

三菱航空発動機技術史

—ルノー，イスパノから三連星まで—

[Ⅱ]

坂上 茂樹

Record	2021-08
Type	Technical Report
version	2
Textversion	Author
Rights	© 坂上茂樹.
Note	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

[Ⅱ]

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

坂上茂樹

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

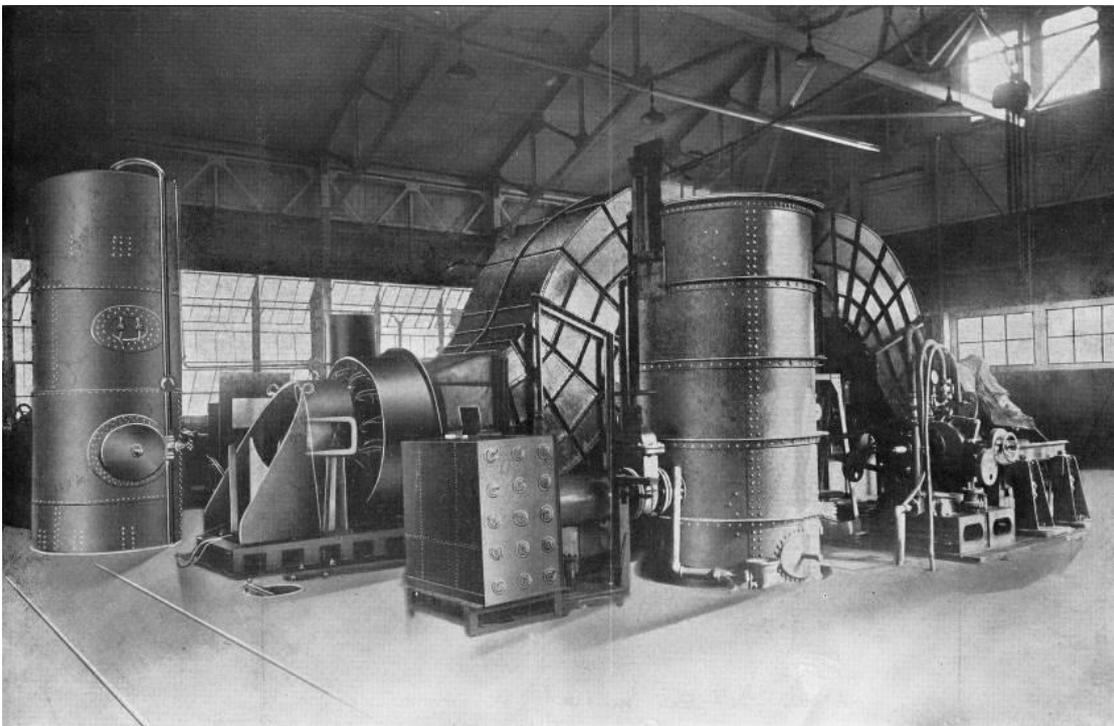
補論Ⅲ-2：本邦軍用航空の現場における発動機試験について

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



三菱航空機名古屋發動機製作所低壓試験設備にて試験中の A.S.複列星型 14 気筒発動機
三菱航空機株式会社『名古屋發動機製作所發動機低壓試験室設備ノ概要』1930年4月改定，より。

第 II 部 目次

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 II 部 小序

第 II 部においてはガソリン航空発動機なる一動力技術サブシステムにその内部構造として包接された制御技術サブシステムである外部混合気形成機構の内のガソリン噴射技術と、ある種のドーピング機構である水・メタノール噴射技術とに係わる内外の進化史を扱う。

航空発動機用混合気形成装置として気化器方式と燃料噴射方式の何れを採るべきかについては長い試行錯誤と論争の歴史が刻まれている。然しながら、こと、ガソリン航空発動機全盛時代の実勢に限れば、噴射気化器ないし連続 1 点噴射(Single Point Injection)に軍配が挙げたというのが公平な結論であろう。

もつとも、そこに到る過程は波乱に満ちていた。本邦航空発動機界の双璧、三菱重工業と中島飛行機の内、戦闘機用発動機に強味を發揮したのは後者である。戦闘機用気化器は激しい加速度変化の下での混合比調節を要求される。それが中島における技術の錬成を促したと見え、同社には本邦航空気化器界の領袖たるステイタスが与えられた。

中島式気化器はイギリス、Bristol 式であり、メインジェットは単なる固定式のメータリング・オリフィスではなく、高度弁操作レバーによって上下される噴出弁最下部の三角溝と噴出筒の小孔との間の可変隙間によって流量を直接・確実・機械的に調節する装置であり、この点では Stronberg の旧型とも相通ずる機構であった。そして、その直ぐ下流、つまり、図ではその直上に位置するエアブリード(ニ)からの補助空気と混和されたガソリンは長い流路(ホ)を経てベンチュリー側面に設けられた混合ガス噴出口(ヘ)から吸い出されるようになっていた¹。

この機構は高空での巡航運転に際して混合比を正しく保つのに著効があったとされている。然しながら、中島(ブリストル)式気化器のメリットは単にそれだけには止まらなかったと見て良い。日本戦闘機の巴戦における優位性を確立した海軍 96 式艦上戦闘機、陸軍 97

¹ Bristol 気化器の一端については拙稿「Bristol *Jupiter* 航空発動機 V 型から VI, VII, VIII 型への進化」(→IRDB)、参照。

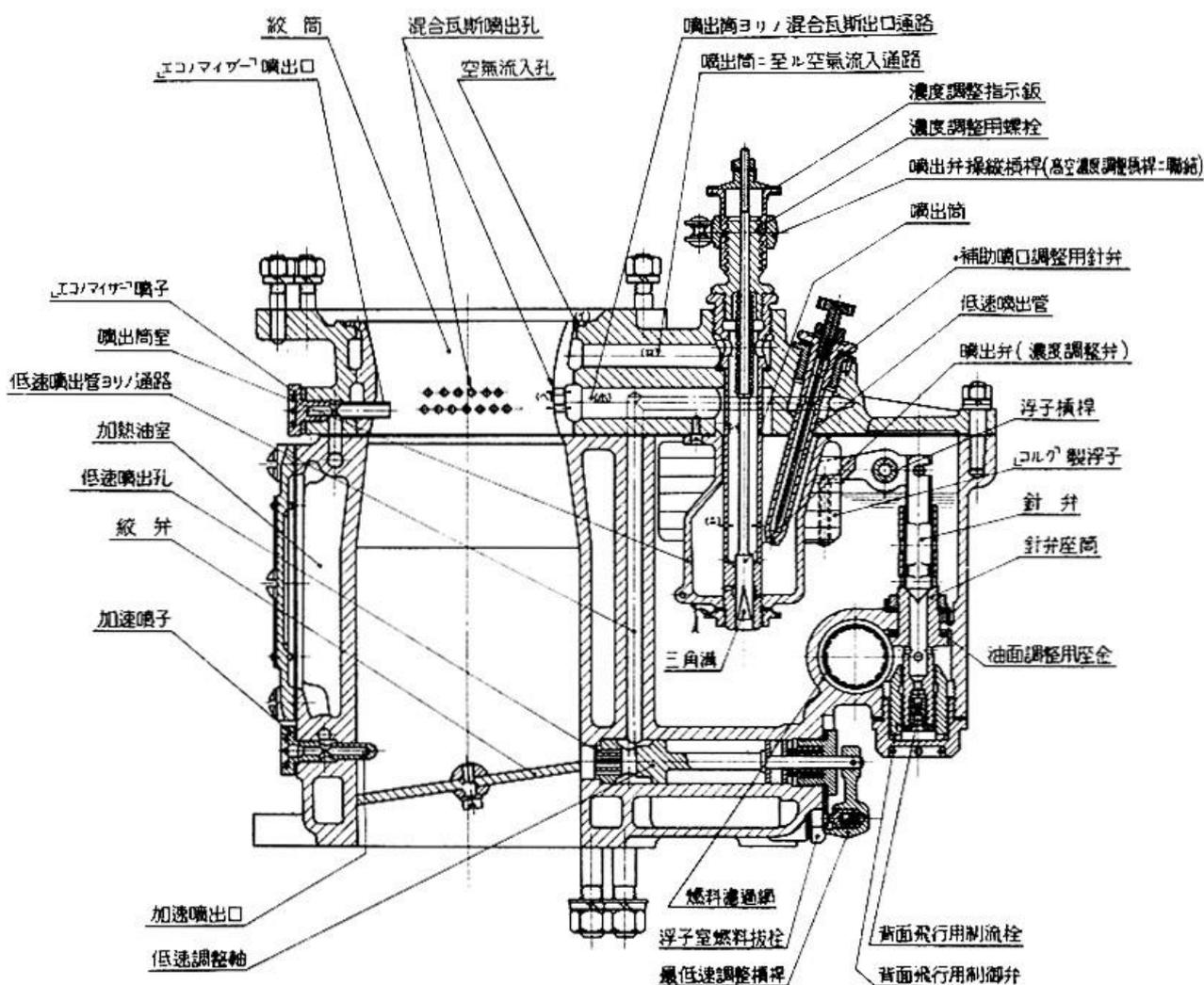
金星 40 の中島三聯式 75 甲型気化器においては「噴出弁」に下から「主噴口制御弁」なるモノが被せられていた。これは最大流量制御用メータリング・オリフィスであったかとも想われが、図示されているだけで、機能解説は見られない。海軍航空本部『金星発動機四〇型 取扱説明書』1941 年改訂版、岡部武夫「航空発動機の今昔(3)」『熱機関』Vol.1, No.10, 1955 年、参照。また、中島ハ-5(97 式 850 馬力)の中島三聯 72 丙型、同ハ-41(100 式 1250 馬力)及びハ-109(2 式 1450 馬力)の中島三連 75 型降流気化器にもこの部品は見当たらない。

なお、航空気化器のバレルを 3~4 聯とするのは容量確保のためではなく、飛行機の姿勢が変化しても各フロート室の何れかは正常に機能してくれることを期待してであったが、常に 3~4 連の複雑な構造が選択されたわけではなく、2 聯のモノも多用された。

中島飛行機(株)多摩製作所『柴発動機二〇型 取扱説明書』1943 年 3 月を見るに、柴 20 型には中島二聯降流 100 甲型気化器装備がされていた。序でながらこの気化器にも「主噴口制御弁」なる部品は付けられていない。響に装備された中島二聯降流 115 丙 B ないし C 型気化器については遺憾なことに中島飛行機武蔵製作所『響発動機 取扱説明書』1943 年 12 月、が気化器に関する記述を一切欠くというワケの判らない取説であるため、不明とせざるを得ない。

式戦闘機が壽，海軍零式艦上戦闘機，陸軍 1 式戦闘機“隼”が榮，我国初の重戦である陸軍 2 式戦闘機“鐘馗”がハ-109，陸軍 4 式戦闘機“疾風”，海軍局地戦闘機“紫電”，“紫電改”といった代表的ないし主力戦闘機が何れも譽と，全て中島式気化器を装備した中島発動機をパワープラントとしていたという事実がその辺りの状況を物語っている。仮令，譽が毀誉褒貶に富む発動機であったとしても。

三菱金星 3 型に装備された中島三聯式 72 乙型気化器要部



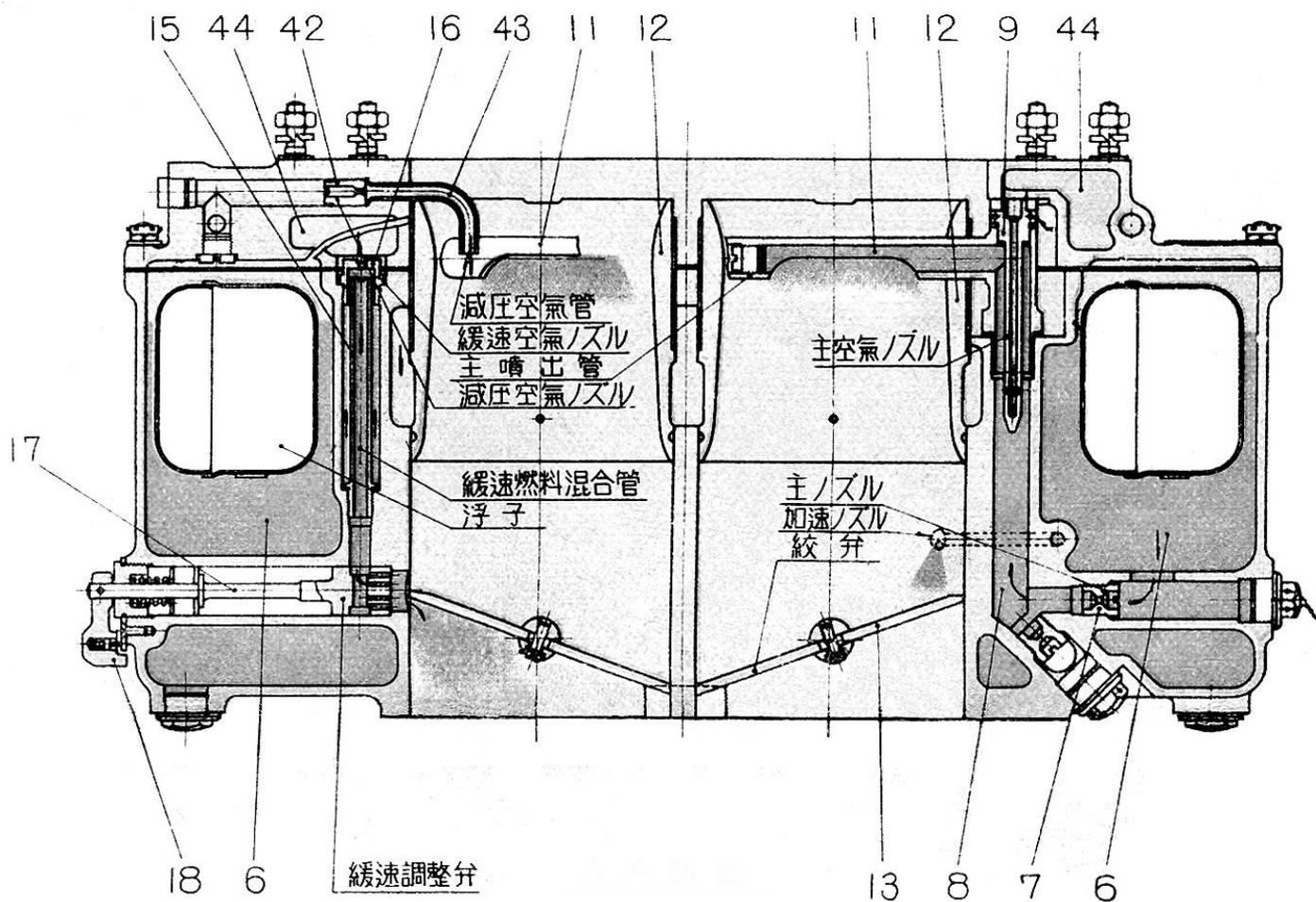
海軍航空本部『金星發動機三型 取扱説明書』1936年10月，第67図，より。

総じて爆撃機用発動機を得意とした空冷時代の三菱が初期の自社設計空冷星型発動機に装備した昇流式気化器はやがて第Ⅲ部でも見られるように茸状の主噴出管を直立させたアメリカ，Stronberg社の製品(旧型昇流式)であった。エアブリードはその軸部の中ほどに空気を送っていた。第Ⅰ部の93式700馬力発動機で確認されたように三菱は水冷時代末期

に Claudel から Stromberg への乗換えを行っていた。

やがて Stromberg に倣って降流式へと進化した三菱気化器はここでもお手本通りにエアブリードを主噴霧管の噴孔より遙か上流の位置に移していた。この設計変更はしかし、元々、Stromberg が Bristol の方式にヒントを得て導入した改良であるように想われる。但し、「主ノズル」(メインジェット)は旧型とは打って違って固定式となった²。

三菱金星 50 型に装備された三菱四聯式 DS 4-82B 型気化器要部



海軍航空本部『金星發動機五〇型 取扱須知』1941年12月，第703図，より³。

² Stromberg 航空気化器，昇流式については渡部一郎・伊藤五城「気化器，燃料ポンプ」富塚 清編『航空發動機』共立出版，1943年，第12章，667~669頁，同降流式については宮本晃男編『ライトサイクロン航空發動機取扱解説』育生社，1940年，56~58頁，第46図(8葉から成る)，同改訂版，育生社弘道閣，1942年，61頁，第61図(其の1)~64頁，第62図，参照。但し，三菱の降流式気化器の解説なら全て Stromberg 新型気化器の解説たり得る。

³ 何故か「須知」の詳細版である筈の海軍航空本部『金星發動機五〇型 取扱説明書』1943年5月，にはかような気化器の構造説明図が掲載されていない。

7: 主ノズル=メインジェット 9: 主空気ノズル=エアブリードはその下の方に開口 11: 主噴出管

しかし、三菱は気化器開発の遅れから習作、金星3型と出世作、金星4(40)型においては中島式気化器(Bristol タイプの3 聯改良型)に依存せざるを得なかった⁴。

50 型以降、三菱は捲土重来を果し、金星や瑞星、火星には自社製品(Stromberg 新型タイプの4 聯降流式)の制式採用化に成功した。しかし、三菱はフロート室に作用する気圧を変化させて圧力差を制御することにより言わば間接的に燃料流量を制御して混合比を保つ Stromberg 新型方式を真似た高空弁の実用性向上、ベローズを用いたその自動制御機構の開発に散々、手こずらされている。しかも、折角、これを熟成させても、三菱気化器が装備される三菱発動機は概ね爆撃機用で、戦闘機用発動機とはならなかった⁵。

その三菱は戦闘機用発動機分野においてガソリン噴射の採用に率先、踏み切った。1942 年 2 月末に試作完成を見ながら敗色愈々濃厚^{いよいよ}となった'43 年 12 月、改良型である“雷電 21 型”と共に漸く実戦投入へと漕ぎ着けた海軍局地戦闘機“雷電 11 型”の火星 23 型に装備された定時高圧ポート噴射装置がそれである。もっとも、開発の主眼は脱・中島化の一環としてというよりも、燃費向上と低オクタン、更には低揮発性ガソリンの実用化にあり、実行部隊のリーダーは発動機部研究課に席を置く杉原周一技師(1907~72)であった。

本件を遅きに失した投入と受取る向きもあろうが、それはあくまでも“雷電”のハナシであり、燃料噴射システムの基礎研究自体は'35 年から開始され、名古屋発動機製作所の分離独立(38 年)以前に実用レベル一歩手前の成果が収められていた。よって、如上のタイムラグは単に軍部の意思決定、三菱と投入機会との遭遇という問題に帰着せしめられて良い。

因みに、川崎航空機工業で造られ'42 年 8 月、制式化された陸軍三式戦闘機“飛燕”用

⁴ 中島式気化器については岡部前掲「航空発動機の今昔(3)」、新山春雄「わが国における航空用気化器開発の経過」『機械の研究』第 23 巻 第 5 号、1971 年、中川良一・水谷総太郎『中島飛行機エンジン史』酣燈社、増補新装版、1987 年、208~217 頁(水谷)、参照。

⁵ Stromberg 航空気化器の旧型(昇流式)については注 2 の渡部・伊藤論文のみならず大抵の航空発動機工学書に何らかの記載が見出されるのに対して、新型(降流式)については内外共に記述が乏しいようである。それは本国では Bendix-Stromberg 噴射気化器への速やかな進化のため、どうしても影が薄い存在となり、日本では三菱によって軍事技術として模倣されたため、一般工学書に取上げることが憚られたためであろう。

三菱気化器の改良経緯については曾我部正幸「大幸工場の思い出」「大幸随想」編集世話人『大幸随想』1997 年、22~27 頁所収の 23 頁、参照。

因みに、金星 40 型は 97 式艦上攻撃機、99 式艦上爆撃機等の機体に装備され、中島の榮と共に真珠湾攻撃の主力をなしたが、愛知時計電機製 99 艦爆の発動機艙装は拙劣を極めたため、「気化器の交換は手品か知恵の輪の如き小細工と特殊な技倆を要した」と回顧されている。西村真船「外から見た三菱」菱光会『往事茫茫』第三巻、1971 年、215 頁、参照。発動機艙装の不味さは高々千馬力の発動機に複列星型 14 気筒というレイアウトを採用した自己満足的発動機設計思想と並んで本邦飛行機開発技術体系における大いなる弱点をなしていた。

ライセンス・ベンツ DB-601A の噴射装置や、'43 年 3 月に投入された三菱の陸軍“100 式司令部偵察機Ⅲ型”用金星 62 型の噴射装置も三菱製の同系品(但し、前者は筒内噴射)であった。敗戦の直前、“飛燕”や海軍“彗星”艦爆用 DB-601A 系発動機(後者は愛知航空機製の強化改造失敗を承け、これらの首無し機体を救ったのも金星 62 型であった。

他方、水・メタノール噴射技術は発動機の戦闘定格出力や離昇出力を高める“ドーピング”技術として、あるいはドイツや日本の如き石油資源小国においてはもう少し常習的な“代用食”としての意味合いを込めて開発された。それは一見、発動機技術史上の重要度においてガソリン噴射に劣るかのように見えるが、時に飛行機の死命を決する技術となり得るものであり、戦後の航空発動機界では広く実用されることにもなっている。

この第Ⅱ部は戦前・戦時期の米、独、英三国における航空発動機用ガソリン噴射技術ならびに水・メタノール噴射技術の開発状況を縦覧した上で三菱重工業における開発の経過を位置付け、網羅的ではないが管見の及ぶ限りにおいて正確な技術史の見取り図を描こうとする試みである。

第Ⅱ部においては登場する機体も、当方の主観の限りにおいてはああるが、周知のものが多いため、分量を抑える意味からそれらの写真は一切掲げていないことをお断りしておく。

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

連続1点噴射の噴射気化器を含め、ガソリン噴射の一般的利点として通常挙げられるのはフロートによる油面調整機構を持たないため飛行機の姿勢変化による悪影響を受けないこと、気化器よりも空燃比制御が正確であること、ベンチュリーを持たない場合はそこで絞り損失が発生しないため体積効率を高く稼ぎ得ることであり、更にこれを定時・多点噴射に発展させるならば、ポート噴射であれ筒内噴射であれ、各気筒への量的・質的燃料分配が正確となること、^{バックファイヤ}逆火の惧れがほとんど無くなること、気化器におけるようなベンチュリー一部での凍結防止策としての加熱が不要となるため充填効率も高められることが加えられる。

燃費面について、定時・多点噴射であればオーバーラップ時の燃料素通り(吹抜け)損失を抑止出来るから高過給を行う発動機に対しては特に有利に見える。もっとも、燃料噴射を以ってすれば層状給気により着火限界以下の希薄混合気を用いて安定的な希薄燃焼を行ない得るという楽観説はほぼ駄法螺に終わった(内燃機関技術の分野ではよくある種類の出来事である)。

また、燃料を噴射方式においては燃料が強制的に微粒化→霧化させられるため、揮発性に劣る燃料でも実用可能になるとも唱えられている。

逆に、燃料噴射方式、とりわけポート及び筒内噴射方式の一般的欠点としては混合気なかならず過濃混合気形成能力においてやや足らざるところがあること、機構複雑で重量も製造コストも嵩むこと、信頼性の面に不安を託つこと、電子制御に頼れぬ状況下においては混合比制御に困難が付きまとうこと、噴射ポンプ駆動損失が発生すること等が挙げられる。また、過給発動機の場合、多点噴射においては燃料気化による温度降下のメリットが筒内で現れるため、過給機の効率自体は低下を余儀無くされることになる。

もっとも、ガソリン噴射自体はかような理屈とは大して関係無しに航空の黎明期以来、実用され、その改良もまた幾重にも試みられて来た。試製時代の技術は別にしてその後の経過を観るに、やや意外なことのよう感じられるかも知れぬが、両大戦間期、燃料噴射、とりわけ筒内噴射方式によるガソリン航空発動機の研究開発に先鞭をつけた国はアメリカであった。ドイツが第一次世界大戦の敗戦により翼を奪われていたという事実に鑑みれば、この一見、逆様ゴトのような現象にも何等、腑に落ちぬ点はない。

初期の試行ないし特許例について詳らかではないが、一例を挙げれば、かの P&W などはガソリン噴射機構の改良に関する日本特許を 1930 年 11 月に出願し、'33 年 2 月 23 日に「特許第 99743 号」を得ている。それは星型発動機における単体ポンプ群の装備法に係わるモノであり、カムリングの前に別のカムを設け、気筒毎のプランジャ・ポンプを放射状に配置するという到底、商品として実現し得るとは思えぬようなアイデアであった⁶。

アメリカにおけるガソリン噴射発動機研究のパイオニアは 1927 年頃にこの問題を取上

⁶ 技術院編纂『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』発明公報協会、1945 年 3 月(1942 年 6 月末日登録分まで)、115~117 頁、参照。

げた N.A.C.A.(National Advisory Committee for Aeronautics : アメリカ航空諮問委員会→NASA の前身)であった。しかし、その内容は在り合わせの器材を用いた基礎的・断片的なもので、システムとして航空発動機に実装可能な技術は開発されず、しかも次第にその重点はディーゼル(重質燃料)へと移行し、かつ、そのガソリン噴射点火機関に係わる基礎データが外部の研究を裨益することもなかった。

ガソリン噴射電気点火発動機に関する学術的研究の二番手は 1930 年頃、単筒発動機によるポート並びに筒内噴射の実験を行ったアメリカ内燃機関工学界の泰斗、C., F., Taylor らであったが、それらはいくまでも基礎的な実験に止まった⁷。

その後もアメリカでは各種の実験が散発的に行われた。陸軍は実用品の分野ではパイオニアと言える Marvel Carburetor Co.の噴射装置を制式採用する一歩手前まで歩を進めた。³⁷年には単発貨物機の *Cyclone* 発動機に Eclipse Aviation Corp.(米、慣性始動機で著名、1929 年、Bendix に吸収)製噴射系を取付けたテストが実施されている。しかし、必ずしも所期の成果を伴わなかったものと見え、また、Stromberg Motor Devices Com.(米、1929 年、Bendix Aviation Corp.に吸収)による Bendix-Stromberg 噴射気化器(⁴⁰年頃完成)の発達等も相俟ち、アメリカにおけるガソリン噴射、とりわけポート及び筒内噴射の実用化機運は低調に推移した⁸。

しかし、そのアメリカでも 1939 年には N.A.C.A.において R-1820 *Cyclone* の気筒を用いた気化器、ポート噴射、筒内噴射に係わる体系的な性能比較実験が行われている。これはドイツにおける噴射方式への転換を承けての試行の一環と解される。予備試験においては Eclipse の既製ノズルや数種の実験用ノズルが試され、噴射ポンプとしては Eclipse, Compur(独), Bosch(ドイツの Robert Bosch なのか American Bosch なのかは不明)が試された。出力はどのポンプを用いても同じであったが、燃料消費量は Bosch がやや少なかった。それらの間には噴射開始時期や噴射率にかなりの差があったものの、相互に取替えても、ある

⁷ cf. C.,F., Taylor, E.,S., Taylor and G.,L., Williams, Fuel Injection with Spark Ignition in an Otto-Cycle Engine. *S.A.E. Transactions*. Vol.26, 1931.

⁸ 絞り弁前後の気圧と燃圧とによって燃料流量を制御しつつ 1 点連続噴射を行う Bendix-Stromberg 噴射気化器の起源についての詳細は不明であるが、日本の「特許第 112318 号」(1932 年 6 月 21 日出願 '35 年 9 月 21 日特許 アメリカでは 1931 年 6 月 20 日出願)は比較的初期の改良特許に当るモノらしく、スピード・デンシティ式制御機構と可変行程マルチ・プランジャー・ポンプを用いた連続 1 点噴射方式 2 例とマスフロー式制御機構にギヤポンプを組合わせた方式 1 例とが請求範囲として掲げられている。明らかに後者は Bendix Stromberg 噴射気化器の原型をなしている。『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』190~194 頁、参照。

なお、本文注記の通り、Stromberg は Eclipse と同じく 1929 年、Bendix に吸収されているが、気化器のブランドとしてはその後も存続した。ブレーキ屋から推転した Bendix Aviation Corporation の概要とその航空発動機関連部品の技術については補論 II -1 Bendix Aviation Corporation とその航空発動機補機について、参照。但し、Word の制約のため、採録されているカラー図は同名の単独稿(→IRDB)の方が精細となっている。

いは各々のそれらを相当変えてもても発動機の性能に有意な差は現れなかった。

本試験には噴射ポンプとして *Compur* が用いられ、ポート噴射には開弁圧 21kg/cm^2 の *Eclipse* 製 2 孔ノズルが、筒内噴射には *N.A.C.A.* で新規開発されたノズルが用いられ、開弁圧は 140kg/cm^2 に設定された。空燃比を 10 から 20 まで変化させて 1500rpm . 及び 1900rpm . にて、また、空燃比 12.5 で回転数を 1300rpm . から 1900rpm . に変化させて行われた全開運転試験に拠れば、最大出力の点で筒内噴射が最高であったものの、燃料消費率、気筒温度に差は見られなかった。

そして、最も希薄な混合比における運転の円滑さという長距離飛行を担う航空発動機にとって殊更重要な点については気化器の方が筒内噴射よりやや、ポート噴射よりはかなり良好という余り芳しくない結果が得られた。気化器を用いて混合気形成に時間をかけてやる方が見掛け倒しの層状給気よりも優れていたということであろう⁹。

アメリカで大戦末期、筒内噴射システムの開発が希求されたのは *Boeing B-29* 重爆撃機に搭載されるべき極大排気量複列星型発動機、*R-3350 Wright Cyclone 18* (またの名を *Duplex Cyclone*, 排気量約 55ℓ) の開発過程においてであった。それは、バックファイヤに係わるトラブル(場合によっては発動機出火・爆発)が多発し、陸軍はその対策にほとんど手を焼いたからに他ならない¹⁰。

⁹ cf. O., W., Schey and J., D., Clark, Comparative Performances of Engine Using a Carburetor, Manifold Injection and Cylinder Injection. *N.A.C.A. Technical Note*. No.688, 1939/2 高月龍男訳「気化器, 吸気管内噴射, 及び気筒内噴射を使用した発動機の比較性能」『航空學術外國文獻』第 41 号, 1939 年, 参照。

長尾不二夫「ガソリン噴射発動機」[1, 2]『機械及電気』第 6 巻 第 2 号, 第 4 号(1941 年 2, 4 月)はこの論文を紹介した技術展望である。長尾博士自身のガソリン噴射機関研究については長尾不二夫・大東俊一・下山鑛一「ガソリン噴射電気点火機関の研究(第一報)」, 長尾・大東「同(第二報)」『日本機械學會論文集』第 12 巻 第 42 号, 1946 年, 第 14 巻 第 47 号, 1948 年, 「噴霧の酸化に関する研究」同誌, 第 14 巻 第 49 号, 1949 年, 参照。

¹⁰ 実際, 元 *B-29* 搭乗員 *Chester Marshall* 自身による出撃記録『*B-29* 日本爆撃 30 回の実録』(高木晃治訳, ネコ・パブリッシング, 2001 年)にも作戦行動中におけるバックファイヤについての記述が 2 回出て来ている(218, 258 頁 何れも任務強行)。発動機故障による任務放棄についての記述箇所には故障原因への言及は無い(231~232 頁)。これ以外に触れられた発動機関係の故障は揺腕折損(55 頁), 出力減退, 燃料漏れ, 油漏れ(ポンプ取付ボルト締結不良), 弁の気筒内脱落(225 頁), 火災等である。

バックファイヤに起因する火災対策か, 初出撃に関する記述には「各エンジンの傍らで消火器を携えて始動を待つエンジン整備員」の姿が描かれている(89 頁)。米陸軍航空隊編著/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, に拠れば, *B-29* には始動中及び飛行中の発動機火災に対処するための CO_2 放出消火器が備えられていた。「もしエンジンが温まっている場合, 地上の消火器の使用は最後の手段である。消火剤の原料は過熱した金属にひびを入れ, かなりの損傷を招く可能性がある」からである(331~333 頁)。なお, CO_2 自動消火装置は大戦末期の米軍戦闘機にも装備されていた。

因みに, 日本軍においても 1 式陸上攻撃機や 2 式大艇, 4 式重爆撃機には CO_2 や N_2 消火装置が装備されていた。それらは防御力の乏しい燃料タンクの被弾対策として開発されたものであったが, 日本の戦闘機はかような装備とは最末期の“紫電改”を除けば無縁の存在であった(岡村 純他『航空技術の全貌』(上) 興洋出版, 1953 年[原書房, 1976 年], 398~399 頁)。

恐らく、General Electric 製 B-11 型排気ガスタービン過給機(2 基)→中間冷却器→Bendix-Stromberg 噴射気化器→機械式過給機→吸気管へと連なる流れの途上で燃料の気化熱による吸気温度の降下を生じ、時として機械式過給機が理想的な圧力勾配の中で機能し得なくなる状況を生じるに及んだこと、混合気分配の不斉一、気筒頭の熱変形に因る排気弁の漏洩などがバックファイヤの原因であったろう。確かに、筒内直噴に改めれば最後の一つを除く諸原因に起因するバックファイヤは発生し得なくなる。残念ながら(日本にとっては不幸中の僅かな幸いであったが)、B-29 用 R-3350 *Duplex Cyclone* への Bendix-Stromberg 直接噴射装置の実装は大戦終結の頃まで持ち越された。そして、イギリスでの実用化は更にそこからカッキリ 10 年、遅れることになる¹¹。

なお、アメリカでは上に述べた展開とは全く別に、1940 年 6 月、Ford Motor Co.が液冷航空発動機の自主開発に着手していた。それは Henry Ford がライセンス生産を依頼された当時 1200 馬力の RR *Merlin* 発動機では将来の戦闘機用動力源として馬力不足となると誤認したが故の決断であった。高高度で 1500~1800HP を目標とする V 型 12 気筒、ダイレクトアタック DOHC4 弁式・筒内直噴・排気ガスタービン過給の高回転型発動機的设计は 7 月に開始され、3 ヶ月後には試作 2 気筒発動機が台上運転に供された。

翌年に完成した 12 気筒完成品において自社設計・製造の過給機は機体艤装性を損なわぬ形で発動機後部に設置され、給気冷却器は両バンクの間に設置されていた。上死点付近で燃料噴射が開始される筒内直噴方式を採用したため吸排気弁のオーバーラップは充分確保され、高いガス交換効率と排気弁冷却性が約束された。その離昇馬力は 1800HP/3000rpm., 公称馬力は約 9000m にて 1500HP, 即ち、自然給気発動機の 2 倍ないしそれ以上、機械式過給機付き発動機のそれをも 15%上回るものと見込まれたが、噴射系をはじめその詳細については未だ管見の及ぶところとなっていない¹²。

結局のところ、Ford の独自開発航空発動機は軍の採用するところとはならなかった。しかし、後にその V8 カット機関 GAA-V8(60° 8V-137.2×152.4mm, $\epsilon = 7.5$, 最大定格 525HP/2800rpm.)がアメリカ陸軍 M4 *Sherman* 中戦車用発動機の決定版となり、派生型や

なお、同時代のイギリスでは有毒ガス、臭化メチルを用いる消火器が機体に搭載されていた。cf. ゼ・ダブリウ・ウィリアムソン『英国航空機生産年鑑 最新版』学術文献出版社、1944 年(*The Aeroplane Production Yearbook*: '43 ed.[?]の英語海賊版), pp.425~429. 戦後、この種の有毒ガスを用いる消火器は廃れ、CO₂消火器に帰一した。それにしても、戦時期のイギリスで何故、敢えて有毒ガスが消火剤として用いられていたのか不可解である。

¹¹ B. ガンストン/川村忠男訳『航空ピストンエンジン』グランプリ出版、1998 年、226~228 頁、参照。Robert Schlaifer, *Development of Aircraft Engines*. in R., Schlaifer and S.,D., Heron, *Development of Aircraft Engines and Fuels*. Boston, 1950.にも大抵の事柄は記述されていて索引も充実している。厚い書物の過半、544 頁を占めるこの論文は英米(ガスタービンについては独も)における航空発動機開発史の要点・筋道を鳥瞰した文献であり、図解は皆無、典拠情報や立入った技術論は手薄ではあるが、是非参照されねばならない貴重な史記である。

¹² P.,H., Wilkinson, *Ford V-12 Aircraft Engine*. *Aviation*, June, 1941/「フォード V-12 型航空発動機」『内燃機関』第 5 巻 第 8 号、1941 年 8 月、「国際工業ニュース」参照。

12 気筒版を含め総計 18, 200 基近く造られた一件は良く知られた逸話である¹³。

他方、第一次世界大戦の敗戦国にして気化器を含む航空技術開発に blanks を託ったドイツではテラーらの研究に刺激されたものか、1932 年に Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt の Kari Schnauffer 教授によってガソリン噴射の開発が開始された。この研究に機器開発面で協力したのが Robert Bosch 社である。流石にボッシュが率いるディーゼル先進国とあって成果は早々に現れ、空軍省は'34 年から'35 年頃、新規開発の航空発動機と新製される大馬力航空発動機への筒内噴射システム装備を要求した。

Junkers は一応、“独自”の技術でガソリン噴射化を進め、Bosch 以外には Deckel(BMW-801 用噴射ポンプ)、L'Orange(ベンツ DB-601 用噴射ノズル)、Ehrich, Gratz, Maihak(高圧フィードポンプ)といった企業群が機器開発を分担した¹⁴。

気化器式の DB-600 が'37 年、筒内直噴式 DB601 に転換されたのを典型として(初の台上試運転に成功したのはその 2 年前であったが)、'38 年には事実上 800 馬力を超えるドイツの航空発動機は全てガソリン噴射に切替えられるに到った¹⁵

精密機械工業の層の厚さも手伝って噴射方式の気化器に対するコスト面での不利はそれほど厳しい障壁とはならぬ水準に抑え込まれた。もっとも、このシステムにおいては気筒内での空気スワールと噴霧性状の制御が要点とされたが、発動機によっては燃焼状態に問題を生じた。川崎航空機工業でライセンス生産された DB-601A などでも混合気形成能力そのものはやはり今一步といったところで、負荷をかけた時の燃焼は良好とは言えず、黒煙を曳く姿が目撃されている¹⁶。

なお、この黒煙発生の原因として陸軍はライセンス DB-601A に装備された三菱製筒内噴射装置の機能的欠陥ではなく、DB-601A が 4 弁式発動機なるが故の吸入スワールの弱さを重視していたと見られるフシがある。曰く：

……吸入空気ニ渦流ヲ與フルコト必要ニシテ通常ノ空冷 2 弁式機関ニアリテハ自然ニ渦流ヲ生ジ良好ナル性能ヲ得ルコト容易ニシテ水冷 4 弁式機関ニアリテハ渦流少ク性

¹³ cf. C.,M., Green, H.,C., Thompson and P.,C., Roots, *Planning Munitions for War*. 1955(*United States Army in World War II*), pp.298~301, Allan Nevine and F.,E., Hill, *Ford Decline and Rebirth 1933-1962*. N.Y. 1963, pp.193~194, 204. 簡単には拙著『日本のディーゼル自動車』194, 333 頁, 参照。

¹⁴ ガソリンは気化し易いだけに噴射ポンプ吸込み側でのキャビテーション発生対策のため、気化器の相方より高圧で作動するフィードポンプの開発が要請された。

¹⁵ 以下、ドイツでの事蹟については主として 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.に拠る。

¹⁶ 平岡欽吾「国産エンジン開発物語(5)」『航空技術』No.327, 1982 年, 参照。DB-601 のライセンス生産を行っていた元・川崎航空機の技師、平岡によって『航空技術』誌の No.323~359(82~85 年)に 25 回連載されたこの評論は同 No.112~151('64~'67 年)に 36 回連載された「内燃機物語」と共に航空発動機技術史に係わる貴重な文献となっている。DB-601 離昇時の黒煙についてはその(13)でも論じられている。

能良好トナシ難シ¹⁷.

これについては2点、指摘しておきたい。第1に、ボッシュの噴射系が用いられた時に果してどうであったかという対照事例が不明であるということ。残念ながら川崎にサンプルとして輸入されたオリジナル発動機は後述の「研三」向けに改造転用されてしまっていた。「研三」に係わる記録にボッシュ製噴射装置使用時の、それもオリジナル状態における混合気形成能力に係わる言及は見られない。第2に、上の言明は陸軍がライセンスDB-601Aに相当嫌気を募らせ、同じガソリン噴射でも筒内ではなくポート噴射の三菱金星62型に活路を見出した将にその直後のモノである。従って、それが事実と期待とをないまぜにした評価であったという解釈も強ち不当とは言えぬであろう。

ともかく、我国においてはその三菱重工業が斯界の先達であり、「全く日本独自の」ガソリン噴射方式が開発された。技術的内容については後ほど立入るが、この噴射技術開発のリーダー、杉原周一は『燃料噴射電機点火機関』（岩波講座 機械工学 X 別項, 1941年）なる著作において：

獨國と英國との空中戦は實にガソリン噴射機關と氣化器付機關との死闘であることは興味深いものがある。併し航空發動機に對するガソリン【筒内】噴射機關と氣化器付機關との適合性を深く比較検討するならば何人も近々の中に全世界の航空發動機がガソリン噴射機關になるであらうと云うことに疑いを挟む餘地を感じないであらう。などと大見得を切ったものである¹⁸。

しかし、1940年夏の Battle of Britain = DB-601 対 *Merlin* の戦いの帰趨をはじめ、事実経過は一貫してこれと正反対、と評して言い過ぎなら大勢としてはせいぜい噴射氣化器止まりに推移した。第一次大戦の敗戦国ドイツは空力的科学の温存にこそ滑空機^{グライダ}研究を通じて成功したものの、航空發動機技術においては断絶のハンデが大きく、大馬力化した多列並びに星型發動機における氣化器からの混合気分配に係わるノウハウ蓄積の欠落を単純明快そうに見えるディーゼル噴射技術の転用によって突破しようとして完璧には果し得なかったとの総括が適当であろう。

以上の事実を顧れば、ポート噴射であれ筒内直噴であれガソリン航空發動機における定

¹⁷ 陸軍航空技術學校『乙種普通科學生用 發動機學教程(案) (属品構造) No.2 (燃料噴射装置)』1943年6月, 78~79頁, より。この謄写印刷の『教程(案)』は一般論中心の内容ではあるが、三菱の噴射ポンプ構造図, 混合比管制装置の概念図(筒内噴射)と氣泡分離装置の図面が紹介されており、これらについては適当なところで紹介する。

¹⁸ 因みにこの杉原論文は2年後、ほぼ同じ形で富塚清編『航空發動機』に第13章として収録され、この大見得も反芻されている(708頁)。序でながら、この浩瀚な書物の中の燃料噴射電氣点火機関に係わる記述はこの大して内容の無い論文のみに終わっている。

ガソリン噴射發動機の技術動向に関する当時の邦語文献としてはこの杉原論文などよりも高月龍男「ガソリン噴射電氣着火發動機」『内燃機関』第4巻9号, 1940年9月(内燃機関編輯部編纂『内燃機関技術大観 昭和十七年版』山海堂, 1941年に再録)の方が自らの訳になる Schey and Clark 論文の紹介や *Jumo 211A* に関する海外雑誌の記事からの紹介等をも含み、かつ、筒内噴射發動機国産化の技術的困難性や不見識を力説するなど正直で当を得た内容の文章になっているので、是非、参照されたい。

時多点燃料噴射が主張し得た現実的にして真のメリットは極大排気量星型発動機における混合気分配齊一化とバックファイヤ抑止に在ったと言って大過ない。

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¹⁹

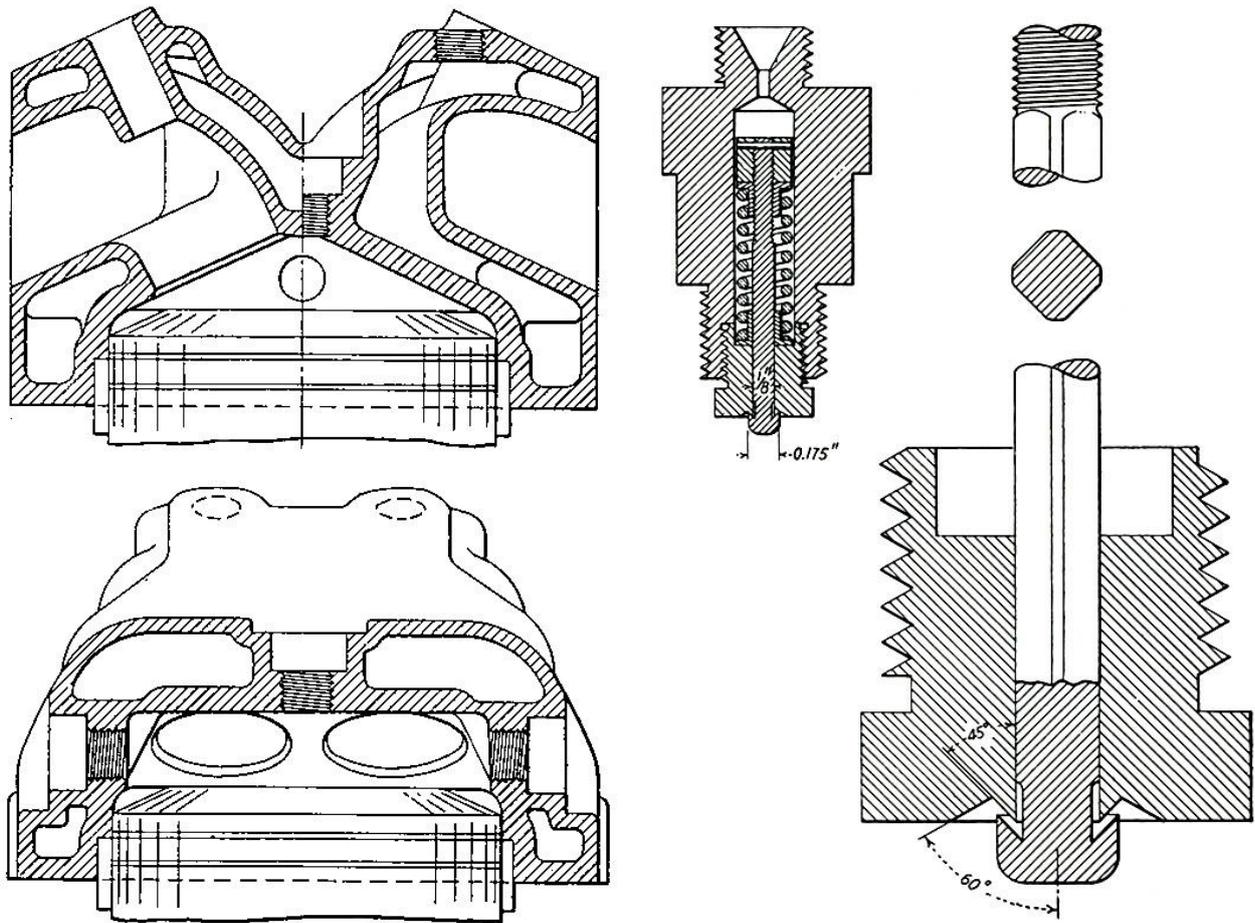
i. C., F., Taylor による実験研究

原点に位置するものとして伝えられる N.A.C.A.での研究については適当な資料を見出し得なかった。しかし，それに続く C., F., テーラーらの実験には先行研究の影が色濃く投影されている。

1931年に発表された C., F., テーラーらによるポート噴射と筒内噴射に係わる基礎研究は N.A.C.A.の汎用試験機関(1.5×7in.[127×177.8mm])を用いて M.I.T.航空発動機研究室で行なわれた。N.A.C.A.汎用試験機関は吸排気弁を片側に並列させたペントルーフ燃焼室という一風変わった構成を有していた。εは3.5~5.0の範囲で可変であったが，実験では概ね4.3が用いられ，運転条件はスロットル全開，回転数1, 500rpm.であった。

図Ⅱ-I-1 C., F., テーラーらの実験機関の燃焼室と筒内噴射用ノズル

¹⁹ アメリカにおけるガソリン噴射装置開発の流れについては cf. Robert Schlaifer, *Development of Aircraft Engines*. pp.529~544. 以下の記述はその要約を骨子としてこれに具体的データを絡ませたものである。



C., F., Taylor, E., S., Taylor and G., L., Williams, Fuel Injection with Spark Ignition in an Otto-Cycle Engine. *S.A.E. Transactions*. Vol.26, 1931. Fig.2 and 5

噴射ポンプは Bosch, ノズルはポート噴射(逆流, 順流)用がボッシュのピントル・ノズル, 筒内噴射用には貫徹力を切捨て専ら噴霧の微粒化を追及した開弁圧 210.6kg/cm^2 の専用自動弁が開発され燃焼室頂部に取付けられた. 噴射は吸気行程噴射で点火時期は 28° BTDC に固定とした.

ポート噴射の場合, 逆流噴射の方が好成績であり, 気化器の場合に対して体積効率と正味平均有効圧の著増が見られ, 最大正味馬力は 6.5% 増加を示した. 筒内噴射においては吸気行程始めに気筒内に残留する排ガスに対して噴射されるガソリンの気化熱によるその温度→体積→圧力減少が新たに加わったガソリン蒸気の分圧効果を凌ぐ結果となったため体積効率の更なる上昇が促され, 出力は気化器式に対して 10% 強増大した.

その反面, 希薄燃焼時には混合気の分布が不均一となったため, 安定した着火の限界はややリッチ気味となった. このことは燃焼室に渦流を生じさせることによってこの給気層状化を逆用すれば均一混合気として着火限界を下回るような希薄混合気を用いて安定的な運転が可能となることに対する示唆であると解釈された.

この実験にはガソリンと共に重質油も供された。そのポート噴射は不首尾に終わったが、重質油の低いオクタン価に呼応して ϵ を 3.5 に切下げた状態での筒内噴射実験には成功した。しかし、出力は低下し、燃料消費率も悪化を示した。

テーラーらはガソリン筒内噴射方式の優位性を強調し、飛行機や船舶のように速度と負荷との関係が単一の曲線を以って近似されるような用途においては空気量制御と燃料噴射量制御とを単純な機械仕掛けで連動せしめ、最適な混合比制御を行なうことは容易であるとまで述べている。自動車や鉄道車両における制御はより困難であるが、機械的にないし人的介入を通じた制御は可能であるとも論じられている。

そして彼らはディーゼル機関用噴射装置が完成の域に達している現在、ガソリン噴射の実用化に対する機械的問題は解決されており、ただ、ポンプ・エレメントの正しい潤滑とノズルの可動部分の隙間をやや大きめに設定することだけに留意すべきである、と結んでいる(エレメントとはプランジャとバレルとの組合せの謂いである)。

彼らは給気層状化の善用による希薄燃焼の実現と圧縮行程噴射の実現を次の課題と見定めていた。何故、テーラー兄の名前が落ちることになったのかについては不明であるが、翌年、この課題に手を着けたのが実弟の E., S., テーラーと G., L., Williams による実験である。両名は Cooperative-Fuel-Research Committee 機関(1-3 $\frac{1}{4}$ ×4 $\frac{1}{2}$ in. [82.6×114.3mm])²⁰ を用いた筒内噴射実験を行なった。圧縮行程噴射が取上げられたのは 2 サイクル機関における筒内噴射実現のためには掃気の吹抜け損失を防ぐため、圧縮行程噴射を行わせるしかないからである。

C.F.R.機関にはシュラウドつき吸気弁が装備され、弁かごを旋回させることにより、そ

²⁰ C.F.R.C.は Society of Automotive Engineers(S.A.E.)において為された科学的ガソリン規格制定を求める議論の成果として 1921 年に誕生した。その設立と財政は S.A.E.と American Petroleum Institute(A.P.I.)の支援に依った。

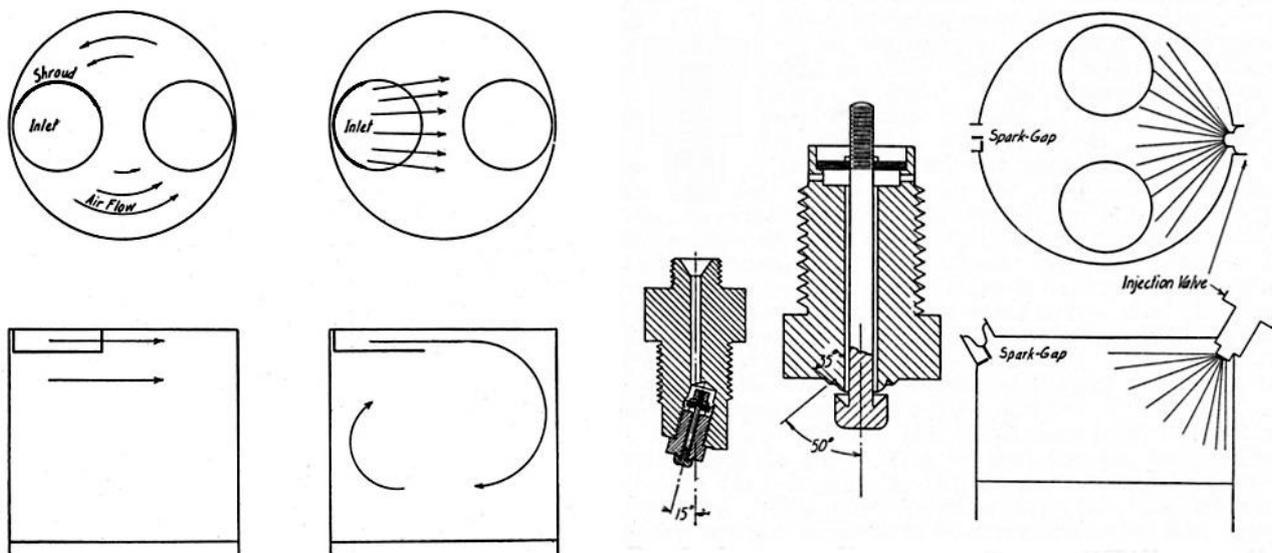
C.F.R.(普通、かく略す)機関の開発はその初期の成果で、実際の開発と製造は Waukesha Motor Company が担当し、たちまち燃料の耐爆性を測定する装置として世界標準となった。我国においては 1933 年 8 月、浅野物産(株)によって初輸入された個体が 6 月頃舶着し、海軍航空廠に導入されたのを嚆矢とする。C.F.R.は Coordinating Research Council の前身を為している。cf. S.,D., Heron, Development of Aviation Fuels. in R., Schlaifer and S.,D., Heron, *Development of Aircraft Engines and Fuels*. pp.585~587, 嘉納吉彦『日本航空燃料史』養賢堂, 1956 年, 9 頁。

海軍技師として海軍航空廠~航空技術廠にて長らく航空燃料の研究に当り、1940 年、海軍大佐から三菱石油研究部長に転じた異色の技術者、嘉納吉彦のこの書は同じく航空技術廠発動機部員でありながら海軍燃料廠に出向したキャリアを有する元・海軍技術中佐、中田金市による「航空燃料」(岡村 純他『航空技術の全貌』(下), 日本出版協同, 1955 年[原書房, 1976 年], 第三部)と共に海軍の側から本邦航空燃料史を通観した代表的労作である。

陸軍航空兵少佐、遠藤永次郎『発動機燃料のノッキング性及其防止に關する研究』陸軍航空本部技術部高等官集会所, 1934 年 9 月, に拠れば、遠藤は Armstrong-Whitworth 製単筒試験発動機(2 $\frac{7}{8}$ ×3 $\frac{1}{2}$ in.[73.0×88.9mm])なる小さな試験用発動機と N.A.C.A.試験発動機とを併用して実験を行っている。この時点において陸軍には未だ C.F.R.発動機は無かったと見える。日本陸軍における研究開発の流れを体系的に記した文献にはお目にかかれていない。

こからスワール(旋回渦流)とタンブル(縦渦流), ないしそれらの中間形態を随意に導出させられるというケレンが仕込まれていた. 実際には図のように巧く行く筈はないのであるが… … . また, 噴射ノズルの位置が燃焼室頂部から外れるため, 噴霧角の最適化を図るため新たなダイヤフラム・スプリング式の小さな自動弁が開発された.

図 II-I-2 E., S., テーラーらの実験機関の燃焼室と筒内噴射用ノズル



E., S., Taylor and G., L., Williams, Further Investigation of Fuel Injection in an Engine Having Spark Ignition. *S.A.E. Transactions*. Vol.28, 1932. Fig.3, 4 and 6.

ガソリン噴射実験は概ねスロットル全開, 1, 000rpm.で行なわれた. CFR 機関の ϵ は 3~15 の範囲で可変となっているが, この一連の試験には概ね 5.0 が用いられた. しかし, 折角開発されたノズルでは空気の流動に負けて点火栓附近に可燃混合気が集まらず, 安定した性能が得られなかった. そこでより通常型に近いポペット弁を用いる貫徹力重視のノズルに置換したところ, 気化器装備時に対して 5~7%大きな出力と 6~11%少ない最小燃料消費率が得られた.

また, 重油に水素添加を施した低揮発性の高オクタン燃料(非市販品)も験された. 噴射時期を極度に(ガソリンでは失火するほどに)遅らせても安定した運転が可能で, ガソリン混合気とは異なる燃焼拡散メカニズムの存在が予想された. 何れにせよ燃焼室内での空気流動と燃料液滴の貫徹力は必須の条件であった.

実効圧縮比の低い 2 サイクル機関や航空燃料としての重質油に対する関心は高オクタンガソリンの実現により色褪せて行った. そして彼らの機構的実現可能性に対する極度に樂觀的な観測もまた, ことアメリカに関する限り, 裏切られ続けて行くこととなる²¹.

²¹ それ故, C.,F., Taylor and E.,S., Taylor/能谷俊雄訳『テーラー・内燃機関』工元社, 1942

ii. Marvel の噴射系

もっとも、期待外れの種ならテラーらの実験に遙か先行して蒔かれていた。航空発動機用ガソリン噴射装置における実用品開発の先駆者、Marvel Carburetor Co.(1928 年, Borg-Warner Co.に吸収)の取組みがそれである。1926 年、マーベルは M., G., Chandler を燃料噴射装置開発のために雇い入れ、定時ポート噴射システムに係わる特許を取得させた²²。

次の図は 1928 年 7 月 5 日に出願され、1935 年 12 月 3 日に US Pat No.2, 022, 653 として登録された特許の図面に見る直列 4 気筒機関に装備されたチャンドラーの噴射装置である。

12 が噴射ポンプ、燃料は恰も配電器^{ディストリビュータ}における高圧コードのようにポンプ中央に管 23 から流入し、4 つの噴射管に分配されて各気筒給気ポートの噴射ノズルへと送られる。

図 II - I - 3 M., G., Chandler のアメリカ特許 2,022,653(その 1)

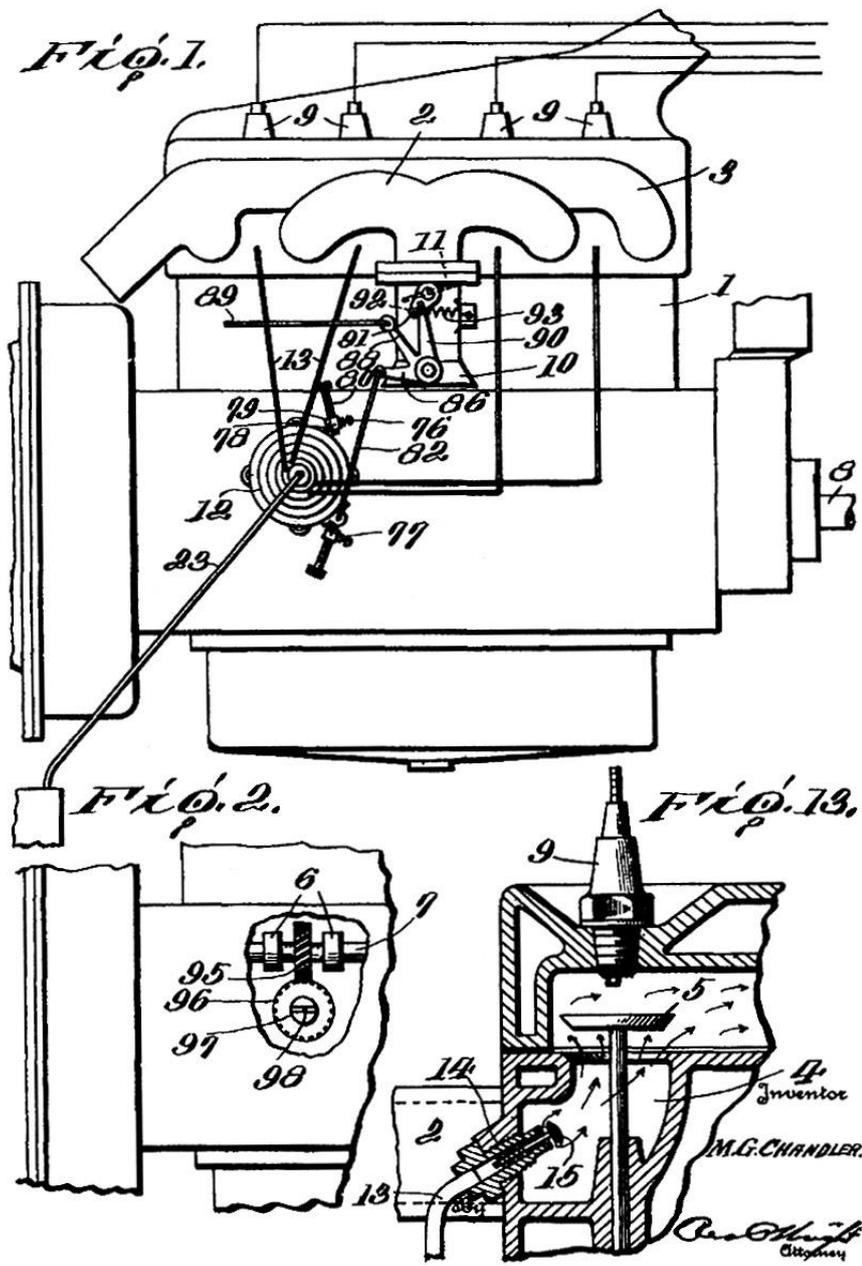
年(原著 1938 年)においても燃料噴射点火発動機への言及はごく断片的かつ限定的となっている。同書 60, 167~168, 171 頁, 参照。

²² 勿論、この人は気化気等に関して数多の発明をなし、一時期、Stromberg における開発リーダーであり、同社をはじめ幾つかのメーカーに自らの実施権を譲渡した他、自らも気化器製造会社を設立した発明家 Milton E., Chandler とは別人である。この点でマーベル噴射装置を「チャンドラ・グローブと称する燃料噴射装置」とした水谷総太郎の記述は誤りである。水谷『中島飛行機エンジンとともに』酣燈社、1999 年、135 頁、参照。

なお、水谷は重大な事実をも語り落している。M., G., Chandler の特許は戦時下、中島飛行機に「専用免許」されていたのである。『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』冒頭の「凡例」に曰く：

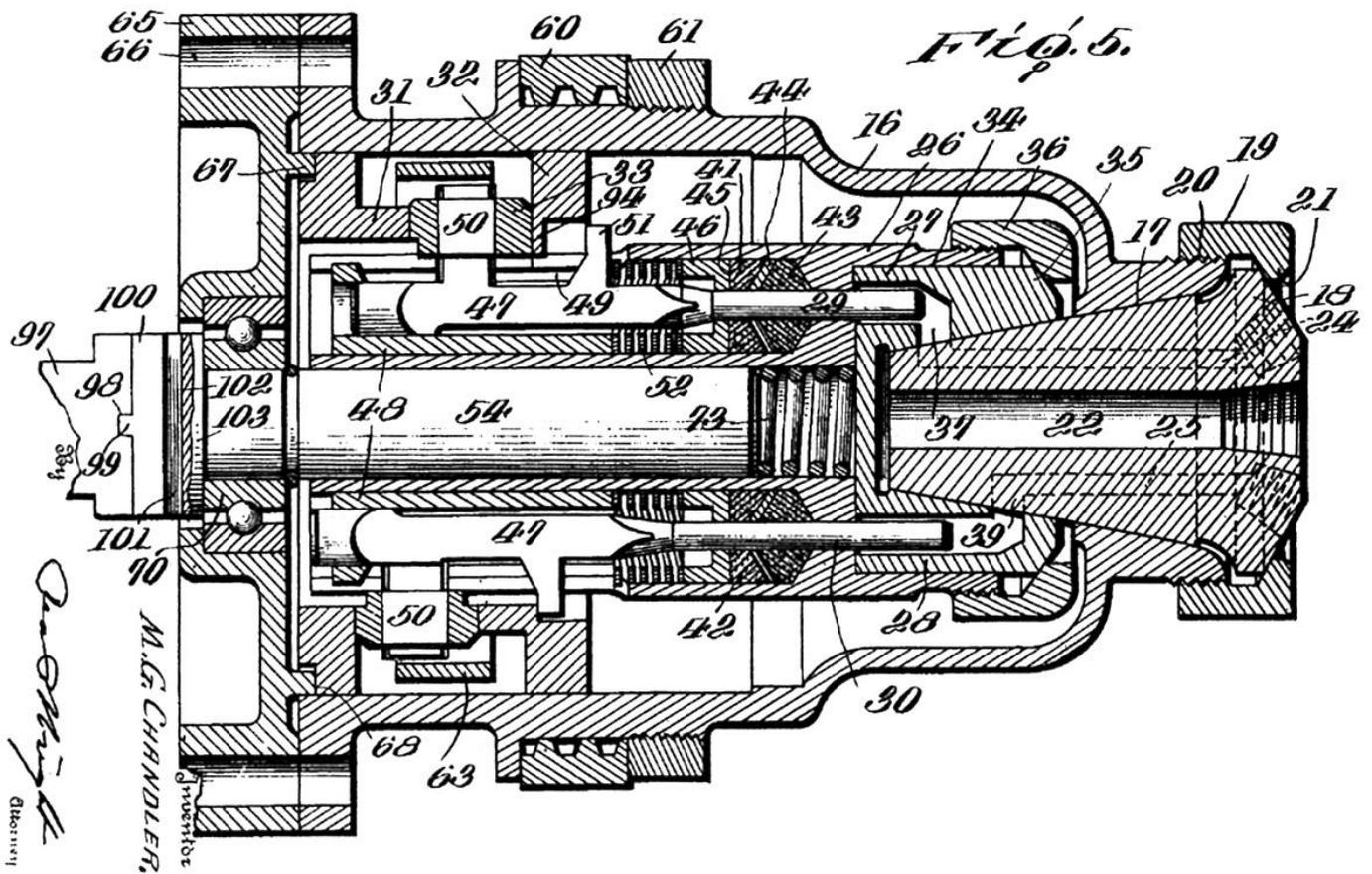
敵性特許権の大部分は工業所有権戦時法に依り専用免許或は取消されてある。専用免許せられたものは専用免許せられた専用権者に限りその特許権を使用し得るもので一般には使用し得ない。取消されたものは何人も之を自由に使用し得るものである…
…。

しかし、同書凡例に謳われた「免許」の文字は何処にも見当たらず、中島に与えられた日本の「特許第 113718 号」(1935 年 12 月 16 日)には多数の、これから本稿で紹介されるオリジナル図面と文章が中島のモノとして掲げられている。また、「噴射弁」に係わる「特許 113719 号」も前号と同じく M., G., Chandler からの戦時剽窃であろう。同書 195~198 頁、参照。



噴射ポンプは90°隔たった2本のプランジャを軸54によって回転摺動させる方式であった(180°間隔であるかのように描かれているのは単に作図上の作法である)。

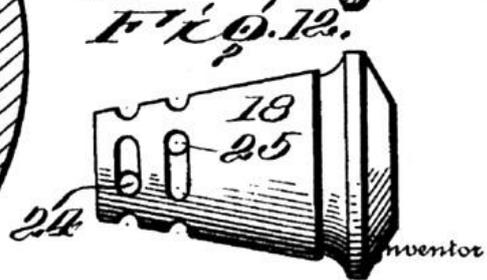
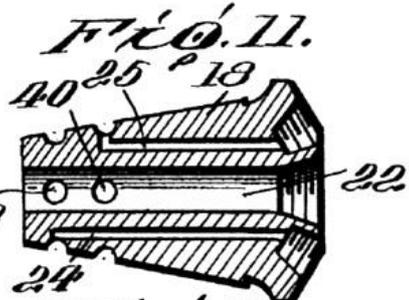
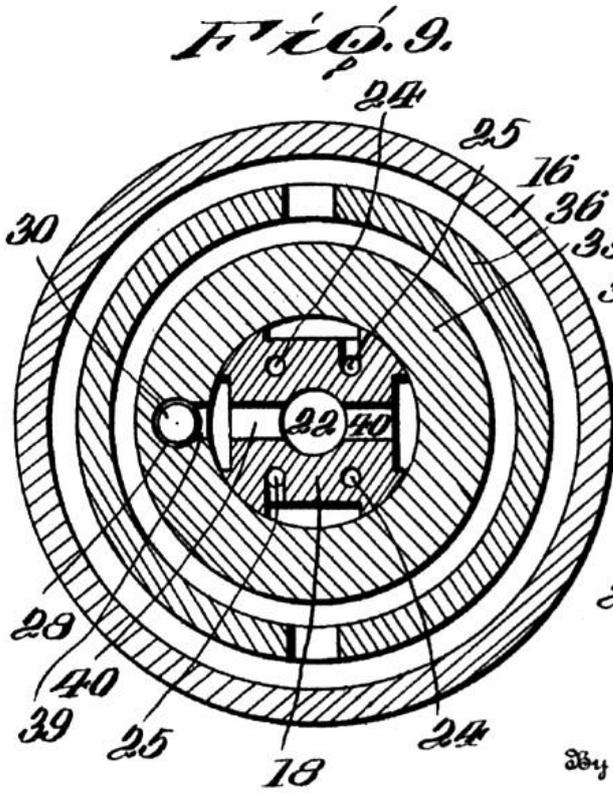
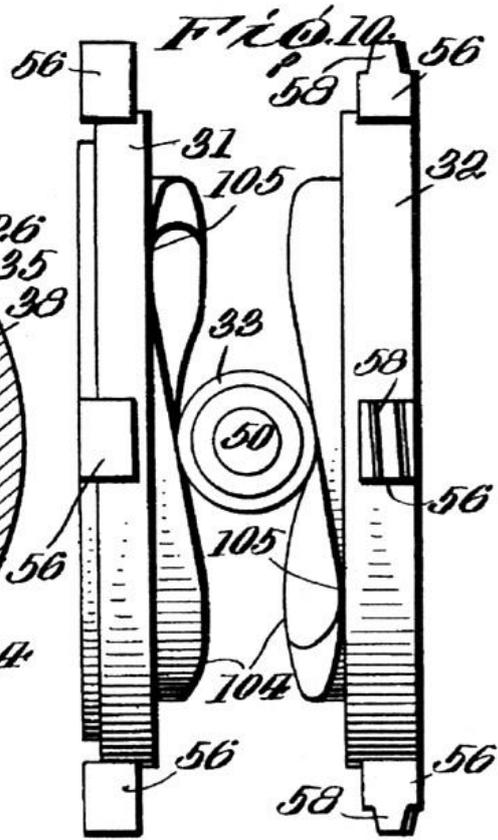
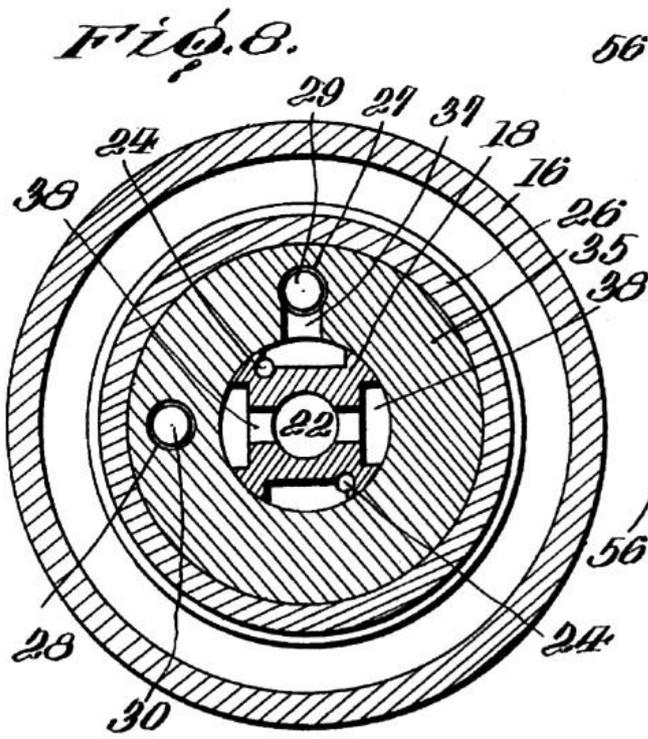
図II-I-4 M.,G., Chandler のアメリカ特許 2,022,653(その2)



ガソリンは管 23 より円錐弁静止カップ側の中央孔 22 に流入し、全体縦断面図には描かれていない孔 38, 40(→Fig.11.)と円錐弁回転コーン側に明けられた吸入流路とが合致すればこれを通じてポンプエレメントに流入し、加圧され、吐出流路 24, 25 その他 2 つの内、孔の合致したものを通じて噴射間管 13 へと送り込まれる。

軸 54 と一体の回転体 26 の孔(バレル)に嵌込まれているプランジャ 29, 30 はその基部(左側)に短く突出た片持軸 50 上にローラ 33 を担持し、ローラ 33 は軸 54 の回転と共に 2 枚の静止正面カム 31, 32 間の隙間に沿って波動を描きながら転動する。ローラは力のかかる方向の入替りに伴い 31 上, 32 上を交互に転動し、これによってプランジャは公転しつつ往復動せしめられる。

図 II-I-5 M.,G., Chandler のアメリカ特許 2,022,653(その 3)



Inventor
M.G. CHANDLER.

By *One & Knight* Attorney

'27年、陸軍はマーベルに単気筒用のチャンドラー噴射システムを発注した。その成績が気化器を下回るものではなかったため、翌'28年、陸軍はP&W *Wasp* 空冷星型9気筒発動機用のシステムを35セットばかり発注した。気化器式に比べ、出力は13%増になるとの触れ込みであった。陸軍はこれより数年間、*Wasp*, *Curtiss Conqueror*, *Wright Cyclone* 用の噴射システムを同社から試験的に調達し続ける。

次に掲げるのはこの時の噴射装置そのものに係わるものではないが、1934年5月14日に出願され、'39年1月17日にUS Pat No.2, 143, 935として登録された星型9気筒用のチャンドラー噴射装置の特許図面である。基本構造は4気筒用と同じであるが、9気筒を3本のプランジャで賄い、その駆動ローラはより円滑な転動が得られるよう2段化され(ローラは2枚の正面カムのみ接触)、なおかつ円錐回転弁は1個のみである。従って、前掲の4気筒用に比して、巧妙な単純化・軽量化が図られているものの、その内部構造は遥かに複雑化している。

図II-I-6 M.,G., Chandlerのアメリカ特許2,143,935に見る星型9気筒への適用例(1)

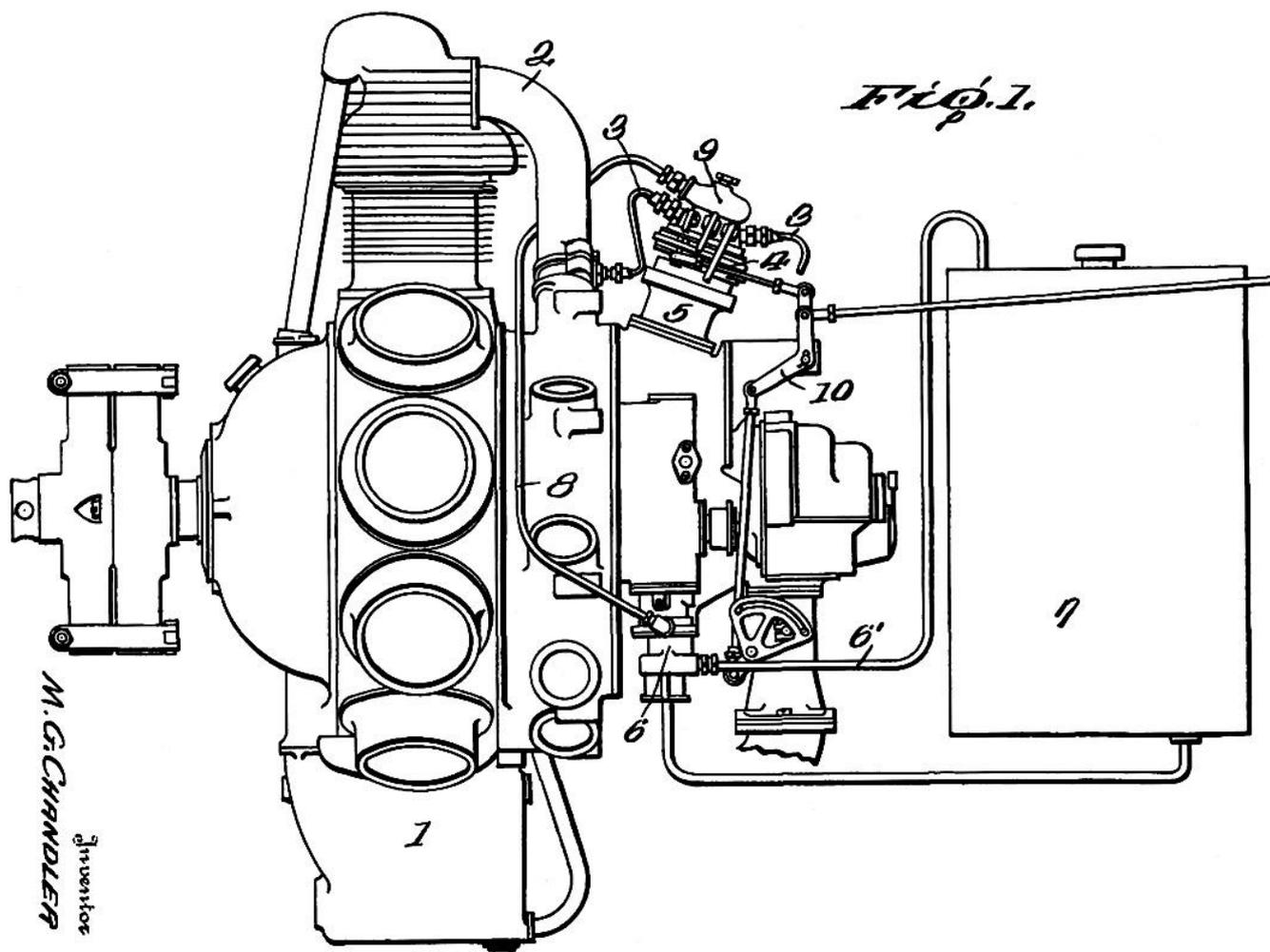


図 II - I - 7 M.,G., Chandler のアメリカ特許 2,143,935 に見る星型 9 気筒への適用例(2)

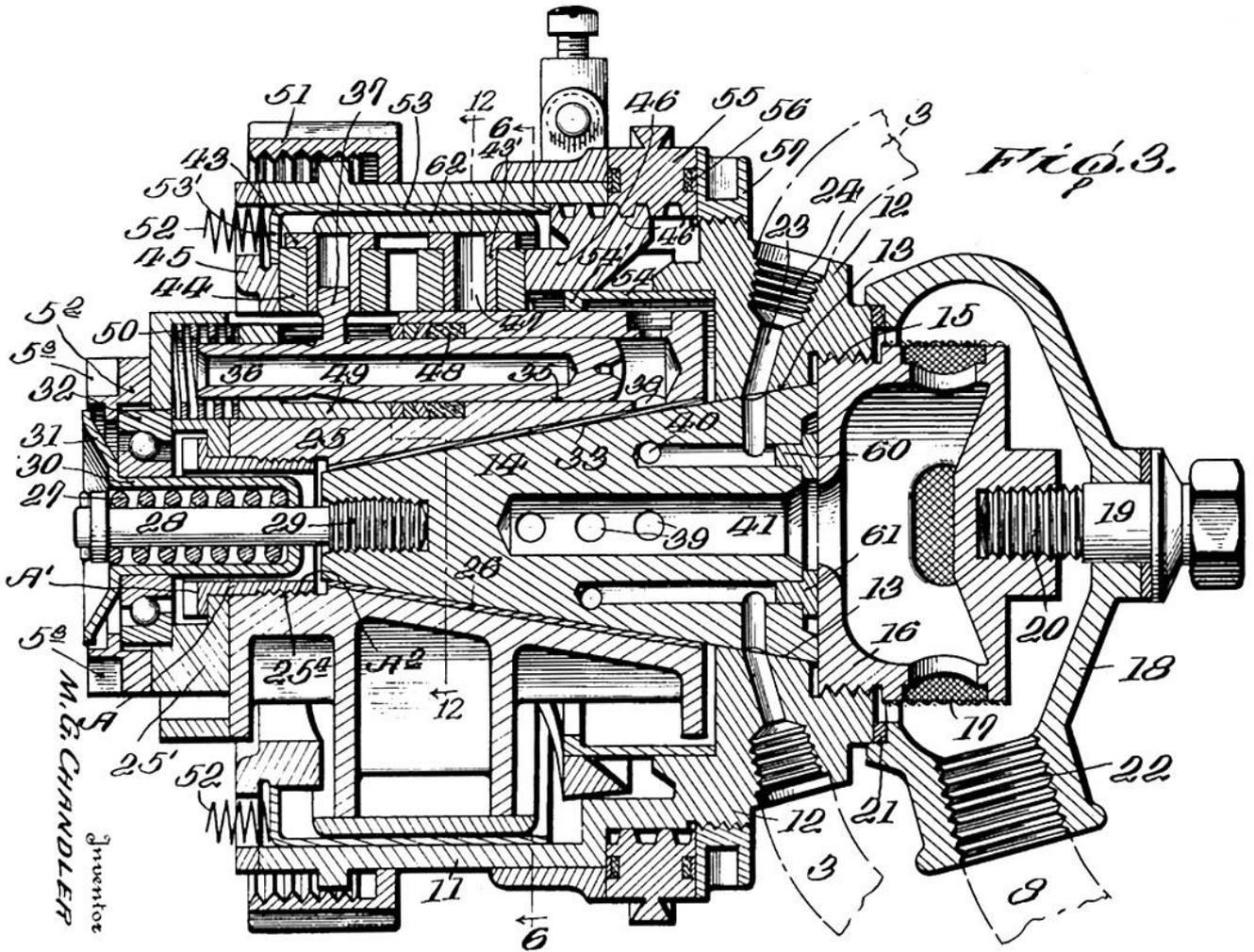
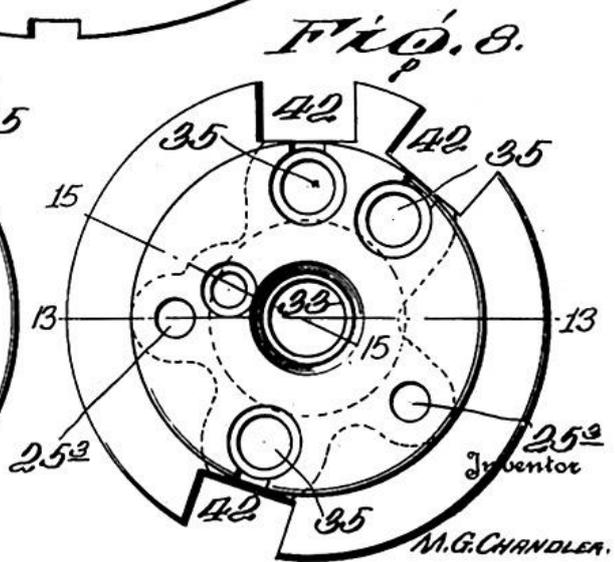
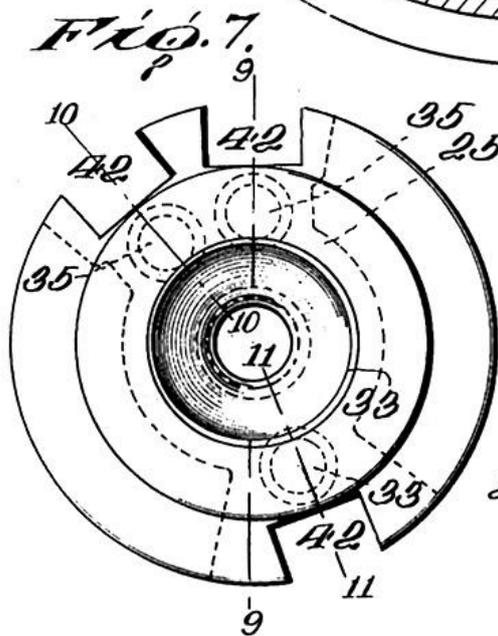
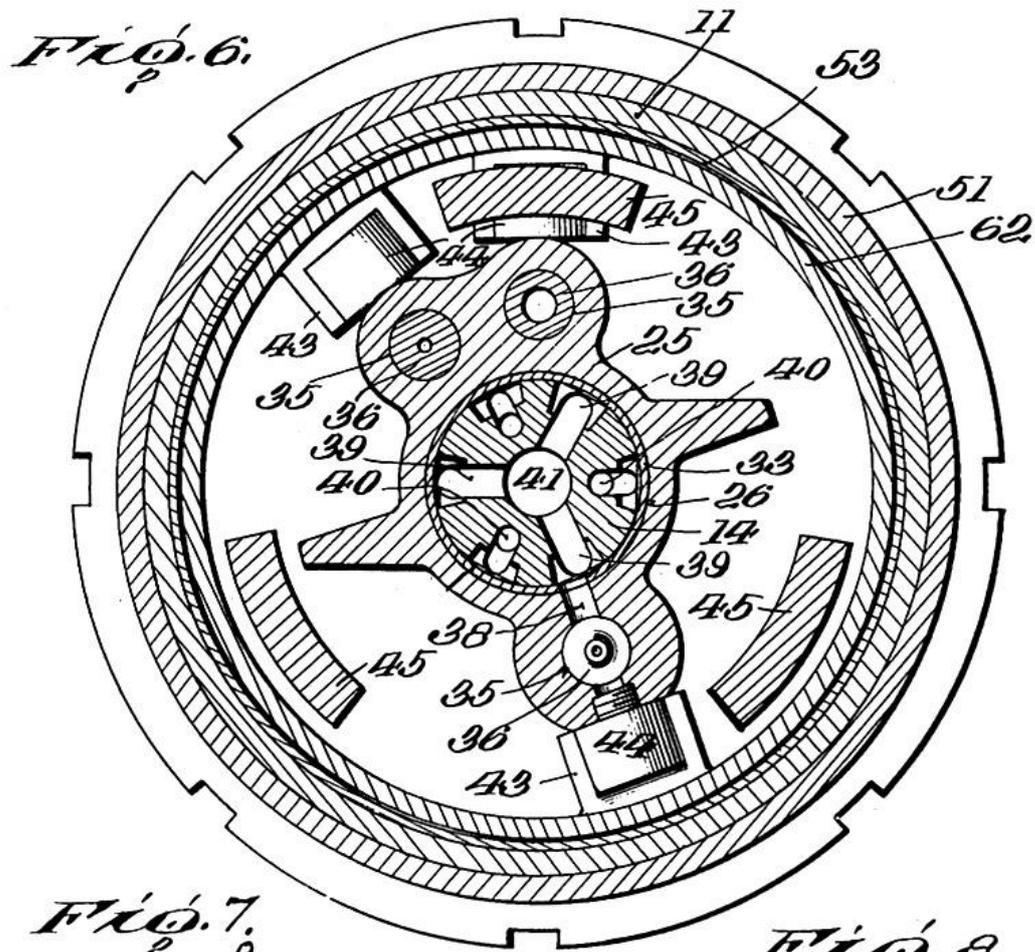


図 II - I - 8 M.,G., Chandler のアメリカ特許 2,143,935 に見る星型 9 気筒への適用例(3)



これらのシステムは当初、分配弁のトラブルに悩まされたものの、材質変更によって難局を切抜け、マーベル・ポンプはかなり早い段階から満足すべき性能を発揮した。1933年、

陸軍は *Wasp* 用の噴射装置 37 セットをテスト用として発注し、これらの噴射装置を装備した 25 機のボーイング P-26B 戦闘機は'34 年にテストに供された。その結果、臨界高度は 7, 000ft から 12, 000ft へと高められ、それ以上の高度における出力も増加した。在来の気化器より燃費は優れ、氷結や激しい曲技的飛行に際しての問題も生じなかった²³。

アメリカ陸軍の実験機は噴射装置を装備したまま 4 年間在籍し、実用された。Allison(当時、GM の事業部)に V 型 12 気筒水冷発動機 10 基が発注された際にはその 8 基にマーベル噴射装置装備が指定された。そして陸軍航空隊の高官は噴射装置にある重大な点における改良さえなされるならば'36 年度までに全ての単発戦闘機に燃料噴射装置が装備されるであろうと言明した。

その要件とは自動混合比調節機構の開発であった。マーベルの装置の登場は恰も大気密度に応じた自動調整機構を不可欠とする恒速プロペラの導入時期と重なっており、ストロンバーグはまさにこの自動混合比調節機構を精力的に開発しつつあった。マーベルも 1934 年には発動機回転数とマニフォールド空気密度(圧力と温度)とを制御因子に用いるスピード・デンシティー式の調節機構を開発していた。然しながら、この装置を以てしては陸軍の試験にパスし得なかった。

更に悪いことには“1 to 3”式のマーベル噴射装置は星型 9 気筒や V 型 12 気筒ならカバーすることが出来たが、当時、開発の重点をなした複列星型 14 気筒には適合出来なかった。アリスンの水冷 V 型 12 気筒発動機開発のもたつきもマーベルにとっては不運であった。親会社のボルグワーナーは更なる開発投資を無駄と判定し、マーベル噴射装置の開発は放棄され、燃料噴射型アリスン発動機の開発も沙汰済みとなった。

iii. American Bosch, Eclipse, Ex-Cell-O

マーベルの挫折を見た陸軍側の開発責任者 J., F., Campbell は一旦、独自のスピード・デンシティー方式の自動混合比調節機構を試み、あるいは 1934 年当時、スピード・デンシティー方式に依拠する航空発動機用ガソリン噴射装置として海軍の支援の下に開発されていた Eclipse のシステムをも試した後、同方式を原理的に放棄し、気化器と同様のベンチュリーを用いたマスフロー方式に依拠し、電氣的に燃料流量を制御するシステムの開発に着手するとの決断を下した。

ディーゼル分野に経験を有する United American Bosch Corp.はこの発想に沿ったシステムの開発を引受ける意志を示し、1935 年 6 月、陸軍は最初の試作品を同社に発注した。その筒型噴射ポンプは同社が戦後リリースした単一プランジャを回転往復動させる分配式ポンプではなく、回転斜板^{スワッシュプレート}によって気筒毎のプランジャを駆動する当時としては普通の

²³ 水谷総太郎に拠れば、日本海軍はこのマーベル噴射装置の入手に成功している。テスト飛行において装着機は離陸直後、背面に転じ、その姿勢のまま上昇を続け、気化器装備発動機との違いを見せ付けた。『中島飛行機エンジンとともに』135 頁、参照。

構成を有していた²⁴。

しかし、陸軍の開発予算は乏しくアメリカン・ボッシュに大量の自己資金を投入させるに足るほどの販路は保証されなかった。1940年以前に為された実機テストと言えればライトとP&Wの9気筒発動機を用いたそれのみであった。また、当時、両社ともこの技術開発は費用効果の点で喰い足りぬと考えており、自己資金でガソリン噴射実験を遂行しようという熱意を欠いた上、燃料ラインは発動機本体に一体的に組込まれるべきであるというキャンベルの考えに強く反対した。それにも拘らず、彼は'39年の時点でシステムは完成の域に達したと確信するに到った。

同じ頃、海軍は件のEclipse Aviation Corp.における開発を支援しつつあった。同社は1929年、StrombergやScintillaと共にBendixに吸収されていた。当時、海軍は飛行船に安全な燃料を使用したいと望み、アリスンV-1710のディーゼル化を企画していた。また、気化器における着氷の問題に不満を抱いてもいた。1930年頃、海軍はエクリップスと燃料噴射システム開発契約を締結、R-975(ライトWhirlwind)、R-1340(Wasp)各1基を貸与した。

エクリップスにおいて燃料計量機構の開発を任せられていたのはストロンバーグの元スタッフ、F. C. Mockであった。噴射ポンプは回転斜板によって各気筒別のプランジャを駆動する方式、燃料の計量は上述の通りスピード・デンシティー方式であり吸排気マニフォールドの圧力差と吸気温度から大気密度を検出し、コントロール・スリーブの位置を変えて逃し孔の啓開点を調節する仕掛けであった。この噴射ポンプの構造は後ほど、Bendix-Stromberg直噴システムが取り上げられる時点で図解される。

しかし、その開発は大いにもたつき、海軍に実験用9気筒ユニットが納品されたのは漸く'34年であった。1935年に飛行テストが実施され、見込みありと判定されたため、当時、海軍の主力戦闘機用発動機であった複列14気筒R-1535(Twin Wasp Junior)用のシステム2基が発注された。1936年にその1基が高度2万ft.までの飛行試験に供されたが、今回はこの高度では燃料計量システムの性能が悪く、またスロットルが重過ぎて非常に操作し辛いとの所見が得られた(油圧サーボ機構が開発されていなかったためか、その不具合か?)。発動機の連桿に故障を生じたところで本試験続行の途は断たれた。

'36年、海軍はWaspに装備される改良設計されたユニット2基を発注した。それらは翌年に納品されたが、'37年時点において海軍はチャンドラー・グローヴス気化器やストロンバーグ気化器が氷結と操縦性(息つき)の問題をクリアするであろうこと、噴射装置は気化

²⁴ 回転斜板は文字通り回転する斜めの板でありフェイス・カム的一种である。これと似たものに揺動斜板がある。こちらは回転せず定位置で揺動し、その揺動の軸がスリコギ回転する仕掛けである。この種のカラクリはポンプやその鏡像である油圧モーターとして成功裏に汎用されているが、本来の原動機としてはアイデア倒れの作品には事欠かぬものの、何れも失敗に終わっている。この方面の、それ自体が場外ファウルに終わった大道寺式筒型クランクレス・ディーゼルを中心とする事蹟については大道寺達『クランクレス機関』日刊工業新聞社、1961年に詳しい。

器より重く複雑かつ高価であり、性能的にヨリ優れているとは言えず、信頼性の点で劣っていることを確信するに到った。飛行船計画は既に'35年時点で放棄されており、ディーゼル化への関心も上述の通り高オクタン・ガソリンによるガソリン発動機の性能向上を前に霞んでしまっていた。エクリプス噴射装置の発注とテストは'40年まで散発的に行われたものの、開発は放棄された。

1934年から'37年まで、陸軍は海軍向けに開発されたエクリプスのシステムを購入しテストし、計量機構に問題ありと結論付けた。改良モデルでさえ温度変化に対する応答性が鈍く、ハンチングを伴い、部分負荷運転時における計量精度は陸軍指定値を満たしていなかった。スピード・デンシティー方式は根本的に駄目で、手直し程度では満足な水準に到達し得ない、というのが陸軍側の見解であった。陸軍は海軍とは違って噴射装置それ自体の可能性は評価した。しかし、その限られた開発予算は上述の通り全てアメリカン・ボッシュにおける開発に振り向けられた。

エクリプスの'37年型噴射装置はまた、1937年から'40年にかけて TWA 航空会社の旅客機で体系的にテストされている。機体は Northrop *Gamma* 単発貨物機、発動機はライト *Cyclone* で、経費は TWA が負担した。飛行高度は最大 3 万 ft. に達したが氷結事故は皆無であった。また、燃料分配の均等性故に気筒間の温度のバラツキが僅少であったため冷却用空気の使用量が抑えられ、冷却に起因する抗力は顕著に削減された。

1940年、TWA は噴射方式が最新のストロンバーク圧力気化器(噴射気化器)との比較においてさえ優っていると確信するに到り、'41年にはライト社に対してエクリプス噴射装置を装備した *Cyclone* の耐空証明を取得するように慫慂した。

この事実に照らせば、'37年型エクリプス噴射装置がそれなりに完成の域に達していたことについては疑問の余地が無い。しかし、その現実的メリットと陸軍による切捨での正当性について正確な評価を下すことは不可能である。陸軍の指定値が当時の技術水準に照らして厳し過ぎたことは確かなようである。しかし、後々、アメリカで噴射装置開発が再加速された時点において、スピード・デンシティー方式から最終的にマスフロー方式への転換がその成功の決定的契機となったこともまた厳然たる事実である。

さて、1939年には N.A.C.A.において各種の噴射装置が試験されているので覗いて見ることにしよう。実験に用いられたポンプは Eclipse, Compur, Bosch であった。ここでは変り種として Compur ポンプについて一瞥しておきたい。実は、このコンパー・ポンプはアメリカの製品ではなく、デッケル(独)オリジンのそれであった。型式はデッケル・ポンプと同様、定行程逃し弁式の並列ポンプであったが、逃し弁の絞り=微細隙間の調節により噴射量を制御する通常のデッケル・ポンプとは異なり、噴射終りを逃し弁の啓開時期で制御するものであった。また、噴射開始時期の調節も可能であった²⁵。

²⁵ 濱部源次郎・長尾不二夫「燃料噴射及燃料ポンプ」『燃料噴射及燃料ポンプ 燃料・燃焼及潤滑油』内燃機関工学講座 第3巻、共立社、1936年、所収、135頁、参照。但し、そこに謂う Cumpur は誤植で正しくは Compur。

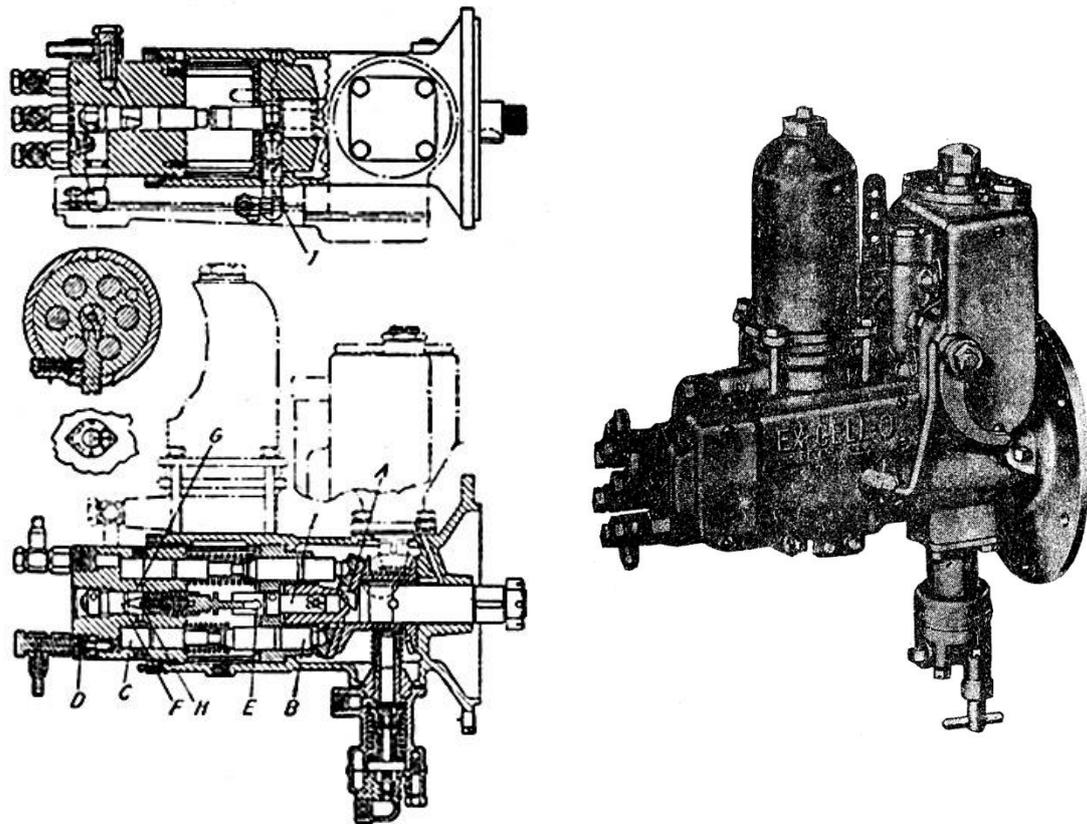
エクリップスとの絡みで興味深いのが Ex-Cell-O Aircraft & Tool Corp.(Detroit)で製造されていた Ex-Cell-O 筒型ポンプである。遺憾ながら、同社が有名な工作機械メーカーの子会社であったのか、これ自体が旧商号であるのかについては不詳である。

Ex-Cell-O ポンプは回転斜板により環状に並列するプランジヤを動かす筒型の構造をなしていた。中央に吸入弁と逃し弁の役割を担う回転弁があり、その軸方向移動で逃し孔の隙間→開き時間を変化させ、噴射量は制御された。回転斜板と回転弁の位相調節により噴射開始時期を軽い操作力で調節することが可能であった(→ガバナ軽小化)。また、この制御弁は回転弁であるが故に開弁衝撃が小さかった。また、プランジヤの作動円滑で圧力変化が速く、その摩耗は僅少であったと伝えられている。回転斜板を取替えれば噴射量を大きく変えることも可能であった²⁶。

図 II - I - 9 Ex-Cell-O ポンプ

なお、定行程逃し孔式の Bosch B 型噴射ポンプは中~大形機関用の比較的大きなモノでもプランジヤのストロークが 10mm 内外から十数 mm と短く、エレメント内の高圧部と低圧部とが近接しているためそれらの間に漏洩を生じ易く、高速機関には好適である反面、回転の遅い中~低速機関には不向きであるというのが戦前戦時期の常識であった。この考え方は工作精度の向上により戦後世界では見事に覆されて行くことになる。しかし、戦前期の高速機関用噴射ポンプ界においては工作精度や耐久力への懸念からか如何にも回りくどい逃し弁式噴射ポンプがかなり広く愛好されていた。武谷種見『ボッシュ式 燃料ポンプの摩耗』大和ディーゼル機器(株)(私家版)、1984 年、3~4 頁、参照。戦前期の新潟鐵工所製、定行程逃し弁式噴射ポンプがかなり深刻な漏洩問題を抱えていた点については拙著『鉄道車輛工業と自動車工業』日本経済評論社、2005 年、第 1 章「補論」、参照。ボッシュ A 型、B 型ポンプの位置付けないし両者の絡みについては拙稿「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 ——」(→IRDB)、注 31、参照。

²⁶ 濱部・長尾同上書、143~146 頁、参照。



濱部源次郎・長尾不二夫「燃料噴射及燃料ポンプ」144頁，第173図。

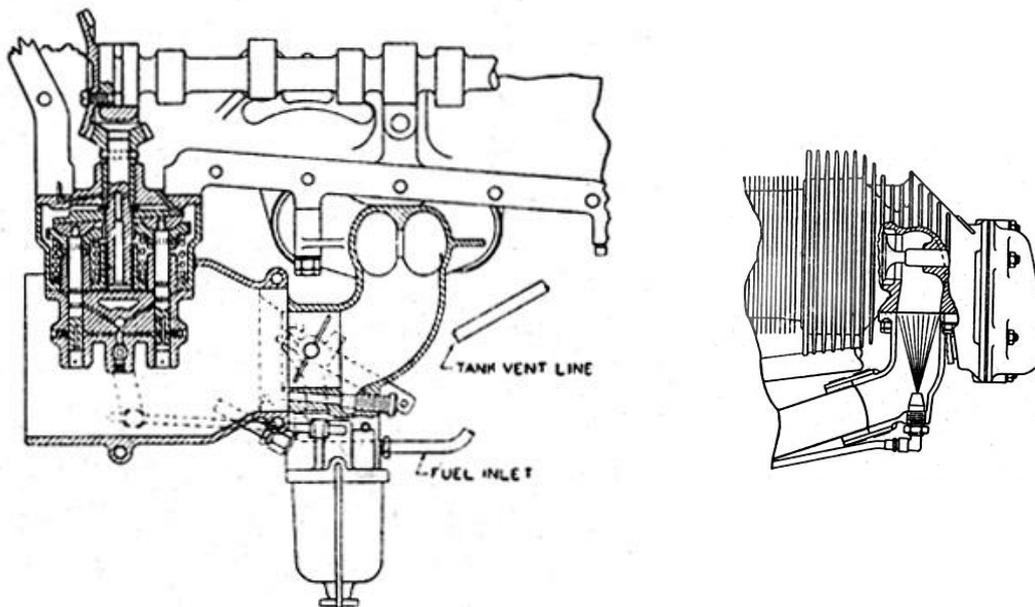
P., M., Heldt, *High-Speed Diesel Engines*. N.Y. 1940. p.165 Fig.4.

Heldt に拠れば，その開発意図は全ての精密部品を封印された単一ユニットとなし，部品交換もユニットごと為させるという点にあった．バレル孔は一体の粗形材から加工されており，他の油密部品と共に互換性が与えられていた²⁷．

このポンプが航空ガソリン発動機に適用されたのか否かについては定かでない．しかし，戦前の文献には軽飛行機用 Continental 発動機における上記とは異なる構造の回転斜板式筒型噴射ポンプを用いたポート噴射方式の装備状況が掲げられている．

図Ⅱ-I-10 軽飛行機用 Continental 発動機における回転斜板式筒型噴射ポンプとポート噴射方式の装備状況

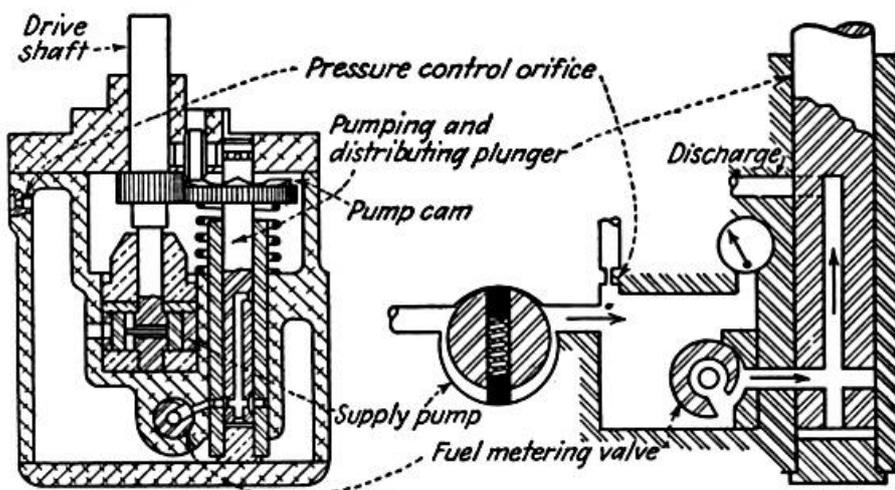
²⁷ cf. P.,M., Heldt, *High-Speed Diesel Engines*. N.Y. 1940. pp.165~166.



Heldt/白井訳・前掲「航空發動機の燃料噴射」より。
 これが Ex-Cell-O の製品であるのか否かは不明である。

また、戦後の文献には回転斜板をプランジャに対して側圧を及ぼさない方式に置換えるなどしたフェイス・カム式回転プランジャを有する Ex-Cell-O の分配型ポンプが自家用機用として紹介されている。これらの事実に鑑みれば、原点における開発意図の一端もまた窺い知れると見て良からう。

図 II - I - 11 戦後の Ex-Cell-O ガソリン多点噴射ポンプ



L., C., Lichty, *Internal Combustion Engines*. 6th. ed. N.Y. et.al. 1951, p.239 Fig.158(from G., M., Lange, Fuel Injection versus Carburetion for Personal Airplanes. *SAE Quarterly Transactions*. 2. 1948).

iv. 実用化へ

1940年よりアメリカにおけるガソリン噴射システム開発は再活性化の時代を迎えた。勿論、ドイツにおけるガソリン噴射方式への転換を受けての反応である。陸海軍の開発予算は激増し、ユニット・メーカーのみならず発動機メーカーを巻き込んだ開発体勢が構築された。'41年半ば頃からは新たな、焦眉の課題が提起された。陸軍が B-29 爆撃機用に希求し、海軍も一時期、大形飛行艇用に待ち望んだライト R-3350 *Duplex Cyclone* の開発停頓がそれである。その過程においては Bendix-Stromberg 噴射気化器(後述)本体の直ぐ後に位置せしめられた噴射ノズルから燃料を供給する当時通常の方法(“Adapter injection”)の限界故にか混合気分配の不均一という問題が惹起され、また、巨大な吸気系が発動機のバックファイヤによって破壊されるという事態も多発し、これらの障害が R-3350 の開発を永らく遅延させる事態となっていたからである。

混合気分配の不同はこの頃、P&W によって開発された後述の過給機インペラの中央部から燃料を噴射するスピナー噴射方式を採用すれば、後年、実際になされたように、完全に解消され、着氷に係わる不安も同時に排除され得ていたであろう。

しかし、こと、バックファイヤに関しては俄然、筒内噴射への切替えに成功することによって根絶されるべき問題であるように見えていた。無論、その場合にも気筒頭の冷却性向上が不可避の命題をなすことに変わりはない。

1940年、陸軍はライト社と燃料噴射式発動機の開発契約を締結した。翌年、この契約は開発の最優先に R-3350 を据える契約として更新された。この時、海軍もガソリン噴射装置開発への独自の支援政策を発動させた。'41年末、陸軍は航空発動機メーカーを糾合したコンファレンスを開催、あらゆる発動機にガソリン噴射法を導入すべきこと、その個別仕様については発動機メーカーの判断に委ねること、陸軍の仕様は撤回されるであろうことを公言した。ライト社は噴射式 R-3350 開発に焦っていた。P&W は現状のデータに照らす限り噴射方式への転換にメリットは認められないと主張しつつ、噴射方式の開発実験に注力することを約束した。予算制約は緩和され、克服されるべき課題は開発技術の面での困難と製造工程におけるハンドラッピングという非効率的生産技術に係わる困難に絞られた。

アメリカン・ボッシュのシステムを'39年時点で既に実質的に完成の域の達したものと見做していた陸軍ライト航空基地の技術者は早速その実機搭載に取り掛かった。手始めはライト *Cyclone R-1820* への実装であった。'41年半ば、陸軍が燃料噴射開発を R-3350 第一にと決断した時、ライトはボッシュのシステムの採用を選んだ。1941年秋、P&W が陸軍の要請に応じて燃料噴射発動機開発を再開した時、先ず選択されたのも R-2800 用のボッシュ・システムであった。

しかし、実験用ユニットの発動機メーカーに対する供給も遅ければ指示された変更点の反映にも遅滞を極めたため、アメリカン・ボッシュ頼みの開発は遅々として進まなかった。

更に、'41 年後半までには 1935 年以来ボッシュが手を染め、ライト航空基地のキャンベルが提案を行なったような電氣的マスフロー制御という仕掛けが果たして開発可能であるのか否かについて、非常に疑わしいとの疑念が頭をもたげ始めていた。

'41 年 10 月、陸軍はもしもの備えとして油圧式マスフロー制御機構を開発するという契約をアメリカン・ボッシュと取り交した。その直後、同社の所有権の 10%を超える持分が外国人に押さえられている事態が発覚する。'26 年の法律に拠れば、かかる企業は陸海軍との契約から排除されることが定められていた。このため、翌年、超過分をアメリカ人に買い戻させるためにまた時間は空費された。

'42 年の買い戻しにより、新規市場開拓への期待感が高まり、同社は技術者の新規採用に踏み切った。ポンプの設計は強制吸排油式に変更され、当初モデルが悩まされた引っ掛かりという不具合の発生は根本的に排除された。電氣的制御は放棄され、陸軍側ではキャンベルが身を退き、油圧式マスフロー制御が生残った。R-3350 用の噴射システム生産立上げは発動機本体より一足早く 1943 年には可能となった。

しかし、アメリカン・ボッシュは噴射ポンプエレメントの微細な公差を生産ライン上で実現することに関して大失態を演ずる。人手を投じて製造された試作品は優れた性能を発揮したが、製品化されたも数百基はどれもこれも甚だしい引っ掛かりを生じて実用に値せず、発動機に装備された量産品は一つとして無かった。

'41 年、航空ディーゼル開発で歴史にその名を留める Des Champs をヘッドと仰ぐエクリプスの噴射装置開発チームを受入れたばかりの Bendix Products Division は陸海軍双方から R-3350 用噴射装置 12 セット、海軍からは Lycoming H-2470 型 24 気筒発動機用ユニット 2 基の発注を得た。R-3350 用の噴射ポンプには 2 つのタイプがあった。18 気筒単一ユニットと 9 気筒用をツインにしたユニットである。海軍は前者を、ライト社と陸軍は R-3350 の前バンクは後バンクより多くの空気を受取る傾向があり、これに対する補正が容易であるとの理由から後者を選好した。ツインにすると同調の難しさが加わるが、陸軍は巧妙な同調機構を開発してこれを克服した。

R-3350 用ユニットが納品されると海軍はボーイング XPBB-1 “*Sea Ranger*” 双発飛行艇に噴射型と気化器型の R-3350 を各 1 基搭載し、比較テストを行なった。筒内噴射では燃料の気化による過給機の効率向上は望めないが、この点は過給機の圧力比自体を若干、大きくすることで対処された。しかし、このテストから導き出されたのは噴射式に優位点無しという結論であった。海軍は噴射式の複雑さ、未熟さに懐疑を抱いており、かつ、R-3350 それ自体についても大した興味を持続していなかった。かくて、'42 年以降、海軍と噴射装置開発との関与は断たれることになる。

'41 年末ないし'42 年初めより P&W は R-2800 との係わりでベンディックス及びボッシュの噴射装置をいじくり始めていた。程無く、ある P&W の有能な技術者は未だに安定しないベンディックスのスピード・デンシティー制御装置の全ての不具合が解決されるのを待つのではなく、既に 1938 年頃に完成していた Bendix-Stromberg 噴射気化器を制御装

置として組込むならば、つまり、そこで計量された燃料をバックファイヤの恐怖に曝す格好で空気流れに対して噴射するのではなく、噴射ポンプに対して送り込ませるようにするならば開発の時間と労力が節約されると提案した。電子制御実現に遙か先立つ時代であってみれば、この提案は至極妥当なものであった²⁸。

Bendix-Stromberg 噴射気化器のシステムにおいて、発動機によって駆動されるフィードポンプから $0.7\sim 0.98\text{kg/cm}^2$ の圧力で制御ユニットに送られた燃料は空気流量に応じて計量され、ノズルへと送られる。噴射圧は 0.35kg/cm^2 程度である。計量機構の中心は 2 連のダイヤフラムで、これには外気圧とベンチュリー負圧及び燃料ポンプ圧と噴射圧がそれぞれ作用する。

図 II - I -12 Bendix-Stromberg 噴射気化器システム(アダプター噴射)

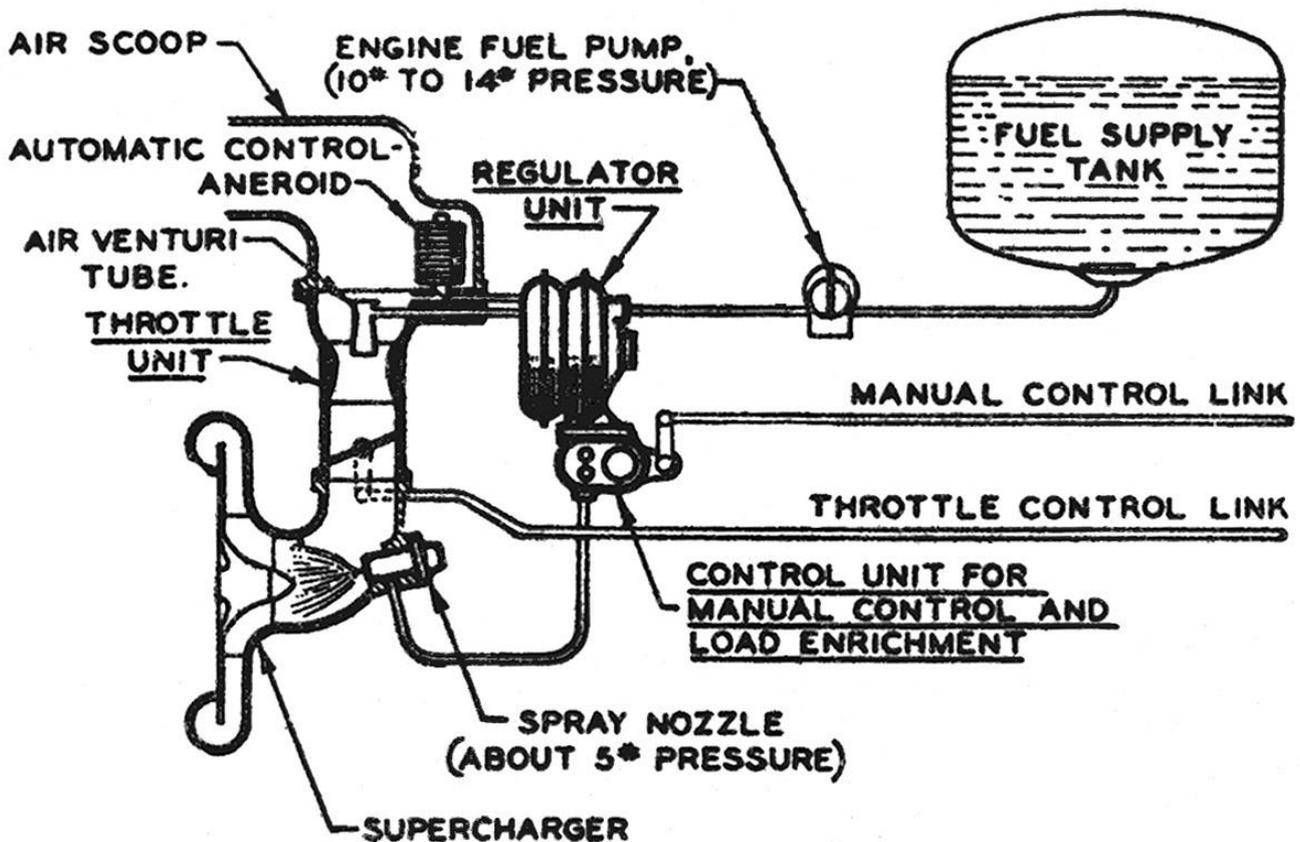
²⁸ 完成して間もない Bendix-Stromberg 噴射気化器は日米開戦直前、最後の便船によって中島飛行機に輸入されている。水谷総太郎はこれについて「中島製の気化器に対抗し得るようなものではなかった」と述べているが(『中島飛行機エンジン史』215 頁)、それは単に曲技飛行的能力のみを重視した旧弊な戦闘機用兵思想の別表現に過ぎない。そんなに出来ないカラクリなら戦中戦後、ピストン航空発動機の補機として愛用されたりするワケも無い。

逆に、我々は空冷星型発動機技術史との係わりで譽の中島式気化器がどれ程難物で、この発動機の生産体系全体を阻害したかについて知ることになるであろう。

実際、気化器の専門家、新山春雄の評価は水谷のそれとは全く異なっていた。曰く：

フロート気化器では、【燃料を】ベンチュリーののど部に噴出させねばならないという原理上の制約がある。そこに噴出した燃料を軸対称に【並ぶ星型発動機の気筒群に】分配するという事は、いろいろな方策を講じて努力はしたが、今から考えれば本質的に無理である。この点において、【アダプター噴射、スリンガー噴射、ポート噴射、筒内噴射と】どこからでも燃料を噴出できる噴射方式に決定的な優位を認めなくてはならない(「わが国における航空用気化器開発の経過」【】内引用者補)。

勿論、Bendix-Stromberg 噴射気化器で対応出来るのは分配器を介したポート噴射までではある。



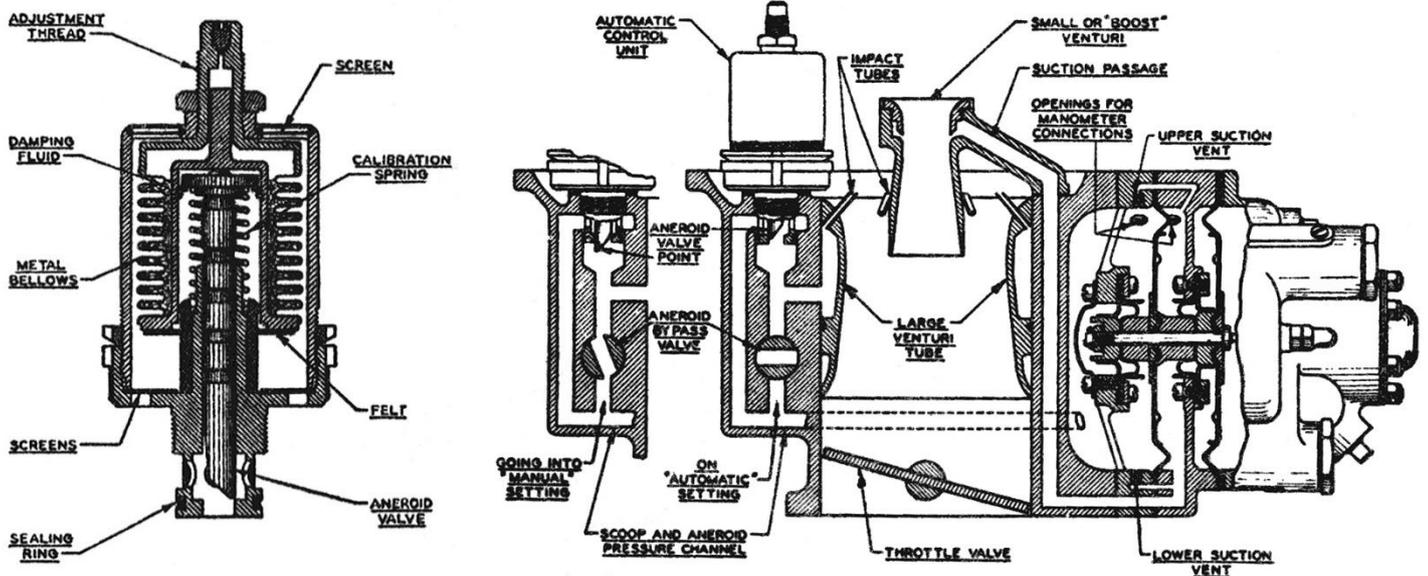
C., Norcrodd and J., D., Quinn, *The Aviation Mechanic*. N.Y. and London, 1941. p.397 Fig.387.

図の質が悪いのは1943年9月、日本で発行された海賊版から採ったためである。因みに、宮本晃男『航空発動機整備技術』鳳山社、1961年、62~63頁、第75~77図はこれと次図の翻訳再掲版である。

高度補正に与る自動混合比調節用アネロイドは乾燥空気を封入されたベローズで、気化器入口外気圧と温度に応じたその長さによって直下のアネロイドバルブの開度を変え、制御ユニット左側に位置する空気ダイヤフラムの左側に印加される外気動圧を補正する(勿論、これには静圧と動圧とがかかる)。空気ダイヤフラムの反対側にはベンチュリー負圧が伝えられ、両者の差が大きいほどダイヤフラムは右に押され、軸心の延長上に位置するポペットバルブ(意図的にか図示されていない)を開くことで噴射される燃料を増量しようと働く。

軸上、空気ダイヤフラムの右横には燃料ダイヤフラムが設けられており、その右側ではポンプ燃圧を、左側では実際に噴射される燃圧を受けている。これにより、ポンプ圧が高過ぎる場合、調整機構の可動部全体を左にシフトさせ、ポペットバルブを閉じて噴射量を抑制しようとする。空気ダイヤフラム/燃料ダイヤフラム間における“力の均衡”によって噴射される燃料は増減せしめられる。

図Ⅱ・I-13 Bendix-Stromberg 噴射気化器の一型式における混合比自動調整装置と本体



ibid. p.397 Fig.388 and p.389 Fig.389(海賊版).

左図のユニットが右図上方左寄りに位置する AUTOMATIC CONTROL UNIT である。

実際には加速ポンプや手動混合比調整機構も付いていて構造はより複雑であるが、派手な可動部分は少なく安心出来るカラクリである²⁹。

なお、混合比自動調整装置のベローズ凹凸部を満たす DAMPING FLUID は恐らく“タンポノール”と呼ばれる温度に敏感な特殊な油らしい。かような工夫が無いとベローズは振動によって直ぐ疲労破壊に到った³⁰。

Bendix-Stromberg 噴射気化器を制御装置として組込むという、何故か名前の伝わっていない彼の提案は直ちに実行に移され、“Bendix-Stromberg 噴射気化器”改め“マスター・コントロール”＝マスフロー式ガソリン計量供給機構(図Ⅱ-I-14 上部)が配置され、外気全圧、ベンチュリー負圧、フィードポンプ送油圧、計量された燃料圧を受けて混合比制御のための燃料流量を調節し、これを噴射ポンプに送るようにせしめられた。

噴射装置各ポンプエレメントの有効ストロークはマスター・コントロールによって規制され、個々の気筒にはそこで等分・加圧された燃料が分配されるように再構成された。この新システムはオリジナルのスピード・デンシティー方式より決定的に優れていることが判

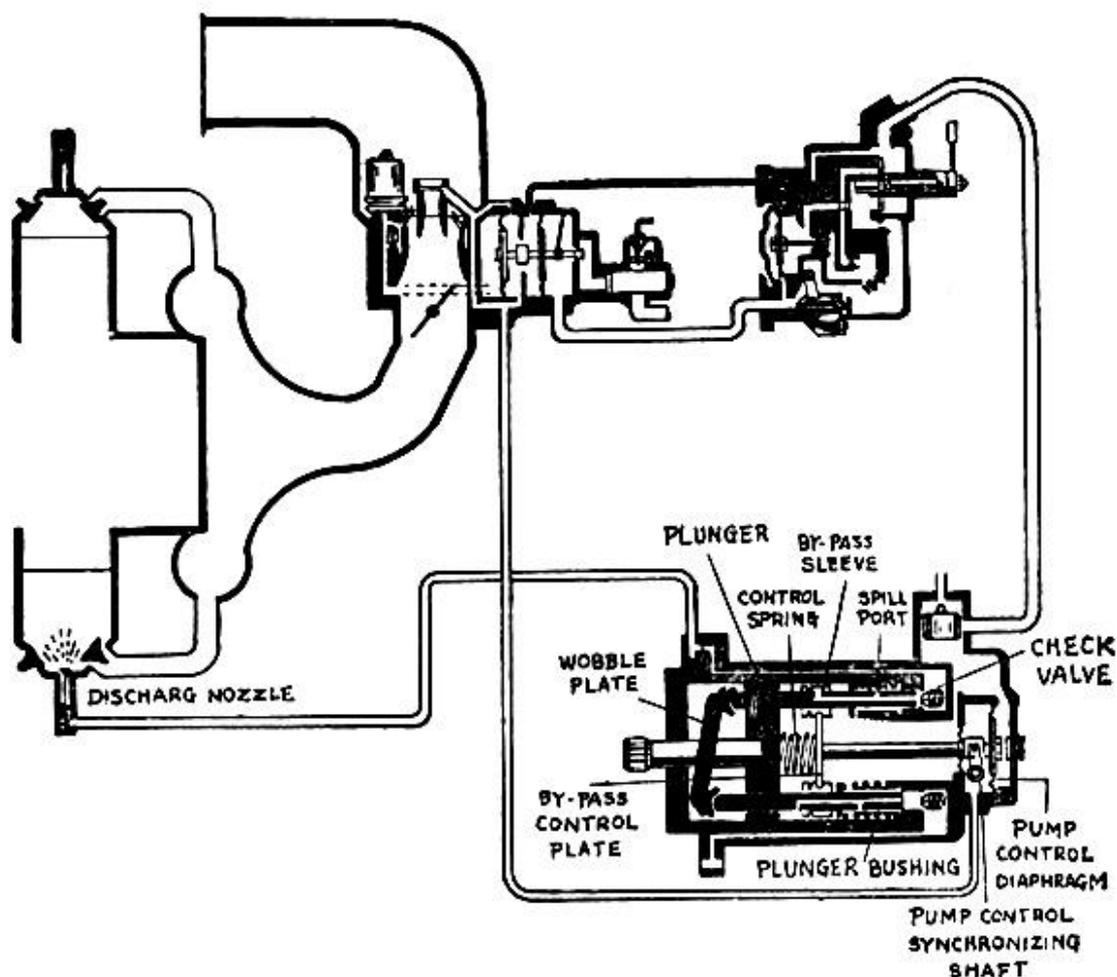
²⁹ Bendix-Stromberg 噴射気化器についてのより詳しい解説については岡部前掲「航空発動機の今昔(3)」の後半部分、更に詳しい解説については原 勇記の連載稿「航空発動機補機」『エンジン』Vol.2 No.2~4, 1956年、参照。

³⁰ 新山「わが国における航空用気化器開発の経過」、『中島飛行機エンジン史』222頁(中川)、参照。戦後、三菱ではガスタービン制御機構に用いられていた金属製ベローズをゴム製ダイヤフラムに置換する設変が行われている。瀧口 敏「資材調達について」「大幸随想」編集世話人『大幸随想』1997年、420~421頁、参照。無論、これなどは耐油性に富んだ合成ゴムが得られて初めて出来た芸当である。

明し、陸軍の標準仕様に指定された。

ここで図Ⅱ-I-14を読み取ってみよう。B-29用ライトR-3350 *Duplex Cyclone* を救った Bendix-Stromberg Direct Injection System はエクリップス起源の、一見、Ex-Cell-O ポンプにも類似した^{ウォブルプレート}揺動斜板式筒型噴射ポンプを中軸として構築されている。但し、それらのポンプの中央に在った回転弁は居場所を失くしている。これは件のストロンバーグ噴射気化器を以って吸気ならびにガソリン供給計量機構とし、噴射ポンプ回転弁の計量機能を代替させると共に、マスター・コントロールが規制するガソリン流量により各プランジヤの根元に設けられたスリーブ式逃し弁の位置(噴射終り時期)を変える仕掛けによって噴射量制御機能が実現されたからである。

図Ⅱ-I-14 Bendix-Stromberg Direct Injection System



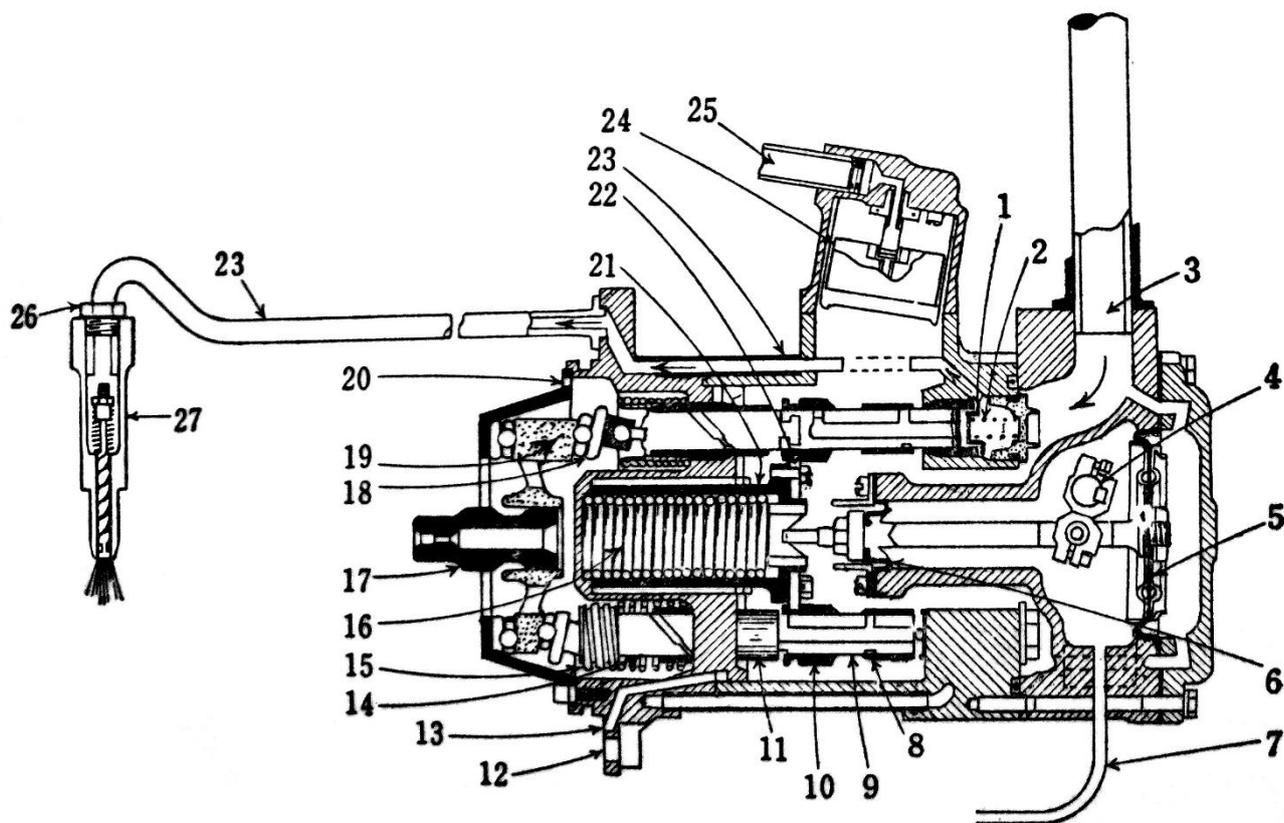
日本航空整備協会『航空発動機』1962年、146頁、第120図³¹。

³¹ 同書、関連本文の一部には筒型ポンプと2プランジヤ可変行程式燃料計量機構とを混同した不適切な表現が見られる。なお、同書の奥付には「昭和33年7月1日 第1版発行」

燃料は右側の管からポンプに流入する。中央の堅管は制御負圧をポンプ・コントロール・ダイヤフラムに導くためのもの。後者の変位によりバイパス・スリーブの位置、従ってポンプの有効ストロークが指定される。

次に掲げるのも噴射ポンプ～噴射ノズルに係わる戦後の図例であるが、こちらには何故か揺動斜板ではなく回転斜板が用いられている。

図 II - I - 15 同上の 9 気筒用 DH93 型噴射ポンプと噴射ノズル



八田・浅沼編『内燃機関ハンドブック』489頁，図4・1・38。

3：マスターコントロールからの燃料，7：同空気ダイヤフラムへ，12：発動機潤滑油，25：同空気抜きへ。

4：タペット，8：バレル，9：プランジャ，10：バイパススリーブ，4：左右ポンプ同調軸

とあり、手許の版は1967年の第7版であるが、改訂履歴は不記載で重版のように見える。しかし、巻頭「序」の類3つは全て1962年3月1日付けである。5頁の第1表には1959年1月27日に初飛行したConvair 880が記載されているから、'58年7月時点のデータではあり得ない。奥付の発行年が誤っているのか、'62年に実質的な改訂が為されたのかは不明である。なお、小倉勝男『航空原動機』共立出版，1954年，92頁，図6.14も図そのものは同じである。

噴射ノズルは図Ⅱ-I-15 に示されている通り自動弁で、その開弁圧は 35kg/cm^2 であった。この程度の噴射圧でとにもかくにも厄介者を向う先に追い遣る筒内直接噴射を成就出来たのであるから上等である。逆の表現を採るなら、このシステムの噴射ポンプは噴射ポンプとは言い条、大元の計量機能を持たず、分配・加圧・送油器としての機能に特化した軽負荷設計になっていた。であるからからこそ成功したワケである。このシステムの真の主役はそれ故、マスター・コントロールであったと言っても差支えない。

上述の通り、このシステムは B-17 以来、採用されて来た排気ガスタービン過給機を 1 段目、2 速機械式過給機を 2 段目とする 2 段 2 速過給システムにおける Bendix-Stromberg 噴射気化器を代替するものであった。上述の通り、発動機当り 9 気筒用ポンプが 2 個、並列で使用された。図Ⅱ-I-14 中の Pump Control Synchronizing Shaft が 2 台並んだポンプ相互間におけるバイパス・スリーブの位置を揃えるための仕掛けである。

新制御機構が組込まれたベンディックスのツイン 9 気筒型噴射装置の生産開始は'43 年に指示され、'44 年には製品の出荷が始まった。試作品でハンドラップされていたエレメントは量産段階では機械研削に置き換えられ、しかも互換性が与えられていた。大戦終了までに陸軍は全ての B-29 の R-3350 を気化器式から噴射式に変更すべく作業を始めていた。

噴射方式の採用により破壊的なバックファイヤや出火の危険性は排除され、氷結も完全に防がれた。冷間始動時にも発動機の急加速が可能となり、極地での行動はより容易となった。混合気分配にまつわる労苦は軽減された。しかし、新装置は気化器と燃料噴射装置とを抱合せたシロモノであったため、複雑さと過重量は悩みのタネであった。かくて、アメリカにおいては気化器か燃料噴射かという問題に対する完全な回答が得られぬままに大戦は終結した。

戦後、筒内直噴型 R-3350 はターボコンパウンドの *Turbo Cyclone* として Douglas DC-7 や Lockheed 1049 *Super-Constellation*(*Connie*)等の大形旅客機に装備された。しかし、その使用実績はユーザーを満足させ、メーカーを安心させるような水準には決して達していなかった。トラブルの最大要因はパワータービンにあったが、燃料噴射系においてもマスター・コントロールの調整ないし噴射ポンプとのマッチングはデリケートな作業であったし、その運用技術にも高度な技量が求められた。

図Ⅱ-I-16 *Turbo Cyclone* を掲げた Curtiss-Wright の広告

**FOR FASTEST LONG RANGE...
NON-STOP...OVER OCEAN TRANSPORTS**

Turbo Compound
**Selected to power the Douglas DC-7
and the Lockheed Super-Constellation**

**THOUSANDS NOW ON ORDER FOR
AIRLINE AND MILITARY TRANSPORTS**

WRIGHT AIRCRAFT ENGINES
PRODUCTS OF **CURTISS-WRIGHT**
CORPORATION • WOOD-RIDGE, N. J.

World's Finest Aircraft Engines

Paul H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1952*. N.Y. 1952, p.36.

ポンプ~ノズル系に関しては噴射量の筒間不均等が根絶されず、ディーゼル並みに噴射管の長さを揃えるまでは当然のこととして、フレキシブル・パイプを混用したり、2個の噴射ポンプの同期化精度向上に手を尽くしたり点火時期まで変更したりと、整備部門は大変であった。それでも混合比の筒間不均等とそれに起因する気筒頭温度のバラツキは残り、燃焼室部分に焼損が多発した。ノズルの噴霧性状維持に手を焼き、自己潤滑性を欠くガソ

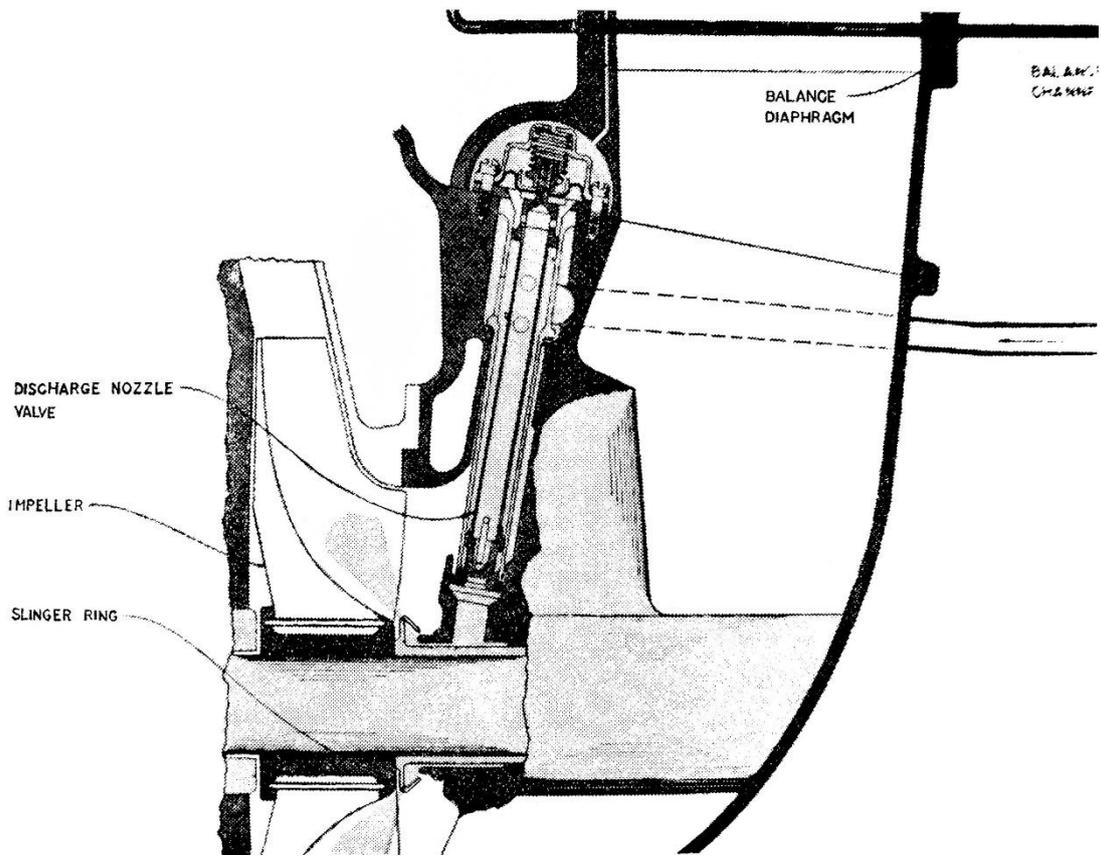
リンを相手とするだけに噴射ポンプ内部に生ずる「かじり」対策にも追われねばならなかった。また、全ての燃料管について内部腐蝕等を検査するため、X線検査まで実施された³²。

この危うげな筒内噴射システムに対する強力なライヴァルとなったのは遠く'41年後半から開発が進められ、大馬力発動機の分野において速やかにアダプター噴射に取って代わった件のスピナー噴射ないしスリンガー噴射である。この方式は欧米では“spinner injection”と呼ばれることが普通であったようであるが、“slinger injection”と呼ばれる場合もあった。これは後述する中島の水・メタノール噴射における“スリンガー噴射”などより遥かにシンプルなカラクリで、Bendix-Stromberg 噴射気化器の噴射ノズルを過給機インペラの直前に置くと共に、燃料を高速回転するインペラ軸に被せられたハトメ状の断面を有するスリンガー・リングとの間の狭い環状隙間に噴射させ、これがスリンガー端部のポケット部に追込まれた後、その隅に明けられた小孔群から遠心力によってインペラの翼間に放射されるという簡明な仕掛けであった³³。

図Ⅱ-I-17 スピナー噴射要部(R-2800 CB17用 Bendix Stromberg PR-58E型気化器のもの)

³² 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、191~192頁、参照。この問題については第Ⅲ部にて別の角度から再論される。

³³ スピナーないしスリンガー噴射のメリットは混合気分配の均一化と並んで氷結の完璧な排除にもあった。その開発史については cf. Schlaifer, *Development of Aircraft Engines*. pp.106, 523, 538~539(n.37). もっとも、彼はこれを“impeller injection”と表記している。



岡部武夫「航空発動機の今昔(3)」『熱機関』Vol.1 No.10 1955年10月、33頁、第13図、より³⁴。

そのメリットは混合気分配の均一化であり、これによって戦後のアメリカ製大出力気化器式ピストン発動機は1:15~16という従前、不可能であったような希薄燃焼を常用することが可能となり、筒内噴射システムの混合気分配並びに燃費面における優位性は掘り崩されて行った³⁵。

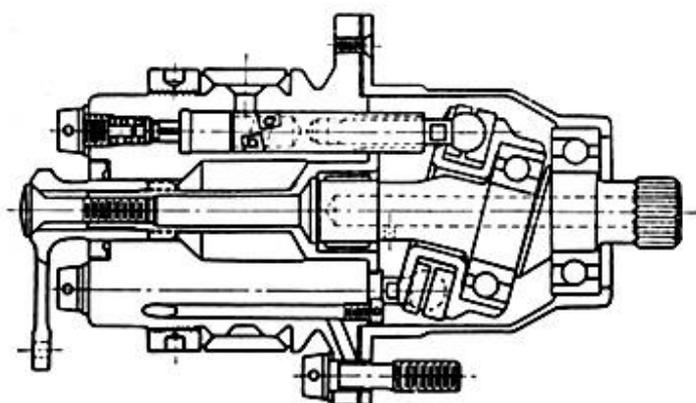
³⁴ 原 勇記「航空発動機補機」『エンジン』Vol.2 No.2 1956年2月にもこれについての解説が見られる。スピナー噴射のノズル部分を含む Bendix-Stromberg 噴射気化器の全体像については日本航空整備協会『航空発動機』132頁、第114図と133頁、第115図に分けて掲げられている。ノズル部分を示す後者は別ソースから採られたモノらしいが誠に見辛い。また、小栗幸正『初学者のための 内燃機関』理工学社、1964年、3-33頁、3・60図はコンパクトな全体像を為すが、小さ過ぎて折角のスリンガー・リングは良く表現されていない。

³⁵ 岡部前掲「航空発動機の今昔(3)」, 原前掲「航空発動機補機」, P.,H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*. Washington D.C. 1957, p.256, 『中島飛行機エンジン史』121, 133頁(中川), 参照。普通, スリンガーと言えば遠心力によって異物侵入や油漏れの防止を図る非接触型オイルシールを指す。簡単には拙稿「鉄道車輛用ころがり軸受と台車の戦前・戦後史」(→IRDB), 314頁, 参照。

因みに、やがて参照する『アメリカ陸軍調査資料・100式司令部偵察機Ⅲ型』においては噴射ポンプ軸上の従来の半分にカットされた回転式潤滑油飛散筒が“slinger”と呼ばれている。

その後、この Bendix-Stronberg 噴射気化器とは別に、ベンディックスからは「ストロ
ンベルグ・スピードデンシティ装置」などと呼ばれた発動機回転数、マニホールド圧・外気
圧、吸気温度によって空燃比制御を行うシステムが商品化されており、噴射機構はこち
らもスピナー噴射となっていた。しかし、本システムが実際にどの程度普及したのかにつ
いては管見の及ぶところではない³⁶。

図 II - I - 18 Fuelcharger 社の噴射ポンプ



神蔵信雄『高速ガソリンエンジン』530 頁，図 24.39.

1950 年代半ばのアメリカにおいては自動車機関向けとしてやがて見る三菱のそれを髣髴させるが如き、但し、ポート噴射ではなく筒内噴射用のポンプが開発された。それはデ
トロイトの Fuelcharger 社の作品、揺動斜板を用いる垢抜けした M-3 型噴射ポンプであつ
た。同社の試作品は Lincoln 機関においてテストされた。しかし、同社によって並行開発
されていたポート内定時噴射装置に倍する、そしてポート内連続噴射装置に 10 倍する高
コストに見合わぬ性能しか発揮出来なかったが故に、普及の途は断たれてしまった³⁷。

1954 年型リンカーン機関には分配型燃料噴射ポンプを中核とするアメリカン・ボッシュ
のポート噴射システムも試験された。この装置は'57 年型リンカーンにオプション設定さ
れる予定との触れ込みであった。実際の帰趨は不明ながら、これもフュエルチャージャー
社の製品と同じ運命を辿ったようである³⁸。

³⁶ 日本航空整備協会『航空発動機』の 140~145 頁，参照。140 頁と 141 頁との間には第 119 図として本システムの全体図が折込まれている。

³⁷ 戦後の機械式ガソリン噴射機構については cf. Jan P., Norbye, *Automotive Fuel Injection Systems A Technical Guide*. England, 1st. ed., Sparkford, 1982, 2nd. ed., ditto. 1988, ch.4~7, 日本語文献では神蔵信雄『高速ガソリンエンジン』丸善，1960 年，508~532 頁，が最も詳しい。

³⁸ 上記の他，浅沼・八田他『火花点火機関』山海堂熱機関体系 5，1956 年，337~344 頁，桜井一郎『整備・保守』山海堂自動車工学講座 第 6 巻，1957 年，361~373 頁，参照。後者の改題改訂版『自動車整備技術要覧』山海堂，1963 年，372 頁からは旧版に見られたガソリン噴射方式普及に対する楽観的展望が削除されている。少し毛色の変ったところでは

3. ドイツにおけるガソリン筒内噴射技術開発

i. Junkers *Jumo* 211 発動機にける筒内噴射システム

Junkers Flugzeug und Motorenwerke A.G.は 1936 年に気化器式液冷発動機 *Jumo* 211(Inv.12V-150×165)を完成した。同社は程無く、その気化器を 150° 倒立 V 型 12 気筒の自社製噴射ポンプを核とする噴射システムに置換した³⁹。

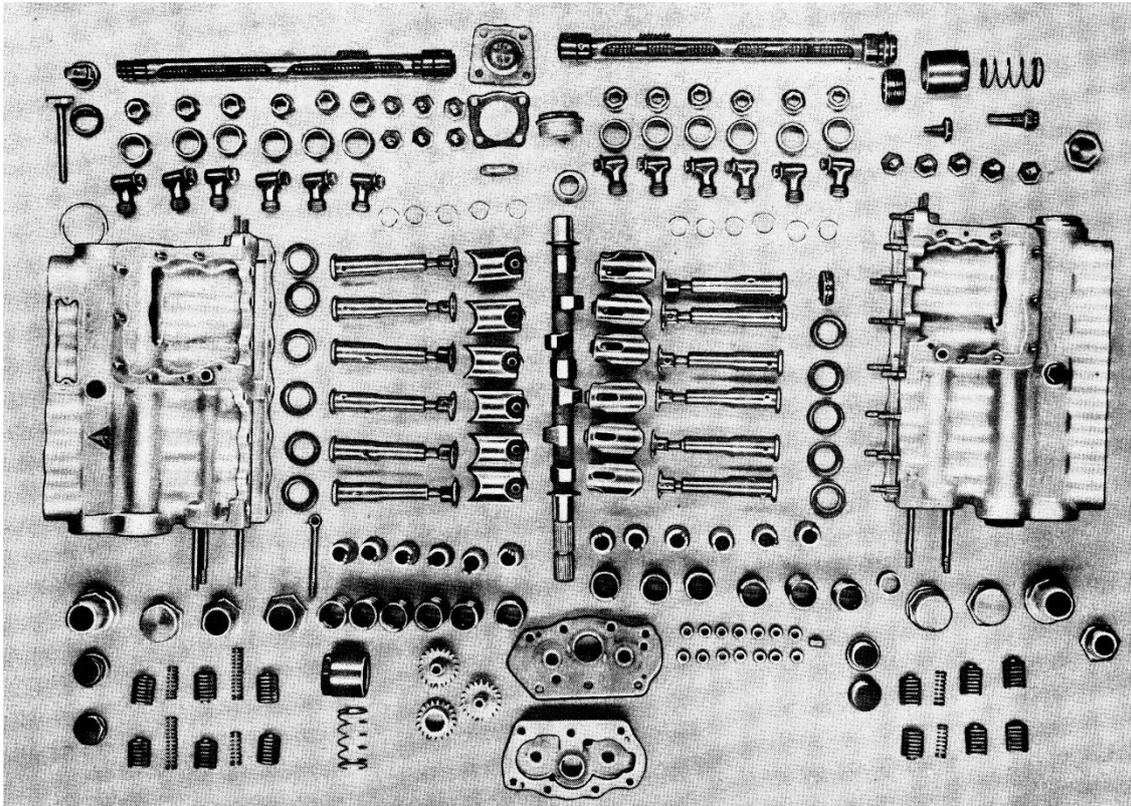
この改良型発動機はドイツ、恐らく世界のガソリン航空発動機における本格的な筒内直噴採用の嚆矢となり、Junkers Ju87A や Heinkel He 111 系、Fokke-Wulf Ta 152 等に装備され、総計 68000 基ほどが製造された。本発動機の燃料噴射ポンプの部品展開写真、主要部拡大図、エレメントの図を掲げておこう。エレメントについてはその形状と潤滑への配慮とに注目したい。プランジャ径は 9φであった(図Ⅱ-I-19-21)。

図Ⅱ-I-19 Junkers 噴射ポンプの部品展開写真

P.H., Smith/大塚二郎・梅宮弘道訳『競技用エンジンの設計とチューニング』八重洲出版, 1970年, 202~204, 220~232頁, C., Campbell/篠田義明・柏木二郎訳『スポーツカー 理論と設計』二玄社, 1971年, 187~196頁, C., Campbell/高橋 賞・神谷 豊訳『スポーツカー・エンジン 理論と設計』二玄社, 1972年, 268~279, 280頁も興味深い。

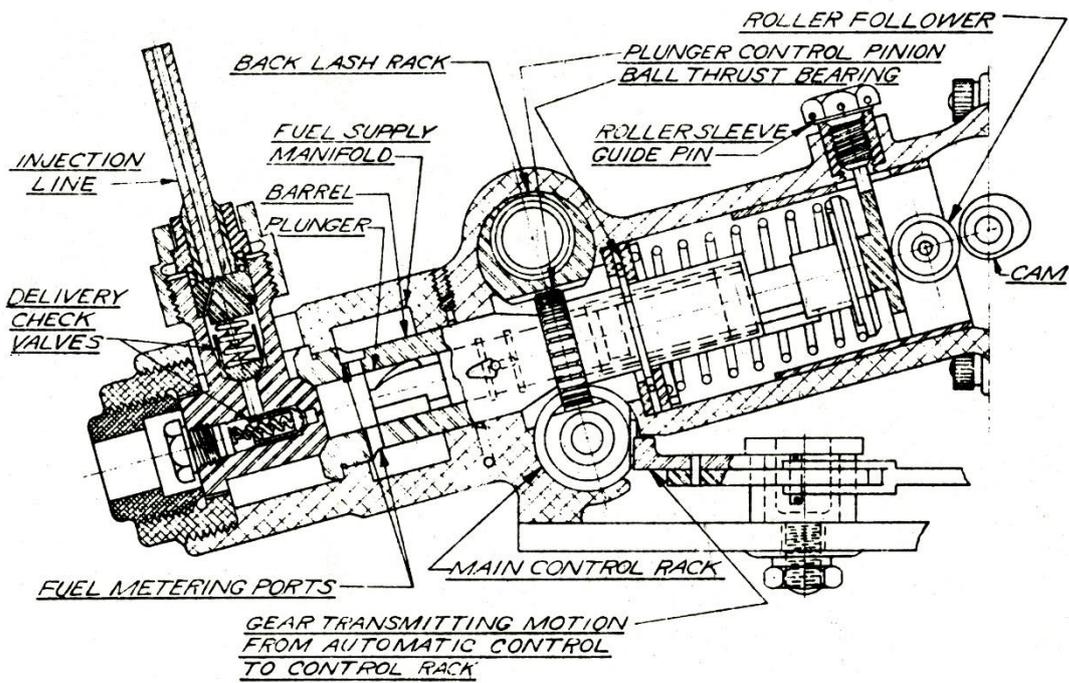
³⁹ cf. Junkers Hochleistungsflugmotor “Jumo 211.” 1200PS ohne Vergaser mit Benzineinspritzung. *Flugsport*, Bd. 30, Nr.21, 1938/森山義一訳「ユンケルス・ユーモ 211 型高出力航空発動機 気化器を用ひずガソリン噴射にて 1200HP を出す」『内燃機関邦訳文献集』第3巻 第12号, 1938年, The Junkers Petrol Injection Engine. *Flight*, Vol.37, No.1621, 1940/佐々長政訳「ユンカーズ・ガソリン噴射発動機」同, 第7巻 第4号, Heldt/白井訳・前掲「航空発動機の燃料噴射」, 辻 猛三『ドイツの航空工業』大日本飛行協会, 1943年, 91頁, 第58図, 94~97頁, 参照。

辻 猛三は名発の技師で 93 式 700 馬力発動機や金星の開発に携わった後、'38 年の春に渡独、ドイツを中心に欧州各国の航空技術を 3 年半に亘って調査し、'41 年 12 月 15 日に帰朝した。彼はボッシュ・ポンプは既に紹介されているから、と述べてユンカーズポンプの解説のみに頁を割いている。しかし、実はその滞在期間中、ボッシュ・ポンプにはやがて見る通り重大な設変が加えられつつあった。辻がこれについて知らなかったのか、それとも意図的に隠したのかについては判らない。辻は三菱のそれに似た BMW-801A 発動機用デッケル・ポンプについてもほぼ何も語っていないが、その理由は不明である。また、辻は第Ⅱ部の今一つのテーマをなす水・メタノール噴射についても一切、沈黙している。これは研究開発自体が低調であったためと言うよりも、辻が意図的にそうした結果であろう。



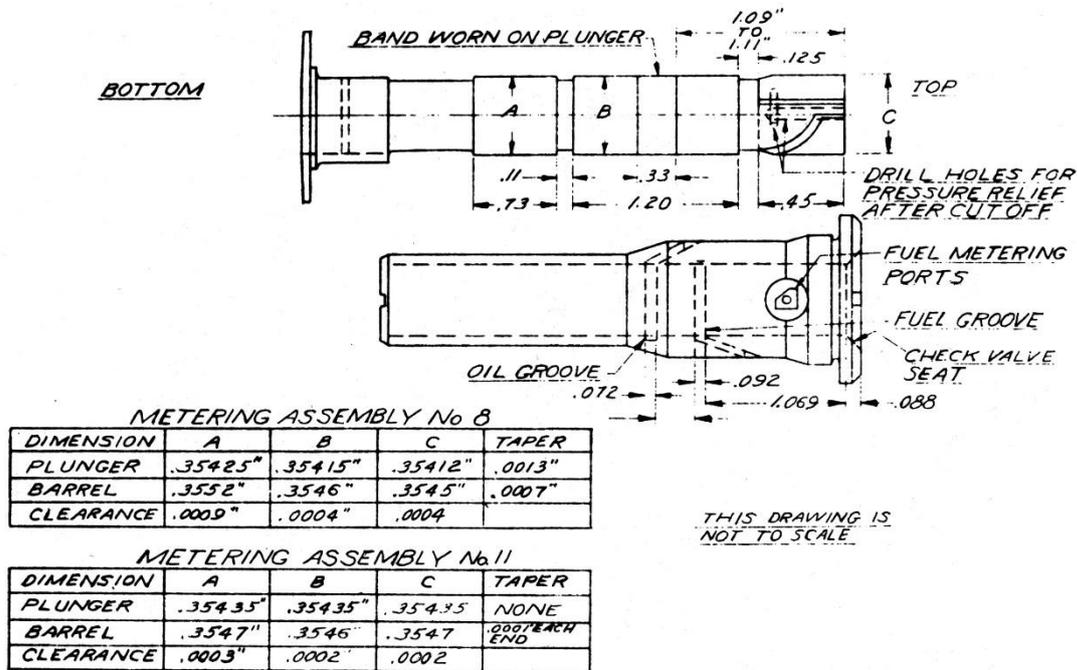
Little & Danielson, *Description of German Fuel-Injection Systems*. Rescinds Summary Report No. F-SU-1105-ND. p.7, Fig.4.

図Ⅱ-I-20 Junkers 噴射ポンプの主要部



ditto. p.9, Fig.6.

図 II - I - 21 Junkers 噴射ポンプのエレメント



ditto. p.10, Fig.7.

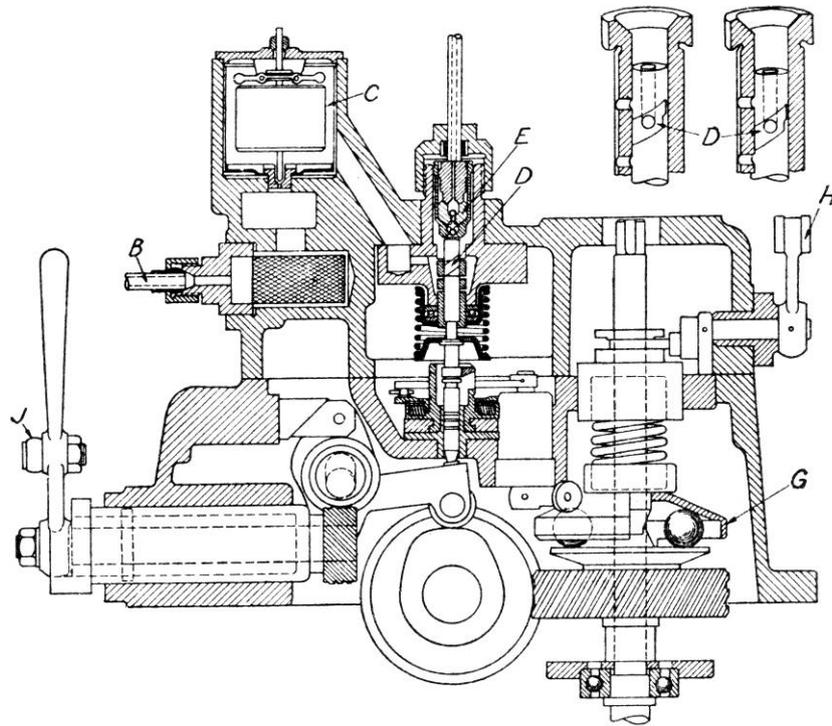
バレル内面に設けられた 2 段の溝は右がガソリン戻り用, 左が潤滑油供給用である. ここに来た油は循環せず行った切り, 垂れ流しとなる.

一見して驚かされることは中央に同社伝統の逃し孔を有するこのプランジャ外周の切欠きがディーゼル機関において所謂ユンカース式噴射ポンプとして知られるモノのそれではなく, ボッシュ B 型のそれそのものであったということである. これを真逆に, 図 II - I - 22 上に観るユンカース・ポンプのプランジャなど, ボッシュ A 型そのものであった. 両社の間に何らかの相互技術譲渡があったのではないかと推察される⁴⁰.

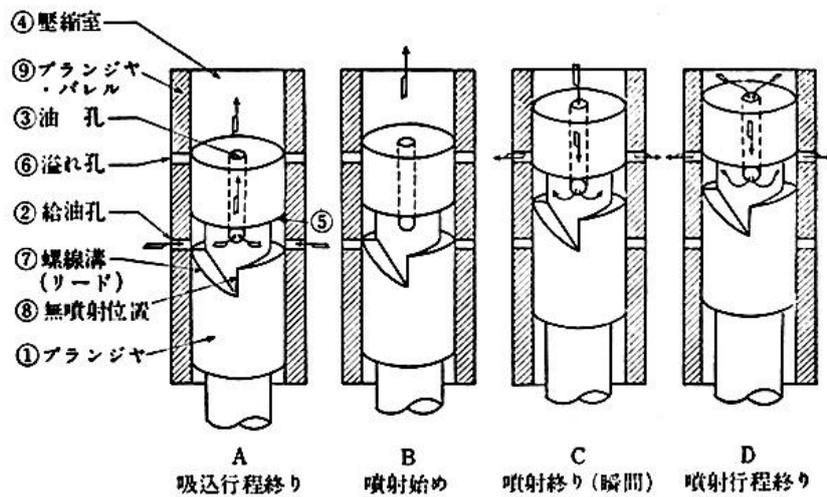
⁴⁰ ユンカース式ディーゼル噴射ポンプについては例えば P.M., Heldt, *High-Speed Diesel Engines*. 1st., ed., PA., 1932, pp.138~140, 菊池『ディーゼル自動車工学』岩波書店, 1953 年, 119~123 頁, 参照.

なお, プランジャの切欠き形状が B 型よりシンプルなボッシュ A 型噴射ポンプは'30 年代半ばに投入され, 我国でも(株)神戸製鋼所や自動車工業(株)の自動車機関, それも気筒サイズが比較的小さな機種に試用されていたが, そのプランジャ径は 4, 5, 6, 6.5, 7φ と小さく採用範囲は局限された. 自動車機関用でも B 型なら 10φ までラインナップされていたので, 当時, 広範囲の機種をカバーし得るボッシュ噴射ポンプと言えは B 型を措いて他に無かった. 塚川 知「いすゞ DA110-103 型および DA120-102 型ディーゼルエンジン用 A 型燃料噴射ポンプについて」『いすゞ技報』第 25 号, 1957 年, 拙著『日本のディーゼル自動車』220~221 頁, 『伊藤正男——トップエンジニアと仲間たち——』80~83 頁, 参照.

図 II-I-22 ユンカーズ式ディーゼル燃料噴射ポンプのエレメント



P., M., Heldt, *High-Speed Diesel Engines*. 1st., ed., p.139 Fig.17.



菊地五郎『ディーゼル自動車工学』121頁，第99図。

図は最大噴射量の位置を示し，そこからプランジヤを右に回して噴射開始時期 B を遅らせれば噴射量は抑制される。噴射終了時期は如何なる場合においても一定である。

ディーゼルのことを気にするのは，ガソリン航空発動機用とは構造を異にするユンカーズ式ディーゼル噴射ポンプがその 2 サイクル対向ピストン航空ディーゼル(2本クランク)や

車両用ディーゼル(1本クランク)に実用されており、前者の最高回転数など 3000rpm.に達し、4 サイクルなら 6000rpm.辺りまでは追従可能であった勘定になるからである⁴¹。

然るに、*Jumo 211* の最大回転数は僅か 2300rpm.(平均ピストン速度 12.65m/s)に抑えられていた。これはこの程度の航空発動機としてはかなり低い値である。噴射ポンプのカムプロフィールを含むプランジャを次に見るボッシュ・ポンプのそれと比べれば、あるいは如何にも高そうな戻しバネの定数からはその高速性が窺えるようにも見取れるが、今一つ、このポンプは発動機の高速性に寄与していなかったのではないかという疑念が残る。実際、この点については後ほど別の資料を持って裏付けられることとなる。

ともかく、ディーゼル機関において独自の噴射ポンプを擁していたにも拘らず、ユンカースのガソリン噴射ポンプのプランジャはボッシュ B 型のリード(噴射量調節用螺旋溝)を持つものへと改められていた(図Ⅱ-I-21)。参照文献はこの点に関して何も語っていないが、噴射開始時期遅延により噴射量を抑える旧方式では漏洩損失の大きい部分負荷運転時には混合気形成時間に不足を来すことにあつたのではないかと解される。

但し、このガソリン噴射ポンプのプランジャにはボッシュ・ポンプのそれとの大きな相違点が存在した。即ち、ユンカース製ガソリン噴射ポンプにおいてはこの切欠きが 2 つ、即ち図の裏側にも加工されていたという点がそれである。当然、バレルの側には補助ポートが設けられていた。表側に位置する変則五角形(!)のポートが計量用主ポートであり、裏側の補助ポートはこれより早く閉じられ遅く開くようタイミング設定されていた。これは燃料圧送中、プランジャに側圧が作用するのを抑制すると共に 2 ポート化により、①：キャビテーション対策として吸込み時の流速を押えつつ、②：燃料吸込み・溢出を迅速化し、結果的に、③：計量・圧送性能を改善する、という意図に発するものと想像される。

また、プランジャの頂部から軸方向に小孔が明けられ、切欠き部の横孔に連通せしめられていた。この孔については吸入補助と噴射終了時の衝撃緩和を目的とするモノと想像された。プランジャを回転させるコントロール・ラックは相互間の噴射量バラツキを微調整するため、一本モノではなく、6 個のセグメントから構成されていた。また、その回転に因って戻しバネがツイストされないよう、スラスト玉軸受が挿入されている点などは上述した高いバネ定数を否応無しに窺わせる事実である。

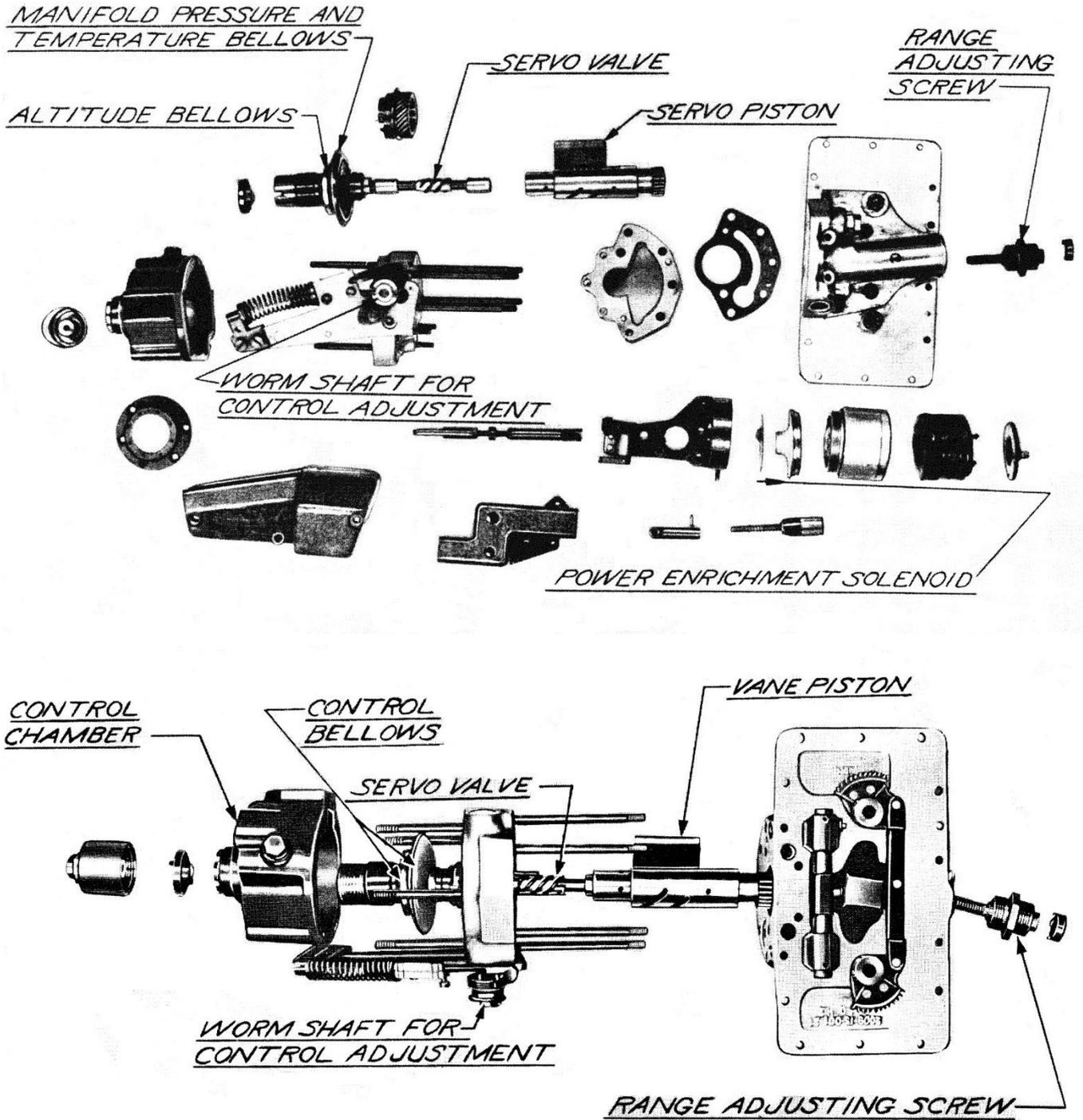
以上、何処を見ても如何にもユンカースらしいメカマニア的発想に溢れた噴射ポンプではあるが、それらは技術的には正鵠を射ていたようである。

混合比補正機構は大気圧、マニフォールド圧を検知し、油圧サーボ装置を有する方式であつた。これはかなり変ったメカニズムであるから、ともかく、その部品展開写真をご覧頂くことにしよう(図Ⅱ-I-23)⁴²。

⁴¹ ユンカースの 1 本クランク型対向ピストン機関については拙稿「Junkers 2 サイクル対向ピストン機関、主として 1 本クランク型について」(→IRDB)、参照。

⁴² 以下の図に“SERVO PISTON”ないし“VANE PISTON”といった名称で示されている機構は日本では「特許第 124379 号」として 1938 年 3 月 31 日に特許されている。ドイツでの出願は 1935 年 8 月 22 日であつた。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』

図 II-I-23 部品展開されたユニカーズ空燃比自動制御装置

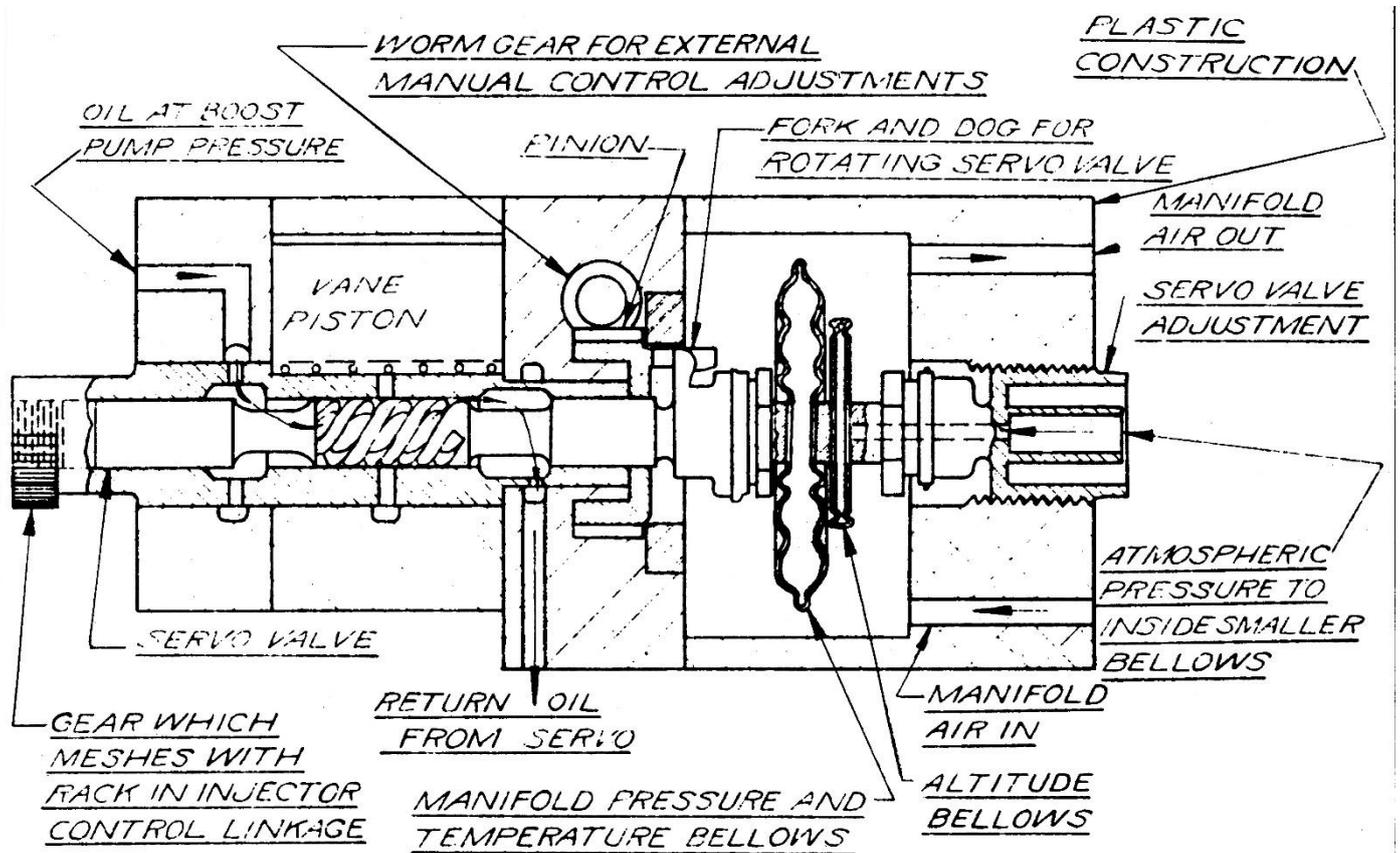


Little & Danielson, *ibid.* p.22 Fig.15, p.23 Fig.16.

続いて機構解説図を 2 葉、掲げる(図 II-I-24, -25).

255~258 頁, 参照. 非常に詳しい機構解説が見られる.

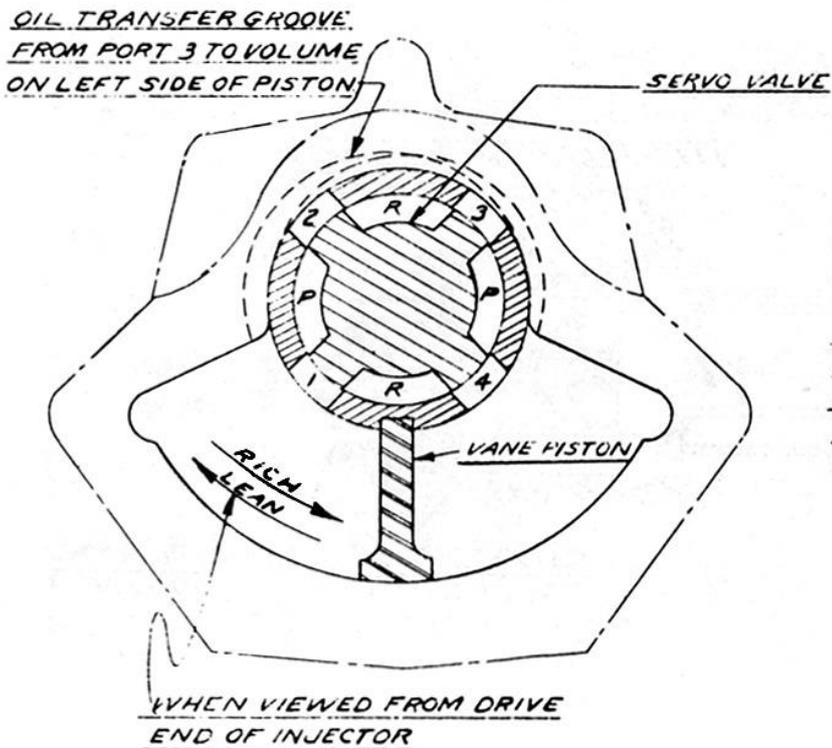
図 II-I-24 ユンカースの空燃比自動制御機構



ditto. p.19, Fig.13.

プラスチック製とあるのは具体的にはベークライトと布との複合材料製.

図 II-I-25 ユンカース空燃比自動制御機構のベーン・ピストン



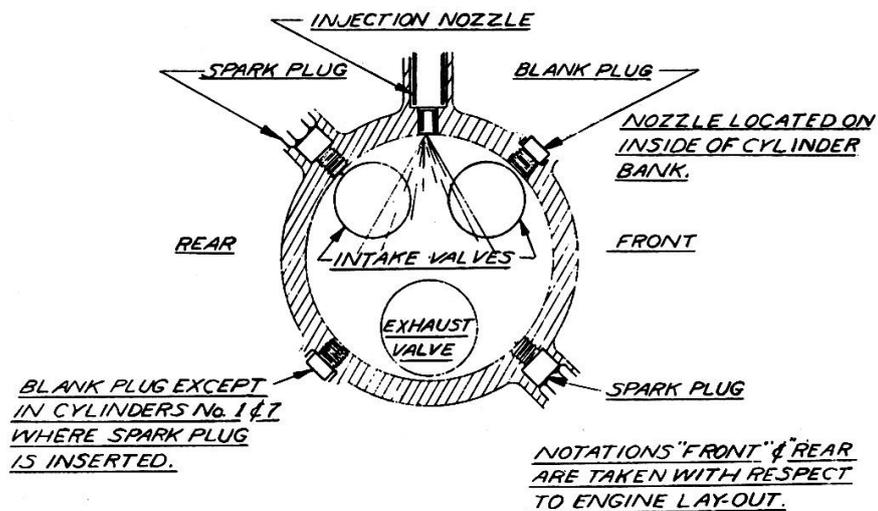
SECTION OF VALVE AND PISTON IS TAKEN THRU THE PISTON PORTS. THESE ARE DESIGNATED 1-2-3-4.
R INDICATES OIL FILLED PORTION OF MECHANISM AT RETURN OIL PRESSURE
P INDICATES SAME AT BOOST OIL PRESSURE.
PISTON IS SHOWN IN BALANCED POSITION

ditto. p.24 Fig.17.

要するに、2つのベローズでブースト圧・吸気温度と外気圧を検出し、その伸縮によってサーボバルブが軸方向に変位せしめられる。その変位によってサーボバルブ表面に切られたヘリカル油溝とベーン・ピストン体上のヘリカル油孔との位置関係が変化すれば油はベーン・ピストンの何れかの側に作用してその軸をリーンあるいはリッチ側に回転させるが、回転によって再び油道が塞がれた所でベーンは静止することになる。そして、このベーン・ピストンの軸端にはピニオンが取付けられており、これが噴射ポンプのコントロール・ラックを押したり引いたりするワケであるが、何とも奇妙な仕掛けである。

続いて噴射ノズルの配置と形状、機能について瞥見しておく(図Ⅱ-I-26~28)。

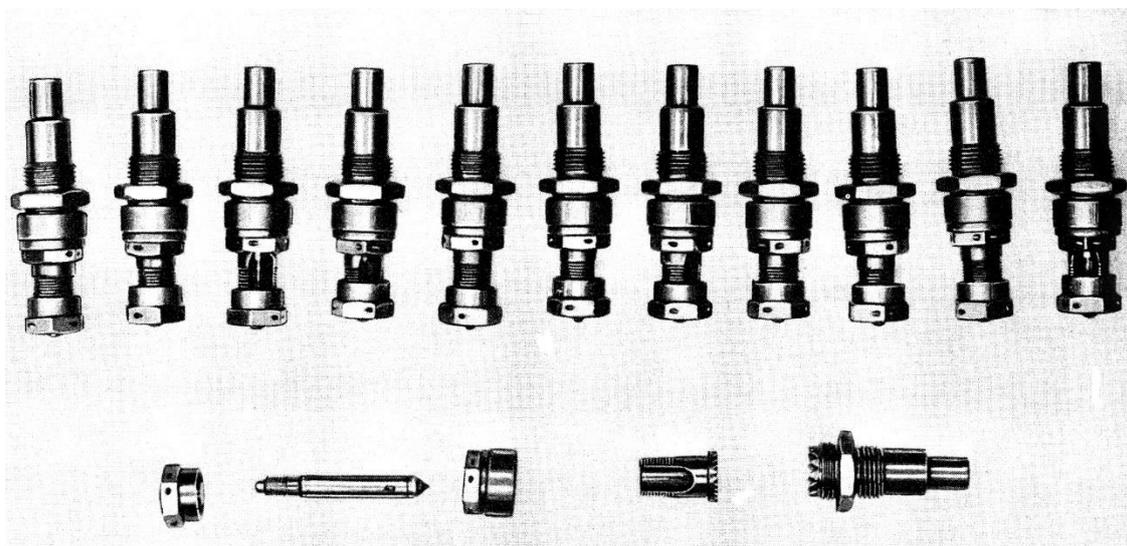
図Ⅱ-I-26 Junkers Jumo 211 発動機における噴射ノズル及び点火栓の配置



ditto. p.31, Fig.24.

最前列の左右 2 気筒では点火栓が 2 本共，後方に取付けられた。

図 II - I - 27 Junkers Jumo 211 発動機の噴射ノズル



ditto. p.30, Fig.23.

噴射ノズルは左右バンクの内側に配置された。この噴射ノズルはスワール・ノズルと呼ばれる開放ノズルであった。それ故，開弁圧は定義され得ないが，^{オープン}ユンカーズ・ガソリン噴射ポンプの噴射圧を 23kg/cm^2 とする文献もある。これは恐らく噴射中の噴射管内ピーク圧を指す値であろう⁴³。

⁴³ 木村秀政編『世界の航空技術』コロナ社，1953年，114頁，同編『改訂 世界の航空技術』同，1957年，116頁，参照。筒内直噴と言っても吸入行程ノンビリ噴射ゆえ，この程度の圧でも可とされたのであろう。

ノズル・ボディーに内蔵されるピン(上図, 下段, 左から 2 つ目. ノズル弁と訳されるが不動)の内部は中空になっており, これが尖端部(右端)の円錐面に渦巻き状の溝を従えた 6 つの小孔として開口している. これに密着相対するノズル・ボディーの内面も円錐面になっており, 燃料噴霧の支流は旋回しつつ最終的には 1.2φ の噴孔 1 個に合し, そこから噴射される. これは恰も焼玉機関における“渦巻ノズル”を高級にしたようなノズルであった⁴⁴.

図 II - I -28 ノズル弁先端の小孔と渦巻き状の溝



筆者旧蔵品を撮影.

ノズルが開放型であった代りにか, 噴射ポンプにデリバリ・バルブが 2 連に設定されている. 前掲図 II - I -20 にてご確認頂きたい.

ii. Daimler Benz DB-601A 発動機における Bosch 筒内噴射システム

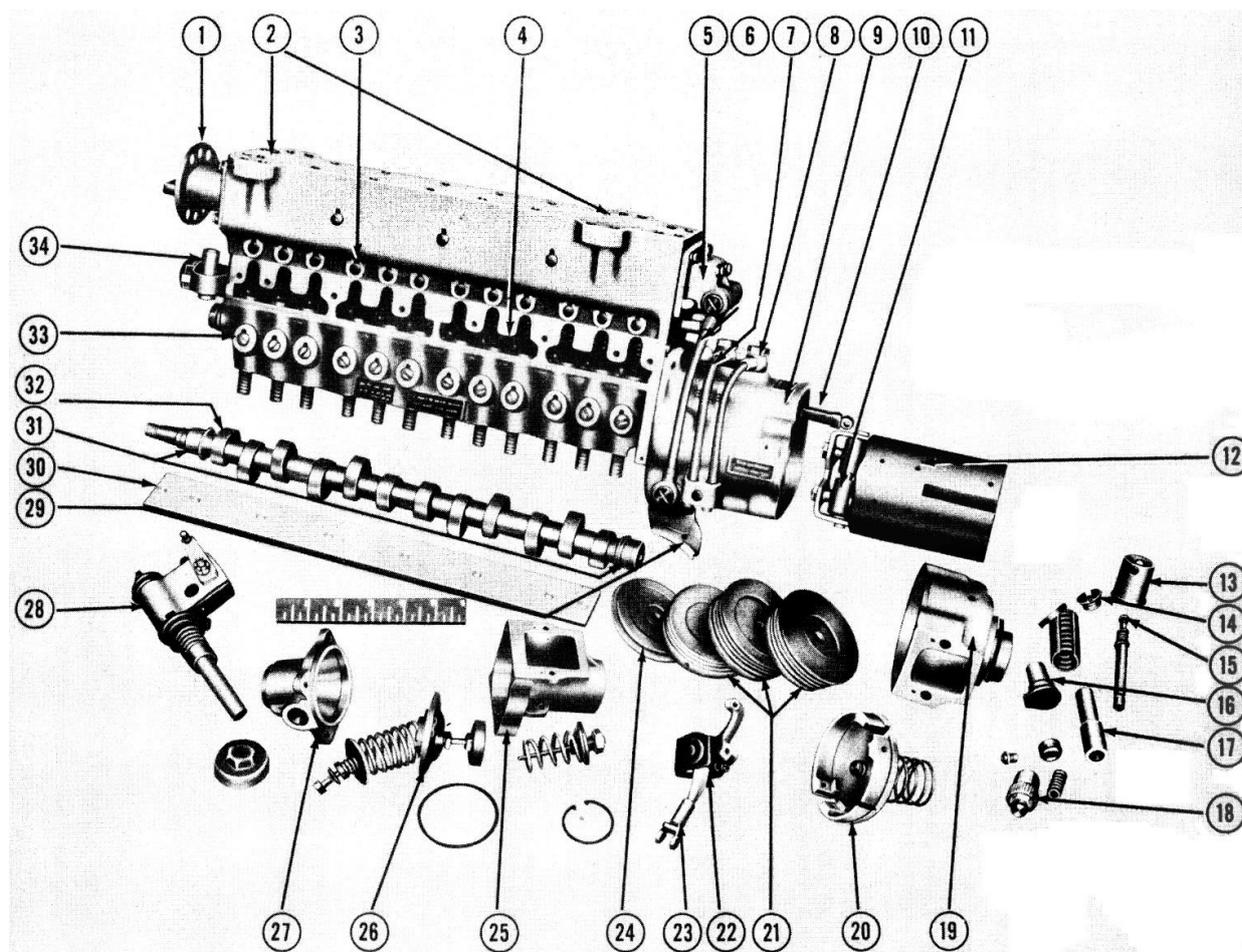
1935 年の暮れに Daimler-Benz A.G. は *Jumo 211* と似た気化器式液冷発動機 DB-600(Inv.12V-150×160)を完成させた. 同じ頃, この発動機に燃料噴射ポンプを取付けたものも開発されたが, その DB-601A としての完成には時日を要し, 先陣は際どいところでユンカースに奪われてしまった. この系列の発動機は Heinkel の爆撃機や Messerschmitt Bf 109 系戦闘機に搭載され, 排気量アップ型 DB603(162×180)を含む同系発動機の総生産台数は 72, 000 基を超えた⁴⁵.

⁴⁴ これを 2 本の支流の衝突の形に安直化したものが自動車用ディーゼル機関におけるユンカース型噴射ノズルである. 菊地前掲書, 123-124 頁, 参照. 焼玉機関の“渦巻ノズル”はこれを参考にしたモノであろう. これについては長尾不二夫『第二次改著 内燃機関講義』(上巻), 養賢堂, 1956 年, 452-454 頁, 参照.

⁴⁵ cf. Mercedes-DB600 — der erste Deutsch 1000PS-Flugmotor. *ATZ*, Heft17, 1937/高野行彦訳「メルセデス DB600 — ドイツ最初の 1000 馬力航空発動機」『内燃機関邦譯文獻集』第 2 巻 第 2 号, Le Daimler-Benz “D-B.-600” *Les Aires*, No.910, 1938/山下誠一訳

筒内噴射式発動機は DB-601 と呼ばれ、60° 倒立 V 型バンク内に艤装された噴射ポンプは Bosch 製であった。その展開写真、要部断面図を掲げておく(図 II-I-29, -30)。『わが国航空の軌跡 研三・A-26・ガスタービン』11 頁に拠れば、その型番は PZ 12MH 100/11 であった。

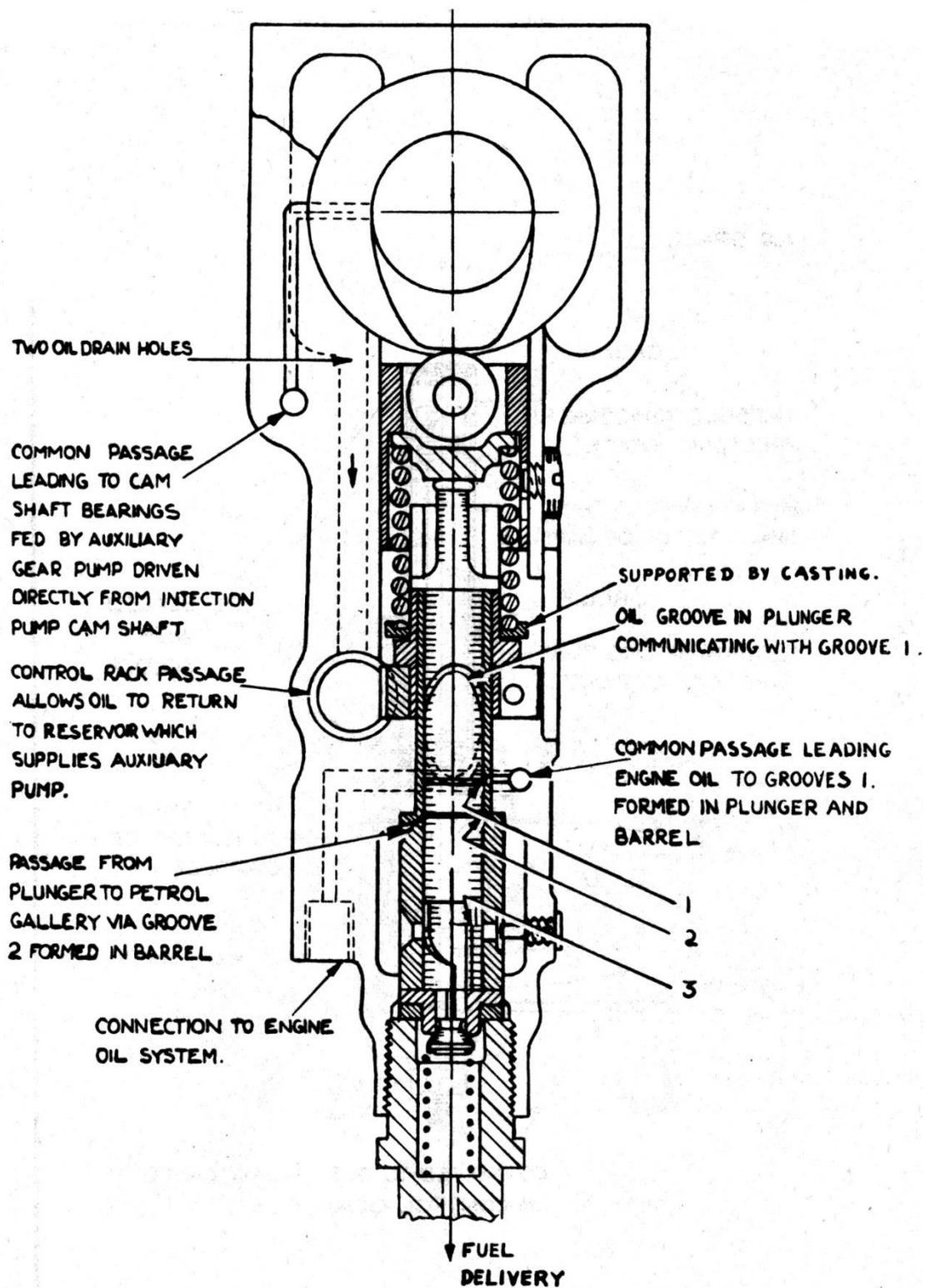
図 II-I-29 Daimler Benz DB-601A 用 Bosch 噴射ポンプ



ditto. p.39, Fig.31.

「ダイムレールベンツ D.B-600」同，第4巻 第4号，1939年，K., Brode, Mercedes-Benz-Flugmotor DB601. *Luftwissen*, Bd.8, Nr.4, 1941/三井壽雄訳「メルセデスベンツ航空発動機 DB601」同，第9巻 第5号，1941年，R., W., Young, Mercedes-Benz DB-601A Aircraft Engine(Design Features and Performance Characteristics). *S.A.E. Journal*, Vol.49, No.4, 1941/参照。三井壽雄訳「メルセデスベンツ DB-601A 航空発動機(設計の状況と性能特性)」同，第10巻 第5号，1942年，日本航空学術史編集委員会『わが国航空の軌跡 研三・A-26・ガスタービン』丸善，1998年，10~13頁，参照。最後の文献はライセンス生産に先立ち，川崎航空機工業に3基サンプル輸入された DB-601A が陸軍，東京帝大航空研究所，川崎の協力の下，開発された高速研究機，所謂「研三中間機」の発動機となったことに関係するものである。「研三」については別途，後述。

図 II - I - 30 Daimler Benz DB-601A 用噴射ポンプ要部



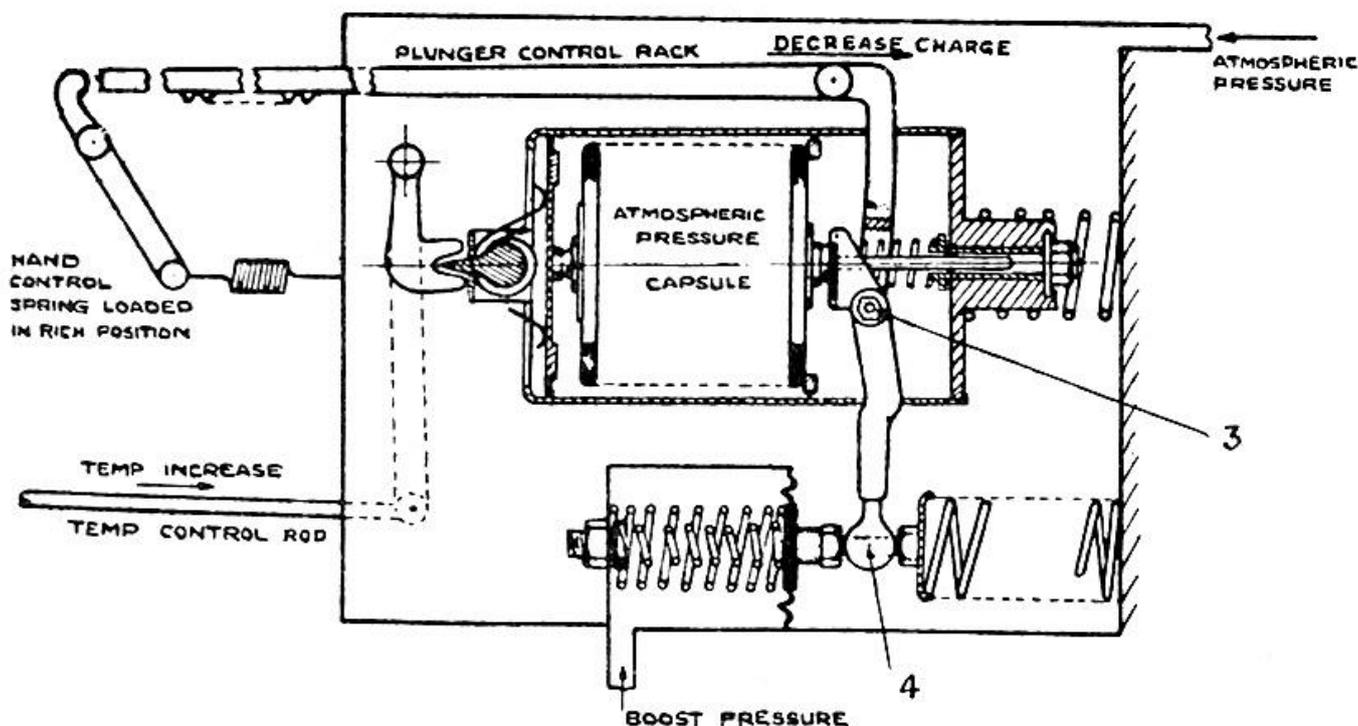
ditto. p.37, Fig.29.

プランジャ外周の油溝 1 に到るタスキ状の発動機潤滑油経路に注意。ここに来た油は行った切り、垂れ流しとなる。ポンプカム軸駆動の補助ポンプによってカム室を潤滑せしめられた油は発動機に還る。作動室からの漏洩ガソリンは外周溝 2 より斜めの孔(左側、黒く塗り潰されている)を通じてガソリンギャラリに戻る。ポートは 3φ. 2 つあるように見えるが、右側は固定ネジに相對しており、事実上、死んでいる。

このポンプは概ねごく普通のディーゼル用ボッシュ並列型ポンプを天地逆にしただけのモノに過ぎないが、12気筒用とあってなかなかの壮観である。単純な列型としたのは装備発動機が同じ倒立Vでありながら *Jumo 211* のように噴射ポンプをΛバンクの下に懸垂させるのではなく、その厳しい幅の制限内にキッチリと収めるためである。また、DB-601 はモーターカノン付発動機であったため、列型噴射ポンプには高さに関しても非常に狭いスペースしか割当てられなかったようである⁴⁶。

そして、ユンカースの作品同様、ここでもエレメントの潤滑に対する配慮は手厚かった。アツタ 20 型の噴射ポンプはまさにこのテのもので 12LA^{10/10} 型左」と呼ばれていた。^{10/10} はプランジャ径 10mm・行程 10mm, 「左」は左リードの謂であろう。残念ながら本家の分についてもこれについても噴射圧(開弁圧)は不明である。

図 II - I - 31 Bosch 空燃比自動制御機構要部



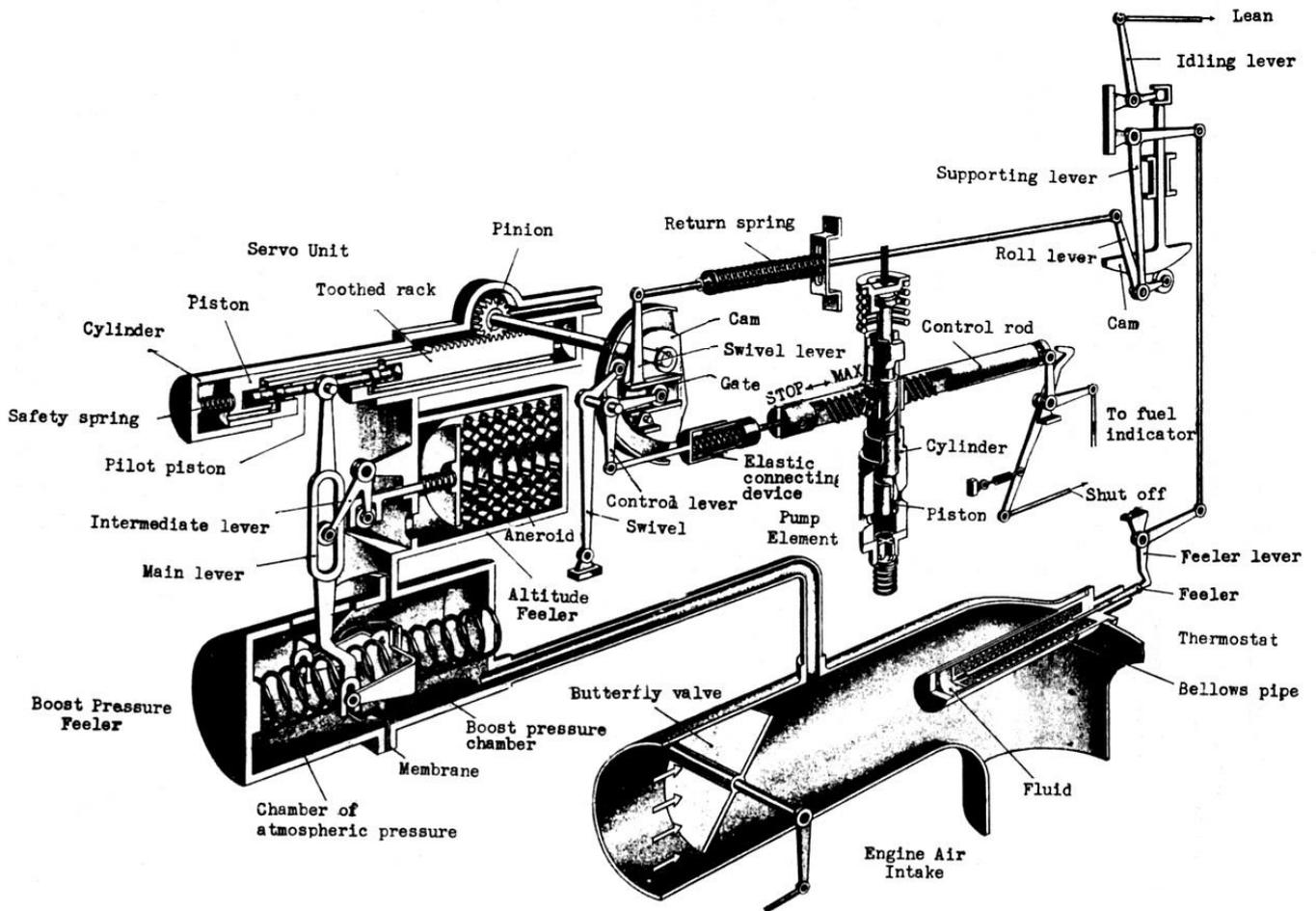
ditto. p.35 Fig.27.

⁴⁶ DB-601A への噴射ポンプの艤装については発動機を下方より捉えた写真である『わが国航空の軌跡 研三・A-26・ガスタービン』12頁, 第 1.5 図を見よ。

本システムにおける空燃比自動制御機構は外気圧，ブースト圧，外気温度の3つを検知する機械式混合比補正機構を備えていた。大気圧，ブースト圧の補正はカプセルとダイヤフラムに依り，これに温度センサからの機械的指令を加重したものが油圧サーボ機構に入力された。前々図の番号と関連付ければ，大気圧検知カプセルは㉑，ブースト圧検知ダイヤフラムは㉒，吸気温度センサ(サーモスタット)は㉓である。

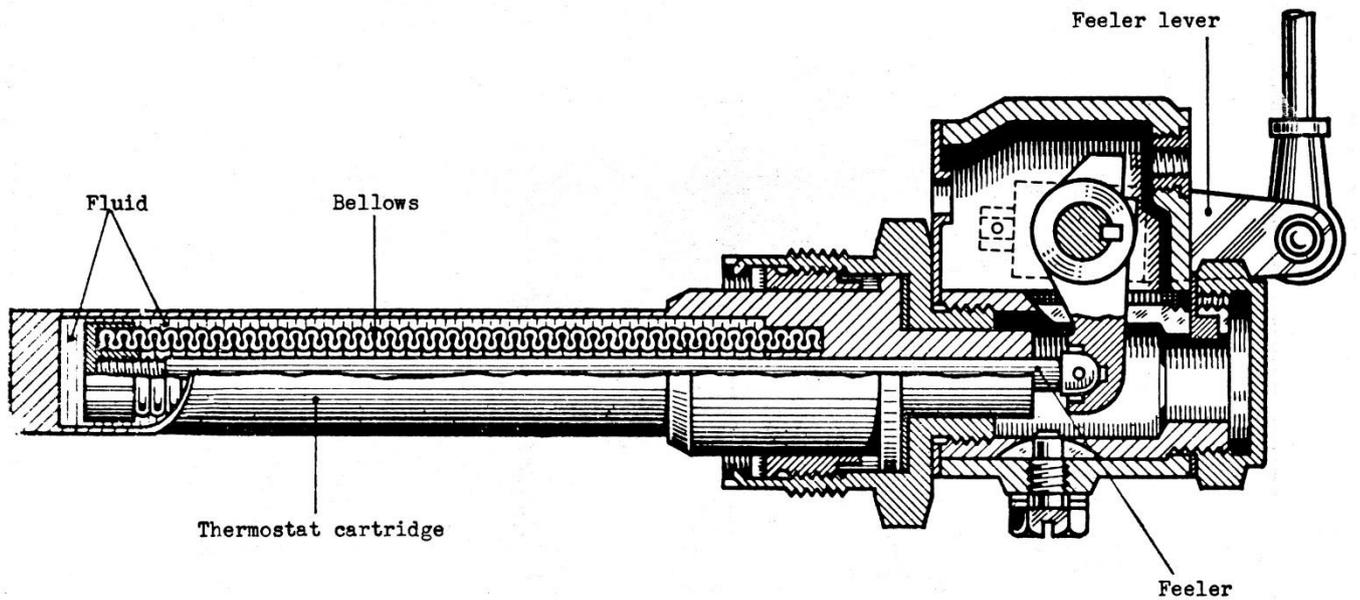
各要素の相互連関は図Ⅱ-I-32に示される。図Ⅱ-I-33に観られるように温度センサはそれ単体でもかなり複雑精緻な機構であった。

図Ⅱ-I-32 Bosch 空燃比自動制御機構の全体像



ditto. p.50 Fig.38.

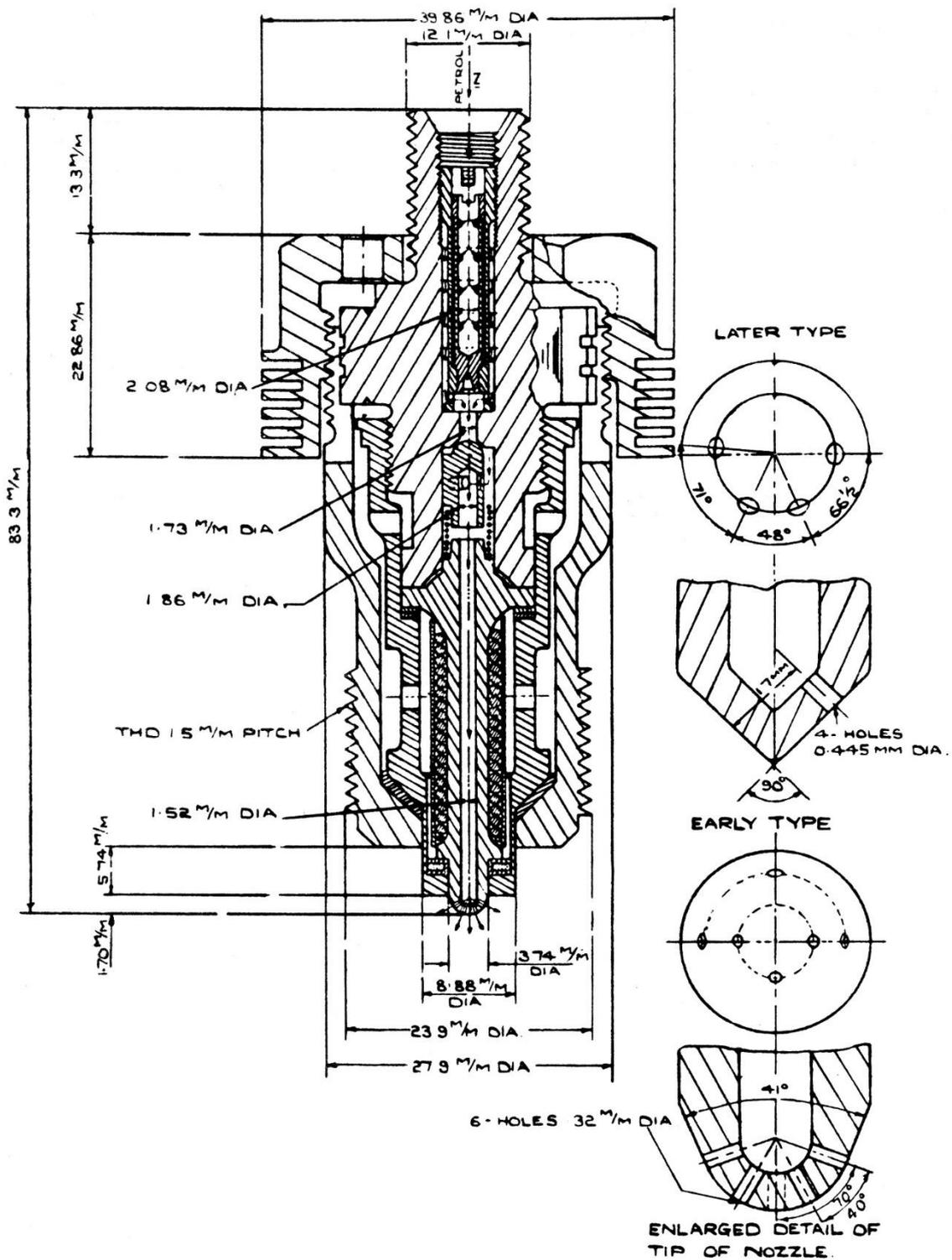
図Ⅱ-I-33 Bosch 空燃比自動制御機構の温度センサ



ditto. p.51 Fig.39.

噴射ノズルは L'Orange 製の自動弁であった。配置は左右バンクの内側で気筒軸に対して 70° 傾斜せしめられていた。噴孔のサイズ、配置には燃料の分散性向上と霧化促進のための変更の跡が認められる。因みに、アツタ 20 型のは OH4A 一型と称されていたが、その構造及び噴孔配置が図 II - I - 34(の何れか)と全く同一であったかの否かを確認出来る資料は見出し得ていない。

図 II - I - 34 Daimler Benz DB-601A 用 L'Orange 製噴射ノズル



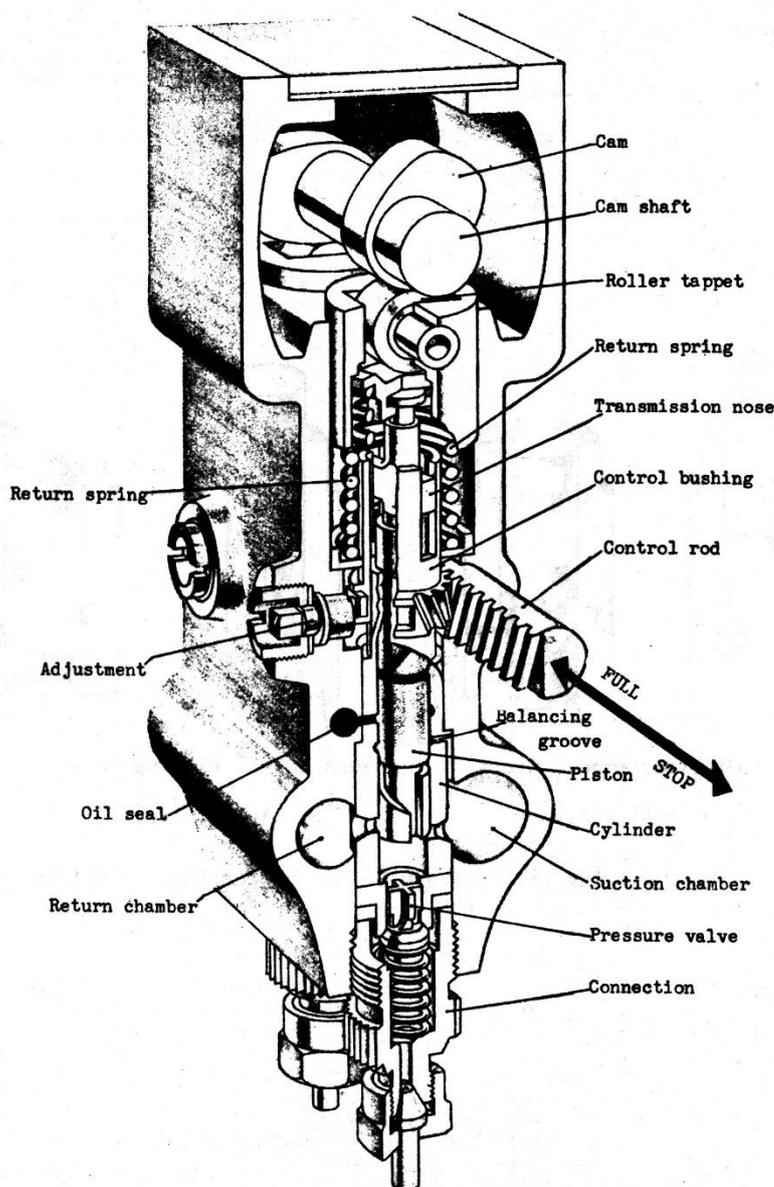
ditto. p.41, Fig.32.

iii. Daimler Benz DB-601E 及び DB-603 発動機における筒内噴射システム

1941 年以降, 噴射ポンプはボッシュの新型に置き換えられたようである. 一般に

DB-601E は'42年に投入されたと見做されている。しかし、正確な時期は不明ながら、辻前掲書 102~103 頁間の「獨國代表的航空發動機一覽表(昭和 16 年 6 月調)」に DB-601E の名が見え、あまつさえその圧縮比を 8.2 に高め、87 オクタン・ガソリンではなく、当時、ドイツでは離昇時のみに用いられていた 100 オクタン・ガソリンを常用するモデル、DB-601Q が実験中、などというコメントさえ見られるから、投入時期はそれ以前ということになる⁴⁷。

図 II - I - 35 Daimler Benz DB-601 E 及び DB-603 用噴射ポンプ要部

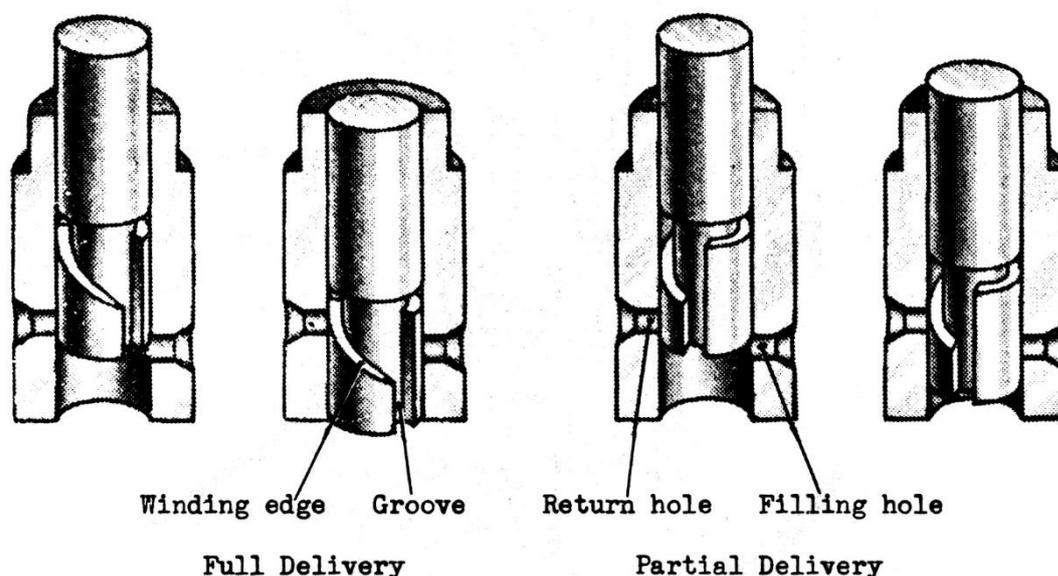


⁴⁷ 辻に拠れば DB-601A に同様の改造を施したモデル、DB-601N(1275HP/2600rpm.)は当時、既に実戦配備中であった。

ditto. p.45, Fig.35.

なお、このポンプの簡素化された断面図が Stefan Zima, *Entwickkung Schnellaufender Hochleistungsmotoren in Friedrichshafen*. Dusseldorf, 1987, S.698, Bild 248 の中に見られる。その解説に拠れば、このポンプは Bosch PZ 12 HP 110/19 なる形式名を有したらしい。但し、何故か同書には旧型についての言及が一切、為されていない。

図 II - I -36 Daimler Benz DB-601 E 及び DB-603 用噴射ポンプのエレメント要部



ditto. p.46, Fig.36.

図 II - I -36 に観られるように、バレル上に高さを異にする吸込みポートと溢出ポートとが明けられたこと、吸入(送り)側チャンバと溢出(戻し)側チャンバとが分離され、逆止弁を持つ連通孔で相互に結ばれるようになったことが主な変更点である。これは三菱の岡村式ポンプ(後述)において既に体現されていたアイデア……吸込み側と溢出側とを分離する工夫……ではあったが、航空用ガソリン発動機だけに気泡分離機を通過した燃料のみをそれを溜める吸入側チャンバから吸入させることの噴射量安定化への寄与度は高かったようである。

何故なら、吸込みポート啓開時、作動室内は真空になっており、強い負圧で引かれたガソリンは只でさえ急速に気化・発泡してベーパーロック状態を生じ易い。そもそも、高圧フィードポンプの使命は気泡を圧壊する点にあった。しかし、吸込みポートの啓開と共に管内を走り出した燃料が激しく吸込みチャンバに流入すれば激しい衝撃と乱流が発生し、微小な真空空間を出現させ易い。また、その反射波は圧力波となって燃料には管内を往復する振動を生ずるからフィードポンプで圧してやっても燃料は素直に流れてはくれない。

それに加え、前行程終了時、左様に厄介な場所に溢出ポートから極めて高い圧力を有する戻りの燃料がなだれ込むに任せられておればチャンバ内の乱流れはこれに輪をかけて激成され、気泡を生じて当然である。SUCTION CHAMBERはFUEL SUPPLY MANIFOLDないしPETROL GALLERYなどとも呼ばれるように隣接エレメント間を連絡しているから、1つの溢出ポートからの逆流の影響は他のエレメントの吸入に直ちに影響する。Jumoの噴射ポンプが裏表両面にポートを設けていたのはこれを幾分なりとも緩和させるための工夫に他ならなかった。

畢竟、ガソリンの気化し易い状況下、即ち高温時や高高度において、ボッシュ旧型ポンプは上記の点に起因するトラブルに付きまといわれていた、ということになる。ディーゼル用燃料噴射技術界の覇者、ボッシュにしてみればとんだ手抜きであった訳で、愛知など先物買いで大いに損をさせられたことになる(但し、肝心のボッシュ式噴射系に関してはライセンス生産ではなくモグリであったから文句は言えぬ)。他方、川崎は三菱ポンプに依存したためこの陥穽を自ずと回避出来た。委細後述。

無論、地表付近に行くディーゼル機関であれば、かような工夫は本質的に不要であるから、現今の列型噴射ポンプの構造図を幾ら眺めてみても類似の発想の痕跡にお目にかかれるものではない

タペット側からプランジャの外周にタスキ状に展開する油溝の形状には変更が無かったようである。その先の油溝は2本から1本へと改められている。

Oil sealとあるのはメカニカル・シールの謂いではなく、発動機潤滑油圧を絶えず作用させて積極的にシーリングを図るとの意味であろう。もっとも、バレル側に溝が移され、流路断面積も拡大されたように見える。

なお、このポンプについてのみ、プランジャ径が12φと記されている。前作において恐らく10φであったものが、吸入ポートの遅閉じ=有効ストロークの減少を補うため2mm増径がなされたのであろう。また、新システムにおいては混合比補正機構も油圧サーボ方式へと変更されている。

iv. BMW-801 発動機にけおる筒内噴射システム

1939年4月に試作完成し、12月にA型の生産指示が発せられるに到ったBayerische Motoren Werke A.G.(BMW)のBMW-801発動機(2R14-155.5×156)は各型式合せた総生産台数61,000基を数え、出力的にも離昇2000馬力を叩き出す同社の代表的発動機に育てられた逸品である⁴⁸。

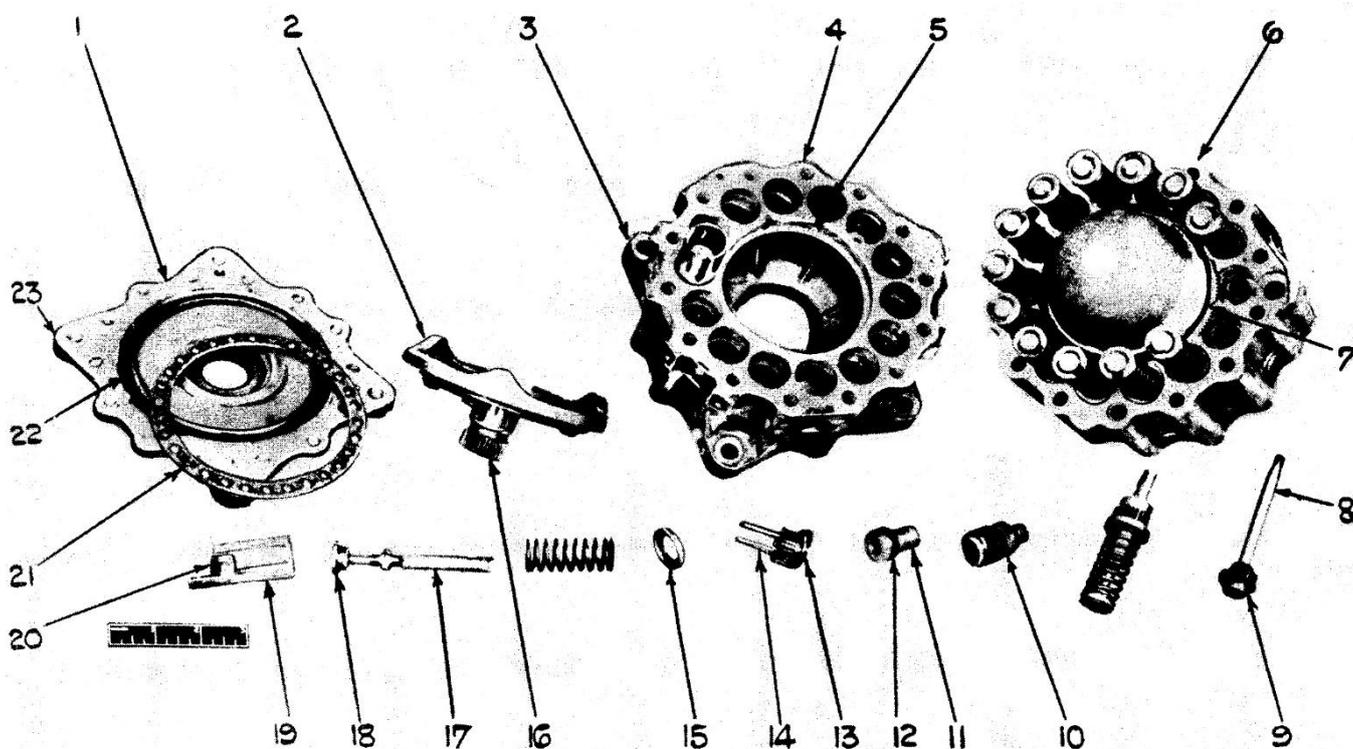
複列星形14気筒という構成だけに長い列型噴射ポンプ1基ないし短いものを2基艤装するのは面白くなかったらしく、801用にはディーゼル用噴射系や工作機械で知られた

⁴⁸ 辻 猛三は前掲『ドイツの航空工業』の102~103頁間に挿入された折込表の中で801について「2000HPトシテ近ク実現スルモノト認メラル」とのコメントを加えていたが、その通りになったワケである。

Deckel によって新たに補機駆動歯車室に収められる極めてコンパクトな筒型ポンプが開発された。後に若干言及される空技廠の筒内直噴システムなどは何となく 801 用のその模倣臭い。また、デッセルや BMW における基礎研究の開始時期は不明ながら、この方面では両社に先行していたのではないかと想われる三菱重工業も火星 23 型発動機前部に設けられた強制空冷ファンの開発に際しては 801 プロトタイプないし 801A を幾分かは参考にしたものと推察される。

本システムにおける 9φ プランジヤの駆動はリフト 12.0mm の 3 つ山フェイスカム(2)に依っており、カム軸の回転速度はクランク軸の $\frac{1}{6}$ である。

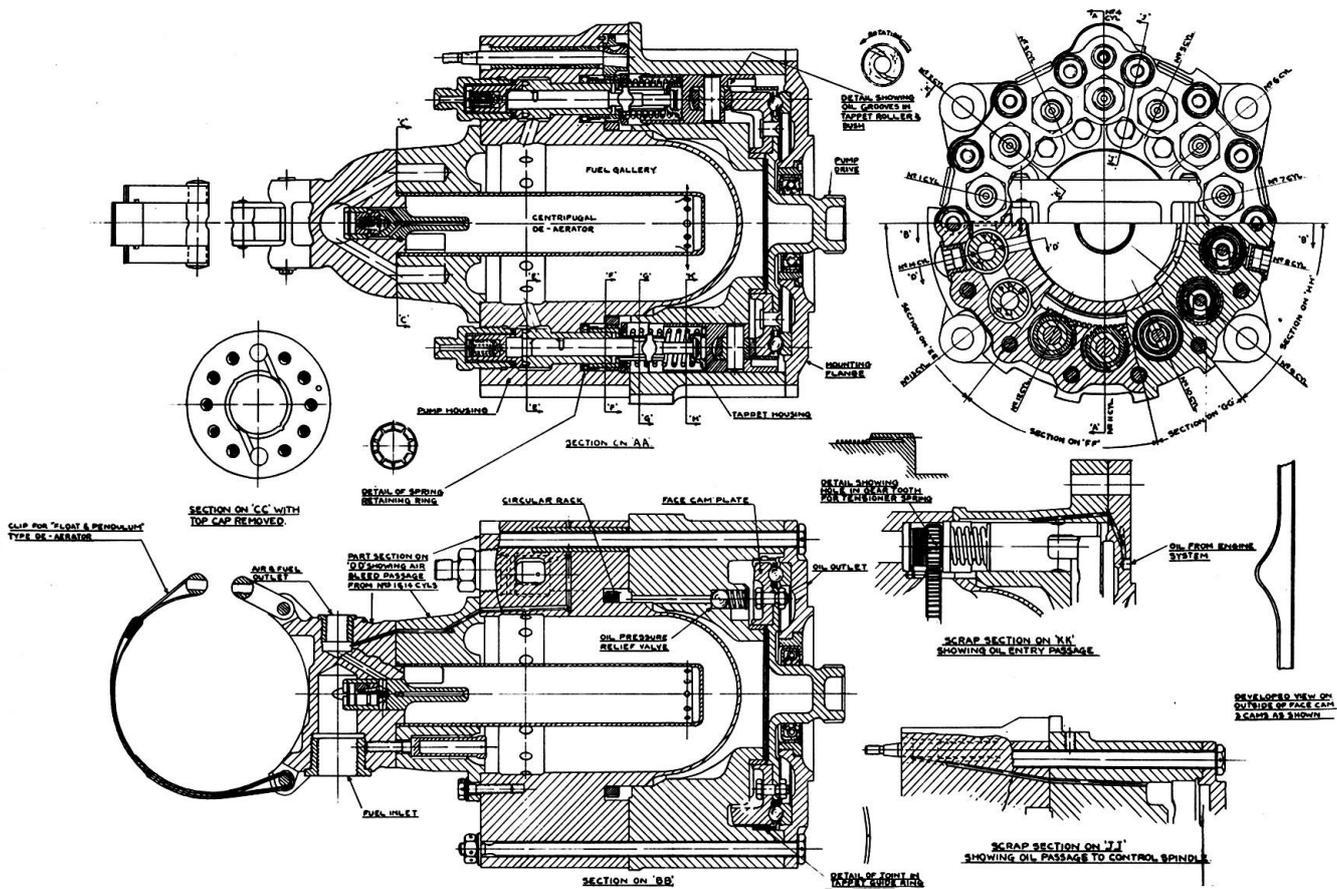
図 II-I-37 BMW-801 発動機用燃料噴射ポンプの展開写真



ditto. p.66, Fig.52.

2 がフェイスカム.

図 II-I-38 BMW-801 発動機用燃料噴射ポンプの組立図



ditto. p.69, Fig.54.

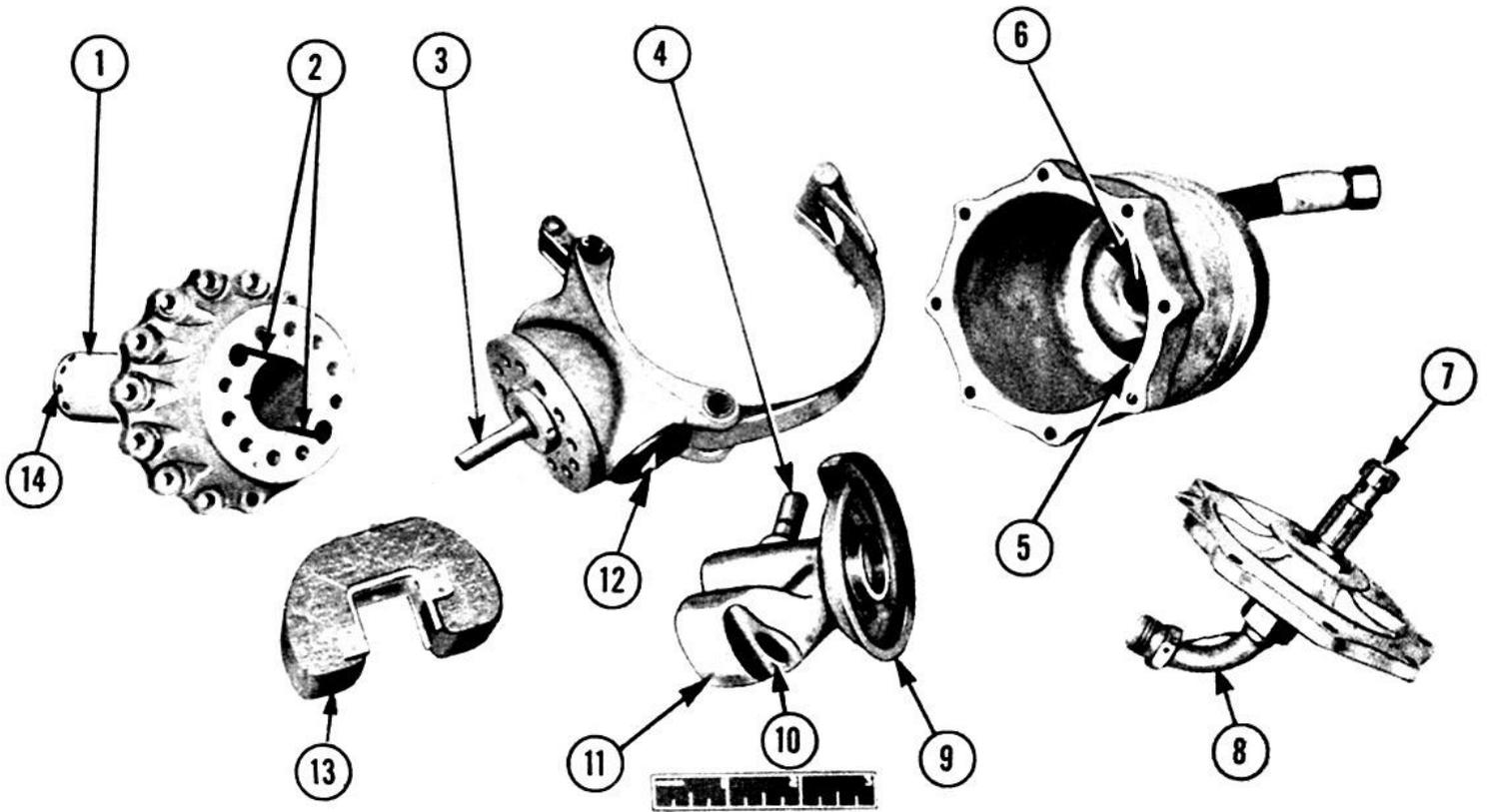
801A/1 用との注記あり.

右端に見えるフェイスカムの添え図の左側に “OIL FROM ENGINE SYSTEM” の書き込み、当該断面図の左、主断面図[下]の右端に “OIL OUTLET” の指示がある。プランジャは油潤滑無しである。

このポンプには気泡分離器が内蔵されていた。それはこの断面図にも表現されているが、図 II-I-39 を併用しつつこれを説明しよう。空気の混じった燃料はポンプ本体左端下方に開口した燃料入口(図 II-I-39 ⑫)から入り込み、2本の導孔とスリット(同 ②)を通過してポンプ本体内腔中央の管(同 ①)内に旋回しつつ流入する。この時、気泡には弱い遠心力しか作用しないため、管の内壁＝渦の周辺付近には気泡を含め燃料が集中し、それは端部の小孔(同 ⑭)からポンプ本体の燃料ギャラリーに押し出され、ポンプエレメントの吸込孔へと達する。

気泡を含む燃料は渦の、つまり管の軸芯付近に集中し、2.5φ孔のノズル(図 II-I-39 ③)からポンプ外へと送り返される。これが “Centrifugal De-aerator” である。ノズルには燃圧が 0.28kg/cm² を下回れば閉じる弁が設けられていた。

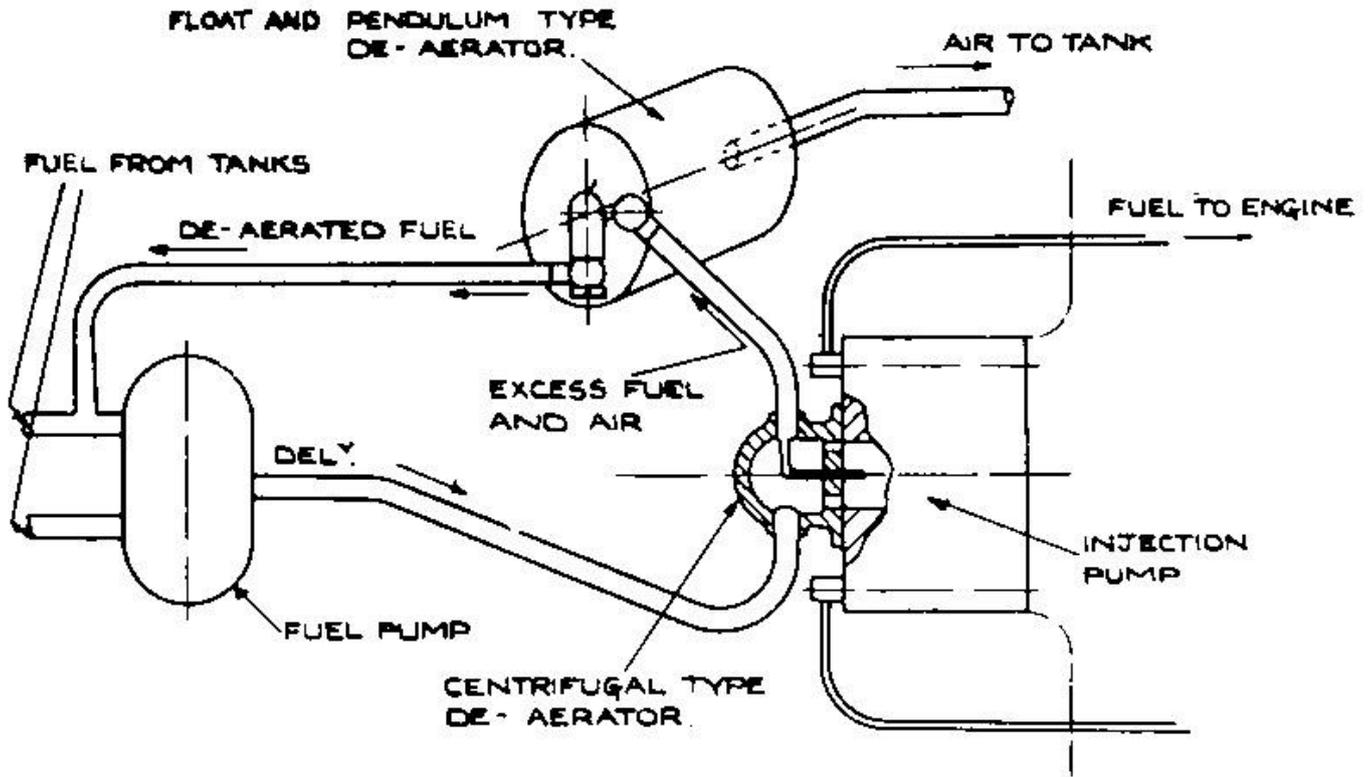
図 II-I-39 部品展開された BMW-801 発動機用燃料噴射ポンプの “De-aerator”



ditto. p.64, Fig.50.

送り還された燃料は直接タンクへは戻らず，“Float and Pendulum Type De-aerator”なる外部気泡分離器に再度掛けられ，脱気された燃料はフィードポンプへ，空気はタンクへと送還された．これを模式化したのが図Ⅱ-I-40である．

図Ⅱ-I-40 BMW-801 発動機用燃料噴射系の外部 “De-aerator”

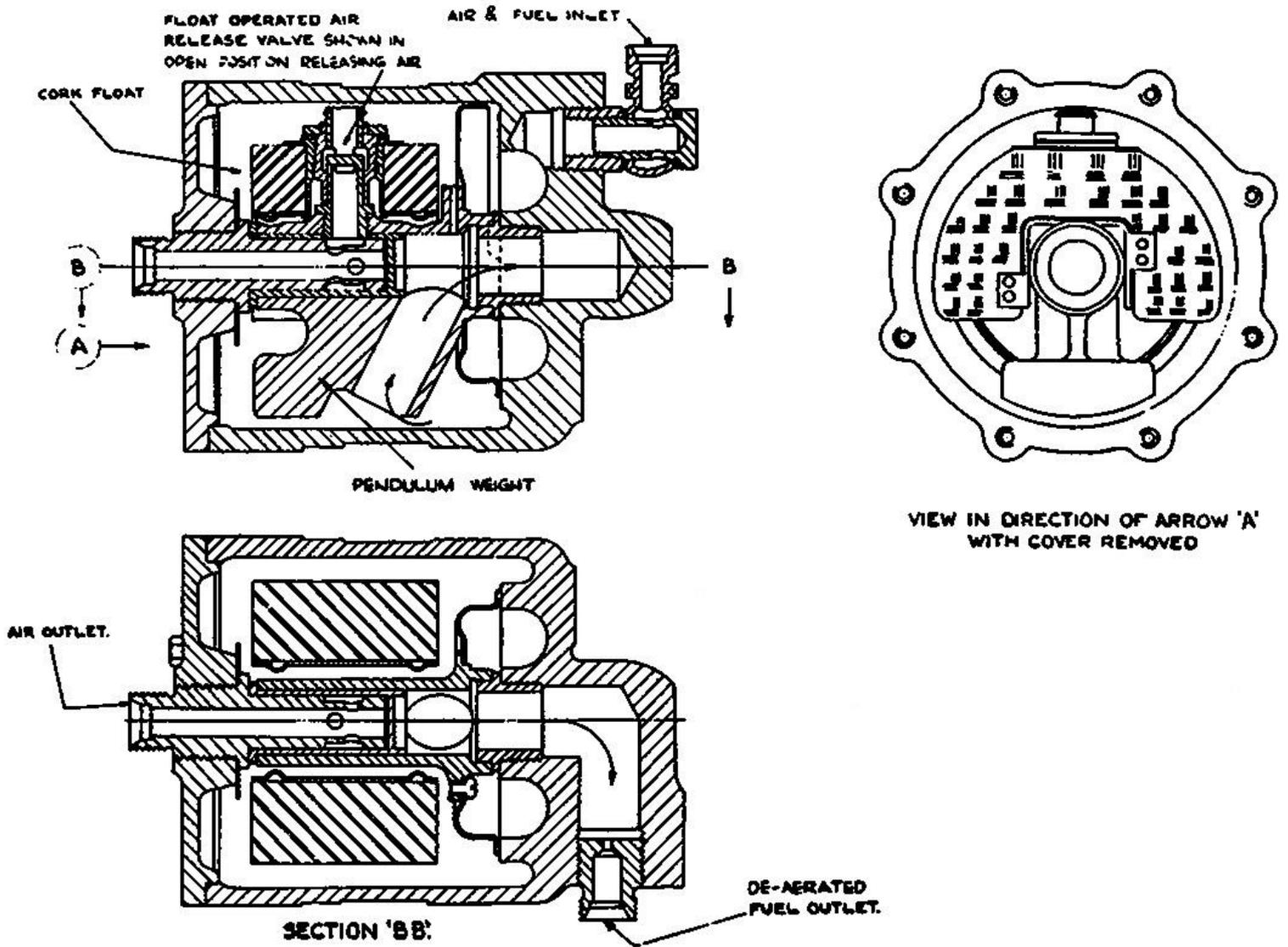


ditto. p.60, Fig.48.

“Float and Pendulum Type De-aerator”はその名の通り、振子と振子上に装備された浮きの働きに依って飛行機の姿勢に係わらず空気とガソリンとを分け、空気を側方に、ガソリンを下方に分流させる仕掛で、基本的には Bosch の錘+浮き式であり、単なる錘式を改良し、浮きに弁を付け、燃料を無駄に還流させないよう進化せしめられたものであった⁴⁹。

図 II - I - 41 BMW-801 発動機の噴射系の “Float and Pendulum Type De-aerator”

⁴⁹ Bosch の気泡分離器については「特許第 130560 号」1939 年 6 月 15 日、「特許第 133101 号」1939 年 11 月 8 日(ドイツ出願 1936 年 6 月 22 日 弁の付加)、「特許第 137489 号」1940 年 7 月 19 日(ドイツ出願 1936 年 7 月 17 日 浮きの改良)、参照。『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』288~289, 301~303, 342~343 頁、参照。

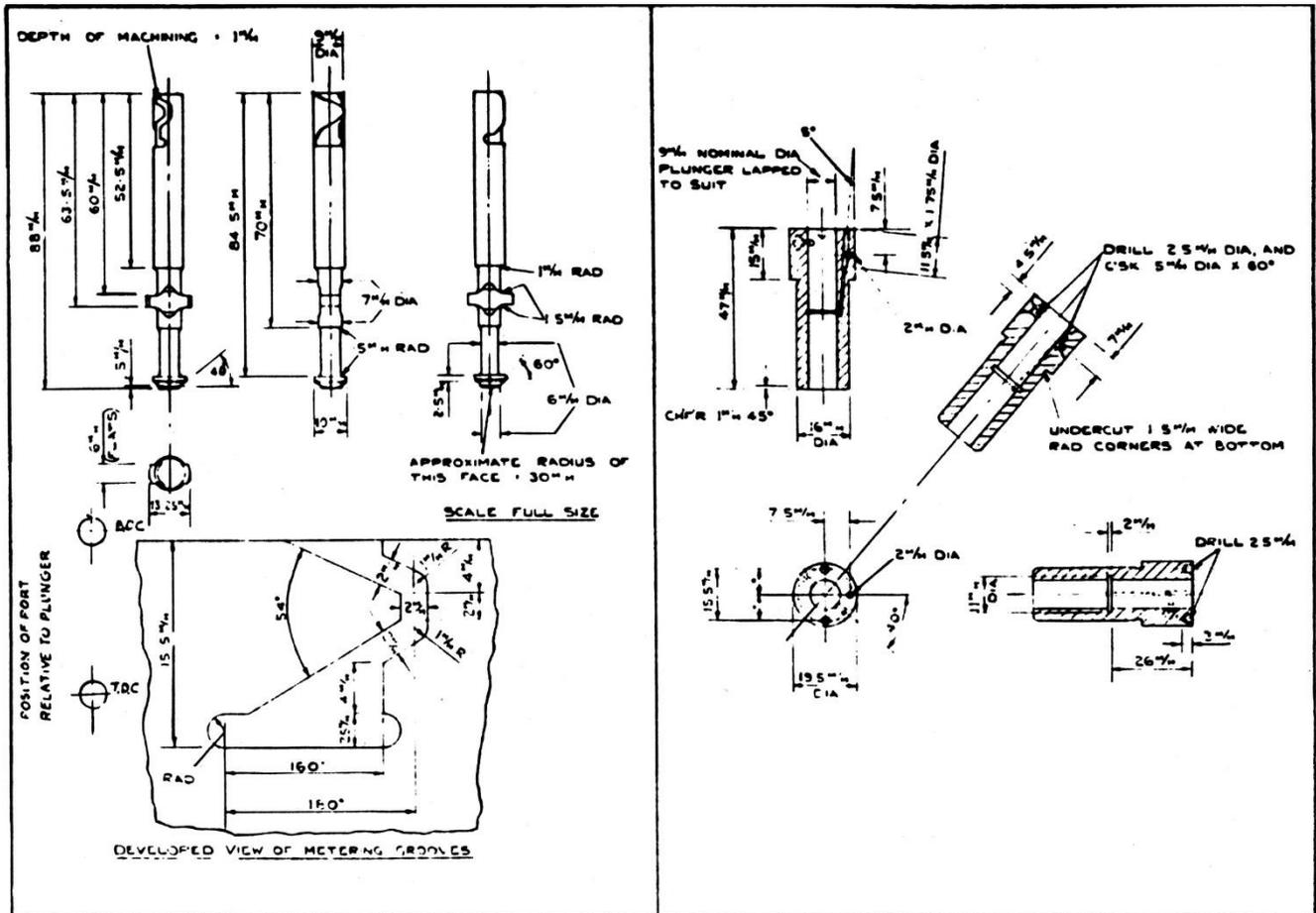


ditto. p.60, Fig.48.

鈴木 孝氏の文献調査に拠れば、この“Float and Pendulum Type De-aerator”はRolls-Royceの2サイクル・スリーブ弁・筒内直噴試作発動機 *Crecy* の開発過程においてソックリ模倣され、ポンプエレメントの潤滑不良対策に貢献したとのことである⁵⁰。

図II-I-42 BMW-801 発動機用燃料噴射ポンプのエレメント

⁵⁰ 鈴木 孝『20世紀のエンジン史』三樹書房，2001年，154頁，参照。



ditto. p.67, Fig.53a, 53b.

このポンプは定行程逃し孔式であるが、プランジャの切欠き形状は一風変わっており、噴射終了時期を主に、噴射開始時期を副次的に変化させる構造となっている。バレルの内面に溝が切られており、燃料を積極的に導いて潤滑に供している点も特異というかイイ加減である。バレル側のポートは1個＝吸込み・溢出兼用であった。これは装置のコンパクト化に有利との思惑故の設計であったのかも知れない。

プランジャ操作の回転力はピニオンから4番気筒用プランジャの歯車に伝達され、そこからはリングラックに依って各気筒用プランジャ歯車に伝達された。混合気濃度自動補正機構としては外気圧と地表での大気圧との差を取り出しブースト温度補正を加える、基本的には従前のドイツ製星型発動機や三菱のそれと同様の、シカケが用いられた。

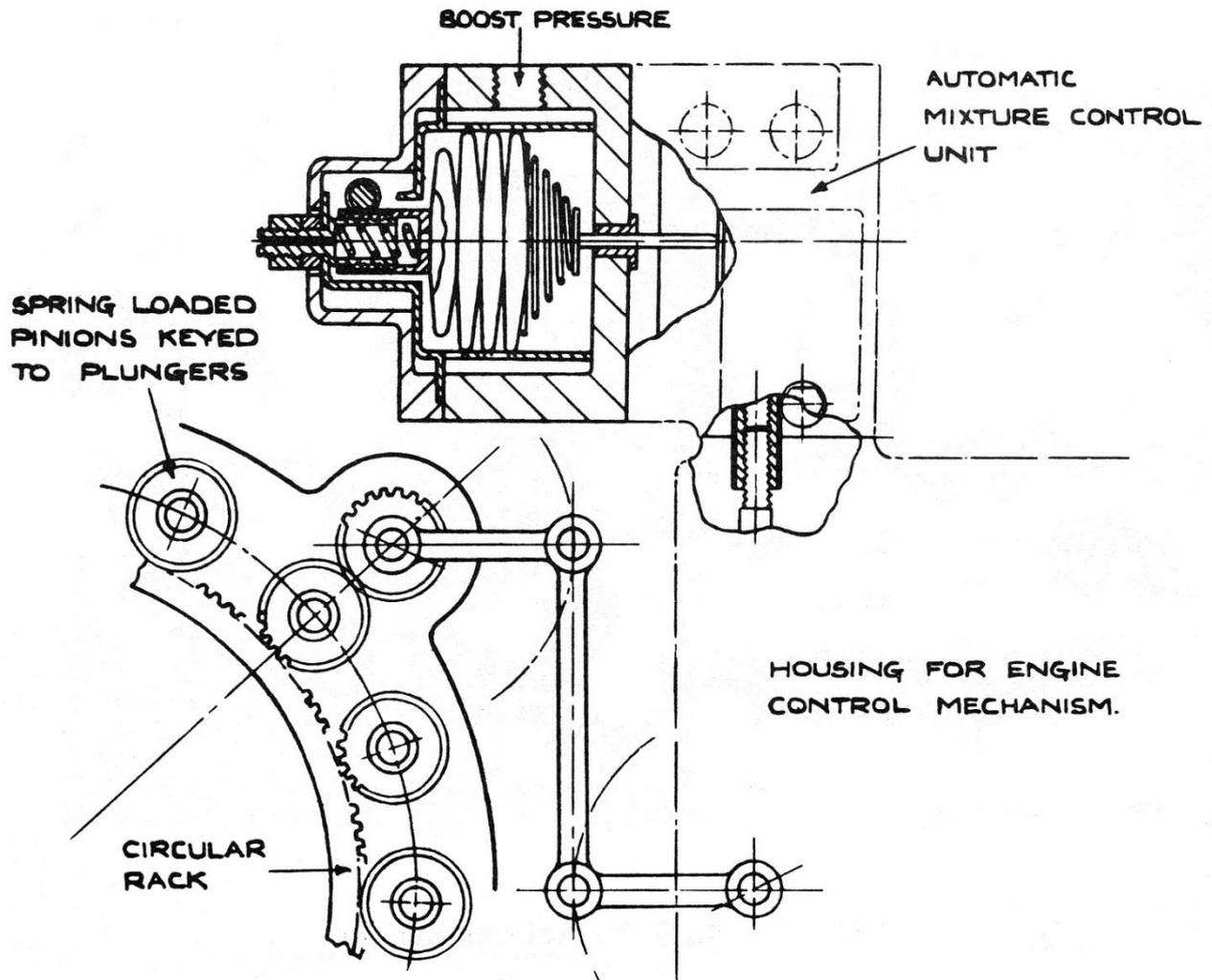
このポンプについては801A(離昇1600HP, 1380HP@15100ft)でこそ満足すべき性能を發揮したが、ヨリ大きな公称出力を有する801D(離昇1700HP, 1440HP@18700ft)においては夏期、あるいは30000ft(9144m)超の高高度で飛行する場合において、時としてラフな運転状況を呈したと明記されている。タンク内で燃料に溶け込んだ空気が噴射装置の内部で気化・発泡することに因って燃料吐出量のバラツキを生じ、混合気濃度の筒間不均一やサイクル変動

が結果しているものと認識された。

本件についてははオーストリア、Graz 大学の Pischinger 教授により、ポンプ内部に渦流を発生させぬようポート回りの形状を流線型に仕上げることに並んで、先に見た DB-601E 用噴射ポンプのケースのように吸入(送り)側チャンバと溢出(戻し)側チャンバとを分離し、逆方向の流れの衝突を防ぐことが決定的に重要なファクターであることが突き止められた⁵¹。

しかし、かような改良点をこの Deckel ポンプに盛込むことには構造上、根本的な無理があった。それは徒なコンパクト化に走り過ぎたツケでもあった。それでも、高高度において燃料タンクに加圧する次善の措置が講じられ、相当な成果が収められた。

図 II - I - 43 BMW-801 発動機における空燃比自動制御機構と噴射ポンプとのリンケージ

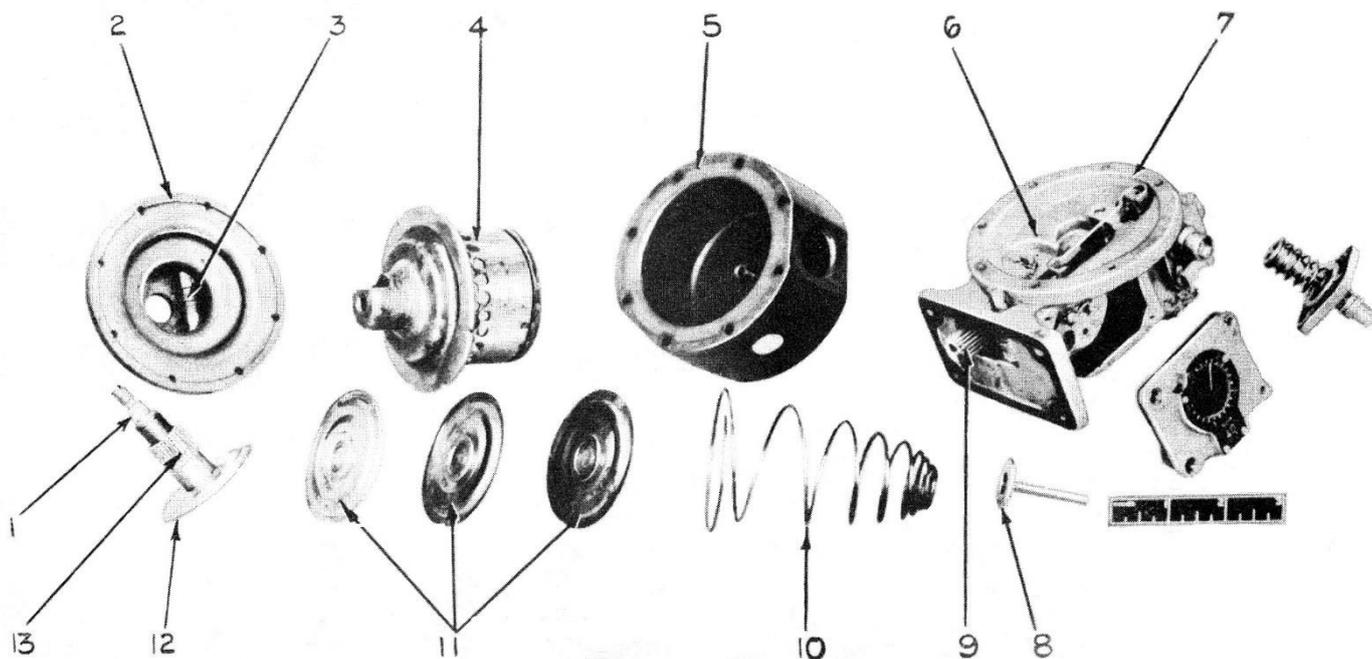


ditto. p.60 Fig.49.

⁵¹ 同じ種類の問題は改良型ボッシュ式エレメントに近い段付 2 ポート・一方流れの後述、三菱ガソリン噴射ポンプにおいては排除されていたのではないかと考えられる。

BMW-801 発動機における空燃比自動制御機構はそれ自体としては非常にシンプルな仕掛けであり、これと噴射ポンプとのリンケージは図Ⅱ-I-43、その要部構造は図Ⅱ-I-44の通りであった。

図Ⅱ-I-44 部品展開された BMW-801 発動機の空燃比自動制御機構



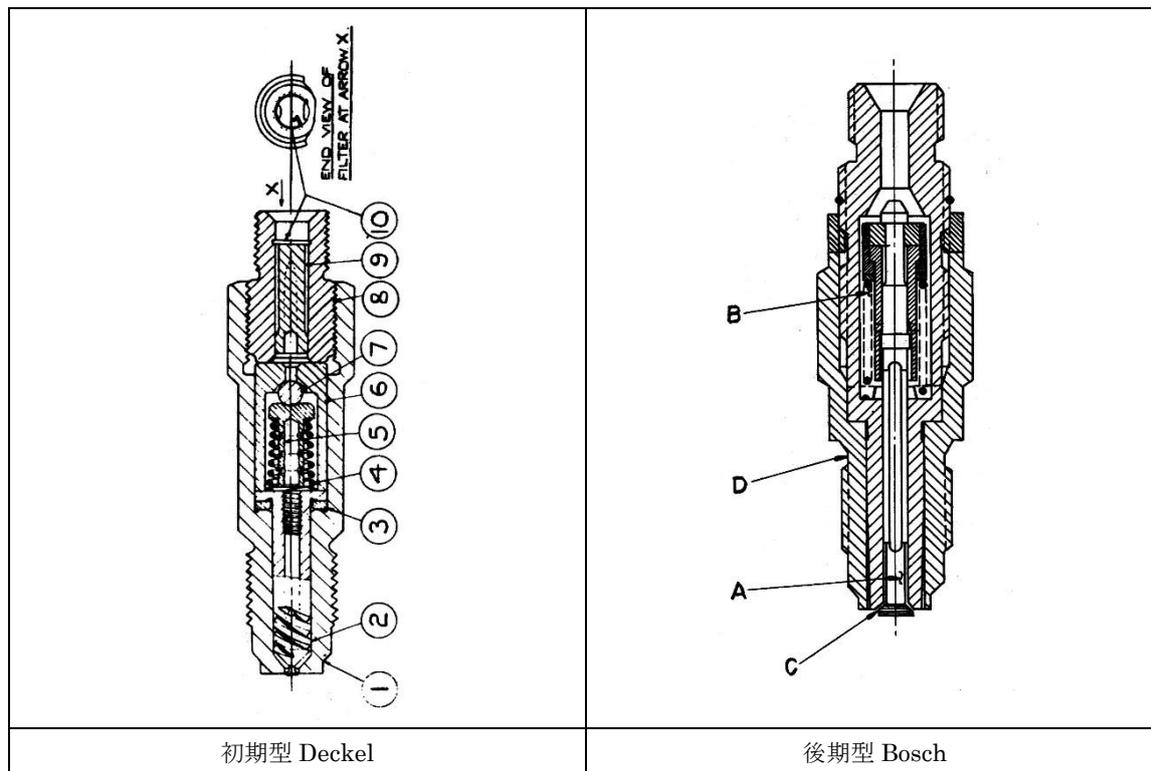
ditto. p.71, Fig.55.

ブースト圧を受けるカプセル大 11(3 つ)には地上大気圧の空気が封入されている。カプセル小 12 の内部は外気に連通せしめられている。ユニットとして独立した吸気温度センサは存在しなかったものの、11 がそれを兼ねていたということになる。⑥は油圧サーボユニットである。

BMW-801 の制御機構はスロットル制御、点火時期制御、ブースト圧制御、過給機変速制御、恒速プロペラ・ピッチ制御を統合した極めて複雑ではあるが信頼性の高い油圧サーボ装置として統合されており、空燃比制御用の油圧サーボユニットもこれに組込まれる格好となっていた。

当初、801 に採用された Deckel 製噴射ノズルはユンカース・スワール型とボッシュ・ピントル型(BMW-132 に使用)とを折衷したような型式であった。しかし、この屁理屈ノズルには希薄燃焼時、後垂れと霧化不良を生ずる傾向があり、末期の 801 においてはよりシンプルなボッシュ製ノズルに置き換えられた(図Ⅱ-I-45)。

図 II - I - 45 BMW-801 発動機用燃料噴射ノズル



ditto. p.75, Fig.59(part), p.72, Fig.56.

戦後、民間機、軍用機を問わず適材適所の活躍機会を得た米英の航空発動機とは対照的に、敗戦により再び翼を失ったドイツのライヴァルたちの末路は我国のそれ同様、哀れを極めた。ユンカースの発動機製造は勿論、敗戦と共に終わった。しかし、フランス Arsenal de l'Aéronautique 即ち海軍工廠の航空部門では 1941 年より *Jumo 211* の改良型 *Jumo 213* をベースとする発動機が製造されていた。'41 年と言えばフランスは既にドイツに対して降伏していたから、恐らく、ドイツに接収されたフランス海軍工廠でドイツ軍のために改良型 *Jumo 213* 発動機が製造されたのであろう。Arsenal は戦後、これを 12A あるいは 12H 型発動機として道楽程度に製造したようである。ユンカース、以って瞑すべきといったところであろう。勿論、その噴射系はユンカースそのものであった⁵²。

⁵² 12H 型は Inv.12V-150 $\phi \times 165$ mm, $\varepsilon = 6.5$, 機械式 2 速過給機付き。水噴射装置(後述)付きで wet(水噴射を伴う)離昇出力 2300HP/3250rpm.. 点火系、電動慣性始動機もボッシュのままであった。これをターボ・コンパウンド化した 12K(離昇[wet]2650HP/3250rpm., 最小燃料消費率 175g/HP-h)も開発されている。これらについては cf., Paul H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1952.*, pp.278~279.

また、木村秀政編『世界の航空技術』114 頁、同編『改訂 世界の航空技術』116 頁、参照。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』グランプリ出版、1996 年、30 頁、原書、5th. ed.(2006), pp.17~18 の参照を奨めたい。

なお、ユンカースは'58 年、Messerschmitt-Bölkow-Blohm(MBB)グループに吸収され、'68 年には辛うじて残っていたその商号も消失した。

更に、戦時中から戦後にかけて、ソビエト連邦では西側航空発動機を開発ベースとする作品が大量に生産されている。BMW-801 型発動機自体は模倣対象とはならなかったようであるが、ライト *Cyclone R-2600* を 5mm ストロークダウンしたような Shvetsov ASH-82 型複列星型 14 気筒発動機(41~)の戦後ヴァージョンには BMW-801A / I 型に装備されたものとはほぼ同様の“エヌ・ペー・ゼー・ウー”型筒内ガソリン直噴システムが採用されている。先に見た通り、このデッケル・ポンプはエレメントに対する内部潤滑無しであった。それが敢えてコピーされたという事実は耐久性に関する問題が生じていなかったということの証左であるのかも知れない⁵³。

なお、元々、ライト社からの体系的な技術導入を行なった経歴を有するシュベツォフでは R-3350 をモデルとする ASH-90 なる筒内噴射式複列 18 気筒発動機も製造されていた。こちらの噴射系は恐らく Bendix-Stromberg 直噴システムの模造品だったのであろう⁵⁴。

航空以外の分野では敗戦直後の 1945 年頃から本家 R. ボッシュによって自動車用ガソリン機関燃料噴射化の研究が機関製造会社との協同で開始されている。誠に見上げたしぶとさであるが、'49 年の国家分断もあってか製品化には意外の時日を要し、1951 年に Borgward の一ブランドであった Goliath 他、小形乗用車に搭載される 700~900cc 程度の並列 2 気筒 2 サイクル機関にその筒内噴射システムを装備するものが現れている。しかし、ボルクヴァルト自体が 1961 年に破産しているから、その意欲的開発も後が続かなかった⁵⁵。

続いて、1952 年に誕生した Benz のレーシングカー *Mercedes 300SL* の'54 年市販型にも筒内噴射システムが搭載された。勿論、これもボッシュの製品である。噴射ポンプはディーゼル用そのままと伝えられているから、エレメントも DB-601A のそれと同工であったと考えられる。高高度を飛翔するワケではないからそれで充分であった。*300SL* の機械制御式ガソリン筒内噴射は最高出力の増大、気化器が妨げていたボンネット中央部高さの更なる引下げを可能にした反面、高価かつ整備が困難であり、それ以上、普及するには到らなかった。

ポート噴射では'58 年のメルセデス *220SE* セダン機関のボッシュ・システムが知られている。こちらは 2 本のプランジャを有する列型ポンプで前後 2 つの分配器にガソリンを圧送し、各分配器からはそれぞれ 3 気筒の各ポートに設けられたノズルにガソリンが送られ

⁵³ Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*. p.292, 木村『世界の航空技術』106~107 頁, 表 5・3, 八田・浅沼『内燃機関ハンドブック』488~489 頁, 特に図 4・1・37, A.,S.,ヤコブレフ/遠藤 浩訳『ソ連の航空機 —その技術と設計思想—』原書房, 1982 年, 212~213 頁, Gunston『世界の航空エンジン ①レシプロ編』204~205, 206 頁, 参照。

勿論、噴射ポンプの模倣に際してはイギリスに真似られた“Float and Pendulum Type De-aerator”をも含むシステムが一体のモノとして扱われたのであろう。

⁵⁴ Wilkinson, *ibid.*の他, 木村『改訂 世界の航空技術』108~109 頁, 表 5・2, 参照。

⁵⁵ なお、小型車に燃料噴射という開発事例は単なる R&D としてはあるが東洋工業においても認められる。角田 馨「燃料噴射電気点火の自動三輪者への試み」『機械の研究』第 1 巻 第 10 号, 1949 年, 参照。ポンプはボッシュ型, ノズルは開放型のスワール・ノズルでポート噴射であった。

る方式であった。噴射は間欠的であるが本来の定時噴射とは異なり、閉じている吸気弁に向けても噴射するワケで、実態としては連続噴射に近い様式である。また、気筒数に等しいプランジャを有する噴射ポンプを奢られた後継機は電子制御式ガソリン噴射方式が確立するまで多くのメルセデス上級車に用いられた。

しかし、機械制御式ポート噴射システムは燃料を正確に計量しても空気の方は単一のスロットルでの制御に任せるだけのカラクリであったため、混合気の気筒間分配に均等性を得ることが難しかった。とりわけ、部分負荷運転の時間比率の高い乗用車用ガソリン機関の混合気形成システムとしてそれは喰い足りない技術であり続けた⁵⁶。

4. イギリスにおけるガソリン噴射技術開発

i. 基礎実験

かの H., R., Ricardo がスリーブ弁と並んでガソリン噴射の将来性についても強い期待を表明していたにも拘らず、イギリスにおけるガソリン噴射、とりわけ筒内噴射技術の開発動向は概して低調であった⁵⁷。

'30年代に入った頃、ブリストルにおいてはフェッデンの主導の下、Lucas Industries と CAV/Bosch(CAVは既に'26年、ルーカスに買収されていた)との協力を得て筒内直噴システムが開発された。本システムを装備した *Pegasus* は1932年2月に完成し、*Draco* と名付けられた。噴射ポンプは列型で、発動機後蓋に左右1個ずつ、4+5に振り分けられる形で装備されていた。翌年には飛行テストが繰返されたが、燃料分配の不良とスロットル啓開時のもたつきが一向に解消されず、空軍省はこの重く複雑な機構に対する興味を喪失した。新し物好きのフェッデンはルーカスに開発継続を求めたが、'34年に到って自らもこれを断念した。その後、ドイツにおける筒内噴射技術の進歩を前に、フェッデンはその開発再開の必要性を力説したが、筒内噴射が大戦中、ブリストル発動機に導入されることは遂に無かった⁵⁸。

1934年に出版された書物の中で D., R., Pye は「気化器で非常に満足すべき結果の得られるやうな揮発し易い燃料に對して、わざわざ非常に複雑な、高價な、多くの小さなポンプを用ふる必要もないやうに思はれる」と述べているが、その直ぐ後にはガソリンではな

⁵⁶ 神蔵『高速ガソリンエンジン』他、同時代の内燃機関工学、自動車工学文献には大抵、精粗の差はあれ、機械式ガソリン噴射についての記述が含まれる。雑誌論文としては近藤康治「自動車ガソリンエンジンの燃料噴射装置」『熱機関』Vol.1 No.10. 1955年、三原省三「自動車用ガソリン機関の燃料噴射装置(1), (2)」『エンジン』Vol.2 No.9, 10. 1956年、の記述がかなり詳しい。

⁵⁷ cf. H., R., Ricardo, Les “sans-soupape” à injection d'essence. *Les Ailes* No.81, 1938/ 杉原周一訳『スリーブバルブ』と『ガソリン』噴射』『内燃機関邦譯文献集』第3巻 第2号, 1938年。因みに、リカードのスリーブ弁への偏愛はその著書, *The High-Speed Internal Combustion Engine*. 4th. ed., London and Glasgow, 1935, pp.34, 92~96, 124, 125, 191, 193, 296, 297, 303~311, 320~355, 359, 360~363, 369~372, 376, 380, 384, 387にも横溢している。

⁵⁸ cf. Bill Gunston, *Fedden the life of Sir Roy Fedden*. Derby, 1998. pp.142~143.

く重油に水素を添加して得られた高沸点(155~205°C)、高オクタンではあるが揮発性の低い燃料を用いた噴射機関についての実験概要が紹介されている。供試機関は機械式過給機付で $\epsilon = 7.0$ 及び 5.85。弁開閉時期は吸気弁啓開が 70° BTDC, 同閉塞 45° ABDC, 排気弁啓開は 55° BBDC, 同閉塞 60° ATDC となっており 130° ものオーバーラップが設定されていた。これにより吸排気効率を上げ高い比出力を得る算段であった。

結果的に掃気吹抜けによる過給機駆動エネルギーが若干増加したものの、燃料は排気弁閉塞(60° ATDC)より後に噴射されたため、燃料吹抜損失は計上されずに済んだ。しかし、ブースト圧 160mmHg, 1, 750rpm.におけるリットル馬力は 28BHP となり、所期の目的は遂げられたにも拘わらず、この時の燃料消費率は 232g/HP-h にも達し、燃料の劣悪な分散と低い空気利用率→不完全燃焼の実態、航空発動機として実用された場合における始動性不良、アイドル運転不安定が推察された⁵⁹。

ii. Bristol 及び Rolls-Royce における取組み

実は、これに先立つ 1931 年、ガソリン航空発動機における混合気形成改善の方向は RAE の A., A., Griffith 博士が提示した路線に準じ、噴射気化器の導入へと転じられていた。ブリストルでは *Mercury* に試作装置を取付けての台上試験が実施された。しかし、ブリストルの実用航空発動機における噴射気化器導入は 1942 年の、アメリカ風に表現すれば、R-3270 となる大排気量発動機 *Centaurus* の量産立ち上り機種、V 型まで持ち越された。その上、本発動機に用いられたのは国産品ではなく、Bendix-Stromberg 噴射気化器であった。漸く 1944 年、一回り小さい *Hercules* 100 型に国産の Hobson R.A.E. BI/BH5 型噴射気化器の採用を見るに到ったものの、旗艦たる *Centaurus* への Hobson R.A.E. 噴射気化器導入は戦後の課題となった⁶⁰。

ブリストルは 1945 年より筒内噴射に関する研究を再開し、1947 年、実機試運転に成功、'49 年には飛行試験にも及んだが資金不足のため開発は中断された。同社製発動機に筒内噴射が初めて実用されたのは 1955 年に完成し、スリーブ弁式ブリストル大形ピストン発動機の掉尾を飾ることとなった件の大馬力発動機、*Centaurus* 373 型(2R18-146×178mm 離昇[wet operation]3150HP/2800rpm.)においてであった。先に、アメリカより 10 年の遅れ、と述べたのはこの件を指す。

因みに、その噴射ポンプは C.A.V. 9BB. 120X780D : 9 プランジャ×2, ノズルは C.A.V. L.867/868. 噴射圧 140kg/cm² であった。流石にディーゼル屋がこれだけの高圧噴射系を仕立てたとあって、水・メタ噴射との相性は後述される通り極端には悪くはなかったようである⁶¹。

⁵⁹ D.,R., Pye/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』成文堂新光社、1943 年、206~209 頁、参照。

⁶⁰ cf. V.,F., Bingham, *Major Piston Aero-Engines of World War II*. Bath, 1998, pp.55, 57, 59, 61~62, 65.

⁶¹ cf. *ibid.* and Gunston, *Fedden*. p.284, Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*.

一方、イギリスを代表する液冷発動機メーカーRolls-Royce が燃料噴射と出会ったのはディーゼル化という契機においてであった。1927年、同社はRAEの求めに応じ、*Condor* 発動機を実験的にディーゼル化した。同発動機は1932年、50時間連続運転試験に合格し、翌年から各種飛行実験に供されたが、その成績は公表されていない⁶²。

また、同じ頃、1基のRR *Kestrel* 発動機に筒内ガソリン噴射装置が組付けられた。しかし、そのコストペナルティー故に、また、国内に信頼するに足る供給業者を欠くことから筒内噴射方式への関心には盛り上がりを欠いた⁶³。

イギリスの先次大戦における戦闘機用発動機の歴史はRR *Merlin* の開発史に他ならない。そして、その混合気形成方式の王道は先次大戦中も一貫して気化器に求められた。1200馬力で登場したドイツ、*Jumo 211* 型ガソリン噴射発動機の噴射装置は327種の設計より成る1576個の部品から構成されていたのに対し、当時、*Merlin* に装備されていた気化器は僅か141種の設計の433部品から構成されていた。後者は前者に比して格段にシンプルであり、そのコストは $1/8 \sim 1/6$ と見積られた。

また、間欠噴射方式においては主運動部の慣性力ではなくポンプ・プランジャのカムに対する追従性の制約によって発動機最大回転数が抑えられていた。気化器(噴射気化器を含む)式発動機ならばかような制限とは一切無縁であった。現実問題として*Jumo 211* においては急降下時の最大回転数が僅か2400rpm.(平均ピストン速度13.2m/s)に制限されていたの対して*Merlin* のそれは3600rpm.(平均ピストン速度18.288m/s)にも達していた。つまり、そのレッドゾーンはドイツ発動機より遥か高い所に位置していたワケである⁶⁴。

但し、気化器は急降下の初動に際し、 $-g$ に因る油面の躍り上がりから発動機に“息つき”を生ぜしめる欠陥があった。“息つき”によって発動機回転数が落込めば恒速プロペラのガバナが即座に反応してピッチを低位にシフトさせるから前面空気抵抗が嫌でも急増し、突込み速度は輪をかけて減殺された。これは追尾体勢においても回避行動においても由々

p.267.

なお、後者に抛れば、*Hercules 216*(2R14-146×165mm 離昇[dryのみ]1800HP/2800rpm.)はHobson-R.A.E. B1/BH17型2バレル2噴孔降流式噴射気化器付き、*Hercules 759*(同 離昇[dryのみ]2040HP/2800rpm.)はZenith-R.A.E. BI/BH11型2バレル2噴孔降流式気噴射化器付き、*Hercules 815*(同 離昇[wet]2300HP/2900rpm.)はHobson R.A.E. BI/BH19M型2バレル2噴孔降流式噴射気化器付き、*Centaurus 173*(2R18-146×178mm 離昇[wet]2850HP/2800rpm.)はHobson R.A.E. BI/BC19M型2バレル2噴孔横型気化器付き、であった。

⁶² おおいのうえ 大井上 博『航空ディーゼル機関』山海堂、1942年、153~155頁、参照。

⁶³ cf. Bingham, *ibid.* pp.20, 30.

⁶⁴ *Flight* 誌1941年5月6日号。鹵獲された*Jumo 211D*に関するRR社での研究データ。P.,M., Heldt, Fuel Injection for Aircraft Engines. Automotive Industries. Vol.85, No.6, 1941/白井直光訳「航空発動機の燃料噴射」『内燃機関邦訳文献集』第10巻 第1号, 1942年, より重引。似たようなプランジャ・ポンプを使用していたのであるから、この点はDB-601系でも同じことであつたろう。もっとも、機械的追従性にも増して負圧に起因するガソリンの発泡という問題が真のネックであつたような気がしなくもない。

しき事態であったから、一旦、宙返りしてからダイブする戦法が編み出されたり、de Havilland 大佐の発案で *Spitfire* のプロペラを固定ピッチプロペラへ付け替える対策まで実施されていた⁶⁵。

イギリス本土防空戦=Battle of Britain を控えた重要な時期に *Merlin* を救い、これに“救国の発動機”としての活躍を遺憾無く為さしめたのは RAE の研究者 Miss Tilly Shilling のアイデアであった。彼女によって提起された気化器フロート室を海面上全開出力時に対応する最大流量を保証された孔(“Miss Shilling’s orifice”)の明いた薄膜で上下に分割し、燃料の流れを確保しつつその瞬間的な躍り上がりを抑えるというシンプル極まるアイデアは忽ち威力を証明し、*Merlin* は 1940 年 7 月から 10 月にかけて闘われた Battle of Britain においてその本来の高速性能を遺憾なく発揮してイギリスを救い、ヨーロッパ戦線における連合国の失地回復への橋頭堡を護った⁶⁶。

1941 年 3 月までには“Miss Shilling’s orifice”のイギリス空軍戦闘機部隊機への適用が完了した。その後、“イギリス男児の意地”を賭けたのかどうかは知らぬが、フロート室をゴム製ダイヤフラムに置換えた気化器が鋭意開発されたものの、1942 年 11 月に到ってその実用性が期待外れと判明し、SU の対策型気化器に切替えられた。’43 年の Mark 66 *Merlin* には何と Bendix-Stromberg 噴射気化器が採用され、Mk.70, 76, 77, 85 にも引続きこれが装備された。

次に用いられたのは Morris グループの SU(Skinner’s Union) Carburetor Company による SU 噴射気化器であった。そのスピード・デンシティー方式の空燃比調節機構の改良には RR 社自身が手を下し、SU 噴射気化器は Mk.100 *Merlin* 他に標準装備された。そこで用いられた燃料計量ポンプについては直ぐ後で触れる。

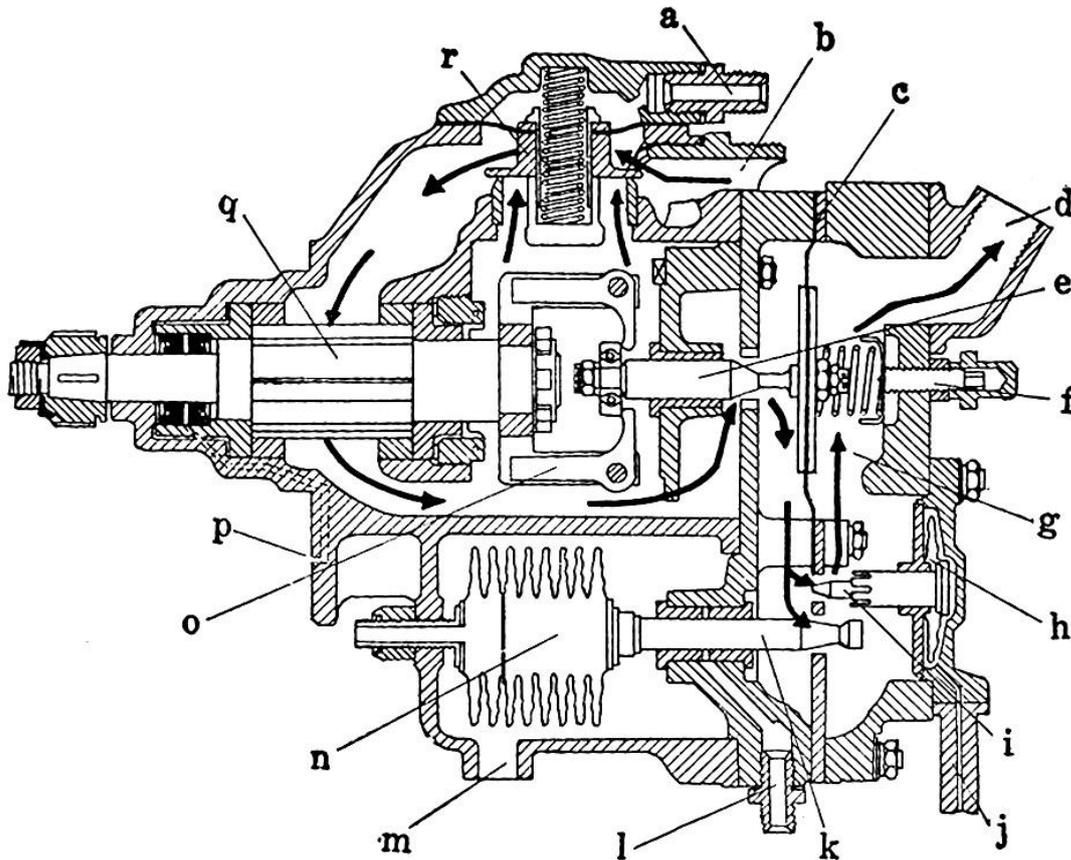
また、これと並行して RR 社においては遠心式調速機直結のベーンポンプ 1 基を用い、発動機回転数、ブースト圧と外気圧、給気マニフォールド温度を制御因子とする独自のスピード・デンシティー方式に依る、しかも極めてシンプルかつコンパクトな連続噴射式気化器が開発された。制御システムの構成としては上述の「ストロンベルグ・スピードデンシティー装置」と同じであるが、この RR 噴射気化器の方は余程、出来が良かったと見え、アメリカにおける対応物とは異なり、換言すれば Bendix-Stromberg 気化器が果たした役回りとは同様に、戦後、最末期の *Merlin* や *Griffon* にまで踏襲装備された事実が知られている⁶⁷

⁶⁵ H., Nockolds, *The Magic of a Name*. 1938/奥村雄二郎・北出 明訳『ロールス・ロイス』産業能率短期大学出版部、1969年、225頁、E., Bishop, *Battle of Britain*. 1966/山本親雄訳『栄光のバトル・オブ・ブリテン』サンケイ新聞社出版局、1972年、116~117頁、参照。

⁶⁶ R.R.社ダービー工場正面ホールの窓にはこの戦勝を記念し、1949年1月、“This window commemorates the pilots of the Royal Air Force who in the Battle of Britain turned the work of our hands into the salvation of our country”と記された巨大なパイロットを描いたステンドグラスが掲げられる。戦いの主役は発動機ではなく、あくまでもパイロット達であったという、当然ではあるが謙虚な、人間使い捨て、“亡国の発動機”粗製乱造の日本とは天と地ほど異なる姿勢がそこにある。

⁶⁷ cf. Gunston 『世界の航空エンジン ①レシプロ編』191頁、ditto., *Rolls-Royce Aero*

図 II - I -46 Rolls-Royce 社の独自開発になる噴射気化器



長尾不二夫『第2次改訂 内燃機関講義』下巻，養賢堂，1957年，498頁，第7・36図。

b: 燃料タンク→. d: →噴射ノズル. q: ベーンポンプ. h: 温度調整ベローズ. m: プースト圧. ダイアフラム n の左側は大気圧を受ける補正機構であると思われる. e, i, k は針弁.

詳しくは同書 497~498 頁の解説を参照されたい。

iii. SU → Simmonds 噴射ポンプ

勿論，当時のイギリス自動車技術界にドイツのそれのような多点・定時式ガソリン噴射を担う基礎技術が皆目無かったワケではない。1940年頃にはSUの手で自動車機関用のガソリン噴射システムが開発されていた。その核心をなしたのはユニークな可変傾斜角型揺動斜板機構による可変行程式筒型プランジャ・ポンプである。実際，これに白羽の矢がが立てられた。この時，必要とされたのは装置を大形化すると共に空気密度=吸気マニフォールド圧，外気圧，吸気温度とを検出し，混合比補正を行う制御機構を組込むことであった。

但し，このSUポンプは実際にはMerlin用のポート噴射ないし筒内噴射用ポンプとし

Engines. Somerset, 1989, pp.74, 80~81, Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*. pp.272~273, Schlaifer, *ibid*. pp.527~528.

で働けてはいない。つまり、それはボッシュやベンディックス、そして後に見る三菱の製品のような意味での多点・定時噴射ポンプとしてではなく、上に述べた、ヨリ責任の軽い SU 噴射気化器のスピード・デンシティー式混合比補正機構における計量ポンプという形に身をやつした、つまり、イギリス版“マスター・コントロール”であった。

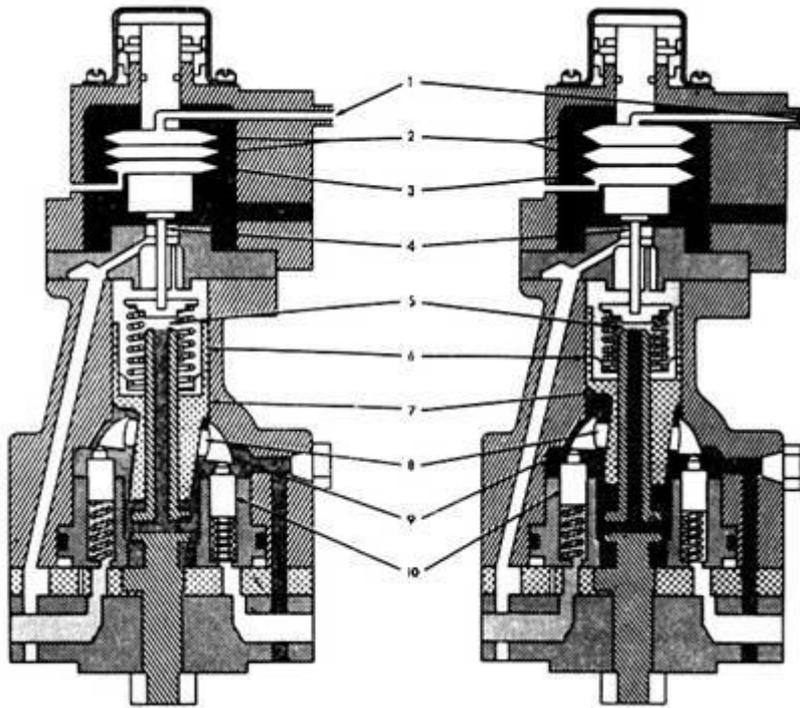
無論、この可変行程式筒型プランジャ・ポンプはサイズと品質さえ適合すれば航空発動機におけるポート噴射用ポンプ位になら……あわよくば筒内直噴用ポンプとしても、何とか用立てられそうな技術ではあった。事実、Sir Oliver E., Simmonds によって 1946 年に設立された Simmonds Aerocessories Inc.(英)の手でそのポート噴射用ポンプとしての潜在能力が開花せしめられることになるが、これは戦後世界の事蹟に属する。

即ち、アメリカにおける SU 噴射システムの製造権を買収した Simmonds はアメリカとカナダに現地法人を設立、600 馬力までの航空発動機向けに“SU Fuel Injection Systems”を製造販売した。ポート噴射のために開発された噴射ノズルは開弁圧 6.0~7.7kg/cm²程度に設定されていた。製品はアメリカでは主として Lycoming の軽飛行機用水平対向発動機に用いられたが、R-985 *Wasp Junior* や M48 *Patton* 戦車用の V 型 12 気筒 Continental ADVS-1790-5B ガソリン機関に装備され、朝鮮戦争で活躍したものもある⁶⁸。

図 II-I-47 SU 式シモンズ噴射ポンプの原理(モデルは Simmonds 570 型)

⁶⁸ cf. Jan P., Norbye, *ibid.*, 1st. ed., pp.37~38, 2nd. ed., pp.30~31. 但し、これをベースに *Merlin* 向け筒内噴射システムが開発されたとの記述は誤りである。

なお、川端清一はシモンズ燃料噴射装置として 530 型(トロコイドポンプ式多点連続噴射気化器)、570 型(可変行程式筒型プランジャ・ポンプ式定時ポート噴射装置)、580 型(同、上流にトロコイド昇圧ポンプ併設)、を挙げている。シモンズ・ポンプと噴射系については川端清一『ピストン発動機』鳳文書林、1978 年、247~264 頁、神蔵信雄『高速ガソリンエンジン』丸善、1960 年、527~529 頁、参照。 *Wasp Junior* に装備されたのは 580 型である。



川端清一『ピストン発動機』254頁，図4.34A.

SU式シモンズ噴射ポンプの原理は次の通りである。バレルは回転しない。その中に気筒数だけ収められているプランジャ10は揺動斜板8に圧下されて上下にストロークする。球面座に嵌り込むボウル状の揺動斜板8を貫く中空斜め軸7の位置が下がれば揺動斜板8は7の偏心量の大きな位置で揺り動かされるからその揺動角を増し、これに圧下されるプランジャの行程も増す。逆は逆である。図では省略されているが、7の裾は二股に加工されており、ここがポンプ主軸下部の油道を左右に開いている矩形の鍔を跨ぐ格好になって主軸のトルクを受けていた⁶⁹。

エレメント群の下、Distributor Blockにはこれの外縁をなす内歯のリングギヤと噛み合いながら主軸の偏心輪^{エキセン}によって駆動される平歯車状の分配弁があり、その自公転を通じてこれを上下に貫通する8個の長孔ポートは上から被さる各バレルの口及び下面に位置する燃料吸入孔・燃料送り出し孔と正しいタイミングで交互に連通せしめられる。この構造は非常にシンプルではあるが、それ程高い噴射圧の発生は無理のようである。なお、川端はこのポンプを過給機翼車室への連続噴射ポンプとしているが(251頁)、これは誤りで、上述のマニュアルで確認するまでも無く、純然たる多点・定時噴射ポンプである⁷⁰。

発動機潤滑油は右下の縦孔から入り、下半部＝ポンプ部を満たして回転軸から上半部＝

⁶⁹ cf. *Department of the Army Technical Manual, TM9-2910-200-35, Field and depot maintenance manual for pump, injector, fuel assembly, ...etc.* Dec. 1959.(Google Booksで閲覧可能).

⁷⁰ 同じく日本航空技術協会『航空ピストン・エンジン』1991年，143頁，図9-22燃料噴射系統の分類，の右図に附されたSPIを「シモンズ式」とする説明も誤りである。

油圧サーボ室を巡り、左側の排油孔から流出する。

油圧サーボ機構のベローズ状のモノは外側からブースト圧を受けている。その内部は一体ではなく、吸気温度補正用窒素ガス封入センサからの圧力を受ける部分＝カプセル 2(上 2 段)と外気圧が引込まれている部分＝カプセル 3 とから成る。ブースト圧が高ければカプセルは全体に縮み、ブースト温度が高ければカプセル 2 は伸びる。外気圧に応じてカプセル 3 も伸縮する。これら全体の差引きの結果、5 における隙間が増減し、上半部と下半部との油圧に差が発生する。

左図は隙間が広がり、サーボ室への油の流入量が増してその内圧が高められたことでバネの収縮力に抗して 7 が押し下げられ、噴射量が増やされようとしている状況である。右図は隙間が縮小し、サーボ室の油圧が下り、バネの収縮力により 7 が引上げられて噴射量が減らされようとしている状況である。

かくの通り、これは実に巧妙でエレメントの潤滑に対する手厚い配慮をも窺わせるシカケであった。もともと、ポート噴射程度で済ませる位ならばかような巧妙複雑な機構は根っから不要、ポンプなど裏方、ベーンポンプでも持って来て逃し弁とコンビを組ませてやれば充分であった。実際、軽飛行機用のライカミング航空発動機にはこのテのポンプを有するベンディックスの連続噴射装置が用いられるようになったし、Continental のそれも同工、自社製の連続噴射装置を用いるようになって行った。他方、戦車の発動機はディーゼル化されてしまった。これらは至極当然の成行きであり SU＝シモンズ・ポンプの存在感は低下すべくして低下して行った。

一方、注目に値するのはイギリス、ルーカスによって 1956 年に開発投入されたガソリン加圧を電動ポンプに委ね、計量分配器によって各噴射管へこれを単に分配するポート噴射システムであった(シャトル計量方式として知られる)。これは後年のガソリン噴射システムの原理的出発点と形容されるに相応しい技術であった。然しながら、機械式制御の限界は如何ともし難く、その適用はごく狭い範囲に限られた⁷¹。

5. 三菱重工業におけるガソリン噴射技術開発

i. 基礎研究

日本の軍部においても 1930 年頃から陸軍航空本部、海軍航空廠(空技廠)等において燃料噴射電気点火発動機に係わる単筒試験が行われていたようであるが、その詳細は明らかではない。最終的に海軍では筒型ポンプを用いる筒内噴射装置(BMW 801 のその模倣?)が試作されたというが、結としては道楽程度に終わっただけらしい。愛知航空機が川西航空機の協力を得て何とか製造したライセンス DB-601 用の模倣品を除けば、ある程度ガソリン噴射装置の量産に漕ぎ着けた開発主体は三菱重工業のみ、しかも三菱のそれは既に述べた通り、独自の技術による作品であった⁷²。

⁷¹ 神蔵『高速ガソリンエンジン』他、注 296, 297 で言及された文献、参照。

⁷² 海軍における開発動向については岡村 純(編)『航空技術の全貌』(上)、「第三部 原動機

さて、その三菱におけるガソリン噴射開発の立役者、杉原周一は件の月並み論文の中でガソリン噴射発動機(とヘッセルマン多燃料機関)について多々弁じているのであるが、当然のこととして三菱における開発については一言も触れていない。ただ、興味深いのは杉原が軽油とは異なり自己潤滑性を欠くガソリンを相手にするため潤滑に留意してもなおポンプ・エレメントの摩耗・焼付が心配であるというのは科学的根拠の無い思い込みで、実験を試みればその危惧は完全に解消されたこと、プランジヤの吸入負圧に起因するガソリンの気化によるベーパーロックに対する不安も霧消したことを力説している点である。ドイツにおける開発史を一瞥して来た我々としてはその何れについてもおおよその要点を掴むこと位は可能である。それでも、やはりこの文章だけでは喰い足りぬこと夥しい。

しかし、三菱重工業における開発の歴史を再構築させてくれる材料はやはり杉原自身が残してくれていた。即ち、三菱重工業株式会社名古屋航空機製作所発動機部研究課『発動機研究報告』として1935年9月から1937年3月にかけて刊行された杉原周一「燃料噴射点火式発動機ニ關スル研究報告(第一報~第六報)」と1942年2月に彼が母校、東京帝国大学に提出した学位請求論文『ガソリン噴射発動機の實用化に關する研究』がそれである。

前者の体裁は第一報のみが和文タイプの青焼き、第二報以下は手書きの青焼きで、手作り感溢れる資料である。この報告は非常に体系的な実験研究報告であり、一応、第六報でオチが付けられたような格好になっているが、杉原のこの研究報告の全貌、つまり、端的に言ってそれが果して第六報で完結していたのか否かについては遺憾ながら不明である。また、『発動機研究報告』自体の性格についても不明である⁷³。

とは言え、この杉原報告は極めて貴重な資料であるから、以下にその要約を掲げ、博士論文については適宜、その内容をこれに絡めて紹介して行くこととする(【】内は博士論文の内容や筆者のコメント)⁷⁴。

篇 第五節 八、燃料装置」にごく僅かな記述が見られる。執筆は永野 治。川西航空機宝塚工場では12気筒用列型の他に星型14及び18気筒用ポンプも製造された。新明和工業(株)『社史1』1979年、78~79頁、参照。愛知航空機に対する川西航空機ならびにその下請会社の協力については上田雅一編『宝塚蜻蛉工場私記 川西航空はわが青春』ウエダ映像社、1986年、138~140、142~143、186、189、232、234、236頁、参照。

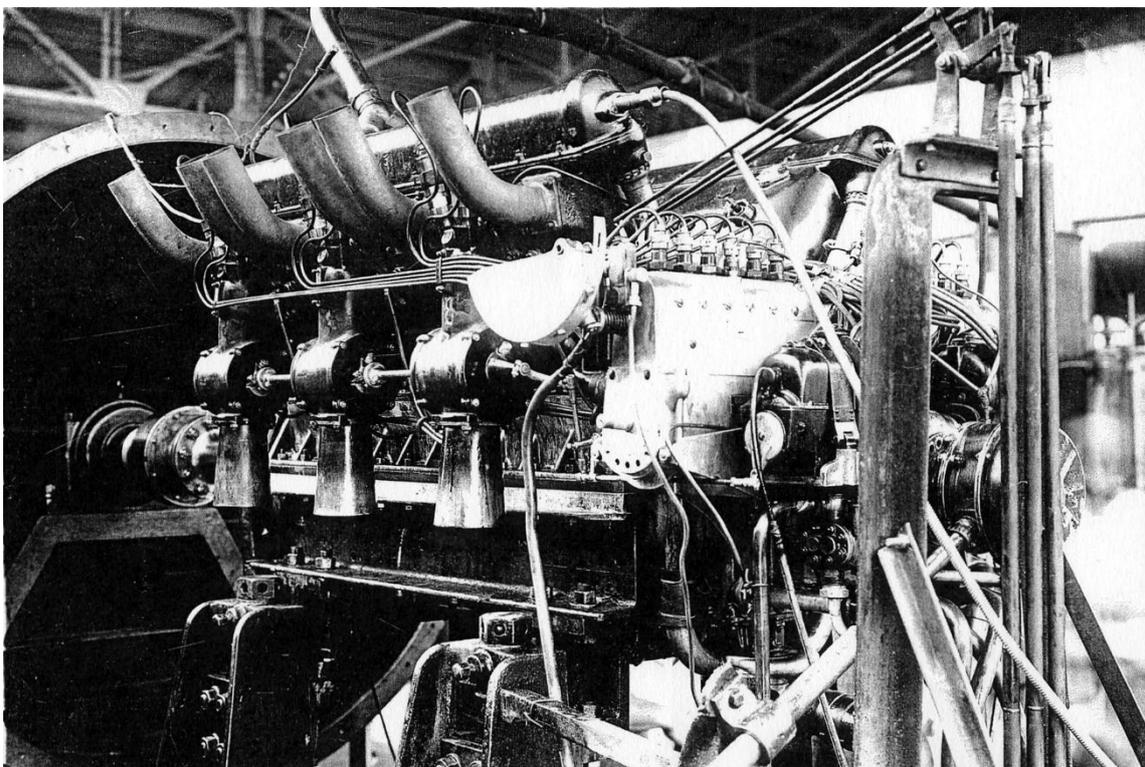
⁷³ 恐らく、ある時期、“材試”にも“風試”にも包接され難い発動機工学の固有分野を手作りであれ何であれカバーしたのがこの研究課単位の『発動機研究報告』であったようではある。その後、第I部でも紹介された通り、名發においては実験速報『研究實驗報告』(手書き・青焼き)、確定版『研究報告』(活版印刷)とが刊行されるに到っている。それらの立ち上がりと共にこの『発動機研究報告』も発展的に解消されたと思われるが、詳細な事実経過については管見の及ぶ限りではない。

⁷⁴ 杉原は上記の論文『ガソリン噴射発動機の實用化に關する研究』により1944年4月、東京帝国大学より博士学位を与えられている。この本文と附図集から成る大部の博士論文は多くの画像情報や杉原の考えが盛込まれた貴重な資料であるが、当然、『発動機研究報告』と重複する内容がかなり含まれている。また、年代、実験期日について概ね伏せられているのは『発動機研究報告』には無かった資料的難点である。

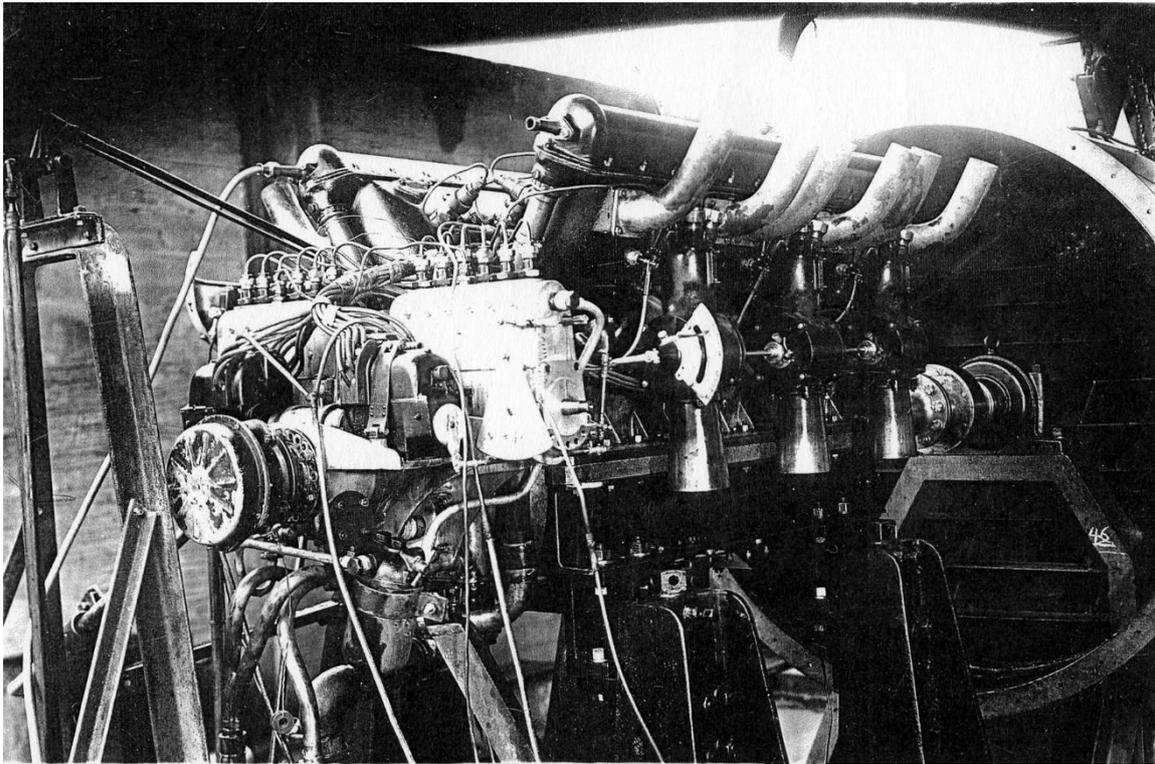
a. 第一報

「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第一報は『發動機研究報告』No.5として1935年9月に発表された【“発表”と言ってもその配布範囲は自ずとごく内輪に限定されていたと推定される】。最初の実験系列においては燃料噴射の基本性能の確認が課題とされた。実験にはイスパノ 650 馬力發動機 430270 号(自然吸気)が供され、これにディーゼル用のボッシュ製 6 気筒列型ポンプ 2 個を取付け、ノズルはボッシュのピントルノズルと自社製「テラー型」ノズルとが併用され、噴射位置はポートと筒内とが比較された。

図Ⅱ-I-48 イスパノ 650 馬力噴射式改造發動機 2 態



ポート噴射



筒内噴射

「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第一報，第一図，第二図.

空燃比制御は噴射量調節レバーとスロットル・レバーとを機械的に連動させ、必要に応じて単独調節も可能としたシンプルな仕掛けであった。実験は先ず 2,000rpm.にて 650 馬力を吸収するムリネを用い、プロペラ運転台にて噴射ノズル開弁圧、噴射時期、噴射位置を変えて最適条件を見出し、次に水動力計による負荷試験を行い、最後に気化器を取付けた状態に戻して対照データを採取するという手順で行なわれた。燃料は航空三号ガソリン 70%、ベンゾール 30%、エチル液 0.145%の混合物という過渡期的性格丸出しの配合であった。

激毒である四エチル鉛(C_2H_5)₄Pb はガソリンへのごく微量の添加で優れたアンチノック剤としての効能を発揮する。その即効性により四エチル鉛(や同時代に期待されていたカルボニル鉄)は往時、“dopes”などと呼ばれた。勿論、これは「ドーピング」の“ドーブ”であり原意は“麻薬”ないし“興奮剤”である⁷⁵。

四エチル鉛が燃焼室内面に腐蝕性の堆積物を生ずる欠点は二臭化エチレン($C_2H_4Br_2$)の追加(その混合液を「エチル液」と呼ぶ)によってある程度除去される。他に有力なアンチノック剤としてアルコールやベンゾールが存在したものの、何れも数十%の混入率にせねば効き目を欠き、前者は水分の分離、後者は凍結という大きな欠点を託ったため、アンチノック

⁷⁵ “dopes”なる用語例については cf. W.,J., Stern, Aircraft Engines(Chap.XVI of J.,N., Nayler & E., Ower, Aviation of To-Day. London, 1930), p.392.

剤としては急速に廃れて行った⁷⁶.

実験結果は次のように総括されている。

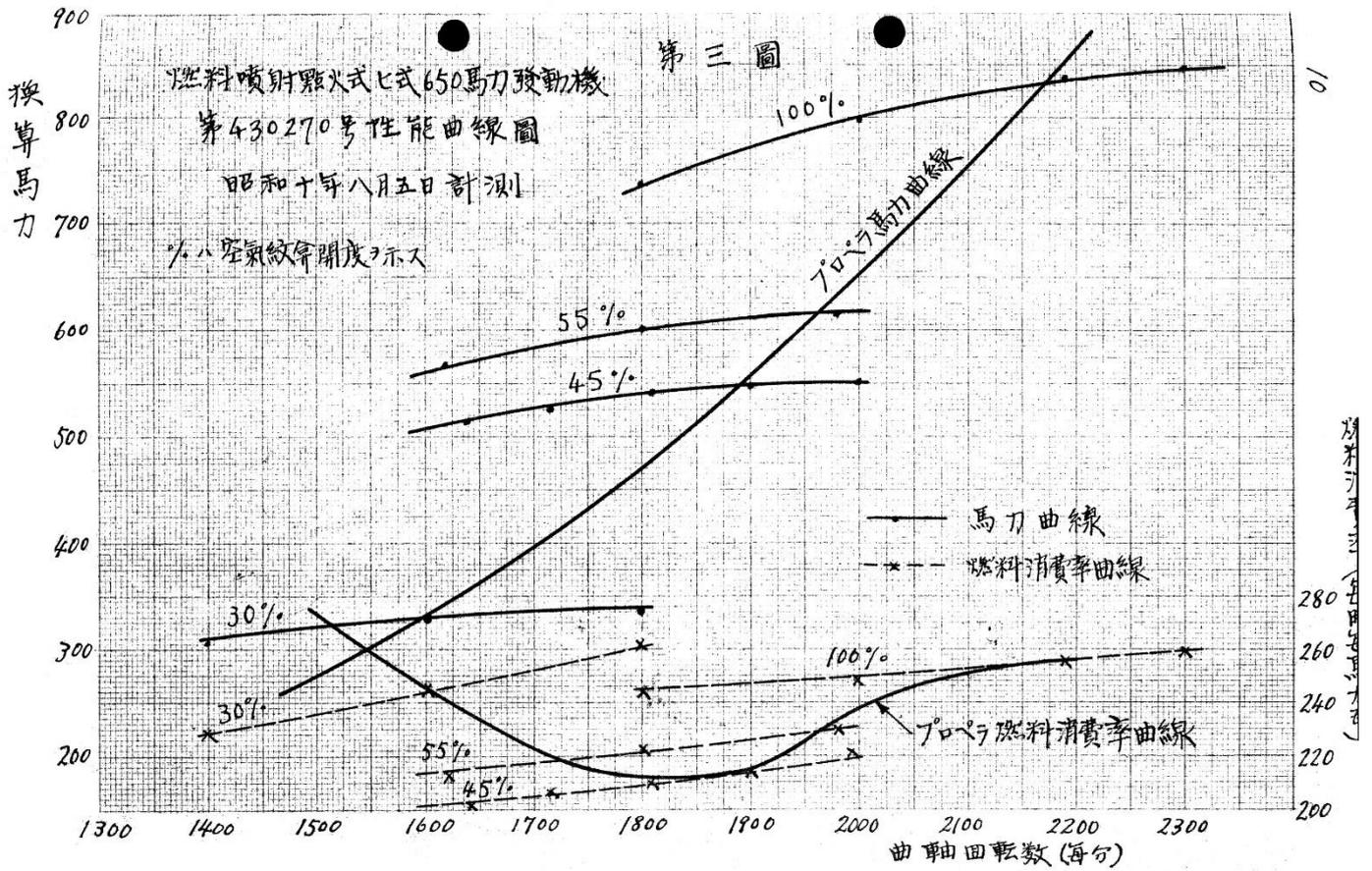
- 一、筒内噴射とポート噴射とで最大出力は後者の方が大きかったが、それ以外の点に大きな差は無かった。
- 二、噴射ノズルはボッシュ式の方が性能良好であった。
- 三、噴射開始時期はポート、筒内を問わず、 30° ATDC の吸気行程噴射が最適であった。
- 四、噴射期間の長短に因る影響はほとんど認められなかった。
- 五、噴射圧力は 30kg/cm^2 で充分であった。
- 六、最大出力は気化器式より約 5% 増大した。
- 七、燃料消費率は気化器式より約 5% 改善された。
- 八、総運転時間約 40 余時間にして噴射ポンプ、噴射ノズルに故障は皆無であった。
- 九、加速性能は $1000\sim 1600\text{rpm.}$ における燃料消費率を著しく切り詰めない限り良好で優れた応答性が示された。
- 十、スローは 400rpm. 以下で安定していた。

図 II-I-49 イスパノ 650 馬力噴射式の性能曲線

⁷⁶ C.,F., Taylor and E.,S., Taylor/能谷俊雄訳『テラー・内燃機関』192~193 頁，参照。
二酸化エチレンを添加しても堆積物の生成は根絶されないため，停止前に無鉛ガソリンによる清浄運転が励行された。しかし，それにも拘らず，発動機分解手入れの頻度は高められざるを得なかった。

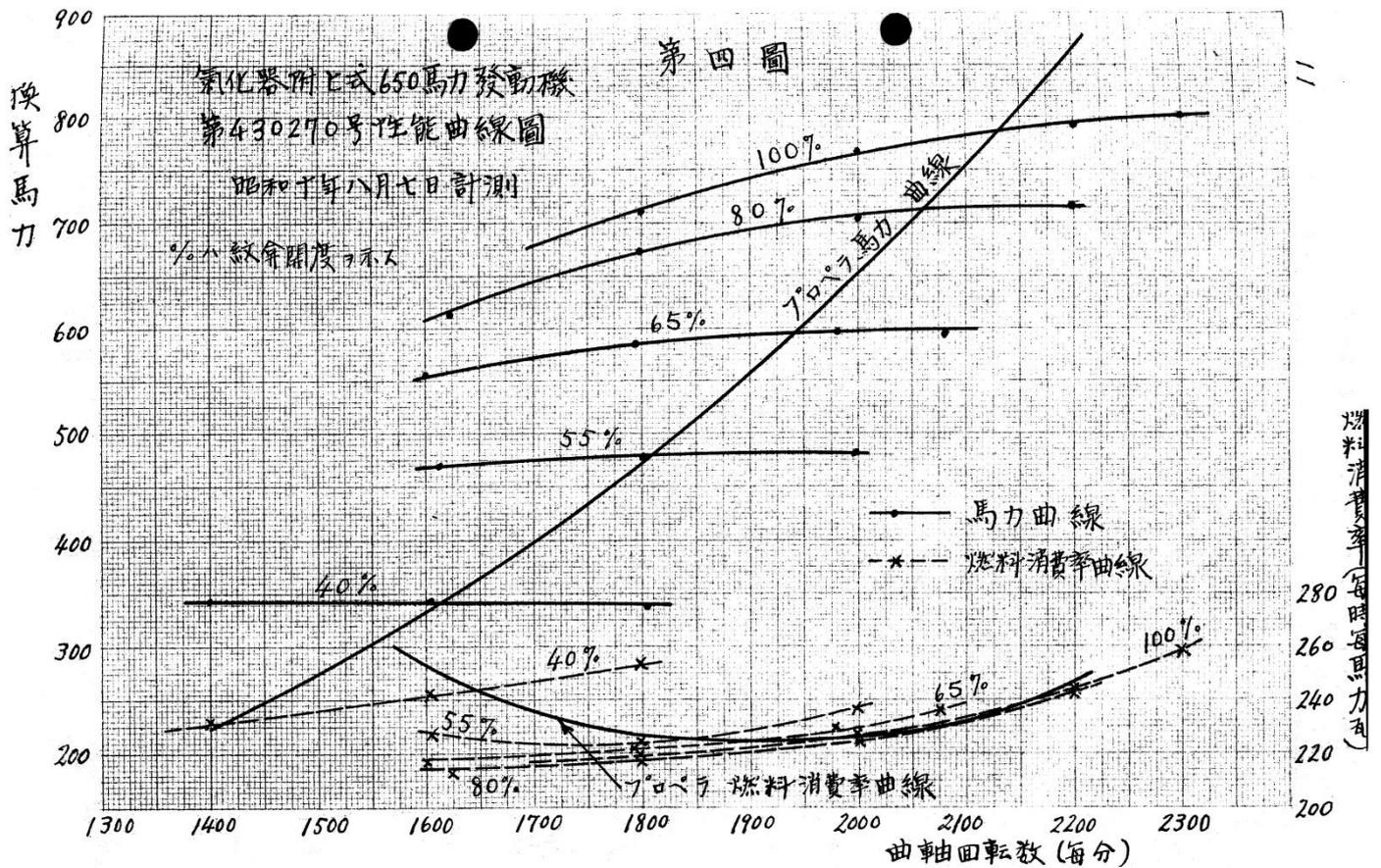
わが国においてはマトモな航空用ガソリンはほぼ全てアメリカからの輸入品であった。四エチル鉛も当初は同じであった。前者の内，航空一号は極寒地用揮発油，同二号は冬期用，同三号はその他季節用，と分類規格化されていた。単体のオクタン価は海軍規格のモノで概ね $64.5\sim 65$ 程度，市販品では $64\sim 68$ 程度であった。オクタン価は当初，海軍では航空廠の C.F.R. 試験機関で測定された。

1921 年，アメリカ，Delco の T.,Midgley により制爆剤として見出された四エチル鉛については'27 年，中島飛行機が荻窪工場にて Lorraine 400HP や Jupiter 420HP 発動機を用いた本邦初試験を行っているが，加鉛ガソリンの「航空特号揮発油」としての規格化と広範な実用化は 1934 年からであり，当初，そのオクタン価は $81\sim 88$ の範囲にあった。嘉納『日本航空燃料史』第 I 章，参照。エチル液の詳細成分については同書，76 頁，第 41 表，参照。



「燃料噴射電氣點火式發動機ニ關スル研究報告」第一報，第三圖。
諧調を反転。

図II-I-50 イスパノ 650馬力氣化器式の性能曲線



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第一報，第四図。

諧調を反転。

杉原は「大体満足スベキ結果ヲ得タリ」としながらも，次の階梯として過給發動機における実験が準備されつつあること，噴射ポンプ，噴射ノズルは航空發動機用に相応しい軽量のモノが開発されつつあること，空燃比を自動高度補正する機構が開発されつつあることを述べて第一報を結んでいる。

b. 第二報

第二報は『發動機研究報告』No.6として1936年3月に発表された。これには「三菱式14気筒發動機用試作燃料噴射唧筒及燃料噴射弁性能試験報告 並ニ 燃料噴射管ノ長短及燃料噴射唧筒ノ逆流防止弁ノ有無ガ燃料噴射量ニ及ボス影響ニ就キテノ研究報告」なる長いサブタイトルが付されている。

【12ではなく14気筒に飛んでいるのは第一報末尾で展望された過給發動機への適用という点においてイスパノ系の93式では旧稿に見た通り，それ自身が頼りなさ過ぎること，既にこの時点において三菱が名航發動機部長，深尾淳二の決断により複列空冷星型に開発

ターゲットを絞っていたことの現れであろう】

燃料噴射方式がその優れた基本的特性にも拘わらず、先達たるアメリカにおいてさえ未だ実用の域に達していないのはポンプの機構的完成度の低さと空燃比自動補正機構の発達不全に因る。三菱では単筒実験発動機による基礎研究と諸機構の開発を進めている。

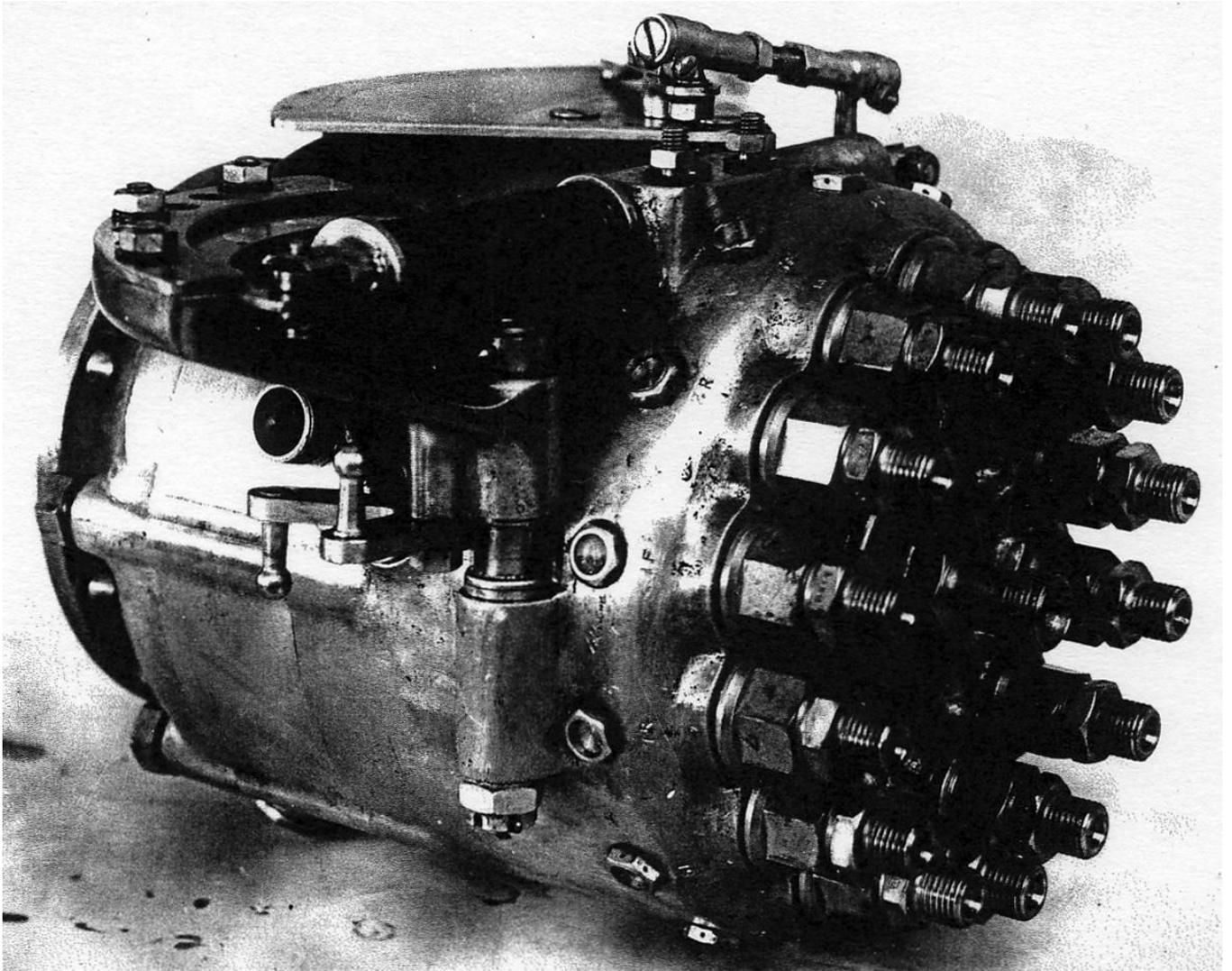
本報告の前段、「三菱式 14 気筒発動機用試作燃料噴射唧筒」についての研究成果は以下の通りである。

実験の目的は軽量かつ作動確実・噴射量のバラツキ僅少な 14 気筒発動機用噴射ポンプの開発であった。先に用いられた陸用機関向けのボッシュ列型ポンプは約 50 時間の運転中、故障皆無であり、ボッシュ製単筒用燃料噴射ポンプもポンプ単独の長時間運転に良く耐えているため、今回の試作においてはボッシュ製「唧筒気筒及唧子」＝エレメントがそのまま使用されることとなった。但し、これとは別に自社製エレメントの開発も並行して進められていた。

今回開発されたのは筒型の 14 気筒用三菱式 1 型噴射ポンプである。各プランジャには中央の大歯車と噛合う小歯車が取付けられ、連動して噴射量を増減し、かつ、大歯車と小歯車との噛合い、小歯車とプランジャとの接合部セレーシヨンの噛合いの変更によって噴射量の微調整＝均一化が図られる仕掛けとなっていた(セレーシヨンの方は 1 つにつき±2mm³)⁷⁷。

図 II-I-51 三菱式ガソリン噴射ポンプ 1 型の外観

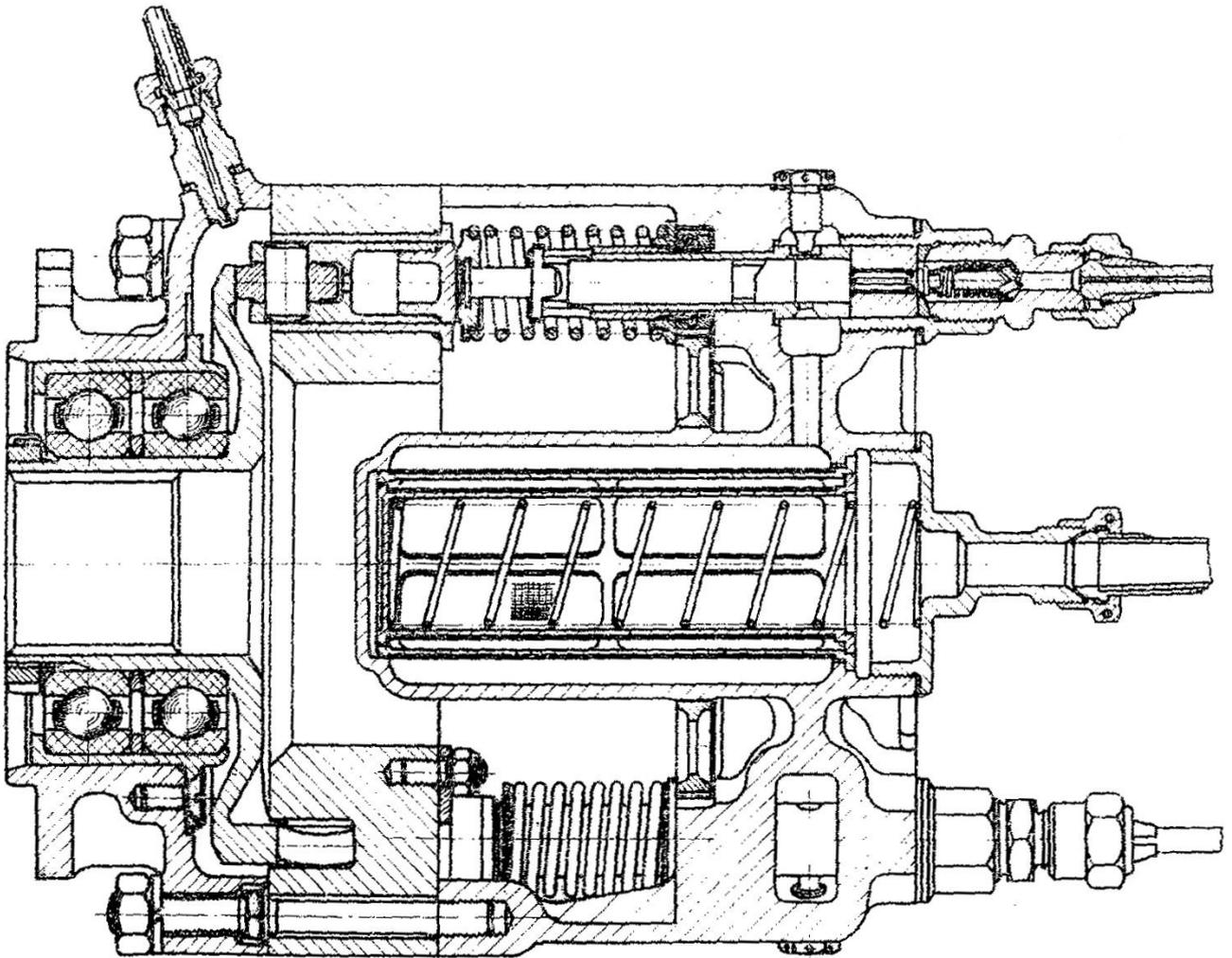
⁷⁷ この仕掛けは後述されるように杉原式ポンプに係わって三菱重工業が取得した 2 つの主要特許の内の 1 つとなった。



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第二報，第一図。

『ガソリン噴射發動機の實用化に關する研究』附図集，第 64 図も同じ。

図 II-I-52 三菱式ガソリン噴射ポンプ 1 型の縦断面

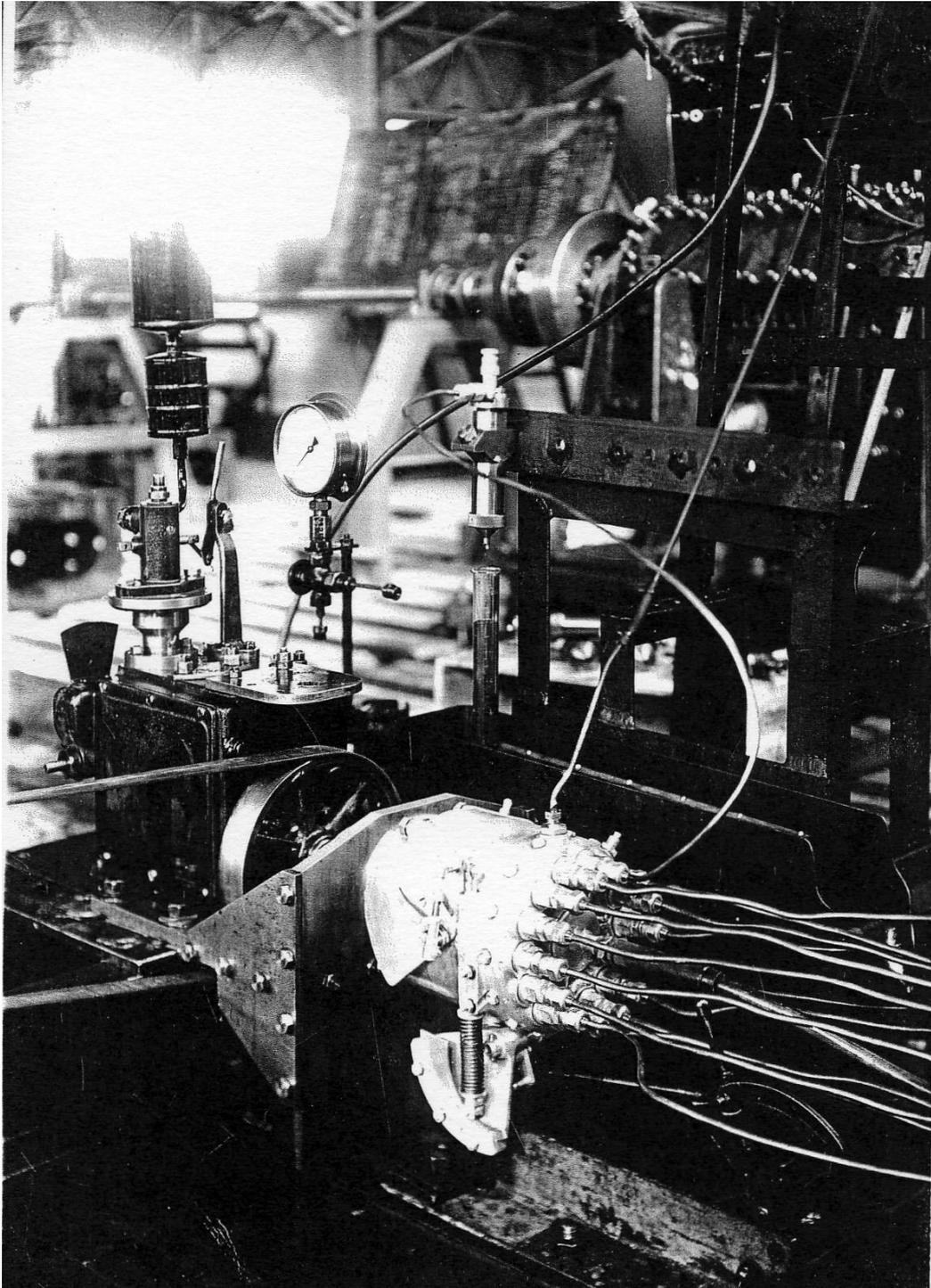


『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 62 図。

ポンプ・ケーシングは上中下 3 層構造をなし，最下段にはクランク軸の半速度で回転する突起一つを有するフェイス・カムが，中層にはローラ・タペット，上層部にはエレメントと濾過器が収容された。燃料は上層部中央からポンプ本体に入り，濾過器を経て各エレメントに吸引され，バレル上部から吐出された。

設計製図には 1935 年 8 月から 10 月までを要し，11 月より部品製作開始。'36 年 2 月末，第一次組立完了。3 月はじめより第一次性能試験(噴射量調整)が開始された。

図 II - I - 53 三菱試作ポンプの単体試験状況

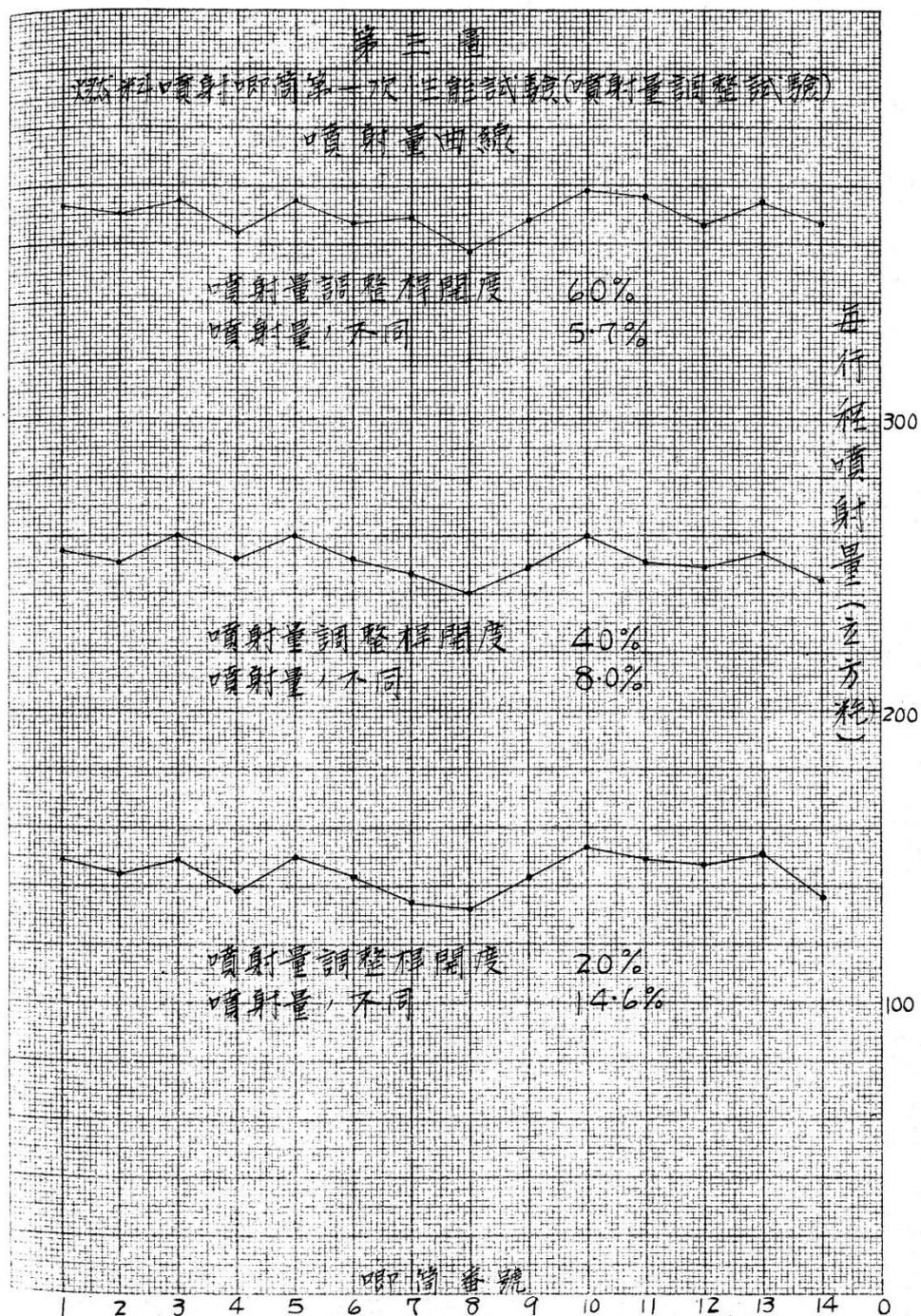


「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第二報，第二図．

これは電動機によりポンプを約 650rpm. で駆動し，同一諸元の噴射管及び噴射ノズル(開弁圧 30kg/cm²)を用いて 14 本のエレメント各個の噴射量をコントロール・ラック開度 60%，40%，20%の 3 箇所において計測する試験であった．計量自体はメスシリンダーを用い，

一定時間内の累積噴射量を累積回転数で除して各吐出行程毎の噴射量を mm^3 単位で求める方法に依った。

図 II - I - 54 第一次噴射量調整試験結果 650rpm.

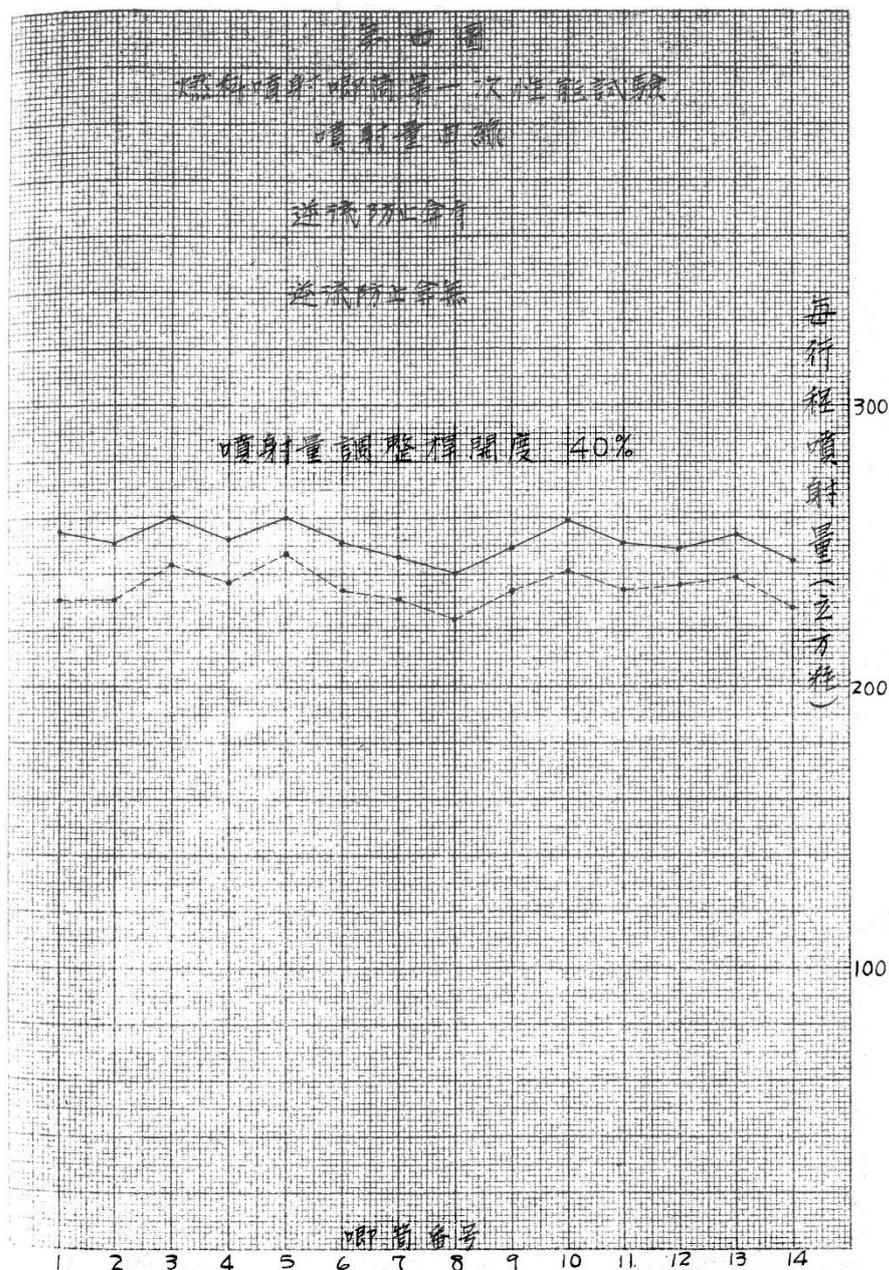


「燃料噴射電気點火式發動機ニ關スル研究報告」第二報，第三圖。

諧調を反転。

このバラツキは上述の調整により排除され得る性質のモノであるが、デリバリー・バルブにおける漏洩、そのバネ強さのバラツキが噴射量の不同に関係しているのか否かを確認するため、この状態のままでデリバリー・バルブのみを全て撤去した噴射試験が行われた。その結果、噴射量は一様に約 15mm³ の減少を来たしたが、バラツキの状況にはほぼ変化が無く、デリバリー・バルブがこれに関与してはいないことが確かめられた。

図 II - I - 55 第一次噴射量調整試験結果 650rpm.(デリバリーバルブ撤去)

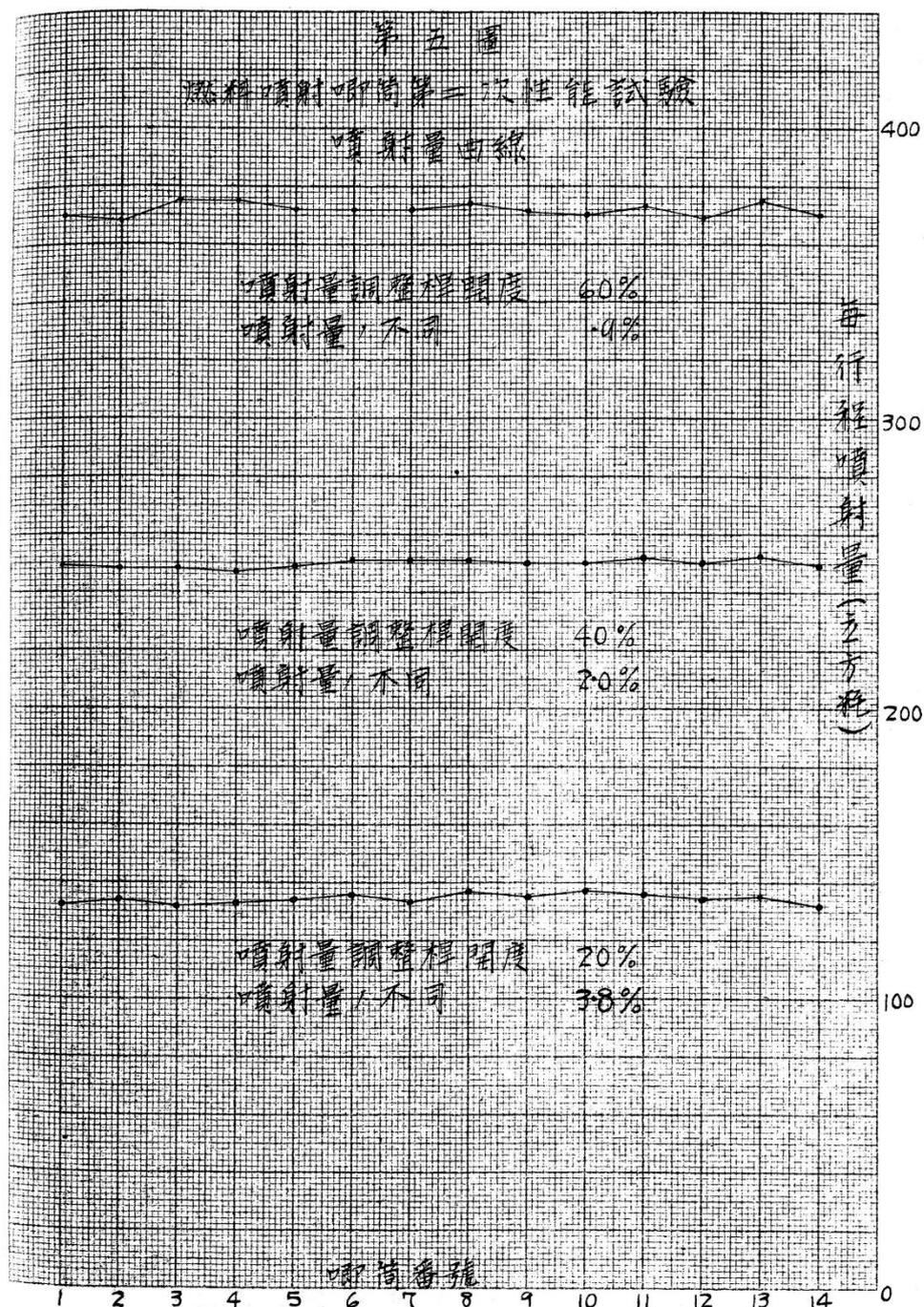


「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第二報，第四図。

諧調を反転。

噴射量のエレメント間不均等を上述の方途により排除した後，第二次性能試験が実施された．これはポンプ回転数を850rpm.に上げた以外，第一次性能試験と同一の内容であった．

図II-I-56 第二次噴射量調整試験結果 850rpm.



「燃料噴射電気點火式發動機ニ關スル研究報告」第二報，第五圖。

諧調を反転。

以上の実験から本ポンプは発動機巡航時に 2%、低速時に 4%という噴射量の筒間不均等を示すことが判明した。これは一般に想定される 5%以下という基準値を上回るもので「相当優秀」と判定された。また、杉原は三菱の試作ポンプとマーベルのチャンドラー式ポンプとの概要比較を掲げている⁷⁸。

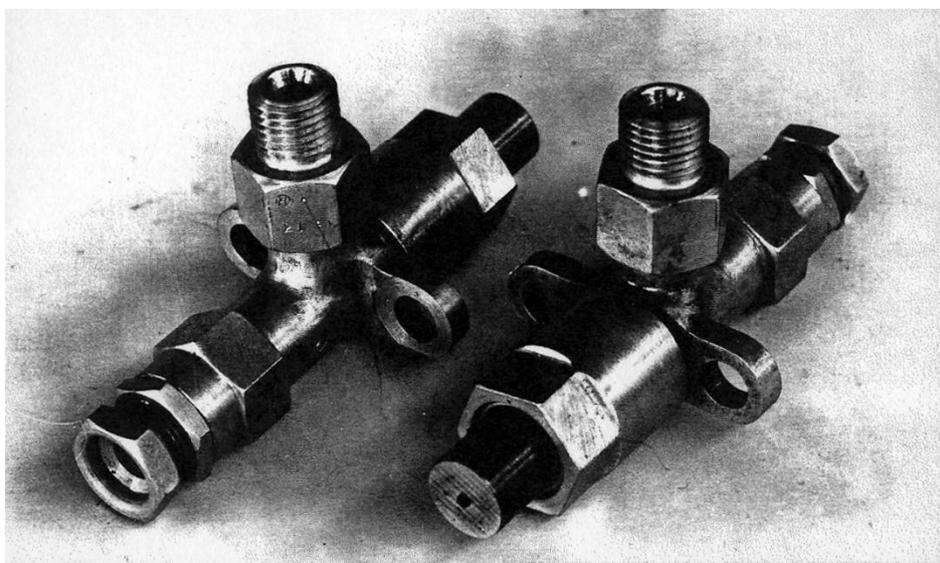
表 II-I-1 三菱式ガソリン噴射ポンプ 1 型とチャンドラー式噴射ポンプ

	三 菱 式	チャンドラー式
発 動 機 気 筒 数	14	9
全 重 量 kg	15.5	10
気筒当り重量 kg	1.1	1.1
外 径 mm	185	180
長 さ mm	250	195

「燃料噴射電気点火式発動機ニ關スル研究報告」第二報，より。

三菱式ポンプは第一次試作品であるため大きな余裕強度が計上されており，気筒当り重量 1kg を下回る更なる軽量化は充分見込まれるところであった。また，この三菱式ポンプに装備されている空燃比調節のためのスロットル連動カムは開発中の空燃比自動調整装置が完成すれば不要となるべきものであった。

図 II-I-57 噴射ノズルと同ホルダ

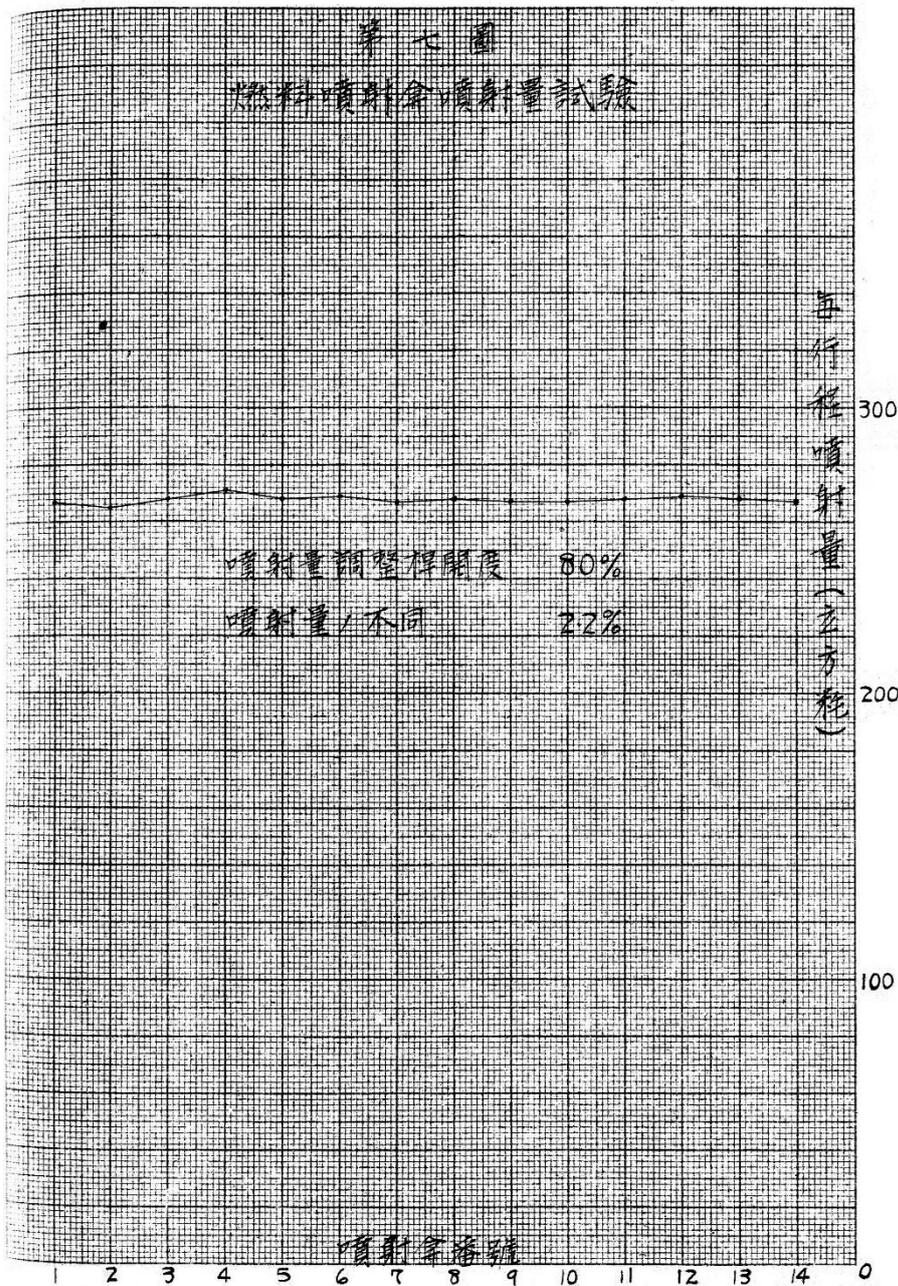


「燃料噴射電気点火式発動機ニ關スル研究報告」第二報，第六図。

⁷⁸ マーベル・ポンプについては具体的な数値が掲げられている。それが上述の日本海軍が入手したモノの検分に拠るものなのか，三菱自身も輸入に成功したからなのかは不明である。

噴射ノズルはボッシュの製品を低い開弁圧に耐え得る程度に削り込み軽量化したものが用いられた。供試ノズル(ホルダ共)重量はボッシュ製ディーゼル用の 1kg に対して僅か 0.25kg という軽量性を有し、戻し管を設けることでオーバーフロー燃料の外部漏洩を、ホルダ内に小形の濾過器を配することで塵埃による故障を夫々防^{それぞれ}ぐ措置が講じられていた。

図 II - I - 58 単筒用ポンプによるノズル間噴射量試験結果 850rpm.

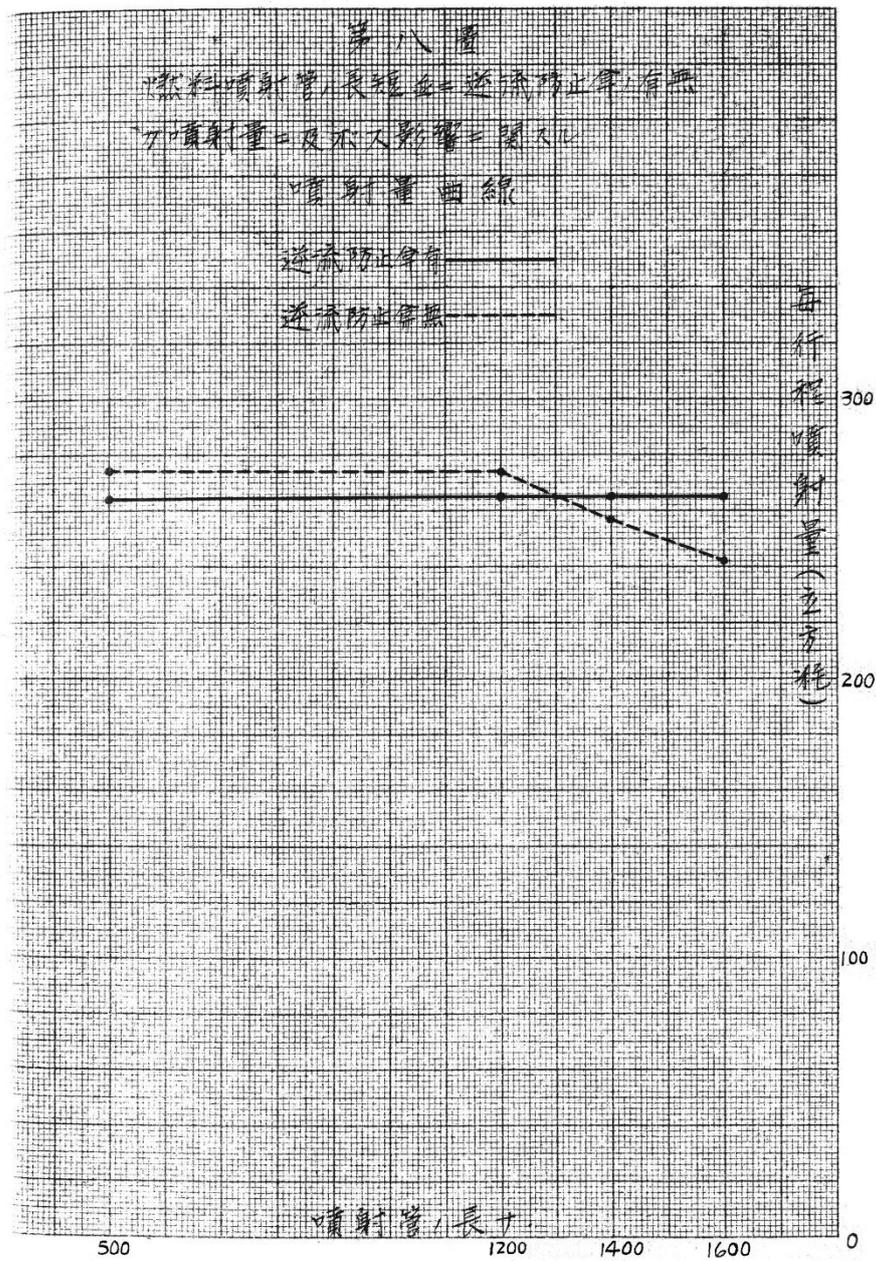


「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第二報，第七圖。

諧調を反転.

三菱式 14 気筒ポンプ 1 型による試験に供されるに先立ち、それらは約 850rpm. で駆動されるコントロール・ラック位置固定の単筒用噴射ポンプによって開弁圧・噴射量を検定された。この試験における各ノズル間の噴射量のバラツキは 2.2% 以内であった(図 II-I-58)。

図 II-I-59 噴射管長さ別・デリバリーバルブ有無別の噴射量試験結果 850rpm.



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第二報，第八圖。

諧調を反転.

続いて燃料噴射管の長さでデリバリー・バルブの有無が燃料噴射量に及ぼす影響が調査された。前者はもちろん、噴射量の気筒間不均一発生を抑止する観点からのものであり、後者はそれが前者に対する影響因子として作用するの否かを明らかにするために実施された(図Ⅱ-I-59)。

実験には同じく約 850rpm.にて駆動されるコントロール・ラック固定の単筒ポンプが用いられ、開弁圧 30kg/cm²のノズルを用い、噴射管長を 500mm, 1, 200mm, 1, 400mm, 1, 600mm の 4 種に分け、デリバリー・バルブの有無別に行程当り噴射量が検定された。その結果、デリバリーバルブが装備されておれば上記長さの範囲において噴射量はほぼ均一で、それを欠く場合、噴射量自体が増大すると共に 1, 200mm を超える噴射管長においては噴射量急減を来すという関係が観察された。

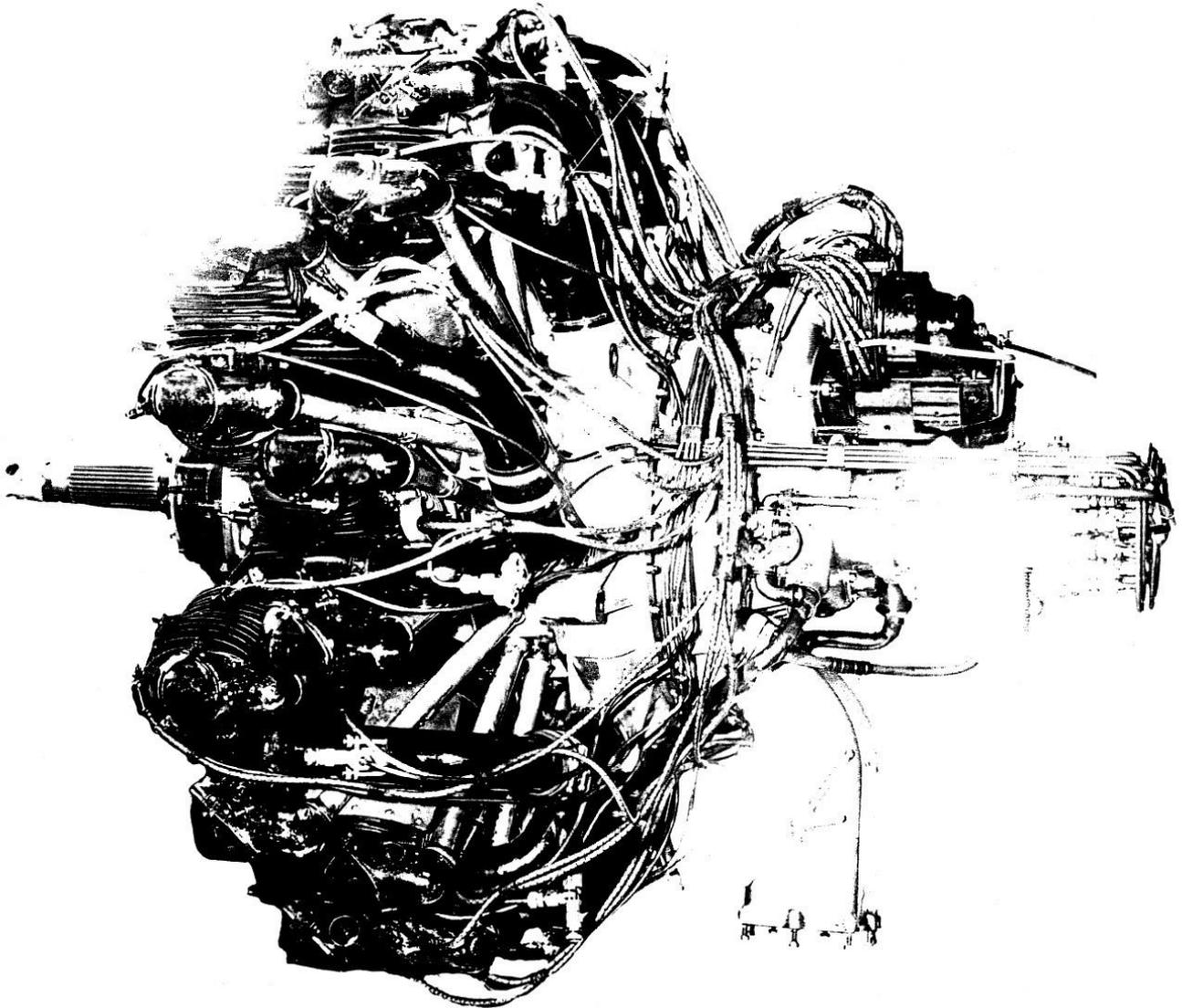
つまり、開弁圧の高いディーゼル用とは異なり、低開弁圧のガソリン噴射系においてはデリバリー・バルブさえ装備されておれば噴射管の長さを敢えて均等化せずとも均等な噴射量が得られるという結論である。また、デリバリー・バルブを欠く場合、ポンプを起動してもなかなか噴射が始まらないという現象も観察された。これは実機においては始動性不良に直結する事態であり、デリバリー・バルブの存在はガソリン噴射系においても「絶対ニ必要ナルモノト認」められた。

c. 第三報

第三報は『發動機研究報告』No.8 として 1936 年 6 月に発表された。これには「燃料噴射点火式三菱空冷星型 14 気筒高過給器付 600 馬力發動機性能試験報告」というサブタイトルが付されている。件の複列星型 600 馬力發動機(2R14-140×150, 32.3ℓ, 公称出力 650HP/2, 100m, 離昇出力 820HP/2, 300rpm.)は金星發動機開発の源流に位置するもので、社内呼称 A4, 3 機種の中でも最も古い Ra であり「7 試空冷 600HP」とも「金星旧型」とも呼ばれている。1931 年 6 月に 6 台が試作完成し、同年に 6 基だけ造られた試作的色彩の濃い發動機である。恐らくその 5 年落ちの余剰品が燃料噴射実験に供されたのであろう。

3, 000m 過給機付三菱 600 馬力發動機第 14501 号を第二報で紹介された筒型噴射ポンプと噴射ノズルを用いる燃料噴射式に改造する計画は'35 年 9 月よりスタートし、'36 年 3 月、發動機組立を完了し、4 月から 5 月まで性能試験が実施された。供試燃料は先に用いられたものと同じであった。

図Ⅱ-I-60 三菱 600 馬力改・燃料噴射式發動機



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第三報，第一図。

噴射ポンプは慣性始動機を撤去した後に減速齒車付ブラケットを据え，これに取付けられた。噴射位置はポート，噴射方向は混合気化促進のため吸気に対して逆流噴射とした。ノズルの気筒までの距離は前後バンク共，同一とし，気化に十分である程大きく，スロー運転時，吸入管内に燃料を残留せしめぬ程度には小さい距離を置いた。この距離は明確に判定可能であった。

弁開閉時期は掃気を確實とするためオーバーラップを大きく取ったものに変更された。

表 II-I-2 弁開閉時期の変更

	吸気弁		排気弁		オーバーラップ
	開	閉	開	閉	

気化器式	20° BTDC	65° ABDC	75° BBDC	30° ATDC	50°
噴射式	35° BTDC	70° ABDC	60° BBDC	45° ATDC	80°

「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第三報，より。

空燃比調節は空気，燃料を独立のレバーによって制御する手動式としたが，自動空燃比調節装置も直ちに取付け可能となるような配慮がなされていた。

最初に噴射開始時期を 50° ATDC に設定し，ムリネを取付けて摺合せ運転が実施され，続いて水動力計を用いての燃料噴射時期選定試験，地上性能試験，高空性能試験，燃料消費量試験が行われた。

燃料噴射時期選定試験においてはは噴射開始時期を 50, 30, 10° ATDC に変え，吸気管内圧力 -60mmHg, 1, 900rpm.にて噴射量を変化させ，燃料消費量が少なく出力が大きいところが選ばれた。噴射開始時期については何れも大差無かったが，10° ATDC の時が比較的良好であったためこれに決定された。噴射時間はクランク角にして最大 100°，点火時期は 30° BTDC に固定であった。

また，噴射ポンプに対する燃料供給圧力は 0.3 気圧程度では不足で，最低 0.5 気圧以上が確保されねばならないことも確認された。0.3 気圧程度ではプランジャの吸入行程において燃圧が下がり過ぎ，その気化による真空度低下のため吸入効率低下を来すからである。よって，高空及び高温時を考慮すれば 1kg/cm² 程度の燃料供給圧力は必要と考えられた。

地上性能は -240mmHg, -180mmHg, -120mmHg, -60mmHg, ±0mmHg, +60mmHg の各吸気管内圧力において 1, 600, 1, 800, 2, 000, 2, 200rpm.にて測定された。

高空性能は高度 1, 000m, 2, 000m において吸気管内圧力 ±0mmHg, 1, 600, 1, 800, 2, 000, 2, 200rpm.にて測定され，高度 3, 000m, 4, 000m, 5, 000m においてはスロットル全開，1, 600, 1, 800, 2, 000, 2, 200rpm.にて測定された。

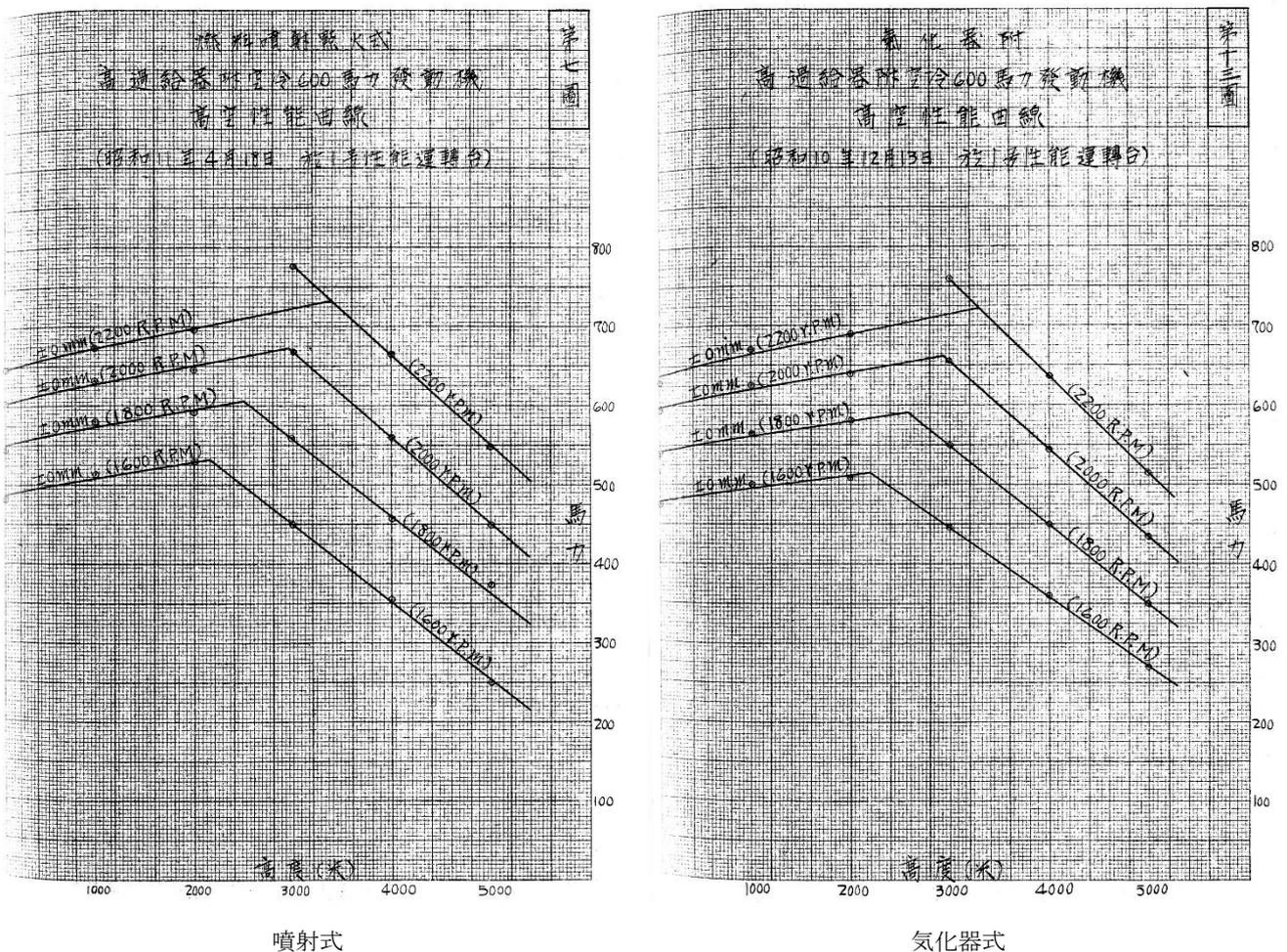
燃料消費量試験では吸気管内圧力 +30mmHg, 2, 000rpm.において燃料噴射量を減らして行き，最小となるところが求められた。その値は噴射式においては約 220g/HP·h，気化器式においては約 230g/HP·h であり，約 10g 即ち 5% 程度の改善が確認された。この程度の改善しか認められなかったのは本發動機が過給發動機であり，地上でスロットルを全開に出来ないためと解釈された。

また，本發動機はスロットル全閉時にもスローが 500rpm.以下に落ちなかった。その時の運転状態は極めて円滑であったが，これは大きなオーバーラップのため，スロットルを全閉すれば吸気行程はじめに排気ポートからの外気取入れを生じ，吸気量をある一定以下に絞ることが不可能となるために生じた現象であると理解された。排気集合管を装備すればある程度，スローは下げられると予測された。しかし，気化器式發動機においても既に大きなオーバーラップが設定されている情勢下，噴射式發動機に更なるオーバーラップを与えることは最低回転数の上昇という不利益を招くものと見做されなければならない。

総運転時間は約 40 時間に達したが、その間、噴射ポンプ、噴射ノズルに故障は皆無であり、「極メテ満足ナル成績」が示された。各気筒の排気色は全く同一で、気化器式に比する混合気分配の「隔段」の向上が見て取れた。噴射ポンプ及び噴射ノズルの耐久性については更に詳細な実験が予定されていた。

最後に、12 月、本発動機を気化器式に戻し、対照実験が行なわれた。噴射式・気化器式それぞれの高空性能曲線は前者がスロットル全開、2, 200rpm., 高度 4, 000m における出力において約 30 馬力=約 5%上回っていることを示していた。

図 II - I - 61 噴射式・気化器式三菱 600 馬力発動機の高空性能曲線



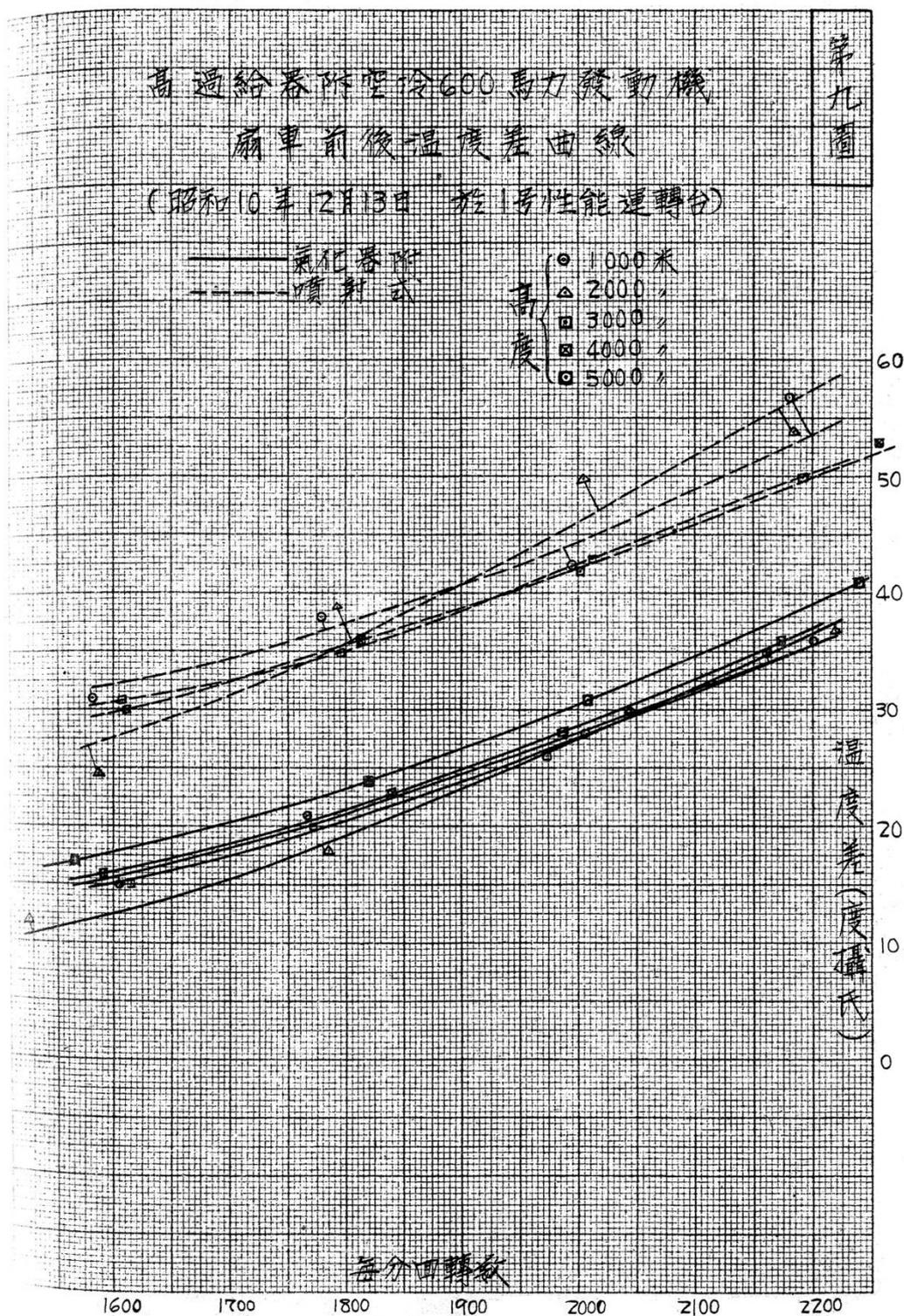
「燃料噴射電気点火式発動機ニ關スル研究報告」第三報，第七図，第十三図。

諧調を反転。750HP/2, 200rpm.の離れている点は全開出力。

但し、ポート噴射方式においては過給機内での燃料気化による冷却作用が働かないため、過給機出口温度は概ね約 15°C 高くなる。これによって給気密度が低下を来すため、同一ブーストにおける出力はそれほど目立っては増加を示さない。噴射式の気化器式に対するメ

リットは同一ブーストにおける出力ではなく、全開出力にこそ見出されるべきである。

図II-I-62 噴射式・気化器式三菱 600 馬力発動機の過給機翼車前後の温度差曲線



「燃料噴射電気点火式発動機ニ關スル研究報告」第三報，第九図。

諧調を反転.

本試験においては機構各部の信頼性については所期の目的が概ね達成された。他方、性能面について噴射式のメリットは限定的であった。気化器の性能改善の結果、従来、噴射式のメリットと言われて来た燃料消費量の低減も実勢として大差無くなったという報告が各方面から発せられている。今回、約 5%の燃費向上を見た理由としては各気筒への燃料分配均斉化、気化の良好性、層状給気の実現が挙げられ得るが、何れも噴射式の決定的利点とは言えず、かつ、著しい希薄燃焼は気筒温度の上昇を不可避とし、燃料分配の乱れを誘起すると考えられる。よって、噴射式に気化器式に対する目立った燃費改善効果を期待することには無理がある。

【博士論文、177~180 頁より層状給気について：

140×140mm(2.16 ϕ), $\epsilon = 7.0$ の水冷 4 弁気筒を用いた実験ではオーバーオールで 28 という希薄燃焼運転に成功した。しかし、濃い部分と薄い部分との間に燃焼不良の帯域が広く存在するようで、燃焼は全体的に良好ではなく、かつ、高空条件では均一混合気を焚く場合より燃費は却って 40g/HP-h も悪化した。「実際問題として殆ど利用価値はない】

噴射式発動機における出力向上の要因として従来、ベンチュリーにおける絞り損失の排除と大きなオーバーラップを設定し得ることが挙げられて来た。しかし、過給発動機は地上附近においてはオーバーラップ無しでもスロットル開度増大により出力を上げられる上、公称高度以上の高度においてはブースト圧の低下に因り掃気能力は低下している反面、排気背圧の低下に因り残留ガスは速やかに排出され得るからオーバーラップの意義は低下せざるを得ない。しかも、過大なオーバーラップは最低回転数の上昇にも繋がる。よって、過大なオーバーラップは有害である。また、ベンチュリーにおける絞り損失を排除可能であるという点についても、そのメリットは過給発動機の場合、総じて少ない。

以上のことから噴射式にすれば優秀な気化器付発動機に対して大幅な出力向上と燃費改善が達成されるという期待は過給発動機に関する限り「望ミ難キモノト見做スガ至當」である。噴射式発動機のメリットはフロート室を持たぬが故のダッシュカと姿勢変化に対する追従性、氷結とその防止策たる混合気加熱の排除とを本義とし、出力や燃費は二次的な属性と見做されるべきである。

【ダッシュカ云々については加速ポンプ付気化器なら何の問題も無い。それにしても、データに基づいて語る杉原の口調は後に大向こうに向けて発せられた公知の言説とは全く逆のトーンを帯びている。これが“二枚舌”でなかったとすれば、実用化までに余程大きな技術進歩が画されたことにならねばならないのであるが……】

もつとも、機体の姿勢変化に対する追従性は完全に自動化された空燃比調節機構が存在

して初めて云々され得る事柄であり、後者の実用化は噴射機構本体の調達と相俟って燃料噴射点火式発動機実用化の成否を左右する要因である。

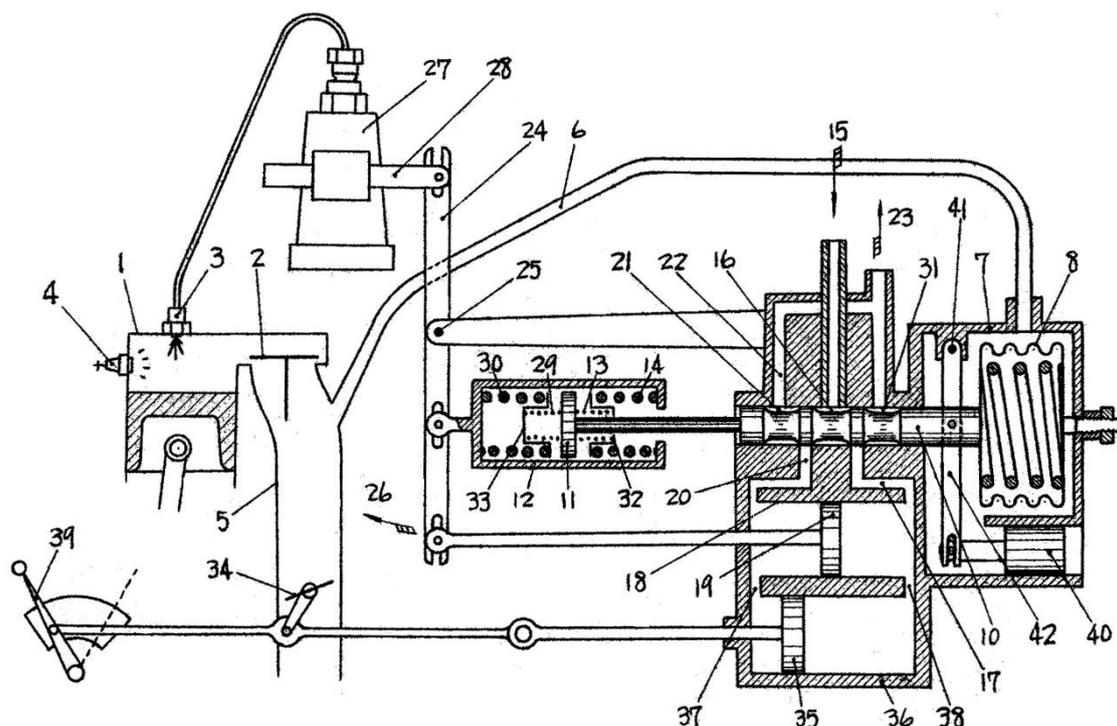
よって、三菱においては 1935 年 3 月より空燃比自動調整装置の考案に注力し、最近、その完成を見た。これについては第四報にてその詳細が報告される。

d. 第四報

第四報は『発動機研究報告』として 1936 年 6 月に一旦、発表され、その追補版が同 No.23 として 1937 年 3 月に発表された。これには「燃料噴射量自動調整装置ニ關スル報告」というサブタイトルが付されている。

杉原は燃料噴射式発動機のメリットを活かすため、発動機操縦用レバーは 1 本とし、如何なる場合にもこれを操作するだけで自動的に混合比調節が可能であるような装置の開発が「絶対的ニ必要」と考え、種々の考案を重ね、1935 年 12 月に成案を得て設計に着手し、'36 年 4 月、組立を完了。600 馬力発動機にこれを装備して実験を行い、「極メテ満足ナル結果ヲ得」た。各種の運転状態において発動機は優れた応答性を示し、「燃料噴射量全自動調整ノ理想ヲ実現スルコトヲ得タ」。

図 II - I - 63 三菱式噴射量自動調整装置の概要



「燃料噴射電気点火式発動機ニ關スル研究報告」第四報、第一図。

諧調を反転。

その原型は図Ⅱ-I-63 のモノとはやや異なり，“11”を中心として構成される“接手”が無く，その位置に“ベロウ=8”が組込まれた構造であった．しかし，間もなくそれは図のような油圧サーボ・ピストンの左右に“接手”と“ベロウ”を振り分け，バネの緩衝作用を巧妙に利用する形へと進化せしめられた⁷⁹．

図Ⅱ-I-63 によって本装置の作動原理と構造概要を述べれば，吸気管(5)内の圧力は導管(6)により室(7)に導かれている．吸気管(5)内の圧力が上昇した場合，室(7)内に設けられ，内部を部分真空にされたベローズ(8)は圧縮され，その左端に取付けられた圧油分配弁(10)はその左端の円板(11)によって接手(12)内の小バネ(13)及び大バネ(14)を圧縮しつつ右にシフトし，矢印(15)の方向より入って来る圧油(発動機潤滑油)は分配弁の隙間(16)を経て油孔(17)より圧油筒(18)内にあるサーボピストン(19)の右側に入り，これを左方に押し動かす．サーボピストンの左側にある油は油孔(20)より分配弁の隙間(21)，油孔(22)を経て矢印(23)の方向に排出される．サーボピストン(19)の左方への移動に依りテコ(24)は支点(25)を中心として矢印(26)の方向に回転し燃料噴射ポンプ(27)のコントロールラック(28)を右に移動させ噴射量を増大させると同時に接手(12)を左に引き，バネ(13)及び(14)を更に圧縮して圧油分配弁(10)を左に引き戻す．ベローズ(8)が最初の長さに戻り分配弁が油孔(17)及び(20)を閉塞するに及べばサーボピストン(19)は停止に到る．(35)はスロットルに連動した加速ピストンである⁸⁰．

吸気管(5)内の圧力が降下した場合にはベローズ(8)は伸び，圧油分配弁(10)は円板(11)によって小バネ(29)及び大バネ(30)を圧縮しつつ左方に移動し，矢印(15)の方向より入って来る圧油は分配弁の隙間(16)，油孔(20)を経てサーボピストン(19)の左側に入り，これを右に押し動かす．サーボピストンの右側の油は油孔(17)，分配弁の隙間(31)を経て矢印(23)の方向に排出される．サーボピストンの右方への移動に依りテコ(24)を介してコントロールラック(28)は左方に移動させられ，噴射量が減少させられると同時に接手(12)内のバネ(29)及び

⁷⁹ 三菱重工業(株)の「特許第 121573 号」出願 1935 年 11 月 30 日，特許 1937 年 9 月 1 日，同「特許第 121584 号」出願 1936 年 1 月 23 日，特許 1937 年 9 月 1 日．『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』241 頁，参照．

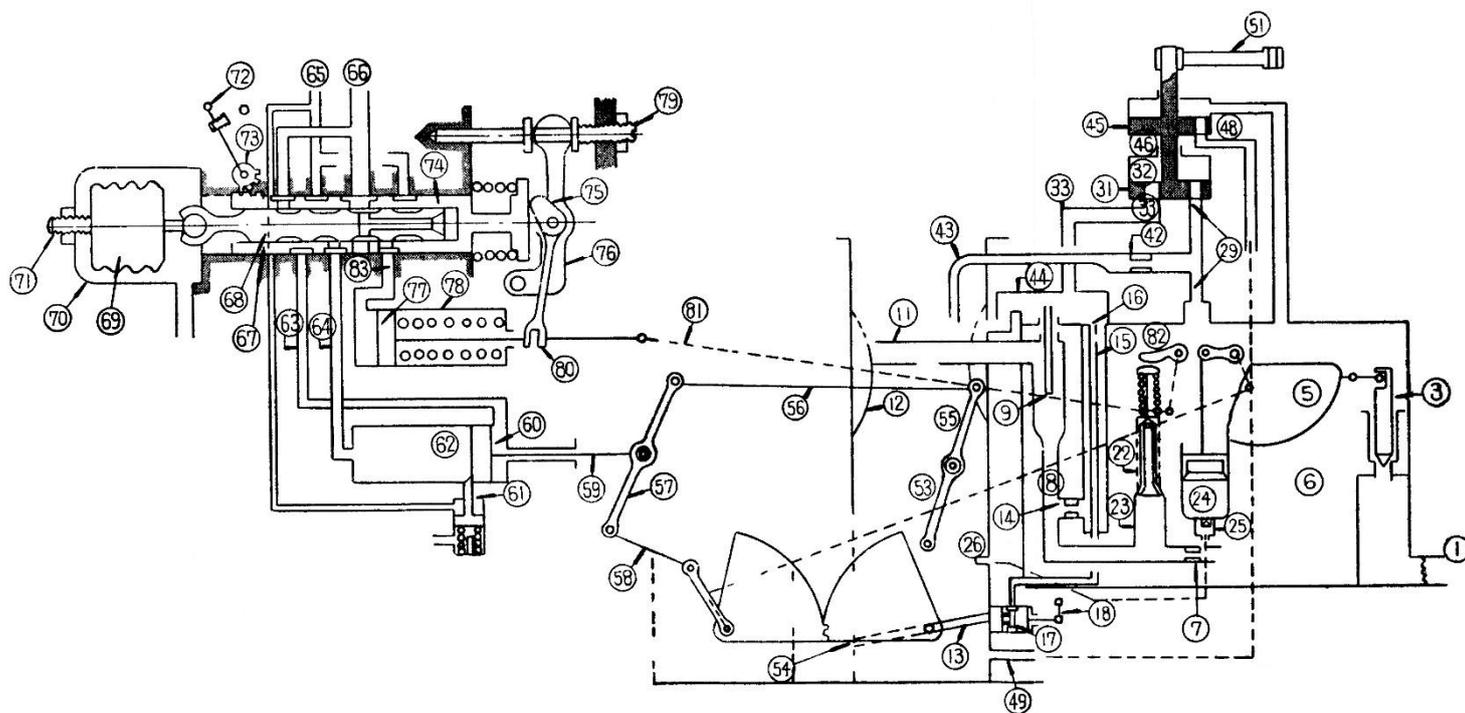
⁸⁰ その後「特許第 135206 号」出願 1937 年 3 月 15 日，特許 1940 年 3 月 7 日，において(40)の大気圧ピストンが付加され，十全の制御が可能であるとする特許が取得されている．なお，何故かこれ以降の特許明細図からは加速ピストン(35)が消えるのであるが，その廃止は遂に実行されなかった．『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』314~315 頁，参照．

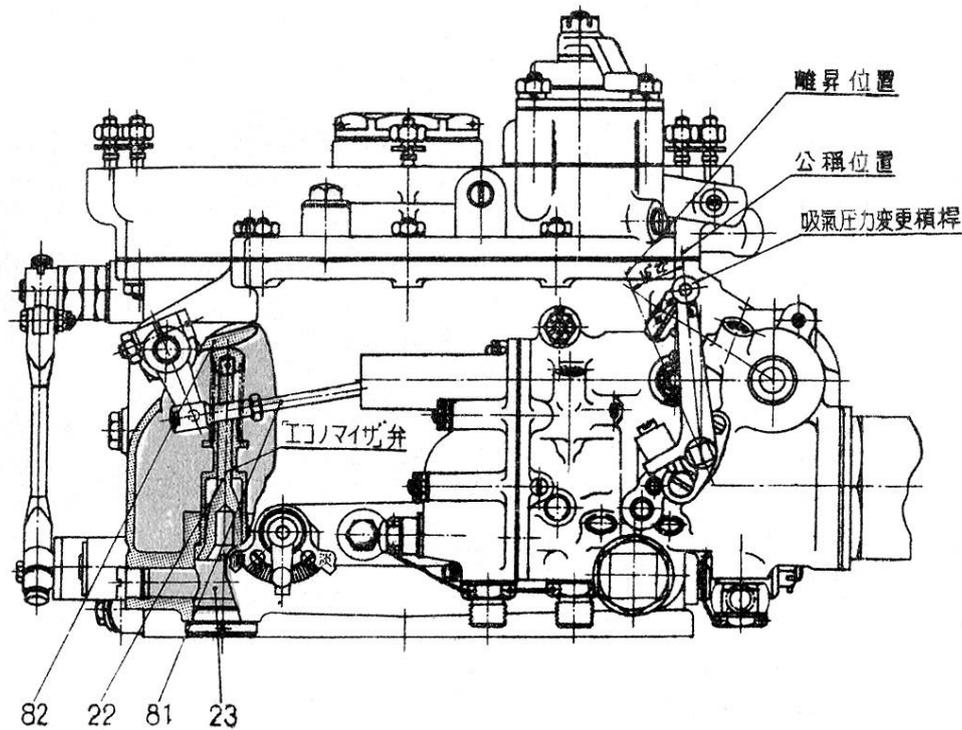
また，「特許第 145143 号」1941 年 8 月 23 日，においては“接手”をバネと油圧との均衡機構に置換した装置，「特許第 145707 号」1941 年 9 月 24 日，においては危急時，混合比を手動で増減させられるレバーを“接手”を介して付加した装置，「特許第 150443 号」出願 1941 年 8 月 26 日，特許 1942 年 5 月 12 日，において“ベロウ”内にガスを封入し，給気温度と圧力を検知せしめる代わりに大気圧ピストンを廃止した装置，「特許第 150759 号」出願 1941 年 8 月 18 日，特許 1942 年 5 月 22 日，においては加速度検出機構としてサーボ・ピストンに連動せしめられた錘を利用する装置について，それぞれ特許が取得されているものの，何れも実用されずに終わった．『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』454，472~473，595~596，606~607 頁，参照．

(30)は更に圧縮され、圧油分配弁(10)を右方に押し戻す。ベローズ(8)が最初の長さに戻り、分配弁が油孔(17)及び(20)を閉塞するに及ばばサーボピストン(5)は停止する。

三菱の油圧サーボ機構はユンカース等のそれとは大いに趣を異にしているが、これは実のところ航空気化器一般に広く採用されていた機構の直接的応用物に他ならなかった。中島のブリストル型3聯式気化器であれ三菱のストロンバーグ型4聯式気化器(図II-I-64)であれ、当時の発達した航空気化器においてスロットル弁はスロットル・レバーによって直接動かされていたのではなく、例えばレバー全開中でも油圧サーボ機構の働きに依り実際のスロットル開度が許容ブースト圧を超えない値に制限されるようになっていた。この種の装置はまた、ブースト圧が低い時には燃料を応分絞る仕掛けとしても作用した。即ち航空気化器における「自動給入圧力調整装置」兼「ブーストエコノマイザ」である。

図II-I-64 三菱四聯降流気化器の機能図





上図：海軍航空本部『金星發動機五〇型 取扱須知』1941年12月，より。

下図：横須賀海軍航空隊『火星發動機一〇型 取扱参考書』1942年7月，より。

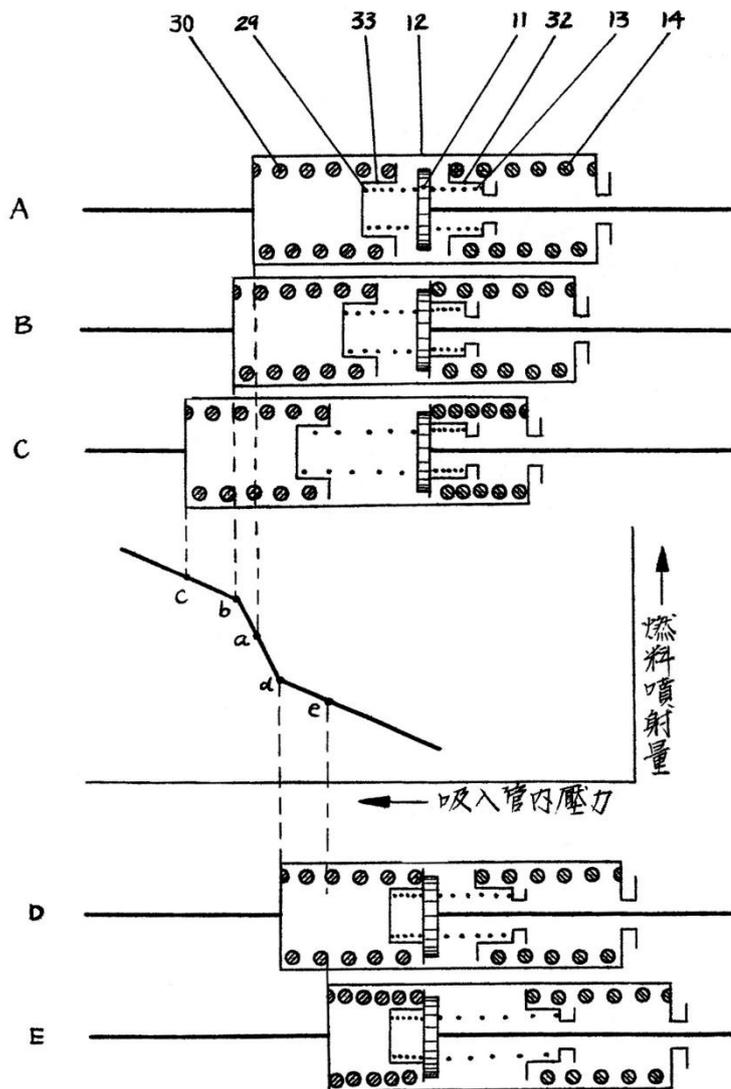
何れの資料でも同じ三菱 DS4-82B 型気化器について図解されており，見易い方を選択。

分配弁外筒㉗と㉘[今様にはスリーブ]は左右別体・別動。

ブースト圧を感知するベローズ㉙によって位置決めされる分配弁㉚[今様には“スプール”]はブースト圧に応じてスロットル作動ピストン㉛にかかる油圧を規制する一方，“エコノマイザ作動ピストン”㉜の位置を定める機能をも有していた。この“エコノマイザ作動ピストン”の変位はリンクとカム㉝，㉞を介して“エコノマイザ弁”と呼ばれる気化器内の円錐弁㉟に伝えられ，ブースト圧と燃料流量とが正しく相関せしめられるようになっていた。

同様に，杉原ポンプにおいても，そのカラクリの基幹をなしたのはブースト圧を受けて伸縮するベローズにより圧油分配弁を作動させ，サーボピストンの位置決めを行う件の油圧サーボ機構と自慢の特許“接手”であった(図Ⅱ-I-65)。

図Ⅱ-I-65 三菱式噴射量自働調整装置における“接手”の作用



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第四報，第二図。
 諧調を反転。

バネを多用した図Ⅱ-I-63の接手(12)＝図Ⅱ-I-65は独自の考案になるもので、円板(11)がA図の位置に在る時、バネ力は分配弁に何ら作用を及ぼさない。この時の噴射量をaで示す。この状態から吸気管内圧力が上昇すれば小バネは大バネより遙かに弱いため、(13)は直ちにB図の状態まで圧縮され、テコ(24)はサーボピストン(19)の変位のままに(26)の方向に回転せしめられ、噴射量はab線に沿って円板(11)がバネ受(32)に接するまで急増する。更に吸気管内圧力が増せばC図のように大バネ(14)が圧縮されるのでテコの動きは大きな抵抗を受けるため、噴射量はbc線に沿って徐々にしか増加しない。

A図の状態から吸気管内圧力が低下すれば、(29)は直ちにD図の状態まで圧縮され、テコ(24)はサーボピストン(19)の変位のままに反(26)方向に回転せしめられ、噴射量はad線に

沿って円板(11)がバネ受(33)に接するまで急減する。更に吸気管内圧力が下がれば E 図のように大バネ(30)が圧縮されるのでテコの動きは大きな抵抗を受けるため、噴射量は de 線に沿って徐々にしか低下しない。

そこで a 点【原文では d 点】に相当する適当な吸気管内圧力を基準として選んでおけば離昇時のように瞬発力が求められる場合に素早く混合比を変動させることが出来る。各バネの定数を適当に選んでおけば、スロットル開度如何に係わらず噴射量を制限ブーストを超えない値に抑えることも出来た。つまり、この“接手”は自動ブースト・コントロール兼ブースト・エコノマイザ機構への追加物として装入された仕掛けであった。それは油圧サーボ機構自体の精緻化に精魂を傾けるよりはシンプルかつ合理的なアプローチ、ある意味では横着設計の成功例と評価され得よう⁸¹。

但し、それには固有の欠点も在った。即ち、一旦、組み上げてしまえば分解・調整が困難である上、バネのへたりや各部の摩擦、摩耗等、その影響の程度を予め読み辛い現象の不可避的随伴という事態を考慮すれば、正しいコンディションの維持が非常に難しい仕掛けになっていたとも言える。少なくとも、やがて見るように、後年の実用品におけるトラブルはその辺りの事情に起因していた。

無論、これだけの仕掛けではスロットルが急開され吸気管内圧力が急上昇(負圧が急低下)するような場合、作動時間の累積によってタイムラグを生じ、発動機が息つき状態に陥ってしまう。これを防止するため、本装置にはスロットルに直接連動せしめられる一種の加速ポンプ的機構が併設されていた。図 II-I-63 (35), (36)がそれで、スロットル・レバーが急激に操作される場合、直接サーボピストンの一方に大量の油を送り、アシストをかけてやる機構であることは図から自明であろう。当然、スロットル操作が緩やかであれば分配弁を経由する油が全体を支配することになる。

また、過給発動機においては上昇中、スロットルを徐々に開け、等ブーストを保っていらる間は背圧の低下に因って吸入空気量が漸増して行く。このため、吸気管内圧力のみによって噴射量を制御していると混合比は希薄化して行き運転が不円滑となる。これを防止するための高度補正が必要となる。この役割を担うのが図 II-I-63 ピストン(40)であり、その両端には吸気管内圧力と外気圧とが作用している。勿論、その両側の有効受圧面積は適正な比率に設定されている。

外気温度に因って大気密度は変化するから、制御装置には温度補正が不可欠となる。これについては図 II-I-63 ベローズ(8)の内部に適量の空気を封入し、その熱膨張を利用してベローズの長さ変化を規制させる方途が考案されていた。(8)は温度センサ機能付ベローズ

⁸¹ 横着設計という言葉は筆者は拙稿「C53 型蒸気機関車試論[訂正版]」(→IRDB)においてドイツ国鉄の 3 気筒機関車の部分釣合を放棄したクランク車軸設計を評するために用いた。本稿においてもこの言葉を同じ意図で使用する。即ち、それは単なるズボラとは対極に位置する一定の合理的根拠に立脚した省略、大胆な簡略化を指す。工学とは本来、技術諸分野において最良の妥協点を見出す営為であるが、最初から次善狙いを決め込む設計は“横着設計”である。

であったというワケである。因みに、このベローズは最大伸縮量±1mm に過ぎず、その耐久性は極めて大であった⁸²。

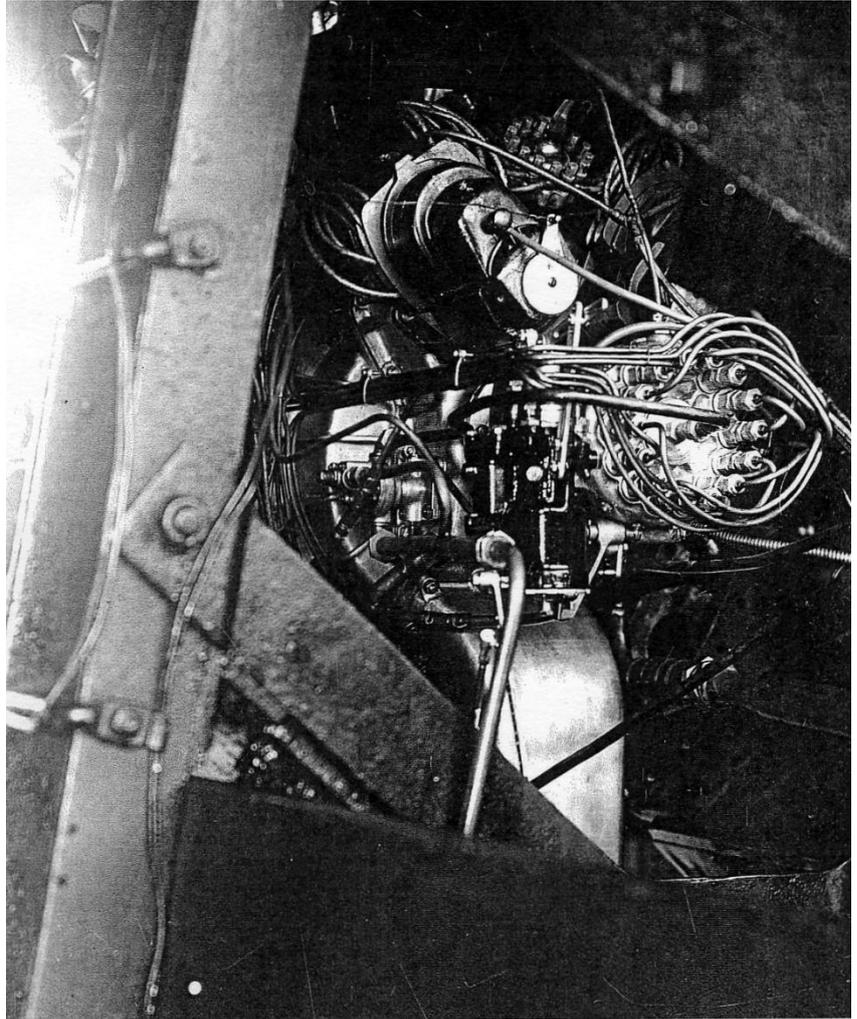
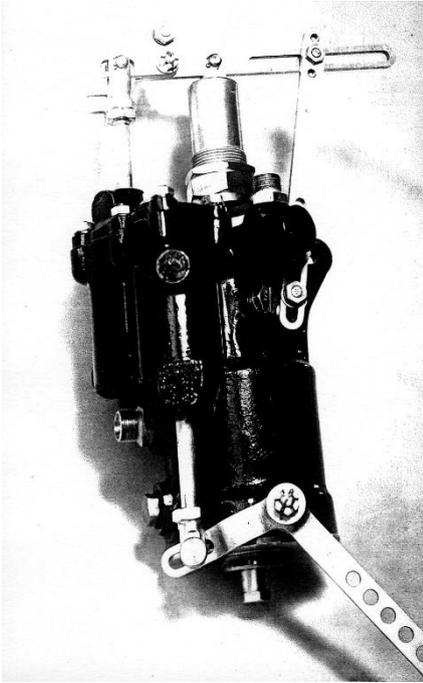
【つまり、前掲 c→b→a→d→e 曲線は外気圧、外気温度によって補正されシフトせしめられるワケである。誠に巧みな仕掛けではあるが、BMW-801 のそれに似た温度センサ機構は応答性の点で大いに問題があったであろう。もっとも、これは機械式制御を採る限り避けられ得ない欠点であった】

本装置は上述の通り、三菱 600 馬力発動機に装備されて試験に供された。本装置の総重量が 2.3kg であった。

【ベローズに油圧サーボ機構の分配弁ではなくニードルバルブを突かせるようにした上でベーンポンプと組み合わせてやれば立派な噴射気化器が出来ていたであろうに、惜しいことである】

図Ⅱ-I-66 三菱 600 馬力発動機に装備された三菱式噴射量自動調整装置 1 型

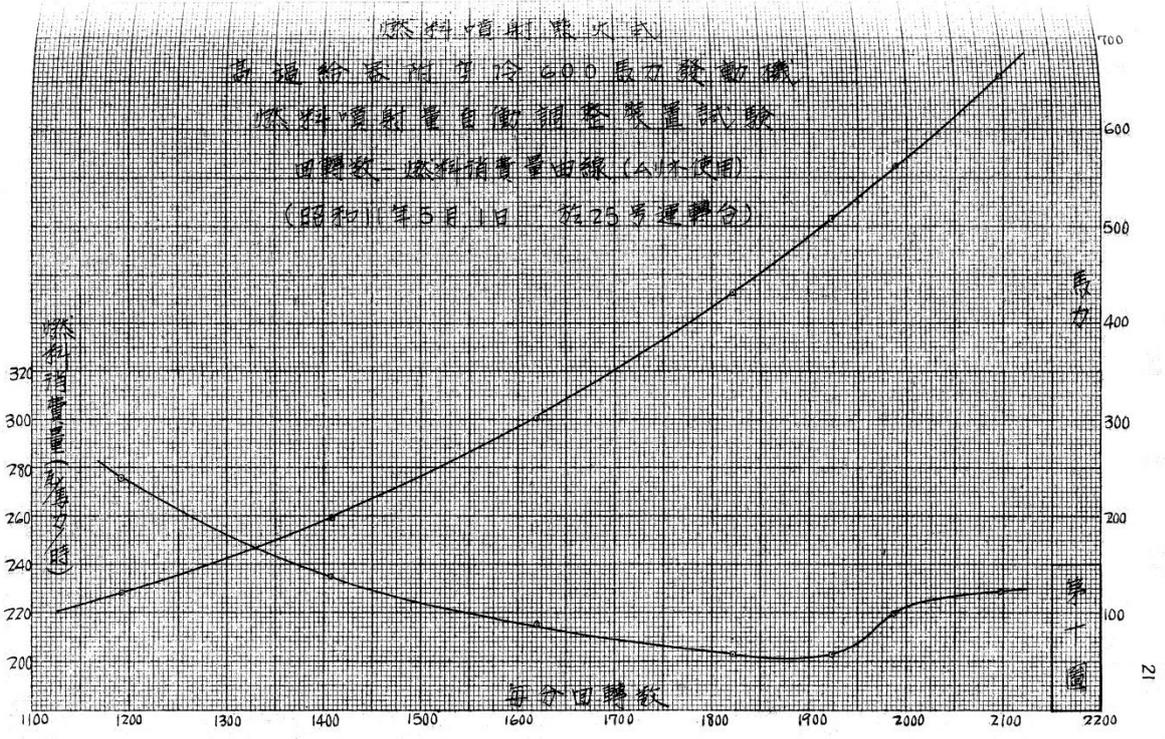
⁸² 杉原によるこの点の強調には一連の背景がある。冒頭にも若干触れた通り、ストロンバーグ型 4 連気化器から出発した三菱はその高空弁操作の難しさを解消するため、機械的改良を経て同じくストロンバーグ流のベローズを用いる自動高空弁の開発(榊原 裕)へと行き着いた。しかし、この装置はベローズの耐久性不足という致命的難点を抱えていた。1941 年以降のある時点で三菱はエアブリードをブリストル型、つまり金星 40 型に採用された中島式気化器のそれに類する仕様のモノへと改め(森部鎌太郎)、厄介な自動高空弁の廃止に成功した。もっとも、後にはこのガソリン噴射や自動ブーストコントロール等の実用化のため、再度、ベローズを持ち出さざるを得なくなったワケである。曾我部前掲「大幸工場の思い出」『大幸随想』22~27 頁所収の 23 頁、参照。



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第四報，第六図，第七図。
噴射ポンプの左下がそれ。

試験は 2,000rpm.にて 575 馬力を吸収するムリネを用い，出力と燃料消費率との関係及び与圧圧力と燃費との相関等が測定された。1,900rpm., 500 馬力附近が本發動機の巡航出力に当り，燃費もその辺りが最小となっている。1,960rpm., 550 馬力附近より燃費が著増しているのは気筒温度を抑制するため，燃料冷却を余儀無くされたからである。このことは毎行程噴射量の変化からも裏付けられている(図II-I-67~69)。

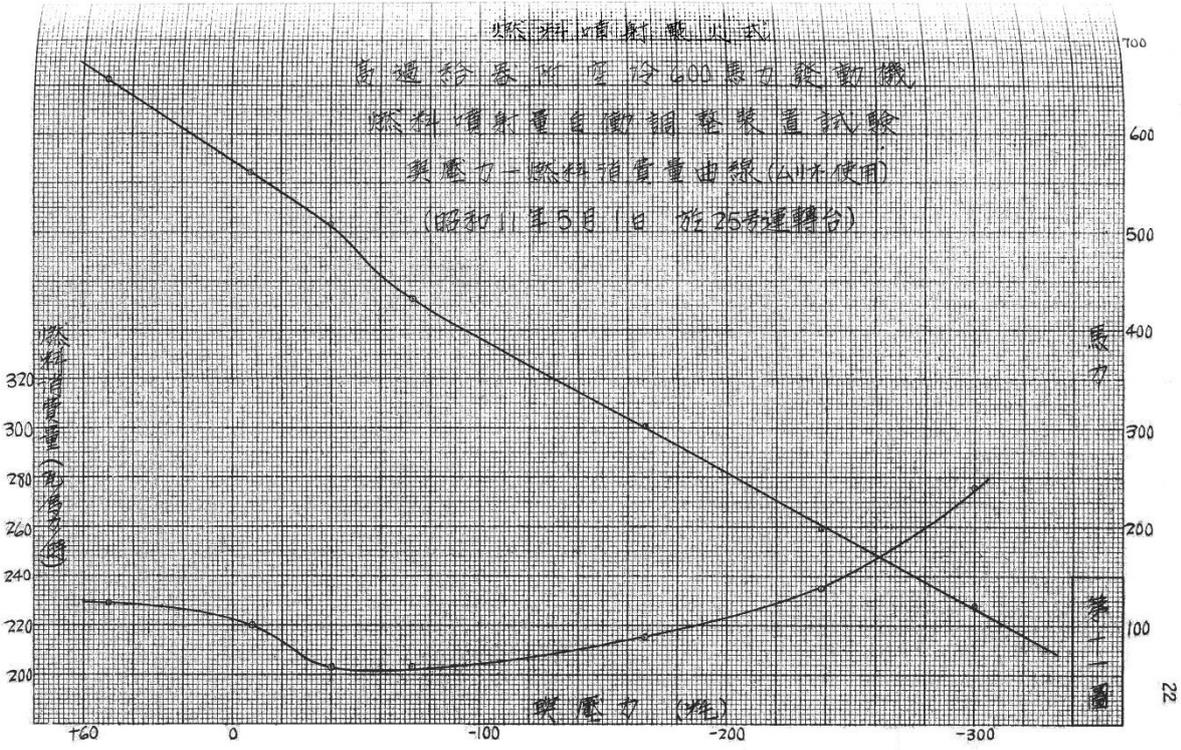
図II-I-67 三菱式噴射量自働調整装置付き三菱 600 馬力發動機の地上性能曲線



「燃料噴射電氣點火式發動機ニ關スル研究報告」第四報，第十図。

諧調を反転。

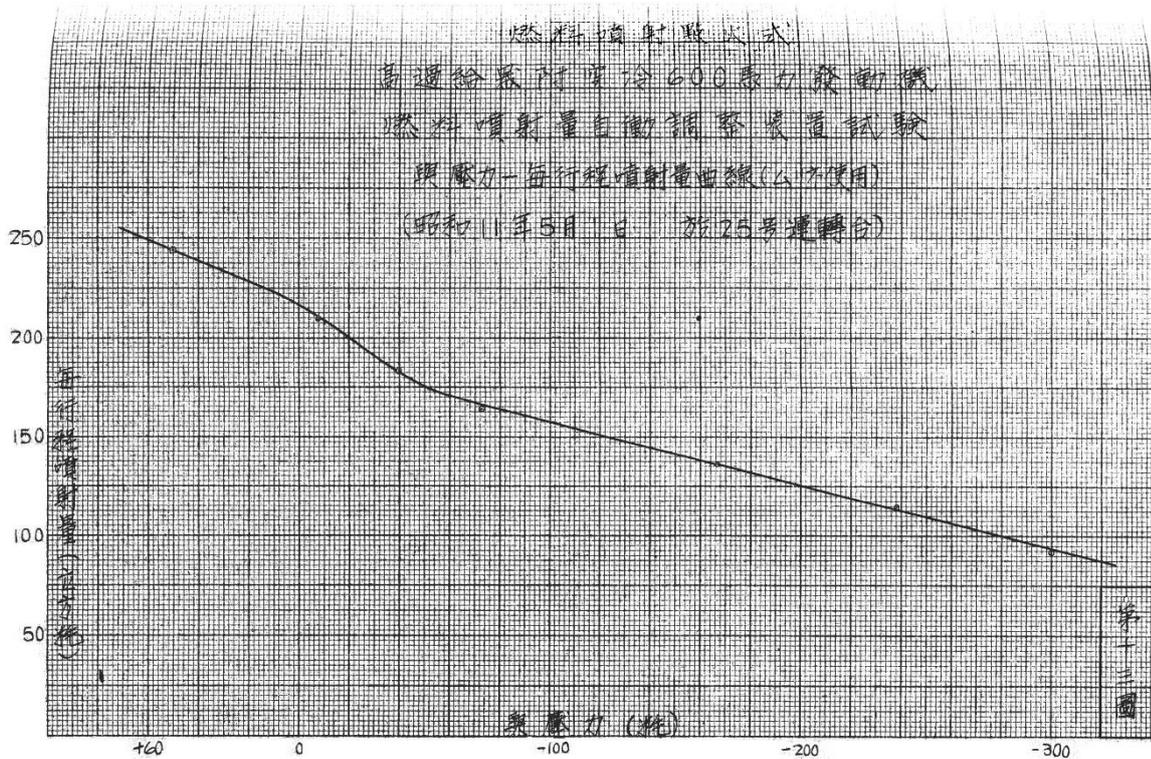
図 II - I - 68 同發動機における予圧圧力(mmHg)と燃費との相関



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第四報，第十一図。

諧調を反転。

図 II - I - 69 同發動機における予圧圧力(mmHg)と毎行程噴射量との相関



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第四報，第十三図。

諧調を反転。

三菱では'36年6月よりこの噴射量自動調整装置の構造を簡略化しコンパクト化した第一改良型の設計を開始。9月に組立完了。年末より'37年2月に亘って三菱空冷800馬力發動機に装着して諸種の試験を実施し、「完全ナル作動ヲ確認」と共に日、英、米、独、仏各国に対して特許を出願した。同發動機ならびに第一次改良型三菱式噴射量自動調整装置については第六報にて詳述される【日本特許については先に見た通りである】。

e. 第五報

第五報は『發動機研究報告』No.16として1936年12月に発表された。その内容は第四報から一転して基礎的研究となり、「燃料噴射唧筒『プランヂャー』耐久試験報告」というサブタイトルが付されている。

1935年4月、ボッシュのポンプに50時間ガソリンを噴射させる実験を行なった際にも、また、三菱式噴射ポンプを發動機に装備して相当時間運転し、データを採った際にも、エ

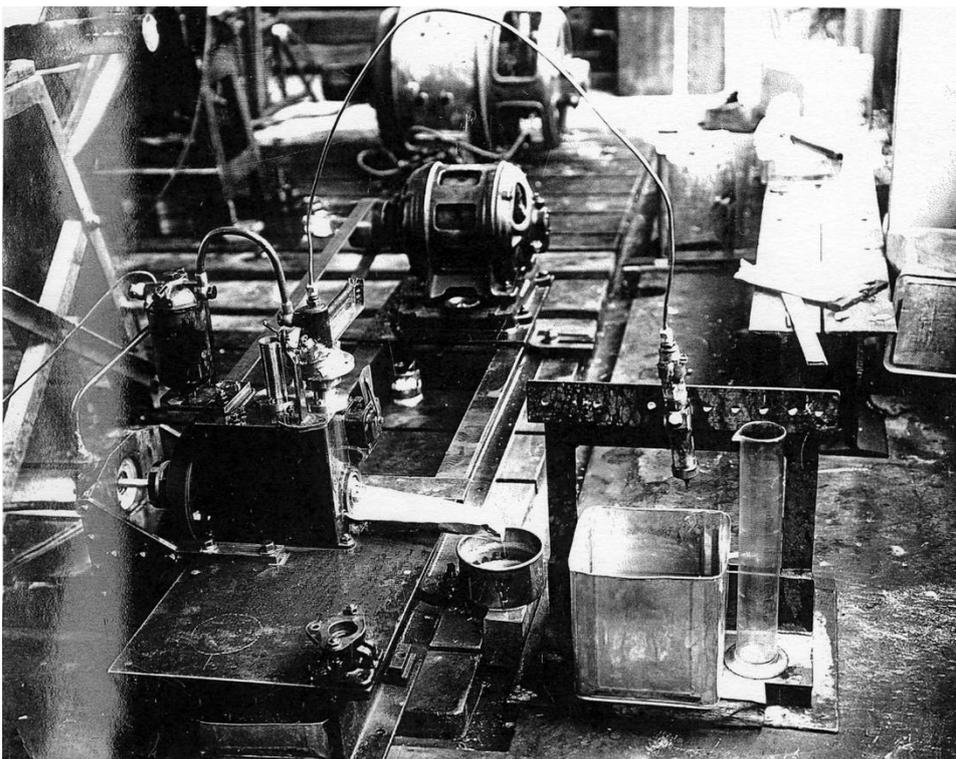
レメントの焼付きや摩耗は全く発生しなかった。これはガソリンの潤滑性の低さに関連付けて従来、言われて来たことと全く相反する現象である。

そこで、この問題に決着をつけるべく徹底的な摩耗試験を行い、摩耗の有無、程度を究明するため、1936年8~11月、ボッシュ製と三菱製のプランジヤを用いて合計550時間の耐久試験が実施された。行程毎の噴射量の変化からプランジヤの摩耗を捉える実験である。

【博士論文、48~49頁より：

ガソリン噴射ポンプのエレメントの工作は低圧であるが故にディーゼル用と比べて難しいものではない。隙間は【ディーゼル用噴射ポンプにおける隙間の2倍に当る】 $3/1000 \sim 4/1000$ 程度を目処とし、油分を除去した状態で空気圧をかけ、漏洩によって気密性の良否を判定された。焼付き防止上、より重要なのは摺動面の表面粗さで、丁寧にラップ仕上げを施し、完了後、ガソリン中でプランジヤを回転させては抜き差しを行い、如何なる角度においても手に引っ掛かるような感覚が伝わって来ないようであれば合格と見做され得る⁸³⁾】

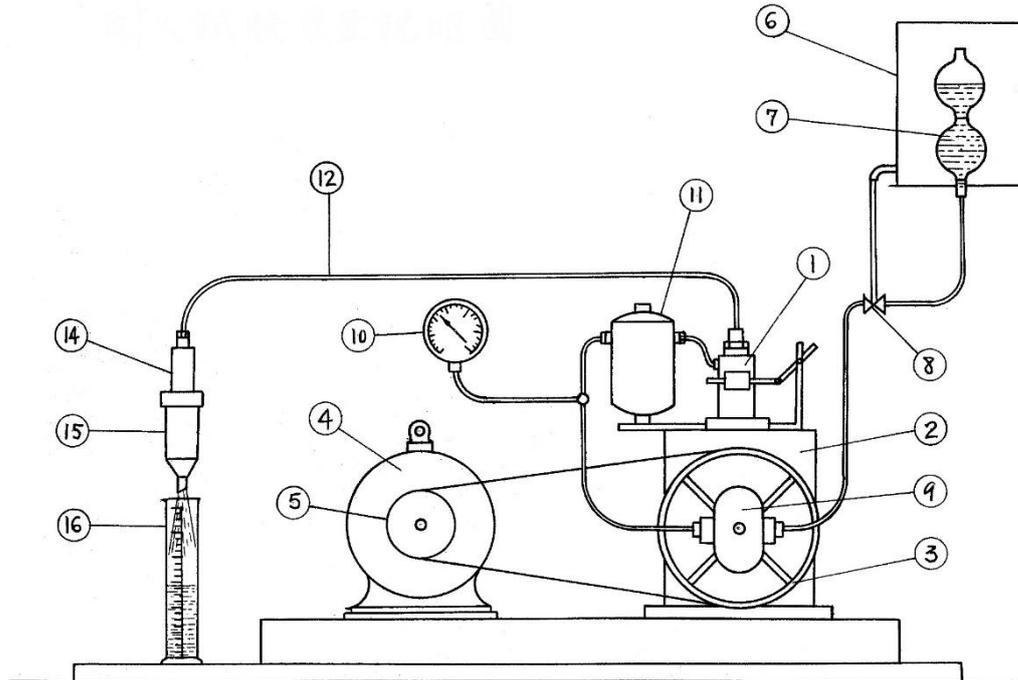
図Ⅱ-I-70 プランジヤ耐久試験装置の外観



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第五報，第一図。

図Ⅱ-I-71 プランジヤ耐久試験装置の構成

⁸³⁾ 杉原は42年2月、名發技術部研究課に籍を置きながら第四工作部ポンプ工場長を兼務し、生産技術体系構築の責めをも担わされることとなっている。杉原周一『不況に打勝つ成長経営』毎日新聞社、1971年、202~203頁、参照。



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第五報，第二図．

諧調を反転．

図Ⅱ-I-71の①は単気筒用燃料噴射ポンプ，②は噴射ポンプ駆動用カム室，③はカム軸駆動用プーリー，④は三相誘導電動機，⑤は駆動用プーリーで，異なった直径を持つものを用いてカム軸回転数を変化させる，⑥は燃料タンク，⑦は0.5ℓ計測瓶，⑨はフィード・ポンプ，⑪は燃料濾過器，⑭は噴射ノズル，である．供試燃料は航空三号揮発油．

実験の概要と時間の割振りは表の通りであった．

表Ⅱ-I-3 試験の概要と時間の割振り

プランジャ種別	噴射圧 atm	カム軸 rpm.	試験時間	試験時間総計
ボッシュ製	30	1, 000	300	0~300
	30	2, 000	50	300~350
	100	1, 000	50	350~400
三菱製	30	1, 000	100	0~100
	100	1, 000	50	100~150

「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第五報，より．

【回転数を見れば，恰もボッシュ製品のテストのようである】

勿論，30気圧の噴射圧はポート噴射を，100気圧は筒内噴射を想定したものである．4サイクル機関におけるカム軸回転数はクランク軸回転数の $\frac{1}{2}$ であるからこの最高回転数

でも航空発動機に関する限り充分高いと言える。噴射量は常時、最大値に合せられた。行程毎の噴射量を計測する際には燃料を 0.5ℓ 計測瓶から流し、0.5ℓ が消費される間のカム軸総回転数でこれを除した。念のため、メスシリンダーによる噴射燃料体積計測値との照合を行なってみたが、その差は常に計測範囲外にあり、エレメントからの外部リークはほぼゼロであることが確認された。

エレメントの摩耗の有無は表記各運転状態の最終局面にて 30 気圧、1, 000rpm.の初期状態を再現させ、行程毎の噴射量を割出して当初値と較正する方法で確認された。

試験の結果、ボッシュ製品においても三菱製品においても行程当り噴射量の減少は全く認められず、分解検査においてもその外観は新品とほとんど差は無く、「豫期以上ノ理想的ノ成績」が示された。試験結果は表 II-I-4 と図 II-I-72 に総括されている。

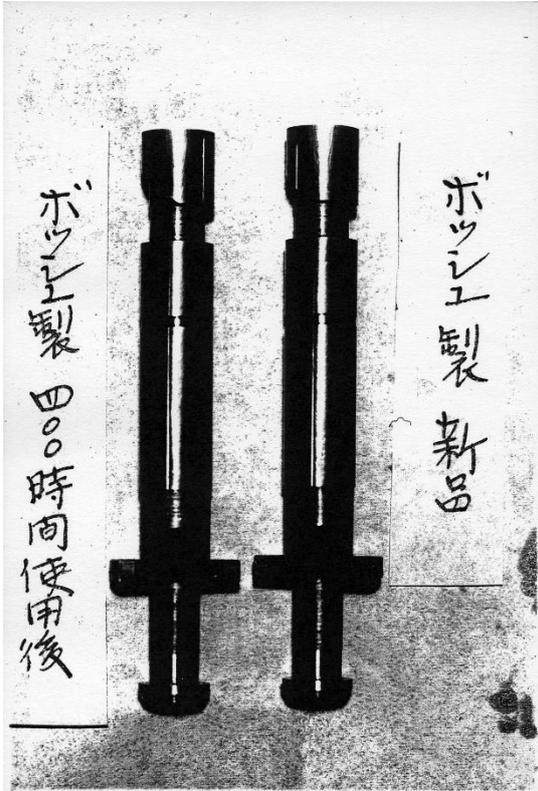
表 II-I-4 試験結果の総括

プランジャ種別	噴射圧 atm	カム軸 rpm.	試験時間()内総計	每行程噴射量 mm ³
ボッシュ製	30	1, 000	300(0~300)	約 442
	30	2, 000	50(300~350)	約 455
	30	1, 000	350 時間目	442
	100	1, 000	50(350~400)	約 426
	30	1, 000	400 時間目	443
三菱製	30	1, 000	100(0~100)	約 320
	100	1, 000	50(100~150)	約 302
	30	1, 000	150 時間目	320

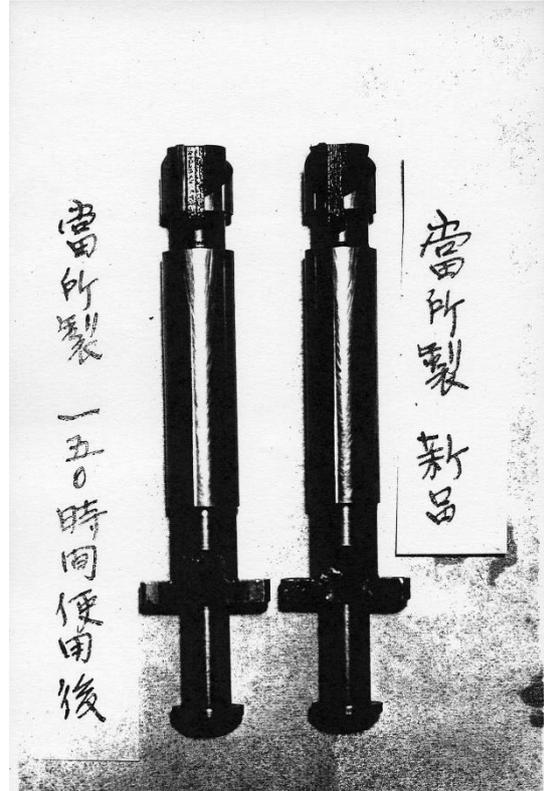
「燃料噴射電気点火式発動機ニ關スル研究報告」第五報、より。

【三菱製のエレメントが何故、最大噴射量にしてボッシュの 7 割であるのかについては不明。そもそも、寸法に係わる記述は皆無であるが、図 II-I-72 と図 II-I-73 から判断するとリードの最大有効長がかなり短いためのようである】

図 II-I-72 プランジャの外観



ボッシュ製

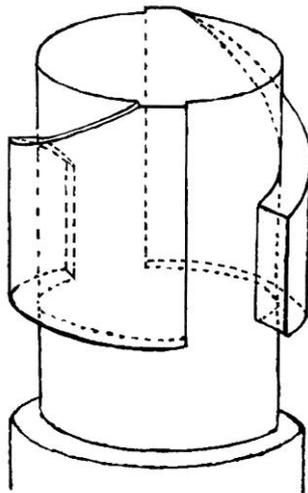


三菱製

「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第五報，第四図，第五図。

【ボッシュのリードと比べれば，杉原のそれはヨリ複雑な“二重らせん”形状となっている．下手なスケッチなど掲げておく．

図II-I-73 三菱杉原式ポンプのプランジャ



先に見たユンカースのディーゼル噴射ポンプのそれを上下入れ換えたような配置が窺われるが、これはプランジャに側圧が作用するのを防ぐ構造であり、ユンカースのガソリン噴射ポンプとも共通する意図に立つものである。但し、噴射量制御は噴射開始時期を変化させる、即ち、それを遅らせることで噴射量を絞る[逆は逆]方式である。噴射量が少なくなれば開始時期が遅れても燃料気化に対する悪影響無しと踏んだ上での設計であろう。

そして、プランジャがかような対称構造をなす限り、相方のバレルは必然的にユンカース・ガソリン噴射ポンプ同様、同高で正対する 2 つのポートを持っていなければならないことになる……筆者】

杉原は三菱製品の試験時間が 150 時間に短縮されたのは：

「ボッシュ」製ヲ試験セル経験上尚此ノ上試験ヲ行フモ変化ナキコトト認メタルタメナリ。

100 気圧試験や 2, 000rpm.試験を 50 時間に止めたのは：

磨耗ハ若シ生ズルモノナレバ最初ノ 50 時間ニ最モ顯著ニ現ルベキモノニシテ 50 時間ヲ経ルモ全ク認メラザル程度ノ磨耗ナレバ数百時間使用スルモ其ノ磨耗ハ極メテ微量ニシテ問題ニスベキ程度ニ非ザルモノト考ヘタルガタメ。

としている。

更に、結語として杉原は次のように述べている。

上述ノ試験結果ニテ明カナル如ク燃料噴射唧筒ノ「プランジャー」ハ「ガソリン」中ニテ長時間使用スルモ磨耗ノ爲性能ニ変化ヲ生ズルガ如キ虞全ク無キモノニシテ一般ニ常識的ニ磨耗スルガ如ク考ヘラレ居ルハ單ナル杞憂ニ過ギザルモノナリ。即 本実験結果ニ依リテ燃料噴射点火式發動機ニ於テ最モ疑問視セラレタル燃料噴射唧筒「プランジャー」ノ耐久性ノ問題ハ全ク解決セラレタルモノト云ヒ得ベシ。

【『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』の中では本件について一層立入った言及がなされている。要約すれば：

ドイツのガソリン噴射ポンプはエレメントの潤滑を行っているが、噴射量規制の要部たるプランジャの頭に対する潤滑は行っていないし、また、そもそも左様なコトは実行可能な所作ではない。ドイツではポンプのカム室を密閉構造とし、時々外部から給油する設計を採っているため、この部分へのガソリン下りを恐れてエレメント下部への給油を行っているのであろう。しかし、三菱式においてはカム室の潤滑は發動機潤滑系の一部をなしているから微量のガソリン下りが生じて油が發動機本体に回ればその最高温度は瞬間的には 200℃ほどになり、ガソリンは速やかに気化してしまうので実害は生じない(27~28, 45~47 頁)】

【ドイツのガソリン噴射發動機におけるカム室潤滑が杉原の言うようなモノでは全然な

かった点は本稿読者諸氏の既に知るところであるからここでは蒸し返さない。それはともかく、このプランジャ潤滑の件が部分的真理以上のものであったとすれば大きな発見である。また、三菱発動機の特徴である横着設計の一典型とも形容され得よう。結果的に、三菱の設計は BMW-801 のそれを恰も先取りしたかのような観さえある。

しかし、果してこの判断で最善であったのであろうか？ 向うから撃ち落としに来てくれたり、落されなくても早期に陳腐化させるべき軍用機ならいざ知らず、民間機の発動機に用いられた場合、その耐久性は如何なものであろうか？

また、例えば、摩耗は運転時間より起動回数に依存するのもかも知れない。ごく弱い戻しバネをセットし、ガソリン[プランジャ油潤滑無し]と軽油とを用いて起動摩擦トルクを測定すれば如何なる差が得られていたであらうか？ また、通常、プランジャとバレルとは材料を異にするから(P:Cr鋼, B:CrV鋼)、潤滑油や噴射された燃料の光学的成分分析まで遣れば両者の摩耗に関して如何なるデータが得られていたであらうか？⁸⁴

なお、付言しておかれるべきは、この特異なプランジャはこの実験だけのモノで、その前後を通じ、一貫してボッシュ B 型そのもののリードを有するプランジャが用いられ続けたということである……筆者】

f. 第六報

「燃料噴射點火式空冷 800 馬力発動機性能試験報告」なるサブタイトルが付された第五報は『発動機研究報告』No.20 として 1937 年 2 月に発表された。試験の目的は発動機性能、とりわけ燃費の向上と噴射ポンプ、噴射ノズル、第一次改良型自働空燃比調節装置の実用性確認。試験実施期日は 2 月 3~5 日であった。

先にも言及された空冷 800 馬力発動機の主要諸元は：

型 式	空冷式複列固定星型
気 筒 数	14
気 筒 直 径	140mm
行 程	150mm
総行程容積	32.34ℓ
圧 縮 比	7.0
吸 入 弁	開 20° BTDC. 閉 65° ABDC
排 出 弁	開 75° BBDC. 閉 30° ATDC
点 火 時 期	25° BTDC
標 準 高 度	2, 000m

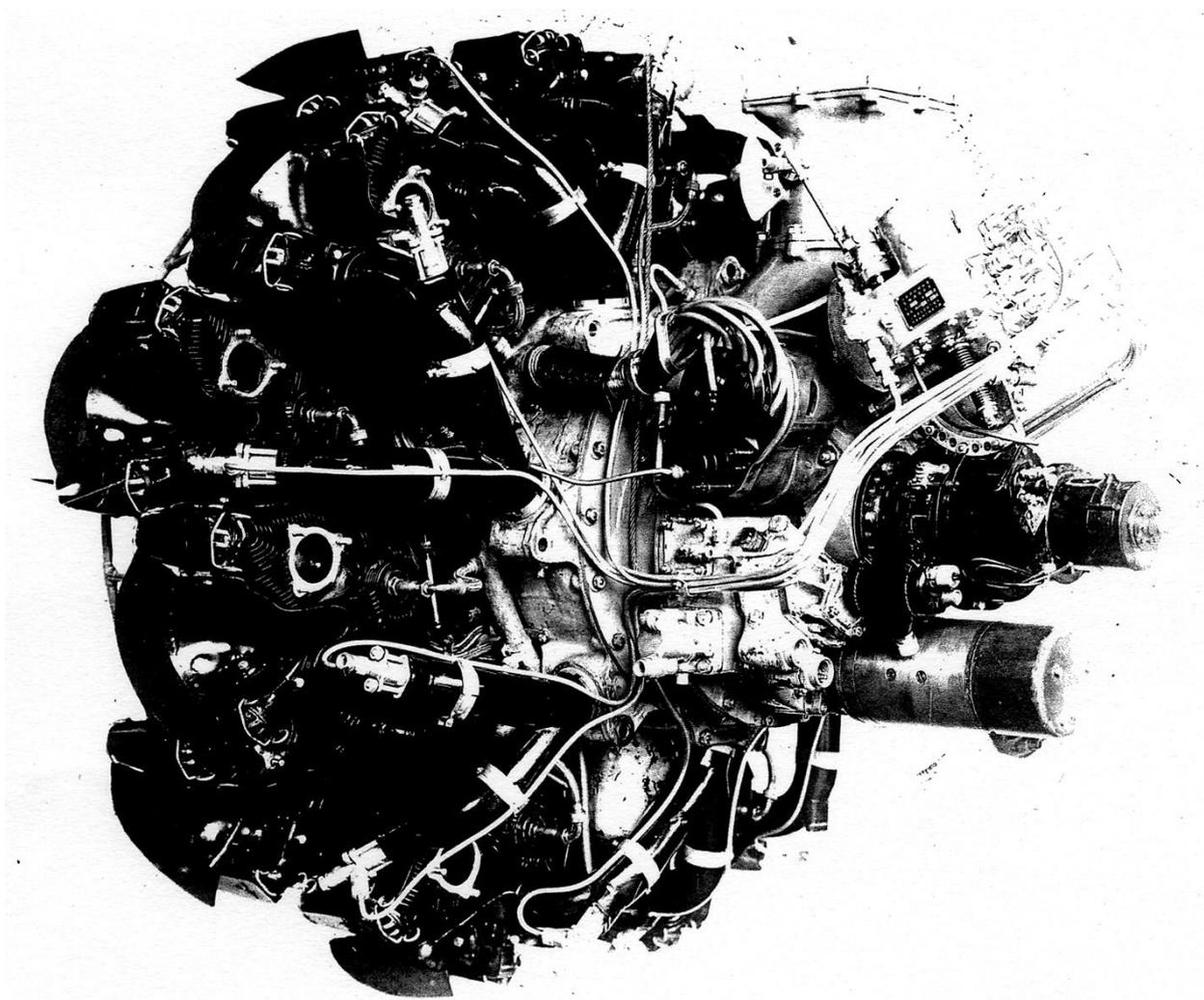
⁸⁴ 航空発動機各部の摩耗進行状況を把握すると共に精密な潤滑油管理を行うための SOAP (Spectrometric Oil Analysis Program : 潤滑油分光分析計画)法は 1940 年代はじめ、アメリカで実用化された。簡単には前掲拙稿「鉄道車輛用ころがり軸受と台車の戦前戦後史」注 205 の辺りを参照頂きたい。

翼車直径 220.mm
減速比 0.75

となっている。弁開閉時期は過大なオーバーラップを避け、気化器式におけると同様の値とした。噴射装置を装備したその外観を掲げておく。噴射ポンプとノズルは 600 馬力発動機にて試験に供されたもので、今回の試験と合せて 100 時間以上の運転時間を経ることになったが、この間、故障は皆無であった。

【本発動機は所謂 A8=金星 3 型[$\epsilon = 6.0, 790\text{HP}@2, 000\text{m}$]の高圧縮型であるらしい。金星 3 型は第Ⅲ部で述べるように A8C=金星 4(後に 40)型への橋渡しの存在である】

図Ⅱ-I-74 三菱 800 馬力改・噴射式発動機



「燃料噴射電気点火式発動機ニ關スル研究報告」第四報，第九図，第六報，第一図。

『ガソリン噴射発動機の實用化に關する研究』附図集，第 71 図も同じ。

噴射ポンプは 1 型が引続き用いられた。噴射量自動調整装置は構造的洗練が図られた第

一次改良型三菱式噴射量自働調整装置=2型となった。その外観と断面を掲げておく。

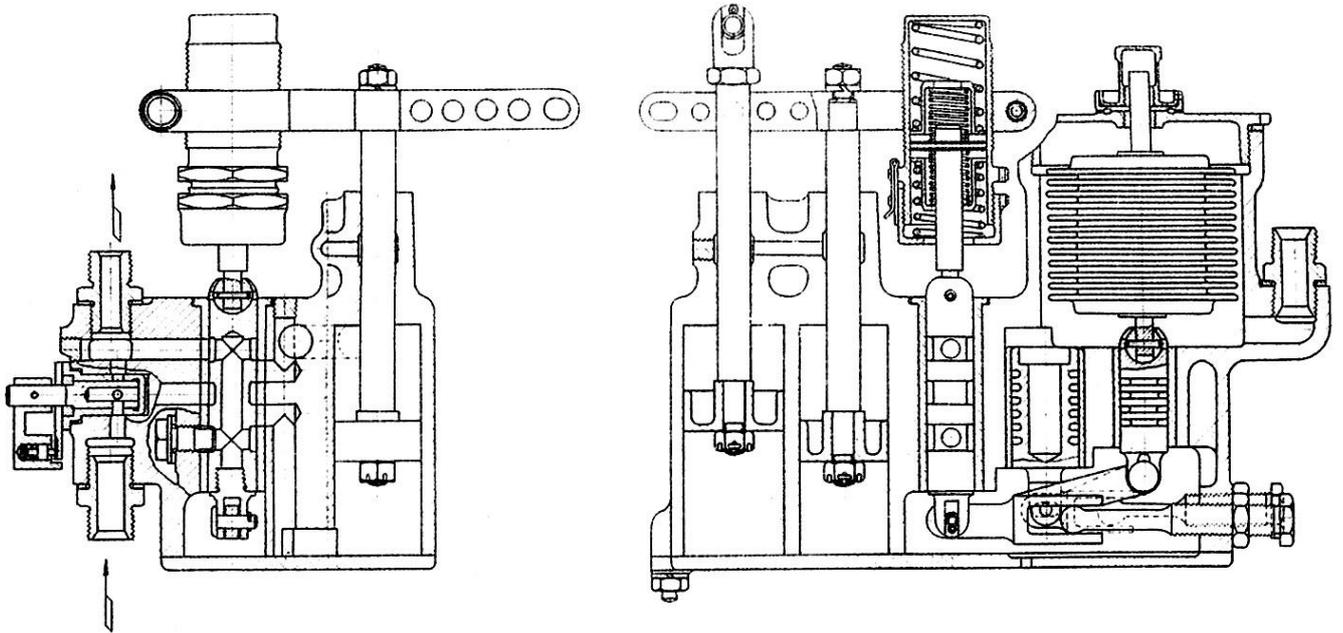
図Ⅱ-I-75 三菱式噴射量自働調整装置2型の外観



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第四報，第八図，第六報，第二図。

『ガソリン噴射發動機の實用化に關する研究』附図集，第73図も同じ。

図Ⅱ-I-76 三菱式噴射量自働調整装置2型の断面



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 72 図。

“接手”のバネ構成が 4 通りになっている。上の方が強い組合せである。なお、博士論文で杉原は“接手”ではなく“發條筐”なる表記を用いている。

試験はムリネ運転台に發動機を載せて噴射量自働調整装置の作動状況を観察した後、水動力計運転台に移し、燃料噴射開始時期試験、最低燃料消費率試験、地上ならびに高空性能試験等を行い、最後に対照のため気化器を装着して最低燃料消費率のデータを取った。供試燃料は「特甲 2 号」87 オクタン加鉛ガソリンであった【1935 年達、'37 年改正の海軍規格において「航空八七揮発油」と呼ばれ、爾後も性能の低い發動機中心に永らく用いられたモノである⁸⁵】。

試験の結果をまとめれば：

噴射開始時期は 30° ATDC が最適であった。

巡航最低燃費を求めめるため吸気管内圧力 ± 0 、 -50 、 -100mmHg 、回転数 1, 800, 1, 600, 1, 400rpm. を組合わせて試験したところ、 -50 、1, 600rpm. 付近において最低燃料消費率 177g/HP-h を得た。

気化器装備の場合、同一圧力・回転数において 192g/HP-h を記録した。

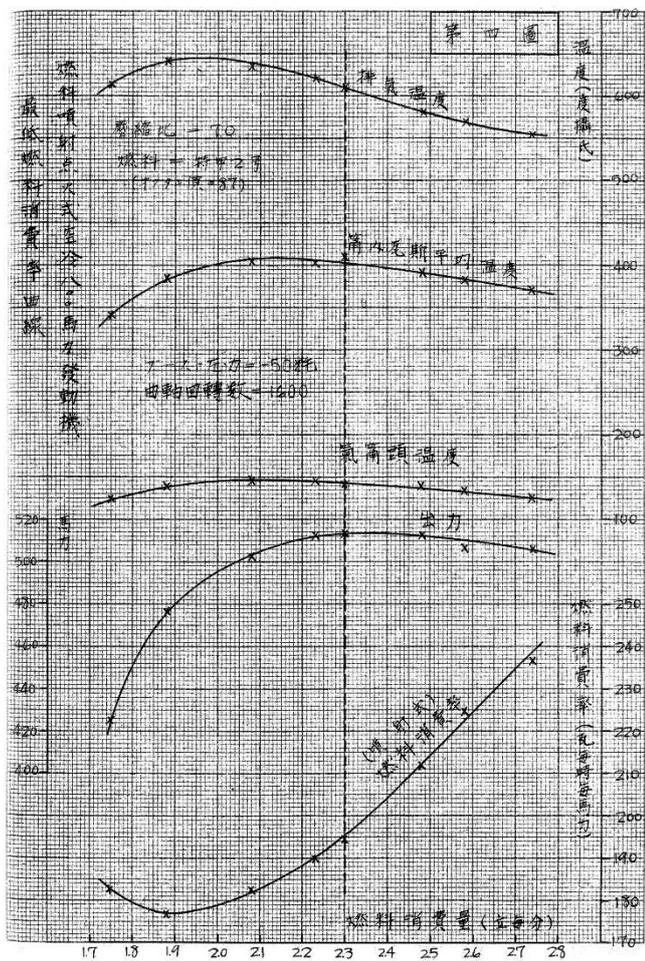
気化器式において良好な運転状態の下で 220g/HP-h が記録されている際の運転諸状態（排気温度、筒内ガス平均温度、気筒頭温度、出力）と同等のそれを噴射式に当て嵌めた場合（縦の破線）、その燃料消費率は 195g/HP-h となり、同一状態において約 12% の燃費節減となる。

噴射式においてはこの時の燃焼状態は良好で、 177g においても運転円滑であったのに対し、気化器式においては 210g 附近より燃焼は悪化し、 200g 以下では排気が灰色を呈し回転不調となった。

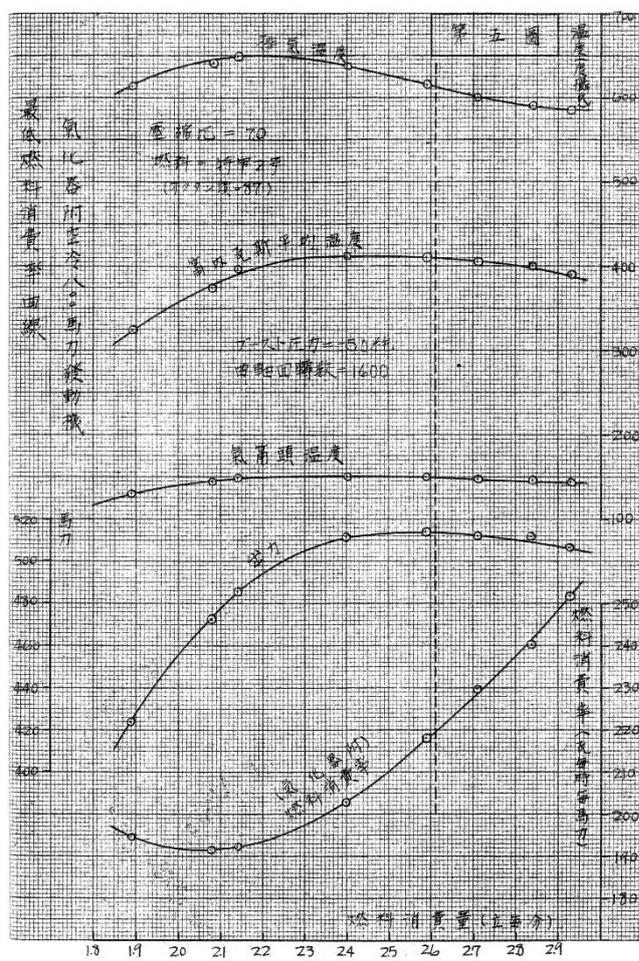
⁸⁵ 嘉納『日本航空燃料史』24~26 頁，参照。

運転諸指標については図Ⅱ-I-77に示される通りである。

図Ⅱ-I-77 800馬力発動機における運転諸指標の対照



噴射式



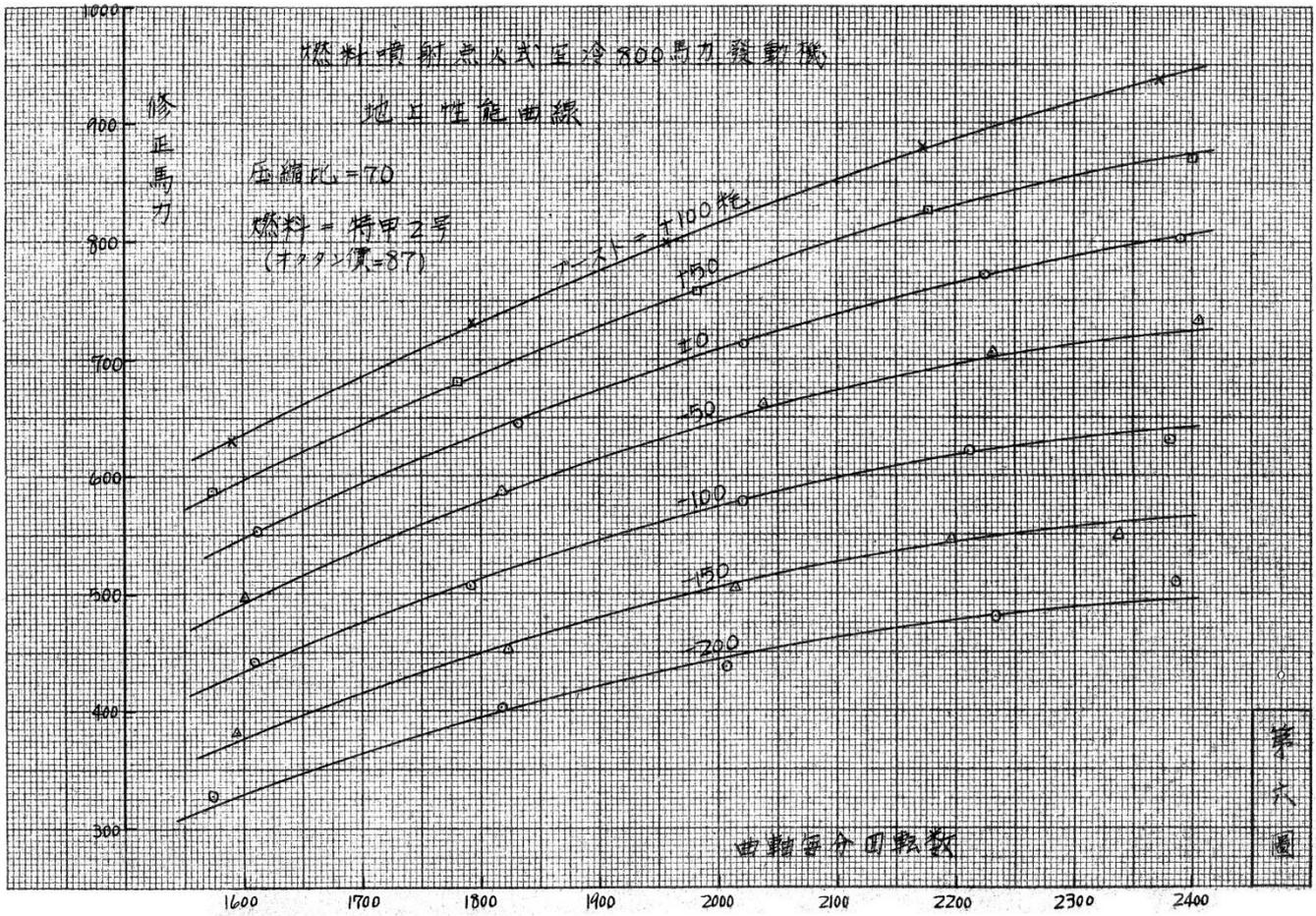
気化器式

「燃料噴射電気点火式発動機ニ關スル研究報告」第六報，第四図，第五図。

諸調を反転。曲線群は上から排気温度，筒内ガス平均温度，気筒頭温度，出力，燃料消費率。

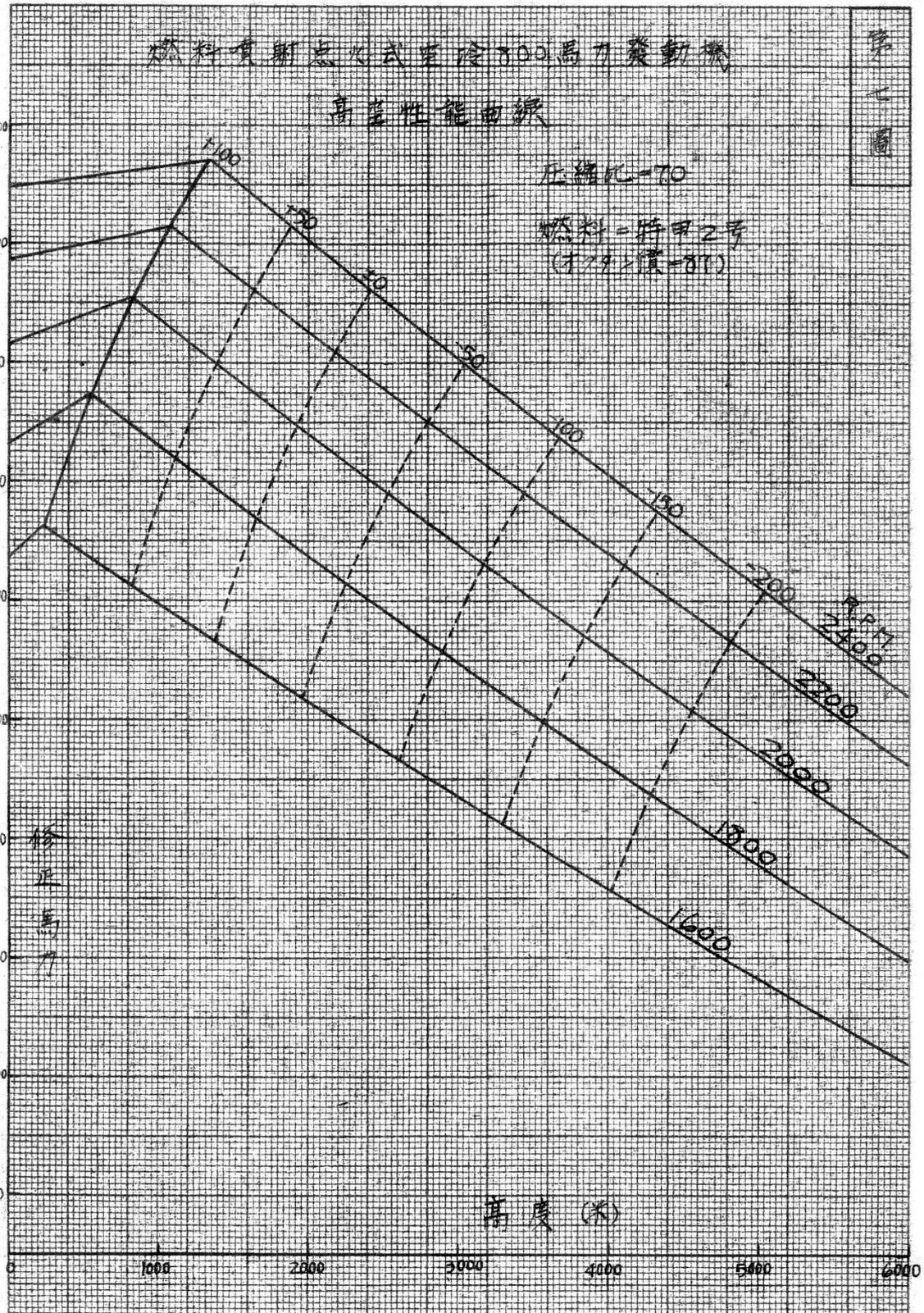
噴射式の地上ならびに高空性能は図Ⅱ-I-78, -79の曲線に示される。

図Ⅱ-I-78 噴射式800馬力発動機の地上性能曲線



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第六報，第六圖，第七圖。
諧調を反転。

図II-I-79 噴射式800馬力發動機の高空性能曲線



「燃料噴射電気点火式發動機ニ關スル研究報告」第六報，第六図，第七図。
 諧調を反転。修正馬力の目盛は0~1,000馬力(100刻み)。

気化器式の性能は運転台の都合で実施出来なかったが、従来の試験結果に鑑みれば出力においては「大差無キモノト考ヘラル」。但し、噴射式においては大きなオーバーラップの設定により掃気性能向上と内部冷却を図りつつ安全に最高出力を増加させることは勿論可能である。

燃料噴射式発動機は気化器式に対して燃費で 10%以上優ることは確実であり、適切なオーバーラップの付与により安全に最大出力を向上させることも可能である。よって、気化器を廃し噴射式に改めれば操縦性を含めた性能の「格段ノ向上を期」すことが出来る。気化器が確実で噴射ポンプは故障が多く耐久力を欠くというのは偏見である。マーベル噴射装置の不具合は分配弁に起因しており、最近、アメリカでも三菱式のような 1 気筒 1 プランジャ方式を研究中と聞かすが、三菱は当初からこの方式であり、それ故に何の問題も発生しなかった⁸⁶。

またアメリカでは空燃比自働調節機構の開発が遅れているのに対して、三菱式空燃比自働調節機構は世界の先端を行く技術となっている。

気化器式を噴射式に改めれば燃料分配は±1%の誤差に収まり、燃料の気化も良好で燃焼状態は改善される。

【'37 年 2 月に発行された「第六報」の内容は以上の通りである。前年 6 月の「第三報」の結びとは打って変わって誠に威勢良く、噴射式は高い実用性能を示したかの如くに宣言されている。しかし、以上はあくまでも台上試験におけるデータに依拠する命題であった。その上、肝心の開発は発動機開発のペースに着いて行けておらず、1935 年 4 月に誕生した金星 3 型、'36 年 7 月に誕生したこの 800 馬力型の進化形＝金星 4(40)型(離昇 1,000 馬力、公称 1,070 馬力@4,200m)には中島の三聯式 75 甲型降流気化器が採用されることとなる。

更に、その後の金星 50 型、60 型においても本システムは採用されず、それらには三菱製気化器が装備された。金星に燃料噴射が採用されるのは'43 年 3 月投入の陸軍 100 式司

⁸⁶ 中川良一はマーベルポンプ、とりわけその分配弁について次のように述べている。

昭和 10 年頃米海軍は気化器をやめてチャンドラー式低圧吸入管噴射方式を採用したとの情報が入った。中島でもこれに注目してその方式を入手して試験をはじめた。約 2kg/cm^2 の圧力の燃料が分配器を通して各吸入管に噴射されるのである。なかなか合理的と思われたが入手してテストすると分配弁の精度が悪く各気筒へ行く燃料のバラツキがひどい。これではどうかなと案じていたところ、1 年もたたないうちに採用停止という指令が出た(『中島飛行機エンジン史』120 頁)。

誠に興味深い回想であるが、中島自身、これを輸入して実験したのか、前掲の水谷『中島飛行機エンジンとともに』の回想にあった同年、日本海軍でなされた飛行実験に続く試験結果の伝聞を自社での事蹟にすり替えているのか、継続実験を海軍から委託されたのかについては全く不明である。また、中川も特許に係わる一件については無言である。

一企業がアメリカ陸軍で試験の途上にあつた噴射装置を輸入出来たと考えるのは不自然である。しかも、中川は「低圧燃料噴射方式の研究[1]」ではアメリカ空軍と語り、ここでは海軍と語っているが、この時代にアメリカに空軍なる独立組織は存在せず、海軍は単なる誤りである。また、アメリカ陸軍が問題視したのは上述の通り分配弁ではなく自動混合比調整装置の性能である。事実認識が出鱈目であると回想の信憑性まで割引かれざるを得ない。

令部偵察機Ⅲ型用金星 62 型からである⁸⁷】

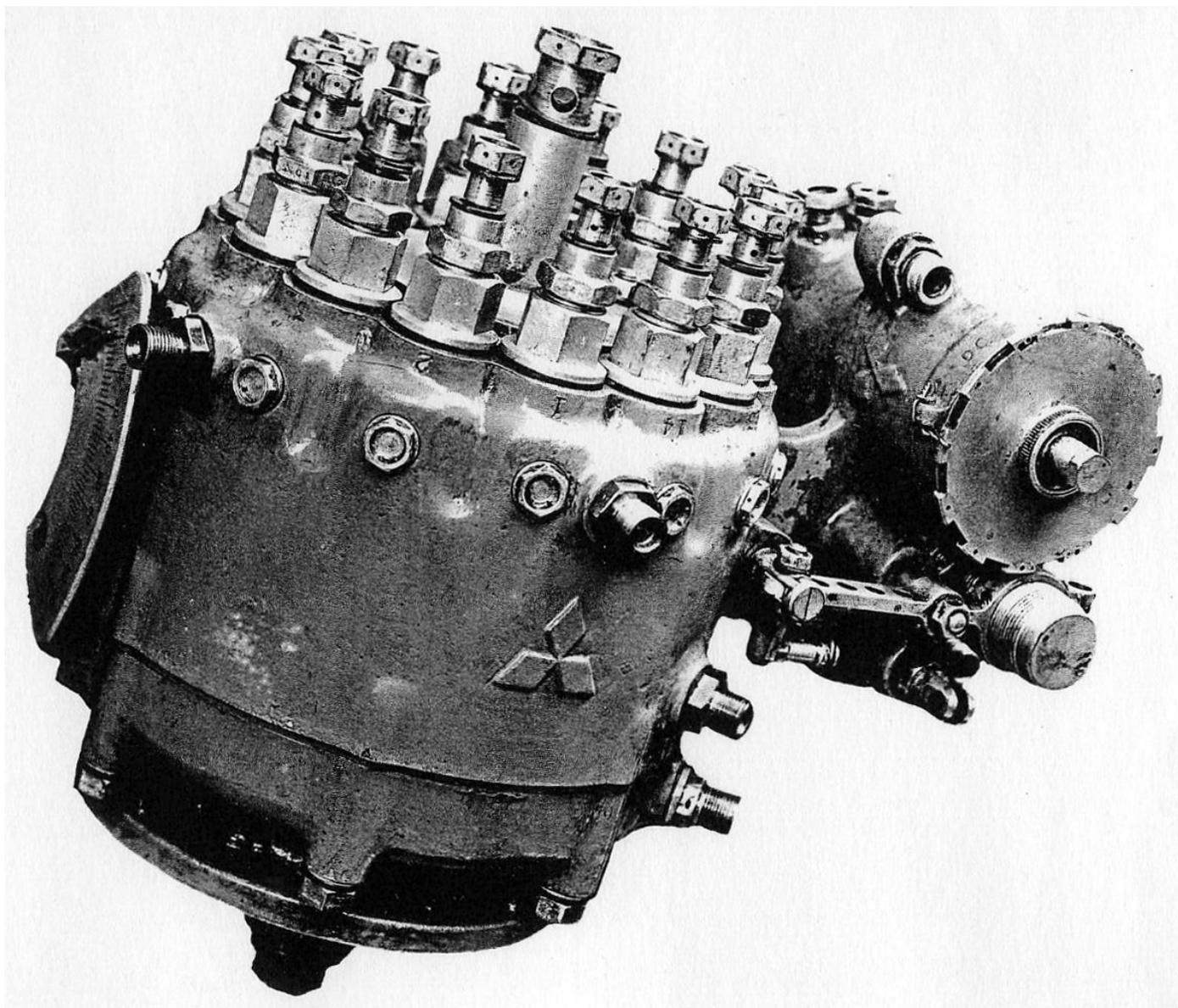
【以下，博士論文から：

プランジャ駆動機構として基礎研究の段階では正面カムとローラ・タペットとの組合せが用いられていた。これではプランジャに対して側圧が作用する。これに対して回転しない揺動斜板自身からはプランジャに側圧が及ぼされることが無い。カムを揺動斜板に置換えた 2 型噴射ポンプ(図Ⅱ-I-80, -81)の開発は 1937 年 4 月にスタートし，年末に製作完了に到り，三菱 600 馬力発動機に装備の上，テストされた】

【プランジャのリード形状は基礎研究時点のモノともボッシュとも異なる単純な形状のように見えるが，定かではない。また，揺動斜板は巧妙な仕掛けではあるが，既に見たようにこの機構自体に新奇性は無い……筆者】

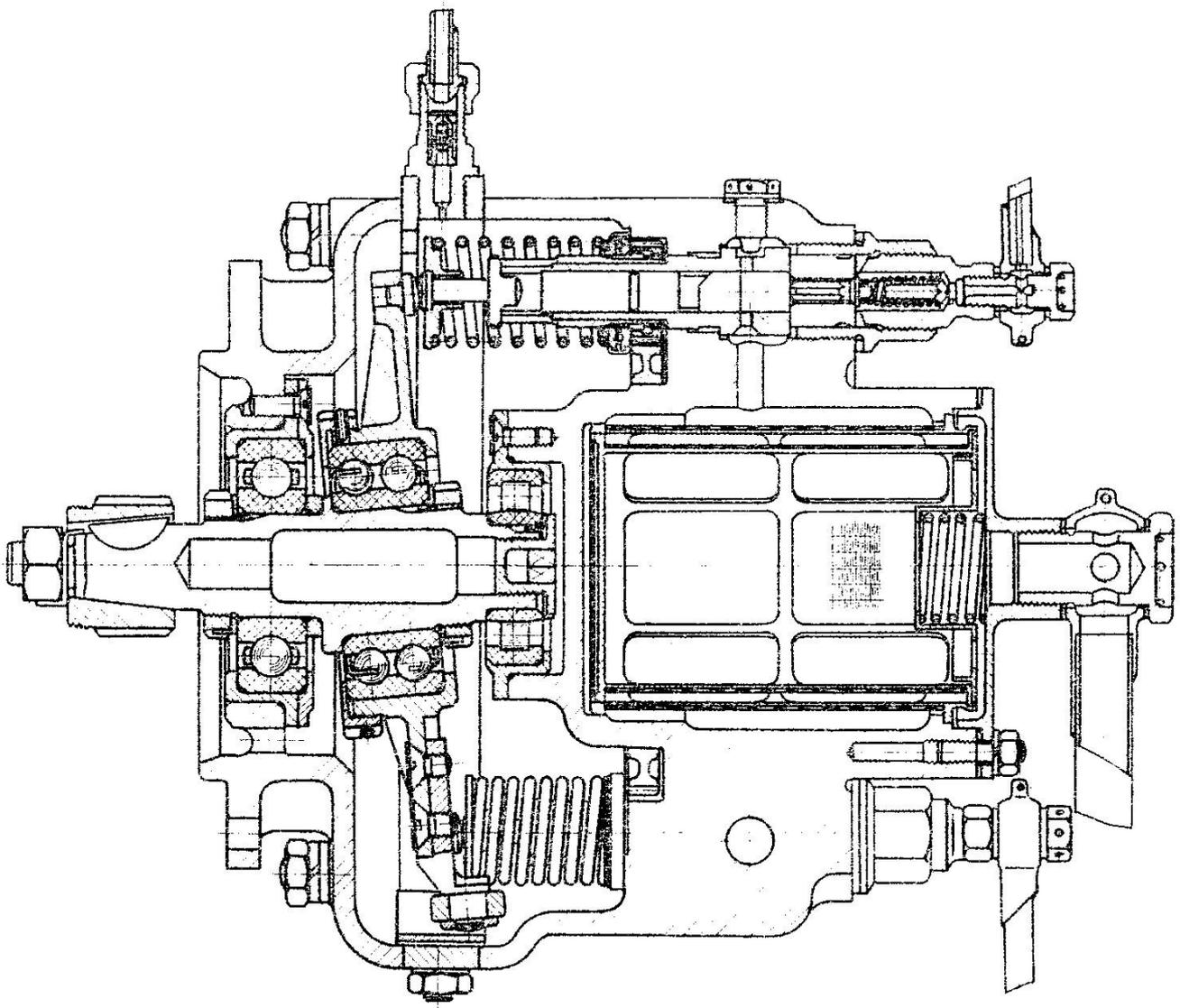
図Ⅱ-I-80 三菱式ガソリン噴射ポンプ 2 型と自動調整装置 2 型の外観

⁸⁷ 海軍航空本部『金星四四〇型発動機 取扱説明書』1941 年，同『金星発動機五〇型 取扱須知』1941 年 12 月，松岡久光『みつびし航空エンジン物語』アテネ書房，改訂版 2002 年，111 頁，参照。



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 77 図.

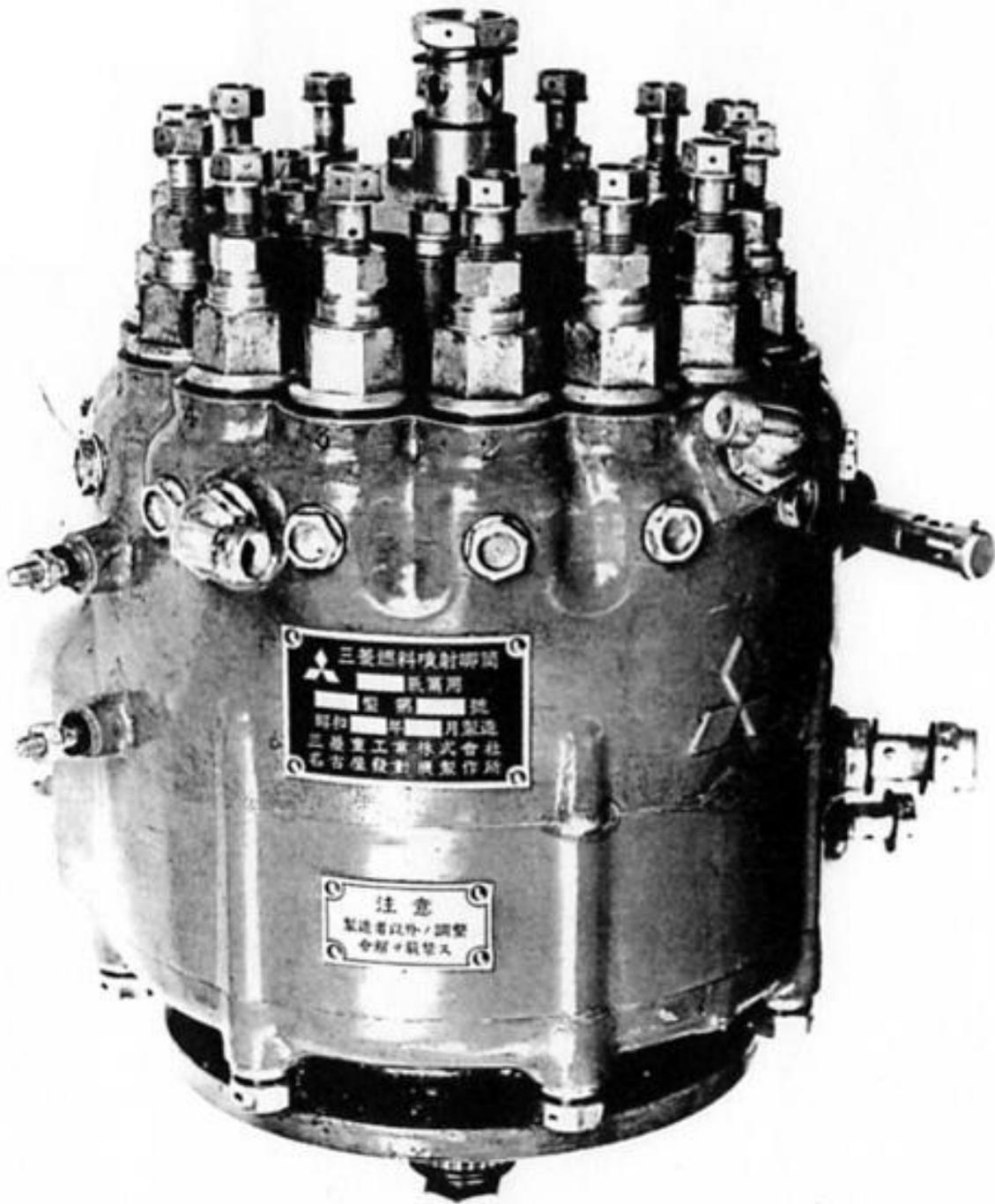
図 II-I-81 三菱式ガソリン噴射ポンプ 2 型の縦断面



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 75 図.

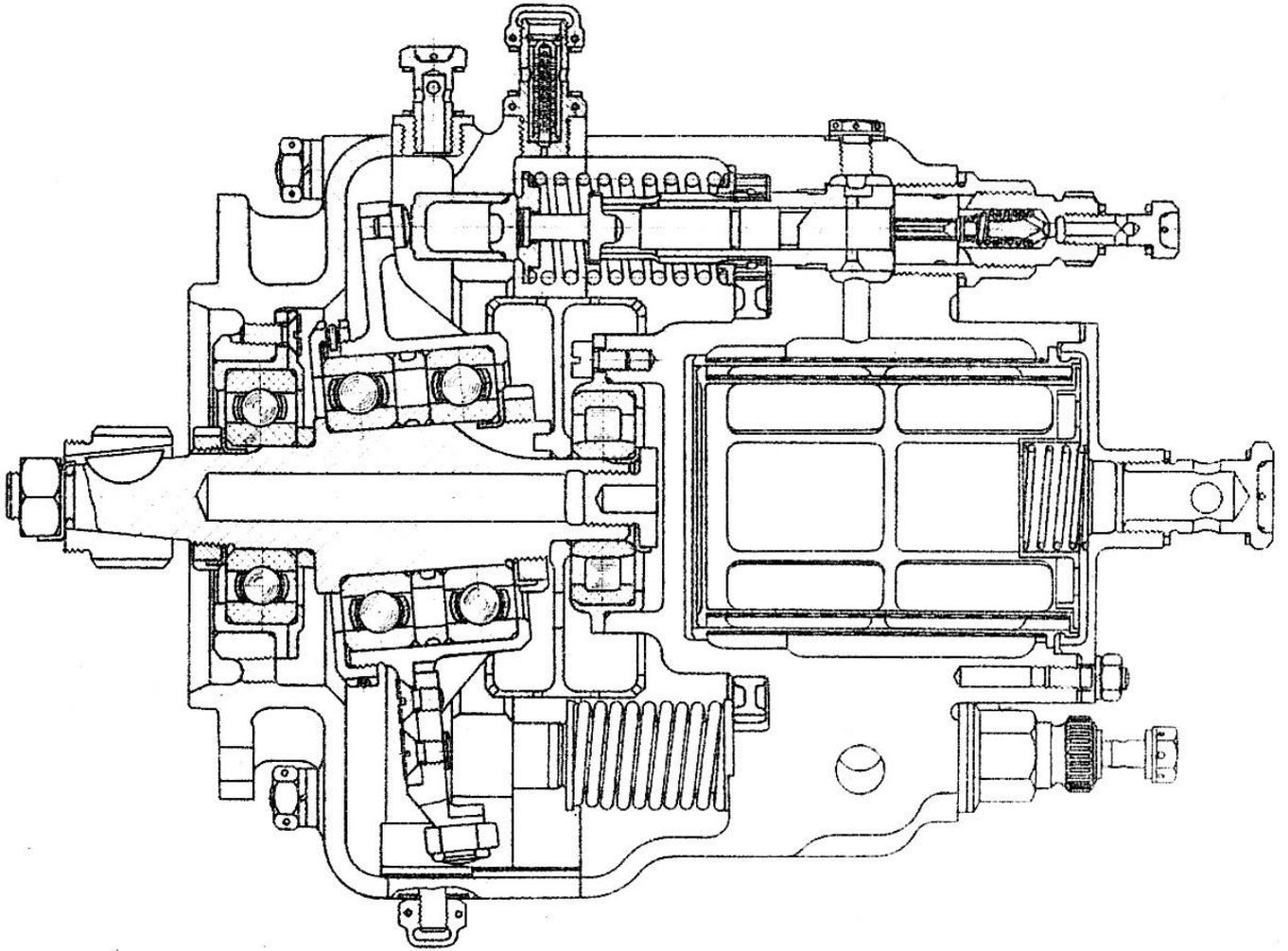
このポンプにはコンパクト化を狙う余りタペット直動方式や揺動斜板支持に複列ラジアル玉軸受が採用されたため，耐久性の点で好ましからざる結果を生じた．そこでタペットを挿入し，複列玉軸受を単列ラジアル玉軸受 2 連に置換し，駆動室並びにエレメント下端部の外部潤滑のために回転式潤滑油飛散筒を新設した三菱式ガソリン噴射ポンプ 3 型が開発された(図Ⅱ-I-82, -83).

図Ⅱ-I-82 三菱式ガソリン噴射ポンプ 3 の外観



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 85 図.

図 II-I-83 三菱式ガソリン噴射ポンプ 3 型の縦断面



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 83 図。

【杉原のポンプは既知の機構を組合わせたモノであるだけに、揺動斜板を用いたその機構は 1938 年 9 月 9 日に出願され、1940 年 5 月 23 日に杉原周一「昭和十五年 實用新案出願公告第 6485 号」として認められているものの、杉原式ポンプ自体の基本構造に係わる特許としてはこの回転式潤滑油飛散筒が 1940 年 7 月 2 日に出願され、1941 年 9 月 24 日に三菱重工業「特許第 145709 号」として認められた件と、コントロール・ラックから一つのプランジャの小歯車→中央大歯車→他のプランジャの小歯車群へと力を伝達させ、総てのプランジャを一斉に同じ角度だけ回転させる BMW のそれとも相似た機構において、歯車と軸セレクションとの位相差を用いて角度を微調整するイスパノの動弁機構や船用タービンのロックド・トレイン式 2 段減速装置のそれを想わせる件の仕掛けに対して三菱重工業に与えられた「特許第 147350 号」出願 1940 年 7 月 30 日、特許 1941 年 12 月 23 日、が数えられるだけである⁸⁸。

⁸⁸ 『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』473, 509~510 頁，参照。

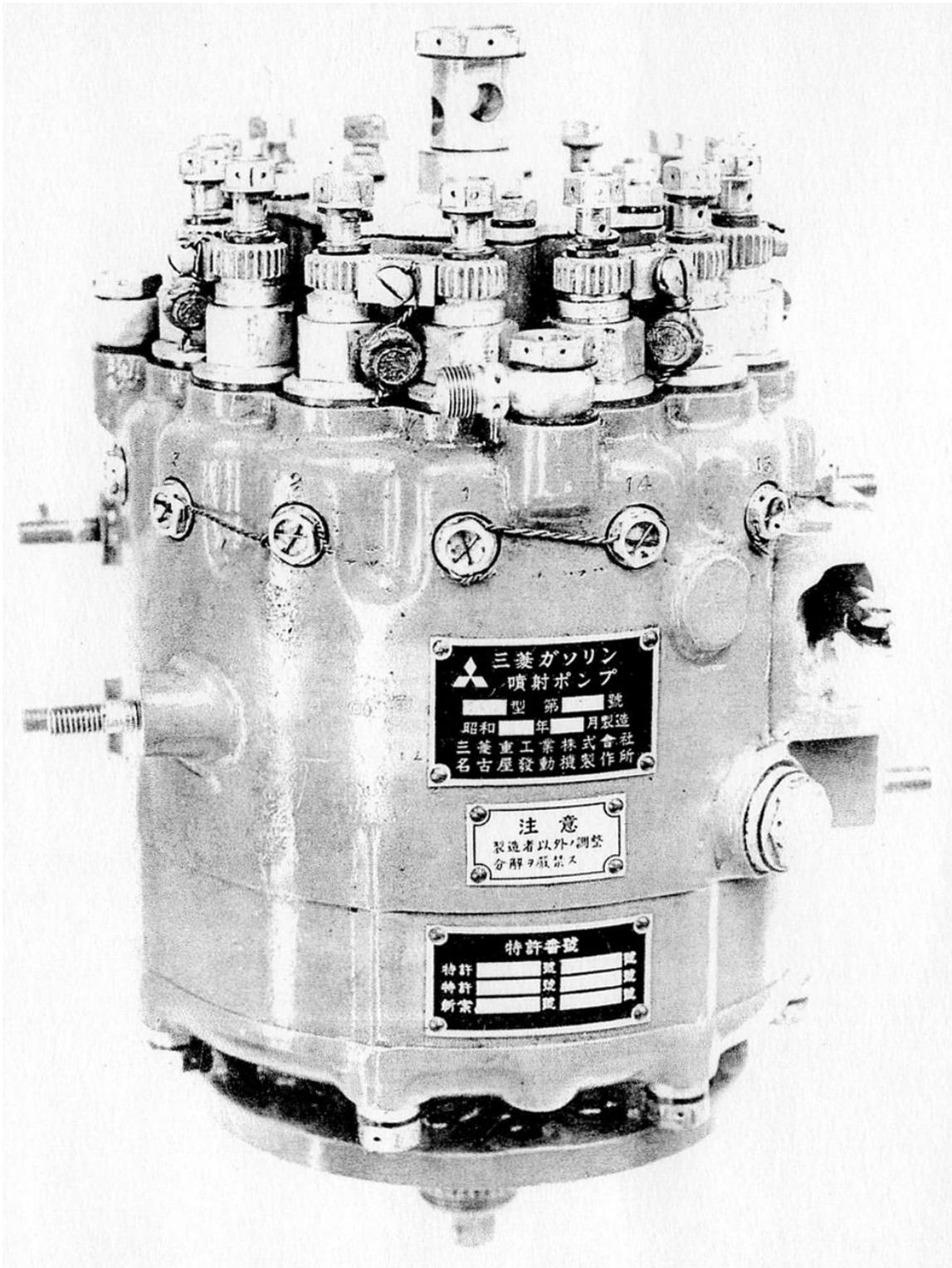
但し、杉原ポンプに関連する特許としては、この他に 1940 年 10 月 7 日出願、1941 年 12 月 23 日特許の三菱重工業「特許第 147353 号」が挙げられる。これは杉原ポンプの頂部に“圧力調節槽”の役割を果す“高圧燃料集合室”を設け、各エレメントから吐出された燃料をここに一旦、蓄えた後、気筒数分の噴射管より送出し、各吸気ポートに高圧連続噴射させるという請求内容を有していた。早いハナシが一種の蓄圧式噴射系である。

敢えてかような変更案が企図されたのは無論、ヨリ単純なオープン・ノズルを使用したいという意図があったからと想像される。連続ポート噴射であるならそもそもかように重厚な高圧ポンプを用いる必要などなかったのではあるが、本件は一連の開発の背後に働いていたシステム簡略化へのバイアスを窺わせる特許であるようにも見える。もっとも、それは^{げす}下司の勘繰りで、単に三菱神戸の潜水艦用 Vickers ディーゼルに倣っただけのアイデアなのかも知れない。どの途、真相は闇の中である⁸⁹……筆者】

【その後、1942 年 2 月を迎えた時点で 4 型ではなく「現用型」と呼ばれたポンプは直接、後年の実用品に繋がるもので、図 II-I-84, -85 のような外観と機構を有している】

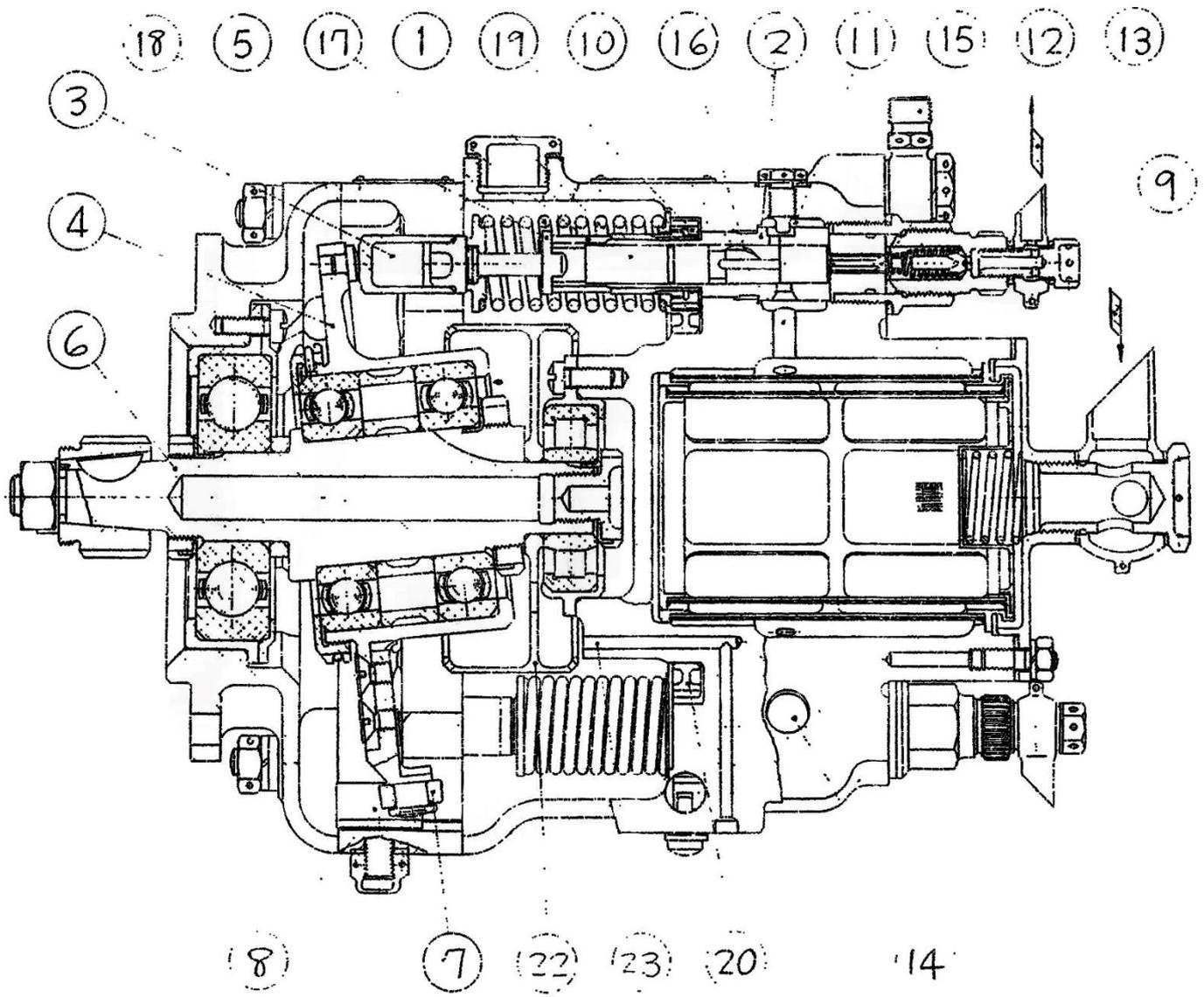
図 II-I-84 “42 年 2 月 現用型” 三菱式ガソリン噴射ポンプの外観

⁸⁹ 同上書、512~513 頁、参照。



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第9図。

図II-I-85 “42年2月現用型”三菱式ガソリン噴射ポンプの縦断面

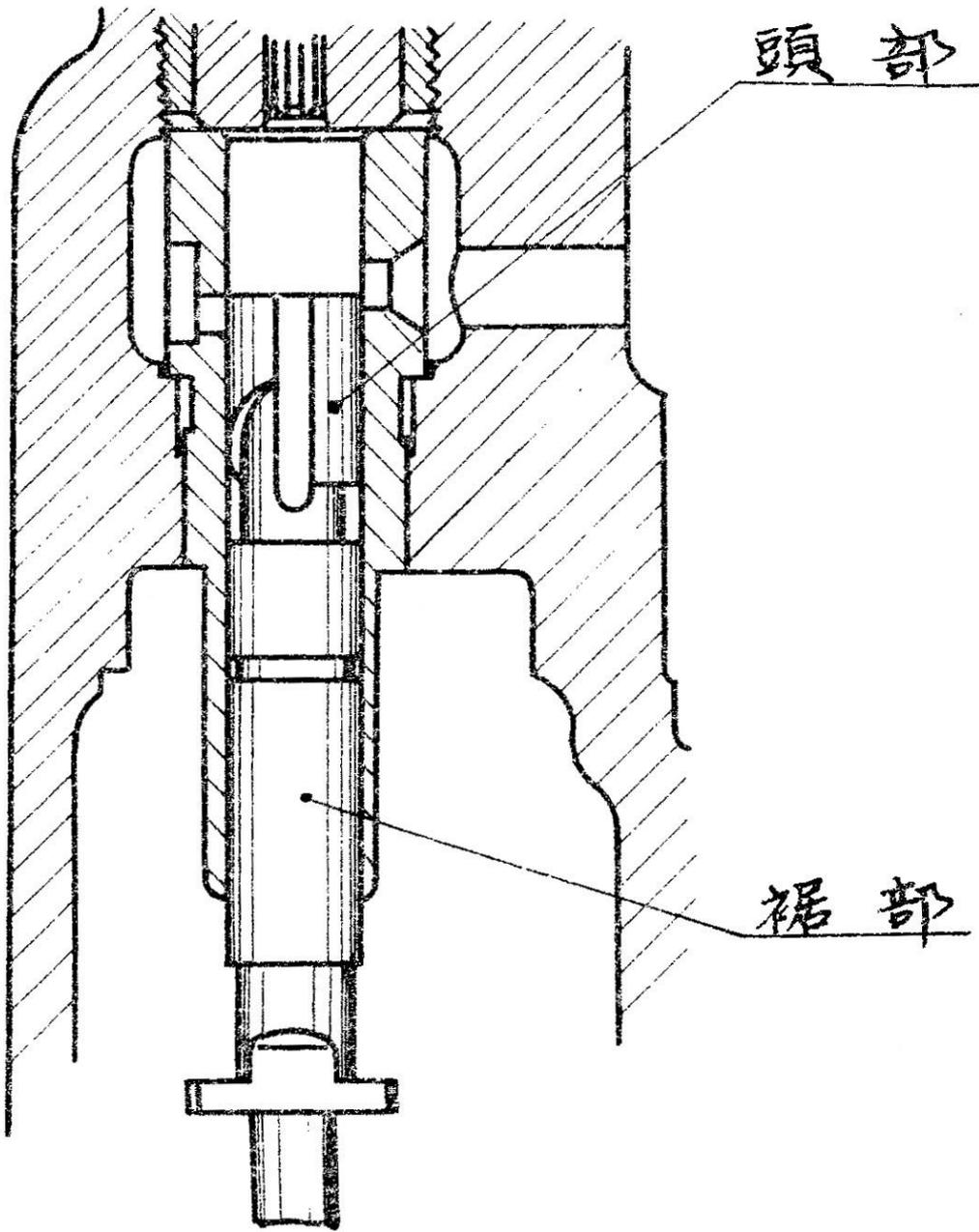


『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第7図。

【以下，博士論文のデータと筆者のコメントとを重ねて：

この“現用型”ポンプにおいては主軸駆動ピニオン側の玉軸受がサイズアップされ，かつ，揺動斜板支持軸受の間隔が広げられ，動定格荷重に余裕が与えられている．しかし，最大の変更点はエレメントの設計変更である．断面図を注視の上，以下に引用される一連の図を参照されたい．先ずは500時間の耐久試験並びに4サイクル6,000rpm.に相当する高速摩耗試験に供された単筒ポンプの要部断面(図Ⅱ-I-86)から．

図Ⅱ-I-86 三菱式単筒ガソリン噴射ポンプ要部縦断面



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第4図.

続いて寸法の入ったエレメント縦断面(図II-I-87).

図II-I-87 三菱式単筒ガソリン噴射ポンプのエレメント縦断面

……博士論文からの紹介は以上】

【ここから暫くは筆者のコメント：

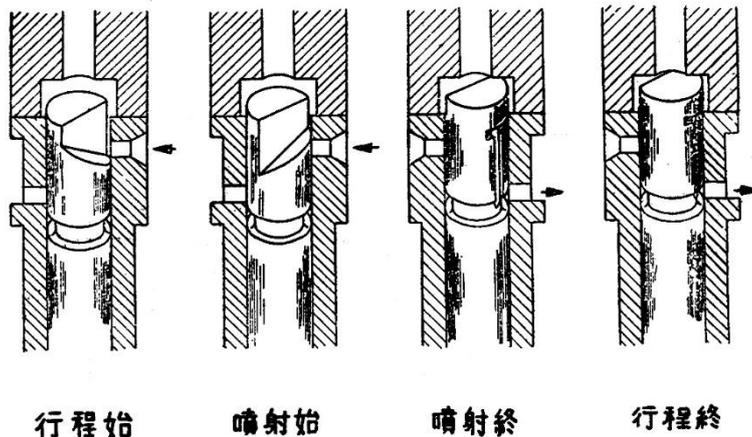
実用時代を迎えた三菱ガソリン噴射ポンプの噴射時期・噴射量制御機構は相変わらず定行程逃し孔式であったが、そのエレメントの枢要部は上記一連の図に示されたものとは一転して言わば突然変異のような様変わりを遂げている。プランジャのリードの方は先に見た基礎研究時点における杉原の“二重らせん”とも彼の 2 型, 3 型の直線カットとも、また、三菱重工業東京機器製作所で岡村健二により車両用ディーゼル機関向けに開発された岡村式として知られる噴射ポンプのそれなどとも異なり、ボッシュ B 型(右リード)の螺旋リードそのもの、「全く日本独自の方式」などとは口が裂けても言える筈のない形状となった。

因みに、Bosch 特許の回避を狙って 1936 年に試作され、恐らく'38 年に実用新案第 269490 号(公報略)⁹⁰として登録、'39 年頃、商品化に到りながら、結局、ディーゼル機器(現・ボッシュ(株))及び戦後、新参の日本電装によるライセンス・ボッシュ製品に駆逐された三菱岡村式噴射ポンプのエレメントは図 II-I-88 のような構造となっていた。そこでは噴射開始時期がプランジャの回転によるリードの変位を通じて変化せしめられ、噴射終了時期は常に一定であった(「噴射始」で逆リードのプランジャが描かれているのは単に見易さのためであろう)。しかし、新たに三菱の航空発動機用ガソリン噴射ポンプ採用されたのはボッシュ B 型そのもののプランジャであった。

図 II-I-88 三菱岡村式噴射ポンプのエレメント

⁹⁰ この「公報略」の意味が良く解らない。下らない発明でさえ新奇性さえあれば「特許」になっているところから詮索するなら、出願時、「特許」扱いにすると明細が公表されるのを嫌い、敢えて「実用新案」扱いと「公報略」とを申し出た結果なのかも知れない。実際、岡村式ポンプに係わる情報が流布し始めるのはその生産体制が構築されてからであったように見受けられる。『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』674~675 頁には 1937 年 5 月 28 日出願、1939 年 3 月 20 日公告、岡村健二「昭和十四年 実用新案出願公告第 3968 号」“内燃機関の燃料噴射「ポンプ」”が非常に細かくて見難い図と共に紹介されており、この'39 年 3 月の公告が岡村式ポンプの公式デビューであったことが判る。

三菱の岡村式噴射ポンプについては、大井上 博『高速ディーゼル機関』山海堂、1940 年、65 頁、岡村健二「三菱燃料噴射ポンプの發達並に研究經過に就て」『自動車技術協会会報』1942 年 No.12、岡村健二「三菱式燃料噴射装置に就いて」日本ディーゼル自動車普及会『ディーゼル自動車機関の研究』1950 年、100~103 頁、菊地五郎『ディーゼル自動車工学』73 頁、岡村健二追悼記念集出版会『岡村健二追悼集』1989 年、(4)~(6)、(147)頁、参照。その他、日本機械学会『機械工學年鑑』昭和 12 年、14 年、15 年に多少の関連事項が見られ、16 年には図解が見られる。



岡村健二「三菱式燃料噴射装置に就いて」日本ディーゼル自動車普及会『ディーゼル自動車機関の研究』1950年，102頁，第5図。

一層大きな突然変異はバレルにあった。三菱“現行型”ガソリン噴射ポンプのエレメントにおける最大の特徴は三菱岡村式ポンプのそれを模したとしか想えぬバレルに見出されるのである。

岡村はボッシュ B 型ポンプについて「プランジャの構造上気泡を有する排気油が再び吸入され、又吐出弁、油の振動、體積効率の不安定に基く噴射量の不同を有する欠点あり」と批判した上、自らのポンプについては、「プランジャ【バレル】の吸入口と排出口とが別個にありて單流にして且排出油中の気泡は自動的に油槽に返還せらるゝ故噴射極めて安全なり」と誇っている。

かような言辞も彼が掲げた全負荷最少燃料消費率にして -20g/HP-h 、排気温度にして $-70\sim 80^\circ\text{C}$ などという作為の結果としか考えられない対ボッシュ比較実験データに示された岡村ポンプの優越性も技術の歴史という形で積み重ねられたより重いデータ集積を前にしては色褪せてしまうのであるが、唯一つ、低い大気圧の下での稼働を強いられる航空発動機用ガソリン噴射ポンプとしてであれば、吸・排出口の段差付けと單流化は実に正鵠を射たアイデアであった⁹¹。

杉原は基礎研究時点の独自の“二重らせん”プランジャをいとも潔く捨てた。その理由は、これでは加工が面倒である上、そもそも部分負荷運転に際し噴射開始時期遅延で対処する同方式では貴重な混合気形成時間をロスするため、始動直後の暖機運転が余りにもラフになってしてしまったためではないかと推測せざるを得ない(同じ特性は岡村式プランジャにも該当し得たであろう)。その後、杉原は単純な直線カットのボッシュまがいプランジャに転換している事実からも生産性重視の発想が窺われる。しかし、これでは制御性に問題を

⁹¹ 岡村のディーゼル技術者としての業績や三菱の高速ディーゼルについては拙著『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——』において言及しておいた。

生じたため、ボッシュの螺旋リードへの転換を余儀無くされたようである⁹²。

他面、バルレ側では吸込孔と溢孔の高さを若干違え、戻りの燃料が吸入側に逆流し難い一方流れとし、戻り時に発生した微細気泡の再吸入を阻止しようとした岡村のアイデアは航空発動機用ガソリン噴射ポンプにおいては正しく要諦となる技術であった。歴史的には岡村のアイデアという資産の存在が無ければ、三菱杉原式ポンプが「全く日本独自の方式」を主張する正当性など一切無かったと断言して良い。

通常、ディーゼル機関用燃料噴射系においてはデリバリー・バルブから先、噴射ノズルまでの管内圧力伝播が問題となるが、才人岡村健二は噴射ポンプの上流側における燃料流れの問題をも重視していた。既に見たように、本家ボッシュは'41年頃、DB-601用ガソリン噴射ポンプの、未だ暈水練に明け暮れさせられていた三菱の噴射系とは対照的に、単なる実験結果に拠るのではなく貴重な戦訓を活かしたと思しき欠陥対策過程において、恐らく100%そうとは知らず、結果的に三菱岡村流のアイデアに擦り寄るといふ暖簾^{のれん}に係わるような不首尾を演じている。

岡村は東京帝国大学工学部機械工学科を卒業後、1934年4月、三菱航空機に入社、同年9月、三菱重工業への統合に合わせて同・東京機器製作所に転じた技術者である。一方の杉原は博士論文の其処此処においてガソリン噴射系は技術的にディーゼルのそれ程にシビアではなく、三菱におけるディーゼルの経験を活かせば……といった物言いをしているが、彼は岡村と同窓にして'31年に三菱航空機入社、'32年9月より'34年6月一杯までの2年弱は名古屋航空機製作所発動機部設計課に在って将しく航空ディーゼルの研究開発に従事していた、言わば岡村にとっては直近の先輩に当たった。

その後を襲うかと思われた岡村は東京へと去るが、その入れ替り人事であったのか否かについては不明ながら、同じ頃、潮田^{うしおだ}勢吉とのコンビで東京機器製作所系直噴機関を開発しつつあった技術者、成田豊二は名古屋へと転じ、名古屋航空機製作所発動機部研究課長、更には名發から'43年11月に分離発足した名古屋発動機研究所の研究部長、つまり杉原の上司となって航空ディーゼル等の研究を細々と続けて行くこととなる⁹³。

そうした中、当時、モノになりつつあった三菱の高速ディーゼルと言え大井上博の神戸造船所系予燃焼室式機関と成田豊二から岡村健二に引継がれ、噴射系を一新された東京機器製作所系直噴機関及びスイスからの技術導入による Saurer 複渦流直噴機関といった車両用ディーゼルを措いて他になかった。そして、旧神戸系をも統合した東京機器製作所における三菱車両用高速ディーゼル部門の技術的牽引者となったのは他でもない、岡村健

⁹² 螺旋は円筒に浅い先端角の直角三角形を巻き付けた際の斜辺の軌跡であるから、螺旋状のリードにおいてはプランジャ回転角と有効行程とは直線的な相関をなす。

⁹³ 成田は戦前期、しばしば見られた単気筒分につき2本のプランジャ(吸込・圧送用と逃し弁操作用)を用いる三菱成田式(旧型)噴射ポンプの発明者として知られる。この噴射ポンプについては三菱航空機の「特許第 87787 号」(1930年8月6日)、同「特許 100866 号」(1933年5月2日)、三菱重工業の「特許第 119879 号」(1937年4月5日)、『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』82~83、127~128、231~232 頁、参照。

二その人であった。

杉原と岡村との直接的接触はごく短期間であったかも知れぬが、名古屋と東京に別れていても、ディーゼルとガソリンとの違いはあっても、同じ会社における非常に近接した領域の技術開発状況とあれば情報不達であって良いワケは無い。三菱におけるディーゼルの経験について語る杉原がやがて重要な意味を持つことになる岡村の発明について何も知らなかった、などという道理もまた、絶対にあり得ない。

然るに、杉原論文にはアレコレ図が掲げられているばかりで、岡村の着想への言及は愚かバレルの設変という一大事そのものに関する片言隻語さえ見当たらずというのでは如何なることか？

マトモな状況下なら会社が岡村の貢献に対する言及を抑えることなど到底あり得ぬから、杉原が仮に同じ叙述姿勢を採っておれば、技術者として極めてアンフェアな態度を批判されるしかなかったであろう。しかし、情勢は決して平時ではなかった。資料検討の現段階において、即ち、岡村ポンプが試作された'36年、それが商品化されたと思しき'39年、ダイムラー・ベンツ DB-601E の投入時期と推定される'41年上半期、辻 猛三が帰朝した'41年 12月 15日、杉原論文提出時期である'42年 2月という時間順序を大前提として筆者が採り得るのはこの“突然変異の契機がボッシュで為されたばかりの設変に係わる辻経由、最高ランクの最新情報にあった可能性は否定され難い”という暫定的解釈、推理である。

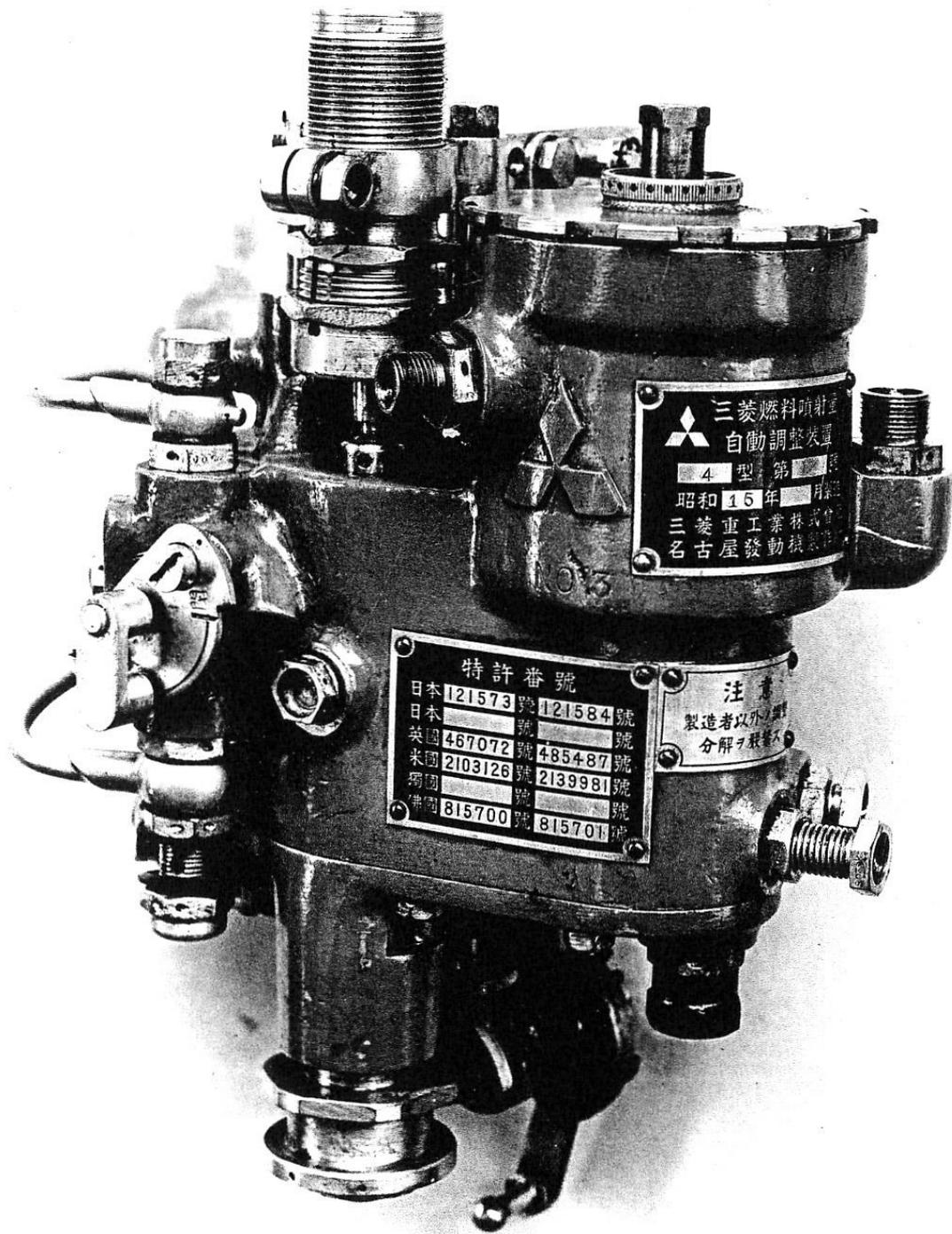
もっとも、かく推理するにせよ、ことアイデアに関する限り岡村のプライオリティーは火を見るよりも明らかである。それにも拘わらず、その先見性に対する言及が皆目為されなかったことについての疑念は残されたままである。そもそも、ボッシュにおける設変の事実そのものを知られたくなかったのであろうか？ だとしても一体誰に？ 海軍や愛知航空機のスタッフに？ ……疑問は深まるばかりである……以上、筆者】

【以下、再び博士論文の紹介：

噴射量自動調整装置においては、その後、整備中に噴射量を変更し易くするため、手動加減弁によって油分配弁をシフトさせる機構を盛込んだ三菱式ガソリン噴射量自動調整装置 4型が開発された(図Ⅱ-I-89, -90)⁹⁴。

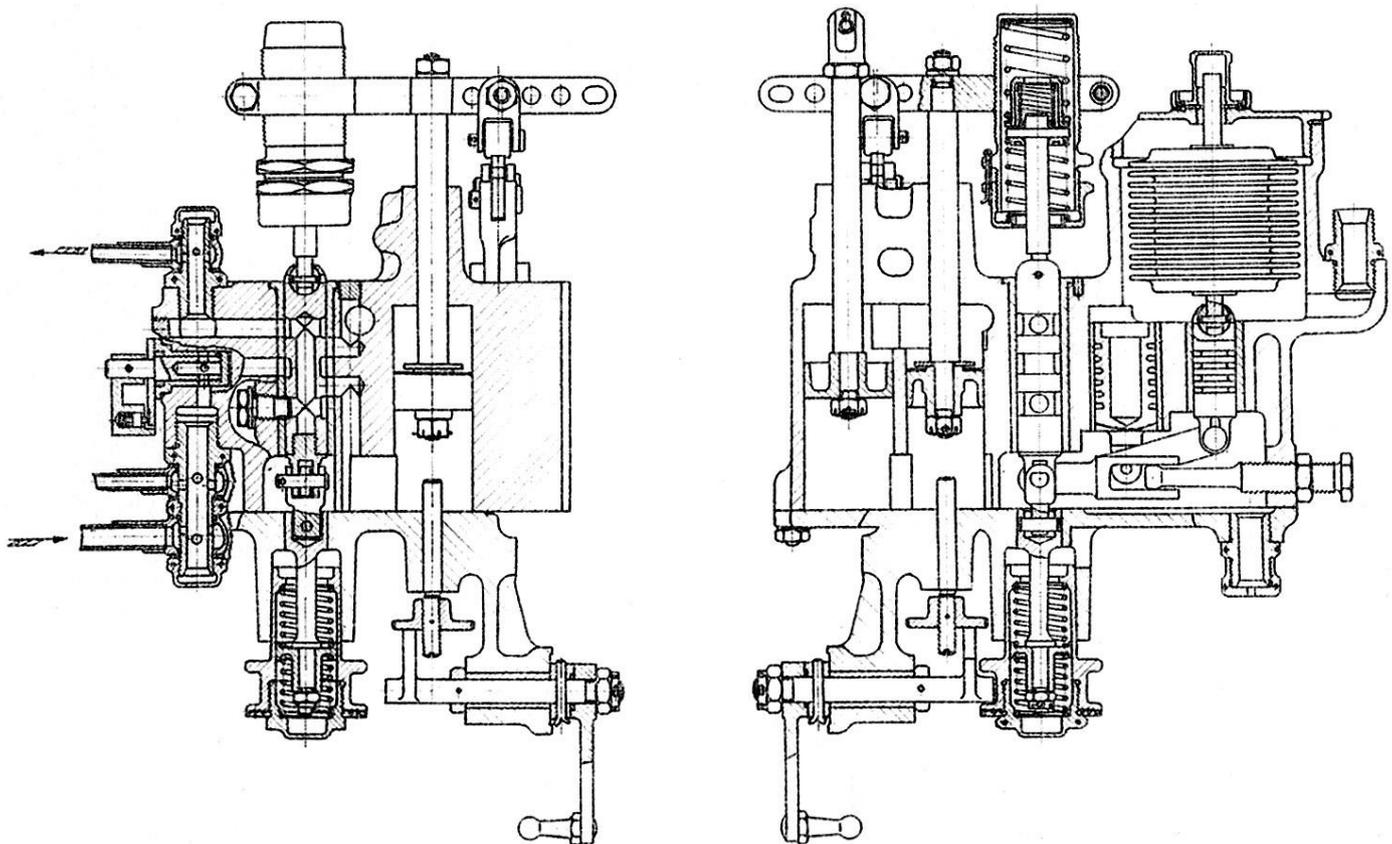
図Ⅱ-I-89 三菱式ガソリン噴射量自動調整装置 4型の外観

⁹⁴ 3型については不明。



『ガソリン噴射發動機の實用化に關する研究』附図集，第 87 図。
 特許の国名は日本，英國，米國，獨國，佛國。

図 II - I - 90 三菱式ガソリン噴射量自動調整装置 4 型の断面

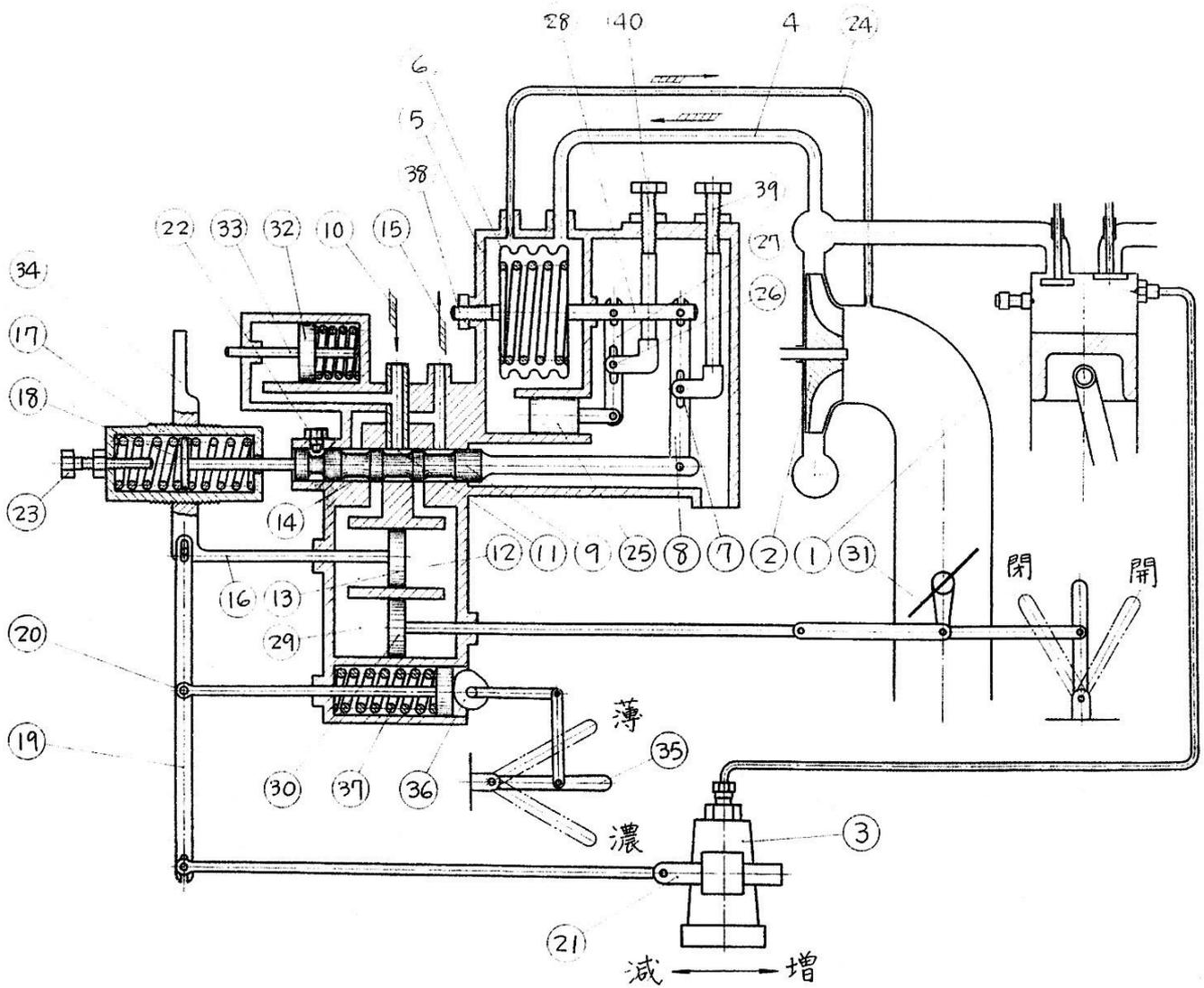


『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 86 図.

“接手”のバネは 3 種 3 本構成となり，上に 2 本配されている。

続いて，4 型の噴射量手動加減装置の構造をを変更した’42 年 2 月時点における“現行型”が開発された。同装置がレバー⑱の支点⑳の位置を動かす構造に改められた他，“接手”のバネは強弱 2 本のみで簡素化されている(図Ⅱ-I-91~93)。

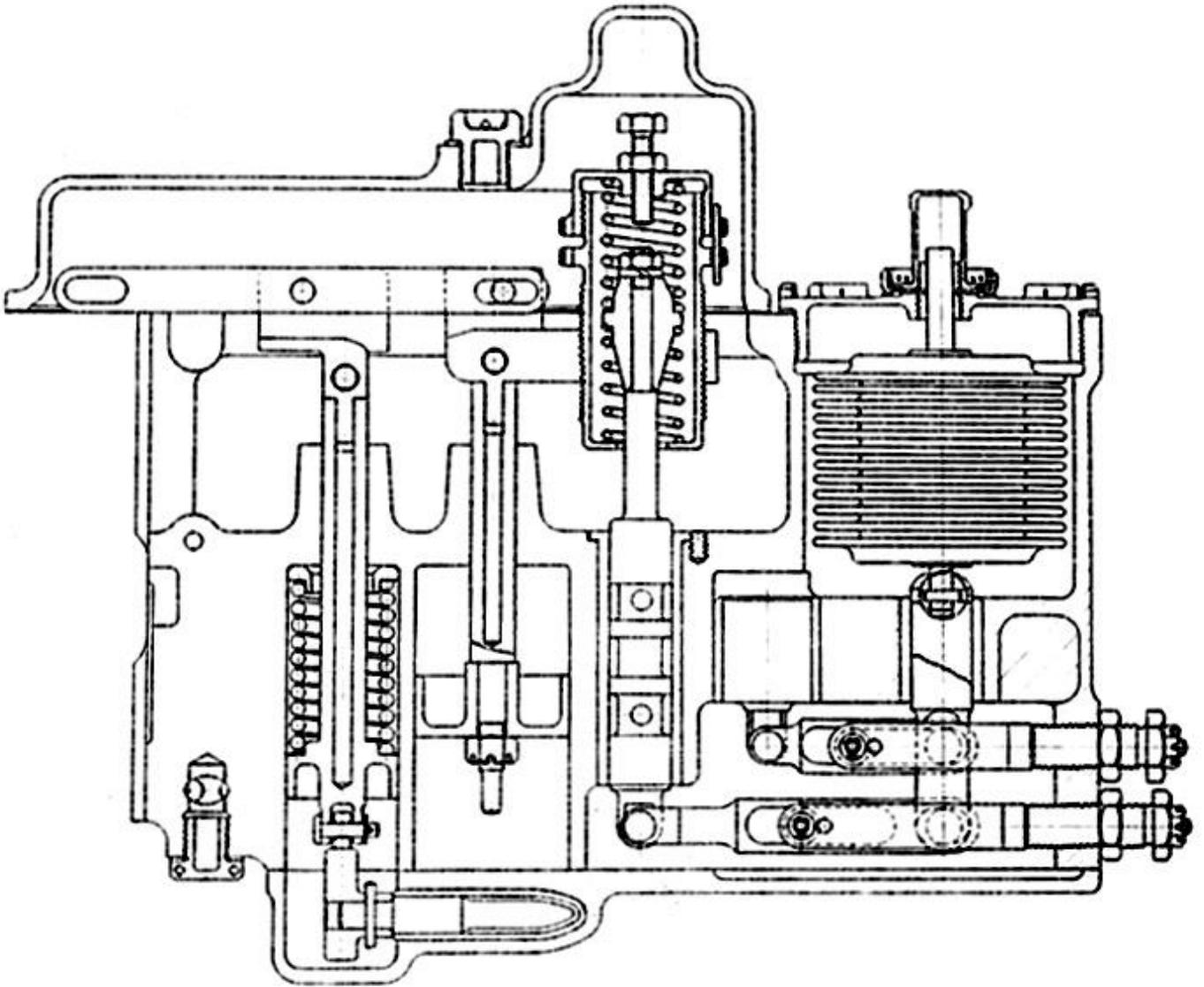
図Ⅱ-I-91 “42 年 2 月 現行型”三菱式ガソリン噴射量自動調整装置の概念



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第14図。

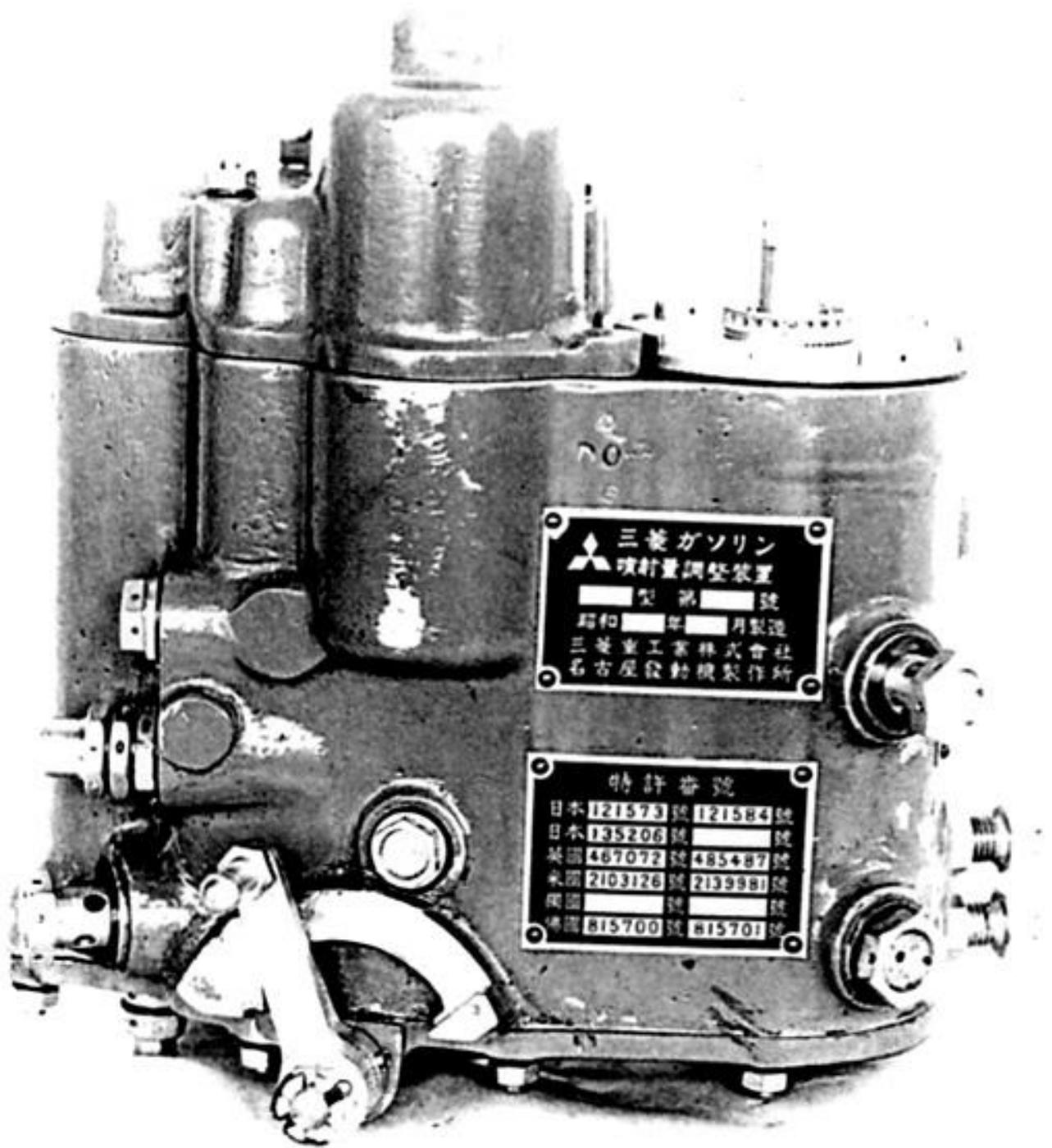
筒内噴射の図になっている点に注意。

図II-I-92 “42年2月 現用型” 三菱式ガソリン噴射量自動調整装置の要部断面



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第23図。

図II-I-93 “42年2月 現用型”三菱式ガソリン噴射量自動調整装置の外観



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 26 図。

また，分配弁の左上には“始動ピストン”が追加された．これは油圧が働かない發動機停止中，その背面に位置するバネの力で油を押し出し，サーボピストンを変位させてラックを始動容易な位置に移動させる新開発の装置である】

ii. 実用化

a. 実用化への助走段階

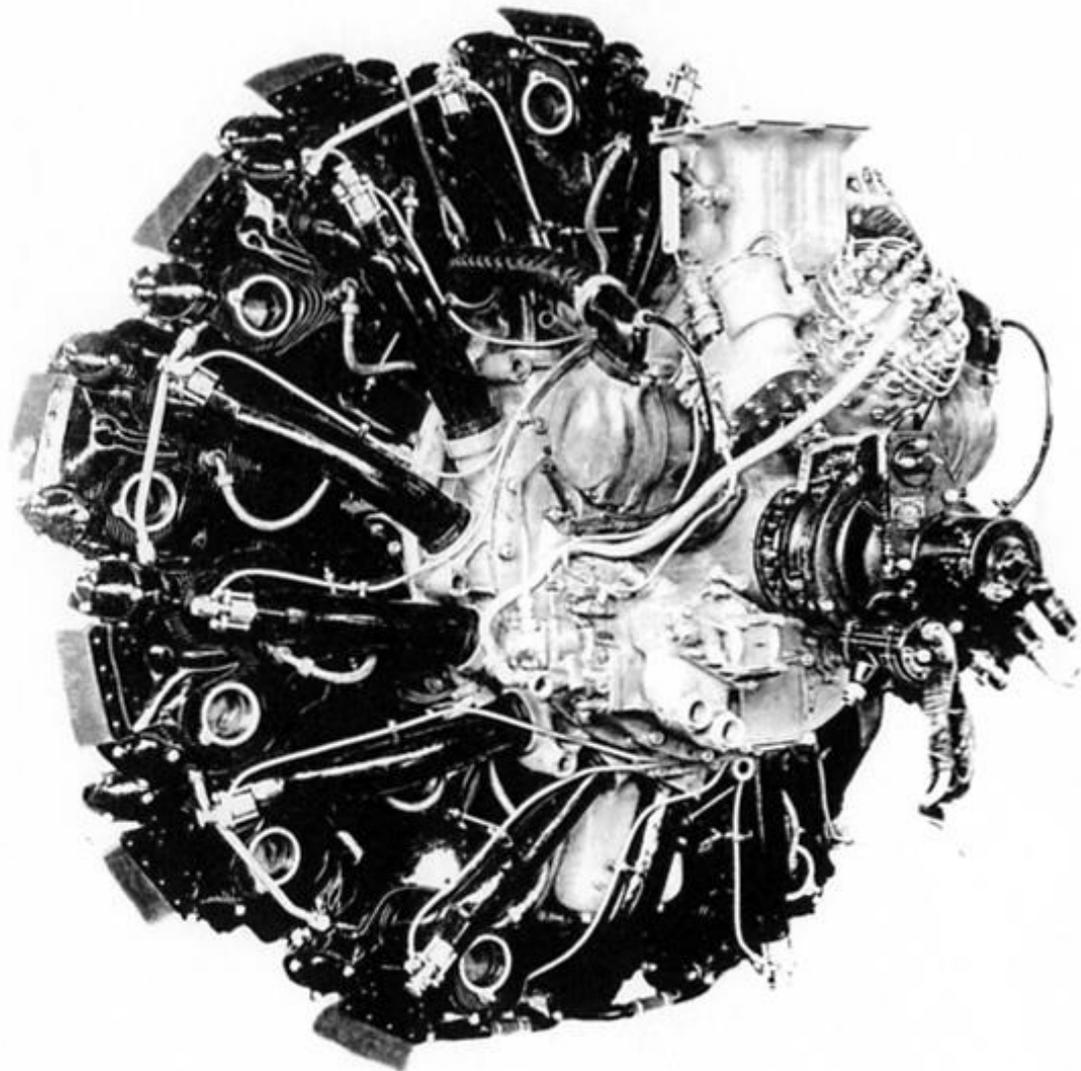
上述の通り、三菱重工業名古屋発動機製作所(名發)は1938年7月、名古屋航空機製作所(名航)から分離独立せしめられた。名發の『研究報告』第一巻 第一号はこの記念すべき月に発刊されている(サイズはA5版、後にB5版となる)。そこには米仏の航空発動機に組込まれた過給機についての性能試験報告が掲載されており、それら4篇は全て杉原周一、田中秀雄、林 武夫の執筆となっている。第二次世界大戦期における航空発動機技術界の主戦場は過給機にあり、杉原達もインペラやディフューザーの諸元を変えた自前の過給機に関する夥しい実験研究を重ねた。名發『研究報告』の他の巻号において公表された彼の研究実験内容は過給機、吸気系に係わるものばかりである。

無論、三菱名發には彼ら以外にも過給機の研究チームは存在し、杉原らはまた本稿^{ゆかり}縁の燃料噴射に係わる研究(筒内噴射、ポート噴射、吸気管内噴射、水冷4弁式発動機への適用、開放ノズル、噴射時期、噴射期間、層状給気、安全燃料 etc.)をも継続していた。その一環であろうが、名發独立の年に入社した服部益也は直ちに燃料噴射電気点火式航空発動機の研究部門に配属され、単筒試験機を用いたノズルの最適化を狙いとする性能向上試験に明け暮れたと述べている。

翌'39年にかけての冬、この研究は海軍の注目するところとなり、横須賀空技廠にて1,000ないし1,500時間の耐久運転試験が行われた。試験成績は良かったものの混合比自動調整機構に対する信頼感が醸成されるに到らず、海軍における採用への機運は高まらなかった。また、陸軍も乗り気を示さなかった。服部は軍部が燃料噴射電気点火式発動機への関心を高めたのはドイツにおける転換事例を見てからであった、と回想している⁹⁵。

図II-I-94 ガソリン噴射式三菱空冷1000馬力発動機=金星40型(改)

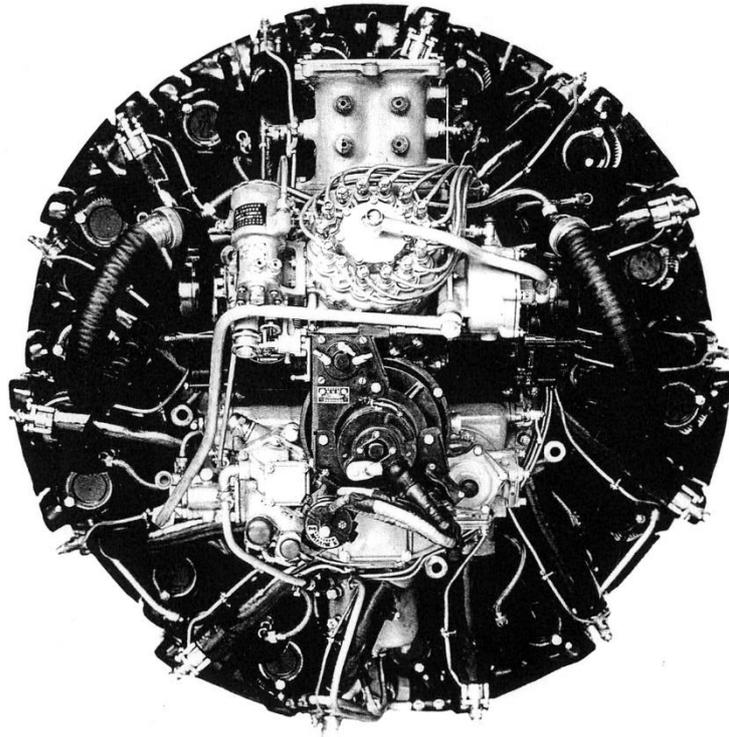
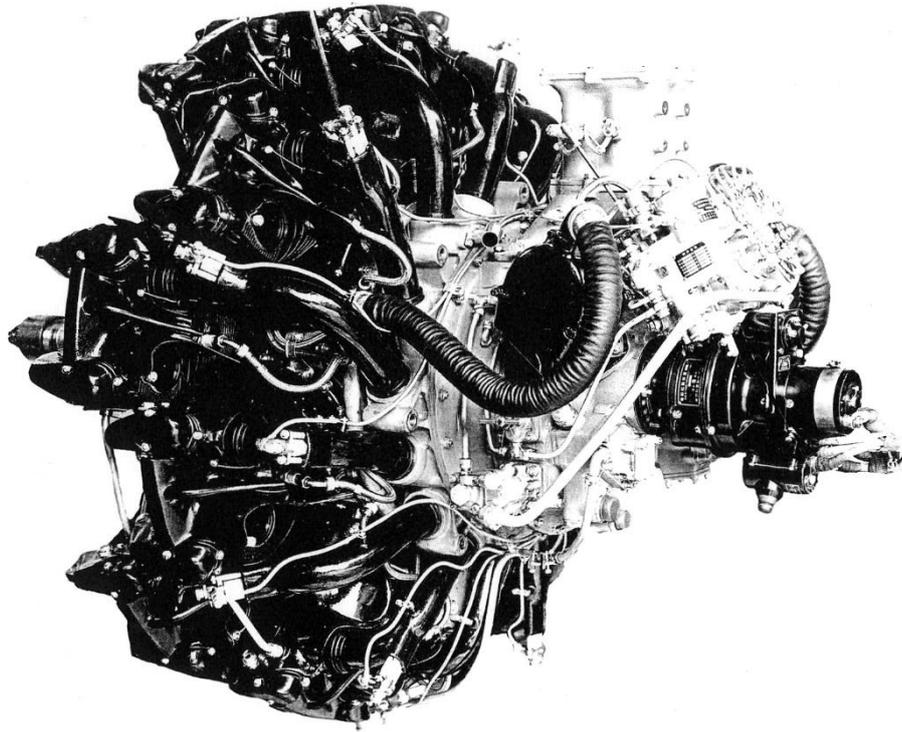
⁹⁵ 服部益也「大幸工場と私」『大幸随想』35~37頁所収の35~36頁、参照。



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 80 図。

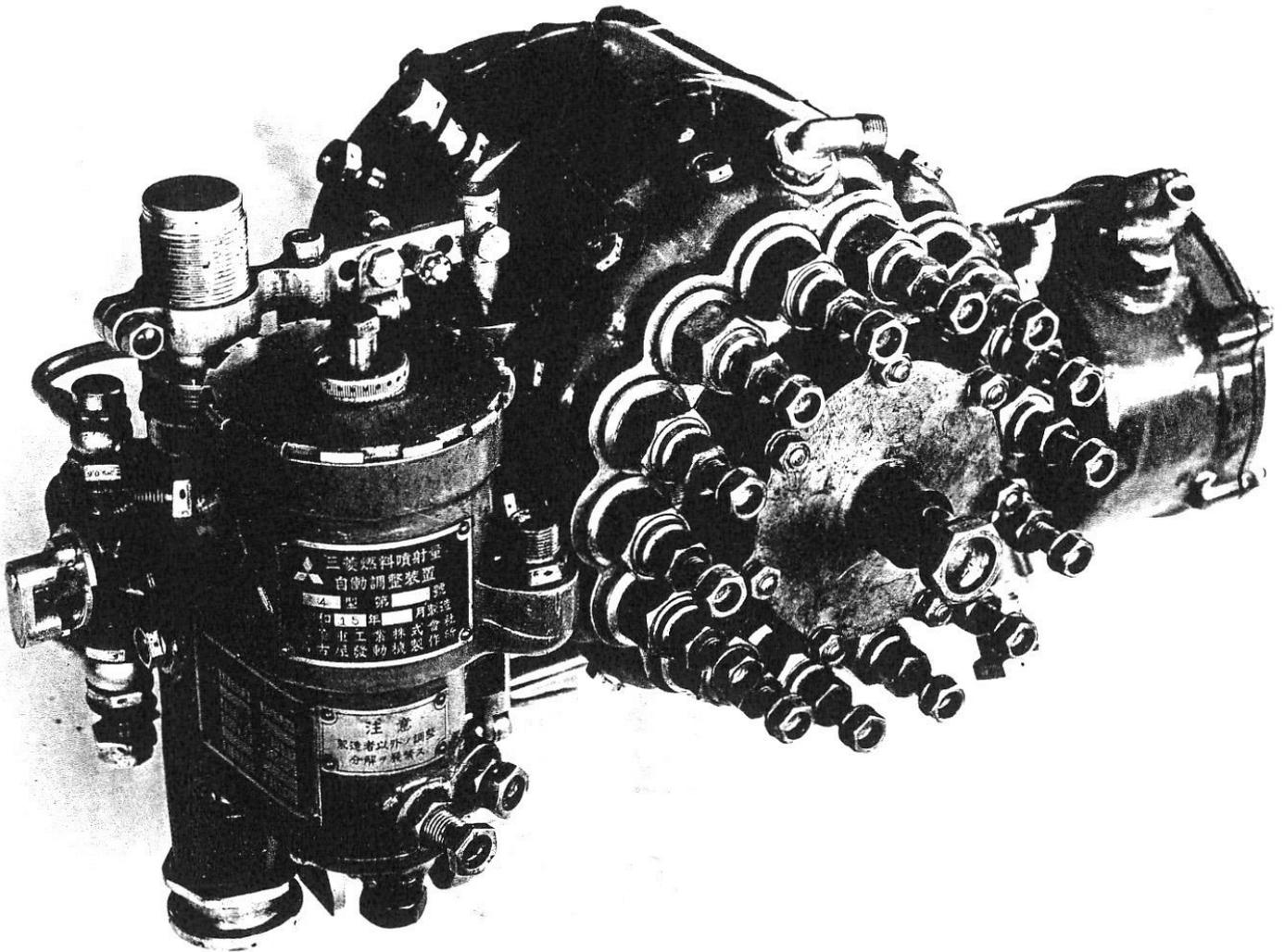
杉原自身は博士論文においてガソリン噴射装置が三菱空冷 1,000 馬力發動機(A8C=金星 40 型の制式化前の呼称)に装備されて台上試験に供されたと述べ、瑞星・金星・ハ 26(瑞星の陸軍呼称)用として標準化されたガソリン噴射装置を紹介すると共に、1940 年 5 月、ポート噴射改造の瑞星が海軍の台上試験に合格し、9 月に初の(!)飛行試験、12 月には北海道での耐寒試験に合格したと述べている(134~139 頁)。

図 II-I-95 ガソリン噴射式三菱瑞星發動機(改)



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 89，90 図.

図 II-I-96 瑞星・金星・ハ 26 用に開発されたガソリン噴射装置



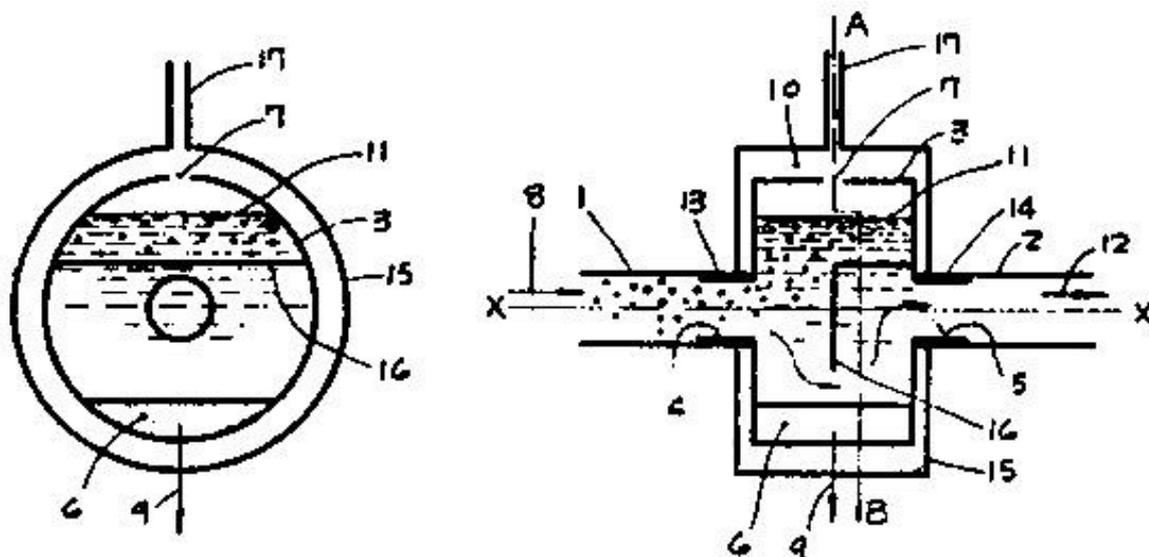
『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第 88 図。
右端が外付け型の気泡分離器である。

この時の噴射ポンプは回転部の潤滑と軸受の改善を施された，しかし未だ同高ポートの 3 型，噴射量自動調整装置は 4 型であった。初の飛行試験を控え，燃料中に溶解した気体が高空で気泡となり，管を閉塞しないよう気泡除去装置が急遽開発された。特許出願は台上試験にも先立つ 1940 年 1 月 10 日であったから，その開発自体は '39 年には始められていたことになろう。

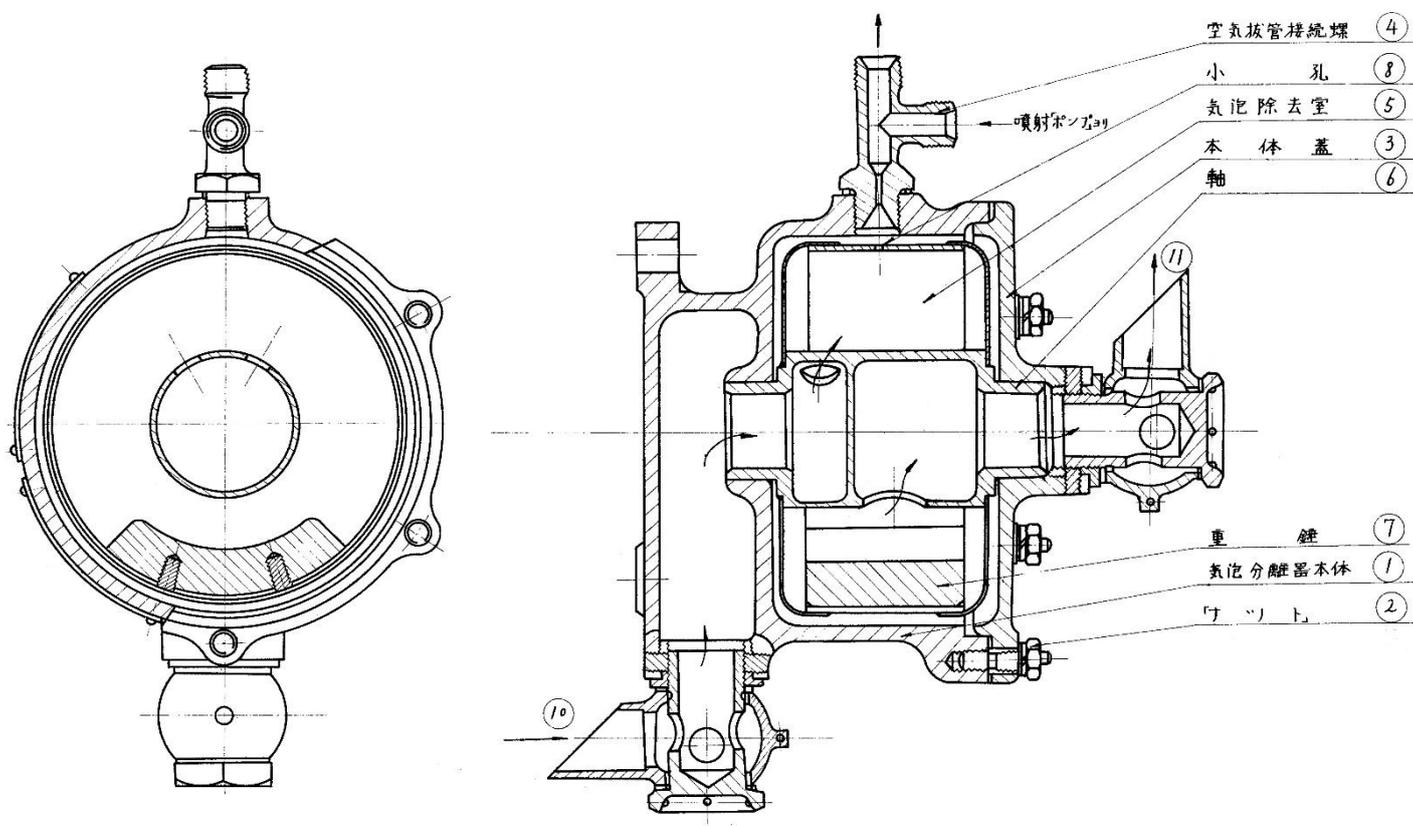
フィードポンプから送られた燃料はこの気泡分離器を経て脱気され，ガソリンのみが噴射ポンプの中央に見える取入口に達する。ポンプの肩口に見えるエルボは噴射ポンプからの過剰燃料の戻り出口の管継手であり万一，ポンプに空気が入ればそれも気液二相流の形でここから押し出され，気泡分離器からタンクへの戻り流れに合一せしめられることになる。図 II-I-97 に示される通り，開発された気泡分離機(ここでは“3A 型”)はその基本構造において三菱の「特許第 147349 号」からの進化形であり，その基本原理は BMW-801A

用のそれよりも単純な、恐らく、同種の機構としては最も基本的な回転錘式の気泡分離器であった。

図Ⅱ-I-97 気泡分離器 三菱の特許と実用品(3A型)



三菱重工業「特許第 147349 号」'41 年 12 月 23 日、『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』509 頁。

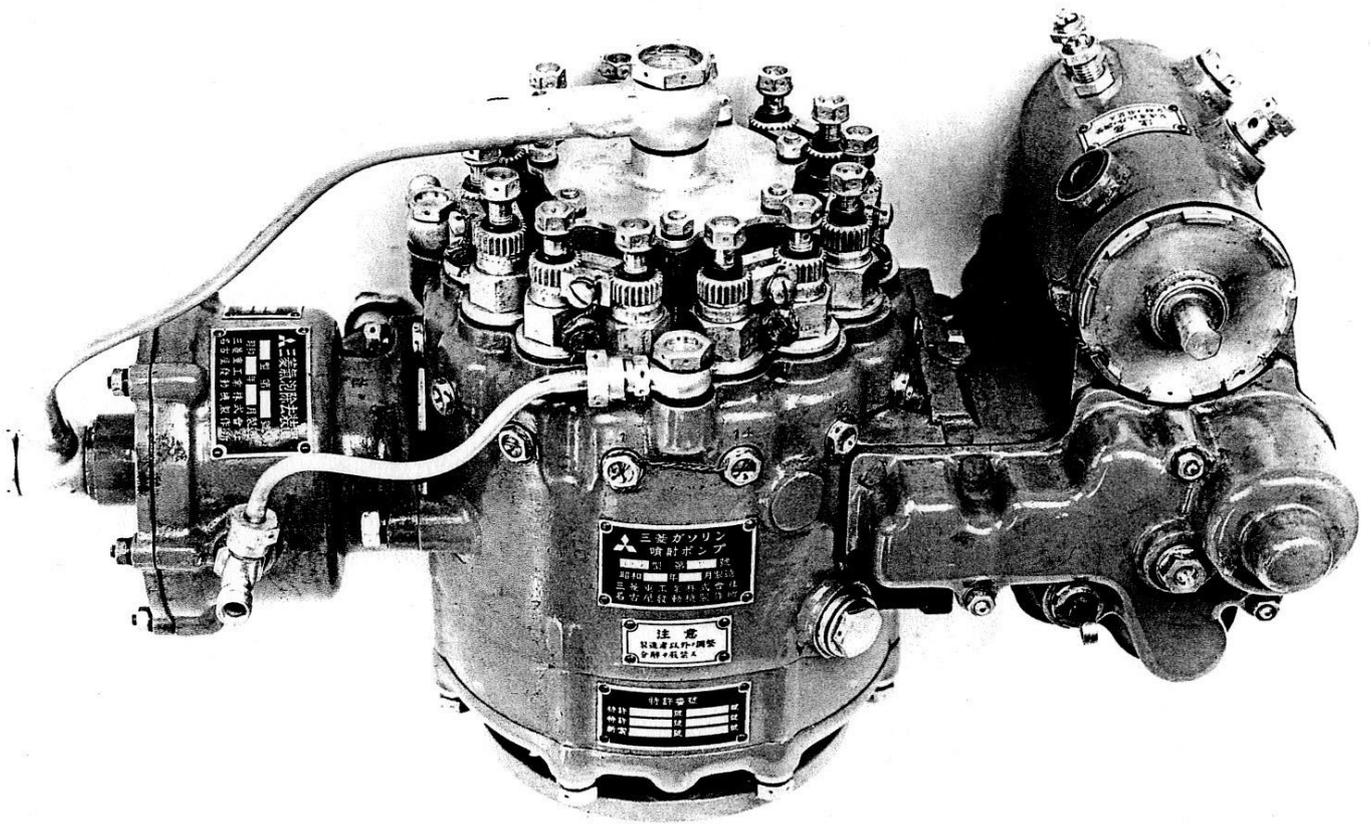


陸軍航空技術學校『乙種普通科學生用 發動機學教程(案) (属品構造) No.2 (燃料噴射装置)』第 68 図。

この3型噴射ポンプを踏み台として成立し、遅くとも'42年2月時点において“現用品”と呼ばれていたシステムは段差ポート付噴射ポンプをはじめ、上述の最新版各機器の集合体をなしていた。杉原はこの最終段階における変更について全く何一つ触れていないが、筆者は1940年9月の海軍による飛行試験において3型ポンプにおける高高度飛行時の燃料発泡の兆候が感知され、それによって“42年2月 現用型”を従前の全てと区別する段差付ポートへの設変が新たに促されたのではないかと推測せざるを得ない。

換言すれば、“42年2月 現用型”(図Ⅱ-I-98)の開発時期は41年9月から'42年2月までであった……これが筆者の現時点における最終的推定である。その契機が9月に為された日本海軍による飛行実験のみにあるのか、そこに12月にもたらされたDB-601の不具合対策に係わる辻の情報が絡んでいたのか否かについての謎は依然、解けぬままである⁹⁶。

図Ⅱ-I-98 “42年2月 現用”14気筒ガソリン噴射装置

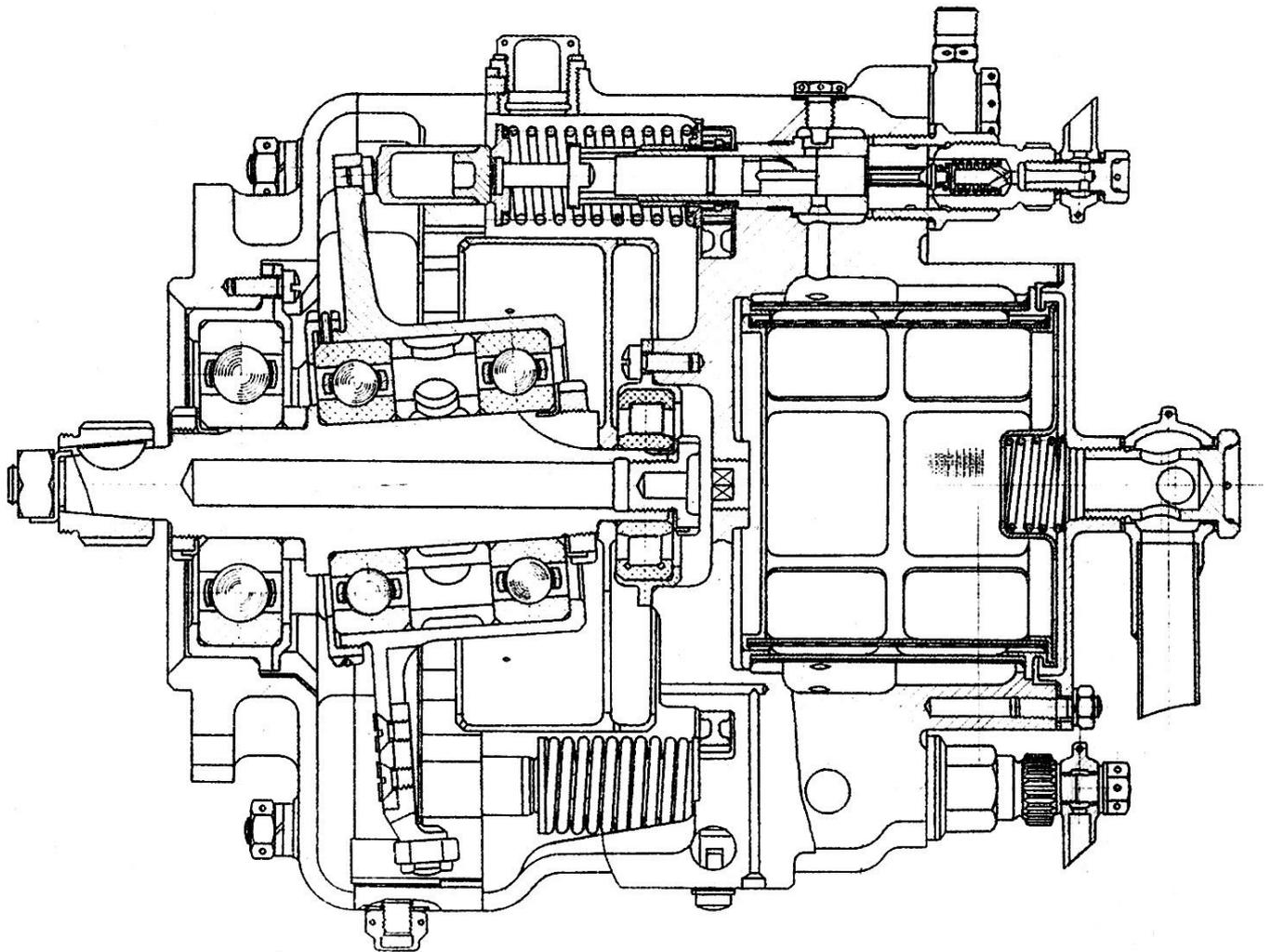


『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第101図。

⁹⁶ 少なくとも、DB-601の不具合対策情報が海軍航空本部に入っていなかったことだけは前述の通り、『アツタ發動機二〇型 取扱説明書』第一版「第一編 アツタ發動機二一型」，1943年4月，の内容に新型ポンプが反映されていないという事実によって傍証されている。

また、同じ頃にはこの 14 気筒用と並んでカム駆動式の 14 気筒用噴射ポンプや揺動斜板式の 18 気筒用噴射ポンプも設計されていた。後者は当然ながら太短いプロフィールが観て取れる。'42 年 2 月時点でこれが製作されるに到っていたのか否かについては不明であるが、後の 18 気筒版火星・金星への布石とも言える装置である(図Ⅱ-I-99)。

図Ⅱ-I-99 '42年2月時点で描かれていた18気筒ガソリン噴射ポンプの縦断面



『ガソリン噴射發動機の實用化に関する研究』附図集，第99図。

b. 火星 23 型發動機，ハ-40 型發動機における実用化

三菱ガソリン噴射發動機の“こけら落とし”は瑞星でも金星でもなく，三菱で一番大きな複列 14 気筒＝火星發動機，それも 14 試(昭和 14 年計画)局地戦闘機＝後の“雷電”に登載される火星 23 型となる手筈であった。しかも，気化器式の同 21 型，22 型が 87 揮発油を

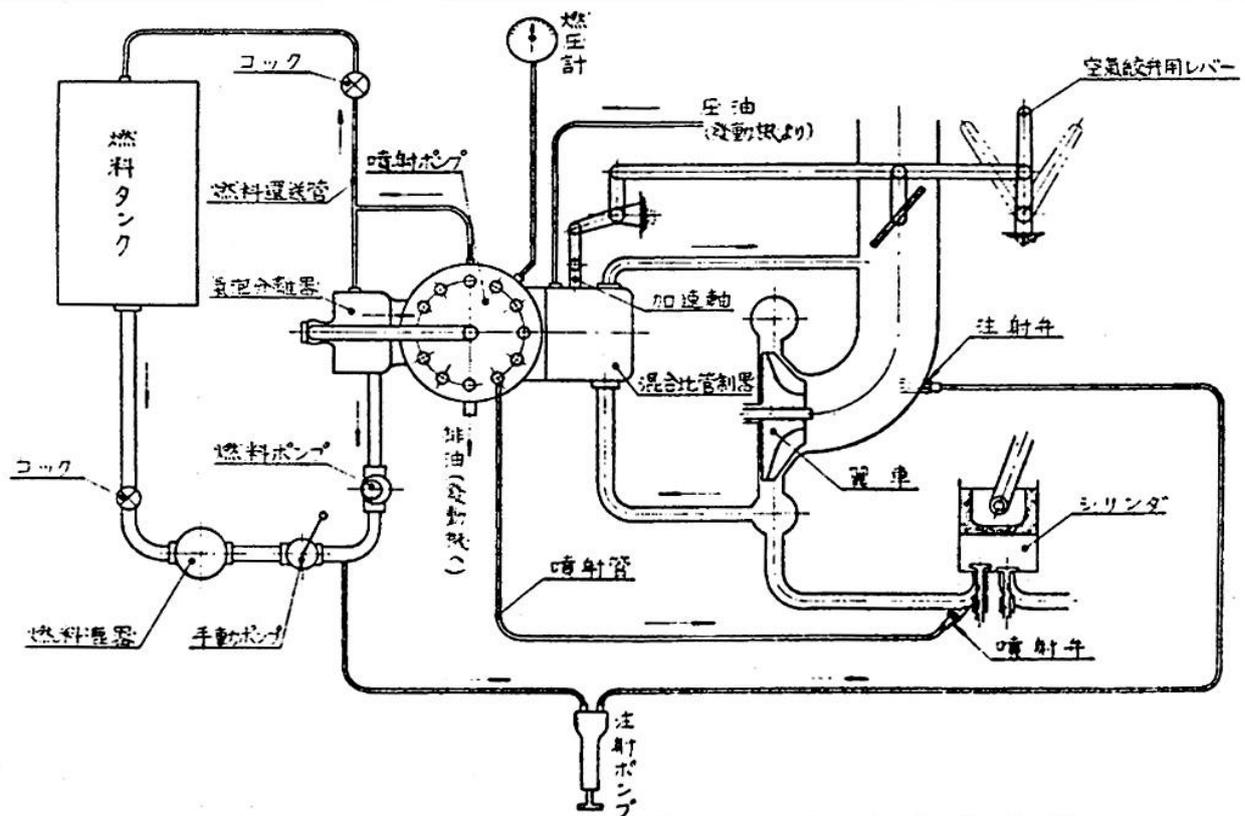
焚かされたのに対して噴射式である 23 型には、開発の原点におけるベクトルとは裏腹に、91 揮発油が供される設計となっていた。

ところが、'42 年 2 月に試作初号機完成を見た 14 試局地戦闘機は発動機の不調に見舞われて出だしから躓き、三菱杉原式燃料噴射システムが“雷電 11 型”用火星 23 型発動機(2R14-150×170mm, 離昇 1, 859HP/2, 600rpm., 公称 1, 680HP@3, 500m)の混合気形成装置として真の意味での実用化される時期は'43 年 12 月にまでずれ込み、実用化の魁という役回りを 3 月に試作完成、直ちに制式化された陸軍 100 式司令部偵察機Ⅲ型用金星 62 型に譲ることとなる。しかし、基本は同じモノであるから着手時期の早かった火星 23 型を優先して行く。

なお、この間の大混乱時代に先立つ'39 年 2 月、前任の神戸造船所から名發技術部長として転入して来た稲生光吉は'17 年以降、同所にて潜水艦用無気噴射ディーゼル(Vickers 蓄圧式, MAN 直噴式)の国産化に功を重ねて来た技術者であったから、杉原の燃料噴射点火方式にも自ずと期待し叱咤するところ人一倍であったことと想われる。

以下、基礎開発時代の技術と火星 23 型実用品との異同をチェックしつつ、この実用品に関する紹介を試みて行こう。先ず、機体・発動機とも三菱の単独開発になる“雷電 11 型”の心臓＝火星 23 型に装備された三菱のガソリン燃料噴射系は図 II-I-100 のようなポート噴射システムであった。

図 II-I-100 “雷電”用火星 23 型の燃料噴射系

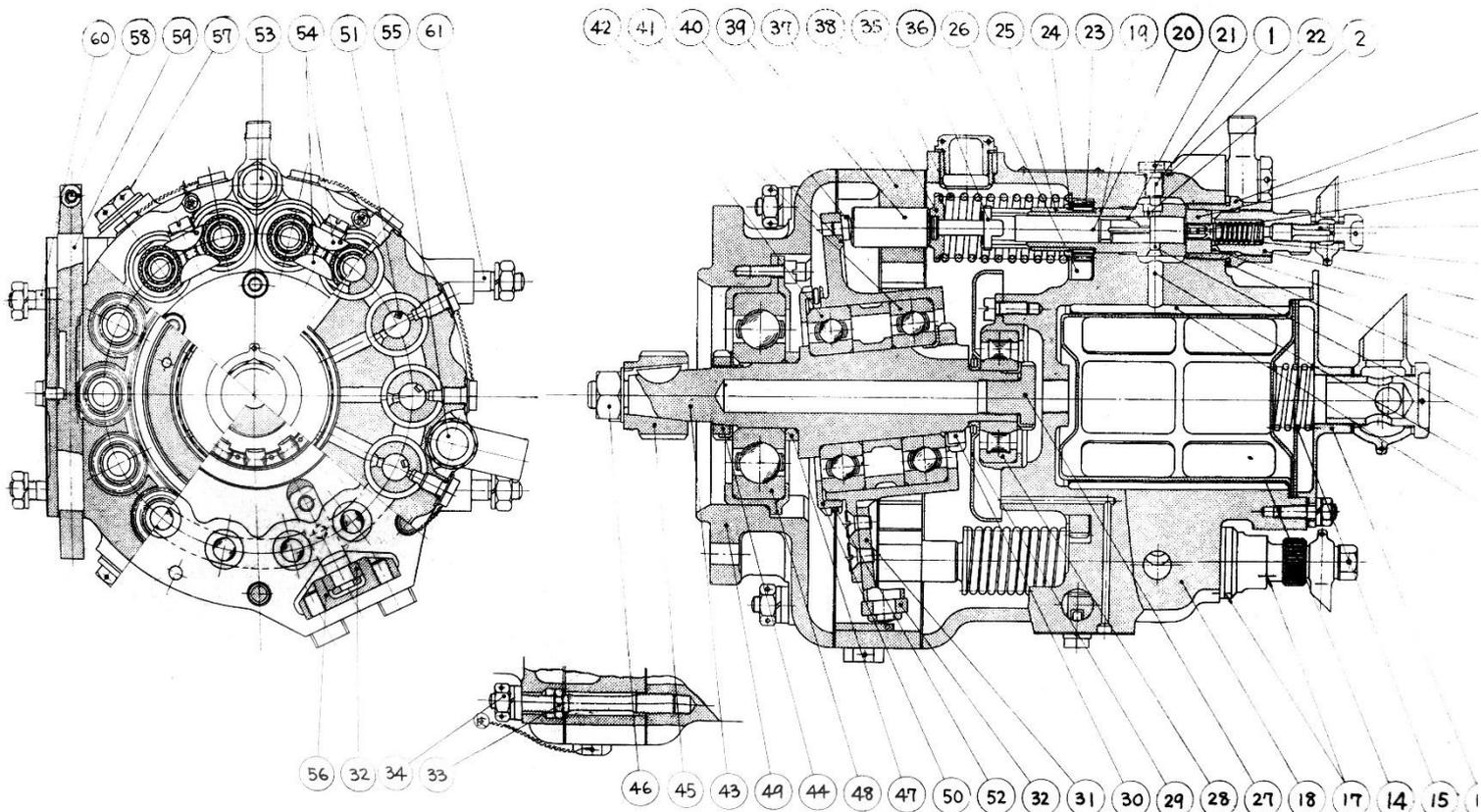


海軍資料「第三編 火星発動機二三型」より、火星 13 型の取扱説明書に追加された謄写印刷資料である。

その根幹に位置する三菱式噴射ポンプは完成態(図Ⅱ-I-101)だけを見れば、'39年にBMW-801用に開発された上述のデッケル・ポンプを意識しつつ投入された幾分進歩的、幾分間に合わせ的な二面性を有する作品と評されかねぬモノであるが、長々と見て来た通り、その研究開発のルーツ自体は古く、しかも“42年2月 現用型”にはボッシュにおける当初の問題処理とは一線を画すアイデアが盛り込まれていた。また、1944年1月以降、この噴射ポンプは排気ガスタービン過給機と燃料噴射装置の製造を目的として名發より分離せしめられた三菱重工業名古屋機器製作所＝枇杷島工場で製造されることとなっている⁹⁷。

図Ⅱ-I-101 三菱ガソリン噴射ポンプ 145A 型(14気筒用)本体 2面図

⁹⁷ 杉原は'43年4月、名古屋機器製作所工務課長兼設計課長となっている。杉原周一『不況に打勝つ成長経営』毎日新聞社、1971年、203頁、参照。なお、枇杷島工場は富士瓦斯紡績の工場を接管・転用したものである。



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, より.

紙質劣化の昂進を防ぐため所蔵館により PPC コピー禁止措置が講じられているためデジカメ撮影した.

「第三編 火星発動機二三型」にも同じもの. 但し, 解像度は劣る.

雷電に搭載, 実用化された火星 23 型用のガソリン噴射ポンプは 14BA^{10.5}/_{13.5} 型(三菱 145A 型)ポンプと称した. これを嚙矢として実用化された一連の三菱製ガソリン噴射ポンプのエレメントは勿論, 研究開発時代通り内部潤滑無しで, その下端部に外部から飛沫潤滑が行われるのみであった. その構造概要は上の 2 面図に示されている.

ご覧のようにプランジャ・ポンプを円環筒型に並列させ, クランク軸の半分^{ウォブルプレート}の速度で回転する軸上に設けられた揺動斜板によってその突き上げを行わせる機構であり, その基本的な構造は, この図では拡大しない限り判り辛い^{ウォブルプレート}が, 段差(食違い)ポート付きの“42年2月 現用型”と同じである. 但し, サイズの割に効果無しと判定されたためか, 3 型以来の大きな回転式潤滑油飛散筒ないし“散油筒”はごく小さな……半分以下の浅い皿状円盤に変更されている⁹⁸.

本ポンプの諸元はプランジャ径 10.5 φ, 行程 13.5mm(有動[効]9.0mm)で, 許容回転数

⁹⁸ 松岡『みつびし航空エンジン物語』改訂版, 114 頁, 『三菱航空エンジン史』68 頁に掲載の図は三菱ガソリン噴射ポンプでも試作「2 型」であり, 実用品とは全く異なるシロモノである.

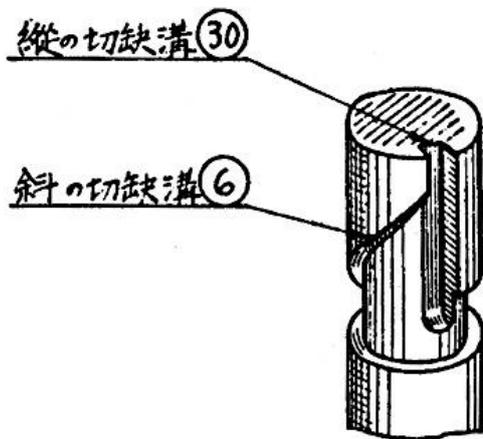
~1600rpm.. ノズルには開弁圧 150kg/cm^2 以下のものを選定するよう求められていた。各エレメントの最大噴射量は $750\text{mm}^3/\text{行程}@1400\text{rpm}$.(漏洩率 3.76%)で、適用範囲は 2000HP までの複列星型発動機であった。

本ポンプ自体の所要駆動動力は 3.5HP に達し、その単体重量は 16.8kg(管類を除く)であった。金星、火星用の三菱 DS4-82B 型四聯降流気化器の装備状態重量は 15.6kg であったから、ポンプ本体だけを見れば噴射式にしても左程、重くなっているように映るが、この外に単体重量 5.3kg の混合比管制器、14 本の長い噴射管をはじめとする管類、14 個の噴射弁とホルダ(3.5kg 程度?)が必要であったから、総体として燃料噴射式は相当な過重量となった⁹⁹。

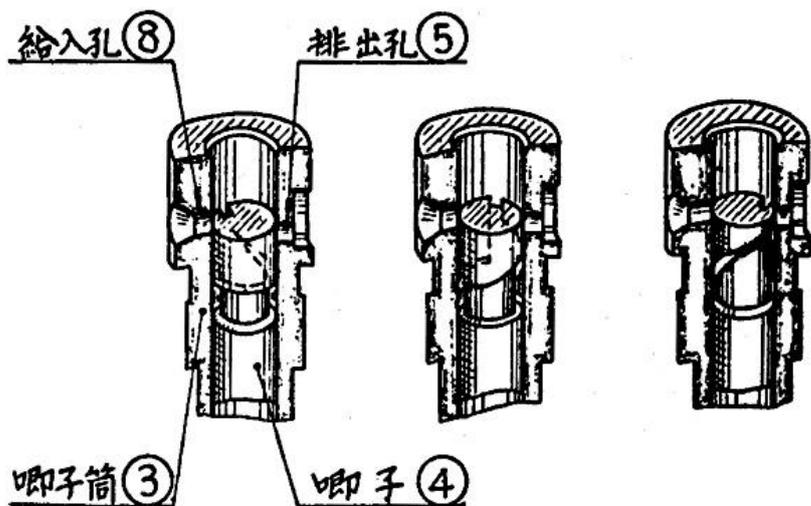
ポンプ・エレメント(図 II-I-102)の内、プランジヤは相変わらずボッシュ B 型そのものであった。繰返しになるが、吸入孔と排出(戻)孔との間には若干の段差が与えられていた。このバレルもプランジヤも共に同一材料で造られ、何れも摺動面には窒化が施されていた。無論、このエレメントなる機械要素はここでもバレルとプランジヤとの共加工によって仕上られる、従って、他の個体との間に互換性などカケラも有しない超精密ペア部品であった。

図 II-I-102 火星 23 型用三菱ガソリン噴射ポンプのエレメント

⁹⁹ 噴射式においては気化器式におけるより高圧の燃料供給ポンプが必要とされた。その供給燃圧は地上にて 1.6kg/cm^2 、高空でも 1.0kg/cm^2 を下回らぬことが求められていた(気化器式の供給ポンプ燃圧は $0.25\sim 0.35\text{kg/cm}^2$ 程度)。しかし、火星 23 型用燃料供給ポンプの重量は 1.8kg と表示されており、気化器式の火星 10 型用の 1.6kg と如何程も変わっていない。



第Ⅲ-3304圖 唧子頭部



噴射量最大

噴射量中

噴射量最小

「第三編 火星発動機二三型」より。この図は『取説』の図から左程、劣化していないので採ってみた。
 プランジャの回転によりリードによって決められる噴射終了時期を変化させ、噴射量を規制する。噴射開始時期はクランク角に対して常に一定である。「給入孔」と「排出孔」との段差(食違い)に注目。

上述の通り、一般にディーゼル用噴射ポンプのプランジャには Cr 鋼(C 1.0~1.1%, Mn 0.25%, Si 0.20%, Cr 1.5%), バレルには CrV 鋼(C 1.38~1.45, Mn 0.55~0.60, Si 0.25%, Cr 1.6%, V 0.189%)が用いられた。往時の工程においては、バレルの材料は 0.4~0.5mm の研磨代しろを残

して機械加工仕上げされ、熱処理され、サイズの異なるダイヤモンド砥石を用いて 20~30 μ のラッピング代を残すまで多段階に分けて研削加工された。その後、電動ラップ盤により良質のカーボランダム 600~1000 番と 2 μ 刻みのラッパー8本を使ってラップ加工され、最後にアルミナ、酸化クロム等の微粉末を用いて十分に共摺りし、1.5~2 μ という僅少な隙間を有する 1:1 のペアへと仕上げられた。

これを油密検査にかけ、合格したもののみが製品となり、嵌合わされたペアの状態のみ出荷された。この厳格さはジャックポンプである限り基本的に現在でもそのままであり、組付け時、不用意にプランジヤをバレルから抜取ってしまうと軸芯を余程正確に合せぬ限り再び組み込めないほど精度の高い工作物である。決して別の所から買って来た部品を適当に組み合わせるといったシロモノではない¹⁰⁰。

三菱のガソリン噴射ポンプにおけるエレメントの隙間がディーゼル用噴射ポンプのそれの 2 倍に設定されていたこと、空気漏洩試験にかけられていたこと、焼付き防止の観点からラッピングの仕上り状況のチェックに殊更注意が払われていたことについては先に引いた通りである。

さて、雷電の火星 23 型用ガソリン噴射ポンプのプランジヤ径は 10.5 ϕ 、行程は 13.5mm(有効 9.0mm)であった。プランジヤ径 10.5 ϕ 、行程 13.5mm(有効 9.0mm)というエレメントの仕様は Bosch の標準品には無い。しかし、11.0 ϕ 、行程 12mm というのが標準品として揃えられていたから、ボッシュ・ポンプ固有の生産技術体系さえ整備されておれば加工の匙加減如何でこの程度のサイズ変更は比較的容易であったと思われる。

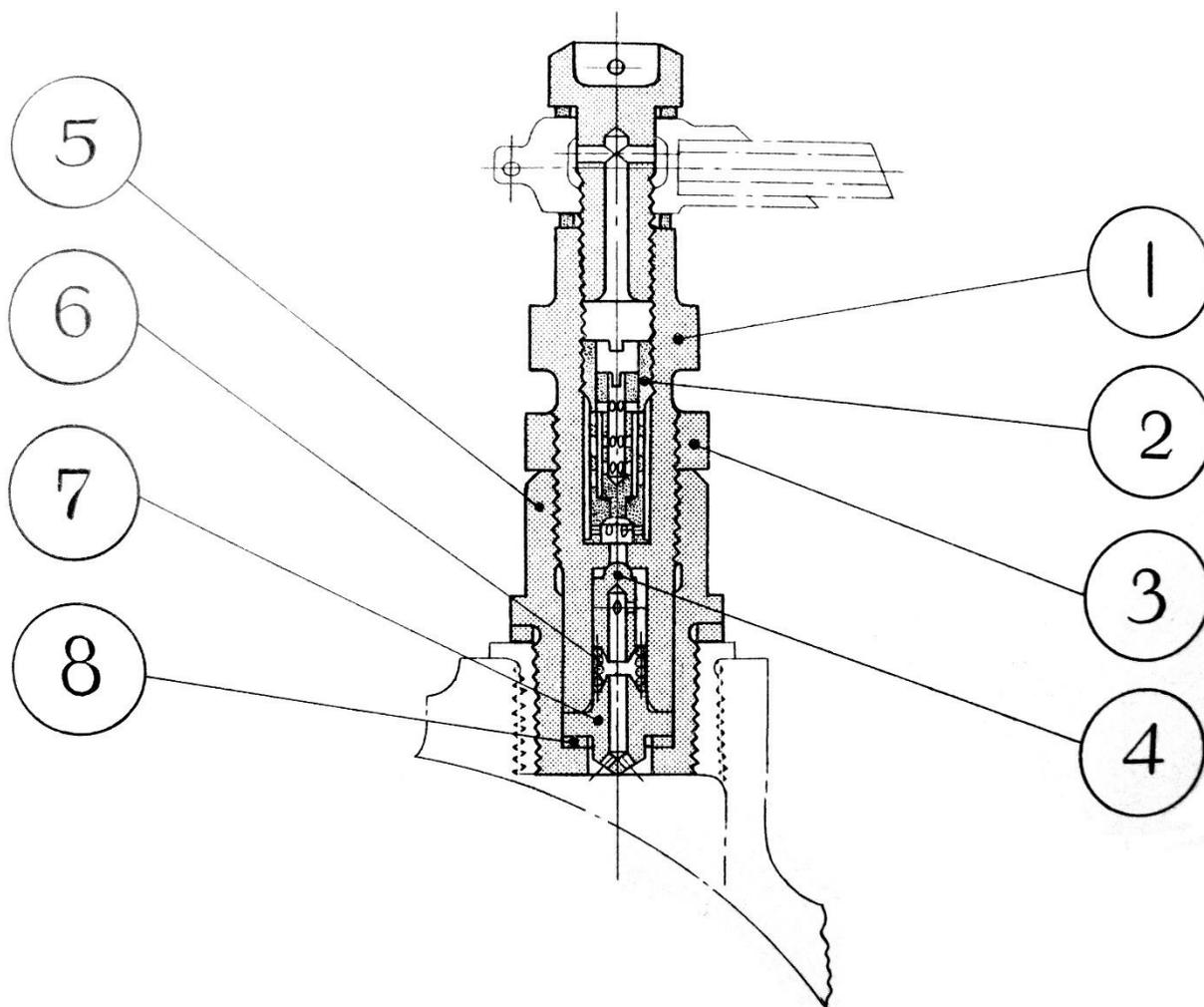
一方、切欠き形状の全く異なる三菱東京岡村式ポンプはプランジヤ径 5~7.5 ϕ の小形と 7.5~11 ϕ の大形とに分れ、まさしく 0.5 ϕ 刻みのサイズが用意されていたから、プランジヤ素材の流用はより容易であったろう。バレルについてもポート落差さえ詰めてさえやれば即、流用可能であったと考えられる。従って、“42 年 2 月 現用型” への変更当初、ないしそのための実験段階において、この種の部品ないし粗形材は三菱東京から調達されたと考えるのが順当であろう。エレメントに潤滑のための追加加工無しと来れば、即製容易であった点も頷けよう。

ただ、残された問題はボッシュ B 型リードの大量加工である。折りしも、R.ボッシュのライセンシー、ディーゼル機器の生産工程は輸入機械の到着を待つて漸く 1942 年に立ち上がったところであった。三菱重工業はその設立や生産技術体系の立ち上げを支援した一企業にして東京自動車工業(いすゞ)に次ぐ第二の株主であった。この立場と火星 23 型の投入がディーゼル機器の試作工場的立ち上がりに際どく間に合った回り合わせになっていること、プランジヤを含む部品の工作に不可欠の各種専用機は当初、ライセンシーたるディーゼル機器だけに設備されていたであろうことを勘案すれば、“雷電” 初期のボッシュ式ポンプ・エレメントの工作、とりわけプランジヤのリード部の加工に同社の生産技術が利用された可能性は強^{あなが}ち否定出来まい。もっとも、天下の大三菱のこと故、最初から名古屋発動機製作

100 菊地『ディーゼル自動車工学』73 頁、一部、辻『ドイツの航空工業』114 頁、を参照。

所内に類似の生産ラインを敷き，自給体制を構築して行ったとしても不思議ではないのであるが……101.

図Ⅱ-I-103 ホルダとの高い一体性を特徴とする三菱9型噴射ノズル



海軍航空本部『第五部 燃料噴射装置取扱説明書(燃料噴射弁)』第一版，1943年11月，より。

「第三編 火星発動機二三型」掲載の図はこれより遥かに不鮮明である。

101 ディーゼル機器の成立については『ディーゼル機器 40 年史』1981 年，18~62 頁，拙著『日本のディーゼル自動車』259~272 頁，参照。なお，1938 年，三菱重工業に入社し，東京機器製作所に配属された佐次国三は「私の方の民需用のポンプは，日本ボッシュの機械を買い取り，富山の呉羽紡績会社に据え付けて，そこで造りました」と述べている。しかし，当時，民需用の燃料噴射ポンプ云々などというのは理解し易い記述ではない上，呉羽紡績と言えは戦時下，100 式司令部偵察機の製造に当たった工場であるから，噴射ポンプの軍需生産とも何か関係はありそうである。引用は自動車工業振興会 自動車史料シリーズ(1)『日本自動車工業史座談会記録集』1973 年，111 頁，より。

OH5A 一型(三菱9型)と称する噴射ノズル(図Ⅱ-I-103)は 0.5φ×5 孔のホール・ノズルで、円周上に配置された噴孔からの各噴霧群によって構成される噴霧全体の円錐角は 30° であった。噴射圧が低いだけに孔径はディーゼルより遥かに大きく、まさに廉価版そのものである。バネ⑥で支持された自動弁④の位置と形状からすれば、サック・ボリュウムがやけに大きいノズルであるが、ポート噴射であるからこれでも良かった道理である¹⁰²。

このノズルも当初は三菱東京機器製作所辺りから調達され、やがて名發で自給されたのかも知れない。火星 23 型の場合、このノズルは基礎研究の成果を承け、吸気ポートの入口に吸気流れに逆らって噴射するように配置されていた。なお、この図からはノズル(逆止弁④の上方)に 2 段構えの燃料濾過器②を組込む手法が踏襲されていたことも観取される。

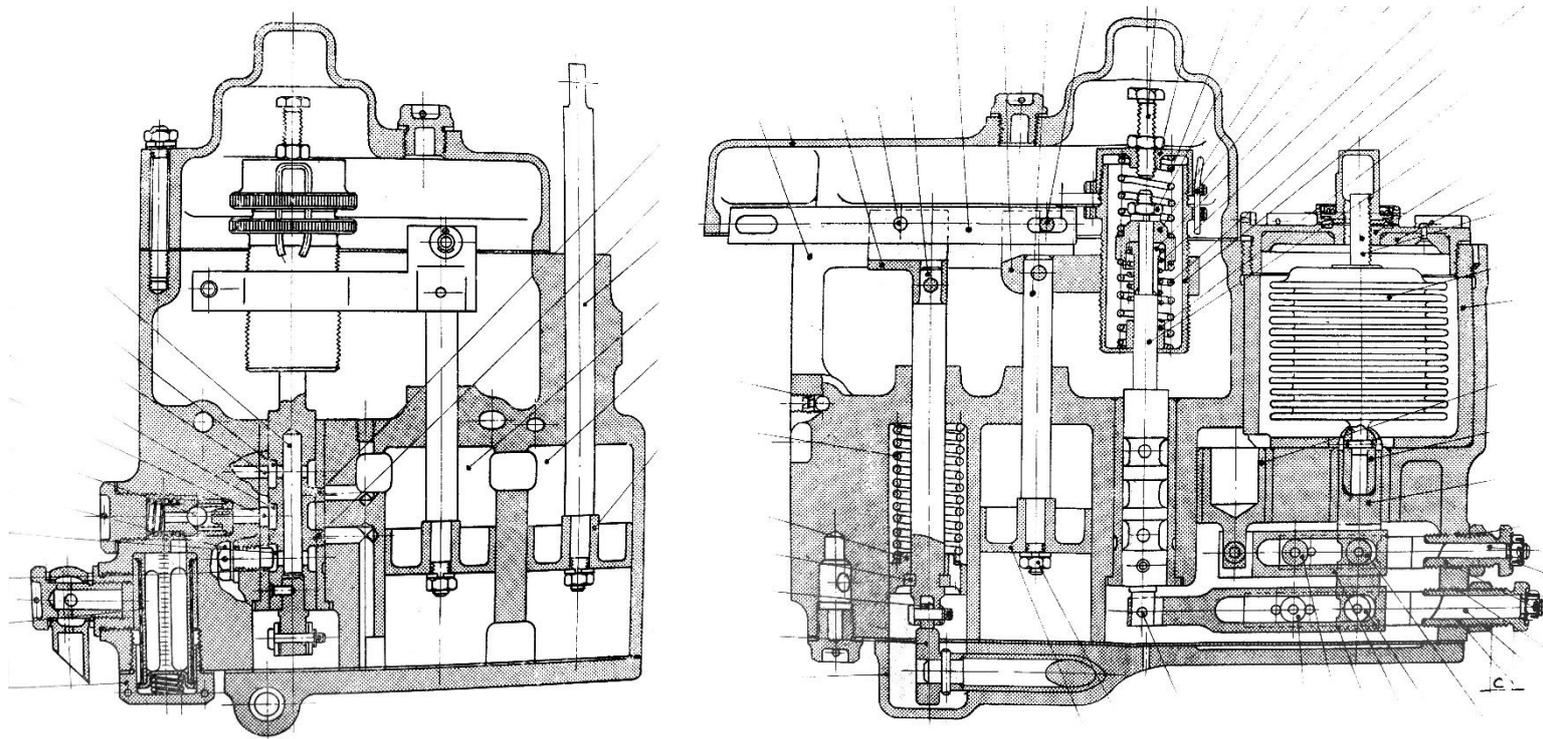
噴射は吸入行程噴射ながら、開始時期はかなり早めで、20° BTDC であった。噴射圧については不明であるが、戦後に出版された雑誌記事には 80kg/cm² とあり、一般向けの文献には「吸気管内噴射ならば 50kg/cm² が適当と考えられていたようである」などともある¹⁰³。

図Ⅱ-I-104 三菱 7A 型混合比管制器＝混合比自動調整装置

¹⁰² 三菱ではこのポート噴射用ノズルをオープン・ノズルで済ませられないかが探られてもいる。その痕跡は 1940 年 7 月 30 日出願、1941 年 7 月 21 日特許、三菱重工業「特許第 144654 号」にも認められる。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』445~446 頁、参照。先に見た一種の蓄圧式改造ポンプに係わる「特許第 147353 号」との係わりも当然、ここで意識されて良い。

¹⁰³ 曾我部正幸「100 式偵察エンジンの思い出」『丸メカニク』No.13, 1978 年, 木村編『世界の航空技術』, 114 頁, 同『改訂 世界の航空技術』116 頁。

曾我部は名發にて動力艤装研究と外業関係を担当した技術者である。なお、後者において戦前期、川崎航空機が噴射ポンプを内製していたかのように記されているのは全くの出鱈目である。試作位は行われたようであるが……。



海軍航空本部『第五部 燃料噴射装置取扱説明書(混合比管制器)』より。

紙質劣化を防ぐためデジカメ撮影。「第三編 火星発動機二三型」の図はやはり解像度の点で面白くない。

今一つ、本システムの枢要部をなす混合比補正機構は混合比管制器二型ないし三菱 7A 型混合比管制器と称し、外気圧、ブースト圧を受け、ブースト温度を補正要素に加える基礎研究時代以来のシカケであり、噴射ポンプのコントロールラック移動も同じく発動機の潤滑油圧を用いる油圧サーボ機構によって行われた(図Ⅱ-I-104)。

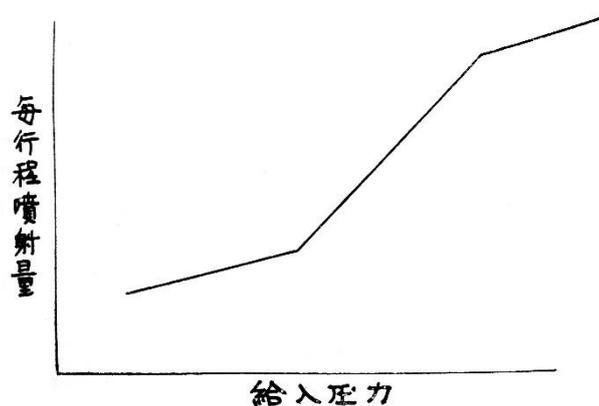
同図の右側には内部に温度補正用の乾燥空気を一定量封入されたベローズが見える。ベローズ室は給気に等しい圧力、温度となっており、ベローズの伸縮によって分配弁が変位せしめられ、油道[左図]が変化することによって隣接する、以前には「サーボピストン」と呼ばれた主ピストン[右図及び左図の中央寄り]が動かされ、その動きがテコによってコントロールラックへと伝えられる。この際、分配弁の変位がかつて「接手」と呼ばれたバネ室によって規制される点も相変わらずである。但し、バネ室のバネは分配弁の上方シフト(ブースト圧低下)に対しては大バネ 1 本、下方シフト(ブースト圧上昇)に対しては小バネ 1 本の抵抗が作用する上下非対称構成になっており、なおかつ、小バネの内側にはより小さな「水バネ」なるものが組込まれている。

水バネとは勿論、バネ自体の類型ではなく、ブースト圧が上昇し、Ⅱで取り上げられる水・メタノール噴射装置が起動した際、ベローズの短縮に対抗して分配弁のシフト(ガソリン噴射増量)を抑制するための抵抗源というそれが担う機能に由来する名称である。試作時代以来、“接手”に託されて来た機能が状況の変化によって水・メタノール噴射との協調とい

う新たな役割を与えられるに到り、固有の名称を持つ第3バネが加えられた次第である。

但し、噴射量曲線の基本形は従前通りであり、巡航出力は左の第1屈曲点より下で、常用出力はこれと第2屈曲点との間で発揮される。第2屈曲点から右は水・メタノール噴射装置起動状態、即ち、離昇ないし戦闘定格出力に対応するガソリン噴射量である(図Ⅱ-I-105)。

図Ⅱ-I-105 三菱7A型混合比管制器におけるガソリン噴射量変動パターン



海軍航空本部『第五部 燃料噴射装置取扱説明書(混合比管制器)』1943年11月、より。

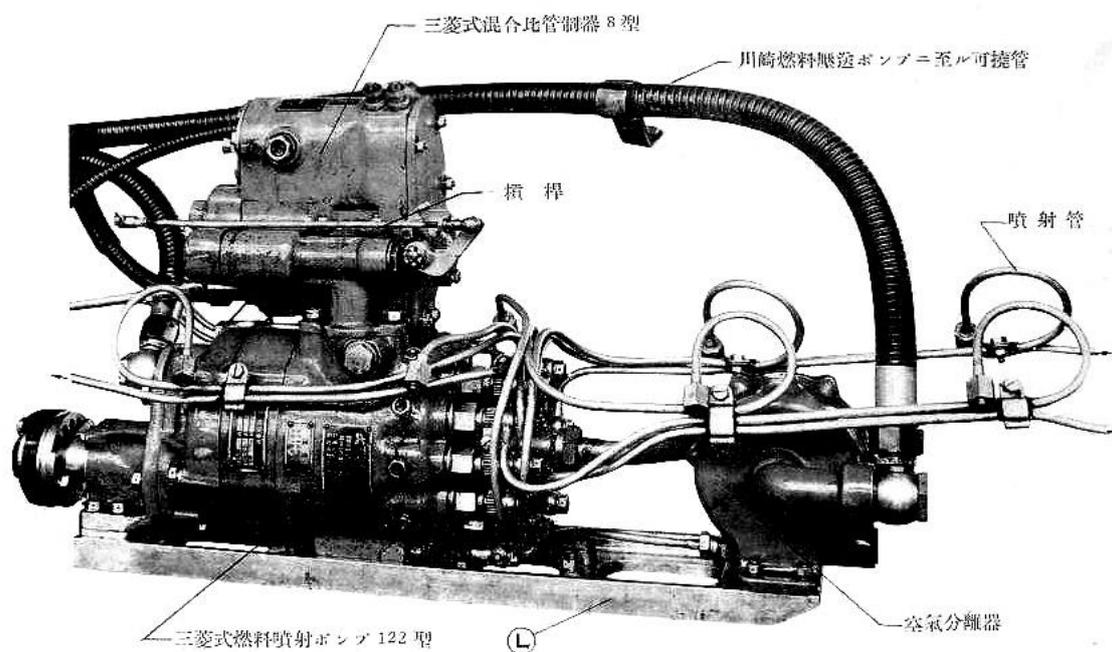
高ブーストでも噴射量が過ぎれば黒煙濛々となるから抑えは必要であった。そこに水・メタノール噴射という要素が統合され、バネが1本追加された……とすることは即ち、従来から同方式に随伴したであろう維持調整の困難さ、精度保証の難しさという遺伝的形質はここにも引継がれ、恐らく却って昂進していたと見て間違いない。

これはつまり、第1及び第2屈曲点、とりわけ後者の正確な設定・維持は困難を極めたであろうということである。各バネがバネ受にハンダ付けされていたという点も余り感心出来ない。フロート式気化器のフロートには薄い黄銅板をプレス成形したものをハンダ付けによりモナカにして用いたりするが、単なる“浮き”ならいざ知らず、燐青銅製であったかと思われるが、大いに伸縮する弾性体であるバネの端をハンダで止めるというのはいかにも安直、脆弱そうである。

ベローズの左下に小さな“U”状の高空ピストンが見える。無論、この高空ピストンの片側には給気圧、反対側には外気圧が作用する。左図の主ピストンの右側には加速ピストンが見える。この三菱7A型混合比管制器における機構の主要部は基礎研究時代のままであり、“始動ピストン”こそ見当たらないようであるが、整備士が急激に噴射量を変動させ、あるいは瞬間的に燃料をカットするのに用いる手動加減レバーは勿論、付加されていた。なお、燃料噴射システム全体として見れば、やがてスロットル・レバー操作とは関係無く離昇時には離昇ブースト圧を維持し、その後の上昇中はブースト圧を公称値一杯に保つ自動

ブースト調整装置が新たな要素として加えられることになる。

図Ⅱ-I-106 ハ-40用三菱ガソリン噴射ポンプ122型(12気筒用)ならびに混合比制御装置

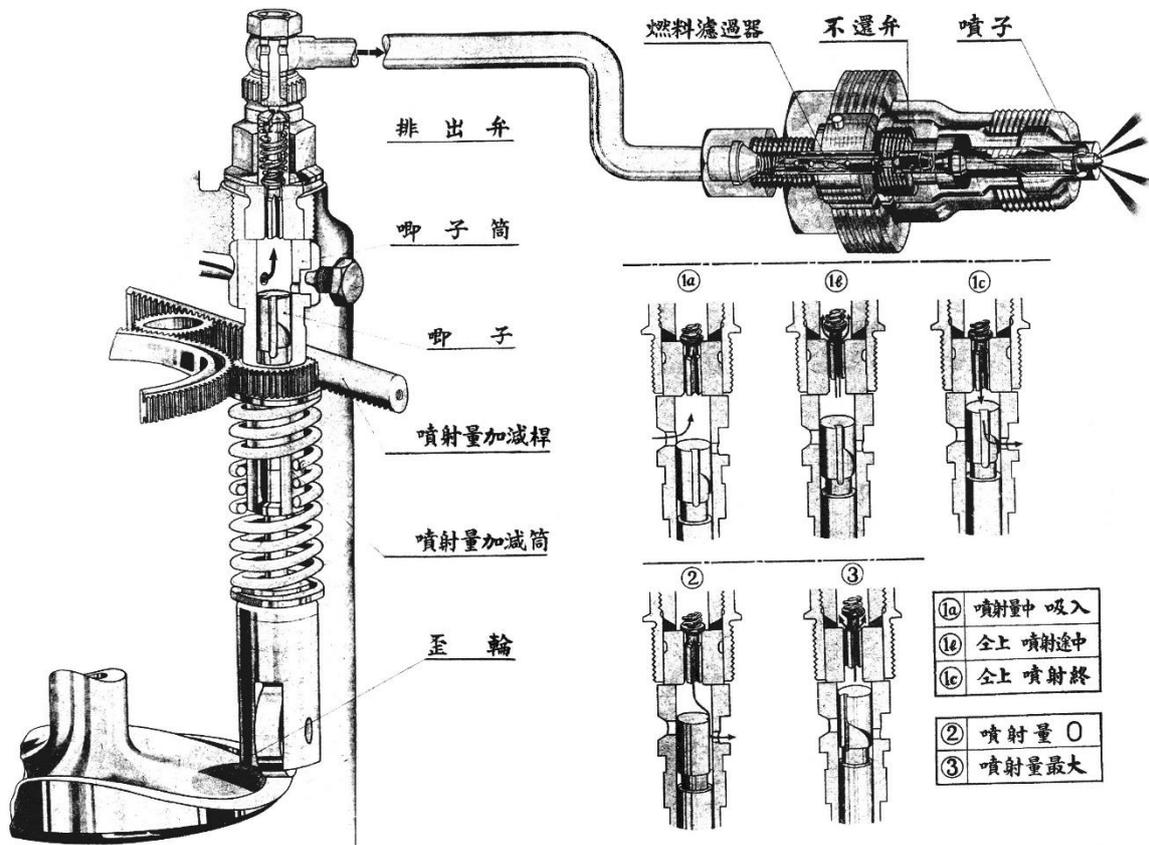


川崎航空機工業(株)『二式一〇〇馬力發動機 部品表』より。

火星 23 型以外にもう一つ、戦闘機での実用化例として忘れられないのが川崎航空機(1939年、技術導入)にて陸軍3式戦闘機“飛燕”用にライセンス生産されたベンツ DB-601A 発動機ハ-40であり、これに使用された噴射系も三菱の製品であった。現物は図Ⅱ-I-106のような外観を呈していた。恐らく、狭い60°倒立Vのバンク間に収めるためであろう、その噴射ポンプは12気筒用とはいえ全体を極度に細くまとめるため相当にロングストローク化されたもののように見える。実際、その駆動機構にはリフトの増大が困難な揺動斜板ではなく、当初用いられたようなフェイス・カムが選択されている(図Ⅱ-I-107)。

図Ⅱ-I-107 ハ-40用三菱ガソリン噴射ポンプ~ノズルの基本構造

燃料噴射装置説明図

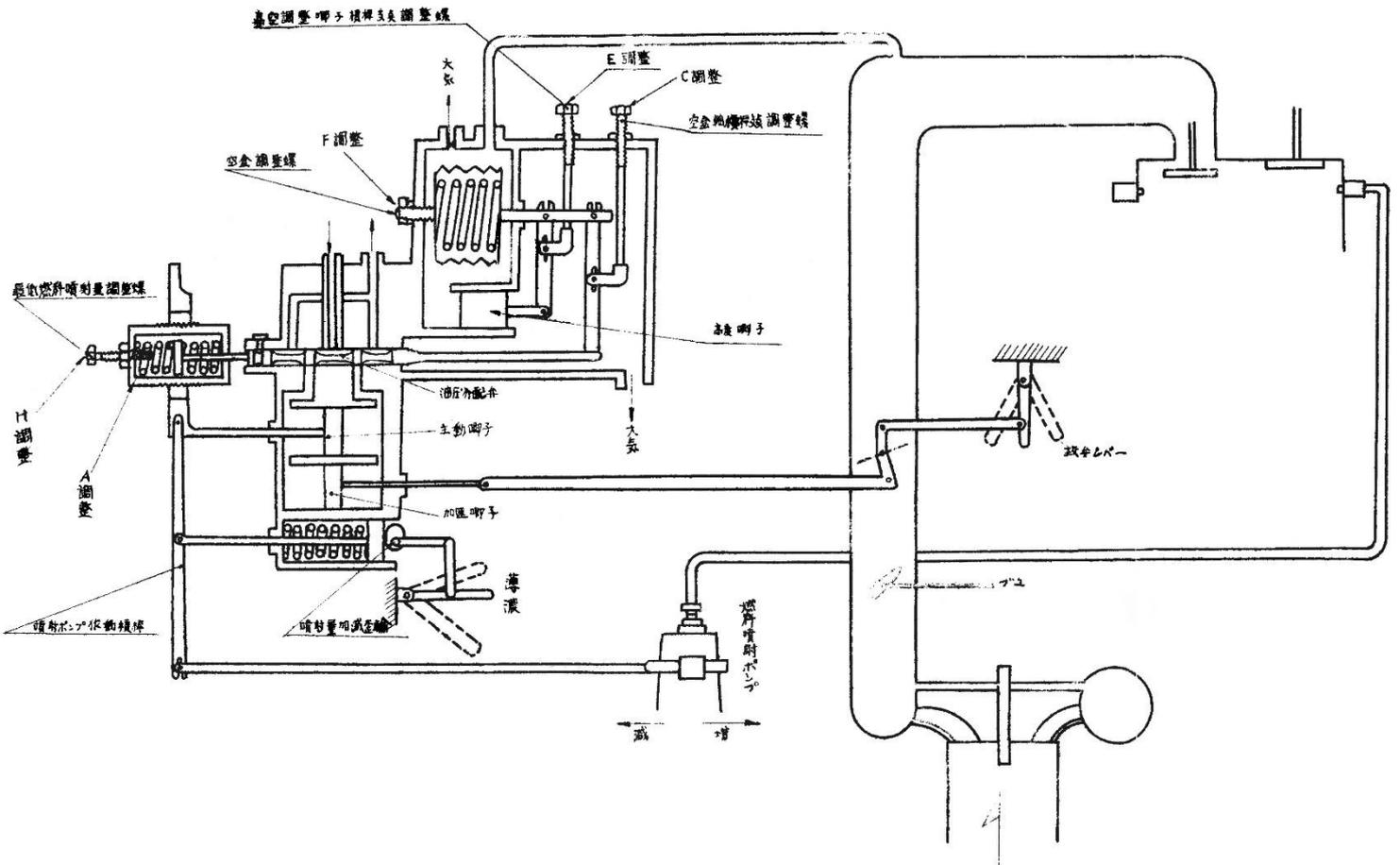


当時の資料らしいが詳細不明。一枚モノ。陸軍航空技術学校『乙種普通科學生用 發動機學教程(案) (属品構造) No.2 (燃料噴射装置)』の編纂には間に合わなかったようである。

その混合比自動調整装置，三菱式混合比管制器は図Ⅱ-I-108 のような，読者諸賢にはお馴染みの構成となっていた。

図Ⅱ-I-108 ハ-40 用三菱混合比自動調整装置機能説明図

混合比管制器



陸軍航空技術學校『乙種普通科學生用 發動機學教程(案)(属品構造) No.2 (燃料噴射装置)』第 66 図。

因みに、同じ DB-601A でも愛知時計電機(1937年技術導入→愛知航空機)でのライセンス生産品、アツタ 20 型には先にも言及されたようにオリジナルをモデルとするボッシュ式列型ポンプの模造品が用いられていた。川崎に何故、ボッシュ純正オリジナルの技術が提供されなかったかは知らぬが、同じ発動機を陸海軍がライセンス料各 50 万円を別々に支払い、異なる企業にライセンス生産させ、その間に協力体制を欠いたのみならず噴射系まで異にしていたというのであるから、事態は陸海軍におけるイスパノ発動機全盛時代から少しも変わっていないどころか悪化していたワケであり、お笑い草も甚だしい¹⁰⁴。

104 ヒトラー総督にさえ嗤われたこのナンセンスについては川崎航空機側技術者二人の回想において言及されている。土井武夫「三式戦／五式戦の設計と開発」、林 貞助「空冷エンジン VS 液冷エンジン」、参照。何れも『丸メカニック』No.37 1982年 11月号に所収。土井は言わずと知れた“飛燕”等の機体設計者、林は発動機設計者であった。

アツタ 20 型発動機の概要については海軍航空本部『アツタ発動機二〇型取扱説明書』

c. 金星 62 型発動機における実用化

三菱が“雷電 11 型”の火星 23 型甲や後述される陸軍 4 式重爆撃機“飛龍”の火星系 18 気筒発動機ハ-42 各型式に採用したのはポート噴射と水・メタノール噴射とを寄せ集めたシステムであったが、'43 年 3 月に投入された 100 式司令部偵察機Ⅲ型の金星 62 型(ハ-112-Ⅱ → ハ-33-62 : 離昇出力 1500HP/2600rpm.@+500mmHg, 公称出力 1350HP/2000m, 1250HP/5800m, 何れも 2600rpm.)¹⁰⁵にもまたこれと基本的に同じシステムが組込まれていた。金星 62 型そのものについては第Ⅲ部に譲り、以下では戦後、アメリカ陸軍ライト航空基地で性能テストに続いて行われた分解調査の記録から該当する写真のみを引用しておく(図Ⅱ-I-109~112)¹⁰⁶。

この記録は構造、とりわけ“如何に飛ばせるか”という整備運用的観点からの『マニュアル』であるため、噴射ポンプの揺動斜板(wobble plate)を“cam plate”と呼んでみたり、プランジャの行程を約 $\frac{9}{16}$ in.(14.29mm)としながら外径についての情報を欠いたり大雑把な記述が散見される。ボッシュ B 型ポンプのエレメントとの異同などという視点は皆無であり、図解抜きでプランジャのどの位置にシカジカの溝があつて、などと書き連ねられているから回りくどいこと夥しい。わけてもノズル開弁圧に関する 135psi(9.48kg/cm²)など

第一版 第一編「アツタ発動機二一型」、1943 年 4 月、参照。イスパノ発動機の件については第 I 部、参照。

¹⁰⁵ 日本機械学会『日本機械工業五十年』1949 年、1007 頁、『日本航空学術史(1910-1945)』429 頁のデータを選択総合。なお、前者に 62 型とあるのは試作排気ガスタービン過給機付き発動機、所謂、ハ-112Ⅱ-ルである。もっとも、日本における排気ガスタービン過給機開発は中間冷却器の開発と共に停頓しており、真の実用化の遙か手前といった状況にあった。

仮称『アメリカ陸軍調査資料・100 式司令部偵察機Ⅲ型』に拠れば、92 オクタン燃料でのその性能は：

離昇(wet) : 1580HP/2600rpm.@+500mmHg/海面高度
離昇(dry) : 1200HP/2500rpm.@+300mmHg/海面高度
危急(wet) : 1620HP/2600rpm.@+500mmHg/900m
危急(wet) : 1490HP/2500rpm.@+300mmHg/5000m
公 称 : 1200HP/2500rpm.@+300mmHg/海面高度
同 : 1280HP/2500rpm.@+300mmHg/2000m
同 : 1185HP/2500rpm.@+300mmHg/6000m

とある。

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：

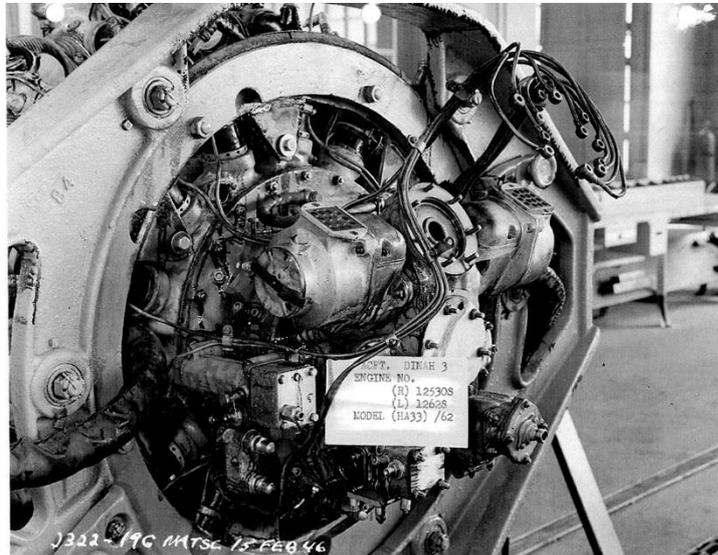
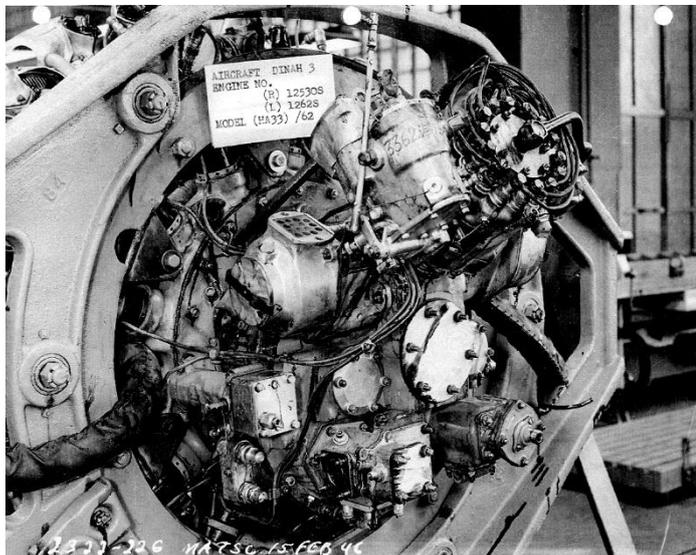
The information contained in this manual was collected and compiled by Middletown Air Materiel Area, Maintenance Division Personnel under the supervision of T2 Collection Division, Air Materiel Comand, Wright Field, Dayton, Ohio.と記されている。

他にもドイツの燃料噴射装置の詳解に匹敵するような記録文書が作成されていたのかも知れないが、少なくともこの文書の内容は前者に比すれば著しく粗略である。

¹⁰⁶ 以下に掲げられる一連の写真は『丸メカニク』No.13 1978 年 11 月「全特集 一〇〇式司令部偵察機」にも引用されている。

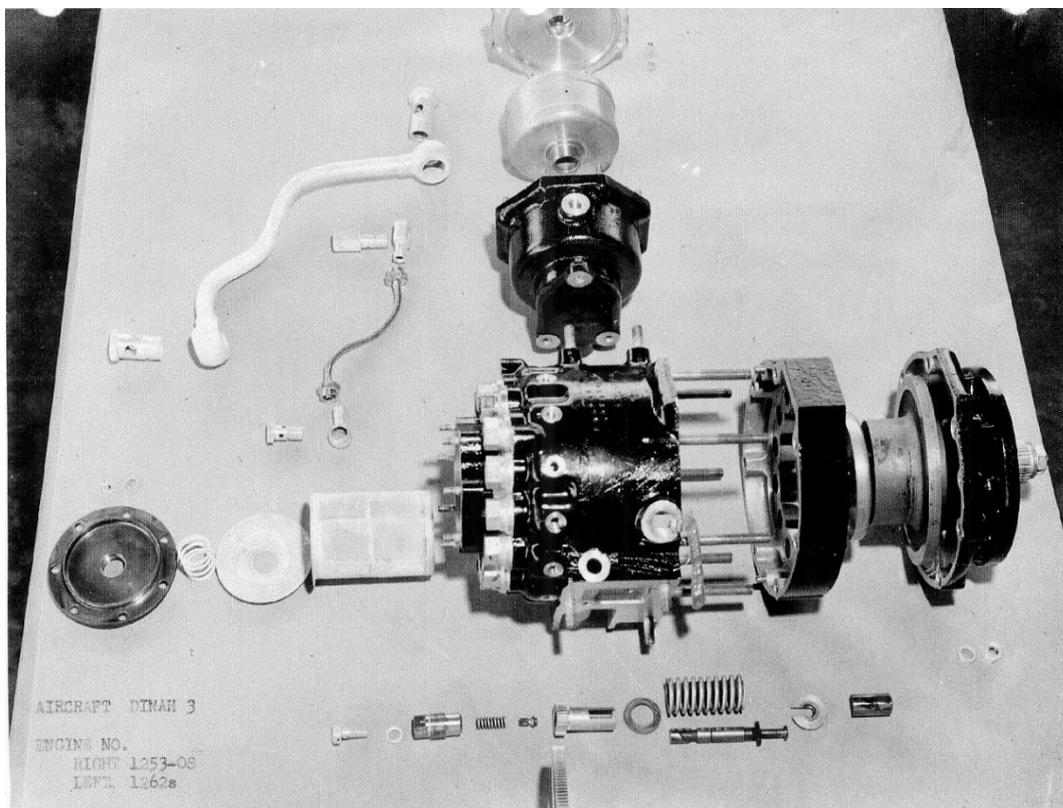
という値は到底信じ難いのであるが、これも負け戦の果てとあらば致し方あるまい。

図Ⅱ-I-109 金星 62 型の後部



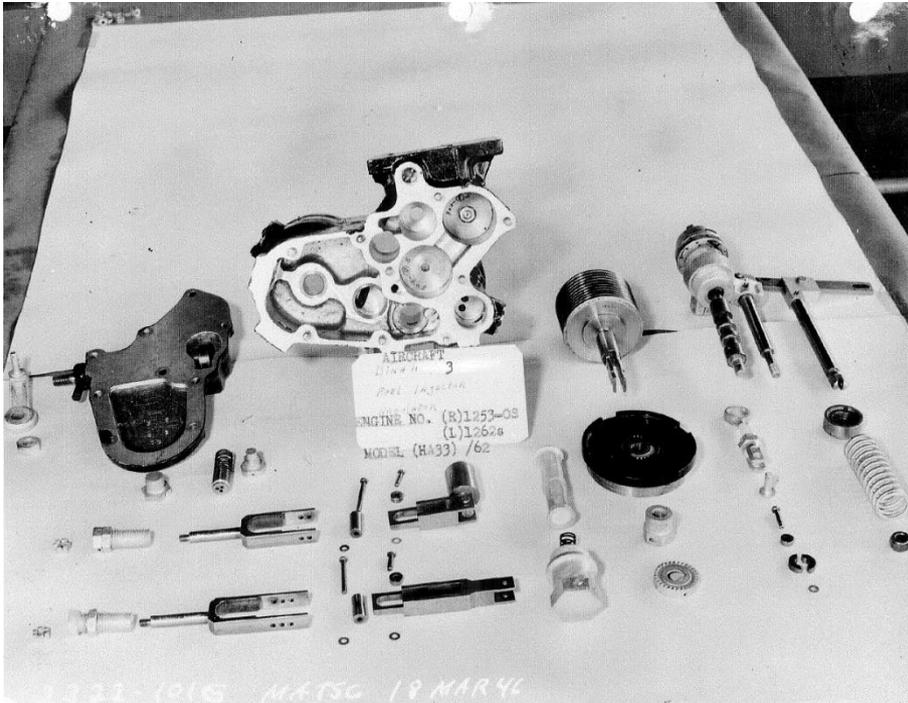
『アメリカ陸軍調査資料・100 式司令部偵察機Ⅲ型』より。

図Ⅱ-I-110 金星 62 型に装備された噴射ポンプ



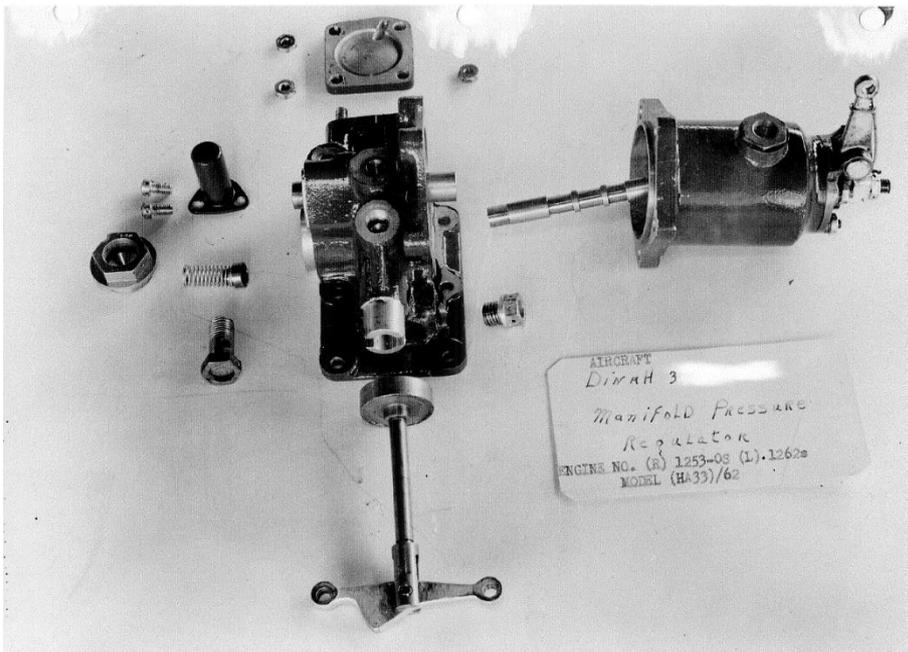
同上資料より。

図Ⅱ-I-111 金星 62 型に装備された混合比自動調整装置



同上資料より.

図Ⅱ-I-112 金星 62 型に装備された自動ブースト・コントロール装置



同上資料より.

d. それらの運用並びに生産実績

三菱ガソリン噴射システムの実際の運用実態・実績については当然ながら不明な点が多い。百式司令部偵察機Ⅲ型に係わる資料を見ると、その「二式 14 燃料噴射ポンプ」の整備に際しては「高度ノ熟練ヲ要ス又熟練者トイヘドモヨク前後ノ關係ヲ判断シ他部分ノ故障原因ヲ本『ポンプ』ノ故障ト速斷セザル様注意スベシ」と警告されていた。そして、現地に整備訓練用単体ポンプが備えられていない限り、この「二式 14 燃料噴射ポンプ」本体に対する前線での整備に際して許可されていたのは燃料内への異物混入に対する善後策としての燃料濾過器点検とデリバリー・バルブの分解点検のみであった¹⁰⁷。

もっとも、以上の諸点は噴射ポンプの取扱い方としては当然のことである。海軍航空本部発行の前掲『アツタ發動機二〇型取扱説明書』第一版 第一編「アツタ發動機二一型」I-5323 頁には、一步踏込んで、「試験装置なき場合は濫りに内部を分解すべからず」とある。勿論、この点は現在でも同じである。

三菱ガソリン噴射ポンプの機能性に関連しては先に取上げられたベンツ DB-601A 用ボッシュ旧型ポンプ及び BMW-801 用デッケル・ポンプに係わる問題点が幾分かは参考ないし対照事例となり得るのではないかと想われる。一言で言えば、メカニズム的には、そしてそれが正常に機能した限りにおいては、恰も才人岡村のアイデアを体現したかの如き三菱名古屋の設計の方がスマートであったという結論になる。

但し、設計上の考案は優れていたとしても、それが高い実用性と直結したワケでは勿論ない。実態は将に逆であった。1944年9月5日、立川の陸軍航空技術学校での講義の後、前線において整備状況視察や整備指導をして来た品川少佐の講演を聞いた富塚 清は現用機材(点火装置等電気系全般、バネ等小物部品、潤滑油冷却器等)の技術的諸欠陥、整備技術不良並びに潤滑油等資材の不足と共に：

キ二六・三型はまるで使いものにならぬ。七〇〇〇米以上では使えず。燃料ポンプ調節悪い。(三菱の噴射ポンプ)後方では「実用上さしつかえなし」と判定、前線の要求が通じないのだ。

という戦場から伝えられた悲痛極まる叫びを記録している¹⁰⁸。

金星や火星は日本の有力航空発動機であった。それらの生産は以下のように推移した。残念なのは金星や火星における噴射式の構成比率が不明なことである。嘉納吉彦は燃料事情の悪化も手伝って1944年3月時点における名發の発動機製造台数の約 $\frac{1}{3}$ は噴射式となっており、この時点で軍(海軍?)は'45年末までに全発動機を噴射式とする方針を固めていた、と述べているのであるが……¹⁰⁹。

¹⁰⁷ 立川陸軍航空整備学校『飛行機工術教程(百式司令部偵察機三型) 卷二(点検、取扱)』1944年、50頁、参照。

¹⁰⁸ 富塚 清『八十年の生涯の記録』私家版、1975年、213頁、より。勿論、「キ二六」は百式司令部偵察機キ46の誤記。

¹⁰⁹ 嘉納吉彦『日本航空燃料史』59頁、参照。但し、全部の発動機を噴射式とすれば生産台数は約2割落ちると算定されていたという。

表Ⅱ-I-5 本邦主要発動機の戦時生産実績

	1941年	1942年	1943年	1944年	1945年3月迄
火星10型	2, 257	2, 579	3, 782	6, 437	—
火星20型	—	—			957
金星40型	1, 349	3, 343	2, 323	3, 527	1, 180
金星50型	—				
金星60型	—				
榮	1, 525	2, 128	5, 183	7, 430	833
譽	—	12	178	5, 408	3, 149
全型式総計	12, 151	16, 999	28, 541	46, 526	12, 360*

嘉納『日本航空燃料史』72頁，第39表より。全型式総計はJ., B., Cohen/大内兵衛訳『戦時戦後の日本経済』(上)，岩波書店，1950年，305頁より。

*：7箇月半の実績。

ガソリン噴射に係わるトラブル等，運用現場において生ずる問題についてはこれと併用されていた水・メタノール噴射の，あるいはそれら同士の相性に係わる問題が大きく絡んで来る。因って，かかる点については後者を扱うⅡ-IIでも改めて論ずることとする。

iii. 火星，金星発動機における低揮発性ガソリン実用実験

嘉納に拠れば，陸海軍は1943年10月頃より航空燃料緊急増産対策の研究に着手し，12月，民間石油各社に協力を指令した¹¹⁰。

研究と言っても主たる中身は航空ガソリン分溜性状規格の50%点，90%点を高め，揮発性の悪い重質揮発油……当時の所謂“安全燃料”……を航空ガソリンの範疇に参入し，その収率を高めるといふ粗製乱造政策で，これに伴うオクタン価の低下には加鉛量増加で対処する算段であった。

1944年3月頃，海軍は加鉛最大許容量を0.15%とした飛行実験を行なうに到っていたが，陸軍は「満洲」厳冬期の活況に配慮してヨリ良質の規格を主張すると共に加鉛量0.2%までという方針を立てていた。また，アルコールの使用研究，四エチル鉛以外の制爆剤についての研究，耐爆燃料アセトンに関する研究等も併せて展開されたが，大した実効も無く終わった。

a. 単筒発動機による試験

こうした中，三菱の名發と三菱石油との協力の下，燃料噴射式発動機による重質航空揮

¹¹⁰ 以下，本節の記述は嘉納『日本航空燃料史』75~90頁，に拠る。

発油の実用実験が繰広げられた。そこでは陸海軍協定規格案より一層重質の揮発油に大量加鉛を施し、実用上の諸問題を先ず実物単筒発動機によって究明し(44年2~4月)、その成果に基づいて実物発動機を用いて台上及び飛行実験を実施するという手順で短期決戦的努力が傾注された(同5~6月)。無論、敢えて噴射式としたのはこの方が気化器式より各気筒間への揮発油の成分分配が均等になるという考えからである。

嘉納らは分溜性状により4種に分類された重質航空揮発油(軽い順にS1~S4)を定め、それぞれについて加鉛量を0%、0.1%、0.2%、0.3%、0.4%に等級付けた供試燃料を調製して実験に供した。単筒発動機としてはハ-112Ⅱ型(100式司令部偵察機Ⅲ型に搭載された金星62型)の1気筒型が用いられた。噴射はポート・逆流、吸気行程噴射であったが、噴射開始時期は20° BTDCに早められ、点火時期は圧縮行程20° BTDCであった。発動機回転数は2,400rpm.、給気温度は100°C及び150°C、空燃比10±0.5、に設定された。

実験結果から導き出された主要命題は軽質セリア原油を原料として正規の航空87揮発油と同じ最大出力を与える燃料を得ようとする場合、50%点を正規の105°Cから150°Cに引上げれば(S3)収率を約11%から約30%へと2.5倍化し得るが加鉛量0.18%を要する、というものであった。更に加鉛量を0.3%に増し、アセトン(CH₃COCH₃)、アニリン(C₆H₅NH₂)他の配合燃料の宜しきを得れば、正規航空91揮発油と同等の最大出力が得られた。

もともと、S3に0.26%加鉛したものの80%とアセトン20%混合燃料はオクタン価93.5をマークし、正規航空91揮発油と同等の最大出力を与えたが、最大出力時燃費は13.6~15.2%と大幅に悪化し、巡航最低燃料消費率においても7%の悪化が記録された。

また、加鉛量の増大と共に点火栓の汚損も増し、耐久性は著しく低下した。このことへの対策は別途、必要と判断された。これについては二臭化エチレンの割合を増せば、即ち四エチル鉛0.3%燃料でも二臭化エチレン1.3当量の混入により出力低下も無く、点火栓汚損を防止し得ることが判明した。吸気中の四エチル鉛に直接接触れる前方点火栓中心電極の消耗は甚だしかったが、これは点火栓の形状変更によって防がれ得るものと考えられ、ハ-43, 21型気筒(サイズは金星と同じ140×150mm)を用いた実験もなされている。

なお、二塩化エチレンを若干加えることが点火栓の汚損及び腐蝕対策として有効であることは判明したものの、オクタン価と最大出力に若干の低下が見出された。また、離昇・公称運転時に適合する添加剤の配合と巡航運転に適合するそれとは開きがあり、切替が必要と判明した。

50%点を163°Cに上げたS4燃料に0.2ないし0.3%四エチル鉛を添加した場合にも良好な性能が示された。

また、吸排気弁、ピストンに及ぼす高濃度加鉛や二塩化エチレン添加の影響については別途、調査が必要と考えられた。

b. 実用発動機による試験

実用発動機を用いた長時間地上試験は海軍の注目の下、名發において火星23型(陸軍名ハ

- 101)燃料噴射式発動機を以って実施された。供試燃料は S3, 0.3%エチル, 二臭化エチレン 1.3 化学当量, 二塩化エチレン 0.5 化学当量添加, であった。

試験モードは：

離昇運転(1, 780HP/2, 600rpm., 給気圧+450mmHg, 給気温度 70°C) 5分×6回

公称運転(2, 500rpm., +300mmHg, 70°C) 10時間

高速運転(2, 750rpm., -200mmHg, 70°C) 10×20回

潤滑油最高温度試験(油圧 7kg/cm², 油温 90°C, 公称一次給気圧) 5時間

潤滑油最低圧試験(油圧 5.5kg/cm², 70°C及び80°C, 公称一次給気圧) 各 2.5時間計 5時間

であった。

その結果は、正規航空 87 揮発油とほぼ同等であったが、海軍は S3 の使用に対して積極的ではなく、後に金星 50 型発動機(陸軍名ハ - 112), 燃料噴射装置付(水・メタ噴射付, 離昇 1, 500HP/2, 500rpm., 公称 1, 300HP@2, 000m, 1, 200HP@6, 000m)に S2(50%点 130°C), 0.3%エチルを用いた地上及び飛行試験が実施された。

他方、陸軍では'44年4月、ハ - 40(ライセンス DB-601)発動機装備の三式戦闘機キ - 61 “飛燕” とハ - 112 - II (金星 62 型)発動機装備のキ - 46III(100 式司令部偵察機III型)を用いて S3 燃料を焚く飛行試験を計画した。“飛燕”による試験は 6 月、福生飛行場にて、新司偵III型による試験は 6 月、各務ヶ原飛行場で実施された。これらの試験は離昇試験 5 回、全速力試験 15 回、巡航速力試験 6 回から成り、総時間は 70 時間に及び、それぞれにおいて正規航空 92 揮発油使用の場合との比較が行われ、何れも実用上、大きな欠陥は無いと報告された。

嘉納は加鉛重質揮発油によって得られる出力が同一オクタン価の正規加鉛軽質揮発油から得られるそれよりやや劣り、この傾向がオクタン価の高い領域ほど甚だしくなる原因について、S3, S4 の如き重質揮発油の中には四エチル鉛の分解温度 200~220°C より高い沸点を有する溜分が数%存在しており、それらの高沸点溜分に対しては四エチル鉛の制爆効果が余り働かずノック性の強い過酸化物が生成されてしまうためであろう、と推定している。

そして、「前記の諸実験は戦争末期の極端な悪条件下に行われたので、研究の余地は多分に残されているが」、以上のデータから燃料資源の乏しい我国においては「アメリカの真似ばかり」せず、重質揮発油を活用するためのより高い分解温度を有する制爆剤を見出し、これと四エチル鉛とを併用するのが得策である、と結んでいる。

言うは易くして行うは難し……真似さえもやり切れず、独創にも乏しかったこの国が先進技術大国アメリカに拳を上げたのであるからその末路たるや言わずと知れたことであった。それにしても、自動車用高オクタン価ガソリンが TBA や MTBE といった含酸素化合物を制爆剤に得て無鉛化されたにも拘らず、航空ガソリンなるものが今以って世界的に猛毒物質＝四エチル鉛の添加に依拠し続けているという事態は、総需要の縮小があるにせよ、一見、奇怪極まる現象のように映るであろう。その所以は単純明快に今以って四エチル鉛

が最高の制爆剤であり，自動車用ガソリンを航空発動機に用いればデトネーション，ベーパーロック，発動機にとって有害な燃焼性生物を生ずる危険性があるという点に求められるということである¹¹¹。

¹¹¹ 現行航空ガソリンの性状及びその規格については日本航空技術協会『ピストンエンジン』（航空工学講座 第5巻）第5版，2012年，206~215頁，参照

II. 水・メタノール噴射

1. その概要と全般的開発動向

水・メタノール噴射とは通常、水とメタノールとの通常約 1 : 1 の混合液を過給機附近に低圧噴射して一種の給気冷却を行い、異常燃焼抑止と出力向上、更にはガソリン節約をも図ろうとする技術である。ガソリンをオーバーリッチ(空燃比 9 : 1 程度まで)に供給し、燃料冷却を図る従来の手法とは異なり、こちらは水の気化熱を以って内部冷却を図るワケであるが、純水だけでは氷点が高いため凍結防止のためにメタノールが混用される。メタノール自体の気化熱は水に及ばぬものの、それ自身が高オクタン燃料であるからガソリン節約 + パワーアップにも通ずる。

ガソリン噴射、とりわけ定時多点噴射などと比べれば水・メタノール噴射など誠にチャチな霧吹き技術に見えるが、それは発動機から高い瞬発力を引出すことを可能にするドーピング技術であった。また、石油資源に恵まれないドイツや日本において、それは高オクタン・ガソリンに対する劣位の代用財、平たく言えば代用食をも意味した¹¹²。

永野 治は先にも言及された文章の中で水・メタノール噴射技術の開発とその問題点について、ガソリン噴射に係わる彼の記述よりはマトマリだけは良い総括を行っているので、ここに引用しておく。

1939 年頃三菱、中島両社夫々水及びメタノールの噴射によつて制爆効果を上げる方法の実用化に成功し、之によつて終戦当時のエンジンには圧縮比七・七ブーストは公称 + 三五〇耗、離昇 + 五〇〇~五五〇耗、平均有効圧力一六・五気圧以上にも達するものが出て来た。九一オクタン燃料で此のような高性能を得たことは我が国技術の大成功と云えるもので、其の着想や実験は古く一九三〇年頃英国のリカルドやフェデンが行っているが、英米での実用はかなり後期になつてから見られるようである。

……中略……

高出力時の過熱とノッキング防止のために全力附近では混合八・九程度の濃い混合気を与えるのが普通で、水メタノール噴射も此の過剰燃料の役目に代つてもつと有効にはたらかせるのにほかならぬのであるが、あまり濃い混合気は燃焼を乱して振動を

¹¹² なお、デトネーション防止策としては比熱が空気より大きい発動機の排出ガスを冷却した上で再吸入させる今日の所謂“クールド EGR”が挙げられ、三菱でもその目的を謳った特許を取得している。1940 年 12 月 18 日出願、1942 年 2 月 25 日特許の三菱重工業「特許第 148607 号」がそれである。これについては『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』549 頁、参照。もっとも、これも度を過ぎれば出力減退に直結する。また、ドーピング剤としての効能は全く期待出来ない。

序でながら“cooled EGR”技術自体は第一次世界大戦期、過大発動機(Oversized engine)と並ぶ高空性能確保策、超圧縮発動機(super compression ないし high compression engine)、即ち、ガソリン性状に対して過大な圧縮比を付与された発動機の低空性能保持=デトネーション防止策として吸気絞り、吸気弁遅閉じ、低空用燃料への切替えと並ぶモノとして実用された手管の一つであった。これについて簡単には拙稿「リバティと第 1 次世界大戦期の水冷航空発動機(下)」(→IRDB)、注 54 の辺りを参照。

生ずるので全力附近で円滑な運転をする混合比範囲は狭くなり、混合気調製装置のはたらきがよほど微妙で正確でないと爆発不整となる¹¹³。

永野の論は混合気分配の点で有利な星型発動機はそれ故に水・メタノール噴射の導入にも有利であったと続くのであるが、この点は必ずしも公正な記述とも事実を反映した回顧とも認められない。

ともあれ、永野は資源小国日本における技術開発の成果として水・メタノール噴射を取上げ、その実用化に発揮された我国技術陣の先進性を称揚する議論を展開した。然しながら、誠に遺憾なことに、そのストーリーが正しかったかと言えば、肝心な点は全て誤りであった。欧米で遅れた実用化、日本が示した先進性……。更に遺憾なのは我国においてこのテの論調が今日まで広く共有されているかのように見受けられ、かつ、水・メタノール噴射による短時間最大出力を発動機の実力を測る指標として取上げ、これを欧米発動機におけるドライ出力と比較する欺瞞的行為さえ見受けられる点である。よって、本節においては永野の論を意識しつつ三菱における開発動向を取上げ、誤謬を正すことになる¹¹⁴。

2. 第一次世界大戦前後、イギリスとアメリカで為された基礎研究¹¹⁵

H., R., Ricardo に拠れば、水噴射の起源は 1880 年頃に遡及する。当時、それは石油発動機のノッキングとオーバーヒートに対する防止策として導入された。無過給機関の場合、水噴射による出力向上は得られず、時として出力減退が観察された。その操作は勿論、手動で、水の供給過多による機関内部の腐蝕は深刻な問題となっていた¹¹⁶。

イギリスでは第一次世界大戦前、ガス機関の研究で知られたケンブリッジの B., Hopkinson 教授がその晩年に当る 1913~'14 年、50HP 横型単筒ガス機関を用いて 3.17ℓ/h の噴射率での水噴射実験を行っている。水は燃焼・膨張行程中、燃焼室内部に懸垂された“Sprayer”から燃焼室壁面、ピストン頂部及び直下に位置する排気弁に向けて噴射された。冷却は内部冷却のみで水套は撤去されていた。

本機関の熱効率は 37%で、この値は理論空気サイクルの 64%に相当した。また、機関の

¹¹³ 岡村 純(編)『航空技術の全貌』(上)「第三部 原動機篇 第五節 一、給入圧力と圧縮比との増加」、444, 445 頁、より。

¹¹⁴ 松岡『みつびし航空エンジン物語』108~109 頁の表、110 頁の本文記述を見よ。松岡は何も語っていないが、P&W R-2000 *Twin Wasp* は非常に頑丈な造りの、耐久性重視の発動機であった。この点についても第Ⅲ部で取上げられる。

¹¹⁵ 以下の記述の大きな流れについては主として cf., S., D., Heron, *Development of Aviation Fuels*. in R., Schlaifer and S., D., Heron, *Development of Aircraft Engines and Fuels*. pp.646~651. Robert Schlaifer, *Development of Aircraft Engines*. *ditto.*, pp.222, 230.

¹¹⁶ cf. A., W., Judge, *Automobile and Aircraft Engines*. London, 1924, pp.456~457, *ditto*. 3rd. ed. 1936, pp.547~548, H., R., Ricardo, *The High-Speed Internal-Combustion Engine*. 4th. ed., London and Glasgow, 1953, pp.37~39, 314.

顧れば我国においても漁船用発動機として注水式焼玉発動機が一世を風靡した時代がある。これについて簡単には拙稿「多燃料発動機の時代と日本」(→IRDB)、参照。

熱効率は混合比に相関することが観察された。この実験結果から水噴射によって圧縮比の限界が高められるならば熱効率の上昇が得られるものと見込まれた。また、水噴射による熱点の除去からは体積効率の向上と過早着火の抑制とが期待された¹¹⁷。

ホプキンソンはまたガス機関の冷却を水冷から油冷へと改め、油温を 130°C に保たせながら局所的に高温となるピストン頂部と燃焼室ドームに向けて圧縮行程中に水噴射を行う実験をも行った。この時の運転状況は非常に良好で、2 サイクル機関のパイオニア、Sir Dugald Clerk の見立てに拠れば、水噴射のため熱効率は 5% ほどの低下を来しはしたものの、約 8% という出力増分が得られていた¹¹⁸。

ガソリン機関における水噴射実験のパイオニアはアメリカ国務省標準局(Bureau of Standards)であった。1919 年、標準局では航空発動機への応用可能性をも視野に入れた意気込みだけは壮大な実験がトラック用機関(4-120.65×152.4mm 6.96ℓ ε=3.7)と乗用車機関(6-76.2×127.0mm 3.48ℓ)を用いて実施された。もっとも、後者は燃焼室壁面へのカーボン堆積状況の調査にのみ用いられた。

水噴射量は 1.13~3.31ℓ/h(※ pint=0.47ℓ にて換算)で、最大量噴射時には出力減退が観察された。総じて 13.6~199.3g/BHP-h の噴射率では燃費、出力、運転状況に変化は生じなかった。噴射率が 199.3g/BHP を超えると出力、燃費、運転の円滑性が大幅に損なわれた。燃料の気化が巧く行かぬために過早着火を起こしがちであるような機関や設計が悪く冷却不良個所が“熱点”となって過早着火に陥り易くなっているような機関において水噴射は出力増大を結果するであろうと推論された。一例として 906~3624g/h の水噴射によりカーボン堆積は若干軽減され、カーボンの硬度も低下したが、最大噴射率を用いると相当な出力減退を生じた。カーボン堆積の主たる原因は濃混合気であり、この点に関して水噴射の有無はほとんど影響を及ぼさないことが確認された。

然しながら、実験供試機関は著しく低速・低圧縮比型のガソリン機関であり、高速ガソリン機関にこの実験結果をそのまま適用することは不適當であった¹¹⁹。

イギリスにおけるガソリン機関に対する水(等)噴射研究のパイオニアの 1 人はリカードであった。第一次世界大戦後、イギリスで利用可能であった自動車用ガソリンのオクタン価は 45~50 程度、あるいは更に低いモノばかりであった。イギリスにおいても商用車機関はただ平らに拡がっただけの燃焼室を持つサイドバルブ式がほとんどで、燃料の粗悪性と相俟ってその ε は 4.0 程度に抑えられており、燃費は劣悪であった¹²⁰。

¹¹⁷ cf. Judge, *ibid.*. 1920 年にマンチェスター市工業大学において Walker と Koivulehto によって行なわれた D×S=216×508mm の 4 サイクル灯用ガス機関の水噴射実験については前振りの解説共々、浅川権八「内燃機関」浅川権八・三木吉平『内燃機関・自動車』アルス機械工学大講座 11, 1934 年, 105~106 頁, 参照。大雑把にまとめれば、ノック限界は著しく高められる反面、排気損失が増して熱効率は若干ながら低下するという結果であった。

¹¹⁸ 油冷機関については Judge, *ibid.* 3rd. ed. に拠る。

¹¹⁹ cf. Judge, *ibid.*

¹²⁰ cf. Ricardo, *ibid.*

リカードは可変圧縮比単筒試験機関によって実験研究を重ね、水または水とメタノールあるいはエタノールとの混合液の持つ制爆効果を解明した。その結果として：

- ・乾燥蒸気吸入は制爆効果はあるが cooled E.G.R.の場合同様に最大出力を減退させる。
- ・水噴射は適正になされれば制爆効果が高く、体積効率向上による出力増強効果もある。
- ・メタノールないしエタノール混入は沸点・氷点降下、補助燃料効果故に有効である。

との所見が得られた。

そこでリカードは一方はガソリン、他方は水または水とエタノールないしメタノールとの混合液を蓄える 2つのフロート室を有し、後者からはベンチュリー負圧を拾うダイヤフラムによって自動制御された量の混合液がチョーク管に送られる気化器を製作してバス機関に取付け、1920~21年に予備路上試験を実施した。そして、 ϵ は 5.0 まで引上げ可能になるという事実が判明した。

この“dual carburettor”を装備した多数の改造路線バスはミッドランズや南部イングランドを定時運行し、水のみなら 10%、アルコール混合液では 15%のガソリン節約効果を発揮した。もっとも、この 5%はアルコール代を払えば辛うじてお釣りが出る程度のマージンであった。18 箇月もの間、多数のバスで運行試験が繰広げられた後、“dual carburettor”は結局放棄された。その理由は：

- ・リカード燃焼室の採用と燃料の僅かな改善により $\epsilon = 5.0$ が可能となったこと。
- ・制御に足らざるところがあり、常に多目の混合液携行を余儀無くされたこと。
- ・腐蝕が、特にアルコール混入時に、目立ったこと。

であった。総じて無過給機関への水・アルコール噴射はガソリンのオクタン価が 50 を大幅に下回るような状況下以外ではメンテナンス・コストに引き合わないという事実が判明した¹²¹。

リカードはまた、航空発動機への適用を明確に意図し、体積効率向上と火炎温度抑制を目指した水噴射をガソリン機関に適用したパイオニアでもあった。彼は 1923 年頃、この方面に関する一連の実験を行っている¹²²。

当初、取り組まれたのは燃焼行程中の筒内噴射であつたらしい。しかし、これは装置が錯綜を極めた上、肝心の成績も今一つであつた。そこで、吸入行程終了前である限り如何なるタイミングで吸気から気化熱が奪われようと同じである点に鑑み、実験仕様は吸入行程噴射へと変更された。しかし、これも水を吸入行程において蒸発させるに足るほど微粒化させることが出来ず、幾何かの水が圧縮行程終わりまで液相のまま残留し、燃焼熱の一部を無駄に吸収したため成績不良に終わった。それはデトネーションの抑制策としてはかなり有効であつたが、体積効率、熱効率の向上策としてはほとんど無効であつた。

後に燃料にその 5~10%の水を溶解せしめれば所期の成果が幾つかの副次的効果と合わせて得られるという事実が判明した。この方法によって体積効率と出力は 6~7%向上した。

¹²¹ 無過給云々はこの部分が第二次世界大戦後の著述であるが故に出て来た観点である。

¹²² cf. Judge, *ibid.*, 3rd. ed..

排気弁その他、内部部品の冷却も良好であった。圧縮温度の低下と蒸気存在によりデトネーションは抑制され、より高い圧縮が実用可能となった。

リカードはこの内部冷却法は航空発動機、とりわけ空冷発動機にとって非常に有益であると考えた。それによって地上で(吸気絞りを行うことなく)7.0 ないしそれを超える圧縮比を使うことが可能となり、かつ、発動機各部が低温に保たれ得るからである。また、このことにより地上での出力(離昇馬力)は 20%程度向上せしめられると予測された。但し、水はガソリンともベンゾールとも混和しないので、燃料に水を混和させる方途としてはアセトンやメチルアルコールのような何らかの共通の溶剤が必要となる。

水噴射は水エマルジョン燃料へと姿を変えた。ここでは、それがあくまでも第一次世界大戦期、ドイツで実用化された超過圧縮比発動機なみの圧縮比を吸気絞り無しで、とりわけ空冷発動機において実用するための技術として考究されている点に留意したい。換言すれば、過給発動機についてはこの実験時点におけるリカードの念頭には無かったということである。その後、主流を占める過給発動機においては最終的に水・メタノール噴射が必須の技術となって行くのであるが、リカードのこれらとの係わりについては遺憾ながら未だ管見の及ぶところとはなっていない。

3. 第二次世界大戦期のアメリカにおける研究開発

i. 1930年代までの欧米各国での取組み

ドイツにおいて水ないし水・メタノール噴射に関して先駆的な取り組みが行われていたことについては何の疑いも無い。Schmidt に拠れば、この国では早くも 1915 年に吸気管への水噴射が行なわれた事実があり、'37年には 87 オクタン燃料を焚く行程容積 4ℓ の単筒発動機($\epsilon = 7.3$)に対して 40%の水を噴射した場合、給気温度 100°Cでもノックを生じずに P_{me} を 8 から 9.5ata に引上げることに成功している。石油資源に乏しいドイツとあってはかような技術の開発に早くから目が向けられたことは蓋し当然であろう¹²³。

有機化学工業の先進国であったドイツでは石炭ガスを原料とするメタノール合成が著しい発達を遂げていた。この状況はドイツにおける水・メタノール噴射技術の発達を下支えする技術的要因となっていた。

また、劣悪な燃料事情を託つカナダでも N.A.C.C.(N.A.C.A.のカナダ版)によって 1938 年、58 オクタン燃料から 68 オクタン並みの性能を引き出すため、Armstrong-Siddeley *Jaguar* 発動機に水噴射を行う体系的な実験が行なわれ、その成果が報告されている。

これらに比べればアメリカでなされた研究はそれほど切実な動機に発するものではなく、技術的興味の対象として取上げられたもののようである。即ち、1930 年代初頭、アメリカ陸軍ライト航空基地で燃料噴射装置の開発に当たっていたかの J., F., Campbell は燃料噴射式 *Wasp* 発動機で純エタノールを焚く実験を行ない、68 オクタン(PN)のガソリンを焚く場

¹²³ F.,A.,F., Schmidt/中島桂太郎・吉田正一訳『航空発動機』コロナ社、1943 年、119 頁、参照。

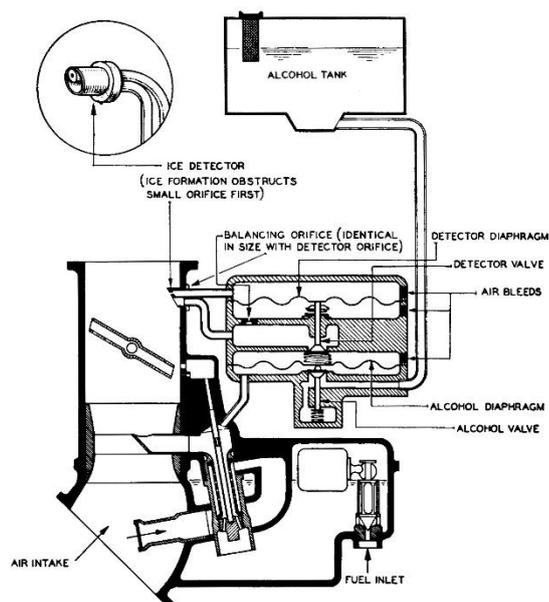
合に比して出力は激増したものの、短時間で9つある気筒の内、3つが破壊された。彼はまた、リカードらの研究成果に基き、エタノール80%、水20%混合液で再試行し、成功を収めた。

同じ頃、彼の同僚でこれからの高過給発動機の吸排気弁としてポペットバルブが良いのかスリーブバルブが良いのかという問題に取り組んでいたF., Prescottは93オクタンのガソリンに対して30%の水を噴射する実験を手がけた。結果は成功であったが、キャンベルの実験もプレスコットの実験も残念ながら内輪の研究に終始し、何処にも波及しなかった。

ライト航空基地で1936年から'41年にかけて水及び水・アルコールを用いた実物発動機による実験研究が続けられ、'41年には希薄・過濃両混合気において噴射の効果は認められるが、後者におけるマージンの方が遥かに大きいことが究明された。しかし、以後、各所で類似の実験が行われはしたものの、何処も実機飛行実験にまでは漕ぎ着けられなかった。

以上とは別に'30年代のイギリスでは気化器凍結防止のため無水エタノールに変性メタノール等若干量を添加した“Ice Inhibitor”を気化器に自動供給する手法が普及していた。図II-II-1には昇流気化器が描写されており、時代を感じさせている。Ice Detectorは別のダイヤフラムにも繋がっており、その変位によってDe-Icing Unit作動ランプが点灯せしめられた。

図II-II-1 イギリスにおける気化器の自動着氷除去システム



Normally the detector orifice is clear, pressures on both sides of detector diaphragm are equal and detector valve is closed. When ice obstructs small orifice pressure rises in the chamber above detector diaphragm and detector valve opens.

Normally the alcohol valve is held closed by spring. When detector valve is opened, suction acts on alcohol diaphragm and allows alcohol valve to open, then alcohol is introduced with the fuel, ice dispersed, pressure balance restored and alcohol valve closed (normal condition).

DIAGRAMMATIC ARRANGEMENT OF AUTOMATIC DE-ICING UNIT FOR CARBURETTORS

Andrew Swan, *Aero-Engines, Design and Practice*. (Handbook of Aeronautics Vol. II), London, 1938, p.260 Fig.21.

勿論、イギリスのみならず、同時代のアメリカ民間航空界においても 68 オクタン燃料を焚く旅客機用発動機の吸気系の着氷防止と双発機片舷飛行時における危急最大出力アップのため、アニリンとアルコール、その他のガソリン不溶性混合液“Anilol” (Anilole は誤り)を噴射する類似の手法が定着していた。

ii. 戦時、P&W による ADI 実用化

過給が当たり前となって以降、イギリスの航空発動機メーカーでは Roy Fedden を擁する Bristol が水噴射の研究に例外的に熱心であったらしい。1938 年には RR も水噴射実験に着手しているが、装置が複雑になるとの理由から'40 年に到ってこれを放棄しており、総じてイギリス実行部隊のパフォーマンスは低調に推移した。

過給発動機における Anti-Detonation-Injection(ADI)としての水・メタノール噴射技術開発に本格的に取り組む、これを一気に標準的技術として確立させたのはかの Pratt & Whitney である。同社はかなり前から豪雨の中を飛行する際、発動機がどれ位水を吸込んでも出力を減じないかについてのデータを採っており、燃料の 2 倍の水を吸込めば発動機停止に到ることも解明していた。

また、P&W は当初、水噴射を本命視し、凍結への配慮から水・アルコール噴射の研究を並行させて来たが、'41 年には出力向上のためにも水・アルコール噴射こそがベストであるとの基本路線を打ち立てるに到った。それでも、P&W における水・アルコール噴射に係わる本格的な研究開発は漸く'42 年 9 月からで、その後発性は覆うべくもない。

しかし、実験を通じて P&W は遅まきながらも水噴射により過濃混合気の場合、20~30%、あるいは 40%もの出力向上が得られることを確認した。これを踏まえ、同社は戦闘機用の自動水噴射システム開発に着手する。水は格闘戦での使用約 10 分間を賄える分だけ搭載され、発動機冷却系の設変は皆無であった。水噴射によって液体の総使用率(g/HP-h)に変化は生じなかった。これはガソリン単体の場合、全力時には約 6%の燃料が燃料冷却のために捨てられていたことと総液体使用量が増えても、応分の出力向上が得られていたことに困っている。

その後、揮発性の面においても供給上の制約が緩いという点からもエタノール(穀物醸造によって得られる)より有利なメタノール(木材乾留による)が選ばれ、これと水とをほぼ半々に混合した液が噴射されるようになった。この装置の量産は'43 年に始まり、7 月には連合国側の全ての戦闘機用発動機へ装備作業がスタートした。当時のアメリカ軍の代表的戦闘機で例えば R-2800 搭載のそれを挙げれば、海軍の F-4U *Corsair* と F-6F *Hellcat*、陸軍の P-47 *Thunderbolt* がその対象であった。勿論、'43 年 4 月に初飛行し、大戦中、1,700 機ほどが武器貸与法に基いてソ連に提供された Bell P-63 *Kingcobra* のアリソン V-1710 発動機にもこの水・メタノール噴射装置が装備されていた。

それ故、こと戦闘機における水・メタノール噴射付発動機の真の実用化・実戦配備においてはアメリカ側の方が“雷電”の火星 23 型などより余程先行していたことになる。この辺りは流石、P&W の実力、と言うしかあるまい¹²⁴。

P&W に依って開発された ADI 装置は基本的な仕組みこそ終始一貫していたものの、時間経過と共に若干の変更が加えられている。以下では戦時中に用いられていたと思われる装置について紹介を試みたい^{125, 126}。

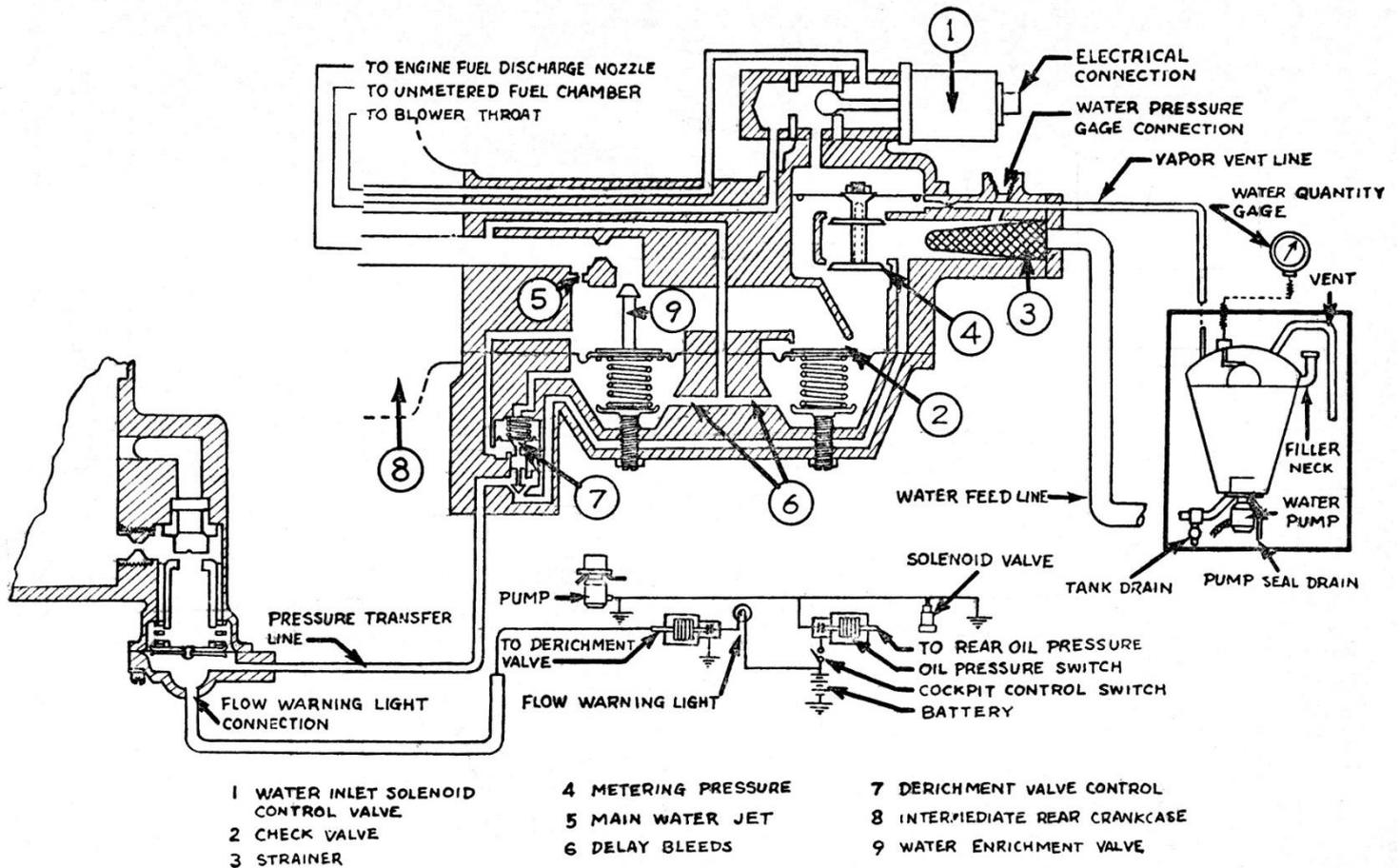
¹²⁴ 100 式司令部偵察機の金星 62 型を取上げれば日米同等と言って良いかも知れない。但し、規模は段違いであった。P&W の水・メタノール噴射システムについては原 勇記の連載稿「航空発動機補機」の 3 つ目、『エンジン』Vol.2 No.4, 1956 年、の後半にも混合液組成の規格 3 種類等を含め、体系的に解説されている。

V-1710 への水・メタノール噴射装置採用については cf. Daniel D., Whitney, *Vee's for Victory! The Story of the Allison V-1710 Aircraft Engine 1929-1948*. Pennsylvania, 1998, pp.159, 167.

深尾は三菱のプライオリティーを誇り、「その後プラット社の発動機も離陸用として水噴射をしている由である」と述べているが、誤認も甚だしい。P&W は大戦中、戦闘定格出力向上策としての ADI 技術標準化に三菱に先んじて成功していた。「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、127 頁(『大幸随想』巻頭にも載録)、参照。

¹²⁵ 筆者がこれを原型と見做すのは本図に示される⑦を含む機構が最も複雑だからである。Victor F., Bingham, *Major Piston Aero-Engines of World War II*. Bath 1998, p.113 には

図 II-II-2 戦時中 R-2800 の気化器に装備されたと思しき水・メタノール噴射装置



日本航空整備協会前掲『航空発動機』158頁，第134図。

このシステムは Bendix-Stromberg 噴射気化器(戦後の型式は PR-58 型)への附属物という体をなしており，水・メタノール混合液はこの気化器の噴射ノズルに送られ，ガソリンと混合の上，噴射された。それ故，完成形態としてはガソリンと混合液との混合物のスピナー噴射ないしスリンガー噴射という格好で噴射が行われたことになる。制御装置は3つのダイヤフラムと弁から構成された。

下半部から⑦が撤去された(Derichment Valve への水圧伝達は Water Pressure Gage Connection[図の右上]からの直結となった)にも拘わらず，上半部にはこれへの連絡孔が行き止まりの状態に残されている図が掲げられている。これでは，大戦中のモノかも知れぬが，少なくとも原形とは見做し難かるう。M.,J., Kroes, T.W., Wild, R.,D., Bent, J.,L., Mckinley, *Aircraft Power Plants*. 6th.ed., N.Y. et al. 1990, pp.146~147 には件の連絡孔の無い最もスッキリした図が掲げられている。最終版と推定される所以である。

¹²⁶ 機構解説については主として Kroes, Wild, Bent and Mckinley, *ibid.*, pp.146~147 に拠っている。

①Water Inlet Solenoid Control Valve はブースト圧が定められた値を超えている時のみ ADI 装置を ON にするスイッチである。

④Metering Pressure Control Valve は気化器に送られる燃料圧力を上面で、水・メタノール・ポンプからの圧力を下面で受ける。パイロットが ADI スイッチを入れると燃料送油圧が上がり、④は開いて速やかに流量を増加し得る位置につく。水ポンプからの送水圧が上がって来ると燃圧との均衡を生じ、④は閉じられる。

②Check Valve は送水圧の上昇につれて⑥Deley Breeds の小孔の絞り損失による背圧に抗しつつ徐々に開かれる。ADI 装置の停止中、燃料は送水管に逆流停留する。これが ADI 起動時、再度、噴射弁に送られ噴射されれば Full Rich 又は Emergency Rich にセットされた気化器からの混合気は著しく過濃となって発動機にカブリを生ずる。これを防ぐため、この制御装置からは(ここでは⑦を介して)気化器の Derichment Valve(左端)のダイヤフラムに水圧を伝え、これを絞ることにより気化器本体での混合比を希薄化する。気化器本体分と送水管滞留分とを合わせれば最大出力混合気を得られるという寸法である。Derichment Valve は ADI 装置の定常運転中は絶えず一定の水圧を受け、トータルでブースト圧に見合う最大出力混合気を得られるようにガソリン供給量を若干絞る役割をも担うエコノマイザである。勿論、水・メタノール混合液が尽きてしまえばこの補正動作は自ずと失われる。

⑨Water Enrichment Valve は送水の微調量を司る。

この ADI システムは、日本人にとっては恐らくやや意外なことに、高湿度の環境下において特に有効であった。高湿度の大気条件下においては水蒸気分圧によって酸素分圧が低下している。このため、ドライ運転での離昇時、混合比を十分な燃料冷却が確保される程度までリッチに設定すると酸素分圧低下によって真の狙いより更にオーバーリッチな混合比となり発動機をカブらせ易い。この時、ADI を起動すれば全体として最大出力混合比が設定されるように酸素食いであるガソリンの流量の方が抑えられるから、かように微妙な問題に対する危惧は生じない。メタノール CH_3OH は C_8H_{18} を以って近似されるガソリンと異なり酸素を含んでいるだけに大気中の酸素を食う量が応分、少ないという理屈からである。勿論、ガソリンに混入されて噴射された水が水蒸気となって吸気の酸素分圧を下げようとしても、双方とも既に吸気系の中で囚われの身であるが故にそこからは何の変化も現象され得ない。

ADI 装置付き発動機の肝心の実力についてであるが、K., D., McCutcheon は水・メタノール噴射技術、アメリカ流に表現すれば ADI に係わる実験の挿話として R-2800 C がマニフォールド圧 150in.Hg(絶対圧表示：ゲージ圧では船用中・大型ディーゼル並みのほぼ 3.0 気圧)というブーストで 3, 800 馬力(!)を叩き出したと伝えている。それは発動機の運転状況にさしたる変調が認められなかったため試験担当が一瞬気を抜き、ふと電気動力計のメーターに目を遣ったところ 3, 800 馬力で均衡していたので驚かされたという逸話である。残念なことに、この時の回転数については触れられていないが、相当な高回転になっていたものと考えられ、しかも、この状況で主運動部の振動に係わる問題は全く顕在化していなか

ったというから見事である¹²⁷.

過給圧が極度に高められていた割に出力がこの程度(!?)であったのは過給機出口圧力を高める程に吸気弁まで含む吸気系に“鼻詰り”状態が招来されていたからであろう。発動機の吸気管内における流れは非定常の断続流れであり、極めて複雑な様相を呈することは容易に想像されるが、“連続定常流れにおける通過流量はオリフィス絞り前後の圧力差の平方根にほぼ比例する”といった原理的特性を遥かに複雑にしたような現象が吸気弁付近では生起していたものと考えられる¹²⁸.

無論、かような高過給は熱負荷の点からして瞬間的にのみ許容されるものであったろうし、実機に装備される場合の負荷は動力計の従順な発電機ではなくプロペラである。高回転でかような大馬力を吸収し、なおかつ高い推進効率を発揮するようなプロペラが、あるいはそうまでせずとも済ませられるような具合の良い減速装置が果して調達され得たのか否かという点は自ずと別問題である¹²⁹.

また、J., Connorsはその著書の中でテストベンチにおいてノーマル2,400HPのR-2800は水噴射により3,400HPをマークしたが、その運転状況が「絹のように滑らか」であったため試験していてそのことに気付かなかった、とのP&Wテストエンジニアの回想を引くと共に、実戦配備されたP-47のR-2800の戦闘定格出力が3,200HPに及んだというエピソードをも伝えている¹³⁰.

3,400HPであれ3,800HPであれ、かような高回転・高負荷にR-2800の主運動部が易々と耐えられたのはその造りが骨太で頑丈であったからではなく、そのクランク軸に周到極まる振動対策が講じられていたからである。この点については空冷星型発動機を扱う第Ⅲ部の第Ⅶ章2節で詳しく論じられる。

更に、持てる国アメリカの実力派企業であるP&Wは前線においてメタノールが入手出来ないような危急時、海水を以って水・メタノールに替えても充分実用に堪えるというところまで徹底した確認を行っていた。所詮、貧乏国日本の大企業あたりバラック技術とは

¹²⁷ cf. Kimble D., McCutcheon, *No Short Days: The Struggle to Develop the R-2800 "Double Wasp" Crankshaft*. p.6-1. この文献はネット上のモノで公開年不詳。Aircraft Engine History Society(AEHS)のHP, “piston engines” から入って行ける。この論文の真価については第Ⅲ部で充分、役立てさせて頂くことになる。

¹²⁸ 絞り流路の短い「オリフィス絞り」の特性については日本機械学会『機械工学事典』1997年、545頁、「絞り」の項、参照。

¹²⁹ 因みに、高馬力にチューン・アップされた発動機に見合うプロペラの調製はリノのエアレース辺りでも難問となっている。プロペラや減速機を全く最初から開発するのはアマチュア・レーサーにとってはコスト的に不可能であるため、旅客機用大径ペラを寸詰りして先端速度を抑えたようなモノが調製されているようである。RCエアワールド編集部『なぜ彼らはプロペラ機を愛するのか? USA リノのエアレーサーたち』樞文庫, 2004年, 参照。

¹³⁰ cf. Jack Connors, *The Engines of Pratt & Whitney A Technical History*. Maryland, 2010, pp.135, pp.143~145. それに対応するブースト圧については何も記載されていないが、参考として第Ⅲ部では戦後の民間機用 *Double Wasp* の危急運転時の回転数、ブースト圧に触れることになる。

そのレベルが根底から違っていたということである！

大戦中、アメリカでは Packard もまたライセンス *Merlin* への水噴射についての研究を行っていた。その発端はイギリスの 100/150 ガソリンから得られるのと同等の最大出力をアメリカの 100/130 ガソリンから得ようという動機にあったが、大戦末期、実用化されたのは 115/145 ガソリンを焚く長距離護衛戦闘機の発動機(機械式 2 段過給機, アフタークーラ付)から 2, 200HP の戦闘定格出力を引き出そうというシステムであった。それは 1945 年 2 月に投入された P-51 H *Mustang* に装備され, 離昇出力 1, 900HP, 最大出力 2, 200HP@3, 100m が実用化されることとなる。日本機がこれと相まみえずに済んだことはせめてもの幸いである。

もっとも、何故かこのシステムを大形爆撃機など、重荷重を負って離陸する飛行機用発動機の離昇出力向上策として利用する試みは結実しておらず、唯一計画された B-29 の R-3350 に対する適用も未遂に終わり、その実行や旅客機・輸送機用発動機への本システム装備は総て日本降伏後の事蹟となっている。

なお、P & W の水噴射装置が連合国で標準的に使用されるようになった後、水噴射に係わる包括的な特許権はこともあろうにブリストルに帰属するところとなった。しかし、これを真に標準的な技術の域に高めたのが誰でもない P&W の功績であることは欧米ではあらゆる業界人の知る所であった。

4. 三菱における水・メタノール噴射技術開発

i. 基礎研究と燃料事情

わが国における当該分野の基礎研究の一端としては三菱ではなく、東京帝国大学航空研究所員、栗野誠一によって開拓された単筒試験発動機におけるメタノール噴射実験が良く知られている。そして、特筆されるべきはその技術が陸軍の提案に基き航研で基本設計、川崎航空機で詳細設計並びに製造が行われた高速中間試験機、所謂「研三中間機」という形で一足飛びに実機へと具体化された事実である¹³¹。

1939 年 4 月 26 日、ドイツの Me109R 競速機(Me209)は 755.138km/h という FAI 世界速度記録を樹立した。これを承けて日本陸軍は俄かに記録更新を思い立ち、航研に実験機の開発を依頼する。開発計画は 2 段階に分たれ、まず“中間機”「研三」で 700km/h を実現し、第 2 段階で世界記録更新を狙うという算段であった。発動機としては前面投影面積の小さい水冷(液冷)が適当とされ、上述の通り川崎航空機に 3 基サンプル輸入されていた DB-601A が航研に貸与され、これにチューニング・アップを施す方針が決定された。

¹³¹ 栗野誠一「高過給、メタノール噴射に依る出力増大法に就て(第 1 報 理論的考察)」, 「同(第 2 報 単気筒実験)」『航空研究所集報』202, 205 号, 1941 年 6, 9 月, 山本峰雄「キ 78(研三)設計記」『航空情報』1957 年 2 月(鳥養鶴雄監修・別冊航空情報『知られざる軍用機開発』(下巻) 酣燈社, 1999 年に再録), 航空情報別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』酣燈社, 1969 年, 203~205 頁(横森周信), 日本航空学術史編集委員会『わが国航空の軌跡 研三・A-26・ガスタービン』13~35, 111~121 頁, 参照。

DB-601A は Me209 搭載発動機のベース・エンジンでもあったし現物は輸入品であったから、これは安直ではあるが一向に悪くない選択であった。

そこで担ぎ出されたのが栗野によって研究されていた純メタノールの噴射である。「研三」用 DB-6-1A 改は+200mmHg 程度までのブースト圧においては 92 オクタン・ガソリンを、+300mmHg 以上では 100 オクタン・ガソリンを焚く仕様とされた。本来のブースト圧自動調整装置は撤去され、過給機駆動用流体継手への油量を手動で切替えるコックの操作により過給機回転速度が増してブースト圧と外気圧との差が+300mmHg を超えると自動的に 100 オクタン・ガソリンに対して容量比 25~35%程度の純メタノールを過給機入口に連続噴射するメタノール噴射システムが装備された。メタノールの噴射率が 40%を超えると吸気管内で過早着火を生じたため、その値は 30%前後までに厳しく制限された。

栗野が何故、ヨリ高い内部冷却効果を有する水・メタノール噴射を選ばなかったのか些か不可解であるが、恐らく大した理由など無く、実験系列としては当然、次に水・メタノール噴射辺りが験される筈であったにも拘わらず、陸軍の慫慂により押っ取り刀で純メタノール噴射の「実用化」に走らされたというのが多分、真相なのであろう。

結局、「研三」(キ-78)は'42年の末に完成し、12月26日に初飛行、'43年12月27日、その第31回目の飛行において記録された高度3,527mにて699.9km/hが短い生涯最高の速度記録となった。これは鳥養鶴雄に拠ればFAI公認記録が要求する高度75m以下という環境下における大気密度に換算すればこの記録は624km/hに過ぎず、Me109R競速機による世界記録には遠く及ばぬ成果であった。

当事者達は「中間機」としての使命はこれでも果せたと解釈しているが、戦況の悪化により記録更新を狙う第2段階は遂に画餅と帰した。「航研機」にしても同断であったが、そもそも時局下、陸軍、航研、川航といった主体が「研三」の如き道楽にかまけたことの是非については鳥養によって厳しく指摘されているところである¹³²。

また、蒸し返せば、純・メタノール噴射というのも確かにやや奇異ではあるが、「キ78(研三)設計記」での山本や航空情報別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』において横森周信が「日本最初の」と形容したその純メタノール噴射を栗野だけが「世界で初めて」と繰り返し強調しているのも一層不可解ないし著しく根拠薄弱・我田引水という他ない。実験ならとうの昔にドイツ辺りで行われていたことであろうし、本当に実用化するなら“純”などではなく、水・メタノール噴射に若くはないからである。

航研の道楽とは対極に位置した三菱重工業における実施例については「燃えそうなものは手当たり次第に燃料化する研究をやり、その研究が完成して燃料化が出来る頃にはもうその材料も入手困難になり、又他の方面に手をつけるという様な事になった」「支離滅裂」(中田)な本邦航空燃料開発史の基本問題と絡む点でもあり、若干の説明が必要である。

中田に拠れば、この国は太平洋戦争を仕掛けてから2年位はアメリカから輸入し備蓄していた航空燃料で戦い抜き、この間に南方油田開発を推進して爾後の戦力維持を図るとい

¹³² 鳥養鶴雄監修・別冊航空情報『知られざる軍用機開発』(下巻)、73~74頁、参照。

うアイスクリームより甘い目論見を抱いていた。しかし、いざ入手してみれば南方産原油は性状に劣り、加鉛しても 80 オクタンほどの揮発油しか得られず、忽ち苦境に陥った。そこで、様々な添加元素を手当たり次第に試した挙句、加鉛量を激増して 87 オクタン、これにアニリン($C_6H_5NH_2$)を添加して従前の 92 に近い 91 オクタンの揮発油を捻り出すことに成功した。しかし、漸くアニリンの実用化に漕ぎ着けた頃には南方産原油自体の輸送途絶により史上稀なる好戦国家はその息の根を止められてしまった¹³³。

嘉納吉彦に拠れば、三菱における水・メタノール噴射の推進者はガソリン噴射の場合と同様、稲生と杉原であり、深尾に拠れば組立・運転担当の熊谷直孝もそこに加わっていた¹³⁴。杉原をバックアップした稲生光吉は取締役時代の 1956 年、岡村が立案した戦車用 2 サイクル単流掃気ディーゼル開発計画が三菱日本重工業の役員会に上程された際、大井上 博取締役が開陳した反対意見を押し切って開発をスタートさせる張本人ともなった経緯に象徴される通り、根っから新しもの好きの技術者であった¹³⁵。

同じく嘉納に拠れば、高過給によって発動機出力の向上を図るにはノッキングないしその極端な形態としての異常燃焼対策として燃料のオクタン価を上げねばならないが、三菱における実験を通じて大きな気化熱を有する水を燃料とは別にこれと同量ないしやや少ない程度、給気中に吹き込めば、100 オクタンを 370g/HP-h 使用していたのと同等の性能を 87 オクタン 300g/HP-h で発揮出来ることが確認された。無論、その効果は高オクタンガソリンを焚く場合の方が大きいと予想されたが、それはこの国においては所詮、叶わぬ望みであった。

水は高ブースト時のみに噴射されるから機体携行水量は僅かで良く、水の凍結防止はエタノールないしメタノールを約 50%混合すれば可能であり、アルコールはそれ自体が高オクタン燃料でもあったから水単体噴射より混合液噴射の方が一挙両得になる、といった常識的な点も確認された。そして、三菱においても沸点が低く、医療用にも使えない有毒物質であるメタノールが混合物として選ばれた。

嘉納は純メタノールの噴射……「研三」用 DB-601A 改におけるような……でも効果は認められたが、水単体噴射時のそれには及ばぬことが明らかにされた、当初悩まされた混合液に因る金属接合部の腐蝕を防止するには重クロム酸カリ 0.3%の添加を以て足ること

¹³³ 中田前掲「航空燃料」(『航空技術の全貌』(下)), 511~512, 517 頁, 参照。

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』133~139 頁の記述は練習機用のメタノール混入ガソリンに関するデータを含むなど、興味深い。戦略爆撃調査団に依る報告書のくせにオクタン価の低下という航空ガソリンにとって致命的な問題に何故か触れておらず、余りにもミスリーディングである。なお、そこに掲げられている航空燃料の量的推移図(表 K)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。

¹³⁴ 開発担当者としての熊谷の名は菱光会『往事茫茫』第一巻、262~293 頁所収の深尾淳二「金星」、273 頁、より。

¹³⁵ 戦車機関開発の事蹟については松村哲也「ZF エンジン誕生への道程—開発への道程(1)」『内燃機関』Vol.28 No.361 年 11 月、参照。

が解明された、また、この国ではメタノール合成法に対してなされていた先行手配がここで珍しくも大いに奏功した、と述べている¹³⁶。

三菱の装置においては水・メタノール混合液は低圧ポンプで給気管内に噴射された。無論、それは気化器式発動機にも噴射式発動機にも装備され得るシステムであった。そして、後述される通り、海外での動静を含め、実際に成績が良かったのは噴射式気化器を含む気化器装備の発動機であった。

嘉納が伝える混合液の組成(容積比)は：

水	50%
メタノール	50%
特殊乳化剤(三菱石油研究)	0.3%
比重	0.92

噴射圧力(kg/cm²)は：

	ポンプ圧	噴射圧
離昇時	1.6~1.8	1.2~1.4
公称時	1.6~1.8	0.4~0.5

であった。その技術的確立は1940年とのことである。

気になる杉原自身による研究経過の記録としては名發の実験レポート速報版たる『研究實驗報告』K第151号(1940年7月)より宮崎四郎との共同執筆による「氣管内又ハ給気管内ニ供給セラレタ水ノ發動機性能ニ及ボス影響ニ關スル研究報告」の連載が始まっており、本号の「第1号 氣管内又ハ給気管内ニミズヲ噴射セル場合ノ概括的研究」、以下、管見の及んだ範囲ではK第154号(41年4月)に「第3号 管内最高圧力測定試験」、K第169号(41年3月)には「第5号 水ノ代リニ『エチルアルコール』ヲ噴射セル場合及ビ『ガソリン』ヲ用ヒ消費率ヲ増シタ場合ノ運転可能ナル燃空比ノ範囲ノ研究」、K第170号(41年3月)には「第6号 水ヲ吸気孔内ニ連続的ニ注入セル際ノ運転可能ナル水燃比ノ範囲ノ研究」が掲載されている。

実験装置は“エンケ過給器”を用いてタンクに加圧された空気を溜め、これを所定の圧で空冷単筒発動機(金星の単気筒)に供給して水を噴射させ、その位置・様式を取り混ぜて性能測定する最も基礎的な実験が体系的に展開されていた。この実験系列においてはポート内水噴射から筒内水噴射、果ては調時水噴射までが視野の中に収められていた¹³⁷。

¹³⁶ 日本海軍は1929年頃、ドイツにおけるメタノール合成法の発展に着目し、徳山燃料廠において同法の研究をスタートさせていた。'34年にはパイロット・プラントが立ち上げられ、その技術は後年、水・メタノール噴射の普及を助けることとなった。これは本邦戦時燃料政策における稀有の成功例をなした。中田「航空燃料」(『航空技術の全貌』(下)、506~508頁)、参照。

¹³⁷ エンケ過給器とは4つの突起を有する大径の回転体と3つの窪みを有する小径の回転体を歯車で同調回転せしめ、歯車ポンプやルーツブロアのような所作で吸・排気する送風機。例えば、船津恭一「Enke型送風機の性能試験(第一報)」『航空研究所彙報』132号、1935年8月、参照。第二報については未見。我々は第III部で改めてこの機械の外貌に接するこ

各号は：

- ・第1号 水噴射，ガソリン噴射共に体積効率上昇は筒内噴射を行う場合が大である。筒温は何れにおいても低下するが，出力低下は燃料増加噴射の場合の方が著しい。水噴射により高いブースト圧が実用可能となる。装置の軽量化と発動機内部の発錆対策が課題である。
- ・第3号 空燃比 13，水燃比 0.8 の場合，87号ガソリンを用いて 100 オクタン並の出力を 12%低い P_{max} で出すことが出来る。
- ・第5号 +550mmHg のブースト圧を実用するには空燃比を 13 にしてエチルアルコール噴射を行うのが最良である。
- ・第6号 第4号では水の給気管内調時噴射が報告されたが，今回は吸気ポート内連続噴射。こちらの方が総じて優れた成績を示す。

といった要旨となっている。

それらからは実用化された過給機への連続噴射とは全く異なる，恰も燃料噴射の延長の如き視角からの実験が展開されていたことが観取される。しかし，100式司令部偵察機Ⅲ型や“雷電”の投入時期を勘案すれば嘉納の水・メタノール噴射技術確立＝1940年頃説がそれ程大きな誤りを含んでいるとは到底考えられない。あるいは，“実用”技術が確立した後，杉原らが道楽的研究に走っていたと解釈出来ぬことも無かろうが，“実用化”された筈の技術が低い完成度故に散々不調を託ち，“雷電”自体の実戦配備を遅れに遅らせる一因となっていた窮状を勘案すれば，到底，現実的な推定とは言えない。

かかる状況と『研究実験報告』の内容とを考量すれば，実験期日と掲載時期との間には相当のタイムラグが介在せしめられたものと憶測して折り合いを付けるしかなくなる。技術の秘匿という点からすればこれもまた当然の成行きであろう。遺憾ながら“実用”技術に直接繋がるような内容を有する杉原らによる基礎研究報告の類については一切，未見である。

三菱における基礎研究についてはこの程度にしか詳らかにし得ないので，補足的に三菱の水・メタノール噴射に係わるとしき特許について紹介しておこう。一つは三菱重工業の「特許第 135207 号」出願 1937 年 11 月 16 日，特許 1940 年 3 月 7 日，である。これは理論に関する特許である。即ち，吸入行程において「水其ノ他ノ」冷却剤を吸入させ圧縮行程における負の仕事を低下せしめる一方，膨張行程における正の仕事も減少させて図示仕事に変化していないようなモデルを描くことが出来る。この時，燃焼最高温度と膨張終端温度は共に低下しているので，熱効率にも変化は無いように思えるが，同じ温度差の下でのカルノー効率は低温域の方が高いため，熱効率は高くなっている。燃焼最高温度が抑えられた分は過給度アップへのマージンとしても遣うことが出来る，との主張が為されているものの，少なくとも熱効率向上云々については針小棒大な内容である¹³⁸。

とになる。

¹³⁸ 『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』315~316頁，参照。熱効率向上のカラクリ

1940年5月13日出願，1941年5月12日特許の三菱重工業「特許第143424号」は既往の杉原式燃料調量装置を水供給量自動調整装置として用いる，ガソリンを水に替えただけの純然たる技術の遣い回しの請求内容となっている。但し，実行は伴っていなかったであろう¹³⁹。

今一つは「特許第148720号」出願1941年1月28日，特許1942年2月27日，である。こちらは一転して「排出行程ヨリ吸入行程ニ亙リテ気筒内ニ水其ノ他ノ」冷却剤を噴射し，気筒温度を下げ，デトネーションを抑制するのがその狙いとするところであった。こちらの方が上に見た杉原らの基礎研究の実態にも幾分，近い請求内容の特許となっている¹⁴⁰。

この外，水・メタノール噴射の技術は連続低圧燃料噴射システム，即ち，噴射気化器及び連続ポート噴射装置と通底するものであるから，燃料と冷却液＝水・メタノール混合液それぞれに遣い分けた別個の，あるいは何れにも対応可能と銘打った表裏一体のアイデアに対して三菱は幾つかの特許を認められている。これらの関連特許については低圧噴射システムを扱うⅢにて一通り言及される。

次に，実用品に目を転じ，我国における水・メタノール噴射導入期における一般的燃料状況，まさしくその「支離滅裂」振りを感得するため，揮発油を焚く側，即ち当時の三菱発動機のマニュアルから当たってみることにしよう。

1941年12月に海軍航空本部から第一版が発行され，以後，手許の個体に関する限り，'43年5月まで逐年，差し替えにより改訂され続けた加除式資料『金星発動機五〇型 取扱須知』I-109頁に，その使用燃料はブースト圧+300mmHg以上では「航空2号揮発油」，同+250mmHg以下では「航空91揮発油」【傍点引用者。以下同様】と記されている。また，その元版である'43年5月発行の『金星発動機五〇型 取扱説明書』I-1203頁の記述も同様である。つまり，持たざる国らしく飛行状態によるガソリンの使い分けが励行されていたワケである。

然るに，金星50型の『須知』I-411頁には離陸に際しては「離昇用燃料に燃料コックを切換ふべし」，離陸後は「航空92揮発油に燃料コックを切換ふべし」とある。金星50型『取説』I-7101頁の記述も「離昇時は航空2号揮発油公稱以下は航空92揮発油を使用し之以下の規格の燃料を使用すべからず」であり，同じ主旨となっている。同じく，1942年7月30日，横須賀海軍航空隊の発行になる『火星発動機一〇型 取扱参考書』の「要目」の項，4頁にも使用燃料として「離昇 航空2号揮発油」，「公稱以下 航空92揮発油」とある。然るに，同169頁，「取扱法」の項においては「正規燃料トシテ離昇時航空2号揮発油，公稱以下ハ航空91揮発油ヲ使用シ之以下ノ燃料ヲ使用スベカラズ」などと，やや異

は結局のところカルノー効率に係わる T_2/T_1 が絶対温度表示であるため， $T_1=1000^{\circ}\text{C}$ ， $T_2=500^{\circ}\text{C}$ といった高温域より $T_1=600^{\circ}\text{C}$ ， $T_2=100^{\circ}\text{C}$ といった低い温度域の方が分母に加わって来る273の影響が大であるため。

¹³⁹ 『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』428頁，参照。

¹⁴⁰ 『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』553頁，参照。

なった記述が観られる。

要するに、切替えが行なわれたのではあるが、それが「2 號→91」であったのか「2 號→92」であったのか、前後の記述が時にふらついていたワケである。もっとも、92 と 91 との違いについては先に見て来た通りであったから、ここで問題にしたいのはその何れが正解かといったコトではない。問題はそれらの何れよりも少しは高オクタンであった筈の「航空 2 號揮發油」の正体と我国における「離昇用燃料」開発の具体的経過との絡みである。離昇用に特別な燃料を焚くというのは如何にも大儀なことであるが、厄介なのは当方がこの離昇用燃料、航空 2 號揮發油なるものについて十分、説得的なほど詳細に述べた文献にお目にかかった^{ためし}験がないという点である。

これは同時代の工学文献においては国内規格の詳細が意図的に伏せられていたからに他ならない。然しながら、中田の「航空燃料」(『航空技術の全貌』(下)、第三部)や加納の『日本航空燃料史』といった代表的な戦後文献においてさえ、この種の離昇用燃料に関する記述は極めて乏しいのである。

そもそも、言葉遣いとして普通に用いられて来た「航空二号揮發油」なるタームは、大正末期以来：

……航空揮發油は主にカリフォルニア原油を輸入して製造され、分溜性状の差異によって航空一号(極寒地用)、航空二号(冬季用)及び航空三号揮發油(その他季節用)の三種に分ち、使用の際にはベンゾールを 30%混入するものと定め、航空潤滑油はすべてカストル油(ヒマシ油)であつた(『日本航空燃料史』1 頁)。

と伝えられているような時代からの由緒ある、言わば古称に属する分類概念であり、特別な高オクタン燃料云々には全く該当しない概念である。

その名は各種揮發油の性状を詳しく一覧した同書、第 6 表(10 頁と 11 頁との間)にも「海軍航空二号」、「日石航空二号」という形で見受けられるが、こちらが'33 年に測定されたオクタン価 70 の無鉛ガソリンという古めかしい規格であるから話にもならない。

さりながら、同書 24 頁、第 10 表、'37 年改正の「海軍航空揮發油規格」に「航空 2 號揮發油」の名は無く、以後の頁においても戦時下の松根揮發油に到るまでの様々な取組みが紹介されているにも拘らず、「航空 2 號揮發油」に関する記述は皆目見当たらない。これは規格の改廃が頻々として繰り返されたことの反映でもある¹⁴¹。

それでも、加納は離昇用燃料という趣旨の技術開発として'36 年頃、海軍航空廠発動機部第二科で星宮 啓技師によって探究された「離昇用均一高耐爆性燃料」開発について触れてくれている(28~32 頁)。アメリカ Standard Oil Co.製の 100 オクタン燃料=Stanavo

141 因みに、松根油について中田は「航空燃料」(『航空技術の全貌』(下)、539 頁)に曰く、「戦後、米軍の調査団が燃料廠に来て、研究報告を徴して行つたが、関心を示したのは松根油の研究だけだつたとか言うことだ。そう言えば、成るほど頼るべき文献も特許の記事も全然なかつたのは松根油だけだつた。だが燃料廠の技術者は水素添加、接触分解、接触改質等かねて手馴れていた操作を松根油という新原料に施したに過ぎなかつたのだから、あまり自慢にならないかも知れない」などと述べている。

Aviation Gasoline の A.S.T.M.分溜試験結果をヒントに、揮発油を 25%ずつ 4 つの溜分に
分ち、それぞれのオクタン価が 100 に近づくよう「航空基揮発油」に各種燃料と耐爆剤を
工夫配合したものがその実体である。かような手間をかけたのはガソリンは性状を異にする
成分の混合物であるが故に、オーバーオールでオクタン価幾らと検定されても、ある気
筒のあるサイクルに分配されるガソリンのオクタン価がその平均値に等しいという保証は
何処にも無いからである¹⁴²。

これは大きなヒントになる情報である。中田に拠れば、この「離昇用均一高耐爆性燃料」
は他の 4 種のガソリンとの対照実験に供された。興味深いことに、比較対象の一つとして
嘉納は「航空 95 オクタン燃料(仮称)」なるものを掲げており、中田自身は星宮がイソプロ
ピルセレン(C₃H₇Se)を 0.4%、加鉛燃料に加えると 87 オクタンが 92 となり、92 が 96 とな
ることを見出したものの、「排気に悪臭があるので使用者は喜ばなかつた」とも述べている。
しかし、「離昇用均一高耐爆性燃料」はかようなライヴァルとの対照実験に供されはしたも
の、結局、それ自体が実用化一步手前の存在に終わってしまった¹⁴³。

他方、'41 年 9 月の日本標準規格、第 3 条においては次の如く規定されていたという動
かぬ事実が判明している¹⁴⁴。

第 3 條 燃料油第 1 種ハ甲號乙號ニ區別ス、何レモ航空發動機ノ燃料トシテ適當ナル
品質ヲ有シ水又ハ沈澱物ヲ混ゼズ次表ノ規定ニ合格スルヲ要ス。

甲號(航空機用配合燃料)

		1 號	2 號
オクタン価	單 味	93 以上	90 以上
	加鉛(0.1)	100 以上	100 以上

乙號(航空機用揮発油)

	1 號	2 號	3 號	4 號	5 號	6 號
オクタン価	95	92	90	87	85	77

¹⁴² 離昇用均一高耐爆性燃料については中田「航空燃料」(『航空技術の全貌』(下)), 516~517
頁, をも参照。

A.S.T.M.(American Society of Testing Material)分溜法は我国でも若干の修正の上、海軍燃料
油及潤滑油試験法第 12 號分溜試験法として使用されていた。これに限らず、日本はアメ
リカの様々な規格を導入、時に翻案し、工業規格の体系を構築していた。A.S.T.M.分溜法
それ自体については秋田 穰『自動車及航空機燃料』共立出版、1940 年、208~214 頁、山
口文之助『高空燃料及潤滑油』工業図書、1942 年、41~43、46~48 頁、富塚 清編『航空
發動機』共立出版、1943 年、79~81 頁、参照。

¹⁴³ 中田「航空燃料」(『航空技術の全貌』(下)), 513 頁、参照。

¹⁴⁴ 諏訪哲郎・稻留武男『内燃機燃料の耐爆性』山海堂理工學論叢(62)、1944 年、16 頁、
より。

これを見れば、「航空 2 号揮発油」がその用途並びに期待される 91 ないし 92 より高いオクタン価からして、それが星宮技師の「離昇用均一高耐爆性燃料」の流れを汲むものであるのか否かは措くとして、「燃料油第 1 種甲號の 2 號」ないし「同 0.1%加鉛ヴァージョン」を意味したとの可能性を否定することは出来ない。もっとも、「100 以上」というのは豪勢に過ぎるし、「単味」90 以上では何とも判断仕様が無い。上記規格に謂う「配合燃料」なる種別名称の主旨も不明である。加うるに、「燃料油第 1 種乙號の 2 號」でさえ 92 オクタンであったからには 91 よりはマシということではある。

このように見て来れば、同じ時代の日本にあって単に「航空 2 号揮発油」などと表記することの杜撰さに腹を立てざるを得ない。それは他の規格称号との混同を避け難い、本質的に極めて稚拙な命名法であった。

転変極まり無き推移の実態は今以て闇の中であるが、ともかく明白であるのは離昇用高耐爆性燃料らしきモノとして『金星發動機五〇型 取扱説明書』や『火星發動機一〇型 取扱参考書』に登場する「航空 2 号揮発油」の供給が決して長続きはしなかったこと、この種の離昇用高オクタン燃料の払底(アメリカからの輸入途絶、原油不足を最大の要因とする国産化頓挫)に伴い、名發が代用食、即ち、水・メタノール噴射技術を「研三」に先んずること約一年半の 1941 年 5 月、量産發動機、火星 20 型(個別型式としては 21 型, 22 型, 23 型)に採用したこと、これである。

引き続き、'43 年 5 月からは金星 50 型シリーズにおいても 96 式陸上攻撃機用(載せ替え?)52 型, 97 式飛行艇 23 型・零式貨物輸送機 22 型(通称ダグラス、即ち国産化ダグラス DC-3 の貨物用。本家アメリカで言えば C-47)用 53 型, 99 式艦上爆撃機 22 型用 54 型の左側補機支台鑄物が水・メタノール噴射ポンプを装着可能な形状へと設変されている。火星・金星における代用食時代はかようにして始まった。その狙いが「航空 2 号揮発油」なる離昇用燃料の払底、航空ガソリン全般の質的劣化への対症療法的技術=代用食開発であったという点において、それはまさしく先のガソリン噴射と軌を一にする技術であった。

もっとも、火星の初期 20 型ファミリー 3 機種中、唯一ガソリン噴射式であった火星 23 型發動機の場合、その振動対策や水・メタノール噴射装置自体の使いこなしに時日を空費したことから搭載機“雷電 11 型”の実戦投入が發動機の誕生から 2 年余り遅れ、'43 年 12 月まで持ち越されたことは縷々、述べて来た通りである。航空發動機は生産ラインを off しただけでは駄目で機体をマトモに飛ばせてこそなんぼの存在であるから、くどいようではあるが、結局、こと戦闘機における実用化→実機実戦配備の面において三菱は完全にアメリカ、P&W に先を越されることになったのである¹⁴⁵。

¹⁴⁵ 嘉納吉彦『日本航空燃料史』養賢堂、1956 年、57~59 頁、曾我部正幸「火星の思い出」『丸メカニック』No.46、1984 年、76~81 頁、参照。發動機振動とその対策については空冷星型發動機を取扱う第 III 部にて論じられる。

ii. 実用化

a. 火星 20 型発動機

上述の通り、水・メタノール噴射は火星 20 型発動機 3 機種において世界で初めて第一線機に使用される目論見であった。このシステムは気化熱により吸気温度を下げて充填効率を向上させ、燃焼室温度を引下げ、異常爆発を回避しつつ発動機の許容ブーストを高め、離昇馬力を増すことを可能にした。低高度でスロットルを全開に持つて行くことが出来る、つまり全開高度(臨界高度)が引き下げられるということはそれ以下の高度におけるダッシュ力の増強をも意味した。

つまり、水・メタノール噴射を過給機にまだ余裕がある臨界高度以下の高度で利かせれば戦闘機用発動機における戦闘定格出力の向上がもたらされるということであり、アメリカが率先して採用した使用法であった。また、重荷重を担って離陸する爆撃機や商用機にとってもこれは潜在的に有益な技術であった¹⁴⁶。

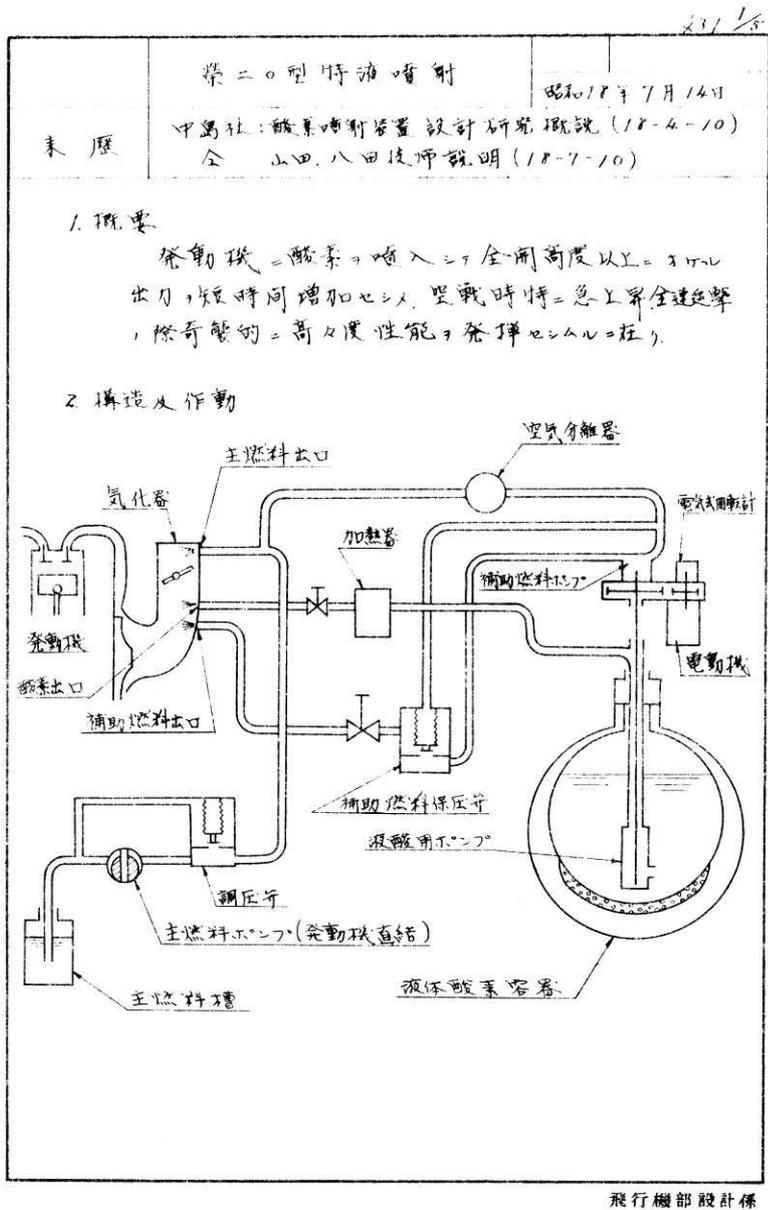
しかし、それは決して過給機に代る、あるいはこれに加勢する技術ではない。それは過給機が運んでくれる酸素を有効利用するためのケレンに過ぎず、気圧低下に抗して臨界高度自体を高めたり、臨界高度以上の高空でブースト圧そのものを回復させたりするシカケではない。勿論それは臨界高度以上での高高度における速度、上昇限度等の改善を期待させる技術などでもない。それに類する効能を持つのは過給機の性能向上と酸素、亜酸化窒素(N_2O : 笑気ガス、通称ニトロ)に代表されるような助燃剤の噴射だけである¹⁴⁷。

この内、中島飛行機で試みられた酸素噴射(酸素富化)については同時代の資料があるので、些か脇道に逸れるとはいえ、直截に画像として紹介する機会を持つことを御寛恕頂きたい。資料は愛知航空機に伝えられた技術情報の紹介であるが、構想の主体はあくまでも中島飛行機であった。

図 II・II-3 中島飛行機 榮 20 型への酸素(特液)噴射システム案(その 1)

¹⁴⁶ 因みに戦後の民間機用 R-2800 CB16(パフォーマンス・ナンバー100/130 のハイオクタン・ガソリン使用)のデータは離昇出力が“dry”での 2050HP/2700rpm./1410mmHg(+0.9atm)に対し、“wet”では 2400HP/2800rpm./1486mmHg(+1.0atm)であった。しかし、水メタ噴射は離昇時のみで定格出力は 1 速が 1800HP/2600rpm./2600m, 2 速では 1600HP/2600rpm./ 4800m と公表されていた。cf. P.,A., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*. p.252, 川端清一『ピストン発動機』鳳文書林, 1978 年, 573 頁。

¹⁴⁷ cf. Ricardo, *ibid.*, pp.314~315. イギリスでは何れも多少実用化されたが、液体酸素を用いる方式から亜酸化窒素方式に移行した。永野に拠れば、我国においても 2 段過給技術の遅れをショートカットする目的で中島等により酸素噴射が、三菱では過【亜の誤り】酸化窒素や硝安【 NH_4NO_3 : 熱分解により水と亜酸化窒素に】の噴射が研究されたものの、何れも普及に到らなかった。岡村(編)『航空技術の全貌』(上)「第三部 原動機篇 第五節 三、過給器の発達と酸素噴射」, 451~452 頁, 参照。中島の事蹟については以下に紹介する。



愛知航空機資料148.

図II-II-4 中島飛行機 榮20型への酸素(特液)噴射システム案(その2)

148 本資料群は恐らく海軍を通じて各発動機メーカー等に回覧された青焼の速報版的技術資料のようであり、以下、度々これの御厄介になる。

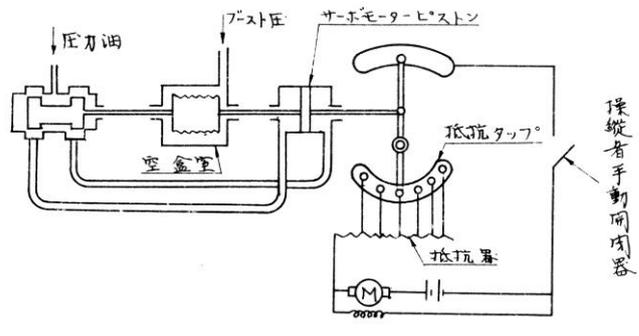
- (イ) 系統
 図, 如次, 主要部分ヨリ成ル
 (1) 金属製容器
 (2) 液酸ポンプ
 (3) ポンプ駆動装置
 (4) 電動機及自動調整装置
 (5) 附加燃料系統
 (6) 酸素噴射管及加熱器

(ロ) 金属性魔法瓶容器
 容量 50 立
 酸素挿込ニハ 機体外部ヨリ 管ヲ 通シ 行ヒ 得

(ハ) 酸素供給方法
 酸素容器ヨリ 酸素ヲ 取出スニ 因, 如キ 機械的方法ト,
 他, 圧力源ニヨリ 容器内液面ヲ 加圧シ「サイフォン」式ニ
 送出スル方法トアルモ 將來ハ 圧力式トアルベキ方向ニアリ。

(ニ) 液酸ポンプ駆動装置
 本装置ニ使用スルモノハ 30W 直流分捲電動機ナリ。

(ホ) 自動調整装置
 「ア-スト」圧力ニ応ジ 自動的ニ 酸素噴射量ヲ 所要ノ 値ニ 調整ス



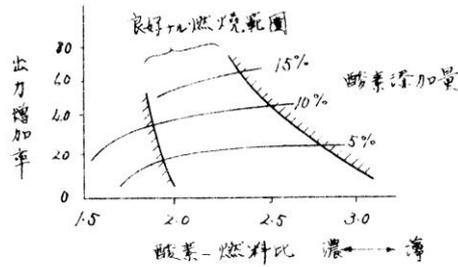
64 飛行機部設計係

愛知航空機資料.

図 II-II-5 中島飛行機 榮 20 型への酸素(特液)噴射システム(その 3)

(ハ) 附加燃料系統

最適適昇, 貯正 = ハ差当り, 実用 = ハ附加燃料ヲ以テス.
コノ場合酸素燃料比ハ因, 如ク 2.0 ~ 2.5 ナリ.



附加燃料ハ液酸素ポンプニ直結, 補助燃料ポンプニ
ヨリ酸素ト共ニ噴射セラル (系統図参照)

(ト) 酸素噴射系統及加熱器

発動機噴入部ハ気化器支持台又ハ吸気室入口ノ
吸気通路ニ設ケ、一旦全部ヲ気化セシメタル後噴射
セシムル必要アリ。コノ時ニハ大気ニヨリ液酸素ヲ加熱シ
気化セシムル加熱器ヲ要ス。加熱器ハ可及的
容積ニ依テ設置スルヲ要ス。荒目ノ蜂巣型ニシテ
小型ノモノヲ可ナリ。

3. 高度性能 (附図参照)

ABCDEハ発動機固有ノ高度性能ヲ示ス。
ブースト = 応ジテ附加燃料, ミニテ安定 = 運転シ得ル
限界マテ酸素ヲ添加スルコトハ、高度性能ハ、= 速 =
於テ夫々FGH, KLMトナル一方発動機強度上B, D
以上ノ出力ヲ出スコトヲ抑ヘルコトスレバ、結局期待シ
得ル性能曲線トシテABGHLMヲ得。

飛行機部設計係

愛知航空機資料.

図II-II-6 中島飛行機 榮20型への酸素(特液)噴射システム(その4)

271/85

2(ホ)自動調整装置ハコノ経路ヲ延ラシムルモノナリ。
 附加燃料ノミニテハ高「ブースト」ニ於テ多量ノ酸素噴射
 困難ナルヲ以テ將來水「ノゾール」ノ噴射ヲ併用セバ便
 コ、高空性能ヲ増加セシム得。NP, ORハコノ性能ヲ示ス。
 各高度ニ於テル酸素添加率及酸素容量50立対スル
 噴射持続時間ヲ附圖ニ併セ示ス。

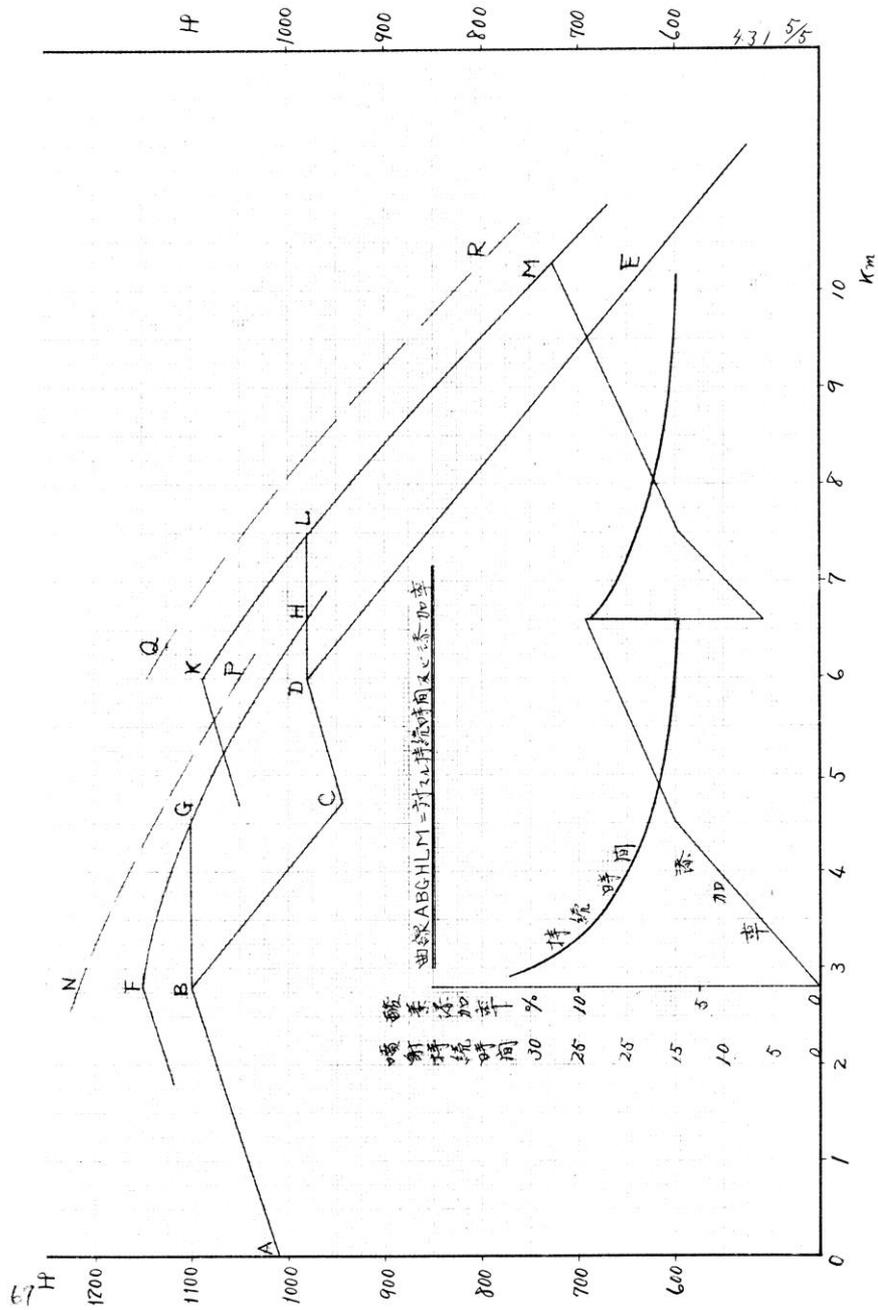
4. 重量

	機械式 (現用)	圧力式. アルミ容器 人体吸入専用 (推定)
容器 (50立入)	34.5	20
蓄車室	1.9	—
液酸ポンプ(細管)	1.82	—
附加燃料ポンプ	0.4	0.4
電動機	1.58	1.58
一型鋼圧弁	0.66	2.5
自動調整装置	1.75	1.75
抵抗器	0.42	—
電磁用閉器	0.37	—
空気分離器	1.10	1.1
コック	1.0	1.0
加熱器	5.0	5.0
装置總重量	50.50	33.33
液酸重量	5.0	5.0

飛行機部設計係

愛知航空機資料.

図II-II-7 中島飛行機 榮20型への酸素(特液)噴射システム(その5)



愛知航空機資料.

もつとも、このシステムは構想段階に止まった。思うに、かように物騒なシステムが実際に至らなかったことはむしろ幸いではなかったかと想わざるを得ない。

さて、水・メタノール噴射に立ち還れば、その本質的限界に関する堀越二郎の回想には発動機トラブルに泣かされた戦闘機機体設計者側の苛立ちが良く表現されていた。曰く：

【雷電の】設計試作が手間どっている間に、ただでさえ発動機の出力不足が痛切な問

題となってきた所へ、はじめから物足りない予定の出力すら出ないとあつては、発動機の性能向上にあせらざるを得なかった。このころ高オクタン価燃料の入手困難な国情に応じて、水または水とメチルアルコール(メタノール)の混合液を過給器付近に噴射して発動機性能の向上と燃料の節約を図る方法を、三菱名古屋発動機製作所で再検討し、世界で初めて生産発動機として火星二三型に実施した。が、残念なことには水噴射の効能は許容ブーストを上げ得るだけであるため、必然的に全開高度が下がり、最高速度値および全開高度以上の高度における飛行機の性能には改善が期待されぬことが判明した。そして、後になって、夏期における出力低下がガソリンだけを使う発動機に比べてはなはだしいことや、大気状態によって調子が乱れやすいという大きな欠点もある上に、好調時の発動機出力も高オクタン価ガソリン使用にはるかに及ばないことが分かった(【】内と強調は引用者)¹⁴⁹。

堀越はアッサリと「必然的に全開高度が下がり」と述べている。内部冷却に依り相対的に低い高度でスロットル全開に到達出来るのは当然であるが、この関係を丁寧に説明すればやや複雑なことになる。水・メタノール噴射により充填効率が増し、デトネーションが抑えられれば発動機の離昇出力を高めるマージンが与えられる。

しかし、これを活かすには制限ブーストを引上げることが不可欠であり、本当に目一杯まで頑張らせようとするなら機械式過給機(1速)の回転数まで、従って発動機回転数自体まで高めてやる必要がある。つまり、離昇回転数を大幅に上げることで遥かに高い制限ブーストを可能にし、高回転・高 *bmep* 化を図るワケである。R-2800 が 3,800 馬力を叩き出したのは恐らくかような運転状況下においてである。

ほどほどの離昇出力向上が得られれば良いという場合には回転数までは追い込まず、単にスロットル開度を微増することでブーストを程々に上げてやるだけで、後は可変ピッチプロペラのガバナに任せておく……言わばトルクで勝負する。可変ピッチプロペラの応援を得て発動機回転数一定を保ちつつスロットル開度を次第に増して行けば、この若干高められたブースト圧はある高度、即ち、スロットルが全開に達する全開高度までは維持される。この全開高度はなまじ内部冷却が効いていた分、水・メタノール噴射無しの、即ちより低い制限ブーストで上昇を続けた場合のそれよりも低い高度に位置する。つまり、全開(臨界)高度自体は低くなる。

そこから先は水・メタノール噴射をカットして大気圧低下に因るより低いブースト圧での通常の離昇運転に切り替え、連続最大出力運転、正規出力運転、常用出力運転へと順次移行することで出力と回転数を減じつつ高度を順次、高めて行くしかない。その際の高度や出力、そして速度は水・メタノール噴射の有無とは全く無縁である¹⁵⁰。

注意を要するのは、「水噴射によって低空性能を上げた火星二三型」(『往事茫茫』第一巻、190 頁 強調は引用者)という堀越自身の言葉遣いのニュアンスとは別に、離昇時における全開

¹⁴⁹ 堀越二郎・奥宮正武『零戦』新装改訂版、朝日ソノラマ、1975年、283頁、より。

¹⁵⁰ より具体的な出力推移については R-2800 に係わる後掲図 II-III-4、参照。

高度の低下，低空性能の向上自体は悪でも何でも無いという点である．低空ダッシュ力が増すからである．全開高度が低くなった結果，機体，とりわけ戦闘機機体設計者やその運用者が大いに困らされたとすれば，それは元々，三菱の過給機の性能がアメリカの 1 段ないし 2 段過給機(排気ガスタービン過給機+機械式過給機および機械式 2 段過給機)のそれに対して劣っていたからに他ならない．

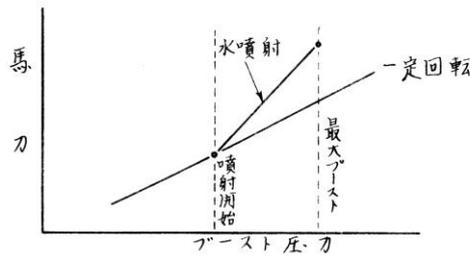
また，夏期の出力低下や大気状態に過敏に感応した乱調，出力減退については湿度との係わりに関するアメリカの解説と“過濃混合比における運転の難しさ”という点においてこそ通底するものの，こと ADI に係わる現象の出方としてはまさしく正反対である．堀越がアメリカでの運用状況を聞いていたら憤懣が憤怒に転化していたこと請合いであるが，ともかく堀越の弁は先に見た永野の回顧とは比べものにならない程，三菱の過給技術，ADI 技術と我国の航空ガソリンの品質との共倒れの状況を伝える傑出した技術者による非常に貴重かつ辛辣な証言として受け止められねばなるまい．

“雷電 11 型”の火星 23 型発動機における水・メタノール噴射装置システムは図 II-II-8~10 に示されるような構成となっていた．一見してアメリカのそれと大きく異なっているのはポート噴射ゆえ，水・メタノール混合液が単体で過給機出口に吹込まれる一見シンプルなシステムが構築されていたという点である．つまり，送水管に係わる燃料逆流・滞留が無い場合，この分のガソリン供給量補正は不必要であったということである．

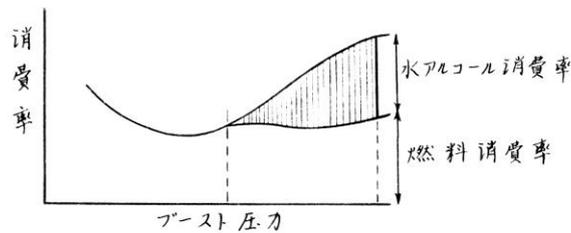
図 II-II-8 “雷電” 11 型用火星 23 型発動機の水・メタノール噴射システム(その 1)

水噴射関係注意事項

1. 水噴射、排温との関係
排温、水噴射による影響は、所定より少し。
2. 水噴射、筒温との関係
水噴射を実施せば筒温は低下す。
3. 水噴射、混合比計指示との関係
水噴射を実施する時、排気瓦斯、成分は変化を表し
混合比計、指度、狂つて来り。
4. 水噴射による発動機性能曲線、変化。



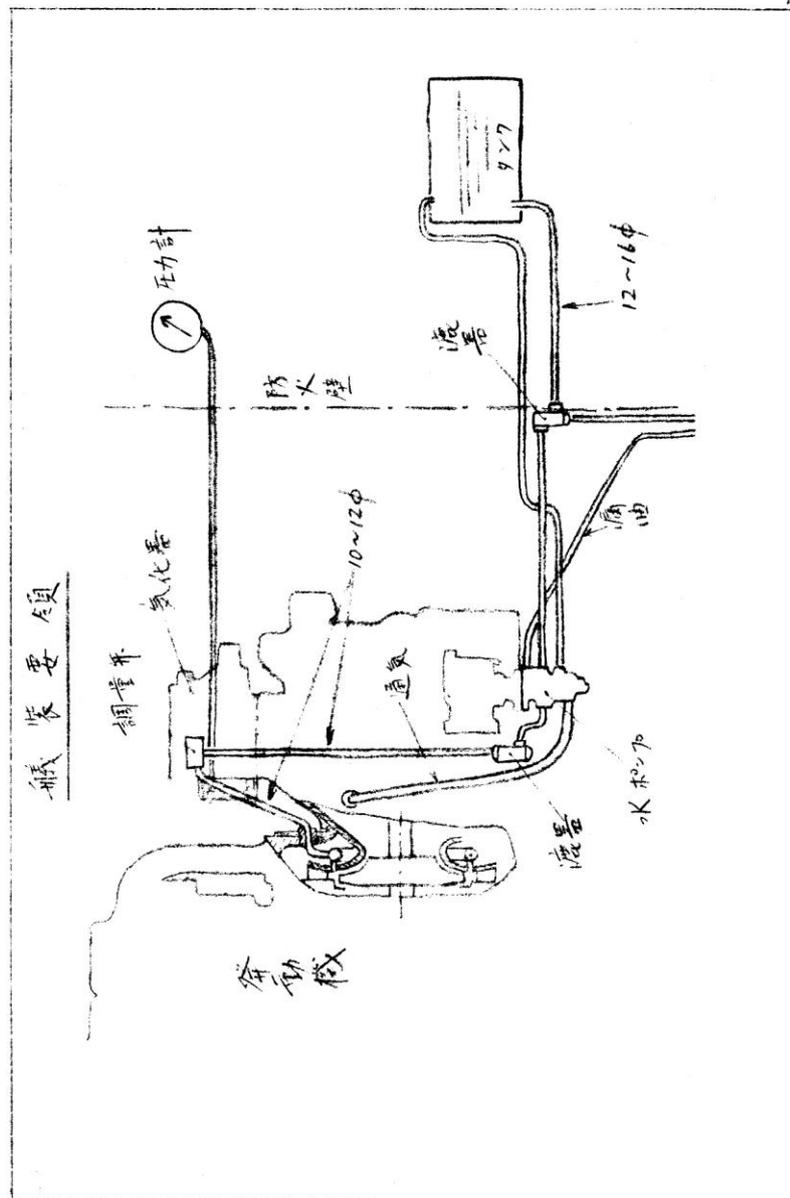
5. 水噴射、排気色との関係
水噴射による排気焰、色は著しく変化す。
例へば、水アルコール、クロム酸ソーダ、混合液を噴霧せしめると、
茶色になる。
6. 水噴射、場合、燃料及水消費率



7. 水アルコール皆無となり水圧昇圧される場合は自動的に水、
燃料、切替弁が働いて水噴射装置、通過燃料を補足
噴射せらる、如き安全装置を設けるべき。

愛知航空機資料.

図II-II-10 “雷電” 11型用火星23型発動機の水・メタノール噴射システム(その3)



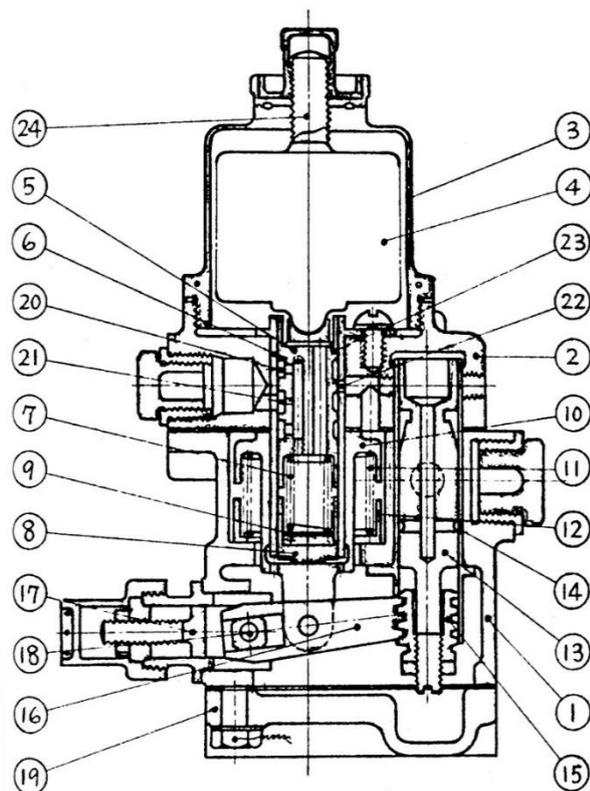
同上.

水タンクには水とメタノールとの1:1混合物に防食剤として重量比0.5%の乳化油を添加したものが収められており、ブースト圧が+160mmHgを超えると自動的に調量装置が働き、水噴射が行われた。噴射圧は0.4~0.5lg/cm²と至って低かった。

火星23型における水調量装置は図II-II-11の如き仕掛けで、③に收容されたベローズ④がブースト圧を受けてある量だけ縮むと油分配弁⑤が応分引上げられ、潤滑油圧力が作用してサーボピストン⑩が押下げられる。サーボピストンの内部には油分配弁バネ⑦がセットされているため、サーボピストンの下方変位によりバネ圧が軽減されれば油分配弁自

身の位置も降下し油道を塞ぐため、サーボピストンはブースト圧に比例した位置で停止する。サーボピストンの動きはレバー⑩を介して円錐弁⑬を変位させ、噴射される水量を規制する……かようなカラクリであった。

図Ⅱ-Ⅱ-11 火星 23 型発動機における水・メタノール調量装置



「第三編 火星発動機二三型」より。

つまり、この装置は燃圧・水圧ではなくブースト圧のみで水噴射量を制御していた。しかも、シンプルどころではなく、かような箇所にも油圧サーボ機構が組込まれていた。流石に“接手”（“バネ室”）が無いとは言え、杉原なのか誰なのか、三菱技術陣のメカマニア振りには呆れさせられるばかりである¹⁵¹。

その複雑さの反面、燃料噴射系と水・メタノール噴射系の間にはブースト圧を通じた繋がりしか存在していない。水・メタノール噴射を起動中、ガソリン混合比を噴射ポンプ側で積極的に絞るといった気遣いはこのシステムからは完全に欠落しており、単にその機能はガソリン噴射側に挿入された「水バネ」の張力に全面委任されていたに過ぎない。これで

¹⁵¹ 曾我部正幸は「後に水・メタノール噴射の採用と共にブースト圧力連動の水調量弁が気化器に装着されるようになったが、それらの設計担当も榊原【裕】技師であった」と述べている（『大幸工場の思い出』『大幸随想』22~27頁所収の23頁）。しかし、これは気化器への併設のための実装設計の謂いであろう。

は制御精度の保証が難しく、混合気の過濃状態がやや過ぎれば、あるいは大気状態によっては発動機のカブリに繋がりがちであったとしても何ら不思議は無い。

この点について気化器式(P&W, 三菱)との比較において整理してみよう。1式陸上攻撃機22型(1942年末, 初試験飛行)に装備された気化器式, 火星21型のADI装置には前記P&WのDerichment Valveに相当する, 但し, 非常に回りくどい機構が備えられていた。これは上述のブーストエコノマイザに対する機械的連動装置に他ならず, ADIが加わったことによりそれが起動される際, エコノマイザ弁は油圧作動の水・メタノール調量弁(図II-II-11の円錐弁③)の動きとも連動せしめられ, ガソリン流量が応分, 絞られる仕掛に改められた。P&Wによって開発された送水圧を素直に“Derichment Valve”に導くだけのスマートさとは程遠い, 屋上屋を架すを地で行くような油圧機構と機械的リンケージのダブル複合体が出来上っていた。取り得はその作動の確実性であった¹⁵²。

ガソリン噴射式火星23型にかかる無骨な連動機構は一切, 見られない。そこに在ったのは混合比管制器と水・メタノール調量弁とがブースト圧を共通制御因子とする一見, スマートな繋がりのみである。但し, 歯車で14気筒分のプランジャを回す操作を行うため混合比管制器には元々, 油圧サーボ機構が動員されていた。サーボ・ピストンの前後には摩擦やガタといった不安定要素を伴う大仰な, 気化器系のそれなど遥かに凌ぐ連動機構が構築されており, その先には勿論, 重構造の噴射ポンプが控えていた。それらの構成要素はそれ自体, 調整や整備の難しいシロモノであった。

これとADI調量弁の一端との間に機械的連動が無かったのはせめてもの救いながら, 両者を協調せる必要上, 代って用いられたのが調整困難な「水バネ」の張力だけを頼りに大元の方で匙加減を行う, 理屈は単純ながら実態的・現象的には一筋縄では行かぬ機構であった。かように不安定なシステムの中で一旦, どこかが洩り出したりすれば誠に厄介なストーリーが演じられることは必定であった。

本装置の具体的な使用法・使い勝手は如何に, と心底, 問いたいところであるが, 遺憾なことにかような点にまで踏込んだマニュアルの類については未見である。“雷電21型”の操縦トラの巻「分隊長必携」なるものには単に発動機使用限度として:

離昇——1分以内, ブースト+450ミリ, 回転2, 600【この時, 1, 850HP:引用者補】

公称——30分以内, ブースト+300ミリ, 回転2, 500【1, 680HP@2, 100m:引用者補】

常用最大——長時間連続, +150ミリ, 回転2, 300

高速——瞬時, 回転2, 800

と述べられている程度である。

また, 離陸上昇については:

ブースト+400ミリ, 回転2, 600, 1分後次のように絞るを要す。

ブースト+300ミリ, 回転2, 500. 特別以外離昇ブースト使用の必要なし。

¹⁵² 曾我部前掲「火星の思い出」参照。この文章においては何故か火星23型ないし燃料噴射式の火星について, それが存在したという以上の言及は見当らない。

過給機 1, 2 速切換 全力上昇中——スロットルー一杯, 回転 2, 500, ブースト+150
ミリ, 高度 2, 100 メートル(計器)にて実施

戦闘その他火急を要する時以外は, ブースト±0, 回転 2, 200 以外【以下?】を可と
す.

ともある¹⁵³.

また, 4 発大型機である二式飛行艇 12 型(43 年夏投入)に搭載された同系の火星 22 型(気
化器式→当然, ブーストエコノマイザ連動付)について「兵術参考綴」には:

二式飛行艇十二型ハ火星二二型発動機ヲ装備シ, 水噴射ヲ行ヒ, 87 揮発油ニテ離昇
給入圧ヲ(+)^{ママ}450mm 迄上げ得ル. 即チ水噴射ヲ行フ時ハ, 低級燃料ヲ高級燃料ニ代用
シ得. 且又其ノ燃料消費量ヲ節減シ得ルモノナリ. 二式飛行艇十二型ニ引例スレバ,
給入圧力(+)^{ママ}450mm ノトキ 91 「オクタン」 ノ如キ高給燃料ヲ使用スルモ, 運転不調
トナルカ「デトネーション」ヲ惹起シ其ノ防止ノ為ニハ燃料ヲ著シク大トナサザルヲ
得ズ. マタ給入圧力(+)^{ママ}350mm ノ時ハ, 91 揮発油ヲ使用シ得ルモ, 又水噴射ノ場合
ヨリモ 40 馬力出力少シ. 現在水噴射ハ過給気室ノ給入管入口附近ニ於テナサレ, 水
噴射開閉撰把柄ヲ開トナシオクコトニ依リ, 高吸入圧力時自動的に水ヲ噴射ス. 水ト
其ノ防銹剤タル「メタノール」トノ混合比ハ 1:1 ニシテ, 相当ノ毒性ヲ有シ取扱ハ
注意ヲ要ス.

と述べられており, 発動機が基本的に同一型式であるから, 最大ブースト圧も“雷電”の
場合と等しくなっている¹⁵⁴.

杉原前掲『不況に打勝つ成長経営』206 頁には, 彼が 1943 年 12 月, 共立出版より『航
空発動機噴射ポンプ噴射量自動調整装置』なる著書を出版したと記されている. しかし,
これについても遺憾ながら未見である. そこに本稿で観たものより改良されたガソリン噴
射に対応する ADI 制御(燃料噴射との連動)機構が記述されている可能性は完全には否定出来
ない.

もつとも, 如何なるカラクリが考案されていようと, 陸軍 4 式重爆撃機“飛龍”キ-67
の開発史を瞥見すれば, ガソリン噴射と水・メタノール噴射とを高度に両立させる技術, と
りわけ自動制御システムは遂に実用品として間に合わなかったと見て大過あるまい.

即ち, 本邦爆撃機の掉尾を飾る最優秀機“飛龍”となる機体に係わる三菱への研究内示
は'39 年 12 月に, 試作内示は'40 年 9 月に発せられた. しかし, 試作 1 号機の完成・初飛行
は'42 年 12 月まで持ち越される. 生産機は漸く'44 年春から流れ始めたものの, 実戦デビ
ューは 11 月, “飛龍”の製造実績は敗戦までに僅か 606 機(三菱 564, 川崎 42)を数えるにと
どまった¹⁵⁵.

¹⁵³ 『丸メカニック』No.43, 「全特集 雷電/紫電/紫電改」1983 年 11 月, 18 頁, 参照.

¹⁵⁴ 押尾一彦/野原 茂編『海軍航空教範』光人社, 2001 年, 109~110 ページ, より.

¹⁵⁵ 4 式重爆撃機“飛龍”やその開発史については小沢久之亟「4 式重爆撃機『飛龍』」航
空情報臨時増刊『日本傑作機物語』酣燈社, 1959 年, 208~217 頁(別冊航空情報『設計者の証
言』下, 1994 年, 196~213 頁), 航空情報別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』113~119 頁(横森周信),

“飛龍”にはハ-104(ハ-42-11)型発動機、即ち 18 気筒版の火星(2R19-150×170mm, 54.1ℓ, $\epsilon = 6.5$, 離昇 1900HP/2, 450rpm.@+270mmHg, 公称 1610HP/2, 350rpm.@6, 100m)が 2 基装備されていた。それは低いブースト圧と圧縮比とに象徴される通り余裕を持たせた設計の発動機であり、それ故に我国で製造された同類の中では最も安定した実用性能を発揮する複列 18 気筒発動機となった。しかし、本発動機には当初、気化器と水・メタノール噴射システムとが併用される予定であったにも拘わらず、ADI は「技術的な難点が増えるので見送られた」と伝えられている¹⁵⁶。

ハ-104 の性能向上型として構想されたのが一連の燃料噴射式発動機群である。'42 年 1 月にはフルカン継手駆動の第 1 段翼車と通常の第 2 段翼車とを備えた 2 段過給、 $\epsilon = 6.7$ のハ-214-フ(ハ-42-31)が 10 基試作された。しかし、その性能向上効果は乏しかったとみえ、開発は中止された。並行して排気ガスタービン過給機付きのハ-214-ル(ハ-42-21)も試作され、'44 年 3 月に試験飛行が挙行されたもののさしたる性能改善は認められず、こちらも棄却された。最終的には'43 年 5 月に 10 基試作された同じく 6.7 の圧縮比を持つ水・メタノール噴射併用のハ-214(ハ-42-20)への退行的換装措置が決定され、同年、2 機の発動機がこれに換装され試験に供されたものの、II 型の試作指示が'45 年 1 月という遅きに失したこともあり、遂に敗戦までにキ-67-II 型の完成を見ることはなかった。

そこに採用される筈であった水・メタノール噴射システムがこの間、陸軍を満足させる程高い実用性・安定性を発揮するに到っていたとすれば、制御装置の途中転換改造位はより早い時期から断行されていた筈である。少なくとも、ハ-214 から過剰装備を撤去した発動機への機種切替え位は迅速に裁可されていたであろう。しかし、火星 18 気筒版は総計 2,880 基製造されたことになっているが、その内の 2,808 基はオリジナルのハ-104 によって占められており、その記録されていない試作台数と 214 型について判明している試作台数合計 20 基を引けば 214 型の実生産台数は高々 40 基程度となる。これは水・メタノール噴射システムと燃料噴射システムとの相性の悪さを物語って余りある数字でもある¹⁵⁷。

重荷重を抱えて離陸する爆撃機ならぬ単座戦闘機“雷電”に立ち返るならば、現実的な問題は、この機体においては離昇ブースト+450mm や水・メタノール噴射が本当に活かされるような局面そのものが余り多くはなかったと観られるということである。無論、迎撃戦闘機にとって「特別」な場合や「瞬時」の行動力は極めて重要ではある。然しながら、火星 20 型の公称高度(過給機 2 速)は 6,600m に過ぎず(1,540HP/2, 500rpm.)、水・メタノー

『丸メカニック No.32 四式重爆撃機「飛龍」』潮書房、1982 年、『世界の傑作機 7 特集・4 式重爆撃機「飛龍」』文林堂、1986 年、航空ファン別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』文林堂、1987 年、110~111 頁、航空情報別冊『知られざる軍用機開発』(上巻)、同、1999 年、18~30 頁、参照。

¹⁵⁶ 『丸メカニック No.32 四式重爆撃機「飛龍」』37 頁、参照。

¹⁵⁷ 生産台数については日本機械学会『日本機械工業五十年』1009 頁(航空発動機の項、執筆は栗野誠一)、日本航空学術史編集委員会編『日本航空学術史(1910-1945)』丸善、1990 年、430 頁、参照。

ル噴射が利くのはここまでであった。

例えば、1万mの高高度から侵入するB-29の迎撃に低・中高度におけるダッシュ力が強化発動されたところで前半の上昇時間が幾分節約出来るだけであり、そこから上は相変わらず氣息奄々たる状況であったから総じて大した威力は期待出来なかった。決め手は水・メタノール噴射などではなく過給機の性能であり、これが誠に頼りなく高高度で劣速を託ったとあらば追尾は所詮不可能、仮に短時間、機体後流に煽られながら追尾体制に入ったところで後部銃座20mm機関砲2門の餌食になるのがオチである。

よって、“雷電”をはじめ迎撃戦闘機の運用法として予め上昇待機し、擦れ違いざまの一連射や体当りの敢行といった戦法が常套化されざるを得なかった。過給機駆動損失の増大を忍んでその増速比を引上げ、2速公称高度を6800m及び7200mに高めた火星26型搭載の“雷電33型”が多少の性能改善を評価されたのもむべなるかな、である。

もっとも、現実には1945年1月以降、B-29の運用は高高度戦術爆撃から焼夷弾による都市戦略爆撃へと転換せしめられ、極端な場合には高度2,000m程度の低い爆撃高度が採られたため、その消耗率はかなり高くなった。それでも、アメリカのデータに拠れば、B-29の延べ出撃機総数2万6千機に対し、途中事故によるものを含め、喪失機数は約3百に過ぎぬから、地上砲火を含む我が迎撃部隊の戦果は高が知れていた¹⁵⁸。

この低高度爆撃の状況については茨木中学4年で敗戦を迎え、その間、大阪造幣局での作業や鳴尾飛行場の被災痕の片付け、淀川河畔、守口市に在った東洋紡工場での合成ゴム・パイロット・プラント等で勤労働員ばかりさせられていた筆者の義父、坂上 稔の記憶に依っても裏付けられるところである¹⁵⁹。

その回想に拠れば、真上を1万mの高度で飛翔するB-29は発動機が曳く飛行機雲によって漸く4発と判る程度、4つの発動機ナセルが明瞭に視認出来れば4,500m程度であり、初期の単機・白昼堂々の偵察高度は1万m超、実際の爆撃高度は次第に低くなり、'45年8月14日の大阪砲兵工廠爆撃高度は3,000m程度であった¹⁶⁰。

当時、市井にあった大人達は戦後、B-29と言えは1万m、だから日本の戦闘機も高射砲も届かなかった、などとしきりに回想したものであるが、実際には低高度で飛来する

¹⁵⁸ 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』107~108, 145~147, 203~228頁, Marshall前掲『B-29日本爆撃30回の実録』への高木晃治による「訳者あとがき」327~328頁, 参照。

¹⁵⁹ 勿論、この合成ゴム開発の目的は当時、この国に欠けていた航空機・航空発動機用の耐油性パッキング材料を得ることにあつた。カーバイトを用いてアセチレンを得、ブタジエンを導いて合成ゴムへというプロセス解説がなされたそうであるから、同工場には当時、促成されていたケトンゴム合成用パイロット・プラントの一つが設けられていたようである。古川淳二「1.8.09 航空機用合成ゴム」『日本航空学術史(1910-1945)』161頁, 参照。

¹⁶⁰ 4,500mとは随分半端な高度のようであるが、実際、B-29の翼幅43mをこの距離に置けば、その“視直径”は太陽や月のそれにほぼ等しい33', 1万mならその45%程になる。敗戦からほとんど3/4世紀を隔てた今、中天にかかる満月を仰いで上空4,500mを征くB-29の大きさをイメージしてみるのも過ぎ去った時間に対する一つの供養と言えようか？

B-29 に対してさえこの国の防空体制は力不足であったのであり、これに加えて彼等は本土上陸の米軍に特攻攻撃を仕掛けるために為された飛行機温存策を隠蔽するため陸軍によって垂れ流された言い訳としての“1万 m 説”を反芻したに過ぎないというのがコトの真相に近いようである。

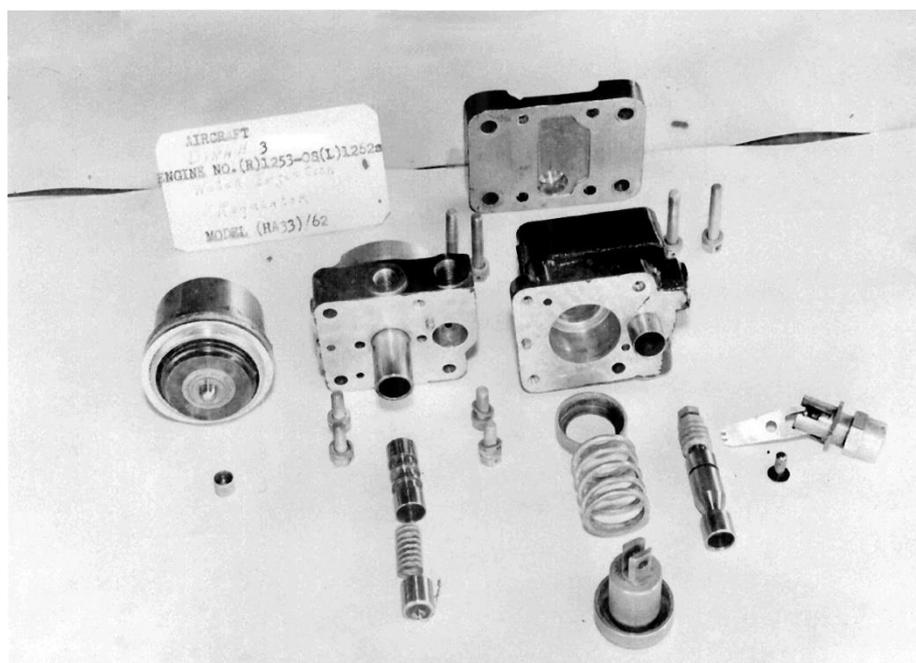
ともかく、2 段過給技術開発が覚束なかったこの国において、水・メタノール噴射は^{出力}/_{重量}比の大きい戦闘機の発動機における離昇及び戦闘定格出力向上策などとしてではなく、爆弾を目一杯搭載して離昇用燃料無しに離陸することを余儀無くされると共に片舷停止時における高度維持能力にも不安を託っていた双発爆撃機や遥かに大きく重い艇体を一刻も早く離水させたい 4 発飛行艇の発動機に装備された場合の方が、あくまでもそのマトモな機能発揮を前提してのハナシであるが、離昇及び危急出力増強策として遥かに有効であったということである。

それ故にこそ、この方面における三菱の先進性は高く評価されて良い。惜しむらくはヨリ早い時期から^{出力}/_{重量}比の小さい大形機の発動機に本システムが採用されておれば、そしてこと 4 式重爆に関してはポート噴射などとの抱合せに拘泥せず、噴射式気化器+ブースト・エコノマイザ連動式の格好で装備されておればと悔やまれるのである。

b. 金星 62 型発動機

100 式司令部偵察機Ⅲ型の金星 62 型にも上述の通り火星のそれと代わり映えのしないガソリン噴射システムと水・メタノール噴射システムとが組込まれていた。

図Ⅱ-Ⅱ-12 金星 62 型に装備された水・メタノール噴射調量装置



『アメリカ陸軍調査資料・100 式司令部偵察機Ⅲ型』より。

そして、案に違^{たが}わず本発動機は整備調整に不如意を来し、稼働率の低下を託った他、運用側からは計器盤が読み取れなくなる程の激しい振動をはじめとして点火系統不調、特に点火栓の損耗、水及び燃料調量不良・調整至難、全開高度不足、速度不足、油温過昇、油漏れ、発錆、といった堀越が槍玉に挙げた以上の具体的問題点が縷々指摘された。前掲の構造図に現れたシステムの欠陥を見れば、その大半は当然の因果応報であったと感得されざるを得ない¹⁶¹。

余りの事態に三菱からは前線に5名の現役技術者が派遣された。この時、実際に戦地に派遣された曾我部正幸の回想に拠れば、水・メタノール噴射はガソリン噴射と相俟ち、カタログスペックは良くなるものの信頼性・実用性を低下させ、試作機の性能が生産機になると低下するという我国航空技術界の通弊を助長させる体の技術の典型、「エンジンの性能を向上させたが、亦一方故障の率を増し、下手な整備では使いこなせず稼働率を減少し、良い特徴が欠点をカバーできない」技術でしかなかった。富塚の伝聞通りの実態である。

しかも、それは高高度から敵地の写真撮影を行い、直ちに逃げ帰る司令部偵察機にとっては完全な mismatch 技術であった。曰く：

司偵としては、離陸のときに滅多に公称ブースト圧力までは使わない。任務につき、全速力を必要とするのは高度八〇〇〇米あるいはそれ以上の高度で、もう公称ブーストは出ない。勿論全力での上昇はやらない。従ってキ四六Ⅲ型としては水噴射はいらないということになる。唯過給器^{マフ}の二速全開高度、あるいはそれ以下の高度の水平全速力のいわゆる最高速力のときには水噴射の効果があったのである¹⁶²。

上述の通り、金星 62 型は水・メタノール噴射により +500mmHg の高ブーストで 1,500HP/2,600rpm. という“高出力”を発揮したが、それはあくまでも離昇出力であり、その公称高度(2速)は作戦高度より遥かに低い 5,800m に過ぎなかった。水・メタノール噴射が効果を発揮したのはせいぜいこの高度までである。かような低空では敵戦闘機や対空砲火の好餌でしか無い。望まれるのは良いターボ過給システムであった¹⁶³。

要するに、そこでは“雷電”の場合以上に相性の悪さが観察されていたワケである。実際、馬力アップにモノを言わせ、6,000m 付近でマークされる最高速度……堀越流に表現すれば「低空性能を上げ」、かつ、燃料増槽をブラ下げることで航続距離を伸ばせたのは良しとしても、こと高空性能について 8,000m までの上昇時間と実用上昇限度とを新旧比較すれば、瑞星 20 型(離昇 1080HP)搭載の 100 式司令部偵察機Ⅱ型の 17 分 58 秒&10,720m に対してⅢ型は 20 分 15 秒&10,500m であり、気化器式小馬力発動機付きのⅡ型の方が

¹⁶¹ 曾我部正幸「一〇〇式司偵」菱光会『往事茫茫』第三巻、228~289 頁、同前掲「100 式司偵エンジンの思い出」15 頁、参照。

¹⁶² 菱光会『往事茫茫』第三巻、259 頁、より。

¹⁶³ この点についてはまた、第Ⅲ部に図Ⅲ・V-134 として掲げられたハ-112-Ⅱ(金星 62 型)及びハ-112-Ⅱル(同・排気ガスタービン過給機付き)の性能曲線、諸元表を参照されたい。

却って優れていた¹⁶⁴.

金星 62 型はまた、“投入が遅れたストッパー”のような存在でもあった。川崎航空機において陸軍 3 式戦闘機“飛燕” 2 型用にライセンス DB-601=ハ-40 を強化する形で開発されたハ-140 はその完成自体が遅れた上に量産立ち上り後も性能不安定で故障続出、川航の岐阜各務原工場に首無し機体を滞留させ、遂に陸軍から不適格の烙印を押された。この時、軍需省の命(助言?)により既成の首無し“飛燕”に装備され、速度の低下あったものの軽量化によって上昇力が増し、運動性にも優れた意外の優秀機(土井武夫には失礼な表現ながら)、5 式戦闘機を成立させた発動機はまさにこの金星 62 型であった¹⁶⁵。

また、金星 62(及び 61)型は海軍機においても同じく愛知航空機におけるライセンス DB-601=アツタ 20 型の強化版 32 型開発の失敗を受け、急遽、開発された“彗星” 33 型陸上爆撃機及び特攻仕様の同 43 型を兎にも角にも飛び立たせる功労者となった。

想えば 1939 年、陸海軍がドイツに支払った血税はこの DB-601A のライセンス料だけで 100 万円に上った。この価額自体が高いのか安いのかについては何とも言えぬが、無謀なライセンス生産全体を通じて失われた代価はこれとは比較にならぬほど大きかった。モノゴトは成るようにしか成らぬという教訓であると同時に指導層の無知・無能・無定見の二つとない証である。因みに、'39 年、三菱は金星 40 型を 1 基 25, 500 円で海軍に納入しているから、100 万円はその 39 基分に相当する¹⁶⁶。

金星 62 型はまた零戦の最終型となる筈であった 64 型(54 型丙として 2 機のみ試作)にも次項で見ると、水・メタノール噴射で味噌をつけた中島の榮に代って装備される予定の発動機でもあった。

水・メタノール噴射が可能にした離昇及び戦闘定格出力向上は戦闘機においては高高度を往還する司令部偵察機よりはまだしも評価される点が多かったのかも知れない。比較対象がハ-140 やアツタ 32 の如きジャンク発動機、それにアルコール嫌いの榮であったことも金星 62 型にとっては幸いであった。もっとも、国産発動機に通有の低信頼性¹⁶⁷、水・メ

¹⁶⁴ 航空情報編『改訂増補 日本軍容器の全貌』酣燈社、1955 年、巻末、日本陸軍機要目性能一覧表(1)、航空情報別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』158 頁(横森周信)、参照。II 型の上昇力を 11 分 58 秒とする『日本傑作機物語』166 頁(『設計者の証言』下、173 頁)のデータは誤植と推定される。

¹⁶⁵ 軍需省は陸海軍間の無駄な競争、軋轢を排除する目的で 1943 年 11 月に発足せしめられたが、陸海軍とも調達要求書類の軍需省への提出は拒否し、軍需大臣に陸海軍大臣と同格の最高戦争指導会議メンバーとしての資格を与えることもせず、その権限を矮小させたため、所期の成果は挙げられなかった。それは「当初から失敗で」「軍需省の役割は、助言をあたえることに制限された。しかし、助言はまれにしか採用されなかった」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』111~112 頁、参照。

¹⁶⁶ 金星 40 型の値段については松岡久光『みつびし航空エンジン物語』改訂版、331 頁、参照。

¹⁶⁷ 因みに、海軍機関学校卒業後、海軍整備兵となり、戦後、三菱に転じた経歴を持つ小山敏夫はアツタを代替した金星 62 型について：

タノール噴射が高高度性能不足の尻拭いにはならず、只管、排気ガスタービン過給機の実用化が希求されたこと、そして、これとの絡みにおいても水・メタノール噴射が標準化されるべき技術であったこと、かような点は“雷電”の火星の場合と毫も異なるものではなかった¹⁶⁸。

即ち、日本では排気ガスタービン過給機自体の開発遅れやその軸受焼付きに代表されるような不具合もさることながら、高高度飛行に相応しい冷却性に優れた空冷気筒、高効率の中間冷却器、コロナ放電損失の少ない低圧点火系といった要素技術の開発が未だ緒に就いたばかりであった。このため、「相当数をストックせられたタービン過給器は……そのまま倉庫の埃を浴びる始末となった」¹⁶⁹。

因みに、4機のみ試作された排気ガスタービン過給機付きハ-112-IIル装備の100式司偵IV型は高度1万mにて630(627?)km/hを記録したとか、1945年2月28日の試験飛行で北京~東京(福生)間、高度1万m、2300kmを強い偏西風(ジェット気流)に乗り平均対地速度700km/hで飛行したとかいった挿話を残しているが、後者は発動機ナセル後部に排気ガスタービン過給機を艤装したものの、その折角の効果を減殺してしまわない中間冷却器の開発不如意のため、空気取入口から連続的に水・メタノール噴射を行わせるという場当たり策に

……信頼性はうんと上がりました。とはいっても当時の発動機全般にありがちな故障は日常茶飯事でした。特に点火系統の不調、潤滑油漏れが多く油断大敵とはこのことかなどとっておりましたが、笑い事ではありませんでした。継ぎ手の加工不良か、パッキン不良か、整備時の締め付け不足か、いずれにしても日常点検では一杯締め付けるだけでゆっくり原因追及などやる余裕はない有様でした。その中でも忘れられないことがありました。それは飛行中突然シリンダーヘッドがちぎれてパイロットの目の前のナセル(発動機覆)を突き破ってパカパカと動き出したので驚いて緊急着陸しました。幸いパイロットがベテランであったので事なきを得ましたがあんなにびっくりしたことはありませんでした」(「思い出」『大幸随想』328頁)

と回想している。

¹⁶⁸ 100式司偵IV型や双発戦闘機キ-83といった、当時、試作段階に位置した排気ガスタービン過給機付き発動機(金星14気筒及び18気筒)を装備した機体の改良設計に携っていた片山徳夫は敗戦直前の8月上旬、長野県松本市に疎開中の設計課から名航を経由して瀬田に疎開中であった名発の曾我部を訪ね、「メタノール噴射の試作の打合わせをしたが、早くて九月中旬との話だった」と回想している。菱光会『往事茫茫』第二巻、460頁、参照。

この回想と符合するかのように、単筒試験のレベルでは高ブースト圧における水・メタノール噴射の実験が防錆剤の開発と並行して進められていた。檜山 壽「終戦前後」『往事茫茫』第三巻、474頁、同「思い出す儘に」『大幸随想』65頁、参照。但し、試験ブースト圧は前者においては+1000mmHg付近、後者では+800mmHgとあり一致していない。

¹⁶⁹ 永野 治「原動機」『航空技術の全貌』上巻、451頁より。タービン翼車の製造法については同、449~450頁、に日立は溶接、三菱は嵌込み、石川島航空機は削り出し→後に三菱型を生産とある。翼材については川村宏矣「金属材料」『航空技術の全貌』下巻、385頁、参照。三菱関係者の回想としては中野 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、福田泰次「戦時中の名発材料試験場」『大幸随想』90~91頁、参照。福田に拠れば、翼の成形は日本では何れも機械加工であったがアメリカではロストワックス法に依る鋳造品で、これを溶接組立していた。

よって樹立された記録であった¹⁷⁰.

c. 中島飛行機における水・メタノール噴射技術

続いて、中島飛行機における動静について付言しておく。中島も三菱同様、水・メタノール噴射を遣るにはやったが、その実用化が成功したと言えるのか否かについては大いなる疑問が投げられて良い。時系列的順序を無視する格好にはなるが、第1に、榮に対するそれについて観てみよう。

中島飛行機が榮 21 型装備の零戦 32 型による水・メタノール噴射実験においてある程度の成果を収めたことを示すかの如き資料が残されているので掲げておこう。もっとも、空空冷発動機の動力測定を為し得る高空実験室もトルクメータも無かった筈であるから、掲げられている出力データはブースト圧の抑制等に依る限られた地上実験の結果ないし楽観的期待値と出力修正式とを用いて机上で弾き出された値であることは疑う余地の無い処である¹⁷¹。

図Ⅱ・Ⅱ-13 榮 21 型装備の零戦 32 型による水・メタノール噴射実験の概要(その 1)

¹⁷⁰ 久保富夫「100 式司令部偵察機」航空情報臨時増刊『日本傑作機物語』161~171 頁(別冊航空情報『設計者の証言』下、166~181 頁)、参照。

¹⁷¹ トルクメータは伝達動力計の中の振り動力計に含まれる測定装置で、トルクを直接計測する。船用等、大柄な装置は古くから実用されており、日本海軍艦艇にも Hopkinson-Thring 振り動力計の装備例が多数在ったが、P&W 式等、航空発動機用のそれは戦前期から提唱されてはいたものの、実物が我国に出回るようになったのは戦後である。これは遊星歯車式減速装置の固定大歯車を複数の油圧シリンダに依って支持し、固定大歯車が受けるトルク反力を油圧の形で検出する装置である。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 内燃機関工学講座第 4 巻、1936 年、291~305 頁、岡部武夫「航空発動機の今昔(續)」『熱機関』Vol.1 No.2, 1955 年 12 月、八田桂三・田中英穂・横堀 進・山崎毅六・宮川行雄・渡辺 洋『測定法・試験法』山海堂 熱機関体系 11, 1957 年、118~122 頁、曾田・熊谷『内燃機関ハンドブック』672~674 頁、八田・浅沼『内燃機関ハンドブック』1055 頁、参照。

2. 機構及作動概要 (木厂 1.)

- (i) メタノール調圧弁 111 型
 炉器、調圧弁ト一体ニセル。
 調圧弁、過給機前、曼圧ニヨリ作動。
 メタ圧ハ正規 0.8 kg/cm^2 程度。
- (ii) メタノール流量調整装置
 プーストガ高レバプースト圧受ケル「ベロー」, 作動ニヨリ「スリーブバルブ」,
 動ニシテメタノール出口ニ開ケル。(コノ際油圧、力ヲ倍ケル)
 別ニ気化器ヨリガソリンヲ導入シテプーストガ高(メタノール出口開)ニシテ
 メタ圧、上ヲストハメノ圧ヲ受ケル「ベロー」ガ作動シテガソリンヲメタノール
 出口ヨリ送り高プースト、危険ヲ除ケル。

3. 装備注意事項 (木厂 1.)

使用メタノール(エタノール)組成ハエタノール91%、水9%(比重0.81)ニシテ
 他種発動機用メタノール、同様下記腐蝕対策ヲ講ハルヲ要ス。
 (詳細ハ17-72-75 於材料部會議摘要参照)

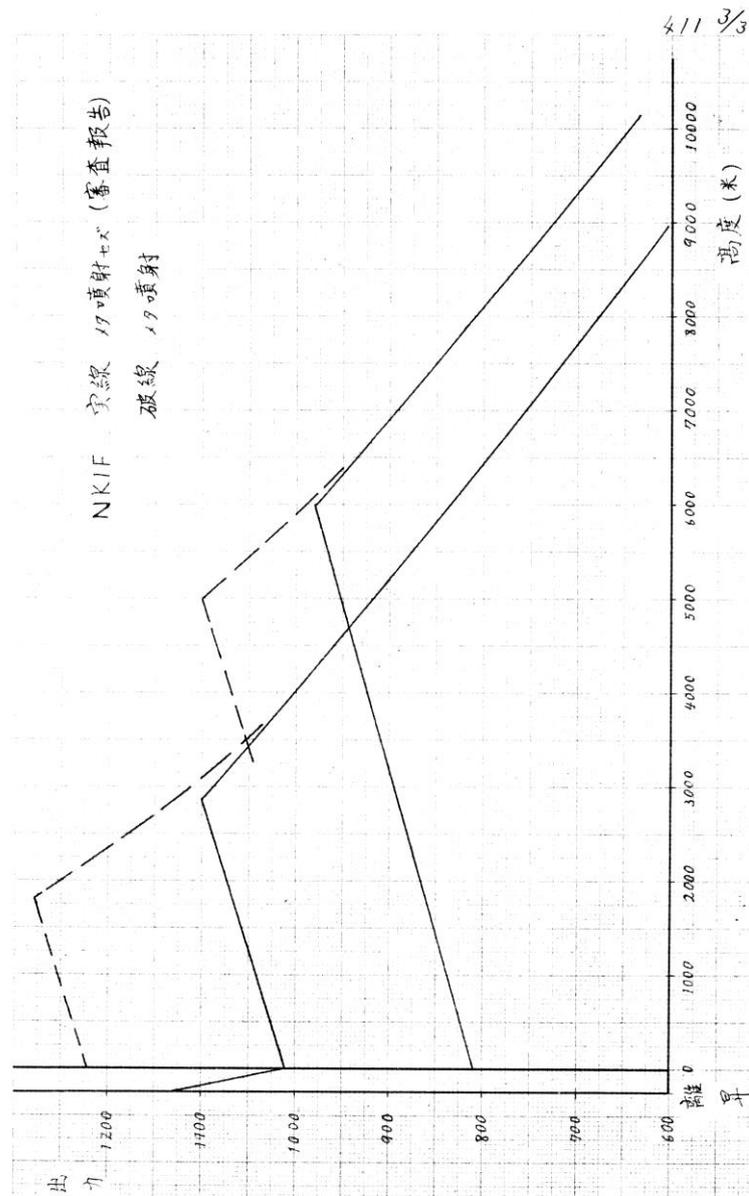
- 使用材質
- メタノールタンク M10又ハA0ニ溶接
 - 管 接 手 等 アルミ合金ハニドロ系
 - 銅板ハ可及的ニ不銹鋼
 - 銅合金ハ摩擦ヲ受ケル部分ノミ使用差支ニテ。
 - 接 触 腐 蝕 アルミ、銅合金ハ絶対ニ接触セシメザルコト。
 - ジ ム 天然ゴム(と1)
 - 可 撓 管 硬規99ヨリ内部地絡線ヲ除ケルコト。

4. 性能 (木厂 1.)

	NKIF		メタ噴射	
	第一	第二	第一	第二
公稱回転数	2700 rpm	2700	2700	2700
公稱プースト	τ 200 mm	τ 200	τ 300	τ 300
公稱高 度	2850 m	6000	7800	5000
公稱高度公稱馬力	7700	780	1280	1700
地上公稱馬力	7010	810	1220	
離昇 回転数	2750 rpm		2700	
離昇 プースト	τ 300		τ 400	
離昇 昇 刀	1130			

同上。

図II-II-15 榮21型装備の零戦32型による水・メタノール噴射実験の概要(その3)



同上.

何故なら、榮に対する水・メタノール噴射の導入はこと海軍においては完全なる失敗に終わっているからである。即ち、これを装備した零式艦上戦闘機＝零戦 53 型丙の榮 31 型(気化器式)は 1944 年 11 月に実施された海軍の審査において水・メタノール噴射に関する何の効果も発揮せず、53 型丙は 1 機のみを試作に終わり、63 型への同発動機採用も見送りとなったのである¹⁷²。

¹⁷² 堀越・奥宮『零戦』260~261, 266 頁, 野原 茂『零戦 六二型のすべて』光人社, 2005 年, 66, 69, 70, 75, 77, (84), 89~90, 110~111 頁, 参照。

なお、後者, 158 頁下の写真は筆者にはスピナーの内側などではなく, 気筒下部から

これに対して、陸軍 1 式戦闘機“隼”においてはそのⅢ型にハ-115-II、即ち水・メタノール噴射装置を備えた榮 21-II 型が搭載され、その離昇出力は従前の 1130HP から 1190HP へと 5% 余り微増し、機体の最大速度の方は 515km/h@6,000m から 555km/h@6,100m へと 40km/h も向上したことになっている。しかも、この“隼”Ⅲ型は量産に移されてもいる¹⁷³。

555km/h@6,100m を単純に大気密度の三乗根で 6,000m に換算すれば 553km/h となる。零戦でも榮 21 型の排気管を若干絞られた排気噴流のロケット効果を利用する単排気管に変更した発動機を持つ最量産機種¹⁷⁴の 52 型はそれだけで 20.4km/h の最高速度向上を実現しているから、同じ改造を施されていたハ-115-II を持つ“隼”の 38km/h という速度向上も過半は単排気管の効果であったと観られる。また、海軍の試験における「効果無し」判定は当該、水・メタノール噴射装置の気難しさを表す事実とも解されて良い。

零戦の榮が海軍の審査において水・メタノール噴射による離昇出力ないし戦闘定格出力の改善をカケラも示さなかったという事態について紹介者の野原は「おかしな話」(89 頁)と述べるばかりで原因探求を行っていない。無論、筆者とて元データや同時代の専門家による分析所見を目にしていなくても、何か確定的なことを言える立場にはないが、失敗という事実は現にあり、記録されてもいるのであるから、単に“その日は調子が出なかったのだろう”、などといった幕引きだけは避け、せめてごく簡単な数字を並べて詮索するだけでもしておかねば読者諸氏に申し訳が立つまい。

榮は総排気量 27.87ℓ と、単にそれだけで見れば 27.03ℓ の *Merlin* と 28.03 ℓ の V-1710 との中間やや上方に位置付けられる発動機である。しかし、この三者の中では榮だけが、永野に抛れば混合気分配上有利である筈の星型 14 気筒、他は同じく永野流には不利な筈の V 型 12 気筒であった。気筒数が異なるため、気筒寸法自体は榮(譽)だけがかなり小さくなっていた。即ち：

榮 : 130.0×150.0mm

Merlin : 137.2×152.4mm

V-1710 : 139.7×152.4mm

しかも、*Merlin* と V-1710 とは総吸気弁孔面積が大きく取れ、無過給発動機における吸入マッハ指数の引下げに有利な 4 弁式発動機である。そしてこれらの発動機はアメリカに

気筒頭を撮ったモノにしか見えない。左に見えるのが排気弁、右側が吸気弁、上下の孔は点火栓孔であろう。

¹⁷³ 渡辺洋二『陸軍実験戦闘機隊』グリーンアロー出版社、1999 年、169 頁にはⅢ型の最高速度として 560km/h という値が掲げられている。しかし、ここでは『太平洋戦争 日本陸軍機』57 頁(横森周信)、碓 義朗『陸軍「隼」戦闘機』サンケイ新聞出版局、1973 年、236 頁、に記載されている数値を採った。

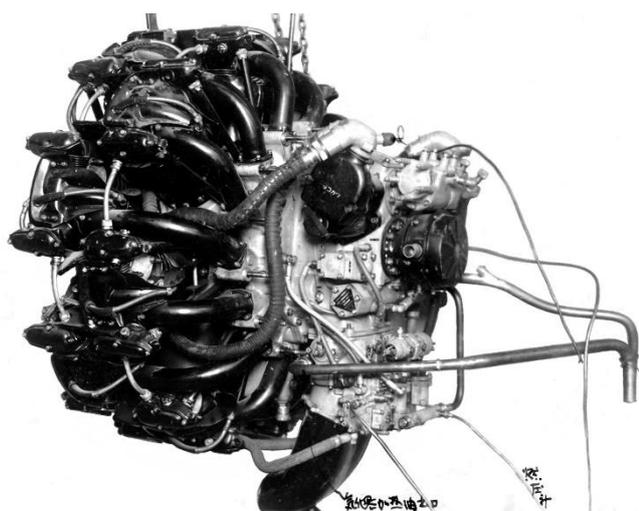
¹⁷⁴ 堀越・奥宮前掲書、257、265 頁、参照。

なお、濃混合気で運転中の排気には多量の未燃焼燃料が含まれるから、ここに空気を導入してやればその燃焼により噴流エネルギーは更に向上せしめられる。それは恰もジェットエンジンにおけるアフターバーナーのようなものであるが、実用化はなされなかった。

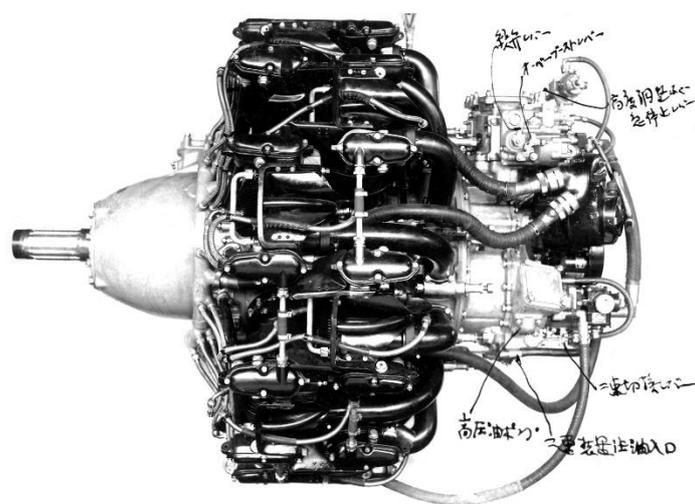
において水・メタノール噴射により顕著な効果を得ている。2 弁式である金星(140×150)、火星(150×170)もシステムの機能不全を託ちつつ一応のカタログデータだけは叩き出していた。これらの事実からしても、また、同じく 2 弁式である *Double Wasp* (146.0×152.4)や *Twin Wasp* (139.7×139.7)の寸法と照らし合わせても、2 弁式発動機、榮(=譽)の気筒径は過小であり、かつ、これとの比においてその行程は長過ぎたと言える。

これは気筒をギッシリと詰込んだ上で発動機外径を小さく保つには中々良いプロポーシオンではあるが、裏を返せば、元々、そこには吸気管・吸入ポートにおける管摩擦や絞り損失の点で限界的な状況が用意されていたということに他ならない。逆の表現を採るなら、その過給機は不当な負荷を強いられており、見かけ上、ブースト圧が出てはいても、所詮それは吸気系の減圧効果による水増しを含む値に過ぎず、真の過給効果は割引かれていたと見受けられる。これはブースト圧を上げて混合気の昇温により充填効率は応分上がらぬなどという吸气流路の減圧効果を見逃した物理談義ではない。ヨリ直截な“鼻詰り”状態である。

図Ⅱ-II-6 中島の榮発動機、10型と20型



12 型(昇流気化器+1 速過給機)



21 型(降流気化器+2 速過給機)

当時の生写真。『發動機一般』なるタイトルのスクラップブックより¹⁷⁵。

もつとも、これは先に R-2800 の極端な高過給運転に関連して述べた吸気弁回りの「オリフィス絞り」を連想させるかのような現象と共に吸気管の内径が抑えられていたことに起因する「チョーク絞り」に類する現象が重なっていたのではなかないかと想像される。榮

¹⁷⁵ その背中に『發動機一般』と記入されていたらしき資料は海軍空技廠関係の、三菱や中島から提供されたものを含むと思しき様々な技術データ(図, 表, 写真のみ)を部内者が個人的にスクラップしたファイルである。作成者の手懸りとしては“國米”なる印と「國米候ホ生」という鉛筆書きの署名が認められるが、残念なことにその人物像については不詳である。この資料の真価は別の所に在り、第Ⅲ部でそれが活かされることになる。

において吸排気弁挟み角が 75° と大きかった割りに前方気筒列への吸気管に屈曲が目立っていないのは管径が細いため大きく曲げなくても逃げられたからに他ならない。絞り流路の長いチョーク絞りにおいて「通過流量は絞り前後の圧力差に比例する」とは言え、僅かのブースト・アップで“鼻詰り”を生じたということから、それ相応に敏感な減圧機序が作用していたことだけは間違い無い¹⁷⁶

それが過給圧向上に因る混合気の昇温といった単純な物理現象ではなかったことの間接的な証拠として、何れも 2 速過給機付きの榮 20 型・30 型と同世代の中島製火星級 1, 500 馬力発動機＝ハ・109(2R14-146×160mm)との比較データを挙げる事が出来る。

即ち、榮とハ 109 とを比べると、全く同じ離昇ブースト+300mmHg における *bmep* は 13.3kg/cm² vs 13.6kg/cm² で明らかに榮が劣っていた。両者の吸気弁や弁孔自体の設計がそれ程違っていたとは思えず、かつ、平均ピストンスピードの点ではハ・109 の 14.10m/s(@2,650rpm.) に対して 13.75m/s(@2,750rpm.) と、むしろ榮の方が遅かったにも拘らず、である¹⁷⁷。

考えられるのは、かように不利な“鼻詰り”的基本的条件の下では水・メタノール噴射による給気温度低下・体積効率向上も押し込み圧力の低下によって相殺されてしまい、正の効果を発現し得ない場合もあったであろうということである。その反面、榮発動機における鼻詰り気味の吸^{インダクションシステム}気系は巡航回転時、燃焼室内ガス流動を促進することで希薄燃焼特性を高め、機体側の防禦切捨てに因る軽量化や優れた空力設計、枕頭鉤に因る表面抵抗削減と相俟ち、零戦の類稀な航続力の源泉をなしていたということにもなる。

第 2 に、高離昇ブースト(11 型・12 型 : +400mmHg, 21 型・22 型 : +500mmHg)と吸気系に施されたレーシング・エンジン並みのファイナ・チューニングとによって高出力・高 *bmep* を叩き出した譽発動機における量産後の出力低下の一因も、この榮 20 型譲りの、本質的に窮屈で通りの悪くなり易い吸気系にあったものと推定される。言い換えれば、中川良一を主務者として開発(改良設計)された榮 20 型には後の譽において顕在化する基本的問題点がキッチリと仕込まれていたことになる¹⁷⁸。

176 絞り流路の長い「チョーク絞り」の特性についても日本機械学会『機械工学事典』545 頁、「絞り」の項、参照。

177 愛称が無いのは寂しいが、このハ・109 は陸軍 100 式重爆撃機“呑龍”や同じく陸軍二式戦闘機“鐘馗”の各々において生産機数のほとんどを占める II 型に装備されたメジャーな発動機である。その諸元並びに榮との比較については『日本機械工業五十年』1017 頁、参照。三菱はその原型をなす 97 式 850 馬力発動機を製造させられた経緯がある。この点については第 III 部でやや詳しく取り上げられる。

178 そもそも、複列 18 気筒発動機一般においては前列気筒群への吸気管を直線的に構成させることは困難であるが、譽発動機における“鼻詰り”を助長した要因の今一つは吸気管の取回しをより窮屈にした吸排気弁の挟み角にあるように想われる。この点については第 III 部において数値を比較しつつ、改めて論じられる。

なお、元・空技廠飛行機部部員、奥平祿郎は“彩雲”に装備された譽 21 型の実用段階における性能低下の一因として排気孔の鋳物不良に因る絞り過ぎ、排気管をそれに合せたことに因る絞り損失を挙げているが、中川良一自身が認めているように吸気孔側の鋳物不良に起因する出力低下も現に発生していた。そもそも、幾ら単排気管を用いたところで排気

もっとも、こと、譽に艱装された水・メタノール噴射システムの本質に眼を向けるならば、譽のケースは火星や金星、榮におけるそれとはやや趣を異にしていたと言わざるを得ない。即ち、大部分がアメリカからの輸入品に他ならぬ 100 オクタン揮発油を焚くもなどという高を括り切った当初設計の下で誕生せしめられた譽はアメリカによる航空ガソリンの対日禁輸の煽りを喰らい、俄かに 91 オクタン揮発油を主燃料とすることを余儀無くされた。

この当然、想定しておかれるべき状況変化、あるいは国家レベルでの無策によって招かれた自業自得の苦境に対する弥縫策として止む無く導入されたのが代用食としての水・メタノール噴射であった。つまり、譽においては三菱が火星 23 型で処方したような 91 オクタン前提の発動機に火事場の馬鹿力を求めるドーピングではなく、一段と常用性・依存性の高い遣い方が志向されざるを得なかったワケである。

実際、譽 11 型などは三菱発動機について云々されていたモノより遥かに濃い水・メタノール混合液を供されていた。即ち、離昇時における譽 11 型の燃料消費率は^{メタノール}/_{ガソリン}容量比で $200/620 \text{ l/h}$ と表示されていた。その比の値 0.323 を純メタノールとガソリンの比重(0.796/0.750)により修正すれば、純メタノール使用重量比は 0.342 となった筈である。しかし、その公表値は $90/245 \text{ g/HP-h}=0.367$ であった。

つまり、純メタノールより 1.073 倍だけ重い＝その程度に水増しを施された水・メタノール混合液が用いられていたワケで、メタノール重量混合比を x とおいて両者の比重から計算すれば、 $0.796x + (1-x) = 0.796 \times 1.073$ ゆえ、メタノール重量混合比 x は 71.5%、従って水の重量比は 28.5%であったことになる。これは $50/50$ の三菱発動機より 20%以上濃いメタノール混合液が供されていたこと、即ち、冷却よりもオクタン価向上が優先せしめられていたことを示す数値である。

水・メタノール混合液の噴射方式は当初の気化器直後から 12 型以降、“スリンガー噴射”，即ち、図 II-II-7 に見られるように水・メタノール噴射を裏路經由で左回りに過給機翼車裏側に送り、翼車の翼間、中心寄りの所に放射状に展開された小孔から噴射させる方式へと変更され、あまつさえ 11 型の気筒冷却不良を承けた 12 型においては容量比 0.430 という大量の、そしてメタノール重量比 23%というごく薄い、つまり冷却最優先の水・メタノール混合液が用いられるに到った¹⁷⁹。

抵抗増大だけのことが奥平の語るほど大きな、両者相俟って 10kt.(18.52km/h)というような速度低下の要因となっていたとは考え難い。ともかく、かような事態全ての前段階として譽における榮 20 型に輪をかけた吸排気系設計の窮屈さという根本問題が存在したワケである。奥平「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)、中川・水谷『中島飛行機エンジン史』117頁(中川)、参照。

¹⁷⁹ なお、この“スリンガー噴射”は中島のモノではなく、少なくとも日本においては陸軍の戸塚祥二技師の発明になる陸軍大臣に帰属する特許であった。「特許第 147774 号 過給機翼車ニ依ル燃料竝ニ冷却液噴射装置」出願 1941 年 6 月 5 日、特許 1942 年 1 月 22 日、『航空機特許総覽 第二輯 航空機用原動機』526 頁、参照。因みに、'41 年と言えば、P&W がスピナー噴射を手掛けた年回りでもある。

たのであろうが、堀越の「……発動機の出力低下は他機種にも認められたが、水噴射をした発動機の方が著しく、中でも誉が特に甚だしかった」という言葉はやはり重かったとせざるを得まい¹⁸¹。

とは言え、三菱の発動機も水・メタノール噴射に関しては、中島の 2 機種程ではなかったにせよ、大きな問題を抱えていた事実を忘れてはならない。管見が及んだ範囲での三菱流“バネ頼み両噴射”発動機に立ち返れば、そこにおいて、ADI 起動中、燃焼不良が半ば常態化せざるを得なかった。この点にこそ究極の問題がある。

そもそも、二つの、互いに未だ不安定な新機軸を同時に持込むなどという拙速主義的改良の危険性は技術界の常識に属する。優先的・戦略的に追究しておかれるべきはかようなケレンではなく、先ず 2 段過給への途を含む航空発動機としての本質の向上であり、次に 2 つの噴射に関して言えば何れかの安定性確保であった。そして、それらは即、戦後世界へと繋がる途ともなっていた。

定時多点噴射に拘泥しなかった P&W に依って開発された戦闘定格出力向上用 ADI が戦後、輸送機界の寵児となり、芸術的な 2 速 2 段過給機¹⁸² を物にした RR 社の機械式過給機技術がイギリスにおけるラジアル・コンプレッサ式ターボ・ジェット量産成功の基礎となり、排気ガスタービン過給機と機械式過給機とを用いる 2 段過給システムを実現させた蒸気タービン並びに排気ガスタービン過給機界の重鎮 General Electric と空冷星型ピストン航空発動機の限界を窮めた P&W が RR のライセンサーとして戦後航空発動機界に大を為した如きはさしずめその好例である¹⁸³。

¹⁸¹ 菱光会『往事茫茫』第一巻，193 頁，より。

¹⁸² *Merlin 61* 型の 2 速 2 段過給機については cf. C.,F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. Smithsonian Institution, 1971, p.68, Figure 64(from *Flight*, Vol.42, p.656, Dec. 17, 1942).

¹⁸³ 無論，ターボジェット開発の原点にして真の功労者は RR ではなく，F.，ホイットルと彼の Power Jet Ltd.にあった。ホイットルの古い特許はドイツにおけるターボジェット開発の契機をもなした。Frank 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。なお，この文献を見れば機械式過給機技術がラジアル・コンプレッサ式ターボ・ジェットの基礎となった状況が良く理解出来るであろう。

ターボジェットに係わる各国有力メーカーの史的発展や動向を仔細にまとめた資料としては(財)機械振興協会経済研究所『世界航空用エンジンの歴史と現況』1967 年，Bill Gunston/見森 昭訳『世界の航空エンジン ②ガスタービン編』グランプリ出版，1996 年，同/高井岩男訳『ジェット&ガスタービンエンジン その技術と変遷』別冊航空情報，酣燈社，1997 年，辺りは最も参照されるべき文献である。

Ⅲ. 低圧連続 1 点噴射ないし噴射気化器への取組みと ADI

1. 全般的背景……筒内噴射との優劣, ADI との相性

ディーゼル機関は本質的に筒内噴射で行くしかない。そしてディーゼルは基本的には発生トルクが回転数と無関係な定トルク型機関である。これに対して、ガソリン機関はディーゼルのような定トルク型機関でもタービンのような定馬力機関でもない。それは回転数、即ち、燃焼室内ガス流動に極めて鋭敏に反応するトルク・出力特性によって特徴付けられる気難しい原動機である。

当今のように電磁弁の電子制御によってキメ細かい噴射制御を行い、燃料加圧はこれと別立ての機構に任せるコモンレール方式にでも頼れるのならいざ知らず、機械式装置のみに依拠してガソリン噴射、とりわけ筒内噴射を頂点とする多点・定時噴射を実現しようとする企てには結局のところ大いなる無理があった。とりわけ筒内直噴においては困難な問題が山積していた。

因みに、噴射ノズルの開閉を電磁弁に行わせる要素技術的アイデア自体には相当な歴史があり、遅くとも 1908 年頃には燃料噴射ポンプの創造者、「ベラム」氏に依ってそれは実現されたと伝えられている。1908 年頃と言えば、Antoinette 発動機に各気筒独立の立体カム式可変行程プランジャ・ポンプを使い自動吸気弁に向けて燃料を噴射するポート噴射方式が実用されていた事蹟が想起されるから、「ベラム」氏の貢献もこの辺りに関係したと見るのが順当であろう。また、1923 年には Louis Renault が電磁式噴射ポンプに関する特許を取得している¹⁸⁴。

このことを伝える記事の眼目は歴史談義にではなく、イタリア、アメリカでその当時、提唱されていた電磁開閉式噴射弁についての紹介にあった。無論、コンピュータ制御など無かったから、それらはほぼ高速開閉(e.g. 100Hz: 4 サイクルなら 12, 000rpm.相当!)が可能という点だけをメリットとするカラクリに終らざるを得なかった。第 I 部冒頭でも述べたように、20 世紀技術史はその前半が様々な社会的圧力の下での分不相応な背伸び、その後半がコンピュータ技術の援用を以ってする積年の矛盾・ストレス・アンバランスの解消という対称構造をなしているが、ここに見られるのもこの命題の一典型例である。

機械式定時多点ガソリン噴射は畢竟、航空発動機技術史上における進化の袋小路をなした。総合的に見れば R-3350 における筒内直噴の絶対的優位性は戦後、気筒並びに気筒頭の冷却性向上によるバックファイヤの危険性低下と噴射気化器の高められた安定感を前にして完全に色褪せたと理解して間違い無い。

確かに、燃費の点で筒内直噴方式は優れている筈であったが、直噴と言っても R-3350 のシステムにおいてはマスター・コントロールのベンチュリーにおける絞り損失が計上さ

¹⁸⁴ 前者については cf. La commande électromagnétique des soupapes d'injection. *Les Ailes*, No.888, 1938/城戸正彦訳「噴射弁の電磁駆動装置」『内燃機関邦訳文献集』第 3 巻 第 6 号, 1938 年, 拙稿「試製的航空発動機の技術」(→IRDB), 参照。ルノーの特許については cf. La Commande Electrique des Injecteurs-Pomps. *Les Ailes*, No.905, 1938/小串庸夫訳「燃料噴射用『ポンプ』の電氣的操作」同第 4 巻 第 3 号, 1939 年, 参照。

れざるを得なかった。戦後のデータを拾うに、R-3350 *Turbo Cyclone* における 170g/HP-h なる巡航燃費は気化器式 *Cyclone 18* の 195g/HP-h を大幅に凌駕したものの、この差は主としてパワータービンによるエネルギー回収の賜であった。

しかも、良好な燃費を実現するためのマスター・コントロール調整(噴射ポンプとのマッチング)は相当に難しい作業であった。そして運用上も燃費をウリとする直噴 *Turbo Cyclone* には *Double Wasp* 等には無い複雑な出力制御操作が要求されており、巡航パワーの設定には、①：オート・リッチで平均有効圧(発動機にトルクメータ装備)をセットし、②：そこから混合比調整レバーでベスト・パワーを探し、③：スロットル操作により元の出力に戻し、④：再び混合比調整レバーを扱い出力が 10%下がるまでガスを希薄化させる、という手順を要した。

しかし、平均有効圧の示度は振れが大きく、混合比制御操作に因って発動機のストールや故障を惹起する危険性も高かった。これでは幾ら燃費が良かろうと軍用機には使えぬし、少なくとも軍用機においてかように神経衰弱的な遣い方が為されることなどあり得ないのは自明である¹⁸⁵。

もつとも、そのパワー・タービンのコストパフォーマンス、信頼性についてはここで深入りし得ないが、「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」といった古いアメリカンジョークの含意は象徴的である。言うまでも無く、DC-6 は P&W R-2800 *Double Wasp* を、DC-7 はライト R-3350 *Turbo Cyclone* をそれぞれ 4 発搭載した機体である¹⁸⁶。

パワータービン無しの *Cyclone 18* における筒内噴射式と気化器式の燃費を直接比較し得るデータは未見であるが、R-3350 に迫る大排気量複列星型発動機であるブリストル *Centaurus* における巡航燃費は高圧筒内噴射式の 373 も噴射気化器式の 173 も全く同じ 190g/HP-h であった。つまり、客観的に言えるのは、少なくともその燃費面にけるメリットは最終局面においては霧消していたということである。

一方、出力の点において、ベンチュリーにおける絞り損失を計上する R-3350 *Cyclone 18* (ノンターボ)筒内直噴型の離昇ドライ馬力は気化器式ドライの 3.7%増しに過ぎなかったが、ベンチュリー損失を計上せぬ *Centaurus* の出力は 373 が 173 を確かに 10%前後(離昇ドライで+13.5%，巡航+9.9%，正規+9.2%)上回っていた。然しながら、この程度のマージンでコストパフォーマンス的に引き合うのか否かについてはメンテナンスコストも絡むため、一筋縄では行かぬ問題であったろう。

ガソリン定時多点噴射とは対照的に、離昇ウェット出力、即ち水・メタノール噴射=ADI による短時間最大出力アップは絶大な効果を有し、石油価格が低下した戦後世界においては重荷重を跳ね返して離陸することを求められる種類の航空発動機にとっては不可欠の“ドーピング”剤となり、かような装置として航空発動機界の必需品となった。そして、

¹⁸⁵ 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——』193頁，参照。

¹⁸⁶ cf. Kimble D., McCutcheon, *No Short Days*. p.6-1.

重視されるべきは、ここでは噴射方式の旗色が一層芳しくなかったという事実である。

即ち、R-3350 でも機械式 2 速過給機付き *Cyclone 18* (ノン・ターボ)の民間用 975C18CB1(離昇[dry operation のみ]2800HP/2900rpm.)は直噴であったが、その軍用版 26WB(離昇[dry のみ] 2700HP/2900rpm.)は Bendix-Stromberg 降流式噴射気化器(インペラ噴射)付きとなっていた。

その出力値からは一見、直噴が優位に立っていたかのように見える。しかし、ライト発動機の、あるいはピストン航空発動機の頂点に立つターボ・コンパウンドの *Turbo Cyclone* についても商用発動機は直噴ばかりであったのに対して軍用では噴射気化器と筒内直噴との混用が見られた¹⁸⁷。

この場合、混合気形成、とりわけ過濃混合気形成能力において本質的に劣る低圧の筒内直噴システムと燃焼室温度を降下させる水・メタノール噴射との組合せは相性が最悪であったと見え、軍民を問わず筒内直噴型 R-3350 発動機に水・メタノール噴射装置は一切装備されていなかった。これが R-3350 の wet 出力に係わる事実の第一の側面である。

具体的な数値を追ってみれば、製品ライフサイクル最末期＝ライト社の斯界撤退直前における R-3350 *Turbo Cyclone* の形式別仕様とその離昇出力は：

- EA4：商用 直噴 離昇 3400HP/2900rpm.[dry のみ] EA1~EA6 もほぼ同じ
- DA1, DA2：商用 直噴 離昇 3250HP/2900rpm.[dry のみ] DA3, DA4 もほぼ同じ
- 32W：軍用 気化器 離昇 3700HP/2900rpm.[wet]
- 34：軍用 直噴 離昇 3250HP/2900rpm.[dry のみ] -91 も同じ
- 36W：軍用 気化器 離昇 3500HP/2900rpm.[wet] -89 も同じ

となっていた¹⁸⁸。

¹⁸⁷ Schlaifer に拠れば、Civil Aeronautics Administration(民間航空管理局)より大型定期旅客機においては直噴発動機への換装を為すようにとの要請がなされた。これは恐らく、バックファイヤに因る事故を恐れたためであろう。時期は不明であるが、当然、1950年以前の情報である。彼は海軍のみが気化器付 R-3350 を戦後も遣い続けたが、やがてそれも程無く衰退したかの如くに述べている。cf. *ibid.*, p.527 n.24.

なお、R-3350-8A 発動機を装備した Lockheed P2V-1 対潜哨戒機は 1946 年 9 月 29 日～10 月 1 日、オーストラリアのパースからオハイオ州コロンバスまで、直線航続距離 18,032km 翌年、8 月 1~3 日には B-29 が周回航続距離 14,250km という当時の公認世界記録(A-26 の 16,435km は非公認)を樹立しているが、多分、これらの発動機は筒内直噴型であろう。記録については木村秀政『初歩の航空ハンドブック』山海堂、1955 年、45 頁、参照。

¹⁸⁸ cf. P.,H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*. pp.256~257.

Schlaifer がその名論文を執筆していた時点では噴射気化器・スピナー噴射式 R-3350 は未だその実力を現していなかったものかと想われるが、それにしても、本稿で縦覧した範囲に限って言えば、技術開発力における P&W 社のライト社に対する優位性は際立っていたように見受けられる。発動機本体の技術開発については第Ⅲ部にて詳述される。

なお、Ricardo は燃料噴射(直噴の謂い)は商用発動機向き、気化器(噴射気化器の謂い)は軍用発動機向きの技術と総括しているが、現実の適応放散形態はそれに極めて近かったということになる。cf. H.,R., Ricardo, *The High-Speed Internal Combustion Engine*. 4th. ed.,

従って、離昇馬力の点では水・メタノール噴射を行える気化器付きモデルの方が明らかに……8.8%ほどは優越していた。これが R-3350 の離昇 wet 出力に係わる事実の第二の側面である。

ピストン航空発動機の頂点に立ち、R-3350 について語る際には必ず言及される“伝説”の 3700 馬力を叩き出した *Turbo Cyclone* は噴射気化器付きのき軍用 32W である。ここに謂う“軍用”が戦時中とは一転して海軍のみを意味するモノになったのか否かについては不明であるものの、こちらは現に Schlaifer 論文の 7 年後の状況を示す書物に掲載されたデータである点に留意したい¹⁸⁹。

Lockheed P2V-7 *Neptune* 対潜哨戒機に装備された 2 基の 32W が離昇時、戦後日本の空に放った四囲を圧する重低音は今も筆者の耳に鮮烈である。Bendix-Stromberg 噴射気化器付き 32W 搭載の海上自衛隊ネプチューンは実に 1980 年頃まで現役に留まったことも付け加えておこう。

気化器との相性に優る ADI はかように R-3350 発動機の瞬発力に寄与するところ大であったが、R-3350 の低圧直噴とは違って ADI をヨリ利かせられた筈の高圧直噴 *Centaurus 373* においてさえ、ADI から得られる離昇ウェット出力マージン +5.7%(^{3150/2980}) は気化器式 *Centaurus 173* における +8.6%(^{2850/2625}) という R-3350 のそれにほぼ拮抗するマージンをかなり下回る値に過ぎなかった。

離昇 wet 馬力におけるこれだけの差は高圧であれ低圧であれ筒内直噴方式が噴射式気化器と比べて過濃混合気形成能力において応分の懸隔を託っていたためとしか考えられない。よって、筒内直噴方式一般に対しては燃費のみならず離昇出力面においても複雑極まるターボコンパウンド方式について提起されたのと同様の疑義が向けられざるを得ないのである¹⁹⁰。

London and Glasgow, 1953, pp.313~314.

¹⁸⁹ ネット上には R-3350-42WA なる 3800 馬力モデルの名が散見されるが不詳。ライトは '57 年に航空発動機製造から撤退しているから 42WA なるモデルは社外で改造された型式なのかも知れない。

改造と言えば、アメリカ *Reno Air Race* の横綱 *Rare Bear* (Grumman F8F *Bear Cat* 改) の R-3350 本体は DC-7 型旅客機に用いられていたもので、ということは筒内直噴の筈であるが、短時間最大出力 4000~4700HP/3, 200rpm. をマークすると伝えられている。これは短時間である上、水・メタノール噴射に加えて助燃剤として亜酸化窒素を噴射することで得られた値である。

ともかく、3, 700 馬力というのは R-3350 にとってかなり実用限界に近い値であったと見て大過ないであろう。

¹⁹⁰ cf. Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*. pp.256~257, 266~267.

なお、新山春雄は戦後、DC-7 用の R-3350 EA1 を実見し、感心しつつ、「ついにはこんな複雑な方法を採用するに至ったものであろう。ここまでくれば、他人事ながら、いつそ Bosch 式の高圧噴射方式を採用すべきかとも思った」と述懐している。しかし、それは気化器式軍用 R-3350 や高圧噴射式 *Centaurus 373* といった技術的スペクトルにおいて直噴式 R-3350 の両隣に位置した発動機たちのパフォーマンスを正しく理解した上での評価とは到底、考えられない。新山「わが国における航空用気化器開発の経過」、参照。

2. 三菱と中島, P&W

以上を想えば、三菱がポート噴射程度に留めたことはまだしも適正な選択であった。しかし、それでも尚、ハッキリさせておかなければならないのは、相対的に身の丈サイズに合っていた筈の、そして岡村健二の^{アイディア}深読みが勘所で効いていた筈の三菱多点ポート噴射方式ですら構造複雑・加工面倒・高コスト・重量過大が祟ったと見え、先述のオープンノズルと組合わされたと思しき高圧蓄圧式に係わる「特許第 147353 号」(1941 年 12 月 23 日)とは別に、早くも 1938 年頃から低圧連続噴射装置への模索が始っており、戦争末期にはより低圧で作動する噴射気化器(低圧 1 点連続噴射)の開発が希求されるに到っていたという事実である。

即ち、1938 年 11 月 12 日出願、1940 年 8 月 12 日特許の三菱重工業「特許第 137802 号」はギヤ・ポンプとベーン・ポンプ、あるいは 2 連のギヤ・ポンプで燃料の加圧・計量を行い、吸気圧によって噴射量を制御する低圧連続 1 点アダプター噴射装置に係わるものであり、“噴射気化器”と銘打たれた 1940 年 3 月 11 日出願、1941 年 11 月 26 日特許の三菱重工業「特許第 146772 号」はベンチュリー負圧を油圧サーボ機構に入力し、過給機の上流または下流に設置されたノズルからの噴射量を制御するカラクリであった。また、1941 年 1 月 28 日出願、1942 年 2 月 27 日特許の同「特許第 148719 号」はギヤ・ポンプ 1 個を用いる蓄圧式の連続ポート噴射に係わるモノであった¹⁹¹。

更に、同じ日にはスピード・デンシティー方式に依る冷却液又は燃料の蓄圧式連続ポート噴射システムに係わる出願が為され、1942 年 6 月 24 日に「特許第 151268 号」として認められている¹⁹²。

ベーン・ポンプ 2 個とダイヤフラムとを用いた戦争末期の新装置は三菱社内で「従来使用シ來レル高壓燃料噴射装置ニ比シ重量輕ク性能極メテ優秀ナル」もので「整備ノ簡易化工數ノ節減ニ依リ發動機ノ性能向上竝多量生産ニ寄與」すると評価された。図を見るとノズルの配置は“スピナー噴射”的である。しかし、新装置は実際に瑞星に装備の上、100 式司令部偵察機 II 型他に搭載されテスト飛行に成功したものの、量産準備進行中に敗戦を迎えた¹⁹³。

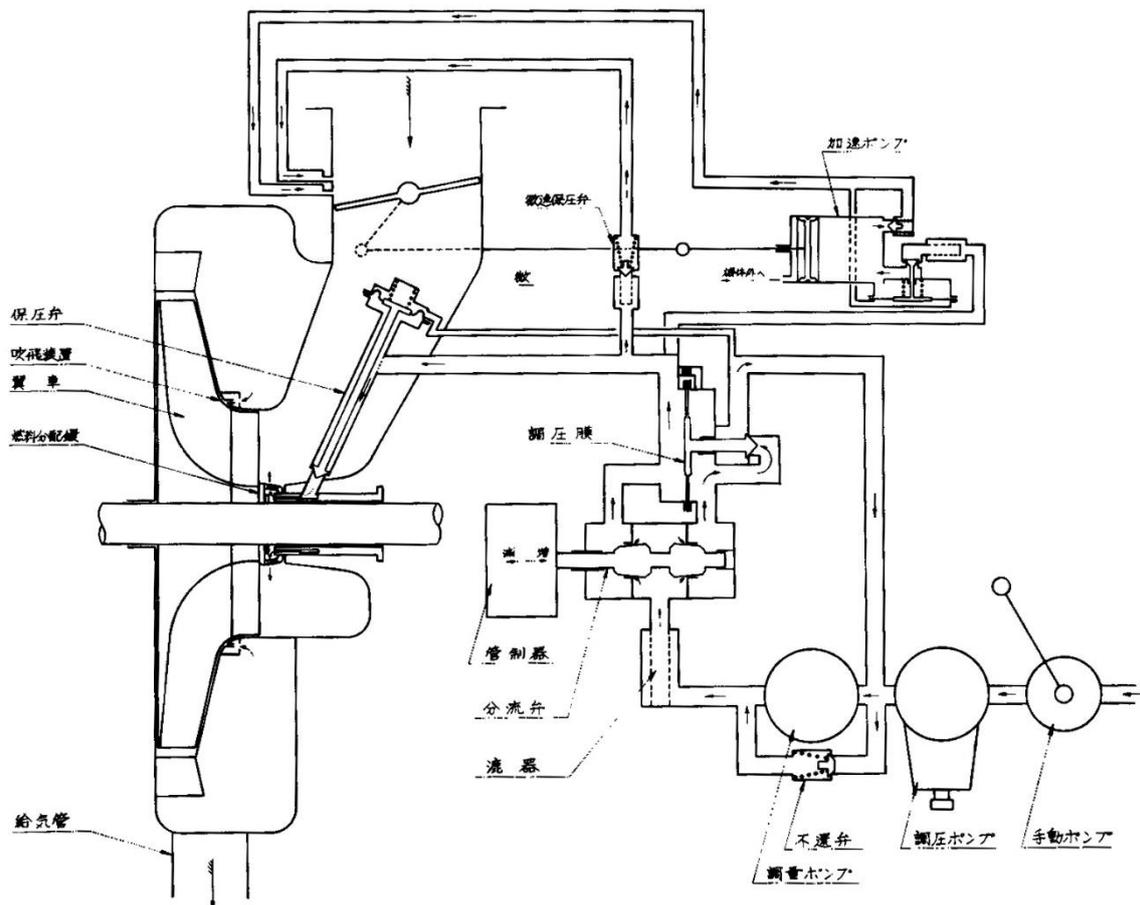
¹⁹¹ 『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』348, 497, 552~553 頁, 参照。なお、1941 年 1 月 28 日には「特許第 148719 号」の内容をガソリン噴射から冷却液噴射に置換えた遣い回し特許が同時出願され、1942 年 4 月 10 日に「特許第 149955 号」として認められている。これについては同書、585 頁, 参照。

¹⁹² 同書、616 頁, 参照。

¹⁹³ 三菱低圧燃料噴射装置に関しては榊原 祐「1.6.51 低圧燃料噴射装置の研究」日本航空学術史編集委員会編『日本航空学術史(1910-1945)』115~116 頁, 田内鈺一「大幸随想」『大幸随想』159~161 頁, 参照。引用は同 161 頁に掲載の会社から開発者である榊原 祐, 熊谷直孝, 森部鎌太郎, 安井年男, 村田正一, 田内鈺一, 石川 登に対して贈られた 1945 年 7 月 1 日付け表彰状の複写より。

なお、この点に照らせば三菱低圧噴射システムの開発担当を杉原とする深尾の記述(『往

図 II-III-1 三菱式低圧燃料噴射システム



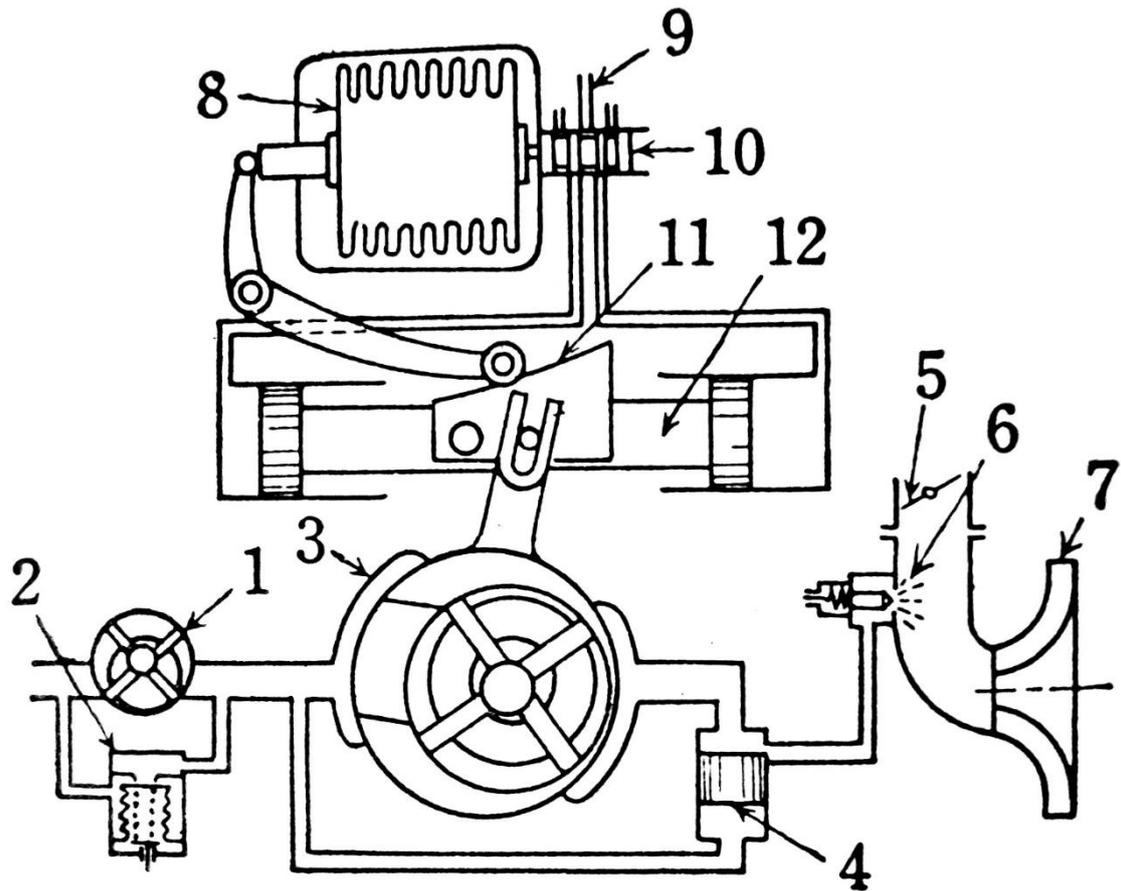
榊原 裕「低圧燃料噴射装置の研究」1.45 図.

他方、遺恨のライヴァル中島飛行機もこの間、気化器の改良に腐心し続けた挙句、漸く戦争末期、可変容量型ベーン・ポンプによる連続低圧噴射装置(噴射気化器)の開発へと漕ぎ着け、譽に装備して 22 型としたものの、遂に実用には到らなかった。つまり、ライヴァル二社が互いに辿った途中経路は全く対照的であったにも拘わらず、終着点は符合し、かつ、何れも実戦には間に合わぬというオチを迎えたワケである。中川に拠れば、この間、両社の間には特許紛争が持上り、タッチの差で中島がこれを制したということであるが、三菱の既往特許群を見る限り、可変容量ベーンポンプなどというケレン以外の何処に中島のプライオリティーが在ったのか、不可解ではある¹⁹⁴。

事茫茫』第一巻、273 頁)は誤りである。

¹⁹⁴ 中島式低圧燃料噴射装置については八田・浅沼編『内燃機関ハンドブック』486 頁、中川良一「低圧燃料噴射方式の研究(1), (2)」『機械の研究』第 13 卷 第 6 号、第 7 号、1961 年、新山前掲「わが国における航空用気化器開発の経過」、参照。中川良一・水谷総太郎『中島飛行機エンジン史』120~124 頁(中川)、中川良一「低圧燃料噴射方式の発明」日本航空

図 II-III-2 中島式低圧燃料噴射システム



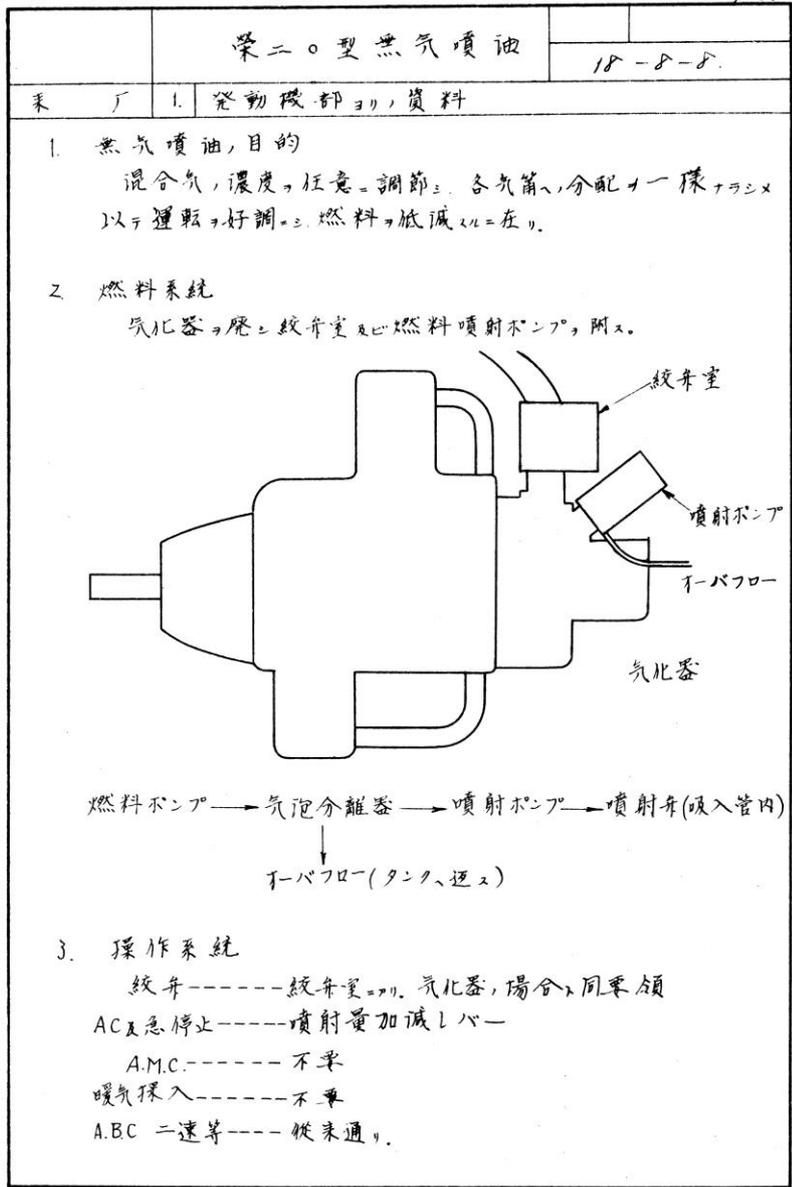
八田・浅沼編『内燃機関ハンドブック』486頁，第4・1・34図。

最終的に採用されたのはこの図のような“アダプター噴射”でも“スリンガー噴射”でもなく過給機入口，横方向に管を突っ込み，それに明けられた小孔列から燃料を撒布する“横一本棒式噴射弁”を用いる方式であった。

図 II-III-3 中島式低圧燃料噴射システムの榮 20 型への艤装状況

学術史編集委員会『日本航空学術史(1910-1945)』丸善，1990年(原稿執筆は1946年頃)，114~115頁，参照。

なお，同じ中川の記述でも，『中島飛行機エンジン史』における「スリンガー噴射」(= P&Wの新方式のように，あるいは譽12型以来の水・メタノール噴射におけるように，過給機翼車中心付近からする噴射)に偏したそれと『機械の研究』論文におけるそれとの間には重大な点に齟齬が見られる。後者を必ず参照のこと。



飛行機部設計係

愛知航空機資料.

ACはAcceleration Control, A.M.C.はAutomatic Mixture Control, A.B.C.はAutomatic Boost Control のようである.

両社のカラクリを眺めていると2連ベーンポンプといい可変容量ベーンポンプといい油圧サーボ機構といい、何故、かようなモノが着想されたのか、何故、先に見たRR社の噴射気化器のようなシンプル・確実かつコンパクトな、それでいて発動機回転数・ブースト圧・外気圧・外気温度をキッチリ拾う機構が考案されなかったのか訝しい限りである。とりわけ、中島のそれなど簡単などころから積み上げて行った気配は微塵も無く、只管メカマニア的

に切り込んで辿り着いたような趣である¹⁹⁵。

余談ながら、中島は戦時中、燃料供給ポンプや飛行機座席等を二・三輪部品界の老舗、目黒製作所に下請に出しており、この噴射システムもアイテム中に含まれていたようである。メグロの若い技術者、林 政康は戦後、同社の川崎航空機への吸収を機に退社、本田技研へと転じ、F1 機関用燃料噴射ポンプの設計を担当した。東京帝大航空学科、中島飛行機・陸軍航空第二技術研究所(兼任)、日本内燃機製造、本田技研と波乱の人生を歩んだ発動機技術者、中村良夫に拠れば、林のホンダ式燃料噴射システムはガソリンを電動式フィードポンプから歯車式加圧ポンプに送って 3~4kg/cm²、後年には 6~7kg/cm² まで昇圧後、調量ポンプで調量し分配器を経て開放ノズルより吸入管内に低圧連続噴射する仕掛であった。

その基幹部分において「調量偏心ポンプの偏心量がスロットル開度と機械的にリンク連動して調量する」などというカラクリはまさしく中島式の垂流であった。当時、レーシングエンジンに多用されていたルーカスの噴射方式に比して噴射圧が低く、外部的な熱要因に敏感で燃料の発泡による調量不整を生じがちであったこのホンダ式燃料噴射システムの採用について中村は「大企業的なアマチュアリズムの一つの特長であろう」と述べている。しかし、その起源が中島飛行機にあったという事実について中村は“知らなかった”などとは口が裂けても言えぬ筈である¹⁹⁶。

無論、メカマニア的側面は三菱の高圧噴射システム、低圧噴射システム、水・メタノール噴射システムの全てについて該当した。そして高圧噴射システムこそはそのメカマニアの極北であった。戦後、三菱重工業名古屋発動機製作所を引継いだ中日本重工業は漁船用“ダイヤ・ディーゼル”の開発に際し、航空発動機用噴射ポンプ・エレメントの在庫品を大量に転用している。戦後、ソ連に落ち延びたデッケル・ポンプの成功例があるとは言え、内部潤滑の省略に起因する耐久性の欠如、扱い難い高圧噴射装置自体が持て余されるようになっていた状況、これらのことが物資難を他所に、かつ、燃料噴射装置が発動機生産の隘路をなしていたと伝えられる状況を向うに回して「山程ありました」とか、「何万個と在庫品があった」といった言葉で表現される軍の調達計画とは裏腹なポンプ・エレメント完成品の山を為すが如き在庫実態の背景となっていたのではないか……筆者などはかように邪推せざるを得ない¹⁹⁷。

水・メタノール噴射絡みで付言すれば、1944年6月27日、富塚 清は言論報国会の講演において「苦しまぎれにわれわれのやってるのは、やや鮠の最後尻めきですが、メチール・アルコールとか水とかを、発動機の中にふき入れる方法です」という内向きの状況認識を

¹⁹⁵ 新山春雄に拠れば、この可変容量ベーンポンプは松下電器産業によって大形変圧器の冷却油循環ポンプとして開発、特許取得されたものであった。新山は松下幸之助社長に面会し、1万円での権利譲渡を許諾された。新山前掲「わが国における航空用気化器開発の経過」、参照。

¹⁹⁶ 蔦森 樹『W1 FILE』山海堂、1986年、12、26頁、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、228、231、258~259頁、参照。

¹⁹⁷ 『大幸随想』160~161、163、202頁、参照。

開陳し、かつ、これを戦後、レポートしている¹⁹⁸。

また、戦後、東京帝国大学から日本大学に転じた富塚の弟子、栗野誠一は自ら係わった「研三」について：

昭和 17 年 12 月初飛行を行い、18 年 12 月まで各務原にて飛行試験を実施、3000m にて 700km/h という終戦時までのわが国最高速度を記録した。

これが導火栓となつて一般實用機にも高ブーストの採用、アルコールまたは水噴射が廣く行われるにいたり、その性能を著しく高めた¹⁹⁹。

とも、

この研三発動機で始まったメタノール噴射による出力増大法は、戦時中、わが国の他の発動機でも広く実用され、更にドイツ、戦後には欧米でも使用され、出力増大の目的に利用された²⁰⁰。

とも述べている。40 年を経たせいか、その主張には一層、輪がかかっているようである。しかし、ここに観られるのはメタノール噴射と水・メタノール噴射との混同、プライオリティと歴史的展開序列の極限的歪曲でしかない。

同じく富塚の弟子である中村良夫は水・メタノール噴射システムの実用性という点に係わる興味深いエピソードを 1944 年 11 月、撃墜された B-29 の^{フライト・エンジニア}航空機関士から聞き出したと述べている。アメリカでは水・メタノール噴射をやっているかとの中村の問いに対し、彼はアメリカでも過去、F-4U、P51 といった辺りの戦闘機でテストを実施し効果も確認済みであるが、機構的複雑化が兵器としての実用性を損なうことへの危惧から最新戦闘機 F-6F(P&W R-2800)への採用は控えている、と答え、中村を感心させたというのである²⁰¹。

そこで語られたのは高オクタンガソリンが潤沢に供給されていたアメリカなればこそその瞬間映像であるが、当の航空機関士は爆撃機乗りでもあり、同時代のアメリカ戦闘機用発動機事情には完全に疎かったようである²⁰²。

この時点で B-29 用 R-3350 発動機への水・メタ噴射採用が計画段階にあったことについても、燃料噴射、とりわけ比較的低压の筒内ガソリン噴射と水・メタノール噴射との相性が悪かった点についても既に確認して来た通りである。それにしたところで、P&W による

198 富塚「航空戦力の増強」『言論報国』1944 年 10、11 月号(→発禁、富塚前掲『八十年の生涯の記録』11~37、189 頁。引用は 24 頁より)、参照。

199 日本機械学会『日本機械工業五十年』1047 頁。

200 日本航空学術史編集委員会『わが国航空の軌跡 研三・A-26・ガスタービン』35 頁。

201 中村良夫『クルマよ、何処へ行き給ふや』グランプリ出版、1989 年、43~44 頁、『中村良夫自伝』三樹書房、1996 年、95~96 頁、参照。

202 中村が対面した航空機関士が敢えて嘘を語ったとは考えない方が良からう。Marshall 前掲『B-29 日本爆撃 30 回の実録』160 頁には彼がサイパンにおける教育で日本の捕虜になった場合、「もし B-29 のことやその作戦について訊かれたら知っていることを話すべきである。そうすれば骨まで叩き折られるような殴打や、命を落すような仕打ちを受けなくて済むかもしれない」との講話を聞かされているからであり、恐らくそれは普遍的な教育であったと解されるからである。

戦闘機用発動機における Bendix-Stromberg 噴射気化器と組合わされた ADI システムの標準化は三菱より中島より一足先に'43 年から広範に実現されていた。富塚や栗野、中村のような経歴を持つ人士にしてかかる事実を踏まえぬ時期遅れの瞬間映像、と言うよりも有体に表現すれば謬説を敗戦後 30~40 年以上経た時代に繰返し吹聴してくれたのであるから、正しい技術史認識にとっては迷惑至極である²⁰³。

水・メタノール噴射システムは第一次世界大戦期のドイツというブラックボックスがあるとは言え、間違い無くそこで実用化されていたと想われ、大形民間機用気化器式発動機の離昇馬力向上策＝代用食としてはカナダにおいて水噴射の格好で先鞭が付けられたようである。水・メタノール噴射に関しては後年、三菱機においても実際に相当の成果が挙げられたが、無論、それは「研三」からの技術波及の結果などではなかった。

他方、件のフライトエンジニアがどう語ったにせよ、戦闘機の戦闘定格出力向上策＝ドーピング剤としての水・メタノール噴射は P&W によって確立・普及せしめられていた。三菱はこの領域においても爆撃機としてその最後の作品となった機体においても、定時多点燃料噴射システムとの抱合せに拘泥したため実用化に無用の遅滞を招き、かつ、所期の成果を獲得するには到らなかった。

戦後世界において、P&W 流の水・メタノール噴射システムは主として噴射気化器を装備した大形輸送機等向け大馬力航空発動機界においてほぼ標準装備品であるかの如き印象を与える程の存在感を獲得するに到った。かの S., D., ヘロンは 1949 年、N.A.C.A. Aircraft Engine Research Laboratory にてメタノールより優れたブレンド剤が見出されたと伝えているが、拙速に過ぎたのか、その後も水・メタノール混合液は広く用いられ続け、現にそれは今日のジェットエンジンにおいてさえ使用されている²⁰⁴。

ここでは最後に Bendix-Stromberg 噴射気化器と組合わされた ADI システムを有するレシプロ発動機に限定した運用データを掲げておこう。R-3350 系については上述の通りの状況であったから、P&W R-2800 *Double Wasp* について取上げてみる。DC-6A, -6B 用

²⁰³ 大戦末期の米軍戦闘機における ADI の活用についてはヘンリー境田・高木晃治『源田の剣』（ネコ・パブリッシング、2003 年）の 225, 364, 450 頁に F6F, 412 頁に F4U-1D, 364 頁には P-47 における使用状況が戦闘記録として活写されている。

²⁰⁴ 松岡増二『ジェット・エンジン(構造編)』（社）日本航空技術協会、1991 年、115~116 頁、Rolls-Royce pic./日本航空技術協会訳『ザ・ジェット・エンジン』同協会、1992 年、181~185 頁、Gunston/高井岩男訳『ジェット&ガスタービン・エンジン—その技術と変遷』106~107 頁、参照。

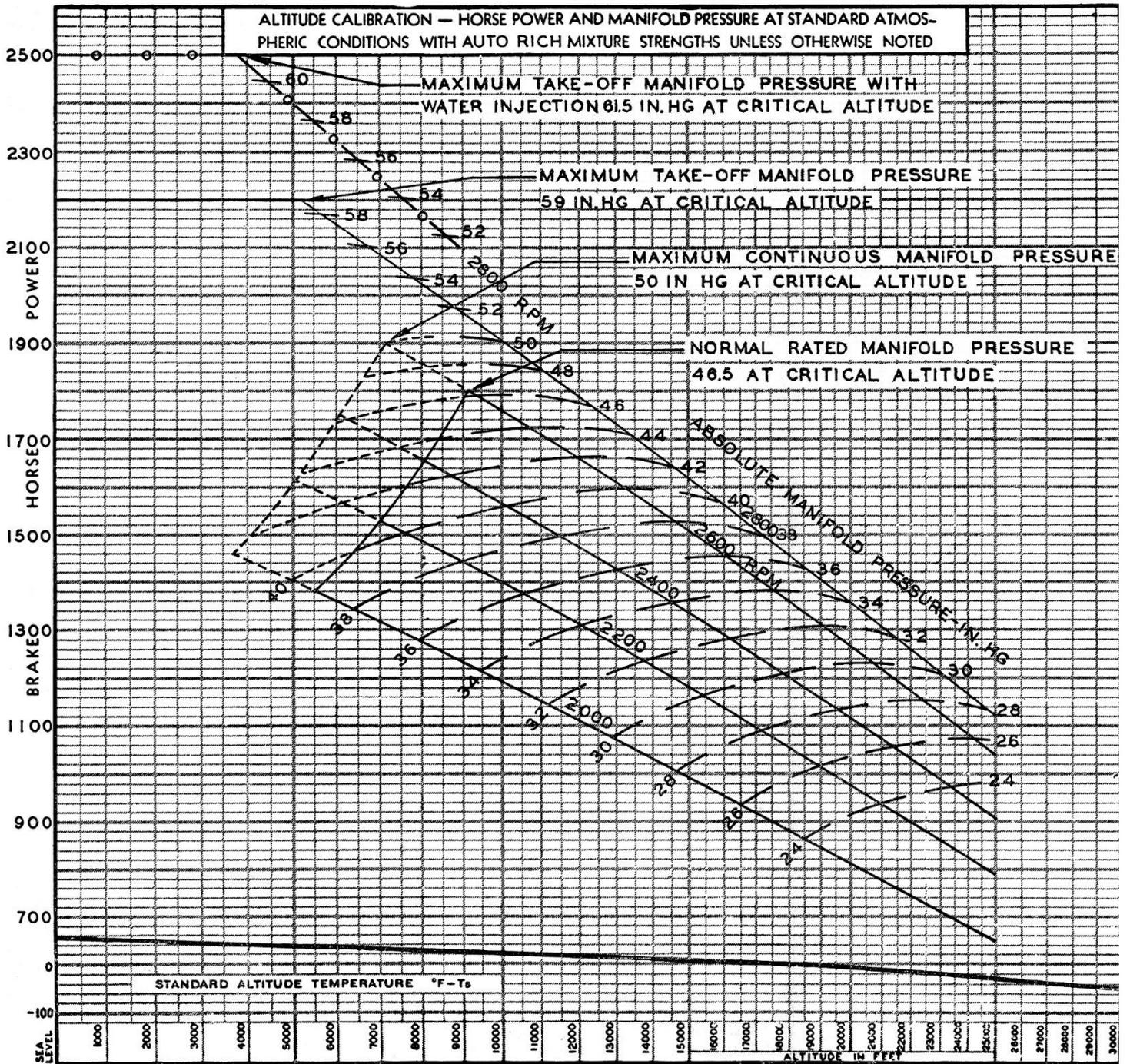
なお、ターボジェットのパイオニアであるホイットル自身は 1942 年、彼のエンジンに水噴射、液体アンモニア噴射、アンモニア水噴射を試み、良い成果を得ているが、アンモニアによる含銅合金の腐蝕が見出されたため一連の実験は中止された。Whittle/巖谷・荒木・小茂鳥訳『ジェット』297~298 頁、参照。

レシプロに対するアンモニア噴射については海軍空技廠にて中田金市が試みている。制爆効果は高かったものの、アンモニアガスの噴射であったため体積効率の減殺を生じ、同一ブースト圧に対する出力は水・メタノール噴射時より低かったという。『日本航空学術史(1910-1945)』105~106 頁、参照。

R-2800-CB17 発動機において過給機 1 速の場合，図 II-III-4 より離昇出力(Wet)は 2500HP/2800rpm./3800ft，離昇出力(Dry)は 2200HP/2800rpm./4400ft，公称出力 1900HP/2600rpm./7000ft，巡航最大出力は 1660HP/2400rpm./12200ft 辺りとなっている(後の文献にはこれらより若干高い性能が表示されている例も見受けられる)。

勿論，離昇時に制限ブースト・回転数が緩和されておれば，曲線左端の平坦部(—。—。—)にはこれを底辺とする右側斜辺の直角三角形が三千数百馬力のところを頂点として屹立していたことになる。

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)

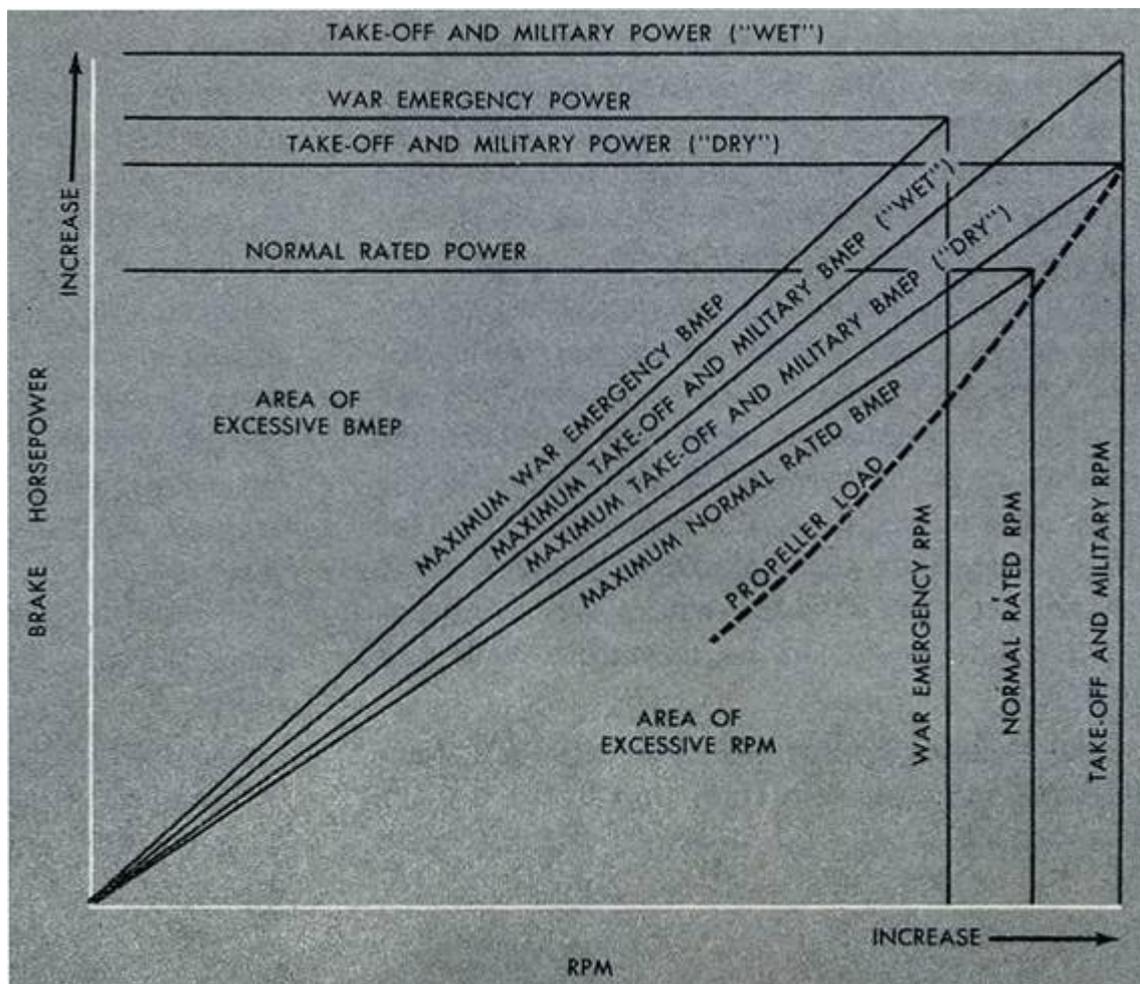


宮本晃男『航空発動機整備技術』巻末附図，より．使用ガソリンは108/135．

岩淵 弘編『航空機関士の基本教程』巻末附図もほぼ同じ．多少，条件を異にする図であるが非常に見辛いので本図を選んだ．それでも多少，見易いようには加工されている．

同じ遣い分けはアメリカ空軍の軍用機においても妥当した．こちらは機種限定ではない一般的な取扱上の標準である．

図 II-III-5 戦後のアメリカ空軍における発動機出力のレーティング



Department of the Air Force. AF MANUAL 51-9 *Aircraft Performance Engineering for reciprocating engines*. 1954. p.128.

第 II 部 小 括

定時式であれ連続式であれ、ガソリン噴射方式は我国においては主流となることなく終わった。国粹主義者として知られる高月龍男は先に紹介した 1944 年の論文末尾で、「述べたいことも澤山あるが発表の自由がないので、在り來りのことを一通り配列してみるに終わってしまった」等とボヤキながら、ガソリン噴射発動機国産化に寄せて次のような感懐を漏らしている。

我國では噴射式発動機を製作するにしても基礎が確立してゐない様に思ふ。ポンプにせよ、噴射弁にせよその工作取扱いも並大抵ではない。航空用が出来る前既に自動車などに大量使用されてゐなければならぬと思ふ。

更に高月は：

ドイツが氣化器を廢めて燃料噴射式に改めたとき、我が國で何の考へもなく飛びついて行つた者があつた。非常な精度を要する噴射ポンプに噴射弁、それに非常に厄介な混合比自動調整装置、どこが良くて飛びついたか見識がなさすぎる。あれは昔からディーゼル發動機で多年の経験を積んだドイツであつたからこそ出來た藝當で、猿真似をすべきではない。アメリカでも十年くらゐ前の報告を探すと、噴射式の研究に力を入れてゐたあとが歴然とある。よいものなら金にあかせず特許も買入れ夢中になるアメリカが、遂に放棄した理由をよく考へてみる必要があらう。しかし奴等も在來の氣化器で満足したのではなく、フロートのない氣化器になり、いはゆる噴射式氣化器といふ形をとるに至つた。筆者は冷静に考へて、アメリカの進み方は正しかつたと思つてゐる(「アメリカ發動機の戦時工作法」『航空朝日』1944 年 9 月)。

と断じた。

本稿においては負け戦の地滑りの最終局面における“井中星を視る”かの如き断片的かつ独善的状况認識そのままを敗戦後、性懲りも無く吹聴され続けた老雄達の妄言に惑わされぬよう留意しながら事実を細々と追つて來た。そこで為された一連の確認事項を踏まえつつ高月説に対して賢しらごとを唱えれば、アメリカはドイツを模倣したのではなかつたし、先次大戦の最終局面において筒内噴射から手を引いたワケでもなかつた。一方、“Miss Shilling's orifice”のお蔭で本土防空戦において完全にドイツを制したイギリスは着実に噴射氣化器への途を歩みつつあつた。

開発着手時期の早さ即メリットとはならぬのは生憎であるが、三菱杉原による定時多点高圧ガソリン噴射の基礎研究は世界の先頭集団に喰込む行為であり、ドイツの時流に「飛びついた」猿真似などではなかつた。無定見にもそれに飛びついたのは陸軍、海軍の方である。

三菱が“雷電”の火星 23 型において投入したポート噴射方式は定行程逃し孔式ポンプによる加圧・計量という点において R. Bosch のそれと相似ており、プランジャなどは将にボッシュ B 型そのものであつた。しかし、エレメント設計の詳細に注目すればまた異なつた面が窺われた。即ち、そのバレルが落ち着いたのは車両用高速ディーゼル開発途上、同

社東京機器製作所技師 岡村健二によって生み出されたボッシュとは異なる発想を踏襲したかの如き設計であった。ボッシュは DB-601 用ガソリン噴射ポンプの欠陥対策過程において結果的に岡村的発想に擦り寄る格好になっており、デッケルに至ってはこの線に沿った本質的改善策を BMW-801 用噴射ポンプに関して実施し得ず弥縫策に終始している。

三菱における設変＝突然変異の直接的契機の所在については大いに留保されるべきフシ(端的に DB-601E 用噴射ポンプを模倣した可能性)があるとは言え、アイデア面における岡村の先見性は明白である。「日本では三菱がボッシュ式高圧噴射方式を戦時中に採用した」などと簡単に突き放す中川良一の弁の至らなさ加減もまた明らかである²⁰⁵。

もっとも、三菱の定時高圧ポート噴射方式は肝心の出来そのものが今一つであり、案の定、大戦末期、低圧連続噴射方式＝アメリカ流に近い噴射気化器に途を譲るべき趨勢となった。中島も時を同じくしてこれとほぼ同工の低圧噴射技術に足懸りを得ていた。しかし、両社共々その製品化にもたつく最中に敗戦を迎えた。

それ故、ガソリン噴射とりわけ多点噴射を巡る事態は本邦に関する限り大局的に見れば高月の展望通りに「正し」い方向へと推移しかけたが、我国においてこの挽回策は時宜を失し、遂に未完に終わったと総括されて良い。なおかつ強調されるべきは、ピストン航空発動機の全盛期、定時多点燃料噴射が支配的な混合気形成技術となる日は世界的に見ても遂に到来しなかったという事実である。

他方、三菱の局地戦闘機“雷電”や 100 式司令部偵察機に定時・多点燃料噴射系との抱合せで採用された水・メタノール噴射システムがほとんど張子の虎に終わったのとは全く対照的に、Bendix-Stromberg 噴射気化器と一体化せしめられた P&W の戦闘機用 ADI システムアメリカは連合国側の標準装備品となった。

もっとも、我国における ADI 実戦配備の嚆矢は実際には一式陸攻 22 型、二式大艇 12 型といった大型機用の気化器式火星発動機において画されていたのであって、これに続いた気化器ヴァージョンの金星発動機における適用例も発動機ナセルに尾鰭を付けたかの如き身軽な戦闘機ではなく、99 艦爆 22 型、零式貨物輸送機 22 型、97 大艇 23 型といった大きなペイロードを抱えて離陸すべき機体向けにおいてであった。それは石油資源小国ならではの技術であったとも見做されるが、P&W 戦闘機用 ADI の後裔が戦後、軍民両面において大形輸送機・旅客機分野で幅広く頼られる技術となり、更にはジェット時代へと引継がれて今日に到っていることを想えば三菱重工業名古屋発動機製作所のこの方面における先見性はヨリ積極的に評価されて良い。

しかし、その傍らで三菱が拘泥し続けたようにガソリン定時・多点噴射式発動機との抱き合わせにおいて ADI の成功を勝ち取ろうとするには本稿で見ることが出来た限りの三菱“1 本バネ式”制御機構などでは如何せん役不足であり、簡素かつ精緻な統合的制御システムの構築が不可避であった。もっとも、電子制御の確立以前の世界を見渡すに、水・メタノール噴射と定時多点ガソリン噴射との相性は良いとは言えぬ水準に止まったというのが

²⁰⁵ 中川前掲「低圧燃料噴射方式の研究(1)」参照。

重い現実である。よって、ガソリン噴射についてならまだしも、こと水・メタノール噴射まで引合に出して“雷電”ライデンと騒ぎ立てぬのが無難である。

1941年12月8日、開戦の詔勅を聞かされた時、杉原周一は「アメリカはこれから航空母艦を100隻位、航空機を10万機以上も作って反撃して来るに決まっている。日本は馬鹿だ……」,あるいは、「これで愈々アメリカの皿洗いか」などと嘆息し、周囲を驚かせた²⁰⁶。

実際に'41~44年の4年間にアメリカで造られた飛行機は26万機を超えていたし、杉原によって創造された作品の出来が世界に冠たるモノであったワケでもなかった。しかし、彼は間違い無く世界を知る有能な技術者であった。彼と仲間達に今少しの時間が与えられておれば、独創なり模倣なりを通じて実用性の面で今一步改善された技術ぐらひは練り上げられていたであろう。しかし、それすら果して低圧連続噴射方式に優るモノであり得たか否かについては疑問を遥かに超えたものが残る。

その上、“あと少しの余裕”は戦時に語られるべき筋合いの言葉ではなかったし、杉原自身、このことをも彼我の懸隔をも知悉する点において人後に落ちぬ技術者であった。条件付極大化を本分とする彼ら技術者は当時、余りにも世界を知らぬ愚劣極まる指導層によって課せられた理不尽な制約条件の下に呻吟せしめられていた。

戦後、発動機との縁を断った杉原は一旦隠棲した後、曲折を経て東洋陶器(現・TOTO株)に招かれ、技術開発を牽引しつつ社長へと累進、政治権力などには目もくれず、同社“中興の祖”と畏敬される経営者、企業指導者として高度成長期を駆け抜けた²⁰⁷。

しかし、我々はその足跡を追うことなく、あくまでも戦前戦時期に留まり、本稿の核心とも言うべき第Ⅲ部、即ち、固定気筒空冷星型航空発動機技術史の要諦に眼を向けて行かねばならない。

²⁰⁶ 開戦の詔勅に対する杉原のリアクションについては持田勇吉「航空機用ディーゼル・エンジン物語」、檜山 壽「思い出す儘に」、それぞれ『大幸随想』15~18頁所収の17頁、64~66頁所収の65頁、参照。

²⁰⁷ 杉原の経歴と戦後の足跡については杉原『不況に打勝つ成長経営』180~200頁所収の大隈秀夫「著者略歴」、前田裕子『水洗トイレの産業史——20世紀日本の見えざるイノベーション——』名古屋大学出版会、2008年、参照。

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

——Bendix Stromberg 噴射気化器，単列星型 9 気筒，複列星型 14 ならびに 18 気筒発動機用 Bendix Scintilla 高圧マグネトー，Bendix Stromberg ガソリン直噴装置，Bendix ジェットエンジン用燃料制御装置——

はじめに

Vincent Hugo Bendix(1881~1945) によって創設された The Bendix Aviation Corporation はミシガン州デトロイトに本拠を置き，航空機，自動車をはじめ様々な分野の機械類に制御機器や部品を供給した米国の有力機械メーカーである²⁰⁸。

1907 年，Vincent は Bendix Corporation of Chicago を創立し，*Bendix Motor Buggies* と銘打つ小型自動車を製造した。この泡沫企業は間もなく解散に至ったが，彼が発明した Bendix drive として知られる純機械的な歯車嵌脱機構は後の Bendix 式始動電動機実用化の礎石となった²⁰⁹。

1922 年，実父が自動車にはねられて亡くなったのを機に，ブレーキ装置改良の必要性に目覚めた彼は，翌年，Henri Perrot(仏の特許になるドラムブレーキ技術を導入し，Bendix Brake Company を創設した²¹⁰。

そのブレーキ事業でよほど儲けたと見え，1929 年，彼は Bendix Aviation Corporation を創設するとともに，Scintilla や Stromberg，Eclipse，Zenith など著名な発動機部品メーカーをその傘下に収めて行った。本稿は'50 年代における Bendix Aviation Corporation(以下，特に問題がない場合，単に Bendix と表記)の事業部体制と各種航空発動機部品の具体的製品技術とにつき，同社発行の技術資料に基づいて，精粗マチマチにはあるが，紹介しようとする試みである²¹¹。

1. 1950 年代前半期における Bendix の事業部体制

'50 年代前半当時，Bendix はその合併吸収の歴史を物語るかのような 25 もの事業部と 15 の研究所，6000 名以上の技術スタッフと 42000 名を超える従業員を擁し，開発と量産の両面において高いパフォーマンスを発揮する大企業であった。事業内容は農業機械，自動車，航空機，建設機械，鉄道車両，林業機械，繊維機械，船舶などに係わる機械・機器，

²⁰⁸ 経営史には疎いので，ここでの記述は Wikipedia に拠った。もっとも，Executive Office の所在地は'50 年代前半に同社から発行されたものと思しき Bendix Aviation Corporation の会社案内，*Bendix Aviation Corporation and Your Business!* に拠る。

²⁰⁹ Bendix 式を含め，戦前戦時期のわが国で用いられていた始動電動機各種の技術的長短と消長については坂上茂樹・原田 鋼『ある鉄道事故の構図』日本経済評論社，2005 年，90~94 頁，参照。

²¹⁰ その'30 年代における製品技術の一端，とりわけ *Duo-Servo* ブレーキについては拙稿「東京瓦斯電気工業(株)自動貨車技術史余話：本邦軍用トラックのブレーキを巡って」(→ IRDB)，参照。

²¹¹ 注 1 の会社案内以外の参照資料については個別に言及する。

エレクトロニクス機器から家電製品、自転車部品にまで及んでいた。

その主要事業部の構成を略記すれば：

〔事業部〕

Executive Offices：ミシガン州 デトロイト

New York Offices：ロックフェラー・プラザ

Bendix Computer Division：カリフォルニア州 ホーソーン

Bendix Products Division：インディアナ州 サウスベンド

Bendix Radio Division：メリーランド州 タウソン

Bendix Radio Television and Broadcast Receiver Division：メリーランド州 タウソ

ン

Cincinnati Division：オハイオ州 シンシナティ

Eclipse Machine Division：N.Y.州 エルミラ

Eclipse-Pioneer Division：ニュージャージー州 テターボロ

Friez Instrument Division：メリーランド州 タウソン

Hamiltom Division：オハイオ州 ハミルトン

Lake Shore Division：ミシガン州 セント・ジョセフ

Marshall-Eclipse Division：N.Y.州 トロイ

Mishawaka Division：インディアナ州 ミシャワカ

Montrose Division：ペンシルバニア州 サウス・モントローズ

Pacific Division：カリフォルニア州 ノース・ハリウッド

Pioneer Central Division：アイオワ州 ダヴェンポート

Red Bank Division：ニュージャージー州 イートンタウン

Scintilla Magneto Division：N.Y.州 シドニー

Skinner Purifiers Division：ミシガン州 デトロイト

Utica Division：N.Y.州 ユーティカ

York Division：ペンシルバニア州 ヨーク

Zenith Carburetor Division：ミシガン州 デトロイト

Bendix International Division：N.Y.州 ニューヨーク・シティー

Bendix Aviation Research Laboratories：ミシガン州 デトロイト

West Coast Sales & Service Division：カリフォルニア州 バーバンク

Kansas City Division：ミズーリ州 カンザス・シティー

〔子会社(Subsidiaries)〕

Hydraulic Brake Company：ミシガン州デトロイト

Bendix-Eclipse of Canada Ltd.：オンタリオ州 ウィンザー カナダ、

〔協力企業(Affiliated Company)〕

Bendix-Westinghouse Automotive Air Brake Company：オハイオ州 エリリア

(Bendix が株式の 51%を保有)

〔海外子会社(Foreign Subsidiary)〕

Bendix Societe Anonyme クリシー(パリ) フランス

Bendix Do Brasil Ltda. ブラジル

〔海外協力企業(Foreign Affiliates)〕

S.A. Etablissements Ducellier – S.A. Air Equipment フランス

Bendix-Tecnico Pty., Limited オーストラリア

であった²¹².

2. 主要事業部, 子会社の事業内容

1) Bendix Products Division

Bendix Products Division のサウスベンド工場は 1923 年創設の由緒ある工場であった。同事業部の工場はここ以外にハミルトン, ミシヤワカ, セント・ジョセフに存在した。同事業部は自動車部と航空部とから成っていた。

自動車部の主要製品は上述の *Duo-Servo* ブレーキ, 油圧ブレーキ用真空倍力装置 *Hydrovac*, トレーラ用エアブレーキ *B-K* パワーブレーキング・システム, トラクタとトレーラ間の制動力均等化用制御弁^{イコライズ}, 油圧式パワー・ステアリング, 油圧ブレーキの空圧操作システム *Air-Pak*, *Bendix-Weiss* 式等速ジョイント, アクセルペダルなみの踏力で済む乗用車用 *Low-Pedal* パワーブレーキであり, 自動車用旧型 *Stromberg* 気化器の補修部品, 同完成在庫品の販売なども行っていた²¹³。

航空部の主要製品はオレオ式緩衝装置のリンケージ機能と操舵力の発生機能とシミー・ダンパ機能とを兼ね備えた飛行機用首脚 *Torque Link Steering Unit*, 飛行機用ホイール, その内部に収容可能な *Segmented Rotor* ブレーキ, *Cerametallic* ブレーキライニング, 飛行機の降着装置, *Stromberg* 噴射気化器, 筒内ガソリン噴射ポンプ(→R-3350, R-4360), 航空発動機用ガソリン供給ポンプ, ジェットエンジン用ガバナ(燃料管制装置)などであった²¹⁴。

2) Bendix Radio Division

Bendix Radio Division, つまり無線事業部はレーダー, 鉄道無線, 全天候飛行着陸誘導

²¹² cf., *Bendix Aviation Corporation and Your Business!* p.9.

²¹³ cf., *ditto.*, pp.10~13. *Duo-Servo* ブレーキについては注 2 の拙稿を, *Bendix-Weiss* 式等速ジョイントについては拙稿「日本内燃機 “くろがね” 軍用車両史——95 式 “側車付” と “四起” の技術と歴史的背景——」, 自動車用旧型 *Stromberg* 気化器については拙稿「戦前・戦時期の国産中・大型自動車用機関について」, 「戦前戦時 ~ 復興期のダットサン, ニッサン用日立気化器—— A.M.C.気化器の開発と遅れ馳せの脱・ソレックス ——」(→IRDB. 表記としてはストロンバーグが出現頻度大), 参照。

²¹⁴ *Stromberg* 噴射気化器や R-3350 用筒内噴射装置については本稿でも追って若干, 取上げられるが, ヨリ詳しくは第 II 部本文, 参照。ジェットエンジン用ガバナについては後述。

用地上レーダーシステム、無線方向探知機、VHF 全方向航法システムにおけるパイオニアであり、同事業部のタウソン第1工場は米国を代表する精密電子機器工場の一つに数え挙げられていた。

当時の主要製品はカーラジオ、各種業務用高出力トランシーバー、ラジオコンパス、着陸誘導レーダーシステム、VHF 航空機ナビゲーション・システム、目的地までの測距装置、360チャンネルVHF送信機、VHF受信機などであった²¹⁵。

3) Bendix Radio, Television and Broadcast Receiver Division

Bendix Radio, Television and Broadcast Receiver Division はレーダーや誘導ミサイル、産業用無線操縦システムなどの技術に関係した技術者を中心とする600名を超える技術者を開発の主力に据えて構成される民生用テレビ、ラジオ工場であった。テレビ受像機には17型、21型、27型などがラインナップされていた。テレビやラジオ受信機の配線作業には女性作業者が多数、雇用され、従業員の女性比率は半数近くに達していた²¹⁶。

4) Eclipse Machine Division

Eclipse は往時、航空発動機用慣性始動機の開発と量産に力量を發揮した機械メーカーである。Eclipse Machine Division のエルミラ工場は当時、始動電動機用歯車嵌脱機構の累計生産個数1億以上というすさまじいマスプロ実績を誇る大工場ともなっていた。同事業部の製品は玉軸受入りボビンホルダ(繊維機械部品)、自転車のコースター・ブレーキ(後輪ハブ内臓型ブレーキ)とハブ、電動燃料供給ポンプ、最新型の“Folo-Thru”ヘリカル・スプライン式始動電動機用歯車嵌脱機構、応答性に優れた乗用車用V型8気筒機関のためのStromberg “Aeroquad”4バレル気化器などであった²¹⁷。

5) Eclipse-Pioneer Division

Eclipse-Pioneer Division は航空用・産業用の精密機械ならびに電子機器を扱う事業部で、Pioneer-Central Division ならびに Utica Division と相互補完関係に立っていた。

²¹⁵ cf., *Bendix Aviation Corporation and Your Business!* pp.14~15.

²¹⁶ cf., *ditto.*, pp.16~17.

²¹⁷ cf., *ditto.*, pp.18~19. ネット情報に拠れば、ことこの4バレル気化器に限れば、その製造は1952~54年にまたがっていたようである。この事実から、*Bendix Aviation Corporation and Your Business!* の発行年代は相当狭い範囲に特定され得ることになる。

なお、姿勢変化の影響軽減を狙って開発された航空発動機用4バレル気化器とは異なり、自動車機関用4バレル気化器はStrombergが得意とし、わが国においても多数の模倣者を簇生させた2段2連(コンパウンド: 負荷状況に応じて第2バレルを発動させる)気化器を2個1に合体させてcompound twin dual 気化器としたもので、当時、馬力競争の主力となりつつあったV8機関向けに投入された製品である。八田桂三・浅沼 強編『内燃機関ハンドブック』朝倉書店、1960年、480, 481頁、吉田 隆『気化器』改訂版、鉄道日本社、1975年、23~28, 92~101, 232~233頁、木村隆一『新版 キャブレータの構造と調整』山海堂、1976年、89, 106~125, 139~141頁、魚住順蔵・竹内勇造・荒井久治・鈴木俊一『自動車用気化器の知識と特性』山海堂、1984年、22, 23, 97~107頁、参照。

Eclipse-Pioneer 事業部は Al および Mg 精密鑄造工場を基底とする統合性の高い生産技術体系を有しており、その製品は自動操縦装置、航空機関士用フライトデッキ(制御パネル)、“Flux Gate” ジャイロコンパス、各種ジャイロ、高度計、方位計、多発機の遠隔監視・制御システム用 “Autosyn” センサ、ジェットエンジン用 9 エLEMENT 型潤滑油ポンプ、直流発電機、電圧制御装置、航空発動機用ブースター・コイル、酸素供給装置、電気式サーボ機器、非鉄金属精密鑄造品などに展開していた²¹⁸。

6) Friez Instrument Division

Friez Instrument Division は当時、76 年の歴史を誇る世界最古かつ最大の気象観測機器メーカーとして知られていた。最も高度な測定機器と加工機器を以て生み出されるその製品は自記微圧計、サーミスタ、ラジオゾンデ用送信機、風向風速データ送信機、日光照度計、自記湿度・温度計、“Aerovane” 風向風速計、“Aerolog” 風向風速データ送信機、“Aerolog” 風向風速データ記録機、可搬式自記湿度・温度計、乾湿計などであった²¹⁹。

7) Marshall-Eclipse Division

Marshall-Eclipse Division は車両用および飛行機用ブレーキ・ライニングやそれに用いられる樹脂^{レジ}に係わる 20 年以上の開発・量産実績を持つ専門メーカーであった²²⁰。

8) Pacific Division

Pacific Division は各種用途向けのアクチュエータや制御装置のメーカーであった。その製品のルーツは飛行機用手動油圧ポンプなどの油圧機器であり、そこから自動車用・産業用油圧機器への展開が観られた。さらに、Bendix の他の事業部の技術を受けて電動アクチュエータ、小形船舶用光電管式自動操舵装置、漁船用海洋測深・記録装置、誘導ミサイルのテレメータリング装置(機載用ならびに地上用)など異分野開拓も活発に行われていた²²¹。

9) Red Bank Division

Red Bank Division は Dynamotor ——電動機と発電機とが一体化され、所要の周波数を持つ交流電流を出力する装置—— や小形電動機、電圧制御装置、交流発電機、飛行機用インバータ、各種真空管・電子管などのメーカーであった²²²。

10) Scintilla Magneto Division

スイスにルーツを發する Scintilla は米国に進出し、Bendix の Scintilla Magneto Division となった。同事業部は米国を代表する航空発動機用高圧マグネトのメーカーとなり、Montrose Division と相互補完関係に立っていた。その最新の開発成果は高高度に

²¹⁸ cf., *Bendix Aviation Corporation and Your Business!* pp.20~21.

²¹⁹ cf., *ditto.*, pp.22~23.

²²⁰ cf., *ditto.*, pp.24~25.

²²¹ cf., *ditto.*, pp.26~27.

²²² cf., *ditto.*, pp.28~29.

おけるコロナ放電損失発生を抑える Bendix 低圧点火システムにあったが、同事業部はバッテリー点火システムや鉄道車両用・船用ディーゼル機関向けのユニットポンプを基幹とする燃料噴射装置、ジェットエンジン用点火装置にも手を染めていた。また、飛行中、発動機各気筒ごとの火花発生状況をリアルタイムで確認できるようイグニッション・アナライザを提供していた²²³。

11) Skinner Purifiers Division

Skinner Purifiers Division はフィルター類の専門メーカーで、フェノール樹脂含浸セルローズ・エレメント(不織布エレメントの一種)はここで発明された。各種の燃料・潤滑油・作動油ストレーナや空気フィルタがその主要な製品であった²²⁴。

12) Zenith Carburetor Division

フランスにルーツを有する Zenith 気化器も米国では Bendix の Zenith Carburetor Division となっていた。この工場からは 40 年余りの間に累計 2200 万個以上の気化器が製造されており、'50 年代前半当時でも 900 万個を超える Zeniyh 気化器が米国内で実用されていた。その製品はトラクタおよび産業動力用ガソリン機関向けの昇流式ならびに水平流式気化器、軍用を含む重車両や高負荷の産業動力用ガソリン機関向けの傾斜に強い降流式気化器、バックファイヤ時の火災を防ぐ国家海上保安隊認定の防災装置やこれを吸気口に取付けた船用ガソリン機関向けの昇流式気化器などであった²²⁵。

13) Bendix-Eclipse of Canada Ltd.

Bendix-Eclipse of Canada Ltd.はカナダ市場に Bendix 製品を浸透させるために設立された会社で、各種の Bendix 始動電動機用歯車嵌脱機構を内製したほか、油圧ブレーキ関連部品、機械式ブレーキ関連部品、エアブレーキ関連部品、コースター・ブレーキ、各種気化器、制御機器など、他の事業部の製品の供給拠点としても機能していた²²⁶。

14) Bendix International Division

Bendix Aviation Research Laboratories は Bendix の輸出事業部であり、同社の製品を世界の要衝に設けられたデポから各国の完成品メーカーへと供給したほか、工場で訓練されたフィールド・エンジニアを派遣して購入者の下で発生する技術的問題の解決に当らせていた²²⁷。

²²³ cf., *ditto.*, pp.30~31. R-2800 用高圧マグネトーについては後述。航空発動機用高圧マグネトーや低圧点火方式については拙稿「三菱航空発動機技術史」, 「ピストン航空発動機の進化」の随所でも言及されている。

²²⁴ cf., *Bendix Aviation Corporation and Your Business!* pp.32~33.

²²⁵ cf., *ditto.*, pp.34~35.

²²⁶ cf., *ditto.*, pp.36~37.

²²⁷ cf., *ditto.*, p.38.

15) Bendix Aviation Research Laboratories

Bendix Aviation Research Laboratories は新しい問題や事業部の枠を超える基礎的な研究に取り組み、事業部やその顧客の問題解決を助けるための機関として設置されていた。そこでの研究の重心は自動車機器がらみの機械工学や金属学からエレクトロニクスや物理学へと急速に推移しており、アナログ・コンピュータやデジタル・コンピュータ、核物理学といったテーマさえ研究対象となっていた²²⁸。

Bendix Brake と Bendix Aviation は 1960 年、Bendix Corporation として統合され、'83 年には Allied Corporation(後の Allied Signal. 現・Honeywell International Inc.)に買収され、King Radio Company と合体の上、Honeywell 所有の Bendix/King なる航空電子機器ブランドへと転生している。

3. Bendix の主要航空発動機部品(1) Bendix Stromberg 噴射気化器

Bendix Stromberg 噴射気化器は航空用噴射気化器の分野において世界を代表するブランドであった。噴射気化器は圧力気化器とも呼ばれ、燃料噴射の類別からすれば Single Point Injection, したがって連続 1 点噴射となる。

マイバッハの発明になる霧吹き気化器がベンチュリー負圧による燃料吸出し量制御のためにフロートを用いた油面制御を必須とするのに対し、噴射気化器は燃料供給ポンプからの燃圧をベンチュリー負圧や外気圧と関連させて燃料の吹き出し量を制御する装置であり、フロートレス気化器の一種でもある。

Bendix Stromberg 噴射気化器のコレクター氏の筆になる Wikipedia の記事(Bendix-Stromberg pressure carburetor: 英語版)に拠れば、型式番号 PS は 1 バレル型噴射気化器で主として水平対向発動機用、PD は同じく 2 バレル型で総排気量 900~1900in.³の列型および星型発動機用。PT は 3 バレル型で同 1700~2600in.³の発動機用。PR は角型の 2 ないし 4 バレルで、同 2600, 2800, 4360in.³の発動機に装備された。フロートレスであるだけに、これらの噴射気化器は簡単な改造で昇流式としても降流式としても使用され得た。続く数字はバレル径(1 + n/4)in.を表す。5 なら(1 + 5/4)in.であるから 2¹/₄ in.(57.15mm)となる。

それゆえ、1946 年 6 月にリリースされた PS-5C は 57.15 φ のバレル径(ベンチュリー径 42.86 φ)を有するシングル・バレル型の 1 機種であり、もっとも小さな Bendix Stromberg 噴射気化器の一つで、基本は昇流式であった。

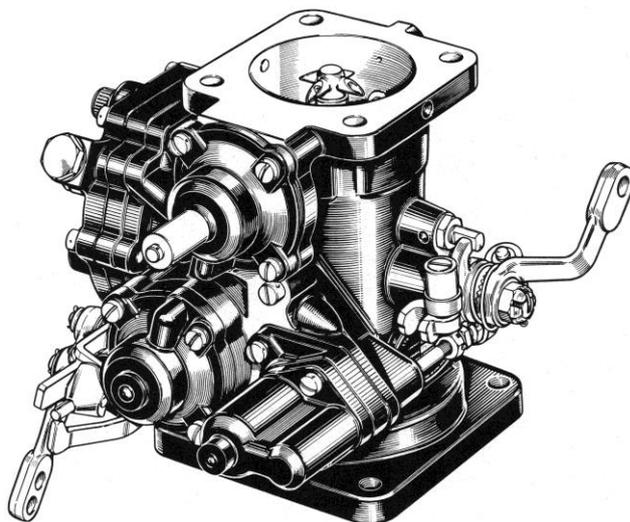
資料から確認可能な適応発動機は Continental Motors の E-165, E-185, E-225(E-225-4-8), O-470(O-470-11-13)型発動機であった。これらは 127 φ × 101.6mm, ε = 7 の基本諸元を共有する空冷水平対向 6 気筒のシリーズ化された無過給・直結式航空発動機で、旧称号の数字は正規出力を、若干、増強された O-470 の数字は総排気量(471in.³)を表す²²⁹。

²²⁸ cf., *ditto.*, p.39.

²²⁹ PS-5C については Bendix Products Division, *Aircraft Service Manual Stromberg*

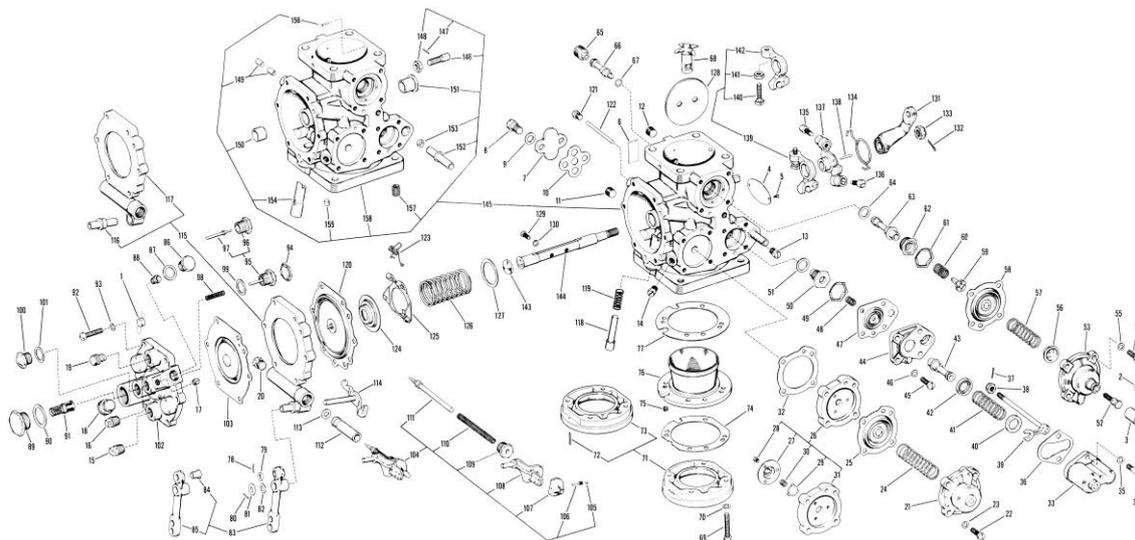
以下、PS-5Cに関する上記資料を材料として Bendix Stromberg 噴射気化器の概要について紹介してみたい。先ず、図-補II-1として Bendix Stromberg PS-5C 型噴射気化器の外観を、図-補II-2としてその部品展開図を掲げよう。

図-補II-1 Bendix Stromberg PS-5C 型噴射気化器の外観



*Aircraft Service Manual Stromberg Injection Carburetor Model PS-5C. Figure 1-1(no page numbering)*²³⁰.

図-補II-2 Bendix Stromberg PS-5C 型噴射気化器の部品展開図



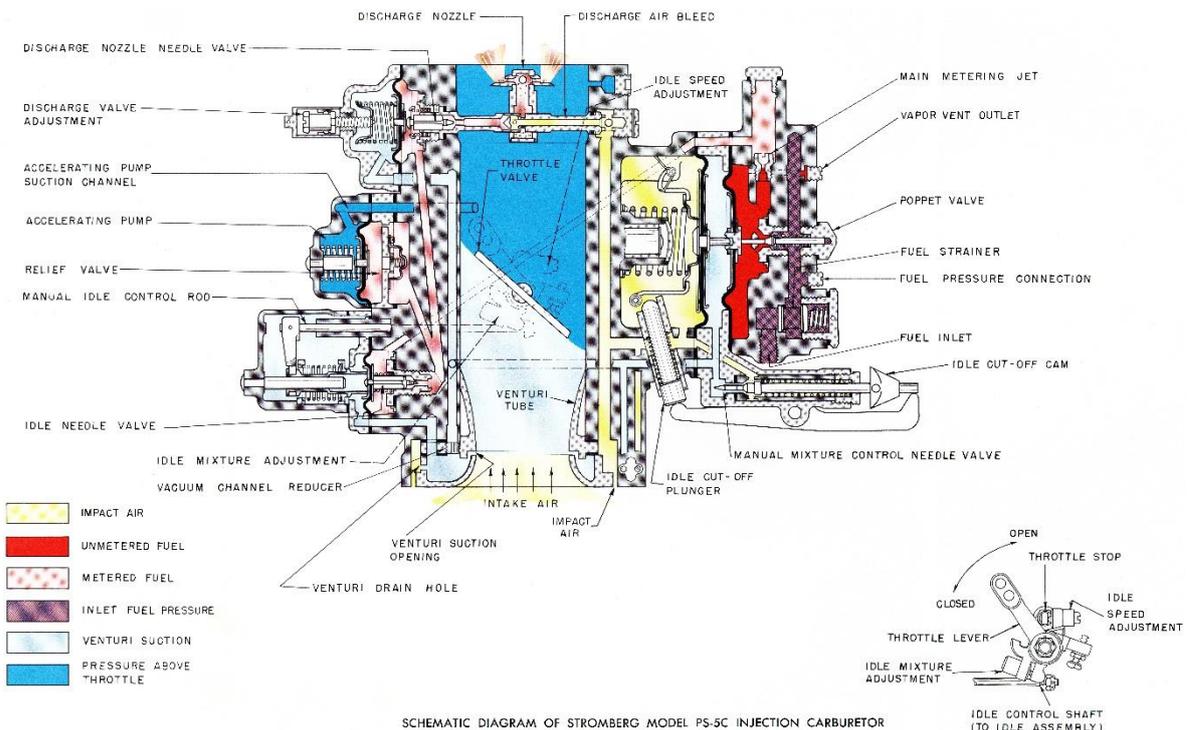
Injection Carburetor Model PS-5C. に拠る。同書には 1955 年 6 月および 7 月発行のマニュアルやパーツリスト類、'58 年 1 月までの変更履歴資料などの関連文献が綴じ合わされている。通し頁は打たれていない。

²³⁰ the same as *Illustrated Parts Breakdown for Stromberg Injevtion Carburetor Model PS-5C. Figure 1.*

ditto., Figure 4-3²³¹.

ご覧の通り、PS-5C型といえども部品展開すれば相当に複雑な装置の観を呈してはいたが、吐出しノズルからの燃料噴出量決定機序は至ってシンプルであった。図・補Ⅱ-3にこれを示す。ベンチュリー負圧、外気(IMPACT AIR)圧および燃圧は2つの大きなダイヤフラムに作用し合い、そのバランスの結果としてダイヤフラムと関連付けられたポペットバルブの位置が決定された。燃料供給ポンプから送られた燃料は負荷と飛行状況に応じてここで絞られるとともに、その最大流量はメインジェット(MAIN METERING JET)によって規制された。この場合、燃料供給ポンプからの燃圧に流量の変化に伴う変動を生ずることは禁物で、それは燃料供給ポンプ自身によって 10.0psi(0.70kg/cm²)という一定値に制御されていた。これはもちろん、ゲージ圧である。調量された燃料はベンチュリー負圧と関連付けられつつ吐出しノズルへと達し、外気の気泡を取り込みつつ噴出する。加速ポンプは吸入管負圧の弱まりに感応して作動する負圧式であった²³²。

図・補Ⅱ-3 Bendix Stromberg PS-5C 型噴射気化器の作用機序



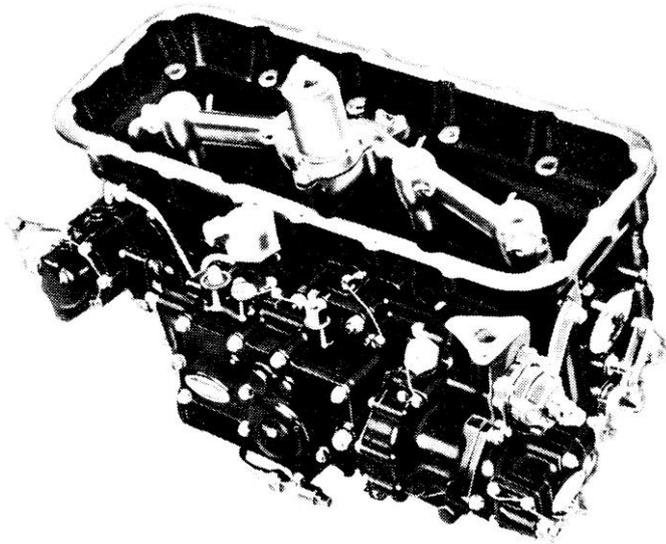
ditto., Figure 1-3.

²³¹ the same as *Illustrated Parts Breakdown for Stromberg Injevtion Carburetor Model PS-5C*. Figure 2.

²³² 始動時に 9psi へのマニュアル・セッティングが指定されることもあった。cf., Bendix Aviation Corporation, *Revision No.1 to Aircraft Carburetor Service Bulletin No.678*. 1949-9.

この気化器のバレルを複数化し、多くの場合、降流式としたモノが読者諸氏が最もご関心をお持ちになるはずの大形発動機用のモデルで、燃料吐出し量制御の原理は PS-5C 型と同一である。残念ながら、これについての同時代一次資料は管見の及ぶところとなっていない。とは言え、大形発動機用の Bendix Stromberg 降流式噴射気化器の基本構造や吐出しノズル配置のアダプター噴射からスピナー噴射への進化などについては別途、詳しく紹介することでもあり、ここでは図-補Ⅱ-4 として P&W R-2800 *Double Wasp* などに用いられた大形航空発動機用降流式モデルの外観写真のみを掲げるに止めておく²³³。

図-補Ⅱ-4 Bendix Stromberg 噴射気化器(大形発動機用・降流式)

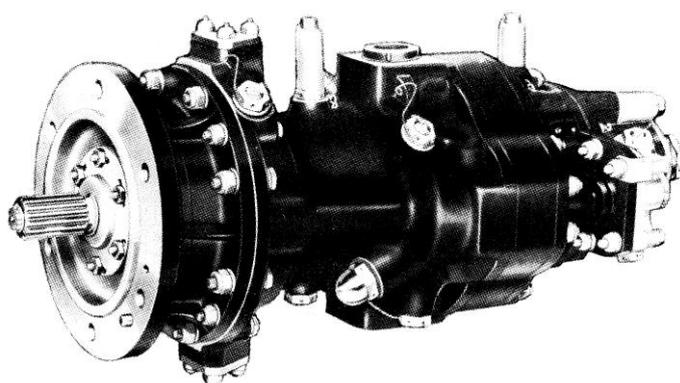


from *Bendix Aviation Corporation and Your Business!* p.12.

Bendix Stromberg 噴射気化器は燃料が最小から最大までの全流量範囲に亘り、精確な燃圧を以て供給されることを前提として成立するマスフロー式燃料計量装置であった。したがって、その燃料供給ポンプには高い制御性が不可欠であった。残念ながら、Bendix Stromberg 燃料供給ポンプについての詳しい資料は管見の限りとはなっていないが、図-補Ⅱ-5 はこのポンプの一つで、出典文献には 3770rpm.にて最大 7200lbs.(3261.6kg)/h までのガソリンを 1000psi(70.2kg/cm²)の燃圧で供給することができ、過速度ガバナと危急遮断装置が付属していた、とある。

図-補Ⅱ-5 Bendix Stromberg 燃料供給ポンプ

²³³ 大形航空発動機用 Bendix Stromberg 噴射気化器については第Ⅱ部本文にて紹介されている。



from ditto, p.12.

この内、1時間当り吐出し量について観れば、B-36型巨人爆撃機などに装備された離昇4300馬力型のP&W R-4360 *Wasp Major* 四重星型28気筒発動機が最も多くの燃料を食っている離昇時でもこのフィードポンプならなお4割近い余力が残されていた計算になる。他方、燃圧に関する値はいかにも法外であり、1000psiなど筒内ガソリン噴射ポンプのそれとしても高目なぐらいである。普通の軽飛行機用水平対向発動機に噴射気化器とともに装備されていたBendix Stromberg燃料供給ポンプの燃圧は低い飛行高度に対応する数値とは言え、上述の通りわずか10.0psi(0.70kg/cm²)であった。

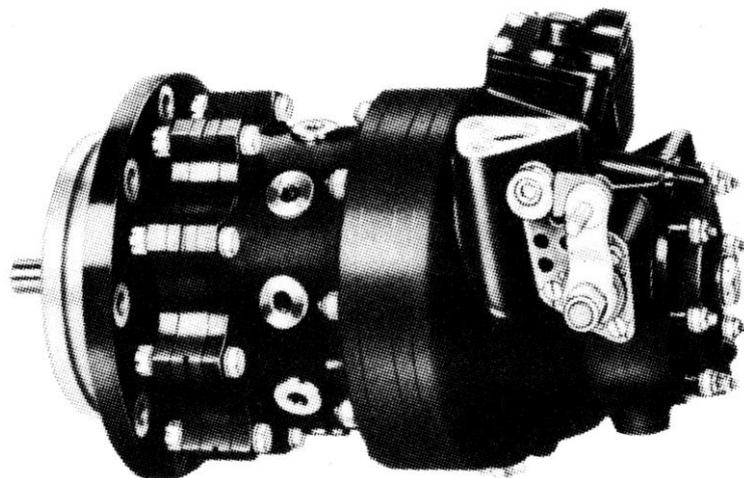
4. Bendixの主要航空発動機部品(2) Bendix Strombergガソリン直噴装置

ガソリン筒内直噴方式はB-29型爆撃機に採用されたCurtis Wright Corporationの発動機事業部Wright Aeronautical Division製R-3350 *Duplex Cyclone*に係わるバックファイヤ対策の決め手となるべく開発された。しかし、戦後Bendix Stromberg噴射気化器とスピナー噴射との組合せが完成の域に達し、バックファイヤ対策としての筒内直噴方式の意義が低下せしめられた結果、ガソリン筒内直噴方式は軍用よりもむしろ、主として燃費を重視したい大形民間長距離機用のR-3350発動機に装備される結果となった。パワータービン装備したターボ・コンパウンド式発動機 *Turbo Cyclone* の民間機型はその典型である²³⁴。

このガソリン直噴システムについても第II部にて詳しく紹介しておいたので、ここではBendix Strombergガソリン直噴ポンプの外観やテスト風景を掲げるにとどめたい。図-補II-6は民間機用W.A.D. R-3350 *Duplex Cyclone*の一部に採用されたガソリン筒内直噴ポンプの外観である。この18気筒発動機1基には写真の9気筒用ポンプが2個、連動ペアの恰好で装備された。燃料計量はBendix Stromberg噴射気化器の本体部分によって行われ、この用途に用いられるそれはマスター・コントロール・ユニットと呼ばれた。

²³⁴ 第II部、本文、参照。発動機メーカーとしてのWrightについては以下、W.A.D.と略記。

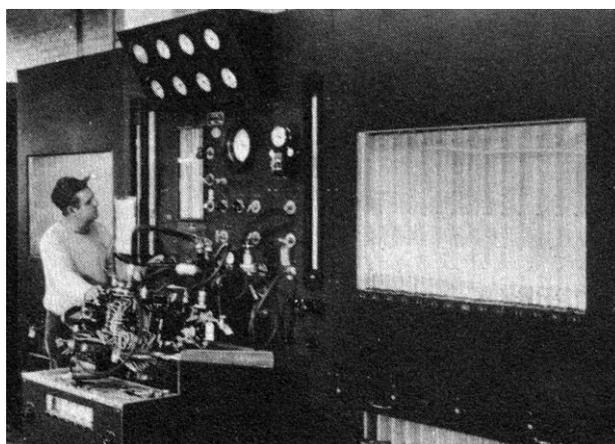
図-補II-6 W.A.D. R-3350 *Duplex Cyclone* 用 Bendix Stromberg ガソリン直噴ポンプ



from *ditto.*, p.12.

図-補II-7は B-36 型爆撃機に装備された P&W R-4360 *Wasp Major* 28 気筒発動機用ガソリン直噴ポンプの製造ラインにおけるテスト風景を示す。 *Wasp Major* の一部にも筒内直噴方式が採用されていたワケである。

図-補II-7 ラインサイドでテスト中の P&W R-4360 *Wasp Major* 発動機用噴射ポンプ



from *ditto.*, p.13.

5. Bendix の主要航空発動機部品(3) Bendix Scintilla 高圧マグネトー

1) 単列星型 9 気筒発動機用高圧マグネトー

高圧磁石発電機とは 1 次電流発生機構(発電機)と 1 次電流断続機構と誘導コイルと配電器とをコンパクトに一体化した点火装置で、高回転時の火花エネルギーが大きいこと、蓄電池を必要としないことにより航空発動機補機として好適である²³⁵。

²³⁵ マグネトーや航空発動機の点火方式全般についても「三菱航空発動機技術史」の各所

Scintilla は多品種の航空発動機用回転磁石式高圧マグネトーを製造して来たが、戦後、提供されていたのは軽飛行機発動機用と単列星型 9 気筒発動機用および複列星型 14, 18 気筒用のマグネトーであった²³⁶。

単列星型 9 気筒発動機用の中には旧型に属する VAG9-DR, VAG9-DFR, VAG9-DFR5 があり、これらは実質的に交換部品の提供のみとなっていたようで、部品交換によって磁石材料やコイルの防湿法、コンタクト・ブレーカ、配電器電極セグメントなどに関して改良型となっていた SB9RN, SB9LN, SF9RN, SF9LN の同等性能品へと更新可能なように配慮されていた。新系列の型式称号において S は single(後出の double と対照されたい)、B はベース・マウント、F はフランジ・マウント、数字は気筒数、R と L はプロペラ側から見た回転方向の右・左、N は Scintilla 製マグネトーに与えられたコード、数字は改良序号のようである²³⁷。

図-補 II-8 として SB9RN 型の外観を、図-補 II-9 としてこの種の 9 気筒等高圧マグネトーの回路図を掲げておく。航空発動機は安全を期して 2 重点火方式を採るため、1 基の 9 気筒発動機には本マグネトーが 2 基、装備された。

図-補 II-8 単列星型 9 気筒発動機用 Bendix SB9RN 型高圧マグネトーの外観



from the face of *Service Instructions Bendix Aircraft Magnetos Types SB9RN, SB9LN, SF9RN, SF9LN and VAG9-DR, VAG9-DFR, VAG9-DFR5*.

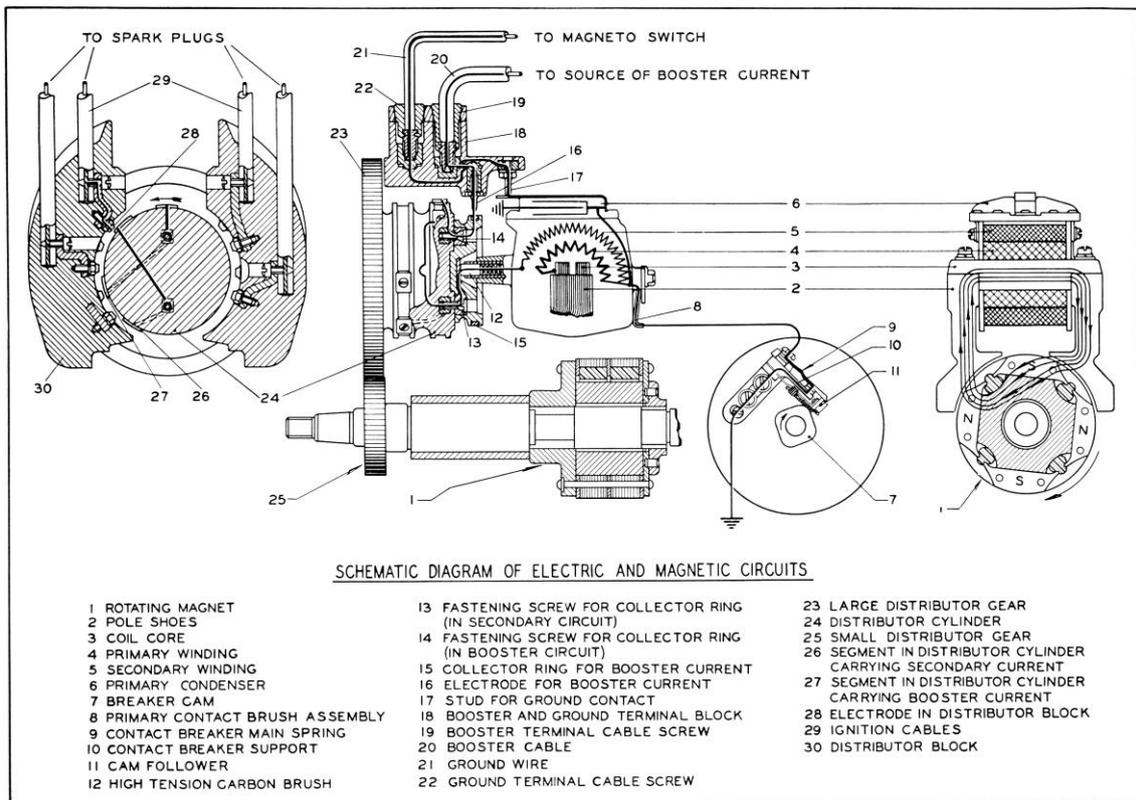
にて様々な観点から論じられている。

²³⁶ cf., Scintilla Magneto Division, Bendix Aviation Corporation, *Service Instructions Bendix Aircraft Magnetos Types SB9RN, SB9LN, SF9RN, SF9LN and VAG9-DR, VAG9-DFR, VAG9-DFR5*. 1947 and 1953, *Service Instructions Bendix-Scintilla Aircraft Magnetos Type SB9RN-4*. 1947, *Service Parts List Bendix-Scintilla Aircraft Magnetos Type SB9RN-4*. 1950. *Service Parts List Bendix Aircraft Magnetos Types SB9RN, SF9RN, SF9LN*. 1950.

²³⁷ 米国の航空発動機なら単発機用は通常、L となる。多発機の場合、両舷発動機を逆転させることが多い。マグネトーの型式呼称については cf., Scintilla Magneto Division, Bendix Aviation Corporation, *Service Instructions Bendix-Scintilla Aircraft Magnetos Types DF18LN, DF18RN*. 1947.

磁石はN-S極の対として成り立つため、9気筒用でも回転磁石は4極となっている。磁石軸(rotating magnet)は発動機クランク軸の $\frac{9}{8}$ 倍の速度で回転し、クランク軸1回転当り $4 \times \frac{9}{8} = 4.5$ 回の1次電流パルスが発生させた。配電器軸は磁石軸の $\frac{4}{9}$ のギヤ比で回転せしめられていたから、クランク軸に対しては $\frac{9}{8} \times \frac{4}{9} = 0.5$ の速度比を有した。ブレーカ・カムは磁石軸に結合されており、4つ山の等角カムであった。

図・補II-9 単列星型9気筒発動機用 Bendix 高圧マグネターの回路図



ditto., p.3F-527.

また、配線は単線式でパイロットがマグネター・スイッチを off にすれば1次回路は両端アースとなり、高圧電流発生危険は防止された。始動補助装置としては昇圧器^{ブースター}つまりバイブレータ回路が使用されるようになっていた²³⁸。

2) 複列星型14気筒発動機用高圧マグネター

Bendix Scintilla SF14LN-3型はシングル、フランジ・マウント、左回りの複列14気筒

²³⁸ バイブレータ回路や単線式、二線式の別、わが国においては部品の絶縁不良のため単線式の導入に困難が伴った件については第III部、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ター、にて言及されている。

発動機用の高圧マグネトーであり，サービスマニュアルから確認可能な適用発動機は P&W R-1830 *Twin Wasp*, R-2180 *Twin Wasp E*, W.A.D. R-2600 *Cyclone 14* であった．図-補Ⅱ-10 にその外観を，図-補Ⅱ-11 にその $\frac{3}{4}$ カット図を掲げることから始めよう²³⁹．

図-補Ⅱ-10 複列 14 気筒発動機用 Bendix Scintilla SF14LN-3 型高圧マグネトーの外観

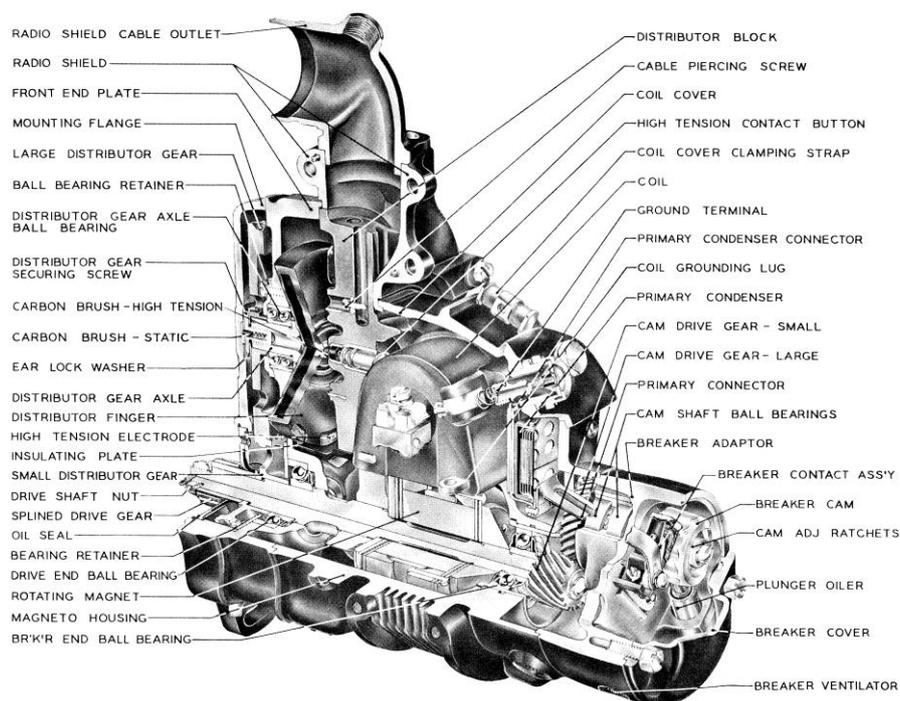


from the face of *Service Instructions Bendix Aircraft Magnetos TYPE SF14LN-3*²⁴⁰．

図-補Ⅱ-11 Bendix Scintilla SF14LN-3 型高圧マグネトーの $\frac{3}{4}$ カット図

²³⁹ 以下，本型式については cf., Scintilla Magneto Division, Bendix Aviation Corporation, *Service Instructions Bendix Aircraft Magnetos TYPE SF14LN-3*. 1946, do., *Service Parts List Bendix Aircraft Magnetos TYPE SF14LN-3*. 1951. これらの適合発動機についても第Ⅲ部にて折に触れて論じられている．

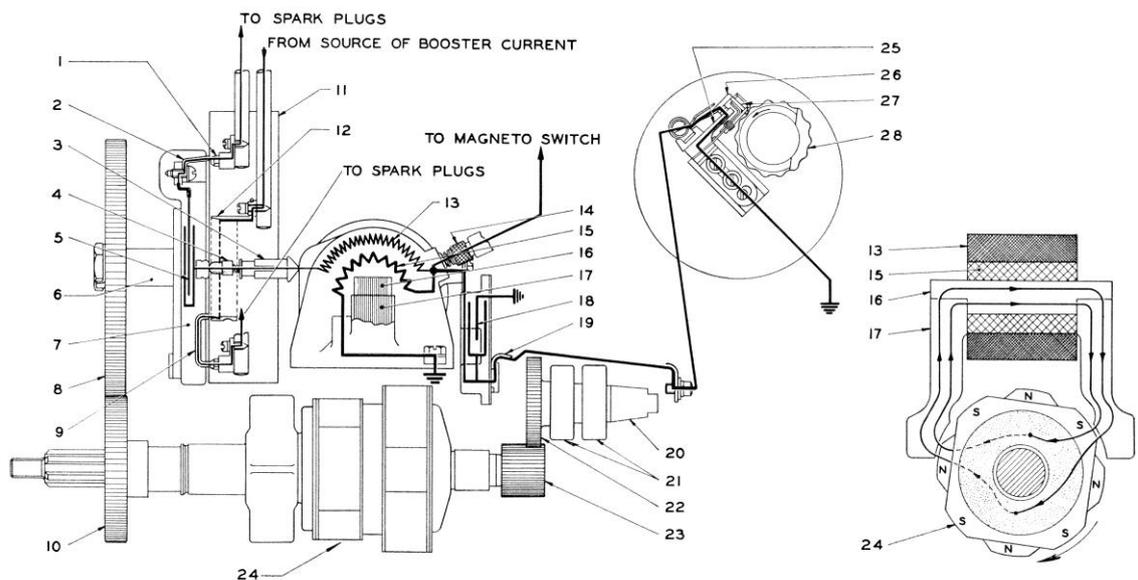
²⁴⁰ the same as that of *Service Parts List Bendix Aircraft Magnetos TYPE SF14LN-3*.



ditto. p.3F-750, Figure1.

図-補Ⅱ-12の回路図にも観られるとおり、14気筒用ではあれシングル・タイプであるから、その基本構造は単列9気筒発動機用と類似していたが、配電器軸とコンタクト・ブレーカ・カム軸とが磁石軸からそれぞれ別の歯車機構によって駆動される点は9気筒型との間の目立った構造的相違点をなしていた。回転磁石は4極型を2枚合せにしたような8極で、磁石軸はクランク軸の $\frac{7}{8}$ の速度にて回転し、クランク軸1回転につき7回の1次電流パルスを発生した。配電器軸とコンタクト・ブレーカ・カム軸とは磁石軸に対して共通となる $\frac{4}{7}$ のギヤ比を有する歯車装置によって駆動されたから、クランク軸に対してはいずれも $\frac{7}{8} \times \frac{4}{7} = 0.5$ の速度を以って回転した。

図-補Ⅱ-12 Bendix Scintilla SF14LN-3型高圧マグネトの回路図



- | | | |
|---|-----------------------------------|---------------------------------|
| 1 DISTRIBUTOR BLOCK ELECTRODE | 10 DISTRIBUTOR GEAR-SMALL | 21 CAM SHAFT BEARINGS |
| 2 ELECTRODE IN DISTRIBUTOR FINGER
CARRYING SECONDARY CURRENT | 11 DISTRIBUTOR BLOCK | 22 CAM DRIVE GEAR-LARGE |
| 3 HIGH TENSION CONTACT BUTTON | 12 COLLECTOR RING-BOOSTER CURRENT | 23 CAM DRIVE GEAR-SMALL |
| 4 CARBON BRUSH | 13 SECONDARY WINDING | 24 ROTATING MAGNET |
| 5 SECONDARY CONDENSER | 14 GROUND CONTACT BUTTON | 25 SUPPORT- CONTACT BREAKER |
| 6 DISTRIBUTOR GEAR AXLE | 15 PRIMARY WINDING | 26 SPRING- CONTACT BREAKER-MAIN |
| 7 DISTRIBUTOR FINGER | 16 COIL CORE | 27 CAM FOLLOWER |
| 8 DISTRIBUTOR GEAR-LARGE | 17 POLE SHOES | 28 BREAKER CAM |
| 9 SEGMENT IN DISTRIBUTOR FINGER
CARRYING BOOSTER CURRENT | 18 PRIMARY CONDENSER | |
| | 19 PRIMARY CONNECTOR | |
| | 20 CAM SHAFT | |

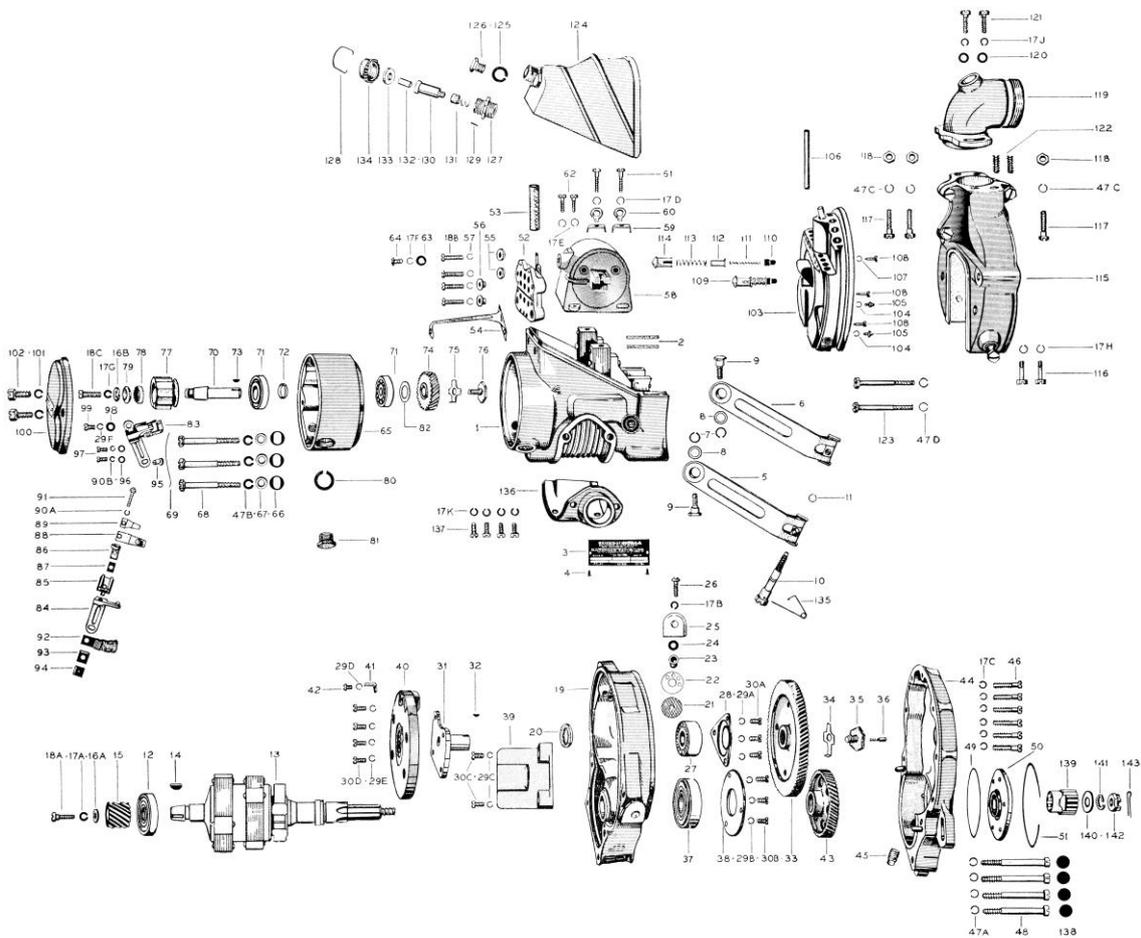
ditto. p.3F-752, Figure 2.

9 気筒型との間における微細ではあるが実質的な相違は 14 山を持つコンタクト・ブレーカのカム(図 12 の 28)が不等角カム(compensated or evenfiring breaker cam)となっていた点である。これは主連桿と副連桿との組合せという星型発動機の常套的基本構造に由来する複偏差の影響を相殺し、各気筒における発火時期を適正化するための修正措置であり、星型発動機の大馬力化とともに要請されるようになった技術である。不等角カムを正しく取付けるため、本マグネターのブレーカ・カム前面の面取り部、1 番気筒用カム山の処には位置合せマーク“°”が打たれていた(図・補Ⅱ-11)²⁴¹。

図・補Ⅱ-13 として SF14LN-3 型高圧マグネターの部品展開図を掲げておく。77 台の不等角カムである。

図・補Ⅱ-13 Bendix Scintilla SF14LN-3 型高圧マグネターの部品展開図

²⁴¹ これら事項の技術的意味と意義についても第Ⅲ部にて解説しておいた。



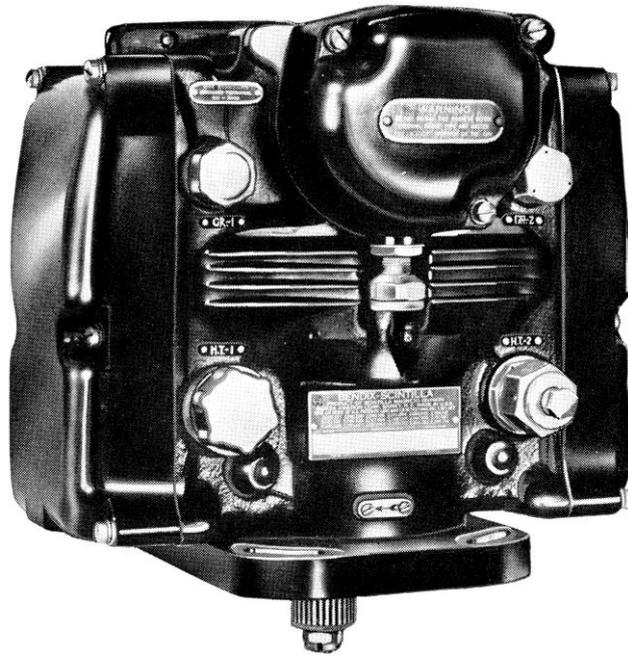
from *Service Parts List Bendix Aircraft Magnetos TYPE SF14LN-3*, p.3F-766.

3) 複列 18 気筒発動機用高圧マグネトー

Bendix Scintilla DF18RN, DF18LN 型は複列 18 気筒発動機 P&W R-2800 *Double Wasp* 用に開発され、実際、その一部に装備された“double type”の回転磁石型高圧マグネトーである。装備位置は発動機の鼻面、つまり減速機ケーシングの上部であった。図-補 II-14 に DF18RN, DF18LN 型高圧マグネトーの外観を示す²⁴²。

図-補 II-14 Bendix Scintilla DF18RN, DF18LN 型高圧マグネトーの外観

²⁴² 以下、本型式については cf., Scintilla Magneto Division, Bendix Aviation Corporation, *Service Instructions Bendix-Scintilla Aircraft Magnetos Types DF18LN, DF18RN*, do., *Service Parts List Bendix Aircraft Magnetos TYPES DF18LN, DF18RN*. 1952. R-2800 *Double Wasp* 発動機の歴史的意義やその開発における諸課題の解決、参考文献についても第 III 部にて詳細に取り上げられている。

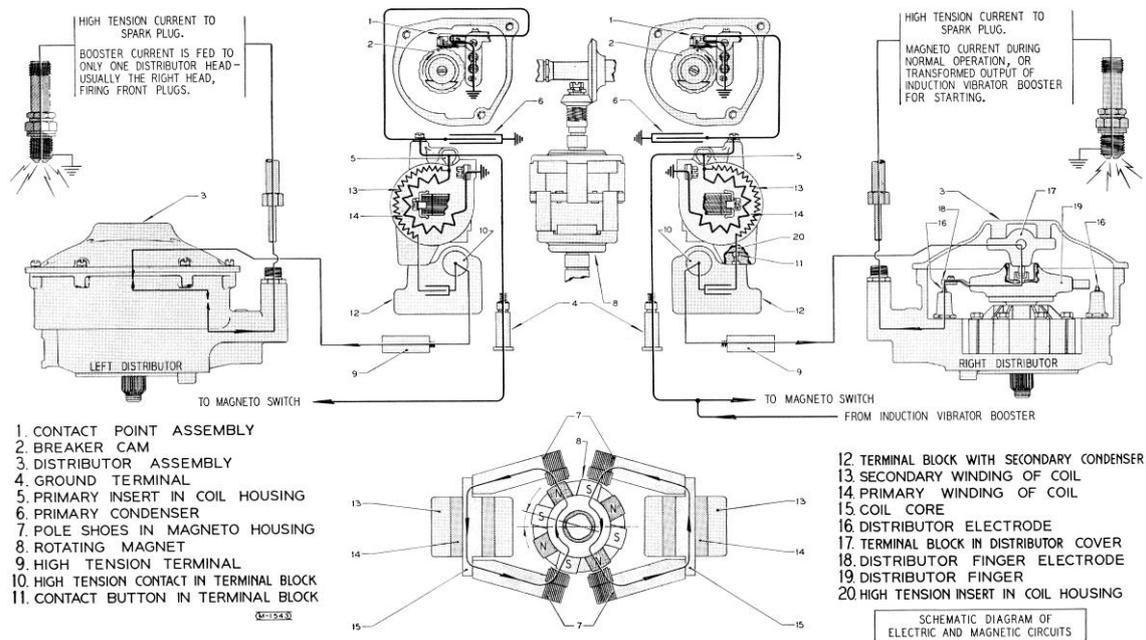


from the face of *Service Instructions Bendix-Scintilla Aircraft Magnetos Types DF18LN, DF18RN*
243.

ダブル・タイプとは図-補Ⅱ-15 下に示されているように、8極を有しクランク軸の $\frac{9}{8}$ の速度で回る磁石軸を共有する2つのコイル群と2つのコンタクト・ブレーカ群とが一体化された様式を指す。コンタクト・ブレーカのカムはベベルギヤにより磁石軸に対して $\frac{4}{9}$ (クランク軸に対して $\frac{9}{8} \times \frac{4}{9} = \frac{1}{2}$)の速度で駆動されるクロスシャフト上に精密に位置決めされていた。ブレーカ・カムは当然ながら18山の不等角カムであり、1番気筒用カムには“○”印が打たれていた(図-補Ⅱ-15, 17)。

図-補Ⅱ-15 Bendix Scintilla DF18RN, DF18LN 型高圧マグネターの回路図

²⁴³ the same as that of *Service Parts List Bendix Aircraft Magnetos TYPES DF18LN, DF18RN*.

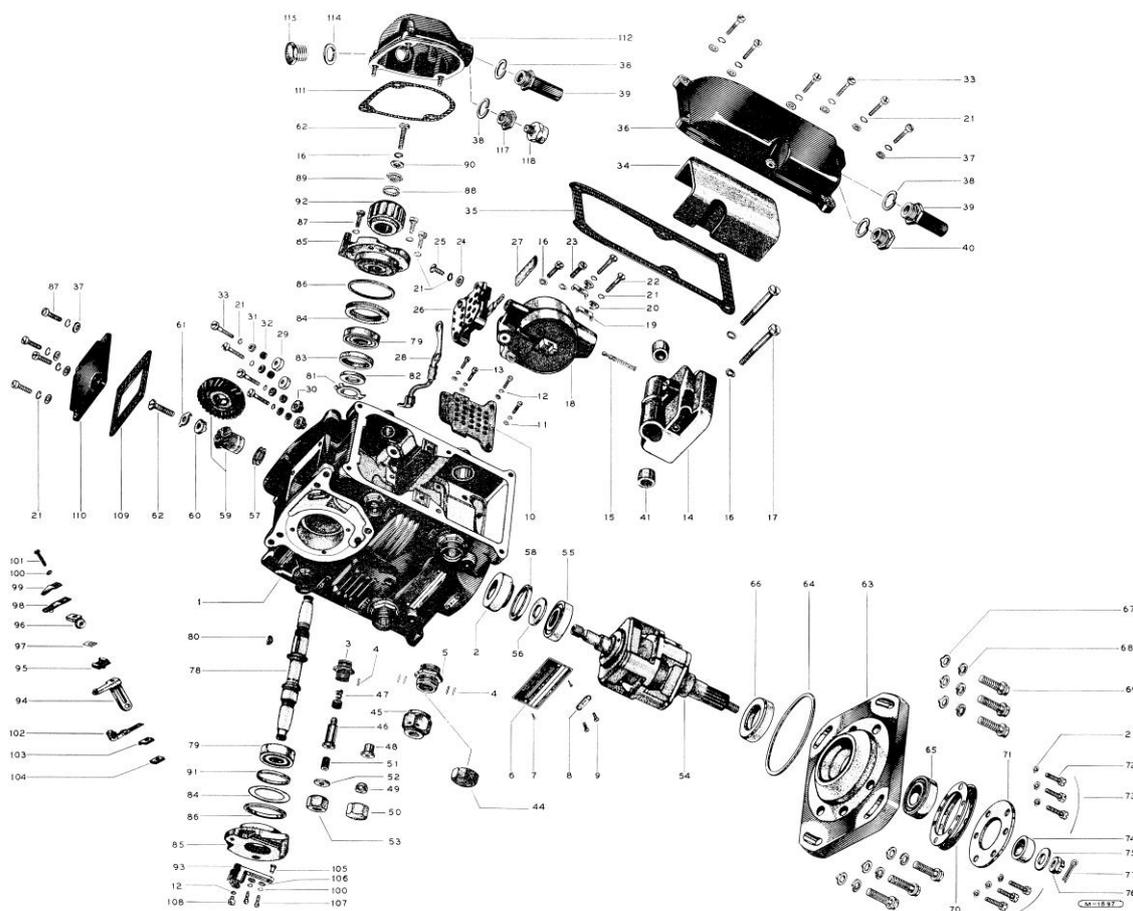


from ditto., p.3E-748.

このダブル・タイプ・マグネトーには配電器が合体されていなかったため、同じく図・補 II-15 全体が表現しているように、*Double Wasp* 発動機における 2 重点火を実現するためには 1 基の本ダブル・タイプ・マグネトーと、これとは独立にクランク軸の $1/2$ の速度で回る 2 基の配電器との組合せが必要とされた。したがって、DF18RN, DF18LN 型高圧マグネトーは通常用語法に謂うマグネトーとは若干、その内容を異にする装置であった。

図・補 II-16 は DF18RN, DF18LN 型高圧マグネトーの部品展開図である。マグネトー・ハウジング前面やや下方に離れて 2 つ見えるハイテンション端子に接続された 2 本の短いハイテンション・コードはそれぞれの配電器へと渡った。端子は上方に見えるアース用のそれを併せ、後面にも同一配列で設けられており、各々は艤装上の要請に応じて使い分けられることができ、余剰分には保護キャップが被せられた(図・補 II-14 左側 H.T.-1)。排気ガスタービン過給機付き発動機に装備される場合、安全ギャップの仕込まれたそれが適用された。

図・補 II-16 Bendix Scintilla DF18RN, DF18LN 型高圧マグネトーの部品展開図



Service Parts List Bendix Aircraft Magnetos TYPES DF18LN, DF18RN. p.3E-755, Figure 1.

図・補Ⅱ-17はDF18RN, DF18LN型高圧マグネトーに係わる整備指示である。ポイントすきまの調節にシックネスゲージは決して使用せず、タイミングライトなどを使用すること、1次コンデンサ容量測定用のテストヤ1次電流計測用の電流計の型番などについての指示がなされている。2次コンデンサは端子ブロックに組込まれており非分解式であったから分解を試みないように、ともある。

図・補Ⅱ-17 Bendix Scintilla DF18RN, DF18LN型高圧マグネトーの整備指示

Part No. of Cam	Engraving on Front of Cam				1 Tolerance for No. 1 "E" Gap	2 Points Re- main Open on No. 1 Lobe	Magneto Type
	Engine	Master Rod Loca- tions	Direction of Cam Rotation	Desired "E" Gap on No. 1 Lobe			
10-21701Y	R-2800	MR 8-13	→	17°	±1°	18°±1°	DF18RN
10-21702Y	R-2800	MR 8-13	←	17°	±1°	18°±1°	DF18RN
10-24963	R-2800	MR 8-9	→	11°	±1°	23°±1°	DF18LN
10-24964	R-2800	MR 8-9	←	11°	±1°	23°±1°	DF18LN

1. All angular measurements are made on magneto drive shaft.
2. The No. 1 lobe of cam is marked with a dot.

ditto., p.3E-742B, Table 1.

Magneto Type 欄の 2 行目は DF18LN, 3 行目は DF18RN の誤りであろう。

次に、ブレーカ・カムのセッティング作業。これは磁石軸を No.1 のカム山に対する“E”ギャップ、つまり磁石軸が N-S 中立の位置からポイントが開き始めるまでの適正な経過角度(17±1°)だけ回して固定することから始まる。引続き、ブレーカ・カムを緩め、カム固定ネジの下に専用のバネを挿入する。カムにタイミング合せ工具を載せ、No.1 のカム山に対してポイントが開き始める位置までカムのラチェットを進め、確実に噛み込ませたならばタイミング合せ工具を手でしっかりと保持しつつ専用バネを外し、カムを固定する。タイミングが再確認されればこの作業は完了となる。

最後に、タイミング・ディスク、タイミング・ライト、タイミング・ディスク・ポイントを用いたタイミングの確認が実施される。経験に拠れば、第 1 段階と第 2 段階とがそれぞれ適正に終了させられているにも拘らず、タイミングが合っていない場合にはブレーカ軸のカム取付テーパ部とカムとの同心性に疑義があるので、かような場合には部品交換がなされるべきである、とのこと。

以上の調整作業について長々と紹介したのは、米国における航空発動機補機部品の工作精度に関する実態やかかる経験知への興味もさることながら、R-2800 の熟成途上に置いて観察された重要な仕様変更との係わりに注目したかったからである。R-2800 においては前後バンクの主連桿の配置が複列星型発動機の常例であった前後対称(180° 間隔)配置ではなく、2 次トルク変動対策を主眼として 8 番(前列) - 13 番(後列)気筒(100° 間隔)に配置されていた。この点は表にも示唆されている通りである。しかし、やがてより重大であることが明らかとなった 1 次トルク変動対策へと方針は転換され、その主連桿は 8 番(前列)-9 番(後列)気筒(20° 間隔)配置へと改められた。これもおおむね表示の通りである。しかし、この変更には主連桿の往復運動質量に係わる 2 次振動(→2 次慣性偶力)の激甚化が伴った。よって、これをキャンセルするために別途、クランク軸の 2 倍の速度でこれと同一方向に回る 2 倍速バランサの開発が要請された。むしろ、それがきわめて困難であったからこそ

選ばれたのが当初の 8-9 番気筒配置なのであった²⁴⁴。

上述の通り、主・副連桿の接続構造は複偏差と呼ばれるピストン運動の、したがってピストンが上死点に達するクランク角に固有の偏りを生ずる。このため、大馬力星型発動機における点火時期の正確化には不等角カムの導入が必要となって来ていた。本表に示されるように、主連桿配置が改訂されれば複偏差の現れ方も同じではなくなるため、カムの品番に含意されるそのプロフィールや取付角度といったスペックも変って来るしかなかった次第である。

Bendix は産業動力用ガソリン機関や軽飛行機発動機用の各種高圧マグネトーやこの R-2800 System と呼ばれた高圧点火システムその他、R-3350 用に BD-1 System なる高圧点火システムを供給していた。R-2800 System における 1 次コンデンサ容量が相当大きな $0.4\mu\text{F}$ であったのに対し、BD-1 System におけるそれは $0.8\mu\text{F}$ とその 2 倍にも達していたから、回路の威容のほどが俵ばれる。しかし、BD-1 System に関する詳しい資料は管見の及ぶ処となっていない²⁴⁵。

また、その最終発達段階を迎えた頃の米国製大出力航空発動機においては高高度飛行に適する“低圧点火システム”が開発・実用化に至っていた。これは低圧の高高度におけるコロナ放電損失を抑えるため、ハイテンション・コードを極度に切り詰めた高圧電気点火システムで、磁石発電機は低圧 1 次電流のパルスを送り、そこから分配される 1 次の低圧パルス電流は各気筒に付属する小さな誘導コイルによって 2 次の高圧パルス電流に変えられ、直近に位置する点火栓へと供給された。ハイテンション・コードの可及的短縮によりコロナ放電損失は抑制された。この所謂“低圧点火システム”に係わる資料についても残念ながら未見である。

6. Bendix の主要航空発動機部品(4) Bendix ジェットエンジン用燃料制御装置

1) TJ-J2 型燃料供給装置と FD-G1 型燃料分配器

ジェットエンジン時代の比較的初期から、Bendix はその燃料供給装置に手を染めていた。ジェットエンジン用燃料供給装置はガソリン機関における気化器のような役割を担うユニットであり、構成的には噴射気化器を極度に複雑化したようなシステムとなっていた。もっとも、ジェットエンジンにおいては機体の激しい姿勢変化や気流の乱れにより軸流圧縮機が吸入不如意に陥ってその正常な機能を失う事態(コンプレッサ・ストール)に見舞われることがあり、はなはだしい場合には失火に至る。これを防ぐのが燃料制御装置のガバナ機能であって、これは噴射気化器には欠けていた働きである。

さて、噴射気化器が多種多用であったのと同様、資料を手にし得た'50 年代前半期だけを垣間見ても、Bendix のジェットエンジン用燃料供給装置はそれに組込まれた燃料制御

²⁴⁴ この点については第 III 部において詳しく取り上げられている。

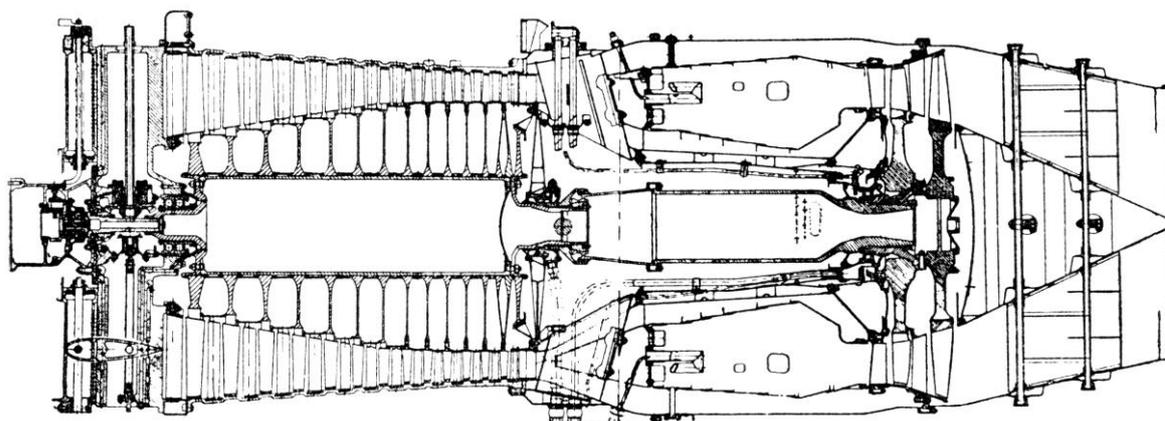
²⁴⁵ 1 次コンデンサ容量については cf., Scintilla Magneto Division Bendix Aviation Corporation, *Operating Instructions PRIMARY CONDENSER TESTER No.11-1767*. 1948, p.14-403.

機構にマスフロー式ありスピード電シティー式ありで、謂わば手探りのような状況にあった。以下、断片的レポートではあるが、手許の資料から同装置の概要紹介を試みたい²⁴⁶。

この時代の Bendix ジェットエンジン用燃料供給装置は Armstrong Siddeley Motors Ltd.(英)が Metropolitan Vickers Electric Company(英)から引継いだ F.9 *Sapphire* 軸流式ジェットエンジン(軸流式 13 段圧縮機[圧力比 7]+アニューラー型燃焼器+2 段タービン、離昇推力 3450kg/8300rpm.)のアメリカにおけるライセンス生産品 J65 に装備された。ライセンスは W.A.D.および Buick(G.M.)であり、装備機体は Republic F-84F *Thunderstreak* 戦闘機であった。件の資料ファイルに *The Sapphire fuel System* と銘打たれていたのはこの^{いききつ}経緯からである²⁴⁷。

図-補Ⅱ-18 に *Sapphire* の縦断面を、図-補Ⅱ-19 に TJ-J2 型燃料供給装置の外観を、図-補Ⅱ-20 にその作用機序を示す。

図-補Ⅱ-18 A.S. *Sapphire* ターボジェット発動機

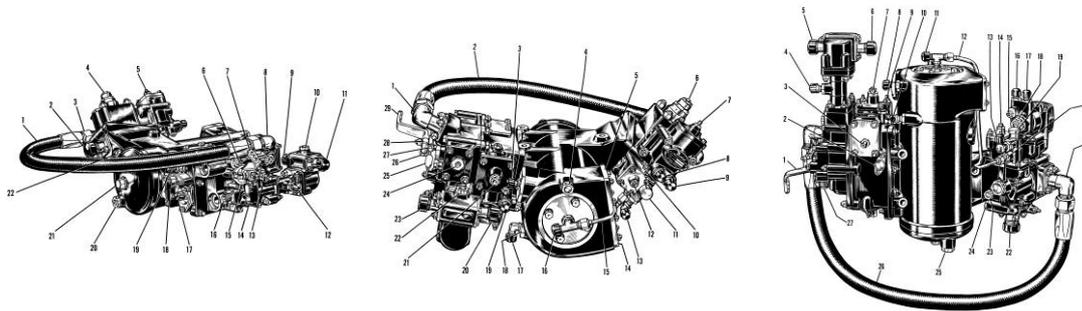


曾田範宗・熊谷清一郎編『内燃機関ハンドブック』養賢堂、1964年、410頁、第5・17図。

図-補Ⅱ-19 TJ-J2 型燃料供給装置の外観

²⁴⁶ cf., Bendix Products Division Bendix Aviation Corporation, *Handbook Overhaul Instructions Gas Turbine Fuel Control TJ-J2, Flow Divider FD-G1*. 1952-7/22, *Handbook Overhaul Instructions Gas Turbine Fuel Control TJ-L1(Bendix)*. 1953-4/15. この2冊のマニュアルはファイルに合冊され、それには *The Sapphire fuel System presented by Bendix Aircraft Service School* なるタイプ打ちのタイトルが貼り付けられている。

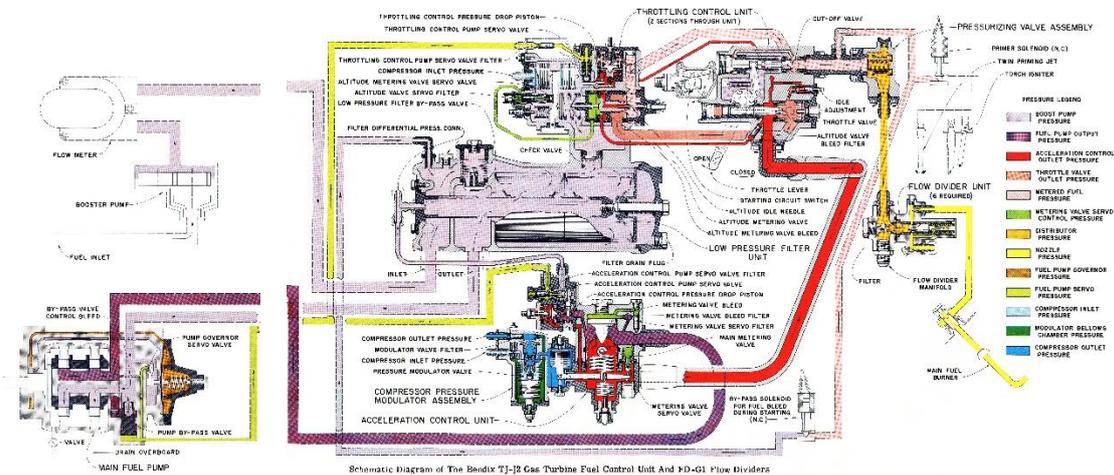
²⁴⁷ 背景全般については Bill Gunston/見森 昭訳『世界の航空エンジン ②ガスタービン編』グランプリ出版、1996年、17~22, 120~123, 225~227頁、参照。J65-W-6型の諸元については八田・浅沼『内燃機関ハンドブック』954頁(表5・2・1)、参照。ちなみに、離陸速度が 250km/h であると仮定すれば、その等価軸馬力は 3993 馬力程度となる。



- | | | |
|----------------------------------|----------------------------------|-----------------------------------|
| 2. Acceleration Control | 1. Throttling Control | 1. Throttle Lever |
| 5. Compressor Pressure Modulator | 4. Low Pressure Filter | 2. Throttling Control |
| 7. Throttle Lever | 6. Acceleration Control | 12. Low Pressure Filter |
| 8. Throttling Control | 7. Compressor Pressure Modulator | 13. Acceleration Control |
| 21. Low Pressure Filter | 29. Throttling Lever | 18. Compressor Pressure Modulator |

Handbook Overhaul Instructions Gas Turbine Fuel Control TJ-J2, Flow Divider FD-G1. p. iii Figure 1-1 (the same as p.93 Figure 3-15), p. iv Figure 1-2 (the same as p.76 Figure 3-3), p. v Figure 1-3 (the same as p.75 Figure 3-2). 原表記はネジ類など個別部品を表記しているが、帰属ユニット表示に変更).

図・補 II-20 TJ-J2 型燃料供給装置の作用機序



ditto., p.3 Figure 1-10(folder).

TJ-J2 型燃料供給装置は発動機の下部に外付けされるマスフロー式調量機構を有するジェットエンジン用燃料供給装置であった。すなわち、コンプレッサ入口と出口との気圧差、外気圧を制御因子として燃焼場に送られる空気の質量を計測し燃料を調量する装置であった。基本構成ユニットは Acceleration Control Unit, Throttling Control Unit,

Pressurizing Valve Unit, Filter Unit の 4 つであった。

ブーストポンプからの燃料はフィルターユニットに入り，その外周部から内部へと進んで 40μ を超える粒径を有する塵埃を濾過された後，主燃料ポンプへと送られた。フィルターユニットに閉塞を生じた場合には約 $6\text{psi}(0.4\text{kg/cm}^2)$ で作動するフィルター・バイパス弁が主燃料ポンプへの燃料流れを確保した。また，このフィルターユニット以外に本燃料制御装置には弁類やオリフィスの機能を護るために 7 個の小形フィルタが供えられていた。

主燃料ポンプは Thompson 製の Dowty 型マルチプランジャ式で，その発生燃圧，従って発動機回転数はポンプ・バイパス弁によって制限された。主燃料ポンプと加速制御ユニット，スロットル制御ユニットとは油圧サーボ機構によって連携せしめられていた。

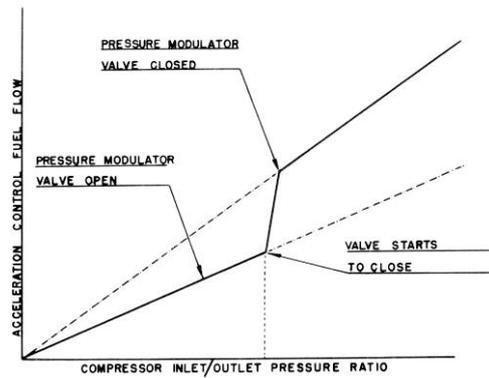
主燃料ポンプからの燃料はコンプレッサ入口および出口圧力に感応する加速制御ユニットに送られ，計量されてスロットル制御ユニットへと達した。燃料はそこでパイロットのパワーコントロール・レバーに連動するスロットルバルブの“OFF”，“IDLE”，“NORMAL”，“MIL T.O.”間の任意の位置に応じて制御され，さらに高度弁によって制御されたオリフィスを通じた。アイドル運転用の燃料流路は別途，設定されていた。スロットルバルブ完全“OFF”の位置で燃料は遮断され，そこから 10° 進められればカットオフ弁は開放された。また，完全“OFF”の位置から 5° 以上進められておれば点火系は通電された。

スロットル制御ユニットを出た燃料は制御ユニットの圧力バランスを保つために約 $100\text{psi}(7.0\text{ kg/cm}^2)$ で開く圧力弁を経て燃料分配器へと送られる。圧力弁の出口は 2 個あり，それぞれが 3 個一組の燃料分配器へと繋がられていた。

すなわち，TJ-J2 型燃料制御装置は合せて 6 個の FD-G1 型燃料分配器を必要としており，それらに供給された燃料は J-65 型ジェットエンジンの燃焼室に装備された総計 36 個のメイン燃焼バーナへと送られた。

加速制御ユニットの最大の使命は“コンプレッサ・ストール”の回避にあった。その制御ロジックの基本は図-補II-21に示される通りで，そこを通過する燃料流量はコンプレッサ前後の実働圧力差ないし $\frac{\text{コンプレッサ出口圧力}}{\text{コンプレッサ入口圧力}}$ の値に応じて制御された。ここに謂うコンプレッサ入口圧力とは飛行高度に対応する静圧と飛行速度による動圧との複合である。当然，失速や急激な引き起こしなどにより過大な機首上げ状態となれば軸流方向の流速は低下するから動圧は下り，コンプレッサ入口および出口圧力も応分，低下してコンプレッサはその機能を減退させる。よって，この時には燃料流量を急減させてやらねば発動機は失火に至る。それにしても，図の横軸の説明は INLET と OUTLET とがアベコベである。原表記どおりならコンプレッサなど要らぬが道理である。

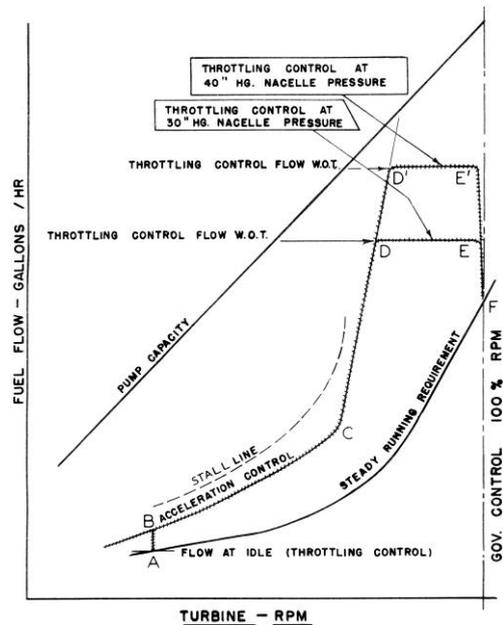
図-補II-21 加速制御ユニットにおけるコンプレッサ圧力調整機構の制御ロジック



ditto., p.7 Figure 1-11.

発動機，つまりコンプレッサの回転数が上昇し，コンプレッサ出口圧力/コンプレッサ入口圧力の比が予め指定された，しかし調節可能である値，たとえば約4に達すれば，それまで開いていたコンプレッサ圧力調整^{モジュレート}弁は閉じられはじめ，十分な空気が燃焼場に送られているとの状況判断のもと，燃料流量は急増せしめられる．回転数が低下して行く場合には逆の制御が行われる．かような燃料流量制御を正常な運転状態にある発動機の回転数と燃料流量との相関の形で視覚化したのが図-補II-22である．

図-補II-22 発動機回転数と燃料流量との相関イメージ



ditto., p.11 Figure 1-12.

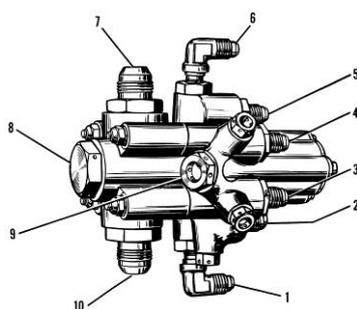
アイドル運転から許容最高回転数に至るまで，各回転数の保持に必要なとされる最小限の燃料流量はAF曲線によって示されている．BCDEないしBCD'E'曲線は加速制御ユニットによって制限される最大燃料流量で，アイドル状態からスロットルを全開すれば燃料流

量は A から B までハネ上る。両曲線の上下間隔は謂わば加速マージン、車両用機関における余裕トルクを示す。ただし、BC 間においてはコンプレッサ圧力調整弁が開かれており、燃料流量は不十分な空気が燃焼場に送られているとの状況判断のもと、絞られている。破線で示される失火限界を超える燃料が供給されれば発動機はカブってストールに陥るからである。

コンプレッサ出口圧力/コンプレッサ入口圧力比の閾値である C よりも右の回転域ではコンプレッサ圧力調整弁は閉じられる。そこではコンプレッサが強力に機能しているから燃料流量を増加させても混合気濃度が過濃となって失火に陥ることはない。D'E'および DE は飛行高度の相違を反映する曲線である。

図-補 II-23 は TJ-J2 型燃料制御装置のスロットル制御装置圧力弁に後続する FD-G1 型燃料分配器の外観である。

図-補 II-23 FD-G1 型燃料分配器の外観



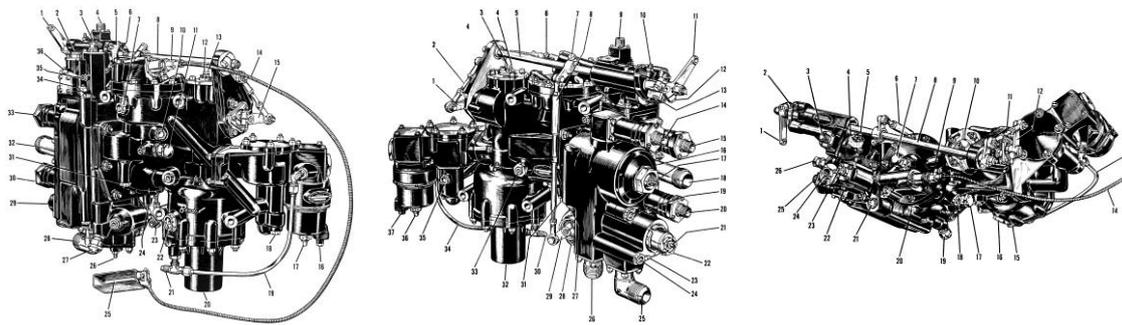
ditto., p. iv Figure 1-4(the same as p.95 Figure 3-16).

1952 年 2 月 1 日に実施された試験の供試発動機は W.A.D.の YJ65-W1, 燃料としてはヘプタン(MIL-F-7024)が供されたとある。ノルマルヘプタンの謂いかとも想われるが、この燃料の正体については不明とせざるを得ない。発動機型式の Y は試作品に振られる記号であろう。コンプレッサ出口圧力は絶対圧 10.0~94.5in.Hg(254~2400mmHg)間で様々に設定され、各ユニットは様々な燃圧セッティングの下で試験された。調量後の燃圧はゲージ圧 210~500psi(14.7~35.1kg/cm²)の間で変化せしめられている。同年 2 月 21 日には同じ供試発動機、燃料を用いた FD-G1 型燃料分配器の試験が実施されている。こちらは漏洩と分配精度に係わる試験であった。

2) TJ-L1 型燃料供給装置

図-補 II-24 に TJ-L1 型燃料供給装置の外観を、図-補 II-25 にその作用機序を示す。

図-補 II-24 TJ-L1 型燃料供給装置の外観



- | | | |
|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| 1. Throttle Lever | 6. Temperature control assembly | 1. Throttle Lever |
| 2. Compressor pressure limiter | 11. Throttle Lever | 9. Temperature control assembly |
| 9. Temperature control assembly | 14. Compressor pressure limiter | 15. Governor valve assembly |
| 16. Aneroid assembly | 16. Valve and filter assembly | 21. Compressor pressure limiter |
| 20. Governor valve assembly | 32. Governor valve assembly | |
| 34. Valve and filter assembly | 36. Aneroid assembly | |

Bottom View

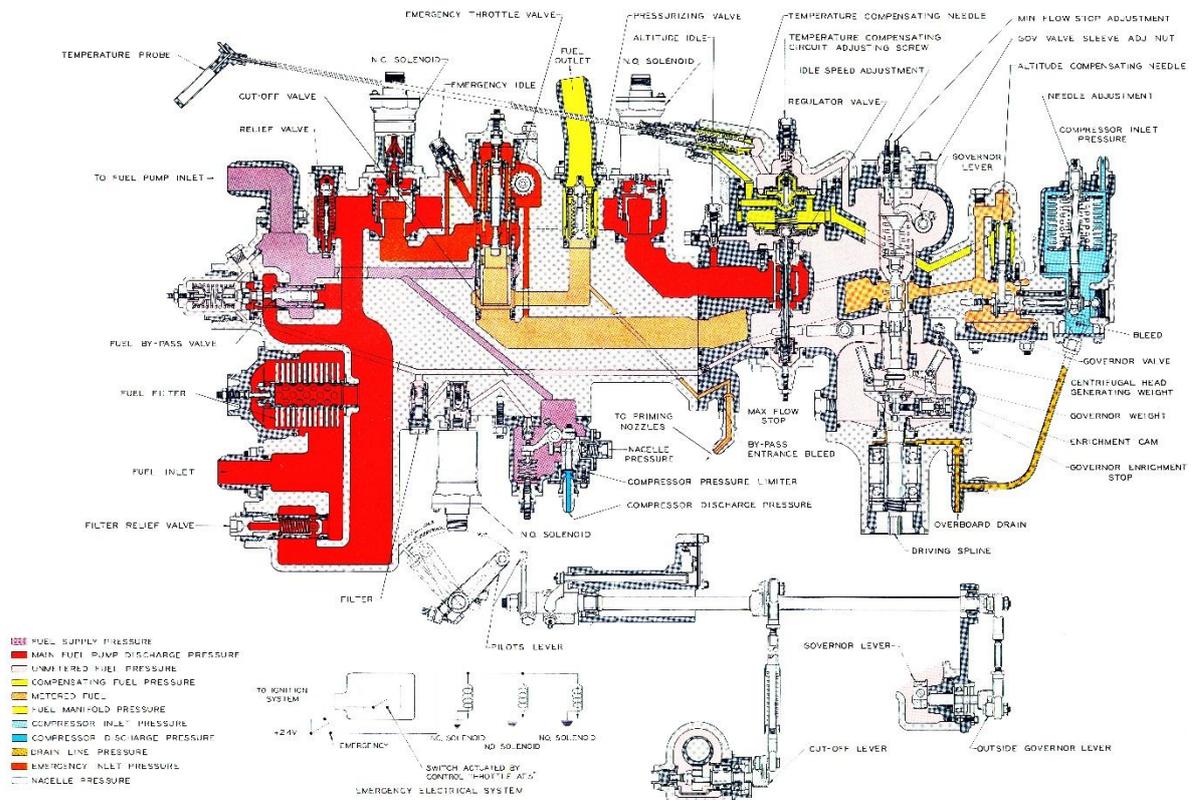
Top View

Rear View

Handbook Overhaul Instructions Gas Turbine Fuel Control TJ-L1(Bendix). p. ii Figure 1-1, p. iii

Figure 1-2, p. iv Figure 1-3 (原表記は個別部品を表記しているが、煩瑣なため帰属ユニット表示に変更).

図-補 II-25 TJ-L1 型燃料供給装置の作用機序



Schematic Diagram of The Bendix Model TJ-L1 Gas Turbine Fuel Control Unit

ditto., p.3 Figure 1-7(folder).

ご覧のように TJ-L1 型燃料供給装置はスピード・デンシティー式調量機構を有するジェットエンジン用燃料供給装置であり、TJ-J2 型とは対照的に発動機回転数を制御因子として直接拾い、外気圧と外気温を補正因子として燃料調量を行う装置となっていた。また、そのガバナはスロットル開度に係わらず負荷変動に際して一定回転数を保持しようとする制御装置、すなわちオールスピード・ガバナであった。

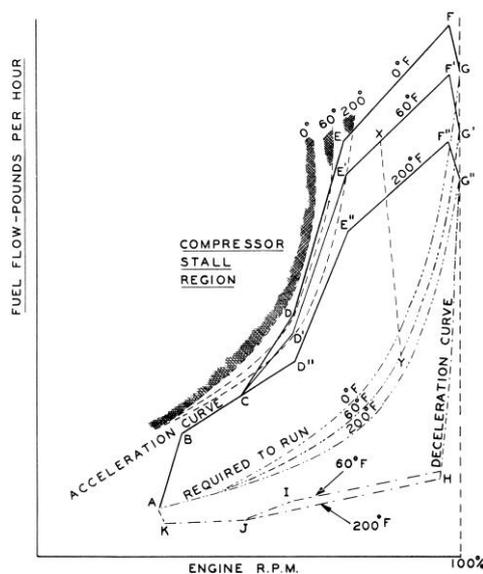
TJ-L1 型燃料供給装置は Main Fuel Body Assembly, Governor Valve Assembly, Temperature Control Assembly, Aneroid Assembly, Front Body Assembly, Valve and Filter Body Assembly, Compressor Pressure Limiter Assembly と名付けられた 7 つの構成要素から成っていた。

基本的に、ポンプからの燃料は図-補 II-25 左側 Main Fuel Body Assembly に送られ、フィルタを通過して 33μ を超える粒径の塵埃を除去された後、右方へ進んで Regulator Valve で絞られた。この弁にはまだ計量されていない燃料圧、温度およびコンプレッサ入口圧力に関連付けられた補正用の燃圧およびガバナの遠心力が拮抗して作用せしめられる。続いて燃料は Governor Valve によって計量され、発動機のバーナへと送られた。記述は見当らないが、FD-G1 型燃料分配器を経由してのことであろう。

なお、燃焼室圧力の過昇を防止するため、Compressor Pressure Limiter Assembly によりナセル圧力とコンプレッサ出口圧力との差に応じて燃料は By-Pass Valve を経て燃料ポンプへと還流せしめる回路も併設されていた。還流は 1 次燃圧過昇、2 次燃圧過昇の際にも発動された。

TJ-L1 型燃料供給装置における制御ロジックを海面高度における外気温別運転曲線、すなわち回転数と燃料流量との相関の形で視覚化したものが図-補 II-26 である。

図-補 II-26 TJ-L1 型燃料供給装置による海面高度での外気温別運転曲線(回転数と燃料流量)



ditto., p.6 Figure 1-8.

'53年4月15日に実施された TJ-J2 型におけると同様の試験の概要を観る限り， TJ-L1 型燃料供給装置の適応発動機としては J65-B3, -W3 が確認される． -B3 は Buick(G.M.の事業部)製であり， G.M.が筆者の所謂「基幹的自動車工業」のとしての面目を施していた当時が偲ばれる²⁴⁸．

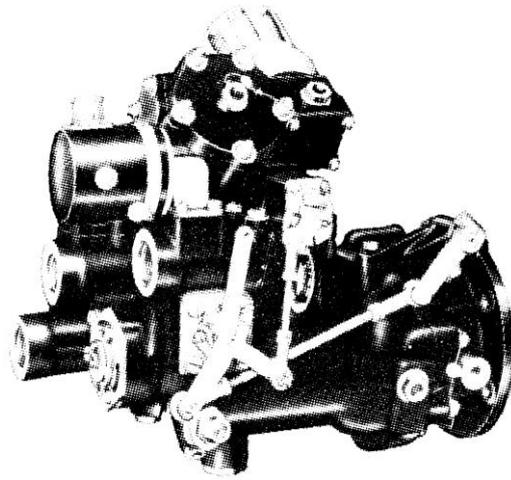
-W3 は主たる供給者であった W.A.D.の製品である． 燃料については Stoddard Solvent とある． これは工業用ガソリンに関する ASTM 規格の一つであった²⁴⁹．

図-補 II-27 はいまひとつの Bendix 製油圧・機械併用式のジェットエンジン用オールスピード・ガバナの外観である． 著しい洗練の跡が見受けられるようではあるものの，これが TJ-L1 型燃料供給装置の改良発展型であるのか否かについては詳しい記述もなく，残念ながら不明とせざるを得ない． また， Bendix はその後も暫くはジェットエンジン用燃料供給装置を手掛けていたようであるが，この件についても筆者としては資料に基づいた報告を行うことができない．

図-補 II-27 Bendix ジェットエンジン用燃料制御装置(型式，詳細不明)

²⁴⁸ この概念は先進国の自動車メーカーが中・高速内燃機関およびその応用分野において指導的役割を演じていた状況を表現するものである． 米国往時の Big 3 や Packard, Rolls-Royce(英)や Benz(独), Renault(仏), Hispanosuiza(仏), FIAT(伊)あたりはなべてかような活躍を見せて来た． 「基幹的自動車工業」概念については拙著『鉄道車輛工業と自動車工業』日本経済評論社，2005年，第7章，参照． 航空発動機に重点を置いたその展開は議論は拙稿「ピストン航空発動機の進化」の中で扱われている．

²⁴⁹ 谷下市松編『熱工学ハンドブック』山海堂，1958年，207頁，92. b.,参照．



Bendix Aviation Corporation and Your Business! p.12.

むすびにかえて

事業の盛衰は世の常である。Bendix の軌跡もまたこれを示している。その幅広い業態や深い経験もデジタル技術の全盛期を領導して行くための資源とはなり得なかったように見受けられる。

それでも、米国製高圧マグネトの詳細やピストン航空発動機に載せられていた噴射気化器の技術的根幹と個別の要素技術とがジェットエンジン時代の燃料供給・制御機構の枢軸へと転生し、一時期ではあれ斯界をリードしていたなどという事蹟を掘り当てられる機縁となった資料との邂逅はモノ知らずを自認する筆者にとって正真正銘の幸運であった。

本稿が尻切れトンボもはなはだしいことは承知の上である。しかし、課題の性格上、後のことどもは別の僥倖に俟つか、あるいは往時、現役技術者としてこの方面に研鑽を重ねられ、今や筆者と同様、老境をお迎えになった技術者諸氏の筆力に期待するかしかないであろう。