

# 三菱航空発動機技術史

—ルノー，イスパノから三連星まで—

## [Ⅲ]

坂上 茂樹

<b>Record</b>	2021-08
<b>Type</b>	Technical Report
<b>version</b>	2
<b>Textversion</b>	Author
<b>Rights</b>	© 坂上茂樹.
<b>Note</b>	訂正補足版

# 三菱航空発動機技術史

——ルノー，イスパノから三連星まで——

訂正補足版

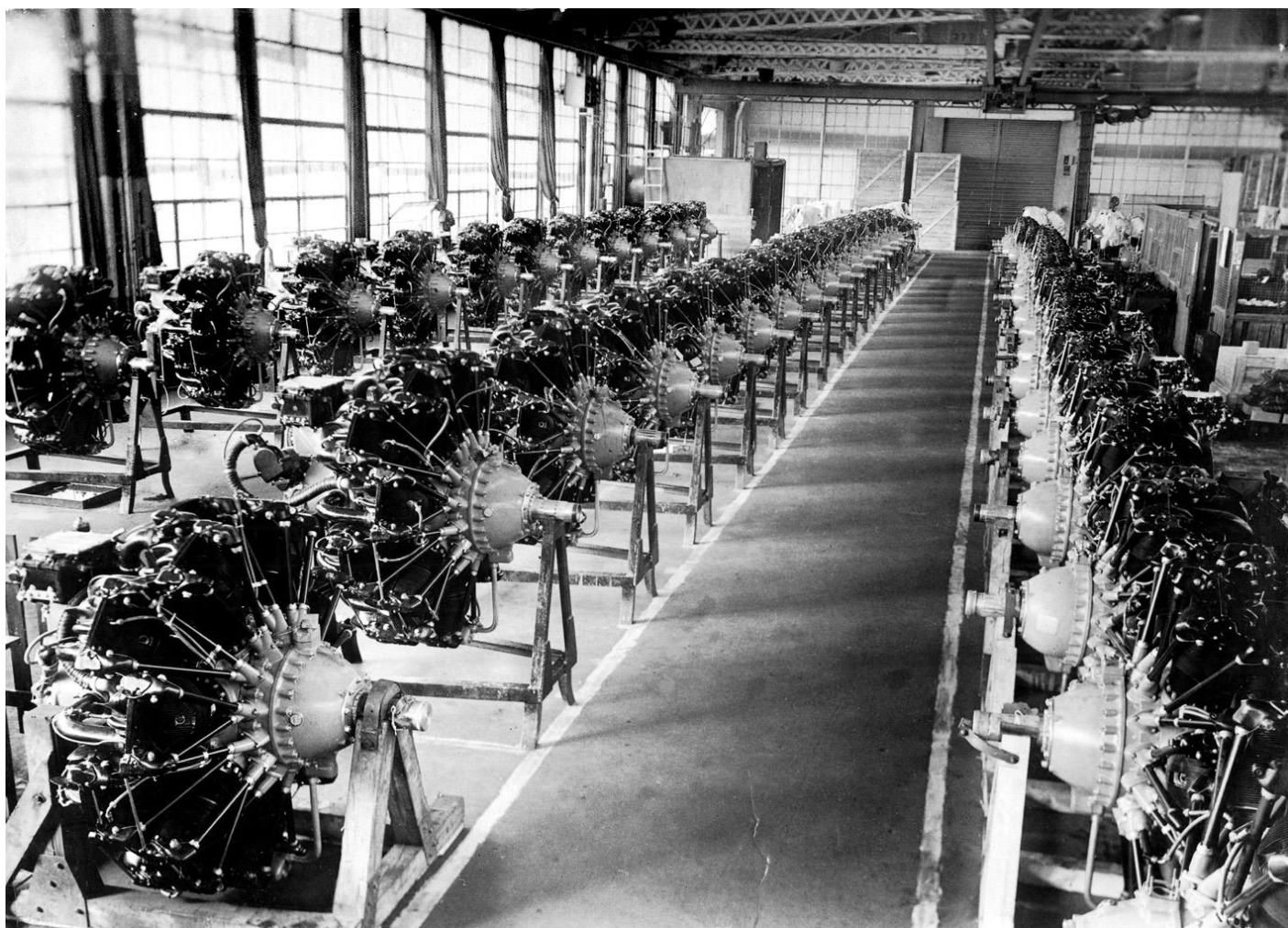
## [Ⅲ]

第Ⅲ部 固定気筒空冷星型発動機の進化と三菱航空機・三菱重工業  
補論Ⅲ-1：補助点火系統について —— 始動用パイプレータと始動用マグネトー  
補論Ⅲ-2：本邦軍用航空の現場における発動機試験について

総 括

坂上茂樹





三菱重工業(株)名古屋發動機製作所に居並ぶ金星發動機 50 型

『三菱重工業製航空發動機写真集』より.

完成品倉庫のようではあるが、マグネトー未取付(左側前列左端)、気化器未取付(左側前列左から 3 番目、同後列左から 3 番目、右側手前から 4, 7, 9, 11 番目)といった個体も見受けられる.

## 総 目 次

### 第 I 部 三菱内燃機・三菱航空機の V 及び W 型ガソリン航空発動機

#### 第 I 部 小序

- I. 列型発動機技術史を見るための力学的諸前提
  1. 単気筒発動機における不釣合い振動
  2. 列型・多列型発ににおける不釣合い振動
- II. 習作——ルノー70馬力空冷90°V型発動機
  1. 三菱の発動機事業
  2. Renault 70馬力発動機
- III. 300馬力型までの三菱イスパノ90°V型8気筒発動機
  1. 220馬力型まで
  2. 300馬力型
  3. 三菱イスパノ300馬力発動機の整備と運用
- IV. 三菱イスパノ60°V型12気筒発動機
  1. 三菱イスパノ60°V型12気筒450馬力発動機一型
  2. 三菱イスパノ450馬力発動機の改良モデル
  3. 三菱イスパノ650馬力発動機
- V. 三菱ユンカース800馬力発動機と93式700馬力発動機
  1. 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機
  2. 93式700馬力発動機I型
  3. 93式700馬力発動機後期型
- VI. W型……三菱8型470馬力発動機とライヴァルたち
  1. 三菱8型470馬力発動機
  2. 同時代のW型発動機

#### 第 I 部 小 括

補論 I-1 : 三菱ランブラン冷却器について

補論 I-2 : 90° V8 型発動機用クランク軸の進化

### 第 II 部 ガソリン噴射，水メタノール噴射技術の進化と三菱重工業

#### 第 II 部 小 序

- I. ガソリン噴射
  1. 欧米におけるガソリン噴射発動機技術の全般的開発動向
  2. アメリカにおけるガソリン噴射，とりわけ筒内噴射技術開発
  3. ドイツにおけるガソリン筒内噴射技術開発
  4. イギリスにおけるガソリン噴射技術開発
  5. 三菱重工業におけるガソリン噴射技術開発

## II. 水・メタノール噴射

1. その概要と全般的開発動向
2. 第一次世界大戦前後、イギリスで為された基礎研究
3. 第二次世界大戦期のアメリカにおける研究開発
4. 三菱における水・メタノール噴射技術開発

## III. 低圧連続 1 点噴射ないし噴射気化器への取組みと ADI

### 第 II 部 小 括

補論 II-1 Bendix Aviation Corporation とその航空発動機補機について

## 第 III 部 固定気筒空冷星型発動機の進化と三菱航空機・三菱重工業

### 第 III 部 小 序——固定気筒星型発動機の特異性と第 III 部の課題

#### I. 星型発動機技術史を理解するための力学的基礎

1. 星型発動機における不釣合い振動
2. 振り振動
3. ダイナミック・ダンパ

#### II. 単列星型発動機の発展

1. 総括的展望
2. 星型発動機の気筒構造における進化の軌跡
3. 固定気筒単列星型発動機における連桿及びクランク軸の構成

#### III. 三菱で製造された単列空冷星型発動機

1. 習作——モングース 130 馬力発動機
2. A2, A2 改 : 三菱 3 型 300 馬力発動機
3. A3 から A5 へ : 92 式 400 馬力発動機
4. A12 : 明星——ライセンス P&W *Hornet*
5. 瓦斯電天風 11 型 : ハ-13 95 式 350 馬力発動機の兄弟分

#### IV. 複列星型空冷発動機の発展

1. 総括的展望
2. 中央軸受無しの一形式クランク軸
3. 中央軸受無し of 組立クランク軸
4. 中央軸受付きの組立クランク軸
5. 中央軸受付き一形式クランク —— Pratt & Whitney

#### V. 三菱で製造された複列星型空冷発動機

1. A1 : 海防義会 700 馬力発動機
2. A4, A6, A7 : 金星発動機開発前史
3. 中島ハ-5 : 97 式 850 馬力
4. A8a から A8c へ : 金星 3 型から 4 型への飛躍

5. 金星 40 型の要素技術
6. 金星発動機の発展：50 型, 60 型, A20
7. A14：瑞星発動機
8. A10：火星発動機とそのファミリー, A18, A21

## VI. 三菱と中島

1. 開発姿勢と生産技術
2. 気筒胴加工法
3. 気筒頭の冷却フィン成形法
4. クランク軸と主軸受

## VII. 欧米と日本

1. 設計思想と製造・開発技術
2. 開発次元の懸隔(1)……アメリカにおける発動機振動低減への取組み
3. 開発次元の懸隔(2)……アメリカにおける発動機振動絶縁に関する研究と開発
4. 我国における対応的展開
5. 戦後の日本とアメリカ製航空発動機
6. 戦後における欧米製空冷星型発動機の進化

## 第Ⅲ部 小 括

補論Ⅲ-1：補助点火系統について —— 始動用パイブレータと始動用マグネトー

補論Ⅲ-2：本邦軍用航空の現場における発動機試験について

総 括

あとがき

## 第 III 部 目 次

### 第 III 部 小 序——固定気筒星型発動機の特異性と第 III 部の課題

#### I. 星型発動機技術史を理解するための力学的前提

1. 星型発動機における不釣合い振動
2. 振り振動
3. ダイナミック・ダンパ

#### II. 単列星型発動機の発展

1. 総括的展望
2. 星型発動機の気筒構造における進化の軌跡
3. 固定気筒単列星型発動機における連桿及びクランク軸の構成

#### III. 三菱で製造された単列空冷星型発動機

1. 習作——モングース 130 馬力発動機
2. A2, A2 改：三菱 3 型 300 馬力発動機
3. A3 から A5 へ：92 式 400 馬力発動機
4. A12：明星——ライセンス P&W *Hornet*
5. 瓦斯電天風 11 型：ハ-13 95 式 350 馬力発動機の兄弟分

#### IV. 複列星型空冷発動機の発展

1. 総括的展望
2. 中央軸受無しの一形式クランク軸
3. 中央軸受無しの間立クランク軸
4. 中央軸受付きの間立クランク軸
5. 中央軸受付き一形式クランク —— Pratt & Whitney

#### V. 三菱で製造された複列星型空冷発動機

1. A1：海防義会 700 馬力発動機
2. A4, A6, A7：金星発動機開発前史
3. 中島ハ-5：97 式 850 馬力
4. A8a から A8c へ：金星 3 型から 4 型への飛躍
5. 金星 40 型の要素技術
6. 金星発動機の発展：50 型, 60 型, A20
7. A14：瑞星発動機
8. A10：火星発動機とそのファミリー, A18, A21

#### VI. 三菱と中島

1. 開発姿勢と生産技術
2. 気筒胴加工法
3. 気筒頭の冷却フィン成形法

4. クランク軸と主軸受

VII. 欧米と日本

1. 設計思想と製造・開発技術
2. 開発次元の懸隔(1)……アメリカにおける発動機振動低減への取組み
3. 開発次元の懸隔(2)……アメリカにおける発動機振動絶縁に関する研究と開発
4. 我国における対応的展開
5. 戦後の日本とアメリカ製航空発動機
6. 戦後における欧米製空冷星型発動機の進化

第 III 部 小 括

補論Ⅲ-1：補助点火系統について —— 始動用バイブレータと始動用マグネトー

補論Ⅲ-2：本邦軍用航空の現場における発動機試験について

総 括

あとがき

### 第 III 部 小 序——固定気筒星型発動機の特異性と第 III 部の課題

第 III 部では本邦大馬力航空発動機界の真打となった、そして構造上、要部に発生する機械的負荷(とりわけクランクピンと同軸受)並びに熱的負荷(とりわけ気筒と排気弁)の激甚性故に動力技術サブシステムの内部構造をなす構造技術サブシステム(材料技術, 加工技術)に極度にシビアな要求を突きつけつつ高度化を遂げねばならなかった固定気筒空冷星型ガソリン発動機技術の内外における進化史を背景として三菱航空発動機の展開を追う。

固定気筒星型発動機なるモノは回転気筒空冷星型発動機の如き一過性の存在, 後の眼からすればサプライズに終ることなく, 水冷列型・多列型発動機と並び, 航空発動機として長らく双璧をなし, 中・小馬力の個体は小形飛行機の動力として広く現用されてもいる。

逆の見方をすれば, そもそも星型発動機(Stern Motor, radial engine), とりわけ大馬力形のそれは飛行機, それも大方は軍用機ぐらいにしか実用され難いような種類の原動機であった。アメリカでは両大戦間期, DC-3 を筆頭花形機として民間航空の顕著な発展が見られたが, これも軍用航空の尖兵として空港や航路整備に大枚の国費が投じられた結果に過ぎず, DC-3 自体も軍用輸送機 C-47 *Skytrain* として用いられ, 素晴らしい実績を挙げた機体である<sup>1</sup>。

星型航空発動機の実用性が飛行機にほぼ限定されたのは, 第 1 にガソリン発動機である場合, とかく燃料コストが高んだからである。第 2 に, 燃料がどうあれ小形軽量高出力の高速機関なるものは故障が多く, オーバーホール間隔・発動機寿命何れも戦後本格的に登場したジェットエンジン程に長くはあり得なかった。従って, 星型であるか否かに係わらず, レシプロ航空発動機なるモノはどう転んでも贅沢な, 高コストの原動機にしかかなり得なかった<sup>2</sup>。

第 3 に, 星型ともなればその整備は実に厄介であった。ハリソン・フォード主演の映画 *6 Days / 7 Nights* の 1 シーンを覚えている向きにはハナシは早かろう。観光用小形機のパイロットである主人公は仕業前に単列星型発動機の下方気筒頭群の点火栓を外して排油を行う。この時, ヒロインが見せる驚きと不安の表情。横軸の星型発動機においては如何に工夫しても長時間の停止中, 下方気筒群の燃焼室内に潤滑油が溜ってしまう。液体は圧縮性をほとんど欠くため, これを放置したままクランキングして始動に到ればオイルロックを生じて当該気筒の連桿等に致命的損傷を来す。よって, 長時間停止の後には下方の数気筒について危険防止のため必ず排油が行われなければならない。

これは発動機を高く架装する飛行機なら未だしも容易な措置ではあるが, 他の分野, 例えば実際にあった戦車や高速魚雷艇のようなケースでは, そこに用いられたのが大馬力の複列(2重)星型発動機であった場合は特に, 整備士や乗員は非常な労苦を強いられた。

---

<sup>1</sup> アメリカ航空史に関する総合的文献として L., Morris and K., Smith/内藤一郎訳『より速く, より遠く』早川書房, 1966 年(原著 1953 年), を挙げておく。訳者も著名な練達の航空人である。

<sup>2</sup> この点について簡単には第 I 部, 第 III 章, 第 1 節にて触れておいた。

当然の結果として産業動力用星型機関として実用された固定気筒星型発動機は管見に拠る限り、恰も最初期のカーチス・タービン(蒸気タービンの一種)と同様の堅軸型のみであった。アメリカでは Alcoa の Point Comfort 工場に 194 基も導入された Nordberg 製 2 サイクル・ガス機関が著名であり、わが国では池貝鉄工所館山工場の後身、富士ディーゼル製 4 サイクル・ディーゼル機関が知られている。前者は発電用、後者は発電及びポンプ駆動用であったが、何れも例外的な存在であり、後者などは試作レベルに終わっている<sup>3</sup>。

その反面、エキセントリックな特性故に高出力固定気筒空冷星型発動機はそれが見出した最高の嵌り役である軍用機用原動機分野においては大いなる一家をなし、その開発は洋の東西を問わず先次大戦期における主要交戦国家にとってトップクラスの関心事となっていた。

無論、そうした中であっても我国は航空発動機やその生産技術体系を含め、軍需民需を問わず輸入技術や輸入資源、物真似の結果たる国産化技術を主力と恃まざるを得ない状況下に置かれていた。そして、この国においては大三菱をしても第 I 部において見た通り、水冷航空発動機の分野で先進諸国にキャッチアップすることは到底叶わぬ夢に終わった。また第 II 部に見た通り、三菱にしてガソリン定時噴射如きに<sup>うつつ</sup>現を抜かしたことも知的・物的資源の浪費に等しかった<sup>4</sup>。

この誠に心許無い状況下、一見、取っ付き易そうに映る固定空冷星型ガソリン航空発動機の量産と性能向上に対する我が国家権力の期待が切実を極めたのは無理からぬところである。しかし、如何に水冷より与し易い空冷星型に走ったとは言え、複列ともなれば打開されるべき問題は現に数多く残されていた。この辺りについて全く何も知らぬではない当内燃機関技術史ディレタントとしては、やはりかような暴挙に対して違和感を募らせる以外、為す術を知らない。そして案の定、この国における複列星型航空発動機開発は遂にその未熟性を克服することもアンダーパワーの誇りを撥ね返すこともないまま息絶えた。

---

<sup>3</sup> 前者については cf. Alcoa's Point Comfort Works. Design Features of the Nordberg Radial Engine., Cooling the Point Comfort Engines. *Diesel Power and Diesel Transportation*. Vol.28, No.7 July, 1950 pp.38~45, 46~50, 51,89. これらは 355.6φ×406.4mm のサイズを有する 11 気筒 1600 馬力機関であり、クランク機構の代わりにワット式の遊星歯車増速機構を持っていた。長尾不二夫『第 2 次改訂 内燃機関講義』下巻、養賢堂、1957 年、719~722 頁、参照。

また、cf. Point Comfort Adds 74 Radial Diesels. *ditto*. Vol.30, No.6 June, 1952 pp.52~53. こちらは同寸ながら 12 気筒に増強され、通常のクランク軸を有する機関についての紹介。タイトルの“ディーゼル”は着火方式の謂いで、前作同様、主燃料は天然ガスである。なお、C.,F.,Taylor, *The Internal-Combustion Engine in Theory and Practice*. 2nd. ed. Volume II. 1968, p.452 には Fig.11-18 としてこの 12 気筒型の断面図が掲げられている。

後者、富士 HSD16 型は 160φ×190mm サイズの 7 気筒機関。出力は 160~200 馬力であった。浅見与一・牧原弘「富士発電用星形ディーゼル機関」『内燃機関』Vol.3 No.21 1964 年、参照。

<sup>4</sup> 第 I 部、第 II 部、参照。



人も知るように、かの、根本的には非合理・無鉄砲・蛮勇，愚の骨頂と形容されるしかない国家的暴挙を支えるべき責任を航空技術の部面において積極的に担った双璧は中島飛行機と三菱航空機→三菱重工業であった。両社における固定空冷星型発動機開発・製造は互いに見習いないしそれに毛の生えた道楽レベルに終始した水冷発動機の場合とは対照的に，仮令，航空発動機技術の世界史に何らかのパイオニアとしてその名を刻むまでには到らなかったとは言え，掛け値なしに世界の第一線という檜舞台において展開された。本稿は空冷星型航空発動機技術史一般を背景に据えつつ，将にその三菱におけるガソリン航空発動機技術史の枢要部分をその背景と共に明らかにしようとする企てである。

なお，当第Ⅲ部においても分量抑制のため登場する機体のカタログ的写真は一切掲げていないことをお断りしておく。

# I. 星型発動機技術史を理解するための力学的前提

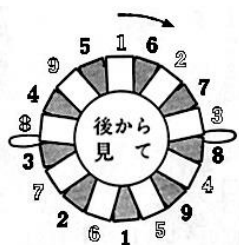
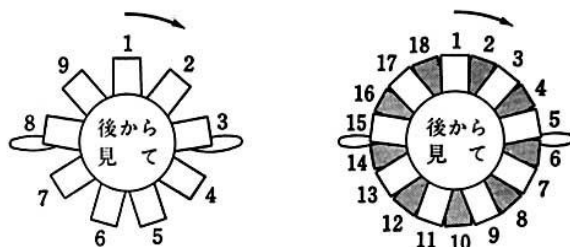
## 1. 星型発動機における不釣り合い振動

我々はこちらでも議論の出発点を星型発動機技術史を理解するための力学的基礎の確認に求めたい。そもそも、一見“丸く収まって”いて力学的困難とは程遠いように見える星型発動機なるモノ……実は一皮剥けば混合気分配に係わる難点と並んで振動、即ち力学的問題の百貨店の如き存在であった。勢い、その技術史を真面目に取り上げようとする場合、以下に述べるような技術的ポイントに頬かむりして通り過ぎることなど到底不可能となる。もし左様なことをすれば、折角、老雄たちが語ってくれているなけなしの述懐や情報の類が全て意味不明のモノとなってしまうからである。

遺憾ながら、以下に展開されるパッチワークは第VII章 2~4 節で紹介される議論と共に、機械工学教育一般を通過した人にさえ幾分かは有用となるであろう。近年、そこで星型とりわけ複列星型発動機に固有の問題が取上げられることなど絶無である事情は自明のこととせざるを得ないが、大馬力複列星型航空発動機の現役全盛期においてさえ、それがその発展過程で縫着した諸問題について書き切った発動機・内燃機関工学の教科書、工学書などというモノが著された例<sup>ためし</sup>など、察するに内外共に只の一つも無かったからである。ただ、そうした議論に入る前に片付けておかれるべきことがある。星型発動機における気筒番号呼称法の確認がそれである。それが先々の議論において必要となるからである。

図III-I-1 単列、複列星型発動機の気筒番号呼称法(アメリカ式と戦時日本式)

アメリカ(国際標準)式



戦時日本式(白抜き数字が後列、黒数字が前列)

アメリカ式：小倉勝男『航空原動機』共立出版，1964年，32頁，図4.9.

戦時日本式：同上より作成.

発動機回転方向は後方より見てアメリカでは右回りとする。これに対してイギリスでは左回りが多い。

そもそも、普通の4サイクル単列星型発動機において気筒数が3, 5, 7, 9といった奇数となっているのは等間隔爆発を確保するためであり、一つ飛ばしに着火させて行けば2回転で全ての気筒を均等に働かせることが出来るからであるが、星型発動機における各々の気筒を如何に呼称するかというルールは国と時代によって大いに異なっていた。図Ⅲ-I-1, 上段に示すのはアメリカ式、そして戦前・戦後、我国のJISにも採用された世界標準的な呼称法、下段は戦時日本におけるそれである<sup>5</sup>。

さて、クランク軸の周囲に気筒群を放射状に配する星型発動機においては気筒スカート部の相互干渉を避ける必要上、 $l_r$ の値を大きく取る必要がある。実勢としてその値は3.6~4.4辺りに集中した。これは振動の点では有利な選択のようにも見えるが、発動機前面投影面積を小さく単位面積当り出力を大きくしたい航空発動機においては誠に不利な要素となった。実際には以下に見るように、星型発動機においては振動の問題も連桿の複傾斜に起因する2次のそれが大勢を占めることになったから、主連桿の $l_r$ の値が多少大きくても殊更、これを軽減させる要素にはなり得なかった。また、 $l_r$ の大きさを補うためにピストンの丈は通常、列型・多列型発動機におけるそれより詰められる傾向にあった。このことは気筒摩擦等に対して時に $l_r$ の大きさから来るメリットを上回るデメリットとなった。

また、星型という気筒配置は高回転・高出力化に有利なショート・ストローク化を導入し

---

<sup>5</sup> なお、星型発動機の着火順序(firing order)について蛇足を述べておけば、2サイクルなら単純に次々に隣の気筒へと着火させて行けば良い処であるが、通常、航空発動機は4サイクルであるから、どの気筒も2回転に1回しか着火しない。そのため隣へ隣へと順次、着火して行けば1回転目は全気筒着火、2回転目は全気筒無着火となりトルク変動が激甚化する。そこで、全気筒をどの回転でも同じ数だけ着火させるために1つ飛びで火をつけることになる。

単列星型7気筒の場合は1-3-5-7-2-4-6と回って1に戻る循環を繰り返す。

単列星型9気筒の場合は1-3-5-7-9-2-4-6-8と回って8の後はやはり1に戻る。

複列14気筒の場合、後列の1つ飛び循環1-5-9-13-3-7-11(→1)に前列の1つ飛び循環2-6-10-14-4-8-12(→2)を噛合せてやることになるが、クランク位相180°ゆえに後列1が着火した時、丁度、上死点に来ている前列8に火を点けると前後列の気筒ペアが次々に同時爆発を繰り返して行くこととなるためトルク変動上、面白くない。

そこで、1の着火の直ぐ後で上死点を迎える10に火を点けてやればより滑らかな運転が可能となる。このように前後列の循環を噛合せた結果が1-10-5-14-9-4-13-8-3-12-7-2-11-6というオーダーである。

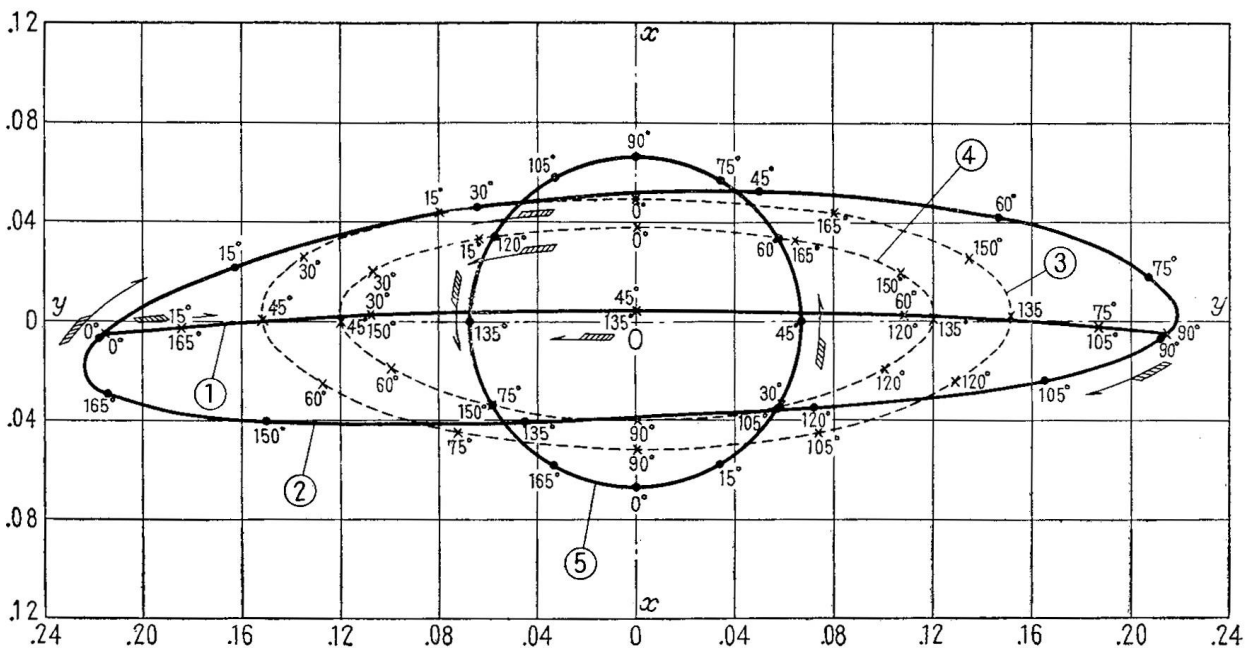
複列18気筒の場合も同様で、後列の1つ飛び序列1-5-9-13-17-3-7-11-15に前列の同じもの2-6-10-14-18-4-8-12-16を前後列同時爆発にならず滑らかな爆発のリレーが実現されるように噛合せたのが1-12-5-16-9-2-13-6-17-10-3-14-7-18-11-4-15-8のオーダーである。

着火順序はカムリングの設計と購入部品である高圧磁石発電機の設計が適合的であれば確保される諸元で、発動機の主運動部の設計如何とは関係無い。また、点火時期とは違って順序そのものがズレたり狂ったりもせぬから、それ自体が整備項目に含まれることもない。星型発動機における着火順序は造る側、運用者側何れにとっても謂わば所与の前提で、気筒配列が決まれば発動機々種等による違いとは無関係にほぼ天下り式に与えられる。小倉『航空原動機』61, 104~105頁, 参照。

辛いレイアウトでもある。ショート・ストローク化は不可避免的に気筒プロフィールのずん胴化を招き、気筒ないしピストンのスカート部に相互干渉の憂いを増すからである。

それでも固定気筒空冷星型が一世を風靡したのは、偏にそれが構造上、大物部品が少なくリピート部品の比率が高いため製造容易であったこと、占有スペース当り気筒数→総排気量の増大にとって有利なレイアウトであったことに因っている。かような特性を有する星型発動機の不平衡力に係わる図Ⅲ-I-2の⑤を表面的にはあれ正しく理解すること、これが本節喫緊の目標である。

図Ⅲ-I-2 多気筒発動機における不平衡力の極線図



- ① : 90° V8, 対称クランク 単傾斜
- ② : 同左, 複傾斜
- ③ : 60° W型 12気筒 単傾斜
- ④ : 同左, 複傾斜
- ⑤ : 星型 複傾斜

神蔵信雄『高速ガソリンエンジン』丸善, 1960年, 155頁, 図9.13.

発動機工学は固定気筒星型発動機において 1 次慣性力が自ずと釣合うことはないが、複傾斜(double obliquity=複偏差)が存在しない限り、クランクウェブに  $\frac{1}{2}$  × 全往復質量に相当する釣合錘を取付けることによってそれが完全に相殺されると教えてくれている。この場合、実際に必要とされる釣合錘の質量は固よりその重心半径によって異なるが、何れにしても「回転質量 +  $\frac{1}{2}$  往復質量」相当分の打消しが図られることになる。2 次慣性力も単傾斜であれば気筒間で相殺される。

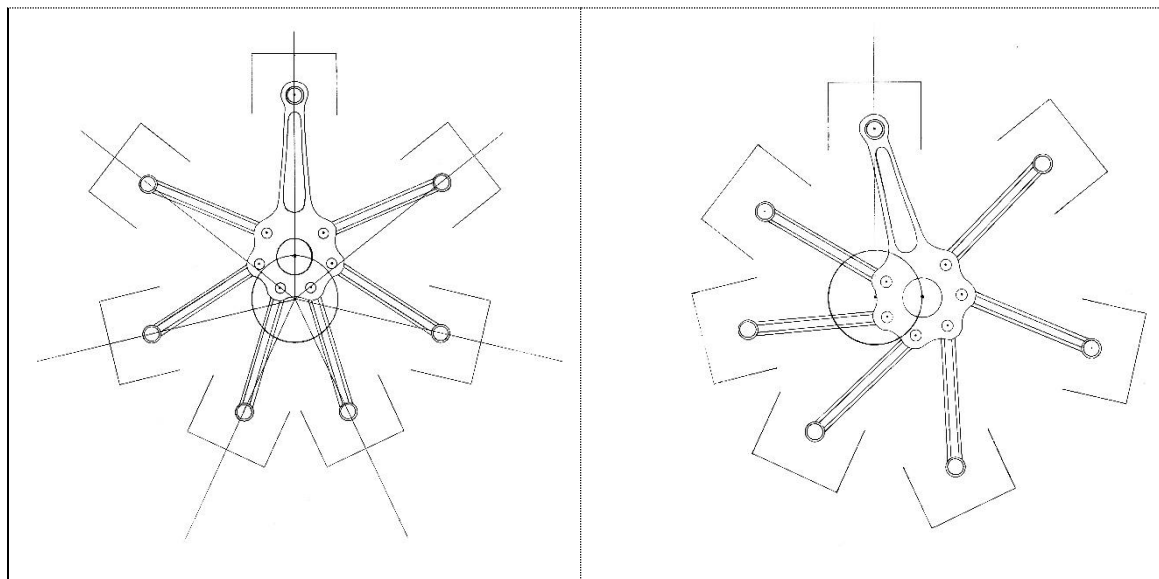
また、単列星型発動機において連桿が単傾斜である場合、気筒数を  $n$  で表せば問題とな

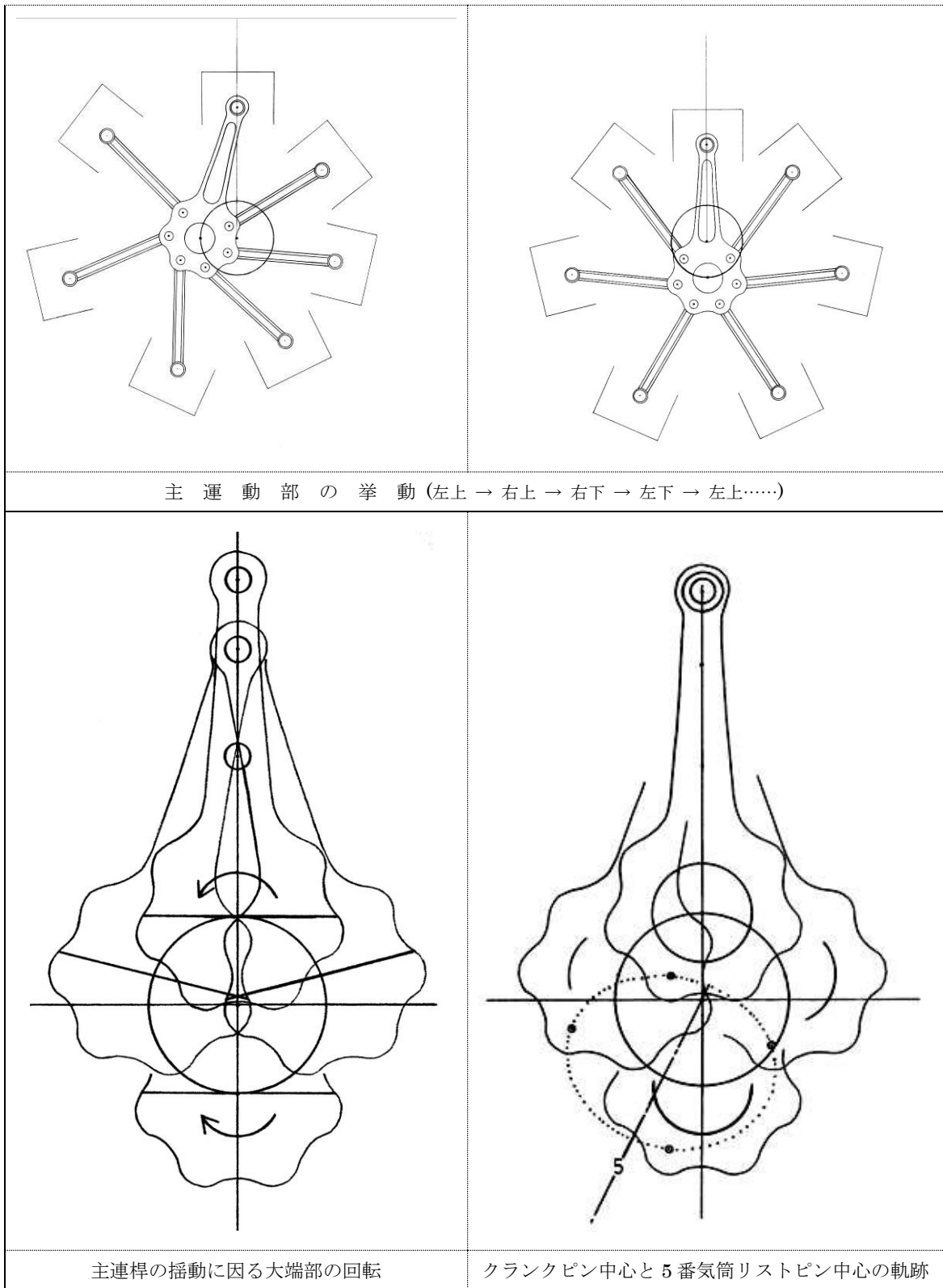
る振動は $(n-2)$ 以上の次数のみである。つまり、5つの気筒数を有する単傾斜の単列星型発動機において、慣性力に因る振動は1,2次共に“丸く収まり”，ほとんど完全な平衡が得られる。よって，星型発動機における主要な問題は複傾斜のために生ずる振動ということになる。これが2次振動であることは間もなく判る。

回転気筒星型をはじめ，黎明期の星型発動機にスリッパ型大端部を持つ単傾斜の連桿が散見されるのはこの複傾斜に起因する2次振動が疎まれた結果である。しかし，星型発動機の多気筒化と大出力化は振動面で非常に有利なかかる機構を絶滅させ，大きな大端部にリストピン(ナックルピン)を植え，副連桿を接合する堅固な，しかし複傾斜を伴う方式が唯一，生残る。そして星型発動機はこの複傾斜に起因する厄介な力学的問題につきまとい続けられることとなる。

この問題に厳密な解を与えた先駆者が東京帝大航空研究所の田中敬吉である。その具体的業績は第I部でも紹介された *On the Vibration and balancing of radial aero engine.*なる報告(『機械学会誌』第26巻 第79号, 1921年)であり，*The Inertia Forces and Couples and their Balancing of the Star Type Engine.*(『航空研究所報告』No.10, Mar. 1925)であった。田中による研究の内容一端については順次，紹介して行くが，その手始めに複傾斜による影響について確認しておこう。図Ⅲ-I-3 前段の4コマは複傾斜を有する星型7気筒発動機主運動部の挙動を示す。後段は主連桿の運動を拡大したモノである。

図Ⅲ-I-3 星型7気筒発動機主運動部の挙動，複傾斜とその影響(共に後方より右回り)





モデルは中島 97 式 850 馬力発動機. 図面からトレースしたテンプレートで作図.

1 番気筒を主気筒とする図Ⅲ-I-3 下段左の場合, 大端部は大雑把に言って“日の出”直

後から“日没”直前までは左回りに、“水平線”の下では右回りに角速度を変えながら回転する。クルリと1回転するワケではないが、右回りの際にも左回りの際にも角加速度は+のゼロから最大を経てへゼロへ、ゼロから-の最大を経てまたゼロへと変動するから2つの循環が描かれることになる。複傾斜の存在故に、この加速度と方向とが2重に入れ替る大端部の自転に因って副連桿とその先のピストンは余分に押されたり引かれたりする。星型発動機の場合、主気筒ピストンが上下の死点前後を通過する瞬間のみ各副連桿の動きは主連桿の軸に対して対称となり、複傾斜に因る各ピストン及び副連桿の運動は互いに相殺されるが、他の全ての気筒のピストンが上下死点附近を通過する際にはこの対称性が崩れているため、往復運動部分の慣性力は相殺されない。これが次に見る発動機の2次振動の原因となる。

なお、複傾斜の有無とは係わりなく、運転中、主連桿全体は上下に運動するのみならず右に左にと絶えず回転の要素を伴う首振り運動を続けるワケであるから、その転向の度に加速度の方向が入れ替わり、これによって慣性力を生ずる。この連桿の慣性力も上下動成分はピストン質量と共に2次振動の要因の一つとはなる。

主連桿が直接掴むクランクピンの中心軌跡(実線、真円)と5番気筒リストピンのそれ(破線、長円)とを対比したものが図Ⅲ・I・3下段の右である。気筒番号によりこの長円の形は微妙に変化することになるが、それらの形態は子午線に対して対称となるが、同時刻に左右対称の運動が行われるワケではないからそれらが相殺し合うことにはならない。また、発動機の気筒当り出力が増すほど、またその気筒数が多くなるほどクランクピンの直径は概して大きくなる。リストピン自体も太くなりその数を増すから、それらの中心とクランクピン中心との隔たりは増す。従ってこの歪み=複偏差の程度も大きくなり複偏差に起因する2次振動は強くなる。つまり、星型発動機においてはV・W型発動機等において一般的であるように気筒数の多い個体ほど振動が少ないというようにも参らない。

第I部でも触れたように、リストピン中心の軌跡がこのような長円形では気筒軸間角度と主連桿・リストピン間ないしリストピン相互間の角度の等置に依って各ピストンのストロークを合わせるからこそ容易ではあるものの、主気筒と他の気筒間に圧縮比の微妙な不同を生じてしまう。これを補正するためリストピン半径、即ち各リストピン〜クランクピン(大端)中心の距離に手心を加えることが一般的となった。副連桿長に差を設けるのは面倒だからである<sup>6</sup>。

しかし、かくすれば複傾斜に因って各気筒の上死点到達クランク角に $\pm 4^\circ$ 程度の異同を生ずる。これに対しては無視してしまうか、マグネトーのカムを不等角カムとすることにより点火時期を加減して対応するかの処方が一般的であった。後者においてはこれを点火時期の方から補正し、燃焼の斉一化を図るワケである。ただ、この場合にはトルクの不等

---

<sup>6</sup> 実吉金郎「航空発動機の構造および設計」浅沼 強・八田桂三・田中英雄・海上次郎・実吉金郎・隈部一雄・中島桂太郎『火花点火機関』山海堂、熱機関体系5、1956年、所収、273頁、参照。

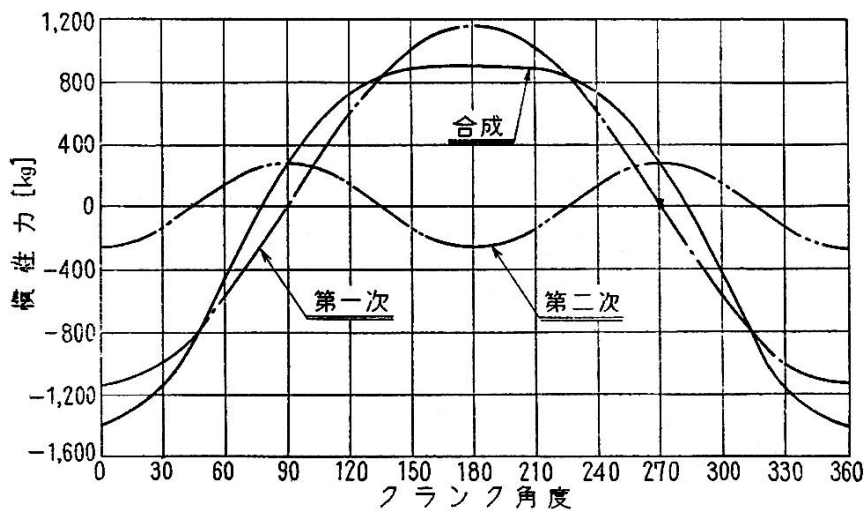
間隔化には目を瞑らざるを得なくなる<sup>7</sup>。

複傾斜に伴随する最大の、そして上記 2 点と異なり、そう簡単に片付けられない問題はリストピンの軌跡がかような長円形をなし、かつ、それが当該気筒の軸に対して傾斜していることに因り、副連桿とそれに連なるピストンに単傾斜の主連桿・ピストンにおいては存在しないような複雑な動きを生ずることである。

前提として主気筒における 1,2 次慣性力の変動パターンを確認しておこう。図Ⅲ-I-4 は単列 9 気筒の P&W *Wasp C* 型 450 馬力(SC1 であれば 450HP/2100rpm.)の主気筒(No.1 気筒:ここではそうであるが、必ずしも常に 1 番気筒が主気筒に当るとは限らない)における慣性力の発生パターンである。主気筒とは主連桿を有する気筒であるから、慣性力は複傾斜にではなく単傾斜のみに由来する。横軸はクランク角、縦軸はそれに対応する時点で各ピストンに生ずる慣性力である。

御覧のように、主気筒の慣性力でさえ 1,2 次が合成されて単純な波形とはなっていない。これが他の気筒においては複偏差によって更に歪められることとなる。但し、各気筒の 1 次慣性力の合力は釣合錘によってほぼ(単傾斜なら 100%)相殺されるから、常に(即ち、単傾斜、複傾斜を問わず)問題となるのは 2 次慣性力である。

図Ⅲ-I-4 単傾斜に起因する 1,2 次及び合成慣性力の変動



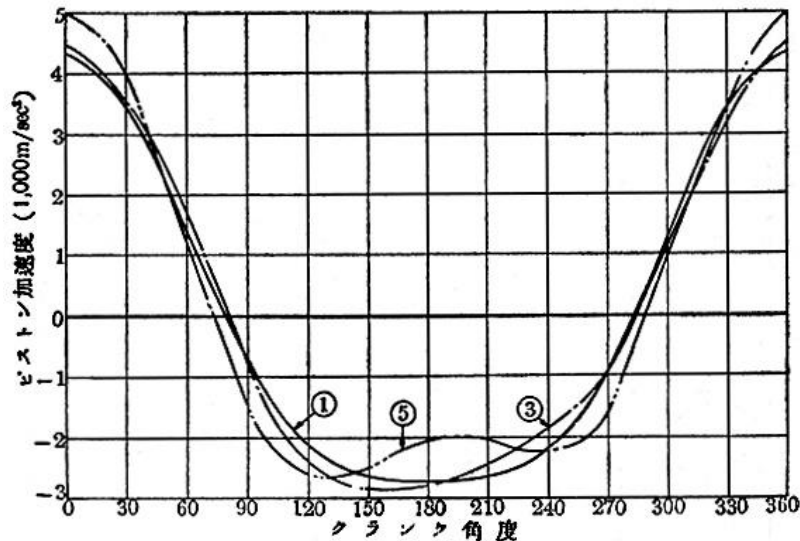
神蔵『高速ガソリンエンジン』140 頁，図 9.4 より。神蔵『航空發動機的设计』工業図書，1936 年，126 頁，第 69 図も同じ。

複偏差に起因するピストン変位の歪曲はその速度，加速度に反映する。問題は勿論，加速度であるが，その状況は同じ *Wasp C* 型發動機を例とする図Ⅲ-I-5 に示されている。横軸はクランク角，縦軸はそれに対応する時点で各ピストンに生ずる加速度である。

<sup>7</sup> 津田公一「機械力学」津田・五十嵐・佐藤・橘『基礎理論Ⅱ』山海堂，熱機関体系 2，1956 年，所収，6~8 頁，実例については小倉勝男『航空原動機』58~59 頁，参照。



図III-I-5 複傾斜に起因するピストン加速度の歪み(Wasp C型)



神蔵『航空發動機的设计』106頁，第52図。

気筒①が主気筒．単傾斜の影響のみが観察される．主気筒と最も遠い側に位置するのは④と⑤で，前者は省略されているが，後者と180°ラインに対して対称の曲線となる．⑥も③と対称となる．

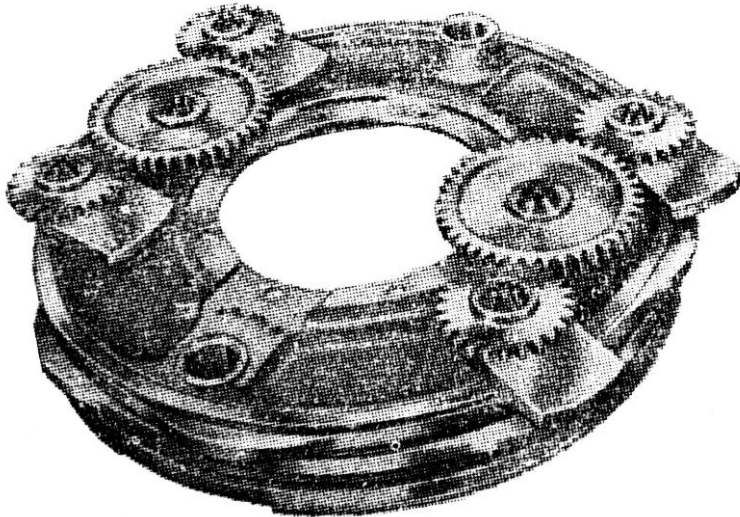
ピストンの運動の歪みは御覧のように主気筒の反対側に位置する気筒において最大となっている．9気筒發動機の場合，主気筒の反対側に位置する件の気筒は5,6番気筒である．それらの往復運動部分の質量と他の気筒のそれとの何れも奇妙な運動が影響し合った結果が複傾斜に因って往復運動質量から生ずる2次慣性力である．そしてこの2次慣性力は發動機の振動源になると同時に2次慣性トルクの変動の一因ともなる．ピストンの奇妙な動きを招く複傾斜はまた，ガス圧トルクの複雑な変動をももたらす．

田中敬吉によって解析的に明らかにされたところに拠れば，この2次慣性力のX,Y軸方向成分の合力はクランクピンに180°先行した位置を起点とし，その2倍の速さで同一方向に回る大きな力と，クランクピンに180°先行した所からこれと逆方向に2倍の速さで回る小さな力とから成り，後者は無視出来る程度であるため，全体としてはクランクピンに180°先行しつつこれと同方向にその2倍速で回転する力として発現する．前掲図III-I-2の⑤がクランク角180°の周期で1回転する環をなしているのがこのことの表現である．

この2次慣性力の影響を打消すにはクランク軸と同芯・同方向に2倍速で回転する逆位相の錘ないし図III-I-6に示されるようなその相当物を設置しなければならない．しかし，この2次バランスについては永らく「實際の發動機に於ては不可能の事」とか「 $2\omega$ の軸をわざわざ作ればつりあわすこともできるが実用的ではない」などと言われて来た経緯がある<sup>8</sup>．

<sup>8</sup> 神蔵信雄『航空發動機的设计』工業図書，1936年，127頁，津田公一「機械力学」山海堂，熱機関係系2『基礎理論II』，1956年，24頁，参照．フランスの“ロール，ローラン，

### 図Ⅲ-I-6 Wright Cyclone 発動機に採用された 2 倍速バランサ



神蔵『高速ガソリンエンジン』141 頁，図 9.6.

実際問題として 2 次慣性力は，複列星型発動機の場合，図Ⅲ-I-6 を一例とするような 2 倍速回転バランサを前後バンクの外側に各 1 個，設置することによって力づくで打消され得るのであるが，大勢としては放置される次第となっていたワケである。

なお，今一つ注意されるべき点がある．田中の方法は主連桿自体も他の気筒のそれと同じく，大端部と平均的な質量を有する仮想副連桿との接続構造をなしている(但し，主連桿ゆえリストピンで屈曲はしない)，リストピン半径は全て等しい，同一種類の部品の質量は全て均等，とする仮定に基づいて理論展開を進め，その後，実際のサンプル発動機における主・副連桿，ピストン等の実重量，リストピン半径の実寸をベースにこの仮定との誤差を割り出し，別途，その値をベースとして副連桿群の複傾斜に起因する修正 1, 2 次慣性力(X, Y 軸方向)を求めるといった段取りになっていた。

田中に拠れば，*Dragonfly* (後述)における主連桿の仮想副連桿との往復運動質量差，ピストン等の質量バラツキに起因する修正 2 次慣性力は元の 2 次慣性力に対して 2.05%(Y 軸方向)，3.6%(X 軸方向)の大きさを有した．よって，それを加味した修正 2 次慣性力の極線図はごく僅かに縦長の長円となる．図Ⅲ-I-2 の⑤に示される円環のように表出する 2 次慣性力はこの修正 2 次慣性力をも加味した結果であった。

---

レイモン，サラザン”は 1936 年 6 月 9 日にクランク室外部側方に支持された左右または前後一対の回転錘を用いて星型発動機の 2 次振動を相殺する機構についてベルギーに特許を出願していた．日本特許は 37 年 6 月 8 日に出願され，1940 年 3 月 29 日に「特許第 135655 号」として認可されている．それは如何にも「実際の発動機に於ては不可能の事」と評されそうな機構ではあった．技術院編纂『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』発明公報協會，1945 年 3 月(1942 年 6 月末日登録分まで)，320~321 頁，参照．

この修正量は僅少な値のようであるが、往復運動質量とそこから生ずる慣性力に係わる最大の誤差発生要因たる単傾斜の太い主連桿のみに限れば、その修正往復運動質量に起因する修正 2 次慣性力は X(上下)軸方向のみに現れる、という点が注目されねばならない<sup>9</sup>。

極端な喩えとしては、恰も主気筒と呼ばれる単気筒発動機を奉りながら残余の釣合錘を持たぬ軽い単気筒発動機群が車座を為すような光景をイメージして頂ければ良い。そして、この主連桿の修正往復運動質量に由来する上下(主気筒軸)方向の 2 次慣性力は複列星型発動機においては前後バンクの主連桿(主気筒)配置如何によって慣性力あるいは慣性偶力として作用することになる。

この 2 次修正慣性力が前後バンク間で相殺されることは決して無く、かつ、慣性偶力としてそれが現れる場合、その大きさは前後バンク間距離に比例する。また、これらの修正慣性力ないし修正慣性偶力を打消すには副連桿群の複傾斜に基く 2 次主慣性力を打消すに足る不釣合重量を有する 2 倍速バランスを設けるだけでは不十分である。この主気筒に係わる X 軸方向修正 1, 2 次慣性力は後年、頑丈な主連桿を有する大馬力複列星型航空発動機の開発に際して枢要な問題となる<sup>10</sup>。

最後に、発動機のトルクは気筒内のガス圧に起因するガス圧トルクと慣性トルクの合成トルクとして現れる。往復運動部分に起因する慣性トルクという点について見る限り、確かに高速機関におけるほど、また、高速回転時ほど慣性トルクの影響は大となる。K., McCutcheon は P&W の資料を引きつつ、単列星型 9 気筒発動機の慣性トルクは 1 次成分と 2 次成分とが合成され、折れ線的な 360° 周期の 1 次波形となること、複列星型発動機の場合には前後バンクの主連桿配置に依りその現れが異なり、180° 配置では単列と同じ(但し、振幅は単列の 2 倍)、90° 配置では素直な 1 次波形、0° 配置においては純然たる 2 次波形となることを強調している(図Ⅲ-I-7)<sup>11</sup>。

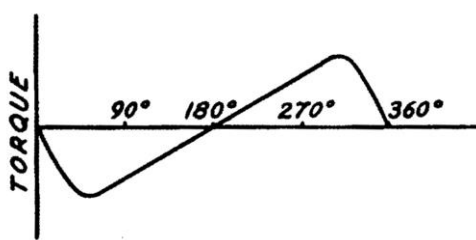
### 図Ⅲ-I-7 主連桿(主気筒)配置と慣性トルクの変動パターン

<sup>9</sup> 最大の誤差発生要因とあるのは、田中の実際の計算にはピストン Assey, ピストンピン, 副連桿(往復運動部)という各要素の重量誤差に対する修正まで含まれているからである。言うまでもなく、その修正 1 次慣性力は釣合錘で相殺可能である。

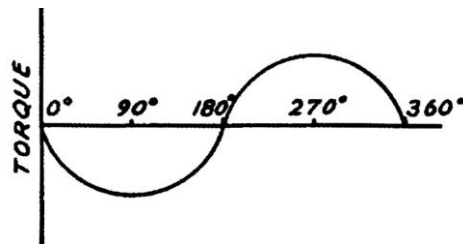
<sup>10</sup> たまたま、田中が数値例を採った発動機は僅か 320 馬力の、しかも後述される ABC *Dragonfly* であった。その主連桿は円筒コロ軸受を用いる巨大な大端部と相対的に細い桿部を有していたため、平均化された副連桿における往復運動質量との差(補正值)は 96.9g(+5.48%)に過ぎなかった。それ故、この差に起因する修正慣性力の大きさも 1.55%と大した水準にはなかったワケである。

<sup>11</sup> cf. Kimble D., McCutcheon, *No Short Days : The Struggle to Develop the R-2800 "Double Wasp" Crankshaft.* pp.2-3~2-4. Aircraft Engine History Society(AEHS)の HP, "piston engines" から入って行ける。

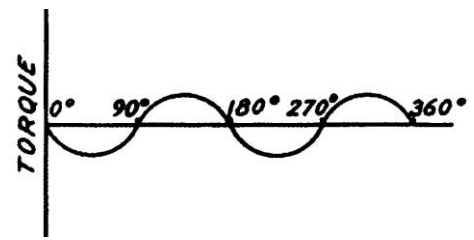
<https://ja.scribd.com/document/325689080/Development-of-the-R-2800-Crankshaft>



単列 9 気筒及び複列 180°



複列 90°



複列 0°

McCutcheon, *No Short Days*. p.2-3, Figure 2.6, p.2-4, Figure 2.7, 2.8.

これは確かに重要な問題であり、かつ、後の論点とも繋がるのであるが、こと、トルク変動に関する限り支配的なのはあくまでも内燃機関の動力の本源たるガス圧トルクである。果たせるかな、後年、このガス圧トルク変動は大馬力複列星型発動機開発に際し、非常に大きな障害となって立ち現れることになる<sup>12</sup>。

## 2. 振り振動

クランク軸の振り振動は古くから厄介な問題として知られ、時に忌避され、回転気筒空冷星型発動機の如きゲテモノに活路を与えて来たが、こと、固定気筒星型発動機に関しては、列型発動機等に比してクランク軸長さが短小であるという理由から、振り振動の問題を無視して良いと看做す思考が相当後の時代まで続いた。因みに、かの C.,F.,テラーは 1931 年 8 月の講演において次のように述べている。

radial engine では crankshaft 短く剛性が大であるから、扭振動の natural frequency が充分高いから扭振動の問題は餘り重大ではない。然し実験的には扭振動により critical speed の測定を行つて居る。幸いにも航空用発動機の critical speed は working speed よりも大ではあるが軍用機の如く発動機を全開にして steep dive を行ふ場合には発動機の回転が増大し critical speed に近づく場合があるから或る回転の制限を設けて之れを越さない様に注意して居る。

……中略……

扭振動は radial engine では shaft がしつかりしているから問題にならない<sup>13</sup>。

全開急降下のくだりなど、後の dive and zoom 戦法を予見させて興味深い。航空発動機の急速な進歩、減速装置・可変ピッチプロペラの導入と相即不離の関係に立つ高回転大出力化はかように暢気な見解を直ぐに陳腐化させてしまい、短いが巨大な釣合錘を不可欠とするクランク軸を持つ星型発動機は皮肉にもクランク軸振り振動対策の先陣を担わされる

<sup>12</sup> なお、今日においてもトルクの調和分析に当ってはガス圧トルクのみが取上げられ、慣性トルクは捨象されることが普通である。古浜庄一他編『エンジンの事典』朝倉書店、1994 年、361 頁、参照。

<sup>13</sup> シー・エフ・テラー講述『航空用発動機的设计に就て』海軍航空本部、1931 年、81 頁、より。

巡り合わせとなる<sup>14</sup>。

そもそも、クランク軸、減速装置、プロペラ軸及びプロペラといった大きな慣性質量を有する諸要素から構成される航空発動機のクランク軸系は一個の振り振動系をなし、主として気筒内の爆発圧力に由来する周期的強制トルクを受ければ振り強制振動を始めるしかない。強制トルクの振動数がクランク軸系の固有振動数と同調する“危険速度”においては振り振動の振幅が急増し、その状態で長時間連続運転を行えば歯車系や軸そのものの疲労破壊へと到る。

ガス圧トルクの変動は多くの<sup>ハーモニクス</sup>調和項から成っているため、それらに対応する各次数の危険速度が存在する。それ故、発動機の実用回転域から全ての危険速度を排除することは不可能である。そこで、最も影響の大きなそれに着目してこれを実用回転域から追い出し、他のモノには目を瞑ることになる。

この最も影響の大きな危険速度を主危険速度(major critical speed)と称し、「その次数が曲軸の1回転中の爆発回数又はその整数倍に相当するもの」＝例えば、単列9気筒発動機においては4.5並びに9次振動の危険速度を指す。以下では先ず、究極的に単純なクランク軸構成を有するこの単列星型発動機におけるクランク軸～プロペラ系の振り振動から一通り提示を試み、複列星型発動機へと進む<sup>15</sup>。

そこで改めて述べておくが、航空発動機で問題になるのは原動機側のクランク軸と負荷であるプロペラ(+減速機)とから成る系の振り振動である。これをそのまま力学的モデルとするのは煩瑣なため、普通はこれを軸で結合された2つの円盤としてモデル化する(図Ⅲ-I-8)。

何れであっても良いのだが、ここでは $I_1$ が発動機クランク、 $I_2$ がプロペラとする。 $I_1$ が駆動トルクを発生すると軸 $k$ によってそれは $I_2$ に達し、これを回転させる。しかし、トルクの印加に伴い軸に捩れを生ずるため、トルク伝達には時間差を生ずる。しかも、内燃機関の発生トルクにはパルスやそれより大きな脈動があるため、 $I_1$ と $I_2$ との回転角速度に周期的なムラが発生する。

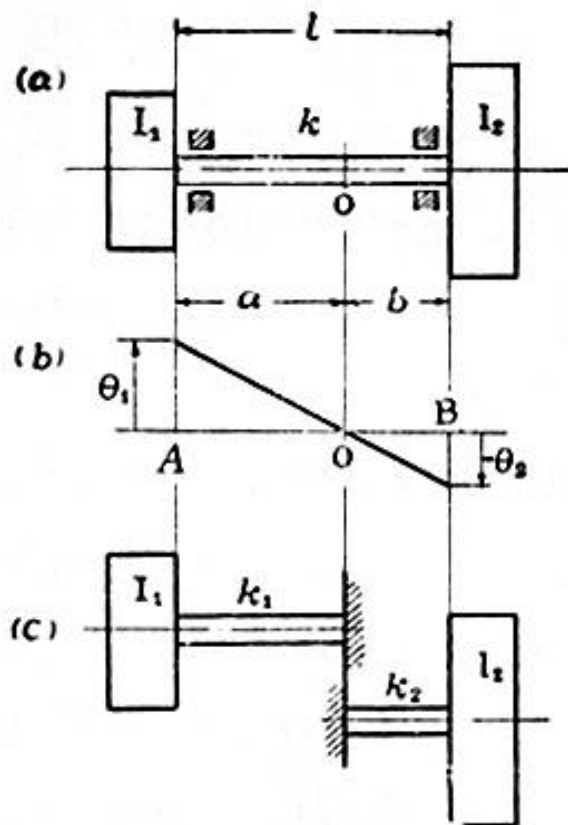
即ち、 $I_1$ と $I_2$ とは大局的には連れ立って同一方向に回転するが、この回転を捨象して微視的に見れば、 $I_1$ と $I_2$ とは互いに反対方向にそれぞれ $\theta_1$ 、 $\theta_2$ だけ角変位して捩れては戻り、また逆方向に捩れる振動を続けて行くことになる。 $O$ はその振動の節であり、 $I_1$ と $I_2$ の慣性モーメントの重心でもある。 $O$ における軸断面は不動であり、この軸系は $O$ における断面で固定された、同じ振動数を持つ2つの系と看做され得る。この節を1個有する1節振動の振動数がこの系の固有振動数である。軸が短い場合、2節以上の振動は角変位が小さく、実用上、問題にならないからである。

<sup>14</sup> 第I部でも触れられたように、dive and zoom 戦法とは高度優位から急降下しつつ一撃し離脱、反転上昇して再び高度優位からの攻撃を繰返す戦法であり、一撃離脱法とも呼ばれる。

<sup>15</sup> 森山義一『航空発動機理論』(Ⅱ)、アルス、1937年、356頁、参照。

(b)=(c)のような振り振動が起れば $\theta_1$ が大きくなり、クランク軸後端から駆動されるしかない補機類、とりわけ過給機にとっては辛い環境となる。逆に、プロペラの回転角速度変動はその翅の異常な振動の原因となる。

図III-I-8 単列星型発動機とプロペラの軸系モデル



松平精『基礎振動学』共立出版，1950年，28頁，第6・6図。

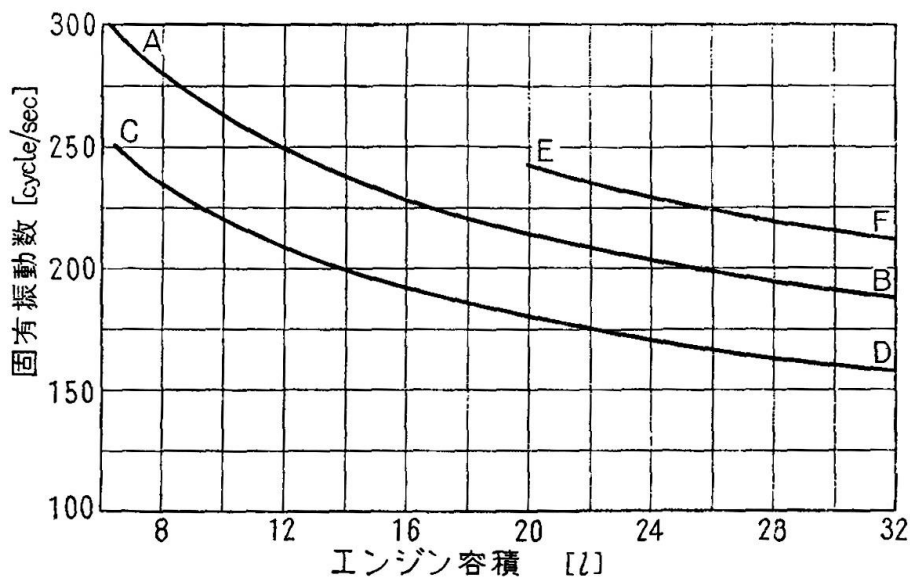
最も汎用される単列星型発動機においては2回転で7ないし9回の爆発が生起する。このため、このテのクランク軸においてはガス圧トルクの変動に伴う3.5及び7次(1回転に3.5ないし7回の:7気筒)、4.5及び9次(1回転に4.5ないし9回の:9気筒)の周期を持つ振り振動が生起し得ることになる。そして、軸系の振り剛性を下げ、振り振動を助長するのがクランク軸に取り付けられた大きな釣合錘である。

既述の通り、複傾斜が無い限り、固定気筒星型発動機における1次慣性力はクランクウェブに釣合錘を取付け、「回転質量+ $\frac{1}{2}$ 往復質量」の打消しを図ることで完全に相殺可能であり、このために相当大きな慣性モーメントを有する釣合錘は固定気筒星型発動機のクランク軸にとっては必須の要素となる。固定気筒空冷星型発動機は、単列ならば特に、短いクランク軸を有するため、古くはこの大きな釣合錘を抱えていてもなお、振り振動とは無縁の存在であると考えられていた。そんな時代に振り振動に悩まされたのであるから、田

中が例として取上げた ABC *Dragonfly* (後述)の不出来さ加減が解ろうというモノである！

実際の、マトモに使われた星型発動機におけるクランク軸の振り固有振動数は概ね 150~300cycle/s の間にあり、同一排気量では、即ち典型例として Wright の R-1820 *Cyclone* 単列発動機と P&W の R-1830 *Twin Wasp* のような複列発動機とを比べれば、単列より必然的に短いストロークを有する複列発動機=後者の方が単列よりもクランク軸剛性は概して高いということになっていた(図Ⅲ-I-9のEF)<sup>16</sup>。

図Ⅲ-I-9 実際の星型発動機におけるクランク軸の振り固有振動数



神蔵信雄『高速ガソリンエンジン』164頁，図9.20.

AB：高剛性クランク(短めのストローク)を持つ単列

CD：低剛性クランク(長めのストローク)を持つ単列

EF：複列

元データは W.G., Lundquist の 1933 年の論文。

ある(機種名不記載)の直結式単列星型発動機の数値例を挙げれば、クランク軸系(モデル)の固有振動数は 10250c.p.m.(170c.p.s.)であった。単列 9 気筒発動機であるから燃焼(トルクのスパイク)は 1 回転に 4.5 回で、問題になるのは 4.5 次及び 9 次振動である。余り高次の振動は影響(角変位)が小さいからである。そしてこの場合、4.5 次振動が問題となるのは  $10250/4.5 = 2278\text{rpm.}$ 、9 次振動が問題となるのは  $10250/9.0 = 1139\text{rpm.}$ にて発動機が回転している時ということになる。

そこで、2278rpm.をこの発動機の 4.5 次危険回転数、1139rpm.を 9 次危険回転数と称す

<sup>16</sup> R-1820 や R-1830 はアメリカにおける制式航空発動機の呼称で、R は Radial(星型)、数字は in.<sup>3</sup>で表示された排気量、この場合、30ℓ程になる。

る。クランク軸剛性を無闇に大きく取るとは重量過大を招くため、この発動機においては常用回転数よりは低い所に 9 次の危険速度を置き、4.5 次の危険速度は最大回転数より遙かに高い所に設定されていたワケである<sup>17</sup>。

### 3. ダイナミック・ダンパ

再三、引合に出すジャンク発動機、*Dragonfly* の如きを別にすれば、最も早く振り振動問題に逢着した固定気筒空冷星型発動機のは 1934 年の R-1820 ライト *Cyclone* であった。そして独特の振り振動吸収装置が考案されるに至った。谷下市松曰く：

星型航空発動機クランク軸は長さ短く且直径が比較的大きいので、その振り振動の自然振動数は甚だ高いためガスの爆発に基づく低次攪亂力の振動数に接近することが比較的少なく、従つて共振れの危険は以前には餘りなかつた様である。併し最近に至り 1 臺の発動機より大馬力を出す必要が起り、発動機は高速度回転をなし且多シリンダ型となつたために、クランク軸が攪亂力に共振れを起す危険が増加して來た。この危険はクランク軸の設計を變更する等して或限度迄は避けることが出来るが、それ以上は特別の装置によつて振動を減衰したり或は吸収して大なる振動が起らない様にする必要がある<sup>18</sup>。

航空発動機に主として用いられたのは振動エネルギーを熱に変換し散逸させるタイプの摩擦ダンパの類ではなく、その吸収と放出を繰返すことでトルクの均斉化を実現し、振り振動の起振力を殺ぐ振り子式ダイナミック・ダンパであった。その原理を精確に述べる試みは放棄せざるを得ないが、要は、釣合錘の一部を振り子として作用させるということである。

例えば、星型 9 気筒発動機のクランク軸は 1 回転につき 4.5 回のガス圧トルクのパルスを受ける。その 4.5 次振り振動を打消すにはクランク軸に振り子を取付け、その振動数を  $f = 4.5n$  に、つまり  $f/n = 4.5$  に調整してやる必要がある。即ち、 $(L/l_g)^{0.5} = 4.5$ 。このようにするためには  $L/l_g$  の値を 20.25 に取らねばならない。実寸で言えば  $l_g$  の寸法はせいぜい 5~8mm といった値になる<sup>19</sup>。

<sup>17</sup> 八田桂三「曲軸系の振動」富塚清編『航空発動機』共立出版、1943 年、第 8 章、386~387 頁、第 8・1 表(2)、参照。八田の数値は 2280, 1140rpm. となっている。

<sup>18</sup> 谷下市松『航空発動機クランク軸に應用される振り子型動吸収器』山海堂理工学論叢(38)、1943 年、1 頁、より。この小冊子は『内燃機関』誌分載の稿の加筆訂正版である。動吸収器は dynamic damper の直訳。

<sup>19</sup> 長く柔らかい糸と錘とから成り、相対的に小さな振幅で振れる振り子を単振り子と呼ぶ。長さ  $l$  の単振り子の周期は  $T = 2\pi(l/g)^{0.5}$  で表される。振り子式ダイナミック・ダンパーは厳密にはこのような単振り子にはならないが、この式の重力加速度  $g$  を半径(クランク軸中心から振り子の錘までの距離)  $L$ 、角速度  $\omega$  (rad/s) の等速円運動における向心加速度  $L\omega^2$  に置き換えれば大雑把にその挙動を掴むことは出来る。

$n$  を毎秒回転数 rps. とする時、これを角速度  $\omega$  (rad/s) で表示すると  $2\pi n$  となるから、これを代入して整理すれば  $T = 1/n(l/g)^{0.5}$  となる。振動数  $f$  は  $1/T$  故、 $f = n(l/g)^{0.5}$  と表され



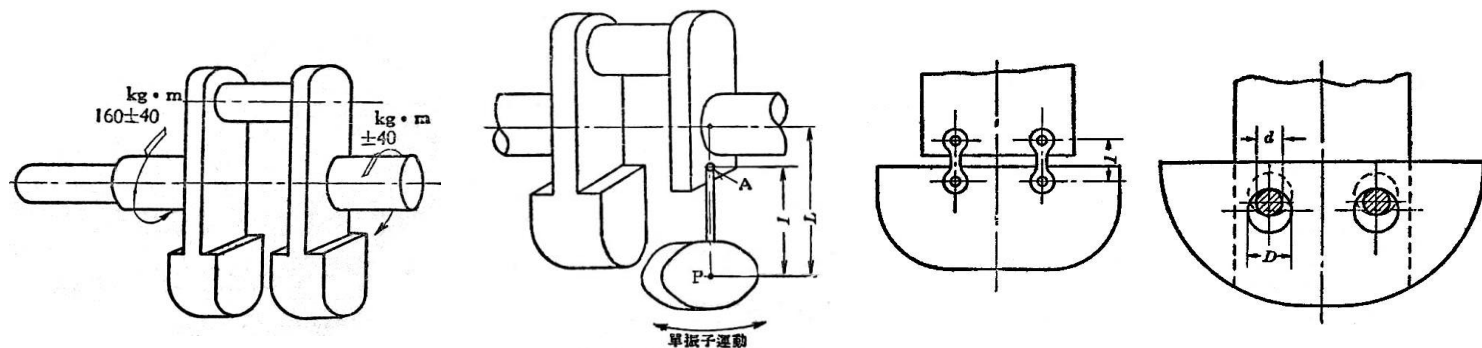
回転数が増せば遠心力も増すので、はじめに  $L/l_0$  の比を適当な値に設定しておきさえすれば、 $f/l_n$  の値は自ずと一定に保たれ、回転数の如何に係わらず 4.5 次の振り次振動エネルギーはこれによって吸収・放出されるワケである。

他方、9 次(回転数の 9 倍)の振り振動に対処する方途を得るには上記とは別の  $L/l_0$  を持つ振り子を設定してやる必要がある。 $(L/l_0)^{0.5}=9.0$  とするためには  $L/l_0$  の値は 4.5 次の場合の 4 倍=約 81 に設定されねばならない。

クランクウェブは 2 つあるから、前後に振動数の異なる振り子ダンパを付けても良いが、既に見たように実用回転域の中に含まれる危険速度を 9 次だけとなるようにするのが単列星型 9 気筒発動機における普通的设计である。この場合、9 次の振り子ダンパが  $\theta$  の大きな後部ウェブに取付けられることになる。複列なら最前部と最後部のクランクウェブにそれぞれ次数の異なる振り子式ダンパを各 1 個、設置する。この場合、後に見る通り現実はいり複雑であった。

それはともかく、如何様にするにせよ、極端に短い「 $\perp$ 」状の振り子を相対的に大きな振幅で作動させる必要に迫られる状況は不変である。しかし、これでは肝心の錘の運動が回転に近くなり、摩擦を度外視しても単振り子とは認められないような現象となってしまう。そこで問題となるのがその実行方案である(図Ⅲ-I-10)。

図Ⅲ-I-10 振り子式ダイナミック・ダンパの原理と実施形態



平均トルクとトルクの最大変動幅

単振り子の設置

2 点懸吊法とコロ式懸吊法

酒井重蔵『高速度発動機』有象堂書店、1938 年、295 頁、第 225 図、第 226 図、297 頁、第 227 図、よ

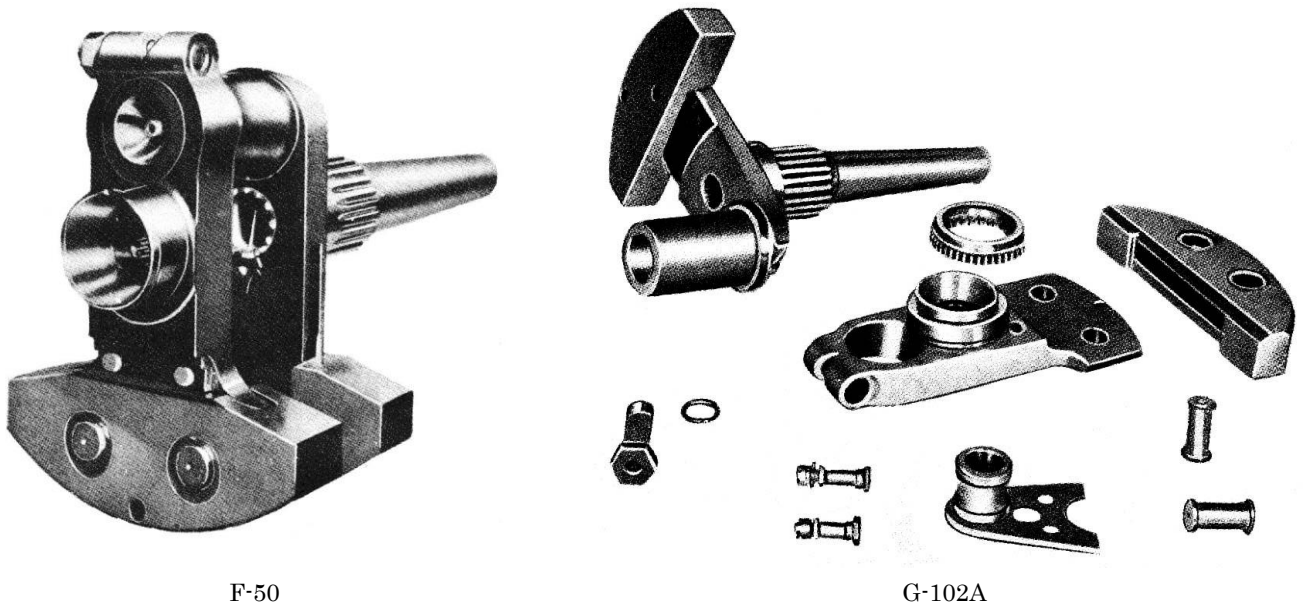
る。即ち、 $f/l_n=(L/l_0)^{0.5}$  である。回転数が増せば遠心力も増すので  $f/l_n$  の値は自ずと一定に保たれる。これをクランク軸 1 回転に作用する爆発回数と合致させれば良いワケである。この件に関して最も簡潔かつ要を得ていると思われるのは長尾不二夫『第二次改訂 内燃機関講義』下巻、養賢堂、1957 年、638~639 頁の記述である。

但し、 $l$  や  $L$  が変ればクランク軸の振り振動の固有振動数自体も変化してしまうからコトはそれ程単純ではない。振り子式ダンパーの具体的諸元決定に到る実際の解析は非常に複雑な過程となる上、そこには算入し難い摩擦の影響も実際には大きいが故に、実験的な特性確認が不可欠となる。これについては谷下前掲書や「ライト・サイクロン発動機に採用せるダイナミック・ダンパーに関する考察」陸軍技術研究所『文献要報』第 132 号、1936 年 7 月(海軍航空廠『空廠雑報』第 162 号より転載)でも御覧頂くしかない。

り(記号は本文記述に合わせて変更).

日立航空機の酒井重蔵に拠れば、そこで具体的な実施法としてライト社で先ず開発されたのが2点懸吊法である。これに依れば錘の回転は回避され、単振り子運動が実現される。この方式の問題点は関節部の摩擦と構造的な脆弱性である。これを克服すべくライト社が開発し、製品に投入したのがコロ懸吊法(bifilar damper)である。ウェブ延長部と錘には共に  $D$  なる直径のバカ孔が明いており、 $d < D$  の直径を有するピンがこれらを貫いている。ピンはコロとして2つのバカ孔の内面に沿って転動し、 $D - d$  が  $\ell$  に相当することになる。この方式に依れば構造頑丈、摩擦少なく小さな  $\ell$  で大きな錘を単振り子運動させることが出来る(図Ⅲ-I-11).

図Ⅲ-I-11 Wright Cyclone GR-1820 のクランク軸



F-50 : 工業調査会編『航空發動機圖集』工業図書, 1939年, 165頁, 第163図.

G-102A : 佐々木民部『發動機設計の基本計算法』共立出版, 1942年, 59頁前のグラビアより.

何れも後方ウェブのみにダイナミック・ダンパが組込まれている。ウェブと錘双方の孔には耐磨耗性の高い材料で出来た管材が圧入されている。

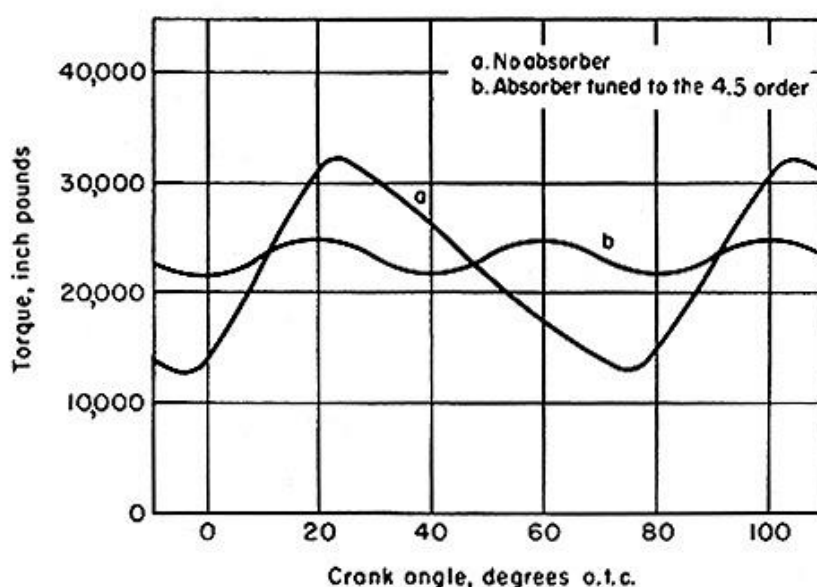
なお、Cyclone G100系の強化版である1940年のG-200のクランクウェブには前後部共にダイナミックダンパが取付けられた。これが次数の異なる振り振動への対策であったのか、戦後型の発動機において実施を見たような曲げ振動に対する措置であったのかについては不詳であるが、多分、前者であろう<sup>20</sup>。

<sup>20</sup> 宮本晃男『ライト・サイクロン航空發動機取扱解説 改訂版』育生社弘道閣, 1942年, 附録12頁, Bill Gunston/見森昭・川村忠男訳『世界の航空エンジン ①レシプロ編』グラン

この振り子式ダイナミック・ダンパの開発経緯については従来から工学書の中に様々な断片的記述が散見され、谷下はそれが「R. Chilton 氏」の考案になるモノと述べている。

C.,F.,Taylor の 1968 年に出された書物の中での記述はより詳細である。曰く、振り子式ダイナミック・ダンパは Sarazen(仏)と Roland Chilton(米)によって独立に発明され、フランスでは早くに特許も取得されていた。しかし、これを減速装置付き星型発動機クランク軸の振り振動対策に初めて応用し、成功を収めたのはアメリカで、1935 年、E., S., Taylor がライト・サイクロン発動機に用いたのが嚆矢であった(図Ⅲ-I-12)<sup>21</sup>。

図Ⅲ-I-12 星型9気筒発動機における4.5次ダイナミック・ダンパのトルク均斉化効果(b)



C.,F., Taylor, *The Internal Combustion Engine in Theory and Practice*. Volume II, p.288 Fig.8-33.  
元論文は1936年のもの。テーラーは Dynamic Damper とは呼ばず Pendulous Absorber と称している。

テーラーは Sarazen と Chilton によってこの問題は “very neatly solved” と述べてはいるものの、その記述からは Sarazen, Chilton, E.,S.,Taylor の具体的貢献の程が今一つ明確にされていない(強調引用者)。

テーラーが 1962 年の講演原稿を増補し、1971 年に出版した書物における記述はこれとはかなり違って、彼はその基本的コンセプトは E.,S., Taylor のモノで、Chilton は機構的具象化に寄与した……このダイナミック・ダンパを装備した初号機が実験に供された後にこの発明がフランスで予見されていたことが判明した……しかし、実地適用の名誉は E.,S., Taylor と Chilton に帰せられる……この原理解明の功績ゆえに E.,S., T.は Reed

プリ出版, 1996 年, 222 頁, 参照.

<sup>21</sup> cf., C., Fayette Taylor, *The Internal Combustion Engine in Theory and Practice*. Volume II, pp.286~287.

Award を受賞した、と述べている<sup>22</sup>。

E., S., Taylor は C., F., Taylor の実弟である。E., S., T. は 1926~'27 年にはライト社の技術部技師の職に在り、'27 年、MIT に招聘されたが、'36 年以降、ライトの技術顧問としても活躍、振り子型振動吸収装置の他、後述する航空発動機の動的懸吊装置その他の特許を取得、ダイナミック・ダンパに関しては 1937 年、*Sylvanus Albert Reed* 賞を授与されたことになっている。些か釈然とせぬ節も無くはないが、賞まで授与されている点からすれば E., S., Taylorこそはその原理を数理的に解明した功労者なのであろう<sup>23</sup>。

ライト社におけるダイナミック・ダンパ開発・実用化を巡る問題を P&W における R-2800 開発に絡めて体系的に追求したのがかの K., McCutcheon である。彼の所説をも踏まえてその開発経緯を約言すれば、以下のようなになる<sup>24</sup>。

即ち、E., S., Taylor は先行事蹟を知らずにパック式ダンパ及び 2 点懸吊式ダンパの原理を解明し提唱した。Chilton はこれを新奇性豊かなコロ懸吊法という形で実用化したという意味において実用品の創案者であった。わが国においてはこのコロ懸吊法(bifilar damper)が「テラー・ダンパ」と誤称されたりしたものであるが……<sup>25</sup>。

それはともかく、Salomon のコロ式ダイナミック・ダンパとは恐らく上記とは異なる図 III-I-13 のような案を指すようである。ウェブ延長部に中空円筒部を設け、内部にアイスホッケーのパック状の錘を封じ込めるワケである。パックと円筒内周面・側面との間に摩擦が無くパックが回転しない(慣性モーメントが影響しない)場合のみ、それは  $AG = \ell = \frac{1}{2}(D-d)$  の半径を持つ単振り子として揺動することになる。

但し、これは余り現実的な想定とは言えない。類似のアイデアとしてウェブ延長部にピンを設け、そのピンでリングを振り回すというカラクリもあり得る。これについては列型機関における実用例が紹介されているものの、一般に列型発動機の長いクランク軸にあれこれのダイナミック・ダンパを導入することには危険が伴うと見做された。そこにダンパが必要とされる場合にはダイナミック・ダンパではなく摩擦式のエネルギー散逸型ダンパが

---

<sup>22</sup> cf. C., F., Taylor, *Aircraft Propulsion A Review of the Evolution of Aircraft Piston Engines*. (Smithsonian Annals of Flight No. 4), 1971, pp. 74~75.

<sup>23</sup> その略歴については日本航空工業会編纂『PROF. E. S. TAYLOR 講演 ガスタービン及びジェットエンジン』1955 年、「まえがき」, 「東京講演会に際しての日本航空工業会理事長の挨拶」(莊田泰蔵), 「テラー教授の経歴」, 参照。

<sup>24</sup> cf. McCutcheon, *No Short Days*. pp. 3-1~3-8.

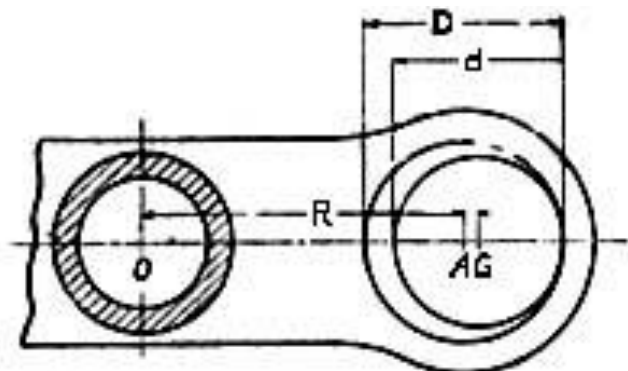
<sup>25</sup> 富塚清編『航空発動機』426 頁, 参照。当該部分の執筆者は八田桂三。

なお、富山修『内燃機関のねじり振動と疲れ強さ』コロナ社, 1956 年, 243~245 頁に見られるダイナミック・ダンパーに関する記述は『航空発動機』425~430 頁における八田の叙述のほぼ全面的な引き写しである。

また、曾田範宗・熊谷清一郎監修『内燃機関ハンドブック』(養賢堂, 1964 年)の 261 頁に見られる「動ダンパーで最も有名なものは Sarazin Chilton が発明して航空用のライト・サイクロン星形機関に始めて使われたもので、釣合おもりを振り子形にして 2 本のところで取付けるものであるが、この外にころ式の Salomon 形もある」などという記述は手掛りとなるどころか混乱を助長するばかりである(強調引用者)。

常用されるのが通り相場となっている<sup>26</sup>.

図Ⅲ-I-13 コロ(パック)式ダイナミック・ダンパ



中西不二夫・西脇仁一・梅津喜代治「發動機の力學」内燃機關工學講座 第2卷『熱及熱力學・發動機の力學』共立社，1936年，所収．499頁，第4.42図(a)．

我々はやがて P&W 發動機においてコロ(パック)式に近い機構が採用されていた事例に触れるであろう．これはパック側面の摩擦を措くとしても，本質的にパックの回転を伴うものであるが故に，機能上，明らかにテラー・ダンパに劣る仕掛けであった．しかし，同社にはライト社の特許を回避する必要があったため，R-2800 *Double Wasp* C 型で転換を果すまで，かようなケレンに頼らざるを得なかった(詳しくは後述)．

なお，Bristol は釣合錘上に装備され，クランク室ないし主連桿大端部に設けられた歯車に依って駆動されるダイナミック・ダンパに関して，日本海軍は釣合錘を中空とし内部に一定量の水銀を封入する案に関して，The Reed Propeller Company Inc.(米：イギリス Fairey Aviation Company Ltd.の子会社，Reed Airscrew のアメリカ法人らしい)は可動錘を支持部の先にぶら下げるのではなく，“⊥”型支持部の緩凸面をなす“一”部の上に乗せて揺動させる方式と関節構造を有するそれとに関して，三菱重工業は Reed の第一方式と同様，可動錘を“⊥”型支持部の“一”の上に乗せ，両者の向い合う面に4箇所設けられた“∩”部に各1個ずつ収められた鋼球を介して錘を支持する構造に関して特許を取得しており，成田豊二は支持部と錘とをバネ付き関節構造とする実用新案を得ているが，余りにも下らないので深入りは避けておく<sup>27</sup>．

<sup>26</sup> リング式については實吉前掲「航空發動機の構造および設計」278頁，図7・27，参照．

<sup>27</sup> 『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』参照．Bristol の「特許第78050號」(1928年9月6日)については31~33頁，日本海軍の「特許第126285號」(1938年8月25日)については267頁，Reed の「特許第131048號」(1939年7月11日)については291~291頁，三菱の「特許第131239號」(1939年7月21日)については292~293頁，成田の「實用新案出願公告第10720號」(1936年7月24日)については654~655頁，参照．

## II. 単列星型発動機の発展

### 1. 総括的展望

構造単純にして歴史的にも先行したのは勿論単列固定気筒星型発動機であるが、その進化を追跡する場合、重要な論点として、気筒頭と胴部の結合法・冷却法、連桿とクランク軸構造という二つのポイントがある。

前者には：

頭部一体水冷

頭部一体空冷，軽合金ヘッド被せ

頭部ネジ込み空冷

といった発展段階があり，後者には：

一体クランク・スリッパ大端

一体クランク・分割大端

組立クランク・一体大端

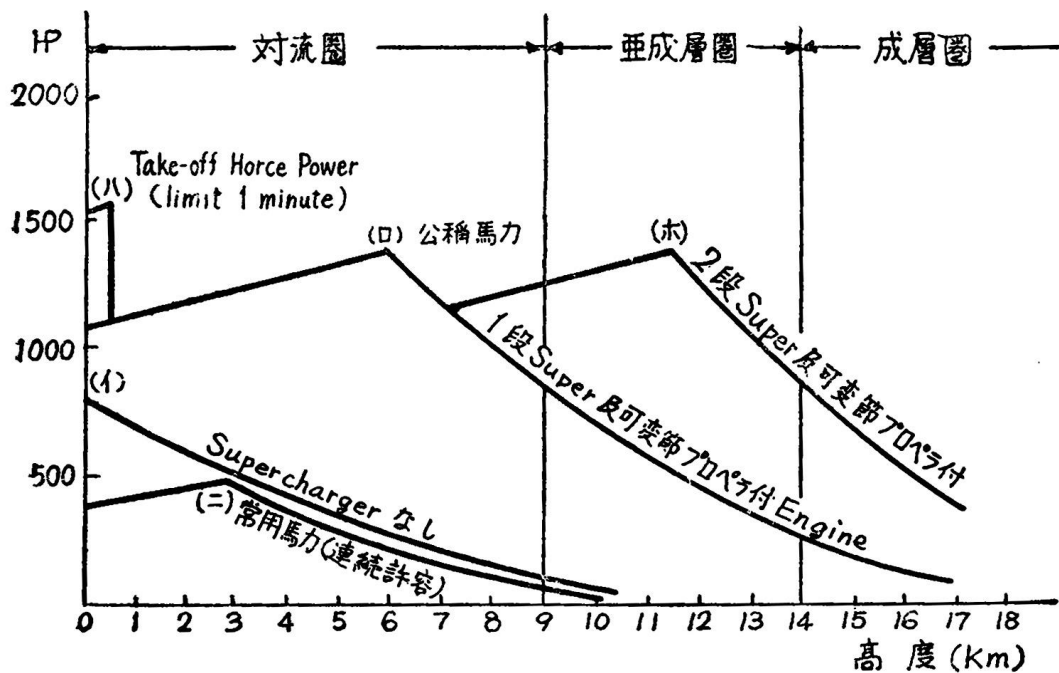
といった発展段階が画された。もっとも，後者については最終局面においても一体クランク・分割大端に依拠する例が見られ，必ずしも単線的進化が展開されたワケではない。また，クランク軸絡みでは主運動系のバランスングという点も発動機の大馬力化にとって極めて重大な問題をなした。

構造技術という点からすれば気筒頭冷却フィン形成法，気筒胴成形法(鑄造，鍛造削り出し，摺動面の表面硬化，冷却フィンの立て方)，クランク軸ならびにクランク室成形法といった製造に係わる問題があり，機構的には吸排気弁<sup>ロッカーアーム</sup> 揺腕 周りの潤滑，内部冷却排気弁，過給，燃料供給装置，エネルギー回生装置といった論点が重要となる。そしてこれらの全てを根本的に制約付けた条件として高オクタン燃料の開発という環境因子が存在した。

かような流れに棹差すに当り，ここで航空発動機にとって極めて重要な過給(Supercharging)について三菱の93式700馬力発動機に係わる前回の議論と一部重なるが，図III-II-1に依りつつやや念入りに説明しておくことにしたい。何故なら，それは自動車機関等の場合とは大いに趣を異にする航空発動機の出力表示という原理的かつ厄介な問題とも絡むからであり，93式700馬力発動機における過給やその高空性能云々が話のタネ程度に終わったのとは対照的に，第III部で取り上げられる発動機の大半が実用的な過給発動機となっていたからである<sup>28</sup>。

#### 図III-II-1 過給と発動機出力

<sup>28</sup> 以下については日本航空整備協会『航空発動機』1958年，岩淵 弘編『航空機関士の基本教程』鳳文書林，1962年，等を参考に記述。



日本航空整備協会『航空発動機』1958年，107頁，第88図5.8(出版年についての疑義は第Ⅱ部で述べた)。

一般的な無過給発動機の全開出力は気圧が高度 1000ft につき約 1" Hg(水銀柱 1in.)低下することに因り減退して行く(イ)。発動機各部の強度を地上(海面上)最大出力を基準に計算するといった芸の無い設計をすると、常用高度において当該発動機は不当に比出力の低い(重い)動力装置とならざるを得ない。これを防ぐには発動機を華奢に造っておき、低空では絞<sup>スロットル・バルブ</sup>り弁を絞って用い、ある高度で全開にするというテがある。曲線(ニ)がこれで、同曲線上の馬力であれば当該発動機はこれを連続的に発揮することが出来る。また、そのピークが当該発動機の公称出力(Rated Horse Power)となる。

この思想を典型的に体現したのが第一次大戦期のドイツで開発された Junkers, BMW 等の過大発動機や超圧縮発動機である。即ち、下回りに比して大排気量ないし高圧縮比の気筒を持つ発動機を設計し、低空では絞<sup>スロットル・バルブ</sup>り弁を絞って用い、上昇につれてその開度を増して行くワケである<sup>29</sup>。

何らかの方法で外気を加圧して気筒に供給する過給を行えば単位時間内に気筒に送られる空気量を増してやる事が可能となり、発動機の出力は応分高められる。大半の航空発

<sup>29</sup> 過大発動機と言えは BMW の名が浮かぶのは富塚 清の記述(『航空原動機』工業図書、1936年、102~103頁、『内燃機関の歴史』三栄書房、第6版、1993年、90頁)あたりの影響かと想われるが、日本の特許を見ると1918年1月8日出願、同4月2日特許のフゴー・ユンケルス「特許第32791号」“飛行機の発動機”の中身が将にこの過大発動機であった。低空での吸気絞りをアネロイドを用いて自動化しているのがミソである。技術院編纂『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』發明公報協會、1942年(?), 1~3頁、参照。過大発動機や超圧縮発動機については第Ⅱ部でも言及された通りである。

動機に用いられた過給システムは発動機クランク軸の回転を歯車仕掛けを用いて増速し、遠心式圧縮機の翼車を駆動させる機械式過給機であった。

しかし、発動機を極度に頑丈な造りとしておけば高い給気圧の持続が可能とはなるものの、高度が増して行けば最終的には気圧低下に屈することになる。従って、非常に重い発動機を低出力で回し続ける愚は無過給発動機の例(イ)と同様となってしまう、面白味に欠けること夥しい。

そこで、この最大可能発生馬力のごく短時間、この図例では 1 分間のみ実現可能な瞬発力として用いるに留めるという設計が常套となった。そして、この過剰給気圧(over boost)による瞬発力は離昇出力(Take-off Horse Power)と呼ばれている(ハ)。なお、離昇時、水・メタノール噴射をやればこの部分の格好が変わって来ることは第 II 部、図 II-II-15 や図 II-III-4, -5 に示される通りである。

かような、標準的な設計になる過給発動機においては当然ながら地上付近で絞り弁を全開にし続けると気筒温度が過昇し異常爆発を生じて発動機の躯体を損傷させてしまう。このため、全開時間は離陸時のごく短時間に限り、その後は絞り弁をやや閉じて可変ピッチプロペラにより発動機回転数をプロペラに最適である一定値に保ちつつ、高度上昇に応じて絞り弁を徐開することで吸気圧力を発動機の構造が耐える許容給気圧一杯に維持しながら上昇して行く運用が行われることになる。

過給と絞り弁徐開に依り気圧低下に抗して許容給気圧一杯を保つことが出来る範囲においては気圧低下に伴う①：排出ガス背圧低下、及び②：ピストン裏面に作用する背圧低下、の故に上昇につれて発動機出力は高度 1000ft につき約 0.3" Hg 相当分ずつ増大して行く。マトモに設計された発動機であれば絞り弁が全開となる(ロ)がそのプロセスの到達点となる。

(ロ)における高度を全開(臨界)高度または定格高度と称し、概ねこの際の出力が当該過給発動機の定格(公称)出力となる。これより高度が増せば気圧低下と共に充填効率の低下を来し、発動機出力が減退局面へと転ずることは無過給発動機の場合(イ)と同じである。

高高度における出力減退を幾分かでも補おうとする機構が翼車増速歯車装置に増速比切替機能を附与した 2 速(Two-speed)過給機である(ホ)。これはごく普通に採用されていた機構であるが、中には 3 速というのも無くはなかった。

もつとも、図の説明にある「1 段」、「2 段」はより適切には「1 速」、「2 速」と表記されるべきである。2 つの翼車を直列に配して加圧を 2 回行うのが 2 段(Two-stage)過給機で、RR Merlin 60 系以降の 2 速・2 段(Two-speed, two-stage)過給機は余りにも有名である。

さて、ここに纏説した過給を含め、以上に縦覧したあらゆる進化の諸相を総て一身に担うモデルなどというものは無論、存在しなかった。往々にして一つのモデルに途中設変として新機構が導入されたりもしている。その詳細を追うことは本稿の課題でも筆者の任でもない。そこで、以下においては大きな節目となるモデル・技術の特徴を捉え、それが固定気筒星型航空発動機進化の過程全体の中でどの辺りに位置付けられるものであるのかにつ



いて可能な限り精確に考証を進めたい。

主なテーマは①：気筒頭と気筒胴との結合法，気筒頭の冷却法，②：連桿及びクランク軸の構成，③：クランク軸のダイナミック・ダンパ，④：弁回り，である。

## 2. 星型発動機の気筒構造における進化の軌跡

### i) 固定気筒星型の原点：Manley の水冷 5 気筒発動機

固定気筒星型航空発動機の鼻祖は Smithsonian Institution の秘書(後，教授)S.,P., Langley に助手兼テスト・パイロットとして雇い入れられた Cornell 大学出身の青年，Charles M., Manley である<sup>30</sup>。

彼は 1901 年，Stephen M., Balzer の回転気筒空冷星型 3 気筒発動機をベースに 1/4 モデル機用 5 気筒発動機(1R5-2.06×2.75in. 3.2HP/1800rpm. 重量は蓄電池を除き 7lbs)を完成させた。この発動機を搭載した模型機は 1901 年に 350ft.，1903 年には 1000ft.の飛行に成功している<sup>31</sup>。

実機用星型発動機は Manley が引続き 1903 年に完成させた固定星型 5 気筒水冷発動機である。ここでは往時のわが国では非常に良く知られていたテーラーの古い講演記録にその姿を尋ねておこう(図Ⅲ-II-2)<sup>32</sup>。

### 図Ⅲ-II-2 Manly の星型 5 気筒発動機

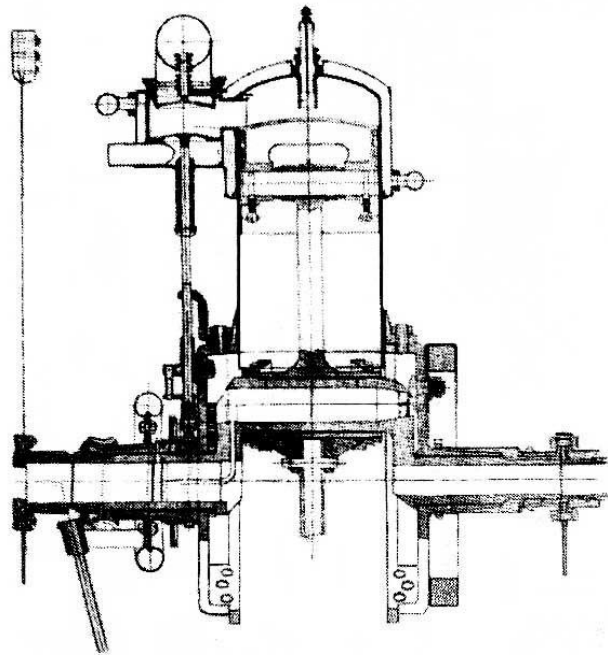
---

<sup>30</sup> Manly の発動機についてのまとまった資料として Robert B., Meyer, Jr., *Langley's Aero Engine od 1903*. Washington D.C.(*Smithonian Annals of Flight No.6*), 1971, がある。

<sup>31</sup> 当初，政府と飛行機開発の契約を交わした Langley は Balzer に発動機開発を依頼，埒が明かぬので Manley を帯同して訪欧，候補たるべき発動機を物色したがこれも果せず，最後に Manley 自身が開発に当ることとなった。

<sup>32</sup> テーラーとは勿論，アメリカ内燃機関工学界の泰斗，C., Fayette Taylor である。彼は 1917 年にアメリカ海軍の航空原動機研究所技師となり，1919 年から'23 年にかけては陸軍航空隊の航空原動機研究所に在籍，'23 年から'26 年にかけては Wright Aeronautical Co. の設計技師，技師長を歴任，'26 年以降，'65 年までは MIT の自動車工学教授として内燃機関工学の最先端をリードし続けた。

C.,F., Taylor は 1931 年夏，来日の際，日本海軍に乞われ，7 月 13 日から 8 月 7 日まで，「部内関係高等官」向けに航空発動機設計に関する詳細な講演を行った。その記録が「シー・エフ・テーラー講述『航空用発動機的设计に就て』海軍航空本部，昭和六年八月」である。聴講者には海軍技術者のみならず関連の企業技術者も含まれていた。そこに大学の研究者まで含まれていたのか，あるいは単にこの講演記録が多方面に流布されたのかは不詳であるが，著者の素性を問わず，我国の古い内燃機関工学書にはテーラーの講演資料からの図や言説の引用と思しきモノが多数，散見される。



シー・エフ・テーラー講述『航空用發動機的设计に就て』Pl.1-2<sup>33</sup>.

その概要は、1R5-5.0×5.5in.(127×140mm), 52.4HP/950rpm.. 構造は 1/4 モデル機用發動機のそれを踏襲し、気筒頭部の冷却性を確保するため水冷化したものであった。気筒は t=1.6mm の鋼板製で铸铁ライナ(t=1.6mm)圧入、頭部(天井)は鍛鋼品を溶接し一体化していた。弁孔も溶接後付けである。また気筒上部には t=0.5mm の鋼板製水套がロウ付けされていた。ピストンは铸铁製。弁の配置は F 頭式で吸気は自動弁。気化器は表面蒸発型。点火は高圧マグネトー。

Manly 發動機の重量については 56.7kg, 62kg, 82kg など様々なデータが記録されているが、91.4kg(水[あるいは冷却系全体?]を含む)もその一つである。これだと 1.80kg/HP となり、現代でも小形航空發動機のそれとして立派に通用する値である。この發動機は 10 時間連続全力運転に三度、耐えた程であった。しかし、滑空飛行の訓練すら未経験の Manly に操縦された降着装置の装備皆無という機体が余りにも不出来であったため、一瞬で墜落の憂き目を見、ライト兄弟とその僅か 12 馬力の發動機に名をなさしめることとなってしまった<sup>34</sup>。

<sup>33</sup> Lester C., Lichty, *Internal Combustion Engines*. 6th. ed., N.Y., 1951, p.8, Fig.7, Meyer, *ibid.* p.151, Figure 42, C.,Fayette Taylor, *Aircraft Propulsion A Review of the Evolution Of Aircraft Piston Engines*. 1971, p.16, Figure14, Bill Gunston/川村忠男訳『航空ピストンエンジン—そのメカニズムと進化』グランプリ出版, 1998 年, 131 頁の図はこれより遥かに鮮明である。拙稿「ピストン航空發動機の進化」では Victor W., Pagé, *Modern Aviation Engines*. 2vols., N.Y., 1929, Vol.I p.xx.の図を引いておいた。

<sup>34</sup> Gunston/川村忠男訳『航空ピストンエンジン—そのメカニズムと進化』グランプリ出版, 1998 年, 130~132, 134 頁, 参照。ラングレーやマンリー, そしてライト兄弟に関する事蹟については冒頭に紹介した『より速く, より遠く』67~82 頁, 参照。

Langley は模型機で十分な飛行実験を繰返していた。恐らく、実機における失敗は第一に寸法効果、第二に機体に軽量性と高い剛性・強度を兼備させる設計・材料・工作技術が未だ出来上がっていない状況下においては却って 12 馬力程度の発動機と機体との組合せ程度が適当であったという事情にあるように思われる。

しかし、マンリーの発動機についてはその完成度にふさわしい挿話が残されている。少し長くなるが、引用を試みておく。

まったくこのマンリーのエンジンは、そのころとしてはずばぬけた高性能のもので、より高度の技術をもつどこか他の惑星から突如としてもたらされたもののような観がある。その後二五年近くもたったある日のこと、ユージン・E・ウィルスンとジョージ・J・ミードという二人の航空技師がスミソニアン博物館を見て歩いた。二人は幸福に酔い、得意の絶頂にあった。というのは、二人はそのときあのすばらしいプラット・アンド・ホイットニー「ワスプ」エンジンを作りあげたところだったのである。ところがこの博物館で、後ほどウィルスンが語ったところによれば、彼らの自慢の鼻をこっぴどく折られるようなものを見せつけられた。それはマンリーのエンジンだった。その二五年前のエンジンには、たったいまワスプ航空エンジンによって、自動車エンジンからの発達史を決定的に過去のものとしてしまった当の基本的要素があますところなく具現されていたのである。ばつの悪そうな笑いを浮かべつつミードのもらしたせりふは、「人間でものはいつだって、自分こそアメリカを発見したと思っていながら、その実一四九二年の昔にコロンブスって奴がいたことを思い知らされるようにできているものなんだな」というのであった(『より速く、より遠く』69頁)。

この下りの意味するところや引用中のキャストについては追々、触れて行くことになる。航空発動機と自動車機関との技術的接点がそう簡単に解消されたワケではないという点についてもやがて明らかにされることであろう。

## ii) 固定気筒水冷星型発動機のヒット作 : Salmson Aeroplane and Motors の Z9 型発動機

時代を遡るほど固定気筒空冷星型発動機の気筒冷却は困難であった。とりわけ大馬力化は困難を極めた。そこで、暫し回転気筒空冷星型と並立する固定気筒列型・星型発動機において水冷の時代が訪れた。とりわけ異彩を放っただけでなく数千基オーダーで量産され、遠く我国にまで影響を及ぼしたのがポンプや機械のメーカーであったパリ、Salmson 社の固定気筒水冷星型発動機である<sup>35</sup>。

<sup>35</sup> 以下、Salmson 発動機に関する記述は主として Bill Gunston/見森昭・川村忠男訳『世界の航空エンジン ①レシプロ編』201~203 頁の他、石川重遠「Salmson Z9 型発動機に就て」『機械學會雜纂』第 35 号、1921 年 11 月、陸軍航空学校『「サ」式二三〇馬力発動機検査法』第 2 版、1922 年 6 月、同『サ式二三〇馬力発動機取扱法』1923 年、陸軍航空本部『「サ」式二三〇馬力発動機説明書』1925 年 6 月、『日本機械工業五十年』1019~1024、1034 頁、『日本航空学術史(1910~1945)』巻末附表、日本メール・オーダー『Encyclopedia of Motor Car—世界自動車大百科』(無刊期)、第 10 巻、に拠る。

1910年という早い時期にある種のヘリコプタを開発し“飛んだ”武勇伝で知られる Emile Salmson はその固定気筒水冷星型発動機初号機(1R7-120×140mm 90PS, 1R9-100~140PS)を1912年に開発した。標記の英語社名はその時のモノであろう。彼の発動機は連桿が主・副の別なしに歯車機構を介してクランク軸と連動せしめられたリストピン・キャリアに接合される Canton-Unné 式の機構を有していた<sup>36</sup>。

しかし、1917年3月に試作完成した記念碑的発動機 Z9 型からは主・副連桿から成る通常の構成が採用されるに到った。我国でライセンス生産されたのも本国で同年10月から量産に入ったばかりというこの230馬力型、Z9系モデルであった。同発動機に最初に注目したのは同社の機体を乙式一型偵察機として採用する意向を持ち、既に1918年10月、その製造権を購入していた陸軍である。陸軍はまた、1919年にはフランス空軍団の教材としてこの発動機とこれを搭載する Salmson SAL・2-A2 複座複葉機に接してもいた<sup>37</sup>。この機体もまた、1917年春の耐空試験合格以後、本国やアメリカにおいて総計4000機近く使用されたヒット作であった<sup>38</sup>。

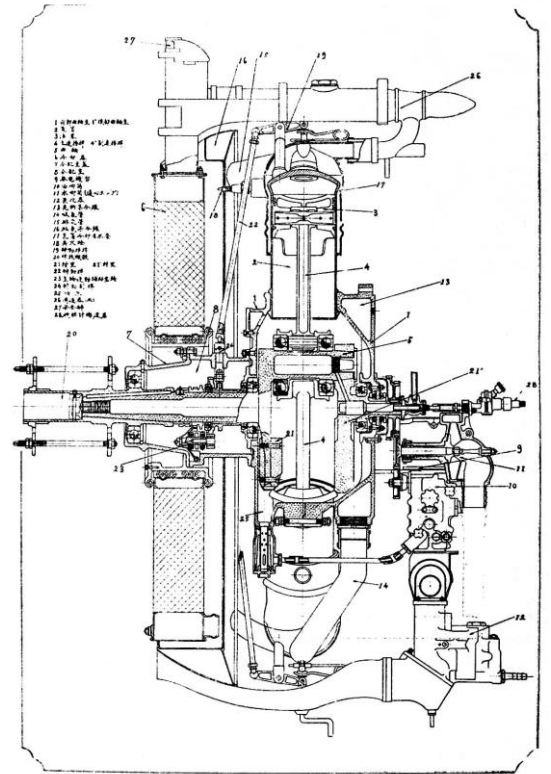
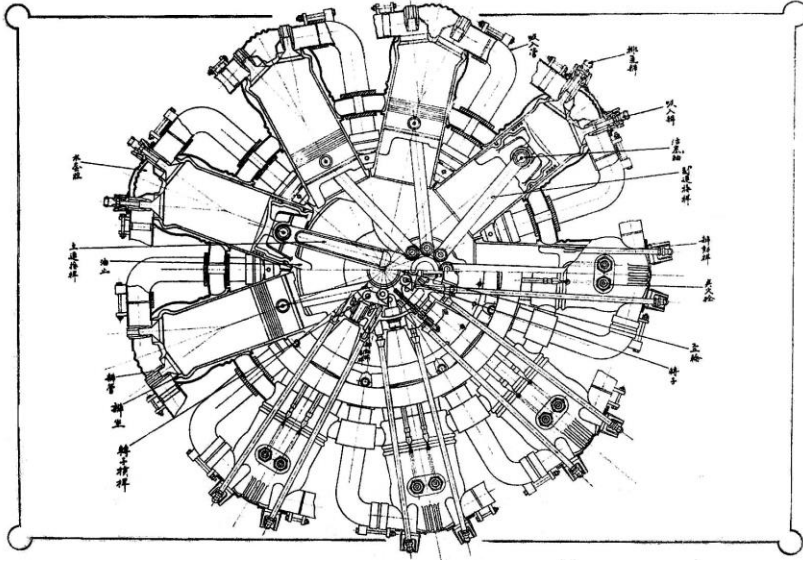
### 図Ⅲ-II-3 Salmson Z9 型発動機

---

<sup>36</sup> Salmson 発動機とこの曰く言い難い独特の旧機構については富塚 清『内燃機関の歴史』第6版、三栄書房、1993年、82頁、図解と本文、鈴木 孝『エンジンのロマン』三樹書房、2012年、261~265、273~275頁を参照されたい。

<sup>37</sup> フランス航空団については日本航空協会『日本航空史 明治・大正編』1956年、387~392頁、徳川好敏『日本航空事始』出版協同社、1964年、183~185頁、内藤一郎『につぼん飛行機物語』上、雄山閣、1972年、161~169頁、参照。

<sup>38</sup> この機体については土井武夫「88式偵察機」航空情報臨時増刊『日本傑作機物語』酣燈社、1959年(別冊航空情報『設計者の証言』下、酣燈社、1994年)、(座談会)「輸入機の思い出」(同『続・日本傑作機物語』1960年)、佐貫亦男『ヒコーキの心』講談社、1974年、69~72頁、小川利彦『日本航空機大図鑑(1910年-1945年)』上巻、国書刊行会、1993年、62~63頁、参照。



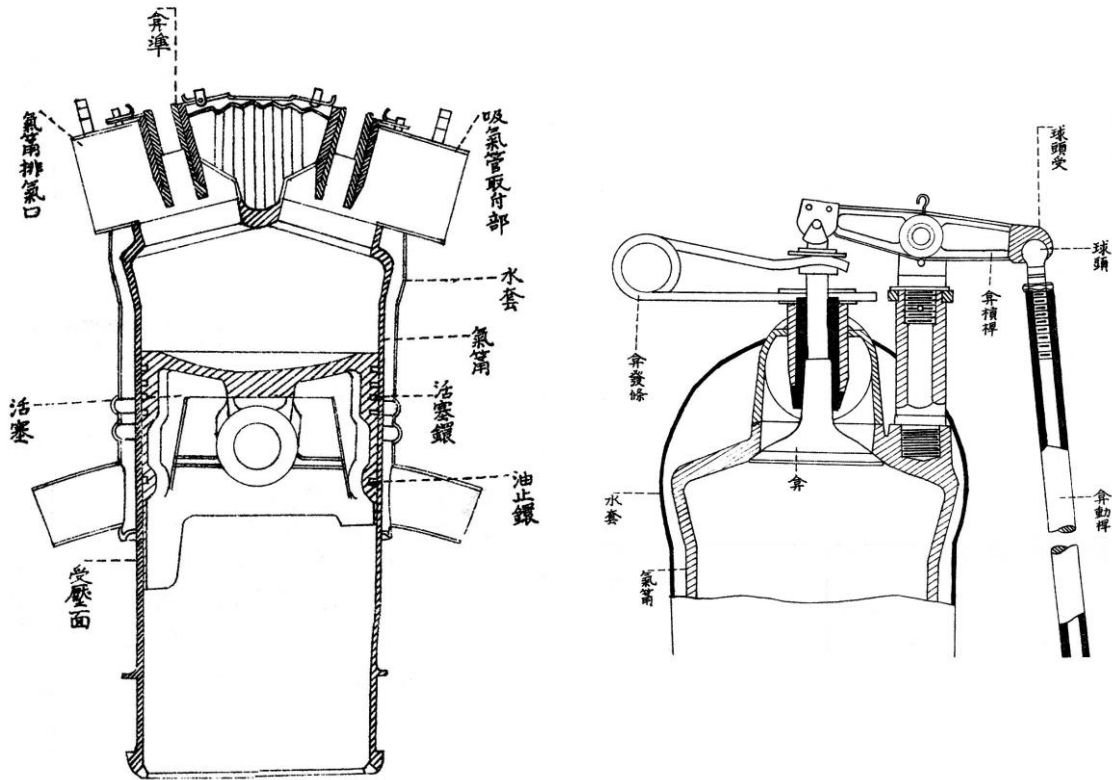
陸軍航空學校『サ式二三〇馬力發動機取扱法』1923年，第一図，第二図。

ピストンの頭部形状，複偏差を活かしスラスト・反スラスト側とで差が付けられているスカート丈に注目。

気筒の裾部にも同じ主旨の半円形切欠きが設けられている。

發動機とプロペラとの間に環状放熱器が置かれ，そのカバーは發動機カウリングの前端部をなす。

図III-II-4 Salmson Z9型發動機の気筒



右図：陸軍航空學校『「サ」式二三〇馬力發動機検査法』第2版，1922年6月，より。

左図：陸軍航空本部『「サ」式二三〇馬力發動機説明書』1925年6月，第三図。

ライセンス Salmson 発動機の概要は，1R9-125×170mm， $\epsilon$  については様々な値が掲げられており，1921年から1925年にかけて印刷された同時代資料の古いものから順に並べると 5.2, 5.4, 5.5, 5.3 となる。気筒取付部のスペーサにより差をつけたのであろう。公称出力は 230HP/1400rpm.，最大出力は 250~270HP/1600rpm.とされていた。因みに，この Z9 発動機は Gunston が 260 馬力モデルと表現している発動機である。

気化器は 2 重ヴェンチュリー式の Zenith 55DC, マグネトーは誘導子回転型の Salmson G.G.9 で勿論，2 重点火であった。これらとは別に始動用マグネトーが 1 個，装備されていた。点火時期は 35° BTDC で進角機構は無かった。

寸法に関するデータは乏しく，外径 1081mm，全幅 1240mm，全高 1,170mm などという数値が散見されるものの，外形図の類への寸法記入は管見による限り皆無である。放熱器(自重 35kg+水 20l)を除く全重量約 215kg。発動機内の冷却水重量は約 9.5kg。

弁開閉時期は：

- 吸気弁啓開 15° BTDC
- 吸気弁閉塞 55° ABDC
- 排気弁啓開 65° BBDC
- 排気弁閉塞 5° ATDC

公差±5°であった。オーバーラップは正規のタイミングで20°与えられていた。

図Ⅲ・Ⅱ-4に観る気筒は炭素半硬鋼製。軟鋼板(t=1ないし0.8mm)製水套ならびに鋼製弁室を溶接。この気筒は“気筒緊定環”を用いて胴部下端に設けられた上下2段のフランジで軽合金製、前後分割型のクランク室に固定される。“気筒緊定環”とは厚さ2mmの鋼製C型リングで断面が楔状をなしており、ホースバンドよろしく開口部にピンチネジが取付けられており、これを締めることによって全体を環状楔として作用させ気筒を固定する<sup>39</sup>。

この気筒取付部はそこだけ眺めると回転気筒発動機のそれかと思ふほど強固な構造となっている。これはSalmsonが気筒下部フランジをクランク室にボルト結合する方式では運転とりわけ飛行中におけるボルト折損の恐れが如何に大きいと評価していたかを物語る設計である<sup>40</sup>。

その強固に取付けられた気筒の頭部を観れば、吸排気弁は各1個で共に60φ、互いに30°の挟み角を有していた。吸気弁はNiCr鋼製、排気弁はNiCrW鋼製。ピストンは軽合金、連桿は特殊鋼製。弁バネには発動機外径を可及的に詰めるため4φピアノ線製の“ねじりつるまきバネ”(安全ピンのようなモノ)が採用されており、弁自体の丈も低く設計されていた。また、主連桿大端軸受としては玉軸受が配されていた。

陸軍は'20年4月より名古屋機器製造所(名古屋造兵廠千種製作所)においてこの発動機の製作に着手した。その後、同発動機は東京砲兵工廠でも製造された。陸軍はまた、名古屋の熱田陸軍兵器支廠にてSAL・2-A2複座複葉機を乙式一型偵察機として、それも当初はモグリノの形で、結局300機ほど製作したようである。残念ながら、陸軍におけるSalmson発動機の総製造基数については不明である。

この種の頭部一体独立水冷気筒の製造、とりわけ切削・溶接工程に関してはまとまった工学的記述が残されているのであるが<sup>41</sup>、当のサルムソン発動機の陸軍熱田工廠名古屋機器製作所における製造や試験の様相について、第I部でも引いた高橋大尉の『工場實習報告』

<sup>39</sup> それらしい部品の装着状況は石川重遠の前掲紹介論文、「発動機側面断面圖」から微かに窺われるのみである。

<sup>40</sup> やがて取上げられる後年のArmstrong Siddeley発動機には同様な理由からネジ切り気筒が用いられていた。また、1935年のDaimler-Benz DB600(→DB601)にはネジ切り気筒とリングナットとの組合せが用いられていた。これについてはC.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion A Review of the Evolution Of Aircraft Piston Engines*. pp.38~39, Figure34, 拙稿「ピストン航空発動機の進化」図3-2, 参照。

<sup>41</sup> 東彌三・三枝定「発動機工作法——航空発動機——」(内燃機関工学講座 第7巻『発動機工作法』共立社, 1936年, 所収), 94~100頁, 参照。ただ、そこで例として挙げられている気筒は挟み角45°の吸排気弁2対を有する頭部一体、ボア5.425in.(137.795mm)の4弁式独立気筒で、イギリスの発動機らしいが機種は特定出来なかった。それは形態的にはRR Condor IIIないしIVの気筒に酷似しているが、Condorならボアは5.5in.(139.70mm)である。気筒壁に片側0.95mmの研削代が計上されていたとすれば疑問の余地は消えることになる。

なお、空冷星型航空発動機部品の機械加工における治具の具体的使用状況については拙稿「空冷星型航空発動機部品の機械加工と治具」(→IRDB)にてそのごく一端を紹介しておいた。

(1924年)からその一端を窺うことが出来るので、折角であるからここでは“肉声”の方を紹介しておこう。高橋大尉は「サルムソン機械作業ニテ最モ手数ヲ要スルハ気筒ナリ」として次のような気筒製造工程から報告を始めている<sup>42</sup>。

材料ハ半硬鋼ニシテ大阪砲兵工廠ニテ大体ノ円棒ニ圧縮セルモノヲ使用ス

1. 素材ヲ適当ナル長サニ切ル
2. 旋盤ニテ荒削リス 全時ニ中央ニ孔ヲアク
3. 旋盤ニテ平削作業ヲナス  
15°ノ傾斜ニ円切ノ凸起部ヲ作ル  
【面板に固定し弁孔の部分を気筒軸に対して15°傾斜した2本の角として粗く削り出す？】
4. 鍛工場ニ送り熱処理ス  
健淬温度 800°  
反淬温度 600°  
【前掲『検査法』の記述を現代風に表記すれば、830°Cで油焼入、650°Cで水焼戻】
5. 旋盤ニカケ内部ヲ削ル【燃焼室の天井をバイトで】
6. 平削作業【上記の2本ツノの頂面を成形？】
7. 圧縮室ヲ作ル【中割バイトで燃焼室外周の膨らみを成形】
8. 外部ノ肉削リヲナス
9. 弁室ノ穿孔【弁孔の？】  
「プラグ」座ノハイル孔ヲ作ル
10. 「ミーリング」作業【揺腕支柱取付部の成形か？】
11. 此部ノ角ハ鋭イタメキカイ作業ニテ1mmノRヲトル  
【8.の結果、燃焼室上部外縁に出来た鋭角部に1mmのRを付ける？】  
以上ノ工程ニテ航空部ノ検査ヲ受ク
12. 「プラグ」ノ座金ヲ「ネジ」込ミ鋸着【溶接】ス
13. 吸入、排気弁孔ヲ~~穿ツ~~<sup>鋸</sup>。鋸着ス【原文のママ】  
此工程ノ終リニ氣密検査ヲナス  
【『検査法』に拠れば水槽中で、気筒は全数3気圧、燃焼室は100個に1個、30気圧にて】
14. water jacket ヲ附ス。(鋸着)
15. glinder ニテ研磨ス
16. 弁筒【弁案内】ヲ圧入ス(緊度ノミニテ固定ス)
17. 弁槓桿ヲ取り付ケ
18. 弁発條等ヲ取り付ケテ完成ス。

気筒製造工程に関する高橋の報告メモは以上である。気筒内面の摺合せ工程は抜け落ちているが、大要はほぼこのような手順だったのであろう。

---

<sup>42</sup> 高橋大尉『工場實習報告 自大正十三年九月二十九日 至全年 九月十五日』，参照。【】内は多少の推測を交えた引用者による解説。余り名作とは言えぬスケッチ類は省略。



なお、気筒用鍛造粗形材は大阪砲兵工廠製とあるが、ここが独占的供給者であったのか否かについては高橋の伝える瞬間映像だけからは判然とさせようがない。同時代の資料、『検査法』から裏付けられるのは鋼材供給元として大坂砲兵工廠(金質符號の頭に O)、日本特殊製鋼会社(同じく T)、製鉄所(八幡:同 S)に加えフランスからの輸入(同 F)というルートがあった事実だけである。名古屋の(株)大同電気製鋼所(1922年時点での商号)が落ちているのが不可解ではあるが、これは『検査法』が東京砲兵工廠における生産技術体系を念頭に置いた記述であったからかと想われる。

気筒との関連で一才興味深いのは冷却水管や排気管の製造法である。冷却水管は Al 合金製でスケッチでは 2 箇所、溶接で継がれている。Al 管を曲げる際には潰れぬよう内部にコイルバネを入れて曲げたという。他方、排気管はヨリ曲げ難い鋼管製であるため当初は冷却水管同様に溶接で継いで造られていた。しかし、振動による溶接箇所の破断が多発したため、長い 1 本の鋼管を曲げて成形する工法への転換がなされた。この時、鋼管内部に石鹼を塗り付けたゴム棒を押し込み、プレス型で曲げてからゴムを抜く工法が動員された。何れの管についても砂を入れるという良く聞かれる方法は採用されなかったようである。

また、高橋は陸軍航空學校<sup>43</sup>ならびに名古屋機器製作所においてなされたムリネ(moulinet:羽根ブレーキ=負荷試験用小径プロペラ)及び電気動力計によるこの発動機の負荷試験についても報告している。詳細は割愛せざるを得ないが、ムリネを用いた陸軍航空学校での試験においては回転数が 1400rpm.に制限されていたため、マークされた出力の最大値は 238.2HP にとどまった。その直後、1924年9月30日、GE 製電気動力計を用いて名古屋機器製作所でなされた No.14297 発動機による試験では最大出力として 261.6HP/1760rpm.が記録されている。回転数を 1880rpm.まで上げると吸気系が悲鳴を上げ、体積効率の低下が来たされたと見え、出力は 247.0HP へと低下しているから、この辺りが本発動機の限界であったと考えて良からう。高橋に拠れば、現場では圧縮比さえ上げられるならば 300HP 程度までは発揮させられるのに、との思いが語られていたという<sup>44</sup>。

なお、'19年4月、兵庫工場内に飛行機科を新設した川崎造船所は、同年8月、陸軍の命を受け、Salmson AZ-9 発動機と SAL・2-A2 機体の製造権を購入した。川崎は陸軍による機体のモグリ製造の件で Salmson 社との仲立ちを果しつつ、この年から'27年にかけて約 300 機の機体と約 500 基の Z9 発動機を製造した。機体、航空発動機何れも川崎としてはこれが初の作品であり、いきなりの量産機種であった。

遺憾ながら、川崎におけるその製造工程等の詳細については不明であるが、資料に拠れば 1923 年に 2 機試作された乙式一型偵察機性能向上型には 300 馬力に増強された川崎 Salmson AZ-9 発動機が装備されていたというから、上に述べた現場の思いはこの辺りの経

<sup>43</sup> 1919 年、臨時軍用気球研究会の教育研究機能を引継ぐべく所沢に開設。'24 年、所沢陸軍飛行學校に改組。

<sup>44</sup> ε 向上に因り熱効率が高まる他、排気終了時の燃焼室残留排気ガス量の減少に因り燃焼自体の改善も見込まれる。

緯を承知してのモノだったのであろう<sup>45</sup>。

この Salmson Z9 発動機は乙式一型偵察機共々、信頼性の高い作品で、川崎と陸軍とを合せて総計 600 機ほどが製造された。それらは八八式偵察機(川崎・川崎 BMW 発動機)が制式化される 1928 年まで陸軍の主力(準制式)偵察機ならびにその発動機としての地位を保ち、爾後も暫く継続使用された。陸軍退役後もその多くは新聞社や民間の飛行学校に払い下げられ、連絡機、練習機として愛用された。

本家、Salmson は Z9 の発展型 9Cm (260/285PS)やこれを複列化した前後 2 気筒並列ペア×9=18 気筒という特異な気筒配列を有する水冷発動機 18Cm(500/560PS)や、空冷でありながら 18Cm と同じく前後 2 気筒ペア×2 の 18 気筒 18Ab(460/500PS)を開発しているが、これらの実績については不詳である。恐らく試作程度に終わったのであろう<sup>46</sup>。

同社は第一次大戦後、2 工場に総計 7000 人もの従業員を抱え、発動機やマグネトーを量産して来た航空発動機部門の軍転民の方途を模索せざるを得ない立場に追い込まれた。創業者エミールが 1917 年に他界していたことは大きなダメージであった。彼の息子達もやがて会社を退き、血脈から解き放たれた会社は両大戦間期、自動車ならびに発動機製造へと転ずる決断を下した。1934 年に社名が Société des Moteurs Salmson となっているところを見ると、この頃には機体製造から完全に足を洗っていたのであろう<sup>47</sup>。

1939 年のパリ航空博覧会に同社は Szydlowski の特許に基づいて前年に開発された S.H.18 型航空ディーゼル(U 気筒 2 サイクル水冷 2R18-118×150 : 600/1600, 650/1700)を出展している。恐らくこの辺りが航空発動機メーカーとしての同社にすれば“最後っ屁”だったようである<sup>48</sup>。

同じ頃、同社は軽量スポーツカーの分野で大いに名を成し、一時はイギリスに現地生産法人を設けるほどであった。しかし、1957 年には自動車製造からも撤退してしまい再びポンプメーカーに立ち戻った。フランス語オンリーの HP を眺めるに、その命脈は今日もなお継続しているようである。

### iii)RAE における空冷気筒の研究開発

星型航空発動機はかように気筒冷却に不安の少ない水冷式を以って始まった。しかし、星型とするなら構造的に単純・軽量で作り易く、整備し易い空冷の登場が希求されたことは当然の成り行きであった。空冷航空発動機の熱勘定は排気損失が 40~45%、潤滑油を通じて

---

<sup>45</sup> 川崎重工業(株)『川崎重工業株式会社社史』1959 年、本史、893~894 頁、参照。この程度  
の出力向上なら圧縮比アップ、気化器ベンチュリー径ならびに吸気管径の増大等で賄えそ  
うである。

<sup>46</sup> cf. H., Katz, *Neuzeitliche Flugmotoren*. SS.124~126, 182~185.

<sup>47</sup> 宮本晃男編『航空機大辞典』育生社弘道閣、1942 年、792 頁、参照。

<sup>48</sup> cf. P.,H., Wilkinson, *Diesel Aircraft Engines*. 1936ed. N.Y., 1936, pp.52~53, 71~72.  
『内燃兵器大観 昭和十七年版』航空発動機編、30 頁、P.,H., Wilkinson/宮本晃男訳『航空デ  
ーゼル機関』(同書 1939 年版の邦訳)、廣文堂、1945 年、199~202 頁、日暮時郎『世界優秀航  
空発動機総攬』山海堂、1943 年、67~68 頁、参照。

の内部冷却損失が 5~10%, 気筒頭・気筒胴の冷却フィンを通じた冷却損失が 15~20%, クランク軸出力に転化するのは燃料有効発熱量の 25~30%とされている。もっとも、最後のものからは補機駆動損失が差引かれなければならないから、正味熱効率には更に低い割合にしかならない。

それにしても、気筒からの熱放散は冷却損失とは言い条、潤滑油冷却損失と共に、これなくして発動機の枢要部分がメカニズムとして維持されることなどあり得ない。よって、それは疎かに出来ぬどころか、決定的に重要な、何としてでも敢行されねばならぬ必死の行為となる。

同時代的意味における“大馬力”固定気筒空冷星型発動機の気筒冷却が困難を極める中、「獨沸に比し一疇を輸するの感あり<sup>49)</sup>」と評された同時代の航空後進国イギリスにおいては空冷発動機に関して技術的巻き返し策が講じられつつあった。RAE(Royal Aircraft Establishment: 王立航空研究所<sup>50)</sup>)における基礎研究がそれである<sup>51)</sup>。

RAE における航空発動機の研究開発、製造は我々にも馴染みの深い Renault の空冷発動機(8V-100×140mm)の模倣を以って始まった。主な研究テーマは空冷気筒の冷却性に関する問題と機械式過給機の開発であった。

1916 年々々末頃までにボア・ストローク=100×140mm, 114×140mm の軽合金製・鋳鉄ライナ圧入(熱膨張させて押込む焼嵌)気筒に関し、A.,H., Gibson や S.,D., Heron らのチームによる体系的な実験が行われた。次図左がその原形であり、軽合金の組成は Al: 91%, Cu:7%, Zn:1%, Sn:1%であった。燃焼室壁は全て軽合金である。因みに、同時代のイギリスでは気筒用軽合金としては Cu を 8~12%含む Al 合金が最適であり、鋳造品の常温引張強度は 12t/in.<sup>2</sup>, 約 350°Cにおけるそれはその約 1/2 との研究も発表されている<sup>52)</sup>。

実験に拠れば排気ポート部分に亀裂を生じさせぬためには気筒(表面?)温度を最大でも 300°Cに抑えるよう冷却性を確保する必要が確認された。この条件を満たすために RAE で設計された空冷航空発動機における冷却面積及びフィンピッチは以下の通りであった。

100 φ × 140mm 軽合金製・鋳鉄ライナ圧入気筒	6.14 平方 feet.	12mm
114 φ × 140mm 軽合金製・鋳鉄ライナ圧入気筒	8.4 平方 feet.	9mm
100 φ × 140mm 鋳鉄気筒	4.7 平方 feet.	8mm

<sup>49)</sup> 栖原豊太郎『航空機』, 蘇峰 徳富猪一郎監修・伊達源一郎編輯 現代叢書, 民友社, 1915 年, 231 頁。

<sup>50)</sup> 陸軍気球工場に端を発する RAE は 1912 年, RAF(Royal Aircraft Factory)として設立された。1918 年, 空軍(Royal Air Force)の創設に伴い, これとの混同を避けるため RAE に改称。本文記述の時期はその過渡期に当たっている。その後も時代に要請に合わせて改組・改称が繰返されたが, RAE の後身は現在もイギリス国防省の研究機関として健在である。

<sup>51)</sup> cf. A.,W., Judge, *Automobile and Aircraft Engines in Theory and Experiment*. London, 1921, pp.208~210, D.,R., Pye, *The Internal Combustion Engine*. Vol. II, *The Aero Engine*. London, 1934/. 平尾収・中島桂太郎・水町長生・浅沼強・松尾俊郎訳『航空発動機』誠文堂新光社, 1943 年, 第VII篇 シリンダの空気冷却。

<sup>52)</sup> cf. Judge, *ibid.* p.220.

軽合金気筒における冷却面積は正規回転数、風速 58mph、気温 15°Cにおいて約 0.5ft<sup>2</sup>/BHP に相当した。この時の気筒最高温度は軽合金気筒において 175°C、鋳鉄気筒において 268°C、最低温度のそれは 121°C、171°Cであった<sup>53</sup>。

同寸の気筒、同一回転数において軽合金気筒でマークされた熱効率は鋳鉄気筒のそれを 1.00 とすれば 1.34 に相当した。出力ではなく熱効率においてこれだけの格差が観測されたという事実をより高温となる鋳鉄気筒においては充填効率が低く、同一の摩擦損失に対してより低い出力しか発生しないという点のみから説明することは出来ない。恐らく、鋳鉄気筒において負荷を高めようとする場合、かなり甚だしい燃料冷却が行われる必要があったことが主たる要因であろう。更に、点火時期の遅角が必要であったのかも知れない。以上のことが重畳してこの懸隔が生じたものと想われる<sup>54</sup>。

風速が 60mph である場合、ボア 4~6in.の航空発動機用軽合金気筒における冷却面積は最終的に 0.28~0.35 ft<sup>2</sup>/BHP を以って足りるのに対して、鋳鉄製 OHV 気筒においてはこの 5 割増し、同 SV 気筒においては 10 割増しとなり、また、ある気筒温度と出力に対応する冷却面積は風速の 0.73 乗に逆比例する(風速 2 倍で冷却面積は  $1/1.66 = 60\%$  で済む)、と結論された。

これらの気筒は V 型 12 気筒発動機に採用され、数千基オーダーの量産が行われたが、第一次世界大戦末期における航空発動機に対するニーズを満たすには余りにも鈍重・非力に過ぎた。これら RAE 気筒の詳細は図 III-II-5 に示される通りであり、最初の形態は左方に示される構造であった。

---

<sup>53</sup> 気筒表面温度の測定には熱電対を埋め込む方法が用いられた。大手化学会社の統合により 1925 年のクリスマスに設立されたドイツ、I.G. Farben A.G.が 30 年代に発明した温度測定用色素(金属化合物)を用いた“テルモカラー”を気筒各部に適正に塗布した上で発動機を運転し、その色の変化(所謂、不可逆性示温塗料のハシリで、冷却後も退色しない)を通じて現在のサーモグラフィのように温度分布状況を面で捉える方法も後年には併用されたが、主流はピンポイントでも正確な温度が測定可能な熱電対による計測であった。

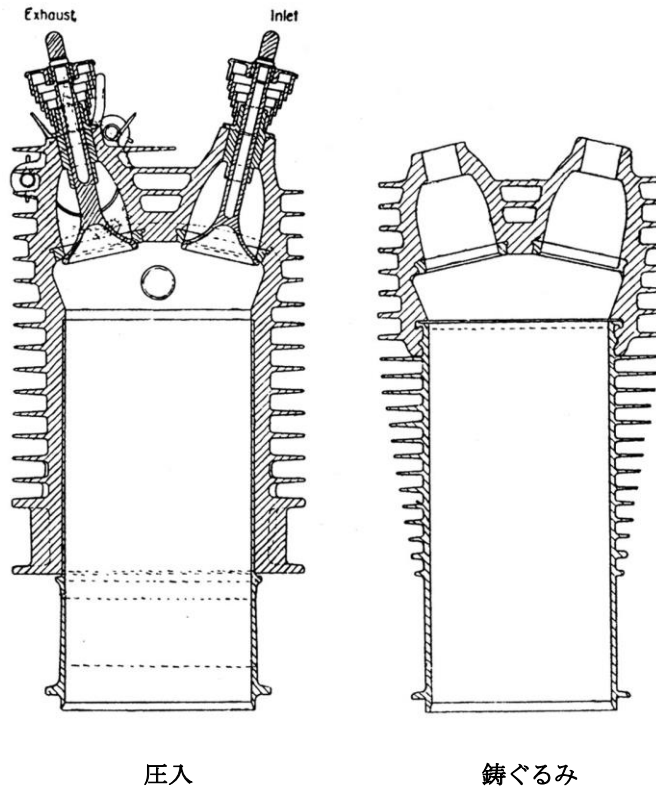
因みに、1939 年頃から三菱重工業で排気ガスタービン過給機開発に携っていた中野 信はドイツ駐在中(38~41 年末)の辻 猛三に頼んで試作後間もない“テルモカラー”を入手し、各部温度分布と熱変形の解明に役立てたという。中野 信「航空発動機用排気タービン過給機開発の思い出」菱光会『往事茫茫』第三卷、1971 年、176 頁、参照。

なお、わが理化学研究所においても“テルモカラー”を真似た“サーモカラー”なる商品が開発されている。これらの温度分布測定用色素に関連する事蹟については三芳豊四郎「國産測温塗料による航空発動機部特に可動部分の温度状況」中島飛行機株『中島研究報告』第 6 卷 第 4 号、1942 年 4 月(1941 年 11 月 15 日、受理)、三繩秀松『試験及測定用機器』山海堂、1942 年、236~243 頁、熊谷清一郎・酒井忠美『改著 内燃機関計測法』養賢堂、1966 年、72~73 頁、参照。

三繩は三菱航空機を技師長で退社し、部品メーカーとして設立後間もない正田飛行機製作所(戦後、たま自動車[→プリンス自動車]に吸収)を経て山丸工業(株)なる会社に転じた技術者のようである。『往事茫茫』第三卷、163 頁及び三繩の著書に記された経歴に拠る。この人の著書は航空発動機技術史における貴重な資料である。

<sup>54</sup> Judge 自身はこの 1.34 倍の差を生じた要因がどれほどまで燃料冷却の激甚性、点火時期リタード、充填効率の相違(摩擦損失の相対的比重)、等に因るのかについて何も語っていない。

図Ⅲ-Ⅱ-5 RAE で試みられた鋼製気筒胴と軽合金製気筒頭との結合法



A.,W., Judge, *Automobile and Aircraft Engines in Theory and Experiment*. London, 1921, p.209 Fig.93.

左図，たけのこバネに注意．このバネはゼンマイ状の板相互の摩擦によるダンピング作用がサージング(バネの)を抑制する効果を発揮するものと期待され，初期の航空発動機にはしばしば用いられた．

なお，この図は 1936 年の 3rd. ed., p.257 にも Fig.120 として再掲されている．また，H.,R.,Ricardo はその著書 *The Internal-Combustion Engine Volume II High-Speed Engines*. London, 1923, p.307 Fig.170, また，*The High-Speed Internal Combustion Engine*. London, 1935, p.327 Fig.199 としてこの手の気筒の断面写真を掲げている．

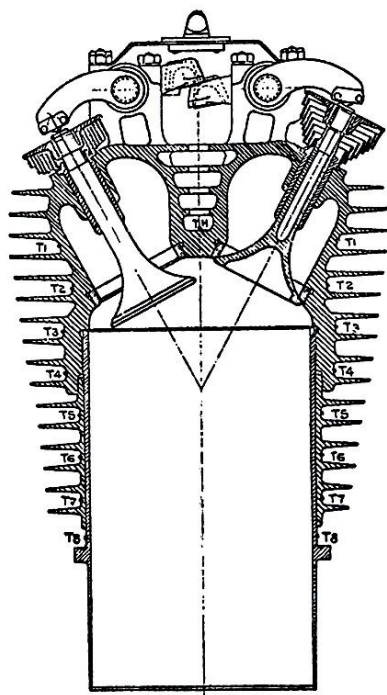
もつとも，この圧入型気筒は運転時間の経過と共にライナと胴部との密着不良を来し，ライナ過熱事故を誘発した．その対策として RAE で試作されたのが右図に示される気筒である．その鋼製胴部には上端に 2 段のフランジが設けられており，気筒頭はこのフランジ部(と弁座環)を铸ぐるむ格好で铸造された<sup>55</sup>．

1918 年，これに続いて RAE では Gibson によって軽合金製のフィン付き冷却筒(cooling muff)に気筒胴を圧入した上，軽合金製気筒頭をねじ込む構造が開発された(図Ⅲ-Ⅱ-6)．冷却

<sup>55</sup> cf. H.,R.,Ricardo, *The Internal-Combustion Engine Volume II High-Speed Engines*. London, 1923, pp289~299, 306~307, ditto. *The High-Speed Internal Combustion Engine*. London, 1935, pp.318~319, 326.

筒を用いる方式は後年、Pratt & Whitney が R-2800 *Double Wasp* に採用した成功例がある。

### 図III-II-6 RAE で開発されたねじ込み式気筒頭結合法



C.,F.,Taylor, *Aircraft Propulsion A Review of the Evolution Of Aircraft Piston Engines*. p.40, Figure35 Right. (originally [British]Advisory Committee for Aeronautics, *Report I.E.C. Jan.*, 1919 P.268, Fig.11)

東京帝大航研のスタッフであった富塚 清は 1921 年から翌年にかけての欧米遊学の際に接した時のイギリスにおける研究動向に触れ、

…ただ、どこのエンジン研究所でも、目についたのは、ばかでかい空冷発動機の単筒実験である。これは、空軍の研究長期計画の一項目らしく、どこでもやり始めたらしい。しかし、直径一五〇ミリ以上もある大気筒を、固定空冷方式でまとめようというのだから、われわれ日本人の目には、一寸誇大妄想みたいにとれる。水冷でも、この大いさは骨が折れる。それを空冷でやるとは、正気とは思えない。しかし、実際主義のイギリス人がやるのだから、多少、自信あつてのことだろうか？ とわれわれ仲間は日本人会あたりで話し合ったものである。(当時は水冷のリバチーでも気筒直径は、一二五ミリ程度。)<sup>56</sup>

と率直に回想している。

内燃機関工学の世界的泰斗である当のイギリス人、Ricardo でさえ 1923 年の著書においては空冷気筒の厄介さを強調し、気筒頭のボルト止め、ねじ込み、圧入(焼嵌)法は何れも満

<sup>56</sup> 富塚 清『明治生れのわが生い立』私家版，1977 年，493 頁，より。

足すべき結果を得ておらず、上記の鑄ぐるみという面倒ではあるが実施不可能ではない工法にまだしも見込みがある、と述べている(p.299)。事実、1916年9月に開発されたプロトタイプ：RAF.8 (2R14-127×127mm)にはこれに準じた気筒頭結合方式が採用されていた<sup>57</sup>。

しかし、リカードの1935年の著書における対応部分からは件の展望が削除されている(p.319)。勿論、それは実態面での着実な進化がかような回り道を時代遅れにしたからである。もっとも、行き着くべき所＝標準型式に落ち着くまでには、とりわけその足元のイギリスにおいては、固定気筒空冷星型発動機発展の流れを妨げる点において火に油を注ぐと形容されるに足る程の大いなる挫折が経験されねばならなかった。

#### iv) ABC Motors の *Dragonfly*

イギリス航空界における実務的展開はRAEの研究成果を活かすこと無き猛進として開始された。その典型がかのABC Motors Ltd.(←All British Engine Co.)製 *Dragonfly* 発動機である。1911年に設立された小形水冷V型発動機メーカー、ABC Motors は第一次大戦当時、*Gnat* (Auxiliary Power Unit: APU=飛行機用補助動力装置)、*Wasp* と称する名前だけは一人前の、但し、その名誉のために付言すれば、真つ当に機能した空冷発動機でも一定の成果を収めるに到った。

表Ⅲ-II-1 ABC 空冷航空発動機の数例

名称	型式	径×行程 mm	ε	rpm.		HP		吸気弁 数×φ mm.	排気弁 数×φ mm	乾量 lbs.
				公称	最大	公称	最大			
<i>Gnat</i>	H2	110×120	3.8	1920	-	45	-	-	-	82
<i>Wasp</i>	1R7	114.3×150	4.025	1750	1850	170	200	1×55.1	2×34.0	260
<i>Dragonfly</i>	1R9	140×165	4.025	1650	1750	320	350	1×67.5	2×43.0	600

Judge, *Automobile and Aircraft Engines in Theory and Experiment.*, 1921, next to p.630, Appendix III (Sheet I).

なお、同書 next to p.396, Table LXXV には *Wasp* のボアが 115mm、とある他、*Wasp* と *Dragonfly* の ε がそれぞれ 4.1, 4.9 と表示されている。ε に係わる齟齬が何らかの改良事蹟を反映するものである可能性は否定出来ない。

この ABC が軍需に応えるための大馬力発動機として Salmson Z9 型と同じく 1917 年、

<sup>57</sup> Gunston に拠れば、RAF.8 は前後バンクの気筒群をそれぞれ同一平面状に展開させ、180° 2 スロー・クランクを用い、各バンクに主連桿を以ってそれぞれのクランク・スローを駆動する主気筒を各 1 個(当時の常識からして恐らく前後バンクのそれらが 180° 間隔となるよう)配し、主気筒以外の気筒は主連桿大端部に設けられたリストピンに連結される副連桿を駆動するという固定気筒複列星型発動機の基本型を定礎した記念碑的発動機である。cf. *Development of Piston Aero Engines*. 2nd.ed. Sparkford, 1999, p.124. もっとも、回転気筒空冷星型では Gnome のそれが既に同じ構成を採っていた。なお、当該部分、訳書の文章は誠に頂けない。

成功作であった *Wasp* を漫然と拡大し、急遽開発したのが *Dragonfly* である。ブヨ、スズメバチに次ぐトンボの登場である。それは *Wasp* の拡大版であると共に、表示の通り、サイズの的には同世代の Salmson Z9 型を 15mm ボア・アップ、5mm ストローク・ダウンし、なおかつ空冷化したような発動機でもあった<sup>58</sup>。

それにしても、この *Dragonfly* なる作品は極めて資料の乏しい発動機である。これはとりも直さず *Dragonfly* が手酷い失敗作、イギリス航空界にとっては恥曝しそのものであったからに他ならない。実際、管見に依る限り、写真はそこ此処に掲げられておりネット上でも見受けられるが、ある程度詳しい図は Graham White, *R-2800 Pratt & Whitney's Dependable Masterpiece*. Pennsylvania 2001, p.1 Fig.1-1 だけである。もっとも、貴重な図を掲げてくれた White の趣向は固定空冷星型航空発動機というモノの設計が“どうあってはならないか”という教訓の体現者として *Dragonfly* を紹介するという点にあった。

工学的な文献としては、不可解の極みであるが、ことも有ろうに田中敬吉が件の記念碑的 2 論文において *Dragonfly* を星型発動機の代表例として取上げ、その主要部品の実寸法や実重量を用いた計算を展開している。彼は“our *Dragonfly*”などという表現まで用いているが、確かに『機械學會誌』論文の方には航研に *Dragonfly* が保有されていたと明記されている。しかし、以下に紹介される通り、定格(公称)出力も発揮出来なかったような史上稀に見るへボ量産航空発動機の実態を念頭に置く限り、1923 年という時期にこの発動機が研究機関に保有されていたという事実も田中の選択も一寸した驚きである。

田中はガス圧トルクに対する修正要因としての慣性トルクを論ずるに際し、インジケータ線図を基礎に当該発動機の瞬間ガス圧トルクを計算、これを繋いでガス圧トルク曲線を描出している。しかし、このインジケータ線図はドヴィレールの方法に拠って描かれた“assumed indicator diagram”であった。かようにすることの根拠として彼は高速の航空発動機から精確なインジケータ線図を採取することの一般的困難さを挙げている。高速インジケータの発達状況からしても、まずこれは銜いの無い記述であろう。しかし、かような記述にも拘わらず、果たして当時の航研に在った *Dragonfly* が生きた運転可能な状態にあったのであろうかと問われれば、答えは極めて怪しい限りと言うしかない。

少なくとも、故郷のイギリスで定格出力さえ発揮出来なかったその履歴について田中が知悉していたとすれば仮令、理論的に正当な推定であっても、この発動機の定格出力時におけるインジケータ線図を云々することの技術論的無意味さぐらいには気付いていて良かった筈であり、幾ら“assumed”などと表現してもブラックユーモアとしてしか受け取られないことは覚悟の前でなければならぬ。実際問題、*Dragonfly* などという発動機を材料に用いる挙は研究の中身が現実とは逆に貧弱であったとすれば、単なる物笑いのタネにしかなくなっていったであろう。

田中より 4 年先輩の富塚清は『航空原動機』(49 頁)においてその冷却性の悪い気筒頭構造

---

<sup>58</sup> これらの発動機とその頭部一体鋼製削り出し・無益に表面銅メッキされた頭部フィン付気筒の冷却性不良については鈴木 孝『エンジンのロマン』246~252 頁、参照。



について寸評を残している。また、晩年の一般向けロングセラー『内燃機関の歴史』（第6版、94~95頁）においても *Dragonfly* についての記述が見られ、こちらには次に述べる L.,S., Marks, *The Airplane Engine*. の p.194, Fig.146 をトレースした簡単な図と共に解説とその失敗要因分析が相当詳しく掲げられている。これについては後ほど立ち返ることになるが、この上から目線を持って鳴らした富塚でさえ、*Dragonfly* の運転状況等については何一つ語ってはいない<sup>59</sup>。

別の表現をすれば、*Dragonfly* などという航空発動機はイギリスのそれを含め、同時代の工学書、論文の類にはほとんど取上げられていないのである。Ricardo に到っては完全無視を決め込んでおり、Judge でさえ本文記述はゼロである。Judge の *Automobile and Aircraft Engines in Theory and Experiment*, 1921年初版の Appendix III(Sheet II)には確かに、*Dragonfly* を含む各発動機の定格出力時における燃料消費率や潤滑油消費率に係わる細かい数値が掲げられている。本稿にこれを引用しなかったのは *Dragonfly* が定格出力すら発揮出来ない発動機であったという事実を優先させたからである。

同じく、1921年に出版された、現在の Gunston の著書の前触れとでも形容されるべき、Glenn D., Angle, *Airplane Engine Encyclopedea*. においては pp.8~10 に *Dragonfly* に係わる記述が見られるものの表面的な論のみ。しかも、p.9 は外観写真、p.10 の記述は只の6行に過ぎない。当初、610lbs.と見込まれた重量が実際には 656lbs.になったという以外、その技術的評価に関係する記述は皆無である。

1922年に出版された Lionel S., Marks, *The Airplane Engine*. にも pp.66, 194~195 に ABC 発動機に係わるデータや件の *Dragonfly* 概要図が掲げられているのみで、マトモな記述はゼロ。pp.207~210 にも大端部軸受を巡ってこれと関連付けられそうな点が論じられているが、その記述はあくまでも曖昧に徹している。

イギリス航空省研究所の技術者、W.,J., Stern は 1930年に出版された一般向けの航空啓蒙書の第 XVI 章、航空発動機を分担執筆している。流石にこの位の時間が立つとほとぼりが冷めたと見做されたようで、*Dragonfly* については次のように語られている。

急かされた予備的試験の後、*Dragonfly* 発動機は大量に発注された。この発動機が必要となる前に大戦は終結した。それらの性能は失望の極みであった。定格出力に類する出力をある程度の時間発揮することは不可能と判明した：異なった気筒に対する混合気の分配は非常に不均等で運転は応分、ラフであった；クランク軸の折損は頻発し、気筒頭の冷却は不十分であった。最後の点に関して言えば、図面を一瞥すれば ABC の設計陣が政府による研究の成果を享受していなかったことが知られるであろう。大出力を得ようとする場合、気筒頭はそれに密接する大量のアルミニウムを持つこと、あるいは望むらくは全体が弁座環入りのアルミニウム製とされることによってのみ十分に冷却されるという事実は周知であった。後者が、今日においては普遍的となっているとは言え、当時、なお幾つかの技術的困難を突きつけていたことは真実である。然

<sup>59</sup> 三栄書房、第6版、1993年、94頁、第3.44図、参照。

しながら、前者を採用し、大量のアルミニウムを気筒頭と直接接触せしめる、後に *Jupiter* の設計陣によって成功裏に用いられた方法を採用のではなく、アルミニウム・フィンの使用は吸気弁の近傍に限定され、排気弁回りには鋳鉄製のフィンが用いられていた。しかも、フィンの基部と気筒頭との接触は最良ではなく、フィンは現実には平らな気筒頭から熱を導き、それを気流中に放散させるというその目的を果してはいなかった。

ABC 発動機の失敗は星型発動機の開発を頓挫させ、益々大きな注意が水冷発動機に向けられた<sup>60</sup>。……

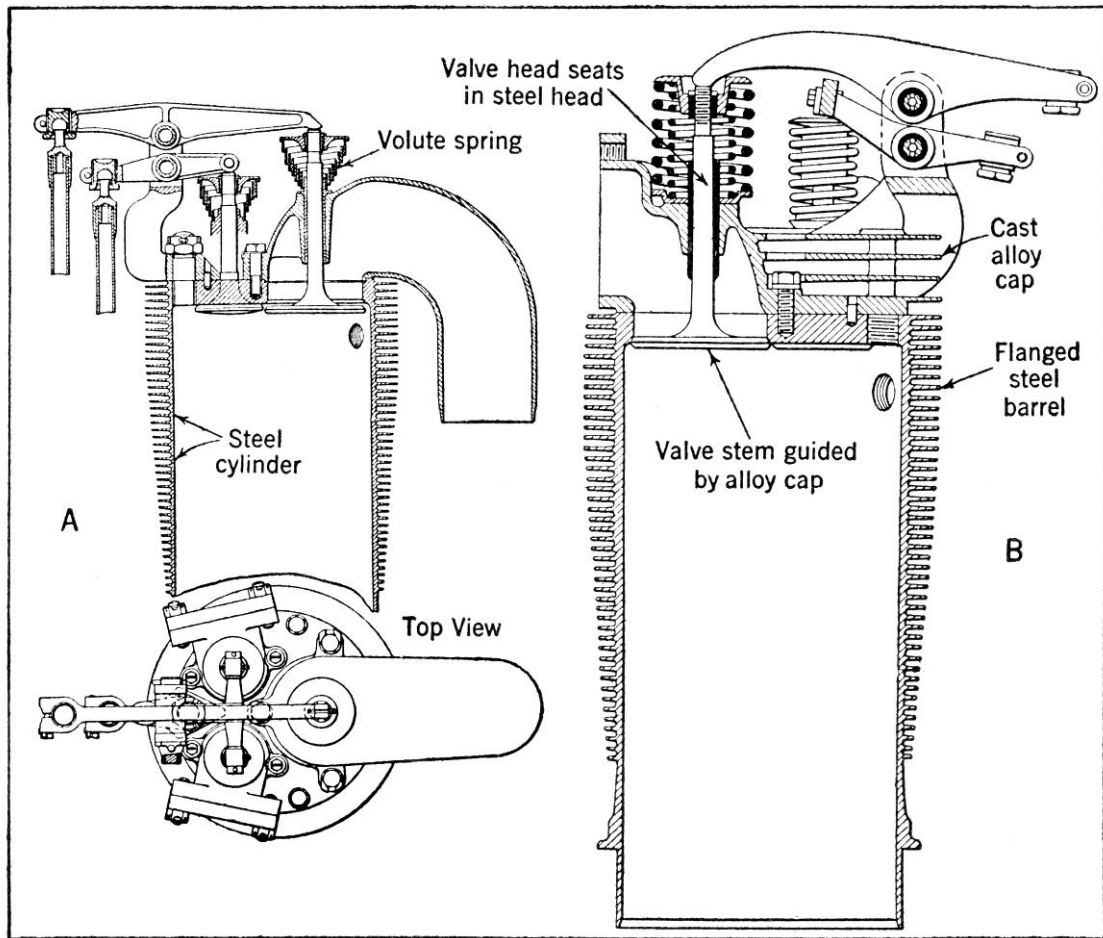
Gunston は *Dragonfly* の出力が精々295 馬力止まりであったと指摘している。これは如何に充填効率に劣る空冷であったとは言え、Salmson Z9 のボアを 25mm 拡大したかのようなプロポーシオンを有する発動機の性能としては寂しい値である。彼はその欠陥として直ぐに気筒赤熱に到り、RAF の技師、S.,D., Heron をして「量産型航空発動機にかつて用いられた中で最悪の空冷法の見本」、「その消費と来たら 1 時間 1 馬力当り燃料何ポンドと言うより排気弁何ポンドと言った方がマシ」と言わしめたほどの甚だしい冷却不良、クランク軸折損やプロペラボス焦損を招くほど激甚なクランク軸振り振動を挙げている。クランク軸振り振動については先に述べた通りであるが、軸自身の剛性不足に加え、上の引用にあった通り、混合気分配の不均一がその大きな要因をなしていたものと考えられる<sup>61</sup>。

### 図Ⅲ-Ⅱ-7 ABC *Dragonfly* の気筒：オリジナル(A)と改良型(B)

---

<sup>60</sup> J.,Nayler & E.,Ower, *Aviation of To-Day*. London, 1930, pp.381~382.

<sup>61</sup> Gunston 『世界の航空エンジン ①レシプロ編』13~16 頁、同川村忠男訳『航空ピストンエンジン——そのメカニズムと進化』グランプリ出版、1998 年、165~166 頁、C.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion A Review of the Evolution Of Aircraft Piston Engines*. p.41, 参照。クランク軸に係わる問題について詳しくは後述。



V., W., Pagé, *Modern Aviation Engines*. Vol. I, p. 643 Fig. 293.

改良型については Judge, *ibid.*, p. 225 Fig. 102 も同じ。3rd. ed., p. 225 にも Fig. 129 の片方として再掲されている。但し、Pagé も Judge もこれが *Dragonfly* に係わる図であるとは一言も述べていない。

Gunston が紹介しているように、*Dragonfly* には、少なくとも初期のそれには弁バネとしてたけのこバネが用いられていた。気筒頭上に冷却フィン一つも無かった<sup>62</sup>。

図Ⅲ・Ⅱ・7 を *Dragonfly* の気筒として掲げたのは、ボア・ストロークの一致、この発動機が3弁式であること。同じく3弁式である ABC *Wasp* の場合、点火栓のナット部(勿論、そのサイズはネジ部より大きい)上の胴部外周に立てられた冷却フィンが4段しかないのに対して本図ではそれが5段数えられ、この点が哀れな *Dragonfly* のそれと一致するからである<sup>63</sup>。

<sup>62</sup> Gunston/川村訳『航空ピストンエンジン——そのメカニズムと進化』165~166頁、参照。たけのこバネについては弁及び動弁機構の項を参照されたい。

<sup>63</sup> Gunston『世界の航空エンジン ①レシプロ編』14頁、参照。何故か原書 5th. ed. p. 5 の写真はボケていてかような細部は把握出来ない。

なお、C., F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. p. 40, Figure 35 left はこの図から揺腕回りと排气弁回りを取り去った図であり、“ABC steel cylinder with finned aluminum cap”との解説が付されている。

この *Dragonfly* なるジャンク発動機は結局、1,147 基も製造された。本機で大失態を演じた ABC はその後、本来の航空機用補機メーカーに返り咲いて先次大戦期を生き延びた。1951年に同社は Vickers に吸収されたが、その工場は結局'70年代に閉鎖されているようである。

#### v) Armstrong Siddeley

RAF~RAE の研究成果を汲取り、成功を掴んだイギリス企業の一つが Armstrong Siddeley Motors である。タイヤ製造会社を経営していた J., D., Siddley は自動車製造の将来性に着目し、フランスから Peugeot を輸入、手直しして販売する事業を始めた。1902年には Vickers グループ入りを果たしたが、実態はプジョーを変装させ転売するマヤカシ稼業であった。同グループの Wolseley もこの変装車商売に係わらされたりしたが、やがてウーズレーからは真っ当な自社設計の車が次々と投入されるようになる。

ウーズレーの生みの親・兼・技術的大黒柱は H., Austin であったが、彼は自分の会社を設立したがってため、1905年、売れ行き不振のウーズレー車に新しい機関を開発せよという重役会の命令を拒絶する。このため、J., D.シドレーがウーズレーに引き抜かれ、社長の地位に就くことになり、オースチンはこれを機に同年11月、独立した。

1909年、J., D.はウーズレー社を辞し、Deasy自動車会社に参加した。1912年、会社はシドレー・ディーゼル自動車会社となり、Knightのスリーブ弁機関搭載車を次々とリリースし始めた<sup>64</sup>。

1918年、同社は Armstrong Whitworth と合併し、ヴィッカーズ・アームストロング社 Hawker-Siddeley グループの一員、Armstrong Siddeley 自動車会社となった<sup>65</sup>。

これより先、シドレー・ディーゼル社は、1917年2月、RAFの量産発動機の製造を取り止めを承け、その肩代わりとして航空発動機を量産する事業に進出していた。同時に、RAFの技師長 F.M., Green と技師 S.,D., Heron はそれぞれ A.S.社航空機部門の技師長、技師へと転じた。

手始めは BHP 小形発動機(L6)の改良であった。これは1918年より *Puma* として量産された。1919年、空冷複列星型発動機 RAF.8 の改良型が完成した。そこでは気筒構造が改められていた他、クランク軸の後部から歯車増速により翼車を高速回転させる機械式過給機

---

<sup>64</sup> 運転が静粛で熱効率に優れる反面、製造にも修理にも手間がかかり、簡単なボアアップ、ストロークアップなど到底叶わぬ Knight スリーブ弁式機関については Willys-Overland Inc., *Advantages of the Knight Sleeve-Valve Motor*. に詳しい。Willys は戦前からアメリカにおけるナイト機関(1903年、C., Y., Knight[米発明])のメーカーとして著名であったが、この小冊子は内容はともかく、1953年の Overland との合併以降に刊行された物である。ナイト機関等について全般的には拙稿「Knight ダブル・スリーブバルブ機関について」(→ IRDB), 参照。

<sup>65</sup> 自動車史的側面については『Encyclopedia of Motor Car —— 世界自動車大百科』日本メールオーダー、無刊記、第1巻、第11巻、第13巻、航空発動機史的側面については B., Gunston/見森昭・川村忠男訳『世界の航空エンジン ①レシプロ編』25~30頁、参照。

が採用されていた。これが後に *Jaguar* (2R14)となる発動機の原点である。設計は RAF.8 以来の *Heron*。サイズは 5.0×5.0in.(127×127mm)で 300HP。

この *Jaguar* はやがて固定空冷星型発動機のパイオニア的存在となって行く。1920 年以降、*Jaguar* には機械式過給機の構造的煩雑さを避けて直結式送風機が装備され、1921 年には 5.5in.(140mm)へのストローク・アップがなされた。このことにより *Jaguar* は 400HP 級発動機へと昇格した。

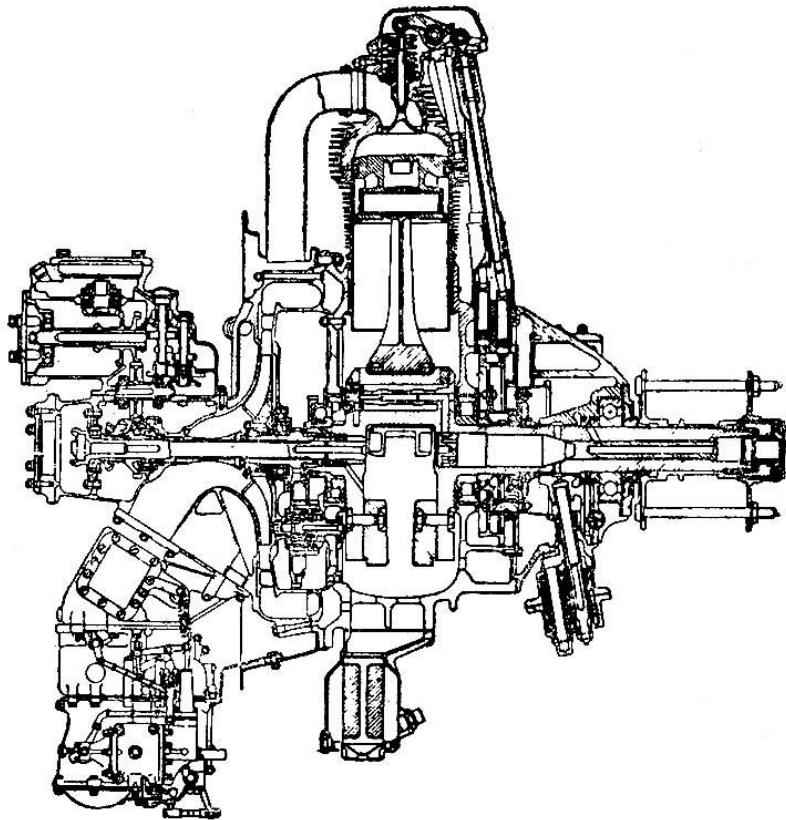
1925 年には改めて機械式過給機が装備された。1931 年、*Jaguar Major* としてデビューし、*Tiger* と改称された 6.0in.(152.4mm)ストローク発動機には 1937 年、*Tiger VIII* となった時点で量産航空発動機として世界初の 2 速過給機が装備された<sup>66</sup>。

ストローク・アップ版 *Jaguar* の単列型が 1923 年の *Lynx*、同じく単列 5 気筒版が 1926 年の *Mongoose* である。また、1928 年には大形の、やがて三菱とも接点を持つことになる *Leopard* (2R14 6.0×7.5in.[152×190mm 800HP])が、1930 年には *Cheetah* (1R7 5.25×5.5in.) が投入されている。*Lynx* は民間機用の旧式だが取扱容易な発動機、*Cheetah* はイギリス空軍の練習機用制式発動機で、近代化されてはいるが、*Lynx* と同じく整備性を重視した設計となっていた(図Ⅲ-Ⅱ-8)。

#### 図Ⅲ-Ⅱ-8 中高度用過給機を装備した A.S. *Cheetah X*

---

<sup>66</sup> cf. Our Newest Two-Row Radial. *Flight*, Vol.XXXII, No.1495, 1937/8, 森山義一訳「複速度型過給機付シデレー・タイガーⅧ型発動機」『内燃機関邦譯文献集』第 1 卷 第 13 号, 1937 年, 参照。



『内燃兵器大観 昭和十七年版』航空発動機編，57 頁より。

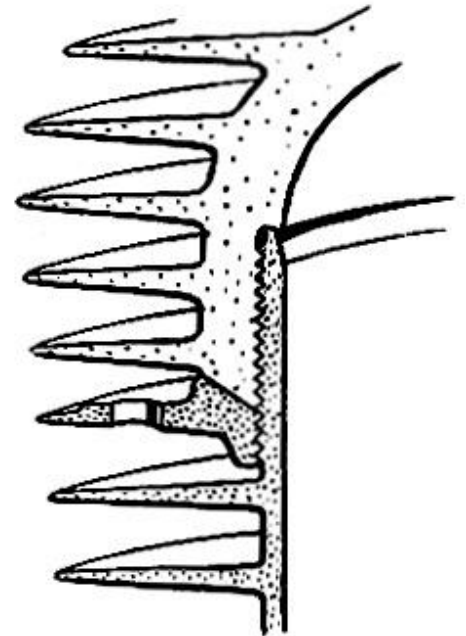
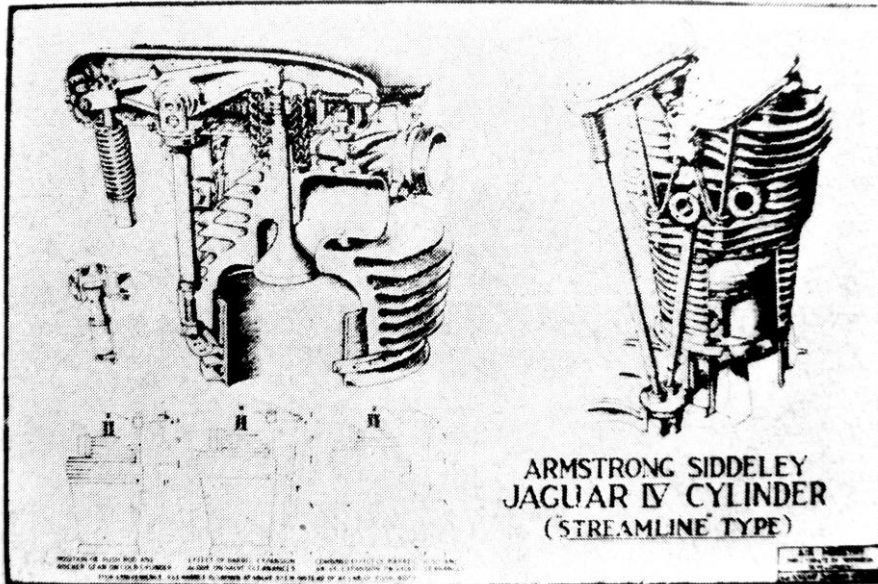
油ポンプと濾過器が前蓋下方に突き出しているのは整備性優先ゆえ。直結式ならではの工夫ではある。

Armstrong Siddeley 空冷星型航空発動機における気筒構造は頭部と胴部との結合法にも胴部のクランク室への結合法にも特徴があった。気筒頭の結合法は上記，何れの方式よりも進化した焼嵌・ねじ込み法であったが，リングナット(図Ⅲ-II-9において孔が沢山明いている部品)をロックナットとして併用するやや冗長な構えを採っていた。即ち，気筒頭は炉か油中で加熱膨張させられ，常温の気筒胴にねじ込まれるのであるが，その際，A.S.では先にねじ込んでおいたリングナットをロックナットとして使用したワケである。なお，気筒頭ねじ込みに当っては，ネジ部に黒鉛を亜麻仁油の類で混練した潤滑剤兼シール剤を塗布し，締め代は直径の  $\frac{3}{1000}$  程度とするような手法がその後，一般的となっている<sup>67</sup>。

67 テーラー『航空発動機の設計に就て』28 頁，参照。日本ではアームストロング・シドリー・モーターズ・リミテッド「特許第 67357 号」“空気冷却型内燃機関「シリンダー」の改良”として 1925 年に特許が与えられており，そこには“ロックリング”なる名称が記されている。意義利子での出願は 1920 年 9 月 28 日であった。『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』14~15 頁，参照。

なお，焼嵌・ねじ込みされた頭部と胴部とは永久結合(非分解)となる。分解・再結合すればねじの摩耗に因りその締め加減が変化し，それによって燃焼室隙間容積(→圧縮比)が微妙に影響される上，気筒軸回りの弁室の角度までズレてしまう。これらを再調整するのは大仕事であり，空冷気筒の寿命自体も短いものであるから，いっそ遣い捨ててしまう方が合

図III-II-9 A. S.空冷星型航空発動機の気筒頭結合法



左：シー・エフ・テーラー『航空用発動機的设计に就て』Pl.3-12(画像の歪みはデジカメに依る撮影のため)。  
右：H., Katz, *Neuzeitliche Flugmotoren*. Berlin, 1928, S.161, Abb.192. 小川清二『航空発動機』改訂版，  
中巻，河出書房，1944年，29頁，第251図も手頃な参考図である。吸排気弁の挟み角は極めて狭く，45°  
位しかない。

テーラーはこのロッキング・リングを用いる A.S.の気筒頭結合法について：

……これは Al. flange が厚い，又特別な locking ring で cyl. head をとめてゐる。し  
かし米國ではこの必用を認めてゐない(『航空用発動機的设计に就て』23頁)。

とコメントしている。冗長性を嫌ったアメリカの設計仕様は 1918 年に渡米したかのイギリ  
ス人技術者，S., D., Heron によって確立されたものであったが，やがてこれが世界標準とな  
って行った。但し，結合部の構造やネジの形状には後に見る通り，最後までメーカー間，  
モデル間でバラツキがあり，標準化には至らなかった。

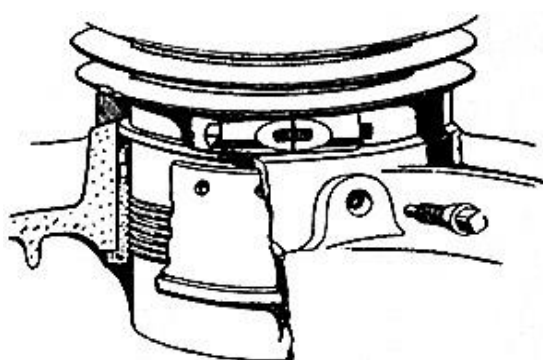
なお，ガンストンはこのロッキング・リングを“short ‘quick threads’”(World Encyclopedia  
of Aero Engines p.13)と呼んでいるが，次に述べるように筆者はこの点に真っ向から疑念を抱  
く者である。即ち，A.S.航空発動機はまた，気筒胴のクランク室に対する取付法も変ってい  
て，誰もが発想しそうなフランジとボルトに依る方式ではなく，旧型ライカ・カメラのレン  
ズマウントのようなねじ込みマウントを用いていた。これはボルト結合方式においては運  
転中にその破断を生ずる例が事実としてまゝ有り，Heron をリーダーとする A.S.設計陣が，  
上述した Salmson と同様，これを大いに惧れたためである。この怖れが単なる杞憂ではな

理的となる。気筒胴内面の再研磨などは気筒頭を付けたまゝやれば良い。

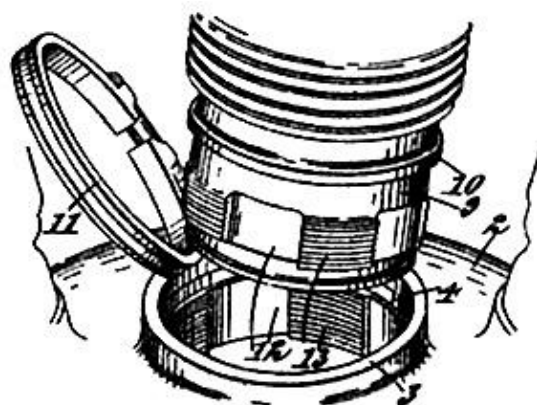
かったという点については戦時中の三菱重工業他において問題となった気筒取付ボルト破断事故についての挿話を辿る辺りまで辛抱して下さる読者諸氏には御了解頂けることになるであろう。

さて、スクリー・マウントを採用する場合、当然ながらネジの突当る位置の誤差によって弁のアライメントを崩すことがあってはならない。そこでA.S.発動機には Salmson と同工のケレンが工夫され、A.S.の特許となっていた。図Ⅲ-Ⅱ-10 の左はイギリス特許 164,275(取得年不詳)、同右は 1931 年の同 379,461 である。

図Ⅲ-Ⅱ-10 A. S.空冷星型航空発動機の気筒取付構造に係わる特許



英国特許 No.164,275



英国特許 No.379,461

左：H., Katz, *ibid.* S.161, Abb.193(小川清二『航空発動機』改訂版，中巻，河出書房，1944年，30頁，第252図も同じ)，右：『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』641頁，第一圖。

No.164,275：軽合金一体鋳物として(複列の場合でも)成形されたクランク室の内側からフランジ付鋼製円筒を嵌込み，その内面に切られた雌ネジに下部外周に雄ネジの切られた気筒胴がねじ込まれる。その際，Salmson の“気筒緊定環”と同工の“固定環”が予め挿入される。円筒の周囲には多数の孔が穿たれており，この内の一つをクランク室側の孔と合致せしめ，ロックピンをねじ込んで概略の角度合せが行われる。然る後，精確に角度合せを行い，正しい位置を見出したところで環状楔である“固定環”のピンチネジを締めることにより気筒胴を最終的に固定する。

No.379,461：マウントを純然たるスクリー・マウントからバヨネット・マウントに近いものに進化させている。ダイスとタップのように雌雄の固定ネジにはネジ部とネジ山の無いブランク部とが交互に設けられており，かつ，その幅は有効ネジ部のそれより広い。従って互いのブランクと有効ネジ部とを合せば長々とねじ込む作業無しに気筒胴部を奥まで嵌込むことが出来る。そうしておいて，ほぼ突当る位置で有効ネジ部同士を噛み合わせ，一寸ねじ込めば締結は完了する。精確な角度合せに“環状環”を用いることは 164,275



同様である<sup>68</sup>.

筆者はガンストンの謂う“short ‘quick threads’”は気筒頭取付部のロッキング・リングではなく、このバヨネットまがいのスクリュー・マウントを指すのではないかと推測する。大体、永久結合されてしまう部品の結合を少々“quick”に済ませてもメリットなど無いワケで、“quick”にしたいのは分解を伴う方でなければならない。

こうして開発された Armstrong Siddeley 空冷星型航空発動機の 1938 年頃の製品体系は大略、表Ⅲ-Ⅱ-2 の通りであった。

表Ⅲ-Ⅱ-2 Armstrong Siddeley の空冷星型航空発動機(1938年頃)

名称	型式	径×行程 in.	ε	給気	減速 比	rpm.		ft. HP			長 in.	径 in.	乾量 lbs.	備考
						公称	最大	高度	公称	最大				
<i>Genet Major IA</i>	1R7	4.25×4.25	5.0	NA	-	2200	2425	海面	150	165	36 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	38.15	327	
<i>Cheetah V</i>	1R7	5.25×5.5	5.2	NA	-	2100	2400	海面	270	303	48.7	47.7	566	
<i>Cheetah IX</i>	1R7	5.25×5.5	6.35	S	-	2100	2425	6000	310	350*	49.1	47.7	635	*@7000
<i>Serval I</i>	2R10	5.0×5.5	5.0	NA	0.657	2000	2200	海面	340	365	58 <sup>1</sup> / <sub>4</sub>	45.6	714	
<i>Serval IIIB</i>	2R10	5.0×5.5	5.15	S	-	2000	2300	6000	340	381*	57.94	45.6	728	*@7700
<i>Panther VII</i>	2R14	5.25×5.5	5.2	S	0.657	2100	2400	12000	560	604*	60.75	47.7	1045	*@13600
<i>Panther IXA</i>	2R14	5.25×5.5	6.35	S	0.594	2100	2450	5000	600	674*	64.025	47.7	1068	*@6400
<i>Panther X</i>	2R14	5.25×5.5	-	S	0.594	2250	2600	3000	700	752*	64.025	47.7	1068	*@4800
<i>Tiger VI</i>	2R14	5.5×6.0	6.2	S	0.594	2150	2450	5000	760	810*	65.025	50.8	1180	@6400
<i>Jaguar VIII</i>	2R14	5.0×5.5	5.0	S	0.657	2000	2200	15000	405	455	58.83	45.6	958	
<i>Leopard IIIA</i>	2R14	6.0×7.5	5.1	NA	0.633	1700	1870	1500	800	855	60.85	58.0	1703	
<i>Mongoose</i>	1R5	5.0×5.5*	5.0	NA	-	1850	2035	海面	155	165	36.65	45.6	370	7.5 は誤
<i>Lynx IVC</i>	1R7	5.0×5.5	5.0	NA	-	1900	2090	海面	215	240	46	45.6	515	

A., Swan, *Handbook of Aeronautics Volume II Aero-Engines, Design and Practice*. London, 1938.

Table I, p.6, より.

しかし、幾多の技術的改良、革新にも拘らず 1926 年以降、A.S. *Jaguar* は Bristol *Jupiter* や P&W *Wasp* の前に劣勢に陥り、他の製品もその大勢を挽回するには及ばなかった。A.S. は第二次世界大戦中、軍用練習機向けの *Cheetah* 約 4,000 基を製造した。1930 年から 1952 年まで、永らく製造された *Cheetah* の累計製造基数は 37,200 基を超えるという。この会社は 3 本のワークを同時に加工する主連桿機械加工用電気式倣いフライスの開発で知られる

<sup>68</sup> この“固定環”+ノックピン方式と“固定環”+擬似バヨネット仕掛は日本では特許ではなく A.S. のハーバート、ラングリー、タウンズに対する「昭和八年 實用新案出願公告第 3966 号」という形で格下げ認可されている。出願は 1932 年 8 月 6 日、公告は 1933 年 3 月 28 日であった。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』641~642 頁、参照。

が、かような技術もその製品の製造コスト低減に寄与したことであろう。

後述されるように、戦後、A.S.の航空発動機部門は Bristol の発動機部門と合併させられた。本業の自動車では“飛行機なみの品質を持つ車”が謳い文句となり、実際に A.S.車は高品質を以って聞え、1930 年代にはラリーの場での活躍が光っていた。戦後、A.S.は自動車界に復帰したが、1960 年、ホーカー・シドレー・グループは Bristol Aeroplane 社と合併、自動車製造は打切られた。

#### vi) Bristol Aeroplane Co.

RAE の研究成果を承け、成功を掴んだもう一つのイギリス企業が Bristol Aeroplane Co. である。航空発動機の開発は Bristol の Brazil Straker 工場で着手されていた。そして、Brazil Straker 工場の技師長 Roy Fedden は航空発動機界の異能者としてその名を残して行くことになる<sup>69</sup>。

1917 年 7 月、Brazil Straker 工場で試作完成に漕ぎ着けた発動機は 2R14-111×148mm の *Mercury* であった。この発動機は 300 馬力を安定的に発揮したが、航空補給廠は単列の ABC *Dragonfly* に魅惑され、*Mercury* は制式採用に到らなかった<sup>70</sup>。

続いて 1918 年のはじめに 1R9-146.05×190.5mm という大柄なプロポーション、とりわけ 3.75in.に相当する桁外れに長いストロークを持つ ABC *Dragonfly* の向こうを張ったような単列星型発動機、*Jupiter* が完成した。主連桿中心間距離も 13.5in.あったから、 $\lambda = 3.6$  となり、モデルにより差はあるものの、*Jupiter* は後の 3000 馬力級巨大発動機、Wright R-3350 *Duplex Cyclone* と比べても 10mm 小さいだけという大直径の発動機となった。この大直径は明らかに後の標準技術、NACA カウリング(米 1927)が発明される以前、発動機が剥き出しで装備されていた当時、気筒を機体外に積極的に突出し、風当りを良くして冷却性を確保しようとする思想の表現でもあったように想われる。

#### 図Ⅲ-Ⅱ-11 *Jupiter* VIF.ないしVIF.P 発動機搭載のプリストル *Bulldog* 戦闘機

<sup>69</sup> cf. Bill Gunston, *Fedden the life of Sir Roy Fedden*. Derby, 1998.

<sup>70</sup> Gunston, *Development of Piston Aero Engines*. p.124 に 拠れば、この初代 *Mercury* は 2 ストロークランクを有する複列星型発動機であったが、主副の別なく非常に薄い連桿が“side by side”にクランクピンを抱く構造であったため、前後バンクの気筒群は同一平面状ではなく螺旋状に、つまり、恰もスプリングワッシャのような恰好で展開せしめられていた。

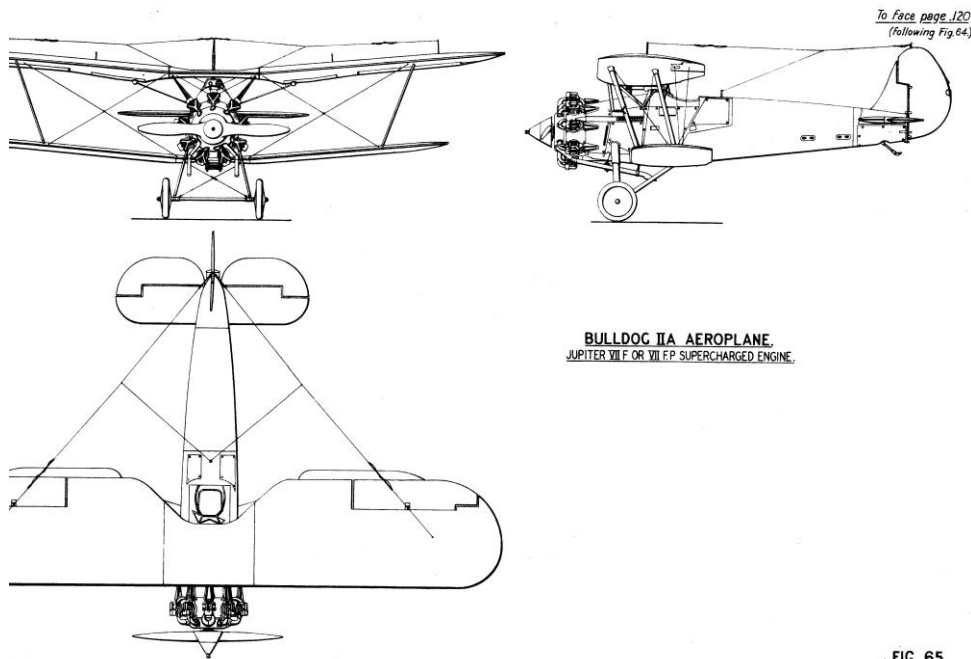


FIG. 65.

Air Ministry, *The Bulldog II A Aeroplane Jupiter VII F or VII F.P Engine*. London, 1932. Fig.65(To face page.120).

図Ⅲ-Ⅱ-11 のブルドッグ戦闘機は 1927 年に初飛行して以来、'30 年代中盤まで英空軍の主力として活躍し、総計 440 機ほど製造された。中島飛行機は 90 式艦上戦闘機開発の参考として 2 機、サンプル輸入している。結果的に 90 式は恰もブルドッグに時代の趨勢に合せてタウンンド・リング[英 1929]を装備したような機体となった。

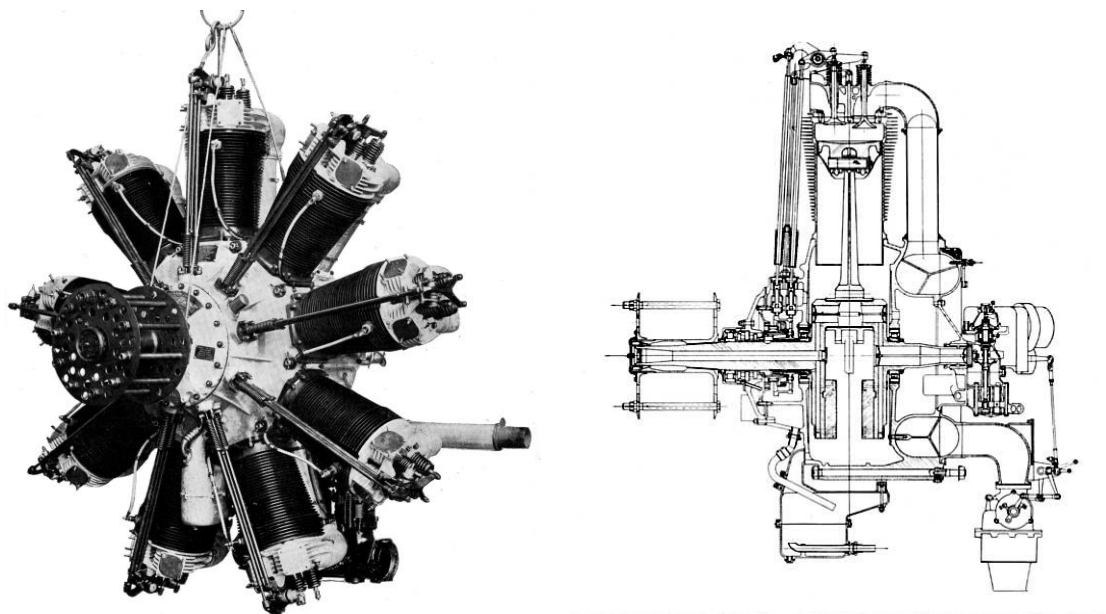
それはともかく、やがて *Jupiter* となるべき発動機によって当初、マークされた出力は 395 馬力程であったが、狙いは 500 馬力に定められており、やがてそれはクリアされて行った。これには過給機の発達が最も大きく寄与していた。とは言え、気筒頭結合構造や過給といった面に関する限り、この頃の Bristol は明らかに A.S.の後塵を拝していた。

*Jupiter* 完成の年, Bristol の Brazil Straker 工場は Cosmos 企業集団に買収され, Cosmos Engineering となった。しかし, 1920 年 1 月, Cosmos 倒産の結果, Brazil Straker 工場は *Jupiter* の技術を護りたい航空省の圧力の下, Bristol に買収されて Fedden らは元のサヤに納まった<sup>71</sup>。

図Ⅲ-Ⅱ-12 として掲げるのはその *Jupiter* の内, *Jupiter I Series IV*……普通には *Jupiter Mark IV* と呼ばれるモデルである。

<sup>71</sup> C.,F.,Taylor は *Aircraft Propulsion A Review of the Evolution Of Aircraft Piston Engines*. p.41 において *Dragonfly* 開発の失敗を論じつつ, This development finally became, through several changes in ownership, the Bristol Jupiter engine, …と述べているが, *Dragonfly* と *Jupiter* との間に技術的な“血の繋がり”などは無く, 本文記述の企業買収劇を膨らませた誤解に過ぎない。

図Ⅲ-Ⅱ-12 Bristol *Jupiter* I. Series IV



The Bristol Aeroplane Co.,Ltd. *Manual for the Care and Maintenance of Bristol Jupiter Aero Engines Type : Jupiter I. SeriesIV.* 1926. p.8, Fig.1, p.91, Fig.33.

断面図，吸気管の下に見えている 3 分割構造のモノは混合気分配の均一化を図るための Mixture Distribution Spiral と称する部品。捩れつつ環状をなす。

*Jupiter* は，その開発年代からして当然のことながら，無過給発動機としてスタートした。そして，体積効率を高めるため当初から複雑な 4 弁式気筒頭が採用されていた。また，稼働中における気筒胴の伸びを補正し，タペット隙間をほぼ一定に保つ機構が 1921 年 9 月リリースの *Jupiter* II 以降，装備されるようになった点も *Jupiter* のメリットの一つに数えられた<sup>72</sup>。

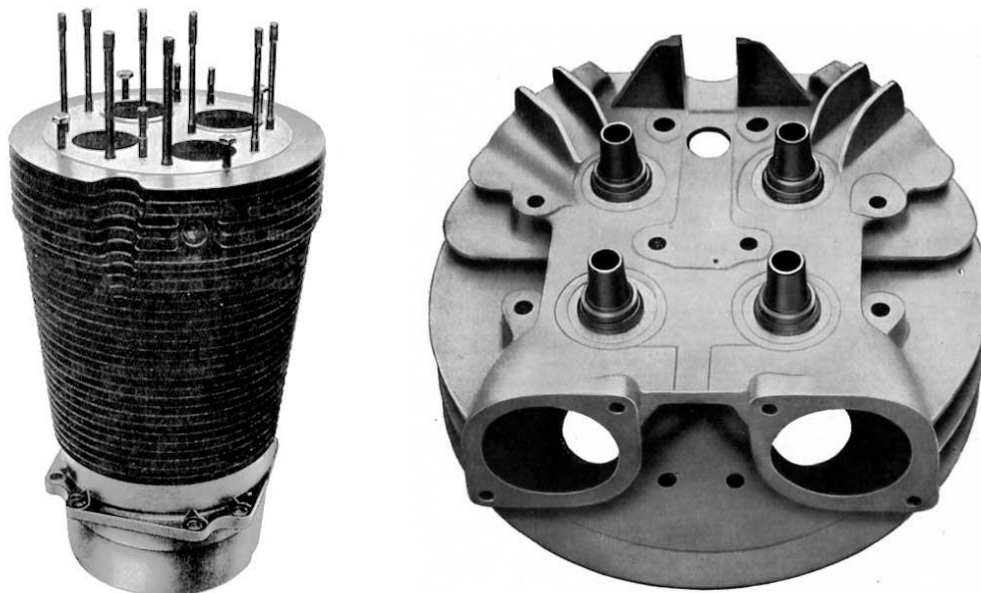
*Jupiter* の気筒頭結合は軽合金製 poulty head を天井付きの鋼製気筒胴に被せる構造，即ち，*Dragonfly* のそれと基本的に同一の方式を以って始まった(図Ⅲ-Ⅱ-13, -14)。これで暫くは大過なく経過したのであるから，放熱設計，加工精度(密着性)等の面で後者より幾分かは優れていたであろう。*Jupiter* が 4 弁式であったという事実も構造的煩雑さと引換えに気

<sup>72</sup> Gunston 『世界の航空エンジン ①レシプロ編』 51 頁，参照。この補正機構についてはストロークが矢鱈に長く，気筒の丈が大きいからこんな機構が必要になったのだと批判し得なくもない。なお，C.,F., Taylor は A.S. 発動機における同工の補正機構についてはあるが，「cyl. の膨張に対する compensation device があるが之れは米國の practice では行はれて居ない」と述べている。『航空発動機の設計に就て』 23 頁。

*Jupiter* に採用された補正機構自体については『航空用発動機の設計に就て』 Pl.5-6，その複製と思しき富塚 清・大井上 博編『航空発動機』共立社，内燃機関工学講座 第 9 巻，1935 年，143 頁，第 91 図，参照。これについては拙著『伊藤正男——トップエンジニアと仲間たち』日本経済評論社，1998 年，77 頁でも紹介しておいたから，もう繰返さない。

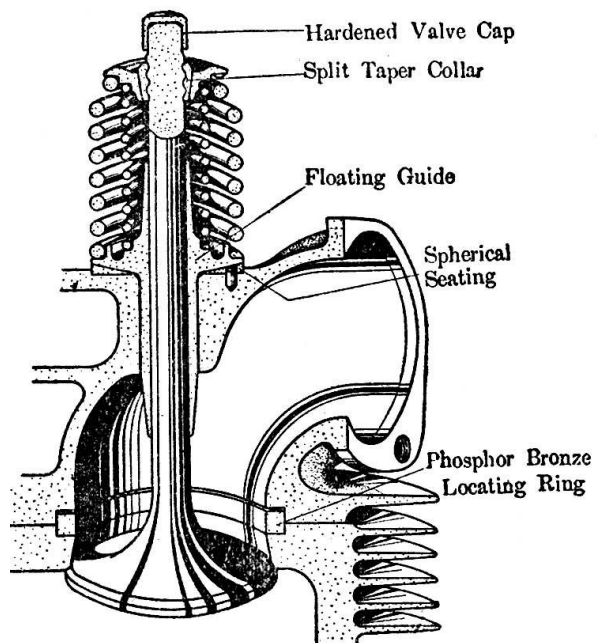
筒頭の冷却性確保に一役買ってはいたであろう。

図III-II-13 Bristol *Jupiter* I. Series IVの鋼製頭部一体気筒とAl製 Poultrice Head



*ditto.* p.12, Fig.3, p.13, Fig.4.

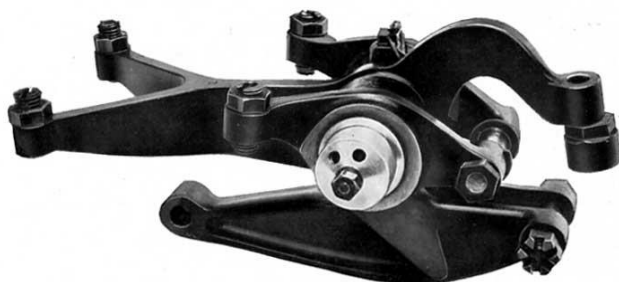
図III-II-14 Bristol *Jupiter* VI型に見る Poultrice Head の実体図



テラー『航空用發動機的设计に就て』Pl.5-5.

神蔵信雄『航空發動機的设计』工業図書, 1936年, 148頁, 第80図はこれの複製.

図Ⅲ-II-15 Bristol *Jupiter* I. Series IV型の Poultrice Head に取り付けられた弁揺腕



*ibid.* p.32, Fig.18.

長い“>—”が吸気。短く、プッシュロッドとピン結合される“コ”が排気。

*Jupiter* の気筒頭結合にねじ込み・焼嵌方式が導入されたのは過給方式を巡る試行錯誤が為される少し前、1925年辺りからであったらしい。その気筒頭は Y 合金(耐熱性 Al 合金)鍛造粗形材の全面機械加工品であり、この種のものとしてはパイオニアであった(図Ⅲ-II-16, -17)<sup>73</sup>。

*Jupiter* の内、型式称号の末尾に“F”の付くモノがこの気筒頭装備発動機に該当する。ねじ込み・焼嵌方式への転換によって 50 時間毎の頭部密着状況確認・修正作業は不要となった。また、相変わらず 4 弁式ながら、燃焼室は従来のパンケーキ状から吸排気弁に 60° の挟み角を与えたペントルーフ型燃焼室へと進化した。中島飛行機は 25 年 12 月 31 日、

---

<sup>73</sup> Al 合金製ピストンは 20 世紀のごく早い時期に誕生したが、Cu : 3.5~4.5%, Si < 0.7%, Mg : 1.0~2.0%, Ni : 1.5~2.5%, Fe < 0.8%程度を含み、耐熱性に富む Al 合金である Y 合金は 1921 年、ジュラルミンの耐熱性向上研究の成果として W., Rosenhain(英)によって開発された。元々この合金は鋳造用であったが、必ずしも鋳造性には優れず、強度的に優る鍛造粗形材として航空発動機用ピストン等に使用されるに到った。もっとも、Y 合金は自動車機関用ピストン材としてはほとんど用いられていない。

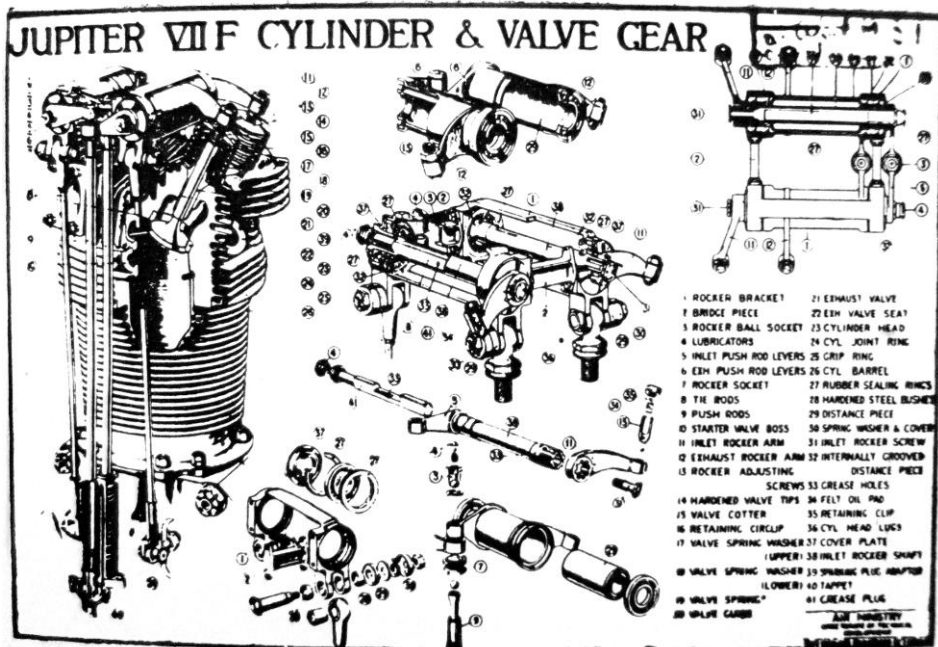
当然ながら軽合金ピストン材は重金属含有率が低いほど軽かつ安価に仕上がる。このため、現在の Al 合金鍛造ピストンには 1920 年、A., Pacz(米)の発明になる Si 11~13.5%と Cu をごく僅か含み微量の Na 添加によって Si の結晶を微粒化させた鋳造用 Al 合金“シルミン”に Ni を 0.5~1.3%添加したような Alcoa 4032 の相当品が用いられている。Si は合金の熱膨張率を下げ、耐摩耗性・耐焼付性を向上させ、湯流れを良くし、軽くするという八面六臂の活躍をする添加元素である。

なお、今日、ほとんどの Al 合金ピストンは生産性に優れた鋳造品となっており、その材料には 1931 年に Alcoa が特許を取得した Lo-Ex 相当品がほぼ全面的に用いられている。こちらにも Si を 7~15%, Ni を 1.0~2.5%含む軽合金である。

軽合金ピストン材料の変遷については「自動車用ピストン」編集委員会『自動車用ピストン』山海堂、1997 年、2~9 頁、山縣 裕『現代の錬金術 エンジン用材料の科学と技術』山海堂、1998 年、第 2 章、参照。同時代の一般的文献としては澤本八衛(日本製鋼所→名古屋帝大)『航空機発動機用軽合金』山海堂理工学論叢(11)、1943 年(『内燃機関』No.57, 1942 年からの再録)を挙げておく。

Jupiter VIFA 型の製造権を購入している<sup>74</sup>.

図III-II-16 ねじ込み・焼嵌頭部を与えられた Jupiter VII F の気筒回り



テラー『航空用發動機的设计に就て』Pl.3-13 より(画像の歪みはデジカメ撮影のため)。

テラーはこの気筒頭設計に対して以下のように興味深く、かつ、かなり批判的なコメントを述べている。

Jupiter VII F forged “Y” Alloy の機械仕上 cyl. head であるが米國の casting は熱處理に依つて十分に信頼性あるものが出来るから斯様な高價なものは米國の趣味には副はぬものと思ふ。剩つさへ Jupiter の VII, F の cyl. wall の厚いことは非常なものゝ様に観える。米國の Al.casting の内【肉の誤植か?】の薄いものを使用するのは他國に比して casting がよく出来るからである(23 頁)。

このコメントはあくまでも 1931 年の状況を反映するものであった。1940 年頃になると、發動機の高過給・高負荷化、燃費低減(希薄燃焼化)を支えるため、ライト社も P&W 社も比強度が高く、細かいピッチで深い冷却フィンを削り出すのに適した軽合金鍛造粗形材製の気筒頭を導入して行くことになる。

74 陸軍航空技術學校『「ジュ」式四五〇馬力發動機分解組立教程 附図 附表 附録』1936 年 3 月, 同『發動機工術教程(「ジュ」式四五〇馬力發動機一型)』1938 年 4 月, 関根隆一郎「中島飛行機發動機 20 年史」『航空情報』No.8, 1952 年, Gunston『世界の航空エンジン ① レシプロ編』51 頁, 同『航空ピストンエンジン』168 頁, 中川良一・水谷総太郎『中島飛行機エンジン史』増補新装版, 酣燈社, 1987 年, 27~33, 35, 168 頁, 参照. Jupiter VI~VII 型については拙稿「Bristol Jupiter 航空發動機 V 型から VI, VII, VII F 型への進化」(→ IRDB), 参照。

図Ⅲ-Ⅱ-17 *Jupiter* (F付モデル)のねじ込み・焼嵌式 Y 合金鍛造削り出し気筒頭と気筒



J.,L., Ower & E., Ower, *Aviation of To-Day*. London, 1930, Pl.108.

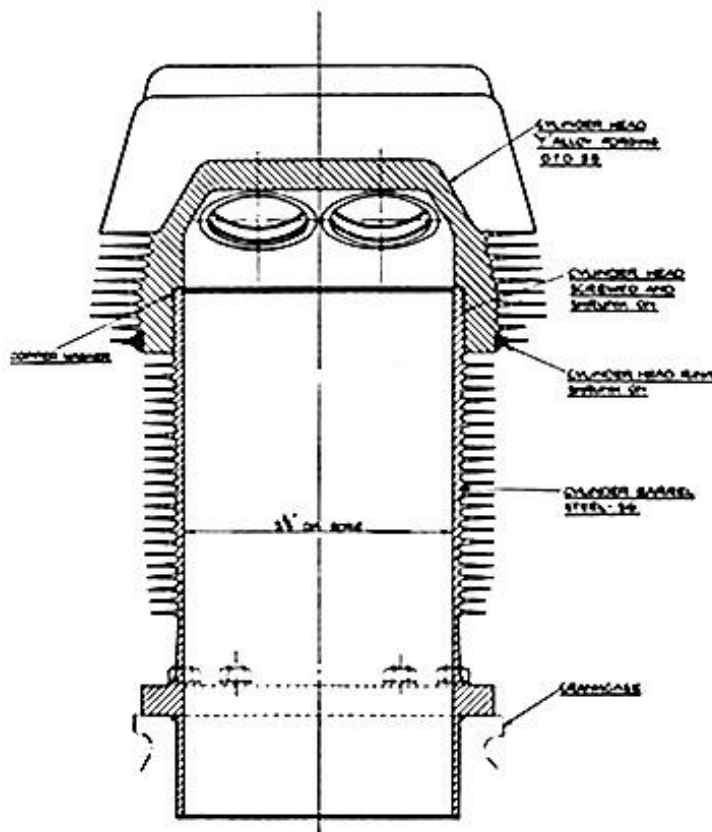
D.,R., Pye に拠れば，この時期の *Jupiter* 気筒における放熱面積は気筒頭が  $0.48671\text{m}^2$ ，胴部が  $0.3323.7\text{m}^2$  であり，全放熱量を軸馬力の 60% と仮定した場合における風速 100mph. の下での放熱率はそれぞれ  $210.9\text{kcal/min.}$ ， $129.3\text{kcal/min.}$  であった<sup>75</sup>。

図Ⅲ-Ⅱ-17 の下に見える円環は“Cylinder Head Ring”と称する鋼製品で，気筒頭最下段冷却フィンの下の方筒部外周に焼嵌される。このリングは軽合金と鋼との熱膨張率の差により，高温時，軽合金がはみ出して永久変形し緊締力を失うため長く採用されることにはならなかった。後述のように，アメリカでは試作品段階で試用されたに止まる。ここでは *Jupiter* の改良強化型後継機，*Pegasus* における使用状況を図Ⅲ-Ⅱ-18 として示しておく。

図Ⅲ-Ⅱ-18 Bristol *Pegasus* における“Cylinder Head Ring”の使用状況

<sup>75</sup> Pye 『航空發動機』150 頁，第 32 表，154 頁，第 33 表，参照。





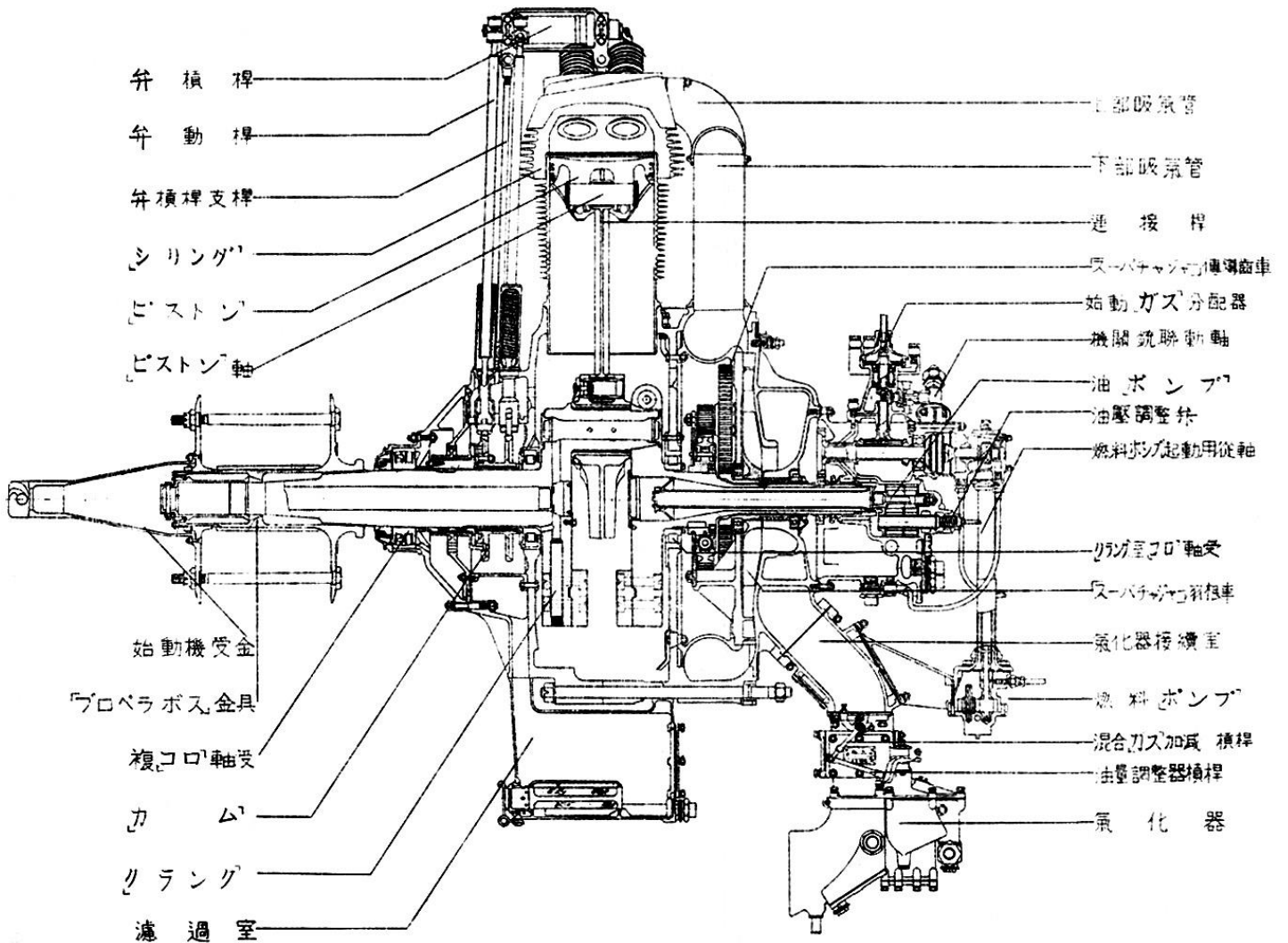
Swan, Handbook of Aeronautics Vol. II Aero-Engines, Design and Practice. p.18 Fig.2.

なお、極東におけるブリストルのライセンシー、中島飛行機は当初、*Jupiter* VI~IX型を忠実にライセンス生産したが(図Ⅲ-II-19~21)、やがて *Jupiter* をベースとし、これを逐次アメリカナイズしつつ壽を開発、量産して行った。中島はとりわけ生産性に劣る鍛造粗形材からの削り出し気筒頭と4弁式とを毛嫌いしたようで、新進のP&W *Wasp* やライト *Cyclone* におけるシンプルな2弁式構造の鍛造気筒頭その他に飛び付き、二度と再び軽合金鍛造削り出し気筒頭に回帰することはなかった<sup>76</sup>。

<sup>76</sup> 中島飛行機製作所が *Jupiter* の気筒頭に難渋していた頃の同時代資料としては僅かに同社「調査報告 第二十三號 航空輸送會社納『ジュピター』六型發動機(6019号)ニ起レル吸入弁頂部破折事故ニ對スル調査」(1930年9月)を参照し得たのみ。6型はポールティス・ヘッド・Y型吸気揺腕付きで、事故は飛行中の水上機に生じた第3気筒右側吸気弁(イギリス産Co-Cr鋼製)桿部上端部コッタ溝からの折損→ピストンスタンプ・弁桿首部屈曲→気筒頭吸入孔頂面損壊→弁案内・弁バネ飛散→異常振動→不時着水。原因は材料の内部欠陥に帰せられた。当時の全般的状況については『中島飛行機エンジン史』39~42頁、参照。

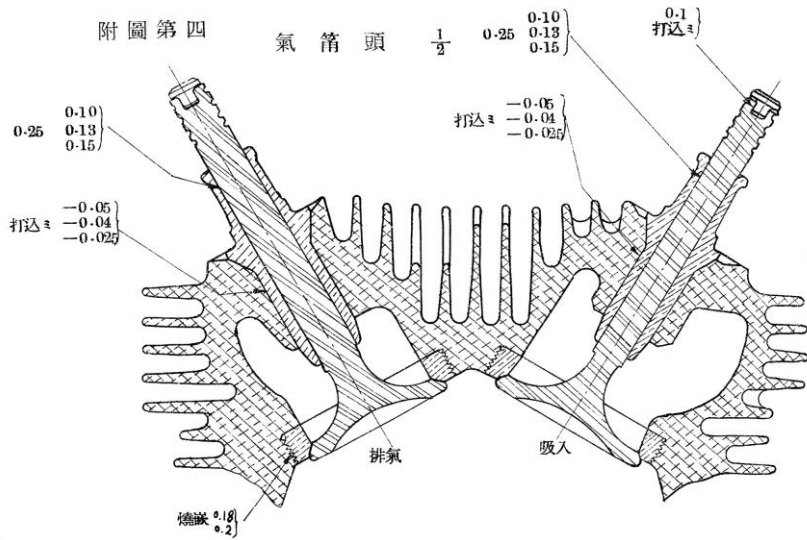
ちなみに、2弁式への転換は壽二型改一から。横須賀海軍航空隊『壽發動機参考書』1941年、第四図、本文11頁、参照。なお、壽一型、二型の解説書としては昭和十一年四月教官海軍機關大尉原田榮治編纂、昭和十四年十月再版『壽發動機参考書』発行主体不明(霞ヶ浦海軍航空隊らしい)、も参照。この資料は同航空隊関係者らしき人物によって表紙撤去の上、1940年頃、数冊に合本された教科書類綴りの中に含まれている。

図III-II-19 中島飛行機で製造された *Jupiter* VIIF 型発動機



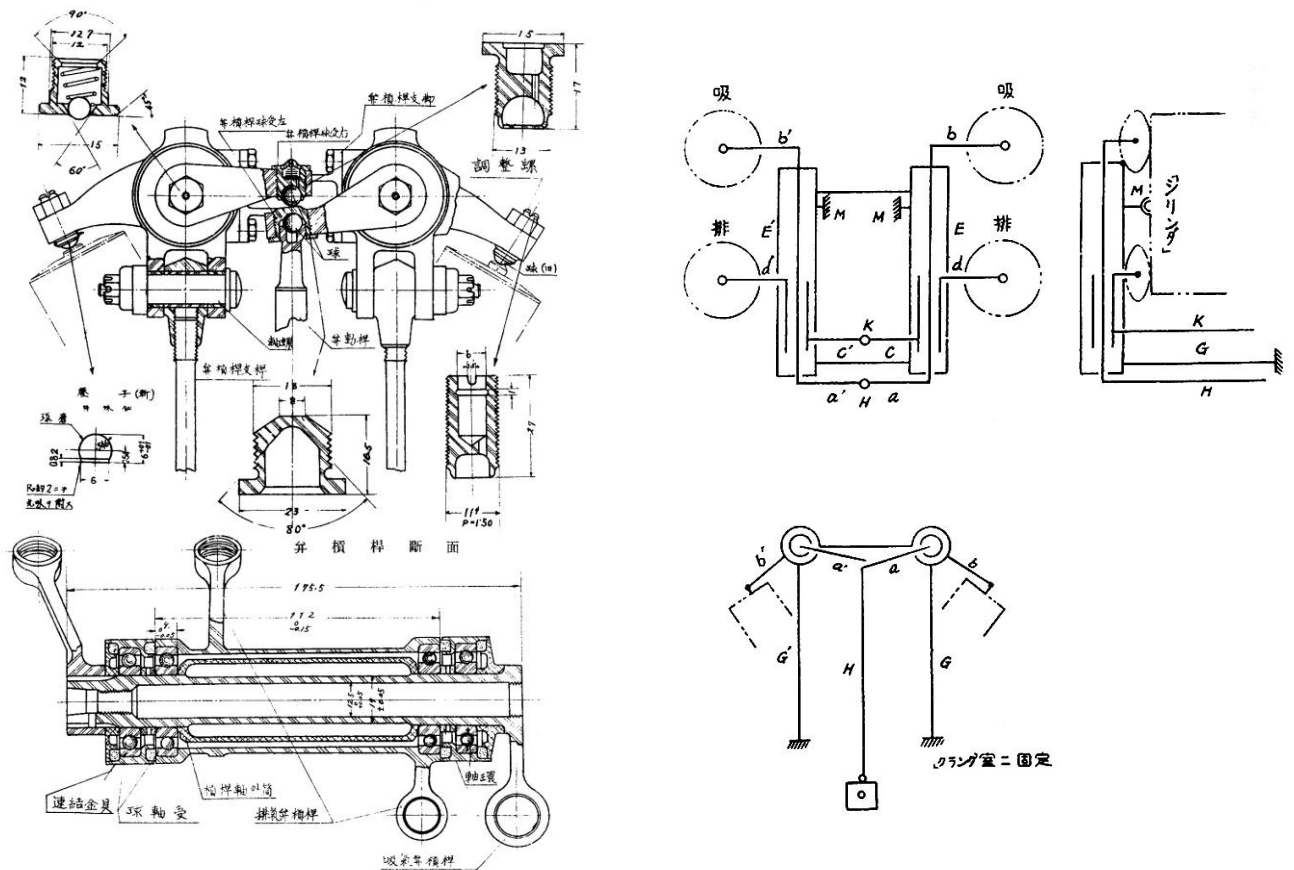
陸軍航空技術學校『「ジュ」式四五〇馬力發動機分解組立教程 附圖 附表 附録』より。

図III-II-20 中島 *Jupiter* VIIF 型 = 「ジュ式 450 馬力發動機」の気筒頭要部(嵌合図)



所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』卷二，1934年，338頁，付図第四。

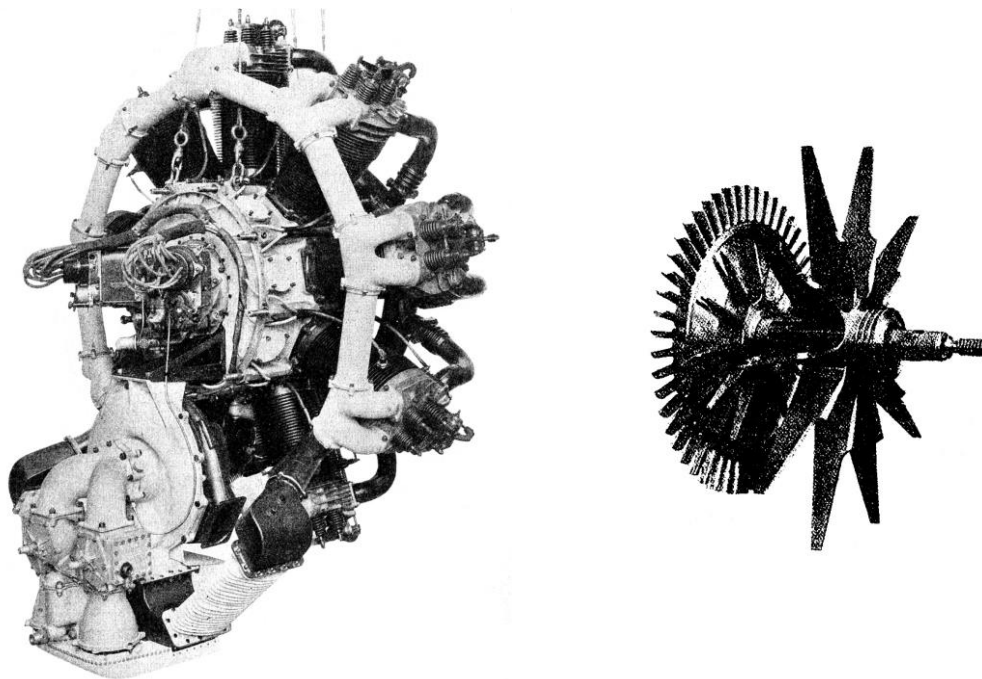
図III-II-21 中島 *Jupiter* VII F 型の複雑な弁揺腕回り



陸軍航空技術學校『「ジュ」式四五〇馬力發動機分解組立教程 附図 附表 附録』より。

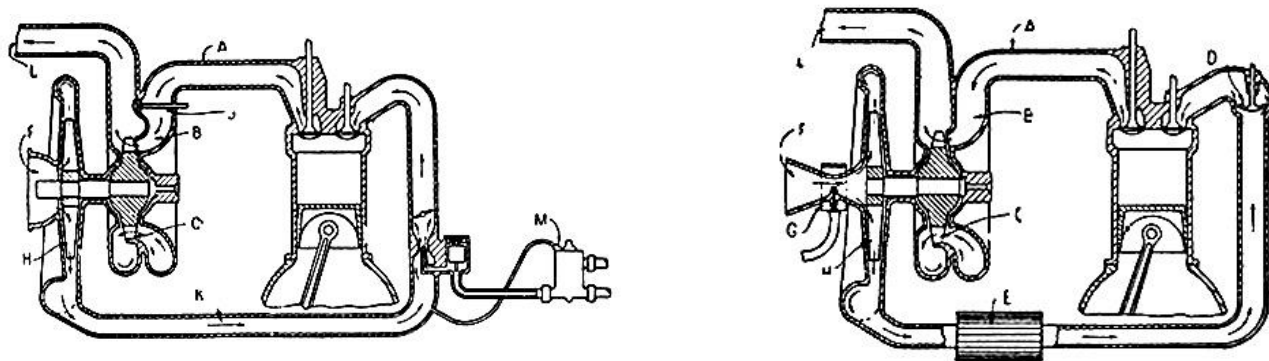
Gunston に拠れば, *Jupiter* に機械式過給機が導入されたのは Mk.VII からで, 投入年次は 1926 ないし '27 年 の よう である. 興 味 深 い こ と に ブ リ ス ト ル に お い て は こ れ と ほ ぼ 同 時 に 排 気 ガ ス ター ビ ン 過 給 機 実 用 化 へ の 取 組 み が 為 さ れ つ つ あり, 排 気 ター ビ ン 過 給 機 付 *Jupiter*(図 III-II-22, -23) は 460 馬 力 程 度 の 出 力 を 発 揮 し た.

図 III-II-22 排気ガスタービン過給機付 Bristol *Jupiter*



H., Katz, *Neuzeitliche Flugmotoren*. S.295 Abb.336, S.296 Abb.337.

図 III-II-23 排気ガスタービン過給式 *Jupiter* における気化器二様式



*ibid.*, S.297 Abb.338, 339.

過給システムは「ターボ圧縮機→押し込み気化器→気筒」方式から「吸込み気化器→ターボ圧縮機→給気冷却器→気筒」という方式へと改良されたが, 結局どちらもモノにはなら

ず、機械式過給機に途を譲ることとなった<sup>77</sup>。

そして、機械式過給機は1速型から2速型、更には2段型へと進化し、ピストン航空発動機進化の要請に応えた。これば単にブリストルないしイギリスに限られた現象ではなかった。C.,F., Taylor は、排気ガスタービン過給機に関して、蓋し「この極めて有効な装置がアメリカの外でかくも僅かな進歩しか享受しなかったのは驚くべきことである」と述べている<sup>78</sup>。

*Jupiter* の量産型は Bristol では1920年から'35年頃にかけて1910基製造された。その後、主力はこれを165mmにストロークダウンした2代目 *Mercury* へと移行し、その生産累計は'27~'40年に3168基に達した。中島飛行機は'30年にその製造権を購入し、自社製品の技術的洗練の参考とした<sup>79</sup>。

一方、Bristol は更なる高出力を追い求め、1932年からは再び *Jupiter* と同じプロポーシオンを有する改良強化型発動機を投入した。これが *Pegasus* である。*Mercury* と *Pegasus* は100オクタン燃料を焚き、可変ピッチプロペラを装備したイギリス最初の発動機でもあった<sup>80</sup>。

この内、*Pegasus* は *Jupiter* 系発動機中の最量産機種となり、'32~'44年に8,273基が製造された。これは Bristol の航空ピストン発動機としてはスリーブ弁機 *Hercules* の10,878基に次ぐ量産規模であった。そして *Jupiter* 系三羽鳥、*Jupiter*, *Mercury*, *Pegasus* は国内の受託生産会社や国外ライセンスに依って実に総計約4万基が製造された。わが中島飛行機がその一員であった点については既に縷説した通りである。本家における改良を逐次採り入れた中島は *Jupiter* 6~9 を総計600基ほど製造している<sup>81</sup>。

さて、ブリストル社における *Pegasus* 空冷気筒の製造工程については当時の邦語文献に比較的良くまとまった資料が残されている。よって、さして珍しくもないとの誇りは覚悟の上で気筒胴、気筒頭の順にこれを紹介しておくことにしたい<sup>82</sup>。

Cr 鋼製気筒胴の鍛造粗形材粗加工品から機械加工仕上り品までの推移は図Ⅲ-II-24, A-D に、ワーク B の専用多刃旋盤へのチャッキング状況と外周旋削用刃物の配置については図Ⅲ-II-25 に示されている。これを併せて見て行く。ワークは図Ⅲ-II-24A のように粗加工

<sup>77</sup> Bristol におけるターボ過給 *Jupiter* 開発については cf. H., Katz, *Neuzeitliche Flugmotoren*. Berlin, 1928. SS.295~299.

<sup>78</sup> コメントは C.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. p.72 より。

<sup>79</sup> 『中島飛行機エンジン史』35, 40, 168頁, 参照。

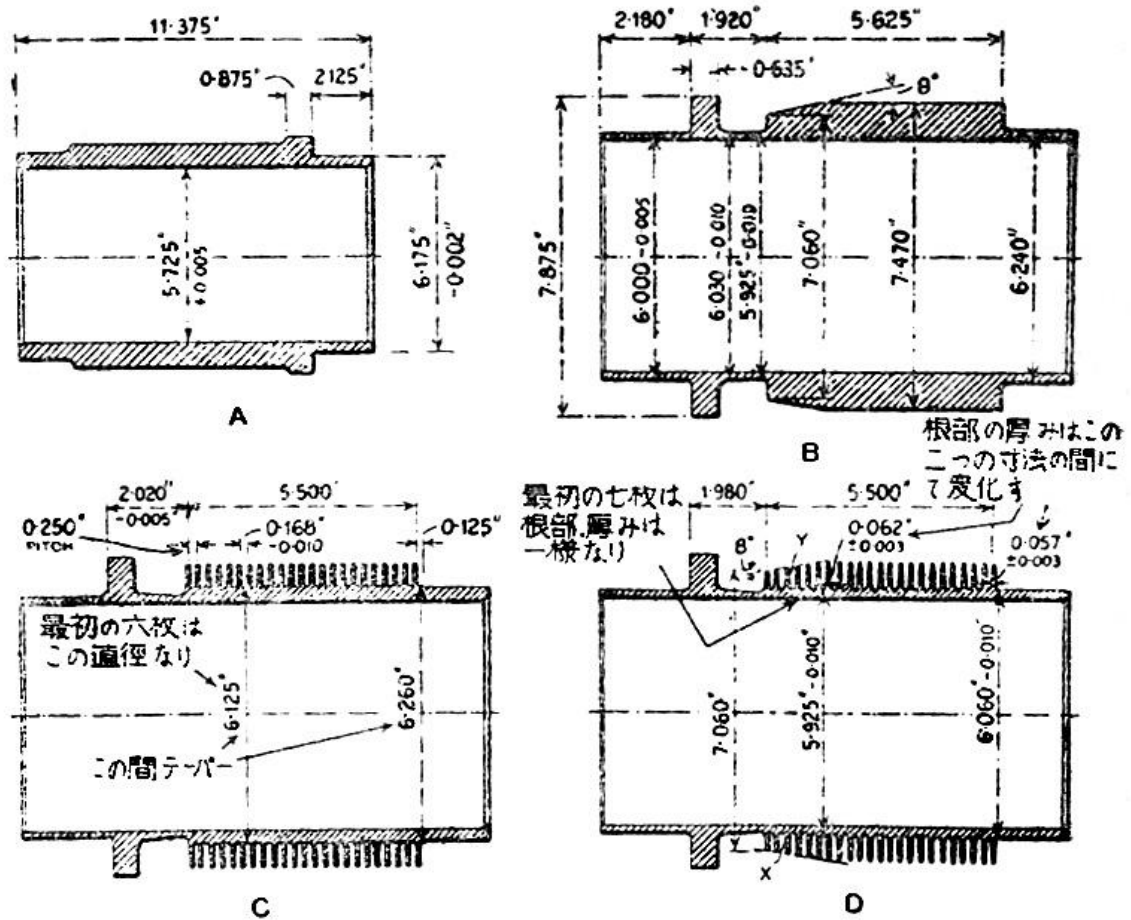
<sup>80</sup> Gunston 『世界の航空エンジン ①レシプロ編』52頁, 参照。

<sup>81</sup> cf. Gunston, *Fedden*. p.329 Appendix II. この数字は『世界の航空エンジン①レシプロ編』52頁の「ペガサスは17000基を生産して1942年に製造を打切られた云々」の記述と齟齬するが、体系的な数値データとしてはこちらが優先されるべきであろう。中島の事蹟については『中島飛行機エンジン史』27~33頁, 参照。

<sup>82</sup> 東・三枝前掲「発動機工作法——航空発動機——」(内燃機工学講座 第7巻『発動機工作法』, 所収), 78~85, 89~92頁, *Herstellung und Baustoffe luftgekuhlter Sternmotoren. ATZ, Jg.42, Heft 1, 1939*/友塚清訳「空冷星型発動機の政策並構造材料」『内燃機関邦譯文獻集』第4巻 第6号, 1939年, 参照。

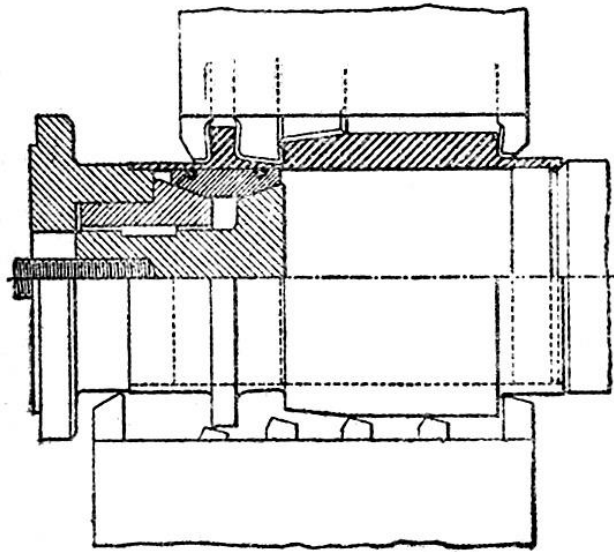
され、熱処理の後、Herbert 自動旋盤によって内外径荒削り、両端面取りされる。続いて、専用多刃旋盤 Drummond Maxicut Lathe にクランク室取付フランジの在る強度の高い位置で円錐面を用いた内部拡張式機構によってチャッキングされる。ここに用いられる一種のカム機構自体はホーニング・ヘッドの拡張機構と同工である。

図III-II-24 ブリストル社における *Pegasus* 空冷気筒胴の機械加工工程



東・三枝「航空發動機」78頁，第65図。

図III-II-25 *Pegasus* 空冷気筒胴ワークのチャッキングと外径旋削刃物の配置



東・三枝「航空發動機」79頁，第67図.

摩擦拘束されたワークはこの Maxicut Lathe によって先ず外径加工される．前方刃物台に6個，後方刃物台には4個のバイトが見える．次にフィンの削り出しが行われる．その後部刃物台には幅 0.168in.(4.27mm)の突っ切りバイト 24本が並んでおり，一様厚さ 0.062in.(1.57mm)のフィンが削り出される．

フィンの断面には熱が外に逃げて行ってもその内部において周辺部に向う内部の熱流密度が一定に保たれるような先細りの形状が与えられねばならない．理論的には互いに接線をなす2つの放物線によって構成される凹状放物線断面が最適となるが，これでは製造上，大いに無理がある．そこで，一般には単純なテーパ断面とすることになる．ブリストル社においてはこの加工のため，Maxicut Lathe の前後に夫々22本のバイトを担持する摺動刃物台を設置し，前後の工具をワークに対して各 $2^\circ$ 傾斜せしめ，前方からはX面，後方からはY面のみを削り出し，都合 $4^\circ$ のテーパを持つフィン群を成形させる手法を採っていた．同時に44本の工具から排出される切粉の絡み付きを防ぐため，その工作は $30\text{kg}/\text{cm}^2$ もの高圧切削油を工具に噴射しつつ実施された<sup>83</sup>．

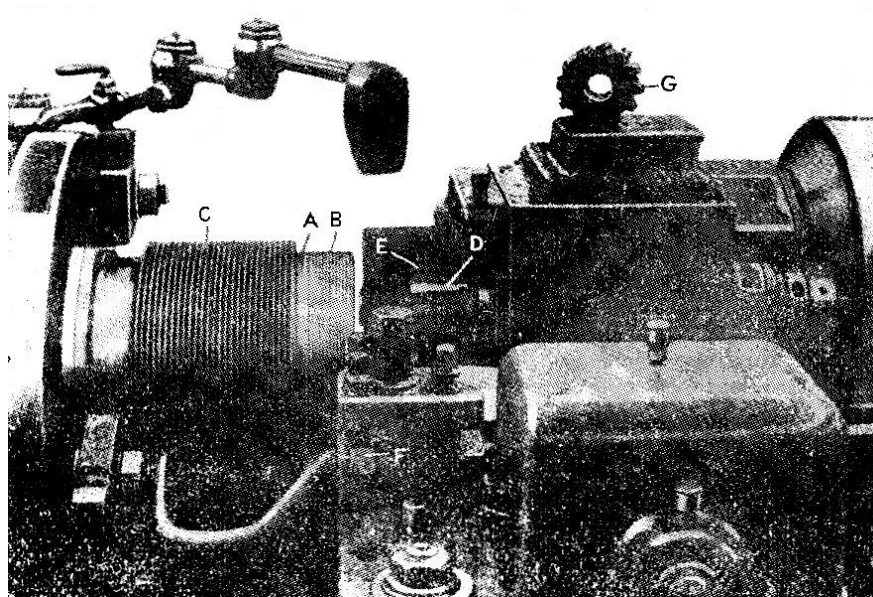
次に，Norton 46K アランダム砥石を用い， $0.05\text{mm}$ の仕上代を残して気筒内径を研削すると共に，焼嵌後の気筒高さ調整代となる $1.6\text{mm}$ 程度を残して気筒下部とフランジ面とを研削する．

気筒頭との結合ねじは多山ねじフライス盤(短床ねじ切りフライス : short thread miller)にて切る(図Ⅲ-II-26)．この機械はワークをチャックにくわえて回転させながら，多山ねじフライス

<sup>83</sup> 海軍広工廠における火星20型の当該部加工は『フェイ』型自動旋盤』によって行われた．「所要加工時間 19分」とある．檀 正二編『第十一海軍航空廠発動機部(広海軍工廠航空機部発動機課)之記録』私家版，1983年，43頁，参照．

と呼ばれるネジ切り用の工具(図Ⅲ-Ⅱ-27)を同一方向に回転させつつ押し当て(切込み), 主軸回転と同調させつつ 1 ピッチ送りをかけてねじを切る. 多山ねじフライス盤は比較的短い雄ねじ・雌ねじを高い精度で多量生産するのに適しており, 加工はワークがほぼ 1 回転する内に終了する. 多山ねじフライス盤を用いれば, 旋盤(バイト)や単山ねじフライス盤を用いて切る場合と異なり, 送りをごく短く取れるから親ねじの摩耗に対する不安も少なく済む<sup>84</sup>.

図Ⅲ-Ⅱ-26 多山ねじフライス盤によるねじ(B)の切削



東・三枝「航空發動機」80頁, 第70図.

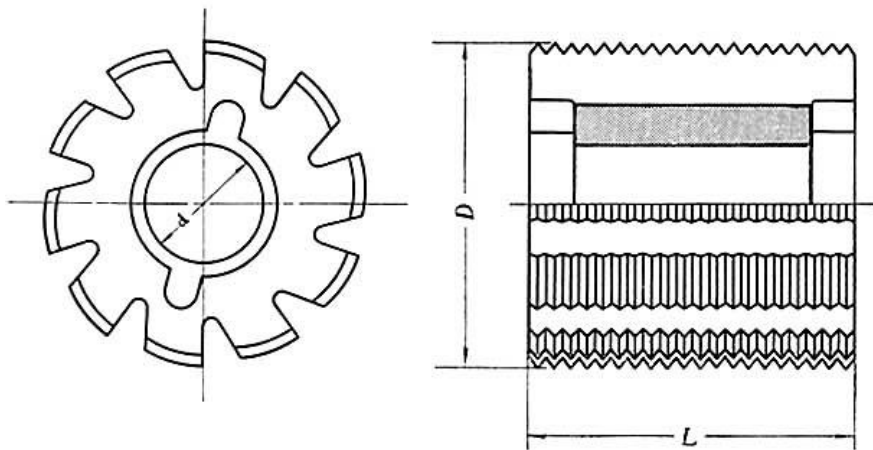
Gが多山ねじフライス. Cはフィン. Dは多山ねじフライスがセットされている状況のようである.

図Ⅲ-Ⅱ-27 多山ねじフライス=Thread Milling Cutter

<sup>84</sup> ねじフライスとそれに依るねじ切り作業については本間憲治「短床ネジ切フライス盤作業の活用範囲とその使用法」『工作機械』第4巻 第2号, 1941年1月, 柴田荘次『ねじ——工作法・材料——』岩波講座機械工学[Ⅱ 機械の要素], 1943年, 第4章, 畠村 易『自動工作機械』地人書館, 1968年, 92頁, 機械製作法研究会編『最新 機械製作』養賢堂, 1974年, 250, 258-259頁, 参照. 因みに, 単山ねじフライス盤は親ねじのような長い精密ねじの切削に用いられる.

なお, 海軍広工廠における当該ネジ加工には切削開始部の不完全ネジを除去する平行切れ刃「ネヂ払ヒ」を持つ多山ねじフライスが使用されていた. 「所要加工時間 16分」とある. 檀前掲書, 44頁, 参照.





不二越鋼材工業(株)『NACHI印 製品寸法表』第十二巻, 1941年, 107頁, より.

多山ねじフライスは“ねじホブ”通称されるが, ホブのようなリードは無い(ねじ状を呈してはいない). また, 雌ねじを切るためにはシャンク付きの“ねじホブ”が用意されている.

なお, 東・三枝前掲「航空發動機」より3年後の文章である前掲 *ATZ* 記事に拠れば, 1in. ストロークダウン型である *Mercury* の気筒胴は Cr-Mo 鋼製となっており, 荒削り(中グリ, 旋削)後, 500°Cにて8時間, 焼均し, 外面に錫引き, 内面を研削して72時間480°Cにて内面窒化を施し, 仕上加工に回されたとある. 高回転化への対策として気筒摺動面の強化が進められたのであろう. 窒化の導入は *Pegasus* についても同様と考えられる. また, *Pegasus*, *Mercury* 共に胴部フィンの枚数は39枚となっており, 旧型 *Pegasus* の23枚より飛躍的に冷却面積が増大せしめられた様子が窺われる.

内面窒化を施すようになる以前における気筒胴内面硬化策の有無については必ずしも明らかではない. 元空技廠材料部技師・海軍技術少佐, 佐藤忠雄が我国において發動機の性能向上に伴い Al-窒化鋼製気筒胴に内面窒化が施されるようになる以前:

比較的低馬力の發動機ではシリンダに主として Cr 鋼が使用され, シリンダ胴内面焼入が行われた. その方法は焼入油を加圧してシリンダ胴内面に噴射するもので各工場ごとに独自の装置が設備された.

と述べているところからすれば, 一般に胴部を加熱後, 一種の油噴霧に依る表面の焼入硬化法が施されていたのであろう. 「各工場」とは勿論, 日本のそれを指すものと想われるが, その技術的源流は言うまでも無く英米のメーカーにあった<sup>85</sup>.

Y 合金鍛造品, と言っても単なる 12.5kg の軽合金塊から僅か 6.9kg の気筒頭を削り出す加工の手順は気筒胴のそれより遥かに複雑で, 実に 49 工程から成っていた. しかし, 鑄造気筒頭が加工の推転と共に取扱不良に因るフィン欠損を生じ, 途中廃棄に到り易いという

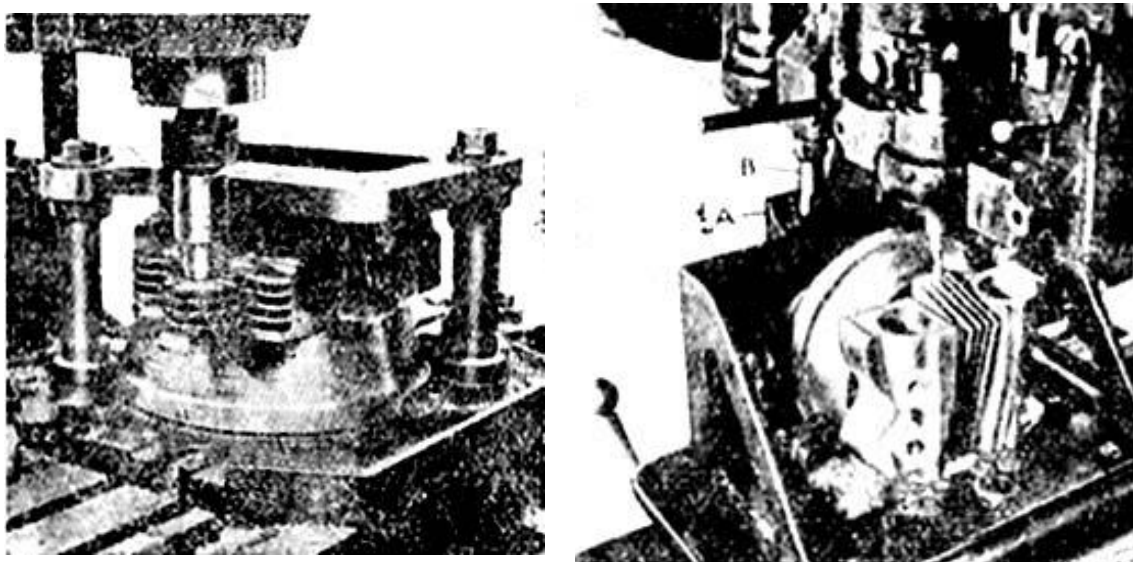
<sup>85</sup> 佐藤忠雄「2. 熱処理」日本機械学会『日本機械工業五十年』1949年, (19. 金属加工), 906頁, 参照. 佐藤忠雄については碓 義朗『海軍技術者たちの太平洋戦争』光人社, 1989年, 85~86, 94, 269~270頁他(人名索引アリ), 参照.

実勢に鑑みれば、鍛造方式のコスト・ペナルティーは事実上、存在しないと解説されている。

まず、粗形材は 350℃にて 3 時間保持し、軟化せしめられる。次に、自動旋盤を用いてこの軽合金の塊を大雑把な外形に旋削し、フランジを削り出し、その内部＝燃焼室ドームになる部位はターレットに保持されたバイトで中グリする。次に、後の作業における位置決めのため、フランジ面に 2 個のロックピン穴を穿っておく。

旋削後、フライス加工が行われ、頂部の表面、フィン溝、吸排気弁室周りの外形、弁バネ座等が削り出された。それは 4 弁式のため、実に厄介な作業となる。両側面凹部の削り出し、フィン溝、その底部の成形には Hurth Keyway のフライス盤や Pratt & Whitney の倣いフライス盤等が用いられた。ミリング作業には捩れカッタ、スロット・カッタ、エンドミル(燃焼室弁座面)等が駆使された。フランジ後部のフィン削り出しには旋削が用いられた。しかし、全般的にフィン根元の成形にはエンドミルが用いられた(図Ⅲ-II-28)。

図Ⅲ-II-28 フィン溝のフライス加工例



東・三枝「航空發動機」83 頁，第 79 図，84 頁，80 図。

微妙な曲線を成形する仕上加工には動力を用いつつ、人手による制御に頼る研磨装置やケーブル伝動の手持ちグラインダが用いられた。弁座環は元々、Al 青銅製であったが、含鉛ガソリンにより腐蝕を生ずるに到ったため、耐蝕性、高温強度に優れ、軽合金と似た熱膨張率を有する Ni-Mn-Cr 鋼製・ステライト盛に切替えられた。嵌入はねじ込み式で、その雄ねじは多山ねじフライス盤で切られ、ダイヤモンド砥石で研削された。これを 380℃に加熱された気筒頭に人力でねじ込み、凹みの周囲を高速鋳打ハンマで叩き出して緩み止めとした。点火栓座も同様にねじ込み・焼嵌された<sup>86</sup>。

<sup>86</sup> 弁案内についての記述は見当たらない。弁は ATZ 記事では吸排気共 Cr-Ni 鋼製で排気弁は軸中空の Na 冷却弁。軸部は吸排気共、窒化、弁面ステライト盛、軸端部に非常に硬い

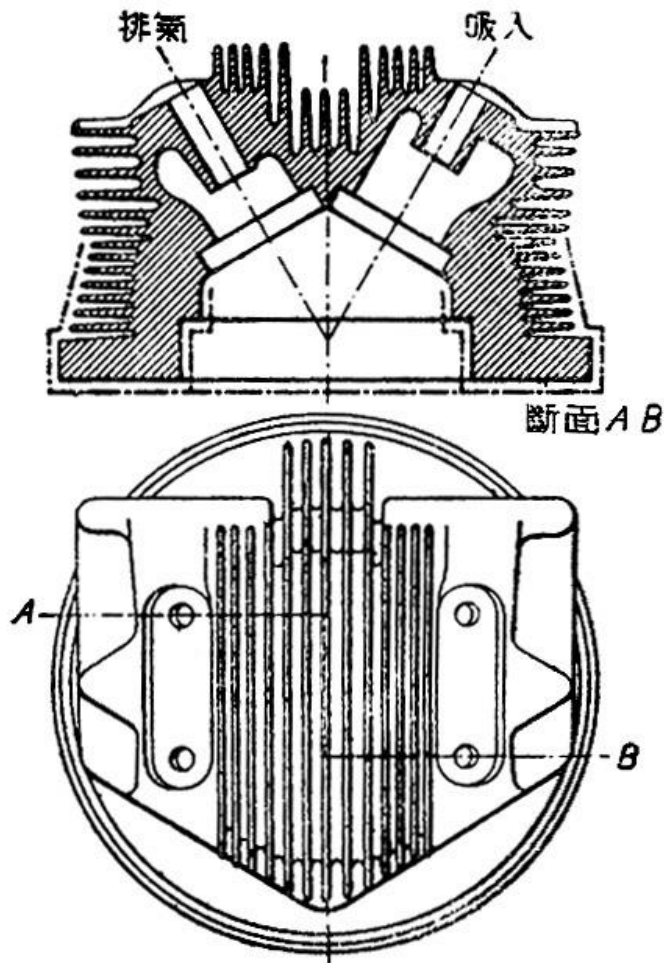
ブリストル社における *Pegasus* 空冷気筒頭(図Ⅲ-Ⅱ-29)の内面，とりわけ気筒胴との結合ねじ部の雌ねじ加工工程については資料に明確な記述が無い．一般論としては多山ねじフライス盤でも雌ねじ切りが出来るから，同じピッチ，呼び径の雌ねじの切削に他の工作機械を用意するのは酔狂以外の何ものでもなく，加工のある段階でこのフライスに掛けたものと観て誤りは無いと思われる．

他の方途としては“自動萎縮タップ”を用いる工法が紹介されている．これは気筒ねじ呼び径に合致した巨大なタップではあるが，ムクの工具ではなく，タップのカッタ部を夫々独立させラックカッタ化したものであり，そのヘッドにはラックカッタ(例えば 4 本)を円錐カム等によって一斉に出し入れするホーニング・ヘッド様の機構が仕込まれていたようである．従って，ねじを切り終えた時点でラックカッタ群を一斉退縮させれば逆転をかけることなく一気に工具を引き抜くことが出来て生産性が高い上，逆転・引抜の過程において切られたねじを切粉等の噛み込みにより傷付けてしまう惧れも無い．つまり，それは雄ねじ切りにおける“自動開閉ダイヘッド”を裏返しにしたようなタップである．

#### 図Ⅲ-Ⅱ-29 ブリストル *Pegasus* 空冷気筒頭

---

Ni-Cr 鋼小片を溶接．弁頭部から軸部への移行部には耐蝕性 Ni-Cr 合金 Brightray が 0.5mm 厚メッキされている．



東・三枝「航空發動機」81頁，第72図。

断面図外周に引かれた一点鎖線により最初の粗旋削の外形を示す。

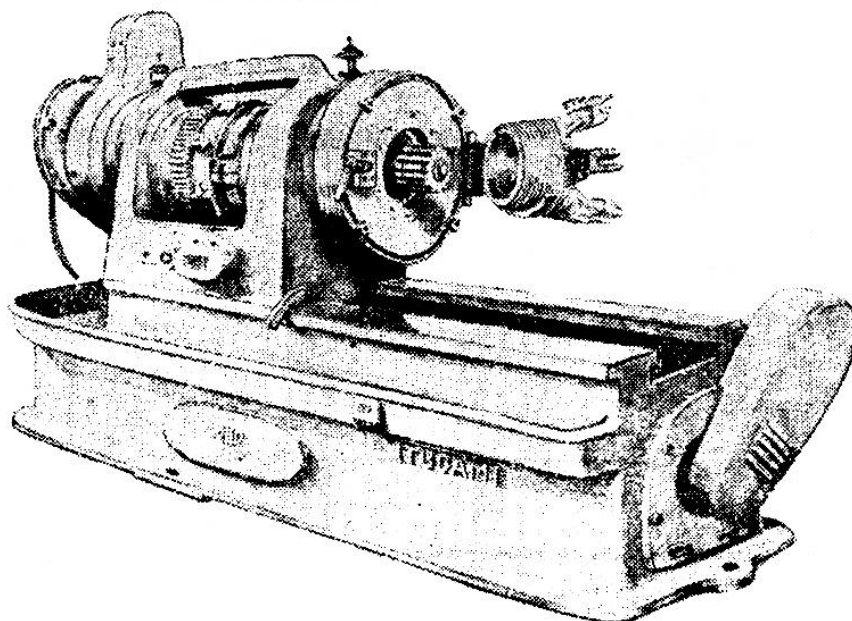
元，中島飛行機技師の岡本和理は中島での気筒頭結合ねじの加工について，「特に精度を要求するのでシリンダバレルは研磨，シリンダヘッドは遊星方式のホブで加工するが難物であった」と回想している<sup>87</sup>。

この記述，はやや舌足らずで，気筒胴側も多山ねじフライス盤でねじ切りしたワークがねじ研削盤にかけられた筈である。いきなり研削，一気に終了，などという段取りでは研削砥石が持たない。關『航空發動機入門』に生産設備項目として掲げられている「ねぢフライス盤」，「ねぢ研磨盤」(94頁)の役どころも左様なモノとして理解されて然るべきである。

<sup>87</sup> 『エンジン設計のキーポイント探求』6.3.7.参照。これは私家版として2001年に出版された書であるが，筆者は未見。ただ，中島飛行機，プリンス自動車系のOB会である「FG会」のHPの，“昔のことを話そうかい”の項に本文が全文アップされているので参照した。6.3.7.というのは章・節・項番号である。

なお、「遊星方式のホブ」とあるのは件の多山ねじフライスに依る加工であるが、機械は先に見たような工具回転軸とワーク穴の軸を平行にオフセットさせ、工具を回転させながらワークに 1 回転余りの回転送りをかけてねじ切りするタイプの短床ねじ切りフライスではなく、アメリカ、The Hall Planetary Company の創案になるホール・プラネタリー型ねじ切りフライス盤ないしその D 型の模倣国産品、図Ⅲ-II-30 に示された津上安宅製作所製 T-TMP 型が用いられていたらしき状況が窺い知れる<sup>88</sup>。

図Ⅲ-II-30 ホール・プラネタリー型ねじ切りフライス盤



柴田莊次『ねぢ — 工作法・材料 — 』43 頁，第 42 図。

津上は短床式ねじフライスのメーカーでもあった。

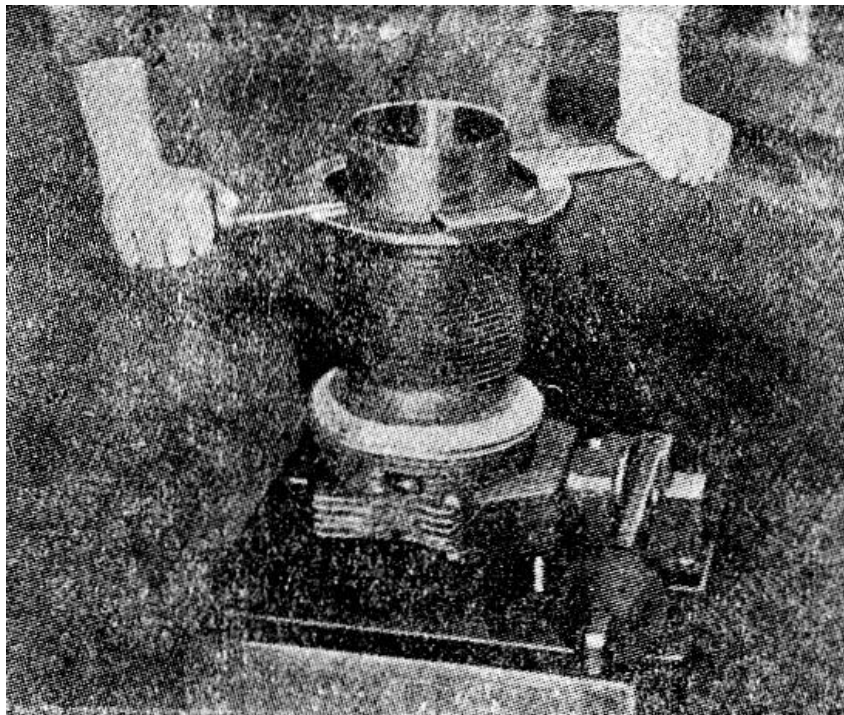
この機械を用いれば、気筒頭がセットされた腕を閉じてクランプした後、工具の自公転により加工は一気に終了した。もっとも、その精度保証にはそれなりの苦労があったということであろう。

最後に、そうこうしてやっと造り上げ、弁座と弁案内を組付けられた気筒頭は約 300℃の油中に 1 時間ほど浸漬し、芯まで均一温度に加熱した後、これに気筒胴が手でねじ込まれ

<sup>88</sup> 現・㈱ツガミ。同社の HP には「昭和 14 年 6 月『L 型ねじ切りフライス盤』T-TML500 生産開始」とある。T-TMP 型はその後身であろう。なお、海軍広工廠における火星 43 型の当該加工工程について「『ホールプラネタリー』ノ如キ舶来機械ヲ用ヒズ。名古屋『ネヂフライス』ヲ改造シテ気筒冠ノ『ネヂ』切削ヲ可能ナラシメタリ。尚、ネヂ振ヒヲ同時加工ス。所要加工時間 9 分」なる記述が見られる。「ネヂ振ヒ」は「ネヂ払ヒ」の誤記であろうが、ホールの国産模造品として前出、本間憲治が奉職していた㈱名古屋螺子の製品を改造した機械が開発されたということらしい。檀前掲書，42 頁，参照。

た。焼嵌代は直径の  $\frac{3}{1000}$  程度とした(図Ⅲ-Ⅱ-31)<sup>89</sup>。

### 図Ⅲ-Ⅱ-31 気筒頭への気筒胴ねじ込み



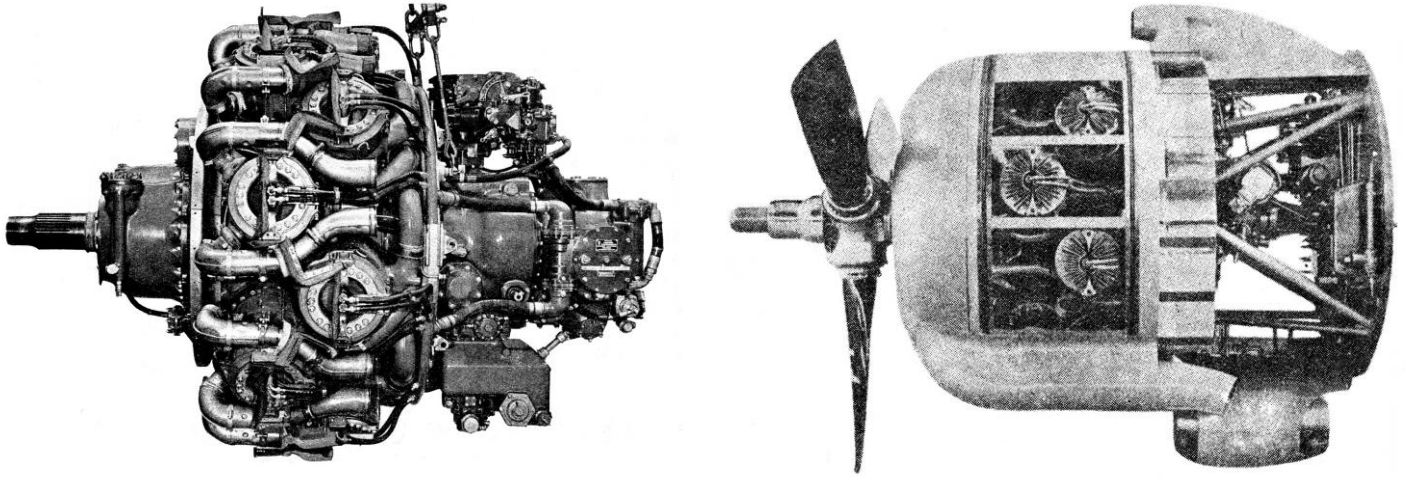
東・三枝「航空發動機」81頁，第71図。

極東のライセンスー，中島が辿った生産性重視のアメリカーナイズの途とは対照的に，本家ブリストル社，あるいはむしろ Fedden は Burt-McCollum 式単スリーブ弁などという一層厄介な弁機構に突進んでこれを見事モノにし，レシプロ時代の航空發動機界に孤高の地位を確立して行った(図Ⅲ-Ⅱ-32)。もっとも，その過程は遺憾ながら三菱と星型發動機との係わりを歴史的に追求しようとする本稿の埒外とせざるを得ない<sup>90</sup>。

<sup>89</sup> 加熱温度は前掲 *ATZ* 論文では約  $220^{\circ}\text{C}$ ，中島飛行機の現役技師，關 義茂による『航空發動機入門』（開隆堂，1943年），13頁には  $280\sim 320^{\circ}\text{C}$  とある。この書は中島における生産技術体系を知る上で非常に貴重な資料である。無論，時局柄，何から何まで記述されているワケではない。

<sup>90</sup> この単式スリーブ弁はスコットランド人，P. Burt とカナダの J. McCollum により1909年に独立して発明され，協議の結果 Burt-McCollum 式と呼称されることとなった。ポペット弁式に比して，燃焼室内部から排気弁という熱点を排除したことから高圧縮比で低オクタン燃料を焚けること，弁孔面積を大きく取れるためガス交換効率に優れること，部品点数が少ないこと等の利点はあるものの，高い工作精度が要求されるため，量産航空發動機でこれに成功したのはブリストルだけである。また，ボアアップ，ストロークアップを受付けぬ点でも Burt-McCollum 式は Knight 式と変わらず，汎用性において劣る技術ではあった。cf. A.H.R., Fedden, *The Single Sleeve Valve Mechanism for the Aircraft Engine. S.A.E. Journal*, Vol.43, No.3. 1938/柴田浩・船山孝輔訳「航空機関弁機構としての單摺動型に就いて」『内燃機関邦譯文獻集』第3巻・第9号，1938年，Discussion of Fedden

図III-II-32 スリーブ弁式 *Hercules* 発動機とその “Power egg”



H.,R., Ricardo, *The High-Speed Internal-Combustion Engine*. 4th. ed. 1953, p.305 Fig.16.5.

ヂ・ダブリウ・ウィリアムソン『英國航空機生産年鑑 最新版』學術文献出版社, 1944年(*The Aeroplane Production Yearbook*. '43ed.[?]の英語のままの海賊版), p.336, Fig.280.

スリーブ弁式発動機の気筒頭(鋳造品)は2サイクル機関のそれのような外観を呈するが、実際にはスリーブの上昇を逃がすための溝が設けられており、結果として普通のポペット弁式気筒頭と背丈(→発動機外径)はさして変らない。

なお、イギリスにおいては上図右のように“Power egg”と称して発動機と発動機架、排気管、油冷却器、カウリング等を様々な機体にワンタッチで艤装可能な状態に一体モジュラー化しておくのが普通の流儀であった<sup>91</sup>。

---

Paper. *S.A.E. Journal*, Vol.43, No.3. 1938/船山孝輔・柴田浩訳「單摺動弁に関する“フェッデン”の論文の討論」『内燃機関邦譯文献集』第3巻・第10号, 1938年(ライト社A., Nutt技師からの痛烈な反論を含む), 参照. 以上は『航空學術外國文献』第36号, 1939年, に再掲載されている。

なお、戦後のデータで比較した場合、ほぼ同一排気量のライト R-3350 *Cyclone* 18は $\epsilon = 6.7$ , 115/145 ガソリンで  $be = 195\text{g/HP-h}$ , ブリストル *Centaurus* は $\epsilon = 7.2$ , 100/130 ガソリンで  $be = 190\text{g/HP-h}$  であったから、理論的に表明されたスリーブ弁のメリットはこの程度の数値差として現象していたことになる. cf. Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*. pp.256, 266~267.

<sup>91</sup> J.A.T., Interchangeability. Some of the Problems Encountered When Planning a Standardisation of Aero Engine Units Examined. *Flight*, Vol.36, No.1612, Nov., 1939/黒木敏郎譯「航空原動装置の互換性」『内燃機関邦譯文献集』第7巻 第7・8号, 参照.

因みに、潤滑油による発動機冷却作用は内部冷却と称される. もっとも、油の比熱は水の半分程度しかないのでその冷却効果自体は大きくはない. しかし、ある程度以上の出力の内燃機関においては軸受を守るためにも油の、あるいは油による積極的冷却が必要となり猫の手を借りることになる。

参考までに 1938 年当時におけるブリストルの製品体系の一端を示せば表Ⅲ-II-3 の通りである。スリーブ弁式発動機は当時、未だ売り出し中であつたことが見て取れる。

表Ⅲ-II-3 Bristol Aeroplane Co.の空冷星型航空発動機(1938年頃)

名称	型式	径×行程 in.	ε	給気	減速比	rpm.		ft. HP			長 in.	径 in.	乾重 lbs.	備考
						公称	最大	高度	公称	最大				
<i>Jupiter VI</i>	1R9	5.75×7.5	5.3	NA	-	1700	1870	海面	440	475	43.5	53.6	780	
<i>Jupiter VII</i>	1R9	5.75×7.5	5.3	S	-	1775	1950	12000	420	500	46.0	55.2	853	
<i>Jupiter VIII</i>	1R9	5.75×7.5	5.3	S	-	1775	1950	8000	490	555	48.0	54.0	880	
<i>Jupiter XIF</i>	1R9	5.75×7.5	5.15	NA	0.50	2000	2200	海面	500	525	54.5	54.1	976	
<i>Pegasus IIM3</i>	1R9	5.75×7.5	5.5	NA	0.50	2000	2300	5000	550	580	55.3	55.5	980	
<i>Pegasus IIIM3</i>	1R9	5.75×7.5	6.0	S	0.50	2200	2525	3500	690	780	55.3	55.5	1047	
<i>Pegasus IV</i>	1R9	5.75×7.5	6.0	S	0.50	2250	2600	11500	670	795	55.3	55.5	994	
<i>Pegasus LC</i>	1R9	5.75×7.5	5.5	?	0.50	2000	2300	海面	625	690	55.3	55.5	1013	
<i>Pegasus X</i>	1R9	5.75×7.5	6.55	S	0.50	2250	2600	3500	820	935	55.3	55.5	970	
<i>Mercury VIS</i>	1R9	5.75×6.5	6.0	S	0.50	2400	2750	12500	605	725	50.0	51.52	1057*	重量は
<i>Mercury VIS2</i>	1R9	5.75×6.5	6.0	S	0.666	2400	2750	12500	605	725	50.0	51.52	1057*	慣性始
<i>Mercury VIS4</i>	1R9	5.75×6.5	6.0	S	0.572	2400	2750	12500	605	725	50.0	51.52	1057*	動機込
<i>Perceus III</i>	1R9	5.75×6.5	6.75	?	0.5	2200	2525	海面	665	730	-	52.96	1026	sleeve v.
<i>Cherub III</i>	1R2	3.34×3.8	5.5	NA	-	2900	3200	海面	32	36	18.9	-*	100	幅 25.5
<i>Lucifer IV</i>	1R3	5.75×6.25	5.3	NA	-	1700	1870	海面	120	140	37.0	48.9	320	
<i>Titan I</i>	1R5	5.75×6.25	5.3	NA	-	1800	2000	海面	210	228	42.56	50.0	520	
<i>Neptune I</i>	1R7	5.75×6.5	5.0	NA	-	1700	1800	海面	295	320	42.75	50.5	695	

A., Swan, *ibid.* Table I, pp.4~5, より.

先次対戦中、イギリス大馬力空冷発動機界の雄として活躍したブリストルの航空発動機部門と A.S.は政府の勸奨の下、1959 年末に合併、Bristol Siddeley Engines Ltd.となり、次いで弱小エンジンメーカー 2 社をも併呑し、出遅れを託つジェットエンジンの開発に注力した。しかし、1966 年 10 月、BSEL はジェットエンジン界の先達、Rolls-Royce に吸収されてしまった。

ブリストルは高級乗用車メーカーとしての顔でも知られ、現在もその命脈は尽き切っていないようであるが、同社が自動車部門を抱えるようになったのは 1945 年のことである。

#### vii)Wright

ライト社の発動機部門、Wright Aeronautical Corp.のルーツは勿論、ライト兄弟にあり、



イスパノ発動機のライセンスしたるべく合併設立された Wright Martin 社の設立と解散(1916, '19)を経て1919年, Wright Aeronautical Co.となったのであるが, その空冷星型発動機の原点は全く別のところ……1910年以來, レーシングカー機関の設計を手掛けて来た Charles Lawrance の個人企業にあった<sup>92</sup>.

Lawrance は1915年, 4人の仲間と N.Y.に Shinnecock Airplane Company を設立, 1917年, 同社は機体メーカー, S.S.Pierce Airplane Company と軽飛行機用空冷発動機開発を目指す Lawrance Aero-Engine Corporation に分裂. そこで最初に開発されたのは1スロー・クランクを有する水平(非・対向)2気筒 28馬力発動機で, 振動が甚だしかったにも拘らず, 陸軍の地上練習機用に450基が製造された.

海軍はこの発動機に関心を寄せ, 40馬力 N型の開発を慫慂, その発展型として星型3気筒 L型が開発され, 数十基が海軍及び陸軍に納入されたらしい. 1919年にはこれを9気筒に発展させたもの(陸軍用 R-1型:1R9-108×133mm, 海軍用 J-1型:同 114×140mm)が生み出され, 1921年, 147馬力でタイプテストに合格, 陸海軍より150基の注文を取り付けることに成功, 「強大な Wright 社の小さな競争相手」(Gunston)となった. これらの発動機はストローク・ダウン型 *Jupiter* の模倣品で4弁式の Poultrice Head を有していた.

その後, Lawrance の会社は Frederick B., Rentschler によって買収されたが, Lawrance は副社長として留まることを許された. '24年9月, レンチラーが Wright 社を辞し Pratt & Whitney Aircraft Co.設立に走ると Lawrance は海軍の後押しの下, Wright Aeronautical 社の社長となった. しかし, Wright の技師長 George J., Mead, 主任設計者 Andrew Van Dean “Andy” Willgoos はレンチラーに伴われ, P&W に転籍してしまった. その際の残留組に依って J-1 の開発がスタートし, J-3, J-4 と発展. J-4 からは *Whirlwind* の愛称が冠せられた.

後に述べられるように, かの S., D., Heron は'26年, 同社に招聘されていた. 彼が最初に設計した気筒は図Ⅲ・Ⅱ・33 のようなもので, これが図Ⅲ・Ⅱ・34, -35 に示す J-5(1R9-114×140mm, J-5C で 223/1800, 237/1950. 何れも海面高度)の基礎となった<sup>93</sup>.

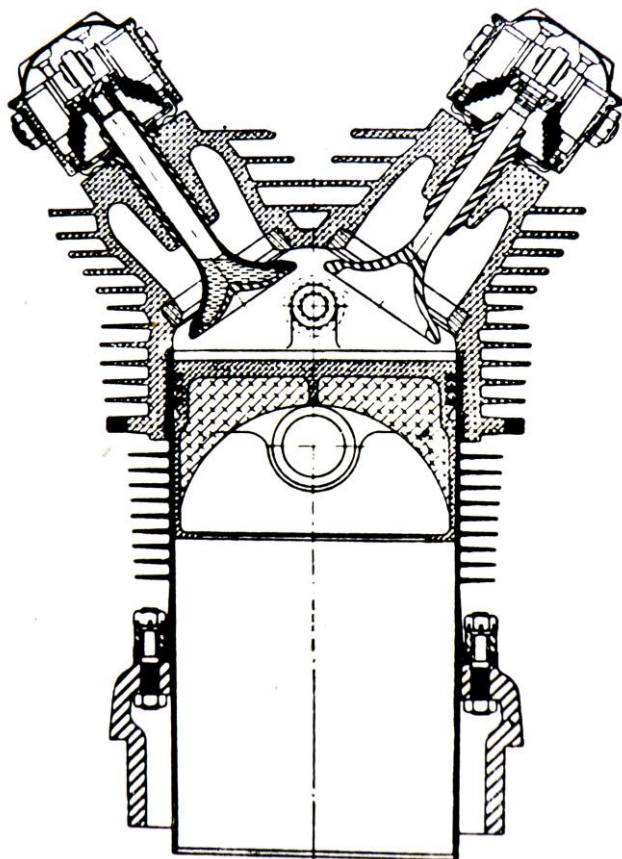
---

<sup>92</sup> 以下, Wright 社の発展についてはテーラー『航空用発動機の設計に就て』21~22頁, Morris and Kendall『より速く, より遠く』321~322頁, Gunston『世界の航空エンジン ① レシプロ編』126~127, 211~227頁, 同『航空ピストンエンジン そのメカニズムと進化』174~175, 181~182, 207~208, 224~228, 241~242頁, 参照.

<sup>93</sup> *Whirlwind J5* 発動機に関する実用的技術解説としては恐らく, 日本飛行学校『飛行機発動機學講義』(無刊記), 425~493頁, 小林 勝『内燃機関の取扱法及び試験法』山海堂, 1940年, 140~150頁が最も体系的な邦語文献であろう.

前者に拠れば, J-5は陸軍用に開発された基本モデル, J-5CはJ5から燃料ポンプと機関銃同調装置を撤去し, 圧縮比を5.4から5.2に引下げた商業モデル, J-5AはJ-5の主軸受を円筒コロ軸受から玉軸受に替え, 揺腕室を簡素化し, 機銃同調装置を撤去し, マグネトーをシンチラ V-AG-9D からシンチラ AG-9D に置換したモデル, J-5CAはJ-5Aから燃料ポンプを撤去し圧縮比を引下げた商業モデル, J-5BはJ5Aの後部クランク室に無線機用発電機取付座を設けたものである.

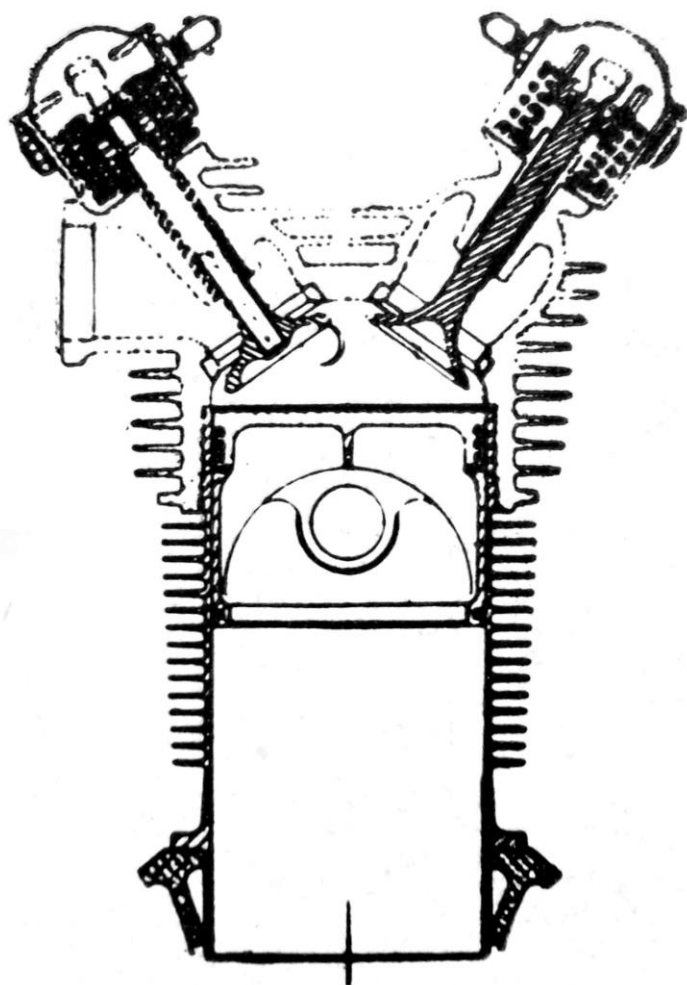
図III-II-33 Heron が Wright 社で最初に設計した気筒



テラー『航空用發動機的设计に就て』Pl.3-5

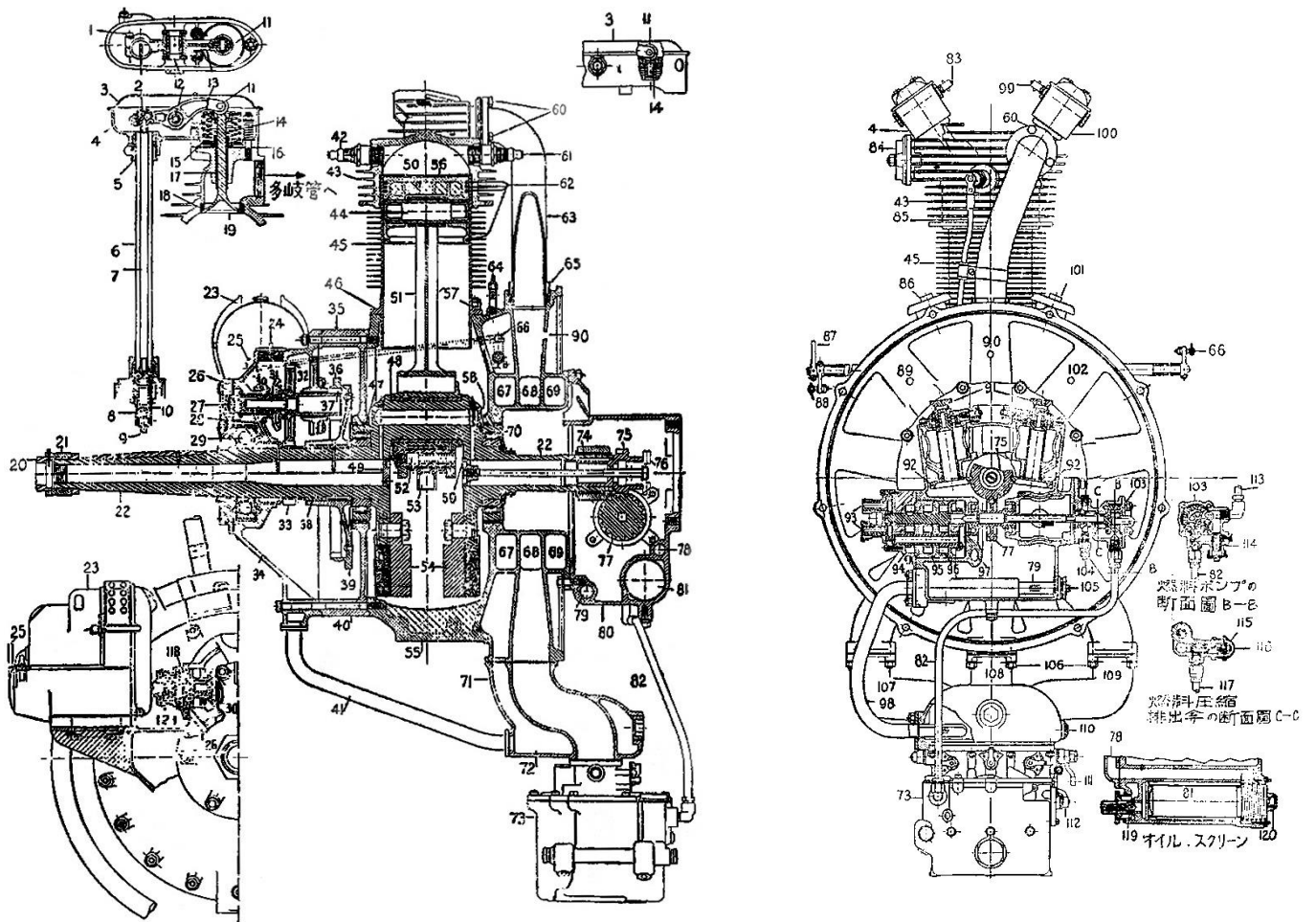
気筒頭最下部には Bristol *Jupiter F* 型や Pegasus のそれと類似の鋼製リングが嵌められている。テラーに拠れば、Al の膨出のため後にこれは廃止された。排気弁は驚くべきことに頭部中空、岩塩入り。但し、肉厚不足で成績不良であったとのこと。断面図から詮索すると管材の一端を開いて蓋をアセチレン溶接したものである。その黎明期にはこの種の冷却弁が種々、試されているが、その詳しい製造法については何も触れられていない。本格的な頭部まで中空・一体型(無溶接)の全冷却弁の製法については後に詳しく取上げる。

図III-II-34 Whirlwind J-5 の気筒



同上書, Pl.3-6.

圖 III- II -35 *Whirlwind J-5*



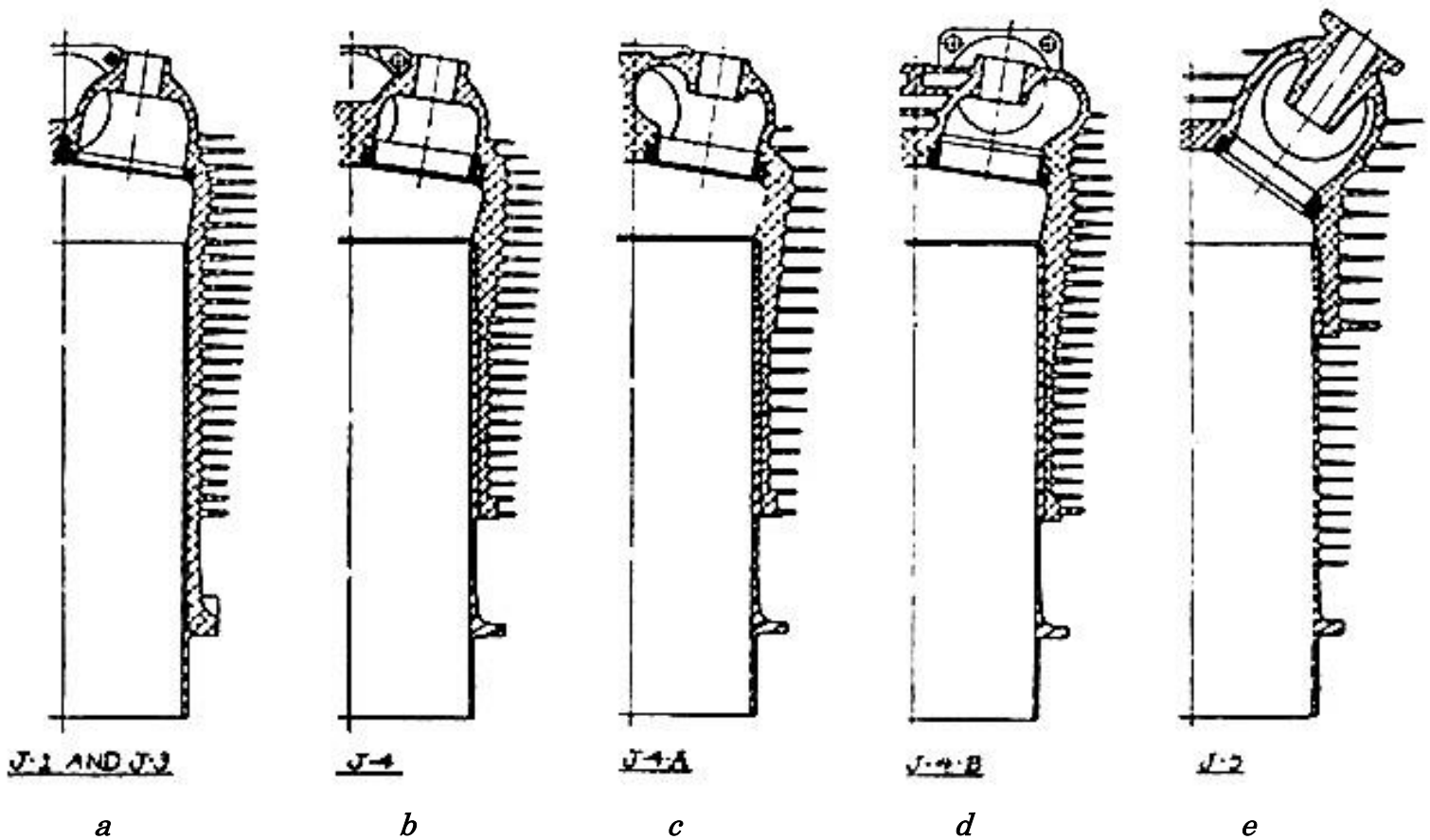
日本飛行學校『飛行機發動機學講義』無刊記，第百九十八図，第百九十九図より<sup>94</sup>。

燃焼室を熱損失 $\left(\frac{\text{表面積}}{\text{容積比}}\right)$ の点で理想的な半球状に近付けるため，吸排気弁の挟み角は $70^\circ$ に設定されたものと読み取れる．後部点火栓は吸気管との干渉を避けつつ火炎伝播距離を等しくするため，発動機前後軸に対して若干，傾斜せしめられていたことが判る．

その後，*Whirlwind*における気筒の進化は冷却フィンのピッチ短小化を一つのキーワードとし，図Ⅲ-II-36のような順序で展開された．

### 図Ⅲ-II-36 *Whirlwind*の気筒における進化

<sup>94</sup> *Whirlwind* J-5 発動機については小林前掲『内燃機関の取扱法及び試験法』144~150 頁にもこれと同じ図や 1~121 までの部品名称総覧，J-5Ab の各種諸元等を含めたかなり詳しい紹介がなされている．



**a** : Lawrance J-1(1922), Wright J-3(1923)

**b** : Wright J-4 (1924)

**c** : Wright J-4A (1924~'25)

**d** : Wright J-4B (1925~'26)

**e** : Wright J-5 (1926~'27)

H., Katz, *Neuzeitliche Flugmotoren*. S.155, Abb.182~186.

Wright 社を出所とするこの図は当事者でもあった C.,F., Taylor が『航空用發動機的设计に就て』31 頁に掲げた図, Pl.3-2 及び *Aircraft Propulsion*. pp.42~43 に掲げた Figure36 とも同じモノである. 但し, テーラーがこれらの図に付した説明には新旧の著作間で若干, 差があり, 以下では両者を統合した説明を試みる.

**a** の気筒(J-1, J-3)は頭部から気筒取付フランジ部まで, 全てアルミ合金鋳造品で, 内部に鋼製ライナが嵌入されていた. ライナの下部には小さなフランジが立てられていて, これが Al 鋳物気筒の取付フランジ内側の溝に嵌り込むようになっていた. 弁座は眼鏡状のモノが鋳込まれていたが, Al 鋳物の側に巣を生じ, 密着不良に因る過熱を招き勝ちであった.

**b** (J-4)においてはクランク室への取付フランジが鋼製ライナの側に移され, AL 製気筒鋳物の丈は短縮され, 気筒胴と気筒鋳物頭部との結合は胴部の上方に切られたネジによるそ

れとなり、弁座は吸排気独立のモノを締め込みする方式となった。

**c (J-4A)**においては吸気ポート面積がやや増大されると共に鋳造を容易にするためフィンピッチが粗くされている。しかし、これに因り冷却不良を来し、その成績は芳しくなかった。

**d (J-4B)**は冷却風の通りを改善するため吸気ポートの取り回しを変更し、吸排気ポート間にフィンを入れたモデルである。

**e (J5)**は全く異なった構造……イギリス流ないし A.S. *Jaguar* 様のねじ込み・焼嵌に依る気筒頭結合法が導入されたモデルである。

テラーは J-4 辺りまでの発展は Lawrance の独自の考案に因るもので、J5 以降の発展には RAF の Gibson や Heron(連れ立って渡米)の研究成果が取り入れられた、と述べており、Heron の論文が決定的に重要な参考文献となった<sup>95</sup>、としているが、実際にその展開には終始一貫、イギリスにおけるそれに若干遅れた並行性が認められる。

*Whirlwind J-5C* 発動機が 1927 年 5 月、C.,A., Lindberg によって成就された N.Y.~パリ間、単独無着陸飛行成功の立役者であったことは余りにも有名な事実である。中島飛行機は 1928 年 12 月、ライト社より *Whirlwind J-5* 発動機の製造権を購入し、実際に送られて来たのは J-6 の 7 及び 9 気筒であったが、これを研究資材として活用した<sup>96</sup>。

Lawrance と Heron の 9 気筒発動機は *Whirlwind* の愛称の下、大いにシェアを稼いだ(R 系も R-2[→R-1454]に展開した)が、この間には既にヨリ大形の *Cyclone* 発動機の時代が用意されていた。

即ち、1923 年中頃、Wright は海軍向けの新しい空冷星型発動機の開発に着手した。最初に具体化したのは 1919 年の陸軍向け発動機を発展させた P-1 で、相変わらず一体型クランク軸と分割型大端部を持つ主連桿を有していた。

'24 年にはその改良版 P-2 過給発動機が開発が始まった。これにはねじ込み・焼嵌方式の気筒頭結合法が導入されていた。P-2 は 1925 年はじめに 435 馬力でタイプテストに供され、*Cyclone* と命名された(図Ⅲ・Ⅱ-37)。

主力技術者を失った Wright 社にとって 1925 年は空白の 1 年であったが、'26 年には E.,T., Jones, S.,D., Heron を迎え、P.,B., Taylor 技師長以下、Jones, Heron, Lawrance から成る本陣を建て直し、発動機開発に再び勢いを盛り返した。その成果の一つが *Whirlwind J-6* の開発である<sup>97</sup>。

J-6 は J5 のボア(114mm=4.5in.)を 127mm(5.0in.)に拡大した強力型で、7 気筒型の R-760(350 馬力)、9 気筒型の R-975(450 馬力)として商業機向けに最後まで *Whirlwind* の名

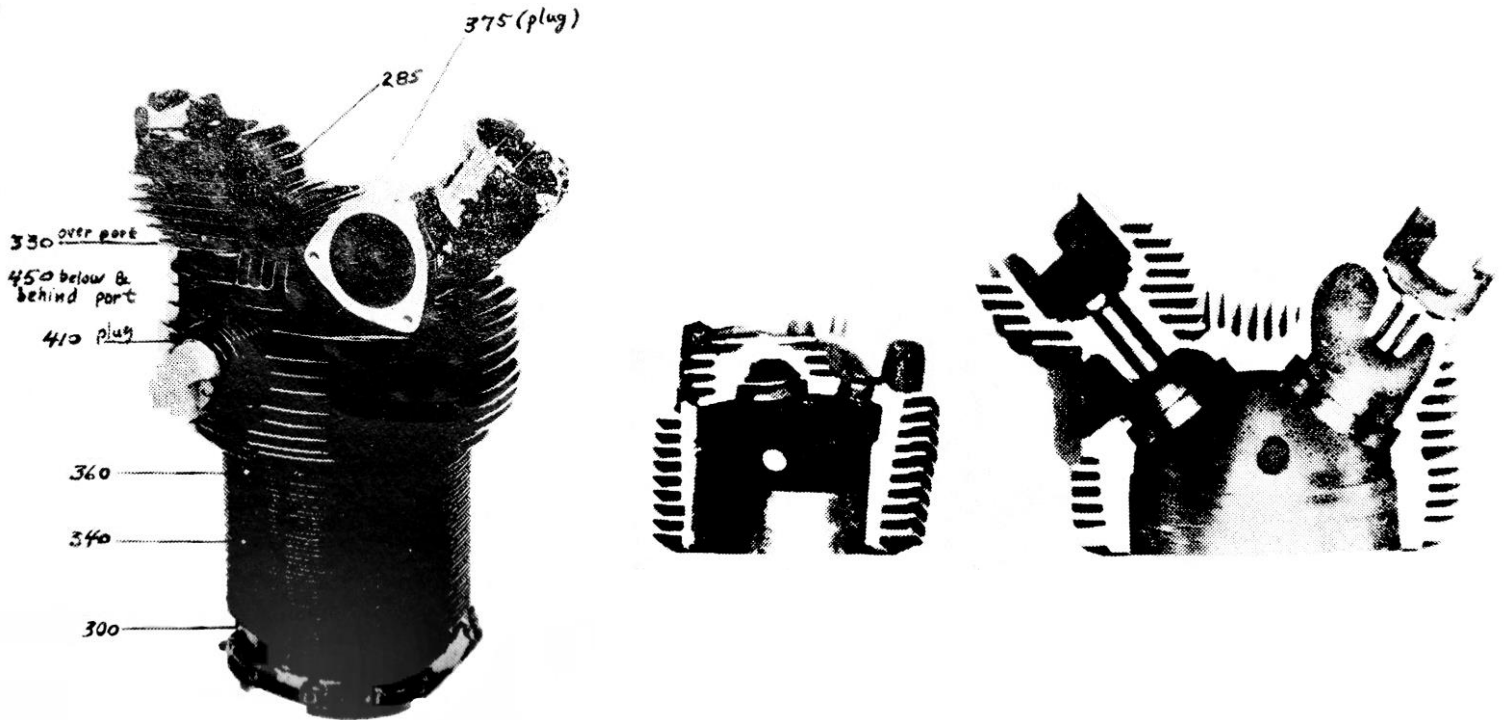
<sup>95</sup> S.,D., Heron, "Air-cooled Engine Cylinder Design and Development" *Transactions of the Society of Automotive Engineers*. XVII, Part1, 1922.

<sup>96</sup> 『中島飛行機エンジン史』35, 168, 174~176 頁, 参照。

<sup>97</sup> テイラーについて、Gunston 『世界の航空エンジン ①レシプロ編』220 頁(原書 5th. ed. p.244)に P.B. テイラー(Taylor)とあるが、Philip B., Taylor のことらしい。ただ、上述の通り、同じ頃、ごく短期間ではあるが C.,F., Taylor も Wright 社の技師長を務めている。

を冠して製造され、先次大戦中は Continental Motors による転換生産が行われている<sup>98</sup>。

### 図III-II-37 Whirlwind から Cyclone へ



テラー『航空用發動機的设计に就て』Pl.3-9, 3-8.

*Cyclone* への気筒頭についてテラーは、吸気ポートを中寄せし気筒頭幅を狭めていると述べている。図III-II-37 断面図の右サイド、ポート形状確かにせせこましくなっている。同左図に書込まれた数字は温度(°F)。気筒頭左側では：排気ポートの上 330°F(165.6°C)、排気ポート下及び裏、450°F(232.2°C)、点火栓座 410°F(210°C)。上部には 285°F(140.6°C)、375°F(190.6°C) という書込みが見える。また、断面図より、この時点においても吸排気弁の挟み角は 75° となっていたようである。

*Cyclone* は 1927 年、152.4×174.6mm のサイズを持つ R-1750(500→525 馬力)を経て 1932 年、ボアを 155.6mm に拡大した *Cyclone F* 型 R-1820(~900 馬力)へと進化し、Douglas DC-1 旅客機に搭載された。恰も 1930 年 5 月より郵便機に旅客座席の併設を義務付ける法律が施行されたため、大形機開発が要請されていた。DC-1 はこれに応じて開発された機種であった。

*Cyclone F* の発展型 G 系は'37 年までに 1000 馬力に到達し、名機 DC-3 に搭載された。更に、'40 年には後述のダイナミック・ダンパを装備した G200 系 1200 馬力 *Cyclone* が誕生

<sup>98</sup> Gunston 同上書 320 頁に J-6 はストロークアップ・モデルとあるが、脱漏+誤訳である。J 系 *Whirlwind* のストロークは終始一貫、5.5in.≒140mm であった。

した。この発動機は Studebaker Motors Co.でも多数、製造され、Boeing B-17 爆撃機に搭載された。

銀行やGMをバックに持つ Clement Melville Keys は1928年、North American Aviation Inc.を設立した。これは航空に関する全事業分野の企業を傘下に置くことを標榜する企業で、キースは自らの支配下にある Curtiss Aeroplane & Motor Co.と Wright Aeronautical Co.との合併を行わせた。かくて、Wright は1929年、積年のライバル、Curtiss と一体化し、Curtiss-Wright Co.となったが、発動機開発部門は Wright Aeronautical Division として不変の体制で維持された。

1931年から翌年にかけて陸軍向けに *Jupiter* 系発動機のサイクロン化を試みた作品を試作し、'34年には94式450馬力発動機(146×160mm)及び94式550馬力発動機(=ハ-8:160×180mm)の制式採用を勝ち取った中島飛行機は同年5月、ライトより、泥縄気味のタイミングで、R-1820 *Cyclone* F型の製造権を購入、これを契機に後者の徹底的な“サイクロン化”に着手し、程無くハ-8Ⅱ型を完成させた。その海軍における対応物が光である。以後、中島はライト社との契約を'37年、'39年と順次更新し *Cyclone* の進化へのキャッチアップを試み続けることとなる<sup>99</sup>。

吸排気弁の挟み角が *Whirlwind* の70°から75°へと拡大された *Cyclone* 発動機における進化と出力増強を終始、支えることとなる技術的な柱の一つは冷却フィン面積の増大であった。遺憾ながら、気筒当りフィン面積が判明しているのは(f)、即ち1820-Gの2800in.<sup>2</sup>=1.8064m<sup>2</sup>だけであるが、図Ⅲ-II-38に示される通り、一貫して頭でっかち化=冷却フィン面積の増大が追及されて来た様子が窺われる<sup>100</sup>。

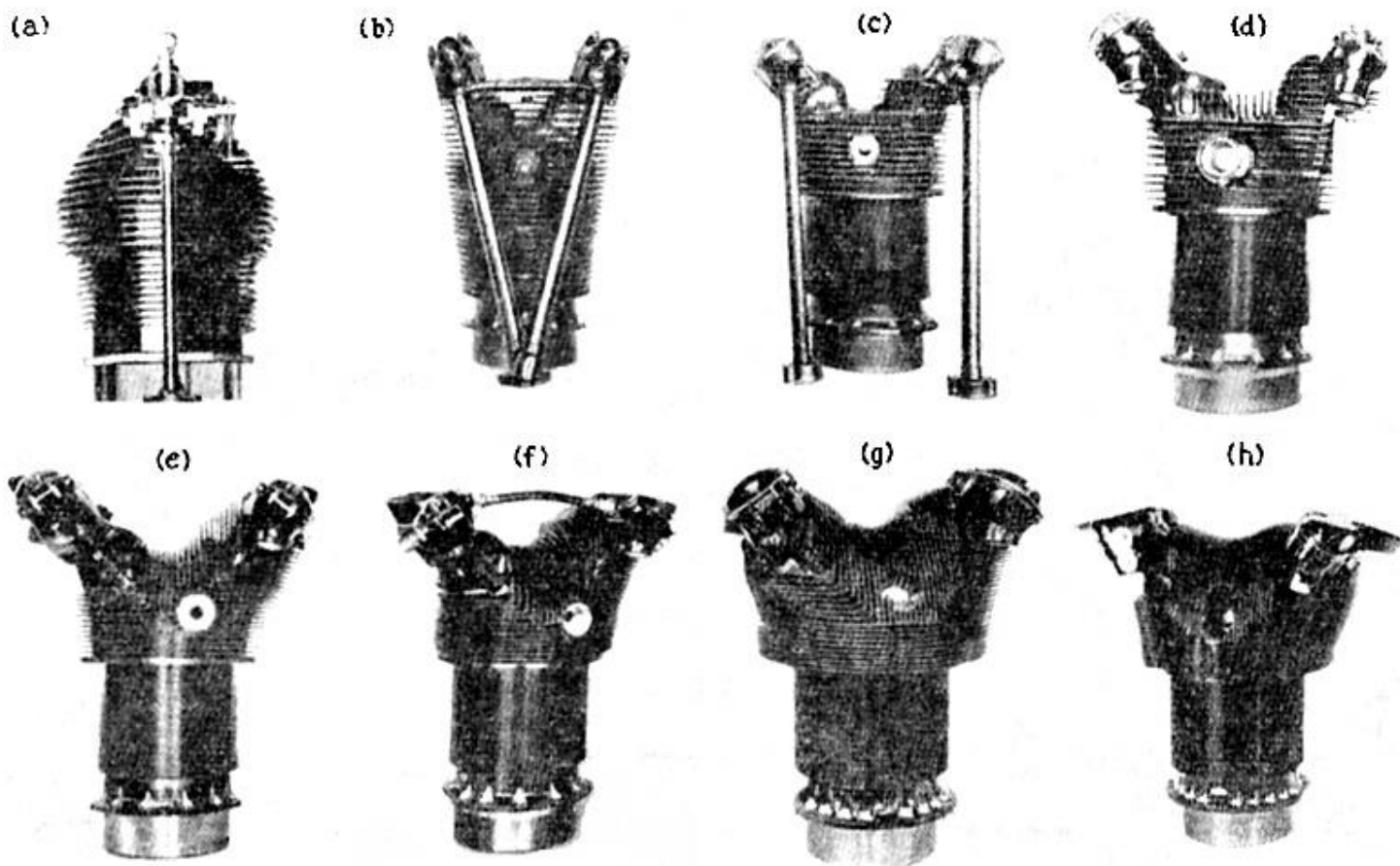
### 図Ⅲ-II-38 ライト発動機における気筒の進化

<sup>99</sup> 『中島飛行機エンジン史』35, 41~42, 46~47, 69, 168~174頁, 参照。

<sup>100</sup> 図Ⅱ-37や『航空発動機圖集』163頁の記述、酒井重蔵『高速度発動機』213頁, 第133図やこれと同じ図である長尾不二夫『第二次改著 内燃機関講義』下巻, 634頁, 第102図右, それにC., F. Taylor, *The Internal Combustion Engine in Theory and Practice. Volume II* pp.475 Fig.11-27のカット写真を見ても、*Cyclone*においては伝統的に75°という大きな挟み角が採用されていたと見て間違い無い。

2800in.<sup>2</sup>なる数値は宮本晃男編『ライト・サイクロン航空発動機取扱解説 改訂版』巻頭, 第31図, 解説, 同『航空発動機整備技術』鳳山社, 1961年, 77頁, 第87図, 解説, ガンストン『世界の航空エンジン ①レシプロ編』222頁, に散見される。P&W 発動機を上げる次項においては、ヨリましな数値的変遷ないしその趨勢に係わるデータを紹介することが出来る。





神藏信雄『高速ガソリンエンジン』209頁，図11.34.

(a)~(c): *Whirlwind*, (d)~(f): *Cyclone* 1820-F50, -F60, -G, (g): *Cyclone* G-100, (h): *Cyclone* G-200.

酒井重蔵『新航空發動機教程』有象堂出版部，1942年，32頁，第27図も同じ.

ライト社の1930年代末期における製品体系は大略，表III-II-4の通りであった.

表III-II-4 Wright Aeronautical Co.の空冷星型航空発動機(1938年頃)

名称	型式	径×行程 in.	ε	給気	減速	rpm.		ft. HP			長 in.	幅,高 in.	乾重 lbs.	備考
						公称	最大	高度	公称	最大				
<i>Cyclone</i> R1820F1	1R9	6 <sup>1</sup> / <sub>8</sub> ×6 <sup>7</sup> / <sub>8</sub>	6.4	S	-	1950	-	海面	715	-	43 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	53 <sup>3</sup> / <sub>4</sub>	947	減速型有 (5/8, 11/16)
<i>Cyclone</i> R1820F2	1R9	6 <sup>1</sup> / <sub>8</sub> ×6 <sup>7</sup> / <sub>8</sub>	6.4	S	-	1950	-	2600	768	-	43 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	53 <sup>3</sup> / <sub>4</sub>	955	
<i>Cyclone</i> R1820F3	1R9	6 <sup>1</sup> / <sub>8</sub> ×6 <sup>7</sup> / <sub>8</sub>	6.4	S	-	1950	-	7400	715	-	43 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	53 <sup>3</sup> / <sub>4</sub>	955	
<i>Cyclone</i> R1820F5L	1R9	6 <sup>1</sup> / <sub>8</sub> ×6 <sup>7</sup> / <sub>8</sub>	6.4	S	-	2100	-	5600	765	-	43 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	53 <sup>3</sup> / <sub>4</sub>	965	出力は約 2.1%過大 表示
<i>Cyclone</i> R1820F53	1R9	6 <sup>1</sup> / <sub>8</sub> ×6 <sup>7</sup> / <sub>8</sub>	6.4	S	-	2100	-	9600	745	-	43 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	53 <sup>3</sup> / <sub>4</sub>	965	
<i>Cyclone</i> R1820F54	1R9	6 <sup>1</sup> / <sub>8</sub> ×6 <sup>7</sup> / <sub>8</sub>	6.4	S	-	2100	-	15300	690	-	43 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	53 <sup>3</sup> / <sub>4</sub>	965	
<i>Whirlwind</i> R760E	1R7	5×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	5.1	S	-	2000	-	海面	250	-	42 <sup>23</sup> / <sub>32</sub>	45	495	

<i>Whirlwind</i> R760E1	1R7	5×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	6.0	S	-	2100	-	海面	285	-	42 <sup>23</sup> / <sub>32</sub>	45	515	
<i>Whirlwind</i> R760E2	1R7	5×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	6.0	S	-	2150	-	海面	320	-	42 <sup>23</sup> / <sub>32</sub>	45	515	
<i>Whirlwind</i> R760ET	1R7	5×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	6.3	NA	-	2000	-	海面	235	-	42 <sup>23</sup> / <sub>32</sub>	45	500	
<i>Whirlwind</i> R795E	1R9	5×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	5.1	S	-	2000	-	海面	330	-	42 <sup>15</sup> / <sub>32</sub>	45	580	
<i>Whirlwind</i> R795E3	1R9	5×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	6.3	S	-	2200	-	海面	420	-	42 <sup>15</sup> / <sub>32</sub>	45	615	
<i>Whirlwind</i> GR1510C	2R14	5×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	7.0	S	G	2400	-	1900	715	-	52 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	45	1025	直結型有
<i>Whirlwind</i> GR1510C1	2R14	5×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	7.0	S	G	2400	-	7100	695	-	52 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	45	1025	出力は約
<i>Whirlwind</i> GR1510C2	2R14	5×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	7.0	S	G	2400	-	10000	670	-	52 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	45	1025	4.3%過大
<i>Whirlwind</i> GR1510C3	2R14	5×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	7.0	S	G	2400	-	15400	595	-	52 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	45	1025	表示

A., Swan, *ibid.* Table I, p.9, より.

### viii) Pratt & Whitney

現在, Umnited Technologies Co.の一部門をなし, 世界最大のジェット・エンジン・メーカーである P&W 社は 1925 年 7 月, ライトの元社長であった F.B., レンチラーによって Pratt & Whitney Aircraft Co.として設立された<sup>101</sup>.

策士として知られたレンチラーは技術陣に新しい航空発動機の基本設計を行わせたが, 大方は投資銀行家から構成され, 航空知識も発動機改良への熱意にも欠けたライト社の役員会と離反し, 海軍高官たちの支持を背景に'24 年 9 月, 同社を辞し, この新たな航空発動機を製造するための会社を創設した.

新会社の設立に際し, 彼は Pratt & Whitney Tool Co.を傘下に置く Niles-Bement-Pond Co.から資金ならびに空き工場の提供を受け, ライト社にて新型発動機の設計に当たった技師長 George Mead, 設計主任アンディー・ウィルグースら重鎮もレンチラーと共に新会社に移り, レンチラーが社長に Mead が副社長, ウィルグースは技師長となって *Wasp* を開発製造して行くこととなる. また, レンチラーは 1929 年, Boeing と組んで North American Aviation と対抗する United Aircraft and Transport Corporation('34, United Aircraft Corporation)を創設, キースに戦いを挑んで行った. 今日ではキースが創設した North American はボーイングの傘下に入っている.

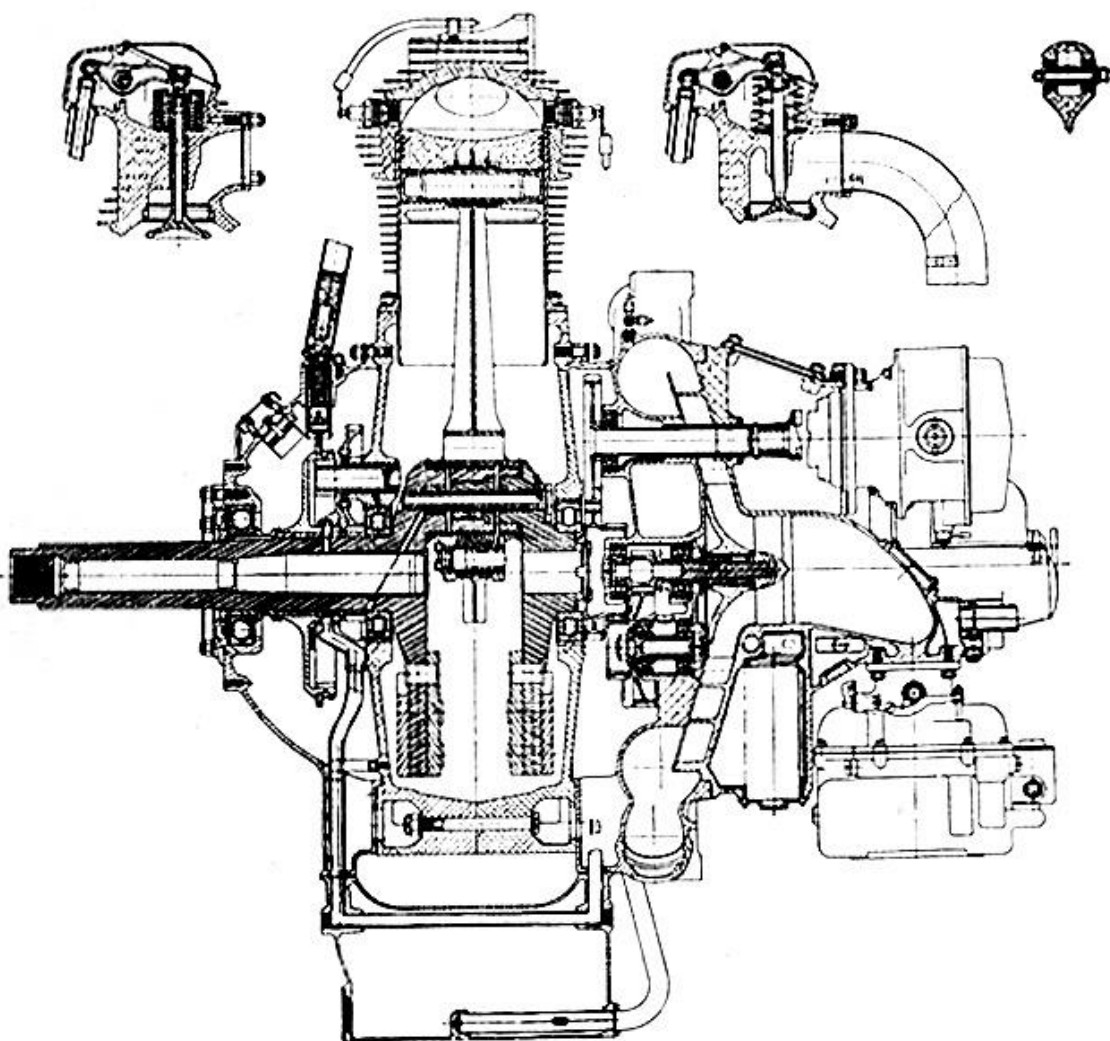
ABC の旧作を含めれば二代目と称されるべき *Wasp* と命名された新型発動機(1R9-146×146mm)の気筒図面は 1925 年 7 月 25 日に完成し, 初号機は同じ年のクリスマス・イヴに完成した. 初号機は 28 日に火入れを迎え, 間もなく 425 馬力の出力を発揮した. 元々, ライト社で製造されて然るべき発動機であっただけに, 気筒頭部結合法や弁配置は Heron の手

<sup>101</sup> 以下, P & W 社の創設と空冷星型発動機開発史については Morris and Kendall 『より速く, より遠く』322~323 頁, Gunston『世界の航空エンジン ①レシプロ編』162~172 頁, 同『航空ピストンエンジン』175~178, 181, 206~208, 224~225, 231~232 頁, Robert Schlaifer, Development of Aircraft Engines. in R., Schlaifer and S.,D., Heron, *Development of Aircraft Engines and Fuels.* Boston, 1950, pp.186~188, 参照.

法を踏襲したモノであったが、揺腕室は気筒頭と一体に鋳造されており、動弁機構は完全にカバーされていた。

また、*Whirlwind* とは異なり、自動車機関とは訣別してクランク軸は組立式となり、一体型大端部を有する主連桿が採用されていた。クランク室は軽合金鍛造・機械加工品であった。翌年3月、R-1340 *Wasp* は海軍のタイプテストに合格、量産は12月から開始された。当初、*Wasp* には混合気分配均斉化を狙った送風機が装備されていたが、その1927年型からは歯車増速型遠心式過給機が装備されるに至った(図Ⅲ-Ⅱ-39)<sup>102</sup>。

図Ⅲ-Ⅱ-39 機械式過給機を持つ1927年型 P&W *Wasp* 400馬力



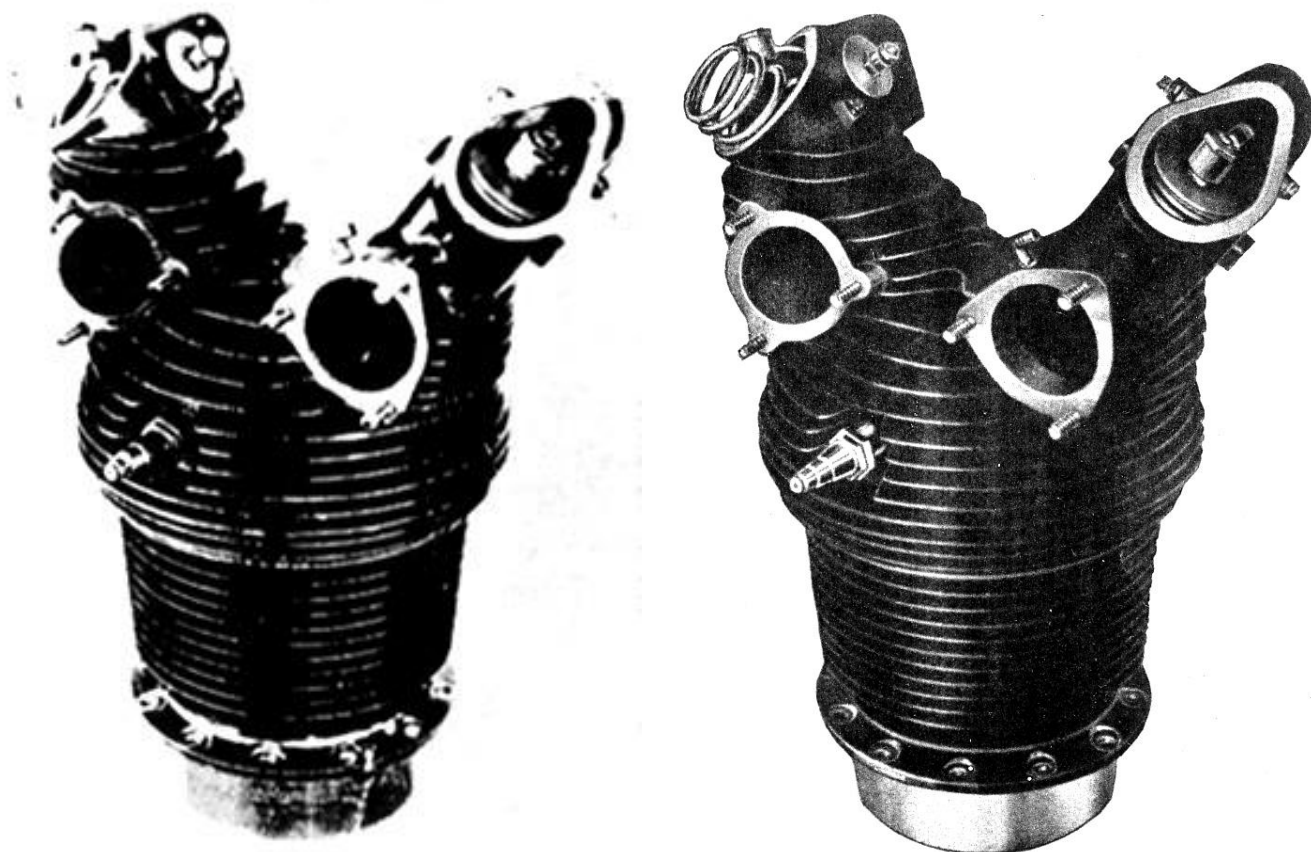
H., Katz, *Neuzeitliche Flugmotoren*. Tafel 5, Abb.190.

*Wasp* は海軍だけでなくボーイングにも逸早く採用され、郵便機 40A に載せられた。1927年、陸軍によって行われていた郵便飛行が郵政省に移管されるとボーイングは 40A を捨て

<sup>102</sup> cf. C.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. pp.46, 69.

値で売り込み，シェアを拡大させている。

図Ⅲ-Ⅱ-40 初期型 *Wasp* と *Hornet* の気筒



*Wasp*

*Hornet*

*Wasp* : テーラー『航空用發動機的设计に就て』Pl.3-7, より。

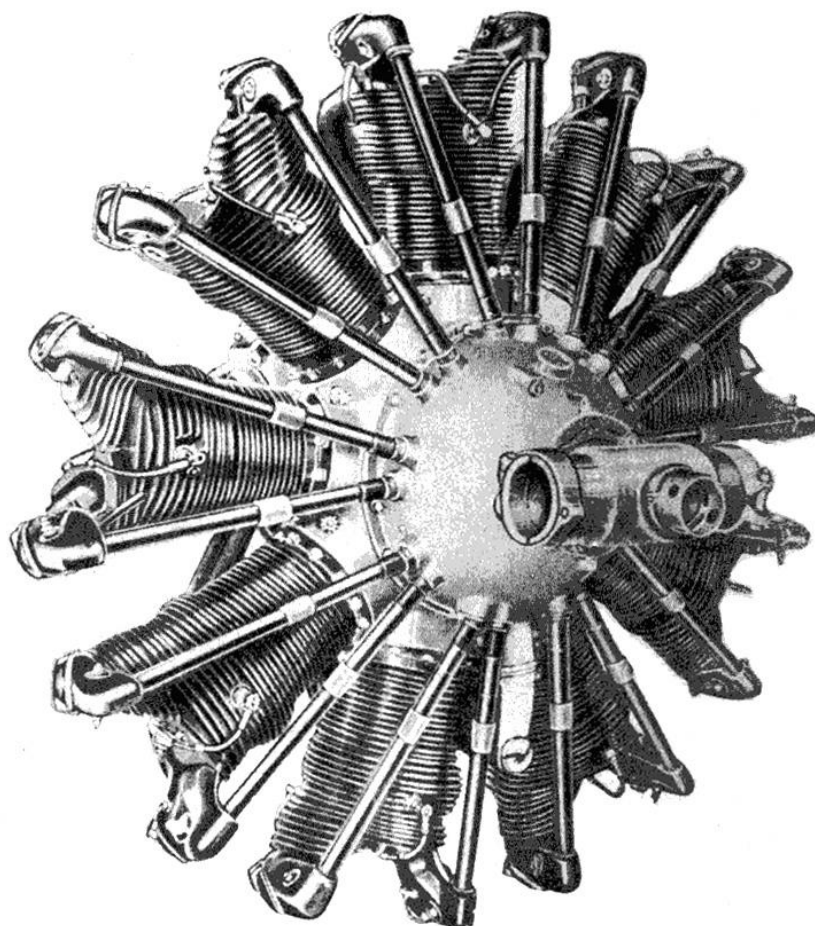
*Hornet* : 川崎造船所飛行機工場『BMW 航空發動機「ホルネット」』1929年3月, より。

また，*Wasp* とは別にミードとウィルグースは一回り大きな發動機，R-1690 *Hornet* (1R9-156×162mm)を開発し，'26年5月，試運転に漕ぎ着けた(図Ⅲ-Ⅱ-40, -41)。大形機開発に対する時の要請に応え，ボーイングはこの *Hornet* を搭載する双発旅客機 247 型を開発した。しかし，*Wasp* を偏愛するユナイテッド航空のパイロットたちは試作機の大きさとパワーを嫌った。そこで 247 は *Wasp* を搭載する機体として再設計された。これに対して Douglas Aircraft は大形機路線で対抗，上述の DC-1 を出発点として DC-2 で顧客を掴み，名機 DC-3 でその勝利を決定的なものとした。その心臓は皮肉にも *Hornet* と同格の出力を発揮する Wright *Cyclone* であった。

かくて，1930年代のアメリカ民間機用航空發動機市場は Wright *Cyclone* によって制圧されることになる。これに対して海軍は *Hornet* を高く評価し，その完成を契機として今後

は水冷発動機を採用しないとの決定を下した。もっとも、海軍に先んじて'28年、*Wasp*に飛びついていたアメリカ陸軍の方は'30年代後半、GM Allison V-1710に惚れ込む余り、再び水冷(液冷)発動機への肩入れに転ずることになるのではあったが……。

図Ⅲ-Ⅱ-41 初期の P&W *Hornet*



川崎造船所飛行機工場『BMW 航空発動機「ホルネット」』より。

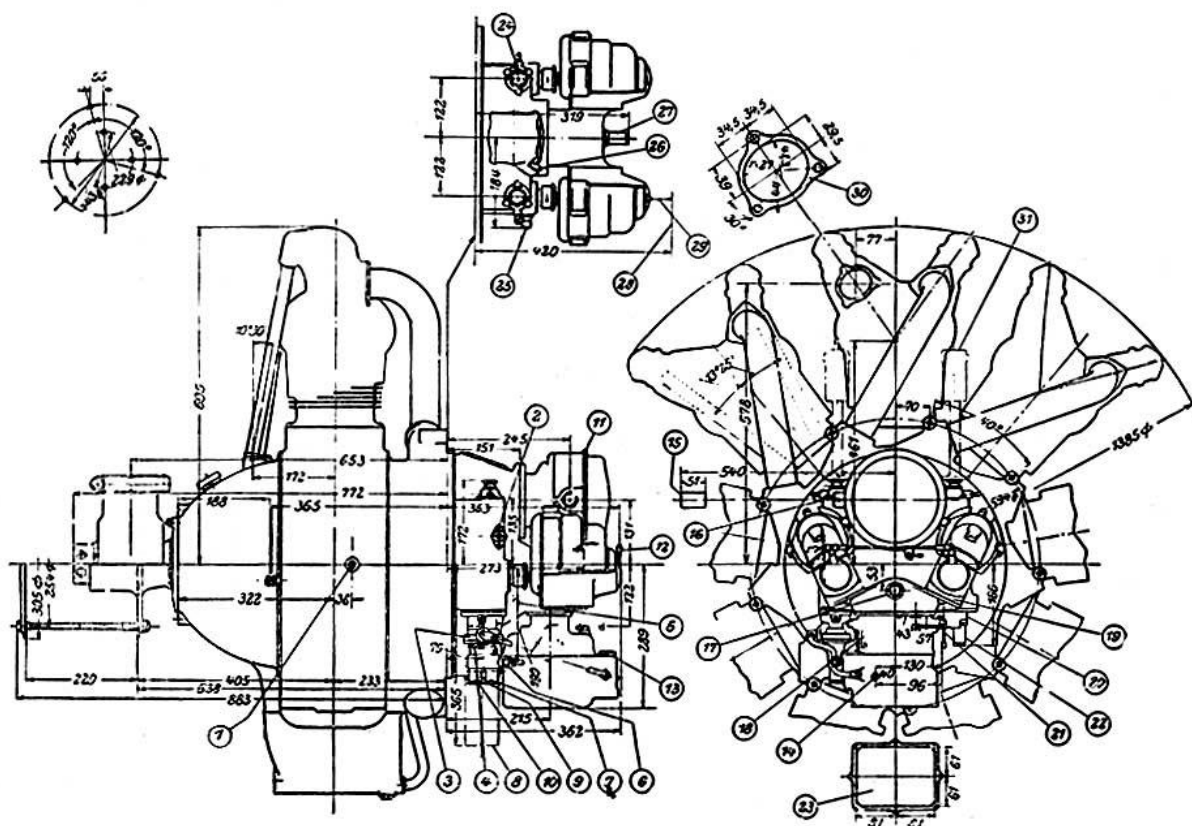
最初期の P&W *Hornet*を語るには貴重な示準化石……ドイツの BMW によってライセンス生産された P&W *Hornet* 発動機を紹介した図Ⅲ-Ⅱ-41 の出典文献を用いるのが最も安直である。BMW と同じ頃、即ち 1929 年 12 月、中島飛行機もまた *Wasp* C 型と *Hornet* A 型の製造権(材料図面)を購入してはいる。然しながら、こちらは製作図面ではなく「材料の完備図面」のみであり、中島はライセンスーとして名乗りを挙げたというよりも、*Jupiter* の気筒回りを *Wasp* 化するに当たっての「挨拶」を行っただけと解されている<sup>103</sup>。

そこで先ず、BMW ライセンス *Hornet* をその概要から紹介して行こう。BMW ライセン

103 『中島飛行機エンジン史』39~40 頁、参照。

ス *Hornet* = 初期型 *Hornet* は  $1R9-155.57 \times 161.93\text{mm}$  ( $6\frac{1}{8} \times 6\frac{3}{8}\text{in.}$ ) の  $27.7\ell$ , 圧縮比 5.25, 弁揺腕回りのみグリース潤滑, 減速型(0.5)と直結型とがあり, 出力は軍用馬力 525HP/2100rpm., 交通用馬力 500HP/1900rpm.であった. 最大直径 1391mm, 気化器はストロンバーグ 2 バレル昇流式, マグネトーはシンチラ, 輸出梱包重量は減速式 680kg, 直結式 600kg であった. 図Ⅲ-Ⅱ-42 右, 正面からの図において吸排気弁の挟み角は  $70^\circ$  と読み取れる.

図Ⅲ-Ⅱ-42 BMW ライセンス P & W *Hornet* 発動機



同上資料, より.

*Wasp* と R-1860 *Hornet* ( $159 \times 171.4\text{mm}$  に拡大)は軍用機, 民間機に市場を見出し, 世界記録樹立にも貢献した. 1930 年までには過給機付, 減速装置付のモデルを含む体系的な製品系列が整備され, また,  $132\text{mm}$  スクエアの *Wasp Junior* も投入された.

三菱航空機は 1935 年 2 月, *Hornet 700HP* の製造件を購入し, 明星の名で少数ながらライセンス生産した. この件に就いては然るべきところで論ずる.

1938 年当時における P & W 発動機の製品体系は表Ⅲ-Ⅱ-5 に示される通りである.

表Ⅲ-Ⅱ-5 Pratt & Whitney の空冷星型航空発動機(1938年頃)

名称	型式	径×行程 in.	ε	給気	減速	rpm.		ft. HP			長 in.	幅,高 in.	乾燥重量 lbs.	備考
						公称	最大	高度	公称	最大				
<i>Wasp Junior</i> SB	1R9	5 <sup>3</sup> / <sub>16</sub> ×5 <sup>3</sup> / <sub>16</sub>	6.0	S	-	2000	-	9600	300		42 <sup>1</sup> / <sub>8</sub>	45 <sup>3</sup> / <sub>4</sub>	596	出力は巡航速度飛行時における値
<i>Wasp S1</i> Hi-G	1R9	5 <sup>3</sup> / <sub>4</sub> ×5 <sup>3</sup> / <sub>4</sub>	6.0	S	G	2000	-	11800	400		48 <sup>1</sup> / <sub>4</sub>	51 <sup>7</sup> / <sub>16</sub>	883	
<i>Hornet S2E</i> -G	1R9	6 <sup>1</sup> / <sub>4</sub> ×6 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	6.0	S	G	2000	-	9500	525		51	54 <sup>7</sup> / <sub>16</sub>	1015	
<i>Wasp S1D1</i>	1R9	5 <sup>3</sup> / <sub>4</sub> ×5 <sup>3</sup> / <sub>4</sub>	6.0	S	-	2200	-	5000	550		42 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	51 <sup>7</sup> / <sub>16</sub>	736	
<i>Wasp S3D1</i>	1R9	5 <sup>3</sup> / <sub>4</sub> ×5 <sup>3</sup> / <sub>4</sub>	6.0	S	-	2100	-	6000	430		42 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	51 <sup>7</sup> / <sub>16</sub>	736	
<i>Hornet S3E</i> -G	1R9	6 <sup>1</sup> / <sub>4</sub> ×6 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	6.0	S	G	2250	-	6000	675		51	54 <sup>7</sup> / <sub>16</sub>	1015	
<i>Hornet S5E</i>	1R9	6 <sup>1</sup> / <sub>4</sub> ×6 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	6.5	S	-	2050	-	6000	700		45 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	54 <sup>7</sup> / <sub>16</sub>	920	
<i>Hornet S9E</i>	1R9	6 <sup>1</sup> / <sub>4</sub> ×6 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	6.0	S	-	2050	-	3000	650		45 <sup>3</sup> / <sub>8</sub>	54 <sup>7</sup> / <sub>16</sub>	920	
<i>Twin Wasp S2BG</i>	2R14	5 <sup>3</sup> / <sub>16</sub> ×5 <sup>3</sup> / <sub>16</sub>	6.7	S	G	2200	-	12000	525		53 <sup>17</sup> / <sub>64</sub>	45	1109	
<i>Twin Wasp S2BG</i>	2R14	5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub> ×5 <sup>1</sup> / <sub>2</sub>	6.0	S	G	2400		6500	750		55 <sup>31</sup> / <sub>64</sub>	48	1250	

A., Swan, *ibid.* Table I, pp.8~9, より.

BMW は 1929 年に P&W より *Hornet* の製造権を購入，空冷星型発動機への本格参入の弾みとしたが，BMW ライセンス *Hornet* はやがて BMW-114(1R9-155.5×162mm)，BMW 132(同)へと発展し，1938 年にはこれを複列 18 気筒化した BMW-139 も試作された。しかし，139 は一回り小形の複列 14 気筒発動機，第Ⅱ部でも取上げられた 801A に途を譲ることになる。

1939 年 4 月に完成した 156×156mm のスクエア・サイズを有する名作，BMW-801 系発動機は *Focke-Wulf* FW190 系戦闘機等に搭載され，総生産台数 61,000 基を超える同社の代表的発動機となった。ここでは BMW ライセンス *Hornet* の気筒と 801A の気筒とを並べ，この間 10 年における古典的構造を有する空冷気筒における進化の様相を偲ぶ視覚的材料の一つとしたい。

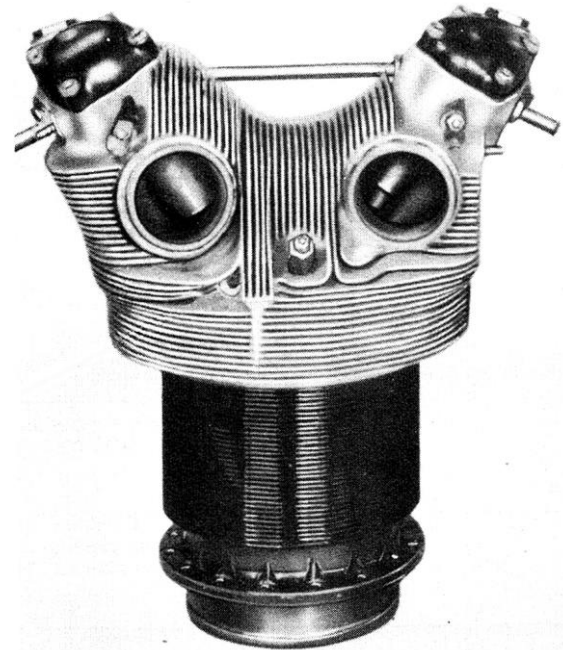
なお，801 系は上述の通り複列 14 気筒発動機であるが，その気筒に関する話題はここで取上げることとし，序でに発動機艙装に関連する事柄についても一括して論じておきたい。直ぐに明らかになることであるが，その気筒頭の構造(図Ⅲ-Ⅱ-43)とカウリングの艙装とは相即不離の関係にあるからである。無論，その特徴あるクランク軸については後程，複列発動機の進化を扱う際に然るべく位置付けられる。

図Ⅲ-Ⅱ-43 BMW ライセンス *Hornet* と後年の 801A の気筒



*Hornet*

*Hornet* : 上図再掲.



BMW 801

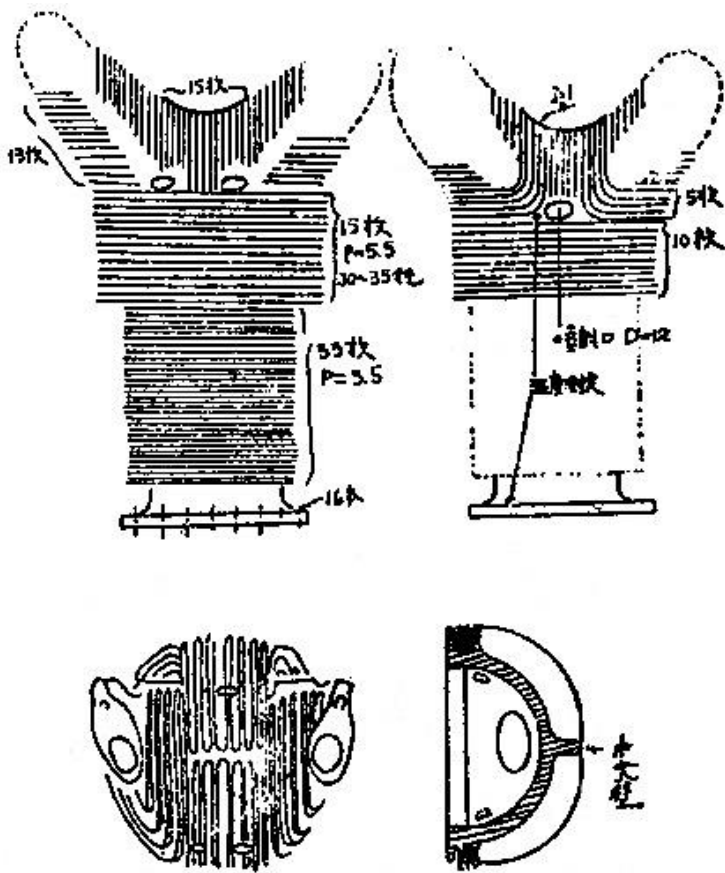
BMW 801A : E.,H., Little, D.,E., Danielson, *Description of German Fuel-Injection Systems.Rescinds Summary Report No. F-SU-1105-ND, Aug. 1946.* Headquarters Air Material Command, Wright Field, Dayton, Ohio.p.74, Fig.58, left.

BMW 801A においても吸排気弁の挟み角は  $70^\circ$  である.

801A の気筒頭は単にフィンピッチが細かくなり洗練されただけではなく、ちょっと見では、判らないようなフィン配置が採用されていた。即ち、特異なのは気筒頭ドームの肉厚を抑えつつ剛性を高めることを狙ったためか、中央フィンの真ん中に左右(進行方向に対して直角)方向のリブが立てられていたことである。そして、これに対応して 801A には凝りに凝ったバッフル・プレート類が与えられており、更にはこれを可能にするパッケージ化されたユニット艤装方式が用意されていた(図Ⅲ-II-44, -45)。

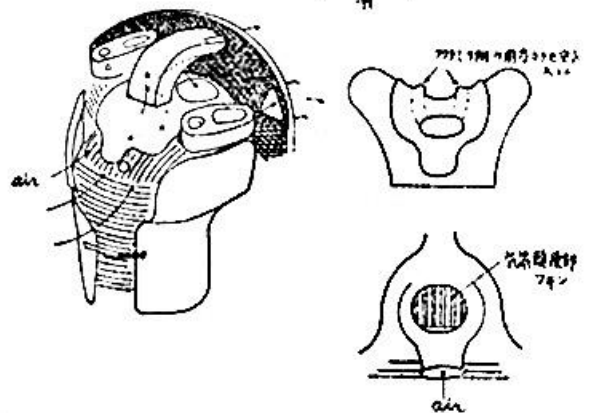
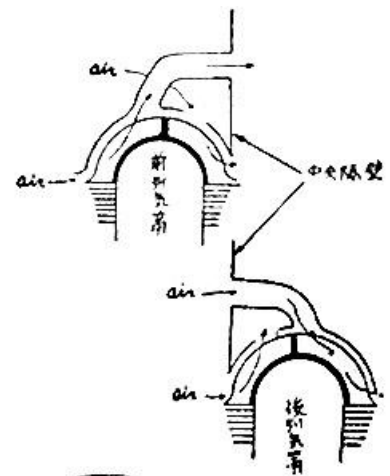
図Ⅲ-II-44 BMW 801A の気筒とバッフル・プレート





左図、下は「16本」.

右図、上から「閉ル」, 「噴射口 D=12」, 「温度測定」, 「中央壁」.



右下は「フクラミヲ附ケ前方カラモ空ヲ入レル」新型バップル・プレート[敢えて造った隔壁を越えさせる仕掛]である.

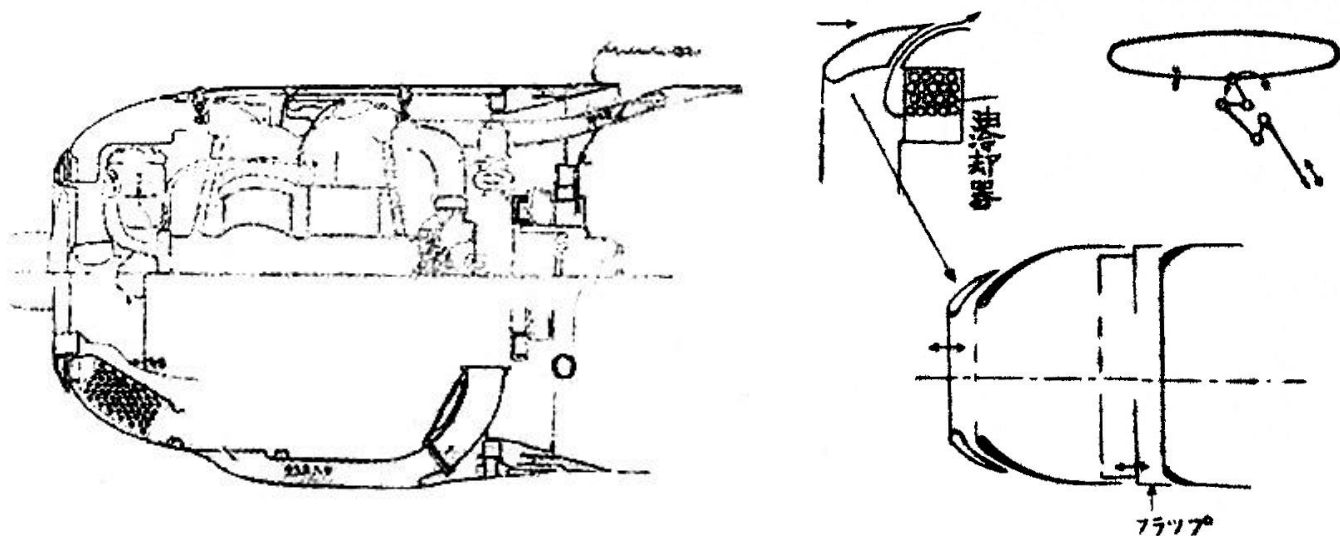
辻 猛三『ドイツの航空工業』大日本飛行協會, 1943年, 109頁, 第63図, 110頁, 第64図.

*Flight*誌 August 13th. 1942にはバップル・プレート回りについてグレードの高い図が掲げられている。しかし、説明としては辻の図の方が体系的であるので、これに準拠した。

この恰も“チョンマゲ”のようなダクトやバップル・プレート類, それに中央隔壁が採用が出来たのは801Aが前方に強制空冷ファンを持つ発動機であり, かつ, 先に見たブリストル発動機のケースと同様, それが発動機本体から発動機架まで, 補機類共々, 先端を絞ったカウリング内に一体的に納められたユニットという形で機体側に提供されていたからである。その状況の一端は余りクリヤではないが, 図Ⅲ・Ⅱ-45に示されている。

カウル・フラップは一般的なヒンジに依る開閉式ではなくスライド式で前後2つに分れており, 前方フラップは油冷却器への空気流量(前方からファンに依って押込まれ, S字を描いて流れて去る)を, 後方フラップは発動機気筒群の間を通過する空気流量を, それぞれ油温と筒温に応じて自動的に制御した。なお, 801Aユニットの全体透視図(後掲図Ⅲ・Ⅳ-21)も併せて御参照頂きたい。

図Ⅲ-Ⅱ-45 BMW 801A の一体ユニット



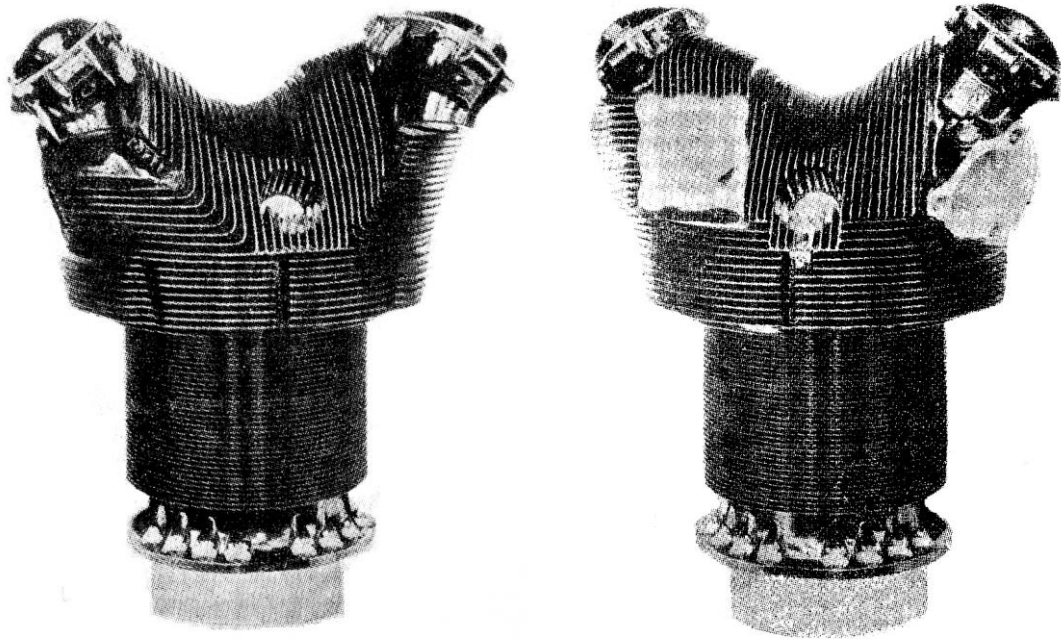
同上書，110 頁，第 65 図，第 66 図。

### ix) 戦時下における空冷気筒進化の最終局面

#### a)Wright

気筒頭を軽合金鍛造粗形材から削り出すプリストル流の工法を洗練すれば，フィンのピッチと深さを砂型鑄造におけるそれよりも増加させ，冷却面積を飛躍的に拡大させる効果を期待出来る．それは高過給・高負荷・大出力化への備えであると同時に，巡航燃費低減に必要とされる燃焼の希薄化を一步推し進めるためや排気ガスタービン過給機の装備による高高度飛行のための備えでもあった．ライト社は軽合金の板をフィンとして鑄込む N.A.C.A. の鑄込みし植込フィン方式を試みた後，上述の通り 1940 年頃にはこの鍛造・機械加工気筒頭への転換を果した．モデルで言えば G-200 の改良型がこれに該当するようである．頭部上段のフィンがそれまでの“J”状から“||”+“=”状へと変化し，下段のフィンがヨリ深くなり，何れにおいてもピッチが詰って枚数が増えている(図Ⅲ-Ⅱ-46)．

図Ⅲ-Ⅱ-46 Cyclone G-100 と G-200 後期型の気筒



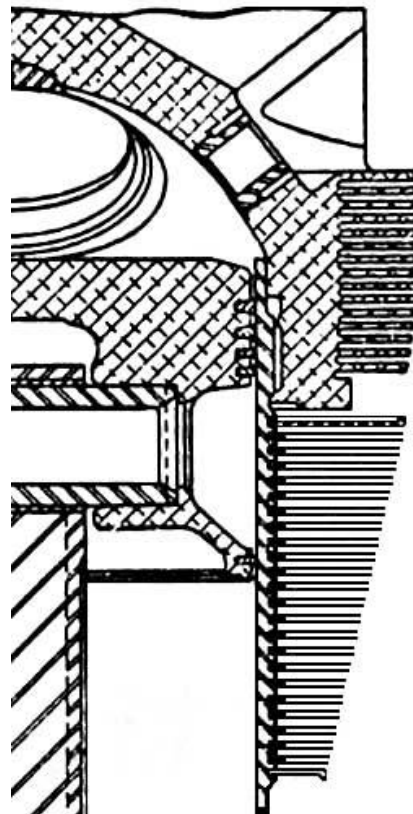
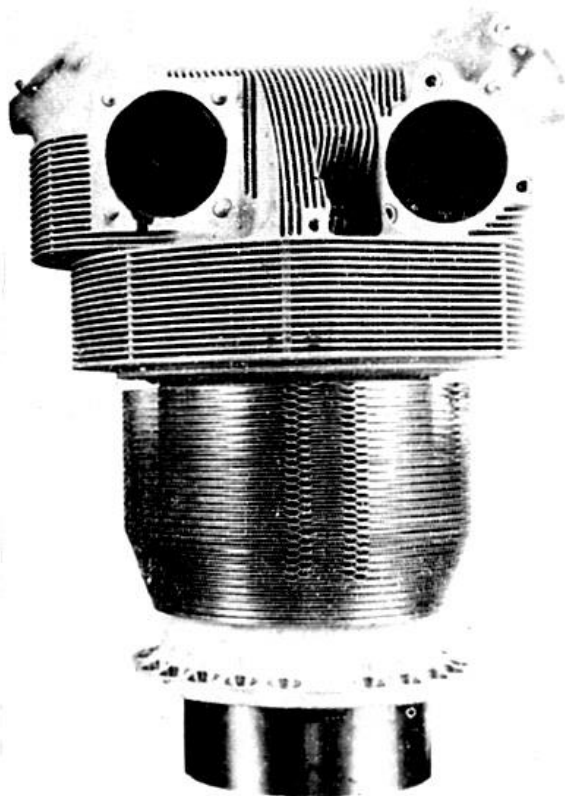
宮本晃男『航空発動機整備技術』鳳山社，1961年，77頁，第87図，11頁，第3図。

更に，機械加工でフィンを作り出す古典的な鋼製気筒頭を使用し続けていた同社は1944年までに気筒頭に溝を切り，成形されたアルミ板を嵌込む“Wフィン”を導入し始め，H系 *Cyclone*(1350→戦後，1525馬力)を登場させた(図Ⅲ-II-47)。“Wフィン”は非常に細かいピッチの，しかも深い気筒頭冷却フィンが可能にしたが，そこに到る過程はやや込入っていた<sup>104</sup>。

図Ⅲ-II-47 Wright 発動機の鍛造・機械加工フィン付き気筒頭と“Wフィン”付き気筒頭

<sup>104</sup> cf. J.,W., Cunningham, High-Conductivity Cooling Fins for Aircraft Engines. *SAE Journal(Transactions)*, Vol.53, No.12 Dec., 1945.

日本機械学会『機械工学便覧』1951年版，14-138頁，第253図と第75表に拠れば，複列18気筒の *Duplex Cyclone* の気筒の場合，“Wフィン”板厚は0.7mm，同ピッチ2.4mm，同深さ16.0mmにして気筒頭当り枚数54，気筒頭総放熱面積は1.07m<sup>2</sup>であった。



Left : C.,H.,Chatfield, C.,F.,Taylor, S.,Ober, *The Airplane and Its Engine*. 5th.ed.N.Y. 1949,p.95, Fig.79.  
Right : Lichty, *ibid.* p.532, Fig.432.

ライト社のR-1820発動機における気筒胴削り出しフィン<sup>1)</sup>は1930年から'35年までは1in. 当り  $6\frac{2}{3}$  枚, 厚さ 0.030in., 深さ  $\frac{7}{16}$ in. という諸元であった。その後, 離昇出力の向上に応じた設計と生産技術の高度化が図られ, フィンの諸元は 1in. 当り  $8\frac{1}{2}$  枚, 深さ  $\frac{5}{8}$ in. にまで進化した。続いて, 1939 年までには高い熱伝導率を有する金属でフィン<sup>2)</sup>を成形し気筒胴に接合することにより出力を向上させ, 空気抵抗を減らし, ピストン及びピストンリングの寿命を延長し, 加工工数と材料(窒化鋼 : nitralloy)を節減すると共に気筒重量を軽くすることを目標として複数の方途が試みられた。

その方途とは, 銅製フィンのロウ付け, Al フィンのロウ付け, 打抜き Al フィンの Al 製冷却筒(cooling muff)への<sup>3)</sup>鑄込み, 削り出しフィン付き鍛造 Al 冷却筒の<sup>4)</sup>焼嵌, Al マフによる気筒胴鑄ぐるみ<sup>5)</sup>→フィン削り出し, 板金製フィンの<sup>6)</sup>嵌入, であった。

銅製フィンのロウ付けが成功するにはロウ付け技術自体の改善が先決であった。その機が熟した時点で先ず試みられたのは環状に打抜かれた銅板を一つずつロウ付けする工法であった。しかし, 能率が低くフィンピッチはバラつき, 気筒胴にも熱変形を生じた。次に胴部外周に溝を切る工法が試みられた。機械加工に時間がかかる上, ロウのつき方が不均一となり, この工法も放棄された。らせん溝にコイル状の銅製帯板を<sup>7)</sup>嵌め込みつつ連続的

にロウ付けして行く案も提示された。しかし、実施して見ると冷却性能は良かったものの、通常の鋼製削り出しフィン付き気筒胴より 1 本当たり約 4lbs.の過重量となることが判明した。また、銅は高い熱伝導率を有する反面、Al と対等の冷却性能と重量を実現するには非実用的な薄さで用いねばならぬことも理論的に証明されたため、銅の使用は放棄された。

Alフィンのロウ付けについては1年半に亘ってあらゆる方法が試みられたにも拘わらず、満足出来る結果には到らなかった。

打抜き Al フィンの Al マフへの鋳込みは気筒胴回りに  $t=0.025\text{in.}$  の Al 板ドーナツリングを治具によって 9 枚/in.間隔で保持し、両者の芯を合せ、下端部を塞いで Al 合金の湯を注ぎ込むことによって調達された。マフの厚味は約  $1/4\text{in.}$  であった。しかし、Al 鋳物とフィン及び気筒胴との溶着が不良で、単筒機関として運転してみるとその元々心許ない接合も破壊された上、マフ自体も半分に切れてしまった。

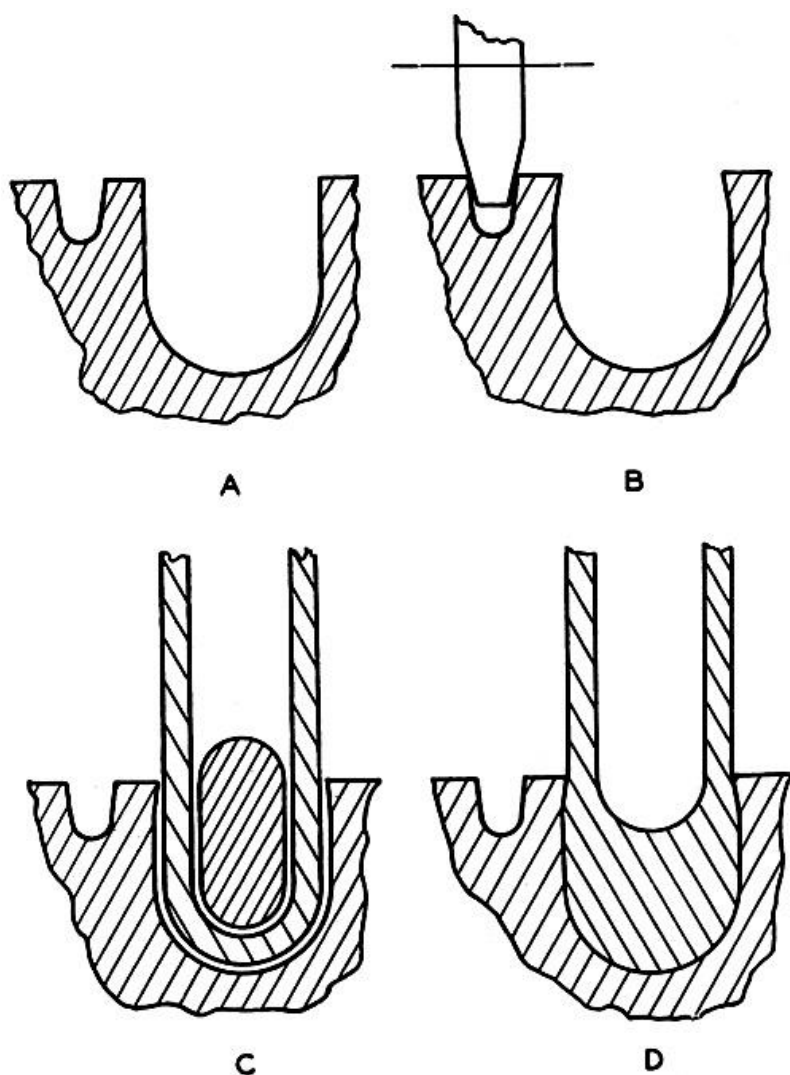
削り出しフィン付き鍛造 Al マフの焼嵌はヨリ見込みのある方途であった。マフの粗形材としては鋳造品、遠心鋳造品、鍛造品が一通り比較された。これらの材料から成るマフには同社が開発しようとしている発動機の諸元に照らし、理論的に求められた 1in.当り 10 枚、厚さ  $0.030\text{in.}$ 、深さ 1in.のフィンが立てられた。胴部の気筒頭取付ネジの寸法を変えず、かつ、重量増加を回避するため、マフを嵌込む胴部には軽量化を目的とする多数の溝が切られた。最初の実験で溝(の中の空気)による熱伝導の阻害が判明したため、溝に Al 針金を転圧充填する改良が急遽施された。結果的に放熱性は改善されたが重量は 1lbs.ばかり増大した。Al 鍛造品を用いた場合でさえ、気筒胴との熱膨張率の差に因るズレは防止出来なかった。また、この方式の抜本的な改良のためには気筒頭取付ネジの諸元変更が必要になると考えられた。

Al マフによる気筒胴鋳ぐるみ→フィン削り出し方式においては胴部とマフとの接合性向上が鍵であった。理論が要請する諸元のフィンを削り出すのはかなり困難な業であった。削る内にマフが皮剥き状態になる試練を 9 枚/in.へのピッチ延伸によって何とか乗り越え、漸く完成した気筒は良好な接合性を示したが、次の方式の採用が本決まりとなり、この線に沿った開発は中止された。

板金製フィンの嵌入には大きく分けて二通りの方法があった。U フィンと W フィンとがそれである。当初、ライト社は冷蔵装置の熱交換器を参考に、Al の帯板コイルをらせん溝に嵌入する方案を模索した。溝は 1in.につき 10 のピッチ、幅  $0.030\text{in.}$ 、深さ  $0.090\text{in.}$  と設定された。この溝に帯板を嵌入しつつ間の“畝”に当る部分をかきめて行く。この方案は巧く運び、気筒の冷却性、軽量性も満足すべき水準に達したが、溝切りバイトの持ちが極端に悪く、量産に移すことは不可能と判断された。

U フィンはヨリ幅広の溝を切り、2 枚のフィンを一気に螺旋状に立てて行く工法として開発された(図Ⅲ-II-48)。

#### 図Ⅲ-II-48 U フィンの立て方



■ Fig. 9 - Installation of U fins

**A - Grooving**  
**B - Dovetailing**

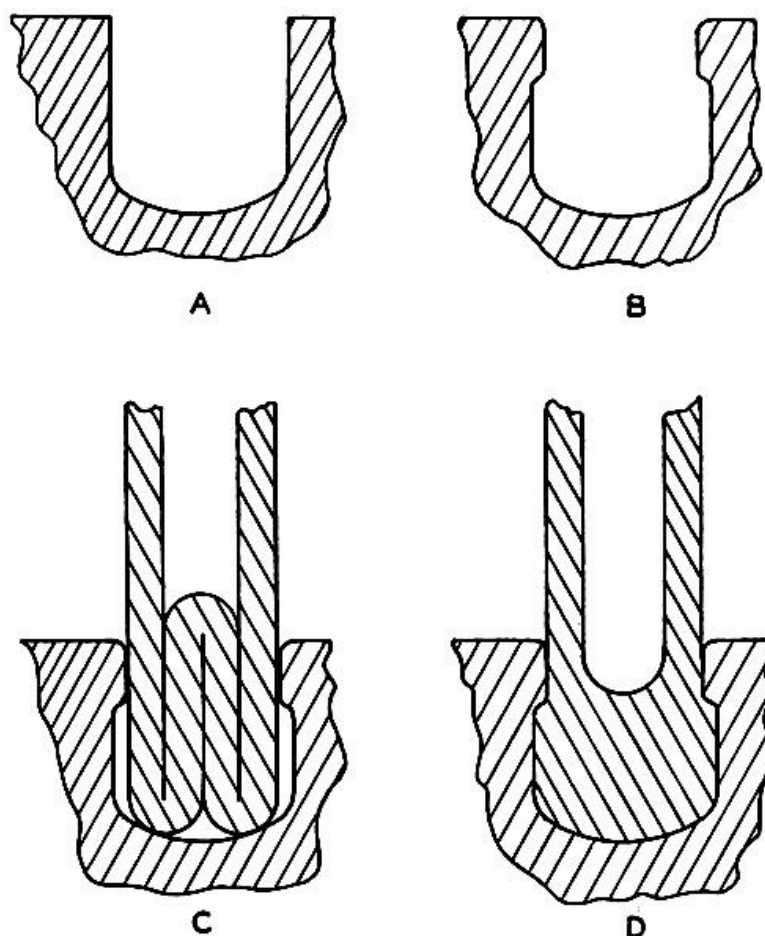
**C - Installing**  
**D - Caulking**

Cunningham, High-Conductivity Cooling Fins for Aircraft Engines. Fig.10.

螺旋溝の幅は 0.115in.である。溝の両脇に沿って浅いノッチが切られ、その転圧により溝断面を壺状に成形する。t=0.025in.の Al 帯板を U 断面にロール成形したものを溝に収め、Al 線材を巻きつけた上、これをコーキングしてフィンに溝側面に圧着保持させる。

W フィンはこの U フィンの改良量産型と称されるべきモノで、潰れた W 型断面にロール成形され平らな方向に丸く成形された Al 帯板のコイル材を 180° 毎に切断したピースを螺旋状ではなく環状の溝に落とし込んで作られる。溝は平行溝として切られた後、転圧により壺状断面を与えられている。W の中央をコーキングすることでフィン材は溝側面に圧着保持される(図Ⅲ・Ⅱ-49)。

図III-II-49 Wフィンの立て方



■ Fig. 10 - Installation of W fins

**A - Grooving**  
**B - Dovetailing**

**C - Installing**  
**D - Caulking**

*ditto.*, Fig.9.

なお、フィンには  $90^\circ$  毎に隣接溝のフィンと突き合う台形状の箇所が設けられ、“U”と“□”とで互いに支え合う格好を取らされる。防蝕のため、気筒胴にはメッキが施されているが、特段のマスキングを施さずとも溝の内部にメッキは及ばないという。

W フィンの採用により冷却性と軽量性の両立が実現し、気筒胴温度分布の均一化が実現された。また、気筒材料である窒化鋼の大いなる節約……1 個当り 20lbs.が可能となった。Cunningham に拠れば、1944 年だけでその総節約量は 12,000t に達した。

同時代のライト発動機における運転状態別の気筒温度標準については 1943 年 7 月時点における B-29 用 R-3350-21 型発動機……鍛造気筒頭はともかく、“W フィン”の導入如何は微妙……の運用データから参照し得るので、表 III-II-6 として掲げておく。右端がそれぞれの運転状況に対応する許容気筒頭温度である。

表Ⅲ-Ⅱ-6 B-29用ライト R-3350-21型発動機の運用データ

最大気筒頭温度 °C							
燃料流量(ガロン/時)							
混合比コントロール位置							
気圧高度(フィート)							
マニホールド圧(in. Hg)							
回転数 rpm.							
馬力 HP							
操作状況							
離昇(5分間)	2200	2600	47.0	海面	auto rich	305	260
運用(5分間)	2200	2600	47.0	25,000	auto rich	290	248
1時間定格							248
連続定格	2000	2400	43.0	25,000	auto rich	245	232
最大巡航(75%)	1500	2100	36.0	25,000	auto lean	120	218
必要巡航(67%)	1340	2100	33.0	25,000	auto lean	120	218
必要巡航(60%)	1200	2050	31.0	25,000	auto lean	105	218
経済巡航	635	1400	26.0	海面	auto lean	50	218
	685	1400	27.0	9,000		52	
	740	1400	28.5	10,000		55	
	800	1500	28.5	15,000		59	
	870	1600	28.5	20,000		65	
	945	1700	28.5	25,000		71	

Army Air Forces, *Flight and Operational Manual B-29 BOMBER*/仲村明子・小野洋訳, 野田昌宏監修  
『B-29 操縦マニュアル』光人社, 1999年, 74頁, より. 1時間定格は同16頁, より.  
表記は若干簡略化. 気化器での給気温度は30°C. 水・メタノール噴射は行われていない.

### b)P&W

P&W *Wasp* 発動機の高出力化, 低燃費化もまた, 排気量当り気筒冷却面積の向上と共に進展した. 鋼製気筒胴に狭いピッチで深い冷却フィンを削り出す“在来工法”は軽合金鍛造粗形材に機械加工で効率よくフィンを立てた軽合金鍛造削り出しのマフを用意し, これを加熱しておいて冷却された鋼製気筒胴を圧入, 締め込みとする方式へと進化を遂げた. これは複列発動機に関する話題となるが, F4U, F6F, F7F, F8F, P-47, P-61 といった戦闘機, B-26, B-34 といった爆撃機, A-26B-50 攻撃機, PV-2 対潜哨戒機等に搭載された看板機種, R-2800 *Double Wasp* (2R-18: 戦時期には離昇 2000→2360馬力, 更に 2500馬力に増強)



において採用された構造である<sup>105</sup>.

気筒頭は永らく油砂を用いる軽合金鋳造品であったが、2100HP/2800rpm.にパワーアップした1943年7月投入のR-2800 C型以降の気筒頭は軽合金鍛造粗形材に機械加工によって深く密なフィンを立てた鍛造気筒頭へと進化を遂げた。その後も細かい改良は継続的に行われたようである。これら一連の変更によって冷却面積は著増し、過給圧向上による出力増強と希薄燃焼化による巡航燃費の向上が果された(表Ⅲ-Ⅱ-7)<sup>106</sup>.

表Ⅲ-Ⅱ-7 P&W 発動機における気筒当り出力とフィン冷却面積の推移

年	気筒当り出力 HP	気筒当りフィン面積 cm <sup>2</sup>	馬力当りフィン面積 cm <sup>2</sup> /HP
1927	45	7,741.92	171.61
1932	67	9,677.40	144.52
1940	100	19,999.96	200.00
1946	125	27,741.88	221.94

G., White, *R-2800 Pratt&Whitney's Dependable Masterpiece*. p.145, Table 4-1 より.

in.<sup>2</sup>をcm<sup>2</sup>に換算.

『機械工学便覧』1951年版, 14-138頁, 第74表はこれと同じ基礎データに基づきつつ, 表記を簡略化した表となっている.

一方, 先次大戦初期, アメリカ海軍の主力艦上戦闘機 Grumman F4F *Wildcat* をはじめ多くの機体に装備された世界のベストセラー航空発動機, R-1830系 *Twin Wasp* (2R-14)はR-2000に増強された時点でマフ付気筒に変更されたと想われる。しかし, その気筒頭は最後まで *Double Wasp A, B* と同様の軽合金鋳造品であった。気筒容積が小さい分, これで持ったのであろう。

気筒頭温度と運転状況との関係について, 上述のB-29用ライト *Duplex Cyclone* に関するデータに対応するものとして戦後の民間機にはなるが, DC-6B用 P&W *Double Wasp CB-17* の運用法に係わる数値を表Ⅲ-Ⅱ-8として引いておこう。戦後の欧米機の場合, 水・メタノール噴射(Wet Operation)がごく普通のものとして加わって来るのでB-29の事例よりやや複雑になる上, 経済巡航運転のデータを欠くが, 中・高負荷時における気筒頭の限界温度についてはほぼ同じ数値が窺われる。

<sup>105</sup> 『機械工学便覧』1951年版, 14-138頁, 第254図と第75表に拠れば *Double Wasp* の場合, フィン先端厚 0.7~1.0mm, ピッチ 3.6mm, 深さ 27.5mm, 気筒胴当り枚数 26, 気筒胴当り全放熱面積は 0.86m<sup>2</sup>であった。なお, R-2800の出力を巡っては様々な話題があるので, 然るべき所で立ち返ることとする。

<sup>106</sup> 第一線現役時代最末期における大馬力ピストン発動機のデータについては P.,H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*. Washington, 1957. が参照されるべきである。因みに, この年はライト社における大形ピストン発動機製造の終焉に当たっている。

表Ⅲ-II-8 DC-6B用P&W *Double Wasp* CB-17 発動機の運用データ

最大気筒頭温度 °C						
混合比コントロール位置						
気圧高度(フィート)						
マニホールド圧(in. Hg)						
回転数 rpm.						
馬力 HP						
操作状況						
離陸(過給機 1 速)	2500	2800	62.0(Wet) 60.0(Dry)	海面	—	260
離陸(過給機 2 速)	—	2600	50.5(Wet)	海面	—	260
離陸直後	1850	2600	48.0(Dry)	8000.	—	260
上昇中	—	2600	46.5(過給機 1 速) 47.5(同 2 速)	—	auto rich	260
1 速臨界高度	1800	2600	50.0	9000	auto rich	232
2 速臨界高度	1700	2600	48.0	16000	auto rich	232
緊急時	1900	2600	50.0(過給機 1 速) 49.5(同 2 速)	7000	auto rich 又は手動	260

宮本晃男『航空発動機整備技術』第三章及び巻末折込チャート，参照<sup>107</sup>。

なお，着陸アプローチ時には混合比を Auto Rich とし，水噴射は“On”にセットされた。緊急着陸時にはマニホールド絶対圧を 62.0in.Hg(= +814.8mmHg : Wet)あるいは 60.0in.Hg(= +764mmHg : Dry Operation : 水を使い果たした時)まで，回転数を最大 2800rpm.まで高められるよう準備し，危急時に備えた。この時も許容気筒頭温度は 260°Cであり，これを超えないようカウルフラップの開度が調節された。着陸後，気筒頭温度が 200°C以下になるまで発動機は遊転せしめられ，発動機停止後，カウルフラップは少なくとも 15 分は全開状態に置かれた。

高高度飛行においては大気密度の低下に因る単位面積当り放熱量の減少が大気温度低下に因る冷却促進効果を上回る。このため，空冷発動機は高高度飛行時に冷却効率の低下を来すという体質的ハンディキャップを背負っている。ドイツでの研究からは，地上で 140°C

107 このチャートは本稿第Ⅱ部において，「図Ⅱ-Ⅲ-4 DC-6A, -6B 旅客機用 R-2800-CB17 発動機の高空性能曲線(過給機 1 速)」として既に引用されている。

なお，民需用としての最終段階における R-2800 CB-17 の出力値その他については八田桂三・浅沼強編『内燃機関ハンドブック』朝倉書店，1960 年，630 頁，表 5・5・1 前後に詳しいが，離昇ブースト圧については宮本晃男『航空発動機整備技術』巻末附図，岩淵 弘『航空機関士の基本教程』巻末附表でしか見ることが出来ない。ヨリ鮮明なのは前者である。

の平均フィン温度に対応する余裕充分な運転状況を 12000m で維持しようとする場合、フィン温度は 250℃に達し、逆にフィン温度 140℃を維持しようとするれば所要冷却馬力は地上におけるその 14 倍に達するという解析データが得られている。アメリカ、T.W.A.航空における *Cyclone G* 直結発動機搭載旅客機による成層圏飛行データからも 7000m を超えての出力維持の困難が報告されている。水冷なら予めその条件に合わせて放熱器容量を大きくしておけば良いだけである<sup>108</sup>。

逆に、空冷でこれと似た構えを採るには冷却フィン面積を余程、大きくしておく必要があるということになる。強調されるべきは、ライト R-3350 *Duplex Cyclone* (→B-29)にせよ P&W R-2800 *Double Wasp* (→P-47)にせよ、そのハンデを背負う空冷発動機が高空における過給効率に優る排気ガスタービン過給機を装備することによって卓越した高空出力を発揮し得た背景にはかような気筒頭・気筒胴冷却フィン面積増大への飽くなき取組みとその成果があった、という事実である。排気ガスタービン過給機を取付けたから、あるいはそこに中間冷却器を置いたから高空出力の向上は当然付いて来た、などと単純に考えるのは空想でしかない。

## x) 弁および動弁機構、とりわけ気筒頭部、揺腕の自動潤滑方式

### a) 中空・内部冷却排気弁の導入

自動車用や航空用発動機排気弁の材料として古くは<sup>タングステン</sup> W を主たる添加元素とする高速鋼が用いられたが、弁座に吹き抜けを生ずると焼損を来し易かった。1920 年頃からはシルクローム(Si-Cr)鋼やオーステナイト系特殊鋼が用いられるようになった。1934 年頃からアメリカ、イギリスでは弁座や弁座環へのステライト盛りが実施されるようになった<sup>109</sup>。

これとは別に、排気弁の冷却性向上と寿命延長を狙った中空弁の開発が始まっていた。

---

<sup>108</sup> cf. T., Helmbold, *Der Einfluß der Flughöhe auf die FlugmotorenKühlung / Luftfahrtforschung*. Bd.15, Lfg.7, 1938/西脇仁一・橋 藤雄訳「飛行高度の高空発動機冷却に及ぼす影響」『航空學術外國文獻』第 72 号, 1940 年。また、林 貞助「航空発動機に於ける最近の設計上の諸問題」『内燃機關』第 5 卷 第 5 号, 1941 年 5 月, 参照。但し、林論文では Helmbold 論文に言及しつつ、空冷の不利は小さいという風に原著者の強調点をひっくり返した論述がなされている。

<sup>109</sup> 以下の記述に関しては、cf. Schlaifer, *Development of Aircraft Engines*. pp.196~198, C.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. pp.63~65.

中空冷却排気弁に係わる一連の開発経過については最大の功労者、ヘロン自身による発言が記録されており、当然ながら本文の記述にはこれも反映されている。Discussion of Fedden Paper. *S.A.E. Journal*, Vol.43, No.3. 1938/船山孝輔・柴田浩訳「單摺動弁に関する“フェッデン”の論文の討論」『内燃機關邦譯文獻集』第 3 卷・第 10 号(1938 年, 『航空學術外國文獻』第 36 号[1939 年]として再刊)の中の「“ナトリウム”冷却弁の起源を確證する」, 参照。

ヘロンの発言は中空冷却弁開発の流れに関するフェッデンの誤った理解を正すという脈絡から為されたが、ヨリ大きな観点からすればこの時の多くの発言者たちの主張はスリーブバルブなどという厄介なメカに頼らずともポップバルブを内部冷却式とすることで空冷星型航空発動機の性能を充分、向上させられるという意見表明に他ならなかった。

排気弁を中空構造とし、内部に冷媒を循環させる手法は大形低速ガス機関においてはその揺籃期から行われて来たが、高速機関においては中空加工した弁棒内部に銅棒を押し込み、熱の逃げを助けるようなケレンが試みられ<sup>110</sup>、また、1920年代には Packard がその水冷 V 型 12 気筒発動機, 2A 1500(公称 525/最大 600PS), 2A 2500(公称 800PS)の弁棒内に油道を設け、これに潤滑油を循環させるシステムを導入した<sup>111</sup>。

これに対して、弁棒を中空とし、その内部に液体冷媒を封入する手法の開発は 1913 年、ギブスンとヘロンによって着手された。弁の運動に伴って冷媒がシェイクされ、熱を弁頭部から弁棒部へと運び、そこからは弁案内へと伝導させようという趣向である。

最初に試用された冷媒は水であったが、蒸気圧が高く弁棒は破裂した。次に試されたのは液体金属である水銀であった。水銀の蒸気圧は水より低く、成績も相対的に優れていたが、水銀は表面張力が大きく弁棒内腔を湿潤しないため、接触部での熱伝導は劣った。このため、1917年には GM で Midgeley と Kettering によって弁棒内腔に湿潤性の良い材料をコーティングするが開発された<sup>112</sup>。

1921年に開発されたロウランスの J-1 には水銀封入排気弁が用いられ、ある程度の成果が得られたが、水銀の漏洩にも悩まされた。先に見た通り、1926年の J-5 には岩塩を封入した排気弁が用いられていた。運転中、岩塩は融けて液体化しているワケである(図Ⅲ-II-50)<sup>113</sup>。

### 図Ⅲ-II-50 Wright Whirlwind J-5 に採用された岩塩入り冷却弁

<sup>110</sup> 銅の方が熱膨張率が大きくて内圧が高まらないかという不安は弁材の熱膨張率が銅のそれに近いということから杞憂に終わった。それにしても、三菱の技術者がかような実験まで行っていたというのは一寸した驚きである。須永信二・中川敏雄「材試 No.41 銅入排出弁の弁棒の熱膨張」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1934年8月。タイトル通り冷却性能についての言及は皆無である。

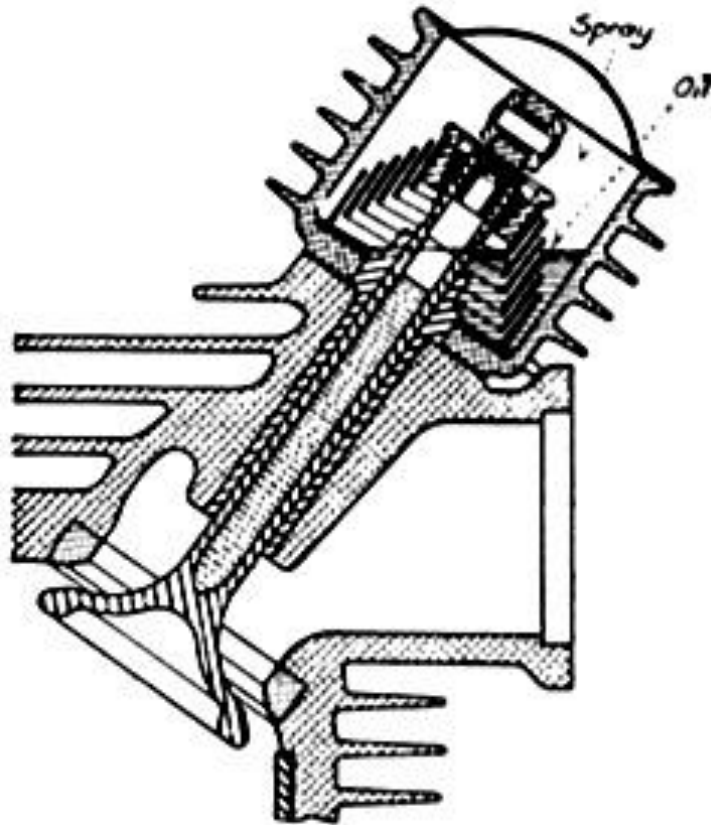
<sup>111</sup> 冷却弁の歴史についてごく簡単には岡村 純他『航空技術の全貌』(上), 興洋社, 1953年(原書房, 1976年), 456頁, (下), 日本出版協同, 1955年(原書房, 1976年), 380, 383, 385頁, 参照。

Packard 発動機については H., Katz, *Neuzeitliche Flugmotoren*. SS.79~95, 213~214(弁回りについては S.86, Abb.98), テーラー『航空用発動機の設計に就て』49頁及び Pl.5-4, , 富塚清『航空原動機』75頁, 参照。この方式の弱点は長時間の使用後、弁棒内にオイル・スラッジが堆積し、循環が妨げられる点にあった。

航研機用発動機に用いられた空気流下式の空冷排気弁はかような欠点を持たないが、如何にも冗長なメカであり、単なる“為せば成る”的カラクリであるに過ぎない。これについても行論の中で取上げられるが、簡単には富塚清『航研機』三樹書房, 1996年, 124~127頁, より精確な資料としては日本航空学術史編集委員会『東大航空研究所試作長距離機 航研機』丸善, 1999年, 138~139頁, 参照。

<sup>112</sup> 勿論、制爆剤としての四エチル鉛の効能を発見した件のペアである。彼らはまた、新冷媒=フロン開発における当事者と責任者でもあった。

<sup>113</sup> Gunston『世界の航空エンジン ①レシプロ編』219頁には J-5 の排気弁が Na 封入であると述べられているが、原文(5th. ed. P.244)は“salt-cooled exhaust valves”であり、誤訳である。



テラー『航空用發動機的设计に就て』Pl.5-3(Pl.3-17も同じ).  
既出ではあるが、たけのこバネにも注目。

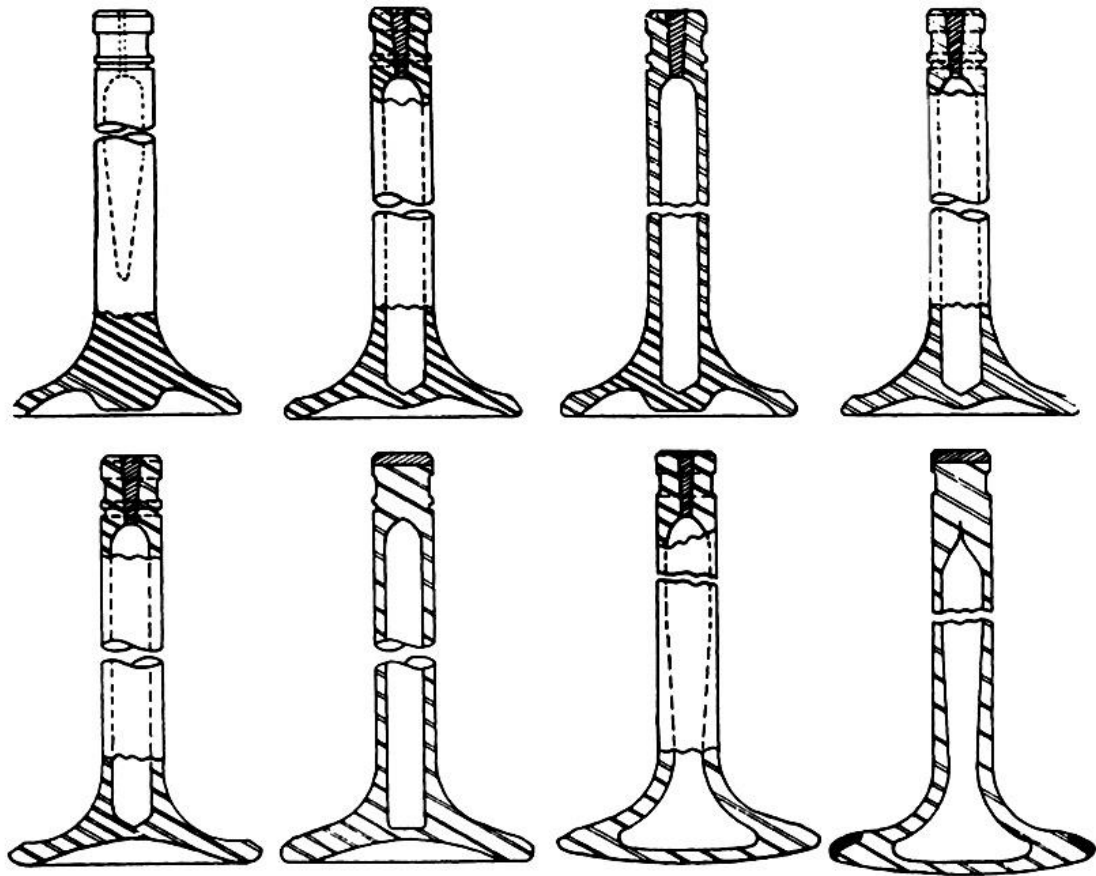
一方、ヘロンは1918年にアメリカ陸軍航空隊、McCook Fieldの原動機研究所に渡り、そこで中空弁の冷媒に関する研究を続けた。彼はNa(融点98℃、沸点883℃)と従前、鋼の熱処理に使用されて来た硝酸カリウムの混合物を用いる手法を開発した。この混合物は蒸気圧こそ低かったが、熱移転の媒体としては密度が不足していた。1924年までに彼はNaが最適の冷媒であることを見出していた(1928年、イギリスでも特許発効)<sup>114</sup>。

このNa封入中空排気弁は当初、弁棒(の一部)をドリリングによって中空加工したモノとして始まり、最後には塑性加工により頭部まで中空成形するモノへと進化を遂げ、以後、各種のものが大出力航空発動機、高負荷内燃機関に用いられて現在に到っている(図Ⅲ-Ⅱ-51)<sup>115</sup>。

<sup>114</sup> テイラーはその主著、*The Internal-Combustion Engine in Theory and Practice*の2nd. ed. Vol. II, p.532において、「内部冷却弁の開発は大方、一人の男、S.D. Heronの仕事の結果である」とまで述べている。この浩瀚な書物の本文にヘロンの名が出て来るのはここだけである。

<sup>115</sup> ヘロン自身はNa冷却弁の量産化段階における功績の大部分は「実験個條が生産に移される時に避け得ない困難に通常の場合以上に耐へて来た」ライト航空会社に帰属すると述べている。

図III-II-51 ライト発動機における Na 封入中空排気弁の進化



C.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. p.64, Figure62.

元図は *SAE Journal*. Vol.46, No.4, 1940, p.150, Fig.9. 上段左端のみは Na 非封入の軸上半部空洞型.

先にも述べた、通り、*Wasp*の揺腕室は気筒頭と一体鋳物として成形され、カバーが被せられていた。この一体・密閉構造は一応、*Whirlwind*よりも進歩した設計と言えたが、それはこの時点においては決して無限定に礼賛されて済む体の新基軸ではなかった。テーラーはこれについて次のようにコメントしている。

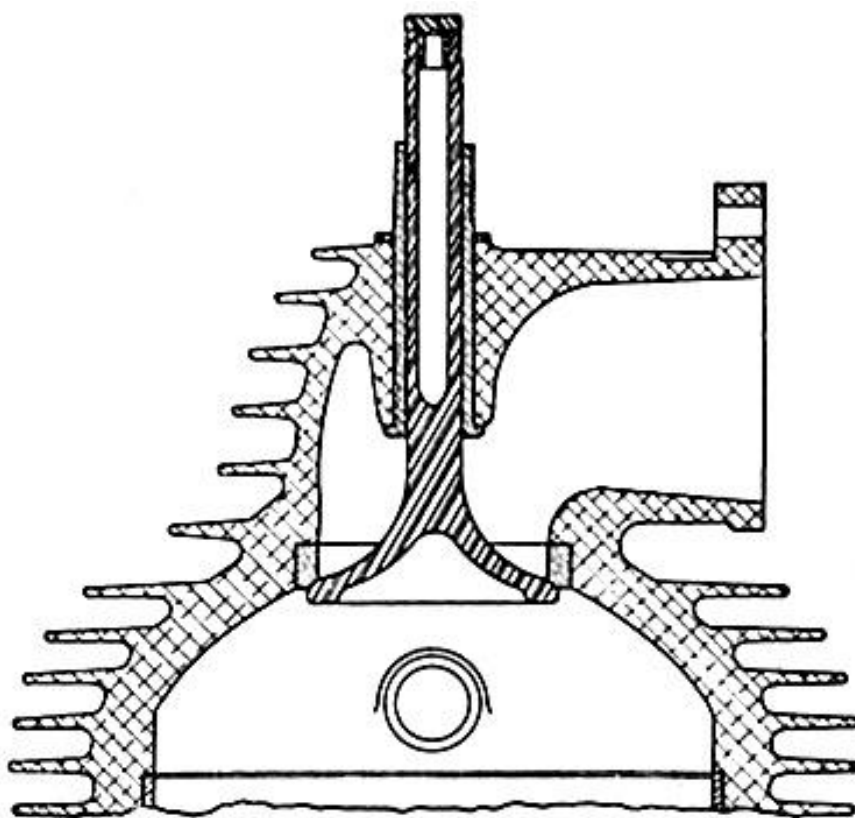
……非冷却式 valve の場合には閉じ切った rocker box にて可なるも内部冷却式 valve の場合は必ず通風を要す。もし valve spring 及び stem 等外部の空気に露出せざるとき即充分なる通風なき時は valve spring は硬度を失ひ spring washer も損傷すること甚しくなる。in line water-cooler の如く hollow camshaft に潤滑油が来て居るもの例へば Packard の如きは目的を達してゐる。現在 Wright 社では冷却媒介を封入した exhaust valve を J.5 や Cyclone に実施してゐる。而して rocker box は適當なる通風を爲し spring 及び washer 等を冷却せしめてゐる。P.&W.社の *Wasp* は内部冷却式 valve を用ゐず従て rocker box は閉じ切つたものに成つてゐる。自分としては前者を推賞す

る。

尚厳格に云へば冷却媒介を封入した exhaust valve は内部冷却式と云ふよりも寧ろ内部傳導式と云ふべきである。 valve head の部分の熱を stem の上方へと運搬するのである(『航空發動機的设计に就て』 47~48 頁)。

即ち、強度や防塵性、生産性の観点からすれば一体成形の揺腕室を完全遮蔽することが勿論望ましい。しかし、スリーブ・バルブなどという厄介なメカに頼ることなしに排気弁の温度を下げ、燃焼室から熱点を除去するための利器である冷却弁を採用する場合には図Ⅲ-II-52 に示されるように、熱の捨て場である弁室内部を積極的に冷却してやる工夫が必要であった。

図Ⅲ-II-52 1927年頃のWright 發動機に見られる排気弁回りの冷却性への配慮



H., Katz, *Neuzeitliche Flugmotoren*. S.193, Abb.229.

逆に、当時の P&W 發動機のように非冷却排気弁を用いる場合には熱の逃げ場は主として弁座環となる。従って、弁棒部の温度は相対的に低く、摺動・潤滑部位であるとはいえそれ程積極的に冷却してやる緊要度は低く、弁室をそっくり密閉構造にしても苦しくはなかった。

とは言え、高オクタン・ガソリンの開発と高過給化に依って航空發動機の高負荷化が急展

開せしめられ、これに伴い、頭部まで中空の Na 冷却弁、そして揺腕軸受の発動機潤滑油に依る強制自動潤滑＝弁室の積極的油冷、そして最終的には揺腕室一体の軽合金鍛造・機械加工気筒頭とが進歩した非・スリーブ弁式空冷星型航空発動機の標準技術となって行った。

冷却弁の採用に出遅れた P&W は幸いにもクリーブランドの専門メーカー、Thompson Products, Inc.からこの重要な部品を調達することが出来た。同社の所謂“トムソン弁”も Wright 社のそれと同様の経過を辿り、封入される冷媒は硝酸カリウム＋硝酸ナトリウムから Na へと進化し、その形状も軸中空から頭部まで中空の全冷却弁へと発展した(図Ⅲ-Ⅱ-53)<sup>116</sup>。

### 図Ⅲ-Ⅱ-53 Thompson Products, Inc の全冷却弁

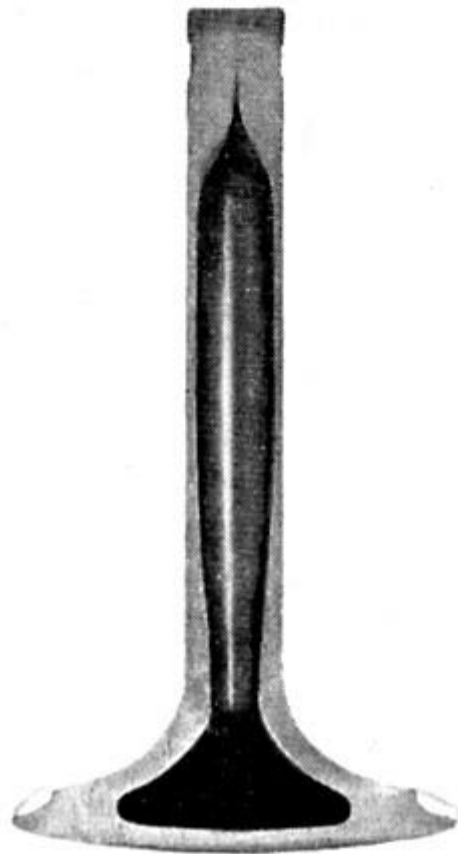
---

<sup>116</sup> Morris and Smith『より速く、より遠く』342~343頁、参照。

P&W から *Hornet* の製造権を購入した三菱では、“トムソン弁”の国産化を狙い、同社に質問を發したが、専門部品メーカー100%依存を決め込んでいた同社からは何の技術的アドヴァイスも得られなかったという。「深尾淳二技術回想七十年」刊行会『深尾淳二技術回想七十年』1979年、105~106頁、参照。三菱における“トムソン弁”国産化の経緯については金星発動機開発の段にて後述する。

なお、自動車部品でも知られるトムソン社は戦後、ジェットエンジン用のタービンブレード、タービンローター、軸流コンプレッサ等の開発製造に参入した。同社は'58年、Thompson Ramo Wooldridge, inc., '65年に TRW Inc.へと商号変更。TRW はミサイル分野でも活躍したが、2002年、防衛関連部門を Northrop Grumman に売却、残った自動車部品事業は'15年、ZF(独)に買収され ZF TRW Automotive Holdings Corp.となっている。





C.,H.,Chatfield, C.,F.,Taylor, S.,Ober, *The Airplane and Its Engine*. 5th.ed. p.74 Fig.68.

#### b)気筒弁室，揺腕の自動潤滑＝油冷

上述の通り，Wright *Whirlwind* J-5 発動機は 1927 年 5 月，リンドバーグによって成就された N.Y.~パリ間，単独無着陸飛行における最大の立役者であった．この発動機に関する血の通った情報源として C.,A., Lindberg 自身による *The Spirit of St. Louis*.なる著作があり，動弁機構とりわけグリースに頼った<sup>ロッカーアーム</sup>揺腕の潤滑破壊に対する不安については各所で触れられていて興味深い<sup>117</sup>．

日本航空輸送(株)東京支店長，小川寛爾は 1936 年，齋藤外男営業課長と共に 4 月から 5 月一杯にかけての 2 箇月弱，アメリカ・カナダの民間航空界を視察し，帰朝歓迎座談会にてその成果を報告した．その講演の末尾において小川はアメリカ航空発動機界の最新技術動向として①：気化器への自動混合比調製機構導入ないしゲージ読取データに基づいた精密な混合比制御の励行，②：弁の自動給油装置導入を挙げている<sup>118</sup>．

<sup>117</sup> 佐藤亮一訳『翼よ，あれがパリの灯だ』(上下)，旺文社文庫，1969 年，恒文社，1991 年，参照．旺文社文庫版では上，75, 88, 132, 234 頁，下，286 頁．

<sup>118</sup> 齋藤外男・小川寛爾共述『帰朝歓迎座談会速記 最近の米国民間航空事情』日本航空輸送(株)，1936 年，13 頁，参照．

なお，揺腕潤滑用グリースに関する研究は自動潤滑システム実用化まで重大な課題であり続けた．その一端を示すものとして輸入グリース 9 種およびそれらの混合物 6 通りにつ

発動機の方面で今アメリカで行はれて居る一つの傾向と思はれますのは、発動機の気化器のガスを念入りに調整すること、これは無論現在でも日本の飛行機でも調整する装置は付けて居りまして調整して居りますが、特に逐次自動的となりボーイングの気化器の如きはオートマテイツクに調節をする装置になつて居る様であります。自動的になつて居らないものでもエグゾーストの温度、圧力、性質かういふやうなものを計るゲージが大抵の飛行機には附いて居りましてそれに依つて航空【高空】レーバーの調節を常にやつて居る。かういふことに非常に重きを置いてやつて居るやうであります。又発動機のバルブの自動給油装置となるなど総てが自動的に自動的になつて行く様であります。

国産空冷星型発動機における弁機構回りの自動給油は三菱、金星 4 型に始まると言われているが<sup>119</sup>、実はその前身、1935 年 3 月に試作初号機誕生の 3 型から試験的に導入されていた。もっとも、その経緯については後程、論ずることとし、ここでは発動機本体に係わる自動給油装置導入についてのアメリカにおける発展のあらましを見て行く。

但し、これもダイナミック・ダンパの場合同様、新発動機型式を起した当初からではなく、改良事項として製品ライフサイクルの途中で適宜導入されたようである。詳細時期の特定は今の所、出来ていないが、C.,F., Taylor に拠れば、空冷発動機におけるその導入の嚆矢は P&W で、1932 年のことであつた(図Ⅲ-Ⅱ-54)<sup>120</sup>。

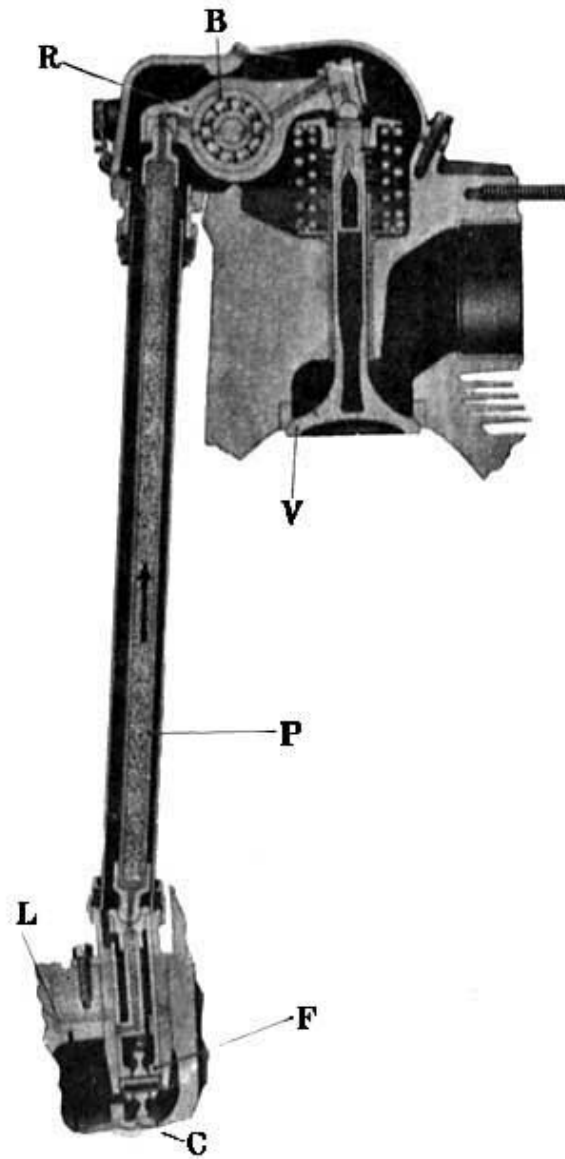
#### 図Ⅲ-Ⅱ-54 P&W Wasp H 型発動機の揺腕自動潤滑機構

---

いてその物理的特性を比較試験した中島飛行機、榎本 明の研究が残されている。「揺挺用『グリース』の選択に就て」中島飛行機(株)『研究報告』第一巻 第二号、1936 年、参照。

<sup>119</sup> この“通説”については岡村 純他『航空技術の全貌』(上)、興洋社、1953 年(原書房、1976 年)、457 頁、参照。

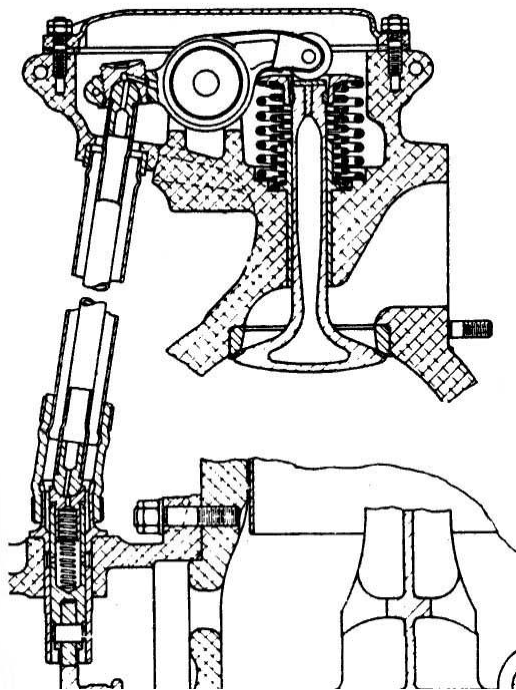
<sup>120</sup> cf. C.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. pp.46, 65. 水冷発動機においては動弁系を密閉し発動機潤滑油で潤滑することは空冷星型発動機より遥かに容易であり、その嚆矢は 1914 年の Hispano-Suiza にあつた。



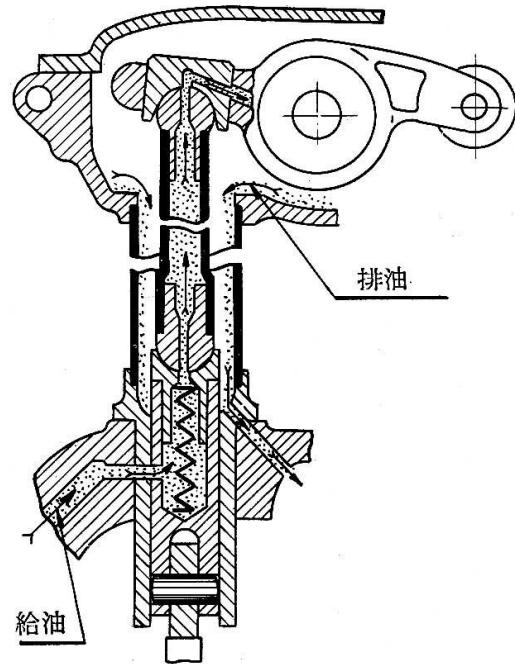
工業調査会編『航空發動機圖集』147頁，第150図。

油循環経路はプッシュロッド内腔が送り，ロッドとカバー(外管)との間が戻りとなるが，下方気筒群においては戻り用に別途，配管が附設される。

図III-II-55 Wright Cyclone GR-1820 發動機の揺腕自動潤滑機構(Hydraulic Tappet 式)



GR-1820-G2 型全体図より



GR-1820-G 100 型説明図

左：『航空機及航空発動機設計資料』96頁，第2図より(元図は *Automotive Industries*, Vol.76, No.20[1937]).

右：『航空発動機圖集』172頁，第173図.

タペット内腔空間は常に油で満たされており，プッシュロッド両端接触部のガタは極小に保たれる。

C.,F., Taylor がそう語っているのであるから，自動給油に関してはやはり P&W が一歩先行したものと想われる。その反面，中空排気弁におけるライトの優越は図Ⅲ・Ⅱ・55 から明瞭に見て取れる。油圧タペット(Hydraulic~, Hydraulic Lash Adjuster)採用に関するプライオリティーについては不明であるが，油圧タペットの嚙矢は元々，航空発動機ではなく，自動車機関，即ち 1936 年式 *Cadillac* の V8 機関に初めて採用された Wilcox-Rich 社製の装置であった。'36 年式であるから'35 年の秋に発表されたモデルということになるが，'36 年には乗用車・トラック機関のみならず航空発動機にもその採用を見たというから，ほぼ同時期に専門メーカー製部品として多くのエンジン・メーカーに採用されたのであろう。

この装置の導入により *Cadillac* 機関においては運転の静粛性，メンテナンス・フリー性，弁動作の改善とりわけ跳り上りの根絶，弁開閉時期の安定化とそれによる最大出力の増加が得られたと伝えられている<sup>121</sup>。

<sup>121</sup> cf. Zero-Lash Hydraulic Self-Adjusting Valve Lifter. *Automotive Industries*, Vol.74, Feb.8, 1936. 長濱幸一訳「ゼロ・ラッシュ液圧式自動調節弁積上器」『内燃機関邦譯文獻集』第3巻第2号，1938年，所収。

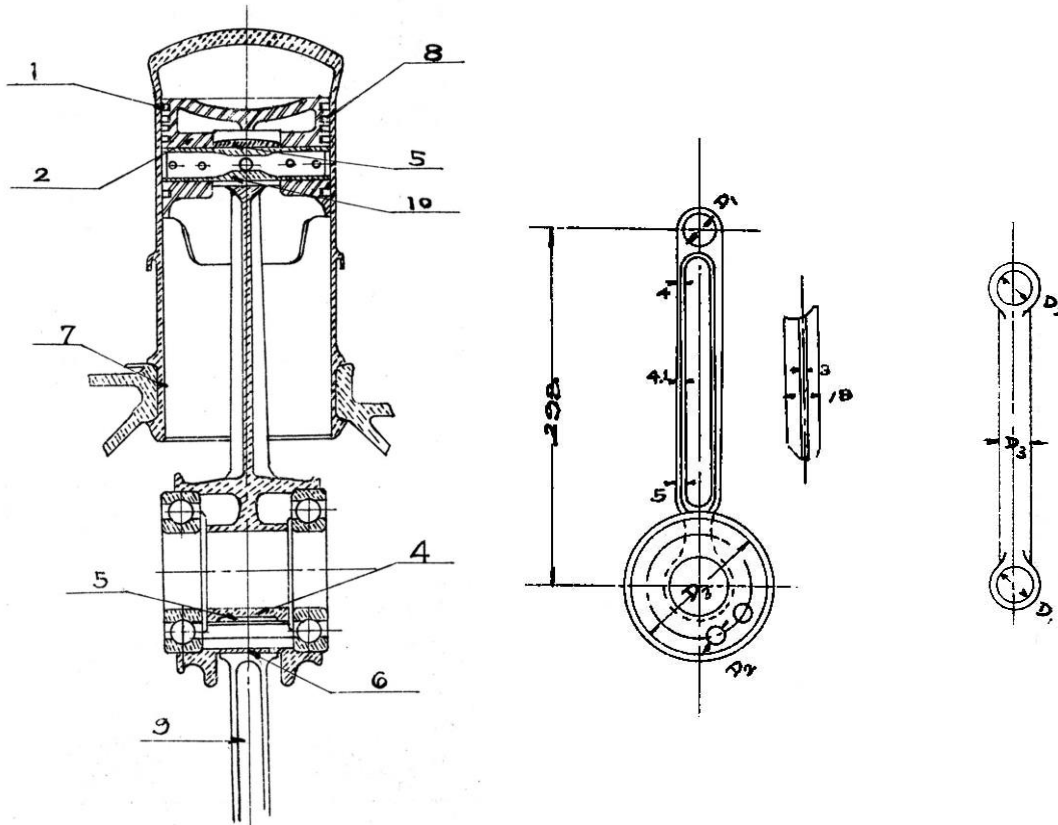
なお，三菱も hidroリック・ラッシュ・アジャスタについて特許を取得している。1940年3月11日出願，1941年9月24日特許，三菱重工業「特許第145701号」“内燃機関ノ辨動機構ノ改良”がそれである。1940年11月21日出願，1942年6月30日公告の「實用

### 3. 固定気筒単列星型発動機における連桿及びクランク軸の構成

#### i) Salmson Z9

続いて、固定気筒単列星型発動機における連桿及びクランク軸の進化を取上げて行こう。皮切りは Salmson Z9 型発動機。その連桿は主・副とも NiCr 鋼鍛造品であったが、NiCrW 鋼も試用されたようではある(図Ⅲ-II-56)。

図Ⅲ-II-56 Salmson Z9 発動機の主気筒ならびに主・副連桿



陸軍航空學校『「サ」式二三〇馬力發動機検査法』第2版，1922年6月，より。

左図は左が後方。7の補助線の辺り，クランク室の描写に誤りがある。実際にはこの隙間に円環状の“気筒緊定環”が食い込まれることになっていた。

新案出願公告第 7505 号」はこれに対する改良事項に係わる実用新案である。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』466~467, 732 頁，参照。

また 1940 年 7 月 25 日出願，1941 年 9 月 24 日特許の三菱重工業「特許第 145711 号」は hidroリック・ラッシュ・アジャスタへの充・排油に依って弁隙間，従って弁の啓開時期を変え，開弁時間長さを切替え制御するという中々凝った仕掛に係わる請求内容であった。同書 472~473 頁，参照。

かの高橋大尉は名古屋機器製作所における Salmson 発動機の主連桿の製造工程を次のように報告している。

1. 角材ヲ鍛造作業ニテ次ノ如キ形トス.
2. 軟化ス.
3. 穿孔ス【大端部】
4. 調質ス.

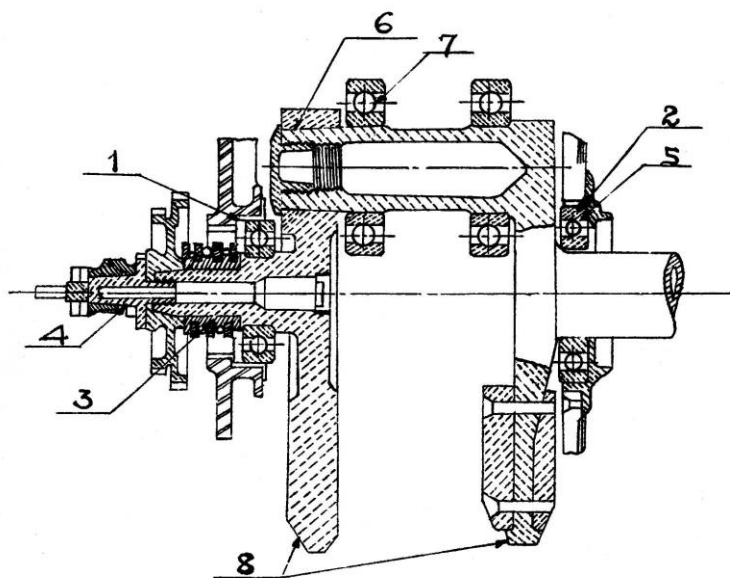
【前掲『検査法』の記述を現代風に表記すれば、900℃で油焼入、600℃で水焼戻】

5. 旋盤ニカケ ball bearing ノ入ル室等ノ厚サヲ決定ス.
6. 孔ヲアク.【小端部】
7. Rolling ニテ孔ヲアク.【リストピン孔. Drilling の誤りか？】

溝ヲツケル【副連桿端部との干渉を避けるための逃げを設ける】

前後に分れた組立式クランク軸の材料もまた NiCr 鋼であった(図Ⅲ-Ⅱ-57).

図Ⅲ-Ⅱ-57 Salmson Z9 発動機のクランク軸要部



同上書、より.

右が前部. その主軸の中空部はウェブを貫通しておらず、行き止まりになっていた.

高橋大尉はクランク軸の製造工程についてごく簡単な報告しか残していない.

1. 鍛造ニテ大体ノ形ヲ作ル
2. 荒削リシ熱処理ス.

【前掲『検査法』に拠れば、処理法は連桿と同じ】

3. 前部曲軸ノ flange ニ「バランス」鋳ヲフス

【後部ウェブにはバランス取り用の孔が 11 個あり、必要に応じて鉛を詰め、芋ネジで封じる】

気筒同様に生産技術体系は原始的とも言える状況にあったが、この Salmson 発動機は既に見た通り、ABC *Dragonfly* とは全く対照的に、高い信頼感を獲得していた。

## ii) ABC *Dragonfly*

ABC *Dragonfly* について Gunston は「最初の気筒頭に冷却への配慮はなかった。しかし、仮令、良い気筒を与えられても、この発動機は大いなる欠陥を抱えたままであり、程なく見捨てられた」と述べている<sup>122</sup>。

Manley 発動機の連桿大端部は副偏差の無いスリッパ式、クランク軸は剛性を確保し易い中空一体式であった。5 気筒であったから連桿大端はスリッパで何とかまとめられたのであろう。

これと比べれば、*Dragonfly* の連桿ならびにクランク軸設計はかなり危なげな様相を呈していた。富塚や White が掲げる図を眺むと連桿大端部自体はクランクピンの軸線に沿った分割構造ではないという意味においては確かに一体式であったようである。但し、それは恰もプロペラ・ハブのような、即ち 2 枚の孔明き円盤がプロペラならぬクランクピン軸受(円筒コロ軸受)、主連桿のクランクピン側桿部端、副連桿のリストピンを前後からボルトによって羽交い絞めして保持する構造をなしていたらしい。つまり、Salmson の 1917 年型とは異なり、桿部と大端部とは根っから別体であった(そのようにしか見て取れない)。

全く同年代の Salmson 発動機と同工にリストピンとの干渉を避ける格好で前後に各 1 個配されていたクランクピン軸受はごく普通のプロポーショナルを持つラジアル円筒コロ軸受であった。工夫の程は評価されねばならぬであろうが、田中敬吉に拠れば、このコロ軸受 2 つとその取付金具を合せた重量だけで何と 4409.6g もあった。加うるに、クランクピン重量に上乗せされるべき主連桿自体の回転質量が 2491.6g も計上されていた。かように厚ぼったいバラック構造では連桿、とりわけ大端部は如何にも大柄で重くなる上、その剛性も低下せざるを得ない。

クランク軸は勿論、組立式となる。ピン部でテーパ結合されていたらしいが、結合ボルトの構造も判然としない。この部分の結合ボルトが図から読み取れぬというのは異例であり、剛性の低さを疑わしめるに足る事実である。ジャーナル部、ピン部に中空加工が施されていた点は常例通りである。

Gunston は *Dragonfly* は、偶々ではあるが、運転速度とクランク軸振り振動の危険速度とが合致するような設計になってしまっていたため、通常 1~2 時間の運転でクランク軸折損を来し、また、またその振り振動の激しさたるや摩擦熱によって木製プロペラがハブの所で直ぐに焦損してしまうほどであったと述べている。

プロポーショナル的に見れば空冷化され高回転型に改造された Salmson とでも形容されるべき *Dragonfly* は確かに様々な意味において駄作未満の失敗作であり、その連桿やクランク軸も気筒に劣らず不出来であった。富塚が『内燃機関の歴史』において述べ立てた

---

<sup>122</sup> 『航空ピストンエンジン』訳書、166 頁(訳文は変えてある)。

*Dragonfly*の失敗要因分析は気筒頭冷却性不良を突いた旧著『航空原動機』のそれとは打って変り、大端部へのコロ軸受採用に対する定番的批判に終始する偏執狂的記述となっている。しかし、同じ機構を擁しつつ真っ当な実績を残した同期生 Salmson Z9 型発動機との対照を試みるならば、誰しも左様な一方的言辞は弄せなくなる筈である。危険速度云々については RR *Eagle* を扱った別稿でも触れたが、後述する 2 代目 *Mercury* や複列星型発動機においてもこれは微妙かつ厄介な問題であった。

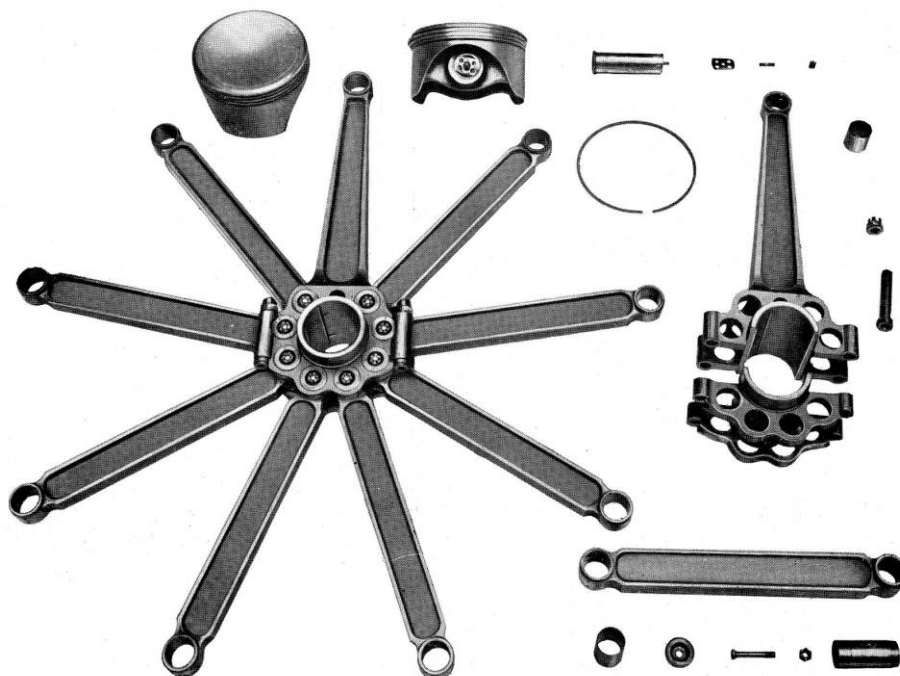
### iii) A.S.

A.S. 発動機の特徴は分割式大端部と一体式クランクにあったが、上述の通り同社製航空発動機の原点は複列星型にあったから、ここで論ずることは避け、A.S. 単列星型発動機に関する具体的資料は間もなく始まる三菱航空機によるライセンス生産品ないしその亜流の項に譲る。

### iv) Bristol

*Jupiter* の連桿及びクランク軸は、当初、分割式大端部を持つ連桿と一体式クランク軸として始まった(図Ⅲ-Ⅱ-58, -59)。

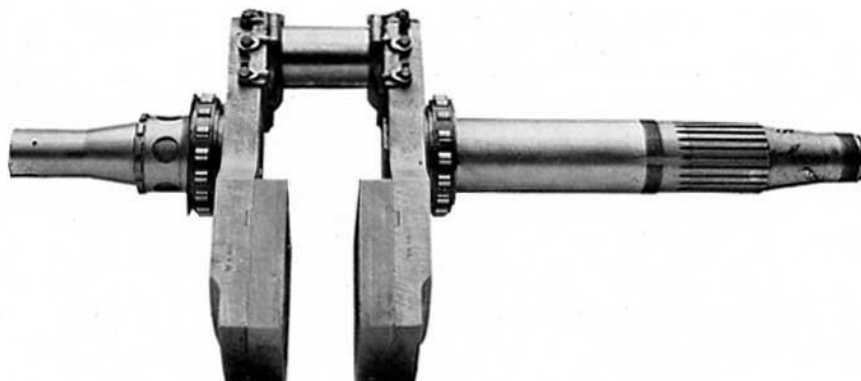
図Ⅲ-Ⅱ-58 Bristol *Jupiter* I 型の連桿とピストン回り



The Bristol Aeroplane Co., Ltd. *Manual for the Care and Maintenance of Bristol Jupiter Aero Engines*  
Type : *Jupiter I. Series IV.* p.17, Fig. 7.



図Ⅲ-Ⅱ-59 Bristol *Jupiter* I型のNiCr鋼製一体型クランク軸

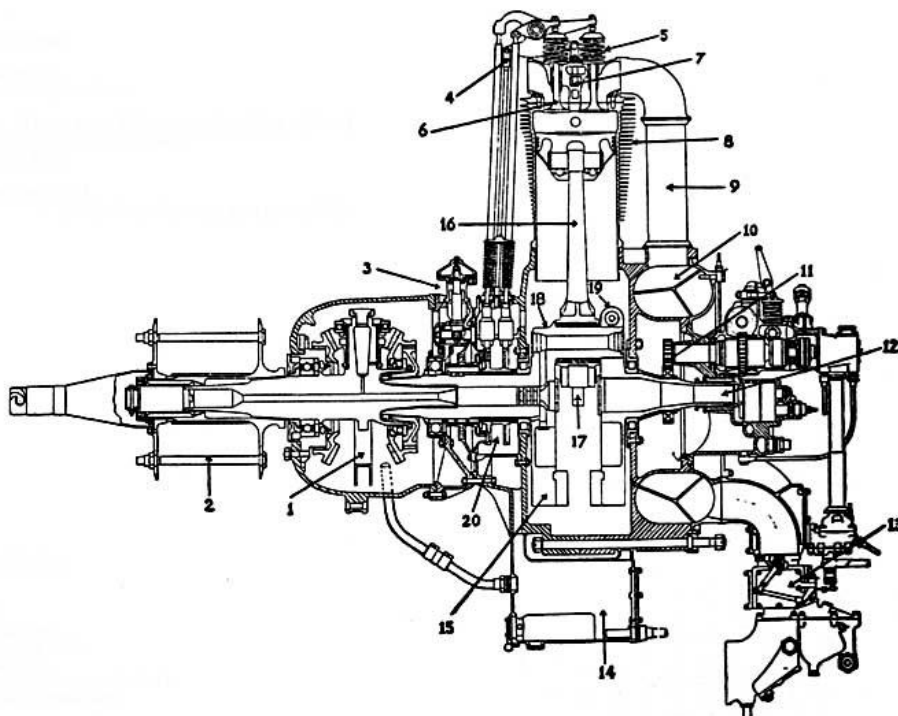


*ibid.* p.26, Fig.14.

前掲図Ⅱ-12も参照のこと.

次に, Poultrice Head と一体型連桿, 組立式クランク軸を持ち, 減速装置を有する *Jupiter* の中間形態を示す. Gunston に拠れば, 一体型連桿と組立式クランク軸の採用は 1923 年 11 月の Mk.V から, ファルマン減速装置の採用は 1928 年の Mk.VIII からである(図Ⅲ-Ⅱ-60)<sup>123</sup>.

図Ⅲ-Ⅱ-60 減速装置, Poultrice Head, 一体型連桿と組立式クランク軸を有する *Jupiter*

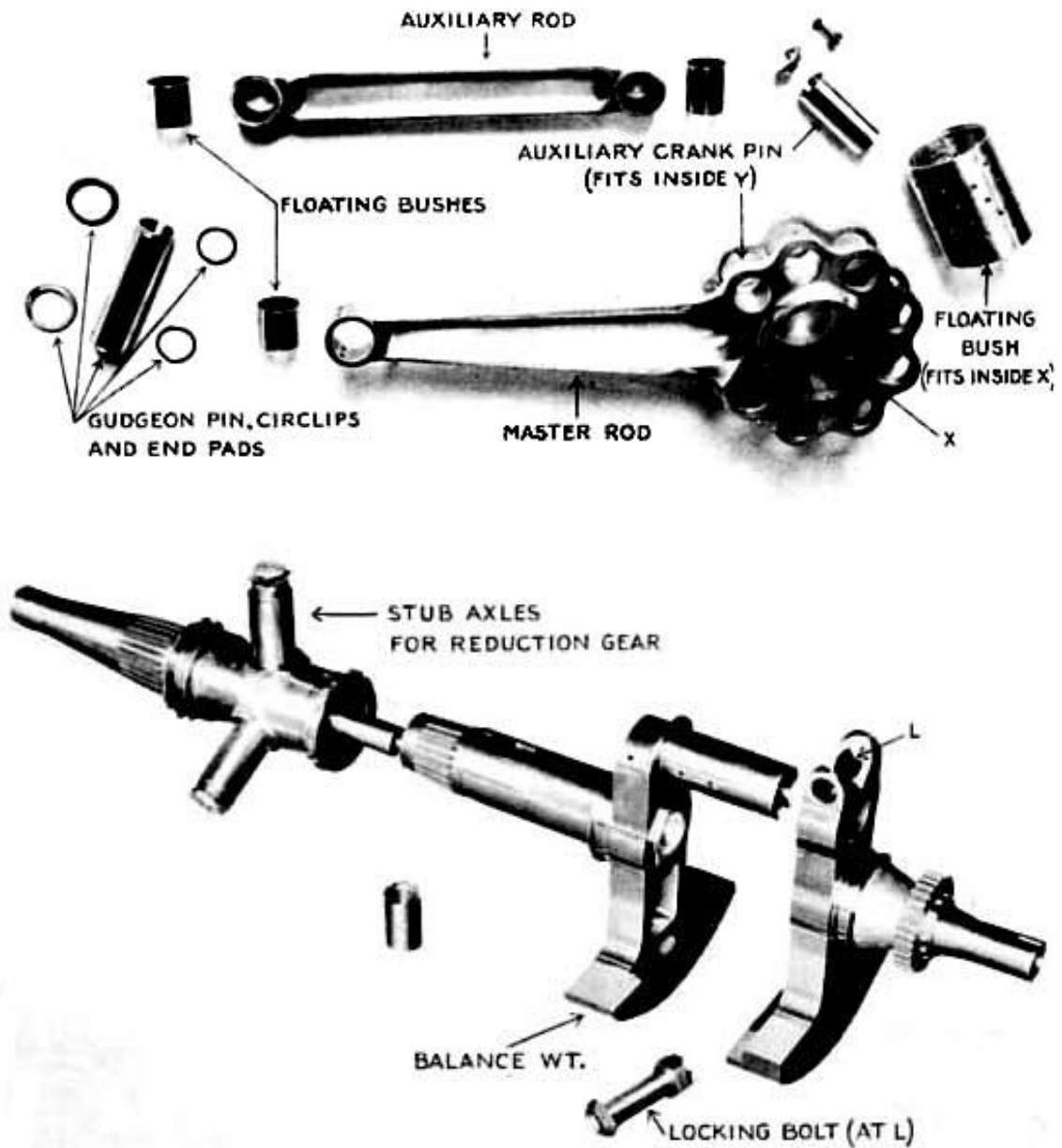


J.,L., Ower & E., Ower, *Aviation of To-Day*. p.385, Fig.37.

<sup>123</sup> 『世界の航空エンジン ①レシプロ編』51頁, 参照.

連桿，クランク軸回りは図Ⅲ-Ⅱ-61に示される通りである．大端部をはじめ，各所にフローティング・ブッシュが用いられている点は珍しく，その過渡期的性格を表現する情景である．

図Ⅲ-Ⅱ-61 Bristol *Jupiter*に採用された一体型連桿と分割型クランク軸



J.,L., Ower & E., Ower, *Aviation of To-Day*. London, 1930, Pl.108.

なお，富塚は *Dragonfly* と同期に当る Salmson Z9 には全く言及せず，これと1年遅れの *Jupiter* の大端軸受構造とを対比しつつ後者を称揚しているが，実は富塚が後者に関して

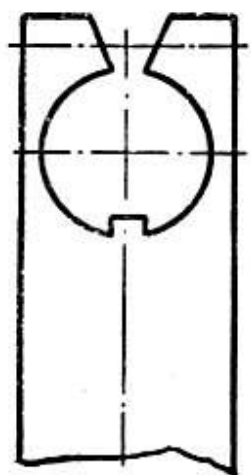
「単純な平軸受のようで、最初はおそらくはこれらしい」と評したその第 3.50 図が示すのはねじ込み・焼嵌気筒頭と一体型大端部を持つ主連桿，組立式クランク軸とファルマン減速装置を有する，つまり，「最初」どころか上図の *Jupiter* と比べても更に一段と進化を遂げた'29 年以降の *Jupiter* の図である<sup>124</sup>。

さて，写真の後部クランク軸アーム端のように前後方向から見て「C」を作り，L なる開口部にクランプボルトを配し，環の中に納まる円筒を拘束する構造は時に Maneton 結合と俗称されるが，マネトンとはフランス語でクランクピンの謂いであり，一体構造のそれも勿論，マネトンと呼ばれる。それはともかく，Bristol の当該部は単なるマネトン結合ではなく，突起部と溝との噛合いにより拘束力を高める構造で，かつ，その突起部はウェブ側に切り出されたモノであった。

1931 年 8 月の講演において C.,F.,テラーはこの変則マネトン結合型クランク軸結合部について Fig.7-9 として図Ⅲ-II-62 のような後部クランクウェブ形状を掲げると共に，以下のように解説している。

Bristol 型発動機に於ては Fig. 7-9 の如き構造をなし crankpin に key way を作り後部 crank shaft に key を附して Wright 型と同様の緊定螺釘を用ひて締付ける。然るに此の場合に於ては key を有するがため shaft の扭れは key により相当支へ得るがため締付螺釘の力は Wright 型の如く大ならずとも可なり。然るに crankpin に key を生ずるがため Wright 型に比し構造上弱くなること明らかである。且又かかる構造は工作が精密を要するがため高價となり米國に於ては使用しない<sup>125</sup>。

図Ⅲ-II-62 *Jupiter* の後部クランクウェブ



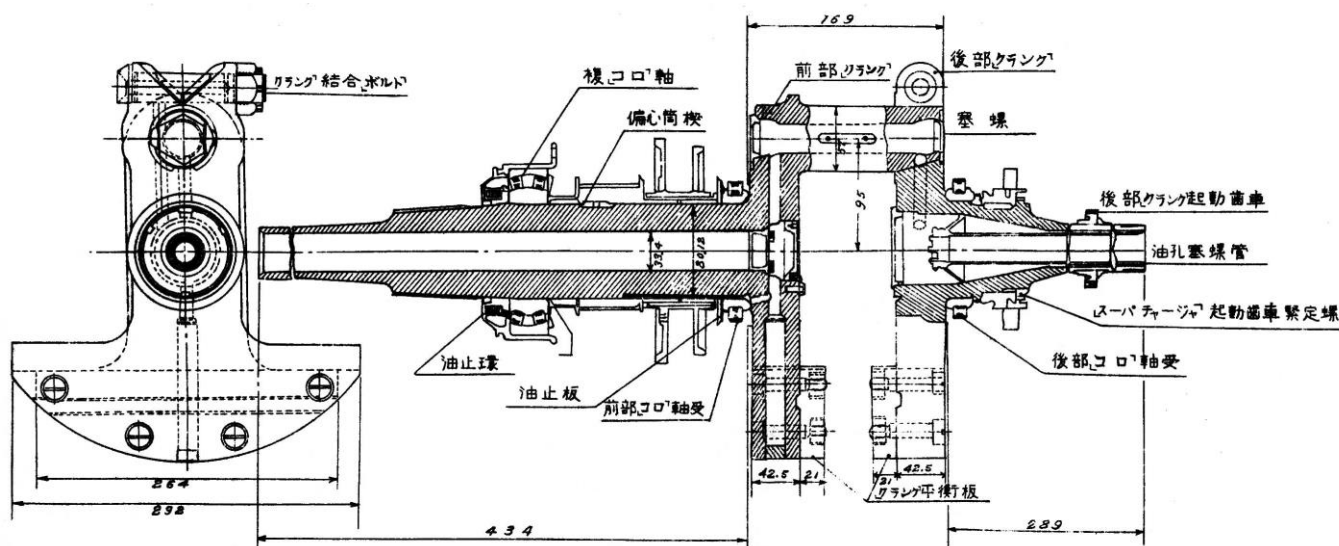
シー・エフ・テラー講述『航空用発動機的设计に就て』79 頁，Fig.7-9.

<sup>124</sup> 富塚『内燃機関の歴史』新改訂版，95~96，98 頁，参照。

<sup>125</sup> 『航空用発動機的设计に就て』79 頁。

Wright に関する記述は歴史的順序の顛倒になるので後に譲るが、ともかく、これは不十分な図ではあるにせよ、これだけから観てもその工作の面倒さが偲ばれる。但し、肝心の“キー”部分の長手方向の形状についてこの図は当然、何も明らかにしてくれない。筆者の手許にもこれを明示したイギリスの同時代資料は無いのだが、幸いにも Gunston はその著書に Cosmos 時代(1915年4月25日付け)の *Jupiter V* の縦断面図を掲げてくれている。ここでは、その図について充分確認した上で、しかし直接の引用は避け、中島飛行機関連の資料からの紹介を試みておきたい。中島が *Jupiter* の製造件を購入し、まとまった数、製造した件については上述の通りであるが、筆者の手元に *Jupiter* の流れを汲み、これを 190.5mm(7.5in.)から 160mm へとストロークダウンした中島の作品“壽”(恰も *Jupiter* を 165mm にストロークダウンした2代目 *Mercury* に対する対応物の如き)におけるクランク軸に関する比較的良い図が有るからである(図Ⅲ-II-63)。

図Ⅲ-II-63 Bristol *Jupiter* の流れを汲む“壽”式四五〇馬力発動機のクランク軸



陸軍航空技術学校『「ジュ」式四五〇馬力発動機分解組立教程 附図 附表 附録』より。

御覧の様に、後部ウェブ側の突起は軸平行ではなく傾斜角を有する楔状の突起をなしており、単に角度を規制し捻りトルクを受けるだけではなく、クランクピンの前後方向位置決め機能をも担う役割を担っていたという事実が判る。先に Gunston が掲げていると述べた *Cosmos Jupiter* の当該部分の形状もまさにこれである<sup>126</sup>。

<sup>126</sup> see Gunston, *Fedden — the life of Sir Roy Fedden*, p.85. なお、かような図を掲げておきながら、彼が *Jupiter* の改良型「クランクピンの端部は、スプラインもキーも使わずに、単に割れ目のついたウェブの端にはさみこんでボルト締めし保持される」(『航空ピストンエンジン』訳書, 167 頁), などと述べているのは如何にも不用意である。確かに事実としてはスプラインもキーも用いられてはいないのだが、*Jupiter* に採用されたのは後述する Wright の方式とは異なり、ウェブ側の突起とピン側の溝との間のキー状嵌合構造を含むマネトン結合で

これではしかし、下孔を明けておいてブローチで引くという工程では済まず、スロットかシェーパを駆使したもう 1 工程が必要となる。勿論、この際には先に明けられたマネトン結合の開口部がバイトの通り道になる。

更に、日本海軍向けの発動機については以下に述べるような興味深い経過について追跡可能である。壽にはクランク軸についても改造が重ねられた。海軍における壽の改造は翼車径を一型(公称 480/2100, 最大 600/2300)の 192 φ から 242 φ にアップし、規定高度を 1500m から 3000m へと高めた高空用、壽二型(460/2100, 580/2300)に始まった。これを改造し、公称高度を 2500m とした壽二型改一(500/2100, 630/2300)においてはクランク軸の結合部構造が簡素化された。

「クランク」軸嵌合部ニ於ケル位置決用ノ楔ハ中島第 1175 号以降及愛知第 6047 号機以降之ヲ廃止シ単ニ締付壓力ニミニヨリテ「クランクピン」ト「クランク」腕ノ緊定ヲ保ツ。而シテ結合ニ際シテハ前部「クランク」軸ノ平衡錘下部ニ鑽孔セル「リーマー」孔ヲ基準トシ合心棒ヲ挿入シテ位置ヲ決定ス<sup>127</sup>。

クランクピンの増径は壽二型改一の実績を踏まえた再改造機、壽二型改二(性能は二型改一に同じ)において導入された。

「クランクピン」部ノ直径 57 耗ヲ 75 耗トシ一段ト強化ヲ圖レリ<sup>128</sup>

また、壽二型改一の別の改造機、高圧縮・減速型の壽三型(3500m,  $\epsilon = 6.0$ , 610/2300, 690/2500)においてはクランクピン径が 67.5mm へと増強されている<sup>129</sup>。

最後に、壽三型の改造機、壽四一型(3000m,  $\epsilon = 6.7$ , 670/2400, 780/2600)においてはクランクピン径は 67.5 φ から二型改二と同じ 75 φ へと増強された<sup>130</sup>。

面白いことに、このシンプルな構造は次に示す 2 代目 *Jupiter=Pegasus* のそれと似たようなモノとなっている。ストロークの差と減速装置の有無という相違を除けば、両者の懸隔は *Pegasus* の中空クランクピンがマネトン嵌入部の辺りだけ圧肉になっていて、締付力

---

ある。

<sup>127</sup> 横須賀海軍航空隊『壽発動機参考書』15 頁。但し、同書 116 頁には二型改一：中島第 750~1229 号機、愛知第 46001~46068 号機、とあり、末期に追加された改造項目であったことが判る。また、愛知のシリアルナンバーに大きな齟齬があるのは頭の“4”が愛知を表すメーカーコードであったからであろう。

<sup>128</sup> 同上書、119 頁。二型改二については 116 頁に中島第 1230 号機以降、愛知第 46069 号機以降、とある。

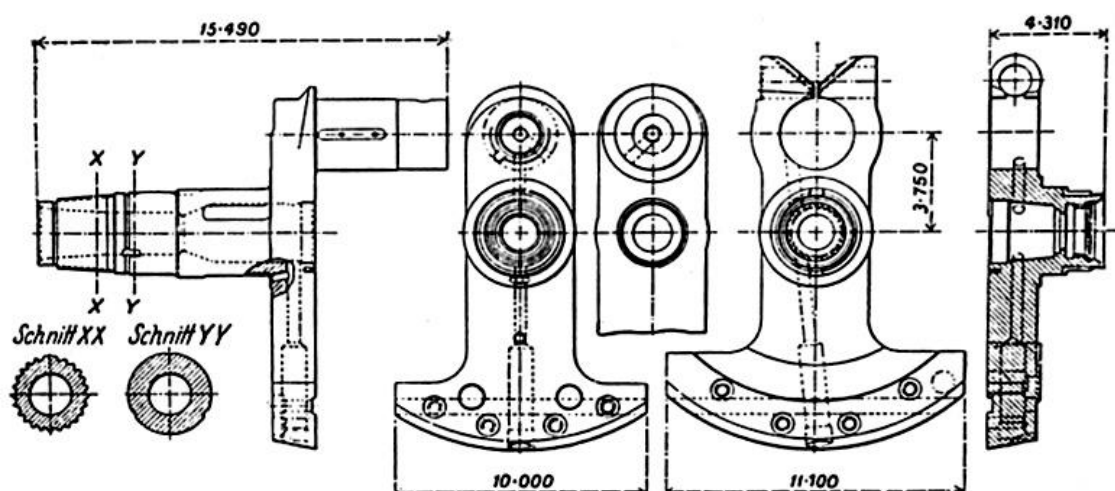
なお、クランク軸の材料は一型、二型：NiCr 鋼(103, 113 頁)、二型改一、改二：NiCrMo 鋼(イ - 208)(15, 119 頁)、三型、四一型：前部クランク軸は第 24 号機まで NiCrMo 鋼(イ - 208)・クランクピンのみ浸炭、第 25 号機以降は NiCrW 鋼(イ - 211)、後部クランク軸は NiCrMo 鋼(イ - 208)(128 頁)。

<sup>129</sup> 同上書、168, 170 頁。

<sup>130</sup> 同上書、168, 170 頁。四一型には併せてダイナミックダンパ(後述)が装備された。なお、永野治が壽二型における振り振動について、「寿二型だけはダイナミックダンパー錘の支持ピンがどうしても焼け疵を生じて使えない程猛烈であった」(『航空技術の全貌』(上)453 頁)と述べている点からしてダイナミックダンパは二型でも試みられはしたのであろう。

に耐え易い構造を採っている点だけである。つまり、*Jupiter* いじりも来るところまで達すると次に述べるライト *Cyclone* の単純なマネトン結合構造に行き着いてしまったというワケである(図Ⅲ-Ⅱ-64)<sup>131</sup>。

図Ⅲ-Ⅱ-64 *Pegasus* 発動機のクランク軸



Herstellung und Baustoffe luftgekühlter Sternmotoren. ATZ, Jg.42, Heft 1, 1939/友塚清訳「空冷星型発動機の政策並構造材料」『内燃機関邦訳文献集』第4巻 第6号, 1939年, 第1図。

図Ⅲ-Ⅱ-64 の出典文献に拠れば、*Pegasus* 発動機のクランク軸前半部の材料は Ni-Cr-Mo 鋼(C : 0.25~0.35%, Si ≤ 0.35%, Mn ≤ 1%, S ≤ 0.05%, P ≤ 0.05%, Ni : 1%, Cr : 0.5~1%, Mo : 0.9~1.5%, 抗張力 42kg/mm<sup>2</sup>, 伸び > 18%, ブリネル硬度 248~293)であった。旧来は疲労強度向上のため、この部材には浸炭焼入が施されていた。しかし、浸炭を行うとクランクピンの変形が過大となり、研削仕上後の硬化層厚さに甚だしい不均一を生ずるという欠陥を黙過し得なくなったため、最近、窒化に変更されたとある。後部についても材質は似たようなものであったが(C : 0.25~0.35%, Si ≤ 0.30%, Mn ≤ 0.45~0.7%, S ≤ 0.05%, P ≤ 0.05%, Ni : 誤植のため不明, Cr : 0.5~1%), こちらは引続き浸炭焼入に付された。

なお、*Jupiter* のストローク・ダウン版である上述の 2 代目 *Mercury* のクランク軸について、Schlaifer はデータ抜きで「この会社とその主【major】危険速度より高い速度で回らせた最初の、そして意図的にそのように回転させられた世界初の発動機」として重要なステップと言い、Gunston もデータを掲げずに「クランクシャフトの主【principal】振動数よりも早く回るよう意識的に設計された最初のエンジンであったと思われる」と述べている<sup>132</sup>。

<sup>131</sup> *Pegasus* については工業調査協会『航空機及航空発動機設計資料』工業図書, 1938年, 93頁, 同『航空発動機圖集』同, 121~124頁, をも参照。

<sup>132</sup> cf. R., Schlaifer, Development of Aircraft Engines. pp.1~544, p.144, Gunston『航空ピストンエンジン』179頁。

「意図的」、「意識的に」などとあるのは危険速度が巡航経済速度に一致しており 1750rpm., 最大出力回転数が 1800rpm., という何とも危い状況を呈した Rolls-Royce 初代 *Eagle* や破綻した *Dragonfly* に関する事蹟が念頭に置かれていたからであろう<sup>133</sup>.

さて、ここに言う主危険速度は単列 9 気筒発動機の場合、件の 4.5 並びに 9 次振動の危険速度の謂いである。因みに、*Jupiter* はロングストロークの 28.7ℓ, *Mercury* はこれをストローク・ダウンした 24.8ℓであったから、単純安直に両者を前掲図Ⅲ-1 I -9 の CD 上, AB 上にプロットしてみれば、*Jupiter* のクランク軸固有振動数は 9750c.p.m., その 4.5 次及び 9 次危険速度はそれぞれ 2167rpm., 1083rpm.となる。

*Jupiter* は 1600rpm.ほどで定格出力を発揮する発動機であった。言い換えれば、その実用回転域は 4.5 次及び 9 次危険速度に挟まれており、かつ、それらの何れに対しても大きなゆとりを有していたと思われる。

これに対して、*Mercury* のクランク軸固有振動数は 12000c.p.m.とかなり高く、当然、その 4.5 次及び 9 次危険速度も 2667rpm., 1333rpm.と *Jupiter* に比して応分高かったことになる。*Mercury* は仕様(過給度)によって異なるが、5 分間最大出力(840~890HP)を 2750rpm. で、公称出力を 2650 ないし 2400rpm.で発揮する発動機であったから、これでは確かに 4.5 次の危険回転数が実用域に取り込まれてしまっていたことになる。

## v)Wright

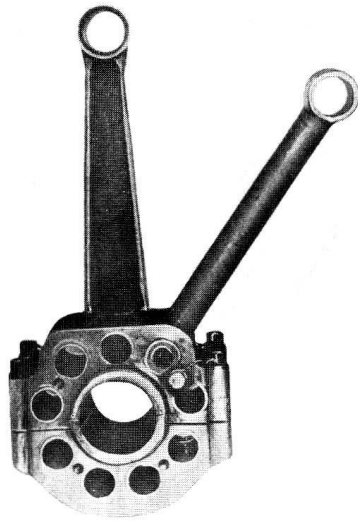
ライト *Whirlwind* の連桿及びクランク軸はそれぞれ大端分割式、一体式としてスタートした(図Ⅲ-Ⅱ-65, -66).

### 図Ⅲ-Ⅱ-65 Wright *Whirlwind* J1~J5 の主・副連桿

---

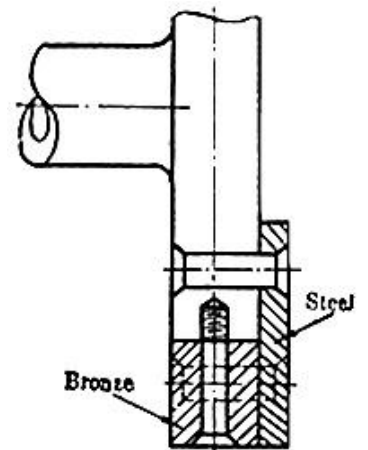
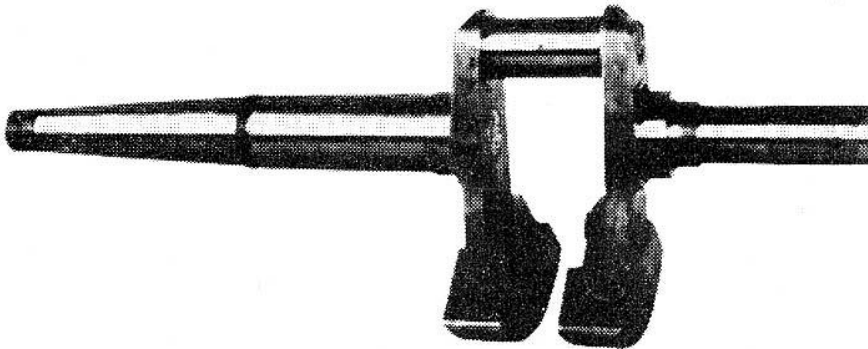
<sup>133</sup> 拙稿「Rolls Royce 初代 *Eagle* 航空発動機の戦後改良に見る動力技術進歩の内部構造」『経済学雑誌』第 112 巻 2 号, 2011 年, 参照(「ピストン航空発動機の進化」にも採録)。

因みに、同時代のライバル、アメリカの *Liberty V12* の場合、通常のプロペラ付きで危険速度は 1900rpm., 定格回転数は 1700rpm.であったから、一寸、頑張らせれば危険速度に達したワケである。このため、補機駆動歯車の損傷が絶えず、強化された歯車に変更された。cf. C.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. pp.30, 33, 74.



シー・エフ・テラー講述『航空用發動機的设计に就て』Pl.8-1.

図III-II-66 Wright Whirlwind J5のクランク軸



同上書, Pl.7-1, 80頁, Fig.7-10.

この一体式クランク軸の釣合錘部は本体の鍛造を容易にするため後付けされた。それはウェブ延長部内側に軟鋼板を当て金として鋳付けし、これに青銅製の錘を鋳止めし、錘とウェブ延長部との間もボルトで固定するという厄介な工法によって結合されていた。銅の比重は鉄より大きいため青銅の比重も通常の配合なら鉄より大となる。強度と工作の容易さ及び比重から錘の材料として青銅が選ばれたのであろう。

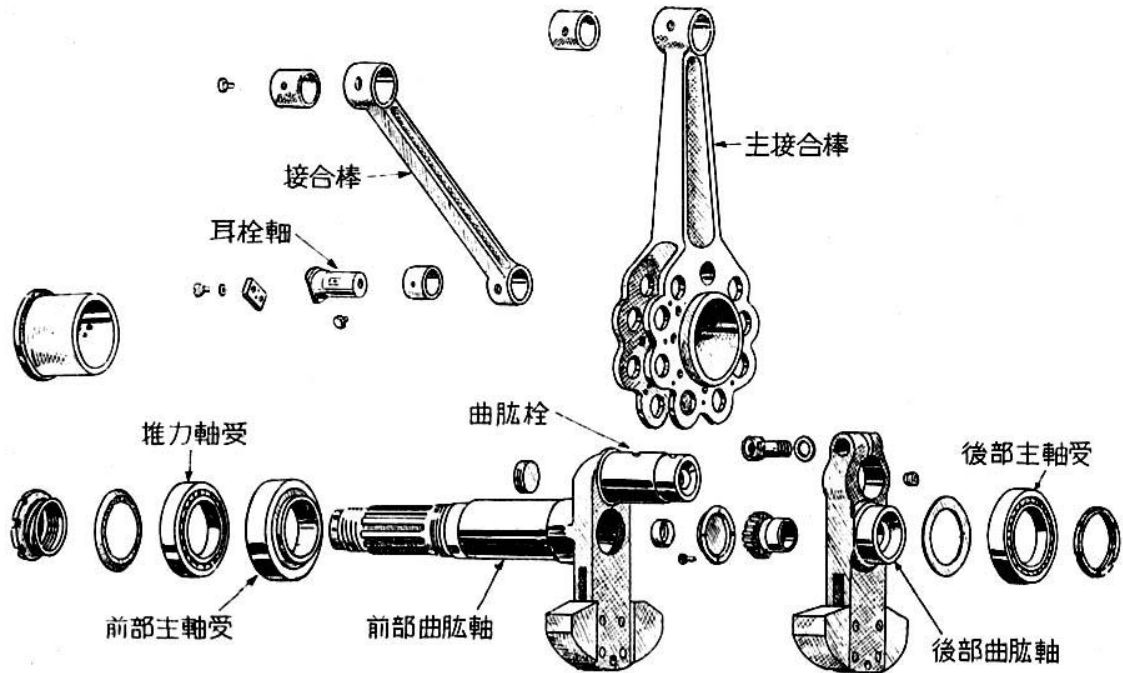
分割式主連桿と一体式クランク軸との組合せはやがて一体式大端部を有する主連桿とマネトン結合の組立式クランク軸との組合せに置換えられた。この設変は'27年から量産された *Cyclone* において採用されたものらしい。

図III-II-67 はかなりモダナイズされた G 系 *Cyclone* の当該部分である。マネトン・ボルト



の締め付け力(軸力)管理は締め付けに因るボルトの伸びをマイクロメータで測るトルク法より正確な技法に依って実施された。

図Ⅲ-Ⅱ-67 Wright Cyclone G系の主・副連桿, クランク軸回り(直結型)



宮本晃男編『ライト・サイクロン航空發動機取扱解説 改訂版』本文 6 頁, 第 35 図.

同様の技術は続いてリリースされた *Whirlwind* の最終世代=J6 にも採用された<sup>134</sup>. しかし, 大局観からすれば J6 は確かに“サイクロン化”された *Whirlwind* ということになりはするが, その主連桿には実は更なる改良が施されていた。

即ち, テーラーが掲げた図Ⅲ-Ⅱ-68 の写真に示されるように, その主連桿は図Ⅲ-Ⅱ-67 のそれと桿部ならびに大端部の構造が全く異なっており, 桿部は“I”断面ではなく大端部との繋がりの良い(移行部に応力集中を発生させない)“H”断面が採用されていたし, 大端部は“花マル”状の旧設計では大端外周の波の谷とリストピン(ナックルピンあるいはヒンジピン)押えボルト孔周辺部に発生する応力集中による損傷を防ぐため, 多角形へと変更されていた。これは恐らく, 後年, アメリカで主流化することになるこの種の合理的設計の嚆矢であろう。

テーラーは後年, このテーマに関連して設変時期について特定することなしに 1948 年の

<sup>134</sup> 当初, R-975 : 1R9(127×140mm), 続いて R-760 : 1R7 が投入された. R-760 については宮本晃男『ライト・サイクロン航空發動機取扱解説 改訂版』附録 24~25 頁, 内燃機関編集部『内燃兵器大観 昭和十七年版』山海堂, 1942 年, 29~31 頁, 760, 975 双方については『航空發動機圖集』154~160 頁, 参照.

設計例なるもの引いているが、アメリカで 1941 年に出版された書物にもそれと同様の主連桿の写真が掲載されていた。しかし、テラー自身の日本での講演はそれよりも更に 10 年前、1931 年 8 月に行われたものである<sup>135</sup>。

図Ⅲ・Ⅱ-68 Wright *Whirlwind* J6 の主連桿



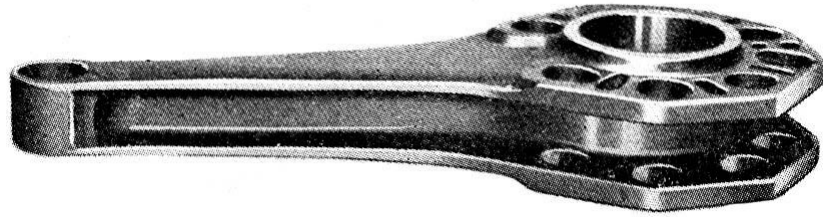
シー・エフ・テラー講述『航空用發動機的设计に就て』Pl.8-4 D.

図Ⅲ・Ⅱ-69 は'40 年代はじめの *Cyclone* の主連桿である。この頃になれば単列 9 気筒は元より複列 14 気筒 R-2600 *Double Row Cyclone* までのライト空冷星型發動機の主連桿はこれに類する合理的な設計に帰一されていた。しかし、アメリカの巨頭 P&W, そしてイギリス, ドイツ, 日本のメーカーは “I” 断面と “花マル” との古典的組合せに終始した。

図Ⅲ・Ⅱ-69 Wright *Cyclone* 9 気筒發動機(型式不明)の主連桿

---

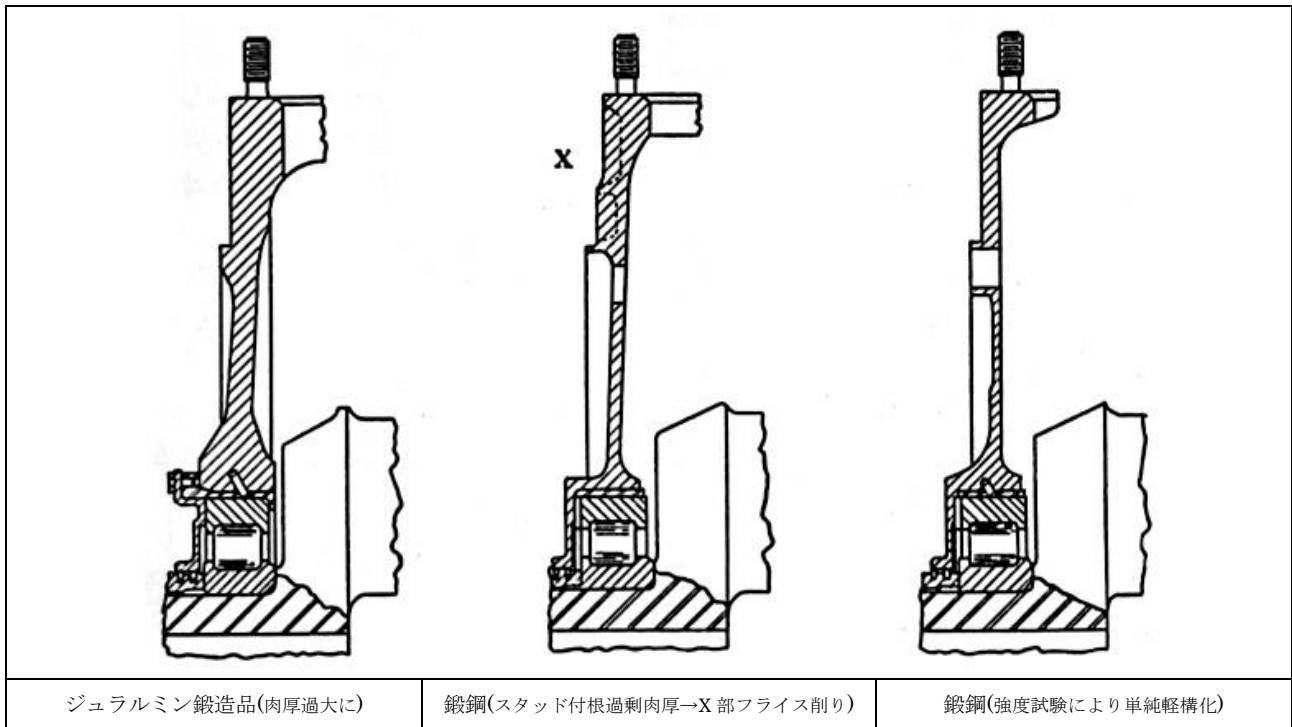
<sup>135</sup> cf. C.,F.,Taylor, *The Internai-Combustion Engine in Theory and Practice*. Volume II, 1968, p.491 Fig.11-34. cf. C., Norcross and J., D., Quinn, *The Aviation Mechanic*. 2nd. ed. N.Y. and London, 1941, p.376 Fig. 363.

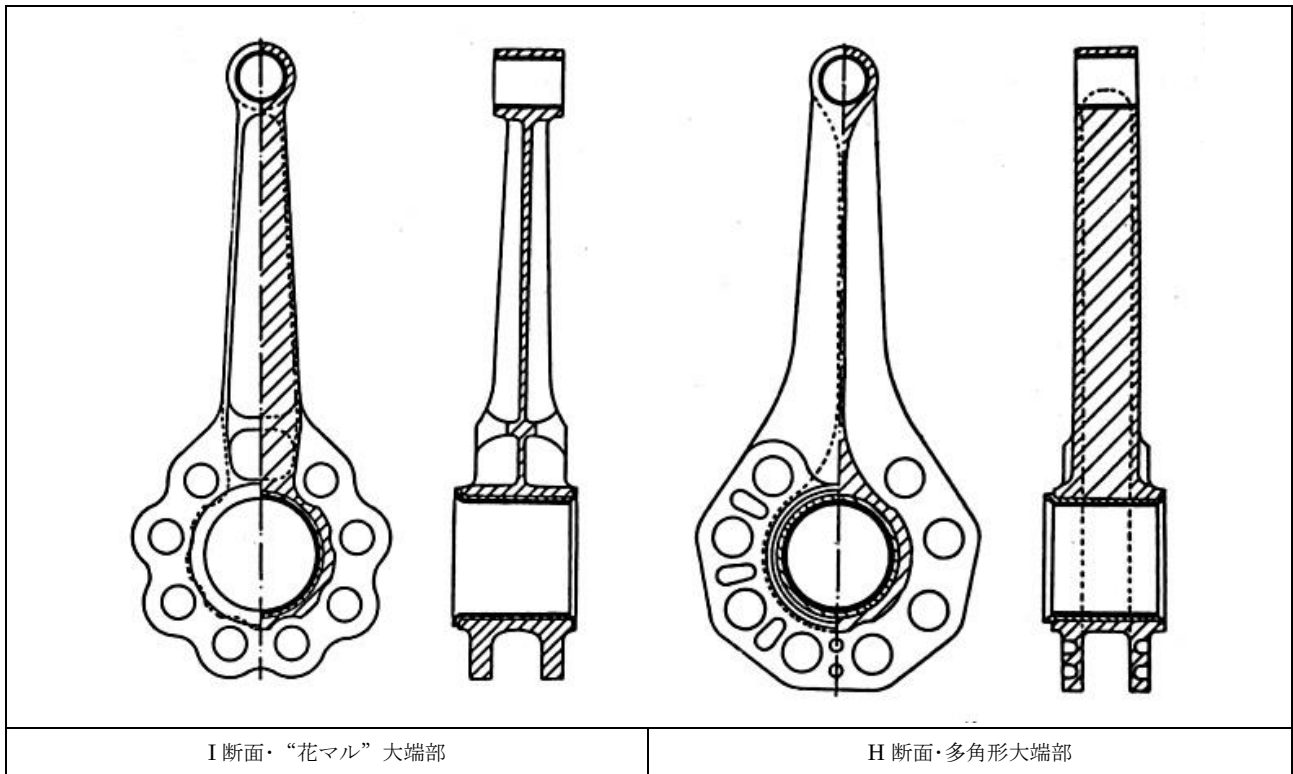


佐々木『発動機設計の基本計算法』74頁次のグラビアより.

ここで *Cyclone* の設変を示す図Ⅲ-II-70 を掲げておこう. 出典の文献にはクランク室のジュラルミン鍛造品から鍛鋼品への切替え, 更にはその生産性向上のための設変に関する解説もなされているので併せて引用しておく.

図Ⅲ-II-70 *Cyclone* 発動機における設計合理化の例



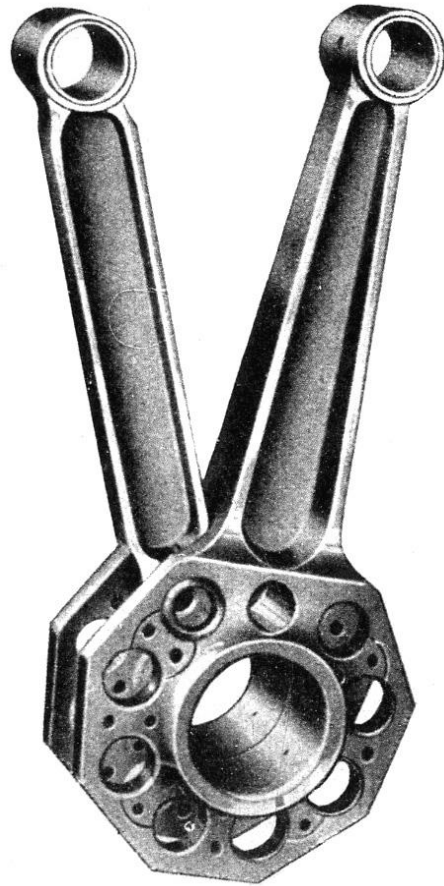


Standardization in Aircraft Engine Manufacture realized by concerted efforts of designers and production men. *Automobile Industries*. Vol.79, No.18. 1938/富塚清訳「航空發動機製作の標準化は設計者と製作者との協力によって實現される」『内燃機關邦譯文獻集』第4卷 第2号, 1939年, 第1図, 第2図.

#### vi)Pratt & Whitney

BMW ライセンス *Hornet* の主連桿が20年代末期の *Wasp* と *Hornet* のそれを典型的に体現しているとすれば,それはやや異形とも言える格好をしていた.何故なら,我々はP&Wの主連桿,即,花マル大端部というイメージを植え付けられているからである.ところが,その大端部は御覽の通りの多角形であった.桿部の断面は期待通りの“I断面”をなしてはいるのであるが……(図Ⅲ・Ⅱ・71).

図Ⅲ・Ⅱ・71 BMW ライセンス *Hornet* の連桿

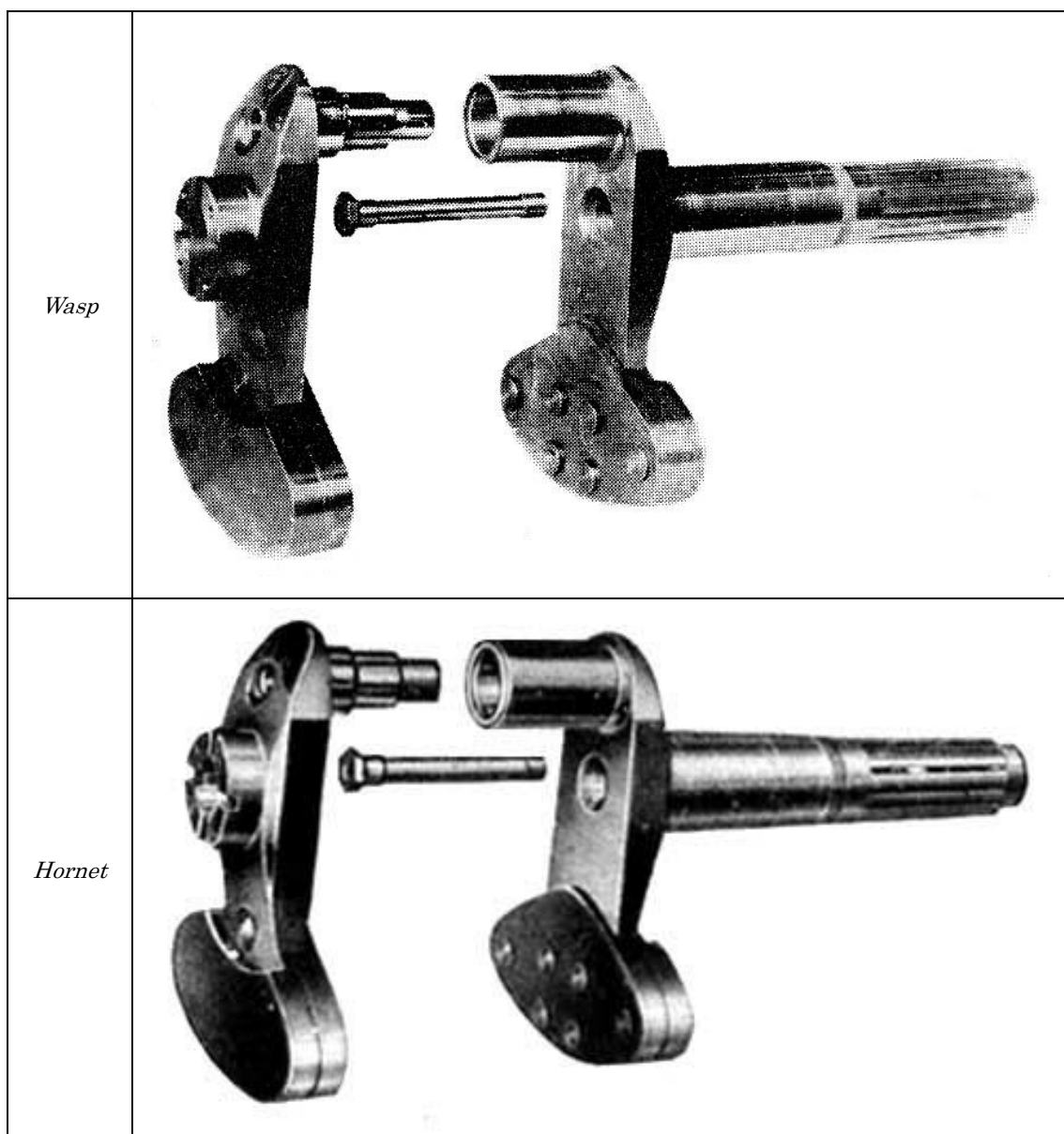


川崎造船所飛行機工場『BMW 航空發動機「ホルネット」』より。

*Wasp*に最初に採用されたクランク軸結合方式は3段構成で、写真では判り辛いですが、中段部、つまり根元から2段目のみに粗く、見たところ精々6~8条のスプライン(キー)を立てたもので、1及び3段目は単なる案内円筒で軸芯を合わせるだけの役目を担っており、これをピン内腔に挿入してボルトで締上げた。嵌合いは前部 0.000in., 中央部 0.0005in.(0.0127mm), 後部 0.001in.(0.0254mm)の締り嵌めであった。段付き中空部を持つクランクピン外周の軸受摺動面の精度は他の加工が終了した後、仮組した状態で研削仕上げすれば担保されたであろうが、スプライン部の精度が余程高くなければ円筒部による芯出しとの間に齟齬を来したりキーの当りを不均等化させたりしかねない設計である(図Ⅲ-Ⅱ-72)<sup>136</sup>。

図Ⅲ-Ⅱ-72 Pratt & Whitney *Wasp* 及び *Hornet* 旧型のクランク軸

<sup>136</sup> Pagé, *Modern Aviation Engines*. Vol.I, p.762 Fig.356 は誤り, Vol.II, p.1275 Fig.623 は不適切, p.1302 Fig.634 は正しい。嵌合いについては cf., p.1315, No.70.



*Wasp*: シー・エフ・テーラー講述『航空用發動機的设计に就て』Pl.7-2.

*Hornet*: 川崎造船所飛行機工場『BMW 航空發動機「ホルネット」』1929年3月, より.

左側中間部にのみスプライン加工が為され, 右側の内部も3段構造で中段部がスプラインボスとなる.

テーラーは図Ⅲ-II-72 について「此の結合法にありては扭れを支へる spline 緊定部分の直径が小なる故構造が弱く高価なのが欠点であるが満足すべき実際上の結果を与へて居る」との解説を付し(79頁), Pagé や航空機関士の川端も異口同音の説を述べている<sup>137</sup>.

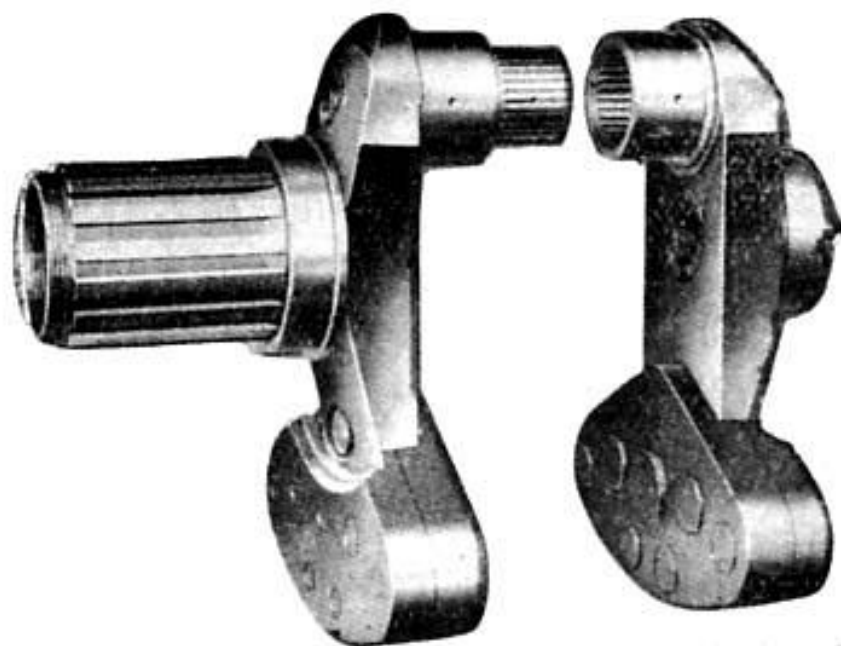
だが, これらの言には若干の違和感を覚えざるを得ない. それは, 将にこれ以降, P&W

<sup>137</sup> cf., Pagé, *ditto.*, Vol.I, p.762, 南波辰夫関・川端清一著『航空機関士読本』工人社, 1938年, 77~78頁, 参照. もっとも, 川端が1942年の第12刷まで改訂無しにこの旧型についての記述を反復した無策は頂けない.

発動機のクランク軸結合方案が大きく推移しているからである。実際、1937年にはP&Wの責任ある役職に在った人物……我々にはお馴染のMeadその人が旧型は400馬力以上の発動機には不適當であることが判明したと明言している<sup>138</sup>。

この弱点に対する、少なくとも間に合わせではない対策として導入されたのが図Ⅲ-II-73,-74として掲げる後継機Wasp H型ならびにHornet E型に採用されたより単純なスプライン継手である。

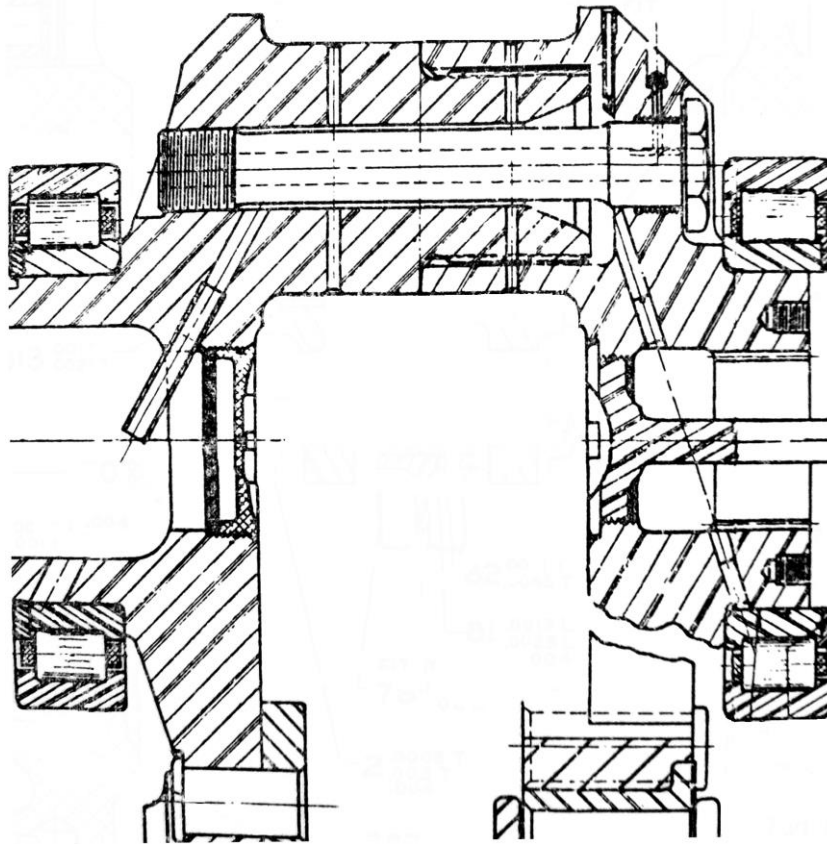
図Ⅲ-II-73 Pratt & Whitney Wasp H型のクランク軸



富塚 清・大井上 博編『航空発動機』内燃機関工学講座 第9巻，共立社，1935年，154頁，第100図。  
神蔵『航空発動機的设计』219頁，第142図。工業調査会編『航空発動機圖集』148頁，第151図左下，  
酒井重蔵『新航空発動機教程』有象堂出版部，1942年，57頁，第73図も同じ。海外の雑誌からコピーされたこの図版は多数の古い内燃機関工学書に散見される。

図Ⅲ-II-74 Pratt & Whitney Wasp H型の嵌合図よりクランク・ピン部分

<sup>138</sup> G., J., Mead, Power Plant Trends. *Flight*, Apr., 1937/森山義一訳「航空発動機の趨勢」『内燃機関邦譯文献集』第1巻 第7号，1937年，第7図の説明。Meadはライト社からスピンアウトした大物の一人で，当時はP&WとHamilton Standardとを傘下に擁するUnited Aircraft Corporationの副社長に在任していた。



『航空發動機圖集』146頁，第149図より。

この場合、スプラインの嵌合は<sup>すべ</sup>迂り継手ではない上にクランクピンの芯出しを担うワケであるから、極度に強い締め嵌めとならざるを得ない。しかし、遺憾なことに P&W *Hornet* と *Wasp* の嵌合図として良く知られた改良型の図にはスプラインに係わる嵌合のデータが記載されていない。これは恐らく、P&W 社の元図において添え図の格好で与えられていた情報が秘匿されてしまった結果であろう。クランク軸組立ボルトの軸力管理がボルトの伸びの測定に依って為された点はライト式のマネトン・ボルトの場合と同じである<sup>139</sup>。

<sup>139</sup> P&W 発動機の嵌合図としては東彌三「故障及修理法」第 20 圖(内燃機關工學講座 第 8 卷『故障及修理法』共立出版，1935 年，227 頁)，梅津喜代治「最新の航空發動機の実例」，第 75 圖(内燃機關工學講座 第 9 卷『航空發動機』132 頁)，『航空發動機圖集』146 頁，第 149 圖，神蔵『航空發動機的设计』附録 第 6 圖，同『高速ガソリン機関』190，191 頁の間，図 10.25 等が挙げられる。これらの図にはクランクピン軸受隙間について“HORNET & WASP ML. 0.004L 0.0045L”，“WASP COMM. 0.0035L 0.0044L” (数字は隙間嵌めの恐らく標準値と許容最大値)とあり，軍用では出力優先で大きな，民生用では耐久性優先で小さな隙間が指定されていた事実が浮び上って興味深い，スプラインの嵌合に係わる情報はなべて抹消されている。

なお，当時の我国におけるボルト，ナットの締め付け法については一般的に“ボルトに作用する静止応力を勘案しつつ，ボルト径  $7/8$  in. までは対応のスパナを片手で，同  $1\frac{1}{4}$  in.



筆者はこの欠を補うデータを見出し得ておらず、この結合法を有する P&W 単列星型発動機の嵌合については不明とせざるを得ない。これを模した国産発動機や P&W でも複列発動機に係わるモノなら無くもないのだが、拙速を避け、これは後の参照事項として留保しておく。

#### vii) P&W とダイナミック・ダンパ

ダイナミック・ダンパ自体の謂れについては先に述べておいたので、ライト社における開発については特に再論せず、P&W における些か不自由な取組みの実施例を掲げるに留める。

ダイナミック・ダンパに関して P&W は Wright の後塵を拝し、その実用化のタイミングも遅れた上、Chilton ダンパに係わる特許の関係でシンプルかつ作動性に優れた振子式を導入し得ず、パック式の亜種であるスプール式の採用を余儀無くされた。図Ⅲ-II-75 として掲げるのは *Hornet* E 型、*Wasp* H 型におけるその装着状況である。このダイナミック・ダンパについてもモデルの途中から採用を見た技術のようである。

#### 図Ⅲ-II-75 P&W *Hornet* E 型、*Wasp* H 型におけるスプール式ダイナミック・ダンパ装着状況

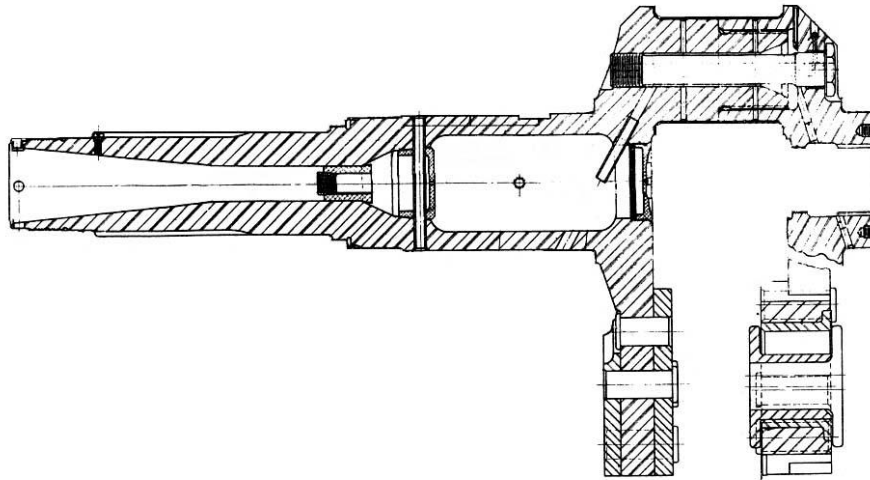
---

までは両手で、それ以上はスパナの尻を叩くかスパナの長さを延長して締める”，あるいは“6φ以下のものは対応のスパナを指の力で、10φ内外のものは手首の力で、12~13φのものは腕全体の力で、それを超える太さのものの場合には体重をかけて締める”，などと大雑把に指示されていた。永井 博「発動機工作法 ——陸・船・車輛用発動機——」（内燃機関工学講座 第7巻『発動機工作法』所収），319~320 頁，陸軍航空整備学校『発動機工術教程 巻一』1943 年 2 月，50~51 頁，参照。

因みに、横須賀海軍航空隊『火星発動機一〇型 取扱参考書』1942 年 7 月，を見れば、減速装置のプロペラ軸起動盤，同起動歯車，同推力軸受，過給機翼車の締め付け用大径ナットについては工具端のハンマ打撃に依る締め付けが指示されていた(126, 138, 147, 148 頁)。

気筒締め付けボルトの扱いはこの限りではなく，かつ，<sup>まこと</sup>実しやかに「4.5 匁米以上ノカニテ締め付ケルベカラズ」（143 頁）などと特記されていた。この点からすればトルクレンチが用いられていたかのようにも想えるが，作業写真の類は一切掲げられていない。因って，これは現場的には単なる枕詞と解されるべきで，トルクレンチは精々教習器材として奉られていた程度ではなかったかと想像される。

同時代の邦語文献におけるトルクレンチの使用例としては宮本前掲『ライト・サイクロン航空発動機取扱解説 改訂版』102 頁，第 96 圖を挙げ得るが，これは添付の解説共々，Norcross and Quinn, *The Aviation Mechanic*. 2nd. ed. P.489 Fig.464 の借用物である。Wright から技術導入を行い直接的技術指導を仰いでいた中島飛行機は固より，三菱等，そのライヴァル会社の工場や航空関係の軍工廠，民間の *Cyclone* ユーザーの下ではトルクレンチぐらい用意されていたかとも想像されるが，今のところ確証は無い。



『航空発動機圖集』146 頁，第 149 図，より。

後部クランクウェブにスプール式ダイナミック・ダンパが装着されている。

なお，この図は設計図の類ではなく，先に言及された嵌合図の一部であるため省略もあり，また，ここでの目的にそぐわない多数の補助線に満ちてもある．後者についてはは消去した。

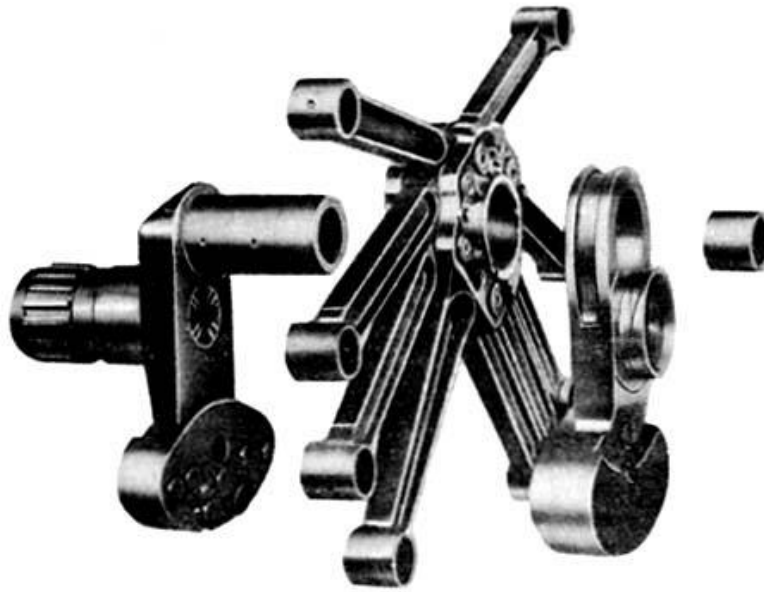
その後の P&W 発動機におけるクランク軸やダイナミック・ダンパの進化については R-2800 *Double Wasp* を取上げる所で集中的に論じられる。

#### viii) BMW におけるクランク軸組立方式の改良

上述の通り，BMW は P&W より *Hornet* の製造権を購入，国産化したが，程無く独自にこれを改良，132DC 発動機としてリリースした．132DC において BMW は“3 段構成スプライン方式”のクランク軸組立法と決別しただけでなく，P&W 新型の“単純スプライン方式”にも倣わず，新たに図 III-II-76 に示す内部拡張式を創出した．振りトルクを受ける部分の直径を可及的に大きく取り，振りモーメントに対する負荷能力の向上を目指したものと思われる．この結合法は實吉金郎によって後方ウェブの虫メガネ枠にかかる応力が普通のマネトン結合の場合に比してヨリ均一である点でも優れると評価されている<sup>140</sup>。

#### 図 III-II-76 BMW 132Dc 発動機のクランク軸及び連桿

<sup>140</sup> 實吉金郎「発動機の構造と設計」富塚清編『航空発動機』第 10 章，529 頁，参照。



工業調査会編『航空發動機圖集』118頁，第127図。

右端に見える円筒状の部品は鋼製テーパ・ブシュである。後部ウェブに明けられた孔にクランクピンを圧入後，このテーパ・ブシュをこれと同一テーパに加工されているクランクピン孔の端部に嵌め込み，ツライチまで圧入してクランクピン端部を拡径させてウェブ孔内面との摩擦力で両者を固定させるというのがここでの算段のようである。

つまり，BMW方式はテーパ・ブシュに依る摩擦だけでクランクピンとウェブとの結合を保たせることになる。テーパ・ブシュの圧入後，油道を塞ぐためのシールキャップとこれを留めるための，P&W方式のそれと比べればごく細い，ボルトがねじ込まれるものの，ピン部は実効的に中空状態となる。従って，この結合方式は軽量化という点からも有利である。因みに，實吉はこの結合法について「圧入荷重は20トン程度，分解の際は5~6トンぐらいで抜き出し得る」とも述べている<sup>141</sup>。

このクランク軸組立に係わるBMW方式については複列星形發動機を論ずるところで再び取り上げることとする。

---

<sup>141</sup> 實吉前掲「航空發動機の構造および設計」276頁より。

### Ⅲ. 三菱で製造された単列空冷星型発動機

#### 1. 習作——モングース 130 馬力発動機

空冷星型の手始め、三菱航空機が 1925 年に、イギリスの Armstrong Siddeley 社から *Jaguar, Lynx* と共に製造権を購入した 5 気筒 130 馬力 *Mongoose* 発動機は三菱にとって V 型におけるルノー70 馬力発動機とは全く異なる意味を持ったと言えよう。*Mongoose* は 150 馬力程度の小形発動機に過ぎなかったものの、それは上級機種の間引き版であったためであり、要所要所にはそれらから流用されたと思しき結構、高級な技術が盛り込まれていた。よって、技術的に捉えても、*Mongoose* はルノー70 馬力と比べ、習作として誠に良く出来た発動機であったと言えよう。

ただ、その割りにこの発動機の変更履歴については定かではない。ボア・ストロークの 127×140mm は原寸の 5×5.5in. を丸めた数字であり、オリジナルがこの寸法からスタートしたことは文献からも確認出来るが、三菱航空機のれっきとした『説明書』に掲げられた寸法はこれと全く異なっており、ストロークなど 10mm も大きい。国産化の当初からそうであったのか否かについても不詳である。本家の *Mongoose* は後年、5×7.5in.、何と 190.5mm へのストローク・アップを果している。その途上において三菱モングースに近い階段があったとも想像出来るが、確証はない。

表Ⅲ-Ⅲ-1 三菱 モングース発動機の主要諸元 / 生産・装備情况

型 式		1R5	馬力当り重量 kg/HP	1.12(1.21)	
気 筒 径 mm		127(130)	試 作 完 成	1928-10	
行 程 mm		140(150)	試 作 台 数	-	
排 気 量 ℓ		8.87(9.95)	生 産	自	1928
圧 縮 比		-(5.0)		至	1931
性 能	公 称	回 転 数	1620	装 備 機 体	91 式小形水上偵察機(横廠製造分 2 機)
		地上馬力	130		
		高 度 m	-		-
	高 度 馬 力	-	-		
	離 昇	回 転 数	1750(1780)		-
		ブースト mmHg	-		-
		馬 力	162(最大 150)		-
		<i>bmeP</i> kg/cm <sup>2</sup>	9.4		-
減 速 比		-	-		
寸 法	全 長 mm	-(1126)	備 考	装備機体については『日本航空学術史 (1910-1945)』巻末、海軍機要目表に拠る。	
	直 径 mm	1144(1184)			
重 量 kg		182			

日本機械学会『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より. 航空発動機の項の執筆は栗野誠一.

( )内に三菱航空機(株)『海軍航空本部承認 昭和五年四月 三菱モングース航空発動機説明書』記載の数字ないしそれによる計算結果を示す.

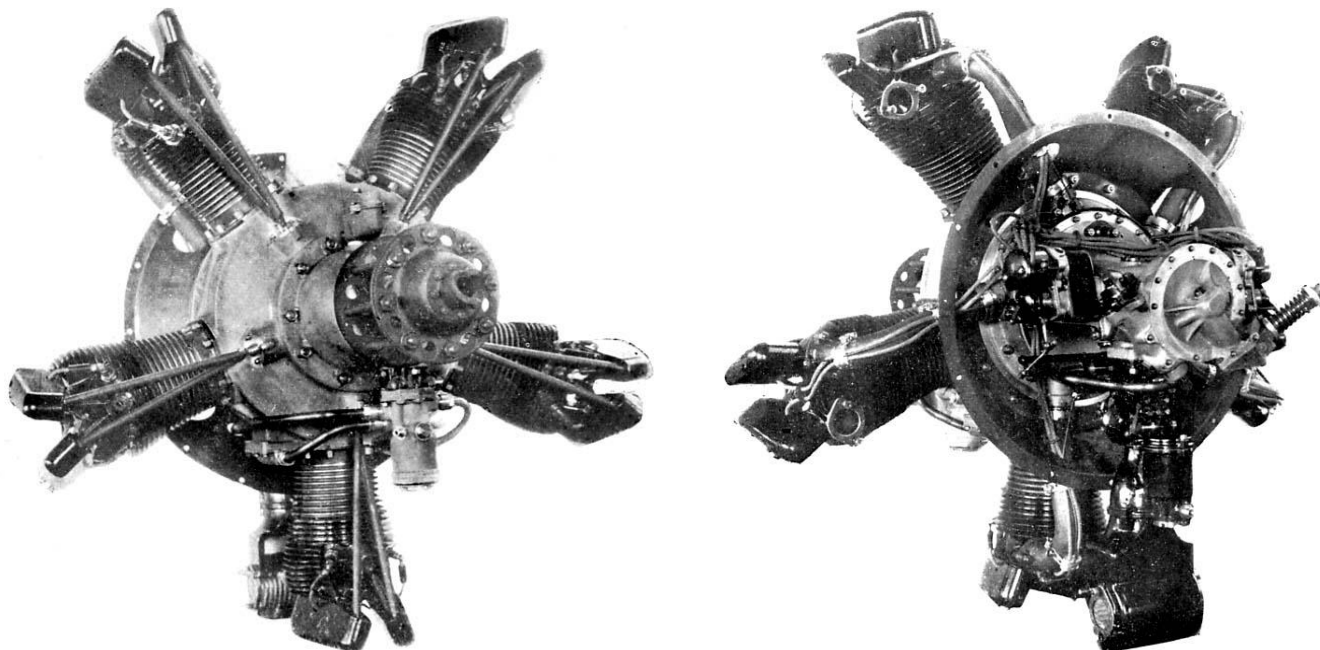
使用燃料は揮発油 80%, ベンゾール 20%, 潤滑油はカストル油.

装備機体は当然ながら表示の通り小形練習機程度のものに限られたが、このクラスの発

動機はやがて東京瓦斯電気工業製の神風に置換えられて行くことになる<sup>142</sup>。

ともかく、本発動機についての資料としては後にも先にもこの『説明書』しか目にしていないので、以下、そこから概要紹介を試みる。

### 図Ⅲ-Ⅲ-1 三菱モンゴース発動機



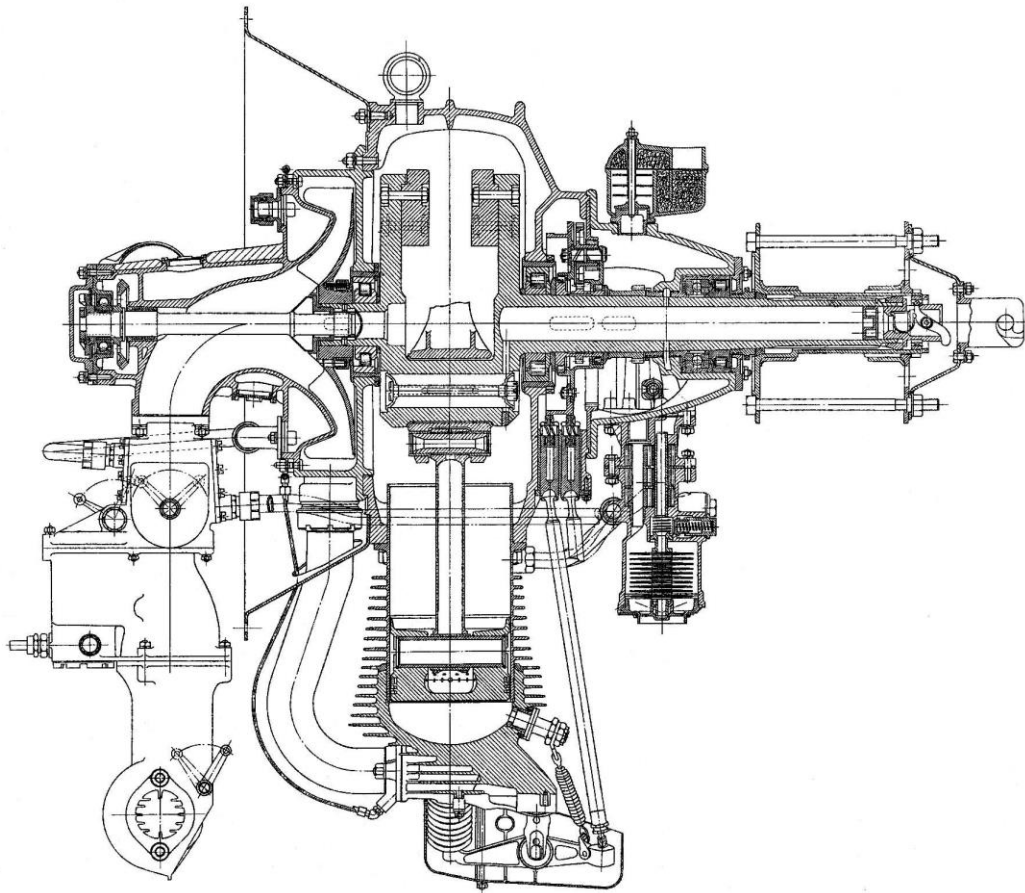
三菱航空機株式会社『海軍航空本部承認 昭和五年四月 三菱モンゴース航空発動機説明書』巻頭グラビア

正面、背面からの構図は恰も現在のラジコン機用星型エンジンの如くである。これで実物なのであるから貧相なことこの上ない。前面、ヤギ髭のようにぶら下がっているのは潤滑油ポンプと濾過器である。これが整備性を慮った配置である点については先に A.S.発動機について述べた通りである。

縦断面図からは一体式クランク軸のプロフィールが窺われる。クランク軸後部直結の吸入翼車は混合気分配を改善する役割を与えられていた。

### 図Ⅲ-Ⅲ-2 三菱モンゴース発動機側面図

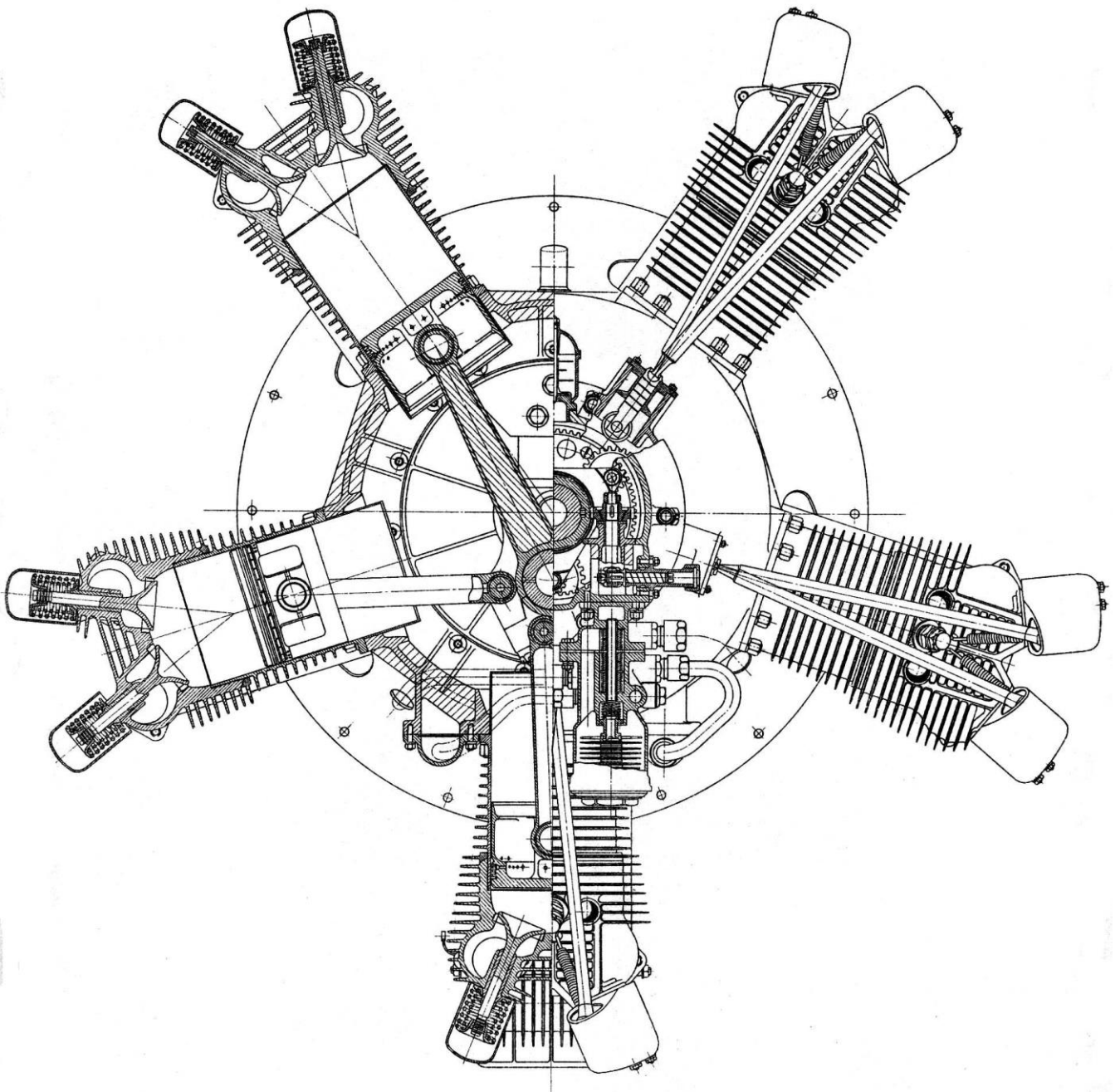
<sup>142</sup> 瓦斯電 神風 発動機の概要と発展については拙稿「瓦斯電 神風 発動機について」(→ IRDB), 参照。



同上書，附図第一図。

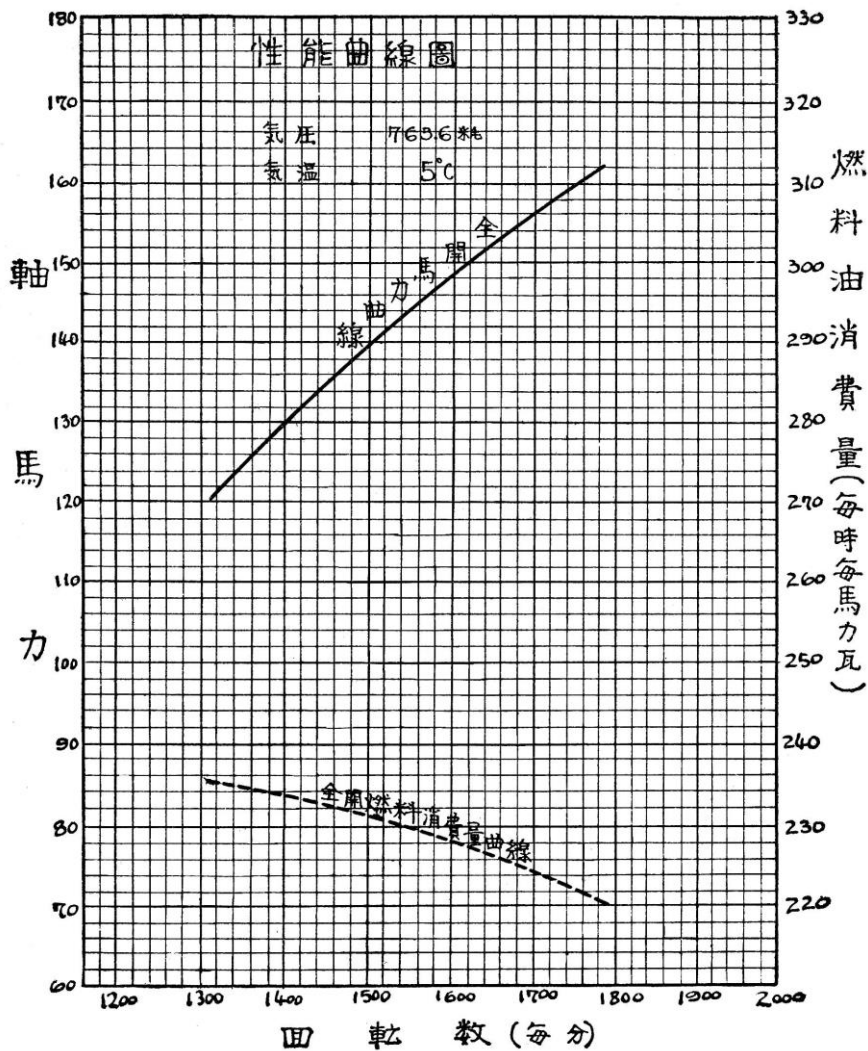
他方，正面図には主連桿の分割式大端部が顔を覗かせている．余裕が嫌というほどあるにも拘らず，吸排気弁の挟み角は僅かに  $45^\circ$  しか与えられていない．これはヨリ気筒数の多い単列発動機や複列発動機との共通部品であったからである．それ以外の合理的理由付けとしては，挟み角が小さい程，換言すればプッシュロッドとの平行度が高い程，力の伝達経路は素直になり，動力損失が少なくなることである．

### 図Ⅲ-Ⅲ-3 三菱モンゴース発動機正面図



同上書，附図第二図.

図III-III-4 三菱モングース発動機の性能曲線

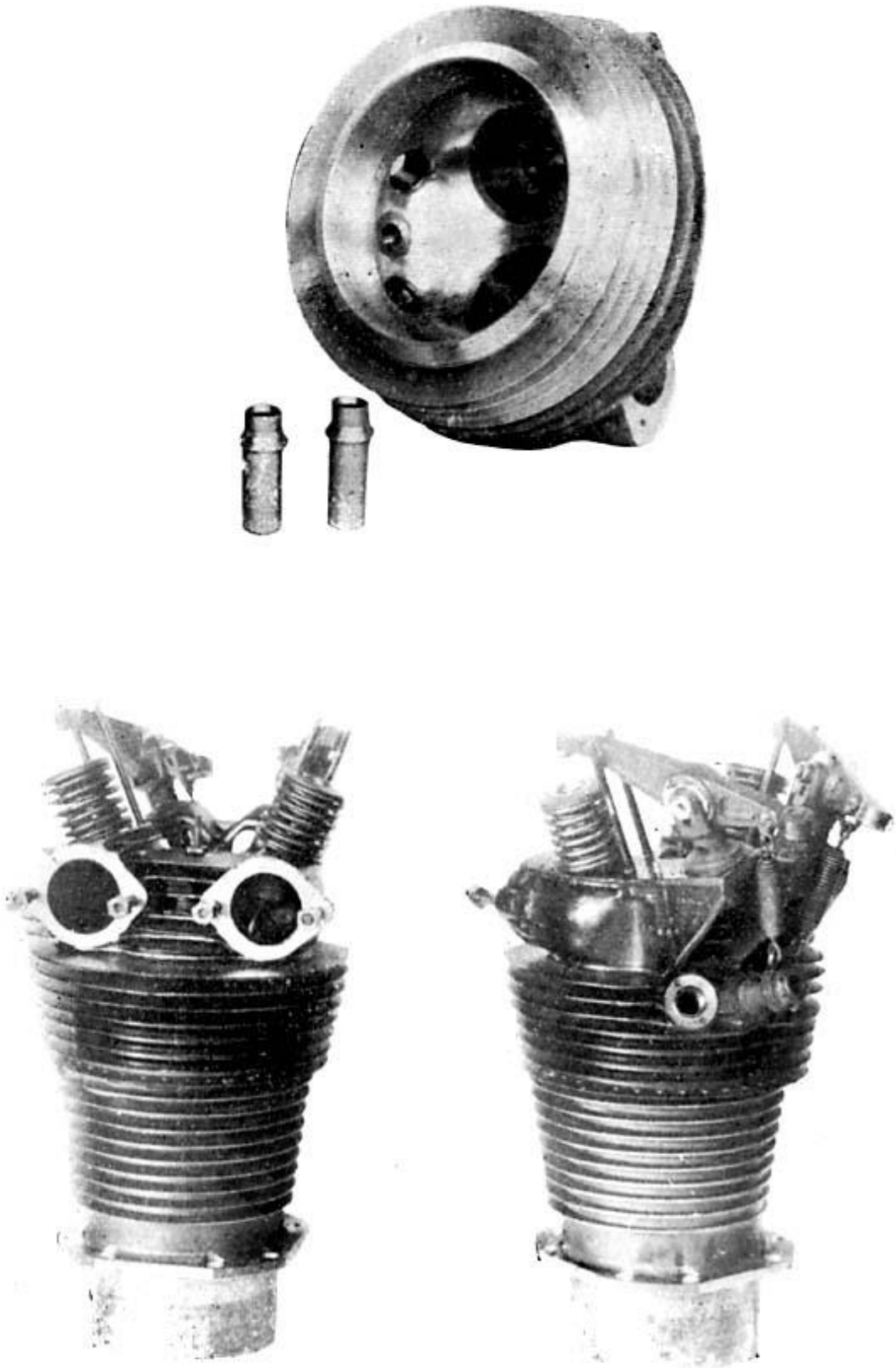


同上書，付図第四図。

各主要部品についてはかなり丁寧に展開写真が掲げられている。気筒構造は頭部においてオリジナル度が高く、ねじ込み・焼嵌めでロッキング・リング(「緊定螺環」)の使用状況が確認される。しかし、クランク室取付法は一転してありきたりのフランジ構造(8スタッド)に置換えられており、対照的な様相を見せていた。これは三菱化の痕跡であろう。気筒頭は「アルミニウム鑄物製」、黒色エナメル塗装とあるだけで、「合金」の文字は見られない。弁案内は燐青銅製圧入、弁座は Al 青銅鑄物製ねじ込み・焼嵌め、気筒胴は「半硬鋼製」で外面亜鉛焼付処理。冷却フィンが気筒の熱変形防止のため気筒軸に対して偏心せしめられていたというから、木の年輪のようになっていたのであろう。

図III-III-5 三菱モンゴース発動機の気筒回り





同上書, 5 頁, 第一, 二圖.

弁開閉時期は冷態で：

吸気弁啓開 25° BTDC

吸気弁閉塞 65° ABDC

排気弁啓開 78° BBDC

排気弁閉塞 38° ATDC

とされていたが，運転状態においてはこれから 25° 以上ズレる，即ち，吸排気共それだけ啓開が遅れ閉塞は早まるというデータが掲げられている．動弁系の剛性が低く，グニャグニャであったということであろうか？ 実際，それに符合するかのように弁揚程は何れも冷態で 15.0mm であったのが運転中は 13.8mm になるとある．

ピストンは「鍛錬セル特殊『アルミニウム』合金素材ヨリ總機械仕上ヲ以テ削製シ」たもの，恐らく Y 合金素材の鍛造品であったと見られる．写真からはかなり丁寧な肉盗みが為されていた状況が窺われる．

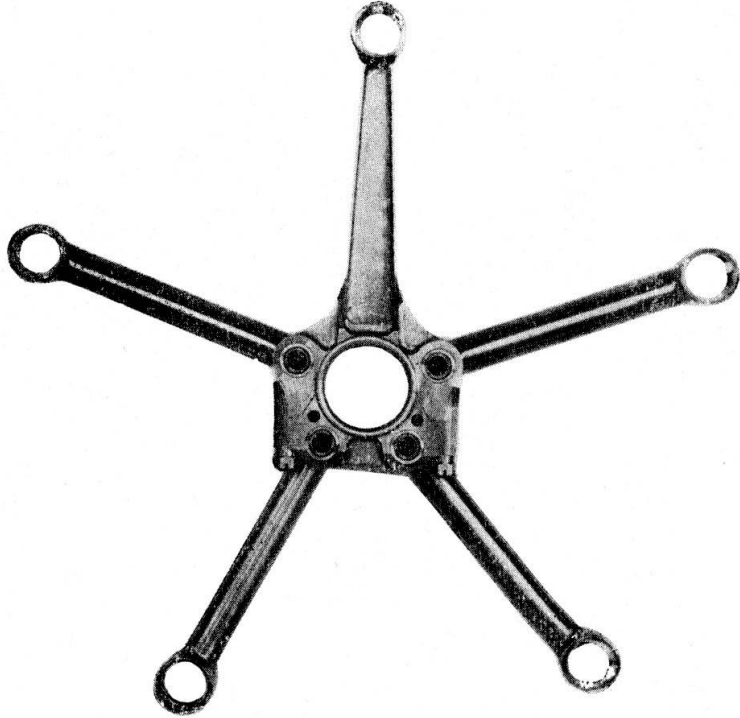
図Ⅲ-Ⅲ-6 三菱モンゴース発動機のピストンとピストンピン浮動ブシュ



同上書，7 頁，第三図．

Ni-Cr 鋼製主連桿のボルト 4 本結合式分割大端部の構造や一体式クランク軸の表情も良く分る．大端部軸受は鋳込みであったというからホワイトメタルである．副連桿は Ni-Cr 鋼製丸断面で中空加工．リストピン軸受もピストンピン軸受も材料は磷青銅で裏金を介して浮動ブシュによって支持されていた．

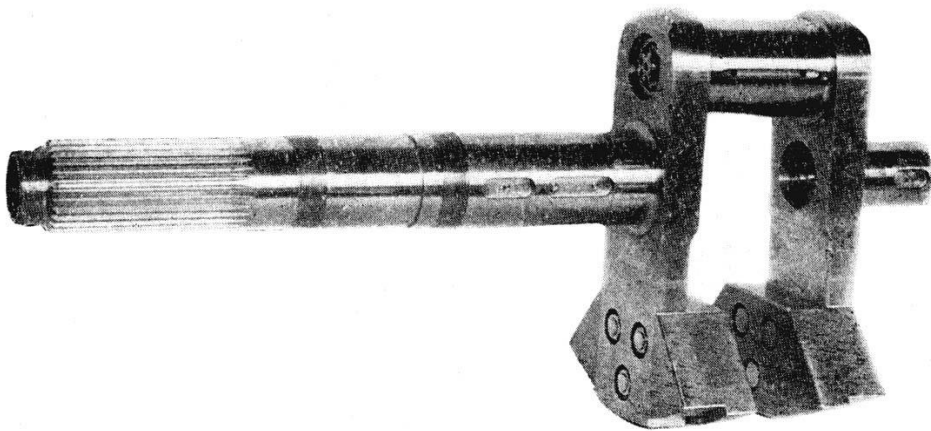
図III-III-7 三菱モンゴース発動機の大端分割式連桿



同上書, 8 頁, 第四図.

クランク軸も Ni-Cr 鋼製で中空加工. 釣合錘は燐青銅製であった. クランク室の材料については『アルミニウム』合金」と記載されている.

図III-III-8 三菱モンゴース発動機の一体式クランク軸

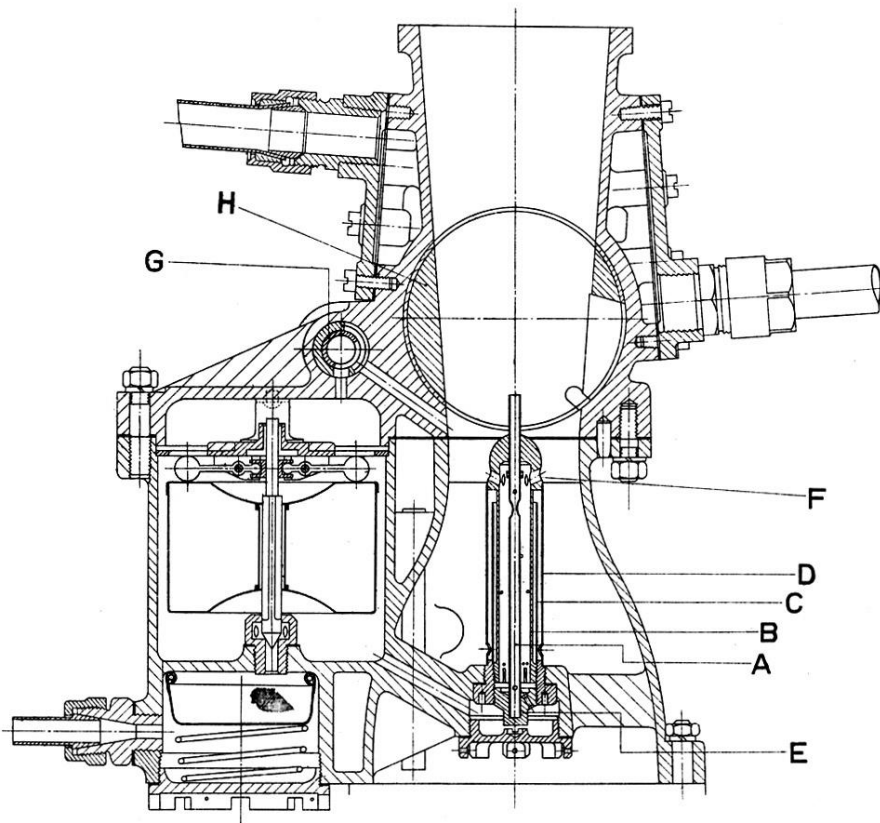


同上書, 9 頁, 第五図.

弁の材料についての記述は見られないが、「弁棒端ニハ表面健淬ヲ施セル壓子ヲ壓入シテ揺挺ノ衝子ヲ受ク」とあるから軸端には窒化されたピースが打込まれていたのであろう<sup>143</sup>。

補機はマグネトーがイギリスの BTH 製×2 個で点火時期は 37° BTDC で固定。気化器はお馴染みの三菱クローデル 1 バレル昇流式、潤滑油ポンプは歯車式、油圧は常用 5kg/cm<sup>2</sup>。始動は発動機後部にウォーム・ギヤと噛合いクラッチとから成る手動起動装置を備え、ハンドクランキングに依ったが、プロペラハブ前端には始動車＝「ハックス起動装置」用の噛合いクラッチも装備されていた。

### 図Ⅲ-Ⅲ-9 三菱 Claudel 1 バレル昇流式気化器



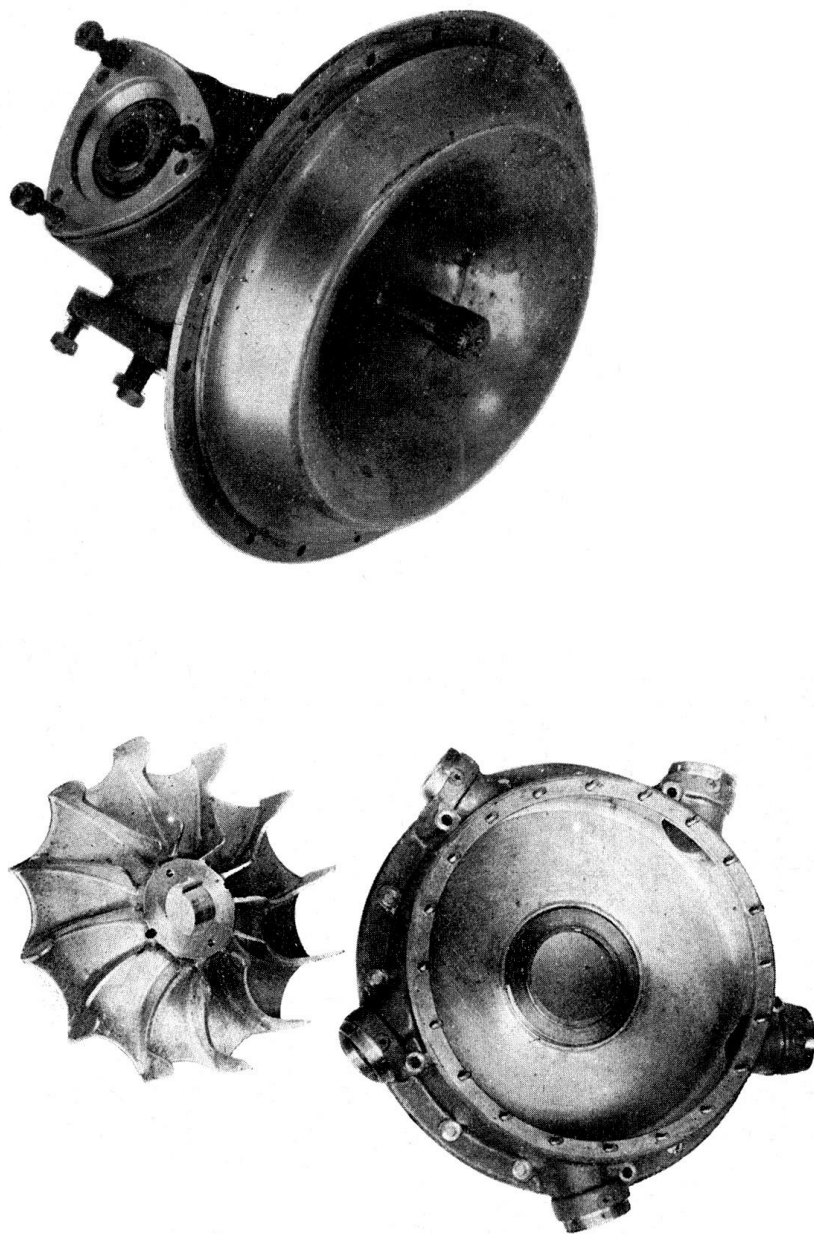
同上書，附図第七図。

吸入翼車は過給機のインペラそのものといった格好であったが、クランク軸直結式であったしディフューザなどまるで無かったから過給機能は有していない。そして興味深いこ

<sup>143</sup> 石澤命知「材試 No.288 航空発動機用弁軸端の表面硬化法」三菱航空機(株)『研究報告』1931年6月、にはイギリスのメーカー流の軸端部硬化法として酸素アセチレン炎加熱→パラフィンと綿実油の等量混合物に依る焼入れという手法が紹介されているところからすれば、三菱でも弁軸端の硬化については複数の方法が試されていたものと想われる。

とに翼車室の後方には戻りの潤滑油を導き、「混合瓦斯ノ凝固ヲ防止スル」工夫が凝らされていた。

図III-III-10 吸入翼車と翼車室前後部

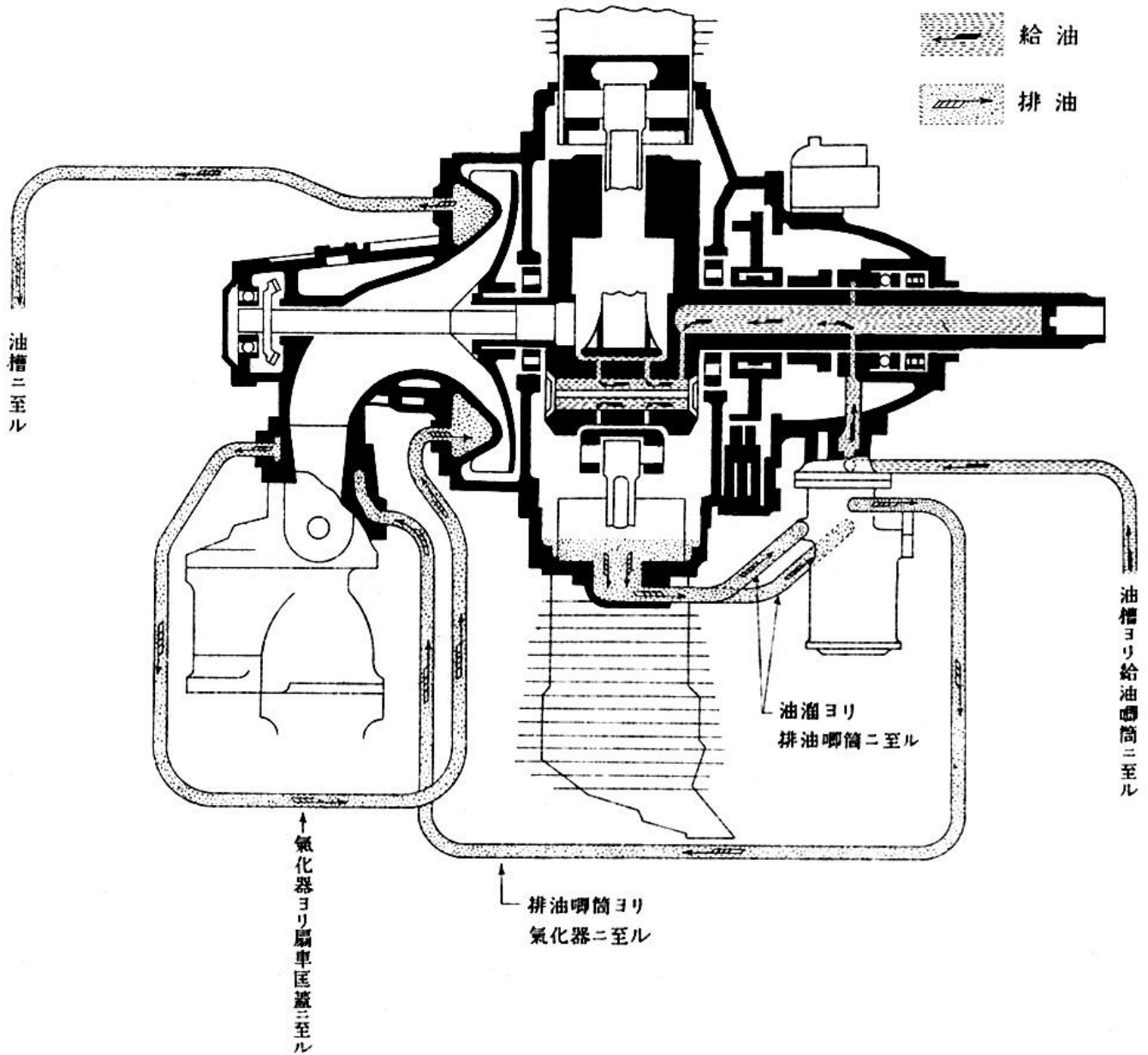


同上書，12頁，第八図，第九図。

吸気管の傾斜は本発動機が操縦士から見て左回転のイギリス風発動機であったことを示す。

これは安全第一設計の見本にしたいような例である。練習機用でなくとも、ただ単に馬力を捻り出すよりも安全な発動機を造ることの方が一般に優先されるべきであろう。

図III-III-11 三菱モンゴース発動機の潤滑系統図



同上書，12頁，附図第五図。

## 2. A2, A2改：三菱3型300馬力発動機

三菱空冷300馬力発動機A2, A2改は1930年前後にごく僅か製造された無過給発動機である。これらの発動機については殊更，情報に乏しい。『日本機械工業五十年』にも『日本航空学術史(1910-1945)』にもこれらについての記載そのものが無い。

松岡『みつびし航空エンジン物語』324頁に拠れば，A2は127×140mmの9気筒星型で離昇338馬力，公称300馬力にレートされた，つまりオリジナルのMongooseを9気筒

化したような発動機であったが、その詳しい諸元については不明である。

A2改(これが“三型”か?)は上に見た 160mm ストロークの *Mongoose* の 9 気筒版に当たっている。こちらについては三菱航空機発行の『三菱三型三百馬力発動機説明書』(1931 年 9 月)なる資料が手元にあるので、その要点を紹介して行こう。

但し、表に示す装備機体、三菱 92 式偵察機は陸軍における純国産機体の嚆矢であり、純国産発動機装備機としてもその劈頭に位置しているが、総計 210 機程製造された同機の決定版発動機は次項に述べる三菱 A5=92 式 400 馬力発動機であり、A2, A2 改はその試製途上に試験的に採用された発動機に過ぎない。

表Ⅲ-Ⅲ-2 三菱 A2 改, 三型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		1R9	馬力当り重量 kg/HP	0.8		
気筒径 mm		127	試作完成	-		
行程 mm		160	試作台数	-		
排気量 ℓ		18.23	生産	自	1929	
圧縮比		5.2		至	1931	
				台数	13	
性能	公称	回転数	2000	装備機体	陸軍 92 式偵察機	
		地上馬力	320(正規)		-	
		高度 m	-		-	
		高度馬力	-		-	
	離昇	回転数	2200		-	
		ブースト mmHg			-	
		馬力	345(最大)		-	
		bmep kg/cm <sup>2</sup>	7.74		-	
減速比		-	備考	重量は空気加熱器, 起動装置, プロペラボス金具を含み排気管を含まず. 製造台数, 年, 装備機体は松岡『みつびし航空エンジン物語』324 頁, より.		
寸法	全長 mm	1128				
	直径 mm	1200				
重量 kg		276				

三菱航空機㈱『三菱三型三百馬力発動機説明書』1931 年 9 月, より。

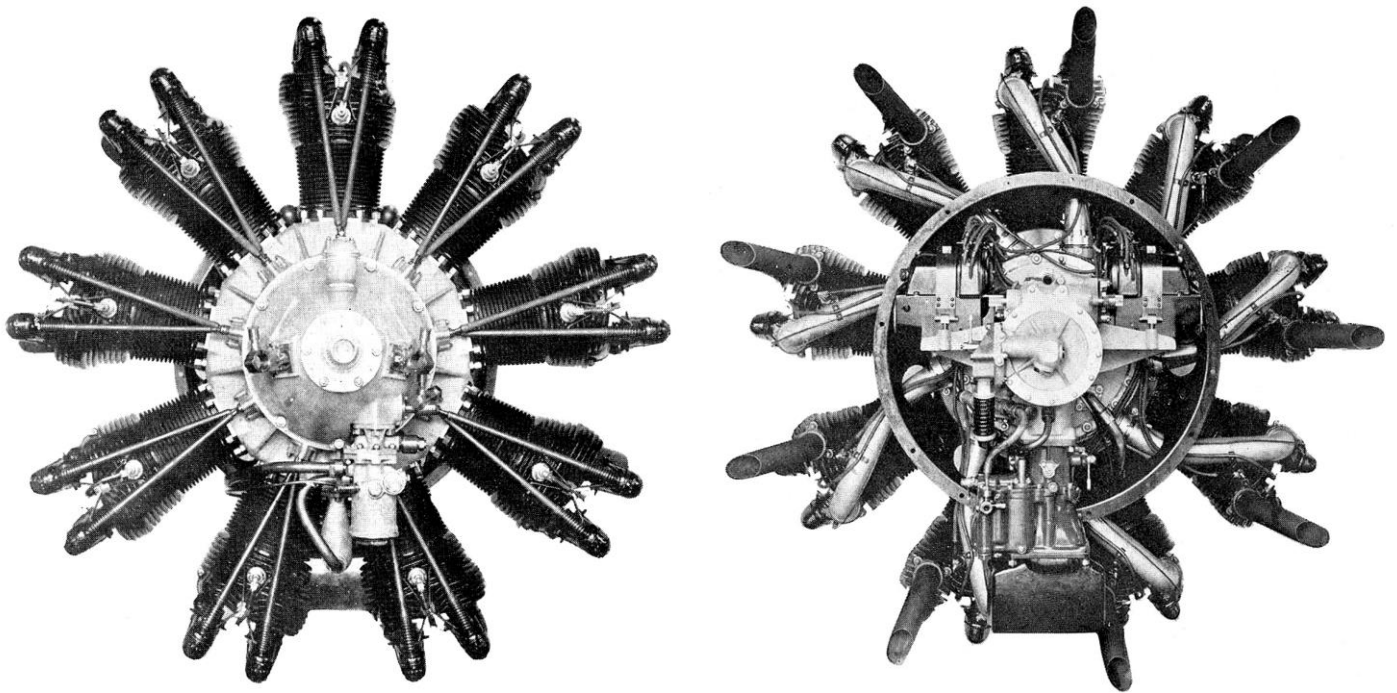
生産台数, 年について、『中島飛行機エンジン史』75 頁には 14 基(1929~32)とある。

使用燃料は揮発油 80%, ベンゾール 20%, 潤滑油はカストル油。

繰返しになるが、A2 改は端的に言って *Mongoose*(改?)の 9 気筒版に過ぎない。資料的価値があるので幾つかの画像データを掲げるが、それ自体として大きな歴史的画期をなしたような作品ではない。使用材料も同じで、字面上、ピストン材料が明確に「鍛錬セル Y 合金素材ヨリ總機械仕上ヲ以テ削製」と述べられている点を異にするのみである<sup>144</sup>。

### 図Ⅲ-Ⅲ-12 A2 改の外貌

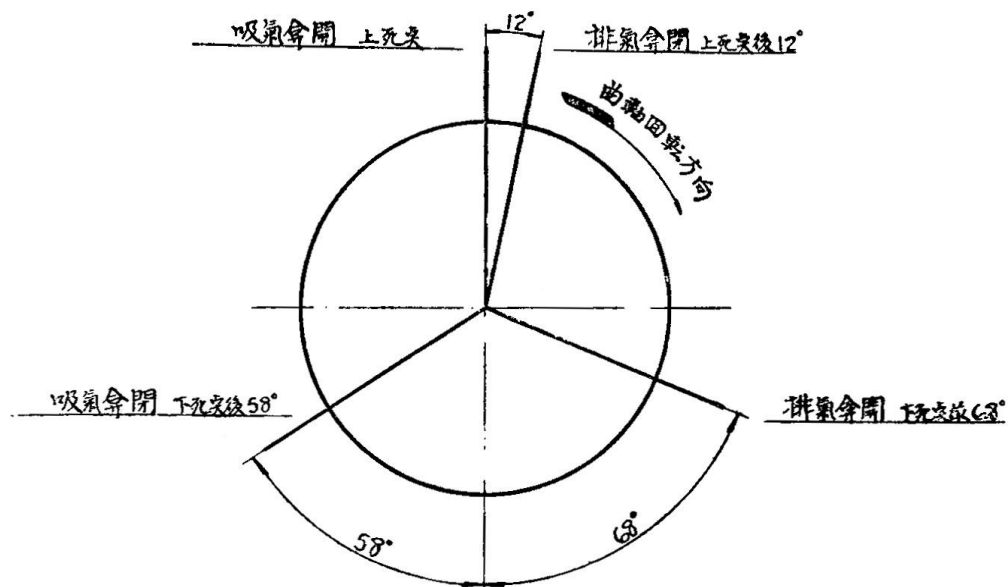
<sup>144</sup> この極めてマイナーな三菱三型発動機は差障り無きが故か、倉橋周蔵『内燃機関』淀屋書店、1935 年、116~117 頁にその二面図、要目、性能曲線と共に紹介されている。因みに、他の紹介機種は川崎 BMW IX 型 715 馬力, Lorraine 450 馬力, Cirrus *Hermes* 120 馬力である。



三菱航空機(株)『三菱三型三百馬力發動機説明書』巻頭グラヴィアより。

A2系は *Mongoose* と同じく後方より見て左回転の發動機であつた。回転するプロペラ後流による積極的冷却を狙って吸排気弁の左右位置が入換えられている。これは意味のある改良である。また、弁開閉時期は図の通りであり、意外にも *Mongoose* より保守的である。

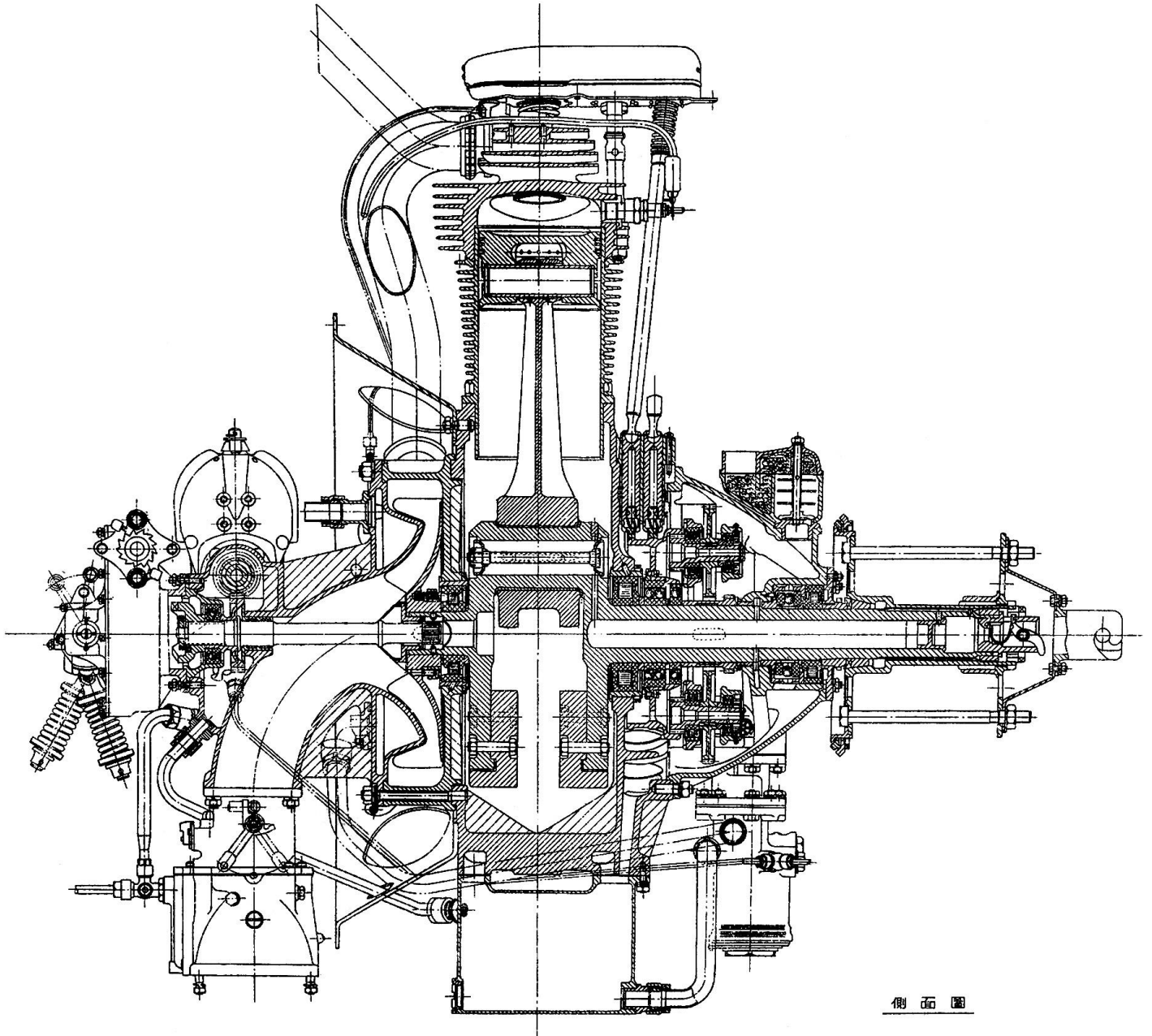
図III-III-13 A2改の弁開閉時期



同上書，60頁，第二十八図。

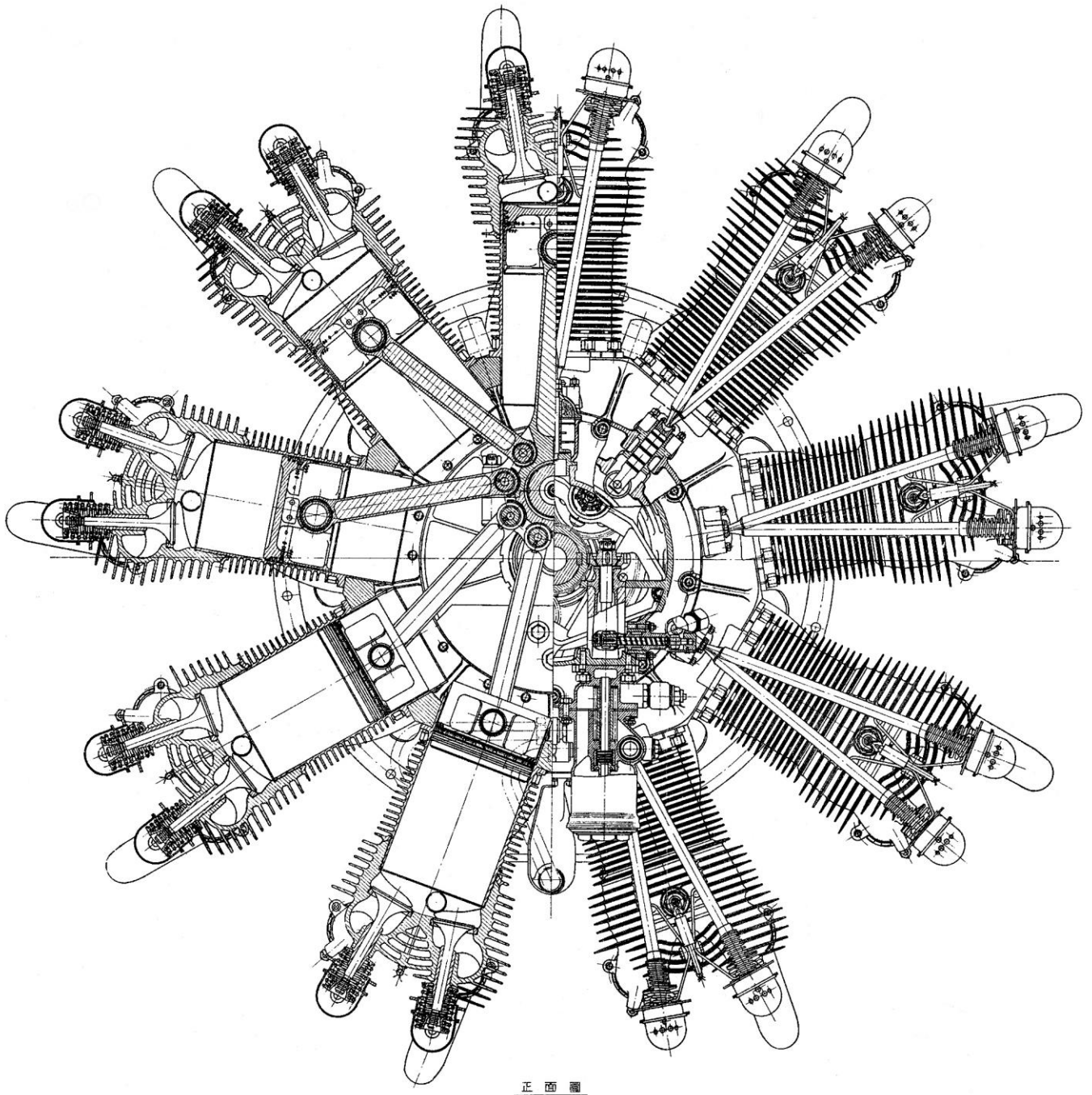


図III-III-14 A2改の側面図



同上書，附図第一図，より。

図III-III-15 A2改の正面図



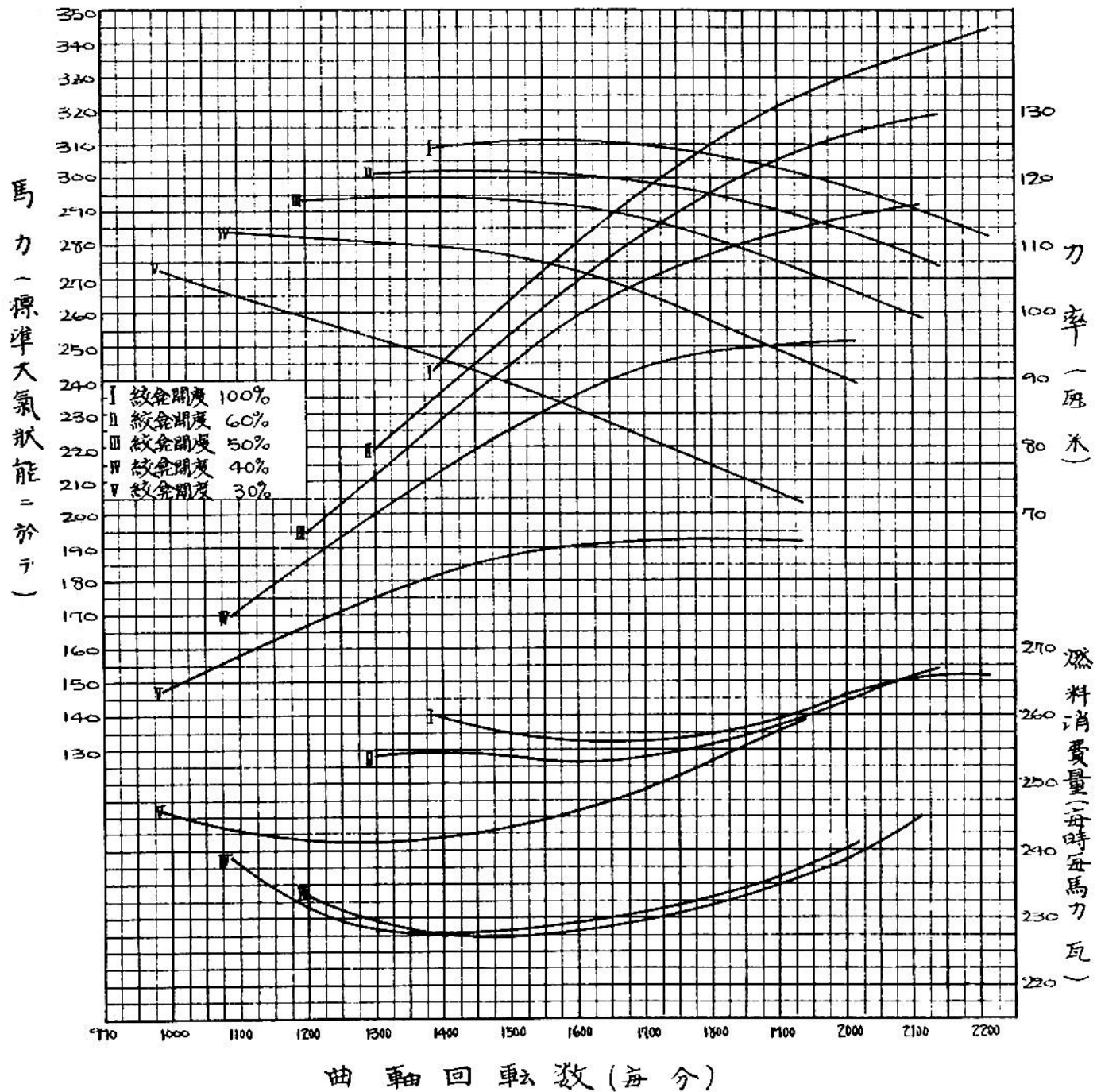
同上書，附図第一図，より。

別の図面への記入に拠れば，排気弁回りへの風当りを重視したためか，吸排気弁の挟み角は僅か $18^\circ$ に過ぎない。

図III-III-16 A2改の性能曲線

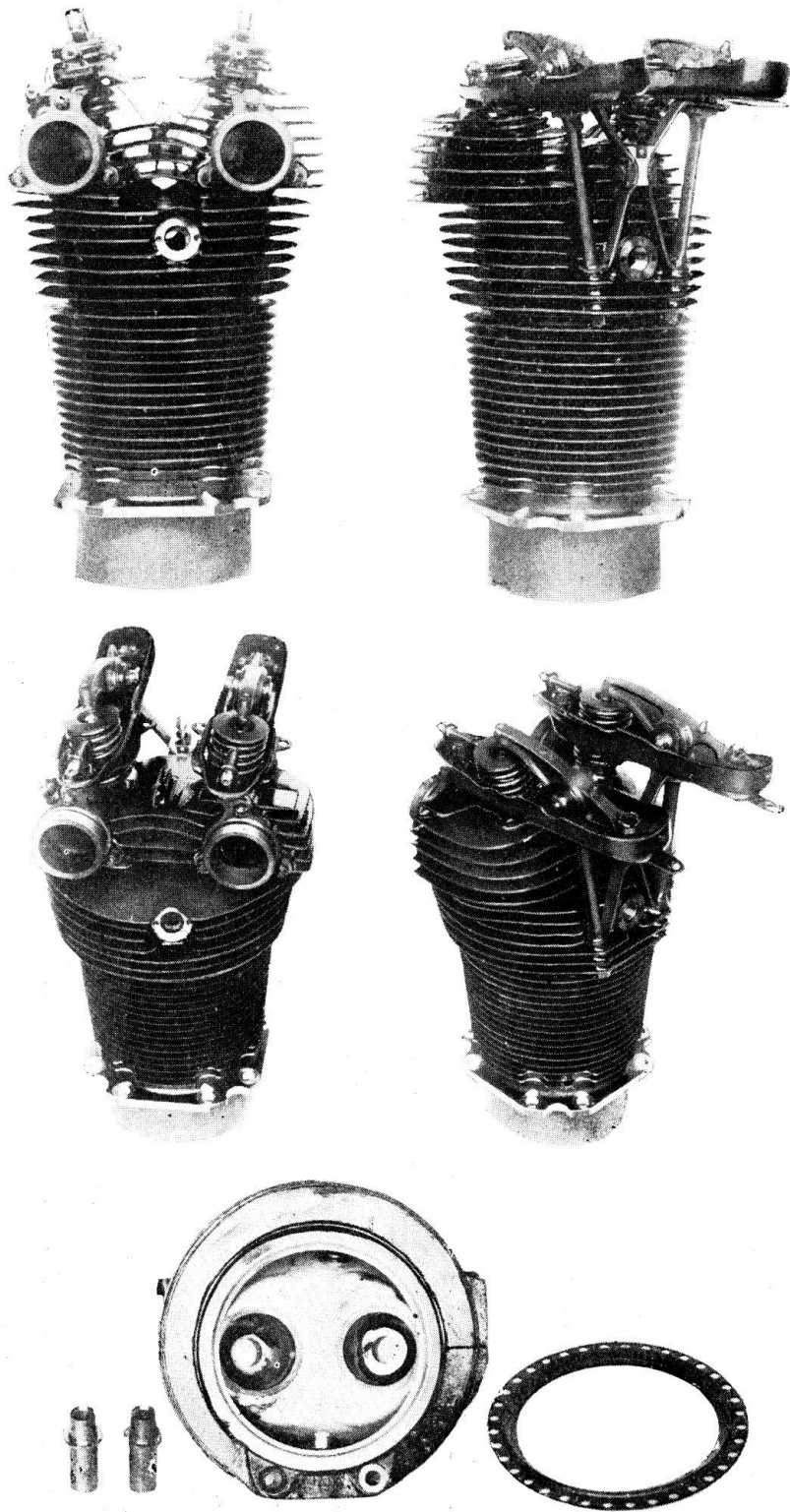
# 三菱三型300馬力發動機性能曲線圖

昭和六年九月三十日



同上書，附圖第三圖。

圖III-III-17 A2改の氣筒



同上書，5頁，第一図，第二図。

気筒頭は *Mongoose* と同じく黒色エナメル仕上げであったが，気筒胴外面はパーカライ

ジグ仕上げとなった。

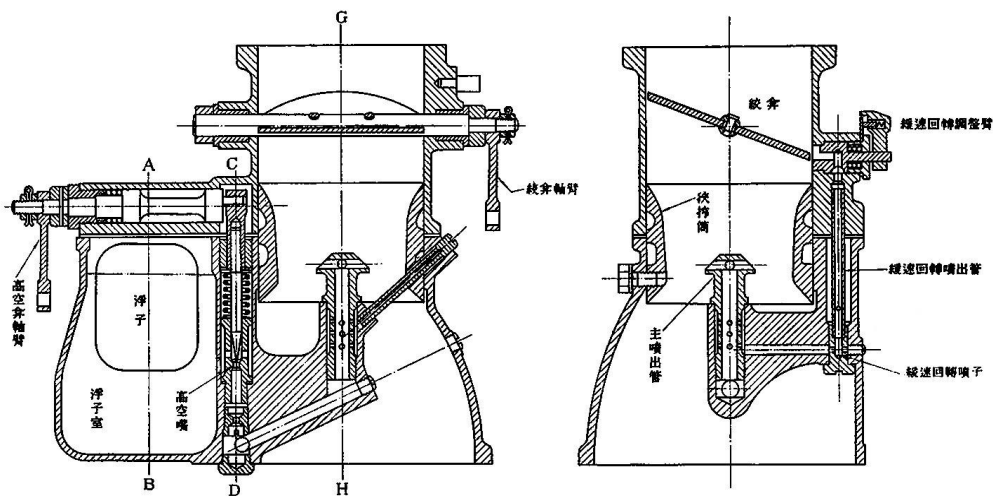
図III-III-18 A2改の連桿とクランク軸



同上書，8頁，第四図，9頁，第五図。

気化器は *Mongoose* から一転して *Stromberg*, NAR-9 昇流式 1 個となっている。“～式”ではなく、*Stromberg* と書かれているのであるから輸入品なのであろう。ここに再掲はしないが、『説明書』掲載の写真にも“Bendix Stromberg Carburetor Co.”に銘板がハッキリと写っている。

図III-III-19 Stromberg NAR-9 昇流式気化器



同上書，附図第八図，より。

潤滑系統の特徴も *Mongoose* と基本的に同じであった。油圧は標準 3.5kg/cm<sup>2</sup>。補機類の銘柄は *Mongoose* と異なっており、マグネトーは Scintilla, GN9DA を 2 個。このマグネトーは自動進角機構付で、始動時に点火時期を 12° BTDC に調整しておけば 700rpm. から進角し始め、1200rpm. にて最大進角 25° に達し、37° BTDC となる。この他、燃料タンクの艤装位置に自由度を持たせるため歯車式燃料ポンプが装備された他、油圧式の機関銃発射聯動装置が付属せしめられ、軍用機の発動機らしくなっている。

三菱空冷 300 馬力発動機は所澤陸軍飛行學校にもごく少数、在籍した(貰い受けられていた?)が、維持修理データとしては 1932 年に 1 基が臨時手入れ、1 基が臨時修理に回され、慎ましい経費を要したというだけである。恐らく、1 基のみが引取られていたのではなかろうか?<sup>145</sup>。

表Ⅲ-Ⅲ-3 1932 年度における三菱空冷 300 馬力の手入経費

種別	区分	対象 台数	所要人・時間	所要 日数	職工給	部品費			材料費	所要経費計	同 1 基当り
						新品	再用	計			
'32	定期手入	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	臨時手入	1	255.51	19	69.23	-	-	-	1.58	70.86	70.86
	初度手入	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	局部修理	1	17.00	69	4.60	-	-	-	-	-	4.60
	点検手入	1	307.30	31	91.02	-	-	-	1.16	92.18	92.18

所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』卷 二, 364 頁, より。

第Ⅱ部でもお断りしたが、この「所要日数」なるモノの意味が判らない。

表Ⅲ-Ⅲ-4 1932 年度, 三菱空冷 300 馬力の修理実績

種別	区分	対象 台数	所要人・時間	部品費			所要 日数	修理間隔 h
				新品	再用(材料費)	計		
'33	臨時	1	255.51	(1.58)	-	1.58	19	31.00

所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』卷 二, 366 頁, より。

同上。

### 3. A3 から A5 へ : 92 式 400 馬力発動機

社内コード A3 : 1R9-160×175mm, 31ℓ 発動機は 1930 年に 1 基のみ(?)試作された。その計画最大出力は 600 馬力であったが、その運転状態が極度に不良であったため、その

<sup>145</sup> 文献には'33 年にもデータが上っているように注記されているが、肝心の数値は記入されておらず空欄ばかりが並んでいる。

開発は打切りとなった<sup>146</sup>.

そこから金星 40 型へと到る複列 14 気筒発動機 A4→A8 開発の茨の途が始まるのであるが、松岡はこれを重視する余り、A3 に続いて三菱で開発された A5 についてはほんの申し訳程度にしか触れていない。

しかし、単なる試作の域に止まらず 200 基余り生産された A5 は A2 に代って三菱製の陸軍 92 式偵察機の制式発動機=92 式 400 馬力発動機となった本格的発動機であり、このペアこそは陸軍機として機体、発動機共、純国産の嚆矢となった記念すべき作品でもあった。あまつさえ、この 92 式 400 馬力発動機は制式化された発動機としては陸海軍を通じて初の過給発動機であった。

表Ⅲ-Ⅲ-5 三菱 A5 : 92 式 400 馬力発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		1R9	馬力当り重量 kg/HP	0.64	
気 筒 径 mm		145	試 作 完 成	1931・10	
行 程 mm		150	試 作 台 数	-	
排 気 量 ℓ		22.3	生 産	自	1931
圧 縮 比		5.3		至	1934
				台 数	218
性 能	公 称	回 転 数	2000	装 備 機 体	陸軍 92 式偵察機
		地上馬力	420		-
		高 度 m	-		-
		高度馬力	-		-
	離 昇	回 転 数	2200		-
		ブースト mmHg	-		-
		馬 力	475		-
		bmeP kg/cm <sup>2</sup>	8.7		-
減 速 比		-	備 考	製造台数, 年については『みつびし航空エンジン物語』324 頁には 212 基(1931~'35)とあり, 『中島飛行機エンジン史』75 頁にも同じ台数が記されている.	
寸 法	全 長 mm	1116			
	直 径 mm	1264			
重 量 kg		305			

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より.

使用燃料は航空 3 号揮発油 80%, ベンゾール 20%, 潤滑油はカストル油.

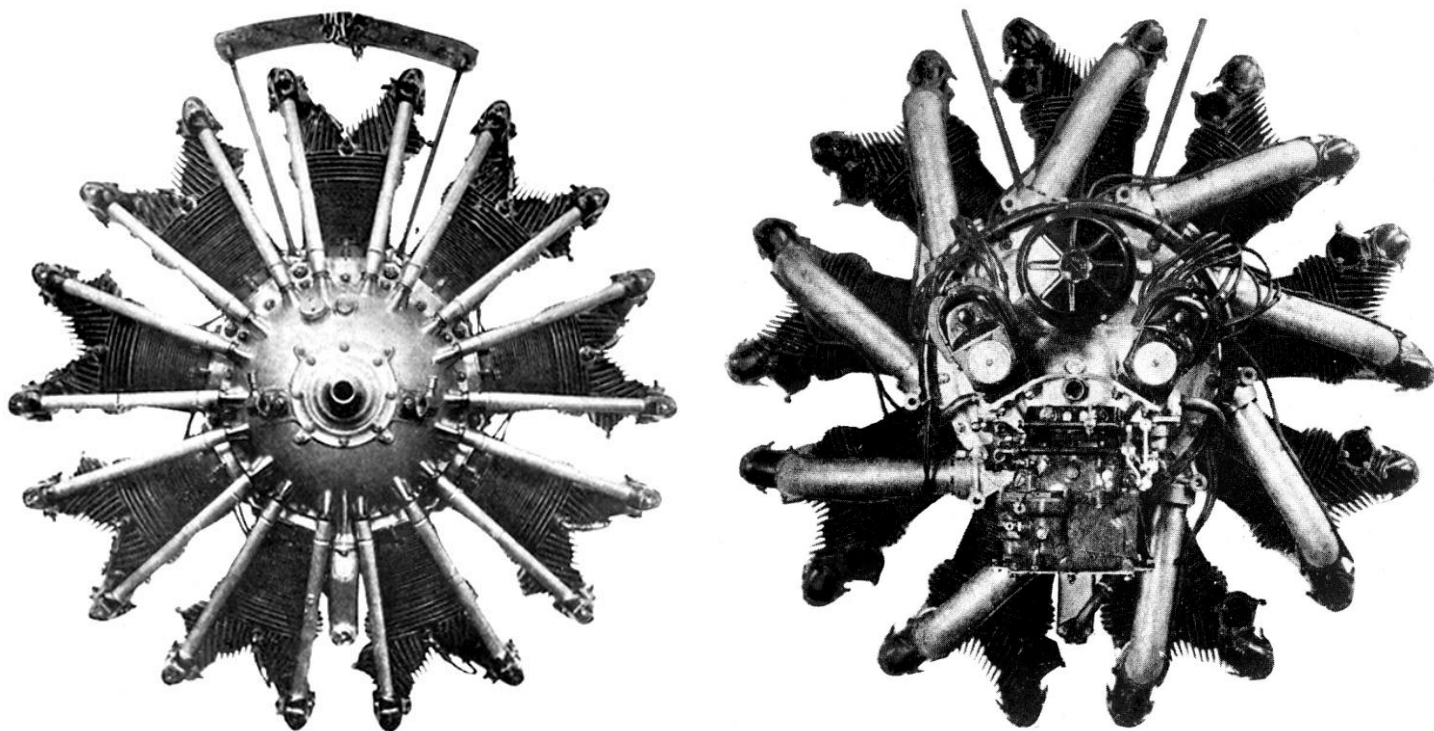
圧縮比については三菱航空機㈱『九二式四〇〇馬力発動機説明書』1932 年 10 月に拠る.

この意味において誰が主務者であったのかさえ伝わっていない, 歴史的に冷遇され続けて来た A5 : 92 式 400 馬力発動機は本邦航空発動機技術史上, 看過されるべからざる発動機であった. しかも, これが冷遇の所以なのか否かについては定かでないが, その基本構造は A2 までの A.S.系発動機のそれとは打って変わって *Wasp* と *Cyclone* の折衷の如き設計へと改められていた. よって, それは三菱における発動機開発の転機としても注目し得る里程碑をなす. 以下, これを例によって外観, 全体図, 性能曲線, 部品写真, 部品図, 補機の順に見て行こう.

<sup>146</sup> 松岡『みつびし航空エンジン物語』42 頁, 『三菱航空エンジン史』33, 35 頁, 参照.



図III-III-20 92式400馬力発動機の外観

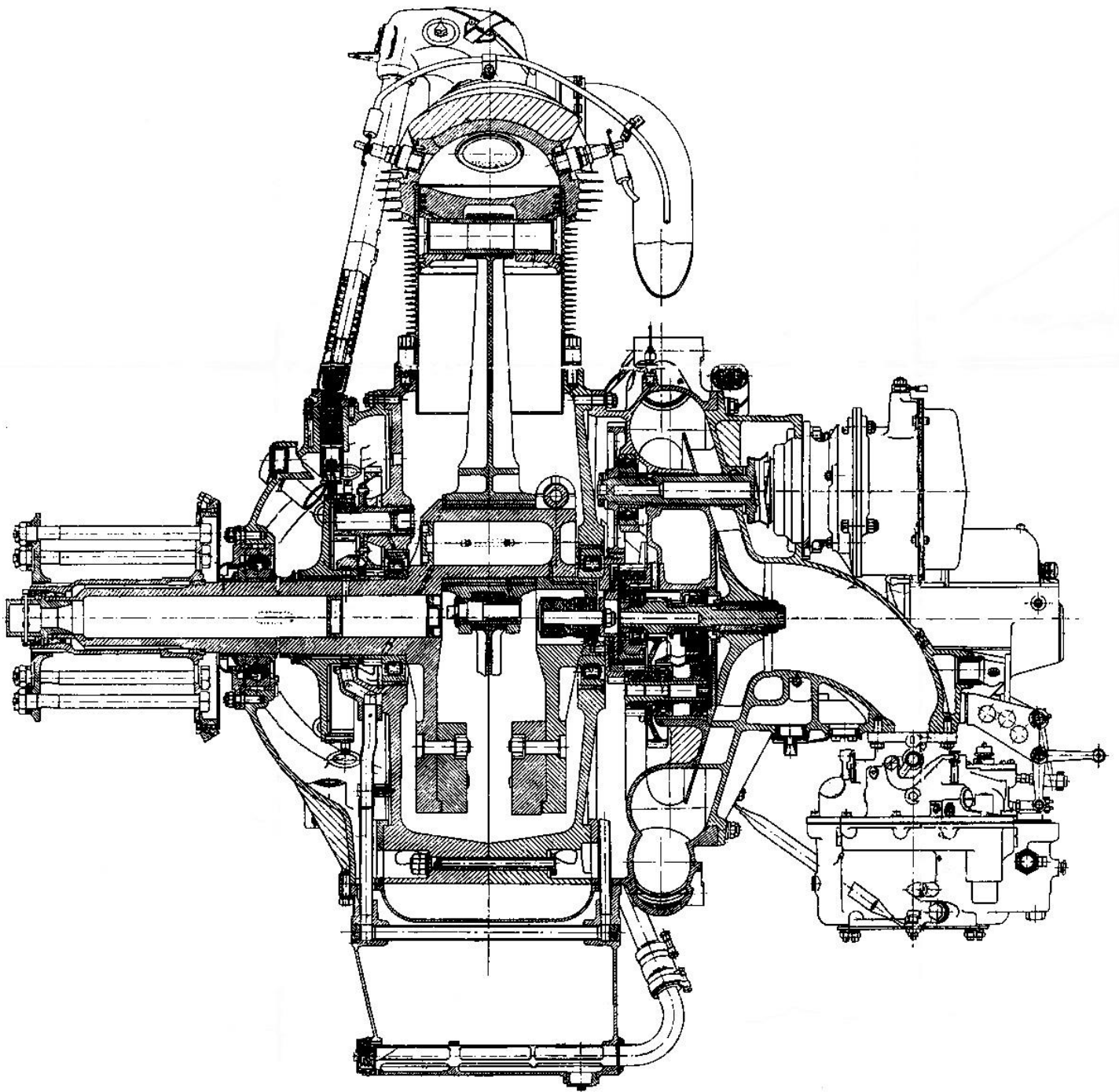


三菱航空機㈱『九二式四〇〇馬力発動機説明書』巻頭グラヴィアより。

本発動機は操縦士から見て右回りのアメリカ式になっていたが、後姿だけからそう判断するのは早計である。何故なら本発動機は過給発動機であったが故に、一応、その駆動機構をチェックしておく必要があるからである。

図III-III-21 92式400馬力発動機の側面図





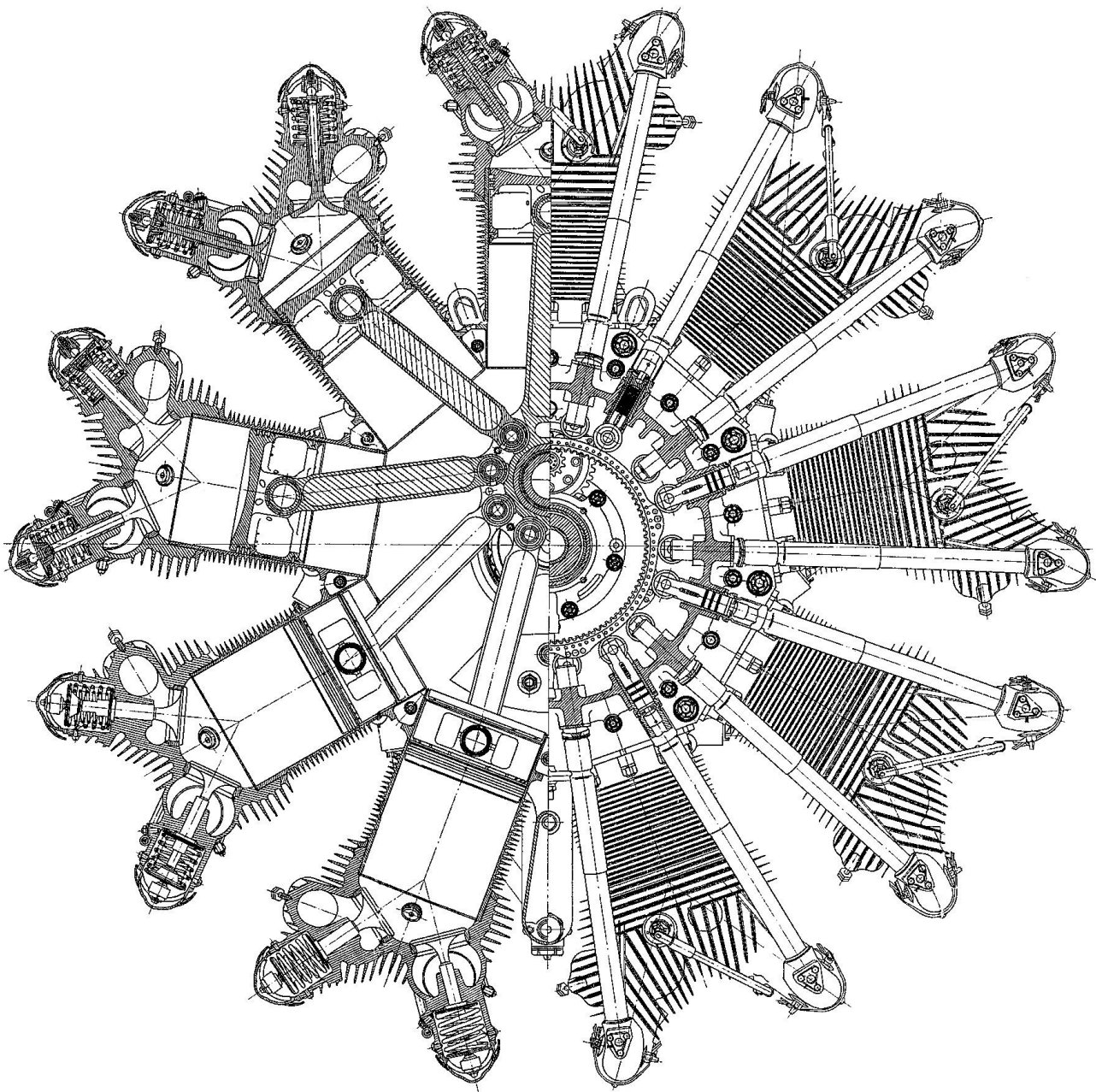
同上書，附図第一図。

富塚 清『航空原動機』38頁，第21図「最新の星型空冷發動機」は実はこの図である。

クランク軸は組立式，その結合方法はライト流のマネトン結合であったことが判る．後に拡大図を掲げるが，この図だけからも過給機翼車駆動歯車が摩擦式ダンパーを介してクランク機軸後端に取付けられていたらしいことが観取出来る．また，動弁機構はフルカバー

されているものの、揺腕室の蓋にはグリス・ニップルが見えることから、本機が自動潤滑方式採用一步手前の状況にあったことが示されている。

図III-III-22 92式400馬力発動機の正面図



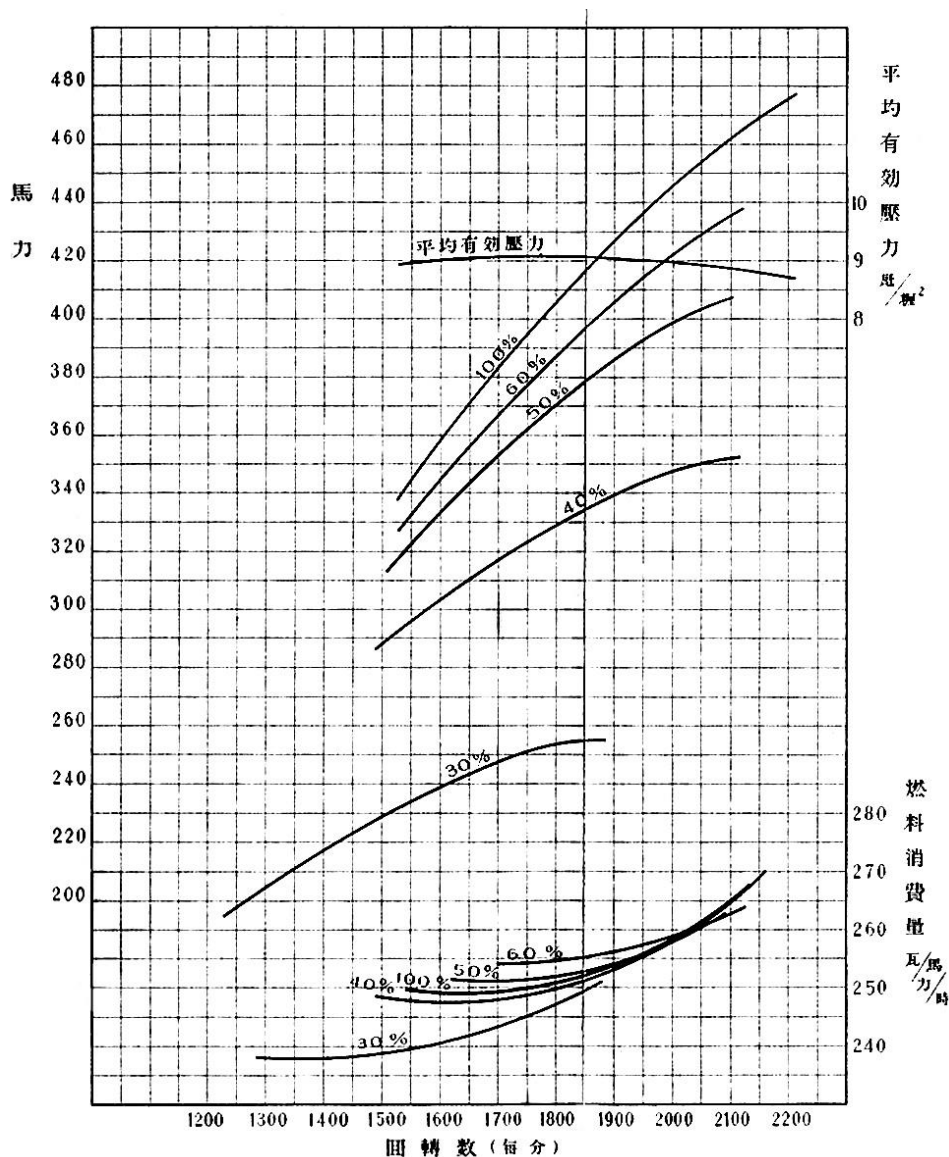
三菱航空機㈱『九二式四〇〇馬力発動機説明書』附図第一図。

富塚『航空原動機』39頁，第22図も本図の複製である。

正面図を一見するに、写真以上に立派な面魂である。これは吸排気弁の挟み角が三菱発

動機としては空前絶後、*Wasp* や *Hornet* におけるそれに等しい  $70^\circ$  に設定されていたなればこそである。但し、気筒頭取付け部のロッキング・リングはここでもまだ健在であった。主連桿大端部が一体式になっていたことも見て取れる。

図III-III-23 92式400馬力発動機の性能曲線

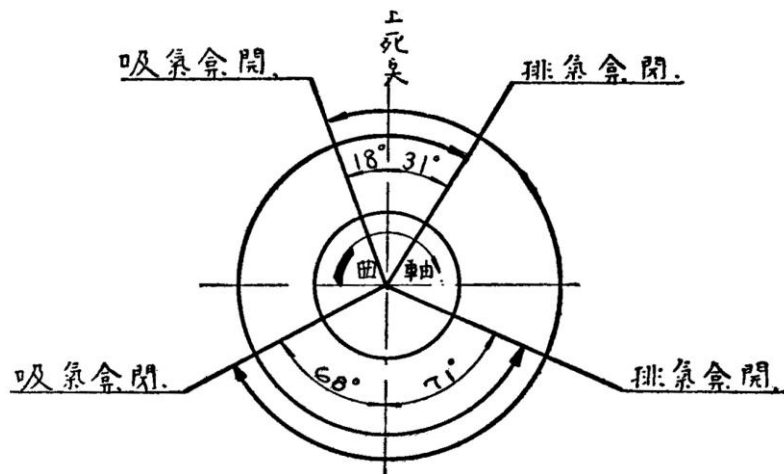


同上書，附図第三図。

本発動機は過給発動機となっていたにも拘わらず，無過給発動機のままのような性能曲線しか掲げられていない。生産台数と朝令暮改的モデル数では優るものの，何れも不出来に終わった名うてのヨタ物＝93式700馬力に対する待遇とは実に雲泥の差である。

弁開閉時期は図の通りであり，ここでもA2との類縁性は乏しい。

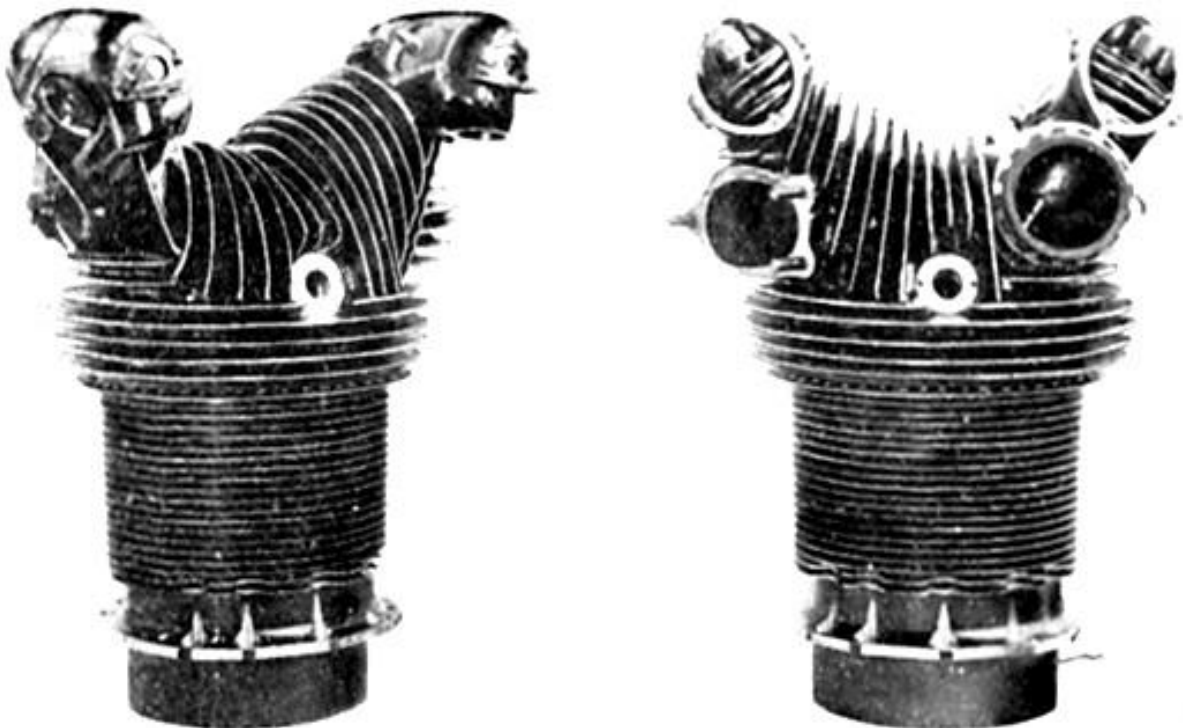
図III-III-24 92式400馬力発動機の弁開閉時期



同上書，70頁，第三十五図。

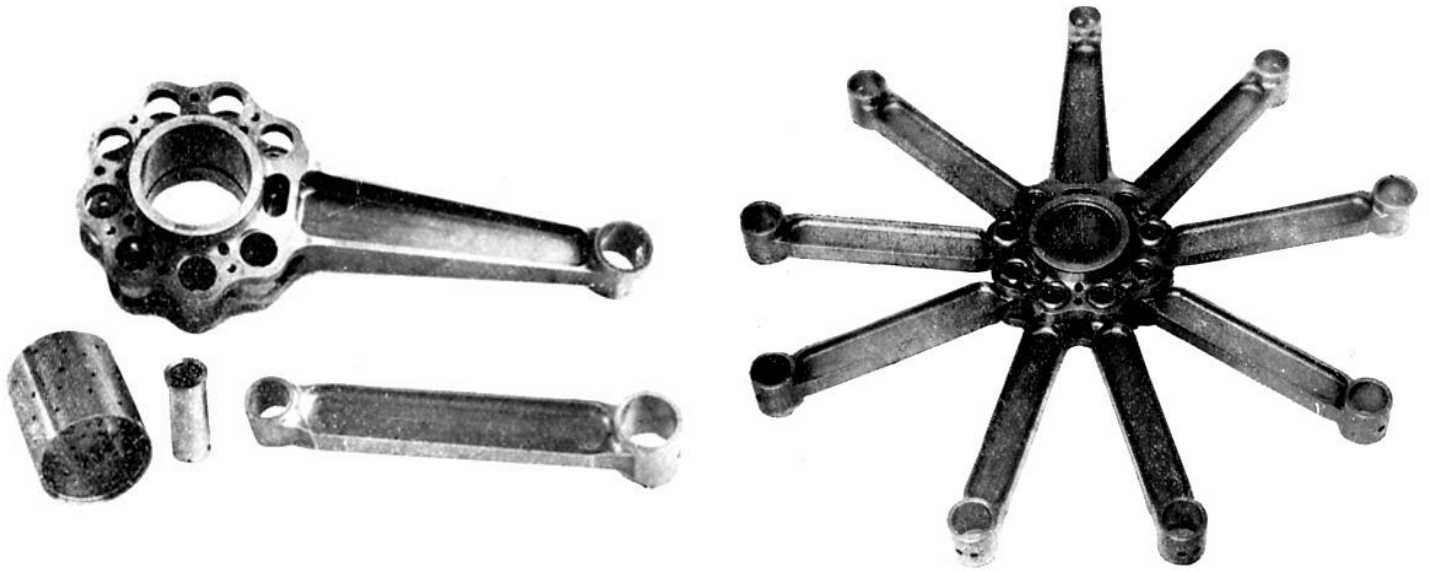
気筒頭は『アルミニウム』鑄物製，黒色エナメル塗装。吸排気弁は何れも Ni-Cr-W 鋼製，弁案内は燐青銅，弁座は Al 青銅，気筒胴は「半硬鋼」製で外面はパーカライジング。ピストンは Y 合金鍛造品であった。

図III-III-25 92式400馬力発動機の気筒



同上書，6頁，第一図。

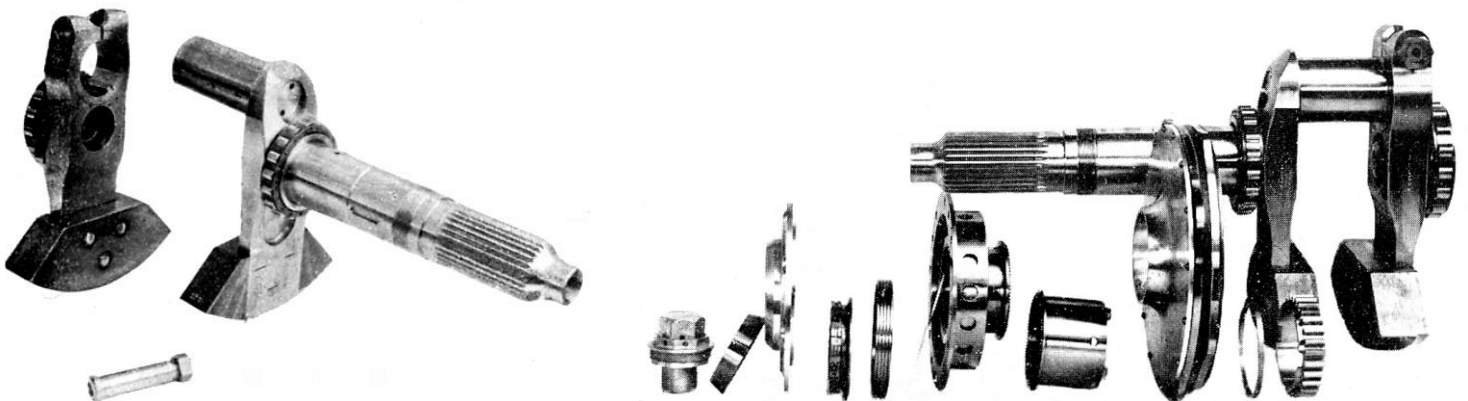
図III-III-26 92式400馬力発動機の連桿



同上書，8頁，第四図，63頁，第二十九図。

連桿は主副共，Ni-Cr 鋼製．主連桿の一体大端部には浸炭焼入・内面研削仕上げの鋼製ブッシュが圧入され，その中に燐青銅製で内面にホワイトメタルを鑄込んだフローティング・ブッシュが嵌め込まれ，これがクランクピンを抱く設計であった．

図III-III-27 92式400馬力発動機のクランク軸回り



同上書，9頁，第五図，67頁，第三十三図。

クランク軸はライト流そのもののマネトン組立式であった．後部クランク室の後には翼車筐が位置し，これと後蓋との間の翼車室内にクランク軸の6.8倍の速度で回転するジュラルミン製の過給機翼車が配置された．記述は無いが鍛造削り出し品であろう．

図III-III-28 92式400馬力発動機の翼車筐と後蓋



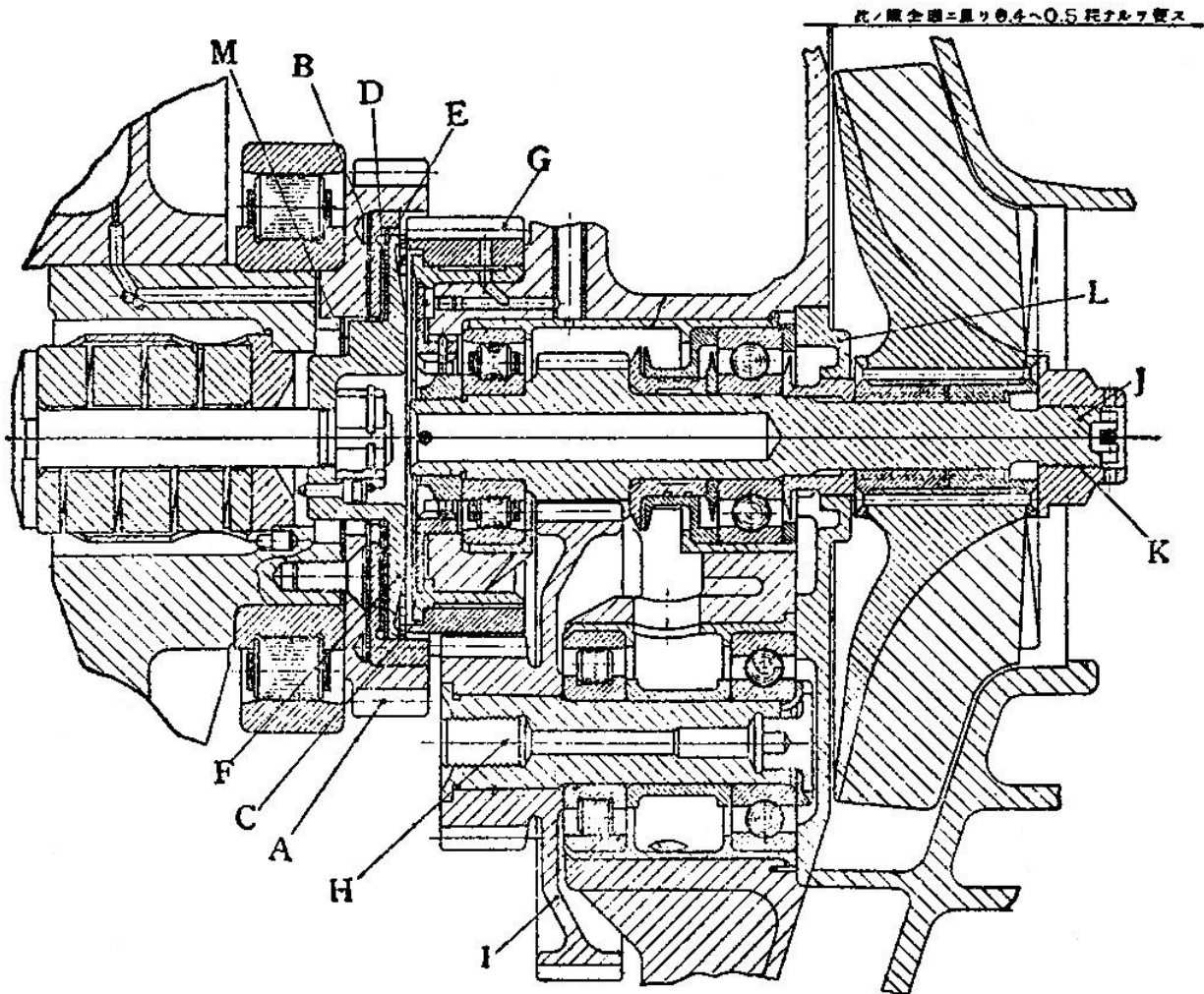
同上書, 15頁, 第十, 十一図.

クランク軸と翼車駆動歯車との間には摩擦ダンパないし「摩擦接手」が挿入されていた。これを含む92式400馬力発動機回転部分の全体図が小川清二の著書に収録されているので、先ずそちらから掲げて行こう。力の伝達経路はアルファベットを追えば良い(最後のLは除く)。

つまり、翼車回転方向はクランク軸のそれに等しい。

92 式 400 馬力発動機が開発された当時、三菱航空機の発動機部長であった筈の小川はこの構造について、*Wasp*のそれに「酷似する」と述べている(『航空発動機』下巻, 300 頁)。そう言えば、本稿に図Ⅲ-II-39 として引いた *Wasp* 400 馬力の当該部分は以下に示す構造とかなり良く似ている(酒井重蔵『新航空発動機教程』77 頁, 第 104 図はその一部)。但し、程無く P&W やライトの機械式 1 速過給機駆動機構は歯車内に仕込まれたバネ式ダンパだけを用いる構造に収斂して行く。そして、深尾統治下の三菱が金星 4 型以降、真似ることになるのはこちらであった<sup>147</sup>。

図Ⅲ-Ⅲ-29 92 式 400 馬力発動機過給機回転部全体図



小川清二『発動機工学』改訂版, 305 頁, 第 281 図, 『航空発動機』河出書房, 1944 年, 下巻, 300 頁,

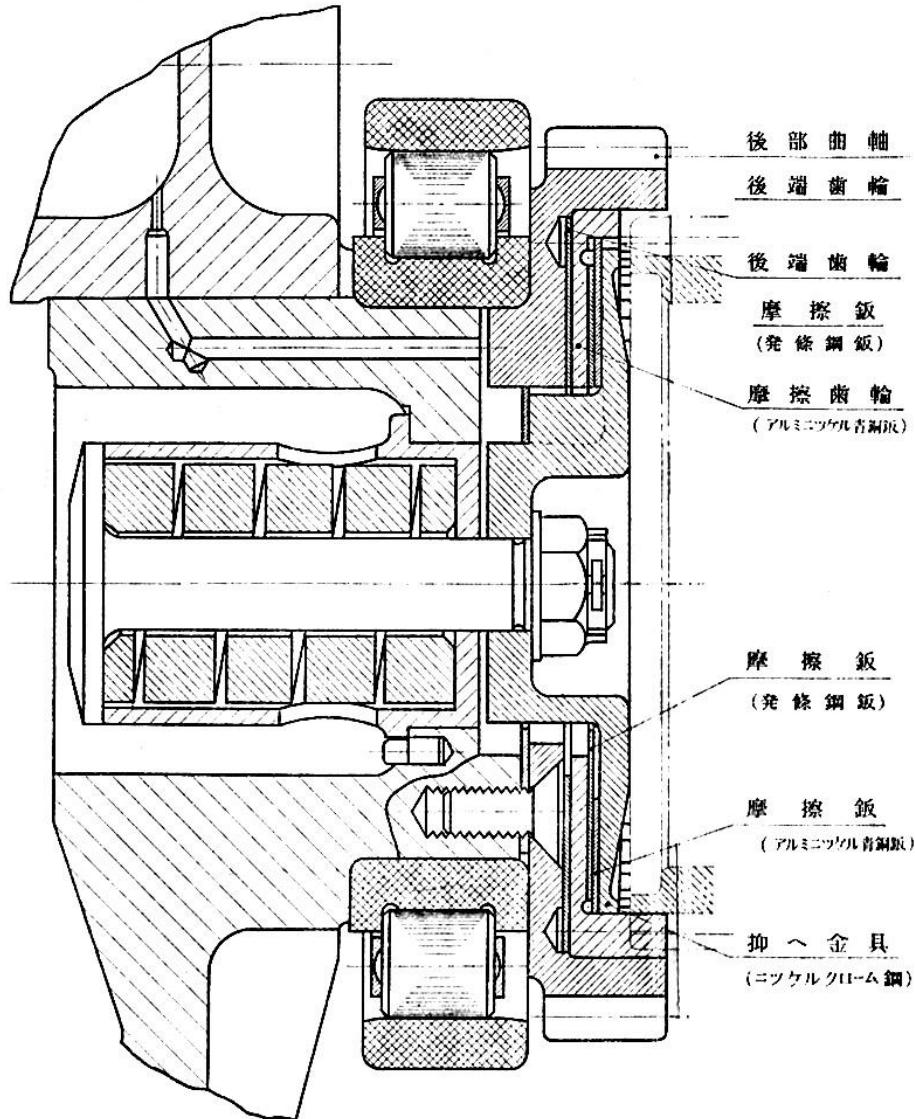
<sup>147</sup> *Wasp*に採用された初期の過給機連動クラッチについては cf., cf., Pagé, *Modern Aviation Engines*. Vol.II, p.1301 Fig.633, p.1302 Fig.634. 妙なことに肝心の過給機(駆動ギヤとインペラ, ディフューザ)に関する解説はこの書物には見当たらない。



第 868 図.

A の内部に收容された摩擦ダンパないし「摩擦接手」を単独に拡大すれば次のようなカラクリであった.

図III-III-30 92式400馬力発動機の過給機翼車摩擦ダンパないし「摩擦接手」

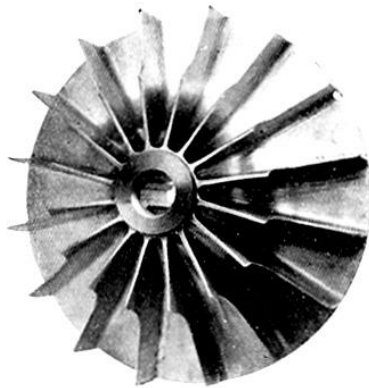
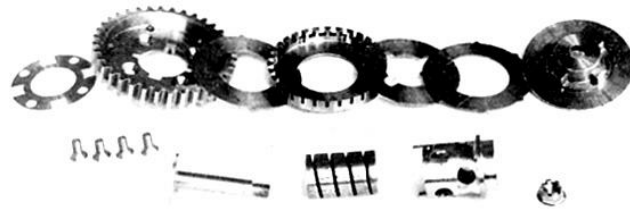


同上書, 附図第六図.

序でに摩擦ダンパ付き翼車駆動歯車と翼車の写真も引いておこう.

図III-III-31 92式400馬力発動機の摩擦ダンパ付き翼車駆動歯車と翼車





同上書，16 頁，第十二，十三図。

小川はこの駆動系について：

中間歯車軸は 1 個で其の大歯車に摩擦接手が無く、軸を片側で支へて歯車を突出して居り、扇車軸も片側で支へて扇車を突出しとするため、此の構造は前述の水冷 700 馬力【93 式 700 馬力】等のものに比し極めて簡単で容積、重量を小さくする事が出来るが、又それだけ扇車軸、中間軸に撓みを起し易い惧を免れない(『航空發動機』下巻，300~301 頁．強調引用者)。

とも述べている。「酷似」という素っ気無い評やこのコメントから判断するに、本發動機が小川的设计になる作品でなかったことだけは確かなようである。それにしても、小川が何故、気乗りのしない設計にゴー・サイン発したのか、深尾の独断専決主義と余りにも対照的過ぎて逆に訝しくさえある。

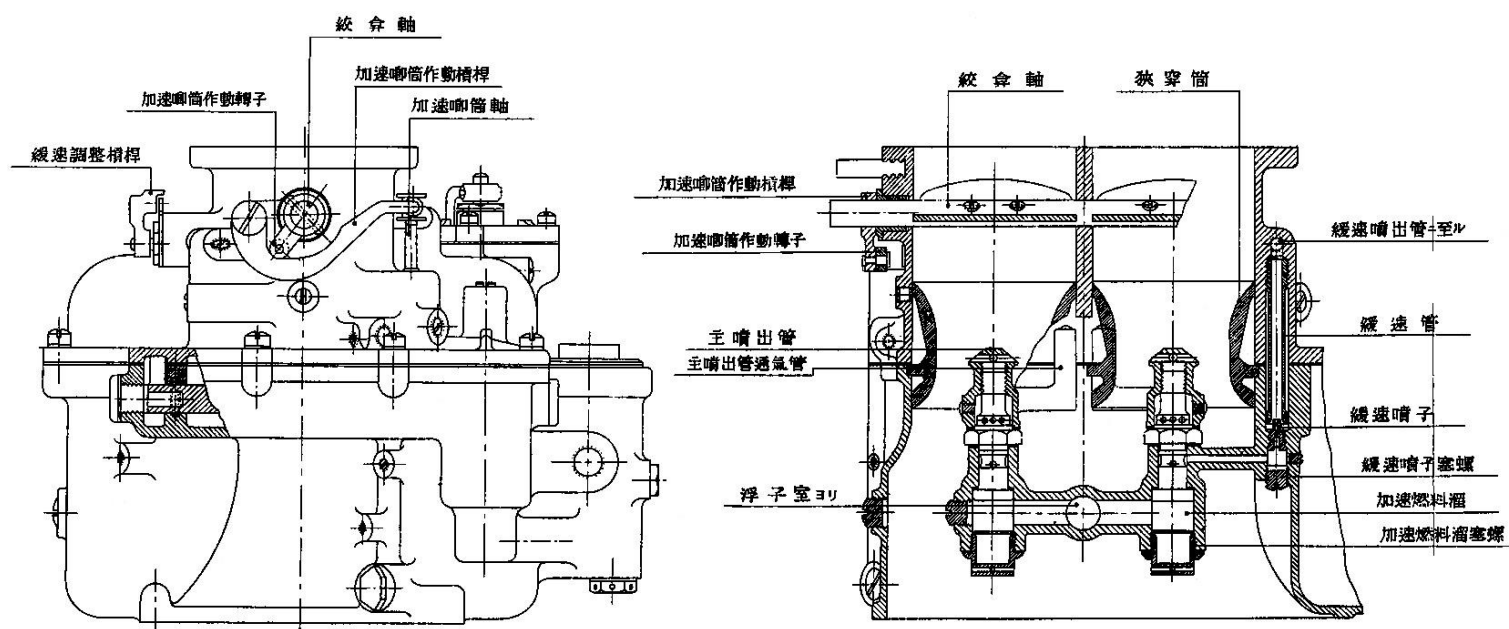
とまれ、その深尾が金星 4 型 A8c の開発に際し、無用のものとして追放することになるのは将にこの摩擦ダンパ機構である。但し、深尾は 92 式 400 馬力發動機に使用されていたような摩擦ダンパを捨てはしたが、この機構自体を目の仇にしたワケではない。彼が棄却したのはヨーロッパ系發動機にしばしば見られ、三菱 93 式 700 馬力發動機にも採用されたような摩擦式トルクリミッタとバネ式振り振動吸収装置との併用という冗長設計であった。やがて観るように彼は金星 40 型においてこの部分を“サイクロン化”し、クランク軸回りを最終的には *Twin Wasp* の垂流として纏めさせることとなる<sup>148</sup>。

<sup>148</sup> 欧州系發動機における 2 重ダンパー設計例として、ブリストル *Jupiter VII* 型については小川清二『發動機工学』改訂版，河出書房，1944 年，304 頁，第 279 図，*Pegasus* につい

92 式 400 馬力発動機に立ち返れば、その後蓋には Stromberg, NAY-7B 型昇流式 2 バレル気化器, 国産電機製 AS-9 型マグネトー×2 個, 「エクリップス慣性手働始動機」6 型等が取り付けられていた. こちらの気化器についても三型 A2 改のそれと同様, 英語の銘板が付いた写真が掲げられているから輸入品であったと考えられる.

エクリップス慣性始動機 11 型は先に見た通り, 450 馬力改 1 型以来の三菱イスパノ系発動機における使用実績があった. また, 92 式に装備された国産電機製マグネトーは進角機構無しで, 点火時期は  $30^\circ$  BTDC に固定であった. この点においても A2 改との断絶が際立っている. 潤滑油ポンプ, 燃料ポンプは何れも歯車式で, 油圧は 5~6, 最低でも  $4\text{kg/cm}^2$  と定められていた. 機銃聯動装置としては A2 改と同工のものが装備された.

図 III-III-32 Stromberg NAY-7B 型昇流式 2 バレル気化器



同上書, 附図第十図, より.

では『航空発動機圖集』124 頁, 第 135 図, Bramo=Brandenburgische Motorenwerke G.m.b.h.(独)Fafnir 323J 型発動機については同 119 頁, 第 130 図, 93 式 700 馬力については小川同上書 303 頁, 第 276 図, 277 図, 278 図, 本稿第 I 部, 図 I-V-41, 図 I-V-42, 参照.

また, グノーム・ローンの過給機については酒井『新航空発動機教程』76 頁, 第 103 図がそれに当り, 酒井は言及していないものの, 摩擦機構とバネとの併用が, また同書 80 頁に第 109 図として掲げられた A.S. の 2 速過給機においても可撓継手と摩擦機構(遠心型クラッチ)との併用が認められる.

小川は最後までかような冗長設計を「歯車駆動遠心型豫壓器の最も普通の構造」と称していた. 深尾流=アメリカ流の設計が余程, 気に食わなかったのであろう. 小川は『航空発動機』改訂版, 下巻, 295~301 頁でも同じ図面類を用いて同様の記述を与えている.

92式400馬力発動機は一応、まとまった数、陸軍で使用されたから、所澤陸軍飛行學校にも勿論、在籍し、維持修理実績に係わるある程度有意なデータも残されている。先程と同様、その資料である所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』卷二(1934年9月)が対象とした発動機の中では比較的新しい機種であり、台数も僅少であったため、データとしては誠に物足りないが、紹介しておこう。

表Ⅲ-Ⅲ-6 1932, '33年度, 92式400馬力の手入経費

種別	区分	対象台数	所要人・時間	所要日数	職工給	部品費			材料費	所要経費計	同1基当り
						新品	再用	計			
'32	定期手入	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	臨時手入	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	初度手入	6	2067.30	92	557.13	-	-	-	120.97	678.10	113.02
	局部修理	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	点検手入	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
'33	定期手入	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	臨時手入	1	642.36	67	172.37	-	-	-	31.14	203.51	203.51
	初度手入	4	1,015.74	56	274.13	-	--	-	115.61	389.75	97.44
	局部修理	1	51.00	4	13.68	-	--	-	14.70	28.38	28.38
	点検手入	1	93.03	8	25.08	-	-	-	0.44	25.52	25.52

所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』卷二, 364, 365頁, より。

表Ⅲ-Ⅲ-7 1933年度, 92式400馬力の修理実績('32年は実績無し)

種別	区分	対象台数	所要人・時間	部品費			所要日数	修理間隔h
				新品	再用(材料費)	計		
'33	臨時	1	7.56	-	(212.88)	212.88	67	36.41

所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』卷二, 367頁, より。

あくまでもこの限りにおいてはあれ、手入、修理、何れの数値から見ても92式400馬力発動機はかなりコストパフォーマンスに優れた発動機であったと言えよう。とりわけ第Ⅱ部の主人公であった水冷発動機たちとの間にはかなりの懸隔が認められる。当時、三菱が93式700馬力などというゲテモノに血道を上げず、この92式400馬力を練成(高過給化)し、あるいは素直に複列化するような方針を打出せておれば、その後の三菱発動機の歴史は大きく変えられていたことであろう。もっとも、やがて取上げられるように、シンプルなマネトン結合で複列用クランク軸をまとめ上げることは中々の難題ではあった。

最後に、敢えて念を押しておくが、先進発動機の“良いとこ採り”的手法がそもそも深尾の発案や専売特許である筈などないのであって、相手の知的所有権を踏み倒して良けれ

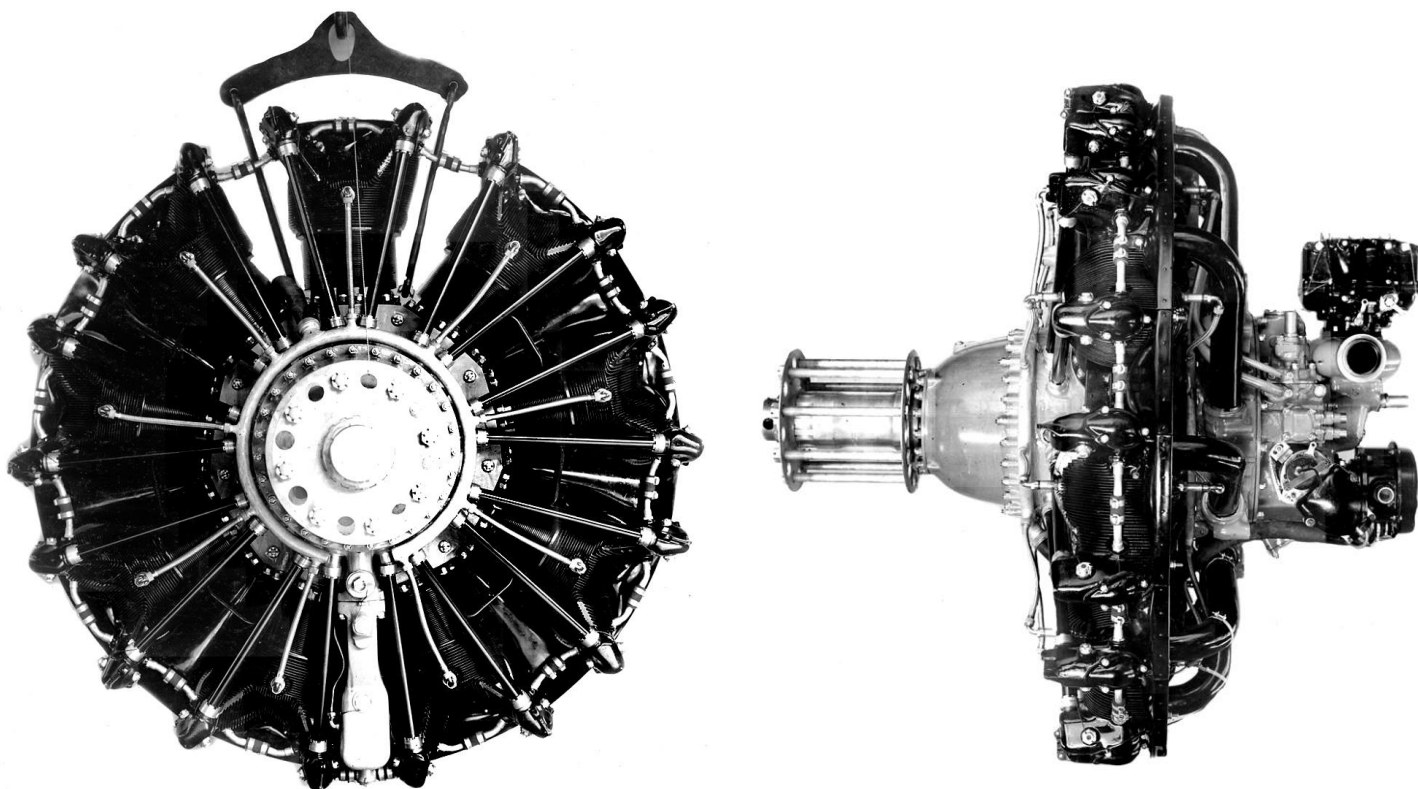
ば誰にでも出来る芸当であり、現にこの 92 式 400 馬力発動機は気筒構造並びに過給機回りにおいては P&W *Wasp* を、クランク軸に関してはライト *Cyclone* を真似た設計となっている。その試作完成は 1931 年 10 月であったから、深尾が未だ長崎造船所で辣腕を振るっていた頃、その深尾の下で P&W *Hornet* の製造権が購入されるのは'35 年 2 月のことになる。

#### 4. A12 : 明星——ライセンス P&W *Hornet*

P&W *Hornet* はこれまでも再三、登場した顔であるが、明星はそのライセンス生産機種であり、三菱社内コード A12 の通称名である。製造初年は 1935 ないし'36 年ながら、この発動機にはコードとして嫌に大きな番号が割当てられている。

この当時、三菱と中島は試作途上にある 96 艦戦への搭載を目指して発動機開発に当っており、三菱は A9(1R9-140×150[?]mm, 560 馬力)を 4 基試作したものの、結局、96 艦戦には中島の壽系発動機が制式採用され、三菱は 96 艦戦については機体だけのメーカーとなることを余儀無くされた。このため、皮肉にも三菱は A12 ライセンス *Hornet* = 明星を海軍向けのタマとして唯一恃むしかないという苦境に迫られることになる<sup>149</sup>。

図 III-III-33 三菱明星発動機



『三菱重工業製航空発動機写真集』より。

正面やや上方からの写真は日本機械學會『機械工學年鑑』昭和十五年発行、1940 年 10 月、306 頁に第

149 『中島飛行機エンジン史』75 頁、参照。

36 図として掲げられている。

もともと、明星の生産台数は A5=92 式 400 馬力の半分に満たない 107 基に止まった。それでも、三菱最初のシングルヒット A5 が“半 *Wasp*”的な存在であった事実に鑑みれば、気筒頭揺腕回りの自動潤滑や P&W の新しいクランク軸組立方式等、同世代の *Wasp* と共通する *Hornet* の技術を三菱が直接吸収し得たことの意義は生産台数では計り得ない程大きかったと考えられる。

表Ⅲ-Ⅲ-8 三菱ライセンス P&W *Hornet* =明星型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		1R9	馬力当り重量 kg/HP	0.60	
気筒径 mm		155.6	試作完成	-	
行程 mm		160	試作台数	-	
排気量 ℓ		27.7	生産	自	1935
圧縮比		-		至	1939
性能	公称	回転数	2250	装備機体	91 式飛行艇 2 型
		地上馬力	750		
		高度 m	1000		
		高度馬力	760		
	離昇	回転数	2300		
		ブースト mmHg	+175		
		馬力	800		
		<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>	11.3		
減速比		0.667	備考	91 式飛行艇 2 型は“量産型”と称されているが、1,2 型総計で 50 機程しか生産されていない。双発機ゆえ明星の 107 基は妥当な数字であろう。	
寸法	全長 mm	1503			
	直径 mm	1383			
重量 kg		480			

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より。

使用燃料は 87 オクタン揮発油。

表示の数値は *Hornet* E 型の中でも『航空発動機圖集』140~141 頁記載の低過給 S2E-G 型のそれに近い。これであれば圧縮比は 6.0 であったこととなる。本型式なら頭部は勿論、自動潤滑化されており、上に掲げた明星の写真とも符合する。

*Hornet* はまた、P&W 発動機に用いられていた従前、三菱では扱った経験の無い鍛造用軽合金との接触機会をもなした。この内、32ST はピストン用、A51ST はクランク室、減速室等に使用された Al 合金であった。三菱がそのテストや国産相当品のテストを通じて材料研究を深め、国内材料メーカーの守備範囲が広げられて行った状況については金星開発を巡る話題の一つとして後述する。残念ながら三菱ライセンス *Hornet* に関する具体的な技術的資料は筆者の手許には無い。

## 5. 瓦斯電 天風 11 型 : ハ-13=95 式 350 馬力発動機の兄弟分

瓦斯電こと東京瓦斯電気工業は 1885 年創立の千代田瓦斯の専属部品会社として 1910 年

に誕生した東京瓦斯工業に淵源を發する。’13年には電気機器にも業域を拓げるべく東京瓦斯電気工業と改称したが、この目論見は結局、果されなかった。

とは言え、瓦斯電は電気抜きでも多角経営の見本のような会社で、組織が度々変更されたことも手伝ってその全貌は不分明ながら、機械部、自動車部、航空機部、計器部、兵器部等、今様に言えば多数の事業部を擁し、工場としても機械工場、紡織機工場、光学工場(海軍の測距儀)、工作機械・工具工場、自動車工場、飛行機工場、鑄鍛造工場、調質工場、珪瑯工場、兵器工場等が軒を連ね、別に火薬工場まで運営していた。

その航空発動機製造事業は大森発動機製作所で遠く 1920 年に陸軍からのサルムソンやル・ローン発動機の製造を受注したことに端を發している。’29年にはやがて三菱 *Mongoose* を駆逐する神風(1R7-115×120 mm, 130HP)固定気筒空冷星型発動機が開発され、陸海軍の練習機用発動機工場として堅実な地歩が築かれていた<sup>150</sup>。

それにも拘らず、1922 年の大減資、昭和初期の金融恐慌から’31 年の大整理へと、その経営は絶えず危機に瀕していた。瓦斯電の経営が破綻に瀕した’31 年、これまた経営破綻した十五銀行からその再建に与る常務として送り込まれた内山 直は辣腕良くその職責を全うしたが、この人物は’36 年 10 月、社報に寄せた「航空機部諸君に呈するの書」において次のような檄を飛ばしている。

会社が日本航空工業界に於て占むる分野は、今日に於ては殆ど獨占の形にあります。然しながら、中島あり、川西あり、渡邊あり、正田あり、石川島あり、専心試作を以つてすゝむ此等新興の会社に對してやがてはその分野に於てすら寧ろ防禦の地位に立つのではないであらうかと云ふ事は、私も諸君と共に大に憂慮に思ふものであります。他の会社に比して長き経験を有する諸君が、新參のものに分野を荒らされ、此の特権を犯される事がありとするならば、航空機部潰滅と没落の日が來るときであります。そうした運命から避けるには諸君の精神的連繫と協力が最高の動力である<sup>151</sup>。

たかが練習機・練習機用発動機メーカー風情が全く呆れた駄法螺であるが、新興のライバルとして中島、川西、石川島(立川飛行機)から果ては渡邊、正田飛行機の名まで挙げられておるのに、三菱については川崎と共に一顧だにされていない。しかし、幾らその僅か 2 年前に当る’34 年、瓦斯電の天風を 81 基、海軍の計らいにより受託生産させて貰った企業であるとは言え、既に金星や 96 艦戦、96 陸攻を物にしていた三菱航空機が内山の眼に単なる下請けで食い繋ぐ“死に体”の会社として映っていたワケは無かろう。新興財閥の一員とし

<sup>150</sup> 瓦斯電については当時の絵葉書や内山 直『瓦斯電を語る』私家版、1938 年、283~285 頁、岩崎松義『自動車工業の確立』伊藤書店、1941 年、229~230、234 頁、いすゞ自動車(株)『いすゞ自動車史』1957 年、175~181 頁、(株)日立製作所『日立製作所史 2』1960 年、16~17 頁、日本自動車工業会『日本自動車工業史稿(2)』1967 年、332~336 頁、日本航空協会『日本航空史 昭和前期編』1975 年、955 頁、日野自動車工業(株)『日野自動車工業 40 年史』1982 年、3~7 頁、参照。

<sup>151</sup> 内山 直『瓦斯電を語る』222~223 頁。傍点、原文では“。”、位置は変えていない。

て旧財閥の別格企業について語るのも忌々しかったとでもいうことであろうか？<sup>152</sup>

さて、三菱が受託生産した天風のそもそもの開発時期については余り正確に特定することが出来ない。しかし、1931年春に完成、制式名を与えられながら事実上、試作のみに終わった海軍の91式中間練習機には天風11型が装備されていたから、天風の完成も'30~'31年頃であったと見て大過無い。そして91式を空技廠の指導の下、川西航空機が改良し、'33年12月に完成、翌年1月制式化された93式中間練習機(陸上機、水上機)こそは我国における練習機=赤トンボの最高傑作であり、天風11型の主たる活躍場面ともなる機体であった。

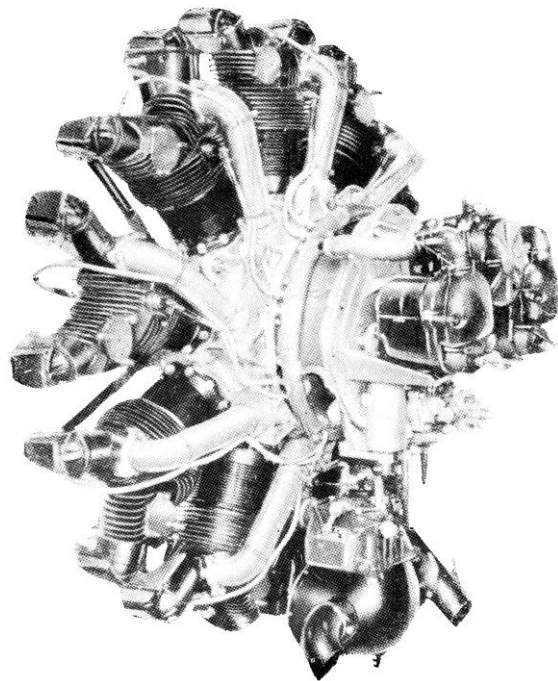
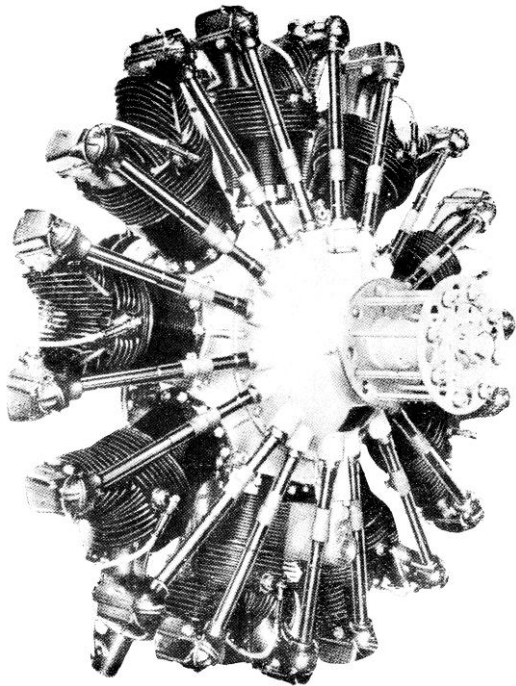
他方、飛行機製造業の底辺拡大を狙った海軍はこの93式中間練習機の生産を川西[60機]、中島[24機]三菱[60機]以外に渡邊鐵工所[→九州飛行機、556機]、日本飛行機[横浜、現在は川崎重工業の子会社、2,629機]、日立航空機[瓦斯電飛行機部の後身、1,393機]、富士飛行機[大船→鎌倉、本機だけを869機製造]といった新興ないし二、三番手メーカーに分担せしめた他、海軍工作庁でも若干数を製造した。かくて、93式中間練習機は5,770機も製造され、我国における練習機としては空前絶後のベストセラーとなる。その半面、海軍のかような分担製造政策は天風を開発したメーカーたる瓦斯電の幹部、内山らの心胆を大いに寒からしめていたワケである<sup>153</sup>。

#### 図Ⅲ-Ⅲ-34 瓦斯電 天風(型不明)発動機

---

<sup>152</sup> 天風の受託生産年度と台数については松岡『みつびし航空エンジン物語』324頁、中川・水谷『中島飛行機エンジン史』75頁、参照。

<sup>153</sup> 航空情報別冊『太平洋戦争 日本海軍機』248~252頁(内藤一郎)、参照。なお、'41~'45年にかけてのメーカー別・年次別飛行機生産機数をまとめたCohen/大内訳『戦時戦後の日本経済』上巻、318頁、第29表に富士飛行機は富士航空機の名でリストアップされているが、その総生産機数は871機となっている。



『天風發動機取扱須知』（刊行主体，時期ともに不明），より。

圧縮比 5.2，標準出力 300HP/1850rpm.，最大出力 370HP/2100rpm.，とある。

経営陣の不安を他所に，天風自体はその後，増強型の 12 型，21 型，31 型が開発され，陸軍向けにはハ-13 系列として 95 式 1 型練習機向け等に量産された。95 式 350 馬力発動機はそのバリエーションの一つである。

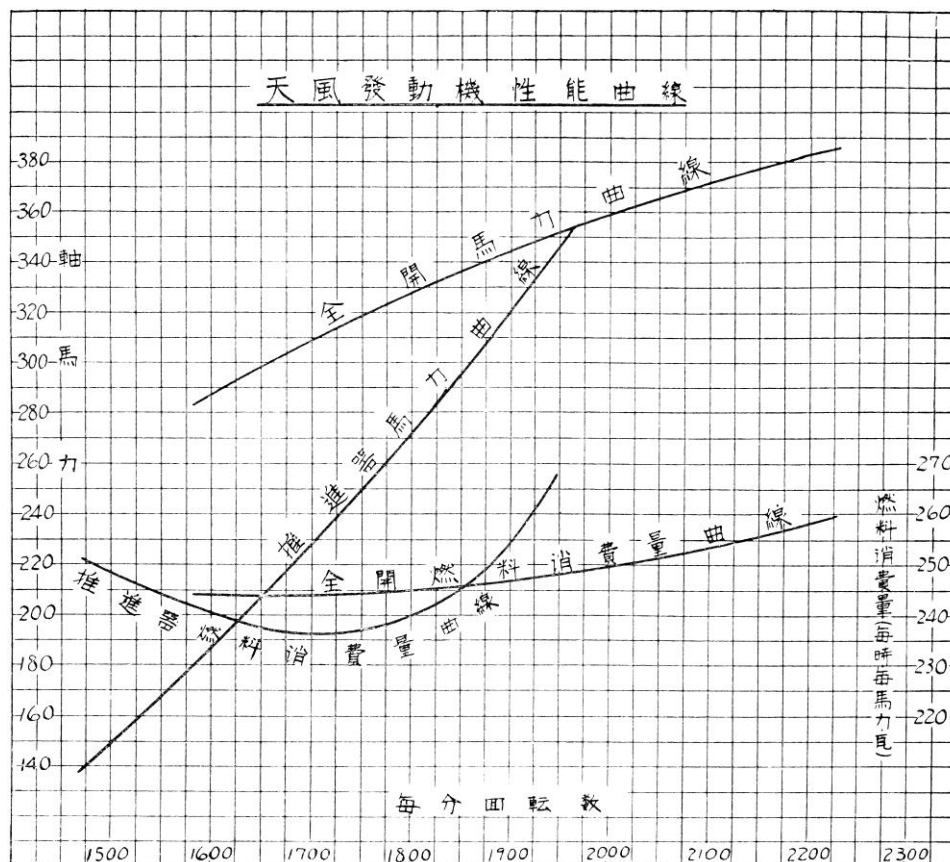
表Ⅲ-Ⅲ-9 三菱が製造した瓦斯電 天風 11 型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		1R9	馬力当り重量 kg/HP	0.87	
気 筒 径 mm		130	試 作 完 成	-	
行 程 mm		150	試 作 台 数	-	
排 気 量 ℓ		17.9	生 産	自	-
圧 縮 比		5.2		至	1945
性 能	公 称	回 転 数	1800	装 備 機 体	93 式中間練習機
		地 上 馬 力	300		
		高 度 m	-		
	離 昇	高 度 馬 力	-	備 考	生産台数は日立航空機のもの。
		回 転 数	-		
		ブ ー ス ト mmHg	-		
		馬 力	340		
<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>		-			
減 速 比		-			
寸 法	全 長 mm	-			
	直 径 mm	1236			
	重 量 kg	295			

『日本機械工業五十年』1949 年，21. 航空機 6. 航空発動機，1030~1031 頁，第 18 表，より。



図Ⅲ-Ⅲ-35 天風(11型?)発動機性能曲線

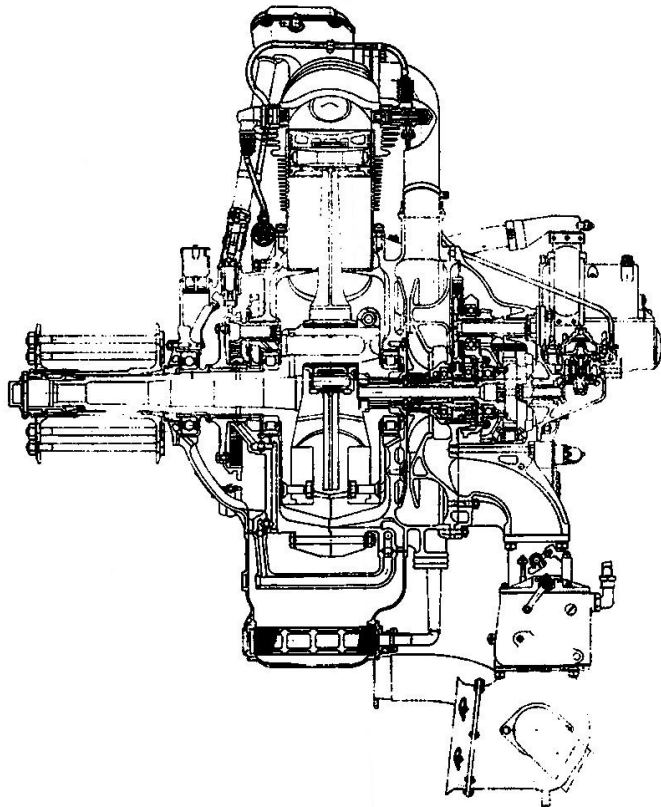
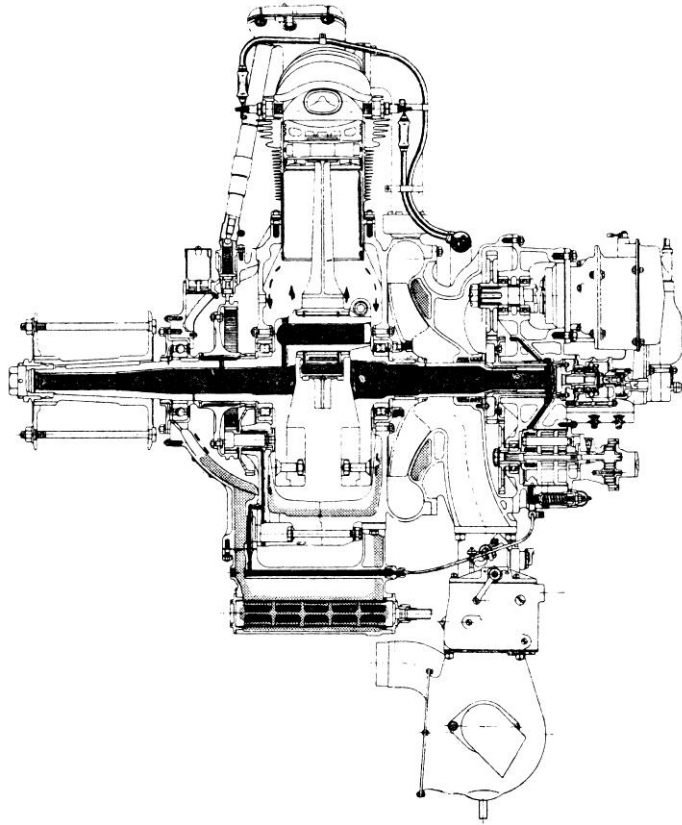


『天風發動機取扱須知』より。

天風に関する資料として実見し得た『天風發動機取扱須知』は内容的にやや乏しいため、これに陸軍 95 式 350 馬力発動機に関する情報をからめつつ、天風の概要紹介に代える。表Ⅲ-Ⅲ-9 からも直ちに判るように、天風および 95 式 350 馬力のボア・ストロークは榮のそれに等しく、単列 9 気筒であるからこれを重ねれば譽のイメージともなる。深尾などに依る天風を製造させられた(させて貰った)件自体が半ば迷惑ごとであったかのような回想のみ一人歩きしているが、天風そのものは決して同時代、誰かから見下されねばならぬような技術的内容を有する発動機ではなかった。

天風 11 型ならぬ 95 式 350 馬力発動機は 5.3 と、前者より若干高めの高圧縮比を有し、正規ブースト+0.04kg/cm<sup>2</sup>、最大ブースト+0.1kg/cm<sup>2</sup>の与圧々力を設定された軽過給発動機であった。正規出力は 350HP/2000rpm.、最大地上出力は 380HP/2100rpm.、燃料は揮発油特 4 号、潤滑油はカストル油。プロペラボス金具を除く全重量は 298kg であったから、天風 11 型とさまでは変わっていなかった。

図Ⅲ-Ⅲ-36 天風(11型?)潤滑系統図および 95 式 350 馬力発動機縦断面図



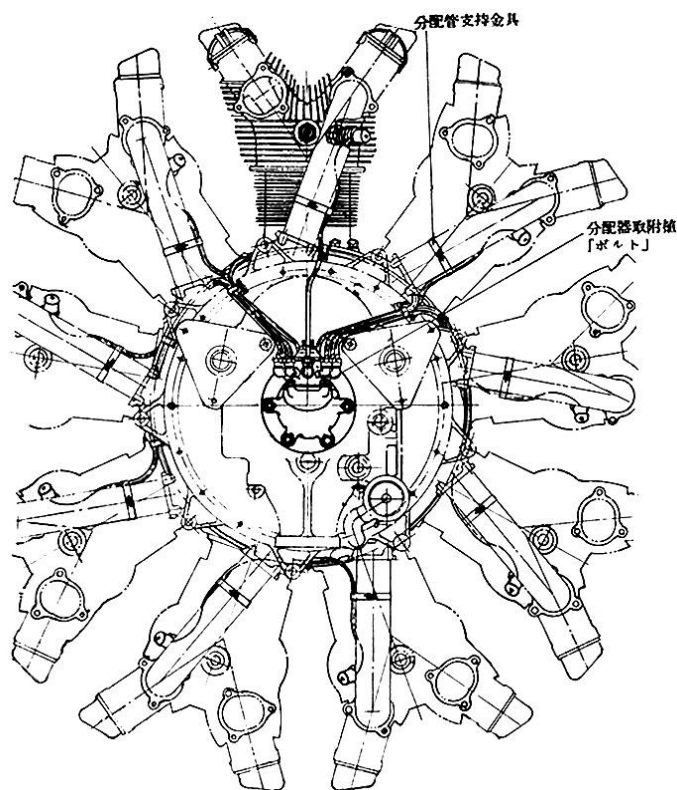
上：『天風發動機取扱須知』より。

下：陸軍航空本部『九五式三五〇馬力發動機説明書』1936年12月，附図第一。

發動機の『取説』の類には多くの場合，正面図，背面図は掲載されていない。次に示すのは始動ガス分配器の説明図であるが，天風の風貌を理解する助けにはなろう。譽は1,180mm という詰めた直径になっていたため熱的な問題に悩まされたが，95式350馬力發動機の直径は1,208mmとあり，やや余裕のある設計となっていた。

因みに，本發動機の始動装置は圧縮空気式で，分配器の「混合気室ニ燃料ヲ充填シ」ておき，ポンペに蓄えられた圧縮空気の方でこれを過濃混合気ないしガソリン・ミストの形にして圧縮終り位置にある気筒に分配し，ピストンを押し下げ，始動用マグネトーと協調して發動機を目覚めさせる仕掛けであった(図Ⅲ-Ⅲ-37)。これは三菱の製品らしい。つまり，件のヘルツマーク式ないしその変形物ということになろう。同じ頃，富塚 清は圧縮空気始動方式は圧縮空気によって単にクランキングさせるシンプルな使用法へとシフトし，混合気の形にしてこれを送る方式は廃れたと述べているが，実態として必ずしもそうではなかったワケである<sup>154</sup>。

図Ⅲ-Ⅲ-37 95式350馬力發動機始動装置



<sup>154</sup> 富塚 清『航空原動機』99~102頁，参照。

同上書，附図第十九，より．

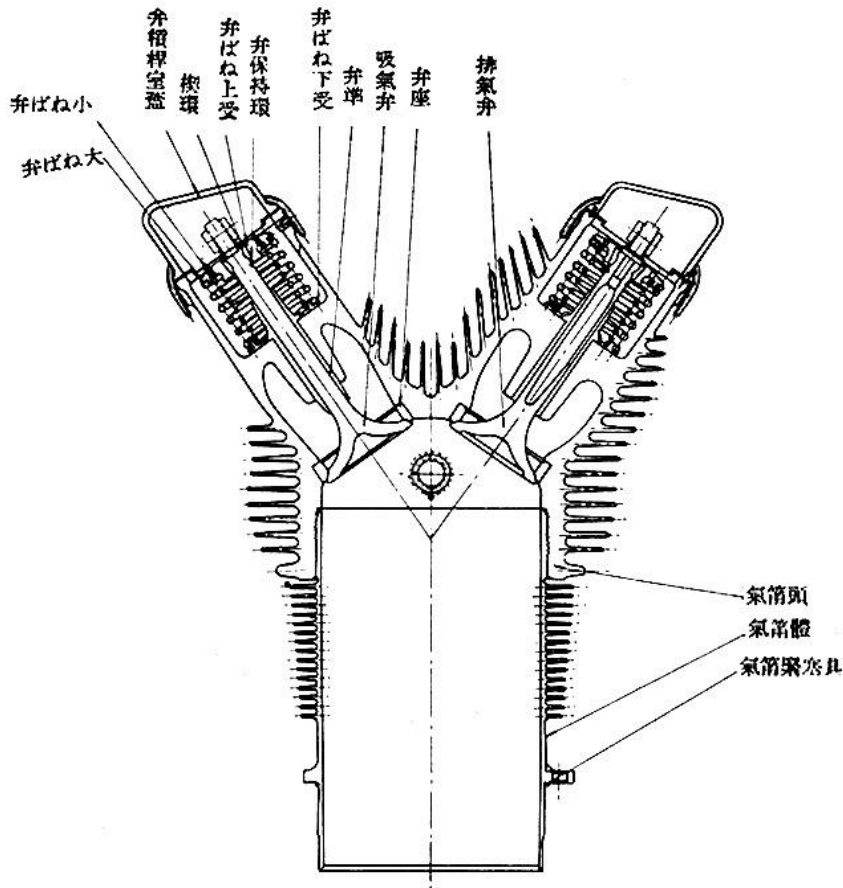
気筒断面は図Ⅲ-Ⅲ-38 の通りで，頭部は Al 合金鋳物第 2 種鋳造品．これに特殊高力青銅棒第 1 種製の排気弁座，特殊鋼材第 66 種(Ni-Mn-Cr 鋼)製の吸気弁座を何れも焼嵌め．弁案内は特殊青銅鋳物第 1 種甲製を焼嵌め．吸排気弁の挟み角は  $70^{\circ}$  が確保されていた．弁の材質は吸排気何れも特殊鋼材第 62 種．排気弁は軽量化と熱伝導性確保を狙って軸中空とし軸端には特殊鋼材第 21 種製の塞栓が圧入されている．Na は封入されていない．気筒胴は特殊鋼材第 4 種(Mn を若干含む炭素鋼)製であった<sup>155</sup>．

### 図Ⅲ-Ⅲ-38 95 式 350 馬力発動機の気筒断面

---

<sup>155</sup> 材料規格の変更や陸海軍間の不統一は技術史屋にとって厄介な問題であるが，95 式 350 馬力の説明書に出て来る幾つかの規格名称は第 I 部，三菱ユンカース 800 馬力の所で引用した「ユンカース L88a 地金表」に登場するその直接延長上に位置するものようである．

なお，日立航空機の技術者から戦後，神奈川大学に転じた正野崎友信の著書，『機械工作油』小峰工業出版，1952 年，172~176 頁にイ-111(窒化鋼)製の気筒胴を Myer Schmitt PHF 型全油圧式砥上盤のヘッドにカーボランダム 600J のホーンを 6 本取付け，ホーニング加工を行う場合，研削油の違いに因って表面粗度の向上ペースがどのように相違するかを見極めた実験の結果が紹介されている．研削油としてスピンドル油と石油の 1 対 1 混合液が最も優れ，乳化油はホーンの早急な目詰まりを惹起するので避けるべしというのがその本来の結論であるが，ここではこれが日立航空機においてもある次期以降，窒化鋼気筒胴，言い換えれば気筒胴内面窒化处理が導入されていたことの傍証となり得る点を指摘しておく．勿論，三菱で製造された天風の気筒胴はそのようなものであったと思われる．



同上書，附図第三，より。

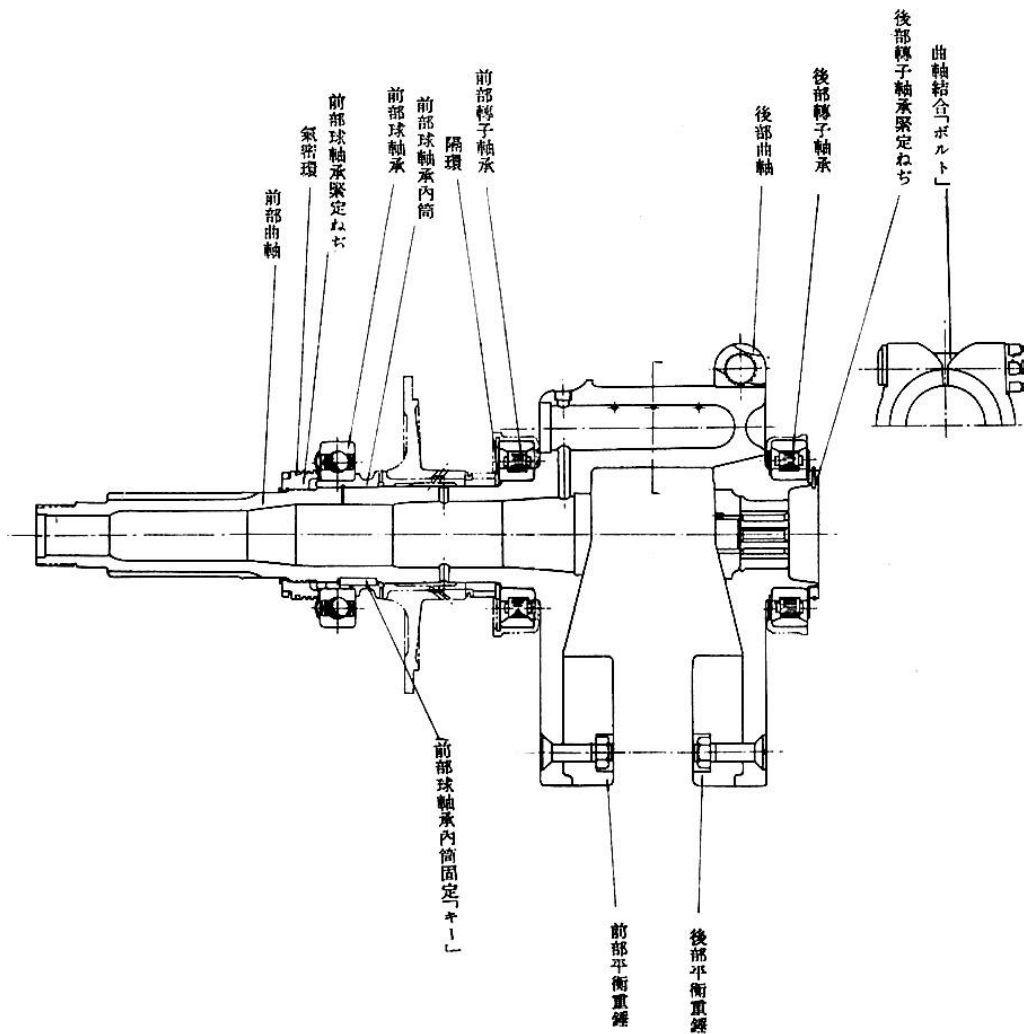
ピストンはAl合金鋳物第2種鋳造品，頂部凹状で圧縮リング2本，油リング2本(上下)。連桿は特殊鋼材第45種(Ni-Cr鋼)，I断面鍛造品。小端軸受は特殊青銅製鋳物第1種甲製ブシュ。大端軸受は当初，内面焼入れの特殊鋼材第23種製スリーブを焼嵌め内面にホワイトメタル第1種を鋳込んだ特殊青銅鋳物第1種甲製軸受ブシュをこれに嵌込む方式であったが，後に鋼製スリーブ内面に特殊青銅鋳物第3種軸受合金が直接鋳込まれるようになった<sup>156</sup>。

クランク軸は特殊鋼材第44種製の組立式。結合部の構造はやや意外なことに手間のかかる旧タイプのプリストル方式であった。図ではクランクピンへの油孔は直立し，上部に貫通しているが，ここに響におけるような噴油弁(緩回転時，油を外周に噴射)が取付けられていたワケではなく，端部には塞栓がねじ込まれていた。釣合錘は青銅鋳物第3種1号製<sup>157</sup>。

<sup>156</sup> 後者は特殊鉛青銅鋳物第3種=Pb：28~32%，Ni<2%を含む軸受合金，即ちケルメットの謂いではないかと想われる。

<sup>157</sup> ここに噴油弁を設けるアイデアは中島の特許になっている。1936年出願，1937年12月2日特許，中島飛行機「特許第122972号」“潤滑油制御装置”。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』243~244頁，参照。これは潤滑油撒布量が細りがちな低回転時に噴油を行わせる仕掛であった。

図III-III-39 95式350馬力発動機のクランク軸

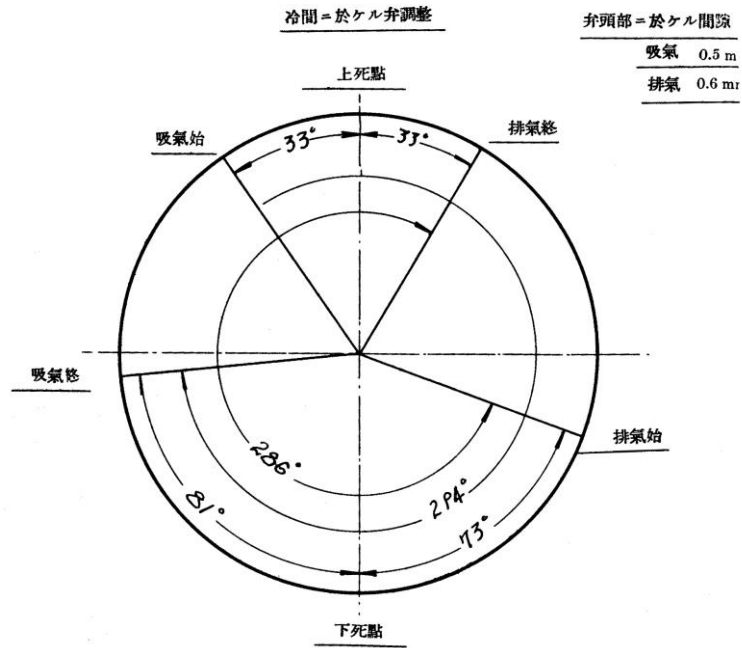


同上書，附図第六，より。

クランク室，過給機翼車室等はAl合金鑄物第1種丙の鑄造品．過給機翼車はAl合金鍛造品第1種製で，その駆動はクランク軸後部→後部起動軸→扇車起動歯車→扇車伝動中間歯車(1段目増速)→扇車伝動中間大歯車→扇車軸歯車(2段目増速)という経路に依り，扇車はクランク軸の8.685倍の速度で回転せしめられた．扇車伝動中間大歯車の内部には唯一のダンパとしてバネ式緩衝装置が仕込まれていた．

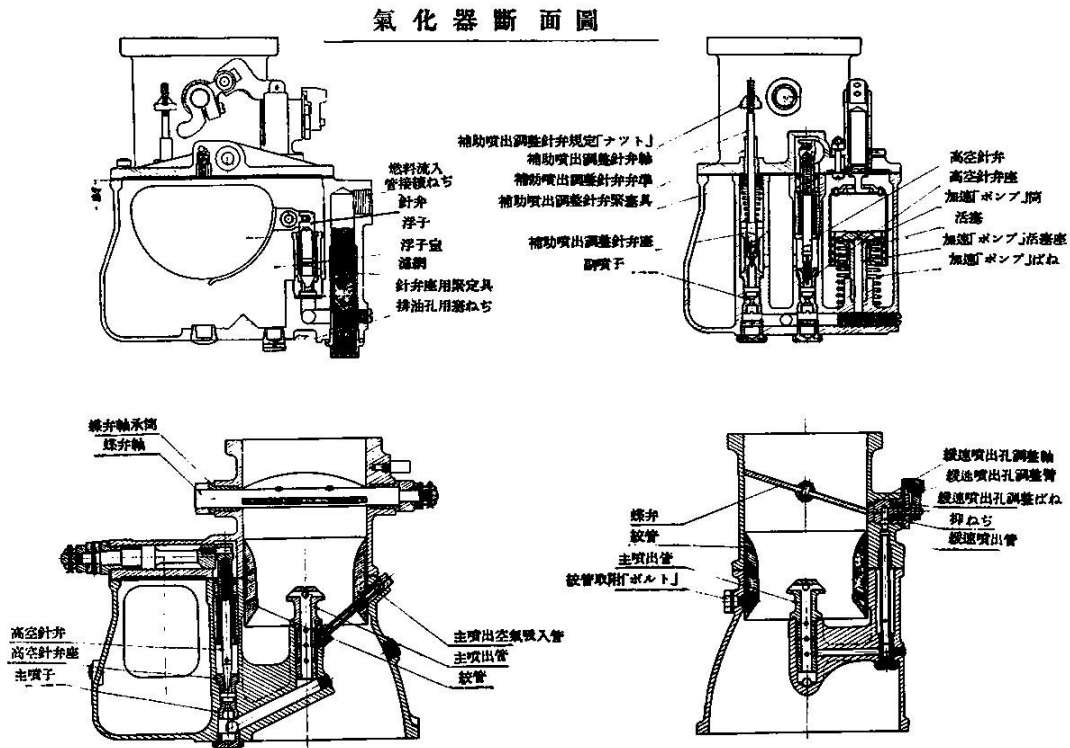
弁開閉時期は図III-III-40の通り，オーバーラップが十分に取られたもので，点火時期は27°BTDCの固定式であった．

図III-III-40 95式350馬力発動機の弁開閉時期



同上書，附図第二十二，より。

図III-III-41 東京瓦斯電気工業製 69 型昇流式気化器



同上書，附図第十四。

気化器(図Ⅲ-Ⅲ-41)は東京瓦斯電気工業製 69 型昇流式……明らかに Stromberg の直流である。マグネトの銘柄は不記載である。恐らく 9 気筒用に汎用されていたもので、勿論、2 個装備されていた。ポンプ類は歯車式で気筒頭・揺腕回りは未だグリース潤滑であった。因みに、この 95 式 350 馬力発動機の兄弟分である天風 11 型を三菱が海軍から受注した際の単価はそれなりの水準で、1 基 15,263.8 円であった<sup>158</sup>。

'34 年に天風を受託生産した三菱は翌年 6 月、前年に設立されたばかりの Airspeed 社(英)より *Envoy* 木製・合板/羽布張り低翼双発機の製造権を購入、Armstrong Siddeley *Lynx* (1R7, 215HP)搭載機と Wolseley *AR9* (1R9, 225HP)搭載機を各 1 機、サンプル輸入し、それぞれ日本航空輸送、海軍における試用に供していた。

三菱は国産化 *Envoy* を“ひなづる型旅客輸送機”と命名し、国産試作 1 号機は 1936 年に完成した。しかし、当時、サンプル輸入機搭載の発動機に相当する国産発動機が得られなかったため、三菱は当時、通信省制式発動機であった東京瓦斯電気工業製、神風発動機を装備せざるを得なかったと伝えられている。*Envoy* 機自体はイギリスでその後も製造され続けたから機体としては決して不出来な作ではなかったと思われるが、如何せん国産試作 1 号機の神風では非力に過ぎた。実際、本国の *Envoy* 機には後年、A.S.のベストセラー発動機 *Cheetah*(1R7, 350HP)が装備されるに到っている<sup>159</sup>。

このパワー不足のためか、1937 年 10 月 27 日、陸軍各務ヶ原飛行場を借りての試験飛行で試作 1 号機は離陸直後に失速し墜落、岩堀操縦士は重傷を負い、同乗の設計者、日仏交換学生としてフランスに留学し帰国後間もない榊原<sup>たてわき</sup>帯刀技師は死亡した。これは三菱における試験飛行において発生した殉職事故 2 件の最初のケースであった<sup>160</sup>。

事故原因は一回り小さな発動機に換装した際に行われたナセルの形状変更が不相当で、失速を誘発したためと伝えられているが果して真相はそれだけであったのであろうか?<sup>161</sup>

*Envoy* のその後を見れば、最初から天風あたりを奮発して載せておればと悔やまれてならない。“ひなづる”はその後、発動機を *Lynx* に戻したモノが 11 機だけ製造されている<sup>162</sup>。

他方、神風や天風等を生み、航研機機体を製造した東京瓦斯電気工業なる稀代の先端技術複合企業はやがて自ずと解体への坂路を下って行く。初発は'34 年に東京火薬工業として分社せしめられた火薬部(→'37 年、日本窒素肥料系に→旭化成)。次いで'37 年 4 には国策に沿って自動車部が自動車工業(石川島系=いすゞ)と合併させられ、東京自動車工業を形成する(→いすゞ自動車。軍用装軌車両専用工場としてその後新設された東京自工、日野製造所が現在の日野自動車)。

158 松岡『みつびし航空エンジン物語』310 頁、『三菱航空エンジン史』176 頁、参照。

159 宮本晃男編『航空機大辞典』育生社弘道閣、1942 年、60 頁、参照。

160 宇田 愛『榊原帯刀』私家版、1942 年、吉川泰三「落第希望の秀才」『同窓会報 16』1959 年。ネット上の“三高私説”，参照。『往事茫茫』には第一巻の 74, 352 頁に彼についての、153, 343~344 頁にエンボイ機についての言及が見られる。

161 双発単葉機におけるナセル設計の難しさについては木村秀政が「A-26 長距離機」航空情報臨時増刊『日本傑作機物語』、154~155 頁(別冊航空情報『設計者の証言』上、176~193 頁)、においてやや詳しく語っている。

162 松岡『みつびし飛行機物語』479~480 頁、参照。



また、'37年には計器事業も東京機器工業(→トキコ→日立)となる。

更に'38年、瓦斯電残存部門は小平浪平率いる日立製作所の関係会社となり、翌年5月には同社に吸収される。もともと、旧瓦斯電事業の主要な柱であった飛行機部、兵器部、工作機械部の各事業はそれぞれ航空機製造事業法、兵器製造事業法、工作機械製造事業法の適用下、それぞれ別個に厳しく統制されており、統一的な経営や増資等の執行は困難で、各々が恰も独立会社のような体を為していた。このため、日立は吸収合併と同時にこれらを日立航空機(株)、日立兵器(株)、日立工作機(株)として独立させた。日立による瓦斯電吸収の裏には日立をも傘下に収めていた日産コンツェルンの総帥にして新興財閥の雄、鮎川義介による東京自動車工業乗っ取りの策謀やその失敗が絡んでいたようである<sup>163</sup>。

日立航空機は戦後、解散を余儀無くされ、日立工作機の方は'41年12月、同業2社と合併し日立精機となってグループを離脱したが、2002年に倒産(森精機製作所が事業を継承)、名前からすれば3社の中で最も潰れそうな日立兵器は戦後、日立工機となって本邦電動工具界をリードして来たが、2017年、アメリカの投資会社を買収され2018年6月より工機ホールディングス(株)へと改称した。

---

<sup>163</sup> 吉田正樹「1930年代の電機企業にみる重工業企業集団形成と軍需進出」『三田商学研究』第39巻第1号、1996年4月、参照。

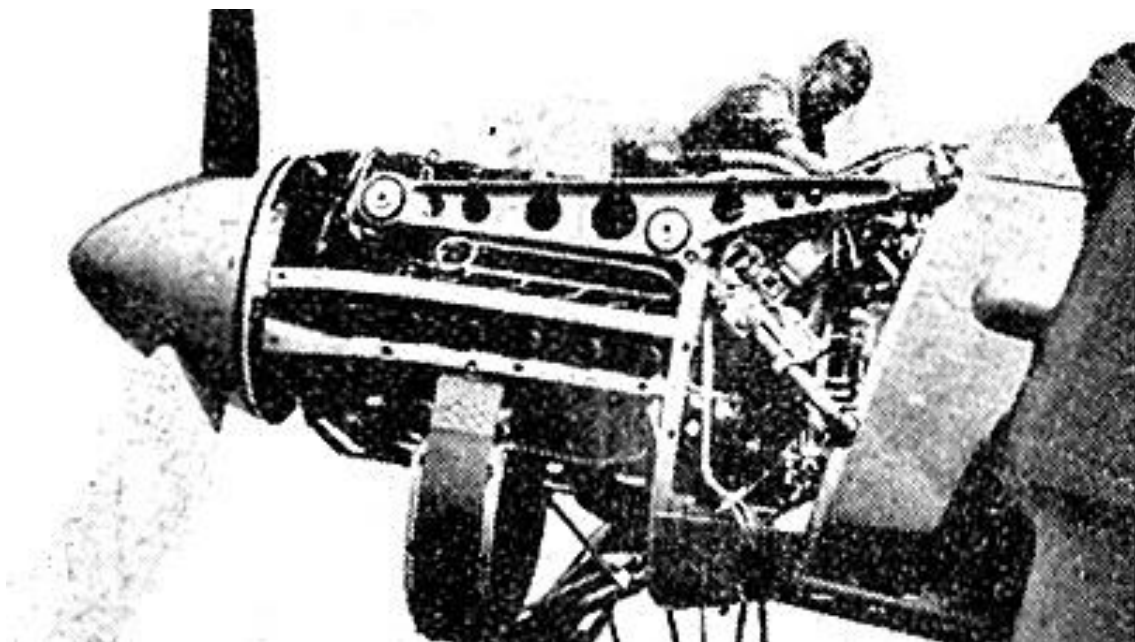
## IV. 複列星型空冷発動機の発展

### 1. 総括的展望

複列星型発動機においては気筒配列(主として前後バンク間のピッチ), 動弁系の配置, 気筒冷却のための導風板配置, 吸排気管の取り回し, 高圧コードの取り回しなどが問題となり, 高出力複列星型発動機の外観はまさに盤根錯節たる様相を呈する. また, 以上の諸点の幾つかはクランク室の構成をも左右する. しかし, ここではその固有かつ最大の特徴たるクランク軸系及び連桿構造のみに絞った技術進化に注目したい.

複列化は大出力を得るための便法である半面, 減速装置の採用と相俟って発動機全長を増大させる不利益を生ずる. 前後バンク間の距離が増大すれば2次慣性偶力が強く現れる. また, 重量は馬力でカバーされ得るが, 長さの増大は否である. 列型, V型・W型発動機に比べれば一般に星型発動機の全長は短い. しかし, 前者の場合なら CrMo 鋼管熔接組立品であれエレクトロン(Mg合金)鍛造品(“ヒューズ式”)<sup>164</sup>であれ, 2本の腕を“前に倣え”的に突出した発動機架(engine bed ないし engine mount)を用いて発動機をその重心附近で実効的に支持することも可能である.

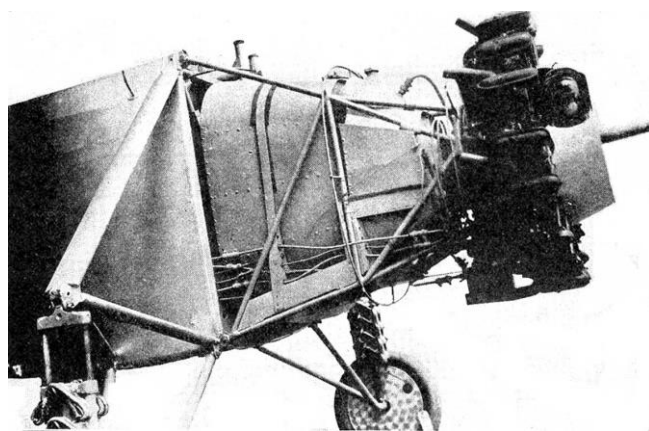
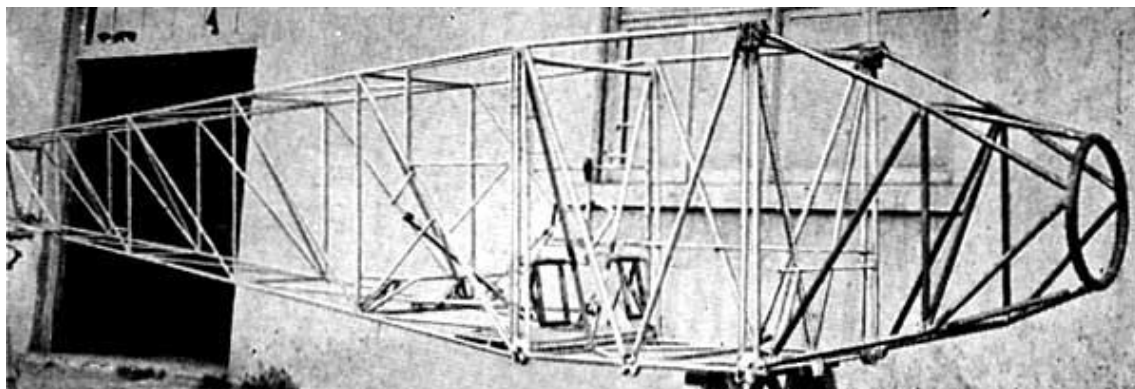
#### 図III-IV-1 Hughes 式発動機架



庄司健吉『航空発動機の常識』航空時代社, 1944年, 185頁, 第百六図, より.

<sup>164</sup> 庄司健吉『航空発動機の常識』航空時代社, 1944年, 185~186頁, 参照. “ヒューズ式発動機架”はロンドンの Messrs. F. A. Hughes & Co.によって開発された. この会社は Mg 合金や Mb 合金溶接用フラックスを扱う会社として知られていた. cf. ギ・ダブリウ・ウィリアムソン『英國航空機生産年鑑 最新版』pp.130, 132, 543, 547, 556.

図Ⅲ-IV-2 *Spirit of St. Louis*の機体枠組と発動機架ならびに *Whirlwind J-5*の装備情況



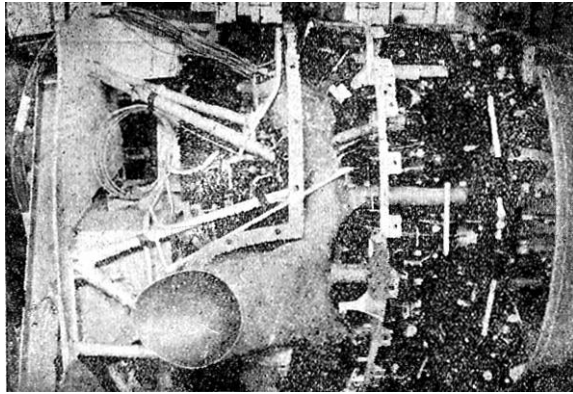
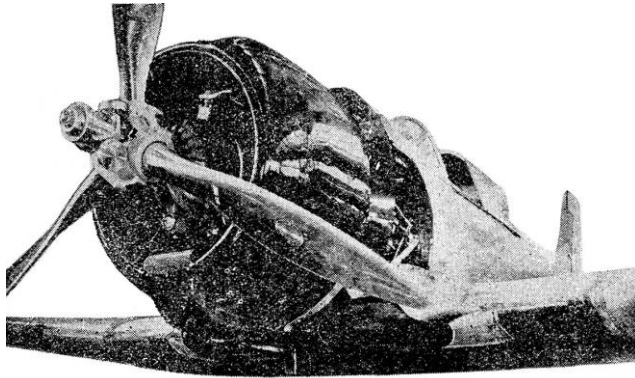
F., Bedell and T., E., Thompson, *The Airplane*. London, 1931, p.269, Fig.135, p.270, Fig.137.

ところが、星型発動機においては概ねクランク室後面で発動機架に載せるという方途が採られて来た。自明のことながら星型発動機の重心は単列なら気筒バンクの中心附近に、複列なら前後バンクの中心附近に位置するから、重心は何れにおいても発動機取付面の前に来る(牽引式の場合)。

そしてこの場合、その重心オーバーハング量は複列の方が遥かに大きくなる。取付面には防振ゴム等が用いられはするものの、所詮、このオーバーハング増大の下では後程、詳しく取上げられる 2 次慣性力あるいは 2 次慣性偶力に起因する振動は助長されるばかりとなる<sup>165</sup>。

図Ⅲ-IV-3 零戦引込脚設計の参考となった Chance Vought V-143 型戦闘機の機首・発動機部

<sup>165</sup> これを機体に伝えぬように星型発動機を架装することは難しいが、後に取上げられるように、アメリカにおいては巧妙な方法が開発されることになる。



中川守之・品川信次郎『改稿 飛行機構造』富士出版，1944年，248頁，第300図(部分)，274頁，第335図A.

発動機は P&W R-1535 *Twin Wasp Junior* (2R14-132×132mm, 825HP)

そこで，複列星型発動機開発においては元々さして長くもない発動機全長を可及的に詰めたいという発想が生まれた．複列の場合，連桿・クランク軸系の構成は：

- 分割大端・一体クランク・中央軸受無し
- 分割大端・一体クランク・中央軸受有り
- 一体大端・組立クランク・中央軸受無し
- 一体大端・組立クランク・中央軸受有り

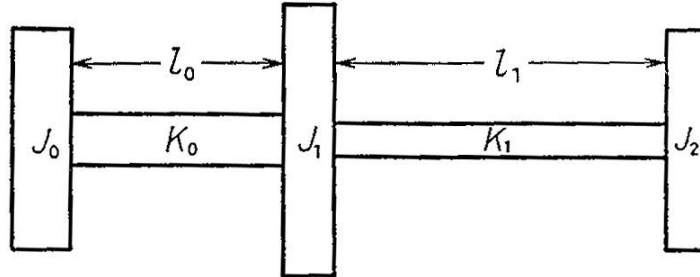
といった具合になる．

全長の短縮に最も効果的なのは中央軸受の省略である．しかし，その省略は軸の支持剛性を低下させ，曲げ振動を助長する．逆に，中央軸受を入れればクランク軸全長が増す分，振り振動という厄介な問題との付き合いも深まらざるを得ない．結果的には背に腹はかえられず中央軸受が生残り，ダイナミック・ダンパは概ね必須の要素となり，生産性故に組立式クランクと一体式大端部との組合せが優勢を占めるに到った．

単列の場合と同様，ここでも複列星型発動機における振り振動の概要について瞥見しておかねばならない．そのクランク軸～プロペラ系は単列の延長として図Ⅲ・Ⅳ-4のようにモデル化される． $J_0$ が後列クランク・スロー， $J_1$ が前列クランク・スロー， $J_2$ がプロペラに相

当する.

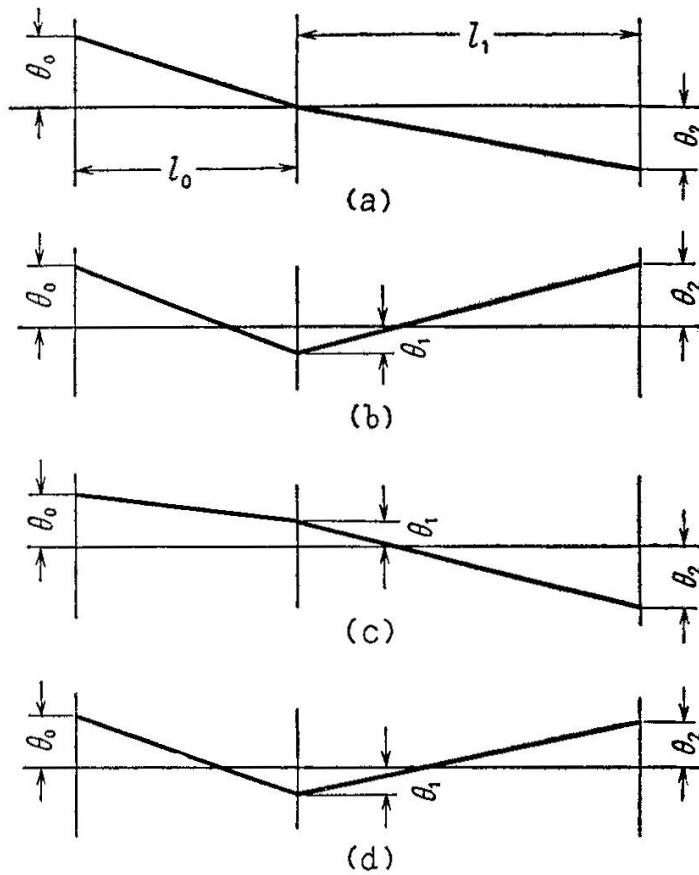
図III-IV-4 複列星型発動機とプロペラの軸系モデル



神蔵『高速ガソリンエンジン』158頁, 図9.15.

神蔵に拠れば, その振り振動は1節, 2節に分かれた図III-IV-5のようなモードを取り得る. 何れの場合においても発動機内部では後列クランク・スロー:  $J_0$ において前列よりも大きな振幅  $\theta_0$  が現れるという共通性が示されている.

図III-IV-5 複列星型発動機・プロペラ軸系モデルの振動モード



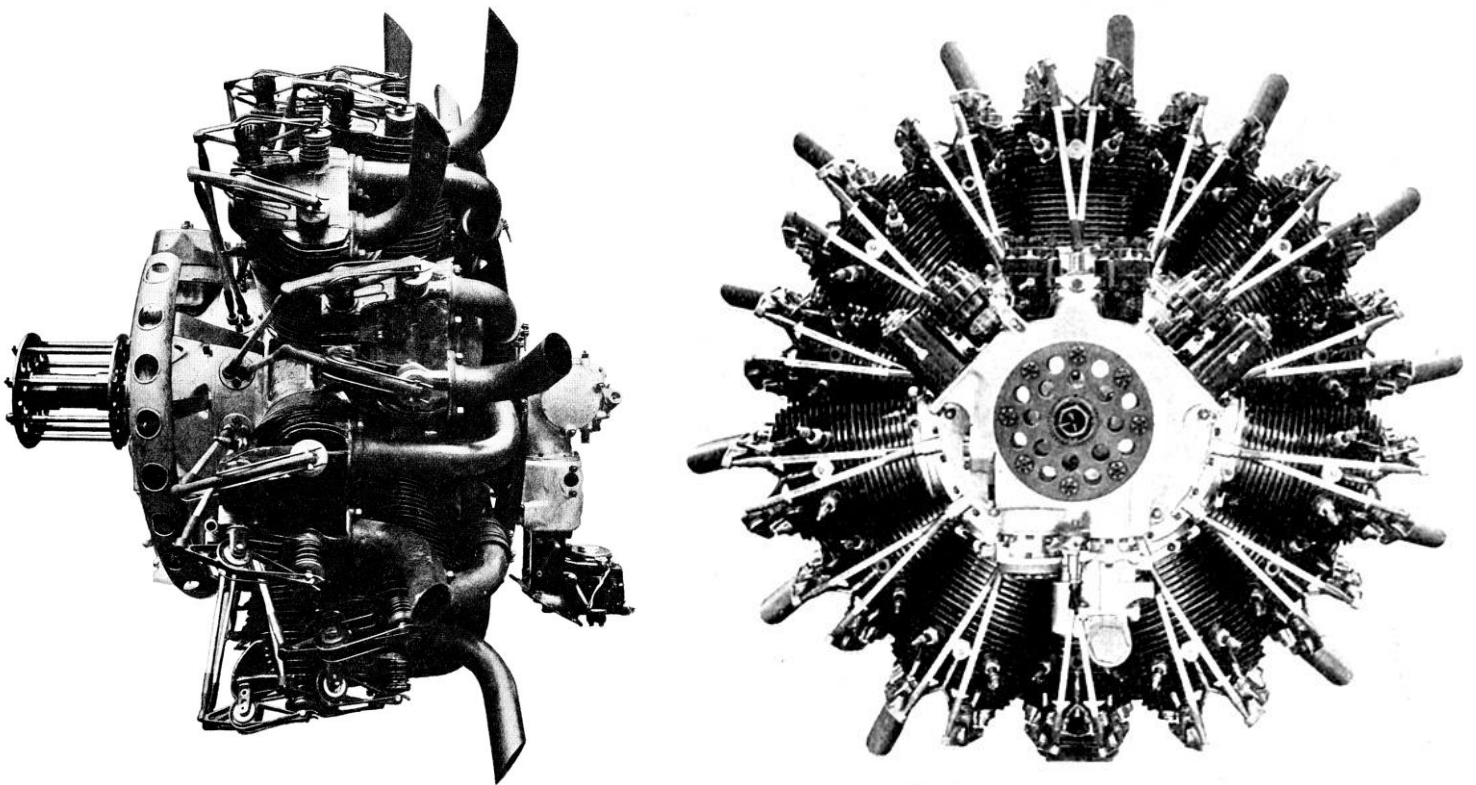
振り振動の次数については単列の場合より遥かに複雑となる．ここでは理想的には前後スローそれぞれにダイナミック・ダンパが設置されるべきこと，1つしか与えない場合には1節振動を重視する限り，後部スローに装備されるべきことだけを確認しておく．

## 2. 中央軸受無しの一形式クランク軸

### i) Armstrong Siddley

標記のクランク軸型式について，三菱とも因縁浅からぬ A.S. 発動機を例に観察してみよう．ここで取上げられるのは *Jaguar* 発動機である．先ずはその外貌と全般的特徴について確認しておきたい．

図Ⅲ-IV-6 Armstrong Siddley *Jaguar* 型発動機(旧型直結式)

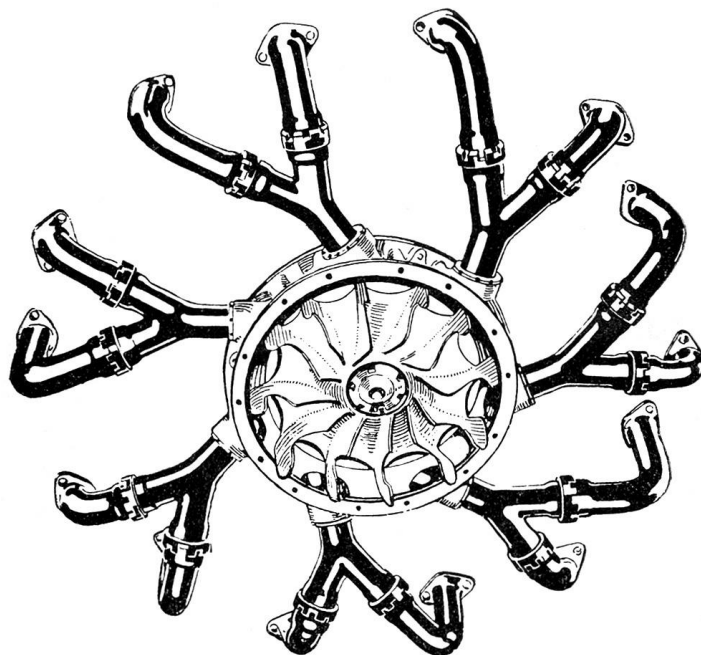


Ricardo(1923), p.310 Fig.173, p.311 Fig.174, ditto.(1935),p.330 Fig.202, p.331 Fig.203.

図Ⅲ-IV-6 に示されるように，後列気筒群のプッシュロッドをも前方に集中されたカムから展開させるのが A.S.を含め，欧州一般の流儀であった．A.S.の単列星型発動機にも見られた狭小な吸排気弁挟み角は複列発動機におけるかような設計を容易にするための伏線であったと考えられる．

また、A.S.複列発動機の特徴は送風機(→過給機)室から展開せしめられる吸気管が気筒本数出しではなく、これを“Y”型とすることにより半数出しとする点にも見出された。これに対して、アメリカの発動機においてはカムの前振分け配置と吸気管の気筒本数出しが常道であった。

図III-IV-7 A.S. *Jaguar* 発動機(?)の前部送風機室・翼車と“Y”型吸気管

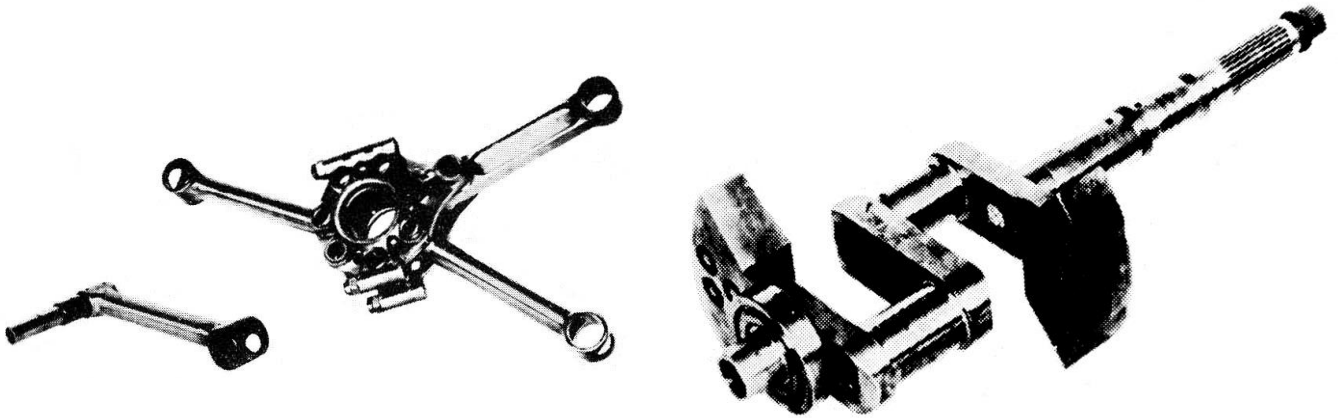


Hans Katz, *Neuzeitliche Flugmotoren*. S.163 Abb. 199.

この著者は *Lynx* のものとしているが、*Lynx* なら単列7気筒であるから該当しない。

続いて、ここでの本題、クランク軸である。主・副連桿も序でに。

図III-IV-8 A.S. *Jaguar* 発動機(旧型直結式)の主連桿とクランク軸



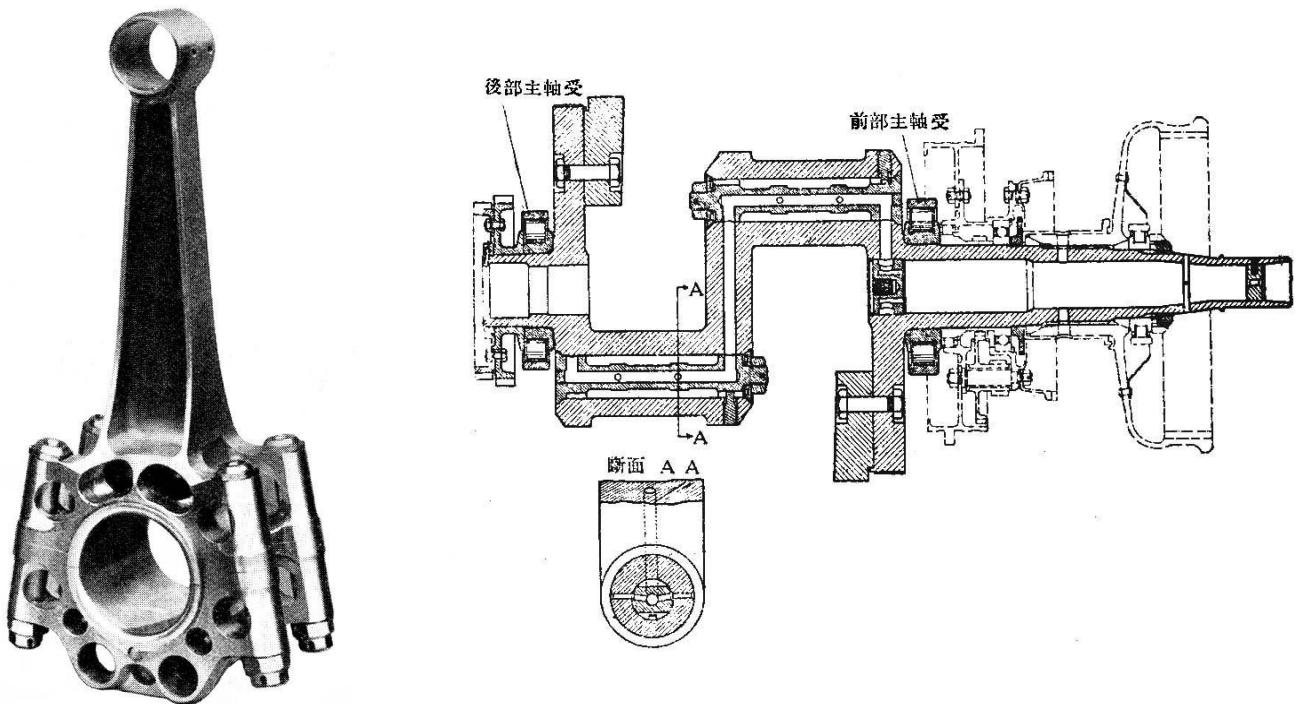
シー・エフ・テラー講述『航空用發動機的设计に就て』Pl. 8-3, Pl. 7-9(部分).

*Jaguar VIII* 型は 2R14, 5.0×5.5in.,  $\epsilon = 5.0$ , 公称出力 405HP/2000rpm.@15000ft.の過給發動機, 外径 45.6in., 乾燥重量 958lbs. 副連桿はイスパノの原形のように鍛造粗形材を一端からドリリングして中空構造としたものであったことが判る. クランク軸は如何にも脆弱そうに見える. 実際, A.S.發動機はクランク軸変形が持病であった(ガンストン『世界の航空エンジン ①レシプロ編』29頁[訳文ヌケ有り]).

*Tiger VI* 型は 2R14, 5.5×6.0in,  $\epsilon = 6.2$ , 公称出力 760HP/2150rpm.@5000ft.の過給發動機. 外径 50.8in., 乾燥重量 1180lbs.. 連桿大端部は結合ボルトとナックルピンとの干渉を防ぐ巧みな設計となっている. その単列7気筒版が同社のベストセラー發動機の一つ, *Lynx* である.

図III-IV-9 A.S. *Jaguar* 發動機(新型・減速機付き)の主連桿とクランク軸





主連桿 : A.,Swan, *ibid.*, p.121 Fig.29, クランク軸 : 酒井『新發動機教程』57頁, 第74図.

## ii) Hispano-Suiza

Armstrong Siddley と同工異曲の例として Hispano-Suiza 14AA 発動機(2R14-155.6×170mm, モデルにより離昇 1034HP @+30mmHg~1078HP @+210mmHg)の連桿を紹介しておこう. この発動機の連桿大端は分割式であるが, 一般的なボルト結合ではなく, フィンガージョイントのような凹凸部の噛合いを片側 2 本, 計 4 本のピンで結合する小粋な構造となっていた. これは第 I 部で見た水冷 V 型 12 気筒発動機, イスパノ 12Y, 12Z のブレード側連桿と同工の造りである.

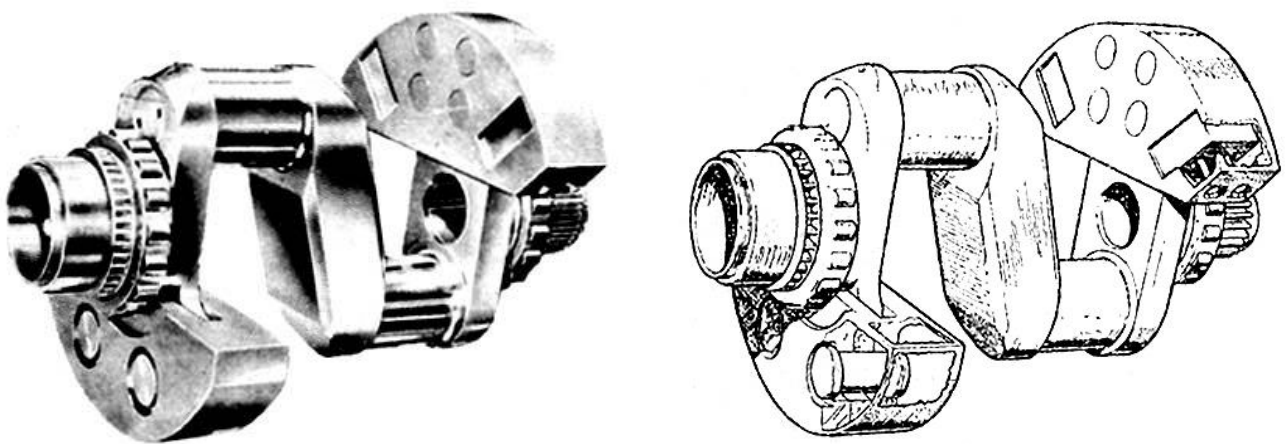
図III-IV-10 Hispano-Suiza 14AA 発動機の連桿



工業調査会編『航空發動機圖集』207頁. 第198図.

特異なのはクランク軸も同じで、その後部(図の左側)ウェブに振り振動に対する通常のダイナミック・ダンパが、前部に曲げ振動に対するダイナミック・ダンパが付されている。勿論、これが理論的アプローチの正しい成果であることは間違いなからう。正しく詰められているのでなければ構造的に持ったワケがないからである。もっとも、かような策を弄する位なら中間軸受を設けた方が余程、単刀直入ではあった。イスパノ 14AA 型發動機の前後ダイナミック・ダンパ付き・中央軸受無しクランク軸の妙に持って回った構造には複列星型航空發動機用クランク軸発展の中間的な段階が体現されている。

図III-IV-11 Hispano-Suiza 14AA 型發動機のクランク軸



写真：工業調査会編『航空發動機圖集』208頁. 第199図.

図：日本航空學會『航空工學便覧』岩波書店，1940年，467頁，第47図(関連本文解説も参照).

イスパノも同系の小振りな 14AB 発動機(2R14-135×130mm, 離昇 640~650HP @+200mmHg)ではここまでやってはならず, 単に振り振動ダンパを設けるだけで済ませていたようである. 発動機サイズの増大と共に振動面での苦しさが顕在化して来たということであろう.

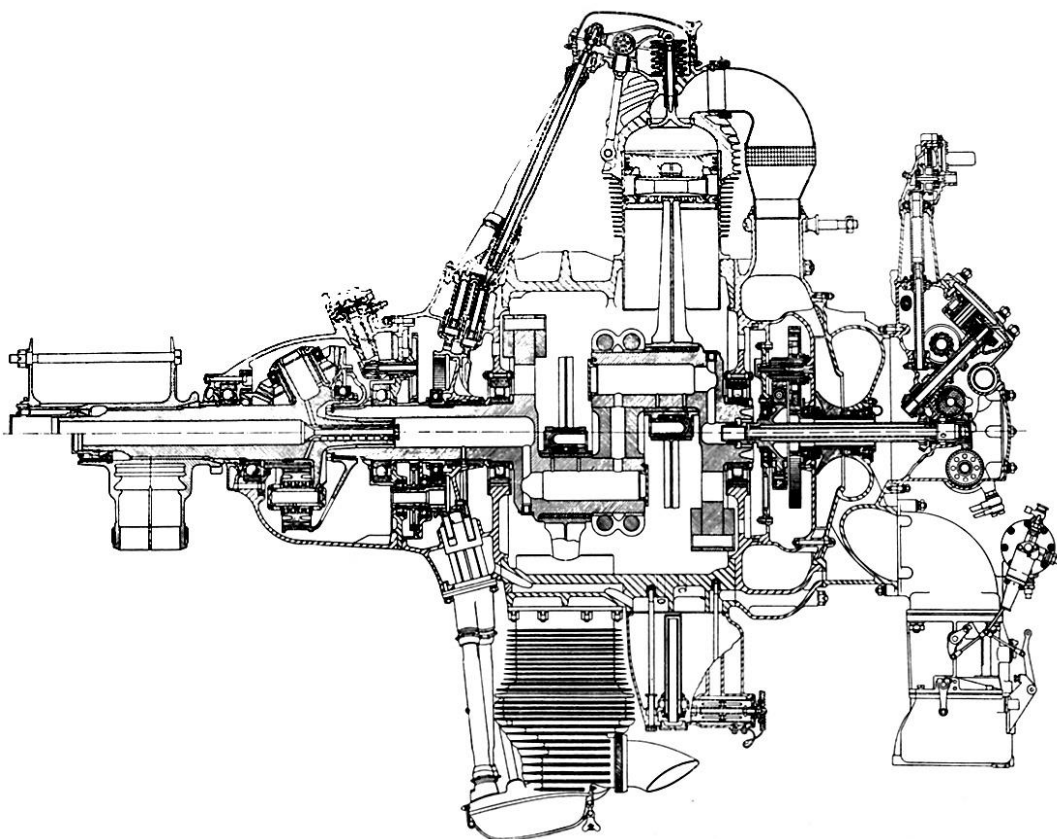
### 3. 中央軸受無しの組立クランク軸

#### i) Gnome-Rhône *Mistral-Major* 14K 発動機

そもそも, 回転気筒空冷星型で鳴らした 2 社の寄合いであるグノーム・ローンは 1921 年, Bristol より *Jupiter*II のライセンスを購入して固定気筒空冷星型に参入した.

ブリストルは 1920 年 1 月, *Jupiter* の複列版 1000 馬力発動機, *Hercules* (初代) を構想していた. そのクランク軸については不明ながら, 1933 年に初飛行した DOHC, 複列 16 気筒発動機, *Hydra* を開発する時点においてもブリストルにはクランク軸に中央軸受を設ける思想が欠けていた. この事実と従前の経過に照らせば, 初代 *Hercules* のクランク軸は勿論, 中央軸受無しの組立式であったと想われる. 図からはグノーム・ローンがこの面においてもブリストルに追随していたであろう状況が窺われる.

図Ⅲ-IV-12 Gnome-Rhône *Mistral-Major* 14K 発動機



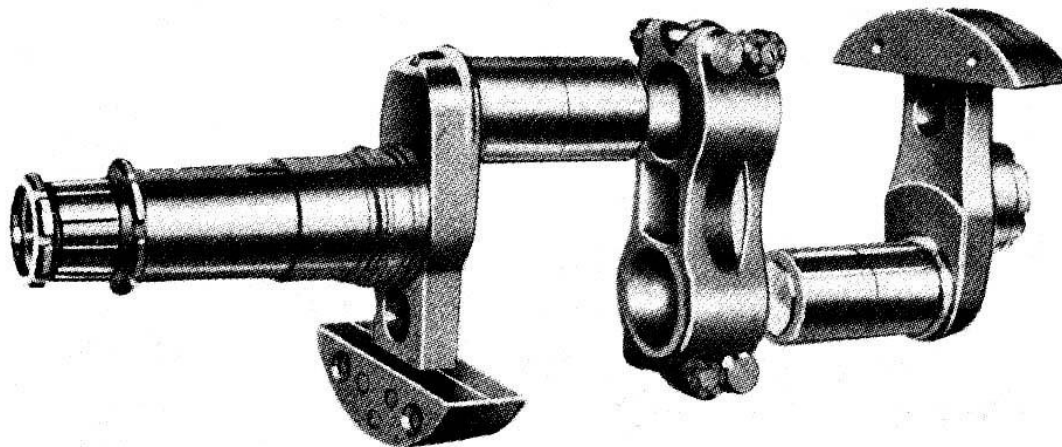
工業調査会編『航空発動機圖集』195 頁, 第 188 図.

*Mistral-Major* は 1928 年に開発された。ここに示す 14K もそれから暫くしてラインナップされたようである。本発動機は 2R14, 146×165mm, 総排気量 38.67ℓ,  $\epsilon = 5.5$  の過給発動機で, プロペラは直結又は  $5/7 \times 2/3 \times 1/2$  の減速型にシリーズ化されていた。カムは図の通り前方集中型である。公称出力の一例を挙げれば 900HP/2300rpm.@3620m であった。

前後バンク間距離は図からの測定で 165mm 程度。この寸法は 14K の改良型 N の  $\epsilon$  を 0.4 アップして 6.5 とすると共に中央主軸受を増設した 14P やその 18 気筒版, 18L, 18P のそれと等しい。発動機外径は 14K は 1306mm, 14P は 1297mm, 重量は 14K が 536kg(直結) 及び 573kg(減速), 14P は 645kg。なお, 18 気筒型の外径は 18L が 1402mm, 18P は 1400mm であった<sup>166</sup>。

中島飛行機は'35 年に本発動機の製造件を購入したが, 製造には到っておらず, 単に参考としたのみに終わっている<sup>167</sup>。

### 図Ⅲ-IV-13 Gnome-Rhône *Mistral-Major* 14K 発動機のクランク軸(展開状態)



佐々木『発動機設計の基本計算法』59 頁前のグラビアより。

## 4. 中央軸受付きの組立クランク軸

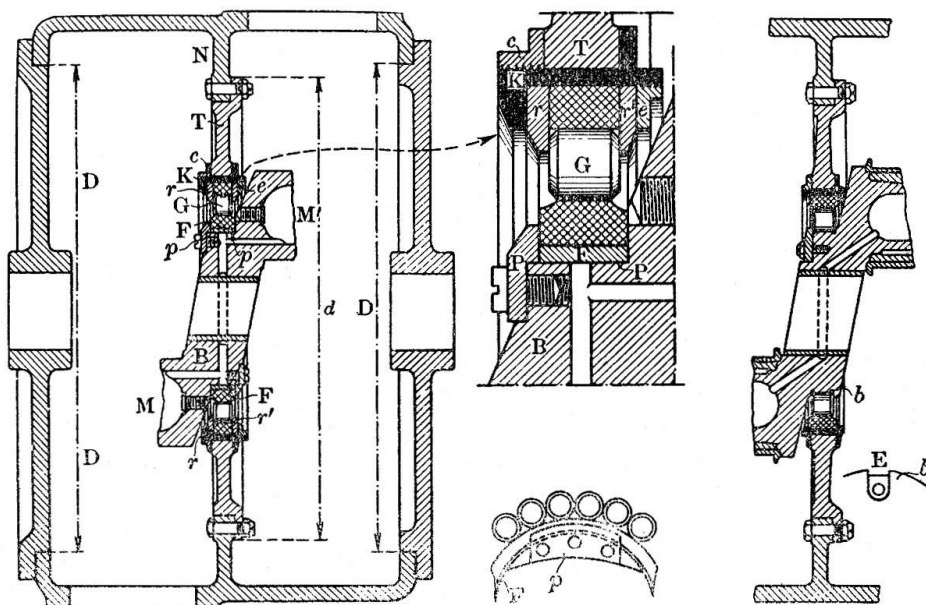
### i) Lorraine de Dietrich

<sup>166</sup> 『航空発動機圖集』196~205 頁, 参照。因みに, 14K の後裔は戦後, SNECMA により弟分の 14M(2R14-122  $\phi \times 116$ mm,  $\epsilon = 6.8$ , 離昇 820hp/3100rpm.) と共に 14R( $\epsilon = 6.4$ , 離昇 1600HP/2600rpm.) として暫時, 製造された。なお, 初期の SNECMA はこれら以外に 4L(旧 Ragnier 4L: Inv.4L-120  $\phi \times 140$ mm, 無過給, 4L-02 型の場合  $\epsilon = 7.25$ , 離昇 170HP/2500rpm.), 12S(旧 Renault 12S: Inv.12V-105  $\phi \times 115$ mm, 1 速過給機付き, 離昇 600HP/3300rpm.) といった空冷倒立発動機をラインナップしていた。cf., Paul H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1952*. N.Y. 1952, pp.290~297.

<sup>167</sup> 『中島飛行機エンジン史』42, 168 頁, 参照。

続いて、後々主流となる中央軸受付組立クランクの発展過程に目を転じよう。まずは後述される事情から、中央軸受け複列星型発動機の嚆矢と推定される Lorraine 発動機に眼を向けるとしよう。

図III-IV-14 Lorraine *Antares* 発動機のクランク室とクランク軸

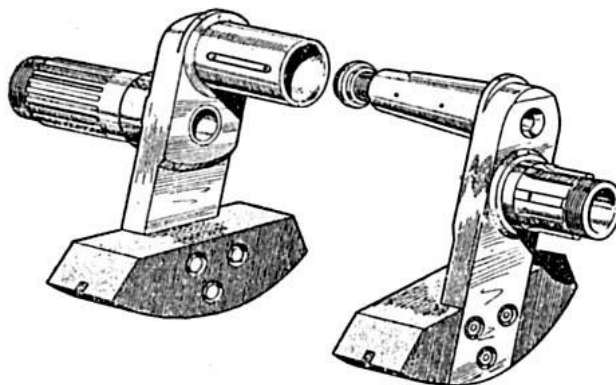


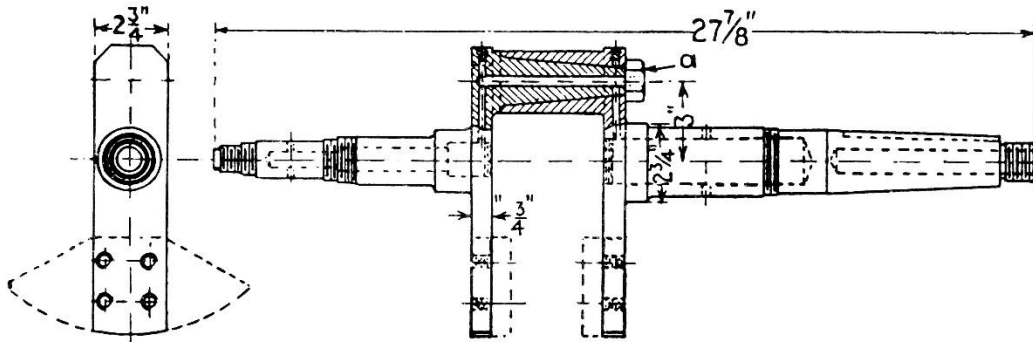
神蔵『航空発動機的设计』221頁, 第145図。

酒井『新航空発動機教程』58頁, 第75図も同じ。Antaresについては不詳。

参考までに右端の添図に垣間見える Lorraine のクランク軸結合法についても紹介しておこう(単列ながら)。

図III-IV-15 Lorraine 発動機のクランク軸結合法(*Algol*他)





Lorraine 機種不明

上 : Pierre L glise, Les moteurs franais au 16<sup>e</sup> Salon de Paris. *LA RONAUTIQUE*. No.236 1939/小串庸夫訳「第 16 回巴里展覧会に於ける仏蘭西の発動機」『内燃機関邦訳文献集』第 4 巻 第 12 号, 1939 年, 5 頁より.

Algol は 1R9-140 × 150mm, 20.8 ℓ, ε = 6.0, 離昇出力 600PS/2500rpm., 公称出力 500PS/2450rpm.@3000m. 発動機外径 1275mm.

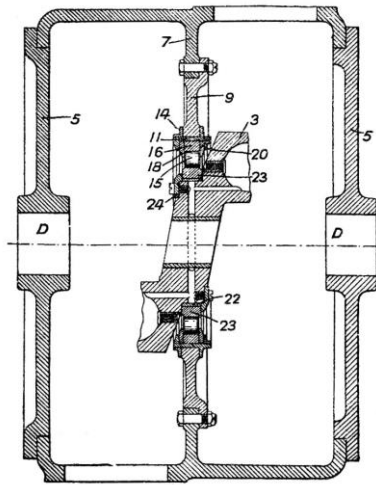
下 : V.L., Maleev, *Internal-Combustion Engines*. 2nd., ed., N.Y., 1945, p.539 Fig.28-11.

中島飛行機 OB の水谷総太郎はその著書において複列星型発動機への中央軸受導入を巡るプライオリティー談議を展開している. 水谷は'37 年に制式化された中島 NAL=陸軍呼称ハ-5(97 式 850 馬力発動機), 更には NAM II = 1939 年に制式化された“榮”に係わる 1933 年半ばから'39 にかけての開発過程を通じて中島設計陣の先取性は明らかであったと主張し, それを根拠として複列星型発動機における中央軸受の導入に関しては中島が世界のトップランナーであった旨, 強調している<sup>168</sup>.

しかし, アイデアに係わる最も早い確立時期として水谷が挙げている 1933 年 6 月という期日はこの面における中島のプライオリティーを裏付けるどころか, 覆すデータにしかない. というのも, 上に引いた断面図は 1932 年 1 月 8 日, Lorraine の指導的技術者であった M.,J.,B., Barbaroux に対して英国特許 399,782 として認められ, 2 月 1 日, 異議申し立てのために抄録開示が行われた際の図とまるで同じモノだからである.

### 図 III-IV-16 複列星型発動機の 3 軸受化に係わる M.,J.,B., Barbaroux の英国特許 399,782

<sup>168</sup> 『中島飛行機エンジン史』190~196 頁, 参照.



発明広報協会『英国特許総覧 内燃機関 上(1932-1935)』1944年, 576頁, より.

複列星型発動機のクランク軸に中央軸受を入れること位で特許になる筈もない。ただ、中央軸受を配するには通常、クランク室を前・中・後の3ピースに分割することとなる。これでは加工も面倒ならクランク室の剛性自体も低下を来すこと必定となる。中には、後述される通り、中央ピースを更に水平(上下)2分割とする例もあった程である。本特許はかような面倒を避けるため、クランク軸中央ピースのジャーナル部を“割りリング22”で抱き、そこに円筒コロ軸受の内輪を嵌め、これを“押え金24”で、また“ケージ11”、“ナット14”を用いて同じく外輪を、それぞれ“plate 9”上に固定し、このサブ・アッセンブリーをクランク室内中央リブに固定することによってクランク室を分割構造とせずに複列星型発動機の3軸受化を可能にするという請求内容であった。

中島をはじめ他社がこの特許を侵害することなく3軸受化に成功している事実は同慶に堪えぬが、複列星型発動機の3軸受化という案など水谷の主張より遙か前からアチコチで構想されていた。その一人、Barbarouxによるクランク室を割らぬ3軸受化の方途は1933年6月の1年半前には英国特許として斯界に周知せしめられていた。*Antares*の登場は勿論、それ以後の事蹟に属するが、アイデアレベルで比較検討されるべきは1940年、倒産に到った弱小メーカー、ローレンの*Sirius*という水谷曰く「あまり知られていない2列18気筒」発動機<sup>169</sup>の登場時期云々ではなく、Barbarouxの特許が認められた時点である<sup>170</sup>。

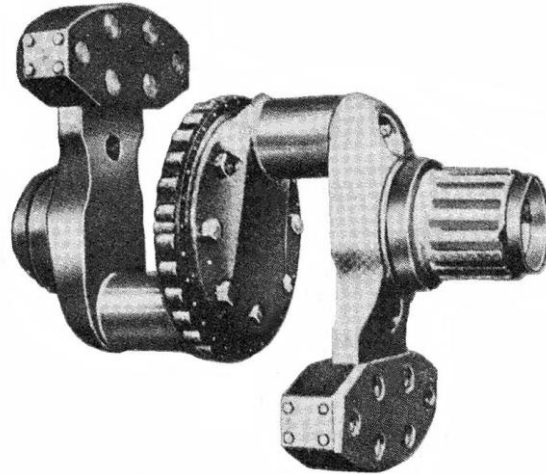
<sup>169</sup> *Sirius* 18Fは2R18-140×166mm, 45.9ℓ,  $\epsilon = 6.0$ , 離昇出力1250PS/2300rpm., 公称出力1000PS/2300rpm.@4000m. 発動機外径1300mm. 『内燃兵器大観 昭和十七年版』航空発動機編21頁には写真付きで紹介されている。「曲軸は4個部分から組立てられて居る」とあるが不詳。

<sup>170</sup> なお、中島は1933年6月8日出願、1934年4月25日特許の、中島飛行機(株)「特許第105888号」を取得している。これは中央主軸受に関してジャーナル側(内輪を用いない場合)ないし内輪に切欠き部を設け、最後部ピースのみ分割・マネトン結合としたクランク軸の前方 $3/4$ をクランク室に固定された軸受外輪に斜めに挿入してから最後部ピースを結合して正

## ii) Fiat

次に、4ピース組立式(らしき)中央軸受付きクランク軸の例として Fiat A. 80RC41 型発動機のそれを掲げておく。

図III-IV-17 Fiat A. 80RC41 型発動機のクランク軸



工業調査会編『航空発動機図集』188頁，第182図，より。

この発動機は 2R18-140×165mm 45.72ℓ  $\epsilon = 6.5$ , 公称出力 1000HP/2100rpm.@4100m. 発動機外径 1345mm であった。

## iii) Hirth から BMW へ

時期はやや下るが，ヨーロッパの発動機メーカーの中には更に奇抜なアイデアを実行した有力企業がある。それは水冷から空冷星型への転身に見事成功した BMW であり，その起源は同じドイツの Hirth Motoren がこれより先，HM508H 型及び同 D 型航空発動機に用いた例を嚆矢とするフェイス・スプラインを用いるクランク軸組立手法にある。

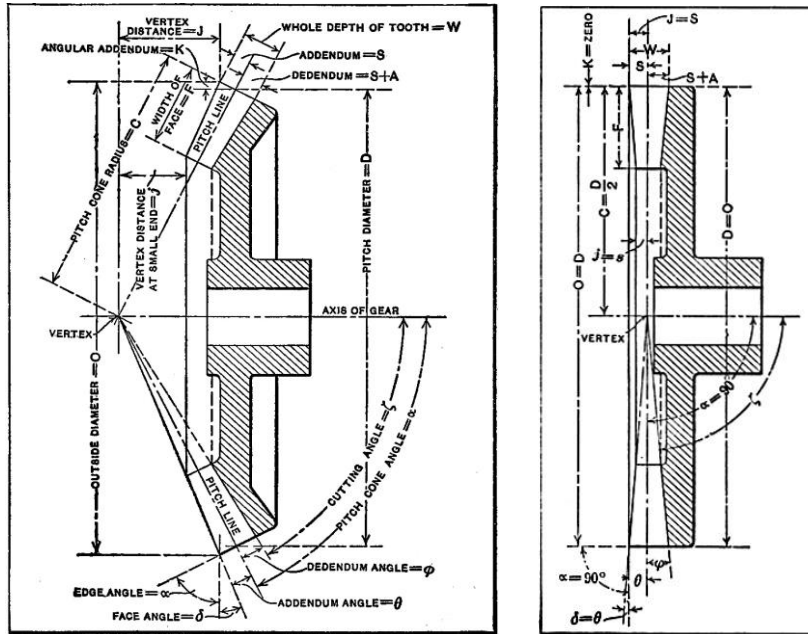
フェイス・スプラインとは歯型継手の一種である。pitch cone angle が  $90^\circ$  の傘歯車(傘が  $\uparrow$  ではなく  $\mathbf{T}$  になったようなモノ)を crown gear と称するが，フェイス・スプラインとは同一のクラウン・ギヤを 2 つ正対させて噛み合わせた継手である。但し，その歯型形状は必ずしもインヴォリュートではなく三角山であっても良い。

図III-IV-18 普通の傘歯車(左)と“crown gear”(右)

---

位に保持し，切欠き部より玉ないし円筒コロを嵌め込んで行き，最後に切欠き部を閉塞するという如何にも中途半端な請求内容を有する特許であった。軌道輪にこのテの切欠きを持つ軸受自体は玉軸受ならマキシム玉軸受として 1910 年代から公知のモノであり，これは妙なクランク軸を持出した珍奇な内容であるからこそ得られた特許であった。『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』151~152 頁，参照。





From "Bevel Gearing", *Machinery's Encyclopedia*. 1929ed. Vol.I, p.353, Fig.9, p.354, Fig.12  
pitch cone angle =  $\alpha$ .

倒立直列4気筒のヒルト HM504 型や間もなく登場した新型 HM508 型発動機においてはジャーナル部にもピン部にもフェイス・スプラインを有するピースを前者においては中空ボルトで、後者においては両端にピッチを異にする雄ネジが切られた特殊な結合用中空ボルトを用いて締め上げる図のような構造が採用されていた。後者は創業者 Hellmuth の父 Albert Hirth 博士の特許による方式であったが、'38 年 6 月、ヘルムートは亡くなり、発動機事業は Ernst Heinkel Flugzeugwerke に譲渡された<sup>171</sup>。

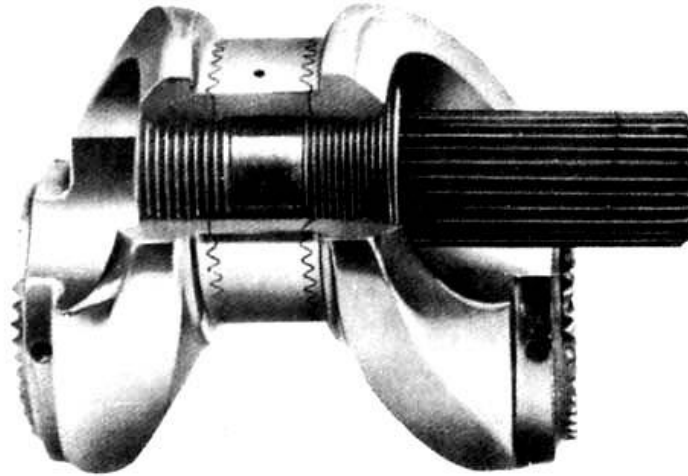
171 工業調査協会編『航空機及航空発動機設計資料』1938 年、110~111 頁、同『航空発動機圖集』68~72 頁、『内燃兵器大観 昭和十七年版』航空発動機編、45 頁、坂田精一『獨逸航空人傳』十一組出版社、1942 年、282~289 頁、参照。坂田の書に拠る限り、アルベルトをヘルムートの兄弟とするのは(cf.ガストン)当て推量の誤りである。

ヒルトの組立式クランク軸については W., Kamm/中澤達二訳『高等自動車工学』コロナ社、1942 年、120~121 頁にも簡単な紹介が見られる。勿論、ヒルトが自動車メーカーであったワケではない。

なお、この新方式の結合ボルトについて、ターンバックルのように両端に逆ピッチのネジが切られたものという紹介記事がある(cf. Flugmotoren, Stand und Künftige Entwicklung. V.D.I. III/1938/鹽田補夫訳「航空発動機の現状と将来の発展」『内燃機關邦譯文獻集』第 4 卷 第 2 号、1939 年、第 26 図、参照)。しかし、ここに引用した写真を幾ら凝視してもそれが逆ネジであるようには読み取れず、単にスレッドのサイズとピッチが異なる = 1 回転当り進みの異なるネジが用いられているだけのように見える。また、カム前掲書の解説や次に見る辻 猛三に依ってなされた BMW-801A に関する解説においても然りである。

もっとも、ヒルト方式が将来、大馬力航空発動機に採り入れられる可能性に関するこの記事の指摘は正鵠を射ていた(あるいは既に次に見る BMW の動向を押えた表現となっていた?)。

図Ⅲ-IV-19 Hirthの特許フェイス・スプラインと特殊ボルトを用いたクランク軸組立方式

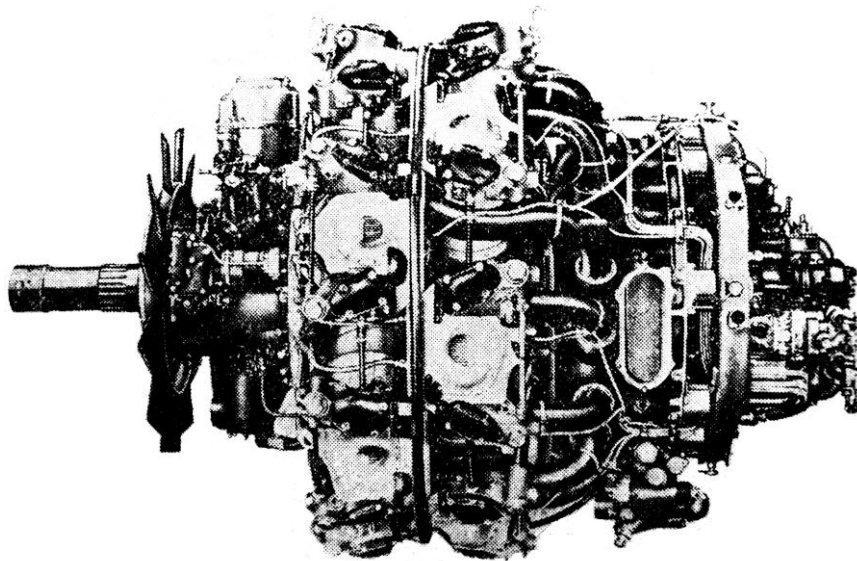


工業調査協会編『航空発動機圖集』71頁，第80図，より。

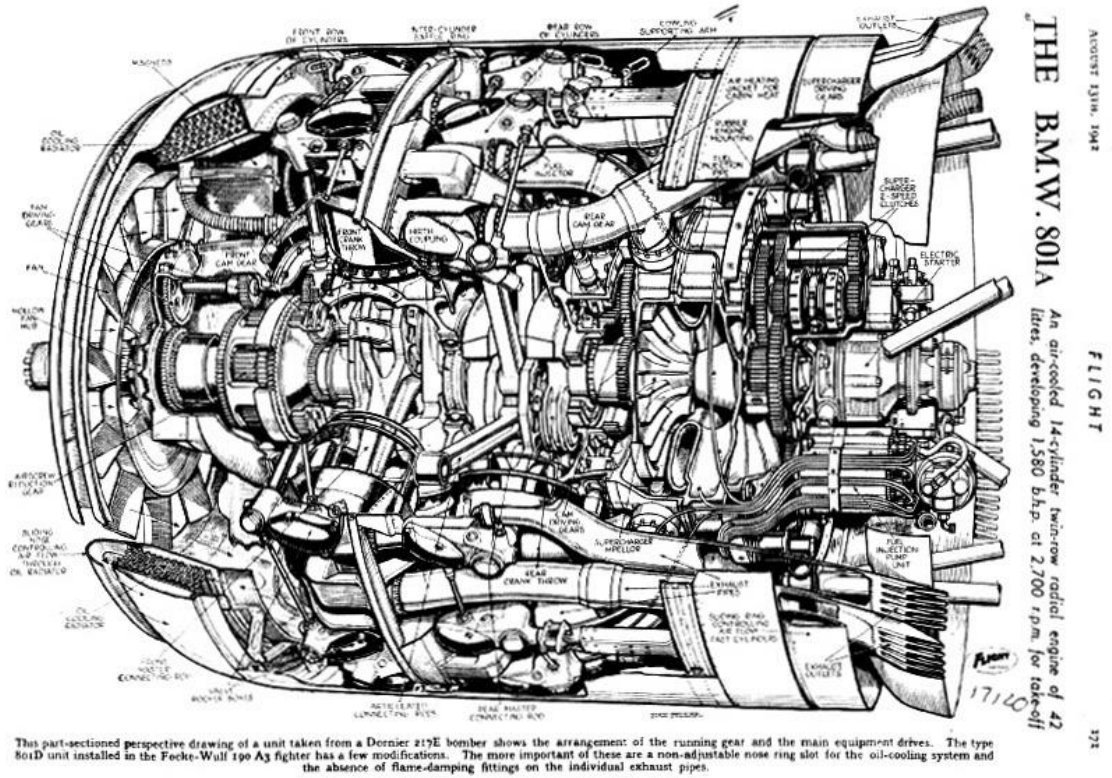
スプラインシャフトは勿論，締付け工具である．ジャーナル部，ピン部共，クランク軸のピースがコロの転走面をなしている．

この方式に目をつけたのがBMWである．BMWがP&W *Hornet*の製造権を購入しながらそのクランク軸結合方式に飽き足らず，これを内部拡張式へと独自に改変し，成功を収めていた点については先に触れた通りである．そのBMWは1939年4月に試作初号機が完成した傑作発動機，801型(2R14 156×156mm 1600→2000PS)の4カウンタウェイト式クランク軸に件の内部拡張方式とこのフェイス・スプライン結合方式とを採用した．

図Ⅲ-IV-20 BMW 801A型発動機の外観



図III-IV-21 BMW 801A 型発動機の全体透視図

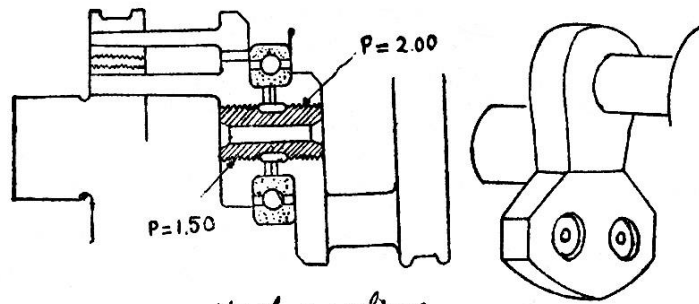


*Flight*, August 13th. 1942, p.171 より。

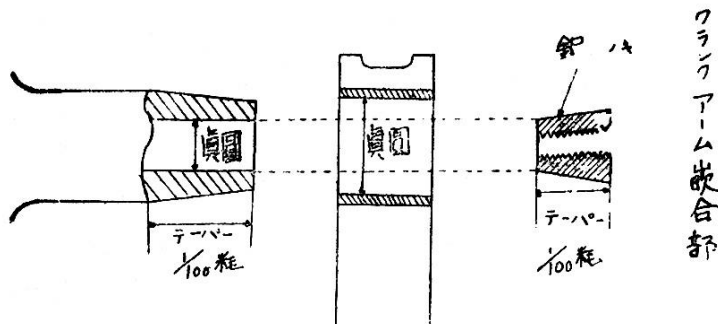
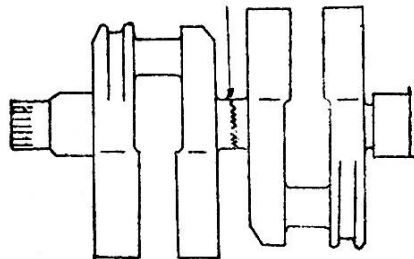
そのクランク軸の構造についても辻 猛三によってかなり詳しく紹介が為されているので以下にその図を引用しておこう。このクランク軸は独特の、見るからに剛性の高そうな、前後のピン部が件の BMW 独自の圧入・内拵方式で接がれ、ヒルト継手が中央に配された都合 4 ピース構成となっている。また、このことに依って部分釣合に有利でクランク軸を無益に撓ませ難い 4 カウンタウェイト方式の採用が可能となっている。

釣合錘には図から想像すれば P&W 流のバック式あるいはスプール式のダイナミック・ダンパが仕込まれていたようであるが、上の図を引いた *Flight* 誌の記事に拠れば、ダイナミック・ダンパーの錘を収容するための孔は確かに明けられていたが、調査された 801A の個体においてはそこに金属性プラグが打込まれ、孔は塞がれていたということである。もっとも、果たしてこれが一般的な使用状況であったのか否かについては何とも判らない。

図III-IV-22 BMW 801A 型発動機のクランク軸



Hirth coupling



辻 猛三『ドイツの航空工業』112 頁，第 68 図。

中央ジャーナルの結合は 1.5mm と 2.0mm のピッチを有する専用ボルトに依る。

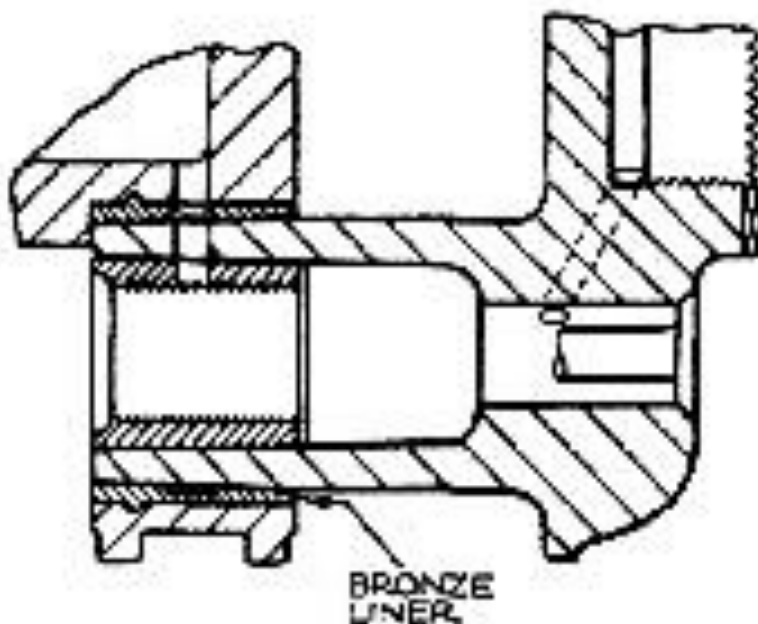
ピンとウェブとの結合は  $\frac{1}{100}$  のテーパに依る。圧入圧力 18t.

中央ジャーナル径 120mm。中央軸受は玉軸受(玉数 9→13 個)。

辻には申し訳ないが、クランクピンの圧入部に関する彼の図は誤りではないかと想われる。圧入部の断面が「真円」であることは当たり前である。要は円筒(ストレート)か円錐(テーパ)かということである。Flight 誌の記事とそこから採った次図に拠れば、クランクウェブのピン孔は確かにストレートであったが、そこに嵌込まれる青銅製ライナの内面はストレートではなくテーパになっていた。そこに内外両面ともテーパ仕上げされたクランクピンを突当りまで圧入し、更に銅メッキされた鋼製テーパ・ブシュをクランクピンのテーパ孔に端面ツライチまで圧入する。その結果、青銅製ライナは変形し、ピン孔内面に設けられている環状溝を充填すると共にピンはウェブと結合される。ここでも BMW 132 の場合と同様、

摩擦だけで結合構造が保たれていたことになる。油道を塞ぐキャップとボルトが取付けられるものの、クランクピンは実効的に中空状態となる。また、この鋼製テーパ・ブシュの内面には次にクランク軸を分解するための細かいネジが立てられている。

図III-IV-23 BMW 801A のクランクピン結合部

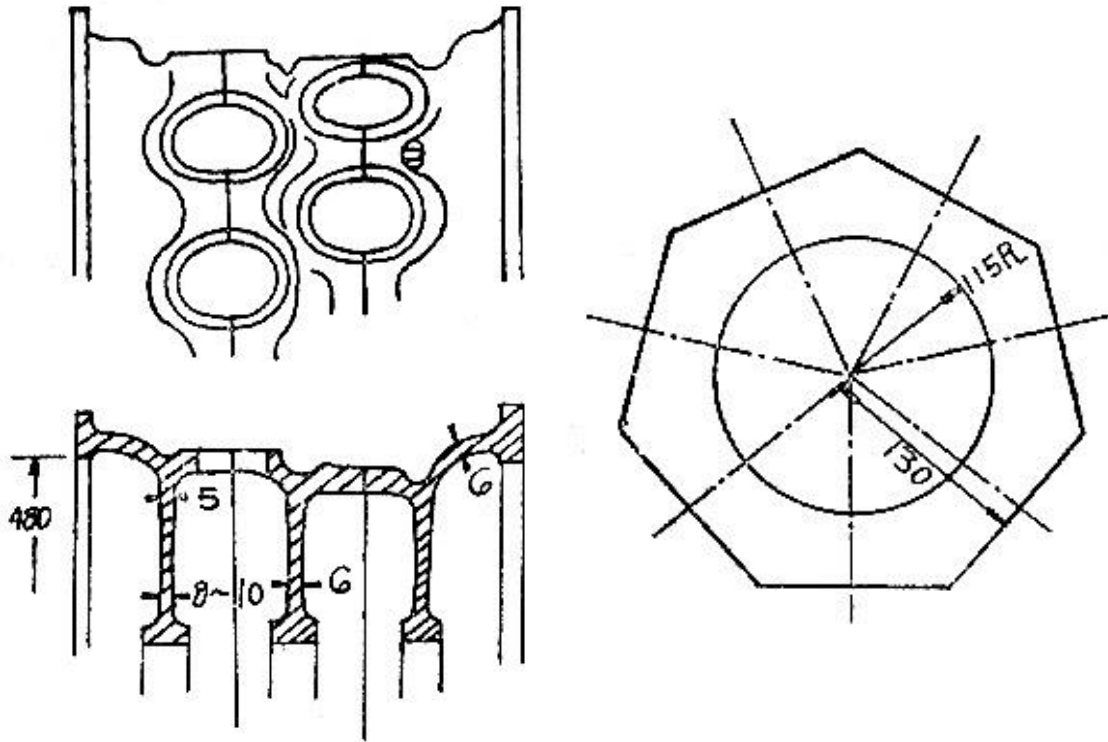


*Flight*, August 13th. 1942, p.172 より.

なお、ヒルトのクランク軸がフェイス・スプラインを両端に持つジャーナル/ピン部材の表面をコロ軸受のコロ転走面として用いる方式であったのに対して、BMW 801 の中央主軸受は図にも明らかな通り、正規の内輪を有するタイプであった。図には描かれてはいないが前後主軸受は一般的な内輪付きの円筒コロ軸受である。また、3つの主軸受の外輪はクランク室に直に組込まれるのではなく、一体青銅ブシュを介して組込まれ、しかもその嵌合は隙間嵌め(?)であったらしく、外輪はブシュの中で回転出来たと伝えられている<sup>172</sup>。

図III-IV-24 BMW 801A 型発動機の鋼製クランク室

<sup>172</sup> 前掲 *Flight* 誌記事, 辻前掲書及び V., F., Bingham, *Major Piston-Engines of World War II*. England, 1998, pp.66~68, 参照.



辻同上書，111 頁，第 67 図，より。

右図記入の数字に対する矢印は誤り。

クランク軸をかくもコマ切れの構造としたのは 4 カウンタウェイト方式の採用を可能にしつつ中央軸受のトンネル径を細くして鋼製クランク室(鋳鋼製と考えた方が無難なようである)の高剛性設計を容易にする意図と部品生産拠点の小規模分散化を図る意図からではなかったかと考えられる<sup>173</sup>。

これら欧州勢に比べ，アメリカの発動機メーカーは相対的に保守的であった。先ずライト，次に一体式に節を改め，P&W の例を紹介しよう。

#### iv) Wright

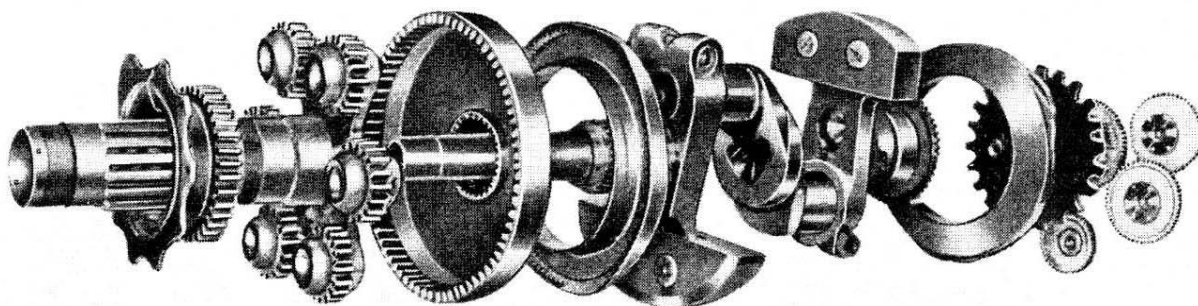
どちらかと言えば単列星型で成功して来たライト社は 1930 年に *Whirlwind* の複列 14 気筒版 R-1510 を開発しているが，同発動機は大ヒットするには到らなかった。

次に掲げるのは複列型 *Cyclone* のクランク軸・減速機回りの写真である。出典文献には「サイクロン」とのみ表記されているが，発動機形式は不明である。ダイナミック・ダンパが後部にしか装備されていないことからして，次に見る R-2600 *Double Row Cyclone* より明らかに先行するモデルのそれであるように想われるが，マイナーチェンジ前の *Double Row*

<sup>173</sup> ドイツにおける防空対策としての生産拠点分散配置，森林の中に拓かれた工場については辻前掲書 10~12, 134~136 頁，辻「ドイツ出張と空襲の思い出」『往事茫茫』第一巻，389 頁，コーヘン/大内兵衛訳『戦時戦後の日本経済』上巻，303 頁，参照。

*Cyclone* のそれであると見るのが穏当のようにも思われる。

図Ⅲ-IV-25 Wright *Double Row Cyclone* (初期型?)のクランク軸~プロペラ軸回り

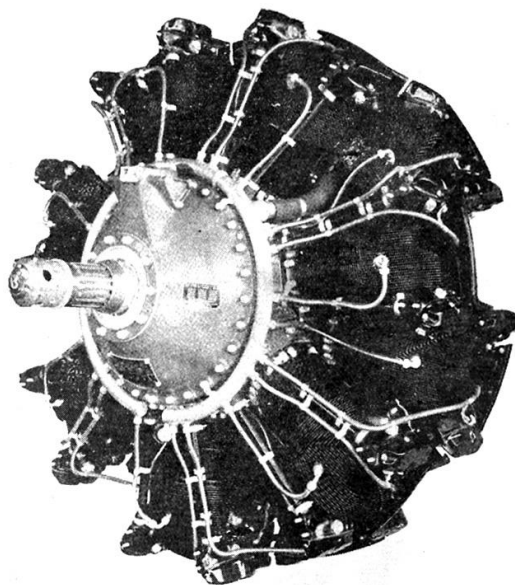


佐々木『航空發動機の基本計算法』58頁次のグラビアより(但し左右反転)。

前部の割円状の錘は固定されており，ダイナミック・ダンパは後部のみである。

1935年11月，同社は156×160mmのサイズを有する *Cyclone 14*，R-2600(~1900馬力)を開発した。この *Double Row Cyclone* 発動機は成功作で，先次大戦終結までに総計5万基以上が製造された。

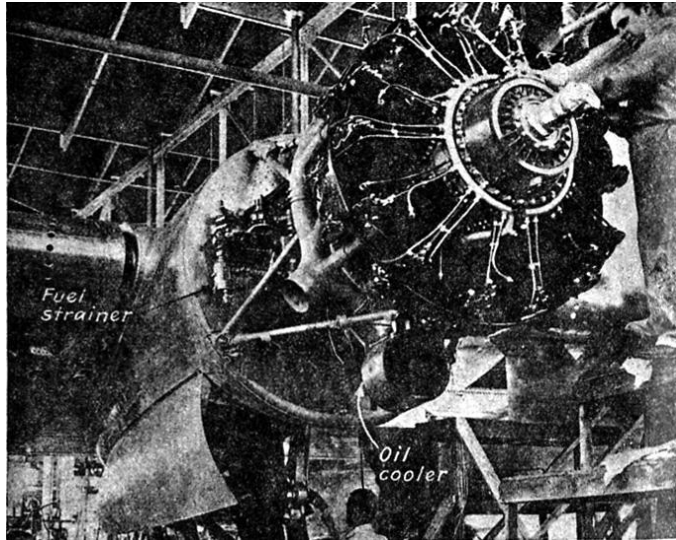
図Ⅲ-IV-26 Wright R-2600 *Double Row Cyclone* ないし *Cyclone 14*



宮本『ライトサイクロン航空發動機取扱解説』育生社，1940年，巻頭，第3図。

写真はこの旧版の方が多少鮮明である。

図Ⅲ-IV-27 カーチス C.W,20 型旅客機に艤装中の R-2600 *Cyclone 14*(*Double Row Cyclone*)



Carl Norcross and James D., Quinn, Jr., *The Aviation Mechanic*. p.442 Fig.426. 宮本晃男『航空発動機整備技術』116頁，第123図も同じ。

C.W.20は制式化されてアメリカ陸軍の主力輸送機C-46となるが，残念ながら発動機はより強力なP&WR-2800 *Double Wasp*に置き換えられてしまう。

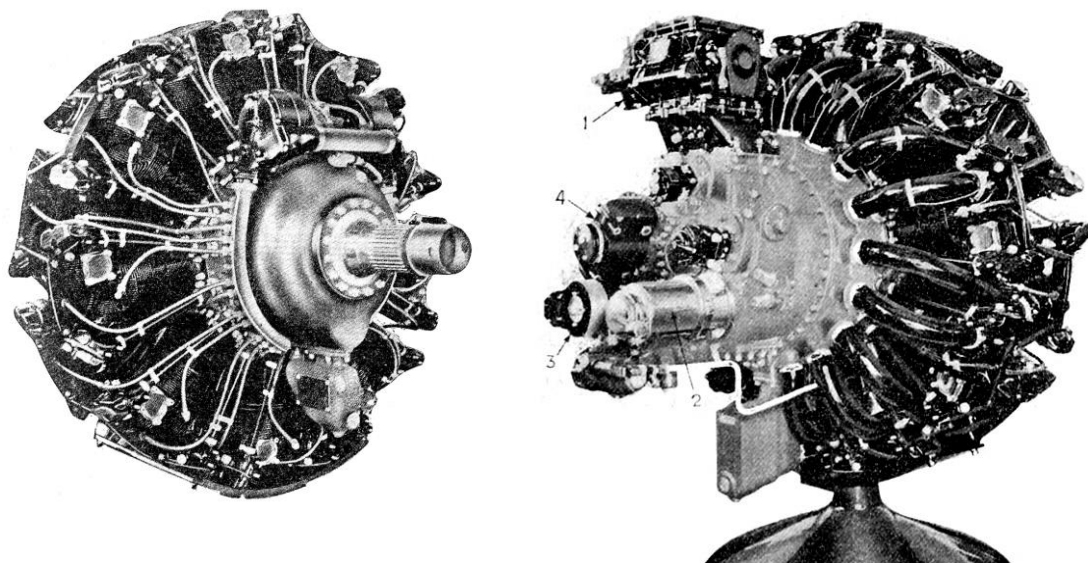
R-2600の気筒を複列18気筒に組んだものが1938年に投入されたR-3350 *Duplex Cyclone* ないし *Cyclone 18*である。B29爆撃機に搭載されたのはB-11型排気タービン過給機を2基装備した2200馬力のR-3350-21である。その開発はP&WR-2800 *Double Wasp*のそれにも増してトラブルの連続であった。P&WR-2800 *Double Wasp*より大方2年の余計にかかり関係各方面より非難的となった開発期間の長さが状況の困難性を物語っている。但し，その開発過程の詳細については目下，第II部で触れたこと以外，不明である<sup>174</sup>。

### 図III-IV-28 Wright R-3350 *Cyclone 18*

<sup>174</sup> Charles O., Herb, "Wright Aero" Builds the World's Largest Air-Cooled Aircraft Engines. *Machinery*, Vol.45, No.11, 1939/和田 正「ライト航空発動機世界最大の空冷航空発動機を製作す」『内燃機関邦訳文献集』第6巻 第3号，1940年，は *Duplex Cyclone* 発動機自体の解説ではなく，その部品機械加工技術体系に関するかなり詳細なレポートとなっている。専用機による鋼製クランク室の切削・研削加工，ブリーザ孔の9軸同時穿孔，主軸受をなす玉軸受の嵌入孔，嵌入後の外輪内面自体の内径研削，主連桿の倣いフライス加工，気筒胴ネジのねじフライス切削と研削，自動機による減速小歯車加工，減速大歯車のインヴォリュート・スプライン研削，Gisholt Dynetric 動釣合試験機によるクランク軸のバランスング等，興味深い，時に意外な工程の解説が見られる。

主軸受外輪軌道面をクランク室嵌入後，研削するのはクランク室が剛性充分な鋼製であるため，軸受外輪自体に大きな剛性を期待する必要が無く，発動機のコンパクト化の一助としてその肉厚削減が要請された結果であろう。





宮本『ライト・サイクロン航空發動機取扱解説 改訂版』巻頭，第 13，14 図。

Holley Carburetor Company 製気化器を装備し，離昇出力 2030 馬力と表示されている<sup>175</sup>。

12,000 基製造された *Turbo Cyclone* を含め，ライト複列星型 *Cyclone* 發動機のクランク軸は最終的に前後ウェブにダイナミック・ダンパを持つマネトン組立式・中央軸受付クランク軸となった。この内，前部のものは 7 次，後部は 3.5 次の振り振動ダンパであるらしい<sup>176</sup>。

<sup>175</sup> ホーリー気化器ないしチャンドラー・グローブス気化器は Bendix 傘下にあったストロンバーグ社における気化器開発のリーダー，M.,E., Chandler が開発費を出し渋り，気化器の開発費は發動機メーカーが負担すれば良いとする会社の方針に反抗し，自動車用・小型航空發動機用気化器メーカーであったホーリー社の援助を得て'35 年に設立した Chandler Groves Company のオリジナル製品であった。

これは可変ベンチュリー式であるためスロットル弁凍結(→加熱による体積効率低下)の惧れが無く，チャンバの油面ではなく燃圧を一定とすることによってガソリン供給量を制御するフロートレス方式であったため-G にも強かった。何よりも，構造単純にしてその価格はストロンバーグ気化器の半分ほどであった。低コストの今一つの要因は空燃比の高度補正機構を欠くことにも依っていた。この省略が可能であったのは気圧低下によるガソリンの気化が燃料供給量を自ずと絞る効果を発揮していたこと，高空で可変ベンチュリーを通過する空気の流速が低下し燃料吸上げ量を抑える効果を発揮していたことにあった。

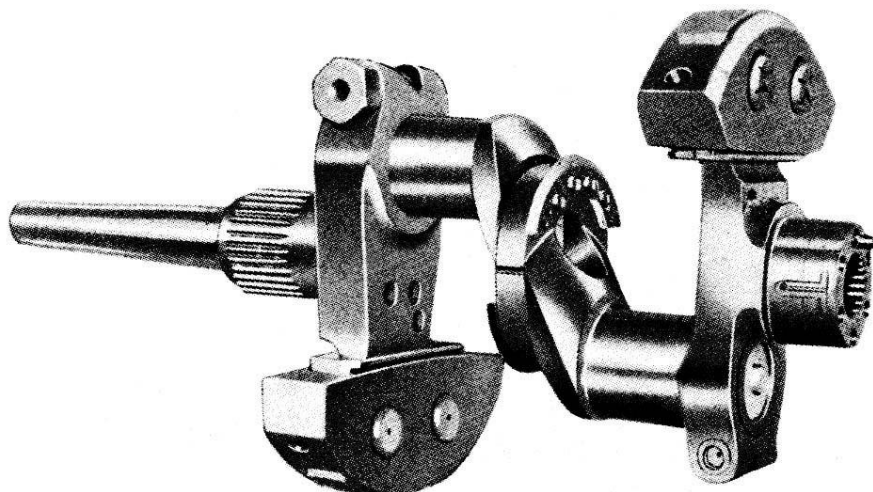
しかし，かような機能は燃料の揮発性に左右され，あるいは不正確であったため，一時はアメリカ陸軍や TWA 等，民間航空会社の *Cyclone* に採用を見たものの，自動混合比調整装置付きストロンバーグ気化器(36-)のシェアを決定的に奪うには到らず，チャンドラーの離脱後，ホーリー社で継続的改良が試みられはしたものの，最後にはストロンバーグ気化器の噴射式への世代交代(38-)を前に敗退を余儀無くされている。cf. Schlaifer, *Development of Aircraft Engines*. pp.517~525. 技術的な解説として宮本『ライト・サイクロン航空發動機取扱解説 改訂版』附録 1~8 頁，参照。

それにしても，これを四半世紀後，欠点や衰退の事蹟抜きに“長所”のみに触れて紹介するという姿勢は如何なモノか？ 八田・浅沼『内燃機関ハンドブック』490~492 頁，参照。

<sup>176</sup> ダンパーについては『航空工学便覧』467 頁，参照。原出典は後述の山室論文[1940]であるが，彼自身はどちらが前とも後とも述べてはいない。

このクランク軸は中央軸受の直径が意外に小さく、スリムなクランク軸のように見える。しかし、細身に見えるのは単に中央円盤の直径が小さいからである。そもそも、この部分の直径を大きくしたからといって軸全体の剛性が高くなるワケでは決してなく、逆に、中央軸受のこじれを増幅させるような結果が招来されかねない。

図Ⅲ-IV-29 Wright *Double Row Cyclone* (*Cyclone 14* 後期型?)のクランク軸



佐々木『航空発動機の基本計算法』58頁次のグラビアより。

元図は Norcross and Quinn, Jr., *The Aviation Mechanic*. p.375 Fig.361 らしい。

ライトの複列星型用クランク軸は基本的にこの恰好で終焉を迎えた。因みに、複列用クランク軸のマネトン結合は P&W や中島飛行機でも試みられたことがあるものの、何れも不首尾に終わっている(後述)。このシンプルな機構で複列の組立クランク軸をキッチリとまとめるといえるのは実は大変に高度な技術なのであった<sup>177</sup>。

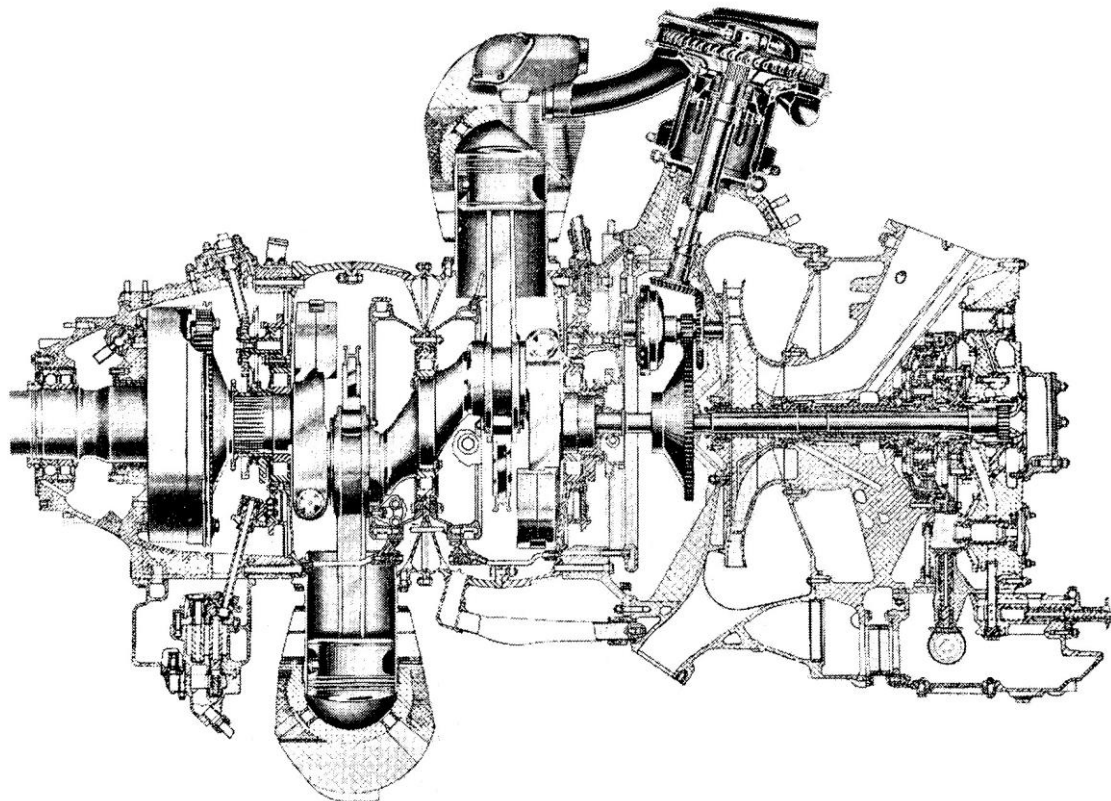
他方、プロペラ軸(減速機軸)内腔に深々と挿入されるクランク軸前端テーパ部は直結式ならいざ知らず、減速機付き発動機の場合、大した役割など果していない。確かに、その先端部に仕込まれた平軸受がプロペラ軸を内側から支えるというお題目にはなっていたが、これは実質的に無くても済む程度の機能であり、後は精々、組立てられた発動機本体に減速機を組付ける際、軸のセンター合せに便利であること(自動車整備におけるクラッチ・ハウジン

<sup>177</sup> 永野のようにこの方式に本質的な無理があったかの如くに語るの逆立ちした議論である。「原動機篇 一、航空用原動機」『航空技術の全貌』(上)、453頁、参照。

なお、ライトは P&W 単列発動機の旧型スプライン結合法を複列に応用し、スプライン軸をクランク軸中央ピース前後に突出す中島飛行機の方式(後掲図Ⅲ-V-22、参照)を逆にしたような、P&W 新型スプラインボスを中央ピースの前後に設ける方式について試みたものの、製品にこれを実用するには至っていない。中村 功「航空発動機用クランク・シャフトの研磨作業に就て」『工作機械』第4巻 第2号、1941年1月、参照。

グのセンター合せに類似), 分解組立時, クランク軸を豎吊りする際, 大きな補助具を持出さなくて済むから便利な場合があるという程度の存在であった. それ故, 末期のライト発動機のクランク軸においては単列・複列共にこの長い突起部はカットされることになっている.

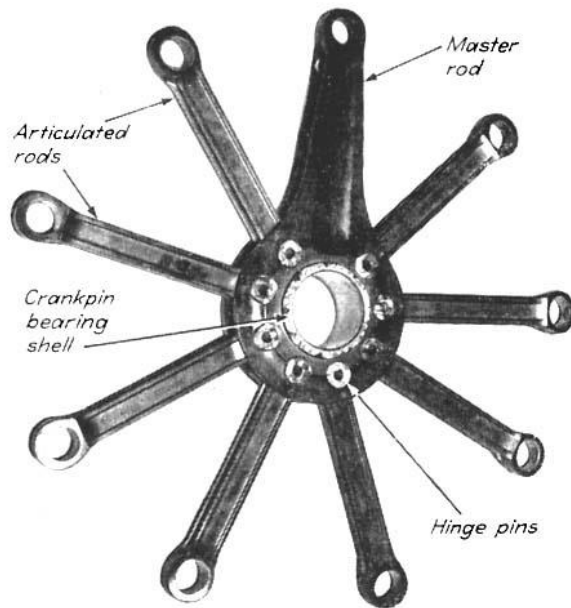
図III-IV-30 Wright Turbo Cyclone (Cyclone 18のターボコンパウンド版)とそのクランク軸



F.J., Wiegand and W.R., Eichberg, Development of the Turbo Compound Engine. *SAE Transactions*. Vol.62, 1954. Fig.23 より.

なお, 新しい世代の *Cyclone* 発動機の全てにおいて上述の“H”断面桿部・多角形大端部への設変が一律になされた訳ではなかった. フラッグシップである R-3350 及びそれをターボ・コンパウンド化した 988TC18EA-1 には“H”断面ながら両サイドが挟り込まれた桿部と丸い大きな大端部を持つ主連桿が用いられていた. 但し, これらは戦後の情報であり, 果して戦時中からそうであったのか否かについては遺憾ながら不明とせざるを得ない.

図III-IV-31 Wright R-3350 の連桿



C.,H., Chatfield and C.,F., Taylor, *The Airplane and Its Engine*. N.Y. 1949, p.105 RFig.86.

大端メタルは銀 - 鉛.

## 5. 中央軸受付き一体型クランク —— Pratt & Whitney

複列発動機の開発は 1927 年, Leonard “Luke” Hobbs によって着手された. この人物は陸軍技術将校, 民間技術者の身分での陸軍航空隊実験技師, Stromberg Carburetor 社技師の前歴を有し, ストロンバークでは航空気化器の確立に大きな貢献を為した技術者であった. 彼の指導の下, 1930 年には R-2270(2R14-146×162?)が試作された. '32 年には R-1535 *Twin Wasp Junior* (2R14-132×132mm, 600→825HP)ならびに R-1830 *Twin Wasp* (2R14-140×140mm, 750→1000→1150HP)という量産機種がリリースされた. 1935 年には R-2180 *Twin Hornet* (2R14-146.1×152.4mm, 1400HP)が開発されている<sup>178</sup>.

*Twin Wasp* ——出力, プロフィール的にはほぼ三菱金星クラス—— は同社のベストセラー発動機で機械式 1 段及び 2 段機械式過給型, 排気タービン過給機付 2 段過給型の R-1830 諸型式が開発され, 総計 173,610 基の R-1830 が製造された. '39 年に設計・投入された増強型, R-2000 *Twin Wasp* (2R14-146×140mm, 最終的に離昇[dry]1450HP, 一時期は 1800HP にレート, 公称 1200HP)の方は先次大戦後も含め, 総計 12,966 基, 量産された. この枝は幹が太いだけに一見, 端数のように扱われかねぬが, 実はそれ自体が三菱三連星各型式の実績に迫る数

<sup>178</sup> Gunston 『世界の航空エンジン ①レシプロ編』 165~168, 170~172 頁, 同 『航空ピストンエンジン』 175~178, 181, 207~208, 224~225, 231~232, 240 頁, 参照.

*Twin Hornet* 搭載機として記憶されるのが Douglas の試作 DC-4E 型 4 発旅客機である. この機体に *Twin Hornet* では非力であったと見え, *Cyclone 14* に換装されたかのような記述も見受けられるが不詳. その製造機数そのものは 1 機のみに終わったが, この 1 機を購入, 模倣し, 中島で 6 機造られた失敗作が海軍 13 試陸上攻撃機, 深山である.

字である。そして、前者単独の 173,610 基という桁違いの数字こそは歴史上のあらゆる航空発動機中のトップ記録である。してみれば、劣悪の代名詞のように評されがちなその一体式クランク軸の生産性も、鍛造設備や専用加工機さえ十全に整備されておればさして低くはなかったものと推察されざるを得ない<sup>179</sup>。

*Twin Wasp* 系発動機は極めて頑丈な、耐久力を重視した設計思想の賜物であったと考えられる。何故なら、600 馬力時代の *Wasp* から 3500 馬力の *Wasp Major* に到るまで、P&W 発動機の重量/出力比はほぼ原点を通り 0.45kg/HP を示す傾きを有する一直線上に展開しているにも拘らず、*Twin Wasp* のそれだけがこれをやや踏み外しているように見えるからである。ダイナミック・ダンパを持たない高剛性の一体式クランクはその最たる要素であった。その分割式大端部の強度が不足がちであったと見るのは上記の累計生産台数に照らしても単なる僻み根性というものであろう。そもそも、重要部位に本質的欠陥を蔵した発動機がかようなオールタイム・ランキング 1 位というような量産規模に達するワケは無い。やがて我々は *Twin Wasp* 系発動機の耐久力について、別の側面をも垣間見ることになる<sup>180</sup>。

その後、*Twin Wasp* より一回り大きい R-2600 開発計画が進められたが、こちらはライト R-2600 *Cyclone* 14=Double Row *Cyclone* R-2600(1900HP)に先を越されたため、P&W はより大きな、即ち *Twin Hornet* の前後バンクに 2 気筒を追加し、複列 18 気筒化した R-2800 *Double Wasp* (2R18-146×152mm, 1850→2500HP)の開発へと鋒先を転じた。このため、R-1535 *Twin Wasp Junior* と R-2180 *Twin Hornet* の量産は断念された。そしてこの R-2800 *Double Wasp*こそは戦後の若干数を含め、諸型式総計 125,443 基という膨大な製造台数を記録し、レシプロ時代の P&W 発動機のエースとなる発動機であった<sup>181</sup>。

なお、R-2800 *Double Wasp*, R-2000 *Twin Wasp* (2R14-146×140mm), R-1830 *Twin Wasp* といった P&W 製複列発動機や単列の R-1340 *Wasp*, R-985 *Wasp Junior* 発動機、そして R-4360 *Wasp Major* といった発動機は P&W 本体だけではなく、Ford, GM をはじめとす

---

<sup>179</sup> 製造台数については cf. Jack Connors, *The Engines of Pratt & Whitney: A Technical History*. Maryland, 2010, p.89 Table 11, p.107 Table 20.

なお、*Twin Wasp* 時代における P&W 社の生産技術体系を紹介した文献として Carlton Ward, Plant Layout and Productuin Methods for Modern Aircraft Engines. *S.A.E. Journal* Vol.40, No.5, 1937/三枝 定訳「近代の航空発動機製作工場の計畫と製作方法」『内燃機關邦譯文獻集』第 1 卷 第 13 号, 1937 年, P&W Engine Production. *Aero Digest*. Vol.34, No.1, 1939/松井健藏訳「プラット・エンド・ホイットニー発動機生産」『内燃機關邦譯文獻集』第 5 卷 第 6 号, 1939 年, 参照。

<sup>180</sup> P&W 発動機における直線的な重量/出力比推移については日本航空整備協会『航空発動機』9 頁, 第 10 図から拾うことが出来る。

<sup>181</sup> Engines for the Air Force Pratt&Whitney Aircraft laid out its plant with an eye to the rapid growth in demand and development of aviation industry. *American Machinist*. 1939/松井健藏訳「空軍用航空発動機 航空工業の急速なる需要と發展とを考慮せるプラットエンドホイットニー社の工場設計」『内燃機關邦譯文獻集』第 5 卷 第 7 号, 1939 年, は *Double Wasp* の姿が窺われる最初期のレポートである。 *Double Wasp* の年次別生産台数については cf. G., White, *R-2800 Pratt&Whitney's Dependable Masterpiece*. p.296.

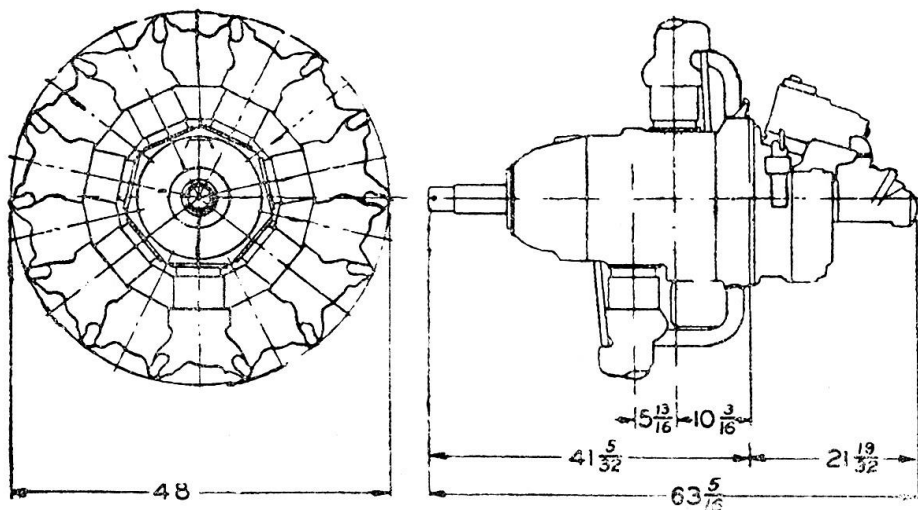
る自動車会社や Continental Motors のような発動機メーカーによって膨大な数量、受託生産されている。この点もアメリカ航空発動機界の著しい特徴であった。

P&W 社における複列発動機用クランク軸の進化は一体型中央軸受無しから一体型中央軸受付き、そして組立型中央軸受付への展開として跡付けられる。つまり、単列は組立式からスタートしたが、複列は一体式からスタートして永らくその形式を踏襲し、R-2800 で組立式への推転を遂げた。

その一体式の原点が 1929 年 12 月に設計着手、'31 年 4 月に試運転、同 6 月、飛行試験に到った R-1830 *Twin Wasp* と 1931 年 10 月試運転の R-1535 *Twin Wasp Junior* のクランク軸である。それらは一体式で高い剛性を窺わせる設計であったが、それでも途中から直径の大きな玉軸受を中央軸受とするようになったこと、後にこれが円筒コロ軸受に置き換えられたことが特徴的である<sup>182</sup>。

*Twin Wasp* のクランク・連桿の歩みに刻まれた、一般にそれほど良く理解されているとは思えない改良経過を可能な限り年代順に追って行くことにしよう。*Twin Wasp* の誕生は 1931 年に遡るが、当時のものと断定出来る図については未見である。恐らく、図Ⅲ-IV-32 に観る  $5\frac{13}{16}$ in.=147.6mm という極小の——金星より 2.4mm も短く、後の R-2800 *Double Wasp* における 10in.=254mm と比べれば僅か 58%に過ぎぬ——前後バンク間隔からして P&W は当初、中央軸受を装備せず、カムも前方集中で済ませようと企図していたのではなかろうか？

図Ⅲ-IV-32 P&W R-1830 *Twin Wasp* S2 C4 G の主要寸法



宮本晃男『列國航空発動機要目集』育生社弘道閣，1943年，478頁，より。

カムは前後振分け。

少なくとも 1930 年 5 月に火入れされた同社初の試作複列星型発動機である R-2270 にお

<sup>182</sup> 開発履歴については cf. Jack Connors, *The Engines of Pratt & Whitney: A Technical History*. p.89 Table 11, p.96 Table 13.

いては前方集中カム方式が採用されていた。そこに中央主軸受が在ったのか否かについては残念ながら不明である<sup>183</sup>。

その中央主軸受については水谷総太郎も複列星型発動機における 3 軸受化の起源を巡ってなされた先の *Sirius* 云々の議論において、*Jane's All the World Aircraft* の'33~36 年版に当たってみても、「ダブルワズプ」のクランク軸は一貫して「旧式構造であった」と述べている。筆者自身はこれらの資料を眼にしていないが、「ダブルワズプ」が *Twin Wasp* である点を割り引くにしても、「旧式構造」云々については水谷の言を信じて良いのではなかろうか？ 当然、カムも前方に集中せしめられていて然るべきであった想われるのであるが……<sup>184</sup>。

富塚 清もまた：

最近アメリカの Pratt-Whitney 等に於て中間に軸承をおくことが始まつたが、斯くするとクランク自體にとつては勿論有利だが工作費は非常に高くなり、且つ発動機が軸方向に伸びて来て、第 40 圖の如く各列別々のカムをおかねばならぬ様な不利がある。斯くまでせずとも従來の二軸承型で、今日の要求には殆んど何でも應じて行ける状況だから、當分後者は廢る事はなさうである(『航空原動機』工業図書、1936 年、60~61 頁)。

と述べている。

同書「序」の日付は 1936 年 3 月 27 日とあるから、ここに謂う「最近」とは 1935 年辺りを指すものと考えて良い。内容的には保守的に過ぎた見解で、主論点は忽ち陳腐化して行つた。カムに係わる下りなどは三菱の「横着設計」との絡みで後々の行論に興味を繋げるところでもある。参考までに富塚の書から第 40 圖、*Twin Wasp Junior* の外観写真を引いておこう(図Ⅲ-IV-33)。

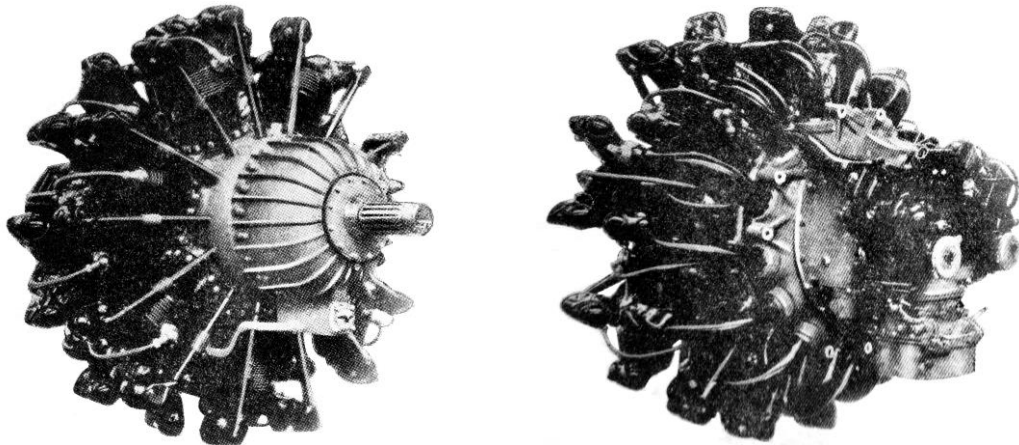
### 図Ⅲ-IV-33 1935 年頃の P&W *Twin Wasp Junior*

---

<sup>183</sup> cf., [http://www.enginehistory.org/Piston/P&W/Recips/R-2270\\_001.jpg](http://www.enginehistory.org/Piston/P&W/Recips/R-2270_001.jpg) なお、カムの件、Connors, *ditto*. p.88 に Fig.12 として掲げられた R-2270 の斜め後ろからの写真を見ても確かに後列のプッシュロッド・カバーは前方と繋がっている。

それでも Connors は *Twin Wasp* には当初から 3 軸受式クランク軸が与えられていたように述べている(Connors, *ditto*, p.93)。

<sup>184</sup> 『中島飛行機エンジン史』194 頁、参照。 *Double Wasp* がアメリカ陸軍のタイプテストを受けたのは、後述される通り、'39 年である。よって「ダブルワズプ」説は全くの誤解である。

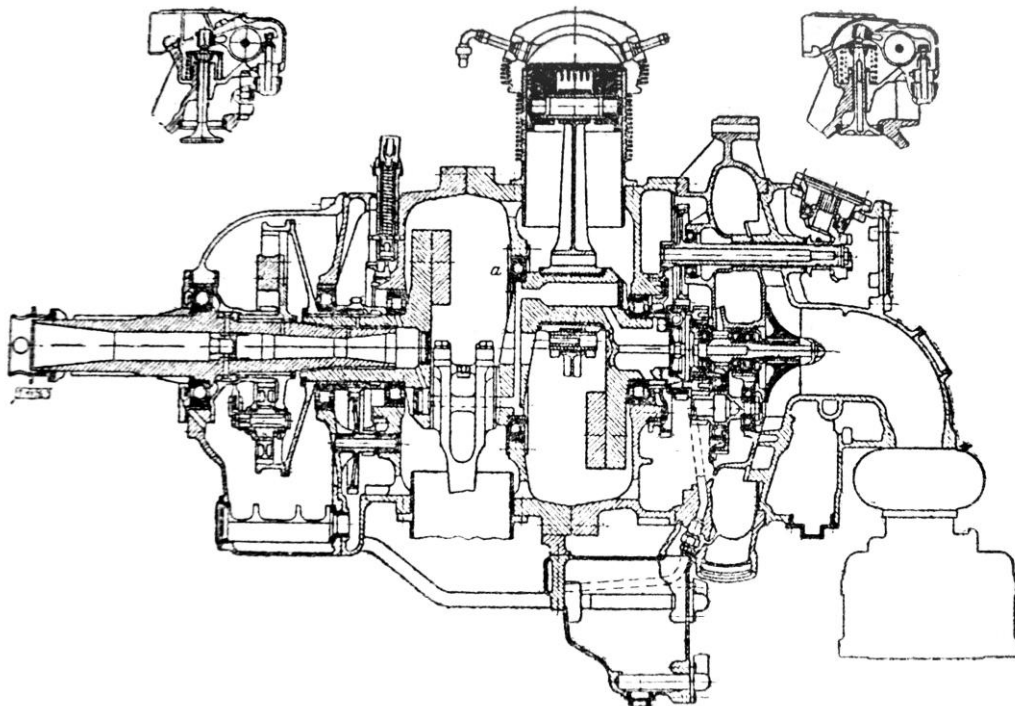


富塚 清『航空原動機』工業図書，1936年，62頁，第40圖。

配置を上下から左右並びに変更。後列気筒のプッシュロッド・カバーが僅かに見えている。

水谷は発動機の投入から上記年鑑への掲載までには「2~3年の間隔があると考えられる」と述べているが，図Ⅲ-IV-34は富塚によって言及された中央軸受を持つ，'37年よりは前の世代の *Twin Wasp* である。この図を'37年より前のものと判断した根拠については直ぐ明らかになる。

図Ⅲ-IV-34 '37年以前の *Twin Wasp* 発動機



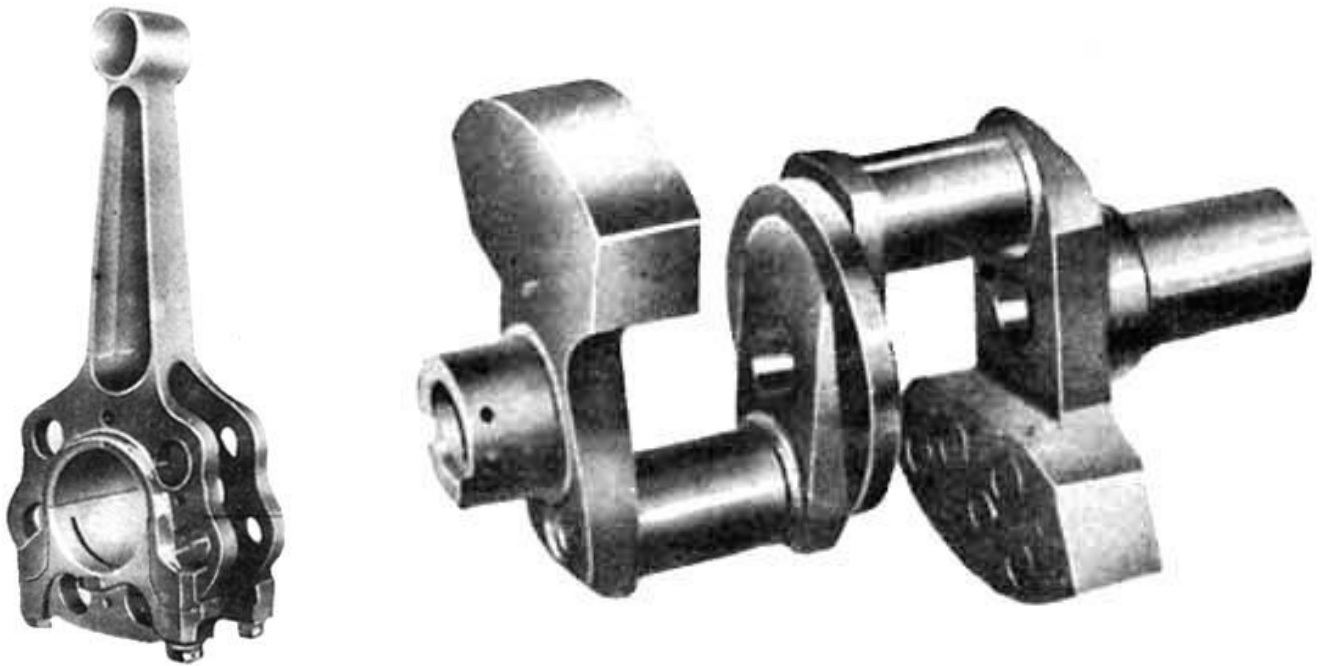
日本航空學會『航空工學便覽』446頁，第19図。



富塚 清編「航空ガソリン機関」(富塚・大井上『航空發動機』内燃機関工学講座 第9巻), 135 頁, 第 79 図, 長尾不二夫『新撰 内燃機関講義』下巻, 養賢堂, 1943 年, 465 頁, 第 439 図もこれと同じ出典からのものであり, 後部カムリングの先は単に描き込まれていないだけである. これらの邦語文献は何れも'40 年代のモノであり, 共に元図出典の記載を欠いているが, 昇流気化器の存在はその“古さ”を証明して余りある<sup>185</sup>.

そして, 図Ⅲ-IV-35 にはこの縦断面図に対応する主連桿並びにクランク軸が示されている. 主連桿の軸受冠締め付けボルト, 大径のクランク軸中央円盤を貫く中央クランクアームの形状に一先ず注目されたい.

図Ⅲ-IV-35 '37 年以前の *Twin Wasp* 発動機の主連桿とクランク軸

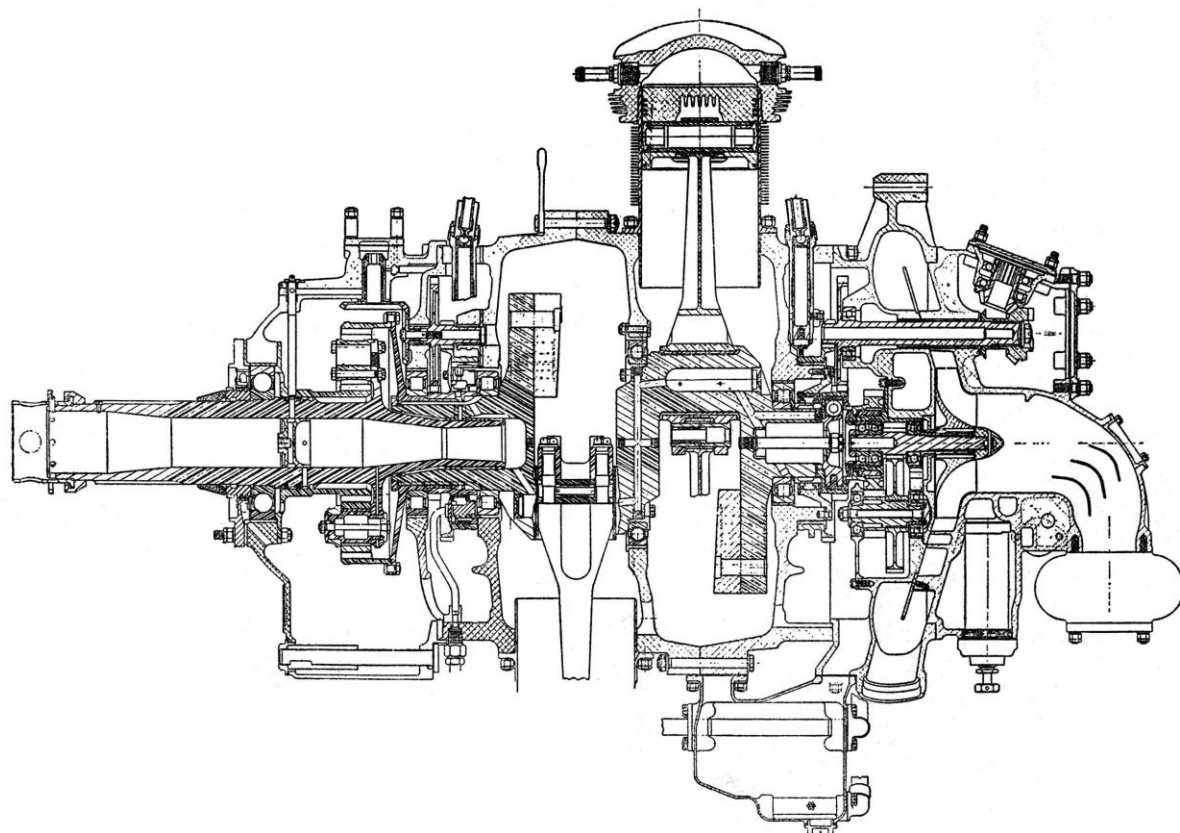


工業調査会編『航空發動機圖集』215 頁, 第 206 図, 207 図.

図Ⅲ-IV-36 は'37 年, アメリカの雑誌に発表された *Twin Wasp* の図である. 点火栓の取付け角度や減速機室の設計も以前と異なっているが, 何よりもクランク軸中央部の断面形状が変化していることに注目して頂きたい. 尚, この図に観る限り, 主連桿設計には変更が無かったようである.

<sup>185</sup> 因みに, 『航空工学便覧』432 頁に掲げられている *Twin Wasp* の要目は圧縮比 6.7, 離昇出力 1215PS とあるが, これは 1940 年頃のそれであって, 図とは対応していない.

図Ⅲ-IV-36 '37年改良型 R-1830 BG *Twin Wasp* 型発動機



工業調査会編『航空機及航空発動機設計資料』工業図書，1938年，100頁，より。

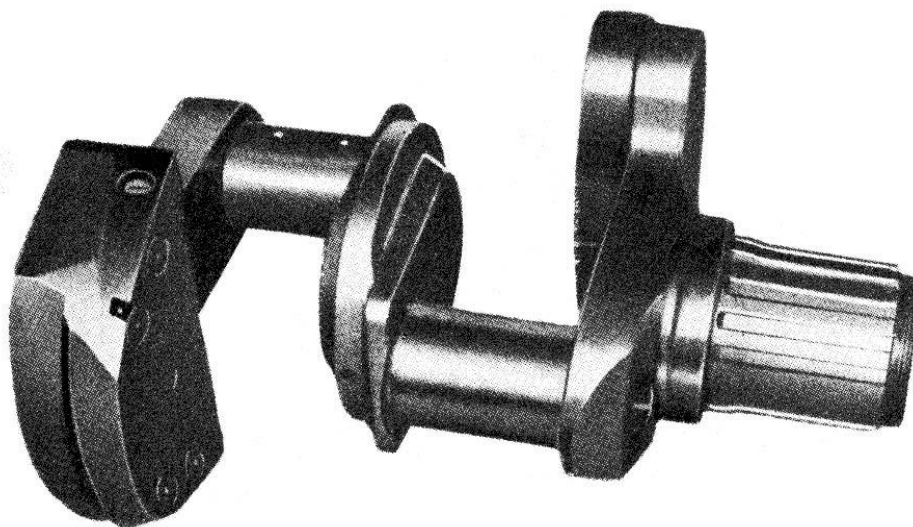
元データは *Automotive Industries*, Vol.76, No.12(1937) p.473.

酒井重蔵『高速度発動機』436頁，附第16図，工業調査会編『航空発動機図集』214頁，第205図もこれと同じである。但し，後者においては前掲写真とこの縦断面図とが全く符合していない。

本発動機の要目は，引上げられたように見える圧縮比が6.5，最大出力1000HP/2600rpm.，重量1265lbs.(573kg)とある。マグネトーはシンチラ，気化器はストロンバーグともあるが，用いられているのは依然として旧式の昇流型である。

この'37年改良型 *Twin Wasp* のクランク軸における設変＝増強の具体的な状況は次の写真(図Ⅲ-IV-37)からも観取される。中央円盤からはみ出した中央ウェブの幅と厚味が拡大及び全面均等化され，剛性アップが図られていることが観取される。円盤中心に明けられていた前後方向の大きな貫通孔も廃止された。

図Ⅲ-IV-37 '37年改良型 R-1830 BG *Twin Wasp* 型発動機のクランク軸



佐々木『発動機設計の基本計算法』74頁次，59頁前のグラビアより186.

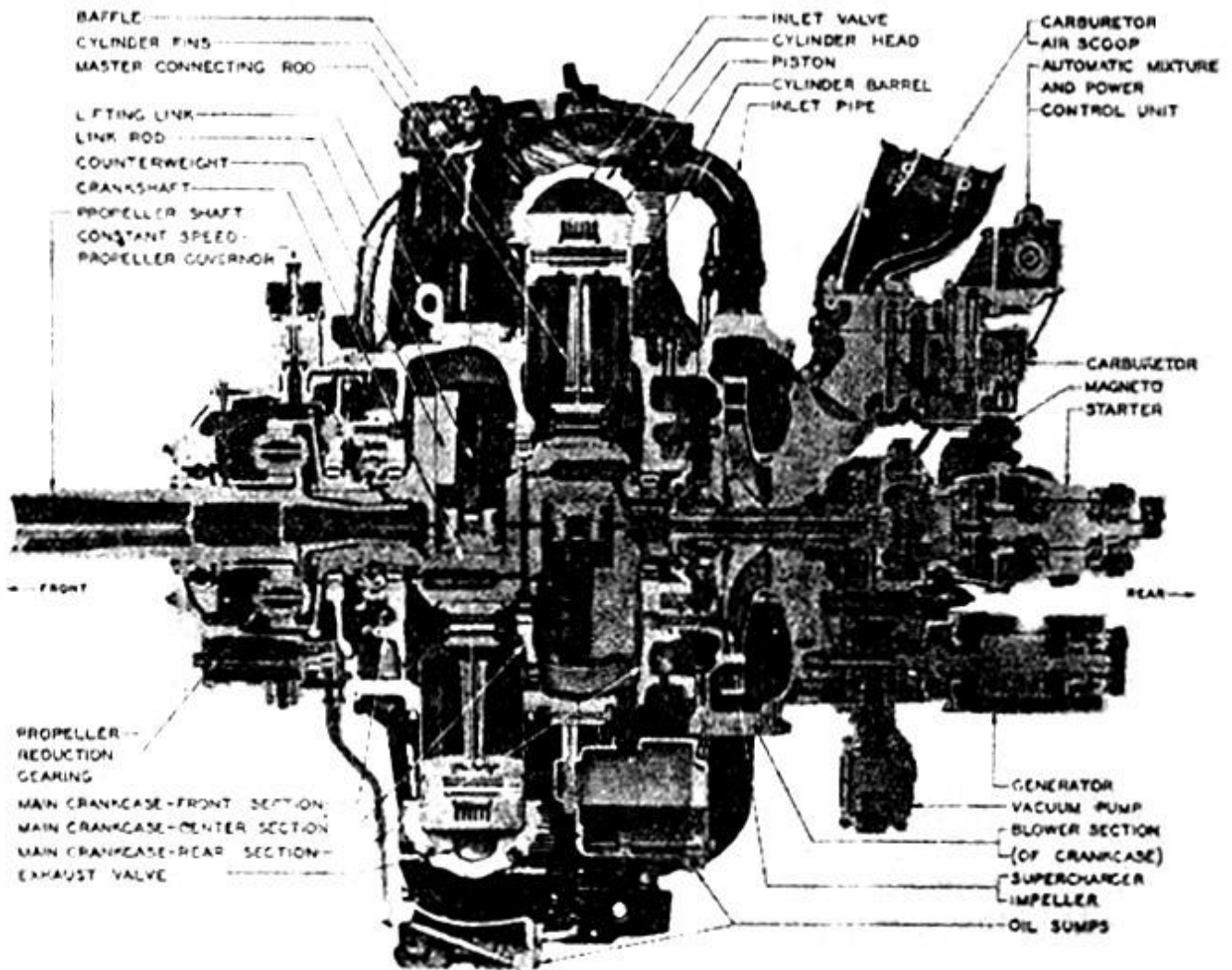
アメリカで41年に刊行された書物に掲載の図Ⅲ-IV-38もこの突っ立ったクランク軸中央ウェブの断面が明示されたカット写真となっている。しかも，注目されるべきはその発動機が降流型気化器装備に改められている点である。クランク室断面にもハッキリと強化の跡が窺われる。これはつまり，それがより新しい世代の *Twin Wasp* であるということの意味する。

### 図Ⅲ-IV-38 1941年の書物に掲載された *Twin Wasp*

---

186 神蔵『高速ガソリンエンジン』278頁，図15.8はこの写真を天地ひっくり返したモノであるが，何れも元図は P., Kötzsckhe, Werkstoffe und Bauteilgestaltung der Beuteflugmotoren. *Luftwissen*. Bd.8, Nr.3, 1941-3/野尻史朗訳「鹵獲発動機の部品形状並に材質に就て」『内燃機関邦譯文獻集』第10巻 第1号，1942年，第7図であるらしい。

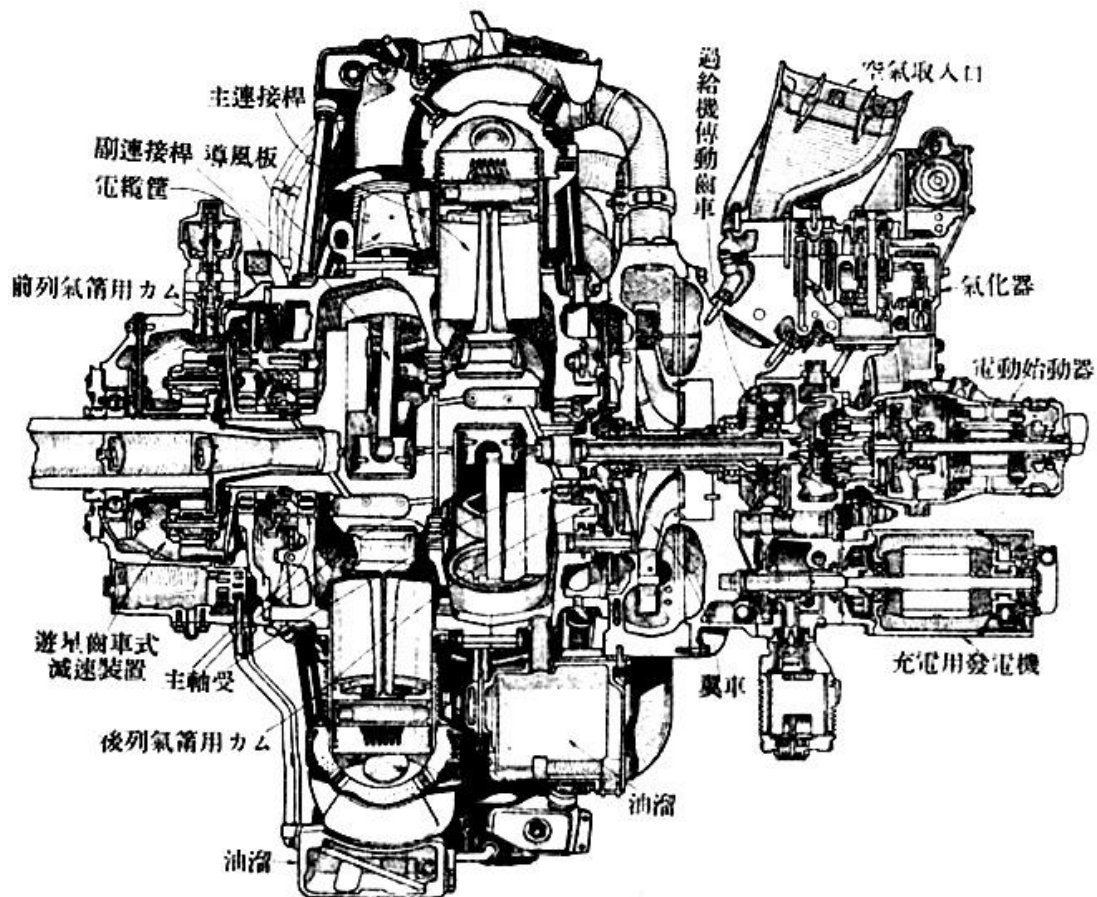
そこでの発動機呼称は *Twin Wasp* SC3-G，離昇出力1050HP/2700rpm.，最大高度出力900Hp/2550rpm.となっている。Kötzsckheはその重量が658kgであり，その比重量が最近の発動機にしては最も重いと指摘しているが，これは先にも述べた通り，*Twin Wasp*が非常にゆとりのある設計の発動機であったからに他ならない。



C., Norcross and J.,D., Quinn, Jr., *The Aviation Mechanic*. p.377 Fig.365.

図III-IV-39は恰もこれを描画したもののように、そこには「ツインワस्पC型」と表記されており、中央軸受は一層明瞭にコロ軸受として描かれている。P., Köttschkeの邦訳論文においても『ローラー・ベアリング』の内環は『クランク・ピン』及び腕を通して嵌合されると明言されている。この円筒コロ軸受の仕様は今のところ不明ながら、一連の流れとしてここに始まる変化とその帰趨を顧れば、かような点に現れたクランク軸中央部の剛性アップを通じて *Twin Wasp* 主軸受の来るべき平軸受化に向けた地均しが進められて行ったものと理解されて良い。

### 図III-IV-39 神蔵の紹介する「ツインワस्पC型」



神蔵信雄『初級 航空發動機』改訂版，工業図書，1942年，134頁，第167図。

更にこれらの写真と図を仔細に観れば，主連桿大端部の形状にも変化が生じているかのように窺われる．この点についても佐々木が「ワズプ會社 トウィンワズプの主副接合棒」などと怪しげなタイトルでP. Köttschkeの前掲論文から紹介している図Ⅲ-IV-40(元図番号，第11図)が証明してくれている．前掲図Ⅲ-IV-35左とこれとを見比べれば，改良型においては連桿大端部の設計がより素直な割り方に変更されていることが理解されよう．

図Ⅲ-IV-40 *Twin Wasp C(?)*型發動機の主・副連桿



佐々木『発動機設計の基本計算法』74頁次のグラビアより。

以上の検討を通じて結論付けられるのは、*Twin Wasp*の主連桿、クランク軸、主軸受設計には大きな変遷があったということ、そして、この先、取り上げられる中島のハ-5 や三菱金星系発動機の組立式クランク軸の設計にヒントを与えたのは *Twin Wasp* の、それも'37年の強化型(“B”型?)や、それを引継いだ“C型”ではなく、強度アップ策実施以前型(“A”型?)の一体式クランク軸であったらしいということである。

他方, Connors に拠れば, 1939年投入の R-2000=ボアアップ版 *Twin Wasp* (146×140mm) は R-2800 *Double Wasp* と同様, 平軸受の主軸受を与えられて登場した。この R-2000 は R-1830 の極めて保守的な発展態様であり, シリアル・ナンバーにおいても両者は別系列化されず「続けて流された(blend seamlessly)」ということである。つまり, *Twin Wasp* の戦後に続く最終モデルである“D型”, R-2000 には主軸受として平軸受が用いられるに到っていたワケである<sup>187</sup>。

そのメリットはコンパクト化と耐久性向上にあったと伝えられているが, 主軸受の平軸受化に因って発動機外径が縮小するワケは無く, 全長は却って増す筈である。また, 潤滑系統に支障を来した際の生存性という点についても疑問は残る。現に, ジェット・エンジンの高い生存性は転がり軸受の潤滑特性に依拠している。

とまれ, クランク軸の撓みを逃がすのに汲々としているようではかかる設変など夢物語である。これは高い曲げ剛性を有するクランク軸が与えられていたからこそ出来た芸当で

<sup>187</sup> cf. Connors, *The Engines of Pratt & Whitney: A Technical History*. p.101.

あった。もっとも、R-2000 化に先立って実施されていた強化策と新たに付加された(恐らくスプール式)ダイナミック・ダンパの御蔭でクランク軸自体にボアアップに起因する事故は生じなかった反面、クランク室の方はパワーアップに耐え切れず、使用時間の昂進と共に亀裂を頻発させたため、後には補強対策のため肉厚を増した強化型クランク室が用意されている<sup>188</sup>。

なお、設変の時期という点で、米国民間航空規程第 18 部に「P&W 発動機の陸軍名称 R-2000-7, -9, -11 発動機にある“C”という追字は……平軸承型の主曲軸室であることを示す」などとあるところから観るに、R-2000 *Twin Wasp* の主軸受も途中から平軸受に変更されたと理解する方が自然なようにも思えるが、確証は無い<sup>189</sup>。

さて、P&W 初の量産複列星型発動機 R-1535 は R-1830 と同じ一体クランク軸・分割大端部式主連桿を有していたが、それらの主連桿大端軸受メタルに係わる損傷は P&W に止まらず、発動機の高負荷化を推進したい全ての航空発動機メーカーにとって主軸受以上に頭痛の種であった。当時、その対策を巡ってアメリカの軸受メタル・メーカーが揃って匙を投げたため、“Luke” ホブスは P&W 全社技術陣を糾合したプロジェクトを立上げ、ケルメット(鉛青銅)に代る鉛・銀・インジウム・メタルの開発を成功させた。このメタルへの転換は 1938 年 4 月に断行され、引き続き、その保持機構や隙間の最適化に半年の努力が傾注された。後日、この軸受メタルは最強のライヴァル、ライト社の航空発動機にまで採用されるに到った<sup>190</sup>。

未だ、コトの先端性が強く意識されていたためであろうか、前掲 Kötzscheke 論文は *Cyclone* を含む他の全ての発動機のクランクピン軸受材料であったケルメットについては他の主要部品同様の精緻な成分分析結果を掲載しているにも拘らず、*Twin Wasp* のそれについては一覧表から除外した上、本文においても一片の言及さえ行っていない。

但し、この新型主連桿軸受開発史の少なくとも前半部分は学術論文の形で公開されており、日本人技術者もそれを知悉することとなっていた。これを三菱重工業川崎機器製作所技師・藤原工業大学講師、大野道雄の著書に尋ねてみよう<sup>191</sup>。

---

<sup>188</sup> 日本航空技術協会『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』1984 年、176~177 頁、参照。

<sup>189</sup> 米国民間航空局『米国民間航空規程第 18 部 証明済航空機、発動機プロペラ及び計器の保守、修理及び改造』日本航空整備協会、1953 年、125 頁、参照。

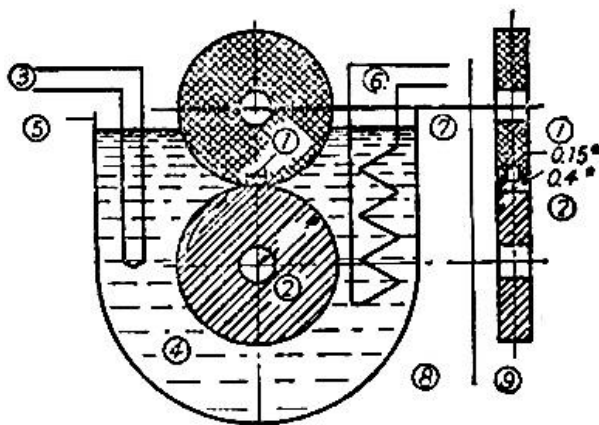
<sup>190</sup> cf. McCutcheon, *No Short Days*. p.1-5, p.5-2.

<sup>191</sup> 大野道雄『軸受』山海堂、1945 年、195~205 頁、参照。遺憾ながら、大野は「R. W. Dayton 氏等の次の如き研究発表がある」と述べているものの、元論文についての書誌情報を全く記してくれていないため、すべり軸受に関する知識の絶対的に乏しい筆者としては正しい歴史的・時間感覚を以って記述を進めることが出来ない。

なお、軽合金鑄造や Al 基軸受合金(後述するケルメットの代用材)の性状分析等に跨るの大野研究テーマは彼が川崎機器ではなく名發系の技術者であったかのような印象を与えるが、大野の名古屋勤務歴の有無については不明である。件の肩書は彼の論文「Al-Si 系合金における Si の挙動と微量添加元素の作用に対する一考察」『日本金属學會誌』第 8 巻 第 6 号(1944 年)に付記されていた所属である。また、三菱重工業(株)東京機器製作所川崎工作部が同・川崎

P&W では 1936 年頃から Ag に Cu 約 0.23~0.5%を添加した軟鋼製裏金付き銀軸受の研究に着手した。銀はあらゆる金属中、熱伝導性が最も高い。P&W の研究者達は Amsler 摩擦試験機を用いた実験を通じて、摩擦係数が低く軸受メタルとして優れたその特性を明らかにした。

図III-IV-41 アムスラー摩擦試験機を用いた実験の要領



大野道雄『軸受』197頁，第284図<sup>192</sup>。

回転数 420rpm.，荷重 500lbs.(226.5kg)以下，油は SAE 30，温度 250°F(121°C)。

②は鋼製駆動軸，その上に乗る可変荷重の被動軸に試験片①が固定されており，両者は発動機軸受部における潤滑油温度を再現すべく加熱された油中に浸漬されている。駆動軸から伝達されるトルクの試験片と鋼軸表面との摩擦係数に相関する部分は被動軸に伝達され，この軸の角変位をトルク計で受けて摩擦力を算出する。③は熱電対，⑥はヒータである。

具体的手順として，試験片が試験温度になった時点で荷重をかけ，慣らし運転を始め，それが終われば軽荷重から出発し，荷重を漸増させて試験を進める。摩擦係数は 0.001~0.002 程度から次第に上昇へと転じし，やがて急増する。摩擦係数が 0.005 となった時点で試験を中止し，この時の圧力を焼付圧力とする。それは Pb 28%，Ag 1%，Cu 残余の軸受合金の例では概ね 3000~14000lbs/in<sup>2</sup>(211~983kg/cm<sup>2</sup>)であった。

この合金の耐焼付き性を 100 として表せば，銀(電気メッキ)軸受のそれは 115，Pb 25%，Sn 3%，Cu 残余合金のそれは 75 であった。高度に艶出しされた円盤表面との摩擦試験で示さ

---

機器製作所として発足したのは'43年7月である。

藤原工業大学は現在の慶應義塾大学理工学部のルーツで，戦後，大野はその前身である慶應義塾大学工学部の教授に転じている。

<sup>192</sup> 元図は R.,W., Dayton, The Possibilities of Silver-Rich Alloys as Bearing Materials.

*Metallurgist*. Vol.9, No.12, Dec., 1938・富塚 清譯「銀を主とする合金を軸受材料として使用する可能性」『内燃機関邦譯文獻集』第4巻 第7號，1939年4月，第5圖らしい。



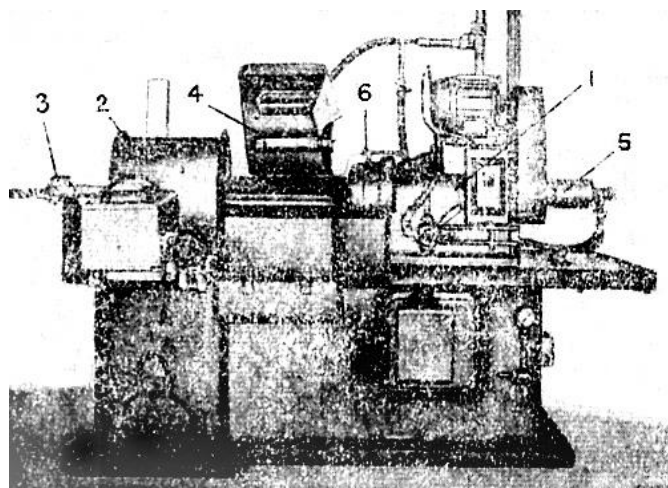
れた焼付き圧力の指数は前者が 165, 後者は 75 であったが, 表面粗度が大きい場合にはこれが逆転し, それぞれ 35, 75 と出た.

銀は重荷重, 高速度において良い性質を示し, かつ, 合金よりも純銀, それも鑄造より電気メッキ, と, 純度の高い物ほど優れた性能を発揮したが, 比較的軽荷重でも固着する不規則性をも現した. ケルメットにとって好都合な条件が銀製軸受にとっては不都合であるような場合もあった.

そこで銀に他の元素, とりわけ鉛を添加し, その“油性”(この場合, 油とその合金表面とのなじみ性)を改善する方途と, 銀の表面を湿潤させる性質を持つ S 等の添加剤を加える方途が試みられた. 電気メッキされた純 Ag が上記指標で 165, Pb を推定 0.5~1.5%含む電気メッキされた Ag 合金が 160 を示した(何れも無添加油).

当時は銀に対して希土類<sup>レアアース</sup>を含む様々な金属・非金属元素を添加する手探りが試みられていた. 大野が紹介する P&W とは別の研究データには実に 19 もの元素がその名を連ねているが, 今日なら液晶材料としてその名を耳にすることの最も多いインジウム(ナイフで切れるほど柔らかい金属. 高価. 融点約 156℃)は未だ含まれていなかった. P&W での研究に関する報告の中では, あるいは伏せられていたのかも知れない. その如何はともかく, 伝えられる鉛-銀-インジウム・メタルはかような試行錯誤の積重ねの中から決定版として生き残ったものである.

#### 図Ⅲ-IV-42 軸受ブシュ遠心鑄造機



大野, 同上書, 296 頁, 第 296 図.

①: 主軸台, ②: 加熱炉, ③: 鑄込装置, ④: 冷却装置, ⑤: 主軸, ⑥: 熱遮蔽装置.

その製造法として最終的に選ばれたのは電気メッキではなく, 能率的かつ高品質を保証し易い遠心鑄造法であつたらしい. これは空圧作動で前後動する回転主軸の端にフラックスを入れた裏金を收容し, 回転させつつ(内径 86mm に対し 630rpm., 内径 75mm に対し 690rpm.)

加熱部に送り込み、約 10 分保持して 1040°C に達したところで別に熔解しておいた銀の溶湯を鑄込み、内面を鉄棒で一通り摩擦し、約 1 分 30 秒後、1020°C となった時点で加熱部から引出し、約 30 秒、降りて来た冷却装置の中で冷却する統合的な専用機を用いる工程であった<sup>193</sup>。

先に述べたような事情で *Twin Hornet* は量産には移されなかったが、その構造の大要は図Ⅲ-IV-43 の通り *Twin Wasp* に準ずる一体クランク方式であった。

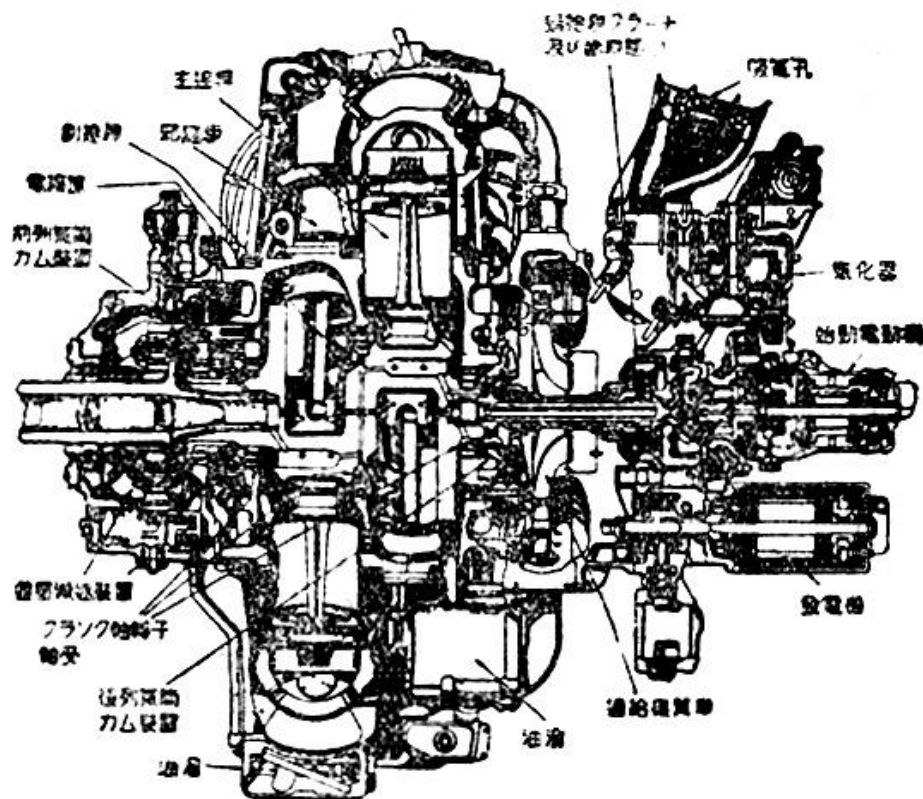
#### 図Ⅲ-IV-43 P&W R-2180 *Twin Hornet*

---

<sup>193</sup> フラックスが必要とされたのは溶湯の鑄込み温度が高く、裏金の表面が酸化し易いため、これを防ぐためである。これが後述のケルメットの鑄込みでも同じである。

もっとも、後年、普及に到ったのは[鉛-銀-インジウム]合金を鑄込む方法ではなくメッキ法、しかも、銀台合金と称し、純銀+[鉛インジウム合金]の複層メッキ法であった。この場合、インジウムは銀軸受に初期なじみ性を与えるためのオーバーレイとして用いられた。戦後、神蔵は「銀は軸受メタルとして極めて優秀な性質があるので、最上級の高速高荷重用の軸受メタルとして航空エンジンに使われている。これは裏金に中間層として銀の鍍金を施し、その上に鉛インジウム合金の鍍金層をつけたもので、耐久性が高く実用限度 1,000 時間を越えるが、価格が高いのは欠点である」と述べている(『高速ガソリンエンジン』313 頁)。正しくは鉛メッキ上にインジウムを再メッキし、施工後、加熱拡散させてから使用に供されるものである。

なお、表層にはライトのように鉛-錫合金を用いる場合もあった。純銀メッキ後、及び表層メッキ後の熱処理がその性能を左右する重要なポイントであった。軸受・潤滑便覧編集委員会『軸受・潤滑便覧』日刊工業新聞社、1961 年、383 頁、参照。銀台軸受は今日においてはほぼ絶滅しているようで、トライボロジーの基本的参考図書にこれに関する記載は見当たらない。



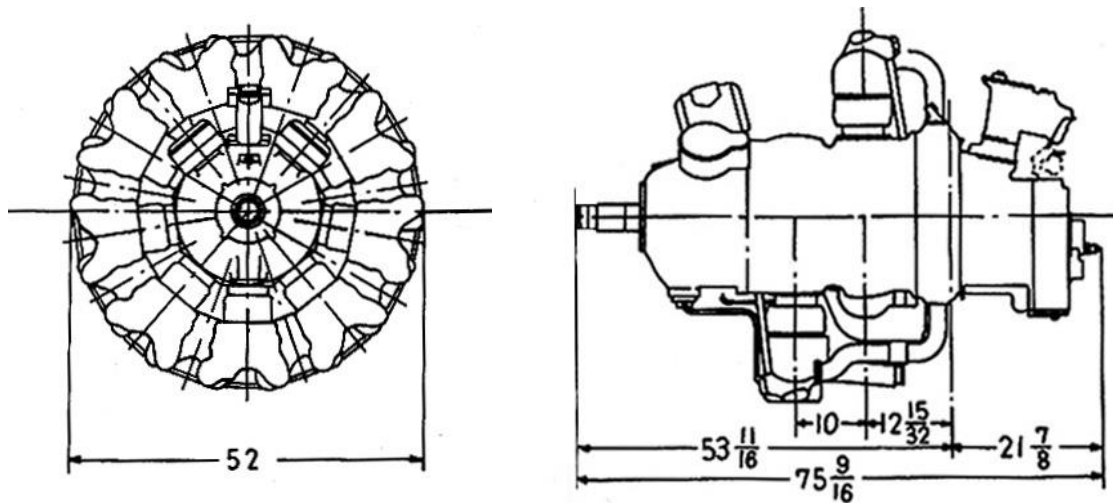
宮本晃男編『航空機大辞典』育生社弘道閣，1942年，776頁，より。

一体式クランク軸に注目。但し，本図は『内燃兵器大観 昭和十七年版』航空發動機編，100頁掲載の「Twin Wasp SC-G 構造圖」と判別を付け難いほど酷似している。

R-2180 *Twin Hornet*を押し除けたR-2800 *Double Wasp*は*Twin Wasp*に比肩するP&W 発動機のエース，第二次大戦期におけるアメリカで最も重要な戦闘機用発動機となった。最初期のR-2800には遂に陽の目を見ることなく終わったR-2180の部品が使用されていた。そのクランク軸は従来とは一転して3ピース・スプライン結合の組立式，それも主軸受は3個全てが星型発動機としては恐らく前代未聞の平軸受となっていた。主連桿大端部は当然ながら一体式となった。それは単列で9気筒となると大端部を巧く分割し辛く，また，一体式クランク軸では生産性に劣るが故の選択であった。

然しながら，複列18気筒発動機として令名夙に轟く名発動機，R-2800 *Double Wasp*におけるクランク軸回りの開発史については語られるべきことが山ほどあるため，R-2800のクランク軸については追って詳しく取上げる。

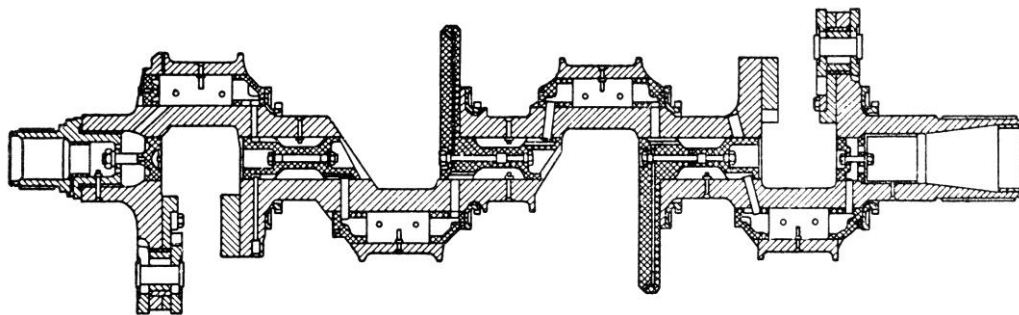
図III-IV-44 P&W R-2800 *Double Wasp* 発動機(2R18-146×152.4 離昇1625HP/2400rpm.)



日暮時郎『世界優秀航空發動機総覧』113~114 頁, より.

なお, P&W は 1940 年頃から 4 列星型 R-4360 *Wasp Major* (4R-28-146×152mm, 3000→3500HP, 4300HP[ターボ・コンパウンド])の開発に着手し, '42 年, テスト合格に漕ぎ着けた. こちらは流石に 4 列とあって, そのクランク軸は再び一体型(平軸受 5 点支持, 釣合錘付き)に復している<sup>194</sup>.

図Ⅲ-IV-45 P&W R-4360 *Wasp Major* 発動機のクランク軸



Lichty, *Internal Combustion Engines*. 6th.ed. p.557, Fig.455.

日本機械学会内燃機関部門委員会『内燃機関』下巻, 1957 年, 317 頁, 第 8・41 図はこれを 180° 回したもの.

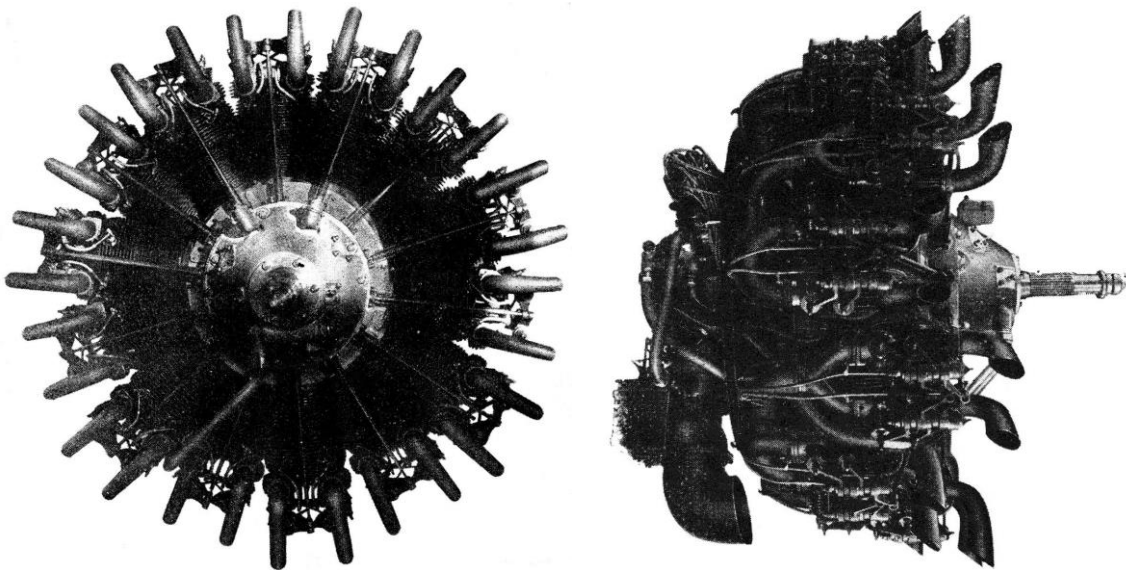
<sup>194</sup> 戦後, B-29 の強化型 B-50 爆撃機(1949 年 2 月, 途中で 4 回の空中給油を受けながら 37,691km を飛翔し, 世界初の無着陸世界一周に成功. それ自身が給油機となってベトナム戦争まで現役)や試作軍用機, 一部の大型民間機に装備された R-4360 *Wasp Major* については cf., Paul H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1952.*, pp.224~225, Graham White, *R-4360 Pratt&Whitney's Major Miracle*. 2006.

## V. 三菱で製造された複列星型空冷発動機

### 1. A1：海防義会 700 馬力発動機

富塚 清に拠れば，義勇財團海防義会とは元々「義勇艦隊の建造を目標とした海事協会の後身で，改称後は目標を，航空機の開発推進に転換したもの」，発足は 1923 年頃であった。構成員は産官学界の有識者で元・三菱の伊東久米蔵もこれに係わり，「航空機用発動機設計調査委員会」メンバーには三菱の片山誠之や海軍の庄司健吉，花島孝一，陸軍の石光真俊らがある。この会の仕事に関連しては再度，立ち返ることになるが，計画が中途挫折を絡め二転三転した揚句，取沙汰されたのがこの 700 馬力発動機の開発であった<sup>195</sup>。

図Ⅲ-V-1 三菱 A1：海防義会 700 馬力発動機



正田十吉「純国産航空用空冷大発動機 —— 海防義会の K 式空冷七〇〇馬力航空機用発動機 ——」『科学知識』第 11 卷 第 5 号，1931 年，第一図，第三図。

計画は 1927 年 11 月に決定され，根が A.S. *Leopard* 発動機(2R14-152.4×190.5mm)の模倣であったから三菱航空機での製作は比較的順調に進捗し，'29 年 12 月，海防義会 700 馬力発動機は完成，直ちに海軍に献納された。その概要は以下の通りである。

表Ⅲ-V-1 三菱 海防義会 700 馬力型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式	2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.71
気筒径 mm	155	試作完成	1929-12
行程 mm	185	試作台数	1
排気量 ℓ	48.8	生 自	-

<sup>195</sup> 富塚 清「戦前の航空エンジンの研究」日本航空協会『日本民間航空史話』1966 年，322~325 頁，『明治生れのわが生い立』546~548 頁，参照。その間の経緯については中空弁との係わりで後述する。

		圧縮比	-	産	至	-
性能	公称	回転数	1650	装 備 機 体	台数	-
		地上馬力	700		-	
		高度 m	-		-	
		高度馬力	-		-	
	離昇	回転数	1800		-	
		ブースト mmHg	-		-	
		馬力	1024		-	
		bmep kg/cm <sup>2</sup>	10.5		-	
		減速比	-			-
寸法	全長 mm		1478	備 考	1基の試作のみ。	
	直径 mm		1413			
		重量 kg	734			

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より。

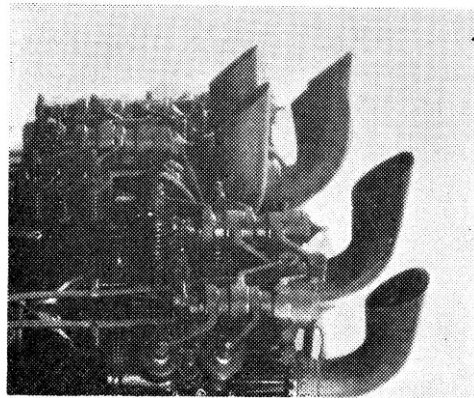
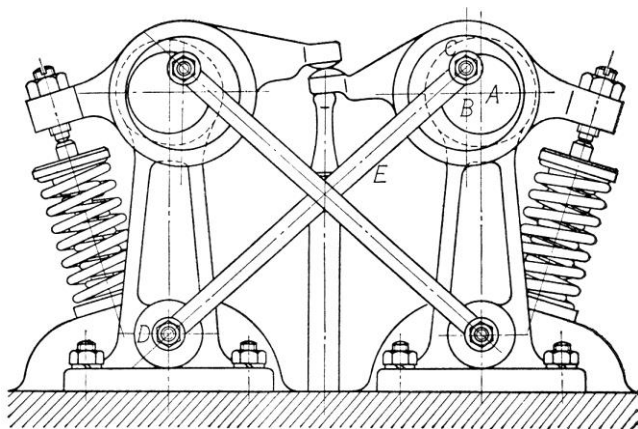
委員会のメンバーであった海軍機関中佐 正田十吉によって紹介された要目は圧縮比が *Leopard* の 5.0 より若干高く 5.1, 最大許容馬力は 924HP/1740rpm. で, 「最大回転毎分一八〇〇に於ては, 出力一〇〇〇馬力を超過する見込」とあり, 気化器はクロードル AVT100, マグネトーは BTH, 燃料は航空 3 号揮発油 80% とベンゾール 20% との混合, 潤滑油はカストル油とある。また, 表記載の重量がプロペラボス, 排気管を含まないそれであるとも記されている<sup>196</sup>。

そのモデルにされた *Leopard* はクランク軸より高速回転する“誘導送風機”を備えた 4 弁式気筒頭を有する発動機であった。気筒の熱変形に対する弁隙間保持機構は偏心軸を用いる一風変わった仕掛けであり, A1 にもこれはそのまま活かされたようである。即ち, 気筒が熱膨張しても連結棒 *E* は大して膨張しないため, 偏心軸 *A* は若干内転せしめられ, 揺腕の回転中心が応分引下げられることによって弁隙間はほぼ一定に保たれる<sup>197</sup>。

### 図Ⅲ・V・2 三菱 A1 : 海防義会 700 馬力発動機の弁隙間保持機構

<sup>196</sup> 正田十吉「純国産航空用空冷大発動機 —— 海防義会の K 式空冷七〇〇馬力航空機用発動機 ——」『科学知識』第 11 巻 第 5 号, 1931 年, 参照。正田は 1933 年, 機関大佐として退役し, 正田飛行機製作所を設立することになる。この会社はアメリカ, Fairchild 社の Al-Fin Process に類する鑄ぐるみ法を独自に開発した事蹟でも知られている。1934 年 10 月 28 日出願, 1936 年 4 月 6 日特許, 正田十吉「特許第 115080 号」, 『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』203~204 頁, 参照。実際の開発技術者は小林庸夫であったようである。富塚 清『内燃機関の歴史』第 6 版, 142, 229 頁, 参照。

<sup>197</sup> 吉田 毅『空冷ディーゼル・エンジン』山海堂, 1961 年, 294~295 頁, 参照。なお, 揺腕軸を偏心軸とする方法は Dorman-Ricardo 高速ディーゼル機関の減圧装置にも採用されている。大井上 博『高速ディーゼル機関』山海堂, 1940 年, 254~256 頁, 大井上 博・佐次 国三・棚沢 泰・吉田 毅・藤平 右近『ディーゼル機関 I [高速]』山海堂, 熱機関体系 6, 1956 年, 356~357 頁, 参照。後者当該部の執筆も吉田 毅。デコンプについては拙稿「デコンプとその用法について —— 陸軍統制系車両用高速ディーゼルにおける始動・停止補助装置 ——」(→ IRDB), 参照。

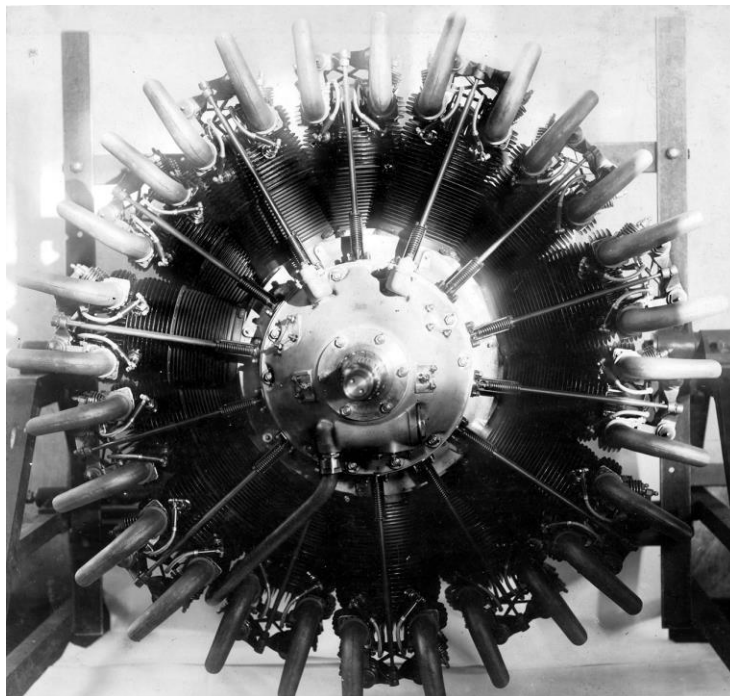


吉田 毅『空冷ディーゼル・エンジン』295 頁, 図 9.12, 図 9.13.

吉田は本発動機を「三菱 KB 航空エンジン」と呼び、「14/2R-155 φ×185, 800PS/1800rpm, 48.8 $\text{l}$ 」と紹介している。

時期によっても異なるが *Leopard* は当時, 公称 800HP/1700rpm., 海面高度における最大出力 860 馬力とレートされていたから, 字面だけから見れば確かにそのイミテーションである三菱 A1 はオリジナルを凌駕していたという計算になる<sup>198</sup>.

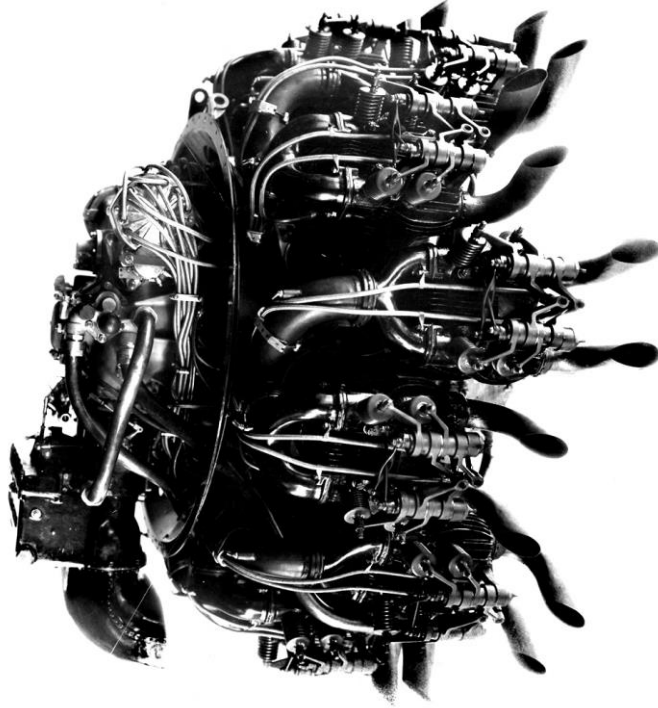
### 図Ⅲ-V-3 A1, 正面より



『三菱重工業製航空発動機写真集』より。

<sup>198</sup> *Leopard* 発動機の概要については川崎造船所飛行機工場『「アームストロング, シツドレー, レオパード」七〇〇馬力航空発動機』1928年7月(*Flight*, 1928-5/31 からの抜粋), 参照。

図Ⅲ-V-4 A1, 斜め後方より



同上.

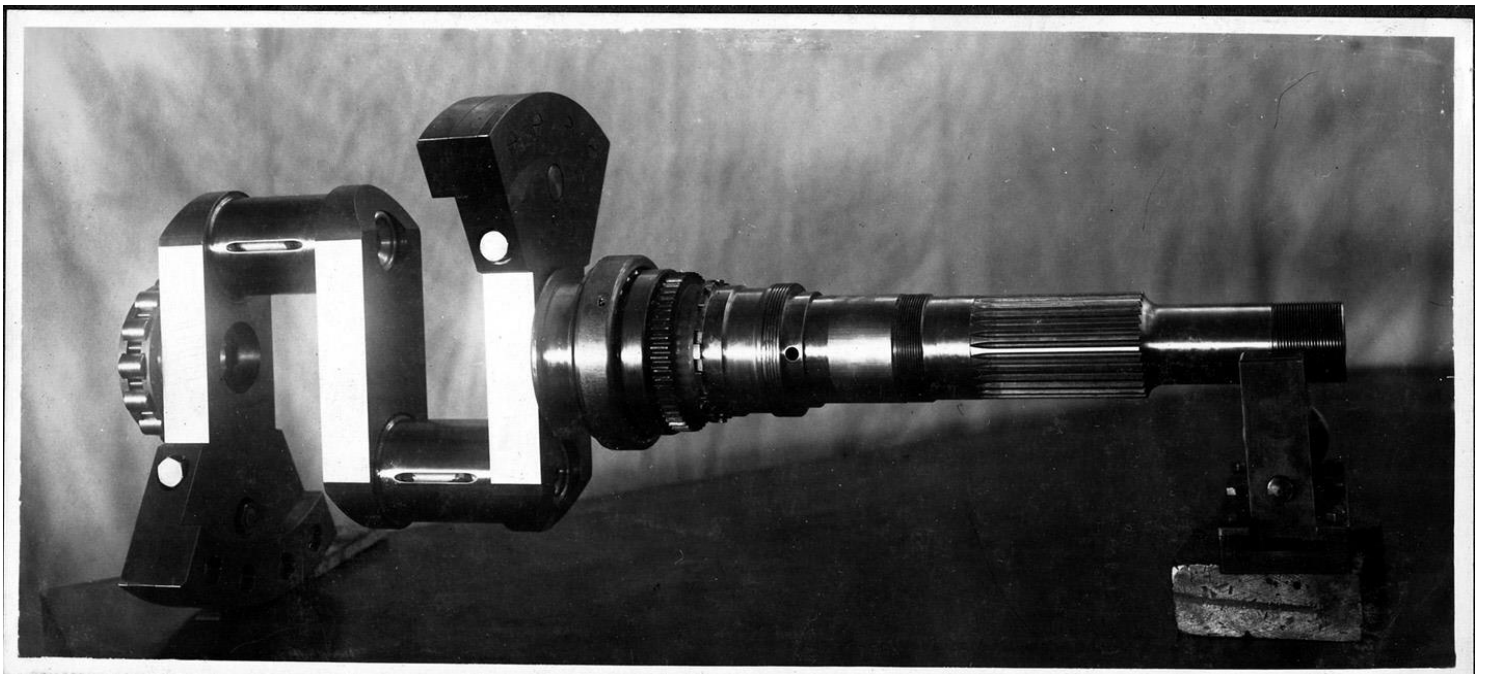
図Ⅲ-V-5 A1のA.S.オリジンが良く伝わる半分解サイドビュー





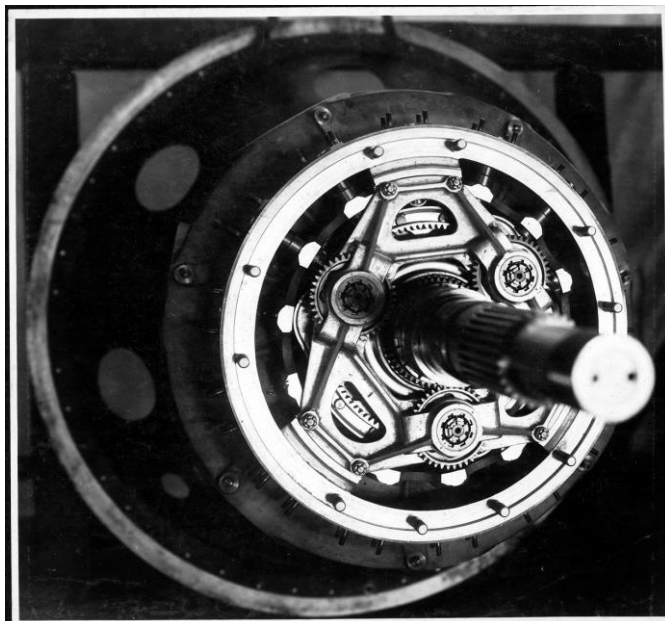
同上.

図III-V-6 A1の華奢なクランク軸



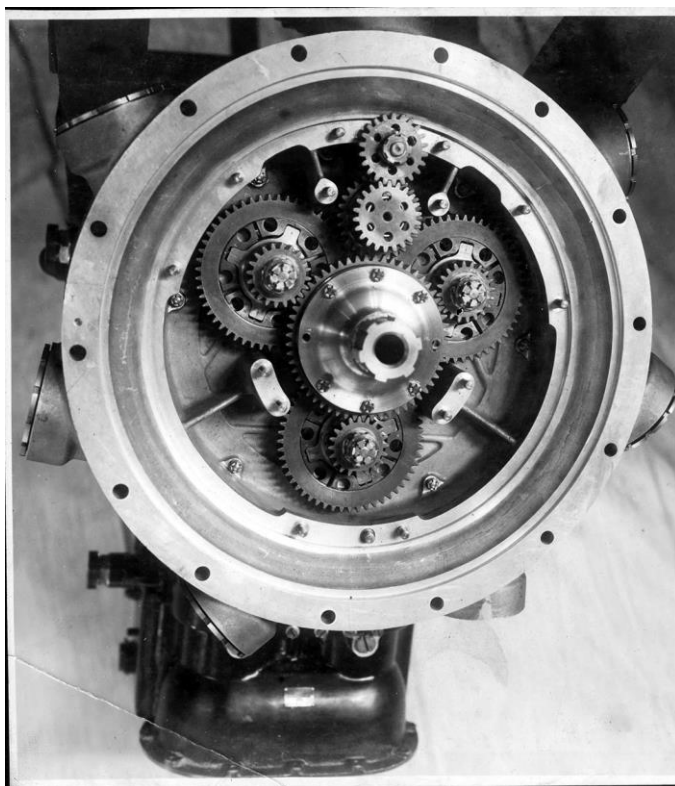
同上.

図III-V-7 A1のカム駆動機構



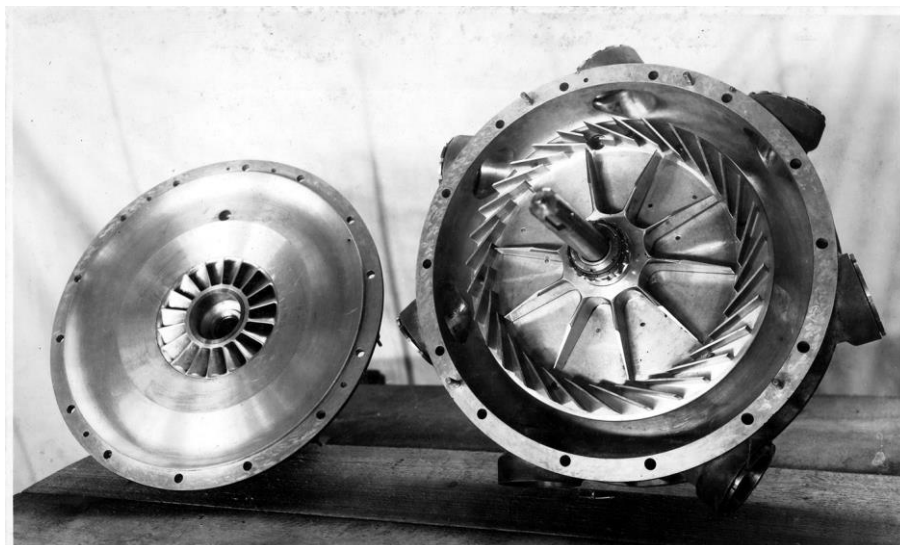
同上.

図III-V-8 A1の過給機駆動歯車



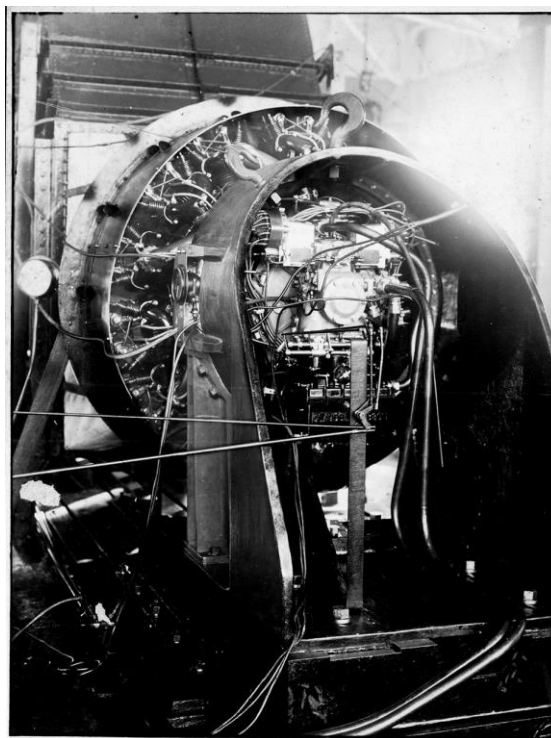
同上.

図Ⅲ-V-9 A1の過給機



同上.

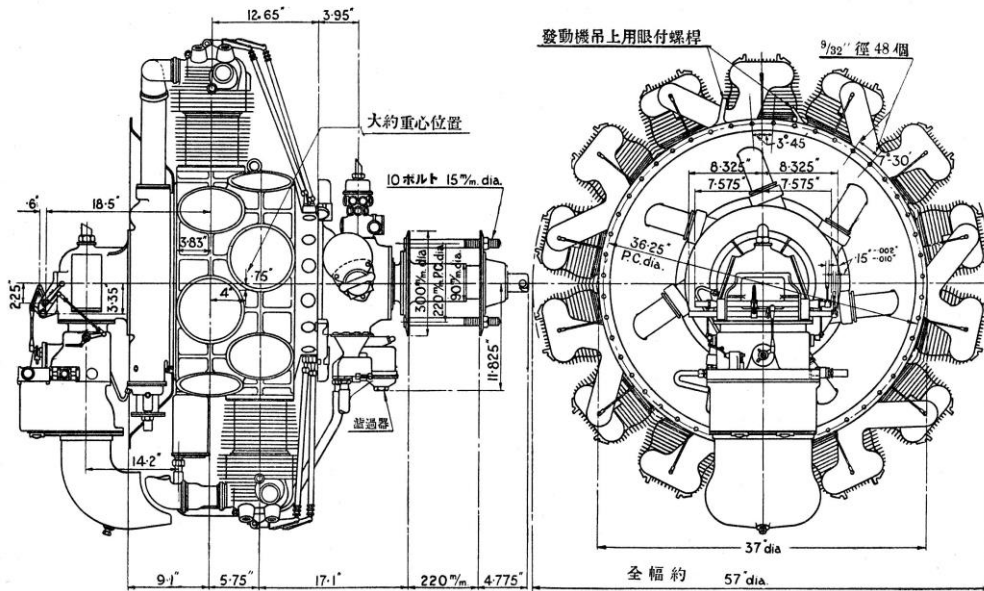
図Ⅲ-V-10 低圧試験室にて台上試験中のA1



同上.

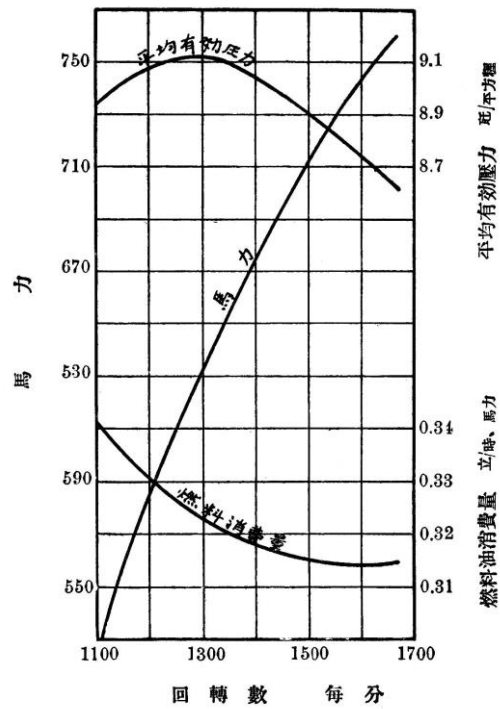
結局、この海防義会 700 馬力発動機は載せるべき機体が無いとの理由で海軍から突き返され、三菱に出戻ったらしい。後に我々はこの発動機と意外な再会を果すことになる。

図III-V-11 A.S. *Leopard* 発動機



川崎造船所飛行機工場『「アームストロング、シツドレー、レオパード」七〇〇馬力航空発動機』より。

図III-V-12 A.S. *Leopard* 発動機の性能曲線



同上資料より。

## 2. A4, A6, A7 : 金星発動機開発前史

既述の通り，1930年に試作されたA3(1R9-160×175mm 31ℓ 最大600馬力)は運転状態極めて不調で，その開発は直ちに打切られ，三菱空冷星型発動機の開発目標は単列から複列へとシフトせしめられた。

1931年に試作されたA4(2R14-140×150mm 32ℓ 600→800馬力)は初期には非常に好調な運転状態を示し，これが後年における金星の原形となった。もつとも，A4としては夫々かなり異なる複数のモデルが試作された。即ち：

A4-Ra：後の所謂「金星旧型」 資料ほとんど無し

A4-Rb：後の所謂「金星1型」 カムは後方集中，前方排気

A4-Rc：後の所謂「金星2型」 カムは後方集中，前方排気

がそれである<sup>199</sup>。

この内，金星旧型の概要は以下の通りである。

表Ⅲ-V-2 三菱A4-Ra:7試空冷600馬力=金星旧型発動機の主要諸元 / 生産・装備情况

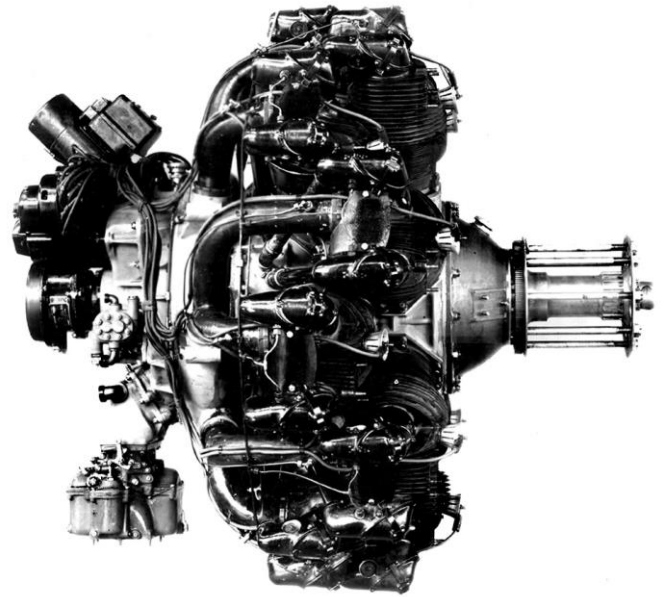
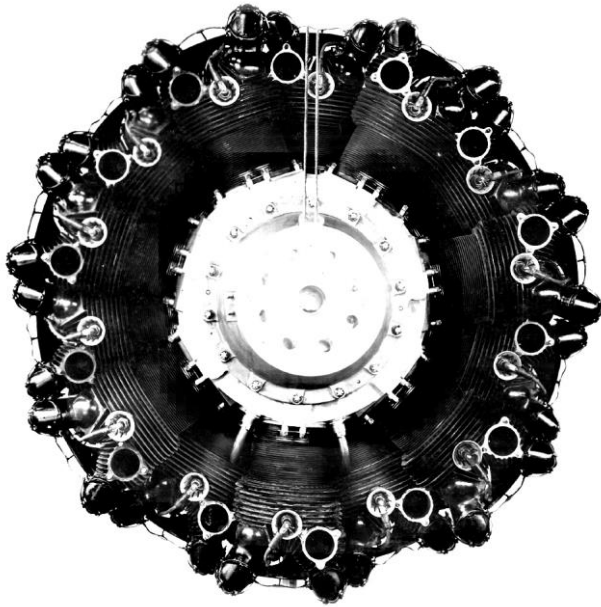
型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.63	
気筒径 mm		140	試作完成	1931-6	
行程 mm		150	試作台数	6	
排気量 ℓ		32.3	生産	自	1931
圧縮比		5.3		至	-
性能	公称	回転数	2100	装備機体	双発艦攻
		地上馬力	650		7 試艦戦
		高度 m	-		9 試艦攻
	離昇	回転数	2300	-	
		ブースト mmHg	-	-	
		馬力	820	-	
		bmep kg/cm <sup>2</sup>	9.9	-	
	減速比		0.621	-	
寸法	全長 mm	1535	備考		
	直径 mm	1205			
重量 kg		514			

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機，1006~1009頁，第6表，より。

金星旧型の  $D \times S$  は三菱がライセンス生産していたイスパノ発動機の内，450馬力までのそれと同じで，爾後もこの寸法は金星諸型式において踏襲されることとなる。

### 図Ⅲ-V-13 金星1型

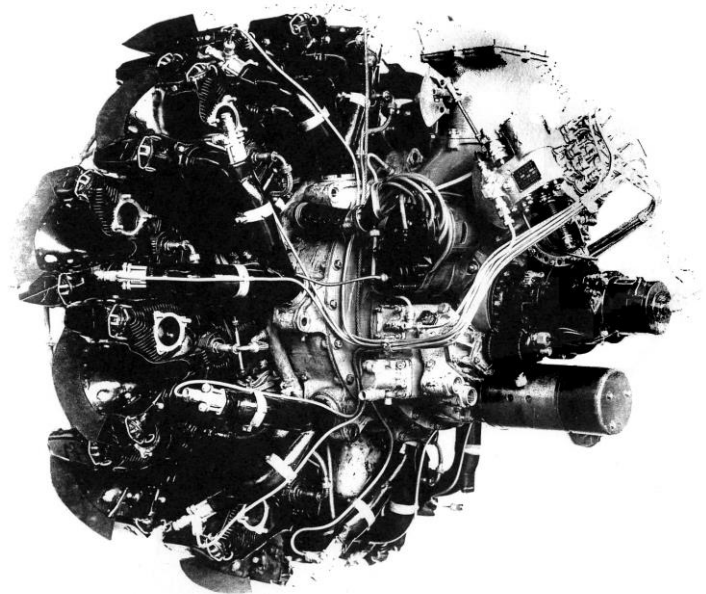
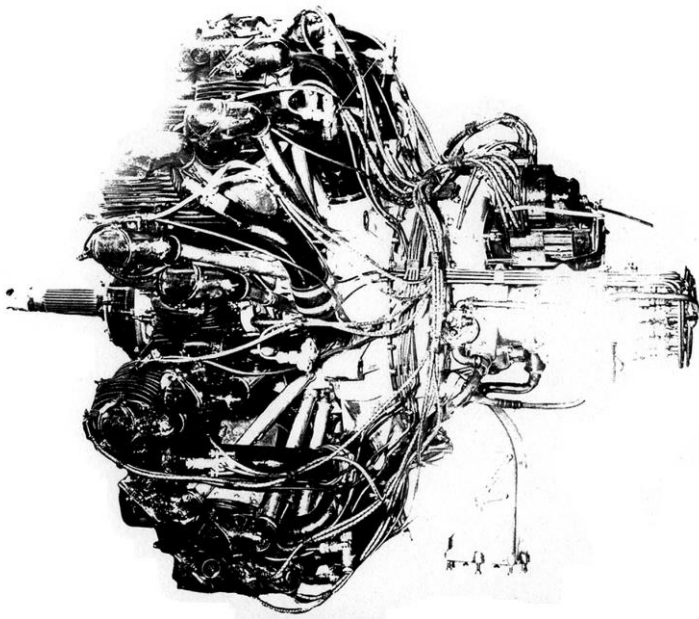
<sup>199</sup> 松岡『みつびし航空エンジン物語』42~49頁，『三菱航空エンジン史』36~38頁，参照。



『三菱重工業製航空発動機写真集』より。

金星 1 型ないし 2 型については第 II 部で取上げられた燃料噴射実験絡みの資料画像も残されている。隣の金星 3 型は同じソースから採られたものであるがここでは単なる印象比較のアイテムとして再度、並べてみた。3 型については勿論、後程じっくり検討する。

図Ⅲ-V-14 三菱 A4-Rb or -Rc:金星 1 ないし 2 型改(燃料噴射)及び 3 型 800 馬力改(燃料噴射)



カム後方集中=後の所謂「金星 1 型」ないし「2 型」

カム前方集中=後の所謂「金星 3 型」

左：杉原周一「燃料噴射点火式発動機ニ関スル研究報告（第三報）」三菱重工業株式会社名古屋航空機製

作所發動機研究課『發動機研究報告』No.8 1936年6月，第一図。

右：杉原周一「燃料噴射点火式發動機ニ関スル研究報告（第四報）」同上『發動機研究報告』No.23 1936年6月初稿，1937年2月追補，第九図。同，第六報，同No.20，1937年2月，第一図。

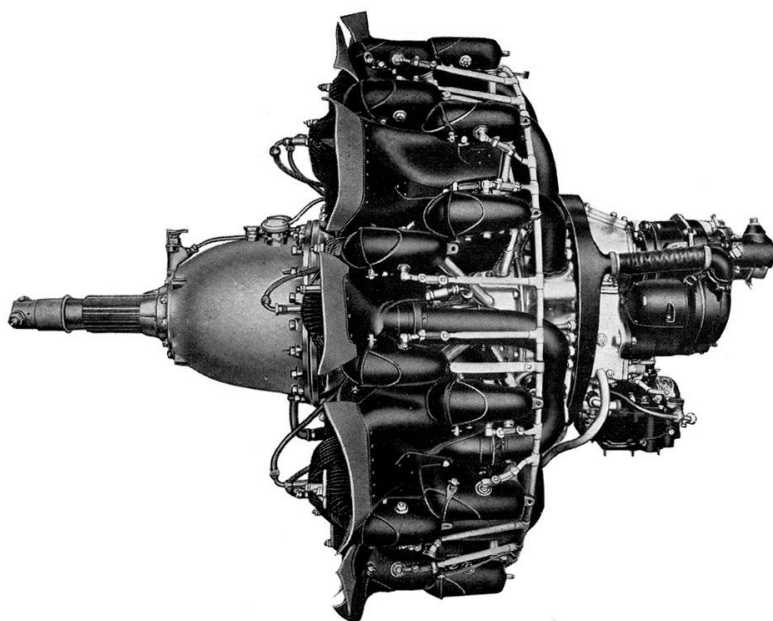
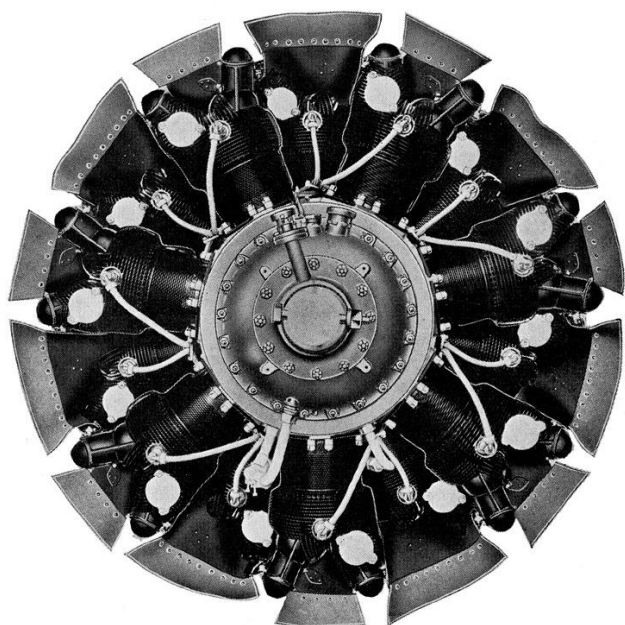
金星1型の概要は次の通りである。

表Ⅲ-V-3 三菱 A4-Rb : 金星1型發動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.65		
気筒径 mm		140	試作完成	-		
行程 mm		150	試作台数	-		
排気量 $\ell$		32.3	生産	自	1933	
圧縮比		5.3		至	1935	
性能	公称	回転数	2100	装備機体	台数	10
		地上馬力	650			7試双発艦攻
		高度 m	-		7試艦戦	
		高度馬力	-		-	
	離昇	回転数	2300		-	
		ブースト mmHg	-		-	
		馬力	835		-	
		<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>	10.1		-	
減速比		0.621	-	-		
寸法	全長 mm	1510	備考			
	直径 mm	1218				
重量 kg		542				

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空發動機，1006~1009頁，第6表，より。

図Ⅲ-V-15 金星2型



『三菱重工業製航空發動機写真集』より。

金星 2 型の概要は次の通りである。

表Ⅲ-V-4 三菱 A4-Rc : 金星 2 型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.65		
気筒径 mm		140	試作完成	-		
行程 mm		150	試作台数	-		
排気量 ℓ		32.3	生産	自	1934	
圧縮比		5.3		至	1936	
性能	公称	回転数	2100	装備機体	台数	57
		地上馬力	630		7 試双発艦攻	
		高度 m	1000		10 試艦攻	
	高度馬力	-	10 試中攻			
	離昇	回転数	2300		-	
		ブースト mmHg	-		-	
		馬力	825		-	
		<i>bmeP</i> kg/cm <sup>2</sup>	10.0		-	
	減速比		0.621		-	
	寸法	全長 mm	1540		備考	
直径 mm		1218				
重量 kg		533				

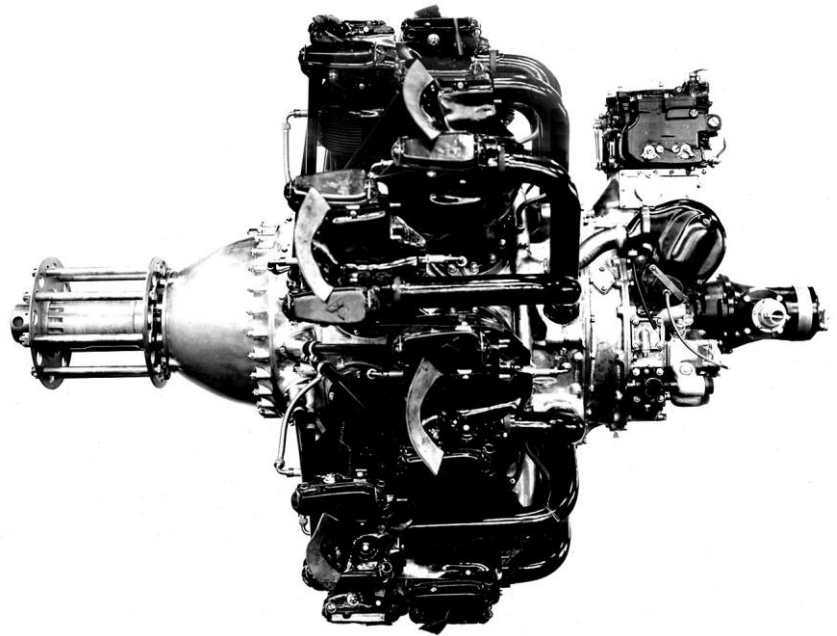
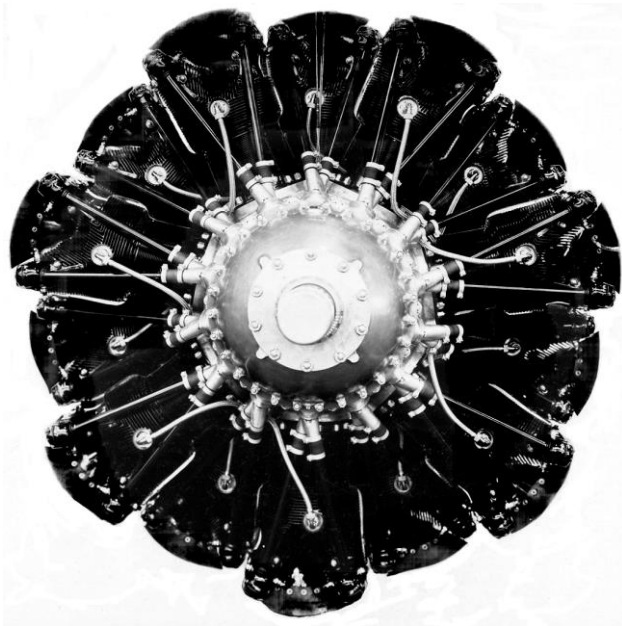
『日本機械工業五十年』 21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より.

金星 2 型の主軸受は単列円筒コロ軸受で, 前はその並列, 後は単独であった. 三菱複列発動機の主軸受については中島との比較を絡め, 改めて後述する.

金星が 3 型へと進化しようとしていた頃, 三菱航空機においては海軍向けに A7, 陸軍向けに A6 という似たような発動機が開発されていた. この内, 計画着手の早かった A7(2R14-140×160mm 920 馬力)は震天と通称され, 一応, 正式採用されるに到ったが, 計画着手の遅かった A6(2R14-140×160mm)は震天改として 1934 年から'39 年にかけて 10 基試作され, 陸軍ハ-6 発動機の称号を割当てられたものの, 結局, 次に述べる中島ハ-5=97 式 850 馬力発動機に敗れたことにより制式採用には到らず仕舞いに終わった.

### 図Ⅲ-V-16 A6 : 震天改





『三菱重工業製航空発動機写真集』より。

ここでは少数ながら生産された A7 : 震天に係わる基本データのみを掲げておく。もっとも、生産台数についてはかなり怪しい。

表Ⅲ-V-5 三菱 A7 : 震天発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.5 0		
気 筒 径 mm		140	試 作 完 成	1934-8		
行 程 mm		160	試 作 台 数	4		
排 気 量 ℓ		34.5	生 産	自	1934	
圧 縮 比		6.0		至	19339	
性 能	公 称	回 転 数	装 備 機 体	99 式飛行艇		
		地上馬力				
		高度 m				
	離 昇	高度馬力				
		回 転 数		2360		-
		ブースト mmHg		+150		-
		馬 力		1200		-
<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>	12.5		-			
減 速 比		0.625		-		
寸 法	全 長 mm	1718	備 考	99 艇は双発ながら 20 機のみ製造。松岡は 10 基, 89 基, 161 基, 震天改と合せて 119 基などとバラバラな数字を掲げている。		
	直 径 mm	1309				
重 量 kg		6 0 2 . 7				

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より。

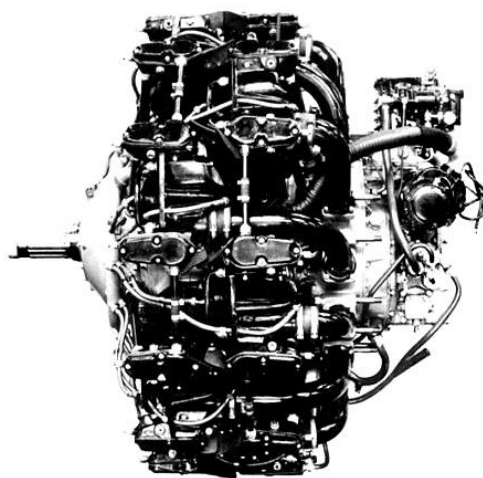
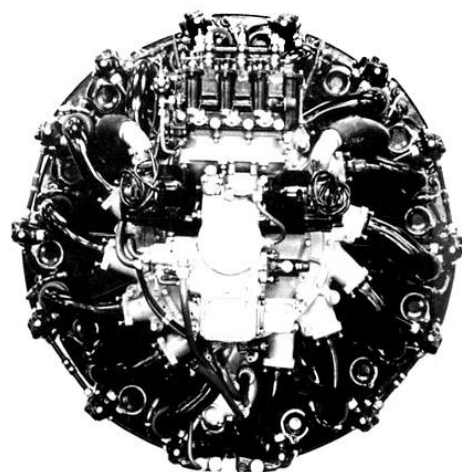
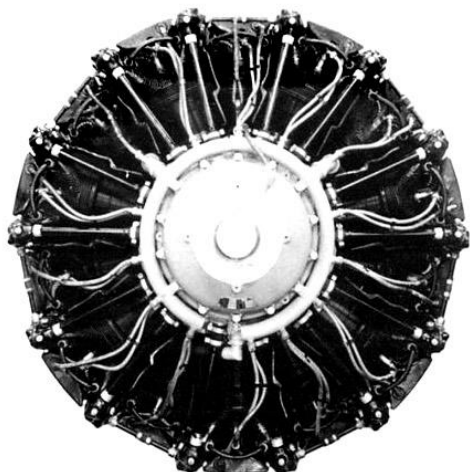
ストロークは 170mm とあったが排気量共々訂正した。

### 3. 中島ハ-5 : 97 式 850 馬力発動機

三菱はその作品であるハ-6=A6 : 震天改を蹴落として陸軍 97 式重爆撃機の最初の発動機

に制式採用された中島飛行機の 97 式 850 馬力発動機ハ-5 を 1937 年から'41 年にかけて 1,831 基, 製造させられた.

図Ⅲ-V-17 中島ハ-5 乙 : 97 式 850 馬力発動機



D-7'  
ハ.五乙 (No.7)

『三菱重工業製航空発動機写真集』より.

以下, 暫く中島ハ-5 発動機の諸元や技術的特徴をやや詳しく追ってみたい. 何故なら, 後の A8a : 金星 3 型から A8c : 金星 4 型へのクランク軸その他の設変に P&W *Hornet* と並んで大きな, ある意味, 即ち中央軸受付きクランク軸を 2 箇所接ぎしても OK という判断においては一層, 直接的とも言えるほど大きな影響を与えたのは正しくこの中島 97 式 850 馬力発動機であったと思考されるからである. 例によって, 先ずその概要から掲げて行こう.

表Ⅲ-V-6 三菱で製造された中島 97 式 850 馬力発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.66		
気筒径 mm		146	試作完成	-		
行程 mm		160	試作台数	-		
排気量 ℓ		37.5	生産	自	1937	
圧縮比		6.7		至	1941	
性能	公称	回転数	2200	台数	3431+	
		地上馬力	-		97 式軽爆	
		高度 m	4700	97 式重爆		
	離昇	高度馬力	890	装備機体		
		回転数	2200			
		ブースト mmHg	+50			
		馬力	950			
<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>	10.4					
減速比	0.6875					
寸法	全長 mm	1260	備考			
	直径 mm	1260				
重量 kg		625				

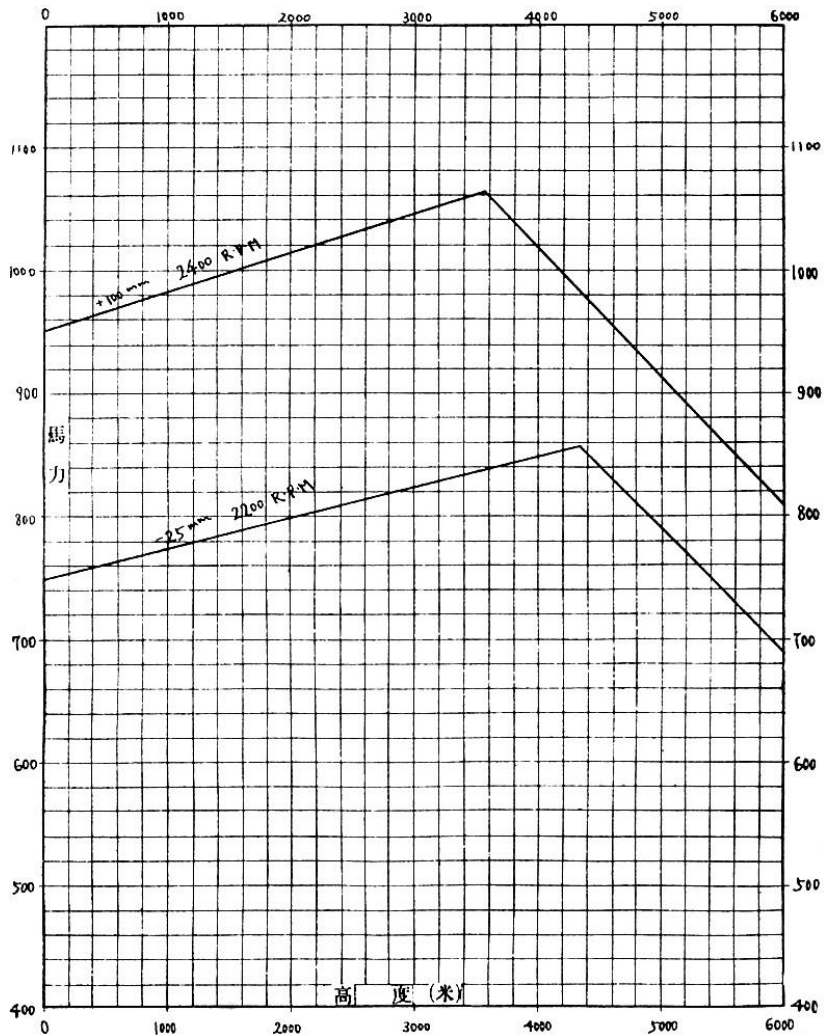
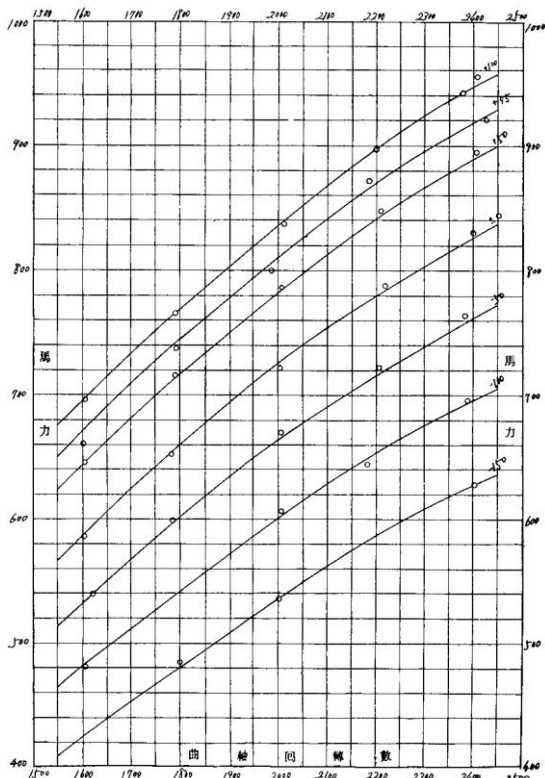
日本機械学会『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1016~1017 頁, 第 10 表, より.

生産台数は三菱の 1,831 基を含めた数字に差替えた.

この表に盛られたデータは次の性能曲線以下, 陸軍航空本部『九七式八五〇馬力発動機説明書』(1939年8月)の記載値と色々の点で合致しない. 離昇ブースト+50mmHgの2200rpm.なら性能曲線上では840馬力しか出ていない. 950馬力を得るためには+100mmHgで2400rpm.まで追込んでも未だ足りない. しかし, 今, 両者の齟齬を追窮し尽すことは不可能である. それ故, ここから先は『九七式八五〇馬力発動機説明書』に依拠した紹介及び記述とならざるを得ない.

正規地上出力は750HP/2200rpm.@-25mmHg, 与圧高度出力は850HP@4,300m, 地上最大出力は930HP/2,400rpm.@+100mmHg, 過給機増速比8.39, 指定燃料は航空87揮発油. 指定潤滑油は当時の陸軍のこと故, この期に及んでも深尾が忌み嫌った「ヒマシ」油であった. 始動は慣性始動機.

図Ⅲ-V-18 97 式 850 馬力発動機の性能曲線(地上と高空)



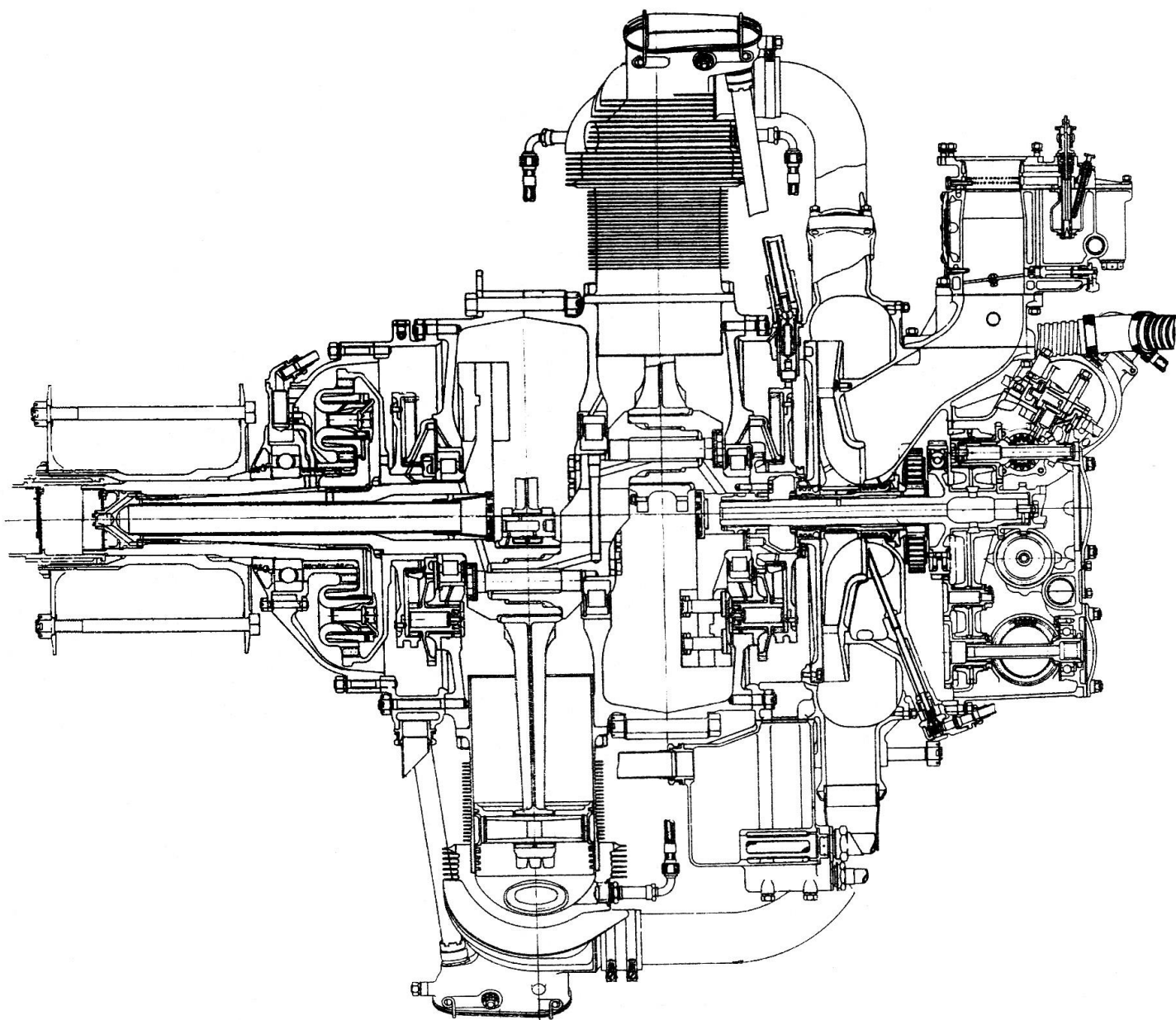
陸軍航空本部『九七式八五〇馬力發動機説明書』より。

高空性能曲線，上は+100mmHg 2400rpm.で地上性能曲線一番上の2400rpm.点(右端より2目盛左)と接続。

同下は-25mmHg 2200rpm.で地上性能曲線群の丁度中間部，2200rpm.点(右端より6目盛左)と繋がる。

本發動機には自動ブースト調整装置付き中島3聯式72丙型降流式気化器が採用されており，進歩の跡を窺わせている半面，弁揺腕部潤滑は密閉式ながら未だにグリース又はギヤオイルを用いる手動充填方式であった。2弁式になってはいるが，“サイクロン化”は未だしであった。もともと，本發動機の排気弁は軸中空(hollow stem)のNa冷却弁(ステライト盛)であったから，揺腕室内の温度は全冷却弁(hollow head valve)を用いる場合程に高くはならなかった。従って自動潤滑でなくとも何とか持ったワケであろう。揺腕軸受は勿論，ころがり軸受であったが，その型式は複列外向き円錐コロ軸受と中々の高級品であった。かような点は全冷却弁の採用と併せ，順次，改良(=「サイクロン化」)されて行ったものと推測される。所謂ハ-5改なる型式の存在はこの辺りの状況を示唆するものかも知れない。

図III-V-19 97式850馬力発動機



同上書より.

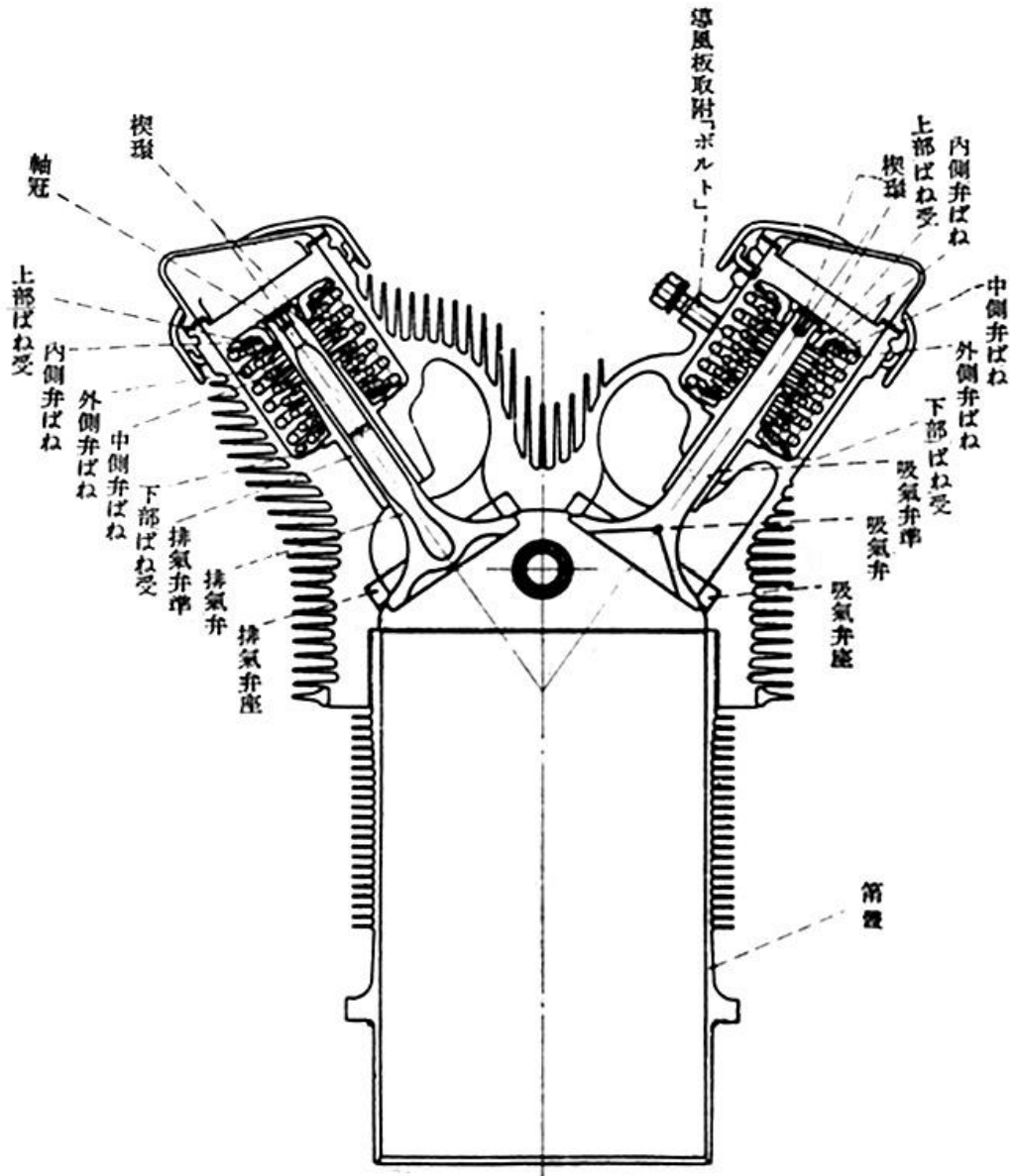
気筒頭はY合金鋳造品で、中島の発動機らしく吸排気弁の挟み角を $70^\circ$ に採るゆったりとした設計になっていた<sup>200</sup>。吸排気弁座は特殊鋼材第66種(Ni-Mn-Cr鋼)製、弁案内は冷間

---

<sup>200</sup> 管見に拠れば、気筒頭材料としてのY合金についての中島関係での最も古い研究報告は武内武夫「Y合金に就て」中島飛行機(株)『研究報告』第2巻 第5号(1937年8月)である。それは金型及び砂型鋳造されたテストピースを用いて従前、科学的に充分解明されぬまま実地利用が先行していたこの合金の熱処理と機械的性質との関係を新規に調べたモノで、 $520^\circ\text{C}$ 5時間加熱後、焼入・焼戻( $250^\circ\text{C}$ )ないし焼鈍し、時効硬化させれば実用に耐え、 $200^\circ\text{C}$

引抜鉛青銅棒第 1 種製で何れも焼嵌め。気筒頭の気筒胴へのねじ込み・焼嵌め部の裾にはブリストル式の特種鋼材第 43 種製“緊定環”が嵌められていた。気筒胴は特殊鋼材第 48 種 (Cr-Mo 鋼) 製で「内壁ハ表面硬化後良好ナル研磨仕上ヲ爲ス」とあるところからして窒化されていた。

図Ⅲ-V-20 97 式 850 馬力発動機の気筒



同上書より。

吸気弁は特殊鋼材第 62 種 (Si-Cr 鋼) 製，排気弁は同第 61 種 (Ni-Cr-W 鋼) 製の軸中空 Na 冷

辺りまでは常温と同じ機械的性質を保つが，300~350°C に加熱すれば熱処理の効果はほぼ失われるというのがその大よその結論であった。

却弁で、弁面にはステライト盛、頭部には Cr メッキが施されていた。ピストンは Y 合金鍛造品、連桿は主副共、特殊鋼材第 45 種(Ni-Cr 鋼)鍛造品、クランク室はジュラルミン鍛造品、その他ケース類は Al ないし Mg 合金鋳物であった。弁開閉時期は：

吸気弁啓開：20° BTDC

吸気弁閉塞：70° ABDC

排気弁啓開：70° BBDC

排気弁閉塞：20° ATDC

となっていた。

本発動機の開発については水谷総太郎らの著書に詳しいが、年次的なことを押えて置けば、97 式 850 馬力発動機の原形、中島 NAL は石田義郎技師を主務者として 1933 年 5 月 17 日に一体式クランク・中央軸受無し・カム前方集中型の形で試作完成し、年内に組立式クランク・中央軸受付き・カム前後配置型に再設計が開始された。改良型の試作完成は'34 年末。本邦初の組立式クランク軸と中央主軸受を有する複列星型発動機の誕生である<sup>201</sup>。

水谷は 1933~'34 年頃、ハ-5 の元になった NAL のクランク軸を中央軸受付に改める試作再設計に際して「ダブルワズプ」の縦断面図を参考にしたとの伝聞を開陳している。しかし、「ダブルワズプ」説は上述の通り全くの誤解であり参考にされたのは *Twin Wasp* であった。もっとも、水谷自身、調べを尽くした通り、*Twin Wasp* の 3 軸受化はこの時点では未着手であった筈であるから、件の縦断面図なるものは単に“この線で行く”という構想図の如きものがあつたのであろう<sup>202</sup>。

ともかく、中島は *Twin Wasp* 様のプロフィールを有する中央主軸受付き一体型クランク軸を P&W 単列星型発動機旧型流のスプライン継ぎにより 3 分割組立式に改めてその複列発動機に採用した。後に国産複列星型発動機の定番となるクランク軸構成採用の嚆矢は世界的にも間違い無くこの中島 NAL、後の 97 式 850 馬力発動機である

中島は先にも述べた単列星型 9 気筒の「サイクロン化」されつつあつた壽=94 式 450 馬力発動機やその拡大版で後の海軍、光のルーツでもある 94 式 550 馬力発動機においてはライト直伝のマネトン結合を用いていた。しかし、複列のクランク軸をこの方式でまとめることは P&W にも中島にも出来はしなかつた<sup>203</sup>。

---

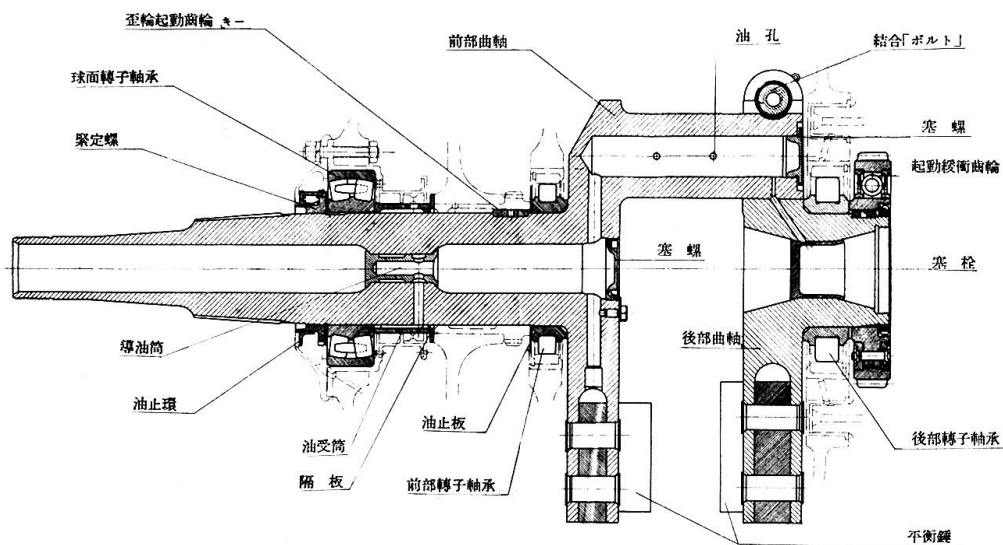
<sup>201</sup> 中川・水谷『中島飛行機エンジン史』76~80 頁、水谷『中島飛行機エンジンとともに』57~59 頁、参照。

<sup>202</sup> 中川・水谷『中島飛行機エンジン史』191 頁、参照。

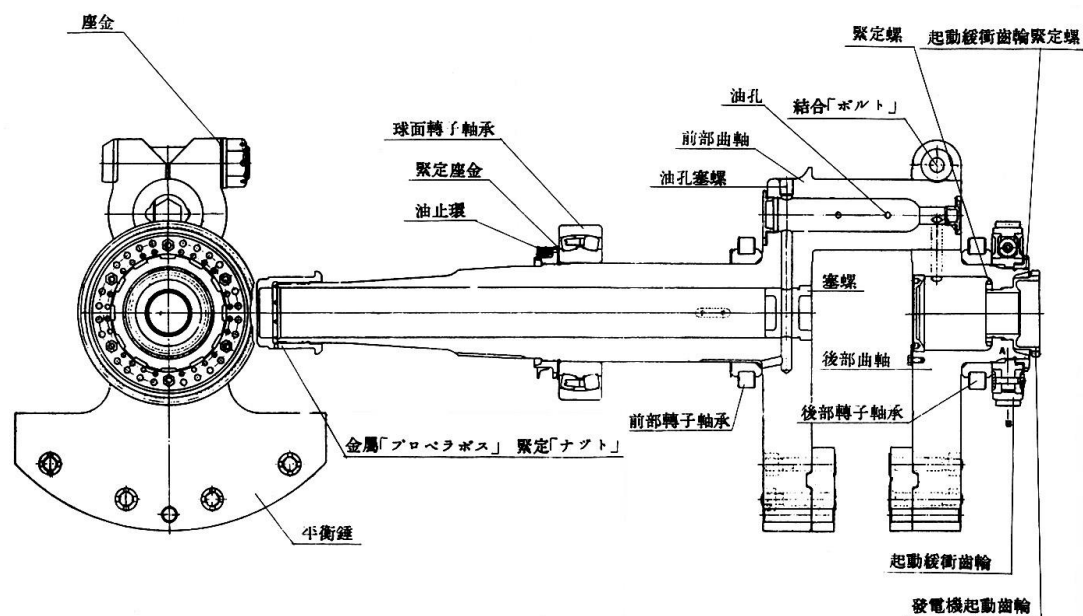
<sup>203</sup> 立川~ロンドン訪欧飛行で都市間連絡飛行世界記録を樹立した朝日新聞社“神風”(→97 式司令部偵察機 I 型)の発動機はこの 94 式 550 馬力=陸軍ハ-8 系の発動機であつた。

水谷は当該発動機が弁揺腕グリース潤滑・昇流気化器装備であつたらしいとの判断から、これを自動潤滑・降流気化器のサイクロン化完了型=ハ-8III ではなく、中間形態のハ-8II 型と推定している(『中島飛行機エンジン史』45~53, 177~189 頁)。“神風”搭載発動機の気化器様式を巡る水谷の推論は発動機前面中央両サイドに開口した吸気口の位置を有力な根拠としている。これについては山崎明夫『神風』三樹書房、2005 年、50, 134, 139, 193, 199 頁の写真等からも確認可能ではあるが、中島の AT 型輸送機においてはこれが遙かに低い位

図III-V-21 中島の単列星型9気筒発動機におけるマネトン結合式組立クランク軸



94式 450馬力：直結式 1R9-146×160mm, 440HP@SL, 495HP@4000m, 最大 590HP@3600m



94式 550馬力：直結式 1R9-160×180mm, 540HP@SL, 600HP@2700m, 最大 640HP@2400m

陸軍航空本部『九四式四五〇馬力發動機説明書』1934年12月, 『九四式五五〇馬力發動機説明書』1935年4月(1937年10月増刷), より.

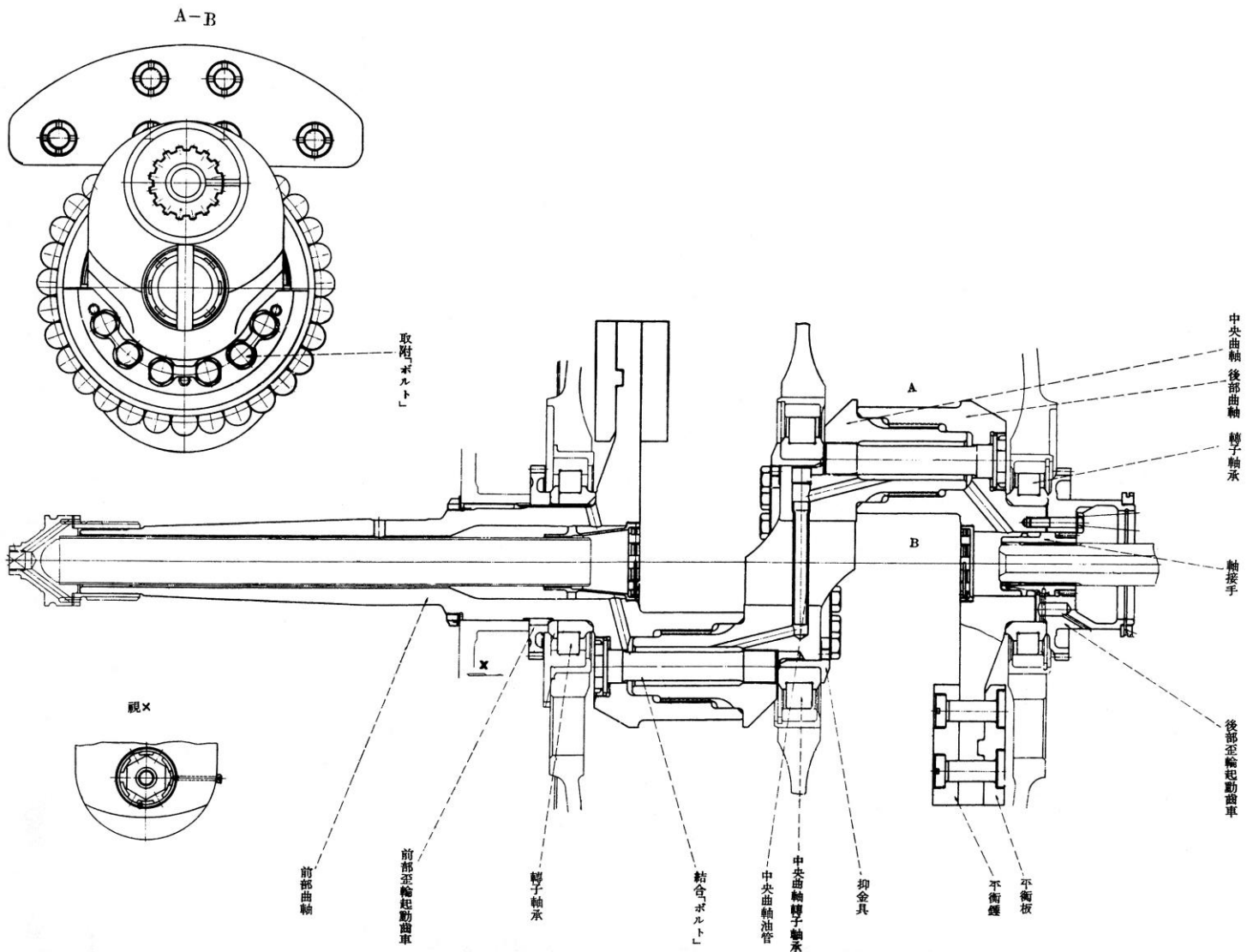
置に開口している(宮本晃男編『中島式, AT型双發輸送機取扱解説』育生社弘道閣, 1941年, 表紙見返り写真, 5頁, 第3図, 72頁, 第43図, 121頁, 第89図, 第90図). 昇流気化器であればかくするのが当然であろう. でなければ途中に水でも溜まるのがオチである. 中央両サイド開口はむしろ降流気化器装備の傍証と考えられて然るべきではなからうか?

ともかく, 『九四式五五〇馬力發動機説明書』の主役たる發動機はグリース潤滑・昇流気化器であるからハ-8IIということになるようである.



中島における、つまり我国における初の組立式クランク・中央軸受付き複列星型発動機、97式850馬力発動機のクランク軸は独立して取出せば次図のようなモノであった。材料は本体が特殊鋼材第47種(鍛造浸炭鋼)で釣合錘は外側が鋼製、内側は特殊高力黄銅鍛造品であった。肝心要、ピン部の結合様式はライト流のマネトン結合ではなく、P&Wの垂流とでも形容されるべきスプラインないしギヤ・セレーション結合となっていた。そしてこの垂流P&W旧型方式は、スプラインの切削方法に若干の改善は観られたものの、榮や譽にまで踏襲されることになる。

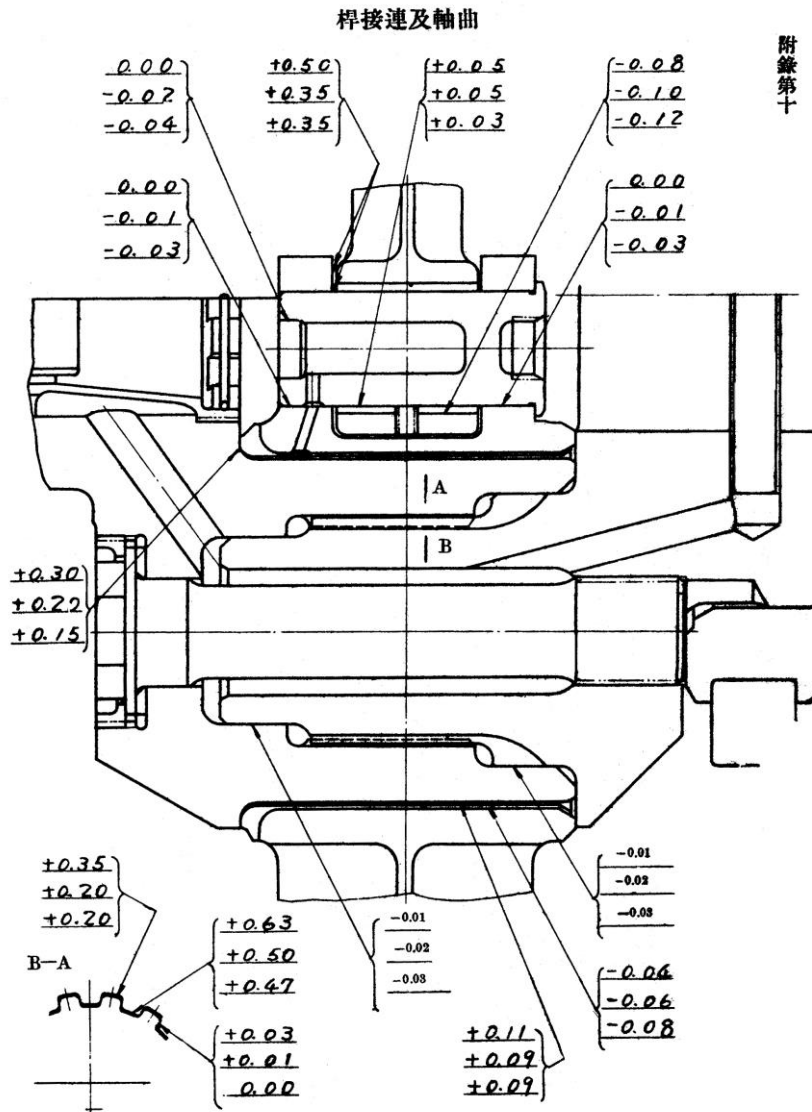
図Ⅲ・V・22 中島タイプの複列星型用クランク軸・主軸受回り……97式850馬力発動機



陸軍航空本部『九七式八五〇馬力発動機説明書』附図第七。

他方、減速機主軸(プロペラ軸)内腔に深々と収まったクランク軸前端部、直結式の名残のような長いテーパ付突起部(先端に平軸受が見える)はライトの真似そのものである。後の榮にも譽にも大して意味の無いこの形態のクランク軸の基本形が伝承されたから、中島の複列発動機のクランク軸は全てこのテの基本設計であったと観て間違い無かろう。

図Ⅲ-V-23 97式 850 馬力発動機クランクピン結合部(嵌合図)



同上，附録第十。

拡大された図を見れば、クランクピン部の結合部構造は上述の通り P&W タイプ、但し旧型の 3 段入れ子に近かったことが判る。しかし、スプライン軸根元の一番太い部分にはスプライン加工時の大きな逃げの円弧が認められ、加工方法は P&W におけるそれとは異なっ

ていたようである。

具体的な加工方法については想像を巡らせるしかない。スプライン軸根元に見られる件の円弧が工具の逃げであるとするれば、工具はスプライン・ホブか総形フライスカである。前者はアメリカ自動車工業の発展と共に変速機主・副軸のスプライン加工を合理化する利器として発達したが、自動車用には6~10条程度のスプラインが多用されるから、当該のような16条のスプライン・ホブが汎用されていたとは考え難い。また、中島としては初のスプライン結合であるから総形フライス＋々割出しという“為せば成る”式の安上がり工法を考える方が無難なように思われる。であるとするれば、スプライン孔の加工にもスロッターが用いられたと見るのが自然である。これは即ち、考え得る範囲で最も非能率的な工法ということになるが、少なくとも'34年時点においては成算の有無も定まらぬ試作として着手された営為であったから、“土法”的工程が最適技術となったとしても理に適ってはいた。

なお、『説明書』に拠れば、97式850馬力発動機のクランクピン軸受は：

…特殊青銅鑄物第三種(鉛青銅)ヲ鑄込メル軸承筒ヲ壓入ス同軸承ニハ八箇ノ小孔ヲ穿チ  
轉軸【クランクピン】内ヨリ噴出セル滑油ノ一部ヲ環溝ニ通ジ更ニ之ヲ各副連接桿軸内  
ニ通ゼシムベキ油孔ヲ有ス

といったモノであった。つまり、それは鋼製裏金に鑄込まれたケルメットの薄肉ブシュであった。片ツバ付の裏金や油孔については嵌合図からも確認されるところである。永野の「ケルメットの使用は一九三三年頃川崎のBMWが我が国でのさきがけである」(『航空技術の全貌』(上)463頁)との弁が正しいなら<sup>204</sup>、中島は早速それに倣ったのであろう<sup>205</sup>。

クランクピン回りに疲労強度とケルメットに見合う耐摩耗性向上のための表面硬化(浸炭等)が実施されていたとの記述は見られないが、上述のクランク軸材料からして浸炭焼入れは当然為されていた筈である。ここでも過渡的性格の横溢した発動機、それが97式850馬力発動機であった。

上述の通り、97式850馬力発動機を1,831基、造らされた三菱の関係者はそれが名発動機でもなかったことが重なり、時に鬱屈感溢れる怨み節を詠じている。しかし、それにも拘わらず、本発動機の工作技術等について具体性のある回想は何一つ残していない。無論、

---

<sup>204</sup> 因みに、陸軍士官学校分校『発動機取扱法教程(「ベ」式四五〇(五〇〇)馬力発動機)』(1937年10月)において主軸受材料への言及が為されているのは圧縮比を7.5に高め、Mg合金(エレクトロン)製クランク室を採用した“「ベ」式五〇〇馬力発動機二型”のみ。そこには「主軸承ハ鉛青銅ナリ」(65頁)と記されている。川崎「ベ」式BMW-6型無過給発動機は1927年の四五〇馬力型に発し'34年まで製造されているから、永野の記述は概ね正確であると考えられる。

なお、本発動機は典型的な過大発動機である。これについては拙稿「リバティと第1次世界大戦期の水冷航空発動機(上中下)」(→IRDB)の(中)、参照。

<sup>205</sup> 中島関係では渡邊 榮「鉛青銅軸承合金の摩耗に関する二、三の實驗」中島飛行機(株)『研究報告』第1巻 第1号(1936年8月)が参照し得たこの方面の最も古い文献である。渡邊は軸が高硬度の鋼である場合には鉛30%程度、中硬度の軸に対しては鉛35%程度の合金が良く、給油孔は非加圧側の遊隙最大部より回転方向に45°進んだ所に設けるのが最良であるとしている。

ハ-6=三菱 A6=震天改と鎬を削ったライヴァル発動機クランク軸回りの先進設計が三菱技術陣に対して大いなるヒントを与えなかったなどということは時系列的展開を念頭に置く限りあり得ないのであるが、この点に関する言及も意図的に封じられたようである<sup>206</sup>。

97式 850馬力発動機の後を襲って中島の主力発動機の地位に就いた榮やその18気筒版、譽においてもクランクピン結合部の3段入れ子構造は踏襲されたが、スプライン軸の加工法は一変し、件の円弧は排除され、歯筋の終端部は旋削溝によって抉り取られている。根元の太い円筒部でのタイトな嵌合を保証するため、手順としては段付き加工を施す序でに円周溝を旋削し、前後を完全に分断してから中段部にスプライン溝を彫ったのであろう。この工作にはフェローズ・ギヤ・シェーパ(後述)が用いられた。

なお、榮は初代10型においては如何なる理由に因ってか昇流式気化器が採用されていた。零戦11型、21型の発動機ナセル下部に空気取入れ口が見られるのはそのためである。この保守的側面の背後で、榮の主軸受はケルメット化されており、クランク軸にはピン部等にケルメットとの相関において浸炭焼入による表面硬化が施されていた。しかし、クランク軸の浸炭焼入れ自体は97式 850馬力においても実施されていたと推定されるにも拘らず、榮には落とし穴が待ち受けていた。

即ち、榮導入初期、クランクピンに明けられた油孔の非・浸炭部に切られていたネジ部への応力集中から振り振動に因る亀裂を生じ、折損事故を招来した事蹟が佐藤忠雄に依って伝えられている。この疲労強度不足を解消するため、油孔に若干直径の大きな鋼球を通して内面を加工硬化させる方案が採用された。これは一般機械加工における円筒内面精密仕上げ法、バニシ仕上げ(burnishing)の要領そのものである。この他、油孔まで加工してしまった後、ピン部に浸炭を施すという方案も考えられたが、後者は「ピンに穿孔して浸炭後軸の中ぐり加工を行う事が工作上の難点となつて採用されなかつた」という。油孔の穿孔後、浸炭したのでは歪みが大きく出過ぎたためであらう<sup>207</sup>。

碓 義朗はまた、このクランク折損事故について元・海軍空技廠発動機部研究一科技師、川田雄一から浸炭焼入れ後、油孔の硬化されていないままの内面の疲労強度不足に因り、「最初の頃はつくったエンジン二百五十台のうち、五十台くらいが折れた」との証言を引出している。ドイツの文献によりその原因を突き止めた川田は油孔に鋼球を通す上記の手直しを逐次執行し、折損事故を根絶させた<sup>208</sup>。

この初期故障の原因は、恐らく榮という攻め込んだ設計の発動機のクランク軸が大柄鈍

<sup>206</sup> 最も悲痛な怨み節は97式重爆とMC-20の設計者(後の4式重爆設計主務者)、小沢久之亟による回想「97式重爆撃機・MC-20輸送機」航空情報臨時増刊『続・日本傑作機物語』酣燈社、1960年(別冊航空情報『設計者の証言』上、酣燈社、1994年)、であらう。これ以外に、菱光会『往事茫茫』第一巻、220頁(山崎栄治)、269~27頁(深尾淳二)、「大幸随想」編集世話人『大幸随想』59頁(西村真帆)、参照。

<sup>207</sup> 佐藤忠雄「2. 熱処理」『日本機械工業五十年』(19. 金属加工)、905頁、参照。

現在の自動車機関等のクランク軸には油孔加工の後、孔部も硬化させられ歪みの少ないガス軟室化等の表面硬化処理が施されている。

<sup>208</sup> 碓 義朗『海軍技術者たちの太平洋戦争』164頁、参照。

重な 97 式 850 馬力のそれよりシェイプアップされていたこと、高回転化したにも拘わらず榮のクランク軸にダイナミック・ダンパが与えられなかったことにあったと考えられる。

後年、中島の資源を譽の生産に集中させるため、榮の生産は川崎(6,681 基)と石川島航空機(2,286 基)に転換せしめられた。川崎航空機工業の技術者、谷岡 毅による榮の完成されたクランク軸に関するコメントは非常に具体的かつ辛辣である。97 式ではなく榮に関することながら、非常に興味深い内容なので、やや長くはなるが引用しておく。

星型発動機に用ひられる組立曲軸は、運轉によつて振れを生ずる率が多いので、発動機を分解する際には必ず前後部の主軸受部を支へ、曲軸を廻して先端の振れを測定する。製作時は振れが 0.02mm 程度のものまで採用されるが、運轉後も 0.05mm 程度に止まらねばならぬ。これ以上のは曲軸分解後、組立に際しては嵌合部を修正し幾分振れを減少することが出来る。

複列の発動機では曲軸は普通三つに分けて作られる。

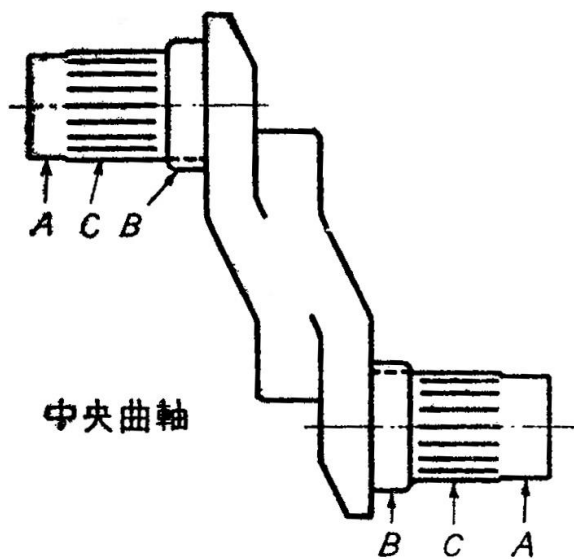
曲軸の分解に當つては洗滌前組合はせ部品の当たり状況を十分点検し、修正の目安をまづ以つてつけておく。

普通第 21・2 圖【本稿、図Ⅲ-V-24】のやうな結合方法を用ひるが、A,B,C 各部の嵌込みを全部揃つて図面通りに製作することは困難である。従つて A, B 部を正確に抑へて C 部を少し甘くする方法が採られる。

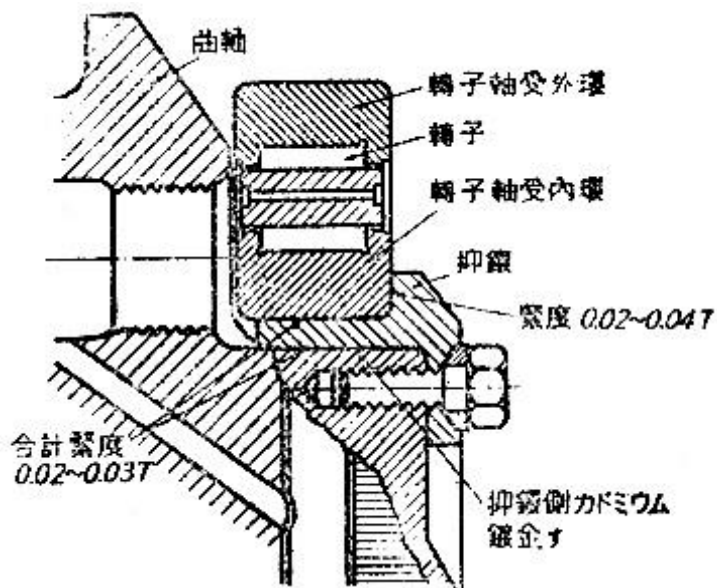
この際スプラインの当たりは全部揃ふこと少なく、又 A, B 部の緊度も長時間の使用後は弛んで来る。製作の不良のものは 1 回の運轉で不具合となる。その状況はまづ B 部の点線をつけた所に現れ、前後部共揃つて異常な当たりが出る。その際軸受【軌道面?】の方は両端が強い当たりを生じ、使用不可能になる。緊度部分の修正は叩かれた場所を磨く程度にしか出来ない。

この種の曲軸を組んで、軸受の方で当たりの強い所を修正して使用すると、運轉中軸受側の強い当たりが中へ中へと侵攻して来て、結局軸受を焼き、大事故を起こすおそれがある。結局程度の甚しいものは曲軸系統を交換するほかない。

#### 図Ⅲ-V-24 組立式クランク軸の中央ピースと軸受抑え金具取付状況



A 部 } : 緊度による嵌込部  
 B 部 }  
 C 部 : スプライン部



谷岡 毅「發動機取扱法」富塚 清編『航空發動機』1175 頁，第 21・2 図，第 21・3 図。

中央曲軸に軸受を有するものは構造上この軸受の内環を曲軸に固定するために，特殊な形状をした抑環を要する。

半月形抑環は曲軸と轉子軸受内環との間に入り合計緊度は普通 0.02~0.03mm 程度であり，又この両面に垂直な一面は 0.02~0.04mm の緊度を以つて轉子軸受内環を曲軸の腕に押しつける。

曲軸の半圓内に当たる面は普通カドミウム鍍金を施す。

運轉中カドミウム鍍金の面が異様に叩かれることがある。これは組立ての際，面が十分沿つてゐなかつたため組立不良である。これが修正後緊度をもちなくなる場合は今一度鍍金をやり直す。

抑環は製作困難な形状をしたもので，その上運轉中は異様な力を受けるから，その分解組立てに際しては，取付ボルト及び拔出ボルト(普通 3~4 本)に全部均等に力の加はるやう作業するを要す<sup>209</sup>。【後略】

谷岡のコメントは以上である。「製作の不良のものは 1 回の運轉で不具合となる」とあるのは試運轉での実績を指すものかと思われるが，結局，主連桿大端部の一体化による強度

209 谷岡 毅「發動機取扱法」富塚 清編『航空發動機』，1175~1176 頁，参照。谷岡の記述は恐らく同書全編を通じて最も本音丸出しの文章であろう。その本音の程は榮が他社設計の發動機であったことに因っていると観て大方間違い無い。それ故，同書の改訂版が出ていたら，次に述べるハ・40 のクランク軸折損に係わる事蹟が谷岡の筆によって叙述されていたであろうかと問われれば，答えは恐らく“No.”である。

アップのメリットと引替えにクランク軸の分割構造からは応分のデメリットが生じていたワケである。それでも、この不安定さを以ってしても、川崎のライセンス DB-601A=ハ-40 液冷倒立 V 型 12 気筒発動機の如き、酷いものでは使用開始後 20~30 時間にして離昇運転中にクランク軸折損を起す例が跡を断たず、月に 1 人は殉職者を出していたなどというジャンク発動機との間には天地の開きがあったということである<sup>210</sup>。

もっとも、川崎航空機における組立式クランク軸当該部位の生産技術体系については不明である。明石工場の技師、野村大度は「セレーシヨ・スプライン【孔】等は、ブローチによる加工を考慮して統一し、ピッチは小さ過ぎないこと。又、スロットターによる工作上的非能率とブローチ、ギヤシエーパーの設備能力とをよく見極めて、山形を決定すること」とだけ述べている<sup>211</sup>。

確かに、一般論としてはそれ位のことになるだろうが、クランクピン結合部のスプライン孔は貫通しているにせよ素直な円筒孔ではなく段付き、かつ寸詰まりの孔であるから、所詮、ブローチを用いた加工には適さない。精々、可能なのは軸・孔共にギヤ・シェーパーを用いた自動加工ということになる。これについては三菱との絡みで後述することにしよう。

三菱では 97 式重爆撃機 I 型のみならず、MC-20 旅客機 1 型にまで中島設計・三菱製造の 97 式 850 馬力発動機改=ハ-5 改を装備させられた。かくて三菱によるハ-5 並びにハ-5 改の製造台数が 1,831 基に上った点については冒頭に述べた通りである。

宮本晃男に拠れば、97 式 850 馬力発動機は「1 基の価格約 2 萬圓」、「寿命約 2,200 時間、

---

<sup>210</sup> 日本航空技術協会『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』巻末対談、486 頁、参照。語り手は元・陸軍戦闘隊整備隊長、茂呂 豊。

<sup>211</sup> 野村大度『航空発動機の生産と生産管理』山海堂、1943 年、30 頁、より。

なお、我国におけるインポリュート・セレーション孔加工用ブローチの有効メーカーは不二越鋼材工業(株)であり、1940 年に自動車用のその国産化が果された。次いで海軍機プロペラ軸(減速軸)用のそれについて'40 年 11 月、住友金属工業より製作依頼を受け、'42 年 3 月に完成させ、漸くその輸入代替に成功した。翌年、同社は更に大形のものを製作した。材料としては当初、空技廠によって手配された日本特殊鋼製の高速度鋼が用いられ、後には鋼材からの一貫製作が為された。不二越鋼材工業(株)『不二越二十五年』1953 年、224~225 頁、『日本機械工業五十年』427~428 頁、参照。大川 元「航空機とブローチ」『工作機械』第 4 巻 第 2 号、1941 年 1 月、は概ね海外技術の紹介である。

プロペラ軸に触れた序でにその表面硬化についても述べておこう。佐藤忠雄に拠れば、誘導式高周波焼入は 1942 年頃から川航明石工場、東芝府中工場、日立の日立工場等において実用され、自動車・戦車機関のクランクピン表面硬化等に従来の火炎焼入に代って用いられるようになった。因みに、東芝の誘導式高周波焼入装置はアメリカ、Ohio Crankshaft Company の考案になる Tocco Process であり、いすゞ(ディーゼル自工)は東芝にクランクピンの焼入を外注していた。

当時の誘導式高周波焼入装置は巨大であったため、発動機工場各所への迅速な配備が難しく、膨大な物流距離を忍ばねばならぬこと、高周波焼入においては硬化層と芯部との間の硬度勾配が急で疲労強度上の不安が払拭されなかつたこと 2 点に因り、航空発動機用クランク軸には適用されず、航空発動機絡みではこのプロペラ軸の表面硬化にのみ採用されている。佐藤忠雄「2. 熱処理」『日本機械工業五十年』(19. 金属加工)、906、905 頁、飛山一男「トツコー焼入について」『いすゞ技報』第 2 巻 第 4 号、1949 年 5 月、参照。

總分解迄の時間約 300 時間」という触込みであった<sup>212</sup>。もっとも、陸軍から三菱が受注した価格は「約 2 萬圓」どころではなく、'37 年 32,144(ハ-5 試作 2 基), 27,157 円(ハ-5, 70 基), '38 年 26,275 円(同, 250 基), '39 年 24,880 円(同, 164 基), 25,636 円(ハ-5 改, 588 基), '40 年 24,860~25,028 円(ハ-5 改, 総計 504 基), '41 年 25,017 円(ハ-5)で、かなり高価であった。この差をどう解釈すれば良いのかについては補機類込みと単体との差なのか、正直のところ良く分らない<sup>213</sup>。

しかし、実際にもそれは相当高価な買い物についていたようである。ハ-5 改発動機はピストン・ピンのスナッピングが折損して気筒を傷つけ、更にはメタルが削られてしまうといった詰らない持病に悩まされ、航空機関士は降りる度に潤滑油を検視する必要に迫られていた。メーカーである中島の技師は「このエンジンは、腺病質の子供を扱うように扱ってくれ」と頼んでいたそうである。虚弱体質のハ-5 系発動機を 97 重爆で代替したハ-101=火星と MC-20 で代替したハ-102=瑞星は一転して信頼性の高い発動機となっていた。

勿論、三連星の源流=金星にもハ-5 のような事故はほとんど無く、最も多かったのは点火栓のトラブル、気筒の後ろにある高圧電纜集束管の冷却不良に起因する焼損であった。逆に、取柄というのはあるもので、ハ-5 の場合、「圓形電纜分配管」が発動機前方、減速機を巻くように位置せしめられていたため、電纜(ハイテンションコード)の焼損はほとんど無かったという<sup>214</sup>。

なお、97 式重爆撃機初期型においては出撃しても片舷停止で山脈を越えられず、自爆した例がかなりあったらしいが、これは一概にハ-5=97 式 850 馬力のせいばかりとは言えない。それはフル・フェザー出来ないプロペラを与えられた当時の双発機においてはしばしば起る事態であったからである<sup>215</sup>。

三菱が造らされた 97 式 850 馬力発動機、陸軍呼称ハ-5 は、それ自体としては、確かに評判芳しからざる発動機であった。しかし、本発動機は改良型のハ-41=100 式 1250 馬力(但し、これも成功作とは言えなかった)、更には中島の火星とでも形容されるべきハ-109=2 式 1450 馬力(離昇 1520 馬力: 2 式戦闘機“鐘馗”, 100 式重爆撃機“吞龍”など)へと進化発展し、14 気筒の系列総計として 7,366(中島自身では 5,535)基も製造されることになる。遅れ馳せながら 18

<sup>212</sup> 宮本晃男編『三菱式 MC20 型双発輸送機取扱解説』育生社、1941 年、附録 2 頁、参照。

<sup>213</sup> 陸軍からの受注価格については松岡『三菱航空エンジン史』170~173 頁、参照。『みつびし航空エンジン物語』の対応部分と比べ、2 箇所大きな訂正がなされている。

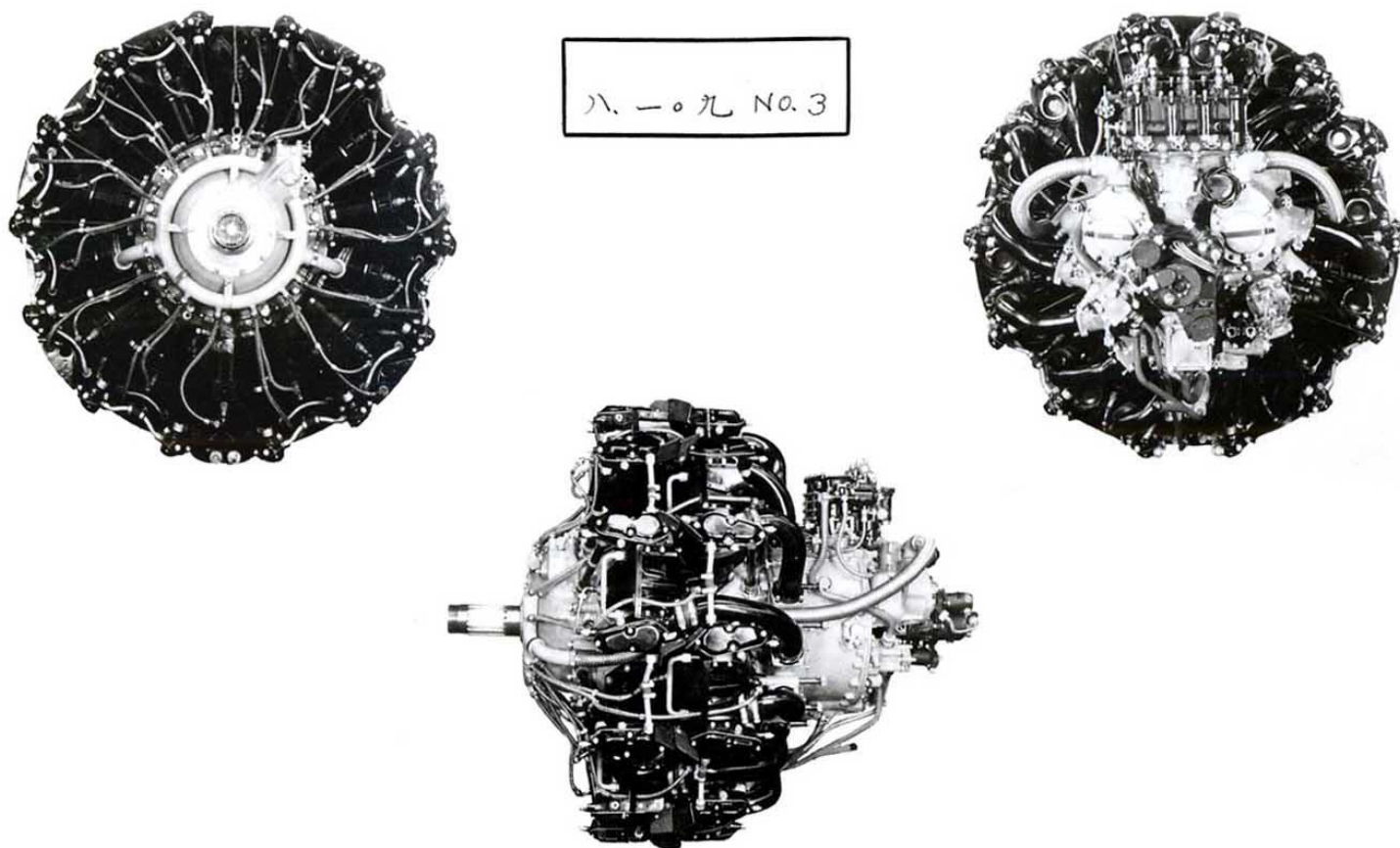
<sup>214</sup> 日本航空技術協会『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』巻末対談、489 頁、参照。語り手は元・大日本航空整備士の林 發、元・日本航空輸送→大日本航空の整備士、岡部武夫。ハ-5 改における「圓形電纜分配管」の位置について対談では異論も呈されたが『説明書』に依り確認。

<sup>215</sup> 上記対談より。金星 40 型装備の 96 陸攻において片舷停止から派生した事故に関しては『往事茫茫』第一巻、155 頁(本庄季郎)、瑞星装備の MC20 におけるアワヤの高度低下については同、第三巻 242~246 頁(曾我部)、参照。片舷停止とは関係ないが、同、19~20 頁には金星(50 型?)装備の 96 陸攻の恐らく片舷不調に因る離陸失敗事故に関する記述が見られる(中川岩太郎)。



気筒化にも一応成功している(ハ-44 : 離昇 2450HP/2800rpm.@+550mmHg, 23 基のみ製造). 最初が良くてもパワーアップと共にボロが出て来る開発事例に事欠かぬ斯界において Dry のみで 1.8 倍近い高出力化に成功している事実は, ハ-5 の素性ないし基本的プロポーションが優れていたことの証しであると言えよう.

図Ⅲ-V-25 ハ-109 発動機



『三菱重工業製航空発動機写真集』より.

ハ-109における前方気筒列への吸気管の屈曲はその外径が太く, 吸排気弁挟み角が  $70^\circ$  であることの直接的帰結であった. 後掲, 火星の側面写真(図Ⅲ-V-151, 図Ⅲ-V-153)と比較されたい. また, 「圓形電纜分配管」にも注目されたい<sup>216</sup>.

なお, このハ-109型発動機もまた原型の中島ハ-5やライヴァルである三菱の火星並みにそのクランク軸にダイナミック・ダンパを与えられていなかった. これは 1937年11月24日, '39年3月29日にライト社との間で同社からの技術導入内容の2次, 3次更改を行な

<sup>216</sup> ハ-109については陸軍航空審査部『二式一四五〇馬力發動機 取扱ノ参考』1942年10月31日, 参照. 吸排気弁挟み角については19頁, ダイナミック・ダンパが無かった点については24頁, 第14図, 187頁の嵌合図に拠る.

った中島の作品としてはやや食い足りない点とせざるを得ない。

この“食い足りなさ”の客観的ないし法的所以を敢えて述べれば、それはダイナミック・ダンパを含む契約のそもそもの対象が単列の R-1820 *Cyclone*に係わる技術であったということに尽きよう。しかし、時は将に戦時であったから、やはり、どう考えてもこれでは食い足りぬと言うしかない<sup>217</sup>。

表Ⅲ-V-7 参考：中島ハ-109型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.48	
気筒径 mm		146	試作完成	-	
行程 mm		160	試作台数	-	
排気量 ℓ		37.5	生産	自	1941
圧縮比		6.7		至	1944
性能	公称	回転数	2600	台数	3554
		地上馬力	700		
		高度 m	1220/5200	100式重爆“呑龍”Ⅱ型	
		高度馬力	1440/2100	2式戦闘機“鐘馗”Ⅱ型	
	離昇	回転数	2650	-	
		ブースト mmHg	+300	-	
		馬力	1500	-	
		bmep kg/cm <sup>2</sup>	13.6	-	
減速比		0.6875	-		
寸法	全長 mm	1541	備考	2式 1450馬力発動機と通称。	
	直径 mm	1263			
重 量 kg		720			

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1016~1017 頁, 第 10 表, より。

全長は『二式一四五〇馬力発動機 取扱ノ参考』より。

生産期間は『中島飛行機エンジン史』巻末附表より。

工数・コスト・重量的には不利なアメリカ流の前後カム振り分け方式はプッシュロッド配列の自由度を高め、十分な吸排気弁挟み角を確保し易い基本設計であった。ヨーロッパ流にカムを前後何れかに集中すればシンプルな発動機とはなるものの、遠い方の気筒列へのプッシュロッドは手前側気筒列の隙間を通じて届かせざるを得ぬため、吸排気弁の挟み角を十分に大きく取ってやることは出来なくなる<sup>218</sup>。

空冷星型航空発動機の気筒は弁の並びと直角、前後方向に 2 本の点火栓を有する。2 本の点火栓の内、後方点火栓の位置は吸気管の取り回しによる制約を受けるが、決して燃焼室の頂点に付近に位置せしめられるというワケではない。よって、その存在自体が直接的に弁径、とりわけ吸気弁径拡大の制約条件となることはない。となれば、吸気弁径拡大に対して最も大きな制約条件となるのは吸排気弁の挟み角ないし弁軸の交叉角である。

先にも触れた通り、97 式 850 馬力ハ-109 における弁の挟み角は 70° であった。この数

<sup>217</sup> 『中島飛行機エンジン史』168~172 頁, 参照。中島は更にも第 3 次契約を締結している。

<sup>218</sup> 永野 治「原動機編」『航空技術の全貌』(上), 472 頁, 参照。

字は既に触れた P&W の *Hornet* や *Wasp*, そして中島自身の壽シリーズ, 光シリーズにも採用されており, 空冷星型発動機界においてはかなり普遍性を有した値である<sup>219</sup>.

なお, 榮や譽においては 75° の挟み角が設定されるに到っているが, そこには半球状燃焼室を堅持すると同時に発動機外径を僅かでも押さえたいという意図が透けて見えている. 両発動機, とりわけ複列 18 気筒の後者において偏執狂的気筒詰め込み設計が為されたにも拘わらず, これを *Cyclone* 並みの 75° にまで上げたところなどは実に殊勝であったが, 反面, 犠牲も大きかった. また, 弁の挟み角に限って言えば, 中島発動機の発展を形容する際にしばしば用いられる“サイクロン化”が完全に果されたのは榮と譽のみであったということにもなる<sup>220</sup>.

国産発動機(とも言い難いが)として 75° の挟み角が採用された今一つのケースとして大戦末期に投入された陸軍のオートジャイロ, “カ号二型観測機”に装備された“オハ 2 型”発動機が存在する. これは 1933 年, アメリカの Jacobs Aircraft Engine Com. によって開発された L-4 MA-7=R-755 発動機(1R7-5.25×5.0in.[133.4×127.0mm], 12.4 $\theta$ , 245HP/2200rpm.)を神戸製鋼所の高速内燃機関部門の分散工場であった大垣工場にて国産化し, 神戸深江の試験場で耐久試験を終え, 完成させたものである<sup>221</sup>.

---

<sup>219</sup> 壽シリーズについては陸軍航空本部前掲『九四式四五〇馬力発動機説明書』本文 5 頁, 附図第四, 陸軍航空技術学校『発動機工術教程(九四式四五〇馬力発動機)』, 1936 年 3 月, 本文 3 頁(附図第四については未見), 横須賀海軍航空隊前掲『壽発動機参考書』11 頁本文, 巻末附図, 第六表(“表”と称しているが, 一連のモノは全て純然たる嵌合図である)を, 光シリーズについてはその原点に位置する 94 式 550 馬力発動機に関して陸軍航空本部前掲『九四式五五〇馬力発動機説明書』本文 5 頁, 附図第四, 池森龜鶴『空冷星型航空発動機製造検査法 九四式五五〇馬力発動機検査法』1936 年 11 月 7 日, 第 44 頁, 第 59 頁, 第 145 頁をそれぞれ参照.

なお, 池森龜鶴(1908~2005)は中島の技師であったが, 何らかの理由で若くして退社しており, 1941 年 10 月発行の『内燃機関』誌に寄せた論文での肩書は新京工業大学教授となっている. 戦後も池森は日本大学理工学部へと転じ, 教育界に留まった.

<sup>220</sup> 上述の通り, *Cyclone* においては伝統的に 75° という大きな挟み角が採用されて来たが, 勿論, そこでは向う見ずと言えるような外径縮小設計などは採られていない.

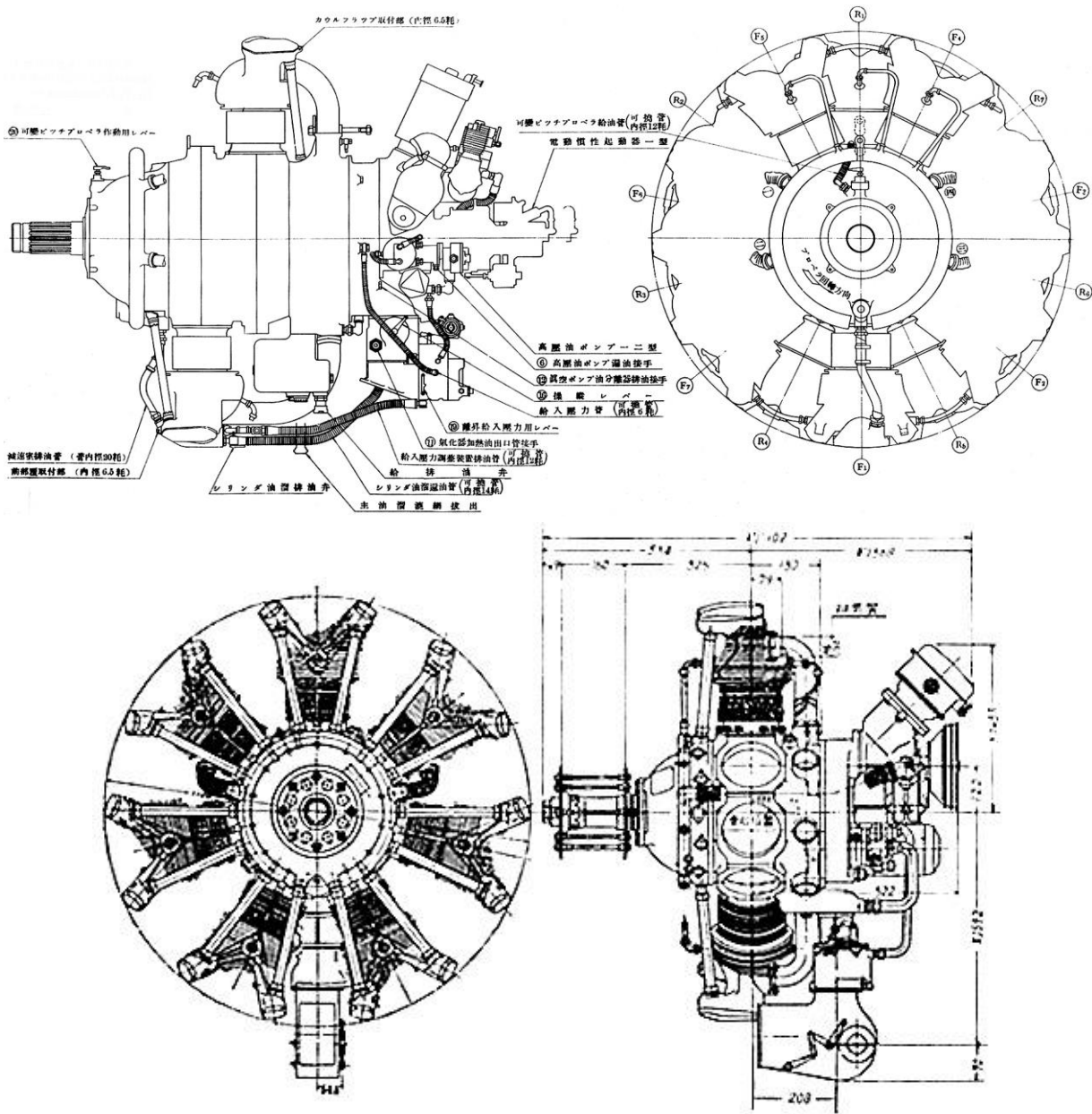
Jacobs L-4 系発動機については宮本晃男『列國航空発動機要目集』190~193 頁(発展型), 神鋼造機株『神鋼造機三十年史』1980 年, 2 頁, 参照. “カ号二型観測機”については何よりも玉手栄治『陸軍カ号観測機』光人社, 2002 年, 参照.

<sup>221</sup> Jacobs L4 系発動機は A.S. *Cheetah* やライト R-760 *Whirlwind* をライヴァルとするの発動機で, 農業用など多目的機用に 1970 年代頃まで製造され続けたロングセラーであったが, その辺りで事切れた. 東京ディズニーシーの一角にはこの発動機がオブジェとして置かれている.

なお, 冷戦終結後はポーランド, PZL-Mielec(2007 年, United Technologies の Sikorsky 部門により買収される)の多目的機, M18 型がアメリカに輸出されるようになった. その 1000 馬力発動機, WSK PZL-Kalisz の ASz-62 は第 II 部でも言及されたロシア, Shvetsov の ASh-62 をポーランドに移殖したものであり, そもそもその淵源を辿れば 1937 年にライセンス生産が開始されたライト, R-1820 *Cyclone* に行き着くから奇縁と言えなくもなからう.

それにしても, 里帰りないし輪廻転生譚としては面白いストーリーながら, 大柄な, しかし零戦と渡り合うでもない農業用飛行機にこの 1000 馬力発動機という組合せは果して合理的な技術選択と言えるのであろうか?

図III-V-26 榮 10 型と Jacobs L-4 系発動機



榮 10 型：『發動機一般』より。

Jacobs L-4 系発動機：『神鋼造機三十年史』1980 年，2 頁，より。

榮 10 型(2R14-130×150mm)と比べると，L4 の外径が 1100mm であったのに対して，これより 23mm も長いストロークを持つ榮の外径は 1115mm と 15mm しか大きくなっておらず，直径が可及的に詰められていた状況が観取される．これに加え，高負荷の榮においては頭部フィンもより深かった．これら 2 つの要因が相乗し，同じ単列当り 7 気筒，同じ吸排気弁挟み角，しかもボアに関しては僅か 3.4mm とは言え小さかったにも拘わらず，榮 10

型においては隣接気筒間の隙間が頭部とりわけ弁室横において狭苦しくなっている。

同じ外径のままパワーアップされた榮20型においてはフィンの深さが更に増していたことであろうから、窮屈さは一層募り、18気筒化しながら直径が1180mmと95式350馬力発動機(弁挟み角70°)より28mmも小さい値に取られた譽においてはこれが倍化されたことになる。

勿論、かくすれば複列発動機である限り、隣接及び前後バンク気筒間に吸排気管の干渉等を免れぬため、そのせせこましい設計や吸排気管自体の工作、組付けは一苦勞となり、前線における整備作業は困難を極めたと推察される。即ち、この歪められた“サイクロン化”は先ず以って生産性・整備性の低下を招来した。

その上、かようにせせこましい吸気系は、第Ⅱ部においても論じられた榮20型がそうであったように、生来、“鼻詰り”気味の特性を持つものとなる。榮、譽に限らず、ハ-5等、中島発動機における吸気弁の弁面角度は閉まりの甘さは多少我慢しつつ断面プロフィールの流線化を最優先し、三菱発動機を含む多数派におけるような45°ではなく、30°(弁軸に対して60°)に設定されていたが(排気弁も同様)、この値は“鼻詰り”気味の吸気系を与えられた榮と譽においては仮令、その効能が僅かであったとしても絶対に譲れぬ選択であったと考えられる。

また、“鼻詰り”気味の吸気系は、量産段階の譽に典型的に現れたように、工作程度が多少なりとも低下して来るような状況の下においてはそれに因る負の影響をテキ面に被らざるを得ない。しかし、これら全ては弁の挟み角自体の問題ではなく、あくまでも偏執狂的直径縮小設計がもたらした弊害である<sup>222</sup>。

これに対して、以下に取上げられる三菱複列星型発動機のほとんど、即ち、カム前部集中・横着設計の成果達においては金星3型、40型で僅か50°、50型では頑張っ<sup>て</sup>55°、サイズが大きくロングストロークの火星では何とか60°の挟み角が確保されているものの、ショートストロークの瑞星においては再び50°を余儀無くされている。このようなカム集中配置は整備性を著しく低下させもするが、何よりも素直な半球状燃焼室の下での弁径確保を不可能にし、冷却風の通りも妨げる。

体格、とりわけ直径の面でゆとりの大きい97式850馬力直系の発動機はカム前後振分け方式に依ってこれらのトレードオフを巧くまとめ<sup>おさ</sup>遂せ、かつ、無理の無い吸気系と組合せた国産発動機となり、それ自身には様々な小欠陥を抱えつつも、来るべきハ-109への出発点になり得たということである<sup>223</sup>。

そして、97式850馬力のクランク軸の基本形態はその嫡子たちのみならず異世代の榮

---

<sup>222</sup> 但し、譽の量産段階における出力低下問題の背景に航空発動機の動力測定に係わる本邦戦時航空動力技術体系の本質的欠陥という遥かに重大な問題が伏在していた点が閑却されてはならない。この問題点については本稿補論Ⅲ-2を参照して頂きたい。

<sup>223</sup> 横着設計なる言葉を筆者は従来同様、怠惰とは正反対、一定有限の合理的根拠に立脚した省略、大胆かつ高度な技術的判断に立脚した簡略化といったニュアンスで用いる。

(30,127 基), 響(8,747 基)両発動機にも受け継がれ, このテのクランク軸の新製生産量は総計 5 万本近くを数えた. 97 式 850 馬力のクランク軸こそは三菱三連星の 45,030 基分と日本を二分した中島式複列星型発動機用クランク軸の源流であった. 無論, 最も強調されるべき点は, 時系列的に見てその健在振りが次に取上げられる三菱における中央軸受付き組立式クランク軸の設計にプラスの影響を与えなかったなどという可能性など, 誰が何と言おうと, 微塵も有り得ないということである<sup>224</sup>.

#### 4. A8a から A8c へ : 金星 3 型から 4 型への飛躍

##### i) 背景

深尾淳二は 1933 年 6 月, 長崎造船所より成績不振の名航発動機部の再生を託されて転任, 翌年, 発動機部長に就任し, 空冷対水冷論争に決着をつけ, 後に金星となる複列星型空冷発動機の開発に大号令を発する. この辺りの状況については既に語りつくされているからここで詳しくは繰返さない. ただ, 航空発動機に理論的に新しい要素は無く, 世界の優れた発動機それぞれにおける最も優れた部分を選択摂取して総合すれば自ずと世界一の発動機が得られるというのが彼の発動機開発論の基本命題であったこと, その結果, ①: 空冷方式, ②: アメリカとりわけ P&W 式の気筒頭構造・気筒胴加工法・同結合法, ③: (欧州の一部に見られた)クランク軸における積極的振動対策の省略, ④: (欧州の一部に見られた)カム前方集中方式, ⑤: ライトに倣った過給機駆動軸摩擦ダンパー省略(ダンパーはバネ式のみ), ⑥: (欧州の一部に見られた)一体構造クランク+大端分割式主連桿といった要素技術の選択が為され, かつ, 気筒胴内面窒化, Na 冷却排気弁の内製, 主連桿大端軸受のケルメット化といった材料絡みの要素技術の開発ないし錬成という“横着設計”を基調とする方向性が定められたという点だけ述べておく止める<sup>225</sup>.

以上の内, ③については従前, ほとんど取上げられていないが, マトモに論じられて来なかったのと事象としての存在が認められないことは同義ではなく, ③は④, ⑥と共に深尾流“横着設計”の要諦をなす点において⑤などより遥か上位に位置付けられるべき項目である. ①~⑥の序列は非論理的なように見えようが, 敢てここでは“しぶとさ”の順とした. つまり, 後のモノほど腰砕けが早かったワケである<sup>226</sup>.

<sup>224</sup> 永野 治はハ-5 の設計が金星 4 型に倣ったモノの如く記述しているが, 時系列を逆転させた海軍 - 三菱中心史観であり全くのナンセンスである. 「原動機篇 一, 航空用原動機」『航空技術の全貌』(上), 472 頁, 参照.

<sup>225</sup> 深尾「金星」菱光会『往事茫茫』第一巻, 262~293 頁, 参照.

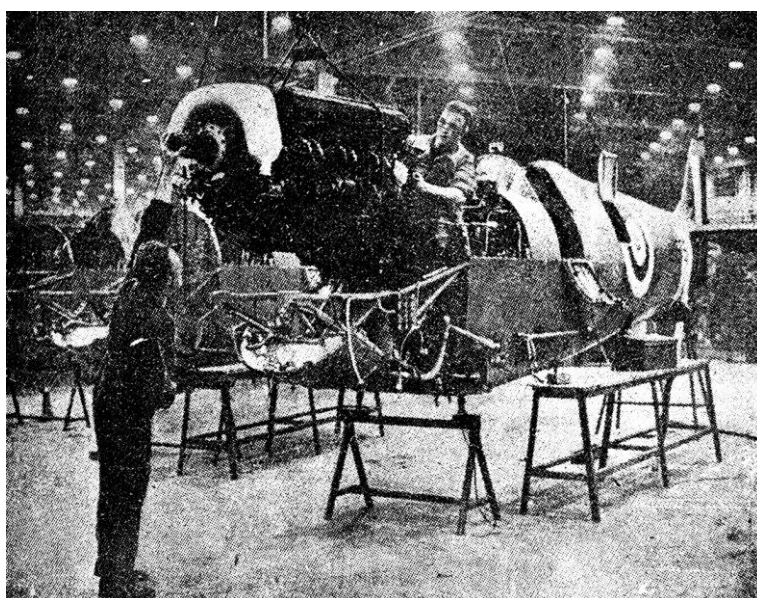
<sup>226</sup> この他にも, 行論の中で明らかとなる通り, A.S. 式の“Y”型吸気管から単独吸気管全数出し方式への移行という深尾らによって語られることの無かった⑥項が存在した.

なお, ⑤の摩擦ダンパーについては, これが再導入に到ったという事実が存在するワケではないが, 後に詳しく示される通り, 機械式 2 速過給機の色度切替機構には摩擦式クラッチが用いられるのを常とし, 三菱発動機においても金星 50 型以降, 2 速過給機が採用に到った時, 変速機構に挿入された摩擦継手は自動車・自動二輪車の 2 リーディング式ドラムブレーキ様の機構に他ならず, ON になっている場合においても伝達トルクが回転方向に対

以上の各要素技術についてはやがて詳しく取上げられる他，中島やアメリカにおける開発との違いという角度からさらに掘り下げて論じられる。

なお，深尾は①選択の時，論理的に空冷が優るかのような議論を行い，後にもこれを再三反復しているが，これは正しい議論ではない．次の図に示されている通り，水冷 12V の RR *Merlin* は確かにその前面投影面積において堀越が零戦設計に際し羨<sup>うらや</sup>んだのも納得のスリムさを見せている．そして *Merlin* はほぼこのままの外寸から 2 倍の出力アップを果すことになっているから，堀越の羨望は尚更，深まらざるを得なかったかのように想われる<sup>227</sup>．

### 図Ⅲ-V-27 発動機のスリムさが際立つ *Spitfire* 戦闘機への *Merlin XLV* 発動機機装風景



ヂ・ダブリウ・ウィリアムソン 『英國航空機生産年鑑 最新版』 p.333, Fig.275.

約 3.1 という  $l_r$  値がこのコンパクトさの前提をなす．行程自体は 152.4mm あり，決して小さな値ではなかった．プロペラ軸が黒く見えるのは保護カバーが被せられているため．

先にも述べた通り，空冷は飛行高度が上昇すると共に冷却が不良となり，気筒温度は上昇し，充填効率，従って出力の低下を来す．このため，アメリカでは高空性能に優れた機械式 2 段過給あるいは更に優れた排気ガスタービン過給機付きの 2 段過給システムを空冷発動機に適用する機運の高まりと呼応する格好で深くピッチの細かい削り出しフィンを持つ鍛造気筒頭や新しい気筒胴冷却フィン成形法が導入されており，後述のように三菱でも戦時開発の最終局面において油砂による鋳造からアルミないしジュラルミン製鋳込みフィ

---

して非対称である．故に，それは事実上，トルク・リミッタ，とりわけバックトルク・リミッタないしワンウェイの摩擦式ダンパに近いメカとして機能するものであった．この点に留意しないような技術論など無い方がマシである．

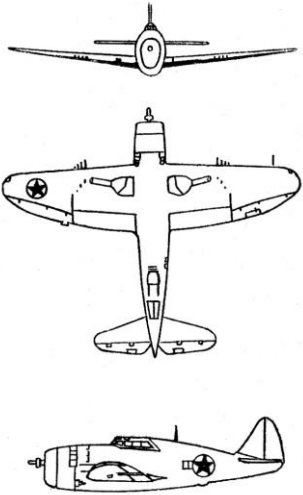
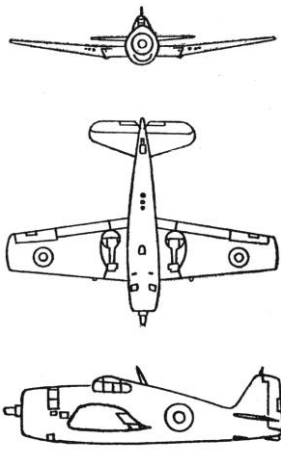
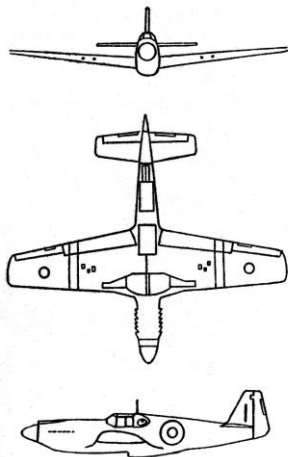
<sup>227</sup> 堀越二郎「技術一すじ」菱光会『往事茫茫』第一巻，190 頁，参照．



ン方式への移行が取沙汰されている。

しかし、水冷(液冷)ならば放熱器に予めこの高高度での冷却条件に見合う容量を与えておけるから、かような泥縄的対策を打たずとも出力低下を起させずに済む。戦闘機における実用結果からすれば、中低空性能と上昇力においては軽量な空冷が優り、かつ軽微な被弾に因る機能停止の危険性も少ないが、絶対的な速度や高空性能の点では水冷が優るというのが *R-2800 Double Wasp* や *Packard Merlin* のように空冷・水冷何れの面でも世界に冠たる秀作を生み出したアメリカにおいて最終的に下された公平な評価であり、リカードによって下された結論もほぼ同じであった<sup>228</sup>。

図Ⅲ-V-28 アメリカ陸海軍の代表的戦闘機

		
陸軍 P-47(R-2800 <i>Double Wasp</i> ターボ)	海軍 F6F(R-2800 <i>Double Wasp</i> )	陸軍 P-51(V-1650 <i>Merlin</i> )
全幅 12.43, 全長 10.78 全高 3.48m	全幅 13.05, 全長 10.23, 全高 4.11m	全幅 11.27, 全長 9.75, 全高 2.65m

海軍航空本部教育部『各国航空機情報摘録』1944年，3，12，21頁，より。縮尺不同，精度も不確実。

高空性能に係わるこの結論はガンストンがRRにおける *Merlin* 開発過程について述べている下りとも符合するが、川崎航空機の発動機技術者であった林 貞助が喝破したように、そこに「眼に角立てて両者の優劣を議論するほどの差は無く、あとは兵器としての生産性、信頼性、稼働率等の争いになる」だけであり、要はマトモに造られておればどちらでも構わなかったワケである<sup>229</sup>。

P47 *Thunderbolt* (R-2800 *Double Wasp*) にも P51 *Mustang* (*Packard Merlin*) にも実戦搭乗経験を有する元・米陸軍パイロットの“どちらの機体が好きか？”という問いに対する「そ

<sup>228</sup> cf. H.,R., Ricardo, *The High-Speed Internal-Combustion Engine*. 4th. ed., London and Glasgow, 1953, C.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. pp.53~56, Gunston『高空ピストンエンジン』174頁。

<sup>229</sup> 林 貞助「空冷エンジン vs 液冷エンジン」『丸メカニック』No.37 1982年11月。



れは射ち落としにかかっているか射ち落とされかけているかの状況次第さ。射ち落としにかかっているなら *Mustang*, やられそうな時なら *Thunderbolt* さ」という答えも簡にして要を得たコメントと言えよう<sup>230</sup>。

結局、健全な水冷(液冷)発動機をは製造元より開発する術さえ知らなかったこの国においてはメリット、デメリットを云々する以前の問題として空冷星型で行くしかなかったのであって、その意味において中島の選択も深尾の判断もそれ自体は正しくはあったが、殊更高尚な理論でこれを粉飾する必要など微塵も無かったワケである<sup>231</sup>。

## ii) 金星3型

三菱における金星発動機の計画と開発が深尾淳二の指導性、ある意味では独裁体制の下で展開したこと、先進各国の発動機から深尾の眼鏡に適う要素技術が取捨選択・統合されたことについては本人や周囲の回想譚があり、それに依拠する文章の類も巷間に流布している。よって、本稿ではこの言い尽くされた事柄を改めて逐一反復しはせぬが、さりとしてこの種の議論を完全に避けたのでは深尾に対して余りも礼を失する。そこで、発動機各部品の生産技術確立期における彼の豪腕振りを伝える挿話として辻 猛三の文章を引用・要約することでお茶を濁しておきたい。辻は次のように語っている。

……さてここに私の会社で如何にして急速増産を計ったかを御紹介申し上げ、生産技術の効果と必要性を申し上げたい。恰度 100 日間、毎日缺かさず所長【勿論、深尾淳二】自ら議長となり各部長、課長、工場長、擔當技師が集つて増産研究會を開いた。各部品について設計から完成まで、即ち素材から部品完成に至るまでの各工程の製品を机の上に並べ、それと同時に各工程の順序を黒板に圖示して、何處を掴んで何處を削るといふことを一覧表にして全體を一眼で睨みつつ、即ち同じやうな工程を二度又は三度繰返してはみないかを調べつつ一方個々別々に詳細に検討した。所内だけで開かれたために遠慮のない會議であつた。併し各工程が現物によつて衆目の前に曝け出され一つ一つ槍玉に上げられるので、初めは擔當者は現品陳列を躊躇する所があつた。併し後にはこの際すべての缺點を出して一刻も早くその缺點を直してしまふという氣分になつて、むしろ自分の缺點を發表してお互い注意を喚起するといふ會議になつて、實に笑聲に満ちた朗らかなものとなつたのである。勿論會議が進むにつれ、俎上に上げられる前に改善されてその改善案が陳列されるといふ風に進んで來た事は當然である。一つの部品の或一つの工程のものを捉えて品物を手に取つて凝視してみると「何といふ下手な加工をやつて居るのかと思ふ場所がある」所がこの加工をするのにどんな機械を使つて居るかといふと「勿體無い機械を使つて居る。そしておまけにまづい

<sup>230</sup> cf. McCutcheon, *No Short Days*. p.6-1.

<sup>231</sup> 堀越は先の回想の中で「一方でこの両発動機会社が競つて空冷星形に打ちこんだことは、日本に液冷航空発動機の育つ芽を枯らしたうらみがなくはなかつた」(『往事茫茫』第一巻, 186頁)と述べている。それが戦闘機設計者としての偽り難い心境だったのであろう。

治工具を使つて居る」併しよく考へてみるとこんなまづい加工になるのは「素材が悪いからで原因は別にある」「否それよりも設計が悪いからこんな加工にならざるを得ないのだ」といふわけで、尚「調質が下手で歪ませてばかり居るから無駄な加工をさせられるのである」「いやそれでもない検査がうるさいからかうしないと合格しないんだよ」といふ具合に一つの部品の一つの工程をみても設計、材料、加工、調質、検査とあらゆる部門に改革すべき點を發見するのである。單に機械加工者が悪いと言つても機械加工者が悪いのではなくて、むしろ原因は他にある故にその根本から直さねばならない。故に要するに皆で缺點を見出して皆で直す。自分で氣附かない缺點に對しては色々變つた専門家の批判を快く受入れたのである。……中略……辨解は増産の異端である。増産は協同體系のもとに行はれるから、若し一人でも自己を改めることに躊躇する者が居たらそれだけ増産が遅れる。……中略……一旦意見の交換を行ふと、お互意外に無駄が多く、而もお互が一寸譲り合ふと雙方とも非常に樂をするといふ事を發見するのに驚く<sup>232</sup>。

この種の會議は安逸に流されぬよう立席會議であり、しばしば早朝に実施された。その張り詰めた雰囲気イメージして頂きたい。

続いて、辻は良く知られた深尾の「増産心得」ないし生産技術の哲学を列挙している。これをごく手短かに要約すれば：

(イ) 一般關係

1. 増産の觀念を以つて全ての部品を見直せ。
2. 実物に即して數量的判断を下せ。
3. 設計者は図面でなく現物完成迄責任を持て。現場技師は設計の分担者たれ。
4. 設計者は己が図面を精練し、現場技師は毎日部品を凝視し欠点を洗い出せ。
5. 仕上技師は仕上仕事の不要化に努力すべし。
6. 鑄鍛造を機械化し寸法精度を高めよ。
7. 回答は推論ではなく事實に立脚すべし。
8. 小事を疎かにすべからず。
9. 部品を大事に扱う觀念と習慣を養え。
10. 工場を物置にするな。
11. 最後まで面倒を見よ。

(ロ) 設計關係

---

<sup>232</sup> 辻 猛三「生産技術と増産」『生産技術』第1巻 第1号、1946年9月、60頁、より。

雑誌『生産技術』の刊行母体、(社)生産技術協會は海軍の技術的遺産を失敗経験もろとも戦後復興期の民需産業に伝承し、戦後復興を生産技術面で支える使命を以つて海軍艦政本部系の技術者、とりわけ最後の艦政本部長、澁谷隆太郎、元・中将を中心として1946年初頭に結成された。機関誌『生産技術』の編輯理事に特殊鋼の三島徳七東京大学教授と三菱の大井上 博とを迎え、大井上はその編輯兼發行人ともなっていた。同協會は1970年、その使命を終えたとして解散に到る。時に澁谷老83歳。

設計は増産のスタートである。設計は増産の根本要素である。

(ハ) 素材関係

設計の次に来る増産の要諦は粗形材の寸法精度向上である。

(ニ) 機械加工関係

被削物の形状・被削性・切削速度・使用工作機械の種別を総合的に最適化せよ。

(ホ) 仕上げ関係

機械加工を洗練し手仕上を廃止せよ。塗装の簡易化も検討せよ。

(ヘ) 調質関係

歪みの出ない調質法を開発せよ。

(ト) 検査関係

検査は日頃から不良を未然に防ぐ役割を果し、増産の促進者たれ。

といったことになる((ト)は必ずしも深尾の創案ではなからうが、深尾イズムの要点の一つである)。

最後に、辻は：

……以上凡てが実行されて居るとすれば結構である。我々は或一つの発動機につき加工時間のものを900時間以下に節減し得た。要は実行で凡ての部門の協同動作である。そして強力なる指導者即ち纏らぬ事は必ず判決する人の下に現物につき想像でなく、實地に研究せられて即時断行せらるることによつて増産が全うせらるるのである。あくまでも凡ての技術の協力総合化により増産が全うせらるるものなる故、敢て技術の民主化を叫び若き現場技術者の奮起を希望するのである。

と結んでいる(加工時間というのは要するに1基当り所要マンアワーかと思われる)。

末尾の付けたりは措くとして、我々はやがてこの逆を地で行ったのが戦時下の中島飛行機であったという事実を嫌というほど確認させられることになる。

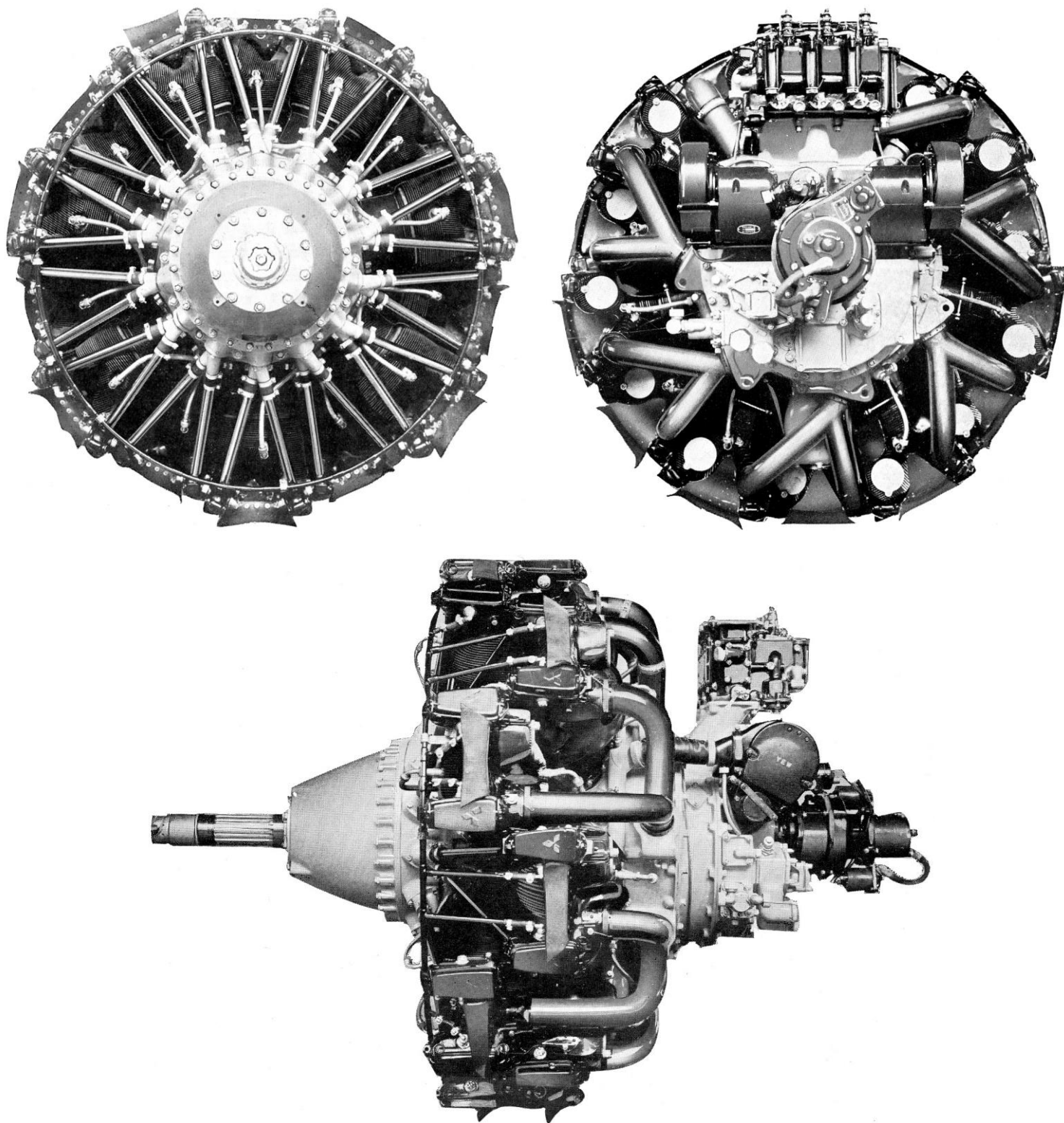
深尾のこのような指導性の下に開発され、ヒット作＝金星40型の前段階に位置付けられる、かつ、それ自体、画期的成功を収めたと伝えられるA8a,b＝金星3型は三菱として最後の2軸受式一体クランク軸を持つ複列星型14気筒発動機であった。A8aは直結型、A8bは表示の減速型・中央主軸受無しの発動機でその離昇出力は840HPであった。

以下、海軍航空本部、1936年10月発行の『金星発動機三型 取扱説明書』を用いてその概要を紹介して行くが、この『取説』は後年、A4版で発行された類書と同じく加除式ながら、A5版サイズ、紙質も良く表紙と共に金文字入りの背表紙は黒ではなく落ち着いた緑色になっている。そこからは海軍航空本部が金星三型に寄せた期待の大きさが伝わって来るようである。金星三型は決して下敷き、間に合わせ、“繋ぎ”の発動機として迎えられたワケではなかったということである<sup>233</sup>。

---

<sup>233</sup> 金星三型に関する参考書としてはこれとは別に、昭和十二年二月 教官 海軍機関大尉 後藤武一、福原 穰編纂、昭和十四年十月 再版『金星発動機三型参考書』霞ヶ浦海軍航空隊、がある。

図III-V-29 金星3型発動機



海軍航空本部『金星発動機三型 取扱説明書』1936年10月，より。

発動機後方に突出しているのは電動慣性始動機……定番は第 I 部 図 I-IV-13 に見たエクリーブス慣性始動機に電動機を重ね餅にしたような装置……の電動機である。勿論、金星 3 型にはこれに電力を送る蓄電池のための充電発電機も装備可能であった。但し、慣性始動機は電動慣性始動機 1 型装備を基本としたものの、機体側の事情次第で電動・手動何れかが選択可能とされていた。残念ながら実際の機種別使い分けについては不詳である。因みに、金星の次世代モデル、40, 50, 62 型については全てが電動慣性始動機付となっていた<sup>234</sup>。

なお、杉原周一は「燃料噴射点火式発動機ニ関スル研究報告（第四報，第六報）」に燃料噴射改造の 800 馬力発動機の写真を掲げていた（本稿，図 II-I-74）。その発動機は示された出力値だけからすれば如何にも金星 3 型臭い。しかし、ベース発動機が A8a であったのか A8b であったのかといった点については斜め後方からの写真のため不明となっている<sup>235</sup>。

前田裕子に拠れば、この記念すべき作品、金星 3 型の開発時期については深尾自身の記憶に基く記述＝通説に反し、1 年前倒しの 1934 年 12 月 10 日に設計着手、'35 年 4 月 3 日：初号機組立完成というのが真実であるらしい。その後、試運転や手直しに時間を食い、海軍の審査に合格したのは'36 年のようで、この年度途中、海軍は 93 基の金星 3 型を発注し、航空本部からは 10 月に『金星発動機三型 取扱説明書』が発行されている<sup>236</sup>。

表Ⅲ-V-8 三菱 A8b：金星 3 型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.64		
気 筒 径 mm		140	試 作 完 成	1936-4		
行 程 mm		150	試 作 台 数	-		
排 気 量 ℓ		32.3	生 産	自	1936	
圧 縮 比		6.0		至	1937	
性 能	公 称	回 転 数	2150	装 備 機 体	台 数	109
		地上馬力	730		96 陸攻	
		高 度 m	2000		-	-
	離 昇	高 度 馬 力	790	-	-	
		回 転 数	2350	-	-	
		ブースト mmHg	-	-	-	
		馬 力	840	-	-	
<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>		10.0	-	-		
減 速 比		0.625	-	-		
寸 法	全 長 mm	1675	備 考	減速装置はファルマン式。		
	直 径 mm	1214		気化器は件の中島 3 聯式 72 型乙。		
重 量 kg		532				

『日本機械工業五十年』 21. 航空機 6. 航空発動機，1006~1009 頁，第 6 表，より。

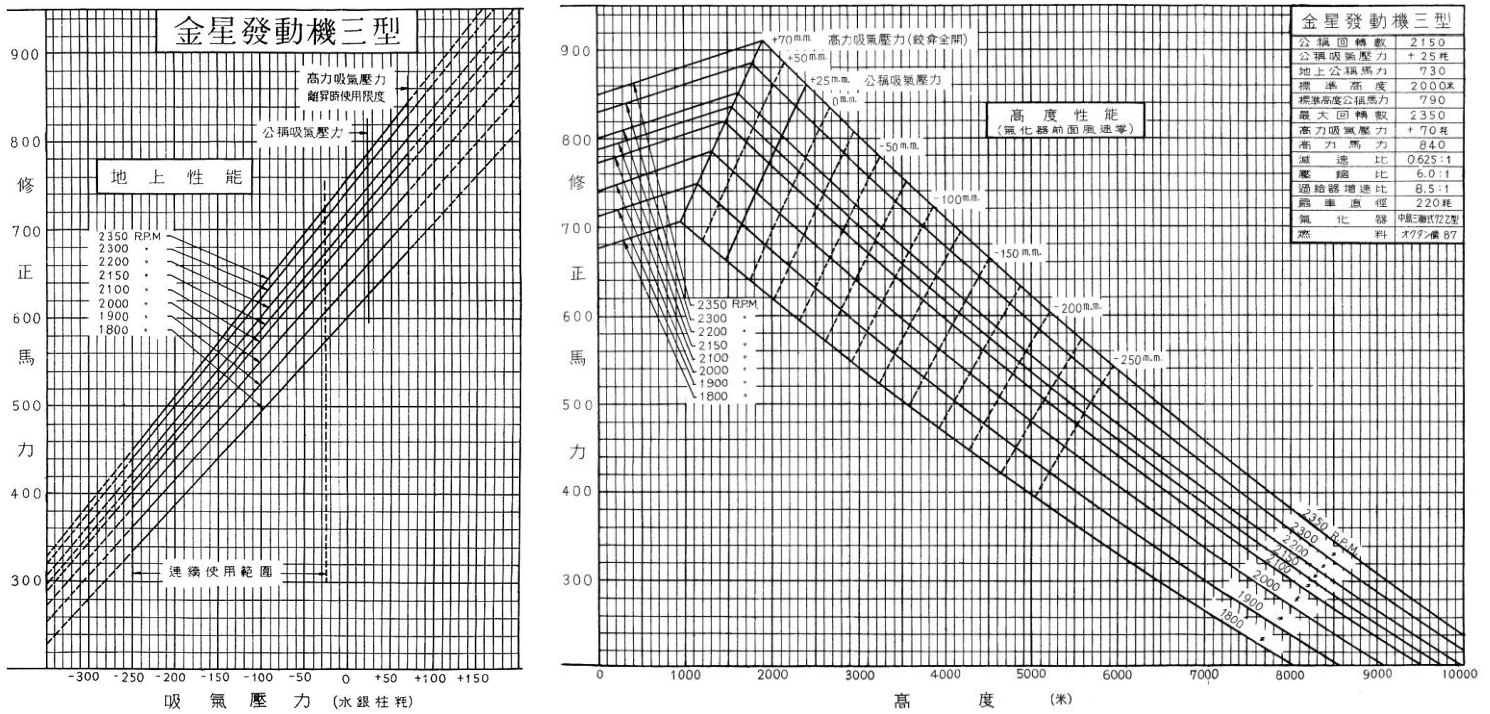
<sup>234</sup> なお、始動装置と始動用点火系との間には互いに関連つつ進化した。この点については電動慣性始動機そのものと共々、補論Ⅲ-1 を参照されたい。

<sup>235</sup> 彼が 1942 年 2 月に母校、東京帝国大学に提出した『ガソリン噴射発動機の實用化に関する研究』（44 年 4 月，学位授与），第七十一図もこれらと全く同じ画像である。

<sup>236</sup> 金星 3 型開発の期日については前田裕子『戦時期航空機工業と生産技術形成 —— 三菱航空エンジンと深尾淳二』 65 頁，海軍からの発注については松岡『みつびし航空エンジン物語』 62~63 頁，316 頁，第 6 表，参照。

画期的な作品であった筈の金星 3 型の製造台数がたった百基余りと試作に毛の生えた程度に止まっているのは、言うまでも無く、その改良型である金星 4 型がこれと踵を接するように投入されたからである。

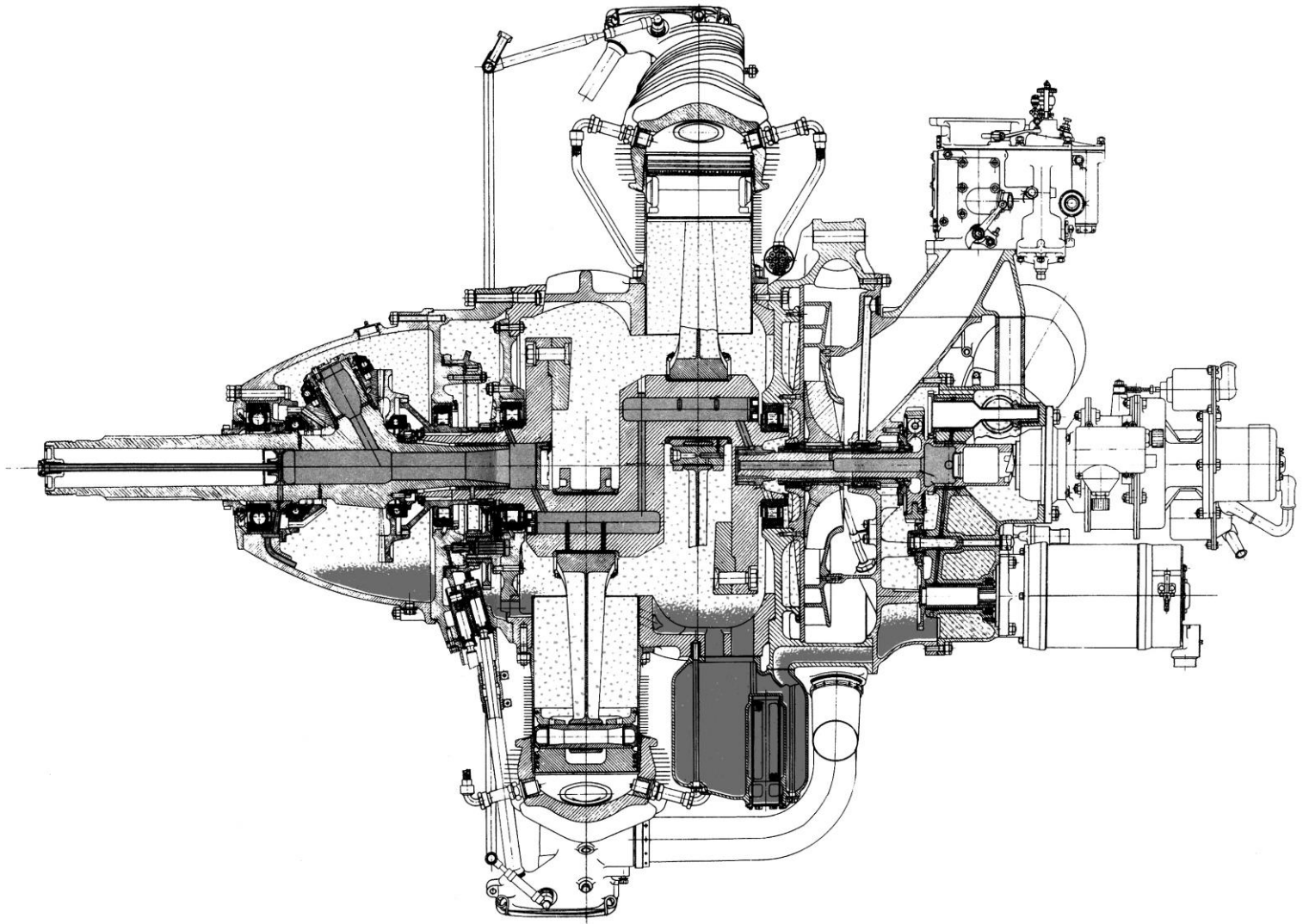
図Ⅲ-V-30 金星 3 型発動機の地上・高空性能曲線



海軍航空本部『金星發動機三型 取扱説明書』より。  
地上燃料消費特性曲線は省略。

3型から4型への金星發動機の進化はクランク軸回りの設変を要点とするものではあったが、それ以外にも幾つかの大きな変更が盛り込まれていた。これを理解するためには 3 型の構造的特徴を一通り押えておく必要がある。先ずはその縦断面図から眺めて行こう。

図Ⅲ-V-31 三菱 A8b : 金星 3 型発動機の縦断面(潤滑系統図)



同上資料より。

松岡久光『三菱航空エンジン史』49頁の図も同じ元図から採ったようである。

御覧の通り、この図も本来は潤滑系統図であるが、中央主軸受無しの一体型クランク軸と前後主軸受とが明瞭に示されている。カムは前方集中方式、主軸受は前後共、単列円筒コロ軸受である。揺腕室への潤滑に船用機関のピストン冷却用“ひじ金物”並みの関節付き鋼管が手配されているのが本発動機個体の“取敢えず組み上げました”という段階を浮き彫りにしている。前掲写真の通り、“量産”型にこんな目障りなモノは付いておらず、銅管か何かに置換えられている。第Ⅱ部冒頭に掲げた中島3聯式降流式気化器の採用と共に過給機室にはガーグル管(斜めに見えているもの)が設けられている。これは気化器の加速ポンプから送られた燃料が翼車室底部に溜まるのを運転中は翼車入口に吸上げ、停止中は外部に排出するように作用する。降流式気化器装備発動機にガーグル管は必需品である。

実は、この図を拡大すると気筒胴の頭部との接合部、胴部冷却フィンの上に、これから

も度々お目にかかることになる金星独特の円錐鏢が描かれている。しかし、同じ資料(53頁)のピストン回りの嵌合図には胴部上端の結合ネジ部まで描かれているにも拘わらず、この鏢が表現されていない。その理由は不明である<sup>237</sup>。

また、気筒胴取り付けフランジの所にはマツ毛のようなものが描かれており、恐らく、次図に示されるゴム製ベース・パッキンのはみ出し部分である。金星 40 型以降にもこのゴム製部品は使用されることになるが、ここまで馬鹿丁寧に描き込んだ図というのは珍しい。

気筒回りでは A.S. 譲りの “Y” 型吸気管が最後の存在感を発揮している。バツフルプレート<sup>237</sup>の形状はかなり複雑である。材料について見れば、気筒頭は Y 合金鋳物、気筒胴は Cr 半硬鋼鍛造品で内面窒化。弁座は Ni-MnCr オーステナイト鋼製、焼嵌め。弁案内は鉛青銅鋳物第三号製、圧入。点火栓ブシュは Al 青銅製。弁バネは弁当り 3 個であった。50° の挟み角を有する吸排気弁は何れも「外表面」(傘部燃焼室側の謂いか?)に Cr メッキが施されており、その材料は吸気弁が高 W-Cr 鋼(JCW)、軸端焼入れ硬化、排気弁は Ni-Cr-W 鋼(い-22 : 三菱で謂う FWV に同じ。C : 0.35~0.45%, Ni : 13~15%, Cr : 14~16%, W : 2~3%)製で Na 冷却弁、軸部は窒化され弁面と軸端はステライト盛が施されていた<sup>238</sup>。

主な発動機用金属材料や加工法については真の量産機種となる金星 40 型について論ずる所で詳しく取り上げられるが、これを成立させた要素技術の解説は非常に長くなるので、弁軸部の窒化についてのみ、そこでの議論の前提としてここで述べておきたい。第 I 部で見たとおり、従来はこれに塩浴窒化が用いられていた。しかし、発表時期は金星 3 型のデビューより後であり、どのタイミングで転換が行なわれたのかは不明ながら、従来、窒化し難い鋼種と目されていた FWV 鋼を窒化する渡瀬らに依って開発された工法は特殊なケレンを用いるガス窒化であった。何故、これへの転換が必要であったのかについては不明であるが、生産性と純粹の窒化による硬度が重視されたためではないかと想われる。

先ず、彼らは傘部の防窒化剤として錫やハンダ、Ni メッキを試みたが、FWV 鋼には密着が悪く直ぐに剥離してしまうため、酸化クロムと水ガラスの混連物を塗布・乾燥させ、そこを防湿用の Al 箔によって包んだ格好での窒化を試みた。ところが、Al 箔で捲かれた部分だけが見事に窒化される意外な結果を生じたため、要窒化部に Al 箔を巻き、600°C で窒化

---

<sup>237</sup> A.S. の “ロッキング・リング” を胴付けしたような気筒胴円錐鏢は空冷・水冷を問わず三菱の特許になっていた。1934 年 12 月 28 日出願、1936 年 5 月 19 日特許、三菱重工業「特許第 115820 号」である。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』205~206 頁、参照。

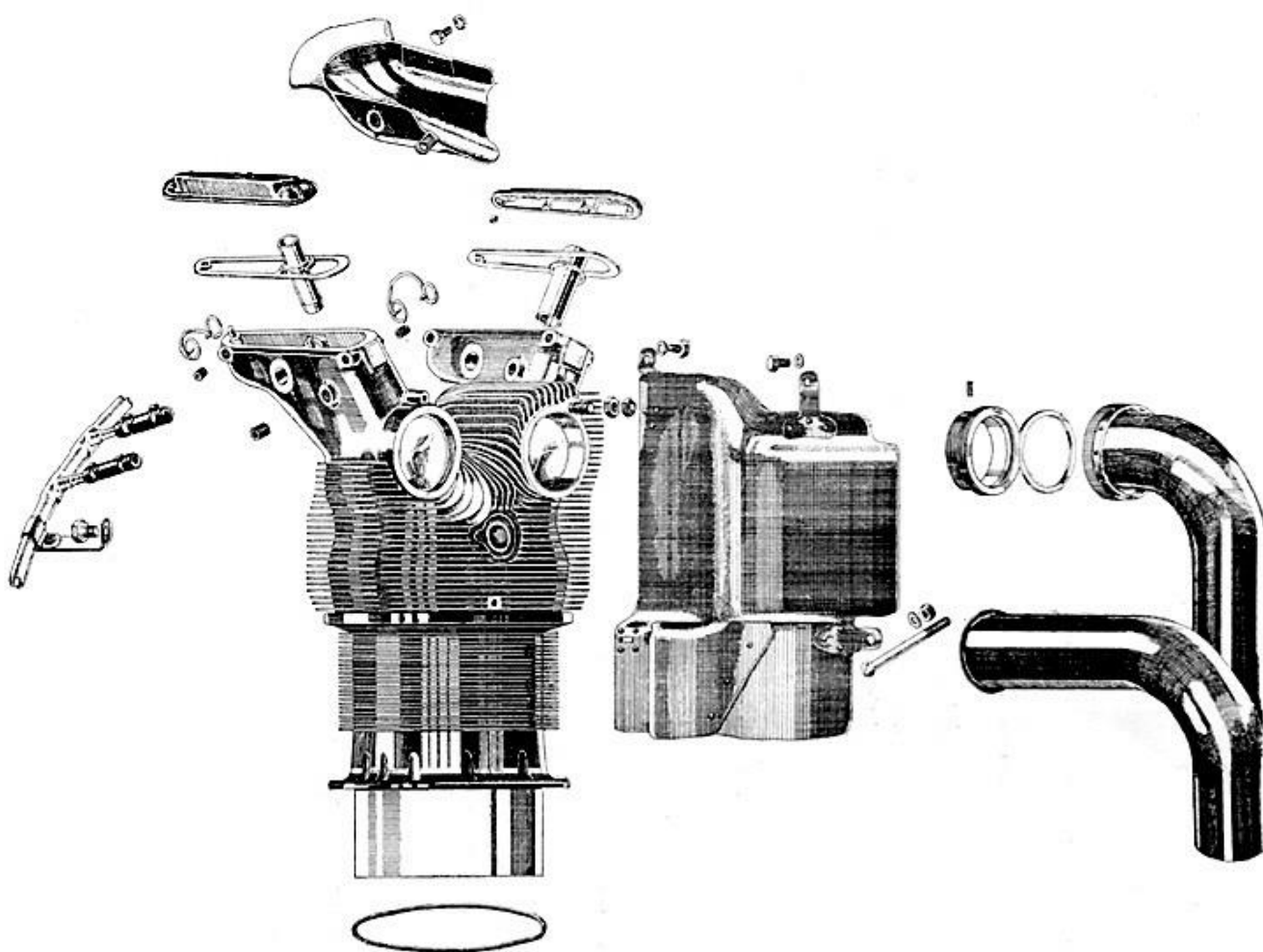
<sup>238</sup> 耐熱鋼の重要な添加元素である Ni は C, N, Mn 等と共にオーステナイト形成元素の一角を占める。それらは本来、鉄の高温相であるオーステナイトを常温以下まで安定させ残留させる働きがあるため、これらの元素を多く含む高合金鋼の組織には残留オーステナイトが存在し、低温で高い靱性を有する、平たく言えば軟らかいオーステナイト鋼となる。よって、使用部位によっては表面硬化が必要となる。排気弁の場合がそれに当る。

また、常温での耐摩耗性向上を図り、これを更に硬化(マルテンサイト化)させたい場合には通常の焼入れ直後にサブゼロ処理(深冷処理)を施すことになる。サブゼロ処理については拙稿「鉄道車輛用ころがり軸受と台車の戦前・戦後史 — 蒸気機関車、客貨車、内燃動車、電車、新幹線電車から現在まで —」(→IRDB)で若干、紹介しておいた。



する工法に切替えられた。当初、Al の触媒作用が推測されたものの、銅箔やアスベスト布でも結果は変わらず Al 箔等は  $\text{NH}_3$  の分解等に起因する微量の水から生じた酸素がワーク表面を酸化させ、良好な窒化を妨げるのを防止しているだけで触媒や脱酸剤として機能していたワケではないことが突き止められた。窒化防止剤としてはその後、ワークを  $400\sim 500^\circ\text{C}$  に加熱後、大気中放冷させて出来る酸化皮膜が有効である事実が発見され、窒化したい部分は研磨ないし塩酸洗いによって落とし、そこに鶏の脚の如く Al 箔を巻いて窒化する工法が確立された。つまり、転換にはある程度の時間を要したワケである<sup>239</sup>。

図Ⅲ-V-32 金星 3 型の気筒回り

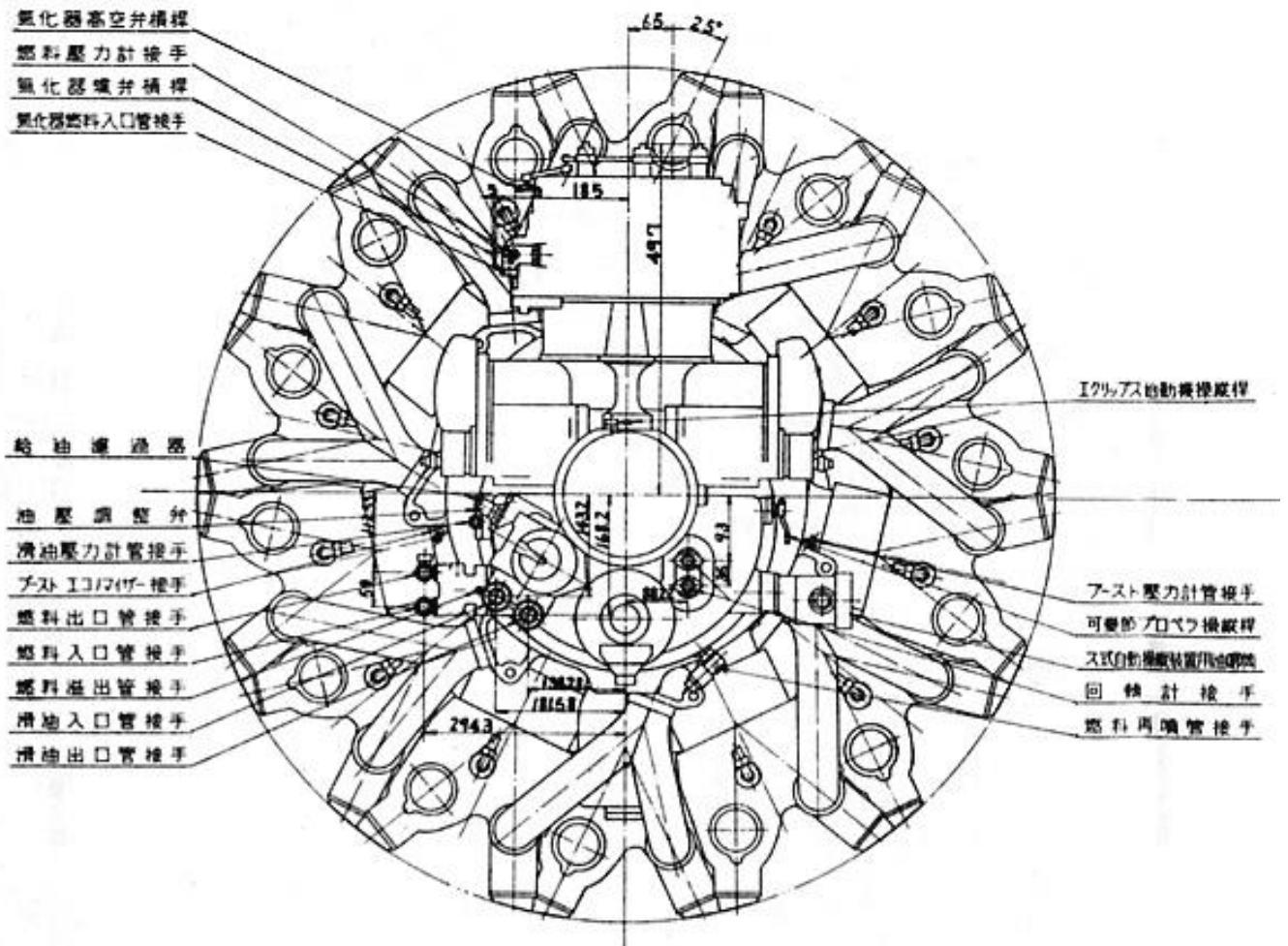


同上資料より。

<sup>239</sup> 渡瀬常吉・尾形康夫「材試 No.546 FWV 弁用鋼の窒化に就いて」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1937年5月，参照。ごく簡単には佐藤忠雄「2. 熱処理」『日本機械工業五十年』(19. 金属加工)，906頁，参照。渡瀬は行論の中で明らかにされるように三菱名古屋における金属材料研究をリードした代表的技術者であり，1941年7月29日に『軸受用銅鉛合金の研究』により京都帝国大学より工学博士号を授与され，戦後の研究論文も若干見られるが，『日本航空学術史 (1910-1945)』の「個人篇」には何故か収録されていない。

吸排気弁の挟み角は  $50^\circ$  である。カムが前方に配置され、前列気筒の間から後列気筒へとプッシュロッドを差し渡す“横着設計”のため、弁の挟み角を大きく、例えば  $70^\circ$  ないしそれ以上に設定し、燃焼室ドームを素直な半球状にすることは不可能であった。

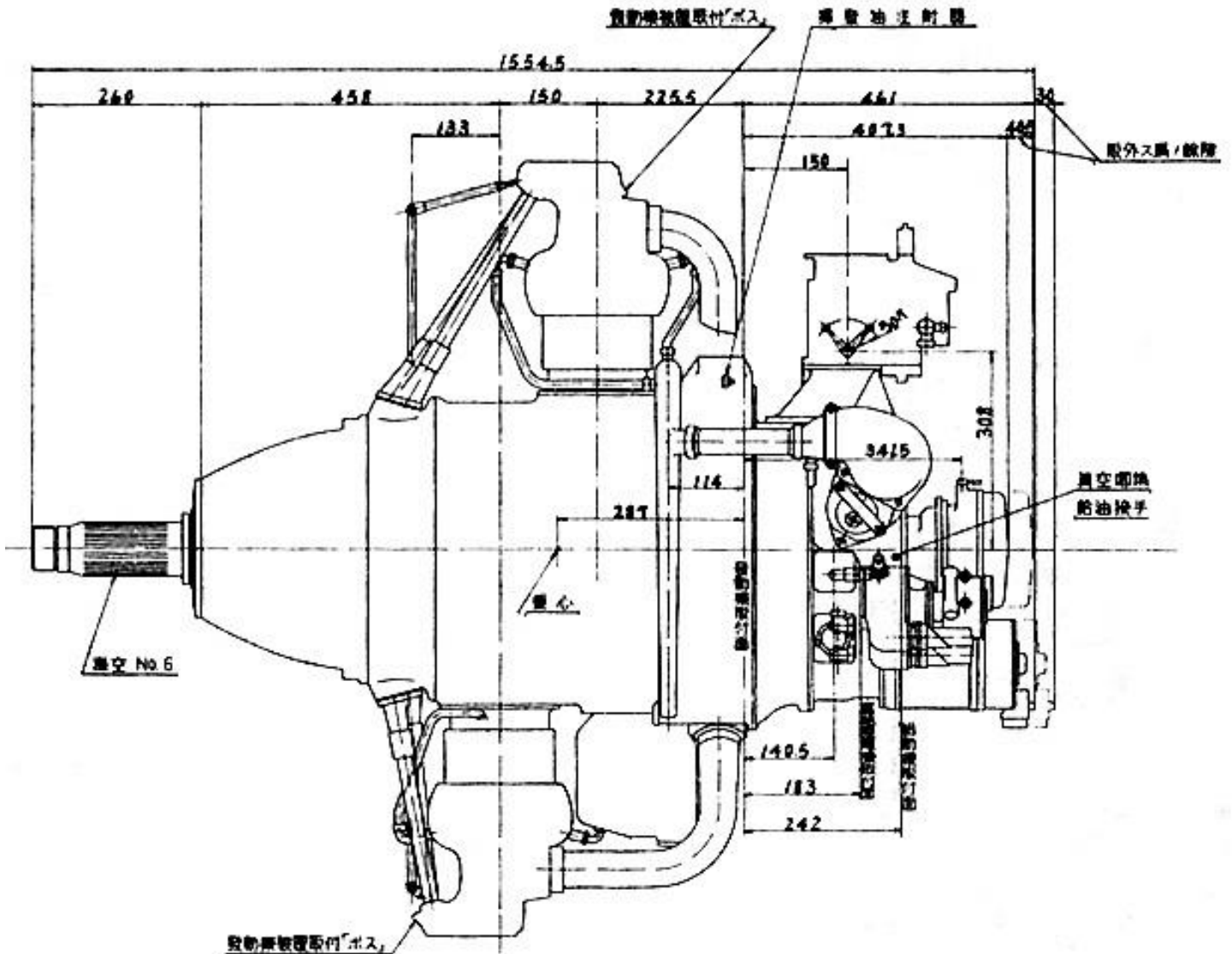
図Ⅲ-V-33 金星3型装備図より(吸排気弁の挟み角  $50^\circ$ )



同上資料より。

次図から確認されるように、前後気筒列間隔は中央軸受無しの割には *Twin Wasp* の前後バンク間隔より 2.4mm 長い 150mm と広目に採られている。それが深尾により'34年12月、仕事納めの日に発せられ、正月休みを僅か1日にさせてしまった“鶴の一声”に基づく+6mmの結果であることは既に語り尽くされた挿話である。判らないのは、この時、深尾が中央主軸受の挿入を念頭においていたのか否かである。少なくとも、この時点において研究要員である山室宗忠や設計要員である佐々木一夫の胸中にかような設変への用意が未だ出来ていなかったことだけは確かである。

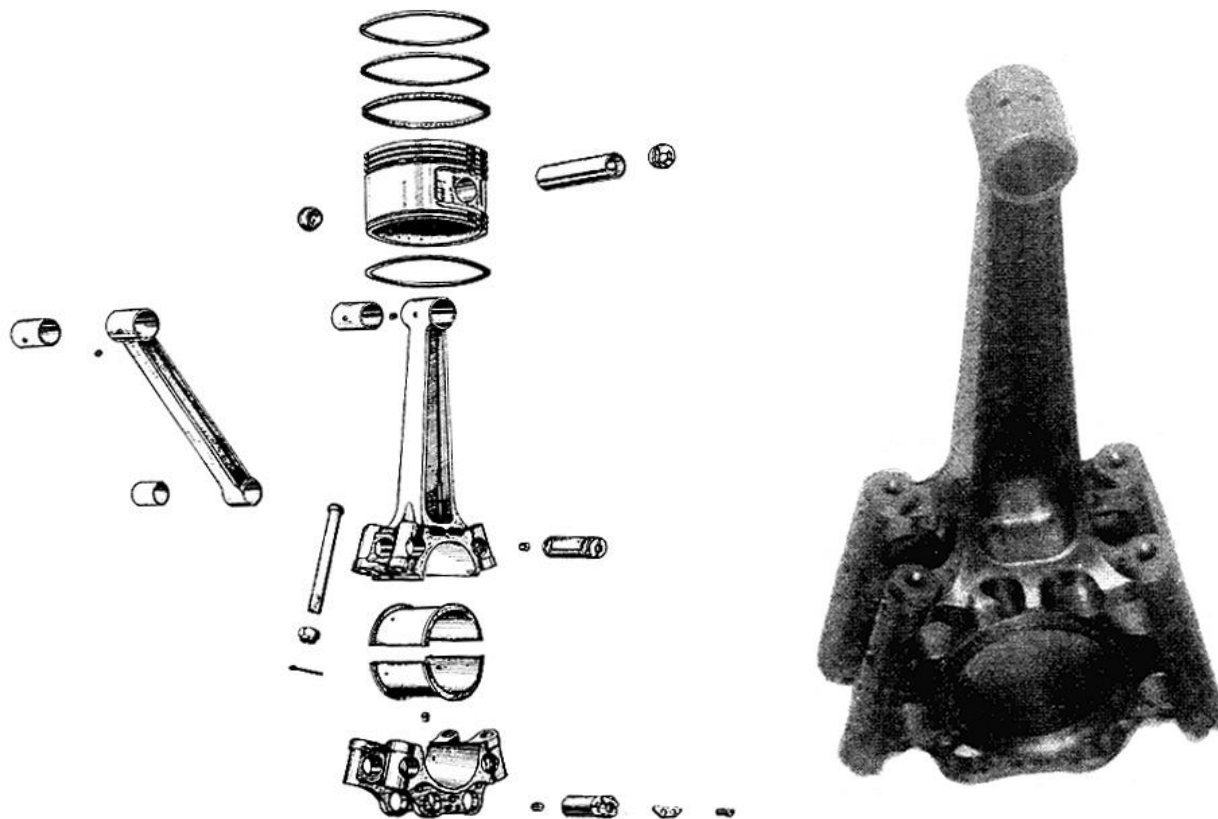
図Ⅲ-V-34 金星 3 型装備図より(前後バンク間隔 150mm)



同上資料より.

続いて主運動部はと見れば、ピストンと連桿は次図の通りのモノで、前掲の A.S. *Tiger* 新型(減速式)のそれとほとんど見分けがつかぬような設計であり外観であった。ピストンは伝統の Y 合金鍛造品、ピストンピンは Ni 鋼浸炭焼入れ品である。また、主・副連桿は同一材料で Ni-Cr 鋼(い-14)鍛造品である。大端軸受は鋼製裏金付の「鉛青銅(通称『ケルメット』)」, ピストンピン・ブシュは磷青銅製であった。それらは当時、開発される発動機としてはごく順当な材料選定の帰結であった。

図Ⅲ-V-35 複列 14 気筒用のピストンと連桿(ケルメット大端軸受付)



図は海軍航空本部『金星發動機三型 取扱説明書』より。

写真は渡瀬常吉「材試 No.475 ケルメット軸承」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936年1月,「写真 第8圖」より。

クランク軸は本体が Ni-Cr 鋼(BMW 乙)製, 釣合錘は炭素鋼(い-4)製であった。BMW 曲軸鋼乙については第 I 部, ユンカース L88 地金表にも登場した Ni-Cr-W 鋼であり, 金星開発当時は特殊鋼材第 47 種として規格化されていた。800~850°Cに加熱後, 大気中にて放冷したものを甲種, 830~870°Cに加熱後大気中放冷し, 500~600°Cに加熱後, 油中, 又は大気中放冷したものを乙種と称し, 先に見た通り, 靱性以外の機械的強度は当然ながら甲種の方がやや高かった<sup>240</sup>。

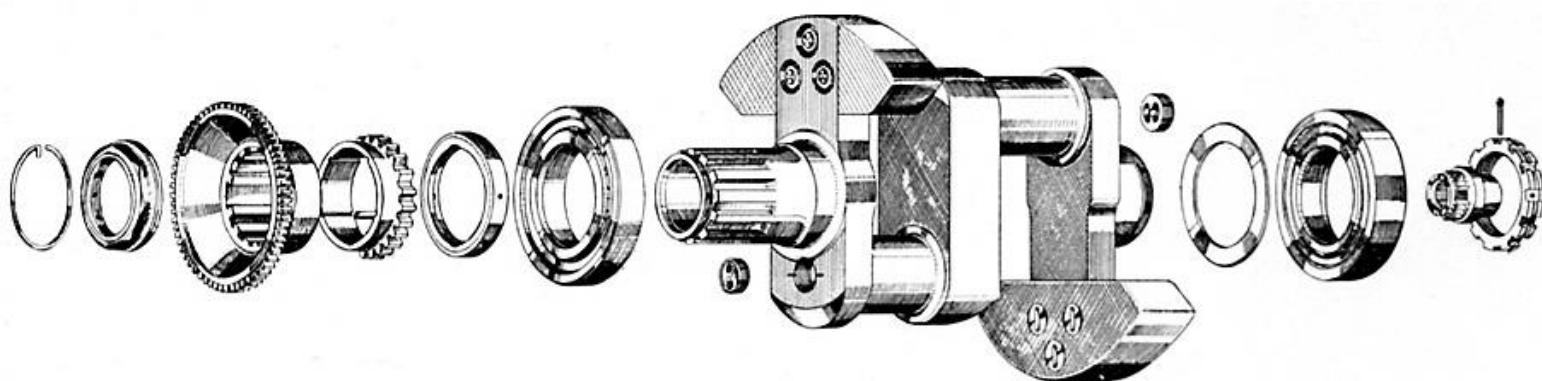
三菱名航發動機部では長年, 乙種を用いて来たが, *Hornet* の組立式クランク軸に影響され, これを焼入れのまま, 即ち甲種として, 但し, 浸炭焼入れを施して用いる方向を模索しつつあった。この新工法は金星 4 型において具体化される。この点に関する限り, 一体

<sup>240</sup> 渡瀬常吉「材試 No.479 特殊鋼材第 47 種(甲並乙)(B.M.W.用材)」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936年2月, 参照。 *Hornet* のクランク軸に影響されたクランク軸用鋼材の浸炭処理実験については石澤命知「材試 No.490 空冷發動機用曲軸軸材としての HNCC 鋼」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936年4月, 参照。 Ni-Cr 鋼の一種, HNCC 鋼については第 I 部, 表 I-V-1 ユンカース L88a 地金表, 参照。

式クランク軸を有する金星 3 型は材料面においても在来技術の掉尾を飾る存在であったと評価され得るが、一方で主連桿大端軸受がケルメットとなっていた事実との釣合いにおいては軸側が耐摩耗性の点でやや劣勢に立たされていた発動機と評しても良さそうである。

主軸受はコロ軸受。前方 2 個の内、1 個はスラスト負荷機能を与えられていた。このクランク軸の設計においては(次の図では良く判らないのであるが)、中央ウェブ外側カドを A.S. が垂直から  $55^\circ$  程度の斜面に切落としていたのに対して、三菱ではこれを同じく  $60^\circ$  に落す遣り方が採用されている。このカド部切落としは重量軽減目的で行われた所作であるが、中央軸受無しの複列用クランク軸において最も大きな応力が作用するのは中央ウェブであり、軸全体の剛性にとって中央ウェブの剛性は極めて重大なポイントをなすから、なるべくこれを低下させぬような切除方案が模索されねばならぬため、僅か  $5^\circ$  の違いとは言えその設計は慎重に進められた<sup>241</sup>。

図Ⅲ・V-36 金星 3 型のクランク軸回り



海軍航空本部『金星発動機三型 取扱説明書』より。

2 主軸受式一体クランク軸の剛性についての研究の一つのツールは光弾性試験にあったようである。この実験が行われたのはウェブ厚を増した新設計の軸に対してであった。山室らは「既に近頃は **centre web** の幅を大分厚くする様に至った」と述べている。これは深尾の厳命により前後バンクピッチを  $+6\text{mm}$  させられた設変の余慶ないし狙いそのものであった<sup>242</sup>。

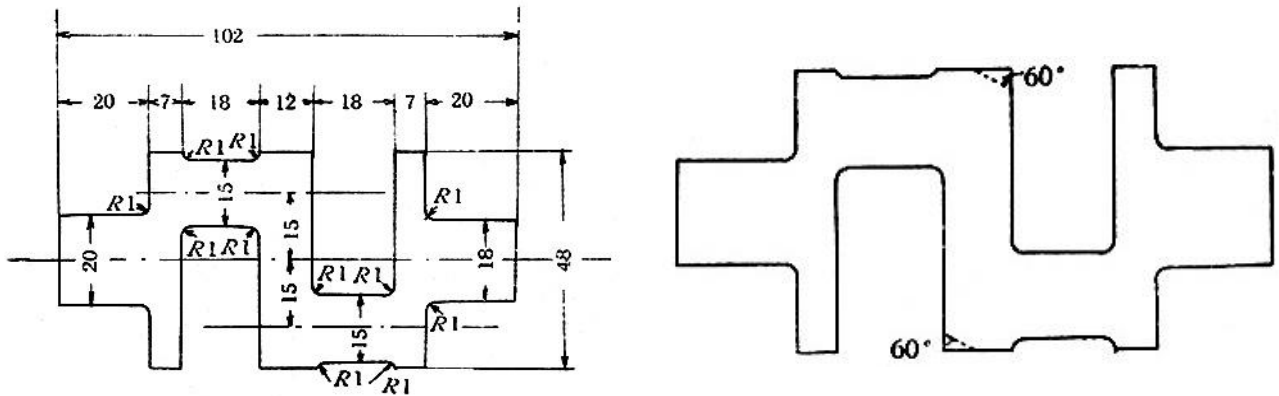
山室らが「實物の  $\frac{5}{1}$  大」と述べる光弾性試験片は理化学研究所の辻 二郎によって開発された光弾性感度の高い“フェノライト”樹脂製、 $8\text{mm}$  厚の模型であった。その寸法、

<sup>241</sup> 山室宗忠・濱栗正治・松岡悟郎「材試 No.495 Two Throw Crankshaft の偏光弾性的研究」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936年5月、参照。同誌にはこれにやや先立って光弾性試験に係わるヨリ基礎的な報告が掲載されている。須永信二・大津良三「材試 No.434 隅肉部の内力集中の一例」1935年3月、参照。

<sup>242</sup> この  $+6\text{mm}$  については松岡『みつびし航空エンジン物語』58, 60 頁、『三菱航空エンジン史』51~52 頁、参照。

中央ウェブのカド切除法を示しておく(図Ⅲ-V-37). A.S.発動機の場合, この角度は上述の通り  $55^\circ$  程度であり, 切取りはやや浅く削り落される重量はヨリ少なかった.

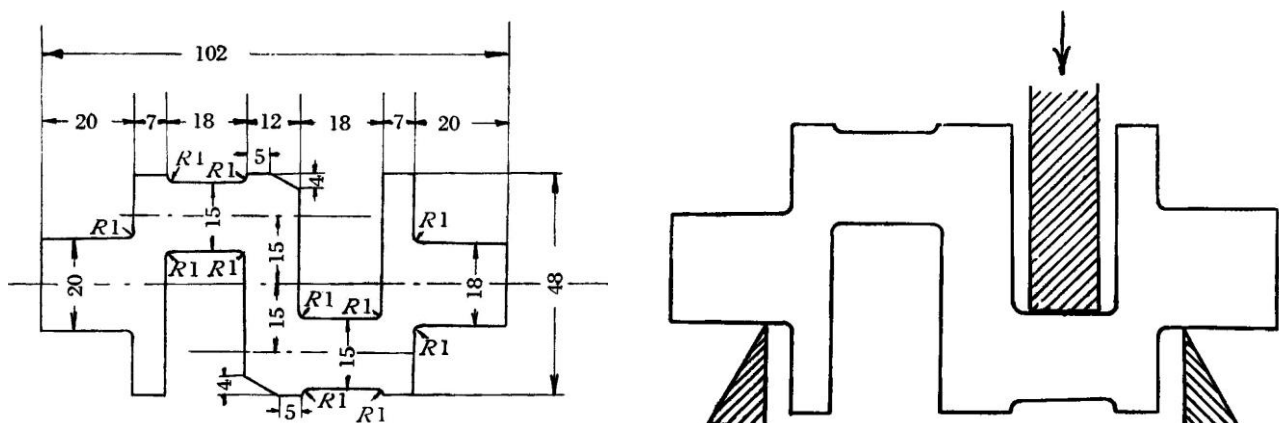
図Ⅲ-V-37 A8a=金星3型クランク軸剛性検討用光弾性試験片の原型とそのカット方案



山室・濱栗・松岡「材試 No.495 Two Throw Crankshaft の偏光弾性的研究」第2図, 第1図.  
ジャーナルの太い方が前. 右図は実は左図に対して左右反対になっている.

$60^\circ$  カットした後の形状ならびに寸法は図Ⅲ-V-38 左の通りであり, 概ねこれを5倍した値が実際の金星A8a, A8b型におけるクランク軸要部の寸法であったということになる. 実際, この図の寸法( $12+18/2+18/2$ )を5倍した発動機前後バンク間ピッチ寸法はその後のベストセラー発動機, 金星シリーズにおけるそれ, 即ち150mmと一致する. 無論, 逆位相ながらこのプロフィールは前掲縦断面図のクランク軸のそれとも重なるワケである. 試験のための荷重は図Ⅲ-V-38 右のように真上からかけられた. 荷重としては0kg, 15kg, 25kgが選ばれた.

図Ⅲ-V-38 A8a=金星3型クランク軸剛性検討用光弾性試験片の最終形態と荷重方案

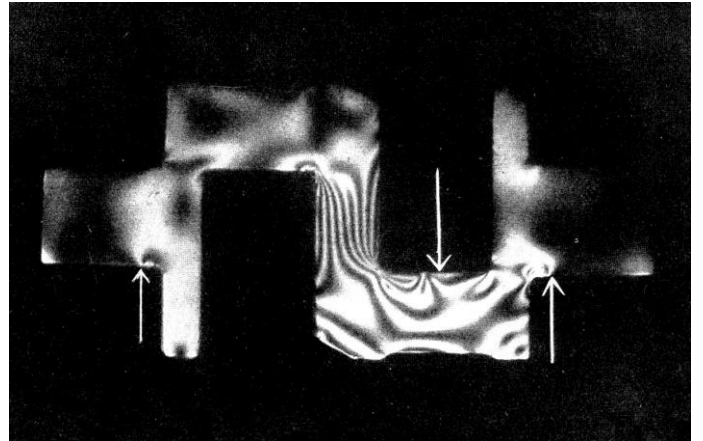
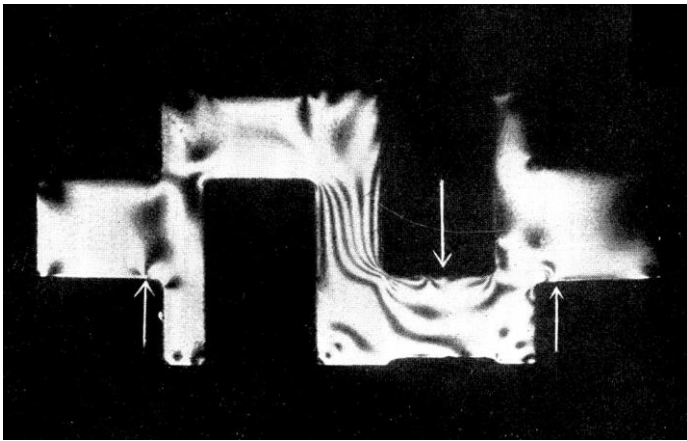


同上, 第3図, 第4図.

この右図も左図に対して左右反対である。

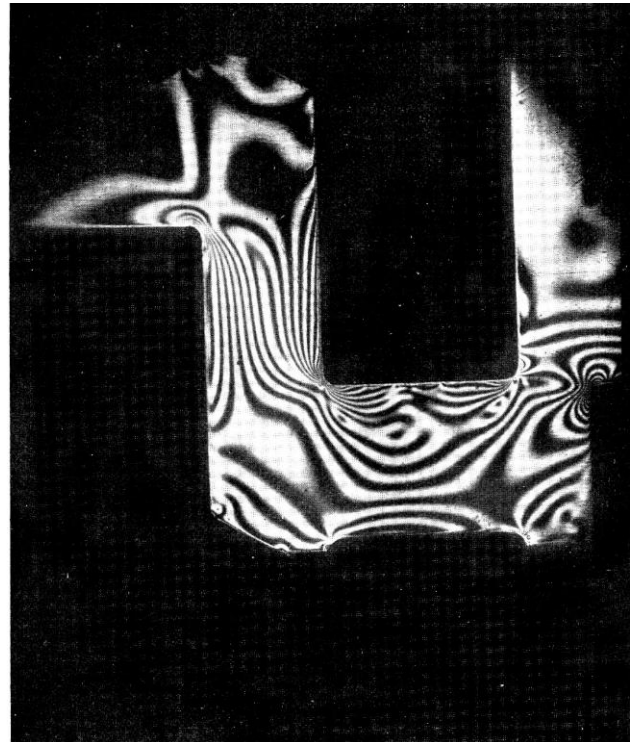
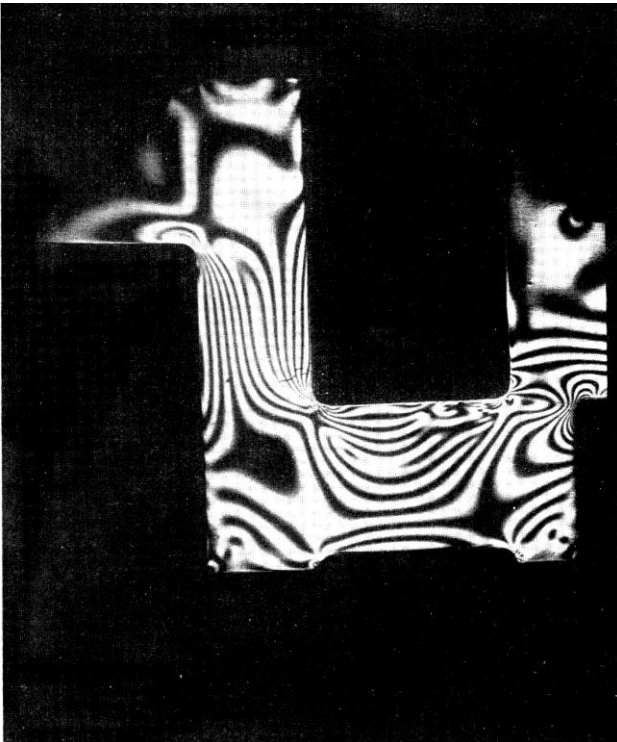
掲げられている画像の中から全体の応力分布を示す比較図と前方クランクピン部に 25kg を荷重した場合の比較図を引いておく。前者については明らかに応力が最も作用するのは中央ウェブであることが観て取れる。

図III-V-39 縞模様に見れた全体の応力分布



同上, Plate 1(A), (B)より.

図III-V-40 25kg 荷重時における縞模様の比較

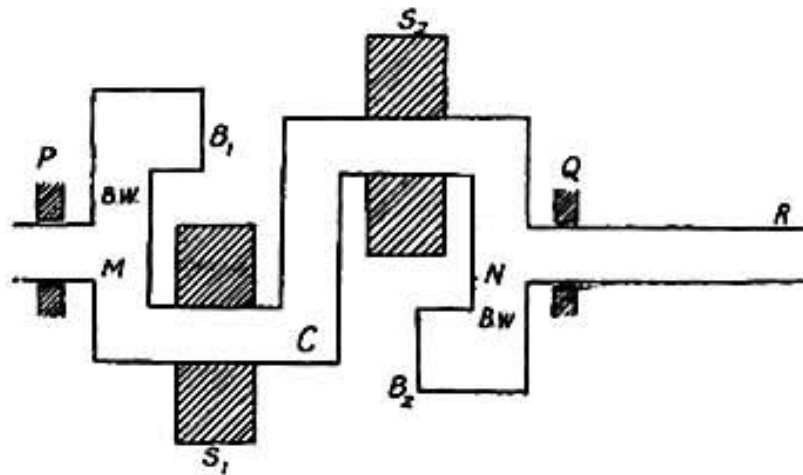


同上, Plate 4(A), (B).

カドを僅かあの程度, 落しただけでその中央ウェブにおいてもクランクピンのフィレット部においても干涉縞の数が増えている. これはそれだけ高い応力が作用しており, その結果, 試験片の変形量が大きくなっているということの意味する. 山室らは長崎造船所技師, 奥田克己の指導の下でこれらの観察結果と計算値とを突合せ, カド部の  $60^\circ$  切除は「concentration factor を少々低めるが, 結局 fillet の始まりの處の主内力の價を 20% 高める事になる」と結論付けている. 剛性の低下に因って全体に大きく歪むようになり, 応力の集中度は下ったものの, その最も気になる部位における最大値は却って大きくなった, ということである.

続いてクランク軸の動的変形の問題が取上げられている. 山室は A4 系のものと思しき「當所の舊式の」実物クランクを用いてその曲げ(横)振動の固有振動数測定を行った. 実験はこれを  $P$ ,  $Q$  で支持し, 中央ウェブ  $C$  を可変周波数の交流電磁石で引き付けることで共振点を求めると共に, 各部の振幅を測定し, 変形のパターンを読み取るという段取りであった(図 III-V-41). これは三菱神戸造船所の久野五十男技師の考案になる測定法である.  $S_1$  と  $S_2$  はクランクピン廻りの回転質量に相当するダミーウェイトである. 軸の先端,  $R$  の部分にはファルマン減速装置が位置する. 曲げ振動はそこで絶縁されるからクランク軸の曲げ振動現象は軸単体で解析可能というのが山室の立場であった<sup>243</sup>.

図 III-V-41 クランク軸の曲げ固有振動数測定要領



山室宗忠「曲軸の横振動に就て(第1報)」 Fig. 1.

<sup>243</sup> 山室宗忠「曲軸の横振動に就て(第1報)」『日本航空學會誌』第3巻 第16号, 1936年8月, 参照. タイトルのみ日本語, あとは英語の論文である. 山室はケンブリッジの物理卒. その彼が燃焼を全て“detonation”などと表記していることは余りにも意外である. 山室はあくまでも物理屋であって発動機屋ではなかったということか?



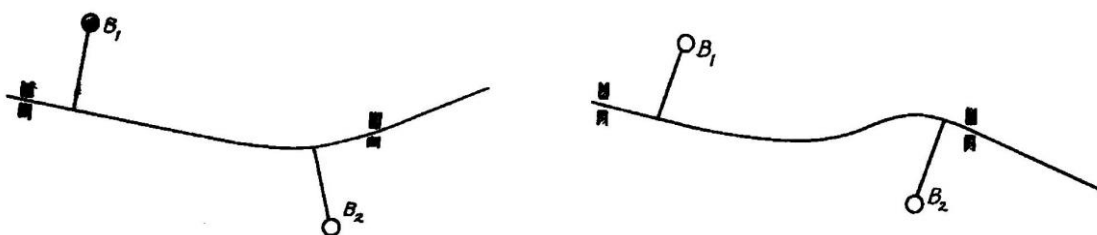
見出された曲げ固有振動数は次の通りであった.

$S_1$  と  $S_2$  付の場合      213 及び 292cps.

$S_1$  と  $S_2$  無しの場合      256 及び 307cps.

振幅測定の結果から山室は図Ⅲ-V-42 のような振動モードを描き出した. 即ち, 1 次振動は2つの釣合錘が同位相に動く場合, 2 次振動はそれらが逆位相に動く場合に対応しており, その節は上図における Q(前部主軸受)付近に位置する.

図Ⅲ-V-42 供試クランク軸の曲げ振動モード



同上論文, Fig. 3 and 4.

更に, ストロボスコープを照射する実験によって振動モードと振動数との対応関係は次の通りと判明した.

$S_1$  と  $S_2$  付の場合      213cps.      1 次振動

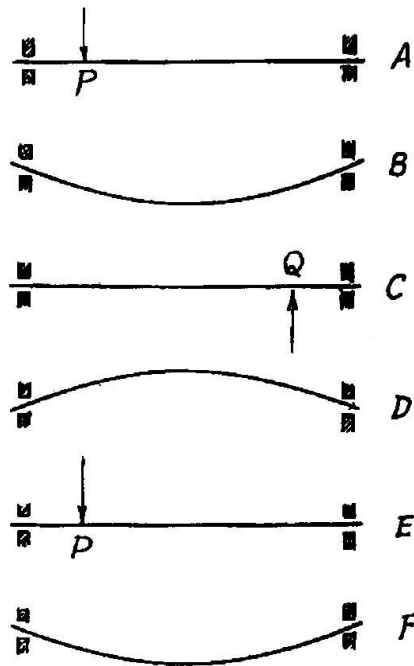
    "                      292cps.      2 次振動

$S_1$  と  $S_2$  無しの場合      256cps.      1 次振動

    "                      307cps.      2 次振動

各振動モードとこれを励起するガス圧ないし発動機回転との関係について山室はいきなり解析的展開を始めず, 敢えて解り易い説明を試みているので, それに従ってみよう. 彼は図Ⅲ-V-43 のようなモデルを提示する.

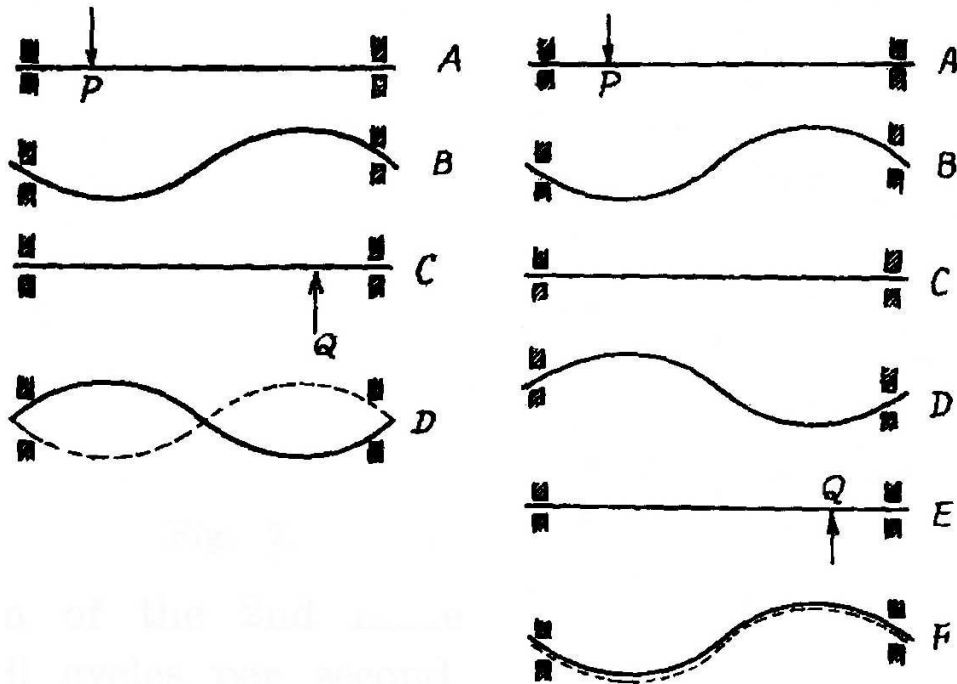
図Ⅲ-V-43 クランク軸の 1 次曲げ振動



同上論文, Fig. 6.

A を起点とし、P なる力が矢印の方向に作用すると 1 次振動により軸は B を経て C に到る。C の位置で 2 番目の力 Q が P と逆方向に作用すれば軸は D のように変位する。しかし、これは軸が自らの弾性によって取ろうとしていた位置であるから、Q は軸の変形を助長するように働いたことになる。同様に、E における P も軸の変形に加勢するように作用する。複列 14 気筒発動機において P と Q(換言すれば A と C, C と E)との間隔(爆発間隔)はクランク軸の  $1/7$  回転である。1 次振動は  $A \sim E = 1/7 + 1/7 = 2/7$  回転でサイクルを完結させるから発動機回転に対して  $7/2 = 3\frac{1}{2}$  次に共鳴する振動であるということになる。この発動機のピーク回転数は  $2400\text{rpm.} = 40\text{rps.}$  であり、その 3.5 倍の  $140\text{cps.}$  が 1 次振動の起振力となる。S<sub>1</sub> と S<sub>2</sub> とが付いている場合におけるこの軸の実際の固有振動数は  $212\text{cps.}$  で、 $140\text{cps.}$  とはかけ離れているから、この軸は実用上、1 次曲げ振動を生ずる危険はないということになる。続いて 2 次振動についての次のような説明が続く(図Ⅲ-V-44)。

#### 図Ⅲ-V-44 クランク軸の 2 次曲げ振動



同上論文, Fig. 7 and 8.

図Ⅲ-V-44左 Aにおいて爆発力Pが作用し、軸がBのように変形してからCに戻った時、爆発Qが起るとQはDになろうとする軸に抗してこれを破線のように変形させようとする力であるから振動を減衰させるように作用する。換言すれば、クランク軸  $1/7$  回転で  $1/2$  サイクル = 発動機回転  $3\frac{1}{2}$  次の起振力と 2 次曲げ振動との共鳴は生じない。しかし、Q が 1 サイクルの振動を完結させた時、即ち図Ⅲ-V-44 右 E において生起するならば、7 次の起振力と軸の 2 次曲げ振動は共鳴することになる。40rps.における 7 次の起振力は 280cps.となる。S<sub>1</sub> と S<sub>2</sub> とが付けられた状態におけるこの軸の曲げ固有振動数は 292cps.であったから、280cps.とは 5%しか離れていない。実際問題としては軸が回転すればジャイロモーメントによって危険速度の低下を来す場合を生じ得るので、この 5%のマーゼンの存在そのものも危うい。よって、この発動機においては回転 7 次のガス圧に同調するクランク軸の 2 次曲げ振動が危険であるということになる。

続いて山室は彼の本領である解析的な展開に向う。その詳細は省かざるを得ないが、彼は釣合錘を有するウェブの曲げ振動を根元からの傾斜と撓みとに分けて論じ、1 次振動については理論と実際との間に良い近似を得、2 次振動については大きな誤差を見出している。

2 次振動の危険回避のためにはその危険速度を高めることが必要であり、それはウェブの剛性アップによって果される。ウェブの根元は部分的に中空加工されているため、ここをある程度、中実にしてやれば 1, 2 次振動の固有振動数を高めることが出来る。山室は目下、これをどの程度まで行うべきかを模索中であると述べている。しかし、この点やクランク室剛性との関連を扱うものと期待された本論文の第 2 報は結局、現れなかった。

続いて山室が展開したのはクランク軸の振り振動論である。測定には臨機調問題で艦本式タービンの動翼振動解析に多大の貢献を為すことになる海軍技師、森 茂<sup>244</sup>によって開発された振り振動計を空技廠の渡造兵中佐が航空発動機用に改造した計器……輪状に磁化した Ni 棒が振られると軸方向に磁場を生ずることを利用したもの……が利用された<sup>245</sup>。

山室は内外各種の発動機 9 基について測定を行い、減速型航空発動機においては減速装置が振り振動を減衰させるため、クランク軸の振り振動に因る危険性は存在しない、検出されるのはプロペラ軸の振り固有振動数と減速装置の歯車の歯当り数とが同調した際の高い周波数の振動のみである、と結論付けた。しかし、この結論に対しては測定装置をプロペラの直前に取付けることによって得られたデータに依拠するものであり、振り振動の節を捉えているだけに過ぎぬとの批判が集中し、山室自身、後にこの批判を受入れている<sup>246</sup>。

従って、山室[1937]の内容について逐一紹介するのは控え、ただ、航空発動機におけるクランク軸振り振動を巡る具体的状況と山室の認識を示す次の文章を引用するだけに止めた。曰く：

アメリカの F. L. Prescott は最近の論文で減速附の曲肱軸でははつきりした共振點が得られない様な事を書いて居る。若し彼の計器がもつと鋭敏であつたなら恐らく齒の hammering 振動を計測したであらう。又ある米國の會社では直結型の曲肱軸には例の dynamic damper を付けて居るが同じ曲肱軸を減速すると damper は要らないと云つて居る。尚筆者の勤務して居る三菱航空機會社でもある減速附の發動機に dynamic damper を付けなくてはなるまいかと考へ振動試験を行つた處非常に振動が少ないので止めたのである。之等は皆減速の爲に振振動が共振しないと云ふ事で説明される。

恐らく「ある米國の會社」とはこの方面の出遅れた P&W を指すのであろうが、結局、發動機の出力がほどほどである間は「見れども見えず」的な状況が客觀的に存在したということである。振り振動自体は發動機ないしくランク軸内部の事象であり、その危険速度回避設計が正しく行われてさえおれば、実用域で暴れ出して大きな外的効果を顕示する種類の振動ではないからである。

山室[1937]の続報であり訂正版でもある山室[1940]においては減速装置付き複列星型 14 気筒發動機クランク軸の振り振動が取上げられている。勿論、今回の実験において振り振動ピックアップは發動機後部に取付けられた。データ解析に係わる議論のベースとも批判の対象ともなっているのは G.,P., Bentley and E.,S., Taylor, Gas Pressure Torque of Radial Engines.(1938)なる論文である。この元論文は複列星型發動機技術史上、極めて重要なモノであり、その内容については後程、紹介する時が来るので、山室の所説についても

---

<sup>244</sup> 森 茂「わが青春」(渋谷文庫調査委員会『「渋谷文庫」と我が国造機技術の発達』2001年、132~136頁、所収)、簡単には拙著『船用蒸気タービン百年の航跡』、参照。

<sup>245</sup> 山室宗忠「減速型航空發動機曲肱軸の振振動に就て」『日本航空學會誌』Vol.4, No.32 1937年12月、参照。

<sup>246</sup> 山室宗忠「複列星型發動機の減速装置附クランク軸の振振動に就て」『日本航空學會誌』第7巻 第57号、1940年1月、「前言」参照。

それとの絡みで言及することとしたい。

以上、一連の労作が言わば表向きの論考であったのに対して、山室宗忠「材試 No.507 曲  
肱軸の振動に就て」（三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936年9月[故石澤命知氏追悼號]、  
所収）は純然たる内向きの文章というワケではないが、ヨリ本音が垣間見える論考となっ  
ている。発行時期からすれば、この論文は山室[1936]の要約に振り振動論を抱き合わせた概説  
のような内容を有しているが、それだけに山室のクランク軸振動についての総合的見通し  
のような体を為している。

彼は実例として横振動数 280, 振れ振動数 120cps. という「當所の舊式」複列 14 気筒発  
動機のクランク軸を挙げ、この発動機を 40rps.(2400rpm.) で回せば爆発数は 280/s であるか  
ら横振動の固有振動数と一致することになり、17rps.(1020rpm.) で回せば爆発数は 119/s だ  
るから振り振動の固有振動数と一致し、何れにおいても共振が発生する、「共振させて廻  
すと云ふことは曲肱軸の疲労試験を行つて居るのと同じで龜裂もやはり notch effect の大  
なる場所から入るのが普通である。従つて damping を人工的に加へるか運轉範圍に固有振  
動が共振しない様に設計しなければならない」と述べている。

山室は件の海軍式振り振動計の活用についても言及しつつ、あるクランク軸の固有振り  
振動数そのものを測定する方法として三菱神戸造船所、久野技師考案の曲げ振動と同工の  
測定法を近く導入すると述べている。プロペラ直後の節にて軸系を拘束し、電磁的方法を  
用いてクランク軸後端に接線方向のパルスを加え、振動を励起させる方法である。

横(曲げ)振動に係わる議論は山室[1936]の、多少良いところ取りの、要約である。山室は「當  
所の舊式の」クランク軸ではなく「centre web の幅を大分厚くする」と共に「balance web  
を現在當所で製作して居る様に bending に對して丈夫にすると 1st mode の振動数も少し高  
くなるが、2nd mode の振動数は毎秒 450 以上となり、例へ engine を 3000rev/min で運轉  
しても毎秒の爆発数が 350 であるから問題は起らない譯である」と述べている。

そして最後に、山室は：

……今後の曲肱軸には其の運轉範圍に共振の起らない様に設計せねばならない。若  
し重量等の關係上如何にしても之等共振點を避けられない場合には完全なる damping  
の方法を考案する必要がある。

との大見得を切ったものである。

その 6 年後、つまり、三菱三連星が出揃って久しいばかりか、A18 の試作さえ始まって  
いた 1942 年、山室は再び星型発動機クランク軸の釣合錘の首振りによる曲げ振動をその伸  
縮振動という角度から取上げ、中間主軸受の存在を無視した計算(両端自由、片端自由・他端固定)  
並びに両端支持の仮想クランク軸を電磁的に励振させる静的実験によってその性質を解明  
しようとした。実物発動機の運轉状態において 4.5 次と 9 次(18 気筒)、3.5 次と 7 次(14 気筒)  
の振動が共に発達するのか一方が他方を圧倒するのか、同じく両端自由の振動と片端自由・  
他端固定の振動が共に発達するのか片方だけか、あるいはそれらの中間形態の振動が見ら  
れるのかについては今後の実験結果を待つしかないとの留保を付けつつ、この時、山室は：

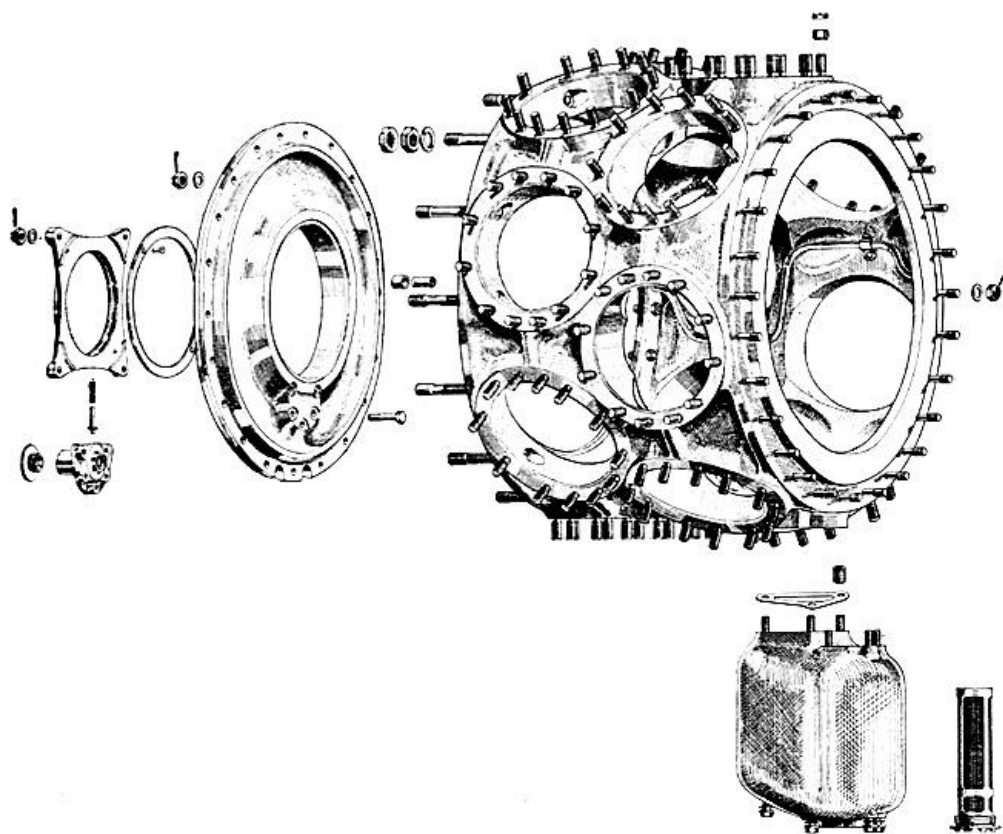
若し運轉中に危険回轉數が在るならばその対策は平衡錘腕及び中間腕の厚さを適當に増せば良い事を例題を以て示した。従つて構造の複雑な減衰器を附加する必要はないと思はれる。

と、先の見解より更に大きく一步，“横着”の方向に踏込んでゐる。少なくともダイナミック・ダンパの取上げ方に限っては<sup>247</sup>。

後の展開から逆投影すれば、これは將にクランク軸に係わる“横着設計”宣言であつた。それにも拘わらず、三菱が最終局面にてダイナミック・ダンパを含む「完全なる damping の方法」の導入を迫られた件についてはその背景を踏まえた上で立ち返る時が来る。

クランク室に目を転ずると、ジュラルミン鍛造品(に-17: 軽合金鍛造物 No.4. 抗張力 24kg/mm<sup>2</sup> に過ぎず大した材料ではない: 図Ⅲ-V-45)は意外にも一体の太鼓胴状をなしていた。粗形材は圧延(ローリング鍛造)によって成形されたのであろうが、後に続く全面機械加工の工数たるや誠に膨大で、生産性は甚だ低かつたと推測される。

図Ⅲ-V-45 金星3型のクランク室



海軍航空本部『金星發動機三型 取扱説明書』より。

左に前蓋。右下はオイルパンとストレーナ。

<sup>247</sup> 山室宗忠・水間喜久雄「星型發動機のクランク軸の伸縮振動に就いて」三菱重工業(株)名古屋發動機製作所『研究報告』第5巻 第6号, 1942年4月, 参照。

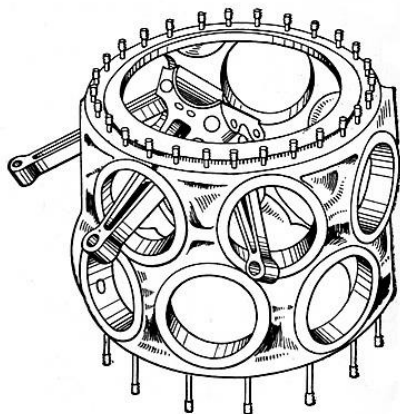
ここは分割式でも一向に構わず、むしろ、次に見る主運動部の組立(クランク室への組込み)を容易にするという算段からすれば中央ピースを分割式とした方が良かった。無論、それ自体の剛性面からすれば、かような一体式の方が確かに有利ではある。

中央ピースの左側に見える前部主軸受支持盤もジュラルミン鍛造品で、後部主軸受は前部扇車筐(~室)の隔壁によって支持された。この前部扇車筐も記載は無いがジュラルミン鍛造品であったと思われる。他方、カム室、減速室等にはエレクトロン鋳物が用いられていた。

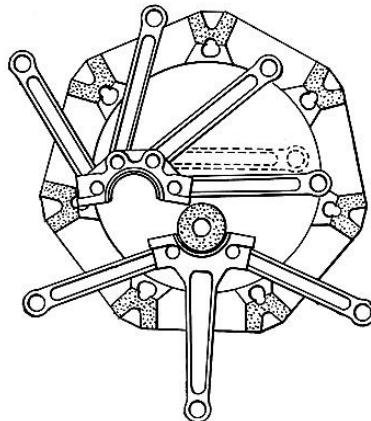
その主運動部のクランク室への組込み要領は図Ⅲ-V-46 の通り、手品まがいで、副連桿を取り付けた半組立状態の主連桿上半部を横から入れ込み、クランク軸を支持金具で支えつつ挿入し、同じく半組立状態の主連桿軸受キャップ側を割り込ませ、結合ボルトでクランクピンを抱かせて固定する。これだけでも大概であるが、何と言っても複列であるだけに、コトは中々、面倒である。軸受メタルの扱いにも非常な注意が必要となる。

図Ⅲ-V-46 金星3型における連桿の組立とクランク室への組込み

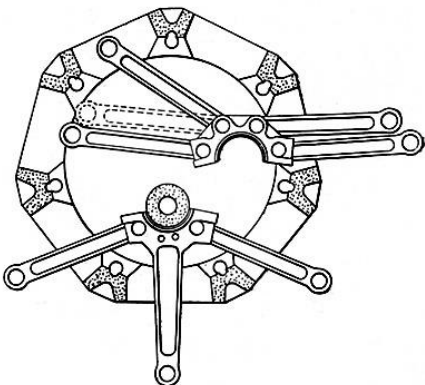
其の一



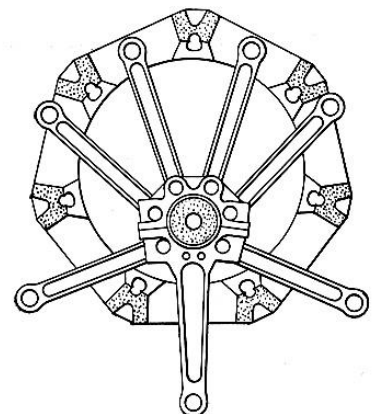
其の三



其の二



其の四

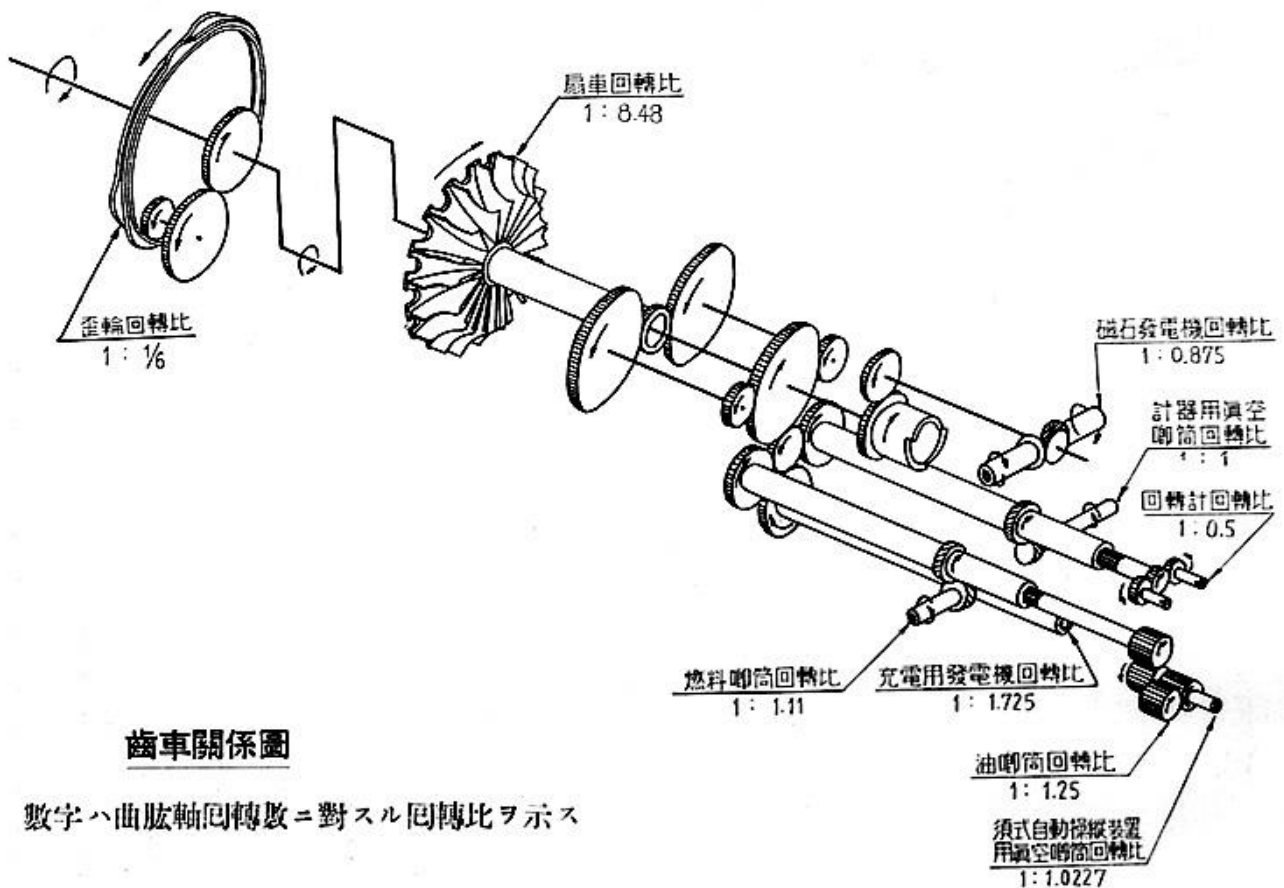


同上資料より。

なお、この『取説』からはまた、金星 3 型においては深尾の回想とこれをベースとして流布せしめられた通説に反し、補機、とりわけ 1 速過給機駆動系の第 1 段増速用「補機緩衝歯車」内にバネ式ダンパが組込まれ、第 2 段増速用の「扇車中間歯車」内には遠心力式摩擦片緩衝装置が仕込まれ、かくて都合 2 段の緩衝機構が構成されるという深尾の嫌いな冗長設計が採用されていたことが判る(図Ⅲ-V-47~49)。

更に、そこから、深尾の指示の下、摩擦式ダンパが排除されたのは、金星 3 型開発時代においてではなく、従って、次の金星 4 型の計画設計段階においてであったという事実関係が浮かび上っても来る<sup>248</sup>。

図Ⅲ-V-47 金星 3 型の補機駆動系



**齒車關係圖**

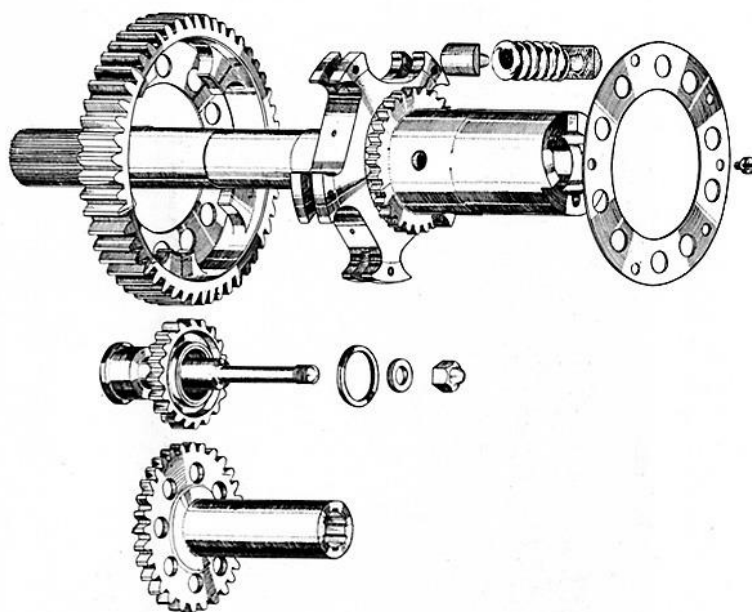
數字ハ曲肱軸回轉數ニ對スル回轉比ヲ示ス

同上資料より。

<sup>248</sup> 深尾は摩擦式ダンパ排除に関して『往事茫茫』第 1 卷、268 頁においても『深尾淳二 技術回想七十年』109 頁においても真実を語っていなかったことになる。また、松岡が本稿図Ⅲ-V-31の金星 3 型縦断面と酷似した図を筆者が利用したのと同じこの『取説』から引いていたとすれば、松岡は深尾の回想に沿うよう、事実を棄却していたことにもなる。もっとも、後者に係わる真相は外野席から窺い得るところではない。

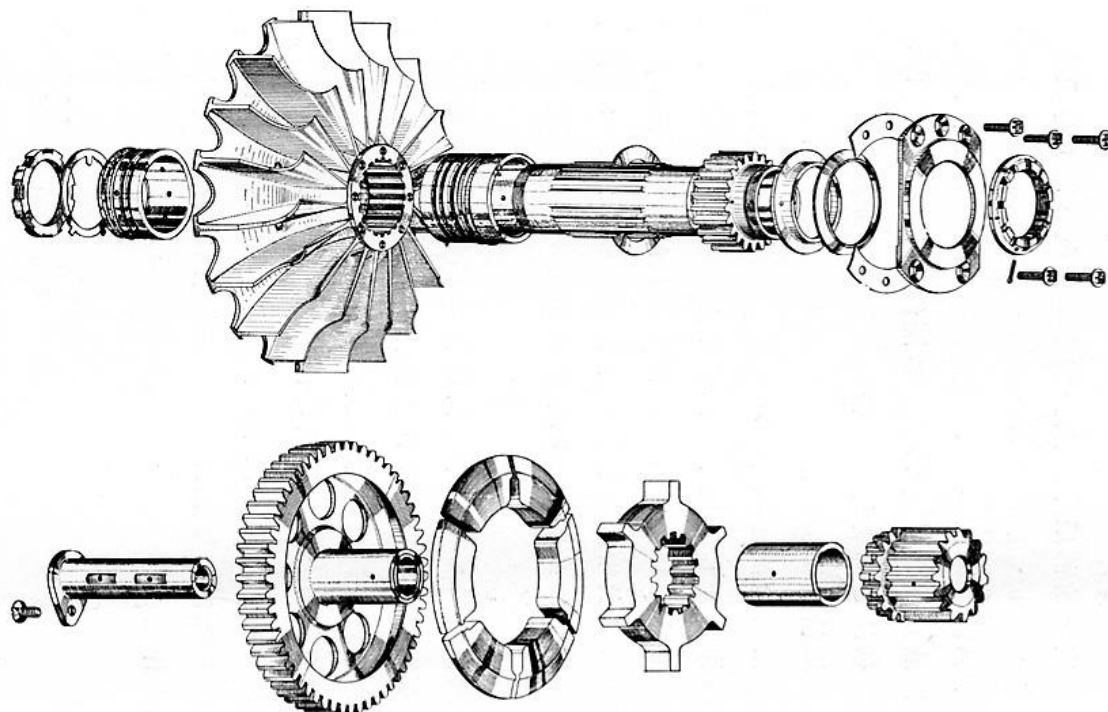


図III-V-48 金星3型の「補機緩衝歯車」と1段増速機構



同上資料より.

図III-V-49 金星3型の過給機翼車, 「扇車中間歯車」と2段増速機構



同上資料より.

### iii) A8c 金星 4→40 型

先に、ダイナミック・ダンパの取上げ方に限っては……と述べたのは他でもない、折角の応力解析や振動解析を他所に、ことクランク軸並びに主軸受について見れば、金星 3 型 A8a, b に続く、'36 年 7 月に開発された A8c 型 1000HP 型発動機のクランク軸は 3 型までの“横着設計”＝一体型・前後主軸受 2 点支持方式から一転して分割型・中央主軸受付き 3 点支持方式へと実に唐突に設計変更されてしまっているからである。この変更に伴ってクランク室中央部も前後分割式となり、主連桿大端部は一体式となっている。

また、変更はこれに止まらず、減速装置もファルマンから遊星歯車式となり、吸気管も金星 3 型までの“Y”状分岐型から独立型へと進化し、過給機前部翼車室の構造もそれに伴って変更されている。独立型となった吸入管については過給機出口から遠い前列気筒群への吸気管径は 58φ と後列へのその 56.6φ より若干太く設定されていた。混合気分配均等化のためには当たり前と言ってしまうまでもであるが、独立吸気管を持つ複列発動機一般においてかような設計が為されていたのか否かについては遺憾ながら管見の及ぶところではない<sup>249</sup>。

また、ここへ来て過給機駆動系から遂に摩擦式ダンパが放逐されている。深尾の記憶に基く回想では恰も中央軸受の追加のみによって 3 型が 4 型に化けたかの如くであったが、事実は全く違っていたワケである。

従前の通説的タイムテーブルから想像すればこれら多岐にわたる急変は恰もマジックか突然変異の如く為されたことにならねばならなかったのであるが、幸いにも前田による如上の時日究明に依り、3 型の設計が一応完了してからその海軍試験合格までにかなりの日子を要した状況が確認されているので、対策のための設変とクランク軸の 2 箇所接ぎをはじめとする新規開発との並行という修羅場についても無理なく納得させられることが出来るようになった。

そして、上述の通り、筆者は将にこの過程における中島発動機、即ち、同時期、三菱 A6(震天改)と張合って勝利を収め、やがて 97 式 850 馬力となる発動機からの影響を *Hornet* からのそれ以上に直観させられずにはいられないのである。

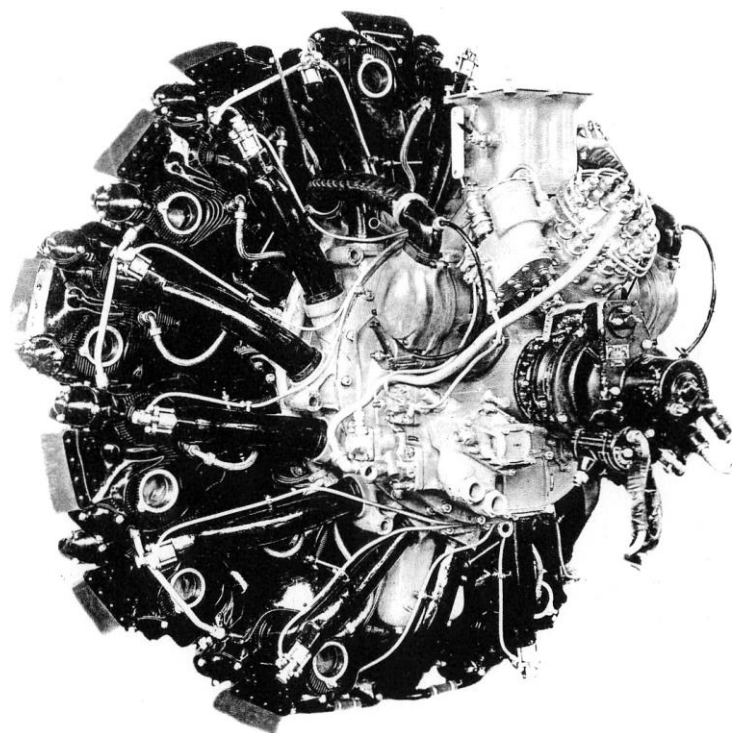
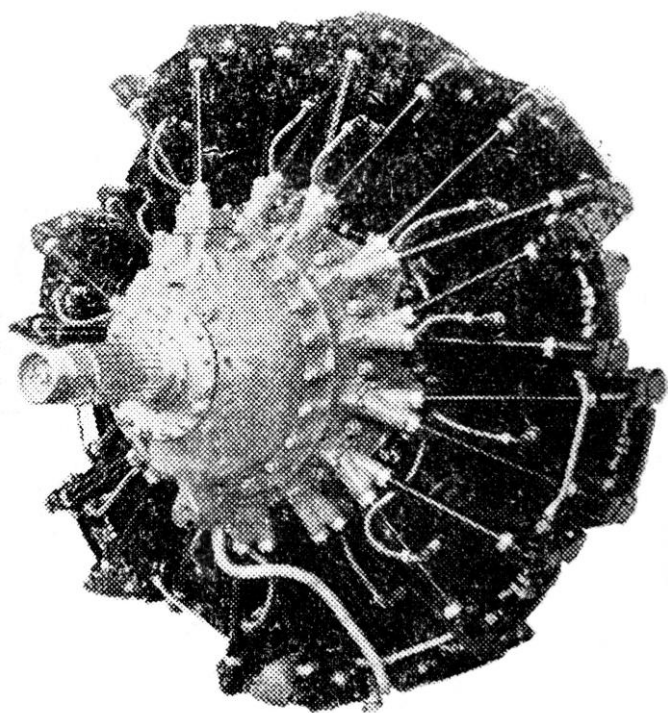
この A8b=金星 3 型を改良した A8c 発動機は当初、金星 4 型と呼ばれ、これにサフィックスが付いて二桁で呼称されたため、後に金星 40 型と改称された。もっとも、『金星四型取扱須知』、『金星四型取扱説明書』なる文書が確かに発行されていたにも拘わらず未見であるため、金星 4 型≒金星 40 型という命題は正しいにしてもごく細部までの検証は出来ない<sup>250</sup>。

<sup>249</sup> 吸気管径については『発動機一般』料に拠る。“径”とは恐らく内径の謂いであると想われる。

<sup>250</sup> 因みに、海軍整備特務大尉 小田三男三起案『金星発動機四一型取扱参考書』発行年、発行主体不明(震ヶ浦海軍航空隊らしい)では性能表に「名稱 金星発動機四型」とあり、この 194 頁もある資料が未だ型式名称として四型が用いられていた時代のモノであることが判る。なお、性能的には地上公称馬力 900、公称高度公称馬力 990、公称高度 2800m、と記

もっとも、この A8c: 金星四型についてはこれらの公式資料とは別に艤装面に関するやや詳しい情報が残されているから、これについては後程、立ち返ることにする。そこでは周辺部分に 40 型時代との若干の相違点を確認されることになるであろう。

図Ⅲ-V-50 三菱 1000 馬力, A8c: 金星 4 型発動機改(後姿は燃料噴射式に改造のもの)



『機械工學年鑑』1940年10月, 306頁, 第35図.

杉原周一『ガソリン噴射発動機の實用化に関する研究』第80図.

吸気管が3型の“Y”型から独立型へとシフトせしめられたことは斜め後方よりの写真より明らかである。もっとも、A.S. *Tiger VIII*には独立吸気管が採用されていた。*Cyclone 14, 18, Twin Wasp*も独立吸気管を与えられていたが *Double Wasp*には極く短い縦棒の“Y”型吸気管が採用されており、強<sup>あなが</sup>ち独立型が無限定に新しくかつ優れた技術であるとは言えない。

性能諸元に眼を転じてみよう。海軍航空本部『金星四〇型発動機 取扱説明書』(1942年)に拠れば、地上公称1000HP, 公称高度2000m, 高度馬力1080HP, 離昇ブースト+200mmHg, 離昇馬力1060HPとある。他方、『発動機一般』に拠れば、地上公称馬力1000(+150耗), 公称高度2000米, 公称高度馬力1080, 離昇最大馬力1100(+250耗), 重量560kg, 点火時期22°となっている。これらの方が典拠としてより確実なようにも思われるが、相互の不一致も見られる上、他の『取説』未見の発動機との横並びを優先し、他機種同様、『日本機械工業五十年』のデータを引いておこう。なお、『取説』に拠れば栗野と『発動機一般』の重  
されている。

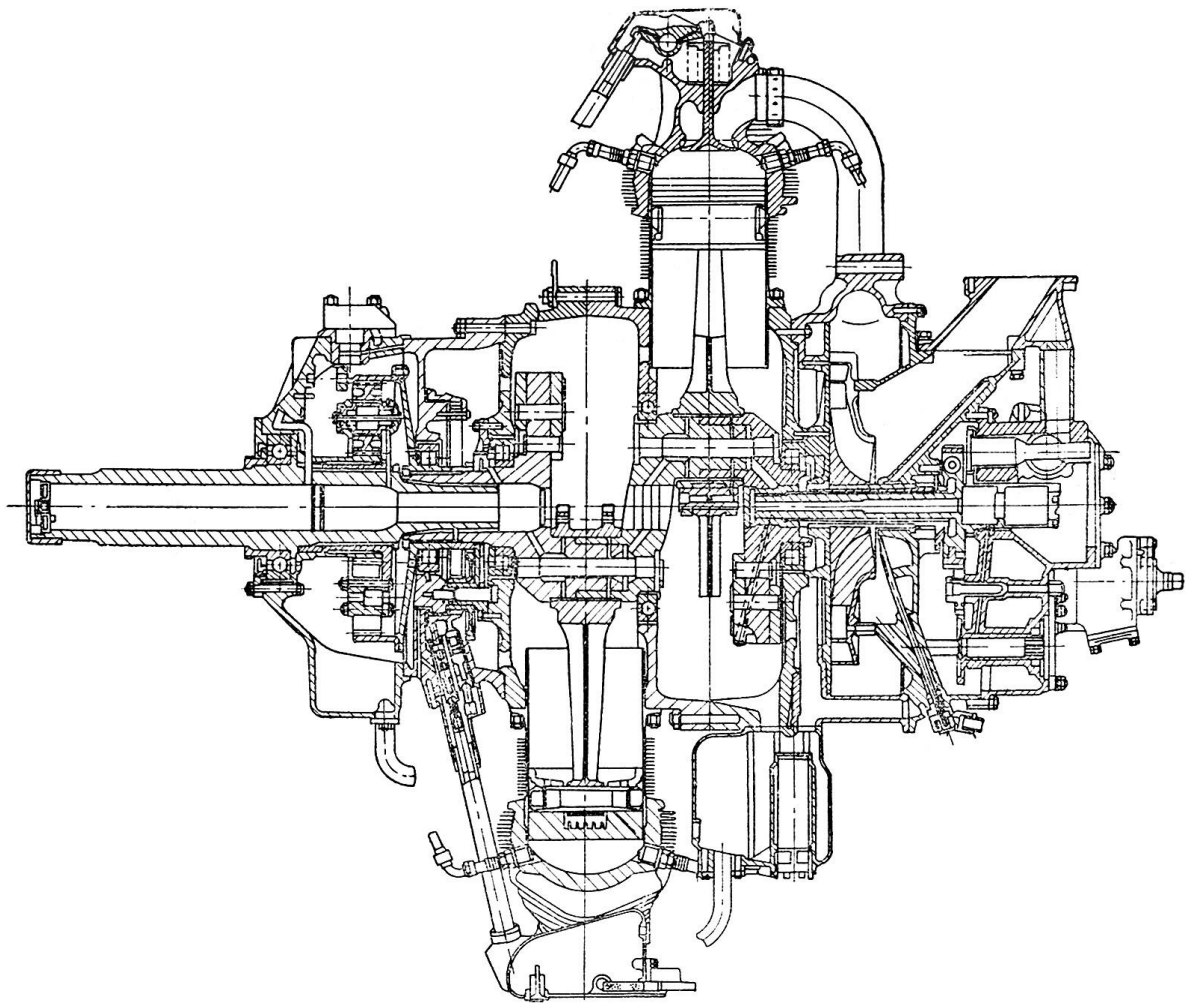
量値 560kg は起動装置，バツフルプレート，直結発電機，真空ポンプ，発動機内潤滑油を含まぬ値であり，それら込みの重量は 606kg となる．よって，表中の馬力当り重量はかなりの程度，現実離れた数値である．よって，これらを金科玉条的に鵜呑みにすることは危険である．使用燃料は金星 3 型と同じく 87 オクタン以上の揮発油である．

表Ⅲ-V-9 三菱 A8c：金星 40 型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.56		
気筒径 mm		140	試作完成	1936-7		
行程 mm		150	試作台数	-		
排気量 ℓ		32.34	生産	自	1939	
圧縮比		6.6		至	1945	
性能	公称	回転数	2500	装備機体	台数	7773
		地上馬力	930		96 陸攻	
		高度 m	4200		97 艦攻	
	高度馬力	1070	97 艇			
	離昇	回転数	2550		99 艦爆	
		ブースト mmHg	+150		0 式水偵	
		馬力	1000			
	<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>	10.9				
減速比		0.70				
寸法	全長 mm	1646	備考	生産台数は他の多くの文献では 7,710 基とされている。		
	直径 mm	1218				
重量 kg		560				

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機，1006~1009 頁，第 6 表，より。

図Ⅲ-V-51 金星 43 型発動機縦断面図



岡部武夫「航空発動機の今昔」『熱機関』Vol. 1, No.8, 1955年8月, 第1図.

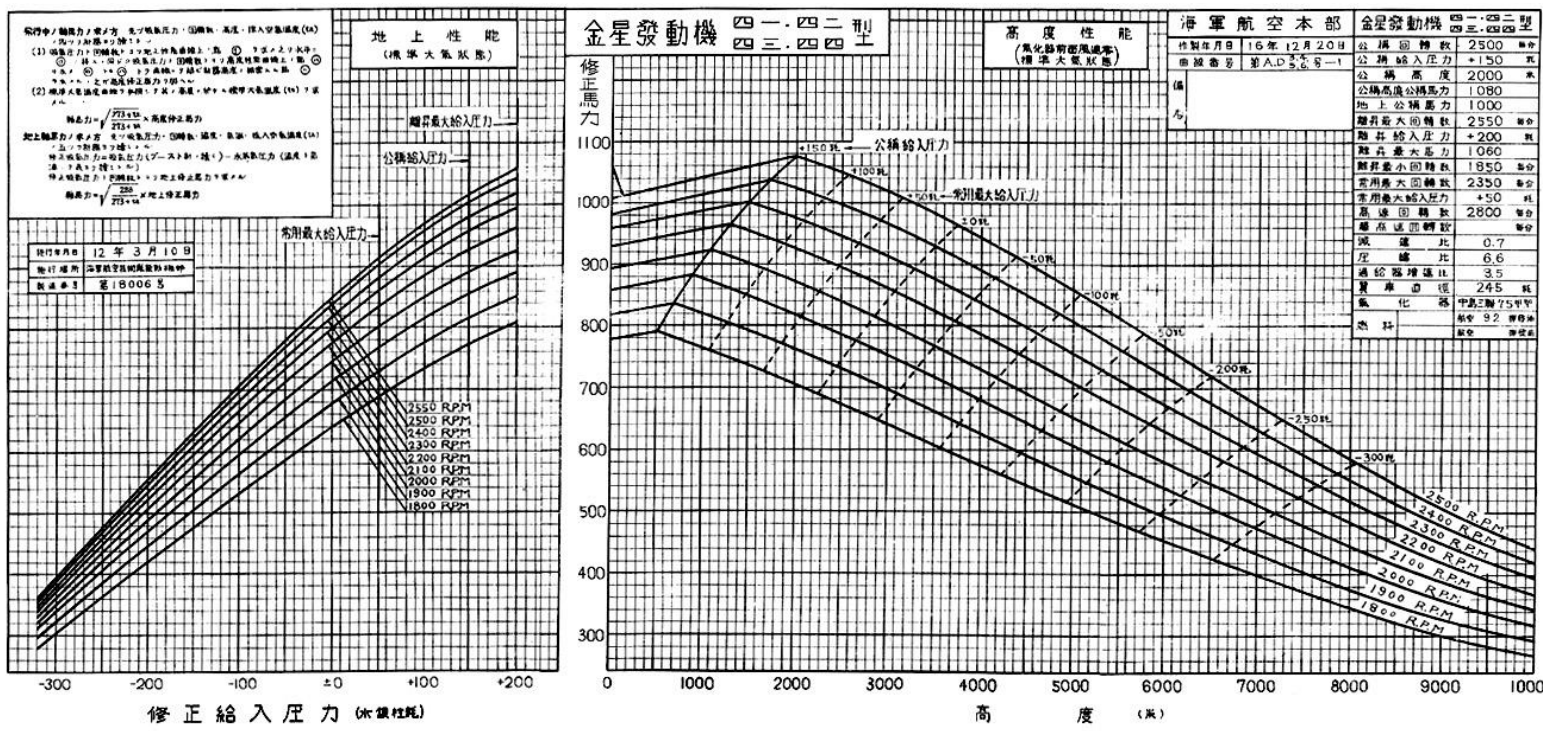
カムは引続き前方集中方式である.

日本航空技術協会『日本の航空技術史 — 近代航空機整備の歩み —』488 頁にも解像度は落ちるが似たような図が掲げられている.

A8c : 金星四型ないし 40 型の前後主軸受には単列円筒コロ軸受, 中央主軸受には角隙間の大きい単列深溝玉軸受が採用された. クランク軸は組立式であるが, <sup>プロフィール</sup>形状的には *Twin Wasp* 旧(“A”?) 型に酷似したものである.

続いて性能曲線を掲げておこう. 海軍航空本部の『取説』の類にはかようなデータさえ収録されていないモノもある. 載っているのはまだマシな方なのである.

### 図Ⅲ-V-52 金星 40 型の性能曲線



海軍航空本部『金星四〇型發動機 取扱説明書』1942年, 1-1202頁.

弁開閉時期は図Ⅲ-V-53の通りで、恐らく三型譲り。当然ながら大いに近代化されたものである。カム揚程は吸排気共 11.5mm. 因みにこれらの値は金星 50 型でも踏襲されることとなる。

図Ⅲ-V-53 金星發動機のカムリフト並びに弁開閉時期

金星四型機定子乾機ノ揚程					
歪輪角度	排氣用	吸氣用	歪輪角度	排氣用	吸氣用
0°	11.500	11.500	15°	5.174	4.057
30'	11.493	11.491	30'	4.765	3.648
1°	11.471	11.465	16°	4.345	3.272
30'	11.434	11.421	30'	3.935	2.930
2°	11.383	11.360	17°	3.555	2.621
30'	11.317	11.282	30'	3.206	2.345
3°	11.236	11.186	18°	2.888	2.103
30'	11.141	11.073	30'	2.599	1.895
4°	11.032	10.943	19°	2.341	1.718
30'	10.908	10.796	30'	2.113	1.577
5°	10.770	10.642	20°	1.916	1.463
30'	10.617	10.451	30'	1.749	1.352
6°	10.451	10.253	21°	1.613	1.241
30'	10.270	10.039	30'	1.500	1.130
7°	10.075	9.808	22°	1.389	
30'	9.867	9.561	05'		1.000
8°	9.645	9.297	30'	1.278	
30'	9.409	9.018	23°	1.167	
9°	9.158	8.723	30'	1.056	
30'	8.897	8.412	45'	1.000	
10°	8.621	8.086	0° 30'	0.889	
30'	8.332	7.745	1°	0.778	
11°	8.030	7.389	30'	0.667	
30'	7.715	7.018		0.556	
12°	7.388	6.633	30'	0.444	
30'	7.049	6.234	3°	0.333	
13°	6.697	5.820	30'	0.222	
30'	6.334	5.393	4°	0.111	
14°	5.959	4.956	30'	0.028	
30'	5.572	4.500	5°	0	

吸気歪輪平面図

排気歪輪平面図

弁開閉時期表

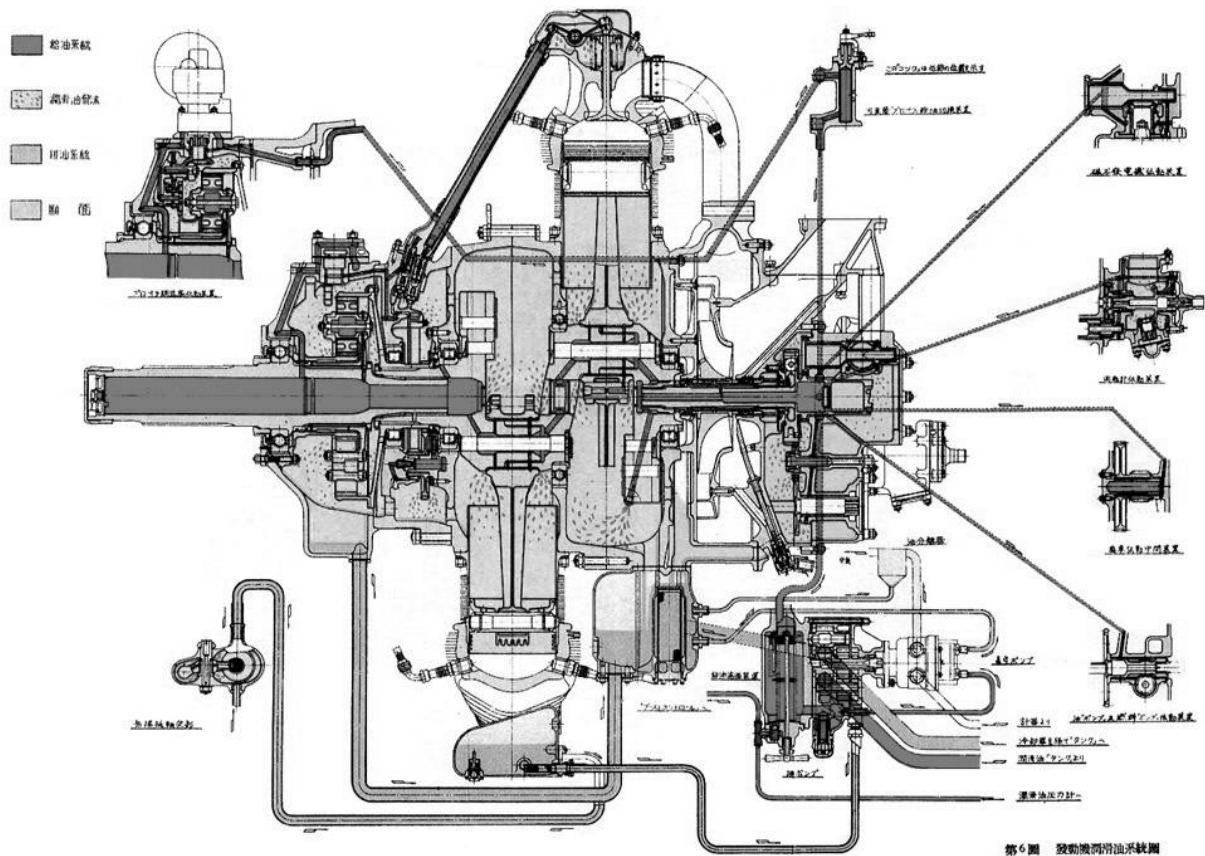
『發動機一般』より。

弁開閉時期については『金星四〇型發動機 取扱説明書』1-1103 頁にもデータあり。

カムのプロフィールの描き方が妙なのは“横着設計”のせいである。つまり、前後バンクに働きかけるこのカムの表面はその基礎円の半径方向を向いてはおらず、恰もファルマン減速装置の固定歯車(後ろ向きの傘歯車)の歯面のように後方に傾斜している。従って、カムプロフィールの真の基礎円も、大袈裟に言えば、ファルマン減速装置の遊星歯車のそのような状況を呈する。これを平面図に描いたのが図Ⅲ-V-53 左下である。

複列 14 気筒のカム山は 3 でも 4 でも回転数さえ合せば成立するが、4 にした方が回転を落してタペットへの衝撃を緩和出来る反面、減速小歯車の歯数が小となり歯を強化する必要がある。金星の 3 は前後列を 1 つのカム賄う“横着設計”では緩回転の 4 ツ山カムで前後各列の気筒を正しく作動させて行くことが出来ぬため余地の無い選択であった<sup>251</sup>。

図Ⅲ-V-54 金星 40 型潤滑系統図



『金星四〇型發動機 取扱説明書』第 6 図。

251 岡部武夫「航空発動機の今昔(2)」『熱機関』Vol.1 No.9 1955 年 9 月，参照。



なお、潤滑系統を示す図Ⅲ-V-54 においてクランク軸後部釣合錘を貫く油孔と噴油ノズルは金星 40 型だけのモノであった<sup>252</sup>。また、右下に白抜きで描かれているのは計器駆動用真空ポンプ、その上のサイクロン集塵機のようなモノは真空ポンプ排気のオイルトラップである。

#### iv) 金星四型の艤装

続いて確立直後における金星、即ち“四型”の技術や艤装面に係わる具体的諸問題について覗いておくことにしたい。金星四型の採用を決定した初の社外メーカーは川西航空機であった。97 式飛行艇、12 試 3 座水上偵察機向けである。前者は中島の光発動機(離昇 840HP)を装備して試作されたが出力不足のため金星への換装が行われ、本邦初設計の 4 発機にして世界水準を超える大成功作となった機体である。後者は試作 2 機のみになり、愛知時計電機の零式水上偵察機(金星 43 型搭載)に名をなさしめることになる<sup>253</sup>。

それらへの装備を控えた 1937 年 12 月 16, 17 両日、三菱より佐々木一夫、泉一鎧、両技師を川西航空機鳴尾工場に迎え、川西の技術者に向けた金星発動機四型の構造と艤装に関する講演会が開催された。恐らく、97 大艇の主務者、菊原静男もそこに列席していたであろう。彼らの講演内容は自ずと当時の技術状況を正直に反映したものとなっており、誠に興味深い。この講演は川西設計課、多賀拓平氏によって速記され、海軍廣工廠航空機部検査係の倉本仙一がこれを整理して海軍に報告したらしい。そのことを示す倉本の資料から 16 日の講演内容を再現して行こう<sup>254</sup>。

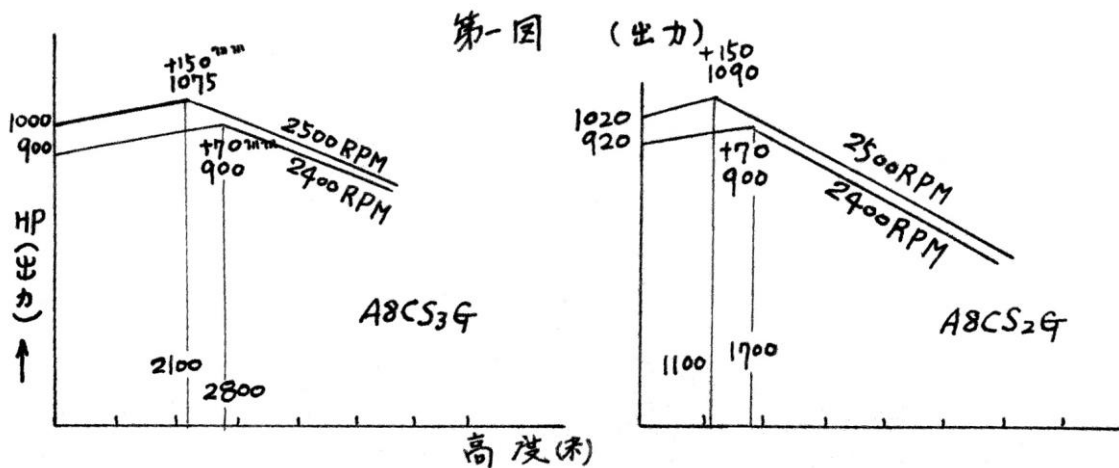
まず、佐々木は金星発動機四型の構造概要として、金星四型には A8CS3G と A8CS2G とがあり、S3 と S2 は過給高度の違いを表す記号で、大艇(97 式飛行艇)用は S3G、水偵(12 試 3 座水上偵察機)用は S2G であると述べ、図Ⅲ-V-55 のチャートを提示した。

#### 図Ⅲ-V-55 金星四型 2 機種 : A8CS3G と A8CS2G の高空性能曲線

<sup>252</sup> これについては三菱が国内特許を押えていた。1936 年 11 月 28 日出願、1938 年 9 月 20 日特許、三菱重工業「特許第 126587 号」“内燃機關ピストン冷却方式”。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』271~272 頁、参照。

<sup>253</sup> 川西の 12 試 3 座水上偵察機については航空情報別冊『太平洋戦争 日本海軍機』酣燈社、1972 年、190~191 頁(横森周信)、参照。そこで発動機が「三菱『金星』3 型改」と記されている点は興味深い。

<sup>254</sup> 倉本仙一『金星發動機四型 構造並ニ艤装法ニ關スル講演要旨 昭和十二年十二月十六・十七日』、参照。本文末尾にその中身が 16 日の講演内容である旨、記されている。17 日の講演内容についてはリピートであったのか否かを含め、不明である。



倉本仙一『金星發動機四型 構造並ニ艤装法ニ關スル講演要旨』第一図。

主要諸元としては外径 1218mm, 全長(プロペラなし, 附属完備)1646mm, 乾燥重量 546kg(起動機, プロペラボス, バッフルプレート等を入れれば約 580kg)という数字が掲げられた。

使用燃料は正規 92 オクタンであるが(当時, 96 陸攻では全てこれを焚いていたらしい), 実用上はブースト+100mmHg 以下なら 87 オクタン・ガソリンでも差支えなし, とされている。

潤滑油はテキサコ・エローブレンオイル 120#, 100#, 80#を夏, 冬, 極寒時で使い分け, 決してカストル油を使用してはならないと力説された。潤滑油消費率は 5~10g という。単位は無論, g/HP-h であろう。

主連桿については, 講演を筆記したものから起した文章故, これ以上無いほど曖昧な表現であるが:

マスターロッド前後共に三番氣笛ニ置キクランクトノ接續部ニハ齒型ヲシタセレーション(ギヤーセレーショント稱ス)ヲ切りニツニ割ツテボルト締メトシテキルなどとある。

まるで大端部が二つ割であるかのような説明になっているが, これは勿論, 現在の中速ディーゼルにおける連桿大端部の“斜割りセレーション型”などとは全く異なり, 大端部を一体としたためクランク軸を組立式とし, ピン部でスプライン結合させている, ということに過ぎまい。さもなくば, 金星四型という一体クランク・分割大端式の發動機が三型と 40 型との間に介在していたことになる。しかし, その可能性はほぼゼロである。

マグネトーにはオイルレスベアリングが採用されており, その取扱に対しての注意が喚起されている。減速齒車はコンパクトさを狙って遊星齒車式となったという。減速比は 0.7。

ピストンリングは 5 本。3 番リングはテーパ付である。過給機翼車増速比は両機種とも 8.5 であるが, 翼車径は A8CS3G の場合 240φ, A8CS2G においては 220φとなっている。翼車の前後支持軸受は平軸受(三菱自慢の!)である。

後列氣筒の潤滑には釣合錘の中央に 1φ の油孔を増設し, 油冷が図られている。

燃圧は 0.15~0.25kg/cm<sup>2</sup> の範囲で変動し, 最大出力付近では 0.15kg/cm<sup>2</sup> 程度となる。油

圧は 6.0~6.5kg/cm<sup>2</sup>. 油温は入口 65~70°C, 最大 85°C以下に保ち, 鉱油のみを使用, カストル油の使用・混用は厳禁と繰返されている. 入換えて使った場合にもカストル油起源の多量の滓が出て実施部隊では難渋させられたそうである.

筒温は許容最高 260°C, 巡航 230°C以下とし, 160~200°C辺りを常用することが望ましい. 地上運転においても 220°C以下, 出来れば 200°C以下を保って欲しい, とのこと.

燃料消費率(g/HP/h)のメーカー保証値は:

高力	公称	9/10	8/10	7/10	6/10	5/10	4/10
290	285	260	240	225	220	210	205

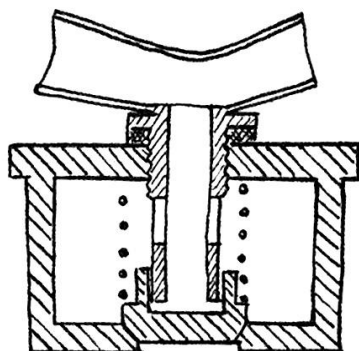
であった.

ブーストは現在のところ+150mmHg に抑えておくようにすべしと指示された. 離昇時, オーバーブーストする件については目下実験中であり, 来年度辺りからは規定が出来るであろう. 現時点では+150mm で 20 分位, 運転したことはある, とのこと.

現在の圧縮比は 6.6 であるが, これを 7.0 にすれば出力を 1350HP 位に, 燃費を 190g/HP/h 程度に為し得ると観測されている.

耐寒艀装用にオイルパンと減速歯車室とを結ぶ連結管のオイルパン下部並びにオイルタンクと発動機との間を結ぶ管に航空廠で設計された油抜きりと加熱油注入のための弁(図Ⅲ-V-56)を装備することが決まっていた. そのためにはカウリング中央下部に手入れ孔が設けられねばならない.

### 図Ⅲ-V-56 潤滑油入換え弁



同上資料, 第三図.

なお, 「真空ポンプト油溜ヲ連結スルパイプハ鋼管ヲ使用スルコト」との指示が発せられている. この材料変更は振動対策である(後述). また, 大艇用発動機には Viet の air compressor が装備されているという<sup>255</sup>.

続いて, 泉が金星四型の艀装について講演した. 最初の話題は NACA カウリングの設計

<sup>255</sup> 真空ポンプは人工水平儀等に用いられるジャイロを駆動するための負圧発生装置として用いられた. 全ての発動機に取付けられていたワケではない.

についてで、発動機冷却所要空気量の確保が第一であり、これを何  $m^3/s$  といった解り難い指標ではなく気筒前後の圧力差、水柱何  $mm$  という風に示すとした上で、泉は本発動機においてはそれが上昇時、 $100\sim 150mm$ 、巡航時  $150\sim 200mm$  であると述べている。

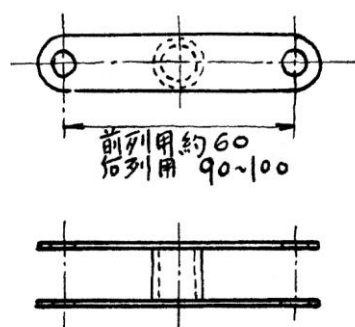
カウリング入り口直径が  $900\sim 950mm$  であっても、深さ  $200\sim 250mm$  のカウルフラップを  $30^\circ$  位、開けば、速度  $100\sim 110Kt$  においてもハミルトンスタンダード・プロペラを装備している限り容易にこの程度の圧力差は得られる。しかし、入口径が  $900mm$  以下の場合、これを得ることは困難であろう。また、地上運転中はフラップを  $35^\circ$  位、開く必要がある、96 陸攻においては大体、上記の圧力差を得ることで筒温は全力上昇中  $240^\circ C$ 、巡航  $200^\circ C$  程度に収まっているとのこと。

この圧力差はフラップの開度が一定ならば岐点圧(流れがカウリング内外に分岐する速度ゼロの点[よどみ点]における圧力)“g”にほぼ比例し、三菱における模型実験結果に拠れば(胴体は小さかったが)、開度  $0^\circ$  で  $0.35g$ 、 $35^\circ$  位に開けば  $0.75g$  程度になり、フラップを大きくすれば 1 以上になることもある。96 陸攻でもほぼこれに近い値となっているという。

フラップの操作機構は発動機後部の手入が容易なように注意して決めなければならない。自在継手を用いる式のモノは作動アームを 2 箇所に取り付けても前部が均等に開かない傾向がある。また、カウリングの線と胴体の線とが綺麗に続いているような機体において、飛行中、その原因が内圧にあるのか外からの吸出しのためであったのかは不明ながら、フラップが自然に開いてしまうトラブルが発生した。また、カウルフラップを開くと機体の安定性が阻害される場合もあり、激しい振動を生じた例もあったと紹介されている。

なお、フラップを全閉に出来れば滑空時における発動機の過冷却減少は防止されるであろうが、完全に閉切るとするのは困難である。カウリングの取付けには発動機の熱膨張を考慮に入れて可撓性を附与せねばならない。前後気筒の頭部から支持金具(図Ⅲ-V-57)を出せば良い。

図Ⅲ-V-57 NACA カウリング支持金具の例



同上資料，第四図。

続いて発動機架について、泉はその寸法決定に際して「特ニ注意スル點」として、潤滑

油濾過網の手入が容易に出来ることを挙げている。この部品は長さが約 200mm あり、少々傾けることは出来るが、発動機架の設計がせせこましいと取外し困難となる。また、電纜集束を発動機架前端のリングに通すためには後者の内径を指定寸度の 650mm ではなく、680mm 程度にしておけば作業が楽になる<sup>256</sup>。

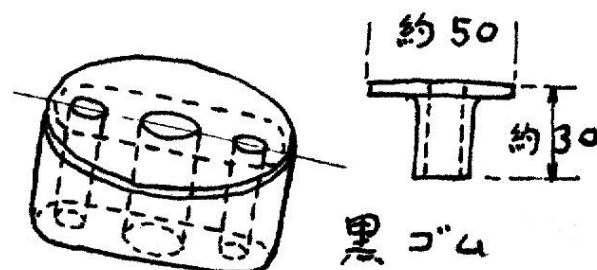
また、発動機取付けボルトの上部 2 本は先に架台の方に差し込んで置く方が便利なおことがある。緩衝ゴムとして三菱では「ロードモノ」を使用し、良好な結果を得ており、約 200 時間程度の寿命が確認されている。『明治』ノモノハ今デハ良クナツタト稱シテキルガ今迄使ツタモノデハ内側管トゴムノ接着部ガ剥レテ來タ。また、ロードの製品でもボルトの取付部にロック装置が無いため、発動機が運転中にズレたり外れたりしたことがあるので、この点には注意が必要であるという。

泉はこの部品のストック状況について：

ロードモノハ現在デハストックガアツテ間ニ合ツテ居ルガ将来入手出来ナクナツタトキハ第五圖ノ様ナモノヲ使用シテモ良イト思ツテキル  
などと述べている(図Ⅲ-V-58)。

発動機設計から特殊鋼、軽合金材料、工作機械、航空ガソリンのみならず、かような小物部品までアメリカ頼みであった状況が偲ばれる<sup>257</sup>。

### 図Ⅲ-V-58 ロードの緩衝装置への代替案



同上資料，第五図。

倉本は：「ノースロップ機ニ使用ノモノト同型ト思フ 硬度ショアー30~40 位」と注記している。

<sup>256</sup> それなら、初めから 680mm を指定しておけば良いのである。発動機のコンパクトさをカタログスペックで謳いたいがためにこのような但し書きの必要な指定値と相成ったのであろう。

それにしても、似たような警告が愛知時計電機的设计陣に対して発せられておれば、99 艦爆の発動機艙装はもっとマシな格好に落ちていたことであろう。金星 40 型を装備した 99 艦爆における発動機艙装が不味く、気化器取外しに手品か知恵の輪のような手練手管を要した件についてはガソリン噴射等に係わる第Ⅱ部，小序，前稿冒頭にて紹介済みである。

<sup>257</sup> ロード式緩衝装置については後に改めて取り上げられる。油脂や小物部品にまで及ぶアメリカ頼みの状況は満鉄蒸気機関車のグリスカップに係わる一件をも想起させる。拙稿「C53 型蒸気機関車試論[訂正版]」(→IRDB)，222 頁，参照。

次に泉は吸排気管に話題を進める。吸気管の入口面積は 180~200cm<sup>2</sup> 程度。これを 2 分し、気筒頭とカウリングとの間に開口させると全開高度の低下を来したが、そこから半分ずつカウリングの外へと口を拡げたら大体良くなったという。吸気口をカウリングの外へ全部出しても中に開口させても、面積さえ確保されておれば差は無い。この面積は「氣化器ノバタフライバルブノアル附近ノチョークチューブノ全面積ヲ基準ニ取り其ノ 1.5 倍~2.0 倍アレバ良イ」という。但し、余り大きなものを外に開口させると空気抵抗により却って機の性能を低下させてしまう。吸気管の「急曲り」はなるべく避けること。

本発動機の氣化器(中島飛行機の製品!)は海軍では凍結しないと言っているが、温度を実測してみると-2℃~-3℃になっている場合があり、やはり凍結する可能性は否定出来ない。従って排気管内に 50φ位の空気を通し、そこからの暖気を吸気に混合してやる必要を生じ得る。この場合、吸気温度計を装備し、吸気温度を適当に制御すること【熱風吸入装置として後に標準化】。

集合排気管の断面積は図Ⅲ-V-59 に示されるようなモノが適當である。一般に、その算式は：

加熱管のない場合： $0.26 \times \text{各気筒最大発生馬力} \times \text{その部分までの気筒数} \cdots \text{cm}^2$

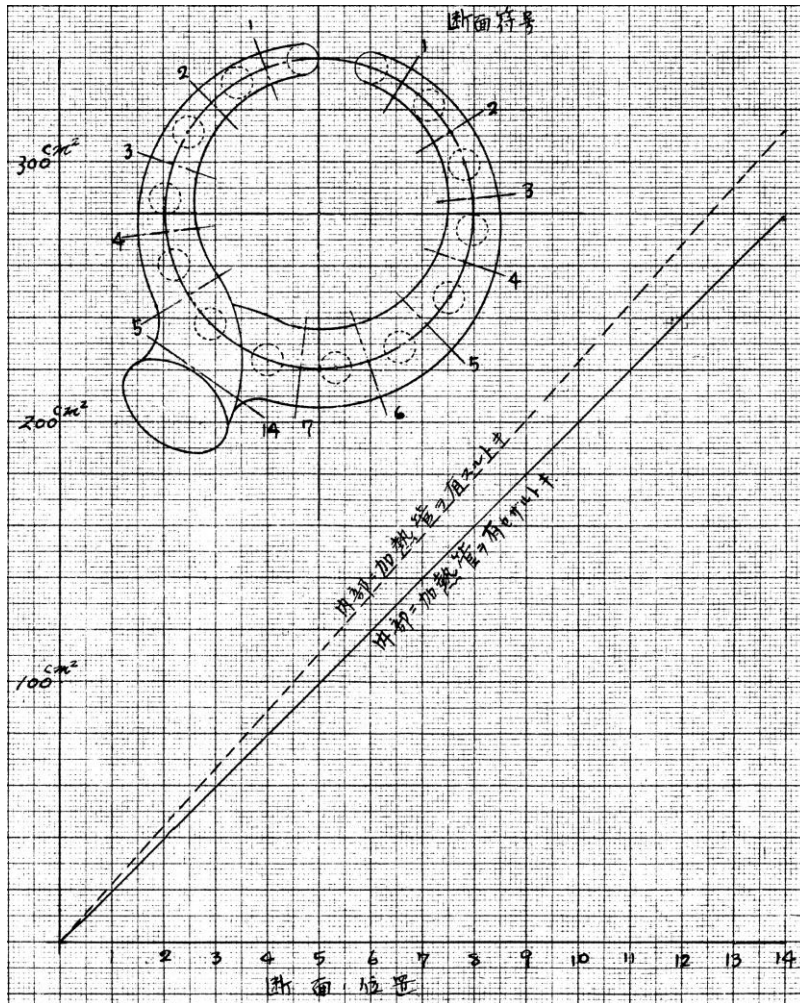
加熱管のある場合： $0.29 \times \text{各気筒最大発生馬力} \times \text{その部分までの気筒数} \cdots \text{cm}^2$

となるという。

その材質はステンレス鋼板溶接製とし、集合管の前端が気筒排気孔より後 200mm 以上に位置し、外径は排気孔の外端面より 5~10mm 以上出ないようにすると 15° 上向きに取付けられている点火栓の手入に不自由を来さず、かつ、この程度であれば後方部分の手入に大いに難渋する程のことにもならない。但し、泉は以上の点については部分模型で良いから実大模型を造って良く確認してから実物の製作に取り掛かるのが良い、と述べている。

また、発動機と集合管とを繋ぐ排気管の接手は“ユニバーサルジョイント”(可撓継手)にすべきである。三菱で用いているものが図示されている(図Ⅲ-V-60)。これは少々、形が狂っていても何等、差支えなく取付け可能で具合が良いとのこと。注意すべき点は排気孔への嵌合部の隙間は 0.15mm に仕上げ、漏洩を防ぐことである。排気管のステーは従来は気筒と発動機架の双方から取っていたが、両者の振動の態様は全く異なるものであるから努めて気筒側から取るようにすべきであると推奨されている。

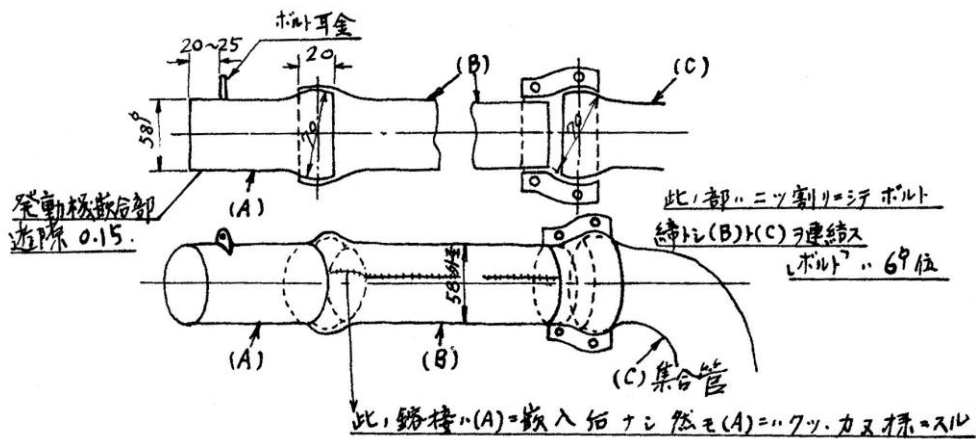
### 図Ⅲ-V-59 集合排気管の最小断面積



同上資料，第六図。

破線への注記は「内部ニ加熱管ヲ有スルトキ」，実線への注記は「～有セザルトキ」

### 図III-V-60 排気管の仕様



同上資料，第七図。

燃料系統について泉は、燃圧は 0.15~0.25 とし、調整弁にはベローズ式のものが好ましいとしている。また、調整弁からの戻りの燃料をそのまま吸入側に送ることは燃料の温度上昇によりベーパーロックの危険性を増すことに繋がるので推奨出来ぬという。

燃料管の内径は短い金属管の場合 14φ、少し長ければ 16φ とし、発動機と機体とを連絡する可撓管<sup>フレキシブル</sup>においては金属管より +2mm の内径とすれば同等の流量抵抗となる。但し、<sup>プライミング</sup>注射管の場合、この増径は必要無い。

管材は 4SO(チ-472:耐蝕アルミニウム第二種管[動力用管]の一種?)を用いているが、ロウ付け等を行うモノにおいては AR 管(ト-221:珪素青銅管[燃料管等])を用いる。可撓管は今のところ藤倉製のものを使用しているが、陸軍は「装鎧線」のような外見のモノを制式採用していると紹介されている。

燃料濾過網は使用時間数によりメッシュを変え、10 時間程度: 40~50 目/cm, 15 時間程度: 50 目/cm, 20 時間程度: 75 目/cm を目安としている。

潤滑油系統について、潤滑油管は 25φ を用いるが、未だ適当な可撓管が無いため、ゴム継手が使用されている。潤滑油系統で一番問題になるのは油冷却器であり、所要放熱量は表Ⅲ-V-10 に示される通りである。

表Ⅲ-V-10 鉱油を使用した時の所要放熱量

出力	温度差	循環量	放熱量
高力	35℃	34ℓ /min	580kcal/min
6/10~7/10	25℃	30ℓ /min	360kcal/min

同上資料より。

この放熱量に対し、現在、96 陸攻では径 7mm、長さ 80mm の放熱管 1360 本をダクト中に装備し、幾分、余裕のある状況を呈している。ダクトの入口はカウリングの下端にあり、正面から見てその幅は 250mm、高さは 150mm である。しかし、将来的には今の角型は廃止され、管長を 230mm とした円形の冷却器に代えられる筈である。

油冷却器は充分、容量の大きいものを装備し、ダクトの入口を絞って使うのが良い。また、過冷対策として油冷却器をバイパスさせる弁を装備するのは感心出来ない。泉は将来的にはダクト入口に自動シャッターを設けることが必要になると思う、と述べている。

電気系統について泉は、マグネトーの冷却は不可欠であり、気筒のバッフルプレートに孔を明けて冷却風を「採ルモノト思フ」、また、直結発電機に対しては取付部がエレクトロンであるから、「サポートヲ取ル様ニシテ欲シイ」などと述べている。マグネトーの片側を切断した場合の回転数ダウンは 70~80rpm.程度が正常値。

操縦系統ではハミルトン・スタンダード恒速プロペラ調速機の「滑車」(操作輪)の作動遊び



角や直径、調速機の取付位置が話題となっている<sup>258</sup>。

計器については 96 陸攻では上昇中、前列 1,2,5 番、後列 1,3,5,7 番気筒の、地上運転では前列 5,2,4 番、後列 2,3,7 番気筒の温度が最も高くなるとの実績を紹介しつつ、筒温計は前列 5 番、後列 3 番気筒に繋がれば大体、間違いない、としている。

これまでに多発した故障例として泉はオイルパンと「真空ポンプ」とを結ぶ管の折損を第一に挙げ、「鋼管ニシステイヲ設ケタ」と述べている。このことからして振動対策であったことが判る。また、油圧計のニップル折損、電線の焼損、排気管の漏洩がこれに続いている。電線の焼損に対してはバッフルプレートの延長(隔板とする)並びにバッフル上方から空気管を引いて冷却という措置が講じられたとのこと。

聴講者からの質問は真空ポンプの排気管への油分離機設置、燃料ポンプの「ドライサクション」、油冷却器の放熱量、潤滑油の入手難、等々について寄せられた。

真空ポンプの排気にはミスト状の油が含まれがちである。この問題について泉は、「96 陸攻デハ排気管ガナセルノズツト後ノ方ニ行ツテキルノデ油ガ出テモ分ラヌタメニ別ニ文句ハ聞イテイナイ」などと開き直った応え方をしている【少なくとも 1941 年の金星 40 型においては前掲の潤滑系統図に見られるように油分離器が装備されるに到っていた】。

燃料ポンプの空吸引については泉は「3 米位ナレバ問題ナク實際ニ使用シテキル」と応え、油冷却器の放熱量については長さ 70mm の放熱管を 230mm にしたところ、約 2 倍になる程度であり、その他の数字は「種々ノテキストノモノヲ参考ニ決メテキル」と述べている。また、潤滑油の入手難については「購買ニ關シテ困難ガアルカ無キカハ知ラナイケレド發動機ノ運轉ニハ別ニ支障ハナイ」などとある。

これは誠に無責任かつ意味不明のまとめ方である。資材調達云々は確かに泉の職掌外の問題ではあったが、開発技術者が鉱油の流通状況を一顧だにしていなかったというのは寒心に堪えない状況である。カストル油が駄目だというだけなら研究室的な“知”に過ぎない。

また、総じて認められるのは發動機メーカーないし専門部品メーカーの領分である筈の諸手配までが機体メーカーの手に委ねられていることである。イギリスでは空冷・水冷を問わず發動機と發動機架をはじめカウリングとこれに收容されるモノ一切を Power Plant としてユニット化し、異なった機体に装備させる方式が発達していたし、BMW の送風機付き 132 や 801A を中心として構成された統合的な動力ユニットも同じ思想を追窮した成果であった。これに引替え、我国の艦装設計は機体屋による一品生産的設計に町工場的生産工程を接ぎ穂したモノに過ぎなかった。發動機屋は殿様の如きものらしく、その領分は“かくすべし”と言い渡せば終りであった。

アメリカにおいて排気管用材としてステンレス鋼板の使用が一般的となって来た情勢を

---

<sup>258</sup> この調速機の構造及び各種操作機構については佐藤左内『定速プロペラ』山海堂、1940 年、45~53、67~76 頁、参照。泉は手動操作用「滑車」の直径が 100mm で、「コンナニ大キナモノハ必要デナイト思フ」などと文句を垂れているが、操作輪には 1 $\frac{1}{4}$ in.(31.8mm)、2in.(50.8mm)、3in.(76.2mm)、4in.(101.6mm)の 4 通りが取り揃えられ、用途に応じて遣い分けられるようになっていた。

承け、三菱では關口次郎によって U.S. Steel Product Co.製ステンレス鋼板 2 種、ドイツの Abesta 832M なるステンレス鋼板のテストを皮切りに、国産品 4 社 9 種(幾つかは板厚の差)を対象に加え、それらについての顕微鏡的組織検査、熱処理特性試験、塩水腐蝕試験等々、体系的な実験が繰広げられた。渡瀬常吉・佐伯一枝によるその溶接法研究も報告されている。あまつさえ、關口はアメリカに Solar 會社なる集合排気管専門のメーカーが存在し、その製品は広く用いられ高い声価を勝ち取っているという状況まで紹介している。しかし、結局、それはそれだけの指摘に終わってしまった<sup>259</sup>。

川西での一件に立ち返れば、量産機ならまだしも 97 式飛行艇の製造機数は、4 発とはいえ、民間機も含め 200 機余り、川西 12 試水偵に到っては上述の通り、2 機試作されたのみである。鹵獲された B-17 を見た整備士が「排気管が何でこんなにきれいなんだ、われわれの排気管とは雲泥の差だ」と嘆いたとの逸話は町工場的叩き出しの排気管と専門メーカーによる量産プレス・溶接品との格差を物語って余りある<sup>260</sup>。

## 5. 金星 40 型の要素技術

### i) 気筒頭とその成形

以下では趣向を変えて、金星開発時代以降の三菱における設計並びに生産技術の一端を主要部品・要素別に垣間見てみよう。まずは気筒頭から。

金星 40 型の気筒頭材料は当時としてはごく一般的な Y 合金、鋳造品であった。この材料を用いた鋳造に関する三菱での研究の端緒は渡瀬常吉「材試 No.331 Y 系合金に依る發動機部品の鑄造」(三菱航空機㈱『研究報告』1932 年 6 月)、同「材試 No.344 空冷發動機用気筒頭の長時間加熱実験」(同、1932 年 8 月)から窺うことが出来る。前者は Y 合金を用いてピストン、空冷気筒頭、水冷クランク室を試鑄し、その鑄造性に問題がないことを、後者は Y 合金鑄造気筒頭は鑄造歪み取りのため 250°C に加熱した状態のままでも 250°C の雰囲気温度に長時間耐えるが、これを 480~500°C、油中焼入れしたものは含有される Cu が程好く熔けて材の抗張力、硬度が増し、勿論、250°C の使用環境にも良く耐えることを確認した実験報告である。

また、池田 傳「材試 No.374 気筒頭地金としての B-合金と Y-合金の抗張力」(三菱航空機㈱『研究報告』1933 年 5 月)に拠れば、従来、空冷發動機の気筒頭鑄造材料としては B 合金が

---

<sup>259</sup> 關口次郎「材試 No.491, 492, 501, 525, 548, 549 排気管用不銹鋼板(18-8, Cr-Ni 鋼)」(其の一~其の六)三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936 年 4, 7, 11 月, 第五卷 第六号, '37 年 6 月, 渡瀬常吉・佐伯一枝「材試 No.547 18-8 系不銹鋼の酸水素溶接」同, 第五卷 第六号, 参照。なお、渡瀬・佐伯の実験に拠れば、従来の酸素アセチレン溶接の優位性が確認されている。「Solar 會社」とは Solar Aircraft Co.である。この会社は發動機機種毎に互換性を有するステンレス製集合管や吸気管のメーカーで、大馬力發動機用当該製品に関してはアメリカにおけるほぼ独占的な供給元であった。cf., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1952*, p.184.

<sup>260</sup> 日本航空技術協会『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』巻末対談, 481 頁, 参照。語り手は茂呂 豊。

使用されていたが当時、それは Y 合金に置換えられるに到っていた。その意義を確認したのがこの研究であった。

両者の試験片の組成(%)及び熱処理法(電気炉使用)は次の通りである。

	Al	Cu	Ni	Mg	Si	Fe	Sn	Zn
B 合金	残部	7.43	-	0.03	0.44	0.50	0.15	0.16
Y 合金	〃	4.10	2.21	1.79	0.53	0.61	-	0.13

B 合金 450°C-4 時間→空冷

Y 合金 480°C-6 時間→油冷, 200°C-8 時間→空冷

抗張力試験は 150°C, 200°C, 250°C, 300°C の 4 通りとし, 7 時間加熱後, 空冷した試験片を松村式万能試験機にかけ, 抗張力が測定された。その結果, Y 合金の測定値を 100 とした場合における B 合金の指数は次の通りと判明した(硬度はブリネル)。

	常温	150°C	200°C	250°C	300°C
抗 張 力	83	86	57	47	46
延 伸 率	1050	1800	130	770	610
試験後の硬度	65	64	63	66	69

気筒頭材料として延伸率は重要なファクターではないから Y 合金の相対的適合性は明らかであった。問題は鋳引け, 鋳割れの発生等, その鋳造性の悪さにあった。本来の耐熱性を損なわず, 鋳造性を高めるため, 事業者はそれぞれ地金の配合に工夫を凝らしていた。Cu↓+Si↑, Cu↑+Mg↓, 更に Ni↓等である。池田は手始めに Ni を 2.0%, Mg を 1.5% に固定し Cu のみを 2.0~6.0% に 1%刻みで変化させた鋳造試験片の物理定数測定を試み, 4~5%の Cu は耐熱性確保のために不可欠であることまでを確認したが急逝し, その研究は体系化されることなく終わった<sup>261</sup>。

その後の研究経過の詳細については不明であるが, 大物鋳造部品は鋳造性に優れた Si を 8.0~11.0%含むシルミンの中でも Mg を含むγシルミン系の軽合金やエレクトロン(Mg 合金)が主流となり, ピストン材は後述の通り Y 合金鍛造品に置き換えられ, Y 合金鋳物は気筒頭に限られる状況となった。また, Y 合金自体においても一時期, Si の添加(0.5~3.0%), Ti の添加(<0.4%)により鋳造性を高めた RR50 相当品が導入されたりした<sup>262</sup>。

もつとも, これは定着せず, 陸海軍統一のものとして規格化されたチ-505, アルミニウム合金鋳物第五種(耐熱用)は Cu : 3.5~4.5%, Ni : 1.5~2.5%, Mg : 1.0~2.0%, Si < 8.0%, Fe < 0.8%, Al 残部という配合の合金であった。鋼材同様, ここでも無 Ni 化に向けた研究

<sup>261</sup> 故池田 傳(渡瀬常吉補足)「材試 No.463 Y-合金の耐熱性に及ぼす銅の影響」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1935 年 10 月, 参照。池田は 1935 年 5 月 14 日, 材料試験場にて殉職した。

<sup>262</sup> 渡瀬常吉「アルミニウム鋳物の試験片」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1937 年 8 月, 澤本前掲『航空機発動機用軽合金』, 参照。

がなされたものの、全面転換態勢が整えられた時点で敗戦となった<sup>263</sup>。

さて、気筒頭の鑄造においては冷却フィンの成形が最大の難物である。三菱においては一貫して油砂による砂型鑄造でこれが行われ、木型には木理の目立たないホウ材が用いられた。この材は耐摩耗性に欠けるから、度々、更新される必要があったと思われる。金星開発時代には深尾が自らが作業員の手から木型を奪い、小刀を手にしてそのフィン部を削り込んだこともあったと伝えられている<sup>264</sup>。

三菱における具体的な鑄造工程の詳細は不明である。深尾の挙動についてのエピソードや三菱名古屋の鑄物技術者が軽合金鑄物の鑄肌との関係において鑄物砂の性状(粒度、水分)、塗型の利用価値、油砂中子の調製と油の配合・乾燥(大豆油・4%・200℃・1h ないし 250℃・1h)等について研究し、また桑名、野間、天白、知多といった近辺、近辺古来の鑄物砂を分析し活用しようとしていた件<sup>265</sup>、'34年頃、大江の発動機工場に豊田自動織機における実施例を参考に久保田製作所【鉄工所?】製の造型機が初導入されたこと、'38年新設の大幸工場にはこれが体系的に整備されたこと(最終的に大小合せ約 300 基)<sup>266</sup>、等々については資料が残されていたり回想されたりしているが、ヨリ具体的な技術的ポイントや製造工程の仔細は不明である。

気筒頭鑄造のポイント及び歩留り推移について責任者であった岡田俊一は次のように回想している。

鑄造品の良否は、周知の様に後続する機械工場の能率を左右する。戦時中の鑄物工場の生産の最も多量なるものは気筒冠であった。斯くて一例を気筒冠の鑄造に置く。

気筒冠は Y 合金(標準 Ni-2.0% Cu 4.0% Mg-1.5%)であるがこれに V-0.1 位を加えた。これはかねがね微量元素を加える事に依り、材質を変えられる信念を持って居たからだ(終戦後「アルミニウム及びアルミ合金に対する微量添加原素の影響」なる論文を提出して学位を貰った)。

軽金属の酸化物の比重は其の金属よりも重く、重金属の酸化物は其の金属よりも軽い事は周知の事と思うが、軽金属酸化物は其の化学的結合力が堅いので、適当な溶剤を選んで浮遊させるか沈殿させるより方法はない。酸化物を中間に懸垂させると鑄物不良の原因となる。

軽合金は温度と共に瓦斯吸収の率が大きい。吸収された瓦斯が多ければ、「ブローホ

<sup>263</sup> 『航空技術の全貌』(下)、397、399 頁、参照。

<sup>264</sup> 前田寅市「占いから見た深尾所長の爪」『往事茫茫』第一巻、315 頁、参照。

<sup>265</sup> 河口虎夫・大内卯之吉「材試 No.447 鑄物砂と軽合金の鑄肌の関係」、河口虎夫「材試 No.521 東海地方の鑄物砂」三菱重工業名古屋航空機製作所『研究報告』1935年6月、1936年9月、参照。日本各地の鑄物砂の特性については生産技術協会『実用工学便覧』山海堂、1951年、330 頁、19・2 項の I に表示されているが、東海地方は「名古屋」として一括されている。同改訂版、1963年、347 頁も同じ。

<sup>266</sup> 岡田俊一「思い出のこと」『往事茫茫』第三巻、29 頁、丹治道生「鑄物の思い出」『往事茫茫』第三巻、36~38 頁、参照。岡田は鑄鍛・調質部門の大幸移転当時の鑄鍛課長、丹治は材料開発技術者。

ール」「ピンホール」の原因となる。此の瓦斯の除去方法として①攪拌法(勿論浮遊溶剤と併用)と②攪拌と溶剤法と併せたもの並びに③再溶解法とを取った。①は人力で②は塩素瓦斯注入③は静置再溶解である。

金属材料は其の取扱われた経歴により眞の性質が異なる。例えば新材なら新材の製造所により、包含の瓦斯分量性質、返材なら鑄の発生状況等々が異なるものである。それで一〇把一絡げに一鑄解分量に纏めて溶解の操作を取り「インゴッチング・マシン」で固めて次の所要に間に合わせた。

荒削り工場の効果と相俟ち気筒冠の鑄物の不良率はテキメンに下り、一%乃至一・五%となった(勿論機械工場に於いて発生した鑄物不良を含む)。此の状況は約半年継続、其の間の鑄物工場に於ける発送個数は約二〇万個であった。

ところが不得止事情の為に私は気筒冠の鑄物から其の管理を止める事となった。其の後四、五ヶ月は不勤に過ぎた。俄然機械工場より此の頃の気筒冠の鑄物は不良が多い。幾ら機械があっても足りない、との文句だった。遂に深尾常務、桜井所長、陸海軍の主席監督官並びに機械部長、鑄造部長が出席して合同会議が持たれた。其の席上、最近の気筒冠の鑄物は不良が多過ぎる、歩止りは三〇%或いは夫れ以下、斯様な事では幾ら機械があっても足りない、との御託宣。当然自分の処にお鉢が廻って来た。其の際自分は「会社の事情で最近ノータッチだから」と御断りした。が後刻深尾さんから再びやれとの御命令。自分は「早急に以前の様にはなりませんよ」と念を押し「兎に角全力を尽してやってみましょう」と引受けた。引受けてから直ちに自分の方式に戻した恰度二週目に八五%の歩止り迄回復が出来たが、此の事は実に残念だった<sup>267</sup>。

以上は気筒頭鑄物の歩留変動に係わる非常に貴重な証言であり、最後の下りなどは溶解の手順をマニュアル化しておけば……という悔悟ではあるが、視点はあくまでも材料屋としてのそれであり、木型を造り、砂型を造型し、鑄込み、型枠を外して砂を落し、中子をほじくり出し、バリを落とすといった工程そのものの息遣いは今一つ伝わって来ない。

その一端について、全くの一般論にはなるが、軽合金材料の専門家、小野健二(古川電工→東北帝大)は：

軽合金鑄物に於ける最も有害なものは水分であつてこれを完全に除くことは困難である。従つてシリンダーヘッドの如き高級軽合金鑄物に於ては乾燥後は全く吸湿性のない油砂を用ふることが必要である。油砂用の砂は鑄鋼の如き高温に耐へる必要はないけれども珪砂が最も適し河砂、瀆砂でも粘土その他の異物質を含まない限り利用し得る。60メツシから100メツシ位の粒が適度に混合して居るものがよく膚砂には100メツシ以下の細粒が相当混合せられて居るものが良い。粘結剤としては支那産の桐油が乾燥性が速く均一な型が得られ易いので最も良く亜麻仁油がこれに次いで良好である。價格の點で亜麻仁油が一般的である。油砂に對して容積で約2%位混合する。油砂では鑄肌には常に新砂を用ひ外部丈しか古砂を用ひない。造型機に依つて造型したも

267 岡田「思い出のこと」『往事茫茫』第三卷，31~32頁，より。

のは乾燥して強度を與へることが必要である。  
と述べている<sup>268</sup>。

三菱では砂と並んで油にも単に数%の大豆油を用いるだけでなく、何か工夫が凝らされていたのであろうが、その辺りの詳細について教えてくれる証言や資料の所在について筆者は知り得ていない。

鑄造後、機械加工が施され、完成された気筒頭の形状に関して見れば、 $50^\circ$  という非常に狭い弁狭み角と弁室回りのフィンの浅さが印象的である(図Ⅲ-V-61)。前者はカム前方集中から必然的に派生した結果、皺寄せであり、後者は鑄造性(鑄造歩留)を考慮した選択の結果であつたろう。

図Ⅲ-V-61 金星 40 型の気筒



前方より



後方より

W.,G., Ovens, Some Notes on Design Features of THE MITSUBISHI KINSEI ENGINE. *SAE Journal*

<sup>268</sup> 小野健二『耐熱輕合金』山海堂理工学論叢(41), 1943年, 78~80頁, より. 『内燃機關』56, 57号(1942年)連載稿をまとめたもの.

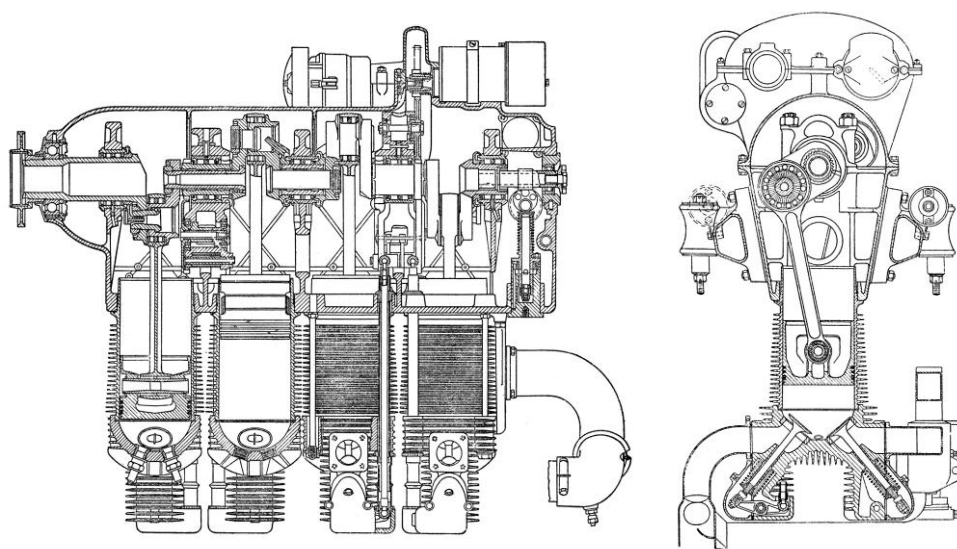
[Transactions], Vol.50, No.6 July, 1942, Fig.4.

以下、金星 40 型のモノとして 3 つの検査要領図を掲げる。検査は機械加工工程の段階が進む度に行われた言わば工程を映す鏡であるから、検査要領図は機械加工の進展を表現する一里塚ともなっている。それらの図は三繩秀松の著書『航空發動機主要部品検査法』(山海堂, 1944 年)からの引用である。

三繩の履歴については既に言及された通りであるが、彼は当該部品群が軒並み Hirth HM504A のそれであるかの如くに隠蔽表示している。しかし、この 3 点に限らず、同書に用いられている図の多くは明らかに金星 40 型のそれである。

主役の登場前に日立航空機で構造簡略化の上、初風 11 型として製造された練習機用發動機(Inv.4L-105×125mm, 4.33ℓ)の原型たる影武者、HM504A-1 の姿を確認しておこう(図Ⅲ-V-62)。それは三繩の書物では決して姿を現してはならぬ名義貸しだけの存在に耐え忍ばされていたからである。

図Ⅲ-V-62 Hirth 504A-1 型發動機



『航空機及航空發動機設計資料』110~111 頁, 第 1,2 図(from *Automotive Industries*. Vol.76 No.26[1937]).

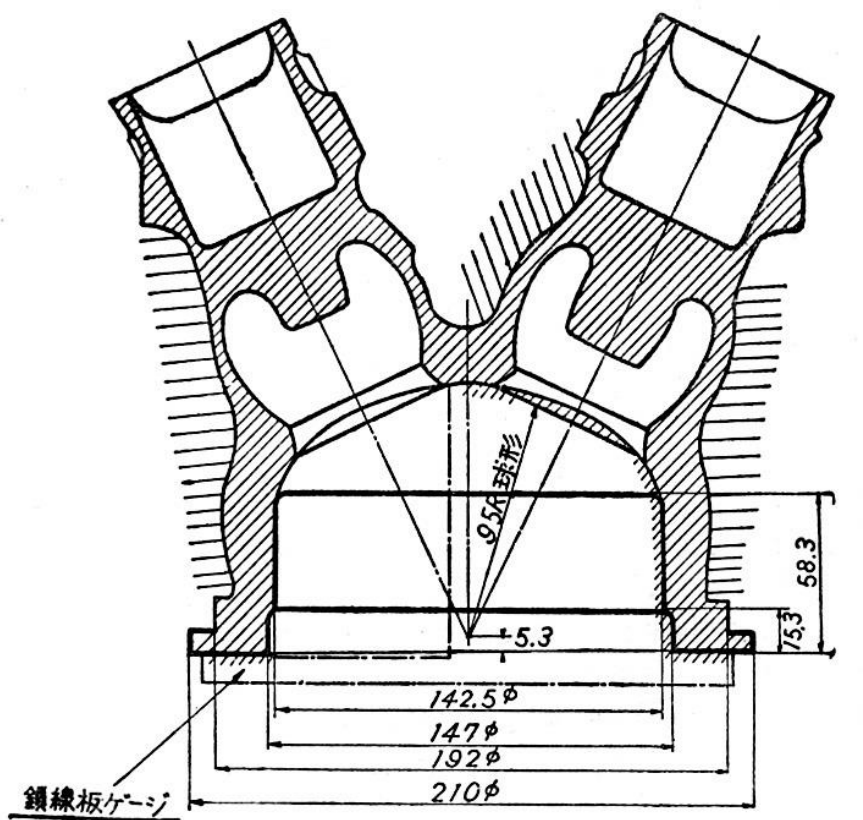
但し、型式名不記載のため酒井重蔵『高速度發動機』427 頁, 附第 6 図より特定. Inv 4V-105×115mm, 3.98ℓ, 離昇 90HP の小さな發動機である。金星とは気筒頭形状も違えばピストンも全然異なる。全冷却弁など使用されていない点にも注目。本發動機の諸元については同書, 巻末附 第 4 表, 参照<sup>269</sup>。

<sup>269</sup> 504A-2 は弁の挟み角の無いヨリ簡素な、恰も de Havilland *Gipsy* III を想わせるような構造となった。日立航空機で廉価版がライセンス生産されたのはしかし、本図に示される 1 型である。酒井は上述の通りライセンス師たる日立航空機の技師であった。

但し、酒井の記述にも拘わらず、本図が HM501 A-1 型なのか HM60 R2 型であるのかについては確定出来ていない。この点については拙稿「ピストン航空發動機の進化」(→IRDB)においてやや詳しく論じておいた。

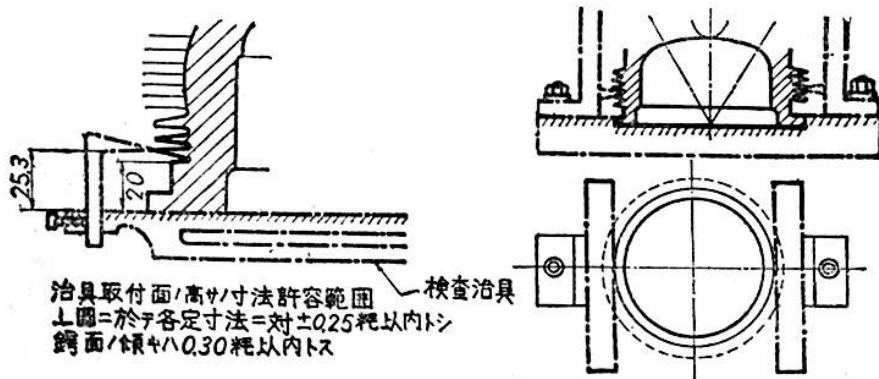
確認が終了したことで、三繩には誠に申し訳ないが、その歴史的功績に感謝しつつ、以下、HM504A こと金星 40 型の気筒頭の容貌を掲げて行くでしょう。金星 40 型においては吸排気弁の挟み角を  $50^\circ$  と狭く設定したため弁径を左程大きく取ることが出来なくなっており、燃焼室形状も半球状ではなくやや扁平なプロフィールとならざるを得なかった様子が見て取れよう(図Ⅲ-V-63, -64)。

図Ⅲ-V-63 40 型の気筒頭……検査要領図より(その 1)



要領図第 1A

要領図第 1B

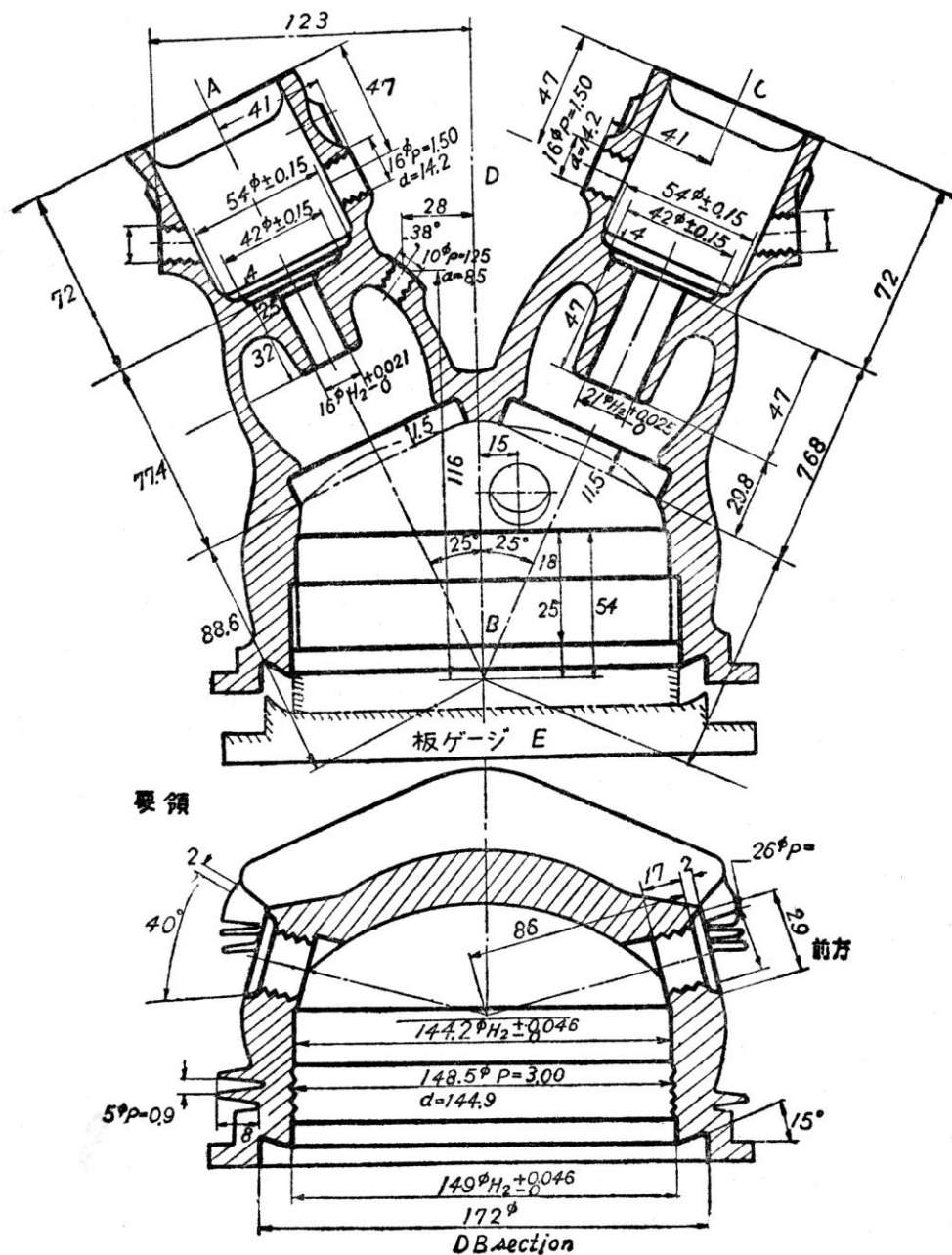




三繩秀松『航空發動機主要部品検査法』山海堂，1944年(『内燃機関』誌連載論文がベースとなっている)，  
73頁，要領図第1.

なお，図に記入されている寸法が時に“当らずと言えども遠からず”的な，時に全く出鱈目な数値に改変されている可能性について重々留意されたい．かく断わっておくのも，やがて全く出鱈目な数値の記入例に出喰わすことになるからである．とまれ，少なくとも図の信頼度は数字のそれより相対的に高いようである．なればこそ金星40型とも同定出来たワケであるが，こちらにもそれなりの“攪乱工作”が施されている点についてはやがて気付かされることになる．

#### 図Ⅲ・V-64 40型気筒頭……検査要領図より(その2)

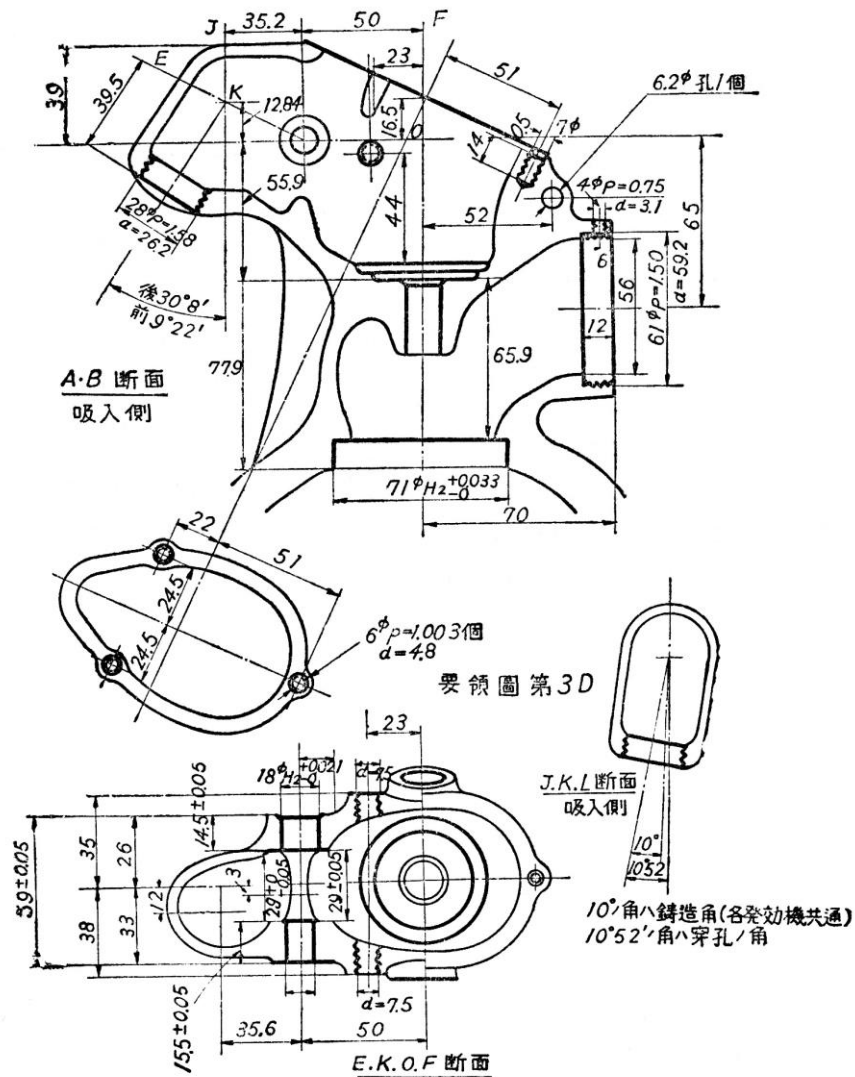


同上書, 75 頁, 要領図第 3.

底部のフランジは最終的に切り落される。上図, 左が吸気弁側。

三繩は気筒頭結合部ネジの有効径は  $146.551^{+0.05/-0}$  の寸法公差内で 3 段階に, 吸排気弁座環を焼嵌めする孔も吸気が  $71^{+0.035/-0}$ , 排気が  $68^{+0.035/-0}$  のところを 3 段階程度に分け, 選択組合せを行うべしと述べている。点火栓ブッシュを焼嵌めするネジ部の厚さも 3 段階, 排気管内管を焼嵌める排気孔内径は 2 段階, 吸気孔ネジ部有効径も 2 段階に分けてかかるのが生産効率上, 望ましいという。恐らく, 数値自体はともかく三菱ではそのように実施されていたのであろう。

図Ⅲ-V-65 金星 40 型気筒頭吸気弁回り……検査要領図より(その 3)



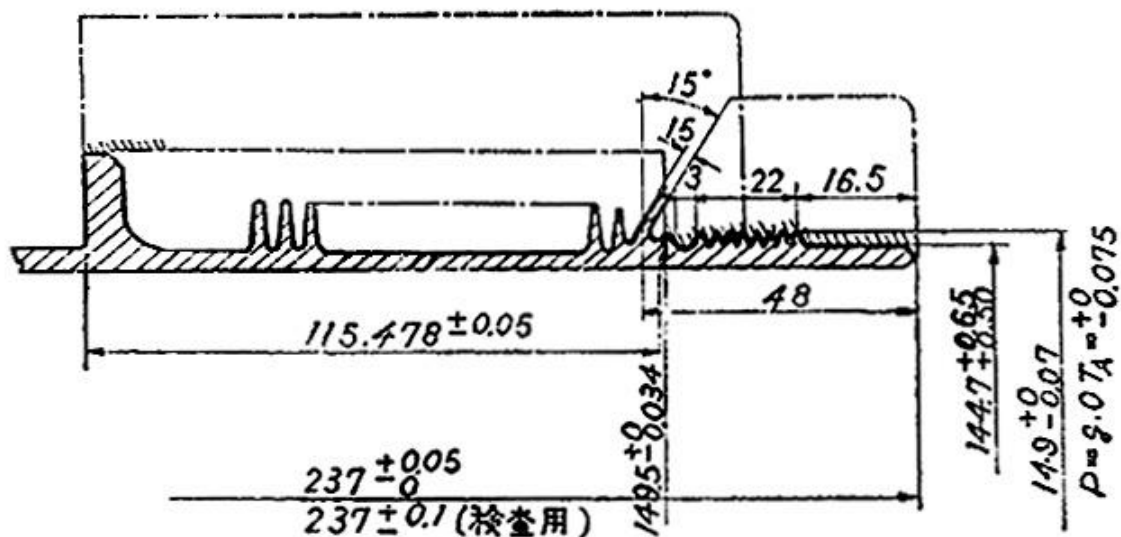
同上書, 77 頁, 要領図第 3C.

気筒頭は完成後, 水圧検査(45kg/cm<sup>2</sup>, 温水または石油を使用)に回された.

## ii) 気筒胴の成形と内面の窒化

この項については 40 型と 50 型とに関するデータの混交を避けることが難しい. それは両者の気筒胴における形状の差異が, 金星 50 型のところで述べられるように, ほとんど無く, 簡略化されたデータからはその判別が困難であるからである. 恐らく, 三縄が用いた図に 50 型のそれは無いのであろうが, その基本形状から金星 40 型と断言出来る気筒胴の要部断面は大略, 次の通りである. 上述の通り, 厚さ 3mm とされた傾斜フランジが削り出されているところに金星気筒胴設計の特徴がある(図Ⅲ-V-66).

図III-V-66 金星 40 型気筒胴要部断面



三繩同上書，69 頁，要領図第 7.

一点鎖線と斜線はゲージの当て方を表す.

材料として金星 40 型には“イ 111” (窒化鋼)と“イ 201” (80kgCr 鋼)とが併用され，金星 50 型においては“イ 111”に帰一し，何れにおいても内面窒化が施されていた. このことは『取説』から確認可能である. 気筒胴の鍛造粗形材から機械加工に到る工程については既に一般論として述べた通りであったが，最初の鍛造に与る鍛造プレスとしては 1943 年 8 月にかねてより発注の Eumco 社(独)製 1000t 水圧プレスが U ボートによって漸く届けられ，爾後，その威力を発揮したように伝えられている<sup>270</sup>.

金星の気筒胴において実施された内面窒化について永野 治は：

胴の材質は一九三三年頃迄は普通炭素鋼を用いたが金星及び光にクローム半硬鋼を使うようになり，それでも耐摩性は未だ不十分なので，一九三七年頃からは窒化鋼が一般化した<sup>271</sup>.

と述べている. こと空冷星型発動機の気筒胴については確かにその通りであったろう.

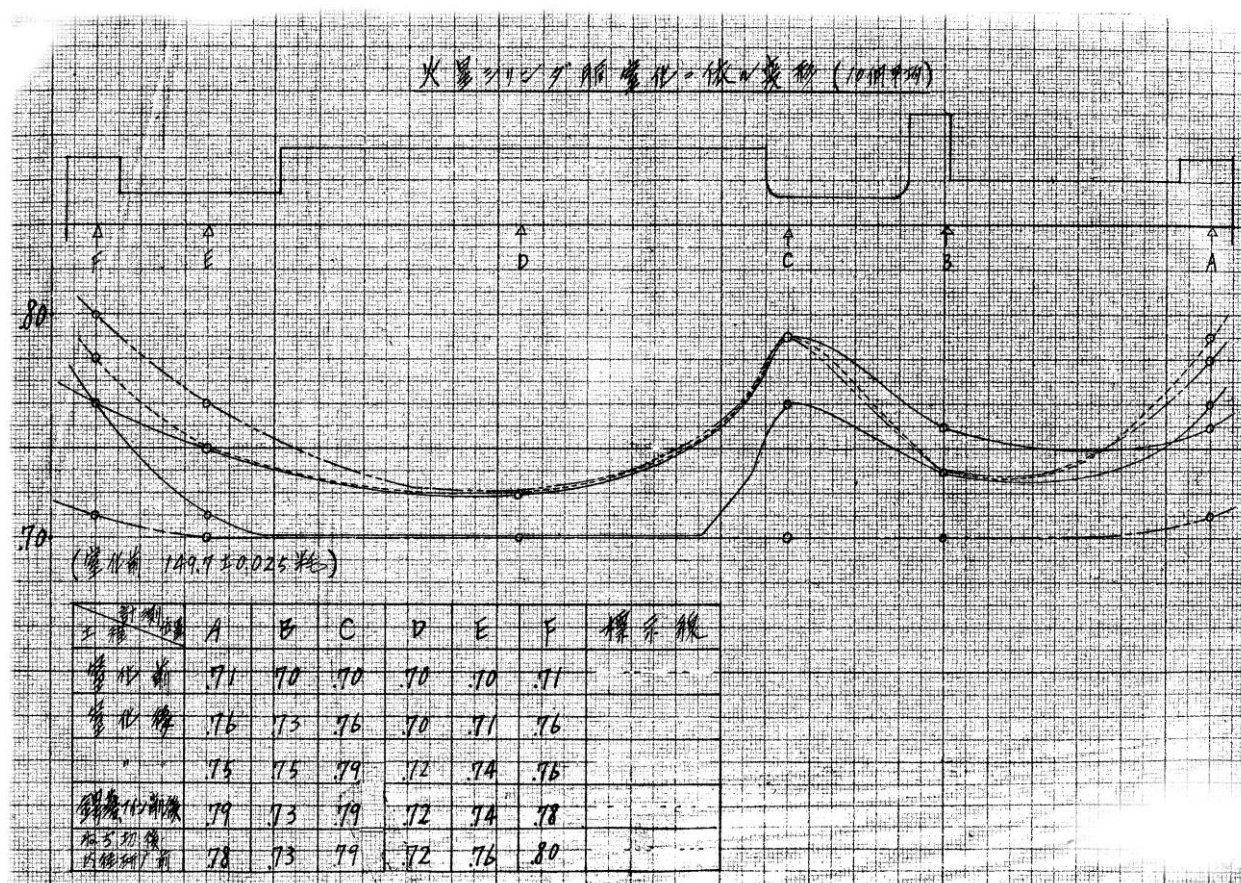
しかし，三菱は既に確認された通り，1931 年のヒ式(イスパノ)650 馬力以来，気筒胴の窒化に経験を積んでいたから，気筒内面窒化の歴史は永野が語るより遥かに古い. 窒化とそれに伴う変形という厄介な問題の処理については，故障の百貨店であったとは言え，93 式 700 馬力発動機における経験も活かされた筈である.

<sup>270</sup> 『往事茫茫』第二巻，506 頁，第三巻，29 頁，『大幸随想』363，374 頁，参照. なお，オイムコ社は SMS EUMUCO GmbH として今も存続.

<sup>271</sup> 『航空技術の全貌』(上)「原動機篇 一，航空用原動機」455 頁，より.

窒化にまつわる固有の問題はそれによって生ずるワークの変形(膨張)である。三菱発動機における気筒窒化に係わる問題の一端を同時代資料に尋ねてみよう。『発動機一般』と銘打つ件の資料の中にそれは見出される。もっとも、ここに掲げる窒化後のワークの変形についてのデータは金星ではなく一回り大きな弟分、火星の気筒胴に関するそれである(図Ⅲ-V-67)<sup>272</sup>。

図Ⅲ-V-67 火星気筒胴の窒化による変形



『発動機一般』より。

工程は：窒化前，窒化後，・・・，銹落，フイン削後，ねじ切後内径研前。

上段の線図に添えられた点 A~F は気筒胴片側内面の各位置を表す。A が気筒胴の裾＝一番下，F が一番上＝上死点付近である。A，F に対応する外周部には“鰐”（フランジ）が設けられて（削り残されている）。これは窒化による変形を押え込むと共に，ハンドリングを容易にし，不意の打撃等による歪の発生を防ぐための備えである。ワークはこの線画の状態

<sup>272</sup> 経年劣化と糊貼りに起因する皺とのため、そこから良好なスキャン画像を得ることが難しいという点については御容赦頂くしかない。

引きに回された後、内面を軽く擦って鋼材の地肌を露出せしめられる。

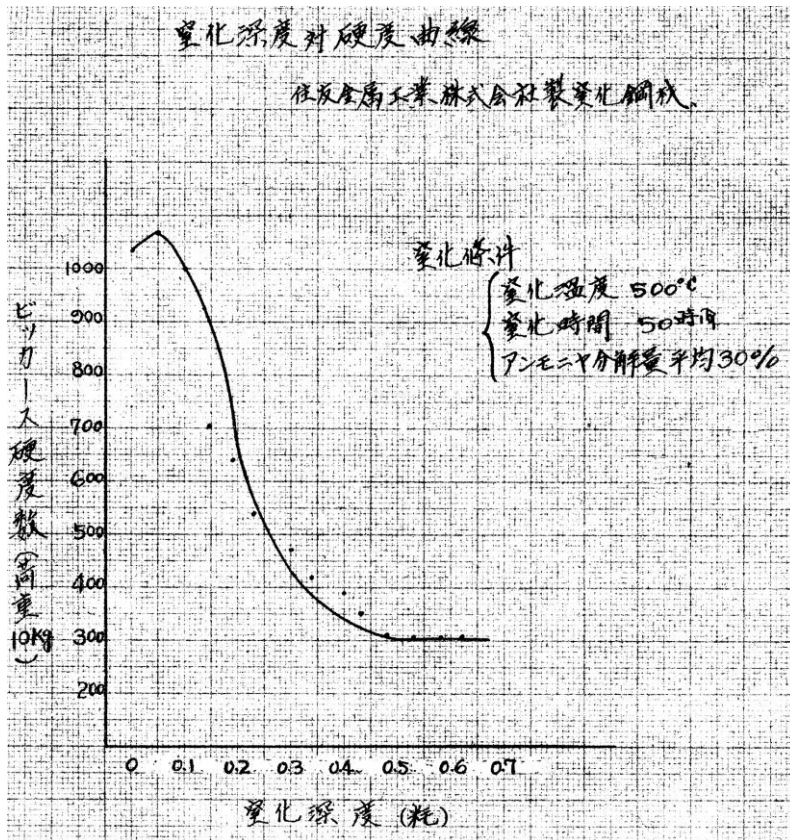
下段の曲線群に示されるように、窒化により鋼材の表面に窒素が取り込まれれば窒化物の生成によって当該部分の体積は増し、その分、ワークは全体に膨らむ。当のワークは 10 個平均では窒化前、 $149.7 \pm 0.025\text{mm}$  の基準寸法に対して切削時に若干の逃げを生じた両端部でも  $149.71\text{mm}$ 、それ以外は基準寸法に仕上げられていた。これが窒化後にはなべて内径(直径)の拡大を生じている。曲線群は内面プロフィールの変化量ではなく直径の拡大量を示すから、プロフィール(半径)の変化量はその半分になる。もっとも、縦座標はどの道、大きく誇張して表示されているのではあるが、なお、“窒化後”が 2 段書きとなっているのは最大値と最小値を表したものと想われる。

空冷星型発動機用気筒胴の機械加工法については既に見た通りであるが、両端のフランジを削り落し、D を中心とする分厚いエリアの外周に冷却フィンを旋削した後にはタガが外れた格好になるため全体に膨満を生じ、特にそのエリア両端部においては大きく膨らんで来ている。上端 E 部外周に気筒頭取り付け用の雄ネジを切るとタガは更に緩んで図の 2 点鎖線のように上端内部はラップ状に開いて来る。B の外周のフランジは気筒取り付け用フランジであるから、このタガは外せない。

そして、このように、図は誇張された表示であるから実寸としてはごく僅かにではあるにせよ、変形したワークの内面を再度、真直ぐな円筒へとホーニング仕上げをする……これが P&W における、そして三菱における気筒胴加工法であった。もっとも、P&W が当時、気筒胴内面に窒化処理を施していたかと問われれば、答えは“*No.*”である。窒化は何を措いても優先されるべき措置というほどの技術ではなかったからである。

窒化後、波打ち両端が開いた内面を再度、真円筒にホーニングする場合、窒化層の硬度が窒化深度の如何によって大きく相違する、端的に言って深くなるにつれて硬度が落ちて行くことに起因する問題を生ずる(図Ⅲ-V-68)。

### 図Ⅲ-V-68 窒化層の硬度と深度との関係(住友金属工業製窒化鋼)



『發動機一般』より。

この図には 500°C, 50 時間という窒化条件が記されている。しかし、名航における気筒胴窒化処理は 500°C, 100 時間を基本としていた。名發においては生産性向上のため、温度を 525°C に引上げ、時間を約 70 時間に短縮する試みが為された。その結果、窒化層表面の硬度は若干低くなるが、その程度問題にならない範囲であり、しかも、深さに対する硬度低下の傾斜は従前の窒化法に依る場合より甚だ緩くなることを見出された。これは基礎的な実験の結果であるが、その成果は恐らく生産工程に活かされたことであろう<sup>273</sup>。

なお、窒化層の表面近くは非常に硬くかつ脆い層をなすので機械部品としての実用には耐えない。よって、それを超えて 0.1mm 程度を研削し、正しい円筒面を磨き出すことになるが、結局、上記のように変形したワークの内面をストレートに研削しても硬度の均一な窒化層を得ることは出来ないということになる。もっとも、摺動面として最もシビアな環境をなす部位については実用上、十分な硬度を保証することは可能であった。

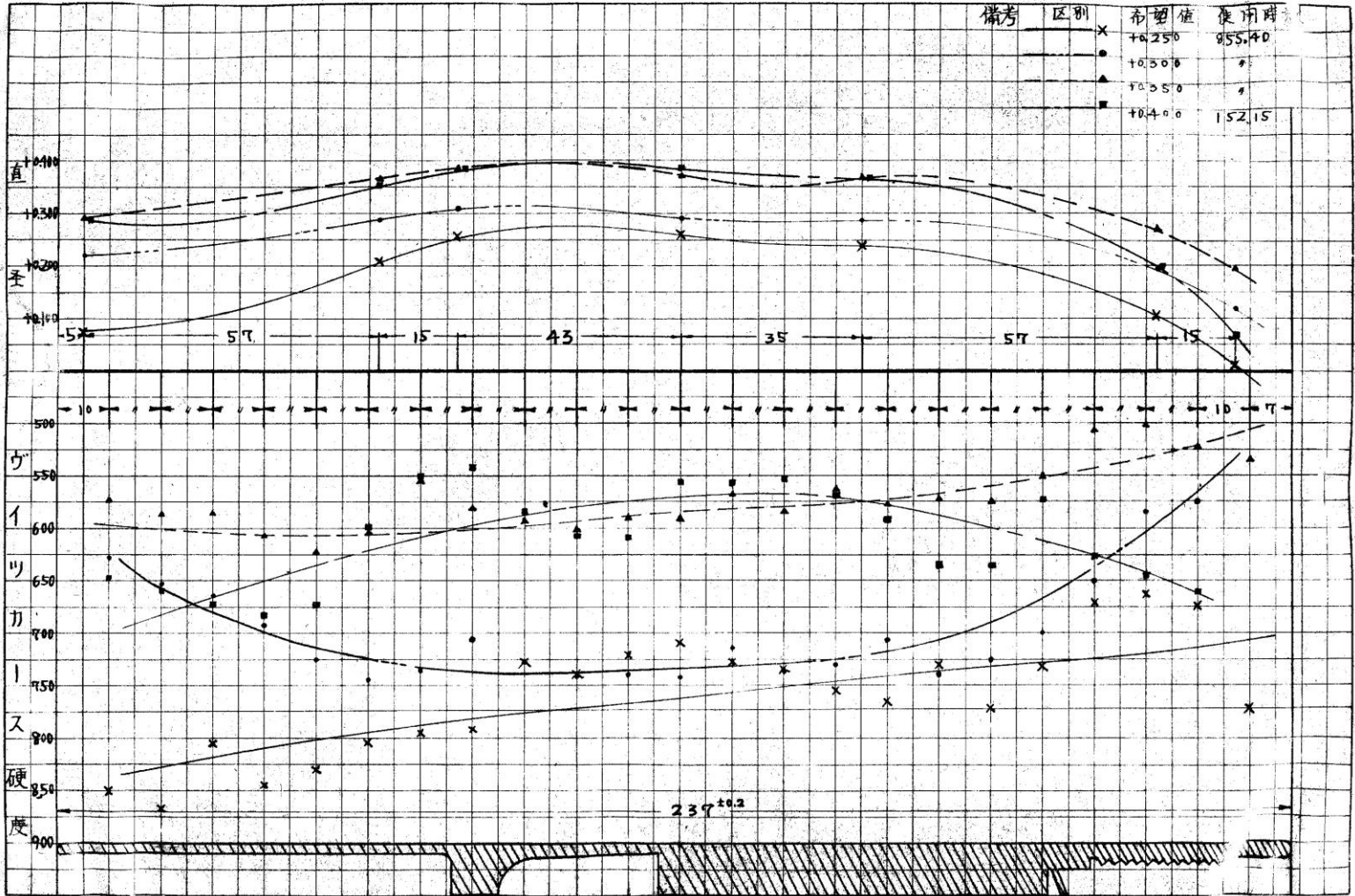
これを示すのが以下の実験結果であるが、最初のモノはその信憑性、むしろその作成過程における判断に疑問を呈せざるを得ない(図Ⅲ・V-69)。

<sup>273</sup> この実験については尾形康夫「窒化温度の上昇に就いて」三菱重工業(株)名古屋發動機製作所『研究報告』第1巻 第2号, 1938年11月, 参照。



図Ⅲ-V-69 金星発動機気筒内壁の摩耗と硬度分布(その1)

金星発動機 気筒内壁、オーバーサイズ量に依る硬度分布 (第一圖)



『發動機一般』より.

図の見方としては先程と逆に右側が上=気筒頭側である。ピストンリングの摺動範囲は上端がほぼその端部、下端はほぼクランク室取付フランジの辺りまでである。裾の方の摩耗が少なく、摺動面に大きな摩耗が進行することは自明であるが、上端にかけて急激な先ずぼまりになっているのは窒化後、真円筒に加工してから気筒頭を焼嵌するからで、冷態に戻ればその縮み代の分だけ締め上げられるため、胴部縦断面は先細となるワケである。

気筒直径データについて記入されている数字をそのまま読み取って良ければ、使用時間855.40時間、期待摩耗値+0.250mmのところ、実績は“—x—”。そこから更に855.40時間、期待摩耗値+0.300mmで実績は“—●—”。三度目の855.40時間、期待値+0.350mm、実績“—▲—”，と続き、最後の152.15時間で期待値+0.400mmに対して実績は“—■—”，という理解になるだろうか？ もっとも、使用時間数が昂進した後に却って直径が縮小している



などというデータ(▲と■とを比較せよ)は全くのナンセンスである。

同じく、硬度についても一旦低下したものが過補償されているかの如きデータがプロットされているのは到底、理屈に合わない。総じて、曲線の引き方にも疑問がある。これらについて考えられる客観的原因は硬度の円周方向分布に極めて大きなバラツキが存在したということであるが、仮令、そうであったとしても、そこから得られた素のデータをそのままプロットしたのでは混乱が助長されるだけである。

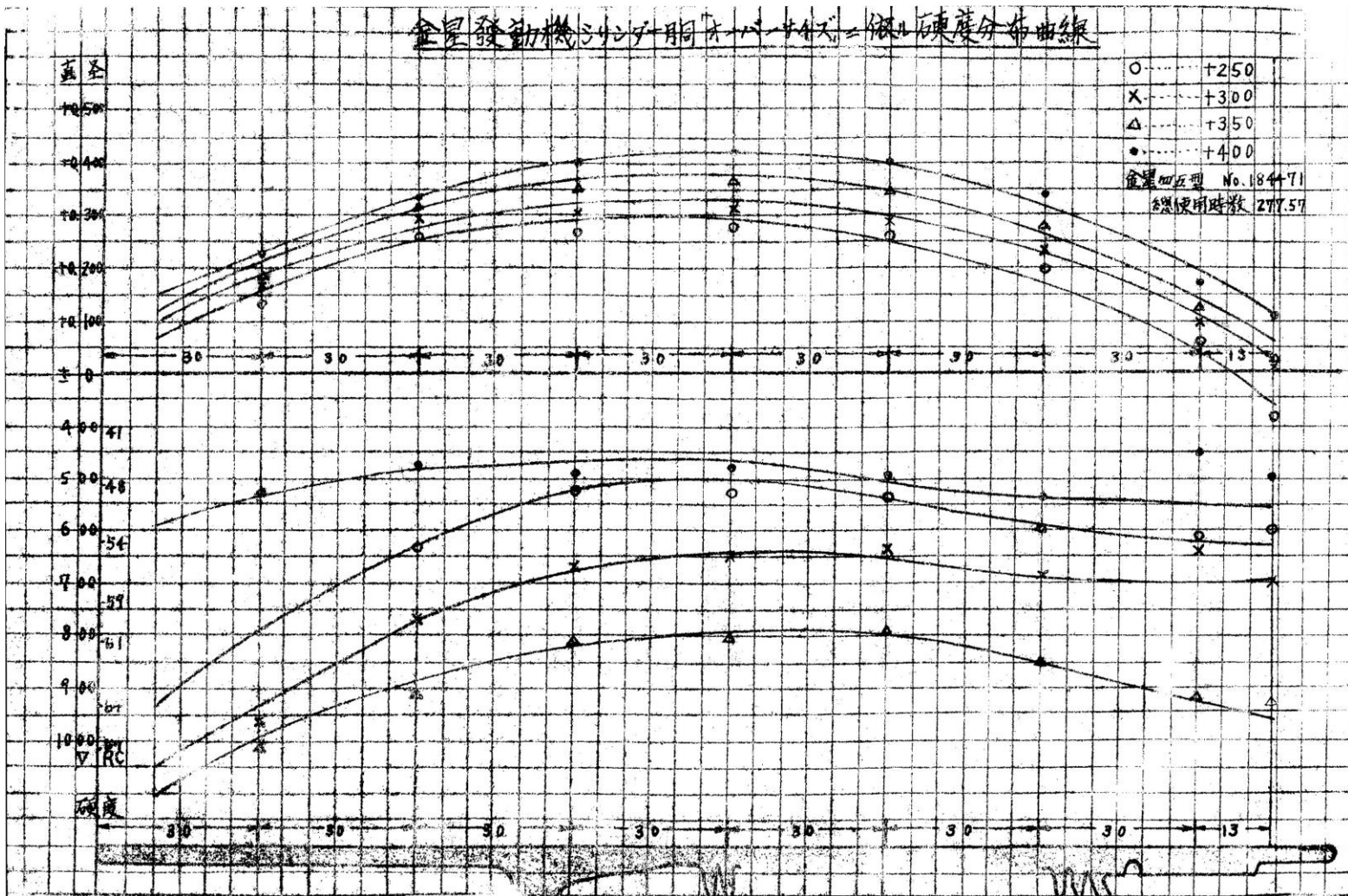
それにも増して、上の時間数を積算すれば総使用时间数は 2,718.35 時間ということになる。この時間数そのものは発動機寿命に関する理想的データとしてなら<sup>あなが</sup>ち強ち<sup>あなが</sup>強けぬ数字ではない。しかし、その場合、気筒(胴部だけということはない)は何度も取り替えられていなければならぬからハナシは全く違って来る。

次に掲げる金星 45 型, No.184471 の実績を示すチャートにおいてはかような問題点は大方、除去されている。曲線群についての見方は先の図と同じで、方向も従前通り右が気筒頭側である。本図においては恐らく、測定点の数を増して平均値が採られているものと思われる(図Ⅲ-V-70)。

明確に表記されている総使用时间数 277.57 時間という数値は後に見る中島の光発動機に関するチャートに記入されているデータとも近い。それは上に掲げられた値の  $\frac{1}{10}$  程度であり、理想的状態と現実との落差と形容するには余りにもかけ離れた数字である。先の 2,718.35 時間なる値は桁ズレないし錯誤であったと考えられる。もっとも、当方に何か確証があるワケではない。

摩耗の進行並びに摩耗進行後における硬度分布は重要部位に関しては穏やかであり、高いガス圧に因ってリング背圧、側圧が共に大となる上部にかけての硬度が相対的に高くなっている。但し、ここでも硬度曲線に付された記号の△と○、あるいはそれらの曲線自体が入れ替っているように想えてならない。

### 図Ⅲ-V-70 金星 45 型発動機気筒胴内壁の摩耗と硬度分布(その 2)



『發動機一般』より。

要するに、ワークは窒化に因り不規則な鼓型に変形していたから、これを内面真円筒に仕上げれば中央部では窒化層が両端部より余計に削り落とされることになり、厳密に見ればより硬度の低い部位が露出して来ざるを得ず、使用後の摩耗量も大きくならざるを得ないワケである。

これを是正するため、三菱においては窒化前に胴部内面を樽型ないし「太鼓胴型」に中グリしておくための倣いボーリング・マシンが試作された。試作は難航したが、当事者の一人で名発生産技術畑の重鎮であった佐藤仙一は「遂に四台ばかり拵えたと思う」と回想している。但し、それによって如何程の改善効果が得られ、何本位の気筒胴がこのような加工を経て次工程に送られたのかについては残念ながら何も語られていない<sup>274</sup>。

かくして造られた気筒胴と気筒頭とは一言で表現すれば“焼嵌・ねじ込み”によって結合

<sup>274</sup> 佐藤仙一「充ち溢る名古屋三菱十五年」『往事茫茫』第一巻、306頁、参照。佐藤忠雄「2. 熱処理」『日本機械工業五十年』(19. 金属加工)、906頁、にも簡単な言及が見られる。

されたが、この結合方式の細部にはこれまで縷々、述べて来た通り、メーカー間あるいは同一メーカーでもモデル間において相違や継続的進化の跡が散見されたため、概括的展望は困難になりがちである。

また、結合部のネジ断面についてもガスタイト性を得るためネジ底の隙間を無くし、かつ、応力集中を避けるため頂部にも底部にも丸味を与えた特殊なネジ山が用いられたところまでは一般的であったが、ネジ山として P&W のような丸味付き三角断面を好む場合とライトのように鋸歯状断面を良しとする場合とがあった<sup>275</sup>。

これらに関し、三菱のそれを含め、素性の知れた図例を引いておく(図Ⅲ-V-71)。三菱は P&W 方式をベースとする独自の流儀で成功し、中島はブリストル式からライト *Cyclone F* 式、*Cyclone G* 式へと乗換えて行ったが、ライト式の鋸歯ネジには従わなかったようである<sup>276</sup>。

*Cyclone F* の胴部側の雄ネジは成形後先端テーパに研削し、頭部側の雌ネジは“自動萎縮タップ”を用いて加工されたのであろう。他の方式は多山ねじフライスに依ってでもプラネタリー方式に依ってでも加工可能である。何れにせよ、胴部は鋼製、頭部は軽合金製で“木に竹を接ぐ”を地で行っていたワケであるから、熱膨張率に差があるためネジ部を矢鱈に長くしてガスタイト性の強化を図るといっては不得策となる。このため、図例のように“胴付け”(ないし“印籠”)部を 1~2 段、設ける手口が主流化する次第となった。

三菱の遣り方では頭部を胴部に焼嵌めた気筒アセンブリーは水圧検査(40kg/cm<sup>2</sup>、温水または石油)、寸度検査、外貌検査の後、ネジ孔の寸法・偏り検査、最終寸度検査、外貌検査に付された。この辺りは恐らく、どのメーカーでも似たような所作であったろう<sup>277</sup>。

なお、空冷発動機の気筒胴にはこの焼嵌によって変形が生ずる。このため、メーカーには焼嵌めに起因する変形に如何に対処するかという問題が付き付けられることになる。

P&W に倣った三菱の遣り方は“放置”であった。この点についてはしかし、ライトに倣っ

---

<sup>275</sup> なお、その P&W も R-2800 *Double Wasp B* 型には独特の丸味断面を持つ連続円弧状のラウンドスクリュー、通称“電球ねじ”を採用した。同 C 型においても同じネジを用いたようである。

蛇足ながら“この歯ねじ”一般は元より、“丸ねじ”の一種たる「電球類の口金および受金のねじ」も国際的な工業規格の中に厳然と定められた存在である。ねじ便覧編集委員会『ねじ便覧』日刊工業新聞社、1966 年、Ⅱ。参照。

戦後、三菱は様々な P&W 発動機やライト *Turbo Cyclone* の修理・部品製造を請負った。その関係で *Double Wasp B* 型“電球ねじ”とその加工法については西尾典也「R-2800 エンジン総形研削作業の思い出」「大幸随想」編集世話人『大幸随想』1997 年、583~585 頁、に記述が見られる。残念ながら三菱は C 型の修理・部品製造にはタッチしていない。

<sup>276</sup> 実吉金郎「航空発動機の構造および設計」『火花点火機関』山海堂、熱機関体系 5、253~254 頁、参照。

<sup>277</sup> 但し、池森前掲『空冷星型航空発動機製造検査法 九四式五五〇馬力発動機検査法』第 71 頁に拠れば、中島における 94 式 550 馬力発動機の検査においては気筒頭単体では単に 1.5kg/cm<sup>2</sup> の空気圧漏洩検査が課されるのみであったが、アッセンブリー状態では 45kg/cm<sup>2</sup> の油圧漏洩試験にパスせねばならないとされていた。

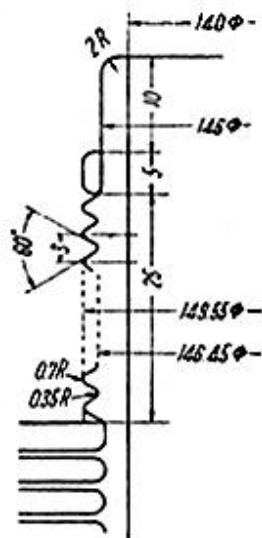
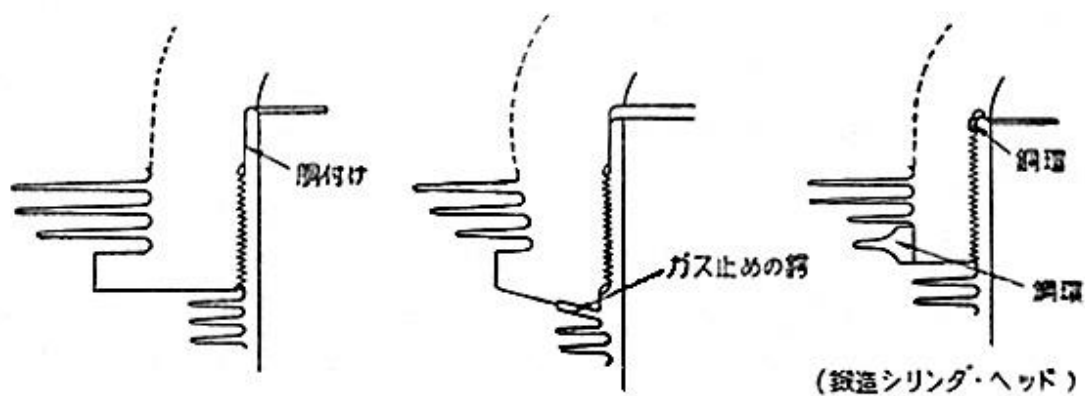
た中島発動機における焼嵌め後の研削→ホーニングという工法との対比という観点から為される後の行論に委ねることとする。

### 図Ⅲ-V-71 空冷気筒における様々な頭部結合方式

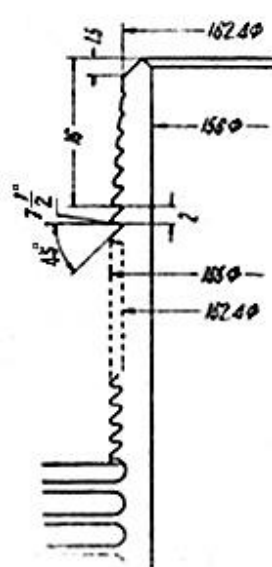
ライト Cyclone G → 中島, 榮・譽

三菱, 金星

ブリストル → 中島ジュ式



P&W Twin Wasp



ライト Cyclone F → 中島, 光

實吉金郎「航空発動機の構造および設計」『火花点火機関』山海堂, 熱機関体系 5, 1956年, 253頁, 図7・5に解説を附す。

ブリストル方式, 上は“銅環”, 下は“鋼環”。

ライト鋸歯ネジは頂部丸味約 0.89R, 底部丸味約 0.38R, ピッチ約 4.26mm.

### iii) ピストン

金星 40 型のピストン材料は Y 合金鍛造品であった。ピストンに係わる技術は素材メーカ

一やピストン・メーカーの領分であるが、無論、発動機メーカーとしてその発達を座視すべき立場にはなかった。

さて、上述の通り、1931年当時の C.,F., テーラーはブリストルの鍛造気筒頭を嫌っていたが、ピストンについても当時の彼はヨーロッパで流行しつつあった Y 合金鍛造品に対して否定的であった。テーラーに拠れば、アメリカで Y 合金鍛造ピストンを使用しているのは Packard 空冷星型ディーゼルのみであり、しかし、ガソリン航空発動機には駄肉が少なく製造コストも安い Y 合金鋳造品で十分、というのがその主張であった<sup>278</sup>。

但し、鋳造品が磐石であったワケではない。P&W 発動機はピストン頭の補強と熱伝達促進のためピンボスとピストンの天井とを結ぶ格好でピン平行に設けられたピンボス・リブに商用発動機の場合、300~600 時間使用後に現れる亀裂を持病としていた。分解整備に際して当該部品は経過観察の対象とされた。今様に表現すれば“損傷許容設計”である。一方、ライト社ではピンボスリブをピンと直角に配し亀裂対策としていた<sup>279</sup>。

もともと、要するにこれは材料技術と性能向上とのいたちごっこであり、'30年代後半には両社の高性能発動機のピストンはおしなべて鍛造品に置換された。ピストンの断面図を見てピンボスと天井とが一体になっているように見えるモノはほぼ全て鍛造ピストンと目されて良い(無論、ピン直角方向には直ぐ後で示されるように大きな空間が設けられている)。

既に見たように、三菱でもイスパノ 450 馬力までの水冷発動機のピストンには「特種アルミニウム」鋳造品が用られていたが、'31年のヒシ 650 馬力からはそれも Y 合金鍛造品へと置き換えられている(その甲斐は有ったのか無かったのか?)。他方、空冷では原点に位置する 1930年の三菱モンゴースや'31年の三菱三型 300 馬力発動機には一足先に Y 合金鍛造ピストンが使用されていた。その高温強度に期待するところ大であった、と言うよりも熱的に苦しい空冷発動機におけるピストンの破壊が極度に恐れられたためであろう。

三菱航空機において強度的に優れた鍛造品ピストンへの関心が早くから高かった事実は

---

<sup>278</sup> シー・エフ・テーラー講述『航空用発動機的设计に就て』43~44頁、参照。

この発動機は 1928 年 9 月、試験飛行に漕ぎ着けた。そして'31年 5 月 25 日、1820.6ℓ の燃料を携えた *Bellanca* 機を離陸させたパッカード航空ディーゼルは 28 日、84 時間 33 分の無給油航続時間世界記録を樹立した。つまり、当時、目下売出し中の発動機であった。P.,H., Wilkinson, *Diesel Aircraft Engines*. N.Y., 1936, pp.66~68, P.M., Heldt, *High-Speed Diesel Engines*. N.Y., 1940, pp.335~344, 大井上 博『航空ディーゼル機関』共立出版、1942 年、149~153 頁、参照。

もともと、その開発は同社がライトや P&W と真っ向から張合うのを避け、かつ、軍用航空発動機開発を諦めて民間用航空発動機に注力する意思表示とも解されたが、大局的には失敗に終わった。cf. Schlaifer, *ibid.* p.260.

パッカードはその後、今一つの伝統的看板をなした V 型 12 気筒ガソリン航空発動機開発においても苦杯を喫する。しかし、同社製 V12 はアメリカ海軍高速魚雷艇の主機として返り咲き、数多の日本船舶を葬った。この魚雷艇主機については、「パッカード・マリン・エンジン」『エンジン』Vol.2 No.6, 1956 年、参照。同社が RR *Merlin* のライセンス生産と独自改良によって再び航空発動機界で頭角を現した件についてはしばしば述べた通りである。

<sup>279</sup> シー・エフ・テーラー講述『航空用発動機的设计に就て』37頁、参照。

池田 傳の研究経過にも示されている。池田は先ず鑄造用合金 RR50, RR53 を、鍛造用 RR56, RR59 合金を調製し、その機械的性質等を試験している(「材試 No.335,347」:未見)。続いて「材試 No.373 鍛造用 R.R.合金の一例」(三菱航空機㈱『研究報告』1933年5月)においては新たに RR 合金の独占メーカー、Messrs. High Duty Alloys Ltd.の代理店となった大阪の浪速貿易商会より RR56(鍛造用)、59(耐熱鍛造用)、60(不詳)、66(不銹鍛造用)の小角柱鍛造試験片(30×30×88mm)を入手、その成分を分析し、住友納入の Y 合金 25φ丸棒と比較の上、機械的性質並びに顕微鏡組織を調べている。もっとも、この 60 と 66 は試作的な型番で定着しなかった材料のようである。結果的にそれらは一長一短であり、特に池田の目を惹く程のモノではなかった。残念ながら、そこでは耐熱性や熱処理についての調査はなされていない。

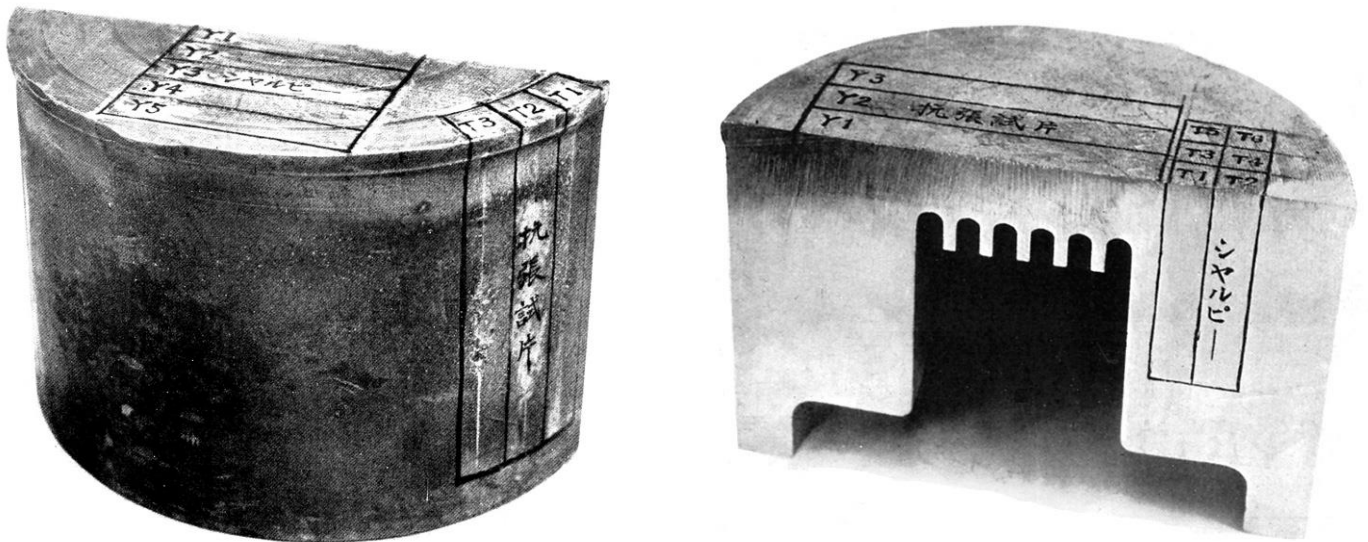
その一方で、軽合金鑄造品のピストン材料としての可能性が全く切り捨てられたワケではなかった。この方面の研究の一端は池田「材試 No.368 鑄造用アルミニウム軽合金(第六報) 高温度に於ける衝撃硬度」(三菱航空機㈱『研究報告』1933年4月)からも窺うことが出来る(他の連載稿については未見)。金型に 720°Cより鑄込まれた各種材料試験片の本多・佐藤式衝撃試験機により測定された高温衝撃硬度を比較すれば、500°C3時間→油焼入れ、150°C3時間焼戻しされた Y 合金鑄造品が 440°Cを超える辺りから最高の値を示していた。

三菱の材料技術者が一時期、注目した軽合金鍛造ピストン材料は製造権を購入した P&W の *Hornet* に用いられていたそれ、即ち、P&W 規格 161 と 164、即ちアルコア規格 32ST(主にピストン)と A51ST(クランク室、減速室等)であった。前者は Y 合金に比して添加金属元素が何れも少なく Si の添加量が大きく、シルミンに近い合金であった。後者は言わばほとんどアルミの如き合金であった。

末吉國夫「材試 No.473 鍛造用軽合金 32ST と A51ST」(三菱重工業㈱名古屋航空機製作所『研究報告』1935年12月)はそれらに関して鍛造の難易と機械的性質を調べた結果の報告である。末吉らがイスパノ 650 馬力のカム軸軸受を選び、両者の鍛造性について確かめた事蹟については第 II 部で触れた通りである(32ST が Y 合金程度、A51ST は更に容易)。

ピストン材としての 32ST に注目した本格的な研究の端緒は渡瀬常吉「材試 No.486 米國製ピストン素材(32ST 材)」,「材試 No.487 内地製ピストン素材」(三菱重工業㈱名古屋航空機製作所『研究報告』1936年3月)として公刊されている。この内、輸入素材について言えば、興味深いことに、この時、渡瀬らが入手したのは試験片ではなく将にピストンの鍛造粗形材そのものであった(図Ⅲ-V-72)。

### 図Ⅲ-V-72 P&W *Hornet* 用ピストンの鍛造粗形材



渡瀬常吉「材試 No.486 米國製ピストン素材(32ST 材)」、PL-1, PL-2.

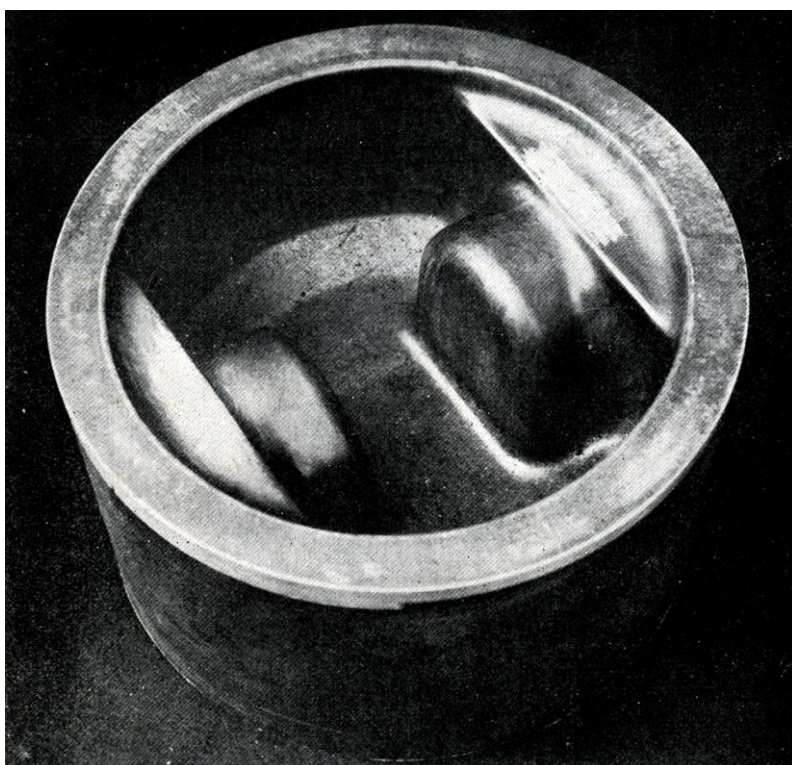
渡瀬はそこから写真のように試験片を切り出し、各部位の抗張力、延伸率、硬度、耐衝撃力を先ず常温にて測定した。その結果、部位毎に大きなバラツキが見られ、甚だしいのは天井部で材料規格の値が充足されていないという事実さえ判明した。もっとも、Y 合金鍛造ピストンにおいても機械的性質に異方性が観察されているから、見出された程度のバラツキは止むを得ない現象であると解された。

高温(150℃, 200℃, 250℃, 280℃, 300℃)における抗張力試験には側壁から採取した試験片が用いられた。試験は各温度に 20 時間保ってから放冷した後、再度、設定温度に加熱し、45 分経過した時点で行われた。その結果を Y 合金<sup>ママ</sup>鍛造品と比較すれば、250℃以下では 32ST が、それを超えれば Y 合金鍛造品が優っていた(恐らく鍛造品の誤植)。

国産の 32ST ピストン粗形材(図Ⅲ-V-73)に関する試験には「内地製造会社に試製を依頼したる所、他社よりの依頼によりて試製したるもの 1 個送附された」ため、これが供され、天井より抗張試験片、衝撃用試験片が、側壁より高温抗張試験片が切り出された。「内地製造会社」とはこの場合、住友金属を指すらしい(商標“シルトン”)。「他社」は大方、中島飛行機であろう。

### 図Ⅲ-V-73 国産 32ST 素材による鍛造ピストン粗形材





渡瀬「材試 No.487 内地製ピストン素材」第1図, 第2図.

常温での機械的性質に関する試験と輸入材とほぼ同じ測定条件(何故か再加熱後の設定温度保持時間が 40 分)での高温試験から得られた結論は「舶着品と同等として使用し得る」というものであった。

やや遅れて発表された矢野 勝「材試 No.529 航空機用軽合金の弾性率」(三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936 年 12 月)においては機体, 発動機に用いられる鑄造用・鍛造用軽合金, 32ST, A51ST, Y 合金, シルミン, ジュラルミン, エレクトロン等から成る 14



種について、それぞれに相応しいと見做される処理状態における弾性率の測定結果が報告されている。相対評価は下されていない。

Y合金鍛造ピストンと32ST鍛造ピストンとは三菱の空冷発動機において暫しの間、併用された。「材試 No.539 32ST と Y-Alloy Piston」(三菱重工業㈱名古屋航空機製作所『研究報告』1937年3月)において渡瀬が下したのは両者一長一短ながら、高温強度の点ではY合金が優り、温度が高くなるほどその優位性は増すという前回同様の結論であった(但し、誤植でないとすれば前回の比較対象はY合金鍛造品)。

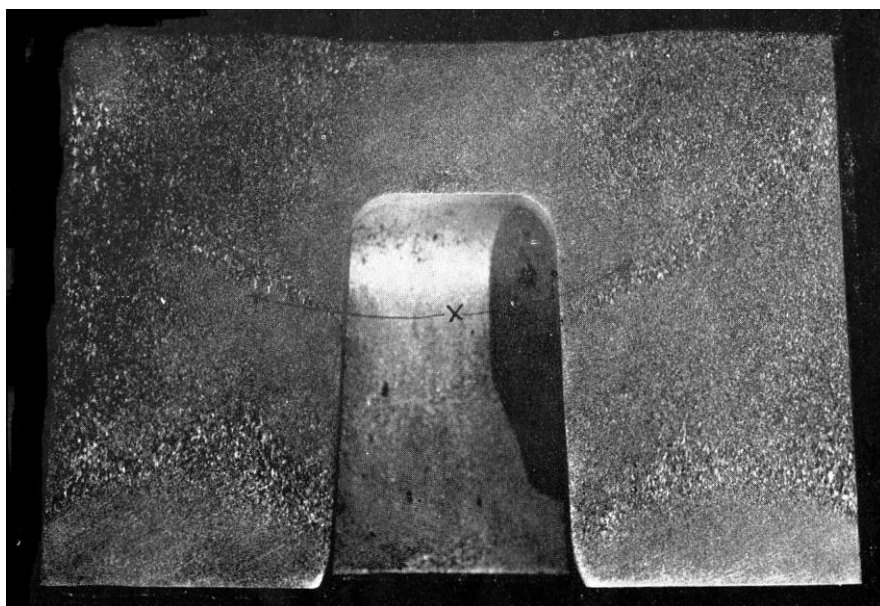
もつとも、彼は32ST製鍛造ピストンは「現在迄の使用状態より見てY-Alloyとは何等の優劣を認めず、又何等故障なき点より見て使用中の発動機に対しては32STの機械的性質は十分なるものではないかと思はれる」と結んでいる。これはつまり、ヨリ高度な発動機にはY合金鍛造ピストンの方が優れた適性を有するという宣言である。

実験期日不記載のため、時期特定は不可能であるが、渡瀬常吉・中島伊三郎「材試 No.562 Y合金鍛造ピストンの熱処理」(三菱重工業㈱名古屋航空機製作所『研究報告』1937年12月)は異色の内容を有する報告となっている。

それはかつてF社(恐らく古川電気工業)から納入されたY合金鍛造ピストンの出来が悪く、「試作の初めより種々の缺陷があり、尚使用に當つては直ちに割疵を生ずる等のあることがあつて一時顧みられない状態にあつた」点に鑑み、これを救済する目的で取組まれた研究であつた(2社発注による取引条件強化を目指したと言うより、ここは素直に救済の親心と見たい)。

かつての欠陥品を観察すれば、「其の縦断面は寫眞第1【図Ⅲ-V-74】に示す如く、各所に再結晶の縞を現すものが甚だ多」く「見るからに恐れを感ずるものも相當にあつた」。

#### 図Ⅲ-V-74 F社製Y合金鍛造ピストン粗形材にかつて見出された再結晶化



渡瀬常吉・中島伊三郎「材試 No.562 Y合金鍛造ピストンの熱処理」写真1.

欠陥の原因は材料が鍛造中に受ける歪みの量に依ると目され、かつ、縞の現れた部分に応力が働けば亀裂発生が招かれると考えられたため、渡瀬らは鍛造したまま(熱処理前)のピストン粗形材を F 社から 4 個譲り受け、通常の 510°C1.5 時間→50~70°Cの温水焼入れという処置とは異なる、再結晶化を生じない熱処理法を見出そうとした。

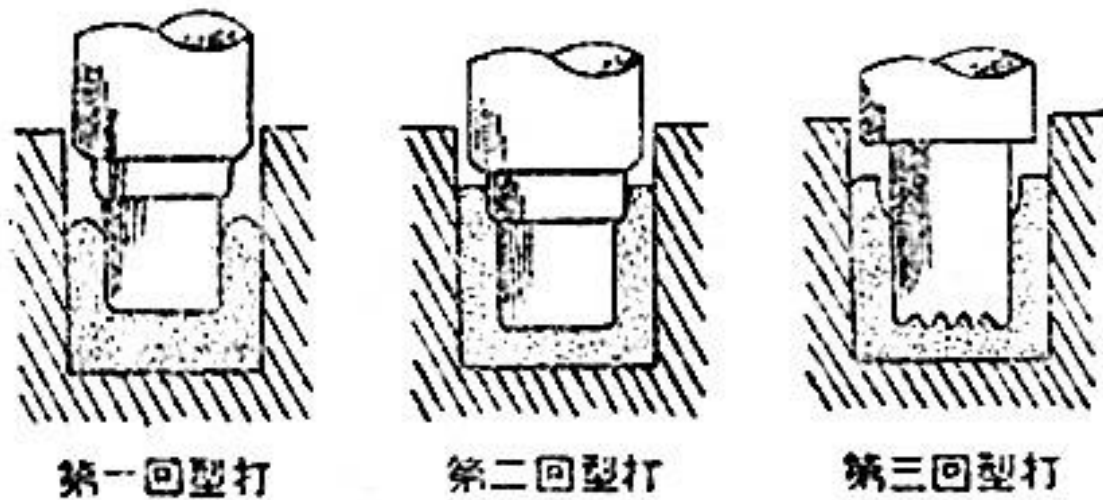
ところが、提供された粗形材を各種の熱処理に掛けてから切断してみても、従前のような欠陥は少しも現れず、「此の間に於て製造側に於て鑄塊の研究を初めとし、鍛造型入法等に至る迄あらゆる研究に努力が拂われた」ことが判明し、「鍛造上の欠陥を熱処理に依つて補はんとした吾人の目的は達せられなかつた」。

報告は「要するに其の必要のなき良品となつて居ることを知つて誠に喜ばしい次第である。今迄多数の鍛造ピストンを調査したが、之位良好なものは餘り見ないところであつた」との賛辞で結ばれている。

この「製造側に於て鑄塊の研究を初めとし、鍛造型入法等に至る迄あらゆる研究に努力が拂われた」という点に関し、古川電工上がりの東北帝大教授、小野健二はかなり具体的に次のように述べている。

鍛造ピストンを作るには先づ氣孔のない偏析のない堅實な鑄塊を造つて置くことが必要である。このためには最近水冷式連続鑄造法が採用せられる様になつた。鑄塊の表面は逆偏析【合金濃度や不純物濃度が表面で高くなる現象】が屢々見られるから數耗宛削り取ることが必要である。押出丸棒を適當な長さに切斷して素材とすることも行はれるが丸い長手の鑄塊を適當な長さに切つてその儘素材とする方が効果がある。鍛造には素材を十分加熱して置くことが必要で 0.5 乃至 1.5%のクローム、3 乃至 5%のニッケルを含むニッケルクローム鋼材で造られた型に入れ型入鍛造する。型の温度は 150°~250°Cが適當でシリンダー油の過熱蒸氣を潤滑剤とする。リブを有するピストンでは最初の型打からリブをつけずに第 58 圖【図Ⅲ-V-75】の如く型入鍛造を行ふと屢々遭遇するリブのつけねの龜裂を防ぐことが出来る。…中略…熱処理せる鍛造ピストンでは再結晶しない化合物の存在に依つて結晶の流れの跡が見られるが、この流れの方向は強さに大きな影響を持つものであるからよい流れを示す様に鍛造方法を考究する必要がある。特に豫め押出した素材を用ふる時は成品の流れがうまく行く様に正しい位置を決定する必要がある。鑄造の儘の素材を用ふることは摩耗する部分に少しでも鑄造組織が残る様にとの意味である。

### 図Ⅲ-V-75 軽合金ピストンの鍛造方案



小野健二『耐熱軽合金』78頁，第58図。

鍛造品では熱処理を施してその性能を向上する合金が多く用ひられるが，最後の焼入作業のために高熱せられ結晶の成長が起るので，その粗大化を防止するために可能な範囲で高温で鍛造すること，焼入には鹽浴槽の如く加熱速度の早く且加熱時間の短かくてすむものを用ふことが肝要である<sup>280</sup>。

渡瀬らを喫驚させた F 社製の新しい Y 合金鍛造ピストン粗形材は恐らくかようなプロセスを経て生み出されたものであった。それは発動機の進化にとって構造技術サブシステムの要たる材料技術の発達が如何に重要かを示す好例をなしている。そして，本邦航空発動機界における Y 合金鍛造ピストン時代はかかる取組みを通じてのみ確立せしめられたのである。

#### iv) Cr メッキ・リング

Cr メッキの使用は金星 3 型の吸排気弁傘部にも見られたが，そして金星 40 型の排気弁においてもそれは用いられているが，金星発動機における Cr メッキ使用の華は何を措いてもピストンリング摺動面へのそれである。

“C”型ピストンリングは 1855 年に創案者，L., Ramsbottom がそれを開発した当時は扱い易く(折れにくく)，少量生産に便利な鋼製(棒鋼ローリング成形ないしコイル材成形)であったが，後に量産化の進展と共に折れ易い反面，安価な鑄鉄製全盛となり，その硬度や弾性，耐熱性，結晶粒度の最適化が図られて行った。硬度に関しては時期によって鑄鉄製気筒胴より軟らかくすべしという意見も硬くすべしとする意見もあり，エンジンメーカーの手で気筒と同一の湯から吹かれた場合もあった<sup>281</sup>。

<sup>280</sup> 小野前傾『耐熱軽合金』77~78頁，より。

<sup>281</sup> cf. *Machinery's Encyclopedia With 1929 Supplement*. Vol.V, p.81, P.,M., Heldt. *High-Speed*

また、ピストンリングの表面硬度と気筒内壁のそれとの様々な組合せを用いた石澤命知らの実験に拠れば、リングの方を気筒内壁よりも若干軟らかくした場合に最も良好な気筒摩耗が得られている<sup>282</sup>。

一般の内燃機関用ピストンリングがブリネル硬度 250 前後であった時代、鋼製気筒胴、とりわけ窒化されたそれを持つ航空発動機のピストンリングには一段と高い耐摩耗性が求められ、400 程度のブリネル硬度が与えられた。そのために航空発動機用ピストンリングの材料には Ni-Cr 鋳鉄や Ni-Cr-Mo 鋳鉄が用いられるようになった。Cr の添加は高温弾性の保持に役立つものとされた。鑄造方法としては一旦、中空円筒を成形する“筒吹き”から鑄物をチル(急冷硬化)させ易く、品質の均等化も図り易い“一本吹き”へと主流は徐々に転換したようである<sup>283</sup>。

渡瀬常吉に拠れば、「衛帯環の一枚鑄込法は合衆國ミシガン湖の北西岸マスケゴン市にあるピストンリング會社にて古くから行はれ、小は 5/8" 径より大は 6' -0" のもの迄すべて生型を以て鑄造して居る。實際に毎日 300,000 個見當の數を造型し、之に要する鑄鐵 40 噸を熔解して居る」という<sup>284</sup>。

因みに、「ピストンリング會社」というのは社名を伏せているのではなく、*Dyke's Automobile and Gasoline Engine Encyclopedia* を見れば、Piston Ring Co. というのがれっきとしたその商号であった。当時、イギリスでも Abell 社が似たような、湯口をリングに対して接線方向に取り、その反対側に滓溜を設ける鑄造方案を実用化していた。渡瀬は本家であり、かつ、ヨリ合理的と判断される Piston Ring Co. における鑄造方案を真似て“一本吹き”のトライアルを行った(図Ⅲ-V-76)。

### 図Ⅲ-V-76 Piston Ring Co. の木型例と三菱の試鑄品

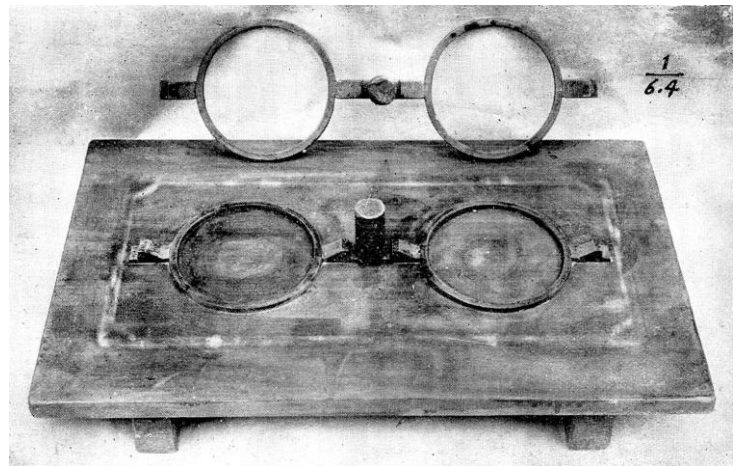
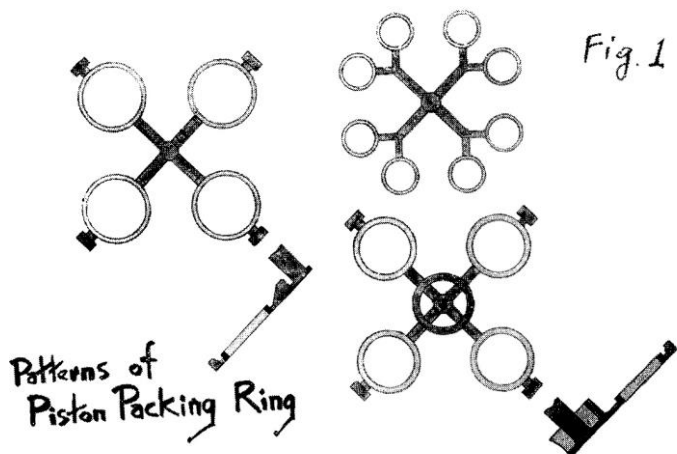
---

*Combustion Engines*. N.Y., 1939, pp.172~173.

<sup>282</sup> 石澤命知・菊地省吾・大津良三「材試 No.418 活塞衛帯環材と氣筒鋼材との磨耗試験」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1934年9月、参照。

<sup>283</sup> cf. Heldt, *ibid.* pp.173~174.

<sup>284</sup> 渡瀬常吉「材試 No.868 生型一枚鑄込み衛帯環の試鑄」三菱航空機(株)『研究報告』1933年8月、より。



渡瀬常吉「材試 No.868 生型一枚鑄込み衛帯環の試鑄」より。

Piston Ring Co.ではこの木型を型枠内に4又は8段重ねて鑄造する。

試鑄用リング型は外径 160mm, 内径 144mm, 幅 7mm, 厚さ 5mm, 材料としては先ず輪西銑が用いられ, 少量の Si と P を添加し, C : 3.3~3.7%, Si : 2.0~2.5%, Mn : 0.82%, S : 0.043%, P : 0.036%の組成とした. 溶解にはクリプトル電気炉を用い, 1300°C前後で注湯した. その後, 兼二浦の二号銑, 三号銑に手を広げ, 各種割合にブレンドすると共に鋼材屑, Ni 等を配合し, 鑄造の上, 組織の顕微鏡的性質が検証された. また, 600°Cにて1ないし2時間保持の上, 油冷する焼戻しによりブリネル硬度を 250.8~282.0 から 200.0~230.2 に低下させる実験も試みられた.

以上の実験により, ピストンリングの“一本吹き”が容易であること, 輪西銑が材料として最も勝れていること, 兼二浦二号銑に 10%内外の鋼材屑を配合し, 適宜, 少量の Si ないし P を添加すれば実用に耐えること, その際, 0.5%内外の Ni を加えれば黒鉛の析出を抑え得ること, 600°C加熱・油冷が組織を崩さず硬度を調節するのに有効であること, が確認された.

その3年後に当たる 1936年, 渡瀬は“筒吹き”で製造されたリングを用いた運転試験を実施している. 約 20 時間でバラツキの極めて大きな摩耗状況を生じたことから納入品をそのまま用いることは不可能と判断し, 顕微鏡試験により 30~35%の良品を選別した上で耐久運転に供したところ, 結果は良好ということである<sup>285</sup>.

当時, 後の国産大手となるメーカーとしては理研ピストンリング=現・リケンが理化学興業(株)として'27年, 本郷で創業し, '32年に柏崎工場を設立, '34年には新生, 理研ピストンリング(株)となっていた. ここは“一本吹き”による均等圧リングが売りであった. また, 日本ピストンリングは'34年, 芝に創立, 川口に工場を置いた. こども理研と同じく当時,

<sup>285</sup> 渡瀬常吉「材試 No.528 鑄鐵の磨耗」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936年 11月, 参照.

“一本吹き”で売出し中であった<sup>286</sup>。

これについて渡瀬は：

徒らに理研製又は日本ピストンリング製品の優良なることを言はるゝ方もあるが、それは間違へられた認識であつて **uniform stress** に對する工作法のみが認識せらるべきで、素材に對する 1 本鑄造法迄も最良と考ふるは早計である。同じ硬度のリングに於いて **pot casting** に依るものは **one piece casting** に依るものより遙に大なる弾性率を有することは理研自らも認めらるゝ所であつて、吾人の欲する所も亦それである。

と手厳しい批判の矢を放っている。

他方、輸入品について渡瀬は「餘り良好でもないが使用に堪へるもので吾々は之を以て満足してゐるのである」などと述べている。どうも、'30年代中期までの三菱発動機のピストンリングとしては輸入品が専ら用いられていたようである。

この実験を通じて渡瀬は鑄鉄中のパーライト組織が耐摩耗性に大きな役割を果たすことを再確認する一方、“筒吹き”の方が材料のコントロールが容易であること、“一本吹き”においては往々にして湯流れを重視する余り Si 添加量を増やし、これによる耐摩耗性低下を硬度アップによって解決しようとする措置が講じられているが、これは「甚だ危険である」と結論付け、

強ひて **one piece casting** によつて良品を得んとするならば、使用する鑄鐵を吟味して其の **graphite** の成生状態を研究し、此の法に最も適するものを選ぶべきで、少くも現状を以て満足すべきでない。吾人の最小限度の要求は吾人の製作する發動機に使用出来るものたることである。

と結んでいる。

渡瀬はその翌年にもまた、当時、納入されていたピストンリングが折損、摩耗、不均等摩耗、角部に生ずるカエリといったトラブルを頻発させている状況を挙げ、メーカーの奮起を促している。技術はしばしば複雑なプロセスを経てしか進化し得ないものである。その典型の一つがここにも観察されたわけであるが、發動機メーカーの技術者としては矢も楯も堪らぬといった心境であつたろう<sup>287</sup>。

三菱技術陣は様々な試験研究を行いつつ、その成果を内外のリング・メーカーに開示し、所望スペックのものを量産に移させようと誘導していた。これは各種輸入・国産鋼材やその熱処理特性、各種輸入・国産軽合金材料の品質性状から国産ころがり軸受用コロと **SKF** 製コロとの硬度比較、国産ころがり軸受軌道輪(高炭素 Cr 鋼)の熱処理試験等、凡そ使用する材料の全てに亘って三菱が行つて来た所作でもあつた<sup>288</sup>。

---

<sup>286</sup> 両社の経歴についてごく簡単には日本舶用發動機『日本漁船發動機史』1959年、380~381、382~383頁、参照。

<sup>287</sup> 渡瀬常吉「材試 No.557 航空機用ピストンリングに就いて」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1937年9月、参照。

<sup>288</sup> 因みに、**SKF** 製のコロは表面硬度が極めて高く、渡瀬はその原因が常温加工にあるのではないかと推定している。渡瀬常吉「材試 No.381 Roller Bearing に就て」三菱航空機『研

ともかく、当時、ピストンリング粗形材鑄造法としては“一本吹き”と“筒吹き”の双方が並存しており、更に後者には静置と遠心鑄造が入り混じっていた。そしてそれらの品質動向や改良の方向性についても三菱技術陣は絶えず目を光らせ続けねばならなかった。何故なら、当時のリングは折損、絶対的な摩耗量、不均等摩耗、張力減退という問題に悩まされ、「大體 200h の使用に耐へるものが願はるべきものであると考へる」と嘆かざるを得ない状況を呈していたからである。コトの次第は渡瀬が納入リングの材料組織分析に続けて述べた次のような批判や反省まじりの弁からも窺われる。

……現在の國産品は次第に劣悪化してゐる所より見て製造者が如何なる方針にて研究されてゐるかに疑問を抱かずにはゐられない。又之を指導せらるゝ方々に於てもピストンリングに對する幾分の認識があつてなざるゝものなるかを疑はずにはゐられない。單なる机上論よりなざるゝならばそれは餘りに無責任といふ外ないであらう。

……………

……現在當所に納入せらるる内外の製造所よりのリングは何れも良好なものではなく、前掲不良の例として擧げしものに類似のもののみなることは甚だ寒心に耐へぬ次第で、僅かにリング位として顧みられないのかは知らぬが、現今航空機並びに船用内燃機関における重要な役割を演ずることに思ひ至らば、現状の如き儘にて放置すべきものではない。尤も製造者としては製造はするが其の後の使用状態及び使用結果に就いて何等知る所がなかつた爲に研究するにも如何にすべきかさへ不明であつたことも一因をなしてゐるのであるが、此の後は使用者と連絡を取り、結果よりして十分に研究せられんことを希望して止まない次第である<sup>289</sup>。

渡瀬に拠れば、リング材は仮令、成分自体が同じであっても銑鉄の産地により特別な処理をしなければ同じ組織・性状が得られないものであるにも拘わらず、國産品においてはその辺りの斟酌が皆目為されていない上、組織は全般に「粗鬆」であり「脆性が多く」、「耐磨耗性が劣って居る」。ドイツ製のリングも國産品同様に品質不良であつた。渡瀬は英・仏・米の製品は「割合に良好なものが多い」のは「良質の木炭銑等」の使用に因るものかも知れぬが「よほど研究されてゐるものと思はれる」、「我が國のリング製造所に於ては何れも冶金學的研究並びに經驗が甚だ乏しいことは一般の認むる所であるから、大いに發奮して國産リングの聲價を擧げられんことを希望して止まぬ次第である」などとも述べている<sup>290</sup>。

---

究報告』1933年7月、参照。國産ころがり軸受の軌道輪に焼入・焼戻試験が実施されたのは軸受摩耗の原因が材料不良にあるのか設計不良にあるのかを瀬踏みするためであつた。渡瀬常吉「材試 No.541 Ball Bearing 用内外輪熱處理結果」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』第五卷 第三号、1937年3月、参照。

<sup>289</sup> 渡瀬常吉「材試 No.557 航空機用ピストンリングに就いて」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』第五卷 第九号、1937年9月、より。

<sup>290</sup> 戦時期日本におけるピストンリング製造技術については機械加工中心ではあるが、岡本勝治『航空發動機主要部品工作と段取』(中央工學會、1944年)第3章、その残像と思しき復興期のそれについては労働省職業安定局『職務解説 ピストンリング製造業』(1949年調査、'50年発行)、参照。これは日本ピストンリング(株)川口工場、與野工場における調査結果

なお、この時点において、帝國ピストンリング＝現・TPR は未だ創業していなかった。前身である潤滑油商、株式会社田中源太郎商店は 1908 年、大阪高等商業学校(現・大阪市立大学) 卒業生、田中源太郎によって大阪に興された。田中がピストンリングの重要性を見越し、東北帝国大学教授、本多光太郎博士と三菱名發の技術指導を仰いで橢円筒吹き法による金星用パーライト(フェライトとセメンタイトとの層状共析組織)鑄鉄ピストンリングを試作、これを空技廠に納入し、輸入品を蹴落として採用を勝ち取ったのは'39 年 1 月のことである。これを機に田中商店は大馬力航空発動機用ピストンリングメーカーとしての方向性を定め、同年 12 月、田中ピストンリング(株)を設立、'43 年に帝國ピストンリング(株)と改称している<sup>291</sup>。

さて、リング自体の材質とは別に、アメリカ自動車工業界においてはリングの外周、即ち摺動面に表面処理を施し、初期なじみ性や耐摩耗性を向上させる手練手管が 1930 年代から一般化しつつあった。リングや気筒の摩耗は潤滑不如意の始動時に甚だしいことから、リング表面に在ってスカuffing(固相凝着による局部的表面損傷)の主体となり易いフェライト(純鉄)を微細粒子構造を有する酸化鉄に変化させてこれを防ぐと共に、その初期摩耗によって生じた極微粒子を研磨剤として作用させることでリング及び気筒胴摺動面の当りを早期に改善し、その耐摩耗性を向上させたり、リング表面に Sn メッキを施したりするというのがその代表的な手口であった<sup>292</sup>。

そして、これらの取組みはやがて'30 年代後半にはリング外周への硬質 Cr メッキの研究へと発展して行ったようである。残念ながら、後述されるように誰が何時、何処で、ということは判っていない。

硬質(工業用)Cr メッキとは比較的厚い、JIS においては  $5\mu$  以上の Cr メッキの総称である。但し、Cr メッキ層自体の性状については装飾用 Cr メッキと硬質 Cr メッキとの間に何等違いは無い。素材に直接、密着性の良い分厚いメッキを均一に施すのが硬質 Cr メッキの眼目ということである。

硬質 Cr メッキの一般的特性は熱処理鋼・窒化鋼よりも遥かに高い硬度に加え、初期“なじみ”が出た後の高い平滑度と低い摩擦係数に由来する非常に優れた耐摩耗性、塩化物以外の化学物質に対する高い耐蝕性にある。現在、ピストンリング用 Cr メッキの最小厚さはガソリン機関用  $50\mu$ 、ディーゼル機関用  $70\mu$  が相場とされる。勿論、内燃機関の気筒回りについて言えば、リングの外周ではなく気筒胴内面全体に  $50\sim 100\mu$  の Cr メッキを施して

---

であり、鑄造法は“一本吹き”となっている。敗戦後間もない調査でもあり、当然ながら Cr メッキについての言及は見られない。

<sup>291</sup> 日本舶用発動機学会『日本漁船発動機史』、384~385 頁、岩本安利『「帝ピ」特集号によせて』『内燃機関』Vol.28 No.356 1989 年、「特集・帝ピにおけるエンジン機能部品の開発 巻頭言」並びに同社 HP 参照。同社は 1945 年 6 月の空襲により生産拠点を長野県岡谷市に移転した。

<sup>292</sup> cf. Heldt, *ibid.* pp.187~188, Max M., Roensch, Piston-Ring Coatings and Their Effect on Ring and Bore Wear. *S.A.E. Journal*. Vol.46 No.5 1940-5.(この著者は Chrysler Corp.の技師。この論文は荒牧寅雄名で伊藤正男により『日本機械学会誌』第 43 巻 第 281 号[1940 年 8 月]に「ピストンリングの被覆とその耐摩耗性への効果」として抄訳紹介されている)。



しまうのが理想的である。リング側にメッキするのはいわばその安直法に当る<sup>293</sup>。

残念ながら、Cr メッキ・リング採用への肝心の具体的道程は詳らかではない。判っているのは40年代を迎える頃にはCr メッキ・リングの採用が航空発動機の世界においてある程度進んでいたということである。因みに、P&W *Double Wasp B* シリーズのピストンにはキーストン型の外周 Cr メッキ圧縮リングがトップに使用されていた。もっとも、'39年、デビューした当時のAシリーズからそうであったのか否かは不明である<sup>294</sup>。

我国におけるCr メッキ・ピストンリング導入の嚆矢は一点の曇りも無く三菱重工業である。金星40型では上部2本のリングに用いられた例が認められている(Ovens, 1942)。もっとも、海軍航空本部『金星発動機四〇型取扱説明書』1941年(1938年1月発行、'39年3月追補)を見てもメッキについての記述は無いから、'41~'42年頃から順次、置き換えられて行くと推定される。この方面でメーカーとして実績明確なのは帝國ピストンリングである。

永野 治は三菱におけるCr メッキ・リング導入について：

ピストンリングの異常摩耗や折損も終始なやみの種であつて材質はもとより、リングの真円度や周の仕上げにも深い注意が払われた。一九三九年頃三菱社が苦しまぎれにリング摺動面のクロームメッキを試験して好成績をあげ、其の後之が広く普及してリング故障防止に劃期的な成果をあげた。実用上はクロームメッキは第一、第二リングのみで効果充分であつた。シリンダ胴の摩耗もリングの異常摩耗と関連があり、クロームリングでは正常の摩耗を多少増すけれども異常摩耗を防止するのでシリンダ胴の寿命も増すことになつた<sup>295</sup>。

永野はまた、

此のような目ざましい改良は加えられたけれども、高性能エンジンにつきものの主接合棒軸受の焼損、ピストン焼損、ピストンリングの異常摩耗と折損等はそうやすやすと引込むものでなく、之等の材質、形状、工作等には不断の注意と改善とを続け、此の方面では海軍航空廠も少なからぬ協力をした。しかし、クロームメッキ・リングに大成功をおさめてリング問題を見事に解決したのは三菱社の大手柄であつた<sup>296</sup>。

とも述べている。

これは少なくとも本邦では三菱オリジンであるCr メッキ・リングの大成功が斯界に与えた強烈なインパクトを感じさせる記述である。穿った見方をすれば、当時の国産品にはトップリングとして実用に耐えるほどマトモな鑄鉄製ピストンリングは未だ存在していなかったが故に、Cr メッキ・リングは単にトップリングの耐久性向上に寄与したに止まらず、国

---

<sup>293</sup> Cr メッキ一般については全国鍍金工業組合連合会『製品設計/開発のための電気めっきガイド'83』1983年、Cr メッキ・リングの特性については川端清一『ピストン発動機』鳳文書林、1978年、122~124頁、参照。

<sup>294</sup> cf. White, *R-2800 Pratt&Whitney's Dependable Masterpiece*. p.31, Fig.36.

<sup>295</sup> 『航空技術の全貌』(上)「原動機篇 一、航空用原動機」455頁、より。

<sup>296</sup> 『航空技術の全貌』(上)「原動機篇 一、航空用原動機」468頁、より。

産リングを真の実用品の域に達せしめる救世主となったという評価にも通じよう<sup>297</sup>。

三菱における Cr メッキ・リング開発の主導者はハッキリしていて、神戸造船所、フィアット乗用車のコピー製造、ルノー70馬力航空発動機～イスパノスイザ航空発動機国産化時代以来の古強者、高芝武敏がその人である。高芝自身の回想に拠れば：

支那事変は発生した。海軍爆撃隊は金星発動機の新造のもと上海爆撃が実施されたが、その爆撃の帰途数機が着水した。その原因はピストンの焼付と判明した。重責をもつ検査の自分はその対策会議に出頭を命ぜられ、海軍より意見を求められたのであった。時あたかも自分の研究実験はピストンリングのクローム鍍金である。大体は極秘の内に実験が行なわれ、原海軍監督官と自分との間に耐久運転はすでに一千時間を過ごし、メッキの厚さの決定まですでにすませていた。しかし図面にも記入なきことを採用するためには、一千時間ではまだ不足であるとの原監督官の考えもあり、極秘の内に実験が進められていたのだが、この席で公式発表され又ここでも百万遍繰返作動が思わず口ずさまれ、百万の十倍にあたる耐久運転ずみのこのピストンリング(クロームメッキ品)の採用方をふと申し出たのであった。海軍でも本件につき色々調査の結果、クロームメッキ・ピストンリングの採用決定を見、その後は二度と焼付の件は発生せず、金星発動機の重要性、安定性が買われることとなった。

金星発動機はその後各種機体に載せられると同時に、原海軍監督官の名声も高く海軍部内に響いていた。一寸の思いつきにて成功したピストンリングのクローム鍍金は、日本全体に使用実用されることになり、自分ながら心うれしく思ったことであった。

数カ月後、ほから【鹵獲?】したプラット社製の発動機に、同じくピストンリングにクロームメッキされたものが使用されて居ることを分解時に発見したことによると、米国でも同一問題になやまされていたのだなと思ひ、我社のメッキが米国にまねされ

---

<sup>297</sup> 材料の組成論・組織論に拘泥した小田原評定時代の様相を如実に示すのが陸軍技術研究所『航空発動機用「ピストンリング」懇談会記事』1938年3月26日、である。出席者は陸軍側10名、中島、三菱(新美[不詳]、渡瀬)、川崎、瓦斯電から各2名、日本ピストンリング3名、理研ピストンリング8名の計29名であった。

内側から発した火事の如き Cr メッキ・リングが国産ピストンリングに対して“七難隠す”役割を演ずるに及び、何とも格好がつかなくなったのは永年、国産リングの材質改善のために叱咤激励を続けて来た渡瀬をはじめとする三菱の材料技術陣である。渡瀬らは仮令、Cr メッキ・リングの実用化によって耐摩耗性・耐焼付き性の問題がクリアされたとしても「現在の窮状」からすれば材料組織自体の改善は必須のことであるとしてリング材の組織改善のために微量の Cu と Al の添加が有効であるとする研究成果を発表している。

その推奨するところの配合比は次の通りであった(筒吹きを基本とし、[ ]内に1本吹きの場合の値を示す)。C : 3.0~3.5%[3.3~3.8%], Si : 1.5~1.7%[2.0~2.5%], Mn : 0.7~1.0%, P : 0.4~0.7%, Cu : 1.0%[1.5%], Al : 0.1%。

渡瀬らはこの配合により組織は均質化し黒鉛片にやや丸味が出て強度が増す、Cu を添加するのは勿体無くもあるが、その代わり Ni が節約出来る、微量の Al を湯に放り込むと忽ち燃えてしまうので予め Al 含有の鑄鉄母合金を作成してこれを投入すべし、と述べている。渡瀬常吉・加藤四郎・尾東常男「顕微鏡的組織を主とするピストンリング素材の新配合に就て」三菱重工業(株)名古屋発動機製作所『研究報告』第5巻 第12号、1942年10月、参照。

たと、うぬぼれざるを得なかった<sup>298</sup>。

ということである。

百万遍とは疲労試験にいう閾値  $10^6$  回である(但し, 1667rpm.にて一千時間をも経過すれば累計 1 億回転=百万の百倍となる)。気懸かりな P&W ないしアメリカと三菱との間のプライオリティー争いについては実のところ判然としない。多分, 同じような時期にそれぞれが様々な分野にこれを導入したのであろう。実際, 航空発動機に関して言えば, Ovens は金星 40 型に係わる前掲レポート 1,2 番リングの断面写真である Fig.20 への注記の中で “Note also that structure is exactly that supplied to engine manufacturers in this country.” と述べている<sup>299</sup>。

因みに欧米の軍用自動車機関における Cr メッキ・リング使用の嚆矢は第二次世界大戦中, イギリスないし連合軍側の軍用車両が砂塵の多いアフリカ戦線に投入された際であり, これによってリング摩耗と腐蝕の激減に著効が発揮されたと伝えられている<sup>300</sup>。

アメリカでは戦時中, 航空発動機用をはじめ各種内燃機関のトップリングとして Cr メッキ・リングが大量に生産された。エンジン・メーカーによってはほとんどチャンネルのついていない硬質 Cr メッキを指定する例もあったが, 多くの場合, 粗くチャンネルを入れたポーラス・メッキ品が指定された。メーカーによってはそのメッシュの細かいものを指定する場合もあった。自動車整備業界では軽負荷・高回転機関には細かいメッシュの, 重負荷・低回転機関には粗いものが選ばれる傾向があった。一方, カナダでは更にメッシュの細かいものが好まれ, 好成績が報告された。

また, アメリカでは戦時中, 戦車用機関の気筒ライナの新製補給品生産が追い付かず, 取外したライナの内面を機械加工の上, ポーラス Cr メッキ (“Porous Chrome”) 仕上げして再利用する手法が大々的に採用され, 同種の措置はあらゆる種類の軍用車機関のピストンピンにも講ぜられた他, 民生用バスの機関部品(クランク軸)や足回り部品(キングピン)にも応用された。それらの多くもポーラス Cr メッキであった。Van Der Vorst Crp.はその有力メーカーであった。また, アメリカの商用車用内燃機関界においては戦後, 大規模な実験データに基き, Cr メッキ・リングへのシフトが体系的に展開されたが, ライナへの Cr メッキはそ

---

<sup>298</sup> 高芝武敏「過ぎし五十年思い出のままに」『往事茫茫』第一巻, 41~42 頁, より。原海軍監督官とは空技廠推進機部長→同材料部長, 原 豊大佐であろうか?

<sup>299</sup> cf. Ovens, *ibid.* なお, 自動車技術会編『ピストンリング』日刊工業新聞社, 1954 年は大戦末期から復興期にかけてのピストンリング技術を鳥瞰し得る恐らく唯一の文献であり, Cr メッキ・リングについては 109~129 頁において解説されている。109 頁にはリング・メーカー, Perfect Circle Corp. がエンジンメーカー各社から Cr メッキ・リングを受注した最初の年月が表示されている。それに拠れば最も早いのはライト社の 1943 年 5 月で P&W は '44 年 1 月とある。しかし, Ovens の記述からして少なくともライトはそれ以前より Perfect Circle とは別のリングメーカーから Cr メッキ・リングの供給を受けていたことになる。

<sup>300</sup> Cf. M., J., Nunney, *Light and Heavy Vehicle Technology*. 2nd. ed. Oxford(England), 1992, p.28.

れ自体の高コストと耐摩耗性鋳鉄の開発故に選好されなかった<sup>301</sup>。

さて、わが国における功労者、高柴は検査の責任者であった。検査と言えば、先に要約した辻の紹介になる深尾流増産心得の検査の項は：

増産には廢品を出さぬ事が肝要である。検査の者は工程を掌るやうなもので、作業の中絶を來さしめないやうに不良を未然に防ぐ役目を有する。大量生産になればなるほどポイントを掴んで不良を事前に発見せねばならない。よく工程を睨み検査こそ交通巡査の役目を有するものである。即ち増産の促進者である。

となっていた。

練達の検査技術者、高芝は分解検査を通じてピストン焼付き問題について日頃より深く感ずる所があった。彼は致命的な要改善項目に眼を見据え、秘かに基礎研究を重ねた。仮令、作戦行動初期における焼付き事故を未然に防止するには到らなかったとはいえ、危急時、そのアイデアは実行に移され、見事著効を發揮した。それは決して永野が用いたような「苦しまぎれ」、「一寸の思いつき」などという生易しい言葉で片付けられるべき行為などではなかった。Cr メッキ・リング開発は深尾イズム(深尾に実際のオリジナリティーがあるのか否かは別として)の具体化にして感性工学の極致と評価されて良い。高芝はこれ以外にも弁バネ国産化、従来、一律に廢却されていた材料傷を持つ素材や部品の救済限度の探求、国産磁気探傷機の開発等、実に幅広い分野に業績を重ねた実力溢れる技術者であった<sup>302</sup>。

さて、Cr メッキは他の金属の電気メッキよりかなり高い電圧と遥かに高い電流密度で以って進行せしめられ、陰極=被メッキ物側においては多量の H<sub>2</sub> ガスが發生する。この水素によって被メッキ物表面に形成されたクロム酸クロムの層が還元されて金属クロムとなると共に、水素の吸蔵によって Cr メッキ層は件の高い硬度を得るものとされている。また、

---

<sup>301</sup> cf. Survey Finds : “Chrome Plating Well Suited to Piston Rings” — Based on a Paper by H., O., Mathews, Chrome Plating to Reduce Wear — A Survey of Fleet Operators’ Experience(1947-8/21). *S.A.E. Journal*, Vol.55 1947-10. 自動車技術会編『ピストンリング』109~111 頁。

<sup>302</sup> 1935 年に完成された横河電機製作所の横川式磁気探傷機(残留磁気を利用)と材傷部品の採用限度については高瀬孝次[陸軍航空技術研究所→技術院]「航空機材料の缺陷検査に就て」『日本金属学会誌』第 6 卷 第 6 号, 1942 年 6 月, 参照。高瀬に拠れば、この開発には立川の陸軍航空技術研究所, 中島飛行機, 三菱航空機が横河と協力して当った。なお、磁気探傷法自体は 1920 年代末期, アメリカで開発され、中島では’33 年頃からライト譲りの輸入機械が使用されていた。

横川式磁気探傷機については宮本晃男『磁気探傷法』山海堂理工學論叢, 1943 年(『内燃機関』56 号[1942 年 4 月]論文の拡充版), 17~36 頁, 三繩秀松前掲『試験及測定用機器』142~151 頁, に記述がある。

三菱発動機の部品検査における磁気探傷の利用については森 義彦「磁気探傷器による部品の缺陷検査」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936 年 9 月[故石澤命知氏追悼號], 参照。その有効性が主張されている。掲げられている部品は 93 式 700 馬力発動機の齒車, ピストンピン, 主連桿, 吸排気弁である。また、手許には川崎航空機工業(株)検査課『磁気探傷器ニ依ル検査採用程度基準案 別冊第三』1938 年 6 月, なる写真資料があり, BMW 系ハ・9 二型発動機部品への磁気探傷法の普及状況が偲ばれる。

水素の存在によってメッキ層は薄ければ多孔質となり厚ければ微細な亀裂を点在させるようになる。それ故、用途に応じた最適の膜厚を見定め、それに到達するのに相応しい電流密度と温度、メッキ液濃度とが見出されなければならない<sup>303</sup>。

他方、加熱により Cr メッキ層内に吸蔵された水素が放出されるとメッキ層の硬度・耐摩耗性は低下を来す。このため、特に 300℃以上の温度に対する耐熱性は Cr メッキの泣き所である。それでも、Cr は熱伝導性に優れている上、融点自体は 1830℃と高く、スカuffィングを生じ難い上、内燃機関は間欠燃焼であるだけに Cr メッキでも何とか凌げるということになる<sup>304</sup>。

なお、Cr メッキ層の膜厚測定法について一言述べておけば、ピストンリング母材の寸度はブロックゲージのように正確なものではないため、実際の測定は面倒そうである。しかし、三菱においては表層が非磁性体、母材が強磁性体であることを利用した能率の良い電磁的膜厚測定法が開発されていた。これはプローブとなる鉄芯にソレノイドを 2 連巻き付け、一方に通電した際、他方に生ずる誘導電流の大きさが磁束密度によって規定され、かつ、後者が非磁性体(メッキ層)を挟んだ向こう側にある強磁性体(リング母材)の影響に依存する、平たく言えば鉄芯とその先にある強磁性体との距離、即ち、Cr メッキ層の膜厚に左右されることを利用した巧妙な方法であった<sup>305</sup>。

高芝が得たであろう研究データのごく一部もまた件の資料、『発動機一般』の中にフェイルされており、そこにはそれが三菱提供のデータであることも明記されている。ここでは三菱の元データではなく、海軍資料の形で御覧頂きたい(図Ⅲ-V-77~80)<sup>306</sup>。

---

<sup>303</sup> 瀬谷準造『鍍金』(共立社、實用金屬材料講座、加工編)1937年、19~20頁、武井 武『メッキ・鑲接』(岩波講座機械工学 IV 機械工作)1944年、17~18頁、参照。

なお、軽合金製気筒鋳物の内面に直接 Cr メッキして摺動面とするような場合、その表面の保油性を高めるため逆電処理を施してメッキ層表面の微細空孔を拡大させたり機械的に引っ掻き傷を付けてやったりする。

<sup>304</sup> それ以上にシビアな条件で用いられるリングには 1960 年代からアメリカを先達として Mo 溶射が実用され始めている。

<sup>305</sup> 水谷太郎「航空発動機用ケルメット軸受の各部のケルメットの厚さ測定法に就いて」三菱重工業(株)名古屋発動機製作所『研究報告』第 3 巻 第 1 号、1940 年 3 月、水谷太郎・大津良三「排気弁の弁棒に施せるクロム鍍金の厚み測定装置に就いて」同、第 4 巻 第 13 号、1941 年 11 月、参照。

なお、中島においても三菱を真似たのかどうかは判らぬが、これと全く同じ原理による測定装置が恐らくやや遅れて開発されていた。橋倉勝治「肉厚計」中島飛行機(株)『中島研究報告』第 6 巻 第 2 号、1941 年 5 月(2 月 27 日受理)、参照。

ケルメット、弁棒云々についてはまた、それぞれ適当な箇所で見返す。

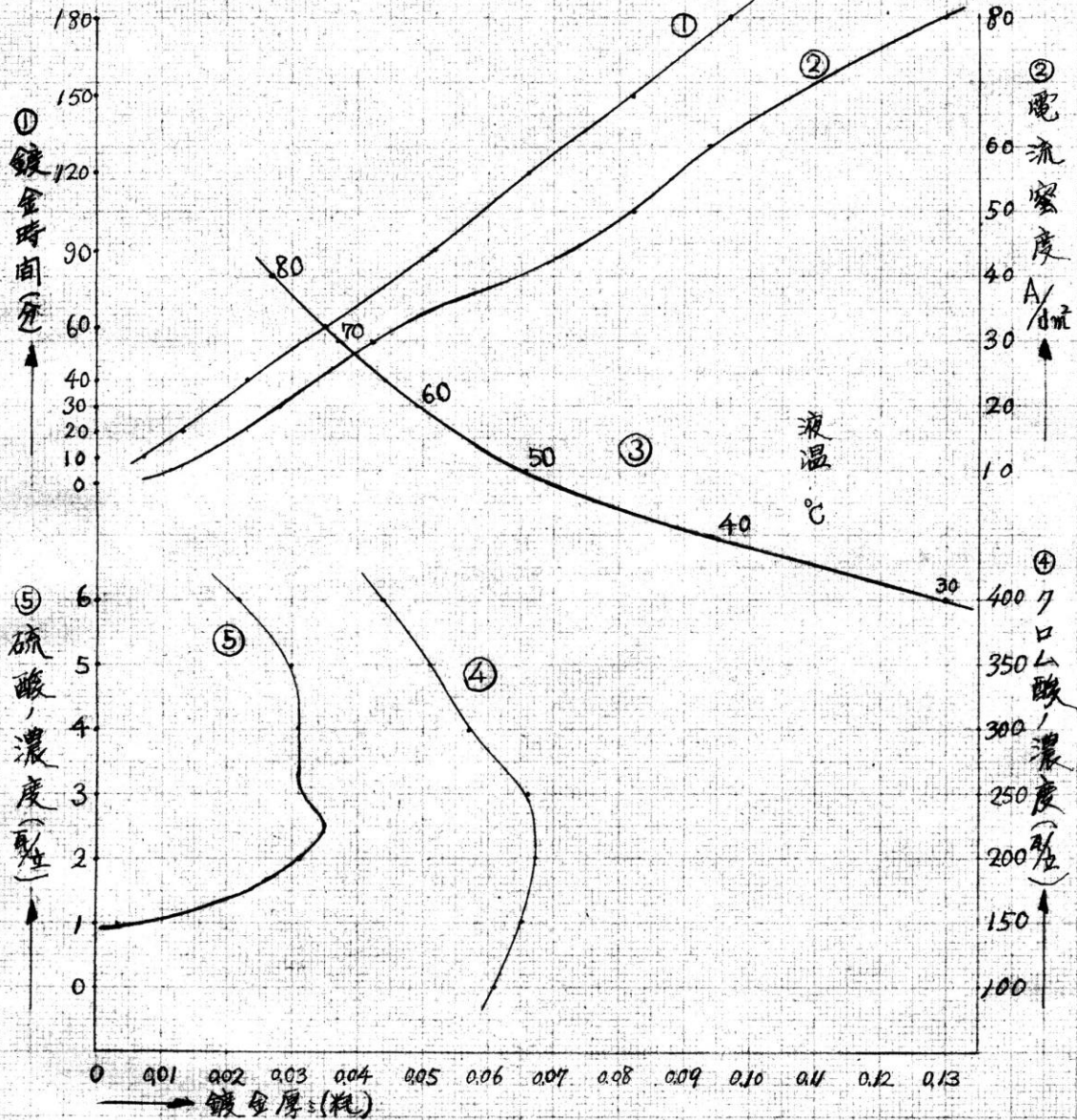
<sup>306</sup> 三菱側の元データは三菱重工業(株)名古屋発動機製作所『研究報告』第 6 巻 第 1 号(1943 年 1 月)に掲載された伊藤哲雄・波多野寅二「クロム鍍金基礎研究」なる論文にて公開される。その刊行期日から考えれば、当り前のことかも知れぬが、海軍には活字化されるよりも前の時点でそのデータが提供されたようである。同じ号には栗林角三・柴田正喜「引掻硬度に関する研究」、吉田隆郎「クロム鍍金液再生及び回収」が一括掲載され、Cr メッキ特集号のような観を呈している。

図III-V-77 Crメッキに係わる三菱での基礎研究データ(その1)

クロム鍍金基礎研究

(三菱)

(1) 鍍金厚 $\mu$

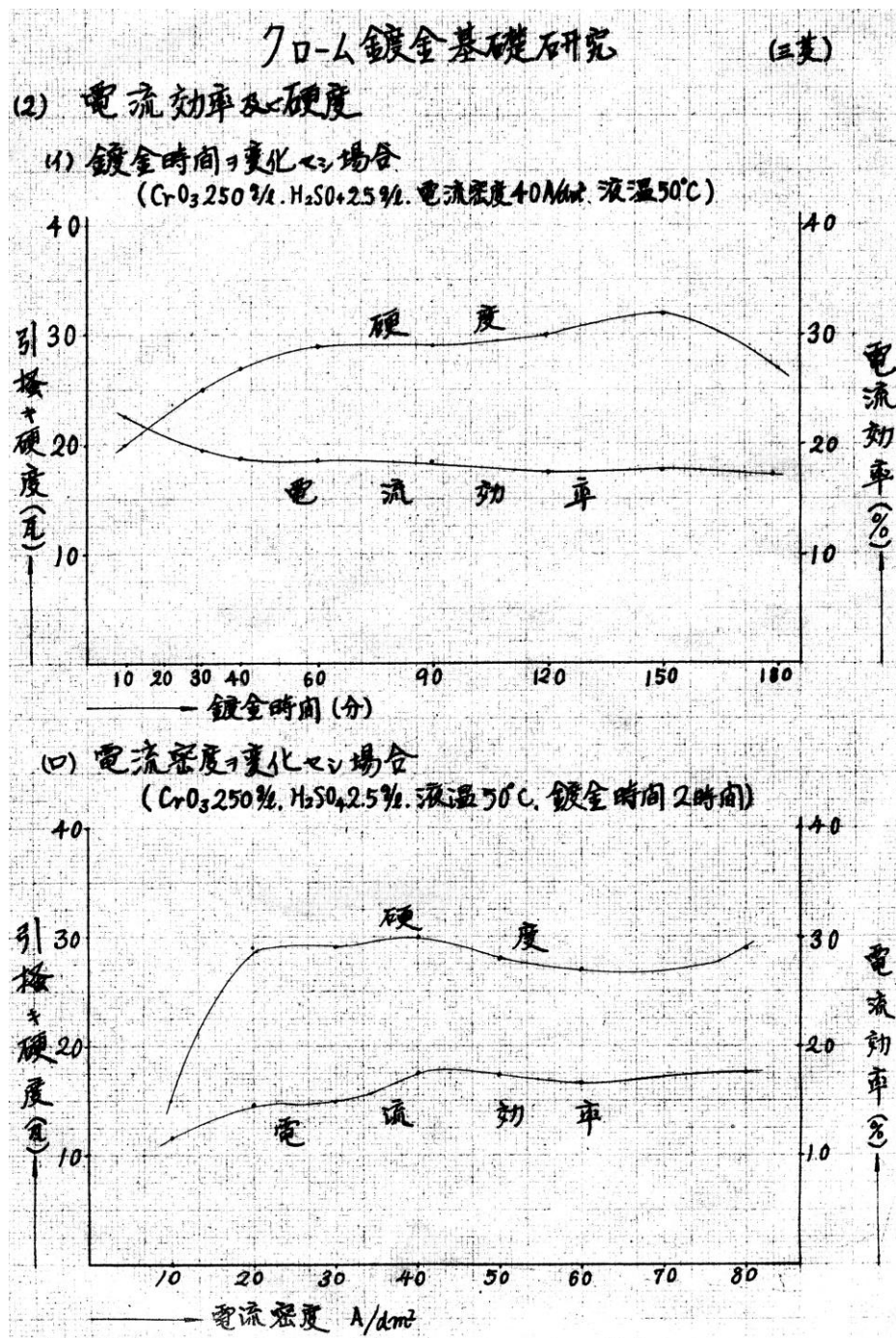


- ① 鍍金時間变化セシ場合 (CrO<sub>3</sub> 250g/l, H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> 2.5g/l, 電流密度40 $A/dm^2$ , 液温50 $^{\circ}C$ )
- ② 電流密度变化セシ場合 (CrO<sub>3</sub> 250g/l, H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> 2.5g/l, 液温50 $^{\circ}C$ , 鍍金時間2時間)
- ③ 液温变化セシ場合 (CrO<sub>3</sub> 250g/l, H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> 2.5g/l, 電流密度40 $A/dm^2$ , 鍍金時間2時間)
- ④ クロム酸濃度变化セシ場合 (H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> 2.5g/l, 液温50 $^{\circ}C$ , 電流密度40 $A/dm^2$ , 鍍金時間2時間)
- ⑤ 硫酸濃度变化セシ場合 (CrO<sub>3</sub> 250g/l, 電流密度40 $A/dm^2$ , 液温50 $^{\circ}C$ , 鍍金時間1時間)

『發動機一般』より.

①~⑤において時間, 電流密度, 液温, クロム酸濃度, 硫酸濃度をそれぞれ変化させ, メッキ層の厚さとの相関を求めている. ①, ②は当然予測される結果である. ③: 液温については「温度成可く低く」(生産技術協会『実用工学便覧』702 頁)と言われる通りの結果が現れている.

図III-V-78 Crメッキに係わる三菱での基礎研究データ(その2)

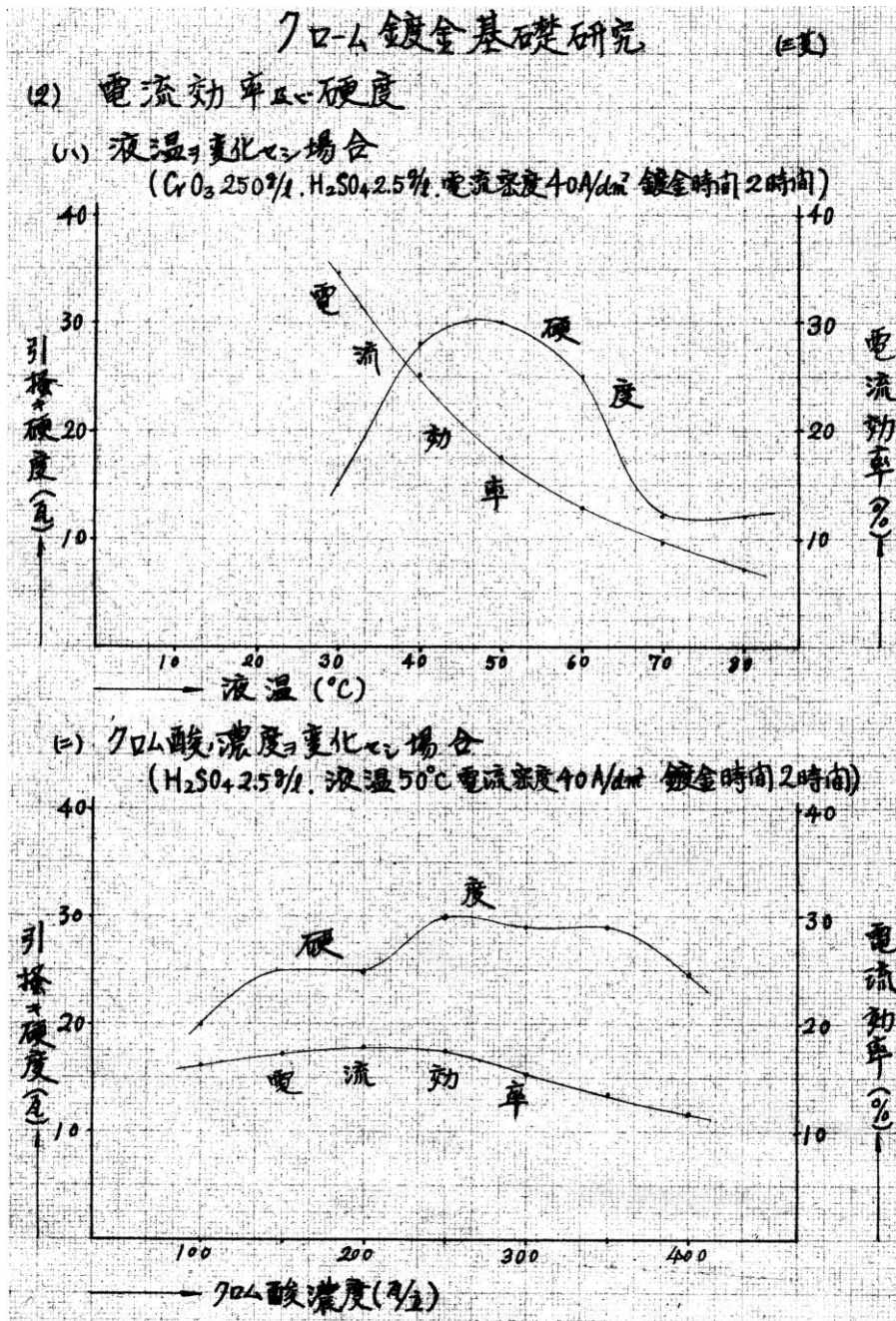




『發動機一般』より.

電流効率とは「電解作用を利用して金属の処理を行う場合に、流れる電気量に対応する理論処理量に対し、実際に処理される量の割合」(日本機械学会『機械工学事典』)の謂いである。Crメッキは「陰極に盛に泡立しながら電着するので電流能率は15%位に過ぎない」(『實用工学便覧』702頁)とされるが、高芝の実験値は若干ではあるが、その水準を上回っている。

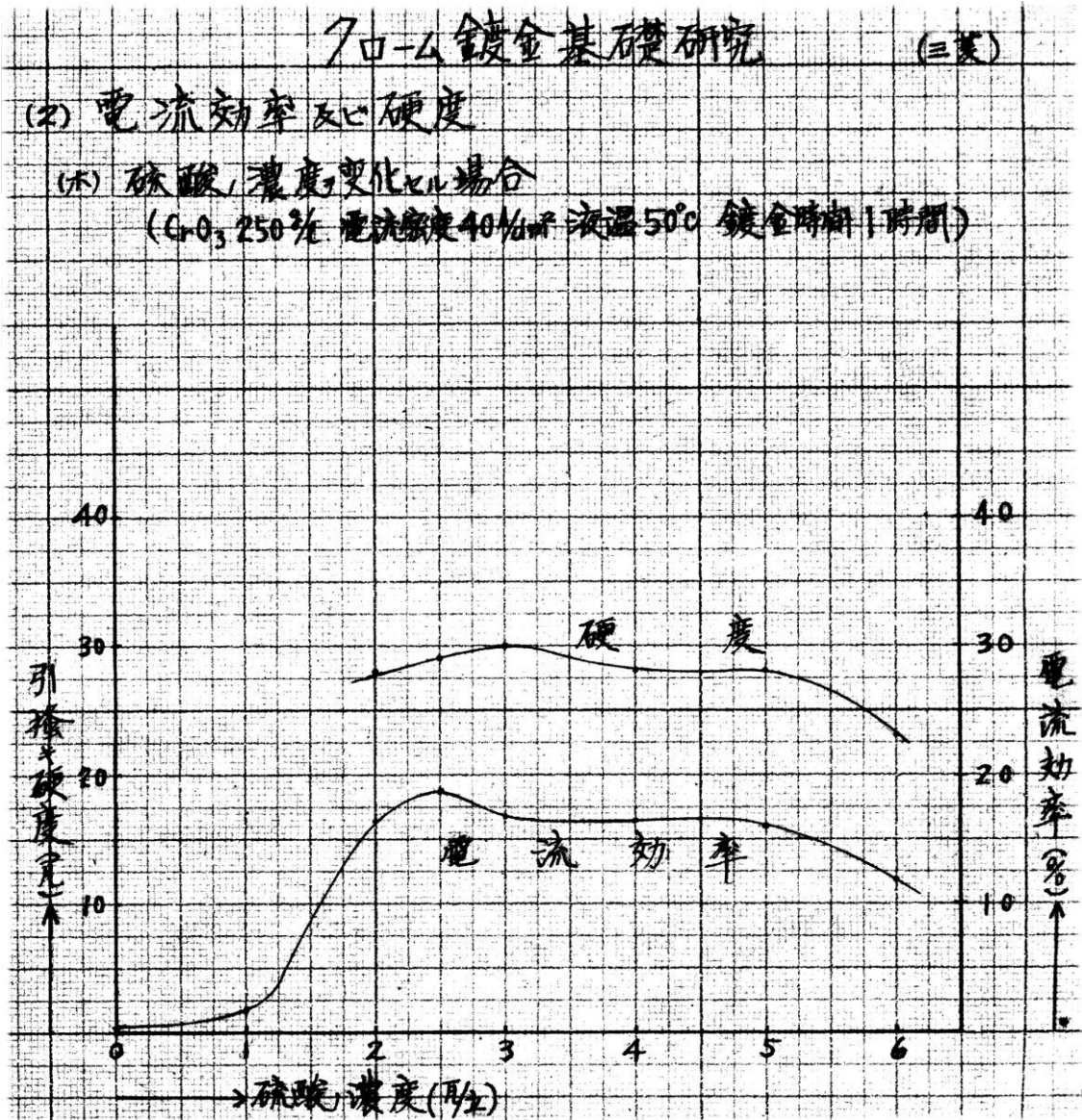
図III-V-79 Crメッキに係わる三菱での基礎研究データ(その3)





『發動機一般』より.

図III-V-80 Crメッキに係わる三菱での基礎研究データ(その4)



『發動機一般』より.

以上をはじめとする実験データを元に、メッキ層の硬度を高めつつ目標とされた厚さを稼ぐルートが探求されたものと思われる。その具体的な目標数値については遺憾ながら不明である。現在でも Cr メッキの実用範囲は  $5\sim 300 \mu\text{m}$  の間とされているが、航空発動機のリング用としては  $50\sim 100 \mu\text{m}$  程度で硬度が出ておれば良いということであつたらう。

なお、Cr メッキ液は強酸性である上、酸化力が極めて大きいため腐蝕によってメッキ有効面以外……ピストンリングなら上下面……の肌荒れを生ずる。それ故、非・有効面の仕

上げはメッキ処理終了後に行うことが望ましい。また、Crメッキは母材にも水素を吸収させて水素脆化を生ぜしめる<sup>307</sup>。

これを防ぐため、母材の硬度をメッキ無しの場合より HRC(ロックウェル硬度 C スケール)で 3~4 程落してかかり、かつ、最大でもロックウェル硬度(HRC)60 程度を超えぬ程度の母材を使用すること、HRC40 以上の母材を使用する場合にはメッキ層の硬度を落さぬよう 180~200℃で 1~4 時間のベーキング処理を行うことが良いとされている。当時、高芝がかよう点を含む勘所をどこまで掴み、業界を指導していたのかについては遺憾ながら目下のところ全く不明とせざるを得ない。確実なのは彼の背後に優れた技術を育てようとする深尾の厳しくも暖かい眼差しがあったことだけである。

## v) 中空冷却弁

### a) 三菱中空排気弁前史

中空冷却弁(内部冷却弁)そのものの開発については既に見た通りであるが、わが国における開発経過については永野 治による次のような回顧がある。

同じ頃【1930年頃】から各国でいわゆる中空冷却弁の研究が盛んに行われた。之は中空部に熱運搬剤を封入して傘部の熱を弁棒に運ぶのであるが、はじめは弁棒を中空に穿孔して水銀とアンモニア水とを封入する方法が有効とせられ、海軍でも此の方法を実験して卓効を確認した。しかし封入剤としてナトリウムがもつと好適であることがわかり、更に弁傘部迄中空に鍛造する方法を三菱、中島、日鍛の各社で導入し、いわゆるナトリウム全冷却弁が一九三六年頃から一般に用いられるようになった。此の方法は最初に三菱社がイスパノから導入したものでイスパノ六五〇馬力と金星二型の弁焼損対策に実用したのがそのはしりであつた<sup>308</sup>。

一方、材料の専門家である川村宏矣の回想は永野のそれとは少し異なっている。

中空冷却弁に関しては昭和六年(1931)頃より空技廠(当初はその前身たる発動機実験部)に於て田中修吾氏により特別の構想の許に研究が開始されていた。この方式は弁棒の中空部に水銀とアルコール【永野の回想と齟齬】の混合液を充填するもので秘密特許にもなつた極めて独創的のものであつた。

昭和七年(1932)にはイスパノ四五〇馬力発動機に装備し、試験の結果弁温度を一五〇

<sup>307</sup> 高強度の材料内に水素が吸蔵され、脆化割れを生ずる現象。材料の強度レベルが高くなる程、水素吸蔵量が増す程、脆化の程度は甚だしくなる。この件はまた後で問題となる。

<sup>308</sup> 『航空技術の全貌』(上)「原動機篇 一、航空用原動機」456頁、より。

中島と日本鍛工(→日鍛バルブ)の名が出て来たものの、両社の中空弁、少なくとも全冷却弁製造実績はそれ程大きくはなかったようであり、現に中島などは三菱から供給を受けてさえいた。中島関係で中空弁(全冷却弁)の製造工程について論じたモノとしては中島航空金属スタッフ、柿沼喜一郎・長野謙太郎の「模型に依る中空弁絞り工程の研究」中島飛行機(株)『中島研究報告』第8巻第2号、1943年12月(8月2日受理)、を参照し得たが、これは2ヘッドのスウェーピング・マシンに粘土素材による模型を嚙ませてその変形の進行状況を見るという誠に歯痒い実験の報告である。

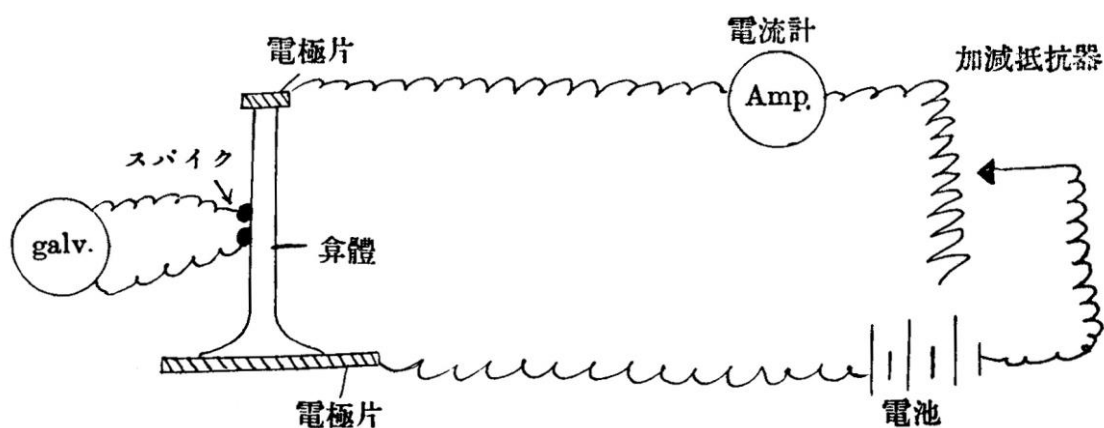
～二〇〇℃低下せしめることが出来て、極めて好結果に終つたが、其の後の実験により、弁の倒立せるものでは其の効果が薄く、而も其の後採用された大馬力の発動機には弁の倒立せるもの多く、且つ空冷式発動機では如何なる型式のものでも之を避けることが出来ないため折角の優秀なる研究も遂に実用される機会のなかつたことは返す返すも残念なことであつた<sup>309</sup>。

水銀の相方はアルコールではなくアンモニアである。また、ご兩人共、空技廠における初期の技術開発に対して身内最良の過度に甘い評価を与えているが、93式700馬力発動機におけるその不具合については既に見て来た通りである。

封入される熱媒体としてNaを極め付けとするとしても、難題はこれを収容すべき空間を如何にして小さなポペットバルブの内部に成形するかという点である。勿論、三菱におけるNa冷却排気弁は軸中空弁から始まった。しかし、その導入とて“これなら簡単”と言って済ませられるような過程ではなかつたらしい。正確なところは不明であるが、三菱における中空Na冷却排気弁導入史の一端については当時の文献を通じて垣間見ることが出来る<sup>310</sup>。

当該の研究は運転中におけるNaの挙動の一端を知るため、弁を直立させて400℃に10分保持し、そのまま冷却させた後、Naがどのような溜まり方をしているかを調べたもので、その方法は①：電氣的計測＝弁に10Aの電流を通じつつ弁棒各所に間隔5mmのスパイクを当て、検流計(ガルバノメータ)でその間の局所的抵抗によって生じた電圧降下による微弱電流を測ることを通じて当該箇所の局所的抵抗値を見出し、これと当該箇所の鋼材断面積との突合せによって局所的Na充填状況を推定する検査(図Ⅲ-V-81)と、②：X線撮影(図Ⅲ-V-82～-84)、③：切断検査の三つを絡めたものであつた。

図Ⅲ-V-81 電気抵抗によるNaレベル測定法



須永信二「材試 No.481 冷却弁のナトリウムの検査」より。本論文においては図に番号が振られていない。

<sup>309</sup> 『航空技術の全貌』(下)「航空機用材料 第一章 金属材料」380頁、より。

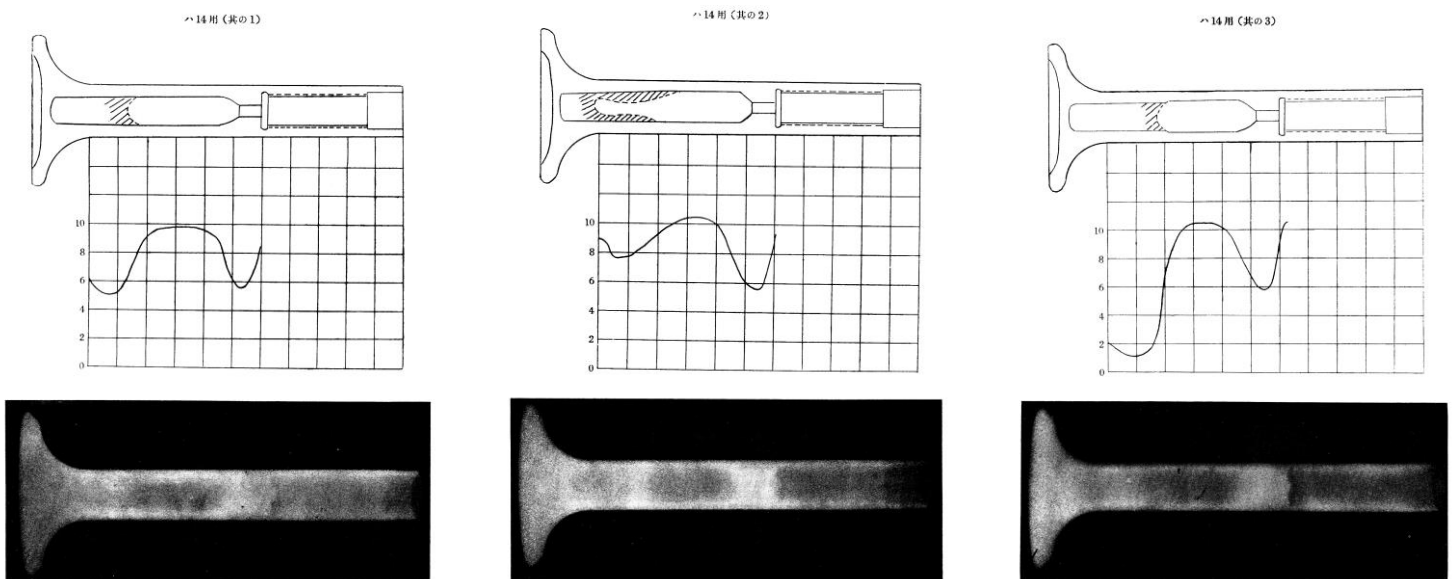
<sup>310</sup> 須永信二「材試 No.481 冷却弁のナトリウムの検査」三菱重工業名古屋航空機製作所『研究報告』1936年2月、参照。

このため、引用された参考図には電流測定値のグラフやレントゲン写真が添えられていたりしている。しかし、本稿の目的からすれば重要なのはその断面図における Na の存在態様如何ではなく、弁の断面図それ自体である。

さて、須永のこの報告において例示されている中で最も古い発動機と推定可能な機種はハ-14 である。かような呼称は陸軍の発動機を意味し、航空情報別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』232 頁の「陸軍航空発動機一覧表」にも確かにハ-14 なる三菱発動機の名が見られる。但し、データとしては複列 14 気筒、離昇出力 1000 馬力とあるだけである。

と言うことは、さして思案を巡らせるまでもなく、金星 4 型 A8c 出現以前の三菱複列 14 気筒発動機で離昇 1000 馬力と言えれば唯一つ、三菱 A1=海防義会 700 馬力を数えるのみである。かような所でその面影に再会出来るとはやや意外ではあるが、1929 年 12 月生れ、しかも就職口は無かったから、出戻った揚句、あるいは部品のレベルであれこれ研究の実験台として役立てられていたとしても何等、不思議ではない。

図Ⅲ-V-82 ハ-14 の排気弁 3 態

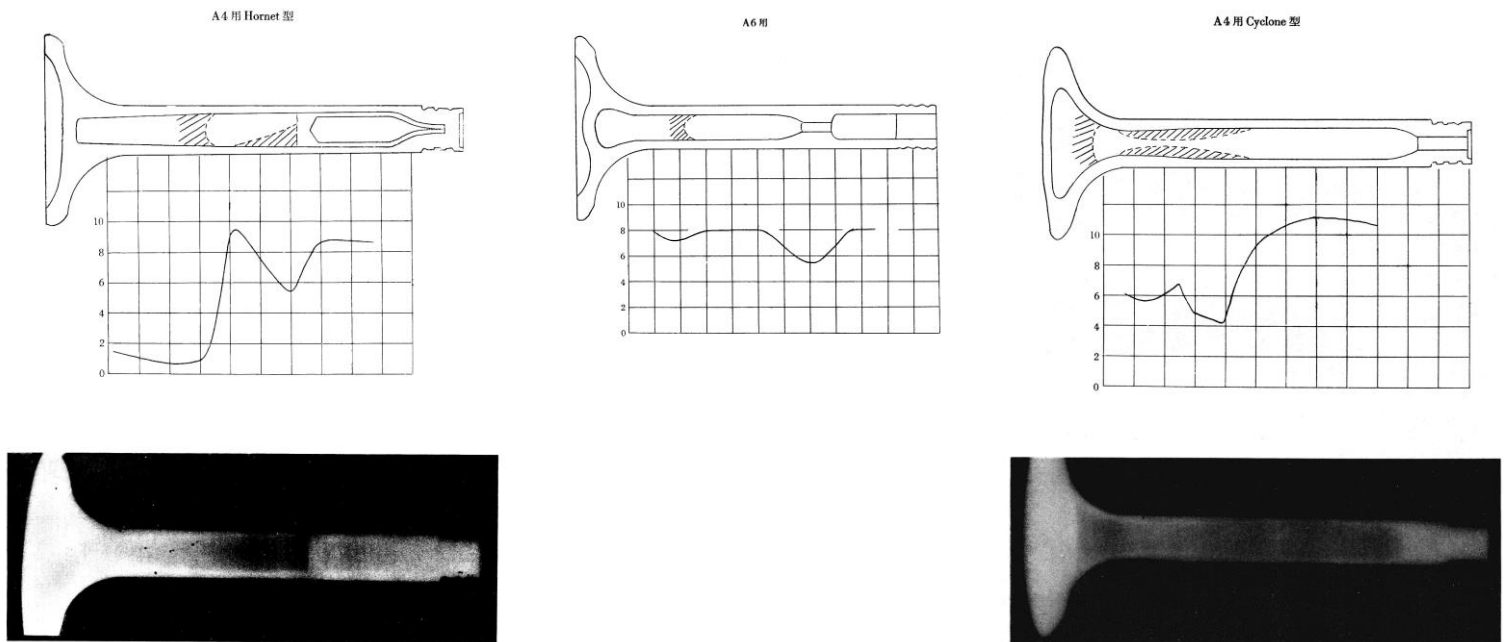


須永信二「材試 No.481 冷却弁のナトリウムの検査」より。

左と中との断面形状の異同については不明。右は明らかに内腔が 2 段になっている。

次に A4 用 *Hornet* 型、中島のハ-5 と鞘当てを演じた A6=震天改のモノ、A4 用 *Cyclone* 型全冷却弁の 3 つ。A4 については金星旧型、同 1 型、同 2 型の区別は付けられない。*Hornet* 型が 1 型、*Cyclone* 型が 2 型のものであるとすれば誠に納まり良い。恐らく、事実はその単純ではなかろう。

図III-V-83 A4用 *Hornet*型, A6=震天改のモノ, A4用 *Cyclone*型全冷却弁

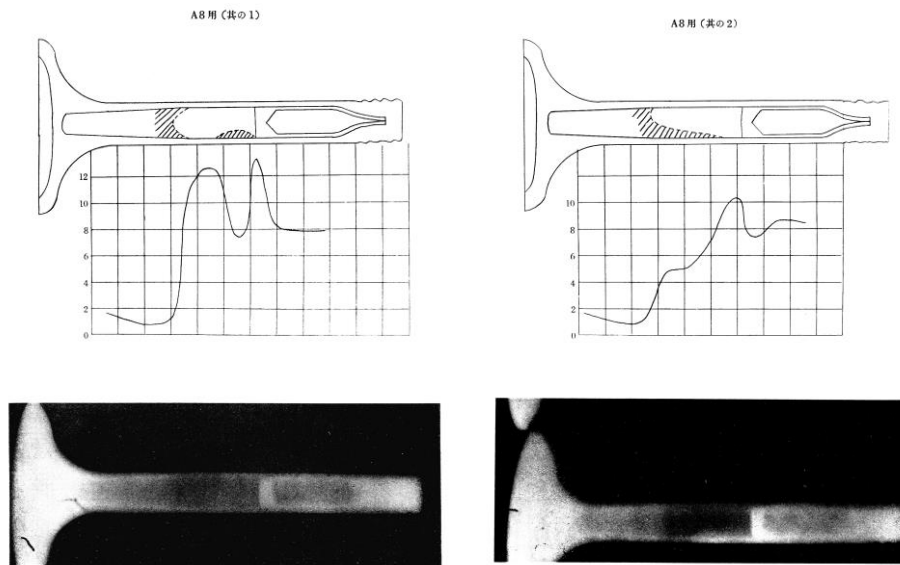


同上より.

A6用の排気弁断面は実物のカット面から起されたものであるため、レントゲン写真は無い。この排気弁は「紫黒色の酸化物が腔壁を蔽ふてゐた。之は弁用鋼が鍛造時に錆びたものである」という。金属酸化物は絶縁体に近い性質を有するため、電氣的測定法を狂わせるだけでなく、Naによる内腔湿潤の妨げともなる。須永はその防止策として内腔の酸洗い法を開発している。

続いてA8=金星3型のもの2態. 上の3例に見られる論理的に整合した展開からすれば、意外とも思えるが、弁の構造自体はA4用 *Hornet*型と寸分変わらず、Na付着状況も似たり寄ったりである。これも遺憾ながらA8のa, bなのかcなのかはハッキリしないものの、恐らくcではないと考えられる。

図III-V-84 A8用排気弁2態



同上より.

前掲 A4 用 *Cyclone* 型全冷却弁は弁棒端へのプラグ打込み, 弁面へのステライト盛未施行というその格好からすれば, 後の決定版に一段階先立つライト初期型全冷却弁とでも称されるべきモノである. *Cyclone* でもこれは F 型から採用されたものらしい. F 型は *Cyclone* がボアアップにより R-1750 から R-1820 へと進化を遂げた画期をなす作品であるが, F-1, F-2, F-3 の公式性能曲線がそれぞれ'34 年 7 月 9 日, 7 月 6 日, 7 月 11 日の試験によって得られているから, 全冷却弁の採用は'34 年下半年投入のサフィックス付き性能向上型に始まったものではないかと推測される<sup>311</sup>.

A4 の内, Rc=後の金星 2 型は 1934~36 年に少数, 製造された発動機であるから, 三菱はそこで *Cyclone* 型全冷却弁というライト社にしても当時最新であった技術を逸早く格好だけは真似てテストしてみたということになる. また, 続く A8=差当りある段階での金星 3 型における全冷却弁の不採用という事実は未だこの技術自体, あるいは三菱の生産技術において克服されるべき問題が存在したことの証明とも解釈可能である.

須永の上記論文から僅か 3 ヶ月後, 『研究報告』にヨリ進化した, 即ち *Cyclone* 決定版にほぼ等しい構造的特色への進化を体現した全冷却弁に関する報告が現れた. その内容につ

<sup>311</sup> F 型における全冷却弁(勿論, 排気弁)採用については富塚 清編「航空ガソリン機関」(富塚・大井上『航空発動機』内燃機関工学講座 第 9 卷)127 頁, 第 69 図, 神蔵『航空発動機の設計』404 頁, 附録 第 8 図, その弁の部分カット写真として 288 頁, 第 187 図, 参照.

性能曲線については宮本晃男『ライトサイクロン航空発動機取扱解説』育生社, 1940 年(旧版), 附録 25, 26, 27 頁, 参照. 同書改訂版にも性能曲線は収録されているが, 旧版 20 頁にあった神蔵の附録 第 8 図と同じ潤滑系統図である第 35 図が改訂版 22 頁では弁回り等の添図が省略されたモノ(第 46 図)に置き換えられてしまっているので, この場合, 何れかと言えば旧版を参照する方が一挙両得である.

いては順次、紹介を試みるが、その眼目は要するに、素材を長手(軸)方向に叩き延す鍛圧法では弁頭部に十分な鍛錬が及ばず、鍛流線がそのまま残る。このため、袋の中央部が弱くなりがちで、従前、弁頭部の材料欠陥により Na 漏れを生ずるような Na 全冷却弁が製造されて来た。これを如何にして回避するかということにあった<sup>312</sup>。

材料として用いられたのは FWV 鋼(繰返しになるが、C : 0.35~0.45%, Ni : 13~15%, Cr : 14~16%, W : 2~3%)であった。これは日本特殊鋼の製品であつたらしい<sup>313</sup>。

關口の示す鍛造法は：

No.A : 70φの素材を長手方向に鍛伸し軸部を成形する(頭部はほぼ素材のまま)

No.B : 70φの素材の頭部端を丸タップで絞り切ってから成形する

No.C : 50φの素材を据込み<sup>アブセット</sup>により 70φとした後、成形する

No.D : 70φの素材を丸タップでせん断した後、成形する

No.E : 50φの素材端を丸め(外周であつた部位を中央に寄せ)てから【据込んで?】成形する

A は従前の“格好をしたモノが出来ればそれで良し”という工法、B 以下は何れも素材全体ないし頭部となる部位を鍛錬強化する、あるいは素材中央部を脇に押し遣るための工夫である。

なお、「丸タップ」というのは“火造り”作業において丸い軸物を成形する際に用いられる手持ち金型で、上下に分たれる。“横座”は下タップを金敷に嵌め込み、その上にハシと呼ばれる特大の“やっこ”で掴んだワークを片手で保持して載せ、その上にもう一方の手で上タップを被せ、“向ウヅチ”などと呼ばれる大ハンマを持つ“先手”に指示して打撃を行わせる。つまり、本工程は型鍛造などではなく全く鍛冶屋仕事の自由鍛造に依っていたということである。

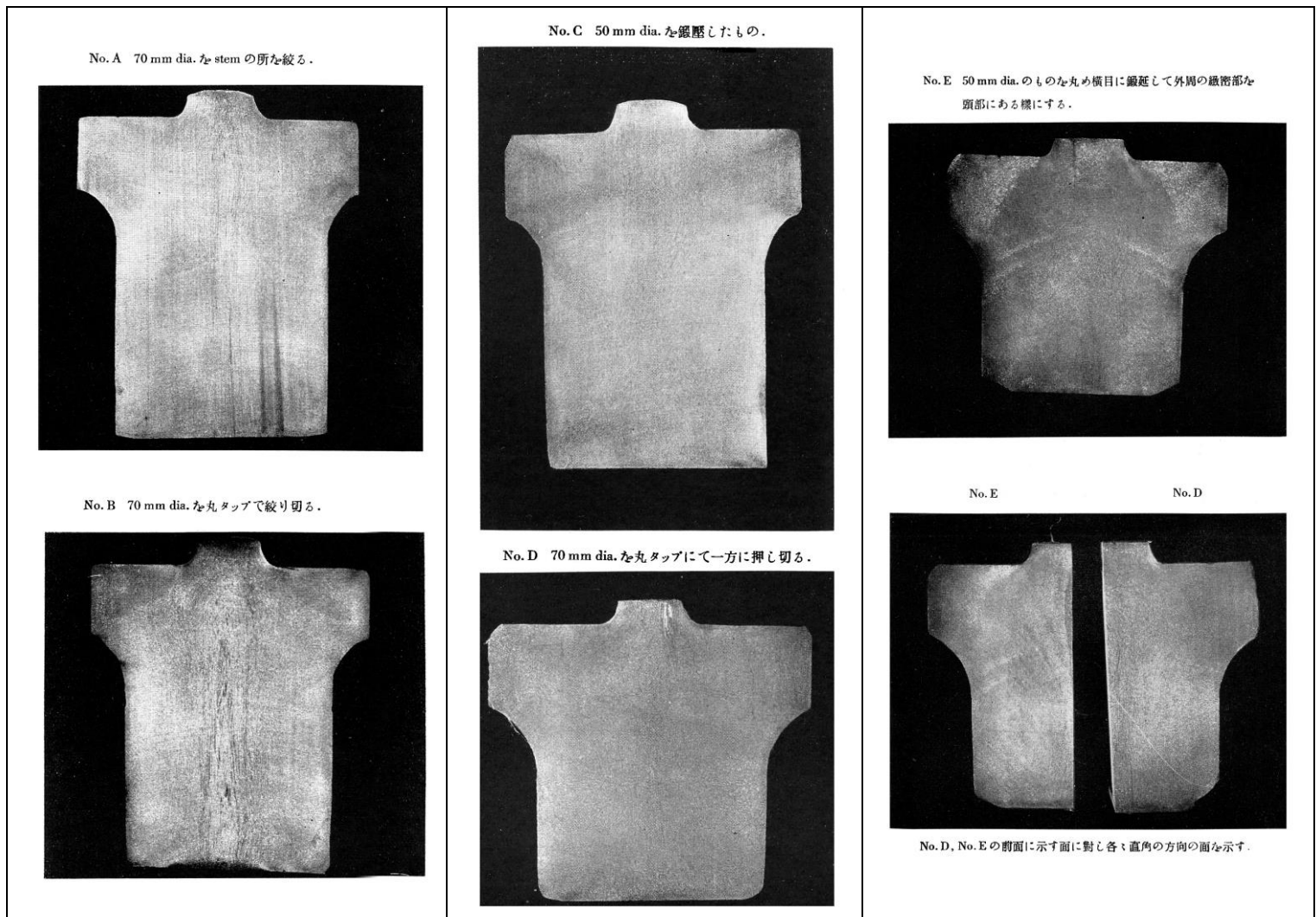
先ず、各工法によって成形されたワークの断面を載録しておく(図Ⅲ-V-85)。

### 図Ⅲ-V-85 工法 A~E によって成形されたワークの断面

<sup>312</sup> 關口次郎「材試 No.494 鍛造法に依る全冷却弁」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936年5月号。關口は材料、とりわけ弁用鋼の専門家で、高 Ni-Cr-W オーステナイト鋼である FWV 鋼をはじめとする弁用鋼の性質について数点の研究結果を同誌上に発表している。それに拠れば、FWV 鋼は高温での強度、耐蝕性が大である半面、先にも述べたように常温での硬度ならびに熱伝導率は低い。常温で柔らかければ機械加工し易く、常温硬度の不足は弁軸窒化や要部へのステライト盛で、熱伝導率の悪さは冷却剤の働きでカバー可能である。よって FWV 鋼は中空排気弁の材料に適するということになる。關口「材試験 No.504 JCW 鋼の熱処理と機械的性質との関係」,「材試 No.505 弁用鋼の高温抗張力試験」,「材試 No.533 高 Cr-高 Ni-W 鋼(FWV 鋼)に及ぶ Si の影響」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1936年7月,12月,参照。

自動車機関の排気弁に広く用いられたシルクローム鋼が高温強度に劣るという指摘は既にシー・エフ・テラー講述『航空用發動機的设计に就て』49頁にも見られる。テラー推奨の材料は Co-Cr 鋼並びに高 W 鋼であった。

<sup>313</sup> FWV を含む弁用鋼については第 I 部でも言及された日本特殊鋼合資会社技師、石原善雄による『特殊鋼』共立社 實用機械工学講座・材料篇,1934年,第10章,参照。



關口次郎「材試 No.494 鍛造法に依る全冷却弁」PL-1 より.

上部の突起がワークの掴み所であったのなら元々はヨリ長い突起であった筈であるが、恐らく、単に後々、旋削加工する際にセンター穴を穿つためだけに打出された突起であったと想われる。A は 70φ、定寸の丸棒を絞ったもの、B は同じ丸棒を絞った上で切断したもの、C は 50φの細い素材を据込んで太短くし、鍛錬効果を狙ったもの。D は 70φの素材をせん断して中央の要注意箇所を脇に寄せると共に鍛錬効果を期待したもの。E は 50φの細い素材の端部を丸めた後、据込んだもの。右下は D と E について既表示のそれと直角の断面を示したものである。

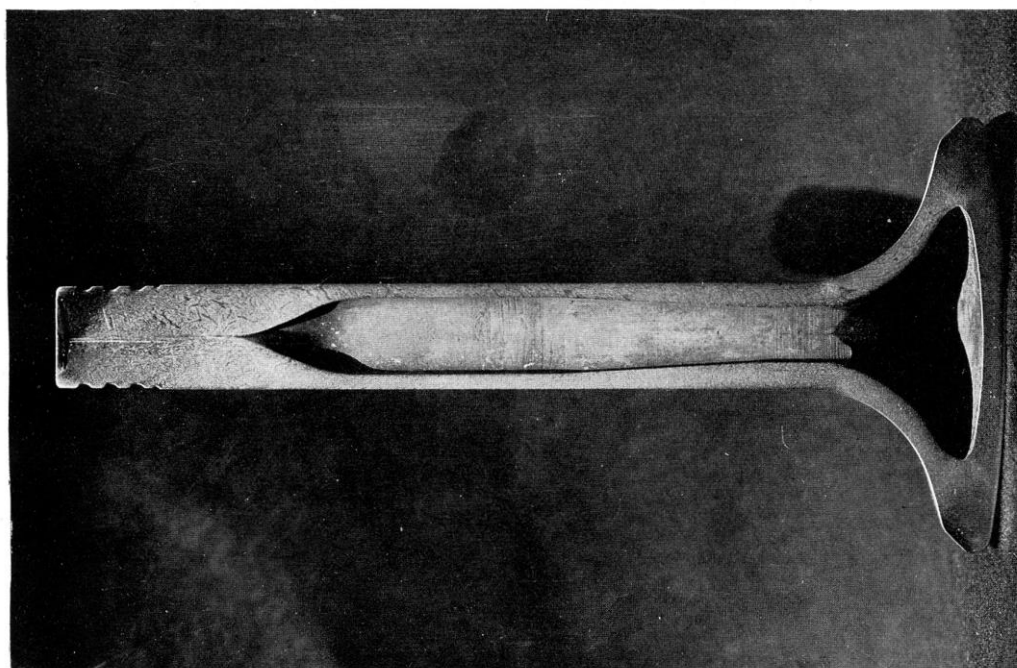
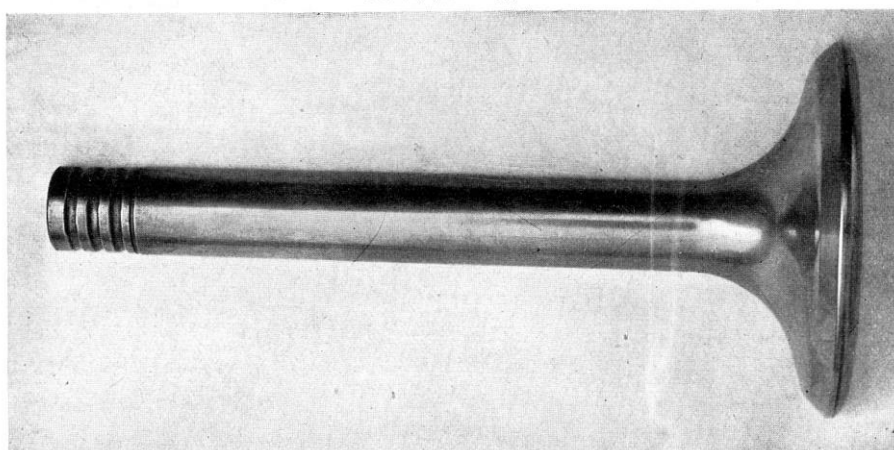
方法 E で鍛造後、完成された全冷却弁の外観と断面が図Ⅲ-V-86 に示されている。断面からは軸端にプラグ省略構造への進化が確認される。軸部を叩き伸ばす前に内腔を如何にして成形したかという肝心の点は伏せられている。件の突起は裏返せば位置決めに役立つから、その状態で中央にポンチを打込んだとも考えられるが、自由鍛造でそんなコトを遣っても精度など出る筈もない。完成品断面図の内腔表面にバイトの痕がハッキリと認めら



れるところから、事後的に、即ちポンチ打込みかドリル穿孔によってコップ状のワークを形成した後、成品形状に対応した中グリ加工，しかも円筒状ではなく奥広がり<sup>・</sup>のそれが行われた点について疑う余地はない。また、当然ながら外周りに曲線プロフィールを与え易くするため、首下~軸部外径旋削も併せて実施されていたのであろう。将に“為せば成る”である。

### 図Ⅲ-V-86 完成したトムソン弁とソックリの全冷却弁

PL-2 表面外観及び断面肉眼組織



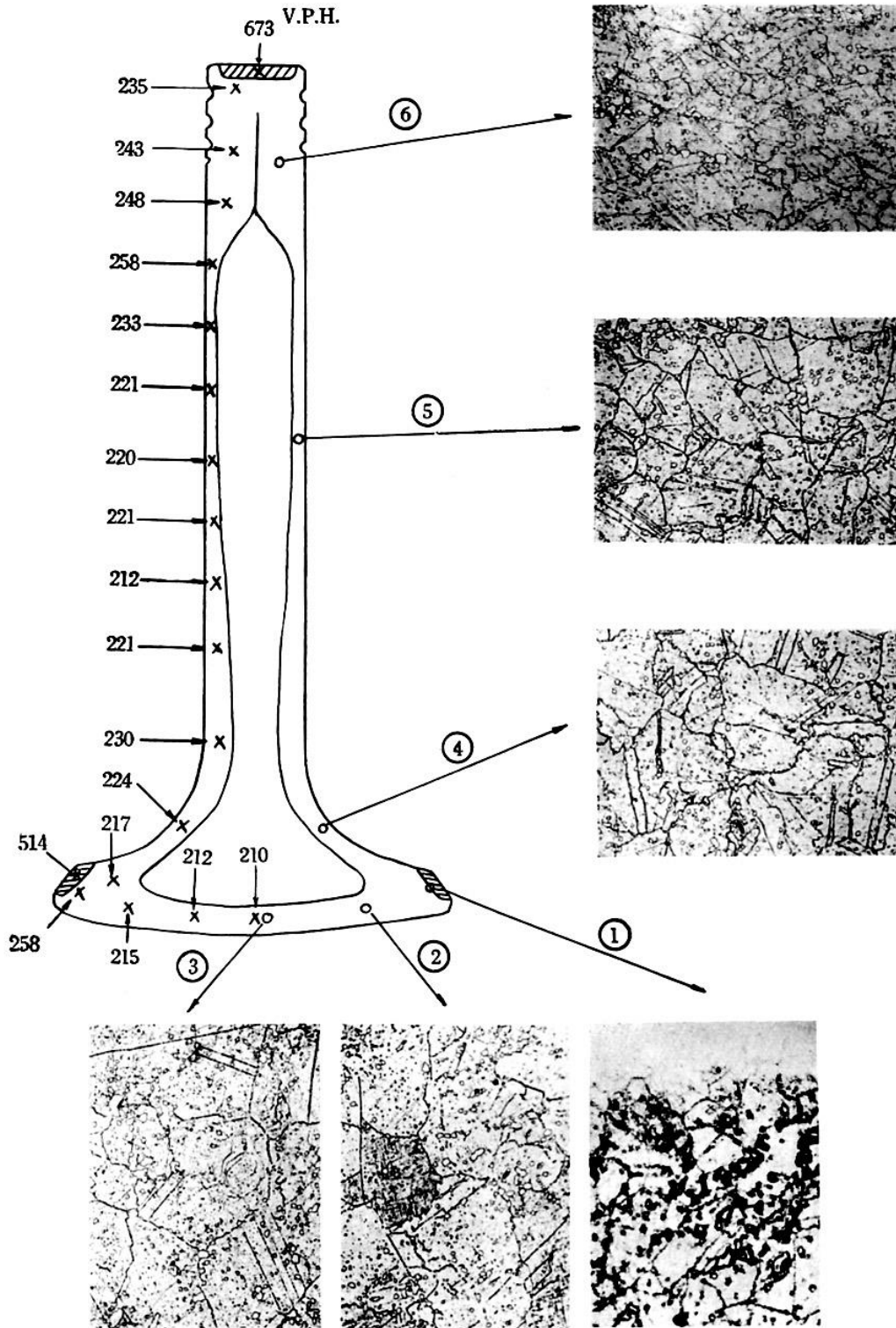
同上，PL-2.

弁体完成品各部の硬度ならびに組織は図Ⅲ-V-87 に示されている。斜線部にはステライト盛が施されており、特に高い硬度が記録されている。

図III-V-87 弁体完成品各部の硬度ならびに組織

PL-3 断面硬度と顕微鏡組織

×250



同上, PL-3.

關口は実験結果を総括して：

結果は横に 1 回延し、之を以て弁の型に鍛造するので充分である事が分つた。

又此の方法で作つて居る全冷却弁の 1 個を任意に取つて組織を見るに、求むるものに近い。然し尚數回縦横に鍛壓鍛延する方が更に優良なものとなる事が分つた。と述べている。明晰な文章とは言えぬが、“D でも充分ながら E の方が更に優れている”ということであろう。

実は、須永や關口による実験が行われた時期と重なる 1934~’36 年という年回りは中空排気弁技術史上、非常に微妙な時期をなしている。それはイスパノ・スイザとライトにおいて同様の、但し遙かに完成度の高い技術が開発されつつあったからである。

三菱における本件直接の関係者による回顧譚は等しく三菱における Na 封入全冷却弁の導入がイスパノの技術の模倣として行われた状況を語っている。先ず、三菱における中空弁国産化の立役者である末吉国夫は「支那事変に突入する少し前」、即ち 1937 年上半期の事蹟として：

中空弁のニュースは巴里に駐在中の櫻井【俊記】さんの技報が最初である。簡単過ぎて迷ったけれど、熱間加工だというので、お鉢が廻って来た。その後中川【岩太郎？】さんから数葉の写真を添付した、「イスパノ」の工作状況の技報を戴いたので、大いに力づけられた。

と述べている<sup>314</sup>。

また、当時、櫻井俊記らと共にイスパノ社に派遣されていた佐藤仙一もまた、

昭和十一年イスパノ社に技術習得に行った時既にナトリウム封入冷却排気弁は採用されていたので、金星にも採り入れることとなった。

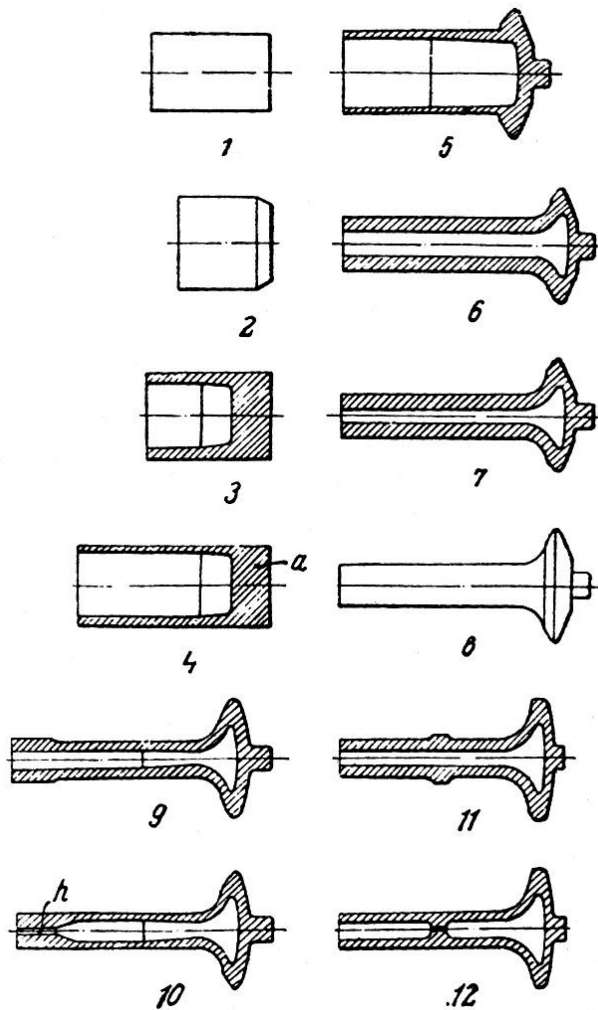
と回顧している<sup>315</sup>。

Marc Birkigt による当該特許＝フランス特許 787,923 号の出願、公告期日については承知しないが、そのイギリス特許 GB 435,576(A)は’34 年 4 月 25 日出願、’35 年 9 月 24 日公告であるから、似たような日付であつたろう。この特許の内容は概ね図Ⅲ-V-88 ようなモノであつた。

### 図Ⅲ-V-88 Marc Birkigt による中空弁製造技術特許の概要

<sup>314</sup> 末吉国夫「中空弁の思い出」『往事茫茫』第一巻、225 頁、より。

<sup>315</sup> 佐藤仙一「充ち溢る名古屋三菱十五年」同、302 頁、より。



Production of Blanks for Salt-Cooled Poppet Valves. *Automotive Industries*. Vol.79, No.8, 1938/船山孝輔訳「鹽類冷却茸型弁の素材の製作」『内燃機關邦譯文獻集』第3卷 第9号, 1938年, より.

本図自体は ATZ からの転載であるという.

弁頭の直径を 3in., 弁の全長を 5.6in. と仮定した場合, 1: 直径 2in. の丸棒より長さ 3in. の素材が切り取られ, 2: これを赤熱させて直径 2.4in. に据込みつつ, 一端を芯出しに便利なよう長さ 0.40in.,  $60^\circ$  のテーパとして成形し, 3: 頭部に 0.92in. の肉厚を残すまで直径 1.6in. のポンチを打込みつつ外径約 2.2in., 長さ 3.08in. の底付き中空円筒に鍛伸する.

ここで再度ヒートし, 4: 外径を 2.08in まで叩き丸めれば長さは 4.8in. となる. 次に空洞部にプラグを押込み, 5: ドロップハンマを用いた型鍛造により弁頭を据込み成形する. 同時に頭部には芯出し用の突起も成形される.

続いて, 6: 軸部の外径が 1.4in. まで縮められ, 長さは 6in. まで伸ばされる. 更に 7: 軸部外径を 1.08in. まで縮小させる. この時, 全長は伸ばさない. 6 と 7 には“すくめ機械(Swaging machine)”を用いることが望ましい. かくすれば 7 において全長を抑えつつ叩き丸めを行う

ことが出来る。

8 はこのようにして出来た素材，9~10，11~12 は機械加工によって軸の外周，所望の位置に“カラー”が成形され，続いて冷却剤を入れるための小孔を残すまでに軸部が熱間で叩き丸められた状況を示す。勿論，頭部の突起は最終的に切落とされる<sup>316</sup>。

以上要するに，Birkigt による鍛造法に抛る限り弁頭の鍛錬は十二分に実現されており，袋の<sup>ほころ</sup>綻びを心配する必要は少しも無くなるワケである。請求範囲は内腔成形のための中グリ加工も外部形状付与のための外径旋削も排除された純・塑性加工である。言わずもがなではあるが，次の段階では形状精度を出すための機械加工が行われねばならない。末吉や佐藤による回想からする時期的照応性からしても關口によって伝えられた工程自体の未熟さからしても，須永や關口が掲げた全冷却弁はイスパノの模倣でも殊勝なる特許回避策でもなく，イスパノ以前の，古層に属する技術であったと判断するに若くは無い。

では，三菱における中空弁製作に係わるヨリ古層に属する技術的蓄積は一体，どの辺りから来たのであろうか？ 富塚 清はこの全冷却弁々体の成形技術についても実に興味深い回想を記してくれている。それは三菱 A1=海防義会 700 馬力発動機が製作される遙か以前の事蹟である<sup>317</sup>。

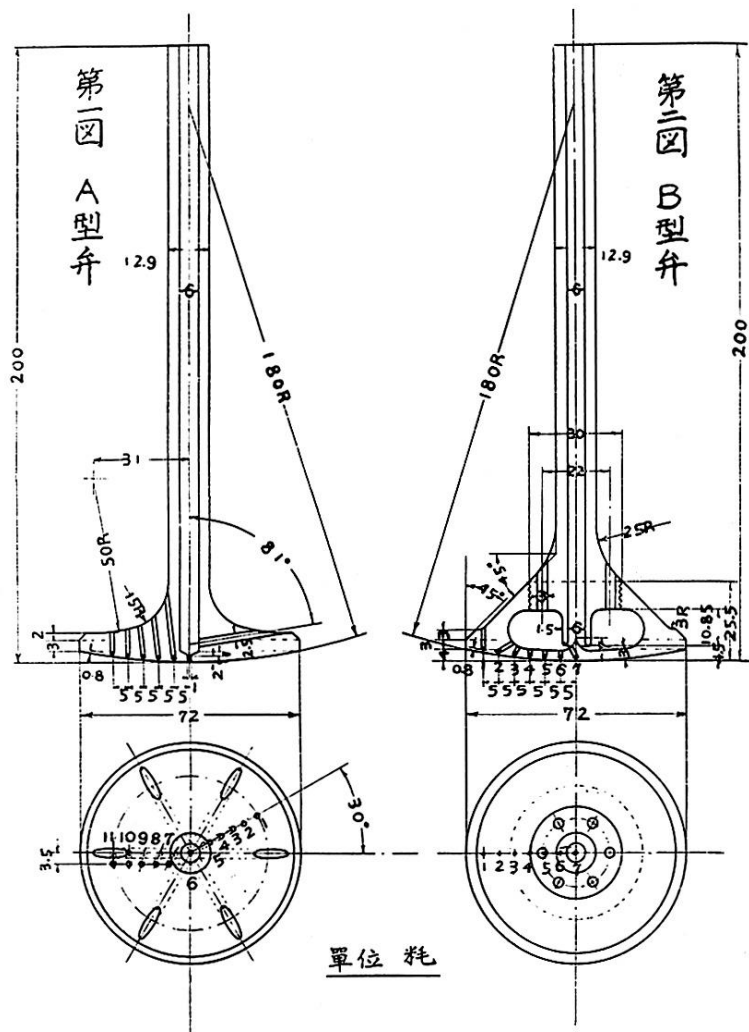
海防義会による航空技術開発支援はそれが発足した 1923 年頃は BMW 直列 6 気筒発動機の改良に向けられ，東京帝大航空研究所にて空冷式排気弁が開発された。勿論，その担当者格は富塚自身であり，研究成果は(富塚の語る『航空研究所彙報』ではなく)『航空研究所雑録』に発表された。ここでは開発された 2 種類の空冷式排気弁の図を掲げるに止める。何れも中空の弁軸内を空気供給路とし，ここから空気を送って弁頭の裏面から噴出させる構造であったが，弁頭の構造には大きな違いが見られた(図Ⅲ-V-89)。

### 図Ⅲ-V-89 富塚 清によって開発された空冷排気弁

---

<sup>316</sup> イスパノにおける全冷却弁の製法全体について写真と文章を用いて解り易く解説した文献として A., Ballet, The Manufacturing of Hollow Valves. *Aircraft Engineering*. Vol.11, No.124, 1939/竹内 靖訳「中空弁の製法に就て」『内燃機關邦譯文献集』第 5 卷 第 8 号，1939 年，を挙げておく。

<sup>317</sup> 富塚 清「戦前の航空エンジンの研究」日本航空協会『日本民間航空史話』323 頁，参照。



富塚 清「内燃發動機排気弁の空気冷却に関する研究(海防義會航空發動機設計調査委員會報告其一の概要)」『航空研究所雜録』第23号, 1925年6月, より。

沢山の小穴は実験用に熱電対を収めるためのもの。高温油中, 溶融鉛中に弁を浸け, 定常温度になったところで取り出し, 空冷して温度降下の進行状況が測定された。

御覧のように B 型弁は組立構造ながら一種の全冷却弁であった。そして, 実験結果を踏まえ, 新設計の発動機には B 型弁を採用することまで決定されたにも拘らず, 結局この発動機開発計画そのものが立ち消えとなってしまった。しかし, 続いて当時新進のイスパノ 600 馬力を空冷化した発動機開発の議が起り, 空冷排気弁が再び陽の目を見る運びとなる<sup>318</sup>。

そこからの経緯に係わる富塚の回想は理解し難い。単なる放射状の空気孔を持つ空冷弁

<sup>318</sup> この空冷化に係わる特許として 1926 年 7 月 8 日出願, 1927 年 10 月 29 日特許の「特許第 74231 号」“空気冷却式内燃機關ノ排気装置ノ改良”, 1926 年 7 月 8 日出願, 1928 年 1 月 9 日特許の「特許第 74973 号」が何れも義勇財團海防義會に対して認められている。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』23, 25~26 頁, 参照。実際の発案者は富塚 清であろう。富塚はこれら以外にも夥しい特許技術を考案している。

では不十分で、弁頭を袋状とすべしという横槍が入ったというのであるが、そんなモノは B 型弁として既に出ていたワケである。B 型弁の難点を突きたいのであれば、ネジによる組立構造の危うさが指摘されるべきであろうが、確かに、B 型のような分割構造であれば、頭部の中グリは遣り易くはあったワケである。この辺り、富塚の記憶に 1938 年、周回航続距離の世界記録を樹立した“航研機”の川崎 BMW 改造発動機に装備されることとなった A 型弁の印象が強固に焼き付けられていて、これより先に選好された B 型弁に関する記憶が不鮮明になっていたのではないかと疑われる<sup>319</sup>。

ここで重要なのは、一体化成形のためには語られていないが、富塚が全冷却空冷弁を：  
長い削り工具の先きに外側に押し進め得る可動バイトをおくことで、まがりなりに  
も実現できた。（三菱の名古屋発動機の工場で行。）

と述べている点である。つまり、三菱が極小型のボーリング・バーを誂えてくれたということ、これなら組立式ではない全冷却弁の製作が可能になるワケである。

しかし、当時、未だ名發が名航発動機部でしかなかったことは措くにせよ、長い弁軸に明けられた僅か 6φ 程の孔を通して軸・頭部一体式に成形された弁の弁頭内部の中グリするようなヘッドを挿入するなどということは不可能である。よって、これは絞る前のコップ状のワークに対する奥広がり断面の中グリに係わる記憶と解されて良い。つまり、富塚の「まがりなり」とは即ち、前掲図 V-85, 86 に到る古い工法、ということになる。

それにしても、かような中グリ(恐らく、プラス旋削)法では如何にも非効率である。富塚は：

そうこうしているうちに、三菱名古屋発動機の鍛造の係りの人(氏名不詳)から、もっと  
うまい改良案が出た。それは弁軸部を最初袋部と同じ直径の太い管としておき、そ  
れを鍛造で次第にしばって小径にしてゆくというのである。やってみるとこれはすこ  
ぶるうまく、十分量産向きでもある。これが完成したので……中略……こちらは得意。

と続けている。これは即ち、イスパノ工法の導入である。

もっとも、現実には上述のイスパノ空冷化計画にさえ横槍が入れられた。その揚句、これに代って実施された気乗りのしない開発ターゲットが件の三菱 A1=海防義会 700 馬力発動機であったという筋書きである(29 年 12 月完成)。

その後日譚として富塚は、Birkigt 式中空弁体鍛造法が我が国において出願された際、富塚が保管していた三菱中空弁の資料と共に審判廷に証人として出席し、特許申請を却下させたと述べている<sup>320</sup>。

実際、Birkigt は日本の特許として「82,136, 内燃機関の気筒外套体(1929 年 6 月)」、「第 85811 号, 内燃機関の唧子及び気筒の改良(1930 年 3 月)」、「第 86828 号, 内燃機関用温度保証弁(1930 年 5 月)」、「第 99424 号, 内燃機関における弁制御装置の改良(1933 年 2 月)」、実用

<sup>319</sup> 序でながら、この B 型弁に相当するモノは 1924 年 10 月 1 日出願、1925 年 7 月 6 日特許、義勇財團海防義會「特許第 64584 号」“内燃機関用弁ノ空気冷却装置”として登録されている。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』8 頁、参照。

<sup>320</sup> 富塚 清「戦前の航空エンジンの研究」『日本民間航空史話』325 頁、参照。

新案として「第 166787 号，往復内燃機関の連桿(1932 年 3 月)」，「第 158820 号，軸承冷却装置(1931 年 7 月)」といった登録実績を有しているが，全冷却弁製造法についての特許は取得出来ていない．どうやら富塚が中グリの件を誤魔化して巧く丸め込んだのであろう<sup>321</sup>．

これはアメリカでもライトの実施例故に **Birkigt** の当該特許が認められなかった経緯と外見上同じで，発展途上国としては壯とさるべき快挙である．但し，三菱の“為せば成る”式旧技術自体はライトやイスパノにおける対応物程の完成度には達しておらず，“取敢えず格好をしたモノが出来る”という次元の技術に過ぎなかった．さればこそ，關口は鍛造粗形材の局所的鍛錬不足の解消に極めて回りくどい村の鍛冶屋的工法の動員に汲々とせざるを得なかつたのであり，間もなく三菱の関連技術部隊は一斉にイスパノ技術の完全模倣へと走らざるを得なくなつたワケである．かような脈絡からすれば，“このビルキットの案たるや，我々と三菱との協力で十年も前に実施したのと寸分ちがわぬものなのである”という富塚の見解は法廷談義と同様，技術の細部を無視した独善的議論ということになる<sup>322</sup>．

#### b)金星 40 型用全冷却排気弁の製造

では，金星 40 型の排気弁はどのようなモノであり，ヨリ具体的には如何にして造られたモノなのであろうか？ 先ず，**Ovens** が掲げてくれた画像から入ることにしよう(図Ⅲ-V-90)．

#### 図Ⅲ-V-90 金星 40 型の吸排気弁

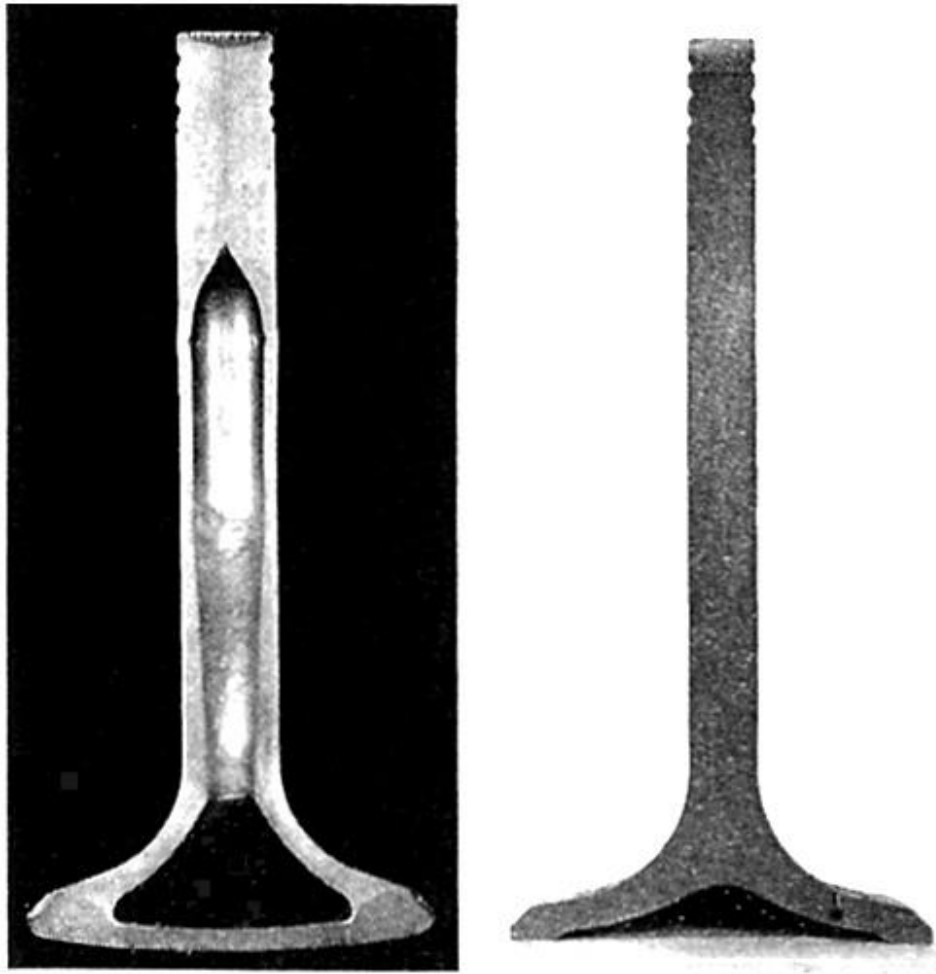
---

<sup>321</sup> 村山敏三『最近十年間の特許 内燃機関の發明』養賢堂，1939 年，卷末附表，参照．なお，**Birkigt** のイギリス特許 435,576 は發明公報協會『英國特許総覽 内燃機関』においては落とされている．国内特許が認められなかった以上，存在せぬのも同様という位置付けであろうが，これも技術の委細を弁えぬ独断的行為の一つである．

<sup>322</sup> なお，行論とは外れるが，三菱は頭部の蓋と漏斗状の首下から成る溶接組立構造の中空弁製造法に関する実用新案をも保有していた．1940 年 9 月 18 日出願，1941 年 1 月 26 日公告の三菱重工業「昭和十六年度實用新案出願公告第 18225 號」“中空弁”がそれである．

その主張は既往の溶接法は環状接合面を凹凸に成形し噛み合わせを図るモノであるため却って密着接合を困難にしている嫌いがあり，この憂いを回避するため両方の接合面を平面ないし緩凸面に成形し，溶接時の密着性を確保するという点にあった．また，本工法は以下に述べる絞り成形法において避けることの出来ない肉厚の不均等を防止出来るだけでなく，生産性も相対的に高いと主張されている．『航空機特許総覽 第二輯 航空機用原動機』718 頁，参照．





Ovens, Some Notes on Design Features of THE MITSUBISHI KINSEI ENGINE. Fig.25, 26.

その概寸は、相変わらず“トムソン弁そのもの”といった構造を有する排気弁は頭部径 2.53in.(64.26mm)，軸部径 0.62in.(15.75mm)，弁面傾斜角  $45^\circ$ ，吸気弁は頭部径 2.67in.(67.82mm)，軸部径 0.43in.(10.92mm)，弁面傾斜角  $45^\circ$  であった。インチ表示であるため本来の寸法を掴み難いが、一応の目安にはなる。因みに、ボアは 5.5in.(139.70mm)，ストロークは 5.92in.(150.37mm)と表示されているから、一連の数値は $\pm 0.3\sim 0.4\text{mm}$ 程度はかなり大きな誤差を含むラフな換算寸法に過ぎなかったワケである。なお、『發動機一般』には金星 40 型について「吸気弁 傘部外径 67 耗」とある。排気弁に関するデータは無い。また、『取説』に拠れば、吸排気弁の材料は吸気が高 W-Cr 鋼，排気は Ni-Cr-W 鋼，共に弁の「外表面」には Cr メッキ，軸端には吸気弁が焼入れ，排気弁はステライト盛が施されていた<sup>323</sup>。

<sup>323</sup> Ovens は金星 40 型の吸気弁が W : 13.2%，Cr : 3.2%，Ni : 0.8%，Co : 0.4%，Mn : 0.4%，Si : 0.4%，C : 0.5%を含む合金鋼，排気弁が高 Cr・高 Ni・W・Co 合金鋼であると述べているが，Co を含む材料が用いられていた事実は無く，単に硬度試験からの推定を述べ

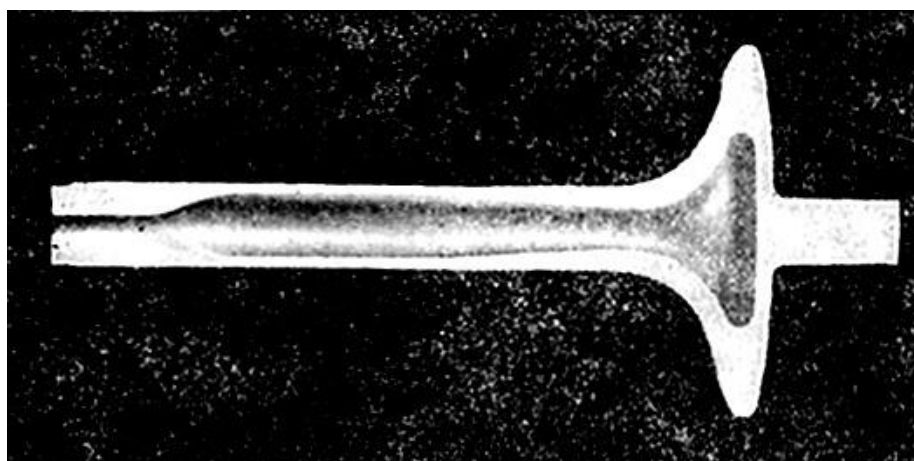
成熟の域に達した全冷却弁の製造工程を三縄秀松『航空發動機主要部品検査法』(11~27頁)に尋ねれば次の通りである。三縄は三菱 OB であったから、恐らく、彼によって紹介された鍛造工程はイスパノのそれであろう。後に続く機械加工等の諸工程に関して、三縄はここでも HM 504A なる仮名を用いているが、この影武者本人が全冷却弁などを用いるような高度な発動機ではなかったという点については既に見た通りである。恐らく、以下に 67 のステップに分けて示されているのは金星 40 型用全冷却弁の加工→検査工程に直接間接に係わるノイズ入りの情報であると見られる。順を追って各ステップを紹介して行こう。

#### [1. 鍛冶＝粗材鍛造]

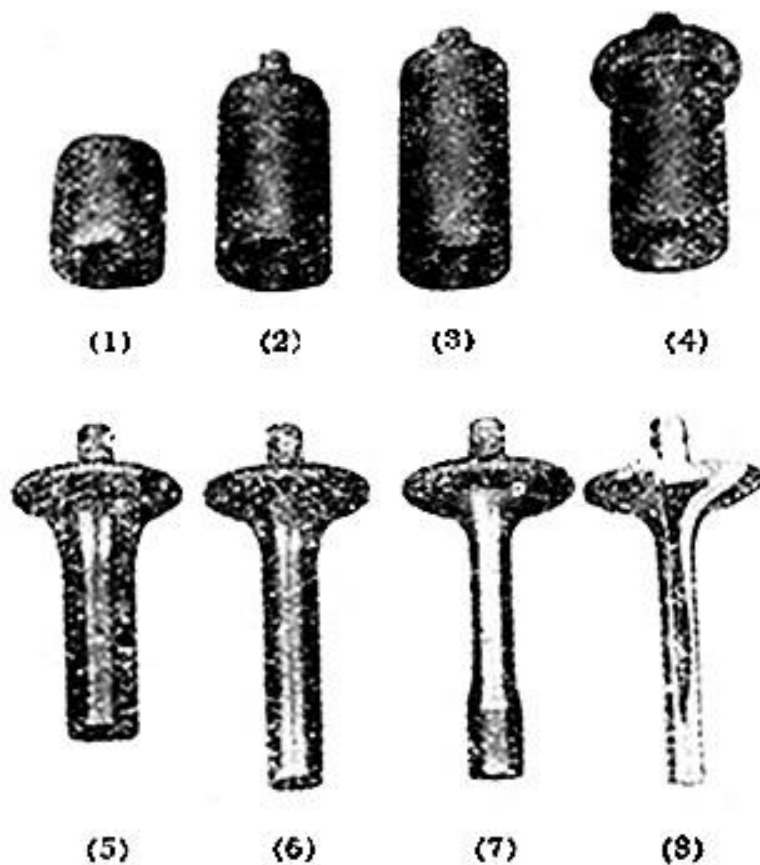
この鍛造工程そのものについては三菱重工業、但し川崎機器製作所の現役鍛造工場長であった技術者、堀岡米吉の著書『鍛錬鍛造』上巻(河出書房, 1943年)が詳しく、これと比べれば三縄の記述は僅少である上、多少、覚束ないところもある。よって一部の写真は三縄の書に掲げられたモノの方が優良なため、これを併用するとして、鍛造工程については主として堀岡の記述に従いつつ、イスパノのそれらしき工場の配置、工程の流れを追うこととする。

素材は NiCrW 鋼で鍛造工程は鍛造と鍛伸の 2 工程に分たれる。図 III-V-91 上の断面図は完成品粗形材の断面写真、同下図は加工ステップを示し、一連の鍛造工程においては (1)~(8) のような粗形材成形が行われる。(1)~(4) は鍛造プレスにて行われるポンチの打込と据込み加工、(5)以降は回転式鍛伸機械による鍛伸加工となる。

図 III-V-91 イスパノにおける鍛造粗形材の成形ステップ



ているだけである。cf. Some Notes on Design Features of The Mitsubishi Kinsei Engine. p.261.



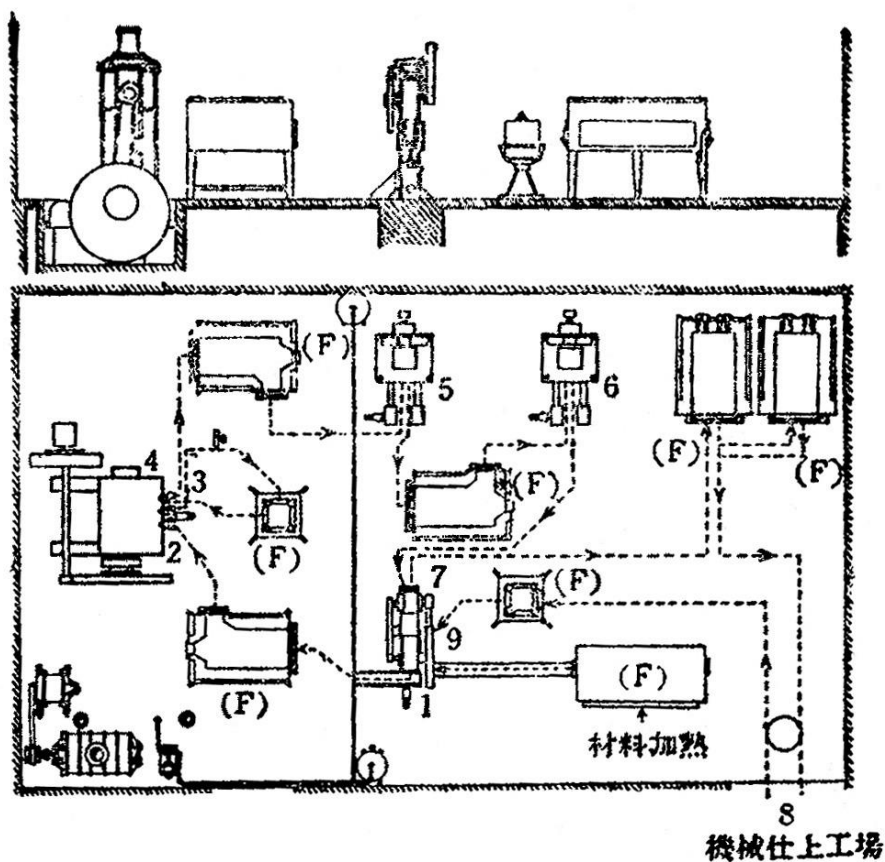
上：三繩『航空發動機主要部品検査法』14頁，第1図上。下：堀岡『鍛錬鍛造』上巻，296頁，第296図。

工場の設備配置と工程流れは図Ⅲ-V-92の通りである。素材は材料加熱炉Fで加熱の後，第1プレスにおいて切断と据込み1を施され，前図(1)の形状となる。続いて左に進み，加熱炉で加熱の後，第2プレスでのポンチ打込み2→3，再加熱，据え込み4を経て(2)→(3)→(4)と順次，変形の度を増して行く。

ワークは次に上に進んで加熱され，更に右に進み，ロータリー・スウェージング・マシンでスウェージング5を施されて(5)となり，加熱，再度，スウェージング6を施され，(6)となる。続いて7としてもう一度，据え込んで右上の炉に回され，焼鈍された後，機械工場8に移る。そこで旋削により軸端部にステップ付けされて(7)となったワークは加熱後，9で一気に絞って(8)のように軸端部をストレート化される。無論，この場合，同部内腔は閉塞されるから，Naを封入するためには後工程にて軸端部に改めて小孔を明けてやる必要がある<sup>324</sup>。

<sup>324</sup> 堀岡は第297図の説明の最後に9をスウェージングであるかのように述べているが，そうであるなら此处で1，7のような加工は出来ない。この機械は第1プレスであり，その平面形状は明らかにスウェージング・マシンのそれとは異なるように描かれてもいる。よって，ここは堀岡の記述を誤記として棄却する。

図Ⅲ-V-92 全冷却弁粗形材鍛造工場の配置

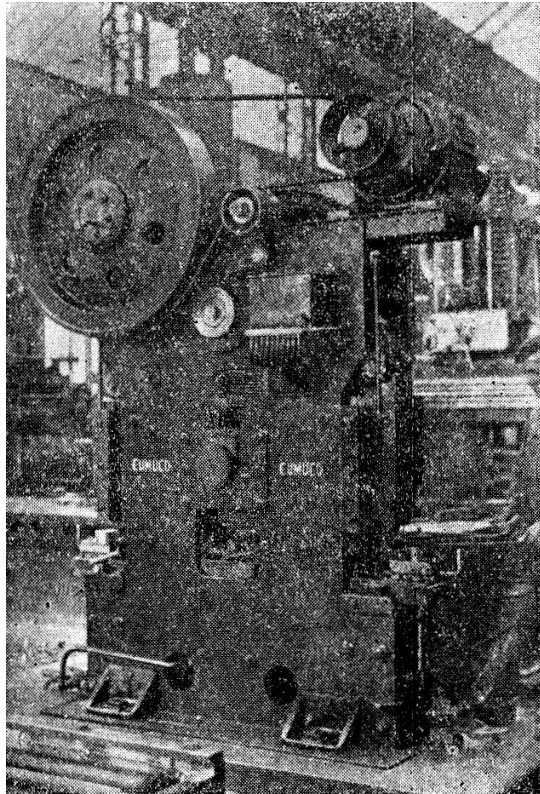


堀岡『鍛錬鍛造』上巻, 297頁, 第297図.

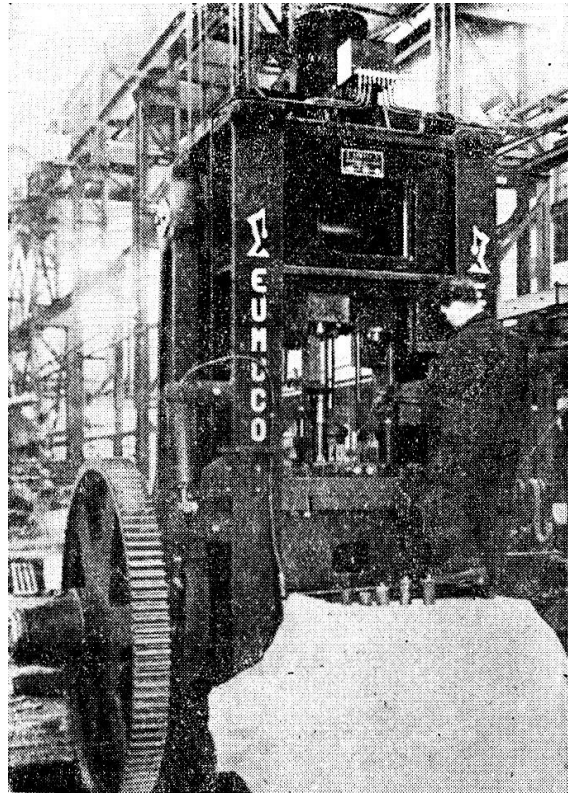
(1)~(4)に与る鍛造プレスとしては図Ⅲ-V-93 のような機械が用いられた. 何れもオイムコの製品である【右側の 300t クランクプレスは三菱の弁工場にも 1 基, 据付けられ, これをコピーした国産品も 1 基, 製作された<sup>325</sup>】.

図Ⅲ-V-93 鍛造プレス

<sup>325</sup> 大鷹祥之「回想」『往事茫茫』第一巻, 320 頁, 参照.



第1プレス



第2プレス

三繩『航空發動機主要部品検査法』15頁，第2図，第3図。

【三繩の説明は1と2とが逆になっている。これは誤り。堀岡が正しい。第2プレスの前に掛けられた布の上には粗形材が加工工程順に並べられている】

実際には、あるいは三菱における現実の工程においては据込み鍛造工程の終了時、ワーク(4)に検査が実施される。それは：

[2. 工程検査＝寸度，外貌，疵検査]

理想的には鍛造前，素材の丸棒に対して寸法及び疵の検査をしておくことが望ましい。石油浸漬→サンドブラストが実施されるべきである。寸法測定用具としてはノギスを用いる。

[3. 工程検査＝物理的・化学的材料試験]

多量生産に際しては素材の段階で物理的・化学的検査が為されておかれるべきであり，それが為されている場合，当検査工程は省略される場合もある。硬度検査は可能なら同一部位の2,3箇所について実施することが望ましい。物理的測定値としては抗張力 $>75\text{kg/mm}^2$ ，伸び $>30\%$ ，絞り $>40\%$ ，シャルピー衝撃値 $>6\text{kg/mm}^2$ ，ブリネル硬度 $>250$ ，化学的組成としてはC:0.35~0.45%，Ni:13~15，Cr:14~16，Si:1.2~2.5，Mn $<0.60$ ，W:2.0~3.0，P及びS:0.030であること【これらの検査が抜取りか全数かについて三繩は記述していない。しかし，恐らくこれらは全数であろう】。

その後、ワーク(4)は機械加工に回される。しかし、それに先立ち：

[4. 調質=焼鈍]

[5. 工程検査=硬度検査]

が実施される。以上は旋削加工を容易・確実にするための措置である。この段階におけるブリネル硬度は197~250であること。

これに続く機械加工は：

[6. ターレット=ターレット旋盤に依る第1回絞り前荒削り]

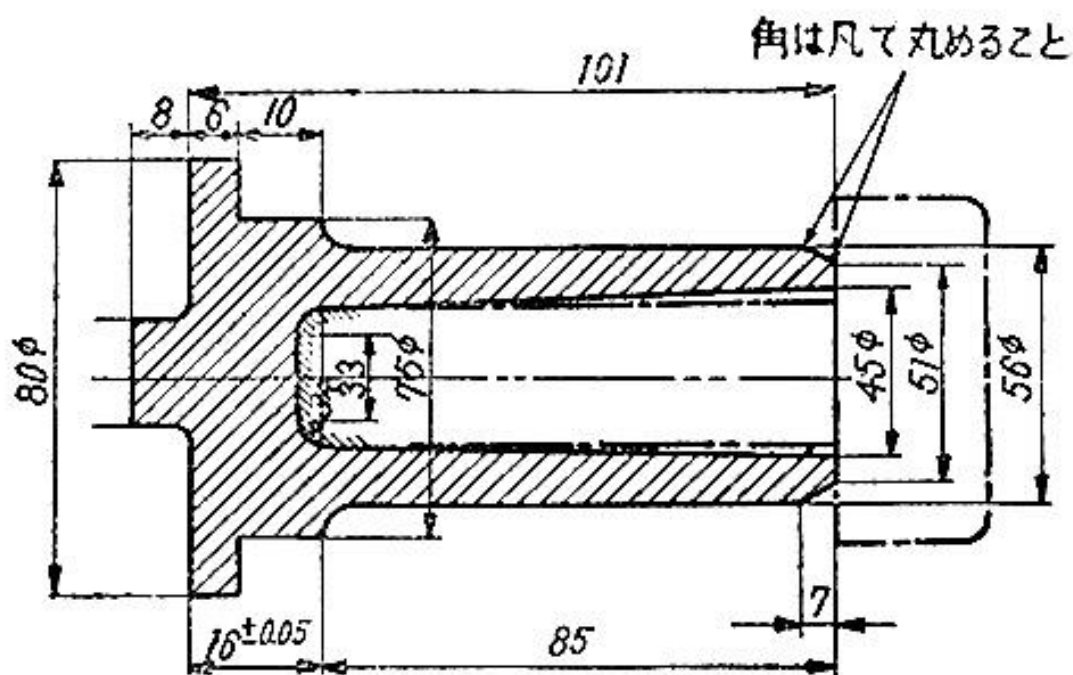
[7. ターレット=同、第1回絞り前仕上げ削り]

から成り、その終了後：

[8. 工程検査=寸度、外貌、疵検査]

が実施される。この段階に於けるワーク(4)の断面形状、寸法は図Ⅲ-V-94に示されている。

図Ⅲ-V-94 工程検査要領図第1



三繩『航空發動機主要部品検査法』17頁、要領図第1.

これに合格したワーク(4)は加熱後、鍛伸工程に回される【それ自体が2工程に分たれていたことについては先に見た通りである】.

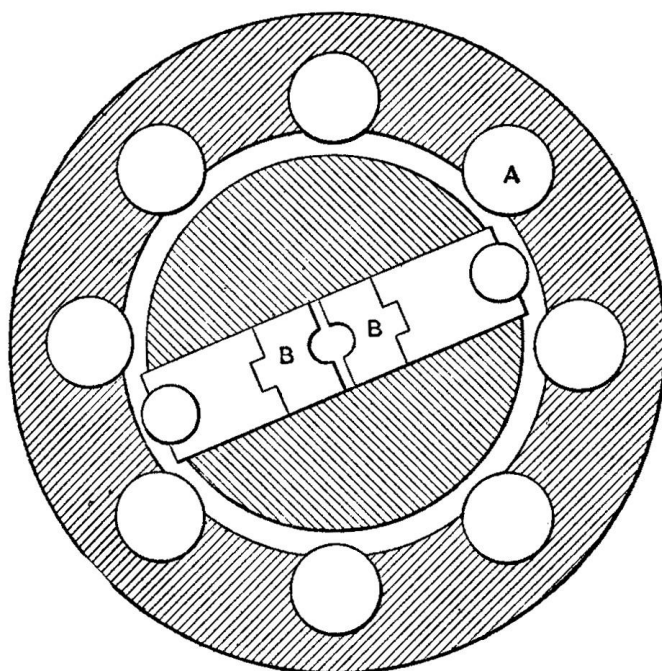
さて、我々はここで一旦、工程の流れから離脱せねばならない。そもそもこの鍛伸工程とは如何なる加工であるのかについての原理的説明を行うためである。

(5)~(8)へと管状のワークを叩き伸ばして行く場合、成品サイズに等しい半円形断面の型

で挟むように打撃すると型合せ面が表面に筋状のバリを形成してしまう。これを避けるため、ロータリー・スウェーijing・マシンが用いられた。

ロータリー・スウェーijing・マシン(図Ⅲ-V-95の例は2ヘッド型)においては、大袈裟に表現すれば、ヒトの眼を正面から描いた線画のような断面配置が構成されており、かつ、均一な丸味を与えるために型とこれを固定するハンマー・ブロック(ラム)の対を担持するスピンドルを回転させながら全方位的な打撃が繰返される。因みに、このラムの数は3ないし4つとなる場合もある<sup>326</sup>。

図Ⅲ-V-95 ロータリー・スウェーijing・マシンの原理



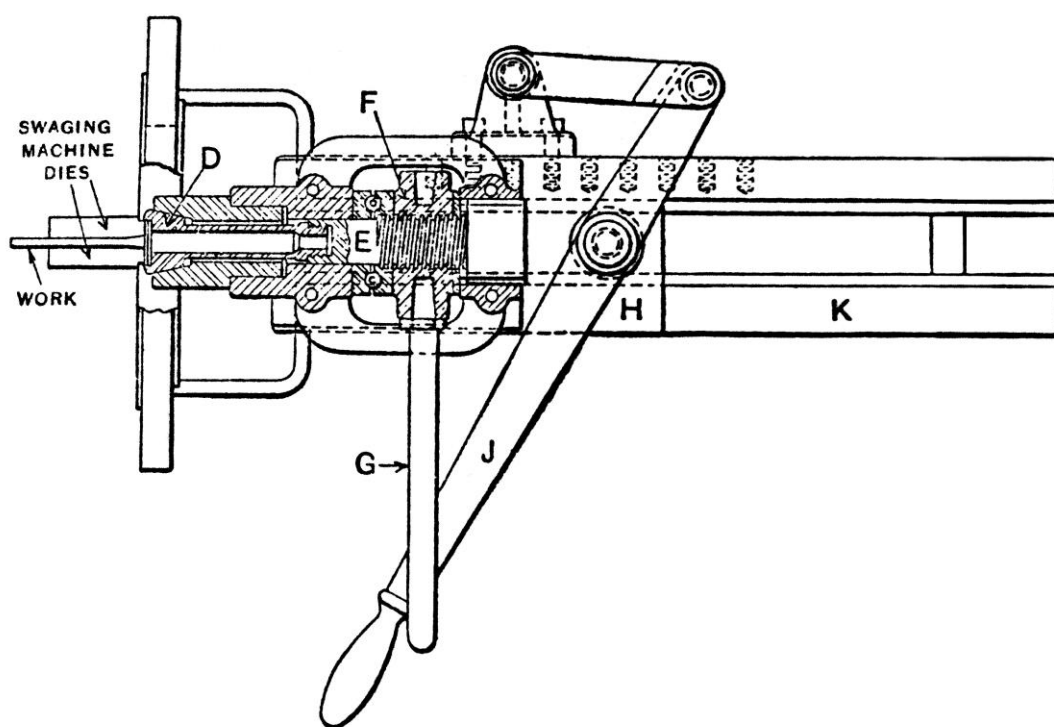
*Machinery's Encyclopedia With 1929 Supplement. N.Y. 1929, Vol. VI, p.133 Fig.1.*

この型の描き方は不得要領と言わざるを得ない。

また、ワークが弁のような形状である場合、これを金型 B-B の間から逃さぬよう保持するには漫然と半径方向について拘束するだけでは不足であり、軸方向にスラスト力を印加してやる必要がある。図Ⅲ-V-96 に示すのは 20 世紀初頭、このためにアメリカで開発、利用されていた機構である。

<sup>326</sup> 堀岡はローラーAを担持するリングが回転するかのように述べており、実際にそのような機械も大物加工用には存在するが、ここで用いられているロータリー・スウェーijing・マシン＝堀岡流に言えば絞り回転槌機とは中のスピンドルが回転する仕掛けを指す。日本機械学会『機械工学便覧 B2 加工学・加工機器』1984年、B2-186頁、同『機械工学事典』1997年、655頁、スウェーijingの項、参照。

図III-V-96 ロータリー・スウェーijing・マシン用の機械式ワーク・フィーダー



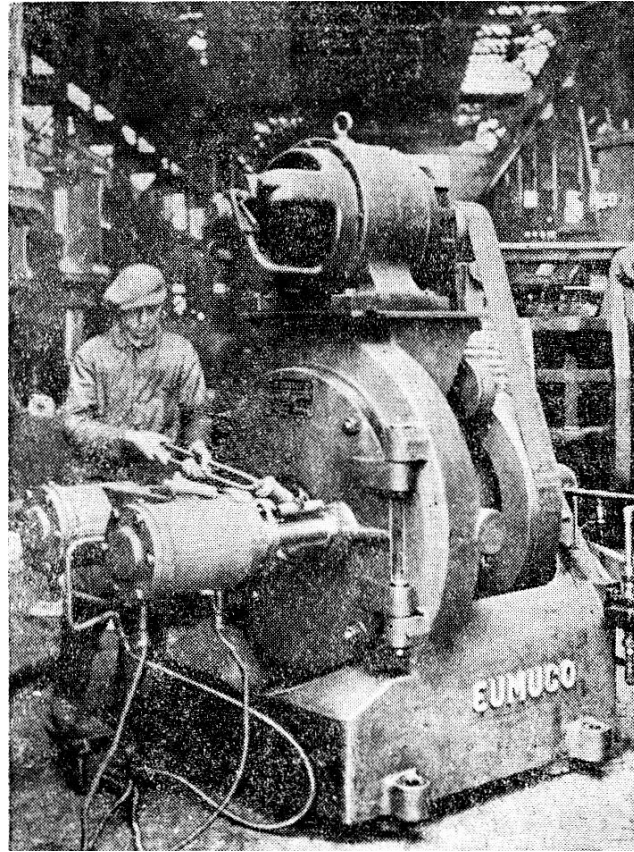
*ibid.*, p.136 Fig.6.

例示のワークはガス機関の弁である。

イスパノの全冷却弁製造工程に用いられたロータリー・スウェーijing・マシンは図III-V-97の写真的ようなモノで、金型は先の例と同じく双頭式であった。作業者が傘部の先の突起を“ハシ”で掴んでいる状況が示されている。左手前に2つ見える円筒はこうして型の中心線上にセットされたワークを掴んで軸方向に押さえつつ保持する役割を担う空圧シリンダであろう。

図III-V-97 イスパノ弁工場におけるロータリー・スウェーijing・マシンに依る鍛伸作業





三繩『航空發動機主要部品検査法』15頁，第4図。

閑話休題. さて，かような機械を用いて：

[9. 鍛冶＝第1回桿部絞り作業]

が実施される．ここでワークは(5)の段階に到る．このワーク(5)に対して三繩に抛れば：

[10. レース＝内部黒皮削り]

が実施される．

黒皮とは鍛造粗形材表面の酸化皮膜を意味し，これを除去することで平滑な金属面が得られる【堀岡はこれについて何も語っておらず，イスパノにおいてこの工程が実施されていなかったのか否かについても不明であるが，少なくとも前記の特許においては内部の機械加工が不要で量産性が高いというのがウリとなっていた．しかし，内面がザラついた黒皮のままであればNaの流動に不利であるし熱伝導の妨げにもなる．よって，黒皮は酸洗いでもして剥いてやるに越したことは無い．もっとも，加熱が再三再四行われるため，表面酸化の機会は嫌というほどあるから余りに早く剥くと後々，酸化が進む．逆に遅らせれる程，中を抉るのが面倒になって来る．実に辛い所である】．

堀岡の工程図に抛れば，この後に加熱が入って来る．機械加工が為されるとすれば勿論，冷間であるから，尚更，再加熱は不可欠となる．三繩は意図的にかこの点には触れておらず，いきなり：

[11. 鍛冶＝第2回桿部絞り作業]

を持って来ている。ともかく、これでワークは(6)の状態に到り、鍛造工程は終了となる。

次工程に進む前に、今一度、工程の流れを離れ、三菱におけるロータリー・スウェージング・マシン国産化についての挿話にも触れておかねばなるまい。

末吉国夫はオイムコのロータリー・スウェージング・マシンが欲しかったのに深尾がその輸入を許さなかったため、止む無く「絹張りの飛行機の張線を加工する為に」あった「アメリカ製の絞機」の機構を参考に、「三国工師」の骨折りでロータリー・スウェージング・マシンとそのダイスが開発された、と述べている<sup>327</sup>。

これに対して佐藤仙一は、

先輩諸氏の誰彼にイスパノの機械の様子を話したところ、偶々三国さんが昔機体工場でそんな機械を見たことがあるとあって工場の隅々を審さに見廻って呉れた。あった、あった、その機械はユンカースの機体のパイプの絞りに使ったとのことで、塵にまみれて工場の隅に追いやられていた。早速借り出して工場に据え、押込軸の装置と四個のフォーミングダイス等を三国さんが拵えて末吉さんと協力して試作にかかった。茸状の袋は見事に出来たが、仕上り寸法、肉厚等仲々寸法に添うようなものにならない。スウェージング前の切削寸法を十数回に亘り修正試作して、やっともものになった。

四個ダイスとして打撃数を二倍にしたが、量産の為には十台位を必要とした。そこで、この実験を基礎として強力な大型機を自社設計し、三菱化工機で製作して貰った。京都太秦の弁工場で終戦まで大いに活躍した。

と、末吉のそれとはやや異なる具体的な回想を残している<sup>328</sup>。

飛行機の張線はピアノ線であり、繰返し線引されて加工硬化を極めていし、細い物が欲しければその番手は小刻みに多数、取り揃えられているから、敢えて不確かな加工をするのは愚策以外の何ものでもない。また、ピアノ線の端部を絞って用いるという遣い方も考え難い。

よって、佐藤の回想の方が信憑性において優ると見て良い。残念なのは縷々その名を眼にする「三国工師」こと三國繁次郎のプロフィールが何処にも記されていないことである。少なくとも彼はイスパノ技術習得使節の一員であった。

<sup>327</sup> 末吉国夫「中空弁の思い出」『往事茫茫』第一巻。225~229、参照。

<sup>328</sup> 佐藤仙一「充ち溢る名古屋三菱十五年」同、302~303頁、より。

なお、機体の骨格を鋼管構造とする場合、胴体の長手方向に同径の鋼管を延々と用いることは稀であるが、管径を次第に細くして行く場合、①：互いの内径と外径が等しい管を入れ子にして接ぐ、②：介い物の管を挿入し3段にして接ぐ、③：太い管の端を一部切り欠いてすぼめ、溶接してから細い管に被せて接ぐ、④：細い管の端を一部切り開くと共に三角板を挿入し、太い管に内接させてから接ぐ、の4通りの方法が一般的であった。それ故、ユンカースのスウェージング・マシンを用いる流儀は普通より凝った高級な遣り方であったことになる。一般的な工法については中川守之・品川信次郎『飛行機構造』森北書店、1940年、113頁、同『改稿 飛行機構造』富士出版、1944年、132~133頁、駒林榮太郎『飛行機工作法』東學社、1942年、79頁、参照。

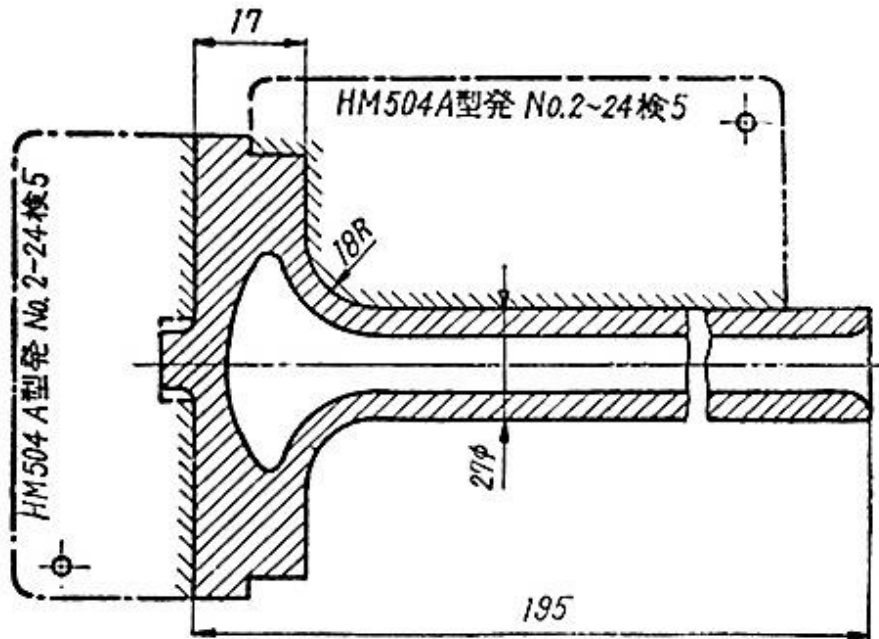
再び閑話休題。第2回桿部絞り作業を終えたワーク(6)は：

[12. 調質=焼鈍]

[13. 工程検査=寸度，外貌，硬度検査]

を済ませて機械加工に備えることになる。この状態でのワーク(6)の形状は図Ⅲ-V-98 に示されている【寸法記入がなされていない部位はそれだけ形状誤差の大きい部分であったと考えられる】。

図Ⅲ-V-98 工程検査要領図第2



三繩同上書 17 頁，要領図第 2。

【「HM504A 型発 No.2~24 検 5」なる書込みは世を忍ぶための方便である】

寸法検査にはゲージを使用する。疵や変質に注意する。内腔の検査には孔内検査器と称する光学機器が使用される。各種の型式が存在し、概ね最小  $7\phi$  までの孔の内面なら観察可能である<sup>329</sup>。

なお、硬度はこの段階においてブリネル 197~250 であること。

続いて大雑把な機械加工が行われる。即ち：

[14. ターレット=傘部及び全長決め旋削]

[15. ターレット=ソジウム入れ前内径仕上げ]

である【15 が本当なら、内径加工にはセンタードリル加工の要領で総形砥石でも通したのであろう】。

内腔表面の粗度を改善するため、次に：

[16. ラッピング=桿部内面研磨作業]

<sup>329</sup> 三繩『計測検査法及機器』山海堂，1941 年，410~415 頁，参照。

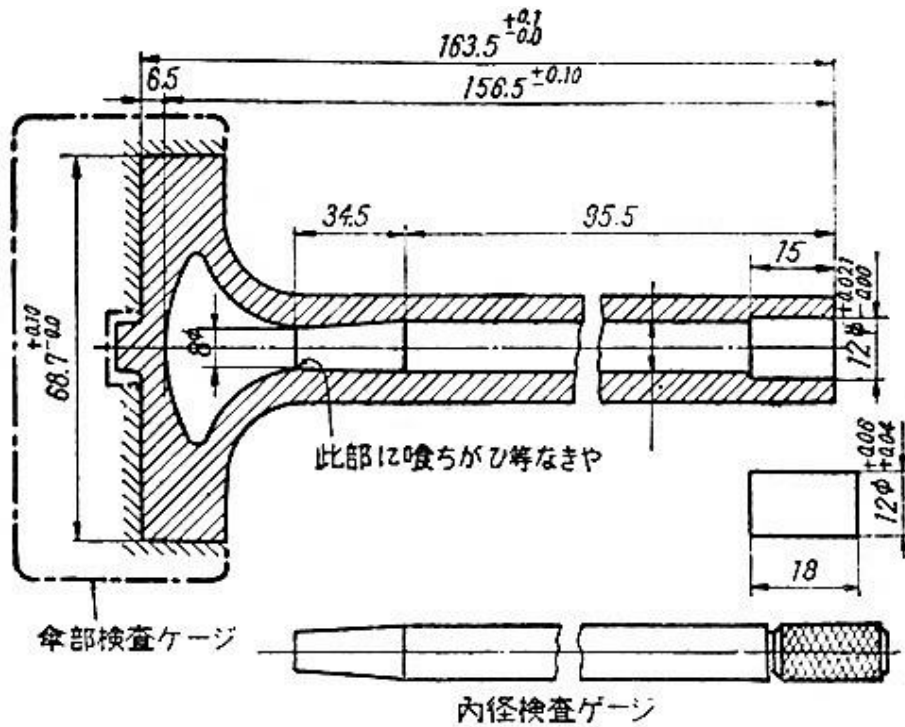
が行われる。

これが済んだワークには：

[17. 工程検査＝寸度，内面の仕上げ程度及び材傷検査]

が実施される(図Ⅲ-V-99)．ここでは板ゲージ，内径検査用栓ゲージ，孔内検査器が用いられる．

図Ⅲ-V-99 工程検査要領図第3



三繩同上書 18 頁，要領図第 3.

続いて機械加工：

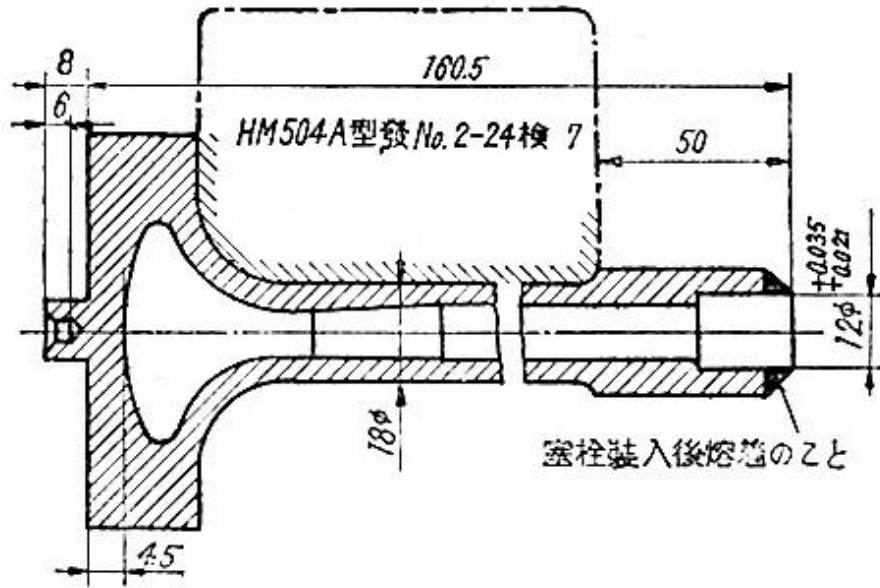
[18. ターレット＝ソジウム入れ前外径旋削]

が施され，軸端部にステップを設ける．その終了後：

[19. 工程検査＝寸度検査]

となる．曲線部は板ゲージ，その課はノギス，マイクロメーター，孔用栓ゲージを用いる(図Ⅲ-V-100)．

図Ⅲ-V-100 工程検査要領図第4



三繩同上書 18 頁, 要領図第 4.

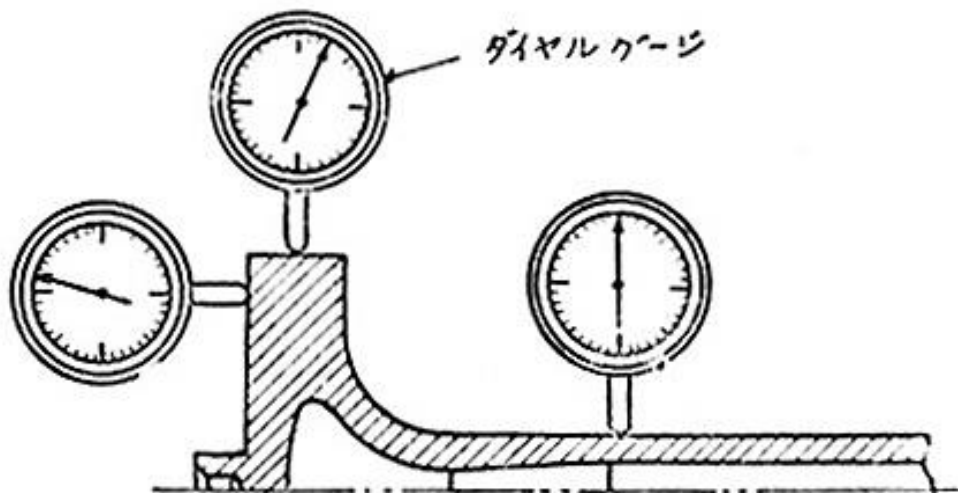
【塞栓挿入後熔接とあるが, そもそも図のように端部内径を拡げなければ塞栓など打込む必要は無い】

更に:

[20. 工程検査=振れ, 外貌検査]

ダイヤルゲージを用い, 振れの許容量はゲージの読みにて 0.05mm とする. 各加工面の仕上げ程度, 疵, バイトによるムシレ等について検査する(図Ⅲ-V-101).

図Ⅲ-V-101 工程検査要領図第 5



三繩同上書 18 頁, 要領図第 5.

その終了後:

[21. 仕上げ=酸洗い]

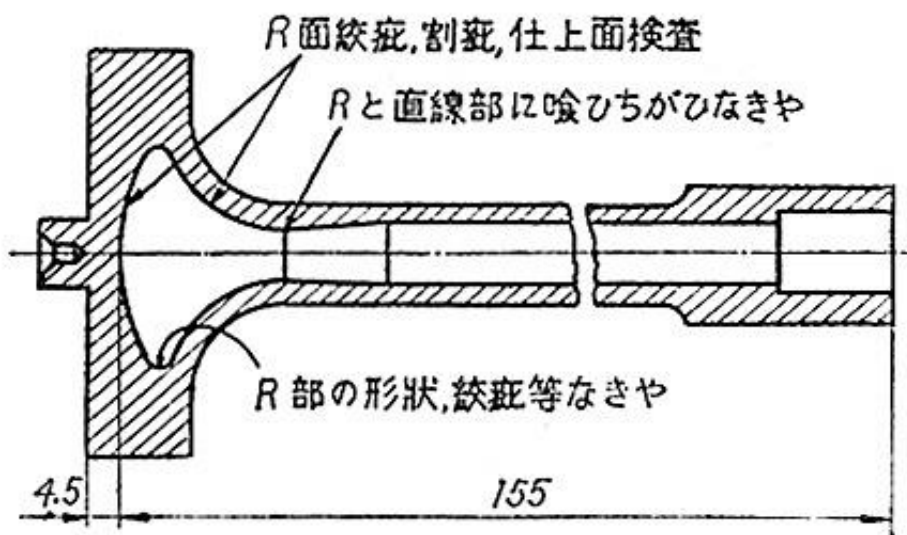
を行う。これは2%の硫酸を腔内に入れ、70~80℃の湯に浸けて加熱しながら約1時間保持する工程である。

続いて：

[22. 工程検査=内面仕上げ程度及び容積検査]

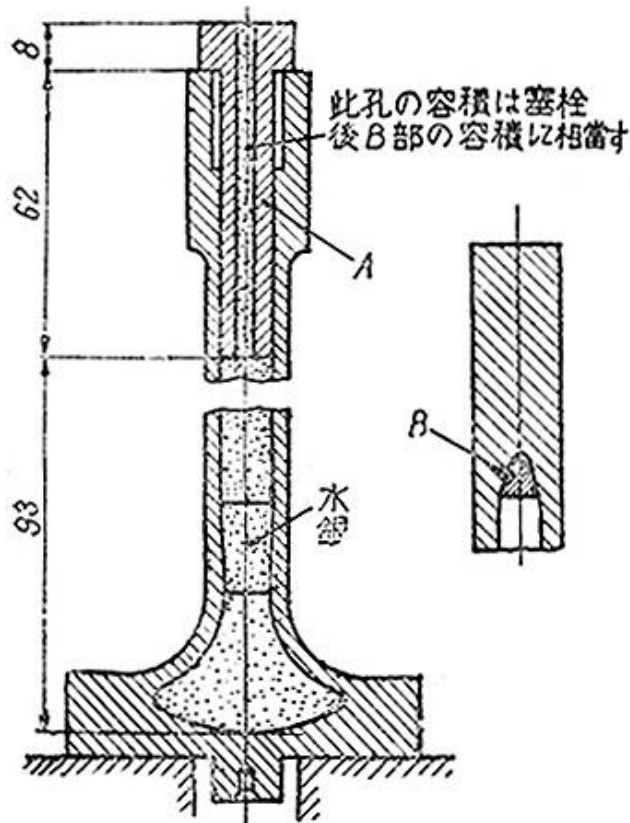
が行われる。この内、外貌検査は主として内腔部に対するものであり、絞り疵、弧状面と円筒面との食違い、酸洗いが十全に為されているか、仕上げ面の粗さは適正かについて孔内検査器を用いて検査する(図Ⅲ-V-102)。

図Ⅲ-V-102 工程検査要領図第6



三繩同上書 19 頁, 要領図第 6.

図Ⅲ-V-103 工程検査要領図第7



三繩同上書 19 頁，要領図第 7.

容積検査においては腔内容積を測定する。弁を正立定置し所定量の水銀を注入後，検定栓 A を挿入すれば，水銀は栓の中心孔を上昇し，腔内容積が規定通りであればそのレベルは検定栓の口元に一致する。水銀の毒性に注意すること(図Ⅲ-V-103).

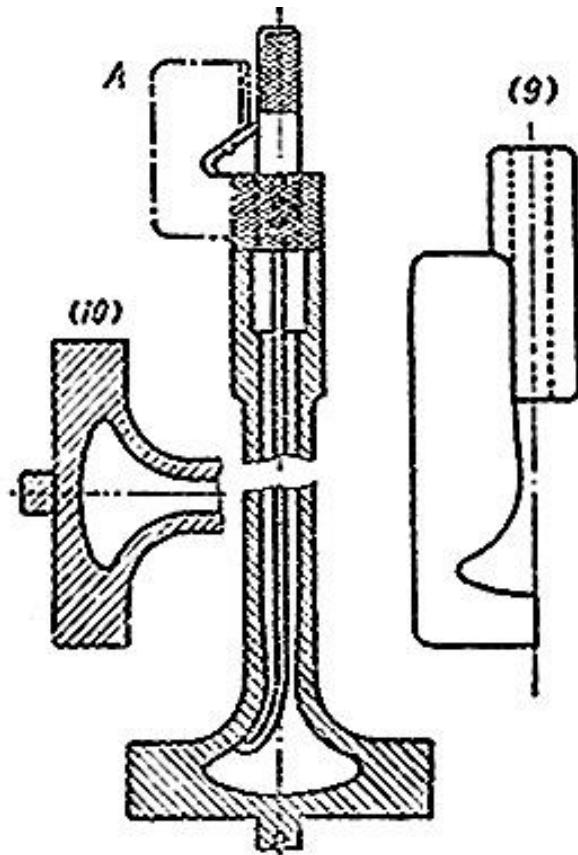
続いて：

[ 23. 工程検査＝傘部内腔面疵及び形状検査]

を行う。腔内形状検査には形状検査具を使用。予めこれを比較測定用基範(9)によって照合しておくこと(図Ⅲ-V-104)。検査は軸線を含む断面数箇所について実施すること。内腔面の外径面に対する振れは $<0.05\text{mm}$ とし， $0.05\text{mm}$ 以上振れてるものは不合格とする。不合格品が出た場合，ワークを切断して十分な検査を行い，不良発生の原因探求を行うこと【深尾の思想とも通底している】。

形状検査に際して材料疵らしきものの存在が疑われた場合も切断，精査を行うこと。

図Ⅲ-V-104 工程検査要領図第 8, 9, 10



三繩同上書 19 頁，要領図第 8,9,10.

続いて：

[ 24. 仕上げ=ソジウム入れ]

[ 25. 仕上げ=塞栓溶接]

を実施して封入作業を終える.

【三繩の図解が矛盾していないとすれば，この“塞栓”なるものは内腔上端部段差に等しい肉厚を有する底付き円筒体でなければならない．そのコップの縁が軸端部と隅肉溶接されることになる．この“塞栓”は熱間加工である筈の“27. 桿部絞り”の際に Na がこぼれないようにする役目を果す．これは先に揺腕自動潤滑機構の発達に触れた際，P&W *Wasp H* 型発動機のそれとして掲げられた写真に見る軸中空排気弁の閉塞法にほぼ等しい工法であり，前掲，須永の実験データに示される通り，同じ構造の排気弁を持つ *Hornet* のライセンス生産を通じて三菱もこれには馴染みがあった．

同様の「中空火造栓」を有する初期の“全”冷却弁は酒井『高速度発動機』307 頁，第 236 図に「米国に於て発達したナトリウム冷却弁の最新型」として紹介されており，この「中空栓(Hollow plug)」は軸端部への熱流を阻む断熱部材として紹介されてもいる．もっとも，豎位置で“27. 桿部絞り”が出来，かつ，軸端部にステライト盛等が為されるならば“塞栓”など一切無しで済ませられた筈である】



更に、その終了後：

[ 26. 工程検査＝外貌検査]

を行う。ここでは溶接作業の良否判定が主となる。検査法としては石油浸漬法等より X 線検査の方が望ましい。

続いて：

[ 27. 鍛冶＝桿部絞り作業]

[ 28. 調質＝焼鈍]

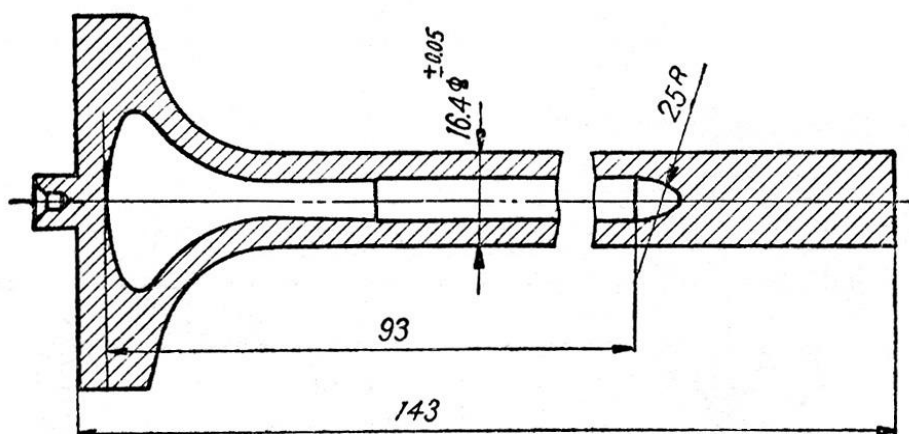
を行なって軸部、特に端部を鍛伸した後：

[ 29. 工程検査＝寸度、外貌、硬度検査]

にかける。ここではサンドブラスト後に軸端の絞った部分の寸法(直径と長さ)を測定する(図 III-V-105)。疵の発見も兼ね、サンドブラスト前に石油に浸漬しておくのが望ましい。

硬度検査にはブリネル硬度計(10mm 鋼球, 3000kg 荷重)を使用。軸端部にて圧痕径 3.83~4.30 φ, ブリネル硬度 250~197。

図 III-V-105 工程検査要領図第 11



三繩同上書 21 頁, 要領図第 11.

【軸端部に“塞栓”等が打込まれておれば然るべき線分とハッチングとで表現される筈である。これではまるで、既に件の“塞栓”は圧壊され絞られた軸端部と同化している……とでも言い繕わぬ限り辻褄を合わせられないが、そんな現象など起るワケもない。つまり、ある時期までは“塞栓”など根っから打込まれてはいなかった。そして、本図以降に示される構造こそが Owens が掲げてくれた前掲断面写真と良く符合するものである】

続いて：

[ 30. レース＝桿部端切削]

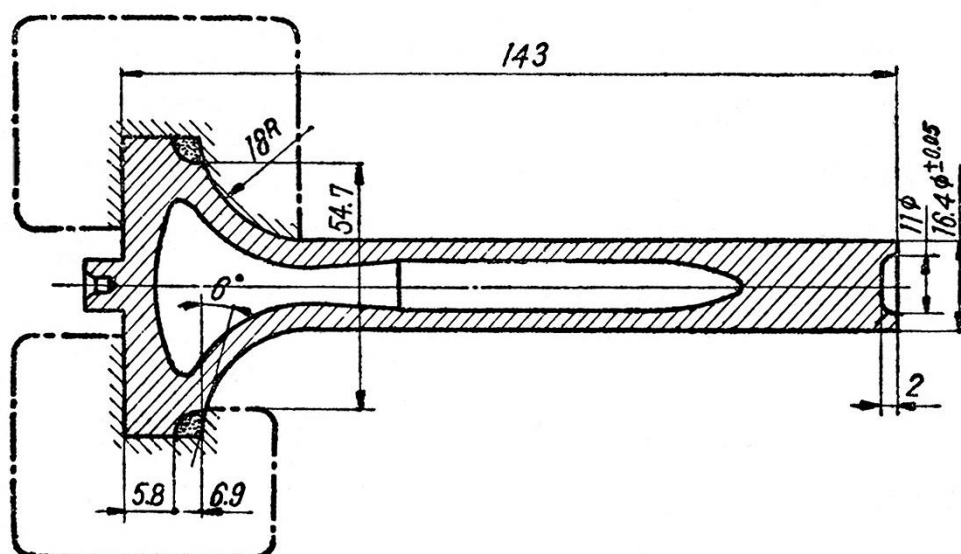
[ 31. ターレット＝ステライト溶接部切削]

の後：

[ 32. 工程検査=寸度, 外貌, 疵検査]

を行う。ここではステライトを盛るべき部分(弁面, 弁軸端)の切削寸度を測定する(図Ⅲ-V-106). この他, 傘部外径・厚さ・弧面等も旋削により成形されているから寸度を測定する. 測定には板ゲージを用いるが, 軸端部についてはノギスないしデプスゲージを使用しても差支えない.

図Ⅲ-V-106 工程検査要領図第 12



三繩同上書 21 頁, 要領図第 12.

外貌検査においては各加工面の仕上げ程度, 材料疵, 加工疵等が検査される. ルーペを用いたり, 鑢で黒皮を除去して観察する場合もある.

続いて:

[ 33. 仕上げ=ステライト溶接]

【この工程については別途, 次項にて取上げられる】

を実施し, その終了後:

[ 34. 工程検査=外貌, 変形検査]

を行う。ここでは弁面, 軸端へのステライト溶着状態を検査する. 可能なら石油浸漬法よりも X 線を用いること. 全体の歪み検査には板ゲージを用いても良いが, ダイアルゲージを用いる方法(要領図第 5)がより正確である.

次に:

[ 35. グラインダー=桿部中仕上げ]

[ 36. グラインダー=桿部面取り部仕上げ]

[ 37. グラインダー=底面傘部外径斜面中仕上げ]

[ 38. 鑄造＝ボールブラスト ]

【鑄造工場で実施の謂いであろう：ショットピーニング<sup>330</sup>】

を行った後：

[ 39. 工程検査＝寸度，外貌，疵検査 ]

が実施される．この段階に於けるワーク形状は図Ⅲ-V-107 の通り．傘部の寸度検査には許容誤差を反映した型板限界ゲージを用いる．これと同時に研磨加工面の仕上げ程度，材料疵，加工疵等の外觀検査を行う．ステライト面の亀裂や巣，割れ，疵等の有無を丹念に視る．

### 図Ⅲ-V-107 工程検査要領図第 13

<sup>330</sup> ショット・ピーニングとは鋼製の小粒子をワーク表面に多数，高速で衝突させて加工硬化層を形成させ，その圧縮残留応力にワークが機械部品として使用された際，表面に作用する引張り応力を相殺させることを通じてその疲労寿命を高める加工法．

碓義朗『海軍技術者たちの太平洋戦争』242~245 頁には B-29 の発動機の弁バネが梨地に鈍く光るのを見た陸軍の線材専門技術者が品質の劣化とあざ笑った．空技廠材料部の大里徳至郎技術少佐はこれを意味のある技術と確信したものの，彼がその意味を知ったのは朝鮮戦争当時，GHQ の図面を見てからであったとの挿話が紹介されている．

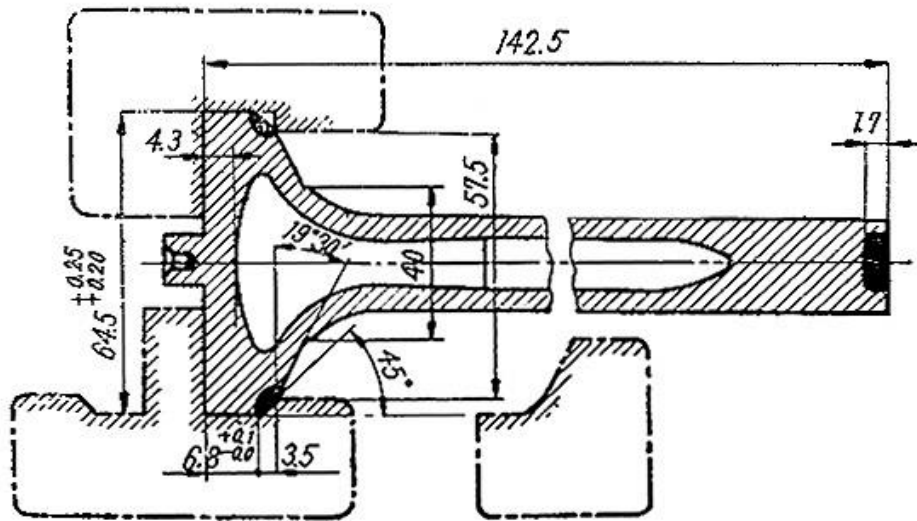
しかし，高月龍男「アメリカ発動機の戦時工作法」（『航空朝日』1944 年 9 月号）の「第十八図」には「鋼球を吹付けて表面を硬化したアリソンの連接桿」なるキャプションが附されている．関連の本文記述こそ見られないが，アメリカでは戦時中から連桿など大物部品にまでショットピーニングを施しており，かつ，日本の工学者はその意味を知悉していたという事実が判る．

第 I 部で紹介した通り，三菱はイスパノ 650 馬力国産化の時点で弁棒の塩浴室化を実用化しているが，その前段階においては鋼球吹付，即ちショットピーニングを試みている．結果的には硬化の程度が低く，かつ，成品寸法に微細な変化を生ずるため不採用となったが，後年，それが弁棒の窒化に対する下拵えとして活用されることとなっていたワケである．

石澤命知・尾形康夫「材試験 No.444 球吹付に依る金属成品の表面硬化(其の一)」三菱重工業株式会社名古屋航空機製作所『研究報告』1935 年 6 月，は高炭素 Cr 鋼，各浸炭鋼の硬化面，焼入・焼戻 Ni-Cr 鋼，焼入のままの Ni-Cr 鋼及び銅合金に対するショットピーニングの効果を検証した基礎研究である．(其の二)以降については未見．同「材試 No.452 鋼球吹付により硬化せしめたる滲炭硬化層の焼戻について」同，1935 年 7 月，では No.444 で硬化させた表面が焼戻によって急減するか否かを検証し，加工硬化面が焼入硬化面と同程度に安定的であることが確認されている．

中島関係では長澤雄次「鋼粒噴射による表面硬化法に就て」中島飛行機(株)『研究報告』第 1 巻 第 1 号(1936 年 8 月)，がこの分野における基礎研究のハシリであったらしい．長澤は加工時間の延長による効果は乏しく噴射圧力の影響の方が大きいこと，被加工物の材料如何に依って効果に甚だしい差が生ずることを見出した．これはほんの基礎的な実験研究であったが，爾後の研究成果については不詳．

以上要するに，我国においてもショットピーニングが大戦末期に遭遇した黒船であったというワケではない．ただ，我国においては発動機の弁バネや大物部品にショットピーニングを施し，その疲労強度向上を図る処方方を講ずるまでには到っていなかった．石澤らの基礎研究と上述，高芝の材傷救済論とを合せれば，少なくとも三菱は後者においても確実にその一歩手前まで到達していたということは言えそうである．



三繩同上書 22 頁, 要領図第 13.

続いて:

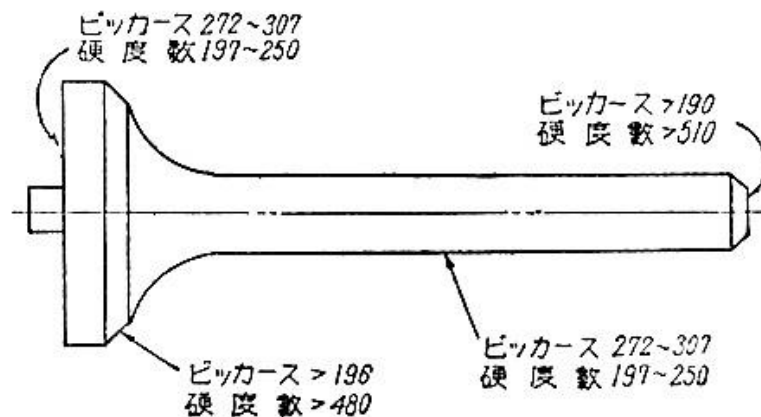
[ 40. 調質=焼鈍]

が行われ, 終了後:

[ 41. 工程検査=硬度, 歪み, 疵検査]

となる. ここではステライト面, 軸部, 弁頂面に対してビッカース硬度計(ダイヤモンド, 10kg)を用い, 図Ⅲ-V-108 に示された程度の硬度が確認されねばならない. 割れや疵についても検査する. 軸部の曲りは次工程における仕上げ代を考慮して約 0.05~0.10mm 程度を可とする.

図Ⅲ-V-108 工程検査要領図第 14



三繩同上書 22 頁, 要領図第 14.

ステライト盛部: 上段施工前/下段施工・焼鈍後, その他: 上段焼鈍前/下段焼鈍後を意味すると推定.

続いて：

[ 42. ラッピング＝傘部琢磨] 【琢磨とはラッピングの訳語】

[ 43. ターレット＝研削前切削]

[ 44. グライNDER＝窒化前桿部研削仕上げ]

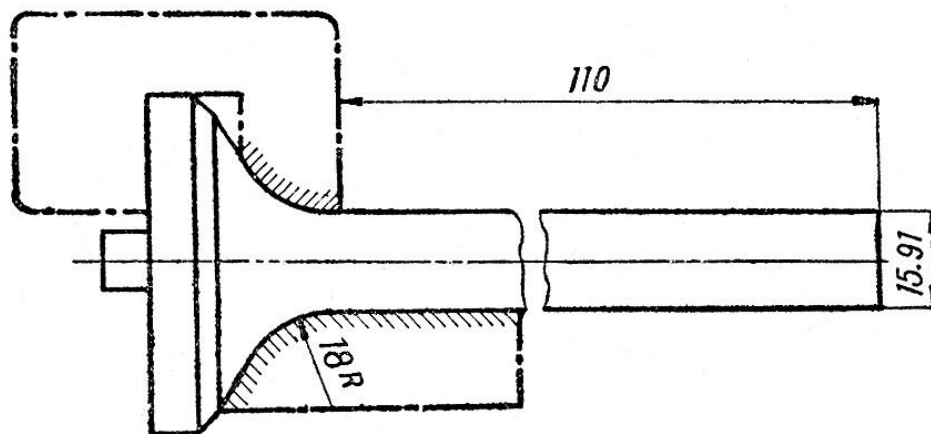
[ 45. ラッピング＝窒化前桿部ラッピング]

が行われた後：

[ 46. 工程検査＝寸度，外貌検査]

が実施される．傘部の測定には板ゲージ，軸部外径には限界板ゲージ又はマイクロメーターを使用する．ラップ仕上げの良否についても検査する(図Ⅲ-V-109)．

図Ⅲ-V-109 工程検査要領図第 15



三繩同上書 23 頁，要領図第 15.

引き続き：

[ 47. 調質＝酸化]

が行われる【ここは金星 3 型の所で触れられたように，窒化防止のため加熱→大気中放冷に依り表面に酸化皮膜を造る工程である】．

次に：

[ 48. ラッピング＝桿部琢磨] 【軸部のみを窒化するため，地肌を磨き出すワケである】

[ 49. 調質＝窒化] 【これも先述した通りガス窒化である】

が行われた後：

[ 50. 工程検査＝硬度，歪み検査]

を実施する．この検査は窒化面の硬度検査及び歪み検査である．硬度検査は鑢を被検物に軽く摺り合わせて何れに疵が付くかを確認する．削る場合のように強く擦り付けると仮令，被検物の方が硬くても双方に疵が付いてしまうので，必ず軽く摺り合わせる事．

軸部についてはその歪みと外径とを検査する．窒化後，外径は 0.01~0.02mm 増大するこ

とを常とする。

更に：

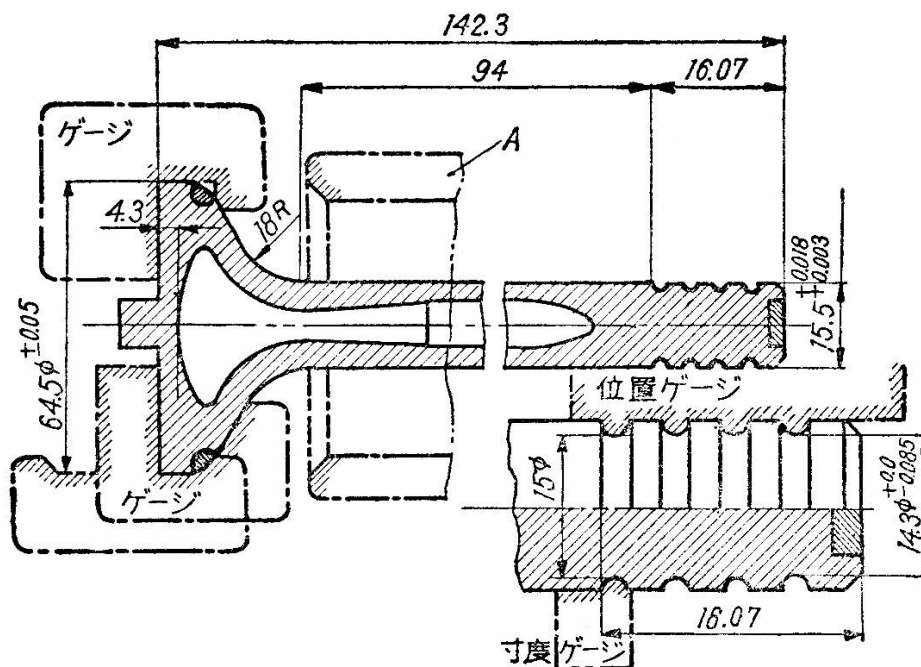
- [ 51. グラインダー＝斜面傘部外径仕上げ]
- [ 52. グラインダー＝桿部及び傘部下 R 仕上げ]
- [ 53. ラッピング＝桿部及び傘部下 R 琢磨仕上げ]
- [ 54. グラインダー＝シート面及び溝部外径仕上げ]
- [ 55. グラインダー＝桿部第 2 仕上げ]
- [ 56. グラインダー＝止溝部仕上げ】【弁バネ押えを止めるスプリットカラーが噛み込む溝を成形】

が行われ：

- [ 57. 工程検査＝寸度，当り，外貌検査]

となる。ここでは弁の全面，軸端部止溝ともゲージを用いて検査する。図Ⅲ-V-110 に示される通り，止溝については相互の位置と個別形状との検査にそれぞれ別のゲージを用いる。弁面の検査には寸度と傾斜角とを同時にチェック出来る検査治具 A を用い，その傾斜面に光明丹，<sup>べんがら</sup>弁柄等を塗ってから弁面を軽く叩けば当りの良否を通じてそれらについての判定が可能となる。この場合，叩くだけで回さぬこと。回してしまえば一様に着色されてしまい当りのチェックにならない。また，この種の治具に弁案内を設けておけば正確な打撃と無用の打痕発生のを排除しつつ弁面の振れについても同時に検査可能となる。

図Ⅲ-V-110 工程検査要領図第 16



三繩同上書 24 頁，要領図第 16.

もつとも、弁面の振れを正確に検査するには要領図第 5 のように精密な V ブロックによって軸部を支持した状態で弁を回転させ、弁面にダイヤルゲージを当てて測定するのが良い。また、この検査では研削面の仕上げ程度、疵、焼付きの有無についても調べる。

その後、

[ 58. レース=シート面 R 部仕上げ]

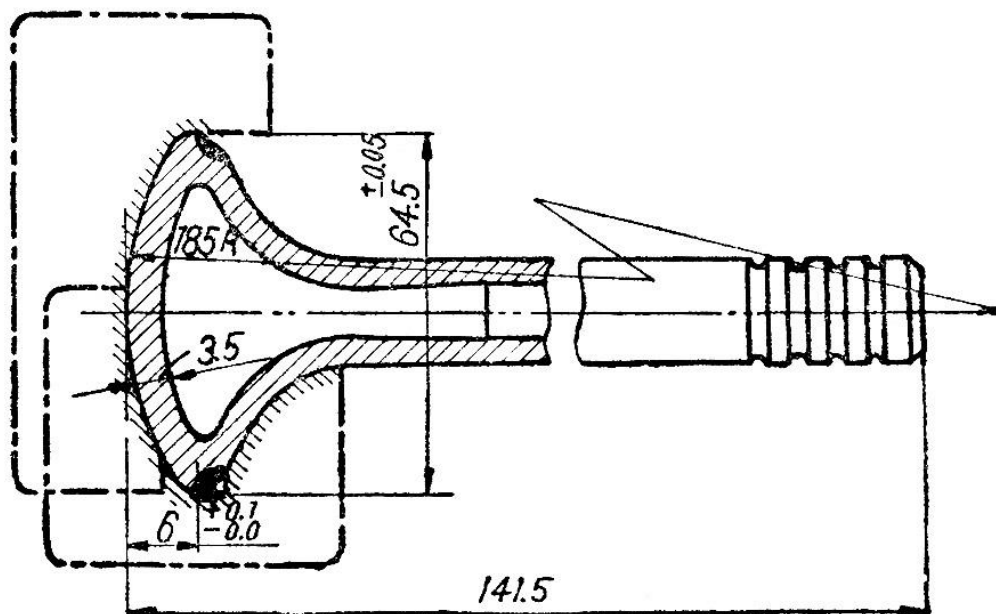
[ 59. レース=底面 R 部仕上げ]

が行われ、続いて：

[ 60. 工程検査=寸度，外貌，王水検査]

となる。この検査においては先ず、傘部頂面の形状寸度をゲージに依り、外觀を目視によりチェックする(図Ⅲ-V-111)。

図Ⅲ-V-111 工程検査要領図第 17



三繩同上書 24 頁，要領図第 17.

【傘部の形状が嫌に厚ぼったいが，気にしても仕方がない】

次に表面の疵を王水を用いて検査する。NiCrW 鋼は非磁性体であるため、このワークには磁気探傷法を適用し得ない。そこで、ワークを完全に脱脂した後、王水(塩酸 120cc, 硫酸 40cc, 水 1500~2000cc)に約 5 分間浸漬して外面を腐蝕させ、表面の材料疵、割れ等を検出することになる。浸漬後、メタノールに浸し、更に充分水洗し乾燥させると、疵は茶褐色の條痕として現れる。

続いて：

[ 61. 仕上げ=バフ磨き]

を行う。上記ワークを清水にて充分洗浄し、バフ研磨する。ごく浅い條痕はこれによって除去される。

続いて：

[ 62. 工程検査=外貌検査]

となる。ここではバフ研磨の良否を検査し、正しくバフ研磨された後にも條痕を残しているワークは廃却処分とする。ワークの移動は隔離収納可能な箱ないしラックに收容して行い、相互の衝突に因って無為に打痕を発生させぬよう注意しながら行われるが、この外貌検査に際してもワークの取扱には細心の注意を要する。

続いて：

[ 63. 仕上げ=加熱【湿気の除去】

を行い、次いで：

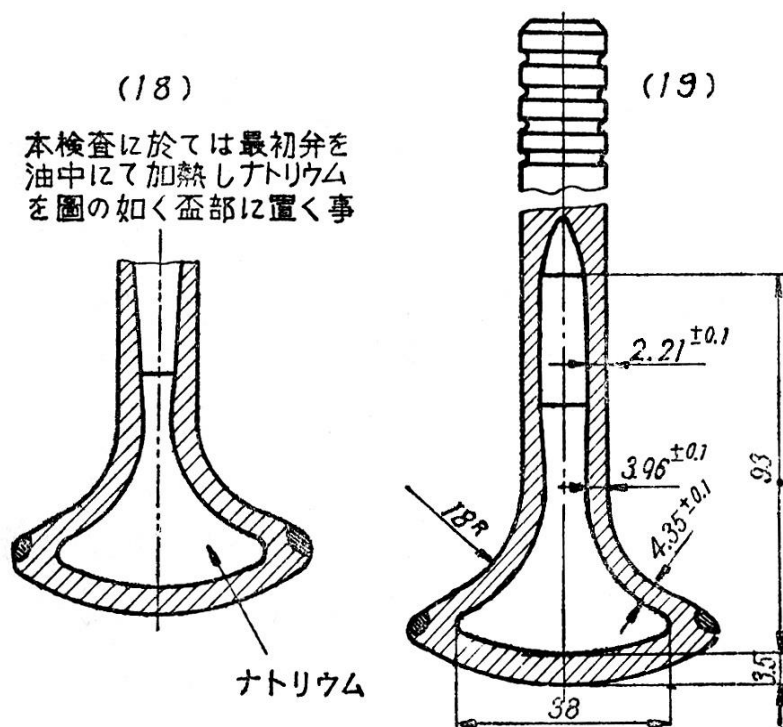
[ 64. 工程検査=容量、重量検査、切断検査]

を実施する(図Ⅲ-V-112)。ここでは弁腔内に封入された Na の量が内腔容積の 60%に達しているか否かを検査する。弁軸部における電気抵抗によって Na の高さを推定するが、可能ならば X 線を用いる検査の方が確実である【何れも前掲、須永の方式】。

重量許容誤差は仕様・規格に準じて異なる(±2~4g 程度)。

外觀についてもステライト溶着状態の良否を検査する。

図Ⅲ-V-112 工程検査要領図第 18,19



三繩同上書 26 頁、要領図第 18,19.



【38φと93mmとは全然釣合っていないが、三繩の作為の結果であり気にする程のことではない】

不合格品，良否判定上疑問のあるワークは勿論，合格品の中からも約 1/100 程度の割合で  
抜取りを行い，これらのワークについて切断の上，各部寸度，内腔面の割疵，絞り疵，仕  
上げ面の良否等を精査し，不良発生の原因探求，製造工程の問題解決，今後の工作・検査上  
の参考に資する。

続いて：

〔65. 調質＝クローム鍍金〕

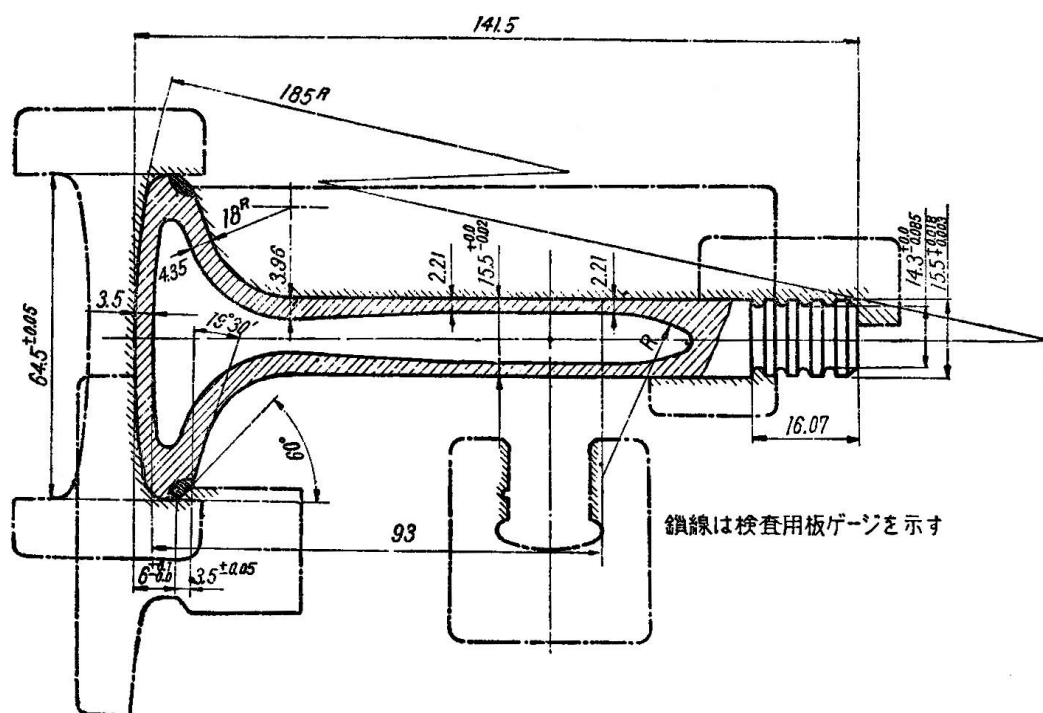
を傘部のみを実施する。

その後：

〔66. 完成検査＝寸度，当り，外貌，重量検査〕

を行う。寸度に関しては完成部品図に則って各記入寸法の全てについて精密な検査を行う。  
検査成績表に数値記入が必要となる部位以外はゲージを以って測定する(図Ⅲ-V-113)。

図Ⅲ-V-113 工程検査要領図第 20



三繩同上書 27 頁，要領図第 20.

【弁面角度 60° は誤魔化しで，図はちゃんと 45° になっている。三菱発動機なら 45° でなければならな  
い。なお，金星 40 型の排気弁における弁軸外径の基準寸法は 15.92mm であった】

当り検査については要領図 16(A)に同じである。

外貌検査においては各加工面の仕上げ程度、傘部 Cr メッキ面の肌の良否、疵等を見る。かくて最後に：

[ 67. 入庫＝検査成績表調成]

に到る。合格品は重量を測定し、検査成績表に必要データを記入する。完成品は石油にて洗浄の後、防錆油を塗布して入庫する。

三繩の説明は以上で終わっている。少々の簡略化がなされている上に、“塞栓”の件なども敢えて不明確にされており、三繩が古い工法と新しい工法とをない交ぜにして幻惑を囚ったことが見え透いている。それでも、この全冷却弁製造工程なるものが極めて複雑煩瑣な流れをなした点については十全に了解されよう。

なお、本工程に係わる戦後の文献として 1976 年 2 月 20 日に三菱重工業(株)京都機器製作所で行われた座談会の記事が「ポペットバルブの工作法」として『内燃機関』誌に収録されている。そこでは、かつて航空発動機用中空弁の製造に従事した近藤芳穂によって作成された工程流れを 21 段階に簡略化した図が収録されており、「工作法はいろいろ変遷しましたが、最後はこの表のようでした」、工程ステップは「細かくみますと、83 工程でした」とのコメントも為されている。

この「いろいろ変遷しました」の中には軸部への窒化廃止・Cr メッキへの切替えも含まれている。傘部に Cr メッキする位なら一緒に軸部もメッキしてしまえば工数は大幅に削減される。もっとも、全てが切替えられたワケではない。吸気弁には元々、傘部へのメッキ処理など施されないから、軸部の窒化は欠かせなかったであろう。排気弁の一部にこの切替えが導入され、その実用経験を睨みつつ、拡大され、やがて縮小されたものと推定される<sup>331</sup>。

縮小と言うのは、戦時期日本の技術的変更の多くは“貧すれば鈍する”的なニュアンスを持つものも多かったが、後に述べるように Na 全冷却排気弁材においてはシルクローム鋼化という最適解が得られ、排気弁の表面硬化は不要となったからである。

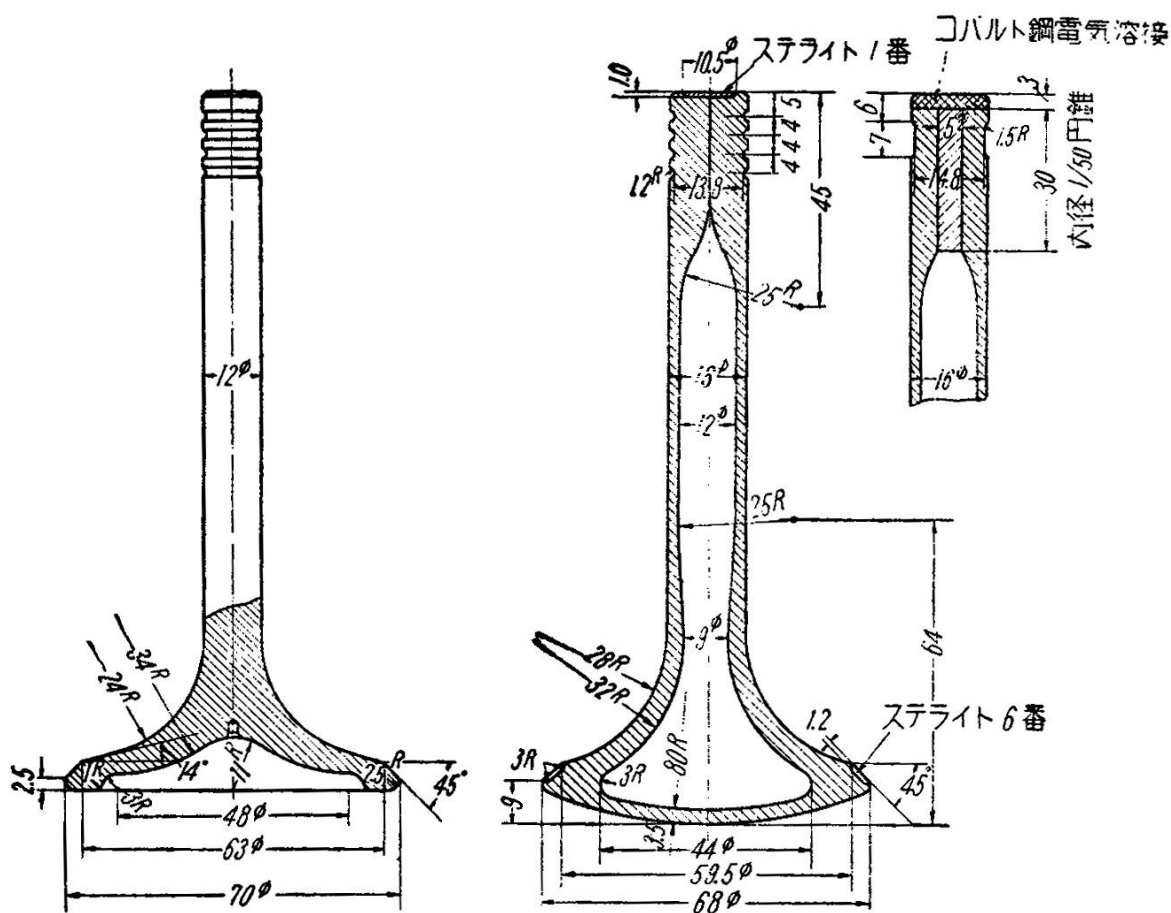
また、近藤の図には軸端を絞って閉塞させた後、「ピン孔」つまり中実の“塞栓”を圧入するための孔を明け、Na を後から装入し、ピンを打込んだ上、端部にステライト溶接を行うというライトが以前から到達していた手順が明示されている。少なくとも、三菱で Na が後入れとなったのは桿部絞りを済ませピン孔を明けてから後に言及されるような高温での熱処理が為されるようになったからである。また、同図において軸部に対する窒化や傘部への Cr メッキについて一切触れられていないのも最終的に窒化や Cr メッキ自体が省略さ

<sup>331</sup> 水谷・大津前掲「排気弁の弁棒に施せるクロム鍍金の厚み測定装置に就いて」、参照。この研究報告の題意は弁用鋼として用いられていた FWV は非磁性体であるため、ピストンリングの Cr メッキ層やケルメットの厚味測定におけるような電磁的計測法が適用出来ないの、新たに母材とメッキ層とが異種金属の接合体であることに着目し、弁軸表面(Cr メッキ面)の 2 箇所を検流計回路の接点を設けて弁軸端を加熱すれば、2 接点間の温度差に因り熱電対の要領で起電力を生ずるから、それを読み取って事前に得られた Cr メッキ層の膜厚と起電力との相関データと照合すれば容易に膜厚が測定出来るという点にある。

れ、熱処理のみに変更されたためであり、これら一連の変更はシルクローム鋼への材料転換の帰結に他ならない<sup>332</sup>。

実吉金郎は「航空発動機の構造および設計」の中で図Ⅲ-V-114のような吸排気弁の略図を掲げている。筆者はその主図が金星 50・60 型前期、添図が同後期等に用いられたシルクローム鋼製のものであるように思えてならない。榮や譽の弁はバネ座を留めるスプリット・カラーが 1 山型であった。つまり弁軸端の方には溝が 4 つではなく 1 つしかなかった。しかも、弁面傾斜角は 45° ではなく一貫して 30° であった。よって、主図は中島ではなく三菱発動機のものとししか考えられない。また、添図に見る塞栓打込み状況も『内燃機関』誌の座談会で取上げられた最終段階における工程流れ図と符合する。

図Ⅲ-V-114 實吉金郎の掲げる吸排気弁



実吉「航空発動機の構造および設計」図 7.14. 熱機関体系 5『火花点火機関』265 頁, より。

金星 50 型の排気弁々軸基準寸法も 40 型と同様, 15.92 φ であった。

<sup>332</sup> 「ポペットバルブの工作法」『内燃機関』Vol.15 No.179 1976 年 6 月, 参照。何故, 省略出来たのかについては問もなく述べる。

現代の常識では弁バネのリテイナとテーパ嵌合されるスプリット・カラー(コッタ)のビード(山)が主図のように多条となっているものはバッティング・コッタと呼ばれ、ドイツ車の機関にしばしば遣われる技術である。それはコッタ同士を突き合わせることによってテーパの締付力を敢えて弁軸に作用させず、弁を回転し易くさせる狙いを体現しており、また、それ故に軸溝との接触面積を稼ぐ必要上、多条とされているワケである。弁の僅かな回転は弁軸の膠着を防ぐと共に弁座当り面との接触状態を良好に保つ作用がある<sup>333</sup>。

中島が範としたライトの発動機にそれが用いられていないことも 1930 年代後半の P&W 発動機にそれが用いられていないことも、従前、見て来た古い図を睨めば判ることである。また、新しい世代をなす *Double Wasp* (C 系)や *Wasp Major* にそれが用いられていないことも *White* と *Lichty* の書物を見れば了解される<sup>334</sup>。

他方、三菱 *Mongoose* も三菱三型も弁軸端は 3 条タイプであった。それ故、三菱は A.S. 辺りから(その起源が自動車機関にあったのか航空発動機にあったのかは不明であるが)多条方式を受け継ぎ発展させたものの、最終段階に到って僅かなメリットをかなぐり捨ててそこから脱却し、ヨリ生産性の高い技術へとシフトしていたというストーリーを描いてもほぼ、無理は無い<sup>335</sup>。

但し、そもそも多条となっていたのが単に溝を浅くすると共に応力を分散するための設計であった可能性もあり、この点は当該部位の正確な、嵌合まで書込まれた図面でも見なければどちらとも言えない。無論、理由はどうであれ、4 条溝から 1 条溝への転換が為されていたとすれば要求精度も切下げられ、生産性は自ずと高められたであろう。

三菱の、恐らく京都移転直後の中空弁工場における一頭地を抜いた生産性、技術的パフォーマンス、深尾イズムの浸透振りについては、大戦末期、専ら海軍航空本部に協力し、飛行機・航空発動機増産への援助に挺身した海軍艦政本部最後の本部長、艦本式タービンの生みの親にして元・海軍技術中将、澁谷隆太郎が最上級、破格の絶賛を捧げている。

或る中空弁工場の視察

此処では作業の性質上欠くべからざる瓦斯の不足で非常に困らされたが、幹部の創

<sup>333</sup> 石川義和『自動車用ガソリンエンジン設計の要諦』山海堂、2002 年、148~149 頁、参照。

<sup>334</sup> *Double Wasp* (C 系)の弁については cf. *White, R-2800 Pratt & Whitney's Dependable Masterpiece*. p.147, *Wasp Major*の弁については cf. *Lichty, Internal-Combustion Engines*. 6th. ed., p.320, Fig.238. やや古いが、R-1820 *Cyclone F* の吸排気弁については東 彌三「航空発動機」東 彌三・永井 博・三木吉平『発動機設計法』共立社、内燃機関工学講座 5、1936 年、172 頁、第 68 図をも参照。

<sup>335</sup> なお、レーシングカー・エンジンの分野では 1937 年の *Austin "7"* 機関が、恐らく例外的に、3 条タイプの軸端部を有しており、A.S.航空発動機からの影響か、あるいは *Siddeley* と *Austin* との件の経緯からしてこの多条方式は *Austin* オリジンかとも想われる。因みに、このレーシング "7" は著名な大衆車とは無関係で、ルーツ・ブローを備えた DOHC 機関はこの大衆車と同じ直列 4 気筒、排気量もほぼ同等の 744cc ながら、116HP/7600rpm. という高出力を発揮し(1.01kg/HP!), その排気弁は軸中空の Na 冷却弁であった。Karl Ludvigsen/ 田口英治・檜垣和夫訳『勝利へのエンジン 50 選』二玄社、2004 年、42~45 頁、参照。

意工夫と一方ならぬ努力に依ってこの悪条件を克服し、中空弁月産 57,000 個を製造して居た。航空機部品工場が示達に上廻って生産して居ることは殆ど無いのに、この工場が工場建設の途上で設備未だ十分に整備し居らざる状態に於て、この成績を上げて居ることは敬意を払う価値が十分であった。新入工員の受入態勢が整って居る為、新入と同時に定められた職場に就て直ちに練習に取り掛り、少しもぶらぶらして居るものを見受けない。数日前入所したと云う一団を見たが、己に与えられた仕事を立派にやって居た。工場の善し悪しは其所に働く従業員の素質に依るものであるが、其の素質は幹部の能力と、努力に依って決定するものである。結局幹部の力が作業現場に徹底して居るか否かに依るものであることを如実に見せ付けられた様な気がした。視察したのは月曜日の早朝であった。予報もせず突然行ったのであるが、丁度幹部会議中で、約 30 分間程待つて所長に面会が出来た。聞く所によると、この工場では毎週月曜日の早朝幹部会を開き、前週中に起った錯誤の原因を調査し、その対策を研究することにして居るのであるが、其の結果廃品率は漸次減少し、機械加工に於て 5%程度になって来た。これは当時の一般状況から見ると決して悪い成績ではなかったのであるが、それを 0.2%迄減少することを理想として、懸命の努力をして居るのであるということであった。当時仕事は何にも彼にも不親切となり乱暴となりつつありし実情に際し、上記の如き心懸けには敬意を表せざるを得なかった。而もそれには常に所長が陣頭に立ってやられて居ると云うので、本当の陣頭指揮の有難味を感じた【傍点引用者】<sup>336</sup>。

三菱は軍部より月産 12 万本の中空弁製造能力保持を要請されていた。京都太秦<sup>うずまさ</sup>の弁工場、京都機器製作所の設置は 1944 年 1 月、名航発動機工場→名發→名古屋金属工業所(40 年 7 月分社化)と受け継がれて来た中空弁製造を新たに担う疎開工場としてのスタートであったが、同年末には早くも月産 8 万本が記録されている。初代所長は磯崎憲二、6 月には二代目として李家 孝が着任しているから、渋谷と対面した所長が両者何れであったのかについては不明とせざるを得ないが、兩人とも深尾の神戸造船所時代以来の後輩である<sup>337</sup>。

このようにして製造された排気弁の性能について具体的データに乏しい点については止む無しとせざるを得ないが、後に金星の 18 気筒版、A20 との係わりにおいて、極めて限られたデータに基いてではあるが、論じられることになる。

時は移って 2010 年、三菱重工業は自動車機関用吸排気弁を傘部まで中空に一体鍛造する月産 25,000 本の量産技術体系を構築、2014 年には実に月産 150 万本という一大生産体制

---

<sup>336</sup> 生産技術協会『旧海軍技術資料 第 1 編』(4) 第 6 章、1970 年、216~217 頁。

渋谷の回想は元々、『生産技術』誌上に「生産技術通俗談話」, 「工場閑話」, 「銃後随筆」といったタイトルで不定期連載された。因みに三菱中空弁工場の話は第 3 巻 第 3 号(通巻 15 号: 1948 年 4 月)に収録されている。しかし、今、この連載稿を全てフォローするのは至難の業であるから、以下、これらをまとめ、追加が行われた上記の通称“黒本”からの引用、参照とする。

<sup>337</sup> 李家 孝「私の航空機屋時代」『往事茫茫』第一巻、567 頁、近藤芳穂「京都で迎えた終戦の憶い出」『往事茫茫』第三巻、518 頁、参照。

確立を目指すとして発表した。これは鍛造プレスのみによる、しかも発表に拠れば冷間加工を主体とする低コスト・高能率の工程であり、吸排気弁の軽量化が図られ、かつ、排気弁には Na を封入し、内部冷却弁化するという。

その生産技術上の創意たるや誠に素晴らしいものであろうが、発表された画像では残念ながら頭部まで中空とは言い難く、内腔はやや裾の広がった円錐空間に過ぎぬため色気を欠くこと夥しく、往時の全冷却弁の繊細かつ優美な断面プロポーションと比べるべくもないその姿を眺めていると、やはり、美しいものは低コストでは生み出され得ないのかと諦観したくもなってくる<sup>338</sup>。

#### vi) 排気弁のステライト盛

本件については既に 93 式 700 馬力発動機の後期型における実施を紹介しておいたが、川村宏矣は：

アンチロック剤として四エチル鉛を燃料に混入する様になつてから弁座の接触部が著しく侵蝕されるという現象が起つて来た。その対策としては弁の方にはステライト No.6 を、弁座の方には Mn~Ni~Cr 大洲田鋼を使用して之を防ぐことが出来た。

ステライトは初めは米国 Haynse【es】Stellite Co.のものをを用いたが後空技廠及び三菱鉱業等にて研究の結果、国産ステライトを完成し、実用上充分目的を達することが出来た。ステライトには多量のコバルトが含まれているので、之を減少することも亦研究せねばならなかつたが、終戦直前となつて一成案が得られたが殆ど実用するに至らなかつた<sup>339</sup>。

と状況を紹介した上、次のデータを第 2・14 表として掲げている。

表Ⅲ-V-11 弁座保護材料

材料名称	化学成分 (%)								
	C	Si	Mn	P	S	Ni	Cr	W	Mo
Mn~Ni~Cr 大洲田鋼	0.5~0.6	<0.5	4.5~5.5	<0.03	<0.03	11.5~13.0	3.0~4.0		
ステライト No.6	0.8~1.5	1.0~1.7	Co 58~62				28~32	4.9~6.2	0.1~0.2
国産ステライト	0.8~2.4	1.0	Co 49~65 Fe 2.0~3.1			25~32	6~12	0.2~0.5	
代用ステライト	3.5	1.0	15.0	Fe 60		10.0	13.0		

川村はまた、

弁座にステライトを熔着する作業は酸素アセチレン瓦斯を用いて行うのであるが、

<sup>338</sup> 三菱重工ニュース，2010年3月24日発行，第4915号，参照。同社HPによる。自動車用ガソリン機関に稀に用いられて来た軸中空のNa冷却排気弁については石川義和『自動車用ガソリンエンジン設計の要諦』146頁，参照。

<sup>339</sup> 『航空技術の全貌』（下）「航空機用材料 第一章 金属材料」383~884頁，より。

極めて熟練を要する難作業であつた。前記田中【修吾】氏並びに筆者は協力して之を克服し、其の技術を関係民間会社へ紹介した。当初、この作業の極めて困難であることを見て之を人の熟練に期待せざる機械的接着法の研究の必要を痛感した。

筆者は柿沼【喜一郎?】氏等と共に自動回転鑄着法を完成し特許も得たが、其の頃には瓦斯熔着方も漸く軌道に乗り、特に転換の必要もなかつたので遂に之を実用するに至らなかつた<sup>340</sup>。

とも述べている。

熟練頼みの弁面溝へのステライト盛作業は次のようにして行われた<sup>341</sup>。

- ・用具には低圧型酸素アセチレン・トーチを用い、火炎は炭素リッチ(酸素不足)な還元炎としてステライトの熔融点低下と流動性向上を図る。外炎が内炎の 2 倍程度となるよう調節する。
- ・ワークは叮嚀にバフ仕上げし、銅製ブロックに乗せて回転させつつトーチの外炎を用いて弁頭部を 760~870°C に予熱する。
- ・予熱が終われば回転を止め、弁面溝の一部を約 1090°C に加熱した後、ステライト棒を炎に入れる。
  - ・これにより、ステライトは熔融し、溝の中に一様に拡がる。
  - ・軸端部へのステライト盛はフラックスで被覆したステライト棒を溶接棒としてアーク溶接の要領で行う。

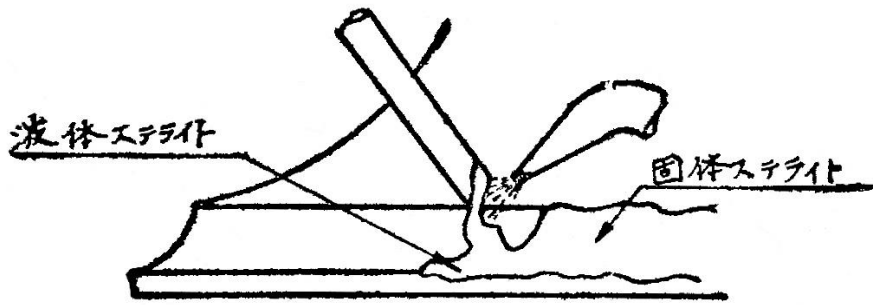
三菱におけるイスパノ導入時代の発動機部長、小川清二は弁体を電気炉を用いて 760~870°C に予熱し、ごく微小な酸素アセチレン火炎を用い、弁体を火炎に曝すことなくステライトを熔融させ熔かし込む作業方法を紹介している。図Ⅲ-V-115 のワークは内部冷却弁であるとしても軸中空の旧弊な弁であるが、恐らく、これが多少ともモダナイズされた手口であつたのであろう。当時の執筆者に最前線の工程を描画する自由は当然、与えられていなかったが、“機械的接着法”は導入されず仕舞いに終わったのであるから実質はこれと大同小異であつたかと推定される<sup>342</sup>。

### 図Ⅲ-V-115 小川の掲げるステライト盛作業

<sup>340</sup> 『航空技術の全貌』(下)「航空機用材料 第一章 金属材料」384 頁、より。

<sup>341</sup> 東・三枝前掲「発動機工作法 ——航空発動機——」109~110 頁、神蔵『航空発動機的设计』290 頁、同『高速ガソリンエンジン』219~220 頁、参照。

<sup>342</sup> 小川清二『航空発動機工学』改訂版、河出書房、1944 年、145~146 頁、参照。この図は中島飛行機技師・熱処理工場長 新名健吉の「内燃機関用弁のステライティングに就て」『内燃機関』第 3 巻 第 6 号、1939 年 6 月、の第 9 圖に同じである。元々は外国文献からの引用なのであろう。但し、新名は図の下に「火焰ヲ鋼ニ觸レシムベカラズ」との注記を挿入している。



小川清二『航空發動機工学』改訂版，145頁，第106図.

何れにせよ，このステライト盛，とりわけ弁面へのそれは化学反応によって熔着部の組織にピンホールを生じたり，炭素の析出を生じたり，熔着が不確実であったり，ステライトに亀裂が入ったり(特に流し始めと終りとの接合部)，弁を過熱してしまったり，といった不具合が往々にして発生し，非常に難しい作業であった。

三菱におけるステライト盛に関する基礎的研究報告としては關口次郎「材試 No.460 ステライト熔着が弁材の衝撃値に及ぼす影響」，「材試 No.461 ステライト熔着の爲めに生ずる變形に関する一實驗」三菱重工業名古屋航空機製作所『研究報告』1935年9月，同「材試 No.470 ステライト桿着棒に就て」，「材試 No.471 ステライト再熔着時の異常組織」『研究報告』1936年11月，がある。ステライトとしては発明者によって興された Haynes Stellite Co.(現・Haynes International Inc.)製 No.1 が軸端に，同 No.6 が弁面に盛られていた当時のハナシである。

「ステライト熔着が弁材の衝撃値に及ぼす影響」と銘打たれた No.460 はステライト盛の際の加熱により弁用鋼棒材のシャルピー衝撃値に如何なる変化が生ずるかを調べた基礎実験の報告である。試験片は高 Ni-Cr-W 鋼，Si-Cr 鋼，Co-Cr 鋼，94kgNi-Cr 鋼(イ-204 相当品)製，寸法 10×10×55mm の棒材であった。これらについて層厚 0.5mm に熔着したものと非熔着のものとを用意し，更にこれを熔着のまま，熔着後鋼材所定の熱処理，熔着後 650°C・1h 放冷，その他特に發動機排気弁の使用条件に近い熱処理を施したものとに区分した上，体系的な比較試験が実施された。

本命となる高 Ni-Cr-W 鋼に関する結論は熔着後 950°C 加熱放冷を施すのが安全であるが，輸入された Na 冷却排気弁には熔着後の熱処理は施されていない。使用温度が約 780°C を下回れば材料変性の心配は無いから熱処理は要らないのだろうということであった。この文言からすれば，後先にはなるが，金星 40 型に使用されるべき全冷却弁の国産化に際してはやはり Thompson 弁あたりが輸入され，徹底的な試験，分析が実施されていたものと考えざるを得ない。

なお廉価版の弁用鋼である Si-Cr 鋼においては材料に本来指定されている焼入れ・焼戻しが絶対不可欠，という結論であった。これは一般に 1100°C・1/2h→油焼入れ，900°C・1h 自然放冷といったモノであるが，1100~1070°C にて 30 分間加熱→油焼入れ→1000~1030°C にて



30 分間再加熱結晶微細化→油焼入れ→850~900℃に 1 時間加熱→焼き戻しといったヨリ手の込んだ方案とそれによって得られる機械的強度との紹介例も見出される<sup>343</sup>.

「No.461 ステライト熔着の爲めに生ずる變形に関する一實驗」はステライトと弁材との熱膨張率の差に因る變形，亀裂の発生要因を調べるため，高 Ni-Cr-W 鋼，Si-Cr 鋼，94kgNi-Cr 鋼の棒材 (10×5×100mm)の片面に層厚 3mm のステライト No.6 を盛った試験片を製作し，施工後，徐冷した際の湾曲状況を見る実験であった。その結果，94kgNi-Cr 鋼においては高 Ni-Cr-W 鋼及び焼入れ・焼き戻しした Si-Cr 鋼とは逆に，ステライト部に引張りが作用することが明らかとなり，弁面に熔着した場合，亀裂を生じ易いことが理由付けられた。これは排気弁材料について未だ手探りの名残を留めた時代の研究である。

「材試 No.469」は Haynes Stellite Co.製 No.1(5 本)及びこれより硬度の高い No.6 ステライト棒(14 本)の各個体に対する成分分析試験の結果である。もともと，この報告は最新の成果に係わるそれではなく，ステライト盛の成功率が余りはかばかしくなかった頃に為された実験の結果を事後報告したものである。つまり，仕損じの原因を材料に被せようとしていたワケである。実際，川村による前掲データにも見られる通り，ステライト棒は同じ号数でもその組成には若干の幅があった。三菱にある輸入品と空技廠手持ちの輸入品とが比較に供され，分析値が具体的に示されている。後に工程技術の習熟により材料の微小な差異は無視されるべきものとなった。

「材試 No.470」も熔着したステライトが剥がれた痕に再度，熔着を行った際に炭素の異常組織が析出し，その要因が No.6 と No.1 との取り違えではないかと疑われた頃の回顧譚である。原因はアセチレンの火炎の当て方の不相当と判明したが，その現実的な対策には相当の時間と経験を要したようである。

#### vii) シルクローム鋼(一般排気弁材)による排気弁の製造

これは金星 40 型に関する要素技術というワケではないが，三菱発動機，否，日本の航空発動機用全冷却弁の技術史について語る際には絶対に取落すことの出来ない事蹟である。この点について川村は：

最も一般的となつた弁用鋼(イ 301)も多量のニッケルを含んでいる。何とかして其の代用材を得んとする努力もなされたが発動機の性能は向上の一途を辿り，弁材質の性能要求の手を緩めるべくもなく，已むを得ず最後まで使用するの余儀無き事情にあつた。ところが前述の様に排出弁は大部分が冷却弁となつていたので，其の冷却効果が充分なら多少低級な材料でも耐え得る筈であるので，三菱発動機工場に於て，金星系の発動機用中空冷却弁をシルクローム鋼(C 0.30~0.45, Si 2.0~3.0, Cr 9.0~13.0, Mo 0.7~1.3)を以て試作し，充分試験の結果，何等異常の無いことが認められ，終戦前には数種の

<sup>343</sup> 後者については高瀬孝次・石田四郎『発動機用材料』共立社，内燃機関工学講座，第 6 巻，1935 年，365 頁，参照。

発動機に対しては之を使用し初めた<sup>344</sup>。

と述べている。文中のイ 301(旧い 22=C : 0.35~0.45%, Si : 1.5~2.5%, Mn : <0.6%, P : <0.03%, S : <0.03%, Ni : 13~15%, Cr : 14~16%, W[→Mo] : 2.0~3.0%)とは勿論, FWV 鋼である。

三菱における開発当事者は引続き關口次郎であった。彼自身は：

この頃【1942年頃】は、次第に資源の枯渇が目立ち、特に銅、ニッケル、モリブデン、タングステン等の節約が至上命令となって工場に下され、この対策に大童となっていた時でしたが、とりわけニッケル含有量の多い(約 15%)排気弁用鋼のニッケルの節約については、かねてからこの事のあるを慮り、設計の佐々木一夫さんと計り、試作研究していたケイソ・クローム鋼に転身してこれをなし遂げた事は、今でも忘れない一駒であります。そしてこの大切なニッケルは、より必要性の大きい排気タービン(過給器駆動用)用に回されたと聞いています。

と回想している<sup>345</sup>。

これは Ni 不足の状況下、発想の転換に依って開発された技術ではあったが、それは決して代用鋼への転換とか窮余の一策などと形容されるべき所作ではなかった。何となれば、シルクローム鋼は古くから知られ、陸軍統制ディーゼル発動機等の吸排気弁材料としても汎用されていたごく一般的な弁用鋼であった。石澤命知や尾形康夫がイスパノ時代から研究を重ね、關口自身も早い時期から FWV 高 Ni-Cr-W 鋼と並べてこの Si-Cr 鋼の特性、使用勝手について研究して来た実績についても先に言及した「材試」に述べられていた通りである。

また、既に紹介された通り、Si-Cr 鋼は FWV 鋼に比して硬度自体は高いから、本来指定されている熱処理を施してやればそれで OK、弁軸部への窒化や Cr メッキが不要となったのも道理であるし、Na は自ずとそのような高温での熱処理の後から封入するのが合理的ということにもなる。つまり、それは単に Ni の節約に止まらず、工程簡略化という観点からしても極めて優れた技術最適化の成功例であった。この技術が戦後、金属材料資源に恵まれた欧米先進諸国に真似された事績について筆者は寡聞にして承知していない。但し、私見に拠れば、今後、これが何処かで復活を遂げる可能性は必ずしも無しとしないであろう<sup>346</sup>。

なお、上記引用においても川村の記述と關口のそれとの間には時期に関して若干、ニュ

<sup>344</sup> 『航空技術の全貌』(下)「航空機用材料 第一章 金属材料」384~385 頁、より。

<sup>345</sup> 關口次郎「『へタカン』ということ」『往事茫茫』第一巻、251 頁、より。

<sup>346</sup> なお、コーヘン/大内兵衛訳『戦時戦後の日本経済』上巻、327 頁に三菱重工業から戦略爆撃調査団に提出された報告からの引用として材料難のため発動機用鋼材規格が43年3月~44年3月の間に計 32 回(Ni 関係 10 回, Cr 関係 3 回, Mo 関係 16 回, W, Co 関係各 1 回)も改訂され、製造現場に混乱を来したが、とりわけ弁用鋼に用いられるべき Co の不足は航空発動機用排気弁全需の 90%以上を賄っていた三菱は大きな困難を強いられたと記されている。

これは非常に興味深いデータではあるが、先にも述べた通り、当時の国産弁用鋼規格に Co を含むモノは無かったから、この議論は Ni と Co の取り違えである。これは一定の技術的知識を有するアメリカ人が日本語を英文に意識したために生じたミスであったのかも知れない。

アンスに差がある様に思われる。川村の説くところを素直に読めば「最後まで」とか「終戦前には」といったフレーズから敗戦間近になってこの転換に成功したかのように受取られてしまいかねない。しかし、これまでも利用して来た海軍航空本部 1943 年 5 月発行の『金星發動機五〇型 取扱説明書』改訂第一版、I-2102 頁には排気弁材として明確に「イ-302【即ち「珪素クローム鋼」=Si-Cr 鋼】なり」と記されている。

それゆえ、關口の語る'42 年頃がシルクローム鋼製全冷却排気弁への転換の起点であり、'43 年度には間違い無く製品化＝量産され始めていたと見て良い。この転換の素早さの裏付けは彼の日頃からの研究にあった点を再度、強調しておこう。また、事実経過の全容は不明ながら、筆者は金星 50 型のみならず、'43 年度に 740 基、'44 年度に 1,305 基も製造され、'45 年まで製造が続いたように伝えられている金星 40 型においても全冷却排気弁材のシルクローム鋼への転換が為された可能性は高いと見ている。

但し、その一方において陸軍航空本部、1944 年 5 月 19 日発行の『「ハ 33」62 型(「ハーニ」ニ型)取扱法』においてさえ、23 頁、第一〇図の材料表示に「イ-302 又ハイ-301」とあるところからすれば、既往の量産状況を反映してのことか、イ-301 製の旧型在庫品と新型との併用時期は実態としてかなり長かったものと推定せざるを得ない。

#### viii) 主連桿と大端軸受

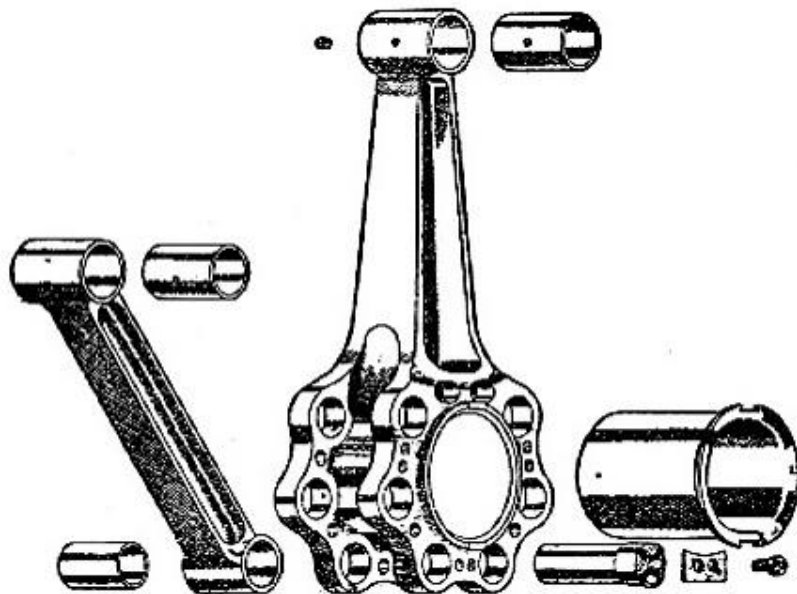
金星 40 型の一体式主連桿は組立式クランク軸を有する發動機のそれとして構造的に取り立てて云々するほどの代物ではなく、むしろその設計は旧弊とも言える I 断面であった。主連桿の長さ(中心間距離)は 287mm、副連桿のそれは 223.5mm であった。金星のボア・ストロークは 140×150mm であったが、この主連桿長さをストロークの短い R-1830 *Twin Wasp* (139.7×139.7mm)の 322mm と比べると、やはり金星はこの国の發動機らしく詰込み主義の設計であったことが判る。これでは仮令、冷却の問題がクリヤされても整備性の悪さという体質的問題は残らざるを得ない。また、*Twin Wasp* は '39 年に R-2000 (146.1×139.7mm)へと増強されているが、それを可能にした要因はカムの前後振分けもさることながら、この主連桿長さにおける余裕にあった<sup>347</sup>。

複偏差に起因する上死点高さの相違を補正するための常套手段であるリストピン取付け半径の段階付けは第 4,2 気筒 65.27mm、第 5,1 気筒 66.32mm、第 6,7 気筒 64.03mm であった(第 3 気筒は主気筒)。また、この複偏差のため、当然ながら点火時期にもズレを生じていた。基準となる主気筒＝第 3 気筒では 22° BTDC であったが、これに対する進角量の増分は第 4 気筒 : +1° 19' 1"、第 5 気筒 : +1° 48' 18"、第 6 気筒 : +2° 22' 17"、第 7 気筒 : -2° 22' 17"、第 1 気筒 : -3° 48' 18"、第 2 気筒 : -1° 19' 1" であった。点火

<sup>347</sup> 金星 40 型の数値は『發動機一般』より。*Twin Wasp* の主連桿長さについては小倉『航空原動機』57 頁、表 4.6 より。因みに、榮(130×150mm)の主連桿長さは潤滑系統図より 280mm と読み取れるが、副連桿長さは金星より 10mm 以上短く、212mm であったようである(中島飛行機の教材に含まれていた一葉図面より。但し、NAMV と表示)。

時期の偏差を補正するための策は特に講じられはていなかった<sup>348</sup>。

### 図Ⅲ-V-116 金星40型の主・副連桿回り



海軍航空本部『金星四〇型發動機 取扱説明書』1-2106頁，より。

主連桿に係わる最も大きな問題はその大端部軸受にあった。主連桿大端軸受メタルは恰も高速ディーゼル機関における主軸受，クランクピン軸受のケースのようにホワイトメタルからCd(カドミウム)合金に移行しかけた後，やがてケルメット(銅鉛合金)に落ち着くという発展経路を辿った。

もつとも，少なくとも三菱とその周辺における航空發動機用ホワイトメタルは一般にその名称からイメージされる錫・鉛合金ではなく，錫をベースとしアンチモン 5~6%，銅 3.0~3.5%，Cd 0.3~0.7%，ないし銅を 4.0%，アンチモンを 4.5~5.0%程度とした錫・アンチモン合金が最良とされていた。このメタルの全盛期，渡瀬常吉は「以上の如き合金を使用して尚運転後に龜裂の生ずるのは，専ら工作仕上の不注意より起るものと思ふ」と自信満々であった。

渡瀬は軸承の損傷の主因は潤滑不良にあると断じ，これを防止するための工作上的留意点として「優良なる軸承合金」，「適當なる鑄造作業」，「主軸と軸承間の隙間を大にすること」に加え，「軸承面の仕上に手心を加へること」「軸承合金の厚さをなるべく薄くすること」を挙げている。「手心」とは軸受面の最終スクレーパー仕上の際，油孔周辺に多少の凹凸を付与して保油性を高めておくことに他ならぬが，かかる弥縫策ないし対症療法的思考法が一ヵ月後，名古屋に赴任して来た深尾淳二の逆鱗に触れることは最早周知の事実に

<sup>348</sup> 金星40型の数値は『發動機一般』より。

属しているであろう<sup>349</sup>.

この他、『研究報告』を見ると須永信二によって錫及び錫基合金の耐衝撃性を究明する一連の実験が行われているが、それもほぼ 1935 年の上半期までのようである。なお、同時期には Al をベースとする軽合金、即ち Y 合金とその亜種とも言うべき Alugir を軸受材料として用いる場合の性能についての研究が為されている。摩擦試験機を用いた実験の滑り速度は 402m/min であった。これは低回転のクランクピン軸受とも高回転のカム軸受とも解され得る速度であるが、間違い無く後者、即ち水冷発動機のカム軸受を意識した研究であった(事実、Alugir 云々はイスパノ 650 馬力のところでも出て来ていた)<sup>350</sup>。

三菱と後の本命、ケルメットとの出会いは案外早く、渡瀬に拠れば既に 1930 年にアメリカよりケルメットを購入し、分析が試みられている。ドイツでは BMW がこれに先鞭を付けていたが、当時のアメリカでケルメット軸受を製造していた主なメーカーとして Allison Engineering Co.(→GM に吸収)、Bohn Aluminium Corporation、Cu-Lead-Ite Bronze Bearing Metal Co.、General Motors Corporation があった。どれを購入したのかについては伏せられているが、三菱はこれを複数種類、購入した。その顕微鏡的組織は誠に区々であった。また、三菱自身におけるその実用化も深尾の大号令によって金星において断行されたはしたもののトラブルは絶えず、渡瀬自身が最適と見定める所に到達するにも相当な研究を要し、かつ、発動機性能の向上と共に肝心の最適解は絶えず移動して行った。

彼が'36 年 1 月に発表した論文「材試 No.474 ケルメット軸承」はケルメットの各種組成、鑄造法を試み、顕微鏡的組織の比較検討を行った成果の詳細な報告であり、この時、渡瀬はブッシュ型、半割型の大小様々なケルメット軸受を試作してもいるが、その適正組織や適正硬度、クランクピン摩耗との兼ね合い等に関する確定的な結論は未だ何一つ下されてはいなかった<sup>351</sup>。

星型発動機においては 1~2 本しかないクランクピンに強大なトルクがかかる。このため、移行期の困難は列型高速ディーゼル用軸受の比ではなかった。それ故、移行期には遠く 1925 年頃を初発として Cd 軸受合金なるものに斯界の関心と期待が寄せられもした。この流れについて川村は：

銅鉛合金は軸承としては優秀なものが得られるが少々高炭素の炭素鋼又は特殊鋼裏

<sup>349</sup> 渡瀬常吉「材試 No.370 錫基軸承用合金」,「材試 No.371 運轉後の軸承面の龜裂」三菱航空機株『研究報告』1933 年 5 月, 参照. 深尾がホワイトメタルのケルメットによる代替以前の時代から手仕上の根絶を目指した点については『深尾淳二 技術回想七十年』76 頁, 金星開発との係わりにおいては彼の「金星」『往事茫茫』第一巻, 265 頁, 参照.

<sup>350</sup> 須永信二「材試 No.409」,「材試 No.417」(何れも未見)において錫の落錘試験(そのまま vs 潤滑)結果を報告し,「材試 No.441 裏金を有する錫の落錘試験」三菱重工業株名古屋航空機製作所『研究報告』1935 年 5 月,「材試 No.450 白色合金の落錘」同, 1935 年 7 月においてその対象領域の拡大を示している. 軽合金軸受については同号所収の尾形康夫「材試 No.451 軸承用軽合金の比較」, 参照.

<sup>351</sup> 渡瀬常吉「材試 No.474 ケルメット軸承」三菱重工業株名古屋航空機製作所『研究報告』1936 年 1 月, 参照.

金或は接合棒等には直接鑄込出来ない欠点がある。従つて従来白色合金を使用していた発動機に直ちに適用出来ない。

昭和一〇年(1935)以来空技廠山口技師は Cd~Ag~Ni 系合金に就きその成分及び鑄込法の研究を行い、又中島の渡辺博士も本系合金を研究された結果性能は従来の白色合金より良好で銅鉛合金にも匹敵し得ることが知られたが、Cd の価格の高いこと且つ資源的に見ても有利ならざること、潤滑油に対して腐蝕傾向が敏感なること、一方銅鉛合金軸承の生産技術が充分進歩したこと等のために実用せられるには至らなかつた。と総括している<sup>352</sup>。

因みに、この時代に出現した早とちりの典型が次の一文である。

『クランク』室ノ軸承部ニハ『ローラ』軸承或ハ鉛青銅又ハ『ホワイトメタル』ヲ施シタル軸承ヲ使用スルモ近時逐次『カドミウム』銀ヲ施シタル軸承ヲ使用スルニ至レリ<sup>353</sup>。

'30年代には三菱においても Cd 軸受合金に関する研究がケルメット開発と並行して進められていた。また、1931年、ライト社から購入した *Whirlwind J-6* 用ケルメット軸受との出会いを契機として軸受合金研究の道に入った中島の渡辺 榮は 1937年より中島飛行機(株)『研究報告』、『中島研究報告』誌上に Cd 軸受合金に関する『『カドミウム』基軸承合金の研究——航空発動機要軸承に適するカドミウム合金の探求』なる非常に勢いのある体系的な研究報告を発表しているが、結果的に軍配はケルメットの方に挙げられた<sup>354</sup>。

さて、その銅鉛合金、即ちケルメットの実用開始時期について永野 治は先に引用した「ケルメットの使用は一九三三年頃川崎の BMW が我が国でのさきがけである」との記述に繋げて：

次第に性能の高いエンジンがあらわれて軸受荷重が増し、最大圧力三〇〇気圧、周速一四 m/s 以上にも達するようになると軸受裏金の剛性が問題となり、其のまわり止

<sup>352</sup> 『航空技術の全貌』(下)「航空機用材料 第一章 金属材料」404頁、より。

<sup>353</sup> 陸軍航空士官学校『昭和十四年編纂 生徒(學生)用 航空発動機學教程』93頁、より。

<sup>354</sup> 渡瀬常吉「材試 No.553 カドミウム軸承」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』第五卷 第八号、1937年8月、渡瀬常吉・水谷太郎「材試 No.561 カドミウム合金の物理常数」同、第五卷 第十号、1937年10月、中島関係では渡辺 榮「『カドミウム』基軸承合金の研究——航空発動機用軸承に適するカドミウム合金の探求 第一報～第二報」中島飛行機(株)『研究報告』第2巻 第3、7号、1937年2月、1938年2月、「同 第三報～第四報」中島飛行機(株)『中島研究報告』第3巻 第9、10号、1938年9月、12月、参照(第3巻 第9号より誌名変更、巻号は継続)。これらの論文はケルメットの絶対的優位が確立した後、純然たる学術データとして供覧に付されたものようである。

戦時中、渡辺によって為された軸受合金研究全体の概要については彼自身による「1.6.67 軸受合金に関する研究並に試作」『日本航空学術史(1910-1945)』121~122頁、参照。渡辺は戦後もしばらくは富士産業荻窪工場に在ってケルメット軸受や銀軸受についての研究を続けており、その中身は概ね戦時研究の総括に類するモノではあつたと目されるが、『日本機械学会論文集』、『日本機械学会誌』、『機械の研究』誌上に成果として発表されている。

なお、Cd系軸受合金については大野『軸受』53~60頁、その溶解法及び接着法については同117頁、その遠心鑄造法については119~120頁、にまとまった記述が見られる。

めも集中荷重を避けるために歯型で全円周にわたって止め、接合棒大端の剛性も充分にとり同時に軸系【径?】とクランク室の剛性も増すようにしたのであるが、止まるどころを知らぬ性能増大要求に此の軸受はいつも不安の絶えることがなかつた。一九四二年頃から銀軸受が研究せられ、ケルメットよりもたしかに耐久力は大きかつたのであるが、普及するには到らなかつた<sup>355</sup>。

と述べている。

もつとも、ケルメットの研究開発という点について見れば、自ら当事者であった川村はここでも永野とはやや異なった回想を記している。曰く：

昭和七年四月(1932)筆者は航空技術廠着任当初先ず与えられた問題は、銅鉛合金並びにその裏金への接着に関する研究であつた。

先ず再熔解回転水冷装置を考案し、鉛約 35%の合金を用いて低炭素鋼裏金に接着することに成功し、イスパノ 450HP 発動機に之を装備し、耐久運転の結果極めて良好な結果を得、本合金の実用性を確認した。

之を中心として民間各社とも協力研究の結果、次第に改良を加え再熔解静止噴水冷却法を標準方式となし、其の後の大量生産に対処した。

本研究の着眼点は接着の良否、適正組織の附与とその均一性にあつたが、これ等に関する検査標準も制定し、又一方航空機材料規格中にも第二・二七表【表Ⅲ-V-12】の内容のものが加えられ、生産態勢は確立した。

表Ⅲ-V-12 銅鉛軸承合金【川村の第2・27表を多少変更】

合金名	組 成 (%)				
	Cu	Pb	Fe	Ni 又は Ag	不純物
銅鉛合金第一種	残	38~42	<0.8	<2.0	<2.00
〃 第二種	残	33~37	〃	〃	〃
〃 第三種	残	28~32	〃	〃	〃

引用者注：第一種はイギリスの航空材料規格である DTD(Directorate of Technical Development)249, 第二種は DTD250, 第三種は DTD251 相当品である。

此の間、この研究に関与された主なる人には海軍では山口技師、故古谷技師、佐藤博士、西川技師等であり、民間の方々では三菱の渡瀬博士、中島の竹内博士、渡辺博士等である。中でも中島の渡辺博士は誉発動機用として低鉛(20~25%)合金を用い、之に Pb 鍍金を施すことにより稀に見る高荷重に耐える軸承を完成された。

又三菱の渡瀬博士は Ni 又は Ag の代りに Mn 約 1%を加えることによつて鉛を粒状化せしめ、軸承の耐久力増大に寄与された事等は誠に尊敬に値する研究であつた<sup>356</sup>。

<sup>355</sup> 『航空技術の全貌』(上)「原動機篇 一、航空用原動機」463頁、より。

<sup>356</sup> 『航空技術の全貌』(下)「航空機用材料 第一章 金属材料」403~404頁、より。

川村の人柄や彼がケルメット軸受の国産化に対して演じた指導的な役割は「最初航空廠に於て實習せし際親しく御指導を賜つた川村少佐殿・古谷技手殿竝に現場の各位に對し厚く御禮を申し上げます」という渡瀬前掲「ケルメット軸承」結びの謝辞からも窺われるところである。

川村による回想やこの間の技術進歩の一端をヨリ具体的に理解するには大野道雄によって著され 1945 年 1 月に発行された前掲の同時代文献、『軸受』に拠るのが早道である<sup>357</sup>。

そこで以下暫く、大野の記述を要約してみよう。鉛を比較的多く含んだ銅鉛合金、Kelmet 合金は 1879 年、A., Allan の発明になる軸受用合金で、これを用いて製造された平軸受はホワイトメタルよりも高速度、高温、高荷重に耐え、焼付きが少ない。ケルメットは高負荷平軸受の分野でホワイトメタルを代替したが、社会的要請に従って益々、鉛の比率が低いモノへと移行して来ている。勿論、ケルメットの硬度は鉛が少ないものほど高い。因みに渡瀬常吉による特許は 1942 年 666 号として鉛 20~45%、錫 0.5~3.0%を含む銅合金に関するものであった。

ケルメットの製造に当っては冷却凝固時における鉛と銅との偏析＝分離を防ぎ、均一な組織を作ることが肝心であり困難でもある。一言で表現すれば添加元素の配合と急冷とが肝心である。徐冷すれば比重の大きな鉛が下に溜り、層状に分離してしまうからである。冷却により先ず銅が凝固し始め、その樹枝状の間に液状の鉛が保持され、遂にはこれも凝固するに到る。渡瀬に拠れば、ケルメットの組織と性状は次のように分類される。

- (1)柱状組織……………柱の間を起点として亀裂を生じ易い。
- (2)樹枝状組織……………我国においては一般にこれが最良とされている。
- (3)粒状組織……………鉛含有率が低く S を用いず、置き注ぎ、徐冷による場合。
- (4)網状組織……………銅の網目の中に鉛粒子が点在する一様組織。渡瀬に拠れば、Sn 1%、Cd 0.5%を添加したそれが最も良好<sup>358</sup>。
- (5)共晶組織……………非常に微細な組織。微細さの利点の有無については未解明。

丹治道生は渡瀬の下で冷却開始温度と結晶組織との関係を研究し、前者を動かすことによって粒状、樹枝状、網状組織を随意に生成させることに成功した。銅と鉛との偏析防止

---

なお、これより先、川村は『日本機械工業五十年』の「9 機械材料」の項を執筆しており、ケルメットに関するほぼ同様の記述が 459~460 頁に見られる。フラックスに硫黄を用いたとある半面、再溶解回転水冷装置に関する記述は無い。また、そこには「爾後の發動機主軸受および接合棒共本系合金を全面的に採用した」などともあるが、国産空冷星型發動機に関して仮令、半割りメタルであれ、主軸受を平軸受とした例など凡そ皆無である。

<sup>357</sup> ケルメットそのものについては大野『軸受』46~52 頁、その溶解法及び静置鑄造法については同書、101~116 頁、遠心鑄造法については 120~124 頁、参照。

<sup>358</sup> 渡瀬常吉「Kelmet 軸承の網状組織に就いて」三菱重工業(株)名古屋發動機製作所『研究報告』第 3 卷 第 6 号、1940 年 5 月、は新たに彼によって見出された網状組織が従来、一般に最良とされて来た樹枝状組織に優るとの実験報告、言わば彼の勝利宣言である。渡瀬は同、第 4 卷 第 11 号(1941 年 10 月)として「軸受用銅 - 鉛合金の研究」なるデータ込みで 173 頁に及ぶ論考を著している。それは彼のケルメット研究の集大成であった。



には少量の Ni や S を添加するのが良く、逆に Sn を加えると偏析を生じ易いことを実験的に明らかにした。

凝固時、徐冷すると内部からガスが発生し、逆偏析と称して表面に軟質金属層を生ずる現象を出来し易い。よって鑄込み後は急冷すること。Sn 添加はこの逆偏析をも助長しがちであるから注意が必要である。渡瀬は S の添加は多少の脱酸効果に加え、鉛の流動性を低下させ、銅と層状に分離するのを抑える効果があると見た。丹治は更に、S の添加によって偏析が抑えられるのは二液相共軛範囲が小さくなり、かつ、結晶粒子の微細化が促進されるためであることを明らかにした。その機序は硫化物の生成が Cu 共晶の発達を阻害することによると推定されている。

ケルメットの溶解及び静置鑄造法についてやや具体的に見れば、溶解は坩堝に銅を入れて木炭で覆い、1200°C位になったところで鉛を加え、次に添加元素を加え、黒鉛棒で攪拌する。木炭は鉛の酸化防止に役立つが、各メーカーによってさまざまなフラックス(酸化防止・酸化物除去剤)が考案されている。炉は電気炉の方が重油炉より湯に有害なガスを吸収させないから好ましい。酸化とガスとはケルメットにとっては大敵である。丹治は酸化の程度と組織態様についても実験的データを集大成した。

成分と凝固組織との関係について渡瀬は Ag, Fe, Co, Si, Mo, V, Cr, Mn, Cd, Sn, Zn, Ni, Al, Mg をそれぞれ添加し、徐冷しても組織を均質微粒子構造と為し得るかについて研究した。微粒化に効果の認められたものは 1.5%以下の Fe 及び Co, 2%以下の Ni 及び Ag, 1%以下の Si 及び Mo 等であったが、やはり凝固は急速に行われるべきということになる。また、硬度を高めるには 3%内外の Sn, Zn 等が、更には P も添加で、0.1%の P を添加することで 10~15 程度、ヴィッカース  $V_{10}$  硬度を高められ、湯流れも良好となるが鉛の偏析を伴う場合があり、注意が必要であるという。なお、P 及び Si は再溶解法(後述)による場合、裏金面を著しく浸食する欠点があるとも指摘されている。

石田四郎(陸軍科学研究所→東京帝大航研[→明治大学])は攪拌棒等から湯に鉄が吸収されると結晶が粒状化して組織の強度を低下させると共に、軸受として使用された場合、軸の損傷を招き易いことに着目し、鉄分の混入を抑える条件について研究した。丹治もまた鉄分混入と温度との関係、フラックスによるその予防法について研究した<sup>359</sup>。

---

<sup>359</sup> 丹治道生のこの方面における研究は三菱重工業(株)名古屋發動機製作所『研究報告』第 6 卷 第 2 号(1943 年 2 月)に一括収録されている。個別論文のタイトルは「軸承用銅 - 鉛合金(ケルメット)に於ける不純物としての鐵に就いて」、「銅 - 鉛合金(ケルメット)軸承に於ける鉛の偏析に就いての一考察」、「銅 - 鉛合金(ケルメット)軸承鑄造の際の冷却開始温度と組織の関係」、「銅 - 鉛合金(ケルメット)の硫黄添加に依る結晶微細化現象に就いて」となっている。

時節柄、また、丹治論文に固有の問題ではなく、企業の研究紀要としての性格上致し方ないことであるが、例えば硫黄の添加にしても、研究に因って明らかにされたそのプラスの側面と材料の脆化等、有害性との比較考量の結果として生産現場で何がどのように変更されたのかについては不明である。

なお、中島の渡邊 榮は早い時期からケルメットに含有される Fe が軸の摩耗に対して及ぼす影響について探求していた。渡邊に拠れば、0.3~0.4%までの鉄混入率なら却って軸の

大野はこれを承けて更に詳細に研究を詰めて行った。大野のまとめるところに拠れば、ケルメット軸受の鑄造法には次のように分類される。

(a) 静置鑄造法

- i) 普通静置鑄造法
- ii) 置換式静置鑄造法
- iii) 再溶解式静置鑄造法

(b) 遠心鑄造法

- i) 普通遠心鑄造法
- ii) 置換式遠心鑄造法
- iii) 再溶解式遠心鑄造法

(c) 帯板式鑄造法

(d) 特殊鑄造法

(a) 静置鑄造法の内、普通静置鑄造法とはフラックス(代表的なものは溶かしたホウ砂)を塗られるか酸化防止処理を施されたコップ状の底付き鋼製裏金の内部にケルメット溶湯を満たして行く方式、置換式静置鑄造法はコップ状裏金の内部に溶けたホウ砂を部分充填しておいたところにケルメット溶湯を注ぎ込み順次置換を進行させる方式、再溶解式静置鑄造法は一旦、裏金にケルメットを鑄込み、空冷凝固後、再溶解させて両者の完全な接合を図る方式である。何れも冷却は外部からの水による急冷を行なう。

空技廠で川村が開発したのはこの再溶解式静置鑄造法の改良版であり、置換式静置鑄造法で鑄込み空冷したものを 1050~1150°C で 2~3 分再溶解してから取出して攪拌、溢れた分量の溶湯を注ぎ足した後、回転台に載せ、400~500rpm. で回転させつつ急冷する方式である。

(b) 遠心鑄造法とは遠心力によって凝固途上の組織を緻密化させる鑄造法であり、鑄鉄管製造等にも広く用いられる。ケルメットの遠心鑄造法にはごく普通に水平軸回りの回転を与える方法と BMW の置換式遠心鑄造法のように垂直軸回りの回転を用いるものに大別される。後者は裏金を回転させながら溶けたフラックス中に沈め、そのまま引き上げてケルメットの溶湯中に入れ、回転させながら置換を図る工法である。再溶解式遠心鑄造法は Saurer(スイス)にて実施されており、フラックスに独自の工夫が凝らされている<sup>360</sup>。

大野は主軸受と連桿軸受を例に、無論、微妙な点は伏せつつ、各鑄造方式(図Ⅲ・V-117)別

---

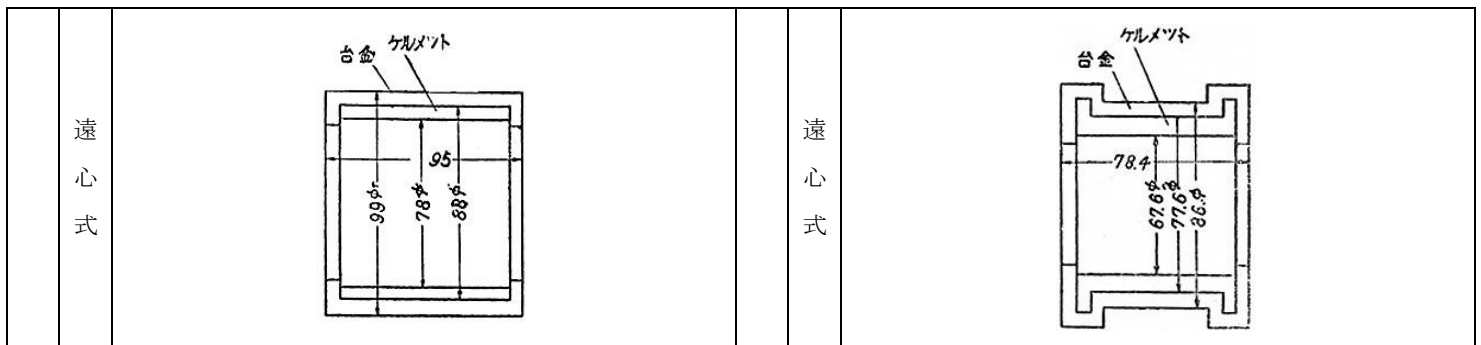
摩耗は抑えられるが、0.4%以上になると急に摩耗が増す。また、鉄の含有率それ自体よりもそれが樹枝状結晶構造を取るか否かが決定的で、樹枝状結晶を呈する場合には摩耗が激甚化されることが見出されたとしている。渡邊 榮「銅~鉛軸承合金中に混入せられた Fe が軸の摩耗に及ぼす影響に就て」中島飛行機(株)『研究報告』第 2 卷 第 6 号、1937 年 11 月、参照。

<sup>360</sup> 空技廠川村式は再溶解後に一瞬、遠心力を用いるという点では再溶解式静置鑄造法と再溶解式遠心鑄造法の交雑種と言えよう。大野の書に(c)と(d)に関する具体的言及は無い。勿論、(c)は半割メタルの製造に適した工法である。

の歩留・材料所要量比較を示している(表Ⅲ-V-13)。ケルメットのブッシュを主軸受や連桿軸受に用いるなどという所作は列型機関においては到底考えられないから、これは複列までの三菱星型発動機に係わるデータと見るしかなかろう。と言うことは、名發においては主軸受の平軸受化も序でか道楽程度には研究されていたということになる。

図Ⅲ-V-117 大野の掲げる主軸受と主連桿大端のケルメット軸受

主軸受 A	静置式	<p>2個取り</p>	静置式	<p>2個取り</p>
	遠心式		遠心式	
主連桿軸受	静置式	<p>2個取り</p>	静置式	<p>2個取り</p>



大野『軸受』123~124 頁, 第 152~158 図.

多少, 見易く改変した.

表Ⅲ-V-13 大野の掲げる鑄造方式別ケルメット軸受の歩留・材料所要量データ

品名及び重量	工作法	歩留	歩留向上率	材料所要量 kg*
主軸受(A) 0.125kg	静置式	3.43		3.650
	遠心式 A	9.23	5.80	1.355
	遠心式 B	11.36	7.93	1.100
主軸受(B) 0.090kg	静置式	2.94		3.060
	遠心式 A	13.65	10.71	0.660
	遠心式 B	15.38	12.44	0.585
主軸受(C) 0.115kg	静置式	3.60		3.060
	遠心式 A	13.33	9.73	0.825
	遠心式 B	11.11	7.51	9.990
連接桿用軸受 0.115kg	静置式	4.18		2.750
	遠心式 B	10.45	6.27	1.100

大野『軸受』122 頁, 第 107 表.

\*但シ不良率ヲ含ム

大きな誤植一箇所のみ訂正. 肝心な遠心式 A と遠心式 B の違いは伏せられている.

各方式それぞれの歩留はそう表現することさえ憚られるような実に凄まじい値で, “時たまマグレの如くに良品が得られる” と表現した方がマシな状況である. 但し, この表のデータをどう読むべきかについては悩ましいところがある. 「主軸受(A)静置式」の場合, 0.125kg の成品が 3.650kg の材料(溶湯)を以って鑄造されている. それ故,  $0.125/3.650 = 0.03425$  となっている. しかし, 成品重量には鋼製台金(裏金)のそれが含まれる. 裏金は表面にあるからその面積・重量は馬鹿にならない.

仮に成品重量としてケルメット正味の占有重量が掲げられていたと解釈すれば,  $3.650/0.125 \approx 29$  で, これだけ吹いて 1 個良品なら歩留は 0.03425 である. 大野がその程度の配慮はしてくれていると願いたい, 保証は何処にも無い. 同じように希望的推測で述べれば, 「主軸受(A)遠心式 A」は 21 個吹いて 2 個, 「主軸受(A)遠心式 B」は 17 個吹いて 2

個といった歩留ないし成功率という計算になる。表示の通り、残余の項も概ね似たり寄つたりの水準である。

直接の担当者であった丹治は：

初めは渡瀬さんが調質場の一隅でやって居られ、職制の変更があつて、渡瀬さんは研究専門となられ、鋳物の方は岡田さんの下で私が担当する事となった。シビヤーな条件の下で使用されるものであるから、石油浸透検査、顕微鏡組織検査、レントゲン検査等徹底して行なつた。初めの内は四割も合格すれば上の部であつた。

と述べている<sup>361</sup>。

しかし、大野のデータでは四割どころか一割強に過ぎない。してみれば、彼のデータは余程、初期……例えば名發でなら金星 40 型立ち上がり期のそれなのであろう。川村もまたケルメット軸受の歩留一般について：

本軸受の製作は良好なる接着を得ること適切なる組織を與えることが相當困難で一時はこれがため歩留低下し發動機の生産に重大な影響をおよぼしたこともあつたが、関係各社の至大の努力によりこれを克服し昭和 18、9 年ごろ(1943~1944)には歩留 80% 以上を確保し得るに至つた。

と回想している<sup>362</sup>。

四割と八割とでは確かに大違いである。川村説に拠るなら、この飛躍は「再熔解静止噴水冷却法を標準方式となし」たがためであろう。それにしても、少なくとも歩留が八割位でなければ到底マトモな生産状況とは言い得ない。結局、大戦も漸く末期を迎える頃になってから生産の最低ラインが辛うじて確保されたというワケである。

## ix) クランク軸回り

金星 40 型のクランク軸は概ね図 III-V-118~ -120 のような、つまり、プロフィールとしてはサンプル輸入されたという P&W *Twin Wasps* のそれに酷似し、但しこれを組立式に改めたモノであつた。組立方式は中島 97 式 850 馬力發動機のそれと似ているが、一足早くそ

---

<sup>361</sup> 丹治道生「鋳物の思い出」『往事茫茫』第三卷、40 頁、より。そこで使用されたレントゲン装置の諸元については不詳。因みに、河口虎夫・長谷川武夫「材試 No.488 鑄物工場に於けるレントゲンの利用に就て」三菱重工業名古屋航空機製作所『研究報告』1936 年 3 月、に拠れば、その時点で用いられていた装置は「Koeh 會社製の可搬式の極く小型のもので、電源は 110~220V、電圧 70,000V、1 回の連続運轉 15sec 以下のものであつて、青銅・鐵類は極く薄い物の外透視困難であり、マグネシウム合金で約 30mm、アルミニウム合金で約 25mm 迄透視可能である」と述べられている。ケルメット軸受も一部を切出せばこれで見えたのかも知れない。

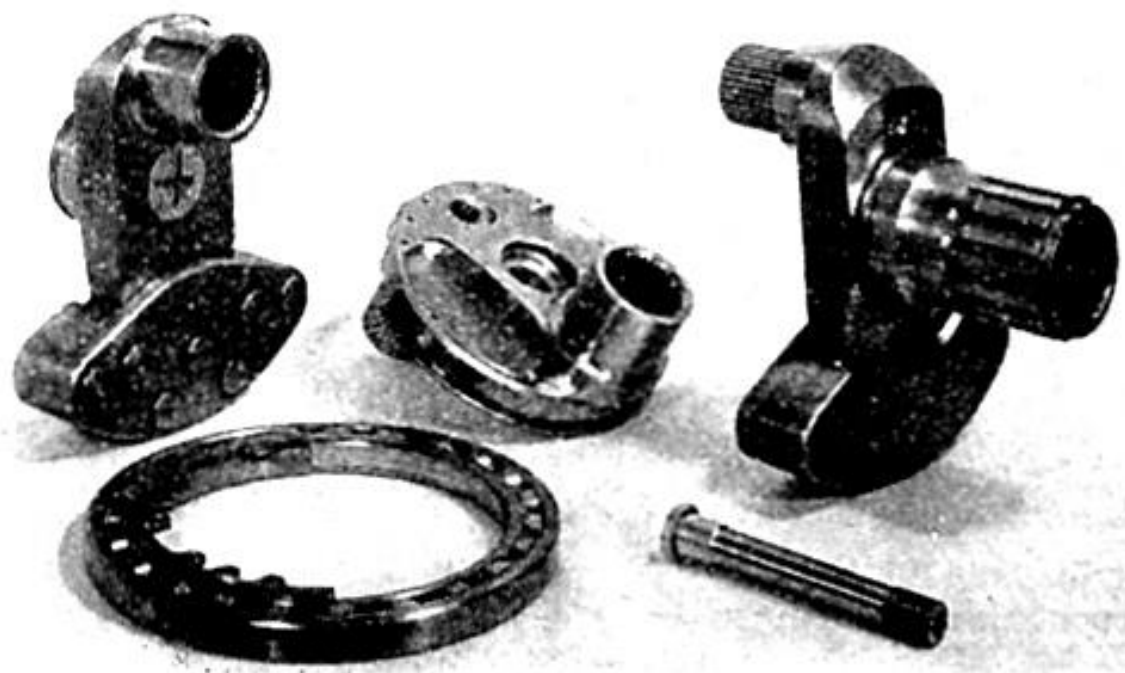
なお、中島でも同様の検査法が導入されていた。橋倉勝治「X 線透過写真によるケルメット軸承検査に就て」中島飛行機(株)『研究報告』第 2 卷 第 6 号、1937 年 11 月、渡邊 榮「ケルメットの工業的 X 線検査装置と X 線透過に依て顕はれるケルメットの欠陥に就て」中島飛行機(株)『中島研究報告』第 5 卷 第 4 号、1940 年 11 月、参照。後者は専用装置を開発して為されるようになった検査の報告。

<sup>362</sup> 『日本機械工業五十年』460 頁、より。

ここに採用されていた P&W 単列発動機用旧型 3 段入れ子タイプではなく、同新型タイプの 1 段構成ギヤ・セレーションに依る結合方式が採用されていた。

その全般的特徴は「大径の中央ボールベヤリング」を持つ<sup>363</sup>、太目の、固有振動数の高いクランク軸であったこと……それが三菱発動機のクランク軸設計における横着設計の要諦であった。今更ではあるが、ダイナミックダンパは無しである。

図Ⅲ-V-118 金星 40 型のクランク軸回り

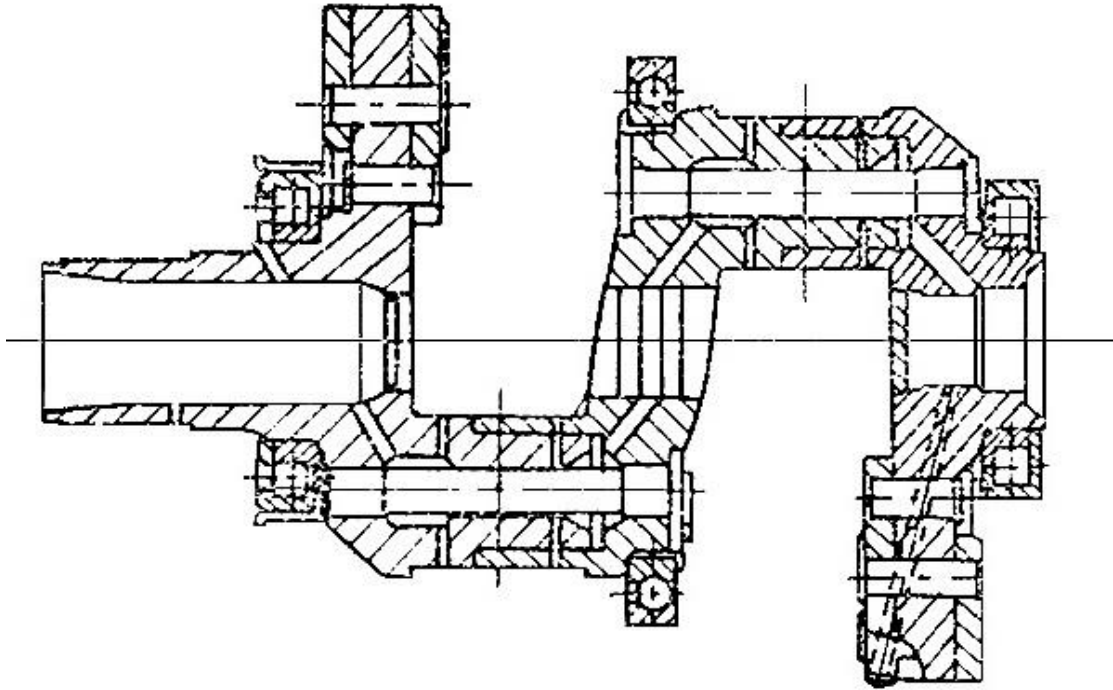


Ovens, *ibid.* Fig.10.

左下の環状のモノが中央軸受。

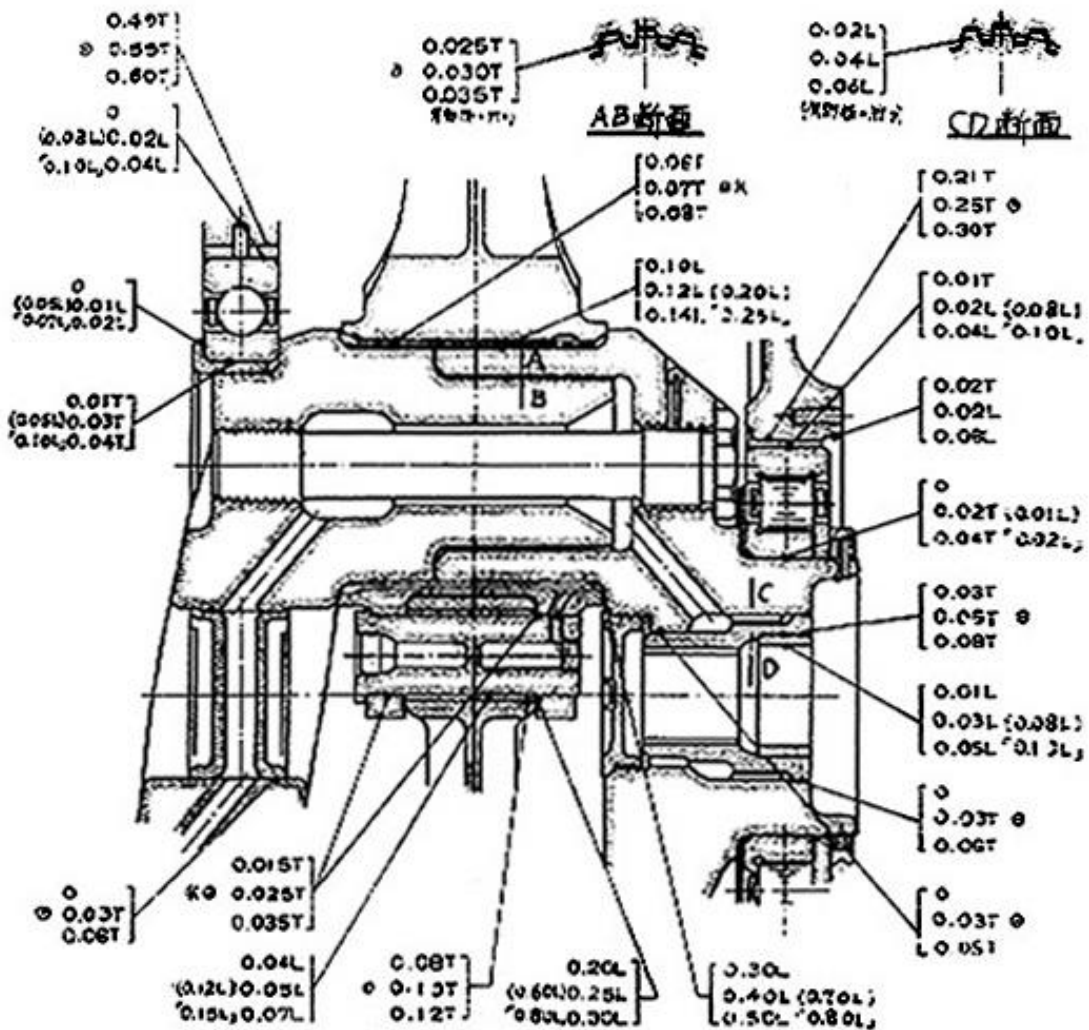
図Ⅲ-V-119 金星 40 型のクランク軸の縦断面

<sup>363</sup> 佐藤仙一「充ち溢る名古屋三菱十五年」『往事茫茫』第一巻，295 頁。



岡部武夫「航空発動機の今昔」第1図よりトリミングの上、若干修正.

図III-V-120 金星40型のクランク軸結合部の嵌合図



海軍航空本部『金星四〇型發動機 取扱説明書』1-3509頁, より.

三段書きは上から新品組立時の最小値, 新品組立時の希望値, 新品組立時の最大値.

◎は完全な締り嵌めを要し, 少しでもガタが発見されれば即, 交換.

※は選択組合せを図るべき箇所.

( ) 内は修理限度(この値を超えれば即, 修理).

「」内は交換限度(この値を超えれば即, 交換).

金星 40 型のクランク軸系(モデル)の固有振動数は 1 次振動が 11820c.p.m.(197c.p.s.), 2 次振動が 41600c.p.m.(693.3c.p.s.)であった. 複列 14 気筒発動機において燃焼ないし爆発は 1 バンクにつき 1 回転に 3.5 回. 従って振動の共鳴点はその整数倍, 即ち  $3.5 \times 1$ ,  $3.5 \times 2$ ,  $3.5 \times 3$ ,  $3.5 \times 4$ ……といった次数系列をなす.

1 次振動で問題になるのは発動機回転数 3.5 次及び 7 次振動である. 余り高次の振動は影



響(角変位)が小さい。3.5次振動が発生するのは $11820/3.5=3377\text{rpm}$ .で、7次振動が発生するのは $11820/7=1689\text{rpm}$ .にて発動機が回転している時である。

2次振動で問題となるのはより高次の発動機回転数 10.5次： $41600/10.5=3962\text{rpm}$ ., 14次： $41600/14=2971\text{rpm}$ .である<sup>364</sup>。

金星40型の定格回転数は2400rpm.であったから、7次の1689rpm.はその使用範囲に入り、実用上、問題となるが、通常、発動機はこの危険速度より遥かに高ところで回っているワケである。逆に、急降下時、発動機に過回転を生ずれば14次の2971rpm.が口を開けて待っていることになる。また、これらとは別に、より高次の危険速度が使用範囲に含まれていることも考えられる。かような点については計算だけでは済ませられず、実物のモータリング試験による確認等がなされたようであるが、ともかく、ダイナミック・ダンパ無しで主たる危険速度は回避出来ていたワケである。

深尾が好んで引合に出したライト社、複列発動機開発のチーフ、W.,G., Ovens のレポートは損壊した機体からかなり良い状態で取外された金星40型を複列星型14気筒発動機開発を指揮する現職にあったライト社の技師に依る綿密な分解・調査報告であるが、クランク軸に関する記述の中には余程、意外であったと見え、Steel counterweights attached by means of rivets are used. It will be noted that no vibration damping provisions are made. というコメントが記されている<sup>365</sup>。

結合部スプライン軸の根元の形状から加工方式は総形フライス等ではなかったことが窺われるが、関係者たちの回想からそこにはアメリカ、Fellows Gear Shaper Co.製のギヤ・シェーパが用いられていたことが知られている。この歯切り盤は歯車状のカッタ(直径の大きいモノからディスク型、ハブ型、シャンク型に分類される)を用い、これを往復運動させると共にワークに切込ませ、なおかつカッタの返り時に二つの歯車が噛合って回転するかのよう順次、双方に回転送りをかけ、ワークの1回転で歯車を創成してしまう歯切り盤である。その生産性はホブ盤に劣るが、非常に自動化度の高い機械であり、かつ、段歯車のように歯溝が行止りになっている歯車や内歯歯車の加工には現在でも不可欠の機械とされており、この点はスプライン及びスプラインボス加工についても、それが中規模程度の生産であれば、該当したであろう<sup>366</sup>。

---

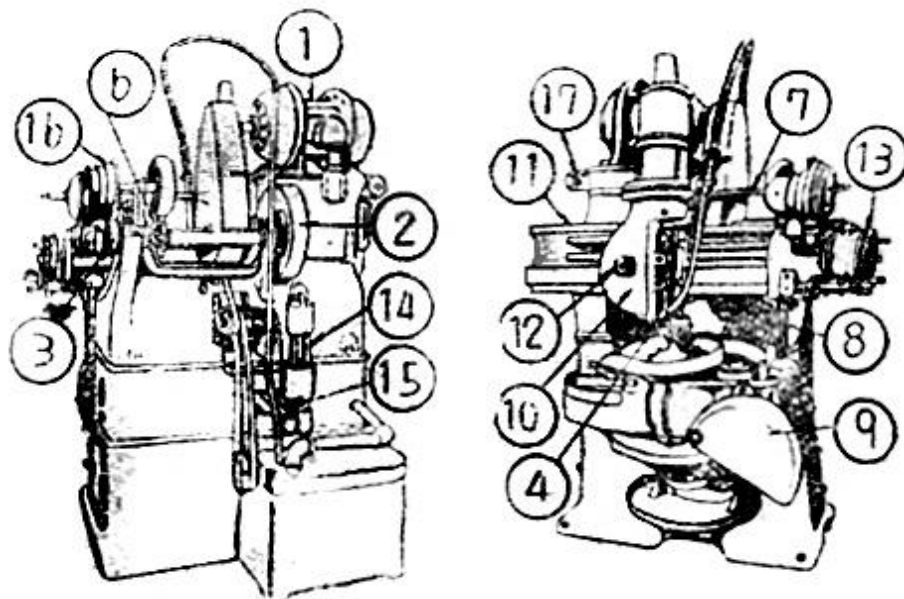
<sup>364</sup> 八田「曲軸系の振動」『航空発動機』第8章、387~388頁、第8・1表(3)、参照。なお、八田の数値はそれぞれ3380, 1690, 3960, 2980rpm.である。

戦時中の出版物の中に現役発動機、金星40型の実名を出したことは迂闊であるが、戦後の出版物がこれを「ある複列星型14シリンダ」などとボカしていることも逆に不思議である。実吉金郎「航空発動機の構造および設計」『火花点火機関』熱機関体系5, 279頁、参照。

<sup>365</sup> cf. W.,G., Ovens, Some Notes on Design Features of THE MITSUBISHI KINSEI ENGINE.(SAE Journal [Transactions], Vol.50, No.6 July, 1942).

<sup>366</sup> アメリカの独創企業、The Fellows Gear Shaper Company の技術や歴史についてはその50年史、拙訳「Fellows Gear Shaper Company の発展 1896-1946」(『ツールエンジニア』誌掲載の後→IRDBの予定)、参照。

図Ⅲ-V-121 フェローズ・ギヤ・シェーパー No.6



中島飛行機(株)航空機工場教育研究会『航空機増産現場指導書 歯切教程』1944年，51頁，第29，30図。  
 ①：電動機，②：内歯歯車，③：偏心板，④：刃物，⑥：ヘリカルギヤ，⑦，⑧：軸，⑨：カバー(内部に換歯車)，⑩：サドル，⑪：ベッド，⑫：軸，⑭：プランジャー，⑮：レバー，⑯：段車，⑰：電動機速度制御装置

ギヤ・セレーションの加工はスプライン軸側は通常の直歯平歯車の歯切りとして，スプライン・ボス側は直歯の内歯歯車の歯切りとして行い得るから，同一のフェローズ歯車形削り盤で一挙に両方が加工出来た筈である。但し，佐藤仙一は加工精度を高めるため「従来輸入品に頼って来た」「研磨歯型のギヤ・カッター」が内作されねばならなかったと述べている。これは歯車なら研磨仕上げしていない粗い工具で歯切りしてもワークを改めて歯車研削盤にかければ取り立てて実害を生じないのに対し，ギヤ・セレーション，とりわけスプライン・ボス側は研削仕上げが困難であるため，仮令，厄介でもカッタ自体の精度を上げてやらねばならなかったとの謂いかと推測される。そして，カッタを精密研削するための専用機は佐藤らによって内作された<sup>367</sup>。

<sup>367</sup> 三菱名發関係者によるある程度まとまった回想として、『往事茫茫』第一巻所収の山崎栄治「大江発動機時代」，222~223頁，佐藤前掲「充ち溢る名古屋三菱十五年」，301~302頁，がある。

この歯切り盤自体に関する解説として *Machinery's Encyclopedia With 1929 Supplement*, pp.340~342, 伊藤 鎮・川崎正之『機械工作法』下巻，日本機械学会，1952年，464~467, 473~475頁及び476頁，第14・40図，橋下文雄・山田卓郎『新編 機械加工学』共立出版，1990年，113~114頁を，'38年夏時点におけるフェローズ工場見学記として成瀬政男『ドイツ工業界の印象』育成社弘道閣，1941年，227~230頁を挙げておく。

フェローズ歯切り盤は当時の日本でもさほど珍しい機械には属さなかったが，本来それ

インボリユート・スプラインの軸側の研削は歯車研削盤を用いても可能ではあるが生産性は極端に低くなる。他方、ボス側はブローチ加工が可能なら仕上げ部分の刃を“琢磨刃”としてバニシ作用を行なわせれば生産性は高く、ワークの表面粗度を改善することも容易であるが、クランク軸結合部の孔は上述の通り真円筒の孔ではないから通常のブローチを引抜くことが出来ない。

段付部に逃げ溝を旋削してからスプライン・ブローチの荒刃，中仕上げ刃，仕上げ刃，琢磨刃をそれぞれ独立させたような短い専用ブローチ数個をリレー式に切込む加工を施してやれば何とかだろうが，精度保証には困難が伴うであろう。

スプライン・ボスの研削盤(Internal Spline Grinder)というのも世の中に在るにはあった<sup>368</sup>。珍しいので写真を掲げておくと，それ自体，非常に特殊な工作機械であり，内径が小さく条数の多い上に行止りになったスプラインボスの加工をこなすようなモノまで果してラインナップされていたのかどうか……。ただ，仮令，存在していたとしてもその生産性は極度に低くなる。よって，軸とボス孔とを共に加工出来るフェローズ・ギヤ・シェーパーはこの方面では何よりも強力な武器であったし，その工作精度と並んで工具として用いられるピニオンカッタの精度は仕上りの良否を決定する要素であったと考えざるを得ない<sup>369</sup>。

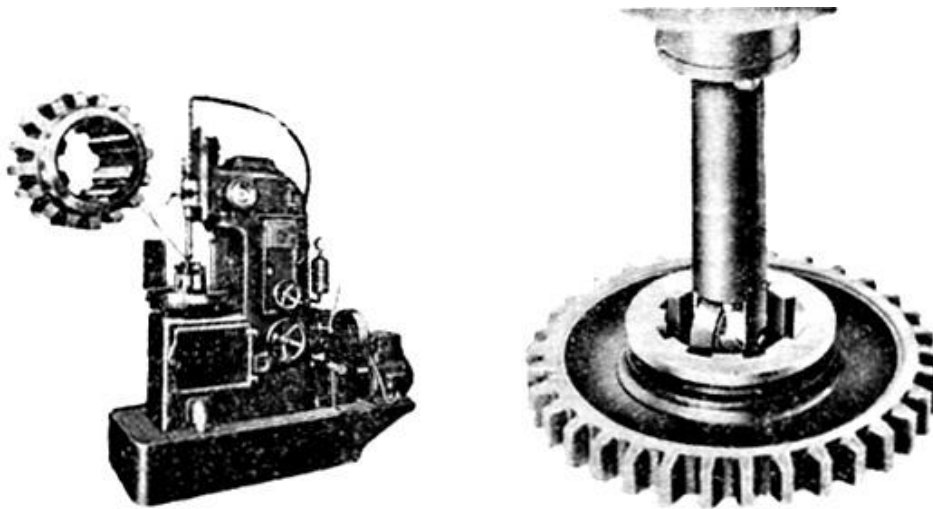
### 図Ⅲ-V-122 スプライン・ボス研削盤

---

が有する自動盤としての機能を弁えぬ不得要領な遣い方が為される場合もまた目についたようである。この点については生産技術協会『旧海軍技術資料 第1編』(4)第6章，1970年，15~16頁，参照。

<sup>368</sup> この機械について鈴木は同書では多くを語っていないが，戦後，これについて「砥石車を回轉せしむるに高壓油を以つて砥石車に附屬せる羽根車を回轉せしめ砥石車を保持する主軸を左右上下に摺動しつゝ砥石を周期的に運動せしめてキー溝の幅を研磨する設計である。この際砥石車の回轉數は14000r.p.m.である」と解説している。つまり，それは恰も齒科用のエアタービンの如き機械であったということになる。鈴木信一「特殊研磨盤に就いて」加藤鉞郎他『工作機械の取扱いと設計例』小峰工業出版，1953年，所収。

<sup>369</sup> 海軍広工廠における火星20型のクランク軸組立部のスプライン軸加工工程においては「『フェロー』機械ノ能率不良ニシテ且本『スプライン』ハ高度ノ精度ヲ必要トスルタメ」やや大径のダミー・スプライン・ボスを調整し，軸とラッピング(回轉摺合せ。軸が原動側，ラッパーは従動側)して精度を保証する工法が開発されていた。また，能率を更に向上させるため，フェローズを粗加工に用い，シェーピング加工を行うラッパーも開発されていたとも伝えられている。もっとも，その成否の程については不明である。檀前掲『第十一海軍航空廠発動機部(広海軍工廠航空機部発動機課)之記録』55頁，参照。



鈴木信一『切削材料 附特殊研削盤』共立社，1941年，102頁，第19，20図。

主軸受に目を遣れば，3つの主軸受は前後は中島発動機と同様に円筒コロ軸受で中央のみが玉軸受となっていた。資料的に確認出来る限りではそれらは日本精工(NSK)製である。但し，東洋ベアリング製造(NTN)の製品も併用されていた可能性はある。航空機用ころがり軸受ではNTNがトップメーカーであったらしいからである<sup>370</sup>。

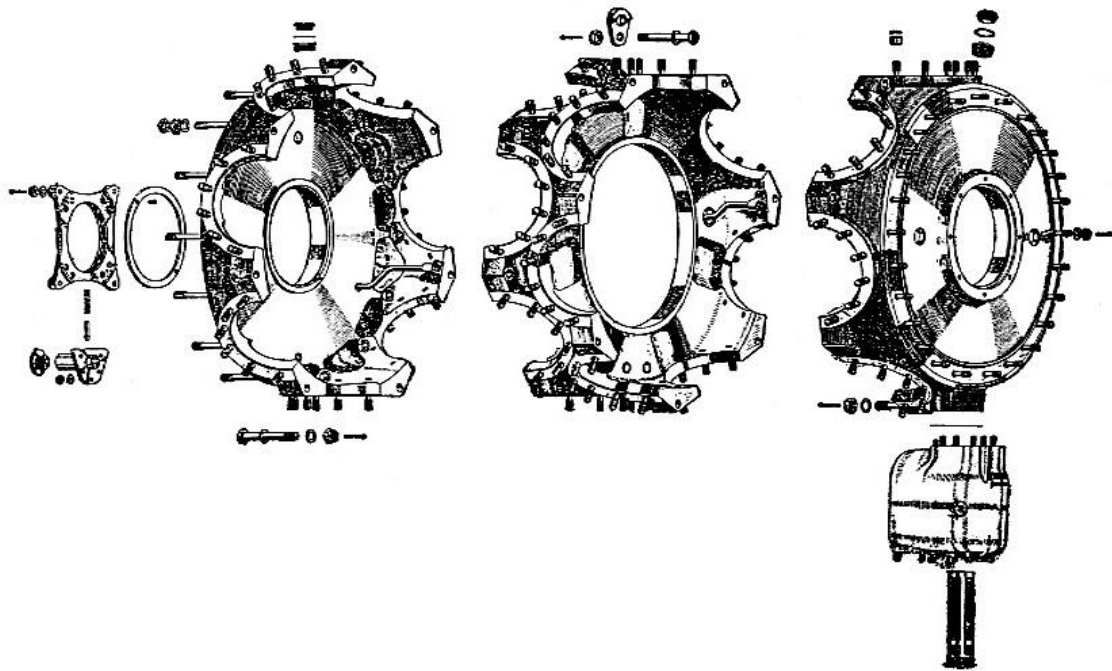
前部主軸受の前には減速大歯車支持軸受が位置する。この軸受のスペックは後部軸受と同一であったが，当初，その内輪は前掲縦断面図に描かれていた通り減速大歯車ハブと一体に成形されていた。後にこれは別体化された。Ovens レポートは一体時代の金星40型に関するものである。クランク軸については主軸受並びにクランクピン軸受(主連桿大端軸受)の問題とも絡めつつ，中島発動機との比較において別途，論ずることとする。

金星40型の躯体はジュラルミン鍛造品3分割のクランク室(図Ⅲ-V-123)を中心として前部にエレクトロン鋳物製カム室，更に減速装置ケース(同)，後部には過給機前部翼車室(Y合金鋳物製)と後部翼車室(エレクトロン鋳物製)，後蓋(同)を重ねる構成であった。これは同時代の組立式クランク軸と中央主軸受を持つ複列星形発動機のそれとしてはごく普通の造りであり，主運動部の組立は金星3型のような方式に比べてこちらの方が断然，容易である<sup>371</sup>。

### 図Ⅲ-V-123 金星40型のクランク室

<sup>370</sup> NTNは日本の航空機用ころがり軸受の70%を製造するメーカーであった(航空発動機用でのシェアは不明)。このため，主力をなす桑名工場は米軍の爆撃により壊滅せしめられることになる。ダイヤモンド社編『ベアリング〈東洋ベアリング〉』産業フロンティア物語，1967年，65~66，67，71，78頁，参照。

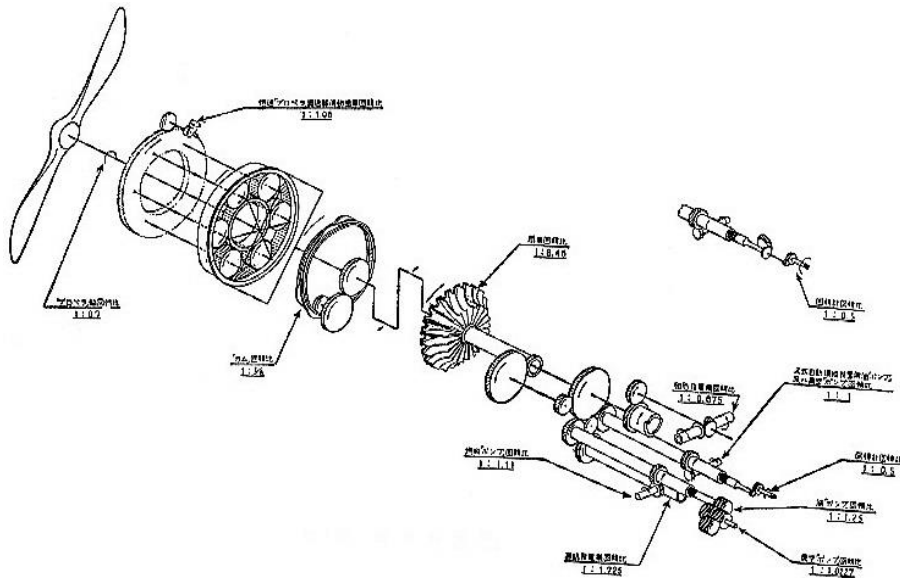
<sup>371</sup> エレクトロンは耐蝕性に劣るため，エレクトロン鋳物の表面には防蝕塗装が施されねばならなかった。拙稿「日本海軍機における燃料供給装置について」(→IRDB)は海軍教本の紹介という格好で国産空冷星形発動機に材料技術に係わる概括的詳解を試みた小論に過ぎぬが，Mg合金への防食処理についての技術情報には一定の価値が認められよう。

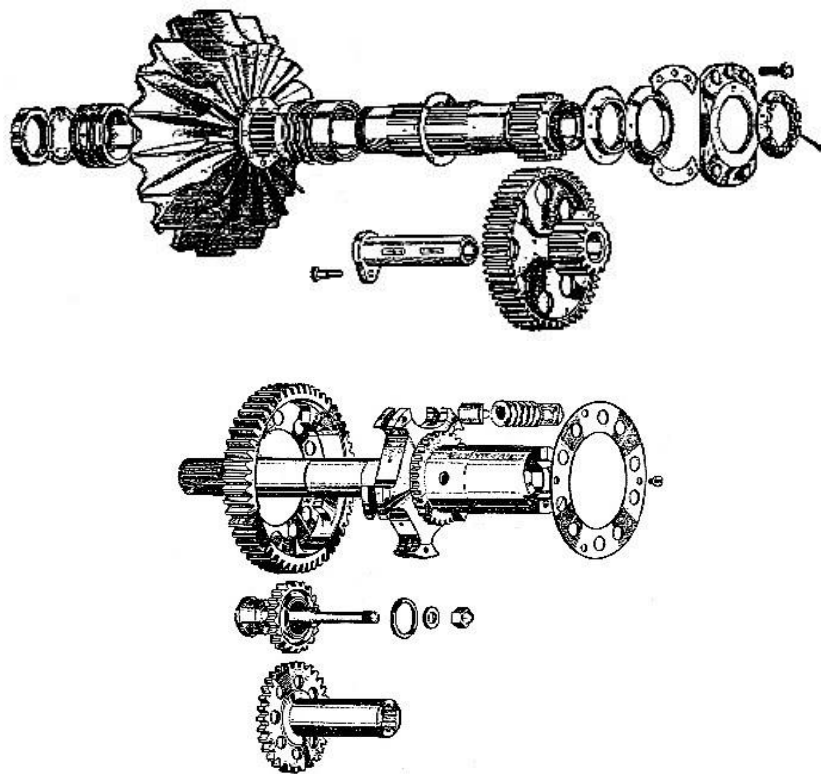


『金星四〇型發動機 取扱説明書』1-2101 頁, より.

なお、深尾自慢のシンプル化された補機，とりわけ過給機駆動系は図Ⅲ-V-124 のような構成であった。金星 3 型のそれと比較されたい。ダンパーは補機駆動歯車のバネ式のみとなっている。

図Ⅲ-V-124 金星 40 型の補機，とりわけ過給機駆動系





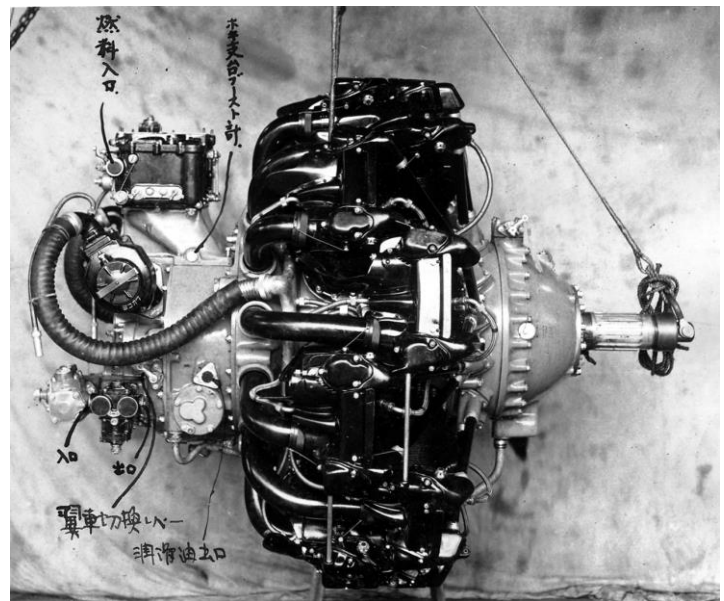
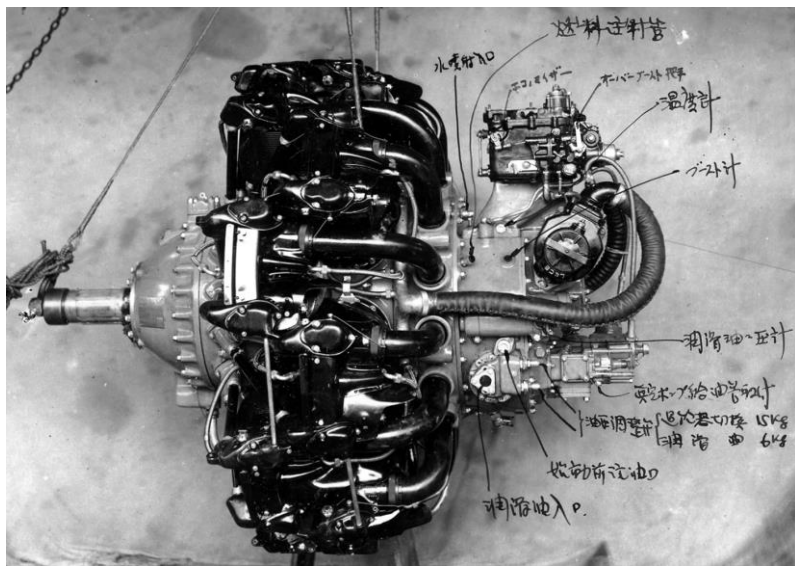
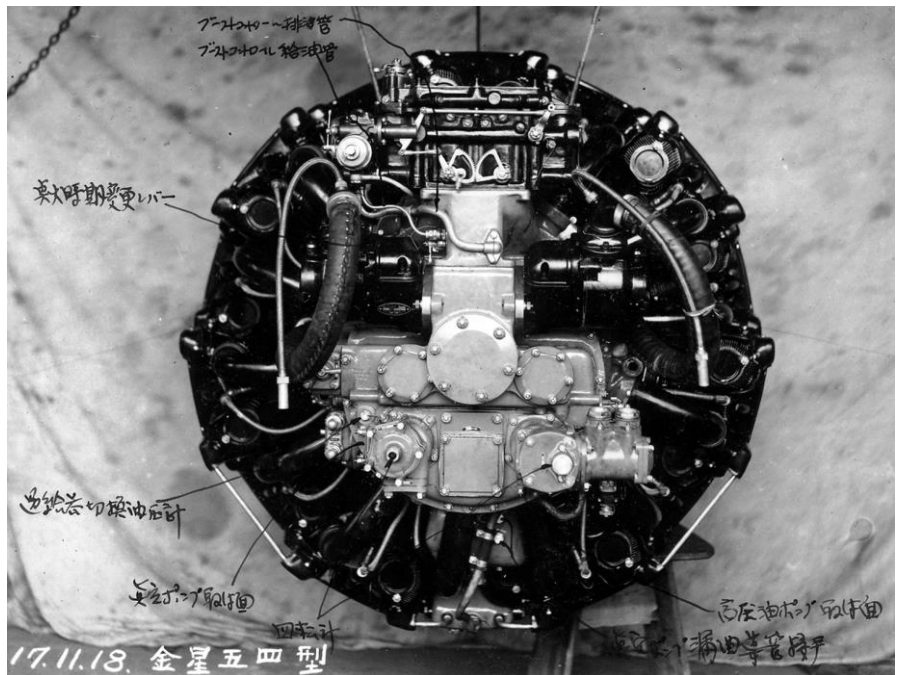
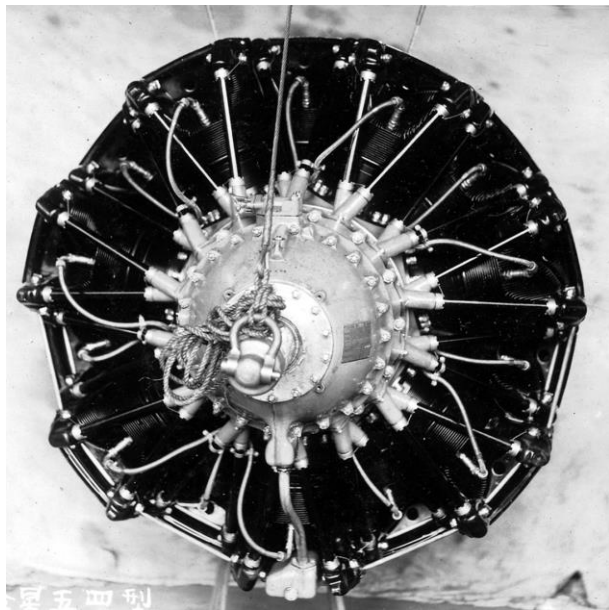
同上書， I-2112~2114 頁， より．

## 6. 金星発動機の発展：50型，60型，A20

### i) 金星50型

金星50型は言わずと知れた40型の強化版である．しかし，強化のポイントは多岐に亘るため，いきなりクドクド並べることは避け，先ずその外観と要目を掲げよう．

図Ⅲ-V-125 金星54型



『發動機一般』より.

表Ⅲ-V-14 三菱 金星 50 型發動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.47	
気筒径 mm		140	試作完成	1939-10	
行程 mm		150	試作台数	-	
排気量 ℓ		32.3	生産	自	1939
圧縮比		7.0		至	1945
性能	公称	回転数	2500	台数	4992
		地上馬力	1090/910	装	96 式陸攻
		高度 m	3000/6200	備	97 大艇
		高度馬力	1200/1100	機	99 艦爆

離昇	回転数	2600	体	瑞雲(水偵)
	ブースト mmHg	+330		DC-3
	馬力	1300		-
	<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>	13.9		-
減速比		0.633		-
寸法	全長 mm	1660	備考	生産台数は他の文献では 3,689 基となっている。 気化器は件の三菱 DS4-82B 型.
	直径 mm	1218		
重量 kg		614		

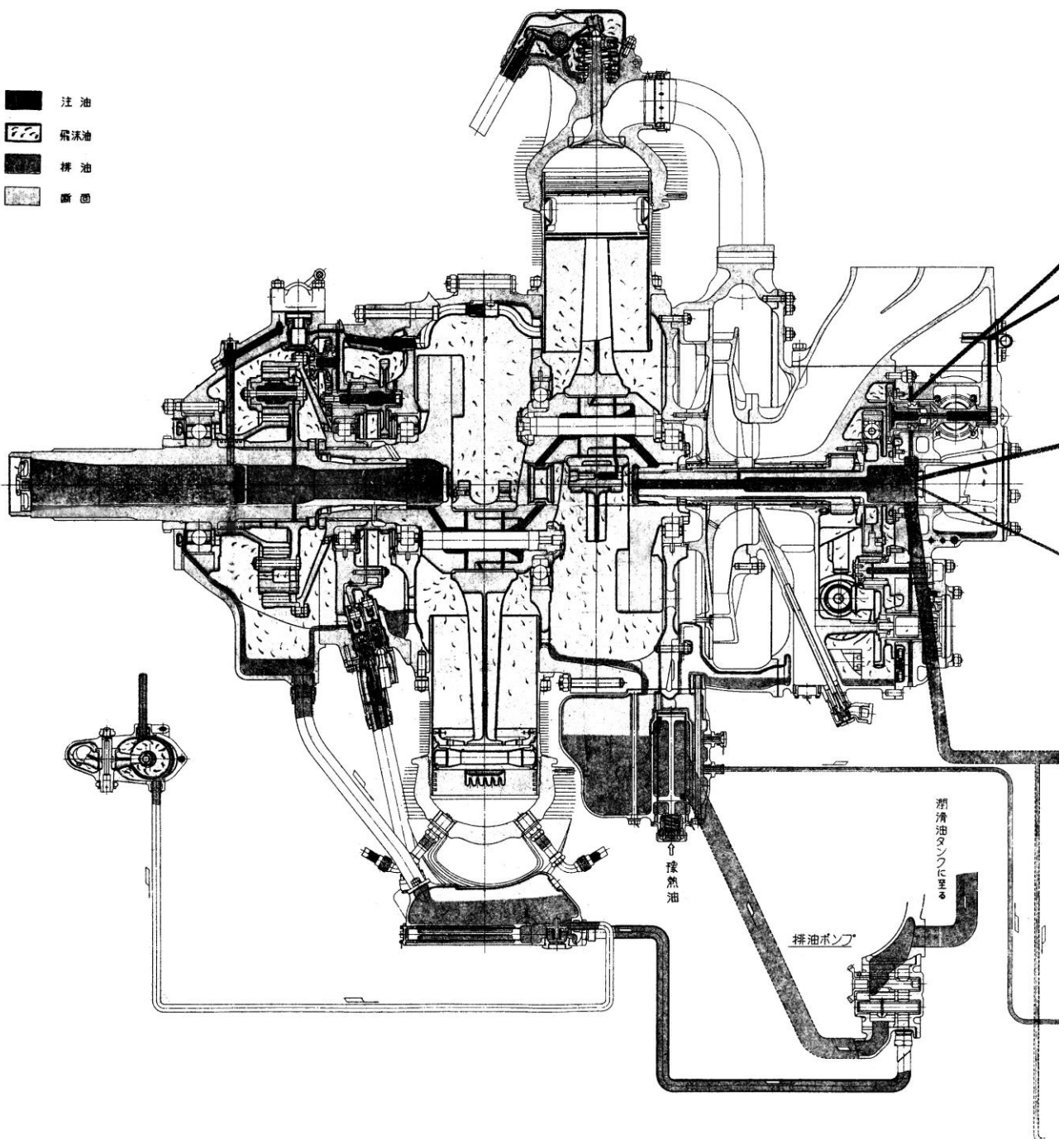
『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より.

海軍航空本部『金星発動機五〇型 取扱説明書』改訂第一版(1943 年 5 月)には諸元について公称高度 1 速 3000 米, 2 速 6200 米とあったり, 燃費, 許容回転数, 燃料別の制限ブーストについての記述が見られたりはするが, 出力についての記載も性能曲線も示されていない. 重量についても, マグネトー 2 個, 気化器(第 II 部冒頭に見た Stromberg タイプの三菱製), 燃料ポンプ, 点火栓を含み, バッフルプレート(9.2kg)や始動装置(18.8kg), 充電用発電機(13.8kg)を含まない重量が 642kg±14kg(!), などとあり粗いことこの上ない.

『発動機一般』には地上公称馬力 1090(+200 耗), 公称回転数 2500, 離昇最大馬力 1300(+330 耗), 最大回転数 2600, 公称高度 一速(低圧)3000 米, 二速(高圧)6200 米, 公称高度馬力 一速(低圧)1200, 二速(高圧)1100, 重量 642kg, 点火時期 18° とある.

### 図 III-V-126 金星 52 型潤滑系統図(部分)





『金星發動機五〇型 取扱須知』より。

次に、多少の解説と補足を交えつつ、『發動機一般』に収録された「構造対照表」に依拠して金星 40 型と 50 型との相違点をまとめて列挙すれば：

〔気筒回り〕

- ・気筒冷却フィン面積を 1.30m<sup>2</sup> から 1.70m<sup>2</sup> へと増大(特に頭部)\*

\*40 型の放熱面積不足については W.,G., Ovens によっても指摘されている。

- ・吸気弁傘部外径の 67mm から 71mm への拡大
- ・吸気弁はイ-511(Cr-W 鋼, それぞれ 6.7~8.0%), 「外表面 Cr メッキ」軸端焼入れ, 排気弁はイ 301(旧い 22=Ni-Cr-W 鋼:三菱で謂う FWV に同じ)製, 「外表面」Cr メッキから遅くとも'43 年 5 月にはイ-302(Si-Cr 鋼)に変更, 軸端はステライト盛. Cr メッキについては記述無し.  
\*排気弁の材料変更については後程, 新たな視点から詳しく説明する.
- ・弁バネの 3 本構成・荷重 63kg から 2 本構成・76kg への変更・強化(44 型は 2 本化, d→+0.4)
- ・吸入管径の 58mm×56.6mm から 60mm×58.6mm への拡大
- ・点火栓取付の上方傾斜角の 15° から 50° への変更
- ・気筒胴の肉厚 2.5mm 上方肉盛無しから肉厚 2.75mm 上方肉盛有りへの変更\*  
\*後程, 図解する.
- ・吸排気弁の挟み角が 50° から 55° へと若干, 拡大された(これについては同資料に不記載)

#### [クランク軸回り]

- ・クランクピン油孔間隔の 56mm から 48mm への短縮\*  
\*図Ⅲ-V-119, 129 を対照されたい.
- ・減速機大歯車へのスプライン外径の 90mm から 97mm への強化
- ・中央玉軸受取付ボルトを 8mm×14 本から 25mm×2 本+10mm×4 本に強化
- ・後方ウェブのピストン冷却用噴油ノズルの廃止
- ・前部主軸受を 100d×170D×17φ×17mm×19 個から 110×180×18×18×20 に強化
- ・中央主軸受を 218d×283D×11/16" ×23 個から 200×271×3/4" ×21 に強化\*  
\*Ovens が報告した 40 型の前部軸受は確かに 17φ×17mm のコロ 19 個, 中央軸受は鋼球数 23 個であった. 彼に拠れば, その後部軸受は 18φ×18mm のコロ 16 個であった.

#### [分配装置]

- ・カム伝動双歯車を下方・片持軸支持から上方・両端支持軸に変更(恒速プロペラ調速機装備)

#### [減速装置]

- ・減速機大歯車支持軸受を内輪無しから内輪有りに変更(ハブの工作簡易化)
- ・減速比 0.700, 遊星歯車 6 個から同 0.683, 8 個に変更
- ・プロペラ軸を海空 No.8 直径 95mm から陸海軍協調に拠る No.95 直径 95mm に変更

#### [過給機]

- ・1 速(増速比 8.48), 翼車径 245mm から 2 速度(7.00, 9.12), 翼車径 290mm に増大\*  
\*但し, 45 型は 280mm.

#### [気化器]

- ・中島三聯式 75 甲型から三菱 DS4-82B 型に容量増大

#### 〔補機〕

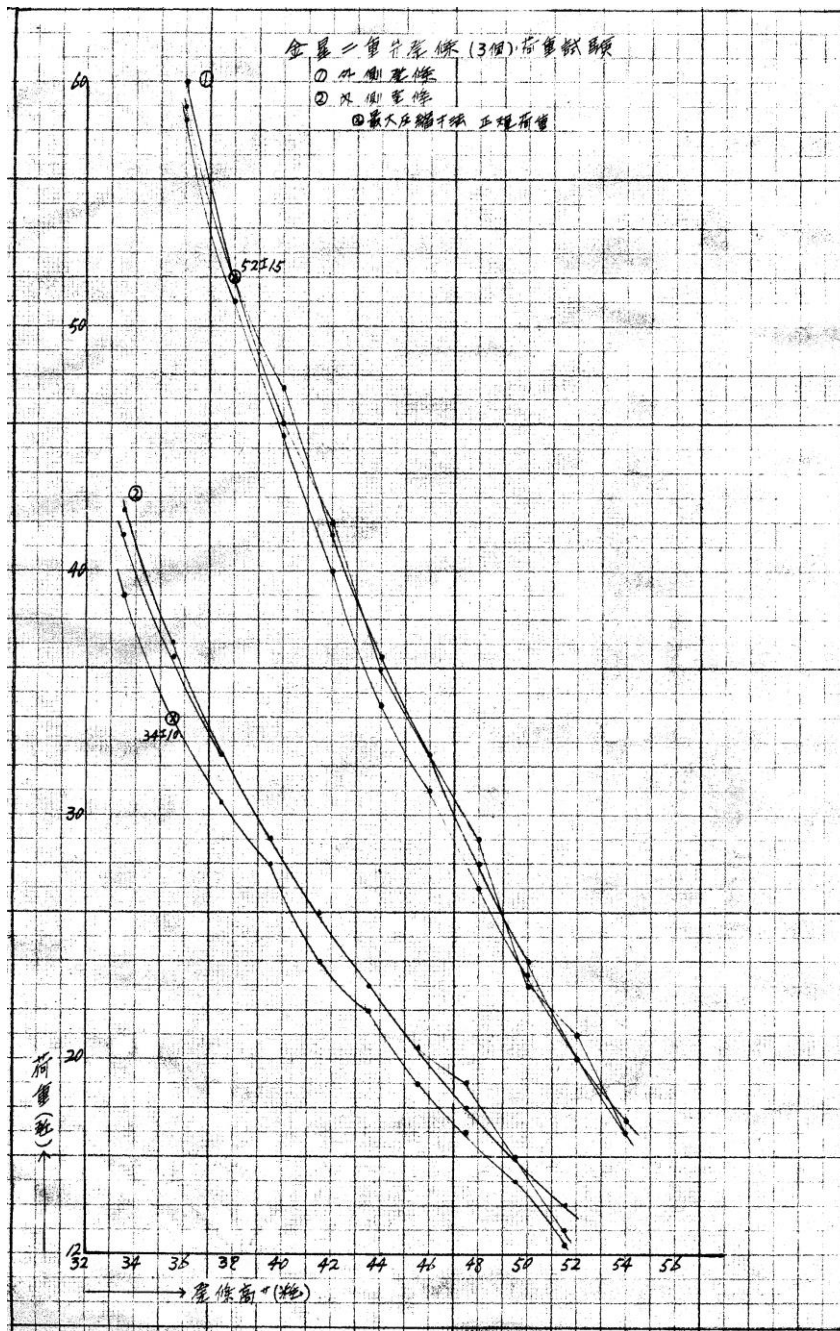
- ・水・メタノール噴射装置を装着(低質燃料の使用と性能改善のため)\*
  - \*正しくは装着可能にした，である。
- ・直結発電機支持台を設け，その脱着を容易化
- ・3 段歯車式油ポンプ 1 個を 2 段歯車式 2 個(給排各 1)，後部振分に(過給機切替ポンプ増設)
- ・燃料ポンプをベローズ式調圧弁付とし，取付位置変更(高空性能と濾過器脱着性の改善)
- ・マグネトーを空廠式 14CF2L から不等角カム式に(点火時期の斉一化)\*
  - \*副傾斜のために主気筒以外の気筒における上死点到達時期がクランク角と数度ズレるのをマグネトーの 1 次電流断続用カムのプロフィール修正によって補正してやる仕掛けである<sup>372</sup>。

3 重式から 2 重式に簡略化された弁バネについては内外各 3 個をサンプリングした荷重試験成績が残されているので掲げておこう(図Ⅲ-V-127)。

#### 図Ⅲ-V-127 金星 2 重弁バネ内外各 3 個の荷重試験成績

---

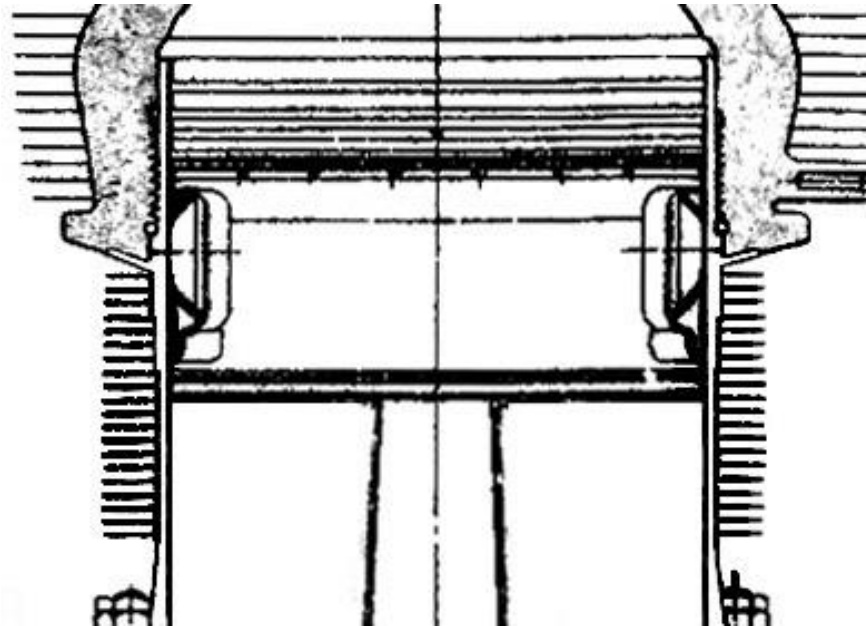
<sup>372</sup> 壽 41 型，光 3 型，金星 40 型，榮 10 型に関する各気筒別の点火時期(進角数)については小倉勝男『航空原動機』58~59 頁，参照。



『發動機一般』より。

気筒胴に起った目立たないが重大な変化は「上方肉盛有り」方式への転換である。これは図Ⅲ・V-128 に示される如く、気筒胴のフィン旋削に際し、上部に向い、2段階に亘って切込みを減少させ、ヨリ大きな肉厚を残して行くという簡単かつ巧妙な手口である。実際にはバイトを退くワケでもなく、単に楕状をなすバイトの突出しに始めから段差を付けておけば済むことである。こうする方が恐らくバイトのビビリ対策としても有効で切削速度を上げられたのではないかと推測される。

図Ⅲ-V-128 金星 50 型気筒要部

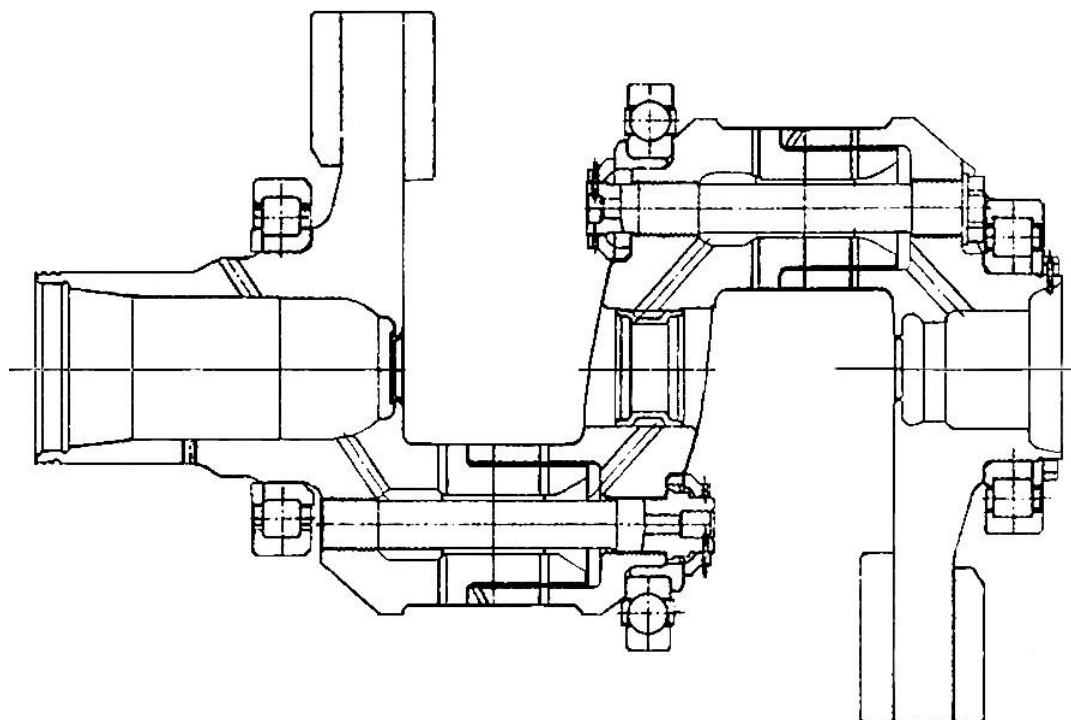


『金星發動機五〇型 取扱須知』より。  
見易いように薄化粧されている。

これは実にスマートな構造強化策であるが、恐らく、その気にならねば実物を眺めても全く判らないであろうし、海軍航空本部による『取説』や『須知』の本文に目を通して本件に関連する記述は一切見当たらない。これは潤滑系統図を睨んで辛うじて確認出来る程度の変更である。それでも、かような変更を言わば目的外の同図にしっかり反映させておいた点など、開発者(酒光義一?)の苦勞を知る者ならのではの“粹”な計らいであったろう。

發動機の全体を見渡せば、伝統となるカム前方集中は無論、堅持されている。クランク軸々径も上述の通り前部でやや増大・強化された。横着設計の征くところ、ダイナミックダンパなどは勿論、他人事である。また、40 型に在った後部ウェブ油孔の廃止も確認出来る(図Ⅲ-V-129)。

図Ⅲ-V-129 金星 50 型のクランク軸



『金星發動機五〇型 取扱須知』の潤滑系統図よりトリミングして作成。

永野に拠れば、油圧タペット(Hydraulic ~, Hydraulic Lash Adjuster)の導入は 50 型からであったという。曰く：

カム衝駒内に油筒とプランジャとを作り込んで自動的にタペット遊隙を〇に保ついわゆるゼロラッシュ法は弁開閉時の衝撃を緩和し、シリンダの熱変形による遊隙変化がないので性能上も有利なばかりでなく、弁の故障防止に有効であり、整備にも遊隙調整の手間が省けて申し分のない妙案で金星五〇型以後普及しかけたのであるが、夫自身の故障がちよいちよい起り未だ満足とは云い難かった<sup>373</sup>。

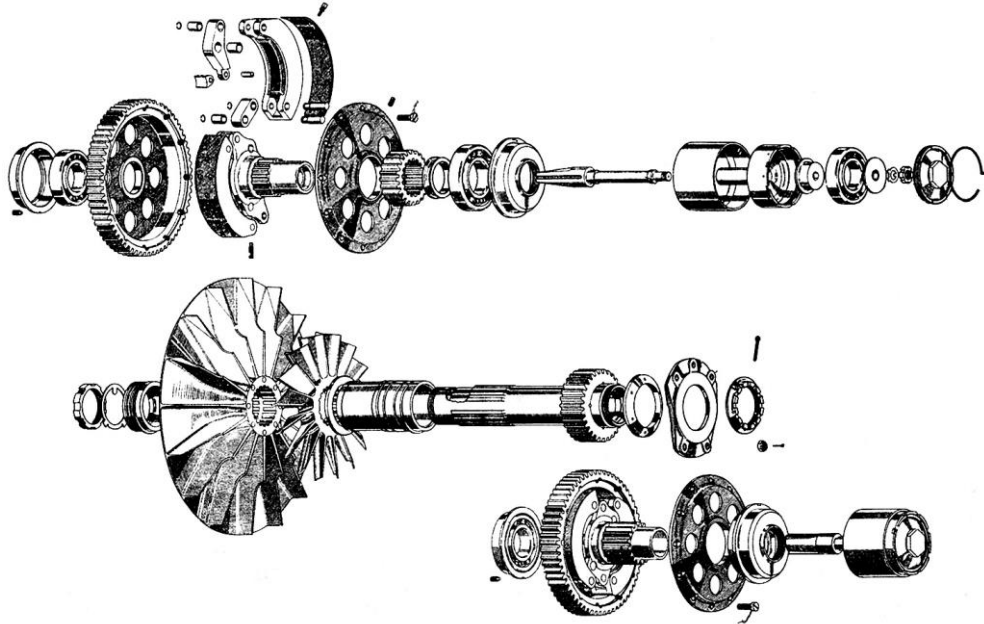
「~しかけた」の意味は曖昧である。従って必ずしも 50 型以降の三菱發動機の全てにこれが例外無く標準装備されたワケでもないのかも知れない。『發動機一般』に記述が見られないのはそのためか？ 因みに、榮にも譽にもそれは使用されていない。

先に述べたように、金星 50 型以降の三菱發動機における 2 速過給機駆動機構の変速装置(図Ⅲ-V-130~132)には 2 リーディング・ドラムブレーキ様の摩擦継手が用いられていた。その変速機構の全体構成と摩擦継手の図を掲げておく。それがあつた種、トルク・リミッター一般としてのみならず、機構的特性としてはとりわけワンウェイに作用するトルク・リミッタ、即ち、バックトルク・リミッタとしての作用を有していたことが一見して了解されるであろう<sup>374</sup>。

<sup>373</sup> 『航空技術の全貌』(上)「原動機篇 一、航空用原動機」、457 頁、より。

<sup>374</sup> この摩擦継手は 1940 年 2 月 9 日出願、同年 11 月 9 日特許の三菱重工業「特許第 139735

図Ⅲ-V-130 三菱式過給機 2 速切替機構の全体構成



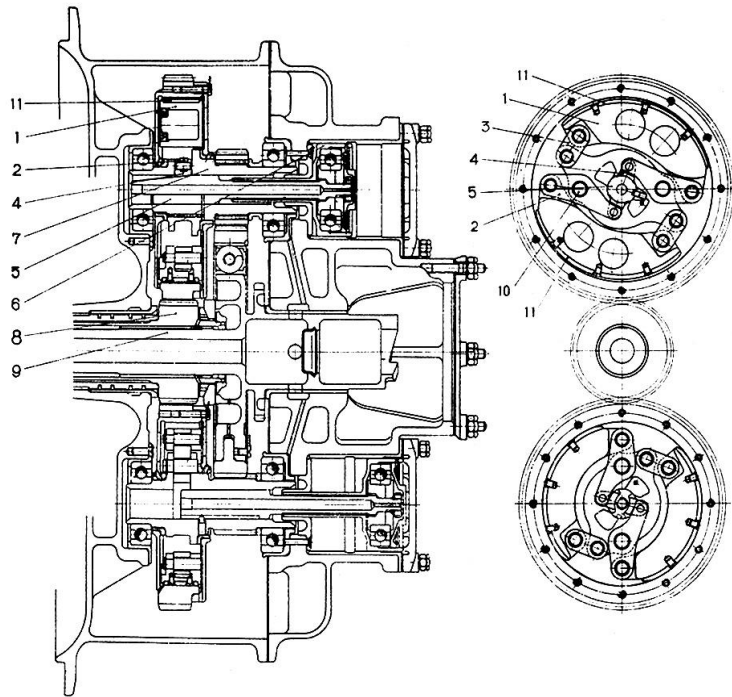
横須賀海軍航空隊『火星發動機一〇型 取扱参考書』第 13 図.

主翼車上流に位置する小翼車は主翼車翅中心部への湾曲付与に対する暫定的代用物と考えられる.

図Ⅲ-V-131 三菱式過給機 2 速切替機構の摩擦継手

---

號」“遠心摩擦継手式變速装置”として登録されている。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』781 頁，参照。



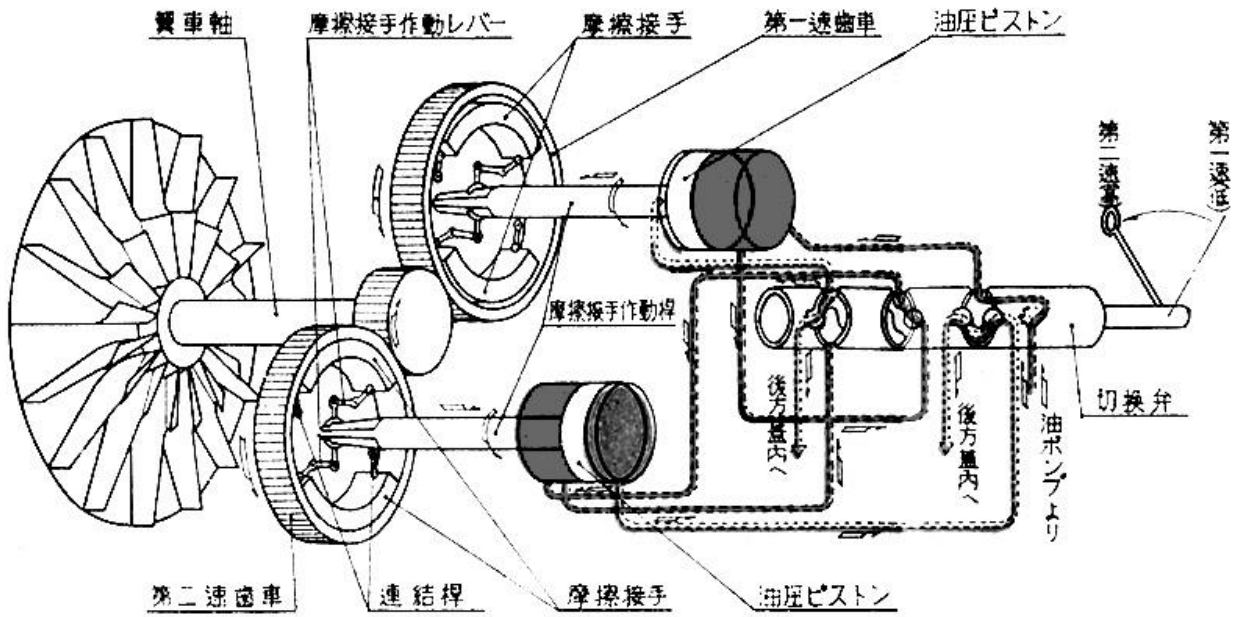
同上書，第 14 図.

補機・過給機駆動大歯車のバネ式緩衝機構に注意.

図Ⅲ-V-132 三菱式過給機 2 速切替機構の作動要領

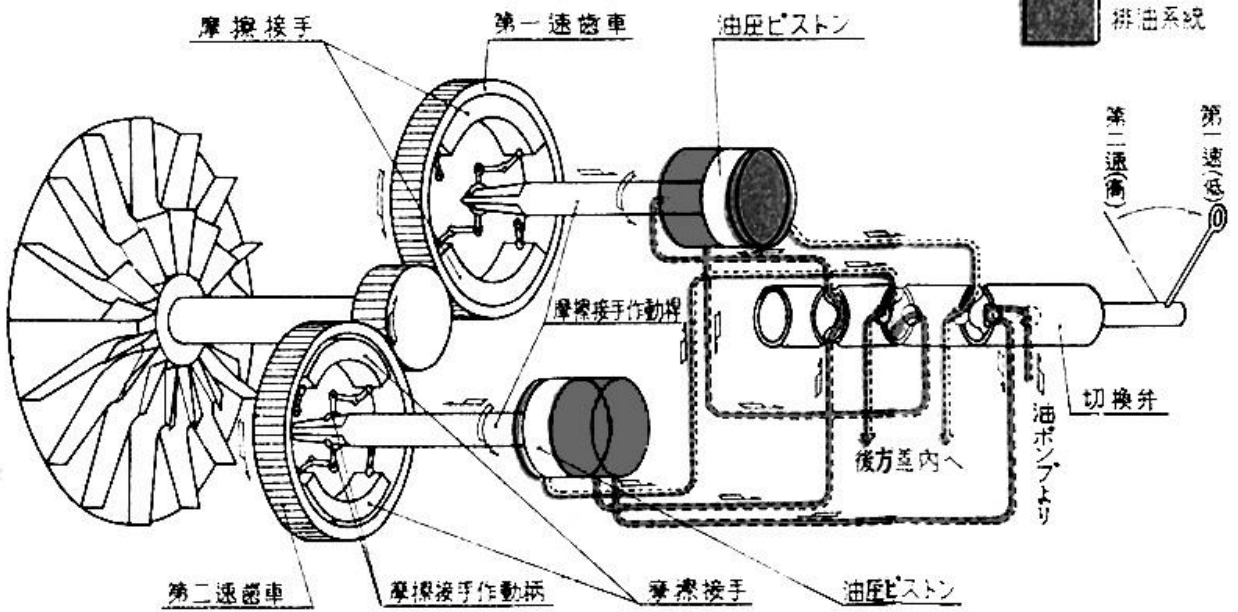


第二速作動第一速空轉の場合



■ 圧油系統

■ 排油系統



第一速作動第二速空轉の場合

同上書，第 15 図。

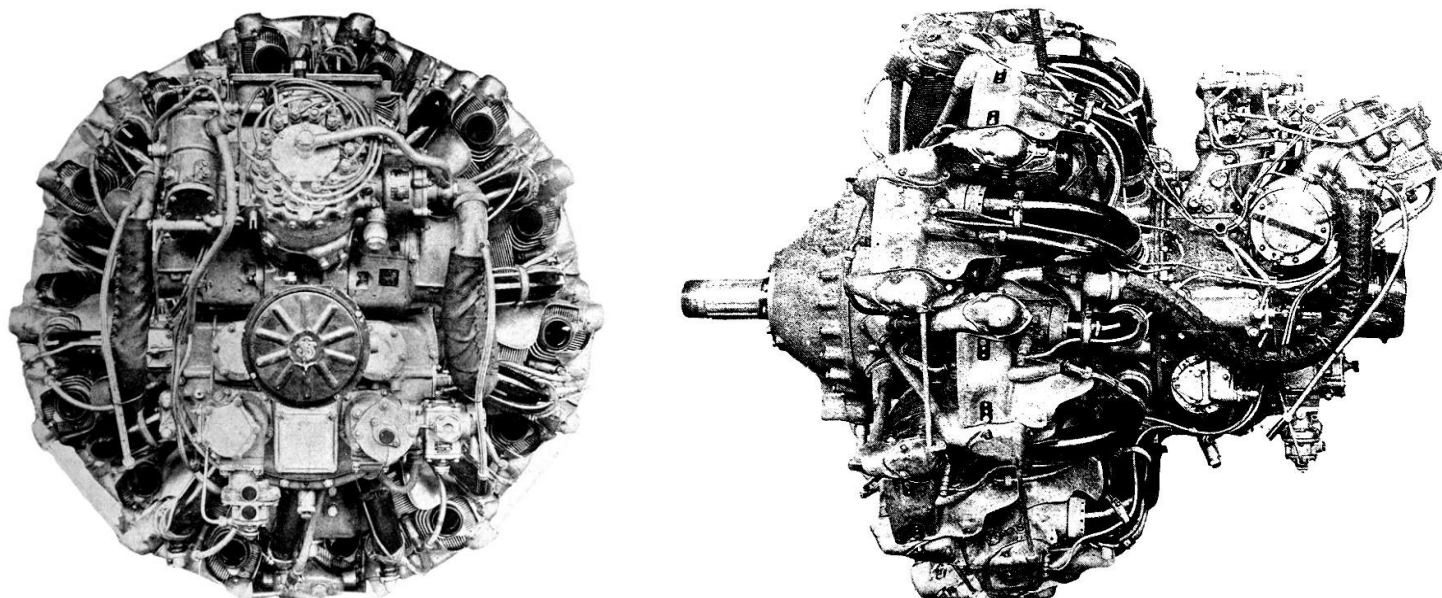
油圧ピストンが前進し，作動桿 5 が押されると作動柄 4 はその作動桿前方のテーパ面に

より押し広げられ、摩擦接手(と言うよりもシュー)<sup>1</sup> と大歯車との接触は断たれる。ピストンが後退すれば 4 は解放され、シューは遠心力により大歯車の内面と接触し回転力が伝達される。接触圧は遠心力だけではなく、シューの自己食込み作用によって強められるためバックトルクに対しては接触圧、従って伝達トルク容量の低下を生ずる<sup>375</sup>。

## ii) 金星 60 型

第Ⅱ部で取上げたように、金星 60 型は 50 型の公称回転数を 150rpm.引上げて 2600rpm.とし、離昇出力を 1500 馬力に増強した金星の最終モデルで、気化器を第Ⅱ部で観たポート噴射システムに改め、水・メタノール噴射装置付きとした 62 型は最も活躍した。上述の通り、陸軍航空本部、1944 年 5 月 19 日発行の『「ハ 33」62 型(「ハ—二」二型)取扱法』なる『取説』も伝えられているが、その躯体構造の基本は金星 50 型と同じであるからベタな紹介は繰返さない。

図Ⅲ-V-133 金星 62 型発動機



陸軍航空本部『「ハ 33」62 型(「ハ—二」二型)取扱法』1944 年 5 月 19 日、より。

<sup>375</sup> 因みに、『取説』に拠れば、榮 20 型の 2 速切替機構はこの“ドラムブレーキ”の部分油圧式多板クラッチになったもの、譽のそれは油圧式多板クラッチと遊星歯車機構とを組合せたライト式(酒井重蔵『新航空発動機教程』80~81 頁、参照)であった。

P&W *Double Wasp* においてはフルカン継手(流体継手)を含む複数の機構が実用されたようであるが、基本形は片面をコーン・クラッチとする大小の駆動大歯車(そのリムがコーンをなし、そこにカップが嵌り込む)をクラッチ側同士で向い合わせ、真中にコイルバネを挟んで駆動軸により串刺しとし、軸側から何れかのクラッチ内部に油圧を作用させて切替を行う、自動車用変速機のシンクロメッシュ機構からヒントを得たようにも見える極めて巧妙コンパクトな機構であった。cf. G., White, *R-2800 Pratt & Whitney's Dependable Masterpiece*. pp.174~175, 191~193.

表Ⅲ-V-15 に金星 60 型の主要諸元/生産・装備状況を掲げる。出典文献にその型式呼称はハ-33-60 型と記されているが、その制式化時点における呼称はハ-112-II であったらしい。ちなみに、ハ-112-I は金星 51 型(ハ 33-51 型)である。

表Ⅲ-V-15 三菱 金星 60 型発動機の主要諸元 / 生産・装備状況

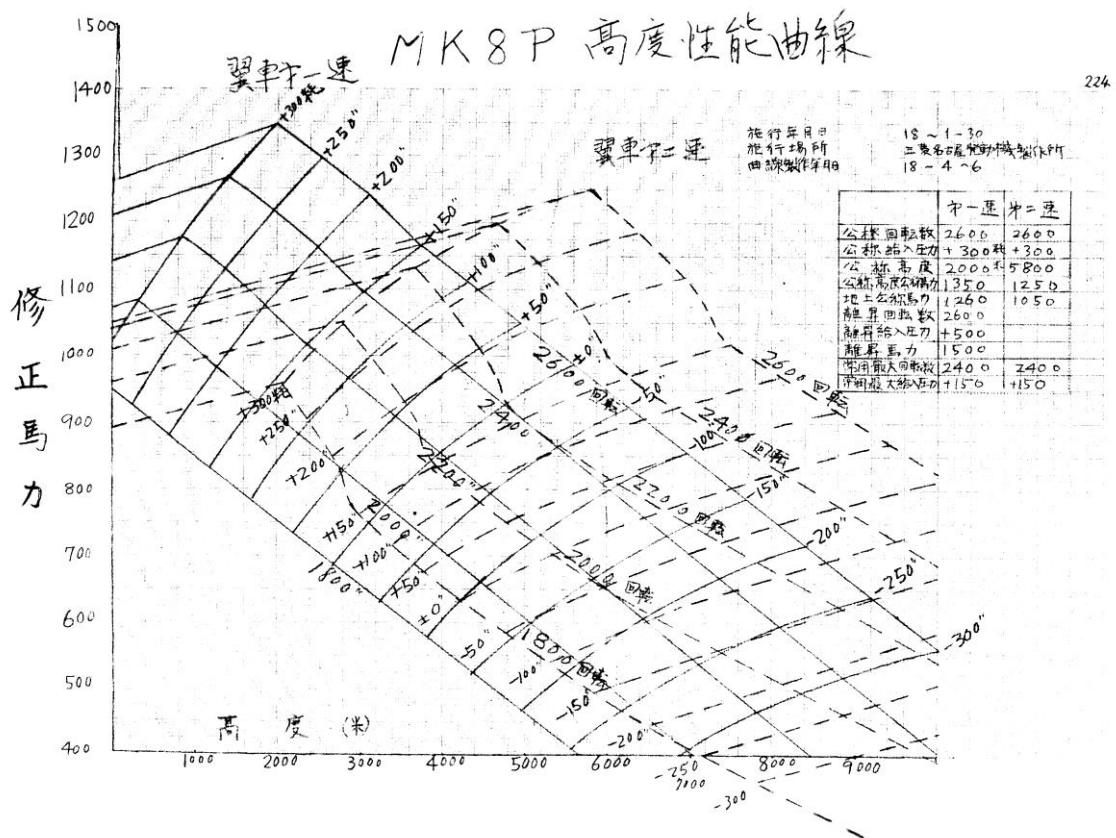
型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.45	
気筒径 mm		140	試作完成	1941-11	
行程 mm		150	試作台数	-	
排気量 L		32.3	生産	自	1941
圧縮比		7.0		至	1945
性能	公称	回転数	2600	装 備 機 体	100 式司偵Ⅲ型
		地上馬力	-		5 式戦闘機
		高度 m	2000/5800		“彗星” 33 型, 43 型
	離昇	高度馬力	1350/1250	備 考	生産台数は『日本航空学術史』429 頁ではハ-112-II ルとの合計で 3,725 基となっている。ルの生産台数は僅少であった筈である。
		回転数	2600		
		ブースト mmHg	+500		
		馬力	1500		
	<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>		16.1		
減速比		0.633			
寸法	全長 mm	1660			
	直径 mm	1218			
重量 kg		675			

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より。

ハ-112-II を通説にしたがって通称・金星 62 型=旧海軍呼称 MK8K=陸海軍共通呼称ハ 33-62 と理解すべきか, 通称・金星 61 型=旧海軍呼称 MK8P=陸海軍共通呼称ハ 33-61 とこの 62 型とを包括する呼称と見做すべきか判断しかねる処である。そもそも『日本機械工業五十年』の第 6 表を含め, 少なからぬ既往文献において金星 61 型なる型式番号は脱漏している。しかし, 60 型なる型式番号を担った個体は無く, 例によって 60 系の第 1 型式としての 61 型, 第 2 型式としての 62 型といった理解が正しかろう。しかも, 現実には燃料噴射式の金星を通説に拠れば金星 61 型であるはずの MK8P と表記した資料まで存在している。

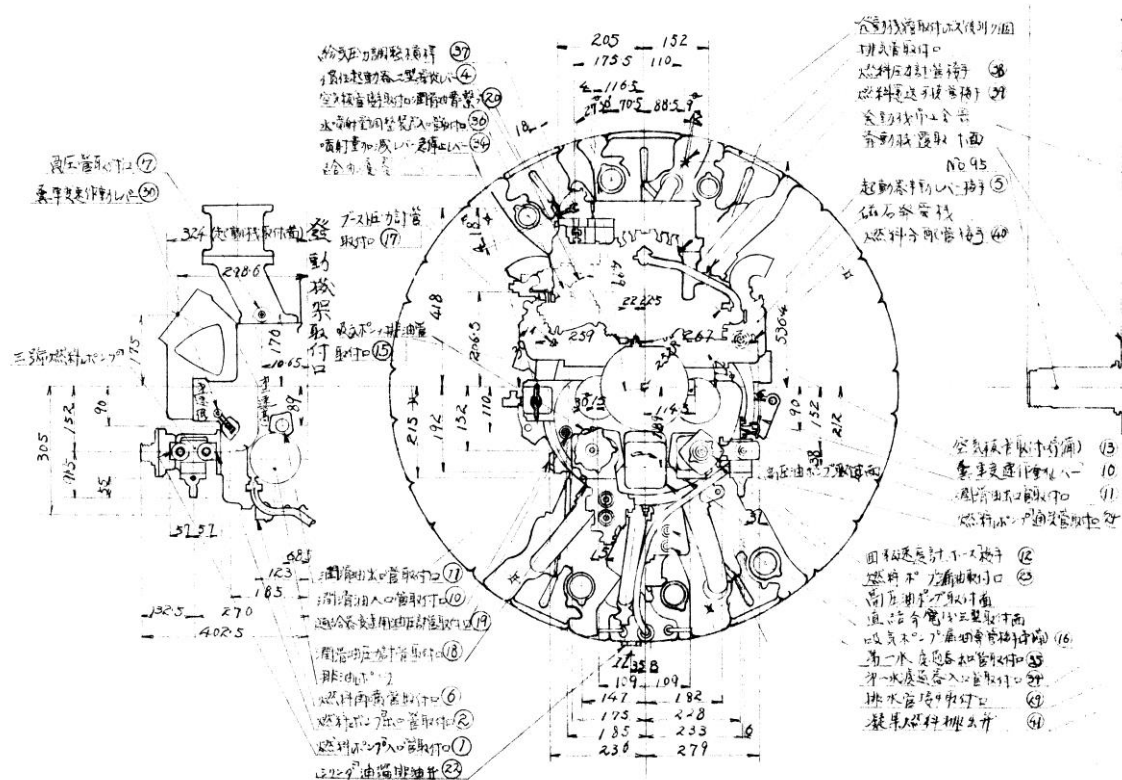
本来, 金星 62 型であるべき発動機を MK8P とした同時代の画像情報——高度性能曲線と装備図を図Ⅲ-V-134, -135~-137(横長の青焼き元図を 3 分割)として掲げよう。資料の属性からしてこの発動機が彗星艦爆に載せられたことは確実である。

図Ⅲ-V-134 金星 62 型 高度性能曲線



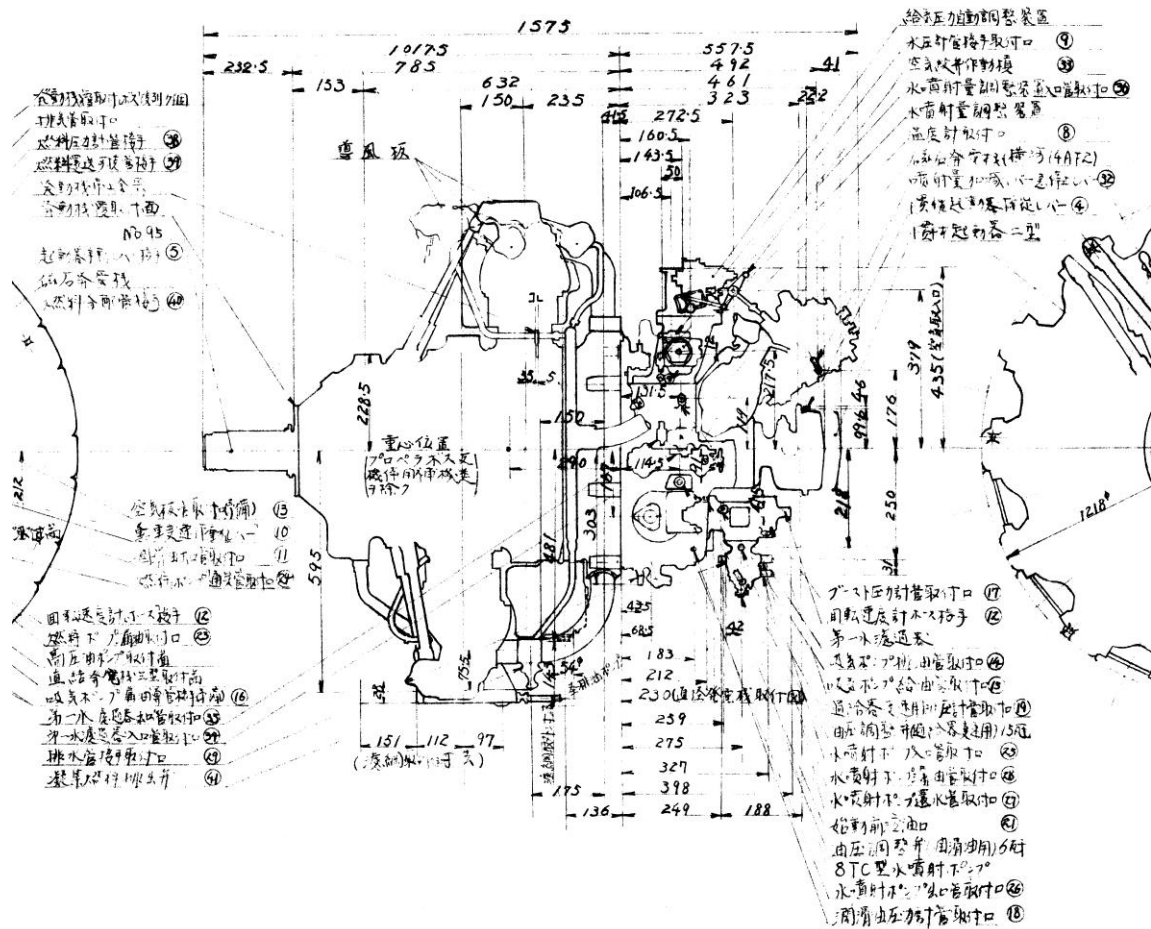
愛知航空機資料(譜調反転).

図Ⅲ-V-135 金星 62 型 装備図(その 1)



同上(諧調反転).

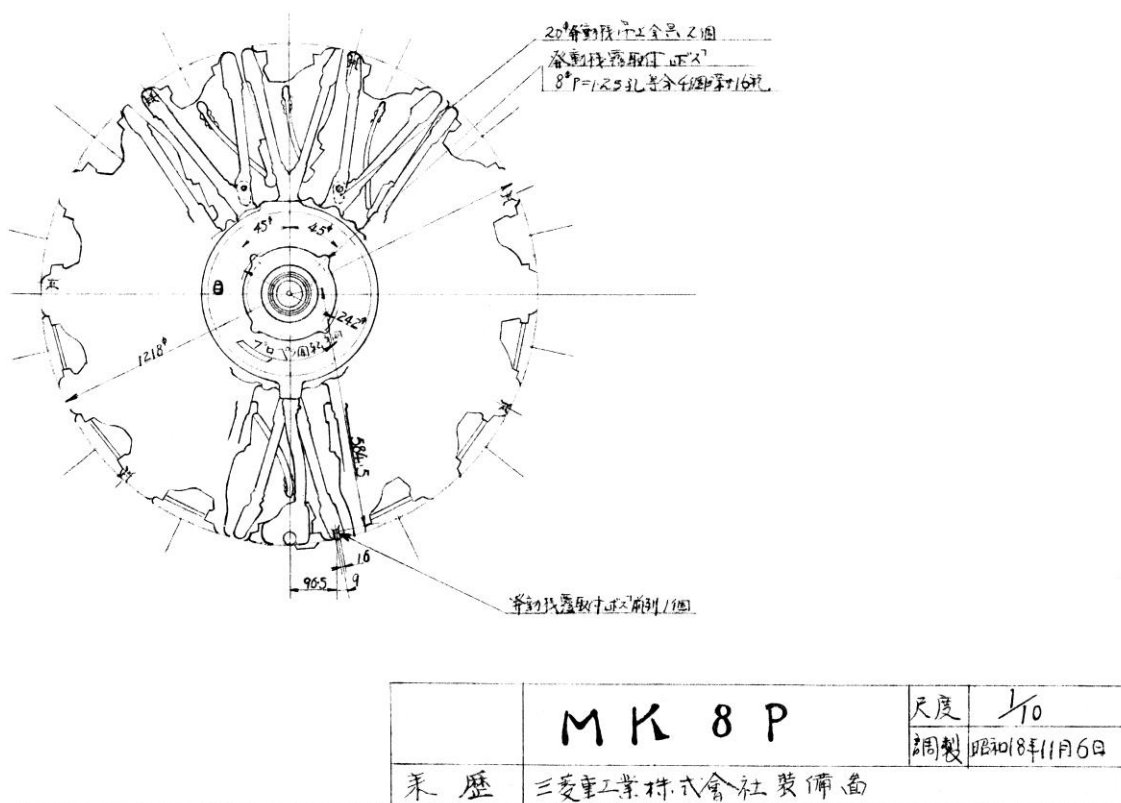
図III-V-136 金星 62型 装備図(その2)



同上(諧調反転).

図Ⅲ-V-136に観る前後バンク間隔 150mm は金星 3 型以来の値である。重心位置への附記に見る機体用補機類としては充電発電機(28V)や計器駆動に与る真空系統用真空ポンプが双壁である。それにしても後蓋部への寸法記入の中に見られる「230(直径発電機取付図)」は 230(直径発電機取付図)の誤記であろう。

図Ⅲ-V-137 金星 62 型 装備図(その 3)



同上(諧調反転).

図Ⅲ-V-137 中央部上, 2箇所に入力されている45はどのように考えても45°の誤りである。これは図Ⅲ-V-136に係わる問題点共々, 三菱名発の元図を愛知航空機でトレースする際に生じた不手際であると考えられる。

続いて, 金星62型たるべきMK8Pの試作時点における試験データに基づく要目表を表Ⅲ-V-16として掲げておく。ほぼ同じものが後にMK8Kと改称された可能性はあるが委細不明である。

表Ⅲ-V-16 試作時点における金星62型の要目表

航空発動機要目表										
発動機名稱	MK8P (社内呼称A8-KIS26FM)							試験	施行	19年1月30日
型式	二重翼型4:3:9空冷式	標準燃料×比重		公稱以上航油42揮発油+K2L (原油以上水増割)標準以下BT		燃	式個数	1ABA <sup>10</sup> / <sub>135</sub> 型	場所	三菱工業名古屋発動機製作所
行程	140mm × 150mm × 70mm	(於公稱運轉)		16kg/h		油	駆動方式	掃動斜板式05	最大噴射量	
行程容積	単2.31立 總32.34立	出力		42A 522 417 663		滑	最大噴射量	200kg/h		方向
公稱高度	1350 X 2600	標準		310 300 350 320		油	回	比1.31 方向右		可
公稱馬力	1250 X 2600	経済		7/10 9/10 9/10		油	回	比1.31 方向右		可
公稱高度	1200米 1500米	平均		250 230 230		油	回	比1.31 方向右		可
種類	給入圧力	標準		航空煤油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	150kg +300kg +300kg +500kg	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	2400 2600 2600	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	1519 1646 1646	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	990 1260 1050	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	1350 1250	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	41.7 38.6	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	0.50kg 0.54kg	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	145kg 134kg	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	587kg 514kg	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	2860	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
種類	2860	標準		航油X0.89		油	回	比1.31 方向右		可
型式	遠心型二速度歯車式	許容最高		260 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	320mm X 第一速 9.0 第二速 9.12	許容最低		100 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	遊星歯車式 X 0.633	許容最高		230 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	遊星歯車式 X 0.633	許容最低		100 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	7mm 歯車右 10mm 軸右	許容最高		260 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	7mm 歯車右 10mm 軸右	許容最低		100 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	No.95	許容最高		260 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	恒速70mm 表備可能	許容最低		100 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	1000 mm	許容最高		260 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	1218 mm	許容最低		100 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	265mm	許容最高		260 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	265mm	許容最低		100 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	675mm	許容最高		260 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	90mm	許容最低		100 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	10mm	許容最高		260 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	10mm	許容最低		100 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	90mm	許容最高		260 度		油	回	比1.31 方向右		可
型式	90mm	許容最低		100 度		油	回	比1.31 方向右		可

昭和19年1月30日 陸軍省航空機製作所にて試験

愛知航空機資料(諸調反転).

さらに、この金星 62 型を機械式 2 速過給機+排気ガスタービン過給機付きとしたハ-112-IIル(これも通称、金星 62 型)の主要諸元並びに試作・装備状況を掲げておく(表III-V-17).

表III-V-17 三菱 金星 62 型(ターボ)=ハ-112-IIル試作発動機の主要諸元 / 装備状況

型式	2R14	馬力当り重量 kg/HP	-
気筒径 mm	140	試作完成	-
行程 mm	150	試作台数	-
排気量 L	32.3	生産	自
圧縮比	7.0		至
回 轉 数	2600		台 数



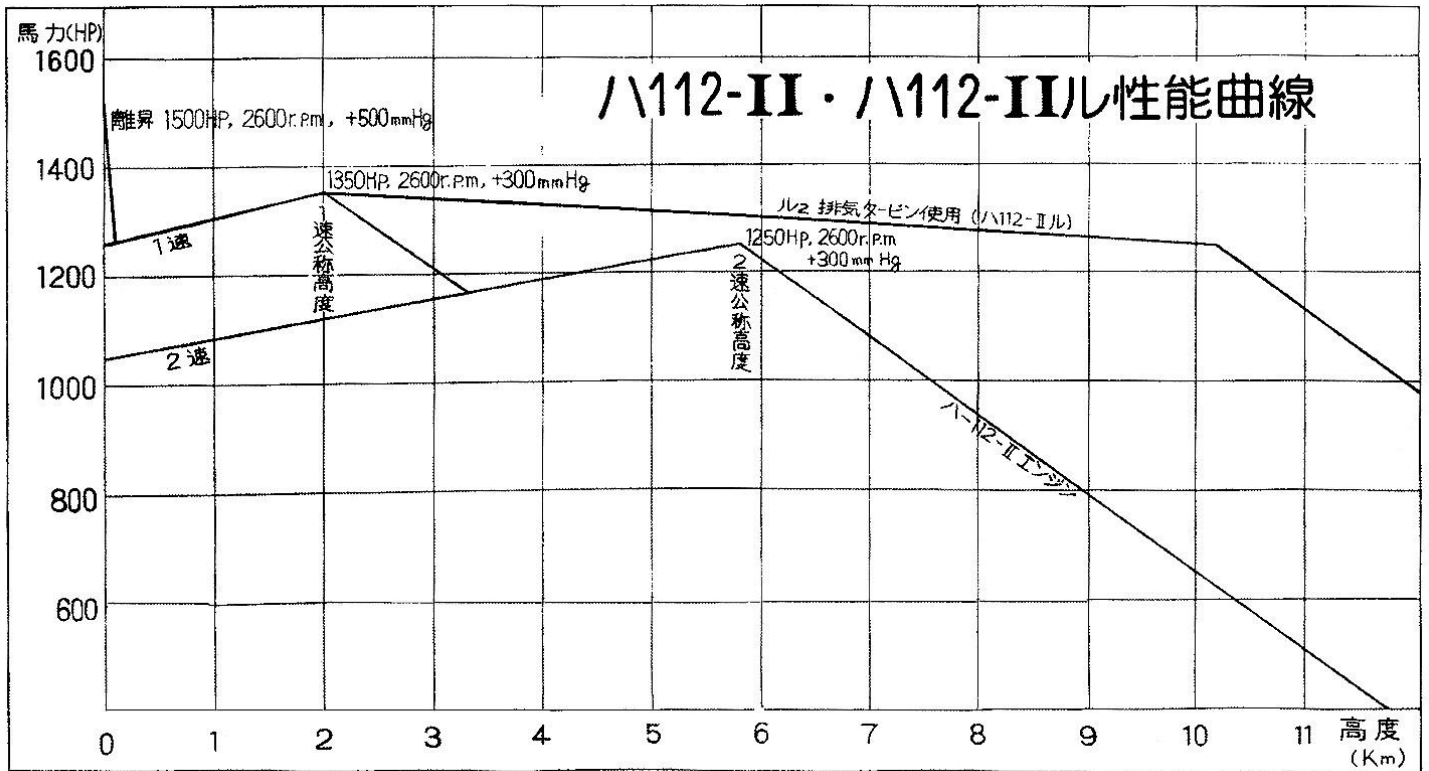
能 称	地上馬力	-	装 備 機 体	100 式司偵IV型	
	高 度 m	2000/7700/11000			
	高度馬力	1350/1270/1240			
	離 昇	回 転 数		2600	
		ブースト mmHg		+500	
		馬 力		1500	
		<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>		16.1	
減 速 比		0.633			
寸 法	全 長 mm	1660	備 考	試作のみ.	
	直 径 mm	1218			
重 量 kg		-			

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より.

次に, 原形金星 62 型=ハ-112-Ⅱのそれと共に掲げられたハ-112-Ⅱルの性能曲線を図Ⅲ-V-138 として掲げておく. この図は図Ⅲ-V-134 のような正規のチャートではなく単なる概念図, 説明の方便であり, ハ-112-Ⅱノンターボに関して図Ⅲ-V-134 に現れているような 2 速, +150mmHg 以下, 2000~2600rpm. で顕現している出力の落込みは全く反映されていない<sup>376</sup>.

#### 図Ⅲ-V-138 金星 62 型(ハ-112-Ⅱ, ハ-112-Ⅱル)の性能曲線

<sup>376</sup> 三菱のターボ+機械式 1 速過給機から成る 2 段過給システムの概念については火星のモノではあるが, 図Ⅲ-V-161~163, 参照. 但し, 金星, 火星の実機試作・生産型のシステムにおいては中間冷却器が欠けていた. 実用に堪えるようなそれが調達出来なかったからである.



陸軍航空本部『「ハ33」62型(「ハ一ニ」二型)取扱法』, 第四図.

他方、ハ-112-IIターボの1速公称出力より右の曲線はフラット部分を全く欠く緩勾配の線分を描きながら高度1万メートルを過ぎた辺りで急落しており、その緩勾配区間の形状は恰もウェスト・ゲートが教科書通りには機能していなかったかの如き様相を呈するものとなっている。果してウェスト・ゲートは機械式過給機の効率減退に因るブースト圧低下をカバーしつつ、結果的に緩勾配の性能曲線を描かせるような格好で機能していたのか、かような高度曲線を描かせるぐらいなら根っから機械式2速過給機を強化することだけしていた方がマシだったのではないか……等々、疑問は尽きぬが、その間の詳しい消息については遺憾ながら不明とせざるを得ない。

ハ-112-IIルは同種の国産試作発動機としては唯一、一応マトモな性能を発揮した発動機として記憶に値しよう。ただ、このチャートが世上、語り継がれているような発動機吸気口からの水・メタノール連続噴射のような作為を反映したものなのか否かについてもここでは不明とするしかない<sup>377</sup>。

<sup>377</sup> この伝説についても第II部で論じておいた。我国における航空発動機用排気ガスタービン過給機の開発について全般的には永野 治「航空機用原動機」『航空技術の全貌』(上), 449~451 頁, 翼車材料については川村宏矣「金属材料」『航空技術の全貌』(下), 385~386 頁, 三菱における開発担当者の回想として中野 信, 「1.6.08 航空発動機用排気タービン過給機」『日本航空学術史(1910-1945)』98~99 頁, 同「航空発動機用排気タービン過給機開発の思い出」菱光会『往事茫茫』第三巻, 175~178 頁, 参照。

なお、表Ⅲ-V-17の元表に記入されている性能数値の幾つかは図Ⅲ-V-138の性能曲線と合致していなかったため、不一致箇所はこの性能曲線に準じて修正した数値に置き換えられている。それにしても、この国のこの種の発動機に関しては多少なりともまとまったデータが伝えられて来ただけでも僥倖とせざるを得ないであろう。

次に、金星62型の気筒写真を掲げておく(図Ⅲ-V-139)。吸排気弁の挟み角(55°)、頂部フィン展開状況に注目しつつ、後掲、響の気筒(図Ⅲ-VI-3)と対照されたい。

図Ⅲ-V-139 金星62型の気筒



『アメリカ陸軍調査資料・100式司令部偵察機Ⅲ型』より。

この資料にはタイトル・ページが無い。ただ、その来歴として：The information contained in this

manual was collected and compiled by Middletown Air Materiel Area, Maintenance Division Personnel under the supervision of T2 Collection Division, Air Materiel Comand, Wright Field, Dayton, Ohio.と記されている。

金星あるいはその応用展開型たる火星、瑞星には一貫してダイナミック・ダンパを持たぬクランク軸ばかりが使われた。この点に関し、上記資料には先に引いた W.,G., Ovens の 1942 年におけるレポートより更に素っ気無く、クランク軸に：No provision was made to incorporate secondary counterbalances or flyweight damper. とだけ記されている。2 次振動バランスについては後ほど触れる。“flyweight damper” とあるのがダイナミック・ダンパである。

かつて、Ovens が意外なことのようを受取ったであろうことは理解出来るが、そもそも、我国の星型航空発動機においてダイナミック・ダンパを採用したのはライト社からの技術導入によってこれを正規に利用することが許された中島飛行機だけである(単列：壽二型，同四一型，複列：譽)。

しかし、その中島でさえ、これをひとかどの量産発動機に装備するに到ったのは譽からであり、その量産後継機というものも遂に現れず仕舞いであった。アメリカの技術者から見れば日本の発動機のクランク軸は徹頭徹尾、拍子抜けさせられるような内容を有するモノに過ぎなかった。このことについても後に立ち返る。なお、金星系発動機に関して金星 64 型なる型式について云々する文献も無くはないが、これについては判然としない<sup>378</sup>。

### iii) A20 型＝金星の 18 気筒版

基本設計に関して見れば、“烈風”伝説と共に記憶される金星の 18 気筒版，A20 型発動機は“横着設計”からの部分的決別，即ち気筒冷却性確保と燃焼室形状ならびに動弁機構最適化のため，カムの前部集中を取り止め，これを前後に振り分けるアメリカ的手法への転換を余儀無くされた最初の三菱発動機であった。

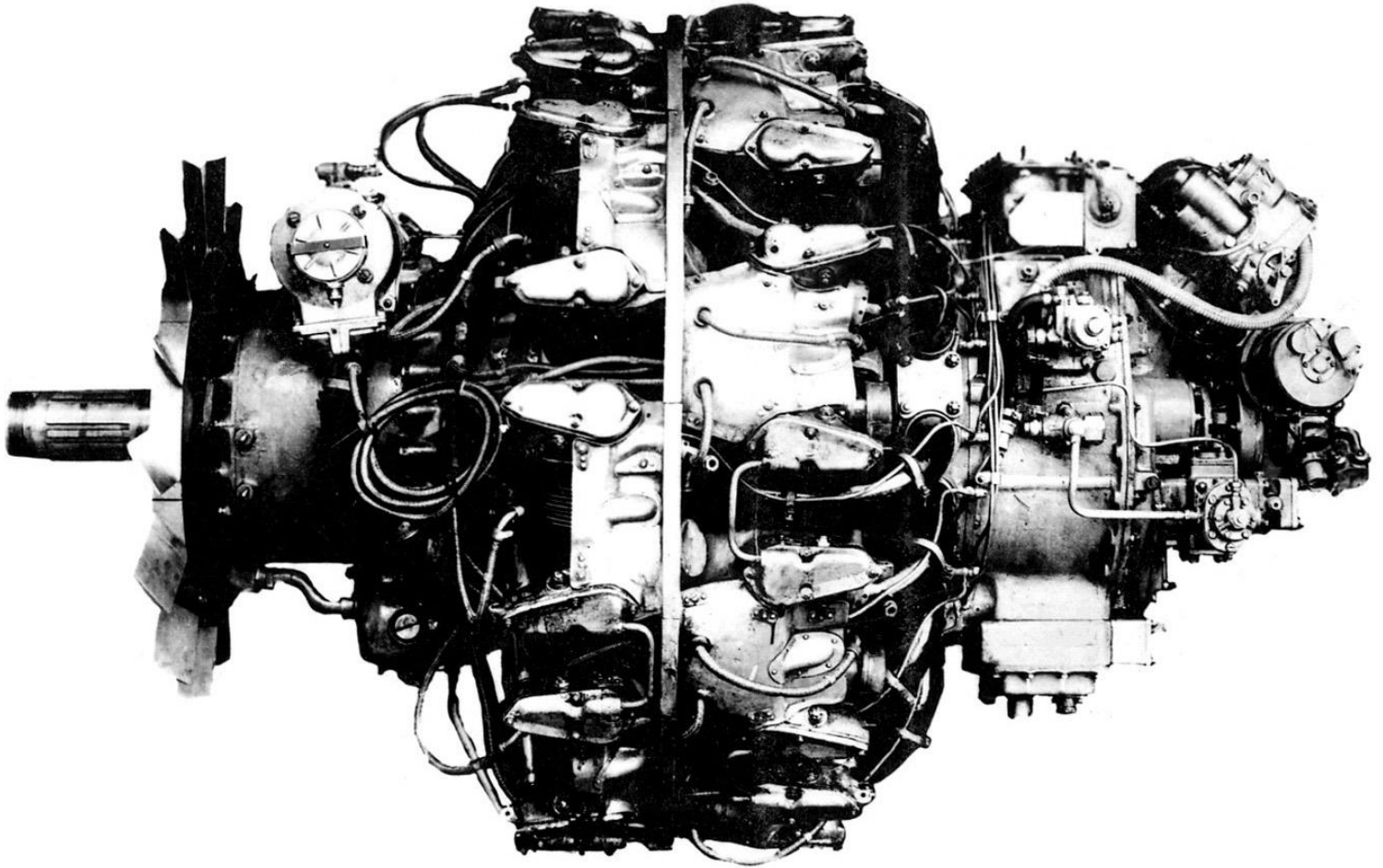
平たく言えば，複列 18 気筒で直径を詰めてコンパクトにまとめるためには前方のカムから後列気筒群に差し渡されるプッシュロッドは邪魔者に他ならず，是非共，排除されねばならなかったワケである。

また，冷却性を確保するため前後バンク間のピッチは金星系従前の 150mm から 230mm へと大幅に拡大されたが，それでも一回り大きな R-2800 の 254mm に比すれば短小にまとめられていた。コンパクトさと強度との両立を図るため，クランク室を鍛鋼製とした点においても A20 は三菱としては初の試みであった。因みに，この件について中島側は譽の設計の模倣と解しているようである<sup>379</sup>。

<sup>378</sup> 『航空技術の全貌』(上)「原動機篇 一，航空用原動機」，469 頁，第 3.10 図，参照。

<sup>379</sup> 中川良一「『譽』のスチールクランクケースの思い出」『中島飛行機エンジン史』125~129 頁，参照。クランク室のスチール化については海軍もその推進者であった。川村宏矣「金

図Ⅲ-V-140 A20型発動機



『三菱重工業製航空発動機写真集』より。

カムの前後振分けによる設計上のゆとりは吸排気弁挟み角の増大を可能にするが、A20における吸排気弁の挟み角はその割には控え目な $60^\circ$ に設定されていたと考えられる。このことを直接的に示すデータについては未見であるが、杉原周一らによって1940年頃行なわれた吸気系の性能向上のための基礎実験記録がこれを間接的に証明しているように想えてならない。

そこで、先ずはこの実験に用いられた140mmボアの気筒の画像を御覧頂きたい(図Ⅲ-V-141)。実験には吸気弁を組込んだ中・大形ディーゼルにおける“弁かご”のような仕掛けの吸気ポートが用意され、これをアッセンで気筒頭に次々と差替え、発動機を回して吸気ポ

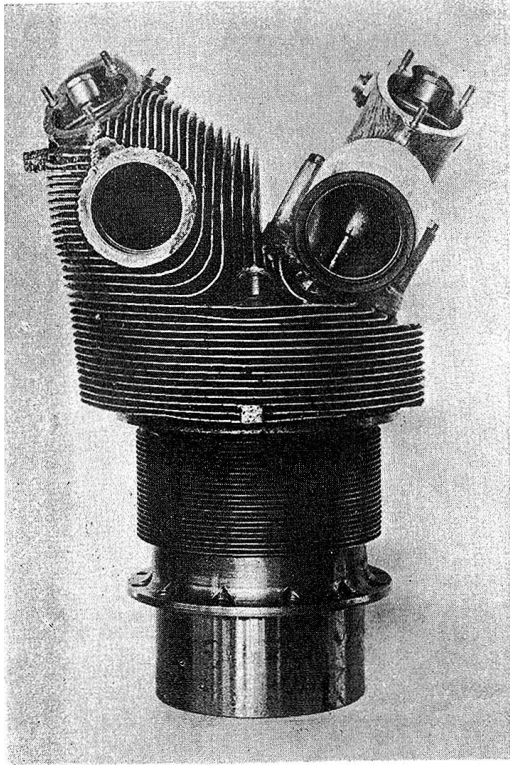
---

属材料』『航空技術の全貌』(下)410~411頁。川村に拠れば、当初は日本特殊鋼と住友製鋼所に普通鍛造法によるものを発注し、やがて住友の鉄道車両用タイヤミルによるローリング鍛造に切替えられたが、その後、型鍛造による粗形材生産も併用されたという。

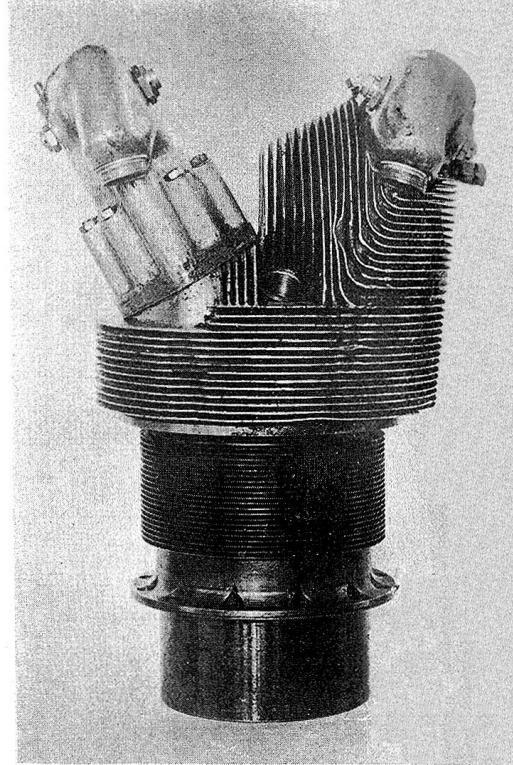
ート形状のマッチングが図られた。無論，これが後の A20 に繋がるモノであるとか，A20 にはこのポートが採用されることになろう，などという断り書きは何処にも無いが，金星系のボア・ストロークを持つもので図に記入されているように吸排気弁の挟み角を  $60^\circ$  に取り得た発動機は A20 を描いて他には一切無いのである。

#### 図Ⅲ-V-141 A20 の吸気系設計のためと思しき実験気筒

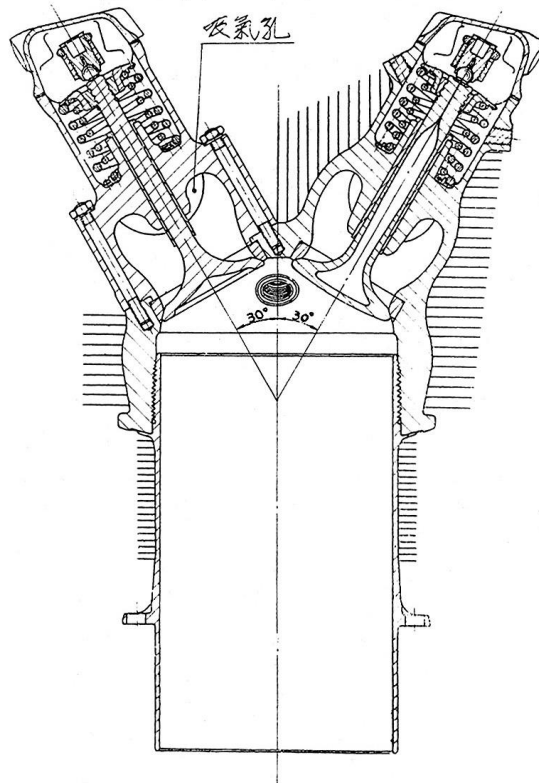
後 面



前 面



第 5 圖 氣 筒 斷 面 圖

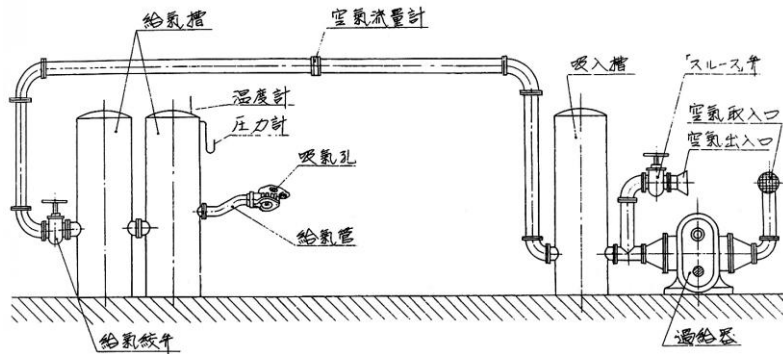


杉原周一・田中秀雄・川島信雄「斷續流れと連續流れとに依る氣筒吸氣孔形狀比較試驗成績」三菱重工業

この気筒を用いた単筒機関はボア 140mm, ストローク 150mm と金星系そのままであったが, 圧縮比は 5.5 と低く設定されていた. ポートの吸気性能だけを見たいのであるから, これで差支えなかったし, 強度的観点からもなるべく  $P_{max}$  を下げたかったのであろう.

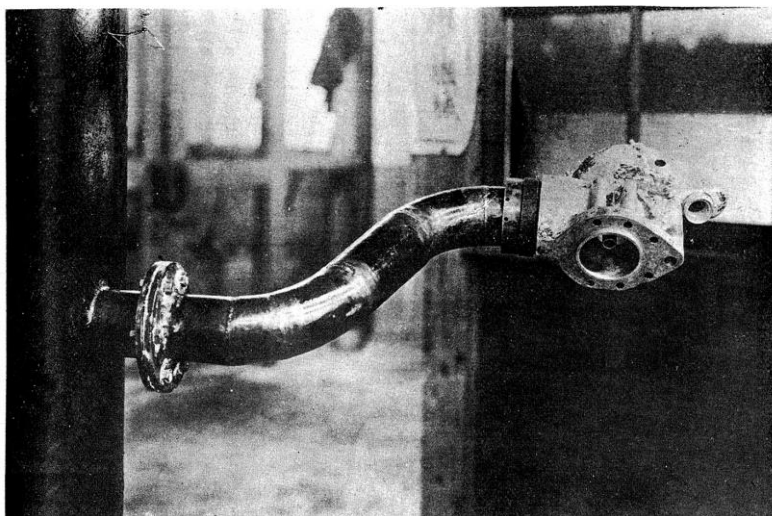
また, これとは別に, この吸気ポート実験用“弁かご”を実際の前列気筒用吸気管を模した“S”を間延びさせたような形の管の先端に取付け, 一定圧力・連続流れを用いた流量測定実験も行なわれている(図Ⅲ-V-142). 言うまでも無く, こういった部分のマッチングが不適切であれば, あるいは計上される余裕が少な過ぎれば, 発動機は所期の出力を発揮出来ず, あるいは過給圧の向上に際して簡単に“鼻詰り”を起してしまうことになる.

図Ⅲ-V-142 一定圧力・連続流れを用いた前列気筒吸気管+吸気ポートの流量測定実験



第7圖

連続的流れに依る空気流量実験装置



同上論文, 第六図, 第七図. 図中, 過給器とあるのは件の Enke 送風機である.



これらの基礎実験を通じて1940年には発動機直径を可及的に縮小するという譽の開発目標に等しい制約を背負った来るべき金星系18気筒発動機の基本的イメージが開発部隊を領導する人物の脳裏に相当明確に描かれるに到っていたのではないかと推定される。即ち、“横着設計”からの脱却に因り、吸排気弁挟み角に関する設定自由度は高められはしたものの、これに乗じて短絡的に燃焼室形状最適化を図るため挟み角を70°ないしそれ以上に設定したのでは発動機直径抑制策の煽りを喰らって前列気筒の吸・排気管と後列気筒の気筒頭との干渉やそれを回避するための吸・排気管の屈曲が甚だしくなり、とりわけ吸気抵抗ないし減圧効果が募って“鼻詰り”性の吸気系となってしまう。60°という吸排気弁挟み角は保守性の現れではなく、この弊害を避けつつ18気筒発動機をコンパクトにまとめ上げる将に鍵であったと考えられる。

それは恰も榮20型や譽の苦境に学んだかの如くに見える判断であったが、時系列的展開からすれば榮20型ですら、況や譽など当時は未だ開発段階にあり、杉原らの実験はそちらの動向とは独立していた。そこには三菱技術陣の眼力、真の開発力というものが示されていた。そして、後のA20開発はここでのイメージを具体化するような格好で進められたものと推定される。

A20開発の具体的経過については主務者、佐々木一夫その人によるかなり詳しい回想にこれを尋ねることが可能である。佐々木に抛れば、深尾の指示による設計着手は'42年5月であった。杉原らによる実験から遅れること2年……、この時間経過は三菱にとっても日本にとっても大いに惜しまれるところとされねばならない<sup>380</sup>。

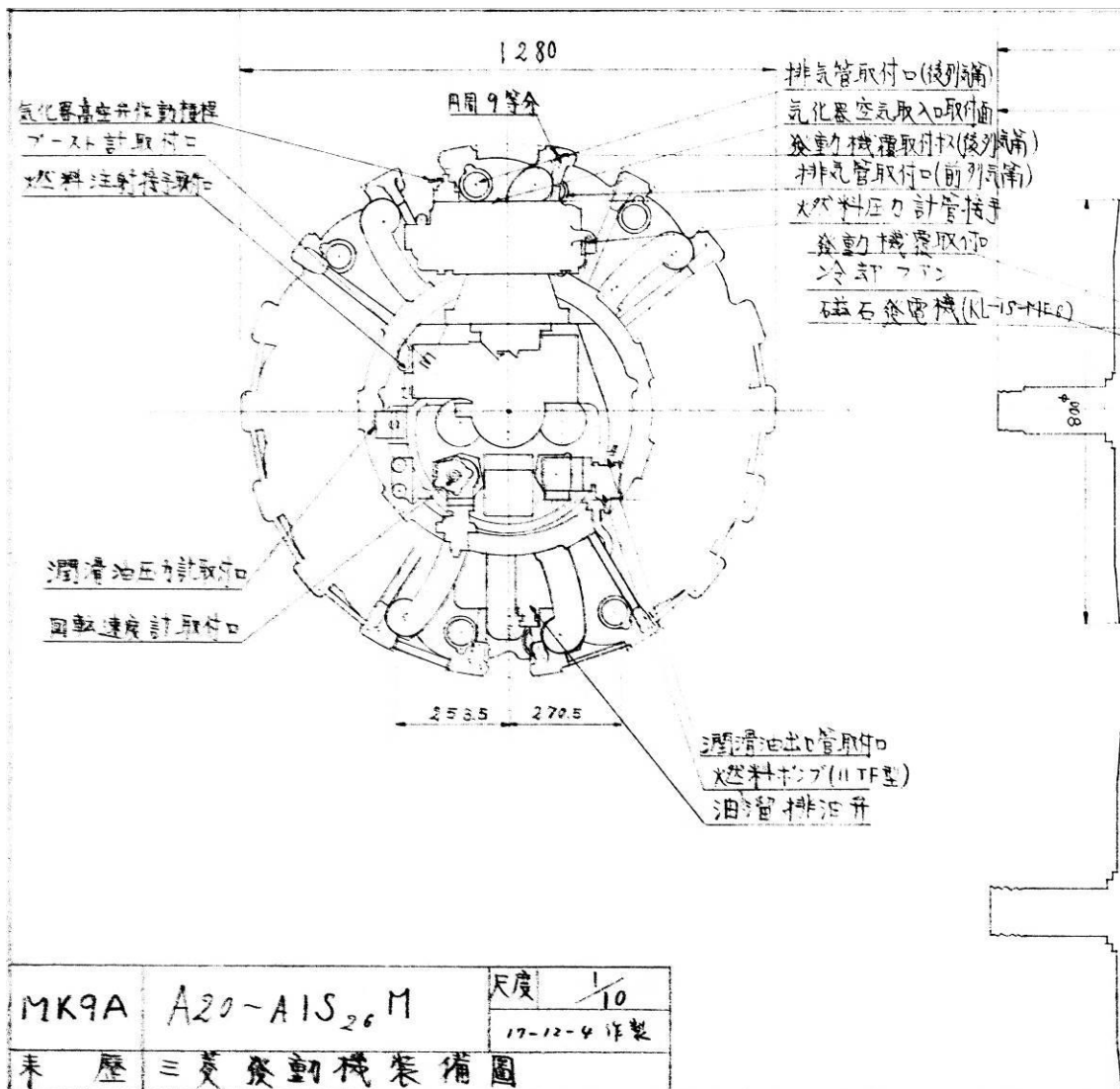
何となれば、これ以外の諸点に眼を遣るならA20はA8a金星3型開発の最初からA8c金星40型まで、終始、金星発動機の基幹部分の設計に携って来た佐々木らの経験の総括であったからである。但し、そうであったが故に、後述される通り、海軍の意に沿わぬ面が多々生じたこともまた事実だったのであるが……。

佐々木曰く、'42年10月、A20の出図はほぼ完了した。12月8日、試作初号機組立完成。数日を経ず摺合せ試運転、負荷試験へと進むが、ピストンや主軸受に焼損を生じ、対策が講じられた。図Ⅲ-V-143~146は'42年12月に描かれたA20の姿である。

'43年は耐久試験に明け暮れたようで、材料の品質低下も手伝って焼付き、割損、折損が頻発、その対策や高速運転時における弁機構の破損対策にも苦慮したという。ピストン焼損対策として導入された大容量の油冷却器は有害抗力増大要因として機体設計側に嫌われた。陸海軍からは増加試作約70基の命が下り、完成したのから順次試作機に装備され、飛行試験に供されるようになったのは'43年12月頃からであった。

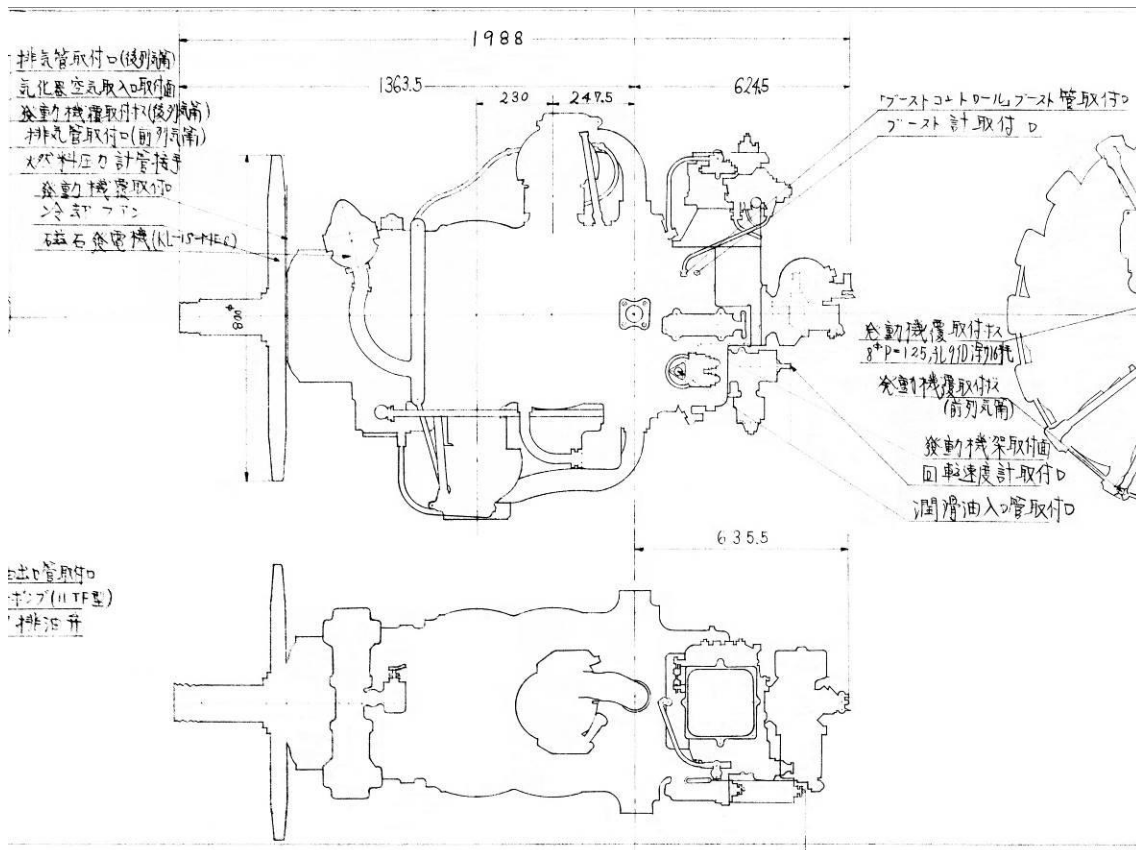
### 図Ⅲ-V-143 初号機完成当時におけるA20の装備図(その1)

<sup>380</sup> 佐々木一夫「金星18気筒A20エンジンの生立ち」『往事茫茫』第三巻、179~193頁、参照。但し、そこに見られるA20が軒並み排気ガスタービン過給機装備発動機であったかに受取られかねない記述は不適當である。



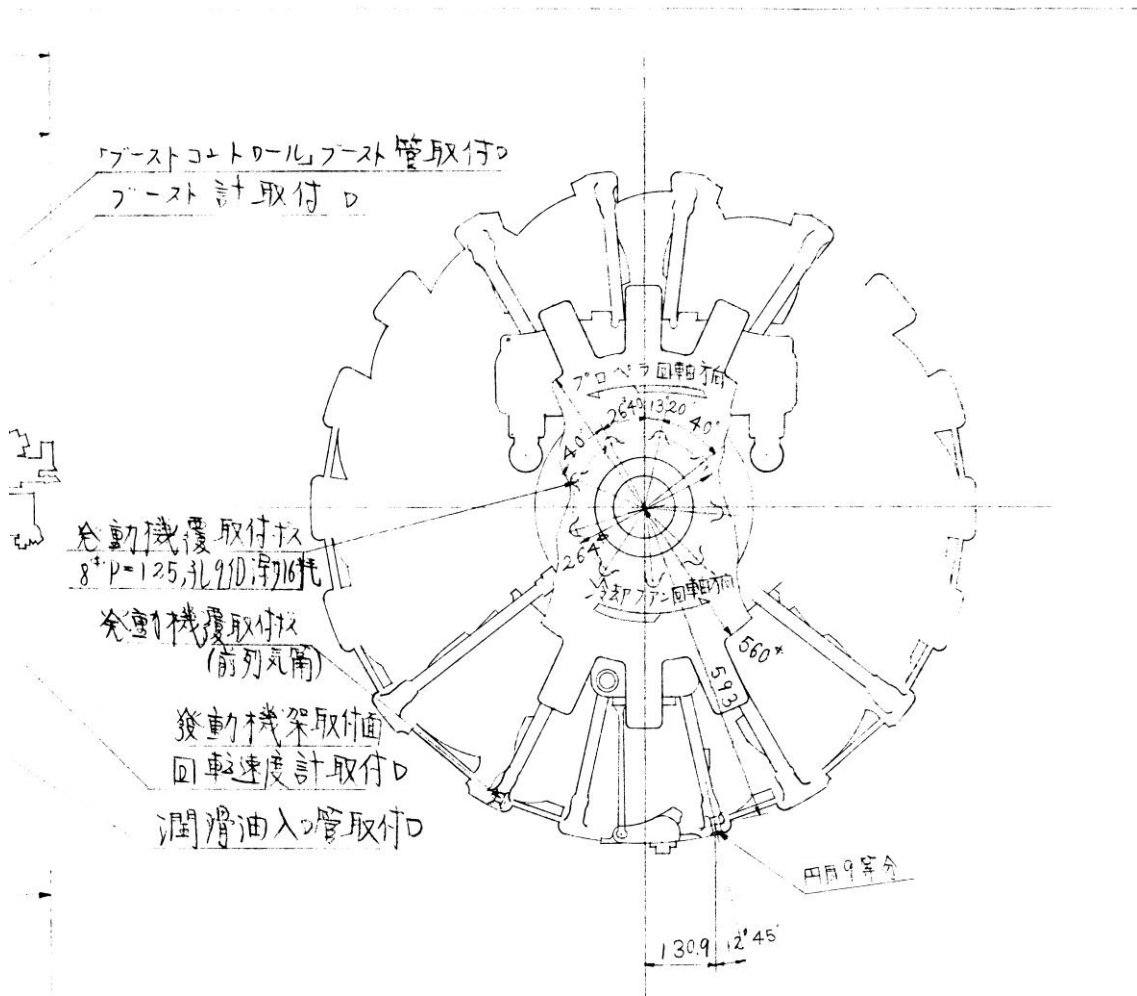
愛知航空機資料(諧調反転).

図III-V-144 初号機完成当時における A20 の装備図(その2)



愛知航空機資料(諧調反転).

図Ⅲ-V-145 初号機完成当時におけるA20の装備図(その3)

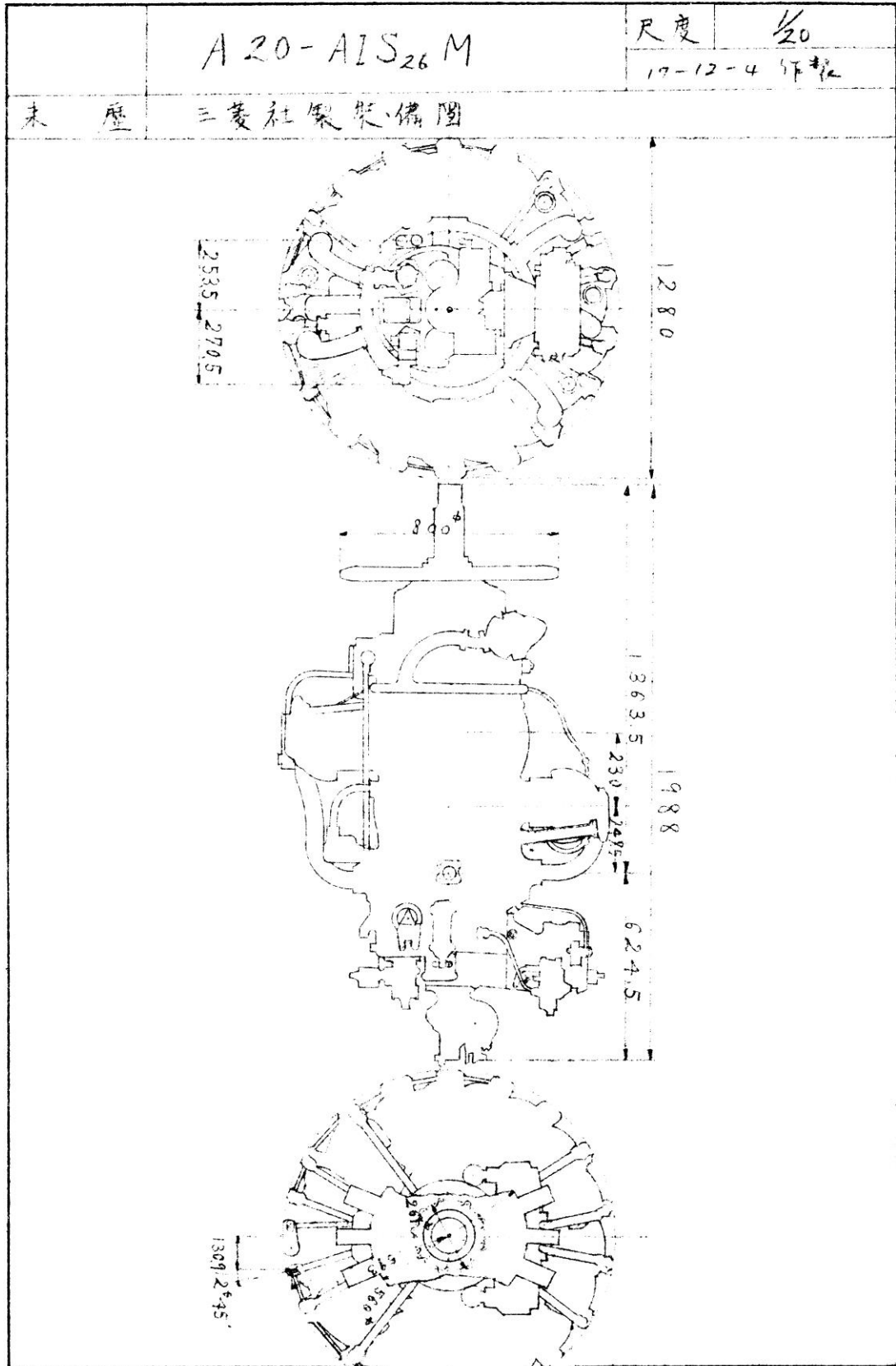


愛知航空機資料(諧調反転).

トレーサのミスか“回転”が2箇所,“回軸”などと表記されている.

図Ⅲ-V-143~145 は大きな1枚の図を3分したもので,本稿掲載に際してはレイアウトの関係で縮尺が異なる。これを補うため,画質は劣るがそのプロポーションを正確に反映する図を図Ⅲ-V-146として掲げておく。

図Ⅲ-V-146 初号機完成当時におけるA20の装備図(その4)



飛行機部設計係

しかし、時既に遅く、これらの装備機体はそれ自身が結局、試作のみに終わる型式ばかりであった。陸軍関係を見れば、'44年10月に1号機が完成した双発戦闘機、三菱キ-83はA20=ハ-211-ル(→ハ-43-11)発動機本体の不調と振動に悩まされ、プロペラや防振ゴムの改造による弥縫策が講じられはしたものの、本格的な対策が試作5号機から為される予定となった状況で敗戦を迎えた<sup>381</sup>。

双発長距離爆撃機、立川飛行キ-74は'41年中に後述する火星18気筒版A18の未だ出来てもない高出力E型=ハ-214( $\epsilon=6.7$ )に排気タービン過給機まで取付けたハ-214-ル(→ハ-42-21)発動機装備の機体として計画されたが、発動機が実用レベルに到達し得なかったため、A20ターボ=ハ-211-ルへの換装が決定され、'44年3月に改造1号機の完成を見た。しかし、本発動機もまた信頼性不足と排気ガスタービン過給機の不具合を託ち、A20ターボ装備機は1~3号機のみで終わり、又しても4式重爆で実績のあるA18のオリジナル低出力A型=ハ-104( $\epsilon=6.5$ :→ハ-42-11)をターボ化したハ-104-ル(ハ-42-11-ル)に再換装されたものが数機、追加され、実用審査を待つ内に敗戦となった<sup>382</sup>。

海軍機では17試艦上戦闘機“烈風”と先尾翼式戦闘機“震電”の名が流布しているものの、実績として前者は'44年5月より譽22型装備で試作された8機の内、3機がA20ノンターボ(ハ-43-11)に換装されて試験飛行に供されたのみであり、後者に到ってはA20ノンターボ(ハ-43-42)装備の1機が試験飛行に漕ぎ付けたのみである<sup>383</sup>。

佐々木に拠れば、名發においては'44年の春より金星を静岡発動機製作所に移管しつつ、ラインを“烈風”に装備されるA20の生産用に転換して行く量産準備工事が始まり、11月より量産立上りとなる予定が立てられていた。しかし、同月生産分の20基は試運転成績不良で出荷出来なかった。とかくする内、12月13日、大幸工場は爆撃により機能停止を余儀無くされる。漸く部品を掻き集め、二つの疎開工場で組上げられたA20は総計数台に過ぎない。その主要諸元が表Ⅲ-V-18である。

表Ⅲ-V-18 三菱A20：ハ-43-11型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式	2R18	馬力当り重量 kg/HP	0.53
気筒径 mm	140	試作完成	1942-1
行程 mm	150	試作台数	10
排気量 L	41.6	生 自	1943
圧縮比	7.0	産 至	1945

<sup>381</sup> 『太平洋戦争 日本陸軍機』39~40頁(横森周信), 参照。因みに、試作品であるにせよ排気ガスタービン過給機付発動機である程度、格好がついたのは第Ⅱ部でも触れた陸軍100式司偵IV型の金星62型ターボ(ハ-112-II-ル)のみである。

<sup>382</sup> 『太平洋戦争 日本陸軍機』39~40, 134~137頁(横森周信), 参照。

<sup>383</sup> 『太平洋戦争 日本海軍機』22~23, 42~44頁(内藤一郎), 松岡『最後の艦上戦闘機 烈風』, 参照。震電の発動機については2段過給で計画されたとも伝えられているが、結局それはモノにならず、「譽42型」なる発動機に変更したとある。

性能	公称	回転数	2800	装 備 機 体	台数	-	
		地上馬力	2000		立川キ-70		
		高度 m	1800/8300		立川キ-74		
		高度馬力	2130/1930		三菱キ-83		
	離昇	回転数	2600		烈風		
		ブースト mmHg	+500		震電		
		馬力	2400				
		<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>	15.4				
	減速比		0.457				
	寸法	全長 mm	2305		備考	他の文献に拠れば生産台数は 77 基。 装備機体については誤りが多く、訂正。	
直径 mm		1340					
重量 kg		1280					

『日本機械工業五十年』 21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より.

表Ⅲ-V-19 に紹介するのは金星 50 型との比較における 18 気筒版金星=A20 の排気弁に係わる測定データである。恐らく、それは耐久試験の中間報告の一部であろう。それはほんの断片的なデータに過ぎないが、仮令そうであるにせよ、A20 について、また、三菱製全冷却排気弁の使用過程に係わる具体的データという点において筆者が見出し得た唯一の数値データである。測定期日は不明であるが、軸部内腔上端形状がピンの挿入を伴っていない状況を示しているから、大戦最末期よりは幾分前、早ければ 1943 年上半期の事蹟であろう。

表Ⅲ-V-19 金星 50 型と A20 に使用された排気弁の硬度及び加熱温度と硬度との相関

排気弁、加熱温度、硬度、関係

發動機別 Change No. 位置 加熱 温度及時間 符号	A20 (使用時間 304H)			金星50型 (使用時間 167.29H)	
	前 D 395	後 5T321	運 転 後 変 形 後	前 No.6 T 10219	前 No.5 T 10820
	1	2	3	4	5
運転後、軸部硬度	437	437	421	455	455
運転後、全部硬度	333	322	282	322	333
500°C - 50H	446	437	405	455	446
550°C - 50H	405	421	"	-	-
575°C - 50H	390	390	"	397	429
600°C - 50H	363	363	363	369	376
600°C - 100H	"	"	"		
625°C - 50H	351	357	351	351	345
650°C - 50H	339	327	339	317	327
675°C - 50H	327	322	327	312	322
700°C - 50H	312	317	317	302	307
750°C - 50H	274	270	270	262	274
750°C - 100H	"	274	"	270	"
775°C - 50H	"	270	"	"	"
800°C - 50H	"	"	"	266	262

V.P.H. 10kg.

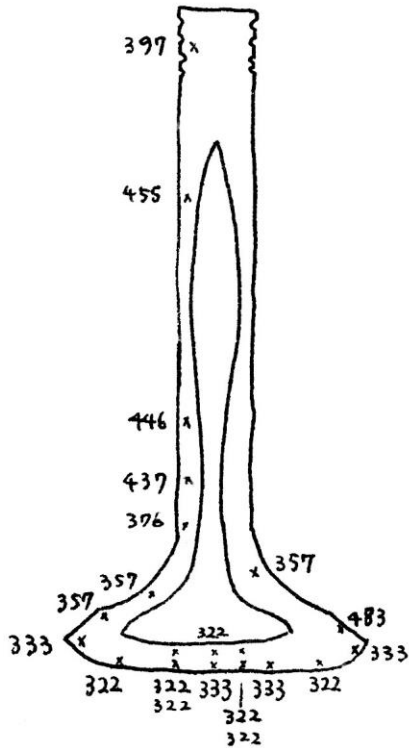
『發動機一般』より.

青焼きではなく、手書きの表である.

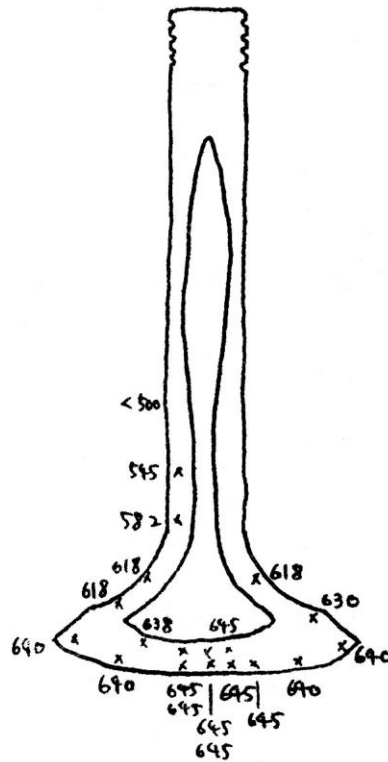
表の二重線からにはそれぞれの使用時間経過後に測定された軸部、傘部の硬度が示されている。符号4の個体についてその測定部位を例示したのが図Ⅲ-V-147左である。傘部は中心の周り、軸部は内腔の終端辺りで測定されていたことが判る。先に見た試製的段階ないし古層における三菱製全冷却弁と比べれば、使用後であるにも拘らずその硬度数は向上を示しており、この間の技術進歩の跡が窺われる。

図Ⅲ-V-147 硬度分布から推定される金星50型發動機排気弁使用時の温度分布





硬度分布. V.P.H. 10kg.



温度分布 °C

運転後抽出傘/硬度と之の推定加熱温度

全型前6.T10219. 167<sup>m</sup> 29<sup>m</sup> 使用.

『發動機一般』より.

これも手描きの図である.

弁体材料の加熱状況と硬度変化との相関は表Ⅲ-V-18 の二重線から下の各列に示されている. これは被検体と同一のチャージ(順当に考えて最終熱処理の際のそれ)から得られた各個体を第1列に示された温度・時間にて均一に加熱し放冷させた後に測定された硬度である. 例えば, 符号4と同一チャージから採取されたある被検体は650°Cにて50時間加熱後にビッカース硬度317を記録している. これだけ長時間の加熱が為され, なおかつ徐冷されたのなら何処を測っても硬度は大差無かつたであろう. それにしても, チャージ毎に材料特性が示す大きなバラツキは不安ならびに不信感を抱かしむるに足るレベルである.

符号4の個体においては167.29時間の使用後, 傘部中央付近にて硬度数322が実測されていた. 表中の数値にしばしば示されているように硬度は加熱温度に強く相関しており, 加熱継続時間に対しては概ね鈍感である(逆相関のケースさえ認められる). よって, 時間を捨象

すれば符号 4 の傘部中央付近は運転中、650°Cより若干低い温度まで加熱されていたと推定される。図Ⅲ-V-147 右の対応箇所に記入されている 645°Cがその推定結果であり、他の数値は同じ推定を周辺各部について行った結果である。

但し、左図で軸部を上に向って行くと硬度 376→右図 582°C，硬度 437→右図 545°Cに続いて硬度 446→右図<500°Cとなっており、それから上 2 点については対応温度の記入されない。これは要するに、硬度数 446 の点辺りから上方になれば使用中の温度は 500°C以下、つまりこの材料の焼戻し温度以下であり、446、455 及び 397 なる硬度数は熱的影響を被っていない材料の焼入れ状態のままの硬度を意味するということである。温度が低い筈の軸端部でやや硬度が低く出ているのは厚肉部ゆえ焼きが甘くなっていたためであろう。

A20 に関する同様の図は示されておらず、表Ⅲ-V-19 の上 2 行に記入された数値以外に何のデータも無い。然しながら、これを金星 50 のそれと比べるだけでも、この当時、A20 がかなり熱負荷に悩まされていたらしき状況が窺われる。

即ち、傘部の温度は金星が 645°C前後であったのに対して A20 の場合は 665°C程度であったと推定される。また、A20 の弁材料が、やや癖はあるものの、高温強度の点で金星 50 用のそれに比して全般的に劣っているワケではなかったにも拘らず、その軸部硬度が金星 50 型のそれに対して申し合わせたように 18 という大幅な低下を示しているのは A20 の弁においては軸部温度も若干高く、金星の 500°C以下に対して 500 ないし 510°C程度であったからに他ならない。傘部の温度がより高かったため Na から熱を貰う軸部の温度も高くなっていたワケであるが、これを金星 50 のレベルまで下げて安全性を高めるためには弁案内、従って気筒頭の温度を一層、引下げてやる必要があった。繰り返すまでも無く、この場合、運転時間の影響は左程ない。

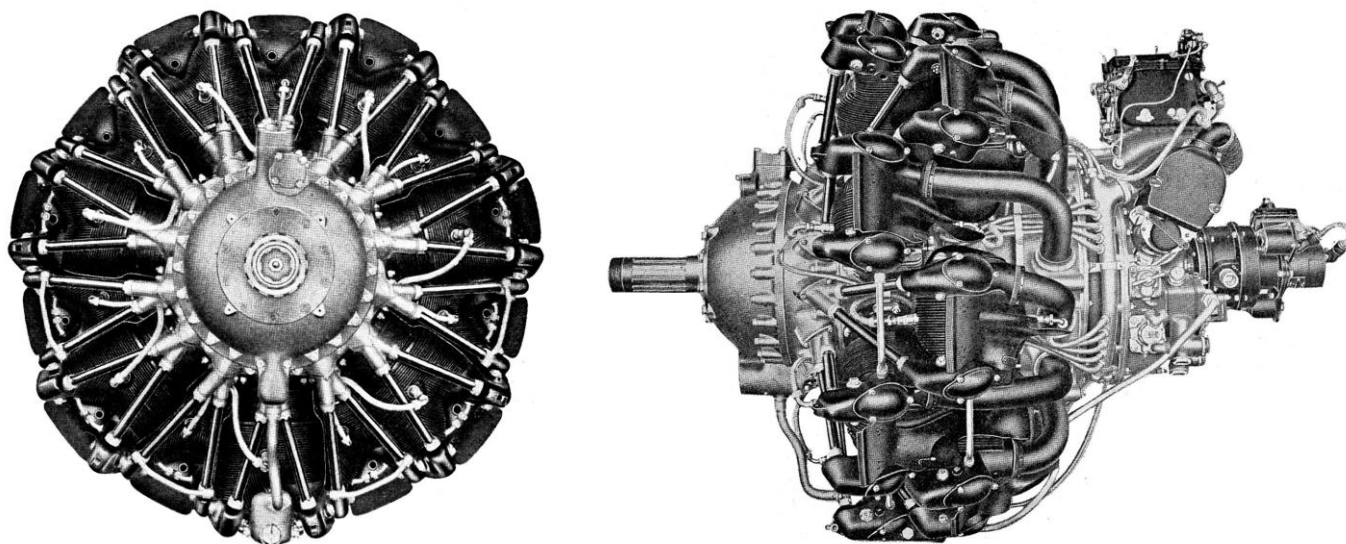
そして、特性が悪かったと思しき(但し、高温処理後の硬度自体は決して低くない)チャージから得られた個体、符号 3 が、多分、首下辺りに変形を生じ、傘部がその両面を高温の燃焼ガスに曝され、軸部を焼かれた状況も眼に浮かぶ。総じて、これらの数字からは誇りも高ければ実績も山をなした油砂による砂型鑄造という三菱伝統の気筒頭成形法から脱却し、鑄込みないし鍛造機械加工によりピッチの細かく背の高いフィンを実現することが是非共、望まれるような客観的背景の出来が観て取れるワケである。

## 7. A14 : 瑞星発動機

瑞星は金星のストロークダウン版として器用に開発されたショート・ストロークの発動機である。設計着手は'36年1月、3月に設計を完了し、8月には試作1号機完成。'37年4月に海軍の審査が終了し瑞星10型となる。10月には陸軍の審査も終了し99式900馬力(ハ-26)として採用となる。図Ⅲ-V-148は瑞星11型である。これは減速比が10型の0.688に対して0.727に設定され、地上馬力780、高度馬力850とやや抑え気味となった派生機種であった<sup>384</sup>。

<sup>384</sup> 昭和十四年四月 海軍整備特務大尉 小田三男三起案、昭和十五年十一月 増版『瑞星發

図Ⅲ-V-148 瑞星 11 型発動機



『三菱重工業製航空発動機写真集』より。

瑞星は金星に比して気筒当り排気量が 13% 余り小さく、気筒全体としての $\frac{\text{表面積}}{\text{容積}}$ 比が大きいため、最も冷たくもあり、逆に有効に冷せる筈でもある燃焼室頭部の表面積が相対的に大きく取れた発動機であった。ポア・ストロークと同寸の伏せたコップ(又は円筒)に見立てた気筒の $\frac{\text{表面積}}{\text{容積}}$ 比でも瑞星は金星の 0.352(0.419)に対して 0.363(0.440)となる。つまり、それは熱をこもらせ難い冷却の容易な発動機であった。しかも、余り追込んだスペックとはなっていない。その開発が比較的問題なく進捗したと伝えられる大局的根拠はここにあったと考えられる<sup>385</sup>。

瑞星 10 型発動機の諸元は表Ⅲ-V-20 の通りである。なお、この表には反映されていないが、開発年代からして当然ながら、瑞星も基本的には電動慣性始動機付の発動機であり、通常は充電発電機も装備されていた。しかし、瑞星 12 型にだけは手動式慣性始動機が装備されていた。瑞星 12 型は 1938 年に投入された川西の 94 式 2 号水上偵察機に装備されたモデルであり、この機体の前身、1 号には従前、第 I 部でも若干、言及された海軍 91 式水冷 W 型 12 気筒発動機が装備されていた。瑞星 12 型はこれに対する載せ替え発動機であった。

表Ⅲ-V-20 三菱 瑞星 10 型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式	2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.62
-----	------	--------------	------

動機一一型取扱参考書』発行主体不明(霞ヶ浦海軍航空隊らしい)、参照。

<sup>385</sup> 瑞星開発の主務者、西澤 弘のメモ、「1.6.75 『ハ 31』の設計(その 1) 『ハ 31-10 型』 『日本航空学術史 1910-1945』 125~126 頁、参照。

気筒径 mm		140	試作完成		'36-5
行程 mm		130	試作台数		-
排気量 L		28.0	生産	自	'36
圧縮比		6.5		至	'44
				台数	4954
性能	公称	回転数	2600	装備機体	
		地上馬力	800		99式偵
		高度 m	3500		99式襲撃
	高度馬力	900	97式偵		
	離昇	回転数	2650		94式水偵
		ブースト mmHg	+120		1式観測
		馬力	850		民間機
減速比		0.688			
寸法	全長 mm	1392	備考		
	直径 mm	1118			
重量 kg		526			

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より.

多列型発動機は補機類を両脇に抱えるように装備するから W 型 12 気筒ともなれば発動機の前後寸法は案外短くなる. その 91 式の後釜として減速装置付の複列星型発動機が用いられる場合, 発動機架の前後寸法を通常より抑制する必要がある, 電動機のみだけ後方突出し寸法の大きい電動慣性始動機を収容するスペースを確保出来なかった. これが瑞星 12 型に取って面倒な手動式慣性始動機が装備された理由であると思われる.

続いて開発された瑞星 20 型は本邦初の 2 速過給機装備発動機として誕生した. 設計着手は'38 年 1 月, 3 月に設計を終え, 11 月に試作 1 号機完成. '39 年 4 月, 陸軍の審査が終了し, 1 式 1050 馬力(ハ-102)として正式採用された. 出力も平均有効圧も 10 型に比して引上げられてはいるが, それでも未だ余裕が残っているようなスペックである. この瑞星 20 型なる呼称は通称であり, 本発動機は海軍には制式採用されていない(表Ⅲ-V-21)<sup>386</sup>.

表Ⅲ-V-21 三菱 瑞星 20 型発動機の主要諸元 / 生産・装備状況

型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP		0.52
気筒径 mm		140	試作完成		
行程 mm		130	試作台数		
排気量 L		28.0	生産	自	'38
圧縮比		7.0		至	'45
				台数	7839
性能	公称	回転数	2600	装備機体	100式司偵
		地上馬力	960/800		2式複座戦“屠竜”
		高度 m	2800/5800		100式輸送機=MC20
	高度馬力	1055/950			
	離昇	回転数	2700		
		ブースト mmHg	+270		
		馬力	1080		
<i>bmeP</i> kg/cm <sup>2</sup>		12.9			
減速比		0.625			
寸法	全長 mm	1460	備		

<sup>386</sup> 西澤 弘「1.6.76 『ハ 31』の設計(その 2)『ハ 31-20 型』」同上書, 126 頁, 参照.

	直 径 mm	1118	考
	重 量 kg	565	

『日本機械工業五十年』 21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より.

なお, 単に過給機が 2 速化されただけかと思いきや, 瑞星 20 型(瑞星改 1,2 型)への型式変更の際には主運動部にも設変が加えられていたようである.

即ち:

	主連桿長さ	副連桿長さ	リ ス ト ピ ン 取 付 け 半 径		
瑞星 10 型	250mm	188.5mm	第 2,4 : 63.27mm	第 5,1 : 64.30mm	第 6,7 : 62.03mm
瑞星改 1,2 型	250mm	187.0mm	第 2,4 : 64.82mm	第 5,1 : 65.90mm	第 6,7 : 62.54mm
金星 40 型	287mm	223.5mm	第 2,4 : 65.27mm	第 5,1 : 66.32mm	第 6,7 : 64.03mm

3 行目の金星は単に比較対照のために掲げたのであるが, 20mm ショート・ストローク化と主連桿長さ  $L$  の短縮とがバランスして  $L/r$  値は金星の 3.83 に対して 3.85 とさして変わっていない. そして, 10 型から 20 型へのリストピン取付け半径の数値の変更は恰も後者における金星のそれへの擦寄りの如くである. 無論, このことを相殺するために副連桿長さは切り詰められている<sup>387</sup>.

主連桿大端部サイズなど何かにつけ小さいに越したことはない. 第一に, それは重量増加を招来する. 第二に, それを増大させる要因がリストピン取付け半径の拡大である場合, 複偏差に起因する 2 次振動の増大が直接結果される. 無論, 瑞星は複列星型発動機であるから, この 2 次起振力は慣性偶力として発現するから, 前後バンク間隔さえ長過ぎなければ(普通は行程に近い値), さしたる実害は生じない. それにしても, 田中敬吉が夙に指摘した通り, そもそもかような設変を行ったところで固有の力学的メリットなど何一つ無い.

仮令, 一般にそう処理されたように, 2 次振動(慣性偶力)に係わる問題を度外視し得たとしても, 主気筒以外の気筒において発生するクランクピン角度に対する上死点位置のズレという問題は残る. 即ち, 瑞星における主気筒=第 3 気筒における点火進角は 22° BTDC であったが, 他の気筒においては表 III-V-22 に示されるような進角量の増減が発生していた. リストピン取付け半径が増大せしめられたため, “瑞星改 1, 改 2 型(A14-C, D)” においては金星 40 型よりも酷かった瑞星 10 型にも増して上死点到達時期のクランク角に対する偏差が大きく現れている.

表 III-V-22 瑞星発動機における進角量の偏差

	第 4 気筒	第 5 気筒	第 6 気筒	第 7 気筒	第 1 気筒	第 2 気筒
瑞星 11,12 型 A14-B	+1° 32'	+4° 18'	+2° 39'	- 2° 39'	- 4° 18'	- 1° 32'
瑞星改 1,改 2 型 A14-C,D	+1° 36'	+4° 26'	+2° 44'	- 2° 44'	- 4° 26'	- 1° 36'

<sup>387</sup> 『発動機一般』より.

金星 40 型	+1° 19′	+1° 48′	+2° 22′	- 2° 22′	- 3° 48′	- 1° 19′
---------	---------	---------	---------	----------	----------	----------

『發動機一般』より。

金星の参考数値は秒の位を切捨てて再掲。

つまり，“瑞星改 1, 改 2 型(A14-C, D)”においてはそれだけピストンの運動がひねくれていたワケである。しかし、かくなることは論理必然、自明であったにも拘わらず、リストピン取付け位置を外に向かってにじり出す設変が為されたワケである。上死点位置のクランク角に対するズレを吸収するための点火時期補正の方は金星 50 型に先駆けて採用された不等角カム of 効能宜しきを得て現に実現されてはいるものの、2 次振動の激化については全くの野放しとなる<sup>388</sup>。

かような設変が断行されたということは、とりもなおさず瑞星 10 型の出力増強に際しては主連桿大端部の疲労強度向上ないし大端軸受支持剛性の強化が図られざるを得なかったという実態の直接的証明に他ならない。勿論、これはまさかクランクピン径自体がアップされるようなコトにはなっていなかったであろうとの仮定の下での推論である。クランクピン径からいじられていたのであれば、それがデータに反映されていないのは余りにも不自然である。ただ、それはそうでもなければ誰も好んで遣りたくないような種類の設変であったという見方も正論ではある。明らかなのは、西澤が同じ文章の中で、瑞星 20 型は海軍に関しては「主として主接合棒の故障を理由として採用とならず、好敵手中島飛行会社『栄』發動機に名をなさしめた」と述べていることだけである。クランクピン増径について我々は後に全く別の角度からやはり否定的な推論へと辿り着くことになるであろう。

この『發動機一般』に謂う“瑞星改 1, 改 2 型(A14-C, D)”の何れかがハ-102, 通称, 瑞星 20 型として陸軍に制式採用された發動機と見て間違い無い。連桿回りの変更に応じてクランク軸にも何らかの変化があったのかも知れぬが、20 型に関する同時代の資料については未見である。海軍航空本部『瑞星發動機一〇型 取扱説明書』(改訂第一版, 1940 年)を見るに、瑞星 10 型のクランク軸は金星のそれとほぼ同様の構造、ほぼ同様の嵌合であった<sup>389</sup>。

最後に、瑞星 20 型とは必ずしも直接関係しないが、曾我部正幸によって伝えられた“後蓋加圧”なる措置について触れておこう。曾我部の筆は彼が搭乗した三菱 MC20 型旅客機のハ-102=瑞星 21 型に関連して“後蓋加圧”に触れているので、言わばその行きがかりからである。曾我部はこれについて、「エンジンの油温上昇に対する対策で、目下流行みたい

<sup>388</sup> 西澤 弘「1.6.76 『ハ 31』の設計(その 2) 『ハ 31-20 型』」, 参照。

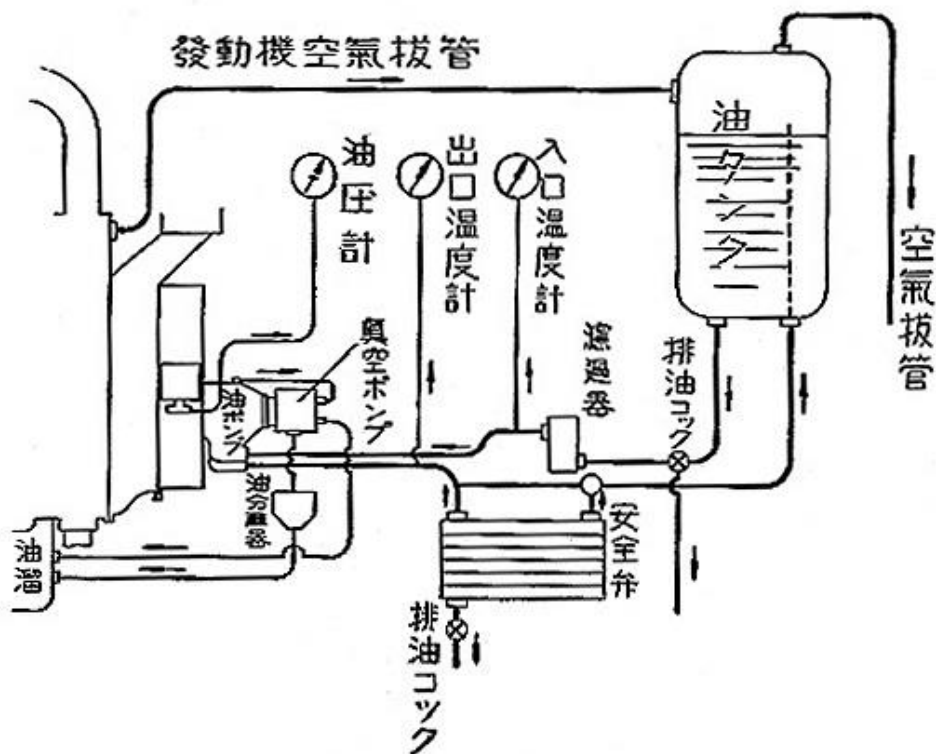
<sup>389</sup> 瑞星 10 型クランク軸の嵌合に関してはピン結合部等において金星 40 型よりごく僅かに緩目の箇所が見受けられる。また、“選択組合せを図るべし”との指示も無くなっている。この大らかさはある種、経験知の賜であろう。詳細数値についてはこの『取説』か、その嵌合図をほぼ再録した曾田範宗・熊谷清一郎監修『内燃機関ハンドブック』養賢堂, 1964 年, 649 頁, 第 3・128 図を参照されたい。但し、後者においてはリストピン・ブシュの嵌合に付されるべき“分解時に少しでもガタが発見された場合には要・交換”を示す“※”が脱落している。

に、どの飛行機でも大体はやっている」と述べている<sup>390</sup>。

この表現であれば“後蓋加圧”とは極めて簡単に、ある部分をいじくってやれば出来ることであり、発動機機種を選ばない調整に類する行為という位置付けになろう。してみれば、その実体は潤滑油送油ポンプの調整弁のバネ圧を高め、送油圧を上げる処置か、敢えて“後蓋加圧”などと称したことからすれば、後蓋の直下にブラ下る油冷却器の安全弁のバネ圧を高めてバイパス管への流れを制限し、油冷却器の内圧を限界まで高めて使用する措置をも併用したのかと想像される。ともかく、こんな手口を用いれば只でさえ持病であった油漏れが更に激化したこと請合いであるが、それでもオーバーヒートには勝てなかったのであろう。参考として瑞星10型のものではあるが、その艤装状態における外部潤滑系統図を掲げておく(図Ⅲ-V-149)。

図Ⅲ-V-149 艤装状態における外部潤滑油系統

出力	油温差	循環量	放熱量
高力	34°C	30立/分	520カロリー/分
巡航	28°C	26 "	370 "



海軍航空本部『瑞星発動機一〇型 取扱説明書』改訂第一版，1-5303 頁，1-5302 図。

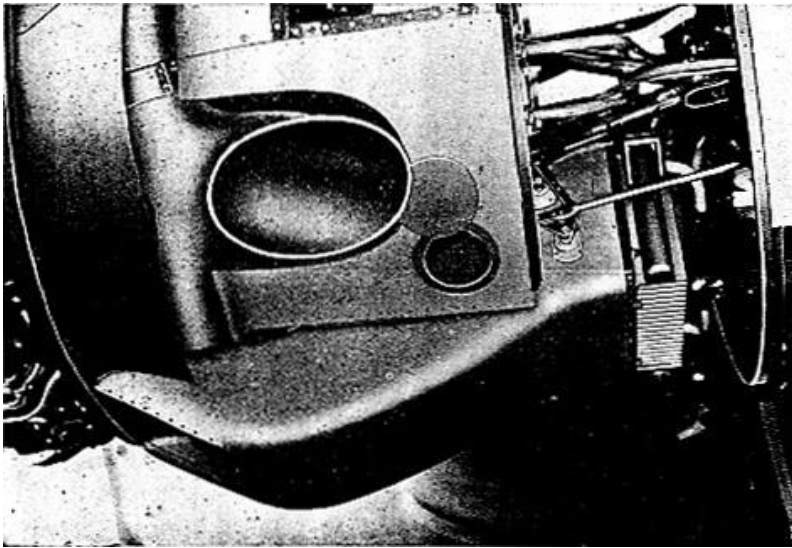
発動機本体の内部潤滑系統図としては発動機縦断面図を脚色した見栄えのする図が調製

<sup>390</sup> 曾我部正幸「一〇〇式偵偵」『往事茫茫』第一巻，233 頁，より。

されることを常とするが、日本の発動機『取説』における総(外部)潤滑系統図はどれもこれもかようなぞんざい極まる線画に過ぎなかった。

油冷却器に到ってはその諸元など一切、掲げられていないばかりか、ただ次のような写真と共に、「冷却能力ヲ自由ニ調節スル装置ヲ有スルコト」等々の御託宣が並べられていればまだ上の部であり、一片の記述さえ為されていない『取説』も決して稀ではなかった。

### 図Ⅲ-V-150 油冷却器の装備状況



同上書，1-5304 頁，1-5303 図。

左側が機首方向である。

しかも、図Ⅲ-V-150 は火星 10 型発動機の取説掲載のモノと同一で、これが一体どの発動機の写真なのかさえ実は怪しいのである。日本では発動機の艤装が遅れていた。それは排気管や排気集合管、発動機架の設計製造だけでなく、外部潤滑系統においても然りであった。

瑞星 20 型(ハ-102)を装備した 100 式司令部偵察機Ⅱ型は海軍のラバウル航空隊でもガダルカナル島の高高度偵察に使用された。元・海軍航空隊整備・補給担当で彼の地で敗戦を迎えた十河義郎は意外にも「100 式司偵は、傑作中の傑作だし、彗星もそうでしたが艤装も、エンジンもデリケートで、それこそ芸術的微妙性のある部分があった」と回顧している。所詮それらは“武人の蛮用”に適さぬ虚弱な機体であり発動機であったという主張である。

無論、十河は「これぐらい悩まされた飛行機はありませんでした」と形容する彗星と 100 式司偵Ⅱ型とを、あるいはアツタ 20 型と瑞星 20 型とを決して同列に置いて論じているワケではない。彗星は「ラバウルにおける稼働率など言えないぐらい」の存在で、「地上で整備している間にどんどんやられ」たという。ただ、虚弱性と艤装の拙さという点において



両機・両発動機には意外にも共通項があったとの記憶は消えていなかったワケである<sup>391</sup>。

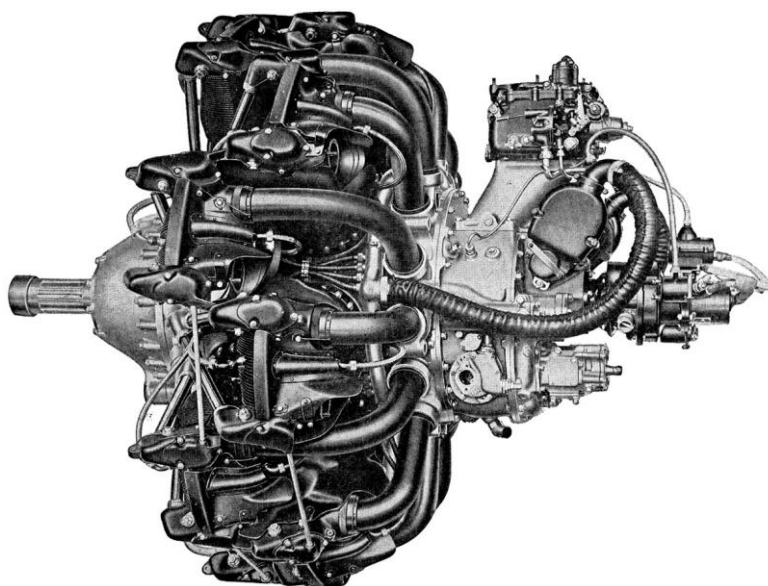
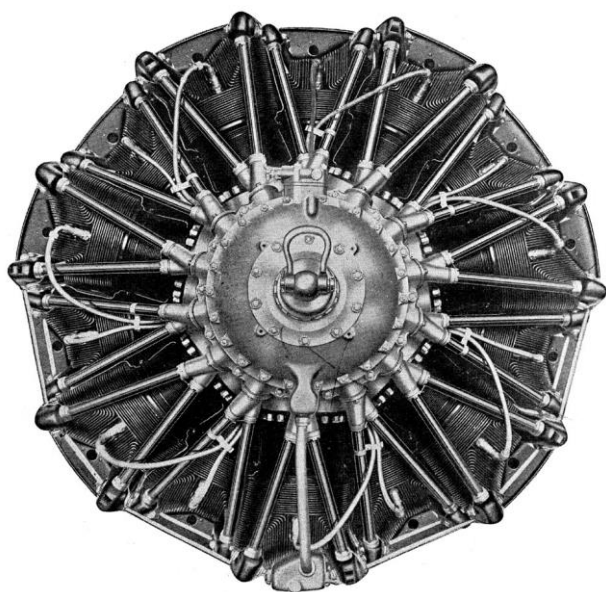
## 8. A10 : 火星発動機とそのファミリー, A18, A21

### i) A10 : 火星発動機

瑞星開発におけると同様の器用さが、例えば R-2000 *Twin Wasp* 開発におけるように、金星のボア・アップという形で発揮され得ておれば、火星は全く異なった発動機として誕生していたことであろう。しかし、カム前方集中や積極的振動対策を棚に上げたクランク軸設計に起因する躯体強度上の制約……要するに“横着設計”の限界によってその方向に展開させる途は初めから断たれていた。

1936年に3基のみ試作された10試空冷800馬力発動機を直接の原型とし、開発主務者、藤原光男の下で誕生した金星ファミリーの末子、火星は金星のボア・ストロークを三菱イスパノ 650馬力と同じところまで拡大したモデルであった。ファミリー最大機種であると同時に最量産機種ともなった火星には大別すれば10型と20型とがある。その登場が遅かった分、火星は最初から2速過給機付で開発され、成功した作品でもある。またそこから、アンダーパワーに苛まれた日本航空界の苦境を反映するかのよう、金星ファミリーのブランチ・ファミリー、即ち分家筋に当たる独自の大馬力発動機一家が形成された点においても火星というモデルは異色の存在であった。

図Ⅲ-V-151 火星11型発動機



『三菱重工業製航空発動機写真集』より。

中島ハ-109(図V-24)と比べると吸排気弁挟み角が60°と小さい分、前方気筒列への吸気管の屈曲は避け

<sup>391</sup> 日本航空技術協会『日本の航空技術史——近代航空機整備の歩み——』1984年、巻末対談、487、490頁、参照。

られている。

火星 10 型の概要は表Ⅲ-V-23 の通りである。火星 10 型においても 1942 年 2 月デビューの“雷電”試作 1 号機に装備された 13 型には手動式慣性始動機が採用されている。直径の大きな火星を単座戦闘機に載せ、前方視界を確保するために延長軸を用いる手法はこの火星 13 型から導入されている。しかし、視界確保のためには機首形状を絞ることと併せて発動機取付位置を可及的にパイロットに近付ける措置も不可欠であった。火星 13 型においては、先の瑞星 12 型とは異なった理由から、これと同じく前後長の短い、電動慣性始動機を収容出来ない発動機架の採用を余儀なくされたものと考えられる。勿論、火星 13 型そのものは電動慣性始動機を駆動する蓄電池を充電するための充電発電機が装備可能な発動機ではあった。

表Ⅲ-V-23 三菱 火星 10 型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

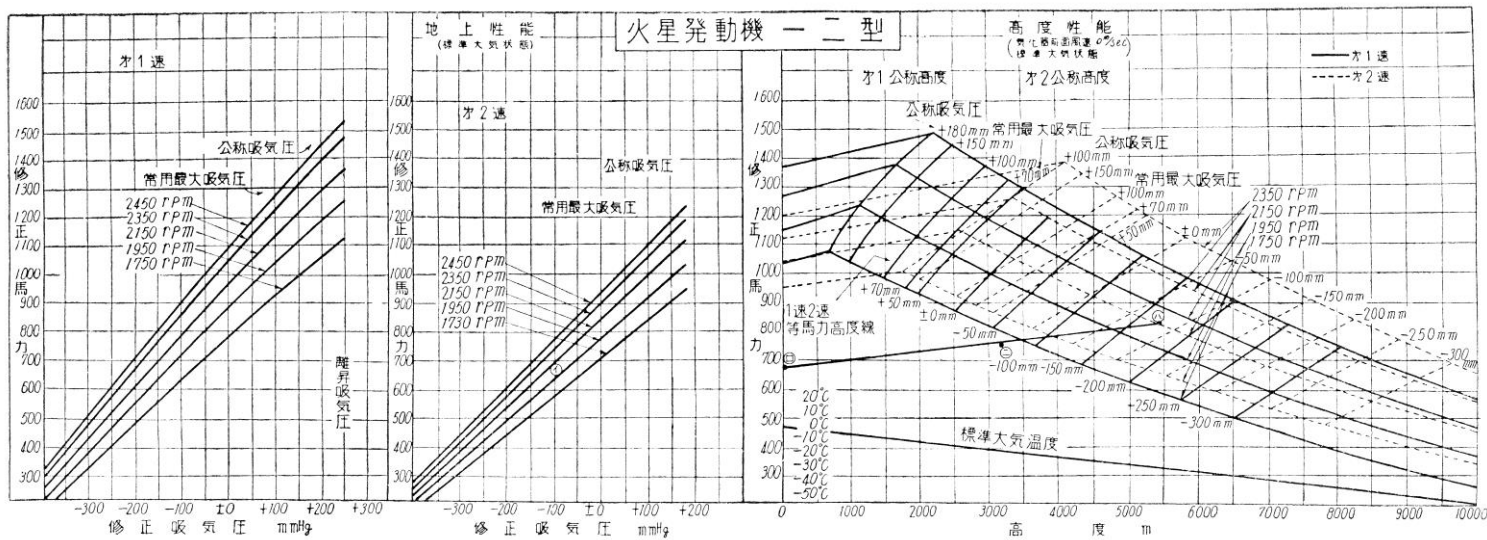
型 式		2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.50	
気筒径 mm		150	試作完成	1938-9	
行程 mm		170	試作台数	-	
排気量 L		42.1	生産	自	1938
圧縮比		6.5		至	1945
性能	公称	回転数	2350	装備機体	97 式重爆 II
		地上馬力	1310/1080		1 式陸攻
		高度 m	2600/6000		2 式大艇
	離昇	高度馬力	1420/1300		
		回転数	2450		
		ブースト mmHg	+250		
		馬力	1460		
<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>		12.7			
減速比		0.684			
寸法	全長 mm	1705	備考	11~15 型あり。装備機種は主なもの。	
	直径 mm	1340			
重量 kg		725			

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より。

表示の火星は 11 型である。火星 10 型の過給機は 11,12 型が翼車径 280mm, 増速比 1 速 7.40, 2 速 9.12 であった。13~15 型の翼車径は 320mm であったが増速比は不明である。

21~24 型の翼車径は 320mm に一本化され, 1 速 7.0, 2 速 9.12 の増速比が与えられているが, 25~28 型の諸元については不明である。

### 図Ⅲ-V-152 火星 12 型の性能曲線



渡辺 洋「内燃機関試験法」図 10.12 より、『測定法・試験法』熱機関体系 11, 山海堂, 308 頁.

表Ⅲ-V-24 火星 12 型の吸気・出力関係諸元

火 星 発 動 機 一 二 型				
	第 1	第 2	常用最大吸気圧	+70 mm
公 称 回 転 数	2350 rpm		高 速 回 転 数	2600 rpm
公 称 吸 気 圧	+180mm	+180mm	超 高 速 回 転 数	rpm
公 称 高 度	2200m	4100m	減 速 比	0.5
公称高度公称馬力	1480	1380	圧 縮 比	6.5
地上公称馬力	1360	1190	過 給 機	第一速 1:7.4
離昇最大回転数	2450 rpm		増 速 比	第二速 1:9.12
離昇吸気圧	+250 mm		羽 根 車 直 径	200 mm
離昇最大馬力	1530		氣 化 器	三菱 DS4~82B
離昇最小回転数	1750 rpm		燃 料	航空 95 揮発油
常用最大回転数	2200 rpm		離 昇	航空 92 揮発油
			公称以下	

同上, より.

翼車径は 280mm であり, 誤植である.

火星 10 型の発展型が火星 20 型である. その要目等は表Ⅲ-V-25 に示される通りである.

表Ⅲ-V-25 三菱 火星 20 型発動機の主要諸元 / 生産・装備情况

型 式	2R14	馬力当り重量 kg/HP	0.41			
気筒径 mm	150	試作完成	1941-10			
行程 mm	170	試作台数	-			
排気量 L	42.1	生産	自 1941			
圧縮比	6.5		至 1945			
性能	公称	回転数	2500	装 備 機	台 数	8356
		地上馬力	1580		1 式陸攻	
		高度 m	2600/6600		雷電	
		高度馬力	1690/1500		天山艦攻 12 型	

離昇	回転数	2600	体	2式大艇
	ブースト mmHg	+450		
	馬力	1850		
	<i>bmeP</i> kg/cm <sup>2</sup>	15.0		
減速比		0.625		
寸法	全長 mm	1750	備考	21~28型あり。装備機種は主なもの。
	直径 mm	1340		
重量 kg		765		

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より.

火星 20 型の中でも量産型“雷電”の主たる発動機となった火星 23 型で目立つのは 13 型から引継いだ延長軸と強制空冷ファンに加え, 燃料噴射(ポート噴射)である. 実は, その何れもが BMW801A 型発動機に既に採用されていた要素技術である(但し, こちらは筒内噴射). 燃料噴射については既に第 II 部にて取り上げた. ファンは三菱名古屋発動機製作所(名發)の浅生重太技師によって開発された<sup>392</sup>.

強制空冷ファン駆動方式や燃料噴射ポンプの勘所について, 辻が持ち帰った非公開の技術情報が参考にされた可能性についても第 II 部において指摘しておいた通りである. また, この火星 23 型にも 13 型と同様に, 勿論, 全く同じ理由から, 手動式慣性始動機が装備されていた. 気化器付き火星 23 型試作発動機の要目を表 III-V-26, その性能曲線を図 III-V-153, 装備図を図 III-V-154~156, 燃料噴射式となった量産 23 型の外観を図 III-V-157 に示す.

表 III-V-26 気化器付き火星 23 型試作発動機の要目

<sup>392</sup> これに関連する特許として, 1941 年 35 日出願, 1942 年 2 月 13 日特許, 三菱重工業「特許第 148198 号」“航空発動機用冷却「ファン」駆動装置”がある. もっとも, それはファン駆動系にワンウェイ・クラッチを介し, 空気流入速度が一定値を超えるとファンが空転し, ファン駆動馬力を節約出来る仕掛という請求であった.

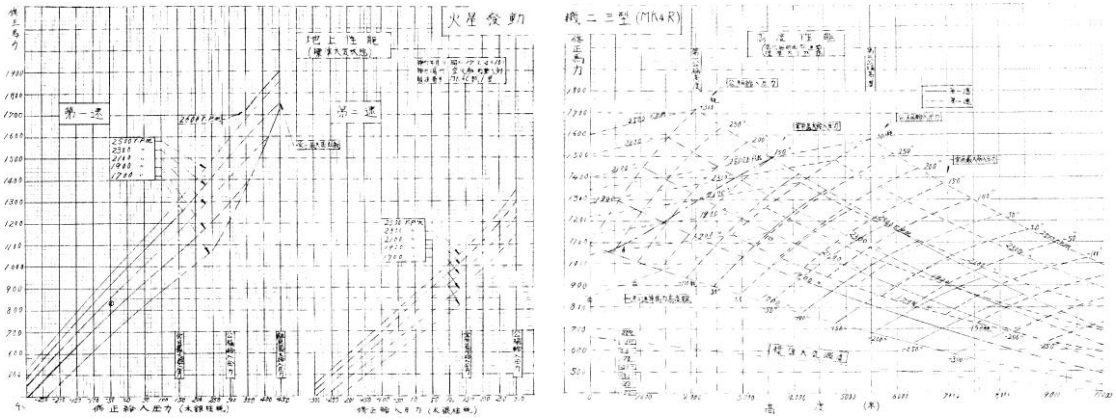
この他, 三菱は駆動系に電磁制御のフルカン継手を入れるとか可変ピッチ・ファンであるとか, 電磁制御を自動化するとかの特許を取得しているが, ほぼ道楽に類するモノであるからここではそれらの内容には立入らない. それぞれ「特許第 148733 号」(1942 年 2 月 27 日), 「特許第 149060 号」(1942 年 3 月 9 日), 「特許第 150447 号」(1942 年 5 月 12 日)である. 『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』540, 562, 574, 596~597 頁, 参照.

航空発動機要目表

発動機名稱		火星発動機二三型 (MK4R)		試験場	昭和18年2月10日 海軍航空技術廠発動機部	
型式	シリンダ数冷却法	二重星型16シリンダ空冷式	標準燃料X比重	0.3-0.35	型式個数	三菱DS <sub>2</sub> -85E, 1個
シリンダ行程容積	行程X行程X圧縮比	750 耗 X 170 耗 X 6.5	消費標準	510	1/2管直径X個数	72 耗 X 4個
公称高度	公称馬力X公称回転数	1720 X 1600	標準潤滑油X比重	航空鉛油 X 0.89	工コイイ作動期	給入圧力 -50 耗
公称高度	公称馬力	才-2100米 才=5500米	消費標準	300	型式個数	二六九型 7個
性能	給入圧力	1150 耗 X 1720 耗	消費標準	270	型式個数	比 1.37 方向 左
	潤滑油	2300 2500 2500	消費標準	245	型式個数	比 1.26 方向 左
性能	地上出力(馬力)	1230 1600 1350	消費標準	210	型式個数	比 1.31 方向 右
	於公称高度	1720 1580	消費標準	970	型式個数	比 1.05 方向 右
性能	立馬力	6.6 3.6	消費標準	260度	型式個数	比 0.54 方向 左
	平均有効圧力	1.67 1.55	消費標準	230度	型式個数	比 1.78 方向 左
性能	高速回転数	2750	消費標準	200度	型式個数	比 1.31 方向 右
	超高速回転数		消費標準	100度	型式個数	比 1.05 方向 右
性能	型式及傳動方式	遠心式歯車切換二速式	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
	葉車直径X摺速比	32.0 耗 X 才=速 9.12	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
性能	型式X減速比	遊星歯車式 X 0.54	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
	軸番	海空NO 105	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
性能	可変ピッチ装置	恒速プロローブ装置可能	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
	全長	1.945 米	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
性能	全高	1.340 米	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
	幅又ハ直径	1.340 米	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
性能	重心位置	発動機取付面より370 耗	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
	乾燥重量	935 耗	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
性能	冷却装置	1.5 耗	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右
	導風板	1.5 耗	消費標準	20度	型式個数	比 1.05 方向 右

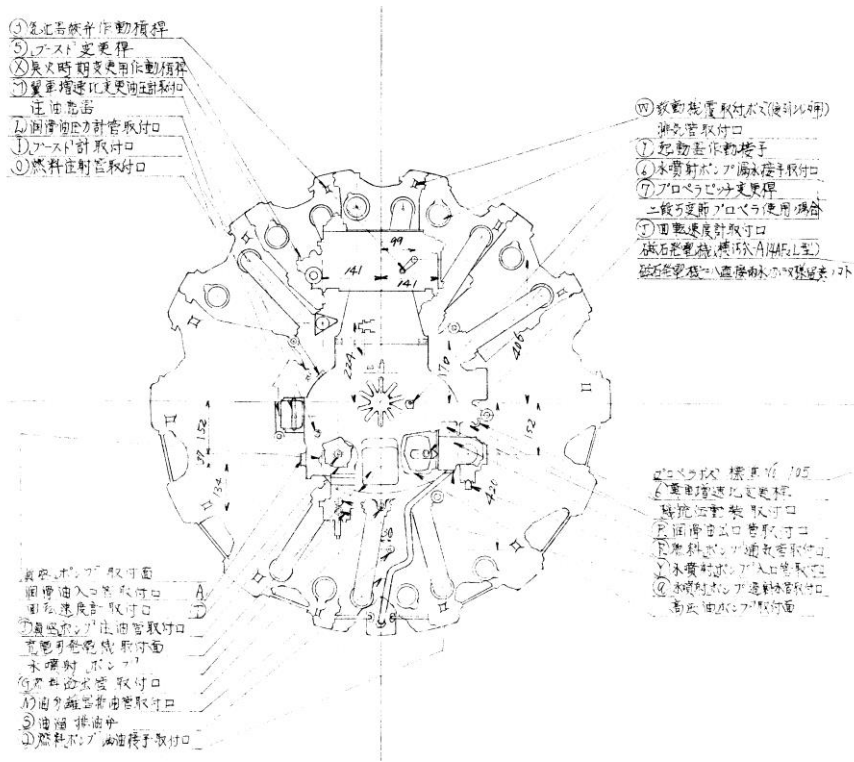
愛知航空機資料(諧調反転).

図III-V-153 気化器付き火星23型試作発動機の性能曲線



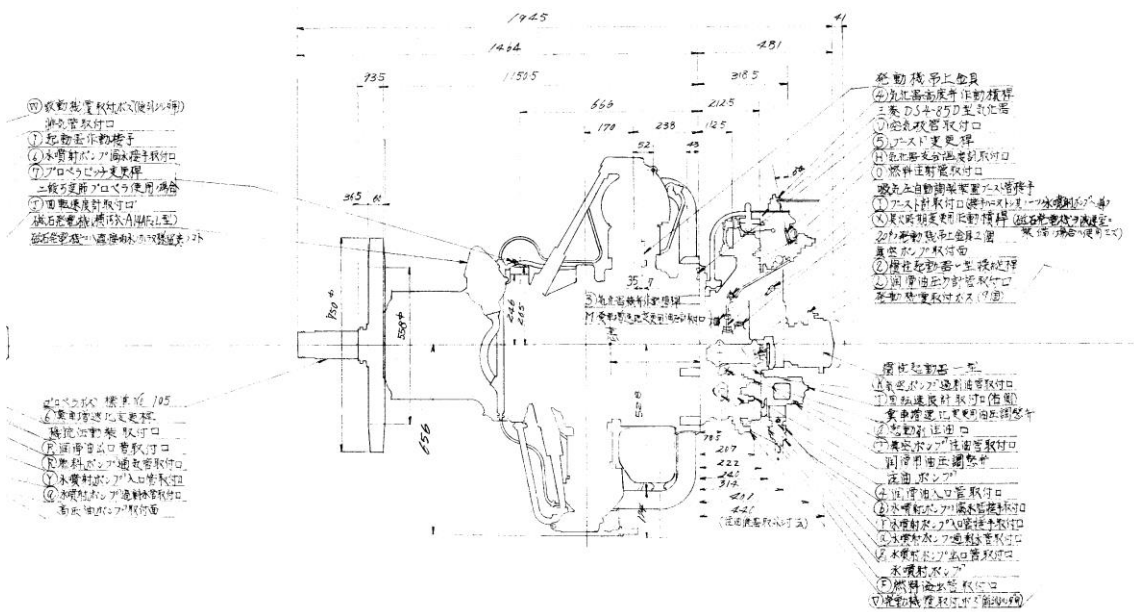
同上.

図Ⅲ-V-154 気化器付き火星 23 型試作発動機の装備図(その 1)



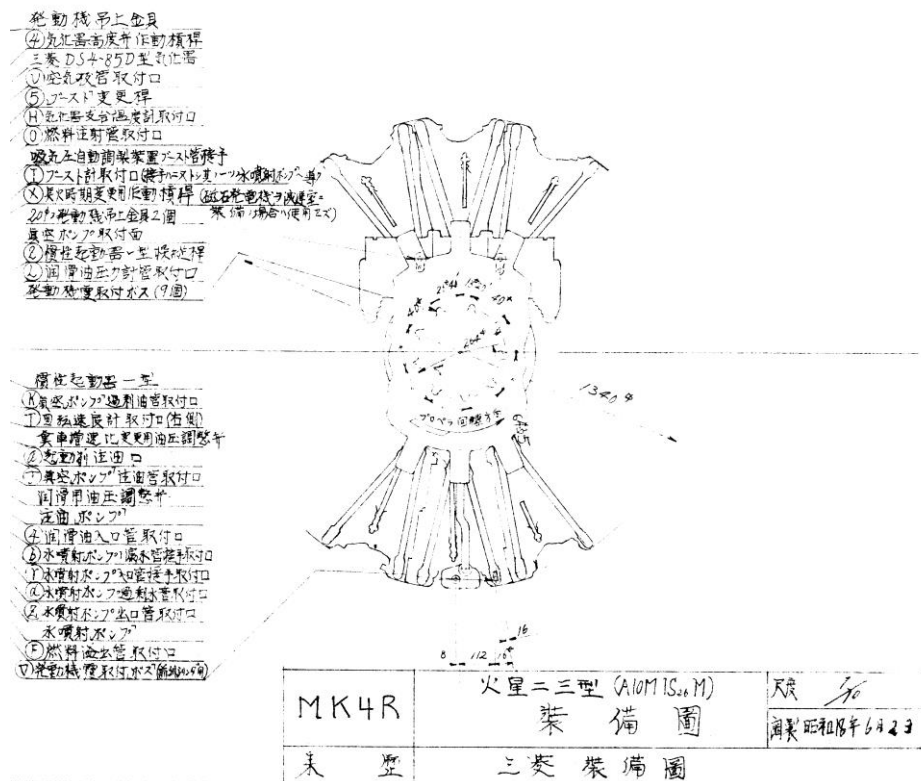
同上.

図Ⅲ-V-155 気化器付き火星 23 型試作発動機の装備図(その 2)



同上.

図Ⅲ-V-156 気化器付き火星 23 型試作発動機の装備図(その 3)



同上.

量産後の火星 23 型についてはまた、表Ⅲ-V-27 のようなデータが残されている。

表Ⅲ-V-27 火星 23 量産型 “運轉諸元”

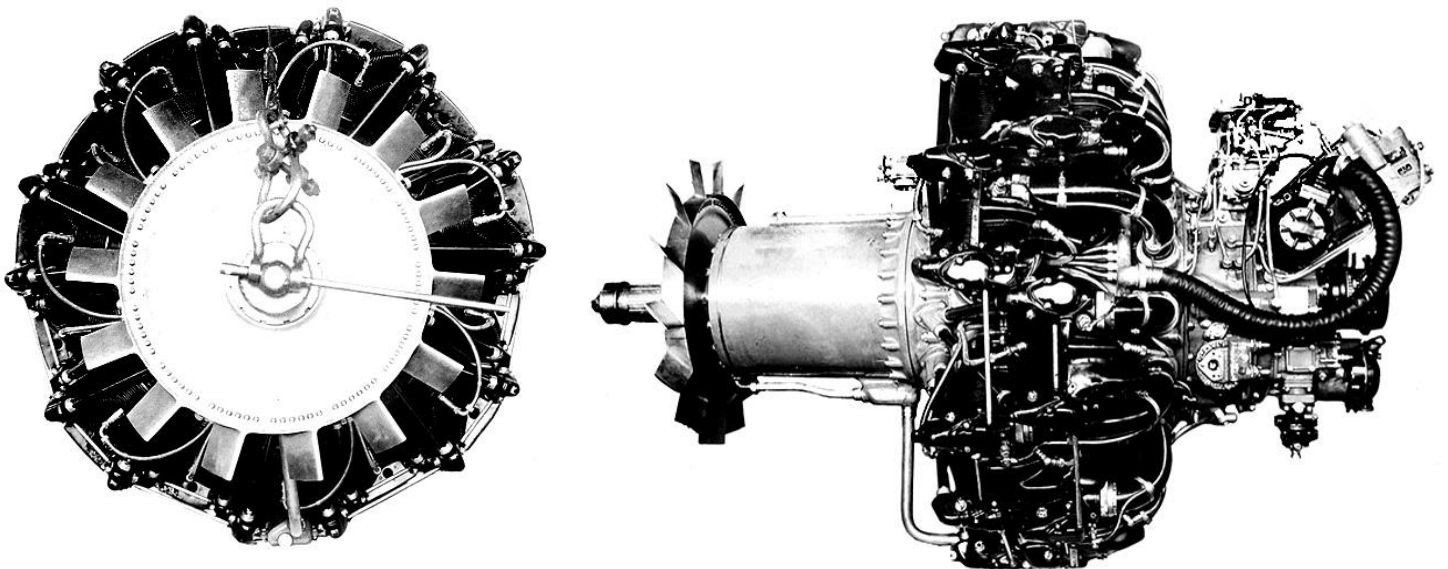
運轉諸元

	常用	公稱	離昇	高速
回転数	2300	2500	2600	2750
ガースト	+150	+300	+450	-200以下
時間	連続	30分	1分	30秒
水圧	調整前	$1.8 \pm 0.1$	$2.0 \pm 0.1$	
	右	$1.0 \pm 0.1$	$1.6 \pm 0.1$	

愛知航空機資料(諧調反転).

各呼称馬力に対する運轉継続可能時間や水・メタノール噴射の噴射圧等の表示は興味深い。別けても、右端に見える“高速”は……火星 23 型の性能曲線が手に入らぬため火星 12 型のデータ(図Ⅲ-V-152, 表Ⅲ-V-24)からイメージを展開させるしかないが……戦闘定格出力一般ではなく、高高度において短時間 B29 を追撃する際の瞬時スプリント状態を意味する概念で、しかもこの時には過濃混合気形成能力を最重視するが故に水・メタノール噴射を敢えてカットし、燃料冷却に全てを託す構えが採られていた様子が判明する。

図Ⅲ-V-157 火星 23 型



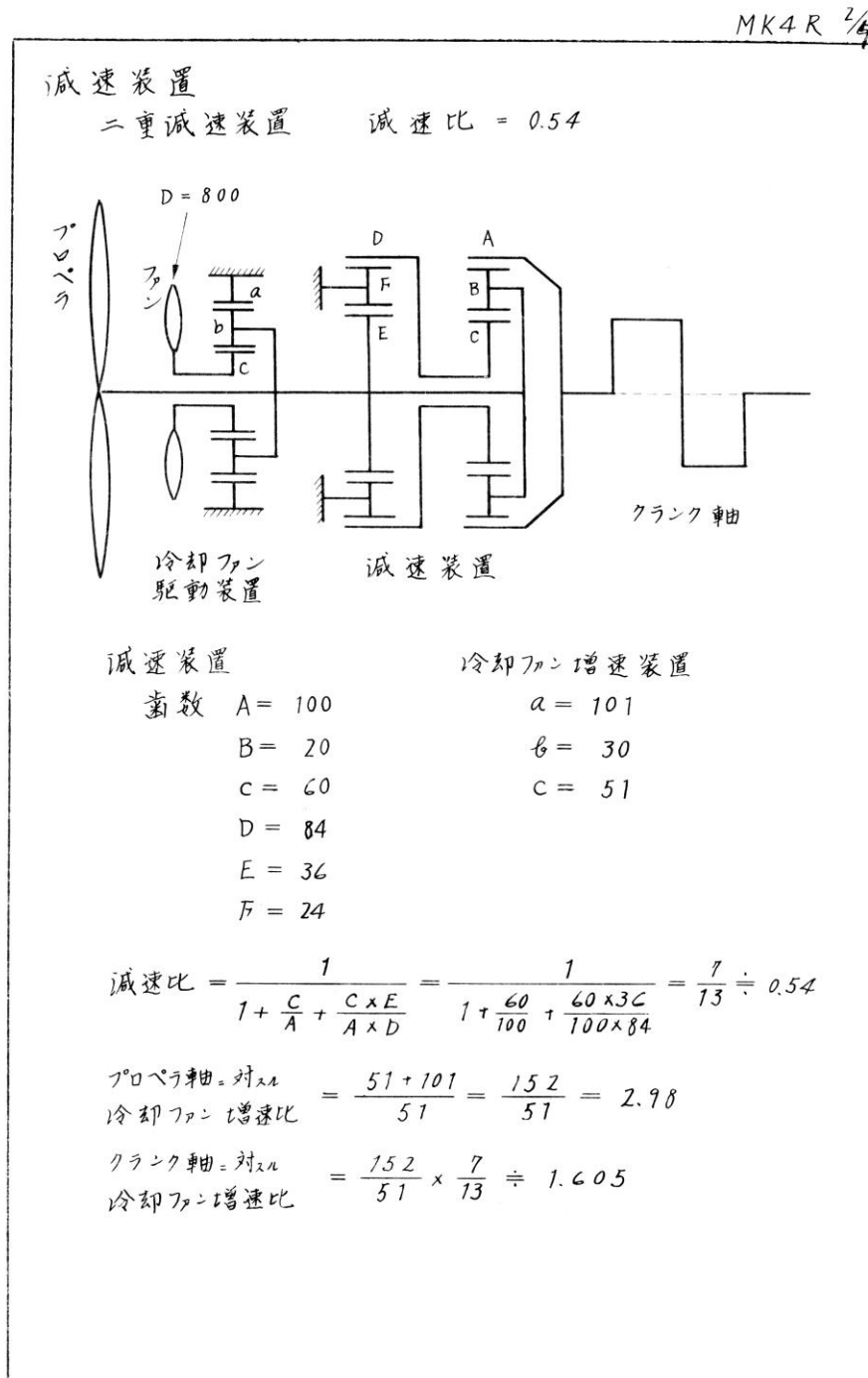
火星 13 型の取扱説明書に追加された謄写印刷資料「第三編 火星発動機二三型」より。

図Ⅲ-V-157 の側面写真に見える冷却風を通すための細い首の中には総減速比 0.54 の 2 段減速装置が仕込まれていた。ベルギヤ(内歯々車になっている減速大歯車)の直径を抑えるため



である。その前には強制空冷ファン駆動用の増速装置が配置されていた(図Ⅲ-V-158)。

図Ⅲ-V-158 火星 23 型のプロペラ減速・強制空冷ファン増速装置



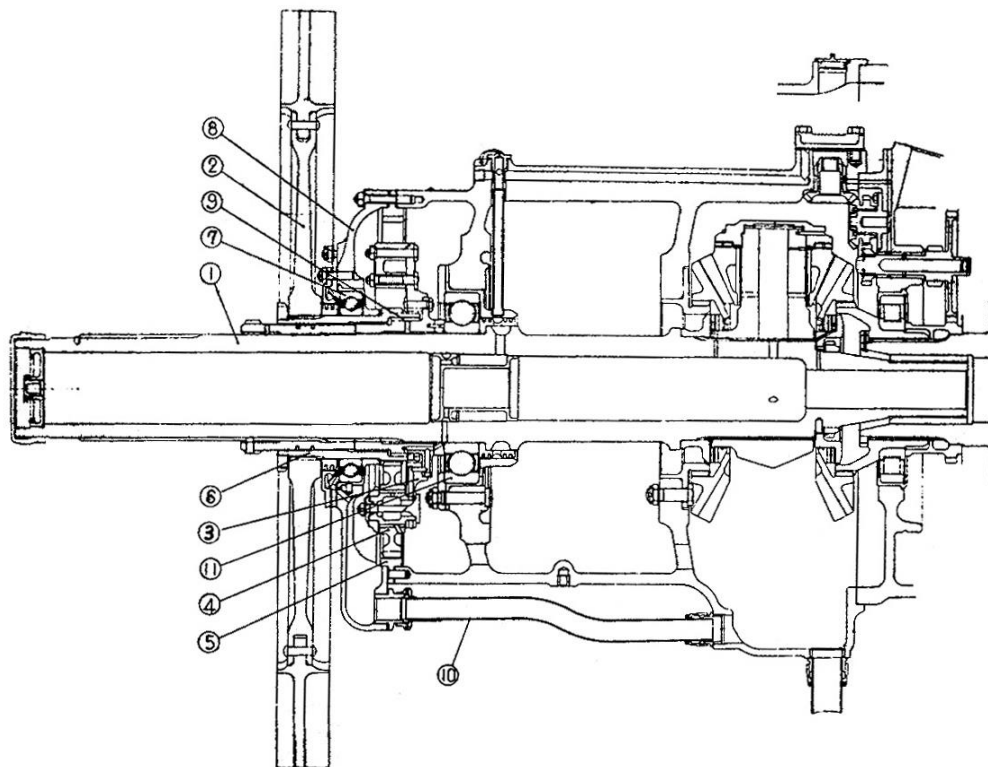
愛知航空機資料(諧調反転).

冷却ファン外径は試作機より 50mm 拡大されている。

ほぼ同じ部分についての図(図Ⅲ-V-159)にはしかし、プロペラ軸第 2 減速装置の構造がフ

アルマンまがいの傘歯車機構として描かれている。この相違の意味するところについては管見の限りではない。

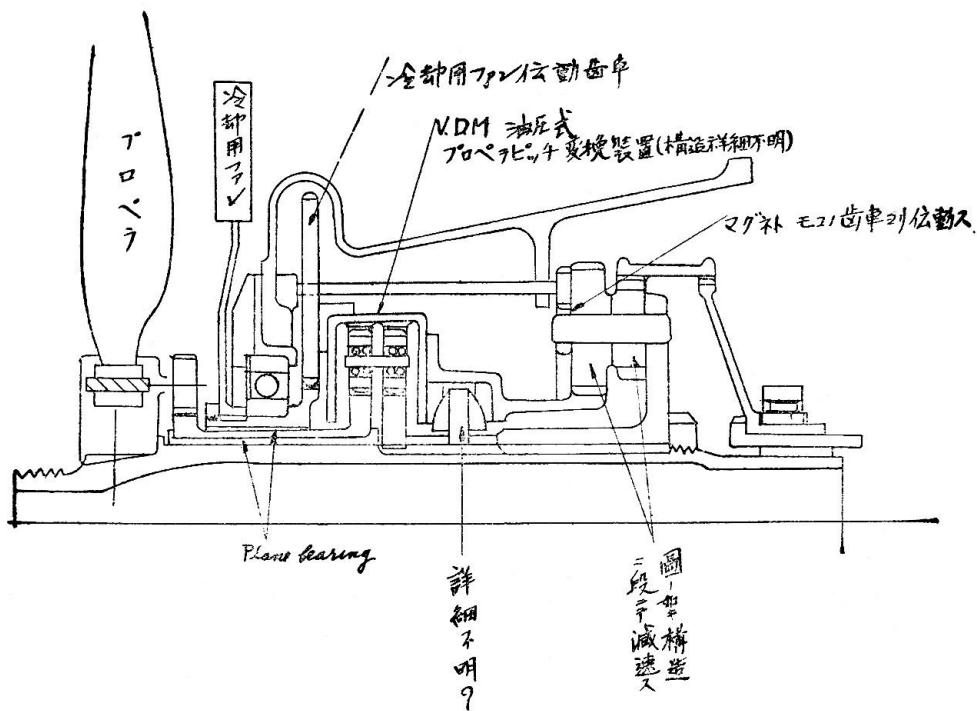
図Ⅲ-V-159 火星 23 型の延長軸と第 2 減速装置，冷却ファン駆動部に係わる別画像



「第三編 火星発動機二三型」より。

参考までに，BMW 801A における冷却ファン増速駆動装置に係わる辻の解説図を図Ⅲ-V-160 として掲げておく。

図Ⅲ-V-160 BMW 801A 型における延長軸と冷却ファン



註 冷却ファンを手で押すと、ガタガタと前後に僅かに動き、圖の如く Ball bearing には固定せしめあらず。但し惑星歯車より一本の軸にて傳動せしめ V.D.M. 歯車軸上に Plane bearing 上に滑動しみるは確實なり。

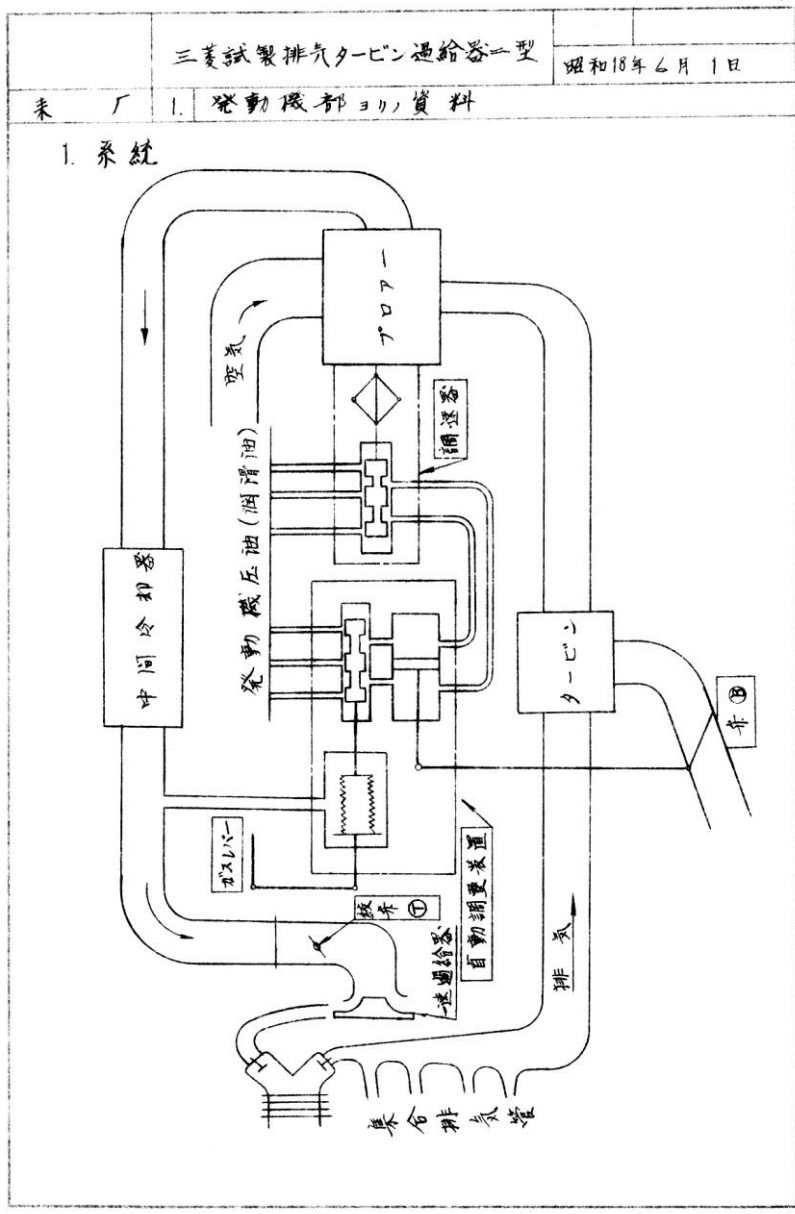
辻 猛三『ドイツの航空工業』113 頁，第 69 図。

VDM 恒速プロペラについては後述。

“雷電”の心臓，火星 23 型発動機に関しては排気ガスタービン過給機(T/C)と中間冷却器(I/C)の試験装備に係わるイメージ図と計画データらしきものが残されているので紹介しておこう(図Ⅲ-V-161~163)。イメージ図であるからタービンもコンプレッサも中間冷却器も単なる長方形として描かれているに過ぎない。ただ，結局のところこのシステム，とりわけ空気抵抗が小さく熱交換能力に優れた中間冷却器などは遂にこの国においてはモノにならず仕舞いに終わった。さればこそ，第Ⅱ部で述べたように 100 式司令部偵察機での北京~東京(福生)間，2300km トライアル飛行においては終始，水メタノール垂れ流し噴射などという苦し紛れの強硬策が採られざるを得なかったワケである。

図Ⅲ-V-161 “雷電”用火星 23 型への T/C と I/C の試験装備イメージ

247 1/5



愛知航空機資料(諧調反転).

図Ⅲ-V-161 においてはタービンとプロアが管で結ばれている。これは全くのナンセンスである上、blower が“プロアー”などと表記されていて素人臭いこと夥しい。他方、このシステムにウェスト・ゲート⑧の制御用に吐出し圧力センサならぬ遠心式ガバナらしきものが組み込まれている点は興味深い。無論、実際の試作品や未成の実用品に組込まれるべきは到底、かように原始的なメカではあり得なかったであろう(図Ⅲ-VII-13, 参照)。因みに、この回転数制御方式に関連して Maclnnes は次のように述べている。

ターボチャージャのコントロールは、一般に二つの種類に分類される。ターボチャージャの回転を制御するコントロール装置は、ターボチャージャの破壊を防止する。そして、圧縮機出口の圧力をコントロールする装置はエンジンを破壊から免れさせる。近代のターボチャージャは、通常、エンジンの耐え得る圧力以上の圧力を発生するものであるから、ほとんどのコントロール装置は、圧縮機出口の圧力を制限できるような設計となっている<sup>393</sup>。

前段について補足すれば、一般に、ある程度までは高度上昇と共に排気ガスタービンからの排気に対して作用する背圧が低下し、タービン出力が増大する。そこで危惧されるタービンの過回転を防止するために図Ⅲ-V-161のシステムにおいては機械的に回転数を拾ってその破壊を防ぐ構えが採られていたワケである。

### 図Ⅲ-V-162 “雷電”用火星23型へのT/CとI/Cの試験装備イメージの解説(その1)

---

<sup>393</sup> Hugh MacInnes/桜井一郎訳『ターボチャージャの理論と実際』鉄道日本社、1981年、75頁、より。

## 2. 作動

## (1) 4000米以下

排気「バイパス」分岐弁 B をヨリ全開。  
「タービン」の吸気系統, Duct loss + 打消程度 = 作動エシム。  
出力調整ハ吸入管絞弁 T をヨリ行フ。  
コノ間, 空動機出力, 排気タービン等場合同様。

## (2) 4000米 ~ 10000米

絞弁 T ハ常々全開ス。  
高度 = ヨリ絞弁前, 吸入管圧力, 低下 = 応ジ自働調整装置ヨリ弁 B を動カシ排気「バイパス」ヲ閉ジテ「タービン」ニ排気ヲ送ル。  
コノ間 = 於テハ排気背圧及吸気圧トモ常々 = 4000米 = 於ケル状態ヲ保持スルコトナリ, 一定出力ヲ保ツ。  
出力調節ハガスレバーヲ動カシ自働調整装置ヲ通ジテ弁 B を作動エシムルコトヨリ行フ。

## (3) 10000米以上

タービン, 回転ハ調速器 = ヨリ一定ニ抑ヘラルル結果タービン = ヨリ過給ハ並車駆動式ト同様, 状況トナル。  
調速器ハ他, 高度 = 於テモ逆回転防止用ヲナス。

## 3. プロパー性能

- (1) 吸入状態 高度 10000米  
 圧力 198 mmHg 温度  $-50^{\circ}\text{C}$
- (2) 吐出状態 高度 4000米 + 中間冷却器抵抗相当圧力  
 圧力  $462 \text{ mmHg} + 30 \text{ mmHg} = 492 \text{ mmHg}$   
 温度  $+40^{\circ}\text{C}$
- (3) 空気量  $1.15 \text{ kg/sec}$  (1500HP相当)

同上. 誤記については同上.

## 図III-V-163 “雷電”用火星23型へのT/CとI/Cの試験装備イメージの解説(その2)

## 4. 中間冷却器性能

(1) 入口状態 高度 4000 米 + 中間冷却器抵抗圧力

圧力  $462 \text{ mmHg} + 30 \text{ mmHg} = 492 \text{ mmHg}$ 温度  $+40^\circ\text{C}$ 

(2) 出口状態 高度 4000 米

圧力  $462 \text{ mmHg}$ 温度  $40^\circ\text{C}(\text{入口}) - 50^\circ\text{C}(\text{中間冷却器温度降下}) = -10^\circ\text{C}$ 

## 5. タービン性能

(1) 入口状態 高度 4000 米

圧力  $462 \text{ mmHg}$ 温度  $700^\circ\text{C}$ 

(2) 出口状態 高度 10000 米

圧力  $198 \text{ mmHg}$ 温度  $525^\circ\text{C}$ 

## 6. 発動機性能 (MK4R)

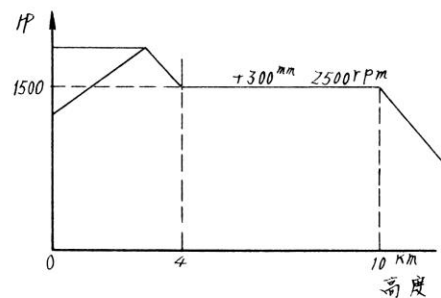
(1) 給気状態 高度 4000 米一定

圧力  $462 \text{ mm}$ 温度  $-11^\circ\text{C}$ 

(2) 排気状態 高度 4000 米一定

圧力  $462 \text{ mm}$ 温度  $750^\circ\text{C}$ 

(3) 出力



飛行機部設計係

同上. 中間冷却器出口温度  $-10^\circ\text{C}$  と発動機吸気温度  $-11^\circ\text{C}$  との差  $1^\circ\text{C}$  については不詳.

実際に配備された火星に係わる運転試験等の成績については『発動機一般』の中に収録されている空技廠での運転成績概要表に火星 22 型のそれを見出すことが出来る(表Ⅲ-V-28). 22 型は“2 式大艇” 22 型に装備されることになる発動機である. この試験についての経緯・詳細は不明ながら, 発動機の審査方法について永野 治の伝えるところからすれば, 1933 年から審査に入った 7 試空冷 600 馬力=三菱金星及び中島光の原型から海軍の発動機審査において 300 時間耐久試験が追加的に課せられるようになり, '37 年にはそれが 400 時間,

更に1年経たぬ内に480時間へと延長された。しかし、'44年になって陸海軍の面倒を見る軍需省航空当局より審査運転期間短縮の要求が発せられ、加速度試験の格好で総時間カットが指定された。永野はこれについて：

之によると全運転時間は一二〇時間となつたが苛酷な条件を充分にとり入れてあるので実質上耐久性確認に粗漏ないというのが此の改正方式の自慢であつた。しかし技術的基礎の固まつていない——と云うよりも揺ぎつつあつた——当時の我が国の実情では此の改訂には批判の余地があつたかもしれない。

との感懐を漏らしている<sup>394</sup>。

表Ⅲ-V-28として紹介する運転試験は'42年7月に空技廠にて実施されたものであり、1次運転時間だけで148(?)時間に達し、'44年の軍需省規程とは異なっているが、恐らくそこに到る前段階と思しき内容の試験であり、十分、苛酷な実態となっていた。現にその苛酷さに耐え切れず、中島の譽11型、愛知のアツタ21型<sup>395</sup>といった後々までとかく物議を醸すことになる発動機ばかりではなく、信頼性の高さを以って聞えていた筈の中島の榮22型、三菱の火星22型を含め、供試発動機4機種は軒並み重大な損傷を来たしている。

**表Ⅲ-V-28 発動機運転試験成績……上から：譽11型、アツタ21型、榮22型、火星22型**

---

<sup>394</sup> 『航空技術の全貌』(上)、443頁、より。

<sup>395</sup> ライセンスDB-601Aであるアツタ21型にはクランクピン軸受として複列円筒コロ軸受が採用されていた。クランク軸は一体式であったからクランクピン軸受はフォーク側連桿に抱かれる半割の外輪とジュラルミン製の半割もみ抜きケージとから成る分割構造で、コロは浸炭焼入れされたクランクピンの表面を転走した。ブレード側連桿は半割の鋼製裏金付ケルメットを有する通常の構造で、その大端部は外輪の中央部を抱いた。外輪は合せ面にセレーションが加工され、噛合い接合せしめられていたが、工作が難しい上、ハンドラップ仕上を不可欠とした。ケージの方も切削中に生ずる熱変形のため精度維持が困難であった。生産技術協会『旧海軍技術資料 第1編』(4)第6章、215~216頁、平岡欽吾「国産エンジン開発物語(14)」『航空技術』No.339 1983年6月(川崎ハ-40についての回想)、参照。



1次運転 148 (+20)										2次運転 30		審査運転 175							
離昇運転 5分	公運 1圧...15 2圧...10	称転	常運 1/2 2/2	用転 30 20	7/10	6/10	5/10	4/10	3/10	30分許 温度 公稱運転	5分許 温度 公稱運転	高運	速転	切運	換転	離昇運転	公運 1圧...15 2圧...10	称転	記事
28	25		50		25					10	5	5		20		5	25		
NK9B	減速惑星歯車 推力受板	中間歯車 翼車伝導	カム伝導歯車	ピストンリング						ピツ4 中央コロ軸受			前後部 ピツト利離			分解 検査			ケルメット 強度不足
AE1A														1 排出弁(B) 2 弁バネ(↓) 3 ピストンリング 4 外環 主接コロ軸受				旧規則 ニテ審査 運転終了 セシエ1	
栄 ニニ型			R <sup>3</sup> 吸入弁										下側 接換切換						
MK4Q	ピストン切換 シリンダー色別		内側弁バネ一本										前後部 ピツト利換	前部 扇車室 ニ所 亀裂			ピストン リング 副接 接換焼付	ケルメット 耐久性 ヤシ	

訂正 栄ニニ型 運転経過概要

17-7-7 (於空技廠)

『發動機一般』より。

以下、本文に述べるように時間数2箇所は推定。

記入されているコメントを見るに、程度の差はあれどもこれも気の毒な容態であるが、実は、この青焼きチャートの現物には鉛筆とインクのような液体でかなりの書込みがなされている。しかし、とりわけ後者は黄色に変色(?)しており、肉眼では判読出来てもスキャンには堪えない。また、後者は一部、ベツタリ上書きになっており、オリジナル=青焼きの数字を極めて読取り難くしてしまっている。因みに、1次運転時間=148時間の一位“8”はかなり苦しい判読・復元である。皮切りの離昇運転時間=28時間の一位“8”もこれとの

一蓮托生である。

それにも拘わらず、これらの書込みはチャートの理解を助け、あるいは訂正(総計148時間から軍需省規程の120時間へと一歩近づく改正案?)指示ともなっている。よって、以下ではそれらについても紹介しておく。

鉛筆による書込みは最初の5分インターバル・総計28(?)時間の離昇運転を「強度保証」、次の公称運転、常用運転総計75時間を「対熱保証」としているようである(“證”らしき文字は非常に判読し辛い)。そして、この75時間に対して「旧法—300h」との注記もなされている。400でも480でもなく、確かに300と読める。また、後半の高速運転については「主接軸承」と付記されている。主連桿大端軸受がその真価を問われるとの謂いである。

インクのような液体を用いた書込みは遥かに分量が多い。先ず、1次運転148(?)時間は140時間へと、“0”がベッタリと上書きされており、(+20)についても「( )…二圧過給機ノ場合切換運転追加」との注記がなされている。上記総運転時間に関する上書きと対応するのが離昇(インターバル)運転についての「20Hへ」という上書きである。ここは元々28であったと推定するのが最も確度の高い復元方案と見た。

続く25時間の公称運転には1圧…15の右に「10」、2圧…10の右に「10」、2圧の下に「3圧…5」と挿入されている。「3圧」などというのは聞き初めである。3速や3段過給はあったとしても実験室的存在でしかなかったから、これは加速度試験の本領、過給機2速でスロットル開度を更に増して実施されたのであろう。

同じく50時間の常用運転についても1圧…15の右に「20」、2圧…20の右に「20」、その下に「3圧…10」という挿入が見られる。

$7/_{10} \sim 3/_{10}$ へと順次、負荷率を下げた為される25時間運転は、元々、1圧3時間+2圧2時間の5時間セット×5=25時間であったのが、「1圧2 2圧2 3圧1」の5時間セット×5の25時間と書込まれている。

30分許容温度公称運転10時間というのは理解し難いが、この温度に追込んでは戻すインターバル試験の謂いであろう。これでは外気温度の影響が大きいため、サイクルタイムを定義し様が無い。ここにも条件として1圧5時間+2圧5時間から「1圧4 2圧3 3圧3」へと内訳変更が記入されている。

続く5分間許容最高温度公称運転も同じ主旨の試験と想われるが、条件の1圧2.5時間+2圧2.5時間から「1圧 $1\frac{2}{3}$  2圧 $1\frac{2}{3}$  3圧 $1\frac{2}{3}$ 」への変更が記されている。

高速運転においても1圧3時間+2圧2時間が「1圧2 2圧2 3圧1」への変更となっている。

切換運転については「 $6/_{10}$ 地上公称馬力以上  $8.5/_{10}$ 公称回転以上 2分時隔300回切換」とある。「1速→2速」4分セットの300回で総計20時間ということになる。

2次運転では離昇運転について1次と同様の5分インターバル・5時間が計「10」へと訂正され、総時間は30時間から35時間へと延長されている。公称運転25時間については変更無しであるが、その内訳は1圧15時間+2圧10時間から「1圧10 2圧10 3圧5」

に変更となっている。

'42年の七夕に千秋楽を迎えた本審査運転は、「旧規則ニテ審査運転終了セシ」アツタを除き、発動機各型式の審査、即ち、民間用発動機における耐空証明発給のためのそれに相当するようなテストであり、各発動機固有の弱点を洗い出す試験であると同時に、加速度試験を今後、如何に整備して行くかに係わる手探りの一階梯でもあった。故障発生のポイントを示す書込みや“記事”欄に記入された手短なコメントは必ずしもゼロから生れたものばかりではない各発動機が抱えた大小の問題点……遺伝的欠陥……をも現している。

新生児たる譽 11 型においても改良型たる火星 22 型においても、審査の初期段階にて損傷が記録されているが、遺憾ながらその程度については判断のし様が無い。また、両発動機とも主連桿大端部軸受＝クランクピン軸受であるケルメットに大いなる問題を抱え、譽においては中央軸受にも微細な表面損傷を来している(コロなのか軌道輪なのか不明)。

それらに対する十全の対策が講じられたのか、専ら騙し騙し遣う術に委ねられたのかに係わる個別的経緯の詳細については新たな資料でも現れぬ限り何とも判断出来ない。内燃機関は気化器や点火系統、燃料噴射系統に発生した僅かの異常によってウンともスンとも言わなくなってしまう反面、仮令、主要機械部品が少々疵まみれでも歪んでいても致命傷さえ無ければ結構回ってくれる原動機である。なればこそ、中進国日本も世界相手に殴り込みを仕掛け易かったワケであるが、真の差はその程度のレベルに甘んずるのか、更に上を志向し実現するのかということにキッチリと現れる。

我々は既に三菱航空発動機における軸受材料の調製面について若干の詮索を試みたが、完成メタルとしての装備状態における、仲人口的に表現すれば、ファイブ・チューニングと呼べなくもない、材料論とは全く独立した“からめ手”からのアプローチについて中島発動機との係わりを通じた形で具体的言及を行う積りである。そこでは火星のクランク軸回りに関してもひと悶着あったらしい状況が窺われるであろう。

## ii) A18 : ハ-42

莊村正夫を主務者として開発されたA18は火星ファミリーの一角を占める18気筒版派生機種である。原型のA18Aはまた本邦初の複列18気筒発動機であった。本発動機はカム前方集中を固持した上、冷却性確保のため強制冷却ファンまで備え、圧縮比を火星10型並みに落とし、平均有効圧もほぼ同程度に抑えて安定性を獲得した、何よりも安定性を最優先として開発された作品である。A18Aが期待に応え、ハ-104(→ハ-42-11)として4式重爆撃機用にある程度量産され、マトモに稼働したことによって、それは横着設計の掉尾を飾る作品ともなった<sup>396</sup>。

---

<sup>396</sup> カムを前方集中とした件について、莊村は“ライト方式ではなくP&W方式を採用した”というような回想を残している。しかし、これは、恐らく最初期のP&W複列発動機を除くならば、全くの誤りである。彼は三菱“横着設計”の伝統についても同時代のP&W発動機についても余り知る所が無かったワケである。『丸メカニック』No.32, 36~37頁, 参照。

但し、そうであるが故に主運動部に関する積極的な振動対策ゼロが禍して振動が酷かったらしく、この新型爆撃機において発動機架への締付ボルトの弛み・緩衝ゴムの外れかけ等の事故を多発させたという元・三菱クレーム修理担当員の回想も残されている<sup>397</sup>。

また、第Ⅱ部でも述べておいたように、気化器式でありながらハ-104は水・メタノール噴射を行っていなかったため、離昇馬力の点ではこれを行っていた14気筒の火星20型とさして変り映えせず、新型爆撃機用発動機としては明らかに役不足であった。実際、4式重爆の爆弾搭載量は中島ハ-5や火星11型装備の97式重爆Ⅰ、Ⅱ型と全く等しかった。陸軍としてはせめて水・メタノール噴射ぐらいは採用させたいところであったろうが「技術的な難点が増える」として容れられなかった点については第Ⅱ部において論じておいた通りである。

表Ⅲ-V-29 三菱 A18A : ハ-104→ハ-42-11 型発動機の主要諸元 / 生産・装備情況

型 式		2R18	馬力当り重量 kg/HP	0.50		
気 筒 径 mm		150	試 作 完 成	-		
行 程 mm		170	試 作 台 数	-		
排 気 量 L		54.1	生 産	自	1940	
圧 縮 比		6.5		至	1945	
性 能	公 称	回 転 数	2350	台 数	2,808	
		地上馬力	1680/1340		4 式重爆	
		高 度 m	2200/6100		立川, キ-70(試作)	
	離 昇	高 度 馬 力	1810/1610	装 備 機 体		
		回 転 数	2450			
		ブースト mmHg	+270			
		馬 力	1900			
<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>		13.0				
減 速 比		0.5	備 考	三菱 DS4-858 型気化器付である。		
寸 法	全 長 mm	1818		製造台数について『日本航空学術史 1910-1945』		
	直 径 mm	1372		に 2,880 基, 『往事茫茫』第一巻には 2,860 基		
重 量 kg		944	とあるが, 何れも A18E 各型式込みと想われる。			

『日本機械工業五十年』21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より. 計算ミスは訂正.

A18A は旧来の技術を拡張しただけの発動機であったから、装備機体の開発遅れにより漸く実戦投入された'44年春には当然ながら離昇及び高空性能不足を表面化させるに到っていた。実際、これに先立つ'43年には A18A の性能向上を目指す A18E の開発がスタートさせられてもいた。特筆されるべきは、その設計が A20 に呼応したたカム前後振分け方式に転じていたことである。

然しながら、この“親離れ”的開発には仮令、止むを得ぬ動機からであったにせよ、燃料噴射と水・メタノール噴射の併用が志向されたことに加重して大いに気乗りのしない、と言うよりも悪しきケレンが抱合わされていた。

即ち、A18E 系列としては：

- ・ハ-214(→ハ-42-20)  $\varepsilon = 6.7$  離昇 2500HP/2600rpm.@+600mmHg 2 速過給機

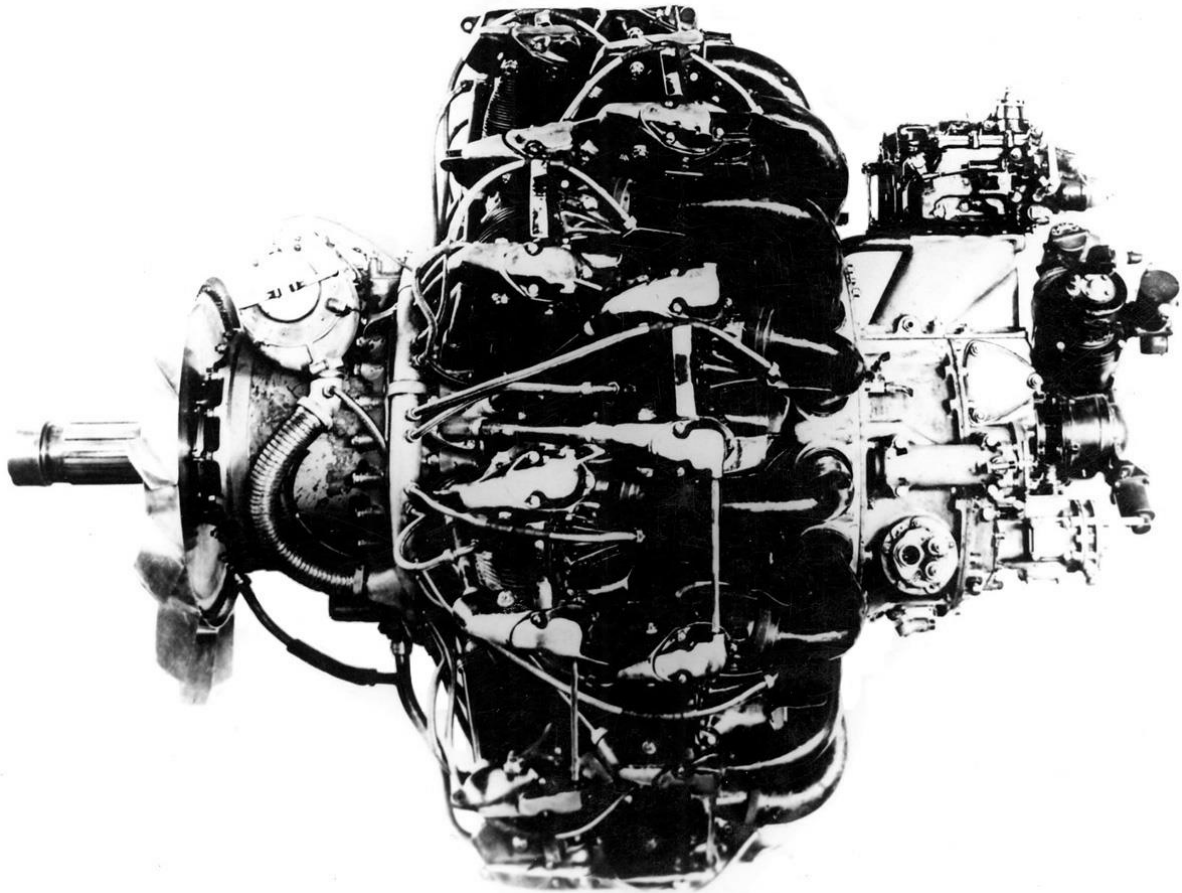
<sup>397</sup> 南條正雄「終戦も遠くなりにはけり」『往事茫茫』第二巻, 142~143 頁, 参照.

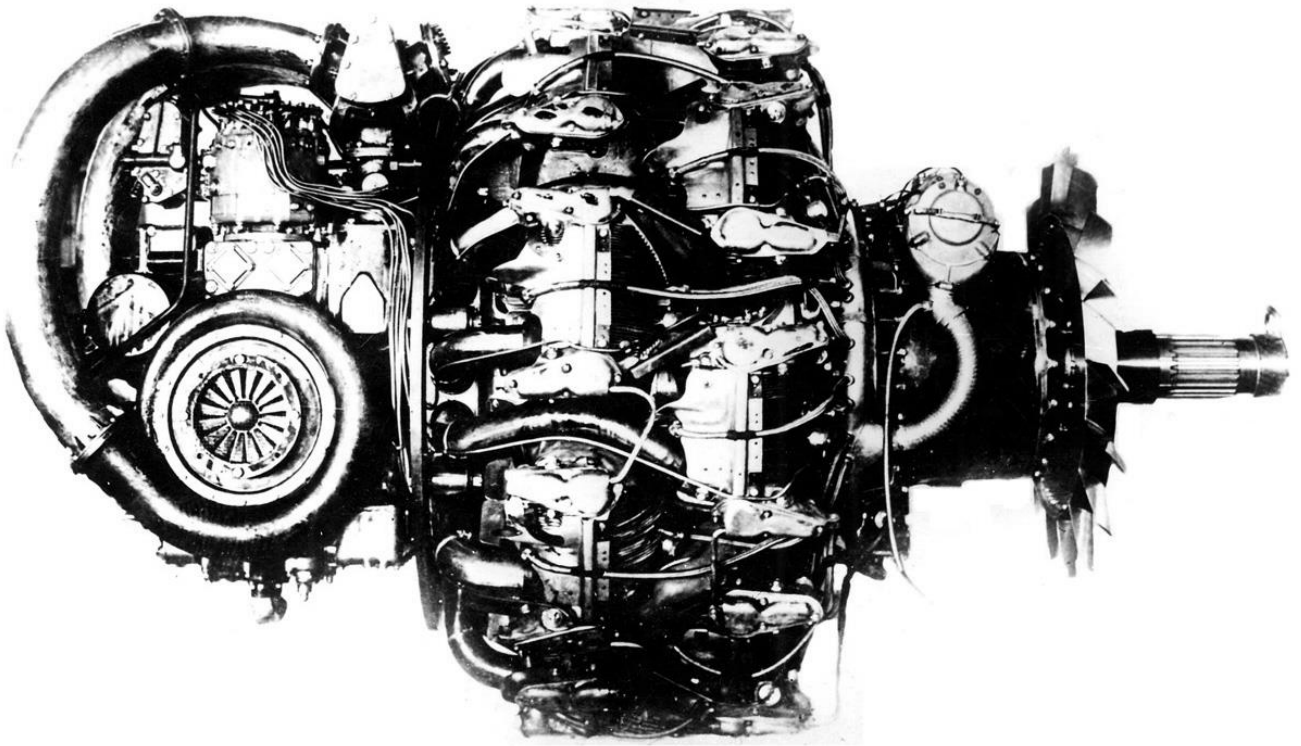
- ハ-214 ル(→ハ-42-21)  $\epsilon = 6.7$  離昇 2400HP/2600rpm.@+500mmHg 2速+ターボ
  - ハ-214 フ(→ハ-42-31)  $\epsilon = 6.7$  離昇 2200HP/2600rpm.@+520mmHg 機械式2段過給
- といった型式がその名を連ねたが、この内、“ル”は勿論、排気ガスタービン過給機付2段過給型、“フ”はDB-601張りのフルカン継手による駆動装置を第1段に配した機械式2段過給型というキワモノで、何れも当時の我国の実力には見合わぬ、将に二兎を追うかの如き計画であった。それらが4式重爆の性能向上への期待に適わなかった点についても第II部で述べた通りである。

この三羽鳥は相対的に与し易く見える214を含め、出力の増分が重量超過分に見合わぬスペックとなっていた。即ち、原型104の0.50kg/HPに対して214は0.50、214-フは0.53であった(“ル”は不明)。しかも、214-ルを含め、それらはその低い設計性能すら満足に発揮出来ず、実用品の域に到達するものでさえなかった。

また、18の気筒への燃料分配均一化と低質燃料への適応性向上とを狙って214に採用された燃料噴射方式の水・メタノール噴射との相性が殊の外悪く、実質的にその性能向上が阻まれた点も大いなるマイナスであった。

図III-V-164 A18A=ハ-104(→ハ-42-11)とA18Eの一つ、ハ-214フ(→ハ-42-31)





『三菱重工業製航空発動機写真集』より。

なお、図Ⅲ-V-164 下の 214 フのように第 1 段過給機を後部両サイドに振分ける方式は F-4U-5 戦闘機の P&W R-2800-32W *Double Wasp* に実用されており、“sidewinder” supercharger として知られていた。三菱のハ-214-フ(→ハ-42-31)の詳細は不明ながら、また、深尾もこの発動機について三菱の技術的成果の一つとして列挙してはいるが、フルカン継手の採用やかくの如きレイアウトから見て“sidewinder” supercharger をストーリーも理論も無く猿真似しただけのモノと断じて大過あるまい<sup>398</sup>。

そもそも、火星は気筒当り排気量が多い、即ちその全体としての $\frac{\text{表面積}}{\text{容積}}$ 比が只でさえ小さい上、ロングストロークであるため、最も冷却したい燃焼室頭部表面積が相対的に小さい発動機であった。つまり、それは瑞星とは正反対に内部に熱をこもらせ易く冷却の難しい性質の発動機であった<sup>399</sup>。

それを 18 気筒化し、無理矢理風を送り込んだまでは良かったが、風通しを改善した以外、気筒頭構造の革新等、特段の打開策を講ずることもなく、ほぼ徒手空拳のまま奇策を弄し、

<sup>398</sup> cf. G., White, *R-2800 Pratt & Whitney's Dependable Masterpiece*. pp.268, 272. この“sidewinder” supercharger を含む P&W *Double Wasp* の機械式 2 段過給システムについては後にやや詳しく取り上げ、猿真似たる所以も明らかにする。

<sup>399</sup> 伏せたコップ[又は単純円筒]に見立てた気筒の $\frac{\text{表面積}}{\text{容積}}$ 比は R-2800(146×152)の 0.340[0.406]に対して火星系は 0.325[0.384]となる。スクエアに近い R-3350(155×160)では 0.320[0.383]と更に低かったが、当然、最も冷したい気筒頭燃焼室面積は絶対的にも相対的にも[1%ほどではあるが]火星系より大きかった。

火星 20 型を超える平均有効圧に追込もうとしたのであるから、そこには明らかな作戦ミスがあったと言われても致し方あるまい。

図Ⅲ-V-164 として掲げられた写真二葉の対照からも窺われることであるが、A18A における前後バンク間隔は火星オリジナルの推定 165mm から 175mm へと拡大されていたが(寸法不記入の図から読取り)、A18E においてはさらにその 240mm への拡大(寸法入りの図より)に加え、カム的前後振り分けを通じた風通しの改善が図られてもいた。元々、火星における吸排気弁の挟み角は 60° であったから、A20 のようにせせこましい設計ではない A18E には三菱オリジナルの発動機としては久方振り(92 式 400 馬力~ライセンス *Hornet* 明星以来)に P&W 発動機なみの 70° が奮発されても良かりそうなところ、現実には元祖・火星とも A20 とも等しい 60° の採用を見るにとどまった(寸法不記入の図から読取り)。

なお、動弁機構の変更によって燃焼が改善されたとも伝えられているが、仮にそうであったとすれば高負荷運転時の A18E は従前の火星系発動機より冷却を一層苦しくさせる要素を背負わされていたという皮肉にもなる<sup>400</sup>。

そうした状況下で為された 214 ルや 214 フの「開発」などは道楽と言って悪ければ、“燃料分配最適化には多点式燃料噴射”という一見、単純明快に響く理屈に縛られたが故の回り道、資源と時間の浪費以外の何ものでもなかった。為されるべきは第 1 に冷え難い大形気筒の冷却性確保のための気筒とりわけ気筒頭の工作法見直し、第 2 に噴射気化器(低圧燃料噴射)の開発と水・メタノール噴射とのマッチング、そして根本的には過給技術の向上であった。

### iii) A21 : ハ-50

こちらは火星の、世界的にも類稀なる 22 気筒版であり、当時計画中であった中島の誇大妄想的 6 発巨大爆撃機“富嶽”に同じく中島の誇大妄想的 4 列 28 気筒 5 千馬力発動機が出来るまでの繋ぎとして載せたいという陸軍技術研究所長からの要請により開発着手された発動機である。直接の開発担当としては主機が大岩嘉七郎、減速装置：黒川勝三、補機：加太光邦、過給機：角田 鼎、噴射ポンプ：杉原周一、性能試験：熊谷直孝・川村光明、といった名前が伝えられている。この発動機を機体の方とは大違いに耐久試験合格にまで持って行ったのであるから、その意味においては確かに名発技術陣は立派な成果を挙げたと言えよう<sup>401</sup>。

<sup>400</sup> 燃焼改善については松岡『三菱航空エンジン史』114~115 頁、参照。

<sup>401</sup> 本発動機についての関係者の回想として深尾「金星」『往事茫茫』第一巻、272 頁、川村光明「京都の終戦」『往事茫茫』第三巻、514 頁、加太光邦「戦時下の大幸で」『大幸随想』14~15 頁、安達 勉「熊谷直孝さんを偲んで」、「レシプロエンジンの思い出」同 599~600 頁、参照。なお、三菱自体にも 4 列星型 28 気筒発動機 A19 開発計画が存在し、多少の動きがあった。両社共、構想力は P&W 並み、実行力は雲泥の差であった。

なお、'42 年以降、三菱金星・瑞星系発動機の転換生産を行っていた日立航空機においても'44 年、同社伝統の単列星型 9 気筒発動機(130×150mm)を 11 気筒化して複列に組んだような 22 気筒発動機ハ-51(離昇 2450HP/3000rpm.@+450mmHg 詳細不明)が 3 基試作された。『日

表Ⅲ-V-30 三菱 A21 : ハ-50 型発動機の主要諸元 / 生産情況

型 式		2R22	馬力当り重量 kg/HP	0.50		
気筒径 mm		150	試作完成	1944-5		
行程 mm		170	試作台数	3		
排気量 L		66.1	生産	自	-	
圧縮比		6.7		至	-	
性能	公称	回転数	2400	装 備 機 体	台数	-
		地上馬力	2500/2140			-
		高度 m	1600/5300			-
	離昇	高度馬力	2640/2520	備 考	試作のみ。耐久試験通過。	
		回転数	2600			
		ブースト mmHg	+500			
		馬力	3100			
<i>bmep</i> kg/cm <sup>2</sup>		16.2				
減速比		0.412				
寸法	全長 mm	2331				
	直径 mm	1450				
重量 kg		1540				

『日本機械工業五十年』 21. 航空機 6. 航空発動機, 1006~1009 頁, 第 6 表, より. 計算ミスは訂正.

しかし、R-3350 より更に 40mm ほど直径の大きな、恰も海防義會 700 馬力の再来の如きモノを造ったところで根が横着設計のまま、即ち、後に詳述される R-2800 や R-3350 に施されていたような振動対策のどれ一つとして未だしとあっては大方、実機搭載状態では冒頭に述べたような複偏差に因る 2 次振動と VII 章で述べる 1 次トルク変動との大いなる重量に苦しむことは必至であった(・: 関与部品の点数・寸法・重量増大). 単発機ならぬ 6 発機とあらばそれ位、誤魔化せたと考えられなくもないが、既往製品・部品の抜本的改良はおろか、量産や信頼性維持すらままならぬ状況下、開発技術者達をかような脇道に追いやった策というのは如何なるものであろうか？

かような発動機の開発に迫込まれる前に材料・燃料資源問題の解決、機械設備の手配、油漏れの抑止や振動対策、気筒頭成形法の転換、噴射気化器の開発、機械式 2 段過給機や排気ガスタービン過給機及び中間冷却器の実用化、気筒胴冷却性の向上等々、解決しておかれるべき真つ当な課題は幾らもあった。時間的・物質的余裕と情報さえあれば、マクロ的課題についてもライトや P&W が先鞭を付けたようなミクロ的改良も我国の、三菱、中島のエリート達なら何とか器用に遣り遂せる能力はあったであろう。人・モノ・時間、それに情報……それらの有る無しは開発の成否、勝敗の如何を左右する決定的な要因である。日本に

---

本機械工業五十年』 1031 頁, 『日本航空学術史 (1910-1945)』 354, 435 頁, 鈴木 孝『エンジンのロマン』 234~236 頁, 参照. 鈴木氏は列当り気筒数増加に対策としての吸排気弁挟み角縮小という変更点を強調しておられる. しかし, 同書 236 頁, 図 A27-2 に見る実態は 60° であり, 天風等の 70° からすれば確かに縮小されてはいるものの, 三菱三連星では火星がこれと並ぶのみで, 金星, 瑞星は 50°, 55° とより狭かった. 従って, ハ-51 のそれは取立てて狭さを強調されねばならぬ程の設変ではない. 蛇足ながら, 同図に抛れば, ハ-51 のクランク軸及び主軸受設計は興味深いことに三菱風ではなく中島・榮風になっていた.



は如何なる分野においてもかのような裏付けは無かった。そして、かくなる状態に早晚、立到るであろうことなど当の技術者達には開戦前から知れたことであった。

第Ⅱ部の読者なら直径がハ-50より7.5%、110mmほども小さく排気量・重量何れも7割のR-2800 *Double Wasp* C型がADIの台上試験において3800馬力を叩き出し、P-47搭載時におけるその戦闘定格出力が3200馬力に達していたという挿話をよもやお忘れではあるまい。当時、我国の技術者達がそのような状況を知らなかったのは当然であり止むを得ないことであった。しかし、未だにハ-50を称して当時世界最大の発動機云々などと語る者があるとすれば、それは単に航空発動機技術史を知らぬだけのことである。

航空発動機など、単に排気量が大きいだけでは何の取柄にもならない。A21の如き大太鼓では“富嶽”にでも載せる以外、到底使い道など無い。辛うじて余裕があった段階での“横着設計”からならまだしも、浮き足立った「開発」などからは到底、真つ当な成果など期待出来ないということの見本がまた一つ、ここにあった。知恵があれば *Double Wasp* C型のように少ない排気量から大きな馬力が搾り出せる。それが無ければアンダーパワーに泣くだけである。*Double Wasp* C型にどのような知恵が込められていたかについては第七章でとくと御覧に入れる。

金星ファミリー発動機開発史の概観を終えるに当り、開発技術者によって語られた全くトーンを異にする回想について触れておかねばなるまい。と言っても、火星の主務者、藤原光男(足取り不詳)やA18の主務者、莊村正夫(戦後、トラック屋に転じた)によって書かれた文章は目にしていないから、統括者であった深尾の他には金星の酒光義一、瑞星の西澤 弘、A20の佐々木一夫の回想が参照出来た全てである。

もっとも、深尾の“何でも三菱が世界一”的総括は根拠に欠けており、水・メタノール噴射による、それもシステム好調時の瞬間最大風速的性能を発動機の基礎体力であるかの如くに見做す論は技術者による文章とも思えぬ駄法螺に過ぎぬから、ここでは棄却せざるを得ない。

『日本航空学術史 1910-1945』には酒光義一と西澤 弘の回想メモが収録されている。そして、それらの間には大きな温度差が表現されている。原点に位置する金星開発の主務者、酒光は：

種々型式の設計、試作に従事したが何れも試験時代に長時間を要し、自信のある設計は得られなかった。航空発動機の完成は優秀な設計、試作工場及び試験係の三社の協力一致が極めて重要なことを痛感した。

などと、短くも殊勝な回想を残している<sup>402</sup>。

気筒頭冷却フィンの成形や主連桿大端軸受の仕様決定等の個別製品技術は製品設計の根幹をなすと共に生産技術とも深く係わるものであり、その交互媒介的進化の道行きは手探り、試行錯誤を含む多分に経験的な熟成過程となるしかない。その過程がコンピュータ・シ

---

<sup>402</sup> 酒光義一「1.6.74『金星』発動機的设计」『日本航空学術史 1910-1945』125頁、より。

ミュレーションならぬ深尾の慧眼に因って劇的に短縮・合理化されたことは間違いの無い事実であったが、“だから設計は気楽”などというコトになった筈はない。深尾流“横着設計”がその反動を生まざるには済まなかったという現実についてはこれから益々、論じられて行くこととなるが、P&W やライトの事蹟に照らしても斯界に小設変や技術シフトが日常茶飯事なのは常態そのもの、至極当り前のことである。“ピタリと当る”ことを以って唯一正解とするならば、左様な事態など起る方がオカシイのであって、「自信」の有無は性格の差と評されるべきであろう。

二番手をなした瑞星の西澤の回想は酒光のそれより遙かに勇ましいが総括的展望を一切欠いており、全き即物的議論に終始している。彼は瑞星 10 型については：

短行程発動機として例の少いものであったが成功し、発動機前面面積を 1 平方メートルと云う極めて小さいものに纏める事が出来た。

……中略……

信頼性に富み殆んど問題らしい問題を起さず、使用者に喜ばれていた。

と述べ、瑞星 20 型については当初からの 2 速過給機採用、不等角カムの採用といった“初めて”談義が羅列されている。即物譚に終始するなら上述の主連桿大端部の改造についてこそ触れておいて欲しかったところである<sup>403</sup>。

A20 の主務者、佐々木一夫は上述の通り『往事茫茫』第三巻に 15 頁に及ぶ回想を寄稿している。彼と仲間たちが金星開発から得た経験を全面的に注ぎ込む格好で展開された A20 の開発は総じて三菱発動機における在来要素技術の玉成・集大成に他ならなかった。それ故、背伸びした部分には破綻を来してもいた。

しかし、佐々木は戦後触れた P&W やライトの発動機と比べてもなお：

燃料と材料(資源の差)のハンディキャップをよく克服して、設計的にも製作技術的にも A20 は何等遜色なく、特に航空エンジンとしての三要素、即ち軽量、小形、簡素の点ではるかに勝れており、日本の航空エンジン技術が当時如何に勝れていたかを、更めて自負してよいのではないかと思っている。

などと弁じて止まない<sup>404</sup>。

佐々木説の虚実については深尾流“横着設計”の反動に係わる後の議論の中で改めて俎上に上せられるべき課題となるが、そこでは彼が基礎研究部門の山室宗忠と並んで横着設計の意義と限界を最も鋭く突付けられていた技術者であったという事実が浮き彫りにされるであろう。

---

<sup>403</sup> 西澤前掲「1.6.75 『ハ 31』の設計(その 1)『ハ 31-10 型』」, 「1.6.76 『ハ 31』の設計(その 2)『ハ 31-20 型』」『日本航空学術史 1910-1945』125~126 頁, 参照。

<sup>404</sup> 佐々木前掲「金星 18 気筒 A20 エンジンの生立ち」『往事茫茫』第三巻, 193 頁, より。

## VI. 三菱と中島

### 1. 開発姿勢と生産技術

この国の航空界において反りが合わなかったのは陸軍と海軍だけではない。2大発動機メーカーの生産技術体系や開発~製造に係わる哲学も水と油の関係にあった。もっとも、機体屋はどこでも饒舌のようであるが、こと発動機技術の開発に係わる当事者の回想の類にこれを尋ねるとなると、決して使える材料は多くない。これは軍用艦艇の場合と全く同じである。中島の発動機開発技術者自身による回想として筆者が利用し得たのは：

- ・中川良一「航空機から自動車へ 内燃機関技術者の回想」『日本機械学会誌』第85巻 第759号, 1982年2月(『エンジンテクノロジー』No.24[2003年2月号]に再録)
- ・岡本和理「航空エンジンと私」『内燃機関』Vol.20 No.254 1981年
- ・中川良一・水谷総太郎『中島飛行機エンジン史』増補新装版, 酣燈社, 1987年
- ・水谷総太郎『中島飛行機エンジンとともに』酣燈社, 1999年
- ・岡本和理『エンジン設計のキーポイント探求』私家版, 2001年(本文のみネット上, “昔のことを話そうかい” サイトにて閲覧可能)

といった発動機総体に係わる最もポピュラーな文献であり, そのスペクトルは高慢から言い訳, 果ては自虐的・推測的反省にまで及んでおり, 真面目に読むに堪えないモノもある。総じて生産技術に係わった文章は多くない。

『日本航空学術史(1910-1945)』にも中川良一「1.6.77 誉『ハ45』発動機的设计」(126~127頁。カード執筆は1946年)をはじめ, 多くの記事が収録されている。

太田市企画部広報広聴課『銀翼遙か 中島飛行機五十年目の証言』1995年には多くの回想が収録されている。それらの内容は当然ながら玉石混交であるものの, 発動機開発に係わる文章は百瀬晋六「未完に終わった『彩雲』のタービン化」のみである。

他方, 三菱名古屋関係の開発譚として目にすることが出来たのは：

- ・深尾淳二技術回想七十年刊行会『深尾淳二 技術回想七十年』1979年, 同(発起人代表: 不破輝夫)『深尾さんの思い出』1980年

を除けば：

- ・『三菱神戸内燃機五十三年史』, 『往事茫茫』, 『大幸随想』収録の回想譚

位がまとまった著作のようである。但し, 前者の守備範囲はイスパノの初期までである。

それ以外となると：

- ・酒光義一「1.6.74『金星』発動機的设计」『日本航空学術史(1910-1945)』125頁
- ・西澤弘「1.6.75『ハ31』的设计(その1)『ハ31-10型』, 「1.6.76『ハ31』的设计(その2)『ハ31-20型』」同, 125~126頁

といった記事程度である。

三菱側の文章は生産技術への言及が相対的に手厚く, その意味では貴重な資料が多いものの, 概ね気位高く, 矢鱈に高踏的なトーンを帯びたモノが目立つ。

結局, 最も頼りになるのは責任も見識もある人物によって為された外部評価であるとう

ことになる。両社を真っ向から比較対照して論じた回想として澁谷隆太郎と川村宏矣の文章がある。これらは比較的公平なスタンスからする技術界の大御所の所見として傾聴に値しよう。1943年9月から'44年10月に亘り、軍需省の臨時技術指導部長として軍需工場の実地調査と技術改善指導の陣頭に立った海軍艦政本部長、澁谷は当時、現場の合理化を阻み技術を沈滞させていた諸要因として生産点を指導すべき高級幹部自身における技術的知識の欠如、従来の陸海軍別個の技術指導の残渣を挙げた後：

次にわれわれの気を煩わしたことは、飛行機の製造会社にそれぞれの伝統と特徴があり、物のやり方が一様でないことであった。その一例として三菱重工と中島製作所との相違を見ると、三菱は艦戦建造の経験もあって飛行機の作り方が科学的であり、ファンクショナルである。設計、生産ともに航本の要求を十分了解し、できる限りゲージシステムで1基の生産設計生産法が纏れば、それによって100~200基の生産が可能になる様に生産を進めているのに対して、中島は中島のお家芸とも称する気分で、航本技術者とも密接にタイアップし、不可能を可能ならしむるという考えで、人のできないものまでもやっつけてのけるという昔気質の精神のこもったわれわれから見て生産の著しくむづかしいものができていた。性能万能で生産の困難は、努力で解決しようというようなものができていたように思われた。したがって中島系のものは製造も困難、歩留まりも低かったと思う。

補給力即ち戦力は性能も高く、数も多くなければならぬのであるからわれわれは航空総局の局員を中心に各専門家の力を借りこの目的を達成することに最善を尽し、自分としても戦争の終結するまでこの仕事を以て終始したい考えでいたのである<sup>405</sup>。

と回想している。

要するに、中島の技術者は陸海軍各航空本部の技術者が個々に抱くあれやこれやの理想像やその直截的提案、思いつきに鋭く共鳴し意気に感じて猛進するところ余りに多く、実用品開発の現場にありながら共に夢を追うかの如き姿勢を採りがちであったということになる。端的に言って素人臭かったということである<sup>406</sup>。

三菱の事例については既に見て来たワケであるから、ここでは対象を中島飛行機における開発姿勢と生産技術の問題に絞りたい。この視点から澁谷の書を繙けば、彼はまた：

発動機的设计者が仮に生産のことを考えたとしても、ある場合には単に機械加工工数のことばかり考えて、鋳鍛造の難易、あるいは国内鋳鍛造技術を考慮に容れない設計をするために、鋳鍛の製造が著しく困難となり、廃品を増し、機械工作の手持ちを生じ、総合的には却って能率が低下する結果を生じつつあるものもある<sup>407</sup>。

などと述べている。

<sup>405</sup> 生産技術協会『旧海軍技術資料 第1編』(3) 第5章, 1970年, 294~295頁, より。

<sup>406</sup> 碓 義朗『海軍技術者たちの太平洋戦争』186~188頁にも元・海軍技術者、松崎敏彦の回想を柱とした両者の社風比較論が展開されている。

<sup>407</sup> 『旧海軍技術資料 第1編』(3) 第5章, 171頁, より。それでも、機体設計における状況の方が発動機よりも一層、深刻ではあった。

凡そ粗形材のレベルで生産が頓挫すれば後は全くのお手上げとなるしかない。澁谷らと生産技術指導脚を行った元・海軍大佐、川村宏矣は空技廠製鋼部長等を勤めた金属の専門家であったが、彼は譽クラック室の前後に取付く鑄造部品生産の状況について意外な 3 例を紹介している。第一は技術の初歩を踏み外していた中島飛行機東京工場の誠にお寒い例：

N 社 T 工場【中島航空金属㈱田無工場】は大型鑄物工場の代表的のものであるが、譽發動機後蓋の歩留が 30%程度に低下したことがある。其の原因がなかなか分らなくて困つてみた。而もその缺點は寸法不良となつて現はれてゐる。工場長も何等間違つたことはやつて居ないと明言している。そこで指導班の人々で先づ使つてゐる木型の調査をした處、相當使ひ古して既に寸度に變動を來してゐる事が分かつた。新型と取り替へることによつて忽ち歩留向上したといふ實に嘘の様な本當の話である。之に似た例は他にも少くなかつた。木型の検査は決して馬鹿に出来ない大問題であることを是非記憶して置く必要がある。又同時に代換の木型を整備出来る能力も是非用意して置かねばならぬ<sup>408</sup>。

第二も同じ工場において生じた製品設計、工場指導者の力量、職場の士気の何れにも係わる酷い事例：

終戦前の約一カ年半に於て發動機の最重點は、何と言つても譽發動機であつた。その生産を左右するのが其の筐體の鑄造部品であり、之を最も大量に造つてゐるのが N 社 T 工場である。處が十九年夏頃に於て其の鑄物の歩留がさつぱり當にならぬ。甚しい部品は 20%程度となり、良いものでも 40%程度で、工場には廢品の山が出来、入荷を首を長くして待つてゐる發動機工場では一日に一箇乃至二箇しか取得出来ないこともあつた。廢【發】動機工場では更に材廢 20% 工廢亦 20%といふ不成績で、之では到底満足な發動機を生産は覺束ない。機械工場では又追込生産をやらされるので益々誤作を生ずるに至つた。之等の事情から當工場の協力には相當重點を置いたのは勿論であるが、其の所長は鑄造技術界にも名の知られ、自信又充分な技術者であつたので、初めの内は技術向上の協力者としては極力遠慮し、参考事項を提供するに止め、餘り立入ることなく自ら立ち直ることを期待した。然しながら時は経つても所長自らの提案した對策も少しも行はれないし、協力者側の忠言には振り向ふともしない。生産成績は益々悪くなる。腕に覺のある所長は絶対の自信を以て自分に委して呉れといふ。その内にも工場現場の作業は益々荒れて歩留工場の跡は少しも見えぬ。こうなつては協力者も責任上放置することは出来ぬ。遂に非常處置をとることゝし、數日間工場に泊り込み、積極的協力に乗り出すことゝした。もはや所長を通じて協力するだけでなく、現場技術者及幹部工員と直接接觸することゝした。T 君は専ら技術的方面を擔當し、私は工員の心掛けの方面を指導することゝした。私は總員を集めてもらい、時局の重

---

<sup>408</sup> 川村宏矣「軍需産業時代の生産技術に関する偶感」『生産技術』第 1 卷 第 1 号、1946 年 9 月、53 頁、より。中島航空金属㈱田無工場は'38 年に操業開始した中島飛行機田無鑄鍛工場が翌年、分社化されたもの。

大性、指導の具體的方法等をよく話して協力を求めた。處が斯ふして膝つき合はして直接話して見れば、誰でも分ることゝて皆が大いに協力を誓つて呉れた。その夜からといふものは、我々が工場を歩けば工員が呼び止めて種々技術的質問や相談を持ちかける様になつた。私は初めてこれによろしいといふ感じを抱き、漸く協力成功の光明を認め得た様な氣がした。一方協力者一同を勵ましつゝ連続泊り込み、數回の協力を續けたのであつたが、此の結果は忽ち成績にも現はれ、一ヶ月後には歩留最低 40%、最高 70%、更に一ヶ月後には平均 70%に上つて來た。この工場がどうしてこんなに協力が難かしかつたかを検討して見よう。即ち次の様な事が言へると思ふ。

- (イ) 譽發動機は世界的優秀性能を有するが、之が爲鑄造部品の構造は其の鑄造の難易を度外視してあり、その【試作品の】まゝ大量生産に移り、然も設計者と鑄物技術者の間に十分な打合せが行はれてゐなかつた。
- (ロ) 本發動機が試作機のまま生産に這入つた爲、其の後の改造が極めて多かつた。
- (ハ) 發動機工場と鑄物工場の技術的連絡が圓滑でない。
- (ニ) 特に検査上の連絡不十分で、發動機工場に持込んだ後、大量の寸法不良が発見された事も度々であつた。
- (ホ) 所長が自ら鑄造技術に自信があり過ぎし爲、他の忠言を容れる雅量に乏しく、部下に對しても高壓的であり、下の意見が用いられない。
- (ヘ) 工場全體に對する躰教育が不十分で、工場内に於ける工員の動作態度が亂暴で、技術上にもその影響が明らかに見えた。
- (ト) 技術に關する指揮命令が上下疎通してゐない。組長の思ふ存分に委し放しである。
- (チ) 三交代を実施せし爲交代回数多く、其の都度工場の静肅を破り、精密な作業を阻害する。特に交代間隙【際】となり「はたき込み」的の仕事をする傾向あり、製品の良否おかまひなしで歸つてゆく。
- (リ) 不良品に對する原因の検討組織が出來てゐない。
- (ヌ) 鑄造成績が工員にまでよく徹底してゐない。

之等の問題を逐次解決して行つたのが、指導班側の努力であり、會社側の協力であつた<sup>409</sup>。

第三は中島の本工場とは打つて變つて親工場より巧くコトを運ばせるのに成功していた傍系疎開工場の例。曰く：

**N 社 Te 工場【東海地方ということは確かであるが不詳】**

此の工場は當時最も困難とされて居た譽發動機筐體部品の製造工場であつたが、此處を訪れた人は異口同音にその作業振りに感歎の聲を放つたものである。建屋としては元來極めて貧弱な丸太造りの平屋を轉用したものであるが、之に甚だ簡単な設備を施して、斯の難かしい鑄物を極めて能率よく、又極めてよい歩留(80~90%)で生産し、其

<sup>409</sup> 川村宏矣「軍需産業時代の生産技術に關する偶感」53~54 頁、より。

の親工場たる T 工場が、成績不良で喘いで【で】居るのを尻目にかけてどんどん生産を擧げてみた。熔解鑪は手製のコークス坩堝鑪ではあるが、熔解中瓦斯の混入を防ぐ様、構造上充分の考慮が拂つてあり、熔けた湯は鑄込前によくテストして、熔解の良否を確認してゐる。

型場はキチンと整理され、鑄込前の型は定規をあてた様に、整然と距離間隔を整へて並べてある。鑄型の乾燥はその型に丁度適合する様に、形及電流量を調整した電熱器を用い、従てその乾燥度はスイッチを入れてゐる時間で一定してゐる。塗型の部分その程度も誰にでも解る様に指示してある。型の組立及鑄造後の分解は之も手製の捲揚把手附の木製移動起重機様のものを用い、型の組立分解による不慮の事故を防止する様考へられてゐる。従業員は大部分は學徒(中學生)で、最長経験者と言つても私の行つた時で、入社後僅に九ヶ月であつた。一組の員數三名で減速筐を一晝夜 30 個を 90% の歩留で造つて行く。昭和十九年十二月東海地方の強震で、此の工場も一たまりもなく倒壊したのであるが、二週間後には立派に舊に恢復して作業を繼續した。實に之は戦時急速疎開工場として模範的のものであると言へようし、又終戦後の簡易工場の例としても大いに参考とならう。此の工場が斯くもよい成績を擧げ得た理由を考へるに次の如きものであらふ。

- (イ) 幹部は親工場より離れてはゐるが、氣分の一致せるもののみが何等の掣肘を受けることなく思ふ存分技術的理想を實現出來たこと。
- (ロ) 工場面積及工員の數少く、幹部の意思がよく總員に徹底したこと。
- (ハ) 作業方法、順序をよく科學的に考慮し、未経験工にも容易に體得出来る様研究したこと。
- (ニ) 施設上少しも贅澤を言はず、有るものを極めて有効に利用した事。例へば瓦斯の無いのは鑄物工場として頗る不便な事ではあるが、之も電熱器の巧妙な利用によつて、これを克服してゐるのみならず、却て歩留の向上を計【図】つてゐる。

然るに終戦直前に於て此の工場も急激に歩留の低下を示した事があつた。その原因は木型の損耗變形にあつた。工場が極めて單純な操業をやつてゐるだけに、一つ根本的な缺點があると忽ち全體に影響を及ぼすが、又それがため注意すればその豫防も容易である<sup>410</sup>。

結局、中島の唯我独尊的設計は生産現場を徒に疲弊させるばかりであり、設計の独走をを食い止め、現場の体力を合理的に練成した深尾のような大將軍的リーダーは不在であつた。もっとも、深尾ほどの人士や中島傍系疎開工場の N 社 Te 工場の如きは極めて例外的な存在であつた。かような状況のため、総じて言えば：

……物量の不足せるわが国において、如何なる兵器、機械、航空機を製造するにも、米英その他の先進国よりも多くの材料を使用した。同じ 1 機の航空機を作るのに英米

<sup>410</sup> 川村宏矣「軍需産業時代の生産技術に関する偶感」51~52 頁、より。

では 5 トンのアルミニウムを使用したというのに、わが国では、5.0~6.0 トンを使用【国産機の方が完成重量は遥かに軽かった】、1 つの発動機を作るのに他国では工作機械 5 台を使用したのに、わが国では 6~6.5 台を使用し、他国では発動機用鋳物その他兵器用部品生産歩留り 92%に対し、わが国では歩留り 10%以下のものも少なくなかった<sup>411</sup>。澁谷はまた：

ほまれ発動機のキャブレター(アルミ製)は、一の宮工場で 400 個鋳型を作り(モールドング・マシーン)、乾燥すると 100 個がこわれて 300 個に湯をつぎ、空気テストをすると 100 個合格、その 100 個を東京の丸子工場に送り機械仕上の上、再び空気テストをすると 7 個だけが合格、他は全部廃却となり、廃品 90 数個は東海道を往復し一の宮工場のスクラップにかえる<sup>412</sup>。

との嘆きを語っている。「一の宮」とは 1934 年に創業した、揖斐川電気工業系の特殊軽合金(株)、一宮工場らしい。ここは大日本紡績の工場を戦時中、転換したものである。なお、同社、稲沢工場が現在の日本軽金属(株)である。「丸子工場」なら元々、三菱の戦車工場でなければならぬが、戦車の製造両数など先細りの極みであったから、かような外注加工の引受けにも走っていたのであろう。

譽の気化器ボディーの生産については川村宏矣も異なった角度から詳しく事例紹介を行い、かつ分析している。曰く：

#### 気化器問題(三百、三つの流行語)

昭和十九年六月七月頃は航空機の生産が、不成績ながらも最高潮に達した頃であつたが、之に要する總ての原料、資材及部品が何一つ餘裕のあるといふものとはなかつた。従つて其の月々の生産は之等必要要素の内何れの一つが不足しても、航空機は之等の最低整備數で決るといふ極めて不安定な生産状況であつた。従て月々といふよりは、日々の之等の出來高を見ては一喜一憂するといふ有様であつた。又其の不足品種も刻々に變化し、實に應接に暇がない。或時譽發動機の気化器が突然足らぬといふ大騒ぎが持ち上つた。気化器會社を調べて見ると、材廢、工廢が極めて多く、或會社では材廢 60%、工廢 30%を出し、工場内は之を見越して準備した素材と、加工中の廢品の山で、立錐の餘地が無い有様であつた。又鑄物會社では歩留 90%以上の極めて良好な成績を擧げてゐる處もあるが、歩留僅に 10%といふ驚くべき不成績の處もあることが解つた。中にも名古屋方面にある T 工場【特殊軽合金(株)一宮工場か?】は、気化器鑄物として最大の工場であつたが、最悪の場合上の様な最低歩留を出したこともあつた。鑄物から最後の仕上り迄の最低歩留を組合はすと、結局綜合歩留僅に 1%といふことに

411 生産技術協会『旧海軍技術資料 第 1 編』(3) 第 5 章、1970 年、258 頁、より。286~287 頁にも類似の記述あり。

412 同上書、292 頁、より。当時、Al 鑄物の鬆を“かなうるし”で充填すれば廢品を蘇らせることが見出されていたが、監督官庁(軍需省?)の技術士官はコトの重要性に対する認識を欠き、許認可を遅らせていたという。この点については生産技術協会『旧海軍技術資料 第 1 編』(4) 第 6 章、224 頁、参照。



なる。当時「三百、三つ」といふ一種の流行語がもちいられたのはこのことである。勿論、こう云ふ事が長く續いた理ではないが、航空機の生産の最も重要なときに、こんなことでは話にならぬ。總局としては早速 S 老人【澁谷隆太郎】を首班とし、K 君に前述の T 君と私が御供して工場調査を行つた。之が實施の最初であつた。

T 工場の作業状況を詳細調査した後、R 君の所見を主體とした種々検討が行はれたが、その主要なる事項は次の通りである。

- (イ) 木型使用後の手入が充分でない。従て次第に型が抜け難くなり、無理をする。斯くして型抜後砂型が變形し、或は崩れる。之を鋺で修正する。すると原型とは甚だ異つた鑄物が出來、寸法不足や偏肉のものが出來る原因となる。
- (ロ) 中具【子?】砂の乾燥が一般に不充分で且つ一様でない。
- (ハ) 作業は數に追はれ勝ちで、叮嚀さに缺ける。
- (ニ) 熔解爐の構造上、溶湯に瓦斯の浸入する憂が多い。
- (ホ) 缺點發生の場所及その原因の探求が不充分である。

當時の工場長は、これ等の提案を率直に取り入れ、大いに改善に努力せしめた【た】め、一ヶ月目には 60~70%、二ヶ月目には 80%以上の歩留を擧げるに至り、爾來氣化器の鑄物で發動機の出來ぬといふ聲は絶無となり、さしも盛なりし「三百、三つ」の汚名も、此處に全く拭ひ去ることが出來た。これも T 君の指導の適切と、工場長の受入の良好と相俟つて好成績を擧げ得た好例の一つであると言へよう。

尚此の氣化器が一時的にもせよ、斯くの如き驚くべき不成績を示した原因としては、次の諸項を忘れてはならない。

- (イ) 本氣化器は從來のものに比し其の構造複雑で鑄物としても極めて困難なものである。
- (ロ) 發動機本体と同様、試作機の儘生産に這入りしたため、其の後の改造箇所續出し、然も關係方面の連絡良好ならず、製造上の齟齬を生ぜしこと少なからざりしこと。
- (ハ) 發註上一時停止の形を取り、次に急激に増産を命じたる爲、鑄造技術に困亂を生ぜしめたること<sup>413</sup>。

ここでも「發動機本体と同様」、試作品をそのまま量産に移そうとするレーシング・エンジン開発まがいの失策が演じられ、それが粗形材供給部門に不当な圧力を及ぼしていた状況が指摘されている。中島飛行機武蔵製作所発行の譽の取説に氣化器に関する章や節が皆目見当たらない異常さについては第Ⅱ部冒頭で言及しておいた通りであるが、仮にもその理由がマトモな記述を不可能にさせる程に頻々たる設変にあつたとすれば、滑稽を通り越して怖ろしい実態とせざるを得ない。

澁谷はまた粗形材が送られる次工程、機械加工に係わる問題を譽の鋼製クランク室粗形材を引合に出して次のように述べている。

---

<sup>413</sup> 川村「軍需産業時代の生産技術に関する偶感」47~48頁、より。

ほまれの減速車室の鋳物廃品が何百とでき、機械がまとまらず困ったことがある。

ほまれのスチールクランク室の製造個数は 600~700 基分位ほしい処、毎月 200~300 基分のスチールケースのしきり板が廃品となる。担当技師の云いわけはしきり板削りの立【堅】旋盤不足なりとのことであつたから、【そのメーカーである】荏原製作所より立旋盤 15 台を獲得して与えたる所廃品は山の如く増加するが製品は減少するとも増加せず<sup>414</sup>。

これらは生産技術を知らぬ設計者による生産性劣悪な設計と低下した機械加工技術、技術の根底を知らぬ監督官の強引な措置との総決算に他ならない。

そこでは：

…なる程堅旋盤は工場内所狭きまでに装備してあるが、工作方法、特に品物の取付方法が不合理な為に廃品が続出すると云うので切削速力をうんと落して使用して居るが而も仕損数が六割以上に達し、工場の隅に廃品が山積してある。こんな使用法では工作機械を増備しても製造個数は増加しない。

澁谷はこの惨状に対して有効な打開策を指示し、成功を収めた。即ち：

そこで切削作業に堪能な技術者、工作機械製造の権威者能率協会の能率技師に依頼して精密なる工程分析を行い、それに基く治工具工作法の改善を行わしめた所、切削速力も倍化し、誤作数は激減し、各行程の流れにも手持【待】なく順調になった為、月産 250 が 600 に増加し、寧ろ打物の供給が遅れて、機械に手待ちを生ずる有様となつた<sup>415</sup>。

しかし、この国の生産現場には到る所にかような混乱が生じており、適切な打開策が講じられた例はその一部に過ぎなかつた。

譽の製造が弁揺腕<sup>ロッカーアーム</sup>の不足によって激減する事故が発生し、対策の奏効により終息せしめられたことがあつた。川村曰く：

我國の特殊鋼界にその人ありと知られた N 社の社長は博學であり且技能が勝れて居るだけになかなか自信力の強い人であつた。曾て私が S 老人の御供をして工場視察に行つた際、同社 K 分工場の小物鍛造部品を造つてゐる處を案内された時、これこそ本社の最も得意とする處で、若し之に不良品が出る様なことがあれば首を差上げますと言つたものだつた。其の後間もなく當時の最重點發動機譽製造工場に於ける辨揺挺が、磁気探傷検査で、廃品率 70%以上に達し、發動機の生産は之が爲到底要求量に達しないと云ふ大問題が起きた。調査の結果、其の製品は數社のものが混つてはゐたが、此の N 社 K 分工場製品中にも不良品が少からずあつたので、此の間の約束通り首をもらつて来いと云ふ笑ひ話があつた。早速數名の鍛造班員を派遣して社内検査済の製品中より、任意に 20 個を選び出し、先づ外貌検査及鑪検査をやつた處が外貌検査で合格と見做し得るもの僅に 4 個、鑪で傷の除き得たもの 10 個、残り 6 個はどうしても合格さ

<sup>414</sup> 『旧海軍技術資料 第 1 編』(3) 第 5 章, 293 頁, より。

<sup>415</sup> 生産技術協会『旧海軍技術資料 第 1 編』(4) 第 6 章, 1970 年, 27 頁, より。

せることは出来ぬといふ結果を得た。其の時社長は不在であつたが私はこの結果の詳細と、之が改善に對する緊急對策案とを社長宛に書き残して引上げた。無邪気なる若い班員達が社長に首が戴けるかと云つたので、これには流石に社長も一言なく吾々の意見も充分容れ迅速に對策を實施されたので、其の後之等の事故は殆ど發生しなくなつた。

次に本事故の原因並對策を記して参考にしたいと思ふ。

- (イ) 型鍛造工程中最終型の一つ前の工程に於て、張りの出方が不均一で、之をその儘最終型に打ち込むと皺を生じ、時には深い傷となることがある。之には各工程毎に嚴密に肉の動きを調査し、型の修正を充分行つてから生産に移【る】必要がある。最終型打込以後のものを小數調査した丈では、大量生産に移つて本件の如き問題を起すことがあり得る。
- (ロ) 荒地の時に既に傷を發生してゐるものもあるので、荒地の疵取を充分行ふと共に、その型を疵取りに便利な形とすること(成るべく平面を多くすること)も肝要である。
- (ハ) 終末検査が粗漏で疵を見逃してゐるものも多い。之には充分の経験者が、適當な採光の下に嚴密に検査し、軽度のものには疵取りを行ひ、出荷することが必要である。磁気探傷検査を之に適用すれば更に理想的である。

本件はその原因が大した深い技術的問題にあるのではなく、自己工場の技術に過度の信頼を置くことなく、やるべき工程順序を踏み、必要な検査を怠らないに止るのである。N社としては此の事故を起した責任は重大であるが、その對策を迅速果敢に實行されたことは、又同社長の優れたる手腕に依る處であらう<sup>416</sup>。

ここでは工程技術上のミスが取沙汰されている。しかし、かような場合においてさえ、少量生産と大量生産とでは注意の置き所が異なるということ、「その型を疵取りに便利な形とする(成るべく平面を多くする)」ための大前提をなすのがその設計形状であるということについての示唆を読み落すことは許されない。

譽ならぬ榮の弁揺腕(無論、同じような設計であつた筈)が材料不良で供給途絶し、大問題となつたこともあつた。このトラブルの発端はある鍛造工場に對して月額 36,000 個の鍛造を発注していたにも拘わらず、役付工具の応召により型鍛造工程がストップし、実績 12,000 個しか打てなかつたことにあつた。爾後、発注先、発注量を増して所要量以上を確保する策が講じられたものの、今度は鍛造不良が著増し、機械加工に掛けるやキレツが現れて即廃品という例が続出した。この例は生産技術を考慮に入れた設計が為されていなかったが故の事故とまでは言えぬが、中島における設計思想と高い下請外注依存度の一帰結ではあつたようである<sup>417</sup>。

<sup>416</sup> 川村「軍需産業時代の生産技術に關する偶感」49頁、より。

<sup>417</sup> 『旧海軍技術資料 第1編』(4)第6章、183、220~222頁、参照。

## 2. 気筒頭の冷却フィン成形法

気筒頭の冷却フィン成形法において中島と三菱が全く別の行き方を選択したのは良く知られた事実である。些か冗長になるかも知れぬが、これを先ず中島側から見て行こう。

中島でも榮の気筒頭までは砂型鑄造で成形されていたが、高負荷化した譽では油砂による砂型鑄造気筒頭では放熱量不足で持たなくなり、フィンのピッチを詰め深さを増すため、著しく生産性の悪い鑄込みフィンへの技術シフトが実施された。鑄込みフィンは元々、N.A.C.A.で開発された技術である。中川良一に拠れば、出来上がった製品は満足すべきものであったが、中島の田無工場、中島の下請としてこれに当たった正田飛行機では余りの高熱重筋労働のため生産現場が音を上げてしまった<sup>418</sup>。

川村の既述もこれと符合している。曰く：

一方、正田飛行機及び中島田無工場に於ては昭和十四、五年(1939~1940)頃より植込鰭気筒冠の研究を進めていたが、鰭の形状に対しては或程度まで要求通りのものが出来る利点がある。実際鰭の厚さ 0.8mm, 間隔 2mm, 深さ 48mm のものまでが出来、その冷却効果は砂型鑄物に比し約六倍の向上を示した。前記ブルノー式と併行し両社に於て生産に這入ったが、生産能率の点では却って砂型に遥かに及ばず、昭和十九年(1944)頃には、田無工場の該上場は再び砂型鑄物へと復帰した<sup>419</sup>。

そこで以前から一部で試みられていたブルノー法への再転換が実施される。Bruneau Kokille(金型)法とは Bruneau Feres(ブルノー兄弟)社によって開発された金型減圧鑄造法の一つである。先ず、これを当時のドイツから発せられた報告により説明しておこう<sup>420</sup>。

1941年当時、ドイツでも気筒頭成形法として砂型鑄造が一般的であった。フランスではグノーム・ローンが金型を用いた圧力鑄造を採用していたらしい。これに対して、パリのブルノー兄弟社では逆に減圧ダイキャスト法を開発した。その要点を列挙すれば：

---

<sup>418</sup> 松山 端「気筒冠冷却鰭鑄着に依る鑄造法」中島飛行機(株)『中島研究報告』第6巻 第3号(1941年10月), は鑄込みフィンに係わる初期の、砂型を用いてY合金を30×60×150mmの羊羹型に鑄造する際、ジュラルミンないしAlの板をフィン状に並べて鑄込んだ実験の報告である。1941年3月6日受理, とある。ジュラルミンの方が基地組織との融着が良かったという。気筒頭でもやってみようであるが、その成果に関しては伏せられている他、金型の利用については今後の課題とされている。

鑄込みフィンに係わる凡その経過については『中島飛行機エンジン史』130~133頁, 参照。空冷気筒の放熱量に関する戸田康明の物理学的研究についてはそこでも言及されているが、戸田自身の研究の概要は『中島研究報告』をひっくり返さずとも、彼の戦後論文、「發動機の気筒温度とその傳熱過程」『機械の研究』第1巻 第3号(1949年), 「發動機の空気冷却と気筒温度」『機械の研究』第3巻 第1号(1951年), 「内燃機関からロケットへ」『日本機械学会誌』第85巻 第769号(1982年), からその概要を知ることが出来る。後者における譽についての紹介事例は  $t \div p = 2.5$  /  $p = 5.0$  の鑄造フィンと  $t = 1$  /  $p = 3$ ,  $t = 1$  /  $p = 2.2$ ,  $t = 1$  /  $p = 4.4$  という3種の植込フィンとの比較になっている。

<sup>419</sup> 川村宏矣「金属材料」『航空技術の全貌』(下) 401~402頁, より。

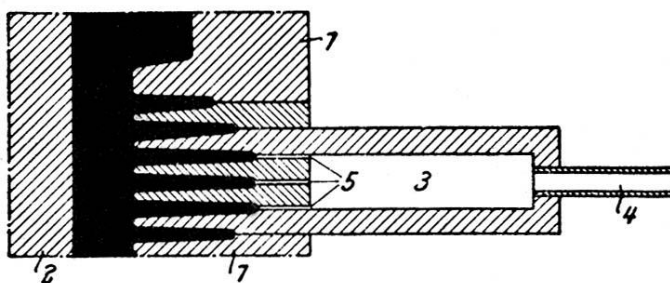
<sup>420</sup> P., Köttschke, Werkstoffe und Bauteilgestaltung der Beuteflugmotoren. *Luftwissen*, Bd.8, Nr.3, 1941/野尻史朗訳「鹵獲發動機の部品形状並に材質に就て」『内燃機関邦譯文献集』第10巻 第1号, 1942年, 参照。

何枚もの耐熱合金(Cr : 5%, W : 3~5%)製の薄い平面金型を積層して使用.

- ・それらは2枚が対をなし, それぞれにフィンの裏表形状が彫り込まれている.
- ・それらを成品の形状に合わせて積層, 密着させる.
- ・金型群は回転台上に保持され, 下から多くのガスバーナで加熱される.
- ・それらの中には空気抜きポンプに連通する減圧室を持つ要素が挟み込まれている.
- ・減圧室の空気を排出しつつ鑄込みを行えば金型の端まで湯が回る.

というモノであった. この方法は当時, ドイツにも波及しつつあり, 将来的に砂型法を駆逐すると目されていた.

### 図III-VI-1 Bruneau Kokille 法の概念

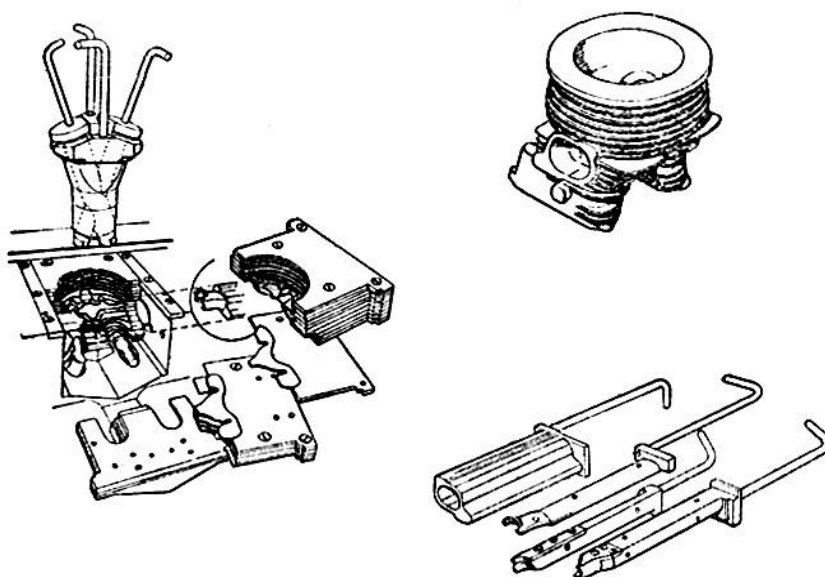


第 18 圖 冷却鰭部鑄込用の吸引式金型断面.

1. 金型 2. 心型(中心) 3. 減圧室  
4. 低気圧への放出孔 5. 空気抜通路

P., Kötzsckhe/野尻史朗訳「鹵獲發動機の部品形状並に材質に就て」第 18 図.

### 図III-VI-2 ブルノー法のより具体的な工程説明図



富塚 清編『航空發動機』432頁，第9・1図，より。

我国との関係はと言えば，この技術は元々，本邦“<sup>ジュラルミン</sup>軽銀”製造のパイオニアでもある住友合資会社伸銅所を前身とする住友金属工業が導入しており，譽絡みの一件はこれを主として海軍の指示によって他社に譲渡させた技術移転の事例ということになる。

川村曰く：

昭和十三年住友金属から五十嵐【勇】博士を中心に数名の職員を仏国ブルノー兄弟鑄造所に派遣し，金型式気筒冠鑄造方式技術を修得せしめた。帰朝後之を大阪伸銅所に於て実施せんとしたが，金型の製作に数ヶ月を要し，その完成后鑄込を実施して見たが鱗が思う様にうまく出ない。それでも種々苦心の結果，昭和十六年(1941)頃には漸く軌道に乗り初め，中島系発動機<sup>マフ</sup>のものを生産し初めた。出来たものは砂型鑄物のものに比し重量も軽く，冷却効果も良好であつたが，一台の機械による生産量は期待した程でもなく，機械的ではあるが多量生産的とはいひ難く，其の結果機械台数を予想以上に増加する必要があつた<sup>421</sup>。

ということは，榮他の中島発動機の少なくとも一部には既にブルノー法で成形された気筒頭が用いられていたワケである。

また，この技術移転に関して澁谷隆太郎曰く：

此の最も良い例としては，住友金属の「ブルノー」金型気筒冠の製造述を中島，正田，三菱の3社に移さんとした場合である。時は昭和18年1月頃であつたが元来本技術は住友金属として昭和13年に仏国「ブルノー」会社に於て修得したものであるが，之を日本の発動機に適用し実際生産を可能にする迄には更に相当の苦心研究を要した<sup>マフ</sup>ものなるをは事実である。当時海軍航空本部としても必ずしもその容易ならざることを充分認めて居たので先づ関係会社幹部職員を水交社に会し，海航本より関係部課長及主務者相会し今後発動機の性能上の要望と之に対応する気筒冠の形状に就き説明し，各社共同研究の形式を以て新型高性能気筒冠の製造技術を確立することとし空技廠が此の指導に当ることとなった。

其後住友金属に於ては3耗節高鱗気筒冠を「ブルノー」型にて製造することに成功しその技術<sup>マフ</sup>を無償官の指示する何れの会社にも移譲すべき申出をして来た。時恰も譽発動機の増産を要する時であり且つ又，その要望数を満すには到底住友1社にては足りない実状にあつたので，当時の主務官応【岸】たる軍需省，航空兵器総局に於てはその研究の成果と技術提供に関する美挙に対し長官表彰を行うと共に中島，正田，2社に対し速にその技術の移譲をなさしめた。一方金型の生産に関しても関係各方面の共同作業を実行し本発動機の膨大なる要求に対処せんとか【力】めたが遺憾ながらその充分

<sup>421</sup> 川村宏矣「金属材料」『航空技術の全貌』(下)401頁，同「9機械材料」『日本機械工業五十年』454頁，参照。

進展せざる内終戦となってしまった<sup>422</sup>。

生産性の低さと関連技術の普及不如意はこの技術の難易度が応分高かったからではあるが、単にそれだけが原因なのではなかった。生産性に関して言えば、ブルノー法の代表的一生産現場の規律も弛緩し切っていた。川村宏矣は次のような事例を紹介している。

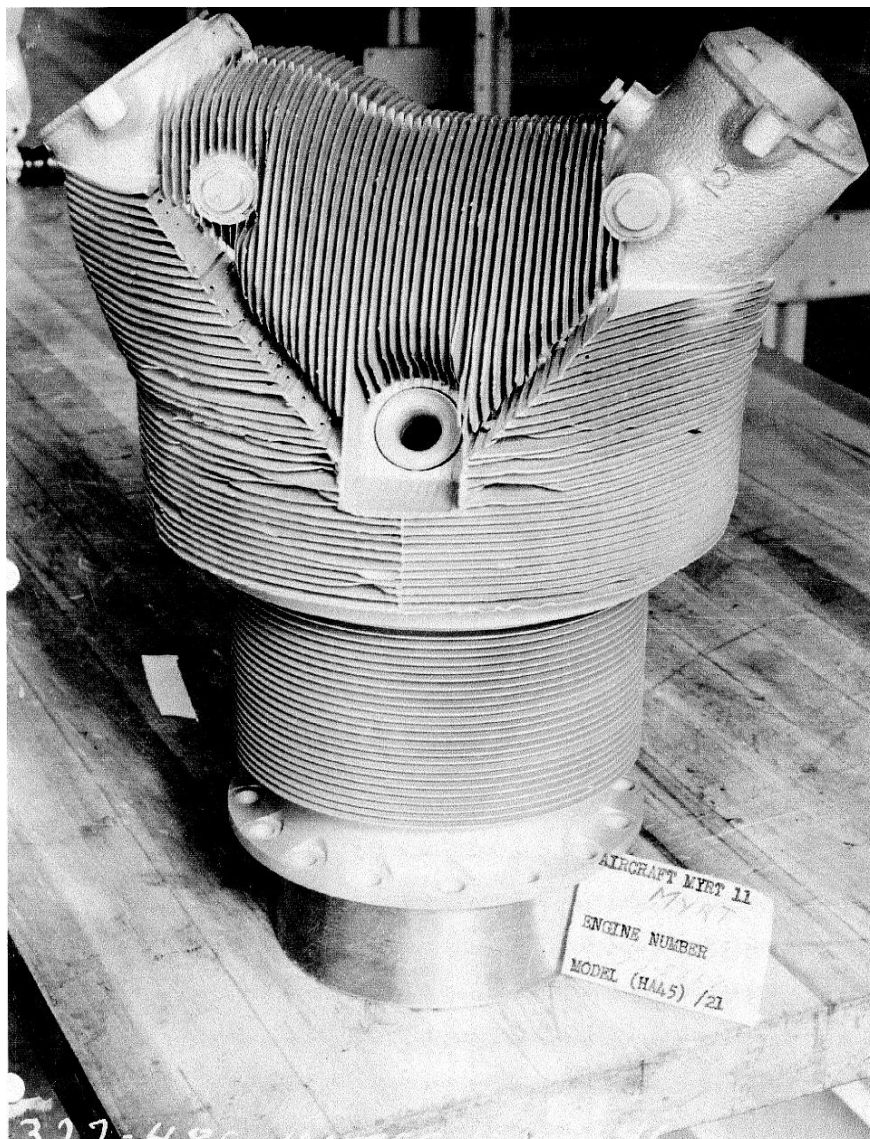
之は名古屋郊外にある或る工場【状況的に住友金属工業[→住友軽金属工業]名古屋軽金属製造所】の場合である。製品の主體はブルノー式金型氣笛冠である。數回の技術向上協力をしてもなかなか思ふ様に成績が擧がらないのみか、寧ろ回の進むに従つて却て悪くなる傾向さえも生じて來た。或時は新造の型を使ひ始めて二カ月も歩留 10%以上に上らないにも拘らず何等の修正も加へることなく、工場長も所長も工員から良く行つてみますとの報告をそのまま信頼して過ごし、大きな生産減を來したこともあり、又或時は熔解工場で Si の分析を怠つた爲に、大量の分析不良を出したこともある。又作業には少しも節度が立つて居ない。標準作業法の設定を幾回注意してもやらうとはしない。コークス瓦斯發生釜はあつても、其の配管法を市内瓦斯の要領でやつた爲タールがつまつて瓦斯の出が極めて悪く、型の嘔度は上らず、湯の保嘔釜も充分加熱されないから、湯の嘔度が落ちて湯回り不良が出る。此の配管を修正するにも相當の時間を要し、此の間の生産低下が莫大なものである。又中具【中子】の變形による寸法不良を防ぐ爲ジグの考案使用を提示したが、之を實行しない。折角出來た製品の運搬が又極めて亂暴で齧折れを生じ、唯でも悪い歩留を全くの不注意から更に悪化してゐる。作業中の工員の態度も極めて悪く、煙草も吸へば勝手に腰もかける。夜間は暗い處に踞くまつて仕事をしない者或は焚火して談笑してゐるものもある。こんな事で生産のうまくゆく筈がない。而も製品は當時最もやかましかつた譽及榮發動機用のものである。事甚だ重大と見られたので、所長は勿論社長、更に本社最高幹部に對し數回の忠言がなされ、之が改善のために姉妹工場全體の能力を以て、技術、資材、人材、施設上の協力援助すべき旨申入れられた。之とても幾分實行は見たが、思ふ様に進捗しない。早くも二十年五月となり、戦局窮迫を告ぐるも本工場の成績は依然向上を認められない。遂に工場責任者の責を問はれ其の他の人事的大刷新を強行するの已むなきに至つた次第である。其の後漸く向上の跡を示したかと思はれる頃終戦となつてしまつた。私達も數回泊り入【込】み、大いに協力したが遂に其の効果を充分擧げ得ず、誠に申譯なく思つてゐる。本工場の斯くの如き結果となつた主原因を要約すれば次の如く言へるであらう。

- (イ) 新轉用工場に對する事前の研究準備の不充分なりし事。
- (ロ) 其の實施に當り、母工場の支援充分ならざりし事。
- (ハ) 幹部技術者の數及質に於て甚だ不足せし事。
- (ニ) 最高幹部が工場經營に對し經驗少く、然も之を補佐すべき部下を有せず、又一般部下の信頼少かりし事。

<sup>422</sup> 生産技術協会『旧海軍技術資料 第1編』(1)第1—第3章, 1970年, 259~260頁, より。

- (ホ) 基幹工員少く、之に對し無經驗の學徒の比率大なりしのみならず、其の出入り變動多く技術の訓練習熟の暇なかりし事.
- (へ) 事情困難なりしも、勞務管理、躰教育極めて不徹底なりし事.
- (ト) 幹部技術者が Talk too much, do too little なりし事<sup>423</sup>.

図Ⅲ-VI-3 ブルノー法によって製造された気筒頭を持つ譽 21 型の気筒



『アメリカ陸軍調査資料・彩雲 11 型』より.

吸排気弁の挟み角、頂部フィンの展開状況に注目しつつ、前掲、金星 62 型の気筒と対照されたい.

この資料にはタイトルが無い。ただ、その来歴として: The information contained in this manual was collected and compiled at Middletown Air Technical Service Comand by Intelligence Division(T2) Air Materiel Comand, Wright Field, Dayton, Ohio. と記されている.

<sup>423</sup> 川村宏矣「軍需産業時代の生産技術に関する偶感」50~51 頁、より.



正しくこれが“大東亜決戦機”に装備される発動機の最も重要な部品を造っていた工場の内実であった。中島も出鱈目なら部品工場も同じ……かように低劣な生産技術の体系が我国の交戦力の相当部分をを支えていた。しかし、低い歩留率の中から得られた良品を以って漸く組み上げられた譽もカタログ性能一辺倒の基本設計の無理が祟り、筒温過昇や巡航中の過冷、気筒胴の“段減り”、オイル上り・下り、気化器の不調、燃焼不良、軸受焼損、点火系絶縁不良、油漏れ等、満身創痍的状况に陥り、極めて稼働率の低い発動機と成り果てた事実は今や周知の通りである<sup>424</sup>。

---

<sup>424</sup> その究極的原因は発動機本体も補機類も小さく詰込み、高回転・高出力化を進め過ぎたことに求められる。補機類の矮小化について付言すれば、譽の点火系統は非常に特異で、高圧磁石発電機は発電子を 2 個持つ極めて小振りの双極型のモノが後蓋右上部に 1 個しかなく、その 2 次(高圧)コイルからは一方配電器、他方アースという通常の回路ではなく、2 つの配電器への回路が構成されていた。しかも、2 つが串刺しになった配電器は前方、減速機室上部に鎮座せしめられており、クランク軸からプロペラ調速機駆動用を兼ねる副軸によって回転せしめられた(こんな仕掛けで果して正確なタイミングが得られたのであろうか?)。

この小細工に依り、配電器から点火栓への高圧コードが若干、スッキリさせられた反面、新たに高圧マグネトーと配電器とを結ぶ長い 2 本の高圧コードが必要となり、矮小な磁石発電機本体と共にその絶縁不良やそこからのコロナ放電が却って悩みの種となった。

双極型高圧磁石発電機については横河電機製作所技師、松井憲紀『電気点火』有象堂出版部、1943 年、354~359 頁、参照。高圧マグネトーを 1 個装備するという点ではドイツやイギリスの一部の発動機だけでなく R-2800 *Double Wasp* も同じであったが、信頼性の点において譽に採用されたそれとは雲泥の差があったとせざるを得ない。cf. White, *R-2800 Pratt & Whitney's Dependable Masterpiece*. pp.27, 72~80, 212~215.

空技廠開発の双発陸上爆撃機“銀河”と中島の艦上偵察機“彩雲”に装備された譽の不出来振り、その低い信頼性については元・空技廠飛行機部部員、奥平祿郎の「戦時中の航空機の整備取扱の状況について」(『日本航空学術史(1910-1945)』368~384 頁)において余す所無く指摘……ほとんど糾弾されている。

また、代表的な譽装備機である陸軍 4 式戦闘機“疾風”については、コーヘン/大内兵衛訳『戦時戦後の日本経済』上巻、328 頁に「パイロットの日記によれば」として 44 年 11 月、フィリピン、ルソン島西部のリングエン湾に空輸されたキ-84 総勢 80 機の内、発動機、燃料系統、脚の故障に見舞われることなく現地に到着したのは僅か 14 機であったと記されている。故障の内訳は残念ながら不明である。

なお、譽装備機“紫電改”の実態については「神話」となった第 343 海軍航空隊＝“剣”隊の始末記が参考になる。1945 年 4 月 21 日、整備部隊が手塩にかけた譽 21 型を装備する“紫電改”23 機は B29 迎撃に際し、何とか 8500~9000m の高度を保って索敵していたが、敵機は意に反して特攻機出撃拠点に対する戦術爆撃を企図して中高度で進攻して来たため高度を下げて迎撃した。しかし、実質的には大した戦果は挙げられなかった上、この時には高高度哨戒に因り発動機が大きなダメージを受けたと見え、実に 7 機もの“紫電改”が不時着を余儀無くされている。5 月 28 日、P-47 に弄ばれ、8000m まで上昇させられた“紫電改”の譽は忽ちにして停止してしまった。

奥平の回想にも出撃時に始動不能といった事態と共に高空での不調が持病であった旨、記されているが、基本設計上の無理に因る冷却・潤滑性能、点火系の本質的欠陥のため、現に完調で飛び立った筈の譽でも高空性能に関する実力はこの程度であったという判断になる。ヘンリー境田・高木晃治『源田の剣』(ネコ・パブリッシング、2003 年)、274、365 頁、参照。

もつとも、生産者における意識の低劣さは何も中島並びにその関連企業だけのことではなかった。ほとんど日本中が似たような有様であった。澁谷は戦時下の日本において、如何に無駄なモノが欲得ずくで粗製乱造されていたかについて工作機械と自動車部品とを例に、次のように語っている。

#### 6.3.5 (【旧艦政本部々員による】陳述)

群小の工作機械会社続出し、不急不要の工作機械を濫作し、資材と労力の乱費をした。これ等の会社は早く加工会社に転業せしめればよかつた。

#### 6.3.5 (批判)

上記所見は見た儘感じた儘を述べたものらしいが、工作機械丈でなく物が不足だと云えば、必ずこんな現象が現れたものである。例えば自動車の部品が不足だと云えば、どんな部品が一番不足で、一番必要なのか、そんなことは少しも吟味することなく、部品とさえ云えばどんなものでも高価で売れるから、業者は容易に造れるもの許り造つて、高価で売つて、ぼろい儲けをするが、そんな部品は少しも必要でないから自動車の修理に役立たず、資材と労力の乱費に依り市場を騒がせて居る丈である。工作機械も同様不足の声に踊らされどんなものでも高価で売れるから、作り易い粗成品を闇の資材でどんどん作り闇から闇へと廻り行くのであるが、生産能力の足しには少しもならず、資材と労力とを失うのみである。こんな不真面目な業者を加工工場に転業せしむることは全ての人が闇のものを買わない様にならねば云うべくして行なわれなかつたのであろう<sup>425</sup>。

このモラルもモラルも無い挙動、常日頃からアメリカ人の個人主義を批判して来た日本人たちによって“挙国一致”の掛け声の下で露わにされた私利私欲剥き出しの醜悪極まる滅公奉私ぶりは「日本再生」の名の下にバラ撒かれる公共投資に期待を寄せる人々のそれを連想させずには措かない。そう言えば、戦争も一つの巨大“公共事業”ではあった。この種の実に日本的にして唯我独善的な振舞いは戦時下、軍需生産の最も枢要な現場において「ボルト飢饉」にまつわる悲喜劇として繰返し演じられたのであるが、この件についてはまた別の脈絡で言及することとしたい。

他方、三菱はかような悪風にも自墮落にも染まらず、既述の通り油砂による鑄造に踏み止まって圧倒的成功を収めた。勿論、その製品の最終形態たる発動機も良く期待に応えた。“横着設計”のせいで吸排気弁の挟み角が小さければ燃焼室を理想的な半球状にまとめることが出来ず燃焼面で多少の不利を託つ理屈ではあるが、多少の不利があったとしても頂部に展開されるべきフィンの数や深さ自体が制限されていたから、頂部フィンの成形はヨリ容易となってお釣りが来る。実際、前掲金星 62 型の気筒頭と上の響 21 型のそれとを比べれば後の方が全体として遥かに“毛深い”印象を与えている。しかも、過度に追込んだ設計をしていないから金星系発動機は多少、お頭が薄くても充分、使用に耐えられた。

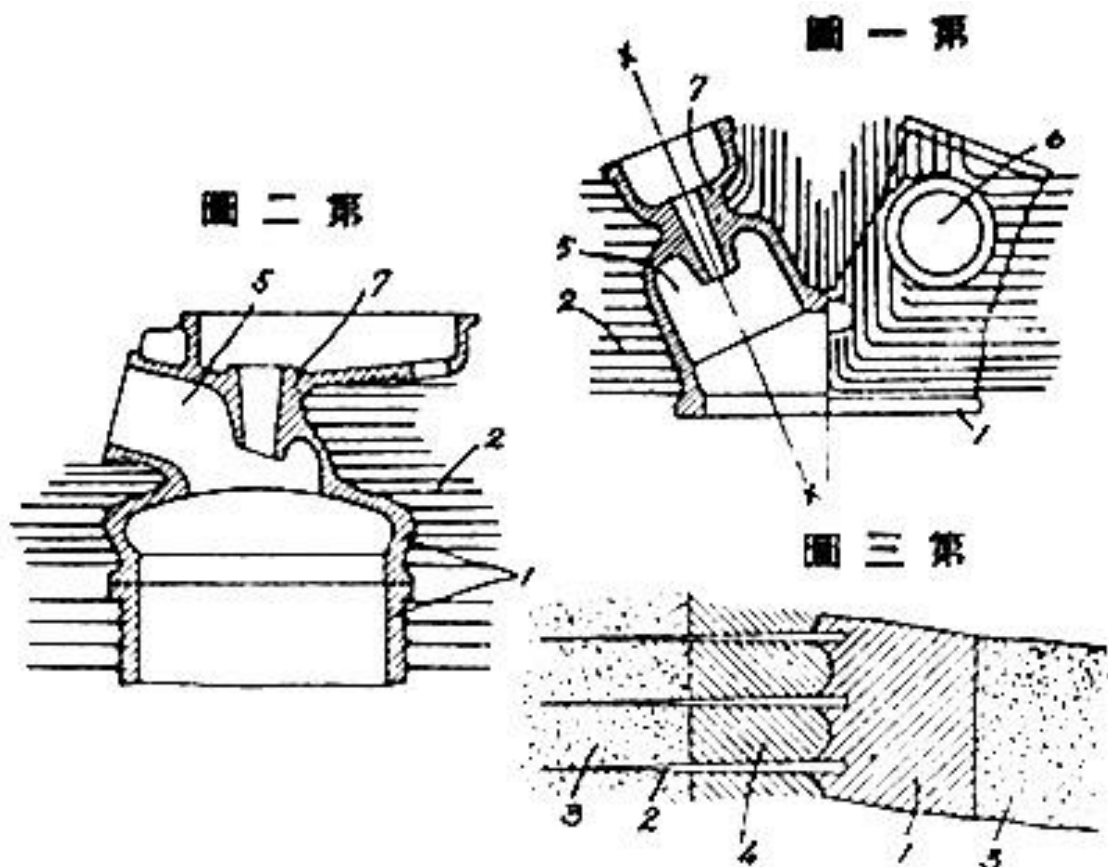
<sup>425</sup> 生産技術協会『旧海軍技術資料 第1編』(4)第6章、1970年、330頁、より。不要な自動車部品の濫造については同書、49、149頁にも告発の言葉が見える。

これを合理的選択と評さずして何と形容し得ようか？

もっとも、最末期には流石の三菱でさえ鋳込フィンを試みざるを得なくなっている。これは A20 のところでも明らかにされた通り、発動機の高負荷化に伴って気筒頭冷却に支障が来されつつあったという基本的趨勢からも、高高度飛行における気筒冷却性の確保という喫緊の要請からも不可避となる取組みであった。しかし、遺憾ながら時既に遅く、三菱の鋳込みフィンが試作程度に終わり、その生産性の程も不明のままであった<sup>426</sup>。

なお、『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』679~680 頁には名古屋市西区上名古屋町七番地の小島 昇に対する「昭和十四年 實用新案出願公告第 11444 號」“空冷航空發動機用鑄造「アルミニウム」製氣筒頭” 1937 年 2 月 3 日出願，1939 年 7 月 27 日公告，なる項目が掲げられている。

図Ⅲ-VI-4 小島 昇の鋳込みフィン鑄造法



『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』680 頁，より。

<sup>426</sup> 稲生光吉「在名古屋六年半の思い出」『往事茫茫』第一卷，452，453 頁，岡田俊一「思い出のこと」同，第三卷，35 頁，参照。

その内容は将に Al 板製のフィンを鑄込む鑄込みフィンの鑄造法になっている。鑄造方案は予め所定の平面及び断面形状に成形されたフィン材(2)を砂型(左側の 3)に全幅の半分ほど「埋置」し、突出部相互の隙間に冷し金(4)を嵌め込んだ後、中子(右側の 3)をセットして注湯するという段取りであった。フィン材の「埋置」は“おいてこい”式の分離模型を用意すれば比較的楽に実行出来よう。冷し金に依ってフィン材の根元部分の溶失を防ぐことにより、「初メテ良好ナル結果ヲ得ラルルモノナリ」とあるから、これがキー・テクノロジーというワケである。勿論、冷し金の表面には適当な離型剤の塗布が必要であろう。

小島は図のような排気孔周りの曲ったフィンの成形は従来の鑄造法では不可能であり(これは言い過ぎ!)、この鑄込み方に依れば削り出しのような工数をかけず、容易に高い歩留りでフィンの密植された気筒頭を成形することが出来る、とも述べている。

記載されている住所(名古屋城の直ぐ北)からすれば、小島が名發の関係者であったような気がしてならない。“圖”に示される気筒頭構造は架空のものであり、吸排気弁挟み角も 40°しかないが、小島の実用新案は金星ファミリーの気筒頭整形に係わるフィン鑄込み法の初期の試行事例を表現していると推測したくなる。但し、仮令、そうであったとしても、それがどの程度実行され、如何なる評価を下されたのかについては歴史が語っている。最大限想像の羽根を伸ばし得るのは三菱における研究着手は意外に早かったにも拘わらず、育ちは良くなかった、ということである。金星 62 型の気筒頭(図Ⅲ・V-139)を見るに、小島が描いた程度のフィンなら実は砂型鑄造でも成形され得るようになっていた。問題はあくまでもそこから先に進めることが出来なかったという点にある。

かような推定的脈絡をも踏まえれば、気筒頭鑄造法を巡る三菱の一連の企業行動が最適であったか否かについては疑問の余地無しとはしない。しかし、その頑張りの良い意味での頑固振りは国家の差し迫った必要に應えるという意味においては比較を超えて正しい選択であった。川村は名發=大幸工場から分れた疎開工場の一つ、岩塚工場(43 年:旧・日本毛織岩塚工場)における生産の状況について次のように回想している。

#### M 社 I 工場【三菱岩塚工場】

此處は金星系空冷發動機用砂型氣筒冠の専門工場である。先づ建物であるが匏一つあてない粗木造りで、その中に砂場から荒削迄の工程を流れ作業式に設備してある。各工程の分割並配列方式も極めてよく出来ているし、荒削機械も普通の旋盤でなく特に考案された専門機械で極めて能率的である。この一連の流れで一日の生産高 600 箇である。これを四連備えてゐるので、發動機の形式は違ふが同じ砂型氣筒冠をやつてゐる N 社 T 工場に比し、工員一人當りの生産量及歩留は遙に勝つてゐる。之を又最も機械化された S 社 N 工場【住金名古屋軽金属製造所】のブルノー式金型氣筒冠鑄物に比すれば全く其の設備費及能率の點で比較にならぬ。之等のことを N 社 Te 工場と考へ合はすとき「最も機械化された非科學的工場」と「最も非機械的な科學的工場」といふことを考へねばならなくなる。勿論理論上「最も機械化された科學的工場」が理想であるかも知れないが、戦時に於ける急設或は疎開工場としても、又今後の我國の平和産

業に於ても、諸物資の缺乏せる状態に於ては、假令多少非機械的なりとも高度に科学的に管理された工場でなくてはならぬと思ふ。今後平和産業の技術的指導が行はるゝとすれば、其の重點は凡そ此の邊の處に置くべきではなからうか<sup>427</sup>。

何処を取っても誠に重いコメントばかりであり、三菱深尾流の生産哲学が固有の相対的優位性を發揮していた情景が偲ばれる。中空弁の場合にもそうであったが、深尾的に鍊成された生産技術は高い数値実績とそれに見合う高い外部評価を得ていたという事実を、三菱関係者にとっては恐らく周知のことではあろうが、ここに改めて強調しておきたい<sup>428</sup>。

もっとも、金星 40 型開発各論において引いた岡田俊一の伝える挿話に見られる如く(人事の内情については何も触れられていなかったが)、危急時、さしもの三菱名發においてさえ常に全てが科学的、合理的に差配されてはいなかった、換言すれば、さしもの深尾の眼も大組織となった名發の全体隅々にまで常に及んでいたワケではなかったという事実は現に存在している。

気筒頭の生産拠点を相対評価した川村の文章中にブルノー法による気筒頭鑄造技術に関する住金からの技術譲渡先であった筈の中島飛行機(中島航空金属)と正田飛行機についての言及が皆目見られないことや、先に見た澁谷の歯切れの悪いまとめ方から、結局、この両社に依る同法の実質的生産力化は果されず仕舞いに終わったと見て良からう。無論、この点について饒舌家に転じてからの中川は何も語っていない<sup>429</sup>。

### 3. 気筒胴加工法

---

<sup>427</sup> 川村宏矣「軍需産業時代の生産技術に関する偶感」52 頁、より。引用に際し不要な「(後述)」、「(既述)」という言葉はカットした。『日本機械工業五十年』454 頁や『航空技術の全貌』(下)、402 頁にも川村による同様の、但し、やや抑えた記述が見られる。

<sup>428</sup> なお、引用中に見られる「今後の我國の平和産業に於ても」云々について付言しておけば、生産技術協会は日本海軍において小修理や航海中の応急処置のガイドブックとして用いられていた「艦内工作教範」を商船乗組員ならびに航行中の艦艇と同様、資材・機械の慢性的不足の中での生産活動を余儀無くされている「陸上一般中小企業」人のための参考書として 1952 年、『船内工作法(中小企業工作法参考)』の名の下に刊行している。この事実からは川村の復興期における生産点のあり方論と共鳴するような思考は生産技術協会に集った人々全体が志向するところとも軌を一にしていたと考えられる。

因みに、ここで船内工作などと軽んずること勿れ、軍艦々内の工作科には応急修理のため、木工用では帯鋸盤、丸鋸盤、旋盤、鉋盤、鍛冶仕事のためには溶解炉、銅鉛溶解炉、鍛冶炉とそれらに付帯の電動送風機、更に金属加工では八呎旋盤、六呎旋盤、フライス盤、ラジアル・ボール盤、ボール盤、グラインダ、ユニバーサル・グラインダ、形削盤といった設備が備えられていた。工作科は動揺と振動の中、これらの設備を駆使して木型製作、鑄型製作、各種金属の溶解と鑄込み・鑄掛け、鍛造・鍛接、熱処理、浸炭、真鍮ロウ・銀ロウ・ハンダの製造とロウ付け、ハンダメッキ、機械加工、板金工作、ガス・電気溶接、塗装・金箔貼り、電気機械修理・電設工事を受持っていた。

<sup>429</sup> 永野 治は大戦末期に試作のみ行われた部品寄せ集め式簡易発動機、日立航空機(旧・瓦斯電)天風 15 型の気筒頭が「正田飛行機の簡易金型鑄物」であったとしている。もっとも、この記述だけではそれがブルノー法の応用であったのか否かまでは判然としない。「航空用原動機」『航空技術の全貌』(上)、476 頁、参照。

中島と三菱では生産の思想・哲学や気筒頭の成形法のみならず、気筒胴の加工法まで全くその趣を異にしていた。即ち、中島は概ねライト方式、三菱は概ね P&W 方式にそれぞれ依拠しつつ互いにそれを良しとしていた。P&W 方式とは既述の通り、気筒胴内面を正寸にホーニング仕上げした後、気筒頭を焼嵌めする方法で、組み上がった気筒胴内面は上部で先ずぼまりの筒状となる。ライト式とは気筒頭を焼嵌めした後に研削・ホーニングして正寸に仕上げる方法である。この場合、仕上られた気筒胴内面は高い円筒度を得る。国産発動機においては気筒胴内面への窒化が戦前期から 2 大メーカー間に定着していた。そして、このことと気筒胴加工法との兼ね合いがとりわけ中島の発動機においてトラブルを増幅させることになる。

気筒内面窒化(nitriding)はアメリカでは'36 年投入のライト R-1820 *Cyclone F50* 系に導入されながら、テラーの戦後改訂版を見ても以後、各社に一斉波及……とは行かなかったらしい。P&W におけるその導入時期はハッキリしない。White は R-2800 *Double Wasp* の初期に窒化鋼製気筒胴の使用を見(であればそれに窒化を施し)、後に Cr-Mo 鋼(Ni-Cr-Mo 鋼の誤り)への転換が行なわれたたように述べているが、少なくとも全面採用は戦後の R-4360 *Wasp Major* (と R-2180E)だけのようである。発動機のメジャー・オーバーホール時にホーニングを 2 回位まで行うことで気筒を長持ちさせるのが戦前戦時期のアメリカにおける技術選択であった。ホーニングを施せばどの道、窒化層の硬い部分から順次、落とされて行くことになるワケであるから、表面硬化などという小賢<sup>こきか</sup>しい手段は必須の項目とはなり得ない<sup>430</sup>のである。

他方、ブリストルの例は先にも引いたが、航空発動機界における気筒内面窒化の起源は欧州にあったようである。三菱は上述の通り'31 年に投入された“ヒ式六五〇馬力”においてイスパノ - スイザよりこの技術を導入し、以後、常用して来た。

中島の方はライトから'37 年 11 月、気筒内面窒化技術を導入し、こちらも以後、製造される発動機に気筒内面窒化を汎用した(『中島飛行機エンジン史』171 頁)。件の陸軍航空本部『97 式八五〇馬力発動機説明書』は'39 年 8 月の刊であるが、扉に記された航空本部長代理の指示書きからしてその初刷は'38 年 5 月 25 日頃に刊行されたらしい。同書本文 6 頁には上述の通り気筒について「氣筒内壁ハ表面硬化後良好ナル研磨仕上ヲ爲ス」とある。筆者が知る限り、これが中島系発動機の『取説』で気筒内面窒化に触れた最初の例である。

そして、選りによってこの中島 97 式 850 馬力発動機の気筒に“段べり”が頻発した。“段べり”とは即ち、気筒胴内面に 0.05~0.15mm 程度の段状の凹みが出る現象である。これは当然ながらオーバーホール時に気筒を取外し、内面を検査して漸く判明するような損傷であった。日常の点検においては「氣筒内部ノ點檢ハ『プロペラ』手回ハシニ依リ異音發生或ハ壓縮洩等ニ依リ點檢ス」と定められる程度であった。これでは仮令、点火栓を全て外

<sup>430</sup> cf. Taylor, *The Internal Combustion Engine in Theory and Practice*. 2nd. ed., Vol.II, pp.471, 474, White, *R-2800 Pratt & Whitney's Dependable Masterpiece*. pp.25(Fig. 3.2), 28. 但し、テラーの記述からライトまでが戦後、気筒胴内面窒化を始めたかのように受取るとすれば“W フィン”に関して紹介しておいたように、それは誤解である。

しても減速式発動機では完全な油切れや砂塵の噛込み、あるいはピストンや気筒胴が割れる位の大損傷でも生じていない限り、手に感触として伝わって来る情報は僅少で、始動前の潤滑補助という効能があるとは言え、本来目的として謳われているところからすれば、半ば気休めに近い指示に過ぎなかった<sup>431</sup>。

中島の対策担当者、八田龍太郎は空冷気筒の製法と熱変形との関係について語っている。彼は先ず、空冷気筒は厚さ約 3.5mm の鋼製気筒胴に厚肉の軽合金気筒冠を焼嵌め代約 0.5mm、焼嵌め温度 350℃で結合されていたと述べた上、0.4mm にも達するその冷却後の直径縮小への対処法に 2 通りあったとしている。八田に拠れば、ライト社においては「焼嵌めに依って生ずる内径の収縮を見越して予め変形を生ずる部分の内径を末広がり加工しておき、気筒冠焼嵌めた後胴の内面を正しい円筒状に仕上げる」方式を採っていた。

八田はまた、P&W では予め円筒にホーニングした胴部に気筒頭を焼嵌めし、収縮分は運転中の温度上昇によって変形がキャンセルされることを期待して放置する方式を採っていた。しかし彼は、P&W 方式においては運転中も初期変形が完全には消失せず、0.3~0.4mm 程度の先すぼまりが残されていたと指摘している。八田は、ライヴァル三菱は勿論、この P&W 方式を採っていたが、中島発動機はライト方式に倣ったため、運転中の気筒胴は「ラッパ型にひらいて来」ていたとも述べている。

続いて八田は“段べり”は中島の発動機に多く発生した…、実機や単筒実験機を用いた数多の実験を通じて P&W 方式が対“段べり”特性においても潤滑油消費量の点においても優れていることが確認されたと述べる一方、その研究成果は「段べりの発生に最も苦しんだ陸軍の発動機『ハ-5』に適用されて良好な成績を取めた」とも語っている。

つまり、97 式 850 馬力発動機が中島発動機における“段べり”対策の結節点となった…、そして彼のこの下りだけを素直に読む限り、中島においても P&W 方式への転換が果された……、という風に受取れる。もっとも、試験期間は 1938 年 8 月から'43 年 9 月までとあるから嫌に長い模索過程を要したことになる。

もっとも、八田は最後に「然しその後に開発された『誉』発動機のように極限まで性能が高められた発動機については良い結果が得られなかった」、「運転状態の温度になると正しい円筒に近くなるような……気筒を製作する方法を考案して特許を出願したが、工作に対する基礎知識が不十分なため、現場の人達を説得することが出来なかったのは残念である」とも回顧している<sup>432</sup>。

八田自身の文章からはその篤実な人柄が伝わって来るのであるが、その回顧の内容自体には多々、疑問がある。

第一に、彼の文章(「内直接引用部」)はライト方式においては気筒胴を窒化後、上部のみを末広がり(円錐)に研削加工した後、頭部を焼嵌め、その後、改めて胴部内面を円筒ホーニン

<sup>431</sup> 引用は陸軍航空整備学校『整備教練教育ノ参考』1941 年 10 月、48 頁、より。

<sup>432</sup> 八田龍太郎 1.6.99 運転中の空冷気筒胴に生ずる変形」、『日本航空学術史(1910-1945)』138 頁、参照。

グしたかのようにしか読めぬが、かように面倒な措置に訴えずとも焼嵌めしてから内面研削→真円筒ホーニングすれば済む加工であり、むしろ、かくする方が余程精度を出し易い。それを一体何が悲しくて 2 段階の、しかも前段においてテーパ付研削などという粹狂な加工を行う必要があるか？

この点はそれ自体としては如何にも些末な問題であるかも知れぬが、論理ではなく先にも言及された内部資料に拠って八田の誤謬を正しておきたい。その資料とは、1936 年 11 月、池森龜鶴の手でまとめられたハ-8 II や光の原型をなす 94 式 550 馬力発動機の検査に係わる件の古い青焼本である。検査は工程を映す鏡に他ならぬから、池森の文書はそれ自体としても、また、中島の研究開発技術者がいかに現場の生産技術に無知かつ無感覚であったかを示す証拠としても非常に貴重な資料である<sup>433</sup>。

この発動機の気筒頭は既に同書編集の時点でアルミニウム合金鋳物第三種乙から同第二種(500~510°C 6 時間・空冷焼入・235°C 2 時間・空冷焼戻)へと変更された履歴を有し<sup>434</sup>、更に気筒胴についても 1936 年までは特殊鋼材第 4 種(Mn を若干含む炭素鋼 860~870°C 1 時間焼準：鋼材メーカーにて)を用い、'37 年度以降は特殊鋼材第 48 種丙(Cr-Mo 鋼 870~880°C 1/2 時間焼準・空冷、670~680°C 2 時間焼鈍、870~880°C 2/3 時間・油焼入、500°C 1 時間・油焼戻)へと置き換えられることになっていた<sup>435</sup>。

また、新型気筒胴の場合、「焼準・焼鈍後機械作業シ研磨工作ノミヲ残シ焼入・戻シヲ行フ」という加工手順が指定されていた。この胴部と頭部との嵌合いは $-0.51 \sim -0.59 \text{mm}$ と指定されており、気筒頭は $300 \pm 10^\circ\text{C}$ にて 30 分を超えぬ時間、油中加熱された上、ネジ部にヘルメティック(シール剤：後述)を塗布されて主要な機械加工を終え、内径を単一の $D=160 \pm 0.03 \text{mm}$ なる真円筒(ストレート)に仕上げられた気筒胴にねじ込み・焼嵌めされた(図Ⅲ-VI-5)。

### 図Ⅲ-VI-5 94 式 550 馬力発動機気筒のアッセンブリー前寸法測定項目と成績表(要部)

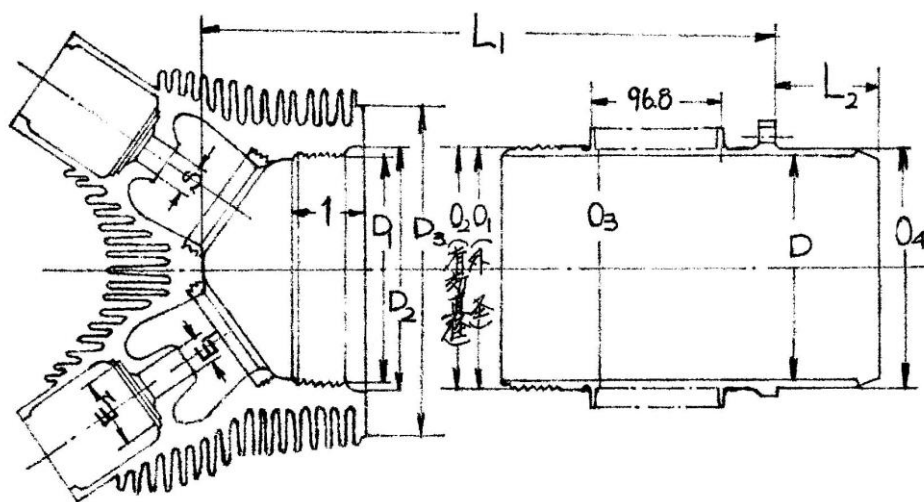
<sup>433</sup> 池森龜鶴『空冷星型航空発動機製造検査法 九四式五五〇馬力発動機検査法』第 10, 第 19, 第 25, 第 27, 第 59, 第 65, 第 74, 第 81 頁, 参照。

なお、本文では表向きエラそうな言辞を弄したが、筆者自身、旧著(『伊藤正男 — トップエンジニアと仲間たち —』73~74 頁)においては八田の語るところを信じ切って紹介してしまっていた位なので、本当なら大きな口を叩けた義理ではないのである。

<sup>434</sup> 後の規格と同じであるとすれば、Al 合金鋳物第三種は Si : 1.0~14.0%, Fe < 0.8% を含む Al 合金(シルミン：但し、~乙については不明)、第二種は Cu : 3.5~4.5%, Si : 4.0~5.0%, Mg < 0.2%, Fe < 0.8% を含む(含)銅シルミンで Y 合金にやや近い性質を有するものであった。Y 合金そのものは第五種に相当し、既に見た通り、Cu : 3.5~4.5%, Si < 0.7%, Mg : 1.0~2.0%, Ni : 1.5~2.5%, Fe < 0.8% 程度を含む耐熱用 Al 合金である。

<sup>435</sup> 特殊鋼材第 4 種(Mn を若干含む炭素鋼)、特殊鋼材第 48 種丙(Cr-Mo 鋼)は何れも既出。





符号	数量	公差	実測寸法						
D	160	± 0.03							
O <sub>1</sub>	171.85	± 0.02							
O <sub>2</sub>	170.385	± 0.02							
O <sub>3</sub>	167	± 0.10							
O <sub>4</sub>	165	± 0.05							
L <sub>1</sub>	245.5	± 0.10							
L <sub>2</sub>	70	± 0.25							
D <sub>2</sub>	172	± 0.02							
一貫番号	気筒削 紫筒頭								
摘要									
社内検査	昭和 年 月 日	部長	係長	実測者					

池森龜鶴『空冷星型航空發動機製造検査法』昭和 11 年 11 月 7 日，第 59 頁，より。

気筒頭には焼嵌めの後，若干の機械加工が施された。そして，「気筒頭完成後気筒ハ研磨工程前トス」(第 81 頁)という扱いになっていたから，この後で気筒は研削とホーニングの工程に回される段取りとなる<sup>436</sup>。

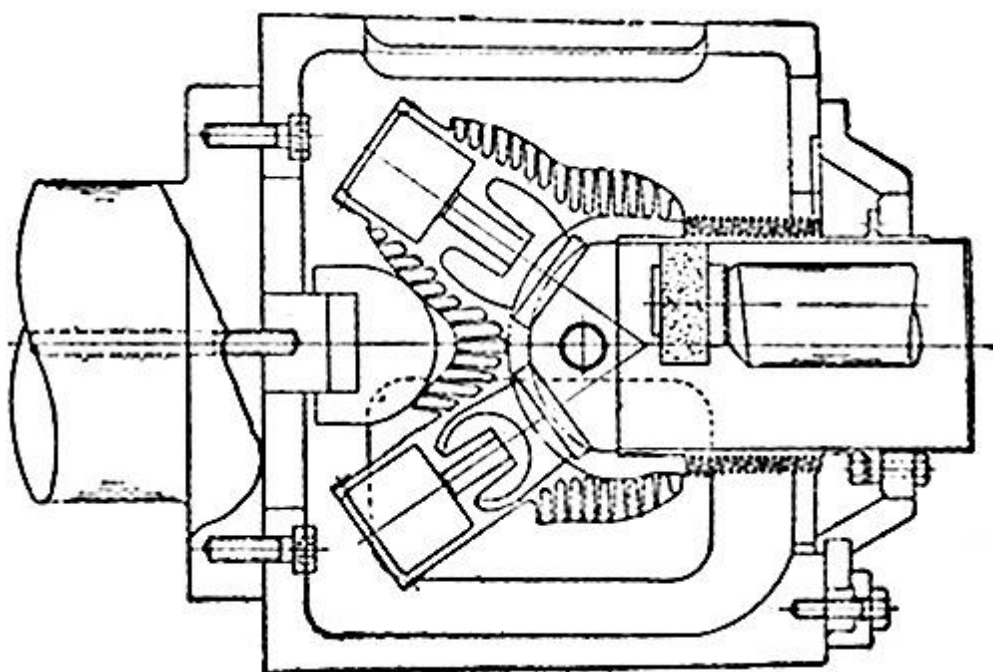
1937 年度から云々〜といったハナシでは古過ぎる，との異議も生じようが，生産技術体系の基本はそんなにコロコロ変えられるものではない。因みに，1943 年 5 月に 5,000 部と

<sup>436</sup> 中島におけるホーニング加工の状況の一端については板垣乙吉「航空發動機気筒内壁の表面仕上にて」中島飛行機株式会社『中島研究報告』第 4 卷 第 2 号，1939 年 6 月(2 月 10 日受理)，参照。Hille 油圧式ホーニング盤を使用する工程であった。

いうこの分野の書籍としては比較的大部数印刷され、早くも11月には再版まで世に出たため一層広く読まれることとなる中島の現役生産技術者、關 義茂による著書『航空發動機入門』にもハッキリと「シリンダ胴を真直に仕上げしてから焼嵌する場合と、焼嵌してから真直にホーニング仕上げをするものと二種類がある」と述べられている。勿論、後者が中島＝ライト方式である<sup>437</sup>。

焼嵌後に実施される気筒胴内面のホーニングならぬ研削の状況は'44年に出版された書物の図にも明示されている。その気筒頭に注目して頂ければ、排気ポート形状と吸排気弁挟み角  $70^\circ$  という事実が当該發動機の中島系たる素性の何よりの証明となっている点に気付かれるであろう。

### 図III-VI-6 気筒頭焼嵌後に為される気筒胴内面の研削



岡本勝治『航空發動機主要部品工作と段取』6頁，第4図。

勿論、結合された気筒と気筒胴とは「兩者焼嵌メ後氣筒ノ研磨ヲ行ヒ筒芯及壓縮比調整ノタメ」(第74頁)、他のアッセンブリー体との間の互換性は与えられていなかった。つまり、気筒頭のねじ込み量如何によって気筒の有効丈(→燃焼室隙間容積→圧縮比)も弁室の角度も違って来る。圧縮比(←気筒有効丈)の齊一化は内部にゲージを挿入し、クランク室取付フランジとの隙間を測定し、必要に応じて適当なシムを挟む方法によって為されたようである。また、胴部内壁を正確に仕上げた後でなければ気筒の実際の芯も定められない。この場合にもホーニング後の気筒胴底部に治具を嵌め、弁室の角度を正しく設定した上でクランク室

<sup>437</sup> 關 義茂『航空發動機入門』13頁。

取付ボルト孔を仕上穿孔する措置が執られたようである。

第二に、八田が 97 式 850 馬力の“段べり”対策として一体何をしたのか、本当に P&W 方式にシフトさせたのかという肝心要の点が必ずしも明らかにされてはいない。しかも、彼自身、別の回顧において、当の研究成果は「回転数が低い(2,300r.p.m)」発動機に係わるものであったため、「その後の回転数の高い高性能発動機に対しては応用出来なかった」と述べている。もし、工法を P&W 方式へとシフトさせていたのであれば、回転数の上昇など些かの問題にもならない。してみれば、三菱譲りの Cr メッキ・リングを導入した他は非常に手ぬるい、ピストンクリアランスの可及的縮小、ピストン・スカートの裾直しや延長等々の弥縫策的な、敢えてあれこれ云々する程でもない小手先の修正が加えられただけ、というのがコトの真相であったように想われる<sup>438</sup>。

第三に、譽まで行かずとも榮において再び“段べり”が由々しき問題として告発されていたという厳然たる事実がある。榮の“段べり”に係わる初期の報告として、原 少尉『九九双軽「ハ二十五」ニ關スル報告』1941 年 12 月 5 日、を挙げておこう。「ハ二十五」とは榮 10 型の総称であるが、装備機種からして 11 型ではなく 12 型、初期の零戦の発動機でもある。この『報告』の中で「段減り」はその三番目に当り、気化器調整要領、「オイルハンマー」、運転系統(弁バネ折損)、振動及び回転数(希薄燃焼時の不整燃焼)、筒温(低下)、点火栓、保留事項と共に短い総計八つの節の一つをなしている。

その全文は：

- 三、「段減り」ニ就テ
    - 一、砂塵の混入
    - 二、金質の不良
    - 三、氣筭温度ノ影響
    - 四、使用潤滑油ノ種類
- 右各項ニ就キ細部ヲ述ブレバ左ノ如シ
- 一、砂塵ノ混入ニ就テ
    - 段減リヲ惹起セル部隊ノ使用飛行場ノ砂塵ヲ集取シ運轉試験セシニ「段減り」ノ傾向ヲ發見ス
  - 二、氣筭温度ハ概ネ過昇ノ傾向ナク筭温ニハ關係セズ影響ヲ與ヘザルコトヲ發見ス
  - 三、潤滑油ヲ交換シ試験セルニ前使用ノ滑油ト變化ナシ
  - 四、以上三項ハ窒化鋼及「ニツケルクロム」鋼ノ氣筭ニ就テ試験セシニ窒化鋼製氣筭胴ニ特ニ砂塵ヲ混入セル際著シキ「段減り」ノ傾向ヲ發見ス
- 以上ヲ以テ略金質ニ起因スルモノト判定シ得ルモ尚砂塵ノ影響モ亦副因ト思考シ得特ニ砂塵多キ現地ニ於テ吸入不足ノ防止ノ爲防塵網ノ使用ヲ避クルガ如キ事例ニ據ルコト多シ現發動機ノ氣筭ノ改良ハ實現豫想不可能ナルモ第一項ノ砂塵ニ對スル防止手段ノ實行ヲ以テ之ガ対策トスルヲ要ス

<sup>438</sup> 八田龍太郎「1.6.68 段べり対策」『日本航空学術史 (1910-1945)』122 頁、参照。

である。

また、全体の末尾には：

以上ヲ以テ十二月三日四日二日間ニ亙リ陸軍總監部、陸軍技研、武蔵野工場へ出張連絡研究事項トスルモ保留事項其ノ他研究記事資料ニ就テハ技研ノ研究ヲ俟チ技研員ノ「ハ二十五」取扱普及ノ爲来校ノ際究明スル如ク協定ス

尚前記各項ハ技研及會社ニ於ケル即時即答記事ヲ主體ト爲シ之ガ究明後本記事ニ追加補備ヲ要スルモノナリ

とある。検討会議のメンバー表には八田龍太郎もその名を連ねていたことであろう。また、「来校」とあるから原少尉自身は所澤，所澤陸軍飛行學校から'35年に分離発足した陸軍航空技術學校あたりの関係者であったらしい。

ともかく、窒化に問題があり、かつ砂塵の影響も相俟って“段べり”が惹起されたというのがこの時点における認識であったことが判る。

当事者の一角を占める陸軍航空總監部は翌 1942 年 10 月、『航空発動機定期手入ノ参考』なる資料を発行してこの認識をある程度追認した。曰く：

<sup>【ある】</sup> 某 程度ノ摩耗ハ運轉ト共ニ絶體避ケ得ラレナイガ滑油ガ變質シテ生ズル「ゴム」状物質又ハ吸引サレル塵埃ハ摩耗ヲ促進シ且條疵ヲ與ヘル原因トナル摩耗ハ活塞衝程ノ上死點ニ於ケル側壓ノ大ナル部分ニ於テ著シク現レル傾向ガアル而シテ著シイ過熱ヲ與ヘタ氣笛又ハ多量ノ砂塵ヲ吸引シタ氣笛ハコノ部分ニ段ガ著ク程異常ニ摩耗スルコトモアル(所謂段減リ)(47 頁)

また、そこには：

段減リノ著シイ(觸指ヲ以テ感得シ手應ヘノ著シイ)モノハ交換スル(48 頁)

とも述べられている。

実は、ピストンに作用する側圧とピストンの首振り・スカートの当りによる気筒壁の油膜切れと異常摩耗・潤滑油消費率急増といった現象についてはこれより先、池森龜鶴によって各種発動機における比較研究実験が為され、1939 年 2 月には日本機械学会と日本航空学会共催の講演会にて報告されてもいた<sup>439</sup>。

しかし、こと、“段べり”と側圧云々の関連については、同年の 5 月から 10 月にかけて八田龍太郎が“段べり”の原因は上死点付近におけるピストンの首振りでも側圧でもないという研究結果を提示していた。首振りは明らかにピストンの側圧と関連する事象であるが、榮をモデルに計算してみれば主気筒とそれ以外とではピストンに作用する側圧の値が全く異なるにも拘わらず、「段べりはどの気筒には【も】全く同じ位置に発生しているから」というのがその根拠であった<sup>440</sup>。

<sup>439</sup> 池森龜鶴「星型航空発動機のシリンダ内における潤滑の異常現象とピストン設計に関する一考察(側圧に対するピストンの安定論)」『日本機械學會誌』第 42 卷 第 265 号、1939 年 4 月、参照。池森に拠れば、*Hornet* のピストンが最も成績優秀であった。

<sup>440</sup> 八田龍太郎「1.6.100 星型発動機のピストンの側圧の計算」『日本航空學術史(1910-1945)』138 頁、参照。

もっとも、主気筒のピストンには副連桿に作用する力の一部が主連桿を通じて側圧として伝えられるからヤヤコシイ計算をせずともそれに働く側圧が他の気筒のそれと全く異なること位は自明であり、発動機工学のイロハである。これは恐らく、“大事な時にそんなコトを細々<sup>こまごま</sup>と計算している暇がある位なら“段べり”の原因そのものを探求をしろ”と揶揄されかねぬ研究であったであろうが、何のことはない、陸軍航空總監部など3年経っても八田の研究成果発表以前と同じような認識を吹聴していたワケである。

同じ頃、この問題とは三菱の技術者もある程度の係わりを持っていたようである。零戦の発動機が榮であった以上、榮における“段べり”問題は97式重爆のハ-5の場合と同様、あるいはそれ以上に三菱にとって対岸の火事ではあり得なかったからであろう。もっとも、中島の八田に相当する本来の発動機屋がこの問題と如何に係わっていたのかについては不明である。彼らにとってこそこの問題は対岸の火事そのものであったのかも知れない。

筆者が唯一目にした三菱技術陣における“段べり”問題への接近の兆候はピストンやピストンリング、ケルメット軸受等に関して力量を発揮した材料屋、渡瀬常吉による窒化層の摩耗一般に係わる基礎的研究実験のみである。

渡瀬は「窒化を施したものは摺動摩擦に對しては耐磨性であるが航空發動機の氣筒に於ける如く砂塵が混入した時は反って磨耗を増大する結果を來すことがある」として窒化を施された鋼と単なる焼入れ・焼戻し鋼の磨耗比較実験結果を掲げている。供試材料は次の通りで、何れも当時の代表的気筒胴材料であった。金星40型の気筒胴に“イ111”と“イ201”とが、金星50型には“イ111”のみが、何れも内面窒化の上、用いられていたことは上述の通りである<sup>441</sup>。

鋼種	C	Si	Mn	Cr	Mo	Al
イ111 窒化鋼	0.50	0.41	0.42	1.52	0.35	1.12
イ201 80kgCr鋼	0.48	0.26	0.49	1.83	0.19	—
イ202 75kgCrMo鋼	0.20	—	—	1.42	0.48	—

これらの鋼材を用い、楠瀬式摩耗試験機でカストル油を潤滑剤として行われた摩耗試験の結果は表Ⅲ-VI-1の通りであった。

表Ⅲ-VI-1 摩耗試験の結果

鋼種	熱処理	硬 度	磨 耗 量		
			砂なし	0.2%砂入り	1%砂入り
イ111-N	窒化	920~946	0.2mg	1.3mg	15.5mg
イ201-N	〃	560	0.2	1.2	—
イ201	焼入焼戻	302~312	0.4	2.2	—

<sup>441</sup> P&W は、ライトとは対照的に、窒化鋼を余りを用いず、抗張力 100kg/mm<sup>2</sup> 内外の Ni-Cr-Mo 鋼熱処理品を使用し続けたが、先に見たように、戦後の R-4360 *Wasp Major* において窒化した気筒胴を採用している。

	イ 202	〃	345~351	1.1~1.5	2.5	12.3
備考	荷 重	—	—	40kg	15kg	40kg
	速 度	—	—	11m/sec	11m/sec	11m/sec
	時 間	—	—	9 時間	←	←

本実験データは渡瀬が『三菱研究実験報告』Z 第 235 号に発表した成果のダイジェストということであるが、元資料については未見である。カストル油とは陸軍を意識したにせよ随分、時代がかっているが、具体的な実験ないし刊行時期についても不明である<sup>442</sup>。

ともかく、ある段階においては渡瀬も窒化された気筒胴内面の砂塵吸入による異常摩耗という格好でこの事態に関心を寄せていたのは確からしいということである。

それにしても、中島の当事者、八田の回想を見るにつけ、“段べり”問題の帰趨の程は結局のところハッキリしていないことが判る。確かなのは決定的解決策が得られなかったということだけである。

そこで無理矢理データにモノを言わせたいところであるが、先ず以って中島発動機におけるこの所謂“段べり”の状況を示す客観的なデータには管見の限りでは行き当たっていないという事実を告白せねばならない。ただ、明らかにその対策を志向したと思われる一連の実験データは残されているのでそれらを紹介して行く。

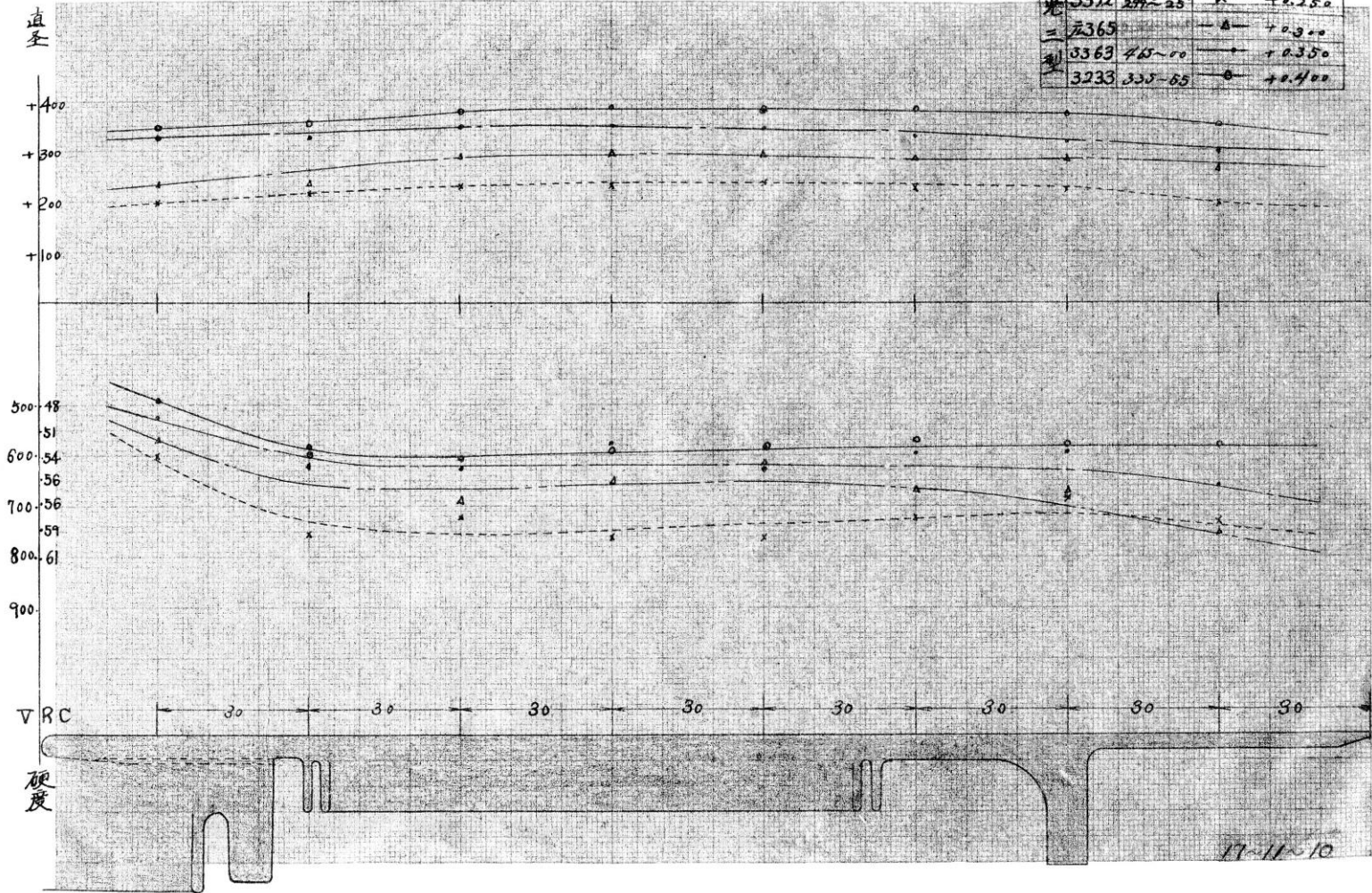
先ず、1936 年から'40 年にかけて製造された中島、光三型発動機 4 基の気筒胴における摩耗進行と硬度分布に係わるデータを掲げる。図Ⅲ-VI-7 においては左が気筒頭側である。この図を見て、“段べり”など何処吹く風、中島の発動機の気筒胴内面は実に均一に摩耗していたではないか、などと速断してはいけない。各曲線は摩耗断面そのものではなく、摩耗後にホーニング仕上げした状態……“証拠隠滅”後の直径と硬度分布を示すものだからである。

### 図Ⅲ-VI-7 中島、光三型発動機気筒胴における摩耗の進行と硬度分布

<sup>442</sup> 渡瀬常吉『金属の表面硬化』岩波講座 機械工学[IV 機械工作] 1942 年，29 頁，より引用。

光栄動機 気筒胴内壁「オーバーサイズ」量=依ル硬度、分布

試験番号	使用時間	ホーニング台内径
3322	200 <sup>h</sup> 25	X --- +0.250
3365		△ --- +0.300
3363	40~100	● --- +0.350
3233	335-65	○ --- +0.400



『發動機一般』より.

形状面ではホーン自体の摩耗に因るものか、気筒胴がホーニング中、ホーンの圧力で一旦は逃げて自由状態に復せばスプリングバックすることによるものか、断面プロフィールは極く僅かに両端先細りとなっているが、これは誤差程度の変形である。

他方、硬度面では中島においては新製時、窒化後に気筒頭を焼嵌めてから胴部へのホーニングが為されていたため、気筒頭にねじ込み・焼嵌めされ絞め付けられた上部では窒化層のより深い所を露出させることになり、その硬度は急落を示している。摩耗が進行すれば硬度は全体に低下するが、上下位置によるこの差は持ち越されたままとなっている。これは確かに“段べり”発生に対して有利な状況とは言えない。

もっとも、オーバーホール時、航空発動機の気筒胴内面を、勿論、頭部を付けたままの状態にホーニングし、その円筒度を回復させる措置は修理としてならごく普通に実施されていた筈である。中島ではライトに倣い、新製時においても気筒頭を焼嵌めた状態で真

直ホーニング仕上げをしていたのであるから、その行為を言わば大規模に予行演習する恰好になっていたと言えぬワケでもない。

それにしても、使用時数が 299 時間 25 分から 465 時間というそこそこ妥当な範囲に分散し、寸度としても各々をホーニングすることによって適度な刻みを為さしめているにせよ、摩耗した摺動面ではなく、それをホーニング仕上げし、その都度、一々寸法を合せて行ったというのは誠に不自然かつ偏執狂的な反復動作と形容するしかない。これは、“段べり”が発生していたためホーニング仕上げでもしない限り窒化層の深度と硬度分布との相関に係わる有意なデータを採り得なかったためかと邪推される。無論、それ以前の問題としてデコボコの断面プロフィールを誇張して描き出すに忍びなかったという“武士の情け”的心理も働いていたのかも知れぬ。

さて、ここまでに取上げられたのは金星にせよ光にせよ、常温での測定値であった。しかし、運転中、発動機の気筒、とりわけ気筒頭は高温になる。このため、P&W 的な先すばまり気筒にもライト的な平行気筒にもそれ相応の熱変形を生ずる。そして、本当の問題はこの点にある。中島発動機における“段べり”多発という事態に遭遇した際、そのライト的な工法に依って加工された気筒胴の熱変形が問題視され、三菱発動機との間で対照実験が試みられたことはある意味において当然であった。

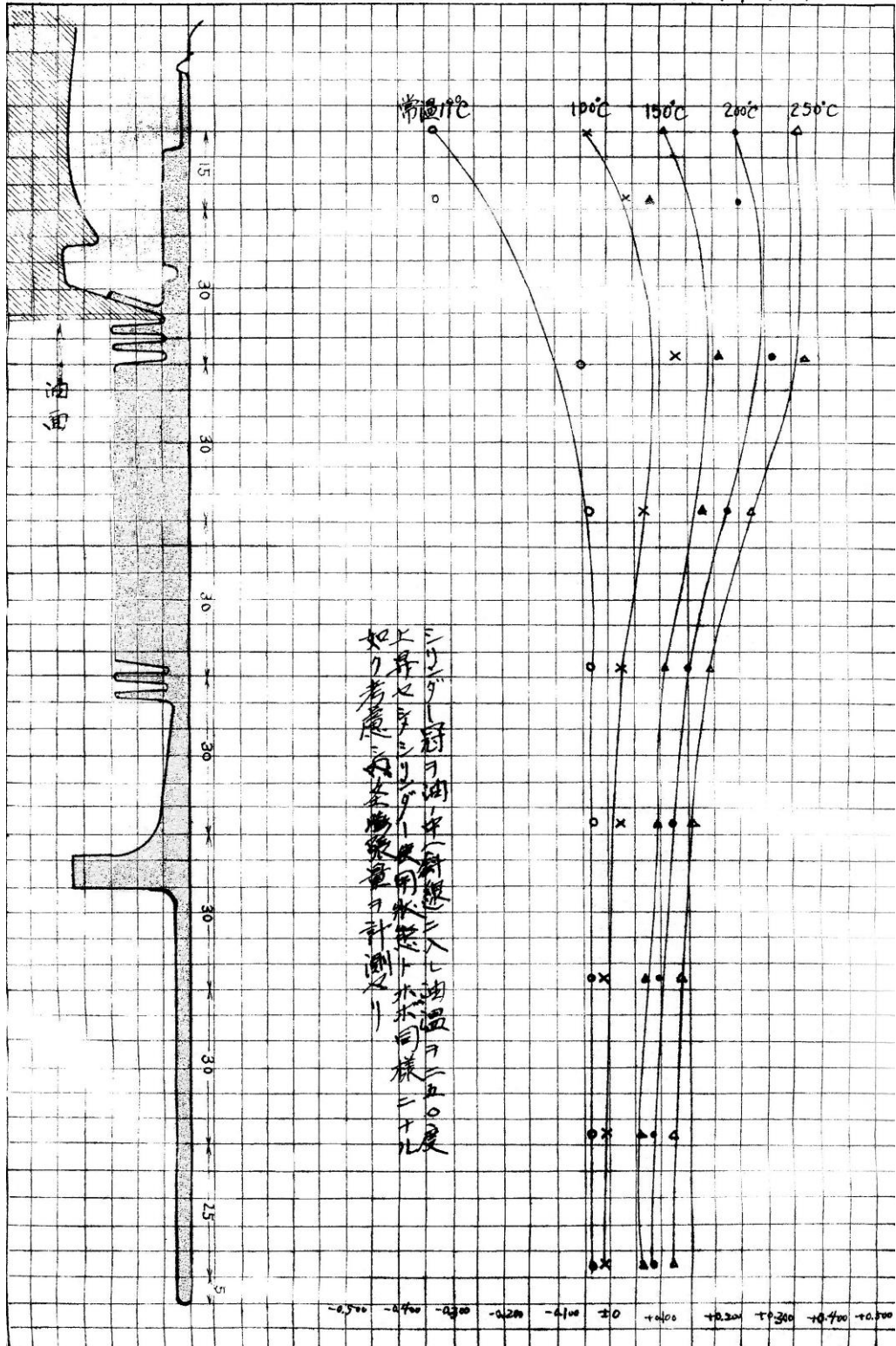
三菱金星発動機における気筒胴の熱変形実験は気筒頭を焼嵌めた完成気筒を倒立させて頭部を 250°C に保たれた油に浸漬し、その温度が運転中と同程度になるまで観測しつつ、気筒胴内径を順次、測定して行くという方法で実施された。その結果は図Ⅲ-VI-8 の通りであった。勿論、図の上部が気筒頭側である。

### 図Ⅲ-VI-8 金星発動機気筒胴内径の熱変形



金星機動機シリンダ温度上昇に伴う内径膨張量 (第一回)

曲軸軸方向=対スル従横計測平均値曲線 17.10.12



『發動機一般』より.

ここに到って漸く(!)測定値が発動機前後軸方向と同直角方向に採られた数値の平均である旨、タイトルの添え書きの形で明記されている。横軸目盛の±0 を基準として左側が－、右側が＋であり、変形のイメージとしては左端に描かれている気筒壁断面の鏡像、即ち反対側を想像すればその内壁プロフィールと曲線群形状との一致が、あるいは、左側の実体断面図の所に曲線群の鏡像を持って来てやれば気筒内面の変形状況が模式的に見られることになる。無論、表示寸法は直径であるから、壁面プロフィールの基準線からの変位量はその半分に当らねばならないが、先例同様、直径方向の寸法には根っから拡大誇張されているから直径、半径の別は曲線の視覚的イメージという点においては問題外である。

そして、常温では先すばまりであったのが温度上昇と共に拡大に転じ、運転状態においては逆になってはいるものの、ボア端部はラップ状には開かず、最もガス圧の大きい位置では気筒軸と平行となっており、全体として言わば上に向って末広平行断面となっていたことが判る。恰も梱包時の“ワレモノ注意”マークにおける両手の如き構えである。それが先に引いた八田の回想とは全然異なる点にも留意されたい。

対する中島、光発動機の気筒変形は図Ⅲ-VI-9 の如くである。試験方法、図の上下、見方も同様で、反対側壁面を想起すれば曲線群との合致が得られる。先ず気付かされるのは金星の気筒胴のケースとは全く対照的なラップ状の膨張である。常温では頭部焼嵌め・内面研削→円筒ホーニング後のスプリングバックで極く僅かな、平行と言って良い程度の先すばまりであったのが完全に逆反り、朝顔である。しかも、この部分の表面硬度は先に見た通り、低くなっていた！

何故、この光の気筒胴が常温において既に+0.3mm も膨らんでいたのかは不明であるが、そこまで再ホーニングされた個体が試験に供されたと推定しておくのが最も穏当であろう。しかし、光が金星より 14.3%大きい 160mm という標準ボアを有していたことを斟酌してもなお、爾後の膨張量は金星とのその比によって正当化される値より遥かに大きく、曲線群の斜行も甚だしい。とりわけ上端では出発点の差とボアの差とを割引いてなお金星の 2 倍強という法外な膨張となっている。光は気筒径過大で冷え難い発動機ではあったろうが、単なる 250℃油加熱による膨張量がこれほどまでに大きかったという事態は驚異である<sup>443</sup>。

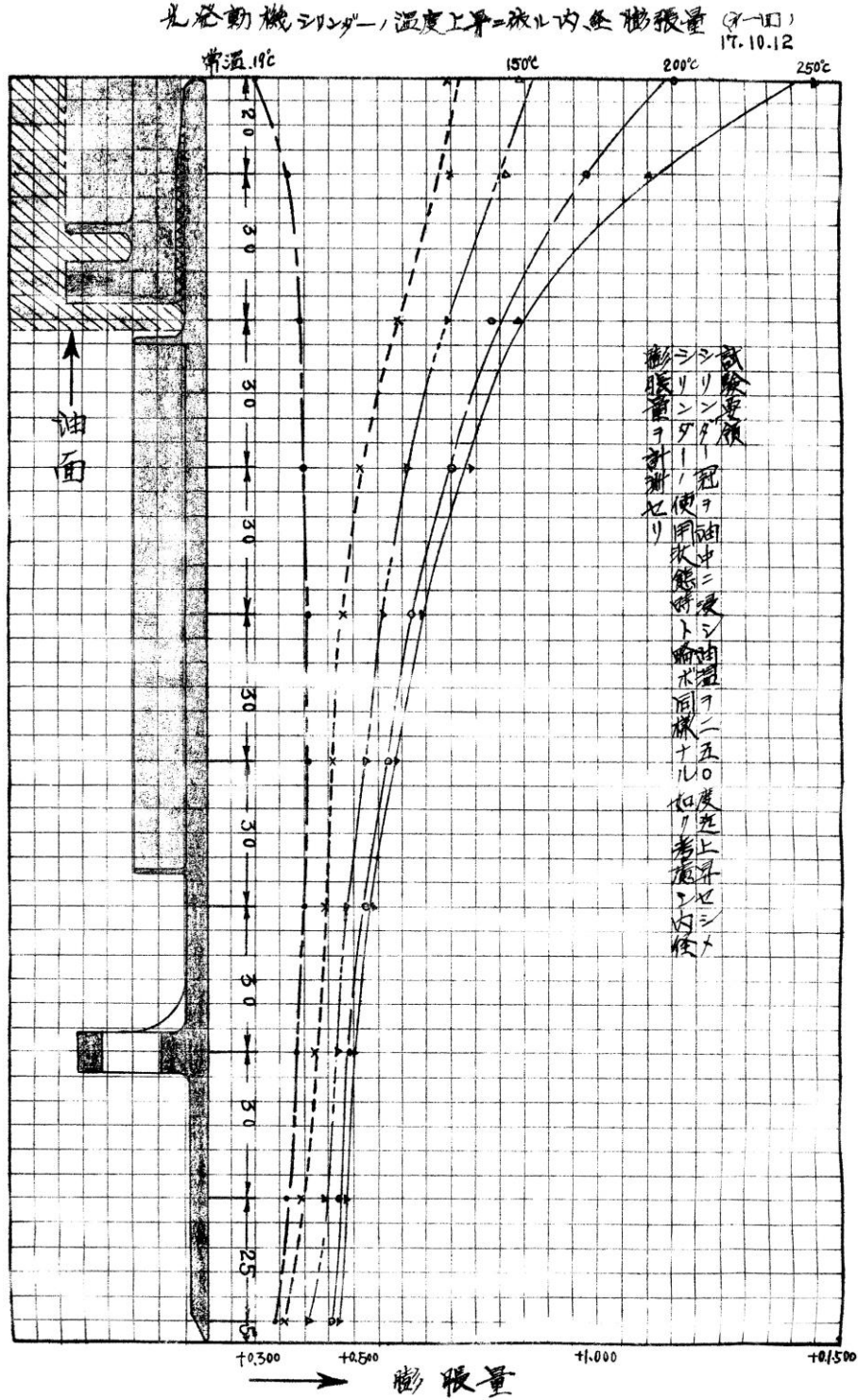
三菱と中島がそれぞれに用いた気筒頭・気筒胴材料の熱膨張率がそれ程大きく異なっていたとは考え難いから、これは、略図から推定すれば、気筒頭の壁厚が過小であったため気筒頭に膨張とは別に大きな歪を生じていたためかとも憶測される。また、常識的には逆であった筈であるが、中島当該発動機気筒の焼嵌温度は低目で締り代が相対的に小さかったのかも知れない。また、気筒胴内面の窒化工程にそもそも問題があったのかとも、ライ

---

<sup>443</sup> 驚異と言え、八田は朝顔が開く変曲点において 1 回、凹凸が生ずるといような加熱実験のデータを開示している。この部位はかつて激しい“段べり”が惹起された箇所であったというが、続報も散逸したものか見当たらず、その原因の詳細については不明とせざるを得ない。八田龍太郎「高温に於ける空冷気筒胴の変形」中島飛行機(株)『中島研究報告』第 5 巻 第 2 号、1940 年 6 月(40 年 4 月 13 日受理)、参照。

ト式加工法の中島での実施形態の何処かに問題があったのかとも詮索される。

図Ⅲ-VI-9 中島，光発動機気筒胴内径の熱変形



『發動機一般』より。

横軸右端の数字は勿論、0.150 の誤記を元・所有者が 1.500 に訂正したもの。

原因の如何は措くとしても、かように派手な変形を生じているのは硬度の低い上死点付近でわざわざピストンに首振りを奨励しているようなものであるから、“段べり”，ガス抜け，油上り，油膜切れ等々の問題が発生したところで蓋し当然である。

疑心暗鬼の中，恐らく海軍主導で熱変形対策ないしヨリ直截には“段べり”対策として，あるいはライト式加工法や窒化法に問題があるのか否かを確認するために中島製発動機における対照実験が為された(図Ⅲ-VI-10)．残されているのは遺憾ながら2つの要素を同時に入れ換えた光発動機気筒に関する実験の結果のみであるが，これしか無いのであるから仕方ない。

上に述べた2つの要素とは気筒胴内面への窒化を廃しCrメッキに変更することと，円筒ホーニング後に頭部を焼嵌めするP&W・三菱式結合法への変更とである．見易いよう図Ⅲ-VI-10に付せられた注意書きを翻刻すれば：

1. 計測「シリンダー」ハ無窒化胴ヲ直至ニテ 0.1「オーバーサイズ」ニ研磨シ 0.2 鍍金更ニ 0.1 研磨シ焼嵌セリ
1. 「シリンダー」ヲ油中ニ斜線ノ部分迄入レ温度上昇セシメ乍ラ畧図ノ如ク 14 箇所ノ内至縦横ヲ測定シ曲線ハソノ平均値ヲ示スモノナリ
1. 計測前後ニ於ケル内面測定器ノ誤差ハ 200°Cニ於テ-0.040 ヲ生ゼルモ計測値ニハ之ヲ加味セズ
1. 温度計ハ「シリンダー」内ニ置キ希望温度上昇ヲ待チ乍ラ計測ス

何処にもCrメッキとは明記されていないが，この膜厚からして他のモノではあり得ない．そしてホーニングにより膜厚を0.1mmとし，これによって標準サイズのボアを得たワケである．実験方法も図の見方も従前通りである．

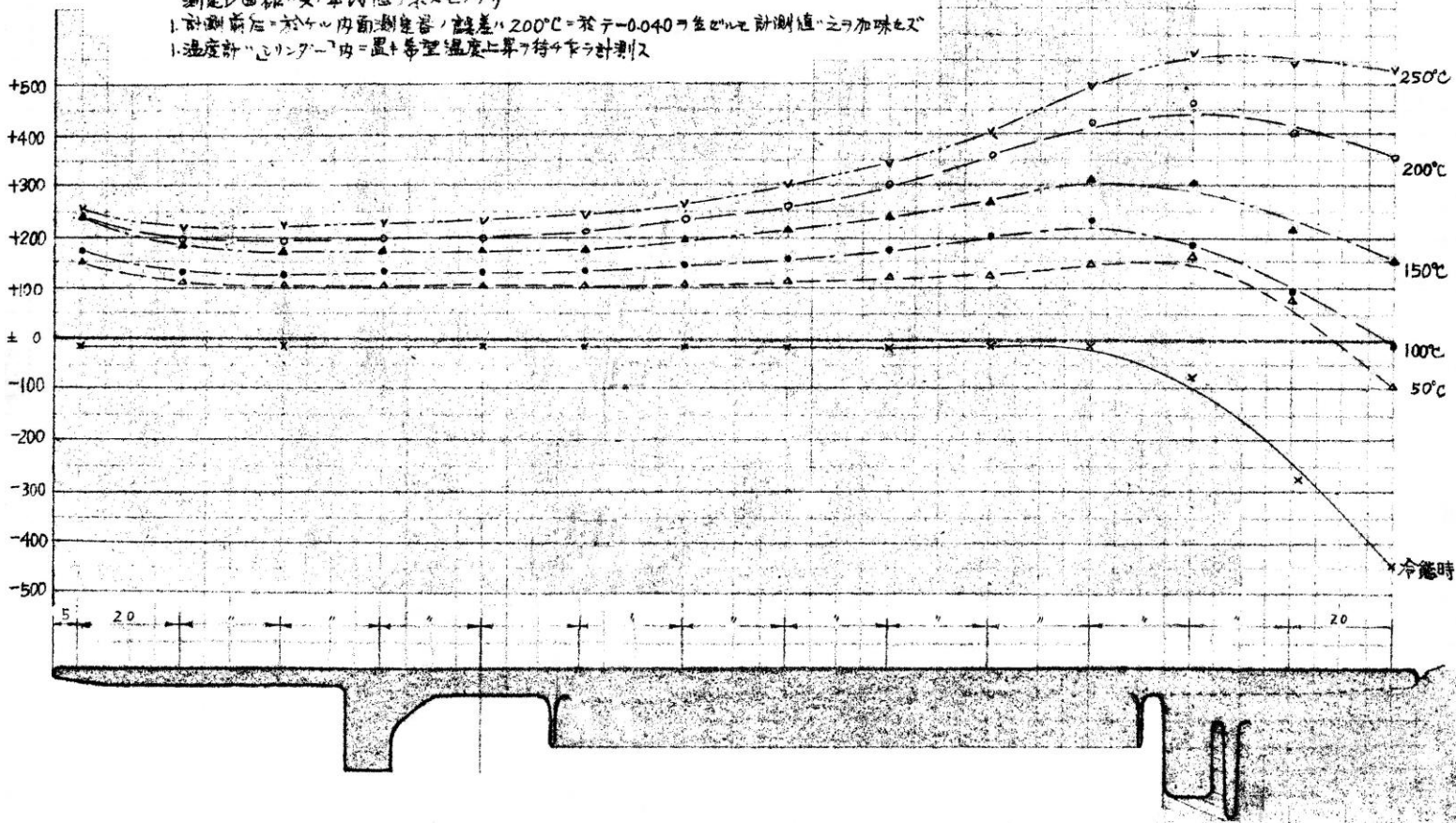
その結果，図Ⅲ-VI-10に示される通りトータルの変形量は相変わらず多目ながら，変形パターンはかなりP&W・三菱式的なものへとシフトし，高温時の極端な朝顔状態は払拭された。

この実験結果からは中島でのライト的工法に主たる原因があったように推測されるが，ライト社には在って中島には欠けていた何らかの要素の有無については残念ながら判断材料を欠く．また，光気筒における変形量が金星気筒におけるそれより大きいことの理由についても依然として不明とせざるを得ない．何よりも，二つの要素を同時に動かしての実験結果であるという点に対しては不満が残る．実際にはもっと着実な段取りが踏まれていたのではあろうが……．

#### 図Ⅲ-VI-10 光発動機におけるCrメッキ気筒胴+P&W式頭部結合法による気筒の熱変形

光發動機実験シリンダーノ温度上昇ニ依ル内至膨脹量

備考 1. 計測シリンダーハ無空化胴ヲ直至ニテ0.1オーバーサイズニ研テレ0.2鍍金更ニ0.1研テレ燒鐵セリ  
 1. シリンダーヲ油中斜線ノ部分迄浸入シ温度上昇セルヲテ各回40ク14個ノ内至縦横ヲ測定シ曲線ニ其ノ平均値ヲ示スモノナリ  
 1. 計測前夜ニガシヤル内面測定器ノ誤差ハ200°Cニ於テ-0.040ヲ示セルニ計測値ニテ加味セズ  
 1. 温度計ハシリンダー内ニ置キ希望温度上昇ヲ待チテ計測ス



『發動機一般』より.

この気筒内面へのCrメッキこそ「苦しまぎれ」の策という形容に相応しい。とは言え、それは実際に極めて有効な耐摩耗性向上策であると共に摩擦損失低減策としても優れていた。現に、戦後の航空発動機に表面を多孔性とし保油性を改善したポーラスCrメッキ処理の気筒が用いられた例もある<sup>444</sup>。

蛇足ながら、三菱重工業においては戦後逸早く、1946年に鍍金法及びその応用範囲に係わる研究委員会が設置され、各種Crメッキに関する実験的研究と実物機関による200時間運転試験が実施されることになる。供試機関は「4サイクル空冷V型複渦流直接噴射式ディーゼル機関」であったというから97式中戦車前期型用三菱-Saurer SA12200VDの生き

444 一例として軽合金製空冷頭部一体気筒内面にゴルフボールの「ディンプル」の如き窪みを転圧成形してからCrメッキを施したMcCullochの2サイクル小形軍用航空発動機やBarmotive Products Inc.のNelson 2サイクル小形航空発動機が挙げられる。清水三郎「シリンダの磨耗とクロム鍍金」『熱機関』Vol.1, No.3 1955年, Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*. pp.248~250, 参照。清水は水産庁漁船研究室技師。

残り、従ってその実施場所は東京機器製作所丸子工場であったということになるのか。そこでの結論は気筒胴内面 Cr メッキと鋳鉄製ピストンリングとの組合せが最も良好であり、摩耗した気筒胴の再生にも有効ということであった<sup>445</sup>。

気筒胴内面への Cr メッキという点において代表的な存在が自動車用・車両用高速ディーゼル機関に愛好された所謂“クロマードライナ”である。これは鋳鉄円筒ではなく鋼管内面に多孔質 Cr メッキを施したもので、気筒胴摺動面として非常に優れたスペックを有している。但し、その反面、高価につく技術に属する。これらと比べれば、ピストンリング外周への Cr メッキは畢竟、その廉価版に相当する技術であった<sup>446</sup>。

中島は結局、Cr メッキ・リングには飛び付いたものの、そのプライドが禍したためか、P&W・三菱流の円筒ホーニング→焼嵌め工法への切替えまでは行わなかった。確かに、ライト発動機はそれ固有の方式で江湖の信頼を獲得していたのであるから、実際、中島がそれを具体化出来たか否かは措くとせざるを得ないにせよ、そこに踏み止まっても恐らく幾分か遣り様はあった筈である。

97 式 850 馬力における“段べり”対策に関連して言及された通り、Cr メッキ・リングは耐摩耗性向上・摩擦損失低減の策としてだけでなく、異常摩耗の一つたる“段べり”対策としてもある程度有効であった。この“段べり”，とりわけ榮におけるそれに係わる公刊資料として川崎航空機、谷岡 毅による例の文章がある。空冷気筒の取扱について「長い鱗が数多く出てみて取扱い難いが、注意して、鱗を折つたり曲げたりしないやうにしなければならぬ」などと差障りは無いが住金名古屋軽金属製造所に対する皮肉とも取れるマクラを振った後、谷岡は榮の気筒内壁“段べり”現象について：

気筒の内壁は窒化してある。斯様な空冷気筒は「段減り」を生じて來ることがある。即ち気筒頭に気筒胴を焼嵌めする關係上、製作のとき焼嵌めねじ部の内壁に於いて窒化層を勾配に落とし(窒化層は全部無くなるわけではないが他の部分より多少硬度が低くなる)、焼嵌めして丁度他の部分の内徑と同じになるやうに加工してあるため、長時間の運轉中にこの境界面の窒化層がピストン鑢に摺られて粉末状態となり、ピストン鑢に附着してピストンと共に上下運動をするので気筒内壁は加速度的に磨耗する。初めはピストンの上死點と下死點の位置に於いてピストン鑢の止まる場所にまづ段がついて來る。然し終りには内壁の何處にでもピストン鑢の跡がつき、所謂「段減り」を生ずる。然し全部が段減りするわけではない。

以上のやうな現象があるので分解の時は気筒内壁を特に注意して點檢し、段減りの傾向があり、且つ奥の方がざらざらしてゐるものは交換する。

気筒内壁の段減りは黄塵、砂塵の多い地方で長時間使用した結果としてまづ出て來たために、このためかと考へ種々研究されたが、結局はそのためではなく、上記の理

<sup>445</sup> 山縣欽爾「クロム鍍金法に就て」『生産技術』第 6 号 1947 年 4 月、参照。

<sup>446</sup> クロマードライナについては泉自動車工業(株)『ピストン五十年』1971 年、136~137、143~144 頁、拙著『伊藤正男 —— トップエンジニアと仲間たち ——』212~213 頁、参照。

由によることが判明し種々対策が講じられた。即ち第一ピストン鑲にクロム鍍金を施し、窒化鋼粉末の鑲にさゝるのを防止した。又、氣筒自身の加工方法を變更して表面硬度に斑のないやうにした。然しこれで完全に問題は解決したわけではないので注意點檢する【傍点引用者】。

と論じている<sup>447</sup>。

前段のライト式焼嵌め→円筒ホーニング法に係わる谷岡の解説が八田の回顧と同様、非常識であることは自明である。2段階に分け、筒先内径を末広がり研削したものを焼嵌めしてからストレートに、などという回りくどい工作が空冷のズブの素人であった川崎航空機で為されていたとは思えず、十中八九、指示されるままに焼嵌めて先すぼまりになった内面を真円筒に研削→ホーニングしていただだけである。

勿論、川崎が“段べり”対策として氣筒胴を末広がり粗研削してから窒化し、頭部を焼嵌めしてから仕上研削→ホーニングするという脱・ライト的にして脱・中島の工法を開発実践したとでもいうならハナシは別であるが、もしそれが奏効していたなら譽に悪戦苦闘している中島にも成果の程は伝えられ、工程刷新を促していた筈で、その改善効果について八田が何も語っていないなどという結果にもなっていなかったであろう。

それはともかく、中島発動機においては運転中、硬度に劣る氣筒胴内面が上に開いた漏斗状を呈していたため上死点付近におけるピストンの首振りが助長され、リングが摺動面を齧って窒化層の破壊を生じ、硬い窒化物が砥粒に、鑄鉄製リングがラッパーになって、つまり、黒鉛が摩耗消失した細孔に微細粒子が捕捉されること(難しく言えば象嵌性 [embeddability])によって、上下両死点付近を皮切りにラッピングが進行せしめられ、遂には何処ということなく段付き摩耗を招来させていたワケである。Crメッキの硬く平滑な表面は硬い粒子を受けぬため、“段べり”に対しても安直かつ即効的対策となった。しかし、それで万全かと言えば必ずしもそではなかったことは先に見た八田の回想や谷岡の文章に見られる通りである。

最後に、ここでは三菱発動機と中島発動機との比較を行なうべき場所であって日米比較を本旨とするところではないが、コトの性格上、両本家の製品における状況についても全く触れないワケにも行かぬのでこの点にも係わっておきたい。

本家の内、特に気になるのはライト発動機である。これに関して“段べり”発生に係わる報告がなされていたのか否かについて尋ねておかねばならない。管見の範囲では同時代の *Cyclone* に係わる分解所見ないし故障記録として信頼出来る記録は2件しかない。古い方は1939年1月24日から2月10日にかけて陸軍航空技術研究所で開催された“發動機整備法實習”の報告である。講師はライト社のサービスエンジニア、ロバート・モファット技師で、参加者は陸軍からは技研の溝口宗彦技師、十森技手、石井、門山、渡部工員、その他、海軍、航空局、大日本航空関係者らであった。溝口技師は詳細な報告書を作成した

---

<sup>447</sup> 谷岡 毅「發動機取扱法」富塚編『航空發動機』1183頁、より。



ようであるが、筆者が目にしてしているのはその簡略化された要旨である<sup>448</sup>。

供試発動機は Douglas DC-3 に装備の *Cyclone* G2 型の第 27,290 号，ということは当時最新の *Cyclone* であり，使用時間 468 時間 15 分を経て第 1 回目のオーバーホール時期を迎えたところであった。分解所見は「各部良好ナリシモプロペラ軸後端ケルメット部端部ニ稍々剥離アリ之ヲ交換セル外何等異状ナシ」と記されている。本報告書は分解検査の所見の伝達を目的とするものではないから，この点に関連する記述はこれだけである。気筒胴内壁の“段べり”等は無かったと見て良いものの，*Cyclone* の病歴データとしてはあくまでも個別事例であり，物足りぬこと夥しい。

しかし，幸いにも本件についてはたった一つではあるが，非常に体系的で優れた内容を有する報告が「ライトサイクロン発動機の故障に就て」というタイトルの下に発表されているので次にこれの紹介を試みる。発信者は久保忠躬，逓信省委託機関生 5 期生で中島飛行機勤務の後，逓信省航空局に移り，'36 年，内台定期(内地と台湾とを結ぶ便)の開始に伴い那覇飛行場に，続いて内台定期の要衝，福岡県雁ノ巣飛行場に転じて検査に従事し，'42 年，川崎の航空試験所に転属，大戦末期には立川や松本で軍用機の整備にも従事した。よって先ずは本件を語るに最適の人材であり，件の報告は彼の雁ノ巣時代のそれである<sup>449</sup>。

彼の報告対象は Douglas DC-2 に装備された *Cyclone* F-2, F-52, Lockheed 14W に装備された *Cyclone* G-3 や Douglas DC-3 に装備された G-2 の内，SGR-1820-F-52, GR-1820-G-2, GR-1820-G-3, GR-1820-G3B に係わるものである。F から G への進化に伴って圧縮比と過給機増速比，ブースト圧による離昇ないし標準高度馬力のバリエーションが展開されていた。*Cyclone* 関連各機種 of 要目と性能曲線は表Ⅲ-VI-2, 図Ⅲ-VI-11 の通りである。

表Ⅲ-VI-2 *Cyclone* SGR-1820-F-52, GR-1820-G-2, GR-1820-G-3, GR-1820-G3B の要目

	SGR-1820-F-52	GR-1820-G-2	GR-1820-G-3	GR-1820-G3B
ε	6.4	6.45	6.45	6.20
過給機増速比	7.00	7.00	8.31	8.31

<sup>448</sup> 陸軍航空技術研究所『ライト航空會社技師ロバート・モフアツト氏指導 發動機整備法實習要旨』昭和十四年二月，参照。

<sup>449</sup> 以下，久保忠躬「ライトサイクロン發動機の故障に就て」『内燃機関』第 5 卷 第 5 号，1941 年 5 月，を要約紹介する。戦後も航空の第一線で活躍した久保の経歴については日本航空技術協会『日本の航空技術史 — 近代航空機整備の歩み —』巻末対談，471 頁，参照。

なお，逓信省委託航空機関生は 1924 年 10 月に制定された制度で，実務経験者を東京府立工芸学校(現・東京都立工芸高等学校)へ委託し訓練させた。当時，陸海軍には機関士養成機構が無かったため，この制度は最も権威ある航空機関士養成コースであった。委託機関生制度は'41 年の 11 期まで 17 年間存続し，177 名が巣立った。これ以降，操縦士，航空機関士養成の使命は航空機乗員養成所へと移管・拡大された。徳田忠成「逓信省航空局 航空機乗員養成所物語(3) — 陸海軍委託によるパイロット養成制度 —」2007 年 3 月 15 日，日本航空協会 HP，より。

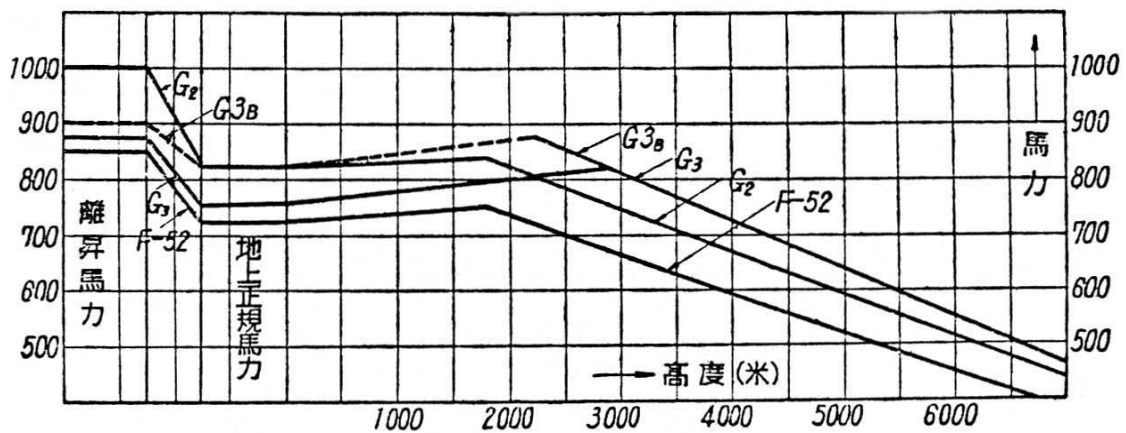


地上正規馬力	720HP/2100rpm.@+116mmHG	820/2100/+116	750/2100@+129	820/2100@+217
離昇馬力	850HP/2200rpm.@+256mmHg	1000/2200@+256	875/2200@+256	900/2350@+280
標準高度馬力	750HP/2100rpm.@+116mmHg@1770m	840/2100@+116@1770	820/2100@+129@2850	880/2100@+217@2250
燃料消費率	286g/HP-h	270	280	280
潤滑油消費率	11.0	11.4	11.4	11.4

久保「ライトサイクロン発動機の故障に就て」, より.

プロペラ軸減速比は何れも 0.687. 使用燃料オクタン価はいずれも 87.

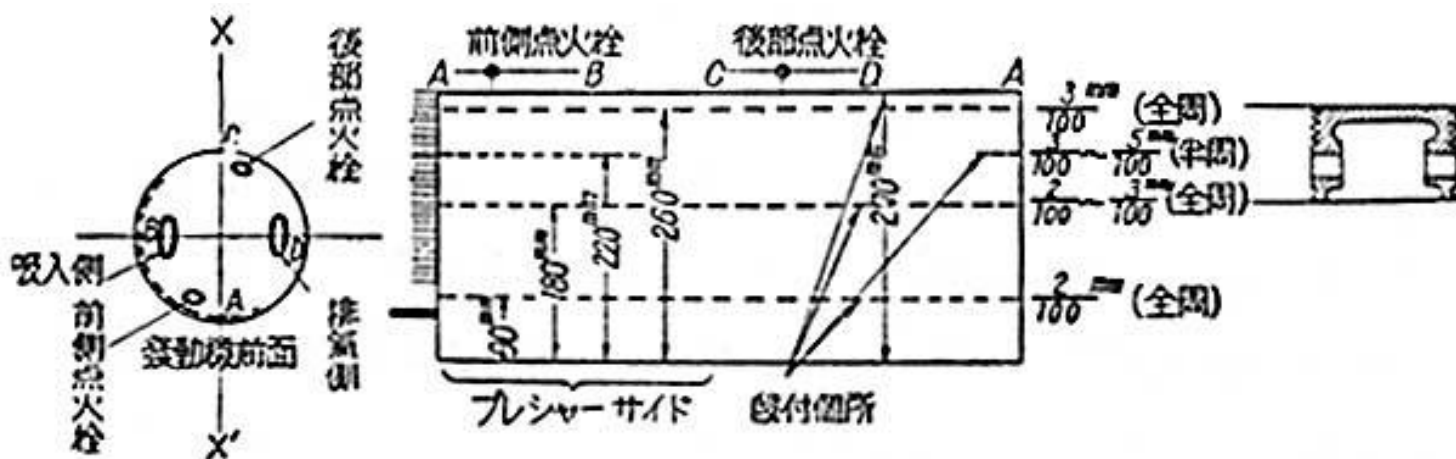
図Ⅲ-VI-11 Cyclone 上揚各型式の性能曲線



同上, 第4図.

勿論, それらの気筒頭は未だ全て中島発動機と同じ軽合金鋳造品, 気筒胴も同じく窒化鋼製内面窒化品である. 久保に拠れば, これらの発動機における故障の筆頭は気筒胴内面の“段付”, つまり“段べり”であった(図Ⅲ-VI-12). 定期分解手入れは 400 時間毎に実施されていた. 段差は甚だしい場合,  $\frac{29}{100}$  mm にも達していたが, 概ね  $\frac{5}{100}$  mm 内外であった. 発生件数は気筒の位置とはほぼ無関係に何処でも起り, 定期分解手入れの際に全気筒をホーニングしたケースさえあった. このホーニングは 2 回までは OK であったが, 3 回行くと内径過大(気筒肉厚過小)となるため廃棄されざるを得なかった.

図Ⅲ-VI-12 Cyclone 気筒壁の段付箇所略図



同上，第6図.

中央の気筒胴展開図に示されているように、段付発生部位は側圧側(B側)には限定されず、全周に $2/100 \sim 5/100$  mm程度の段付摩耗を生ずることの方が多かったようである。一方、段付の発生は使用時間には関係せず、分解手入後、僅か数時間の試運転で黒煙を発生し、分解すると激しい段付が見出され、それに起因する油上り・点火栓の汚損が確認された例もあれば、400時間の使用後の分解手入においても全くこれを認めぬものから酷い段付を生じているものまであり、状況は実に区々であった。各型式各10台、即ち各気筒番号毎に90本の気筒におけるホーニング実施件数は表Ⅲ-VI-3の通りであった。

表Ⅲ-VI-3 Cyclone 各型式別気筒胴ホーニング数(各10台分)

型式 \ 気筒番号	気筒番号								
	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5	No.6	No.7	No.8	No.9
F-52	8	7	6	9	8	8	7	7	7
G-2	14	10	14	16	17	17	13	11	13
G3B	6	12	10	9	11	10	9	5	7

原注)F-52は総使用時間数約1500時間のもの10台、G-2は1500~1800時間内外のもの10台、G3Bは1000時間以内のもの10台について調査。

原注)下方気筒の5#, 6#, 7#が幾分他に比し段付の発生が多いように思われる。

久保「ライトサイクロン発動機の故障に就て」、より。

段付の原因として：

1. 潤滑油の不適
2. 気筒の過熱
3. 気筒とピストンリングとの材質の不適

4. ピストンリングの張力
5. ピストンリングとリング溝との隙間の不適
6. 気筒とピストンとの隙間の不適
7. 潤滑油消費量の過少
8. 吸気中に細砂の混入
9. 燃料の影響
10. 点火時期の適否
11. 混合比による影響
12. 設計上あるいは構造上の欠陥

が考えられた。

久保に拠れば、1. について、当初は潤滑油としてテキサコ 120F 及び 120A を用いていたのをビードル XX ヘビーに切替えたところ、リングの膠着はほぼ払拭されたが、段付摩耗発生は幾分減少する程度に留まった。2. について、気筒温度を下げるため巡航時の混合比を濃く(220g/HP-h から 240~250g/HP-h 程度へと)してみたところ、ピストンの過熱は無くなったものの段付発生に変化は見られなかった。3. 材質についての試験調査なされなかった<sup>450</sup>。

4. については分解手入毎に新品純正部品と交換していたが、潤滑油の廻りを良くしたい一心で 2, 3 番リングの程度良好品を再使用したことがある。5. 及び 6. については正規隙間寸法の遵守に徹した。8. については段付の主因とは考えられなかった。9., 10. については諸文献が参照された。

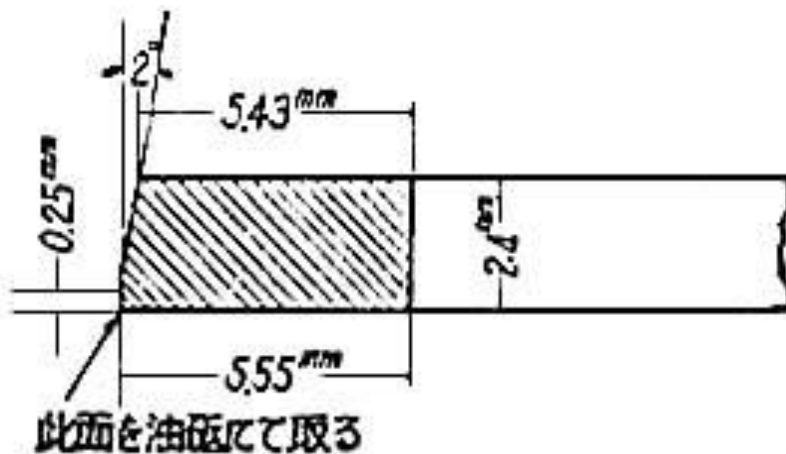
9. について、F, G を問わず *Cyclone* 発動機は巡航馬力 500~550HP における潤滑油消費率が僅か 2.1~3.2g/HP-h に過ぎなかった。これを段付摩耗対策上、敢えて増加させるため、テーパフェイスになっていたトップリングの外周下縁平行部のカドの面取り(図Ⅲ-VI-13)と共に 2, 3 番リングの良品を 1 回再使用する上述の措置を併せて講じたところ、台上試験において 2.0~3.5g/HP-h 程度まで潤滑油消費率を増大させることに成功し、実機においても定期分解手入時におけるホーニング数が 1.2 本程度に抑えられ、時には全く段付の発生を見ないケースまで得られた。しかし、未だその発生を根絶せしめるには到れていないというのが報告時点での状況であった。

この他、ピストンやリング、クランク軸結合部やダイナミック・ダンパ・ピンに幾つかの損傷例が報告されている。しかし、これらは当時の航空発動機としては先ず普通の事象に属している。この報告に絡んで殊更残念なのは主連桿やクランク室、減速装置、気化器等の故障に関する続報が予告されたにも拘わらず、遂に未刊のままに終わってしまったことである。

---

<sup>450</sup> 上述のように中島発動機における“段べり”対策としてもある程度有効であった Cr メッキ・リングはこの時点においては未だ民間航空界ではテストされていなかったということになる。

図Ⅲ-VI-13 トップリング外周下縁カドの面取り



同上，第13図．

久保は実際には「短時間の運轉にても此テーパは消滅し全面が擦り合ふ様である」と述べている．カドの面取りが効果を發揮するのは，従ってほんの初期の間だけであつた．

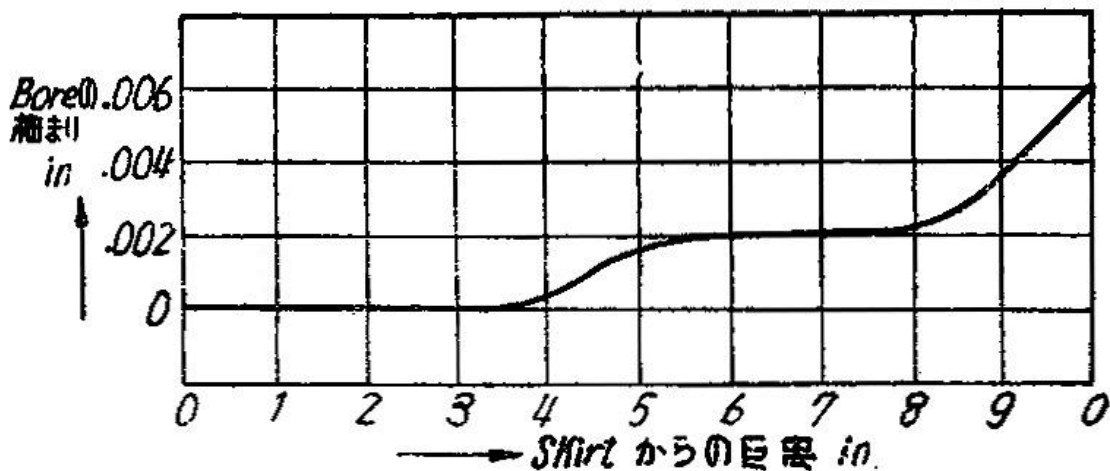
気筒の総使用時間数は実績に鑑み，F-52 が 2000 時間，G-2 が 1500 時間，G3 及び G3B については 1500~2000 時間と定められていた．G-2 は大きな機体を持つ DC-3 に搭載されたため，離昇出力が高く設定されており，巡航時における負荷率も他の *Cyclone* より高かった．このため，G-2 気筒の総使用時間数は低く制限された．それでも，G-2 にだけは冷却の悪い下方気筒の頭部に亀裂発生を見ることがあつた．

かような苦勞を重ねた *Cyclone* も戦後，最末期には同じ基本寸法から離昇 1525HP を叩き出すまでになる．そのために気筒冷却面積増大を目的とする如何なる改良が施されたのかについては既に瞥見したところであるが，遺憾ながらここでの最大の疑問である気筒胴の摩耗対策としてどのような妙手が打たれたのかについては明らかではない．言えるのは，久保の報告の直後，アメリカにおいても日本においても Cr メッキ・リングの導入が為された筈であること，それによって事態がほぼ問題無いレベルまで改善されたとすれば，それは *Cyclone* の設計がバランスを失したものではなかつたことの現れであろうということである．

本家の双壁，P&W 発動機については R-2800 *Double Wasp* においてある種の技術シフトが導入されたらしいことが知られている．即ち，*Double Wasp* の気筒胴には図Ⅲ-VI-14 に示されるように冷態で 3 段先細りのプロフィールが与えられていた．岡部武夫はその導入時期について明言していないが，恐らく彼は戦後，*Double Wasp* C 型の取説からこの情報を得たものと想われる．しかし，White に拠れば，これは *Double Wasp* 開発に際して当初から導入された設計であつた．即ち，White はこれと同じ，但し，目盛の細かい図を *Double Wasp* B 型の取説第 2 版から引用すると共に，この“*Choking*”と通称される断面絞りは

R-2800 の全機種に用いられたと述べている<sup>451</sup>.

図Ⅲ-VI-14 *Double Wasp* 気筒胴, 冷態時のプロフィール

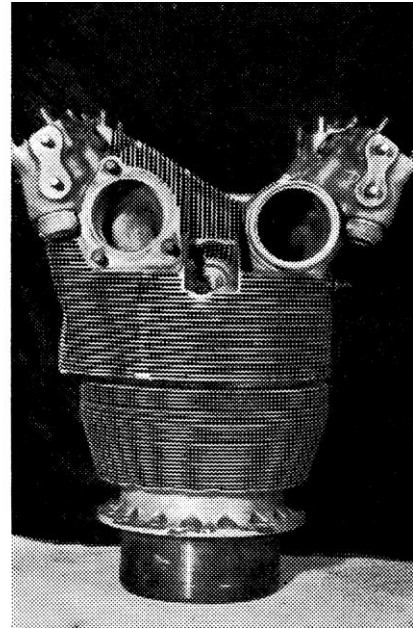
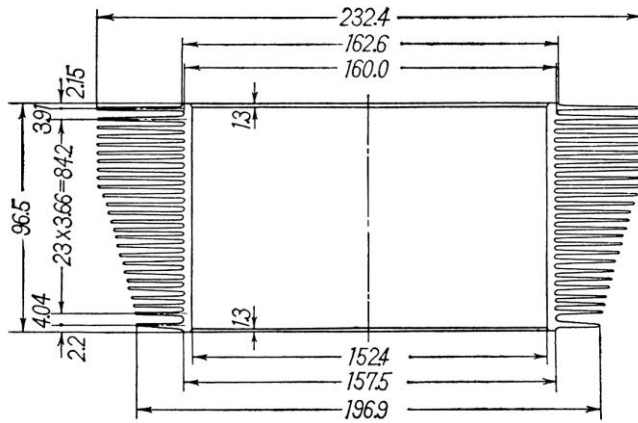


岡部武夫「航空発動機の今昔」第7図.

先端の絞り 0.006in.は 0.152mm に相当するから, 焼嵌め後の変形量は金星の半分程度に過ぎない. 筆者はこの差は本図の表示寸法が岡部の謂うようなボアサイズではなく, 単純に半径の縮小量を, 即ち, 曲線が断面プロフィールそのものの変位量を表現していることに起因すると判断する. そうとでも考えぬ限り, 金星との 2 倍格差など余りにも非常識である. また, 中間のプラト一部はこの気筒胴における最大の特徴をなすが, それは敢えて胴部内面をそのように予備加工しておいたからではなく, 単に真直に円筒加工した気筒胴に “cooling muff” を圧入した結果として生じた変形である(図Ⅲ-VI-15).

図Ⅲ-VI-15 *Double Wasp* の “cooling muff” とこれを用いた気筒

<sup>451</sup> cf. White, *R-2800 Pratt & Whitney's Dependable Masterpiece*. pp.28, 29.



吉田『空冷ディーゼル・エンジン』116頁，図5.20，図5.21.

先に見た通り，P&W 式の真直加工→焼嵌めによって頭部と結合された三菱発動機の気筒胴には運転状態において“ワレモノ注意”マークのような断面変形を生じていた．であるとすれば，結合前の気筒胴に予めこの変形をキャンセルさせるような断面形状を付与しておけば，暖機後，そこに高い円筒度を得ることが出来た筈である．この R-2800 気筒胴の断面形状は恰もその理屈を直接具現化したような特徴を具備していた．実際の運転状況相当温度における熱変形に係わるデータが掲げられていないのは遺憾であるが，当然ながらこの常温における断面形状はそれを反映しての選択であったと考えられる．これは中々見事な仕事ぶり形容されて宜しいのではなかろうか？

三菱において，佐藤仙一により窒化後の変形を相殺するため，胴部内面を樽型ないし「太鼓胴型」に予め成形する手法が編み出された点については既に触れておいた通りであるが，窒化変形より量的に遥かに大きい焼嵌めによる変形相殺の狙いを体現した取り組みが三菱においては遂に為されなかったが，P&W においては為されていた，ということにもなる．それはつまり，鍛造気筒頭や“cooling muff”は“横着設計”の使徒達が僻目で眺めていたような窮余の策では決してなかったという評価にも繋がる．

White はごくアッサリ，上に行くほどガス圧が高くなるから，運転中のシール性を確保するためにはこの断面形状が良いのだと述べている(ditto., p.28)．しかし，繰返しになるが，肝心の熱変形や摩耗に係わる具体的データが皆目，掲げられていないのは何とも歯痒い限りである．ただ，それは最適に近い技術が開発・選択されたことに因り，運用上この種の問題を云々せねばならぬほど切迫した状況が認められなかったという実態の証左とも解釈されよう．また，それ故にこそ R-4360 と R-2180E において P&W は安んじて気筒胴内面窒

化を再導入し得たものとも考えられる。

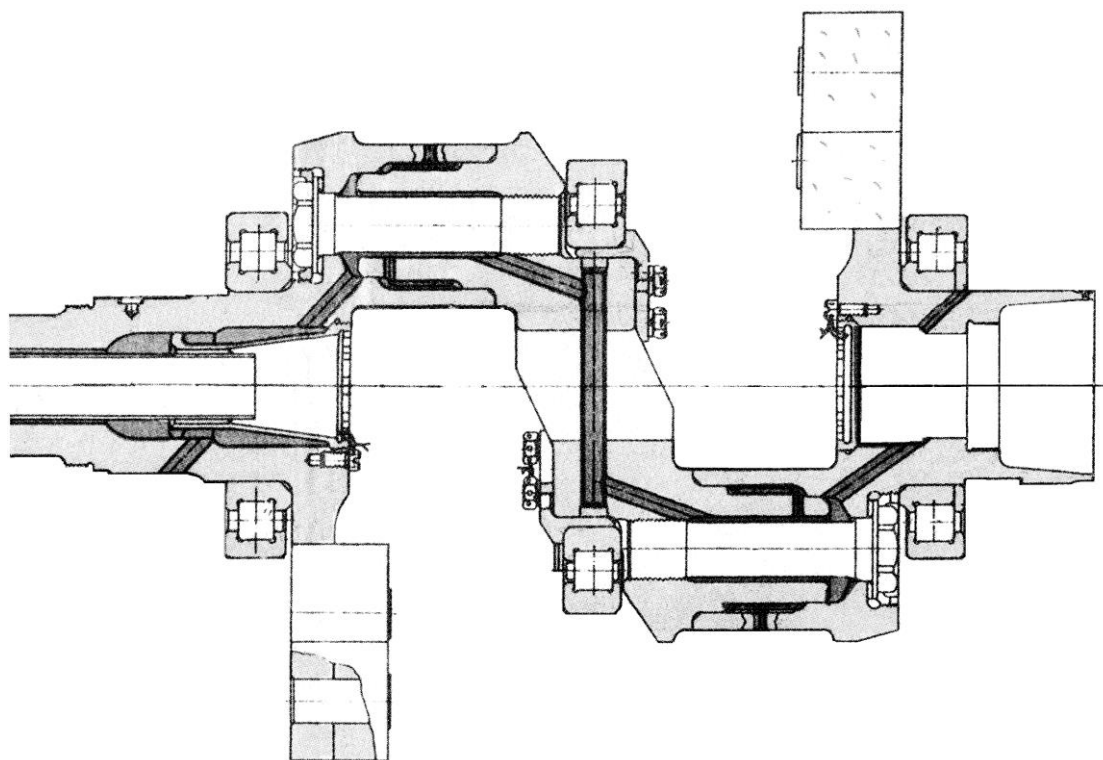
#### 4. クランク軸と主軸受

##### i) 総括的展望

成熟期における中島・三菱両社の複列星型発動機は何れも組立式クランク軸ところがり軸受のクランク軸受=主軸受を用いていた。しかし、両社の設計思想にはかなりの相違があった。先ず、榮( $D \times S = 130 \times 150$ )のクランク軸に注目してみよう。もっとも、こう切り出したところで、榮の『取説』に前掲 97 式 850 馬力のそれのようなクランク軸の図面は無い。譽のそれにしても図は実体図がほとんどで、単なるプラモデルの組立説明書の如きそればかりである。時代が下るほど、この国の航空発動機取扱説明書は使う側にとっては便利かも知れぬが、技術史屋にとっては面白味に欠けるモノへと変貌を遂げて行った。

僅かに救われるのは潤滑系統図の存在である。よって、そこからトリミングした図を金星の場合同様、掲げておく(図Ⅲ-VI-16)。残念ながら、かような図からは寸法は追えぬが、それでも榮のクランク軸を金星のそれと比べると(図Ⅲ-VI-17)、ボアが 10mm 小さい割に前後バンク間隔は金星と同じ 150mm に取られていたため、中央ウェブ厚が相対的に大きく取られており、クランクピン径が全く同じとなっていた上に、その長さ自体は短く、結合ボルト径においてはむしろ榮のそれの方が太かったようである。要するに、榮のクランク軸の断面図からは相対的な剛性の高さが窺われるということである。

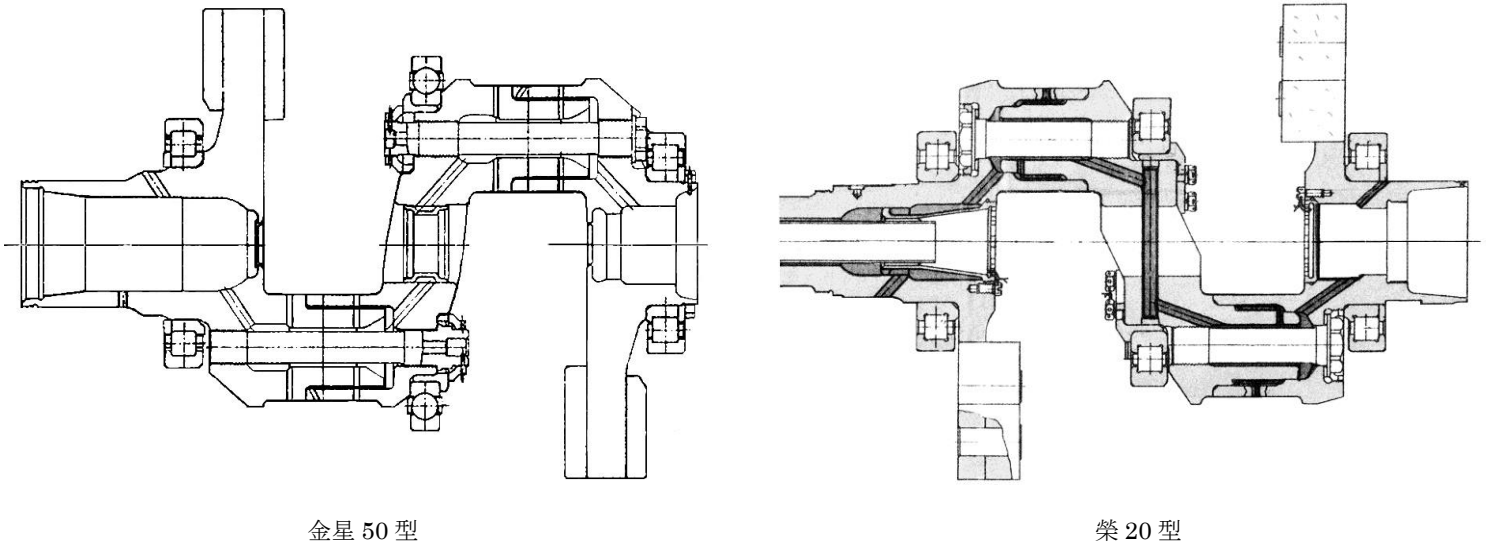
図Ⅲ-VI-16 榮のクランク軸要部



中島飛行機(株)多摩製作所『榮發動機二〇型 取扱説明書』1943年3月, 1-4101 図(潤滑系統図)よりトリミングし修正.

実際のクランク軸はライト様に長い前方突出部を有していた.

図III-VI-17 金星 50 型のクランク軸と榮 20 型のクランク軸要部



既出の図を再掲.

永野 治は川崎の BMW 水冷 V 型 12 気筒発動機や中島発動機, とりわけ *Jupiter* 系の壽二型におけるクランク軸の振り振動による疲労破壊頻発について述べた後, 「三菱のエンジンはクランク軸折損問題が少なく, 最後迄ダンパは採用しなかった」(『航空技術の全貌』(上), 453 頁)と述べている. これはある意味, 当然のことで, 上述した通り, 金星 40 型のクランク軸の固有振動数は 1 次で 11820c.p.m.と, やがて見る P&W R-2800 *Double Wasp* の例などと比べても極めて高く設定されていた. これは無防備のままでの振り振動回避を主眼に据えた設計思想 = “横着設計” の帰結であった.

即ち, 複列星型発動機が回る限り, 3.5 次と 7 次, あるいは 4.5 次と 9 次等のガス圧トルクのパルスは必ず発生する. 三菱の設計は軸を太目にしてその振り振動の危険速度を実用域外に追い遣っただけである. 要は振り振動に因って折れなければそれで良いという姿勢である. しかし, 通常型の飛行機に自動車や船のような推進軸系が無いのは幸いであるにせよ, それでも駆動力のパルスはクランク軸の微小な捩れ及びトルク変動として現れ, 前者による吸収エネルギーが小さいほど後者は大きくなり, かつ, 発動機によって駆動されるプロペラも完全剛体ではない.

また, プロペラはそのフライホイール・マスが大きいためトルク変動は主としてその反力という形で機体に伝達されざるを得ない. その影響は単発機の方が大きいものの, 振動が伝えられるという点では多発機でも同じことである. クランク軸折損に繋がらぬ程度の



振動など機体にも人間にも我慢させれば宜しい、というのが“横着設計”の要諦である。

しかし、振れに対して剛であったと言えれば三菱流のクランク軸は如何にも頑丈そうに聞えるが、その実、金星のクランク軸は榮のそれよりも華奢であった。確かにそれは振り振動面での強度(危険速度回避条件)は満たしていたが、仮令、そうであったとしてもガス圧トルクは単にクランク軸を捻るだけでなく、それを曲げる力としても作用せずにはいない。図 III-I-12 は単列星型 9 気筒発動機におけるトルク変動をダイナミック・ダンパの有無と共に対照したモノであったが、同様の違いは複列発動機においても生ずるのであって、ダイナミック・ダンパとの間のエネルギー授受が無ければ、ガス圧トルクは剥き出しのままこの二つの分力の形で発現せしめられるしかない。

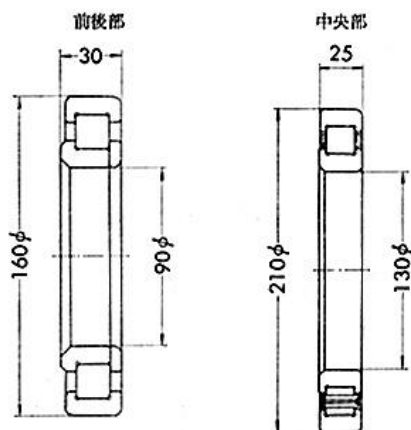
これらの状況と事実から致命的な問題点が浮き彫りにされる。それは、三菱発動機のクランク軸は曲げ剛性の面における余裕に乏しく、平たく言えば大きく撓みながら回転せざるを得ない状況に置かれていたということである。金星 50 型と榮 20 型のクランク軸を比べると、その内実は永野によるノーテンキかつ意図不明の回想とは裏腹、金星のそれは榮の場合以上に“火の車”であったことが解る。

更に、この力学的暗示は第一にその主軸受、とりわけ中央主軸受の変遷を、第二に主連桿大端軸受(クランクピン軸受)の仕様を、それぞれ中島発動機における対応物と比較しつつ追ってみる作業を通じて強固に裏付けられることになる。

## ii) 主軸受

先ず、主軸受を見てみよう。これを押えればクランク軸ジャーナルの直径とおおよその幅が知れ、クランク軸の相対的な長短の程が判る上に、クランク軸の撓みについての情報も得られるからである。

図 III-VI-18 榮(各型式共通)の主軸受



日本精工(株)『日本精工五十年史』1967年、350頁、図 85.

何故、これほど縮尺を変えて表示されているのかは不明.

繰返しになるが、榮のクランクピン径は 75mm(潤滑系統図[発動機断面図]より推定), 前後バンク間隔は 150mm であった。また、榮 10 型の離昇出力は 1000HP@+250mmHg, 公称出力は 980HP/2500rpm.@3000m, 直径 1115mm, 乾燥重量 530kg であった。

表Ⅲ-VI-4 榮のクランク軸・プロペラ軸回り軸受

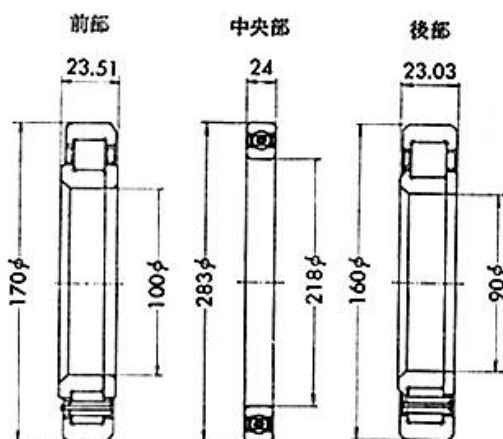
使用部位	個数	軸受形式	呼び番号	寸法
クランク軸前後部	2	NUP 形総コロ円筒コロ軸受	AO 90-4	90×160×28(30)
クランク軸中央部	1	内外輪両ツバ付円筒コロ軸受	AU 130-1	130×210×27(27.3)
プロペラ軸	1	深ミゾ球軸受	6219	95×170×32

同上書, 350 頁, 表 15, より。

プロペラ軸軸受とは最前端に位置する軸受でスラスト受けを兼ねるもの。

次に金星 40 型の主軸受を掲げる。

図Ⅲ-VI-19 金星 40 型の主軸受



同上書, 352 頁, 図 86。

こちらも縮尺は不同である。

金星 40 型( $D \times S = 140 \times 150$ )のクランクピン径は案外細く、榮と同じ 75mm, 前後バンク間隔も榮と同じ 150mm であった。離昇出力も 1000HP@+150mmHg, 公称出力も 1070HP/2500rpm.@4200m と榮 10 型に比して大差無く、直径は 1218mm, 乾燥重量 560kg と大柄であった。つまり、金星は公称出力で榮より 9%強大きい代りに、直径でも 9%強、即ち、前面投影面積においては 19.3%も大きい発動機であった。離昇時の平均有効圧は榮の 12.7kg/cm<sup>2</sup>の 86%に相当する 10.9kg/cm<sup>2</sup>に過ぎなかった。“ニッポン号”の快挙は良しとしても、その信頼性が高かったのは、全然追い込んでいない発動機であっただけの道理である。

この数字だけを見れば、堀越の“零戦に当初から金星を装備しておれば”という愚痴には根拠が無かったように思われる。それは単に後々における金星の出力増強を念頭に置いた歯軋りに過ぎぬようでもある。しかし、逆に見れば、榮は当初から完成された、伸びる余地の乏しい発動機であったという風にも評価出来る。

この点については既にガソリン噴射及び水・メタノール噴射を扱った第Ⅱ部において論じておいたが、上に紹介した平均有効圧の差や榮 10 型の+250mmHg という 1934 年当時の国産発動機としては思い切った離昇ブースト圧と金星 40 型の+150mmHg とを比較するだけでも両者における開発余地についてのおおよその察しは付けられねばならない。堀越ほどの技術者がかように初歩的な数字に目を瞑っていたとは考えられない。ただ、同一時点におけるスペック比較だけからすれば、海軍航空本部当局として榮を選びたくなるのは人情であったろう。要は当時の海軍における飛行機屋に先に見える有力担当者を欠いたということである。

閑話休題。金星二型のクランク軸前部軸受は単列円筒コロ軸受を 2 個並列させたものであった。クランク側の 1 個は内輪無しでクランク軸表面をコロ転走面として用いるシンプルなようであるが冗長な設計であった。1935 年の三型より該部は負荷容量(今様では動定格荷重)の大きな円筒コロ軸受 1 個に変更された。金星系列発動機におけるクランク回り軸受一連の主要変更履歴は(40 と 50 との関係については先に触れておいたが)表Ⅲ-VI-5 の通りである。

表Ⅲ-VI-5 金星系列のクランク回り軸受(個数は何れも 1)

名称	使用部位	軸受形式	呼び番号	寸法	備考
金星二型	クランク軸前部	NUP 形円筒コロ軸受		90×160×28.5(30)	内輪なし 6218 の内径特寸
	クランク軸前部	N 形外輪とコロ付保持器		107×160×28	
	クランク軸後部	N 形円筒コロ軸受		85×150×26	
	プロペラ軸前部	深ミゾ球軸受		88×160×30	
金星三型	クランク軸前部	NUP 形円筒コロ軸受	6219	100×170×27(30)	
	クランク軸後部	〃		90×160×27(28)	
	プロペラ軸	深ミゾ球軸受		95×170×32	
金星四型	クランク軸前部	NUP 形円筒コロ軸受		100×170×27(30)	
	クランク軸中央部	深ミゾ球軸受		218×283×24	
	クランク軸後部	NUP 形円筒コロ軸受		90×160×27(28)	
	プロペラ軸	深ミゾ球軸受		100×180×28	
金星五型	クランク軸前部	NUP 形円筒コロ軸受	A〇110-2	110×180×28(30)	外径球面
	クランク軸中央部	深ミゾ球軸受	AB 200	200×278×24	
	クランク軸後部	NUP 形円筒コロ軸受	A〇90-5	95×160×27(28)	
	プロペラ軸	深ミゾ球軸受	6220	100×180×34	

同上書, 351 頁, 表 16 と 352 頁, 本文より。

金星 40 型前後主軸受の幅寸法が図と表とで何故か合わぬのであるが、こういう場合は図の記入寸法を優先するのが定石というものであろう。何れにせよ、中島が円筒コロ軸受 3 連で押し通したのに対し、三菱は中央軸受を深溝玉軸受としている。軸受の幅を見れば一様に中島のモノはなべて広く三菱のモノは中央軸受は特に狭い。ころがり軸受の負荷容量は転動体の数と直径と幅が大きいほど高くなる。これを三菱は直径で稼いでいることになる。大直径化に因る周速の増大に対しては只管、我慢を決め込むしかない。幅が狭い分、三菱は *Twin Wasp* 流にクランク軸中央円盤を大径に取り、その上に載る中央軸受の直径を大きくしている。もっとも、本家の *Twin Wasp* は剛性の高い一体式クランク軸であったし、中央部には三菱発動機には遂に採り入れられなかった強化策さえ講じられていたのであるが……。

三菱の意図がクランク軸を短くしてその曲げ並びに捩れ剛性を担保することにあつたことは明々白々である。更に、2 速過給機付き・増強型の金星 50 型においてはジャーナル径が増大せしめられていることも窺て取れる。しかし、決定的な問題はクランクピン径がアップされなかった点にある。これは波及するところの大きさを慮ったためであろうが、結果的に出来上がったのは上に見た通り、榮 20 型より華奢なクランク軸である。

そして、クランク軸に施された部分的補強策が中途半端であつたことの見返りたるべく、金星 50 型においては中央軸受外輪の外周面が球面をなすモノへと改められた。これを球面座に収めてやれば恰も自動調心軸受のように軸受は軸の傾斜、つまり撓みを受け流すことが出来る。つまりそれは工場のラインシャフト等を支えるピロー・ブロックに代表される軸受ユニットのインサート軸受を薄く大径にしたようなシロモノとなつていた。当然、球面座側も軸受メーカーの製品と窺て間違いない。発動機屋としてはクランク室の隔壁を従前通り円筒に中グリしておけば良いから何の造作も無い。

そもそも、三菱が中央軸受に角隙間が小さい上にコロへの<sup>モッジョロード</sup>端荷重に不安を託つ円筒コロ軸受ではなく角隙間の大きい玉軸受を採用したのは軸の撓みを逃す魂胆からのこととしか考えられない。しかし、如上の軸径増強策が打たればしたものの、離昇馬力の向上と共にダイナミック・ダンパを持たぬ割にはクランクピンが細過ぎ中央ウェブが薄過ぎた軸全体の撓みは中央軸受に本来、備わっている角隙間に委ねるだけでは済まされないレベルに達したものと観取される。実はこの処方、一回り大きい金星の弟分、1938 年の火星 10 型発動機(前後気筒列間隔 170mm)において初めて採用されたものようであるが、この辺りは“横着設計”の本領とその限界性が早くも露呈しているところである<sup>452</sup>。

更に、松岡は佐々木一夫の手記に拠るとして、金星 60 型においては中央軸受が「両端ク

---

452 海軍航空本部『瑞星発動機一〇型取扱説明書』改訂第一版、1940 年 3 月、横須賀海軍航空隊『火星発動機一〇型 取扱参考書』、海軍航空本部『金星発動機五〇型取扱説明書』改訂第一版、1943 年 5 月には異口同音にジュラルミン鍛造前後 3 分割構造のクランク室中央部分には「球軸受室[あるいは“筐”]を焼嵌めす」、クランク軸中央[あるいは“部”]軸受には「特殊の球軸受を用ふ」、などと記されているのみである。

ラウンコロ軸受」に改められた事実を紹介している。中央軸受をコロ軸受としたのは負荷容量を高めたかったからに他ならない。また、そのコロ軸受のコロにクラウニングを施し、極言すれば樽型のプロフィールを与えたのはコロへの端荷重を逃がしながら角隙間を拡げたかったからである。しかし、そもそも、マトモなラジアル荷重の下で使われる円筒コロに対してさえ、適正なクラウニングの匙加減が明確にされるのはこの国では戦後の事蹟に属している。また、円筒コロ軸受にかような小細工を施して角隙間を拡げるなどという手法自体が例外的・変則的にしてその場凌ぎの技術でしかない。何としても撓みを逃がしたければ、なおかつ正道を行くなら、現実には余り用いられてはいないが、単列自動調心コロ軸受なるモノが敵として存在するからである<sup>453</sup>。

果せるかな、金星の18気筒版、“烈風”用A20型発動機においては外輪軌道面に円弧クラウニングを施した薄型の円筒コロ軸受が新調されるに到っている。ここでも負荷容量を高めつつクランク軸の撓みを逃がしてやるのが喫緊の課題とされていた事情が読み取れる。そして、同じ弥縫策ながら、コロにクラウニングを施すよりもこちらの方が、用途こそ違え、NSKでは1929年以来実績が積み重ねられて来たより確実な技術であった。

しかし、仮令、これがその前段階より確実な技術であったとしても、金星系発動機の中央主軸受を巡るこの一連の流れが玉軸受から円筒コロ軸受を経て平軸受へと展開した *Twin Wasp* の中央主軸受発達史と正反対の方向性を体現する過程であったという点については幾ら強調されてもされ過ぎではない<sup>454</sup>。

各『取説』類に掲げられた実体図や潤滑系統図を観れば、三菱発動機のクランク軸中央ピースの円盤を貫くアームはかなりの急傾斜を呈している。それは *Twin Wasp* の改良型クランク軸のようなウェブ厚強化策とは無縁の存在であった。*Twin Wasp* 同様の強化策が施されておればアームは完全に突っ立た相を呈していなければならない。換言すれば、三菱発動機のクランク軸は *Twin Wasp* 旧型のそのプロフィールを踏襲しつつ、これを組立式に俗流化した廉価版に他ならない。太目の軸径と短い前後長さに因って振り振動の危険速度回避が出来てはいるものの、かようなシロモノが曲げ及び振り剛性的に左程強い道理はなく、この点において *Twin Wasp* 改良型やその原型のそれに遠く及ばなかったことは勿論、榮のクランク軸に対してさえ剛性面では下回っていたと観て間違い無い。その皺寄せを喰らわされた一方の当事者が中央主軸受であったというワケである。

金星系発動機における中央主軸受の変遷は絶え間なき技術進歩の歴史というより、三菱

---

<sup>453</sup> 松岡久光『みつびし航空エンジン物語』改訂重版、63頁、同『三菱航空エンジン史』56頁、参照。『日本精工五十年史』にかような記述が見当たらないことからすれば、当該軸受は東洋ベアリング製造の製品であったのかも知れない。

なお、後先になるが、ころがり軸受の技術史や技術的常識については前掲拙稿「鉄道車輛用ころがり軸受と台車の戦前・戦後史」(→IRDB)、参照。国鉄の車軸用軸受は円筒コロ軸受のコロにかかる端荷重への不安から戦後も暫くは円錐コロ軸受を主流として推移し、後に円筒コロ軸受全盛時代を迎え、近年、車両の高速化に伴い、再び円錐コロ軸受の天下となっている。

<sup>454</sup> 『日本精工五十年史』352頁、参照。

発動機におけるクランク軸横着設計の限界性、三菱発動機の泣き所を浮き彫りにする事実集積に他ならない。

三菱のかかる千鳥足に対して中島は主軸受の幅を広目取る代りにその直径を抑えるというライト社的な方針を貫き、中央軸受の其処此処にクラウニングを……といった小細工も榮、譽の二代を通じて一切行われていない。中島方式の場合、軸受の負荷容量はその幅によって稼がれている。これではしかし、クランクのジャーナル径は細目となるから、18気筒化に伴って前後にダイナミック・ダンパが欲しくなった所以も領けよう。

もっとも、細目と言ってもジャーナルとピンには榮においてさえ2.5mmほどのオーバーラップが与えられており、榮の18気筒強化版＝譽の開発に際して打たれた前後クランクジャーナル径(=前後主軸受内径)+5mm(→95φ)、クランクピン径を同じく+5mm(→80φ)という強化策により譽におけるオーバーラップは12.5mm程度に増大せしめられている。相変わらず中央ピースのアーム部は太く、大きな傾斜を呈しており、かつ、主軸受の基本構成も榮における同じ形式が踏襲された。しかも、これを支える中央主軸受そのものに榮からの変更は一切、加えられていなかった。それでいて、主軸受関係に大きな……基本的欠陥の伏在を窺わせるような破綻は来してはいない<sup>455</sup>。

これを中島の設計の方に分があつたと観るべきか、榮の出力増強や譽のカatalog性能維持がはかばかしくなかつたからこそ持っただけなのだとか皮肉に考えるべきか、些か判断に迷う一面はある。しかし、次項において裏付けられるように、更には次章で触れる発動機振動対策に絡む欧米技術追随試行に係わる経緯の中でも明らかにされる通り、譽のクランク軸並びに主軸受は結構、タフな存在であつた。無論、使用現場や軸受メーカーにとっては三菱的な朝令暮改策より中島の首尾一貫した設計の方が余程、有難かつたことは言うまでもない<sup>456</sup>。

先述した川航、谷岡の論評対象はあくまでも榮のクランク軸である。その軸径は細く、ダイナミック・ダンパは装備されていなかった。榮においては結局、頻繁なオーバーホールを通じて現場が尻拭いをさせられる格好になっていた。譽が榮と同じ中央軸受で間に合わせられたのはやはりダイナミック・ダンパの御蔭であろう。

勿論、譽においても決してトラブル皆無というワケではなかつたし、譽の設計者、中川良一自身、敗戦直後に「只クランクピン軸径をもう5mm大きくとれば故障がうんと減つたと思われて仕方がない」などと筆を滑らせてもいる。これはクランクピン(主連桿大端)軸受のトラブル頻発を意識してのコメントのようであり、確かに、軸受面圧をもう少し下げれば良かったという恨みはあつたようである<sup>457</sup>。

もっとも、かような検討が試作段階で済ませておかれるべき事柄であつたことは論を俟

<sup>455</sup> 因みに、前川正男『中島飛行機物語』光人社、1996年、121頁に拠れば、譽のクランク軸鍛造粗形材は名古屋の大同製鋼から供給されていた。榮のそれについては不明である。

<sup>456</sup> 同上書、350頁、参照。

<sup>457</sup> 引用は「1.6.77 譽『ハ45』発動機的设计」『日本航空学術史(1910-1945)』127頁、より。

ためにせよ、最終完成形態における譽のクランク軸系がその動的剛性という観点から見た場合に左様な自虐的評価に値するほどヤワなものでなかったことだけは厳然たる事実とされねばならない。この点についてはやがて別の角度からも証明されよう。

主軸受に係わった序でに、最後は三菱 vs 中島の比較から離れ、航空発動機主軸受としてのころがり軸受の負荷容量や寿命一般について考えておきたい。上に図を引用した NSK の主軸受群は当然ながら航空発動機用の専用軸受であり、汎用品とは異なった仕様を以て造られたものばかりである。しかし、材料にせよ加工法にせよ、“航空発動機用であるから他と隔絶した、桁違いに高品位な……”という具合には行き難かったことに注意を喚起したい。後者から述べれば、軌道輪の転動体転走面の仕上げに「超仕上」が導入されたのは戦後である<sup>458</sup>。

前者について述べれば、日本精工は航空発動機用軸受に通常の高炭素 Cr 鋼ではなく Ni 鋼を用い、これに焼入れを施したことが伝えられている。つまり、鋼種は所謂「肌焼き鋼」と呼ばれるグループの中でも Cr を含まないそれであったことになる<sup>459</sup>。

浸炭は鋼の表面硬化法の一つであり、表面の浸炭層は焼入れにより硬度を増すが、内部の<sup>きぢ</sup>基地組織は弾性を失わない。このため、これで造られた軸受は衝撃荷重に強く割れ難いが、こと、ころがり疲れによる寿命の点では通常の軸受鋼と同等以上であるとされている。つまり、それはころがり疲れ強さにおいて通常の軸受鋼に遥かに優る材料というワケではない。むしろ、長寿命・高負荷容量ということではなく、あるいはそれよりも、芯まで硬い軸受鋼製の軸受よりは割れ難い・欠け難いということがそのメリットとなる。

もっとも、割れたり欠けたりしなくてもころがり軸受の寿命は多くは転走面の疲労によりその内に尽きてしまう。即ち、ころがり軸受においては転動体と転走面との接触は点接触ないし線接触に擬するモノであるため、接触部に生ずる応力は極めて高い。そこで、静止状態においては比較的小さな荷重が軌道面に圧痕を生み軸受を毀損することもあれば、通常の範囲での軽荷重程度なら寿命無限大となるかと言えば、そういう風にも参らない。勿論、疲労現象であるから同一荷重なら回転(周速)が速いほど寿命は短くなる。

ころがり軸受の疲労寿命を規定するころがり疲れ破壊機構云々については前掲拙稿でも通説を紹介しておいたので今更繰り返さないが、ころがり疲れ破壊の主要な起点は通常、材料の表層ごく浅い所に点在する堅い金属酸化物の微粒子にある(あった)から、優良な軸受材料とはこれらの不純物をなるべく含まぬ高纯净度鋼ということになる。恐らく、航空発動機用軸受材料としては当時最良のモノであったスウェーデン SKF 社製の Ni 鋼製パイプ材が用いられたであろう。それが当時、選択され得る最善の策であったと考えられるからである。後は正しく手順を踏み、精度を厳しく管理して行くだけである。そして現に、この国では「終戦まで軸受による航空機事故皆無の実績」が積み重ねられた。同時代における

<sup>458</sup> 因みに、川崎舍竹男「ホーニングとラッピング」『工作機械』第4巻 第2号、1941年1月、はその末尾でアメリカ自動車工業界の新進技術、<sup>スーパー・フィニッシュ</sup>超仕上について紹介している。

<sup>459</sup> 『日本精工五十年史』314頁、参照。

鉄道車輛用国産ころがり軸受けのテイタラクとは雲泥の差である<sup>460</sup>.

当時はある軸受の寿命について同一運転状態 500 時間を基準とし、その間にテストされた多数の同一型番の個体の内、90%に疲労現象が見られるような荷重が基準負荷容量と見做されていた。メーカーによって異なるが、NSK や SKF のカタログでは荷重を半分に(安全率を 2 に)取れば寿命は約 8 倍の 4000 時間程になり、荷重を 19%増に(安全率を 0.84 に)すれば寿命は 300 時間に短縮された<sup>461</sup>.

時間と言っても問題は累積回転数であるから、カタログには様々な累積回転数に応じた負荷容量が記載されており、使用者はその用途と使用状況(平均荷重, 衝撃荷重, 回転数)に応じて 1~2(コロ軸受), 1~3(玉軸受)の安全率を見込んだ軸受選定を為すよう求められていた。この基本的な考え方は現在でも全く変わっていない<sup>462</sup>.

航空発動機用の専用軸受は寸法的にも汎用品とは異なった仕様となっていた。しかし、上例の中では唯一つ、内径 90mm, 外径 160mm, 幅 30mm という榮の前部主軸受だけが基本寸法を等しくする汎用の兄弟達(FB, FBU, FBY)に恵まれていた。それらは軽荷重用の円筒コロ軸受であったが、別に軽荷重用と言っても安物であったワケではなく、幅がこれほど狭ければ少々直径で稼いでも転がり接触圧力が高くなり、軽荷重用に限定とならざるを得ないというだけのことである。

これらの兄弟達の 3000rpm.における負荷容量(500 時間・安全率 1)は 2300kg であった。この値は榮 10 型や金星 40 型の公称回転数 2500rpm.に当て嵌めれば 2480kg 程度となる。無論、これは衝撃の無い円滑な運転条件の下での性能である。しかし、航空発動機の主軸受がかような条件の下で用いられることは決してない。

直接のデータも見当たらず、仮令、在っても筆者の能力では正しい計算も出来そうにないので、神蔵の例示する *Wasp C* 型の数字を引いてみる。*Wasp C* 型は単列星型 9 気筒、 $D \times S = 146 \times 146 \text{mm}$  と太目かつ旧式の直結式発動機で、出力は 450HP であった。この発動機においては  $P_{\text{max}} = 38 \text{kg/cm}^2$  というかなり低いガス圧と慣性力との合成により 2 回転に 9 回、最大 7.3t の力がクランクピンに印加され、その最大接線方向分力は 3350kg, 最大軸芯方向(ラジアル)分力は 6800kg になると見積られた<sup>463</sup>。

---

<sup>460</sup> 『日本精工五十年史』314 頁, 参照。但し、後程、ちょっとした事例を紹介するが、航空発動機用軸受の損傷自体が発生しなかったのでは決してない。この実績は頻繁な修理や交換といったメンテナンスの賜であった。先に見た谷岡 毅のクランク軸に係わる文章をも想起されたい。

<sup>461</sup> 日本精工(株)『NSK ボール及ローラーベアリング型録』(C.No.21)1938 年版, 解説頁, 参照。日本エス・ケイ・エフ興業(株)『SKF ボール&ローラーベアリング 型録 No.400』1937 年, 解説頁にも同じ数字が掲げられている。他方、東洋ベアリング製造(株)『NTN Ball and Roller Bearings 型録』1939 年, 解説頁には安全率 2 で寿命 5000 時間と表示されている。

<sup>462</sup> 日本精工(株)『NSK ボール及ローラーベアリング型録』(C.No.21)1938 年版, 同『転がり軸受(CAT. No.1102e)』2005 年, A24~A36 頁, 参照。現在は 100 万回転で 90%とされており、様々な補正係数が細かく体系化されている。

<sup>463</sup> 神蔵『航空発動機的设计』208 頁, 第 167 図, 『高速ガソリン機関』308 頁, 図 16.6,



クランク軸は前後主軸受とプロペラ軸受で支持されており，最大軸芯方向分力から生ずる軸受への反力はプロペラ軸受：-940kg(上向)，クランク軸前部軸受：5065kg，同後部軸受：2675kgであった．前部主軸受はその前方のプロペラ軸受を支点とするモーメントの作用点となるため，そこには後部主軸受よりも遥かに大きな力が作用する<sup>464</sup>．

小気筒排気量ながら単列当りではほぼ同程度の出力を発揮する，但し7気筒の榮や金星の各気筒列においては2回転に7回の爆発を生じ，クランクピンに大きな……ブースト圧がヨリ高いこと，爆発間隔が粗いことと回転がヨリ速いこととを勘案すれば最大8t程度に達する圧力が印加されたことであろう．後部気筒列の存在は捨象するとして，前部気筒列においてはこの力は前部主軸受と中央主軸受とに伝えられる．しかも，直結式の *Wasp C* 型とは違ってその直ぐ前方に減速大歯車支持軸受を伴う前部主軸受にはかなり遠い所にプロペラ軸受を持つ *Wasp C* 型におけるより一層大きな力が印加されたことになる．

前部主軸受が衝撃荷重に強いNi鋼浸炭軸受であったにせよ，その素材が高纯净度を以って聞えたSKFパイプ材であったにせよ，その負荷容量が汎用品の3倍を超えることはまずなかったと思われる．従って，その瞬間最大負荷に対する安全率は実態として1を若干上回る程度に過ぎなかったのではないかと考えられる．つまり，全力寿命500時間強である．

これは短いようであるが，“神風”の欧亜連絡飛行94時間は実飛行時間51時間余り，“ニッポン号”の世界一周にしても，その総飛行時間は194時間に過ぎなかった．その上，航空発動機は常に離昇馬力や公称馬力で回しているワケではなく，長距離飛行になるほど公称出力より一段と低い連続最大出力の更に80~85%程度の巡航出力で飛ぶ時間比率が高くなる．民間機用発動機のメジャー・オーバーホール間隔については表Ⅲ-VI-6のようなデータがあり，軍用航空発動機における突発的故障(これが結構な頻度で発生した)に因るモノ以外でのメジャー・オーバーホール間隔も実態として300~350時間程度が多かった<sup>465</sup>．

表Ⅲ-VI-6 戦前期日本における主な民間機用発動機のメジャーOH間隔(時間)

機種	資料1	資料2
ブリストル <i>Jupiter</i> 6型	200	中島製 <i>Jupiter</i> 100~150
A.S. <i>Linx</i> C型	350	-
ライト <i>Whirlwind</i> J-5型	150	100→150
ライト <i>Whirlwind</i> J-6型	150	
ライト <i>Whirlwind</i> R-760E型	300	-

参照. *Wasp C* 型とは大括りな発展段階を指す記号で，450HPという出力からすれば例示の機種はS4H1[離昇出力450HP/2100rpm.，最大出力450HP/2100rpm.@1830m]のことらしい．この機種のデータについては酒井重蔵『高速度発動機』有象堂出版部，1938年，巻末「附第2表」に拠る．

<sup>464</sup> 神蔵『航空発動機的设计』247~249頁，『高速ガソリン機関』291~292頁，参照．

<sup>465</sup> 陸軍航空総監部前掲『航空発動機定期手入ノ参考』25頁，参照．海軍での扱いも似たり寄ったりであった．

ライト <i>Cyclone</i> F-2 型	400	400
ライト <i>Cyclone</i> F-52 型	400	400
ライト <i>Cyclone</i> G3 型	400	400
中島製 <i>Jupiter</i>	-	100~150
中島 壽式 2 型改 I	200	300
中島 壽式 3 型	250	-
中島 壽式 7 型	250	-
中島 光式 2 型	250	-
瓦斯電 神風 130HP	-	120
ヒルト HM508 型	250	-
中島ハ-5 改		150
金星 40 型		400
火星		500
瑞星		500

資料 1： 島山義三郎・加藤健次『航空發動機の整備と運轉法』工業図書，1940 年，7 頁，より．庄司健吉『航空發動機の常識』79 頁，第三表「指定分解時限」はその簡略版．

資料 2： 日本航空技術協会『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』巻末座談会記録 473 頁．

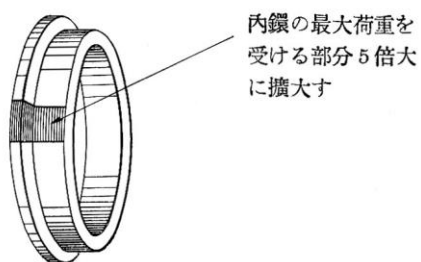
資料 2 に拠れば，点火栓寿命は 25 時間，オイル交換は海軍で 20~30，民間で 100 時間．

本邦民間航空に大型機が使用され始めた'36 年頃から'40 年頃まで，民間機用發動機の大  
 半は輸入品かライセンス生産品であったが，千馬力程度までの發動機であるから整備の面  
 倒な複列は好まれなかった．*Twin Wasp* の名が見当たらないのはそのためである．その結  
 果，本邦民間航空發動機のベストセラーは *Cyclone* ということになっていた．'41 年以降，  
 アメリカ製發動機一般の輸入が途絶するに及び，仕方なく国産複列發動機が指名されるよ  
 うになる．これらについては高目の数値が記されているが，恐ろしく丁寧に扱われていた  
 のかも知れない．もっとも，『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』の 485 頁に  
 は'43 年当時，アメリカの航空会社における發動機のメジャー OH 間隔が 700~720 時間であ  
 ったとの雑誌記事データが紹介されている．

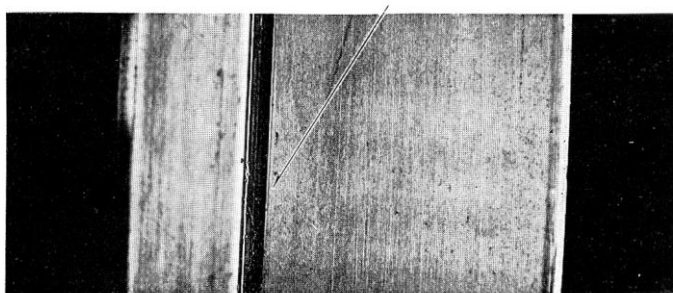
ともあれ，かようなペースのメジャー OH で 1 回や 2 回は経過を観察し，3 回目でも何と  
 か交換せずに済ませられた程度，というのが当時の国産航空發動機における主軸受寿命の  
 実状であったのではなかろうか．

因みに，金星，火星，瑞星の『取説』の類には海軍航空本部発行のモノであれ陸軍航空  
 本部発行のモノであれ，主軸受の損傷と修理，交換に係わる具体的な説明が同じ画像と言  
 葉とによってレポートされている．ここではその“原点”をなす金星 3 型の『取説』から  
 の紹介を行っておく(図Ⅲ-VI-20)．

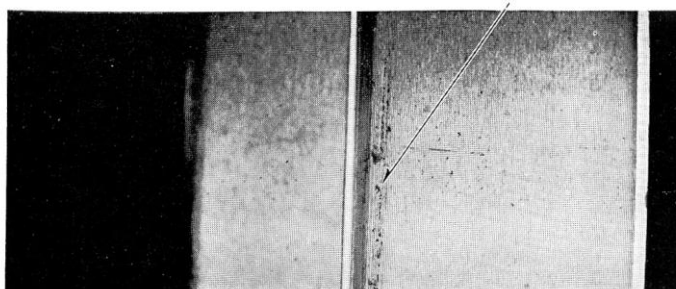
図Ⅲ-VI-20 金星3型発動機における主軸受保守上の指示



No. 1 少々強き白色の當りを生じおるも使用差支へなし



No. 2 轉子・轉動部の兩端に肉眼視可能な疵を生ず、今後の使用を許さず



第11圖 轉子承内環の缺損

海軍航空本部『金星發動機三型 取扱説明書』より。

各軸受については油分を除去した後、空転させて回転の円滑さを確認する。中央軸受は直径・周速が大きいため特に注意して検査する。前後主軸受は内外輪を分離してコロ転走面の疵を目視ないし拡大鏡によりチェックし、保持器の鉸の弛緩、過熱の痕跡等も調べる。前部主軸受の負荷は特に大きいので損傷が起き易く、特に内輪にその傾向が甚だしい。その疵は最大荷重を受ける部分に先ず現れるので、状況を確認し、再組立時にはその位相を120°程度ずらしてやる。コロの片当りによる疵が視認可能な程度に達している場合は交換する……これが日本軍における標準的な、しかし誠に姑息な主軸受保守要領であった<sup>466</sup>。

<sup>466</sup> 星型発動機における主軸受荷重のほとんどはクランクピン荷重の分力であるが、上述の通り、クランク軸はその前方をプロペラ軸々受によって支持されているため前部主軸受の

### iii) 主連桿大端(クランクピン)軸受

三菱発動機の横着設計クランク軸における曲げ・捩り剛性の“目一杯”的状况を証明する材料となる主連桿大端軸受仕様の対・中島発動機比較については“榮・譽 vs 三菱発動機”という限られた構図においてではあるが、非常に質の高いデータが残されているため至極簡単かつ明瞭である。しかし、データを掲げる前に老雄達の回想を引いておくことにしよう。すると一海軍技師の名前と功績とが浮かび上がって来る。

三菱の丹治道生はケルメット軸受が：

金星に採用され、遂に成功した。エンジンに依っては、どうしてもうまく行かぬものもあった。使い方はエンジンから教えられた。空技廠の田中部員との研究は非常に有意義であったと思っている。運転中のクランクピンの変形に合わせてベヤリングを削る事等は、その時の産物であったと記憶する。機械屋と冶金屋の共同作業が、この軸受の問題では非常に協力的に行なわれた。之が優秀なエンジンを生んだと思っている。と述べている<sup>467</sup>。

佐々木一夫は A20 開発に関して次のように回想している。

特に主軸承に於ては故渡瀬常吉博士や丹治道生氏が苦心し、ケルメットの組織を色々変えて樹枝状組織、粒状組織、網状組織等が研究され、果ては銀軸承まで試験したが、結局網状組織に落着いたが、今度はクランクピンの摩耗対策に苦心した。又高速運転時の弁機構の破損対策も、苦心の種であった<sup>468</sup>。

一方、中川良一も譽のケルメット軸受開発に関して次のように語っている。

当時中島の研究所では渡部(榮)技師が専門家であり、海軍航空技術廠では赤松技師がその大家であった。何にもまして心強かったのは、当時の海軍の田中監督官が専門家であり、赤松さんの先輩として日本一の経験をもっているとして令名が高かった。この 3 人が一体となってチームを作り、軸受の細部の設計及び製造工程にも対策をたててくれた<sup>469</sup>。

三菱にとっても中島にとっても、田中の尽力が主連桿大端ケルメット軸受の実用化に際して決定的な意味を持っていた。田中修吾は空技廠発動機部技師で、'37 年 11 月、工作艦“朝日”工作部員として 96 陸攻の作戦行動支援に活躍し、'39 年 11 月、航空本部監督官と

---

方に大きな荷重が印加される。また、最大荷重発生点はガス圧トルクの脈動によって定まる。金星ファミリーのような 180° クランクと主連桿の対称配置を有する複列 14 気筒星型発動機においては、後に VII-2. i) にて詳しく紹介される通り、大きい順に 7 次、2 次、1 次のトルク変動が付き物であり、7 次と 1 次の位相角が非常に近いため、それらが重畳されて最大荷重発生点が 1 箇所、現れることになる。

<sup>467</sup> 丹治道生「鑄物の思い出」『往事茫茫』第三卷、40~41 頁、より。

<sup>468</sup> 佐々木一夫「金星 18 気筒 A20 エンジンの生立ち」同上書、189 頁、より。なお、三菱での銀軸受開発については『往事茫茫』第一卷、250 頁(関口次郎)、第三卷、474 頁(檜山 壽)にも若干の言及が見られる。

<sup>469</sup> 中川良一「『譽』のケルメット軸受の思い出」『中島飛行機エンジン史』141 頁、より。

して中島飛行機荻窪工場・多摩工場に駐在，'42 年秋，愛知航空機の監督官に転任。約半年後，空技廠に復帰。'44 年 5 月，技術中佐任官，発動機部第一工場主任。戦後，元・正田飛行機の小林帛男らと共立農機を設立している<sup>470</sup>。

川村に拠れば田中は海軍における平軸受研究の先達で，研究領域はケルメットのみならずかの銀軸受にまで及んでいた：

空技廠に於ては前記田中修吾氏は昭和一〇年(1935)以来特殊の軸承試験機を設計製作，之により軸に関する各種の基礎的研究を行つた【.】其の結果によれば，軸承が完全潤滑状態にさえあれば銀又は銅はそれ等の合金よりも遥かに良好な性能を示した。その理由の一つとしては熱伝導率の良好なることとされている。

昭和一四，五年(1939~1940)頃から空技廠及び正田飛行機に於て純銀軸承を鍍金法で得んとする研究が行われたが，概ねその成果を得ると共に後者は更にその多量生産方式に移行せんとしたが，終戦となり中止された<sup>471</sup>。

ケルメット軸受の調整について中川は：

出来上がったケルメット軸受の真円度並びに直線度の<sup>マ</sup>制定，さらに主接合棒に嵌入する時のはめ込み代の設定，はめたあとに特殊フォームが出来るように仕上げ，更に両側面に大きな面取りに特殊リーマーを入れ，長大精密な特殊な面取りを行うこと，いずれも彫心鏤骨の作品であった。一方，クランクピンの軸の仕上げ寸法や表面粗度，軸受とのすき間も厳密に規定された。

と述べている<sup>472</sup>。

では，具体的に国産複列星型発動機のクランクピン軸受の内面は長手方向に如何なる断面プロフィールを有していたのであろうか？ 榮における実測データから掲げよう。両端部におけるテーパ状の“逃げ”は誇張して表現されてはいるが，図Ⅲ-VI-21 の通りであった。

### 図Ⅲ-VI-21 榮発動機におけるクランクピン軸受のプロフィール

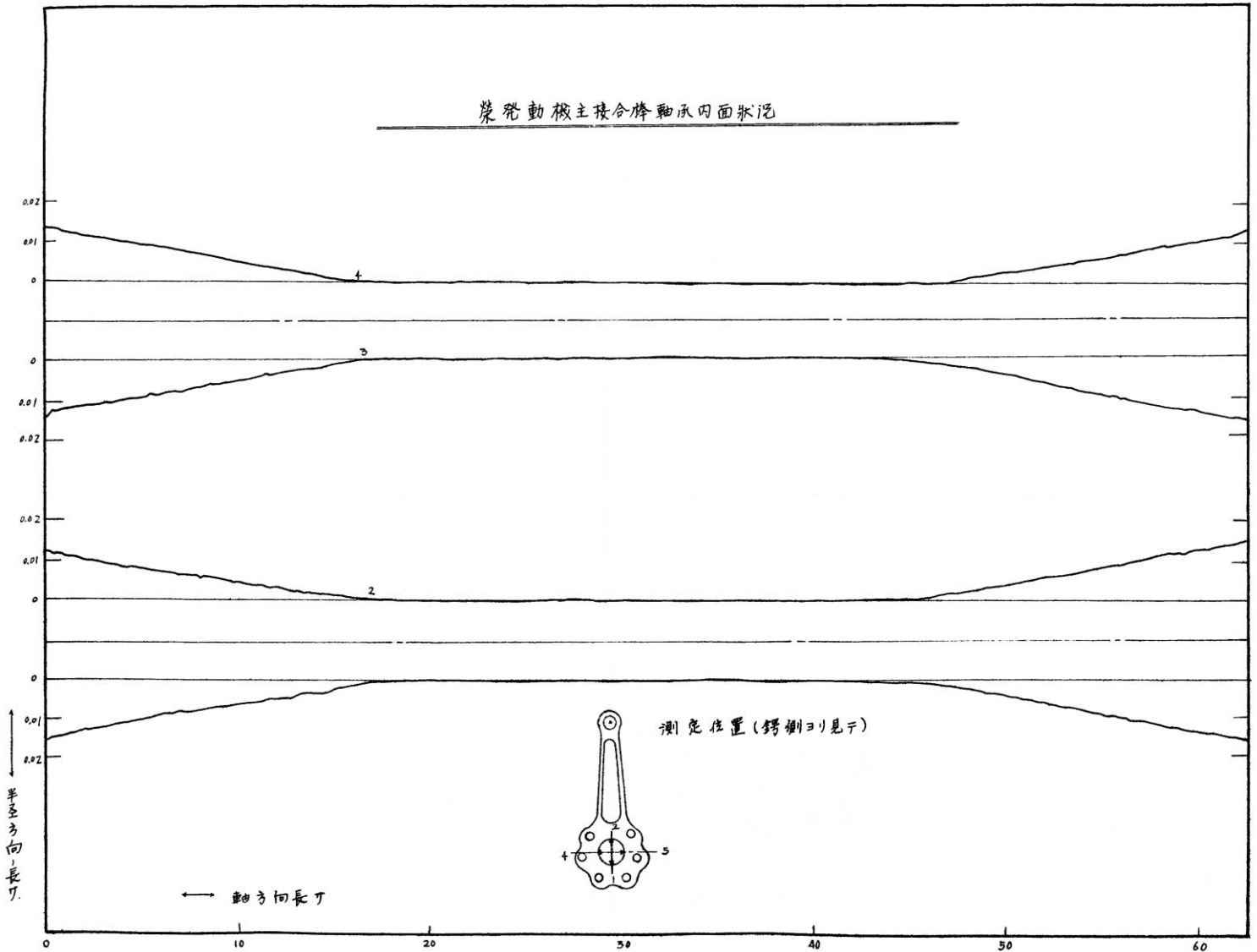
470 碓 義朗『海軍技術者たちの太平洋戦争』（人名索引あり），参照。

田中修吾は譽開発計画の先棒を担ぐ格好で空技廠上層部への根回しに奔走し，中島の監督官在任時代には思い付き的指示を濫発してその生産体系を混乱に陥れた。この点を含め，譽関係者の人物技術史として前間孝則『悲劇の発動機「譽」』草思社，2007 年が興味深い。但し，本来の技術史としてはその典拠文献の一つ，岡本和理『エンジン設計のキーポイント探求』私家版，2001 年(ネット上，FG 会の HP 中の「昔のことを話そうかい」に本文のみアップされている)共々，問題が多々ある。

471 川村宏矣「金属材料」『航空技術の全貌』（下），405 頁，より。

472 中川前掲書，142 頁，より。

榮発動機主接合棒軸承内面状況



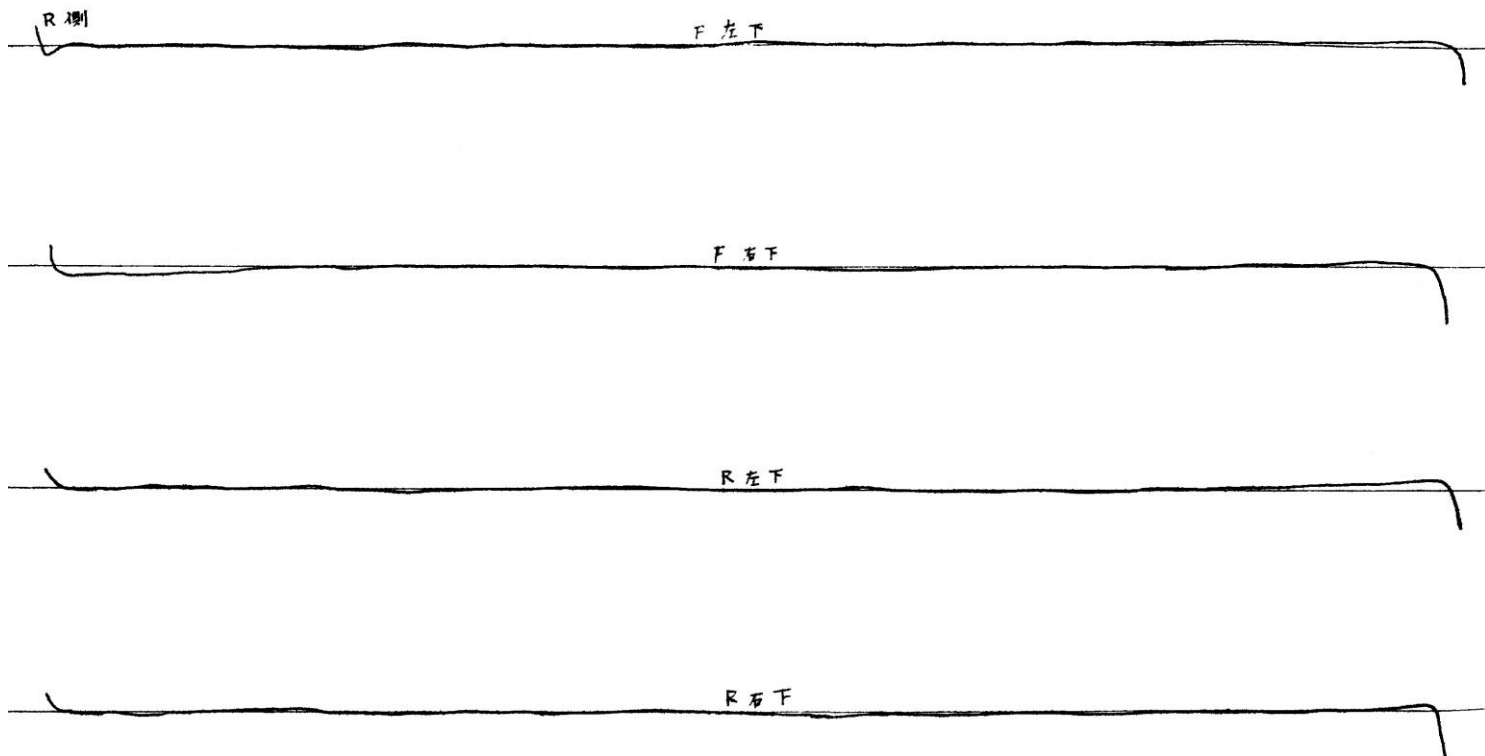
『発動機一般』より.

縦軸目盛は±共に, 0, 0.01, 0.02, 横軸目盛は 0, 10, 20, 30, 40, 50, 60. 添図, 測定位置の“鋸側ヨリ見テ”  
 というのは「発動機前方より見て」に同じ.

榮についてはクランクピン表面の長手方向のうねりを実測したデータも残されている.  
 原表記は「粗サ状態」であるが、実際はむしろ、うねりの測定値である. 上 2 つが前列,  
 下 2 つが後列のクランクピンであるが、測定位置は何故か左下と右下になっている. また,  
 これが新製時のものか使用後の状態かについては何も記されていないが、恐らく軸受との  
 対応という観点からして前者であり、クランクピンには何のケレンも無く、単に高い円筒  
 度が求められていたと考えて間違いあるまい.

図Ⅲ-VI-22 柴発動機クランクピンの表面うねり(1000倍誇張)

原 クランクピン 粗寸状態 1000倍



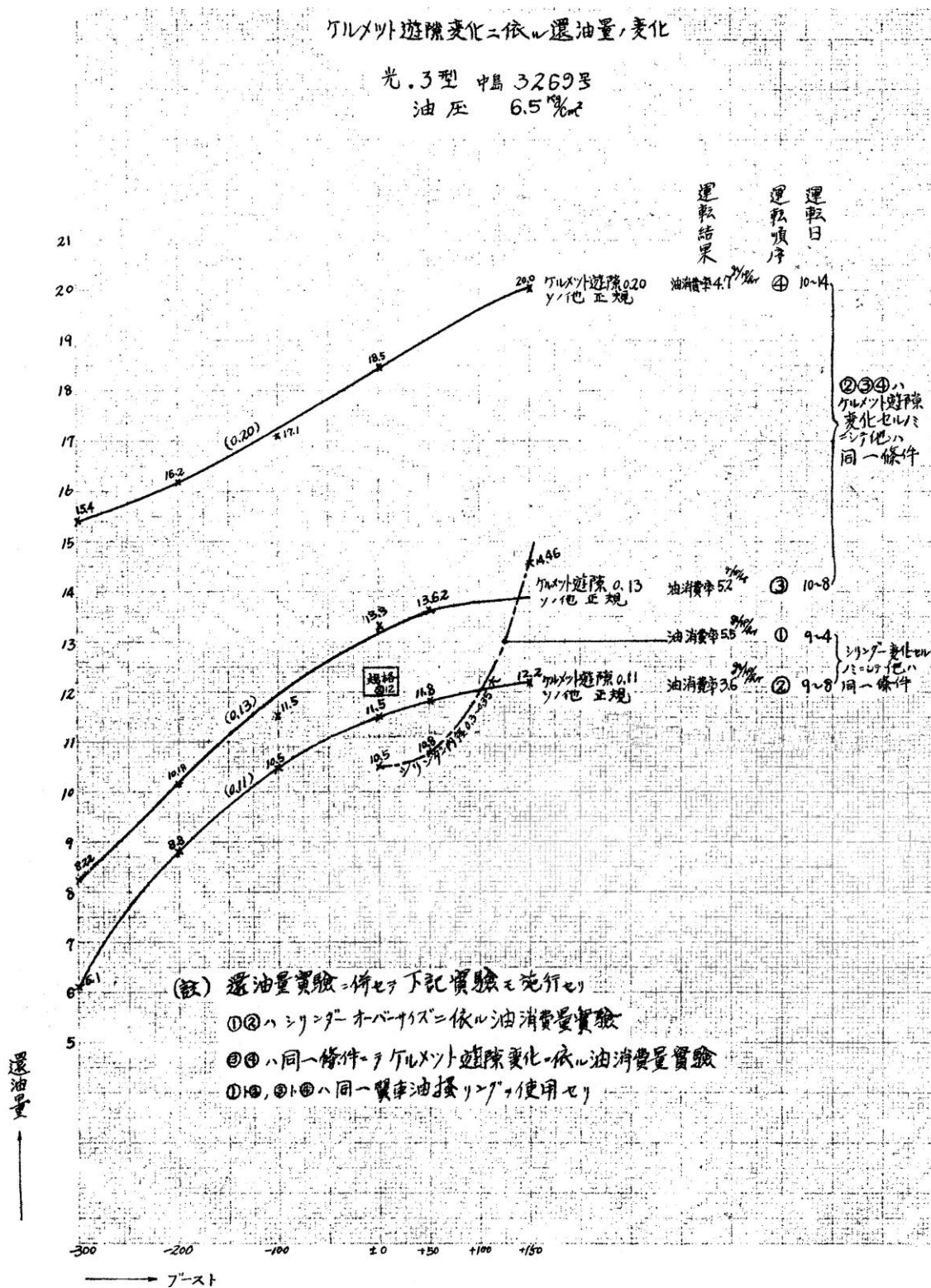
『發動機一般』より(諧調を反転).

軸受隙間について見れば、金星 40 型、瑞星 10 型の嵌合図におけるその値は現在の常識からすれば 2 倍方大きく、新製時、内外径差にして 0.10~0.14mm で、稼働後 0.20mm を超えたものは即、修理対象とされていた。しかし、この値は次第に 0.08~0.10mm 程度へと縮小されるに到った。その一つの要因は隙間の増大と共に循環油量の増大と發動機出口における油温度の上昇を生じたからである。

図Ⅲ-VI-23 はやや旧式中の島，光 3 型發動機(94 式 550 馬力の後身：1R9-160×180mm, 770HP/2150rpm.@+150mmHg)を用いた主連桿大端軸受隙間と油循環量との相関実験の結果である。①，②は隙間 0.11mm で①が気筒摩耗状態，②は正常状態における値。③，④はそれぞれ隙間 0.13, 0.20mm で気筒は正常状態である。(註)の 3 行目からすれば①②と③④とは翼車と油リングが違っていたらしい。

チャートから読み取れば、光 3 型において基準油循環量は±0 ブースト、油圧 6.5kg/cm<sup>2</sup> において 12ℓ/分であった。してみれば、クランクピン軸受の基準隙間は金星 40 型と同じく 0.12mm 辺りにあったらしい。

図III-VI-23 中島, 光3型発動機にける主連桿大端軸受隙間と油循環量との相関

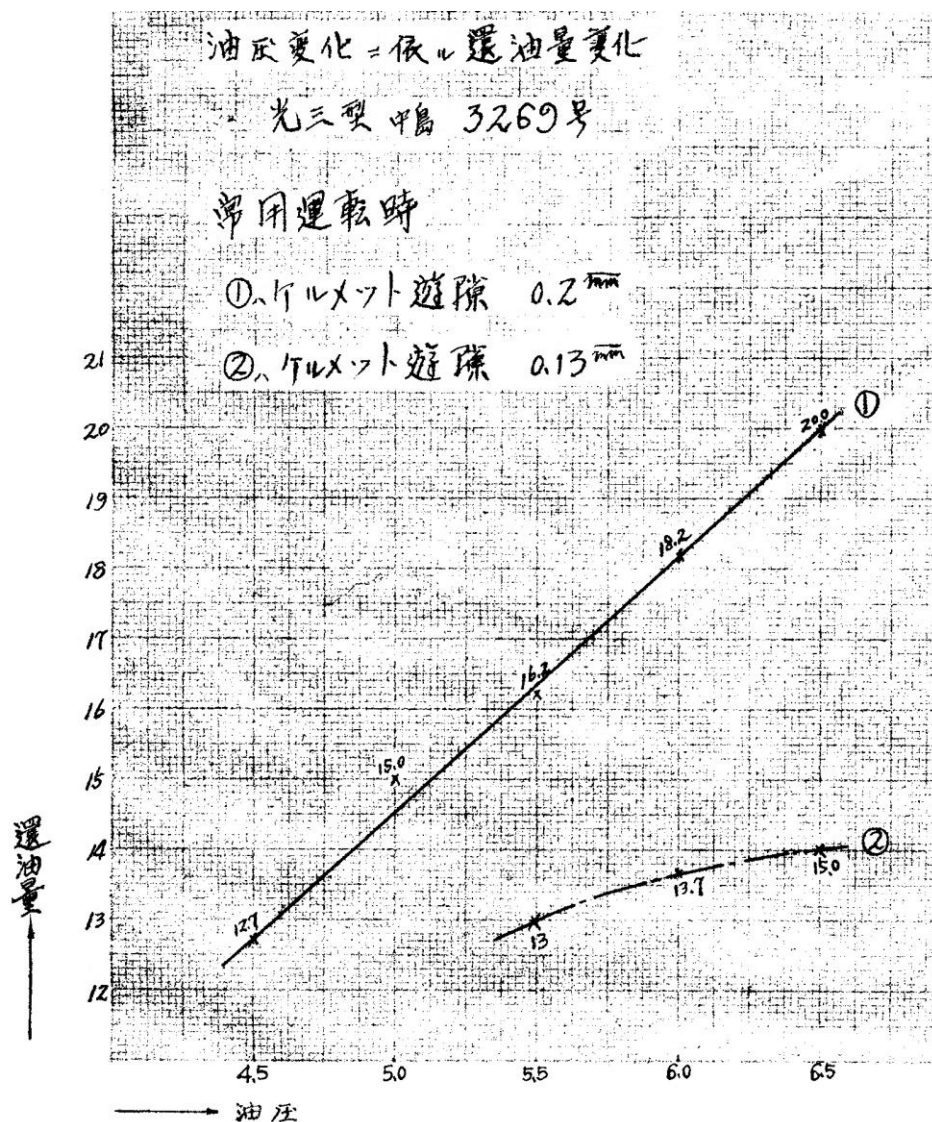


『發動機一般』より(諧調を反転).



また、油圧と油循環量との関係についても隙間が大きい程、油圧上昇に因る循環量が著増することが確認されている(図Ⅲ-VI-24).

図Ⅲ-VI-24 中島, 光3型発動機における油圧と潤滑油循環量との相関

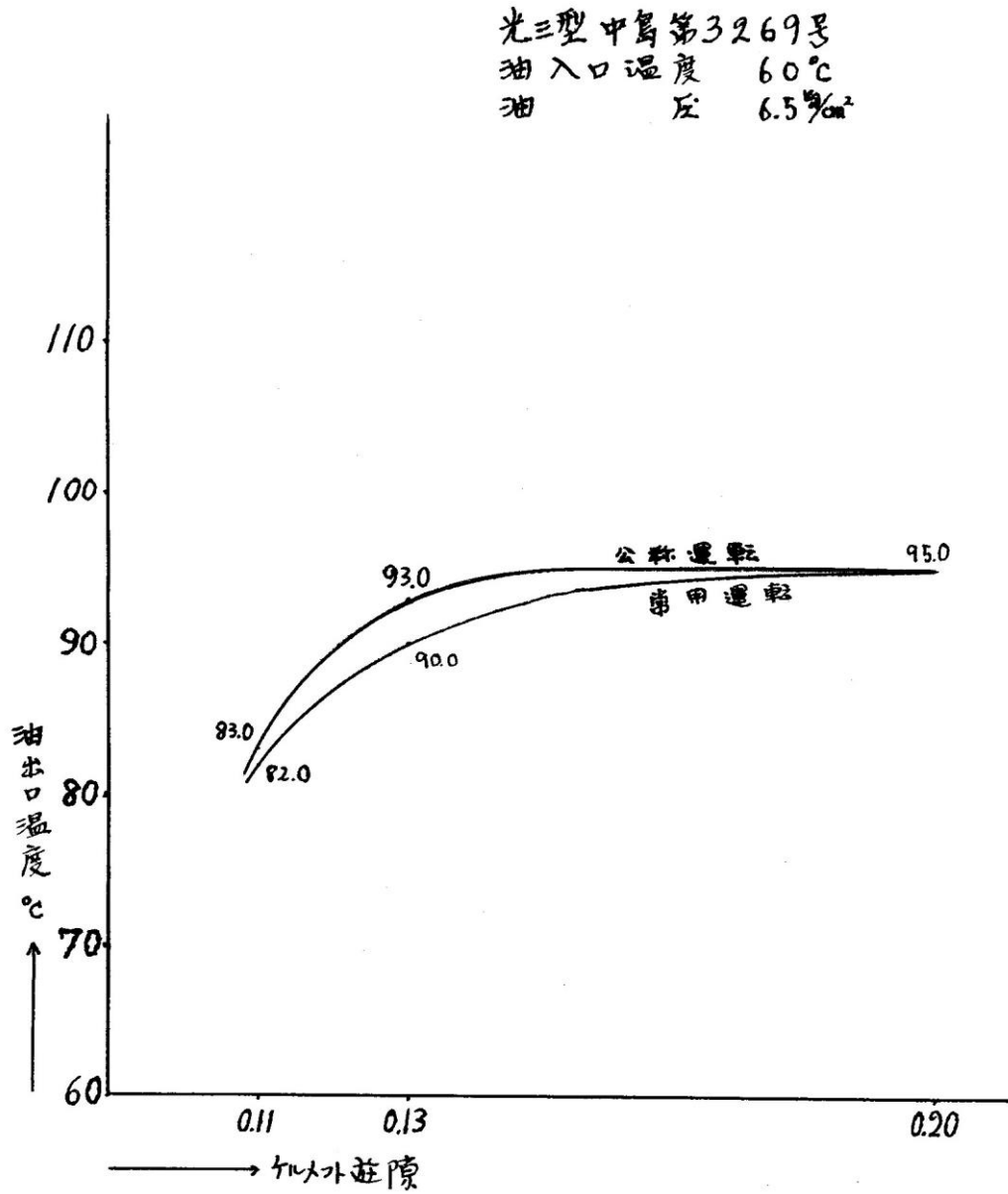


『発動機一般』より(諧調を反転).

同じく光3型においてクランクピン軸受隙間と潤滑油出口温度との相関データも採取されている(図Ⅲ-VI-25). 循環量が増すにも拘わらず油温が上昇するのは気筒壁~ピストン背面に衝突する油量が増すためと推定される. 油循環量の増大は必ずしもその消費量増大と直結するものではないが、油は比熱が小さいためこの程度の循環量増大に因る内部冷却効果はさして大きくも無く、むしろ循環する油の高温化の害の方が懸念された. この観点からはテーパー状の“逃げ”確保とは真逆に、軸受隙間の可及的圧縮が図られるべきであった

ワケである。

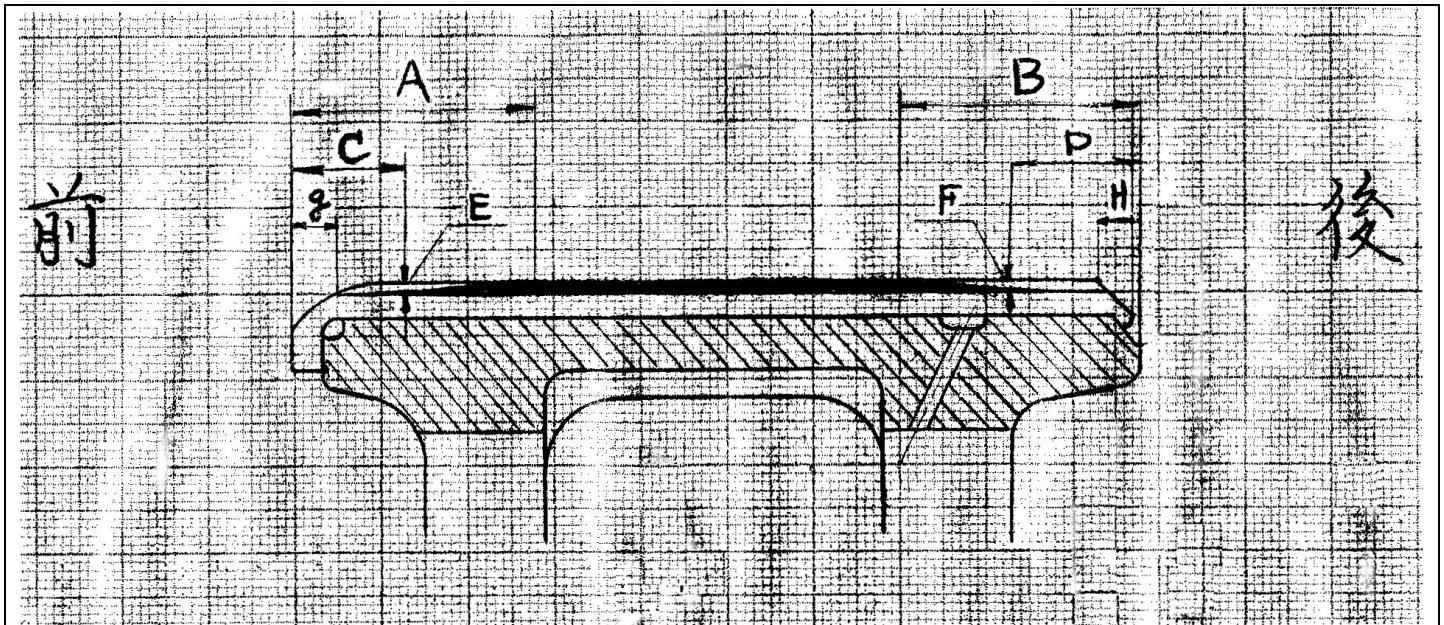
図Ⅲ-VI-25 中島, 光 3 型発動機における主連桿大端軸受隙間と潤滑油出口温度との相関



『發動機一般』より(手描き資料である)。

では、三菱発動機における軸受面の状況は如何であったか？ データとして残っているのは軸受メタル両サイドにおける“逃げ代”の取り方のみでクランクピンに係わるデータは無いが、前者は、発動機 7 型式に及ぶかなり体系立ったものであり、三菱発動機におけるクランクピン軸受進化の状況を生で伝えるデータとなっている。先ず、資料には各発動機主接合棒軸承カーブ寸法表として図Ⅲ-VI-26 に示す図解が収録されている。

図Ⅲ-VI-26 三菱主要発動機における主連桿大端軸受の断面諸元と両端“逃げ”



名稱	A	B	C	D	E	F	g	H
金星四型	35	25	10	10	約0.04	約0.03	6.5	9
金星五型	25	25	10	10	0.03	0.03	6.5	7
ハ一〇二	15	15	8	8	0.015~ 0.02	0.015~ 0.02	6.5	7
ハ二十六	23	23	8	8	約0.03	約0.03	6.5	7
瑞星	23	23	8	8	0.03	0.03	6.5	7
火星	16	16	0	0	0.03	0.03	6.5	7
ハ一〇四	25	25	10	10	0.02	0.02	6.5	7

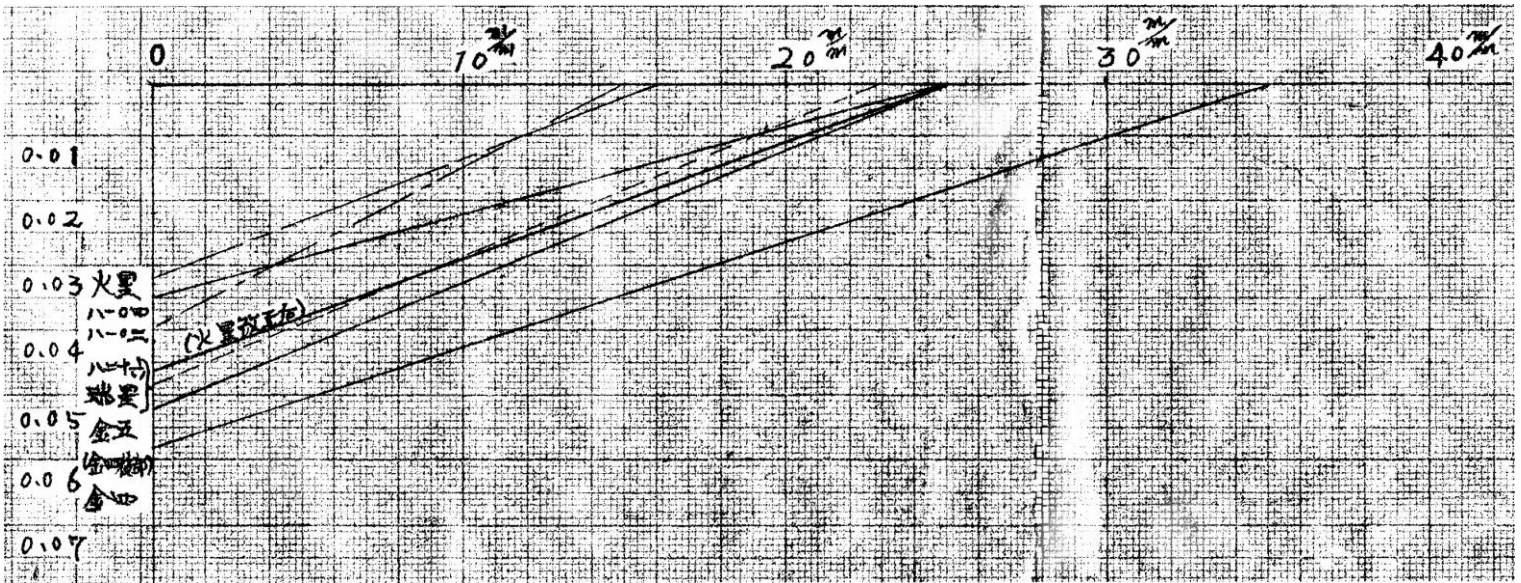
『發動機一般』より.

三菱発動機においても大端軸受の逃げは単純な直線(円錐)状であった。附表のA, Bは三菱主要発動機における“逃げ勾配”断面を表示した図Ⅲ-VI-27との対照から明らかな如く勾配基線長をなす。即ち、これと逃げ代により勾配が定まる。端からgないしH入った点においてケルメット層は未だ有限の厚味を有しているが、勾配検査はこの厚味に依って行われず、そこから更にCないしD入った所での途中逃げ代E, Fの値を以って行なわれた。なお、火星のC=D=0は10mmの誤りのようである。

中間で測定した深さよりも直截なのはテーパの勾配そのものである。これについて片側の勾配を実体表現した図Ⅲ-VI-27を見れば、表示発動機の中では勾配の程度においてハ-102, 次いで火星が急勾配である反面、挟りそのものは小さかったが、改正後、かなり深い挟り

となった状況が疑問の余地無く理解されよう。位置目盛は外端から測定点までの距離(C, D)を表す。図Ⅲ-VI-26に見る火星は「改正后」のそれである。

図Ⅲ-VI-27 三菱主要発動機の主連桿大端軸受断面における“逃げ勾配”



『發動機一般』より。

線図はやや錯綜しているが、機種は上から火星、ハ-104(陸軍4式重爆“飛龍”搭載の火星系18気筒)、ハ-102(陸軍のみ採用の瑞星20)、火星改正后、ハ-26=瑞星10(陸海軍使用)、金星50(と金星40後部)、金星40(従って前部)、ということになるようである。この取合せは資料の三菱起源の証しであると想われる。

金星40型における逃げ代は図Ⅲ-VI-26の附表にも掲げられていた通り、前後非対称となっており、図Ⅲ-VI-27の最下段、即ち、前方部において相対的にも絶対的にも極めて大きな逃げ代が設定されていた。この辺りの最適化は実績・経験知の賜物とも弥縫策、誤魔化しとも形容され得る手練手管であるが、前後スロー共、このようになっていたのか、あるいは前後対称になっていたのかまでは判らない(恐らく後者であろう)。その一つ上、金星40型後方部及び金星50型においては40の前よりはやや小さいものの、相対的に観れば相変わらずかなり大きな逃げ代が取られていた。

瑞星10型においても似たり寄ったりであったが、パワーアップした瑞星20型においては傾斜が極めて急な短い“逃げ勾配”へと改められている。それはクランクピンの撓みが応分、大きくなっていったことの証左としか考えられない。そして、この逃げ代もまた試行錯誤の結果として到達された最適の削り方であったと解釈して良いとするなら、20型におけるクランクピン増径はやはり為されていなかったと推定され得よう。

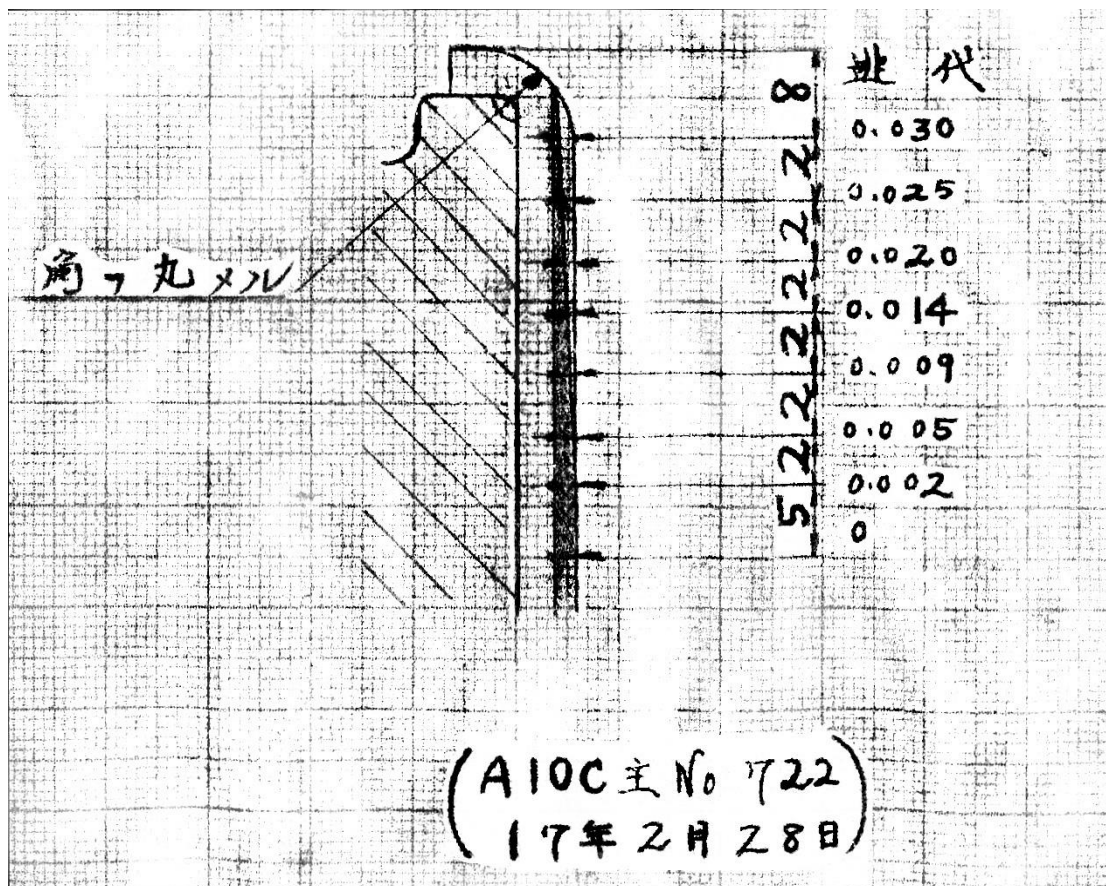
火星の場合、勾配基線長16mm、最大逃げ代0.03mmの逃げ代では不足していたらしく、

“火星改正后”（→火星 20？）における値は縦横方向に各 1.5 倍程度増大され、金星 50 型等に擦り寄ったプロフィールへと変更されている。これは当初、クランク軸剛性に関して過大な見積りが為されており、それに修正が加えられたということの意味する。

誠に幸いなことであるが、火星における値はスミソニアン博物館から呉市海事歴史科学館(大和ミュージアム)に寄贈された火星 20 型が展示前、マツダ(株)の特殊部隊、(株)マツダ E & T の繊細にして豪胆な腕を持つ練達の技術陣諸氏に依って全分解・清掃された際、見事に実測された。分解半ばの状態において主連桿小端部に力を加えてみても大端軸受のラジアル隙間が認められぬ一方、角隙間は明確なガタとして感得される程の状況であったが、この計測の結果、擦過痕を欠く気筒内面やピストンリング表面の状況からそれ程、運転されていないと判断された当該機における外端から 6.5mm 入った位置での直径と 26mm 入った位置でのそれとの差から得られた逃げ代は 0.03~0.04mm で、当該機はまさしく「改正后」の規定値(図Ⅲ-VI-28)をその身に良く留めている事実が、ひいては三菱発動機におけるテーパ削りの実態が戦後世界において初めて実証された。

なお、火星に係わるかような経験がクランク軸設計に活かされたためか、ハ-104 におけるそれは端部基準点で約 0.33mm、そこから 25mm 入った所で 0mm、という最も緩やかな勾配へと改められている。

### 図Ⅲ-VI-28 火星，“改正后”の断面図



『發動機一般』より.

何れにせよ、三菱發動機のクランクピン軸受両端部に附与されたテーパ状の面取り、ないしそこでカットされた直角三角形のサイズは榮における対応物と比べ、高さ(半径方向)で3~6倍、底辺長(軸方向)で2倍前後と極めて大きかった。金星の気筒断面積は榮の16%増しになっていたから、同じガス圧力の場合でも金星のクランク軸にはそれ丈大きな力が加えられていた勘定になる。この点だけを見ても、ダイナミック・ダンパを持たぬという点において共に“横着設計”の血を引く仲間でありながら、金星のクランク軸が榮のそれよりクランクピン軸受両端部のより大きな削り込みを必要とするような条件下で機能せしめられていた状況が理解されよう。

しかし、現実の削り込み量には到底これのみでは説明し尽せぬ程の差があった。つまり、中央主軸受のスペックのみならず、クランクピン軸受のファインチューニングという側面から見ても、金星のクランク軸の動的剛性は榮のそれより相対的に低かったということに他ならない。そして、残されたデータは同じ状況が異なったボアないしストロークを有する他の三菱發動機においても軒並み、多少濃淡はあれ、観察されたことを示している。

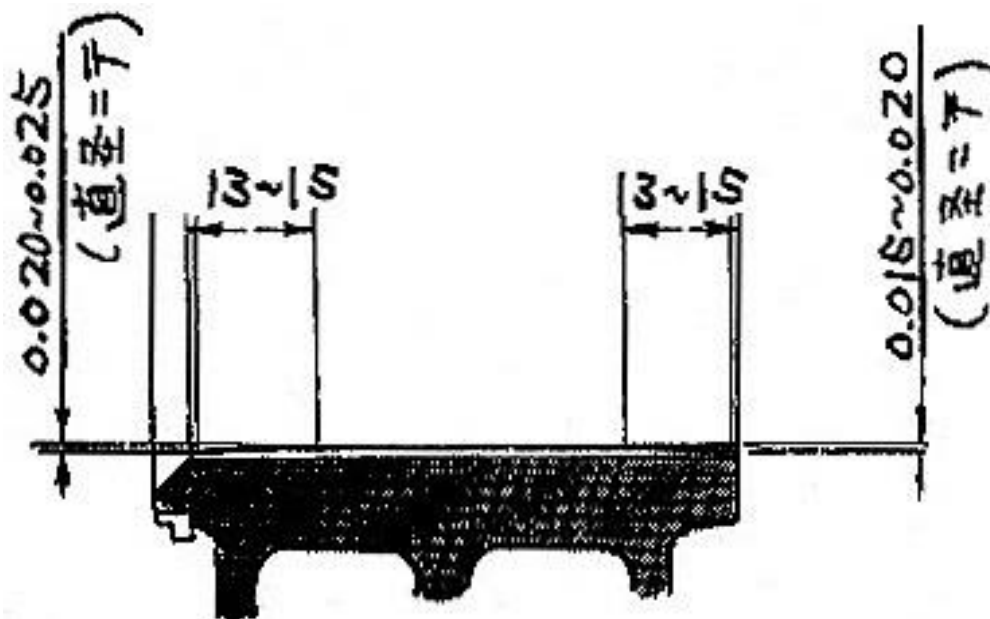
振り振動であれ曲げ振動であれ、あるいは後者を伸縮振動という形で捉えようと、クランク軸に生起している事柄の本質の一面はクランクピンの撓みに他ならない。そして、こ



こちらの方が釣合錘の前後首振りなどより遥かに重要な意味を持っている。畢竟、これら三菱発動機のクランクピン軸受メタルのプロフィールは皮肉にも小川清二の振り振動解析モデルそのままに振れ、かつ撓みながら回るクランクピン、従ってクランク軸の姿を我が身に転写することを通じて“横着設計”の限界を如実に物語る示相化石そのものとなっていたワケである<sup>473</sup>。

一方、譽のクランク軸は前・後部釣合錘としてダイナミック・ダンパを与えられていた反面、多気筒化・高負荷化に因る厳しい稼働環境を背負わされてもいたから、中川の回想もにあったように、やはり田中修吾入魂の技を必要とした。譽に関するデータは余り品質の良くないものであるが、図Ⅲ-VI-29 に示される通りである。見れば前後で傾斜が異なっているものの、その絶対的大きさは直径表示であるから榮に比べても半分強というようなレベルにあった。これは三菱発動機より格段に少ない値である。

図Ⅲ-VI-29 譽 11 型における主連桿大端軸受断面のテーパ(直径表示)



中島飛行機武蔵製作所『譽発動機取扱説明書』1943年12月，I-5312頁，図I-5313。

図Ⅲ-VI-29 に示された値が最終確定値，不動の寸度を示すものであるか否かについては若干，疑問の余地無しとしない。何故なら，最初の装備機である“銀河”に装備された譽においてはクランク軸径の過小，その「変歪」，「主接合棒ケルメット軸承」の「特殊形状

473 軸受メタルの断面形状がかくの如くひねくれていたから，検査に際し，最も荷重を負担するその中央平行部の厚みを測定する作業は中々厄介であった。端から触針を入れて，というのは1点測定ならまだしも，多点測定となると手間がかかるし，ワークを傷付けでもすれば廃品を生じかねない。そこで水谷太郎によって開発された件の電磁的測定法が活躍したワケである。水谷前掲「航空発動機用ケルメット軸受の各部のケルメットの厚さ測定法に就いて」，参照。

の不適」のため軸受焼損が多発し、その対策としてメタルの「特殊形状」を「苦心の結果決定した」、との記述が見られ、かつ、“銀河”は1942年7月から試験飛行に入り、マトモに実験飛行が出来るようになるまでに約2年を要したともあるから、当該の対策は'43~'44年頃の事蹟であったということになり、'43年12月という『取説』発行時期は誠に微妙なタイミングであった事情が推測されるからである<sup>474</sup>。

それでも、この『取説』が実物の試験飛行デビューから約1年半後に発行されたものである以上、ここから更に表示値の2倍、3倍などという拡大修正が為されたというように勘繰るのは非常識であろう。そうであるとすれば、この数値はやはり確定値に近く、これを総合的に観ればその小ささはクランクピン径やオーバラップの増大に依る軸自体の剛性アップと中島の量産複列星型発動機としてそのクランク軸に初めて採用されたダイナミック・ダンパの効能に由来する結果であるとしか考えられない。

つまり、メタルの“逃げ”など一切取らずとも済むような最適設計とは若干距離があったにせよ、そして件の「クランクピン軸径をもう5mm大きくとれば……」こそはその辺りの足らざるところを表す弁であったのかも知れぬが、主連桿大端軸受メタルの側から見ても譽のクランク軸は、あくまでも三菱発動機のそれとの比較においてはあながち未だしも健全なレベルにあったのであり、先に引いた+5mmに係わる中川の古い回想はその素人臭い言い回しが無責任ささえ醸し出してはいるものの、譽のクランク軸自体はその動的振り・曲げ剛性においてそれ程までに自虐されるべき出来ではなく、この点に関する中川の自己評価ははやや酷に過ぎたと評して誤りではない。

事実、三菱とのこの差はやがてある重大な脈絡において表面化して来ることになる。譽各部の剛性不足等に由来すると伝えられる各種トラブルや過熱問題の真因はこの発動機がその本来の要求オクタン価に見合わぬ燃料を焚かされていたことに起因する燃焼のラフさに在ったと観て大過無いのである。

列型航空発動機においてはクランク軸の釣合錘がしばしば省略された。そのことに因って生ずる内部モーメントと軸の撓みのために主軸受が多少こじられることは、端からその長寿命など眼中に無い以上、気にする程のことでもなかった。軸受メタルの偏摩耗などそのまま捨て置かれるに若くは無く、軸受メタル自体に“逃げ”を取るなどという姑息な、フライングチューニングと言うよりは場当たり策的な発想も生れ得なかった。

これに引き換え、複列星型発動機、それも国産、そしてとりわけ三菱発動機においてはクランク軸における“横着設計”が禍して主軸受もクランクピン軸受も大いにこじられること位は覚悟の前であった。しかも後者など平軸受の悲しさを託ち、始めから我が身を削いでかかることによって振り・曲げ剛性一杯にのたうつ軸と辛うじて折合いを付けて行くしかなかった。そのクローズアップされた姿は実に憐れを極めたと形容され得るであろう。

---

<sup>474</sup> 奥平前掲「戦時中の航空機の整備取扱の状況について」第3.77表(『日本航空学術史(1910-1945)』377頁), 1. (ロ), 参照。但し、彼が比較対象とされるべき三菱発動機における「特殊形状」について何処まで知っていたのかは明らかではない。



田中修吾が「特殊の軸承試験機を設計製作，之により軸に関する各種の基礎的研究を行った」のは「昭和一〇年(1935)以来」のことであった。これは即ち，自立期における国産複列発動機はメーカーと機種を問わず，勿論，少数の陸軍だけに採用された機種を含め，それらがマトモに使える発動機として練成されて行く過程において彼の何らか“薫陶”を受けていたという事態を示唆する。中島が田中にある意味において頭が上らなかった背景には彼のかような功績がある。

ただ，“借り”の大きさからすれば“横着設計”をこととしつつ中島に優る機種展開を成し遂げた三菱の方が遥かに優っていたと言えよう。田中が中島で残した負の功績はあくまでも響に惚れ込んでしまったという彼自身の主体的要因と深尾のような将軍的指導者の不在に依っていると見做されるべきであろう。

## VII. 欧米と日本

### 1. 設計思想と製造・開発技術

#### i) 生産性・整備性を埒外に置いたカタログ性能第一主義

続いて三菱と中島の比較の枠を超え、空冷星型発動機開発を巡る日本と世界の比較に歩を進めよう。月並みなことであるが、第一に指摘出来るのは我国の航空発動機設計が性能第一主義に偏しており、製品の整備性など端から埒外に置かれていたという点である。DC-3の *Cyclone* は単列であり余裕のある設計となっていたため気筒取付ボルトが普通のレンチで楽に締められたのに対して、出力的に大差無い金星、榮をはじめ日本の同級発動機は複列である上、直径を絞り過ぎていたため締付け作業一つを取っても非常に厄介であった。他方、整備側にも腕、名人芸の見せ所として徒に扱いにくい 1000 馬力級複列発動機を好むような気風が蔓延していた<sup>475</sup>。

直径 1218mm の金星に対して 1415mm の *Cyclone* は確かに大きく、B-17 を見た日本の軍人が嘲ったのもこの点であるが、爆撃機や旅客機、輸送機ならこれで何等问题ない、と言うより使い勝手ではこちらの方が遥かに上であった。そして結局、金星のパワーアップと単列 *Cyclone* のそれとを比較すれば、後者が離昇 dry で 1525HP を叩き出すに到って wet で 1500HP が覚束なかった金星 60 などは完全に劣位に回ることになっている。

整備性の悪さに加え、コンディショニングが難しく稼働率が低かった点についても夙に指摘されている通りである。然しながら、幾ら試作発動機の耐久試験であったとは言え、「エンジンがかからなくて一晩中かけていた経験もあります」などというケースを生ずるなどは整備性以前の問題であり、そもそも実用を前提とする発動機の開発として論外であろう。とは言え、最も残念なのはこれと五十歩百歩の製品が実働部隊に押し付けられたことである<sup>476</sup>。

最後に、これまでも度々触れて来たことであるが、最も基本的なポイント、即ち、生産技術と設計技術とのそもそもの関係についての日米比較に係わる澁谷隆太郎の総括的言辭を引いてこの項を一応、終えることにする。勿論、工作技術とりわけ加工精度上の問題は生産性のみならず後に述べる油洩れの問題とも深いところで係わって来ることになる。

#### 発動機設計に対する工作技術の導入

之は発動機生産の根本的な隘路であった。学校出の優秀なる技師は現場の経験を経る事なく外国の設計図を見て発動機を設計し其の部品が如何なる工程を経て如何なる機械を使用するが故に斯の如く設計を直す必要がある等の考慮に欠けたる処が多かった。又現場技術者も所謂現場上がりの職人風情なるため此の設計では作り難いという事が如何にも熟練工の恥の如く考え、作り難い処に自分の腕を発揮して得々としてい

475 『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』巻末対談，479，480 頁，参照。話者は岡部武夫，元・海軍航空隊整備・補給担当の十河義郎。

476 耐久試験談については尾崎正治「五感を駆使してエンジンの修理」太田市企画部広報広聴課『銀翼遙か 中島飛行機五十年目の証言』372 頁，参照。

たのでは何時迄も生産の簡易化不熟練工に依る多量生産は望み得ない。

筆者が某大工場【中島？】の設計課長以下設計者数名に 11 空廠【廣】の機械工場を見せ三菱型発動機の生産と工作法より見たる設計の諸改善に関し意見を述べ又現場の実地に就き説明したる処全く驚嘆し十数年設計生活をなしたるも現場より斯の如き理論的なる意見を聞かなかつたと嘆息せしめたる程で如何に設計が生産より遊離して居たかをうかがい知ることが出来る。

又設計者は凡<sup>【あるゆるつ】</sup>有「物の作り方」を勉強して置いて「鍛造物より削り出せば宜しい」式でなく板金細工より作りプレスを利用し平和産業を活用する等々、B29 に積んである<sup>ママ</sup>チュプレックスサイクロンの一つ一つの部品を見ても米国に於ける台所用品、家具等が発動機部品に化けているかの感があり此等の工作法を導入して一品一品があかぬけした設計になって居るのを見て日本の航空工業の幼稚なることに愛想をつかしたのである<sup>477</sup>。

もつとも、日本の造艦、造機技術にしても欧米と比べられれば凡そ“垢抜けした”などとは形容し難い水準にあったことは周知の事実であり、航空分野と全く同様、あるいは五十歩百歩であった。

## ii) 艤装軽視

性能第一主義は艤装性の軽視とも通底していた。この国では発動機屋の領分は発動機までで、上述の通り排気管から先については発動機屋からは大まかな指示が与えられるだけであった。つまり、後は“良きに計らえ”というスタンスである。その排気管を専門に扱うメーカーも無かったから場当りの、一品生産的な発動機艤装が横行していた。発動機架についてもこれと全く同じであった。かなりの数の発動機を造っておきながら動力装置のユニット化などという発想はカケラも湧かず、当然、艤装性・整備性など考慮しない、機体

---

477 生産技術協会『旧海軍技術資料 第1編』(5) 第7~8章, 1970年, 362~363頁, より。段落付けは引用者。

もつとも、元・海軍技術少佐、堀 輝一郎は既に大戦初期、フィリピンのクラークフィールド及びニコルス飛行場で米軍機、とりわけその艤装部品に触れた時、「細心の注意と実験研究に依つて、計画された設計と多量生産技術の立派なことに特に厚い金属板のプレス加工、型鑄造及び型鍛造技術を縦横に駆使して出来上つているのを見て感歎の余り、前記飛行場内の B-17 其の他飛行機の部品を灼熱の太陽の下を夢中で拾い集めた思出がある」と述べている。「在りし日の我が海軍飛行機艤装の概要」(『航空技術の全貌』(上), 388頁), 参照。堀の姿は恰も戦後、米軍車修理を通じてアメリカ自動車部品の最新技術に触れ、ゴミ捨て場を宝探しの場と心得た我国の自動車エンジニアの如くである。違うのは堀らごく一部を除き、この国の航空技術者達が総じて生産技術に対する敬意を欠いたままに終わった点である。

因みに高月龍男は前掲「アメリカ発動機の戦時工作法」においてここに挙げられた「職人風情」を「職人根性」、「左甚五郎式」と形容している。もつとも、左 光拳『名工左甚五郎の一生』新人物往来社, 1971年に拠れば、実際の左甚五郎は講釈ネタとは異なり、合理性を追求した棟梁でありプロジェクト・マネージャーであった。

設計から浮いた専らコンパクトさ、比出力だけを狙うかの如き発動機開発が繰返されていた。BMW801Aユニット(図Ⅲ-Ⅱ-45)の換装作業は僅か17分で完了したと伝えられているが、日本海軍における「発動機換装所要時間」は「機体艤装品等ニ修理ノ要ナキ場合、作業開始ヨリ試運転終了マデ約十時間(但シ試運転ニ約二時間ヲ要ス)」などというテイタラクであって、ユニット化など所詮、別世界の話題に過ぎなかった<sup>478</sup>。

機体側でも架装後、気化器取外しに難渋するような発動機架を造ったりしていた。そもそも、油冷却器や中間冷却器などは発動機屋と機体屋との緊密な連携の下に開発されるべきモノであるにも拘わらず、左様な気配は微塵も無かった。そして、この種の杜撰さは肝心の機体性能の方に容赦無く響いて来た。

### iii) 絶対的な材料難

我国の材料技術界が欧米技術の手早い後追いを十八番とした点については既に行論の中で幾つかの具体例として取上げた。特殊鋼の品質、代用鋼云々についても第Ⅰ部にて紹介された通りである。しかし、特殊鋼の絶対量不足もまた、周知のAl資源欠乏と同じく、極めて重い現実としてあった。

先ず、海軍航空本部が1937年、主としてクランク軸の材料として用いられる特殊鋼の相当量をクルップに発注したという事実を挙げておこう。その製造監督官としてドイツに派遣された川村の証言であるから間違い無い。かくして輸入された材料や川村が持ち返った最新の知見は鉄鋼メーカーの参考に供されると共に、材料の多くは広工廠や民間発動機メーカーに支給されたものと想われる。これは良く言えば緊急輸入、悪く言えば“泥縄”に近い所作である<sup>479</sup>。

次に、どう表現しようと正真正銘、“泥縄”そのものといったエピソードまで残されている。即ち、三菱名發ではその4~5年後、即ち第二次世界大戦開戦直前、「クランク軸やバルブ材料の精密鍛造品を米国に発注して相当量入荷し」ている。そしてこの時の情景について当事者は輸入粗形材の余肉の少なさに感歎させられ、「こんな国と戦争を始めた時、つくづく空恐ろしく考えたのは私一人ではなかったと思います」などと回想している<sup>480</sup>。

これは陸軍97式中戦車用機関のクランク軸に関して、「昭和15年頃、著者の設計した空冷式三菱【S】A12200VD機関用クランク軸をアメリカのOhio Crankshaft社に依頼して型打鍛造したもので、みごとなファイバーの通りが見られる」といった記述や三菱東京機器製作所が「昭和16年頃、アメリカのトッコー社とオハイオ・クランク・シャフト社とに、戦車用の鍛造粗形材と完成品を100本ほど頼んだことがあります」といった三菱東京機器製作所技師の証言に見られる行為と同断、全くの“泥縄”策である<sup>481</sup>。

478 辻 猛三『ドイツの航空工業』98頁、押尾一彦・野原 茂編『海軍航空教範』光人社、2001年、94頁、参照。

479 『航空技術の全貌』(下)、369~370頁、参照。

480 山崎栄治「大幸、今日と時代の思い出」『往事茫茫』第二巻、105頁、参照。

481 引用前者は大井上・佐次・棚沢・吉田・藤平『ディーゼル機関Ⅰ[高速]』山海堂、熱機関体系

その後為された努力の価値はこの事実によって些かも損なわれはしないが、そもそも出発点に誤りがあったというより大きな現実から目が背けられるべきではない。

#### iv) 生産技術開発面の遅れと改善

『科学朝日』の1944年7, 8, 9月号には6月18日、北九州にて初撃墜されたB-29の発動機についての亙理 厚、高月龍男の検分記事ないし検分を含む論説が収録されている<sup>482</sup>。

彼らはその *Duplex Cyclone* に装備された2倍速バランサや“Wフィン”を実見しはしたものの、気筒頭について、前者は推定的に後者は断定的に、やや期待外れの铸造品であったと述べている。アメリカでも高高度飛行に適合した気筒頭成形法は発展途上にあった。しかし、それは着実に熟成されつつあったのであり、三菱油砂 VS 中島ブルノーの固定した対立の構図とは好対照であった。

なお、この機体の残骸を逸早く調べ、それがB-17ではなくB-29のものであると断定した最初の発動機技術者は中島飛行機技師と陸軍技術本部技師を兼任中の中村良夫であった。中村は *Duplex Cyclone* の減速遊星小歯車に多用されていた銀軸受を見て彼我の工業力格差を痛感させられたと回想している<sup>483</sup>。

撃墜機の *Duplex Cyclone* を見てごく小さな箇所にも工業力格差を見出した点では佐貫亦男も同じであった。彼は：

第二次世界大戦の末期のこと、調布にあった私の会社の近くで高射砲によって撃墜したB-29のエンジンとプロペラを設計の参考のため陸軍から貸してもらった。……

そこで許可をもらってから工員たちを引きつれ、プロペラとエンジンを荷車に積んで帰った。ちょっとした桃太郎の凱旋であった。工場で分解する前に驚かされたのは、エンジンの前蓋のボルトの六角頭が全部対角線を放射状にそろえて締めつけてあったことだった。図面にはこんなふうに描くが、正確に実物もそのとおりになっていた。

プロペラもエンジンも部品はみな戦争中の代用品という感じはいささかもなかった。平軸受などは錫のかわりに銀を使ってあって、代用品が本物よりぜいたくであった。こんなことでわれわれは決定的な敗北感を覚えた。あるいはあいつぐ打撃で無感覚の虚脱に陥っていたというほうが正しいかも知れない<sup>484</sup>。

---

6, 263~264 頁, 97 式中戦車用機関設計当時, 佐次は未だ学生であったので, この「著者」は状況的に吉田 毅. 後者は佐次国三の発言. 自動車工業振興会『日本自動車工業史座談会記録集』1973年, 109 頁, より. 但し, Tocco は Ohio Crankshaft Company が発明した工法であって社名ではない. 本件については誘導式高周波焼入の件で既出.

<sup>482</sup> 7月号: 亙理 厚「B・二九の発動機について」, 8月号: 「驕敵米の『超空の要塞』B 二九を衝く」より亙理 厚「発動機に就いて」, 9月号: 高月龍男「アメリカ発動機の戦時工作法」, 参照.

<sup>483</sup> 中村良夫『中村良夫自伝』三樹書房, 1996年, 86~97 頁, 参照.

<sup>484</sup> 佐貫亦男『ヒコークの心』講談社, 1974年, 242 頁, より. 大戦末期, 日本の防空能力を読み切った上でB-29の運用法が低高度爆撃に切替えられた点については第II部で触れられた通りである. なお, 荷車云々を嗤ってはいけない. 名航は完成機体の多くを牛馬車

本稿の読者には銀軸受が代用品などではなかったことも対角線が放射状を為したのがボルトならぬナットであったことも先刻お見通しであろう。アメリカのスタッドボルトは転造品であったと思われるが、ともかくボルト、ナットの精度が格段に高かったから上記のように対角線の向きが放射状に揃うというような現象も起り得たワケである。

国産ボルト類の貧弱さについては渋谷隆太郎も次のように回想している：

斯くの如く何んでも小さいものと見れば軽んじた結果、物の隅々に注意が行き届かず、艦本系と云わず、航本系と云わず小物部品等特に大量に要し其の収集に困りぬいた「ボルト」、「ビス」類の不手際な出来栄、殆ど百パーセント互換性の認められない実情に対し、B29 に使用された其等の見事な出来栄に比較して見ても、もう単にそれだけで生産が科学的に管理され、精密な機械化された高級な技術を以て、物事が実行されて居る其の点に就て全然頭が上らない<sup>485</sup>。

「其の収集に困りぬいた」というのは出来の良いボルト・ナットの不足とその奪い合いにより、我国においては戦時下、「ボルト飢饉」と呼ばれる状況が出来していたからである。生産現場で数少ない良品が競って隠匿されたため、これを獲得し損なった職場ではボルト入手難に困り組立作業が頓挫してしまう。かような喜劇的状況がこの国における軍需品生産部門の其処此处で発生していたのである<sup>486</sup>。

ボルトについて触れた行きがかり上、その水素脆化の問題についても紹介しておこう。名發で一時期大問題となった“夜鳴きボルト”事件がそれである。当事者、福田泰次の回想を要約すれば、1943年の末、深尾主催の材料工数節約会議の発案でボルトなど小物の研削加工を熱処理後から熱処理前に変更し、加工時間削減を図ることとなり、これを実現するため、ワーク表面に浸炭も脱炭も起させず、酸化膜をも生ぜしめないように熱処理法を窒化处理の排ガス( $N_2+H_2$ )を用いた還元雰囲気下での光輝焼入(無酸化調質)に転換した。その結果、気筒取付ボルトに水素脆化を生じ、締付後、数時間で一人で破断する事故が頻発した。水素脆化とは強度の高い特殊鋼材料内に水素が吸蔵されることで材料が脆くなる現象で、グレードの高い材料ほどこれに罹り易い。

前日組立→翌朝出荷分の発動機の気筒取付ボルトが夜中に音を立てて破断するのでこの件は“夜鳴きボルト”と通称され、他社でも同様の事故が発生していて大問題となったものの、遂に解決に到らぬまま敗戦を迎えた。まさか三菱で A.S.方式へのシフトが検討されるようなことは無かったであろうが……。福田はかねてから水素脆化については知ってお

---

に積んで夜間、48km の街道を各務原飛行場へと陸送していたし、名發岩塚工場では気筒頭鑄物のバリ取り外注への輸送に犬に引かせたリヤカーを用いていた。田村誠一郎「泣かされた飛行機輸送の哀歌」『往事茫茫』第一巻、519~539 頁、前田寅市「開戦当時の思い出」同、93 頁、参照。

<sup>485</sup> 生産技術協会『旧海軍技術資料 第1編』(4) 第6章、159~160 頁、より。

<sup>486</sup> 生産技術協会『旧海軍技術資料 第1編』(3) 第5章、154 頁、『旧海軍技術資料 第1編』(4) 第6章、21 頁、219~220 頁、333 頁、参照。ボルトではないが、(4)の193 頁には仕上げ工具の一種であるキサゲ(scraper)の良品囲い込みといった例も報告されている。

り、焼入後の焼戻し(約 550°C1~2 時間)によって水素抜きが図られると考えていたが、結局のところ、それでは充分ではなかったようである<sup>487</sup>。

福田はアメリカも戦後、同じ水素脆化問題に縫着し、体系的な工程管理法を生み出していたと述べているが、その起源が果して戦後にあったのか否かについては不明確である。福田が語っているように光輝焼入ではなくガス浸炭にしておけば水素脆化の問題は最初から回避出来るからアメリカでは当初よりその工法が実施されていた可能性が高い。現に、戦後、大幸工場の技術者が航空機部品のライセンス生産に際し、アメリカ側から品質管理上、厳しく指導されたというのは熱処理絡みではなくメッキ等の表面処理工程における酸浸漬に起因する水素脆化の防止策に関してのことであった<sup>488</sup>。

さて、度々引く『發動機一般』なる資料にはここに見た工数低減計画と係わるらしき画像データが収録されているので引用しておく。それは「カム・衝駒転子 無加工 運転成績」と銘打つもので、金星 184889 号のカム、瑞星 1140300 号の前列 7 番気筒排気弁タペットのローラー軸、金星 184746 号の後列 2 番気筒排気弁タペットのローラー、金星 184746 号のカム等の各摺動面に係わるそれぞれ 2 時間余りの運転前後の 20 倍拡大写真が貼付されている<sup>489</sup>。

ここに言う「無加工」とは恐らく福田泰次や佐藤忠雄が伝えてくれた浸炭焼入後に研削仕上げを行なう従来工法の代わりに、熱処理前に仕上げた状態のワークに光輝焼入れを実施し、硬化後の加工を省略する、との謂いであると推測される。焼入に因る変形は無視して行くという構えである。多分に“泥縄”的にして“貧すれば鈍する”的取組みであることは否めないが、写真で見る限り、適度に“当り”が出たような個体はあるものの、特に酷

---

487 福田泰次「戦時中の名発材料試験場」『大幸随想』90 頁、佐藤忠雄「2. 熱処理」『日本機械工業五十年』(19. 金属加工), 906, 907 頁, 参照。参照。佐藤は 550°C 焼戻に加え、「設計上も補強を施すことによつて解決した」(つまり増寸によって凌いだ), また, 研究段階としては焼入→焼戻せず, 加熱後, 370°C の熱浴に約 30 分浸漬した後, 徐冷する等温熱処理の一種, オーステンパー処理を施して材に靱性を付与する工法が「非常に好成績を収めた」と述べている。但し, 対象は「ロッカーアームあるいは小物のボルト類」とあり, 特に大きくも小さくもない気筒取付ボルトがそこに含まれていたのか否かについては若干, 不明確さが残る記述である。

なお, 現代の文献には「浸炭部分のある部品は, 120~140°C で 6 時間以上加熱処理する必要がある。水素脆性を抑制するため, 加熱処理後にクロム酸塩による不動態化処理を行う」などという記述が見出される。但し, これは浸炭窒化を意味する記述ではなかろうか。雰囲気ガスに水分が含まれていなければ単なる浸炭によって水素脆化は発生しない。D., F., Horne/半田邦夫・佐々木健次訳『エアクラフト・プロダクション・テクノロジー』大河出版, 1998 年, 141~144 頁, 参照。

488 千葉嘉和「ストレス リリーフ」『大幸随想』765~766 頁, 参照。なお, 前注の参考文献に拠れば, メッキに因る水素脆化を嫌って Al の真空蒸着が用いられる場合もある。

489 材料は変遷を繰返しており, この時点で何々とは特定し難いが, 元来, カムはイ-105 肌焼高ニッケルクロム鋼(C: 0.10~0.15%, Si: <0.35%, Mn: <0.6%, P: <0.3%, S: <0.03%, Ni: 4.0~5.0%, Cr: 0.7~1.0%, Mo<0.5%), タペット・ローラーはイ-501 高炭素クロム鋼(C: 0.95~1.15%, Si: <0.35%, Mn: <0.6%, P: <0.03%, S: <0.03%, V: <0.35%, Cr: 1.2~1.8%, Mo<0.5%)であった。これらの鋼材は共に焼入・焼戻を施してから使用された。

い摩耗を生じた個体は無い。

図III-VII-1 金星 184889 号のカム

カム衝駒転子無加工 運転成績

金星 184889 号 歪輪 運転前 X20



同上

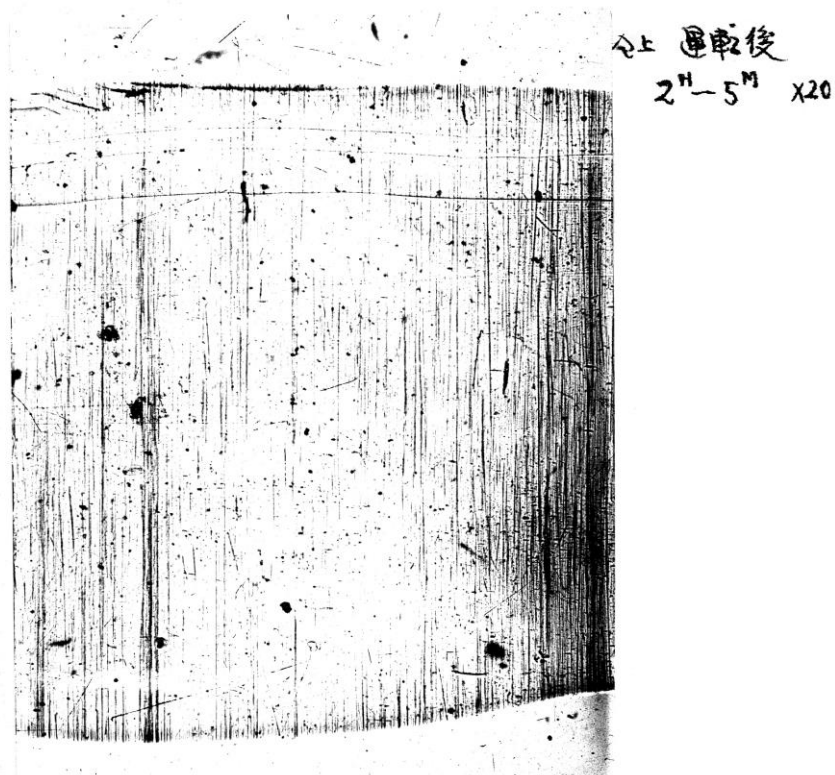
運転後 (2<sup>h</sup>15<sup>m</sup>) X20



『發動機一般』より。



図III-VII-2 瑞星 1140300 号, 前列 7 番気筒排気弁タペットのローラー軸

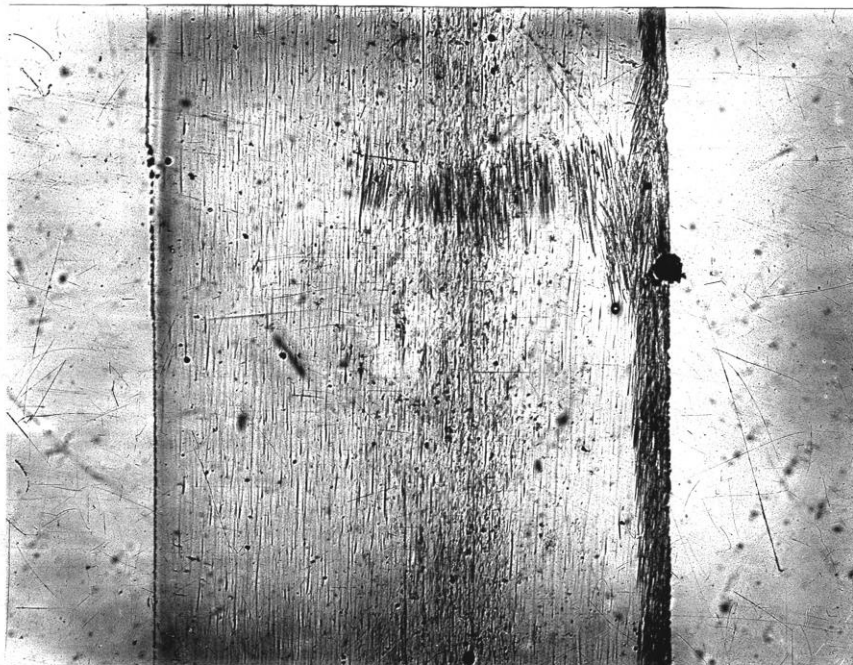


『發動機一般』より.

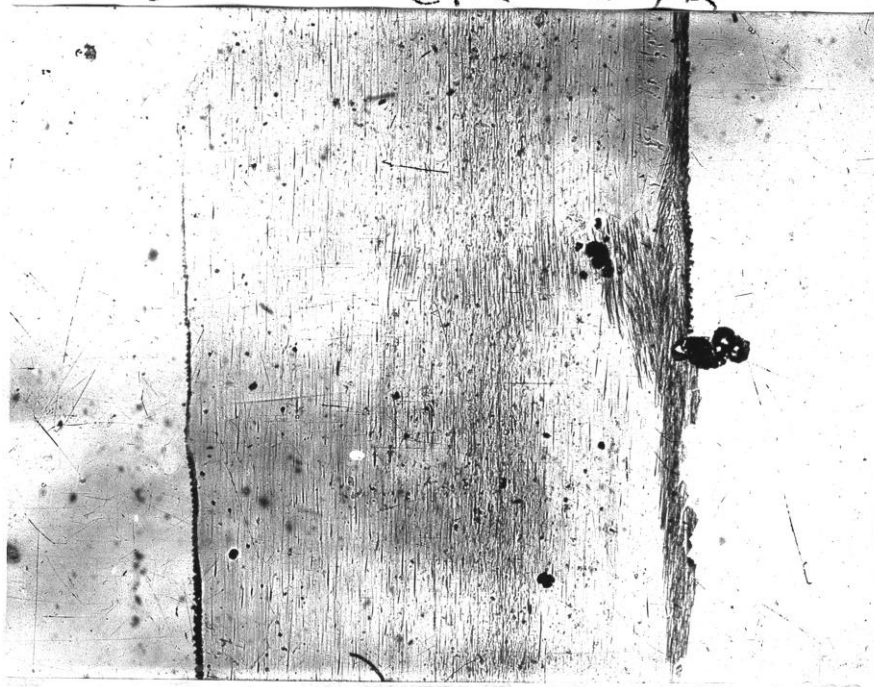
戦時日本式の気筒番号呼称法については図III-I-1 ないし図III-VII-51, 参照.

図III-VII-3 金星 184746 号, 後列 2 番気筒排気弁タペットのローラー

金星 184746号 RE2 転子 X20



同上 履転(2<sup>m</sup>-10<sup>m</sup>)後



『發動機一般』より.

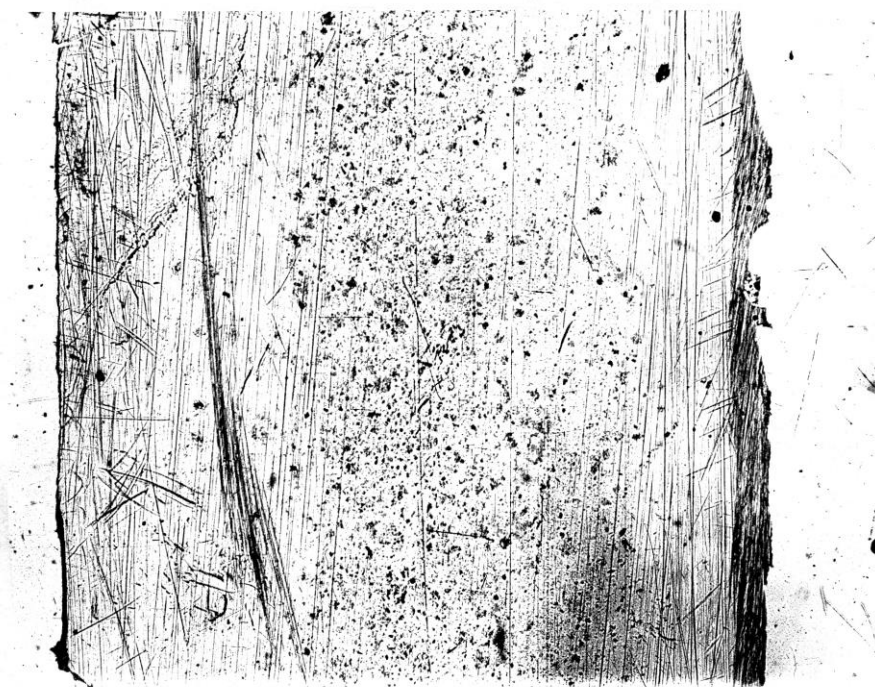
図III-VII-4 金星 184746 号のカム

~~瑞星 1140300~~ 金星 184746 号 至輪 X20



全上

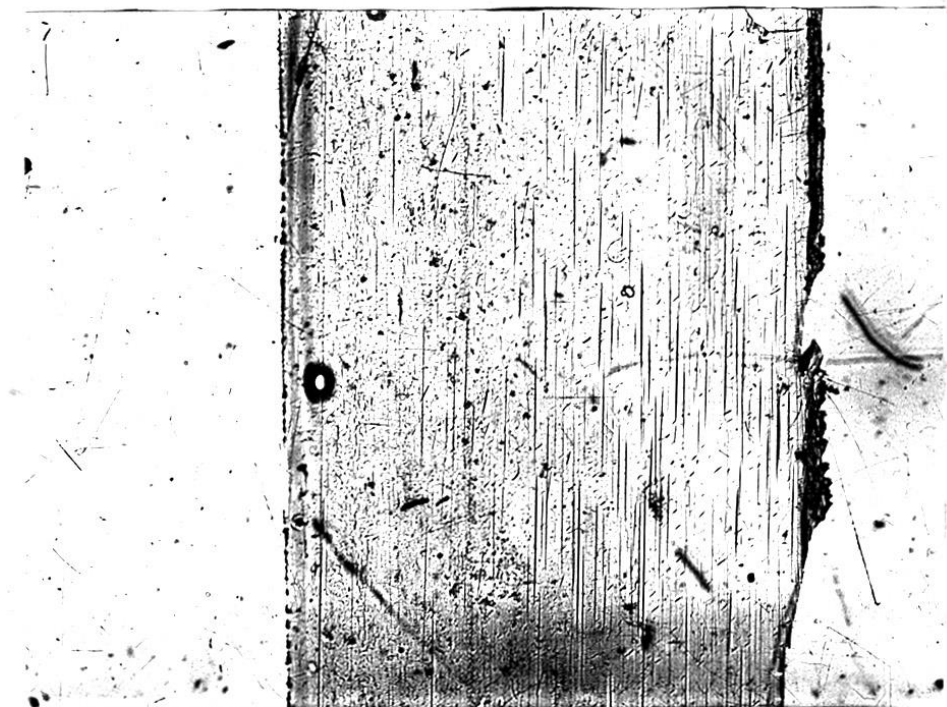
量取 (2<sup>M</sup>-10<sup>M</sup>) 後



『發動機一般』より.

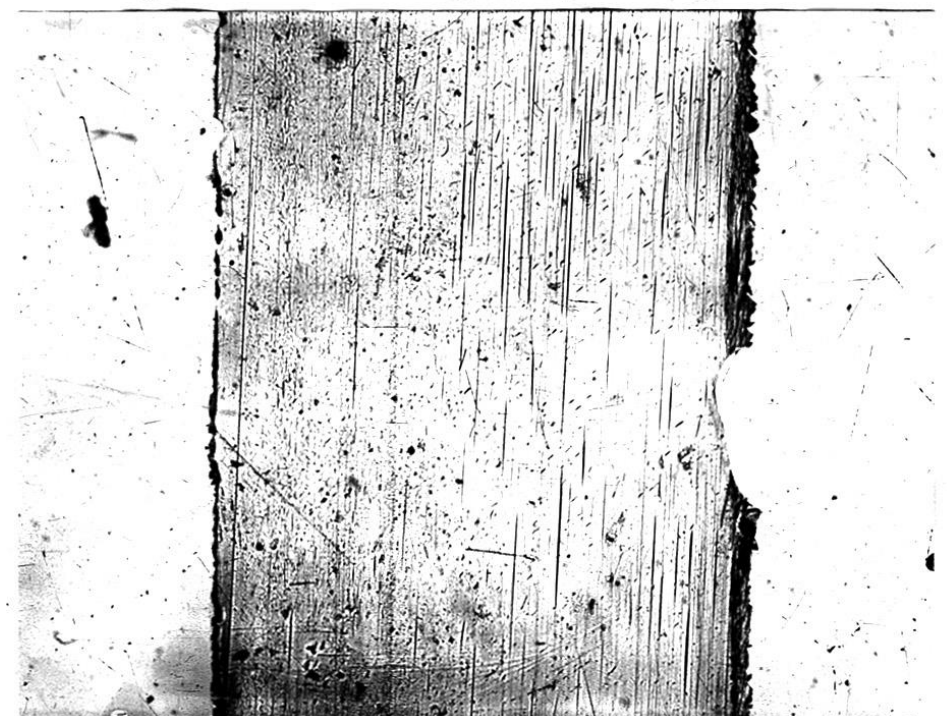
図III-VII-5 瑞星 1140300 号, 前列 7 番気筒排気弁タペットのローラー

瑞星 1140 300 号 FE7 車より (X20)



↑上

運転 (2<sup>h</sup>5<sup>m</sup>) 後

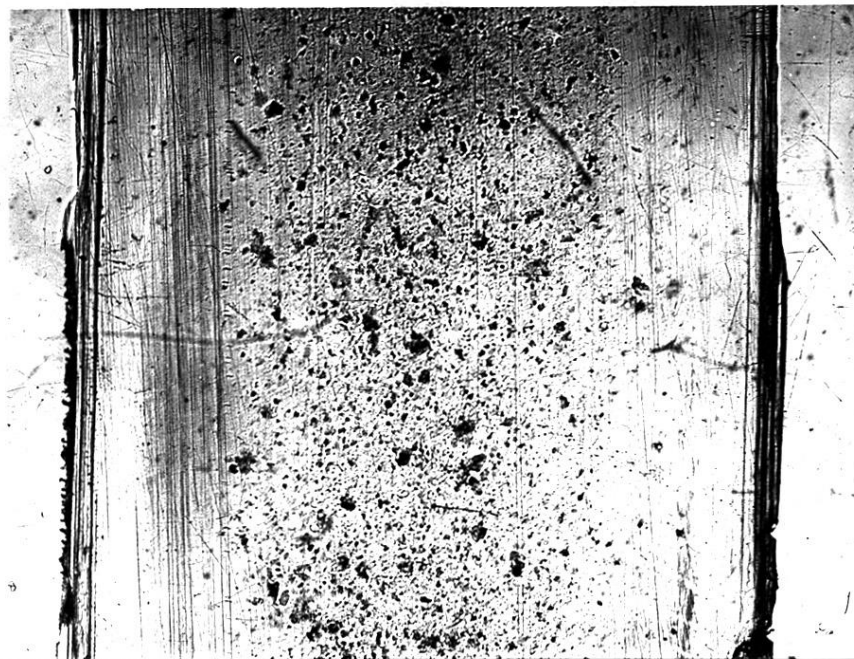


『發動機一般』より.

図III-VII-6 瑞星 1140300 号, カム

瑞星 1140300 号 凸轮

X20



△上 運転 (2h 5m) 後



『發動機一般』より.



もつとも、この“横着工法”が爾後、定着するに到ったのかと問われれば、恐らく Yes としか答えようがない。無論、幾ら粗製乱造を迫られていたにしても、2 時間程度の運転試験で OK を出したとあらば拙速のそしりを免れないところではあろうが……。

なお、確証は得られていないものの、上記“材料工数節約会議”に絡むと思しき改善に主・副連桿の重量調整工事の廃止がある。西澤 弘に拠れば、従来、これ等の部品については仕上り時に寸法と重量を測定し、重量誤差の微調整が行なわれていた<sup>490</sup>。

しかし、寸法的に許容範囲にある部品の重量誤差は論理的にも統計的にもごく僅かでなければならず、それは実用上、差支え無い程度であるべきこと、台上試験及び飛行試験においても重量非調整部品を組込んだ発動機の振動がさして酷くならないことの確認を根拠として重量調整工事の廃止が決定された<sup>491</sup>。

時期は'43 年 10 月～'44 年 5 月とあるから、この頃が検討期間で'44 年 6 月から全面転換が果されたのであろう。西澤は「当時の各社主要全発動機に適用した」、「設計屋として組付いて行くべき量産へのよい課題を捕えて、これに成功したことは甚だ愉快であった」と述べている。彼が「星型発動機の運動部は重量調整を完全に行っても或程度の不釣合が残る」としている点はこれを振動対策先送りをコトとした三菱“横着設計”当事者ならではの弁として厳しく受取れば聞き捨てならぬが、そのこと自体は即自的事実であったし、深尾流増産哲学の良き具体化事例でもあったろう。

アメリカにおける生産技術、膨大な生産量を念頭に置けば、アチラでは寸度・重量誤差のバラツキ自体が日本より小さく、左程、神経過敏にならずとも選択組合せで巧く遣り<sup>わお</sup>遂せていたかかと想われるが、残念なことに同時代の欧米における処方<sup>わお</sup>は不明とせざるを得ない。

## v) 油漏れ

検査が工程を映す鏡であるとしても、それはあくまでも工場の中でのハナシである。ここに取り上げる油漏れは製品の使用過程においてその生産技術上の、即ち、その設計と材料と加工精度とに係わる問題点を暴き出す“浄玻璃の鏡”である。

ロッキード 14W やダグラス DC-3 の発動機後蓋に油漏れは全く無く、「本当にはたきを掛けたくなるくらいきれい」であったという。両機の発動機は共にライト R-1820 *Cyclone* であった。これに対して、日本の発動機は「油をだらだらたらし」、「べっとりしちやってどうしようもない。必ずガソリンをもって行って、整備が終わったところで掛けないときれいにならない」ような有様であった<sup>492</sup>。

油漏れについて三菱関係者の回想を拾えば、『往事茫茫』第一巻では熊谷直孝が「油もれ

490 これについては關 義茂『航空発動機入門』120~121 頁、参照。

491 西澤 弘「1.6.64 発動機主要運動部の重量調整工事の廃止」『日本航空学術史 (1910-1945)』120~121 頁、参照。

492 『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』巻末対談、481 頁。話者は元・航空局職員、久保忠躬、茂呂 豊、林 發。

も多く、【台上試験において】一度エンジンの後へ入ると油づけになるような状態であった」(328 頁)と語っており、第三巻でも西村真船が「十七年撃墜された米機のエンジンを見て驚いたのは、からからに乾いている。『ロッカーカバー』『プッシュロッド』よりの油漏れがない。単発の戦闘機では油漏れがあると風防ガラスが汚れ視にくくなる。致命的なことだ。このことは銀河の誉エンジンも三菱の火星エンジンも落第であった」(222 頁)、と語り、曾我部正幸も「内地から来る新しい機はどれを見ても、申し合わせたように油漏れで、まるで天プラであげたようであった」(258 頁)と述べている。

また、『大幸随想』においても陸軍航空技術学校関係者の“日本の発動機は運転後「油まみれ」であるのに対してアメリカの発動機は「乾いていて綺麗である」との批判が檜山 壽によって紹介されたり(64 頁)、金星 62 型の「潤滑油漏れが多く油断大敵とはこのことかなどとあっておりましたが、笑い事ではありませんでした」(328 頁)という小山敏夫の回想が見られる。

より具体的な油洩れの状況について、『発動機一般』には金星 40 型の減速室スラスト面からのそれについて次のように述べられている。

最近金星<sup>マツ</sup>発動機ニ於テ減速スラスト面ヨリ、油漏<sup>マツ</sup>リアルモノ多キニ付ソノ原因ヲ探求スルニ下記ノ二種アリ 今回ハ 1 項ニツキ実験セリ。

- (1)減速室内圧力大ナルタメ 内部油ノスラスト面ヨリ噴キ出サレルモノ。
- (2)減速室内装置部品 遊隙大ナルタメ漏油シスラスト面ヨリ噴キ出サレルモノ。

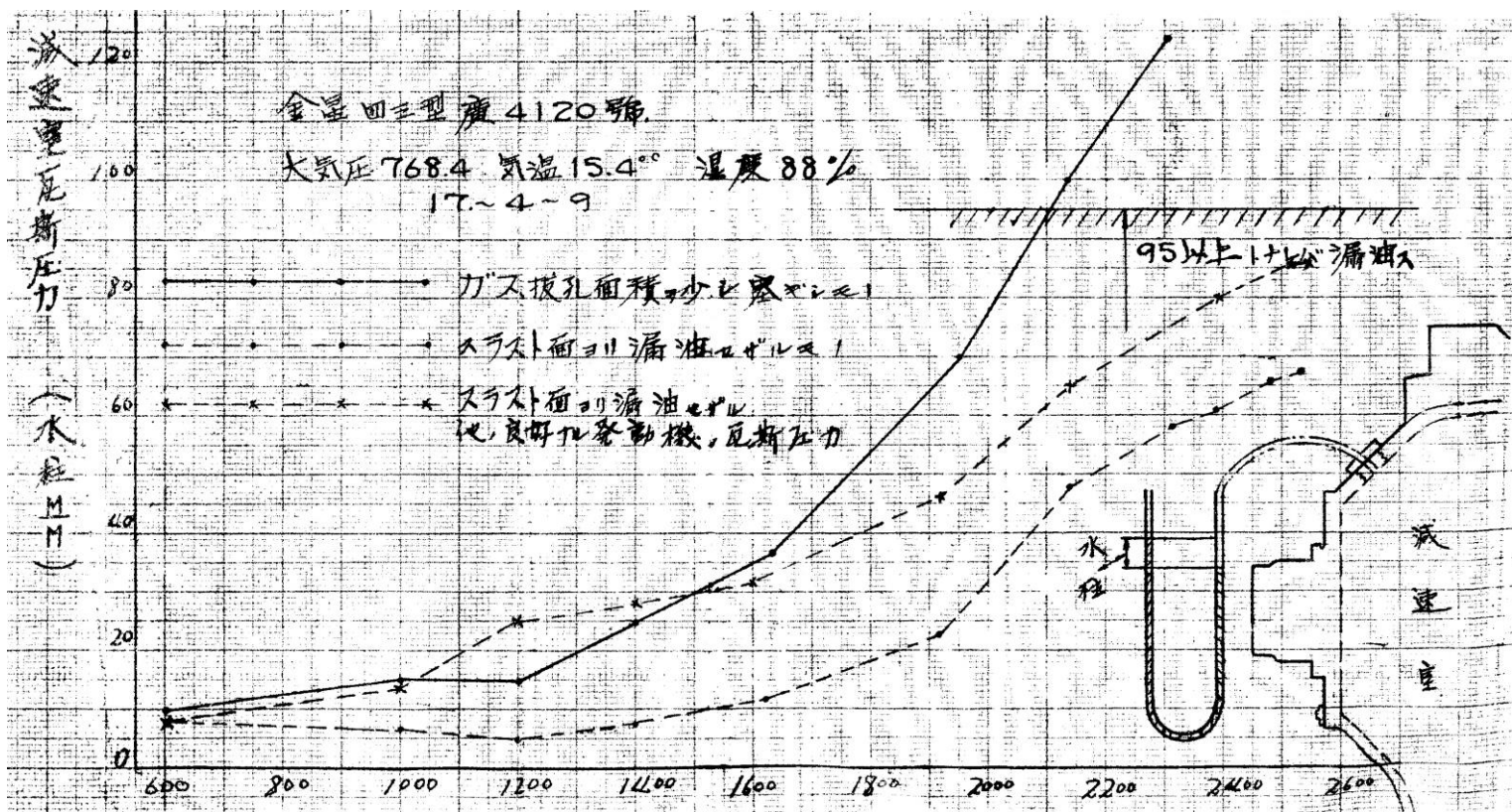
計測要領

減速室弁開閉時期調査用孔ニパイプヲ連結シテ水柱ニ依リ内部ガス圧力ヲ計測セリ。

- (1)スラスト面ヨリ漏油セザルモノノ内部ガス圧力ヲ計測ス。
- (2)前部扇車筐ガス抜き孔ヲ塞ギガス圧力幾耗ノ時ヨリ漏油スルカ<sup>マツ</sup>実験セルニ 95 耗以上トナレバ漏油セリ。

1942 年 4 月 9 日、「第十二工場」にてなされた実験の概要と結果とは図Ⅲ-VII-7 に示されている。

### 図Ⅲ-VII-7 金星 43 型減速室内圧力測定実験



『發動機一般』より。

かような場合、油洩れの原因をスラスト軸受押え金具取付面ガスケットの不具合に帰せば済むことなのか、減速室の剛性不足や経年変形、ブローバイガスを抜くブリーザの容量不足、ブローバイの絶対量を増大させた気筒側のガスタイト性劣化等々の方がより問題視されるべきなのかについては判断に悩むところである。それでも、水柱 95mm と言えば僅かな正圧であるから、これを押さえ込めないようなガスケットでは役立たずの誇りは免れ得ぬであろう。

しかし、以上の回想やデータが全て事実に基づくものであることを疑うべき理由は無いにせよ、日本においてはこと油漏れという面に関しても三菱發動機の技術は相対的にマシな方であった。

例えば、件の整備士、岡部武夫は：

戦争中に海軍が三菱の金星を同じスペックで日立【航空機】につくらせたが、油漏れなどに悩まされた。それはマスプロという思想が日本にないためではなかったか。日本人の職人根性というか、職人性というところに元があるのではないか。

と述べている<sup>493</sup>。

また、'41年夏、当時の満洲陸軍航空隊予備士官の談話として、99式地上襲撃機の發動機ハ-26(瑞星)の内でも、三菱製が隊員に信頼されていたのに対して兵器廠製は敬遠されていた

493 『日本の航空技術史 — 近代航空機整備の歩み —』巻末対談, 479 頁. 話者は岡部武夫。



という逸話も伝えられている<sup>494</sup>。

結局、それはマスプロ思想、即ち手仕上げを廃する深尾流増産哲学に基く高い工作精度の証に他ならない。但し、コトが平時ではなかつただけに、三菱でも自動化された製造工程のみで量産加工精度が作り込まれ得たワケではなかつた。佐藤仙一は次のように回顧している。

星形発動機のクランク・ケース、スーパー・チャージャー・ケーシング、リヤー・カバー等の旋削用として、ギショルト社【Gisholt machine Co. : 米】のフラットサドル型自動旋盤を購入した。各部品の加工部に合わせて、ツーリングを完成し加工を開始した。

ところが数をやって見ると嵌合部の寸法がバラついて精度が出ず、嵌合部だけは再仕上を施した。サドルを動かすエヤー・シリンダーの調整並びにアルミと切削熱膨張の関係をジックリ落着いて調整する余力と時間とを見失う程、仕事に追い込まれて居たと思う。自動機の真の成果を発揮させ得なかつたことは今でも残念でならぬ<sup>495</sup>。

自動旋盤においてはサドル(刃物台、横送り台、送り変換機構等を備え、ベッド案南面上を摺動するユニット)の移動に油圧サーボ機構を用いるものがある。引用のギショルトは多分それであり、論点の第一は「エヤー・シリンダー」ではなく油圧シリンダの調整の謂いではなかつたかと思考する。一般に油圧制御機構においては立上りから暫く、運転時間の経過と共に油温が上昇し安定するまでの間は位置決め精度に狂いを生じ易い。当時は未だその補正技術が確立しておらず、じっくりデータを採って勘所を掴む以前に量産を迫られ、精度が出せずに苦勞したという主旨であろう。切削熱膨張についてはこれまた経験を通じて適切な冷却法と切削速度が見出されるしかない。

工作精度が桁違いに高い分野の例になるが、R. ボッシュの噴射ポンプ工場においては「グラインダー【研削盤】は毎朝 30 分間ウォーミングアップして、それから使用する」のが定めとなっていた。これは勿論、油圧サーボ機構云々ではなく、恐らく機械躯体温度の安定化を図るために講じられた措置であろう。戦時中とは言え、それがドイツの技術であった<sup>496</sup>。

量産加工精度の問題と並立して油漏れ常態化に与った今一つの要因として挙げられるべきは我国におけるシール材・剤の品質不良という問題である。当時、発動機用ガスケットとして用いられていたのはファイバー、ガスケット・ペーパー、木綿、フラックスパッキン(麻にグリースを浸)、皮革、ゴム、スパイラル・パッキン(帆布にゴムを塗布)、コルク、フェルト、アスベスト(単体、耐熱ゴムと混練した“ジョイント・シート・パッキン”及び銅板で包んだ“銅アスベスト”)、金属板(Cu, Al)等であった<sup>497</sup>。

---

494 田島 穰「名発の思い出」『大幸随想』68 頁、参照。もっとも、この兵器廠が一体、何処を指すのかについては不詳。

495 佐藤仙一「充ち溢る名古屋三菱十五年」『往事茫茫』第一巻、299 頁。

496 辻 猛三『ドイツの航空工業』114 頁、参照。数値制御(NC)方式によって駆逐された工作機械の油圧制御については畠村 易『自動工作機械』地人書館、1968 年、36~51 頁、参照。

497 高瀬・石田『発動機用材料』172~173 頁、川端清一『航空機關士讀本』151~152 頁、所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』1934 年 9 月、巻二、362~363 頁、陸軍航空整備學校『發

また、大物部品の接合面や気筒頭焼嵌・ねじ込み部のガスタイト用には液体ガスケットないし液体パッキンとして、更にはネジロックにとしても、第Ⅰ部にも登場したヘルメチック・シーラーのような接合塗料が塗布された他、ワニス、ラックニス類も接合塗料として用いられた。

ファイバー(堅紙)とは妙な名前であるが、綿・麻、低級品は木材パルプを原料とする厚紙を塩化亜鉛溶液に浸漬して一部の繊維を膠化させた後、強圧、乾燥、整形したもので、ガスケットだけではなく容器材料、絶縁材料としても用いられた。このためファイバーは多くの品種に適応放散し、色も元来は灰色であるが、黒や赤に着色して用いられる場合も多かった。

ガスケット・ペーパーとは各種の紙に油脂等を含ませたもので、オイルシート・パッキンとして最も良く知られた。とりわけベルモイドは黄麻を原料とする一種のファイバーに Vellumoid oil を浸み込ませたものであったが、普通のファイバーより柔軟で韌性に富んでいた。日本ではコウゾやミツマタを原料とする、つまり和紙を用いた和製ベルモイドが広く使用された。

良く分らないのがヘルメチック・シーラー等の「填塞塗料」である。これについて 1925 年の文献には：

填塞塗料トシテ用フルモノハ「ヘルメチック」(發動機用特種液)及「ゴムラック」ノ二種ナリ共ニ黒褐色ノ粘キ液體ニシテ一種ノ芳香ヲ有ス之ヲ使用スルニハ刷毛ヲ用ヒ接合セントスル面ノ一方ニ塗り三、四分間放置シ塗料ノ將ニ固ラントスルトキ両面ヲ合ハセ締結ス

此塗料ハ揮発油ニ依リ溶解スルコトナキヲ以テ氣化器、吸氣管、曲軸室等ニ使用シテ有効ナリ已ムヲ得サル場合ニ在リテハ<sup>ア</sup>亞<sup>マ</sup>麻<sup>ニ</sup>仁<sup>ユ</sup>油ヲ熱シタルモノヲ用フルコトヲ得などと解説されていた。何となくイスパノ四五〇馬力時代を想わせる風である<sup>498</sup>。

5年後の新版でもこれについての記述は：

發動機ノ填塞塗料トシテハ「エルメチック」及「ゴールドサイズ」ノ二種ヲ用フ是等塗料ノ溶解液ハ總テ揮発シ易キ液体ヲ採用シアルヲ以テ使用後ハ容器ノ蓋ヲ確實ニ閉鎖スルヲ要ス

「エルメチック」ハ黒褐色ノベキ油状ヲ呈スル塗料ニシテ一種ノ芳香ヲ有ス其使用ニ當リテハ密著セシメントスル面ノ片方ニ塗料ヲ刷毛等ニテ塗布シ三、四分間放置後塗料面ノ正ニ固著セントスルトキ両面ヲ接合スヘシ本塗料ハ揮発油ニ依リ溶解スルコトナキヲ以テ氣化器、吸氣管等ニ使用シテ有効ナリ

「ゴールドサイズ」ハ「ラック」ノ一種ニシテ主トシテ曲軸室及歪輪軸室、水唧筒

---

動機工術教程 卷一』1941年5月、43~47頁、戦後の文献にはなるが、山内俊吉他『機械材料(非金屬編)』日本機械学会、1955年、上巻、224~225頁、下巻、442~443頁(通し頁である)、参照。

<sup>498</sup> 陸軍航空本部『發動機工教程』兵用圖書(株)、1925年、61頁、より。

蓋等ノ接著面ニ塗布シ使用スルモノトス

とあり、若干、改められてはいるものの大筋は変えられていない。何れにおいても気筒頭の焼嵌・ねじ込みについての言及が欠けているのは時代相というべきであろう<sup>499</sup>。

以上の引用元文献はタイトルこそ立派であるが実態はポケットサイズの手帳に過ぎない。しかし、後代のヨリ拡充された文献においてもヘルメチックに関する詳しい記述は見受けられない。それどころか、1934年に出されたA5版、巻一(70頁+附図)、巻二(363頁+附図)から成るかのテキスト、『發動機工術教程』には巻二、362頁以下に「附録 發動機修理ニ要スル費用」なる項目があり、資材の中にパッキング材らしきモノとして「石綿入り壓搾『パツキン』」、「ファイバー」、「鳥ノ子砥【紙：和紙の一種】」、「エルメチック」、「エナメル」、「『ゴム』引綿『テープ』」、「ゴム テープ」、などの名が列挙されているものの、全二巻を通じて「エルメチック」は元より各資材そのものについての説明など一切無い<sup>500</sup>。

また、'41年に出された同書改訂版(上述、「巻一」だけしか見ていないが、これだけで184頁ある)には各種パッキンについてはそれなりの記述が為されているにも拘わらず、ヘルメチックについては：

「ヘルメチック」

黒褐色粘稠性液體ニシテ發動機各部ノ特ニ気密保持ヲ要スル部分ノ接著用トシテ使用ス

とあるだけである<sup>501</sup>。

これは根本的にはその最も重要な使用工程たる気筒頭焼嵌・ねじ込みが運用現場周辺で行なわれる修理ではなく製造工場における生産現場限定の所作であったからであろう。

結局、この **Helmetic** 自体については元々ドイツの製品らしく、国産類似品が製造されていたこと(今も類似の名を冠するメーカーあり)、それが樹脂・可塑剤・黒鉛・溶剤から成り、ガソリンには不溶でアルコール、アセトンに溶かれるモノであったこと、イギリスで同じような商品が **Heldite** の名で用いられていたこと(今も販売されている)、これについても国産類似品が製造されていたこと程度の情報しか判らない。“hermetisch” という形容詞は錬金術云々の意味を除けば「密封した」という一般的な意味を持つ言葉であるから、**Helmetic** なる命名はその語呂合わせであったのかも知れない<sup>502</sup>。

499 同上書、1930年、126頁、より。

500 所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』、参照。

501 陸軍航空整備學校『發動機工術教程 巻一』43頁、より。

502 荒木鶴雄『航空機の材料及科学』丸善、1933年、284頁、同『航空機用非金属材料』春陽堂、1943年、63、64頁、参照。なお、**Heldite** はシーラントとしてのみならず、エレクトロン(Mg合金)製部材の異種金属との接合面に生ずる電気化学的腐食を防ぐための絶縁剤としても用いられた。ヂ・ダブリウ・ウィリアムソン『英國航空機生産年鑑 最新版』130頁、参照。

現在でも自動車・自動二輪車整備の最前線、非常に難度の高い局面で愛好されているアメリカ、Permatex社の *Indian Head Gasket Shellac Compound* なる液体ガスケットは松脂を水蒸気蒸留し、テルペン油を採った残留物である“rosin”(野球でお馴染み)を主成分

非常に重要なシール材は言わずと知れたゴムである。勿論、それは当時、「生『ゴム』ニ種々ノ薬品ヲ配合シ其ノ配合ノ如何ニヨリ種々ノ性質ヲ有ス」(『發動機工術教程』1941年版、巻一、44頁)るよう調製された天然ゴムであった。

初期の96陸攻に装備された金星四型発動機が真空ポンプの排気を特別な分離器による油分除去無しに発動機ナセル後方に垂れ流していた一件については先に触れた通りであるが、その下りには続きがあった。倉本がまとめた泉の弁なるものをダイレクトに引用してしまおう。

【真空ポンプを】潤滑油ポンプへ取付ケル所ノ軸ノ部ノパッキングガ良クナイタメニ來ル油ダラウト思フガ此ノパッキングヲ取換ヘルコトハ簡單ニ行カヌ 三菱デモ此ノ油ノ出ルタメニカバーノ中ガ汚レテ困リ出口ヲ排気管ノ中へ差込デ燃シタ所油ノ方ハ良クナツタガ排気管カラ妙ナ焰ガ出テ満足ナモノデナカツタ 又發動機ノ空氣抜ニ継イダ所今度ハ出力ガ落ちタノデ止メタ<sup>503</sup>

つまり、送油ポンプと重ねられる真空ポンプ軸部の油漏れが止められず、誤魔化しも効かず、“処置無し”であったとの主旨である。これは「パッキング」というより“オイルシール”とされるべき部品のハナシであったかも知れぬが、1937年12月時点においてゴム製油密ないし油封部品の品質・機能不良はそれ程、深刻な問題であったということである。但し、この欠陥は完全に解消されるには到らぬまま、日本戦時技術体系の弱点として歴史的時間を貫くことになる。

即ち、戦時期の日本において耐熱性・耐油性に優れた合成ゴムは稀少材であった。合成ゴム自体は1879年、Gustave Bouchardat(仏)が天然ゴムの成分でもあるイソプレンを重合してゴム状の固体を生成したことに端を発するが、天然ゴムに欠けている耐油性、耐熱性等を附与された各種合成ゴムの開発時期は両大戦間期であった。アメリカの du Pont 社によって1930年に開発されたクロロプレンの重合体、商品名“Neoprene”やドイツの I.G. Farben 社によって1935年に開発された無色・無臭の気体、ブタジエンを重合させたブタジエンゴム、商品名“Buna[bu:na<Butadien+Natrium]”がその双璧であった<sup>504</sup>。

海軍技術研究所から空技廠に転じた元・海軍技術少佐、野間口兼良に拠れば、耐熱・耐油性ガスケット材料の欠乏に悩む戦間期の我国においては輸入困難となった両者の模倣国産化が企画され、G.E.→東芝を通じて入手された少量のネオプレンと海軍が在独武官に購入させ、潜水艦で運ばせたブナゴム5tを以って国産化研究が開始された。本命として選ばれ

---

(Chemical Type)とする黒褐色・SAE60 番相当粘度の粘性流体であるから、案外、これの兄貴分の如きモノがヘルメチックの正体であったのかも知れない。

<sup>503</sup> 倉本仙一『金星發動機四型 構造竝ニ艤装法ニ關スル講演要旨 昭和十二年十二月十六・十七日』、より。

<sup>504</sup> 合成ゴムに関する基本的事項については神原 周『ゴム』岩波講座機械工学 III 機械材料、1942年(当時のスペック集的な文献)、瀬戸正二監修・大阪市立工業研究所編纂『実用 プラスチック用語辞典』第2版、プラスチック・エージ、1979年、各項目等を参照した。

たのはブナゴムで、官民一体の開発が推進された<sup>505</sup>。

野間口に拠れば、この方面の研究は大別すると 2 系統、即ち、材料としてのブナゴムの国産化と飛行機のガソリンタンクに被覆し、所謂“防弾タンク”とするための被弾漏洩防止用独立気泡入ゴムの開発とに分れ、その何れについても重要な役割を演じたのが空技廠材料部の田中十三技師であった<sup>506</sup>。

それらは曲折こそ有ったものの順調に進展し、多数の試作工場的施設が稼働せしめられた。この内、耐熱・耐油性合成ゴムの開発に関して海軍は陸軍に先行したが、軍需省の発足（43 年 11 月 1 日、商工省の主要部局と企画院との統合による）以降、日本の軍用機全てについてこの面における不安は払拭された。また独立気泡型の発泡合成ゴムについても発泡剤に独自の工夫が為され、大量生産が可能となり、一時は製造工場に滞貨を生ずるほどであった……概ねこれが野間口の回想である<sup>507</sup>。

しかし、この甘い総括に対しては大いなる疑義が呈されて良い。材料としてのブナ系ゴム（アクリロニトリル添加により耐油性を高めたニトリル・ブタジエンゴム＝NBR、当時の通称“ブナ N”）開発に関しては田中十三自身が敗戦直後、「航空機用 BN 系合成ゴム実用化の研究」なるメモを起草しており、そこでは確かに彼が BN ゴムに関する基礎研究と各種 BN ゴムの実用実験を行い、その規格を制定して実用化を促進した旨述べられている。研究期間が'40 年 3 月から'43 年 9 月に亘っているとある点も野間口の回想と符合する<sup>508</sup>。

しかし、第 II 部でも若干触れたように、当時の京都帝大助教授、古川淳二は新製法でブタジエンを得、アクリロニトリルを加えて NBR 化するだけでなく、更にこれにメチルビニルケトンを加えた新合成ゴム“ケトンゴム”を開発し、パイロット・プラントを立ち上げ、あまつさえ、この技術を基礎とする新工場は各地に建設されるに到っている。古川は、この新合成ゴムは「耐老化性耐油性良好」ながら「耐熱性はブナ N に比べ幾分劣るようであったので、この改良を行っていた」とも述べている。その研究期間は'43 年 6 月から'45 年 8 月、つまり敗戦時点にまで亘っている<sup>509</sup>。

かような応用開発が自ら「基礎学問の知識の貧困を痛感」する帝大の研究者の手によって進められ、工業化の「重荷を大学に負わず」愚を演じつつ各地に試作工場に毛の生えた程度の小規模生産拠点の整備が推進されていたという事実は、即ち、耐熱・耐油性合成ゴム

---

<sup>505</sup> 野間口兼良「非金属材料」『航空技術の全貌』（下）、450～455 頁、参照。

<sup>506</sup> 防弾タンクに関する野間口のこのまとめ方は不正確である。防弾タンクには内袋式と外張式とがあり、アメリカで早くから採用されていた内袋式の場合、独立気泡型合成ゴムは必須の材料ではない。防弾タンク諸形式と海軍における研究開発経過については堀 輝一郎「在りし日の我が海軍飛行機機装の概要」の前半部、『航空技術の全貌』（上）、384～411 頁、参照。

<sup>507</sup> 碓『海軍技術者たちの太平洋戦争』第九章はこの流れに沿いつつ、独自の聴き取り調査によってこれを敷衍した貴重な文献資料である。

<sup>508</sup> 田中十三「1.8.07 航空機用 BN 系合成ゴム実用化の研究」『日本航空学術史（1910-1945）』160 頁、参照。

<sup>509</sup> 古川淳二「1.8.09 航空機用合成ゴム」同上書、161 頁及び本稿第 II 部、参照。

の品質上の問題と絶対的な供給不足という状況が当時、この国に在ったという事実の証左以外の何物でもない。

また外張式防弾タンクの要となる独立気泡型発泡ゴムについても、田中は「気泡ゴムの製造法」において「技術的には極めて多量生産的となり」と述べているから、パイロット・プラント次元においては大量生産技術への目処は確立せしめられていたようである<sup>510</sup>。

しかし、この事実は、野間口が語っている通り、時に滞貨を生ずる程であったか否かは別としても、現実の生産拠点においてそれが実際に大量生産されていたことを必ずしも意味しはしない。原材料供給等の問題はこれと全く別のところにあったからである。

古川淳二は当時、外張式防弾タンクを代替すべき内袋式防弾タンクに係わる技術開発にも手を染めていた。彼は「防弾タンクの主体は天然ゴムであるが内面は合成ゴムを用いる。当時の我国の合成ゴム生産量より使用不能であったので筆者は天然ゴムに耐油性の弾性塗料を塗装する事を考案し」と述べている。つまり、内袋式防弾タンクにおける漏洩防止の決め手となる合成ゴムは、常識的に見てその使用量節約のため、二重壁の単に内面のみに使用され、しかもかような涙ぐましい使用形態においてさえその供給量は絶対的に不足していたワケである<sup>511</sup>。

古川が開発した耐油性弾性塗料その中身は「(A) ポリメチルビニルケトンのラテックス又はアセトン、二塩化エタン溶液」あるいは「(B)塩化ビニリデン重合物のアセトンベンゼール混合液に溶解したもの」であった。何れもメタノール混合ガソリンに耐え、ゴムに対する接着性は(A)の方が、耐油性自体は(B)の方がやや優っていた。「(A)は陸軍用に某工場少量製造された。又(B)は海軍艦艇用に製造計画中で、こちらは「艦船用耐油防振ゴムに応用せられることになっていた」そうである。

その研究期間については“ケトンゴム”と同じく'43年6月から'45年8月までとあるから、将に敗戦のその時点まで彼のこの方面における研究は継続中であつた。彼はまた、「尚、燃料事情の急変により最後にはビスコーススポンジを用うるソリッドタンク(これにガソリンを含浸させるもので弾孔が出来ても全然ガソリンが洩れない)を提案し、研究を開始した時終戦とまった」とも述べている。その名からしてセルローズ(植物繊維)系の中実スポンジ塊の謂いであろう。「燃料事情の急変」が松根油との相性云々を意味するのか否かまでは筆者には理解不能であるが、耐アルコール性油密塗料の研究に従事していた日本特殊塗料(株)研究部長、藤沢乙三が漏らした「航空機用の燃料組成が変わるのでこれに追いつくのに苦労した」との感懐にも燃料性状の転変に発動機屋共々振り回された当時の化学技術者の心象が吐露され

510 田中十三「1.8.08 気泡ゴムの製造法」『日本航空学術史(1910-1945)』160頁、参照。

511 古川淳二「1.8.03 防弾タンク用耐油弾性塗料」同上書、158~159頁、参照。堀輝一郎は1943年秋、鐘淵紡績にて製造される“カネビヤン”なる人造樹脂皮膜を最内側に、その周りを天然ゴム、独立気泡合成ゴム、帆布をゴムで固めたもので積層した袋をAl製の箱に入れた試作品を造って実験が行われたと述べているから(『航空技術の全貌』(上)、403頁)、古川の研究はその延長線上に位置付けられるものであつたかと想われる。

ている<sup>512</sup>。

以上要するに、我国における航空機用合成ゴムは製造技術に関する限り一応の模倣国産化を果し、小規模生産拠点を立ち上げるには到っていたものの、質的・量的には何れも不満を託たざるを得ない状況にあり、かつ、「耐油性」と言っても一律ではなく、開発部隊は燃料組成の転変に右往左往させられることしきりであった。野間口の手前味噌的回想に反し、以上が戦時期日本における合成ゴム技術界の偽らざる姿であったと見て大過無い。

戦争末期にしてかかる有様であったから、初期においては合成ゴムなど単に紙の上の知識に過ぎず、発動機関係ではパッキングシート(紙)にフェノール樹脂のエタノール溶液を含浸させたガスケットや銅棒削り出し品に錫メッキしたワッシャ等を用いたり<sup>513</sup>、機体油圧関係では皮革に時間経過と共に自然重合してゴム状となる液体充填剤を浸透させたり(生産性劣悪)していた。NBR 製 O リングの存在が知られたのは撃墜された B-29 の分解からであった。戦後、その国産化は材料の輸入からスタートして一気に展開した<sup>514</sup>。

但し、繰返しにはなるが、国産機械・内燃機関における油漏れは単にシール材・剤の不良のみに因るものではなく、躯体設計(剛性・熱変形)並びに量産加工精度不良にも起因するものであった。このため、シール技術が改善された筈の戦後も永らく、海外の優良品と比べ、国産品に油漏れが多いという悪しき伝統は払拭されなかった。

アメリカ製油圧機器の優秀性は、当然のことながら O リング頼みであったワケではない。1955 年頃以降、大戦末期のアメリカ海軍新鋭機、PBJ-1 シリーズ(陸軍 B-25 *Mitchell* 爆撃機(海軍版)や TBM *Avenger* 雷撃機(連合艦隊を壊滅)の油圧機器オーバーホール経験者は、その「油圧機器の加工精度等は、現在の産業用油圧機器の精度より高いものであった」と証言している。因みに、この「現在」とは 1955 年当時ではなく 1990 年時点のことである！<sup>515</sup>

高速ディーゼル機関においても設計そのものや加工精度における彼我の懸隔と国産機関に付き物の油漏れとは永らく取沙汰され続けた……例えば、1970 年頃、Caterpillar(米)機関との係わりで見た国産漁船用高速ディーゼル機関における油漏れ問題や液体パッキンに依る誤魔化し策の是非<sup>516</sup>、同時代の国鉄車両用ディーゼル機関並びに液体変速機の「出来栄え審査」における油漏れ等の欠陥指摘等々……それは恰も“訛りは国の手形”を地で行

<sup>512</sup> 藤沢乙三「1.8.04 耐アルコール性油密塗料の研究」同上書、159 頁、参照。

<sup>513</sup> 張 敬三「回想」『大幸随想』21~22 頁、海軍航空本部『第五部 燃料噴射装置取扱説明書(燃料噴射ポンプ)』1943 年 11 月、参照。

<sup>514</sup> 近森徳重「草創期のシールの想出」(社)日本油空圧学会『油空圧の進歩 100 人の証言』1990 年、103~105 頁、中出 章「シールむかし話 ——老技術屋のたわごと——」同書、106~109 頁、参照。O リングに対する言及は同書、169、239 頁にも見られる。

<sup>515</sup> 金子敏夫「油圧サーボ技術発展の回想」『油空圧の進歩 100 人の証言』、164 頁、参照。

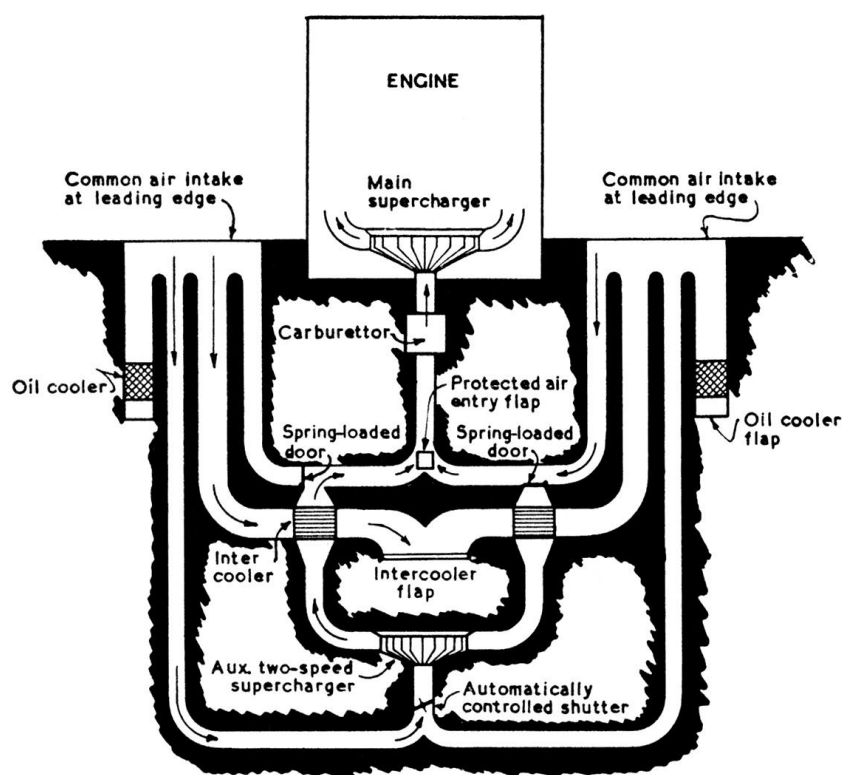
<sup>516</sup> 阿曾芳夫「大幸工場への想い」『大幸随想』、187 頁、参照。その時期については明言されていないが、阿曾が述べるキャタピラー三菱によるキャタピラー機関の国内小形沿岸漁船用としての販売開始は間違い無く 1970 年からである。新キャタピラー三菱(株)『新キャタピラー三菱 25 年史』1991 年、113 頁、参照。

く格好であった<sup>517</sup>.

#### vi) 過給技術の遅れ

*Merlin* 61型における機械式2速2段過給装置については第Ⅱ部の終り近くで若干言及しておいたが<sup>518</sup>, *Twin Wasp*や*Double Wasp*においても立派な機械式2速2段過給システムが実用化されていた. イギリス航空省発行の文書に掲げられた F4U *Corsair* I~IV型の R-2800-8ないし-8W型 *Double Wasp*に採用された機械式2段過給システムの作動概念図を掲げておく.

図Ⅲ-VII-8 F4U *Corsair*用 R-2800 *Double Wasp*の機械式2段過給システム



LEFT HAND SIDE OF DIAGRAM  
SHOWS AUXILIARY SUPER-  
CHARGER IN OPERATION, INTER-  
COOLER FLAP OPEN, AND  
SPRING LOADED DOOR CLOSED,

RIGHT HAND SIDE OF DIAGRAM  
SHOWS MAIN SUPERCHARGER  
ONLY IN OPERATION, INTER-  
COOLER FLAP SHUT, AND  
SPRING LOADED DOOR OPEN.

*Pilot's Notes for Corsair I-IV Double Wasp R2800-8 or R2800-8W Engine*. Air Ministry, Aug. 1944, p.14.

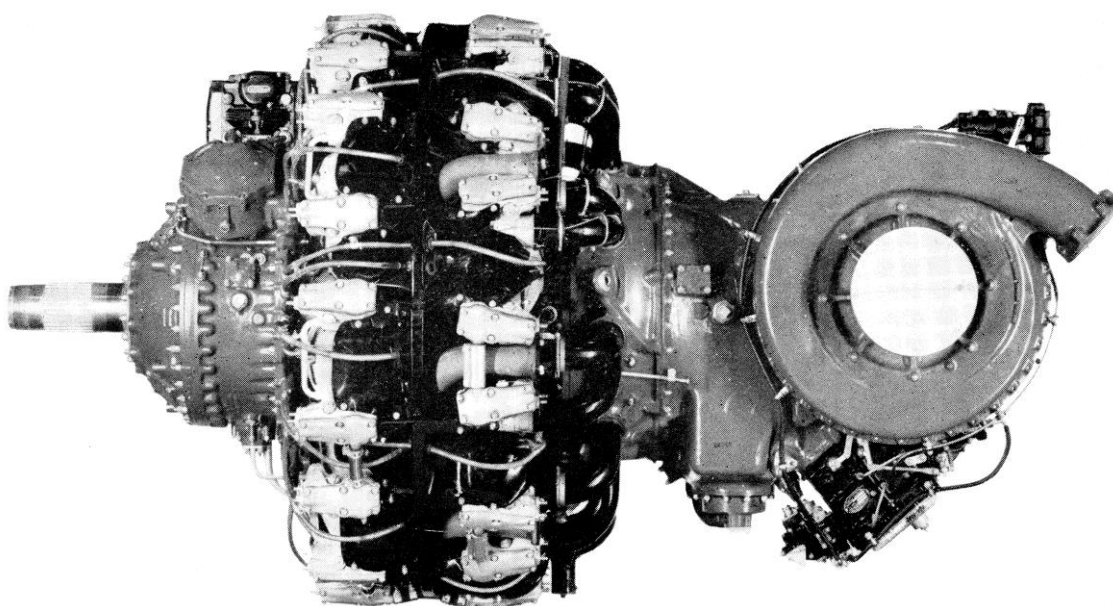
<sup>517</sup> 拙著『日本のディーゼル自動車』日本経済評論社, 1988年, 450~451頁, 参照. 出来栄え審査の時期は1970年2月.

<sup>518</sup> *Merlin* 61の過給機については第Ⅱ部, 第Ⅱ章末尾で注記した文献の他, 中村良夫『レーシングエンジンの過去現在未来』グランプリ出版, 1981年, 158~159頁, 同『クルマよ, 何処へ行き給ふや』同, 1989年, 44~46頁, にも興味深い言及, 記述が見られる.



このシステムは F4U IV-N, -P, -B 他, 多くの機種に装備された R-2800-18 において第 1 段(補助)過給機をフルカン継手に依って変速するシステムへと改良発展せしめられた。即ち, このシステムはフルカン継手を 2 個, 直列に配する点において一見, DB-601 のそれと似ていたが, 後者が同一容量の継手を背中合わせ直列に置き, 互いのスラストを相殺させ合う狙いを持つ純然たる 2 連方式であり, かつ, 油循環量の制御によりスリップ率を加減する一種の無段変速機構であったのに対し, -18W のそれにおいては 2 つの継手が同軸上に位置しつつもその軸を共有してはおらず, 一方が高速回転用歯車に, 他方が低速回転用歯車に結合されており, 充・排油により何れか一方の継手のみを活かす 2 段変速方式が構成されていた。ごく少数の *Double Wasp* には油量によりスリップ率を変える方式のフルカン継手が用いられたようであるが, これは例外であった<sup>519</sup>。

### 図Ⅲ-VII-9 R-2800 *Double Wasp* E22-32W



Paul H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1952.*, p.222.

更に図Ⅲ-VII-9 に観る F4U-5 装備の R-2800-32W(-E22 : 離昇 2300HP/2800rpm., 戦闘定格 [wet]2850HP/2800rpm.@9100m)に到って過給システムは第 1 段過給機を後蓋の左右に鏡像の形で振り分け, 発動機軸と直角なその共通翼車軸を-18W のそれと同じ双子の, 但し, 恐らくは並列配置のフルカン継手から傘歯車を介して駆動する所謂 “sidewinder” supercharger へと進化せしめられていた。

このシステムの艤装においては先に猿真似と評したハ-214 フ(→ハ-42-31)のそれとは大い

<sup>519</sup> cf. G., White, *R-2800 Pratt&Whitney's Dependable Masterpiece.* pp.185~193, 205. DB-601 の過給機駆動システムについては富塚 清編『航空発動機』931~932 頁, 参照。

に異なり、第1段から吐出される空気を一旦後方に導き、中間冷却器を通してから第2段へと回流させる吸気系が構成された。単にそのためだけではなく、本システムは極めて優れた高高度性能を実現し、P&Wにおける機械式2段過給システムの極北となる。然しながら、本システムを以ってしてもインペラ駆動に動力損失をほとんど発生させない排気ガスタービン過給機を以ってする2段過給システムの効率に勝てる道理は無く、やがて“sidewinder” supercharger はこれに道を譲った<sup>520</sup>。

その排気ガスタービン併用の2段過給は論理的にというより実態的に燃料噴射とりわけSPI、即ち噴射気化器との間にある程度相関が見られた。高月龍男は筒内噴射から噴射式気化器へと重点を移した「アメリカの進み方は正しかった」。日本においてはドイツで盛行した多点噴射に「何の考へもなく飛びついて行つた者があつた」が、「どこが良くて飛びついたら見識がなさすぎる。…中略…猿真似をすべきではない」と述べているが、正しくそのアメリカが先頭に立って航空発動機の排気ガスタービン過給は実用の域に達した<sup>521</sup>。

航空発動機用排気ガスタービン過給機の実用化に当ってはGE, Lynn 工場の技術者, Sandford Moss の大きな貢献が知られている。彼はコーネル大学大学院在学中の1901年に燃焼ガスタービンの研究に着手し、これがアメリカ第一の蒸気タービン(C.,G., カーチス以来の衝動タービン)メーカー, GE の注目するところとなった。'07年, モスは実動するガスタービンの完成に漕ぎ着けたが、その熱効率は僅か3%程度に過ぎず、却ってGEのガスタービン熱を沈静化させる結末となってしまふ。

しかし、'06年にスイス, Brown-Boveri 社によって排気ガスタービン過給機が提案され、'11年にその試作初号機が造られ、更に'16年, フランスのA.,C.,E., Rateau により次図III-VII-10に示すその航空発動機装備型が開発されるや<sup>522</sup>, モスの研究は排気ガスタービン過給機の国内開発を志向するアメリカ陸軍の注目するところとなり, GE はモスの指導下, その開発プロジェクトを立ち上げるよう慫慂される<sup>523</sup>。

### 図III-VII-10 Rateau の排気ガスタービン過給機

---

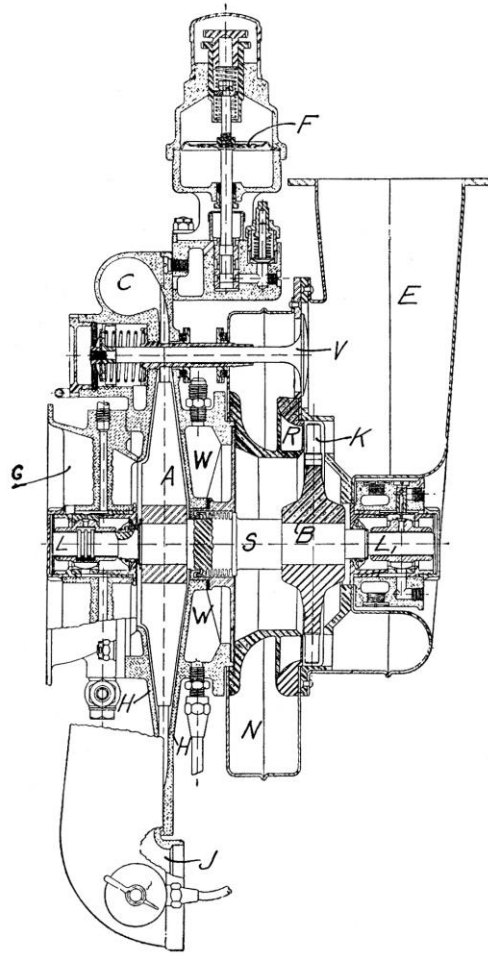
<sup>520</sup> cf., Paul H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1952.*, pp.222~223, G., White, *ditto.*, pp.200~203, 206, 272, 437, 442, 444~445. 第1段過給機を左右振り分けとしたのは中間冷却器を左右に分ち、両者合わせて十分な容量を稼ぎつつ良好な艤装性を確保するためであろう。

ハ-214-Fなど、中間冷却器も無いくせに敢えて第1段過給機を左右振り分けにした揚句、2本の吐出し管を直接合流させているのであるから、猿真似どころか全くそれ未満と言って差支えないようなシロモノである。

<sup>521</sup> 高月前掲「アメリカ発動機の戦時工作法」、参照。第II部でもこの点については触れた。

<sup>522</sup> 日本では1917年12月1日出願、1918年6月5日特許のオーギュスト・ラトー「特許第32791号」“内部燃焼機関ヨリ出ス動力ヲ増加セシムル装置”が最初の特許である。

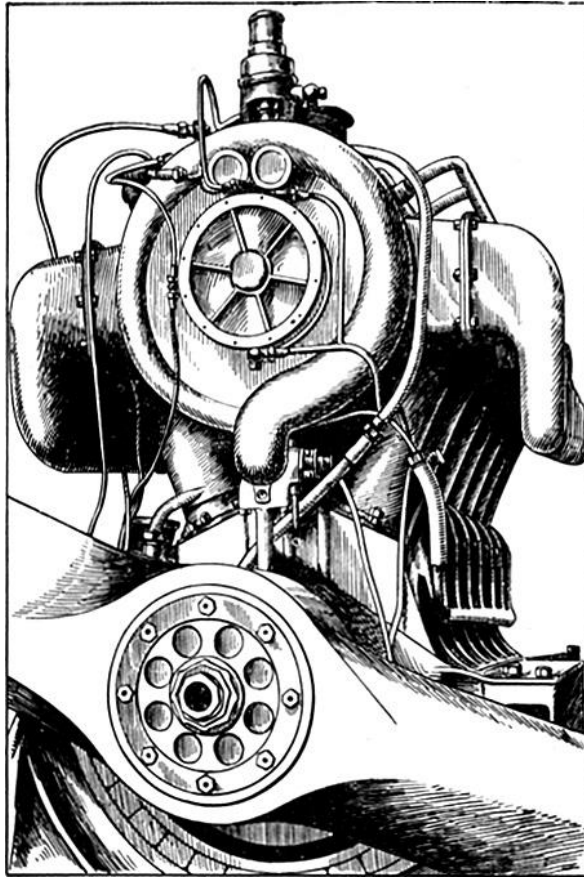
<sup>523</sup> cf. R., Schlaifer, *Development of Aircraft Engines.* pp.325, 328~329.



A.,W., Judge, *Automobile and Aircraft Engines*. London, 1924, p.450 Fig.226.

ラターの排気ガスタービン過給機において、排気ガスは *N* からノズル *R* を経て 1 段衝動翼車 *B* の動翼 *K* に入り、*E* へと排出される。 *V* がウェストゲート。空気は *G* から入り、インペラ *A* によって吹き飛ばされ、*H* の部分に構成されるディフューザーで圧縮され(速度エネルギーを圧力エネルギーに変換され)、*C* に始まるスクロールの出口 *J* から吸気管へと送られる。

図III-VII-11 初期の GE・Moss 式排気ガスタービン過給機を装備した *Liberty 12*

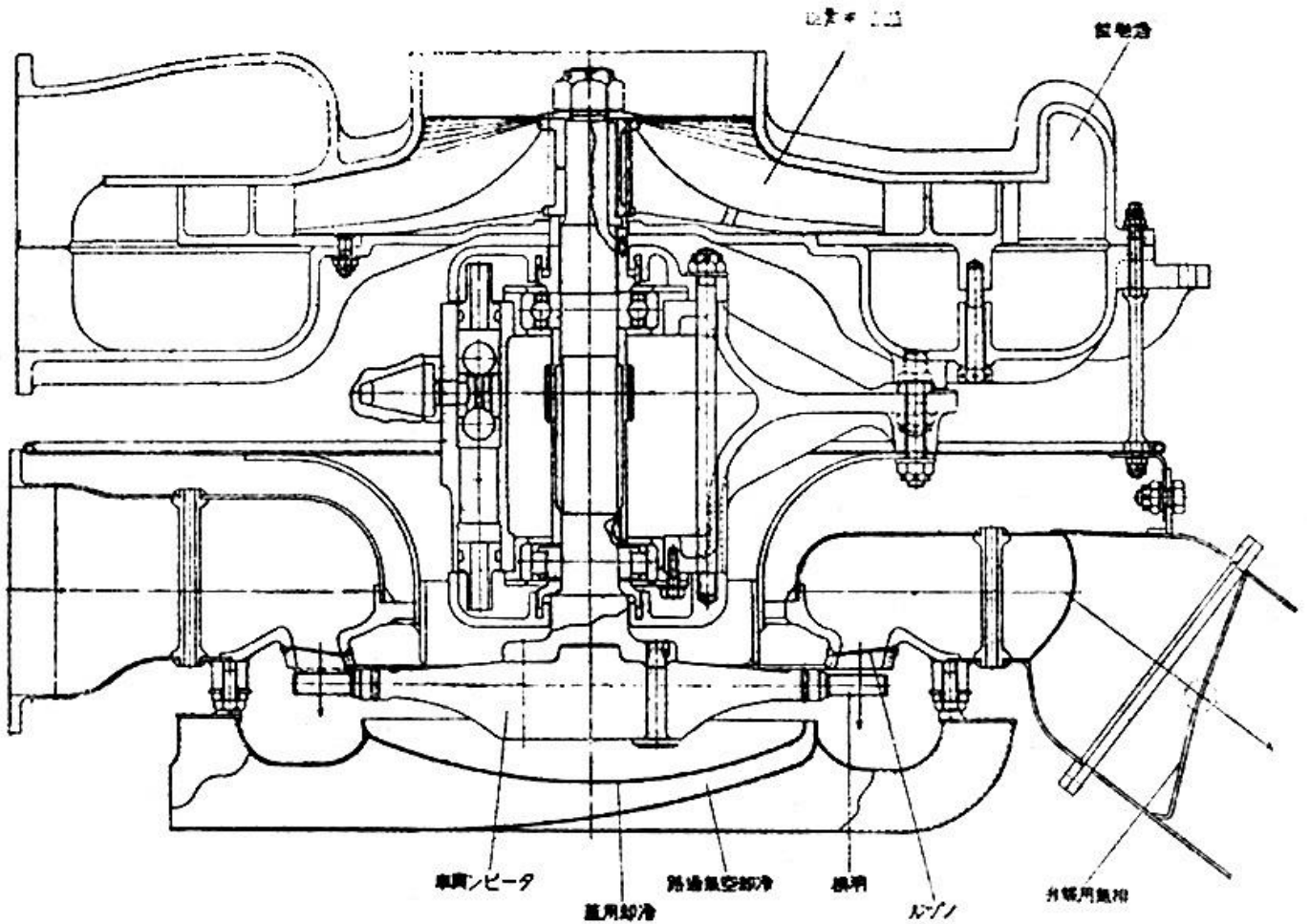


Judge, *ibid.*, p.453 Fig.228.

GE モス式排気ガスタービン過給機の実機実験は *Liberty* 12 気筒に排気ガスタービン過給機を取り付けるところから始まり(図Ⅲ-VII-11), 苦節 20 年を経て漸くそれは試作 4 発爆撃機 YB-17 の一部に装備されて真価を顕し, 1935 年, 排気ガスタービン過給機付き *Cyclone* を 4 基装備した新型爆撃機の制式採用が決定された. これが B-17 *Flying Fortress* 爆撃機の誕生である(図Ⅲ-VII-12, -13).

この間の時間経過の中にあって過給機本体, とりわけ翼車材料・工作法確立に優るとも劣らぬ重要な契機を為したのは発動機排気系にかかる背圧による温度上昇に耐える Na 全冷却弁の量産技術の確立, 放熱性に優れた気筒頭の開発であった.

#### 図Ⅲ-VII-12 B-17 用 GE 製 D2 型排気タービン



日本陸軍の資料らしいが詳細不明(一枚物の青焼図)。

日本航空整備協会『航空発動機』120頁，第102図は同じ資料の説明書きを左書きに改めたもの。

左下に排気入口，右下に排気用蝶弁(ウェストゲート)，最下部に冷却用空気通路が見える。

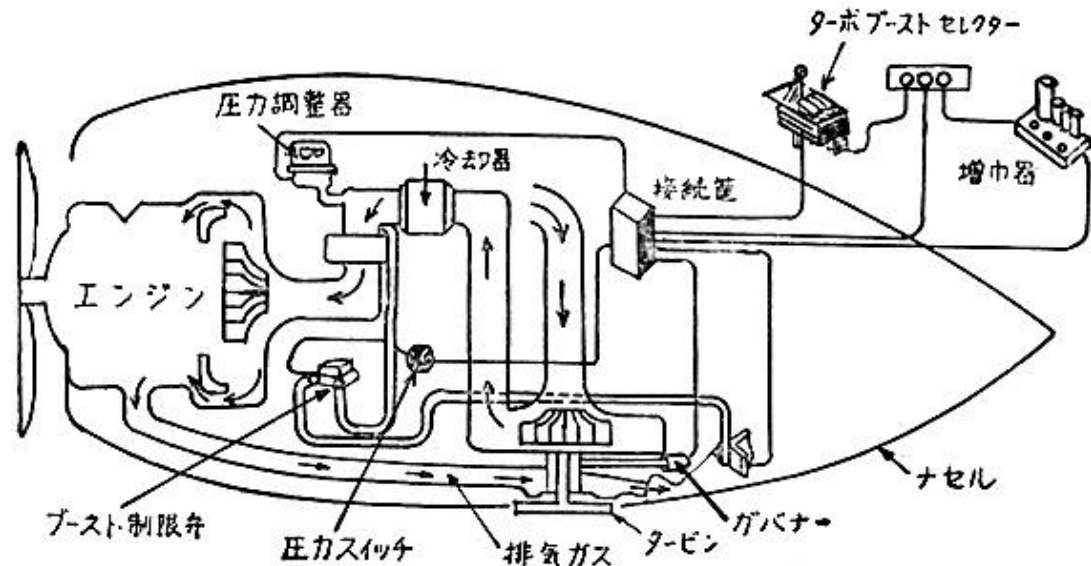
図Ⅲ・Ⅶ-12に観られる通り，モスの装置に用いられた排気ガスタービンもラトーのそれと同じく，最近の自動車用小形機関のターボ過給器等に汎用される耐熱合金の精密铸造等によって安価に成形されたローターを持つ輻流タービンではなく，単段の軸流衝動タービンであった。アキシヤル・タービンとラジアル・コンプレッサとの直結という型式が初期のターボジェット機関の基本構成と全く同一である点も注目し値しよう<sup>524</sup>。

このタイプのタービンは目的もサイズも全く異なるとは言え，船用ディーゼル機関等，中大形機関のターボ過給機として依然として現役である。これは，輻流タービンより軸流タービンの方が熱効率において優るからに他ならない<sup>525</sup>。

<sup>524</sup> ターボジェットの開発とその初期の姿については F. Whittle/巖谷英一・荒木四朗・小茂鳥和生訳『ジェット』一橋書房，1955年，参照。

<sup>525</sup> 八田・浅沼編『内燃機関ハンドブック』545~547頁，参照。中大形ディーゼルの過給と

図III-VII-13 排気ガスタービン付き2段過給システムの概要



日本航空整備協会『航空発動機』121頁，第105図。

タービン羽根の描き方は出鱈目である。

なお、排気ガスタービン過給機の使用法について見れば、航空発動機においては Büchi 式の動圧過給(ブロードダウン)は採用されず、ラトー式の静圧過給システムが用いられたとするのが通り相場となっている。排気の熱エネルギーだけを用いる静圧過給は排気流れを滞らせ、機関側に背圧をかけてしまう反面、ノズルを全周ノズルとすると共にノズル後流の速度を均整化出来るため、ことごとくその逆を行く動圧過給よりもタービン効率において優ると言われてもいる。

しかし、船用大形低速ディーゼル機関において巨大な排気溜を有する典型的な静圧過給方式によって高いエネルギー回収効率を実現されている反面、4500馬力級程度までの4サイクル中形低速ディーゼル機関においては現に排気の運動エネルギーを専ら利用する動圧過給によって高い過給圧が得られてもいるから、実態として機関が極端に大きくなければ動圧過給で十分な性能が得られると見て大過ない<sup>526</sup>。

前掲の *Jupiter* や B-17 の *Cyclone* をはじめ航空発動機に実用された(されている)それは静圧過給とは言い条、大きな排気溜を有するワケでもなく、ウェストゲート付き動圧過給と

---

それに用いられる過給機を扱った数少ない専門書として山根幸造『新版 過給ディーゼル機関』海文同，1971年，を挙げておく。

<sup>526</sup> 動圧過給に係わる Büchi の日本特許は1926年11月29日出願，1927年10月3日特許，アルフレッド・ビューチ“複合内燃機関”が最初のものである。タイトルの通り，それは排気ガスタービン過給機とパワー・タービンとを包括する内容であった。『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』21~23頁，参照。

称しても差し支え無いようなシステムである。しかも、こと星型発動機にターボ過給する際には件の排気集合管が用いられる上、艙装面の制約から過給機は発動機本体と多少なりとも隔離されるため、動圧の利用は自ずと制約される結果とならざるを得ないワケである。

排気ガスタービン過給機は 1939 年、Lockheed P-38 *Lightning* 双発・双胴戦闘機の Allison V-1710, '41 年、Consolidated Aircraft Corp. の B-24 *Liberator* 4 発爆撃機の *Twin Wasp*, '42 年、Republic Aviation Com. の P-47 *Thunderbolt* 戦闘機の *Double Wasp*, 1944 年、Boeing B-29 *Super Fortress* の *Duplex Cyclone* へと次々に装備され、その高空性能向上に貢献した。そして、第二次世界大戦中、ターボ過給技術を活用し得た国は一人、アメリカのみに終わった。その意味において「この極めて有効な装置がアメリカの外でかくも僅かな進歩しか享受しなかったのは驚くべきことである」(*Aircraft Propulsion*, p.72)という先にも引用した C.,F., Taylor の言葉からは事実と実績に立脚した余裕の“目線”が感じられる。

もっとも、高高度飛行においては空冷気筒と中間冷却器の冷却性能確保が先決であり、問題の構造は排気ガスタービンか何かで駆動される過給機によって空気を押し込みさえすれば足りるなどという単純な様相を呈していたワケでは決してなかった。実際、*Cyclone* でさえ気筒頭の成形法は二転三転している。日本に到っては放熱効率に優れた気筒頭の量産的成形法や高効率の中間冷却器に係わる開発など一切未開拓、気筒胴の冷却フィン整形法に到っては第一次大戦期の回転気筒空冷星形発動機のそれと何等変らぬ二十年一日の如き工法であった。

第Ⅱ部でも触れた通り、排気ガスタービン過給機付きの国産機体としては 4 機のみ試作された 100 式司令部偵察機Ⅳ型だけが、単なるテスト飛行とは言え、マトモな性能を発揮し得たのであるが、それも水・メタノール噴射という鎮痛解熱剤を効かせていられる 3 時間余りの飛行であったからに他ならない。

## 2. 発動機開発次元の懸隔(1)……アメリカにおける発動機振動低減への取り組み

上述の通り、星型発動機において通常の複傾斜構造が採られる場合、連桿の複偏差(複傾斜)に起因する 2 次慣性力の発生は避けられない。しかし、その大きさは僅少であるとして一般には捨て置かれていた。また、2 次以上の高次慣性力も広く実用される 7 あるいは 9 気筒星型発動機においてはさして問題にならぬ程度であることが明らかにされている上、適当な対策方案も無いので放置されていた。しかし、複列発動機の大馬力化と共に、この 2 次慣性力、2 次慣性偶力の問題が主連桿の単傾斜に因る 2 次修正慣性力に由来するそれを含め、クローズアップされて来た。

大馬力複列星型発動機の起振力そのものを如何にして切下げるかという大きな課題に対する挑戦において先行したのは、当然のことながら、そのような発動機の時代を開拓したアメリカであった。そのスプリングボードは主連桿配置と関連するガス圧トルク変動に関する研究であった。そして、これを具体的な発動機開発に活かした好例が P&W における R-2800 *Double Wasp* の開発である。順次、これら、即ち“横着設計”の反対物の何であっ

たかについて取上げて行くことにしよう。

### i) 主連桿配置と関連するガス圧トルク変動パターンに関するアメリカでの研究

発動機の多気筒化，複列化，大出力化に伴い，振動現象も複雑化し，従前は表面に出て来ていなかった問題が重大な意味を帯びるに到った。そして，複列星型発動機における主連桿配置によってガス圧トルク変動のパターンに影響が及ぼされ，発動機・プロペラ軸・プロペラ系の振動発生の如何が左右されるという新たな事実が発見された。

図Ⅲ-I-3に示されているように，発動機の回転によって描かれるリストピンの軌跡は楕円をなしており，かつ，その楕円の形状たるや主連桿を挟んで対をなす気筒においては裏返しの関係にあるが，同一サイド隣接気筒間では皆異なっている。これは主気筒以外の各ピストンに作用するガス圧が気筒毎に異なるパターンで刻々と変化する実効クランク半径に対応するトルクを次々と発生させることを意味する。しかも，星型発動機においては主気筒ピストンが上下の死点を通過する際以外，各副連桿の動きが主連桿に対して対称となり複偏差による歪んだ運動が互いに相殺し合うことはない。よって，複傾斜は2次振動の原因となるばかりか，ガス圧トルク変動の原因ともなる。そして，その何れもが多気筒化すれば鎮静化するという問題ではなく，むしろ逆になる。

言われてみれば当たり前のことながら，従来，平均トルクに対する最大トルク比の低下(14気筒 1.11 vs 18気筒 1.03)という面からのみ捉えられて来た多気筒化には総トルクの脈動そのものに伴う大きなうねりが隠されており，かつ，その次数と大きさが主連桿配置によって規定されていると知れたワケである。

複列星型発動機における主連桿配置が発動機のトルク変動に重大な影響を与えるという事実を最初に指摘した歴史的論文は Bentley, G.,P., and Taylor, E.,S., Gas Pressure Torque of Radial Engines. *Journal of the Aeronautical Sciences*. Vol.6, No.1, Nov., 1938(Received Aug. 26, 1938). である。この論文は今なら現物でもコピーでも比較的容易に参照可脳であるが，ここで敢えて強調しておきたいのはそれが中島和雄・金藤正治著『星型航空発動機の動力學』(龍吟社，1942年)なる小冊子として訳出収録されている点である。

この書物に掲げられた“～著”という標記は実は誤りで，その中身は特許局技師，同技手にして『内燃機関』誌上における“内外特許紹介”，“内外文献抄録”の常連執筆者でもあった彼等が職務上接し得た多数の海外文献の中から「現下皇軍の戦闘機，爆撃機，偵察機等のあらゆる機種を通じて活用せられてある空冷式星型発動機に就いて，その重要な論文の二，三を輯録した」ものであった<sup>527</sup>。

彼等をしてそうせしめた事情の委細については本稿のヨリ後の部分まで持ち越されなけ

---

<sup>527</sup> ただ，残念なのは，元論文にはチャートの入れ替りというミスがあり，これがそのままの形で訳出されていることである。このため，本文記述とチャートとが合わず，専門家なら直ぐに気付くのであろうが，筆者の如き素人が馬鹿正直に読んでいると肝心な所で理解し難い内容となってしまうことである。訂正記事は同じ雑誌の Vol.6, No.2(Dec. 1938), p.49 に掲げられているが，両訳者は専門家でもなくこれを見てもいなかったようである。



ればならないが、ここでは当時の国産大馬力空冷星型航空発動機が特許局の技術者をして敢えて翻訳論文を世に問わしめるほど大きな振動問題を抱えていたという点だけは指摘しておいても良いであろう。

Bentley と Taylor は単列星型 7, 9 気筒, 複列星型 14, 18 気筒発動機において, しかも複列の場合, 可能となる全ての主連桿配置において総ガス圧トルクの変動を計算した。それは主気筒のインジケータ線図から得られたガス圧の変動データと全ての気筒が刻々占めるピストン位置と実効クランク半径に関する解析的表現とを組み合わせ, これを積算する手法に依る計算であった。彼等はその結果を調和分析器にかけて周波数分析を行ない, 新たな主連桿配置選択への道筋を提示した。

換言すれば, 従来, 複列星型発動機においては漫然と前後バンクの主連桿配置=主気筒間角度  $\mu$  を  $180^\circ$  配置とすることが慣行とされていたが, Bentley と E., S., Taylor によってこの配置が実は大きな 1 次トルク変動を招く点において極めて不利な配置であることが解明されたのである<sup>528</sup>。

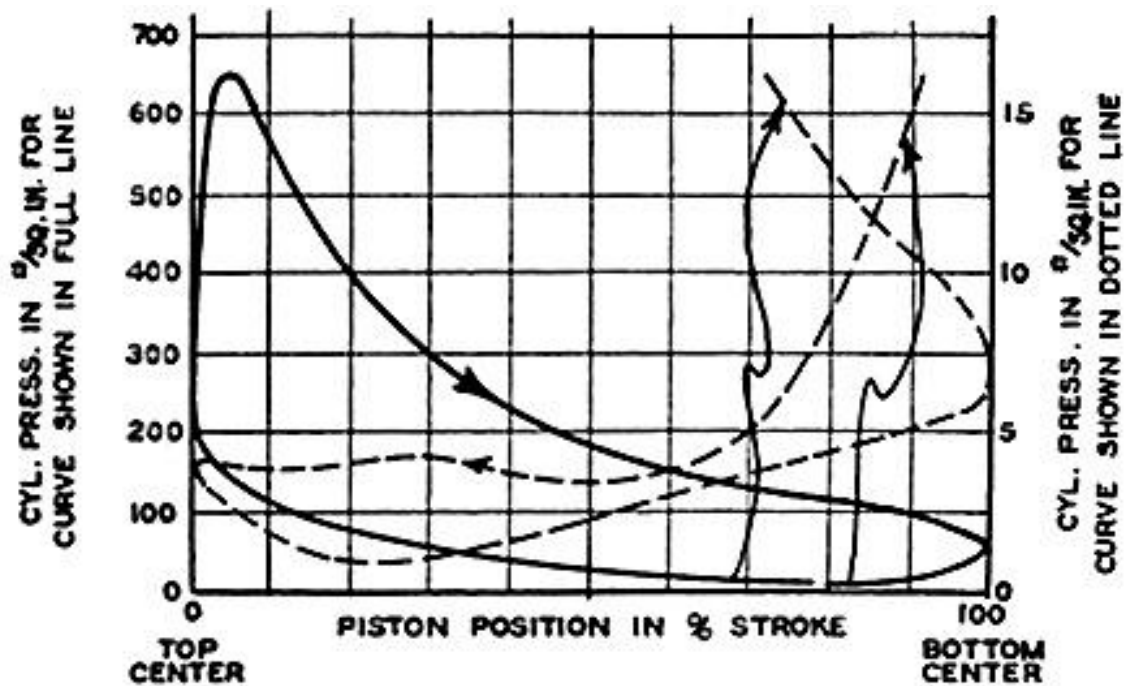
先ず, Bentley and Taylor は複傾斜を伴う星型発動機のピストン変位に関する一般理論を提示することから始めている。これについてはここに再掲する必要は無かろう。

続いて彼らは実際の星型発動機の主気筒におけるインジケータ線図を採取し(図Ⅲ-VII-14), これを全部の気筒に適用出来る(点火時期, 混合気分配の斉一性)との仮定の下, 各気筒の様々なピストン位置→クランク角に対応するガス圧トルクを算出, 全気筒のそれを加算して単列星形 7 ならびに 9 気筒発動機の総ガス圧トルク変動曲線を描いて見せた(図Ⅲ-VII-15, -16)。

#### 図Ⅲ-VII-14 主気筒のインジケータ線図

---

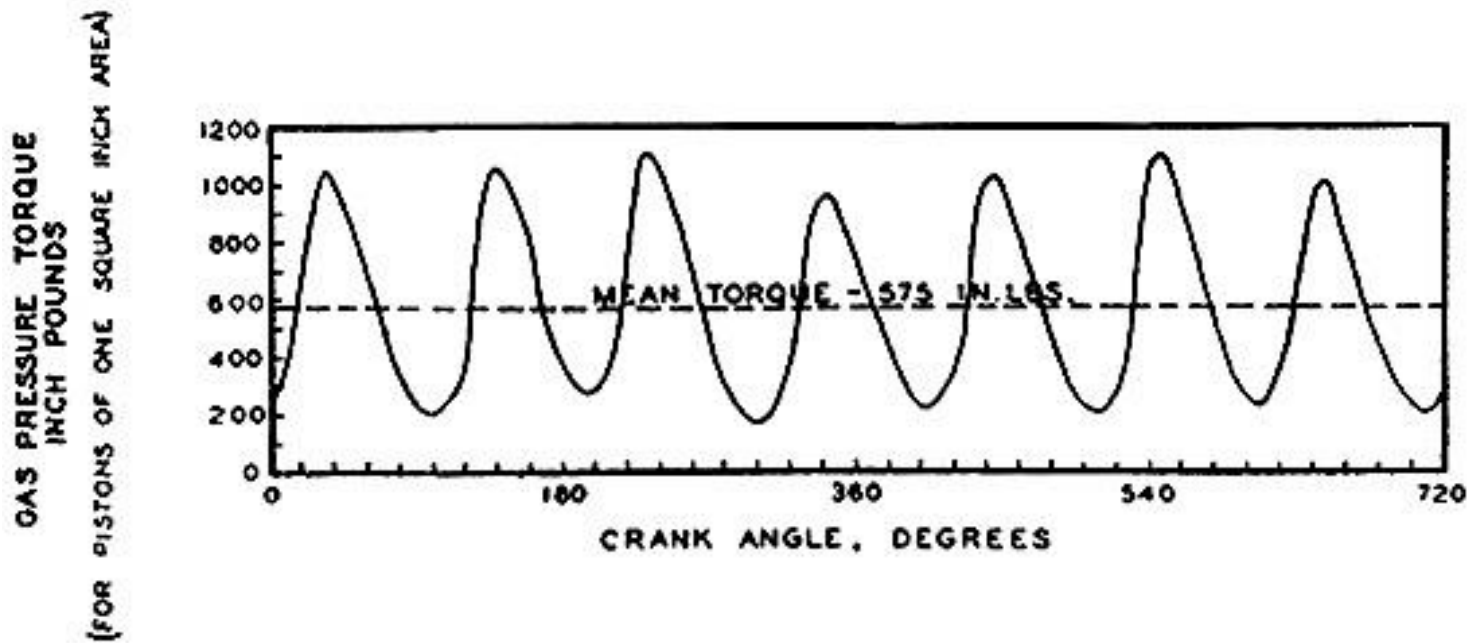
<sup>528</sup> 筆者はかつて, この慣行を自明かつ永続的なものと誤認し, BMW モーターサイクルにおける伝統たる水平対向 2 気筒機関について, 「2 重星型空冷航空発動機の前バンクから対向する一対のシリンダを取り出したような」と形容したことがある(『開放中国のクルマたち』日本経済評論社, 1996 年, 228 頁)。日本の量産航空発動機しか念頭に無かったため, かように不適当な記述となったのである。



Bentley and Taylor, *ibid.*, Fig.3.

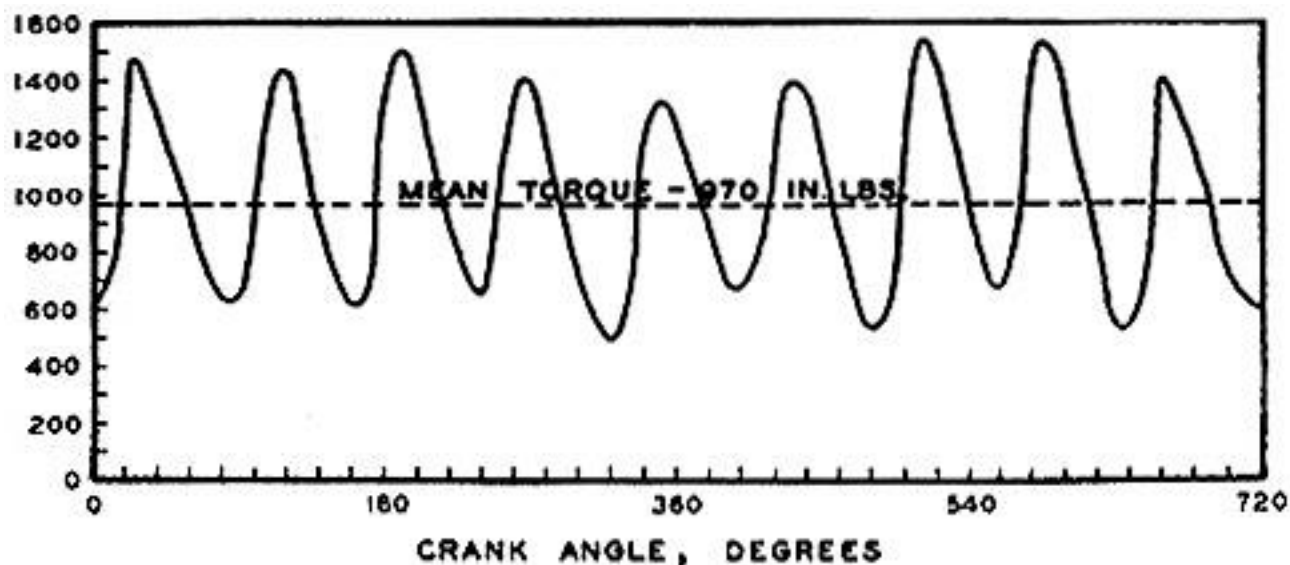
実線は圧縮~膨張行程の線図, 破線は目盛を拡大して描かれた排気~吸気行程の線図(弱バネ線図)である。  
 ここで問題になるのは勿論, 実線の方である。

図III-VII-15 単列星型7気筒発動機におけるガス圧トルク曲線



Bentley and Taylor, *ibid.*, Fig.4.

図III-VII-16 単列星型9気筒発動機におけるガス圧トルク曲線



Bentley and Taylor, *ibid.*, Fig.6.

Bentley と Taylor はこれらの曲線を Coradi 調和分析器にかけ、各調和成分に分解し、それぞれの大きさを調和係数  $w'$  = 平均トルクに対する比率ならびにその位相角  $\lambda'$  という形で展開させた。今様なら即、FFT といったところであろう<sup>529</sup>。

行論の都合上、筆者には手も足も出ない彼等の解析的表現を全く不本意ながら引用しておく、ある瞬間における複列星型発動機のガス圧トルク  $\tau_p$  は前列クランク角を  $\theta$ 、位相角を  $\lambda$ 、4 サイクル発動機は 1 回転で  $1/2$  サイクルを終えるだけであるから、級数展開の刻みを  $1/2$  次とするため、発動機回転次数の 2 倍を  $n$  として：

<sup>529</sup> Coradi 調和分析器はドイツの O., Henrici によって 19 世紀末期にその原型が構想され、イギリスの Archibald Sharp によって改良され、チューリッヒの数学機器製造業者、G., Coradi によって製造・販売されたアナログ計算機の一つ。ローラーに支持され y 方向にスライドする枠、それに固定された 4 つの滑車、スライド枠の上であり x 方向に摺動するプローブ台、同じくスライド枠上にあつて滑車により旋回せしめられる枠、4 つの滑車と旋回枠の滑車とプローブ台とを連動させるエンドレスの銀線、ローラー軸上の回転円盤、それによって回転せしめられるガラス球、旋回枠上に水平支持されガラス球によって回転させられる 2 つの直交測輪を組合わせたもので、プローブが曲線をトレースするとその曲線をフーリエ級数に表した際の調和成分の係数が複数の  $n$  について測輪の回転角という形で読み取られる。東京帝大には同時代、地震研究所と航研に各 1 台、備えられていた。cf. O., Henrici, On a new Harmonic Analyzer, A., Sharp, Harmonic Analyzer, giving Direct Readings of the Amplitude and Epoch of the various constituent Simple Harmonic Terms, Perry, Remarks on Prof. Henrici's Paper. *The London, Edinburgh and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science*. Ser. 5. Vol.38, No.230, July, 1894, 姉澤克惟講義・曾根嘉年筆記『航空機ノ振動』三菱重工業株式會社名古屋航空機製作所、1939 年 2 月、88~89 頁、参照。姉澤克惟は航研の航空学講習会で講義したが、本人は地震研究所員で地球物理学者。当時は優秀な数学・物理系の研究者は皆、航空分野に引き摺り込まれていたということかも知れぬが、発動機振動については直列発動機の場合が簡潔に論じられているのみ。

$$\tau_P = T_M \left\{ 1 + \frac{1}{2} \sum_{n=1}^{\infty} w_{n/2} \sin \frac{n}{2} (\theta + \lambda_{n/2}) + \frac{1}{2} \sum_{n=1}^{\infty} w_{n/2} \sin \frac{n}{2} (\theta + \lambda_{n/2} + \mu) \right\} \quad (15)$$

つまり、ある瞬間における総ガス圧トルクは平均トルク  $T_M$  に前列のトルク振幅とそれから  $\mu^\circ$  遅れた後列のトルク振幅とを単純加算したものになるというのが彼等の理論である。

彼等に拠れば、これを更に整理すれば：

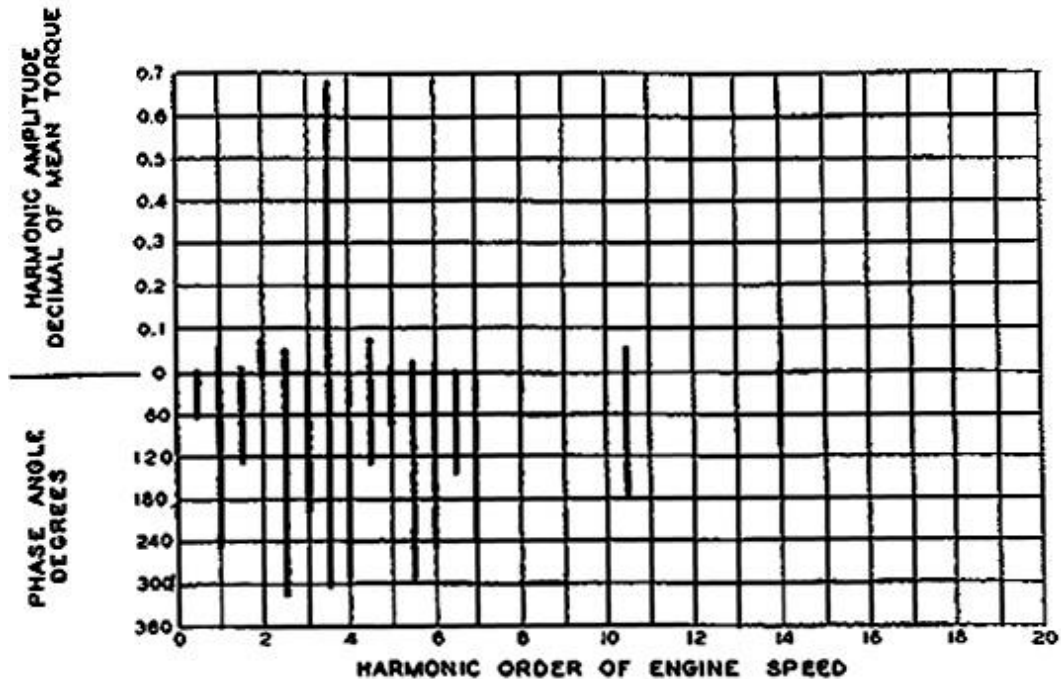
$$\tau_P = T_M \left\{ 1 + \sum_{n=1}^{\infty} w'_{n/2} \sin \frac{n}{2} (\theta + \lambda'_{n/2}) \right\} \quad (16)$$

となる。

式(16)の  $w'$  は図Ⅲ-VII-17, -18における縦軸の上方目盛に当り、調和係数、即ち、当該次数の変動トルクの最大振幅が平均トルクに対して有する比を表す。また、 $\lambda'$  は同じく下方目盛に当り、位相角、即ち、その次数のトルク変動がある瞬間におけるクランク角  $\theta$  にこの角度を加えた値を当該次数倍した角度の正弦として、つまり  $\theta$  の変化からそれだけ進んだ角度の次数倍に対応する正弦波の形で表されるということの意味する。

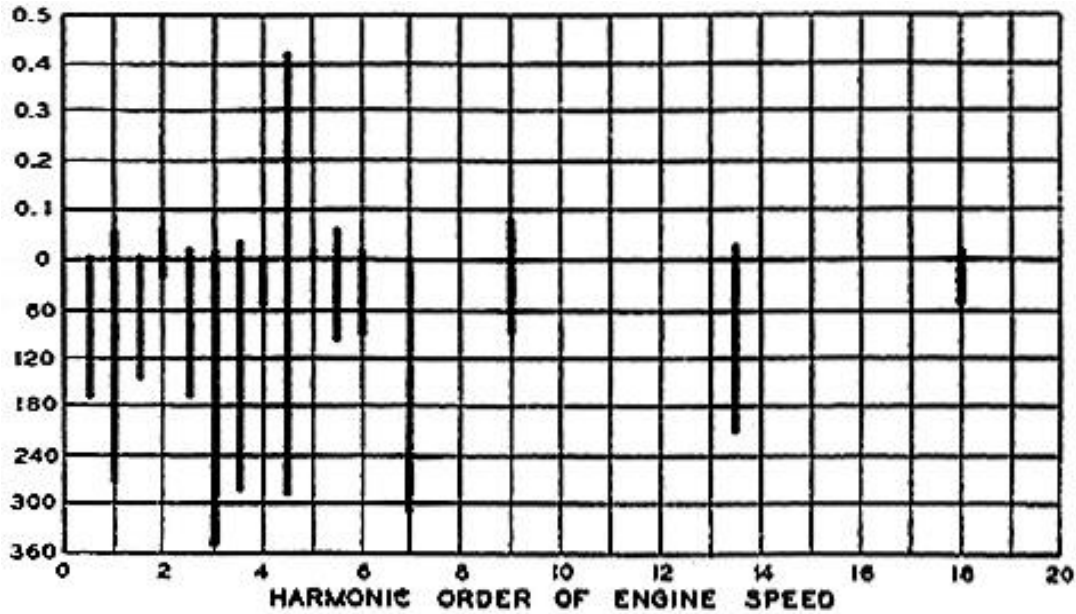
級数はその和も大きな意味を持つが、個々の調和分の性質も重要である。実用上は  $\lambda'$  が判ればその正弦値を最大(=1)とするような前列クランク角  $\theta$  が得られ、位相角が近い次数のトルク変動同士は共鳴して互いに強め合うということにもなって来るからである。

図Ⅲ-VII-17 単列星型7気筒発動機におけるガス圧トルクの調和成分



Bentley and Taylor, *ibid.*, Fig.9(本来, Fig.5であるべきもの).

図Ⅲ-VII-18 単列星型 9 気筒発動機におけるガス圧トルクの調和成分

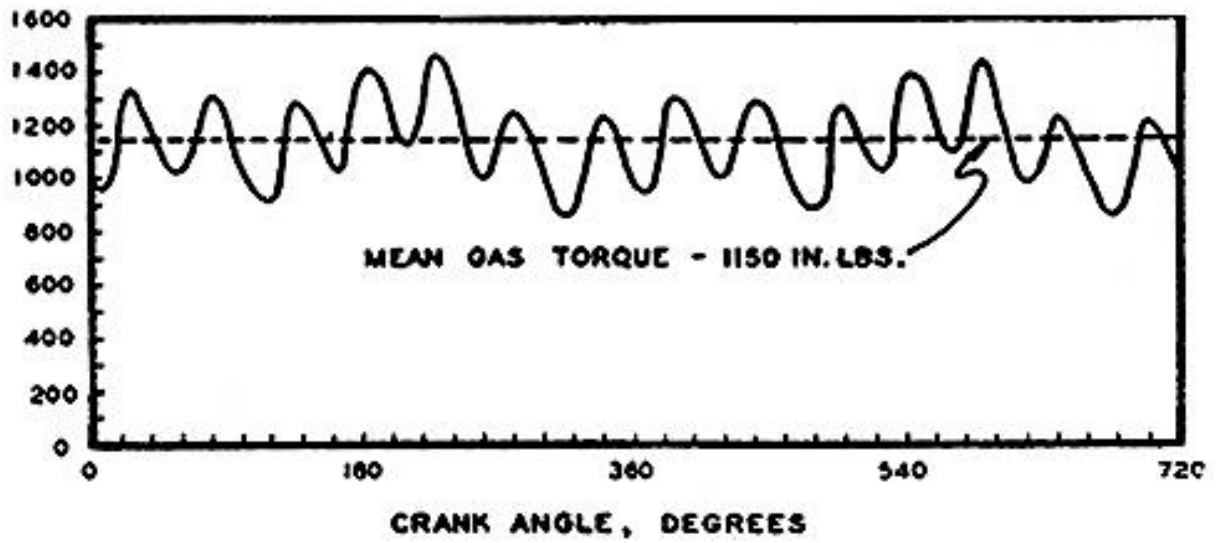


Bentley and Taylor, *ibid.*, Fig.11(本来, Fig.7であるべきもの).

以上により, 単列星型発動機におけるガス圧トルク変動の最も重要な, ほとんど唯一問題となる調和成分は気筒数の  $1/2=1$  回転当り爆発回数に当る次数を有するそれであることが示された. 続いて同じ操作が複列 14 気筒ならびに複列 18 気筒発動機について行われた. 但し, 図示されているのは当時, 普通に行なわれていた  $180^\circ$  クランク, 前後主気筒(主連桿)の対称配置, 即ち  $\mu = 180^\circ$  のケースのみである. 先ずは総ガス圧トルクの変動曲線が掲げられている. これだけでも膨大な計算の結果である(図Ⅲ-VII-19, -20).

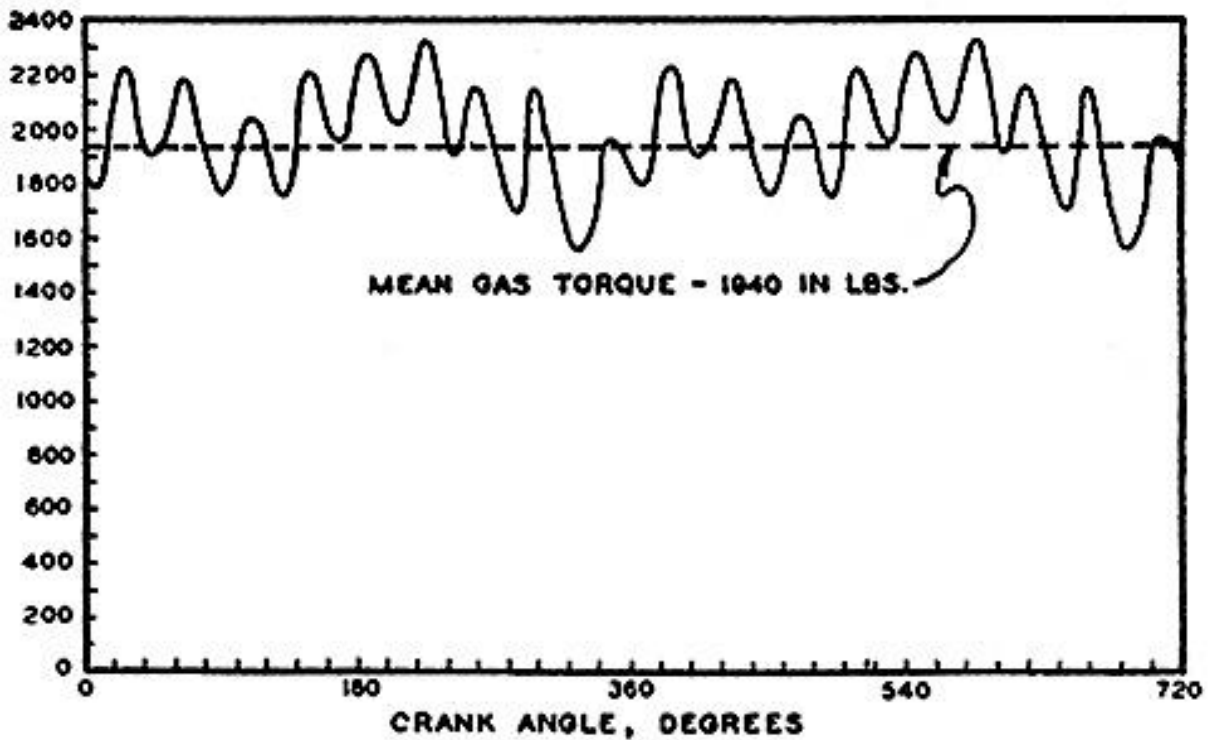
図Ⅲ-VII-19 複列星型 14 気筒発動機におけるガス圧トルク曲線

GAS PRESSURE TORQUE  
INCH POUNDS  
(FOR PISTONS OF ONE SQUARE INCH AREA)



Bentley and Taylor, *ibid.*, Fig.8.

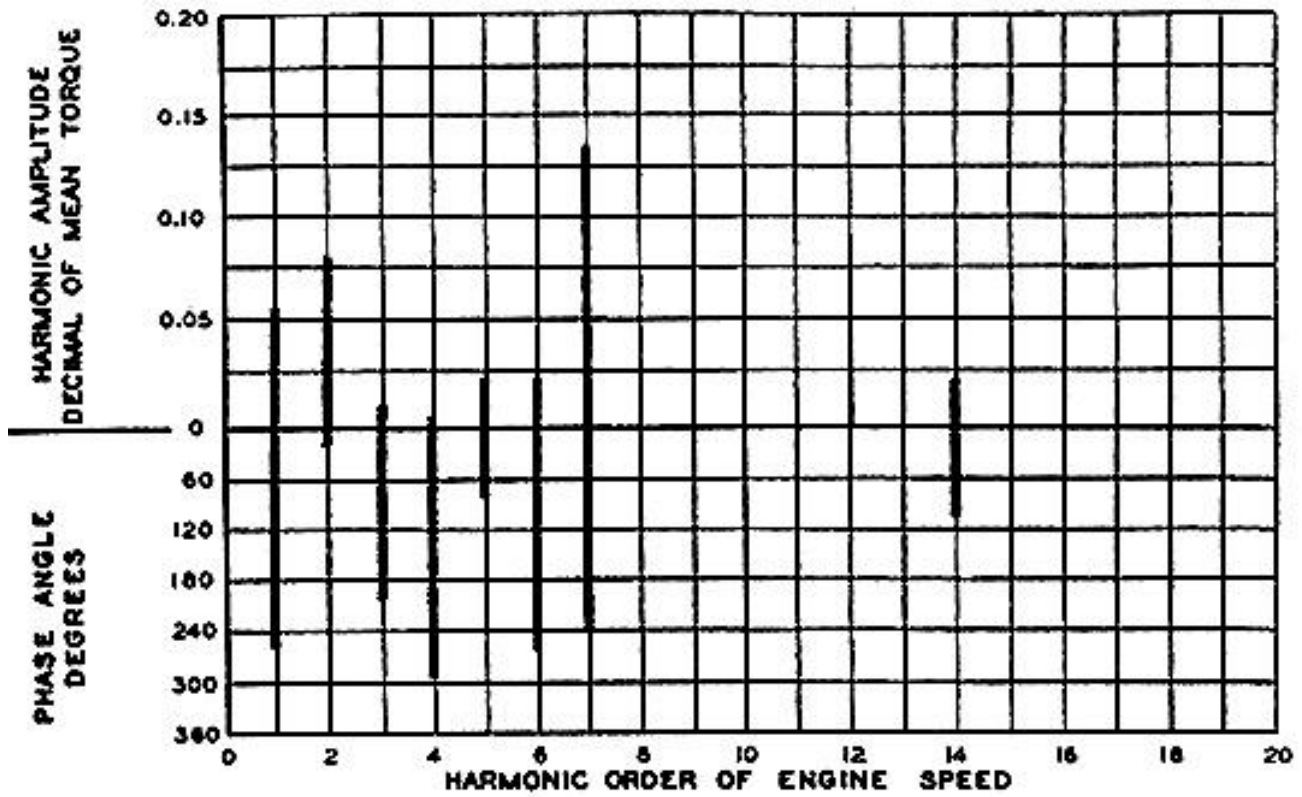
図III-VII-20 複列星型 18 気筒発動機におけるガス圧トルク曲線



Bentley and Taylor, *ibid.*, Fig.10.

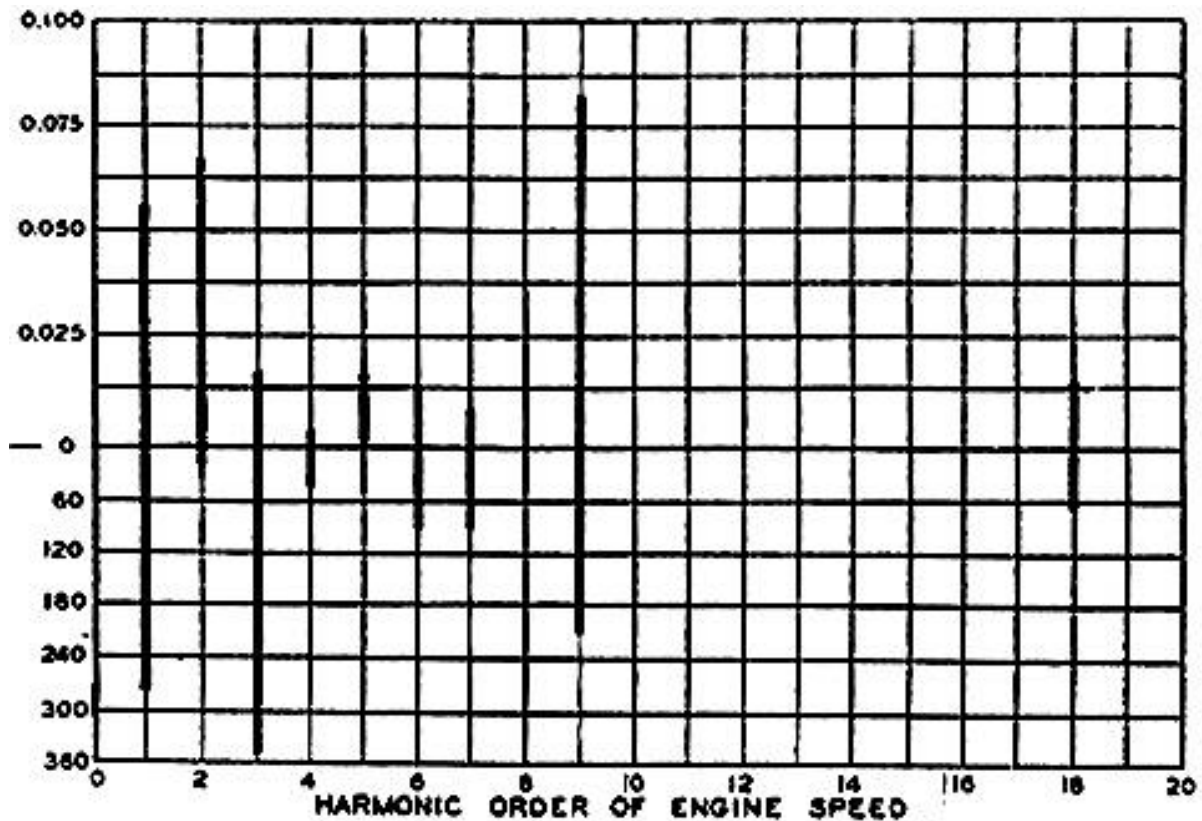
続いて、単列の場合と同様、これらは調和分析器にかけて周波数分解された(図III-VII-21, -22).

図III-VII-21 複列星型 14 気筒発動機におけるガス圧トルクの調和成分(主連桿 180° 配置)



Bentley and Taylor, *ibid.*, Fig.5(本来, Fig.9であるべきもの).

図III-VII-22 複列星型 18 気筒発動機におけるガス圧トルクの調和成分(主連桿 180° 配置)



Bentley and Taylor, *ibid.*, Fig.7(本来, Fig.11 であるべきもの).

複列星型発動機におけるガス圧トルク変動の最も重要な調和成分は当然ながら 1 回転当り前後バンク合計の爆発回数と等しい次数を有するそれである。両チャートには 14 気筒にありそうな 3.5 及び 10.5 次, 18 気筒にありそうな 4.5 次及び 13.5 次の調和成分が見られない。これは  $180^\circ$  2 スロー・クランクを有する複列星型発動機において、一般に分数次のガス圧トルクによる加振力、具体的には 14 気筒の場合なら 3.5 次(1 節振動の第 1), 10.5 次(2 節振動の第 1), 同様に 18 気筒の場合なら 4.5 次, 13.5 次のハーモニクスは前後バンク間で互いに相殺し合うから、発動機外部に伝達されるトルクの変動はそれらによってはもたらされないという理論的判断からである<sup>530</sup>。

Bentley と Taylor はこの点に留意しつつ、複列 14 及び 18 気筒発動機における前後主気筒=主連桿交差角  $\mu$  の全ての可能なパターンについて総ガス圧トルク変動曲線を求め、これらを調和分析した。これこそが彼らによる研究のメリットであり、その結果が表 III-VII-1 及び表 III-VII-2 である。先例同様、 $w'$  がハーモニック係数、 $\lambda'$  が位相角を表す。

<sup>530</sup> 既に式(15)として表現されていたこの仮定は後に問題となるところである。一つには理論的な意味において、今一つとしては実機の捩れ振動測定とダイナミック・ダンパーの取付けを巡って。



表Ⅲ-VII-1 複列星型 14 気筒発動機における各調和成分の平均トルクに対する比と位相角

Engine Order	$n$								
			$w'$	$\lambda'$	$w'$	$\lambda'$	$w'$	$\lambda'$	$w'$
1	2	$w'$	0.050	0.035	0.012	0.012	0.035	0.050	0.056
		$\lambda'$	281°	306°	332°	178°	204°	229°	255°
2	4	$w'$	0.047	0.017	0.068	0.068	0.017	0.047	0.076
		$\lambda'$	46°	71°	277°	123°	329°	354°	200°
2 <sup>1/2</sup>	5	$w'$	0.022	0.040	0.050	0.050	0.040	0.022	0.000
		$\lambda'$	346°	11°	217°	243°	89°	115°	...
4 <sup>1/2</sup>	9	$w'$	0.034	0.061	0.076	0.076	0.061	0.034	0.000
		$\lambda'$	334°	1°	207°	233°	79°	104°	...
7	14	$w'$	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134	0.134
		$\lambda'$	86°	291°	137°	343°	189°	34°	240°
14	28	$w'$	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021	0.021
		$\lambda'$	131°	336°	182°	28°	234°	79°	285°

Bentley and Taylor, *ibid.*, Table 1 より.

表Ⅲ-VII-2 複列星型 18 気筒発動機における各調和成分の平均トルクに対する比と位相角

Engine Order	$n$										
			$w'$	$\lambda'$	$w'$	$\lambda'$	$w'$	$\lambda'$	$w'$	$\lambda'$	$w'$
1	2	$w'$	0.053	0.043	0.028	0.010	0.010	0.028	0.043	0.053	0.056
		$\lambda'$	295°	315°	335°	355°	195°	215°	235°	255°	275°
2	4	$w'$	0.051	0.012	0.034	0.063	0.063	0.034	0.012	0.051	0.067
		$\lambda'$	40°	240°	260°	100°	300°	140°	160°	0°	20°
2 <sup>1/2</sup>	5	$w'$	0.013	0.020	0.017	0.007	0.007	0.017	0.020	0.013	0.000
		$\lambda'$	190°	210°	50°	70°	90°	110°	310°	330°	...
3 <sup>1/2</sup>	7	$w'$	0.012	0.023	0.030	0.035	0.035	0.030	0.023	0.012	0.000
		$\lambda'$	305°	145°	165°	5°	25°	225°	245°	85°	...
5 <sup>1/2</sup>	11	$w'$	0.022	0.041	0.055	0.062	0.062	0.055	0.041	0.022	0.000
		$\lambda'$	300°	140°	160°	0°	20°	220°	240°	80°	...
9	18	$w'$	0.081	0.081	0.081	0.081	0.081	0.081	0.081	0.081	0.081
		$\lambda'$	50°	250°	90°	290°	130°	330°	170°	10°	210°
18	36	$w'$	0.016	0.016	0.016	0.016	0.016	0.016	0.016	0.016	0.016
		$\lambda'$	75°	275°	115°	315°	155°	355°	195°	35°	235°

Bentley and Taylor, *ibid.*, Table 2 より.

$\mu$  は後列主気筒 1 が圧縮上死点にある時, 前列主気筒が圧縮上死点を迎えるまでのクランク角を表示.

Bentley と Taylor は「複列星型発動機においては、そのトルクの調和成分を各主連桿の間の関係を変えることに依つて広い範囲に変化させることが出来る」と総括している。重要なのは、さしたる理論的根拠無しに墨守されて来た前後主連桿の  $180^\circ$  配置が最大の、かつ、相対的に見る限り極めて大きい 1 次トルク変動を惹起していること、前後バンクの隣接気筒同士をそれぞれの主気筒とし、ここに主連桿を作用させる配置はこの点に関して最も有利な配置であること、そこから乖離して  $180^\circ$  に近づくほどに 1 次トルク変動の程度が増して行くこと、である。

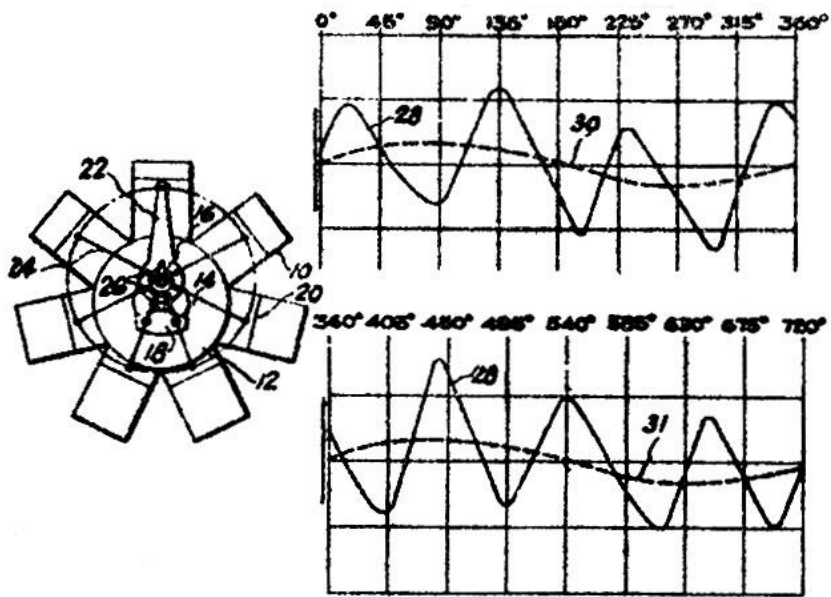
やや意外なことに、Bentley と Taylor の論文が受理される約 1 年前、即ち 1937 年 8 月 14 日、類似の理論が P&W の親会社、United Aircraft Corporation(75, United Technologies Corporation)によってアメリカで特許登録されていた(図Ⅲ-VII-23)。日本での出願は 1938 年 1 月 29 日、特許は 1940 年 11 月 5 日、同社に対して「特許第 139578 号」として与えられた。それには“多列機関”というワケの判らぬタイトルが付されていた<sup>531</sup>。

その理論的内容についての詳論は無意味であろう。図Ⅲ-VII-23 の“第一圖”(最上段)は単列 7 気筒星型発動機のトルク変動曲線であり、実線は総トルク、破線はその 1 次成分を取出したもの。“第二圖”は対称配置の主連桿を有する複列 14 気筒発動機のトルク曲線であり、前後列の 1 次トルク変動が加算されて振幅が 2 倍になった状態が示されている。“第三圖”は主連桿を前後列隣接気筒に配した複列 14 気筒発動機の 1 次トルク変動を示し、破線で示された前後列のそれらが相殺し合い、実線で示された平坦な合成 1 次トルク変動が得られることを表現している。

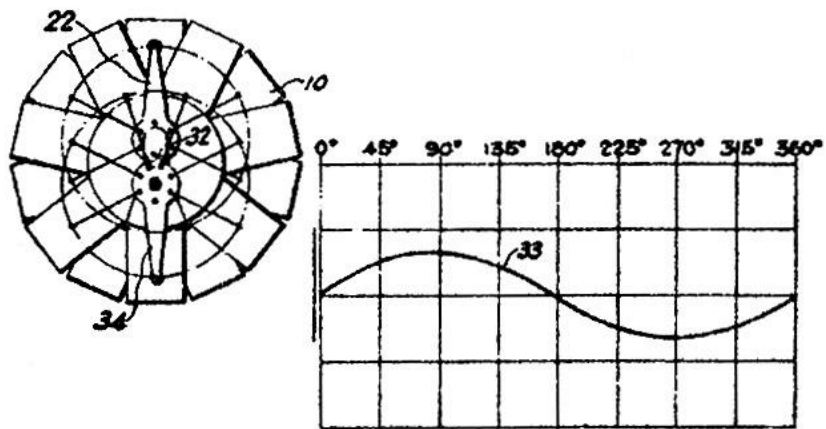
### 図Ⅲ-VII-23 United Aircraft Corporation の特許明細図のチャート

---

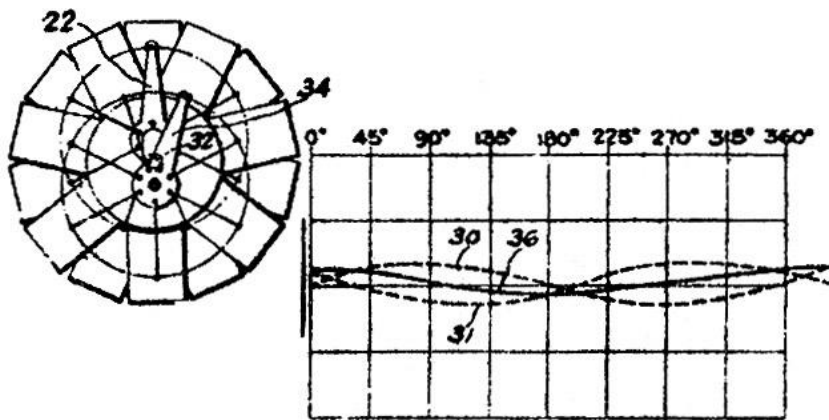
<sup>531</sup> 『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』380~381 頁、参照。それにしても、1942 年 6 月に Bentley and Taylor 論文等を翻訳出版した特許局中島和雄技師・同金藤正治技手がこの 1940 年 11 月 5 日の日本特許第 139578 号について何も語っていないのは不可解の極みである。



圖二第



圖三第



『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』381頁, より.

Bentley と Taylor の結論やこの特許に示されるところのモノが直ちに実践に移されることにはならなかったが、状況は漸進的に理論の命ずる方向へと推移して行った。その即時具体化への大きな障害となったのは先に見た連桿の運動に起因する 2 次慣性力の内、主連桿の修正往復運動質量に因って生ずる修正慣性力であった。

主連桿の修正往復運動質量に起因する修正慣性力は上述の通り単気筒発動機のそれのように気筒軸方向に発現する。この修正分の内、1 次成分は釣合錘によりその向きを変えられるが、発動機が大馬力化し主連桿がその強度を増すに従って修正往復運動質量は増大し、気筒軸方向の 2 次修正成分の絶対値は大きくなり、それが単列星型発動機であれば、図 III-I-2⑤の極線図は益々気筒軸方向に長くなって来る。

主連桿対称(180°)配置の複列なら前後バンクに発生する 2 次修正慣性力は慣性偶力となって現れる。この時、18 気筒で前後バンクの主連桿が 1 番と 10 番という 12 時~6 時の 180° 配置になっており、発動機が自由に振動出来る状態に架装されておれば、これには中央軸受を支点とするピッチングを生ずる。マウントがヨリ剛であったとすれば中央軸受は多少こじられるにせよ、そこには幾許かの角隙間もあることでもあり、少なくとも中央軸受負荷はさして増大しない。この点に関する限り、旧来の 180° 配置は BMW バイクの水平対向 2 気筒機関をクランク軸回りに 90° 回した場合と同様である。

この当りの事情をやや詳細に検討しておこう。図 III-VII-24 は冒頭辺りで引用されたものの簡略版である。主気筒においては主連桿が問題となるから、言うまでも無く、ここでの 2 次慣性力は複傾斜にではなく単傾斜に由来するそれである。

図 III-VII-24 主気筒に生ずる 1,2 次慣性力のパターン

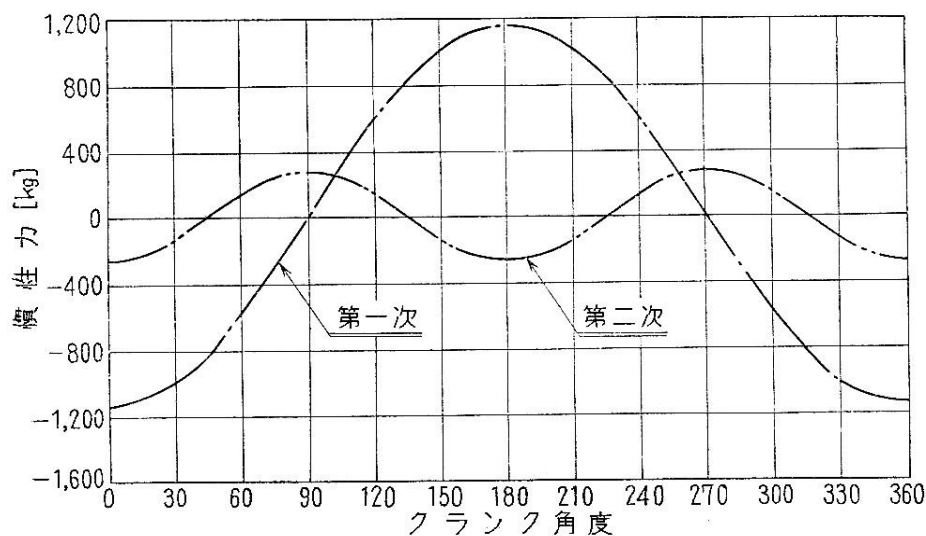


図 III-I-4 より合成慣性力の曲線を消去。筆者としてはこれを公称出力回転数に対応するデータと理解しておく。

BMW タイプの水平対向 2 気筒で、しかも気筒の前後オフセットがゼロならば、対称位置に在って逆方向に動く反対側気筒の往復運動質量に起因する慣性力は 1 次も 2 次も図示のモノと 0kg の水平線を挟んで対称な波形を描く。従って、1 次においても 2 次においてもそれぞれに完全な打消し合いが成立する。現実には気筒にオフセットがあるのを通例とするから、これに因って幾何かの慣性偶力が発生することになる。

ところが、上に見たように 1 次のガス圧トルク変動を抑えるため、主連桿が前後バンクの隣接する 2 つの、例えば 1 番と 2 番といった気筒に配置される場合には修正 2 次慣性力に係わる事情はこれと全く異なって来る。

この配置は言わば 20° V ツイン(18 気筒)ないし 25.7° V ツイン(14 気筒)となるが、同じ狭角 V ツインでもハーレーの如き 45° V ツインが 1 スロー・クランクであるのに対して、こちらは 180° 2 スロー・クランクを有する V ツインといったゲテモノになる。よって、むしろバイク機関に擬<sup>なぞら</sup>えるならこれは 180° クランク式の並列<sup>パラレル</sup>ツインを崩したモノと看做されるのが相当である。

崩される前の 180° パラレルツインにおいて、第 2 気筒の往復運動質量に起因する慣性力の曲線は図 III-VII-24 に示すモノを 180° ずらした波形となる。従って、気筒の左右オフセットを無視すれば、1 次は打消し合うが、2 次は重なって 2 倍の振幅となる。即ち、180° 並列 2 気筒は BMW のボクサー・ツインとは対照的に、2 つの気筒の 2 次慣性力を加算してしまふ気筒配置である(4 サイクルの場合、不等間隔爆発ともなる)。

これを超狭角 V に崩したところで波形に若干のズレを生ずるだけのことであるから合成結果にさしたる違いは無く、各気筒軸方向(合成されれば V の二等分線方向)の 2 次慣性力やそれに起因する振動はほぼ倍増する。

つまり、この(修正)2 次慣性力はほぼ単純加算され、主軸受とりわけ中央主軸受の負荷を増加させる方向に作用する。クランク軸に支持される件の 2 倍速バランサは相手がこの修正慣性力(往復運動の力)であっても不釣合モーメントの大きさと位相さえ合わせておけばこれを 90° 転向させ、その極線図を丸くさせることが出来、それによって中央主軸受の負荷は軽減させられる。かような軸受、とりわけ中央軸受の負荷増大問題への対処がなされぬ限り、主連桿配置の改訂は躊躇されねばならなかったワケである。

## ii) P&W R-2800 *Double Wasp* 開発と振動問題

P&W においては 1937 年 3 月より、如上の研究成果を忠実に活かすかのような取り組みが R-2800 *Double Wasp* 開発において展開された。開発実験には X-78, X-79, X-83 という実験発動機コードを与えられた 3 基の発動機が供された。この時、ライトの E.,S.,Taylor に対応するコンサルタントの役割を演じたのが同じ MIT の振動研究の専門家、J.,P., Den Hartog であった<sup>532</sup>。

<sup>532</sup> P&W R-2800 とその開発についてはしばしば引く Graham White, *R-2800 Pratt &*

クランク軸は最後まで一体で通した *Twin Wasp* とは対照的に組立式となっており、しかも、上述の通り複列星型航空発動機としては類稀な平軸受支持が採用されていた。組立式クランクの採用は主連桿大端部一体化の前提であり、その強度確保には有利であるばかりか、単列当り 9 気筒ともなれば一体型大端部を採用せざるを得なかったのは当然である。しかし、大端部はそれで良しとしても、クランク軸組立様式の方は馬力向上要求を前にして一貫させられ得ず、度重なる設変が行われねばならなかった。また、強度と並んで振動が課題となり、クランク軸の進化に合わせてクランク室の構造も進化を遂げた。即ちクランク軸は：

表Ⅲ-Ⅶ-3 R-2800 *Double Wasp* のクランク軸の進化

A 系	4 釣合錘	クランクピン中央スプライン結合	後部にスプール式 4.5 次ダンパ×2
B 系	〃	〃	〃
C 系	2 釣合錘	軸部フェイス・スプライン結合	前 2 次, 後 4.5 次の重いチルトン・ダンパ
E 系	〃	〃	前 2 次, 後 4.5 次の軽いチルトン・ダンパ
CA, CB, CE 系	〃	〃	〃

from Kimble D., McCutcheon, *No Short Days: The Struggle to Develop the R-2800 "Double Wasp" Crankshaft.*

と推移し、これに対応してクランク室は 4 釣合錘の A/B 型においては中央ピースが上下(水平)2 分割となっていた。2 釣合錘の後期型においてこの上下分割は廃止された。

以上をやや仔細に見れば、試作初期においては 4 つの釣合錘を有する組立クランクが採用されていたため、そのプロフィールは、継ぎ方こそ違え、BMW 801A 型発動機のそれと酷似していた。釣合錘の質量は通常に倣いクランクピン回りの回転質量+往復運動質量の 50% に設定されていた。このクランク軸の結合方式は従前通りのスプラインであった。しかし、このスプライン方式は前部クランクピンにおける螺旋状の亀裂発生に悩まされた。

1938 年 8 月 8 日、41 運転時間経過後、X-79 のクランク軸が折損したのを機に結合部の設計変更の断が下された。この時、試みられた手口は結合部合せ面をピン幅の中央に移すこと、機械加工でスプラインを切る代りにスプライン軸をプラグとして圧入すること、接触面の表面焼入れであった。しかし、何れの対策も接触面への擦過痕生成を防止する手立

---

*Whitney's Dependable Masterpiece.* なる 700 頁強の書物が 2001 年に SAE より出版されている。ただ、写真や取説から引用された実体図は豊富ながら正規の図面類の引用はほぼ皆無であり、記述もヤブニラミの感を否めない。少なくとも振動対策を枢軸とする軸系の進化についてはこれよりも、先に紹介した Kimble D., McCutcheon, *No Short Days: The Struggle to Develop the R-2800 "Double Wasp" Crankshaft.* の参照が必要である。この論文は、複偏差において各気筒のストロークの不同を生ずるといった記述やトルク変動要因としてガス圧トルクより慣性トルクを重視する姿勢など、技術的に疑問とせざるを得ない諸点は見受けられるものの、短いなりに P&W の内部資料に依拠した濃い内容を有し、貴重な労作である。以下、R-2800 の開発事蹟についてはこの両文献、とりわけ後者に拠る。

てとまではなり得なかった。

更に、材料面では鍛造型が高価となるため、設計変更が付き物である試作発動機のクランク軸には自由鍛造粗形材が用いられていた。これは介在物の噛込みが多く、結晶粒界粗大かつ鍛流線の生成不良であった。このため、材料に起因するクランク軸折損が多発した。

当初、後に R-2800 となるべき試作発動機のクランク軸には何のダイナミック・ダンパも装備されていなかった。これが装備された量産機種 A, B 型でも試作時代の釣合錘<sup>フルベランサ</sup>4 個方式は踏襲された。なお、2 次トルク変動に対して配慮するならば主連桿配置は 90° とすることが望ましかったが 2R-18 ではキッチリ 90° には出来ぬため、主連桿は 100° 間隔=8 番(前列)、13 番(後列)気筒に配置された。

クランク軸の相方である連桿とりわけ主連桿にはクランク軸より頻繁な、戦後の民間機向け発動機のそれまでを含めれば 5 通りの設計が取捨選択されている。それは大端軸受材料ならびにその保持法、リストピンの保持法を巡る選択と応力集中を抑えるための本体細部設計強化の繰返しであった。

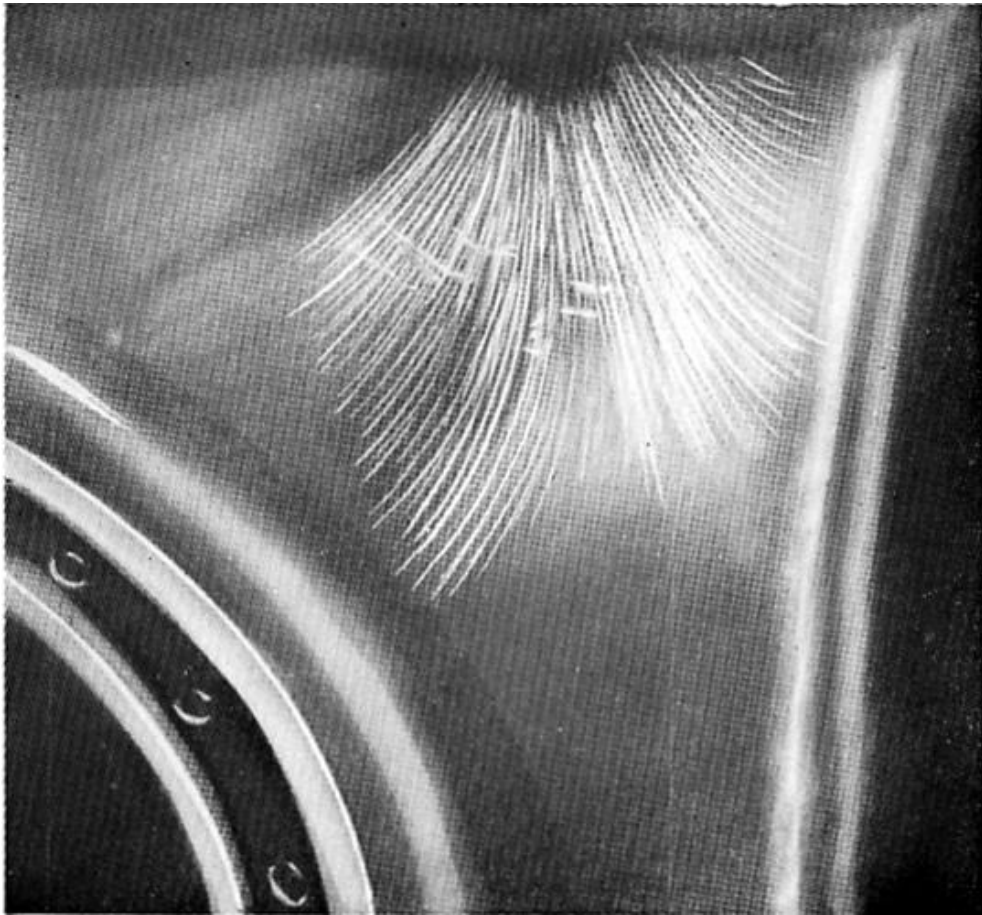
クランクピン軸受ブシュは鉛青銅から出発し、青銅を経て 1938 年 4 月、上述の銀 - 鉛 - インジウム・ブシュに到着した。ブシュの取付け法は圧入・ネジ止めに始まり、内外面を銀 - 鉛とした青銅製スラスト環付き浮動式を経て同年 10 月、固定式に定まり、リストピンは油道の設定により潤滑条件を改善した上で浮動式となった。軸受隙間の最終値は 0.004in.(0.1mm)で到着した。

構造物の強化を合理的に為すためにはその各所に働きつつある応力の実時間測定が必要となる。実応力、即ち構造物の各所に使用過程において実際に発生している応力の測定を行うには後述されるような抵抗線歪みゲージを用いれば良い。この技術を United Aircraft の Hamilton Propeller Division の僚友から学んだ P&W のスタッフはこれを応用し、運転中の発動機各部の実応力測定を行えるようになった。もっとも、そこで用いられたのは炭素歪みゲージであったから、その主運動部における適用可能部位はせいぜいクランク軸の一部程度に限られ、主連桿に関してはその実応力の測定は元より、実験室レベルでの応力測定さえ不可能であったろう<sup>533</sup>。

何故なら、複雑な形状を有する構造物に働く複雑な応力の測定には 1 点当り 3 方向以上の歪みゲージの組合せ(ローゼット)が用いられなければならない。主連桿、とりわけその大端部の如く、それほど大きくはない上に形状複雑であればローゼットの配置自体が困難であり、歪みゲージに依る実応力測定法を適用することは不可能に近いからである。

### 図Ⅲ・Ⅶ-25 ストレスコート・ラッカー法により示されたプロペラ・ボスの表面応力

<sup>533</sup> 1970 年代末期、わが国で実現した自動車機関におけるクランク軸の実応力測定について簡単にはいすゞディーゼル技術 50 年史編集委員会『いすゞディーゼル技術 50 年史』1987 年、260~261 頁、参照。実応力測定は FEM に拠る構造解析が設計技術として確立した今も必要不可欠な開発技術である。



J., Yarnell/川口寅之輔・永倉充訳『ストレーン・ゲージ』コロナ社，1953(原著1951)年，巻頭グラビア。  
著者は Messrs De Havilland Propellers, Ltd. Vibration Department の技師。

この欠を補うべく、当時唯一実用化されていた技術が“brittle lacquer”ないし“stresscoat lacquar”＝歪み感性ラッカー法であった(図Ⅲ・Ⅶ-25)。これは脆性ラッカーを構造物表面に吹付け、乾燥させておいたものに応力を作用させればひずみの大きな箇所です塗膜に細かい亀裂が入り、応力の増大と共にそれが成長することを利用して部材表面における応力の分布状況を調べる技術である。C.,F., Taylor に拠れば、この技術はドイツで発祥し、欧米に拡散した。アメリカには E.,S., Taylor と G., Ellis によって1938年に紹介されたばかりの新奇な技術であったが、1940年頃にはこれがアメリカにおける航空発動機開発の利器となっていた<sup>534</sup>。

R-2800 クランク軸の振り振動特性は Sperry-MIT 振り振動計を用いて研究された<sup>535</sup>。ムリネを装備した X-78 による実験は1938年1月31日にスタートし、2000rpm.までは全て

<sup>534</sup> cf. C.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. p.92, n.21.

<sup>535</sup> 機械的に取り出した振動を電磁的に増幅・測定し、その結果を35mmフィルム上に連続的に記録する装置。直線振動計を含め、その詳細については cf. C.,S., Draper, G.,P., Bentley, H.,H., Wills, *The M.I.T.-Sperry Apparatus for Measuring Vibration. Journal of the Aeronautical Sciences* Vol.4, No.7, 1937.



順調であったが、軸受に損傷が発生し、実験は中断された。

2月16日までに発動機の修理が終わり、実験は再開された。若干の振り振動は観察されたが、2400 rpm.までは安全との評価が下された。軸系の振り固有振動数は5400c.p.m.辺りに在るものと推定された。これであれば、5.5次(980 rpm.)から2.5次(2160 rpm.)に亘る振動は実用回転域にあることになるが、実験に拠ればこの中には如何なる共振点も見られず、この発動機は安全なものと推定された。

ところが、3月中旬、X-79を用い、電気動力計にプロペラ軸を直結して行われた実験の最中に発動機の補機駆動軸が破断した。

1938年3月22日、標準の2:1減速のプロペラ軸を電気動力計に直結して行われた実験においても1500 rpm.以下の回転数で非常に危険な振り振動の共振が発生した。その原因に迫るため、減速装置を撤去し、発動機を電気動力計に直結する策が講じられた。しかし、振動面に何の改善も現れず、原因は発動機本体にあると判明した。

電気動力計駆動軸継手に振り子式ダンパを設置する案や、1次トルク変動を抑えるため、これまで2次トルク変動に対する配慮から100°間隔=8番、13番気筒に配置されていた主連桿を20°間隔に改める案が提出された。しかし、振り子式ダンパの開発にはそれだけで時日を要する上、他の発動機の試験に際してそれは取外されねばならない。主連桿配置の変更も電気動力計での試験に際してのみこれを行っていたのでは発動機の分解・再組立に多大の手間を要する。このため、何れの案も直ちに実行には移され得なかった。

他方、ムリネを用いた実験は順調に継続されていた。しかし、ムリネを金属製の飛行用プロペラに取替えると治まっていた振動はまた暴れ出した。この振動の原因について技術者達は暫し途方に暮れた。

0.5以外の減速比を有する減速装置の開発も並行して進められていたが、これを含む動力装置は固有振動数が下っており、かつ、2100rpm.を超える回転域において過大な1次トルク変動を発現させた。

一連の実験ではR-2800試作発動機としては初めて3.5次振動が観測された。その再現性はかなり不確実で、実験チームはその究明に時間をロスさせられたが、結局、R-1830における先行経験からそれが動弁系の振動に起因するのではとの推論がなされ、弁開閉加速度を切下げのためのカム・プロフィール変更、プッシュロッドの剛性アップの策が講じられた。振り振動の問題は手付かずのままであったが、この3.5次振動の問題は1938年12月初旬、無事決着した。

これと並行して、X-79を用いた過負荷耐久試験が繰広げられていた。この試験では気化器マウント、吸気口、排気管といった発動機部品に損傷を来すほど大きな振動が発生した。1938年4月26日、実験スタッフはX-78を用いて一連のテストを開始した。勿論、先に損傷した部品の材料変更は措置済みであったが、何れも効果は無かった。テストはムリネと金属プロペラの双方を用いて実施されたが、こちらも差は無かった。

振動を機械的に取出し、電磁的に増幅するMIT-Sperry振動計を用いた計測に依れば、最

大振幅は R-2800 A 初期型の離昇出力発生点である 2600rpm.にて観察された。中央軸受を節とする発動機回転数の 2 倍速の旋回運動は不釣合い 2 次慣性偶力の存在を示していた。

この 2 次振動問題を巡ってはピストン質量を気筒毎に変えてみれば、とか、1 クランクピン当り 3 本、120° 間隔に配された主連桿トリオを用いてみれば、などといった傑作な案まで提起された。ピストン質量に差を付け、釣合錘の増量で 1 次バランスを補償する方途は 1938 年 5 月 11 日に試みられたが、計算上、80%の低減効果が見込まれたにも拘わらず、実際には 10%の改善しか見られなかった。これで 75lbs.(34kg)の重量増加というのは到底許されない選択であった。流石に 3 主連桿案は真剣に取り合われなかった。得られた結論は機構的な複雑化を乗り越えても理論が教える通りの 2 倍速バランスを装備することが唯一の方策、ということであった。

この 2 倍速バランスの駆動機構で最も厄介なのは振り振動の絶縁と潤滑であった。スペース的に余裕がある前部のそれについて約言すれば、動力の伝達経路は次の通りであった。クランク軸フロントピースの前端、主軸受から大きく突き出した部分は遊星歯車式減速装置の太陽歯車を担持するスリーブにスプライン結合されている。このスリーブに 2 倍速バランスの軸受ブシュを受けさせる他、スリーブ自身の後端にスプラインを切り、このスプラインによってバランス駆動歯車に駆動力を伝達させる。バランス駆動歯車には歯車装置と 2 倍速バランスとをクランク軸の振り振動から絶縁するためのショックダンパが組込まれている。バランス駆動歯車のトルクはクランク室に支持される串刺状の 2 段増速用歯車を介して軸受ブシュ上を遊転する 2 倍速バランスを駆動する。つまり、それは 1 速過給機の駆動機構と同工の仕掛である。軸受ブシュを浮動式としなかったのはクランク軸側の給油孔とブシュのそれを合致させ、絶えず強制潤滑を効かせるためであったらしい。

後部主軸受の後方、過給機翼車室と近接し、スペース的にせせこましい後部 2 倍速バランスの駆動系については詳細図面が見当たらないため確言出来ないが、翼車増速用串刺歯車にもう 1 枚を加えて 2 倍速バランス駆動に供していたのではないかと推測される。

この方式はクランク主軸受の負荷を増大させずにクランク軸上で 2 次慣性力の相殺を完結させてしまうシカケであった。それは前掲図 III-1-6 に見たライトの設計がバランス体をクランク室に担持させ、単に発動機外部への 2 次慣性力の発現を回避させれば足りるとするやや中途半端な設計であったのとは対照的に、実に気の利いた、先々を見据えた技術と言える。その先に発動機のパワーアップが見込まれていたことは言うまでも無い。

1938 年 6 月 17 日までに 2 倍速 2 次振動バランスの設計が終わり、X-78 実験発動機に取付けられた<sup>536</sup>。激しい振り振動のため、前部 2 倍速バランスの駆動歯車は試験が終了し切らない内に坊主になってしまったが、試験結果自体は有望なものであった。短いテストの間に観測された 2 次振動は 1/6 に低減されていた。茨の道はその駆動装置の開発にあった。

駆動機構にネオプレン・ゴム製のショックダンパ 6 個を組込む方途が試みられたものの、

---

<sup>536</sup> McCutcheon は 1939 年 6 月 17 日までに……、と述べているが(*ibid.* p.4-2)、前後の脈絡から 1938 年の誤りである。

このゴム製“ボタン”は直ぐに剪断されてしまった。続いて15個の“ボタン”を用いる設計が試されたが、同じく失敗に帰した。クランク軸上で2倍速バランサを支持する平軸受にも擦過痕が刻まれていた。この一連の実験は8月16日を以って終了した。その成果は不首尾に属するものであったが、金属プロペラ装備状態での2次振動には75%の低減が見られ、方針の正しさは再確認された。

1938年8月一杯を以ってゴム片の代りに板バネをショックダンパとする2倍速バランサ駆動機構の準備が整えられた。9月2日から10日にかけて板バネ緩衝式駆動装置を有する2倍速バランサが実験に供された。その成績はゴム製ダンパ方式と同等で、その耐久性に関しては改善が見込まれたものの、理論的に示されるほどの効果が発揮されなかったことから、0.5の減速比と4翅プロペラとの組合せに固有の2次起振力の存在にも注意が向けられた。耐久性の面でも期待されたレベルには到達していなかったことから、この装置が最終的に生残ることにはならなかった。

1938年11月23日から12月5日にかけて2.0lb./in., 2.41lb./in., 2.82lb./in.に相当する不釣り合いモーメントを有する回転錘を使用して2倍速バランサの性能を精査する実験が行われた。これらの回転錘は理論上、複傾斜に因る2次振動をそれぞれ68%, 84%, 100%打消す能力を有していた。

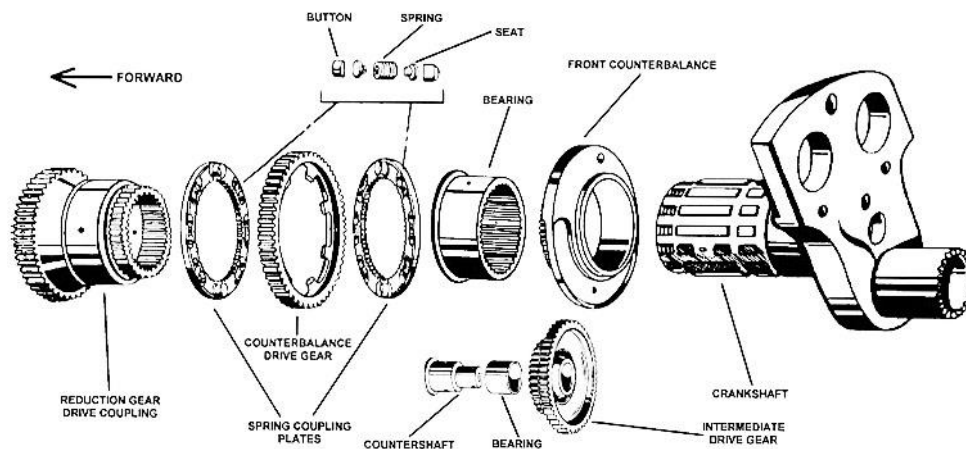
ムリネを用いた実験の結果、3者の成績は同一と出た。これは減速装置の組立時にクランク軸とプロペラ軸との位相を調節する措置が講じられていなかったため、4翅のムリネと0.5の減速比との組合せではその羽根が何時も同じ箇所で実験室の気流の乱れとぶつかり、煽られて2次振動を惹起しているために生じた現象ではないかと推定された。クランク軸とプロペラ軸との間の位相全てを割出すことにより、本来の2次振動と識別され難かった2次プロペラ干渉効果をあぶり出すことが可能となり、かつ、それが2次振動全体の50%を占めていることが証明された。このため、爾後のテストにおいてはプロペラ干渉を予め排除する措置が施された。

3翅金属プロペラを用いた実験において、2.82lb./in.(100%)の2次バランサは良好な2次振動低減効果を示した。それはプロペラ干渉に因る1.5次振動を下回るレベルであった。1939年11月上旬より実験は空気を水平に取入れる実験室で行われるようになり、実験データに紛れ込むプロペラ干渉の影響は大いに軽減されることとなった。

1938年10月10日には駆動装置のショックダンパとして2個のゴム製“ボタン”でコイル・バネを挟んだエレメントを用いる2次・2倍速バランサがX-79に装備された。この装置は2次振動低減に有効であり、かつ、従前の如何なる設計よりも高い耐久力が見込まれた。軸受部の設計不良の改修後、この装置は一応の完成に到った。後日、“Army No.1”と命名されることになる1基のR-2800発動機に装備されることになるのはこの設計の2次バランサであり、その後、量産発動機における運用・整備経験を活かして度々設計変更がなされたとは言え、2次バランサ技術の基本はここに定礎された(図III-VII-26)<sup>537</sup>。

<sup>537</sup> cf. McCutcheon, *ibid.*, pp.4-4~4-5.

図III-VII-26 R-2800 *Double Wasp* の前部 2 倍速バランサ



McCutcheon, *No Short Days*. Figure 4.11.

なお、McCutcheon に拠れば、この設計変更の中には Ford 社で製造され、ヨーロッパ戦線(イギリス)に送られた P47 用 R-2800 にクランク室鋳造後の砂落とし不徹底に起因する軸受トラブルへの対策が含まれていた。しかし、これだけの記述ではアメリカにおける航空発動機生産技術の同時代状況と同社の貢献に対する過小評価を招きかねないので、Ford Motor Co.と P&W 発動機との係わりについてここで若干補足しておきたい。

上述の通り、フォード社には 1940 年初め、RR *Merlin* のライセンス生産話が持ち込まれた。しかし、その潜在能力を読み違えた Henry Ford はこれを拒絶、上述した水冷 V 型 12 気筒航空発動機の自主開発に歩を進めた。ライセンス生産のお鉢はパッカードに回り、稀代の名発動機、*Merlin 61* が誕生した。

フォード社独自開発になる航空発動機の各部品は小形、シンプル、頑丈に設計されており、その製造に際しては生産性と高い材料歩留り、機械加工工数削減を考慮して同社お得意の遠心鋳鋼品が多用されていた。遠心鋳造品を油焼入れして造られた鋳鋼製乾式気筒ライナは繰返し加圧による疲労破壊試験において鍛造品に 50%優る疲労強度を発揮した。部分釣合が取られたクランク軸も遠心鋳造鋼製であった<sup>538</sup>。

1940 年 8 月初旬、フォード社に R-2800 に係わるライセンス生産計画話が持込まれた時点においても Henry Ford はこれを拒否したが、側近に説得され、最終的にこの申し出を受諾する。彼の側近たちには Ford 社の生産技術を以ってすれば R-2800 の生産性向上に大きく寄与出来るという確信もあった。

<sup>538</sup> フォード社における鋳鋼品遠心鋳造技術開発については Ford Motor Develops Centrifugal Steel Casting. *Automotive Industries*. Vol.78, No.24, 1938/富塚清訳「フォード自動車会社による遠心鋳鋼の発達」『内燃機関邦訳文献集』第 3 巻 第 7 号, 1938 年, 本稿第 I 部, 参照。

同社は専用工作機械、治具、1万点に及ぶ精密ゲージ等から成る生産技術システムを新航空発動機工場に構築する傍ら、その経験を活かした設計変更にも取り組んだ。軽合金鍛造品であったクランク室を生産性の高い鋳造品に改めたのもその一例で、件の逸話はその際の勇み足であったらしい。同社はまた、クランク軸とプロペラ軸の機械加工方案を改め、揺腕及び連桿についてはその材料を変更して強度増大を図った。配電器の接点にタングステン・チップを導入することによってその寿命を5割アップさせた。

P&W社はフォード社の生産技術に全幅の信を置いていたため、それらの提案は即時に受容されたが、気筒胴を鍛造品から同社が経験と自信を有する遠心鋳造の鋳鋼品に代替すべしとの提案には軍と共に拒絶反応を示した。

遠心鋳造鋳鉄気筒胴には耐久テスト実施が条件付けられ、150時間ベンチ・テストが行われた。鋳鋼気筒は立派にこれをクリヤしたが、新たに前線での使用テストが求められた。最終的にはFord Motor Co.で製造されたR-2800のみに限り、鋳鋼気筒の使用が認められている。

同社は熟練労働者不足に悩まされ続けながらも生産性向上に実績を積上げ、R-2800一基の製造に要するマンアワーは'41年11月の2,330.59を起点に2年後には1,027.17、'45年6月には905.27へと切下げられて行く(辻 猛三の1300→900時間弱説を想起せよ!)。'41年の323基を皮切りに'45年8月までにフォード社は57,851基ものR-2800を製造した。これは戦後も含むその総生産台数114,073基の過半を占め、戦時下、同社はライトを押さえ全米一の出荷発動機馬力をマークする斯界のトップ企業となっていた。

フォード工場から日々、大量に生み出されるR-2800の完成試運転は膨大な延べ時間となったため、同社は節約のため電機動力計から発生する大量の電力を操業用電力の足しにしたというから凄まじいまでの生産量と合理精神が窺われる。かような相手に戦争を仕掛けた指導層の愚劣さ加減を我々日本人は知っておかねばならないし、決して忘れてはならない。フォードが戦後、R-4360 *Wasp Major* を3,071基、総生産台数15,600基の20%を製造したメーカーであることも付言しておきたい<sup>539</sup>。

この辺りでFord社の名誉回復のための記述を終え、P&Wにおける開発ストーリーに立ち返ることにしよう。2次振動の低減に主連桿の180°配置が有効であろうということは理論によってもR-1830における経験によっても示される場所であった。1938年7月2日、X-78を用いて主連桿配置をオリジナルの100°から180°に、つまり6番(前列)、15番(後列)気筒に改める実験が行われた。これは過大な2次振動を抑えるために採られたある意味

---

<sup>539</sup> cf. A., Nevins and F., E., Hill, *Ford : Decline and Rebirth 1933-1962*. N.Y. 1963, pp.175~180, 200~203, 359~361.

なお、R-2800の量産立ち上がりには合わせるように、試運転中の発動機馬力を流体継手を介して交流発電機(同期電動機としても機能)に結合し、発生馬力の有効活用を図るべし、との提案がなされていた。cf. G., E., Cassidy, *Salvaging Power in Engine Testing*. *Aviation*, 1942/4 三谷健次訳「試験運転中の発動機馬力の利用法」『航空科学技術蒐録』第Ⅲ類4, 第1巻 第3号, 1943年5月。

において腰だめの策であったが、前後バンク間隔の大きさ故にか、意に相異して 2 次振動に改善が見られなかった上、2 次トルク変動の激性化がもたらされた。これはムリネでも金属プロペラでも同じであった。

これらの実験は SAE No.60 と呼ばれるプロペラ軸を用いて行われて来た。ところが、重量削減への圧力が作用し、7月の終り頃、これを一回り細い SAE 50 番に変更することが決定された。このため、軸系全体の剛性に低下を来し、木製ムリネ装着実験時、X-78 の軸系の固有振動数は従前の 5200cpm. から 4600cpm. へと落込み、1 次トルク変動に伴う軸系の捩れ角は  $0.3^\circ$  から  $1.02^\circ$  へと激増した。飛行用金属製可変ピッチプロペラ装備時の固有振動数は 4400cpm. となり、1, 1.5 及び 2 次の捩り振動共振点が現れた<sup>540</sup>。

上述の通り、この頃には 2 次振動抑制用の 2 倍速バランサに係わる研究開発が奏功しつつあった。然しながら、これを装備すれば軸系の固有振動数に更なる低下を生じ、捩り振動問題は更に悪化せしめられた。このため、技術陣は一層大きな荷を背負わされることとなった。

即ち、最初に開発された 2 倍速バランサはクランク軸の捩り振動から自らを守るため、多数のゴム片をショックダンパとして用いていたが、これを装備した X-78 の軸系の固有振動数は 4000cpm. にまで低下を来し、2300rpm. において 1 次トルク変動による最大捩れ角が記録された<sup>541</sup>。

この間、P&W と兄弟関係にあるハミルトン・スタンダードの技術者達がストレーン・ゲージに依るプロペラの実応力測定のため、P&W に乗り込み、実験を行った。そこで用いられたゲージは同種のモノとしては原初的な技術、即ち、電気回路の抵抗器材料である炭素複合材の棒の一部を研削加工によって薄い板状とし、その両端をリード線取付端子として残した“炭素ゲージ”であった。これをプロペラ翼の適当な位置に貼付け、スリップ・リングを用いて床上の電子管増幅器との間に回路を構成させ、運転中のプロペラ翼の変形をそれに因るゲージの伸びに連動して変化する電気抵抗の形でリアルタイムで測定するワケである(図Ⅲ-VII-27)<sup>542</sup>。

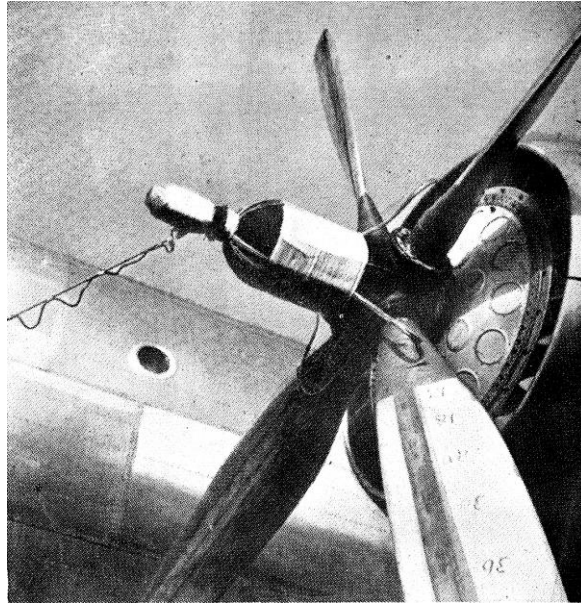
### 図Ⅲ-VII-27 プロペラの実応力測定(戦後のイギリス)

<sup>540</sup> cf. McCutcheon, *ibid.* p.3-4. p.4-2 には共振速度が離昇回転数より低い約 2550rpm. で現れたとあるが、2 次、2200rpm. としなければ共振点＝副危険速度として計算が合わない。

なお、ここに挙げられた固有振動数は既述の金星における 1 節固有振動数 11,820c.p.m. の半分にも満たない。これは発動機サイズの相違にも依拠する事柄ではあるにせよ、先にも指摘しておいた通り、金星のクランク軸が極めて剛に設計されていた事実と、それがダイナミック・ダンパ無しで通せた理由とを説明してくれるデータであると考えられる。

<sup>541</sup> これも共振点ではなく、単に最大捩れ角がその辺りで観測されたというだけのことであろう。

<sup>542</sup> これについては J., Yarnell/川口寅之輔・永倉充訳『ストレーン・ゲージ』2 頁、参照。



Yarnell/川口・永倉訳『ストレーン・ゲージ』巻頭グラビア.

機種：1948年初飛行，'50年就航の Handley Page HP81 *Hermes* IV型4発旅客機.

発動機：Bristol *Hercules* 763 (2R-14) 2100HP×4.

この測定技術によって Bentley & Taylor の理論に反し、強い 4.5 次振り振動が軸系に発生し、プロペラ翼に材料の許容応力の 3 倍になんなんとする応力が瞬間的に発生している事実が確認された。総計 9 箇月に及ぶ振動試験の挙句、R-2800 の軸系は 1, 1.5, 2 及び 4.5 次の看過されるべからざる振り振動を抱えていることが判明すると共に、それらの課題への対策も並行的に着手されていた。

1 次のトルク変動とそれに起因するクランク軸の捩れに対処すべく、1938 年 10 月 11 日までに 2 本リンク吊の振り子式(E.,S.,テラー式)ダイナミックダンパが用意され、X-78 に装備された。Chilton ダンパに関するアメリカ特許はライト社が保有していたため、P&W は敢えてこの厄介な構造に挑まざるを得なかったのである。案の定、2 本リンク吊式ダイナミックダンパは軸の摩擦や焼付きで使用に堪えず、軸受を針状コロ軸受に代えても効果は無かった。この 1 次振り振動抑制用ダイナミックダンパは放棄された。

この 1 次トルク変動の最大要因は件の主連桿配置にあった。実験発動機や量産された A, B 系においては上述の通り、2 次トルク変動の抑制を主眼に置き、これを 100° 間隔(No.8, No.13 気筒)に配していた。これが 1 次トルク変動を目立たせ、却って仇をなしていたワケである。それでも A, B 系 R-2800 は軸捩れ角に関して陸軍の規定する値を辛うじてクリアしていたのではあるが……。

1938 年 9 月初旬、X-79 を用いて 1.5 次振り振動への取組みが始められた。その原因はなかなか判明せず、所説紛糾したが、1939 年 2 月 24 日、実験中に強い 1.5 次振動が出現。点検により 5 番気筒に失火を生じていた事実が突き止められた。点火栓交換後の運転にお

いて 1.5 次振動は生起しなかった。原因が究明され、以後の実験は各気筒に失火検知用温度センサを取付けて行われることとなった。

なお、減速比 0.5 の減速装置は(とりわけジャイロモーメントの変動を伴う 4 翅ペラと組合される場合)、発動機的首振り振動と連成した振動を惹き起しがちである。このため、後の R-2800 発動機には 20 : 9, 16 : 9(0.5625), 5 : 2(0.4)といった減速比を持つ装置が採用されることとなった。因みに、最も遅くまで製造されていた R-2800 CB16 には 20 : 9=減速比 0.45 の装置が採用されていた。

1938 年 10 月初旬、件のプロペラ翼の実応力測定により 4.5 次の振り振動が強く出ている事実が確認された。これは片バンクに 9 つの気筒を有する複列 18 気筒発動機としては致し方ない現象であり、その対策は 4.5 次のダイナミックダンパ装着を措いて他に無かった。技術者の間ではダンパの装着が他の次数の振り振動を助長しないか、クランク軸の前端ジャーナルに内蔵されたプロペラ軸後部軸受の隙間過大が 4.5 次振り振動の原因ではないかといった異見も交された。

1938 年 12 月 21 日には減速装置とプロペラ軸との間にクイルシャフト(撓み軸)を介し、プロペラを 4.5 次振り振動から絶縁する試みもなされた。補機を守るため、クイルシャフト駆動系の振動数に合わせた板バネダンパ式継手も開発されたが、この軸系には 4.5 次と並んで 9, 10 次の振り振動も現れ、1939 年 1 月にかけてなされたこの一連の実験は失敗に終わった。プロペラ軸後部軸受隙間の僅少化も奏効しなかった。

1938 年 12 月 3 日までに X-78 のクランク軸の後部ウェブに 1 本スプール式の 4.5 次ダイナミックダンパを装備する改造が終了。これと並行して前部ウェブにそれを装備した軸が用意され、何れもこの日から翌'39 年 2 月 14 日にかけて 85 時間の試験運転に供された。その効果は幾分、期待外れであったが、それはスプール式ダンパの限界でもあった。

1939 年 5 月 15 日、“Army No.1”と命名された件の 1 基が陸軍のタイプテストに向けて出荷された。そのクランク軸後部ウェブにはこれを改め、2 本スプール式とした 4.5 次振り振動ダンパが装備されていた。振り角変位は陸軍の定める 0.5° 以下の基準を満たし、6 月 30 日、タイプテストは無事、終了した。この日が R-2800 *Double Wasp* にとって正式の誕生ということになる。

一方、海軍は 7 月 12 日、*Double Wasp* を N.Y. で 9 月から開催される万国博覧会に出品すると公表された。6100m にて 1600 馬力と発表した *Double Wasp* の外径が 400 馬力ほどの初代 *Wasp* と同じであったという事実は斯界において注目の的となったが、その前後長の大きさにも驚異の眼が向けられた<sup>543</sup>。

奇しくも、この世界博覧会には陸軍の協力の下に開発され、Consolidated 31 型双発飛行艇に取付けられて初飛行に成功したばかりの大排気量発動機、ライト R-3350 *Duplex*

---

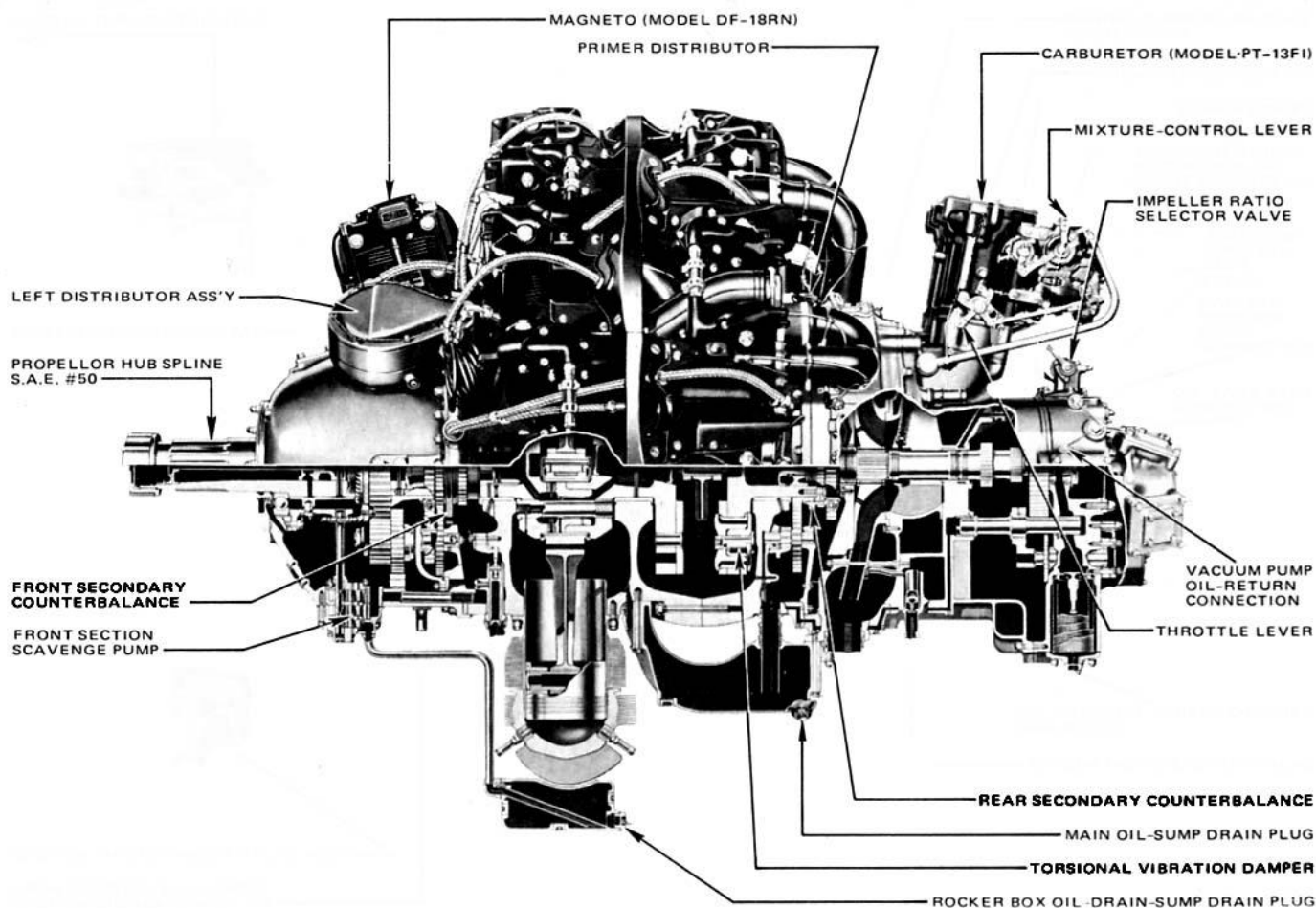
<sup>543</sup> *International Aviation*. No.673, 1939/9/14, 『内燃機関』第 3 巻第 11 号, 1939 年 11 月, 36 頁, より。無論、前後長が大きくなった一要因は主軸受を平軸受化したことにある。



*Cyclone* 18 複列 18 気筒 2000 馬力もまた、陸軍航空隊から出展されていた。爾後、互いの玉成に要する期間が異なっただけとはいえ、第二次世界大戦においてアメリカを代表する空冷発動機が同じ博覧会にてデビューしていたワケである<sup>544</sup>。

この *Double Wasp* の量産型が R-2800 A であり、その改良型が B 型である(図Ⅲ-VII-28)。そして、それらの何れにも 2 本スプール式 4.5 次ダイナミック・ダンパを後部釣合鍾に持つ 4 カウンタウェイト式クランク軸が使われ続けた。

図Ⅲ-VII-28 R-2800-A ないし B 型のカット画像



Kroes, Wild, Bent, McKinley, *Aircraft Powerplants*. 6th. ed. N.Y. 1990, p.5 Fig. 1-9 を簡略化。

クランク軸後部スローに付せられた 2 つの釣合鍾にも注目。

その後、R-2800 はパワーアップへの要求に応えるべく進化を遂げた。C 型開発の一環と

<sup>544</sup> cf. War Department Announces 2000HP. Aircraft Engine. *Automotive Industries*. 富塚清訳「ライト・2 重サイクロン 18 気筒 2000 馬力航空発動機」『内燃機関邦譯文獻集』第 5 巻 第 2 号, 1939 年 7 月, 『内燃兵器大観 昭和十七年版』, 飛行機編, 24~25 頁, 参照。

してクランク軸も進化を遂げた。1939年2月下旬から3月はじめにかけてクランク軸中央ピースの釣合錘2個を切除し、前後端の2個のみとする改造が実施された。3分割クランク軸の中央ピースから大きな釣合錘2個が消えたため、これだけで32lbs.(14.5kg)もの軽量化が果されたが、当初は4.5次ダイナミック・ダンパまで撤去されていた。その理由は不明である。原点に戻って、とでもいった趣向であろうか？

上述の通り、この2カウンタウェイト化に因り、従前、上下2分割構造を余儀無くされていた軽合金鍛造製クランク室中央ピースは一体型の太鼓胴へと改められ、発動機剛性、従ってクランク軸支持剛性は向上せしめられている。

しかし、自由鍛造粗形材削り出しの古い試作クランク軸を改造してデッチ上げられた当改造クランク軸は材料的に不良で総運転時間432.5時間、改造後のみでは151運転時間の経過後に後部クランクピンで折損してしまった。材料不良以外の原因としてはクランク軸の曲げ振動が指摘された。その対策のため、後部釣合錘に2つの孔を穿ち、そこに前後動を許容する形で2本の円柱形プラグを封じ込め、釣合錘の前後揺れモーメントを下げる対策が講じられたが、実験してみれば振り振動においても直線振動においても有意な改善は検出されなかった。

続いて、スタッフの手で自主開発された測定装置を用い、クランク軸曲げ振動の測定が実施された。これはクランク軸後部から補機駆動軸を貫いて発動機後部に突き出すアダプタ軸を設置し、そこから拾われた前後動のデータと発動機背面に据えられたピックアップから採取された発動機全体の前後直線振動に係わるデータとを対照し、その差からクランク軸の曲げ振動をそれによる長さの伸縮の形で捉える仕掛けであった。そして、この計測の結果、上記の前後滑動プラグは2カウンタウェイト改造型クランク軸の折損を招いた4.5次曲げ振動の排除に実は有効であったことが判明した。

一方、クランク軸の曲げ剛性そのものを向上させるための取組みが並行して進められた。その一つはライト *Cyclone* に採用されていたような2カウンタウェイト式の、但し、4.5次ダイナミック・ダンパを持たないマネトン結合式クランク軸への転換であった。しかし、その試作品には振動特性の点でさしたる改善効果が見られぬ上、組立時のアライメント調整に特別な技能と治具を要し、使用過程においては結合部に滑りを生じがちであった<sup>545</sup>。

クランプ・ボルトの締付力確定に到るためには発動機の頻繁な全分解と再組立が求められ、リーマボルトであるクランプボルトの軸部表面とマネトン結合部の孔には擦過痕が絶えず、組立に際しては必ずリーマ通しの必要を生じた<sup>546</sup>。

このマネトン結合以外に従前のスプライン結合、フェイス・スプライン結合、中空軸(一体式クランクに擬した代用品)を用いたクランクピン部の実大テストピースを用いて曲げ試験が

---

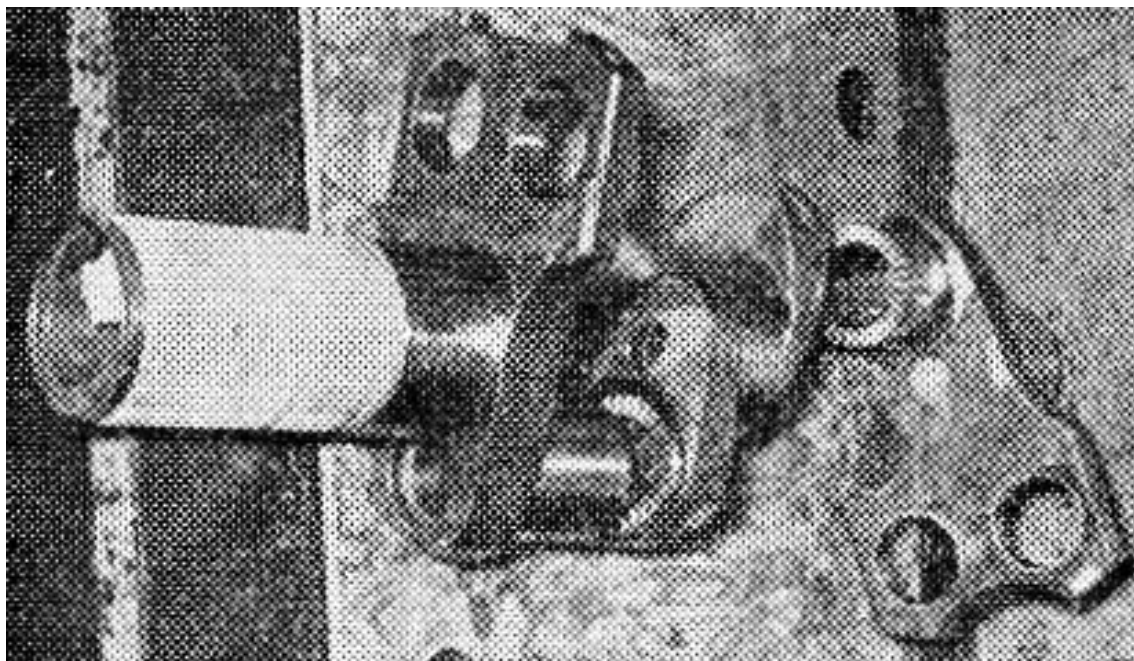
<sup>545</sup> マネトン結合が滑を生じ易いという命題は一般論としては成立し得ない。R-3350 やブリistol *Centaurus*(2本ボルト)のような大排気量・高トルク発動機がマネトン結合のクランク軸で立派に生き通したからである。

<sup>546</sup> McCutcheon は“re-drilling”を要したと述べているが(p.5-4)、そんな乱暴なコトをしたワケなど無いのである。

実施されたが、変位量が小さく最も優秀な成績を示したのはフェイス・スプライン結合であった(図Ⅲ-VII-29)。真中に太い結合ボルトを有するフェイス・スプラインとあれば、それも当然の帰結であろう。かくて、クランク軸曲げ剛性向上のための最終手段はフェイス・スプライン結合への転換と定まった。それは機械のそれほど伝達トルクの大きくない継手としてはアメリカでもしばしば観られた形式ではある<sup>547</sup>。

C型に用いられたフェイススプラインの歯型は McCutcheon に拠ればインヴォリュート歯型であったようである。如何なる歯型であれ、その加工には精度の高い傘歯車歯切盤が不可欠であり、彼は The Gleason Works の歯切盤が用いられたからこそ、この継手が可能になったのだと述べているが、ことアメリカに関しては確かにその通りであろう<sup>548</sup>。

図Ⅲ-VII-29 P&W R-2800 *Double Wasp* C型のクランク軸



八田・浅沼編『内燃機関ハンドブック』631頁，図5・5・8(a)。

しかし、P&W によって R2800 C 型のクランク軸に導入されたフェイス・スプラインは Hirth から BMW に波及した件の手口に準ずるものと見做される。もっとも、そのクランク軸自体は BMW 801A のような 4 ピース構造ではなく、中央ピースと前後ピースとの結合部

<sup>547</sup> 類似の機構(但し、恐らく三角山)を用いた定速ディーゼル機関の燃料噴射カムの位相調節装置については長尾不二夫『第三次改著 内燃機関講義』上巻，養賢堂，1967年，276頁，図5.44，参照。また，2枚のクラウンギヤで両面に歯形を成形されたゴム製円盤をサンドウィッチ状に挟む構造の撓み継手があり，Sims 継手としてアメリカ以外の諸国においては内燃機関の補機駆動装置に多用された。cf. P.,M., Heldt, *High-Speed Combustion Engines Design : Production : Tests*. N.Y. 1941, pp.439~440, esp. Fig18. C.

<sup>548</sup> cf. *No Short Days*. p.5-4.

2箇所フェイス・スプラインを用いる3分割構造であった。實吉金郎はこれを「ヒルト歯型」と呼び、「焼付を防ぐため、歯面にカドミウム、亜鉛または銀めっきを施す」と述べているが、McCutcheonはその後、使用経験に鑑み、銀メッキが施されるようになったと述べている。恐らく、第一線では様々な試行錯誤が継続されていたのであろう<sup>549</sup>。

なお、1942年にはグリーンソンによってCurvic Couplingが発明されていた。こちらはフェイス・スプラインに似てはいるが、カービック・カップリング研削盤で加工される接触部は台形断面をなし、高い精度・剛性・強度を有している<sup>550</sup>。

戦後間もない頃のジェットエンジンの軸流圧縮機にはこのカービック・カップリングで積層されたローターがしばしば用いられた<sup>551</sup>。R2800のクランク軸にカービック・カップリングならぬフェイス・スプラインが導入されてC型となったのは1943年下半年からであったが、あるいはこの程度で間に合うというP&Wの判断があったのか否か……この辺りの事情に係わる真相については今のところ謎とせざるを得ない。

1941年7月から8月にかけては、一旦、陰に回らされていたダイナミックダンパ各型式の効果比較実験が行われている。従前のスプール式ダンパ、スプールの回転の影響を見るため、その外周とスプール孔の内面に歯切りしたスプール式、及びChilton(bifilar)ダンパが比較に供された。前2者の成績はほぼ同等で、Chiltonダンパは4.5次振り振動に対してもそれに起因するプロペラ翼応力に対しても著効を発揮した。

1942年10月29日までに4.5次Chiltonダイナミック・ダンパを後部釣合錘に有する試作軸を有し、1次トルク変動を抑えるべく主連桿を8番と9番に20°間隔で配置したX-88を用いて軸系の振り振動と直線振動を計測する実験の用意が整えられた。その後、この主連桿配置に付き物の2次トルク変動を相殺するための2次Chiltonダイナミック・ダンパが前部釣合錘に追加された。

これらの実験の結果を承け、'43年後半に投入されたR-2800 C型には根本的に設計変更されたクランク軸が投入された。後部釣合錘にはぎこちない2本スプール式4.5次ダイナミックダンパに代えてスマートなChilton式4.5次ダンパが装備され、前部釣合錘には同じくChilton式2次ダンパが装備されていた。主連桿は勿論、No.8とNo.9という前後バンクの隣接気筒に配されていた(図III-VII-30)<sup>552</sup>。

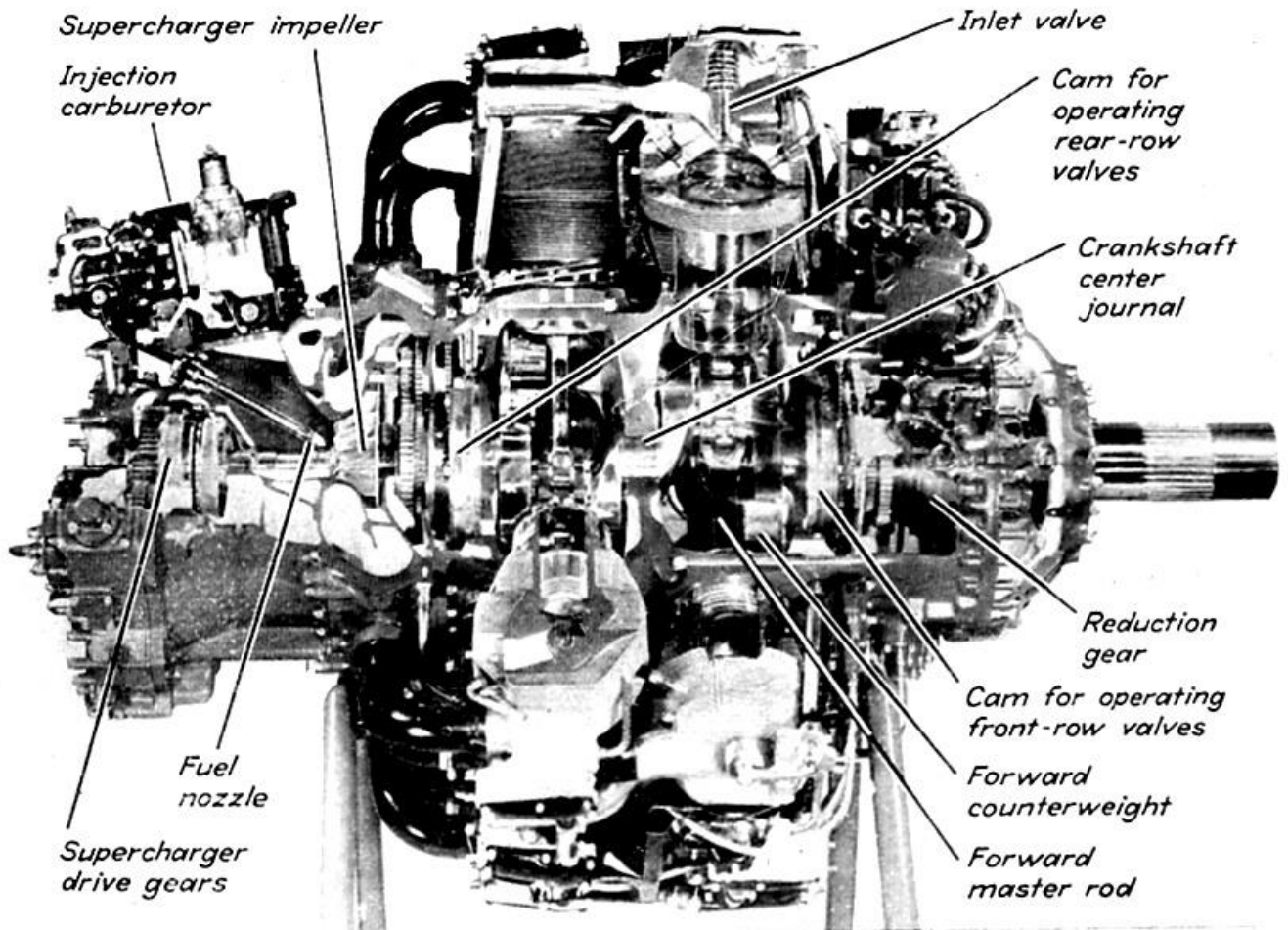
### 図III-VII-30 R-2800-C型のカット画像

<sup>549</sup> cf. G., White, *R-2800 Pratt & Whitney's Dependable Masterpiece*. pp.150~155, McCutcheon, *ibid.*, 八田・浅沼編『内燃機関ハンドブック』631頁, 図5・5・8(a), 實吉「航空発動機の構造および設計」276頁。

<sup>550</sup> 大久保機器販売(株)『Curvic Coupling 仕様寸法表』1991(?)年, 参照。

<sup>551</sup> cf. General Electric, *Aircraft Gas Turbine Training Manual for J47-GE-23, -25, -27 Turbojet Engines*. 1953, FIGURE 1-16, 1-17.

<sup>552</sup> かような低い位置の気筒に主連桿が配されたのは主気筒にはそれ自身のピストン側圧の他、隣接気筒のガス圧・慣性力の一部が主連桿を通じて側圧として伝達されるため、その潤滑条件を良好にしておきたいという狙い故である。



C.,H., Chatfield, C.,F., Taylor, S., Ober, *The Airplane and Its Engine*. N.Y. 1949, p.108, Fig.88.

釣合錘の無いクランク軸中央ピースと前後主連桿とに注目。

Chilton ダンパの特許権を巡るライト社との遣り取りの実相については明らかではない。他社で確立された優位性ある技術を遠慮無く借用することが開発の捷徑たることは三菱、あるいは特に深尾により夙に証明されていた命題である。もっとも、三菱の場合は“臆面も無く”と形容された方が適切なのではあろうが。

また、C型には副連桿群の複傾斜に起因する2次振動を100%打消すに足るA、B型の2.82lb./in.の慣性モーメントを持つそれよりも更に大きな不平衡モーメントを有する2倍速バランサが採用された。McCutcheonはその根拠について明言していないが、これは前後の2倍速バランサにある種、単気筒発動機におけるそれを想わせるような50%バランシングを施し、前後バンクの隣接気筒間(第8、9気筒)に配置された主連桿の単傾斜に由来する修正往復運動質量に因る修正2次慣性力、即ち、気筒軸方向の直線起振力をも直角方向に散らし、軸受の最大面圧を抑制しようという発想の現われであったと考えられる。

### 3. 開発次元の懸隔(2)……アメリカにおける発動機振動絶縁に関する研究と開発

#### i) アメリカでなされた飛行機動力装置の振動研究

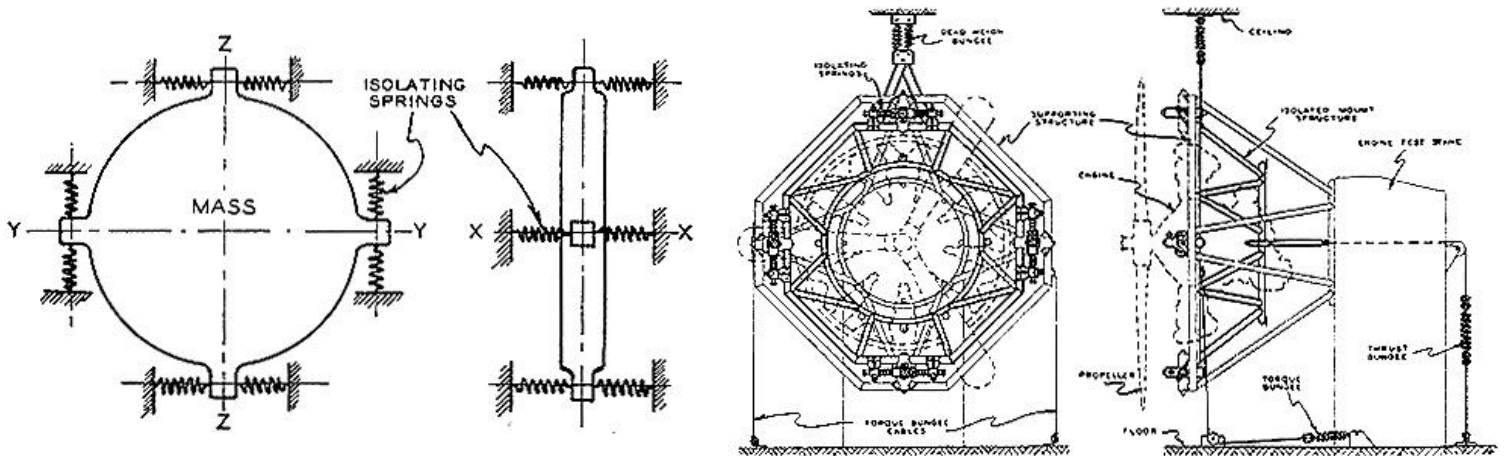
機体装備状態の発動機の振動絶縁に関しては、動力装置(発動機・プロペラ)に起因する振動を如何にして機体に伝達させないようにするかに係わるアメリカ、Naval Aircraft Factoryで行われた研究についての紹介から始めよう。この実験は M.I.T.の C.,S., Draper, E.,S., Taylor ならびに G.,P., Bentley とによる一連の共同研究の一部である。1934 年に MIT-Sperry 振動測定装置が開発されたことを契機にアメリカ海軍の Bureau of Aeronautics は 1935 年、星型発動機の振動計測に体系的な実験計画を策定しており、これから紹介される実験には Aeronautical Engine Laboratory, Physical Test Laboratory のスタッフが協力した。以下の展開は G.,P., Bentley, *Vibration of Radial Aircraft Engines, Part II, Journal of Aeronautical Sciences, Vol.6 No.8(1939)* を要約したものである<sup>553</sup>。

飛行機の動力装置は X, Y, Z 3 軸方向の振動ならびに X, Y, Z 3 軸回りの角(回転)振動をなし得る、即ち“6 自由度”を持つ自由振動系である。その振動を機体から絶縁するためには動力装置を浮かせた状態に、かつ、可及的に低い剛性で支持しなければならない。また、自由度の組合せ、換言すればある自由度の振動が他の自由度の振動・角振動と影響し合い、連成振動を生ずる現象を起こさせないようにすべきである。柱にねじ込まれた L 型フックの先端に力をかけても、その方向如何で容易に緩んだり緩み難かったり全く緩まなかったりする。非連成の原理は究極、これと同じである。

M.I.T.の E.,S., Taylor と C.,S., Draper は X, Y, Z の 3 軸に平行に取付けたバネにより発動機を懸吊する図Ⅲ-VII-31 左のようなモデルを作った。彼らはこれを同図右に示す実験室的発動機架として具体化した。発動機をその重心で懸吊するため、発動機架を反転させて通常とは逆、即ちクランク室後面より前方、気筒中心線のラインまでその脚を突出させ、これを一回り大きな八角形の逆向きコーンで上下左右の振動絶縁バネを介して支持する構成となっている。振動絶縁バネの定数を可及的に下げるため、これを補助するバンジー・スプリング(引張コイルバネ)が上方(重量支持: 2 本)、後方(スラスト支持: 4 本)および左右(トルク支持: 左右床面地殻に各 1 本)に配された。また、振動絶縁バネにはごく弱い摩擦式ダンパ(spring-loaded plugs)が併設されていた。

#### 図Ⅲ-VII-31 発動機振動絶縁懸吊装置のモデルと実際の実験装置

<sup>553</sup> 概論として松平精「飛行機(振動)」『日本航空学術史 1910-1945』390~398 頁、特に 394~395 頁、参照。また、Bentley の本論文は Part I 共々、前掲『星型発動機の動力学』に抄訳・収録されているが、それ以前に松平精と關根芳房により日本航空學會『航空学術外國文献』第 99 号(1940 年)、に「星型航空発動機の振動」として訳出されている。



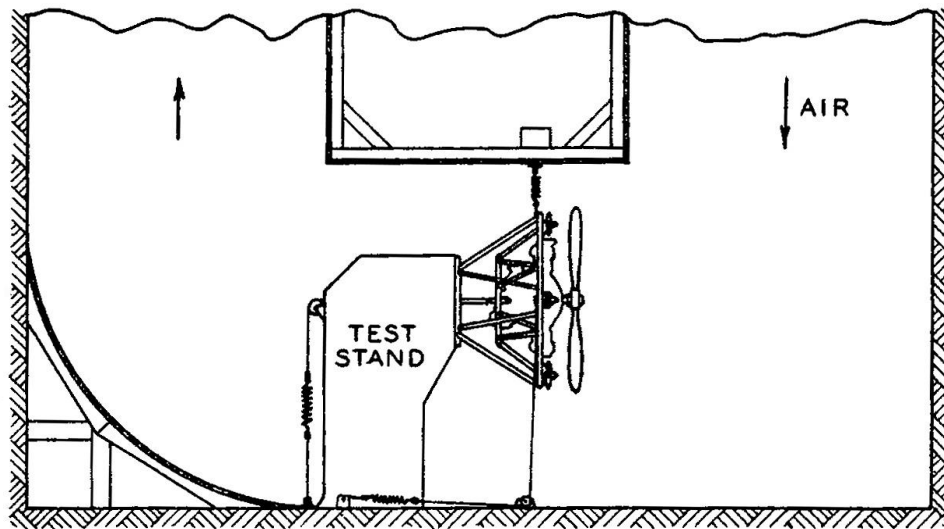
G.,P., Bentley, Vibration of Radial Aircraft Engines, Part II, *Journal of Aeronautical Sciences*, Vol.6 No.8(1939), Fig.4, Fig.5.

この装置に当時用いられていた 9 及び 14 気筒星型直結式発動機各 2 基を載せて X, Y, Z 軸方向ならびに X, Y, Z 軸回りの振動が計測され、その結果と発動機振動に係わる解析結果との突合せが行われた。行論から明らかなのは供試発動機に 1R-9, 公称 525HP/1900rpm. のものと 2R-14, 公称 625HP/2200rpm. のものが含まれていたことだけである。何れも直結式であり、出力的にも明らかに旧式に属する発動機で、前者は恐らくライト R-1750 *Cyclone*, 後者は P&W R-1535 *Twin Wasp Junior* の初期モデルではなかったかと推定される<sup>554</sup>。

この辺りで振動計測実験とその結果に目を転じよう。E.,S., Taylor と C.,S., Draper による装置を用い、振動計測実験を仕切ったのは G.,P., Bentley であった。

### 図III-VII-32 発動機振動絶縁懸吊装置を用いた測定実験

<sup>554</sup> cf. G.,P., Bentley, Vibration of Radial Aircraft Engines, Part I, *Journal of Aeronautical Sciences*, Vol.6 No.7(1939), Table 1, Table 2.



Bentley, *ibid.*, Fig.6.

動力装置を自由に振動させるため、コントロール類は Bowden タイプ(撚り線ケーブル)とし、配管類にも柔軟性を持たせてある。

何の対策も施されていない実験室(図Ⅲ-VI-32)の右下隅の気流には乱れが生ずる。プロペラがこの不規則乱流を切断すれば激しい衝撃が走り R-2800 開発でも経験されたように振動を生ずる。これを回避するため実験には実物プロペラではなく直径の小さなムリネを用いる方途が選択された。供試発動機とプロペラとは直結式で、プロペラは発動機が首を振った場合に生ずる慣性モーメントの変動を回避するため3翅を用い、精密な平衡が取られた。

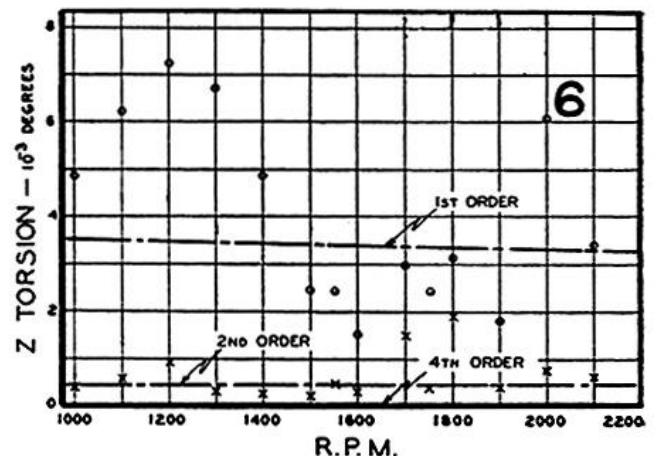
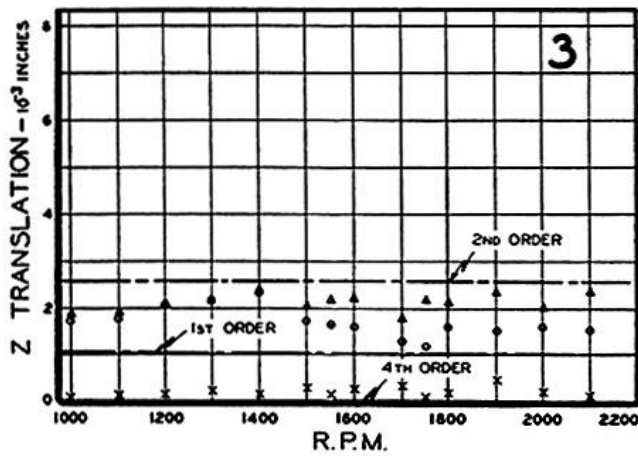
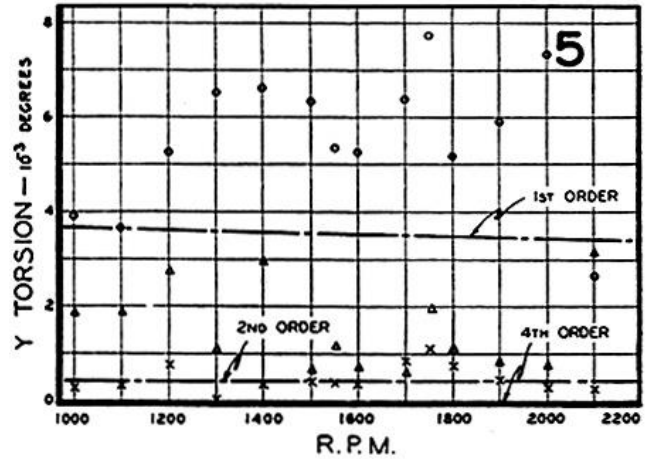
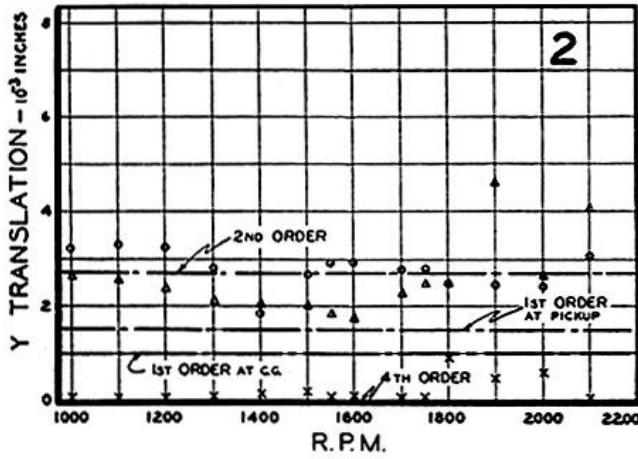
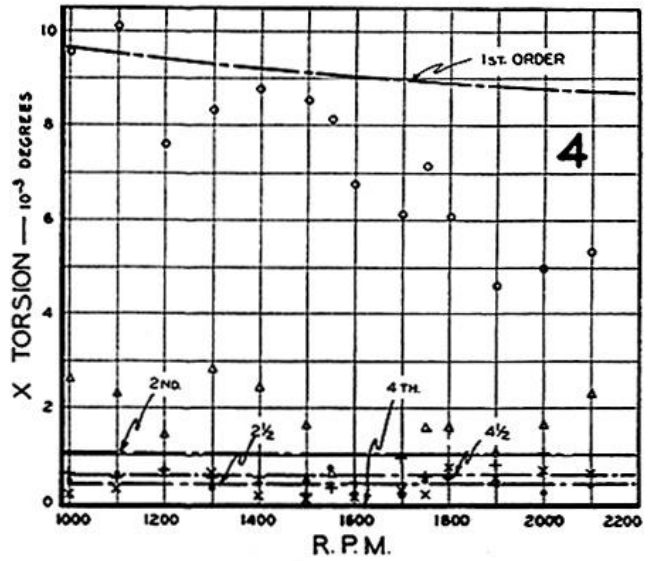
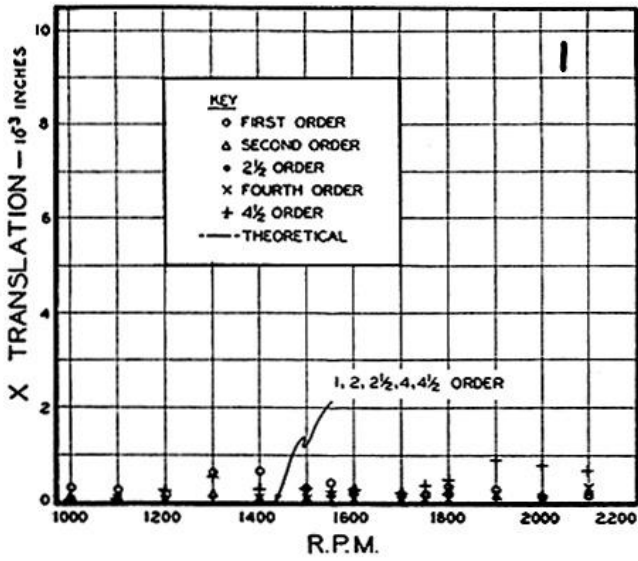
振動の測定器として用いられたのは M.I.T.-Sperry 式振動計であった。振動の位相とクラック角との相関を調べるため、主気筒の着火が記録紙上にプロットされた。

各発動機の振動記録は Coradi 調和分析器を用いて分析された。その結果、単列星型9気筒発動機においては  $1/2$ , 1,  $1\frac{1}{2}$ , 2,  $2\frac{1}{2}$ , 3,  $3\frac{1}{2}$ , 4,  $4\frac{1}{2}$ , 9,  $13\frac{1}{2}$ , 18 次の調和成分が検出され、複列星型14気筒発動機からは  $1/2$ , 1,  $1\frac{1}{2}$ , 3,  $3\frac{1}{2}$ , 4,  $4\frac{1}{2}$ , 7, 14, 21 次のそれが分析された。測定精度は  $1/2$  次に対してほぼ  $\pm 10\sim 25\%$ 、1 次については  $\pm 15\%$ 、その他に関しては  $\pm 10\%$  の範囲内に保たれた。

単列9気筒発動機における測定データは図Ⅲ-VI-33の通り、3軸方向の直線振動(Translation)とX軸回り角振動(Torsion:つまり振り振動)とは理論値と比較的良く合致していた。Y(左右)及びZ(上下)軸回りの角振動測定値に大きな誤差を生じた理由について Bentley は、Y, Z 軸回りの偶力(とりわけ2次のそれは気筒平面と発動機重心との間の 1in. 足らずの距離に比例するが、重心位置の正確な算定自体に困難が伴うこと、排出ガスのパルスによる1次起振力の計算は概算であること、プロペラ各3翅の推力不均衡に起因する未知の1次偶力が発生しているらしいこと、の3点を挙げている。



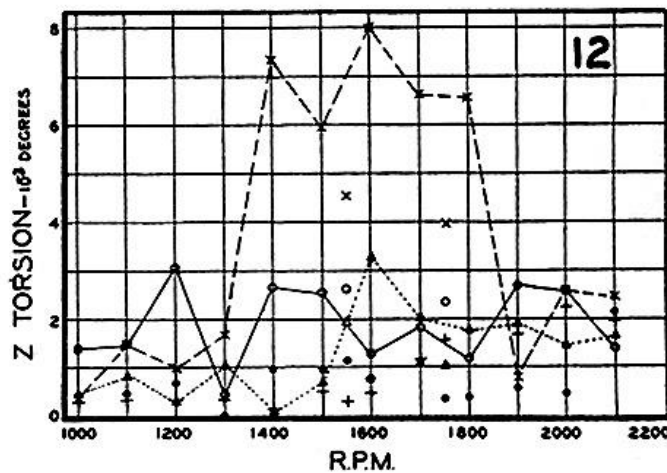
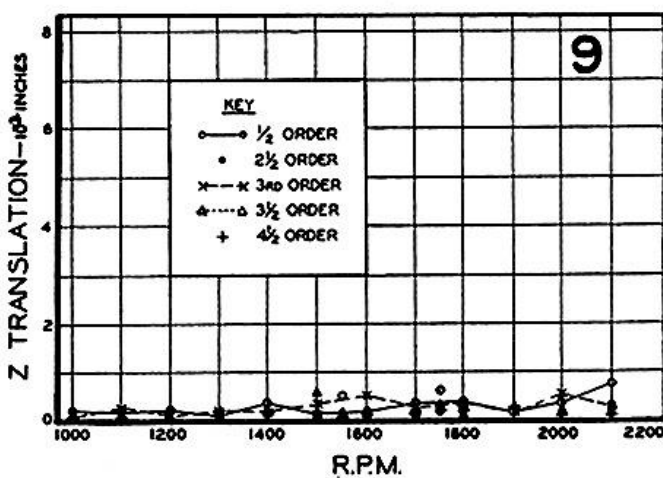
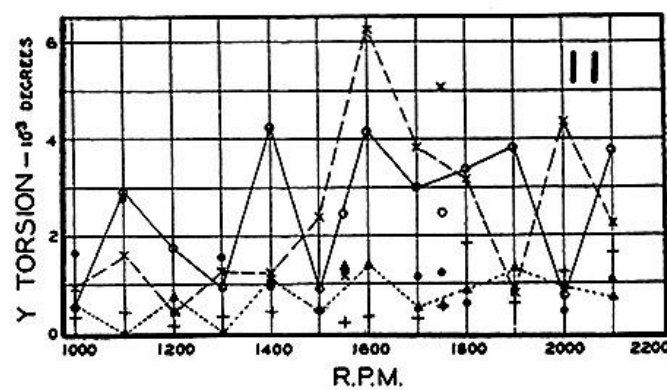
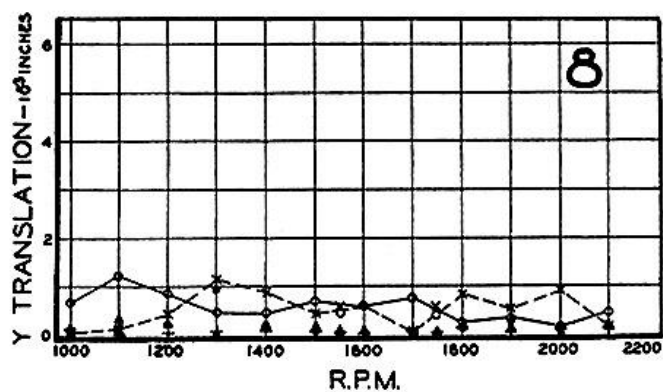
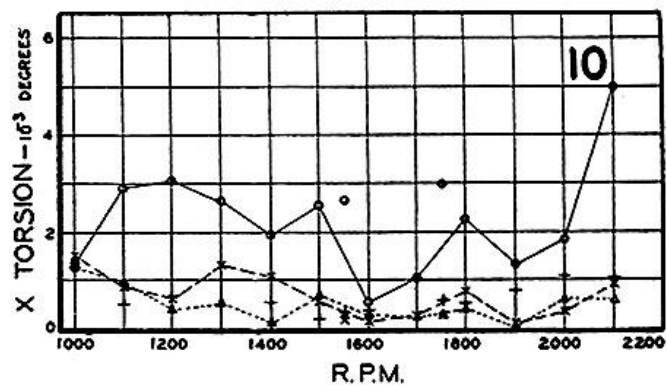
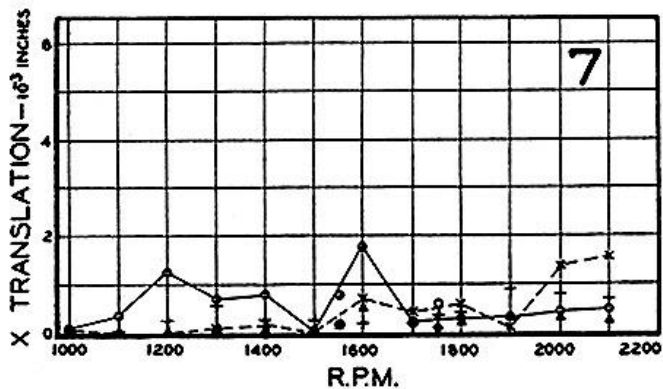
図III-VII-33 単列9気筒発動機における測定値と理論値(一点鎖線)



Bentley, *ibid.*, Plate VI.

また、理論的には予示されない振動が観察され、振幅の大きかったのは図Ⅲ-VII-34 の通り、 $1/2$  と 3 であった。トルク変動を伴う  $1/2$  次振動は混合気分配の不均一等によるサイクル変動に由来し、主として発動機のピッチングとヨーイングを惹起する 3 次振動はプロペラの翅が実験室の低い天井付近を流れる空気の渦を切断する際に発生すると推定された。

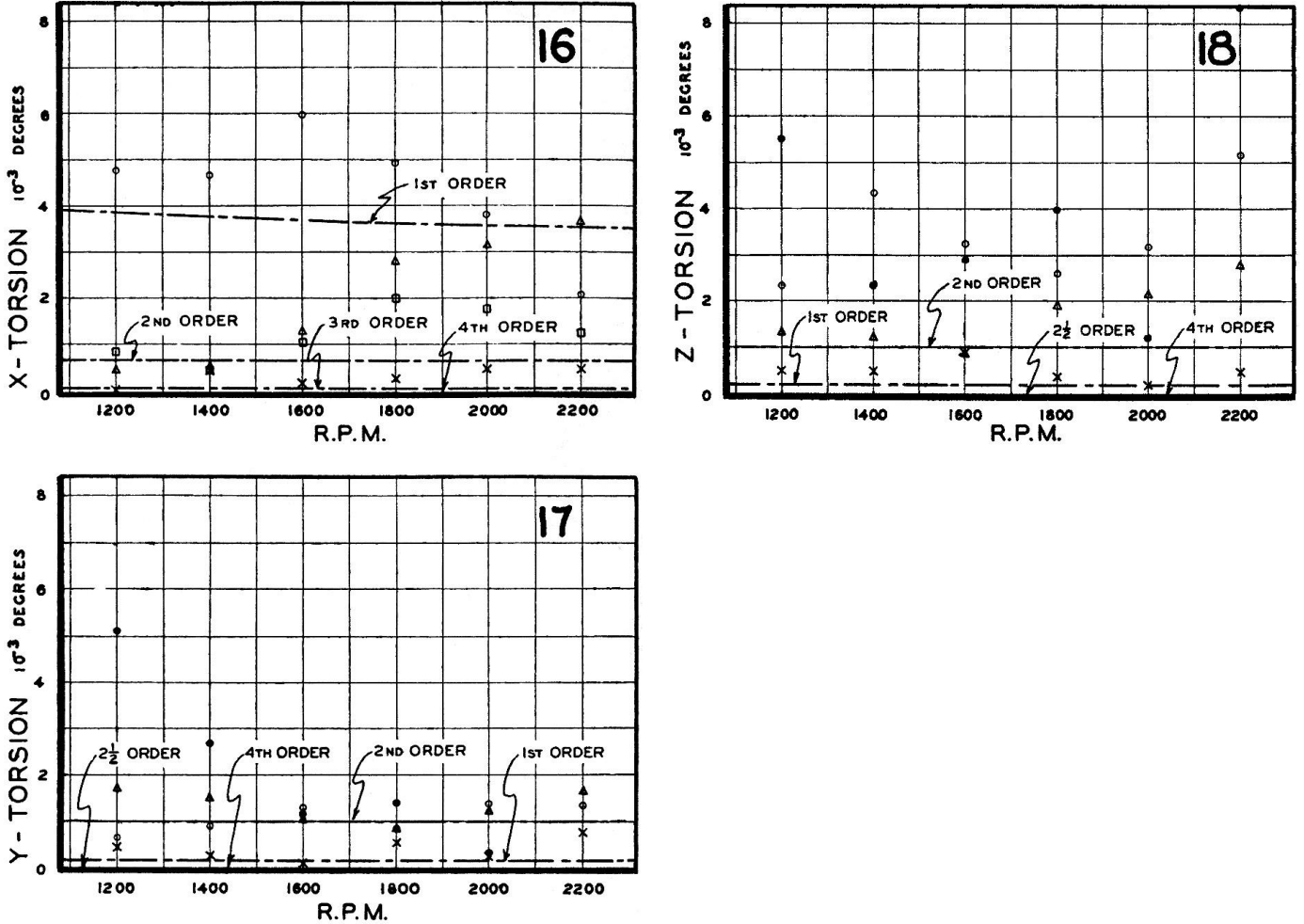
図Ⅲ-VII-34 理論的には予示されていなかった 9 気筒発動機における振動の測定値



Bentley, *ibid.*, Plate VII..

複列 14 気筒発動機においては理論上も実測上も偶力に因る角振動のみが問題となる。そこで、3 軸回りの角振動についてのみ、測定値と理論値を対比した図 III-VII-35 が掲げられた。

図 III-VII-35 複列星型 14 気筒発動機における 3 軸回り角振動の測定値と理論値

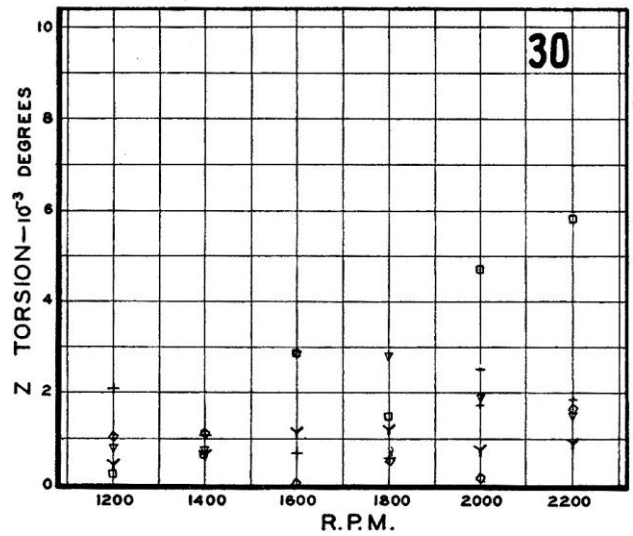
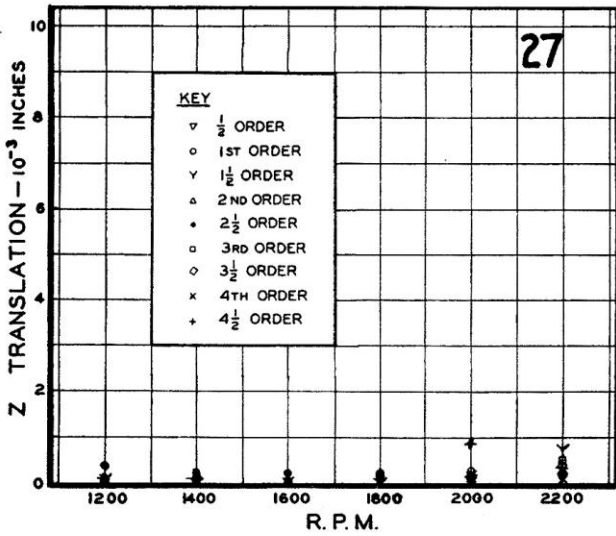
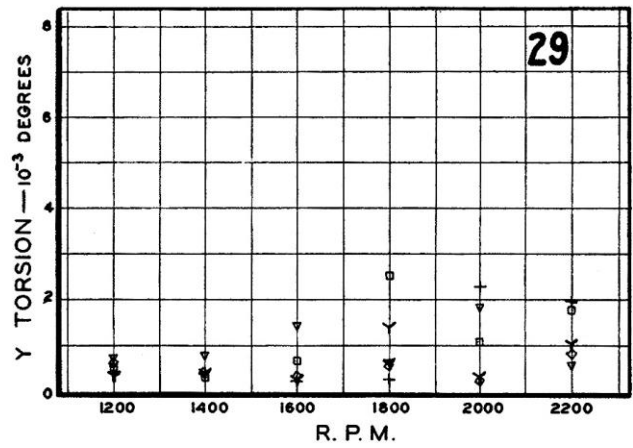
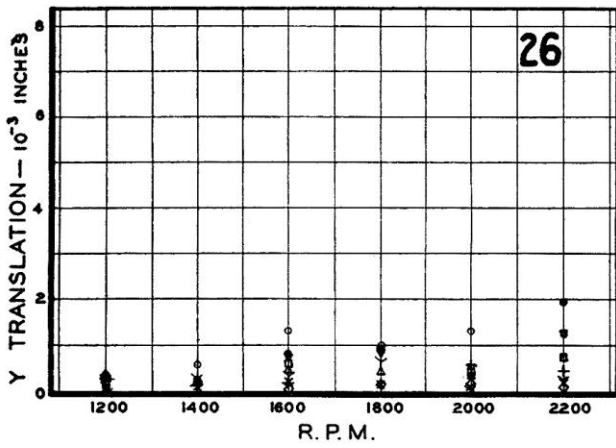
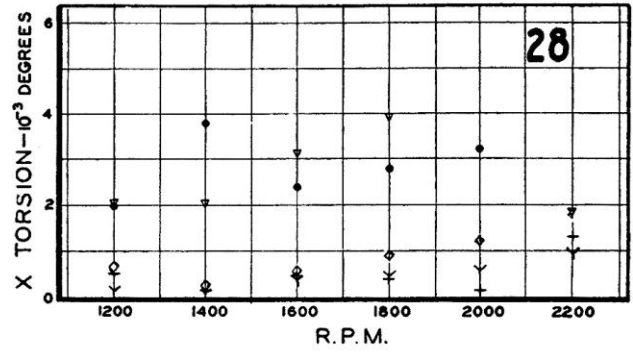
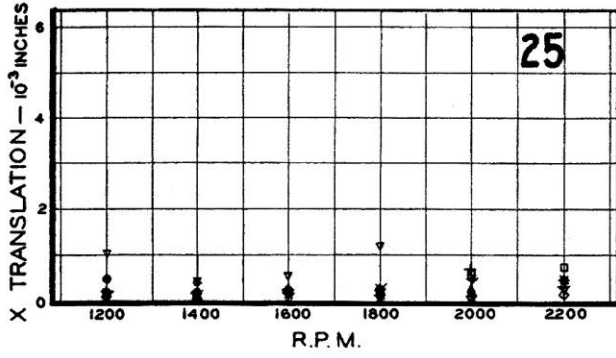


Bentley, *ibid.*, Plate VIII.

X 軸回り 1, 4 次(○, ×)は理論値に近接しているが、3 次(△)には大きな乖離が観察され、3 翅プロペラと発動機と気流との間の空力的相互作用が推定された。Y 及び Z 軸回りにも大きな 1 次角振動が見られ、発動機自身の平衡不良、プロペラ翼負荷の差異、特に後者に起因する現象と推定された。また、理論的に予示され得なかつた角振動が測定され、全ての(前記の 2 基以外にもあったような書きぶり)複列 14 気筒に大きな  $2\frac{1}{2}$  次の振動が現れている(図 III-VII-36)。中でも X 軸回りの  $2\frac{1}{2}$  次角振動(▽) =  $2\frac{1}{2}$  次のトルク変動は顕著かつ過大で(所要トルクは 1000 lb·in. [11.5kg·m])、到底、理論的に説明出来ず、発動機の固有不平衡に帰せられた。Y 及び Z 軸回りの角振動はこの  $2\frac{1}{2}$  次効果とプロペラの流体力学的反動に因るものと解さ

れた<sup>555</sup>.

図III-VII-36 理論的には予示されていなかった14気筒発動機における振動の測定結果

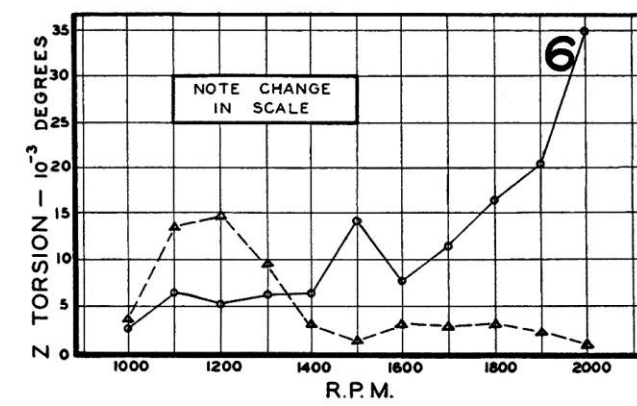
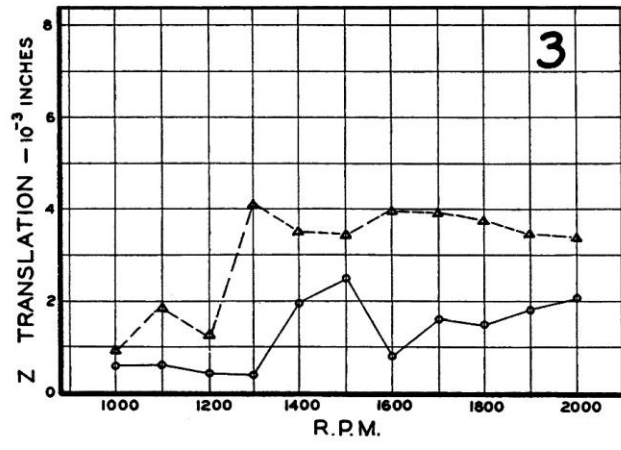
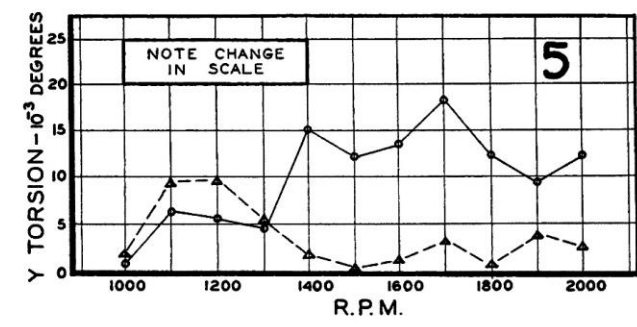
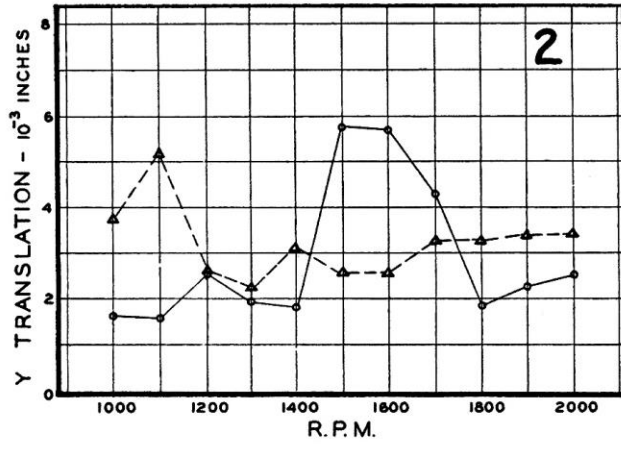
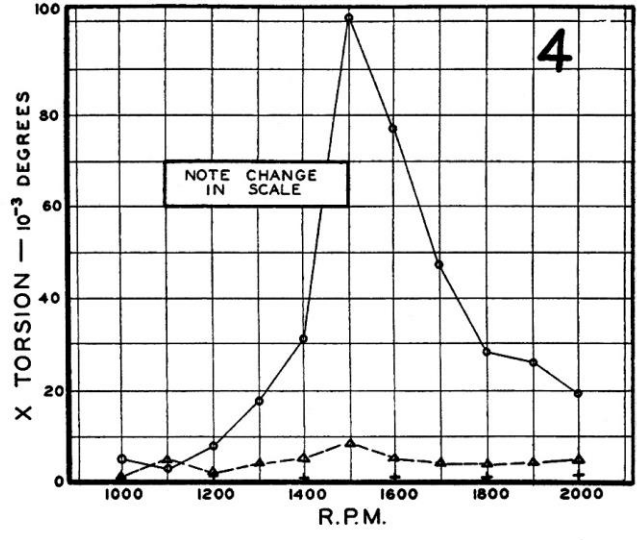
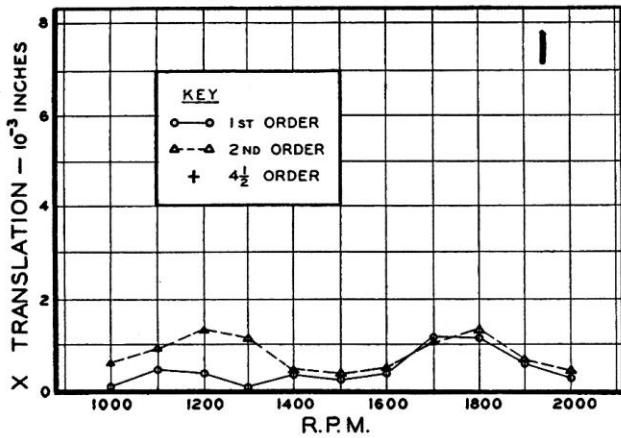


555 遺憾ながら、この段落、『星型発動機の動力學』44頁では「 $2\frac{1}{2}$ 次」が誤植され、「 $1\frac{1}{2}$ 次」となっている。

Bentley, *ibid.*, Plate IX.

続いて、9 気筒発動機を標準型の陸軍複座機に装備して飛行させ、振動が測定された(図 III-VII-37).

**図 III-VII-37 飛行実験における単列星型 9 気筒発動機の振動**



Bentley, *ibid.*, Plate X. 前掲『航空學術外國文獻』第99号, より.

角振動について見れば、全ての軸に関する角振動の振幅は自由取付の場合より拡大されていることが判明した。機体・発動機架・発動機・プロペラから成る振動系統には 1400~1800rpm.の間、とりわけ 1500rpm.付近において X 軸回りの 1 次角振動の共振点が

存在することが明らかとなった。その最大振幅は自由取付発動機におけるその約 7 倍に達していた。一般に、共振点を通過する時、位相角に  $180^\circ$  の転移を生ずることが知られているので、当該動力装置においてこの角振動のパルスが発生している位相角を追跡したところ、それは徐々に変化し、1550rpm.において  $90^\circ$  のズレとなっていることが確認されたため、精確な共振点は 1550rpm.と確認された。

X 軸回りの角振動は 1100rpm.附近では飛行中の方が発動機振動絶縁懸吊装置での実験結果より小さい値となっている。これは機体の“力学的振動吸収効果”に因る現象であった。換言すれば、機体の有効慣性モーメントは発動機のそれとほぼ等しいということになる。2 次角振動の振幅は発動機振動絶縁懸吊装置上でのデータと本質的に同じであった。

Y, Z 軸回り 1 次角振動の振幅は自由取付発動機のそれとほぼ同様であった。1 次角振動の振幅は回転数が高まると増す趨勢を、2 次のそれは低回転域において一度高まる傾向を示しており、2400rpm.辺りをピークとするジャイロ連成系の共振を示す現象と解された。

直線振動はすべて小さな値となっているが、Y 軸方向の 1 次振動の共振作用は発動機振動絶縁懸吊装置における測定値の 7 倍と顕著である。これは発動機架の構造が非対称となっていたため X 軸方向の成分が Y 軸方向の分力を供給したための現象と解釈された。発動機取付法の如何はその共振を通じて発動機付属品にかかる付随的負荷に大きな影響を及ぼすのであって、これは振動絶縁式発動機架開発の意義を明らかにするデータであった。

なお、複列 14 気筒発動機の飛行実験に係わるデータやそれについての解釈は掲げられていない。恐らく、その公表は国防上の見地から憚られたためであろう。実際、C.,F., Taylor が戦後、その主著に添付した文献案内を見ても、この方面の研究論文は本論文辺りが<sup>しんがり</sup>殿となっており、戦中戦後の成果についての紹介件数は皆無である。

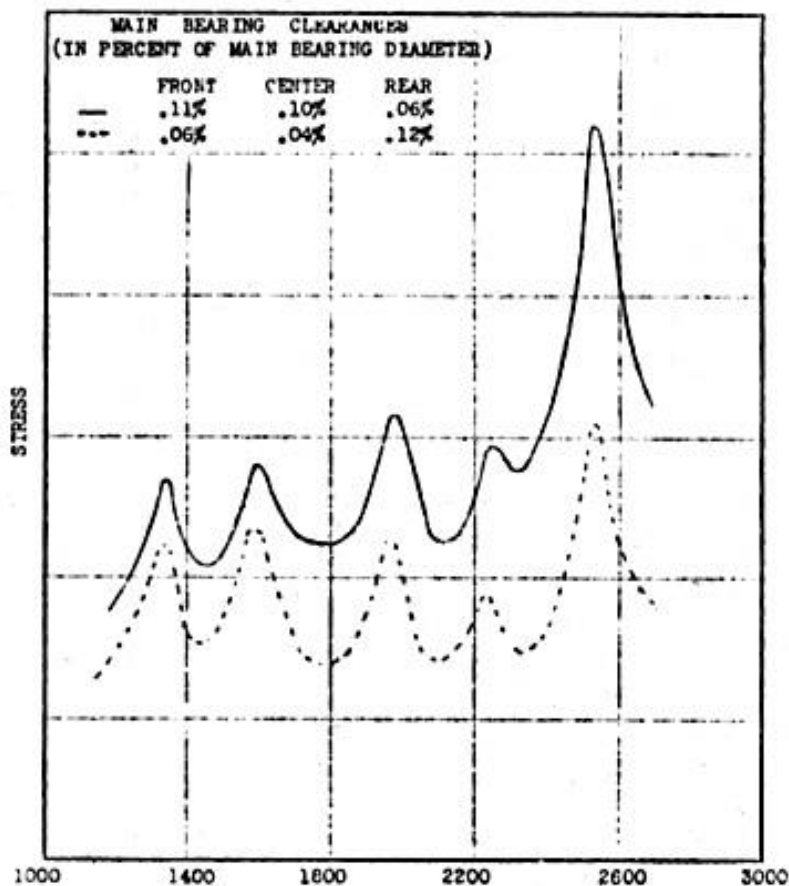
それはともかく、以上の結論として Bentley は、“大馬力発動機における振動絶縁は機体ならびに発動機付属品に生ずる応力低減のため、必要不可欠である”、“プロペラの流体力学的効果は起振力の重要ファクターの一つであり、減速型発動機においてはプロペラ回転速度が低いと、発動機取り付け装置との共振状態を惹起し易い”との提言を行い、かつ、“複列(14 気筒)星型発動機の Y 軸, Z 軸方向に大きな  $2\frac{1}{2}$  次偶力が存在しているが、その理論的解明には到っていない”とも付け加えている。この現象は複列星型 14 気筒発動機における 2.5 次の Whirling(振れ回り)と呼ばれるようになった現象で、数ある星型発動機の原因不明振動の中で最も始末が悪いと見做されるに至ったモノである。

ハミルトン・スタンダード社の C.,M., Kearns に拠れば、P&W の G.,L., Williams は体系的な研究の後、ガス圧が伝達される際、クランク軸には変形と主軸受部における隙間の範囲内での横方向運動が生起する。また、クランク軸とプロペラ軸との間には継手がある。このため、軸の変位・変形とプロペラの変形とが連成し、軸系にホワーリングが発生すると結論に達した。

Kearns の前中後 3 個の主軸受のラジアル隙間を 2 様に傾斜づけた複列星型発動機を用いた実験に拠れば、前>中>後の傾斜付けを与えられた個体においては回転数の上昇と共に

プロペラ振動が増大する傾向が顕著に現れた<sup>556</sup>.

図III-VII-38 軸受隙間とプロペラに発生する振動による応力



C.,M., Kearns, Engine-Airscrew Vibrations. *Aircraft Engineering*. Vol.13, No.150, 1941.平尾収・小林義八訳「発動機プロペラ系の振動」, 第5図.『内燃機関邦訳文献集』第10巻 第6号, 1942年.

軸受ラジアル隙間の軸径に対する比が傾斜配分されている。

しかし, Bentley や Williams, Kearns のそれを含む諸研究にも拘らず,  $2\frac{1}{2}$ 次振動の科学的理由の究明には今一步という状況があった. それは可変ピッチないし恒速プロペラが複雑な機構から成るボス部を有し, その翅の振動が非線形性を帯びていることにも因っていた(図III-VII-38).

## ii) 動力装置架装法 Dynamic Suspension

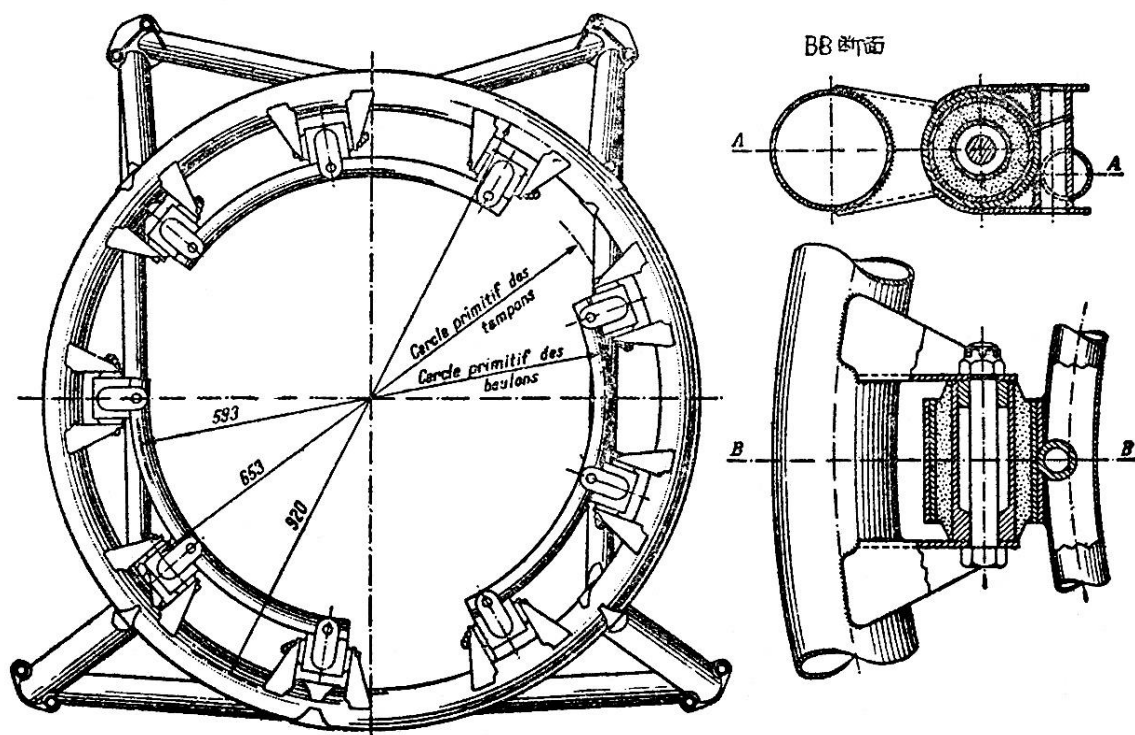
次に, この定地実験に用いられた発動機振動絶縁懸吊装置を發展させ, 非連成(decoupled)

<sup>556</sup> C.,M., Kearns, Engine-Airscrew Vibrations. *Aircraft Engineering*. Vol.13, No.150, 1941.平尾収・小林義八訳「発動機プロペラ系の振動」, 参照.



支持方式の発動機架装法が確立されて行った経緯について押えておこう。動力装置の振動が組み合わされ、複雑な振動モード(連成モード)を生ずる連成振動を防ぐための発動機架装法について理論的に解明したのは上に見たように E.,S., Taylor と C.,S., Draper であり, E.,S., Taylor と共にこれを実際の発動機架設計に活かしたのがライト社の K.,A., Browne であった<sup>557</sup>。

図III-VII-39 “ロード式緩衝装置”



中川・品川前掲『飛行機構造』215頁, 第272図。

同『改稿 飛行機構造』, 256頁, 第310図, 庄司健吉『航空発動機の常識』186~187頁, 第百七図(A), (B)も同じ。

星型発動機の古典的架装法において、発動機は発動機架前方のリング部にクランク室後部で直付けされた。その後、ラバーマウント……ゴムを圧縮方向に用いて 1200c.p.m.のトルク変動を吸収させる方式や、ゴムをせん断方向に用いて 600c.p.m.のそれを吸収させる方式が試みられた。しかし、ゴムを硬くし過ぎればより高い発動機の<sup>ヨーイング</sup>偏揺れや<sup>ピッチング</sup>縦揺れ振動数との共鳴させてしまう惧れがあり、柔らかくし過ぎれば発動機を垂れ下がらせてしまう。

<sup>557</sup> E.,S., Taylor & K.,A., Browne, Vibration Isolation of Aircraft Power Plants. *Journal of Aeronautical Sciences*. Vol.6, No.2, 1938/12 妹澤克惟・西野吉次訳「飛行機動力装置の振動絶縁法」『航空學術外國文獻』第31号, 1939年, 紹介論文として浅野彌祐「力學的發動機支持法に關する覚書」中島飛行機(株)『中島研究報告』第6卷 第3号, 1941年10月, 参照。

Lord Corporation によって開発された取付金具に取付ボルトを抱く防振ゴムのブシュを挿入する“ロード式緩衝装置”(図Ⅲ-VII-39)が用いられるようになったのは1930年代前半の *Cyclone* からであったらしい。その目的は円周(せん断)方向に柔らかく、半径(圧縮)方向に硬いゴムの性質を利用して上記の不安を抑えつつトルク変動の機体への伝播を抑制することにあった<sup>558</sup>。

しかし、発動機の大馬力化と共に、この程度では動力装置から発生する振動の緩衝は困難となって来た。松平精に拠れば、マウント部の中心より大きくオーバーハングした所にその重心を有する発動機から機体へと伝わる振動に“首振り”振動がある。この“首振り”は重心を起点とする上下・左右軸方向と上下・左右軸回りの振動が連成したもので、発動機架リング部の中心より後方に芯を持つ“後心首振り”(500~900c.p.m.)と発動機重心より前方に芯を持つ“前心首振り”(1000~1500c.p.m.)とに分たれる。飛行機が巡航速度で飛行すると“前心首振り”がプロペラ回転数と共振する傾向があった<sup>559</sup>。

これを抑えるためにゴムを柔らかくすれば“後心首振り”振動数の低下と動力装置の垂れ下がり招き、却って不都合を生ずる。この首振り現象とそれに由来する連成振動を断ち切る(decouple)ため、1938年に理論として提唱され、その翌年より速やかに米軍機用 Wright 発動機への正式採用を見たのが E.,S., Taylor - K.,A., Browne の“Dynamic Suspension”である。

この発想は現実には地べたで使う目的で1931年に Chrysler Corp.によって *Plymouth* PA, PB 型乗用車用4気筒機関の架装法として開発され、'32年型 *Chrysler, DeSoto, Dodge* にも応用された弾性支持方式の飛行機への応用でもあった。そこで、この自動車機関における弾性支持法=“*Floating Power*”について一通り押えておくことから始めよう<sup>560</sup>。

“*Floating Power*”とは自動車用動力ユニットをその重心を貫く軸回りに自由に揺動させ、ローリング振動のエネルギーを車体に伝達させることなく散逸させる支持法である。自動車機関における通常の支持法は図Ⅲ-VII-40の通りで3点支持となっている。

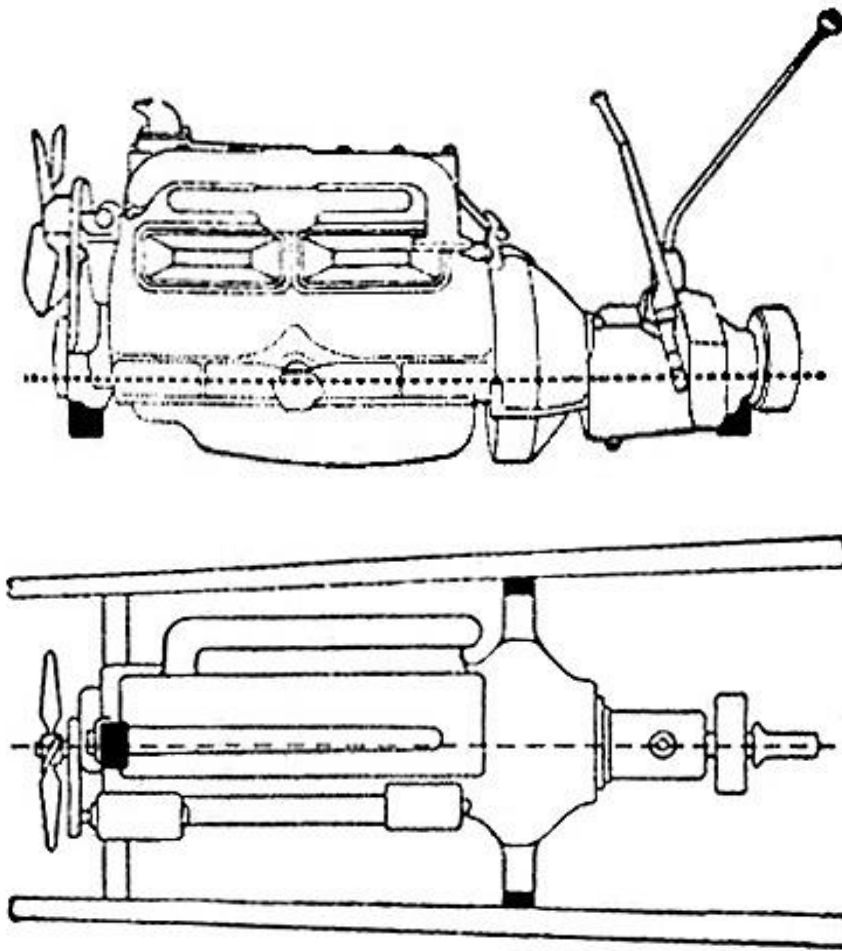
この場合、機関のトルク変動に起因するローリングの交番モーメントは直接フレームのサイドメンバに伝達され、車体の連続した微振動を惹起する。しかも、支持点はクランク軸中心線よりも下、即ち動力装置ユニット全体の重心より遥か低い所に位置するため、トップヘヴィーに支持されたユニットは大きく左右に頭を振ることになる。

#### 図Ⅲ-VII-40 通常の機関3点支持法

<sup>558</sup> ゼ・ダブリウ・ウィリアムソン『英国航空機生産年鑑 最新版』pp.165~166, 庄司『航空発動機の常識』186~188頁, 参照。社名について『航空工学便覧』716頁に「Rhode」とあるが、確認出来ていない。これなら「ロード」のようにも思える。筆者が商号を Lord とした理由については間もなく判る。

<sup>559</sup> 「4.3 飛行機(振動)」『日本航空学術史』特に394~395頁, 参照。

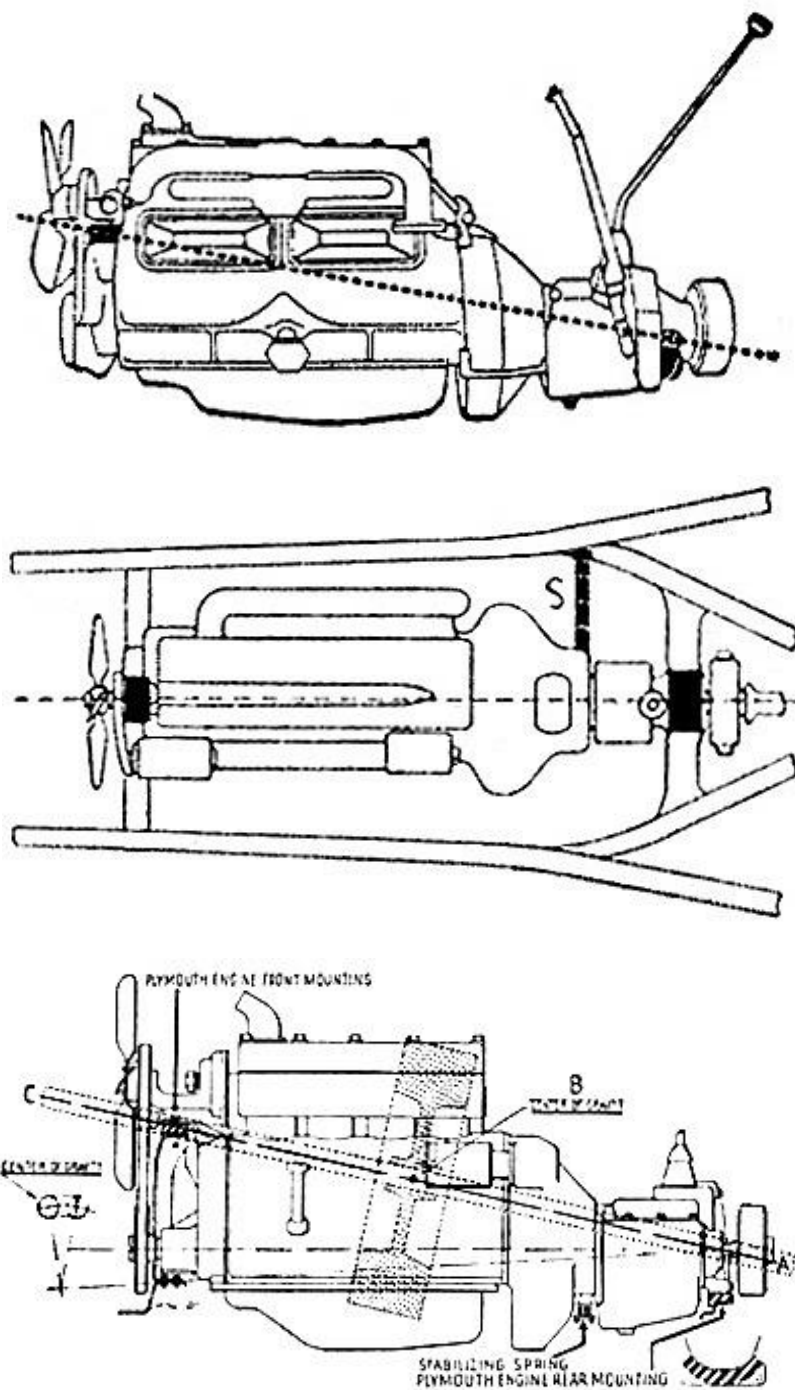
<sup>560</sup> cf. C.,F., Taylor, *The Internal-Combustion Engine in Theory and Practice*. pp.294~295, A.,L., Dyke, *Dyke's Automobile and Gasoline Engine Encyclopedia*. 17th. ed., Chicago, 1935, Addenda, p.28.



A.,L., Dyke, *Dyke's Automobile and Gasoline Engine Encyclopedia*. 17th.ed., Chicago, 1935, Addenda, p.28, Fig.6(左右反転), Fig.3.

これに対して“*Floating Power*” (図Ⅲ-VII-41)は動力ユニットの重心を貫く仮想前後軸(=ローリング・モーメントの自然軸の一近似物)でユニットを支持する技術である。即ち、ユニットはその前部を機関前方の三角架上の高い位置にて厚さ 1in.弱の生ゴム製ブロックにより、その後部を変速機後端下方に位置する同じ厚さ、スプリット・カラー状の生ゴム製ブロックにより都合 2 点で弾性支持される。そしてこの 2 点を結ぶ線分 AC がユニットの重心 B を貫くローリング振動の自然軸の近似物となる。この軸でユニットを支持することによりそれはゴムの剪断抵抗に打ち勝ちつつ通常の支持法と比べれば相対的に自由にローリングすることが出来、かつ、そのエネルギーの大半はゴムの内部摩擦によって散逸せしめられる。

図Ⅲ-VII-41 Chrysler Primouth の “*Floating Power*”



Dyke, *ditto.*, Addenda p.28, Fig.5(左右反転), Fig.4, Fig.1.

Similar to C.F., Taylor, *The Internal-Combustion Engine in Theory and Practice*. Vol.II, p.293, Fig.8-37, 長尾不二夫『新撰 内燃機関講義』下巻, 348頁, 第331図.

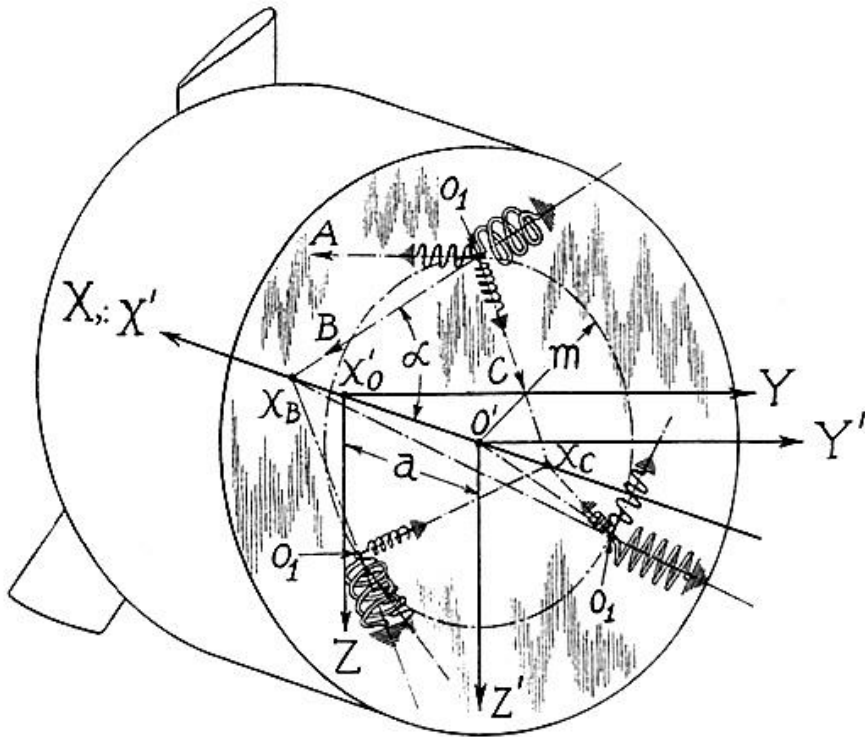
図III-VII-41のSは“Stabilizing Spring”と命名された1/4楕円の板バネで、結末端はクラッチハウジング下部に剛結され、他端はフレームのサイドメンバにラバー・マウントされ

ている。この板バネによって変速機出力軸の駆動トルクに対する反力が受止められる。

なお、“Floating Power”におけるマウンティング・ラバーにはローリング振動によるせん断応力と共にユニット重量による圧縮応力とユニットの上下・左右振動による引張・圧縮応力が作用する。

星型発動機の古典的仮装法においては防振ゴムがリングの接線方向に展開せしめられており、その弾性変形の軸が前後方向、半径方向、回転方向に分解され得たため発動機の様々な振動モードを連成させ易い特性であった、これに対して、新原理による“Dynamic Suspension”においては防振ゴムの弾性変形の軸が発動機振動の方向に沿わぬよう斜めに配されており、防振ゴムの弾性定数自体も連成振動を起こさせにくい値が選ばれていた(図III-VII-42)。

図III-VII-42 新しい非連成発動機架装法の原理

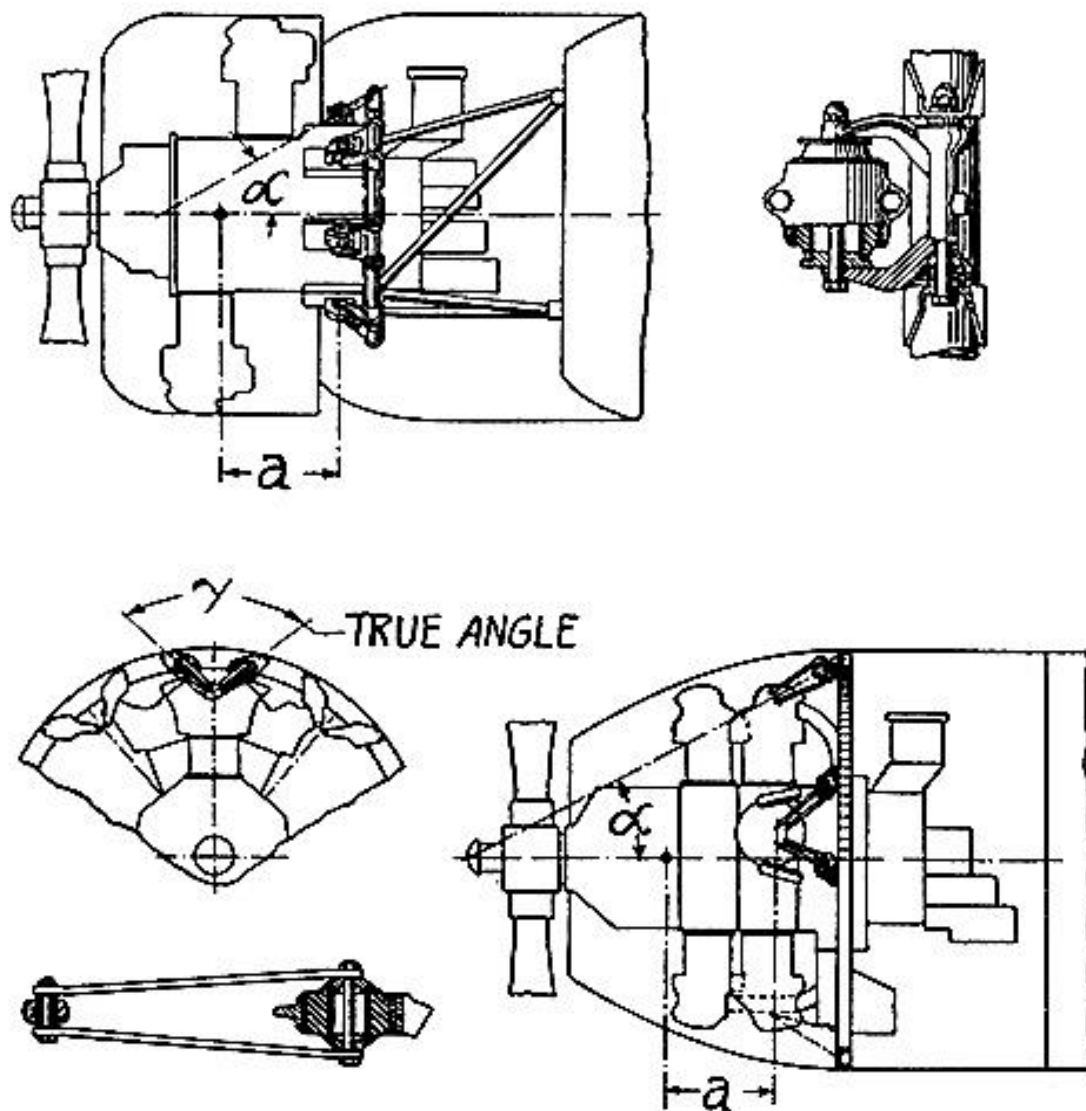


E.,S., Taylor & K.,A., Browne, Vibration Isolation of Aircraft Power Plants. *Journal of Aeronautical Sciences*. Vol.6, No.2, 1938/12, Fig.2.

図例では3点におけるバネ総力の延長線は前方  $X_B$  にて交差せしめられている。しかし、3本のバネの弾性の取合せは3箇所、それぞれバラバラとなって振動の連成が防がれている。そして、弾性支持力の合流点を前方に設定し、発動機が取付け面より  $a$  だけ前方にある重心回りに自由に(勿論、抵抗を受けつつ)振動出来るようになっているということである。その機構は図III-VII-42の側面図を併せて見ればより理解され易からう。

発動機が発動機架のリングから前方斜めに張出した腕により後方バンクの気筒頭で留められている図Ⅲ-VII-43[下]においてこの原理のヨリ徹底した実施形態が示される。かように大胆なことが実現出来たのも *Cyclone* の気筒頭が軽合金鍛造品に切替えられていたからであろう。もっとも、この方法と並行して[上]の方式も行われたし、旧来の発動機側のマウント・ボルトの傾斜付けという便法も活用されたようである。

図Ⅲ-VII-43 複列星型発動機における E.,S., Taylor - Browne の “Dynamic Suspension” 二態

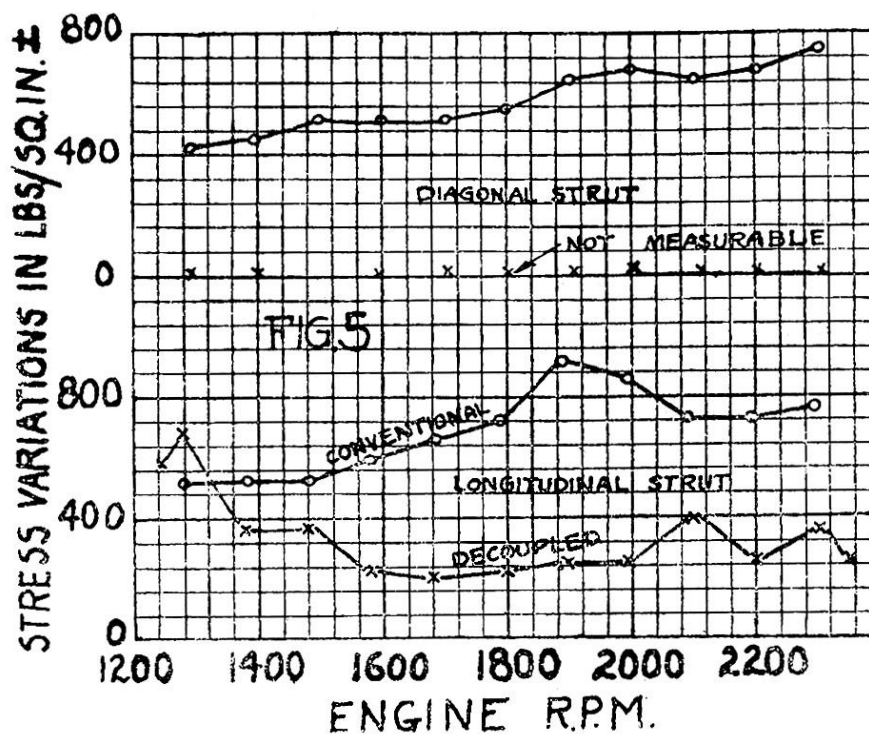


E.,S., Taylor & K.,A., Browne, *ibid.* Fig.4, Fig.9.

similar to C.,F., Taylor, *The Internal-Combustion Engine in Theory and Practice*. Vol.II, p.294, Fig.8-38.

その結果、発動機振動の連成は防がれ、かつ、発動機は実効的にその重心付近で弾性支持される構図となった(図III-VII-44).

図III-VII-44 新旧架装法の振動応力比較



E.,S., Taylor & K.,A., Browne, *ibid.* Fig.5,

実用域より低い所で大きな前後振動が作用している。これは非連成支持された自動車機関がアイドル運転中に激しく揺動しると同じ種類の現象である。

ライト社が本件について特許を申請しようとしたところ、類似の発想の特許が既に早い時期に Lord Corporation によって取得されていることが判明した。E.,S., Taylor と Browne の仕事は言わばそれに理論的裏付けを与えることになっていたワケである。ライト社は Lord のプライオリティーと業界に占めるその高い地位とに鑑み、理論的に正当化された新発動機架装法を同社が “Dynafoal” Mount の商標で製造することを承認した<sup>561</sup>。

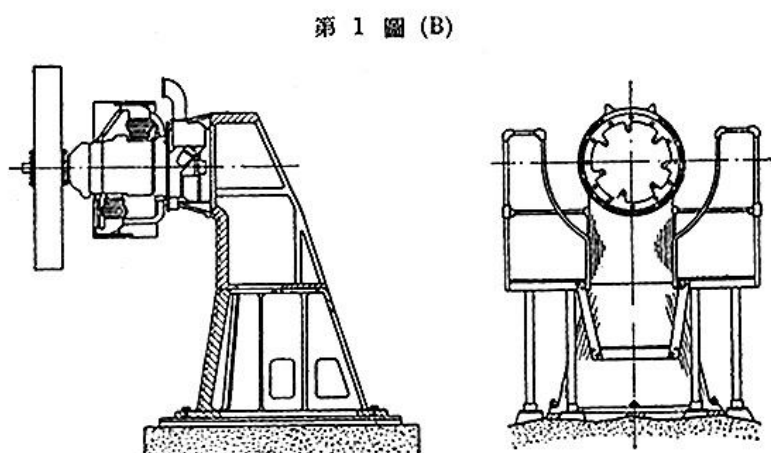
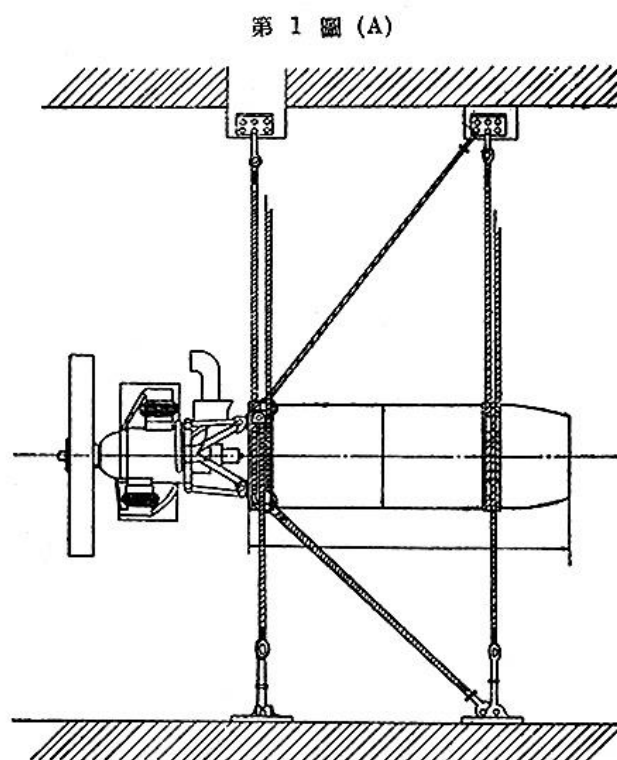
#### 4. 我国における対応的展開

##### i) 動力装置の振動対策における理論と実践 —— 発動機かプロペラか

<sup>561</sup> cf. Len Kholos, *Courage and Innovation The Story of LORD Corporation, 1924 to 2002*. Pennsylvania, 2005, p.20. 同社は現在も存続しており、防振装置を含む多様な技術的成果を社会に提供している。

三菱における発動機振動研究実験設備は概ね次のような運転台，即ち，懸垂式運転台と固定式運転台とであった．これに架装された発動機に適当な振動計ないしピックアップを取り付けて運転するワケである(図Ⅲ-VII-45)．

図Ⅲ-VII-45 三菱における懸垂式及び固定式発動機運転台



山室宗忠・佐野 朗・松岡悟郎「懸垂式運轉臺に於ける發動機の振動」三菱重工業名古屋發動機製作所『研究報告』第 4 卷 第 5 号(1941 年 6 月)，第 1 図(A),(B)．

懸垂式運轉台は 9 本のワイヤーロープで鋼製円筒を支え，その一端に發動機を装備する



ものである。これは上下方向に 820c.p.m.の固有振動数を有しており(左右は不明とある),それが機体装備状態の取付固有振動同数である 650~900c.p.m.に近い<sup>562</sup>ため,実用状態での振動をシミュレートするのに適当であると主張されていた。もっとも,複列 14 気筒発動機,減速比 0.684……というから火星 10 型を取り付けて試験したところ,2000rpm.,この発動機の公称ブースト付近において振り振動に起因すると想われる極めて大きな左右振動が発生し,ロープの増数が緊度低減に依る早急な対策の必要性が認識された。その他全般における発動機の振動は懸垂式の方が 25%程度小さかった。これは振動がそれだけ運転台に吸収されていたことを意味する。

直線振動の検出には自社開発の電磁式ピックアップを減速機室上にセットし,上下及び左右振動を拾わせる方法が用いられた。この点は固定式運転台においても同じであった。飛行中,過給機が 2 速に切替わる際に硬い振動を感ずるという報告が届いていたが,ピックアップを前に取り付けたため顕著な振動は見出されなかったとある<sup>562</sup>。

発動機をその重心で吊って自由に振動させ,その振動特性を解明するアメリカの装置ないしアプローチと比べれば,三菱の懸垂式運転台は科学的研究のツールと言うよりは機体に付けて飛ばす代わりを演ずるための運転台という趣であった。構造的にも非常に野暮<sup>563</sup>たく,懸垂法自体の改善やピックアップ取付位置の問題など,未だこの時点においては発展途上の装置であった<sup>563</sup>。

なお,固定式運転台を用いた振動試験として気化器の振動試験が行われ,2000rpm.までは気化器は発動機本体とともに振動し,それ以上の回転数では気化器のみが振動する事例が解明されている。勿論,この場合はピックアップは減速機上と気化器上に各 1 個,取付けられた<sup>564</sup>。

わが国における航空発動機の振動問題として最も広く語り継がれているのは海軍の局地(迎撃)戦闘機,“雷電”に搭載された三菱の複列 14 気筒発動機,火星に係わる逸話である。その語り部は“雷電”の機体側設計主務であった零戦の堀越二郎(三菱名古屋航空機製作所:名航),三菱名古屋発動機研究所(名研)の山室宗忠,海軍航空技術廠(空技廠)の松平精<sup>ただし</sup>であり,

<sup>562</sup> なお,このピックアップは振動数の検出には「大體に於て十分」な性能を有していたが,振幅の測定には「頗る不満足なるもの」であった。その後,山室らは「逋信省電氣試験所の内藤技師・山本技手及び飯村氏」の協力を得て絶対振幅の測定まで出来る新型ピックアップを開発した。山室宗忠・重田二郎・新納無三四・松岡悟郎「新型振動計に依る星型発動機の振動測定に就いて」三菱重工業(株)名古屋発動機製作所『研究報告』第 5 卷 第 5 号,1942 年 5 月,参照。

<sup>563</sup> なお,中島飛行機武蔵製作所『譽発動機取扱説明書』には I-6104 頁と I-6105 頁との間に I-6104 図として「試運転台装着要領図」が掲げられている。この試運転台は恰も三菱の懸垂式運転台の尾部に水平方向の短いコイルバネ(恐らくダンパ入り)を取付けて一端を固定し,左右振動,とりわけヨーイングに対する制振性を強化した基本構造を有する装置であった。これについては海軍航空本部『譽発動機 取扱説明書』(1943 年 12 月),第 I-6104 圖,をも参照のこと。

<sup>564</sup> 山室宗忠・佐野 朗・新納無三四・松岡悟郎「星型発動機気化器の振動に就いて」三菱重工業(株)名古屋発動機製作所『研究報告』第 4 卷 第 8 号,1941 年 8 月,参照。

何れも第一級の技術者であり直接の担当者でもあった。

この振動問題の所在を明らかにし、その理解を助ける鍵でありながら等閑に付されていた発動機工学のエッセンスとその具体化例としての R-2800 開発史に係わる議論を先程来行ってきたことは本稿のメリットであるが、同時代の我国における理論的取組みの跡を直接示す文献としては後述の山室の論文を取上げ得たのみであり、筆者が取り立てて何か新しい知見を加えたワケでもなく、以下の記述は多少の補足を加えつつ、三者の巷間、良く知られた回想を整理したものに過ぎない<sup>565</sup>。

日本海軍が迎撃戦闘機開発に乗り出したのは三菱一社指名で十四試局地戦闘機、後の“雷電”プロジェクトがスタートせしめられた 1939 年である。設計は 1940 年から翌年にかけて行われたが、堀越の病のため後半の作業は高橋己治に引継がれた。迎撃機に相応しい大馬力国産発動機として当時、採用可能であったのはその前年に試作が始まっていた三菱火星(2R-14)か愛知時計電機のライセンス Mercedes Benz DB-601A=アツタ 20(倒立 12V)ぐらいであったが、後者は国情にそぐわず信頼性、整備性に不安を託っていた。中島の譽も未だ話題程度のレベルであった。

堀越は 1300 馬力級とは言い条、榮の 1150mm、瑞星の 1118mm、金星の 1218mm 等と比べ一段と大きい 1340mm の、戦闘定格出力 3200 馬力を叩き出すに到るかの R-2800 と比べてさえ 1mm 小さいだけという外径を持つ爆撃機用火星発動機を用いて海軍の要求性能を満たす単発戦闘機をまとめるため、太い胴体と発動機への延長軸装備との組合せによる妥協を強いられた。発動機ナセルの前端は細く絞られ、狭い隙間から冷却風を効率良く取り入れるため、件の増速式強制空冷ファンが用いられた。プロペラはフル・フェザリング機能を有する住友金属工業製 VDM 3 翅プロペラが日本機として初めて用いられた。

フル・フェザリングとは発動機故障の際、プロペラ翼の迎え角を 90° 近くに変節(ピッチ変更)する機能である。迎え角を 90° 近くにとることが出来れば戦闘機、急降下爆撃機等ではダイブ速度の向上が可能となる。一方、多発機においても 1 発故障時に当該プロペラの空気抵抗を極小化し、プロペラ・発動機の引摺り・緩空転による異常振動発生を抑え、安全性と飛行性能を高めようとするればプロペラ翼迎え角を 90° 近くにする必要がある。これがフル・フェザリングである。

1933 年頃に 2 段(10°、14°、20°)可変ピッチ・プロペラを投入し、斯界のリーダーとなったハミルトン・スタンダード社は Wood Ward 調速機会社の協力を得、程無くピッチを自動的

---

<sup>565</sup> 堀越・奥宮『零戦』新装改訂版、275~291 頁、山室宗忠「振動に苦しんだ『雷電』戦闘機」『航空情報』1953 年 9 月号(鳥養鶴雄監修『知られざる軍用機開発』下巻、酣燈社、1999 年、所収)、山室宗忠「14 気筒複列星型発動機の 2・5 次振動の振動源に就て」、『航空発動機のクランク軸の振動の研究』共に『日本航空学術史(1910-1945)』119~120 頁、「雷電の振動問題後日談」堀越二郎・奥宮正武『零戦』初版の読後感、同書新装改訂版、朝日ソノラマ、1975 年、392~394 頁、松平精「零戦のフラッター事故その他について」堀越・奥宮『零戦』初版の読後感、同書新装改訂版、394~397 頁、松平精「4.3 飛行機(振動)」『日本航空学術史(1910-1945)』の特に 395~397 頁(原型は「日本海軍における飛行機振動研究の回顧 その 2、動力装置による振動」『日本機械学会誌』第 83 巻 第 736 号、1980 年、の 35-37 頁)。

に変更し発動機回転数を一定に保つ恒速(定速)プロペラの先達ともなった。続いて1936年、ハミルトン社はフル・フェザリング機能を有する“Hydromatic Quick Feathering Propeller”(変節角 $87^{\circ}$  : 図Ⅲ・Ⅶ-46)を開発した<sup>566</sup>。

図Ⅲ・Ⅶ-46 右舷プロペラをフル・フェザリングして飛行中の Douglas DC-3



宮本晃男編『ダグラス式 DC3 型旅客飛行機取扱解説』育成社，1940年，見返し，より<sup>567</sup>。

住友金属工業(住友伸銅鋼管)は1934年、ハミルトン社より高低2段切替式可変ピッチ・プロペラの技術を導入、'37年には恒速プロペラ(変節角 $30^{\circ}$ )技術をも導入、製品は真っ先に零戦に提供された。その後、日本楽器製造は住金のサブライセンシーとなってその製造に当たった。

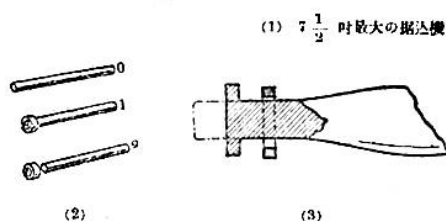
住金は続いてハミルトン・ハイドロマチック・プロペラの製造権をも購入し、図面の提供までは受けられたが、日米関係の悪化によりその製造に必要とされる特殊な製造設備、即ちNi-Cr-W鋼製スラストコロ軸受軌道輪をプロペラ翅鍛造粗形材の根本に嵌めてから端部を据え込むための大形アプセッタ(図Ⅲ・Ⅶ-47)、ピッチ変更用ピストンの立体カム工作用研削盤がアメリカの禁輸措置に引っ掛かって入手不可能となり、製造権は宙に浮いた格好となった。

<sup>566</sup> ハミルトンのプロペラ技術については海軍練習聯合航空總隊『航空工學(プロペラ)参考書 別冊 恒速(プロペラ)附圖』発行年不明、『航空工學(プロペラ)参考書』発行年，発行主体不明(霞ヶ浦海軍航空隊らしい)，昭和十五年八月 教官 海軍機關大尉 上利五郎編纂『航空工學(プロペラ)参考書 別冊(恒速プロペラ)』(同)，陸軍航空整備學校『飛行機工術教程(プロペラ)』1942年5月，Karl H., Falk/宮本晃男訳『航空機プロペラ便覧』1943年(ハミルトン社設計主任技師によるプロペラ設計，可変ピッチプロペラの解説)，佐藤前掲『定速プロペラ』，住友精密工業(株)『住友精密工業社史』1981年，10~21頁，参照。

<sup>567</sup> 同書本文の解説はハイドロマチックではなく旧型恒速プロペラに関するものとなっている。また，これと同じ写真は宮本前掲『ライト・サイクロン航空発動機取扱解説』51頁，第45圖，『同 改訂版』56頁，第60圖として掲げられている。

慌てた陸海軍は“ハイドロマチック”のライセンス生産を断念し、VDM やコンカース、ピアッジョ、ラチェ等、代替技術の導入に走ったが、どれも即効薬とはならなかった。我国の実力では DC-3 の製造権を導入し、昭和飛行機と中島飛行機とで国産化された海軍の零式輸送機に Cyclone GR-1820G-2 型発動機に代わる金星 43 型を載せること位までは可能であったが、これにハイドロマチック・プロペラをはじめとするフルフェザリング・プロペラを装備することは遂に出来ず仕舞いであった<sup>568</sup>。

### 図Ⅲ-VII-47 ハイドロマチック・プロペラの製造に不可欠な大形アプセッタと加工手順



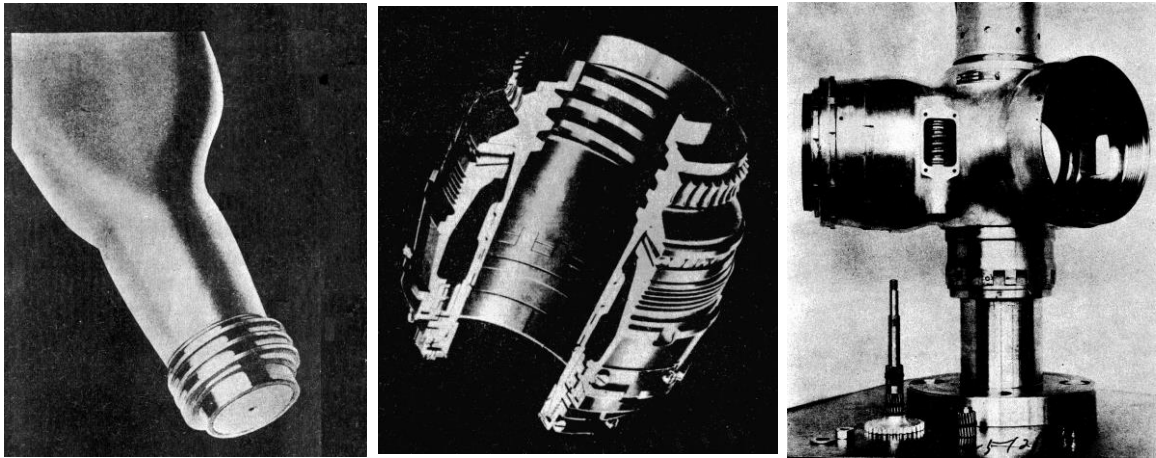
堀岡米吉『鍛錬鍛造』上巻，291 頁，第 286 図。

それでも、とにかく住金は海軍の協力の下、Vereinigte Deutsche Metall Werke, A.G.(独)よりフル・フェザリング可能な VDM 連続可変ピッチ・プロペラに関する技術を導入した。VDM 可変ピッチ・プロペラは“ハイドロマチック”より部品点数が多く複雑で機械加工の種類も多くなるため、住金はその製造に必要とされる工作機械を急遽、アメリカから(?)輸入し、1940 年 10 月、最初の試作 3 翅式 VDM プロペラを完成させた。十四試局地戦闘機に用いられたのはこれである(図Ⅲ-VII-48, -49 : 山室のハミルトン 3 翅説は誤り)<sup>569</sup>。

<sup>568</sup> 佐貫亦男『追憶のドイツ』酣燈社，1991 年，94 頁『発想の航空史』朝日文庫，1998 年，142~143，207，220 頁，『佐貫亦男のひとりごと』グリーンアロー出版社，1997 年，133~134 頁，参照。

<sup>569</sup> VDM プロペラそのものについては刊行元不明『VDM プロペラ説明書用 附図』の他に、伊藤 一『飛行の原理』平凡社，最新飛行機講座第 4 巻，1940 年，216~219 頁，村上勇次

図III-VII-48 VDM 式 3 翅・可変ピッチ・プロペラ(翼根部, 翼根受金, ボス)



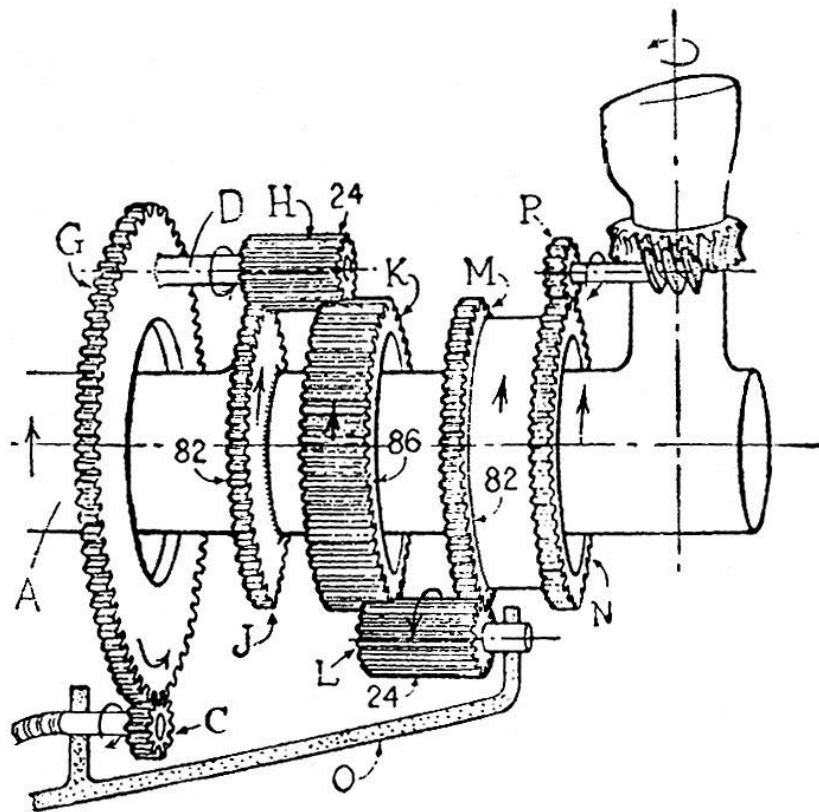
刊行元不明『VDM プロペラ説明書用 附図』より.

翼根受金外周に切られたウォームギヤをボス側のウォームによって回転させ、ピッチを変化させる。ウォームはボス後方の差動歯車装置を介して油圧モータで駆動される。この段階における VDM プロペラは調速機が設けられていない、恒速プロペラとしての働きを持たぬ単なる可変ピッチ・プロペラであった。

図III-VII-49 VDM プロペラの差動歯車機構(基本形)

---

郎・秋田好雄『翼のはたらき・プロペラの話』航空技術文庫(1), 大日本飛行協会, 1943 年, 63~65 頁, 富塚 清編『航空発動機』1151~1153 頁にややまとまった記述があり, 日本航空学会『航空工学便覧』575~576 頁, 佐藤左内『定速プロペラ』山海堂, 1940 年, 113~115 頁にも簡略な言及が見られる。



伊藤 一 『飛行の原理』平凡社，最新飛行機講座第4巻，1940年，216頁，第267図の矢印を修正。  
 数字は歯数．“C”を回す動力源は電気モーターであっても油圧モーターであっても良い。

VDM恒速プロペラは図Ⅲ・Ⅶ-48に観られるように非常に複雑な歯車仕掛けから構成される装置であった。Aはプロペラ軸，GはCによって駆動されるプロペラ軸に対して自由に回転出来る歯車。Gには軸Dが固定されており，その上にピニオンHが自由支持されている。Hはプロペラ軸に固定された歯車Jとプロペラ軸に対して自由な歯車Kの双方に噛合っている。Kには固定軸に支持されたLが噛合い，Lはプロペラ軸に対して自由なMと噛合っている。NはMと一体をなしており，歯数も等しい。Nにはプロペラ軸上に支持されたPが噛合い，Pの先のウォームが翅の根元のウォーム歯車と噛合っている。

Aが静止している状態でCを回すとGも回され，D上のHも公転せしめられるからHは公転のためにJ上を走らされる歯数分だけ回転する。Kの歯数はJのそれよりも4枚大きいので，DがJ上で1公転し図の12時の位置に戻った時，Kの歯は最初の噛合い点まで4枚， $\frac{4}{86}$ 回転分を余した状態にある……つまり，それだけDの回転方向に進んだことになる。この進みがL，M，NからPへと伝わり，翅のピッチを変化させる。Aが回転している状態でCを回してもコトは同じである。C，従ってDの回転方向・速度の如何によってピッチ変位量並びに速度は大きくも小さくもなる。

さて，十四試局地戦闘機に採用された発動機は火星13型であった。本発動機は2700m

において 1400HP, 6100m において 1260HP の公称出力を発揮したが、上記の改造点とプロペラ減速装置のギヤ比が変更された点を除けば火星 10 型と同じ発動機であつたらしい。当時としては普通の複列 14 気筒 2 速過給機発動機である。

十四試局地戦闘機の一般計画審査と第一次実大模型審査は 1940 年 12 月、第二次実大模型審査は'41 年 1 月に終了し、'42 年 2 月末、1 号機の完成審査が終了した。3 月 20 日、初の試験飛行が三菱の志摩操縦士の手で霞ヶ浦の海軍飛行場にて実施された。操縦性は良好であつた。1 号機は 2 月 32 日、霞ヶ浦から鈴鹿海軍航空隊の飛行場(現在の鈴鹿サーキットはその一部)に空輸され、三菱の操縦士による試験が続けられた。

1942 年の 6~7 月、空技廠の帆足巧、周防元成・両大尉、横須賀海軍航空隊の花本清登少佐による官試乗が行われた。視界不良と VDM プロペラ(元々、電気式が基本であつたが、国産化されたのは油圧式)の変節機構不具合、発動機の出力不足に起因する速度・上昇力の不足が指摘され、次の試作機にはやや強化された火星 23 型発動機(燃料噴射/水・メタノール噴射)を搭載すべしとの指摘がなされた。

VDM プロペラについて言えば、その作動原理自体は上記の通りであつたが、実際にこの差動歯車機構はプロペラ・スピナの後半部分にギッシリと詰め込まれており、非常に込め込まれた構造を呈していた。しかも、その遊星歯車機構には当時としては珍しい転位歯車を用いられており、ピニオン H は歯数の異なる 2 枚の大歯車 J, K と等しい軸間距離で噛合う構成となっていた。このため、当該部は“不思議歯車”などと呼ばれた。複雑な機構に摩擦やギクシャクは付き物で、住友に何度も出向き、転位歯車国産化に協力した東京工業大学の中田 孝に拠れば、VDM 恒速プロペラのピッチ変換機構の作動音は発動機の爆音を縫って轟く「悲鳴」のようであり、作動途中、歯底に閉じ込められた油に因りロック状態に陥る椿事も頻発したという<sup>570</sup>。

住友改良型 VDM プロペラの基本形からの相違点を歯車の歯数について見れば表 III-VII-4 の通りである。“不思議歯車”は歯数が増している半面、歯数差は相変わらず 4 である。これは転位歯車の制約であろう。他方、H と L の歯数は小さくなっている。この歯数増減の根拠は不明である。最大の相違は明らかに変節速度向上のためと想われるが、N の歯数が 82 から 95(ないし 91)へと極端に増やされている点に認められる。他の歯車のサイズ変更はあるいはこのことの皺寄せであつたのかも知れない。

表 III-VII-4 VDM プロペラの歯車歯数比較

歯車	G	H	J	K	L	M	N	P
----	---	---	---	---	---	---	---	---

570 中田 孝「私の油圧制御研究への動機と回想」『油空圧の進歩 100 人の証言』222~224 頁、参照。ある意味、この文章が VDM 恒速プロペラに関する最も血の通った紹介と言えよう。歯車工学の大家、中田は主著『JIS 記号による新版 転位歯車』日本機械学会復刻版、1994 年、105 頁でもこの不思議歯車を用いた VDM プロペラに言及している。また、同書にはファルマン式やライトの 20 ピニオン減速装置に係わる紹介や理論的解説も掲げられている。

基本形	?	24	82	86	24	82	82	?
住友型	150	22	84	88	22	84	95/91	33/37

『VDM プロペラ説明書用 附図』より.

95 と 33, 91 と 37 がペアをなす.

新たに開発された住友 VDM・4 翅プロペラの諸元は大雑把に紹介すれば表Ⅲ-VII-5 の通りであった. 変節数値の高いほうが改良型であろう. 油圧モーターからの駆動機構にも差があり, これが変節速度の差を生んでいるが, 詳細は省く.

表Ⅲ-VII-5 住友 VDM・4 翅プロペラの主要諸元 / 生産・装備情況

装備機体	称呼変更速度	N	P	変節速度 deg/s	変節範囲 deg		ピッチ変更制限範囲 deg
紫電(改) 1 式陸攻 流星艦攻	4.4	91	37	4.38	33.9	42.4	70.8
	5.1	95	33	5.13	39.7	49.6	82.9
雷電 烈風 彩雲	4.9	91	37	4.89	37.9	47.3	70.8
	5.7	95	33	5.73	44.3	55.4	82.9

『VDM プロペラ説明書用 附図』より.

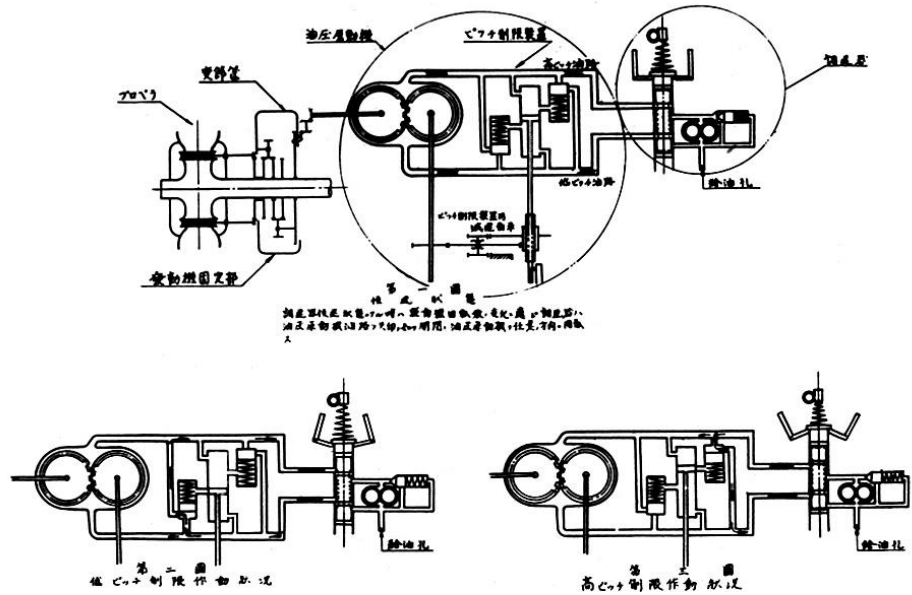
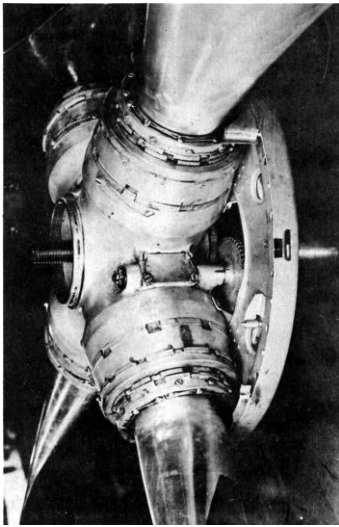
火星 23 型発動機を装備し住友 VDM 式 4 翅プロペラと組み合わせた試作 2 号機は 10 月に完成, 直ちに“雷電”11 型として制式化されると共に, 社内飛行実験が開始された. ここでは十四試局地戦闘機には見られなかった新しい, 動力装置に由来すると考えるしかない激しい振動が発現した.

火星 23 型発動機は三菱として初の燃料噴射(ポート噴射)式発動機であり, 排気のロケット効果を狙いとして先を僅かに絞った単排気管採用の点でも先進的であった他, 水・メタノール噴射を自称, 「世界で初めて」採用した量産発動機であった. 一方, 発動機の大馬力化に応じた 4 翅化と変節機構の作動速度を従前の 0.5°/秒から 5°/秒以上程度まで高め, 調速機を備えた住友 VDM 式恒速プロペラは技術的孤立状況の中, 1941 年末, 住金自身によって開発された(図Ⅲ-VII-50)<sup>571</sup>.

図Ⅲ-VII-50 住友 VDM 式 4 翅・恒速プロペラとその調速・変節機構

<sup>571</sup> 『住友精密工業社史』31~34 頁, 参照.





同上書，より。

歯車ポンプで油を圧送し，歯車式油圧モータで動力を取出す。制御ピストンの位置を変えることにより油圧モータへの循環経路を逆転させ，その回転は差動機構を介してプロペラ翼根部のウォームを駆動し，プロペラ翼のピッチが変化せしめられる。プロペラの回転数は油圧ガバナによって保たれる。

火星 23 型発動機は当初，夥しい煙と 2200rpm.附近での激しい振動を伴い，極度の不調を託つ発動機であった。振動対策として発動機の調整が行われ，防振ゴムの改良 発動機の防振対策として本邦初，名ばかりの非連成式発動機架が名研の山室宗忠，空技廠の松平精・両技師によって開発された。然しながら，これらは何れも焼け石に水であった。

火星 23 型発動機の不調は鳴物入りで導入された上述の水・メタノール噴射システムの不具合にも起因していた。既に第Ⅱ部にて論じておいた通り，水・メタノール噴射はその本質からして高高度から侵入する爆撃機を迎撃する戦闘機設計者に歓迎されるような仕掛けではなかった。しかもそれは戦後の民間機用大馬力ピストン発動機の標準装備品となる P&W 系の技術とは雲泥の差の未熟なシステムであった。燃料噴射方式との相性も殊の外，悪かった。燃焼状況の調査が実施され，幾分かは改善されたとは言え，総じて燃えは不調であった上，夏期には出力低下が甚だしく，大気状態の影響にも敏感とあつては誰からも忌み嫌われて当然である<sup>572</sup>。

発動機の振動対策に係わった三菱側の中心人物，山室宗忠は帆足大尉より回転数，ブーシトの如何に係わらず発生する 300cpm.程度の「ゴツゴツ振動」と高回転時の速い「ビー振動」を指摘され，名研の振動班を率いて 1942 年 12 月 15 日より振動対策に着手した。飛行中の機体に振動計とオシログラフを持込んでの振動試験は'39 年に 96 式陸上攻撃機で実施されており，振動計，オシログラフ共にこの間，空技廠の松平技師の指導下，進歩を遂

<sup>572</sup> 本稿第Ⅱ部，参照。

げていたから山室は試験に自信を持って臨んだ。

その結果を総括すれば、「ゴツゴツ振動」は発動機の 2 次振動(180° 周期)と減速比 0.54 = 発動機の約  $\frac{1}{1.85}$  の速さで回転するプロペラの 4 次振動(167° 周期)の周期が近いため、300cpm.程度の“うなり”に由来する現象であると理解された。確かに、後者が 170° 周期であれば“うなり”は精確に 300cpm.の周期となる。

この振動を排除するためにはファルマンギヤの減速比を変更せねばならず、深尾を長とする生産現場は強く抵抗したが、結局は 0.50 の減速比への逃げが打たれることとなった。発動機 2 次とプロペラ 4 次を一致させてしまおうという思惑である。なお、この減速比 0.5 の装置を取り付けた試験の過程では主連桿ケルメット軸受が 2 回焼損し、試験進行の妨げとなっている。「ケルメット耐久性ナシ」……恰も'42 年 7 月の空技廠における火星 22 型耐久試験で指摘された通りであった。

もう一方の「ビー振動」の原因については各種、考究されたが、複列星型 14 気筒発動機に固有の 2.5 次振動がその正体ではないかと疑われた。これは先に見た Bentley 論文の Part I に単排気管からの排出ガスの衝撃が気筒面内の Y, Z 軸回りの少なからぬ偶力を発生させる場合がある、との指摘にヒントを得た発想であった。しかし、集合排気管に取替えての飛行実験でも振動の状況は変らなかった。

そこで取り沙汰されたのが上述されたプロペラ翼振動に係わる Willams のホワーリング説であるが、これも決め手となるようには思われなかった。

振動データにはサイクル変動と思しき影響が現れていたため、点火角度や水・メタノール混合比の操作による変化を調べる実験が'43 年 2 月 21 日、0.5 の減速比を持つファルマンギヤを用いて行われた。この試験においては柴山操縦士より「振動皆無」との報告が得られ、試験記録もその証言を裏付けていた。

但し、たった 1 回の飛行で主連桿のケルメット軸受は焼損を来し、その対策が求められた。このため潤滑油循環量を増したところ、空技廠における基礎実験と同様に油の温度が過昇する事態が招かれた。止む無く油冷却器の容量増大が実施されたものの、この改造工事は「発動機側の怠慢による連絡の遅れから」、機体側にとっては不測の事態として突付けられた。

このこともあり、次の飛行試験は 4 月 24 日まで持ち越された。前回と同じく、柴山兵曹長が操縦桿を握ったが、今回は相当な振動があるとの報告であった。続いて一週間、柴山、帆足両操縦士が試験飛行を行ったが、常に相当な振動がある旨、報告された。「ゴツゴツ振動」が消えた代わりに「ビー振動」が激甚化し、我慢出来ないほどとなったという。

振動記録は発動機の 0.5 ならびに 2.5 次振動の激増を示していた、これを分析して得られた前者に係わる山室の推論は、2 月 21 日の試験時は発動機 2 次とプロペラ 4 次を一致させる際、発動機 0.5 次とプロペラ 1 次とが偶々、逆位相となる形になっていたのに対して、2 回目にはこれが同位相となる恰好になってしまったため、前回、打消されていた発動機 0.5 次の振動が 4 月の試験においては共鳴したのであろうというモノであった。であるとすれ

ば、クランク軸とプロペラ軸との位相を変えてやればその対策は可能となる。

後者に関して山室は発動機 2.5 次と発動機 2 次とが一致する  $720^\circ$  毎の共鳴点が 2.5 次振動を見かけ上強めていると観た。そこで彼は、不平衡錘をプロペラの様々な位置に付け替えることでこれが生ずる位置を割出し、そこに錘を設置しておけば両者の共鳴を打消すことが出来ると考えた。手探りの飛行試験の結果、プロペラをプロペラ軸に取付ける所の親スプラインを後列第 3(主)気筒の上死点時、そこから回転方向に  $135^\circ$  進んだ位置に組込み、1500g·cm 相当の不平衡錘を親スプラインの反対側に取付けることとした。

しかし、この対策により振動はかなり軽減されたが、それでも射撃の照準が出来ないほどのレベルであった。責任を感じた山室はこの単座戦闘機の操縦席後部の空間に乗込み、帆足大尉から伝声管によって伝えられる飛行状況と振動の発生状況を体感した。山室は「ビー振動」にはは 2 種類あり、速い方は発動機 2.5 次、遅い方は同 0.5 ないし 1 次であり、それは過濃混合比の時に甚大で、発動機の燃焼の不均一に起因する対策し辛い現象と考えた。

そこで取敢えず、振動を幾分かでも軽減する方途を求め、山室は不平衡錘を 2500g·cm に増加する手立てを考え、試験を帆足大尉に委ねた。しかし、'43 年 6 月、試験に際し操縦系統と尾輪緩衝装置との干渉という設計・整備に係わる不首尾が出来し、帆足機は離陸直後、急降下体制に入り大尉はその乗機と運命を共にした。

この間に再浮上して来たのが件のプロペラ軸ホワーリング説である。プロペラに不平衡錘をつけて飛ばすのは邪道との批判も山室には堪えていたらしい。山室はプロペラ軸の撓みを考慮するとプロペラ 2 次の振動が 2300rpm で共鳴していると推論した。松平は最初に 0.5 の減速比で飛ばした時のプロペラは“雷電”ではなく、後の“紫電”用に開発されていた非常に高剛性のものであったことに気付き、同じプロペラを装備して再度試験飛行を行わせた。その結果は期待通りで振動は全く報告されなかった。そして、振動記録を解析してみると、目立った減少を示しているのは発動機 2.5 次の振動ではなく発動機 1 次の振動であることが判明した。2.5 次振動の呪縛からの“解放”である。そして、この場合、Bentley と Taylor の理論が示すように、主気筒対象配置の複列 14 気筒発動機においては大きさの順に 7 次、2 次、1 次のトルク変動があり、かつ、1 次のトルク変動は最大の振幅を有する 7 次のトルク変動と位相角が近接して共鳴するものであった点に留意されねばならない。

山室と松平はイギリスの B.,C., Carter の研究を参考に、発動機の 1 次トルク変動がプロペラ軸に伝達され、これがプロペラ翼の曲げ振動の励振力となり、プロペラがアンブレラモードの振動(基礎振動)に入り、これが発動機を前後方向に振動させ、機体にも従来、存在しないと考えられていた前後軸方向の振動として伝わる、というモデルを描くに到った<sup>573</sup>。

<sup>573</sup> 従来、日本で“発動機の前後振動は無い”と考えられていた件については松平「零戦のフラッター事故その他について」396 頁、「4.3 飛行機(振動)」396 頁、参照。

しかし、R-2800 の開発事例にもあった通り、クランク軸の曲げ振動は発動機の前後振動を惹起して当然であり、山室などは早くからクランク軸の曲げ振動について大いに強調し、その伸縮振動について改めて意見表明を行なってもいたのであるから、同業者、松平が発

この振動は実用回転域では共振しない程度にプロペラ翼を厚くし、その剛性を高めるといふ無芸極まる方策によって形の上では抑止可能であった。そこで、“銀河”の飛行試験結果を参考に、オリジナル設計を改め(改悪し)、空力的性能を犠牲にしたプロペラ翼の厚翼化による剛性アップ策を施すと共に、当初、非連成支持方式導入のため敢えて高められていた防振ゴムの前後方向定数を落すという弥縫策によって“雷電”に係わる、一連の振動問題は約一年の試行錯誤を経た1943年初秋、一応の解決へと到った。防振ゴムいじりやプロペラの厚翼化といった弥縫策は譽装備の偵察機、“彩雲”や“銀河”，同じ18気筒発動機A20装備の試作双発戦闘機，キ-83においても実施されたようである。

'43年12月，漸く“雷電”11型は実用可能と判定された。'44年1月，訓練中の30号機が発動機ナセルの飛散ないし発動機架の亀裂を引き金とする振動に因り空中分解を生じたため，当該部位に補強策が講じられた。かような試行錯誤を経た後，“雷電”が前線にまともな数送られたのは漸く初夏の頃と伝えられている。この年にはまた，“雷電”32型の中から排気タービン過給機を装備した試作機が開発されたものの，機体後部に原因不明の振動が発生したり高高度性能改善に著効が見られなかったりしたため，2機のみで終わっている。

こうした中，1944年5月から投入が開始された“雷電”33型は機械式過給機の増強により全開高度を高めた火星26型(1510HP@2800m, 1400HP@6800m)を搭載する決定版“雷電”であり，戦後，アメリカからは実用された日本海軍戦闘機の中では優れた速度，上昇力，運動性を兼備するものと評価されたが，爆撃や震災に因る名産の生産体系瓦解に因り総勢30~40機が送り出されたのみに終わった。“雷電”全体としての生産機数も三菱が476機，これ以外の製造拠点からはごく少数が送り出されただけで総計500機程に過ぎない。あまつさえ，その僅かな完成機の中からも視界不良により着陸時に損傷して失われる機体や発動機の故障で稼働出来ない機体が多数発生した。

1940年秋から空技廠飛行審査部の戦闘機主務者に任じられ，12月の第一回木型審査から審査主務者として“雷電”にタッチし，1942年7月，後任を帆足大尉に譲って前線に転出，彼の殉職後，再び主務者に召還された小福田皓文は“雷電”は日本海軍の旧弊な戦闘機用兵思想に合わず，使いこなされなかった機体であったと述べている<sup>574</sup>。

確かに，発動機が順調に動いていた限りにおいてはかような評価が正鵠を射っていたので

---

動機前後振動を頭ごなしに無いものとして扱っていたとすれば，その姿勢は不用意である。

B.,C., Carter の研究とは Carter, B.,C., *The Vibration of Airscrew Blades with particular Reference to their Response to harmonic torques in the drive. Aeronautical Council Reports & Memoranda*, 1758, 1936.を指すようであるが未見。

似たテーマを扱った論文として J., Meyer, *Die Kopplung der Luftschrauben-Biegeschwingungen mit den Kurbelwellen Drehschwingungen. Jahrbuch 1938 der Deutschen Luftfahrtforschung*. S. II, 1938 田中敬吉訳「プロペラ翼板の曲げ振動と曲軸の振り振動との聯立」『航空學術外國文獻』第91号，1940年，がある。その結論においては発動機の新連成支持ないし弾性的なプロペラボスの採用が勧奨されている。

<sup>574</sup> 小福田皓文『零戦開発物語 日本海軍戦闘機全機種の世界』光人社，第9章，参照。同書302~303頁に見られる国産発動機技術についての総括は遺憾ながらデータラメである。

あろう。“雷電”を如何に評価するかは非常に難しい問題であり本稿の課題とするところでもないが、そこを敢えて申せば、動力技術サブシステムの遅れに泣かされた数多くの国産軍用機の一典型というのがこの毀誉褒貶に富む機体に対してここでなされるべき位置付けであるということになるろう。

“雷電”の振動問題はかような形で……発動機側での 1 次トルク変動抑制という抜本的対策が打たれぬまま、一応の幕引きに到ったが、本質的には既に G.,P., Bentley と E.,S., Taylor によって明らかにされていた通り、また、R-2800 *Double Wasp* の開発史に見事な投影を観たように、前後列主連桿の配置を 1 次トルク変動の最も大きくなる 180° 対称配置、即ち前後列共 3 番気筒への配置から隣接気筒配置に改めれば良かったのである。

山室は G.,P., Bentley と E.,S., Taylor の論文について勿論、知悉していた。それどころか、彼はそれをベースとした議論を展開しつつ、複列星型 14 気筒発動機において 3.5 次(1 節振動の第 1)、10.5 次(2 節振動の第 1)、同 18 気筒において 4.5 及び 13.5 次のハーモニクスは前後バンク間で相殺し合うから、それらによってはトルク変動はもたらされないという命題を批判してさえいた<sup>575</sup>。

山室は本文中では彼らの式(15)を何故か不正確に引用した後、彼らがそこで置いた仮定は「前後列間の軸の可撓性を全く無視した考へ方であつて……前後列に夫々 exciting torque を置く方が正しいのである。従つて 3.5 位、10.5 の如きハーモニックも決して零とはならない事が解るのである」と述べ、最後の脚注においては「最近のニュースに依ると Wright の Double Row Cyclone には 7 位と 3<sup>1</sup>/<sub>2</sub> 位と 2 個の dynamic damper を付けて居るがこれもこの結果に依ると當然である事が明らかである」とまで述べている。山室の論拠は一方では理論的モデルにあり、他方では彼が行った台上試験の結果にあつたが、Double Row Cyclone におけるダイナミック・ダンパの仕様も山室説に味方していたというワケである。

先に見た R-2800 *Double Wasp* の開発においても 4.5 次の振れ振動が深刻で、1 本スプール式から 2 本スプール式を経て最終的には Chilton 式へという変遷はあつたものの、後部ウェブにはほぼ一貫して 4.5 次のダイナミック・ダンパが装備されていた。従つて、複列 18 気筒に関して 4.5 次、13.5 次の振り振動は現れないという彼等の仮定は少なくとも一般理論としては誤りであつた。

その反面、Bentley の振動測定実験の結果に拠れば、恐らく *Twin Wasp Jr.* かと思しき複列 14 気筒発動機は確かに X 軸回りの角振動を発生させてはいなかつた。この発動機はその名の通り、*Twin Wasp* の縮小版であつたから、その一体式クランク軸、とりわけ中央部の振れ剛性はライト流のマネトン・ボルト結合や中島及び三菱的な、そして後には R-2800A~B 型にも採用されるスプライン結合に依る組立クランク軸に比して当然、遙かに高かつたと推定される。これを台上試験にかけても「前後列間の軸の可撓性」に起因する目立つた 3.5 次、10.5 次トルク変動は観察されなかつたという客観的事情の存在は十分、予想される。

---

<sup>575</sup> 山室「複列星型発動機の減速装置附クランク軸の振振動に就て」『日本航空學會誌』第 7 巻 第 57 号、1940 年 1 月、参照。

山室はどのような複列 14 気筒発動機を用いて実験したのかについて一切明示していないが、要は供試発動機のクランク軸固有の剛性次第ということであって、Bentley の実験データと理論も山室の理論と“最新情報”解釈も夫々に部分的真理ではあったのであろう。ただ、アメリカにおいては理論が何をか為さんがために、三菱においては、勿論、空技廠の田中修吾に助けられてのことではあったが、何もせずどこまで済ませられるかを見定めるための“屁理屈”として用いられた。この対照的構図の存在こそは彼我の決定的相違点であった。

なお、付言すれば、山室が伝えた“最新情報”に係わっては別の思考が可能である。アメリカ、メリーランド州の Massey 空港に附設された Massey Air Museum には B-25 爆撃機に搭載されていた複列 14 気筒 *Double Row Cyclone* (アメリカでは相当古くから *Twin Cyclone* と通称されて来たらしい) R-2600-35 型、1700 馬力発動機が見事にレストアされた上で展示されている。

そのレストアの情景はネットに詳細にアップされているが、これを見ると主連桿配置はアメリカ風に言えば 1 と 12 (旧日本式なら 1 と 4)、つまり  $77.14^\circ$  間隔になっており (複列 14 気筒では  $90^\circ$  には出来ず、 $77^\circ$  か  $103^\circ$  の何れかしか選択の余地が無い)、かつ、前部クランクウェブに付された大きくかつ高い割円状のダイナミック・ダンパは、根拠となる寸法データは示されていないものの、1 次トルク変動吸収ダンパであると説明されている。

これを正しいものとして推理してみよう。Bentley と Taylor の表に基いて対称配置と比較すると、上の主連桿配置の採用に因って 1 次トルク変動は 63% に低下し、2 次は 22% へと激減する反面、2.5 及び 4.5 次のトルク変動が新たに発生することになる。従って、どうしようもなく発生する 7 次に加え、1、2.5 ないし 4.5 次、何れかのトルク変動吸収ダンパーを与て妥協を図るしかない。その選択肢の中から 1 次トルク変動吸収ダンパが選ばれたとすれば、言い換えるなら一貫して 1 次トルク変動が目の仇にされていたとすれば、その理由は案外、“雷電”の場合と同様であったのかも知れない。

勿論、1 次トルク変動抑制の最適解は前後バンク主連桿の隣接気筒間配置であったが、これを遣るには 2 倍速バランサの装備が不可欠となるから、R-2600 においてはそこまで追求されず、その具体化は既にスタートしていた R-3350 開発に委ねられたということであろう。同じ関係を構図的にヨリ徹底化して描き出してくれたのが *Twin Wasp* から *Double Wasp* への進化ということにもなる。

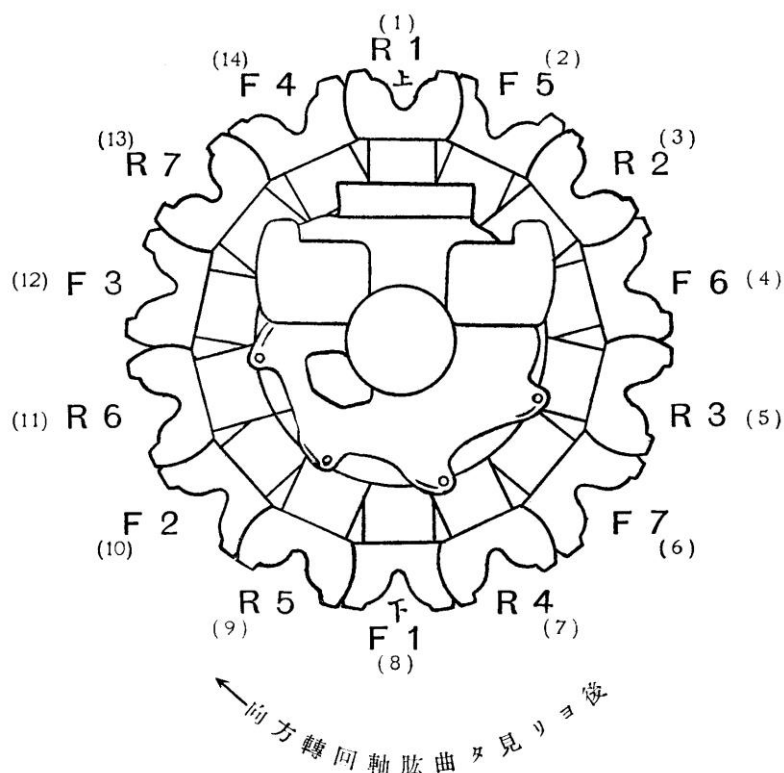
何れにせよ、R-2600 の主連桿配置は恐らく理論主導の下、途中で  $180^\circ$  から  $77^\circ$  へと変更されていたと推理される。R-2600 にはある時期、確かに前 7 次、後 3.5 次という構成のダンパが装備されていたものの、発展型においてそれは前に 1 次、後に 7 次(?) といった構成に置換えられていたということではなかろうか？ そして、少なくとも後期型である R-2600-35 においては實際上、積極的に消しにかからねばならない程の 3.5 次トルク変動は観察されておらず、それ故、問題にされることも Bentley と E., S., Taylor の理論に修正が求められることもなかったということなのであろう。

図III-VII-51 戦時日本の気筒番号呼称法(複列 14 気筒の例)

気筒番号呼称法下記ノ如ク訂正ス

18040 号以降實施 (昭和11年12月 5日)

細 字 …… 訂正前ノ呼稱法  
 太 字 …… 訂正後ノ呼稱法 (金星二型通り)



海軍航空本部『金星發動機三型 取扱説明書』1936年10月, より.

これに引替え, 国産複列星型發動機における主連桿配置は相も変わらず対称配置ばかりであった. 日本(少なくとも日本海軍)では図III-VII-51 から判るように 1936年12月5日より従前のアメリカ式に代る日本式気筒番号呼称法の導入を見たのであるが, 『取説』類に拠って確認出来た限りにおいて述べれば, 対称配置は 14 気筒では中島の 97 式 850 馬力が前後列共 1 番, 榮は前後列共 3 番, 三菱では金星, 瑞星, 火星が前後列共 3 番, 複列 18 気筒では譽が前後列共 4 番を主連桿位置としていた. しかも, 我国の主要な複列發動機においては譽のクランク軸に 9 及び 4.5 次(?)のダイナミック・ダンパが装備されていたのを唯一の例外として積極的な振動対策は軒並みゼロであった. 理論的にどうのこうのと言う以前の問題として理論に積極的な実践が皆目, 伴っていなかった. それどころか, 理論は往々にして何

処までそれ無しで耐えられるのかを見極めるために行使されていた。その典型が三菱流＝深尾流“横着設計”である。

そうした中、遂に1943年6月22日、山室は複列14気筒発動機(機種不詳)の前後主連桿を90°ならぬ77°配置(気筒番号不詳)に改めて台上実験を行う羽目に追い遣られる。かくすればガス圧トルクの変動に関する上記理論の教えるところはR-2600-35の場合と同様となる。山室の伝える実験結果は果せるかな、「無効なことを確かめたに過ぎなかった」。勿論、かような結果に到ることなどやる前から解り切っていた。ダイナミック・ダンパの一つとして装備されておらぬのであるから、主連桿配置を如何様に捻くろうと“丸儲け”になるような結果が付いて来る謂れなどあろう筈もない。

続いて、1944年3月29日、山室は空技廠発動機部との連繋の下、火星23型の主連桿をガス圧トルク理論が指示するところの隣接気筒配置とする台上実験を試みさせられた。測定結果を見れば、「発動機回転数と同じ速さ(一次)の振り振動が少し減っていた【傍点引用者】」反面、発動機後部の噴射ポンプ、発動機前部の減速機室及び運転台上で測定された「発動機回転数の二倍の速さ(二次)」の上下振動が理論通り著増(減速機室の上で約二倍半に増加)した。

主連桿を隣接気筒配置とすれば1次のトルク変動は「少し」どころか激減しなければならなかった筈であるが、よほど癪に障ったため敢えて「少し」と表現されたのかも知れない。その反面、この配置においては主連桿の修正2次慣性力に起因する直線振動成分が現れる。山室の計算では火星の場合、「発動機2次の振動が大きくなる……ために軸受け荷重が約2トン増加するという計算になった」という。これは山室をはじめとする三菱の発動機技術者にとって許されるべからざる事態であった<sup>576</sup>。

彼はこの主連桿配置の変更について、「2次不平衡量を取り付けずに主接合棒の位置を変えることは、われわれ発動機の製造元として責任上賛成することはできなかった」(「振動に苦しんだ『雷電』戦闘機’)とも回顧している。この増加荷重をマトモに被るのは“横着設計”、“屁理屈”に立脚する三菱発動機伝来の泣き所、即ち、孤立無援で振り・曲げ剛性の限界に耐え忍ぶクランク軸であり、それを宥め<sup>なだ</sup>賺<sup>すか</sup>すのに汲々とさせられていたクランクピン軸受並びに中央主軸受であった。かような、丹治道生によって、また譽の開発絡みでは中川良

---

<sup>576</sup> 前掲図Ⅲ-VII-24の例に帰れば、これを複列化し、かつ、主連桿配置を180°から前後隣接気筒間へと変更することにより、2次慣性力は0kgから520kgへと増加する計算になる。これは146×146mmのボア・ストロークを有する9気筒、公称出力450HP/2100rpm.のWasp C型をベースとする数値例である。

2次慣性力は $\omega^2 r \cdot \frac{1}{2} \cdot \cos 2\theta$ に比例する。 $\lambda$ (即ち $l/r$ )の値は単列につき7気筒ロングストロークの火星の方が9気筒スクエアのWaspより却って大きい、その実数は後者の2.175に対して2.18程度であったから無視して良い差である。よって、150×170mmのボア・ストロークと1850HP/2600rpm.の離昇馬力を持つ火星20型なら、離昇時における最大2次慣性力はWasp公称時の上記520kgに回転速度( $\omega$ )比の2乗とクランク半径( $r$ )の比の積と“ピストン+主連桿”の質量比とを掛けた値となる。最後の項を単列馬力比2.06によって見積れば、この値は確かに1.9トン余りとなる。



一によって若干、言及されたのを例外として発動機技術関係者によってはほぼ全く語られて来なかった裏事情からすれば、三菱側の技術者が「発動機の製造元として責任上賛成することはできな」という結論しか絞り出せなかったとしても、それは真に止むを得ないことであった。言ってみれば、彼らは自ら掘った墓穴の深さについて知悉していたというだけのことである。

因みに、同じ複列 14 気筒の BMW 801A の主連桿は欧米式表記で 8 番(前列)と 9 番(後列)という前後列隣接気筒間配置であった。2 倍速バランサは装備されていない。それでいて何等、破綻を生じてはいない。部分釣合を可能にする 4 つの釣合錘を与えられたクランク軸の高い剛性と軸受の大きな負荷容量とがこの選択を許容したためであろう。そこに正しく“高等横着設計”と形容されるべき技の真骨頂があった<sup>577</sup>。

A20 の開発が為されたのは勿論、佐々木らが金星の限界を正しく悟っていたからである。これは嘘偽りの無い認識そのものと言えた。然しながら、金星の限界そのものは“横着設計”を脱却し、クランク軸と主軸受の容量をアップするか、せめてクランク軸後部に 7 次のダイナミック・ダンパだけでも与え、気筒頭の放熱面積拡大策を導入しておれば、同じ気筒数・排気量のままでも今少しは拡大させられ得る性質のモノであったという理屈、技術論までが閑却されては歴史認識として元も子も無くなってしまう。

とまれ、現実に行われたのは中川良一が榮 20 型から譽を捻り出した手法に類似の……吸排気弁挟み角の点では穏当な、しかし、“高等横着設計”には届かず、それでいてダイナミック・ダンパや 2 倍速バランサには背を向けた、極めて中途半端な開発であった。火星に係わる上記の展開の本質は左様な開発思想の論理的ツケの一つが“雷電”の発動機においても理屈通りに回って来たというだけのことである。そして、言うまでも無いことであるが、同じ請求書はやがて「強い要望」という形で当の A20 自身にも届けられることになる。

なお、山室は一連の議論の真っ只中で、

昭和十九年の初め頃、戦地から送られて来た当時アメリカ軍用航空発動機の主流をなすプラット・アンド・ホイットニー二重星型十八気筒“ダブル・ワズプ”では、前後主接合棒の間の角度が、三六〇度の十八分の五すなわち 100 度になっており、そして二次不平衡量の増加を打消す対策として曲軸の前後両端に曲軸の二倍の速さで逆回転する平衡重錘が付いていた。

とも述べている<sup>578</sup>。

---

<sup>577</sup> 801A の主連桿配置については cf. Victor F., Bingham, *Major Piston-Engines of World War II*. p.68. 残念なのはダイナミック・ダンパの使用実態に関する一般性のある情報が得られていない点である。先にも述べたように、筆者としてはウェブ一体式と目される釣合錘の側面に目玉が 2 つ覗いているからにはパック式ないしスプール式ダンパが仕込まれているものと想像せざるを得ないが、前掲 *Flight* 誌の記事にある個体ではそこが殺されていた。もし、これがチルトン・ダンパであったなら、かくも邪険に扱われはしなかったのだろうか……。

<sup>578</sup> 『零戦』初版の読後感。傍点、引用者。

逆回転というのは山室が『航空情報』誌上の論考でも述べ、松平が『日本航空学術史(1910-1945)』396頁で追認し、あまつさえ堀越までが『往事茫茫』に寄せた論考に引用(第一巻, 191頁)していることであるが、何れも大間違い=単純に順回転の誤りである。田中敬吉が明らかにしたように、星型発動機における連桿の複傾斜に起因する2次慣性力はある瞬間を出発点に採ればクランクピンから180°進んだ方向に作用し、かつ、そこからクランク軸の2倍の速度で同一方向に回転する大きな成分と逆方向に回転する小さな成分とから成り、差し引きして外部に現れるのは前者の成分である。

このクランク軸の2倍の速度でクランク軸と同一方向に回転する2次慣性力に対して不釣り合い重量を逆回転させては複傾斜による2次慣性力のように丸い極線図を描く力を相殺出来る筈がない。逆回転させてしまえば振動の相殺と合成が90°毎に交番し、新たな2次直線起振力が励起されるのみである。よって、正しい理屈はクランク軸と同芯の不釣り合いモーメントを2倍速で同一方向に回す、という風でなければならぬ<sup>579</sup>。

また、実際に図Ⅲ-I-6として引用された *Cyclone* の2倍速バランサを覗んでみても上述した *Double Wasp* のそれ(図Ⅲ-VI-26)の構造に照らしてみても、逆回転などということは行われていない。後者について言葉で補足すれば、その動力伝達経路はクランク軸上、ショック・ダンパに支持された駆動大平歯車→クランク室上の副軸に支持された増速用2段重ね平歯車→クランク軸上のバランサ歯車という格好になっていた。こんな経路からクランク軸と逆の回転が出力されることなど微塵もあり得ないのである。

それはともかく、上の引用は主連桿配置からして明らかに *Double Wasp* A ないし B 型についての知見である。多大のマンパワーを投じて導入されたその2倍速バランサは副連桿群の複傾斜に起因する2次慣性力とそれに起因する2次慣性偶力対策として導入されたものであって、C型における1次トルク変動対策としての前後バンク主連桿隣接気筒配置に因って激甚化した主連桿の修正質量とその単傾斜運動に由来する修正2次慣性力への対策とは何の関係も無いシロモノであった。それ故、主連桿配置変更との係わりでA、B型の2倍速バランサの一件を引いて来る山室の議論は発動機屋、それも振動の専門家のそれにしはややミスリーディングであったようにも見える<sup>580</sup>。

とまれ、三菱名古屋発動機研究所において'44年3月29日、火星23型の主連桿を前後隣接気筒に組替えただけの状態での台上試験結果は“2倍速バランサ無しでの前後隣接気筒配置導入は不適切”という内容の報告として海軍に上申された。

その後、恐らく1944年の夏、九州で撃墜されたB-29のライト、R-3350 *Duplex Cyclone* か名発でテストされた新品のR-3350(後述)かを検分した山室はそこに前後主連桿の隣接気筒配置と2倍速バランサの併用とを確認している。また、主気筒にはそれ自身のピストン

579 ランチェスター式バランサの原理はまさしくこれである。

580 複傾斜に起因し、クランクピンに180°先行した位置を起点として、これと同一方向に2倍の速度で回る2次慣性力の現れ方は主連桿配置の如何によっては左右されない。基準となるのはクランクピンの位置だからである。問題はあくまでも主連桿の修正往復運動質量に係わる修正2次慣性力である。

の側圧以外にも隣接気筒のガス圧等が側圧として加重される。このため、その潤滑には特に意を用いるのが適切であり、事実、*Duplex Cyclone*の前後主気筒は下方に配置されていた。戦後、山室は“最近の“ダブル・ワस्प”もこの通りに変更されている”などという誤った歴史理解をも開陳しているのであるが……<sup>581</sup>。

察するに、1943年後半に投入された *Double Wasp C* 型について、戦時中の日本人技術者はほとんど知るところが無かったようである。つまり、それだけ良い状態の最新型 F6F や P-47 あたりは“入手難”であったということであろう<sup>582</sup>。

主連桿の隣接気筒配置を採り入れた C 型には A, B 型のそれより大きな不平衡慣性モーメントを持つ 2 倍速バランサが採用されていた。これは 2 倍速バランサに隣接配置された主連桿の修正往復運動質量の 50% バランシングをも課し、修正 2 次慣性力によって生ずる直線振動の力を直角方向に散らし(2 次同士をぶつけて極線図を円形となし)、軸受最大面圧をより徹底的に抑制しようという発想の現われであった。

と言うことは、構造こそ違え、同じ発想の 2 次振動バランサの装備された R-3350 *Duplex Cyclone* を検分する機会を得た発動機振動の専門家、山室ほどの技術者の脳裏に実質的に去来していたのは、議論の流れに照らしても、まさしく *Double Wasp C* 型のような発動機とその 2 倍速バランサであり、併せてそこに到達出来ない悔しさであったということにもなりそうである。

他方、松平の発想はこれとは少し異なっていた。彼は R-3350 *Duplex Cyclone* に装備されていた 2 倍速バランサに触れて、

……このクランク 2 次の逆回転平衡重錘の付加は、発動機より外部に出る 2 次の振動の抑制には有効であるが、主軸受荷重の減少には直接効果はないはずであるから、とにかくこの平衡重錘なしでも主接合棒位置変更対策を実機で試してみるべきであると筆者は考えた。

と述べている（『日本航空学術史(1910-1945)』396頁）。

確かに、その前段は正しい認識である。図Ⅲ-I-6 に示されたようなクランク室に支持されるタイプの 2 倍速バランサであれば主軸受負荷の軽減には何等役立たない。言わば“横着設計”である。しかし、松平が仮令、R-2800 *Double Wasp C* 型について知るところが無かったとしても、その A, B 型の 2 次バランサにでも接しておれば、かように楽観的な態度でコトに当たったかどうかは甚だ疑問とせざるを得ない。

581 『零戦』初版の読後感。

582 押尾和彦・野原茂『日本軍鹵獲機秘録』光人社、2002年、には鹵獲機の例として F6F と P-47D が挙げられている。135~136 頁においてはフィリピンで 1945 年 1 月 4 日、発動機故障不時着、海軍に鹵獲された F6F、140 頁においては戦後米軍が横須賀海軍基地にて発見した来歴不詳の F6F、142 頁においては 1945 年 2 月 27 日、台湾で陸軍の 4 式戦疾風に撃墜(?)されたがほぼ原形をとどめる P-47D がそれぞれ紹介されている。搭載発動機に関する詳細情報は見られないが、少なくとも 2 月 27 日の陸軍鹵獲機 P-47D なら発動機は離昇 2800 馬力の R-2800 *Double Wasp C* 型であった筈である。なお、フィリピンと台湾の機体は内地に回送出来なかったようである。

何故なら、*Double Wasp* の 2 次バランサは、A, B 型におけるそれさえ軸受荷重軽減を前提として慣性偶力の打消しを狙うためのクランク軸に支持されたメカニズムであったからであり、その上で新たに生じた主連桿の単傾斜運動に起因する修正 2 次慣性力を打消しにかかる C 型のそれは勿論、軸受負荷の軽減という点において更にこの方針を徹底させた成果であったからである。

それにしても、海軍航空技術界の指導的技術者が *Double Wasp* C 型ならまだしも、A, B 型の 2 倍速バランサについてさえ何も知らなかった、あるいはそれに深く思いを馳せなかったとすれば実に情けないテイタラクではなからうか？

それでも、海軍空技廠発動機部においては松平の強い指導性の下、譽の主連桿を前後隣接気筒間に配置替えする楽観的な改造が施され、果せるかな改造譽は 400 時間台上耐久運転に成功した。400 時間と言え、既に見た通り、当時の航空発動機の水準からすればメジャー・オーバーホール間隔を大幅に超える長時間であった。

一見、かように乱暴な遣り方は繊細な譽ではなく、“横着設計”精神に溢れた、ダイナミック・ダンパ無しで済むたく短く一見、剛直そうなクランク軸設計を特徴とする三菱発動機にこそ似つかわしかったのでは、と訝りたくなる向きもあろうが、上述のように“横着設計”の馬脚を現しつつあったクランク軸をかように乱暴に処方すれば、その曲げ・振り剛性、中央主軸受並びにクランクピン軸受荷重の点で限界を超え、「責任」問題を生むような事態が招来されていたことであろう。この実験における発動機選択の問題は海軍の譽への肩入れや適応機種展開、中島技術者達の習性たる素早い対応力からも理解可能であるが、山室らの躊躇の程を想えば、当時、三菱流クランク軸“横着設計”法は既にその限界に達していたという客観的背景の重さ故のことと解されるのが至当である。

この改造譽発動機の分解検査結果から何一つ異常が認められなかった点に気を良くした海軍は、改造譽を偵察機、“彩雲”に搭載、オリジナル設計の薄翼高性能プロペラを装備させ、横須賀航空隊審査部の手で飛行試験に供した。その結果、振動はほとんど無くなり、最高速度は 15 ノット(27.8km/h)程も向上、上昇性能にも改善が認められた。しかし、この誠に顕著な対策効果も実用化の前に敢え無く時間切れ、敗戦となった。

一方、三菱では大戦末期、「海軍の強い要望があったので」、艦上戦闘機、“烈風”用に開発されつつあった金星の複列 18 気筒版 A-20=ハ-43 の主連桿配置を前後隣接気筒間とする台上試験が実施されていた。運用者たる海軍がこれを強く望んだのは余りにも当然である。運用側としては国産大出力複列星型発動機の振動問題について重々腹に据え兼ねるところがあったのである。この「強い要望があったので」などという没主体的を通り越して義理か厄介でとでも言いたげな表現からは中島のスタッフと比べた名發技術陣の独善性と単発機とりわけ単発戦闘機用発動機の商品特性把握面における甘さとが滲み出ている。もっとも、これは強ち三菱固有の問題ではなかったのかも知れない。海軍の戦闘機用兵思想がもう少しマシなもので、“零戦”に当初から金星 40 型が装備されておれば、三菱における発動機開発の流れも振動対策への取り組みもあるいは速められていた可能性は確かに高いか

らである。

*Double Wasp* C型は単発戦闘機への搭載性向上を焦眉の課題として軽量化や振動低減を徹底させた機種であった。主翼の途中に発動機を架装する多発機、それも大形機なら射撃照準やパイロットの疲労軽減のための発動機振動削減に単発戦闘機における程、意を用いる必要性は無い。1式陸上攻撃機、2式大艇等で既に実績を重ねた大排気量の火星が“雷電”用の23型で振動問題に縫着したのは燃料噴射と水・メタノール噴射との相性の悪さもさることながら、“雷電”が軽い機体の単発機であったことにより従来、隠蔽されていた馬脚が露わになったためと解される。これを専ら大戦末期におけるパイロットの質の低下、士気の衰えに帰する松平の説の如きは合理的思考を排除した開き直りに過ぎない<sup>583</sup>。

ともかく、ここは決して“横着”を決め込んではいけなところである。山室は更に、この発動機への装備を目指した(恐らく *Double Wasp* C型流の)2倍速バランサの設計が名研、佐々木一夫技師等により着手され、1944年中に設計完了に漕ぎ着けてはいたが、試験に到らぬ内に敗戦を迎えたとも述懐している。テンポこそ鈍いがこれなどは蓋し当然の成行きであったと言えよう<sup>584</sup>。

つまり、ここに展開されたのは嫌でも手間でもそれを開発せぬ限りクランク軸が、クランクピン軸受が、あるいは中央主軸受が持たなかったにも拘らず、その試作までには達し得なかったという情景である。この際、クランクウェブへのダイナミック・ダンパの設置が並行して進められていたのか否かについては何も語られていないが、理の当然としてそこまで、即ち *Double Wasp* C型のそれを丸ごと真似るところまで行くのが筋であった。発動機などという機械は、タービン程ではないにしても、所詮、理屈通りにしか機能し得ない存在であり、因果の応報を避ける物理的抜け道なるモノが存在するワケなど何処にもありはしないからである。

結局、平時・準戦時、民生品部門において為された長閑で低レベルな自動車用・車両用ガソリン機関“開発”行為の事例に事寄せて言えば、'30年代後半におけるGM *Chevrolet* 機関のアンニアル・モデルチェンジをほぼ逐年的に追いかけ、あるいは参照し続けられたトヨタ流模倣開発戦略の如きが同時代のこの国にとっては丁度お手頃であったということになる<sup>585</sup>。

---

<sup>583</sup> 『日本航空学術史(1910-1945)』393頁、参照。これに対して、奥平は譽と“彩雲”とを例に機体・発動機そのものの問題と搭乗員の士気の問題とをしっかりと弁別しつつ、前者が後者を助長した具体的構図について論じている。同書、373、374頁、参照。

なお、日本陸海軍におけるパイロットの使い捨て思想やパイロット粗製乱造から特攻隊員速成へと転落する訓練プログラムの変遷については大谷内前掲『ジャパニーズ・エア・パワー —— 米国戦略爆撃調査団報告/日本空軍の興亡』123~133頁、参照。その中の訓練飛行時間減少チャート(表J)は徳川好敏・和田秀穂・木村秀政監修『日本の航空50年』酣燈社、1960年、190頁、第8表にも含まれている。

<sup>584</sup> 山室前掲「振動に苦しんだ『雷電』戦闘機」、参照。

<sup>585</sup> トヨタのコピー開発行為とその相対的成功については拙稿「戦前・戦時期の国産中・大型自動車用機関について(1),(2)」(→IRDB)、の特に(1)、参照。トヨタ以外(日産、いすゞ、鉄道省)

深尾に領導された名發超エリート技術陣と言えども、準戦時下や戦時下ではなく、もしも平時に、ユーザー共々、*Double Wasp C* 型ほどの技術を見せ付けられていたなら、性能の差が優勝劣敗をシビアに帰結する戦闘機用発動機は固より、大排気量発動機分野においてもかの“横着設計”にあれば固執していられる状況には置かれていなかったであろう。“if”は抜きにして現実の展開に立ち戻って言えば、A20 開発そのものにおける始動逡巡や本件に典型的に示されるように、三菱の弱点は只々腰が重過ぎたこと一点に尽きる。これを既に崩壊しつつあった深尾流“横着設計”に立脚する標準化・生産性の論理と開発の論理との相克を巡る最終決戦＝“夏の陣”の到来が余りにも遅きに失したとも言い換えることも出来よう。

先に見た通り、1940年8月、三菱は敢えて責め込まぬ設計とすることによりカム前方集中方式＋積極的振動対策ゼロに象徴される“横着設計”の掉尾を飾る作品＝A18A、即ち火星18気筒版の開発に成功していた。そのせせこましい気筒回りの冷却には強制空冷ファンまで動員された。しかし、1944年初頭に開発完了したその最終型A18Eにおいては遂にカムの前後振分けが断行され、「弁の作動や燃焼が改善され」ていた。この脱却行為、親離れを一足先に実現していたのは佐々木による金星の18気筒版、A20であった。流石、戦闘機への搭載を目指す18気筒発動機の開発ともなれば、頭から“横着”アプローチでは押し通せなかったワケである。

では、この程度の親離れが運用者側を真に満足させる程の成功へのファストパスであったと認められるであろうか？ 筆者の答えは“否”である。榮や譽の持病については既に触れた通りであり、偏執狂的な直径圧縮ドグマと生産技術軽視の報いそのものであった。金星18気筒版A20発動機の開発思想自体も言わば譽の二番煎じに過ぎなかったが、大きく違っていたのは吸排気弁挟み角を60°に抑えることで通りの良い、それゆえ工作精度低下に対しても抵抗力のある吸排気系が構築されていたこと、そして、仮令、カムの前方集中なる“深尾イズム”の古典的一命題が退場を余儀無くされていたにせよ、生産技術との両立を重視するその技術思想の根幹が三菱発動機技術陣の開発姿勢の中で些かの揺るぎをも来していなかったという2つの点である。従って、両者相俟って量産局面における慢性的ないし恒常的な品質低下といった譽なみの醜聞はA20においてはまず繰返されなかったであろう。

しかし、A20が期待に応えられるものに成り、空力性能に優れたA7M2に真に“烈風枯葉を掃う”が如き勢いを与えるためには、再度繰返すが、単にそれだけでは済ませられない種類の問題が残されていた。即ち、クランク軸回りにおける如上の振動対策と気筒頭の材料・工作法変更とが板に付いた水準に達していなければA20金星18気筒版の成功＝振動とオーバーヒートの不安を払拭し、所期の動力性能を発揮させることなど覚束なかったと推

---

のガソリン機関は、やむを得ぬ事情はあったにせよ、実態としてほぼ作りっ放しと形容されるべき状況に終始している。

論するしかないのである<sup>586</sup>。

ターボ過給に関しては過給機本体，気筒冷却性能のみならず画餅に等しい状態にあった中間冷却器の大成が不可欠であった。とは言え，こちらは定格を落として使う，短時間なら又しても水・メタノール噴射で誤魔化す等の抜け途が無くはなかったであろう。つまり，振動対策さえ完了させられておれば，その状態で A20 は譽よりは余程マシな発動機にはなっており，中島は造る発動機を失くす境涯に立たされていたと考えられる。

日本の飛行機がアンダーパワーに泣かされたのは単純に発動機の出力が相対的に低かったからである。しかし，海防義会 700 馬力発動機や A21 は外道としても，国産発動機の出力が全般に低位に推移したのは貧しき故に小さな排気量に甘んじさせられねばならなかったからであろうか？ 素性の良い液冷 60° V 型 12 気筒の *Merlin* の小排気量を引合に出して過給技術がなっていなかったからだと評するのは事実であったとしても幾分，不公平の感を否めぬが，P&W やライトの作品と比べれば事実は決してそうではなかったことが判る。

それは偏に日本人の知恵が足りなかったからであり知恵を遣う方向が誤っていたからである。振動対策と気筒・気筒頭冷却への取組みには少しの進取性も発揮されなかったし，中島は小径主義に偏執し，三菱は“横着設計”の殻を破って進むことに躊躇するばかりであった。その，とりわけ振動対策と気筒頭成形法に関する旧套墨守のツケがここへ来て一気に回されて来ていたのである。

なお，発動機の振動対策に関しては如上の本質的問題とは別に，操縦士たちが問題にしなかった複列 14 気筒発動機 2.5 次振動も依然として残ってはいた。山室はその有害性は明らかであるとして，原因解明と除去法開発への努力を戦後まで続けている。山室の理解では，その原因はクランク軸の曲げ振動と発動機マウント部での振動の連成にあった。その除去法として山室はプロペラ軸とクランク軸とを曲げ振動に関して切離すことを構想し，台上試験においてはこれにより 2.5 次振動の半減が観察されたと述べている。然しながら，この種の残務处理的問題は畢竟，大出力レシプロ航空発動機の全般的没落と軌を一にして国際的にも迷宮入りするに捨て置かれたようである。

## ii) 発動機架装法

続いて，その発動機架装法に眼を転じてみよう。我国においては E.,S., Taylor らのアイデアをヒントとして松平精により，海軍の局地戦闘機“雷電”の試作段階においてある種の非連成支持方式が開発された。但し，それは E.,S., Taylor - Browne の“Dynamic Suspension”とは異なり，発動機をクランク室後部で従来通りマウントする古典的な金具に防振ゴム・取付ボルト軸方向の傾斜配置を器用に取り入れただけのモノであった。これは，考え方としては P&W *Double Wasp* のそれに近かった。もっとも，R-2800 のそれが発動機マウント・ボルト自体を円錐母線上に展開させ，実効的な“Dynamic Suspension”を構成

---

<sup>586</sup> 最低限の振動対策が施されていたに過ぎないクランク軸性能が譽の数少ない加点項目とされるべき事実であった件については散々見て来た通りである。

させていたのに対し，“雷電”のモノは発動機側の設計変更を伴わない不徹底なモノに過ぎず，防振ゴムの定数を前後方向に高く設定したという上述の理由も手伝って失敗に終わっている。大戦末期に試作開発された海軍の艦上戦闘機，“烈風”にも同様の手法が用いられ，こちらは“雷電”試作時の失敗経験を踏まえたゴムの定数改善が奏功し，所期の目標が達成されたと伝えられてはいるものの，こちらにも実戦には遂に間に合わず仕舞であった<sup>587</sup>。

##### 5. 戦後の三菱とアメリカ製航空発動機……三菱と日本航空整備における修理業務

戦後，三菱の企業体制は幾多の変遷を遂げたが，その一事業所たる大幸工場にしても臨時発動機整理事務所 大幸出張所，菱和機器製作所 大幸工場，名古屋製作所 大幸工場を経て 1956 年には名古屋製作所大幸工場と名古屋航空機製作所大幸工場とに別れ，’60 年には名古屋機器製作所大幸工場と名古屋航空機製作所大幸工場の並存という形になった。この内，アメリカ製航空発動機のオーバーホール等を請け負ったのは勿論，後者の系統の大幸工場である<sup>588</sup>。

1952 年から’79 年まで，三菱は総計 3,169 基のアメリカ製航空発動機を修理している。三菱が修理したのは P&W とライトの発動機で，前者は機種も様々であった。それらはノースウェスト航空，更には日本航空の DC-4 型旅客機用 R-2000 *Twin Wasp*，米軍水陸両用機 JRF 用 R-985 *Wasp Jr.*，同ヘリコプタ用 R-1340 *Wasp*，同 C-46 型輸送機用 R-2800 *Double Wasp*，全日空 DC-3 用 R-1830 *Twin Wasp* であった。ライトは P2V-7 哨戒機用 R-3350 *Turbo Cyclone* のみであるが，これを合せば実に錚々たる顔触れで，その修理と補修部品製作が三菱の主たる請負業務であった<sup>589</sup>。

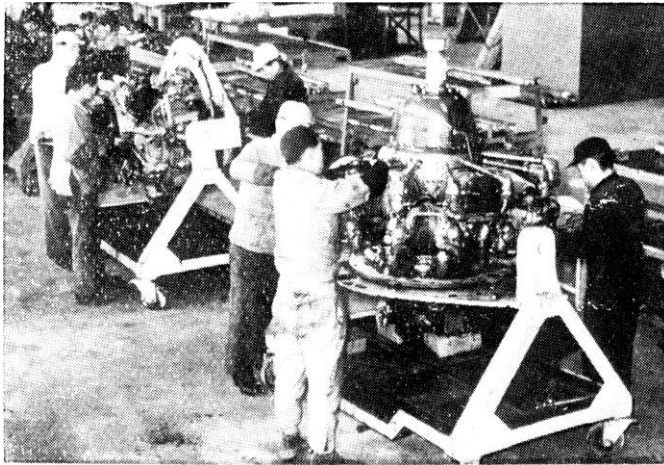
##### 図Ⅲ・Ⅶ-52 新三菱重工業名古屋製作所大幸工場における R-2000 *Twin Wasp* 修理風景

<sup>587</sup> 松平「零戦のフラッター事故その他について」堀越二郎・奥宮正武『零戦』初版の読後感，同新装改訂版，朝日ソノラマ，1975 年，所収，前掲「飛行機(振動)」，松岡久光『最後の艦上戦闘機 烈風』グラビアページ，“「烈風」輸送ノタメノ分解図”，参照。

<sup>588</sup> 幹をなす三菱重工業は 1950 年，過度経済力集中排除法の適用を受けて東日本重工業(京浜地区)，中日本重工業(名古屋，神戸)，西日本重工業(長崎)に分割された。’52 年の平和条約発効を機にこれら三菱重工は三菱日本重工業，新三菱重工業，三菱造船へと商号変更し，’64 年には三菱重工業として再統合される。

<sup>589</sup> 戦後の事蹟については『大幸随想』収録の回想記が参考になる。精粗の差は大きい，極端に情報量の少ないものを省き，一括して掲げておけば(頁は関連部分のみを表示)，阿部正好「慚愧(ざんき)」(393 頁)，西矢繁樹「大幸工場の思い出」(425 頁)，西尾典也「R-2800 エンジン総形研削作業の思い出」(583~585 頁)，安達 勉「レシプロエンジンの思い出」(600~601 頁)，由比健郎「R エンジン O/H 開始から部品国産化へ」(640~642 頁)，岸本 保「私の大幸工場の思い出」(646~647 頁)，山田 敏「エンジンサービス業務発足時の回顧」(664~665 頁)。





### 航空發動機修理

昭和27年春よりノースウエスト、日本航空に引続きタイ航空等各社より受託をなし既に約60台の修理を行いました。今後は内外各航空会社よりプロペラエンジンは固よりジェットエンジン修理の受託を行う予定ですが又之等エンジンの新製も計画中であります。

新三菱重工業株式会社名古屋製作所『工場案内』1954年6月、より。

全日空 DC-3 の発動機は R-1830-92 が基本であった。恐らくそれは旧型 *Twin Wasp* の最新バージョンと言ったところであろう。その限界使用時間は 1959 年 9 月までが 800 時間、'60 年 4 月までが 900 時間、'61 年 10 月までが 1,000 時間、同年 11 月からは 1,200 時間と、着実に延長されて行った。また、正味故障取卸率は 1960 年が 7 基/40,443 時間=1,000 時間当り 0.173 基、1961 年が 10 基/48,129 時間=1,000 時間当り 0.207 基、空中停止率(プロペラのフェザー率)は 1960 年が 5 基=1,000 時間当り 0.122 基、'61 年は 6 基=1,000 時間当り 0.124 基といった良好な水準であった。これらの優れた実績の背景には発動機自体の高い完成度のあったが、使用時間の延長はピストン回りの厳格な保守管理の賜であったと伝えられている<sup>590</sup>。

日本航空の DC-4 は戦時中の C-54 *Skymaster* 型輸送機の改造版と戦後、旅客機として製造されたものの混成部隊であった。発動機は R-2000 *Twin Wasp* であったが、出力は 1350HP と 1450HP の 2 通りに設定されていた。当初、日航はその発動機整備をアメリカの整備会社、Pacific Airmotive Corp. に委託していたが、国内で整備を行なうべく自前の整備体勢を整える間、つまり日本航空整備(株)の立上りまで三菱がその修理を請負う回り合わせとなった。

これらの R-2000 はほとんどが修理再生品であった上、補修部品にもリビルド品が横行し

<sup>590</sup> 日本航空技術協会『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』171~172 頁、参照。

ていた。このため初期においては故障発生率が甚だしく重大事故も目立った。このため、日航 R-2000 のオーバーホール間隔は当初、400 時間程度に設定されていたが、数年がかりの部品交換を通じて民間型の *Twin Wasp D3* 型へと生れ変わって行った R-2000 の限界使用時間は 54 年 10 月には 1,200 時間へと延長され、以後、ほぼ逐年、延長が繰り返されて 62 年 8 月には 1,900 時間に到達した。故障取卸率も初期の 0.55 以上から 0.20 前後に下がって安定した。この間には各主要部品に関する使用時間管理手法や先にも触れた強化型クランク室への更新が為されており、三菱も 1955 年 6 月搬入分まではその実施主体であった<sup>591</sup>。

三菱が手掛けた P&W 発動機の内、R-2800 は残念ながら世界最大のレシプロ双発機として知られるカーチス C-46 “*Commando*” 用の R-2800-75 のみであった。残念と言うのも、軍用と民需用とで P&W 発動機の呼称体系は異なるが、この-75 は B 型のひとつであったからである。つまり、三菱がいじくったのは日航の DC-6B 等の戦後民間機に装備された最終の C 型ではなく、クランク軸はその中央ピースに釣合錘を有し、2 倍速バランスも機能不徹底なら気筒頭も鋳造品という、言わば発展途上モデルであった。もともと、この B 型は多くの戦闘機にも装備された発動機であり、C-46 も一貫してこの発動機で立派に第二次世界大戦を兵站面で支えた上、戦後も長らく活躍し、今でも世界の何処かで飛び続けている(らしい)<sup>592</sup>。

R-2800-75 は *Double Wasp* の内でも最新型ではなかったから、気筒頭は未だ鋳造品であった。1965 年頃、三菱はその補修用部品製造に当って粗形材不良に苦しんでいる。社内(職制上は名古屋機器製作所大幸工場)や神戸製鋼所名古屋工場で吹かれた鋳造粗形材の最終機械加工段階での歩留は 10% 以下であったという。安達は「戦後の技術レベルが低かったのか、PWA【P&W】のスペックが厳しかったのか」と歎ずるのみ。担当者の離散により技術の伝承が出来ていなかったという背景は否めまい。また、由比と岸本は R-1340 の気筒頭に発生した大量の鋳造不良についても触れている。その時期は 1959 年頃であったらしい。

三菱が手がけたライト発動機は上述の通り R-3350 *Turbo Cyclone* のみであった。ライトの旗艦モデル R-3350 は戦後も軍用機、民間機に用いられており、その最終型にしてピストン航空発動機技術史のラストシーンを彩ったのはかの P2V 用ターボコンパウンド R-3350-32W *Turbo Cyclone* 3700 馬力であった<sup>593</sup>。

---

<sup>591</sup> 同上書、173~174、175~178 頁、十年史編集事務局『十年史 日本航空整備株式会社』1963 年、97 頁、参照

<sup>592</sup> 因みに、R-2800-75 はフォード社でのみ製造された機種である。cf. G., White, *R-2800 Pratt&Whitney's Dependable Masterpiece*. p.283. なお、R-2800 *Double Wasp* C 型の整備や故障等については『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』182、184~186 頁に詳しく、『十年史 日本航空整備株式会社』138~141、348~349、352~353 頁にも概括的な記述と数値データが掲げられている。最終的なオーバーホール間隔は 2,000 時間にまで延長されている。

<sup>593</sup> cf. F., J., Wiegand and W., R., Eichberg, *The Evolution of the Turbo Compound*. *SAE Journal*, October, 1954, *ditto.*, *Development of the Turbo Compound Engine*. *SAE Transactions*, Vol.62, 1954, 長尾不二夫『第 2 次改訂 内燃機関講義』下巻、630~631、

三菱がいじくった *Turbo Cyclone* はまさにこの最強・気化器式モデルであった。この *Turbo Cyclone* 修理事業は旧・中島飛行機の残党の一角をなしたプリンス自動車工業からの業務移管という形で 1963 年に始まり、'79 年、即ちレシプロ発動機修理終焉の時まで継続された。

DC-7C のような民間機に装備されたのは燃料噴射式の *Turbo Cyclone* であった。民間機用 *Turbo Cyclone* 発動機に関しては使用者もメーカーも苦労させられたような挿話ばかりが広く伝えられている。それらはパワータービンの焼損、第Ⅱ部で紹介された燃料噴射装置の不具合、過給機増速歯車の故障、排気弁バネの焼損等であった。ピストン頂面には Cr メッキ、側面にはレジングラファイトまで施されていたが、希薄燃焼の多用に因ってピストンの焼損もしばしば発生した。オーバーホール間隔こそ 1,000 時間から最終的に 1,500 時間にまで引上げられはしたものの、故障取卸率は終始 0.50~0.65 と高いままに推移した<sup>594</sup>。

これも既に第Ⅱ部でも引用したことであるが、*No Short Days*. p.6-1 に掲げられたアメリカンジョーク：「DC-6 と DC-7 の違いは何かって？ DC-6 は 3 枚ペラ付きの 4 発機で DC-7 は 4 枚ペラ付きの 3 発機さ」のニュアンスは象徴的である。それはあくまでもジョークではあるが、一面の真理は衝いていたワケである。

しかし、三菱が扱ったのは必要に応じて水・メタノール噴射を発動し得る噴射気化器式の海上自衛隊機用 *Turbo Cyclone* であったし、運用上、民間機用発動機ほどに燃費切り詰めを要求されもしなかったであろうから、幾分、事情は幾分異なっていたと思われる。それでも、複雑で部品点数が多く、要交換箇所もそれ以上に多い発動機ではあったとは見えるが、西矢繁樹などは「特に R-3350 エンジンには部品取揃えに苦労し、『さんざんごうまる(散々困る)エンジンだ』等と冗談を言っていた事があるが、長い間に互って大幸工場の修理を支えてきた、恩義あるエンジンのひとつであった」と暖かく回想している。

また、修理業務の開始時期は三菱が P&W 発動機の気筒頭鑄造不良に苦しんでいた頃でもあり、岸本 保に拠れば 1963 年 6 月には *Turbo Cyclone* 用鍛造削り出し気筒頭の三菱における製造さえ検討された。もっとも、これは提案のみで立ち消えとなり、R-3350 用気筒頭の国産化は遂に果されることなく終わったとのことである。

なお、斯界の老雄、Curtiss-Wright は戦後、P&W とは対照的に没落の途を辿った。即ち、1948 年にはその機体製造事業をノースアメリカンに売却。'50 年 10 月、Armstrong Siddeley より *Sapphire* ターボジェット及び *Python*, *Mamba*, *Doyle Mamba* ターボプロップの製造権を導入し手始めに *Sapphire* をライセンス生産したまでは良かったが、'56 年には経営

---

652~653 頁、神蔵『高速ガソリンエンジン』174, 188~189, 201, 202, 204, 210, 365, 383, 385~387, 391, 404~405 頁、八田桂三・浅沼 強編『内燃機関ハンドブック』朝倉書店、1960 年、628~633 頁(船山孝輔)、栗野誠一『内燃機関工学』改訂 4 版、山海堂、1986 年、111~113, 390 頁、参照。

<sup>594</sup> 『日本の航空技術史 —— 近代航空機整備の歩み ——』190~193 頁、参照。なお八田/浅沼『内燃機関ハンドブック』631 頁にはピストン頂面には Ni メッキとある。ここにも変遷があったのかも知れない。

破綻に瀕した Studebaker-Packard 社との弱者連合的経営統合にも到っている<sup>595</sup>。

しかし、Curtiss-Wright は大形ピストン航空発動機の開發生産に注力し過ぎ、ジェット化には乗り遅れた。Turbo Cyclone 等が製造されていたのも恐らくこの頃までであったと思われる。'59年、上記の共同管理体制を清算した頃の発動機メーカー、ライトは既にジェットエンジン並びにターボコンパウンドを含むピストン航空発動機事業の将来性に見切りをつけており、'58年には他社に先駆けてドイツの NSU 社より Wankel ロータリー機関の技術を導入、航空発動機、自動車ならびに汎用機関としての大成を目指す構えを示していた。かような具合であったから'60年頃の DC-3 には Twin Wasp が装備されざるを得なかったワケである<sup>596</sup>。

しかし、ライトはバンケル機関の大成を果すこともないまま、'85年にはバンケルを含む全発動機事業を Deere & Co.に売却してしまった。Curtiss-Wright Corporation 自体は軍需関連の部品やシステムのメーカーとして、あるいは特殊加工の下請業者に転生して今もなお存続している。この生き様は 1966年3月、名車 Avanti を残して(Avanti Motors が今日でも継承)倒産に到った Studebaker-Packard よりは余程マシと言ったところであろうか？

## 6. 戦後における欧米製空冷星型発動機の進化

ライトの事例は確かに意味深長であるが、かつての三菱発動機のライバル達は決してジェット化を前にして捨て置かれたワケではない。P&W 社はジェット化に抜かりなく対応し、やがて RR, GE と共に世界に冠たるジェットエンジン・メーカーとなり、ピストン発動機の開発・製造は成り行きとして脇へと追い遣られていったのであるが、P&W でさえ単に大戦期の余剰品やそのリピート品が漫然と供給していたワケではなく、その製品には細かな改良の跡が窺われた。航空発動機としての推進効率も 1950年代中頃まではピストン発動機がターボプロップを凌ぎ、ターボジェットは更にその後塵を拝していたから、ピストン発動機は未だ立派に第一線に立っていた。よって、その改良は発動機メーカーの責務であった。勿論、それは高バイパス比ターボファンが現れる前の状況である<sup>597</sup>。

ただ、戦後におけるピストン発動機への細かな改良云々に触れる前に幻の発動機、P&W R-2180E について紹介しておかねばなるまい。R-2180E は 5.75×6.0in.(146.05×152.40mm)の気筒サイズを有する複列 14 気筒の、即ち、かつて左程活躍することもなく消えた R-2180

---

<sup>595</sup> Curtiss-Wright のジェットエンジンについては cf., Paul H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1952.*, pp.98~99.

<sup>596</sup> Curtiss-Wright のバンケル開発については山本健一編『ロータリーエンジン』日刊工業新聞社、1969年、165~166頁、W.,D., Bensinger/北川健一訳『ロータリーエンジン』工業図書、1975年、143~145頁、参照。

<sup>597</sup> 舟津良行「各国航空発動機の趨勢」『熱機関』Vol.1 No.1, 1955年1月、参照。

高バイパス比ターボファン・エンジンの原理的有利性は 1936年に Frank Whittle によって示唆されていたが、明確にこれを具体化した製品の嚆矢は 1965年の GE, TF39 エンジン(バイパス比 8)にある。Bill Gunston/高井岩男監修・訳『ジェット&ガスタービン・エンジン——その技術と変遷』酣燈社、1997年、90頁、参照。

*Twin Hornet* の再来とでも形容されるべき発動機であった。E は恐らく “experimental” を意味するサフィックスで、以前の *Twin Hornet* との混同を避けるために付けられたようである<sup>598</sup>。

1942 年、ダグラスにより開発された二代目 DC-4(初代は海軍の爆撃機“深山”のモデルとなった失敗作)に対して P&W は *Twin Hornet* が採用されることを期待していたが、結局、DC-4 のパワープラントには上に見たように R-2000 *Twin Wasp* が指定された。一方、戦時下のこと故、DC-4 は民間旅客機としてではなく軍用輸送機として一足早く就航せしめられ、この局面において R-2000 *Twin Wasp* は軍用機に付き物の過重装備のため非力を託つこととなる。これが R-2180E *Twin Wasp* の開発に直接的契機を与えた。

その開発開始決定が下されたのは大戦終結の 1 年前、1944 年 8 月であった。目標は P&W における 20 年以上に亘る空冷星型発動機の経験を集大成し、最新の技術を盛り込んだ民間機用発動機の開発と定められた。

着陸後の急減速用に逆ピッチ可能なプロペラが使用されることを前提とした両スラスト対応軸受、高負荷時に積極的な掃気を行い気筒冷却を促進するための吸排気弁オーバーラップの自動 2 段切替(一筒内直噴らしい)、高圧電纜の短縮と自己誘導係数の低下による発火時間短縮によってコロナ放電損失や点火栓の損傷を抑止する独立誘導コイル方式の低圧点火系が採用された<sup>599</sup>。

コロナ放電は気圧が低いほど起り易い。排気ガスタービン過給機を併せた 2 段過給により高高度でも高い圧縮圧が維持出来るようになれば、点火栓からの放電に対する要求電圧が相変わらず高いにも拘わらず、点火栓に送られる電気エネルギーの側はコロナ放電により

---

<sup>598</sup> 以下、R-2180E に係わる記述は White, *R-4360 Pratt & Whitney's Major Miracle*. pp.170~173, Connors, *The Engines of Pratt & Whitney : A Technical History*. pp.114~115, 119~120 の紹介である。

<sup>599</sup> 吸排気弁オーバーラップの切替方式については不詳。全くの憶測であるが、前述した三菱の充・排油式ハイドロリック・ラッシュ・アジャスター「特許 145711 号」の如きモノを使えば比較的容易に実現出来たではあろう。

低圧方式の採用は当然のことであった。この方式は既に 1943 年には R-2800 に導入され、以後、主流として用いられて来ていたからである。cf. White, *R-2800 Pratt & Whitney's Dependable Masterpiece*. pp.212~215. Bendix-Scintilla(‘29 年、Bendix Aviation Corp.に吸収され Scintilla Magneto Division となる)DLN-10 型 “dual magneto” 1 個を備えた R-2800 の低圧点火系(4 極磁鋼 2 個タンデムをクランク軸の 1.125 倍の速度で回転させる)については八田・浅沼編『内燃機関ハンドブック』529 頁、曾田・熊谷監修『内燃機関ハンドブック』598~599 頁にもそれぞれ解り易い解説が図と共に提示されている。

高圧マグネトーが誘導コイルを内蔵し 2 次電流まで発生させる装置であるのに対し、低圧マグネトーは 1 次電流の生成・断続のみを行い、誘導コイルは配電器の更に先、各点火栓の近傍に小さなモノがその数だけ設置されるから高電圧部、とりわけ電纜は非常に短小化される。低圧点火系一般については川端清一『ピストン発動機』342~344 頁、参照。

なお、我国でも高高度飛行との係わりにおいては古くからコロナ放電に係わる問題が論じられ来てはいた。一例として澤藤忠藏『航空機用高圧磁石発電機に就きて』第 5 版、澤藤電機株 1934 年、24~26 頁、研 No.38, 39, 参照。単に実行が伴っていただけである。

低下を来しているという状況に陥るため、点火系の根本的な効率改善が焦眉の課題となっていたワケである<sup>600</sup>。

気筒胴は R-4360 *Wasp Major* のものが流用されたが、頭部は吸排気弁を同じく前後配置としたものの、吸気を横、排気を上へと入れ換えた方式へ改められている。また、前後列の排気弁は全て前方カムによって、吸気弁は全て後方カムにより駆動された。離昇出力は 1650HP/2800rpm., 公称出力は 1300HP/2600rpm. にレートされた。R-2180E は 75 基だけ製造され、戦後直ぐ、Saab 90 *Scandia* 旅客機に装備され、Piasecki H-16 輸送用ヘリの初期段階にも採用されたが、それだけに終わってしまった。なお、R-4360 の気筒頭を R-2180E 式に変更すれば出力と冷却性の向上が得られるとの議も上ったものの、これも未遂に終わった。何れのケースにおいても理由は単純明瞭であった。P&W がその体力の全てをジェット化に向けて集中しようとしていたからである。

その結果、戦後世界で活躍した P&W 発動機の主流は R-2800 *Double Wasp* や R-1830, R-2000 *Twin Wasp* といった御馴染みの顔触れとなっている。これらを含む戦後の P&W 及びライト発動機においては気筒冷却面積の拡大が更に推進された。図 III-VII-53 は最終局面

---

<sup>600</sup> 逆に言えば、過給技術が未成熟である間は高度上昇による空気温度低下に附随するコロナ放電抑止効果と圧縮圧力の低下による要求電圧低下とが気圧低下に起因するコロナ放電促進効果のある程度減殺するため、この問題に目くじら立てる必要も無かったということになる。このレベルでの認識は熊谷三郎『発動機電氣点火論』山海堂、1941 年、238~239 頁に示されている。

ヨリ進んだ認識を示しているのが松井憲紀『電氣点火』499~502 頁である。コロナ放電はそれ自体がエネルギーの損失であるだけでなくオゾン(O<sub>3</sub>)を発生させ、電波障害回避のためカバーされている高圧部の気圧を低下させて塵埃等を吸引させる。また、オゾンそのものは天然ゴムを劣化させ、大気中の窒素並びに水分と反応して硝酸を生じ、金属表面を酸化させて沿面放電を促し、遂には回路を焼損短絡させてしまう。

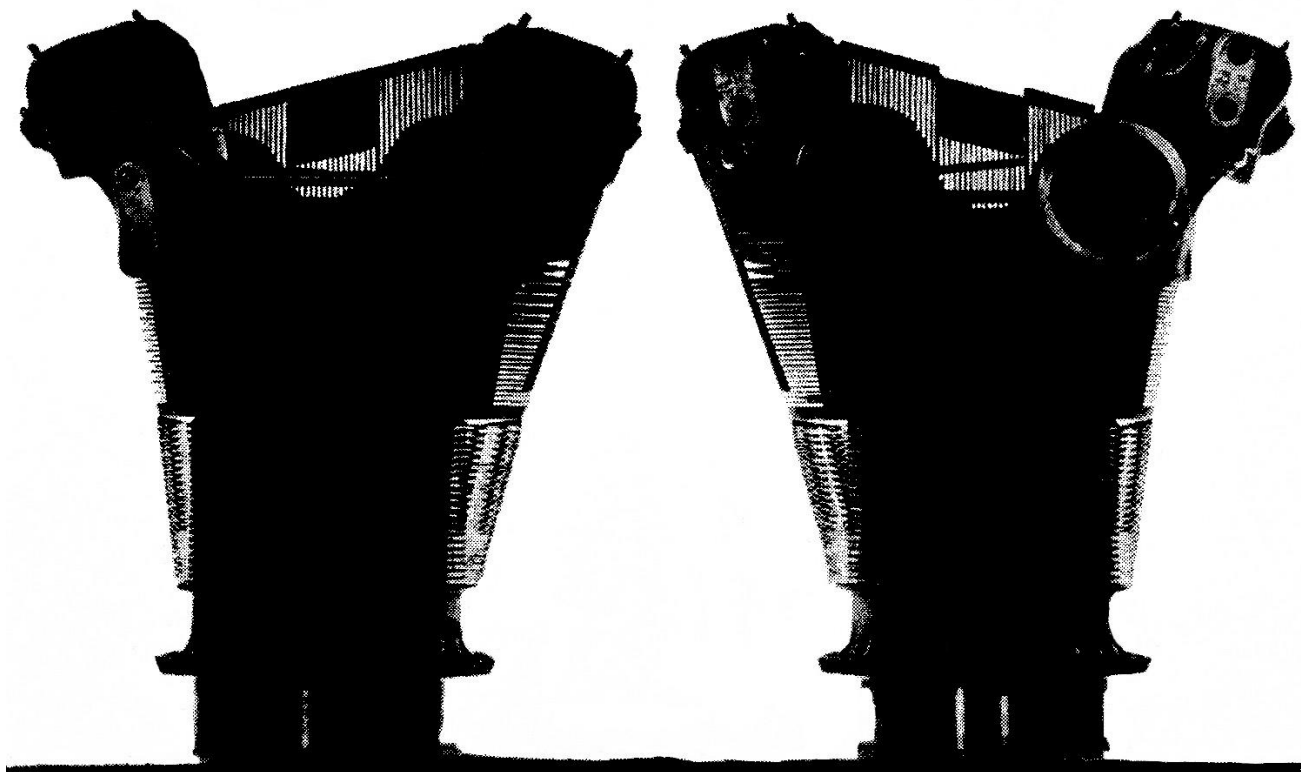
アメリカでは一時期、高電圧部の密閉カバー内に空気を加圧して送り込む策が講じられていた。White はこれを弥縫策との含意を込めてであろうが、“*Band-Aids*” などと茶化して表現している(*op. cit.*, p.214 Fig. 4.60)。他方、永野に拠れば日本では「電路系全体を加圧通風する方式が研究せられたが未だ完成の域とは云い難かつた」(『航空技術の全貌』(上)、460 頁)。このアメリカで導入された加圧方式についても松井『電氣点火』504~507 頁に紹介がある。

なお、コンタクト・ブレーカーをサイリスタ(スイッチング・トランジスタ)に置換え、マグネト一等の電源を単に 1 次コイルへの電流供給用キャパシタ(大容量コンデンサ)充電装置とすると共に誘導コイルをインダクタンスの極度に小さいモノにしたのが CDI(Capacitor Discharge Ignition)である。ネット情報に拠れば CDI の原理は 19 世紀末にアメリカで構想されたが、真にこれを実用化したパイオニアは 1940 年代の R. ボッシュで、一部のドイツ戦闘機用発動機に装備された。CDI は容量成分の立上りが鋭い反面、誘導成分の放電電圧は低くなるためコロナ放電による損失やこれに因るトラブル回避に有効な技術となる。

中川良一は中島飛行機でも大戦末期、横河電機、「松村技師」の協力を得て類似品の試作を行ったと述べており、三菱でも宮崎四郎技師によってある種、CDI 的なシステムが構想されていたようである。『中島飛行機エンジン史』228~229 頁、『往事茫茫』第三巻、476~477 頁(檜山 壽)、参照。CDI は誘導火花の持続時間が短く、希薄混合気等に対する着火性能に劣るため、今日、航空発動機や自動車機関には余り用いられず、専らレーシング・エンジン、バイク用や小形汎用のガソリン機関に用いられている。杉浦利和『点火装置の基礎と実際』鉄道日本社、1987 年、6~9、172~177 頁、参照。

における *Turbo Cyclone* の気筒のシルエットであるが、恰もレースか簾のような繊細なフィンピッチとなっており、振れ止めが設けられている。また、フィンの深さはバップル・プレート<sup>601</sup>の装備製を良くするため外形が円錐面をなすように揃えられているが、風の取り込みを良くするため、前方部には交互に深さの異なるフィンが並べられている。

図III-VII-53 最終局面における *Turbo Cyclone* の気筒のシルエット



F.,J., Wiegand and E.,H., Olson, Postwar Development of the Reciprocating Engine. *SAE Quarterly Transactions*. Vol. 4 No.1, Jan. 1950, より.

弁案内は両社製品共、燃焼室側からの打込み方式に改められ、*Twin Wasp* のものは普通青銅<sup>601</sup> 鋳物製で排気側には燃焼室側にステンレス製の鏝が打込まれていた。*Double Wasp* のそれは鋳鉄製となった。これはスピナー噴射の特性が活きる 1:15~16 といった希薄燃焼を常用する運用法の下で 1,000 時間を超えるオーバーホール間隔となつては青銅製弁案内に「脱亜鉛現象」を来し、摩耗が進行してオーバーホール毎に打ち替えを実施せねばならなくなったことへの対策であり、ライト発動機においても *Turbo Cyclone* には Cr 25%, C 2.75% という高 Cr 合金鋼製の弁案内が導入されている<sup>601</sup>。

弁座は青銅, Al 青銅からシルクローム鋼, ステンレス鋼にシフトし、*Twin Wasp* におい

<sup>601</sup> 以下、戦後の発動機における細かな設計変更については岡部武夫「航空発動機の今昔」『熱機関』Vol.1 No.8 1955 年 8 月(前に金星 40 型の縦断面図を拝借)に拠る。

ては吸気弁座に高硬度のものが使用されるようになっていた。これは吸気による洗い流しが摩耗を増大させているという新たな知見に基く変更であった。弁座角は従前、通過面積を稼ぐ目的で特に吸気側に 30° を用いる例が多かった(往時の中島は共に 30°)のに対して戦後のそれは耐摩耗性向上の観点から 45° に帰一した(往時の三菱は共に 45°)。Cyclone においては弁面と弁座当り面の角度を若干変えて、運転状態で変形圧着されるような設計が導入された。また、弁面の幅は従来、弁の方が広がったのに対して、戦後は熱伝導を重んじて弁座側を広くする設計が支配的となった。その気筒胴は勿論、“W フィン”を有する窒化鋼製であった。P&W 発動機には上述の通り、R-4360 *Wasp Major*において初めて気筒胴への内面窒化が導入された。

先に引用した米国民間航空規程 18 の改訂版に当る FAA アメリカ連邦航空局の連邦航空規則に含まれる航空機整備作業の基準、第 2 編、第 14 章「動力装備および燃料系統」第 688 項添付の気筒胴最大許容オーバーサイズ寸法一覧表に拠れば、アメリカ製ピストン発動機における最大許容オーバーサイズ寸法=最大許容ボーリング(むしろ実態としてはホーニング?)<sup>602</sup>代は 0.010~0.020in.(0.254~0.508mm)辺りに集中しており、ライト発動機などは全て 0.020in.となっているが、P&W R-2800 *Double Wasp B,C,CA,CB*は 0.025in.(0.635mm)、R-985 *Wasp Junior* 及び R1830 *Twin Wasp* 系においては実に 0.030in.(0.762mm)と指示されている。後者はピストン断面積にして基準値より 1%の増大となる。

上記の内、R-985 及び R-1830 系発動機以外はメーカー指定値通りと注記されているところからすれば、R-2800 は上述の通り十二分に余裕を持たせた設計になっており、R-985 と R-1830 *Twin Wasp* 系に到っては使用実績上、それに輪をかけた、メーカーの保証値をも超える更なる余力が実証された発動機であったということになる<sup>602</sup>。

ピストンでは *Twin Wasp* のそれに Lo-Ex が導入されている。ピストンリングは戦前から在り、*Double Wasp* にも用いられていたキーストン・リングが一般化し、リング膠着事故を過去のものとした。摺動面の Cr メッキ厚は増大せしめられた。オイルリングに関しては *Cyclone* リングとして知られる 2 重波型リングが一般化した。

弁は戦前・戦時のものと大差無いが、弁軸の窒化と弁頭の Cr メッキは廃れ、戦後の *Double Wasp* の弁軸部にはショットピーニングが施されていた。変り種は *Turbo Cyclone* の弁で、吸排気共 Ni 80%、Cr 15%、Fe 5%の“Inconnel Malloy”製の全冷却弁で軸径は 19.05mm もあり、冷却剤としては Na と水銀とが封入されていた<sup>603</sup>。

主連桿大端軸受としては銀台軸受が標準化していた。図Ⅲ-VI-54 に示されるように、そ

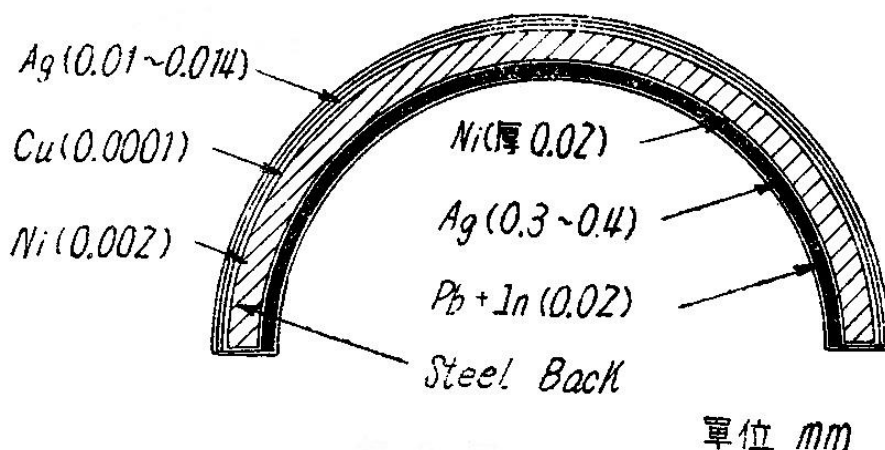
<sup>602</sup> 日本航空技術協会『航空機整備作業の基準(第3版) FAR43, AC43. 31-1A & 2A(Revised)』1972年、261頁、参照。この基準は技術の進展に伴い改訂増補されているようであるが、同書はその守備範囲においては引続き有効性能を発揮していたらしく、少なくとも1996年まで増刷が続いている。

<sup>603</sup> ここからは岡部武夫「航空発動機の今昔(2)」『熱機関』Vol.1 No.9 1955年9月、に拠る。なお、*Turbo Cyclone* の吸排気弁について、八田・浅沼『内燃機関ハンドブック』630頁には単に「内部ソジウム入り」とある。



の構造は鋼製裏金の表面に先ず薄い Ni メッキを施し、次に Ag をメッキし、オーバーレイとして鉛-インジウム層を被せたものであった。Twin Wasp のそれを掲げておく。矢印がズレていて見難いが、裏面には Ni, Cu, Ag の順にメッキが施されていたようである。P&W 発動機は主軸受にも基本的に同じ物を用いていたが、Twin Wasp の中央主軸受には直径が大きいので、内外両面に Ag+[鉛-インジウム]をメッキしたフローティング・ブシュが用いられていた。

図III-VII-54 Twin Wasp の主連桿大端軸受



岡部武夫「航空発動機の今昔(2)」『熱機関』Vol.1 No.9 1955年9月, 第9図。

岡部に拠れば、連桿小端(ピストンピン)ブシュとしては P&W, ライトとも青銅板を丸めた巻きブシュを常用していた。その筆致からすれば、これは日本では使用実績の無い技術であつたらしい。アメリカで古くから主連桿小端部や副連桿の軸受として採用されていた類似の技術については既に 1939 年、渡邊 榮に依って取上げられていた。彼はアメリカ製発動機の当該部品に興味を覚え、鉛青銅材を熱間及び冷間圧延した上、丸めて成形した試作品を既往の鑄造ブシュと比較試験した。その結果、前者において軸受材料としての適性が失われてしまうのに反し、後者は軸受材料として鑄造品と同等以上であるばかりか材料歩留の懸隔、油孔工作の無用化を含むあらゆる点において鑄造品に優ると判定された。渡邊は住友金属工業伸銅所において巻きブシュ用材料の「多量生産的試製方快諾され」た旨、快活に報告までしている。然しながら、岡部の口吻からすれば残念ながら本格的な国産化は結局のところ果され得なかつたようである<sup>604</sup>。

リストピンは締め嵌め(Twin Wasp)であれ隙間嵌め(Double Wasp)であれ「かじり」の防止や

604 渡邊 榮「鉛青銅圧延板軸承に就て」中島飛行機(株)『中島研究報告』第4巻 第1号, 1939年3月, 参照。巻きブシュ自体については八田・浅沼編『内燃機関ハンドブック』417頁にも若干の記述が見られるが、こちらは鋼製裏金付きのそれであり、これなら“半割”であれ“巻き”であれ今では当り前の技術である。現在の巻きブシュについては柴山隆之『メタルしか知りません』文芸社, 2006年, 98~100頁, 参照。因みに、油孔は加工されている。

摩擦低減のため従来の鋼同士の嵌合とはされず、その表面に銅ないし銀メッキが施されるようになった。

クランク軸にはショット・ピーニングや窒化が施され、榮の初期に疲労強度向上策として実施された油孔へのバニシ加工も *Double Wasp* のクランク軸において実施されるに至った。

油圧タペット(Hydraulic Lash Adjuster : 図Ⅲ-II-55)は僅かなタペット隙間を排除する必要がさして無い上、タペットとプランジャー・ソケットから成る伸縮部の隙間からプッシュロッド外管内への油漏れを生ずることが嫌われて単に内部を中空の油道とするタペットに置換えられた。

戦後、低圧点火系が普及した件については第Ⅱ部でも触れたが、細かい点では点火栓が戦前に一般的であった雲母式分解型から 100%に近い純度のアルミナを焼結した絶縁体を有するセラミック非分解型にシフトした。このセラミックは 1930 年代にドイツの Siemens で発明され、Sinterkorund と命名されたモノで、戦時期、日本で試作された際には不調に終わっている<sup>605</sup>。

発動機本体の体質強化策は既に戦時中から採られていたから、その結果としての離昇ブースト圧、従って離昇出力の著しい向上は恐らく当時から実現され始めていたと思われる。因みに、戦前の邦語文献に見る外国製発動機の離昇ブーストに関する公表値はライト発動機の場合、*Cyclone SR-1820-F3*(735HP)で+192.5mmHg、*Cyclone GR-1820-G2*(950HP)で+256mmHg、P&W 発動機の場合、*Twin Wasp* で+108mmHg(1068HP, SC 3 G)及び+122mmHg(1220HP, S1 C3 G)、*Twin Hornet* で+350mmHg(1420HP, S1 A1 G)といった水準にあった<sup>606</sup>。

1948 年時点における推定値は、それが戦時中の値と符合するか否かは措くとして軒並み高く、*Cyclone 9*(R-1820 : 1525HP)で+687.8mmHg、*Cyclone 18*(2000HP)で+560.8mmHg であり、*Twin Wasp* に到っては+764mmHg(1800HP)、しかも *Double Wasp* (2400HP)、*Wasp Major* (3500HP)共にこれと同じ値であった<sup>607</sup>。

---

<sup>605</sup> 岡部武夫「航空発動機の今昔(續)」『熱機関』Vol.1 No.12 1955 年 12 月、参照。(續)とあるが実質(4)に当る。雲母やジンターコルンドを含め、1940 年頃の点火栓を巡る技術状況については熊谷三郎『発動機電気点火論』第七章に詳しい。

<sup>606</sup> 神蔵『航空発動機的设计』91 頁、第 45 図、宮本晃男『ライト・サイクロン航空発動機取扱解説 改訂版』巻末附表、同『列國航空発動機要目集』472, 473, 487 頁、より。

1940 年頃では気筒冷却性に優る水冷発動機でも左程、高いブースト圧は実用されておらず、Junkers *Jumo 211 Ba* 及び *Da*(1220PS)で+280mmHg、RR *Merlin II* (895PS)では+322mmHg であった。日本航空學會『航空工學便覧』岩波書店、1940 年、433 頁、第 1 表(2)、506 頁、第 83, 84 図、参照。なお、柴田 浩は *Jumo 211* の離昇ブースト圧を「290mm」としているが、恐らく換算上の問題である。『航空発動機の原理』平凡社、1940 年、257 頁、第 234 図、参照。

<sup>607</sup> C.,H.,Chatfield, C.,F.,Taylor, S.,Ober, *The Airplane and Its Engine*. pp.124~125 Table 4.より。なお、Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*.の数値と突合せると、このデータは原典記載漏れながら wet 値のようである。

因みに、この時点における水冷発動機に関しては RR *Merlin* (2030HP)のそれが

1957年の公表値は *Cyclone R-1820-82*(1525HP)が+535mmHg, *Cyclone 18*(2700HP)では+637mmHg, そのターボコンパウンド版 *Turbo Cyclone* (但し直噴型: 3400HP)のそれは+726mmHgで何れも dry. *Twin Wasp*の場合も dry にて+498mmHg(1450HP)のみとなっている。一方, *Double Wasp*においては, wet にて+726mmHg(2400HP)とやや落ち着きを見せているものの, dry では+650mmHg(2050HP)とかなり高い。 *Wasp Major*のそれは相変わらず wet にて+764mmHg(3500HP)。しかも, 意外なことに, dry でもこれと全く同じ圧(3250HP)となっている(燃料冷却?)。 wet 値もさることながら, かような dry 運転におけるブースト圧の目覚しい向上は発動機本体における冷却性能の大幅な改善を示唆する数字である<sup>608</sup>。

戦争の終結と新興のジェットエンジンに対する競争意識の後退が重なったためか, 空冷, 水冷共にややリラックスした結果か, '50年代半ばにおいては離昇出力の向上は追及されなかったようである。 もっとも, 民需用 *Double Wasp*の離昇出力としては R-2800 CB-17における 2500HP/2800rpm.(海面高度~3800ft)という数値が 1960年頃, 最終的に到達されている。 この時のブースト圧は空冷気筒の進化との係わりにおいて先にも述べた通り, +814.8mmHgに達していた。 勿論, これは wet 値であるが, 使用ガソリンは 108/135 であり, 同時代の R-3350 *Turbo Cyclone*と同様に 115/145 のガソリンを焚いておれば更に大きな値が叩き出されていたことであろう<sup>609</sup>。

なお, 戦前の発動機と比べると戦後の主力たちは弁開閉時期が改められ, 大きなオーバーラップが設定されていた。 とりわけ筒内直噴のにおける *Turbo Cyclone*それは 110° という限界的な大きさであった(表Ⅲ-VII-6)。

### 表Ⅲ-VII-6 新旧発動機の弁開閉時期

---

+1272mmHg, *Griffon* (2500HP)では+1322.8mmHg, Packard のライセンス *Merlin* (2200HP)に到っては+1475.2mmHg という凄まじい高ブースト値が推計されている。

<sup>608</sup> なお, ウィルキンソンに拠れば, 水冷発動機においても先の推計値よりは下ったものの, *Merlin* (1760HP) : +1056mmHg, *Griffon* (2455HP) : +1292mmHg といった空冷発動機のそれより遥かに高い値が引続き用いられていた。

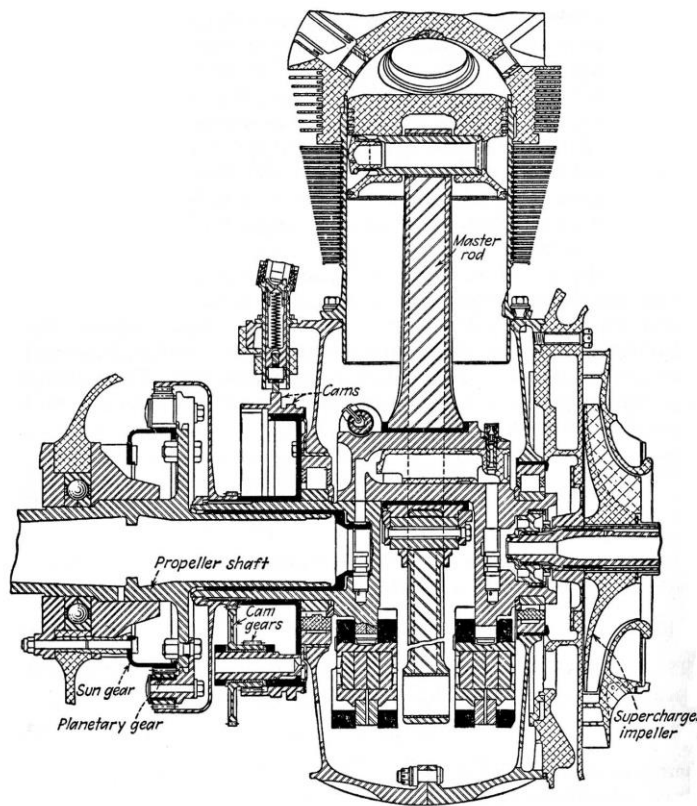
<sup>609</sup> 八田・浅沼『内燃機関ハンドブック』630頁, 表 5・5・1, 参照。

	弁開閉時期				Valve Overlap	最高回転数
	I.O	I.C	E.O	E.C		
金星四三	20	65	75	30	50	2500
ヤマハ G2	15	44	74	25	40	2200
Twin Wasp D	36	60	76	20	56	2700
Double Wasp CB7	20	60	70	26	46	2800
Turbo Cyclone	F	45	56	70	45	2900
	A	55	56	70	55	

岡部武夫「航空発動機の今昔(2)」『熱機関』Vol.1 No.9 1955年9月, 第7表.

続いて、戦後、全く新しく開発されたライト発動機について見ておこう。それは R-2600 *Double Row Cyclone* ないし *Cyclone 14* を半分にしたライトにとって久方ぶりの単列星型7気筒発動機であり、*Cyclone 7* ないし R-1300 とも呼ばれた(図III-VII-55)。

図III-VII-55 戦後型の Wright *Cyclone C7BA*



L.,C., Lichty, *Internal Combustion Engines*. 6th. ed., p.532, Fig.432.

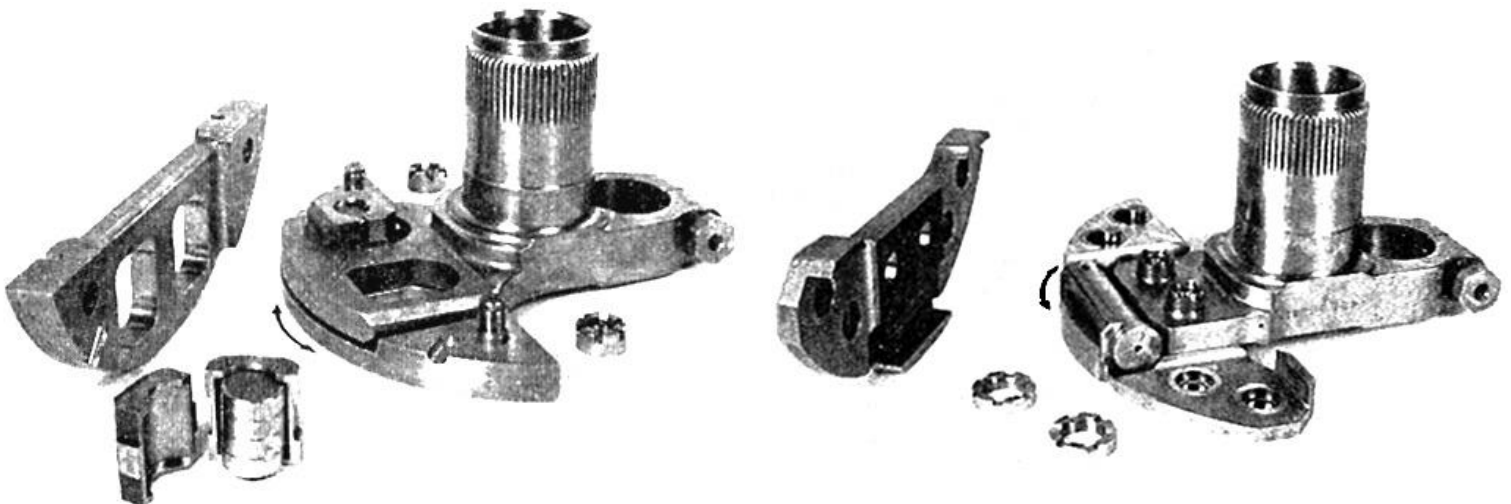
1R7-6.125×6.312in.,  $\epsilon = 6.2$ , 過給機増速比 7.21, 過給機インペラ径 11in., プロペラ減速比 0.5625, 離昇 800HP/2600rpm., 所要燃料パフォーマンス指数 91/98.

クランク軸の構造に変化が見られる。鍛造粗形材の小形化が目的であったのか、マネトン結合の位置が従来とは逆になり、伝統の前方突出し部も廃止されている。同系発動機では R-1300-1 が North American T-28A 練習機に採用された。当時は伝統の R-1820 も *Cyclone 9* として健在で、R-1820-86 が同 T-28B 練習機に搭載されている。この程度の出力では軍用としては練習機辺りが精一杯であったのであろう。他方、民間機分野でも一見、華やかな性能アップとは裏腹に、それらの用途は更新需要に限定されていたようである<sup>610</sup>。

R-1300 *Cyclone 7* の図にも実は表現されていたのであるが、戦後、ダイナミック・ダンパはヨリ手の込んだ機構へと進化した。図 III-VII-56 左では 2 つの“駒”が一方はウェブ側に、他方は錘側に固定され、双方で釣合錘を支えつつ、全体として振り振動吸収用ダイナミック・ダンパを構成しているが、“駒”自体の内部にはまた 4 枚の円盤が仕込まれている。それは *Cyclone C7BA* の断面図においても確認される場所である。これは円盤の縦(発動機前後)方向の動きにより曲げ振動をも相殺する目的で仕込まれた前後振動ダンパであり、恰も、R-2800 C 型開発期の摸索を髣髴とさせるかの如きアイデアである。

図 III-VII-56 の右図のモノにおいても振り子式ダンパの間にコロ式の縦曲げ振動ダンパが仕込まれている。それは矢印方向に転がることによってウェブの前後振動、即ちクランク軸の曲げ振動をダンピングしようというアイデアである。これが製品に実用化されたのか否かについては不明である。

図 III-VII-56 1950 年頃の Wright *Cyclone* 発動機に装備されていたダイナミック・ダンパ



F.,J., Wiegand and E.,H., Olson, Postwar Development of the Reciprocating Engine. Fig.10, Fig.11.

<sup>610</sup> 木村秀政『初歩の航空ハンドブック』山海堂、1955 年、巻末「最近の米国飛行機一覧表(1955 年 5 月調)」, 参照.

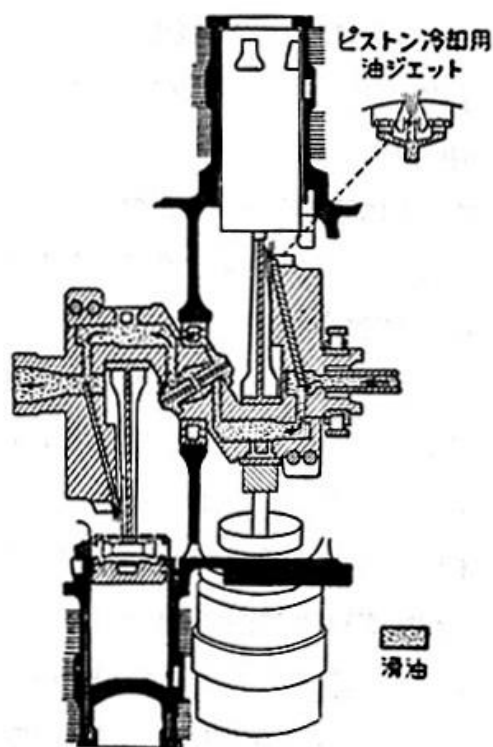
津田公一「機械力学」山海堂，熱機関係系 2『基礎理論Ⅱ』109 頁，図 2・80，110 頁，図 2・81 はこれを紹介したもの。

もつとも，これらの説明を見ていると，恰も中央軸受無しの複列星型 Hispano-Suiza 14AA 発動機用クランク軸(図Ⅲ-IV-11)の廉価版の如くでもあり，ダイナミック・ダンパを巡る技術進歩も此処へ来て漸く打つ手が尽きたとの感を深くせざるを得ない。

P&W の方ではこの種のカラクリいじりに目だつたところはないが，それでも *Double Wasp* においては R-2800 CA 型以降，クランク軸釣合錘の全部を Chilton ダンパの錘として用いる方式からその一部のみを可動錘として活かす方式への変更がなされ，ピンの摩耗が減ってダンパは発動機寿命がある限り使用に耐えるものへと改良されている。

クランク軸回りではまた，ブリストル *Centaurus* における潤滑システムの改良が金星 40 型のそれを彷彿させるものであったので紹介しておきたい(図Ⅲ-VII-57)。

図Ⅲ-VII-57 ブリストル *Centaurus* における潤滑システムの改良



木村秀政編『世界の航空技術』コロナ社，1953 年，115 頁，図 5・8.

同『改訂 世界の航空技術』1958 年，117 頁，図 5・8 も同じ。

この図から見ると，マネトン結合ボルトは最終的に 2 本タイプに落着いたようである。

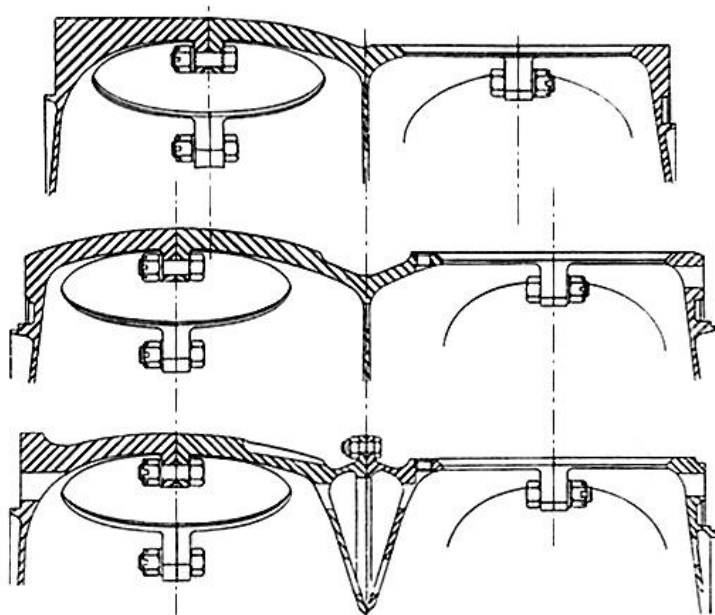
ライト発動機には伝統的にピン側クランクアームの端部(ピンの根元)に潤滑油を噴出

す小孔が穿たれており，緩回転時にはここから遠心力で気筒胴内部に向けて噴油させ，高回転時にはボール弁でこれを締切るように配慮がなされていた(図Ⅲ-VII-53). ライトのライセンサーであった中島の発動機でも榮のクランク軸には無かったが光と譽にはこれが備えられていた<sup>611</sup>.

しかし，ライトのそれはあくまでも主連桿大端部からの飛沫が弱いアイドル運転に近い状況下で潤滑補助機能を担う装置であった．これに対して，ブリストルの新潤滑法は高負荷運転中にピストン背面を積極的に油冷する使命を担うモノであった．勿論，これはクランクウェブ上の釣合錘がチルトン・ダンパではなく，サロモン・ダンパであったからこそ導入出来た芸当であった．

クランク室設計においては鋼製クランク室が普及したが，R-3350のそれについては戦時中と戦後で大きな変更があった．B-29のR-3350C18BAは前後バンク間隔が狭い設計(図Ⅲ-VII-58, 上)であったが，これでは前方バンクの排気管取り回しが窮屈で，前方排気を余儀無くされ，整備性も不良であった．戦後，R-3350 C18BDの前後バンク間隔は拡大され，それらの窮屈さは払拭されたがなお改良は続き，*Turbo Cyclone*TC18DAのそれにおいては強度と軽量性の両立が図られた(同，中，下)．

図Ⅲ-VII-58 R-3350における鋼製クランク室の進化



E.,J., Wiegand and E.,H., Olson, *ibid.* Fig.12.

611 光と譽については『中島飛行機エンジン史』増補新装版巻末の潤滑系統図で容易にチェック出来る．榮については中島飛行機株式会社多摩製作所『榮発動機二〇型取扱説明書』第I-4101図，参照．岡本『エンジン設計のキーポイント探求』6.3.9.末尾の譽に関する「バランスウエイトの外周に」云々の記述は何時もながらの思い込みと文献チェック省略に基づく謬見である．なお，本件に係わる中島飛行機の「特許第122972号」(1937年12月)については既に見た通りである．

### 第 III 部 小 括

三菱を筆頭にこの国の航空発動機技術者たちは固定気筒空冷星型発動機の開発に多大の心血を注ぎ、確かに相当な成果を収めた。それは同じく借り物から出発したとは言え、プロペラ技術が全き借り物に終始したのと比べれば余程マシな営みであった。しかし、それは突き放して言えばアメリカ等で発表された最新の製品や研究成果を選択摂取し、これを要領良く活かしつつ若干の独自性を加える体の行為に過ぎなかった。

三菱は海外技術を咀嚼し、考究を尽して“横着”＝我慢の限界を見極め、マトモに稼働する廉価版発動機を得るがための苦闘を重ねた。中島は導入技術をベースにカタログデータを金科玉条とし、“腹八分”の鉄則を無視する偏執狂的高密度実装化＝最大律追求の途に邁進した。無論、何れの行為もパイオニアとして新境地を開拓したり、況や海外のライヴァルを裨益する体の営みなどではなかった。

しかし、鎖国状態に陥れば模倣や取捨選択という基本的手口そのものが遣えなくなったため開発の軸心は大いに揺らいだ。P&Wにおける *No Short Days* と表現されるような種類の真っ当な開発ストーリーを誰一人、体験しはしなかった。機体の方面では住金の超々ジュラルミン(五十嵐 勇)や三菱のスプリット・フラップ(野田哲夫: 96 艦戦)、中島の前縁直線・後縁前進翼(97 式戦闘機~: 小山 梯)、三菱の昇降舵操縦系統の剛性低下方式(堀越二郎: 零戦)、川西の波消し(菊原静男: 2 式大艇)、空技廠と川西の自動空戦フラップ(菊原他: “紫電改”)、中島、航研、三菱の層流翼(谷 一郎、内藤子生、藤野 勉)をはじめ、先駆的ないし独自の主張に溢れる多様な技術が開発され活かされているにも拘らず、発動機の方面に関連する真に日本独自と形容出来る開発など代用鋼と松根油とを除けば一つとして無かった。

これは内燃機関、とりわけ火花点火機関などと呼ばれる比較的いい加減な技術で間に合う原動機一族に属していながら、際立った高出力・高性能を求められた結果、高い工作精度と軽量性という何れか一方だけを取ってみても充分厄介であるような要求を突き付けられた上、激甚な熱的・機械的負荷とに耐えることまで強制され、言わば多重債務の下に呻吟せざるを得なくなった軍用航空発動機なる特殊原動機分野においてはアイデア商品的ないし“計算により OK”的な技術ではおいそれと通用しないという大原則の現われでもあった。そして、この意味において、水冷を飼い殺しにし、空冷において新奇性を封印しつつ単純化を推進した深尾流“横着設計”は一つの確固たる見識、技術思想であった。

然しながら、“横着”を決め込んだ以上、その技術的到達限界は自ずと低くならざるを得ない。これは避けられぬこと、言わば“横着設計”に付いて回る固有の宿命である。農業用飛行機や軍用でも初等~中等練習機に載せる発動機辺りの設計ならそれでも良かったであろう(勿論、この場合、金星ファミリーの如き複列 14 気筒という気筒配列は全然頂けぬのではあるが)。しかし、絶えず第一線に立たされるべき軍用発動機的设计は中々そんな手管では済ませられなかった。低い限界を突破することが出来るのはあれこれ枠を嵌めず、残された全ての可能性に挑む真のパイオニアだけである。

確かに、鍛造気筒頭も気筒胴冷却性改善手法も排気ガスタービン過給も金星確立以前か



ら知られていた技術である。主連桿配置に係わる理論でさえ開戦前に提起されており、開連特許はその1年ほど前に押さえられてもいた。しかし、それら全てを統合し練成した作品は未だ登場してはいなかった。そこにはなお解決されるべき課題が残されていたからである。この脈絡において、航空発動機が既に確立・陳腐化した技術であるなどという金星開発当時における深尾の認識はせいぜい半面の真理でしかなかった。

実際、V型12気筒を結局モノに出来なかった我国航空発動機技術界は相対的に得意とした筈の空冷複列星型航空発動機に関してさえ本質的に新しい技術的貢献は何一つ為し得なかったのであるが、その間、欧米の主力発動機は空冷液冷を問わず、軒並みデビュー当初の2倍前後の離昇出力ないし戦闘定格出力と著しく改善された高空性能を安定的に発揮するに到っていた。客観的に見た地力の懸隔は誰の目にも明らかであり、磨き上げられた既知の技術一切と *No Short Days* の成果を体現したライバル達と国産発動機との力量差はむしろ金星4型誕生以後、加速度的に開いて行くばかりであった。そこに描かれたのは完璧な置き去りの構図である。

第343海軍航空隊の真の姿を明らかにしたヘンリー境田・高木晃治『源田の剣』を通読すれば、“剣”隊々員によって一方的戦果が報告されたような戦闘においてさえ実体は互角ないしやや劣勢といったところであった。それは一つには死者は語らぬからであり、二つには米軍機に発動機の十分な出力を裏付けとして防弾設備、自動消火装置、優れた通信装置があまねく備えられ、なおかつ躯体自身に構造的堅牢性＝打たれ強さが与えられていたからに他ならない。つまり、米軍機はアンダーパワーに泣かされ、最末期に到るまで防弾装備や消火設備さえ有ったり無かったりの頼り無い状況に終始した日本機とは対極的な生存性のレベルに“占位”していたワケである。

同書に拠れば、米軍機はタフで、かつ、その通信機器が単に高い交信能力を備えていただけではなかった。パイロットには生き延びる手立てが各種与えられていた。艦載機に向けては母艦から帰投すべき方位を示す信号が絶えず発せられていたからパイロットが帰るべき針路を見失うことはなかった。仮令、撃墜され落下傘降下しても彼には即席の救命ボートとサバイバルキットが与えられており、自らあるいは僚機からの救難信号がキャッチされれば哨戒飛行艇、潜水艦等による遭難海域の徹底的な搜索が繰返され、遭難者側からの信号弾による位置呈示という方途も用意されていた。そのマフラーには極めて正確な周辺領域の地図が印刷されてもいた。

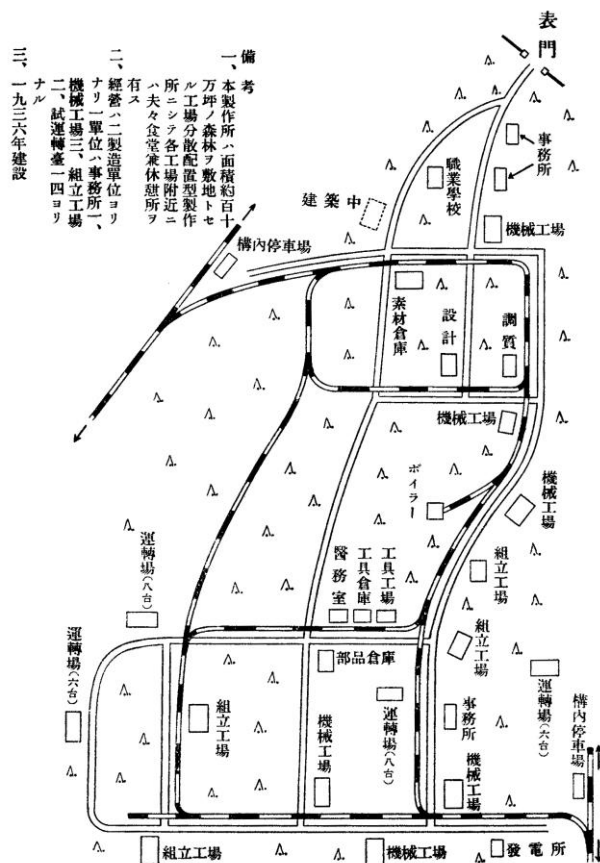
彼我における最大の相違点は搭乗員の人命をどこまで軽視したかという原点に求められる。流石に「飛行機は50時間も飛ばせば消耗する【即ち、その搭乗員共々撃墜される】から、この時間だけ使えるものならそれでよいと云う思想」が横行したのは大戦末期になってからであるが、そもそも無防備の機体で良しとして省みない半・特攻的技術選択は開戦の遙か以前に為されていたワケであり、人命軽視思想はより深い所に根差していたことになる。また、全般的アンダーパワーの状況を勘案する程に国産航空発動機技術こそが人命軽視・使い捨てる根本要因を為したと言わざるを得ない。響の惨状の如きを想えば、中島が製品を三

菱なみのレベルに纏めてくれておればという感懐を消し去ることもまた出来はしない<sup>612</sup>。

人命軽視の思想は生産点でも同じであった。飛行機や航空発動機の生産拠点を無防備のまま闇雲に集中・大規模化した三菱や中島の挙動もその背景にあった思考もアメリカ人にしてみれば誠に不可解の極みであった。工場建屋は高層か平屋かなどという深尾十八番の議論など、制空権を確保した爆撃を蒙らない国でなされるべきモノで、こんなモノを日本に持って来ても精々、床屋政談のネタでしかなかった。

次に掲げるのは辻 猛三が必要条件を完備した「理想的のもの」と評した Daimler Benz の発動機工場の一つ、ベルリン南郊 Gönshagen 製作所の工場配置図である。辻に拠れば、深い森林の中に設けられた製作所の敷地は 110 万坪、東西に最大 3,500m、南北には 4,000m という規模で、高度 500m で飛行する者からは 1km 離れた建物は見えず、道路も勿論、カムフラージュされていた。

D. B. 社「ゲンスハーゲン」製作所  
工場配置記憶圖



陸軍航空本部『獨國航空機工業要覽』1942年11月，29頁，より。

612 飛行機、発動機の耐久性不要論について、引用は奥平祿郎「戦時中の航空機の整備取扱の状況について」(『日本航空学術史(1910-1945)』370頁)より。本件についてはコーヘン/大内兵衛訳『戦時戦後の日本経済』上巻，329頁，をも参照されたい。パイロット使い捨て思想については大谷内前掲『ジャパニーズ・エア・パワー —— 米国戦略爆撃調査団報告/日本空軍の興亡』34頁にも簡明な批判的指摘が見られる。

各工場の直近には更衣室を兼ねる頑丈な防空壕があり，上階は食堂，下には厚さ 1m のコンクリートで補強され，全社員分の防毒マスク，防毒服，靴等一切を完備した地下室が造られていた。「防空の主旨は，何の工場も，工場など壊されても良い，人間だけ助けたら回復は何でもない」という思想に在った．工場周辺には大形高射砲陣地，軽高射砲陣地，高射機関銃陣地が犇っていた<sup>613</sup>．

この構えは大都市の中心部に大工場を建設して自己満足に浸っていた日本の遣り方とは将に雲泥の差である．次に掲げる地図は三菱名發大幸工場とその周辺図である．元の地図は戦後出版されたものであるが，1944 年 4 月，米軍機によって空撮された写真に見える道路が描かれていないことから，かなり古い版である．また，それに素人が塗り絵を施しただけモノなので細部までの正確さは期待しないで頂きたい．

三菱重工業名古屋発動機製作所とその周辺(名古屋市東区大幸町：戦前の地図を処理したもの)



ともかく，'44 年 4 月時点において名發大幸工場は敷地 36.7 万坪，建屋 14.8 万坪，従業員約 4 万人を数える一大工場であった．その西に見える県立第一中学校は現在の県立旭丘高等学校．工場敷地の西南隅に今は名古屋ドームが建っている．つまり，大幸工場は街の

<sup>613</sup> 辻 猛三『ドイツの航空工業』134~136 頁，深尾淳二「落日の死闘」『往事茫茫』第三巻，2~3 頁，参照．

真ん中に位置したワケである。平時ならまだしも、誠に以って戦時体制下、「濃尾の平野<sup>はて</sup>遠く 白銀<sup>しろがね</sup>の嶺望<sup>み</sup>立つ」などと威容を謳っているような場合ではなかったにも拘わらず、である<sup>614</sup>。

しかも、空襲に際して軍の駐在監督官は当初、工場からの従業員退避さえ禁じていた。俄か作りの穴倉が防空壕と称され、屋上には対空機関銃数門を並べた程度の対空砲火が用意されるだけに終わっていた。そうした中、深尾が後に中部防衛司令官の内諾を取付け、空襲時の従業員散開退避策を導入してくれた一件などはせめてもの慰めである<sup>615</sup>。

コーヘンは森林を拓き、建屋を不規則な角度に分散配置し、建屋群別に可及的な自立性を持たせると共に防空壕を整備したドイツの巧みな工場分散配置を紹介し、それらを全て知りながら何一つそこから学ばなかった日本人の無思慮、そして、中島といい三菱といい、わざわざ大都市近郊の平野部や大都市のほとんど中心と言えるような所に大規模集中生産拠点を構築し、その生産がピークに達してから半年も経たない内に牛車を動員して疎開作業に追われた日本航空機産業の設計画性を指摘している。

彼はまた、そういったこと全ての結果として「ドイツでは航空機工業を壊滅させるために二カ年半にわたり九萬トンの爆弾が投下されたが、日本は十三カ月に一六、三〇〇トン、その八〇%は最後の四カ月に投下されたものであった」と具体的数字を挙げてドイツと対照的であったこの国の防空思想並びに防空能力の貧弱ぶりを示すと共に、「戦争開始の時期も方法も思うまゝに選ぶことのできた日本の軍事企画者たちの示したおろかしさは、史上まことに稀なものであった」と述べている。誠に当を得た指摘であるが、そもそも連中が技術者の思い違い、思い上りを愚かにも増幅・発散させていなければ踏み切れなかった開戦ではある<sup>616</sup>。

確かに、Cr メッキ・リングを得てからの金星は国産発動機としては間違い無く信頼性の高い作品となっていた。その無作法極まる寄せ集め策の奏功に依って構築された世界水準と評しても過言でない信頼性は既知の振動対策さえ棚上げした巧妙な“横着設計”と低い平均有効圧、主連桿大端軸受の小器用なファインチューニングの如き小細工、そして何よりも物心両面に亘る相対的な余裕の賜であった。その後裔達も良く練成された作品となって

---

<sup>614</sup> なお、名發と名航とは同じ名古屋市内でも直線距離で13kmほど離れており、名航から直近の各務原飛行場までは同じく30kmほどもあった。これらは意味の無い遠隔配置であり、三菱最大の弱点は大江から各務ヶ原への完成機輸送にあった。既に述べた通り、三菱で造られた陸軍機と多くの海軍機の機体は主翼と胴体とに解体した上、敗戦まで夜間、道のり48kmの悪路を牛・馬車を用いて陸送され続けた。トレーラ輸送では振動に因り機体に損壊を来したため、自動車で運べるのは発動機と部品に限られた。

<sup>615</sup> '41年、名航の対岸に名古屋国際飛行場(→ガーデン埠頭)が開港して以降、海軍機の一部は団平船に載せて船架より下し、対岸に再陸揚されたが、この方法はそれ自体非効率であった上、満潮を利用せざるを得なかったため半分は夜業となり、かつ天候任せでもあったからその能率は著しく悪かった。田村誠一郎前掲「泣かされた飛行機輸送の哀歌」、中日新聞社会部編『あいちの航空史』中日新聞本社、1978年、214~222頁、参照。

<sup>615</sup> 深尾淳二「落日の死闘」『往事茫茫』第三巻、2~3頁、参照。

<sup>616</sup> 『戦時戦後の日本経済』上巻、303~305頁、参照。

はいた。しかし、そこには初めからそれらの将来性に係わる思い違いがあった。案の定、大戦末期のライバル達と比べられれば、金星ファミリーは最早、旧時代の名残でしかなくなっていた。

佐々木一夫は三菱発動機はアメリカの発動機と比較して「航空エンジンとしての三要素、即ち軽量、小形、簡素の点ではるかに勝れて」いたなどと嘯<sup>うそぶ</sup>いている。恰も揚げ物の如く油まみれになって稼働する発動機、中央主軸受に大きな角隙間や逃げを与えられ、クランクピン軸受をあのように削り込まれねば用を為さなかった発動機を「軽量、小形、簡素」と讃えるべきか否かは措くとしよう。それにしても、山室の回想に拠る限り、当の佐々木自身が敗戦直前、従前の“脱・横着設計”程度では到底間に合わぬ境地に迫られ、**“烈風”用 A20 型 18 気筒発動機に組込まれるべき 2 倍速バランスを鹵獲発動機の機構を真似て設計しよう**と自らを鞭打っていたのではなかったか？

佐々木たちがそれを余儀無くされた理由については既に逐一検討して来た通りである。月並みな表現で繰返すなら、既に“横着設計”思想は航空発動機技術における進化の促進者からその桎梏、反対物へと転化していた。言い換えれば、“横着設計”の賜でありシンプルさを誇った発動機群は大戦末期、進化したライバル達を前にして既に闘いのヒーローとしてのライフサイクルを終え、型落ち OS 搭載のパソコンのような劣等財へと転化していた。相手方の戦闘方法の進歩を前にかつて通用した兵法が生兵法へと成り下がっていたのと将に好一對の構図である。実際、状況がかくの如くであったからこそ譽の如き発動機を官民一体でうかうかと担ぎ出すような羽目にも立ち到ったのである。

そもそも、軽いとか重いとか称したところで、P&W R-2000 *Twin Wasp* は wet でなら離昇 1800HP をマークするような発動機であった。その戦後型モデルの離昇出力が 1450HP に抑えられていたが故に、wet で泣く泣く 1500 馬力を絞り出した金星 62 型の方が出力/重量比の点で優れていたかの如くに語れるのは発動機技術の本質をも歴史的事実をも弁えぬ者だけである。

第Ⅱ部で紹介されたように 1600 馬力で登場した P&W R-2800 *Double Wasp* に到っては水・メタノール噴射実験で 3,800 馬力を叩き出すまでに進化せしめられていた。運転状況に変調を来さぬため試験担当者がつい気を抜いてしまい、ふとメーターに目を遣ったら 3800 馬力で均衡していたので驚かされたという逸話であった。R-2800 がかような運転状況に余裕を以って耐えられたのは何もその造りが骨太で頑丈であったからではなく(かような意味においては R-1830 *Twin Wasp* の方が余程、頑強であった)、そのクランク軸一つをとっても比較的振動数の低い、むしろ細身の軸に周到極まる振動対策が講じられていたからこそである。ライト R-3350 より一回り小さく、高回転化に対する適応性に優れる上、徹底した振動対策が講じられたその主運動部は良く回転上昇に耐えられたのである。

実際、それ位でなければ P-47 *Thunderbolt* 用 *Double Wasp* のモノとして伝えられる 戦闘定格出力 3,200 馬力など到底覚束なかったであろう。因みに、その際の比重量たるや実に 0.34kg/HP に過ぎない。これは A18A, A21, 金星 60 型, A20 における離昇馬力でのそ

れ(各々0.50, 0.50, 0.45, 0.45)など遠く及ばぬ次元の数値であった。戦時中の *Double Wasp* が実力 2400 馬力程度の発動機であったというのは単なる表面的データに基く幻想であり、正しい数値に基かぬ議論では単なる負け惜しみを通り越して虚言になりかねない。

同じ三菱の従業員でも現場にヨリ近いところで苦闘していたノン・エリートの R-3350 *Duplex Cyclone* に係わる回想は佐々木のそれと全く違った視線で貫かれている。名發の試運転グループのボーシ(現場のグループ・リーダー=boatswain: 水夫長の訛り)であった水野賢明は次のように語っている。

……翌二十年早々と思いますが、アメリカ軍のエンジン B29 に装着されているものと同じ物を我が軍が南方戦線で捕獲しこれは箱入りの新品でした、此れを試運転する事に成りました。それはライトサイクロンと言う名前のエンジンでした、野天運転場の約三十米ぐらい西側に工事中と思われて居た、建物があり、上部よりスッポリとシートに包まれて居たので解らなかつたが、風洞の立派な運転場でした、……中略……此のライトサイクロンの性能を調べる為に陸海軍監督官の立合いの上特別メンバーが編成され少数の人員(メンバーは忘れまして)でテスト運転を行う命令を受けました、業務に付いた時思ったのですが、生産工場にいる同期の者にスロットルレバーを握る此の俺の晴姿を見せてやりたいなあと思ったものです。今思うと自分勝手に恥しい事で恭肅ですが、当時の思い出です。アメリカのエンジンは我が三菱のエンジンよりシリンダーボアも大きく、スーパーチャージャーも 2 速に切替えるとブーストの上りが大きく、此れはいいエンジンと思いましたが、彼の B29 は空飛ぶ要塞と言われ、高々度を相当のスピードで飛んで来るので優秀であると言う事は解って居たのですが、空冷式六【十八】気筒で公称ブーストと思われるあたりで我が三菱のエンジンより一五〇mm 前後高く VPM [rpm?] に於てもしかり、約二〇〇馬力程度もアップして居る事が確認され【離】昇ブーストは不明でした、それはオクタン価が我国の燃料では低くエキゾーストの状態が悪くなる為に【離】昇【まで?】レバーを引く事が出来なかつたのです。我が国は戦争をしているんだ、しっかり調整し、試運転を完成させたエンジンを軍隊へ送らなければいかんと思ったものです(「エンジン試運転場にて」安藤 進編・発行『銃後の戦争悪魔の日 三菱重工業名古屋発動機製作所大爆撃』1992 年。81~82 頁。傍点、【】内、引用者)。

縦書き原稿の文字に判読し辛い所もあつたようである。しかし、水野が高高度から侵入して来る B29 とその *Cyclone 18* 発動機に抱いていた技術屋としての憧れは「此の俺の晴姿」という一語に良く現わされている。それを運転出来たのであるから同僚達から羨まれても当然であつた。

文章そのものの趣旨は、過給機を 2 速に切替えた時、R-3350 *Duplex Cyclone* のブースト上昇は大きく、2 速公称ブーストは三菱発動機より約 150mmHg も高いらしく、切替えにより出力は同一発動機回転数にて瞬時に約 200 馬力もアップした。この発動機は案に違わず「いいエンジン」であつたが、残念ながら供試燃料のオクタン価が低く、その本来の離昇ブーストまでは引けなかつた……このように読めよう。“Flying fortress(空の要塞)”は B17

の渾名で、B29の方は“Super fortress(超空の要塞)”であるが、そんな些事などはこの際どうでも良い。

この試運転に係わるデータやその後、為されたであろう分解検査の所見は技師や軍人連中の知るところでもあり、克明に記録・記憶されるところでもあったろうが、要人達の誰一人としてその真実を明らかにしてはいない。現場の人、水野なればこそ、かように素直な記憶を語り得たのである。また、1944年12月13日の名發空襲の際には青空を征くB29を見上げる従業員の中から『まさに威容犯すべからずだ』との感嘆の声が聞えた」とも伝えられている<sup>617</sup>。

優れた“敵性”技術に対する水野の真直ぐな畏敬は一介の主婦、つまり竹槍・火叩き組の一人である筆者の母、山岡フサエが語った「B29は綺麗な飛行機やなぁと思った」という感想とも通底している。ある日の爆撃では隣組の世話役一家が全滅し、焼け跡からは隠匿(役得)物資の山まで発見された。国道176号線には1t爆弾によって大穴が明けられた。それでも、我が方の戦闘機や高射砲が届かぬ空を悠然と征くB29は強く、現に「綺麗な飛行機」であるに相違なかった。実際、「綺麗な飛行機」なる表現は先人達の様々な文章中に散見されるところでもある。庶民は権力者・扇動者達に踊らされはしたが、決してその目は四六時中、歪められていたワケではない。むしろ、歪みっ放しであったのはエリートたちの思考であり感性である。

名發技術開発部隊のエリート達は敗戦の瀬戸際にあつてフルカン継手駆動の1段を含む機械式2段過給の猿真似的発動機A18Eのハ-42-31や搭載する機体そのものが妄想に終わった空冷星型22気筒発動機A21=ハ-50を開発し、後者などは何とか耐久試験通過にまで漕ぎ着けさせていた。しかし、かような「開発」は何れも落日を差し招くに等しい行為であり、強制空冷ファンのフルカン継手制御や可変ピッチ化、はたまたスリーブ弁式発動機、2サイクル対向ピストン式のディーゼル/ガソリン発動機等に係わる山のような特許群と同様、ほとんど技術者の自慰的道楽にしかなくなっていなかった。既に見て来た通り、コトそこに及ぶ前に片付けておかれるべき純技術的課題＝“脱・横着設計”のポイントは幾らもあったのにも拘らず、である。

---

<sup>617</sup> 鈴木彌太郎「名發の初爆撃前後」『往事茫茫』第二巻、269頁、参照。

**補論Ⅲ-1：補助点火系統について**  
—— 始動用バイブレータと始動用マグネトー ——  
**On the Auxiliary Ignition System.**  
**Starting Vibrator and Booster Magneto.**

はじめに

1. 創成期のバイブレータ回路付点火系
2. Ford *Model T*の点火系統
3. Benz に採用された Bosch の “dual ignition system” (原型と改良型)
4. 航空発動機における始動用マグネトー
5. 航空発動機における電動慣性始動機の導入と始動用バイブレータの復活  
むすびにかえて

はじめに

自動車分野において過去のものとなった技術がヨリ高度である筈の航空分野において永らく権勢を保つ例が見受けられる。さしずめ点火用磁石発電機＝マグネトーなどはその最たるものであるが、補助点火系統の構成要素をなす始動用バイブレータ(starting vibrator)もまたその一典型と言って良からう。以下、これに関してなるべく正確な歴史的事実を紹介すると共に、本文では取上げられる機会の無い航空発動機における始動補助装置の概要とその運用実態についても補足しておきたい。

### 1. 創成期のバイブレータ回路付点火系

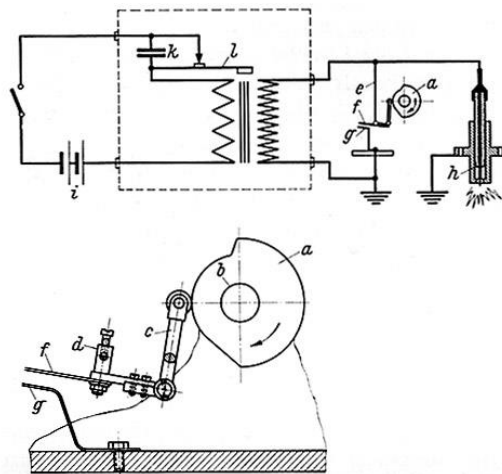
バイブレータ回路は直流電源から高圧を発生させ、電気火花を飛ばすための誘導コイル(感応コイル、ブザー線輪)の構成要素として誕生した。誘導コイルはアイルランド人の科学者、Nicholas Callan(1799~1864)によって1836年に発明されたが、パリで活躍したドイツ生れの電気機械器具製造家、Heinrich Daniel Ruhmkorff(1803~77)は1851年にこれを製造し、製品として販売したことでその名を知られ、しばしばその発明者と誤認されている。

実用的内燃機関の創始者、ベルギー人、Jean Joseph Étienne Lenoir (1822~1900)に依って開発された高圧電池点火方式(1860年)はこのRuhmkorffの誘導コイルを借用していた。彼はこれを配電器と組み合わせることにより彼の2サイクル単筒複動機関用の点火装置とした。

その後、Karl Benz(1844~1929)はこれを一種の断続機コンタクトブレーカーと併用することによって1885年の3輪車に搭載される4サイクル単筒単動機関用にSummerzündung＝ブザー点火装置と称する高圧電池式点火系を編み出した。

#### 図・補Ⅲ-1-1 BenzのSummerzündung



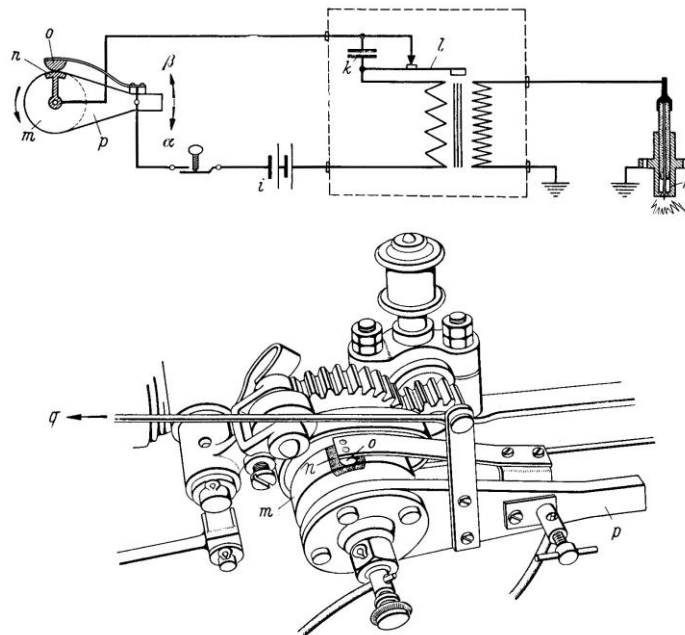


Friedrich Sass, *Geschichte des Deutschen Verbrennungsmotorenbaues von 1860 bis 1918*. Berlin et. al., 1962, S.122 Bild 59.

なお、配線図に明らかなように、Benz のバイブレータ回路は常時使用されるものであり、始動補助装置に分類されるべき機構ではなかった。この点については先駆者、Lenoir の装置も同じであった。

1893 年、Benz は Summerzündung のクランク角にして  $180^\circ$  という無闇に長い連続スパーク継続時間を短縮すると同時に点火開始時期を調節可能な改良型システムへと進化させた。一応、これで内燃機関用電気点火装置としての要部は全て出揃ったことになる。

### 図-補Ⅲ-1-2 Benz の改良型 Summerzündung



Sass, *ibid.*, S.264 Bild 131.

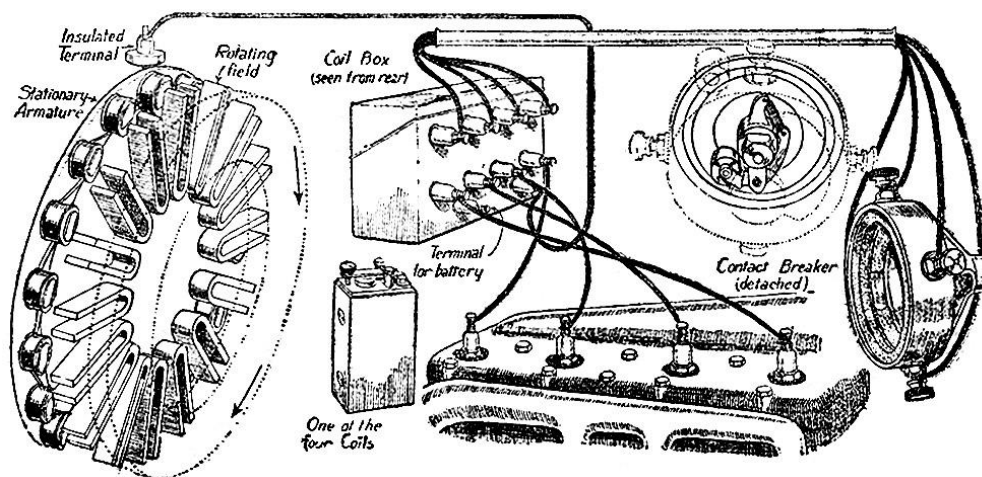
## 2. Ford Model Tの点火系統

Henry Ford(1863~1947)もまた初期においてはバッテリーとバイブレータ付誘導コイルとを用いた点火系を開発し、1908年にデビューさせたその歴史的な作品、*Model T*にもバイブレータ回路付の点火系を採用している。もっとも、こちらは始動は蓄電池点火、始動後は低圧高周波発電機によるマグネト一点火という独特の方式であった。とは言え、*Model T*においてもバイブレータは表向きその両方に、つまり常時、用いられる装置であった。

本システムについては良い実体図が見当たらずにため、Ford Systemの原点を為す低圧高周波マグネトの要部＝馬蹄形磁石の描き方の誤りには目を瞑って次の図を掲げておく。実際には16個の磁石は“V”型をなし、同極同士を隣接させることで円周上に32ではなく16の極が交互・等間隔に展開する形に配置されていた。そこからの出力電流は当然、16×機関毎秒回転数というかなり高い周波数の交流——1200rpm.(20rps.)なら320Hz——となる。

周波数が高くなる程、電流はコイルを通り難くなる筈であるが、このマグネトとの組み合わせにおいて機能せしめられている間、バイブレータは事実上、整流器として半波整流を行い、1次コイルには直流(脈流)が送られていたように想われる。実際、当時、欧米では電灯線から蓄電池を充電するための装置として変圧器とこの種のバイブレータ回路とを組合わせた整流装置が「ユニオン式変流器」として商品化されていた。もっとも、*Model T*の低圧磁石発電機における発生電流の周波数は電灯線電流のそれとは異なり、機関回転数に相関して大幅に変動するモノであったから、何時もかもそう具合の良い振動数の合致が得られていたのかどうかは不明である<sup>618</sup>。

図・補Ⅲ-1-3 Ford Model Tの低圧高周波マグネト一点火系

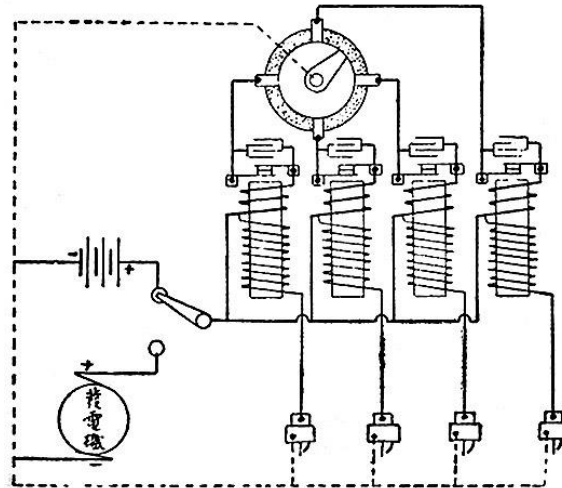


R.,T., Nicholson, *The Book of the Ford*. 5th. ed., London, 1920, p.210.

618 「ユニオン式変流器」については奥泉欽次郎『ガソリ發動機点火法』極東書院、1916年、85~87頁、参照。

Model Tの点火系全体を配線図で表すと次のようになる。

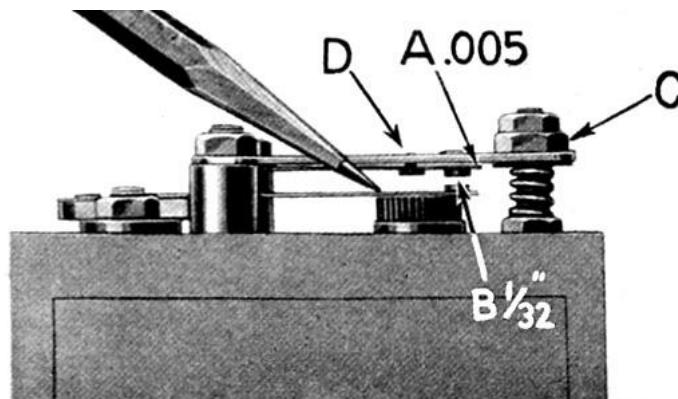
図-補Ⅲ-1-4 Model Tの点火系配線図



奥泉欽次郎『ガソリ發動機点火法』極東書院，1916年，280頁，第二百二十六図。

次の図は K. W. Ignition Co.なる部品メーカーで造られた Model T用の各イグニッション・コイル上に位置するバイブレータの詳細とその調整要領を示す。D のバイブレータ・ブリッジと直下に位置するクッション・スプリングとの間隙は 0.005in.(0.127mm)，全開状態におけるタングステン電極間のクリアランスは  $\frac{1}{32}$  in.(0.79mm)に調整された。調整はネジ C の出し入れとバイブレータ取付部の角度を微小変形させることによって実行された。

図-補Ⅲ-1-5 Ford Model Tのバイブレータとその調整要領



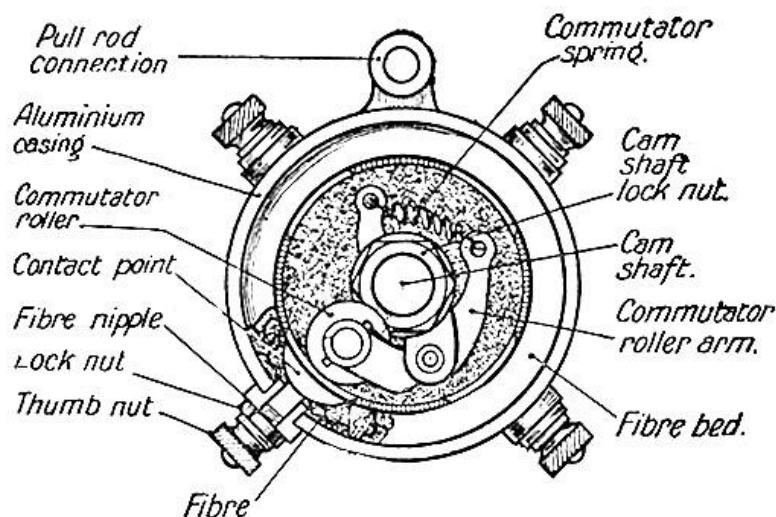
Ford Motor Company, *Ford Service*. Detroit, 1925, p.239.

蓄電池ないしマグネトーからの1次電流は気筒毎に都合4つ並べられたバイブレータ付

イグニッション・コイルの 1 次側へと送られた。次図に謂う **Contact Breaker**(又は **Commutator**)の内面には 4 つの接点があり、この内面にローラーを転走させることで 1 次電流の出口＝アース先が選択された。言い換えれば、このアース配電器に依ってアース回路が構成された気筒のコイルにおいてのみ、バイブレータの作用による昇圧が行なわれ、高圧 2 次電流が発生せしめられた。

この構成はバイブレータを 1 個しか持たない機構よりもその長寿命化にとっては俄然有利であり、また、1 つのバイブレータが折損しても残る 3 つで 3 つの気筒はこれと無関係に生きていたワケであるから、言わば“生存性”において優れた技術でもあった。アメリカの国土や自然条件、*Model T* 出現当時の道路事情等を考慮すれば、民需用と言えども自動車の生存性は優先順位の高い開発目標であったと見做されて良い。

#### 図・補Ⅲ-1-6 *Model T*の点火系における **Commutator**



Nicholson, *ibid.*, p.157.

なお、上図に示されるような **Commutator** の構造ではローラー転走面に偏摩耗を生じて **Commutator** の寿命が短くなるとして先端にカーボンブラシを突出した(恰も前掲配線図の如き)回転腕をオプション・パーツとして販売するメーカーも在ったが、**Ford** の純正部品は少なくとも 1912 年型から'25 年型までは図のような構造で押し通していた。もっとも、それでいてこの部品の名称は“ブラシ”であった<sup>619</sup>。

*Model T* の点火系を他から区別する最大のメルクマールである奇妙な低圧磁石発電機は重要な点火用電源をバッテリーレスで、かつブラシレス構造で得るために考案されたものであったと思われる。バイブレータ付並列コイル方式に関してもそうであったように、*Model T* の開発における最大の狙いはやはりその生存性を高めるという点に定められてい

<sup>619</sup> Nicholson, *ibid.*に掲載の Runbaken Magneto Co. Ltd.の広告、日本フオード自動車(株)『フオード自動車部分品型録』1925 年 9 月、参照。

たようである。

そしてなお、2つの事実が付言されと良い。即ち、バイブレータ付コイルは各気筒独立方式を含め *Model T*以降、暫くは多くの追随者を見出したこと、それにしてもかように奇怪な発電機を有する点火系は後にも先にもこれだけに終わったこと、である。

### 3. Benz に採用された Bosch の “dual ignition system” (原型と改良型)

1909年、Benz は後輪を従来のチェーン等に代ってトルクチューブ式のプロペラ・シャフトを用いて駆動する *Mercedes* 車を投入した。そして、この新型車にはハンド・クランキングに依る始動を幾分かでも容易にするため、始動に際しては始動用バイブレータ回路 (Batterie- und Summerspule=battery and trembler coil)を発動させ、始動後、直ちに Robert Bosch(1861~1942)の高圧マグネトーに依る点火へと切替える *Doppelzündung* = double ignition システムが採用された。もっとも、この点火系を開発供給した R., Bosch 社自身に依る英語表記ではこれを “dual ignition system” と称していたようである<sup>620</sup>。

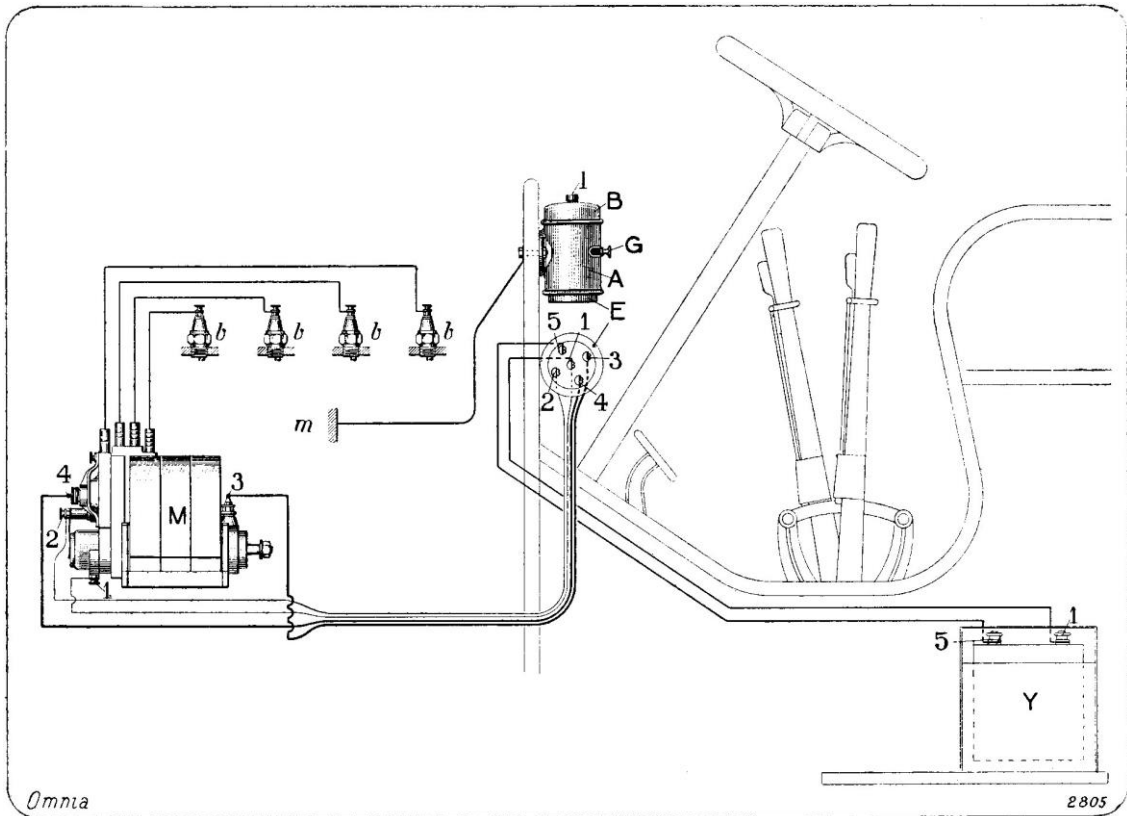
しかし、本システムに係わる Bosch 社自身に依る説明文献は見出されなかったし、Daimler-Benz AG に依る説明は図解も無く余りに簡略に過ぎ、却って良く解りかねるといふ<sup>うら</sup>憾みがある。そこで、同時代フランスの文献から航空発動機における始動用バイブレータの直接的先駆形態とも位置付けられるべき Bosch の同システムの原型について紹介を試みておきたい。

フランスで出版された L.,Baudry de Saunier の *L'Automobile Théorique & Pratique* なる上下2巻の書物はその同時代文献である。この書物は無刊記ながら、上巻 p.120 の次に挿入された三菱にも<sup>ゆかり</sup>縁のある *Claudel* 気化器の全頁広告と p.193 の前に挿入された *Motobloc* 車の全頁広告とに 1913 という数字が見られることから、1913年から第一次世界大戦勃発までに刊行(改訂増補)された書物らしいことが判る。そして、この書物の第1巻に掲げられた図に拠れば、“dual ignition system” とは次のような仕掛であった。

#### 図-補Ⅲ-1-7 Bosch “dual ignition system” (原型)の実体配線図

---

<sup>620</sup> cf. Daimler-Benz AG, *The Annals of Mercedes-Benz Motor Vehicles and Engines*. 2nd. ed., Stuttgart, 1961, p.100, *ditto.*, *Chronik Mercedes-Benz Fahrzeuge und Motoren*. 1966, p.96, *ditto.*, *History of Mercedes-Benz Motor Vehicles and Engines*. 5th. ed., 1972/73, S.96.



L.,Baudry de Saunier, *L'Automobile Théorique & Pratique*. Tome I, Paris 1913?, p.407 Fig.239.

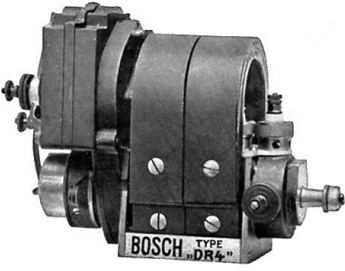
旧式の Bosch 高圧マグネトーM の右側には 3 の処に外部端子が在った。その内部に発電子によって励起された高圧電流をリングから拾う集電ブラシがあり、高圧電流はそこから一旦、馬蹄形磁石の<sup>またぐら</sup>股座を通る外部配線を通じて M 左側の 4、即ち配電器ローター軸へと送られる野暮ったい構造となっていた。後に、この外部配線は内部配線に置き換えられ、3 の端子は廃止される。本マグネトーにおいてはこの股座回路の代わりにバイブレータ付イグニッションコイル A の底に設けられた切替スイッチ端子への結線 3~3 とその端子から M の配電器ローター軸の端子に到る結線 4~4 が追加されている。

図-補Ⅲ-1-8 Bosch “dual ignition system” (原型)に用いられた高圧マグネトー

Pour rouler sans panne,      
      il faut employer les

**MAGNÉTOS et BOUGIES**

**BOSCH**



Plus de **500.000 Magnétos BOSCH**  
— sont répandues dans le monde entier —

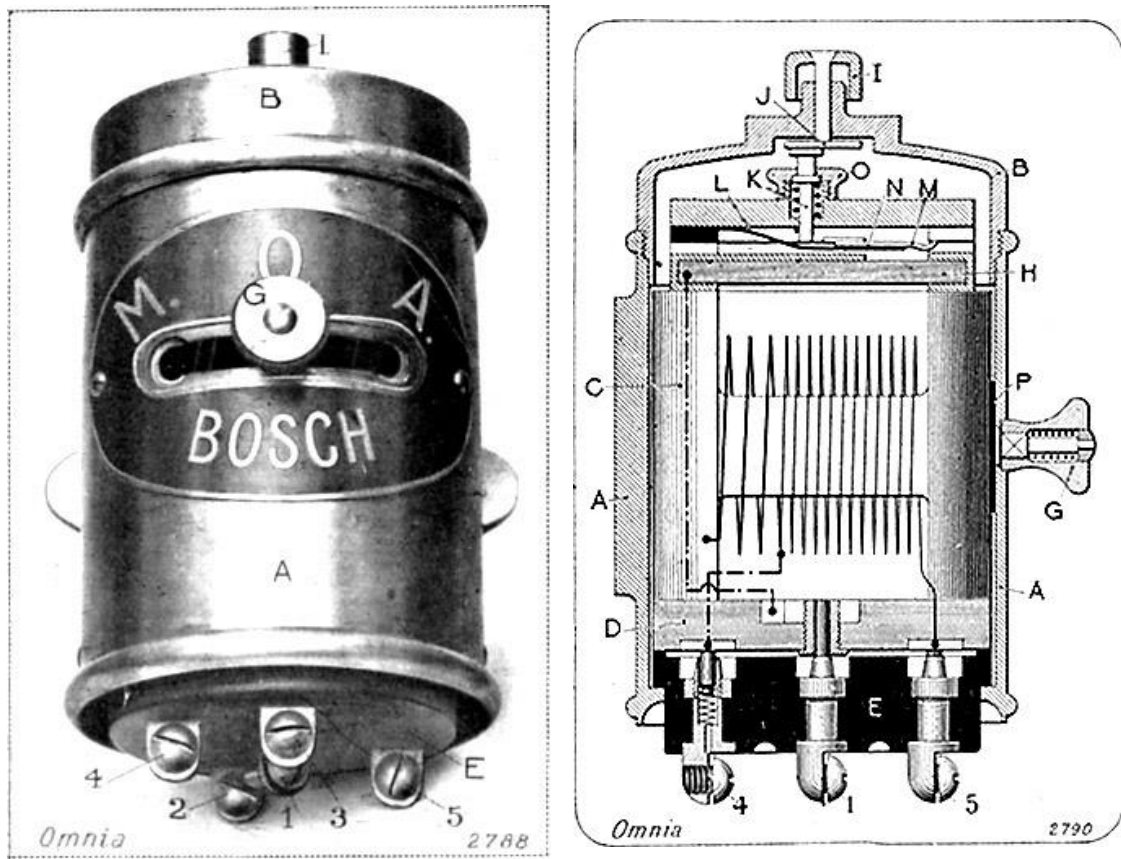
**Société des MAGNÉTOS BOSCH**

PARIS (16<sup>e</sup>) | LYON  
17, Rue Théophile-Gautier, 17 | 295, Avenue de Saxe, 295

*ditto.*, Tome II, front page.

最も肝心な部分に係わる次の図もそれに添えられた説明も粗略極まるモノで、図など敢えて解り難くしたモノであるかの如く見えるが、それしか無いので引用・敷衍しつつ基本的なコトを述べれば、始動に際しては第一にマグネトーを最大遅角位置にセットしておく。次に、スイッチ G を“A”側にセットする。この状態でハンド・クランキングしてやれば、マグネトーの1と2との間に入っているコンタクトブレーカー・ポイントが閉じている間だけ蓄電池 Y からの1次電流の通るべきバイブレータ回路が形成され、振動子 M の振動に因り1次電流の断続が行なわれ、2次側に高圧電流の連続パルスが現れる。この高圧2次電流のパルスはマグネトー M の配電器軸端子 4 へと送られ、配電器アームの回転により最大遅角での点火時期の辺りに位置する(ケッチンを発生させ難い)気筒へと通ずるセグメントに割振られ、当該気筒の点火栓にのみ連続スパークを生ずるから、ハンド・クランキングに依り機関を目覚めさせることが出来る。

図-補III-1-9 Bosch “dual ignition system” (原型)のバイブレータ回路付イグニッション・コイル



ditto., p.408 Fig.240, p.409 Fig.241.

ボタンIは本システムの目玉であり、たまたまポイントが開いた状態で機関停止に到っていた場合、これを押し下げることにより1次回路を形成させ、パイブレータ回路を一時的に発動させる役割を与えられていたものである。ポイントが開いた状態で機関が止るという事態について考えてみれば、点火を断って機関を停止させればクランク軸は何れかの気筒の圧縮反力を受けて停止するが故に、このクランク角において直列4気筒機関の他の3つの気筒は排気行程の途中、吸気行程の途中、未着火混合気を蓄えた=点火が為されておれば膨張行程の途中に当る位相をそれぞれ示すということになる。

つまり、一杯までタイミングを遅らせられたポイントが開き切った状態にあるというのは最後の位相に在る混合気を包蔵した、本来なら着火が行われていた筈の気筒に係わる事態であり、かつ、そこには配電器においては当該気筒への導通が未だに保たれているという状況がある。従って、この圧縮上死点を過ぎ、生の混合気を沢山蓄えた状態でピストンが停止している気筒においてこのボタン操作によって連続スパークを発生させ、これによって残留混合気を着火せしめれば、ハンド・クランキングをすること無しに機関を始動させるチャンスがあったということになる。つまり、それは一種、限定的な“Self-Starter”機構であった。無論、停止後、時間が経過し当該気筒の残留ガスが抜けてしまっているような状態では幾らボタンを押しても徒労になるだけであるから再び腕力を以って臨む以外に途

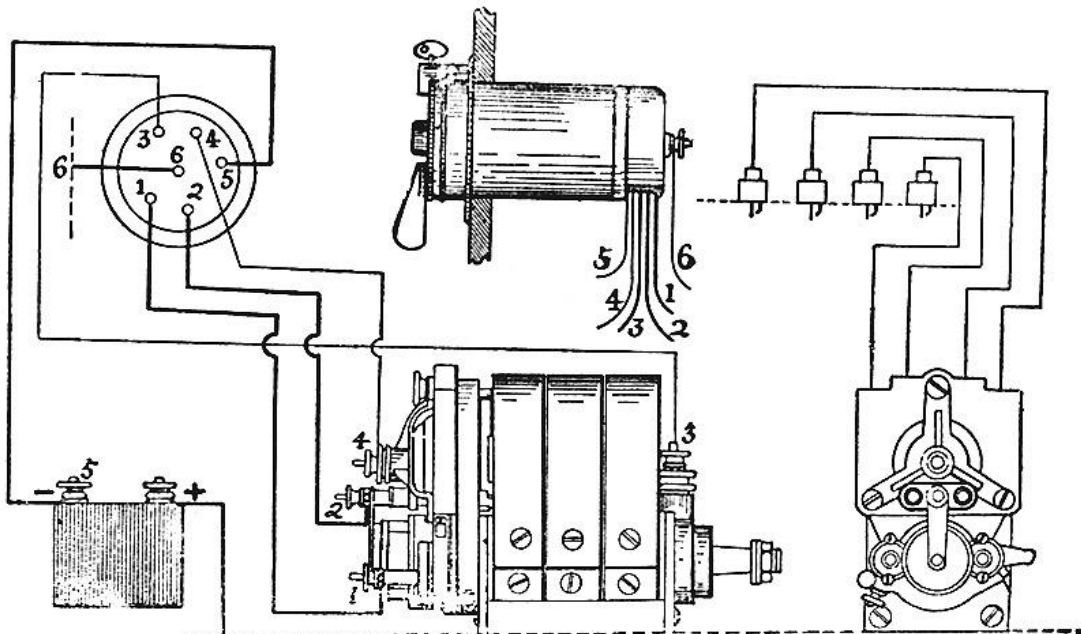


は無い。

何れにせよ、一旦、始動してしまえばスイッチ G は速やかに“M”側へと切替えられた。当時の蓄電池の容量は高が知れていたからである。切替えにより始動用バイブレータ回路は遮断され、マグネトーの配電器にはマグネトーの発電子によって生み出される高圧 2 次電流が供給されるようになる。

このシステムはシンプルであったが、程無く始動用バイブレータの作動時期、即ち始動時の連続スパーク開始時期を自由かつ大幅に遅らせることを狙ったと思しき 2 ポイント化を眼目とする改良が加えられた新たなシステムが開発されたようである。これについては奥泉欽次郎に依って懇切丁寧な解説が為されているので、まずはこれを実体配線図から紹介して行こう<sup>621</sup>。

図-補Ⅲ-1-10 Bosch “dual ignition system” (改良型)の実体配線図



奥泉欽次郎『ガソリ發動機點火法』290 頁，第三百三十二図。

一見，“+”アースに依る単線式が採用されたこととコイルから出るリード線が 1 本増えているだけで従前のシステムとは余り変わっていないように見える。しかし、配線図を見

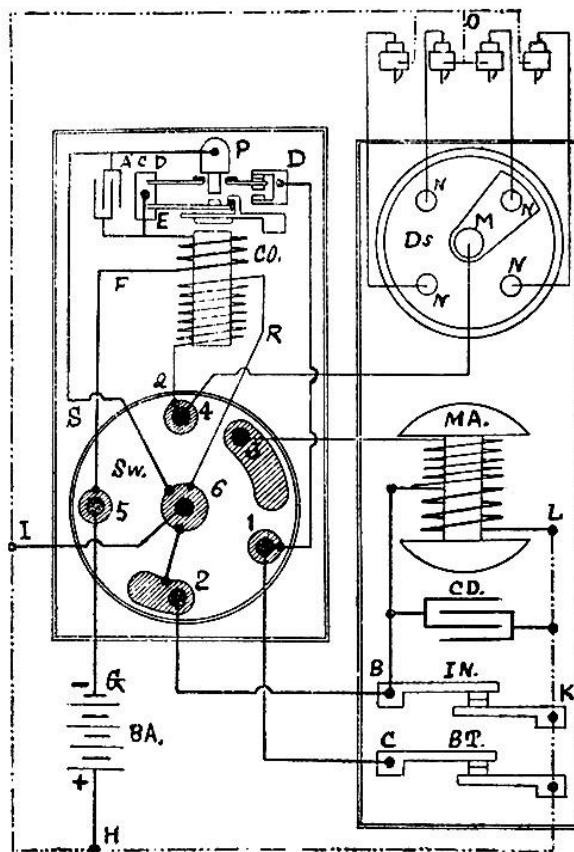
<sup>621</sup> 奥泉欽次郎『ガソリン發動機點火法』284~297 頁，参照。同書に 3 週間遅れて出版された金子五郎『内燃機關 電気點火装置』（大日本工業學會，1916 年）の 117~129 頁にはこれと原型との中間形態を為すと思しきコイルを豎に据えたシステムが紹介されているが、その本質はここに紹介する“新型”と同じであるから、一気にこれに飛ぶこととする。

なお、自動車工学書にまで目を移せば、星子 勇『ガソリン發動機 自動車』極東書院，1915 年，第七章，とりわけ 148~152，153~165 頁がこの“新型”について紹介した正真正銘，最初の邦語文献としての榮譽を担うもののようである。

ると断続器がマグネトーの“IN”と蓄電池回路の“BT”の2個になっていることが判る。勿論、後者のタイミングは遅らされていた筈である。マグネトー後部の低圧端子1, 2とそれらへのリード線が相変わらず2つのままになっているのは単線化と2ポイント方式採用との結果である。

次図の Sw. は蓄電池点火回路が On になっている接続状態を示す。BT が閉じておれば電流は蓄電池 BA. の “+” から H(アース)→BT.(閉)→C→Sw.1→D→E→CO.→F→Sw.5→蓄電池 “-” 極へと到るだけであり、バイブレータは作動しない。クランキングすれば BT. が開く瞬間、相互誘導により高圧 2 次電流が生ずるから単一火花に依る始動が可能となる<sup>622</sup>。

図-補Ⅲ-1-11 Bosch “dual ignition system” (改良型)の配線図



同上書, 292 頁, 第三百三十三図.

BT.が開いておれば回路は構成されないが、この状態からボタン P を押せば、 $H \rightarrow I \rightarrow Sw.6$

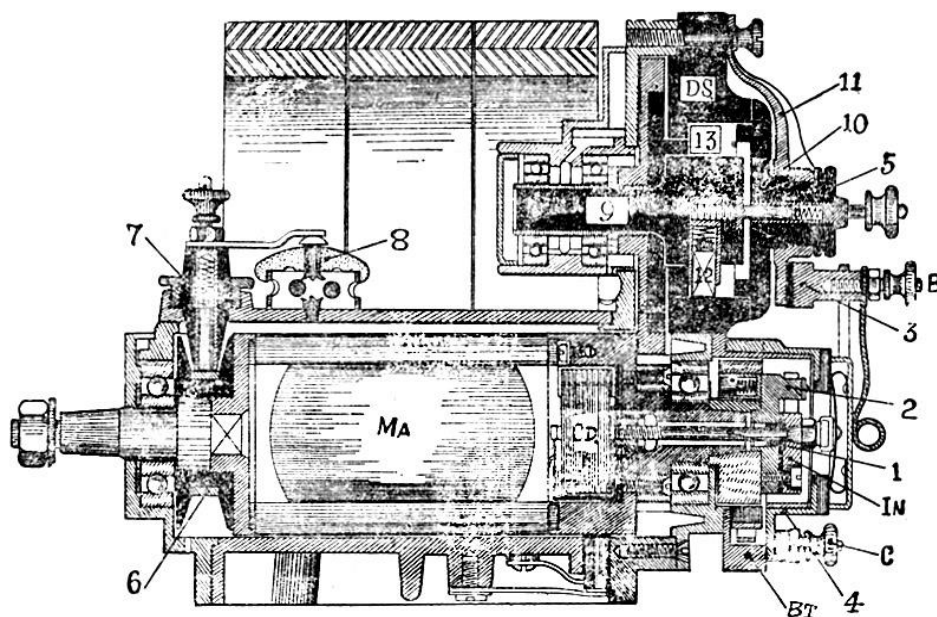
<sup>622</sup> この時、ボタン P を押せば  $H \rightarrow I \rightarrow Sw.6 \rightarrow S \rightarrow P \rightarrow E \rightarrow CO. \rightarrow F \rightarrow Sw.5 \rightarrow G$  という回路が形成されるから、繰返し P を押せばその回数分だけ 2 次電流を生じ、配電器を通じて点火位置にある気筒の点火栓において火花を飛ばすことが出来るものの、これによる残留混合ガスへの着火→始動はタイミング、火花エネルギー何れの面からも難しい。

→S→P→E→F→Sw.5→G なる回路が出来、P~E 間にバイブレータの断続作用が発動し高圧2次電流の連続パルスが生起する。その分配により残留ガスへの効果的な着火が行われ、機関は巧く行けばクランキング無しで始動する。勿論、ここでも残留ガスが抜けてしまっていれば幾ら P を押しても無駄であり、先例のようにハンドクランキングして単一火花を飛ばすか、P を押回ししてロックさせ、連続火花を飛ばさせつつハンドクランキングすることになる。始動後のアイドル運転は1次電流の安定性故に非常に滑らかであったと伝えられている。

なお、図示された Sw.の位置では3と4との連絡が断たれているため、マグネトーの回路は構成されていない。これが活かされるのは3と4とが繋がり、1と2が共に孤立している位置においてである。

高圧マグネトーとバイブレータ回路付点火コイルとはそれぞれ次のように図解されている。高圧マグネトーの右下隅に見える BT が蓄電池用のポイント、IN はマグネトー自体のポイントである。

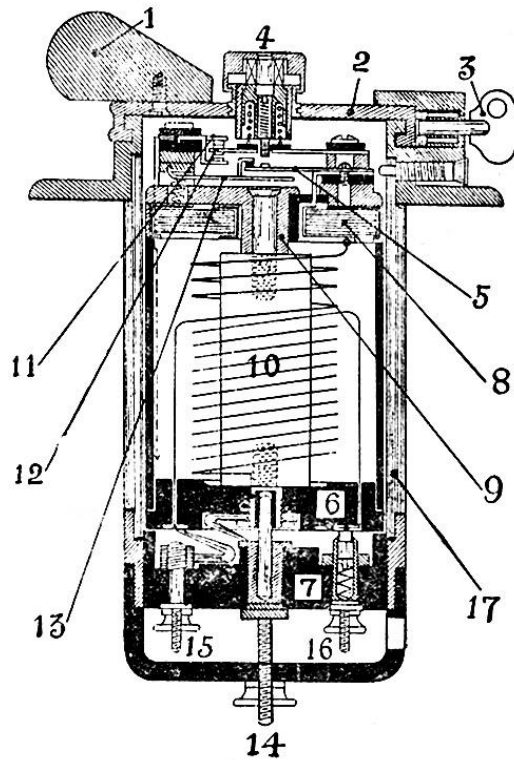
図-補Ⅲ-1-12 Bosch “dual ignition system” (改良型)の高圧マグネトー



同上書，第百三十図。

コイルは縦長に描かれているが、実際にこの“新型”においてそれがフランジから先をダッシュボード表面に突き出す格好で、即ち、横位置で用いられていた点は前掲の実体配線図によって示唆されていた通りである。

図-補Ⅲ-1-13 Bosch “dual ignition system” (改良型)の点火コイル



同上書，第百三十一図。

同じ頃、Bosch は立上りに弱いという磁石発電機固有の欠点をカバーするため、始動時、蓄電池からの電流をマグネトの発電子 1 次コイルへと導く “duplex ignition system” と呼ばれる方式を開発したことが知られている。この事実一つからしても、上に長々と紹介して来た “dual ignition system” やその類似品の使い勝手、「セルフ・スタート」性能は決してユーザーを満足させられるような水準に達してはいなかったということになる<sup>623</sup>。

他方、同じ頃、大西洋の反対側においては全く異なった方向性を有する技術進化が画されつつあった。程無く GM における研究開発分野のリーダーとなり、内燃機関技術史上に偉大な足跡を残す Charles Franklin Kettering(1876~1958)に依り、知人の事故死を契機として真に実用的な電気式セルフ・スターターが発明された件がそれである。彼の試作品が Cadillac 車に初装備され試験が開始されたのは 1910 年のクリスマス・イヴのことであった。その改良型は翌年 2 月 17 日、Cadillac Motor Car Com.に納められ、あらゆる厳しい試験に合格、ハンドスタートの時代に弔鐘を告げることになる<sup>624</sup>。

<sup>623</sup> Bosch の “duplex ignition system” については奥泉前掲書，298~312 頁，金子前掲書，136~136 頁，参照。Fuller, Eismann, Simms といったメーカーに依る Bosch “dual ignition system” の類似品については奥泉前掲書，271~274，298，313~318，金子前掲書，129~135 頁，参照。

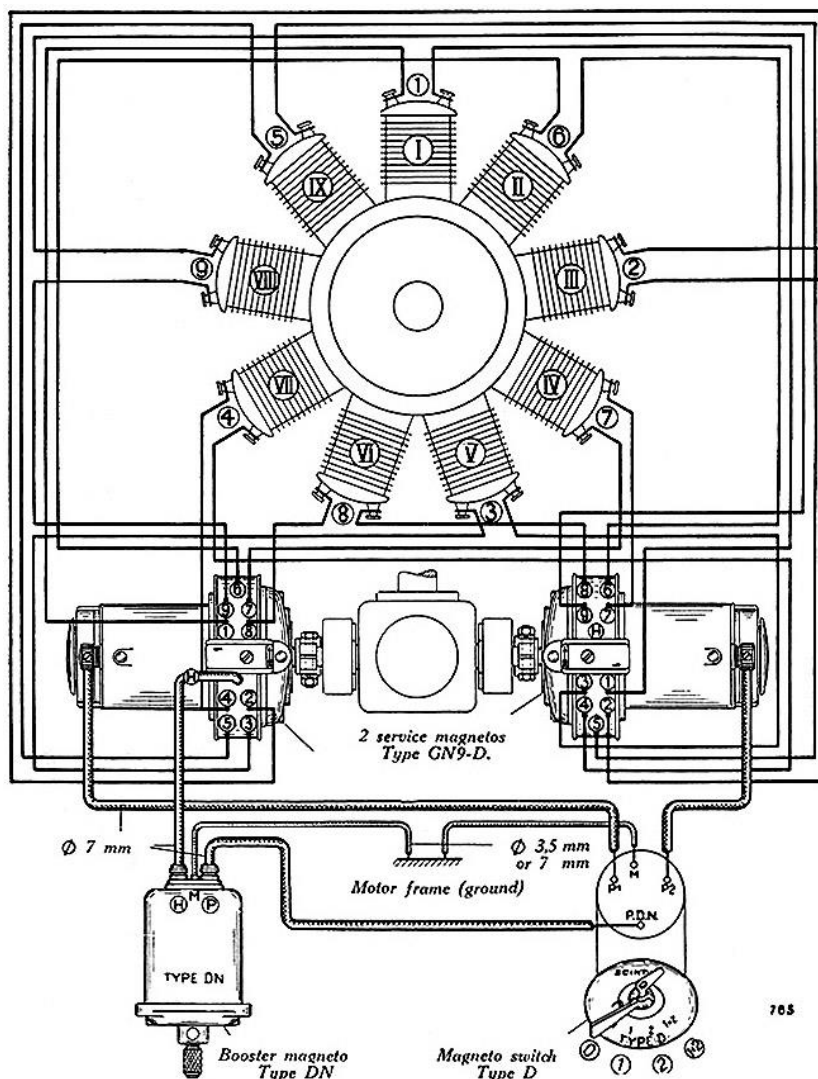
<sup>624</sup> ケタリングに依る実用的始動電動機システムの発明については cf. T.A., Boyd, *Professional Amateur The Biography of Charles Franklin Kettering*. N.Y., 1957, ch.IX.

クランキングが電動機の確実かつ強大なトルクに委ねられるようになれば、低回転時に強い火花を発生させるのが得意な蓄電池点火方式にとって始動補助装置としてのパイプブレータ回路の如きは不要となる。その結果、それは蓄電池点火を標準方式とする自動車機関の分野ではあらかた消滅してしまっただ。他方、それは蓄電池点火方式とは逆の火花生成特性を有する高圧磁石発電機方式に依存する航空発動機の分野で始動補助装置として復活を遂げることとなる。但し、そこに到るには前段階として今一つのステップが必要であった。

#### 4. 航空発動機における始動用マグネトー

この予備的階梯に相当する航空発動機用点火系のダイアグラムの一例を再掲すれば次のようなものになる。これは第I部、図I-III-3と基本的に同じモノである。

図-補III-1-14 空冷星型9気筒発動機における点火系のダイアグラム



Scintilla A.G., SCINTILLA AIRCRAFT MAGNETOS 8E129. 1928(?), p.14 Fig.13.

そこそこの出力を有する航空発動機をハンドスタートさせることは困難であるため、シンチラをはじめ、通常、この図の左下に描かれた始動用マグネトー“Booster magneto”を組込んだ点火系が構築されるに到っていた。この始動用マグネトーは小さなモノで、操縦席に設置されており、パイロットによって操作された。

#### 図・補Ⅲ-1-15 Scintilla の“Magneto switch” D型



*ditto.*, p.13 Fig.16.

本システムの操作要領は、先ず“Magneto switch”を“0”に合せて全てのマグネトーを“off”にしてからプロペラを手回しし、何れかの気筒に混合気を吸入させる(必要ならばブライミングを行なう)。次にスイッチを“1+2”にして始動用マグネトーと2つのサービス・マグネトーを“on”にする。この瞬間にクランキングが為されるワケではないから、最大限まで遅角されているこれらのサービス・マグネトーはスイッチが入れられても何の働きもしない。

次に始動用マグネトーの鉛筆削りのようなハンドルを手回しする。始動用マグネトーの内部構造は普通のマグネトーと同様で2次の高圧電流のパルスが次々と発生される。始動用マグネトーには配電器が無く、そこから1本だけ出ている高圧コードは1番マグネトーの配電器に通じている。最大限に遅角されている1番マグネトーの配電器の回転腕は着火されるべき、そして混合気を吸入済みの気筒に通じるセグメントに接触しているから、先のBosch“dual ignition system”の場合と同様、バイブレータ回路ならぬ始動用マグネトーから送られた高圧電流は当該気筒に連続スパークを発生させ、混合気の着火を促す。初爆が起れば次のサイクルが継続するから発動機は始動し、サービス・マグネトーが自ずと目覚めるから始動用マグネトーの操作は不要となる。

#### 図・補Ⅲ-1-16 Scintilla の“Booster Magneto” DN型



ditto., p.12 Fig.15.

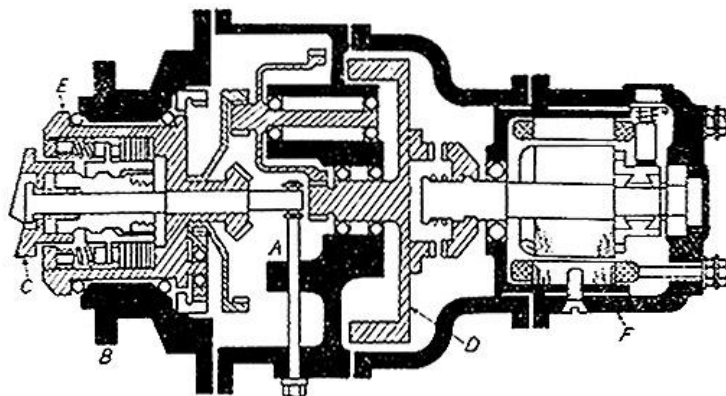
要するに、始動用マグネトーは 1909 年に Benz 車に採用された高圧マグネトーとパイブレータ回路とを併用する点火システムにおけるパイブレータ回路に相当する役割を担っていたワケである。

#### 5. 航空発動機における電動慣性始動機の導入と始動用パイブレータの復活

その後、航空発動機の大出力化に伴い慣性始動機による始動法が一般化し、更には電動慣性始動機に依る始動が普及して来る。下図 *F* が電動機である。通常、電動慣性始動機には手動ハンドルも併備されたが、図の装置では省略されている。弾み車 *D* に蓄えられたエネルギーの伝達経路は第 I 部 図IV-13 の物と同じである。始動操作は *A* の所から噛合いクラッチ *C* を先端に持つ起動軸を電磁的に突出して行いクランキング速度は 90rpm.程になる。

当然、電動慣性始動機が装備される場合には一般論として機上電源としての蓄電池ないし直流地上電源グランドパワーの存在が前提されているから、これに依存する始動用パイブレータの使用が可能となる。

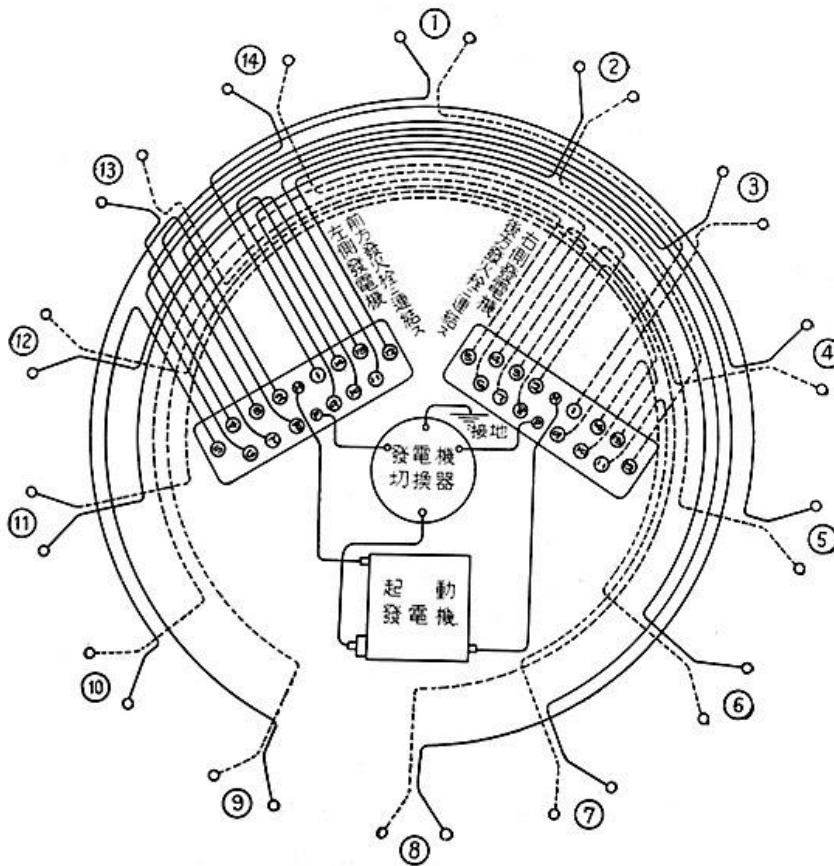
図-補Ⅲ-1-17 定番のエクリプス電動慣性始動機



金澤修三『自動車及航空機の電気装置』共立社，1940年，107頁，第106図。

三菱重工業における過渡期の作品である金星 3 型においては本文既述の如く慣性始動機として電動式・手動式の何れを選択することも可能とされていた。しかし、やがて“昇圧器”と呼ばれるようになるバイブレータ回路は標準装備されておらず、始動用マグネトーのみによる、つまり、前掲 Scintilla のダイヤグラムを単に複雑化しただけの始動補助システムが構築されていたように想われる。これを示唆するのが次の図である。

図-補Ⅲ-1-18 過渡的作品，金星 3 型の点火系



海軍航空本部『金星發動機三型 取扱説明書』1936年10月，132頁，第62図。

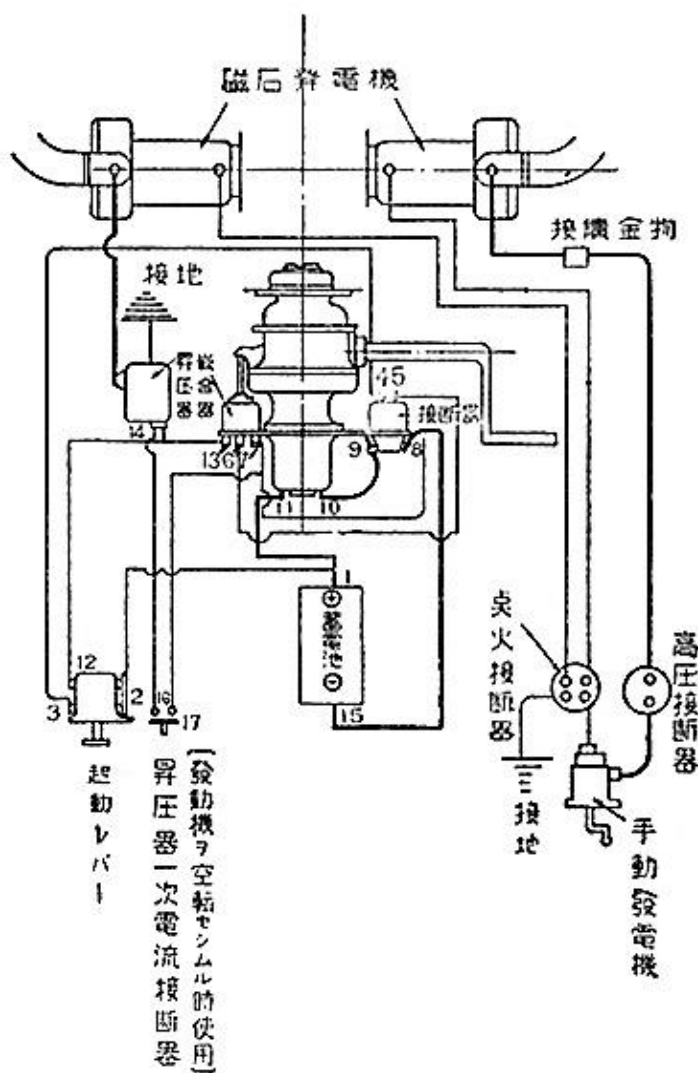
もつとも、この図と似たような略図は中島飛行機武蔵製作所『譽發動機取扱説明書』1943年12月，I-4303頁にもI-4301図として掲げられているから、本図も単なる略図と解せぬことはない。ただ、譽を含む他の“昇圧器”付発動機の『取説』には次に掲げられるような、これを含む電動慣性始動機回りの実体配線図が掲げられているのに対し、金星 3 型の『取説』にはかような図は掲げられていないという事実がある。

しかし、片方の高圧マグネトーの配電器に始動用バイブレータ＝“昇圧器”から高圧電流を送り込む始動補助用点火システムの如きは電動慣性始動機用の直流電源が手近に在り



さえすれば誰でも思い付くことが出来る程度の技術であった。三菱発動機においては金星40型から電動慣性始動機と“昇圧器”との組み合わせが標準装備され始めたが、同時代には世界各国共、似たようなシステムを用いるようになっていたと考えられる<sup>625</sup>。

図-補Ⅲ-1-19 金星50型における電動慣性始動機回りの実体配線図

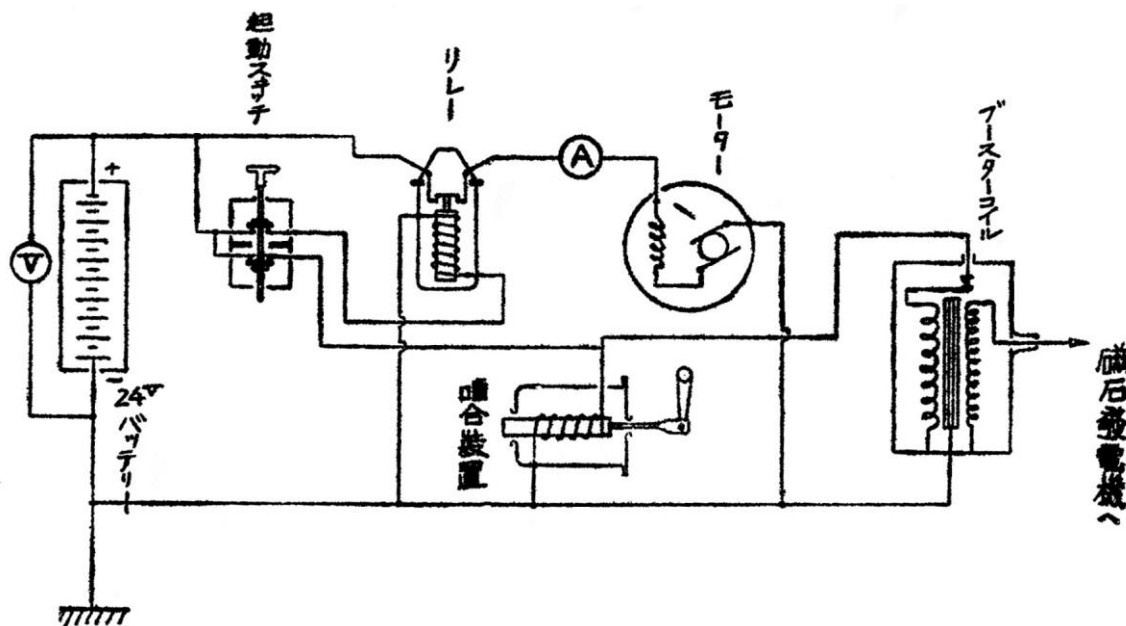


海軍航空本部『金星発動機五〇型 取扱須知』第一版，1941年12月，I-803頁，第801図。

<sup>625</sup> 電動慣性始動機については本文図IV-20, -21, -28, -38, -39, -43にBMW 801A, *Duplex Cyclone*, *Twin Wasp*, *Twin Hornet*における使用例が見られる。また, Graham White, *R-2800 Pratt & Whitney's Dependable Masterpiece*. Pennsylvania, 2001, pp.97~98に“1936 Development of **booster coils** by Eclipse.”, “1942 **Starting vibrators** installed on Naval aircraft — American Bosch”, “1943-1944 **Double vibrators** and single spark starting units developed for R-3350 and R-4360 engines respectively. Scintilla and American Bosch.”とある(強調引用者)。但し, それらの技術的詳細については何も述べられてはいない。なお, “昇圧器”は“booster coil”の訳語であり“starting vibrator”と同じものである。

上の実体配線図は三菱の金星 50 型発動機に係わるモノであるが、勿論、金星 40 型でも火星でも瑞星でも、あるいは中島飛行機のハ-109 や榮や譽でもシステム構成は同じであり、“昇圧器”は電動慣性始動機を基軸とする始動システムにとって欠かせない要素となっていた(電動慣性始動機については本文図 V-25 に榮 10 型における使用例を示す。残念ながら“昇圧器”までは示されていない)。この実体配線図を簡素化し、配線図の形で示したのが次の図である。

図-補Ⅲ-1-20 電動慣性始動機回路図



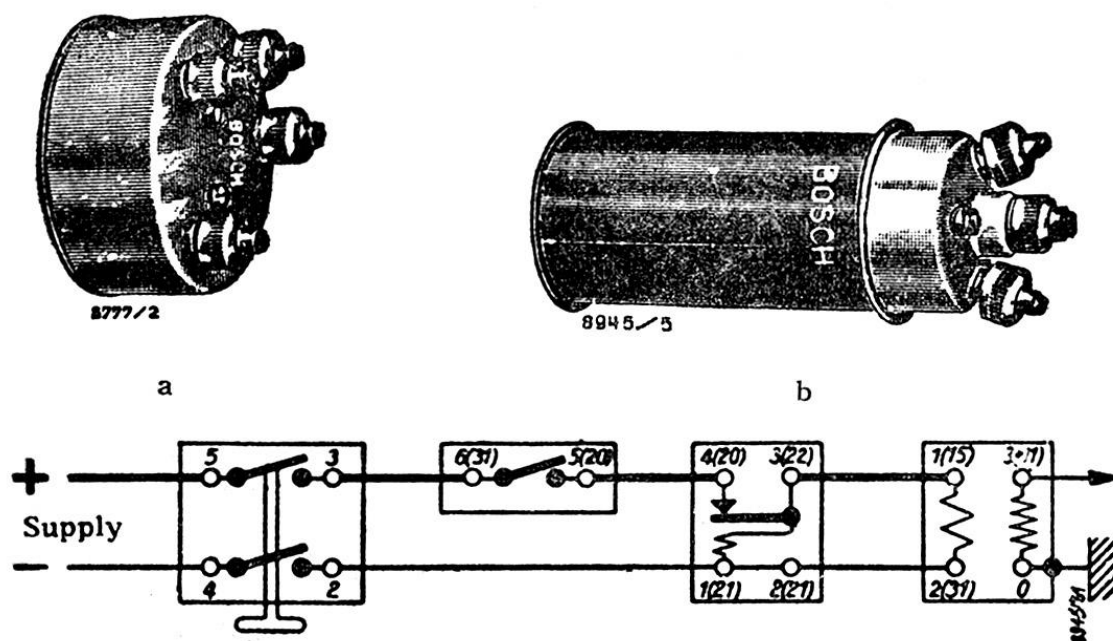
關 義茂『航空発動機入門』開隆堂，1943 年，55 頁，第 72 図。

なお、本文に見た通り、瑞星 12 型や火星 13 型、23 型のように充電発電機が装備可能である発動機に取えて手動式慣性始動機が選択されるケースは艤装上の理由あつてのことであるが、充電発電機が装備されてさえおれば直流電源を要する始動用パイプブレータ回路を装備しないというのは不便かつ不自然である。よつて、これらの発動機においても“昇圧器”は使用されていたと考えるのが順当であらう。無論、用心のためにマグネトーを“off”にしてプロペラを手回しし、必要とあらばプライミングを行なう所作は続けられ、上図右下に描かれているように、もう一方のマグネトーの配電器に接続される始動用マグネトーも蓄電池の過放電等、不時の場合の備えとして必需された<sup>626</sup>。

626 なお、谷岡 毅「発動機取扱法」富塚 清編『航空発動機』，1204 頁に扱れば、手動式であれ電動式であれ、慣性始動機の弱点は起動軸部から発動機潤滑油が入つて回転が重くなることであり、電動式の場合、このためにモーターを焼損するケースが「度々」あつた。これは慣性始動機の取付位置の如何に係わらず生じた故障で、発動機の内圧がプラスである以上、オイルシールの性能に俟つか解決案の無い事象であつた。技術院編纂『航空

次に示すのは Bosch の“昇圧器”である。但し、澤藤忠藏はこれを「始動用電池點火器」と呼んでいる。見ての通り、ブザー部“a”とコイル部“b”とは別体になっていた。もっとも、これが究極の姿であったのか否かについては不明である。また、澤藤は始動時の点火時期遅延に関して「始動用の配電極は、Magneto の極よりもセグメントに於て一つだけ遅れてゐるのである」と述べているが、その機構的詳細については不明である。

図・補Ⅲ-1-21 Bosch の始動用電池點火器＝“昇圧器”



澤藤忠藏『内燃機關の電氣點火』共立社，1939年，178頁，第167図。

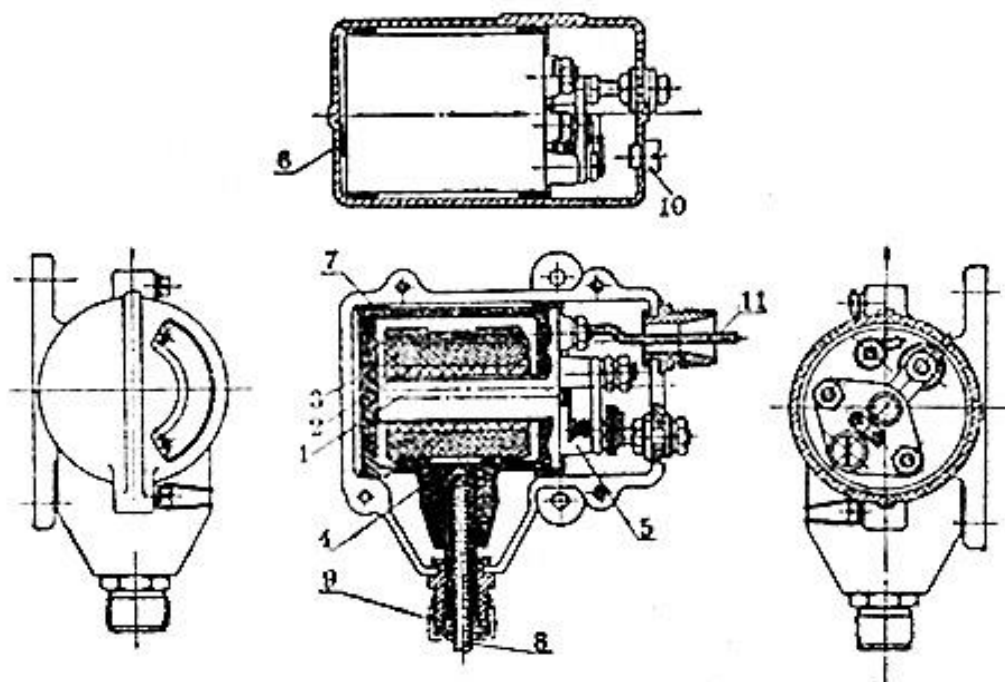
残念なのは国産“昇圧器”に係わる良好な画像情報を見出せていないことである。もっとも、我国では元々、二大発動機メーカーの製造になる気化器や第Ⅱ部で見たような三菱

機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』發明公報協會，1945年3月，65~66頁には1929年2月23日出願，同年12月3日特許，エクリップス，マシーン，コムパニー「特許第84434號」“油カ曲柄軸匣ヨリ起動機匣ニ滲出スル事ヲ防止スル装置”なる項目が掲げられているものの，合成ゴム製リップ・シールが十全に発達するまで当該部分の油密保持は相当な難題であり続けたと見て良い。

谷岡は「油止め方法は始動器製作者に要望する所である」と述べている。エクリップス慣性始動機のライセンス・メーカーとしては日本光学(現・㈱ニコン)の母体でもあった東京蒲田の㈱東京計器製作所(現・東京計器株式会社)の名が知られている。もっとも，空気タービン式慣性始動機などという装置に係わる「實用新案出願公告第13784號」(1941年9月20日『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』922~923頁)の存在からすれば，三菱重工業も手動・電動エクリップス式慣性始動機国産化の担い手であったのかも知れない。ライセンスないし模倣国産品メーカーの全容については不詳ながら，かようなところでも油漏れが国産発動機の弱点となって現れていたコトだけは確かである。

の燃料噴射装置の類を除き，補機類一般に関してその製品自体や生産技術体系に係わる技術情報は貧弱極まりなかったのであるから，この“昇圧器”だけが殊更冷遇されていたというワケではなさそうである。

図-補Ⅲ-1-22 国産品と思しき“昇圧器”

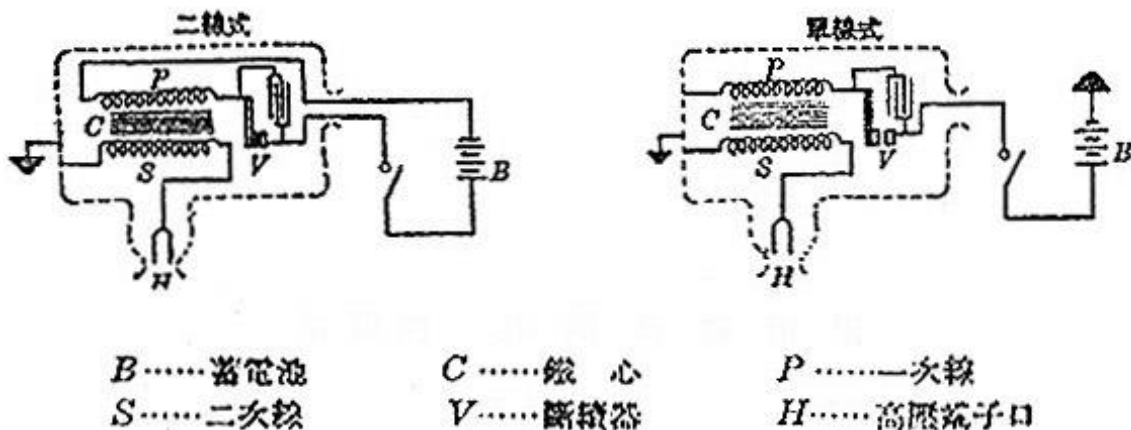


- |          |           |           |
|----------|-----------|-----------|
| 1……鉄心    | 5……断続器    | 9……高圧端子口  |
| 2……一次線   | 6……接觸發條   | 10……接點調整口 |
| 3……二次線   | 7……緩衝フェルト | 11……低圧電線  |
| 4……絶縁ケース | 8……高圧電線   |           |

遊上尚磨『航空機電気装備』工業図書，1940年，85頁，第72図。

本図に見る“昇圧器”の構造は前掲のバイブレータ諸型式の中でも比較的簡単な部類に属したが，興味深いのはこの当時，我国における配線方式には二通り，即ち，「二線式」と「単線式」とがあったという事実である。因みに，關の掲げた図(図補-20)や Bosch のシステム(図補-21)は「二線式」であった。

図補-Ⅲ-1-23 “昇圧器”の配線方式2様



同上書，86頁，第73図。

「二線式」と「単線式」とが描き分けられたこの図を眺めているとどうしても陸軍4式重爆撃機「飛龍」に係わるエピソードを想起させられずには居られない。即ち、日本軍用機において初めて軽量化を狙いボディー・アース(単線)方式を採用した「飛龍」はその電気系統のトラブルに散々泣かされることになる。個々の電気機器における絶縁性能が不足していたため、「単線式」即ちボディー・アース方式がマトモに機能しなかったのがその原因である<sup>627</sup>。

戦後の民間機においては大戦中と同様の、但し複数の始動補助システムが引続き使用されたものと想われる。しかし、民間機の場合には蓄電池に係わる不安を殊更重大視する緊要性が高くはない上、安んじてグラウンドパワーに依存することも可能である。従って、始動補助装置は順次、簡略化されて行った。現在の小型飛行機に関する限り始動用マグネトーは顧みられておらず、始動に際してマグネトーの発電子を強く弾き回す“Impulse Coupling”や点火時期の遅角装置である“Retard Breaker”といった機器と並んで“Starting Vibrator”の方が生残するという社会的選択が確定している。もっとも、ごく最近、ブザー式のスターティング・バイブレータに代わる無接点式のそれが登場するに到っている<sup>628</sup>。

<sup>627</sup> 航空情報別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』酣燈社，1969年，115頁，参照。なお、「二線式」は素人臭い配線方式のように見えるが、昇圧器の2次回路と蓄電池との導通路が完全に排除されているため安全性は高い。Boschはこの点を謳った特許を押えている。1938年11月21日出願，1940年3月11日特許，ローベルト，ボッシュ，ゲゼルシャフト，ミット，ベシユレンクテル，ハフツング「特許第135342号」“内燃機関用起動着火装置”。技術院編纂『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』発明公報協會，1942年(?)，826頁，参照。

<sup>628</sup> 日本航空技術協会 航空工学講座5『ピストン・エンジン』第5版，2012年，172~173頁，参照。無接点式のもの恐らくマルチバイブレータと呼ばれるパルス発生回路と誘導コイルとを組合わせたものであると想われるが、その詳細については管見の及ぶところではない。

## むすびにかえて

点火系は始動装置と歩調を合わせて進化して来た。自動車機関においては蓄電池技術の向上と共に電気式セルフスターターと始動に強いバッテリー点火方式との組み合わせが主流となり、黎明期の利器であったバイブレータ回路は無用化された。他方、航空発動機においては軽量で高回転時に強い高圧マグネトーが主流となったが、そのためには始動用マグネトーに依るアシストが不可欠とされた。しかし、電動慣性始動機の普及と共に始動補助装置としてこれと直流電源を共有するバイブレータ回路が復活を遂げ、バックアップに回された始動用マグネトーと共に航空発動機の始動性確保に威力を発揮するに到った。先次大戦中が将にその時期に当っており、電装系に弱点を託つ国産航空発動機はこの点において大いに苦しめられた。

現在の民間小型機においても“Starting Vibrator”は健在であり、始動補助装置としての安定性を遺憾なく発揮し続けている。この単純な仕掛はピストン航空発動機が愛用され続ける限り、将来に亘ってその存在価値を失うことはないであろう。

## 補論Ⅲ-2：本邦軍用航空の現場における発動機試験について

### Aircraft-engine Testing for the Aviation Corps of Japanese Army and Navy

#### 目 次

はじめに

1. 航空発動機試験台の諸様式
2. 高橋大尉の『工場實習報告』(1924 9/29~10/15)から
3. 所澤陸軍飛行學校『發動機學教程 操縦 機關 (将校) 學生用』(1930 年 12 月)より
4. 所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程 (卷一)』(1934 年 9 月)より
5. 陸軍航空整備學校『發動機工術教程 (卷二)』(1941 年 2 月)より
6. 陸軍航空總監部『航空發動機定期手入ノ參考』(1942 年 10 月)より
7. 大湊海軍航空隊向け“壽”460 馬力發動機 2 型の領収運転試験成績表(1935 年 3 月)より

むすびにかえて

#### はじめに

大馬力航空発動機は必然的に多気筒発動機となる。また、その一典型をなす空冷星型発動機は混合気分配の筒間不均等を持病とし、気筒毎の発生馬力は大いに異なることを通則とする。それ故、航空発動機は単筒のインジケータ線図を採取して総図示馬力を求める所作に不向きである。7つか9つ、14か18、時にそれ以上ある全ての気筒からの同一条件下でのサンプリングなどというのも甚だ面倒な作業である。また、エンジンたるモノ、図示馬力よりも正味馬力の多寡が問題であることについては論を俟たない。

しかし、航空発動機用トルクメータの導入・実用化以前、航空発動機の正味馬力測定など運航中は到底、不可能であったし、腰を据えて試験しようにも然るべき規模と機能を備えた施設を必要とする関係上、何処でも安易に実行可能というワケには行かなかつた。この航空発動機の負荷試験はメーカーの研究部門や研究機関において為され、その高空性能等の検証にまで係わる本式の工学的試験と製造・運用・教育現場においてなされる摺合わせ運転や領収運転試験を兼ねた地上性能確認試験とに大別された。

本稿は陸海軍航空に係わる教育と運用の現場において実施された後段の意味における発動機試験の実態と推移とについて装置の変遷に焦点を合わせつつ再構成しようとする恐らく初めての試みである。対象として機器に関しては陸軍航空に、試験の実態や成績に関しては海軍関係に偏った両極端の記述となってしまったが、この点は管見に及んだ資料の制約故であり、御寛恕を頂きたい。

#### 1. 航空発動機試験台の諸様式

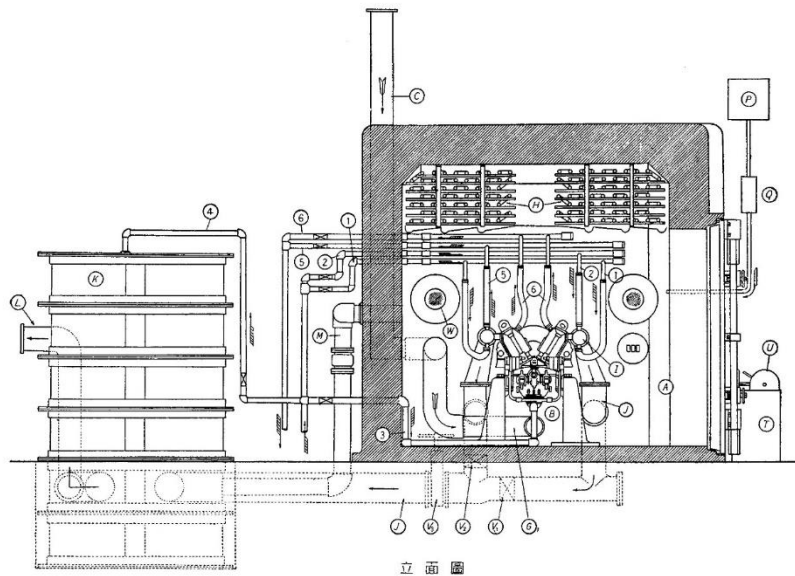
工学的研究のための航空発動機試験装置は吸気温度ならびに圧力を制御し、様々な高度を飛行するのに等しい状況をシミュレートする大掛かりなシカケであった。これは純然た

る低温・低圧試験室である N.A.C.A.方式(米)とゲッチンゲン型風洞の一種である複回路型風洞の密閉高空版ような Isotta Fraschini 方式(伊)とに大別され、空冷発動機を扱うことが出来ない N.A.C.A.方式(米)とは対照的に、後者においては空冷発動機の高空試験も遂行可能であった。図-補Ⅲ-2-1 の前段は N.A.C.A.方式に属する Bureau of Standards(国務省標準局)型の東京帝大航空研究所に設備されたそれを、後段は 1928 年 4 月、三菱航空機名古屋発動機製作所に整備された試験室を密閉せず発動機吸排気管をそれぞれ大容量の低圧吸気槽・低圧排気槽と連通させただけのより簡易な低圧試験設備を示す。

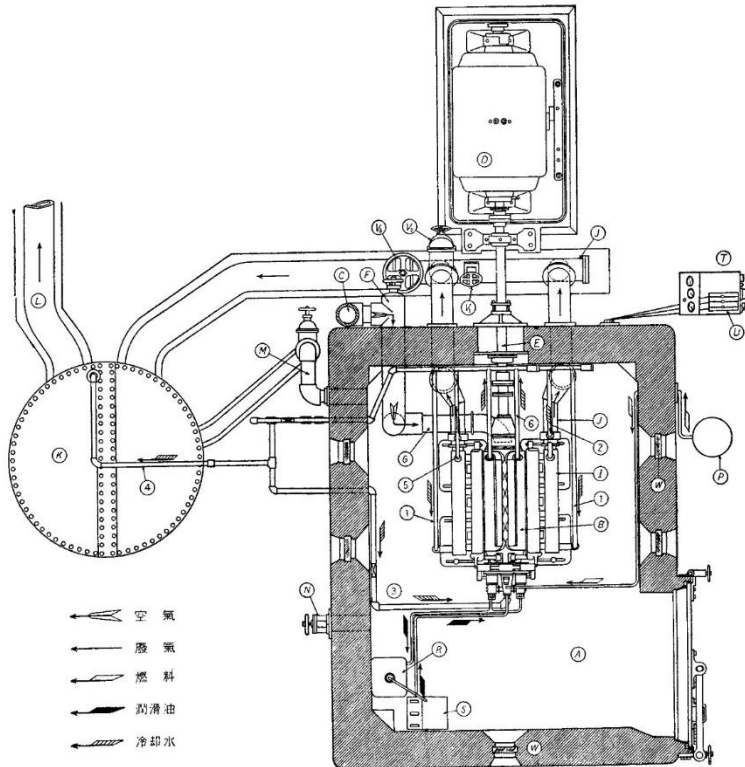
#### 図-補Ⅲ-2-1 国内に整備された水冷発動機用低圧試験施設 2 例

##### i) 東京帝大航空研究所の施設





立面圖

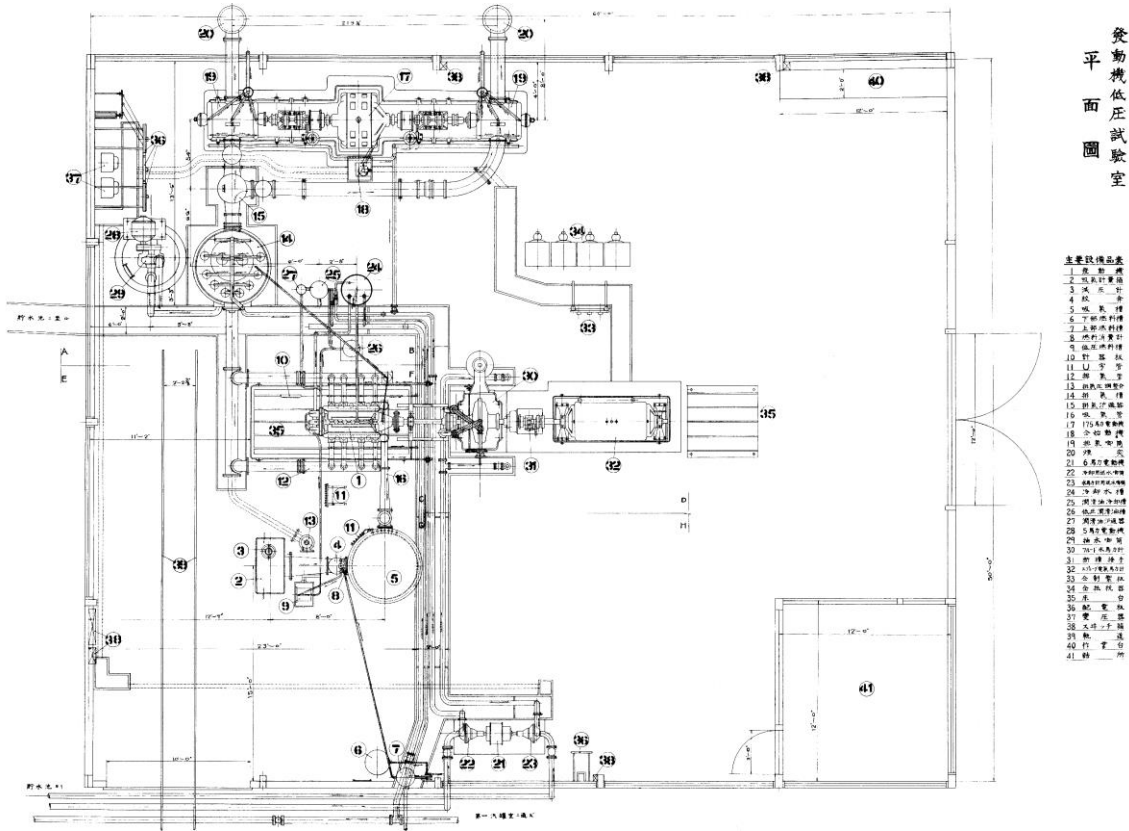


平面圖

A: 鑄鉄ブロック組立壁(外側断熱コルク層), B: イスパノ 12 気筒発動機, C:  $\text{NH}_3$  冷凍機からの冷却空気管, D: 電気動力計, E: 気密パッキン箱, F: 冷氣絞り弁, G: 冷氣出口, H: 冷房用  $\text{NH}_3$  コイル.

石川『熱機関試験法』220 頁の次, 第 100 圖.

ii) 三菱航空機名古屋製作所の施設

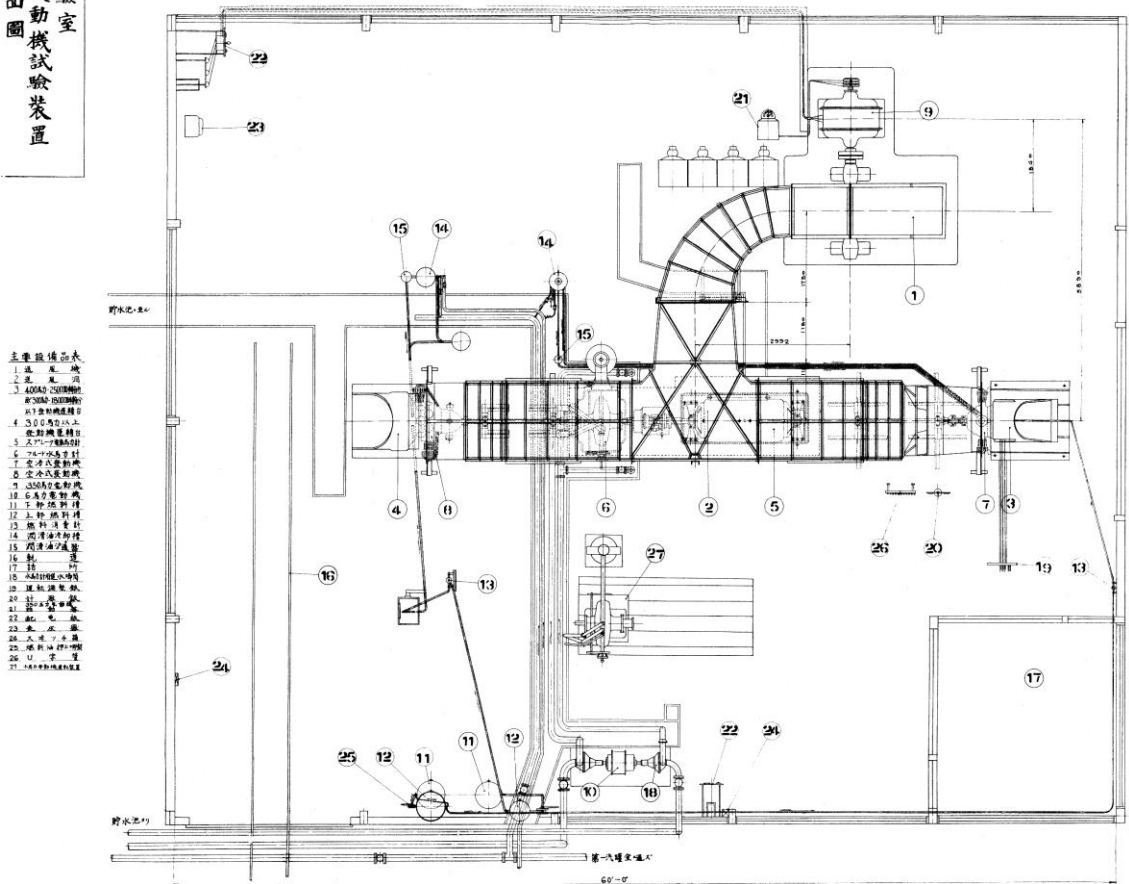


三菱航空機名古屋製作所『名古屋製作所發動機低圧試験室設備ノ概要』1930年4月改定, より。  
①にイスパノ V8 發動機。

また、三菱名古屋においては1928年12月、Isotta Fraschini方式の超廉価版のような空冷發動機用高空試験設備が竣工した。これもまた發動機吸排気管をそれぞれ大容量の低圧吸気槽・低圧排気槽と連通させただけの簡易なシカケであった(図・補Ⅲ-2-2)。

図・補Ⅲ-2-2 三菱航空機名古屋製作所の空冷發動機用低圧試験施設

低圧試験室  
空冷式發動機試験装置  
平面圖



- 主要設備品名
1. 直列星型
  2. 直列星型
  3. 400HP/1870rpm
  4. 500HP/1870rpm
  5. 直列星型
  6. 直列星型
  7. 直列星型
  8. 直列星型
  9. 直列星型
  10. 直列星型
  11. 直列星型
  12. 直列星型
  13. 直列星型
  14. 直列星型
  15. 直列星型
  16. 直列星型
  17. 直列星型
  18. 直列星型
  19. 直列星型
  20. 直列星型
  21. 直列星型
  22. 直列星型
  23. 直列星型
  24. 直列星型
  25. 直列星型
  26. 直列星型
  27. 直列星型

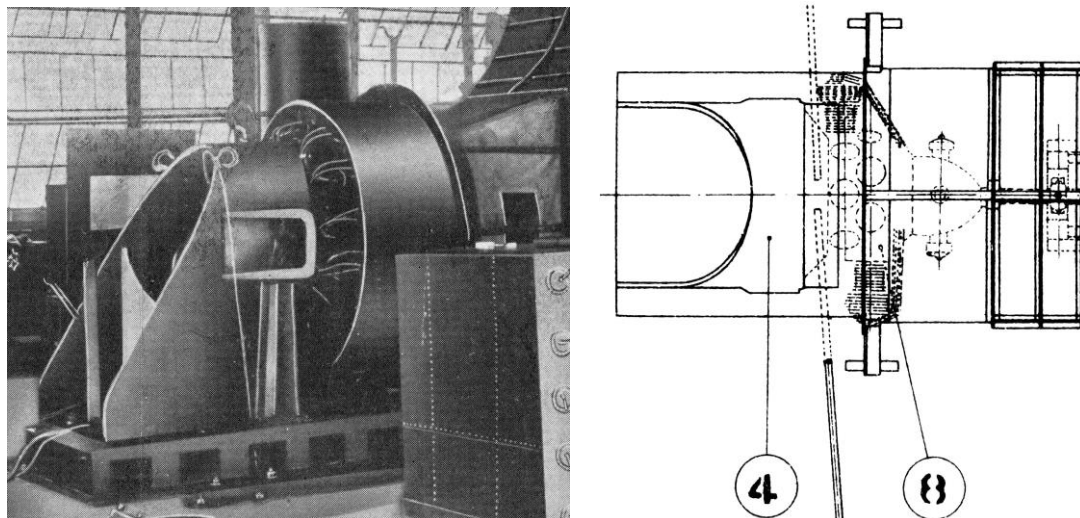
三菱航空機名古屋製作所『名古屋製作所發動機低圧試験室設備ノ概要』1930年4月改定、より。

⑦に単列星型發動機，⑧に複列星型發動機。

図-補Ⅲ-2-2 の⑧に複列星型發動機が見える。出典文献発行当時、三菱がいじくれた複列星型發動機として候補に挙げられ得るのは A.S. *Jaguar* か海防義会 700 馬力の何れかのみである。この内、A.S. *Leopard* 由来の發動機である後者の取付け状況(図Ⅲ-V-10)と較べると、發動機外周覆いのフランジ形状が当該發動機のそれとは異なっている上、平面図を見れば当該發動機は減速装置付きのように描かれている(図補Ⅲ-2-3)。このため、件の發動機は新型の A.S. *Jaguar* かと推定される。もっとも、これが真に三菱によって製造されたものなのか KD 組立品程度のモノであったのかについては不明とせざるを得ない<sup>629</sup>。

629 絵葉書以外に参照し得た同時代資料は三菱内燃機株式会社『ジャガー發動機スーパーチャージャーニ就テ』1927年2月、のみである。そこには三菱導入の *Jaguar IV* 型が英国空軍制式品となったばかりの優秀發動機であり、空軍省はその製造権の国外譲渡を厳禁していたが、このほど辛うじてその同意が得られた旨、特記されているものの、内容的には本家製品のラフな解説であるに過ぎない(400HP/1870rpm.@8000ft. 増速比 12.9, 翼車径不明)。

図-補Ⅲ-2-3 三菱名製の空冷発動機用低圧試験施設にセットされた複列星型発動機



写真は第Ⅱ部の扉から，図は図-補Ⅲ-2-2からのトリミング。

なお，発動機の地上試験を行えばその高空性能は理論ならびに実験式によって計算可能であり，過給機単体の高空性能も発動機に装備しない状態でより簡単な実験装置や理論・実験式によって確認可能であるため，大規模な高空試験室を構える意義は時と共に低下した<sup>630</sup>。

運用や製造の現場で用いられる試験装置は以上より遥かに単純なテストベンチである。これには吸収動力計が用いられるものの，吸気温度や圧力の制御は無く，計算によってこれは補正される。負荷としては上例同様の電気動力計や後述の水動力計等も用いられたが，最も簡便な装置はファン・ブレーキ(ムリネ：moulinet[ム])であった。とりわけ，空冷発動機の動力測定にピッチの付いたムリネを用いるなら特別な発動機冷却装置も不要となる<sup>631</sup>。

もっとも，現場での実施例についての資料は乏しい。無論，発動機工学の書物を参照す

<sup>630</sup> 高空試験室については三菱航空機名古屋製作所『名古屋製作所発動機低圧試験室設備ノ概要』1930年4月改定，石川政吉『熱機関試験法』共立社，1937年，219~221頁の他，田中敬吉・佐々木外喜雄・島 秀雄・北島顯正『発動機試験法』共立社内燃機関工学講座4，1936年，192~197頁，風洞の諸型式については村上勇次郎『風洞の話』偕成社，1942年，194~216頁，参照。空冷発動機の高空試験設備が無いため，陸軍が大戦末期，標高3000mばかりの乗鞍岳山頂に高空実験所を設け，高空試験の真似ごとを行っていた事蹟については一色尚次『ポストエネルギー』社会思想社，1980年，62~65頁，同『B29より高く飛べ!』原書房，2010年，41~53頁，参照。

<sup>631</sup> 動力計全般については谷下市松『動力測定』岩波講座機械工学[V 工学測定]，1942年，参照。

水冷ガソリン機関に係わる逸話になるが，1916年，池貝鐵工所がロシア政府から船用30PS逆転機付きガソリン機関580台を納期半年で受注した際，その完遂が危ぶまれたため，同社顧問，浅川権八 東京高等工業学校教授は急遽ムリネを設計して運転検査時間短縮を実現し，辛うじて1箇月の納期遅れでの完納に成功させている。伊藤 茂「浅川権八先生略伝」浅川権八先生謝恩会『浅川先生のおもかげ』1964年，所収，22~23頁，参照。

ればムリネその他は解説されている。中には羽根板を可変(段階)取付けとする図・補Ⅲ-2-4 最下段のような例(Renard[ルナール]式)や可変ピッチ・ムリネなどというモノまで存在した。一般論としては、可変取付け型は使用中にネジの緩みを生じ易く概ね小出力用に限定された。固定型は一定負荷で連続運転に供する場合には安全かつ便利であるが、体系的な性能試験にこれを用いる場合には様々な抵抗値を持ったムリネを次々に取替えて測定しなければならない<sup>632</sup>。

この場合、厳密にはムリネの発する空気抵抗は空気密度(温度と気圧)によって異なるが、これは計算によって補正可能である。また、その空気抵抗は厳密にはサイズを変えることによって異なって来るため、この分の補正が必要となる上、回転が上ってチップ・スピードが音速に近付けば空気の圧縮性の影響も出て来るが、実用上、問題となる範囲においてこの種の誤差は無視されて良い程度に収まった。

可変ピッチ型ムリネも実用されたが、その代表格として知られたドイツのハイネ式の場合、ピッチ変更は発動機停止中にのみ可能であるに過ぎなかった。何故、実機の可変ピッチプロペラがそのまま応用されなかったのかについては不明である。

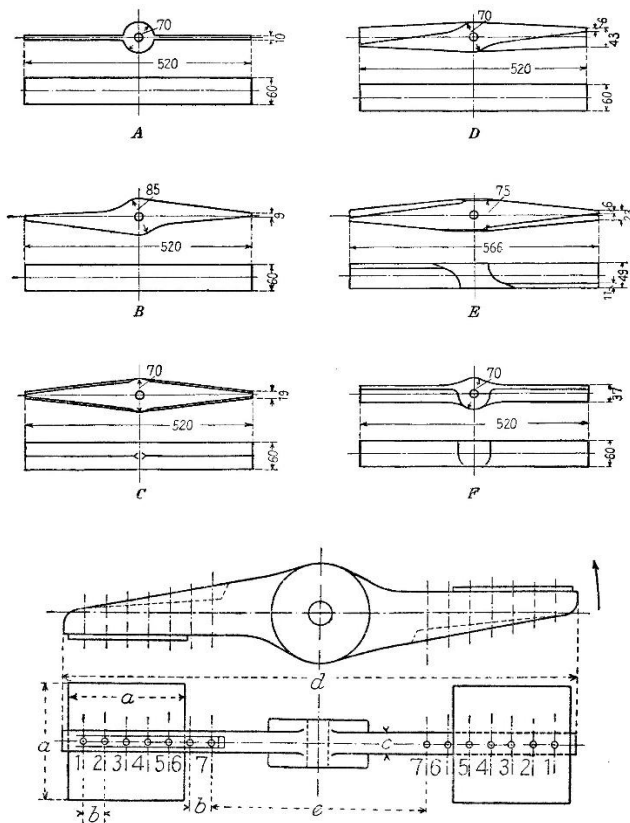
なお、ムリネの使用法としては単に所定の回転数で負荷を与え、あるいは所定の負荷の下で回転数を計って発生動力を見積るだけでなく、流れの引摺りやトルク反力を検出して発動機の実発生トルクの測定に供するというワンランク上のそれもあった。しかし、陸海軍や発動機メーカーの現場が何時頃、どのような機器をどのように使用していたのかという具体的描像はこの種の工学的知識一般とは別物である<sup>633</sup>。

#### 図・補Ⅲ-2-4 様々な固定式・調節式空気動力計(ムリネ)

---

<sup>632</sup> 一般論としてムリネが相似形的である場合、その吸収馬力は直径の4乗に、また回転数の3乗に比例する。陸軍航空整備学校『発動機工術教程(巻二)』1941年改訂、34頁、参照。

<sup>633</sup> S., J., Young and R., W., J., Pryer, *The Testing of Internal Combustion Engines*. London, 1936, pp.29~33, 田中・佐々木・島・北島『発動機試験法』112~115, 284~285頁, 石川『熱機関試験法』241~248頁, 小林『内燃機関の取扱法及び試験法』278~280頁, 富塚清編『航空発動機』共立社, 1943年, 1082~1091頁, 小林明『内燃機関用新空気動力計』山海堂理工學論叢(22), 1943年(『内燃機関』第2巻第10号, 1938年10月, 所収論文), 小川清二『航空発動機工學』改訂版, 河出書房, 1944年, 341~344頁, 同『航空発動機』改訂版, 下巻, 河出書房, 1944年, 543~554頁, 参照。



石川同上書，242 頁，第 117 圖，245 頁，第 118 圖。

因みに、陸軍が繰返し発行させた手帳サイズの『教程』類を瞥見してみよう。

兵用圖書(株)『發動機工教程』1923(大正 12)年原刊の 1925 年版，129 頁には第百七十九項として：

試験臺及飛行機ニ装著シタル發動機ノ運轉ハ共ニ同一要領ニ依リ行フモノニシテ良ク規定ヲ守リ之カ運轉ニ任スル者ハ互ニ確實ニ連繫シ行フヲ要スとあるのみである。

また，1930 年の兵用圖書(株)『發動機工教程』111 頁には第百九十八項として發動機試験台について：

發動機ノ手入作業ヲ終レルモノヲ装置シ其状態及性能ヲ試験スルモノナリとだけ述べられており，更に 184 頁には第三百七十二項として：

試運轉作業ハ發動機ヲ試験臺又ハ飛行機ニ取付タル後其機能ノ良否ヲ觀察スル爲實施スルモノニシテ嚴肅ナル監督ノ下ニ最モ綿密ニ施行セラレサルヘカラス

と記されているのみである。同書は少なくとも 1940 年，'42 年に再版されている他，全く同じ内容の『發動機工教程』は尚兵館より'36 年と'39 年にヨリ小さな版型で刊行されている。

1938 年に元版が出た『機關工手教程』は'39 年と'42 年に(株)武揚堂より再刊されているが，

発動機の試運転作業についての記述は劣化しており、機体装着状態におけるそれについて記載するのみとなっている。

また、陸軍系のテキストには陸軍航空技術学校『発動機工術教程(九四式四五〇発動機)』(1936年3月)のように個別発動機の取説に“発動機工術教程”の書名を冠したモノがある。これらの文献においては勿論、試験台試験などは対象となっておらず、資料として完全に本稿の埒外にある。

そうした中、試験台試験について多かれ少なかれ具体的に記述している希少な資料として見出し得たのが古い順に、①：高橋大尉『工場實習報告』(1924 9/29~10/15)、②：所澤陸軍飛行学校『発動機學教程 操縦 機關 (将校) 學生用』1930年12月、第七章 第二節、③：所澤陸軍飛行学校『発動機工術教程 (卷一)』1934年9月、第三章、④：中島飛行機(株)『壽 四六〇馬力航空發動機 二型第 六七七 號 新造 領収運轉試驗成績』1935年3月、⑤：陸軍航空整備学校『發動機工術教程 (卷二)』1941年2月改訂、第一篇 第一章、第四篇 第一～第五章、⑥：陸軍航空總監部『航空發動機定期手入ノ參考』1942年10月、第六章、である。④は試験成績そのものなので別格扱いとし、以下、これらの要点を①、②、③、⑤、⑥、④という順に紹介して行こう。

## 2. 高橋大尉の『工場實習報告』(1924 9/29~10/15)から

先にも参照した高橋陸軍大尉の『工場實習報告』(1924 9/29~10/15)なる手書きノートには大正末期の陸軍航空現場における発動機試験の状況が記録されている<sup>634</sup>。

興味深いのは陸軍熱田工廠名古屋機器製作所で用いられていた Salmson(仏)Z9 型固定気筒水冷星型 9 気筒 230 馬力発動機用 ムリネに関する高橋の次のような記述である<sup>635</sup>。

当所ニ用ユル螺旋キハ 1550R.P.M.ニテ 230HP ヲ吸収スル如ク削リアリ ∴回轉ハ多ク出ル如ク見ユ。履歷簿等ノ最初ノ試運轉ノ成績等ハ之ヲラセンキヲ使用スレハ注意ヲ要ス。

飛行機用螺旋キハ 1370R.P.M.ニテ 230HP 吸収ス。

つまり、工場においては馬力が若干、過大表示されるようなムリネの調製が行われており、運用現場は左様に欺瞞的な装置で試験された発動機に命を託すよう宿命付けられていたワケである。

参考までに、所澤陸軍飛行学校における、恐らく“正しい”ムリネを用いた、馬力測定の結果は表1の通りであった。点火栓は2本使用と1本使用とに分けてテストされている。HP(佛)などと表記されているのはやや不可解である。これにどのような試験台が用いられたのか、については表補 2-1 右下の余白に書込まれている馬力計算式の意味と共に間もなく

<sup>634</sup> 第I部、第III部、本文、参照。

<sup>635</sup> サルムソン発動機については、陸軍航空本部『「サ」式二三〇馬力發動機説明書』1925年6月、陸軍航空学校『「サ」式二三〇馬力發動機検査法』第2版、1922年6月、参照。この「サ」式 230 馬力發動機については第III部、本文においても若干、紹介しておいた。

行論の中で明らかとなる。

表-補Ⅲ-2-1 所澤陸軍飛行學校における「サ式」230馬力発動機ムリネ運転試験成績

Propeller load. Feet  $H = 1754 \frac{ft}{m}$   $t = 30^{\circ}C$   
Double Plug.

Time	R.P.M.	HP 俵	HP 俵	T <sub>0</sub> Kgm	B.F.P.	P. ob Pipe	P. ob diam.	T. of Comdr	Com. H/HP 2500
1	700	28	29.8	30.5	2.1	330	430	2' 48"	573.5
2	800	40	42.6	38.1	2.6	370	410	2' 28"	419.6
3	950	71.3	75.9	57.3	3.8	230	320	1' 30"	376.8
4	1060	95.4	101.6	68.0	4.6	250	275	1' 16"	333.4
5	1200	132.0	140.4	83.8	5.6	180	135	1' 05"	282.4
6	1300	175.5	186.7	102.8	6.9	110	120	0' 58"	238.2
7	1400	224.0	238.2	121.7	8.2	20	20	0' 49"	220.9

Single Plug.  $H = 258.2 \frac{ft}{m}$   
 $t = 29^{\circ}C$

Time	R.P.M.	HP 俵	HP 俵	Torque
1	720	28.8	30.2	28.8
2	850	57.0	53.9	50.5
3	950	76.0	73.8	60.1
4	1100	110.0	115.5	75.2
5	1200	138.0	144.3	86.5
6	1350	183.0	198.5	105.2

電力計算式  
 $H = \frac{m \cdot v}{1000}$

高橋大尉『工場實習報告』より。

高橋はまた、名古屋機器製作所において使用されていた電気動力計についても紹介している。その一つは、判読し辛いのが、「米国 G. Stroke Electric Dynamometer 会社」の製品で、直流式。これは電動機として発動機を始動させた後、発電機に切替えて負荷とするものであるが、発生電力を計測するのではなく、発電機枠が多少、回転出来るようになっていて、その引摺りトルクを測る装置であった。回転は両方向、何れも可とある。その諸元について高橋は 300HP, 250V, 630Amp., 1320~2500R.P.M.としている。もっとも、この電圧と電流なら最大でも 210HP 程にしかならない。

今一つは「米国 GE 会社ノ『スプレーグ』電気工場ニテ製作セルモノニシテ Sprague Electric Dynamometer ト称ス」ものである。あるいは、上記 Stroke はこの Sprague の誤った下書きなのかも知れない。その諸元については 300HP, 250V, 830A, 1325~2500rpm. と記されており、これなら 277 馬力まで測定出来る勘定になる。本機は上記と同じく引摺りトルクを計測して回転数から実馬力を知る仕掛けであったが、発生電力から直ちに実馬力を求めることも可能となっていた<sup>636</sup>。

なお、電気動力計を用いる際の注意点として高橋は：

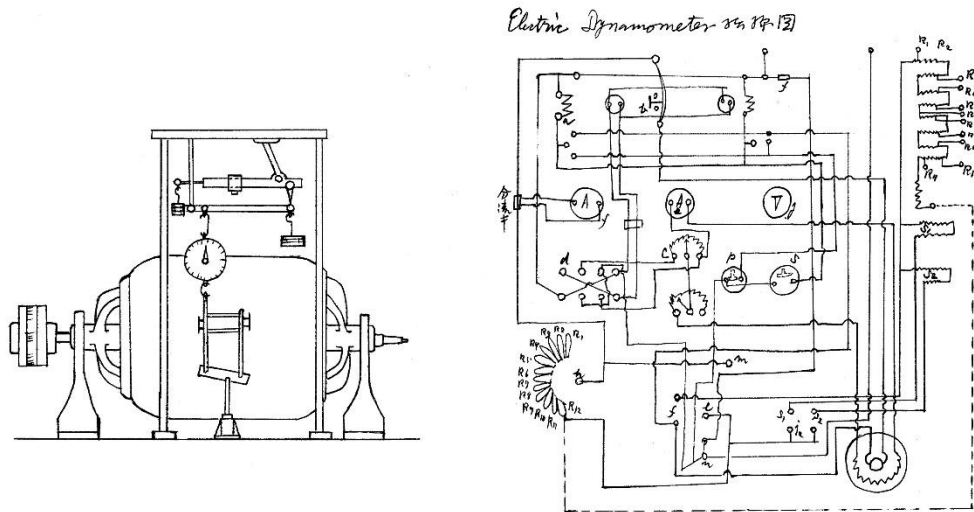
<sup>636</sup> 本機については田中・佐々木・島・北島『発動機試験法』120 頁、電気動力計一般については石川『熱機関試験法』237~241 頁、参照。



電気馬力計ニテ測定スル時ハ過熱スルヲ以テ 160R.P.M.以上ノ回轉トナル時ハナル  
ヘク側方ニ居ルヲ避クヘシ。

と述べている。これはしかし、冷却水系統に係わる問題と言うべきである。

図-補Ⅲ-2-5 G.E. Sprague 電気動力計



同上、より。

これに依る「サ式」230 馬力発動機の運転試験成績は次の通りである。錘の重量が lbs.  
表示で出力が HP(佛)などというのも又々可笑しな取合せである。全開及び 80%試験が行わ  
れており、前者についてはここでも片方の点火栓からの発火運転が付加されている。

表-補Ⅲ-2-2 スプレーグ電気動力計に依る「サ式」230 馬力発動機運転試験成績(1924 3/30)

性能測定結果表 表 152  
 Engine No. 14237. 18.3.30. 8<sup>h</sup> 45' AM.  
 Fuel Full open. S.G. of gasoline = 0.685

	R.P.M.	P in pipe	P in chamber	水 温	油 温
1	920	15	14	49	60
2	1130	22	18	60	69
3	1260	25	22	64	69
4	1410	30	28	52	68
5	1600	35	33	55	68
6	1680	41	37	58	69
7	1760	46	40	60	71
8	1880	58	44		

Tim.	Fin.	W <sub>h</sub>	HP <sub>h</sub>	H <sub>0</sub>	Torque	PA	Tem.	50m/s	Spish/1/10
1	920	437	154.5	157.6	122.6	760.2	20.5	47"	166.4
2	1130	483	187.2	190.6	120.8			32"	202.2
3	1260	474	202.0	206.0	117.0			23"	206.3
4	1410	460	213.3	223.6	115.5			27"	204.2
5	1600	448	242.0	247.3	110.5			25"	193.4
6	1680	447	254.0	258.0	110.3			23"	206.3
7	1760	431	257.0	261.6	106.5	761.0	24°		
8	1880	351	242.0	247.0	97.0				

操縦式  $\frac{H_0}{H_c} = \frac{P_0}{P_c} \times \frac{T_c}{T_0}$       Torque =  $716 \frac{H}{n}$

同上, より.

Full open. H=761.2 T=22°C 7<sup>h</sup> 45' AM.

Tim	R.P.M.	W <sub>h</sub>	HP <sub>h</sub>	HP <sub>h</sub>	HP <sub>h</sub>
1	930	493	152.8	154.3	158.9
2	1120	477	178.0	180.5	185.3
3	1260	470	197.4	200.2	205.4
4	1400	447	208.6	211.8	217.3
5	1590	421	223.1	226.2	232.1
6	1740	393	227.9	231.2	237.1

Full open with single plug (weight) H=761.2 T=23°C

Tim	R.P.M.	W <sub>h</sub>	HP <sub>h</sub>	HP <sub>h</sub>	HP <sub>h</sub>	水 温
1	950	483	153.0	155.1	158.1	53
2	1090	477	173.3	175.7	180.1	74
3	1250	470	185.8	198.5	203.9	75
4	1420	460	217.7	220.8	226.5	75
5	1555	441	228.6	231.8	238.8	76
6	1770	412	243.1	246.5	252.3	

Full open with single plug (weight) H=761.2 T=24°C

	R.P.M.	W <sub>h</sub>	HP <sub>h</sub>	HP <sub>h</sub>	HP <sub>h</sub>	水 温
1	940	480	152.7	152.8	157.6	90
2	1100	472	193.7	195.3	190.6	61
3	1240	470	174.8	187.0	203.4	61
4	1410	454	213.4	216.3	223.1	60
5	1570	440	230.3	233.5	240.6	61
6	1770	410	241.6	245.0	252.8	62

### 3. 所澤陸軍飛行學校『發動機學教程 操縦 機關 (将校) 學生用』(1930年12月)より

本書は体裁としてはA5版、謄写印刷、袋とじの書で、158頁のテキストと別冊附図から構成されている。テキスト第七章が發動機試験法となっており、インジケータによる筒内圧測定に続く第二節が動力測定に係わる發動機試験法に充てられている。發動機学の教程であるから紹介されているのはごく基礎的な理論である。

そこには、發動機の発生トルクを M(回転能率と表記)、毎分回転数を n とする時、出力 W は:  $W = Mn/716$  とあるから、陸軍らしく、用いられていたのは仏馬力(PS: 75kg·m/s)ということになる。この W をその時の気圧 P、温度 T と標準状態における P<sub>0</sub>、T<sub>0</sub> と関連付けて標準状態における出力 W<sub>0</sub> に換算する。即ち:  $W/W_0 = P/P_0 \times T_0/T$  (出力は大気の圧力に比例しその絶対温度に反比例する)<sup>637</sup>。

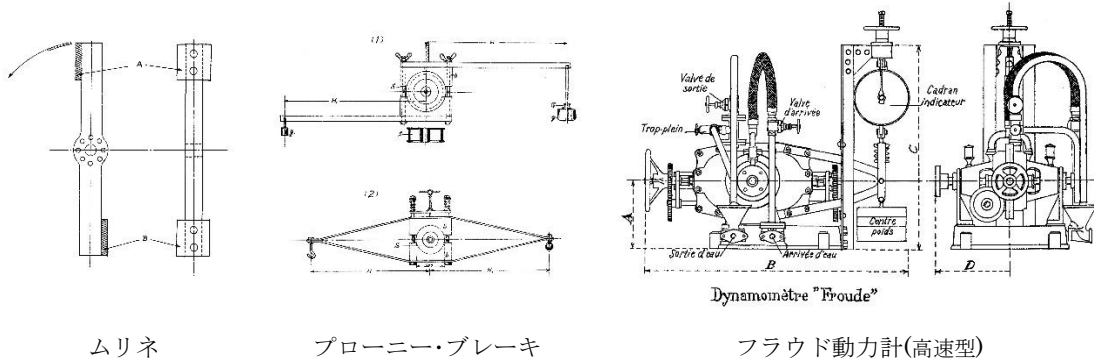
このトルクを測定する方法に「風圧馬力計」、 「電気馬力計」、 「『フラウド』馬力計」がある。第 1 のモノが勿論、ムリネである。附図に示されているのは幾分、粗野な印象を呈しているが、「佛國『ルナール』大佐ノ創意セルモノ」である。「此ノ風板ノ使用範囲ハ平板ノ空気抵抗カソノ速度ノ平方ニ比例スルナルコト、即チ秒速 100(m)以内ナルヲ要ス」と注記されている。

電気動力計として図示されているのは摩擦動力計の一種である Prony ブレーキであり杜撰極まる編集である。Froude 動力計は水動力計の一種であり、流体継手の原理を利用してケーシングに伝達されるトルクを測定するシカケである。こちらはイギリス、Heenan &

<sup>637</sup>  $M \times 2\pi \times n$  で毎分仕事率(kg·m/min)。これを 75×60 で割れば毎秒仕事率(PS)となる。ここで、 $2\pi/75 \times 60 \doteq 716$ 。

Froude 会社の創案になるモノで，東京衡機製造所(現・東京衡機)で国産化されていた<sup>638</sup>。

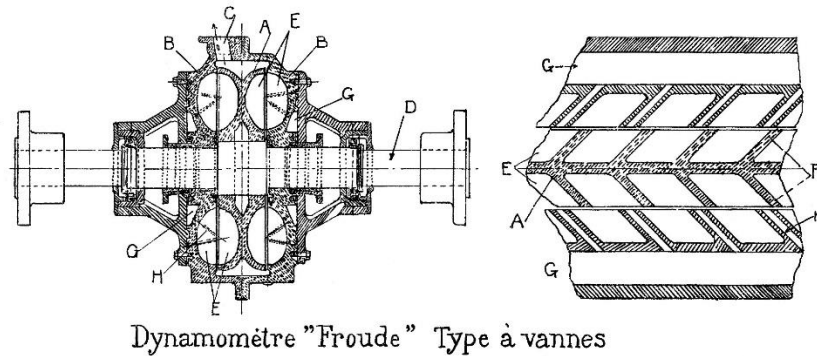
図-補Ⅲ-2-6 所澤陸軍飛行學校『發動機學教程 操縦 機關 (将校) 學生用』所収の吸収動力計



イギリスの技術を敢えて仏語表記という点も当時の陸軍らしい。

所澤陸軍飛行學校『發動機學教程 操縦 機關 (将校) 學生用』(1930年12月)，附図第八十一圖，八十三圖，八十四圖。

図補Ⅲ-2-7 フラウド動力計の原理



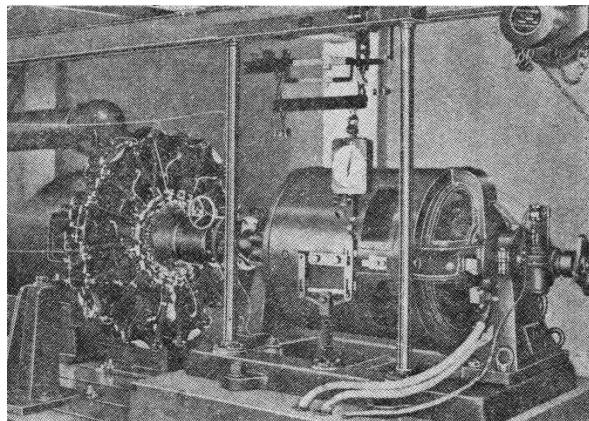
同上，第八十四圖。

この陸軍資料は全く頼りにならないので，国産航空発動機メーカー中島飛行機(株)における電気動力計による現場的動力測定実施例についての記録を引いておこう。装置は芝浦製作所 STL 型 4 極，連続定格 200HP，3500rpm.，200V 他励開放型とある。電気動力計は上述の通り一種の発電機であり，これを始動電動機として用いることが出来る他，その気になれば組上げられた発動機のモータリングに供することも出来るから単なる吸収動力計より遥かに便利な試験装置である。もっとも，この装置の導入年代については不明ながら，連続定格ではあるにせよ 200 馬力という小規模施設であったとは写っている発動機との釣

<sup>638</sup> 石川『熱機關試験法』233-237 頁，参照。三菱長崎造船所時代の伊東久米蔵が 1915 年に初輸入，国産化。彼によって創立された東京衡機は 1923 年の創立以来，その独占的国産メーカーであり続けた。

合上，考え辛く，誤植を勘繰らざるを得ぬところではある。

#### 図補Ⅲ-2-8 中島飛行機における 200 馬力電気動力計の使用例



菊地五郎『自動車工学』岩波書店，1938年，780頁，第1017圖。

『發動機學教程 操縦 機關 (将校) 學生用』における記述の詳しさから観るに，また当然のことながら，現場で汎用されていたのはムリネであったらしい。ムリネはその回転数に対する吸収馬力曲線を予め較正しておけば，その回転数を測定することによって発動機発生馬力  $W$  の近似値を直ちに知ることが出来る便利な道具である。

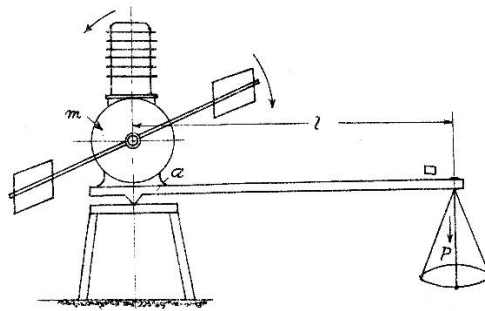
もともと，同書において解説されているのは平衡運転台(反動釣合せ運転台)を用い，トルク反力を読み取って  $W$  を知るより科学的(?)な，先に図 I-VI-8 として見たのと同じ方法である。即ち， $W = LGn/716$  (記号  $L$  と  $G$  については図補Ⅲ-2-9 の注記，参照)。

無論，精度上，揺動の中心をなすナイフエッジとクランク・センターとの距離が短いに越したことはなく，同軸平衡運転台と呼ばれるより凝った装置においては両者は実用上完全に一致せしめられていた(図補Ⅲ-2-10)。しかし，当時の陸軍で同軸平衡運転台は使用されていなかったと考えて良い<sup>639</sup>。

#### 図補Ⅲ-2-9 ムリネを用いた平衡運転台によるトルク測定の実理

---

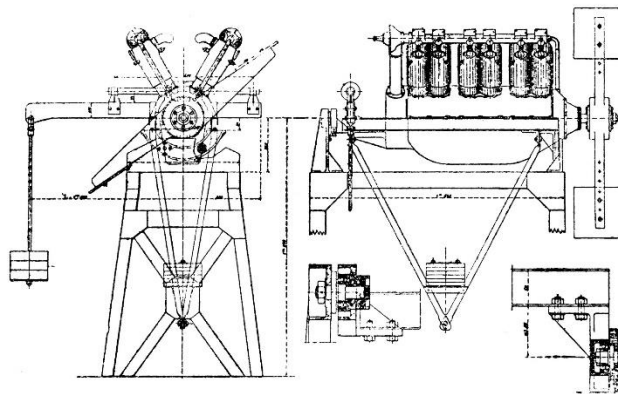
<sup>639</sup> 同軸平衡運転台については小川『航空發動機』(下)，552-553頁，参照。小川はクランク室を外から抱く格好になる前部支持軸受の設計を誤れば摩擦抵抗の増大に因り却って測定精度が低下すると述べている。



記号  $l$  と  $P$  は本文では  $L$  と  $G$  に置換えられている。

所澤陸軍飛行學校『發動機學教程 操縦 機關 (將校) 學生用』(1930年12月), 第八十二圖。

#### 図-補Ⅲ-2-10 同軸平衡運転台



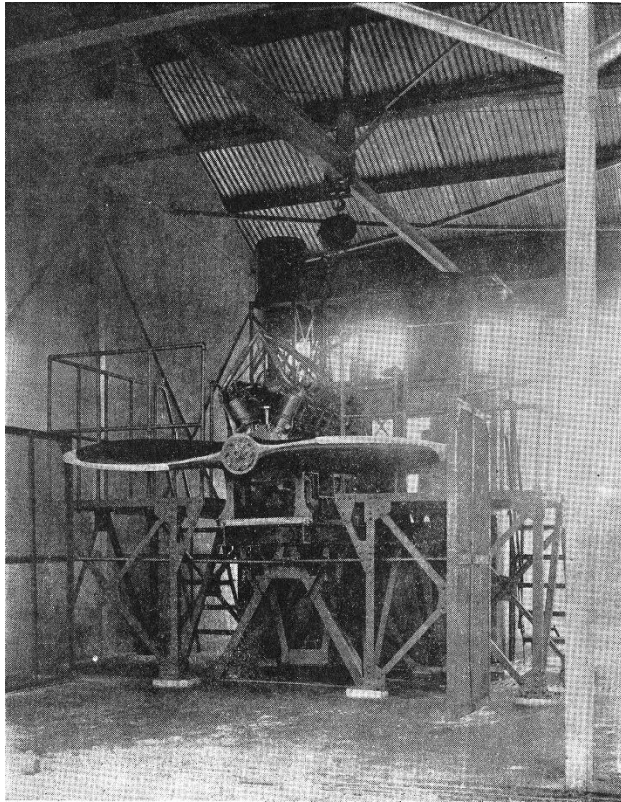
小川『航空發動機』(下), 552頁, 第1111圖。

#### 4. 所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程 (卷一)』(1934年9月)より

この本文 70 頁, 折込図多数から成る文献の第三章 第三款において解説されているのは「航空器材發動機試験臺」と呼ばれる典型的な平衡運転台のみである。図-補Ⅲ-2-11 にバラック的な建屋の中に据えられた「航空器材發動機試験臺」の外観を示す。これでは騒音が外部に放散され放題であったろう。装着されている發動機は BMW の水冷 V 型 12 気筒で、ムリネではなく実機のプロペラが装着されている<sup>640</sup>。

#### 図-補Ⅲ-2-11 BMW 水冷 V 型 12 気筒發動機を装着された發動機試験臺

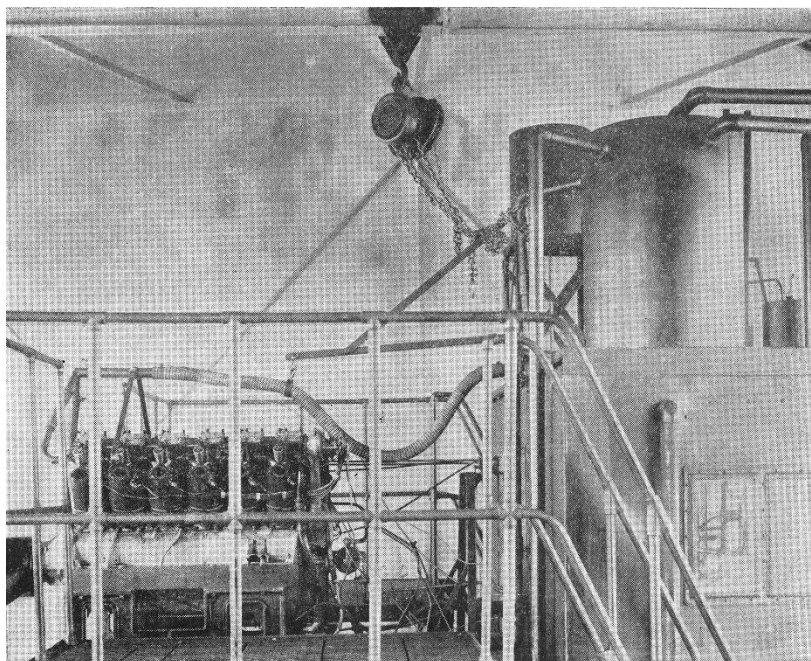
<sup>640</sup> この BMW 發動機については陸軍士官學校分校『發動機取扱法教程 (「ベ」式四五〇(五〇〇)馬力發動機)』(1937年10月)を参照し得ている。また, BMW 400 及び 500 馬力水冷發動機については拙稿「三菱航空發動機技術史 第 I 部」にて若干, 紹介しておいた。



所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程（巻一）』（1934年9月），64頁，より。

本試験台は運転架，操縦室，測定装置，危険防止衝立<sup>ついたて</sup>などから構成されている。運転架は運転台，発動機取付台などから成り，台脚は“コ”の字断面チャンネル材とアングル材とを主体として組立られ，その中央に運転台軸を支える玉軸受室が設けられている。図・補Ⅲ-2-12は台上のサイドビューで，発動機装着部とタラップ，操縦室とその上のタンクを示す。

**図・補Ⅲ-2-12 発動機装着部と操縦室，タンク**

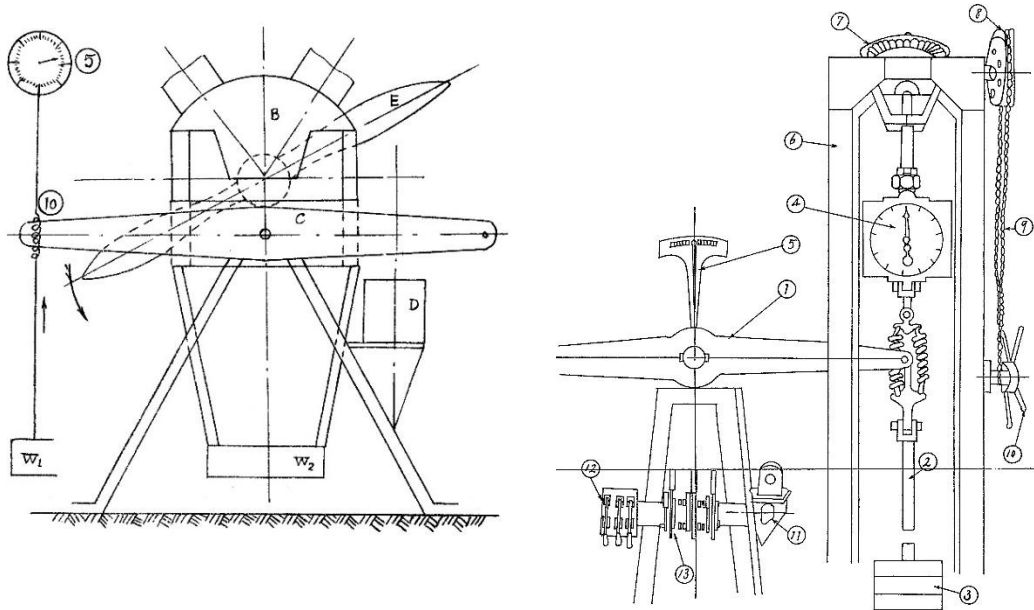


同上書, 65 頁, より.

図-補Ⅲ-2-13 左において, ⑤は懸吊塔にから吊り下げられたバネ秤である. ムリネを矢印方向に回転させればそのトルク反力は測定槓桿⑩を持ち上げるから発動機の発生トルク(トルク反力)は  $W_1$  の重量  $P$  とバネ秤⑤の示度  $p$  との差( $P-p$ )に比例することになる. ⑤と④との関係がオカシイ以外, 左右の図の対応関係は明らかであろう.

#### 図-補Ⅲ-2-13 航空器材 発動機試験臺の原理と測定機構要部

### 馬力測定装置



気筒軸挟み角は  $71^\circ$  程度. 単なる出鱈目なのか 5 気筒星型の略図なのかについては不明であるが, 以下に見る通り, 水冷発動機用に冷却水タンクは併設されていた.

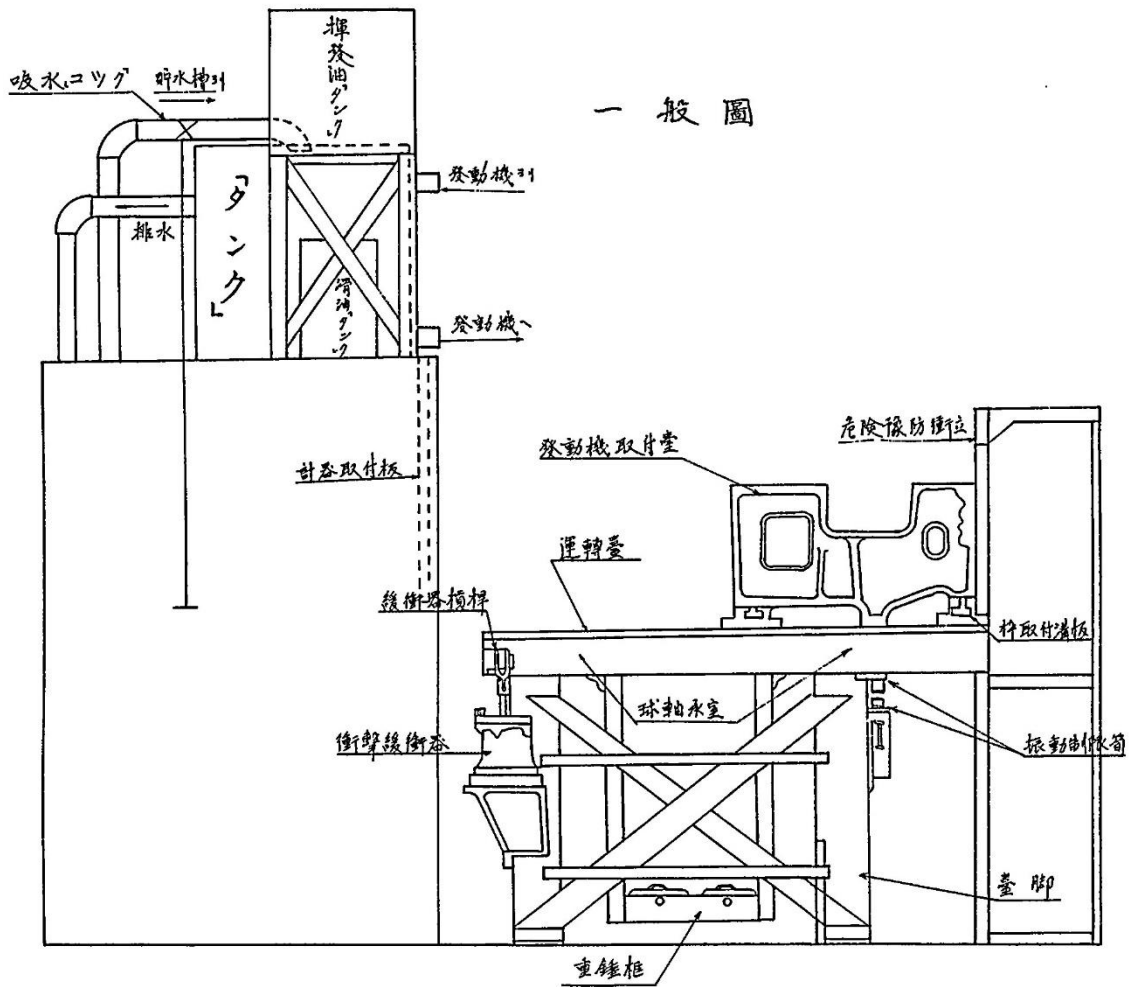
左: 同上書, 20 頁, より.

右: 同上書, 附圖第二.

図-補Ⅲ-2-13 右の⑪は始動用磁石<sup>マグネト</sup>発電機台, ⑫は 3 極開閉器, ⑬はスロットル・レバーと点火時期調節レバー, 同左の D は衝激緩衝器でトルクの急変を吸収するための装置である. 後掲図-補Ⅲ-2-14, 15 よりそれが一種のオイルダンパであったことが観取される. ⑩~⑨~⑧~⑦は測定中, ①を水平に調節するために  $W_1$  を加減しながら④(左の⑤)の高さを合わせるための連動調節機構である. 図-補Ⅲ-2-14 により運転台の揺動軸の指示はナイフエッジではなく玉軸受に依っていたことが観取れる. 発動機をセットするための発動機取付台は鑄鉄製ブロックで左右一対をなしていた. 図-補Ⅲ-2-16 にその使用例を示す.

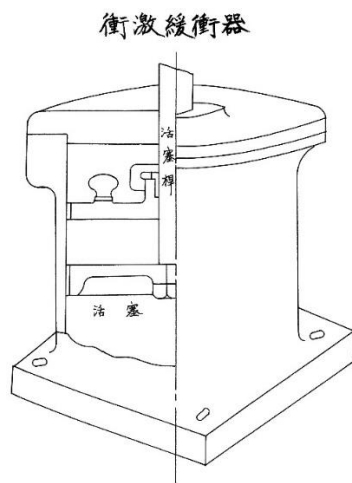
### 図-補Ⅲ-2-14 航空器材 発動機試験臺の全体配置





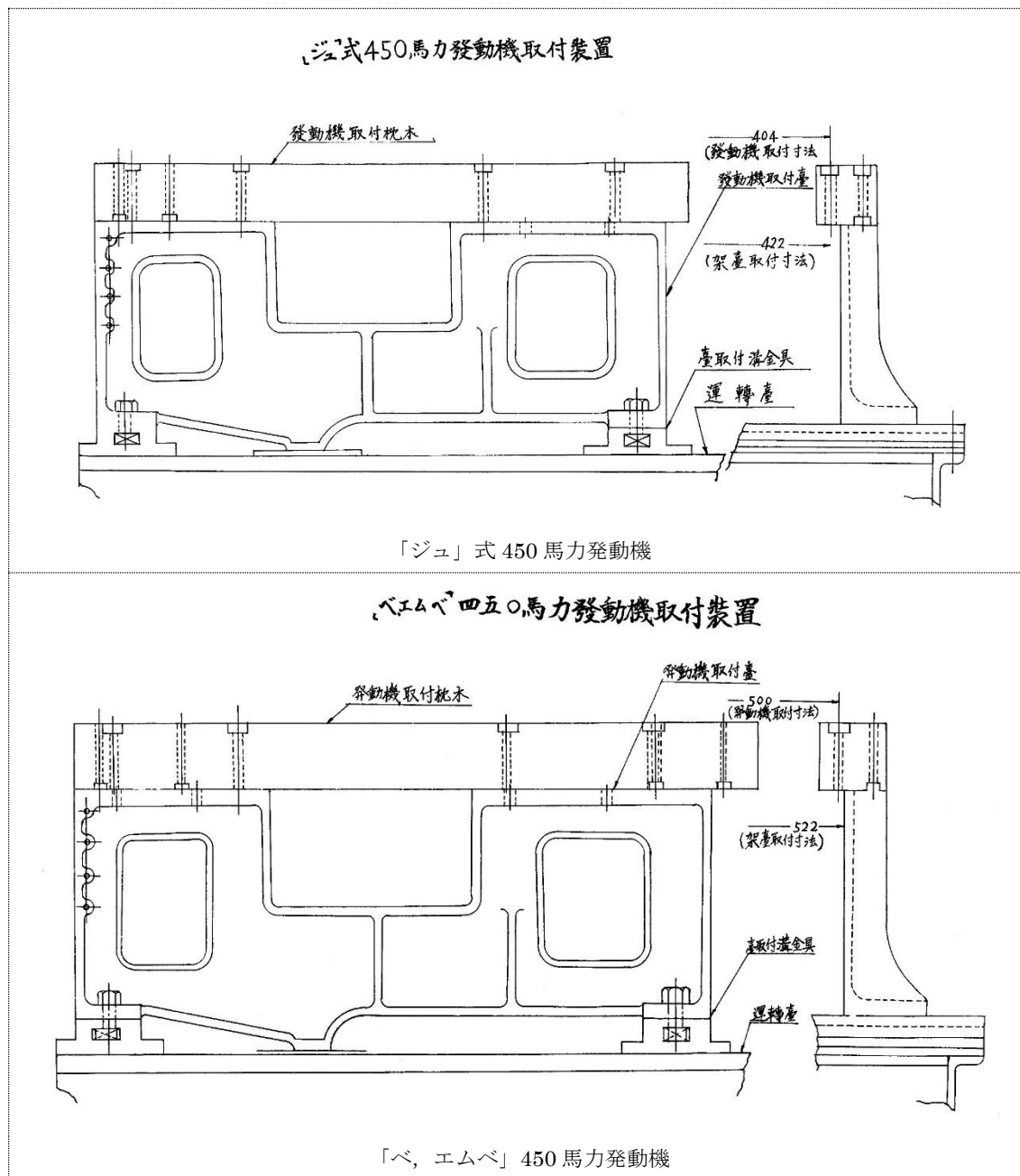
同上書，附圖第一。

図-補Ⅲ-2-15 「衝激緩衝器」



同上書，附圖第五。

図-補Ⅲ-2-16 発動機取付台



同上書，附圖第六，七<sup>641</sup>。

641 中島飛行機によってライセンス生産された Bristol(英) *Jupiter* VII F 型 = 「ジュ」空冷星型 9 気筒 4 弁式発動機については陸軍航空技術学校『「ジュ」式四五〇馬力発動機分解組立教程 附圖・附表・附録』(1936 年 3 月)，同『発動機工術教程 (「ジュ」式四五〇馬力発動機一型)』(1938 年 4 月)，を参照し得ている。なお，「発動機取付溝金具ハ『サ』式 230 馬力用ハ前部ノミ特殊品ヲ使用ス」(66 頁)とある。「サ」式 230 馬力とは前方にラジエータのお面を被った直径の大きなサルムソン Z9 型水冷星型 9 気筒発動機であり，特殊品の使用はラジエータ部ないし冷却水管に対する逃げが必要とされたがためであろう。「ジュ」式 450 馬力発動機については第Ⅲ部，本文において若干，紹介しておいた。

この試験台における  $W_1$  の重量(kg)は  $1000 \times H/N + 50$  で求められた。H は測定される発動機の最大馬力、N はその時の回転数である。この値に合せて 1 個 5kg の重錘が載せられた。n を毎分回転数とする時、発動機の馬力は高橋大尉の紹介していたのと同じ式：馬力 =  $n(P-p)/1000$  で表現された。測定槓桿 C の半径が 1m なら分母は 716 で良かった筈であるが、計算上、便利なようにその半径は 716mm に設定されていたのであろう。もっとも、一々計算せずに済ませられるよう 2000rpm.、420HP までをカバーする大きな馬力算出表(表補Ⅲ-2-3)が添付され、秤の示度読取りによって直ちに馬力が求められる格好に配慮されていた。

表補Ⅲ-2-3 『發動機工術教程 (巻一)』の馬力算出表

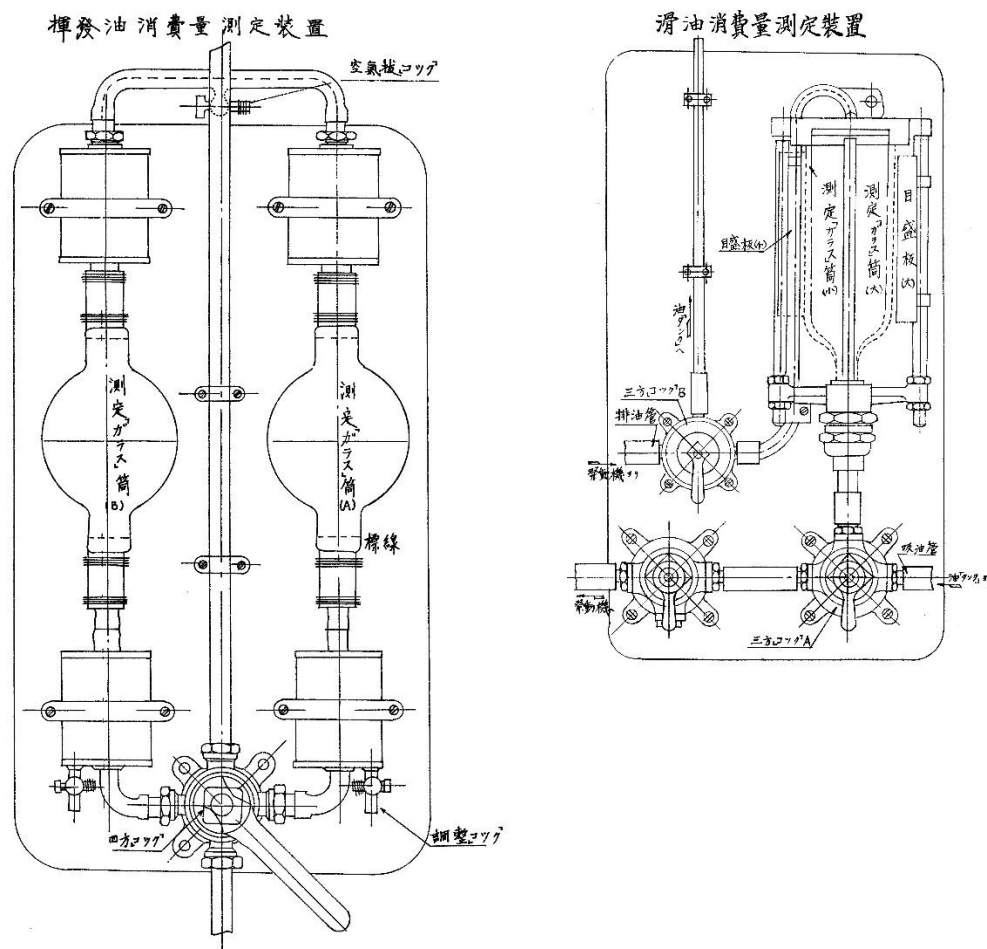
馬力算出表

馬力 =  $\frac{WN}{1000}$  注意：本表ハ航空修理器材ノ發動機試驗臺ニ適用ス

W	毎分ノ廻轉數(N)																					N																																
	300	350	400	450	500	550	600	650	700	750	800	850	900	950	1000	1050	1100	1150	1200	1250	1300		1350	1400	1450	1500	1550	1600	1650	1700	1750	1800	1850	1900	1950	2000																		
10	3	3.5	4	4.5	5	5.5	6	6.5	7	7.5	8	8.5	9	9.5	10	10.5	11	11.5	12	12.5	13	13.5	14	14.5	15	15.5	16	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20																			
15	4.5	5	5.5	6	6.5	7	7.5	8	8.5	9	9.5	10	10.5	11	11.5	12	12.5	13	13.5	14	14.5	15	15.5	16	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22																		
20	6	6.5	7	7.5	8	8.5	9	9.5	10	10.5	11	11.5	12	12.5	13	13.5	14	14.5	15	15.5	16	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24																	
25	7.5	8	8.5	9	9.5	10	10.5	11	11.5	12	12.5	13	13.5	14	14.5	15	15.5	16	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26																
30	9	10	10.5	11	11.5	12	12.5	13	13.5	14	14.5	15	15.5	16	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28																
35	10.5	11	11.5	12	12.5	13	13.5	14	14.5	15	15.5	16	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29																
40	12	12.5	13	13.5	14	14.5	15	15.5	16	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31															
45	13.5	14	14.5	15	15.5	16	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33														
50	15	15.5	16	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35													
55	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37												
60	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39											
65	19.5	20	20.5	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41										
70	21	21.5	22	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43									
75	22.5	23	23.5	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45								
80	24	24.5	25	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47							
85	25.5	26	26.5	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49						
90	27	27.5	28	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51					
95	28.5	29	29.5	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53				
100	30	30.5	31	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55			
105	31.5	32	32.5	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56				
110	33	33.5	34	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56	56.5	57	57.5	58			
115	34.5	35	35.5	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56	56.5	57	57.5	58	58.5	59	59.5	60		
120	36	36.5	37	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56	56.5	57	57.5	58	58.5	59	59.5	60	60.5	61			
125	37.5	38	38.5	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56	56.5	57	57.5	58	58.5	59	59.5	60	60.5	61	61.5	62	62.5	63		
130	39	39.5	40	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56	56.5	57	57.5	58	58.5	59	59.5	60	60.5	61	61.5	62	62.5	63	63.5	64			
135	40.5	41	41.5	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56	56.5	57	57.5	58	58.5	59	59.5	60	60.5	61	61.5	62	62.5	63	63.5	64	64.5	65	65.5	66		
140	42	42.5	43	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56	56.5	57	57.5	58	58.5	59	59.5	60	60.5	61	61.5	62	62.5	63	63.5	64	64.5	65	65.5	66	66.5	67			
145	43.5	44	44.5	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56	56.5	57	57.5	58	58.5	59	59.5	60	60.5	61	61.5	62	62.5	63	63.5	64	64.5	65	65.5	66	66.5	67	67.5	68	68.5	69		
150	45	45.5	46	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56	56.5	57	57.5	58	58.5	59	59.5	60	60.5	61	61.5	62	62.5	63	63.5	64	64.5	65	65.5	66	66.5	67	67.5	68	68.5	69	69.5	70	70.5	71	
155	46.5	47	47.5	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.5	56	56.5	57	57.5	58	58.5	59	59.5	60	60.5	61	61.5	62	62.5	63	63.5	64	64.5	65	65.5	66	66.5	67	67.5	68	68.5	69	69.5	70	70.5	71	71.5	72	72.5	73
160	48	48.5	49	49.5	50	50.5	51	51.5	52	52.5	53	53.5	54	54.5	55	55.																																						

なお、当然のことながら、この試験台には揮発油消費量測定装置と潤滑油消費量測定装置、燃料圧力計と潤滑油圧力計、冷却水と潤滑油の入口ならびに出口には温度計が付属していた。

図-補Ⅲ-2-17 航空器材 発動機試験臺に付設の揮発油ならびに潤滑油消費量測定装置



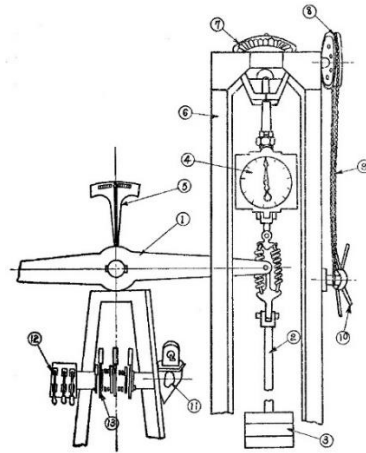
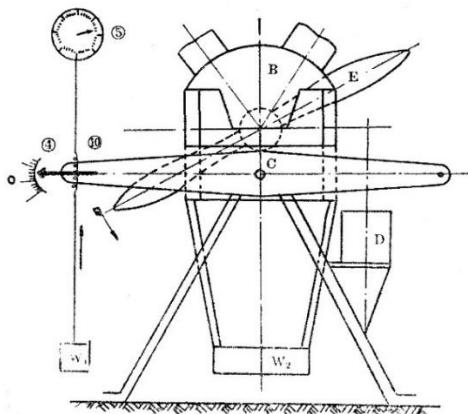
同上書，附圖第三，四。

## 5. 陸軍航空整備學校『發動機工術教程（卷二）』（1941年2月）より

### 1) 「舊式」運転台

陸軍航空整備學校『發動機工術教程（卷二）』（1941年2月）はA5版，本文88頁と多数の折込図から成る書物である。同書において件の發動機試験台は単に「舊式」と呼称されている。その測定要領と測定装置は前掲図とほぼ同様の図-補Ⅲ-2-18に示されており，この間，特に改良が施された痕跡は無さそうである。

図-補Ⅲ-2-18 發動機試験台(舊式)についての説明図

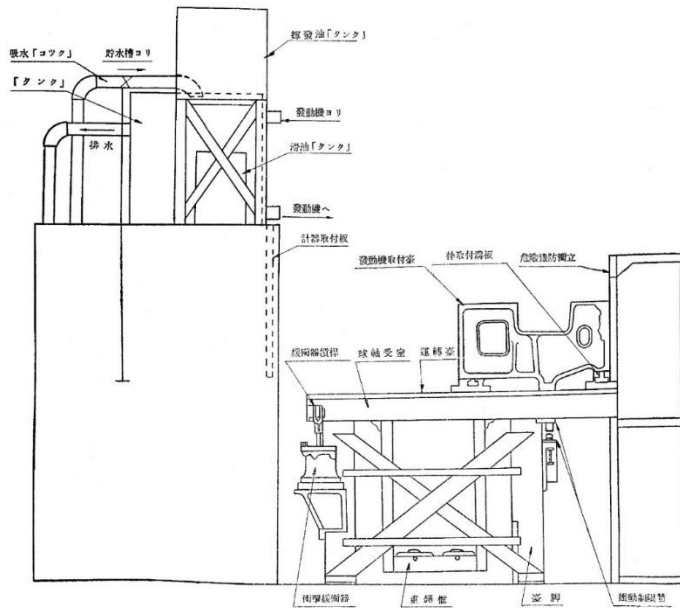


左：陸軍航空整備學校『發動機工術教程（巻二）』（1941年2月），32頁，第五圖。

右：同上書，附圖第二。

全体配置を示す側面図(図-補 2-19)もほぼ説明の文字が活字化されただけのモノであった。

### 図-補Ⅲ-2-19 發動機試験台(舊式)の全体配置



同上書，附圖第一。

時代が多少下っただけに数値としては $(P-p)=360\text{kg}$ ， $n=1470\text{rpm}$ の時， $360 \times 1470 / 1000 = 529.2\text{HP}$  と，やや大きな，しかしここでも英馬力を用いた計算例が掲げられている。馬力を直接読取る馬力算出表(表補 2-4)の重錘重量目盛りは $5\text{kg}$  から  $10\text{kg}$  へと粗くなっているが，レンジは  $2200\text{rpm}$ ， $990\text{HP}$  にまで拡大されている。もっとも，重なる領域における数値は従前通りであり，測定槓桿の半径等にも変更の無かったことが判る。

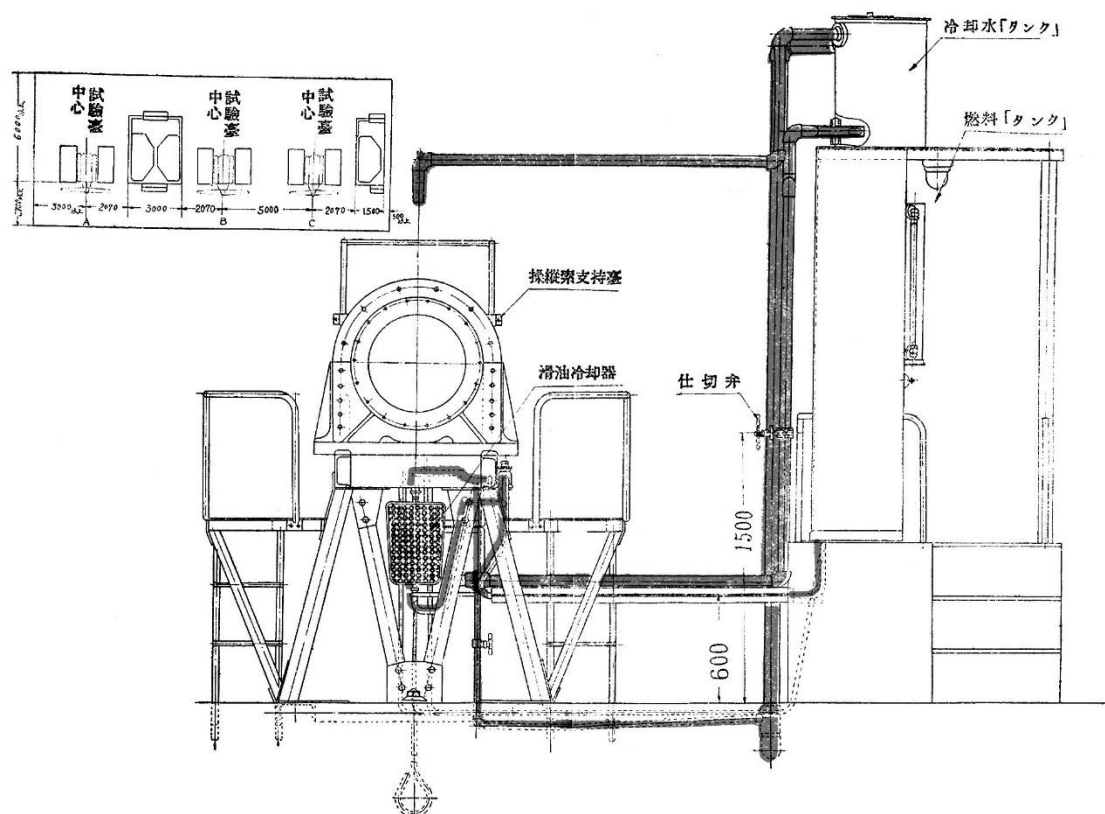
表-補Ⅲ-2-4 『發動機工術教程(巻二)』の馬力算出表

→ 毎分回轉數(N)      馬 力 算 出 表       $HP = \frac{WN}{1000}$       本表ハ發動機試験臺(舊式)ニ適用ス

W N	毎分回轉數(N)																																							
	390	400	450	500	550	600	650	700	750	800	850	900	950	1000	1050	1100	1150	1200	1250	1300	1350	1400	1450	1500	1550	1600	1650	1700	1750	1800	1850	1900	1950	2000	2050	2100	2150	2200		
10	3	8.5	4	4.5	5	5.5	6	6.5	7	7.5	8	8.5	9	9.5	10	10.5	11	11.5	12	12.5	13	13.5	14	14.5	15	15.5	16	16.5	17	17.5	18	18.5	19	19.5	20	20.5	21	21.5	22	
20	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	
30	9	10.5	12	13.5	15	16.5	18	19.5	21	22.5	24	25.5	27	28.5	30	31.5	33	34.5	36	37.5	39	40.5	42	43.5	45	46.5	48	49.5	51	52.5	54	55.5	57	58.5	60	61.5	63	64.5	66	
40	12	14	16	18	20	22	24	26	28	30	32	34	36	38	40	42	44	46	48	50	52	54	56	58	60	62	64	66	68	70	72	74	76	78	80	82	84	86	88	
50	15	17.5	20	22.5	25	27.5	30	32.5	35	37.5	40	42.5	45	47.5	50	52.5	55	57.5	60	62.5	65	67.5	70	72.5	75	77.5	80	82.5	85	87.5	90	92.5	95	97.5	100	102.5	105	107.5	110	
60	18	21	24	27	30	33	36	39	42	45	48	51	54	57	60	63	66	69	72	75	78	81	84	87	90	93	96	99	102	105	108	111	114	117	120	123	126	129	132	135
70	21	24.5	28	31.5	35	38.5	42	45.5	49	52.5	56	59.5	63	66.5	70	73.5	77	80.5	84	87.5	91	94.5	98	101.5	105	108.5	112	115.5	119	122.5	126	129.5	133	136.5	140	143.5	147	150.5	154	
80	24	28	32	36	40	44	48	52	56	60	64	68	72	76	80	84	88	92	96	100	104	108	112	116	120	124	128	132	136	140	144	148	152	156	160	164	168	172	176	
90	27	31.5	36	40.5	45	49.5	54	58.5	63	67.5	72	76.5	81	85.5	90	94.5	99	103.5	108	112.5	117	121.5	126	130.5	135	139.5	144	148.5	153	157.5	162	166.5	171	175.5	180	184.5	189	193.5	198	
100	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	100	105	110	115	120	125	130	135	140	145	150	155	160	165	170	175	180	185	190	195	200	205	210	215	220	
110	33	38.5	44	49.5	55	60.5	66	71.5	77	82.5	88	93.5	99	104.5	110	115.5	121	126.5	132	137.5	143	148.5	154	159.5	165	170.5	176	181.5	187	192.5	198	203.5	209	214.5	220	225.5	231	236.5	242	
120	36	42	48	54	60	66	72	78	84	90	96	102	108	114	120	126	132	138	144	150	156	162	168	174	180	186	192	198	204	210	216	222	228	234	240	246	252	258	264	
130	39	45.5	52	58.5	65	71.5	78	84.5	91	97.5	104	110.5	117	123.5	130	136.5	143	149.5	156	162.5	169	175.5	182	188.5	195	201.5	208	214.5	221	227.5	234	240.5	247	253.5	260	266.5	273	279.5	286	
140	42	49	56	63	70	77	84	91	98	105	112	119	126	133	140	147	154	161	168	175	182	189	196	203	210	217	224	231	238	245	252	259	266	273	280	287	294	301	308	
150	45	52.5	60	67.5	75	82.5	90	97.5	105	112.5	120	127.5	135	142.5	150	157.5	165	172.5	180	187.5	195	202.5	210	217.5	225	232.5	240	247.5	255	262.5	270	277.5	285	292.5	300	307.5	315	322.5	330	
160	48	56	64	72	80	88	96	104	112	120	128	136	144	152	160	168	176	184	192	200	208	216	224	232	240	248	256	264	272	280	288	296	304	312	320	328	336	344	352	360
170	51	59.5	68	76.5	85	93.5	102	110.5	119	127.5	136	144.5	153	161.5	170	178.5	187	195.5	204	212.5	221	229.5	238	246.5	255	263.5	272	280.5	289	297.5	306	314.5	323	331.5	340	348.5	357	365.5	374	
180	54	63	72	81	90	99	108	117	126	135	144	153	162	171	180	189	198	207	216	225	234	243	252	261	270	279	288	297	306	315	324	333	342	351	360	369	378	387	396	
190	57	66.5	76	85.5	95	104.5	114	123.5	133	142.5	152	161.5	171	180.5	190	199.5	209	218.5	228	237.5	247	256.5	266	275.5	285	294.5	304	313.5	323	332.5	342	351.5	361	370.5	380	389.5	399	408.5	418	
200	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220	230	240	250	260	270	280	290	300	310	320	330	340	350	360	370	380	390	400	410	420	430	440	
210	63	73.5	84	94.5	105	116.5	127	138.5	149	161	172.5	184	195.5	207	219	230.5	242	253	264	275	286	297	308	319	330	341	352	363	374	385	396	407	418	429	440	451	462	473	484	
220	66	77	88	99	110	121	132	143	154	165	176	187	198	209	220	231	242	253	264	275	286	297	308	319	330	341	352	363	374	385	396	407	418	429	440	451	462	473	484	
230	69	80.5	92	103.5	115	126.5	138	149.5	161	172.5	184	195.5	207	218.5	230	241.5	253	264.5	276	287.5	299	310.5	322	333.5	345	356.5	368	379.5	391	402.5	414	425.5	437	448.5	460	471.5	483	494.5	506	
240	72	84	96	108	120	132	144	156	168	180	192	204	216	228	240	252	264	276	288	300	312	324	336	348	360	372	384	396	408	420	432	444	456	468	480	492	504	516	528	
250	75	87.5	100	112.5	125	137.5	150	162.5	175	187.5	200	212.5	225	237.5	250	262.5	275	287.5	300	312.5	325	337.5	350	362.5	375	387.5	400	412.5	425	437.5	450	462.5	475	487.5	500	512.5	525	537.5	550	
260	78	91	104	117	130	143	156	169	182	195	208	221	234	247	260	273	286	299	312	325	338	351	364	377	390	403	416	429	442	455	468	481	494	507	520	533	546	559	572	
270	81	94.5	108	121.5	135	148.5	162	175.5	189	202.5	216	229.5	243	256.5	270	283.5	297	310.5	324	337.5	351	364.5	378	391.5	405	418.5	432	445.5	459	472.5	486	499.5	513	526.5	540	553.5	567	580.5	594	
280	84	98	112	126	140	154	168	182	196	210	224	238	252	266	280	294	308	322	336	350	364	378	392	406	420	434	448	462	476	490	504	518	532	546	560	574	588	602	616	
290	87	101.5	116	130.5	145	159.5	174	188.5	203	217.5	232	246.5	261	275.5	290	304.5	319	333.5	348	362.5	377	391.5	406	420.5	435	449.5	464	478.5	493	507.5	522	536.5	551	565.5	580	594.5	609	623.5	638	
300	90	105	120	135	150	165	180	195	210	225	240	255	270	285	300	315	330	345	360	375	390	405	420	435	450	465	480	495	510	525	540	555	570	585	600	615	630	645	660	
310	93	108.5	124	139.5	155	170.5	186	201.5	217	232.5	248	263.5	279	294.5	310	325.5	341	356.5	372	387.5	403	418.5	434	449.5	465	480.5	496	511.5	527	542.5	558	573.5	589	604.5	620	635.5	651	666.5	682	
320	96	112	128	144	160	176	192	208	224	240	256	272	288	304	320	336	352	368	384	400	416	432	448	464	480	496	512	528	544	560	576	592	608	624	640	656	672	688	704	
330	99	115.5	132	148.5	165	181.5	198	214.5	231	247.5	264	280.5	297	313.5	330	346.5	363	379.5	396	412.5	429	445.5	462	478.5	495	511.5	528	544.5	561	577.5	594	610.5	627	643.5	660	676.5	693	710		
340	102	119	136	153	170	187	204	221	238	255	272	289	306	323	340	357	374	391	408	425	442	459	476	493	510	527	544	561	578	595	612	629	646	663	680	697	714	731	748	
350	105	122.5	140	157.5	175	192.5	210	227.5	245	262.5	280	297.5	315	332.5	350	367.5	385	402.5	420	437.5	455	472.5	490	507.5	525	542.5	560	577.5	595	612.5	630	647.5	665	682.5	700	717.5	735	752.5	770	
360	108	126	144	162	180	198	216	234	252	270	288</																													

に手配されていた筈も無いフラウド動力計の解説のみに終始しており、殊更「新式」と呼ばれる程のモノは海軍には導入されていなかった状況を窺わせている<sup>643</sup>。

図-補Ⅲ-2-20 正面から観た發動機試験臺(九五式)



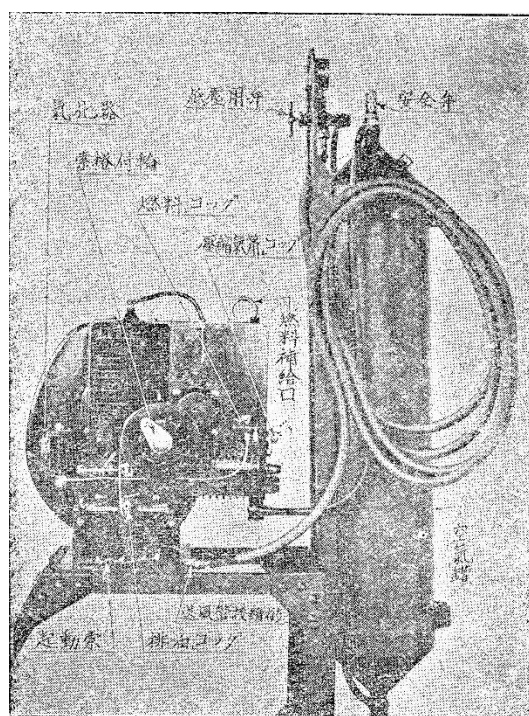
冷却水管は青く、潤滑油管は黄色く彩色されている。

同上書、附圖第六。

図-補Ⅲ-2-20 左上の添え図に示される通り、95式試験台は3基一組を標準とし、圧縮空気式始動装置は3基に対して1基配置された。その空気圧縮機には一型と二型とがあり、一型は混合潤滑方式の2サイクル単気筒機関(56φ×48mm)と圧縮気筒(50φ×48mm)とを、二型は2サイクル単気筒機関(68φ×60mm)と圧縮気筒(60φ×60mm)とを90°Vツインに組んだモノで、ポンベの容量は何れも10ℓ、規定最大圧力はそれぞれ20kg/cm<sup>2</sup>および25kg/cm<sup>2</sup>であった。

図-補Ⅲ-2-21 發動機試験臺(九五式)の始動用空気圧縮機(型式不明)とポンベ

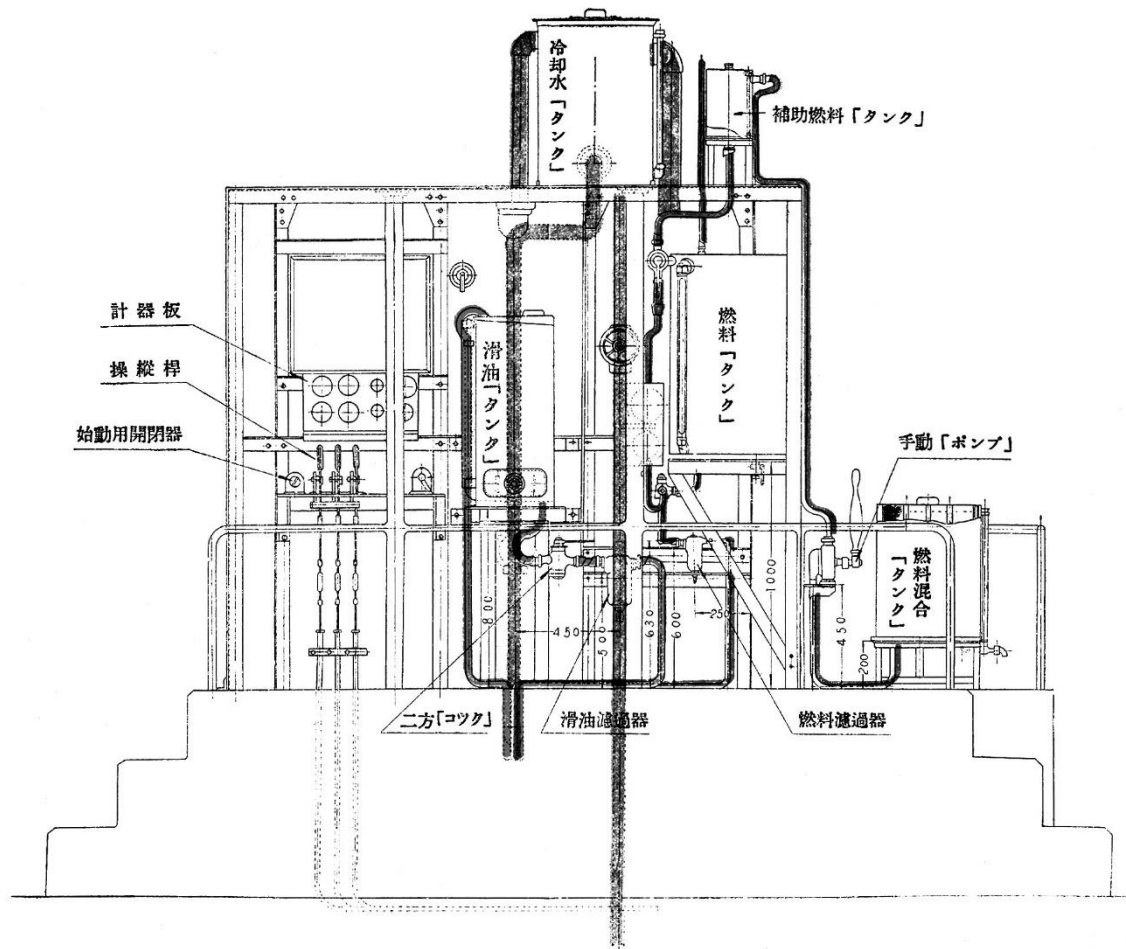
<sup>643</sup> 昭和10-1 海軍機關少佐 金井倉太郎編纂，昭和13-3 海軍整備特務大尉 白頭辰次郎改訂，昭和15-11 海軍機關大尉 高田収蔵改訂『整備術(發動機)教科書』発行主体不明(霞ヶ浦海軍航空隊らしい)，52頁の引用個所とその前後，参照。



同上書，12 頁，第二圖(其の二).

図-補Ⅲ-2-22 發動機試験臺(九五式)操縦室全体図





冷却水管は青く，燃料管は赤く，潤滑油管は黄色く彩色されている。

同上書，附圖第十。

95 式発動機試験台は負荷試験を行い得るものの，本来の馬力測定機能は有していない。この意味においてそれは燃料ゲージ，オイル・ゲージ等は有するものの，本質的に単なる台<sup>ベンチ</sup>に過ぎない。かようなシカケでも試験発動機の回転数を回転計で測り，これをマリネの吸収馬力曲線ないし当該発動機の地上性能曲線と突き合せれば，それが今発生しているであろう馬力を見積ることは出来るが，それが正鵠を射ているのはマリネが「舊型」試験台等を用いて正しく較正されていたり，当の発動機が健全に計画性能を発揮している場合だけである。

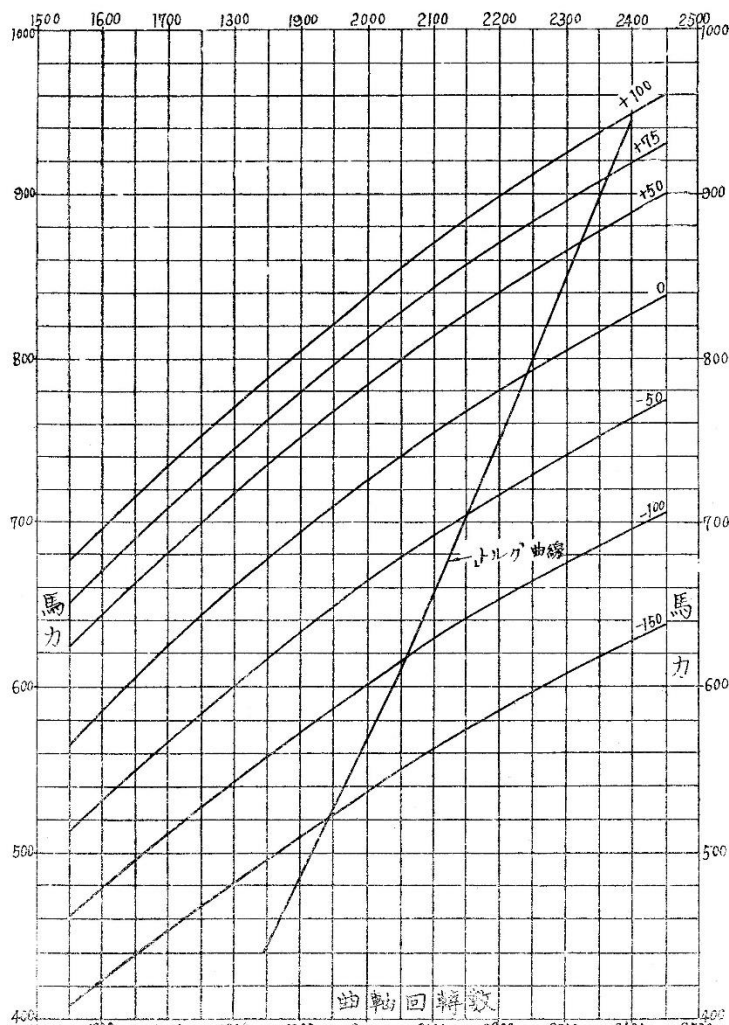
前段について付言すれば，95 式の背後には「舊型」という後見人が控えていた筈である。そこで，ある健全な発動機個体に適当なマリネを装備した状態で「舊型」試験台にかけ，発生トルクと回転数と与圧圧力との相関からそのマリネの正しい吸収馬力曲線を描き出しておけば，95 式試験台上にて同一型式の発動機にこのマリネを装備して各回転数で回せばその都度の発生馬力を近似的に知ることが出来たことになる。あるいは，仮に当該発動機

が公称与圧圧力において公称馬力をマークすべき回転数に到達し得ないならその発動機個体は何処かに問題を抱えているという診断が可能となった筈である。

発動機のトルクとその発生回転数との関係は発動機の型式によって異なるから、動力測定用ムリネは何式何馬力発動機用として調製されねばならない。図-補Ⅲ-2-23 は陸軍の 97 式 850 馬力発動機用ムリネ(ファンブレーキ)のトルク(→吸収馬力)曲線である。トルク曲線と馬力曲線との交点が「舊型」試験台で検定されたこのムリネの抵抗とそれに対応する吸収馬力であり、これを装備し、ブースト圧 100mmHg において当の 97 式 850 馬力発動機が 2400rpm. で回っておれば、その発生馬力は 900 馬力 +  $\alpha$  ということになる<sup>644</sup>。

図-補Ⅲ-2-23 97 式 850 馬力発動機の「ファンブレーキ」トルク曲線

(九七式八五〇馬力発動機「ファンブレーキ」トルク曲線)



同上書, 35 頁, 第六圖。

<sup>644</sup> 97 式 850 馬力発動機についても「三菱航空発動機技術史 第三部」本文にて詳しく紹介したところである。

なお、出力修正式として『發動機工術教程（巻二）』は：

換算馬力＝測定馬力× $\frac{760}{\text{測定時点における気圧 } p \text{ mmHg}} \times \left(\frac{273+\text{測定時の気温 } t \text{ } ^\circ\text{C}}{273+15}\right)^{0.5}$   
を掲げ、近似式として  $\frac{760}{p} \times \frac{500+t}{500+15}$  を与えている。前者について記号を用いれば：

$$L_C = L_O \cdot \frac{760}{p} (273+t/288)^{0.5}$$

となる<sup>645</sup>。

1934年の旧『發動機工術教程（巻一）』における修正式は：

$$L_C = L_O \cdot \frac{760}{p} \cdot \frac{273+t}{288}$$

であったから、1941年の新『發動機工術教程（巻二）』のそれは式の格好としては大いにこれと異なっていたことになる。何れも近似式に過ぎないのであるが、タネを明かせば、温度の処にルートをかけるのは英米流の修正式であり、ルートをかけないのが独仏流であった。温度比を表す分数の値は1に近いので、数値としては何れを採っても大差無いが、正確な修正馬力は両者の中間にあるものと推定されていた。陸軍における修正馬力算出式の英米式へのシフトも海軍との統一を大義名分とするものであったかと想われるが確証は無く、海軍関係資料との突き合せは今後の課題とせざるを得ない<sup>646</sup>。

## 6. 陸軍航空總監部『航空發動機定期手入ノ参考』（1942年10月）より

日本陸軍において航空関係の教育を所轄した陸軍航空總監部によって発行されたこのポケットブックは小なりと雖もその出自に違わず、發動機台上試験についての記述的情報に富んでいる。この台上運転は「摺合運轉」と「性能運轉」に分かたれて記述されている。先ず、前者の必要性和意義については次のように解説されている。

發動機ハ組立ヲ完了シタダケデハ未ダ完全デナイ即チ摺合部分ニなぢみガ出來テ居ナイ特ニ活塞環、油止環等ハ組立直後ハなぢみガナイノデ滑油消費量ガ安定セズ點火栓ガ汚レ從ツテ最初ノ間ハ調子ガ良クナイモノデアル其處デ運動摩擦部分ノ摺合セヨ良クシ發動機本然ノ調子ヲ發揮セシメ同時ニ組立上ノ缺陷ヲ發見スル爲ノ摺合運轉ガ必要ナルノデアル而シテ摺合セノ良否ヲ判定スルツノ目安ニナルモノハ潤滑油消費量デアル

摺合運轉ノ狙ヒノーツハ潤滑油消費量ヲ出來ルダケ安定セシメルコトニ在ル例ヘバ屢々見聞スルコトデアルガ手入直後ノ發動機ガ調子ガ香シクナク而モ點火栓ガ汚レテ困ルト言フコトハ勿論手入作業ノ適否ニ大イニ關係スルケレドモ全然摺合セト言フコ

<sup>645</sup> 新『發動機工術教程（巻二）』36~37頁、参照。

<sup>646</sup> 田中・佐々木・島・北畠『發動機試験法』379~380頁、参照。そこでは独仏式と米式との対比が語られている。しかし、D.,R., Pye・平尾 収他訳『航空發動機』誠文堂新光社、1943年、306頁を見るとイギリス流の修正計算においても温度比にルートがかけられているため、本文では英米流と記述した。両者の中間云々等とスッキリしないのは高度上昇に伴う吸気圧力低下に起因する負の効果と背圧低下に起因する正の効果との相殺関係が微妙だからである。

トヲ考慮シナイデ初カラ急ニ運轉ヲスルニ基因スルコトガ多イ組立直後ノ發動機ヲ僅カ二十分ヤ三十分ノ短時間ノ運轉ヲ以テ各部ノ摺合せなぢみヲ望ムコトハ無理デ少クモ一時間或ハ二時間以上ノ氣永ナ運轉ヲシナケレバ目的ハ達成サレナイ<sup>647</sup>

摺合わせ運轉のポイントは3つであると指摘されている。

發動機ニ良好ナ摺合せヲ與ヘル爲ニ必要ナ要素ハ荷重， 温度(熱)及回轉數ノ三ツデア  
ル

此等ノ三要素ハ發動機ヲ爆發運轉シテ始メテ其ノ効果ヲ期待シ得ルモノデアツテ冷態ニ於テ人工的ニ摺合せシテモ効果ハ擧ゲ得ナイ例ヘバ冷態人工摺合せト爆發摺合せトノ相違ヲ氣箒部分ニ就テ考察シテ觀テモ左ノコトガ考ヘラレル

一， 氣箒頭部焼嵌部位ハ運轉シテ温度ガ昇レバ冷態時ヨリ内径ガ擴大スル尚氣箒全體モ運轉ノ場合ニハ温度ト應力トヲ受ケテ冷態時ニ比ベ形状ガ相違スル

二， 冷態デハ活塞環裏側ニ「ガス」 壓力ガ作用シナイカラ環ハ其自體ノ張力ノミニ依リ氣箒壁ニ押シツケラレルガ爆發運轉時ハ之ト相違スル

つまり， 単なるモータリングとファイヤリングとでは効果が全く異なるという指摘である。また， この違いを弁えなかつたがために出来た失敗例として次のようなエピソードも紹介されている。

某航空發動機製作會社ニ於テ多數ノ發動機ニ就テ冷態摺合せ(發動機ヲ電動機驅動ニ依リ最大五時間ノ摺合運轉)ヲ實施シタ後爆發運轉ニ移ツタ際一時間以上依然トシテ排氣ガ赤ク潤滑油消費量ガ安定シナカツタト云フ實例ハ此等ノ事實ヲ裏書スルモノデアラウ<sup>648</sup>

摺合運轉の実施要領としては次のように解説されている。

摺合運轉ハ前述ノ三要素即チ荷重， 温度及回轉數ニ對シテ満足ヲ與ヘル様ニ左ノ様ナ著意ヲ以テ實施スル

一， 「フアンブレーキ」ヲ用ヒル

二， 過度ニ低イ回轉數デハ發動機ノ温度ガ正規ノ状態ヨリ低イカラ温度ガ十分高く而モ回轉數ノ成ルベク低イト考ヘラレル八百回轉附近ヲ以テ稍々長時間摺合運轉ヲスル

三， 最モ多く用ヒラレル回轉數デアル巡航回轉數デ比較的長ク摺合せヲ實施スル

四， 潤滑油消費量ガ出來ルダケ安定スル迄行フ

五， 摺合運轉ノ回轉數並時間ノ最小限度ノ一例ヲ左ニ示ス

表・補Ⅲ-2-5 發動機摺合せ運轉試験の回轉數と最小時間

回 轉 數	運 轉 時 間 (分)	摘 要
600 ~ 800	10	1800 ~ 2000 ハ巡航回轉數

<sup>647</sup> 同書， 96~97 頁， より． ルビ引用者．

<sup>648</sup> 同書， 97~98 頁， より．

800 ~ 1000	15	
1000 ~ 1200	5	
1200 ~ 1400	5	
1400 ~ 1600	5	
1600 ~ 1800	5	
1800 ~ 2000	15	

摺合せ運転中に注意すべきは：

- 一、 点火栓ノ汚損ニ留意シ要スレバ交換スル
- 二、 絶エズ滑油濾網ヲ点検スル

ことであつた<sup>649</sup>。

摺合せ運転が終了すれば「性能運転」に入ることが出来る。これは発動機を傷めぬため、短時間に手早く終了すべき試験とされていた。

摺合せ運転ガ終リ滑油消費量ガ安定シ点火栓ノ汚損モ少クナリ且發動機ノ調子ガ整ツタナラバ諸機能ヲ点検スルト共ニ出力、燃料消費量等ヲ測定シテ手入作業ノ適否ヲ判定シ且性能ヲ確認シナケレバナラナイ而シテ性能運転ハ發動機ニ對シ苛酷ナル運転ヲ強要シ易イイ時機デアルカラ特ニ慎重ニ操作シテ成ルベク短時間ニ全機能ヲ判定スルコトガ肝要デアル<sup>650</sup>

「性能運転」の第 1 の眼目は出力測定にある。実は、これが簡単なようであるが、面倒な作業であつた。特に、陸軍航空現場においてはムリネの調製が厄介かつ誠に以てアヤフヤな所作となつていた。

臺上運転ノ狙ヒノーツハ發動機ヲ確認シテ爾後ノ使用ヲ保證スルコトデアル而シテ性能ヲ確認スル爲ニハ出力ヲ測定スルコトガ捷徑デアルコトハ言フ迄モナイ左ニ「フアンブレーキ」ヲ用ヒテ行フ簡單ナ出力ノ測定法ヲ記述スル

- 一、 「フアンブレーキ」ノ切斷

試運転臺屬品トシテ支給サレル「フアンブレーキ」ハ適當ナ寸法ニ切斷サレテ居レバ其ノ儘使用シテ良イノデアルガ通常支給サレタ場合ニハ翅ガ長過ギテ正規ノ回轉數ヲ出シ得ナイコトガ多イ其ノ場合ニハ之ヲ適當ノ長サニ切斷シテ公稱吸氣壓力ニ於テ概ネ公稱回轉數ヲ出シ得ル様ニ調整シナケレバナラナイ而シテ切斷スルニハ最モ新シイ而モ完全ニ近イト思ハレル發動機ヲ使用シテ公稱吸氣壓力デ運転ヲ行ヒ曲軸回轉數ヲ公稱回轉數ニ成ルベク一致スル如ク翅端ヲキレバ良イ

切斷ノ際ハ切過ギナイ様ニ少シツツ切斷シ且平衡ヲ調整シツツ實施スル<sup>651</sup>

つまり、上から支給されるムリネは然るべき較正を受けておらず、手持ちの発動機の内、

<sup>649</sup> 同書、99~101 頁、より。

<sup>650</sup> 同書、101 頁、より。

<sup>651</sup> 同書、101~102 頁、より。

調子の良さそうなモノを捕まえてブースト圧と回転数だけを頼りに現場主導で翅の切詰めが行なわれていた……換言すれば測定される側を基準として測定装置の方が調製されていたワケで、かような浮動的基準点を以て正確な動力測定が行える道理などある筈もない。高橋大尉が大正 13(1924)年、支給されたムリネについて「回轉ハ多ク出ル如ク見ユ。履歴簿等ノ最初ノ試運轉ノ成績等ハ之ヲセンキヲ使用スレハ注意ヲ要ス」と述べていた事実を想起したい。土台、「注意」するためには何よりも動力測定装置が必須である。戦時下に在ったのは高橋『工場實習報告』に描かれた状況を遙かに下回る暗中模索的情景である。

「ファンブレーキ」吸収馬力曲線の作成は以下の要領で実施されていた。

二、「ファンブレーキ」吸収馬力曲線ノ作製

1. 發動機ヲ選定シテ「ファンブレーキ」ヲ切斷シタナラバ發動機ノ發生馬力ハ概ネ回轉數ノ三乗ニ比例スルコトヨリ左ノ要領ニ依リ「ファンブレーキ」吸収馬力曲線ヲ作製スル

$$HP = kn^3 \dots \dots \dots (1)$$

HP = 馬力

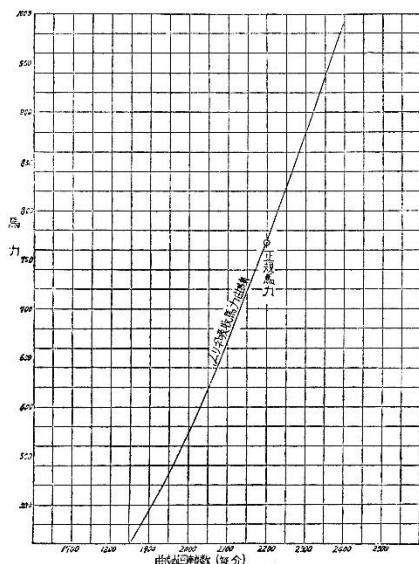
n = 回轉數

k = 定數

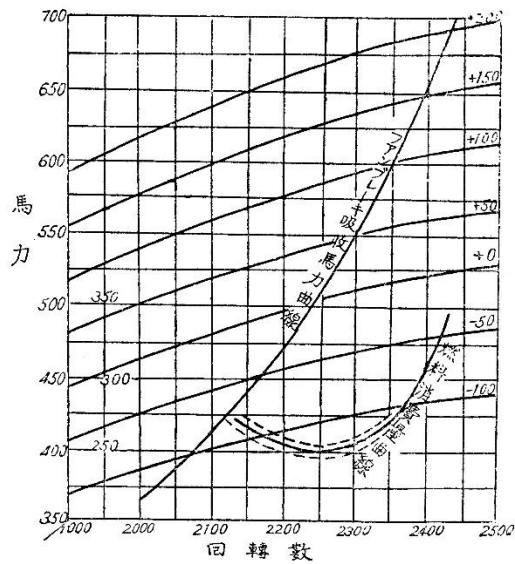
(1)式ニ公稱馬力及公稱回轉數ヲ代入シテ k ノ値ヲ求メル

次ニ概ネ百回轉毎ニ馬力ヲ計算ニ依リ求メ各回轉數ト算出馬力トヲ以テ三乗曲線ヲ引ク

図・補Ⅲ-2-24 ムリネ吸収馬力曲線と發動機地上性能曲線の例



ムリネ吸収馬力曲線の一例



地上性能曲線の一例

同書，104 頁，第十五圖，108 頁，第十六圖。

「ファンブレーキ」吸収馬力曲線ハ又左ノ要領ニ依ツテ作製シテモ良イ先ヅ  
運轉ヲ行ヒ回轉數ト吸氣壓力(修正)トノ關係ヲ正確ニ求メ次ニ各回轉數ニ應ズル  
馬力(標準状態ニ於ケル修正馬力)ヲ地上性能曲線ニ當嵌メテ求メル

此ノ様ニシテ得タ回轉數ト馬力トノ關係ヲ以テ「ファンブレーキ」吸収馬力  
曲線ヲ作ル

これではしかし、多分に胡散臭い地上性能曲線が頼りということであり、当該発動機が  
カタログデータ通りの出力を発揮しているか否かについては片想いの状況認識しか得られ  
ない。そして同書は：

前述ノ要領ニ依リ「ファンブレーキ」吸収馬力曲線ヲ作製シテ置ケバ爾後ハ之ヲ用  
ヒテ簡單ニ各發動機發生馬力ノ略近似値ヲ知ルコトガ出來ル即チ大氣壓力ト温度トノ  
修正ヲシテ標準状態ニ換算スル

即チ

$$\begin{aligned} \text{換算馬力} &= \text{測定馬力} \times 760/p \times (273+t/273+15)^{0.5} \\ &\doteq 760/p \times 500+t/500+15 \end{aligned}$$

以上ノ方法ハ極メテ簡便ナ出力判定法デアツテ近似値ヲ求メル程度ニ過ギナイガ手  
入シタ發動機ノ概略ノ出力ヲ求メテ性能ヲ判定シタリ或ハ手入前後ニ於ケル出力ノ變  
化ヲ比較シテ觀ル爲ニハ實用上支障ノナイ方法デアル<sup>652</sup>

と総括し、引き続き燃料及び潤滑油消費量の計測について略述している。温度の処にルー  
トをかけるのが英米流の式であることについては既に述べた通りであり、現に上の(1)式に  
おいても馬力表示は HP(英馬力)であった。

しかし、左様な違いは実はどうでも良いような事柄に属する。問題なのは、何故か、「舊  
型」試験台についての言及が少しも見当たらないという事態である。これによってトルクを  
捕捉すれば、あるいはせめてムリネの較正が実直に行われておれば、個別発動機における  
発生馬力のより正確かつ直接的な把握が可能であったにも拘らず……である。要するに、  
怪し気なムリネだけを支給されるだけの陸軍航空部隊は正確な出力測定、客観的な健全性  
診断の道具を奪われていたということである。これは誠に由々しき、むしろ言語道断と云  
うべき実態ではないか！ 新製発動機が定格出力を発揮しかねるような失態の頻々たる発  
生、そしてこれを隠蔽する必要性。これらこそがかかる不始末を招いた背景であり動機で  
あったのではないか……筆者としてはかく疑わざるを得ないのである。

## 7. 大湊海軍航空隊向け“壽”460馬力発動機2型の領収運転試験成績表(1935年3月)より

陸軍が95式、つまり腑抜けの新型発動機試験台を導入し、現場が上述のようなテイタラ  
クを託わされていた頃、メーカーにおいてもこれと同様のムリネの吸収馬力に依拠する簡  
単な台上試験が海軍航空隊への発動機領収試験として実施されていた。もっとも、航空隊

<sup>652</sup> 同書、102~107頁、より。

の現場とは異なり、ムリネの較正位は正常に為されていたことであろう。

この領収試験の実態について、同時代の資料、中島飛行機株式會社『壽 四六〇 馬力航空發動機 二 型 第六七七號新造領収運轉試験成績』(1935年3月)に尋ねてみよう。試験は中島飛行機(株)東京工場田無試験所にて行われ、第1次運轉は1935年3月2日、第2次運轉は3月8日に実施された。供試發動機はその名の通り、ブリストル、ジュピター系の、しかし気筒頭回りにアメリカ的要素を摂り入れた發動機の677号機である<sup>653</sup>。

表-補Ⅲ-2-6 この資料の表紙と壽 四六〇 馬力航空發動機 二 型の要目

<table border="1" style="width: 100%;"> <tr> <td style="width: 50%; text-align: center;">                 納入先 大湊海軍航空隊             </td> <td style="width: 50%; text-align: center;">                 注文番號 内空第一四八號             </td> </tr> </table>	納入先 大湊海軍航空隊	注文番號 内空第一四八號	昭和一〇年 三月  表紙共十四枚	監督官
	納入先 大湊海軍航空隊	注文番號 内空第一四八號		
壽 四六〇 馬力航空發動機 二 型 第六七七號新造領収運轉試験成績  中島飛行機株式會社				

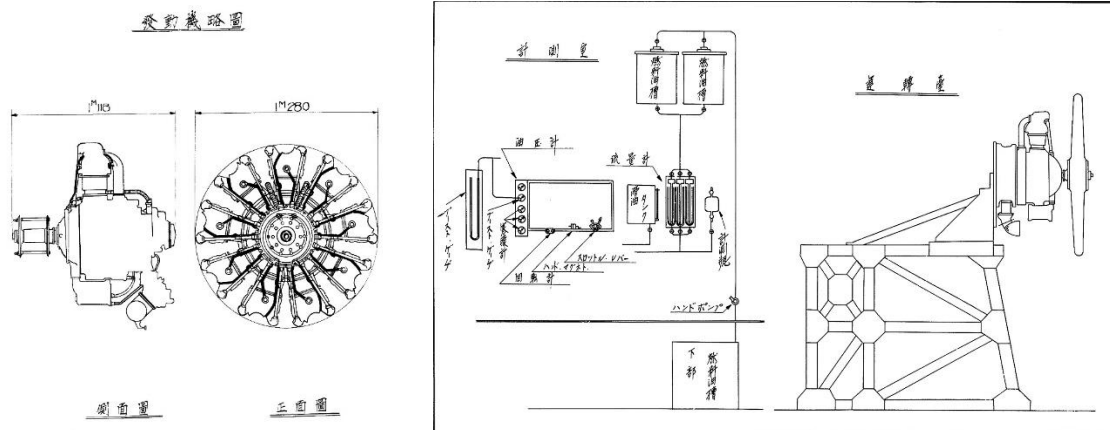
壽 460馬力發動機 2 型要目表			
項 目	單 位	記 事	
型 式		星型固定空冷式	
氣 筒 數		9 氣 筒	
筒 徑 × 行 程	耗	146 × 160	
全 衝 程 容 積	立	24.1	
壓 縮 比		5.25	
過給氣壓力 許容最大	水銀柱. 托	+150	
減 速 比		直 結	
曲 肘 軸 回 轉 方 向	プロペラ 反對側より	右	
出 力	公稱馬力×公稱回轉數	毎 分	460 × 2100
	許容最大馬力×同回轉數	毎 分	570 × 2300
重 量	乾 燥 狀 態	疋	370.395
	裝 備 狀 態	疋	377.135
燃 料	外 徑	米	1.280
	全 長	米	1.110
	全 高	米	
燃 料	公稱運轉ニ於ケル消費量	毎時毎馬力瓦	250
	壓 力	疋/櫃 <sup>2</sup>	0.10 ~ 0.20
潤滑油	消 費 量	毎時毎馬力瓦	10
	壓 力	疋/櫃 <sup>2</sup>	3 ~ 6
冷却水温度(空冷ノ場合ハ風速)	攝氏(疋/毎時)		
起 動 機		「エタリプス」6型	
磁 石 發 電 機		空 廠 式. 9 型	
發 火 栓		テルコ. M. 85	
發 火 前 進 角 度	度	35°	

『壽 四六〇 馬力航空發動機 二 型 第六七七號新造領収運轉試験成績』青焼き原紙より、青焼きの表紙には監督官“大庭”の印あり。

図-補Ⅲ-2-25 壽 二型發動機と試験台試験の概要

653 この發動機についても「三菱航空發動機技術史 第三部」の中で紹介しておいた。

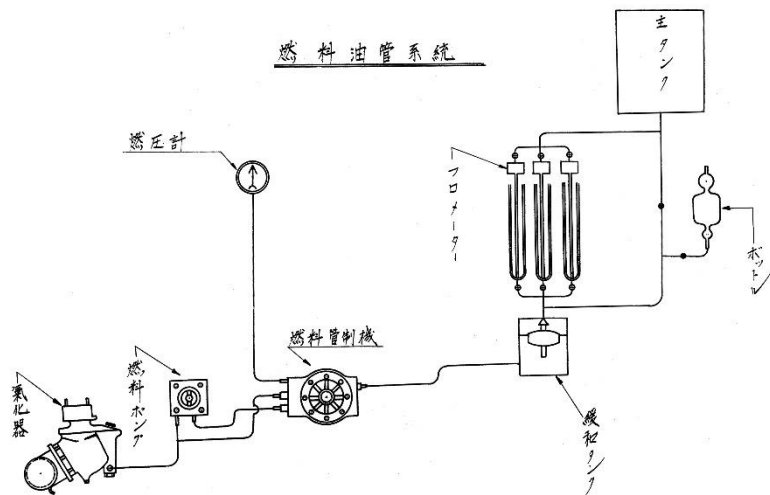




同上青焼き，より。

試験台自体はごく簡単なヤグラで，かつ専ら空冷星型発動機の試験のために開発され用いられた型式のようである。また，燃料計量システムも陸軍のそれとはかなり異なった外観を呈していた。領収試験の項目に含まれていなかったものと見え，潤滑油消費量は計測されていない。

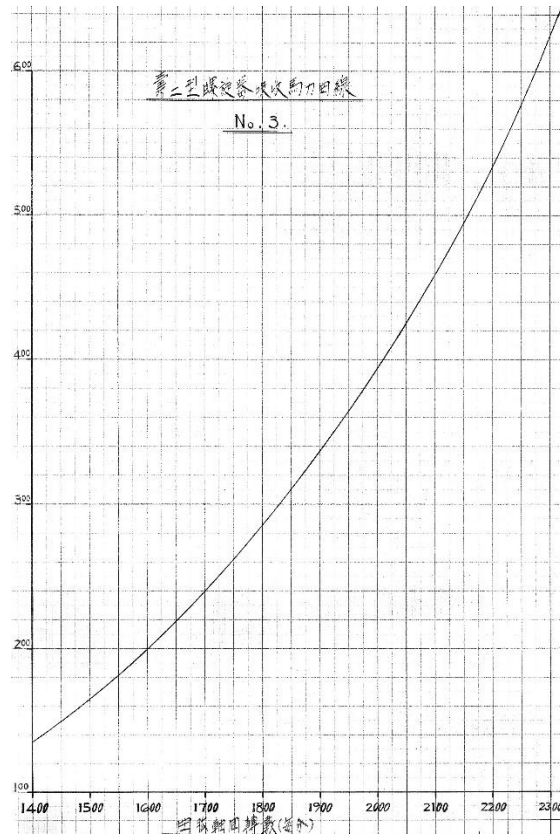
#### 図-補Ⅲ-2-26 燃料計量システム



同上，より。

壽用のムリネには「壽一，二型螺旋器」と「壽二型螺旋器」と称するモノとがあり，その吸収馬力曲線は若干，異なっていた。実際に No.677 の試験に用いられたのは後者であったようであり，図-補Ⅲ-2-27 がその吸収馬力曲線である。

#### 図-補Ⅲ-2-27 壽二型発動機用ムリネの吸収馬力曲線



同上, より.

試験発動機 No.677 の弁開閉時期は表-補 2-7 のように調整されていた.

表-補Ⅲ-2-7 壽 二型発動機 No.677 における弁開閉時期のセッティング

弁 開 閉 期 調 整 表

弁 調 整 表						
異常番號	吸 新	入 終	排 始	出 終	衝 吸	子 開 閉
1	39	87	79	30.5	0.4	0.8
2	39.0	88	78.5	30.5		
3	39	88	79	30		
4	39	88	78	30		
5						
6						
7						
8						
9						
弁調整は、吸着、排、入、出、衝、吸、子、開、閉、期、を、測、定、す。						
計 査	37.5°	87.5°	80°	30°	0.4	0.8
發 火 前 進 角 度    計 査 35 度    實 測 差 9.5 度						

試驗裝置略図及發動機外觀圖又ハ寫眞

一. 試 験 裝 置  
當工場無試験場發動機試驗臺ニ於テ發動機ヲ運轉器ニ取付ケ計測セリ。(別紙參照)

イ. 回 轉 數    スタレット回轉計及秒時計ヲ使用ス。

ロ. 軸 馬 力    試驗用トシタ特ニ製作シタル試驗用螺旋器ノ實測性能曲線ニ依リ回轉ニ對シテ馬力ヲ計測ス。

ハ. 修 正 馬 力  
修正馬力 = 螺旋器曲線馬力 × C  
 $C = \frac{H}{760 \times 273 + t}$

ニ. 燃 料 消 費 量    B&B 會社製流量計ニ依リ計測シ、尙ホ時々正確ヲ期スル爲、一立入計測瓶ヲ用フ。

ホ. 潤滑油消費量    潤滑油々槽ニ油面管ヲ具備シ、試驗開始時ニ於ケル油面ト試驗ノマナニ終了セントスル時ノ油面ノ差ヲ讀ミテ直チニ全試驗ニ亙リテノ消費量ヲ計測ス。

ヘ. 潤滑油壓力    注油時筒ヨリ導キタル端管ニ壓力計ヲ裝備ス。

ト. 潤滑油溫度    空氣式索環計ニ依リテ油槽出口及注油管出口ニ於テ計測ス。

チ. 大 氣 壓    水銀柱晴雨計ニテ計測ス。

同上, より. 修正式は独仏式.

当該資料にはこの發動機の各部重量表が掲載されている. これも希少なデータゆえ再掲しておく.

表-補Ⅲ-2-8 壽 二型發動機 No.677 各部重量(その1)

壽 460 馬力發動機 2型 第 677 號部品重量表						
名 稱	部品番號	部 品 名 稱	一臺ノ數ハ組數又ハ個數	重 量 (kg)		
				各 個	一 組	一 臺 分
前 部 曲 腕 室		前 部 曲 腕 室	1	14,500		
		前 部	1	12,350		
		( 排 力 軸 系 ヲ 含 ム )				
		獨 動 同 用 案 內 及 轉 子 油	9			
			1	1,830		
						35,016
後 部 曲 腕 室		後 部 曲 腕 室	1	25,350		
		後 部 蓋 一 切 ( 但 シ 補 助 機 ヲ 除 ク )	1	10,540		
						35,890
曲 腕 軸		曲 腕 軸				
						39,750

名 稱	部品番號	部 品 名 稱	一臺ノ數ハ組數又ハ個數	重 量 (kg)		
				各 個	一 組	一 臺 分
接 合 棒		主 接 合 棒	1	4,784		
		副 接 合 棒	8	0,972		
		軸 輪 ( 附 屬 品 ヲ 含 ム )	8	0,207		
						14,161
吸 鈔 筒		吸 鈔 筒 ( 吸 鈔 額 ヲ 含 ム )	9	1,617		
		吸 鈔 筒 栓 ( 止 鈔 ヲ 含 ム )	9	0,311		
						14,668
氣 筒		氣 筒 前 蓋	9	13,450		
		( 附 屬 品 一 切 ヲ 含 ム )				
		衝 棒 及 衝 棒 覆	9			
						134,270
弁 案 內		吸 入 弁 用 排 出 弁 用				
弁 及 金 具		吸 入 弁	9	0,285		
		排 出 弁	9	0,545		
						5,670
弁 發 條		弁 發 條 ( 受 皿 及 制 鐵 ヲ 含 ム )	9			
						0,815
						7,335
正 輪 裝 置		正 輪	1	2,930		
		傳 動 齒 車	1	0,750		
		中 間 齒 車	1	0,620		
		開 閉 機	1	0,042		
						0,192
						4,534

同上原紙, より.

表-補Ⅲ-2-9 壽 二型發動機 No.677 各部重量(その2)

名 稱	部品番號	部 品 名 稱	一臺 分/個數 又組數		重 量 (kg)	
			各 個	一 組	一 臺	分
中 間 軸		中 間 軸				
油 噴 筒		噴 筒 體	1		1,710	
						1,710
水 噴 筒		噴 筒 體				
發 電 機		發 電 機	2		7,200	
		機 切 斷 器	1			
		點 火 栓	10		0,089	
						22,302
氣 化 器		氣 化 器	1		9,080	
		(空氣取入口含ム)				
		吸 入 管	9		0,400	
		(接續部及濾袋含ム)				
						12,600
燃 料 噴 筒		噴 筒 體	1		0,740	
						0,740

名 稱	部品番號	部 品 名 稱	一臺 分/個數 又組數		重 量 (kg)	
			各 個	一 組	一 臺	分
減 速 裝 置		減 速 室				
プ ロ ペ ラ ボ ス		プ ロ ペ ラ ボ ス				
		起 動 器	1		9,000	
起 動 裝 置						
						9,000
其 他		紅外線/燃料噴霧器 調整機内ノ冷却水				
		豫 壓 裝 置 一 切 一 般 附 屬 品				
						2,740
						29,960
發 動 機 全 重 量			乾		370,395	kg
			濕		377,155	kg (排氣管含ム)

(注) 質量(kg)

同上、より。

領収試験の成績は表-補Ⅲ-2-10 ならびに図-補Ⅲ-2-28 に総括されている。なお、この試験成績総括表においては馬力表示が「佛」馬力と明記されている。

表-補Ⅲ-2-10 壽 二型発動機 No.677 試験成績

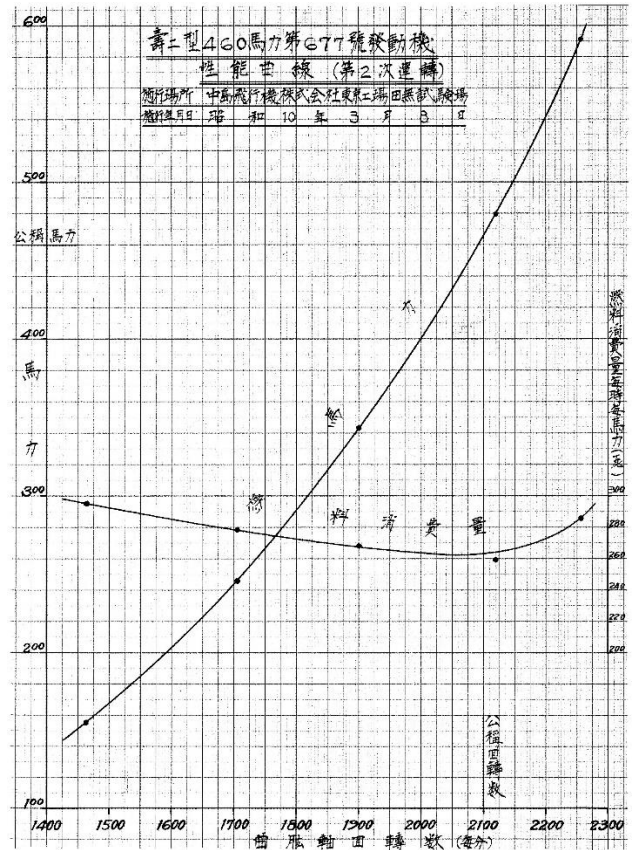
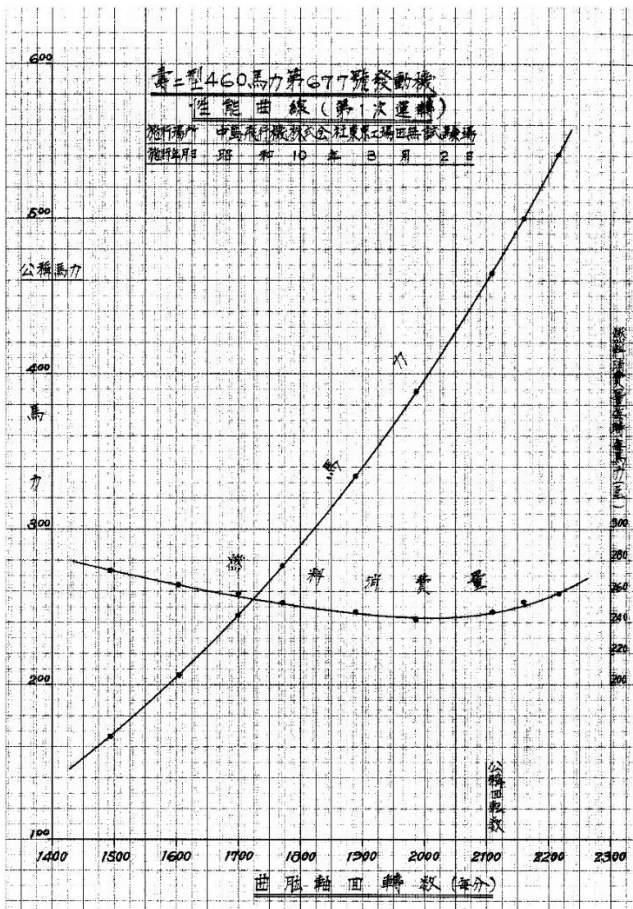
施行年月日	出発時刻	記録時刻	曲線軸回転数	回轉力	軸馬力	修正馬力	氧化器開度	燃費				油				風速	風向	過給機	吸入管	大氣	氣
								立	時	立	時	立	時	立	時						
壽二型發動機 No.677 第1次, 第2次運轉成績	2-10	2103	462.5	460	5.0	0.17	156	114.7	0.337	248	5.05	64	66	25	757.8	12.9	78				
	20	2110	464	461	"	"	"	"	"	4.9	65	75	27	757.9	12.4	86					
	30	2112	465	462	"	"	"	"	0.336	247	4.8	68	75	"							
	35	2112	465	462	"	"	"	"	"	246.5	"	70	81	"							
	40	2294	596.5	593	6.1	0.10	226	166.1	0.379	273.5	5.0	71	82	150							
	50	2038	418.5	416	4.7	0.15	137	100.7	0.327	240.5	4.8	70	76	-10							
	3-00	2034	416	413	"	"	"	"	136	100.0	0.327	"	"	"	757.6	12.2	86				
	10	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"						
	20	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"						
	30	"	"	416.5	"	"	"	"	"	0.326	240	"	"	"	-11	757.8	11.7	86			
	40	2032	415.5	412	"	"	"	"	"	0.327	240.5	"	"	"	"						
	50	2034	416.5	413	"	"	"	"	136.5	100.3	0.328	241	"	"	"						
	4-00	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	757.6	11.3	78				
	10	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"	"						
	2034	416.5	413	4.7	0.15	136.3	100.2	0.327	240.5	4.8	69.1	76.6	-11								
	2216	540.5	535	5.5	0.16	190	159.7	0.352	258.5	5.2	61	68	100								
	2160	500	495	5.1	0.16	172	126.4	0.344	253	5.2	60	62	50								
	1986	388.5	382.5	4.4	0.14	128	94.1	0.329	242	4.9	68	76	-43								
	1888	334	330.5	3.9	0.18	112	82.3	0.335	246.5	4.6	68	75	-96								
	1772	276.5	274	3.5	0.19	95	69.8	0.344	252.5	4.5	68	74	-149								
1700	244.5	242	3.2	0.19	86	63.2	0.352	259.5	4.4	66	72	-178									
1604	206	204	2.9	0.20	74	54.4	0.359	264	4.3	65	72	-214									
1494	166.5	165	2.7	0.21	62	45.6	0.372	273.5	4.1	63	68	-255									
444	"	"	"	"	0.07	"	"	"	1.6	58	65	-436									
2-45	2030	416	413.5	4.8	0.15	136	105.4	0.327	253.5	5.25	62	70	-7	761.6	13.8	78					
55	"	"	"	"	"	"	"	"	5.2	55	73	"									
13	2032	416.5	414	"	"	"	"	0.326	253	5.1	57	75	-6	761.4	12.0	85					
13	2032	418.5	413.5	"	"	"	"	0.325	252	5.1	60	77	"								
2031	417	413.5	4.8	0.18	136	108.4	0.326	253	5.19	56.0	73.8	6									
2256	591	584	6.2	0.10	218	169.0	0.339	286	5.4	62	79	150									
2120	479	473	5.2	0.15	160	124.0	0.334	259	5.2	62	79	58									
1900	343	339	4.2	0.19	118.5	91.8	0.346	268	4.9	62	78	-72									
1705	246.5	242.5	3.7	0.21	88	68.2	0.359	278	4.7	61	75	-166									
1454	155	153	3.0	0.22	59	45.7	0.361	295	4.6	60	74	-266									
472	"	"	"	"	0.08	"	"	"	1.8	58	70	-432									
中島飛行機株式會社 監製 各種實施者 田無試驗所 燃料 腐心式 403 改 887 起動器 エナジス6型 10536 修 個 性能決定螺絲 記 可變式直徑 1 <sup>m</sup> .700 事 可變式直徑 26-55' 備 5 7 揮發油比 小倉航空第3號 空感式 揮發油比 0.73(15°C) 備 9 揮發油比 0.86(15°C) 備 左 9050 右 9038 混合燃料比 第1次運轉 第2次運轉 70°C 0.735 0.715 考 混合燃料比 0.735 0.715 混合燃料比 0.735 0.715 混合燃料比 0.735 0.715																					

同上, より.

試験の負荷率と継続時間については総括表に拠っても第1次運轉においては全負荷30分, 90%負荷90分の合計2時間, 第2次運轉においては90%負荷30分と全負荷(時間不明), 低速運轉(時間不明), という構成であったこと以外, 不明である. 見慣れた言葉ではあるものの, 第1次運轉の一部をなしたと思しき「性能運轉」の趣旨が一体, 奈辺にあったのかについても良くは分らない. 数字から見る限り, それは負荷率を幅広く変化させた試験ではあったが, 継続時間については記載が無い. もっとも, 耐久試験ではないからその総延長時間は知っていた筈である.

第1次運轉には 1/1300 加鉛ガソリンが, 第2次運轉にはガソリンとベンゾールの 7:3 混合燃料が供された. 勿論, それらは何れも体積比である. それぞれにおいて得られた發動機性能曲線は図-補III-2-28 に示す通りである.

図-補III-2-28 壽二型發動機 No.677 第1次, 第2次運轉成績



第1次, 原紙より, 第2次, 青焼きより.

総運転時間が短かかったと目されるにも拘らず, 運転試験終了後に行われた分解検査では No.677 のアチコチに損傷が発見された. もっとも, 幸いにと言うべきか, そのほとんどはサンドペーパーかオイルストーンで修正可能な程度の擦過痕であったようである.

表-補Ⅲ-2-11 壽二型發動機 No.677 分解検査成績

分解検査成績	
名稱	記 事
曲 肘 室	良
曲 肘 軸	前部螺旋接合部・ホス嵌合部=少シカガリ発生 修正 後部轉子2内打痕発生 交換 前部推力軸承嵌合部=僅=カガリ発生 修正 其ノ他良
主 軸 承	良
接 合 棒	副接合棒 No. 8 軸栓=細+環傷発生 修正 其ノ他良
吸 鈔 鈔	No. 3 4 6 8 9 胴体面=少シシ摺傷発生 修正 其ノ他良
吸 鈔 栓	良
吸 鈔 衝 帶 鈔	良
氣 筒	No. 6 8 内腔=縦傷発生 修正 其ノ他良
弁 及 弁 案 内	良
弁 發 條	良
正 輪 裝 置	正輪面=少シシカガリ発生 修正 其ノ他良
分 配 裝 置	良
揺 擺	吸入No. 4 5 排出No. 4 横軸注油栓不良交換 吸入No. 1 嵌栓内面=カガリ発生交換 吸入No. 1 6 排出No. 3 4 球入軸承作動不良交換 吸入No. 3 圧子作動不良交換 其ノ他良
潤 滑 裝 置	良
豫 圧 裝 置	潤滑量+螺絲筒+当リ少シカガリ発生 修正 螺絲筒交換 其ノ他良
點 火 裝 置	良
揮 發 裝 置	良
燃 料 唧 筒 裝 置	良
<del>減 速 裝 置</del>	
起 動 裝 置	良
機 銃 裝 置	良
其 ノ 他	良

同上, より.

### むすびにかえて

陸軍航空における 95 式試験台導入前後は技術習得の時代から量的整備・戦争準備の時代への転換期であった。それは発動機 1 基を丁寧に測定にかける「舊式」からムリネの吸収馬力曲線や発動機地上性能曲線に頼りつつ 3 基同時測定を通則とする「新式」への移行であった。その実馬力測定機能の切り捨て思想は海軍にも共有されていたようである。中島飛行機で実施された海軍航空隊向けの領収試験にも同程度の試験設備が使用されていた。そして、かような状況は恐らく敗戦まで変らなかった。そこにはやがて大量に産み出される R-2800 *Double Wasp* の運転試験に多数の電気動力計を充当し、その発生電力を工場動力に活用するようになるアメリカの発動機工場との雲泥の差が在った。それでもなお、この転換において観察されたのはある種、進化の相であった。



しかし、各時代の資料に拠る限り、古くは陸軍熱田工廠名古屋機器製作所における不可解な……現場を欺瞞せんとする意図の現れとしか思えぬミリネ寸詰めの暴挙があった。戦時体制への移行期における陸軍航空の運用現場には「舊型」即ち平衡運転台等の原始的動力測定設備さえ手当てされておらず、電気動力計やフラウド動力計に至っては夢のまた夢という状況があった。しかも、かかる場合に不可避となる筈の平衡運転台や電気動力計を活用したミリネの較正といった実用面のバックアップすら皆目行われていなかった。先次大戦の最終局面においても現場が頼れるのは上から支給されたイイ加減なミリネを見様見真似で切り詰める泥縄式手口のみというテイタラクであった。

要するに、陸軍航空の運用現場が終始一貫、uninformed situation = “由らしむべし、知らしむべからず”、“知らぬが仏”的状況に置かれていたこと、此処に問題の本質がある。海軍航空の運用現場が置かれていた状況も大同小異であった。新製発動機の性能がテストも不要な程に安定していたのならまだしも、事実は逆であった。それどころか、不具合な発動機を全分解して再組立てるが如き所作は軍用航空界では日常茶飯事であった。それにも拘わらずこの有様である。これでは恰もシャシダイナモや電気動力計を持たずにエンジン・チューニング(?)を施してレースに臨もうとするかの如き構えであり、何処かのメーカーによる燃費や排出ガスに係わる虚偽のデータを鵜呑みにさせられている素人ドライバーの境涯とさえさして異なる処無く、軍用航空の現場としては実に異常の極みである。

本邦航空発動機開発技術史の内実については既に「三菱航空発動機技術史 第Ⅰ~第Ⅲ部」本文にて解明を試みたところである。けれども、今にして想えば、斯界において謂わば常識として語り継がれて来た事蹟、即ち、“本土決戦機”を支える使命を担うべき発動機 譽における出力不足が疑われ始めてからその実態が明るみに出されるまでに相当なロスタイムが計上されねばならなかったという挿話そのものが実は常識レベルどころか本来、合点され難い事象でなければならなかった筈である。

第一に、燃料不足に事寄せてこの曰く付き発動機に対して各個又は抜取り領収試験さえ行われていなかったこと自体、scandalous 極まる状況である。第二に、仮令、そうであったとしても、かかる疑義の解明など教育や運用の現場が仮令旧式試験台であれ較正済みミリネであれ客観的な出力測定機器を与えられてさえおれば即刻、試験して NG を上申し、速やかに白黒つけられていて然るべき事柄であった。

件の挿話は畢竟、その程度の確認さえ出来かねるような開戦前以下の現場状況の普遍化に悪乗りした上層部による自作自演的スキャンダルであったワケである。個別の実態の解明以外に本稿が大局的意義を有するとすれば、それは運用現場が哀れにも置かれていた“知らしむべからず”的状況を同時代資料に依拠して明らかにすることを通じて無自覚なまま只管人口に膾炙して来た挿話の辻褄を漸くにして合わせ得た点に求められると断じて大過無い。

もつとも、運用現場を騙した側もコトの真相が奈辺に在るのか正しく理解し得ていたとは到底思えぬという意味においては自らを闇の中に置いていた。そして、譽の出力低下云々

の問題に照らす限り、海軍内部における状況も陸軍のそれと同断であったと了解されて大過無い。先に引いた限られた資料からではあるが、海軍の生産及び運用現場における試験実施状況及び試験設備手当状況も陸軍におけるそれと大同小異であったと推定されざるを得ないからである<sup>654</sup>。

檀前掲書『第十一海軍航空廠発動機部(広海軍工廠航空機部発動機課)之記録』70頁に、広製の譽は出来が悪く現場は使いたがらなかつた、とあり、その一因として組立て後、領収運転前に実施されて来た摺合せ用のモータリングが広においては「何時の頃からか」省略されるようになっていたという事実を挙げている。それもそうなのではあるが、そもそも負荷試験を伴うマトモな領収運転が行われていたなら現場が出力不足を疑いつつ譽を使い続けさせられるなどというスキャンダルは生じ得なかつたのである<sup>655</sup>。

なお、上述の通り、海軍航空本部『譽発動機 取扱説明書』においては発動機の試運転要領にも触れられており、第I-6104圖として中島流の(注562)、つまり三菱のそれ(図III-VII-45)にもやや似た、運用現場には先ず以て存在し得ないようなタイプの試運転台と発動機整流環とに加えてムリネの図までが掲げられていた。然しながら、そもそも、海軍航空の運用現場に正しく較正されたムリネが配当されていたとすれば、譽の出力不足に係わる疑義の解明に徒な日子を浪費するといった事態など到底、起り得る筈もなつたワケである。

上層部が客観的データから現場の眼を逸らせ、かつ、自らもこれに背を向けるといった異常事態が果して何処まで意図されたことの帰結であつたのか、<sup>はたまた</sup>将又、単なる貧困の下方連鎖的発現形態の一つに過ぎなかつたのか？ それにしても、この国が仮にもそこまで貧しかったのだとすれば、その程度の国家が何故、対米全面戦争の愚挙に及び得たのか？ 短期攪乱戦だけが身勝手に想定されていたからなのか……？

かような点に関する最終的判断は筆者としては未だ留保せざるを得ない。状況に示される余りの怪異性、そこから炙り出される<sup>モリート</sup>指導者の無能性は健全なる人間的悟性に基づく後世史家の判断を今後とも困難にし続けて止まぬことであろう。当技術史渡世にして唯一可能なのは**思い違い→思い上り→置き去り**という構図の中で確かに生じていた**異常の常態化**に係わる具体的事例について客観的根拠を以て指摘することだけである。この構図については総括にて改めて取上げる。

<sup>654</sup> 前掲注 642 の辺り、参照。

<sup>655</sup> 檀前掲『第十一海軍航空廠発動機部(広海軍工廠航空機部発動機課)之記録』70頁、参照。

## 総 括

航空機，船舶，自動車等をその具体的果実として包摂する近現代技術の古典領域は構造技術，動力技術，制御・情報通信技術という三つの技術サブシステムからなる複合領域の様相を呈しており，技術進歩は鼎立する技術サブシステムそれぞれの予定調和無き発展の結果として発現する．技術サブシステム間に大きなアンバランスを抱えたままの状態ではこのアンバランスによって時に経済的破綻が，又時には悲劇的結末が招かれる．

社会的要請そのものが変化し，或いはこのアンバランス自体が人智の投入によって解消に向かえば，当該技術の領域に相対的安定期が訪れる．各技術サブシステム内部における進化発展を調整する自律的機構などというものは一切存在しないのであるから，技術進歩は常に安定化要因と不安定化要因の非選択的産出過程としてしか発現され得ない．この視点からすれば，20世紀は総じて戦争に明け暮れつつ，技術を異常に，即ち技術サブシステム間に大きなストレスを発生させながら進歩させた前半期と，そこで累積されたストレスを除去し，より健全な技術体系の構築が図られた後半期とに分けられて良い．

本稿のテーマは近代機械技術の古典領域に一角を占め，20世紀前・後半期を行き抜いて来た一つの動力技術，即ちガソリン機関という内燃機関が20世紀前半に印した固定気筒空冷星型航空発動機としての歩みを三菱重工業の足跡を中心として辿ることにあつた．航空分野は機体にも発動機にも厳しい要求を課す分野であるから，技術サブシステム間アンバランスは往々にして意外な発現形態を呈し，現代技術史の非常に興味あるテーマを提供してくれている．

然るに，動力技術サブシステムの個別形態は上記三つの技術サブシステムに還元せしめられるべき要素をその内部構造として包蔵している．この命題をヨリ直截に顕示してくれるのはガソリン機関のような容積型機関ではなく速度型機関である．その設計は熱計算(エネルギー変換に係わる狭義の動力技術)と強度計算(モノとしての存在を可能にし，その機能の健全性を担保するための構造技術)とに判然と区分されており，更に実地の運転は制御機構によって統括されている．

この基本構造は容積型機関においても大局異なるものではない．ただ，ガソリン機関の発達史を繙いて如何にも歯痒いのは，第一に混合気形成機構(燃料噴射ないし気化装置)及び点火装置という，ボイラやタービンなどとの比較においては勿論，ガソリン機関の本体と比較してさえ極めて矮小な，しかも機能上，計量であるとか調時であるとかいった制御面を司る機器が動力発生過程の枢要を占め，機関本体はむしろそれらによって規定される総発熱量の限界の中で最大の変換効率なり機構の健全性なり使い勝手なりを引き出すための“カラクリ”というやや従属的役割を担わされている事実である．

第二に，件のクリティカル・パーツにしても“カラクリ”本体にしても，その作動様式がタービン機関におけるノズルや静動翼，回転体ほど理詰めに開発され，発展して来た訳ではない，という点が挙げられる．

混合気形成・分配機構、点火装置の発達史は機関本体のメカニズム発達史に比べ相対的に隠微な世界をなすが故に内燃機関技術史の記述はこれに深入りすることを避けがちである。その結果、内燃機関技術史は性能比較を絡めた勸善懲惡的・趣味的“カラクリ”談義に陥りがちとなる。

単なる“カタログ比較”や“カラクリ”談義に陥る通弊を幾分かでも回避するため、本稿においては航空発動機に係わる技術史的諸相を可能な限り技術サブシステム間の緊張関係(航空機を例に取れば機体構造技術、動力技術、制御・情報通信技術間の均衡・不均衡)の中に位置付け、更に動力技術サブシステムの内部構造レベルでの問題との関連において筋道立てるという姿勢を貫いて来た積りである。

また、その際には可能な限り構造技術サブシステムの一側面たる生産技術への目配りを試みるというスタンスを採ろうと努めて来た。力量不足を棚に上げて申せば、筆者はそうした視点が技術進歩における国家間、或いはメーカー間に現れた個性の差を浮き彫りにする作業の基本であると信ずるからである。もっとも、その確信が実際に成果となって現れているか否かは諸賢の御判断に委ねるしか無い。

さて、この生産技術という点に関して川村宏矣は「最も機械化された非科学的工場」と「最も非機械的な科学的工場」とを対照し、三菱名古屋発動機製作所の、即ち深尾の技術思想を極めて正当かつ印象的に評価していた。しかし、暗黙の内に語られていたのは彼が理論上ベストと見做した「最も機械化された科学的工場」を具体化させる資源と人的能力において世界に冠たる存在は他でもない、日本が敵に回したアメリカであったということでもある。実際、川村は気付いていなかったようであるが、この国の工業力動員に係わるマクロ的状況は *Double Wasp C* 型発動機という個別製品技術開発において為されるべきこと全てを徹底的に追窮し、かつ具体化させることに成功した P&W のミクロ的企業行動と見事に照応していた。

同じように、「最も非機械的な科学的工場」を成功させた技術思想は個別設計における“**横着設計**”と通底していた。それらはある時点においては何れも極めて厳しい制約条件の重圧下で弾き出された健気な最適解ではあったが、相手に同じ制約条件が課されていなかった以上、それらは早晩、**中途半端な近似解**、ないし**劣等財造りのテクニック**に陥ることを宿命付けられていた。

これはその帰結の切実度において到底、航空発動機の比ではなかったにせよ、蒸気条件高度化に遅れを取り、2段減速装置や溶接構造の開発に背を向けている内に旧態化した艦本式タービンや初期の好成績から抱かれた幻想を裏切り続けた潜水艦用 2 サイクル複動ディーゼルの設変・開発履歴、4 サイクル単動方式への推転とその失敗、陸軍車両用制式ガソリン機関の末路、そして一般交通動力分野においては鉄道省~国鉄における蒸気機関車~内燃車輛技術史等とも相通ずる構図である<sup>656</sup>。

656 艦本式タービンについては拙著『船用蒸気タービン百年の航跡 — 現代技術史の基本構造と日本技術のアイデンティティ —』、陸軍が用いた中・大型自動車用ガソリン機関については

つまり、この国の様々な分野において、当該動力技術サブシステムの開発に与った技術者達が彼我对等のモノを造り上げたと思ひ違ひ、同じ立脚点を獲得し得たと思ひ上り、高を括っている内に実は置去りを喰らい、その作品は劣等財に陥っているといった構図が到る所で現出せしめられていたワケである。無論、この置き去り構造によって生み出された被害者の筆頭は運用現場、兵士達であった。

実際、かような置き去り構造の一証明として貧乏国なりの贅を尽して造られたかかる劣位の軍事代用財達の頂点に立つ国産航空発動機の技術が戦時下、BMW 801 系の燃料噴射装

---

拙稿「戦前・戦時期の国産中・大型自動車用機関について(1),(2)」,「自動車用機関の隙間管理における微細な、そして失われたノウハウ」,蒸気機関車については拙稿「C53 型蒸気機関車試論[訂正版]」,「鉄道車輛用ころがり軸受と台車の戦前・戦後史」,「C53 に見る蒸気機関車国産化技術の歴史的展開」,鉄道内燃車輛ないしその機関については拙著『日本のディーゼル自動車』,『鉄道車輛工業と自動車工業』日本経済評論社,2005年,坂上茂樹・原田 鋼『ある鉄道事故の構図』日本経済評論社,2005年,「戦前・戦時期の国産中・大型自動車用機関について(1),(2)」,のご参照を乞う。この内、自動車、内燃機関関連の文章においては鉄道省車輛用内燃機関技術史についても必要に応じて言及されている。

鉄道省の蒸気機関車は技術的進取性において欧米先進国や南満洲鉄道の対応物に遅れを取っていたが、技術的バランスや安定性においては高い完成度を有していた。機関車は軍用艦艇や軍用機のように直接他国の同類と対抗するための手段ではないから、その設計における保守性は公共輸送用機器としてのそれに最も枢要不可欠とされる資質の充足に何等、妨げとなるものではなかった。

なお、鉄道省蒸気機関車における要素技術の一つであるピストン棒のスタッフィング・ボックスとしては神戸造船所時代の深尾淳二によって1916年、船用レシプロ機関のために開発されたCr-Ni 鑄鉄を用いる「深尾式メタリックパッキング」が1年間の比較実用試験の後、本省式、英国式に優る成績を示したことにより「省基本第二種」ピストン棒パッキンとして制式化され、1928年のC53以降、全ての新製蒸気機関車に採用された。この時点で技術者生命が絶たれていたとしても、深尾の名は日本の機械技術史に留められるに値したことであろう。この件については『深尾淳二 技術回想七十年』66~69頁,深尾淳二「神船の想い出」,「和田岬のあゆみ」編集係『和田岬のあゆみ』(上),1972年,23~27頁,機関車工学会『新訂増補 機関車の構造及理論』上巻,交友社,1940年,410~411頁,同『最新 機関車名称辞典』新訂増補第六版,交友社,1940年,109頁,参照。深尾式メタリック・パッキングとその周辺については拙稿「ピストン棒用スタッフィング・ボックスの技術史」,参照。

潜水艦やごく一部の洋上艦艇主機として使用された2サイクル複動ディーゼルの技術史については生産技術協会『旧海軍技術資料 第1編』(2) 第4章,1970年,188~230頁に一通り記述されており,串山 正「旧海軍艦艇主機2サイクルディーゼル機関での諸問題」(渋谷文庫調査委員会『渋谷文庫』と我国造機技術の発達』2001年,所収)といった当代の専門技術者に依る論考も発表されているが,それらに大した信は置けぬ。そこで観察された“思ひ上りと置去り”の構図について,ヨリ体系的には拙稿「戦時日本の中速・大形高速ディーゼル—艦本式,横須賀工廠機関実験部式,新潟鐵工所,三菱神戸造船所—」を参照されたい。

また,既述の通り,日本陸軍の軽快車両(日本内燃機製の側車付自動二輪車ならびに小形四輪駆動車)機関の分野において観察された同じ“思ひ上りと置去り”の構図については拙稿「日本内燃機“くろがね”軍用車両史」,参照。動力技術史を巡ってはこれら以外にも多数の拙稿がネット上にアップされている。これらについてはIRDB→山岡茂樹,坂上茂樹でご検索頂きたい。また,このテーマに関する一連の続稿も継続的にアップして行く予定である。

置のようにイギリスやソ連から参考にされたような形跡が一切無かった点を指摘したい。また、戦後復興過程においてもその後の成長過程においても具体的にそれとの繋がりが確認出来る大きな貢献が為されたワケでもない。三菱関係ではせいぜい Cr メッキ・リングの製造技術(帝国ピストンリング)や排気弁のステライト盛技術、杉原式噴射ポンプのエレメントやノズルの余剰品、火星のピストンピン(両端切詰め)といった個別要素技術が沿岸漁業用小形ディーゼルの創製期に遣い回された程度であり<sup>657</sup>、中島、譽の単気筒デチューン版を“栄光”なる名の下、漁船用発動機に転用する富士産業 荻窪工場の試みに到っては惨憺たる失敗に終わっている<sup>658</sup>。

戦時期に開発された我国独自の軍用動力技術サブシステムの中で材料や工作精度といった面にハンディキャップを背負わされながらも劣等財に陥ることなく、戦後も海外の対応物との競争に堪え、輸出(但し車輛ベース)を含め復興から高度成長期にかけて威力を発揮し得たのはひとり、伊藤正男氏の定礎になる陸軍統制系ディーゼル機関のみであった。その貢献は復興期を支え抜いた国鉄蒸気機関車のそれをも優に凌ぐものである<sup>659</sup>。

大戦期を通じて玉成された P&W を筆頭とする連合側の大形ピストン航空発動機における改良進化は戦後も続いた。それらを体現した最終世代の発動機やヨリ古参の発動機たちはジェット時代の到来まで立派に現役を務め、今も世界の何処かで働いたり速度記録を更新したりしている。それは“ニッポン号”の世界一周や金星の信頼性伝説などとは所詮、隔絶した境地である。振動対策が出来ているから長寿命であり得る。振動対策が出来ているから回転を上げられ、回転を上げられるからレーシング・エンジンとして成功する。どの途、生残るのは“屁理屈”ではなく正しい理屈を体現したモノだけである。

言うまでも無く、**思い違い→思い上り→置去り**の構図は何もこの国の軍用動力技術サブシステムに限られたパターンではなかった。しかし、コトが軍事技術の精華たる航空発動機ともなれば、技術者の思い上りを鵜呑みにし、その増幅に走るしか能の無い支配層を戴かされた戦闘要員や銃後の民は堪ったものではなかったということである。

この国がアメリカから一方的な侵略を受け、「最も非機械的な科学的工場」と“横着設計”の**筵旗**を押し立ててでも自らの尊厳のために踏み止まった弱小国であったというのなら、未だしも我々後代の日本人にとって立つ瀬はあろう。しかし、現実には国民大衆を洗脳し、“food for powder(弾丸のえじき)”として駆り立て続け、交戦力維持のため資源を求めてアジア諸国を蹂躪し、「最も機械化された科学的工場」の国、アメリカに対して先制“奇襲”攻撃を仕掛け、「最も機械化された非科学的工場」群と“奇蹟のエンジン”幻想までデッチ上げつつ斃れたのが他ならぬこの弱小軍国主義国、日本であったとあれば、その客観的情景、なかならず支配層、エリート軍人達の無能ぶりたるや将にお笑い草である。

657 石坂龍男「ダイヤディーゼル誕生の頃」『往事茫茫』第三巻、629~631頁、ほぼ同じ内容の文章として「同」『大幸随想』202~203頁、参照。

658 日本船用発動機『日本漁船用発動機史』76、77頁、参照。

659 陸軍統制発動機については拙著『日本のディーゼル自動車』、『ディーゼル技術史の曲り角』信山社、1993年、『伊藤正男——トップエンジニアと仲間たち』をご参照頂きたい。

太平洋戦争を日本が植民地化されたアジアを宗主国たる欧米列強から解放するための戦争であったなどとする厚かましい言い草を耳にすることがある。それは欲目に見ても結果と原因とのすり替えであり、極めて幼稚な、日本が朝鮮半島や中国で予行演習よろしくやらかした行状を思えばたちどころに化けの皮の剥れる命題である。

確かに、時の支配層の、あるいは戦陣・銃後に立たされた庶民の胸中に左様な“おためごかし”的使命感が枕詞として抱かれていたかも知れない。しかし、そういった**主観的要素(=一種の“思い上り”)**ばかりを強調したい向きに対しては、そこに顕現する誇大妄想的にして限り無く自己中心的な幼稚性は**客観的であるべき筈の技術認識に係わる未熟さや測定設備の不備**とペアをなす、そして大元では同じ根っこを持つモノとして理解されねばならないという点を強調しておく。この国の指導者達は己が鈍刀の付け焼刃たることを解さず、況やその末路を悟ることなど毫も能わなかった。“植民地解放のための”近代戦、況や対米決戦など、所詮、その程度にしか己の見えていない指導層でなければ到底企図されることさえ敵わぬ片腹痛い愚挙であったということである。

彼等に依ってもたらされた悲惨な動乱の渦中において、三菱は発動機屋として中島と全く対極的な働きを示した。中島においては動力技術サブシステムの内部構造を為す3大技術サブシステムの中で本来の動力技術たる熱計算のみが偏重され、材料や加工法(即ち、構造技術)は合理性とは縁遠い次元において只管これに従属せしめるが良しとされた。熱計算に対する従属の下でも、流石にライト直伝のクランク軸ダイナミック・ダンパにおいては“吉”という結果を出せてはいるものの、筒温過昇や巡航中の過冷に苛まれた気筒回りの相は“大凶”以外の何物でもなかった。気化器や点火系(制御技術)については当初の優位に安住する余り抜本的改善策(噴射気化器、低圧電気点火方式)への転換に時宜を逸した。そしてこの間、生産性との均衡を失した短小化への偏執等、開発思想におけるバランス感ないし安定感の欠如はその製品並びに企業体質上の根本的欠陥を為した。

一方、三菱は制御技術面において気化器開発の行き詰まりから方向違いの先端技術たる多点定時燃料噴射への転換へという誠に三菱らしからぬ短絡的ミスを犯し、低圧電気点火系開発への取組みにも遅れを取ったとは言え、構造技術面でも動力技術面でも安定感・信頼性を最重視した、生産性を根底に据えた開発に相当程度の成功を収めた。悔やまれるべきはその極端なまでの全般的保守性、フットワークの重さである。それは度を過ぎた“横着”そのものであった。

とは言え、この対照的な両社を双璧とする本邦空冷星型航空発動機開発技術史は他のあらゆる軍用動力技術サブシステムにおけるそれと同様、負け戦に猛進した揚句、降伏のタイミングさえ決断出来ず、国民と国土を無益に異なる型式の原子爆弾の実験材料に供すという修羅場を用意するしか能の無かった為政者、あるいは統率者面をした扇動分子の厚顔と無知無能さが世界とこの国の人民に押し付けた要らざる苦しみの一コマという本質的枠組みを通してしか理解され得ない。

ここで、敗戦時のわが陸海軍におけるリクルートにまつわる挿話を紹介しておこう。第

Ⅱ部にも登場した義父 坂上 稔は 1945 年 7 月、勤労働員の総仕上げとして海軍の予備訓練を受けさせられている。海軍は大阪桜ノ宮、大川河畔に艇庫を構え、カッターを数隻備えて漕艇訓練を行い、海軍への半強制的志願を誘導していた。しかし、稔は陸軍経理学校に合格、9 月の入学を待つ間に敗戦を迎えた。すでに死に体となっていた国家の暴力装置ではあったが、その末端部においてはなお組織に働く慣性の赴くまま新兵補充に腐心し、戦争継続の途を進もうとしていたワケである<sup>660</sup>。

かような基本的構図を等閑に付した軍事動力技術史に大した意味など見出され得るワケもない。逆に、機械化部隊の創設とこれによる戦争・戦闘が決定的重みを有したこの国の近・現代史を客観的な技術論抜きに“文系オンリー”的視点から理解しようとする試みも単なる結果論の集成に終るしかない。

他方、産業技術史を振り返るといふ絶対不可避の作業の遂行に際し、個別企業の技術的貢献を思い入れと共に回顧するのは一応結構なことである。努力はそれ自体として尊ばれるべきことでもある。また、幸いにして命永らえた当事者達にしてみれば“往時渺茫スベテ夢ニ似タリ”といった感興は否めぬところであろう。但し、ミリタリーマニアの行為と区別されるべき歴史記述としてはあくまでも大局的構図を見据えた上での内在的かつ客観的な考証と評価が為される必要があるということである。

開発の具体的成果たる**純技術的に観て中途半端と形容されるしかない状態に陥るべき宿命を最初から背負わされていた発動機群**は技術者の**思い違い→思い上り**を増幅し**自己陶醉**に陥るしか能の無い支配層に依って、畢竟、国を護るどころか滅多矢鱈に敵を作り出す技術として用立てられ、最後には**劣等財**に相応しい末路を迎えた。工学が教えることとデータが語ることを縊り合わせれば、かように総括されるしかない。この点を見無視したり開き直りを演じてみたりしたところで何の足しにもなりはしない。“そうではなかった”と主張したければ、あるいは“仮令、そうであったとしても……”と開き直りたいのなら、拙論に対峙し得る技術論をデータと共に突き付けて来るが良い。

そして、一連の過程においては全く無関係な人々までが謂われ無き抑圧の軛に繋がれ、実に多くの命が奪われ、結果としてこの国は**今後とも**当然の報いを受けねばならない立場に置かれている。ここまで含めた描像こそが事態の大局的構図である。

対象がかように血塗られた技術である以上、国産航空発動機に係わる技術史として単にウェイト・パワー・レシオが幾ら、平均有効圧がどうしたと即自的にデータを並べ立てるだけの所作では見戯に等しい。そもそも、帝國陸海軍とは平時・準戦時下以降、刀狩りさながらに己が運用現場から発動機動力測定すべの術を剥奪するという組織的欺瞞行為を重ねて来たほどの欠陥機関であったのである。

<sup>660</sup> 稔は戦後、中学の残り課程 1 年を終えて大阪教育大学に進み、美術教師・陶芸家となる。

なお、この艇庫には戦後、大阪市立大学漕艇部がもぐり込み、永らく艇庫として使用していた。日本海軍既に亡く、大学設置者と河川敷管理者が同一であるためか、何処からもお咎めはなかったらしい。筆者も幾度か出入りしたが、この艇庫は一尺五寸角ほどの通し柱を使用した武骨ながらも実に堅牢な、1階部分を高く取った木造 2階造りの建物であった。



それは開戦へと猛進した挙句、形勢逆転の望みなしと悟るや 50 時間もてば良しとの了見の下に発動機や飛行機を即製させ、それら、あるいは寄せ集めの老朽機<sup>ボシコツ</sup>に自国の若者を他律的制御サブシステム、すなわちラジコン装置の代用品として縛り付けては遺棄さえしたのである。しかし、軍部をかくのごとく怪物化させたのは間違いなく政治屋、研究屋、技術屋などを含む国民自身である。国産航空発動機技術史の研究に際してはかような点にまで想いを馳せることが必須である。

本稿は固定気筒空冷星型発動機を通して筆者の技術サブシステム論の有効性を検証する試みであると同時に近現代の日本を特徴付けた**一等国幻想**の根幹に位置する技術的**思い違い**から**思い上り**へ、更に**置き去り**へという構図を局所的に照射しようとした試みでもある。後者に係わる達成度についても読者諸賢、つまり貴方の御判断に委ねるばかりであるが、その如何に係わりなく途はなお半ばである。それは、**思い違い**から**思い上り**へと短絡しがちな思考回路に余程しっかりとしたチェックをかけられるだけの論理を構築せぬ限り、戦時思想や成長神話や日本的何々幻想への傾倒から新型コロナ捏造事件への迎合などにおいて繰返されて来たように、あの負け戦へと民草を煽り立てた権力者とその末裔たちがおめおめと支配し続けて来たこの島国の、それでもなお大衆迎合主義的詭弁遣いと半グレ・売国的政治屋、墮落し切った御用マスメディアの三ツ揃えを愛顧して止まぬ騙され好きな住人達は同種の過ちを幾度でも繰返しかねぬと危惧されるからに他ならない。

他方、ある種の逆境、幾分かの鬱屈感、不本意さの中から生み出された「假令多少非機械的なりとも高度に科学的に管理された工場」や“横着設計”の思想は、見方を変えれば、エネルギー資源をはじめ「諸物資の缺乏」の中で生き延びるしかない将来世代の日本あるいは世界人類にとって生き残りの杖とも恃むべき生産哲学のエッセンスを先取りしている。大馬力空冷星型発動機を基幹とする本邦航空発動機技術史は哀しくも敵を作る殺人マシンの心臓開発として展開されるしかなかったが、その具体的過程を解き明かすことが持つ今一つの現代的意義は実にこの点に求められる。そして、それは筆者の所謂“リスウィッチング”とも繋がる考え方である<sup>661</sup>。

約言すれば、燃料消費率に優れた原動機の存在は同種のモノの大量並存を、即ち、同種のものが大量に生産されているような社会状況を暗黙の前提とするが故に、社会全体としての総燃料消費量は単体燃費改善にも拘わらず増大する傾向を持つ。よって、エネルギー資源の制約、即ちその価格がある限界を超えた場合、燃料消費原単位の大きな原動機を少数稼働させる方が却って有利となり、制約条件が狭隘化すれば益々その方向への傾斜を強めざるを得なくなって来るということである。同じ理屈は汚染物質の発生源単位と総量についても妥当し得る。

本稿のキャストを引張り出して喩えるなら、燃費・航続距離をウリとする *R-3350 Turbo Cyclone* 直噴型の運用者を苦しめた希薄燃焼制御問題など電子化に頼れる状況下であれば簡単に解決され得たであろう。しかし、この種の電子制御技術が実現されるのはあくまで

---

<sup>661</sup> 筆者の“リスウィッチング”論については「技術の生命誌試論」(→IRDB), 参照。

も類似品が桁外れに、マイクロチップ類に到ってはそれこそ天文学的数量で大量生産されており、そのことによってそれらが極めて安価に調達出来るような、そして現実には社会全体としての石油の大量消費が是認されているような社会的状況下においてのみであったということである。

戦後世界に中東大油田の発見が無く石油の大量消費が許されぬような社会情勢が続いていたとすれば、ジェット機をフル回転させた空の旅の大衆化も IoT も夢のまた夢……そんな空には僅かなレシプロが、それも電子制御式筒内噴射にさえ手は届かず、機械式噴射気化器とスピナー噴射との組合せ辺りが飛び続けていたであろう。そして、更なる資源圧力の下では“横着設計”と「假令多少非機械的なりとも高度に科学的に管理された工場」によって生み出される僅かな発動機群の生存のみが辛うじて許されるしかなかったであろう。勿論、かようなバイアスを有する体系的技術シフトは生活と生産のあらゆる領域に隅々まで波及せずには済まされない。但し、仮令、“横着設計”の成果ではあったとしても、複列 14 気筒にして高々 1500 馬力程度などという複雑矮小、独善的な発動機にお呼びがかかることは金輪際あり得ない。

しかし、以上のことは単に“if”に始まるヴァーチャル空間のハナシではなく、この現実世界の将来に係わることでもある。対岸の頁岩ガス・頁岩油ブーム(?)に我がコトの如く浮かれ、あるいはメタンハイドレートへの幻想を徒に膨らませ、エネルギー資源の絶対的制約を閑却したまま何時までも大量生産と規制緩和幻想にしがみつこうとする悪業は現実世界の真の大局的構造から人々の目を背けさせようとする詐欺的行為であるか、善意に解したところで精々、逃避行為であるに過ぎない。

常にあるべきは己が技術への陶醉に対する自戒の精神、哀しみと怒りに満ちた歴史の教えを将来への糧として活かす発想と気構えである。

## あとがき

世間的には技術史など大方、古物鑑定まがいのナリワイなのであろう。そんな一介の紙上リサイクル稼業でも自負心のカケラぐらいは持ち合わせている。さればこそ、「ただ珍しいだけのもの、誰も手を付けていないものなら須らく技術史の対象になるのか？」と問われようものなら、私は躊躇なく「否」と答える。真摯かつ高度な研究と地道な開発努力の成果、社会に重きをなした存在でなければ、仮令、その歴史を細々と繙いたところで茶飲み話が関の山、内容豊富な技術史研究のテーマにはなり得ない。

ピストン航空発動機は最高の工学者、技術者、メーカーの手によってのみ創製され得べき至高の原動機であった。国運を担う航空発動機とレーシングカー・エンジンのような高等玩具とではその本質的意味が全然、異なっていた。当然、航空発動機に関しては直接・間接の工学的研究論文や運用データにも事欠かぬ。そのような意味で、ピストン航空発動機は技術史研究における格好の、超弩級と形容されるにふさわしい対象である。

しかし、そうであればこそ、当方にはこれに手を出すことを軽挙として憚る心理が働いた。30歳前後の院生時代、抗しがたい憧れに背中を押され、資料集めに着手してはいたものの、分析能力の欠如についての自覚から敢えて寄り道、回り道を求める年月が続いた。自動車用ディーゼル/ガソリン機関、バンケル機関、鉄道車両用ディーゼル/ガソリン機関、陸船用ディーゼル/ガソリン機関、中国の高速内燃機関事情、陸船用蒸気タービン、陸用大形ガス機関、Vツイン・ガソリン機関付き小形車両、蒸気機関車、陸船用ボイラなど様々な原動機に係わる技術史から自動車、鉄道車両、転がり軸受、近代ピアノの技術史等々まで、様々な対象に当りをつけながら、航空発動機については自己評価の結果としての駄目出しを繰り返さざるを得なかった。

そのさなか、まったくの外的要因から新たなテーマを取り上げる機会を与えられ、船用蒸気タービン技術史に踏み込んだ経験は私にとって非常に大きな転機となる。日本海軍における臨機調事件も御多分にもれぬが、タービン技術史は翼車や動翼に生ずる振動との闘いの歩みであった。そして、このテーマに係わる内に、そろそろV型8気筒航空発動機や固定気筒空冷星型航空発動機の振動問題にも手を出してよいのでは、という楽観的な想いが募り始めた。

実際に走り出してみれば、この予感“中らずと雖も遠からず”程度であった。資料の制約から模倣や技術導入による作品に淵源を發し、やがて自立に成功して行く三菱重工業の航空発動機群を主人公に、中島飛行機やP&W、Wrightをはじめとする内外のライバルたちの作品や開発行動を脇役に据えたガソリン航空発動機の技術史を体系的にまとめる作業が構想され、それが冒頭に触れた本書のベースへと結実する。

ガソリン航空発動機は確かに贅の限りを尽くして生みだされる最高級のエンジンであった。しかし、内燃機関ないし熱機関である限り、社会の下積み的な原動機たちとそれとの間に本質的な相違はなかった。また本書を通じて明らかにされた通り、国産航空発動機は一貫して穴だらけと評されるべき体質的欠陥を擁していた。国運を賭すべき発動機の技術

的限界を<sup>わきま</sup>弁えず、運用現場から動力測定装置を奪って省みぬ指導者たちによって紡ぎ出された日本近代史の闇もまた哀しいほどに深い。

とまれ、かような事柄について調べ、考え、まとめるのは研究者の習いに過ぎず、呼吸するのとさして変わらぬ所作であった。本稿が日本史特論とすれば世界史概論にも比定されるべき稿に「ピストン航空発動機の進化」がある。併せてご参照頂ければ幸いである。

かくて、ピストン航空発動機技術史の峠を望外に威勢よく越えさせて頂いた私ではあるが、“少年老い易く”の教えに誤りや例外のあろうはずもなく、気付けば未着手のテーマを追い続けるには年齢超過の<sup>うら</sup>憾みをかこつまでに至っていた。かくなる上は諸賢のご叱責と家族の励ましとを糧に、せめて今暫く、来し方の見聞を技術史的備忘録の彫琢に活かして行けることだけを念じて已まない。