

三菱航空発動機技術史

—ルノーから三連星まで—

第 I 部

坂上 茂樹

Citation	大阪市立大学大学院経済学研究科 Discussion Paper. No.77
Published	2013-06-27
Type	Technical Report
version	1
Textversion	Publisher
Relation	2021-08, 訂正補足版発行. 訂正補足版は https://dlisv03.media.osaka-cu.ac.jp/il/meta_pub/G0000438repository_111C0000001-77b にて閲覧できます。

三菱航空発動機技術史

—— ルノーから三連星まで ——

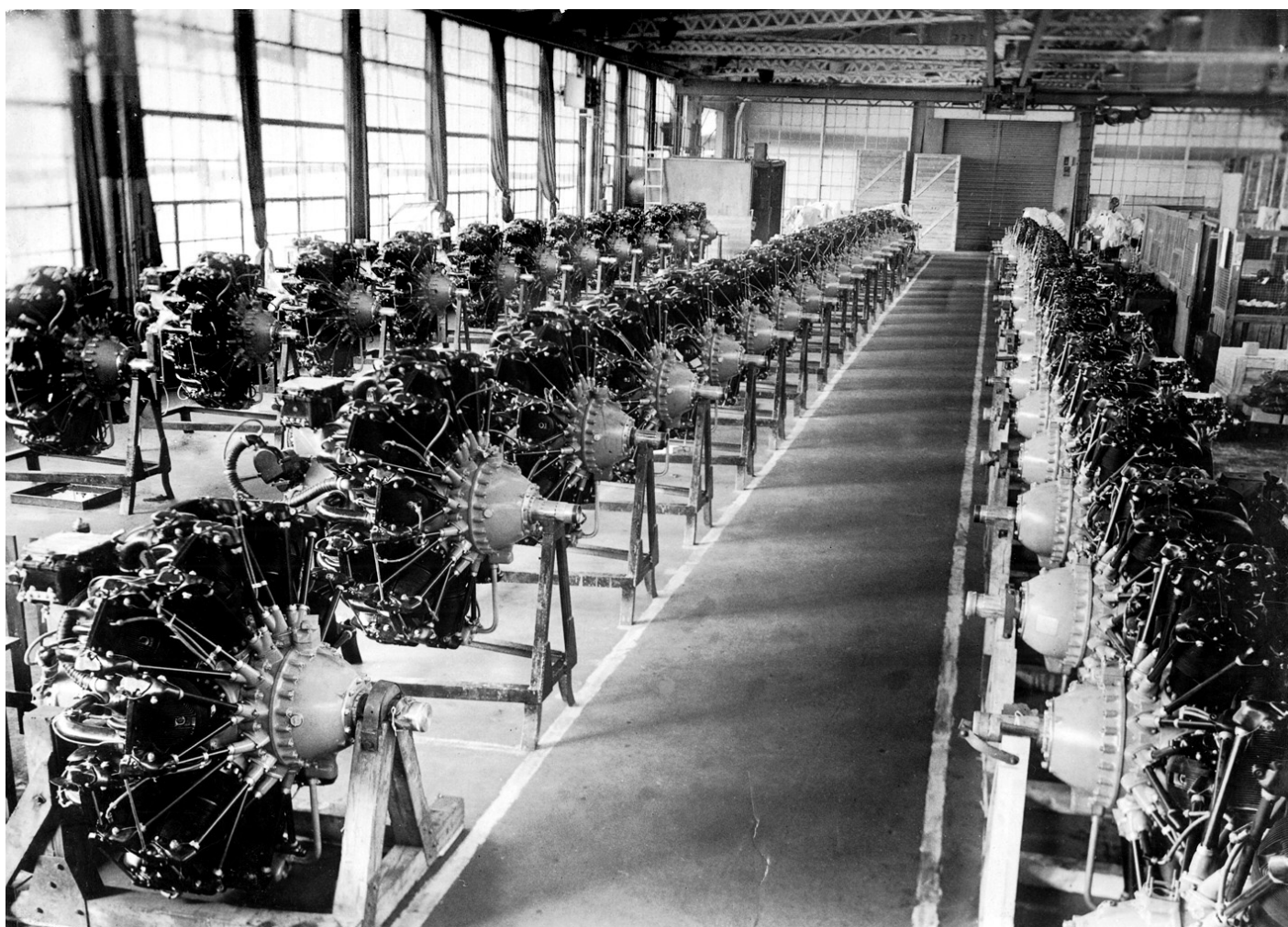
The Technical History of Mitsubishi Aero-Engines.

From *Renault* to *Kinsei-Family* Engines.

大阪市立大学大学院経済学研究科 *Discussion Paper* No.77, 78, 79, 2013年6月27日

坂上茂樹

Shigeki SAKAGAMI



三菱重工業(株)名古屋發動機製作所に居並ぶ金星發動機 50 型

柿 賢一氏提供

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

三菱重工業株式会社 名古屋發動機製作所 第一所歌

日の丸染めし鵬翼は
 大空高く颯爽と
 世界の空を制すなり
 あゝ荒鷲の征くところ
 我れに歓喜の涙あり

濃尾の平野涯遠く
 白銀の嶺望み立つ
 我等が三菱發動機
 見よ日の本の感激は
 擧りて茲に集まれり

護りは堅し荒鷲の
 生命と恃む發動機
 營む工場の大使命
 おゝ質實に剛健に
 高き譽に勤まん

思へば今日も爆音は
 皇國の榮を讃えつつ
 東亜の空を壓すなり
 いざ三菱の旗の下
 友よ使命に起たん哉

作詞 久保田宵二 作曲 平岡照章

総 序

現代技術の古典領域は構造、動力、情報通信制御という 3 つの技術サブシステムから構成されている。20 世紀前半期、所謂“先進国”のエリート達は 3 つのサブシステムの夫々から即効的に取出され得る最大限を遣い切ることに依って技術を^{アンバランス}畸形的に進化せしめ、これを只管、戦争の道具として活用し続けた。その後半期、人類はコンピュータ技術の中に従前、累積された各技術サブシステム内及び各技術サブシステム相互間の^{アンバランス}不均衡を手取り早く解消する手口を見出した。

かような 2 段階のステップが踏まれた結果は高エネルギー社会とでも形容されるべき極度に歪んだ技術文明の開花であった。人類はこの百年間、終始一貫、こればかりを追求して来た。ここに良くも悪くも 20 世紀という時代の正体がある¹。

技術サブシステム間のバランス⇄アンバランスから技術進歩を分析し、また動力技術サブシステムに関してはそれ自体の内部構造をなす 3 つのサブシステム間における均衡と不均衡を重視する筆者の思考様式は単に新旧技術の即物的比較分析に際してのみならず、その国別差異(アメリカ vs 日本 etc.)、分野特性(航空発動機 vs 自動車機関 etc.)、企業間の相違(Wright vs P&W、三菱重工業 vs 中島飛行機 etc.)を浮彫りにしようとする場合にも有効であろう。本稿は三菱航空発動機技術史をメインテーマとしつつ、筆者の所謂“技術の生命誌”アプローチの有効性をそれらの観点から具体的かつ目的意識的に解明しようとする試みである。

現代技術の古典領域を構成する 3 大技術サブシステムの中の動力技術サブシステムに籍を置くガソリン機関は 20 世紀前半には尖端的内燃兵器＝殺人マシンの心臓たる航空発動機として、後半期以降は人々の欲望に仕えているようでありながら、実はこれを支配する乗用車や自動二輪車なる商品の原動機として、常にこの高エネルギー社会の花道を歩み続けて来た²。

陸軍歩兵少佐、奥泉欽次郎は早くも 1916 年、次のように喝破したものである：

¹ 20 世紀技術史に関する筆者なりの分析視角と総括については拙著『船用蒸気タービン百年の航跡 —— 現代技術史の基本構造と日本技術のアイデンティティ —— 』ユニオンプレス、2002 年、序章ならびに拙稿「“技術の生命誌” 試論——産業技術論の基本問題——」大阪市立大学大学院経済学研究科 *Discussion Paper* No.71, 2012 年 4 月 17 日(大阪市立大学学術機関リポジトリに登載)を参照されたい。

² 発動機なる用語は日本で発明され、今や中国語にも取り入れられている。しかし、我国においては機関という術語の方が古くから用いられていた。発動機なる用語の最も早い用例は 1895 年、友野釜五郎に対する工場動力用としての石油機関使用に係わる警視庁許可書に見られる。但し、この時は「理髪用鋏類製造用石油発動機関」という格好で用いられている。後日、静岡県の水産試験船“富士丸”建造が決定された際(1906 年竣工)、「キカン」では「利かん」、「効かん」に通ずるため語呂が悪いとして発音的にも威勢の良い「発動機」という語が公式に選定されたと伝えられている。その後、機関という表記が普遍化する中、農業用発動機と航空発動機だけは同じく語呂が良いためか、永らく愛好される術語となった。松田素風編著『発動機と寝起き六十年』(社)漁船機関士協会内 同刊行委員会、1962 年、巻頭グラヴィア、本文 6~7 頁、日本船用発動機学会『日本漁船用発動機史』1959 年、236 頁、参照。

「ガソリン」発動機は。其應用の方面より見るも。其發達の經路より見るも。確かに現代を通しての花形役者である。これあるが爲めに。九天の上を駕し九地の下に潜み得るのである。機械工業は。これが爲めに一段の進歩を呈し。文明の程度は。之が利用の多寡に依つて決せらるゝと謂ふ有様である。一世の囑望を一身に荷ひ。衆人の環視全く之れに集まると云ふ。全盛の原動機關である。故に少しく機械に興味を持ち利用の途に心ある者は。先づ一瞥を與へ。再轉して之が顧客たらざるなき。亦當然のことたるべきを信ずる³。

將にその前段に語られた通り、日清・日露戦役さながらに歩兵を主力とし、内燃機関の低い利用度、即ち文明の程度の低さを託つ日本陸軍地上部隊はソ連やアメリカの機械化兵器、アジア人民の抵抗、苛酷な自然を前にして度々膝を屈し、遂には立上る力を喪失した。アメリカの航空兵力により徹底的に叩かれた点においては日本陸海軍航空隊とて同じであり、連合艦隊もまたアメリカの航空兵力や魚雷艇、潜水艦(これだけはGMのディーゼル)、即ち内燃兵器群によってほぼ殲滅されたのであった。

本稿は20世紀前半、人をして有史以来初めて九天の上を駕せしめたガソリン機関の最高形態、航空発動機における進化の基本的潮流を意識しつつ、三菱重工業とこれとの係わりを柱に据え、中島飛行機や欧米有力メーカー等との比較を絡めた産業技術史として展開しようとする“三菱航空発動機技術史三部作”である。

この三部作全体を通して語られるのはかつて日本を一等国幻想に迷い込ませるのに負の功績があった航空発動機というこの非常に重要かつ特殊な技術分野における発展構造を踏まえつつ、対外格差に係わる客観的状況とそれらに対する技術者の主観的認識との落差を内在的に追究して得られた筆者なりのストーリーである。

平たく申せば、この方面においては欧米先進国の罍を摩したとする技術者の過信ないし思い違いがあった。それは軍政的権力者の思い上がりに火を点け、幾層倍にも増幅・発散され、その揚句、この国と周辺諸国に大いなる災厄がもたらされた。そして対等ないし優位と誤認された技術そのものはライバル達の進化を前にして完全に置き去りにされて行った……という格好になる。

思い違いから思い上がり、そして置き去りへという構図はしかし、何も軍用動力技術サブシステム全般やその特殊形態である航空発動機、とりわけ固定気筒空冷星型航空発動機分野に限られたことなどではなかった。しかし、議論を拡散させぬため軍用動力技術サブシステム全般のみに絞って観察してみれば、我国は両大戦間期、陸・海・空を分け持つ主力軍用原動機三分野において辛うじて技術的自立を成し遂げていたことが判る。

即ち、地上における機甲部隊の心臓となったのは陸軍統制ディーゼル発動機であり⁴、

³ 奥泉欽次郎『ガソリン発動機点火法』極東書院、1916年、「序」より。

⁴ 拙著『日本のディーゼル自動車』日本経済評論社、1988年、『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』日本経済評論社、1998年、参照。因みに、そこで使い走り役を演じたのはハーレーマガいのVツイン・ガソリン

海上における機動部隊の動力プラントとなったのは艦本式ボイラと艦本式タービンとのコンビであった⁵。そして、第Ⅰ部で取上げられる水冷航空発動機国産化の失敗を承けて開発された、やがて第Ⅲ部にて論じられる国産固定気筒空冷星型ガソリン発動機こそは近代戦における最も致命的な要素たる制空権の鍵をなす航空発動機という分野に屹立するガラスのエースであった。

これらの主力軍用原動機自体は兵器そのものではなく、概ね在来型兵器をその制御システムたる人間ごと運ぶ機械を動かすためのカラクリに過ぎず、また、それ故、限定的には民需に供され得るモノでもあった。それらの実用化への道のりは決して平坦ではなかったが、振り返って見れば、それらは兎にも角にもこの国にとって手が届く範囲にあった技術群に属し、かつ、その獲得が国家の暴力的権勢を高める即効薬となるような範疇に属する技術でもあった。

この最後の一点において、これらの動力技術サブシステムは恰も現代における核兵器の如き役回りを演じさせられていたと見て良い。つまり、“これさえ有れば一等国＝列強の一員”という状況が醸し出されていた。想えば、レーガン時代のSDI(Strategic Defense Initiative)を典型として何時の時代においても守りの兵器への途は険しく、戦争自体を回避する手練手管に到ってはそれよりもなお遙か前途遼遠である。そして、そららとは全く対照的に、破壊兵器へのアクセスは常にヨリ容易である。

但し、比較的容易に手が届いたとは言い条、また、当時、極度の劣勢を託っていた情報

機関を搭載した側車付自動二輪車と小形四輪駆動車であった。これらについては拙稿「日本内燃機“くろがね”軍用車両技術史断章 — 95式“側車付”と“四起” —」（『経済学雑誌』に近く連載開始予定）、参照。

⁵ 艦本式タービンについてはその大出力・軽構化の流れの中で2段減速装置開発を怠ったツケという格好で足元を掬われた臨機調事件を含め、前掲拙著『船用蒸気タービン百年の航跡 — 現代技術史の基本構造と日本技術のアイデンティティ —』参照。

なお、先次大戦期、大艦巨砲主義は既に過去の遺物と化していたが、海国日本の特性から航空母艦と艦載機を基軸とする機動部隊は必需品であり、艦本式タービンは空母の心臓でもあった。それを欠いては対米全面戦争など端からあり得なかった。

翻って言えば、神風特攻隊を投入しつつ残存空母4隻全てを喪失したレイテ沖海戦（'44年10月）ではなく、防禦能力ゼロの機体のせいで多数の失われなくて済んだ筈のベテラン搭乗員を亡くし、手負いの翔鶴、瑞鶴を除く主力空母を4隻まで葬られたミッドウェー海戦（'42年6月）こそはマトモな指導層を戴く島国なら白旗を掲げていて然るべき潮時であった。マトモな指導者が居たなら開戦自体が無かったのではあるが……。

因みに、我国における航空機発動生産のピークは'44年5月、航空機生産のそれは'44年9ないし10月に記録され、爾後は細かい変動を示しながらも急落して行った。この意味からしても'44年半ばこそは合理的に理解可能な最後のデッドラインであった。大谷内一夫訳・編『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』光人社、1996年（原文起草は1946年7月）、J.,B., Cohen/大内兵衛訳『戦時戦後の日本経済』上巻、岩波書店、1950年、巻末附録、図表6及び7、参照。前者の機体生産計画・実績図(表A)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。

通信・制御技術サブシステムの問題をひとまず措くにせよ、残る 2 大技術サブシステム間のバランスという点から大局的に観るに、この国の脆弱な動力技術サブシステムは構造技術サブシステムに対して甚だしい劣位を、しかも慢性的に託っていた。アンダーパワーの報いは艦船においては劣速性、飛行機分野においては防禦能力切捨てを前菜とする機体軽構化と人命軽視策のフルコースとなって現れた⁶。

しかも、この国における動力技術サブシステムはそれ自身の内部構造に包含される構造技術サブシステム上の問題、即ち材料難・加工技術難に絶えず厳しく、否、むしろ時と共に益々強く掣肘され呻吟せしめられねばならなかった。補助材料たる燃料や油脂における隘路も時を追って苛烈化して行くばかりであった。

この程度の実力・体力しか無い上、目先も利かぬ中進国であった日本が愚かにもドイツ、イタリアと共に資源争奪戦に参画し、史上最大規模における侵略破壊行為の先棒を担ぎ、件の軍用原動機たちを駆り立て、近代科学技術文明の先達にして技術やモノ、アイデアの最大供給元に他ならぬアメリカに盾突き、全面機械化戦を仕掛けたというのであるから事態は尋常でないどころか狂気の極みであった。

周知の如く、この暴挙の直接的担い手たる本邦軍事機構においては“技術者は用兵に係わる発言をすべからず”といった掣が脈々と生かされていた。かような命題が近代戦において辛うじて意味を為し得るとすれば、それは用兵側に余程高い技術的見識があつての限りである。然るに、左様な条件の充足はこの兵科万能思想に毒された史上稀なる好戦国家においては実のところ画餅に等しい仮定であった。

そうであったにも拘わらず、やがて明らかにされるように、己が技術に対する幻想、自惚れという点においてこの国の発動機開発技術者達は意外なほど用兵者側と近い所に立っていた。後者は前者の慢心を幾層倍にも増幅し、政治的意思決定への稟議に供したに過ぎない。そして、このようなこと全ての結果として、日本は“生兵法は大怪我の元”を地で行く格好となった。

⁶ 飛行機におけるアンダーパワーとは現象的には①：装備機体に対する発動機出力の不足、②：相手(敵機)との比較における出力の劣勢、を意味するが、その本質は発動機開発製造技術において今一步ないし二歩のところが詰められていないために結果する性能上の見劣りにあった。コトの真相については第Ⅲ部全体を通じて理解して頂ける筈である。

洋上艦艇について言えば、この国の兵科万能思想に禍され、日本海軍艦艇にはトップ・ヘヴィー＝低復元力という船体設計技術上の固有の欠陥が付きまっており、材料や接合技術面においても大和型戦艦の「アーマー受け」に見られるような構造材料上の欠陥、溶接構造一般の未発達等、アンダーパワーとは別に構造技術サブシステムの根幹に係わる多くの問題も伏在していた。これらの諸点についても『舶用蒸気タービン百年の航跡』にて若干、言及されている。

日本陸軍の機甲車両開発は“歩戦直協”思想に規定され、小形低速車両ばかりが重視されたから、そこには馬力競争やアンダーパワー以前の問題があった。然しながら、スイスの Saurer をはじめ、海外の同一サイズのライバル達と比較された場合、我が陸軍統制ディーゼル発動機の戦闘力はむしろ優れていた。『日本のディーゼル自動車』、『伊藤正男ー トップエンジニアと仲間たち』、参照。

無論、幾ら指導層が思い上がっていたにせよ、果たしてそれ位のことで41年の対米開戦当時、主な工鋳業製品の生産高にして軒並み十倍、石油に到っては五百倍を優に凌駕するという先進超大国に向かって全面戦争の挙に訴えられたものか、という素朴な疑問は残る。その懸隔が44年に到って更に拡大していた事実を想えば尚更である。

それでもなお、己が刀の切れ味を根っから過信していたという事実は対米開戦への意思決定において開国以来の膨張主義・軍国主義や経済封鎖の圧力といった思想的・政治経済的諸側面にも優る直接的と言える程に強い契機を為していたと考えるしかない。何しろ、対米戦の構図たるや単なる国家間の近代戦一般などではなく、開国この方、侵略戦争に明け暮れて来たこの国が自らの機械化兵器群を最大最強の相手の対応物に直接、全面的にぶつけて行くという「陸海空を結合した三次元の戦争⁷」、将に最終決戦絵巻そのものであったのであるから……仮令、最後には風船爆弾から竹槍、火叩きまで繰り出されたにしても。

然るに、この国が科学技術文明の師匠であり工作機械や航空ガソリン等、主だった物質的生産要素・資源の最大供給元であるアメリカに対してその教えと物資を逆手にとって戦いを挑んだマクロ的構図とその破綻について縷々、語られて来たのと全く裏腹に、造反生徒の暴力装置の動力技術サブシステムにおける最先端に位置した固定気筒空冷星型航空発動機の技術的出来栄とそれに対する技術者達の過信の程を暴く、換言すれば生兵法を正しく生兵法と認識し、かつ、そう認定されるべき所以について客観的・内在的に明確化するような技術論は何一つ提示されて来なかった⁸。

何故か？ それは産業技術史分野においてこの問題に切込んで行く人士を得なかったからである。これは全くの他人事ではなく、かなりの程度において筆者自身の怠慢と愚鈍さの故でもある。中岡哲郎教授から近現代動力技術史研究の沃野に放って頂いた院生時代以

⁷ 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』29頁、より。

⁸ これに引きかえ、飛行機全般に関しては、何処まで客観性を有するかは措くとして、様々な命題が提示されており、その中には技術的勘違い・自惚れを厳しく突く声も聞かれる。例えば、この一等国幻想の次に、開戦後、「零戦が優秀であると思い違ったところに大きな問題がある」とする寸評などは蓋し真珠湾以後に更なる思い上がりへの陥穽が待ち受けていた構図を鋭く衝いた至言である。この言葉は技術者や技術史家ではなく伝説の第343海軍航空隊で鳴らしたベテラン・パイロット、本田 稔 元少尉の空戦論の中に見出される。ヘンリー境田・高木晃治『源田の剣』（ネコ・パブリッシング、2003年）、583~584頁、参照。

蛇足ながら、零戦は機体脆弱にして急降下速度は低く、高速時には運動性が低下し、防禦能力はゼロであった。しかも、その攻撃力の要、20mm機関砲は初速の遅い“小便弾”しか発射出来ぬため、巴戦で相手の直後に付けた場合以外、高い命中精度を期待し得なかった。アメリカは零戦の実体を把握し、これとの巴戦を避け、高度優位から急降下しつつ一撃し離脱、反転上昇して再び高度優位からの攻撃を繰返す dive and zoom 戦法＝一撃離脱法を開発、これにより零戦の優位性は失われた。更に、2機編隊で互いに無線でコンタクトを取りつつ交錯し合い、攻防一如の体勢を維持する Thach Weave 戦法がミッドウェー海戦に導入されて以降、巴戦を本領とし、緒戦においてその威力を発揮した零戦や火力を除きこれとほぼ似たような特性を有する陸軍の隼はアメリカ軍戦闘機の敵ではなくなった。

来、何時しか三分の一世紀を超える時日を数え、先生のお陰で職に就かせて頂いてからでも既に四半世紀が経過している。この間、勝手気儘、自給自足的にあれこれのテーマを奉じては来たが、駆け出し時代から主たるターゲットであったにも拘らず、この国の近現代史とりわけ第二次世界大戦を総括するのに不可欠な要素である航空発動機技術史に関しては、資料の制約でも何でもなく専らその活かし方を知らぬ不見識に禍され、意想外の歳月を空費してしまった。かかる“証文の出し遅れ”にも類する不手際については先生をはじめ旧知の方々には勿論、近現代史に真正面から関心をお持ちの皆様全員に対して只管、お詫びするしかない。

もっとも、資料の意味付けと活かし方とに漸く気付かされ、固定気筒空冷星型を典型とする航空発動機に係わる出来栄え評価の基準を見出し得たからとて、当方に“我国はしっかりと準備して勝てる兵器を造った上で分のある戦^{いくさ}だけを仕掛けるべきであった”と主張しようなどという下心が芽生えたワケでは毛頭ない。むしろその逆で、筆者自身は非戦こそは他の全てに優先する価値であるとする。ただ、それはあくまでも私人としての思い……ゴマメの歯軋り、石亀の地団駄であるに過ぎない。

曲学阿世の徒としての筆者が辛うじて申し開き出来るのは、①：以下の論考が対象の特性を踏まえた内在的アプローチの結果であること、②：その探求を通じて戦間期～戦時期の日本において深尾淳二に代表される三菱航空機→三菱重工業の航空発動機技術者達によって発揚された設計・生産思想とそれを具体化した営為の中に、物事の常として功罪相半ばする側面が色濃く併存した事実が具体的・客観的に明らかにされたこと、③：その反面、深尾らの功績にはただ当意即妙の意義に止まらぬより普遍的な生産哲学に属する価値が含まれていると想到させられたこと、この3つでしかない。

従前、本稿が課題とする分野に直接係わる技術史的文献として容易に、かつ、その叙述の公平性にある程度の信を置いて参照出来たのは日本機械學會『日本機械工業五十年』（1949年）所収のごく限られた記述や日本航空学術史編集委員会『日本航空学術史(1910-1945)』の諸断片と総括諸論文のみであった。勿論、それらは今以って非常に貴重な参照文献であり続けているが、技術史研究にとってそれらは単に入口を為すに過ぎない⁹。

また、残念なことに公平性・客観性の基準を多少緩めたとしても、三菱においては中島の中川良一や水谷総太郎に匹敵するような語り部の大看板・宣伝(言い訳?)部隊は不在であった。星^{なぞら}に擬えたその作品名さえ榮や譽といったネーミングを前にすると肝心のスター性に翳りを見せていた。発動機工場の大將軍とでも形容されるべき深尾淳二の業績も三菱関係者による回顧と賛辞ばかりでは身内最良との誤解を招きかねぬ憾みを託っていた。

そうした中、今世紀を迎え、次々と世に送られ上梓されたのが三菱重工業OB、松岡久光氏の精力的な資料渉獵と総合によってかなり高い信頼性を得た通史的文献であり、前田裕

⁹ 後者は1990年の刊行ながら、その主要部分は旧日本航空学会の有力者達が「日本航空学術史」編纂を目指して'46年秋に配布したアンケート・カードに答える形で当事者達によって執筆された回答集から成っている。

子氏による1次資料に依拠した精緻な研究書である¹⁰。

これらの著作の叙述は誠に体系的であり、歴史的 방향感覚を掴むための道案内として好適である。それらが拙稿の如く悪文と誤変換と表記法不統一の百貨店でない点だけをとって見ても同好の端くれとして畏敬と羨望を禁じ得ない。今回もかような諸点に関して只管、皆様の御寛恕をお願いするばかりであることは筆者として誠に不甲斐無い限りである。

然りながら、それらは航空発動機技術史そのものを本領とする著作ではないから(もっとも、左様なモノがこの国に在った例^{ためし}など無い)、技術史としては喰い足りぬ部分を多々含み、あるいはまた、三菱本家意識による偏りも全く無しとせず、太平洋戦争開戦後、空冷星型航空発動機を含め、陸軍統制ディーゼル発動機を除く軍用動力技術サブシステムが連合側との対応物との比較において早晩、劣等財へと転落して行く宿命を背負われていたという客観的事実認識に到っては完全に否定ないし閑却せしめられてしまっている。

拙稿の記述は精粗マチマチ、脱漏も逸脱も数多く含まれておればミリタリー・マニアとしての基礎的素養の貧困に起因する錯誤も背負っていようが、三菱ガソリン航空発動機に係わる通史的文献への航空発動機技術史一般や対・中島比較を背景に据えたアンチテーゼとして、また第Ⅲ部は深尾淳二の功績を客観的に評価するための外野席からの補足材料として些かの存在意義を主張出来るかと思考する。

歴史を造った先人の、そこに生きて死んだ人々の血と汗の物質的結果を直視せぬまま、つまり、技術論を抜きにしてこの国の近・現代史や今日置かれている境遇を、あるいはその将来を云々したところでせいぜい空理空論に終るのがオチである。

この論考全体を通じて国家指導層の無能さ加減、三菱技術陣の鋭くも鬱屈させられ、ややもすれば大局を見誤った思想と行動とに係わる客観的事実の一端、そして後者の中から今日、救い出されるべき意義を有する要素のせめて香りだけでもお伝え出来ればと願う。

執筆に際し、外野席の住人として眼にし得た重要資料は一通り活かした積りであるが、読者諸賢から建設的御批判を賜ったり、「良い資料は完成後に出現する¹¹」という模型製作業界のジンクスそのままに、何処か人知れず眠っている航空発動機関係の技術資料が拙稿の公開を機縁として陽の目を見るような巡り合せにでもなってくれれば、筆者としても悦びこれに過ぎるものはない。

以下、第Ⅰ部においては三菱内燃機→三菱航空機時代に導入・開発された空・水冷V型及びW型ガソリン航空発動機の系譜が取上げられる。これは三菱航空発動機技術史のせいぜ

¹⁰ 前田裕子『戦時期航空機工業と生産技術形成——三菱航空エンジンと深尾淳二』東京大学出版会、2001年、松岡久光『みつびし航空エンジン物語』アテネ書房、改訂重版2002年、『三菱航空エンジン史』三樹書房、2005年。『みつびし飛行機物語』アテネ書房、改訂重版2002年、『最後の艦上戦闘機 烈風』三樹書房、2002年、にも当然ながら発動機に関する言及が見られる。

¹¹ 玉手榮治『陸軍カ号観測機』光人社、2002年、310頁、より。この書物には第Ⅲ部で再びお世話になる。

いのところ前座部分を為すものであるが、そこにさえ身の丈を越えた思い上がりの構図が観察されるであろう。

別ファイルをなす**第Ⅱ部**においてはガソリン航空発動機という一つの動力技術サブシステムに内部構造として包接された制御技術サブシステムの個別形態であるガソリン噴射技術と水・メタノール噴射技術とに係わる進化史が論じられる。ここでは欧米における技術動向及び中島飛行機におけるそれとの対照が試みられる。

同じく別ファイルをなす**第Ⅲ部**においては本邦大馬力航空発動機界における表看板となった固定気筒空冷星型発動機についての三菱を中心に据えた技術進化史が俎上に上せられる。この形式の発動機はその要部における機械的・熱的負荷の激甚性故に動力技術サブシステムの内部構造たる構造技術サブシステム(材料技術、加工技術)に極めてシビアな要求を突きつけつつ進化を遂げねばならなかった状況が具体的に明らかにされる。ここでも欧米あるいは中島との対比は必須の要素となる。無論、最後には第Ⅰ～第Ⅲ部全体の総括が試みられる。

なお、各パートがある程度、独立した内容と相当の分量を有しているので総目次は掲げず、これを以って“総序”を終えることとする。

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

—— ルノー、イスパノ・スイザ、ユンカース、93 式、W 型 ——

Part I

On the V- & W-Gasoline Aero-engines of Mitsubishi Aircraft Co.

Renault, Hispano-Suiza, Junkers, Type 93, and W-Engines

大阪市立大学大学院経済学研究科 *Discussion Paper* No.77, 2013 年 6 月 27 日

第 I 部 目 次

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470馬力発動機とライヴァルたち

1. 三菱470馬力発動機
2. 同時代のW型発動機

小 括

補 論：90°V8型発動機用クランク軸の進化

小 序

三部作の一番鎗を務める第 I 部では航空発動機としてのガソリン機関の技術史の一端が大正末期から昭和初期にかけて三菱内燃機→三菱航空機において導入ないし開発され、やがて忘れ去られて行った空・水冷V型及びW型ガソリン航空発動機たち、即ち、ルノー70馬力、イスパノ・スイザ 300 および 450 馬力、同 650 馬力、ユンカース 800 馬力、93 式 700 馬力、更には三菱 470 馬力や海軍 91 式及び関連の欧州W型諸型式が取上げられる。この試みを通じて航空発動機とりわけ水冷航空発動機の悩み多き青年時代の実像に迫ってみたい。記述の重点は時に製造に、材料に、整備に……と振れるが、これは資料の制約上止むなしと開き直るしかない¹²。

そもそも、特効薬的制爆剤たる四エチル鉛の発見¹³や内部冷却排気弁¹⁴の発達以前、平均有効圧引上げに対する厳しい制約下にあったガソリン機関において高出力化の途は排気量増大、回転数向上及び多弁化に限られた。また、ガソリン機関においてはピストン速度(動力技術サブシステムの内部構造における構造技術的側面)のみならず気筒直径(←火炎伝播速度=動力技術サブシステムの内部構造における固有の動力技術的側面)においても本質的限界が与え

¹² 第 I 部は『経済学雑誌』に先頃、連載を終えた稿の改定拡充版である。増補は約 15% に達しており訂正も各所に及んでいるから、ご参照は爾後、本 DP に拠って頂きたい。

¹³ GM の研究スタッフ、機械技術者・化学者 Thomas Midgeley と機械技術者 Charles F., Kettering によって 1921 年までに制爆剤としての四エチル鉛の適性が見出され、やがてガソリン機関技術界に革命がもたらされた。彼らの業績について最も簡単には A., P., Sloan Jr./田中融二・狩野貞子・石川博友訳『GM とともに』ダイヤモンド社、1967 年、283~289、458~461 頁、参照。更に、cf. C., F., Taylor, *Aircraft Propulsion*. Washington 1971, pp.65~67, ヨリ体系的な資料としては cf. S., D., Heron, *Development of Aviation Fuels*. Robert Schlaifer and S., D., Heron, *Development of Aircraft Engines and Fuels*. N.Y. 1950. pp.545~705.

加鉛燃料は 1922 年、アメリカ陸軍航空隊原動機研究所に持ち込まれ、徹底的なテストが行われたが、最初にこれを制式採用したのはアメリカ海軍で、意外に遅く 1926 年のことであった。アメリカ陸軍における制式採用は何故か 1933 年に持ち越された。戦時でもなかったから、慌てる必要に乏しかったためであろう。

その後、四エチル鉛添加ガソリンは世界標準となり、戦後も永らく航空及び自動車燃料として重用された。四エチル鉛の添加に因るガソリンの性状改善を承け、アメリカ陸海軍航空局は 1942 年、従来のオクタン価に代って“Performance Number”(出力価)なる概念を制定した。これに準拠し、下は 80/87, 91/96 から上は 100/130, 108/135、更には 115/145 などといった航空ガソリン規格が誕生した。115/145 という時の 115 は希薄混合気での ASTM 航空法による等級、145 は濃混合比での CFR 過給法による等級であり、何れもイソオクタン(オクタン価 100)に対する四エチル鉛添加に因る出力上昇比を表す。

これらの加鉛航空ガソリンは識別のため、それぞれ赤、青、緑、褐色、紫に色分けされた。なお、80/87 と言っても、航空ガソリンの試験運転条件は自動車機関用ガソリンにおける現行リサーチ法などよりも厳しいモーター法、航空法、過給法といった規格に拠っているから決して世間一般レベルで安物のガソリンであったワケではない。木村秀政監修『航空学辞典』地人書館、1959 年、日本航空整備教会『航空発動機』1962 年、35~38 頁、参照。

¹⁴ これについては第 I 部でも若干触れられるが、製造法を含むその詳細に関しては第 III 部に譲る。

られているが故に排気量増大の途は多気筒化を措いて他になしという状況にもなっていた。かくて、数多の回転気筒・固定気筒空冷星型、固定気筒水冷星型および水冷V型多気筒発動機が開発されることになる¹⁵。

この内、V型・W型発動機は気筒頭と排気弁の冷却に苦しみ、気筒頭部弁揺腕回りの潤滑にも弱点を抱えた固定空冷星型の足踏みを余所に、リバティーなどを先頭として第一次大戦後半より直列型に替る勢いを示し、揺腕回りの密閉・強制潤滑機構の普及と相俟って遂には一時期、大馬力航空発動機の首座に君臨するまでに至った¹⁶。

もっとも、第I部の対象となる1920~'30年代までのV型・W型航空発動機は大馬力航空発動機の初代王者として存在感を発揮していたにも拘らず、技術的には概ね成熟未満といった水準にあった。この点において事情は極東の一小国においてのみならず、それらの母国においても同じであった。そして、違いはむしろ、その後の進化において顕在化した。

戦前戦時期、本邦飛行機・航空発動機開発製造分野で中島飛行機と双璧をなした三菱は当時、大出力航空発動機開発の王道は水冷にありとの判断の下、1913年、その製造権を購入していた海軍のサブライセンサーとして始めたルノー空冷V8発動機(仏：1917年~)製造を踏み台としつつ、'17年12月、時の先端的設計を以て聞えたイスパノ・スイザ(仏)航空発動機ライセンス生産への断を下した。偶々、同じ月には群馬県太田町では後のライヴァル、中島飛行機が中島飛行機研究所として創立されている。

航空発動機に係わる三菱の歩みが同じ水冷でもサルムソン(仏)星型9気筒('18年、第III部で取上げられる)などというキワモノからBMW(独)の60°V型12気筒('24年)という一見、ヨリ堅実な発動機に乗り換えた川崎造船所(→川崎航空機)とは逆方向のような対照を為していた点に注目したい。

最初の国産化イスパノ・スイザは1920年11月完成の90°V8・220馬力。続いて1930年4月、60°V12・450馬力が、1931年11月には60°V12・650馬力が立ち上がった。これとは別に、三菱航空機においては1932年12月、ユンカース60°V12・800馬力がライセンス生産され、1934年2月にはイスパノ・スイザ650馬力、ユンカース800馬力他を参考に、93式700馬力発動機が開発された。また、その前後、三菱は470馬力型と海軍91式という二つのW型発動機にも手を染めている。それらの漸進的開発の諸階梯には初期並びに維持コストの高さ故にはほぼ殺人マシン用動力としてしか役に立たなかったガソリン航空発動機なる存在に係わる技術進化一般の様相における特殊及び個別的状況が色濃く反映されている。

¹⁵ 回転気筒空冷星型については拙稿「回転気筒空冷星型航空発動機の盛衰(上中下)」

『LEMA』No.478、479、480(2005年)、「ル・ローン回転気筒空冷星型発動機再論」大阪市立大学大学院経済学研究科 *Discussion Paper* No.75(2013年1月。リポジトリ掲載)、参照。

なお、固定気筒水冷星型航空発動機についても第III部にて若干、言及される。

¹⁶ リバティー航空発動機についてごく簡単には拙稿「リバティーと第1次世界大戦期の水冷航空発動機(上中下)」『LEMA』No.485、486、487、'06~'07年、65~75、49~54、21~30頁、参照(リポジトリ掲載)。

所詮、本邦航空発動機技術史において水(液)冷発動機は傍系に過ぎず、とりわけ三菱、中島においては前座にも及ばぬ程度の役回りを演じたのみで果ててしまったが、この大きな流れとの係わりという一点だけを捉えてみても、はたまた「思い違い→思い上がり→置き去り」という構図の一先駆事例としても、個別的事実経過の閑却は 20 世紀本邦動力技術史認識における余りにも大きな欠落とならざるを得ない。差当り、三菱の V 及び W 発動機に関してこの欠を埋めることが第 I 部の使命である。

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

動力発生装置である航空発動機の進化は動力技術サブシステムにおける進化一般の相と同じく、動力技術(→熱計算)と構造技術(→強度計算)とをその内部構造としつつ画された。その過程において混合気形成、燃焼やガス交換、過給等に絡む熱計算は確かに航空発動機工学の花道をなしたが、これと同等に、果たしてある発動機がどの程度健全な、実用上我慢出来る動力発生装置たり得るのか、どこまで壊れないのか、といった強度に係わる問題も緊要であり、当然のことながら、初期にはむしろこちらを先決とする場合の方が多かった。

この種の問題を解く基本的な鍵の多くは力学に見出される。従って、我々は議論の出発点を“発動機技術史を理解するための力学的基礎の確認”に置きたい。勿論、このテーマで筆者がなし得るのは工学書、論文に見られる記述を極く表面的かつ定性的に掬い取り、これをパッチワークにして受け売りする営為に限られる。

そこで、以下、敢えて同時代の工学書、論文に範を求め、Rene Devillerrisの名著*Le Moteur à Explosions*を下敷きとする田中敬吉の論や中西不二夫、梅津喜代治、神蔵信雄、森山義一らの所説に沿い、先ずは前者から、それもピストンに限って論を進めて行きたい¹⁷。

最も簡単な単気筒発動機についての説明から始めよう。普通は次のような図を出発点として理論が展開される。振動の源となる不釣合い重量には往復運動部分と回転運動部分とがある。

図 I-1 ピストン変位

¹⁷ ドヴィレールの著書自体にも林守雄・徳江徳による邦訳『内燃機関』(上下、コロナ社、1937年)がある。ドヴィレールの著書をベースとする同時代の国内文献として森山義一『航空発動機理論(II)』アルス、1937年、中西不二夫・西脇仁一・梅津喜代治「発動機の力学」『熱及熱力学・発動機の力学』内燃機関工学講座第2巻、共立社、1936年、277-393、425-531頁、参照。

森山義一は発動機工学の大看板といった人物ではない。航空発動機の気筒配列に関する彼の解説論文「航空発動機の新しい型式」(『内燃機関』第1巻 第1号、1937年9月)に附せられた執筆者紹介に拠れば、1907年に生れ、1930年東京帝大工学部航空学科卒、中島飛行機に入社するも病を得て翌年退社、1933年、東京帝大航空研究所嘱託となったが、年内に病気を理由に辞任している。コンパクトにまとめられたテキスト『航空発動機理論』(I, II)は彼の唯一の著書となっている。

さて、ある周期 T を持つ運動(実際には関数一般)は $T, T/2, T/3, \dots$ などの周期を持つ調和振動を組み合わせたものとして表現出来る(ある音は部分音の重なりとして表される)という数学的法則を用いて上記をフーリエ級数に展開し、これを基本振動(音響なら基音ないし第1部分音)と高次振動(同じく倍音ないし第2以降の部分音)との和に分解する操作は ^{ハーモニック} 調和分析と称される¹⁹。

その過程や直接の結果を引用することは省くが、そこから絶対値の小さな $(1/\lambda)^3$ を係数とする3次以降の高次項を省略すれば、充分実用的なピストン変位の近似式が得られる。即ち、

$$x = r(1 - \cos \theta) + r/4_\lambda(1 - \cos 2\theta)$$

これを微分すればピストンの速度が得られ、更にもう一回微分すればピストンに作用する加速度 a が求められる。その何れにおいても先と同様な操作を経て3次以降の項が省かれる。その結果が次の近似式である。

$$a = \omega^2 r (\cos \theta + 1/2_\lambda \cdot \cos 2\theta)$$

$F = m a$ であるから、ピストン質量 m_p が判ればこれと a との積としてあるクランク角 θ の下でピストンに作用する慣性力が求められることになる。また、連桿全体の質量 m_r から生ずる慣性力の気筒軸方向成分も上記の加速度 a と連桿質量との積として表される²⁰。

ここで特に重要なのは、それらが θ に比例する、つまり回転数に比例する1次成分(1次慣性力)と 2θ に比例する、つまり回転数の2倍に比例する2次成分(2次慣性力)とから成っており、この慣性力は何れも X 軸方向の上下振動の源となり、かつ、この2次振動はある種の気筒配列を有する多気筒発動機においては実に厄介な問題となるという点である。

他方、発動機の回転運動部分の不釣り合い質量は遠心力による振動の源となる。回転運動部分の代表は勿論、クランクピンである。この外、連桿も大端部は回転運動を、小端部はほぼ往復運動をしている。また、連桿は左右に振れる運動をも行っているから、連桿のかような運動を完全に記述するには著しく煩雑な手続きが必要となる。そこで、回転運動を、つまり回転運動をする部分の質量を扱う場合、一般には近似的接近法として連桿についてはその重量を重心位置に従って逆比例配分し(あるいは単に2分し)、大端側をクランクピン回りの回転質量に、小端側をピストンの質量に上乗せしてしまう操作が行われる。従って、問題をこの角度から近似的に観る場合、上述のピストン質量云々の論には連桿往復運動部

れていた。BMW の V 型 12 気筒発動機は複傾斜の、Rolls-Royce の V 型 12 気筒や Benz の倒立 V 型 12 気筒発動機は単傾斜の連桿構造を有していた。W 型、星型となると複傾斜が一般的となり、W 型で単傾斜と言えはスリッパ式大端部を有する 1957 年登場の海上自衛隊魚雷艇用三菱 WZ 系 2 サイクル高速ディーゼルが例外的存在であり、星型でも単傾斜となると同じくスリッパ式大端部を有した ^{いにしえ} 古の Le Rhône 回転気筒型ぐらいしか無い。¹⁹ 古い書物の中には“secondary or octave components”などという奥床しい表記も見られる(強調引用者)。1 オクターブ上というのは勿論、2 倍の振動数という意味である。cf. A., W., Judge, *Automobile and Aircraft Engines*. London, 1921, p.562. ditto. 3rd. ed. London, 1936, p.770.

²⁰ 森山『航空発動機理論(II)』212、224 頁、参照。

の質量による修正が含まれることになり、“往復運動部分の質量”と表現され直さねればならなくなるが、行論の本質は不変である。

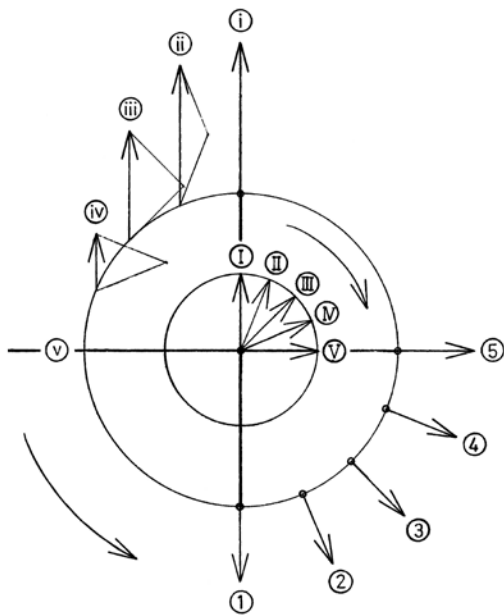
さて、回転部分の不釣合い質量はクランクピンと反対側のクランクウェブ上の適当な位置にこれと釣合う錘を付加することによって簡単に釣合わされる。しかし、この錘によって発生する慣性力は遠心力であるからあらゆる方向に向っている。即ち、X軸方向、Y軸方向の成分から成っている。そこで一般には上の錘に多少の、往復運動部分の質量から生ずる慣性力の50~60%を打消すに足る追加重量を付加し($\alpha = 0.5 \sim 0.6$ とし)、往復運動質量に因る(2次の一部を気休め程度に含む)X軸(上下)方向慣性力の一部を打消すよう仕向ける²¹。

1次慣性力の性質を掴むため、 $\alpha = 0.5$ においてそれがどのような現れ方をするかについて図解を試みよう。クランクピンの中心と釣合錘の重心とは同一円周上にあるものとして描かれている。①~⑥はクランク角の推移と各位置に対応する往復運動質量に由来する慣性力のベクトルである。勿論、それらは気筒軸線上に作用するが、重ねては描けないのでクランクピン上に立ててある。①~⑤はこれに対応する釣合錘重心位置ならびにそこに作用する遠心力のベクトルである。往復運動質量に由来する慣性力と遠心力との合力が1次慣性力のベクトル①~⑥である。

$\theta = 0^\circ$ の時、往復運動質量による慣性力①と遠心力①との合力は①となる。同じく、 $\theta = 22.5^\circ$ における②と②との合力が②、以下同様であるが、 $\theta = 90^\circ$ では⑤=0 ゆえ⑤=⑥となっている。1次慣性力はこのようにクランク軸中心回りにクランク軸と同じ速さで逆方向に回転する力として現象する。

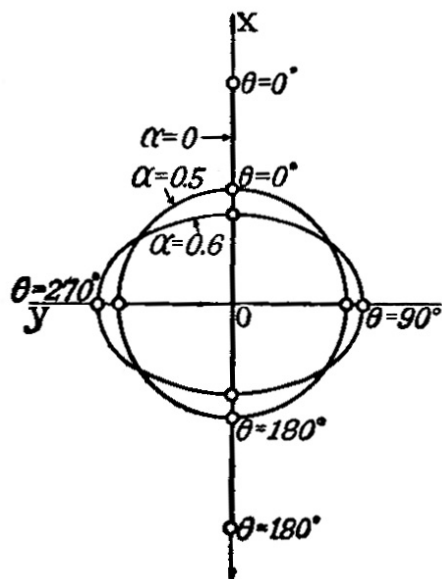
図 I-2 単気筒発動機の $\alpha = 0.5$ における 1次慣性力の現れ方

²¹ 直列 4・6・8 気筒機関においては各気筒毎の不釣合い慣性力と遠心力とは異なった気筒(クランクスロー)間のそれによって相殺せしめられ得る。従って本来の目的のための釣合錘は不要である。事実、航空発動機の場合にはその通りの実施例が認められる。これに対して、現行の自動車機関等において回転質量の70~80%に相当する釣合錘を用いることが常例となっているのは軽量化を意識しつつクランク軸に働く曲げモーメント(内部モーメント)を抑制し、撓んだクランク軸によって主軸受がこじられるのを防ぎ、その長寿命化を図るためである。八田桂三・浅沼 強編『内燃機関ハンドブック』朝倉書店、1960年、403頁(伊藤正男)。



以上を踏まえ、単気筒発動機における1次慣性力の極線図を一般的に集約したのが次の図である。本図において、 $\alpha = 0$ は往復運動質量に対する釣合せが0%の場合の1次慣性力の極線図であり、X軸上で $\theta = 0^\circ$ と $\theta = 180^\circ$ との間をクランク軸回転の周期 360° と同調しつつ往復する直線運動となっている。 $\alpha = 0.5$ は同50%の場合のそれで、周期 360° でクランクと逆回転の円となっている。 $\alpha = 0.6$ は同60%の場合のそれで、周期 360° でクランクと逆回転の楕円となっている。

図 I-3 単気筒発動機における1次慣性力の極線図



森山義一『航空発動機理論』(Ⅱ)、283頁、第9・15図。

$\alpha=0$: 遠心力のみを打消し。

$\alpha=0.5$: 遠心力に加え、往復運動質量の50%を打消し。

$\alpha=0.6$: 遠心力に加え、往復運動質量の60%を打消し(10%オーバーバランス)。

50%を超える打消しは“overbalancing”と呼ばれるが、これを遣り過ぎれば往復運動と打消し合わないY軸方向の1次成分が却って増し、横振動が激しくなる。100%(50%オーバーバランス)にしてしまえば上下振動は全く消失してY軸上の横振動成分だけとなる。

結局のところ釣合錘は1次慣性力の発現方向を変えるだけの存在であり、実用上、ある程度の横振動=Y軸方向成分を忍びつつ縦振動=X軸方向の1, 2次合せた成分を幾分かでも緩和するという方便が選択されている。その典型的結論が上記の60%である²²。

単気筒発動機から1次振動を完全に打消すにはクランク軸釣合錘には遠心力だけを釣り合わせ、特別なリンク仕掛けで錘をピストンに対向しつつ往復運動させるか、戦後、農工用横型水冷単気筒機関に導入されたような機関回転数と等しい速さで互いに逆方向に回る2軸バランスを用いるしかない²³。

勿論、クランク軸に付加された10%の追加錘は1次慣性力に対してしか用を為さないワケであるから、これらの対策が講じられてもX(上下)軸方向の2次慣性力はほぼ野放しのままとなる。2次慣性力に関しては補論においても若干触れられるが、直列6気筒や60°V型12気筒ではこの問題が排除されるため、航空発動機の分野において2次振動が本格的に問題となったのは実は複列星型発動機においてであり、これについては第Ⅲ部にて取上げることにする。

2. 列型・多列型発における不釣合い振動

直列6気筒や60°V型12気筒を典型として多気筒発動機においてはその気筒配置により、1次ないし2次振動が都合よく相殺される場合がある。今日、Ducati(伊)バイクの定番となっており、復興期のわが国においては1951年型として投入された日本内燃機製造(株)“くろがね”KD-II用VEA型機関(空冷SV、80×99mm、995cc、26HP/4000rpm.)によってオート三輪用機関として先鞭が付けられた90°Vツイン(DUCATIでは通称Lツイン)機関についてこれを考えてみよう²⁴。

²² これは蒸気機関車におけるハンマーブロー(対軌道衝撃)とドンツキ(前後振動)とのサジ加減と同じ議論である。なお、些か先回りになるが、星型発動機においてはオーバーバランスは取らず、クランクピン回りの回転質量と往復運動質量の50%だけを釣合わせられることになる。

²³ 西脇仁一「発動機の平衡法」富塚清編『航空発動機』共立出版、1943年、327~328頁、横井元昭他『ディーゼル機関Ⅱ』山海堂、熱機関体系7、1956年、35~38頁、参照。

²⁴ より詳しい理屈は補論、参照。“くろがね”オート三輪KD-II型については前田利一他『自動車』(上巻)、日本機械学会、1950年、198~204頁、第10・3表、VEA型機関については特に200頁、参照。また、小関和夫『国産三輪自動車の記録1930~1974』三樹書房、

回転運動部分の慣性力の問題を処理した上で 1 番気筒について往復運動質量の 100% バランシング(50%オーバー・バランシング)を施してやる。これは法外な値のようだが、2 気筒分に対してと解すれば 50%とも言えぬことはない。とまれ、かくすれば当該気筒の 1 次慣性力は当該気筒軸直角方向に全て転向される。そしてこれは 2 番気筒の 1 次慣性力を丁度、打消すに足る大きさと方向を持つ。一方の気筒軸直角方向成分と他方の気筒軸方向成分が同じ大きさ、同一直線上にあって反対方向に作用することを利用して 1 次慣性力は相互に自ずと打消されるワケである。

クランク軸の回転 180° に相当する周期を持つ 2 次慣性力の波動は両気筒のクランク角のズレが 90° であるためピークとボトムとがぶつかることになるが、これは相殺し合うのではなく、1 番気筒に気筒軸プラス(マイナス)方向の 2 次慣性力が作用する時に 2 番気筒には気筒軸マイナス(プラス)方向の 2 次慣性力が作用する格好となるのであり、その合力は常にクランク軸と 90° の水平方向振動となる²⁵。

その他、高次振動群も残るがその絶対値は小さいため、このシンプルな気筒配置からは比較的良好な振動特性が得られる。もっとも、爆発は不等間隔である。

V(L)ツインではなく、BMW バイクの水平対向 2 気筒機関のようにクランク軸の反対側、第 1 気筒と対称の位置に第 2 気筒を設ける場合 1, 2 次慣性力は完全に平衡される。実際には前後気筒軸のオフセットに起因する若干の慣性偶力のため完全バランスとはならないが、車体はその起振力と共振しない回転域においては電動機のように振動と無縁な特性を遺憾なく発揮する。

実用上の完全バランスの典型はごくありふれた直列 6 気筒である。何のケレンも無しに良好なバランスが得られるから汎用されるのである。

次の図は、番号が入っている方が見易いので、神蔵の書物から引用したが、元図は東京帝大航空研究所の田中敬吉に拠っている。田中は 1923 年 5 月 21 日の機械學會大会において *On the Vibration and balancing of radial aero engine.* なる報告をなし、その内容は『機械學會誌』の第 26 巻 第 79 号を飾った。これは固定気筒星型発動機の平衡理論に限定された研究であったが、彼はその後、理論を回転気筒星型発動機(代表例として Clerget 130HP)に拡張し、かつ、他の気筒配置を有する発動機の振動特性との比較を掲げた労作に発展させた。それが『航空研究所報告』No.10, Mar. 1925, *The Inertia Forces and Couples and their Balancing of the Star Type Engine.* であり、田中のこの論文は後年まで内外を問わず引用ないし参照される文献となった。元図の出所もこれである。

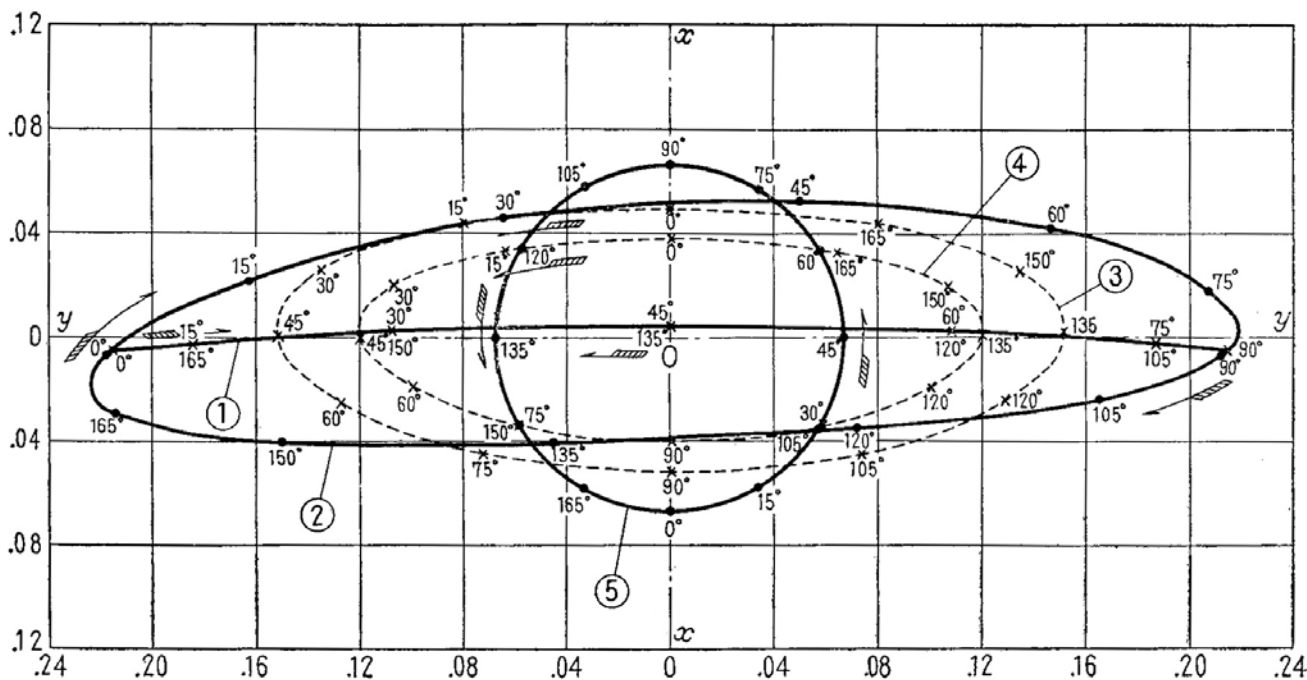
田中の方法は各気筒当り往復運動質量、クランク半径並びに回転角速度、連桿長(中心間距離)、リストピンがある場合にはリストピン距離を等しいと置いて求めた各種気筒配置の

2009 年、巻頭グラヴィア、98、100 頁には当時のカタログに小関による解説が附されている。なお、国産小型自動車界における V ツイン機関の嚆矢は戦前の京三号である。かような問題については注 4 で告知した通り別稿を用意している。

²⁵ 2 次振動については本稿補論を参照されたい。なお、Ducati 機関の場合、2 次振動の方向はマウント姿勢故に車体前後方向、水平より約 30° 前下りとなる。

発動機における不釣り合い慣性力の総和を当該気筒数で除し、気筒当りに換算するというものであった。従って、次図の座標目盛は無次元数である。

図 I-4 多気筒発動機の不平衡力の極線図



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

神蔵信雄『高速ガソリンエンジン』155頁、図9.13。

90° V型 8気筒の場合、クランク軸を直列 4気筒用と同じ 180° 位相の前後対称配置のモノとすれば激甚な 2次横振動が発生する①。この旧弊な 180° 対称クランクを有する V型 8気筒発動機の場合、複傾斜が在れば上下振動まで生ずるような場合もあった① : ②。三菱イスパノ発動機をはじめ、古くは 90° V8 と言えばこればかりであった。これを 90° 位相の前後非対称クランクに代え単傾斜とすれば往復質量の 1, 2次慣性力は釣り合い、1次の不釣り合い慣性偶力は釣り合いによって相殺され、直 6同様、実用上完全バランスとなる²⁶。

しかし、これが解った頃には既に多列型航空発動機の主力は直 6を 2バンク化し、等間隔爆発確保のために挟み角を 60° とした 60° V型 12気筒へとシフトしてしまっていた。この場合、振動特性が極めて良好となることは自明であるが、このタイプの発動機においては仮令、複傾斜が在ってもそれによる影響は理論上、互いに相殺し合うため図示出来な

²⁶ この 90° V型 8気筒用非対称クランクの理論的、実践的技術史については補論を参照されたい。

いほど小さく、実際の設計においてもそれは無視された。直列 6 気筒と 60° V 型 12 気筒がここに描かれていないのは云々されるべき不平衡力がそもそも存在しないからである。

上述の通り、W 型では複傾斜が一般的である。その影響は無視出来ない水準にあるとされた③：④。それにも拘らず、案外良好な性能を発揮したことで俄然、一時代を切り拓いたのが後に見る *Napier Lion* である。なお、⑤はクランク軸回転数の 2 倍の速さで逆方向に回る 2 次慣性力を主とする単列星型発動機の不平衡力である。

さて、実際の多気筒発動機においては気筒内径 D 、ピストン行程 ($2r$)、隣接気筒間隔と並んで $\lambda = l_r$ が発動機のプロポーショナルや基本特性を規定する重要な数値となる。これを小さく取れば連桿の横振れによる最大傾斜角が大きくなるから同一回転数であればその角速度・角加速度は大きくなり、単傾斜によるピストン運動の調和振動からの偏倚も大きくなる。従って 2 次振動は助長され、ピストンの首振りも激しくなる。上述の通り、気筒配列が適正な場合なら 2 次振動は気筒相互間において首尾良く相殺されるものの、ピストンの丈を増すなど応分の措置を講じておかぬ限りガサゴソした運転フィーリングとなり、気筒摩耗も助長される。

逆に、 l_r を大きく取れば運転状況は落ち着きを増す一方、発動機の前面投影面積が大きくなるから航空発動機にとっては特に不利となる。実勢として列型、多列型航空発動機における l_r の値は 3.1~3.4 辺りに集中した。

なお、V 型発動機におけるクランク軸振り振動については RR *Eagle* において大きな問題を生じた一件について既に論じられた通りであるが²⁷、V 型・W 型航空発動機におけるその対策としてはクランク軸振り剛性の向上がその最たるものであり、星型航空発動機における如き独自性に溢れた展開は見出されていない。このため、振り振動については固定気筒空冷星型発動機を論ずる際まで先送りする。

²⁷ 拙稿「Rolls Royce 初代 *Eagle* 航空発動機について—その戦後改良に見る動力技術進歩の内部構造—」『経済学雑誌』第 112 巻 2 号、2011 年、参照(リボジトリ登載)。

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

本邦航空事業は軍需と共に推移した。1905(明治38)年、陸軍電信教導大隊内に気球班(後、気球隊と改称)が設置され、'09年には陸・海・文部三省合同の臨時軍用気球研究会が発足した(文部省は帝国大学と中央气象台関係)。'10年12月、日野熊蔵・徳川好敏両大尉が代々木練兵場で初飛行に成功。臨時軍用気球研究会は翌'11年、埼玉県所沢に本邦初の飛行場を建設し独自設計の“会式”飛行機やフランスからの輸入機を用いた近郊飛行等を実施した²⁸。

同会では1912(大正元年)、Anzani(仏)のW型3気筒25馬力航空発動機が摸作され、試験飛行に成功した。実際の製造に当たったのは大阪、島津モーター部の島津檜蔵であった。島津は引き続きRenault(仏)70馬力の摸作に着手、クランクピン軸受の焼付きによる試作1号機の大破にめげず'14年、2号機を完成させた。'13年に小石川の陸軍砲兵工廠にてルノー70馬力が試作され、'14年、Maurice Farman機に搭載し初飛行に成功と伝えられているが、この発動機国産化に際しても実働したのは島津その人であったかと想われる²⁹。

この間、陸軍は1912年、各師団より飛行将校を募集して飛行隊の基礎となし、'15年にはこれを航空大隊として開設した(同年、臨時軍用気球研究会解消)。更に陸軍は'18年、岐阜県各務ヶ原に飛行場を設置。翌年にはフランスから大所帯の教育団を招聘し、所沢に陸軍飛行学校を設立すると共に陸軍省内に航空部('25年、航空本部)を開設し、工廠における飛行機・航空発動機の国産化と民間会社の育成を図ることとなった。

陸軍主導の臨時軍用気球研究会に飽き足らぬ海軍は1912年、艦政本部内に航空術研究委員会を設け、'16年これを発展解消し横須賀に航空隊を創設。'27年には艦政本部から独立する格好で航空本部が創設された。

海軍における機体・発動機製造は'15年より始まり、横須賀工廠、呉工廠にてルノーの他、ダイムラー(100馬力)、サンビーム(英:70馬力)等の発動機が試作された。'21年には呉工廠広支廠('23年、広工廠に昇格)が開設され、呉の機体・発動機製造は広に移管された。海軍は機体・発動機の開発や製造を陸軍同様、三菱、中島飛行機等の民間会社に委ねたが、“民間任

²⁸ 以下、陸軍関係の初期航空施策については生産技術協会・渋谷隆太郎『旧海軍技術資料第1編(5)』1970年、141~142頁、参照。一部年代については日本航空協会『日本航空史年表』(1981年)により訂正。詳しい歴史記述については日本航空協会『日本航空史(明治・大正篇)』1956年、参照。

²⁹ 島津については出水 力「国産ガソリン機関の先駆者・島津檜蔵」『科学史研究』第Ⅱ期 第21巻(No.142)、1982年、アンザニ発動機については拙稿「『試製的』航空発動機の技術」『LEMA』No.481、2005年、参照(リポジトリ掲載)。

なお、富塚 清『明治生れのわが生い立』私家版、1977年、332~333、338、339~341、409、422、463頁に東京砲兵工廠製ルノー70馬力の運転試験、富士山頂での高空性能試験等まつわる断片的記述が見られる。この種の試みとしては世界初であった富士山頂での試験が不調に終わったため、航空研究所では昭和に入ってから水冷機関のみを試験し得るアメリカ、Bureau of Standards 型低圧低温実験室が造られることとなる(同書410頁)。この実験装置について簡単には石川政吉『熱機関試験法』共立社、1937年、219~221頁、参照。

せ(口出しアリ)”に転じた陸軍とは異なり、研究・開発並びにある程度の製造能力を保有する方針を貫いた³⁰。

さて、その民間企業の雄＝三菱であるが、岩崎弥太郎によって1870(明治3)年に創設された九十九商會を淵源とする三菱グループの重工業への進出は’87年の官営長崎造船所払下げにあった。後に三菱の総帥となった岩崎小弥太は内燃機関技術(飛行機・潜水艦・自動車)に着目、伊東久米蔵³¹に計画を一任、1916(大正5)年、名古屋市、玉野市等の候補地の中から三菱造船(株)神戸造船所(’05年創立)内に内燃機課を開設させた。同課は重油機関部と軽油(ガソリン)機関部に分たれ、前者は’15年、東京瓦斯森ヶ崎発電所据付のDeutz(独)機関の摸作に始まり、’17年、Vickers(英)無気噴射ディーゼルを導入した。

ガソリン機関では’17年9月頃から約2箇月、横廠に有田卯三郎(鋳物)、及能錠三(ディーゼル)両技師と小川清二技師補(1917年、東京帝大機械卒[所謂“恩賜の銀時計組”。富塚清と同期])らが派遣され、彼らはRenault(仏)70馬力発動機に係わる技術的研修に努めた³²。

更に、同年、三菱はHispano-Suiza(仏)水冷航空発動機を導入。翌’18年1月から約1年間、つまり、第一次世界大戦最末期、及能技師を団長とし、有田技師、小川技師補に役付工員、一般工員を加えた総勢18名の研修団を派欧して技術を修得せしめ、翌年の帰国後、彼らの指導下にRenault 70馬力空冷発動機の摸作を開始した。以後、三菱はほぼ同じイスパノ発動機を陸海軍に納入しつつFiat(伊)乗用車の摸作や軍用車製造をも若干実施して行くこととなる³³。

³⁰ 『旧海軍技術資料 第1編(5)』143~145頁、参照。一部の語句、年代を訂正。詳しくは『日本航空史(明治・大正篇)』参照。

³¹ 1898年東京帝大工科大学機械卒。三菱における蒸気タービン(パーソンズ、ユングストローム)や舶用大形ディーゼル機関(ズルツァ)導入のリーダーであり、三菱に在っては(株)東京計器製作所(現・東京計器株式会社)の設立(和田計器に出資)、日本光学工業(株)(現・株ニコン)の設立(東京計器からの分社と他社統合)に関与したが、社内でやや浮いた存在となり1922(大正11)年、50歳にして停年扱い・顧問の肩書を得て退社した。この時には三菱大社長(かく呼ばれていた)岩崎久弥より在社中の功を讃えて資金が提供され、伊東はそれを元手に合資会社東京衡機製造所(2013年9月より(株)東京衡機)を設立している。

³² ルノーは1898年、ドディオ・ブートン三輪車の四輪改造で自動車業界にデビューしたボタン工場主の四男Louis Renault(1877~1944)によって1899年、ルノー兄弟社として設立された。現在は自動車メーカーとしてのみ知られるが、第一次世界大戦頃より航空発動機や戦車の分野でも事業展開を行っていた。

ルノーは水冷12気筒発動機や複列星型空冷発動機なども手がけたようであるが、その製造が最も長く、第二次大戦期まで続けられたのは本稿で取上げられる空冷V型の世代交代版をなす空冷倒立直列航空発動機であった。日暮時郎『世界優秀航空発動機総覧』山海堂、1943年、33~34、69~72頁、宮本晃男『列国航空発動機要目集』育生社弘道閣1943年、20~21頁、参照。

³³ 技術研修については横廠派遣の件と共に及能錠三「名古屋創業の頃」菱光会『往事茫茫』第一巻、1970年、11~13頁、参照。横浜からバンクーバー、アメリカ大陸を横断してN.Y.からロンドン、そしてパリへ。ロンドンではドイツ機の攻撃に遭い、パリでは列車砲の攻撃に一時、リヨンに退避しての研修であった。帰路、N.Y.で彼らは終戦を迎えている。なお、18名の内訳は鋳造、鍛造、発動機関係でイスパノに赴く15名と潜水艦関係でイギリ

1919年5月、神戸造船所内に神戸内燃機製作所が設立され、翌年5月、軍機保持のため内燃機製作所は三菱内燃機製造(株)として分社された。しかし、三菱は神戸の手狭さを見限ったものか、続く'20年に潜水艦と内燃機の名古屋移転を決定、福沢桃介より同市南区大江町、名古屋港第六号埋立地約6万坪を買収し、翌'21年4月にはこの名古屋製作所が細々と操業を開始している。

同年6月26日、折から大阪に頻発した争議に呼応する形で三菱内燃機製造に働く労働者が「神戸発動機工組合」を結成、人間らしい処遇を求めて行動を開始した。争議は燎原の火の如く川崎造船所、三菱電機、神戸製鋼所へと拡がり、7月10日の「神戸労働組合連合会」主催三万数千人デモを皮切りに一般市民の応援の下、ストライキと大規模にして多様かつ整然たる大衆行動が8月初旬まで繰広げられた。この時、三菱合資会社は神戸造船所の閉所も辞さずとの態度で臨み、川崎や権力と共に運動圧殺に成功したが、その強硬姿勢の少なくとも一背景をなしたのは名古屋という新天地の大いなる可能性であったように思われてならない³⁴。

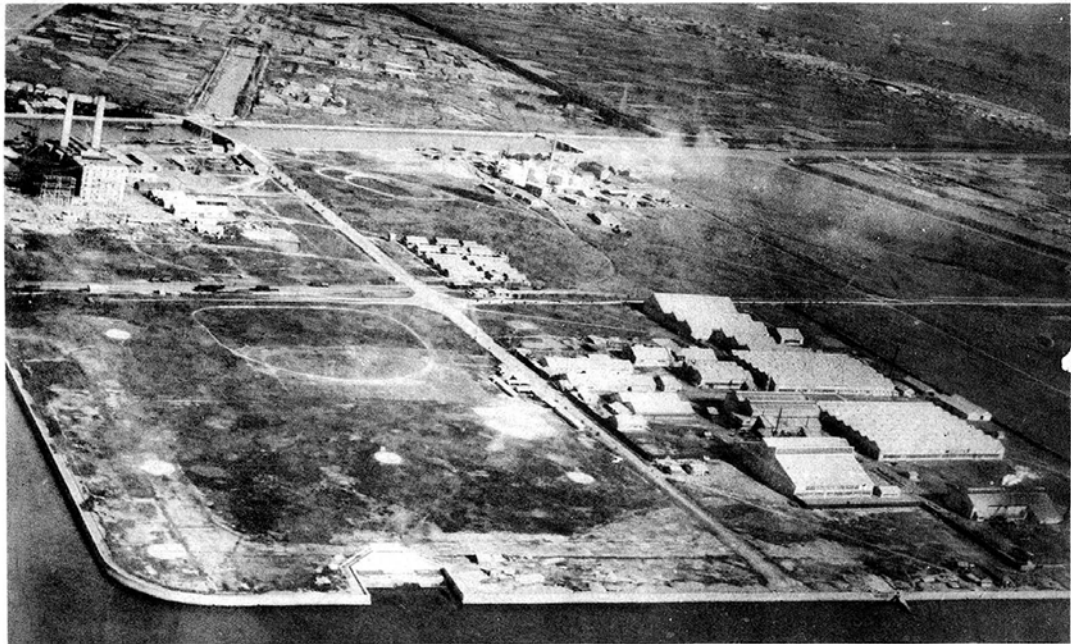
もともと、大形起重機付き鋳物工場や進水・修理用^{スリップウェイ}船架まで整備されたにも拘らず、大江の浜では水深が足りず潜水艦建造は不可能と判明したため、潜水艦・重油機関部門は後日、神戸残留が決定され、今日に到る。これが後に我国最大級の飛行機工場となる三菱内燃機名古屋製作所大江工場の発祥譚である。当時、清楚な佇まいを見せていた木造平屋、純白の発動機工場建屋にはフランス製工作機械が犇き合いフランス語が飛び交わされていたが、敷地の大半は未だ長閑な野原のままであった³⁵。

図Ⅱ-1 三菱内燃機名古屋製作所(大江工場)

ス止まりの3名であった。

³⁴ この争議については運動側の総括として社会運動資料刊行会『復刻版 三菱川崎労働争議顛末』1977年(原本1921年刊)、三菱側のそれとして伊藤豊一『神戸ニ於ケル 三菱労働紛議』三菱造船(株)・三菱内燃機製造(株)・三菱電機(株)、1921年、を、研究書として大前朔郎・池田信『日本労働運動史論』日本評論社、1966年、ドキュメンタリー的な読み物として武田芳一『熱い港 ― 大正十年・川崎三菱大争議』太陽出版、1979年、を参照した。また、神戸発動機工組合は『労働争議・示威運動 実写繪葉書』8枚セット他を発行し、闘争資金を賄ったようである。

³⁵ 松原元「13式艦上攻撃機」『航空情報臨時増刊 日本傑作機物語』酣燈社1959年(特に40~42頁。『航空情報別冊 日本傑作機開発ドキュメント 設計者の証言』上巻[1994年]に再録。当該箇所は196~198頁)、参照。



(景 全) 所作製屋古名社會式株機燃内菱三

当時の絵葉書(かつては現在のダイレクトメールや HP のような役割を担う絵葉書が数多く発行されていた)。

左上＝西北隅の煙突は東邦電力火力発電所。その南側の空地は当初、飛行場として使用されたが、拡張されて機体工場となる。南端の護岸にある切欠きが潜水艦進水用船架。建物群の内、南側は粗形材・発動機関係で北側が機体関係、西側に管理部門、設計部門、食堂等(詳細については菱光会『往事茫茫』第一巻 1970 年、103 頁、参照)。

戦時体制下、発動機は後述の大幸工場に移管されるが、機体工場となった大江工場自体は東側及び一部北側に大拡張された。戦後、縮小され、1970 年には旧飛行場の辺りが三菱自動車工業に移管された。2001 年の閉鎖後、三菱重工業が買い戻し、現在は同社名古屋航空宇宙システム製作所大江工場となり、2008 年には *Mitsubishi Regional Jet* を扱う新生“三菱航空機株”もそこに立地している。

程無く三菱は自動車の市場性への悲観から軍需頼みの飛行機特化を決定し、'28 年 5 月 1 日、内燃機の社名を三菱航空機株へと改めた(6 年後、三菱重工業に統合)。自動車事業は製造から修理業務へと転換され、これもやがては戦車の修理から製造へと三度推転して行くことになる。これは財閥資本の投下形態が単なる多角経営から軍需を中心とする重化学工業へとシフトして行った過程の典型的事例をなす。即ち、政商の“軍需廠”化である³⁶。

三菱の機体製造は名古屋製作所で始まり、Sopwith(英)、Rohrbach、Junkers(共に独)、Curtis(米)に学んでやがて自立を果たした。神戸で発祥した航空発動機は水冷を Hispano-Suiza(仏)、Junkers(独)、空冷を Armstrong-Siddeley(英)、P&W(米)に学びつつ発展し、その作品は補機・周辺機器類と共に、主として陸海軍に納入された。

³⁶ 三菱重工業株東京製作所『東京製作所 50 年史』1972 年、第 1 章、参照。

図 II-2 三菱内燃機→三菱航空機時代の会社経歴・案内書

航空 三菱内燃機株式會社名古屋製作所

創業及経歴大要

大正五年三月三菱合資會社神戸造船所ニ於テ時勢ノ要求ニ應スル爲内
燃機關ノ研究ヲ始メ大正八年五月三菱造船株式會社神戸内燃機製作所
ヲ設立シ愈々事業ニ着手スルニ至レリ同九年五月名古屋ニ三菱内燃機
製造株式會社ヲ創設シ三菱造船株式會社ヨリ神戸内燃機製作所ノ事業
ヲ繼承セリ名古屋工場ニ於テハ飛行機、輕油發動機及自動車ノ製造修
理ヲ企圖シ工場ノ竣工ヲ俟テ翌十年五月ヨリ製作ヲ開始シ神戸工場ニ
於テハ潜水艦機關其ノ他重油機關ノ製造ニ従事スルコトセリ
大正十年十月本店ヲ東京ニ移シ社名ヲ三菱内燃機株式會社ト改メ名古
屋工場、神戸工場ヲ夫々名古屋製作所、神戸製作所ト改稱ス
大正十一年二月自動車ニ關スル事業ヲ分離シ東京芝浦所在工場ニテ之
ヲ經營シ名古屋製作所ノ所屬トシ芝浦分工場ト稱ス

會社資本金及役員

資本金 五百萬圓
取締役會長 船越楫四郎
常務取締役 澁谷米太郎

職員 所長伊集院清彦 外二〇七名（男一九四名、女一三名）

職工數 在籍者一、六二五名（男一、五三五名、女九〇名）

工場敷地及建物

工場敷地 三三、〇四三坪
飛行場敷地 二五、五七二坪
建物總建坪數（事務所並倉庫及建築中ノモノヲ含ム）約九、〇一二坪
（延坪九、六〇七）

主ナル製作品

- イ、飛行機々體關係
 - 一、三菱戦闘機
 - 一、三菱偵察機
 - 一、三菱攻撃機
 - 一、三菱輕爆撃機
 - 一、三菱練習機
 - 一、三菱アンリオ飛行機（本邦ニ於ケル一手製造販賣權所有）
 - 一、三菱各種商用機
 - 一、三菱飛行機用平衡動翼（特許權所有）
 - 一、三菱組合セ氣流形柱（全上）
 - 一、三菱各種木製プロペラ
 - 一、三菱リード金屬プロペラ（本邦ニ於ケル一手製造販賣權所有）
 - ロ、發動機關係
 - 一、三菱イスポノスイサー一五〇馬力以上六〇〇馬力迄ノ飛行機用發動機（製造販賣權所有）
 - 一、三菱ジャガー四〇〇馬力、リンクス一八〇馬力及モングース一二五馬力飛行機用發動機（全上）
 - 一、三菱クローデル氣化器（本邦ニ於ケル一手製造販賣權所有）
 - 一、三菱ヘルツマーク式發動機始動裝置（全上）
 - 一、三菱ルトム式發動機始動裝置（製造販賣權所有）
 - 一、三菱フアルマン式發動機用減速裝置（全上）
 - 一、三菱ランフラン冷却器（本邦並支那ニ於ケル一手製造販賣權所有）
 - 一、三菱ランフラン冷却器遮閉器（特許權所有）
- 昭和三、四、一調 以上

現物は2段組みではなく1段横長の1枚もの。社名の訂正スタンプは青インク。

三菱は昭和初期にこそ開発力不足により中島の後塵を拝したものの、'36年の96艦戦、96陸攻、海外諸製品の長所を取捨選択して開発された'36年の“金星”空冷発動機以後、大躍進の時代を迎えた。かような事実経過の大枠については最早、周知の事柄であろう。

なお、上の文書に見られる空冷星型の「三菱ジャガー四〇〇馬力」、「三菱リンクスー八〇馬力」については果して如何ほどの製造実績が挙げられたのか、ノックダウン程度でお茶を濁しただけなのか、絵葉書が発行されてはいるものの、正確なところは不詳である。

2. Renault 70馬力発動機

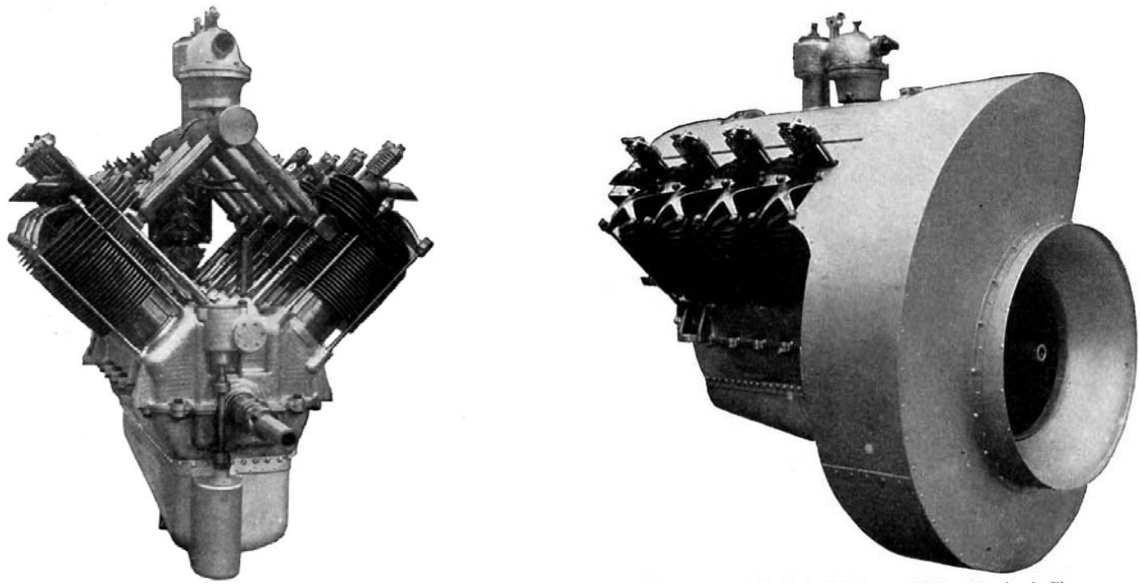
ルノー空冷V型発動機は1908年1月完成の35馬力8気筒型に始まる。この発動機は70×120mmのボア・ストロークを有し、定格回転数は1400rpm.であった。1909年11月までにこの発動機はボアを90mmに拡大した55馬力型(1600rpm.)へと進化した。これら以外にもルノーは1918年までにV4、L4から最大120×150mmのサイズを有するV12に到るまでの航空発動機を製造し、その台数は数万基に達した。三菱が手掛けた70馬力型は中間モデルであった。これらの第一世代ルノー発動機は重く、出力は低く、20時間毎のカーボン除去と50~70時間毎のオーバーホールを要し、燃料冷却をふんだんに実施していたため燃費も劣っていたが、信頼性そのものは高かった³⁷。

Cyclopedia of Automobile Engineering. Vol.4 においては70馬力型の直前モデル、55馬力型がやや詳しく紹介されている。それは89(90?)×120mmのボア・ストロークを有し、正規出力45PS/1500rpm.、最大出力55PS/1800rpm.というスペックであった。もっとも、負荷試験では58PSが記録されているという。高圧マグネトー、AI製気化器、冷却装置込みの重量は169.4kgであった。

御覧の通り、その冷却はシロッコファンに依っており、冷気はハウジングを通じてバンクの間に導かれ、各気筒の間から両サイドに排出された。気化器はダウン・ドラフト(降流式)らしく、吸排気間の熱交換に係わる特段の工夫は見られない。

図Ⅱ-3 後方(反プロペラ軸側)より見たルノー55馬力航空発動機

³⁷ 当時のルノー航空発動機については Gunston, B./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、175~177頁、参照。



Charles B. Hayward et.al., *Cyclopedia of Automobile Engineering*. Vol.4. Chicago, 1913, p.206 Fig.34 and p.207 Fig.35. Fig.35 is the same as *ditto*. Vol.1, p.135 Fig.50.

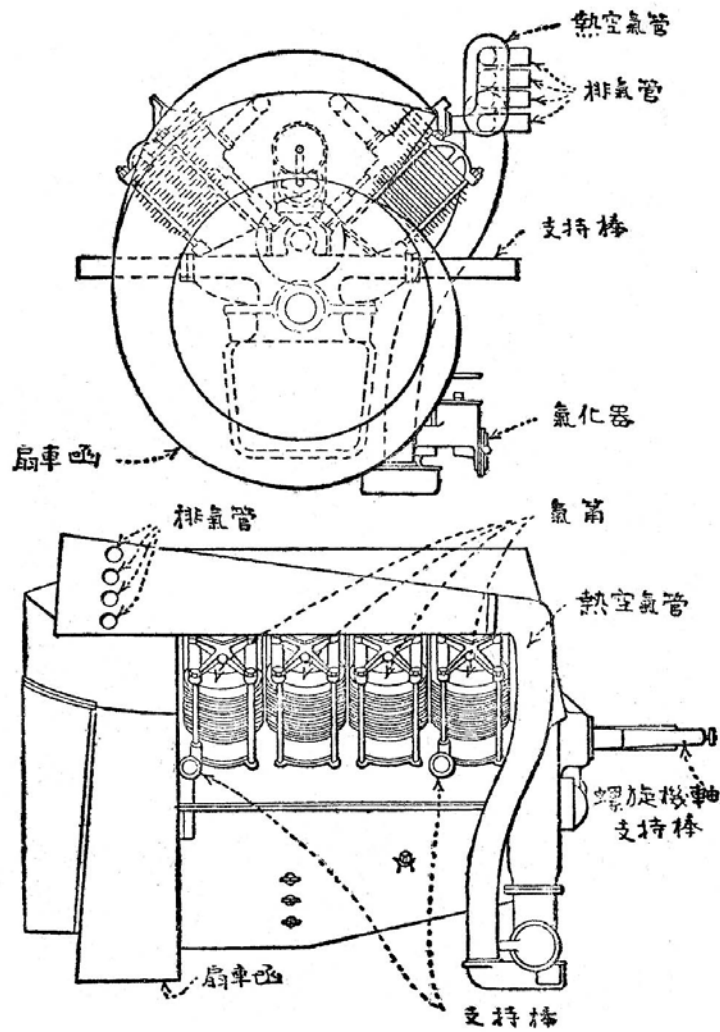
金井武一『飛行機之実地設計』日本飛行機研究会、1915年、の附録5頁、第一図はこのFig.35を、同11頁、第二図はFig.34をそれぞれ写した図版である。

推進器は発動機前方、即ちこの写真では向う側に取付けられる。牽引型の場合、この発動機のメリットは機首形状の先端化にあり、推進型の場合のそれは高速のプロペラ後流を利用出来ないことに対する補償という点になる。ルノー70馬力発動機(8V-96×120mm、70PS/1800rpm.)はこの55馬力型のボア拡大版のように想える。伝えられている190kgという重量が正しければ恐らくその通りであろう。やはり鈍重な発動機ではある³⁸。

次に掲げるのはこのルノー70馬力型発動機と思しきモデルの冷却及び吸排気熱交換システムに関する図解である。エア・ファンネル状のモノが加熱装置付き空気取り入れ部である。プッシャー型の飛行機では進行向い風をここから取り入れることになる。片バンクの排気がここに導かれ、燃料気化促進のための吸気加熱用熱源として供されている。その代り(?)、気化器はアップ・ドラフト(昇流式)へと退化しており、吸気流路全体は折り返しの構成となっている。恐らくこれはダウンドラフト気化器に付きまとうトラブル対策故の変更であり、混合気形成システム全体としては進化を体現した変更であったと考えられる。

図Ⅱ-4 ルノー70馬力型(推定)の冷却及び吸排気熱交換システム

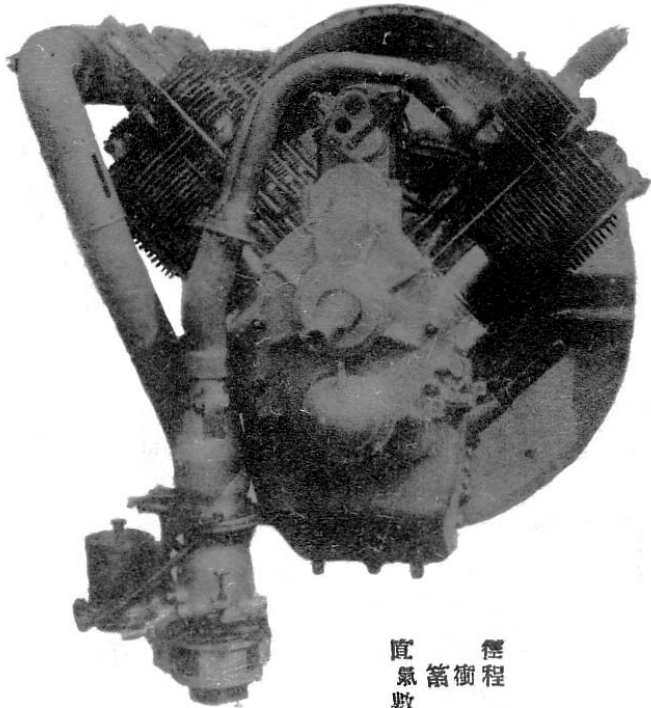
³⁸ 重量については日本航空学術史編集委員会『日本航空学術史(1910-1945)』丸善、1990年、429頁、参照。内丸最一郎『改訂 瓦斯及石油機関』丸善、1916年、476頁、第四十六表には180kgとある。



日本飛行学校『飛行機発動機学講義』無刊記、301頁、第四百四十九図。

ルノー70馬力型を国産化した発動機をプロペラ軸側から移した写真が残されている。残念ながら「熱空氣管」開口部側から撮られた写真については未見である。

図II-5 前方(プロペラ軸側)より見た和製ルノー70馬力“劔号”航空発動機



直徑	96 M. M.
氣筒行程	120 M. M.
數	8
排列	V
冷却	空 氣
實馬力	7.5
回轉數	1800 M.
ガソリン一時間一馬力ニ付	.29 K. G.
滑油	.025 K. G.
プロペラー 直徑	2900 M. M.
回轉數	900 M.

クランク及プロペラーシャフト其他重要部ニハ凡テ水鍍鋼ヲ用フ

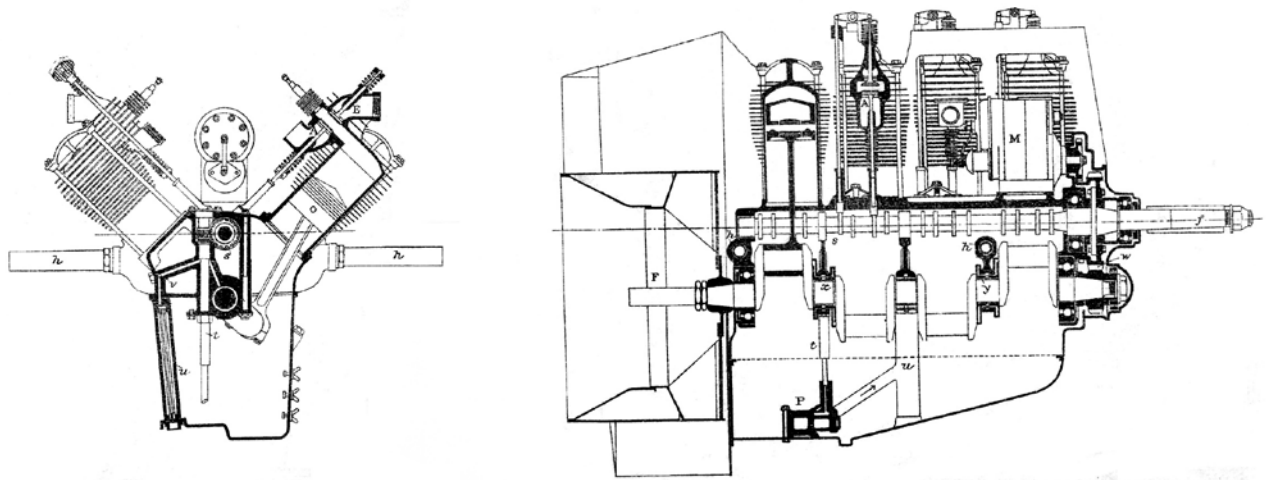
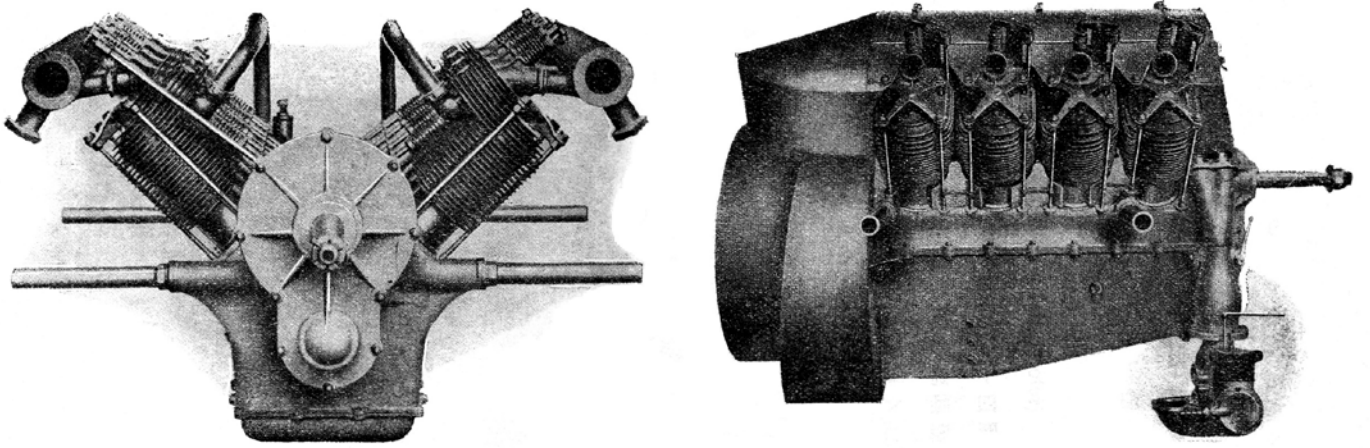
当時の絵葉書より。(株)東京自動車製作所“顧問”岸一太が林 茂木に造らせた“作品”(後述)。

当時のルノー航空発動機においては両バンクの弁は1本の共通カム軸によって全て機械的に駆動された。弁配置は所謂F頭で、排気弁は吸気弁の直上に位置した。珍奇なのは100%の動力取り出しがクランク軸だけでなく、カム軸からも可能なように設計されていることで、これにより減速比 0.5、750~900rpm.での出力が可能とされていた。これは当時のルノー発動機の定番技術で、1909年製のルノー空冷V型4気筒25馬力などにも初めからこの動力取出し方式が採用されていた³⁹。

富塚の恩師の一人、内丸最一郎はその著書においてルノー発動機についてごく簡単に紹介し、写真と図を掲げている。吸排気管の配置等、ややこれまでに見たモノと異なっているが、興味深いので併載しておこう。内丸は迂闊にも東京砲兵工廠、横須賀海軍工廠がルノー発動機を「模造し、之を陸海軍の飛行機に取付け好成績を挙げて居る」などと筆を滑らせてもいるのではあるが(強調引用者)。

³⁹ ガンストン同上訳書、175頁、写真解説参照。

図 II-6 内丸が掲げたルノー発動機

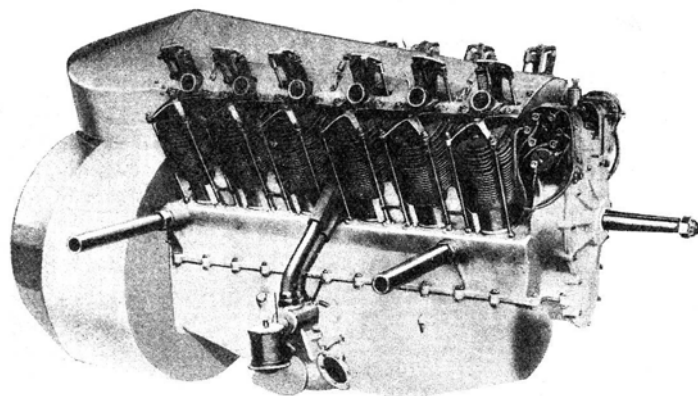
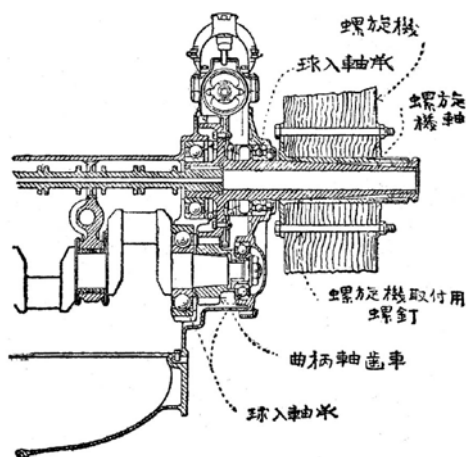


内丸最一郎『改訂 瓦斯及石油機関』476 頁次、第四百十九~四百二十二図。

縦断面図、M はマグネトー、P は潤滑油ポンプ。

別の画像資料も掲げておく。図と写真は出所が異なるものの、図はクランクピンが短く、副連桿方式が採用された後年の 12 気筒型のモノと推定されるのでこれの写真と組合せてみた。

図 II-7 ルノー発動機の減速機構



左：日本飛行学校『飛行機発動機学講義』153頁、第七十七図。マグネターの配置に注意。

右：所澤陸軍飛行學校『発動機學教程附図』1930年、第七図。

この時代のルノー空冷航空発動機は上述の通り総じて鈍重な作品であった。それでも、1910年9月28日、Tabteau(仏)は本発動機搭載のモーリス・ファルマン機を駆ってスペインのサン・セバスチャンからフランスのビアリッツまでのピレネー山脈越えに挑み、8時間強、400マイル近い連続飛行を以てこれに成功、\$20,000のミシュラン賞を獲得している。日野、徳川両大尉による本邦初飛行の約3ヶ月前のことである⁴⁰。

図II-8 モーリス・ファルマン機



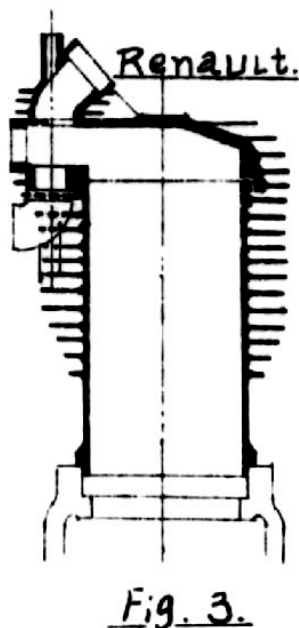
J.,Nayler & E.,Ower, *Aviation of To-Day*. London, 1930, Pl. 115(facing to p.409).

残念ながら筆者は海軍ないし陸軍の『教程』、『取説』の類でルノー70馬力発動機について

⁴⁰ cf. *Cyclopedia of Automobile Engineering*. Vol.4. p.209. 日付については木村秀政編『航空学辞典』地人書館、1959年、航空年表より。

て触れたものを参照出来ていない。ただ、海軍機関学会『軍艦機関計画一斑』増補三版の「巻之参」、「巻之参 圖表」(共に1920年)には艦艇主機用中低速機関との対照という観点からグノーム・ローン回転気筒空冷発動機やルノーV8発動機の図や諸元の一部が断片的に引き合いに出されている。

図II-9 ルノー70馬力発動機の気筒断面



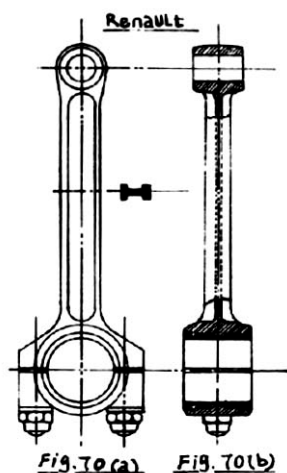
『軍艦機関計画一斑』増補三版、「巻之参 圖表」 Fig.3.

これに拠れば、ルノー70馬力発動機における気筒胴部の最小肉厚は2.5mmであった。この厚さは材料である特殊鋳鉄に作用する引張応力が 470kg/cm^2 以下となるように設計された結果であると述べられている(本文13頁)。気筒頭ガスケット環は内径101φ、同外径136φ。気筒頭と気筒をクランク室に締結するコラムは4×7とあり(本文25頁)、7φ×4本の謂いかと想われるが、細過ぎるような気がしてならない。

ピストンは鍛鋼製で頂部厚3.46mm。それはここに作用する曲げ応力を 3100kg/cm^2 まで許容する設計であった。ピストンの寸法は直径96φ、全高65mm、ピストンピン中心から頂部までの高さが43mm、同底部までが22mmであった。平行部長さは36.5mmと記されているが、これはピンの上面から下の寸法であろう。だとすればピン径は29φであったということになる。ピストンリング数は3本。ピストン隙間は0.3mm(上部)、0.1mm(下部)であった(本文26、31頁、「巻之参 圖表」第拾四表)。

気筒左右バンクは互いにオフセットされていたから連桿はシンプルな“side by side”方式であった。よって、副偏差は存在しない。

図Ⅱ-10 ルノー70馬力発動機の連桿



『軍艦機関計畫一斑』増補三版、「卷之參 圖表」Fig.70(a),(b).

クランク軸はジャーナルもピンも中空加工されており、何れも外径 44φ、内径 18φであった。主軸受の、従って気筒のピッチは 150mm(「卷之參 圖表」第二十九表)。クランクウェブは厚さ 19mm、幅 65mm であった(「卷之參 圖表」第三十表)。

弁は吸排気共、頭部直径 42φであったが、弁棒の径は吸気 8φ、排気 12φと使い分けがなされていた(「卷之參 圖表」第 31 表)。

弁開閉時期は当然のことながら古色蒼然たる値で：

吸気弁啓開 17° ATDC

吸気弁閉塞 50° ABDC

排気弁啓開 47° BBDC

排気弁閉塞 0° TDC

であった(本文 73 頁)。

ルノー70馬力は日本海軍における特殊鋼製造・使用の嚆矢としても記念されるべき発動機でもあった。曰く：

1914~1915年(大正3,4)頃、横須賀工廠に於てルノー80HPの発動機を製造していた頃に独逸の航空機資料の中にC 0.3%以下、Cr 13%、Ni 3%組成の不銹鋼が耐熱性並びに耐蝕性の良好な事が報ぜられていた。

同工廠・造機部、発動機関係者は早速電気炉で之を試作し、実験の結果、排気弁材として極めて優秀なことを証明したのが耐熱鋼熔製のはしりであろう⁴¹。

同発動機は自ずと日本海軍における特殊鋼熱処理の嚆矢としても記憶されることとなっている。空技廠材料部員であった元・海軍大佐、川村廣矣曰く：

⁴¹ 旧陸海軍鉄鋼技術委員会『戦前軍用特殊鋼技術の導入と開発』日本鉄鋼協会、1991年、28頁、より。

日本海軍に於て初めて特殊鋼が取扱われたのはやはり航空に関係がある。大正三年(1914)海軍航空の大先輩たる山下誠一郎氏(当時機関大尉、後の機関中佐)が仏国留学より帰朝後、特殊鋼は熱処理して使用するものであることを提唱したのに始まる。当時横須賀海軍工廠では前述の如くルノー七〇Hp発動機の製造を始めていたが、同工廠の技術者の中には熱処理に反対する人さえもあったのであるが、山下氏の積極的な態度によつて之が採用せられ、然も材料が熱処理により驚くべき強度を発揮するのを見て啞然としたという逸話までもある程である⁴²。

三菱ルノー70馬力発動機はルノー70馬力を製造していた横須賀海軍工廠からの図面と現物提供と技術指導の下、1918年夏、神戸の地で製作された。しかし、この信頼性だけは確かであった筈の発動機、試運転ではたった2時間の連続運転すら叶わなかった。止む無く三菱は横廠に応援の技師派遣を依頼、桜井なる老技師の加修が奏効し2時間運転に合格した。しかし、三菱で次に組まれた2号機が又ぞろ不合格という事態に陥ったため、三菱の高芝武敏は桜井技師の組立ての「こつ」を体得すべく協働を申し込み、図面通りに面取り加工された部分のカドに油砥石を当て油膜破断→焼付きの原因となる「シャープコーナー」を丸める技術を伝授され、以後、これを実践して事無きを得た⁴³。

また、本発動機は強制空冷用の冷却ファンの屈曲部に脆弱な箇所が在り、試運転するとそこに亀裂が入った。これに対しては「加工方法を変え解決したと思う」という回顧譚が記されている。但し、その委細は詳らかではない⁴⁴。

三菱におけるルノー発動機の総製造基数は8基とも15基程度とも伝えられており、これさえ定かではない。しかし少なくとも、この発動機が日本でもモーリス・ファルマン機に搭載され、実用されたことだけは確かである⁴⁵。

ルノー70馬力と我国との縁は陸海軍や島津、三菱だけではなく。満鉄理事犬塚太郎の後ろ楯を傘に初期国産自動車メーカー(株)東京自動車製作所(1911~21)“顧問”の肩書で権勢を^{ほしいまま}恣にした町医者、岸一太は同社の開発技術者、林茂木に命じてこの発動機を摸作させた。作品には“劔号”なる愛称が与えられた。その名の由来は往事、北アルプス裏剣岳、池の平小屋付近に産して「加賀の狐鉛」と俗称され、刀剣製作に用いられて来た輝水鉛鉍^{きすいせんこう}MoS₂(二硫化モリブデン：固体潤滑材として現在も活躍)にあった。これがドイツ、クルップ向け

⁴² 川村廣矣「金属材料」岡村純他編『航空技術の全貌』(下)、日本出版協同、1955年、原書房、1976年、371頁、より。類似の状況は同時代のアメリカ初期自動車技術界でも発生している。拙稿「C53型蒸気機関車試論[訂正版]」大阪市立大学経済学部 *Discussion Paper* No.62、2010年(リポジトリに載)、207~208頁、参照。

⁴³ 高芝武敏「過ぎし五十年思い出のままに」『往事茫茫』第一巻、35頁。この人の業績については第Ⅲ部で立ち返ることとなる。

⁴⁴ 及能錠三「名古屋創業の頃」同上書、13頁。

⁴⁵ 近藤武一「フィアット型自動車が初めて誕生」旧内燃機史『神戸三菱内燃機五十三年史』1969年、85頁。但し、「四気筒七〇馬力」とする近藤の記述は誤り。寸法等については『日本航空学術史(1910-1945)』429頁、附録第3表に拠った。もっとも、次に取り上げられるイスパノ発動機の諸元に係わる同表の記述は余り信用出来ない。

に高値で輸出されている事実(砲身用特殊鋼の添加元素として使用)を嗅ぎ付けた岸は特殊鋼製造に注目し、先の絵葉書に付記されていた如く、主要部品鋼材の添加元素としてこの水鉛、即ちMoを試用したのである。

“劔号”初号機は1915年4月に完成し台上試験に供された。その直後、積年に亘る岸の自己顕示欲剥き出しの言動に耐えかねた林は職を辞したが、発動機自体は2号機まで完成に漕ぎ着け、共に国内各地で実演飛行に供された。1916年、帝国飛行協会主催の飛行機用発動機製作懸賞競技において“劔号”初号機が島津檜蔵製作のル・ローン回転気筒80馬力に敗れた逸話は夙に知られるところである⁴⁶。

もっとも、勝者となった島津自身はこの件について、

殊に岸一太氏のV八ルノー型70馬力の如きは、すでに機体に取り付けて幾度も見事に飛行をした優秀なもので、斯界から期待されていたのに、受験運転中に小故障を起したために失格となったことは痛惜の極みであった。

と謙虚な回顧譚を残している。林を知る彼は林の介添えさえ有りせば“劔号”に凱歌が上がったものをといた想いを捨て切れなかったのかも知れない⁴⁷。

⁴⁶ 自動車工業会『日本自動車工業史稿』(2)、1967年、290~303頁、とりわけ301~303頁、林の前歴、その後については同書390~396頁、同(1)、1965年、225~242頁、参照。

この時の競技規程、同細則については栖原豊太郎『航空機』民友社(現代叢書)、1915年、191~203頁、参照。使用を許された輸入部品は点火装置、玉軸受、気化器、パッキングリング(ガスケット)、スプリングであった。

ル・ローン発動機については前掲拙稿「回転気筒空冷星型航空発動機の盛衰(上中下)」、「ル・ローン回転気筒空冷星型発動機再論」(何れもリポジトリ登載)、参照。

⁴⁷ 島津檜蔵「航空エンジンの国産と森田新造氏のこと」日本航空協会『日本民間航空史話』1966年、18~21頁、所収。引用箇所は20頁。

この外、応募期日に遅れて特別検定試験を許されたものの、運転時間1時間46分で壊れた作品として国産漁船用電着発動機界の先駆者、友野直二によるDaimlerコピーの直列6気筒発動機が存在が知られている。松田素風前掲『発動機と寝起き六十年 友野直二の記録』、25~30頁、参照。

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

Hispano Suizaとはスペイン在住のスイス人の謂いである。この奇妙な商号を持つ会社はスイス人、Marc Birkigt(1878~1953)によって1904年、バルセロナに創立された自動車工場に端を発する。但し、航空発動機が開発・製造されたのは1911年、パリに設立された工場(Société Française Hispano Suiza)においてであり、航空でイスパノと言えればフランスで1915年以降、製造が開始された航空発動機という扱いが通り相場となっている⁴⁸。

最初期のイスパノ・スイザ航空発動機は150馬力型(90° 8V-120×130mm、 $\epsilon=4.8$ 、正規出力150PS/1450rpm。最大出力170PS/1700rpm、燃料消費率236g/PS-h、潤滑油消費率2.3g/PS-h)、その圧縮比向上版180馬力型といった小出力プロペラ直結モデルのみであった。そこから様々なヴァリエーションが展開されて行くのであるが、それらは全て90° V型8気筒水冷という基本構成の上に立つ航空発動機群であった。そしてそれらは“Spad”戦闘機の発動機として連合軍を第一次大戦の勝利に導いた歴史的に名高い航空発動機であり、世界各国少なくとも19社でライセンス生産されたブランドでもあった。

ルノーなどと比した画然たる性能の向上は使用約20時間毎のオーバーホールという非常に労働集約的な尻拭い作業によって^{あがな}購われた成果でもあった。因みに、第二次世界大戦期の本邦主力航空発動機においては概ね300~350時間という初期イスパノ発動機に隔絶したオーバーホール間隔が取れば可とされていた。然しながら、それらにも“飛行直前直後”、“30~35時間毎”及び“90~100時間毎”に夫々異なったレベルの点検整備が求められており、ほとんど何時もいじりっ放し……とりわけ後者においては時として気筒抜き作業まで含まれていたから、表向き程に実態は変わらなかったとも言えよう⁴⁹。

同時代の欧米航空発動機は国産品より遥かに頑健であったと信じられるべき根拠があるものの⁵⁰、こういった手の掛かり様=燃料費以外でも高くつくランニングコストと短命性

⁴⁸ 高級車ブランド(“スペイン国王御用達の名車”)イスパノ・スイザの製造は航空発動機、兵器製造への注力のため1938年より開店休業状態に陥り、1944年には完全に打切られた。ビルキヒトの伝記としてR.,Barker & A.,Harding/高橋悦男・澤田勝海・澤田幹夫訳『オートモビル・デザイン』上巻、二玄社、1974年、5章を挙げておく。

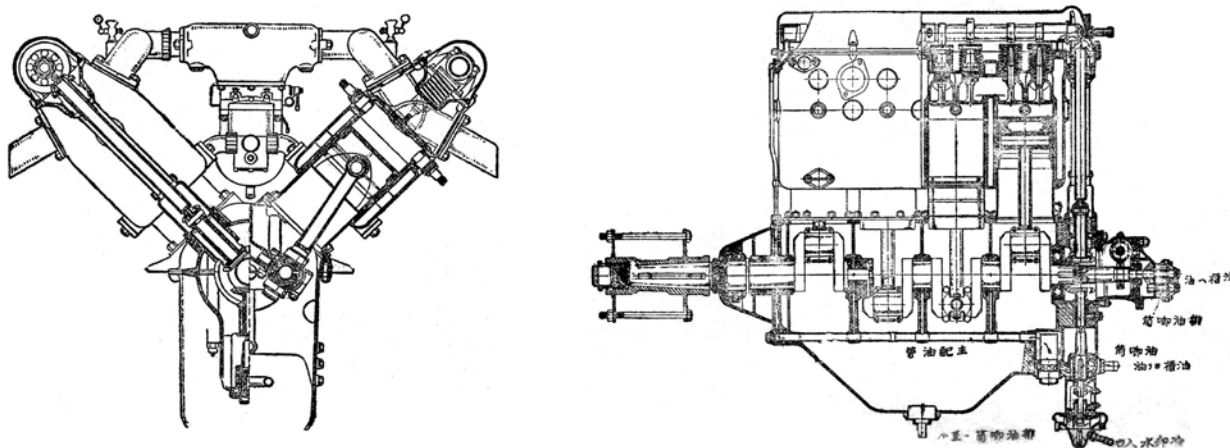
フランスの有力航空発動機メーカーGnome-Rhôneは1945年8月に国有化されSNECMA(Société Nationale d'Etudes et de Construction de Moteurs d'Aviation)となったが、1964年の会社案内HISPANO SUIZAにも紹介されているイスパノの航空発動機関連業務(ジェットエンジン: MirageIII E 戦闘機用 SEPR841 エンジンのローター類の製造等)は1968年、SNECMAに引継がれている。Gunston/見森昭訳『世界の航空エンジン ②ガスタービン編』グランプリ出版、1996年、190頁、参照。

⁴⁹ 第二次世界大戦期における国産航空発動機取扱の一端については例えば海軍航空本部『金星発動機五〇型取扱須知』第一版、1941年12月、第五章、陸軍航空本部『航空発動機定期手入ノ参考』1942年10月、第一章第五節、参照。この問題は詳しくは第Ⅲ部で取り上げられる。

⁵⁰ ホンダF1チーム監督として鳴らした中村良夫は陸軍航空技術研究所第二研究所勤務時代の追憶として陸軍航空本部審査部における試作機・改造機の鹵獲敵戦闘機との模擬空戦

はガソリン航空発動機の一般的特質であった⁵¹。

図Ⅲ-1 イスパノ・スイザ 150 馬力発動機



日本飛行学校『飛行機発動機学講義』392 頁、第百八十二図、393 頁、第百八十三図。

同書にはこれが 180 馬力型として紹介されているが、次に見る伊東久米蔵の講演から 150 馬力型と同

に際し、「すでにいささか旧型機であり、隼や鐘馗と互角に戦える機種ではなかった」とは言え、「格納庫にも入れてもらえないで野曝しにされていたカーチス P40【米：Allison V-1710：60° 12V】は、油と燃料さえ入れればいつでもすぐ飛び立つことが出来たのに対して、整備兵が毎日手入をしている日本機のほうは、はるかに稼働率が悪く、三式戦飛燕（ベンツ・ライセンス生産のハ 40【液冷倒立 60° 12V】装備）などは大体 50%、即ち半数飛べればマアマアである、というような状態であって、彼等との実戦力の差というものをイヤになるほど明確にしていた」（『クルマよ、何処へ行き給ふや』グランプリ出版、1989 年、43 頁【内引用者】）と述べている。この「如何ともしがたい彼我の大きなギャップ」論は遺著『中村良夫自伝』三樹書房、1996 年、86~97 頁においても披瀝されている。

因みに、彼我の格差については陸軍航空本部審査部のパイロットであった坂井 菴もこれより先、同様の談話を残している（「座談会 万能戦闘機『飛燕』のすべて」『丸メカニック』45 号、1984 年 3 月）。

なお、V-1710 は双発・双胴戦闘機、Locheed P-38 *Lightning* にも排気ガスタービン過給機付きで装備されたが、対戦経験を持つ日本海軍パイロットはこの戦闘機においては格闘戦時、水平面での旋回半径を短縮するため、旋回側の発動機を停止させる運用法が採られたと語っている。とかく始動にもたつくのを常とした国産発動機では考え難い技である。ヘンリー境田・高木晃治『源田の剣』49 頁、参照。

⁵¹ 短命性について見れば、1937 年に刊行されたカナダ航空会計課長、商学博士 Captain N., T., Macleod の *Air Transportation Costing* なる文献が日本航空輸送(株)より航空輸送資料第 8 号『航空輸送の原価計算論』として 1938 年 9 月に翻訳されており、その 45 頁に全金属製輸送機機体の使用期間は 7 年、木製羽布貼機体のそれは 5 年であったが、発動機のそれは 4 年と記されている。つまり、発動機は幾らオーバーホールと主要部品の交換とを繰返しても金属製機体の半分強の経済的寿命しか持ち得なかったワケである。もっとも、当時は発動機の技術進歩が急速であったから、それはそれで我慢出来る状況であるとは言えたであろう。

定される。因みに、180馬力型ならピストン頭は凸型になっていなければならない。180馬力型の主要諸元は90° 8V-120×130mm、 $\epsilon = 5.3$ 、正規出力 180PS/1700rpm、最大出力 205PS/1800rpm、燃料消費率 289g/PS-h、潤滑油消費率 2.5g/PS-h。

図を借りた行きがかり上、資料的に一見古いと思われる(刊行時期は別として、次に見る伊東の講演より古い、第一次大戦中か直後のデータに基づいているように推定される)日本飛行学校の教科書『飛行機発動機学講義』に基づいてイスパノ初期航空発動機群の構造的特徴を一通り解説して行こう。もっとも、伊東の講演記録を含め、偶々筆者の手許にある三菱や陸軍側の資料が限られていることから、本格的な図や写真を伴う展開については著しい制約がある。しかも、逐次設変等も行われているようであるので、ここでは確実性を本義とし、イスパノ初期航空発動機群と機構ないし要素技術の面で似通っていた筈の450馬力型以降の三菱イスパノ発動機についての資料を使い込む安直を避け、当面、不自由な叙述に専念する。次節においては、その代償というワケでもないが、陸軍側の同時代資料を用いて300馬力型イスパノ発動機の整備と運用の一端を紹介する。

イスパノ初期航空発動機群の気筒はコップ状=頭部一体の鍛鋼削り出し品で、外周にネジを切り、片バンク4気筒一体鑄造のAl合金製気筒ブロック(外壁、水套、吸排気ポートを一体成形)に下からネジ込まれている。ライナの形式としては乾式^{ドライ}ライナであるが、かなり変わった構造である。この方法に付きまとう欠点として気筒頭と水套ブロックとの密着確認を取り辛いことが挙げられる。また、気筒のクランク室に対する結合は気筒胴下部のフランジによるネジ止めであったが、全気筒の高さを揃えるためには付根にシムを個々に挟み込むなり組付け後フランジ下面を^{ツライチ}面に総研削する等の後始末が必要であった筈である。そんな面倒まで忍んで一体型水套ブロックを採用したのは当時一般的であった鋼板溶接後付け方式の水套においては生産性が溶接工の熟練技能によって左右されるという点が忌み嫌われたからである⁵²。

ピストンは平頭のAl鑄造品。上部には2本の溝が切られており、各溝に2本宛の^{ずつ}圧縮リングが嵌め込まれており、下部の溝には油リングが装備された。この圧縮リング構成は初期の作品だけに見られる特徴である。

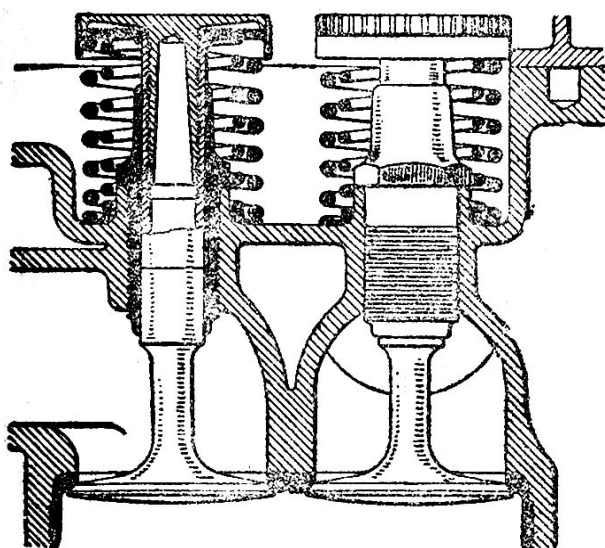
連桿は特殊鋼製。桿部は円断面で、小端側から大端の付け根までドリリングすることによって中空(円筒に)加工されている。但し、初期型イスパノ発動機においてはその内腔が油道として用いられていたワケではない。この加工は鍛造粗形材の段階で行われたと考えられる。天辺中央にバカ孔の明いた小端部には青銅ブシュが圧入される。大端部にはフォーク&ブレード型と呼ばれる複傾斜の無い形式の一つが採用されている。これについては後ほど、良い図を掲げるのでお楽しみに⁵³。

⁵² cf. Manuel Lage, *Hispano Suiza in Aeronautics - Men, Companies, Engines and Aircraft*. SAE International, 2004. p.17.

⁵³ フォーク&ブレード型の二形式については長尾不二夫『第三次改著 内燃機関講義(上巻)』

クランク軸は CrNi 鋼鍛造品で直列 4 気筒用と同じ 180° クランクである。釣合錘は無い。ピン・ジャーナル部は中空加工され、軽量化が図られると共に、ここが油道として用いられている。主軸受は 5 軸受方式で後端のみラジアル玉軸受、それ以外 4 箇所にはホワイトメタルを貼った青銅製カラーが用いられている。主軸受とは別に前端に複列スラスト玉軸受を 1 個配し、スラスト受としている。動弁機構と補機の駆動はクランク軸後部からなされる。

図Ⅲ-2 イスパノ・スイザ 150 馬力発動機の吸排気弁



同上書、394 頁、第百八十四図。

動弁機構はクランク軸後部から傘歯車を用いて駆動するダイレクト・アタックの 2 弁式 SOHC。弁は W(タングステン)鋼製とあるが、時代の制約と評すべきか、吸排気同径の設計であった。つまり排気弁径が無闇に大きい。かような設計にすれば排気弁の熱負荷を増すばかりか⁵⁴、残留ガス圧に抗して排気弁が開く際に大きなガス圧(静圧・動圧)に打ち勝つ必要を生じ、動弁機構のストレスを増すのが関の山である。弁バネは当初、弁当り 2 本用いられていた。イスパノの吸排気弁の構造は今から見ればかなり特殊なモノであったが、その後も基本を変えぬまま永らく踏襲された。このため、詳細についてはより鮮明な図が利

養賢堂 1967 年、356 頁、図 6.64、参照。イスパノの形式は(A)である。詳しくは 300 馬力型の所で後述。

上述の通り、複傾斜(ないし複偏差 : double obliquity)は親子の連桿の運動によって描かれる主としてピストンの軌跡が互いに異なることに起因する力学的な非対称性を指し、振動の生成要因となるが、V 型多気筒発動機の場合、その影響が軽微であるため、通常、捨て置かれる。

⁵⁴ 受熱面である弁頭表面積の増大に第一の放熱面をなすバルブフェイス(厳密にはその弁座との“当り”部)の実効面積増大が追いつかぬことに因る。

用可能な 450 馬力型の項に譲る。

気化器はZenith式(起源は仏)、Claudel式(仏)、Stromberg式(米)の三者共用。敢えてアメリカの製品をも使っている辺りに戦中・戦後の状況が反映されているようである⁵⁵。

更に、この日本飛行学校の教科書はその点火機構が8気筒用高圧マグネトー2個を備え、各気筒毎に2個の点火栓を作用させる2重点火方式であったとしている。これは点火栓が2個描き込まれた先の図からも窺うことの出来る事態であり、点火の確実な、そして一方が故障しても残る別系統に命を預けることが出来る安全のための2系統化である。

但し、ボアが小さいとは言え、2重点火は燃焼促進機能も果たしていた。従って一方をアースすれば発動機回転数は数十rpm.低下した。これにより左右マグネトーの異常が検査された。この2重点火方式の採用と使用形態は航空発動機として常識に属する。

なお付言しておけば、高圧マグネトーは一種の交流発電機であるが、漫然と交流電流を発生させる装置ではなく、簡単に表現すれば磁束が1次コイルを通り1次電流が最大となる瞬間に断続器により1次回路を開き(回路を遮断し)、瞬間的に非常に高電圧の2次電流を発生させる仕掛けである。

N-Sの棒磁石が回転する状況をイメージすれば解り易いが、Nの次には必ずSが来るため、1次電流の向きと高圧2次電流の向きは絶えず入れ替わる。よって、単気筒用あるいは同時発火の2気筒用マグネトーなら点火栓に送られる2次電流の向きは絶えず交番することになる(現今の四輪車機関用同時発火式点火システムでも同じ)。しかし、多気筒用マグネトーなら1次電流が最大となるタイミング毎に配電器によって向きの異なる2次電流を次々と拾って行く格好になる、換言すれば、マグネトーにある配電器の高圧端子は“+”と“-”とが交互に並ぶワケである。

他方、点火栓にはその中心電極と側電極との形状により極性効果と呼ばれる性質を現す。例えば、自動車や自動二輪車用ガソリン機関に常用される中心電極“**I**”&側電極“**F**”という形状の点火栓では中心電極を“-”にした方が“+”にする時より放電開始電圧(混合気の絶縁破壊電圧)が若干低く(=放電し易く)なる。複数の側電極が突出し、中心電極を取り囲む航空発動機用点火栓においてはこの関係が逆になるようであるが、状況は同じ点火栓でも過給圧によって異なって来る。極性効果はまた、火花の性状にも影響を与える⁵⁶。

⁵⁵ 一般に霧吹式気化器はベンチュリー(気道中の狭窄部)前後の圧力差により機能する。飛行高度上昇によって大気圧が低下を来しても発動機の吸入作用により圧力差自体は生成されるので燃料吸出し量は左程低下しない。このため、高度上昇に伴って吸入空気量の相対的低下=混合気の過濃化を生ずる。これを防ぐため当時、燃料を絞る、補助空気を供給し混合比を一定に保つ等の工夫が種々凝らされつつあった。また、急加速の要求に即応するため追加的な燃料を瞬時に供給する仕掛けもゼニス燃料溜りやストロンバーグの加速ポンプ等、種々考案されていた。

⁵⁶ 澤藤忠藏『航空機用高圧磁石発電機に就きて』第5版、澤藤電機(株)1934年、26~30頁、研No.41, 42, 43, 44, 45、澤藤忠藏「電気点火—高圧磁石発電機・イグニッションコイル—」(富塚清・澤藤忠藏・宮田応礼『内燃機関史・電気点火』共立社、内燃機関工学講座 第1巻、1936年、所収)158~159頁、澤藤忠藏『内燃機関の電気点火』共立社、1939年、53~54、56頁、金澤

図III-3 2重点火方式の概念

VIII. WIRING DIAGRAM.

BOOSTER MAGNETO WITH 2 SERVICE MAGNETOS
AND MAGNETO SWITCH.

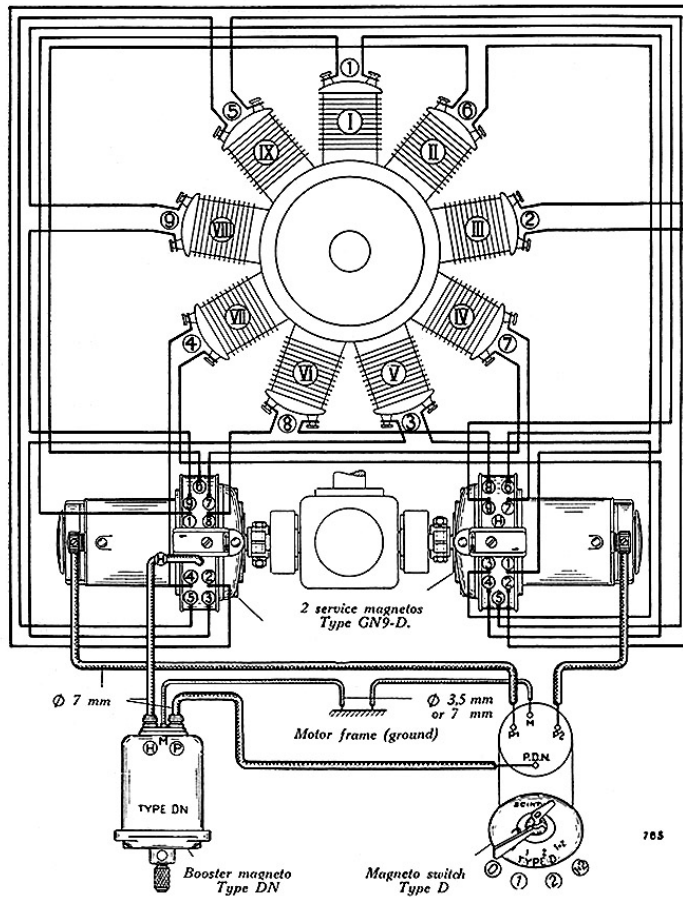


Fig. 13. Wiring diagram for booster magneto and magneto switch with 2 service magnetos on a 9-cylinder rotary engine.

Exemple: Motor Walter, Skoda, Saurer, Gnôme & Rhône, Pratt & Whitney (Wasp), Wright (Whirlwind).

Scintilla A.G., *SCINTILLA AIRCRAFT MAGNETOS* 8E129. 1928(?), p.14 Fig.13.

左下は始動用ブースタ・マグネトー、右下は点火系統の切替えスイッチ⁵⁷。

修三『自動車及航空機の電気装置』共立社、1940年、147~148頁(但し、その第155図は澤藤からの引用)、熊谷三郎『發動機電気点火論』山海堂、1941年、154~155、258、289頁、松井憲紀『電気点火』有象堂出版部、1943年、438、465頁(特に第492図)、浦田賢六郎「火花点火系統」富塚清編『航空發動機』共立出版、1943年、第17章、943、955(特に第17-16図)、1029~1030頁、西尾兼光・中原吉男『スパークプラグの知識と特性』山海堂、1984年、9~10頁、川端清一『ピストン發動機』鳳文書林、1978年、372~373頁、参照。

但し、川端の記述には若干の疑問がある。また、西尾・中原9頁の“全てのプラグは \ominus 極性”というのも極論である。

⁵⁷ 始動用マグネトーについては始動用バイブレータ回路と共に第III部の補論、参照。下に注記されている適用機種の数々についても第III部にて詳しく取上げられる。

従って、1つの高圧マグネトーで2重点火を行う場合には極性効果による偏りを避けるため、ある気筒の点火栓2個をそれぞれ“+”と“-”に繋げ、気筒相互間における火花エネルギーの均等化を図るのが無難であるということになる。安全性を重視して2個の高圧マグネトーを用いる場合、例えば空冷星型発動機ならば、ある気筒に取付けられる2本の点火栓の内、前側には片側マグネトーからの“+”コード、後側には反対側マグネトーからの“-”コードが引かれ、隣接気筒はその逆……という風に決して同極同士が重ならぬよう配慮される。後に **Bebdix**(米)に吸収されたスイスの電装品メーカー、**Scintilla** のカタログ掲載図はかような事情を反映したものである。

この原則は直列でもV型、W型でも同じである。2重点火とは決してただ何となく2本の点火栓からパチパチ火花を飛ばす所作ではないのである。さればこそ、配線はこの図に描かれている通り通ってヤヤコシクなる。無論、星型の場合、マグネトーを前後に振分ければ配線の方はスッキリと収まるものの、補機駆動系が複雑になるため、マグネトーは多くの場合後部で、時に前部で左右に振り分けられることになる。この点はV・W型でも同じである。

それにつけても興味深いのは、日本飛行学校の資料がイスパノ・スイザ 150 馬力発動機に用いられる高圧マグネトーの銘柄が「デキシ式」であったと語っている点である。因みに、**Dixie** 高圧マグネトーなる装置は磁極回転式と呼ばれる仕掛で、コイルを担持する発電子の高速回転を避けるため磁石側を回転させる機構を有し、第一次大戦中、アメリカで **Bosch**(独)の特許を回避しつつドイツからのその供給途絶に対抗するため急遽開発された非・**Bosch** 型高圧マグネトー諸型式の一つをなした。

しかし、それは火花エネルギーの弱さが発動機の始動困難を招き、出力伸び悩みの誘因にもなるとして程なく閑却されるに到った程度の技術でもあった。さればこそ、この証言データはマグネトー飢餓という時代相の反映と解されるしかないのである⁵⁸。

周知の如く、ボッシュのマグネトーはドイツ自動車工業界のみならず世界の航空機工業界に対して発展の原動力を与えていた。因みに、1913年9月23日、**Moreno-Saulnier**機/**Gnome 50PS**を駆って世界初の地中海横断飛行(730km、7時間53分)を成し遂げたフランス人パイロット、**Roland Garros**は「もし、ボッシュのマグネット点火装置がなかったなら、航空技術は数年遅れる事は確実だ」と語った程である⁵⁹。

日本飛行学校の資料が教える弁開閉時期並びに最大進角は表の通りである。

⁵⁸ 代表的な高圧マグネトーの内、**Bosch** 式は発電子回転型又は発電子固定・誘導子回転式であった。スイスの **Scintilla** は **Dixie** の改良型であり澤藤電機の製品はその更なる改良型(亜流)であった。澤藤同上書、1~7頁、附図研 No.3、4、参照。

⁵⁹ 引用は **Theodor Heuss**/瀬島辰哉訳『シュヴァーベンの職人 —— ローベルト・ボッシュ』私家版、2010年、192頁より。残念ながらその彼も大戦中、空中戦の犠牲者となり1918年に不帰の客となった。

表Ⅲ-1 イスパノ 90° V型 8 気筒水冷航空発動機の弁開閉時期と最大進角

	150 馬力型	180 馬力型	300 馬力型
吸気弁啓開	10° ATDC	10° ATDC	10° BTDC
吸気弁閉塞	53° ABDC	50° ABDC	62° ABDC
排気弁啓開	48° BBDC	45° BBDC	62° BBDC
排気弁閉塞	10° ATDC	10° ATDC	29° ATDC
最大進角	20° BTDC	26° BTDC	26° BTDC

日本飛行学校『飛行機発動機学講義』397 頁、より。

一見して 150 馬力型、180 馬力型の設計が如何に古色蒼然たるモノであったかが看取されよう。吸排気弁のオーバーラップはゼロである。1916 年の 300 馬力型のデータで漸く近代化された設計への移行が窺える程度である。この進歩には戦後、盛んに行われたスピード・アタックにおける経験が反映されていると思われる。

続いて、三菱における動力技術導入の総帥伊東久米蔵が 1921 年 4 月 3 日午前中に催された機械學會名古屋臨時大会の席上、午後から予定されていた三菱内燃機製造(株)(同年 10 月 1 日、三菱内燃機(株)と改称)名古屋製作所工場見学会(当時は厳めしくも「視察」と称した)への案内を兼ねて行った講演の記録によって以上をクロスチェックしてみよう。因みに、この見学会が挙行された 1921 年 4 月 3 日こそが三菱内燃機製造(株)名古屋製作所の操業開始日＝ラインシャフトが回り始めた日そのものであった。

表Ⅲ-2 イスパノ・スイザの 90° V型 8 気筒水冷航空発動機群

開発順位	記号	馬力	D×S mm	毎分回転数		ε	気化器*	マグネトー		重量 kg	備考
				機関	推進器			数	型		
1	第 1 号	150	120×130	1500	直結	4.7	Zenith48D.B.	2	Bosch	200	機銃 1,2 個装備可
5	第 2 号 A	220	〃	2000	1333	5.3	〃 55D.C.	〃	〃	230	
	〃 B	〃	〃	〃	1170	〃	〃	〃	〃	〃	
	〃 C	〃	〃	〃	1500	〃	〃	〃	〃	〃	機銃 1,2 個装備可
2	〃 D	200	〃	〃	1333	4.7	〃	〃	〃	〃	
	〃 E	〃	〃	〃	1170	〃	〃	〃	〃	〃	
	〃 F	〃	〃	〃	1500	〃	〃	〃	〃	〃	機銃 1,2 個装備可
7	第 3 号	220	〃	〃	〃	5.3	〃	〃	〃	240	機銃 1,2 個及軽砲装備可
6	第 4 号	300	140×150	1800	直結	〃	〃	〃	〃	260	機銃 1~4 個装備可
4	第 5 号	180	120×130	1500	〃	〃	〃 65D.C.	〃	〃	210	機銃 1,2 個装備可
3	第 6 号	200	〃	2000	700	4.7	〃 55D.C.	〃	〃	240	飛行船用

* 気化器はゼニス(仏)だけではなく、Claudel(仏)が用いられることもあった。220 馬力型では Claudel、

Zenith 55、同 58 型気化器が併用された

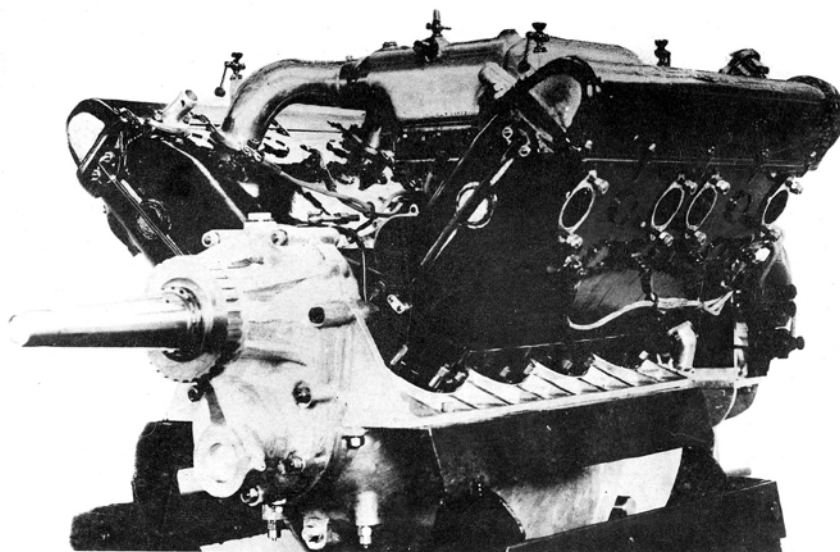
伊東久米藏「イスパノスイザ飛行機発動機に就て」『機械學會雜纂』第参拾五号 1921 年 11 月、第一表より。

伊東が紹介した初期イスパノ航空発動機の顔触れ並びに開発順位は表の通りである。kg/PS の値は 0.87 から 1.3 まで、モデルにより区々ではあるが、何れもルノーなどより遥かに低い数字となっている。

伊東に拠れば、最も古い量産設計は 1915 年々末に登場した第 1 号 150 馬力発動機のそれで、そのピストン頭を凸型に改め、主軸受幅を微増させ、ベンチュリー径の大きな気化器を付けた高圧縮モデルが第 5 号 180 馬力動機である。

第 2 号発動機は第 1 号をベースとする高回転・減速型で、油ポンプ、水ポンプの容量がアップされており、高圧縮 220 馬力型(A,B,C)と低圧縮 200 馬力型(D,E,F)とが用意され、何れも減速比の違いのみによって三通りに区分されていた。高圧縮型とはアルプス越え等、当時のレベルにおける高々度飛行用モデルを意味した。第 2 号発動機においては主軸受、気化器の変更はなされていない。

図Ⅲ-4 三菱イスパノ 200 馬力発動機



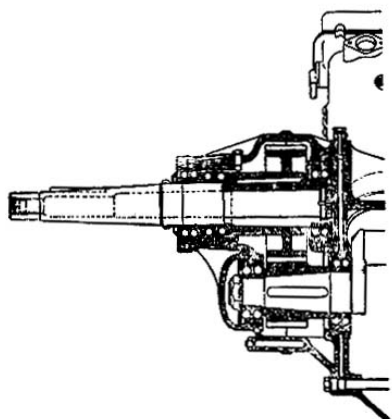
機動發力馬百二(ザイスノバスイ)製所作製屋古名社會式株機燃内菱三

当時の繪葉書。

このイスパノ 220(200)馬力発動機に関するまとまった解説書として筆者が見出し得た唯一の文献資料は陸軍工兵中尉加藤邦男編『發動機學教程』(航空第一大隊[1917 年、航空大隊から改称]、1922 [大正 11]年四月)の巻二、第三章であるが、実際、そこに示されている当発動機と従前モデルとの大きな違いはそれが減速型であった点のみと言って良い。

件の減速装置は平歯車2枚を用いるシンプルな方式であった。同方式を採るとプロペラ軸々芯位置に対して発動機搭載位置(クランク軸々芯高さ)を引下げられるため、単発機においては操縦者の前方視界が改善される上、機首形状を巧くまとめれば胴体の抗力係数(Cd 値)を抑えることが出来る。この点は多発機における発動機ナセルの場合も同様である。

図III-5 イスパノ 200 馬力の減速装置



小川清二『航空発動機』改訂版、河出書房、1944年、中巻、444頁、第554図。

図III-6 イスパノ 220 馬力のクランク軸及びプロペラ軸



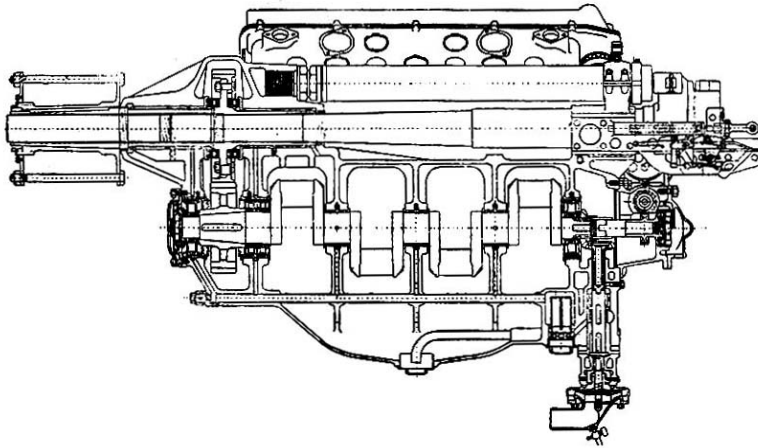
陸軍工兵中尉加藤邦男編『発動機學教程』巻二 大正十一年四月 航空第一大隊、88頁、より。

第6号発動機は第2号の減速比を飛行船用に変更したモデルで、クランク軸、減速装置、プロペラ軸の設変もただこの変更に対応しただけのモノである。

基本設計として最も新しいのが第4号300馬力発動機であり、その出現は1916年末であった。これはボア・ストロークの増大により排気量を拡大し、出力を向上させたモデルである。

第3号発動機は第2号をモーターカノン(プロペラ軸内装備の機関砲)装備用に設変したモデルで、クランク軸、クランク室、プロペラ軸、減速装置の設計が変更されている。

図III-7 イスパノ 220 馬力モーターカノン装備型発動機



小川清二『航空発動機』中巻、444頁、第555図。

日本飛行学校の教科書とは異なり、何れの発動機も Bosch のマグネトーを装備し、気化器としてはフランスの国産品を用いていることになっている。これは既述の通り年代の差に起因する現象であると思われる。150 馬力型の量産は 1915 年から、300 馬力型の開発に到っては 1916 年であったから、輸入された Bosch のマグネトーを呑気に使っていたら状況など無かった筈である。従って、Bosch 云々のデータは無論、講演実施時期と同様、第一次大戦終結以降、ややあつてからのモノである。

頭部一体の気筒は $C=0.4\sim0.6\%$ の半硬鋼製。その厚さは 200 馬力型でも 300 馬力型でもネジ部で 3mm、その他の部分では 2mm。Al 製水套壁の厚さは 5mm、内腔厚さ 12mm。

Lage に拠れば、1914 年末の試作設計においては気筒水套ブロックがピストン行程の $\frac{1}{2}$ 程度と短く、これに圧入後、上部フランジにてボルト止めされる頭部一体気筒胴露出部には空冷発動機のそれの如きフィンを立てて冷却に資するという設計が試みられた。しかしフィンの冷却効果は乏しく、直ちにブロック丈を同 $\frac{2}{3}$ 程度に延長する設変がなされ、三番目の試作機からは残ったフィンも撤去された。

1915 年 12 月 10 日、50 時間余りの認証試験に合格した T34(90° 8V-120×130mm、150HP/1450rpm.)からは件のネジ込み式気筒が採用されている。そして以後、この基本設計のまま同系発動機は 180 馬力、220 馬力と強化されて行き、やがて拡大型 300 馬力を経て次世代の V 型 12 気筒 450 馬力に道を譲るが、この間、同じ気筒構造はイスパノ 450 馬力航空発動機にまで踏襲されることになる⁶⁰。

ピストンは Al 合金鋳物。2 本ペア 2 組の坩堝鋼製ピストンリング入り。油リングも同一材質。ピストンピンは NiCr 鋼製中空肌焼き。300 馬力型以外は一端をネジで拘束、300 馬力型は浮動式。

連桿は NiCr 鋼油焼入れ品。フォーク & ブレード式。発動機後方より見て右側にブレード、左側にフォークを配置。中心間距離は 200 馬力型 225mm、300 馬力型 245mm。

⁶⁰ cf. M., Lage, *Hispano Suiza in Aeronautics*. pp.5~6, p.10, Figure 1-9, pp.16~17.

クランク軸も NiCr 鋼油焼入れ品。300 馬力型以外ではジャーナルの外径 58mm、内径 24mm、幅 48mm、クランクピン外径 50mm、内径 24mm、幅 63.8mm、300 馬力型ではジャーナル外径 64mm、内径 24mm、幅 54mm、クランクピン外径 54mm、内径 24mm、幅 67mm。

クランク室はAl鋳物で上下水平分割。最後部主軸受は第 1 号、第 5 号がラジアル玉軸受、それ以外のモデルにおいては円筒コロ軸受に改められた。これは内輪両ツバ・外輪ツバ無しの円筒コロ軸受で、本稿において取上げられる三菱製水冷V及びW型発動機に主軸受として採用された円筒コロ軸受は全てこのタイプであった。運転中の熱による鋼とAlとの膨張度の違いについては前後長の短い発動機であるためこれを敢えて無視し、クランク軸を両端共拘束する例外的な設計がなされ、成功を収めている⁶¹。

吸気弁は NiCrW 鋼製、排気弁は CrW 鋼製(W=14%)で弁軸端部にアジャスト機構を有する。頭部直径は 200 馬力型で 50mm、300 馬力型では 56mm。何れも吸排気共全く同一の形状とリフト(10mm)を有する。弁バネは引続き弁当り 2 本であったが、後期型では 3 本方式に移行せしめられる。

カム軸は低炭素鋼肌焼き。動弁機構は全て傘歯車と縦軸とを用いたギヤトレイン・ダイレクト・アタックのSOHCという並の自動車機関等より凝った造りであった⁶²。この動弁方式は 1924 年に試作され、'26 年より量産に入った 450 馬力の 60° V型 12 気筒発動機以降にも踏襲されて行った⁶³。

弁開閉時期及び最大進角は表の通りである。奇妙なことに弁開閉時期は全てのモデルにおいて同一と表記されている。伊東はご叮嚀にもストロークが 20mm アップされた 300 馬力型において弁開閉時期(クランク角)に対応するピストン位置(死点からの変位量)が異なってくる点に鑑み、300 馬力型とそれ以外におけるピストン変位量を対照表示しているから、型式の違いを全く閑却していたとは思えない。

⁶¹ 伊東に拠れば、三菱は当初、この設計を大いに訝り、神戸製作所にて暖機状態での発動機部品寸法の計測を試み、熱膨張率差の影響が軽微であり、気温の低い上空では全く問題無いレベルにあることを推定したという。

⁶² 因みに全盛期、即ち第二次世界大戦当時における世界の V ないし倒立 V 型航空発動機の有力どころを観るに、Allison(米)や Rolls Royce(英)、Daimler Benz(独、倒立)はタイプこそ異なるものの傘歯車駆動 SOHC、Junkers(独、倒立)は平歯車を連ねた SOHC であったからイスパノの設計が殊更、変った存在であったという訳ではない。

⁶³ イスパノの水冷航空発動機の開発・製造はドイツによる占領後は元より、終戦後も継続されたが、戦時期までの水冷発動機群の概要については技術導入の実働部隊にあって中心的役割を演じた小川清二の叙述(『航空発動機』上巻、269~278 頁)が体系的である。

また、その歴史的展開については Gunston 前掲『世界の航空エンジン①レシプロ編』106~112 頁、同川村忠男訳『航空ピストンエンジン』グランプリ出版、1998 年、160~163、165 頁を参照されたい。但し、これらの文献は部品展開された図解を一切欠くため、それらからイスパノ航空発動機の実態を把握出来る読者など現在ではごく限られよう。

イスパノの航空事業全体を取上げた史書としては再三言及する M.,Lage 前掲, *Hispano-Suiza in Aeronautics*. が参照されるべきである。

表Ⅲ-3 イスパノ 90° V型 8 気筒水冷航空発動機の弁開閉時期と最大進角(伊東久米藏)

	150 馬力型	180 馬力型	200 馬力型	300 馬力型
吸気弁啓開	10° ATDC	←	←	←
吸気弁閉塞	50° ABDC	←	←	←
排気弁啓開	45° BBDC	←	←	←
排気弁閉塞	10° ATDC	←	←	←
最大進角	20° 20' BTDC	←	23° 48' BTDC	20° 20' BTDC

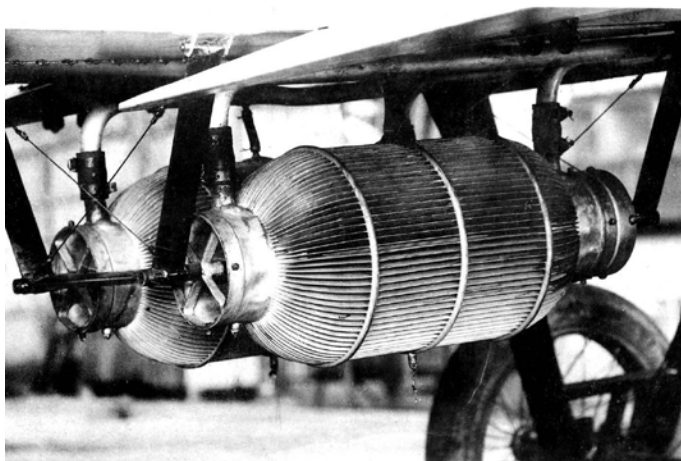
伊東久米藏「イスパノスイザ飛行機発動機に就て」より。

しかし、表示のような値では 150 馬力型における微小な差はともかく、最新 300 馬力型と後に取上げる次世代 12 気筒発動機に関するデータとの間に飛躍が有り過ぎる。日本飛行学校の時期的にはより古いデータの方が改良事蹟を反映したものとして合理的に理解可能であり、伊東の紹介は新しい、第一次大戦後のデータに抛りつつ重要な点を脱漏させてしまったものと推定されざるを得ない。

油ポンプはベーン・ポンプで、ハウジングは坩堝鑄鉄製、軸は NiCr 鋼油焼入れ、ベーン(ブレード)は燐青銅製。水ポンプは Al 鑄物の遠心式で油・水ポンプは上下に重ねられ同一速度で駆動された。

水冷発動機には水ポンプと共に放熱器が必要である。三菱イスパノ発動機に使用されたのは“ランブラン水冷却器”であった。敢えて“水”などと冠するのは油冷却器と区別するためである。

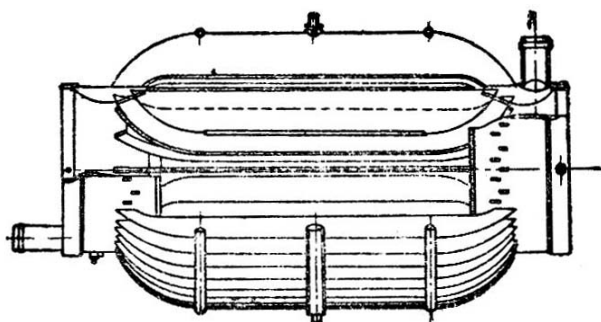
図Ⅲ-8 ランブラン水冷却器の機体搭載状況



三菱機内製古名屋製作所(ランブラ)製放熱器

当時の絵葉書。

図III-9 ランプラン水冷却器



柴田浩『航空発動機の原理』平凡社、1940年、106頁、第100図。富塚清編『航空発動機』共立出版、1943年、583頁、第11.51図も同じ。

空気取入量はシャッターによって加減された。この点については森武芳「三菱と共に四十五年」『往事茫茫』第二巻、83頁、参照。この装置については後ほど『工場実習報告書』に関連して再び取上げられる。

航空発動機用放熱器は空気管型と称し、自動車のそれとは逆に冷却空気を管の中を通して周囲の水から熱を奪わせるものが大部分で、Lamblin 水冷却器はその中でも板型冷却器に分類される。水は板で囲まれた空間内の空気通路を囲む隙間を流れる内に熱交換される。この型式は構造上、板状空間の集合体であるから耐圧性・水密性に劣り、間もなく廃れてしまった。

このランプラン水冷却器については機体搭載位置がやかましく、プロペラ後流に曝そうとその直近に設置した場合、乱流によって局所的に負圧を生じていて冷却機能が損なわれる場合があったため、機体中央部に独立して2個を懸垂するのが良いと判明するまで試行錯誤に時日を要したと伝えられている⁶⁴。

また、それが採用された一〇式艦上戦闘機の大江から横須賀への鉄道輸送が関東大震災による東海道線の不通により空輸に切替えられた1923年には1機がランプラン水冷却器の漏洩により発動機を焼いて不時着したなどという不名誉な挿話も残されている⁶⁵。

減速歯車(減速比: 第2号 $\frac{2}{3}$ 、 $\frac{3}{4}$ 、 $\frac{24}{41}$ 、第3号 $\frac{3}{4}$ 、第6号 $\frac{11}{30}$)はNiCr 鋼肌焼き。これには、前掲の写真からも判るようにトラクタ式プロペラのスラストを多少なりとも相殺するようヘリカルな歯筋が与えられており、歯面はSunderland 社(英)のギヤ・シェーパーで加工された。

このような特徴を有するイスパノ発動機は約言するに凝った、製造にも維持にも手間のかかる作品群であった。弁隙間調整機構についての解説は先送りするが、当時、水冷列型航空発動機に常用されていた傘歯車一つを取ってみてもその生産性は直歯平歯車などと較

⁶⁴ 朝井美雄「数々の思い出」『和田岬のあゆみ』編集係『和田岬のあゆみ』上巻、1972年、103頁、参照。

⁶⁵ 中川岩太郎「名古屋航空機製作所の思い出」『往事茫茫』第一巻、52頁、参照。

べれば非常に悪かった。

日本人ならずとも、傘歯車と言えばThe Gleason Works(米)の名が浮かぼう。2個の往復運動カッタとワークの回転とを用いて直歯傘歯車の創生歯切りを高能率に行う同社の巧妙な直歯傘歯車創成歯切盤(1905年)は世界の標準技術となった⁶⁶。しかし、本家イスパノで用いられていた歯切盤については一切不明である。土地柄、欧州製の歯切盤が用いられていたであろう。

三菱神戸造船所で1932年、“ふそう”バスが初めて製造された時、その歯切を一括受注したのは溝口歯車工場(現・大阪製鎖造機)であった。終減速装置の歯車は同社の新鋭設備、グリーンソンの^{スパイラルベベルギヤ}曲り歯傘歯車ジェネレータで工作された⁶⁷。

これ以外に同社はグリーンソン直歯傘歯車ジェネレータを3基(最大ワーク直径80,25,18in)、傘歯車^{ランニングテスト}噛合試験機1基を保有していた。当時、その工場にはドイツ製の傘歯車歯切盤も並べられていた。その顔触れはZimmermannが1基(最大ワーク直径53in)、Reineckerが2基(最大ワーク直径18及び3in)、Heidenreich & Harbeckが1基(最大ワーク直径9in)、Klingelberg Söhneが1基(曲り歯傘歯車、最大ワーク直径6in)であった⁶⁸。

溝口保有のグリーンソン製スパイラルベベル・ジェネレータで加工可能なワーク直径は最大19.5in~最小2.5inであった。直歯傘歯車ジェネレータに関する数値については不明であるが、少なくとも三菱内燃機が神戸に在った当時、イスパノ発動機用直歯傘歯車の歯切りには溝口のグリーンソンカライネッカーが用いられたのではなかろうか？。

そのグリーンソン社によって回転円盤状ブローチを用いて直歯傘歯車を更に高能率に量産する機械たるレバサイクル歯切盤(Revacycle Machine)が開発されたのは相当下って1930年であった。もっとも、少なくとも我国の実態を観るに生産点への本格的普及は更に後年の事蹟に属したようであり、かつ、その使用局面は自動車の差動装置のピニオン等、小形で比較的low精度のワークに限られた⁶⁹。

無論、今日、小形直歯傘歯車の量産に重用されている冷間鍛造など影も形も無かった。ブランドの如何によらず水冷航空発動機の生産台数など高が知れていたとも言えぬでもないが、筆者などはせめて本家イスパノにレバサイクル歯切盤辺りが率先して導入されていなかったのか否か、是非知りたい所である⁷⁰。

⁶⁶ 会田俊夫『新版 歯車の技術史』改訂3版、開発社、1974年、85~86頁、参照。
因みに、グリーンソンの標準的な3”直歯傘歯車創成機に係わる1935年版のインストラクションが峯村 功訳『グリーンソン直歯傘歯車歯切盤』として1942年に機械製作資料社より刊行されている。

⁶⁷ “ふそう”初期の生産体系について簡単には拙著『日本のディーゼル自動車』日本経済評論社、1988年、331~332頁、参照。

⁶⁸ 溝口歯車工場『溝口歯車工場』改訂増補第七版、1933年1月、参照。

⁶⁹ 飯泉政三「日産に近く登場せんとするレバサイクル傘歯車」『日産技術』1951年、重松規一「Revacycle Machineによる高能率な直歯傘歯車加工」『いすゞ技報』第26号、1957年、会田俊夫『歯車の技術史』開発社、改訂3版、1984年、87頁、参照。

⁷⁰ 実のところ、イスパノの生産技術体系については内外製区分をはじめその実体は全く

また、傘歯車においては軸が2本とも両端支持となる使用場面は例外的で、当のイスパノ発動機がまさにその実例をなすように何れもが片持ちとなる場合を多とする。このような使用局面においては幾ら摺り合せ等で調整を図っても正しい歯当りを確保することは困難であり、とりわけ荷重変動が大きい場合、それはほぼ絶望的となる。ここでは傘歯車の荷重分布係数(理論的に正しい位置からのピニオンギヤの変位量)に係わる Gleason 社のデータを参考例として掲げておこう。

表Ⅲ-4 傘歯車の荷重分布係数

	両歯車とも両端支持	片方のみ両端支持	何れも片持ち支持
一般産業	1.00~1.10	1.10~1.25	1.25~1.40
自動車	1.00~1.10	1.10~1.25	—
飛行機	1.00~1.25	1.10~1.40	1.25~1.50

Gleason, *Technical Gear Engineering Standard*. 中の Bending Stresses in Bevel Gear Teeth より。
『大阪機工技報』第2巻 第2号、1956年、から引用。

さて、三菱が1917年12月に導入契約を締結し、先のルノー・横廠組＝有田、及能、小川らを渡仏・実習に派遣してから3年目の1920年11月、初号機完成に漕ぎ着けたイスパノ発動機は時に200馬力型とも呼称されるが、正しくは220馬力型、即ち伊東の謂う“第3号”である。本機は小出力ながら一人前(?)に減速型であったが、この出力で敢えて面倒な、現に本家でもトラブル多発であったらしい減速歯車式としたのは前方視界云々という理由からではなく、かくすればプロペラ軸に20mm モーターカノンが装備可能という上の第2の特徴に三菱が引かれたからである。

三菱側では製造原図作成のためのフランス語翻訳や図面のトレーシング・クロスへの写し取り、当時、我国の主流であったインチ・システムと異なるメートル表記等に手間取ったと伝えられている。完成後の試運転は海軍技術者の指導と海軍監督官の監督下に実施された⁷¹。

ところが、最初の220馬力型は試運転においてクランク軸、連桿の折損事故で大破してしまった。改修後も運転の度に故障続出であった。折損事故の原因を輸入型鍛造部品の材料不良と見立てた庄田泰蔵らは日本特殊鋼の素材を自由鍛造した粗形材から削り出した当

不明である。ライセンシーの三菱について松原は大江の「発動機工場には所せましとばかりに、フランス製の機械がズラリとならび……」と述べているが(前掲「13式艦上攻撃機」、機械の種別・ブランドについては語っていない)。

なお、蛇足ながら冷間鍛造は漸く第二次世界大戦後、西ドイツで実用化が始まった技術である。

⁷¹ 櫻井俊記「内燃機時代の思い出」『神戸三菱内燃機五十三年史』89~90頁、服部讓次「三菱の航空機製造事業は和田岬で産声をあげた」同、157~158頁。

該部品を組み込み、漸く試運転に成功した⁷²。

筆者はこの良く知られた挿話こそが爾後、展開されて行く“イスパノの三菱化”の始まりを告げる事蹟であったと推理する。イスパノ発動機オリジナルの中空円筒連桿にしたところで、かようなモノは決して造り易くも最も合理的な設計というワケでもなかったからである。

それはともかく、かような苦勞の末に誕生した三菱イスパノ 220 馬力型発動機の製造基数は 154 基にも(?)達し、本家同様、*Spad*系の機体等に搭載された⁷³。

図Ⅲ-10 “追撃用スパット式イスパノスイザ式百式拾馬力”



当時の絵葉書。

2. 300 馬力型

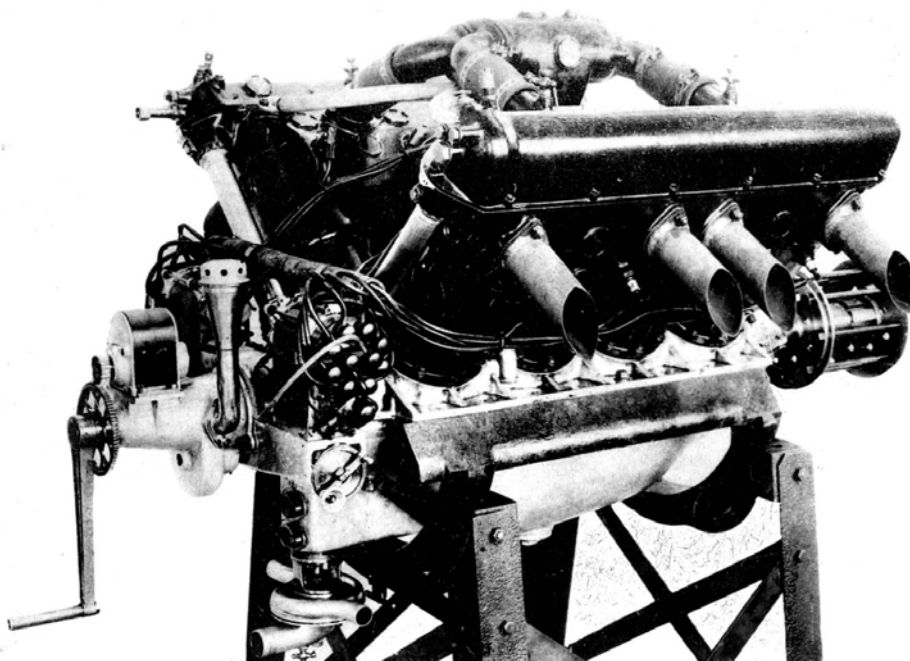
続いて試作されたのが 220 馬力型と基本構造を全く一にする 90° V8・プロペラ直結式の 300 馬力型発動機(8V-140×150mm、 $\epsilon = 5.3$ 、正規出力 300PS/1800rpm、最大出力 340PS/1800rpm、重量 298kg)である。本発動機は戦時に大活躍した他、1920 年 9 月 28 日、第 6 回 Gordon Bennet 杯で Georges Kirsch 搭乗の Nieuport-Delage 機の心臓として、200km を 48 分 52 秒 6 で飛翔(246km/h 但し、300km を 168.6mph=271km/h などとする資料もアリ)、フランス

⁷² 莊田泰蔵『Yアロイ』ピストンの初テスト』『神戸三菱内燃機五十三年史』98 頁。なお、莊田は自らを「現場の責任者」としているが、この発動機国産化に際して“主任”という肩書が用いられていたのか否かについては不明である。

⁷³ 台数については『日本航空学術史(1910-1945)』429 頁に拠る。同書は減速比を 0.75 としているが、及能錠三は「三分の二」と述べている(前掲「名古屋創業の頃」13 頁)。しかし、伊東の講演の通り、それは三通り設定されていたワケである。何れにせよ、『神戸三菱内燃機五十三年史』287 頁に記された諸元は誤りである。なお、同書に拠れば、三菱は、続いて莊田泰蔵(欧米)、片山誠之(仏)両技師を内燃機関製造技術習得に派遣している。片山は東京帝大機械学科 1914 年卒、陸軍技師任官、飛行機関係の仕事に就いた後、三菱航空機に転じ、発動機課長、検査課長等を歴任した人物のようである。富塚『明治生れのわが生い立』284~285、342、422 頁、菱光会『往事茫茫』第一巻、1970 年、230 頁、第二巻、1970 年、131、230 頁、参照。

を3回連続の優勝に導き、同杯を永久にフランスに帰属せしめ、あるいは同年12月12日、Nieuport-Delage 機上のSadi Lecointeをして311km/hの速度記録を樹立せしめた立役者でもあった。

図III-11 三菱イスポノ 300 馬力発動機

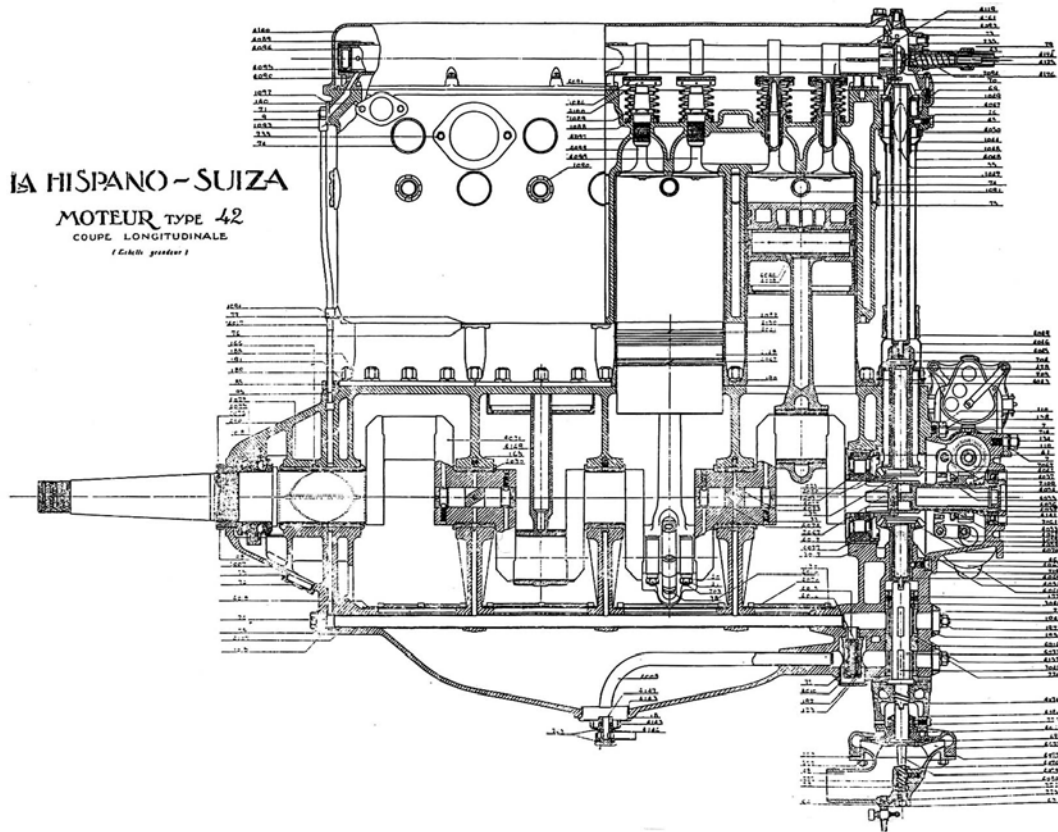


三菱内燃機株式會社名古屋製作所(サイノバスイ)製三百馬力發動機
当時の絵葉書。

なお、図示の通り、この発動機には“TYPE 42”なる称号が与えられていたようであるが、種々の文献からイスポノ発動機の称号体系として複数の体系が使用されていた事実が確認されるので、本稿では概ね300馬力型などという包括的な呼称を用る。

図III-12 イスポノ・スイザ 300 馬力発動機 側面、正面図

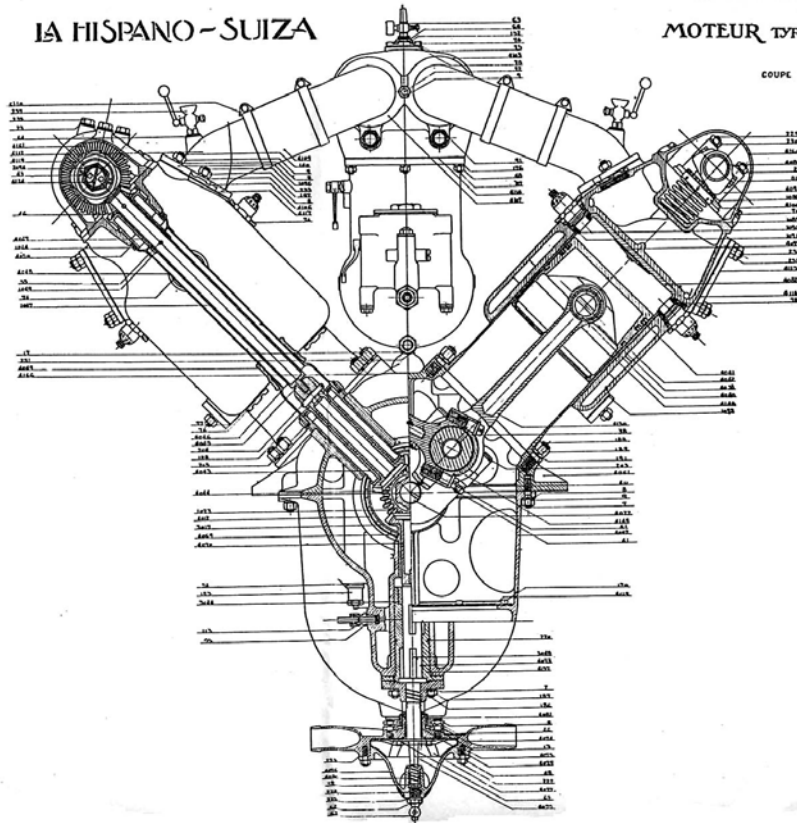
IA HISPANO-SUIZA
 MOTEUR TYPE 42
 COUPE LONGITUDINALE
 (Echelle: grandeur)



IA HISPANO-SUIZA

MOTEUR TYPE 42

COUPE TRANSVERSALE

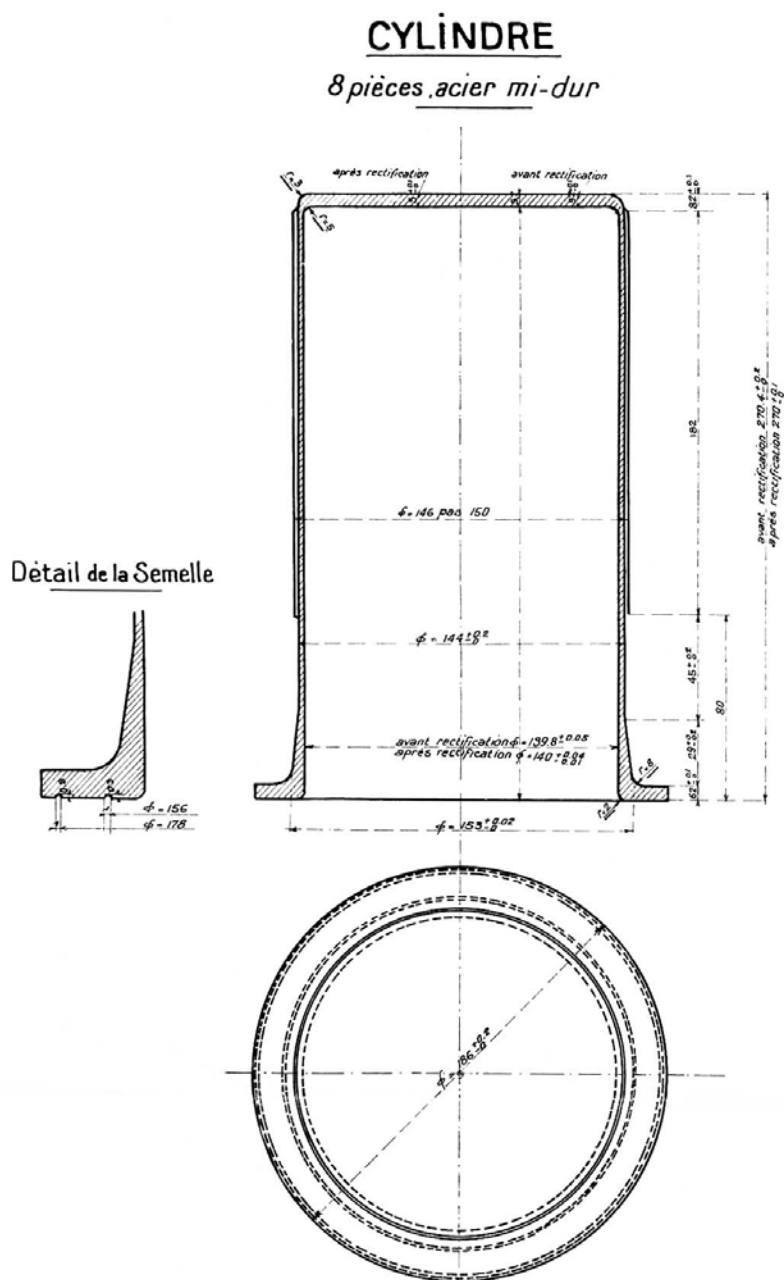


伊東久米藏「イスパノスイザ飛行機発動機に就て」より。

気筒間部ではフランジが互いに食違うよう接合され、気筒ピッチ短縮が図られている。従前の作品と同様、気筒結合用ナットはこの接合部では前後双方のフランジにかかるようになっている。

次に部品の図面を掲げておく。一つは気筒(ライナ)のそれ。実はこのライナ図面、12 気筒 450 馬力型のモノらしいが、サイズは同じであり、そちらについては後程、別の写真を掲げる算段なので、ここに載せておく。

図III-13 イスパノ・スイザ発動機の気筒ライナ詳細



三菱重工業の内部資料であったと思しき図面。元同社技師、榊原帯刀の遺品である。この人については第Ⅲ部でまた触れることになる。

なお、アメリカのWright社は当時の宿敵Curtisへの対抗上 1916 年にMartinと合併し、ライト・マーチンとして数多くの 180 馬力型と少数の 300~325 馬力型イスパノV8 発動機のライセンス生産に入っていた。そこでは徐々に脱・イスパノ化が図られ、原型E1 から、E2：鋼製ライナの天井肉厚増強型、E3：圧入+ボルトで押え付け、E4：底(天井)無しライナの上部にネジを切り気筒頭ブロックにねじ込み(空冷発動機的な、あるいは後述のイスパノ 650 馬力発動機のような方式)に移行した⁷⁴。

もう一つ、連桿についても 12 気筒のブレード(内)側についてのみではあるが、オリジナル度の高い図面が手許にあるので、これも掲げておく。大端部におけるメタルの盛り方については後述される通り精密な金型が用いられたようである。であるとすれば、それは立体パズルの如きモノになったのであろう。その場合にも最終のスクレーパ仕上は為されたのであろうから、いっそ単純に“ドブ漬け”を繰返した上、切削整形仕上げしても良かったよう想われるが、それではとても精度が保証出来ないようにも見える。ともかく、こういうヤヤコシイ鑄造というか鑄ぐるみ法を遣らせた設計思想の奇天烈ぶりには思わず正気の程を疑いたくなる。

実際、ライト・マーチンがライセンス生産したイスパノV8 発動機にはここにオリジナルとは異なるより合理的な設計が採用されていた。即ち、フォーク(外)側連桿には直接クランクピンを掴む 2 分割の“bronze box(babbitt lined)”がボルト 4 本で固定され、その中央部の円周溝を掴むブレード(内)側連桿は単なる環状二つ割りのメタル入り大端部を有していた。どの道、クランクピンが在るのであるから、半割の連桿側大端部に半円筒分ずつブッシュを分担構成させなければならない必然性など全く無かったワケである⁷⁵。

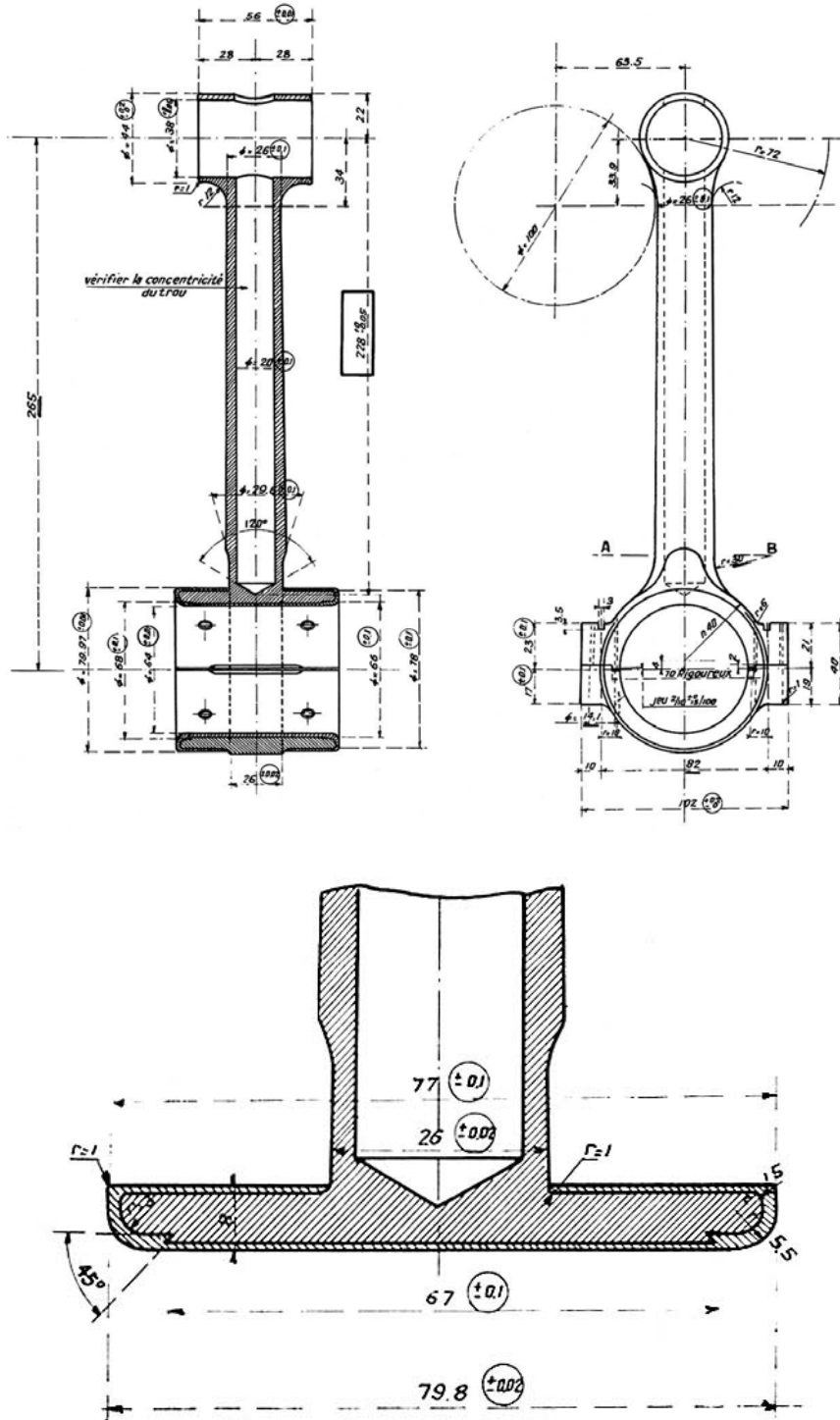
図Ⅲ-14 イスパノ・スイザ発動機のブレード側連桿

⁷⁴ シー・エフ・テラー講述『航空用発動機的设计に就て』海軍航空本部、1931 年 8 月、30 頁、参照。

⁷⁵ cf. Wright-Martin Aircraft Corporation, *Hispano-Suiza Aeronautical Engines Birkigt Patents Instruction Book*. 1918, reprinted by Nabu Public Domain Reprints(undated), p.32 Plate 2, p.33 Plate 3, Lage, *Hispanosuziza in Aeronautics*. p.66 Figure1-58.

BIELLE INTÉRIEURE

6 Pièces. Acier C.N5

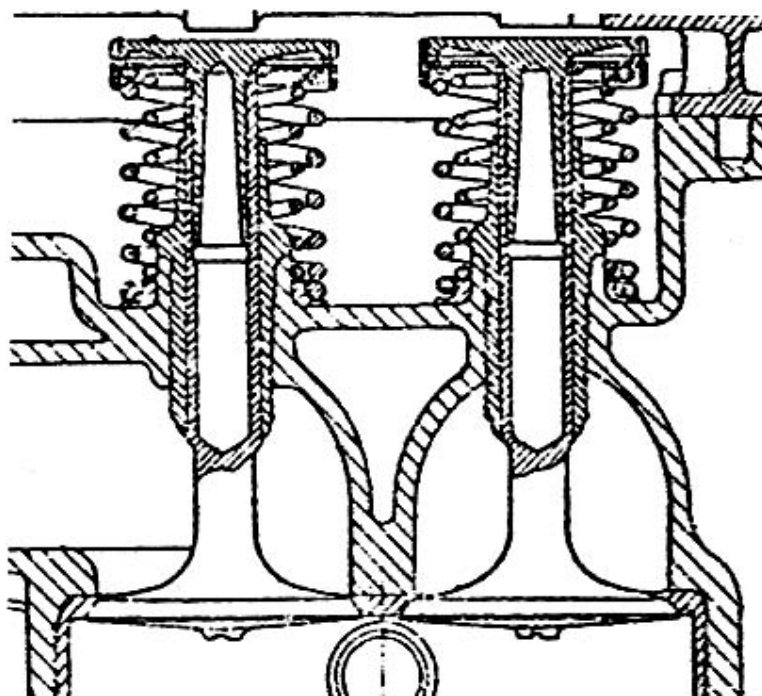


同上資料(一部を切り取り)。

大端部はフォーク側も当然ながら上下半割構造であった。ブレードの左右に突出した円筒部にフォーク・エンドが被さる。軸受冠は桿部とボルトで結合される。ブレード(内)側大端部は左右をフォーク側に占拠されるため、結合部は中央だけの非常にせせこましい設計となるため(図Ⅲ-22,参照)、ナットは掛けずボルトのみが用いられ、割ピンは桿部側の孔出口部にクランクピンと平行に切られた溝(右図)とボルト先端部に明けられた孔とを貫くように打たれた。フォーク(外)側にはボルトとキャスル・ナットが用いられ、弛み止の割ピンが施された。

次に、イスパノ・スイザ 300 馬力発動機の吸排気弁回りを示す。弁バネは未だ 2 本である。余り正確な図とは言えないが、弁案内の構造は 150 馬力型と同じねじ込み式であったと思われる。

図Ⅲ-15 イスパノ・スイザ 300 馬力発動機の吸排気弁回り



伊東久米藏「イスパノスイザ飛行機発動機に就て」の前掲図をトリミング。

このイスパノ 300 馬力は言わば“旬”の航空発動機であったが、残念ながら三菱でライセンス生産された初号機は試運転において短時間に白煙朦々たる惨状を呈してしまった。開放検査したところ全てのピストンのピストンピン・ボス部に亀裂を生じていることが判明した。その材料が高温強度に劣るZn系Al合金であったことに疑問を抱いた荘田はY合金(Al・Ni・Cu・Mg合金)とZn系Al合金の試験片を作製し、これに「電気のヒューズワイヤを巻き付け」、トーチランプで加熱、ヒューズが溶けた時点で引張試験機にかけてY合金の優れた高温強度を実証した上この材料でピストンを吹き直させ、5 時間耐久試験合格に成功し

た⁷⁶。

無論、“量産”品になると5時間といったレベルではなく、24時間連続運転試験、国際規格に則った後述の所謂50時間試験等が実施されるようになっていた。

些か余談めくが、三菱の航空発動機がルノーからイスパノに移行しても、更には神戸から名古屋大江に移転しても、この発動機試運転や50時間耐久試験は一貫して屋外で実施され、四囲に騒音が撒き散らされていた。これについては「工場の人、道行く町の人など多くの見物人があった⁷⁷」、工場寮生が「何昼夜かの連続運転で寝られませんでした⁷⁸」、「とんでもない大爆音がするので、近所の人みんなびっくり仰天して、あわてて雨戸を閉めた⁷⁹」、「天空にうなるプロペラの音響は四辺を圧して、ごうごうたるものであった。そこで二十四時間連続運転をする時は、付近の住民へ何か品物を持参して、喧騒の“断わり”の挨拶をして回ったように記憶する⁸⁰」、「運転台はすべて開放型なので、音は大きく遠くまで伝わり、夏の夜耐久運転をやっていると遠く覚王山あたりから電話で『うるさくて寝られない』などと文句も出⁸¹」た、等々の回顧譚が残されている。三菱に防音型の運転台が整備されるのは1938年3月、名古屋市東区大幸町(鐘淵紡績より買収の用地)にP&W流の大平屋棟からなる建屋が竣工し、輸入機械を並べ、7月、名古屋発動機製作所として新たに開設された我国最大の発動機工場＝大幸工場からである。

なお、上の挿話にあった“ヒューズ”とは可融合金(fusible alloys)の総称である。現在の用語法に則れば、これは概ね100℃以下の融点を持つ合金を指すことになるが、往時はより高い融点を持つ合金までが可融合金と呼ばれていた。その融点は組成によって異なり、低い方なら60.5℃程度、高いモノになると384℃にも達する“高融点はんだ”の如き合金までが含まれていた。荘田の実験に用いられた「電気のヒューズワイヤ」も鋼を焼戻す際に用いられた高融点の可融合金と同程度のかかなり高い融点を持つ材料であったと考えられる。

可融合金は発動機の激しく動き、熱電対等の温度計設置が困難であるような部位の温度測定にその後も使用され続け、適用温度範囲も拡大せしめられた。測定したい部位に穴を穿ち、内部に空間を残して可融合金の小片を入れて封じ込め、運転後、開放してその溶融状態を観察するワケである。三菱名古屋では1935年頃、70~400℃の温度指示に適する可融合金を20℃以下の融点間隔で系列化し、発動機部品温度の測定に供している。しかし、時代がずっと下れば巧妙な熱電対あるいはサーミスタの設置法が開発され、運転中に実時

76 荘田前掲『Yアロイ』ピストンの初テスト」、参照。当時、一般的であったY合金の規格はCu 4.5%, Mg 1.59%, Ni 1.99%, Fe 0.38%, Si 0.12%, Al 残部。Y合金については鋳造品、鍛造品共に第Ⅲ部で再論される。

77 朝井前掲「数々の思い出」『和田岬のあゆみ』上巻、102頁。

78 宮本清次「三十年を顧みて」同、153頁。

79 櫻井俊記「内燃機時代の思い出」『神戸三菱内燃機五十三年史』90頁。

80 隅野卯三郎「クランクシャフトに生きる」同、107頁。

81 熊谷直孝「運転屋名古屋での思い出」『往事茫茫』第一巻、329頁。

間で温度を計測することが一般化し、可融合金の使用は廃れて行った⁸²。

さて、三菱イスパノ 300 馬力型発動機については各主要部品の重量に関するデータが手許に在る。これに拠れば：

気筒(片バンク、カム軸伝動歯車込み) 29.380kg

クランク室(上半部、下半部、全体) 24.350kg, 24.550kg(油ポンプ共), 48.900kg

ピストン(全体、ピストンピン、ピストンリング) 2.020kg, 361g, 265g(6本)

連桿(内側、外側) 1.670kg, 1.710kg

クランク軸 33.160kg

であった⁸³。

それらの製造は膨大なバリや切粉の発生を伴う労働集約的工程であったと思われる。因みに主要部位別に素材、素材重量、成品重量(kg)、材料歩留り(%)を一覧したデータから当発動機に重量比 53.05%を占めた鋼材に関連する事項を表示すれば：

⁸² 石澤命知・尾形康夫「材試 No.429 温度指示用可融合金の選擇」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1935年2月、参照。

三菱では古くから体系的に研究報告書が刊行されており、論文には分野別の通し番号が与えられていた。もっとも、『研究報告』の巻・号付けは理解し易いモノではない。因みに、管見に触れた一例を紹介すれば、三菱航空機ないし三菱重工業名古屋航空機製作所『研究報告(材試)』はほぼ毎月、正規の印刷物の体裁で刊行されていたが、如何なる観点から時期区分されたものか、後者の第1巻は三菱航空機時代中期の1931年4月から1933年12月までをカバーする巻となっている。その後、“巻”の表示はあつたり無かつたりとなる。

第1巻に含まれる個別論文には「材試 No.276」から「材試 No.394」なる固有番号が振られている。これは名航時代にも繋がる一貫した通し番号である。それらの中には発動機に関する論文も含まれているが、主たる関心領域はメカではなく“材試”の名の如く材料力学や冶金学にあり、普通にイメージされる発動機工学とは趣を異にする。これとは別に“風試”=風洞試験報告の体系も存在したが、これについてはごく断片的にしか目にしていない。

その後、1938年7月に名古屋航空機製作所から独立した名古屋発動機製作所=名發においては実験レポート速報版として手書き・青焼きの『研究実験報告』、活字印刷による確定版レポートたる『研究報告』が盛んに発行されることとなるが、最後は大戦末期に立ち消えたものと推定される。名航の方でも“風試”ないし相当品が継続刊行され、同じような末期を迎えたのであろう。なお、一連の『研究報告』については手許に在るもの若干以外に大阪大学理工学図書館の蔵書を利用して頂いたが、同館には名航発行の『三菱報告』なる紀要が若干、所蔵されている。内容は空力、材力、溶接関係に集中しているが、この紀要の位置付けも今一つ判らない。

可融合金の定義の時代による変化については河合匡『金属材料』大日本工業学会、1927年、997~1000頁(増刷が重ねられたにも拘わらず表の一部に不備がある)、横田清義・加山延太郎『機械材料[金属編]』下巻、日本機械学会、1955年、445~447頁、日本機械学会『機械工学事典』1997年、243頁、参照。

戦後における内燃機関本体各部の温度測定一般については熊谷清一郎・酒井忠美『改著 内燃機関測定法』養賢堂、1966年、24~29、68~73頁、八田桂三・浅沼 強・松木正勝編『内燃機関計測ハンドブック』朝倉書店、1979年、88~139頁、参照。何れにも可融合金についての記述は無い。

⁸³ 陸軍航空本部技術部『航空発動機ノ現況ノ概要並将来ノ豫想』附表第一(其ノニ)より。

表Ⅲ-5 三菱イスパノ 300 馬力発動機の鋼材歩留り

部材 (鋼種)	素材重量 kg	成品重量 kg (%)
ボルト・ナット・ワッシャ等(発動機鋼第三号)	104.09	16.551(15.9%)
気筒・始動栓・ハブ等(発動機鋼第四号)	410.09	41.669(10.17%)
連桿・クランク軸・等(発動機鋼第九号)	232.89	48.577(20.07%)
歯車・ピストンピン等(発動機鋼第十二号等[推定])	25.69	5.851(22.77%)
カム軸(発動機鋼第一号)	42.01	4.916(11.71%)
縦軸歯車等(材料不明)	17.21	3.010(17.48%)
吸気弁・逆止弁(発動機鋼第八号)	11.39	1.943(17.0%)
排気弁(発動機鋼第十四号)	9.43	1.820(19.3%)
線材、鋼管、鋼板を含め鋼材全体	872.138	135.6301(15.5%)

陸軍航空本部技術部『航空発動機ノ現況ノ概要並将来ノ豫想』附表第五、より。

といった具合になり、概ね 10~20%という材料歩留りであった。無論、仕損じや材料欠陥の発覚等による廃棄を含むトータルの製品歩留まりを計算すればもっと凄まじい数値となったことであろう。

また、同じ「附表第五」には鋳鉄に関して：

ピストンリング用	素材	16.100kg	成品	1.768kg(10.9%)
それ以外	素材	15.810kg	成品	2.345kg(14.8%)

とあり、Al 合金に関しては：

ピストン	素材	27.600kg	成品	12.400kg(44.9%)
クランク室・水套等	素材	178.190kg	成品	96.133kg(54.0%)

といった数字も掲げられている。軽合金鋳造品、とりわけ大物部品の材料歩留りはややマシな数値であるが、何であれ“返り材”は金科玉条的に一切再利用しないという航空機部品製造業界の鉄則が当時から厳存していたとすれば、実用上問題無い程度の巣が見出されたクランク室等大物鋳造品を手直しせず廃却した慣行のみならず、湯口や押湯、バリ、余肉、切粉の形でも実に膨大な材料が廃却ないし浪費されていたことになる。

将に“力づく”ないし“為せば成る”的な作業工程……深尾淳二によって「工作は大正初期のただ丁寧の範囲を一步も出ない」(『往事茫々』第一巻、263頁)と酷評された 1933 年当時の三菱名古屋における生産技術体系の一端がここからも偲ばれる。

1929 年の 9 月 29 日から 10 月 15 日にかけて実施された海軍の「大正拾三年度機関学生秋季工場実習」で名古屋、大阪、神戸の官民 13 事業所を見学し実習を行った高橋大尉なる人物が残した『工場実習報告』、第八、九日の項は「三菱内燃機工場」とあり、当時の生

産技術や発動機運用の実態を幾らかでも伝える貴重な資料となっている⁸⁴。

実習の目的は「イ」式発動機の取扱及製作であったが、実習生はあくまでも運用の側に立つスタッフであったから、機械加工等メーカー固有の製造技術に係わるテーマは研修の課程に盛り込まれていなかったようであり、かつ、そこには発動機に関係の無いテーマも含まれていた。それにしても、当時、三菱内燃機名古屋製作所では「イ」式 300 馬力が 110 台、同 220 及び 200 馬力が 20~30 台仕掛かっていたという状況であったから、高橋大尉の報告書は三菱イスパノ発動機全盛期のレポートと言って良い。そこで、以下暫く、読取り難い、あるいは意味不明の箇所が有るとはいうものの、公式の解説書の類には記されていないような技術情報が数多く見出される高橋の手書き資料の翻刻引用を試みたい。

先ず第八日。

I . 「イ」式 300 HP. ニ就テ

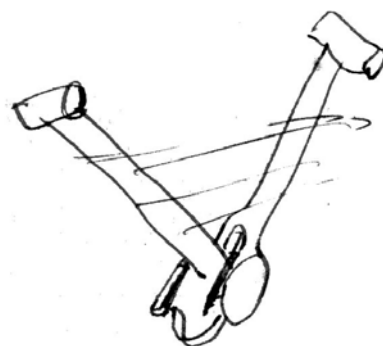
1. Cylinder ヲ Water jacket ニ螺シ込ムニハ Enamel ニモビールヲ混シタルモノヲ塗リテネシ込ム
2. Cylinder ト jacket ノ間アリ油漏リテ止ラサル時ハ plug ノ接手ノ処ノ軟鋼ノワッシャヲ拵ゲルカ又ハ取り換フルヘシ(隊等ニテ実施スルハ困難ナリ)(漏ツテモ Engine ノ機能ニ大シタ害ナシ)
3. Piston pin ハ両方共浮イテ居ルカ故ニ油ハ此部ニヨク廻ラネハナラナイ
コヽガガタガタスル時ハ緊塞環ノ内面ニ傷ヲ生シ緊塞環ハ廻ラナイ事アリ交換ヲ要ス
4. 連接桿ノ white metal ハ良ク割レル事アリ。「イスパノ」ノ故障ハ此部ニ最モ多シ
連接桿ノ white metal ハ鉄ニ直接鑄込ム時ハツキニクシ。故ニ間ニハンダヲ入レテ鑄込ム
Connecting rod ヲ crank ニシメツケルニハ此 Engine ハ非常ニカタシ(之油ノ消比量ヲ減スル爲ナリ。消比量 9gr/HP./h. 油圧 10kg)
Pin ノ Dia ト connecting rod 頭ノ Dia ノ差ハ $\frac{1}{100}$ mm ナレ共 $\frac{2}{100}$ 又ハ $\frac{3}{100}$ 弛クスルモ支障ナシ。カクスル時ハ消比量少シ増ス 又油圧ハ低クトモ可ナリ。
始メノ新シイ時ハ $\frac{1}{100}$ 位ニシテオクモスグ $\frac{2}{100}$ 又ハ $\frac{3}{100}$ トナル。
潤滑ノ法ハ油圧ヲ少クシテ少イ油量ヲ多く速ク巡環セシムルヲ理想トス。

⁸⁴ 『飛行第一大隊 兵器委員業務分擔表』なる資料と突合わせてみると、勿論断定は出来ないが、この高橋大尉とは 1924 年 10 月 29 日付で航空大隊→航空第一大隊の後身たる飛行第一大隊材料廠の材料掛(物品会計官吏)を拝命した高橋常四郎輜重兵大尉(後、中佐)を指すように想われる。同表に拠れば材料掛の職務は文書起案・帳簿整備、兵器材料購買、同受領検査、物品出納・廃棄処分、器材運輸、物資調査・統計、物品会計等であったが、高橋自身は発動機工術、飛行機用塗料、偵察機の開発計画についてもかなり立入った資料を残している。

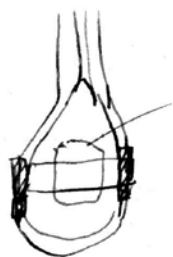
5. 運転後 white metal ノ内周二堅ノ條ノ生スル事アリ之ハ Engine ノ爲ニ支障ナシ
6. 弁ハ吸入. 排氣ヲ見分ケル特別ナル法方ナシ
7. Engineハ悪クナルト各齒車ノ嚙合ハ非常ニ悪クナル 之ハ故障ノ原因トナル
8. 「ゼニス」 気化器ノ缺点ハ補助 nozle ヨリ主 nozle ニ変ル時ハ passage ハ非常ニ長シ. 其間 真空ヲ生スルタメニパラパラト云フ音ヲ發ス. クローゼルノ方ハ此点ハ非常ニ良ク出来テオル

ゼニス揮発器ノ高空弁ハ非常ニキ、難シ(当会社ニテ 3 ヶ月間実験セル結果ニヨレハ) カカル点ヨリ論スル時ハ「クローゼル」ノ方ハ良好ナルカ如シ

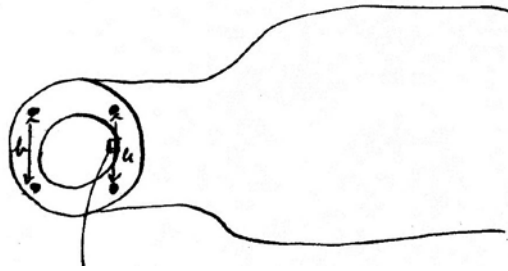
9. 「イスパノ」の如キ connecting rod ノ外外ヲダク法ハ pressure ノタメ下ノ方ハ膨張スル傾キアリ



カクノ如ク内側ヲ上ノ方ノ rod ハダク法ハ理屈上良好ナリ.



10. Connecting rod ノ pin ハ gasoline ニテ洗フハスヨク castol ヲツケテサシ込マネハ焼付ク事アリ
11. Connecting rod ノ inside rod ト outside rod トノ巾ノ差 $\frac{8}{1000}$
inside rod ト crank arm トノ間ノ差 $\frac{16}{1000}$
12. inside rod ノ割 pin ハ outside rod ヲ取り付ケテヨリ挿入セバ傷損スル事ナシ
(outside ノ white metal ヲ傷ケル事アリ. outside rod ヲ取り付ケサル前ニサセバ. 作業稍困難ナルモ)
13. 油孔ヲ crank case ノ方向ニ向ケル如ク油ポンプヲ接合スヘシ.



$a < b + 7$ (2mm ノ差アリ. 故ニ反対ニ接合スルモ接合スル事ヲ得ス)

14. plane bearingノwhite metalヲ流シ込ミタルアトニ小サキ^マ洲ヲ生シタル時ハ之ニ油入り込ミテコレヨリ割ヲ生ス

続いて第九日。

I . White metal ノ 鑄込

1. 30~40 分石鹼湯ニ浸シテ油氣ヲ脱リテ稀塩酸ニテ拭イ成ルヘク早く熱湯ノ中ニ入れレテ塩酸氣ヲトリ之ニ「アイアンソーダ」(稀塩酸ノ如キモノ)ヲヌリ溶解セル錫ノ中ヘ入レ(カクスレハ錫ハ附着ス)刷毛ニテ平等ニヌル. 之ヲ型ニ入レ炉ノ中ニ入ル

炉ノ温度ハ初メハ 100°C位ヨリ 280°C迄トス (約 50 分間炉中ニオク)

次ニ whoyt metal (white metal ノ如キモノ. white metal ヲ使用スル事モアレ共 目下 whoyt ヲ使用シアリ) ヲ 380°Cニ溶解シ炉ヨリ出セル型ニ鑄込メハ約八分ニテ固着ス

炉ノ温度ト whoyt 湯ノ温度トノ差約 100°C (錫ハ溶ケル程度) トス.

metal ノ厚サハ 1.25mm ノ取り代ヲ附シ出来上リ 1mm トス (connecting rod 頭、main bearing 共)

2. main bearing 等ノ如ク砲金ニ whoyt metal ヲ鑄込ムニハ錫ノ代リニ「ハンダ」ヲ塗布ス (錫ハ砲金ニツキ難キ爲ナリ)
3. 錫又ハ「ハンダ」ヲ附着セサル部分 (即 whoyt ヲ鑄込マサル部分) ニハ粘土ヲ塗り置ク.
4. 「イ」式 300 一台ニ whoyt metal 13kgr.ヲ要ス (1kgr.約 3 円ナリ)

II . 鑄造

「イ」式 300 IP. ニ於テ鑄造ヲ行フハ water jacket, piston, 水ポンプ, magneto 台等トス

皆「アルミニウム」鑄物トス.

Cu 7%, Zn 2%, 0.5 alloy トス.

Cu ハ AlCu (Al 50%, Cu 50%ニシテ銀白色ヲ呈ス)ヲ用ユ.

Piston ニ少量ノ Ni を配合ス.

当所使用ノ青銅ハ Sn 11—13% Zn 2%

燐青銅ハ燐ヲ配合シ硬度ヲ増ス

強度

Piston 14kg 以上

其他 16kg 以上

青銅 22kg 以上

water jacket ノ 鑄型ハ砂ヲ亜麻仁油ニテ固メテ型ヲ作り之ヲ乾燥炉ニ 2-3 時間入レ置ク

water jacket ヲ作ルニハ材料 50kg ヲ溶カス (出来上リシモノハ 20kg.)

III. 当所製造ノ飛行キ.

海軍用

戦闘機、偵察機、練習機、攻撃機八種トス。(以上ヲ現今迄ニ 22 回改造セリ)

戦闘機 兵装 mg 2

偵察機 前部 mg 2 后部 1 「イ」式 300 HP 使用.

攻撃機 兵装. 魚雷 1

(上昇能力戦闘機ヨリ可) 240kg 爆弾 2(魚雷ヲ附セサルトキ)

戦闘機一艦上発着用ニシテ前方視界ヲヨクスル爲「イ」式 300 HP.ノ器化キヲ側方ニ下ケ中央ヲclearトス.

IV. 「ランブラン」 Radiator.

1. 当会社ハ佛国ヨリ之カ製造権ヲ買収セリ.

型、A, B, C, D, E, F. ノ六種類トス. 各 cooling face ヲ異ニス A—5.8, F—12.8[□]トス

2. 特徴

何レノ位置ニモ置ク事ヲウ.

日本ノ如キ寒暑ノ差甚シキ処ニハ夏ハ大ナルモノヲ冬ニ小ナルモノヲ附スル事ヲ得.

3. 缺点

out side tube ノ漏ル時ハ修理容易ナルモ inside tube ノ漏ル時ハ outside ヲ離シタル後ニ行ハサルヘカラサル不便アリ (上ノ方ナル時ハハナサナクトモ ハンダ付スル事ヲウ)

使用ハンダハ melting point 低キタメ漏ル時ニ普通ノハンダヲ使用スル時ハ前ノハンダヲトカシテ一層漏ヲ大クスル事アリ注意スヘシ.

inside tube ノ修理ヲ容易ニスルタメ目下之ヲニツニ割ル事ヲ得ル如ク考案中ナリ.

4. 大サ.

A ノ 出入り口径 1¹/₈ inch

B, C. 1¹/₄

D, E, F. 1.5 inch

tube ノ数

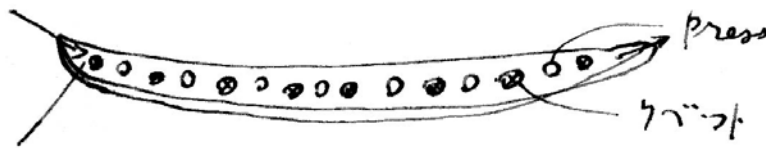
A	{	外	80 本
		内	30
B	{	外	92
		内	40
C	{	外	10
		内	40
D	{	外	120
		内	60
E	{	外	130
		内	70
F	{	外	140
		内	80

Capacity 目方

A	6.0 立	17kg
B	6.7	20
C	7.0	24
D	8.0	29
E	(当所ニ於テ製作セザレバ不明)	
F	10	36

5. 構造

0.2mm ノ銅板ヲ下図ノ如ク折合シ縁ヲ鋸着シ中央八個所ヲリベットシ、所々ヲ press ニテ圧シテ歪ヲ無クシ其間ヲ水ヲ通サシム。



此附近ニシハ及ハンダ着ノ部分アリ モル事多シ

6. 試験

外管	8	}	封度ノ圧力ニテ試験ス
内管	10		(規定ハ5封度アレハ可ナリ)

V. 木工場.

1. 海軍用 450 HP. Napier Propeller 材 マホガニー

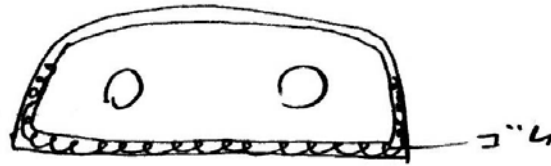
propeller ノ 膠着

170° —190° ニテ約 7 時間 (水温)

膠ヲ着ケテヨリ 7 分デ press ス. 約 3 分間

海軍用 propeller ニ塗料ヲ塗ル前ニ漆ト米糊ニテ麻ヲ propeller ニ張リツク

2. 「アンリオ」飛行機ノ木材ハ主トシテスプルースヲ使用ス. 効力桧ニ似タリ. 櫓ニハ ash ヲ用ユ.
3. アンリオ計器板ノ下部ニハ振動ヲ緩和スルタメノゴムヲ挿入ス



VI. 羽布ノ塗料ハ 60°C 湿度 50% ニテ塗布ス.

3. —4 回塗ル. 第 1 回塗リテ次ニ塗ル迄ニ 1 時間 其次ヲヌルニ 2 時間ヲ要ス. 塗料ハ湿度ニ大ニ関係ス.

当工場ハ 2 分間毎ニ室内ノ空気ハ変ル如ク計計【計画?】シアリ.

高橋大尉の三菱内燃機名古屋製作所での実習報告は以上で終わっている。機械加工や鍛造に係わる報告は皆無ではあったが、我々はそこからイスパノ発動機の製造や運用に係わる公式の書類からは窺い知れない技術的機微の一端を窺うことが出来たであろう。

図 III-16 ニューポール 29C1=陸軍甲式 4 型戦闘機



二式九型 戦闘機 戦闘機(イスパノスイザー)三百馬力

当時の絵葉書。キャプションには不鮮明ながら「二式九型戦闘機」とあり、当初、そのように呼称されていた事実が窺われる。但し、この「二式」は「二式戦闘機“鐘馗”」等に謂う「二式」ではなく、ニューポールの“二式”であったと思われる。ランブラン水冷却器の装備状況が良く分る。

三菱イスパノ 300 馬力型発動機はかような息遣いをしていた生産現場から総計 709 基生み出され、本家同様、競速機上りのニューポール戦闘機＝陸軍甲式 4 型戦闘機等に搭載された。陸軍甲式 4 型戦闘機は 1923 年に輸入・試験の後、制式化され、中島飛行機で国産化された 608 機を含め、総計実に 764 機が使用された。中島の戦闘機に三菱発動機が搭載された例はこの前後を通じてこれだけで、かかる意味においても 300 馬力型は三菱イスパノ発動機にとって最も良き時代を画すモデルと言えた。

但し、三菱イスパノ 300 馬力発動機が全くオリジナル図面通りの設計で“量産”されたのか否かについては断言を避けたい。220 馬力型の所でも示唆しておいたように、件の中空円筒連桿が三菱イスパノ 300 馬力型発動機の全てに例外なしに用いられていたのか否かについては幾らか疑問の余地があると筆者は推理している。

さて、材料や生産技術に触れた行きがかり上、この辺りで当時の我国における航空材料規格の一端について紹介しておかぬワケには行くまい。我国における航空材料規格は 1921 年、航空研究所設立と同時に文部省内に設けられた航空評議会の材料規格を端緒とする。当然、それは先進国の航空規格を引き写したような内容とならざるを得なかった。また、それは成分別に体系化されてはいたが、用途別には整理されていなかったから使用者にとっては不便な規格ではあった⁸⁵。

航空評議会は陸海軍の仲立ちをも果したから、陸海軍の材料規格も概ねこれに準じて作成された。同じようなものを扱うのであるから似通った材料規格となるのが当たり前である。しかし、その後の技術進歩やセクショナリズムが作用した結果、陸海軍は内容的にはほぼ同一ながら若干の差異を含み、かつ、それぞれ別の呼称体系を有する夫々の、勿論、用途別に整理された航空材料規格を策定した。

1930 年 2 月時点における陸軍の航空材料規格から発動機鋼のデータを拾ったものが次表である。「備考 1 .」に発動機鋼は砲身・装甲板・巨大回転軸等の材料として重用された酸性平炉鋼などではなく「坩堝鋼又ハ電気炉鋼ナルコト」と定められている。この点は当時の生産技術体系と夾雑物の排除という発動機鋼製造上の至上命題とを考え合せれば自明のこよながら、今日では見過ごされ易いポイントと言えよう⁸⁶。

表Ⅲ-6 1930 年 2 月時点における陸軍の発動機鋼規格

⁸⁵ 航空評議会材料規格については『日本航空学術史(1910-1945)』436~453 頁に収録されている。

⁸⁶ 戦前・戦時期における鋼材の生産技術体系については陸軍兵器学校『昭和十八年度版 材料学教程』20~37 頁、及び巻末の第四図～第二十三図、参照。

点については拙稿「C53 型蒸気機関車試論〔訂正版〕：近代技術史における 3 気筒機関車の位置付けと国鉄史観、反国鉄史観」（大阪市立大学大学院経済学研究科 *Discussion Paper* No.62 リポジトリ登載）の 312~312 頁を参照されたい。

航空評議会材料規格に謂う「イ 001~イ 511」の中から発動機鋼がカテゴリズされた上、呼称体系は「発動機鋼第一號……十五號」と呼称されている。使途が付記されているのは先程から強調して来た“遣う立場”ならではである。そこからどのような鋼材が三菱イスパノ 300 馬力発動機に用いられていたかについては先に一瞥した通りである。

海軍については同時代の資料を見出していないが、1936 年 11 月 6 月時点の航空機材料規格は海軍工機学校『特修科工術練習生教程 工術練習生教程 工術参考書』昭和十一年六月、第三編 航空機材料、を参照し得た。鋼材は「い 1~い 29」に細分化されているが、こちらには機体等、一般部品材料も含まれている。

これら陸海軍の資料から三菱イスパノ 300 馬力についてのデータを拾い出してみれば次のようになる。

表Ⅲ-7 三菱イスパノ 300 馬力の使用材料

部位	陸 軍	海 軍	
クランク室	Al 合金	に 21	軽合金鋳物 No.3
気筒	発動機鋼第四号	い 5	0.45 炭素鋼
吸気弁	発動機鋼第八号	い 9	3.5Ni 鋼
排気弁	発動機鋼第十四号	い 22	Ni-Cr-W 鋼
弁案内	鋳鉄	—	坩堝鋳鉄
クランク軸	発動機鋼第九号	い 13	94 珎 Ni-Cr 鋼
主連桿	発動機鋼第九号	い 13	94 珎 Ni-Cr 鋼
副連桿	発動機鋼第九号	い 12	86 珎 Ni-Cr 鋼
ピストンピン	鋼種記載なし	い 13	94 珎 Ni-Cr 鋼
ピストン	Al 合金	い 21*	—
カム軸	発動機鋼第一号	い 2 / い 1	低 Ni 肌焼鋼/炭素肌焼鋼
中間軸	鋼種記載なし	い 15	130 珎 Ni-Cr 鋼
中間軸外管	鋼種記載なし	ろ 3	46 珎炭素鋼管
プロペラボス・同抑金、ナット	発動機鋼第四号	い 5	0.45 炭素鋼
プロペラボス取付ボルト	発動機鋼第九号(ナットも)	い 13	94 珎 Ni-Cr 鋼

*これはシルクローム鋼の記号であり、明らかに「に 21」の誤記。

この中から一番目立つクランク軸について注目してみれば、陸軍の発動機鋼第九号とは次のような内容の鋼種であった。

C : 0.30~0.40%, Mn : 0.20~0.30%, Si : 0.20~0.40%, Ni : 2.50~3.00%, Cr : 0.50~1.00%

弾性界 $\geq 70\text{kg/mm}^2$ 抗張力 $\geq 80\text{kg/mm}^2$ 最小伸 12% 最小衝撃値シャルピー 12kg/mm^2 硬度 250~320
850°Cに加熱、油焼入、600~650°Cに加熱後、焼戻(水中冷却可)

焼準、焼鈍について記載が無いのは参照資料固有の省略で、次に見る海軍の場合同様、ごく普通に処理されていたものと思われる。

海軍規格の「い 13」94 珎 Ni-Cr 鋼は :

C : 0.32~0.40%, Mn : <0.60%, Si : <0.35%, Ni : 3.00~4.0%, Cr : 0.70~1.30%, P : <0.03%, S : <0.03%

降伏点 78kg/mm^2 抗張力 94kg/mm^2 伸 15% 断面収縮率 40% 衝撃値 9kg/mm^2 硬度ブリネル 270~321
820~870°Cに加熱、大気中又は炉中放冷で焼準・焼鈍、820~880°C油焼入、約 600°C焼戻(油又は水中冷却)

であった。

同じ発動機と同じ部品の材料なのであるから、概ね成分を同じくする材料が似たような処理を施され、ほぼ同様の特性値を附与されて使用に供されていたのは当然である。しかし、陸海軍の材料規格はこのように微妙に異なった観点と表現内容を有しており、夫々の屁理屈を謳歌する格好になっている。それにしても、海軍の「<0.03%」などというのは実用上の検出限界を意味するだけだったのではなかろうか？

連桿の材料についても補足的に拾っておかれるべきであろう。上表に見られる陸軍のそれとは異なり、主連桿材料と使い分けられていた海軍の副連桿材料「い 12」86 珎 Ni-Cr 鋼は :

C : 0.25~0.32%, Mn : <0.60%, Si : <0.35%, Ni : 2.5~3.5%, Cr : 0.6~1.0%, P : <0.03%, S : <0.03%

降伏点 70kg/mm^2 抗張力 86kg/mm^2 伸 18% 断面収縮率 50% 衝撃値 14kg/mm^2 硬度ブリネル 250~302
825~870°Cに加熱、大気中又は炉中放冷で焼準・焼鈍、820~870°C油焼入、550~620°C焼戻(油又は水中冷却)

という内容であった。同じ鋼種でも高強度に仕上がった材はクランク軸に用いられていた。

海軍の主・副連桿材料使い分けについて付言すれば、この種の使い分け自体が殊更に例外的な手口であったのではない。しかし、陸軍ではこれらに同一の材料を用いていた。無論、本件は異時点データの比較でもあり、直ちにその評価を云々することは憚られるが、陸海軍の間に材料規格上の僅少な違いのみならず材料使用法上の微妙な異同が存在した事実は窺い知れ、現場の苦労はさぞやと偲ばれる。同じような発動機を製造していながら陸軍向けと海軍向けとで工場ないショップを別建てにするなどという現場編成が採られなければならなかった根本要因の一つはこの材料規格及び使い分けに係わる問題にあった。

我国では上述の航空評議会材料規格をベースとしつつ陸軍、海軍、それに民間航空を所轄する逓信省が「各々其の内容及形式の異つた規格を使用」していたから、あれやこれやの不都合が生じたのは当たり前である。これを解消するため日本航空材料規格または陸海軍航空材料規格と呼ばれるものが策定され、1938 年には『陸海軍航空材料規格(加除式)』が発行された。しかし、それが末端まで行き渡るにはある程度の時日を要したようである⁸⁷。

⁸⁷ 高瀬孝次『航空用金属材料』工業図書、1940 年、8 頁、参照。

なお、かように瑣末な規格上の問題を忌避したためか、同じ年に岩波書店から発売され

この陸海軍航空材料規格の中から主要鋼材の成分と熱処理及び機械的性質に係わる部分を取り出して掲げておこう。

表Ⅲ-8 陸海軍航空材料規格に定められた主要鋼材関係の成分

規格略号	種別名称	成分 (%)								
		C	S _i	M _n	P	S	N _i	Cr	M _o	
イ001	10 炭素鋼	<0.15	<0.35	<0.6	<0.035	<0.035	—	—	—	
イ002	25 炭素鋼	0.3 ~0.3	≒	≒	≒	≒	—	—	—	
イ003	35 炭素鋼	0.3 ~0.4	≒	≒	≒	≒	—	—	—	
イ004	45 炭素鋼	0.4 ~0.5	≒	≒	≒	≒	—	—	—	
イ005	55 炭素鋼	0.5 ~0.6	≒	≒	≒	≒	—	—	—	
イ011	炭素鋼	径<20	0.2 ~0.3	≒	<0.9	≒	≒	—	—	
	磨棒	20~32	0.25 ~0.35	≒	≒	≒	≒	—	—	
イ101	肌焼炭素鋼	<0.2	≒	<0.6	<0.3	√0.3	—	—	—	
イ102	肌焼低ニッケル鋼	0.10 ~0.10	≒	≒	≒	≒	2.8 ~3.8	<0.5	—	
イ103	肌焼高ニッケル鋼	0.10 ~0.15	≒	≒	≒	≒	4.0 ~5.0	<0.5	—	
イ104	肌焼低ニッケルクロム鋼	0.10 ~0.18	≒	≒	≒	≒	3.0 ~4.0	0.8 ~1.1	—	
イ105	肌焼高ニッケルクロム鋼	0.10 ~0.15	≒	≒	≒	≒	4.0 ~5.0	0.7 ~1.0	<0.5	
イ111	窒化鋼	0.4 ~0.5	<0.5	≒	≒	≒	0.7 ~1.2	1.4 ~1.7	<0.5	
イ201	80kg クロム鋼	0.4 ~0.5	<0.35	≒	≒	≒	—	1.5 ~2.0	—	
イ202	75kg クロムモリブデン鋼	0.25 ~0.35	≒	≒	≒	≒	—	0.8 ~1.2	0.15 ~0.35	
イ203	90kg //	0.27 ~0.37	≒	≒	≒	≒	—	1.0 ~1.5	0.3 ~0.6	
イ204	85kg ニッケルクロム鋼	0.25 ~0.32	≒	≒	≒	≒	2.5 ~3.5	0.6 ~1.0	—	
イ205	95kg //	0.32 ~0.40	≒	≒	≒	≒	3.0 ~4.0	0.7 ~1.3	—	
イ206	100kg ニッケルクロムモリブデン鋼	0.2 ~0.3	≒	≒	≒	≒	3.0 ~4.0	1.0 ~1.5	0.3 ~0.6	

規格略号	種別名称	成分 (%)								
		C	S _i	M _n	P	S	N _i	Cr	M _o	
イ207	110kg ニッケルクロムモリブデン鋼	0.25 ~0.35	<0.35	<0.6	<.03	<.03	2.5 ~3.5	2.5 ~3.5	0.5 ~0.7	
イ208	125kg //	T 0.2 ~0.5	≒	≒	≒	≒	4.0 ~4.5	1.3 ~1.8	0.4 ~0.7	
イ209	130kg //	0.4 ~0.5	≒	≒	≒	≒	1.5 ~2.5	0.6 ~1.0	0.15 ~0.35	
イ210	160kg //	0.25 ~0.35	≒	≒	≒	≒	4.0 ~5.0	1.3 ~1.8	0.3 ~0.6	
イ211	120kg ニッケルクロムタンクステン鋼	0.15 ~0.25	≒	≒	≒	≒	3.8 ~4.5	1.3 ~1.8	0.1 ~0.3	
イ301	耐熱ニッケルクロムタンクステン鋼	0.35 ~0.45	1.5 ~2.5	≒	≒	≒	1.3 ~1.5	1.4 ~1.6	2.0(T) ~3.0	
イ302	珪素クロム鋼	0.3 ~0.45	2.0 ~3.0	≒	≒	≒	—	1.0 ~1.3	0.7 ~1.3	
イ303	ニッケルマンガンクロム鋼	0.5 ~0.6	<0.5	4.5 ~5.5	≒	≒	1.15 ~1.30	3.0 ~4.0	—	
イ401	13 クロム不銹鋼	<0.2	<0.6	<0.6	≒	≒	<1.0	1.15 ~1.4	—	
イ402	クロムニッケル不銹鋼	≒	≒	≒	≒	≒	7~10	1.7 ~2.0	—	
イ501	高炭素高クロム鋼	0.95 ~1.15	<0.35	≒	≒	≒	Va (<0.35)	1.2 ~1.8	<0.5	
イ502	高炭素低クロム鋼	0.9 ~1.1	≒	≒	≒	≒	—	0.5 ~0.7	—	
イ511	クロムタンクステン鋼	0.5 ~0.65	0.8 ~1.0	<0.7	≒	≒	—	6.7 ~8.0	6.7 ~8.0	

海軍航空本部技師 和久田信忠編纂『航空工業ハンドブック』春陽堂書店、1940年(1939年7月脱稿)、550~551頁より。その他、鋼棒・鋼管・鋼板の寸法規格については568~569頁、参照。

訂正 左側：イ-101のP<0.3はP<0.03の誤り。S√0.3もS<0.03の誤り。

右側：イ-301のNiは13~15%、Crも14~16%が正しい。

イ-302のCrは10~13%である。

イ-401のCrは11.5~14%である⁸⁸。

イ-402のCrは17~20%である。

た日本航空学会編纂・発行『航空工学便覧』には航空材料規格に係わるホットな記述は皆無となっており、陸軍航空技術研究所々員、技術院参技官の肩書を持つ技術者、高瀬自身も何故かこの“虎の児”とでも言うべき陸海軍航空材料規格の内容についてはそれが「最近実用されつゝある」と語るのみで、その詳細には立入っていない。

⁸⁸ この13Cr不銹鋼が艦本式タービンの翼材として使用され、その技術的確立、安定化に決定的な役割を演じた件については拙著『船用蒸気タービン百年の航跡——現代技術史の基本構造と日本技術のアイデンティティ——』を参照されたい。

表Ⅲ-9 陸海軍航空材料規格に定められた棒鋼・鋼片・鍛鋼品の熱処理法と機械的性質

規格略号	種別名称	熱 處 理				降伏点*	抗張力*	伸(%)	絞(%)	アイソッド衝撃値△	ブリネル硬度	記 事
		(焼ならし)	(焼 鈍)	(焼 入)	(焼 戻)							
イ 001	10 炭 素 鋼	880°~940°C	(焼 鈍) 約 880°C 中	—	—	—	< 40	> 30	—	< 120*	焼ならし状態	
イ 002	25 炭 素 鋼	840°~900°C	約 840°C 中	—	—	> 28	> 45	> 28	> 50	> 9	110-160	同 上
イ 003 (イ 4)	35 炭 素 鋼	830°~880°C	約 830°C 中	830°~880°C 水中(油中)	550°~650°C	> 31(M) > 40(H)	> 50 > 55	> 24 > 22	> 45 > 55	> 6 > 10	120-170 170-230	焼ならし状態 焼入焼戻状態
イ 004 (イ 5)	45 炭 素 鋼	820°~870°C	約 820°C 中	820°~870°C 水中(油中)	550°~620°C	> 50	> 70	> 17	> 45	> 8	200-250	焼入焼戻状態
イ 005	55 炭 素 鋼	800°~850°C	約 800°C 中	800°~850°C 水中(油中)	550°~620°C	> 60	> 80	> 14	> 35	> 6	230-280	同 上 (焼鈍 < 200)
イ 011	炭 素 鋼 磨 棒					径 < 8 > 8	55-70 55-70	> 13 > 15	> 35 > 40	— —	— —	焼入焼戻状態
イ 101	肌 焼 炭 素 鋼	(焼ならし) 870°~920°C	(焼 鈍) 約 870°C 中	(第一次焼入) 870°~920°C 油 中 (第二次焼入) 750°~800°C 水 中		> 32	> 50	> 21	> 50	> 12	—	同 上
イ 102	肌 焼 低 ニッケル鋼	850°~900°C	約 850°C 中	850°~900°C 油 中	730°~800°C 水 中	> 60	> 85	> 15	> 45	> 9	—	同 上
イ 103	肌 焼 高 ニッケル鋼		約 830°C 中	830°~880°C 油 中	750°~820°C 油 中	> 70	> 100	> 15	> 40	> 8	—	同 上
イ 104	肌 焼 低 ニッケルクロム鋼		同 上	同 上	770°~820°C 油 中	> 80	> 100	> 12	> 40	> 8	—	同 上
イ 105	肌 焼 高 ニッケルクロム鋼		同 上	同 上	750°~820°C 油 中	> 90	> 110	> 12	> 40	> 7	—	同 上
イ 111	窒 化 鋼		約 850°C 中	880°~930°C 油 中	約 700°C 油 中	> 70	> 85	> 15	> 50	> 10	—	同 上
イ 201	80kg クロム鋼	(焼ならし) 800°~850°C	(焼 鈍) 約 800°C 中	(焼 入) 800°~850°C 中 (焼 戻) 620°~700°C 急 冷		> 65	> 80	> 15	> 50	> 10	241-293	焼入焼戻状態 ノ硬度
イ 202 (イ 28)	75kg クロムモリブデン鋼	820°~870°C	約 820°C 中	820°~870°C 油(水)中 急 冷	600°~650°C 急 冷	> 60	> 75	> 20	> 50	> 12	212-269	同 上
イ 203	90kg クロムモリブデン鋼	830°~880°C	約 830°C 中	830°~880°C 油(水)中 急 冷	550°~630°C 急 冷	> 75	> 90	> 15	> 50	> 9	262-321	同 上
イ 204 (イ 12)	85kg ニッケルクロム鋼	820°~880°C	約 820°C 中	820°~880°C 油 中 急 冷	550°~620°C 急 冷	> 70	> 85	> 18	> 50	> 12	248-302	同 上

同上書、556~557 頁より。

* : kg/mm² △ : kg-m

弾性界ではなく降伏点が用いられるようになっている点に注目。

なお、この陸海軍航空材料規格は 1943 年に改訂されているが、そもそもこの規格が実効性を発揮し始めた頃にはその根底をなす航空評議会材料規格そのものの出発点に係わる我国固有の問題が^{いよいよ}顕在化するに及んでいた。即ち、Ni、Crを主体とし、Mo、V、Wを従とする先進国の特殊鋼材規格は豊富なNi資源の存在を前提として体系化されたものであったため、日本の国情に益々そぐわなくなってきたのである。かくて、官民一体で展開されるに到ったのが“代用鋼”の開発である。

それは旧「満洲」、「朝鮮」植民地に存在したMo資源の活用を図るNi節約代用鋼＝Cr-Mn-Mo鋼の開発に始まり、MoをWに置換えるMo節約代用鋼、更にはW節約代用鋼等々へと展開せしめられて行った⁸⁹。

⁸⁹ 『航空技術の全貌』(下)、370~389 頁、参照。

勿論、その影響範囲は航空のみならず、一般工業規格である JES の改訂＝臨 JES 化にまで及んだのであって、節約圧力は当然ながら一般工業界の方に強く作用した JES の構

3. 三菱イスパノ 300 馬力発動機の整備と運用

軍用航空発動機であったが故に、300 馬力型に限らず三菱イスパノ発動機の使用実績について体系的なデータを見出すことは困難である。以下では 1926(大正 15)年 12 月 6 日より 1927(昭和 2)年 3 月上旬まで、フランス系航空発動機、“「イ」式三百馬力”、“「ローレン」四百五十馬力”の取扱・故障探求・教育要領伝習のため陸軍がフランスより“イーブ、メチエー陸軍航空兵特務曹長”を招聘して実施した“発動機取扱法特別教育”の総括たる『発動機取扱法特別教育実施報告』(以下、『報告』)に依拠しつつ整備実態と整備を通じて浮び上るその使用実態の一端を窺ってみることにしよう。

発動機取扱法特別教育は 12 月 6 日から 2 月 19 日までの 10 週間、つまり全期間のほとんどを“「イ」式三百馬力”関連に費やし、“「ローレン」四百五十馬力”については 2 月 21 日から 3 月 11 日まで都合 3 週間取上げられたに過ぎない。従って“「イ」式三百馬力”についての情報は相対的に豊富である。もっとも、当の“「イ」式三百馬力”発動機はフランス本国においては些か旧態化の局面を迎えていたため、メチエー特務曹長は久方振りに同発動機に接したらしく、『報告』には前以って当該発動機に詳しい人物の選定を求めておくべきであったとの反省が記されている。

先ず、『報告』は整備一般心得について語り出す。そこでは、機関掛たるもの故障発生後、昼夜兼行で修理に当たっているようでは失格で、日頃より微細な兆候を観取し、故障発生を未然に防いでこそ優秀な機関掛たるべしと諭す。「ヨカロウ」、「是位イ」といった判定基準は機関掛にとっては禁則なのである(5~7 頁)。

組立に先立つ摺合せ、なかんずくホーニングが実用化される以前における気筒とピストンリングとのそれは多大の時間と労力を要する工程であった。曰く、

摺合作業ヲ行フ時作業時間ヲ以テ摺合ノ可否ヲ云々スルモノアルハ適当ナラス摺合ノ良否ハ時間ニ関係ナキモノニシテ假令何時間、何日間摺合スルモ不良部ヲ除クコト能ハサル場合ニハ摺合作業ヲ実施スヘキコトヲ忘ルヘカラス(9 頁)。

……

活塞環ノ摺合ハ特ニ発動機ノ性能ニ影響スルコト大ナリ是カ爲活塞環ノ摺合ハ最モ入念ニ作業スルヲ要シ多大ノ時間ト労力ヲ費スモノナリ(同)。

摺合せは砥粒を用いて実施された。終了後、その洗浄は細心の注意を以って行われねばならない。

摺合作業後ノ洗滌ハ最モ丁寧ニ行ハルルヲ要ス一切摺合ニ使用シタル「カーボランダム」等ヲ残留セサルコトニハ注意スルヲ要ス然ラサレバ発動機運転中残留セル「カーボランダム」ノ爲ニ其摺合ヲ不良ナラシムルコトアリ(9 頁)。

因みにホーニング(Honing : 研ぎ上げ)とは 1920 年頃、Dodge Brothers(米→Chrysler)によ

造用鋼材規格、各種代用鋼規格については生産技術協会『実用工学便覧』1951 年、261~299 頁、参照。

って開発され、自動車機関や航空発動機の生産・整備部面に忽ち普及した仕上げ加工法である。それは精密中グリないし研削仕上げされた円筒内面にホーン(Hone)と称する粒度が細かく柔らかく細長い砥石数条をホーニング・ヘッドに長手方向に担持させつつ軽く正確に押し当て、研削油で砥石の目詰まりを防止しながらヘッドに回転と送りを同時にかけて、ワーク内面の表面粗度をより高く仕上げて行く工法を基本とし、以下、本稿においても、とりわけ第Ⅲ部では度々、登場することになる⁹⁰。

続いて組立となる。部品は油を塗布してから組立てられた。

組立ノ時ニ使用スル油ハ「モビール」油ヲ可トス又其濃度ニ就テハ特ニ注意ヲ要ス濃度大ナルモノヲ使用スルトキハ結合ノ際部品ノ間隙内ニ多量ニ油ヲ残留セシメ螺桿ヲ緊定スルト雖モ運轉後油ハ濃度ヲ減シテ流出セラレ螺桿緊度ヲ減少セシムルモノナリ又同様ニ多量ノ油ヲ含マシムルコトモ慎マサルヘカラス

右ノ注意ハ冬期ニ於テ特ニ注意ヲ要ス 要スレハ加熱シテ適当ノ濃度トシテ使用スヘシ(10,20 頁)。

粘度を濃度と呼んでいる点を除けばこれなどは現代でも通用する作業指針である。なお、潤滑油として当時未だ現役であったカストル油(ひまし油)は錆の元になるので発動機の運轉終了時には「モビール」油を用いた運轉に暫時切替える必要があった。高橋大尉のレポートとは裏腹に組立に際しても同じ理由から「カストル」油の使用は厳禁された(20 頁)⁹¹。

組立にはガスケット(硬質パッキング)、パッキング(軟質ガスケット)の類が付き物である。これについては：

緊塞具(パッキング)ニ使用スル材料次ノ如クナルヘシ

滑油系統 トリノコ【鳥の子】紙(煮亜麻仁油塗布)

揮発油系統 ファイバー

混合瓦斯系統 スーパーヒート

壓力ヲ受クル部分 金 屬

とある(11,20 頁)。この他には後述の通り液体パッキングも使用された。ファイバーとは紙その他の繊維質を塩化亜鉛で膠化させ、必要に応じて顔料を混ぜ、加圧・乾燥させた板状のものである(パッキング類に関しては空冷星型を扱う第Ⅲ部でより詳しく取上げられる)。

組立にはまた、ボルトの緊締が、分解には軽打撃とボルトの弛緩とが付き物である。これに用いられる工具について、「鐵槌ハ發動機工術ノ敵ト心得ヘシ」(8 頁)、「自在螺鑰^{スバナ}ハ鉄

⁹⁰ Richard Koch, Das Honen von Zylinderbohrungen. *ATZ*, Jg.41, Heft 21, 1938/三井壽雄訳「氣筒内面のホーニングに就て」『内燃機関邦訳文献集』第4巻 第6号、1939年、K.,W.,C., Honing Operation on Aero-engine Parts. *Machinery*, Vol.55. No.1416, 1939/新谷敏雄訳「航空発動機部品のホーニング仕上げ」『内燃機関邦訳文献集』第8巻 第1号、1941年、伊藤鎮・川崎正之『機械工作法』(下巻)、日本機械学会、1952年、437~440頁、山下 勇『ホーン仕上げ』日刊工業新聞社、精密工学講座Ⅱ-4、1958年、参照。

⁹¹ こんな厄介な油が用いられた理由については前掲拙稿「回転気筒空冷星型航空発動機の盛衰(下)」『LEMA』、No.480、2005年、注80、参照。

槌ト共ニ工手ノ二大敵ナリ」(10~11頁)と述べられており、それぞれ「佛国ニ於テハ發動機工場ヨリ殆ト其姿ヲ没スルニ至レリ」(8頁)、「佛国ニ於テハ現今自在螺鑰ハ各發動機工場ヨリ全ク其影ヲ認ムルコト能ハサル程其使用ヲ避クルコトニ努メツ、アリ」(11頁)などと念押しされている。勿論、これは鉄製ハンマとモンキーレンチに係わるハナシである。

分解・点検・修理の個別項目について見れば、先ず主軸受に関しては：

曲軸軸承ハ曲軸室ノ相当部分ニ充分適合シ且必要ナル緊度ヲ保ツヘキモノナリ時トシテ手力ニテ容易ニ離脱シ得ルモノアルハ適當ナラスノ如キモノハ是ヲ製作工場ニ送り加修スルヲ可トス(13頁)。

とある。

平軸受においてメタルとメタル嵌合部との密着が不良である場合、熱伝導が断ち切れ、メタルの過熱溶損が惹き起される。このため、両者の密着確保は重要事項となる。引用は裏金付半割り薄肉メタルにクラッシュハイトを与えるような近代的手法が実用化される遙か以前の整備心得である。「製作工場」では高橋大尉がレポートしたような方法でメタルの盛り替えと成形が行われていたワケである⁹²。

クランクピン軸受については：

連接桿頭部ノ「メタル」磨滅セルモノハ交換スルヲ要ス其接合面ヲ鑢削シテ修正スルハ適當ト認メ難ク鑄替ヲ行フヲ要ス佛国ニ於テハ「メタル」鑄替作業ハ各隊材料廠ニ於テ行フヲ禁シ必ス工場ニテ實実施スルコトヲ規定セリ(13頁)。

とあり、ここでも直ぐに製作工場送りが指示されている。

組立てる前には部品の寸法精度が問題となる。クランク軸の真直度については定盤上にて測定され、プロペラハブ取付部先端において0.05mmの振れが許容限度とされていた(同)。気筒直径の直角方向誤差の許容値は0.05mmであった(同)。

弁案内の孔径の許容値は吸気弁側で16.54φ、排気弁側では16.55φと定められていた。製造時点において前者は16.49~16.51φ、後者は16.52~16.54φの範囲内に収まるように造られていた(14頁)。

弁に関しては吸排気弁の混用(取り違い)がまま有ったという事実がある。両者はその使用環境に応じて材質を異にしていた。然るに「往々ニシテ是ヲ誤リ吸気弁ヲ排気弁ニ使用シテ其過熱ノ爲ニ弁ヲ変形セシメ或は熔解セシメタルモノ少カラス」(20頁)、とある。これは先に引いた高橋大尉の『工場實習報告』における記述とも符合する事態であるが、驚くべき醜態ではある。

⁹² 但し、近代的手法にも問題は残されている。現代日本における平軸受のトップメーカー、大同メタル工業の開発リーダーであった大道メタルカレッジ学長、柴山隆之に拠れば、裏金は軸受合金層との接着性確保を重視する限り炭素含有率が低く柔らかい鋼を良しとする反面、軸受ハウジングとの密着性確保の観点からすればそのクラッシュ部の変形は弾性変形であって欲しい。しかし、柔らかくて腰があるなどという好都合な裏金材料は今以って存在せず、柔らかさばかりが優先されている点は将来的な解決課題の一つとなっている。柴山『メタルしか知りません』文芸社、2006年、26、170~171頁、参照。

もっとも、『報告』に拠れば、“「イ」式三百馬力”の吸気弁々棒は弁頭直前のくびれ部の手前まで 16.38φの全き円筒をなしたが、排気弁のそれは端部で 16.392φ、くびれ部の手前にかけて 16.25φというごく緩やかな円錐面をなしていた。両者を慎重に目視比較すれば区別は可能ではあった。しかし、これでは確かに判り難くはある。実際、この程度では手ぬるいと判断されたようで、後刻、吸気弁には頭部に㊸、排気弁には同じく㊹の刻印が打たれ、かつ、材料表示として吸気弁にはT××××、排気弁にはA.T.Vなる符号が付されるようになったらしい(20~21頁)。但し、これでも十分親切とまでは言えまい。

補機関係では油ポンプの軸と弁との隙間のみが 0.05mm まで、と定められていた(14頁)。

続いて『報告』の記述は修理と組立の手管に及ぶ。スタッドボルトの根元が弛んだ場合、ボルト穴に真鍮ネジをねじ込み、これに改めて雌ネジを切ってスタッドを植え直す方法と、ボルト穴にいきなりオーバーサイズのネジを立て、これに新たなスタッドを植え直す方法との何れかが採用された。前者においては新たにタッピングする際の芯出しに困難が伴うため注意が必要とされた(15頁)。もっとも、これなど、ヘリサートが無くても管材に雄・雌のネジを切ったモノを予め用意しておけば簡単に解決し得た筈の困難ではある。

ピストンピンの嵌合は手で軽く押込める程度を標準としたが、現実には締め嵌めとなっている個体が存在した。その場合はピストンを 60~80°Cに加熱した「モビール」油中にて暖めてから専用工具、プレス、万力等を用いて手早く圧入するよう指示された。連桿小端部へのブシュ圧入も同様に油中加熱の後、行うよう指示された(15, 22頁)。

気筒とピストン・リングとの摺合せは気筒を寝かせて行う方が安全とされた。手作業ゆえに、豎位置で行うとピストンを引上げる際にリングまで引き出して損壊させてしまう場合がまま有ったためである。

摺合せの具体的作業手順は、寸度測定済みの気筒を用意し、その内径に適合した摺合せ用ピストンとピストンリングを選択する。リングは嵌込んだ状態で合口隙間ゼロのものを理想とするが、通常は合口隙間 0.5~0.8mm の古リング、摺合せ用古ピストンを用い、研磨剤にはカーボランダムを用いる。これが第1段の摺合せである。

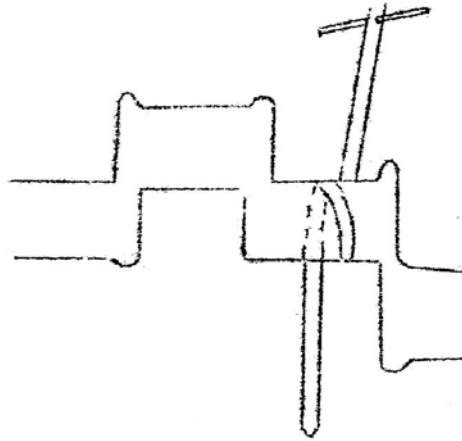
第2段では第1段同様の道具立てでカーボランダムを充分洗浄した後、「モビール」油を用いて摺合せを行う。

第3段では実機で気筒とペアをなすピストン、ピストンリングを用い、「石油」にて摺合せを行う(16~17頁)。

主軸受の過熱や塵埃噛み込みにより平滑性を失ったクランク・ジャーナルの表面研磨は幅 20~25mm、適当な長さに裁断の上、両端に取っ手が付けられたベルト等を図のように1回ジャーナルに巻きつけ、2名の作業者が交互に引き合う原始的作業として実施された。原始的とは言え、かような手口は今でも何処か整備現場の片隅に生残っているであろう。

研磨剤としては先ずカーボランダムの細粒、次に砥の粉を混ぜた潤滑油、最後に気筒摺合せと同様、「石油」が用いられた。油孔に侵入した研磨剤(カーボランダム、砥の粉、石油)は組み立て前に充分、加圧洗浄除去されねばならなかったことは言うまでも無い(18頁)。

図Ⅲ-17 クランク・ジャーナルの研磨作業

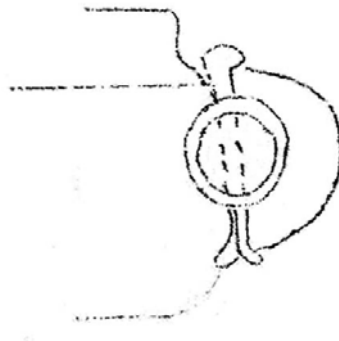


『報告』18頁、より。

主軸受、クランクピン軸受の摺合せは軸受側に光明丹を塗り、摺合せ不良箇所＝当りの不均等名箇所の凸部を削篋^{スクレーパ}で僅かに削ることで修正された。「此作業ハ最モ熟練ヲ要スルモノニシテ特ニ優秀ナル作業手ニヨリ行ハレ尚最後ニ削篋ニ圓味ヲ持タシタル篋ヲ以テ其表面ヲ十分ニ研磨シ要スレハ砥ノ粉ヲ以テ研磨ス」(18~19頁)、とある。

組立にも経験知が活かされた。即ち、連桿の軸受冠は前節で見たように桿部とボルトで結合される。ブレード(内)側連桿のようにボルトのみでこれを結合し、桿部側の溝とボルト先端の孔とを合致させた上で割ピンを通す構造が採られる場合、交換に際して溝と孔に食違いを生じた場合には必ず溝の方を修正してピンを挿入する。決して無理にボルトを締め増してはならない(21~22頁)。もっとも、高橋大尉のレポートのようにブレード(内)側の割ピンはフォーク(外)側連桿のキャップ取付後に挿入すべしという指示は見当たらない。

図Ⅲ-18 桿部側の割ピン溝を修正し、割ピンを通してしている情況



『報告』22頁、より。

オリジナルのピン溝は勿論、先に見た通りクランクピンと平行に開削されている。

ピストンリングの合口は従前、互いに 90° ずつ隔てるようになされていたが、「多年ノ経験ニヨリ」この方法では運転中リングが回って合口が接近し、気密性が損なわれ易いと判明したため、互いに側圧・反側圧方向に 180° ずらして割り振りつつ嵌込む手法に変更され「良結果ヲ得ツツアリ」と報告されている(23~24 頁)。

上下クランク室の接合面には液体パッキンに当る「ヘルメチック」が塗布された(24 頁)。

イスパノ発動機の整備に際して最も厄介であったのは弁開閉時期の調整である。イスパノ 300 馬力発動機の弁開閉時期については上述の通りであるが、公差(許容誤差)を含め、改めてその調整基準を掲げれば次のようななっていた。

表Ⅲ-10 イスパノ 300 馬力発動機の弁開閉時期とその公差

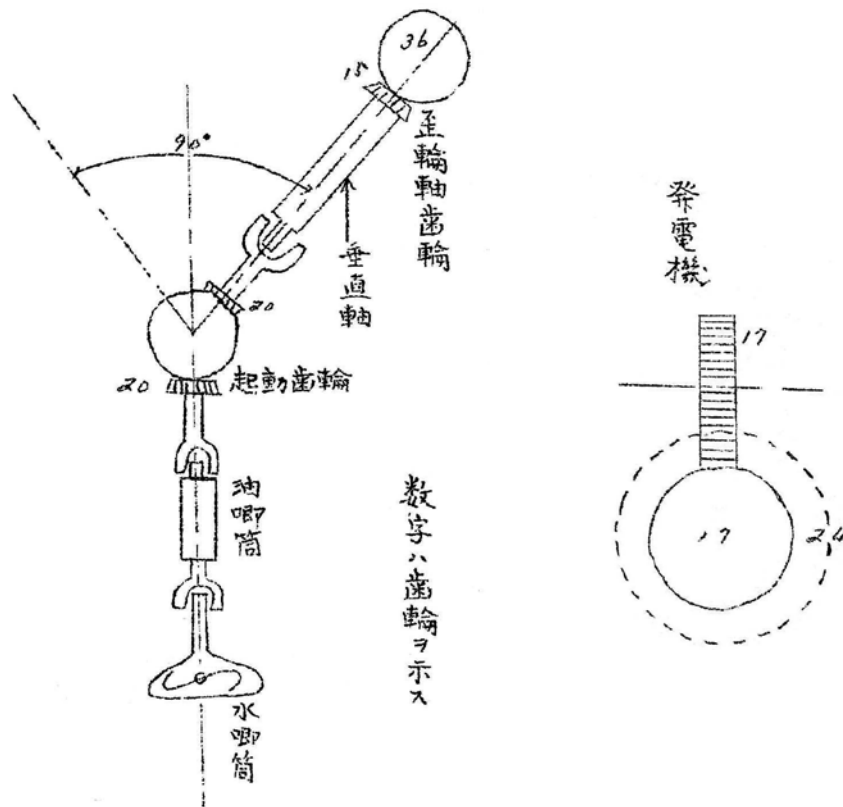
区 分		基 準 角 度	公 差	
吸 気	始	10°	-2°	上死点後
			+3° 30'	
	終	50°	-2°	下死点後
			+4° 48'	
排 気	始	45°	-3° 48'	下死点前
			+2°	
	終	10°	+4°	上死点後
弁 隙 間		3mm	±0.5mm	

『報告』24 頁、より。

タイミングギヤ
調時歯車の合せマークを合致させればOK、という普通の自動車用機関のような具合に行かず、公差などというウルサイことを云々せねばならぬのはそれだけギヤトレインが複雑で大きな誤差が出る性質のものであったからである。

イスパノ 300 馬力発動機の動弁機構・補機駆動機構の要部は図のような構成であった。

図Ⅲ-19 イスパノ 300 馬力発動機の動弁機構・補機駆動機構要部



『報告』25頁、より。

クランク軸後端に取付けられた“起動齒輪”の歯数は右図破線部の通り24である。

但し、上表の数値は公差を含め、あくまでも基準であって、実測に拠れば調子の良い発動機においても上記標準値からの誤差は弁隙間で0.02mm、弁開閉時期で2°あり、これが普通のコンディションの発動機になると同0.03mm、3°といった程度にまで拡大していた。誤差のバラツキはそれぞれ0.02~0.1mm、2~10°の範囲にまで及んでいた(25頁)。

その結果を総括すれば、

吸気弁啓開： $\leq 10^\circ$ ATDC

吸気弁閉塞： $\leq 50^\circ$ ABDC

排気弁啓開： $\leq 45^\circ$ BBDC

排気弁閉塞： $\geq 10^\circ$ ATDC

といったところで、この範囲にあれば発動機の調整状態として可とされた(25頁)。

この辺りの数値を確保するための微調整には“垂直軸”歯車及びカム軸歯車の位相合せと弁隙間調整とが総動員された。即ち、“垂直軸”運動部の噛合い継手を180°反転させることによる上端歯車(T=15)位相の1/2歯進退(反転させれば7 1/2回転するので)、カム軸歯車(T=36)固定キー(キー溝5箇所)の打換えに因る歯車位相の1/5歯進退(キー位置1つにつき7 1/5歯動くので)、弁隙間の調整(↑：遅開き・早閉じ, ↓：早開き・遅閉じ)の組合せによって果された。

その個別ステップの紹介は煩瑣を極めるのでここではなし得ないが、要するに先ずクラ

リンク軸にクランク角指示円盤^{インジケータ}を取付け、代表気筒を選び、その上死点を出し、歯車系の微調整^{インテング}を行う。次に各気筒毎に上死点を求め、そこからクランク軸を寸動(少しづつ回転)させて実際の弁の動きを確認し、最終的に弁隙間調整によって最適値に近付けて行くワケである。この際、イスパノ 300 馬力発動機に複傾斜が無く、両バンク共、連桿、ピストンの動きが素直であったことはせめてもの幸いであった(26-33 頁)。

ここでは同種の資料として例外的に良くまとまっているイスパノ 220 馬力発動機についてのデータを掲げておく。但し、弁隙間調整については触れられていない。

表Ⅲ-11 イスパノ 220 馬力発動機におけるカム軸位相の調整データ

歪 輪 軸 調 整 表					
	360 ^m /m	180 ^m /m	度	衝 程	
1/10 歯	6.28	3.14	2°55'	0.60	歪輪軸楔 3 進、垂直軸 1/2 戻ス
2/10 歯	12.56	6.28	4°30'	1.20	歪輪軸楔 1 進ム
3/10 歯	18.83	9.42	6°45'	1.80	垂直軸 1/2 進、歪輪軸楔 1 戻ス
4/10 歯	25.12	12.56	9°00'	2.50	歪輪軸楔 2 進ム
5/10 歯	31.41	15.70	11°15'	3.40	垂直軸 3/4 進ム
6/10 歯	37.68	18.84	13°30'	3.70	歪輪軸 3 進ム
7/10 歯	43.97	21.98	15°45'	4.40	垂直軸 1/2 進、歪輪軸楔 1 進ム
8/10 歯	50.24	25.12	18°00'	5.00	歯歪輪軸楔 4 進ム
9/10 歯	56.53	28.26	20°15'	5.60	垂直軸 1/2 進、歪輪軸楔 2 進ム
10 即ち 1 歯	62.82	31.41	21°20'	6.30	歪軸輪楔 5 進ム

陸軍工兵中尉加藤邦男編『発動機學教』巻二 140 頁、より。

最後に、一例として示されている調整表=妥協の産物を再掲し、前掲の合格基準との部分的齟齬を確認しつつ、この面倒極まる調整作業のイメージを膨らませて頂きたい。

表Ⅲ-12 イスパノ 300 馬力発動機の弁開閉時期調整例

気筒番号	左 側				右 側				正規	
	1	2	3	4	1	2	3	4		
排气始	46	45	46	45	44	44	45	47	45	
排气終	8	11	9	10	14	14	11	8	10	
吸气始	13	9	9	9	9	13	11	8	10	
吸气終	51	50	50	49	49	51	51	49	50	
弁隙間	排气	3	3	3	3.04	3.04	3	2.96	3.02	3
	吸气	3.02	3	3.02	3.02	3.02	3	2.98	2.96	3

『報告』32頁、より。

所澤陸軍飛行學校における校内発動機整備(手入と修理)統計からはイスパノ 300 馬力と BMW400 馬力という似たもの同士の経済性を比較することが出来る。所澤陸軍飛行學校『発動機工術教程』全二巻、1934年9月、の“巻二”がその出典である。“巻一”が70頁+附表・附図、“巻二”が367頁+附表・附図多数の大冊で、発行当時の学校長はかの徳川好敏男爵であった。陸軍の教科書に具体的な発動機の経済性や次に見るような事故・損傷例がこれほど詳細に示されていたのは未だ時代の余裕のためであろうが、幾分かは徳川の寛容さの御蔭であったのかも知れない。とまれ、先ずは“手入”経費実績から見て行こう⁹³。

表Ⅲ-13 1932年度、BMW式400馬力とイスパノ式300馬力との手入経費比較

種別	区分	対象台数	所要人・時間	所要日数	職工給	部品費			材料費	所要経費計	同1基当り
						新品	再用	計			
ベ式	定期手入	67	16,943.00	1,386	4,751.24	18,641.68	5,412.97	24,054.67	2,219.38	31,025.69	463.07
	臨時手入	23	5,124.00	526	1,529.60	1,329.74	3,567.30	4,897.04	582.04	11,401.68	495.73
	初度手入	18	3,752.00	291	956.95	21.40	-	21.40	311.23	1,289.58	71.64
	局部修理	8	130.30	19	39.08	31.25	0.80	32.05	-	71.13	8.89
	点検手入	12	1,633.30	148	862.94	336.20	-	336.00	118.81	1,317.75	109.81
イ式	定期手入	22	5,510.42	550	1,495.66	2,275.96	83.90	2,359.86	661.49	4,517.00	205.32
	臨時手入	21	4,978.30	441	1,325.43	1,054.46	1,343.99	2,398.45	592.57	4,316.45	205.55
	初度手入	11	2,685.00	255	662.34	20.20	-	20.20	273.30	955.89	86.90
	局部修理	7	117.00	35	32.05	41.70	-	41.70	-	73.75	10.54
	点検手入	12	606.00	106	199.71	9.80	-	9.80	175.00	211.26	17.61

所澤陸軍飛行學校『発動機工術教程』巻二、364頁、より。

一部、推定により訂正。所要日数については不詳。

御覧のように1基当りコストパフォーマンスでBMWの劣悪さは際立っており、将に段違いの金食い虫ぶりである。富塚清が^{かたき}眼の敵にして止まなかったころがり軸受の多用がその主たる原因かも知れない。イスパノなどBMWと比べれば可愛いモノであるが、それでも表の数字を「ジュ」式450馬力(=中島飛行機でライセンス生産されていた和製Bristol

⁹³ 無論、V型12気筒同士、即ち、イスパノ450馬力とBMW400馬力とを比べることが可能であればそれに越したことはなかったのであるが、イスパノ12気筒は'33年の手入実績表に初登場しているものの、対応すべき'33年の修理実績表には未登場である、同一年度における手入と修理の両面比較には'32年の両表からイ式V8型300馬力とBMWのV12型400馬力を引張り出すしかないのである。

なお、水冷のBMWやサルムソン式、空冷のジュ式等に係わる経費発生状況や損傷事例については割愛するが、どれもこれもアチコチ、実によく壊れていたものである。

Jupiter : 1R-9、第Ⅲ部にて詳述)の手入総経費、即ち、定期 5 基で 889.36(av. 177.87)、臨時 1 基で 70.81、初度 13 基で 1,705.54(av. 131.20)、局部 4 基で 475.20(av. 118.80)、点検 5 基で 152.17(av. 30.43)と比べると、総じて穀潰しこくつぶであったことが判る。

続けて修理実績に眼を向けよう。こちらはより大きな機能回復措置に係わるデータと見られる。

表Ⅲ-14 1932 年度、BMW 式 400 馬力とイスパノ式 300 馬力との修理実績比較

種別	区分	対象台数	程度	所要人・時間	部品費			所要日数	修理間隔 h
					新品(材料費)	再用	計		
ベ式	定期	67	最少	129.30	3.00(12.52)	12.00	15.00	12	35.16
			最大	415.00	2,160.42(83.65)	3,145.00	5,305.42	69	143.32
			平均	262.30	265.85(32.19)	93.17	359.02	20	75.01
	臨時	25	最少	42.30	0.50(8.73)	40.20	40.70	9	5.02
			最大	394.30	1,041.65(44.83)	3,230.00	4,271.65	156	90.01
			平均	221.30	78.42(24.19)	388.64	467.06	22	27.59
イ式	定期	21	最少	169.00	0.50(11.27)	0.90	1.40	10	67.18
			最大	411.00	867.66(73.13)	83.00	950.66	36	112.26
			平均	253.00	100.98(30.55)	3.99	101.92	14	82.17
	臨時	21	最少	153.00	0.96(11.74)	35.00	35.96	8	3.55
			最大	451.30	284.76(75.78)	664.00	948.76	34	59.28
			平均	239.00	55.92(28.15)	89.59	145.51	16	32.51

所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』巻二、366 頁、より。

所要日数については不詳。

結局、BMW の方がとんでもない大事故が多かったものの、修理間隔、修理自体の手間という点ではイスパノも似たようなレベルであったという総括になる。また、両 V 型發動機においては出現頻度自体に差があり、かつ、絶対数としては多くないにせよ、時折、極端に大きな部品費が計上されている。即ち、大物部品の損壊である。高価なりビルド部品の再用が見られることから、クランク室、気筒ブロック等、損傷した大物部品類がリビルドされていたものと考えられる。

しかし、水冷の部品費は定期の平均値で見ても BMW で 359.02、イスパノでも 101.92 であったから、数少ないながらジュ式空冷星型 3 基についての比較可能な実績=1 基当り定期で 90.28 と比べると程度の差こそあれ何れも甚だしく割高となっている。また、ル・ローン 80 馬力回転気筒、サルムソン水冷星型、ジュ式と比べた場合、これら水冷 2 機種は定期修理間隔こそ前二者に比べて 2 倍前後であったが、ジュ式に対してはこの面における優位性さえ皆無というのが実態であった。

残念ながら人件費を含む総修理コストは示されていない。確かに、水冷V型発動機の機械的信頼性とコストパフォーマンスは欧米先進国においてはその後とみに高められて行ったのであろうが、その点は空冷星型とて同じである。手入と修理に係わる以上のデータから、少なくとも当時の我国においては空冷化を不可避の選択とさせるような客観的・経済的バイアスが存在していたと結論付けられるであろう⁹⁴。

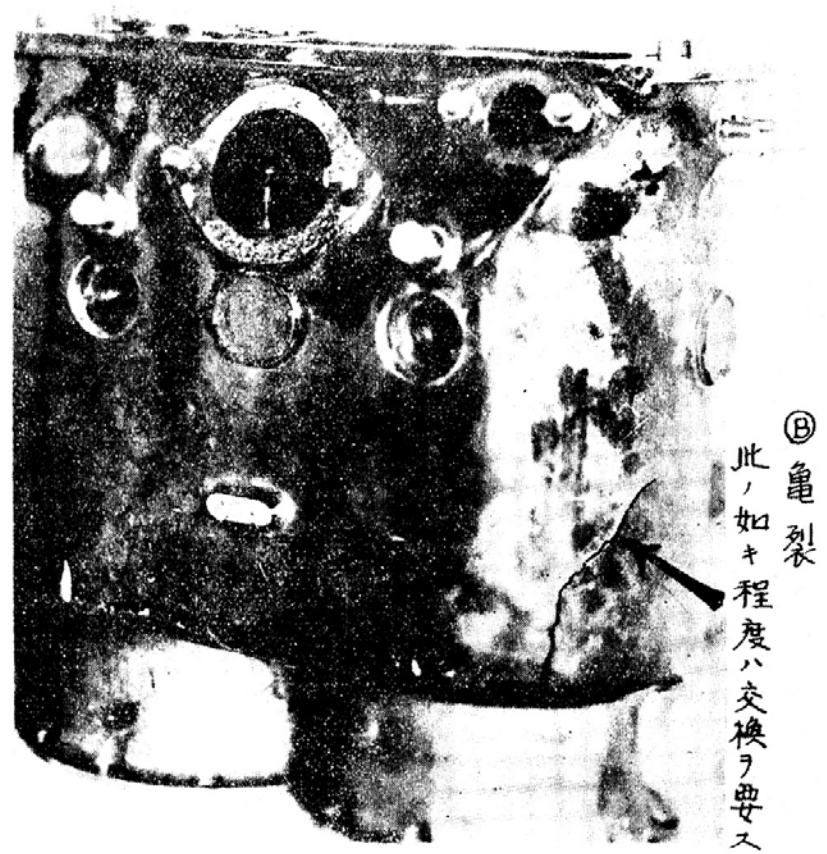
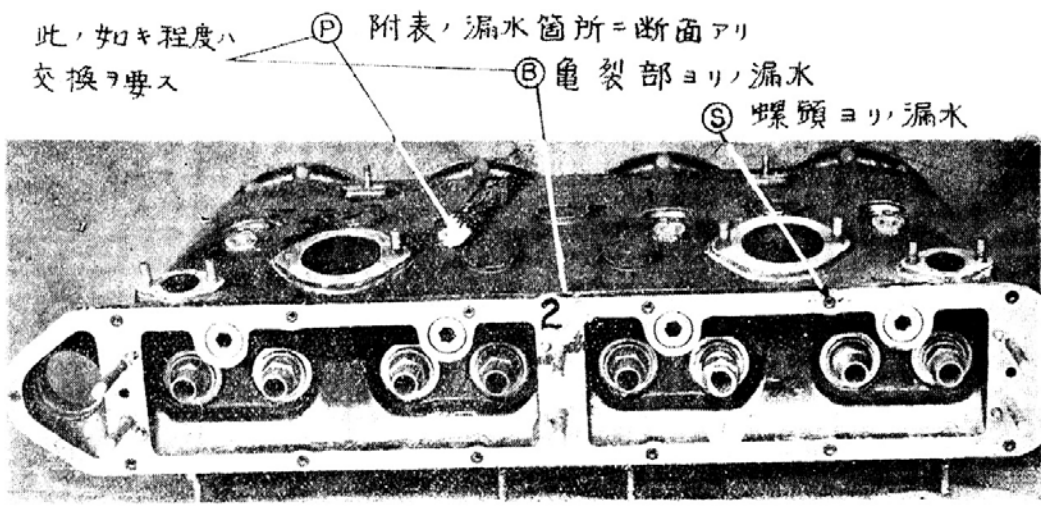
また、同じテキストには「イ式 300 馬力」の気筒ブロックや排気弁、連桿回りの損傷事例写真が掲げられているので紹介しておく。再度、御注意頂きたいのは、この程度の損傷はBMWのような同時代の仲間たちにも生じていたのであって、イスパノの損傷が、その頻度は不明ながら、特に性質の悪いモノではなかったという点である。

図Ⅲ-20 気筒ブロックの損傷例

⁹⁴ 残念ながら基本となる発動機価格についてのデータはイスパノ 300 馬力に関しては見出せていない。12 気筒の 450 馬力は 2.5 万円→2.3 万円、大型化した 650 馬力で 3.1 万円→2.5 万円程度に推移した。実は、後の金星シリーズでもほぼ同様の価格であった。これは機能高度化と物価上昇とに起因するコストアップが生産性向上によって相殺された結果であろう。

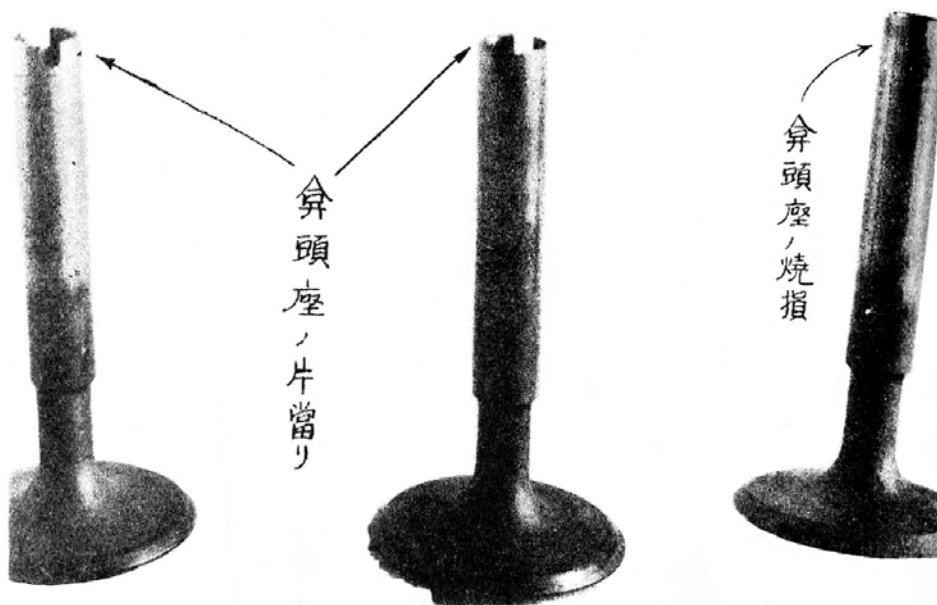
なお、三菱は「ジュ」や壽クラスの単列星型を量産していないので、このクラスの価格に関して信頼性の高い数値は得られ難く、また中島発動機に関する価格データについても未見であるが、同時代、つまり昭和一桁後半に 212 基製造された三菱 92 式 400 馬力(1R-9、第Ⅲ部で詳述)の価格は 2.2 万円程度であった。

三菱が陸海軍から受注した各種発動機の受注価額については松岡『三菱航空エンジン史 1915-1945』169~182 頁、参照。同『みつびし航空エンジン物語』307~312 頁も基本的に同じであるが、気付いた限りでは 1944 年の金星 62 型受注台数における千位の“1”が抜けている。



同上書、32 頁、より。
附表と断面云々については不明。

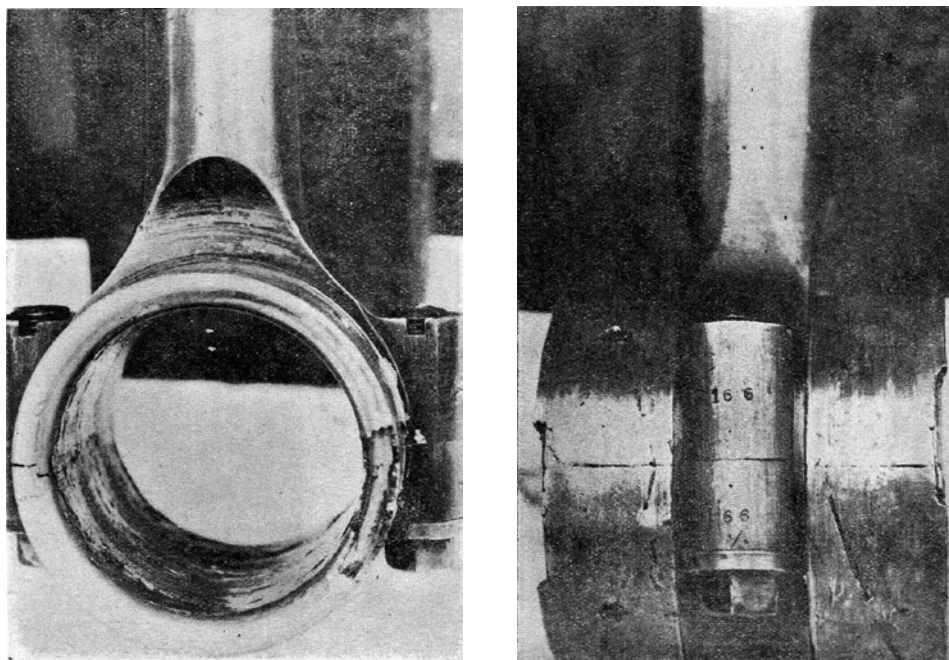
図III-21 排気弁の損傷例



同上書、51頁、より。

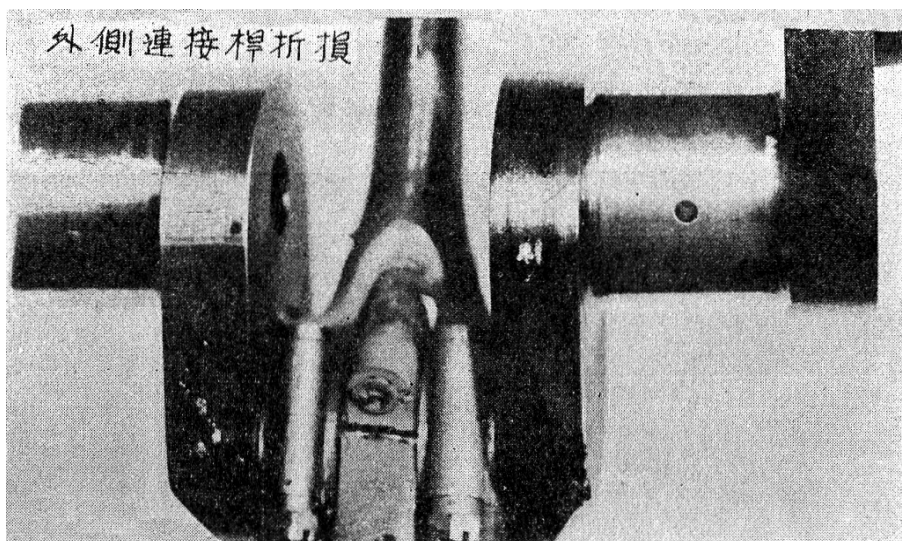
当時は弁軸端を「弁頭」と呼んだらしく、傘の方は「弁座」などと表記されている。ともかく、このトラブルはダイレクト・アタックなるが故のスラストに因る損傷である。

図III-22 内側連桿のホワイトメタル破損例(欠損剥離、油孔・油溝圧壊)



同上書、82頁、より。

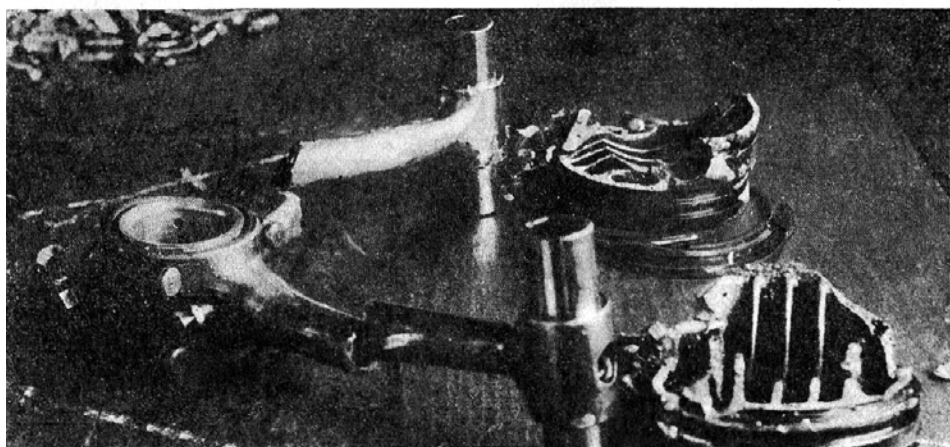
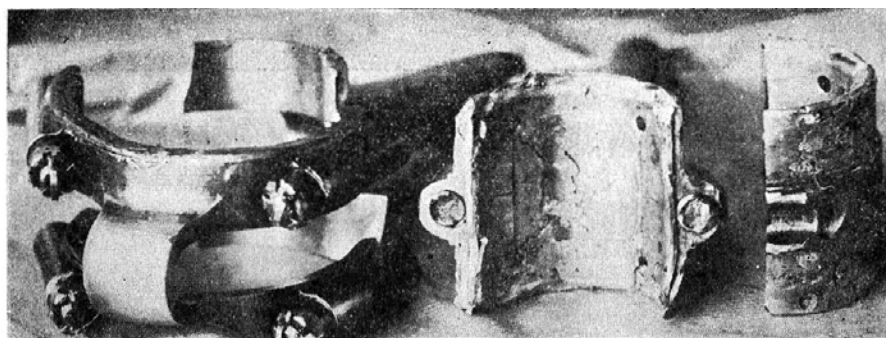
図III-23 内側連桿軸受冠結合ボルト折損と軸受冠破断の例



同上書、83 頁、より。

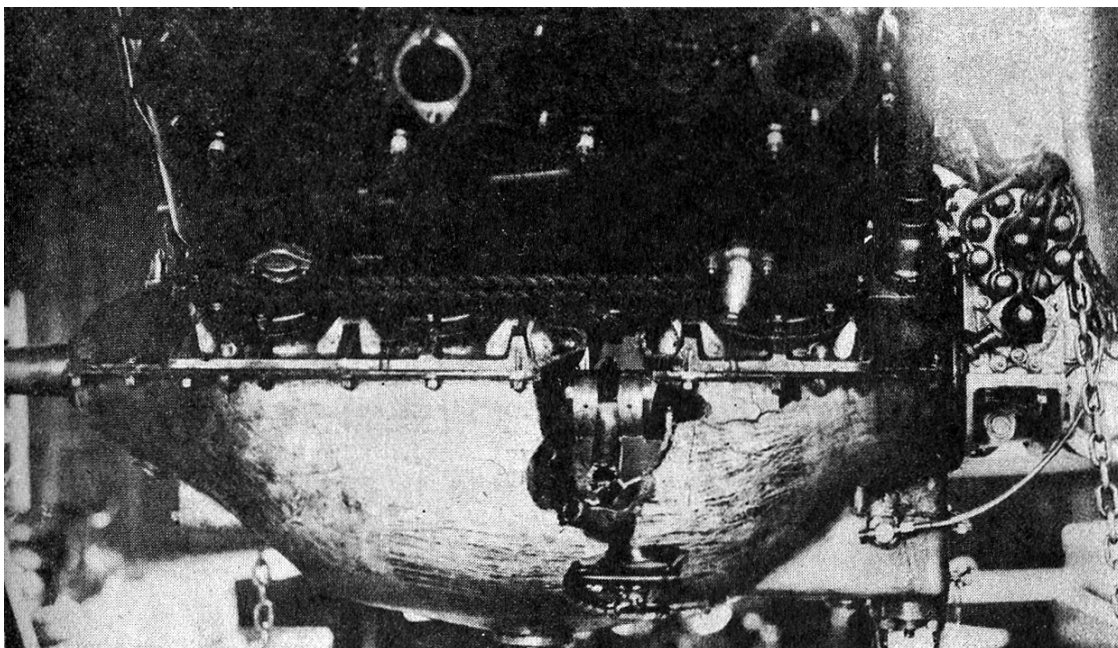
「外側連桿」は誤り。

図III-24 外側連桿軸受冠結合ボルト破断に起因する内外連桿折損とピストン割損の例



同上書、83 頁、より。

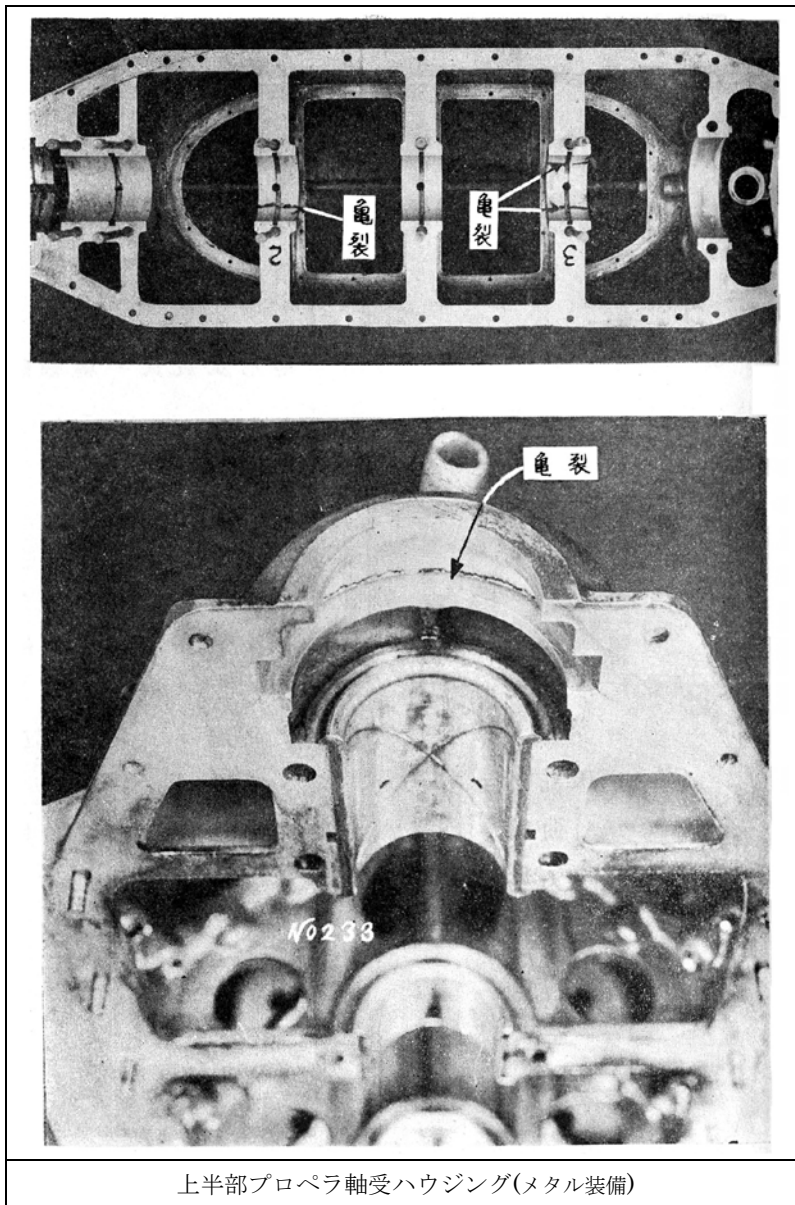
図Ⅲ-25 同上に因るクランク室の破壊例



同上書、84 頁、より。

図Ⅲ-26 クランク室軸受ハウジング部に生じた亀裂の例

下半部主軸受ハウジング(メタル撤去)



上半部プロペラ軸受ハウジング(メタル装備)

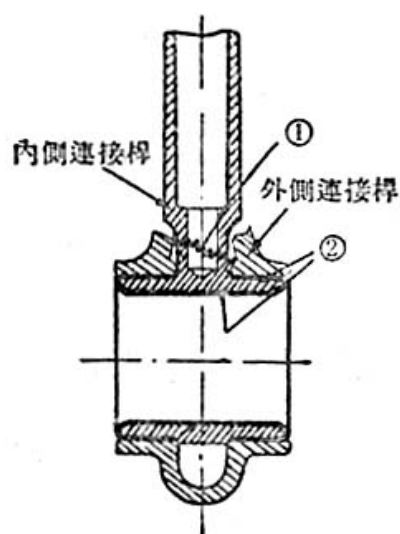
同上書、99頁、より。

以上は三菱イスパノ 300馬力発動機が軍用として現役であった時代における陸軍の記録であるが、その後出版された航空局航空官、駒林榮太郎と同技手、坂本定治による書物の中にもイスパノ発動機の故障についての言及が見出される。以下、この書から軍用としては“賞味期限切れ”に属し、民間機用としては現役となっていた、つまり相当に“くたびれた”状態のイスパノ発動機に係わる極めてオープンかつ懇切な教示を紹介しておくことにしよう⁹⁵。

先ず、連桿について駒林・坂本は次の図と共にこう語っている。

⁹⁵ 駒林榮太郎・坂本定治『航空発動機の故障とその取扱』山海堂、1938年、参照。

図Ⅲ-27 イスパノ発動機連桿大端部の故障箇所



駒林・坂本『航空発動機の故障とその取扱』8頁、第8図(A)

抱合型は構造上、内側連接桿の大端部付根①に龜裂又は折損を生じ易く、大端部は圓筒形で内外共ホワイトメタルを鑄込み軸承を構成し、内側は曲軸ピンに、外側は二股に分れて外側連接桿に依り冠金と共に締め付けられてゐるから、此の部のホワイトメタルが缺損脱落することが多い。

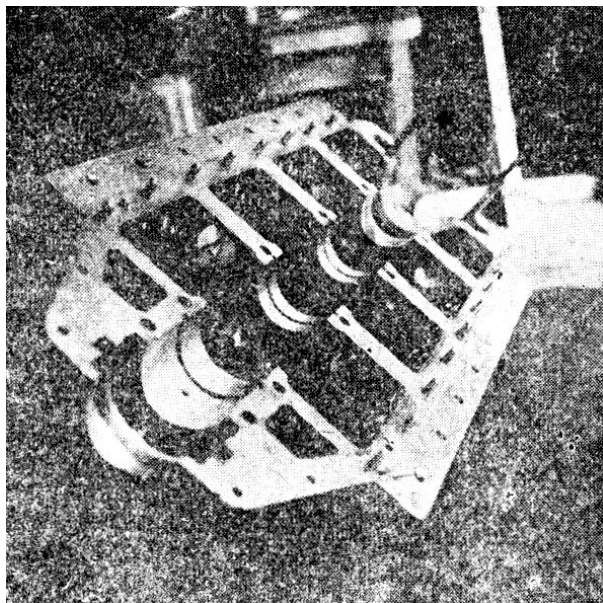
外側連接桿は冠金を締め付ける4本のボルトが折れる事がある。之等の呼称は全く致命傷で活塞、氣筒及び曲軸室等を大破し運転不能になる。此の呼称は構造、材質又は取扱不注意等に起因するもので取扱者は次の事項に留意しなければならぬ。内側メタルの摩耗多く間隙の大きいとき或はメタルの入換又は新品交換を行つたとき圓筒部中心が桿中心と直角になる様に摺合せ調整を要する。

外側連接桿の冠金締め付ボルトの折損は主として締過ぎに起因することが多い。その多くは割栓孔を合せることに氣を取られ知らず知らず締過ぎるものである。総てボルト・ナットの締め付は割栓孔の位置に関係なく一様に締め付け若し割栓孔の合はない時には新しく孔を穿け直すか又は適当な座金を挿入することである。尤も割栓孔の合はないものはボルトに伸びの生じてゐる場合もあるから特に注意して伸の程度に依つては交換する必要がある(7~9頁)。

これは従前の引用、紹介と傾向的には符合する記述である。但し、ヨリ具体的であり、かつ、ボルトの塑性変形が語られている点に照らせば、当時、かなりシビアな締め付法が常習されていた事実が判明する。勿論、塑性域角度法締め付が実施されていたとすれば、かように曖昧な記述では済まされなかつた筈である。

クランク室についても具体的な事例紹介がなされている。図はその参考である。

図Ⅲ-28 イスパノ 300 馬力発動機上部クランク室



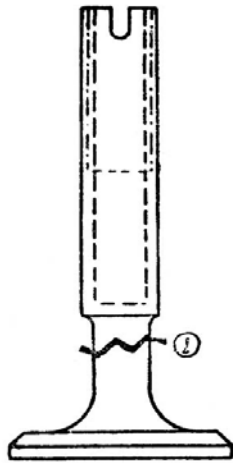
同上書、15頁、第12図。

図はイスパノスイザ式の上部曲軸室で最も多く龜裂の生じる所は主軸承の枠に肉抜の圓がある所であつて、其の圓の一部から枠の面と直角の方向に龜裂を生じる。然し一旦龜裂を生じ應力の逃げを生じるとそれから後は進まない。その内に分解點檢の時期が來て發見交換と云ふ順序となるので此の原因に依り大破した事は稀である。又主軸承締付ボルト附近から龜裂を生ずることもある。之等の故障は構造及び材料等に依るものである(14~15頁)。

前段は恰も損傷許容設計を解説した記述の如くであるが、「此の原因に依り大破した事は稀である」などという言い回しからはイスパノ発動機が損傷許容設計された機体とは比較にならぬ位、物騒な機械であつたらしい狀況が窺われる。

排氣弁の損傷に関しても具体的な、かなり恐ろしげな記述が与えられている。

図Ⅲ-29 イスパノ 300 馬力発動機の排氣弁折損部位



同上書、17 頁、第 16 図(A)。

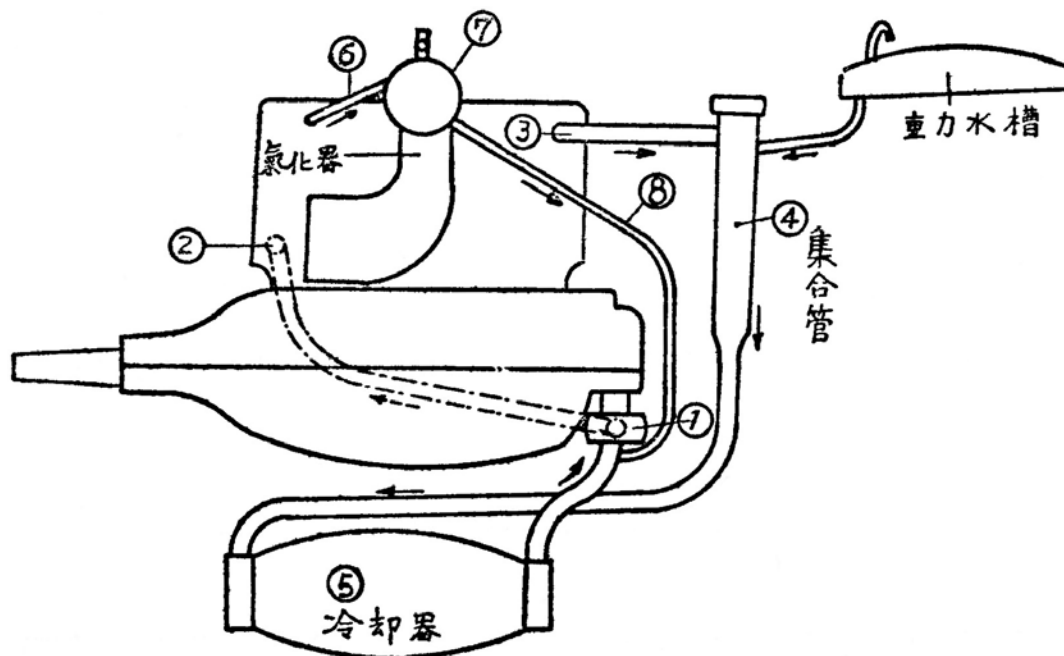
図は水冷式 300 馬力級の発動機 2 種類の排気弁の折損を示し①はイスパノ式に多く……発生する。弁棒が折れると弁が気筒内に落ち込むので活塞の上昇程に気筒頂部を大破し、特に水冷式では冷却水の漏洩を來し運転不能となる。イスパノ式の折損は材質、構造、過熱に起因するものと考えられる。折れたものは皆過熱酸化を生じ折損部を叩くと酸化鐵が木の皮を剥がす様にとれて直径が 1 耗内外減る。此の発動機の取扱者は排気弁の過熱酸化状態を点検し若し弁棒の径 1 耗内外細つたものがあったら取替へることである。過熱は氣化器の性能上燃料消費量の過少又は燃料の性質不良に起因するものと考えられるから取扱者は弁がなるべく過熱しない様に調整することが肝要である。筆者の経験では馬力當り 235 瓦の場合最も良好であつた(同上書、17~18 頁)。

航空発動機の排気弁なるものは長時間、希薄燃焼を強いらられるような状況下で使用されていた。上の文章はその苛酷な使用環境を手取るように理解させてくれる。とは言え、ここまで、文字通り身を削られる有様であつたというのは弁棒を中空としネジで弁隙間を調整するという屁理屈的機構設計の根本に無理があつたのでは、と疑わしむるに足る状況である。

また、イスパノ及びローレン発動機は吸気管のフランジが 2 本のボルトで取り付けられる構造となつていたため、締付け過ぎれば却ってフランジが変形し、中央に隙間が開いたり、締付け部に亀裂が入ったりし易かつた。こうなれば即、起動困難、スロー調整困難となる他、2 次空氣の吸入によって混合比の低下を來し排気弁の過熱酸化を誘起する状況にも到る。特殊なパッキンを使用し、堅締めせぬように注意することが肝要、とある。また、吸気系における漏氣の簡単な発見法として、絞りを全閉にした状態でクランク軸を逆転させ、吸気管から排気させる、ヨリ徹底するにはこの時、排気管に煙を吹き込む(即ち、吸込ませる)という処置が奨められている(同上書、37~38 頁)。

また、冷却水循環経路の整備不良に係わる不具合として次の例が紹介されている。

図III-30 イスパノ 300 馬力発動機の冷却水循環経路とこれに生じた不具合



同上書、60 頁、第 51 図。

この不具合は①→②→③→④→⑤→①という形で構成される主循環経路の循環量が気化器加熱用の副経路⑥→⑦→⑧の流量過多により不足となり、過熱を生じたというモノで、その原因は整備に当り、⑥、⑧に正規よりも太い管を使用したことにあった。駒林・坂本は：

斯様なことは故障と云ふよりも整備の不注意に属するものであるが現在の民間の様に陸海軍より拂下げを受けて部品の不足勝なるものの整備に當る場合この様なことは起り勝であると思はれるので参考迄に記した次第である。

と述べている。

この下りからは逋信省技官としての精一杯の親心が偲ばれると同時に、著者が次に見る後継の 450 馬力型ではなく、ヨリ古い 300 馬力型ばかりを引き合いに出している事実からは両者に対する社会的評価ないし民間受け皿の規模における落差を窺い知ることが出来る。

IV. 三菱イスパノ 60° V型 12 気筒発動機

1. 450 馬力発動機一型

三菱イスパノ 300 馬力発動機に続いてその 6 割強に当たる総計 437 基製造され、13 式艦攻⁹⁶等に搭載された三菱イスパノ 450 馬力発動機は 300 馬力型の姉妹発動機、発展型そのものであった。この 450 馬力型の内、基本モデルは前作と全く同様、プロペラ直結式の無過給発動機であった。そして、その大幅な出力向上は専ら気筒数が 12 気筒となったこと、 ε が 6.0 に引上げられたことに因っていた。また、Vバンク角は発動機の全幅を縮めつつ等間隔爆発を確保出来る 60° へと改められた。

イスパノ 300 馬力型を以って樹立された速度記録は 1923 年 2 月 15 日に Sadi Lecointe がマークした 375.000km/h を打止めとするが、新たに 450 馬力型を得た Adj. Bonnet(仏) は 1924 年 12 月 11 日、Bernard-Ferbois 機を駆って 448.170km/h という時の、結局 1932 年まで破られなかった世界記録を叩き出している。出力向上の成果とイスパノ発動機の優位性は当時、世界に冠たるものであった⁹⁷。

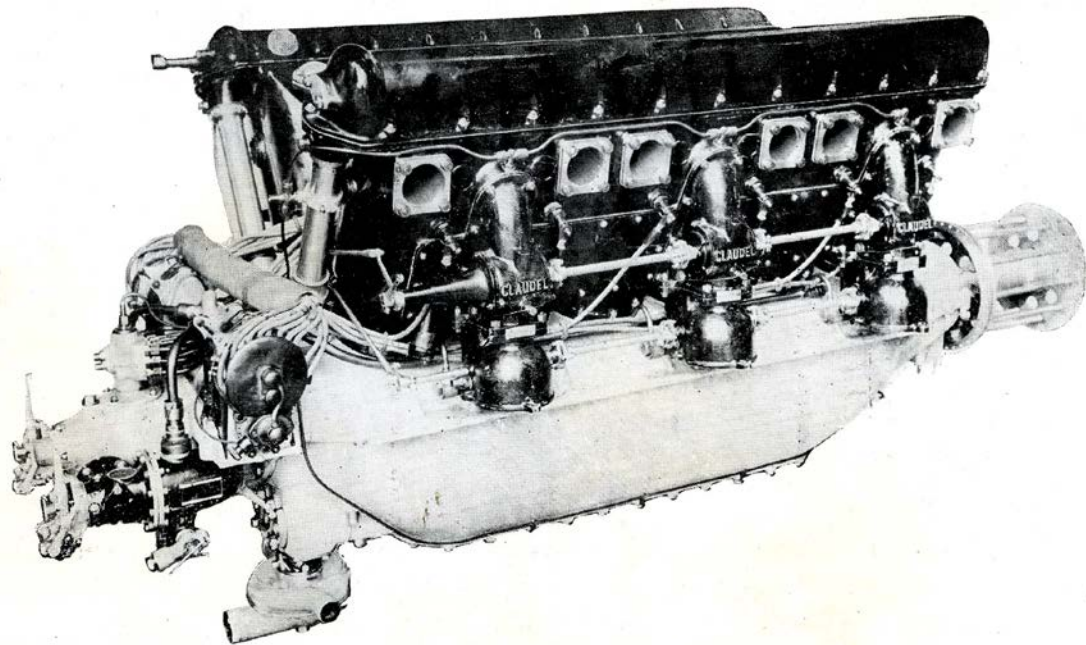
V型 12 気筒化の本質を巡っては単なる気筒数の追加による出力確保という意味以上に、自動車用水冷機関と水冷 V 型航空発動機技術との体系的分離に係わる重大な点が解明されるべき課題として在る。然しながら、この点への言及により行論の流れが中断される事態を回避するため、かかる議論は補論に譲り、一先ずこの 450 馬力型初期モデルそのものについての紹介に入りたい⁹⁸。

図IV-1 三菱イスパノ 450 馬力発動機(一型)外観写真

⁹⁶ この機体については手頃な引用可能文献が見出せなかった。岡村純編『航空技術の全貌(上)』興洋社、1953 年(原書房、1976 年)、その部分再刊本である岡村純・巖谷英一『日本の航空機—海軍機篇—』出版協同社、1960 年の 72 頁には第 2.15 図、2.16 図として 13 式 2 号艦攻 2 型、13 式 3 号艦攻の不鮮明な写真が掲げられている。

⁹⁷ 三菱内燃機株式会社『イスパノス井ザ V 型四五〇馬力航空発動機解説書』による。

⁹⁸ 以下、特に断りなき場合、データは三菱内燃機『イスパノス井ザ V 型四五〇馬力航空発動機解説書』と三菱航空機株式会社『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』による。内丸最一郎『内燃機関(後編)』丸善、1931 年改訂版、800～810 頁にも簡略な紹介が見られる。



三菱航空機『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』より。

三菱内燃機株式会社『イスパノス井ザ V 型四五〇馬力航空発動機解説書』に拠れば気化器は「この発動機用に設計された『イスパノ・ソレックス』揮発器」とあるが、このやや新しい写真の気化器には CLAUDEL というロゴが読み取れる。

450 馬力V型 12 気筒発動機は、公称出力 450PS/1800rpm.、許容最大回転数 2160rpm.、ギヤトレイン、ダイレクト・アタックSOHC2 弁式の発動機であった。ボア・ストロークは 300 馬力型と同じ 140×150mm、 ϵ は三菱内燃機『イスパノス井ザV型四五〇馬力航空発動機解説書』では 5.3 であったが、三菱航空機『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』には 6.0 という高い数値が掲げられている⁹⁹。

重量は前者ではプロペラハブ、AM ポンプ 2 個、起動装置込みで 440kg(0.98kg/PS)、後者では同 435kg(0.97kg/PS)となっており、やはり軽量高出力ではあったが、8 気筒の 300 馬力型と比べるとやや鈍重になってしまっている。排気量は 27.7 $\frac{m^3}{min}$ であるから、公称出力時の bmep は 8.12 kg/cm²となる。

サイズはそれぞれ全長 1990(1988)mm、全幅 740(783)mm、全高 918(913)mm と表記されている。

実は、イスパノ 450 馬力型としてはこの V 型 12 気筒の他に 140×150mm という同一ボア・ストロークを有する W 型 12 気筒が製作され、その ϵ は 5.3 からスタートし、6.0、

⁹⁹ なお、三菱内燃機『イスパノス井ザ V 型四五〇馬力航空発動機解説書』には同系の発動機として 120×150mm のサイズを有する 350 馬力型が紹介されている。その試験成績は $\epsilon = 5.3$ 型が 378PS/1800rpm.、412PS/2100rpm.、438PS/2200rpm.、445PS/2300rpm. で、同 6.0 型では 406PS/1800rpm.、480PS/2300rpm.。重量は 344kg で、何れもフランス政府の 50 時間運転試験に合格とある。

6.5の3種が製作されていた。V型W型共に同一出力で、 $\varepsilon = 5.3$ のモノは450PS/1725rpm.、510PS/1800rpm.(標準)、545PS/2000rpm.という試験成績を挙げ、何れも50時間運転試験に合格、同6.5のモノは536PS/1800rpm.(標準)、600PS/2100rpm.、620PS/2200rpm.の成績で5時間地上運転試験に成功した。

重量はクランク軸が短いことから全長も短いW型が流石に軽く396kg(プロペラハブ込み)、これに対してV型は410kg(同、油冷却機を含まず)、440kg(同、油冷却機、AMポンプ2個を含む)とある。

W型450馬力と言えばNapier(英)“Lion”やLorraine(仏)のW型と同格で、時代の流行でもあった。前後長が短く軽量である点に全幅の増大を補って余りあるメリットが見出されたのであろう。しかし、補論でも見られるように、三菱ではこの350馬力型やW型12気筒450馬力型イスパノ発動機は製造されていない。

このW型450馬力発動機の本家におけるテスト結果が三菱内燃機『イスパノス井ザV型四五〇馬力航空発動機解説書』に載録されているので紹介しておこう。

このテストはローマ万国航空会議制定の規程に基づく50時間運転試験として1923年12月5日より施行された。これは公称馬力・標準回転にて1時間を1回、公称馬力の90%負荷にて10時間を5回、公称馬力・標準回転にて1時間を1回、5%過負荷にて30分を1回という手順を踏む試験であった。

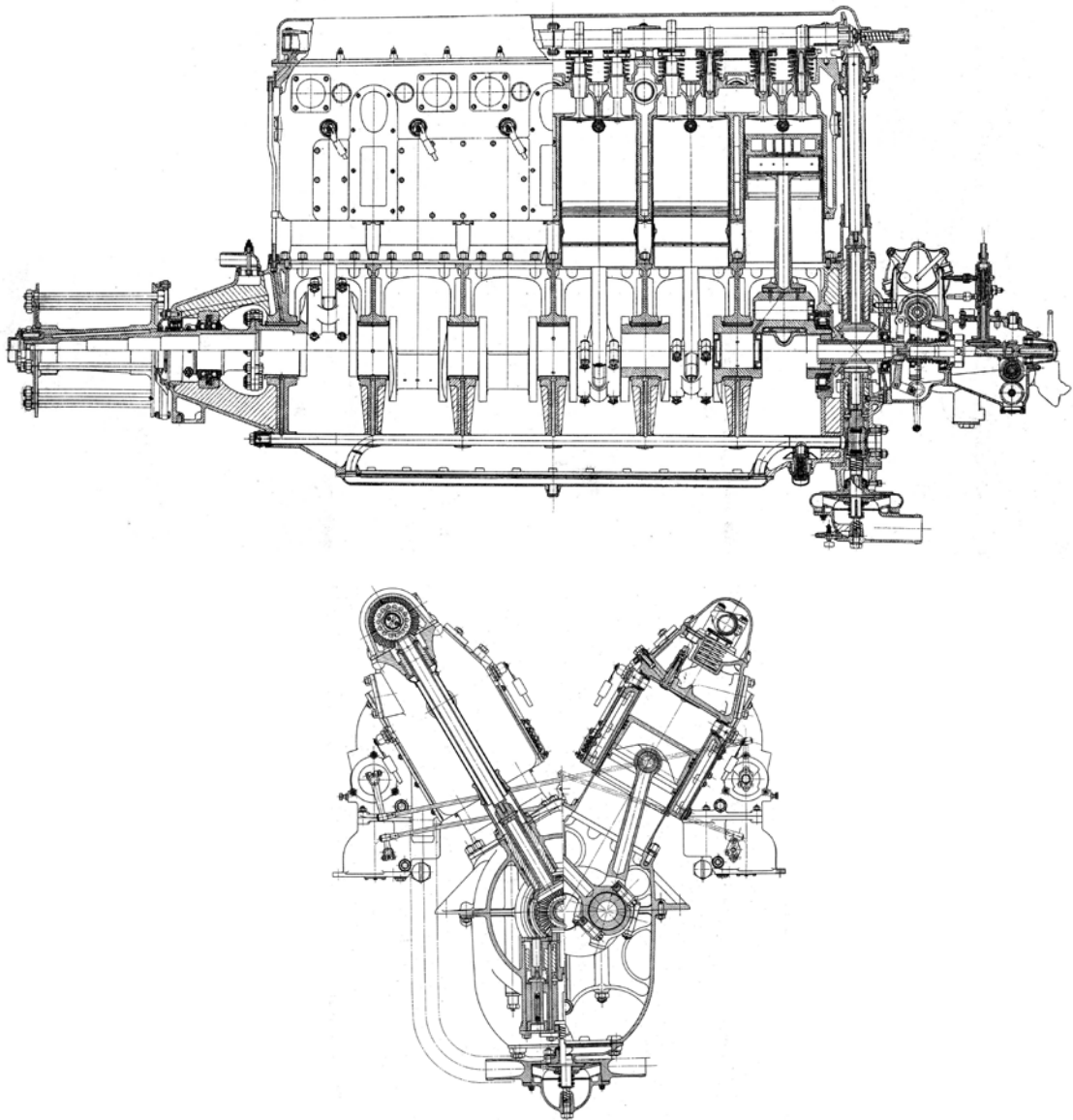
公称馬力・標準回転数における2回の1時間運転における結果の平均は：1800rpm.、450PS、油圧3.5kg/cm²、油温63°C、水温56°Cであった。

10時間運転5回の平均は：1800rpm.、407PS、油圧3.7kg/cm²、油温63°C、水温60°Cであった。

全試験を通じた燃料、潤滑油消費率は燃料が224g/PS-h、潤滑油は20g/h、試験終了後、試験台から降ろした際の発動機重量は376kg(プロペラハブを含まず、気筒壁に付着する潤滑油を含む)であった。

さて、イスパノ450馬力V型12気筒発動機は基本構造こそ直列6気筒用と同じ120°クランクを有する60°V型12気筒に改められてはいるものの、各部要素技術は300馬力型90°V型8気筒発動機のそれを踏襲したものであった。

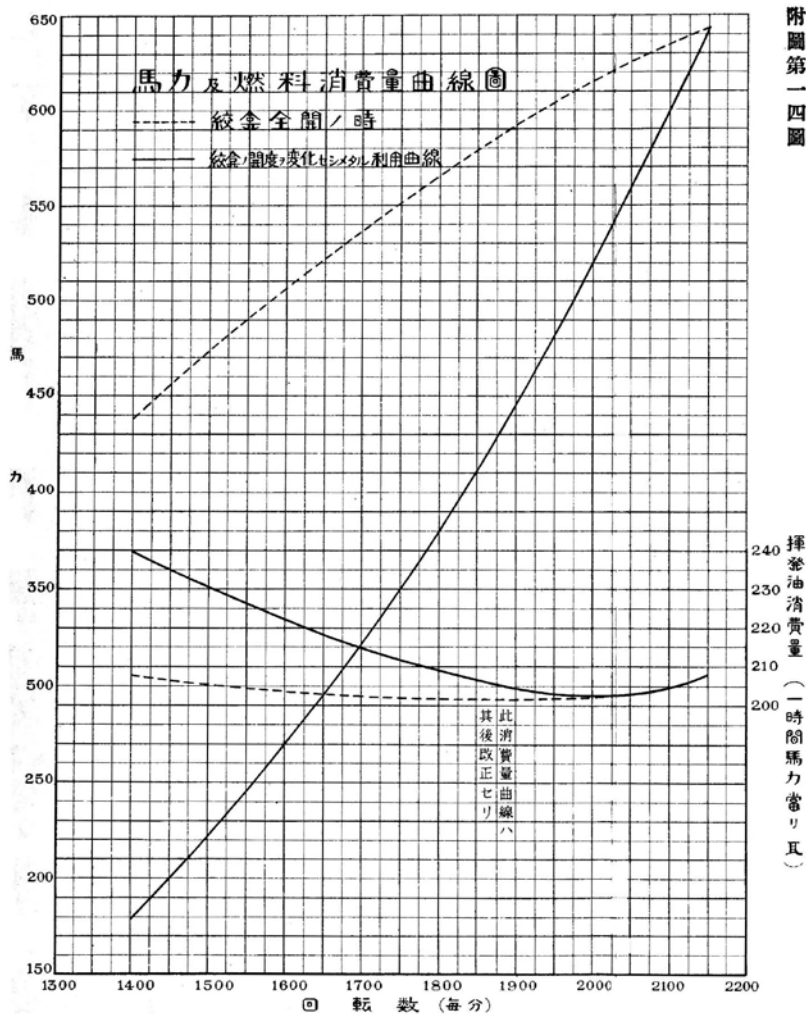
図IV-2 三菱イスパノ450馬力発動機一型 側面、正面図



三菱航空機『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』附図第一図、
附図第二図。

右バンク気筒頭の左側に立っているのが起動弁である。

図IV-3 三菱イスパノ 450 馬力発動機一型のプロペラ吸収馬力、燃料消費量曲線



同上書、附図第十四図。

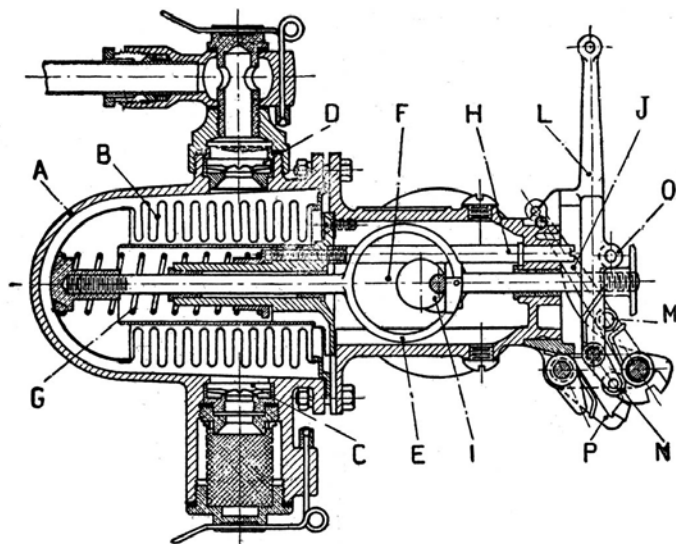
本発動機には単発戦闘機等において機銃弾をプロペラ回転面内から発射するためのコンスタンチネスコ油圧式機関銃聯動装置が組み込まれていた。これはプロペラ軸回転角度をカムで拾い、ブレードが機銃の軸線を通過する間、発射を停止する装置である。

気化器はベンチュリー径 42mm のイスパノ・クローデル SH46 型昇流式(図IV-12)6 個。スロットルにはロータリバルブが採用されていた。2 個の気筒にガスを供給する各気化器は両バンクの外側に密着装備され、吸気抵抗、吸気干渉を抑え、発動機の応答性を担保すると共に、上部を冷却水に直接接触せしめ、下部には排気の一部を導くことで氷結防止の便が図られていた。

燃料ポンプは最大 210 ㍑/h@0.2~0.3 kg/cm² の容量を有するA.M. Serie A type 4 orientation 1,2、往復動式 2 個。能力的には 1 個で足りるのであるが、安全(ペローズBの破損対策)のため 2 個とも稼働させられた。当時はこの些か怪しげな、とは言え、Le Rhône やSalmson(共に仏)のポンプと比べれば格段に安定感のあるA.M.ポンプは高い信頼を得て

おり、幾つものブランドの航空発動機に採用されていた¹⁰⁰。

図IV-4 A.M.ポンプ



同上書、26頁、第十五図。

マグネーターはスイスのシンチラGN12-D型 2 個。2 重点火で左側が外側点火栓に、右側が内側点火栓に接続されていた。点火栓はK.L.G. F12 またはK.L.G. V4。点火進角は $28\sim 15^\circ$ BTDC¹⁰¹。

起動装置としては川崎造船所がフランスから導入したサンタン式(圧縮空気により爆発性ガス[混合気]を分配)、三菱のヘルツマーク式(同)、ルトンプ式(ルトム式: 圧縮空気のみを分配)、等の圧縮空気方式か、自動車(始動車: Hucks starter)に依るかであった。三菱のヘルツマーク式において使用される圧縮空気は夏期 $8\sim 12$ 、冬季 $10\sim 14\text{kg/cm}^2$ の圧で手動圧縮機またはポンベから供給され、始動装置はこれを空気分配器によってピストンが 10° BTDC \sim 100° ATDCの範囲にある各気筒へと送り込む。起動装置本体に送られた燃料も圧縮空気に依り分配器を通じて各気筒まで供給される。マリベール注射ポンプなどのプライミング装置を有する発動機においてはこれが併用される場合もあった。点火にはバイブレータ回路を有

¹⁰⁰ 因みにこのダイヤフラムは富塚清が「小田原提灯」と称したもの(『航空原動機』工業図書、1936年、90頁)。イスパノ・スイザも最初期にはカム軸駆動の、自転車の空気入れ同様の革製ピストンを持つ往復動空気ポンプで燃料タンクに空気を送り、この圧により燃料を押し出させる「加圧供給法」を採用していた。日本飛行学校『飛行機発動機学講義』202~203頁、参照。

¹⁰¹ 着火順序は左 1→右 6→左 5→右 2→左 3→右 4→左 6→右 1→左 2→右 5→左 4→右 3。同社の製品は 4 気筒から 18 気筒用まで展開しており、日本の代理店は大阪に本拠を、門司と東京に支店を置く Nichizui Trading Co.(日瑞貿易株)であった。**SCINTILLA AIRCRAFT MAGNETOS 8E129**(裏表紙には E129—VIII. 28 とあり、1928 年の発行かとも想われるが、不詳)より。

する起動用マグネトーが用いられ、その点火時期は 15~75° ATDCに亘っていた¹⁰²。

燃料は揮発油(航空3号)75%と 90%ベンゾール 25%との混合品。潤滑油としてはカストル油が用いられた。勿論、カストル油は凝固し易いため、長時間格納前には鉱物性油を用いて約 30 分間運転するよう指示されていた。燃料消費率は 240g/PS-h@1720rpm.、潤滑油消費率は 7 $\frac{1}{2}$ g/hであった¹⁰³。

当時の制爆剤はベンゾールであった。ベンゾールはそれ自身が燃料であるため第一種制爆剤に分類される。アルコール、即ちエタノール及びメタノールもその仲間であるが(制爆効果はエタノールの方が高い)、何れも水分を呼び易くガソリンとの混合には向いていない。ガソリンとベンゾールとの混合比と耐爆性について約言すれば、ベンゾールの混合比が高まると耐爆性は高まるのであるが混合物の氷結開始温度も高くなる(凍結し易くなる)。因みに、氷結開始温度はベンゾール 25%では約-69°C、50%では-52°C、75%では-34°Cほどとなり、ほぼリニアな関係が示され、高高度飛行においては燃料凍結の危険性が増した¹⁰⁴。

昭和の初めの一時期、後述の三菱航空機製ライセンス・ユンカーズ発動機においてはベンゾール混入率の向上が試みられた。これに呼応して、「而シテベンゾール混合量多キヲ以テ燃料管系又ハ気化器ニ特ニ故障ヲ生ズル虞アル使用状態ニ於テハ揮発油一立ニ付エチフルーイド〇、一四五立方糶ヲ混入セルモノヲ以テ代フルコトヲ得」(傍点引用者)と指示されていた。これは三菱における四エチル鉛試用に係わる最も古い言及であろう¹⁰⁵。

かような時代背景を念頭に置きつつ、引き続き当該発動機各部の構造について縦覧する。クランクケースはAl合金鋳物。クランク軸センターで上下分割され、合せ面はマウント面と一致する。下部クランクケースの底は全面開口しており、濾過網を挟んでオイルパンが

102 始動用パイブレータ回路については第Ⅲ部の補論を参照されたい。

103 ベンゾールはタール工業=コークス・石炭ガス製造に付随する石炭化学工業の産物であった。当時の航空発動機燃料事情やその耐爆性(オクタン価)および制爆剤(オクタン価向上のための添加剤)開発全般に係わる通史的文献として、嘉納吉彦『日本航空燃料史』養賢堂、1956年、I~III章を挙げておく。S.,D., Heron, *Development of Aviation Fuels*.は欧米における航空燃料技術進歩の大観として記念碑的文献である。但し、単行書ではなく、同じ形容に値する R., Schlaifer の *Development of Aircraft Engines* との合本、*Development of Aircraft Engines and Fuels* の形で 1950年に Boston で刊行されている。

Schlaifer は経営学者のようであるが、その叙述は相当な技術的造詣を滲ませたものとなっている。Heron は航空発動機技術史に聳える大技術者であった。彼の業績については空冷星型発動機を扱う第Ⅲ部にて言及される。

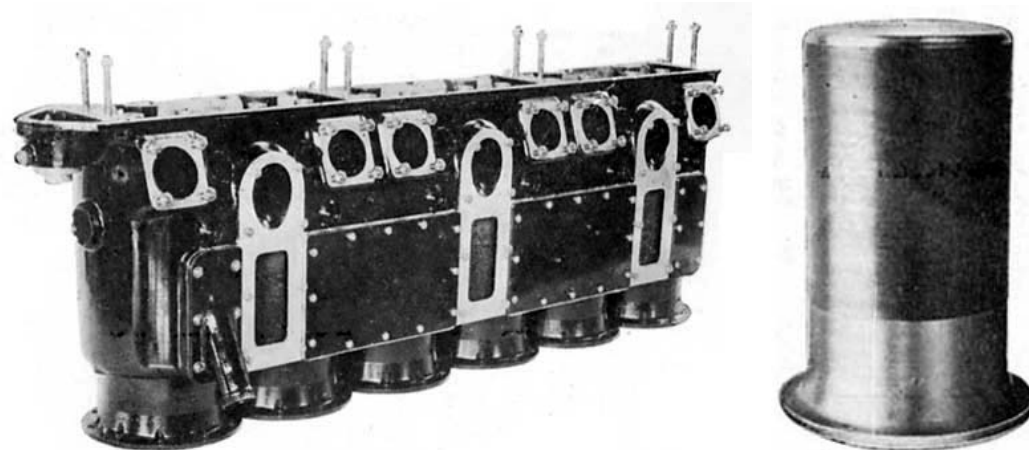
104 三菱航空機(株)『昭和七年十二月 ユ式一型八〇〇馬力発動機説明書』41頁、より。

105 同上書、同上頁。制爆剤としての四エチル鉛はこれを 60%以上含み、貯蔵中における酸化鉛の析出を防ぎ、燃焼に際して不揮発性酸化鉛の生成を抑止するため二臭化エチレン、二塩化エチレン及び色素が添加された“エチルフルード”の形で使用された。制爆剤としての四エチル鉛が三菱発動機において本格的に使用され始めたのは本稿Vにおいて取上げられる 93式 700馬力発動機からであった。

アンチノック燃料や制爆剤を扱った工学書として秋田 穰『自動車及航空機燃料』共立出版、1940年(四エチル鉛、エチルフルードについては特に 165~166頁)、同『オクタン価』同、1941年(同じく 181~183頁)、を挙げておく。

取り付けられる。軸受の潤滑は圧送による。このクランクケース合せ面は長期の使用後に生ずる鋳物の変形に起因する油漏れにしばしば悩まされた。その対策としては少量の「接合塗料」塗布が行われた。一種の液体パッキンである。これを厚く塗布し過ぎたり、紙のガスケットを挟んだりすると主軸受の遊隙が過大となり、振動の発生を招き、軸受焼付等の重大な事故が誘発された¹⁰⁶。

図IV-5 三菱イスパノ 450 馬力発動機の気筒ブロックおよび気筒



三菱航空機「海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書」4 頁、第一図、第二図。

頭部一体型気筒胴部外周には細目のネジが切られている。下部フランジはボルト孔穿孔前の状態。

気筒体は 6 個一体の Al 合金製水套付きブロックに全高の上から 3 分の 2 ほどにネジを切られた頭部一体型鍛鋼製気筒をねじ込むことで構成された。形式的には 300 馬力型のそれと同様、頭部一体のドライライナである。残念ながらこのネジの断面形状については不明である。

カムカバーはシルミン製であったが、この水套付きブロックについては Al 合金という以上の説明は無い。このブロックは側面が大きく開口し、鋳造性、整備性が担保されていた。また、これによりブロックの外周、気筒露出部のみならず、水套内面にも黒エナメルが塗装された。

とは言え、一体に組立てられた気筒ブロックであるから、クランク室との結合、分解に際しては各バンクを直立させた状態でブロックの吊り下げ、吊り上げを行う必要があり、ピストンに傷をつけないように細心の注意を傾けるなど、当然ながら、その取扱はかなり厄介であった。

弁座環は半硬鋼製で、気筒内部から気筒頭部を貫いて水套ブロックにねじ込まれる方式となっており、気筒頭部とはテーパ接合されていた。つまり、この弁座環は摩耗後、交

¹⁰⁶ シール材(剤)一般については第Ⅲ部で改めて取り上げられる。

換出来る構造になっていた訳である。但し、その作業は「製造所」で行われるべし、と指示されていた。別のところでは「工廠」に送るべし、との指示が見られるから、この部分は文字通りメーカー工場の謂いと理解して良い。

ここで弁回りを拡大した後掲図IV-10 をご覧頂きたい。同図のような構造であれば新製時における加工手順は①：水套ブロックを気筒ねじ込み用雌ネジ切り・気筒頭接合面仕上げ・弁座環ねじ込み用雌ネジ切りまで完成させ、気筒胴側も外部に雄ネジを切った上で頂面を正確に仕上げるところまで加工しておき、②：後者を突当るまで前者にねじ込み、③：弁ガイド孔を治具として気筒頭に弁座環受け孔加工用の案内孔を明け、④：気筒を取外し、案内孔を基準にして弁座環受け孔を加工した上、⑤：気筒を水套にシール剤を塗布した上で再度ねじ込み、⑥：弁座環 2つをねじ込んでカシメを施し、⑦：気筒底部フランジにクランク室への取付けボルト穴を穿孔する、といった回りくどい段取りとならざるを得ない。そして製造現場ではかような作業が 8 回も 12 回も繰返されていたワケである。

補修に際しても単に上に述べたように弁座環だけを交換する場合ならまだしも“容易”であったろうが、気筒自体に摩耗や損傷を生じている場合は大いに厄介である。何しろ、気筒胴部に切られるネジの精度に完璧を期すことは出来ないし、気筒取付け取外しの度にネジ自体も(とりわけ水套側は)より多く摩耗する。従って、現用の気筒に加修した上これを再度ねじ込んで弁座環等の位置が従前のポイントに正確に合致するとは考え難い。また、新品の気筒に交換する場合、これに一から弁座環孔を加工し、フランジのクランク室取付けボルト孔も現物合わせで明けるといふ段取りがどうしても必要となる。

よって、何か損傷があれば、そしてそれが唯の手仕上げか摺り合わせ、ホーニング程度で処理され得る範囲を超えていた場合には、即、ブロック毎廃棄に到るしかなかったのではなかろうか？ このこと一つを取るにつけ、結局、「イスパノ発動機の構造はタフでも扱い易くも経済的でもなかった」という総括が順当なところのようである。

点火栓接点(点火栓座)もブロックねじ込み式であるが、無論、気筒にも孔明け加工は必要である。そして外からねじ込むため、気筒に明けられた孔との間のシーリングには先ず「アルミニウム、プラスチック」製の“座環”と呼ばれる円筒(鋳付き?)を挿入し、次いでその内側に軟鋼製“接手”をねじ込み、前者を“圧拵”して漏れを防ぐという方式が採用されていた。恐らく“接手”の部分にはテーパねじが用いられていたのであろう。但し、この方式では潤滑油漏洩防止には困難が伴ったようである。漏れが発見された場合、“座環”の取替え、またはこれを取外し、気筒内部より“特別の拵孔器”を用いて“座環”の圧拵が要請された。これもメーカー仕事によるしかなかったであろう。高橋大尉の弁ではないが、多少漏れても発動機の性能に別状無かったことはせめてもの救いである。

なお、本発動機には圧縮空気による起動装置が装備されていたから、気筒頭には勿論、起動用空気弁(一種のチェックバルブ)取付け孔も加工されねばならなかった。

気筒体は上述のように気筒下端に設けられたフランジで上部クランク室にボルトオンされる。上述の通り、クランク室との結合ボルト孔は全てのねじ込みが終了した後、穿孔さ

れねばならなかった。この際、気筒ピッチが詰まっているため、水套ブロックにねじ込まれた順に隣接気筒のフランジと干渉しないようフランジの重なる部分の切断が行われた。

図IV-6 三菱イスパノ 450 馬力発動機のピストン



同上書、6 頁、第三図。

ピストンは Al 合金鋳物製。旧型においては連桿内部に油孔がなく、潤滑油噴射を行っていなかったため、上方に圧縮リング 3 本、ピストンピンの直下に油リングを 1 本配する構成であったが、やがて取上げられる改良型では連桿油孔からの潤滑油噴射がなされるようになり、最上部に圧縮 2 本、上部 3 段目およびピストンピン直下に油リングを各 1 本配する構造に変更された。ピストン冠内面には強度と放熱性、潤滑油ジェットとの接触面積を確保するため、平行リブが立てられている。ピストンピンは浮動式でピン孔両端に Al 製止金が嵌入されている。

連桿はフォーク&ブレード型。左バンク側がブレードで、直接クランクピンを掴み、右バンク側のフォークはブレード側に設けられた幅の広い大端円筒部を掴むイスパノ正統の型式。メタルについては「減摩合金ヲ鋳込ム」としか表示されていないが、ホワイトメタルの類であろう。小端には燐青銅製のブッシュが嵌入されていた。但し、オリジナルとの形式的相同性はこの点のみであった。

そもそも、首の部分が円柱形をなし、その内部を機械加工により中空とするのがイスパノ・スイザのオリジナル設計であった。そして、恐らくこの 450 馬力型の途中からかと思われるのだが、この中空部は潤滑油道として用いられるようになっていたらしい。

ところが、『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』7 頁に掲げられた三菱イスパノ 450 馬力型のそれは掲げられているオリジナルと思しき図面とは裏腹な形状を有しており、肉太の I 断面の片側に油管を添わせたような外観を呈している(左バンク側は裏面に在ったのであろう)。連桿の材料は一貫して NiCr 鋼であったが、この連桿においても写真の例とは相違する旧型なるものには大端部から小端部へと到る油道が無かったという。従って、旧型には左側連桿小端部に微かに写っている噴油孔も存在してはいなかった(中空加工を施しておらぬのであるからこの孔は潤滑油飛散・ピストン冷却のために敢えて

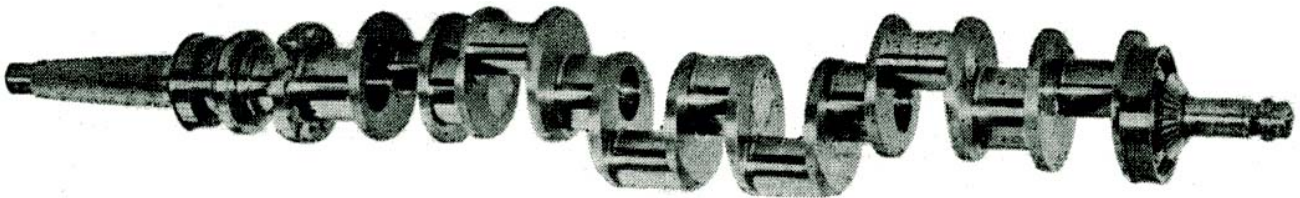
明けられたということにしかない)¹⁰⁷。

図IV-7 三菱イスパノ 450 馬力発動機一型の連桿とその小端部



同上書、7 頁、第四図。

図IV-8 イスパノ・スイザ 450 馬力航空発動機のクランク軸



同上書、8 頁、第五図。

左が発動機前方である。プロペラ軸上にラジアル円筒コロ軸受、複列推力玉軸受が見える。後端に第 7 主軸受である円筒コロ軸受、補機駆動用傘歯車と第 1 作動軸。

クランク軸も連桿と同じく NiCr 鋼製。7 主軸受で 1~6 番は鋼製裏金付きメタル、7 番のみ円筒コロ軸受。ピンおよびジャーナル部は中空加工されており、潤滑油道をなした。クランクウェブは円盤状に削り出されたもの。クランク軸前端は 12 本のボルトでプロペ

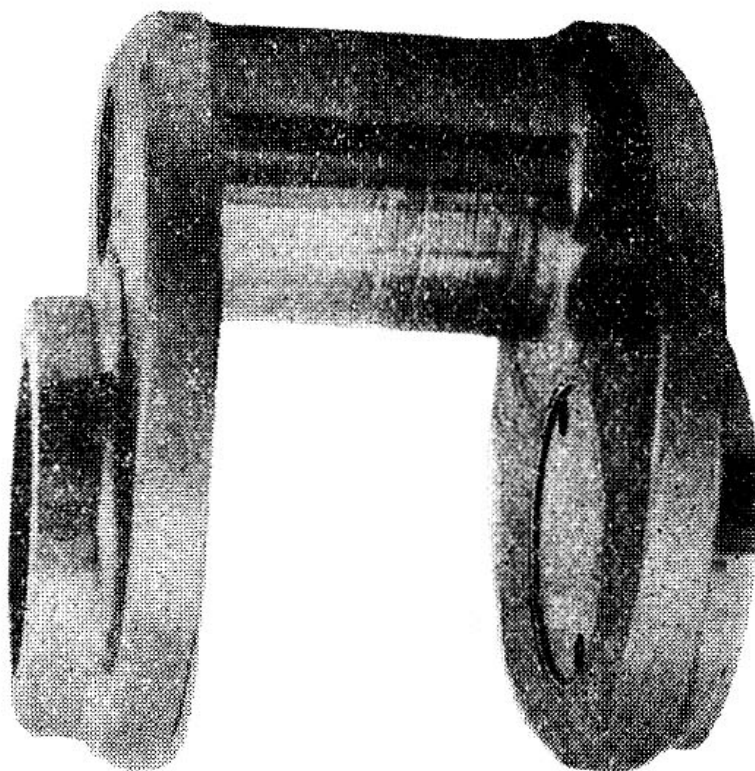
¹⁰⁷ 連桿に鋼管を外付けする潤滑・冷却方式は 1929 年 12 月 23 日付けで三菱航空機が国内特許(特許第 84673 号)を取得している。技術院編纂『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』発明公報協会、1945 年 3 月(1942 年 6 月末日登録分まで)、68 頁、参照。

ラ軸を取付けるためのフランジになっていた。

補機駆動は後部からで、クランク軸後端内腔に切られた 6 溝スプラインボスに弁装置・油ポンプ・水ポンプ駆動用傘歯車を持つ第 1 作動軸が嵌入され、マグネトー駆動用のネジ歯車を持つ中間軸はその後端から噛合い継手により、更にヘルツマーク起動装置用空気分配器および AM 燃料供給ポンプ駆動用の第 3 軸は中間軸の後端より駆動される構造になっていた。マグネトー、起動装置、燃料ポンプの駆動はバネ板式撓み継手を介して行われた。

この V 型 12 気筒用 6 スロー・クランク軸は V 型 8 気筒用に 2 スロー加えたモノであるだけに、勿論、それ相当の強化はなされていたであろうが、幾分の脆弱性を伴っていたようである。文献にはフランス製イスパノ 450 馬力発動機分解の際、その追加部分に当たる第 4 クランクアームに発見されたピンのフィレット部内側から発し、アーム破断寸前という所まで成長した亀裂が標本写真として掲げられている。

図IV-9 フランス製イスパノ 450 馬力発動機第 4 クランクアーム(左側)に生じた亀裂



東 彌三「故障及修理法 —— 航空発動機 ——」共立社、内燃機関工学講座 第 8 卷『故障及修理法』1935 年、290 頁、第 95 図。

また、本件については次のような分析所見が添えられている。

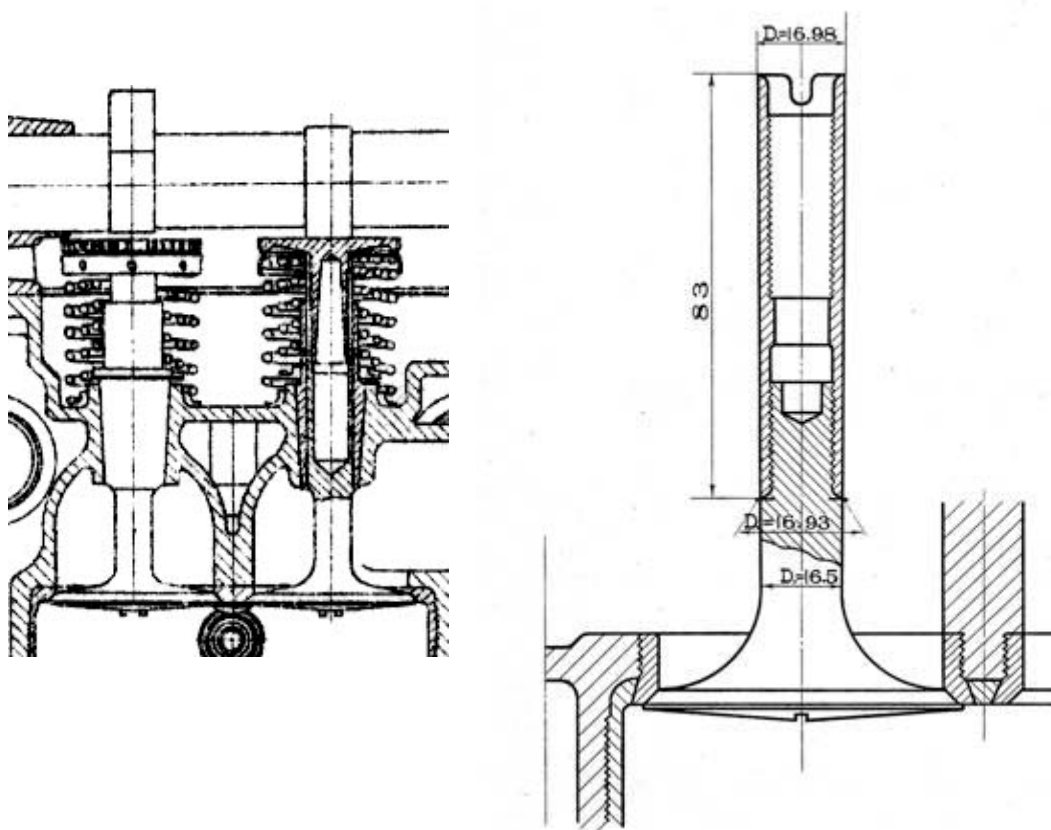
亀裂の始りは第四曲軸腕に於ける隅角の弱点を起點として起り、振り曲げ等の振動的負荷によつて疲労して生じたものである。検査鏡的試験の結果にとれば鋼滓並に気

泡の含有量多く、之が爲め疲労を比較的速に促進したと思惟される。又化学的及物理的試験の結果強度は概ね規格に合致してゐるが金質としては稍々脆い傾向にあつて鋼滓及気泡の爲に該部に何等かの弱點の潜在したものと如く推定されるが、一方本発動機の性能上の要求から恐らく耐久性の點では未だ抗張力が充分ではないものと思はれる(同上書、290~291頁)。

この有様では本家においても鋼材の品質不良は重大な問題であつたと推察せざるを得ない。もつとも、当該発動機の累計運転時間について何も触れられていない以上、隔靴搔痒の感は否めぬところである。但し、この亀裂がイスパノの耐久性非重視という設計思想の比較的ストレートな表現であつたと解釈する余地が全く残されていないかと言へば、そこまで断定する根拠も示されていない。

プロペラ軸は2重のスラスト玉軸受と単列円筒コロ軸受によって支持され、これらの軸受の潤滑は発動機の油循環経路に組込まれていた。

図IV-10 三菱イスパノ 450 馬力発動機一型の吸排気弁回り及び排気弁



左の図は『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』、附図第一図を部分拡大。排気弁はこの図の視角からすれば右方ということになる。右図は附図第十三図。両図が互いに矛盾している点に注目。

小川清二『航空発動機工学』河出書房、改訂版、1944年、144頁、第104図、『航空発動機』中巻、

52 頁、第 277 図も同じ。小川はこれをイスパノ 12Hb(標準出力 500PS/2000rpm.)の弁と表記しているが、12Hb の ϵ が 6.2 であるのに対し、三菱イスパノ 450 馬力型のそれは一貫して 6.0 であるなど、三菱化の結果として両者の諸元は完全には一致していない。

弁は前作にも増して非常に凝った造りになっていた。中空弁棒の上部外周にはセレーシオン加工が施されており、ここに同じくセレーシオン加工された孔を有する円盤状の“発條承金”が嵌入され、上下に摺動可能な状態に置かれた(その下には勿論、弁バネが収まる)。“発條承金”の上にはタペットを兼ねるキノコ型の“弁調整金具”が被せられ、ピッチ 1mm の雄ネジが切られたその脚(中空加工)は“発條承金”の孔を貫いて弁棒内腔の雌ネジにねじ込まれていた。“発條承金”と“弁調整金具”との接触部は一種の歯型継手をなしており、両者のリム部に切られた各 100 個の歯が噛合わされていた。1 歯の進退により弁棒の長さは 0.01mm 伸縮せしめられ、弁隙間と弁開閉時期の調節が図られる仕掛けである。正規の冷間隙間は 2mm とされた。

吸気弁は頭部と軸部が一体であったが、排気弁の頭部は図のように別体で、互いに材質を異にし、ネジ込み結合されていた。弁径が吸排気同一である点は未だ改められていない。弁バネは互いに巻き方向を違えた 3 本が用いられるようになっており、不意の折損に備える策が強化されていた。

なお、ここに来て弁に係わる正確な図が初めて登場したワケであるが、この図から読み取る限り、弁面角度は一般的な 45° より大きく、 50° に設定されている。この点は既に掲げられたグレードの低い複数の図から得られた印象とも合致しており、イスパノが弁断面プロフィールの平滑さ(→流れのスムーズさ)よりも閉まりの確実さを優先した設計を採用していたことが判る。

弁案内としては焼付きの危険性が高い排気側にのみ、上方周囲に 3 個の小孔を明け、内面に油溝を加工したモノが用いられた。材料への言及は見当たらない。

Gunston に拠ればイスパノ発動機には工学的に観て問題の多い設計や加工法が用いられていた。彼はイスパノの Farman 減速装置(220 馬力型は平歯車式)に関して傘歯車の歯形や材料には問題があったと伝え、カムのプロフィールは弁に過大な側圧を生み弁案内に亀裂を生ずる体のモノであったと述べている。

続いて彼は、弁棒の終端部に切られたスロット(溝)の底がカドになっていたため応力集中→疲労破壊を生ずることが多かったとも述べている。曰く：

……バルブシステムの固定用溝の底部は、隅が四角になっていたので非常に短時間のうちに疲労割れを発生した……(Gunston/川村忠男訳『航空ピストエンジン』グランプリ出版、1998 年、163 頁)。

これは何としても理解し難い記述である。イスパノ発動機の弁棒端部に普通の発動機のようなスプリット・カラーを嵌め込む溝などというモノは無い。そこで筆者は従前これをスプライン溝(ないしセレーシオン)の底か何かを指すモノ位に勘繰っていた。今回、三菱

の図面を改めて眺めた上、念のために原文を参照してみた。すると当該部分は次のようになっている。

The locking slot at the bottom of each valve stem had square corners, promoting a fatigue crack in a very short time(*ditto.*, *Development of Piston Aero Engines* 2nd.ed. 2006, p.122.).

これまた怪しげな表現ながら原文の方が幾分、解り易い。但し、断っておくべきは、先ず、「固定用溝」が云々され得るのは“each valve”＝吸排気弁全てについてではなく頭部別体の排気弁のみであったということである。次に、弁の加工に関して図IV-10(右)ではステム上端(昔のカサを頭と称するなら石突は“bottom”か)の当該部分に大きな丸味が与えられ、“L”ではなく歴とした“U”字溝の形状を呈している。ここに専用工具を嵌め込み、頭部の端面に切られた溝との間でツイストしてネジを締め込んだのであろう。この“U”字型は応力集中を防ぐ真っ当な設計であって何の問題も無い。ガンストンの自信に満ちた言が幾分かでも正しいのであれば状況は“イスパノの原図面もこれと同じであったが実際の製造現場では守られていなかった”ということになるのか、“これは三菱独自の改良であった”ということになるのか、の何れかである。もっとも、どちらもやや無理のある仮説ではある¹⁰⁸。

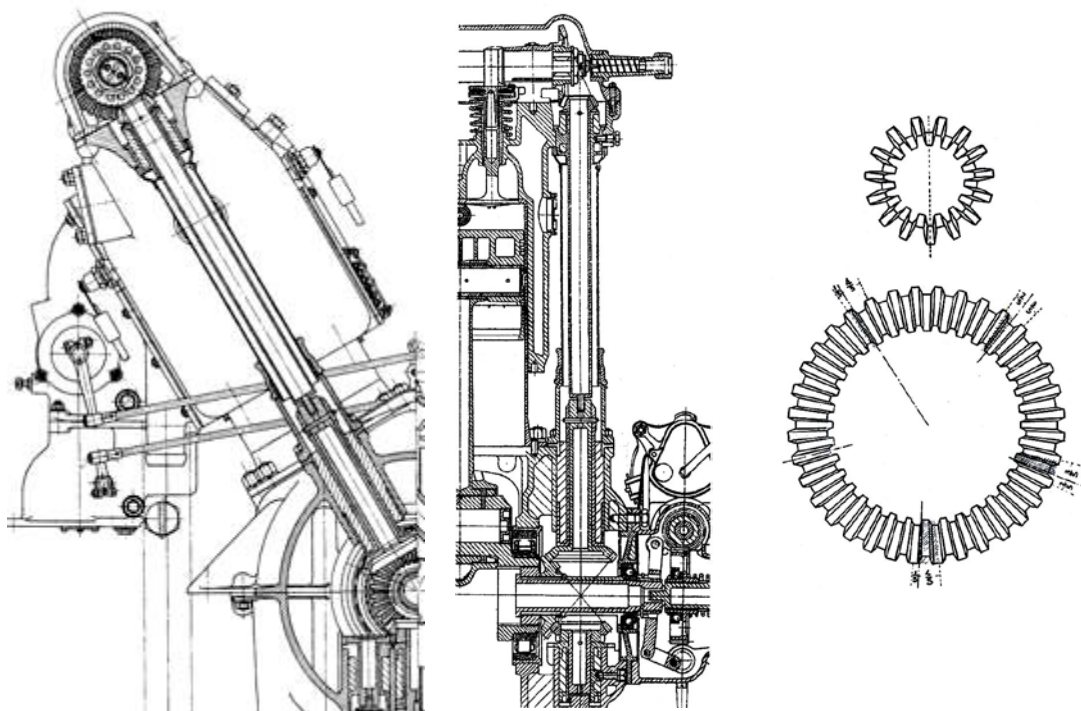
動弁機構は傘歯車と気筒軸に平行な縦軸を用いる SOHC であった。クランク軸後端に嵌入された軸上には歯数 30 の傘歯車がセットされており、3 つの傘歯車と嚙合っていた。下方のそれ(歯数 25)は油及び水ポンプを駆動し、左右斜め上方の 2 個(同)は Al 合金軸受によって支持されたカム軸駆動用縦軸を駆動した。縦軸上端には歯数 15 の傘歯車が取付けられており、歯数 36 の歯車を介してカム軸を駆動した。

最後の傘歯車は左右バンクで大きさを異にし、左バンク側が大きかったというが、これは回転計がこの左側カム軸からケーブルで伝動されたからであろう。

図IV-11 三菱イスパノ 450 馬力発動機の後部ギヤトレイン、最終歯車

¹⁰⁸ この“コーナーR”に係わる問題一般には艦艇ディーゼル化を目指して開発に邁進していた第二次世界大戦直前の海軍艦政本部第五部も大いに悩まされている。主軸受の上部軸受冠、同下部軸受冠、燃料噴射ポンプ高圧部に“コーナーR”不足に起因する亀裂が発生し、工場現場の至る所には「隅にはR, 角には丸味」のポスターが掲げられたという。生産技術協会・渋谷隆太郎『旧海軍技術資料 第1編(2)』1970年、216~218、420、430、440頁、参照。

なお、ガンストン邦訳書の文意をスプライン溝底の入り隅と解した前掲拙稿「C53型蒸気機関車試論(訂正版)」の記述は、正解は今以て闇の中とは言え、一先ず不適當であったということになる。



左、三菱航空機『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』附図第二図より、右、附図第一図、16 頁、第八図、より。

カム軸は鋼製削り出し品で中空・中央 2 分割型を 6 本のボルトにて結合。その内腔は油道として使用された。前後ピースは中央のフランジ継手部でボルト結合され、後部の傘歯車で駆動された。カムおよびジャーナル部には浸炭焼入れが施されていた。軸受は 4 個で Al 合金製。

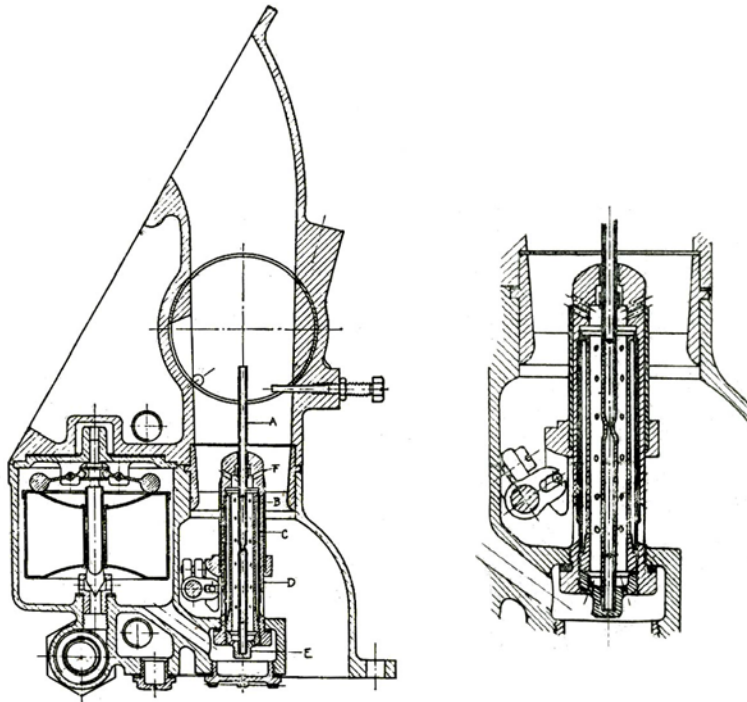
弁開閉時期は以下の通り。オーバーラップは 20° である。

吸気弁啓開	10° BTDC
吸気弁閉塞	54° ABDC
排気弁啓開	54° BBDC
排気弁閉塞	10° ATDC

このタイミング調整はプロペラ取付け部または後部延長軸上に直系 360mm の円板をセットし、左第 1 気筒を用いてなされた。この円板には角度目盛りは割出されていなかったようで、円周上の距離を測る調整法が指示されていた。

工作誤差によりこの正規の弁開閉時期が得られぬ時は 300 馬力型のところで述べたように、カム軸歯車取り付け用キー溝の移動と噛合い補正、縦軸上端歯車噛合い継手の半回転移動の何れかまたは双方の組合せによって正規の値の近似を得るものとされた。円周上の距離 1.5mm 即ち、 0.48° に相当する微調整が必要とされる場合、300 馬力型におけると同様、「弁調整金具」の歯を 1 枚前後させる措置も講じられた、なお、点火時期調整にもこの円板が用いられ、左第 1 気筒から発火順序に従って確認が行われた。

図IV-12 イスパノ・クロード SH46 型昇流式気化器



三菱航空機『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』19 頁、第十一図、20 頁、第二十図。

スロットルは回転弁である。E が燃料を計量するメインジェット。右図は高度の上昇により希薄化が進むのを抑えるため、空気閉塞筒を上げ、噴霧孔 F の開口を一部制限している状況を示す。

上の図は本発動機に装備されたイスパノ・クロード SH46 型気化器である。本気化器においては高度上昇と共に混合気濃度が高まるのを防ぐため、高度補正装置として燃料噴霧孔の作用数を減少させ、燃料流量を減少させる高空ノズル(添図はフル作動時)が備わっていた。これはスリーブをノズル上でスライドさせる機構であったが、未だ以てダイヤフラム等による自動補正機構にはなっておらず、手動操作方式のそれであった。

起動装置としては再三述べて来た通り、今以って圧縮空気を各気筒に分配する三菱ヘルツマーク式起動装置が装備されていた。初期における三菱の 89 式中戦車乙(1929 年制式化)用 A6120VD 型ディーゼル機関においても圧縮空気分配式の起動装置が用いられていたから、当時はこんな大形内燃機関のその如き大仰極まるカラクリが信頼性において電気仕掛けや手動の慣性始動機を上回ると考えられる状況にあったのであろう。しかし、航空発動機の始動装置としてこれでは機構的に煩瑣であり、かつ、機動性の点で物足りない印象は拭えない。

潤滑は勿論、ドライサンプであった。オイルポンプは並列 3 連のベーンポンプで、中央、第 1 作動軸により直接駆動されるのが圧送、これから間接駆動される両サイドが戻しポン

プ。規定送油圧は 5kg/cm^2 で、これが 3kg/cm^2 を下回った場合には直ちに運転を取りやめるよう指示されていた。潤滑経路は送油ポンプ→集油管→枝管→①主軸受(第2、4、6ジャーナルに油孔4)→クランク軸内部→クランクウェブ油孔→クランクピン(油孔3)→コネクチングロッド大端部→大端軸受外部、および→コネクチングロッド内部→コネクチングロッド小端部→ピストンクラウン→気筒内壁→オイルパン→排油ポンプ。枝管→②前部主軸受→上部クランクケース→外部油管→カム軸室前部→前部カム軸軸受→カム軸内部→各カム軸軸受→各弁案内。③上部クランクケース→プロペラ軸軸受→オイルパン→排油ポンプ。④各カム軸軸受→カム軸後端排油孔→傘歯車・縦軸上部軸受→補機駆動歯車→オイルパン→排油ポンプ。

冷却水循環ポンプは潤滑油ポンプの直下に置かれ、これに従属して駆動された。ポンプの形式はリバティータンと同しく遠心式ポンプで、インペラ、ケーシング共にシルミン製であった。冷却水にグリセリンまたはエチルアルコールを25%添加し、氷点を -15°C に下げる措置が講じられることもあった。

三菱イスパノ 450 馬力型発動機一型についても同 300 馬力型の場合同様、各主要部品の重量に関するデータが手許に在る。これに拠れば：

- 気筒(片バンク、弁・弁バネを除く) 61.62kg
- クランク室(上半部、下半部、全体) 38.05kg, 37.82kg, 75.87kg
- ピストン(全体、ピストンピン、ピストンリング) 1.658kg, 434g, 208g
- 連桿(内側、外側) 2.06kg, 1.96kg
- クランク軸 49.43kg

であった¹⁰⁹。

当発動機に重量比 53.41%を占めた鋼材の歩留りに関して 300 馬力型とほぼ同じデータを表示すれば：

表IV-1 三菱イスパノ 450 馬力発動機の鋼材歩留り

部材 (鋼種)	素材重量 kg	成品重量 kg (%)
ボルト・ナット・ワッシャ等(発動機鋼第三号)	108.659	23.557(21.63%)
キー・気筒・始動栓・ハブ等(発動機鋼第四号)	605.453	60.382(9.96%)
連桿・クランク軸・プロペラ軸等(発動機鋼第九号)	667.480	75.468(11.3%)
歯車・ピストンピン等(発動機鋼第十二号等[推定])	63.080	11.390(18.00%)
カム軸(発動機鋼第一号)	104.220	6.940(6.66%)
縦軸歯車等(材料不明)	27.200	3.462(12.71%)
吸気弁・逆止弁(発動機鋼第八号)	23.100	3.186(13.75%)
排気弁(発動機鋼第十四号)	20.300	2.916(14.50%)

¹⁰⁹ 陸軍航空本部技術部『航空発動機ノ現況ノ概要並将来ノ豫想』附表第一(其ノニ)より。

線材、鋼管、鋼板を含め鋼材全体	1631.637	194.9574(11.95%)
-----------------	----------	------------------

陸軍航空本部技術部『航空發動機ノ現況ノ概要並将来ノ豫想』附表第五、より。

計算に一部、誤りが見られたため訂正。

カム軸の素材がこれほど大きいことの理由ないしその正誤については不明。

となり、概ね 10~20%という材料歩留りであった。無論、トータルの製品歩留まりまで考慮に入れば凄まじい数値となったであろう。

同じく鑄鉄に関して：

ピストンリング用	素材	25.520kg	成品	2.520kg(9.80%)
それ以外	素材	20.41kg	成品	3.928kg(19.85%)

とあり、Al 合金に関しては：

ピストン	素材	40.590kg	成品	19.920kg(49.2%)
クランク室・前蓋・後蓋・水套等	素材	230.210kg	成品	121.343kg(52.60%)
クランク室底蓋・カムカバー等	素材	23.280kg	成品	14.733kg(63.40%)

となっている。

片バンク 4 気筒から 6 気筒に進化しただけに、300 馬力型より大物部品の材料歩留りはやや低下しているようであるが、何れにせよ見事に酷い値ばかりが並んだものである。

取扱一般について見れば、全力運転は離昇ないし緊急時、2 分間のみ許容され、通常、連続運転回転数は地上：1600rpm.まで、高度 1000m以下：1700rpm.まで、同 2000m以下：1800rpm.まで、と規制されていた。これはある程度、高めの圧縮比が設定されていたためであろう。高空ノズルは高度 2000mから操作された。また、冷却水出口温度は 85℃、潤滑油入口温度は 80℃を超えさせないよう求められていた。

各部締め付けネジの点検は運転 10 時間毎、潤滑油、冷却水、燃料路下記の洗浄は運転 20 時間毎と定められていた。

なお、所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』巻 二には上述の通り、1933 年度における新進イスパノ 450 馬力發動機の“手入”経費実績が記載されているので、これまた新進の BMW500 馬力型との比較の形でここに紹介しておく。

表IV-2 1933 年度、イスパノ式 450 馬力發動機と BMW 式 500 馬力との手入経費比較

種別	区分	対象台数	所要人・時間	所要日数	職工給	部品費			材料費	所要経費計	同 1 基当り
						新品	再用	計			
イ式	定期手入	8	2,156.30	236	570.63	903.60	498.00	1,041.60	177.51	2,149.74	268.72
	臨時手入	9	2,074.00	255	559.26	1,010.55	166.00	1,175.55	248.35	1,983.16	220.35
	初度手入	4	369.12	62	205.03	241.15	-	241.15	90.03	536.21	134.05
	局部修理	2	153.00	8	41.22	-	-	-	69.97	111.19	55.60
	点検手入	5	263.03	91	70.83	-	-	-	-	70.83	14.17

ベ 式	定期手入	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	臨時手入	3	1,059.55	27	284.32	-	-	174.28	458.60	152.87	
	初度手入	4	807.30	68	218.53	-	--	100.28	318.81	79.70	
	局部修理	2	25.30	2	6.84	24.00	-	24.00	-	30.84	15.42
	点検手入	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

所澤陸軍飛行學校『發動機工術教程』巻二、365頁、より。

BMW は空欄になっている定期手入が圧倒的に物入りであったから比較にはならないが、同じく新進のジュ式 500 馬力 3 基が定期 641.62(av. 213.87)、1 基が臨時 207.19、3 基が初度 354.32(av. 118.11)を記録しているから、水冷部隊の経済的劣勢はここでも明らかであった。

2. 三菱イスパノ 450 馬力発動機の改良モデル

(1) 「改一型」…… 連桿構造その他の変更

期日は、また“主任”が誰であったのかについては不明ながら、この 450 馬力型は小改良を施され、「改一型」となった。改良項目は連桿が I 断面の主・副連桿方式に改められたこと、前掲図IV-7 とは矛盾するが、連桿内部に明けられていた油道が後付けの鋼管に改められたこと、燃料ポンプが往復動式の A.M.往復動ポンプからより能力の高い回転式容積型ポンプの一種である Wright(米)型に変更されたこと、起動装置が大仰な圧縮空気式から世話の焼けないエクリプス(Eclipse)慣性始動機 11 型に変更されたこと(最後部に設置)、である。

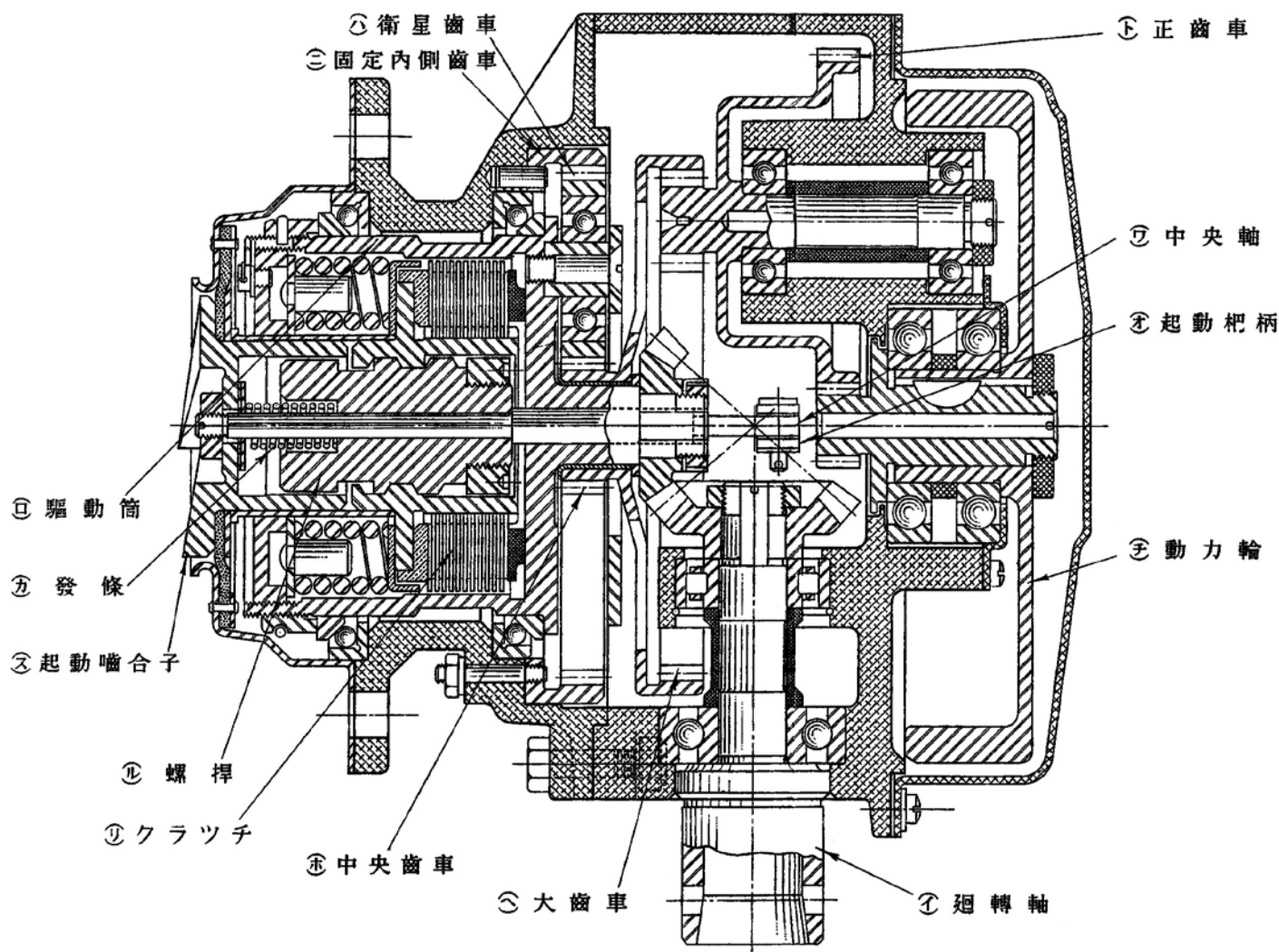
次に示すエクリプス慣性始動機は手動クランクの回転を歯車機構に依り約 12000rpm. に増速し、「動力輪」に運動エネルギーを蓄え、これを多板クラッチを介してクランク動力の形で一気に開放する仕掛である。始動操作自体は操縦士によって行なわれたが、手動クランクを回すのは地上スタッフの役目であった¹¹⁰。

力の伝達経路は入力：手動クランク→回転軸(イ)→傘歯車→駆動筒(ロ)→衛星歯車(ハ)→[固定内歯車(ニ)]→中央歯車(ホ)・大歯車(ヘ)→[ピニオン]→正歯車(ト)→[ピニオン]→動力輪(チ=弾み車)となる。始動に際しては弾み車に運動エネルギーを蓄えた上で手動クランクを外し、起動把柄(オ)を操作して中央軸(ワ)を前進させれば発条(カ)を介して起動嚙合子(ス)は押出されてクランク軸後部の嚙合いクラッチと嚙合い、運動エネルギーは動力輪(チ)から駆動筒(ロ)→クラッチ(リ)→螺桿(ル)→起動嚙合子(ス)へと伝わり、90rpm.程でのクランクが行なわれる。多板式クラッチ(リ)は発動機がケッチンした場合にトルク・リミッタとして作用する安全装置である。発動機が起動すれば起動嚙合子(ス)は自ずと押し戻されるが、バックトルクが瞬間的に強く作用した場合には駆動筒(ロ)内に仕組まれたネジである螺桿

¹¹⁰ 手回しクランクを内臓の小形電動機に置き換えたものがやがて航空発動機始動方式の主流となる電動慣性始動機である。電動慣性始動機の採用と共に始動用点火系にも進化を生じたが、この点については第III部の補論、参照。

(L)が回されて多板クラッチが強制的に切れ、バックトルクが無くなればクラッチ・スプリングの力によって復位する仕掛けになっていたようである。

図IV-13 エクリプス慣性始動機 11 型

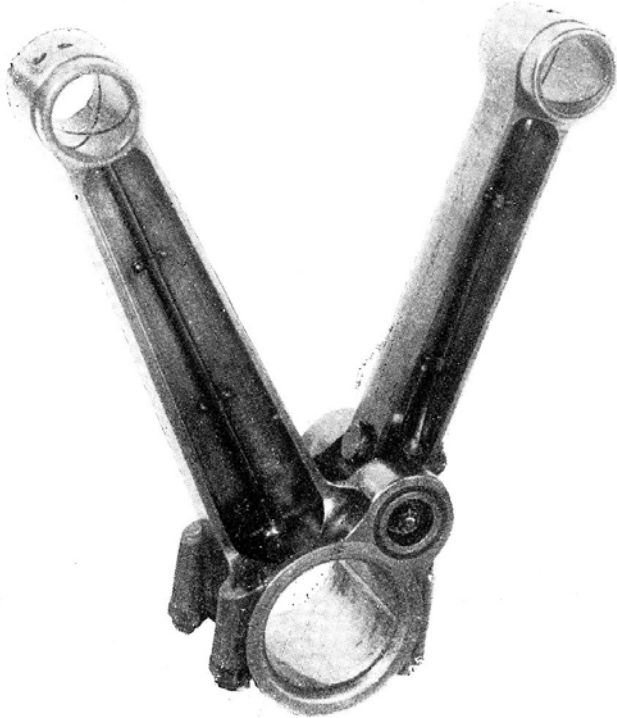


三菱航空機『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』合本の「ヒ式四五〇馬力発動機二型取扱方法書」附図第一図。

複傾斜を伴う連桿設計の変更は構造的には退行であるが、V型 12 気筒ともなれば大した実害は無く、生産性への配慮が優先された結果であろう。実は本家イスパノも 1932 年に投入された同社初の過給発動機 12-Ybrs型においては副連桿方式を採用している。もっとも、主連桿はI断面油管後付け方式であったが、副連桿には意地からか伝統の中空円筒方式が用いられていた¹¹¹。

¹¹¹ cf. Lage, *Hispano Suiza in Aeronautics*. pp.185~186. 富塚『航空原動機』68 頁に第

図IV-14 三菱イスパノ・スイザ 450 馬力発動機「改一型」の連桿



同上書合本の『ヒ式四五〇馬力発動機改一型取扱方法書』1頁、第一図。

なお、イスパノ最後の航空用ピストン発動機となった 1939 年の 12Z型においては再び複傾斜を伴わないフォーク&ブレード方式が採用されている。それは図のように原点における同方式を垢抜けさせたような美しい設計であった¹¹²。

図IV-15 1939年のイスパノ 12Z 発動機において復活したフォーク&ブレード式連桿

47 図として掲げられている 12Ydrs(1934 年)の連桿もこれと同じ構造である。

¹¹² cf. Lage, *ibid.* p.274. このフィンガー・ジョイント的な結合方式は日本では「昭和七年 實用新案出願公告第 3535 號」として公告されている。出願者は“マルク、ビルキー”とあり、世界的には 1929 年 3 月 11 日、ベルギーで出願された特許が最初のものである。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』635 頁、参照。

なお、この“ライト型”について日本飛行学校『飛行機発動機學講義』は「ヴァイキング内部齒輪型」と称している(440頁)。

三菱イスパノ発動機の燃料ポンプが A.M.型からライト型という半歩前進的技術に切替えられた背景には発動機技術の移転を通じたイスパノ、ライト両社間の関係という大きな背景が在ったように想われる。

第一幕として、上述の通りライト社は 1916 年に Martin と合併し、ライト・マーチンとして数多くの 180 馬力型と少数の 300~325 馬力型イスパノ V8 発動機のライセンス生産に入っていた¹¹³。

この合併自体は'19年、解消に到るが、新生 Wright Aeronautical社は件の空冷張りの気筒頭結合方式、塩化物封入内部冷却排気弁と凸型ピストン頭、朝顔型吸気弁を有し、高い信頼性を誇った“E-4 *Tempest*”に到るライト・イスパノ V 型 8 気筒発動機の改良を尚も続ける傍ら、1923 年の V 型 12 気筒発動機“T-4 *Tornado*”に到る改良設計の発動機をも完成させて行った¹¹⁴。

しかし、このイスパノ系ライト発動機は陸軍の発動機選定に際して後年“*Conqueror*”と命名されることになるカーチスの V 型 12 気筒発動機 D-12 型(1922 年)に敗れた上、ライト・イスパノ系発動機全体も時の海軍からも嫌われてしまった。このため、ライト社は固定空冷星型開発へと方向を全面転換し、“*Whirlwind*”(24~)、“*Cyclone*”(25~)といったヒット作を立て続けに開発、同社離反組によって設立され、同じく空冷を掲げた新興 P&W と並ぶアメリカ二大航空発動機メーカーとしての地位確立を果すと共に、1929 年には遂にカーチスを吸収合併してカーチス・ライトとなる。

第二幕として、カーチス・ライト - *Whirlwind* はこの年、当のイスパノに逆移転されている。*Whirlwind* は名作であったから、その総生産基数は肥大化して行った。そんな量産発動機に用いられていたライト型燃料ポンプがイスパノ水冷発動機に採用されたとしても何の無理も不思議も有ろう筈がない。

それやこれやでライト型燃料ポンプが世界の標準品の一つにのし上がる結果となったという点に疑いは無い。もっとも、“サイクロン”の成長と共に燃料ポンプとしてより単純なギヤ・ポンプないしベーン・ポンプが随時用いられるようになって行ったという趨勢もまた紛れの無い事実ではある。

(2) 「二型」…… 減速型

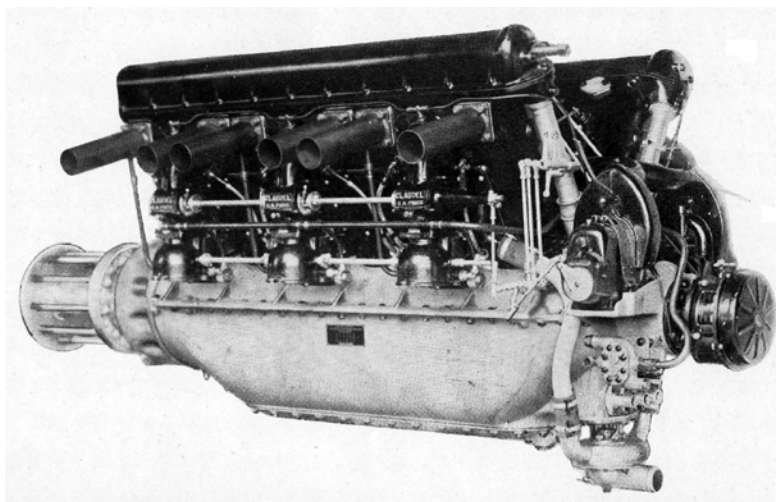
続いて 450 馬力型として最後、「二型」への改良が実施された。これは航空発動機の本

¹¹³ cf. Wright-Martin Aircraft Corporation, *Hispano-Suiza Aeronautical Engines Birkigt Patents Instruction Book*.

¹¹⁴ E4 についてはシー・エフ・テーラー講述『航空用発動機的设计に就て』30~31 頁、参照。中空冷却弁についてはイスパノ 650 馬力、93 式 700 馬力のところでも若干言及される。が、詳細は先にも述べた通り第 III 部に譲る。

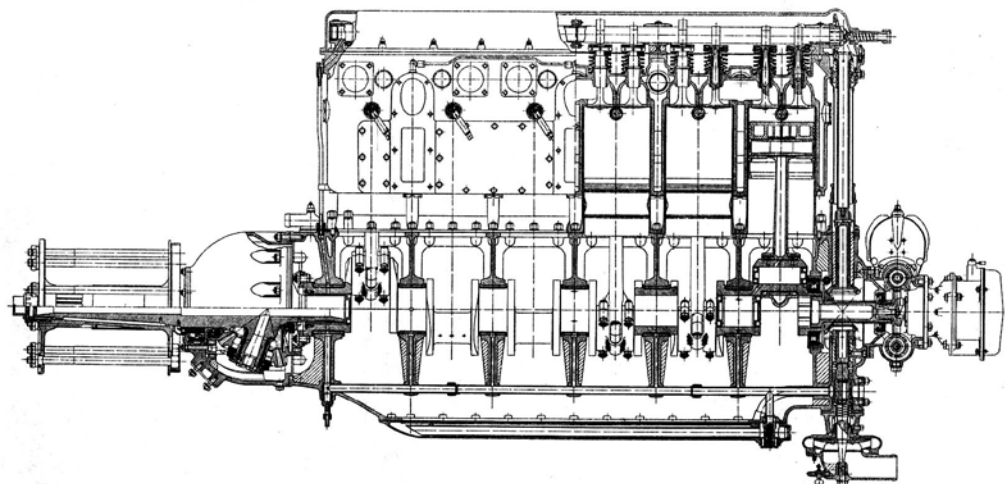
質的進歩に係わる改良で、最大のポイントは0.621の減速比を持つファルマン減速装置の組込みにあった。恐らく、それは平歯車式減速装置では容量不足を来すとの判断から採用された新機構であったろう。

図IV-17 イスパノ・スイザ 450 馬力発動機「二型」



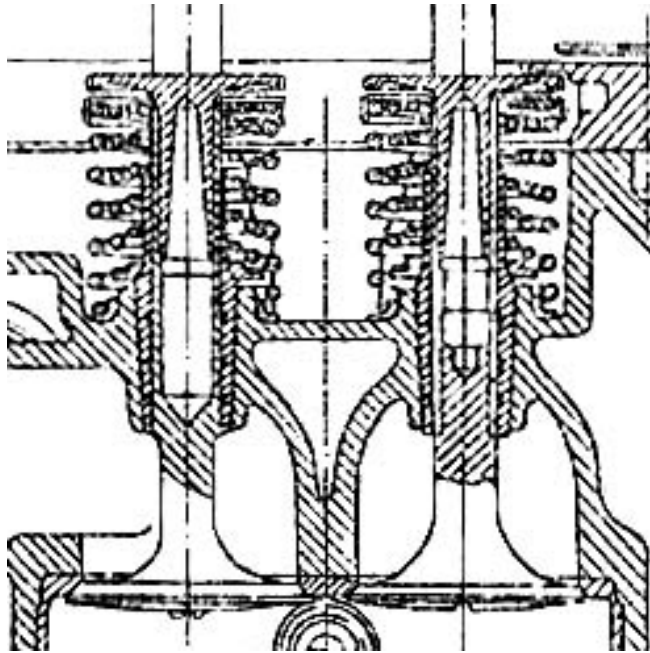
『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』合本の「ヒ式四五〇馬力発動機二型取扱方法書」より。

図IV-18 イスパノ・スイザ 450 馬力発動機「二型」の側面図



同上書、附図第九図。

図IV-19 イスパノ・スイザ 450 馬力発動機「二型」弁部詳細



同上をトリミング。

右側が排気弁。弁表面の溝形状の差と頭部・軸部接合の有無に注目。これで初めて図IV-10 右図との整合が得られたことになる。

ファルマン減速装置は以下に示される構造故に、2枚の平歯車を用いる最も単純な方式などとは異なり、噛み合い点が中間歯車の数だけ(図例では3つに)分散するため、精度や材料の面で相対的に低難度であるとされていた。逆に、高精度でコンパクトな遊星歯車仕掛は小形軽量かつ大馬力の伝達に有利な減速装置を生む。第一次大戦中に開発されヒット作となった初期のRolls Royce航空発動機、*Eagle* (60° 12V 360HP)のそれなどはさしずめその好例と言えよう¹¹⁵。

但し、同発動機に装備されていたのは傘歯車ではなく平歯車を用いる遊星歯車式減速装置であった。1921年頃、同発動機と共に来日したRR社の“職工”は日本人に対してこの高い工作・組立精度を誇る装置の分解を禁じたという逸話が残されている¹¹⁶。

イスパノ発動機に採用されたファルマン式減速装置は加工が面倒な傘歯車に頼るため、^{はすば}斜歯歯車や平歯車を用いる遊星歯車式に対して生産性の面で劣った。とりわけ平歯車は同一ワークを重ねた状態で一気に加工出来る点において優るため、やがて版図を拡げるに到った¹¹⁷。

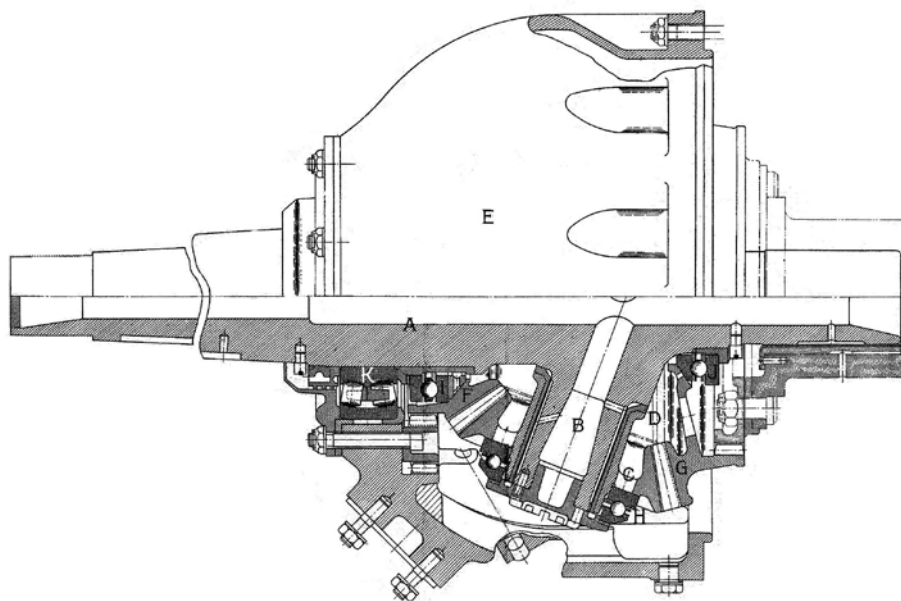
¹¹⁵ 前掲拙稿「Rolls Royce 初代 *Eagle* 航空発動機について—その戦後改良に見る動力技術進歩の内部構造—」、参照。

¹¹⁶ 實吉金郎「航空発動機性能一般」『内燃機関』46号、1941年6月(1943年に山海堂理工学論叢(37)として再刊)、参照。

¹¹⁷ 小谷武夫「航空発動機と歯車」戦前版『内燃機関』71号(1943年 山海堂理工学論叢(55)として1944年に再刊)、参照。

ファルマン減速装置のクランク軸との結合部は内歯歯車として加工されており、これにクランク軸前端フランジにボルト締めされた平歯車が噛み合せられた。所謂、歯型継手の一種である。プロペラ軸(減速された軸)の後端はクランク軸前端の中空部に抱かれており、摺動部には青銅製の円筒内部に“減摩合金”を盛った軸受が嵌め込まれていた。なお、減速装置の潤滑についての記載は見当たらない。これについては恐らく、次に述べる 650 馬力型と同一であったのであろう。

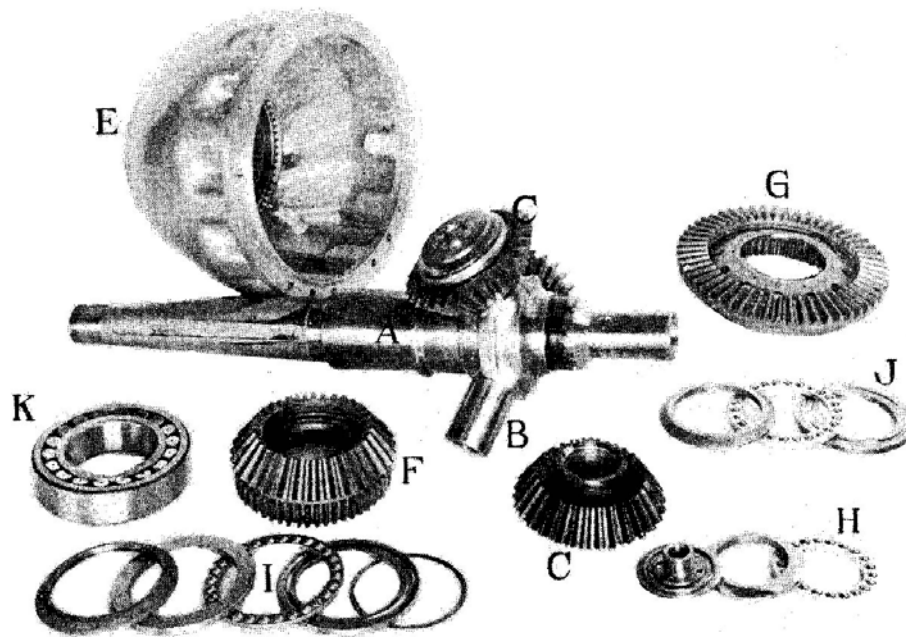
図IV-20 三菱イスポノ 450 馬力発動機「二型」に装備されたファルマン減速装置



同上書、附図第七図。

最前部、白抜き文字KはSKFの自動調心複列コロ軸受。

図IV-21 部品に展開されたファルマン減速装置

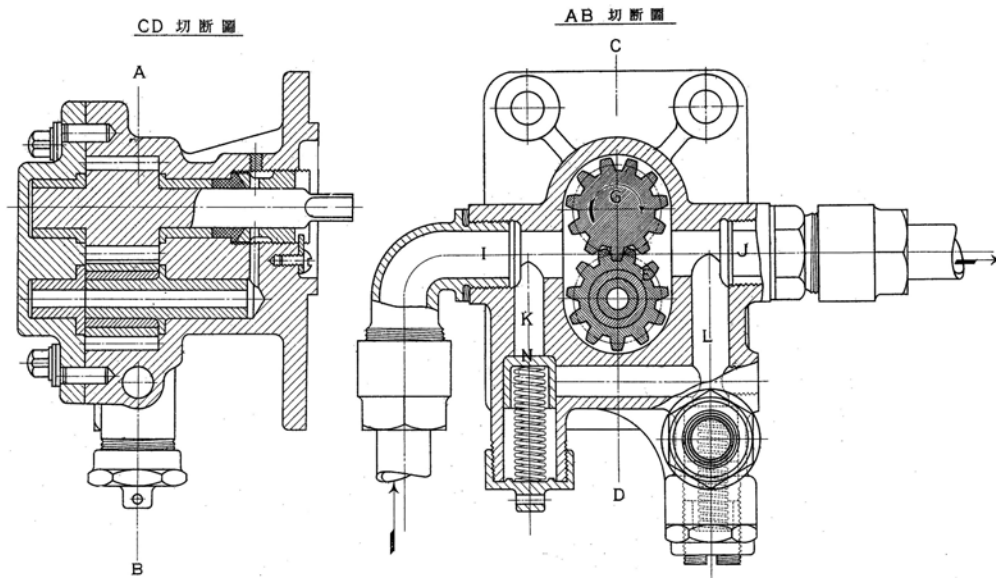


三菱航空機㈱『昭和六年十一月 ヒ式六五〇馬力航空発動機取扱方法書』11頁、第七図。

A：プロペラ軸(後端を軸受ブシュを介してクランク軸に挿入)、B：枝軸、C：Bに支持される傘歯車=中間歯車(寝ている方には嵌入されたホワイトメタルの内貼を有する青銅製ブシュDが見えている)、E：減速室、F：Eに固定される傘歯車 $n=33$ 、G：クランク軸に結合される傘歯車 $n=54$ 、H、I、J：単列スラスト玉軸受、K：自動調心コロ軸受。減速比= $54/(33+54) \div 0.621$

また、副次的改良としては第1主軸受へのスラスト保持(前後位置規制)機能付与、燃料ポンプのシンプルなギヤポンプへの変更がなされている。このポンプの本体はAl合金鋳物、2個の歯車は鋼製であった。

図IV-22 三菱イスパノ 450馬力発動機「二型」に燃料ポンプとして装備されたギヤポンプ



三菱航空機『海軍航空本部承認 昭和五年四月 ヒ式四五〇馬力航空発動機取扱方法書』附図第五図。

これは勿論、オービル・ライトが初期の発動機に燃料噴射(滴下)ポンプとして使用したのと同じ、ごく普通のギヤポンプである。

3. 三菱イスパノ 650 馬力発動機

イスパノは 450 馬力型の上位機種として 9 機種 of 500 馬力型を開発している (1 機種は W 型)。それらのボア・ストロークは 140×150mm、130×170mm の 2 種に別たれた。この内、Blériot 110 長距離機搭載の 12Mbr(130×170mm、 $\epsilon = 6.2$ 、標準 500PS/2000rpm)は 1932 年 3 月、10601.480km という当時の周回コース航続記録を、1933 年 5 月には 9104.700km の直線コース航続記録を樹立している¹¹⁸。

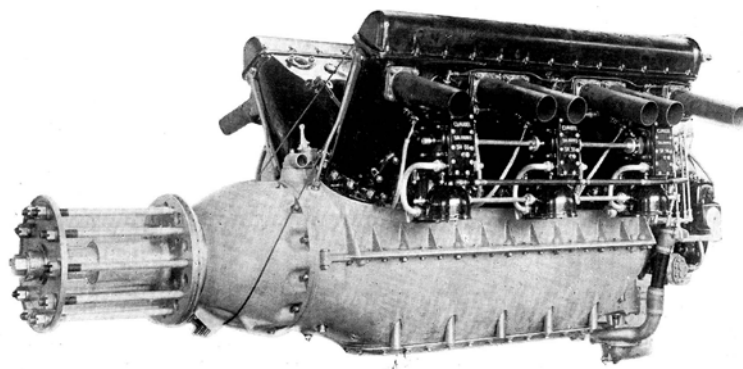
また、600 馬力型として 140×170mm のサイズを有する 2 機種 of V 型発動機がラインナップされていた。続いてこれらのイスパノ・スイザ発動機は 150×170mm のボア・ストロークを有する 650 馬力型へと進化した。

三菱が 450 馬力型の後継機種として選んだのはこの 650 馬力型発動機であった。誠に残念なことに小川清二が掲げたイスパノ発動機の諸元表中に三菱イスパノ 650 馬力型と完全に一致する諸元を持つ機種は見当たらない。これもまた“三菱化”の一結果であろう。この 650 馬力型の“主任担当技師”については服部譲次とも川上純三とも伝えられている。あるいは両方とも正しく、時期によって異なっていた可能性もある¹¹⁹。

¹¹⁸ 小川太郎『航空読本』日本評論社、1938 年、96 頁、第八十一図、日本航空学術史編集委員会『東大航空研究所試作長距離機 航研機』丸善、1999 年、29 頁、第 4.11 表、参照。

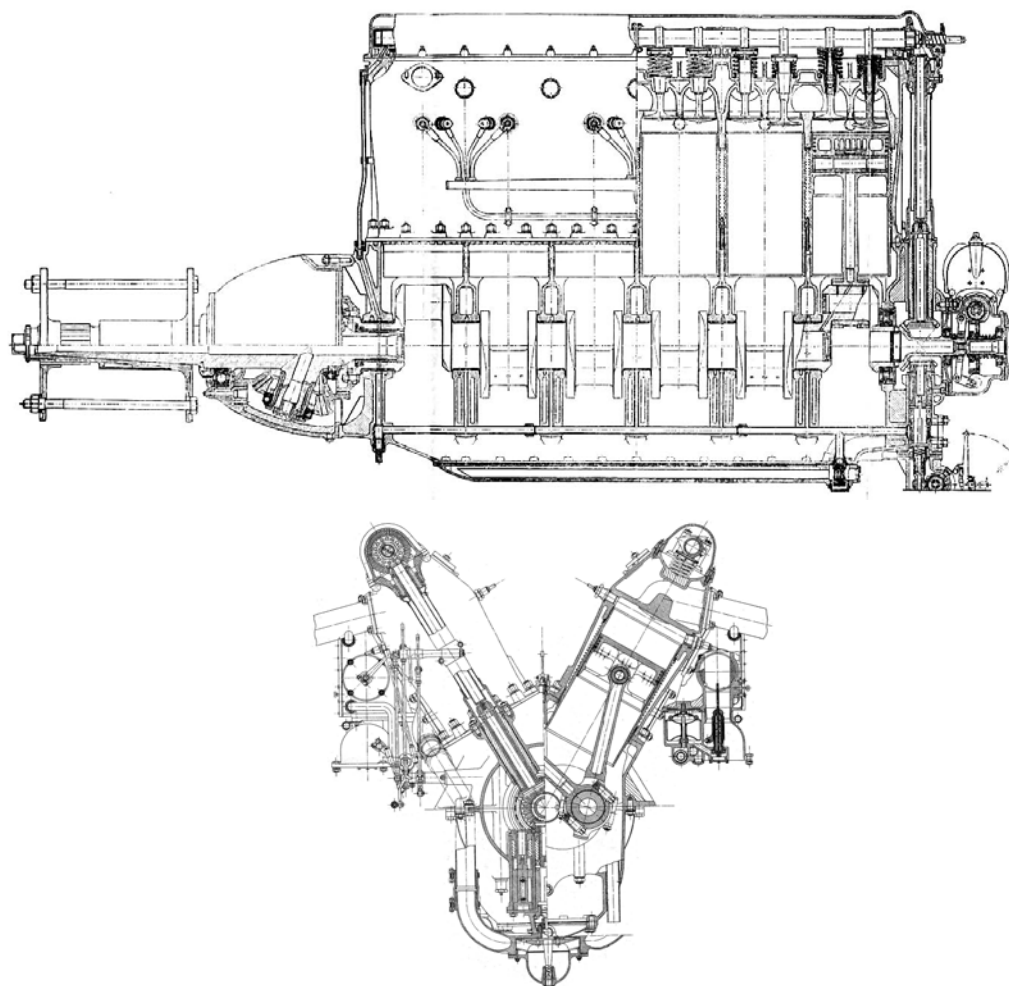
¹¹⁹ 山崎栄治「大江発動機時代」『往事茫茫』第一巻、219 頁、深尾淳二「金星」同書、262 頁、参照。

図IV-23 三菱イスパノ 650 馬力発動機の外観写真



三菱航空機㈱『昭和六年十一月 ヒ式六五〇馬力航空発動機取扱方法書』より。

図IV-24 三菱イスパノ 650 馬力発動機の断面図



縦断面図は内丸最一郎『内燃機関(後編)』第 715 図、横断面図は三菱航空機㈱『昭和六年十一月 ヒ式六五〇馬力航空発動機取扱方法書』附図第二図。後者の附図第一図は大き過ぎるので同じソースから採ったと思しき内丸の図を用いた。

この三菱イスパノ 650 馬力型は 60° V12、公称出力 650PS/2000rpm.、最大出力 790PS/2100rpm.、300 及び 450 馬力型と同様、ギヤトレイン、ダイレクトアタックSOHC の 2 弁式発動機であった。20mmモーターカノン装備可能な本発動機は 450 馬力型の又もや 6 割強に過ぎぬ 271 基のみ製造され、89 艦攻に搭載された¹²⁰。

図IV-25 89式艦上攻撃機



機械學會『機械工学年鑑 昭和 10 年版』89 頁、第 52 図。

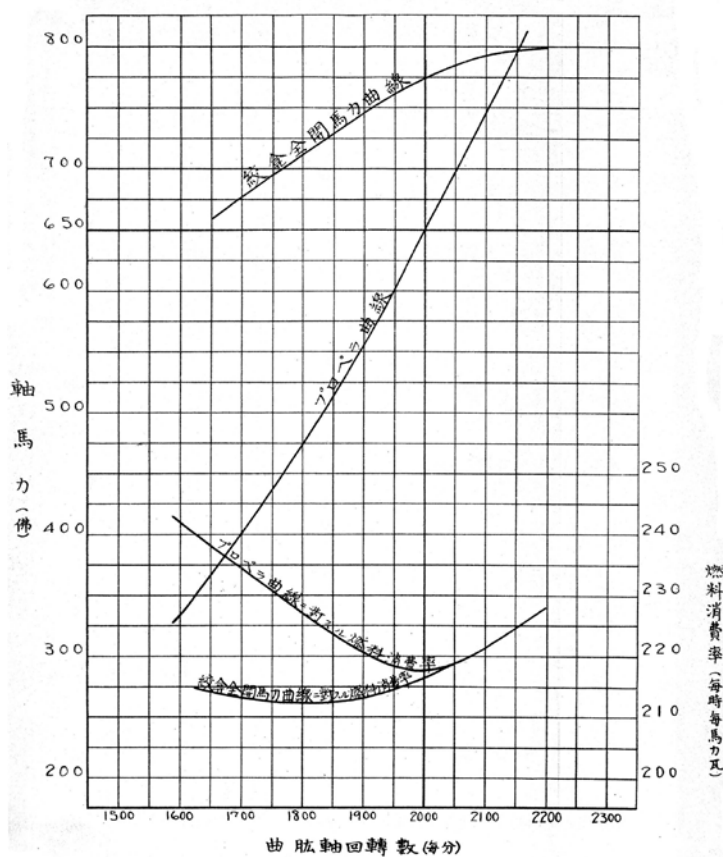
三菱イスパノ 650 馬力発動機においては従前モデルとは根本的に異なった構造が看取される。その詳細については順次述べて行くが、気筒は頭部別体式に変更され単なる(底なし)の円筒となった。この胴部は燃焼室の天井を形成するシルミン(Si 等を添加した Al 合金)製 6 気筒一体水套の上部にねじ込まれた。点火栓は気筒当り同じく 2 個ながら気筒胴部ではなくこの水套上部側面に設置された。これらは明らかに同時代における空冷星型発動機の構造的進化の借用である。

ボア・ストロークは本家の 650 馬力型と同じく 150×170mmに拡大され、 $\epsilon : 6.2$ と、こちらも僅かながら引上げられた。勿論、ファルマン減速機付きで、減速比は同じく 0.621。重量はプロペラハブ込みで 550kg、全長 2132mm、全幅 837mm、全高 947mmであった。排気量は 36 ㍓であるから、公称出力時のbmepは 8.125 kg/cm² となり、450 馬力型よりごく僅かではあるが向上している¹²¹。

¹²⁰ 『日本航空学術史』429 頁に拠る。

¹²¹ 以下、本発動機については特に断らない限り、三菱航空機(株)『昭和六年十一月 ヒ式六五〇馬力航空発動機取扱方法書』による。表紙に「假」のスタンプが押印されているところを見ると、未確定版であったらしい。

図IV-26 三菱イスパノ 650 馬力発動機の馬力、プロペラ吸収馬力、燃料消費量曲線



三菱航空機(株)『昭和六年十一月 ヒ式六五〇馬力航空発動機取扱方法書』附図第一三図。

補機関係は前作と大差無い。気化器はベンチュリー径が 5mm 増えて 47mm となったイスパノ・クロードル SH56、6 個。低高度では止むを得ない場合を除いて 2 分以上の全開運転は避けるよう、高度 3000m を超えれば手動式の高空ノズルを作用させ始めよ、と指示されていた。燃料消費率は 225g/PS-h。これは絞り弁全開でプロペラ吸収馬力が最大となる 2050rpm. におけるそれである。燃料ポンプも 450 馬力二型同様のギヤポンプであった。

マグネトーは全く同じシンチラ GN12-D、2 個。点火進角は 30~18° BTDC。点火栓は気筒当り 2 本で型番は K.L.G. F612 V4。起動はエクリップス慣性始動機によったが、圧縮空気式起動装置も取り付けられるよう、気筒頭部には始動用空気弁座が設けられ、通常はブラインド・プラグがネジ込まれていた。使用燃料は揮発油(航空 3 号)にベンゾールを 25% 加えたもの。潤滑はカストル油で、標準圧力は 3.5kg/cm²。これが 2kg/cm² 以下に低下した場合は飛行を中止することが指示されていた。標準圧力の切下げは潤滑油消費量の低減が図られた結果であろう。その潤滑油消費率は 8g/PS-h と表示されている。

主要構造面では上述の通り頭部別体型湿式ライナ方式への転換が最大の眼目であった。気筒胴は本型式で初採用の内面に窒化が施された特殊鋼製円筒となり、繰返すが底(頭部)

は無くなった¹²²。

窒化とは 0.4%程度の C に加え、Al、Cr、Mo など窒素と化合して窒化物を形成し易い添加元素を含む「窒化鋼」(先次大戦期には例によって Mo 節約の代用窒化鋼が規格化)で出来たワークを窒素リッチな雰囲気の下でフェライトの結晶構造が保たれる 500°C程度の温度に加熱し、その表層に窒素原子を拡散せしめ、窒化物を形成させると共に格子歪みを起こさせて表面を硬化する処理法である。

鋼の変態を利用する浸炭が 900°Cを超える高温で進行せしめられるのに対し、化学反応を利用する窒化においては処理温度が低いため部品の変形が軽微である上、爾後、焼入れ等の熱処理が一切不要である。また、形成された窒化物は 500°C程度の高温でも分解し難いため、浸炭処理された部材より高温環境下での使用に耐える。しかも、窒化による硬化層は浸炭(浸炭焼入れ)によるそれよりも硬度において優る¹²³。

その反面、窒化による硬化層の表面は著しく脆いため、表層 0.10~0.15mmほどは除去される必要がある。また、その硬化層の厚味自体は浸炭におけるより概して薄く、重荷重下で用いられ靱性を要求される部品の表面硬化には適さない。また、その厚味を増そうとすれば一般的に硬度は低下する¹²⁴。

また、ここに謂う窒化とは、字義通り、NH₃を窒素供給源として用いるガス窒化である。窒化しない部分には普通、以下に例を引く Sn や Ni、Cd のメッキを施しておく。成品形状によっては全面メッキの後、窒化させられるべき面のメッキ層だけを削り取るような措置も講じられた。もっとも、メッキとは言い条、ここで意味されているのはその一種には属するが電気メッキのような面倒な表面処理ではなく、例えば錫引の場合、熔融状態の錫にワークを 1 分ほど浸漬して引上げるだけのことで、冷却後、内面に着いた錫をワイヤブラシで削り落す簡単な工程でコトは済まされた¹²⁵。

新しい(と言っても空冷発動機並みの)構造に新しい加工技術、と来れば新しい……輸入の……材料、というのが当時のわが国における通り相場であった。実際、気筒胴には輸入窒化鋼が用いられた。気筒胴窒化の具体的工程は、Aubert et Duval社(仏、現存)規格LK3 硬鋼

¹²² 気筒内面窒化に関してイスパノは 1926 年 8 月 12 日にベルギー特許を出願しており、我国においては'27 年 8 月 6 日出願、1930 年 3 月 13 日特許、マルク、ビルキー「特許第 85811 号」を得ている。但し、これは気筒内面と軽合金の頭部を持つピストンの鋼製スカートと共に窒化するという請求内容であった。『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』72 頁、参照。

¹²³ 關口次郎「材試 No.550 窒化鋼(JLK3)の熱処理」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』第五卷 第七号、1937 年 7 月、は輸入窒化鋼 LK3(仏 : Anbertet Duval 製)1 種と日本特殊鋼製の模倣品 JLK3、4 種を窒化した後、熱処理してその挙動を比較した報告である。それらの間に大きな差は無かったが、如何なる部品に窒化後、熱処理を施していたのか、あるいは施そうとしていたのかについては不明である。

¹²⁴ 硬化層の深さと硬度の関係等、定量的な論点については第 III 部にて空冷氣筒胴に関してデータに基づいた検討を行う際まで保留しておく。

¹²⁵ 梶山正孝「表面硬化法」山海堂熱機関体系 12『材料および特殊工作法』(1956 年)、所収、参照。

(Al-Cr-Mo鋼でNiを0.225%含有)又はLK5半硬鋼(Al-Cr-Mo鋼)を鍛造→焼鈍→荒削りの後、焼入→650~700℃焼戻して抗張力 90~100kg/mm²、降伏点 80~90kg/mm²、延伸率 16~19%、シャルピー衝撃値 9~12kg·m/cm²、硬度 280~260、を確保。次に、その外面を旋削(黒皮むき)。550℃にて4時間、焼ならしの後、内径を仕上り寸法より0.3mm小さく研削。錫引きした後、内面の錫を剥ぎ取り、500℃で100時間(!)かけて窒化し、0.7~0.8mmの硬化層を得た後、外面を仕上げ削りし、内面は研磨仕上げして終了……という大掛かりな工程が構築されていた¹²⁶。

気筒内径は窒化前に-0.3mm、窒化すればごく僅か拡張するが、この分を含め、仕上り寸法まで研削で落して行けば残存硬化層の厚さは0.45~0.5mm強となる。これはボーリングないしホーニング代としては+0.9~1.0mmとなり、決して小さな値ではないが、一般に最高硬度はごく浅い所で表れ、それから先になるほど硬度が低下して行くから、実用上、これで如何ほどの耐久性向上が果されたのかについては即断出来ない。とまれ、気筒胴の窒化はイスパノ、三菱のみならず、第Ⅲ部で見るとBristolでもWrightでもやっていた。中島飛行機でも後者に倣って実施していた。その耐久性向上効果は一般論としては疑いの無いところであった。P&Wにおけるその本格的採用は遅かったようであるが、恐らく、ある時期以降、航空発動機の鋼製気筒胴において窒化はかなり普遍的に実施されるようになっていたのであろう¹²⁷。

この気筒胴は水套を有する6気筒一体シルミン製ブロックの気筒頭(燃焼室内壁)部分に約30mm、焼嵌・ネジ込まれた。端面にはパッキング・リングが嵌め込まれ、気密が保たれた¹²⁸。

冷却性を高めるため、冷却水と接する外周面にはまるで空冷気筒のように多数の、もっ

¹²⁶ 三菱名古屋におけるガス窒化の研究については石澤命知「材試 No.366 窒化に対するNi及びMnの影響」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1933年4月号、同「材試 No.422 鋼の窒化」同、1934年12月号、参照。後者はガス窒化についてのまとまった論考であり、クランク軸、ピストンピン、カム軸、歯車の窒化工程についても紹介されているが、適用機種・年次については不記載であり、また、気筒胴の窒化についても、その26頁より本文に紹介した以上に詳しい記述は無い。石澤はその人格を慕われた優秀な研究者であったが、惜しくも'36年8月、45歳で亡くなった。

なお、前掲「材試 No.422 鋼の窒化」は同じ『研究報告』の1934年11月号として著された「材試 No.422 鋼の滲炭」と合せて共立社 實用金屬材料講座 材料編『滲炭と窒化』として1935年に公刊されている。

¹²⁷ 中島飛行機技師、大坪龍夫は石澤の研究を参照しつつ、窒化鋼以外の鋼、とりわけオーステナイト鋼(Ni、Mn等を多量に含む耐熱鋼等の合金鋼)の窒化について掘り下げた研究を展開した。例えば、「大洲田鋼の窒化に関する研究(其の一) 弁用大洲田鋼の窒化に対する温度及び時間の影響」中島飛行機(株)『研究報告』第2巻 第4号、参照。

彼が後年、著した啓蒙的文章に「窒化・航空発動機用部品への應用」戦前版『内燃機関』45号、1941年5月(同一タイトルの山海堂理工学論叢30として1943年に再刊)がある。その記述からは処理時間の短縮を可能にする塩浴室化を含む窒化法開発も適性に富む鋼種開発も一筋縄では行かなかった時代状況が滲み出ている。

¹²⁸ このパッキング・リングも特許になっていた。ベルギー特許1928年11月9日出願、日本特許1929年10月31日出願、1931年5月20日特許、マルク、ビルキー「特許第91489号」『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』93~94頁、参照。

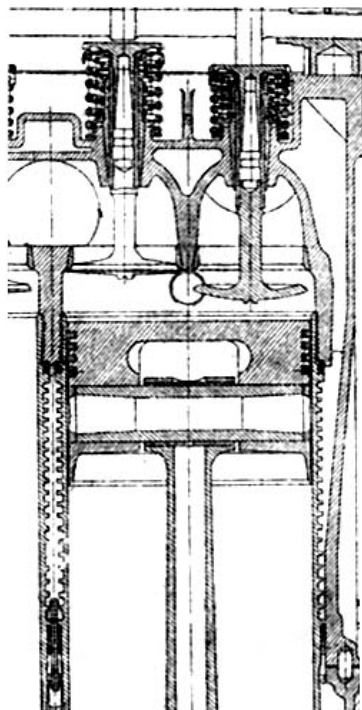
とも丈の低いリブを立て、その表面には耐食性を考慮して Cd めっきが施された。スカート部のフランジ下にはゴムパッキンが嵌められ、水密が保たれた。冷却水出口温度は 60~70℃が適正とされた。

図IV-27 三菱イスパノ 650 馬力発動機の気筒および気筒ブロック



同上書、5 頁、第三図、4 頁、第二図。

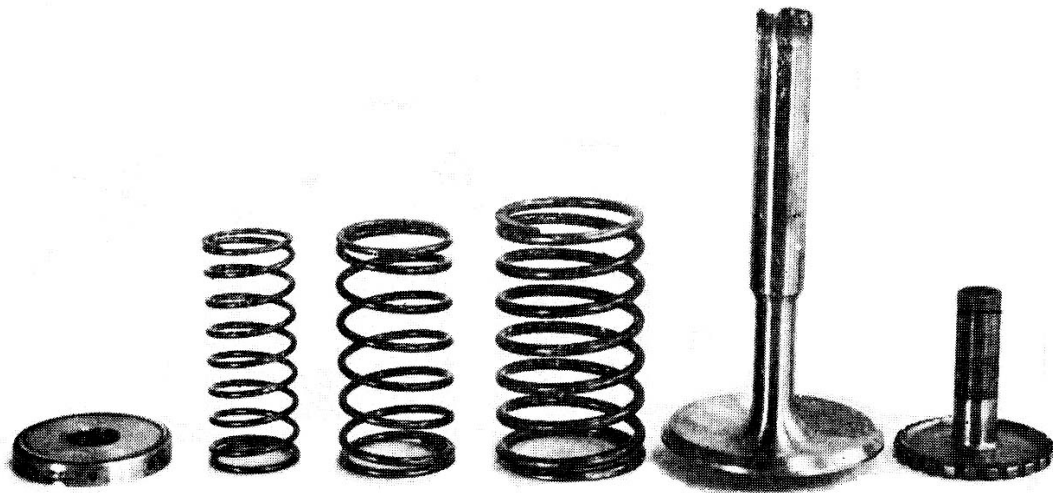
図IV-28 三菱イスパノ 650 馬力発動機の気筒要部



同上書、附図第一図を部分拡大。

なお、イスパノには上のような気筒ブロック壁の裾、クランク室取付フランジのやや上部、左右にボスを設け、これをボルトで結合し、その剛性を高める、あるいはここに低いブリッジを渡し、2本の縦のボルトで“補強片”を固定する、という内容の特許を取得していた。製品には実用されたのは後者のようである¹²⁹。

図IV-29 三菱イスパノ 650馬力発動機の排気弁



同上書、11頁、第八図。

吸排気弁は共に弁棒と弁頭の材料を違え、冷却性の向上が図られた。とりわけ、運転中、絶えず(そして裏も表も)高温の燃焼ガスに曝される排気弁の頭部は耐熱鋼であった。その排気弁々頭断面が“ \cup ”状をなしているのは運転中、燃焼室内外温度差から頭部がその断面曲率を増すように変形し、これによって弁棒の熱膨張が吸収され、弁隙間の喪失(→弁の突上げ)が防がれるというアイデアであったが、弱そうにもガス流動を妨げそうにも写る頂けない設計である¹³⁰。

残念ながら、弁面角度を読み取れるような図は掲げられていない。弁棒は肌焼入れ鋼製で“表面健淬(=塩浴室化)”が施され、表面硬度が確保された。古典的窒化法には1923年、ドイツで開発された上述のガス(NH_3)窒化とその後、開発された液体(塩浴)窒化とがあり、三菱イスパノ 650馬力のどの部品に何が、何時、用いられたのかまでは定かでない。しかし、1935年に三菱で弁棒の表面硬化のための技術として確立されたことが明確に跡付けら

¹²⁹ 1927年10月20日、ベルギー特許出願、日本特許1928年9月29日出願、1929年6月5日特許、マルク、ビルキー「特許第82016号」『航空機特許総覧 第二輯 航空機用原動機』49~50頁、参照。

¹³⁰ 1928年10月6日、ベルギー特許出願、日本特許1929年9月27日出願、1930年5月23日認可、マルク、ビルキー「特許第86828号」同上書、72~73頁、参照。

れるのは液体(塩浴)窒化である。塩浴窒化はガス窒化に比べて硬化層の最高硬度の点では劣るものの、適応鋼種の幅がより広く処理時間も短い。恐らく、この間、三菱における窒化の研究が進展し、塩浴窒化法が実用的な技術となっていたということであろう¹³¹。

三菱ではシルクローム鋼(SCR)及び高 Ni-Cr-W 鋼(FWV)の試験片を用い、窒化の試験を行った。シルクローム鋼は 10mm 角、長さ 50mm の棒材とし、1050℃-油冷、850℃-油冷の熱処理を施され NaCN(シアン化ナトリウム)と Pellet(NaCN : 54%, Na₂CO₃ : 44%他 2%の混合物で純 NaCN より安定性が高い工業薬品)を装入した鋼管製坩堝に入れ、電気炉でそれぞれ 600、650、700℃にて 10 時間、窒化処理された。実験に拠れば、塩浴法による窒化は 675℃附近で最盛となり、温度をこれより高くすると浸炭の方が強く現れ、750~775℃で最も活発化するので、この 700℃という温度が選ばれた。

結果に窒化剤の差による影響はほとんど観測されなかった。高 Ni-Cr-W 鋼(FWV)も前者と同寸の棒材とし、950℃-2 時間空冷したもの。窒化剤は Pellet のみで、浸漬時間は前者と同じであった。硬化を防止したい部位にはガス窒化の場合と同様、その表面に錫付を行えば良いことも確認された。

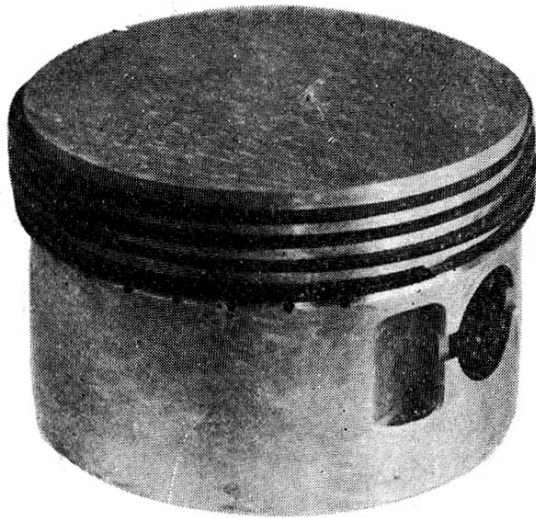
Pellet を用いる場合、硬化層の深さは何れにおいても 600℃:0.06mm、650℃:0.10mm、700 度 : 0.16mm で等しかった。また、硬化層が薄いため、測定されたビッカース硬さ自体は低かったが、鑢掛けによる試験では深さ 0.01mm までは何れもビッカース 820 以上の硬さが得られ、三菱における航空発動機弁棒表面硬化法としての塩浴窒化法が確立せしめられた。

弁案内は鋳鉄製と明記されているが、「弁棒導管ハ弁発条ニヨリテ抜ケ出スコトラ防止セラレ居ルモノ」とあるのを字義通りに受け取れば気筒ブロックに圧入されていたワケではなかったようである。排気側のみ潤滑油孔・油溝については 450 馬力型と同じである。この期に及んで尚、弁頭の直径が吸排気同一であった点もまた同様である。

吸排気弁座は NiCr 鋼製で、頭部に焼嵌された。この部品の交換も「製造所」に委ねるよう指示がなされていた。

図IV-30 三菱イスパノ 650 馬力発動機のピストン

¹³¹ 以下の記述については尾形康夫「材試 No.446 青化鹽浴による諸鋼種の硬化」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1935 年 6 月、石澤命知・尾形康夫「材試 No.458 青化鹽浴による硬化に就て」同 1935 年 9 月、石澤命知・尾形康夫「材試 No.462 弁軸の硬化」同 1935 年 10 月、同「材試 No.524 熔融青化鹽の鋼に対する滲炭・窒化作用に就て」同 1936 年 10 月、参照。これらの文献を通じて三菱名古屋における塩浴窒化法への接近状況が窺われる。

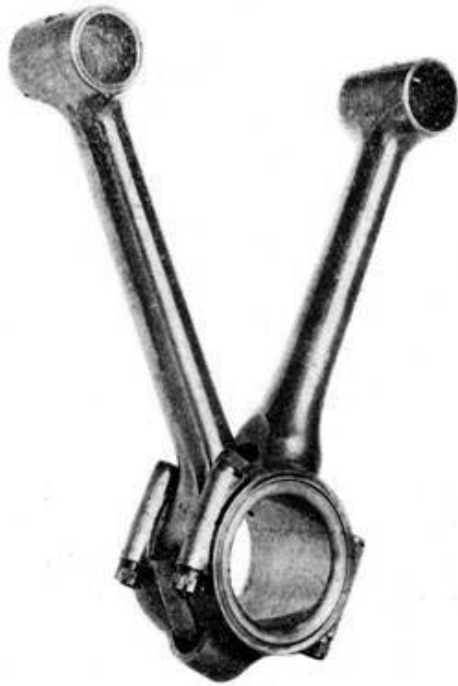


同上書、7頁、第四図。

ピストンはY合金鍛造品へとアップグレードされた。コンプレッションハイトは極めて短小で、圧縮3本(下2本は油掻き機能を兼備するtaper faced)、オイル1本構成のリングは上部にまとめて設置された。このピストンは昇温時に真円度が出るよう、上部真円、下部橢円(ピン方向短軸)に機械加工されていた。また、負荷条件の如何に拘わらず、スカート側圧作用部の温度を低い値に保つため、オイルリング溝の底にはピストンピンボス上部を除いて全周にわたる切れ目が入れられていた¹³²。

図IV-31 三菱イスポノ 650 馬力発動機の連桿

¹³² 三菱におけるY合金鍛造ピストンについての研究報告として筆者がその存在を知り得た最も古いものは渡瀬常吉「材試No.296 Y合金鍛造ピストン」(三菱航空機株『研究報告』1931年8月)であるが本文は未見。その続報として池田 傳「Y合金鍛造ピストン(補遺)」(同、1933年3月)が発表されている。



同上書、8頁、第五図。
小端部天辺の大孔に注目。

連桿は NiCr 鋼鍛造品で、中空円形断面、フォーク&ブレード式、内腔を油道として使用、といった点においてオリジナルのイスパノ発動機と同様である。新型では冒険せず、イスパノ・スイザのオリジナルに忠実に従ったのかも知れぬが、何せ典拠文献に「假」のスタンプが押されているから、試作段階では輸入部品を用いて KD 組立でお茶を濁し、“量産”開始時点では I 断面中実品油管付きに切替えたと勘繰れぬワケでもない

図IV-32 三菱イスパノ 650 馬力発動機のクランク軸

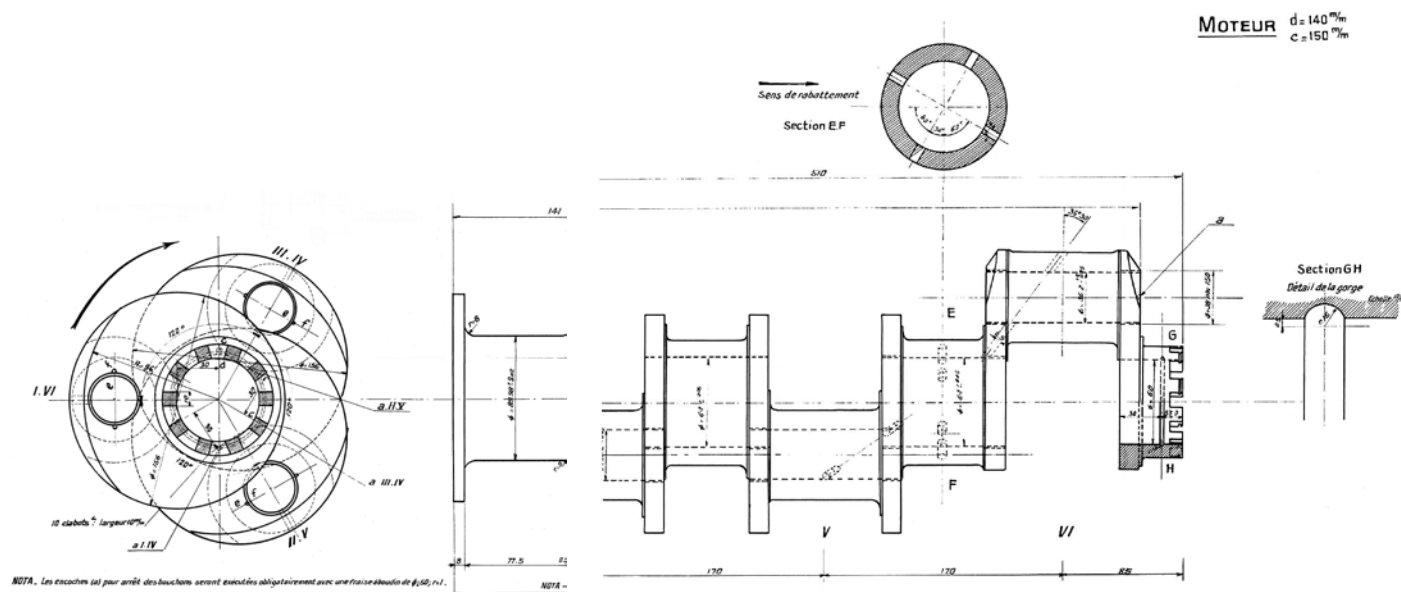


同上書、9頁、第六図。
右側が前方でファルマン減速装置との結合部、歯型継手の平歯車が、左端には最後部主軸受の円筒コロ軸受が見える。

クランク軸も材料、基本的構造においては 450 馬力「二型」と同一であったが、補機駆

動用傘歯車取付け凸凹形継手は 6 溝スプラインから 10 個の歯を持つドッグクラッチ状の接手に変更された。実はこの設変、本家では 450 馬力型の末期に導入されていたものようであるが、三菱においてはこの 650 馬力型が嚆矢となった。このテの接手を有する本家純正 450 馬力後期型クランク軸の部分図面を参考に掲げておく。

図IV-33 ドッグクラッチ状の接手を有するイスパノ 450 馬力型用クランク軸後端部



三菱重工業の内部資料であつたと思しき図面。これも元同社技師、榊原帯刀の遺品である。

『昭和六年十一月 ヒ式六五〇馬力航空発動機取扱方法書』にはこのクランク軸に窒化が施されたとは書かれていない。しかし、気筒や弁棒の例もあり、ある時点からは窒化がなされるようになったと見て間違いなからう。因みに、1934年に石澤が伝えたクランク軸窒化の工程は、LK3=Al-Cr-Mo 硬鋼を鍛造後、800°Cで焼鈍、仕上り寸法より 10mm ほどの余肉を全面に残すよう加工し、825~850°Cで油焼入、600~650°Cで焼戻し、抗張力 95~105kg/mm²、降伏点 85~95kg/mm²、延伸率 15~18%、シャルピー衝撃値 9~14kg・m/cm²、硬度 285~300、を確保する。

次いで 1mm 以内の余肉まで中仕上げ削りを施し、550°Cにて 4~6 時間、焼均し、窒化する面を研削。この時、0.1~0.2mm の研削代を残す。これ以外の面は仕上り寸法まで削り、錫引する。窒化層厚さは 0.5mm を狙い、500°Cにて 50 時間、窒化处理する。処理後、研削すれば完成となる¹³³。

なお、1938年に操業を開始した大幸工場の粗形材部門においては熱処理の機械化、鍛圧プレスや落槌鍛造用ハンマの導入に依る鍛造粗形材の高精度化等による発動機部品の生産

133 石澤前掲「材試 No.422 鋼の窒化」、26 頁、参照。

性向上が図られている¹³⁴。

ファルマン減速装置は450馬力二型のモノとほぼ同様の設計であったが、ややサイズアップされると共に減速室前蓋取付けスタッドが6本から10本に増強されたようである。

動弁機構や補機駆動機構も450馬力型と基本的に同じである。但し、弁開閉時期は多少変更され、ヨリ高速型となっている。

弁開閉時期は以下の通り。オーバーラップは30°である。

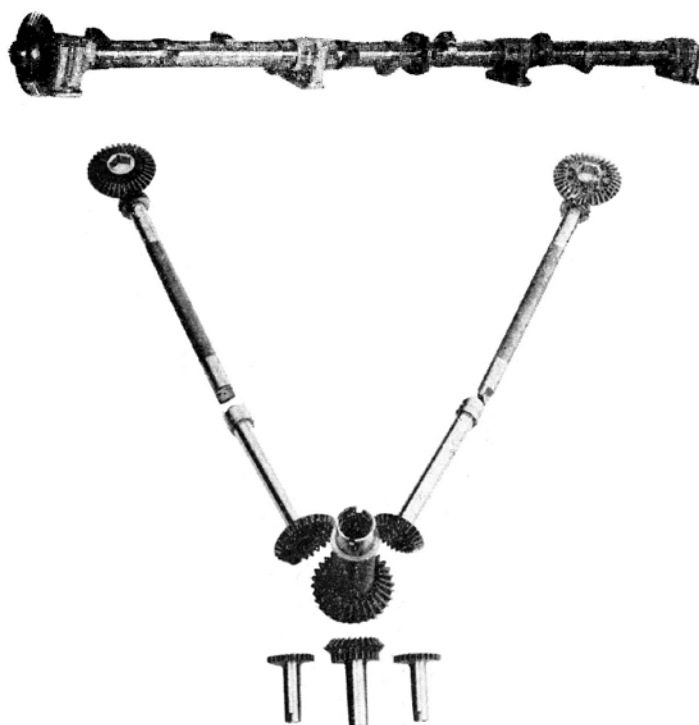
吸気弁啓開 10° BTDC

吸気弁閉塞 60° ABDC

排気弁啓開 60° BBDC

排気弁閉塞 20° ATDC

図IV-34 三菱イスポノ650馬力発動のカム軸と動弁機構



同上書、13頁、第九図、18頁、第十三図。

カム軸の材料、構造も450馬力型と同一。但し、軸受は“アルヂール”製と表示されている。これはフランスにおけるAlugirであろう。だとすればY合金の一種ということになる¹³⁵。

¹³⁴ 岡田俊一「思い出のこと」『往事茫茫』第三巻、1971年、29頁、参照。

¹³⁵ Cu 2.89%, Zn 2.42%, Mg 0.84%, Ni 0.73%, Fe 0.38%, Si 0.13%, Al 残部。もつとも、

このカム軸においても後年、窒化が導入されるに至ったようである。石澤はLK5 鋼を鍛造後、875~900°Cより焼入、725°Cに焼戻し、抗張力 70~80kg/mm²、降伏点 65~75kg/mm²、延伸率 20~24%、シャルピー衝撃値 14~18kg·m/cm²、硬度 255~230 を確保し、直径で 1mm 太く削り 500°Cにて 4~6 時間、焼均し、仕上り寸法に削って窒化面以外に錫引きを施し、500°Cにて 50 時間、窒化。硬化層を 0.5mmほど造ってから表面を 0.1~0.125mm研削して仕上げるという工程を紹介している¹³⁶。

なお、カム軸と不即不離の関係に立つ歯車類については強大な面圧を受けるモノにはLK3 鋼を、一般のモノにはLK5 鋼を用い、鍛造→焼鈍→荒削り→焼戻しを行い、LK3 を素材とする場合、抗張力 90~100kg/mm²、降伏点 80~90kg/mm²、延伸率 16~19%、シャルピー衝撃値 9~12kg·m/cm²、硬度 285~255 を、LK5 を素材とする場合は抗張力 70~80kg/mm²、降伏点 65~70kg/mm²、延伸率 20~24%、シャルピー衝撃値 14~18kg·m/cm²、硬度 240~220 を確保した後、+0.5~1mm程度まで中仕上げ削りし、500°Cにて 4~6 時間、焼均し、最終仕上げ切削の後、500°Cにて 80~90 時間、窒化。硬化層の深度は 0.6~0.7mm とする……との工程を紹介し、最後に表面をRubbingして使用に供するとしている。これはラップ剤を用いつつ、共摺りによって表面仕上げする工程を指し、lappingの一種である¹³⁷。

1932 ないし'33 年頃の三菱イスパノ 650 馬力のカムカバーには当時、先進材料であったエレクトロン(Mg合金)が試用された事蹟が記録されている。これは技術の習得を目的とする選択であった¹³⁸。

また、1935 年頃、三菱はP&W(米)より製造権を購入したHornet空冷星型発動機(1R9-155.6×161.9, 525HP/2000)に用いられていたP&W規格 161、164 の鍛造用Al合金に対する慣熟のため、これらを用いてイスパノ 650 馬力発動機のカム軸々受の型鍛造試験を行い、32ST はY合金と同程度、A51STは更に扱い易いという結論を得ている¹³⁹。

図IV-35 三菱イスパノ 650 馬力発動のカム軸々受の鍛造粗形材

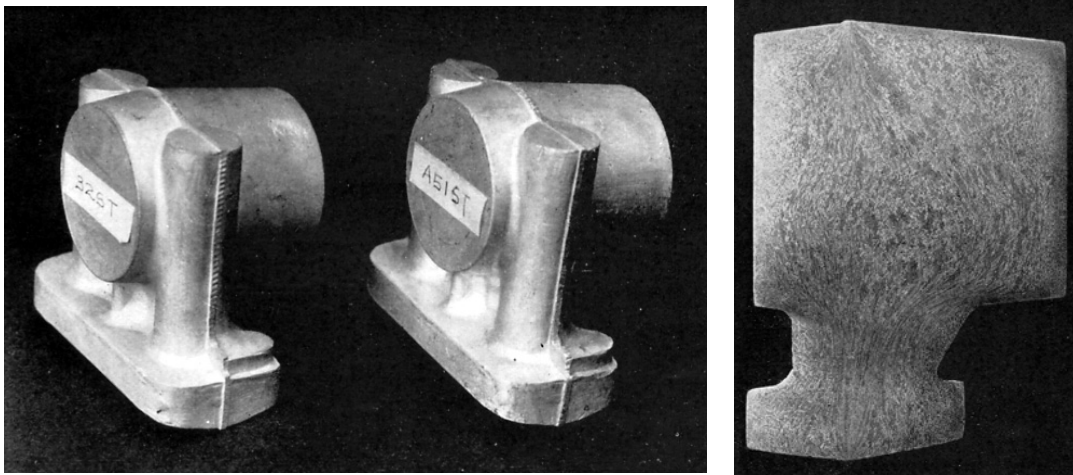
軸に対する馴染みは良いが、油膜保持能力はY合金の方が優れるため、アルジールが敢えて軸受メタルとして用いられた例は少ないようである。高瀬孝次・石田四郎『発動機材料』共立社、内燃機関工学講座 第6巻、1935年、131、168頁、参照。

¹³⁶ 石澤前掲「材試 No.422 鋼の窒化」、26~27頁、参照。

¹³⁷ 同上、27頁、参照。

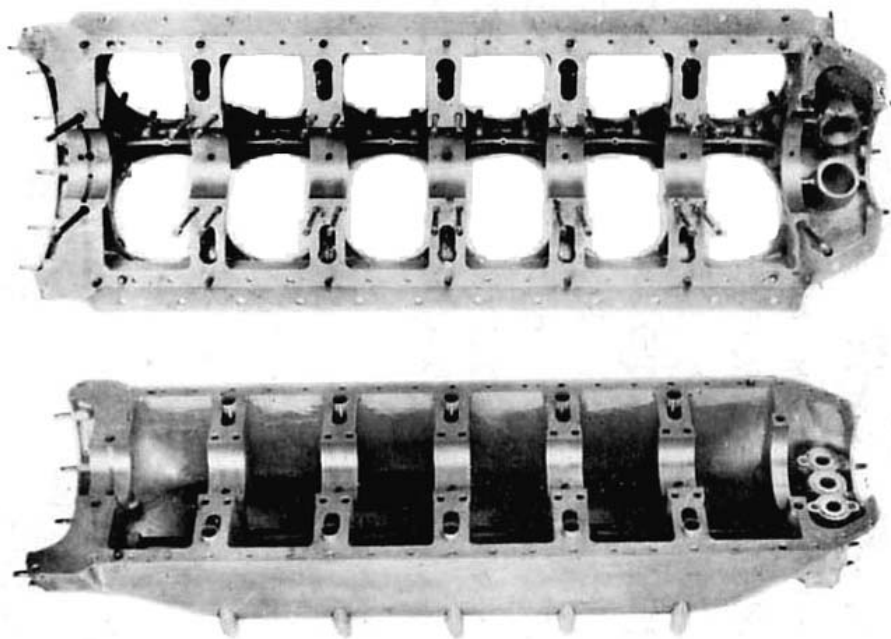
¹³⁸ 岡田俊一「思い出のこと」『往事茫茫』第三巻、1971年、26~27頁、参照。

¹³⁹ American Al. Co.(→Alcoa)規格 32ST、A51ST相当品。前者は主としてピストン材、後者はクランク室、減速室等に使用。末吉國夫「材試 No.473 鍛造用軽合金 32ST と A51ST」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』1935年12月、参照。



末吉國夫「材試 No.473 鍛造用軽合金 32ST と A51ST」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』第 1, 2 図。

図IV-36 三菱イスパノ 650 馬力発動機の上下 2 分割型クランク室



同上書、4 頁、第一図。

クランク室は相変わらず上下 2 分割型。7 個ある主軸受の内、中央 5 個の軸受ボスが 2 重構造化され、空隙に下部クランクケース側面より取入れられた外気を導き、冷却を図っている点が目を引く。この Al 合金鋳物は当時のイスパノ系発動機用鋳造粗形材としては最大の物で、大幸工場にはこのクランクケースの型込めが可能な造型機が設置された他、鋳造不良の早期発見・原因究明のため、荒削り工場が新設されている¹⁴⁰。

¹⁴⁰ 主軸受ハウジング周りにアエギャラリーを設け、空冷する技術は 1929 年 3 月 14 日、

潤滑系統の基本構成も 450 馬力型と同一、特に「二型」と相同であったと思われるが、規定送油圧は従前の 5 から 3.5kg/cm²に引き下げられ、上述の通りこれが 3 ならぬ 2kg/cm²を下回った場合には直ちに運転を取りやめるよう指示が改められていた。

送油圧の引下げにより起動直後にヨリ発生し易くなった潤滑不足を補うため、コネクティングロッド大端部に直接潤滑油を噴射し、気筒内壁をも間接的に潤滑する手動回路が新設された。この回路は第 1 主軸受→上部クランクケース内垂直油孔→逆止弁→同水平油管→同油噴射孔→各大端部、となっており、発動機起動後は直ちに逆止弁が啓かれ、潤滑油噴射が始められ、排気管より白煙が出るのが確認された後、弁は閉塞された。

飛行は油圧 2.5kg/cm²、油温 30℃に達するまでは不可とされた。潤滑油出口温度は 70~80℃が適性とされた。潤滑油消費の若干の改善はピストンやピストンリングの改良と併せ、この送油圧力の切り下げと補助潤滑回路設置に起因するものと推定される。減速装置への潤滑は、送油ポンプ→集油管→枝管→第 1 主軸受→プロペラ軸案内軸受→プロペラ軸内腔→枝軸傘歯車軸受→各歯車・ころがり軸受→排油溝→下部クランクケース。

ところが、以上のように多面的な技術進歩や改善を体現していた筈の三菱イスパノ 650 馬力の使用成績は誠に惨憺たるものであった。弁案内部の焼付や損傷、クランク室上下合せ面からの油漏れ(→接合塗料を薄く塗布して結合)程度なら未だしも、後に三菱名古屋発動機製作所における技術革新の将軍となった深尾淳二に拠ればこの発動機については 1933 年頃、「ピストンが焼けつく、ロッドが折損してクランクケースを突き破る、排気弁が損傷する等の事故頻発が深刻な問題となって、もしも対策を見出せない場合は使用停止になる形勢にあった」という。実際、89 式艦上攻撃機については「発動機のシリンダー焼付で『使い物にならぬ』として全機航空母艦から卸された。陸上航空隊のものも使用停止になった」などというもう一步踏み込んだ回顧談が残されてもいる¹⁴¹。

ベルギー特許出願、日本特許 1931 年 3 月 12 日出願、1931 年 7 月 25 日公告の「昭和六年 實用新案出願公告第 8663 號」となっていた。『航空機特許總覽 第二輯 航空機用原動機』632~633 頁、参照。

三菱の事蹟については岡田「思い出のこと」28~29 頁、参照。

¹⁴¹ 深尾淳二「金星」『往事茫茫』第一巻、262~263 頁、近藤武一「三菱航空発動機は長崎造船の技術で出来た」同、第三巻、所収、57 頁、参照。

なお、蛇足ながら深尾のエピゴーネン=近藤の「長崎造船の技術」とは、具体的には深尾淳二の技術の謂いであるが、深尾は神戸造船所の 17 年 5 ヶ月で技術者としての自己を確立し、その技術を長崎造船所の改善(「長船機械課の立て直し」[李家 孝「在所中の思い出(大正編)」『和田岬のあゆみ(上)』244 頁])に資すこと 7 年にして名古屋製作所に転じた人物であるから、近藤の回顧譚の標題はミスリーディングである。

深尾自身は名古屋転任に関して「この転任には、社内はもとより、殊に軍部が『長船の如き造船屋が航空機に口出しが出来るものか』と激しい反感を持ち、その執拗な内外の抵抗は一通りでなく、甚だ困らされたことであったが、断乎として所信を貫き得たのは、すべて神船時代に身につけたものの実践であったと書きそえて、入社以来の諸先輩と同僚に感謝の意を表すると同時に、当時の神船の実力をたたえて結びとする」と回顧している(『和田岬のあゆみ(上)』44~45 頁)。

深尾の業績については「深尾淳二技術回想七十年」刊行会『深尾淳二 技術回想七十年』

焼損事故の原因はデトネーション(異常爆発)にあった。イスパノから直輸入されたガソリンでは順調に運転していた発動機も日本で調達されたガソリンではオクタン価の不足ゆえにデトネーションを発生し、燃焼室主要部に損傷がもたらされた¹⁴²。

オリジナルの排気弁では当然これに耐えられなかったから、我海軍発動機においては「航空廠【航空技術廠】の田中【修吾】技師の考案になる水銀冷却弁」に置換えられた。水銀冷却弁というのは弁の内部(軸部だけの場合と頭部をも含む場合とがあった)を中空とし、ここに内容積の60%程度の水銀を封入したものである。運転中、水銀はシェイクされて頭部と軸部との間を移動し、その移動によって高温の頭部から低温の軸部に熱を輸送し、弁棒から弁^{バルブ}導^{ガイド}への放熱が促される算段である¹⁴³。

しかし、これは「水銀がもれるし冷却効果もあまりよくなかった」¹⁴⁴。隘路を開けたのは1934年、イスパノに駐在中の櫻井俊記によってもたらされたNa冷却排気弁に係わる同社技報情報であった。当時、本家イスパノではNa冷却排気弁が導入されていたワケである¹⁴⁵。

冷却媒体として封入される物質は比重が小さく、熱伝導率が高く、融点が低く、比熱が大きく、沸点が高く、蒸気圧が低く、金属の表面を湿らせかつ錆びさせない、といった諸性質を持つことが望ましい。水は論外であり、水銀も蒸気圧が高く金属表面を濡らさない。これに対してNaは理想的な冷却材である。Na冷却排気弁の導入と制爆剤(それ自身は燃料にならない第二種制爆剤)としての四エチル鉛の導入はガソリン航空発動機の発展に寄与した一大技術進歩であった。もともと、我国でそれらがフルに活かされるのは空冷星型発動機開発の過程においてであった¹⁴⁶。

1979年、前田裕子『戦時期航空機工業と生産技術形成 三菱航空エンジンと深尾淳二』、及び本稿第Ⅲ部、参照。

¹⁴² 1930年代前半の我国で用いられていた制爆剤は上述の通り主としてベンゾール(30~40%混入)であった。四エチル鉛はごく一部で試用されていたに止まる。発動機運転試験におけるデトネーションとの格闘については熊谷前掲「運転屋名古屋での思い出」327~332頁、参照。

¹⁴³ 岡村前掲『航空技術の全貌』(上)456頁で永野 治は1930年頃の事蹟として、「同じ頃から各国でいわゆる中空冷却弁の研究が盛んに行われた、之は中空部に熱運搬剤を封入して傘部の熱を弁棒にはこぶのであるが、はじめは弁棒を中空に穿孔して水銀とアンモニア水とを封入する方法が有効とせられ、海軍でも此の方法を実験して卓効を確認した」と述べ、続いてNa封入弁への進化についての簡潔な記述を与えている。水銀冷却弁についての記述はやや具体的であるが、これに対する技術的評価は過度に甘い。本件についても第Ⅲ部で詳しく取り上げる。

¹⁴⁴ 深尾の回想。前掲「金星」『往事茫茫』第一巻、262頁。

¹⁴⁵ 末吉国夫「中空弁の思い出」『往事茫茫』第一巻、所収、225頁、中川岩太郎「元取締役会長郷古潔氏の思い出」『往事茫茫』第二巻、所収、14~15頁、参照。

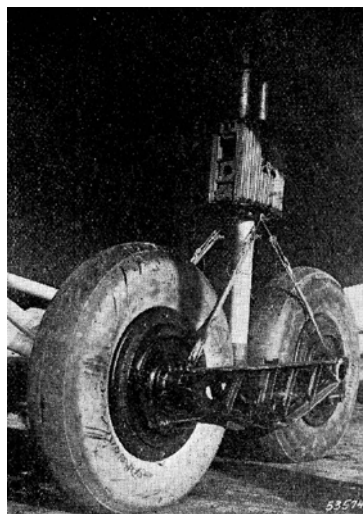
¹⁴⁶ 三菱系発動機においてNa冷却中空排気弁の真価が発揮されたのは固定気筒空冷星型発動機“金星”以降であった。これについては第Ⅲ部にて本格的に取上げられる。

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

三菱ユンカース「ユ式一型」発動機とは 92 式超重爆撃機¹⁴⁷に搭載された国産化ユンカース L88 型発動機のことである。三菱はこの当時稀なる巨人 4 発機を総計 6 機製造した。発動機製造基数は 24 基+予備と推定されるが、この点については後のディーゼル化も絡むので総数や内訳に関して正確な数字は不明である¹⁴⁸。

図 V-1 “Giant Junkers Monoplane ” = G38 輸送機 = 92 式超重爆撃機の原型



左 : J.,Nayler & E.,Ower, *Aviation of To-Day*. Pl. 65(facing to p.269).

Harry Harper, *The Evolution of the Flying Machine*. London, 1930. Plate facing to p.257. も同じ。

全備重量 24t、搭載量 8.7t、翼幅 44m、最大速度 216km/h。

右 : 北原鐵雄編輯『最新科学図鑑(7) 機械時代(下)』アルス、1932 年、181 頁、第九九図。ゴム紐の束を緩衝材としている。この飛行機用「緩衝ゴム紐」を Bungee と称する。バンジー・ジャンプで周知のゴムひもである。

さて、その名称から 1932 年に制式化されたことが判る 92 式超重爆撃機については一般に Farman F-60 = 陸軍丁式 2 型爆撃機 16 機に代位させるべく、Junkers Flugzeug-und-Motorenwerke A.G. の G38 型機をスウェーデンで改設計した K-51 型機の製造権を 1928 年に三菱が買収し、兵装を日本陸軍仕様に改めたものとされている。スウェーデンで軍用機に改作されたというのは、当時、敗戦国ドイツは軍用機の製造を禁止さ

¹⁴⁷ 本機は最大速度 190km/h、上昇限度 3600m、最大爆弾搭載量 5000kg、航続時間 12 時間で、台湾南の基地からフィリピン、コレヒドール要塞を爆撃可能な仕様であった。日本航空協会『日本航空史』昭和前期編、1975 年、43 頁、参照。

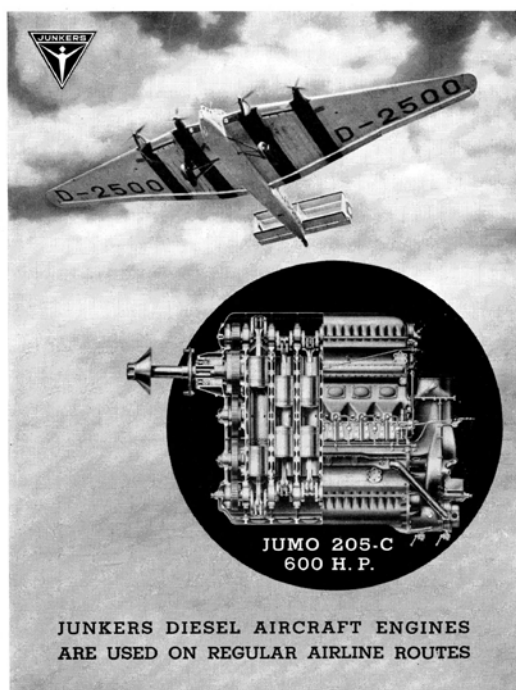
¹⁴⁸ ユンカース社における飛行機並びに航空発動機開発の流についてはポーター・大佐著/末永時恵訳『ドイツ航空機の発展 — ユンカースの足跡 —』牧書房、1944 年に手際良くまとめられている。発動機については 103~116 頁、参照。

れていたからである(この点は後述のK37も同じ)¹⁴⁹。

この記述自体が誤っているワケでは決してない。しかし、その導入実態は既に出来上がっているモノを買って来たというのとは大違いで、何もかもが“going concern”であった。何せ、Junkers における G38 の開発着手自体が 1928 年、試作機 1 機が完成したのは 1929 年 11 月である。その後、結局 1 機だけしか製造されることのなかった“生産型”は 1930 年 11 月に漸く完成し、'31 年 5 月、Lufthansa 航空に引渡されている。

両機とも当初、発動機は外側が L8(400PS)、内側は L88(800PS)という組合せであった。この発動機の相異は前掲写真のプロペラの違い(4 翅と 2 翅)からも確認されるが、1932 年、試作機は 4×L88a(総 4 翅ペラ)に変更されている。92 式重爆の発動機構成はまさにこの換装型と同じであった。更に 1934 年、本家の試作機と Lufthansa 機は 4×Jumo 204(2 サイクル対向ピストン・ディーゼル)に換装された。その後、G38 試作機は 1936 年 1 月、Lufthansa 機は 1941 年 1 月、退役に到っている¹⁵⁰。

図 V-2 G38 と Jumo205-C ディーゼルとを組合せた Junkers の広告



JUNKERS-FLUGZEUGWERK A.G.

JUNKERS-MOTORENBAU, G.m.b.H.

DESSAU, GERMANY

P.H., Wilkinson, *Diesel Aircraft Engines 1936 Edition*. N.Y., p.150.

¹⁴⁹ 小川利彦『日本航空機大図鑑』国書刊行会、1993年、上巻、230~231頁、松岡久光『みつびし飛行機物語』アテネ書房、改訂重版2002年、329~333頁、参照。

¹⁵⁰ cf. Erich H., Heimann, *Die Flugzeuge der Deutschen Lufthansa 1926 bis heute*. Stuttgart, 1987. SS.104~115.

従って、当初は輸入コンポーネントの組立程度の作業から出発したものの、この飛行機を世界で(!)最も多く製造した会社は三菱航空機であったというのがコトの真相である。92式重爆の5、6号機には本家に倣ってJumoディーゼルが搭載された。三菱はその整備を担当しただけでなく陸軍の命を受け、その国産化まで手掛けているが、結局、製品類型としてモノには為し得なかった¹⁵¹。

92式重爆の特徴である極厚翼の翼根部は元々、客室になっており、前方に上下2列の窓が設けられていた。Hugo Junkersは厚翼研究開発の先覚者で、厚翼はG38のように飛行速度が(装備重量によって異なるとは言え)200km/h程度と低い場合、揚抗比の点でも補助翼の効きの点でも見かけによらず良好な空力特性を示し、翼内に荷物ばかりか有害抵抗の発生源となる発動機まで収容出来るという利点もある。飛行中の発動機へのアクセスが容易であることも当時としては大きなメリットであった¹⁵²。

そこに収容されるユンカースL88型発動機は160×190mmのボア・ストロークを有するL5(6L-280PS/1400rpm.)、L55(60° 12V-550PS[ε=5.0], 600[ε=5.5], 625PS[ε=7.0]/1460)と鼎立する当時のユンカース航空発動機の最新最強モデルで、まさしく厚翼の内部に搭載することを前提に開発された特殊な航空発動機であった。それは結果的に三菱が造った最も大きなV型ガソリン航空発動機ともなっている。

搭載位置の制約故にL88にはプロペラ駆動用に約1mの延長軸が動員され、かつ、そこには長い軸に付きモノである捩れ振動による軸系破壊を防ぐため油継手まで介在せしめられていたが、発動機本体だけをとってもそこにはイスパノ・スイザなどとは全く異なった基本構造が体現されていた。三菱は、追って明らかにされる通り、その国産化を容易に進めるためイスパノ・スイザ流の構造を採り入れたりもしている¹⁵³。

¹⁵¹ 持田勇吉「航空機用ディーゼル・エンジン物語」『大幸随想』1997年、15~18頁、松岡久光『みつびし航空エンジン物語』189~194頁、参照。

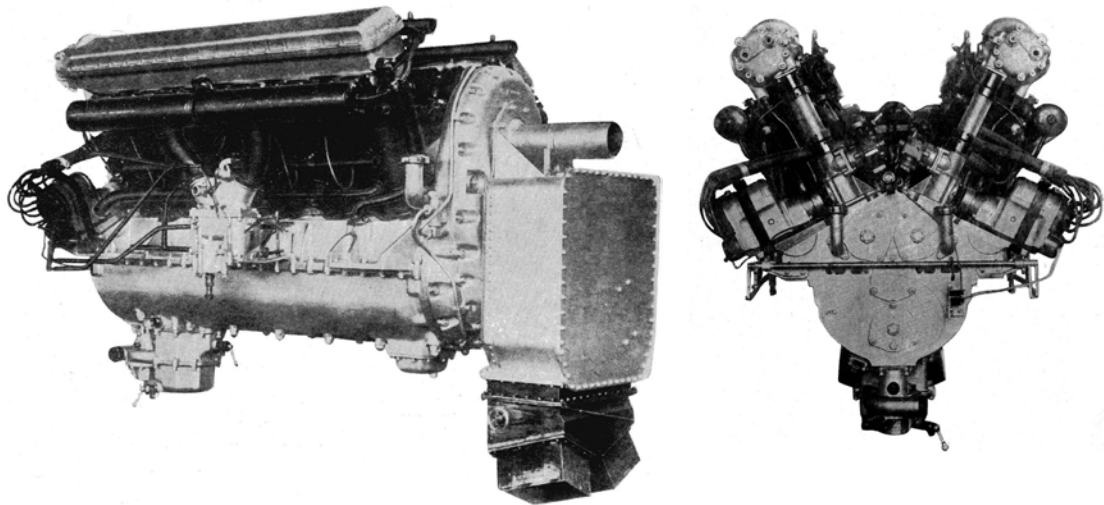
Jumo航空ディーゼルについては大井上 博『航空ディーゼル機関』(共立出版、1942年)、180~193頁にまとまった記述が見られるものの、P.H., Wilkinson/宮本晃男訳『航空ディーゼル機関』(墨水書房、1945年：原書1939年版の邦訳)、157~187頁の記述が最も体系的である。Jumo航空ディーゼルは世界で唯一、実用化されたそれであっただけに、同書15章「ディーゼル機関の経済性」以下の諸章でも随所にJumo航空ディーゼルに係わる言及が見られる。但し、排気タービン過給機付Jumo 207等、比較的新しい事象については刊行時期が若干遅い大井上の書が参照されるべきである。

¹⁵² N.,Joukowskyらによって開拓された翼型理論を基礎としてドイツではL., Plandtl (Göttingen 大学)らの手で所謂“ゲッチンゲン翼型”が体系化された。この内、“ゲッチンゲン 389”型などは極端な厚翼である。

その後、イギリスのH.,Glauert、アメリカのM.,Munk、更にはNACAによって“RAF翼型”、“NACA翼型”が体系的に整備され、ヨリ実用的で高速向きの薄翼の時代が訪れることになる。竹内孝一郎『航空力学と飛行機的设计』岩波書店、1931年、64~68頁、糸川英夫『航空力学の基礎と応用』共立出版、1942年、30~31頁、参照。

¹⁵³ 以下、本発動機については特に断らぬ限り三菱航空機(株)『昭和七年十二月 ユ式一型八〇〇馬力発動機説明書』による。小川清二前掲『航空発動機』にもある程度詳しい記述が見られる。上巻、294~300頁(全般)、中巻446~447頁(減速装置)、461~464頁(油継手)、下

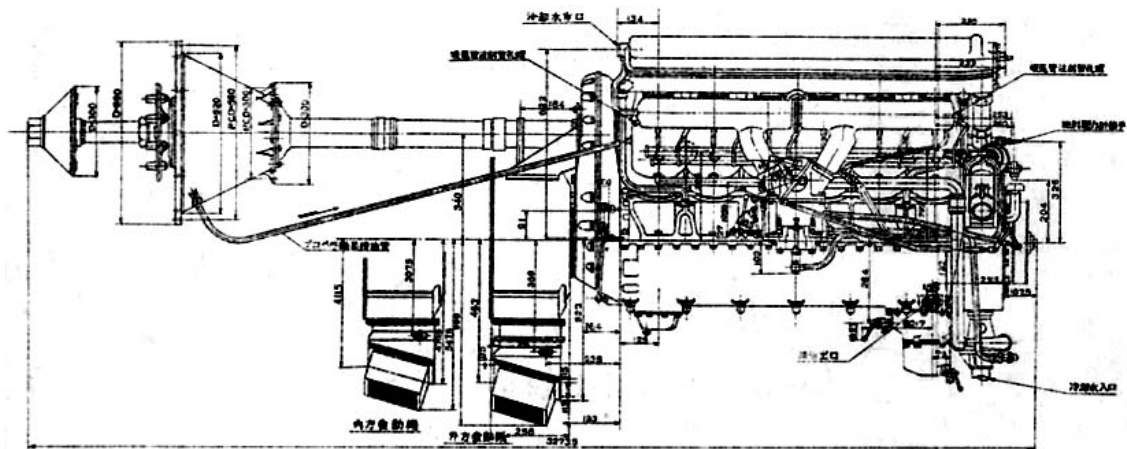
図V-3 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機の外観(斜め前からと背面)



三菱航空機㈱『昭和七年十二月 ユ式一型八〇〇馬力発動機説明書』より。

発動機本体の前に減速装置が取付けられているのは時代相からして半ば当然であるが、その前部に“油継手”が仕込まれていたため、減速装置の下回りが馬鹿に目立っている。減速装置自体からは図示の如く長い延長軸が突き出し、プロペラハブの手前で“軸承”により支持されていた。円錐状の大きな物体がそれであり、その下から発動機に到る管は“軸承”潤滑用油の戻り管である。発動機下前方、減速装置の前に位置を占めている巨大な箱は“油カップリング”の油冷却器である。下図においてその位置が二様であるのは内方発動機の延長軸が短いことを表している。

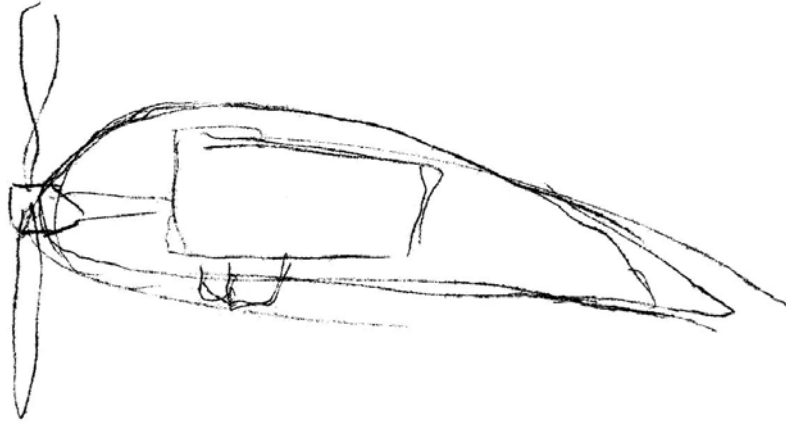
図V-4 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機の装備状況



同上書、附図第一 装備図 より。

巻、96~97頁(機械式過給機)、310~316頁(同)、参照。

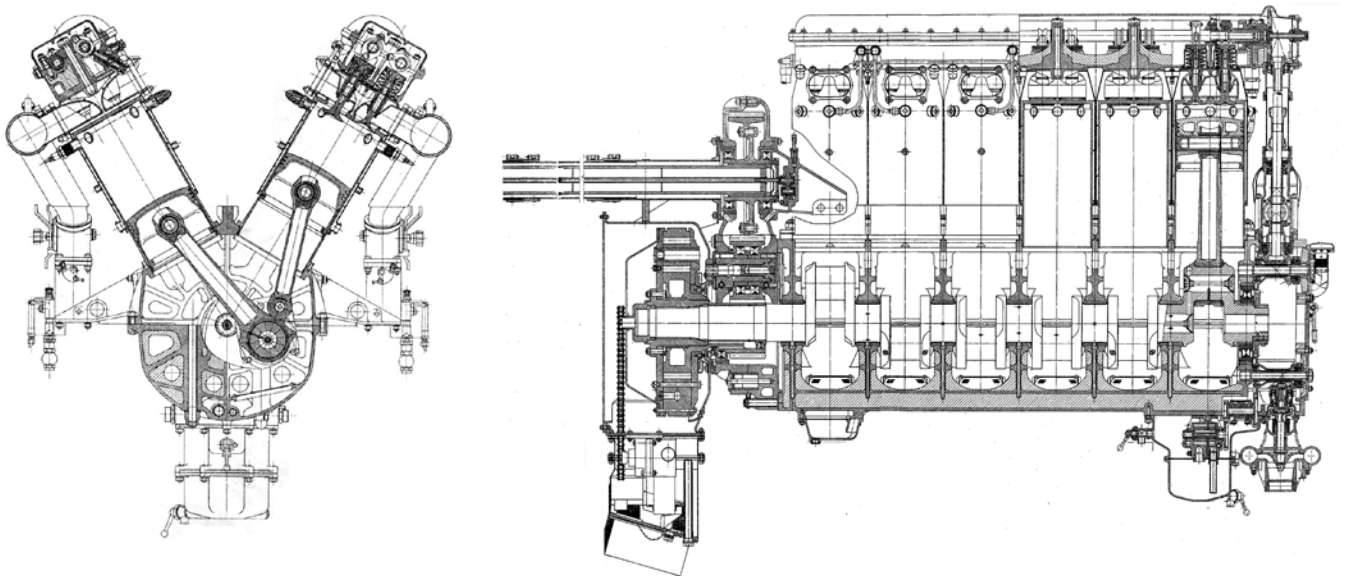
図V-5 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機の翼内装備状況



同上図の脇に書込まれていた元の所有者らしき人のスケッチ。

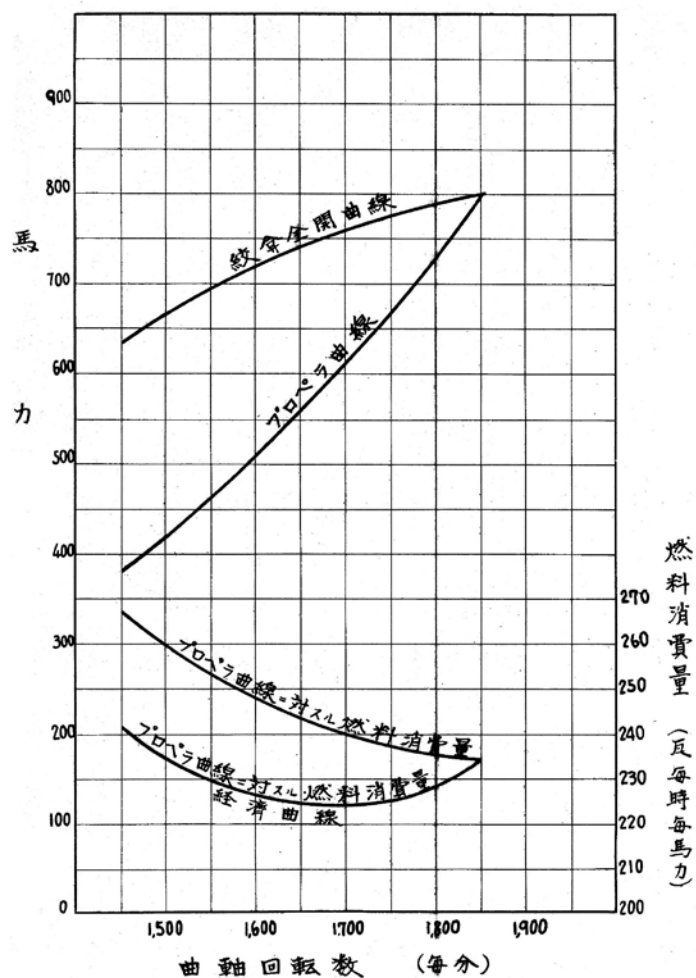
本発動機の概要は、 60° V 型 12 気筒、 $D \times S = 160 \times 190\text{mm}$ 、 $\epsilon = 5.8$ 、正規出力 800PS/1850rpm.の無過給発動機で、最大許容回転数 1950rpm.。総排気量は $45.84 \text{ m}^3/\text{min}$ 、正規出力時の $b\text{mep}$ は 8.49kg/cm^2 。プロペラ軸減速比は 0.508 であった。

図V-6 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機断面図



同上書、附図第三 横断面図、第二 縦断面図、より。

図V-7 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機の馬力・プロペラ吸収馬力曲線



同上書、附図第十五。

動弁系はカムプロフィールの一部としてカム自体にローラーが仕組まれたダイレクト・アタック、傘歯車と平歯車を用いた DOHC・4 弁式。サイズは全長 3274mm、全高 1226mm、全幅 971mm。プロペラボス、プロペラ軸受、プロペラ延長軸を含み、排気管を取外した状態での重量 980kg(1.225kg/PS)。発動機後方には無電用発電機、予圧装置(過給機)動力取り出しのための設備が備えられていた。

因みに、DOHC化は 4 弁式を導入するための便法であり、ダイレクト・アタックにすればその簡便性は更に際立った。もっとも、排気弁冷却に関して信頼出来る手立てを欠いた当時、航空発動機における DOHC・4 弁化の真の狙いは弁孔有効断面積の増大による吸排気効率向上¹⁵⁴もさることながら、弁径、とりわけ排気弁径の縮小によるその冷却性向上(過

154 吸気弁における見かけのガス速度 w_s は $\frac{\text{ピストン断面積}}{\text{吸気弁面積}} \times \text{平均ピストン速度}$ 、ないし、 $(\frac{\text{気筒径}}{\text{吸気弁径}})^2 \times \text{平均ピストン速度}$ で表される。 w_s と吸気温度に対応する音速 a_s に吸気弁平均流量係数 μ_{sm} (実数として 0.3~0.4) を掛けたモノとの比、 $w_s/a_s \mu_{sm}$ ないし、 $(\frac{\text{気筒径}}{\text{吸気弁径}})^2 \mu_{sm}$

熱軽減)にあった。列型及びVないしW型はこの4弁化を容易に実現し得る型式であり、このことは空冷星形に対して暫しそれらが優位性を主張し易かったことの根拠の一つともなっていた。無論、性能的に余裕のある設計でありさえすれば、L88の姉妹発動機L55のように、あるいは同時代の固定気筒空冷星型発動機のように半球状燃焼室・2弁式としても一向に差し支えは無かった。

この排気弁の冷却云々に係わる命題はNa冷却弁に長じたイスパノが上述した同社初の過給発動機12YbrsをSOHC・2弁式発動機として投入しているという事実によっても傍証されよう。もっとも、流星のイスパノも過給度の向上に伴い、1939年に投入された同社航空ピストン発動機の掉尾を飾る12ZにおいてはDOHC・4弁式に転ずることにはなっていない¹⁵⁵。

それでも、ユンカースL88程度の発動機、あるいはレーシングエンジンなどと比べ格段に低回転で作動する実用航空発動機一般にとってDOHC化が喫緊の要務であったかどうかは極めて疑わしい。事実、SOHCで揺腕を用いて4弁方式を実現した著名な成功例にRolls-Royce *Merlin*やDaimler Benz DB600→601があるし、後年のユンカース*Jumo* 210、211は3弁式の例である。また、現に、小川清二はL88自体も末期にはSOHC化せしめられたと述べている¹⁵⁶。

なお、排気弁の個数と冷却性の問題に即して固定気筒空冷星型発動機の歴史を緋けば、イギリスBristolの歴史的な作品*Jupiter*は非常に窮屈な設計の4弁式でスタートしたが、その後、同社の開発の重点は周知の如く冷却弁という大道には向わず、スリーブ・バルブという離れ業への移行によって問題そのもののすり替えに成功してしまった。然しながら、かようなことは夢想だにせぬライセンスの一つ、中島飛行機では当初こそ4弁の“ジュ式”をマジメに造っていたが、やがて“^{ことぶき}寿”以降4弁式は放棄されて冷却剤無しの中空排気弁を用いた2弁式の採用に到り、更に“寿三型”ではそれがNa冷却弁に切替えられ、“寿四一型”のほとんどにもこの冷却弁が踏襲された。過給もするワケであるから排気弁の冷却さえ巧く行けば敢えて4弁式に拘泥する必要性は乏しかったワケである¹⁵⁷。

¹⁵⁵ $\frac{1}{\text{弁径}} \times \text{平均ピストン速度} / a_s \mu_{sm}$ を吸入マッハ指数と称し、その値が0.5を超えると体積効率は急減する。この関係はC., F., Taylorによって解明された。よって、4サイクル機関においては弁径の拡大、更には多弁化による吸気弁総面積の増大が吸気効率向上のための大命題となるが、設計者はこの辺りの事情をより早い時期からそれとなく把握していたようである。cf. *The Internal-Combustion Engine in Theory and Practice*. 2nd.ed.Vol.1 pp.171~175, Cambridge, Massachusetts, 1966, 長尾前掲『第三次改著 内燃機関講義(上巻)』91~92頁、参照。記号は長尾のものを用いた。

¹⁵⁵ イスパノ12Zについてはcf. Lage, *Hispano Suiza in Aeronautics*. pp.320~332.

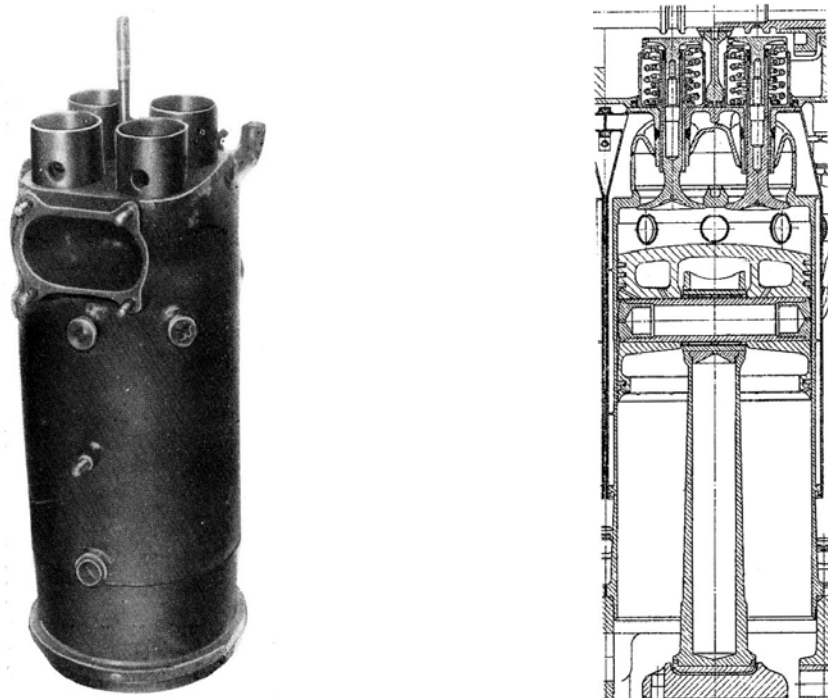
¹⁵⁶ *Merlin*やDB600、*Jumo* 210, 211発動機について簡単には工業調査協会『航空発動機図集』工業図書1939年、41~46、54~58、75~81頁、末期のL88については小川前掲書、上巻、299頁、参照。

¹⁵⁷ 陸軍航空技術学校 昭和十一年三月『「ジュ」式四五〇馬力発動機分解組立教程 附図 附表 附録』、横須賀海軍航空隊『壽発動機参考書』1941年6月、参照。

三菱ユンカース発動機に戻ってその補機類に眼を転ずれば、気化器はズム 2 重型、マグネトーはオリジナルがボッシュ、三菱製は国産電機またはシンチラ、点火栓は KLG。起動は圧縮空気式。使用燃料は揮発油(航空 3 号)50%、八幡モーターベンゾール 50%混合(比重 0.80)。燃料消費率 240g/HP-h。より高い圧縮比を有したイスパノ・スイザ発動機におけるベンゾール混合比が 25%であったことと比べれば、ユンカースが低空での絞り回避を重視した運用思想を体現していた事実が窺われる。本発動機におけるベンゾール混合比増大の試みや四エチル鉛の試用については上述の通りである。

潤滑油はイスパノ・スイザ発動機とは打って変わって鉱油となっており、「ヴォルトル F」、「シェル・エーロ」、「モビール・エーロ W」などの使用が指定されていた。潤滑油圧力は 3.5~5cm²、潤滑油消費率 15g/PS-h。なお、油継手には「モビール C」が用いられた¹⁵⁸。

図 V-8 三菱ユンカース「ユ式一型」800 馬力発動機の気筒



同上書、7 頁、第二図、附図第二 縦断図より。

¹⁵⁸ 発動機潤滑油の性状は細かく規定されていた。即ち、純鉱油(脂肪油 3~4%混入[ボルトル]は可)、15mm の試験管に入れたとこの透明度は「透光透明」で、通常の揮発油に完全に溶解し、夾雑物、沈殿物皆無であること。比重 0.95 以下(@20℃)、引火点 190℃以上(開放式)、粘度エングレー 14~15 度(@50℃)、-10℃まで長時間冷却された場合でも流動性を保持すること、コンラードソン法による炭化分 1.0%以下、灰分 0.02%以下、鹼化価 5%まで、新油中には機械的不純分、水分および硬アスファルトを含まぬこと。

但し、非常時には粘度、夏期：エングレー 18 度以上(@50℃)、冬期：同 8 度以下(@50℃)、コンラードソン法による炭化分 1.3%以下、引火点 180℃まで、鹼化価 6%までの潤滑油の使用を可とする旨、付記されていた(三菱航空機関『昭和七年十二月 ユ式一型八〇〇馬力発動機説明書』35~36 頁より)。

図V-9 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機における気筒取付作業



同上書、78頁、第三十三図。

各部詳細構造を見れば、気筒は古色蒼然たる各気筒独立型で(陸軍規?)格案第四十二種、即ちCrを1.5~2.2%含む半硬鋼製鍛造品を焼準(825°C-875°C、静気放冷)、焼鈍(同、炉中放冷)、油焼入(800°C-850°C、油中冷却)、焼戻(620°C-700°C、油又は大気中冷却)した後、頭部一体に削り出したものであった¹⁵⁹。

この発動機における材料使用区分について多くを教えてくれるのが「ユンカースL88a地金表」(最終訂正1932年5月13日)なる内部資料である。筆者の手許に在る同表はフィルムコピーを焼いたA6サイズの印画紙で、これを拡大したモノが次表である。その鋼材の部に眼を凝らせば「陸地○○」、「格案○○」、「航格BMW曲軸鋼」、「BMW弁座鋼」及び「規格名称無し」の鋼材18種が列記されていることが観て取れる¹⁶⁰。

表V-1 「ユンカースL88a地金表」

¹⁵⁹ 本発動機の“主任技師”名については不明ながら、以下、使用材料について参照する「ユンカースL88a地金表」には *Osaka* のサインがあり、小川清二が、この時点では発動機課長として全般を統括していた状況が窺われる。

¹⁶⁰ その後、標準的な航空発動機用クランク軸材料となるこのBMW曲軸鋼については少し後で、また第Ⅲ部においても取上げられることになる。

この「ユンカース L88a 地金表」に云う規格呼称は先に見た陸軍の発動機鋼規格とは全く異なっている。「案」が付いているのも過渡的な状況を窺わせる。かような呼称は航空評議会材料規格という原形を色濃くとどめる上述の陸海軍航空材料規格(1938 年以降)とも全くその趣を異にしたものであり、歴史的には一過性を帯びた存在のようである。

その素性については今一つ解明出来ていないが、筆者の見るところ、イスパノ時代の三菱がライセンシーとして親しんでいたフランスの航空材料規格を基本とする材料規格の体系化を陸軍に働きかけた結果がこれであったのであろう。小川清二がその著書に引用しているフランスの航空材料規格とこの(陸軍規)格案との番号体系に類縁性が観察されるからである。それ故にこそ、この(陸軍規)格案も 1938 年頃にはイスパノを追って退場せしめられる運命となったワケである¹⁶¹。

本発動機は本家ユンカース L88a の場合、排気弁側に Cr を 3.0~4.0%、W を 9.0~11.0% 含む BMW 弁座鋼製の弁座環(焼入：900℃-950℃・空中放冷、焼戻：約 700℃・油中冷却)が使用されたことになっているが、三菱ユ式 800 馬力発動機の図を幾ら睨んでもそんなモノは見当たらず、省略されていたようである。それにしても、ドイツの航空用鋼材規格においては後に観るクランク軸材料に関しても BMW 規格が幅を利かせていたようで興味深い。恐らく、そこにはドイツ航空発動機界におけるシェアが反映されていたのであろう。

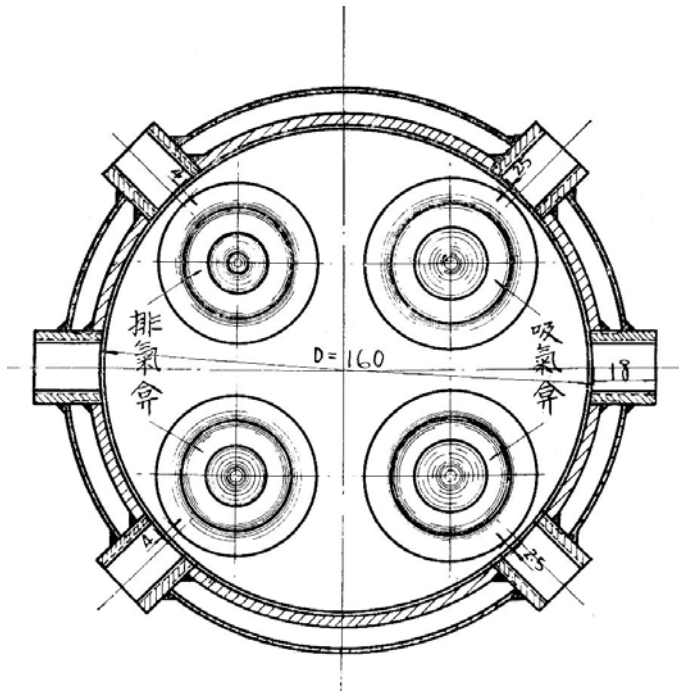
頭部吸排気ポートは極軟鋼板溶接、水套も溶接。気筒外面および水套外板には「パーカー式防錆法ヲ施シアリ」とある¹⁶²。

本発動機の気筒には左右バンク用に冷却水入口・出口の取り付け状況に 2 種類あった。点火栓孔は左右バンク用を共通品とするためか気筒当り 6 個。始動用空気弁 1 個と点火栓 2 個が取り付けられるため 3 個は余ることになっており、プラグがネジ込まれていた。

図 V-10 三菱ユンカース「ユ式一型」800 馬力発動機の気筒上部

¹⁶¹ 小川清二『航空発動機工学』河出書房、1944 年、88、89 頁間折込の第 2 表、及び 89~95 頁の鋼種別解説、参照。同様の記述は小川『航空発動機』(上)、222、223 頁間折込の第 33 表辺りにも展開されているが、フランス航空材料規格との関連については『航空発動機工学』の叙述の方が簡明である。

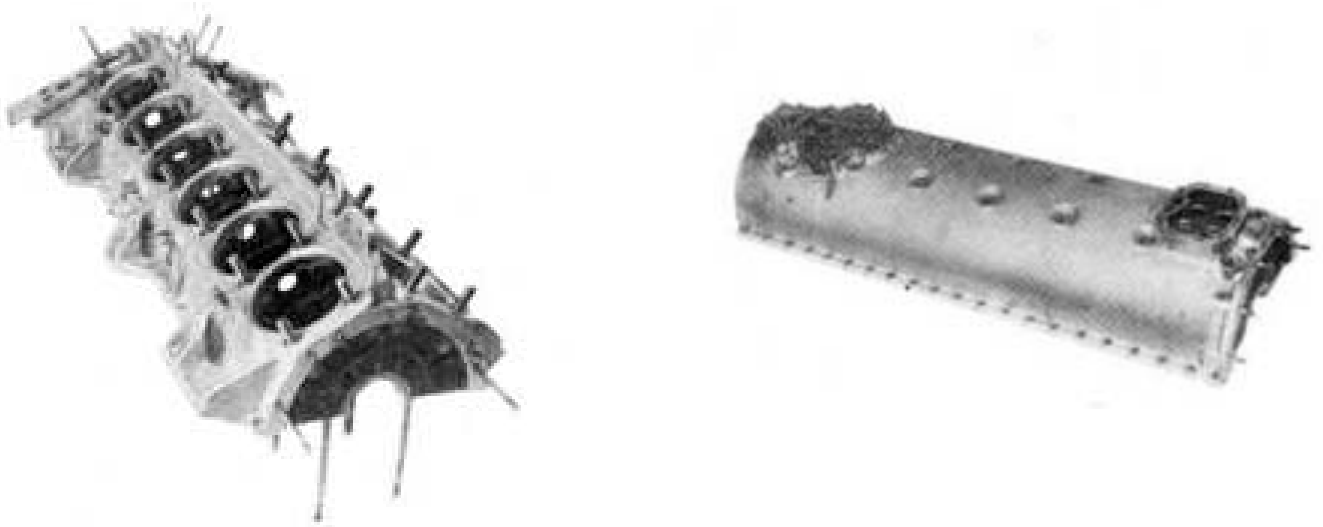
¹⁶² パーカラライジング(リン酸塩皮膜処理)のこと。当時は鋼製気筒の防錆処理法としてごく普通に行われていた。この記述に関しては“パ”の誤記なのか“バ”の積りなのかがヤヤコシイ。それは、何れを取っても“パーカー”などと発音するワケはないものの、このプロセスが Parker Rust-Proof Company(米)の Baker 並びに Dingman 技師によって 1928 年に改良され現行型処理法として確立しているからである。但し、この処理法自体の起源は遙か古代にまで遡られる。



同上書、24 頁、第十六図。

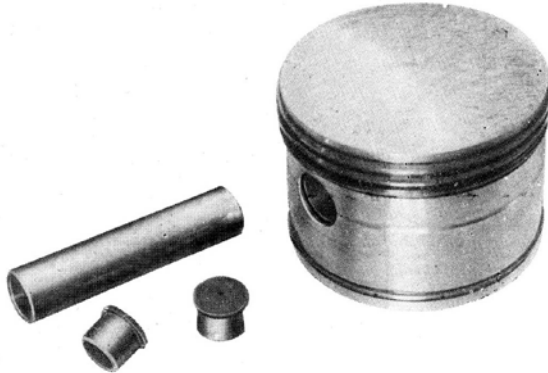
クランク室は Zn と Si を何れも 7.5~8.5%程度含む Al 合金鋳造品で海軍呼称「に 22」相当品。クランク室はイスパノ同様、クランク軸センターで上下 2 分割されている。主軸受は最後部 7 番がコロ軸受であった以外、全て鋼製裏金付きの Sn 基ホワイトメタルであった。

図 V-11 三菱ユンカース「ユ式一型」800 馬力発動機のクランク室



同上書 6 頁、第一図より。

図V-12 三菱ユンカース「ユ式一型」発動機のピストン



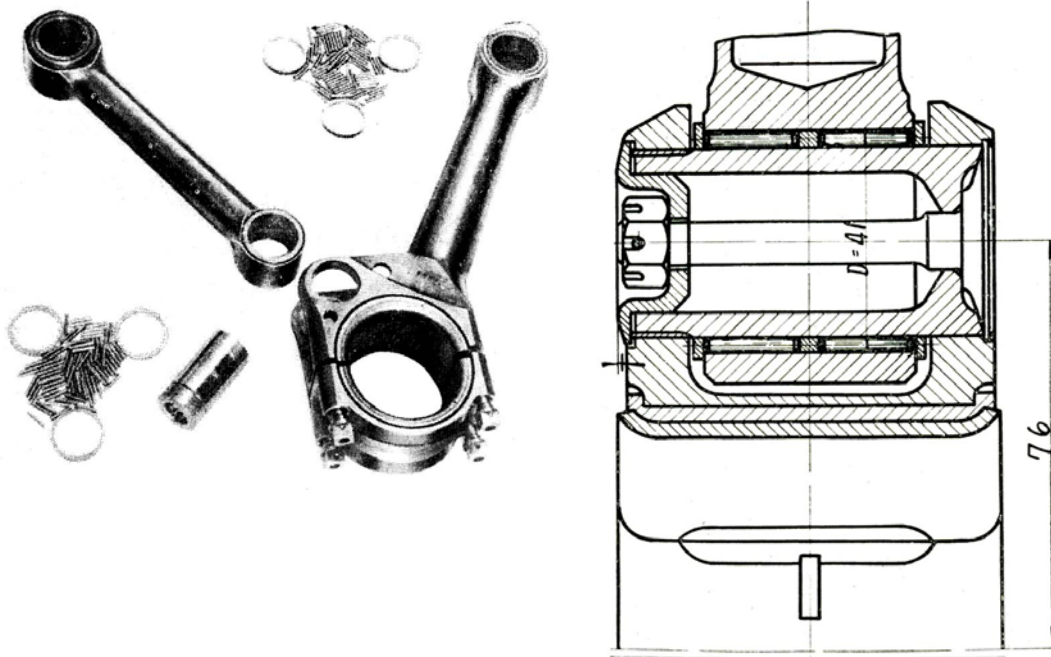
同上書、8頁、第三図。

ピストンはCuを 10~12%を含むAl合金(海軍呼称「旧に 11」)又はCuを 4.0~6.0%、Siを 0.5~1.0%、MgとNiを何れも 0.5~1.5%程度含むAl合金(海軍規格に無し)の鑄造品で頭部は浅いドーム状に凸型を呈しており、内部には 2本のリブが立てられていた。圧縮リング 2本、オイルリングが 1本、何れもトップランドにあり、スカート下部に更に 1本のオイルリングが設けられていた。リングの材料は陸軍地金仮規格「特殊鑄鉄乙」であった¹⁶³。

ピストンピンは浮動式であるが、冷間では締り嵌めになる嵌合であった。ボス端部にはピンの脱出防止のためエレクトロン製のキャップが嵌入されていた。ピストンピンの材料についての記述は無い。

図V-13 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機の連桿とリストピン軸受

¹⁶³ 陸軍地金仮規格については少なくとも 1912(大正元)年、1921(同10)年、1926(同15)年に規定ないし改訂された事蹟がある。最後の仮規格は 1926年 11月 5日の「陸普第四六一〇號ヲ以テ改訂セラレタル」ものとある。「仮」が冠されたのは事態の流動性を踏まえた措置であったが、恐らくこれを決定版とし、航空材料規格等、新規の諸規格はこれと並立せしめられたのであろう。陸軍兵器学校『昭和十八年度版 材料学教程』178~179頁、参照。



同上書、9頁、第四図、73頁、第三十一図。

連桿は NiCr 鋼製、副連桿式。主連桿(右バンク側)は陸軍規格案第四十五種(海軍呼称「い 14」)なる Cr を 1.0~1.4%、Ni を 2.7~3.5%含有する材料で造られており、焼鈍(800℃、炉中放冷)、油焼入(800℃-850℃、油中急冷)、焼戻(500℃-600℃、水又は油中急冷)処理された。副連桿は Cr を 0.7~0.9%、Ni を 4.0~5.0%含有する陸海軍規格案に無い材料で焼入(800℃-850℃、油中急冷)のみ、焼戻はなされなかった。主副共、首の部分は中空丸断面でイスパノよりイスパノ的であった。これがユンカースのオリジナル設計であるとは必ずしも断言出来ないが、副連桿リストピン軸受の構造からして先ずはオリジナル設計であろう。

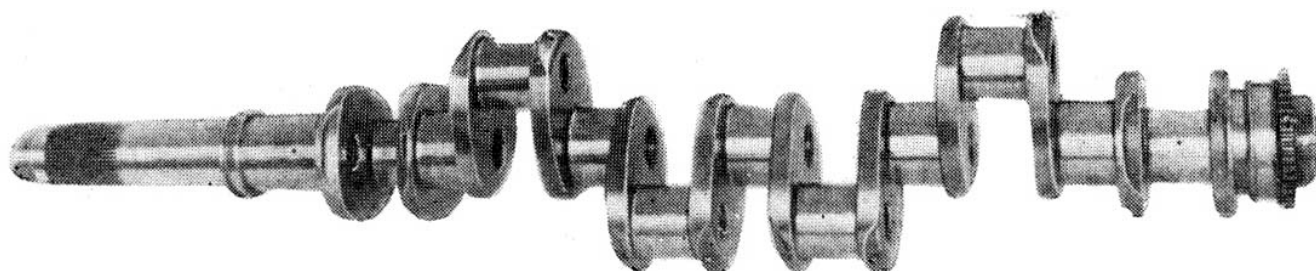
即ち、リストピン軸受はケージなしの針状コロ軸受(複列)であった。これに対して大端軸受は厚肉の裏面に Sn 基ながら主軸受用より若干軟質の(Cu が少なく Sb が多い)ホワイトメタルを鑄込んだ平凡なものであった。その加工に心無し研削盤セントレスグラインダを必要とする針状コロ軸受は当時の先端技術であったが、三菱がこれをどう眺めたかについては不明とせざるを得ない。多分、輸入品が用いられたのであろう。

クランク軸は航格 BMW 曲軸鋼乙と呼ばれる NiCr 鋼製(Ni:3.5~4.5%、Cr:1.0~1.6%)であった。海軍にこれと直接呼応する鋼種規格は無かった。また、本発動機用においては強度・硬度より対衝撃性を重視したため 850℃-900℃、大気中放冷で焼入れた後、500℃-600℃に加熱、油中冷却により焼戻すという熱処理が施された(同じ材料・熱処理はプロペラ軸にも適用された)¹⁶⁴。

¹⁶⁴ 同じ素材で焼準(630℃-670℃、大気中放冷)の後、同じ条件で焼入したまま焼鈍を行わない“甲種”の場合、ヨリ大きな抗張力、弾性限、硬度を有する成品が得られたが、その対

クランク軸のピン、ジャーナルは勿論、中空加工されていた。クランク軸第1ジャーナルの延長部は複列円筒コロ軸受を介して減速大歯車を支持し、更にその前方には油継手がスプライン結合される。クランク軸後端には平歯車^{ヘリカル}が取付けられ、上方のカム軸駆動用縦軸、下方の水および油ポンプを駆動する。斜歯ではなく平歯車が用いられているのは運転中のクランク軸、クランク室の熱膨張による噛み合いの変位を防ぐためである。軸後端の内腔にはスプラインボス加工が施され、無電用発電機、過給機駆動用伝動輪を接続出来るよう配慮されていた。

図V-14 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機のクランク軸



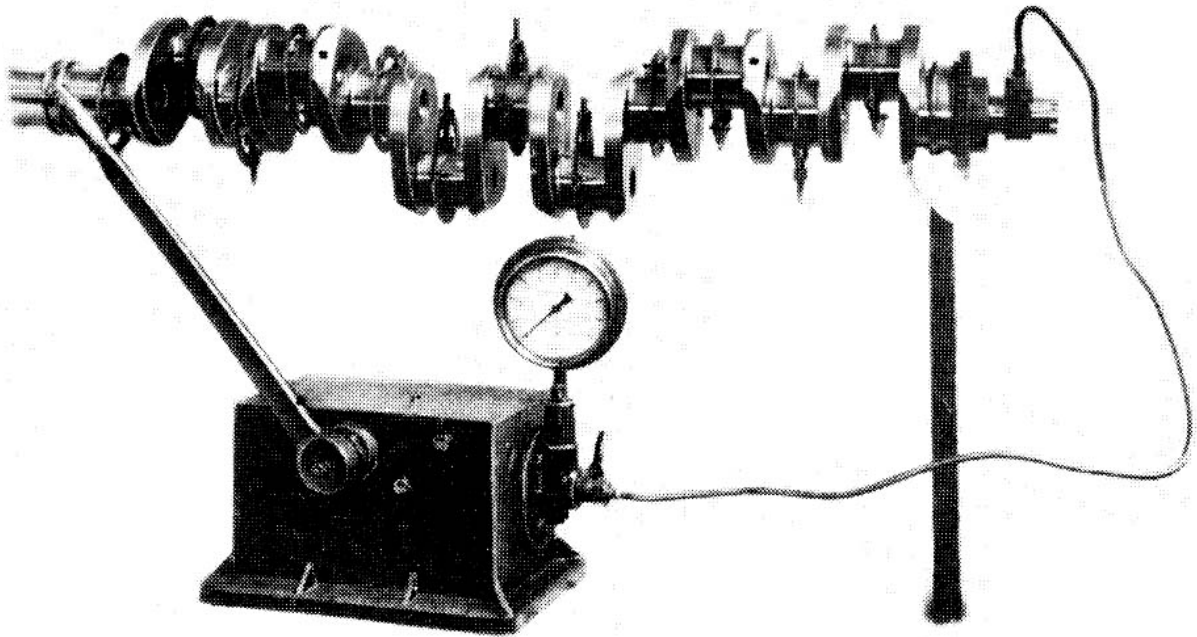
同上書、10頁、第五図。

図V-15 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機におけるクランク軸油密試験

衝撃値は若干低下した。

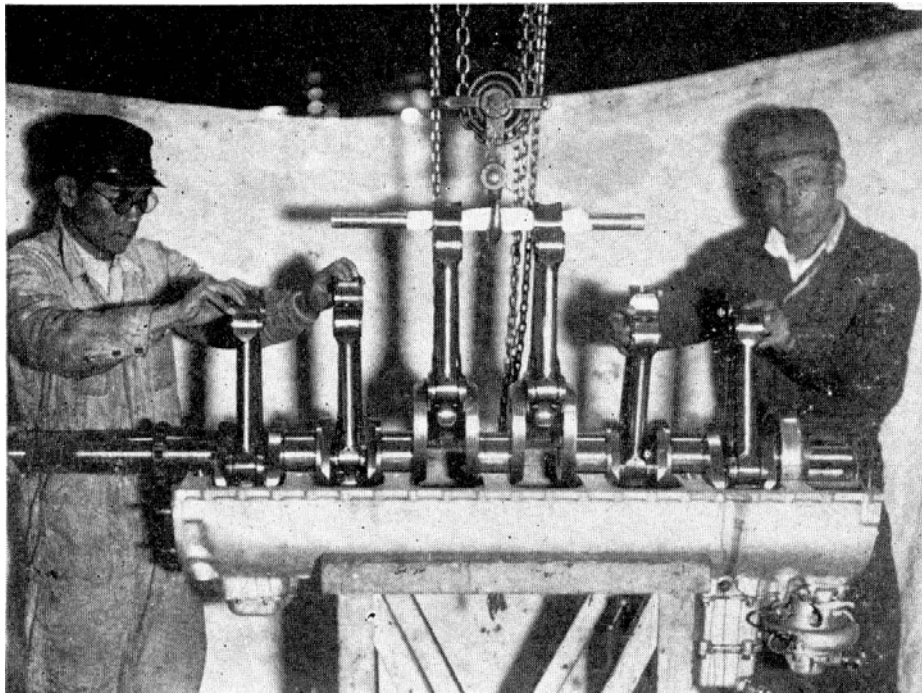
なお、大気中放冷で焼きが入るかどうかは鋼の種類如何に依る。Ni、Cr、Mn等はオーステナイトのマルテンサイト化の臨界速度を下げるため、これらを多く含む高合金鋼は大気中で放冷しても焼きが入り(自硬性があり)、かつ、焼割れの恐れも少ない。

焼割れは急冷による熱歪みに因るモノと組織の変態に由来するモノとに大別される。上の脈絡に係わる焼割れは後者である。即ち、焼入れによって形成される硬いマルテンサイトは原子配列が対心立方晶をなし対面立方晶をなすオーステナイトより原子密度が低いいため、鋼は焼入れの際、組織の変態と共に膨張を生じて変形し、時に焼割れを起すことがある。鋼種の選択やそれに応じた冷却速度の調整によってこれを避けることになる。



同上書、72 頁、第三十図。

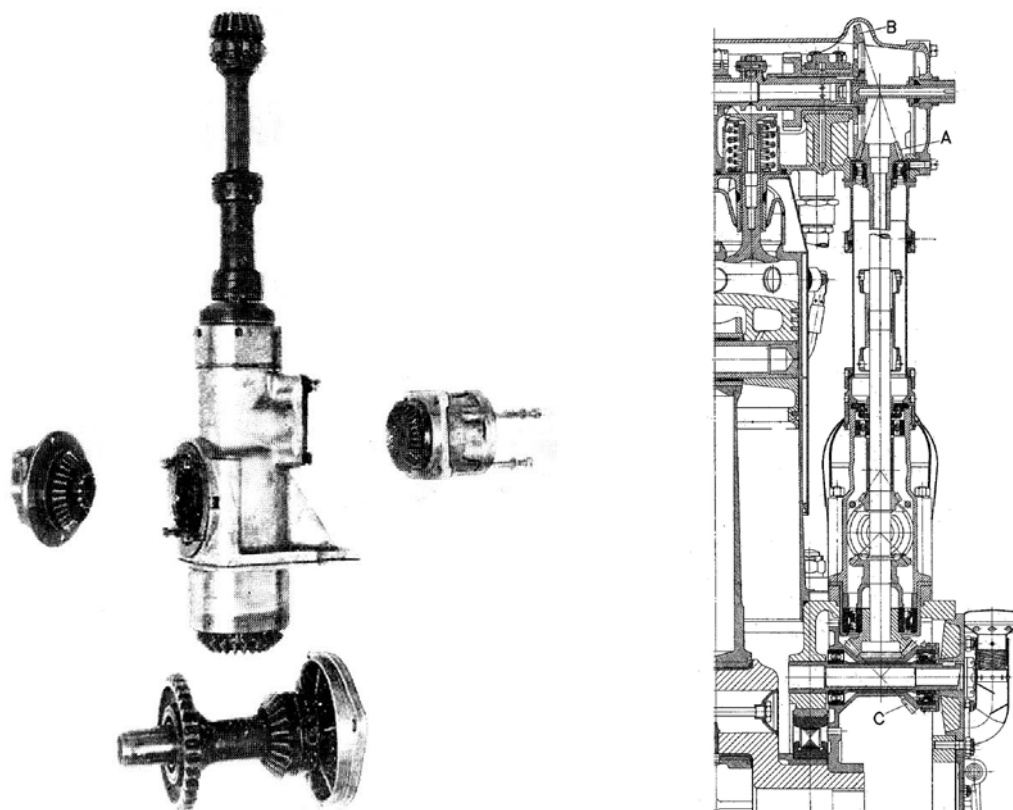
図V-16 三菱ユンカース「ユ式一型」800 馬力発動機のクランク・連桿組付け作業



同上書、78 頁、第三十三図。

『昭和七年十二月 ユ式一型八〇〇馬力発動機説明書』10~11 頁によれば、「九〇一五号ヨリ九〇二六号ニ至ル」「舶着発動機ハ端面ニ凸凹型接手アリテ……」とあるから、92式重爆用のオリジナル発動機は「凸凹型接手」で、スプライン継手は三菱が国産化に際し、イスパノ・スイザの経験を活かして独自に変更した設計らしい。

図V-17 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機の右縦軸回り



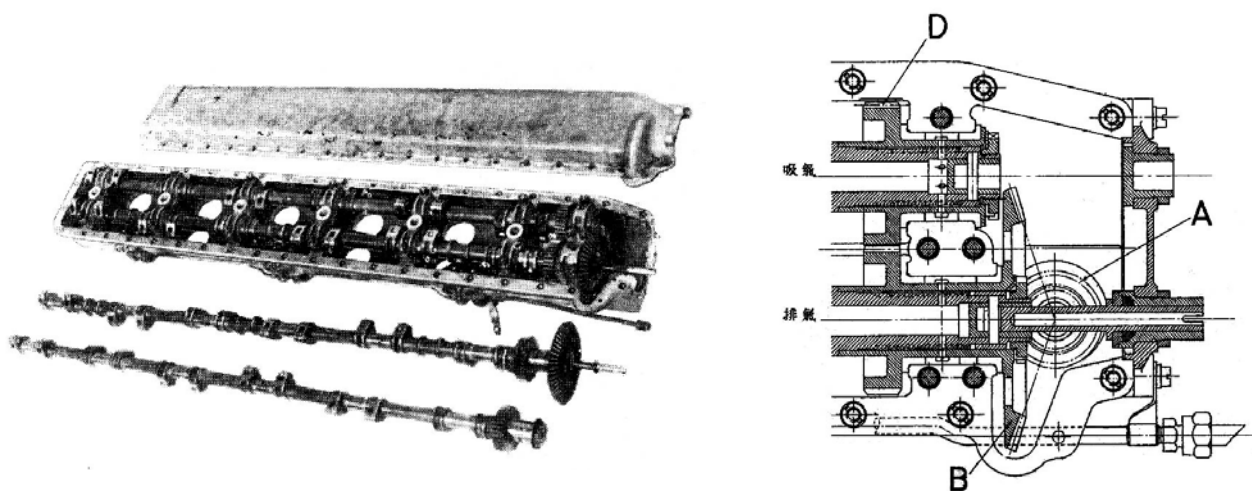
同上書、11 頁、第六図、附図第四図 縦軸歯輪説明図より。

動弁機構はクランク軸後端の平歯車→平歯車と傘歯車を有する中間軸→下部縦軸(マグネトー駆動用および右側のみ燃料ポンプ駆動用動力取出し機構付)→上部縦軸(カム軸駆動傘歯車一体)→カム軸傘歯車、となっていた。歯車の材料は副連桿と同じもの及び格案第四十六種(海軍呼称「い16」)で、何れもNi鋼であった。因みに、上下の縦軸はイスパノ発動機と同様、「筒型接手」で接続されており、クランク軸の1.5倍の回転数で駆動された。動弁機構の駆動を二階建て方式としたのはクランク軸後端に機械式過給機を組付けるためである¹⁶⁵。

¹⁶⁵ 油圧式の回転比調整装置(無段階)と摩擦クラッチを介して箱型翼車を駆動するユンカース過給機は約100馬力の動力を吸収したから低空では切離しが必要であった上、その過大な吸収馬力故に高空性能における利得も高が知れていた。このメカ倒れ故に興味をそそるだけの過給機は後年の *Jumo 210*, *211* の機械式2速過給機や *Jumo 207* 航空ディーゼル用排気タービン過給機に採用された箱型翼車にその名残を留めるものの、三菱では国産化さ

なお、同上書によれば、「但、舶着発動機(九〇一五号—九〇二六号)ハ燃料唧筒ハ左右二個アリ且曲軸の一、〇三倍ニテ回転ス」とあるから、オリジナルとライセンス品とは補機駆動系においても異なっており、前項同様、三菱は国産化に際し、かなり独自の設変を行っていたことになる。

図V-18 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機のカム軸およびカム軸室



同上書、12頁、第七図(左バンク)、附図第四図 縦軸歯輪説明図(右バンク)より。

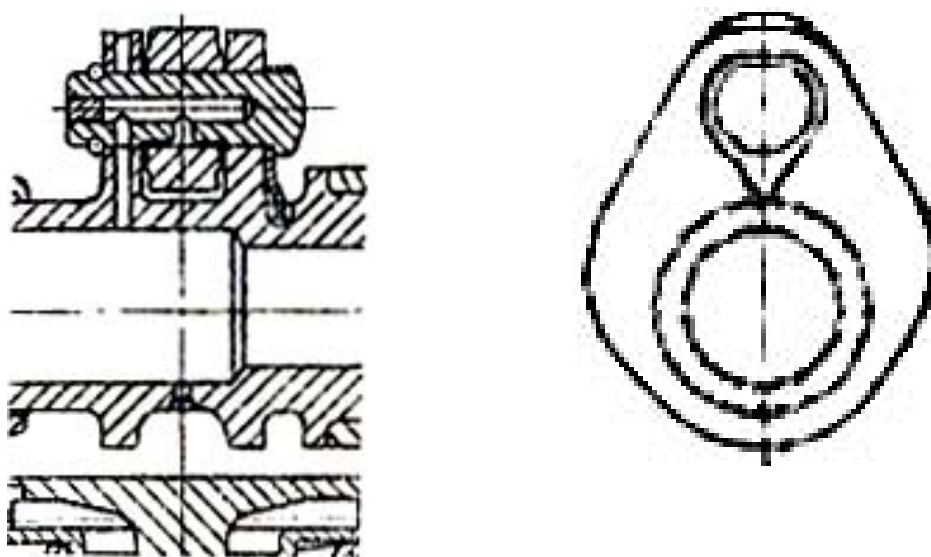
カム軸の材料は規案第二十二種と呼ばれる低NiCr鋼(海軍呼称「い2」)で、焼準(820℃-880℃、炉又は静気中放冷)、焼鈍(820℃-880℃、炉中放冷)、一次の油焼入(820℃-880℃、油中急冷)の後に二次の焼入(730℃-780℃、水中急冷)が施され、硬度が確保された。カム軸はカム軸室に收容されカム軸室は気筒群にスタッドボルトで固定された。バンクの内側に位置するのが排気カム軸で縦軸から直接駆動され、外側に位置する吸気カム軸は排気カム軸によって駆動された。回転計の出力も排気カム軸から取られた。DOHCであるからイスパノ・スイザよりカム軸駆動系は複雑であった¹⁶⁶。

「ユ式一型」の動弁系で最も奇妙なのはカム自体にローラーを仕組んだ構造であろう。ダイレクトアタックであったため、接触による側圧、弁案内の焼付きが余程気になったモノと見える。

れなかったし、国産化に際して模倣のヒントにさえなり得なかった。小川清二前掲書、下巻、96~97、310~316頁、参照。

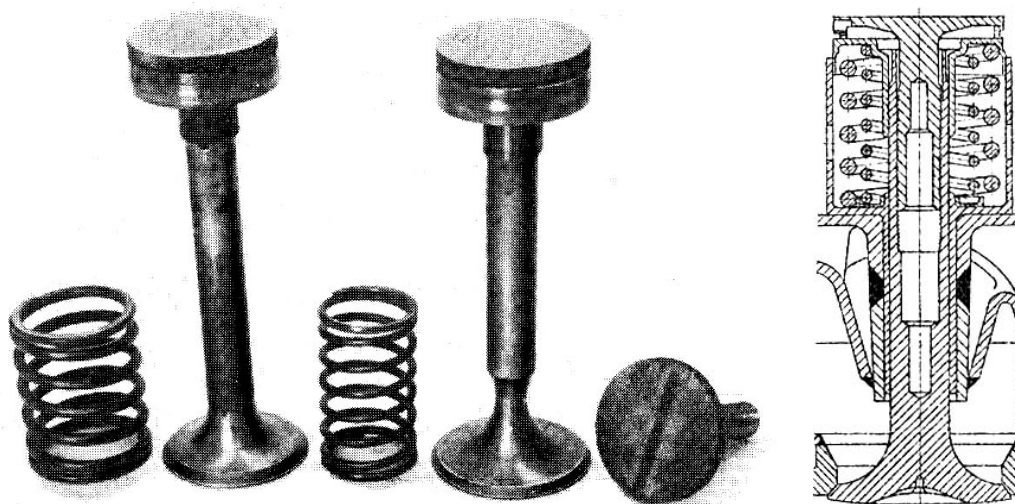
¹⁶⁶ 小川清二に拠れば2本のカム軸の下に縦軸から駆動される平行軸を設け、同軸上の平歯車でカム軸を駆動せしめる構造のものも在った(前掲書、上巻295頁)。三菱化はユンカース発動機においても処々で試みられているとは言え、これが再三出て来る“舶載”=輸入発動機の構造を指す記述であるのか否かについては不明である。

図V-19 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機のカム



同上書、附図第三図、附図第四図より。

図V-20 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機の吸排気弁



写真は同上書、13頁、第八図、図(排気弁)は附図第四、より。

吸排気弁はイスパノ・スイザと似た構造であったがより高級な材料が奢られていた。弁面の角度は一般的な 45° のようである。吸気弁は格案第六十二種(海軍呼称「い21」)なる SiCr 鋼(Si:2.0~3.0%, Cr:9.0~13%)製で、焼入(950°C-1050°C、油中急冷)、焼戻(850°C-900°C)。排気弁は格案第六十三種なる CoCr 鋼(Co:3.0~5.0%, Cr:11.0~14.0% : 海軍規格に無し)製で、焼入(900°C-950°C、空中放冷)、焼戻(約 750°C)。4 弁式であることと吸気弁孔面積を無理なく大きく取れている点はイスパノより遥かに近代化された設計と言える。但し、弁棒部は図のように弁

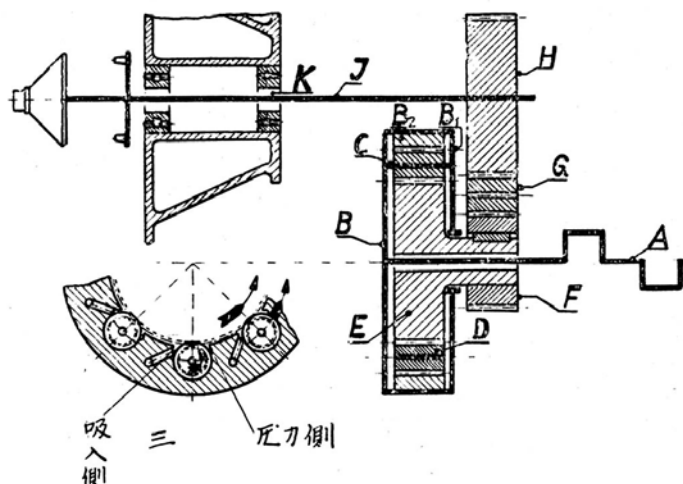
案内を延長した円筒ケーシングに収納されるようになっていた。これはカムの側圧による弁棒の倒れが陸軍地金仮規格「特殊鋳鉄甲」製の弁案内をこじめることを防ぎたい一心からの設計であろうが、水冷とは言え、弁棒、弁バネの過熱という点から観れば功罪相半ばする設計と言えよう。

なお、弁の高さ(弁隙間)調整機構はイスパノ・スイザ同様ながら、内部に切られたネジのピッチが 1 mm ではなく 1.5mm であったため、弁調整金具の 1 歯移動による変位は 0.015mm であった。

但し、同上書 14 頁によれば、「舶着発動機ニ於テハ弁ハクロームタングステン鋼ニシテ弁桿上部弁発條承嵌入シ其上方ニ弁桿ニ二個ノ突起ヲ以テ嚙合フ弁高調整螺止具アリ之ガ発條環ヲ以テ弁高調整螺ヲ周囲十八個所ニ於テ止メ得、依ツテ弁ト歪輪トノ間隙ハ〇、〇八三耗宛調整スルコトヲ得」とあるから、三菱のライセンス品は吸排気弁ともに材料面でオリジナルと異なっているだけでなく、構造的にもイスパノ・スイザの経験を活かした設計になっていたことが判る。もっとも、その当否については疑問も残る。

本発動機の動力伝達経路は一風変わった仕掛となっており、動力はクランク軸 A→油継手 B,C,D,E→減速小歯車 F→中間歯車 G→減速大歯車 H→プロペラ延長軸 J→プロペラ軸→ルップ式プロペラボス、の順に伝えられた。プロペラ延長軸とプロペラ軸とのスプライン継手部は軸方向に 3~6mm の遊びが設定され、プロペラ軸受と発動機との間に多少の距離の伸縮が許容されていた。

図 V-21 三菱ユンカース「ユ式一型」800 馬力発動機の動力伝達経路



同上書、18 頁、第十二図。

油継手室の本体 B₂ はジュラルミン製で陸軍規格についての記載は無く、海軍呼称「に 17」と記されている。A1 青銅製の前後蓋 B, B₁ とボルトおよび遊星歯車軸 D により一体化されている。中央に位置する太陽歯車 E のハブ延長部内腔には AlNi 青銅製円錐環をスト

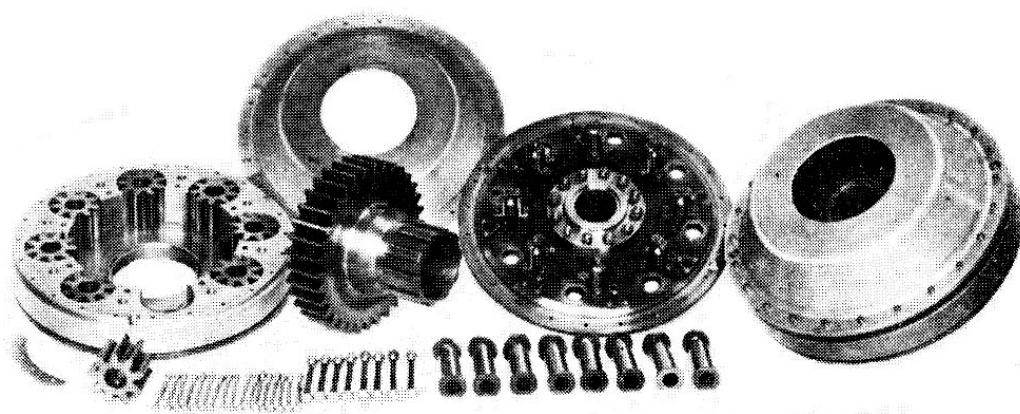
ッパーとしてクランク軸 A の前端がスプライン結合されており、クランク軸前端にかかるナットで固定されている。太陽歯車はそのハブ延長部の外周にもスプライン加工が施されており、ここに減速小歯車 F が結合される。

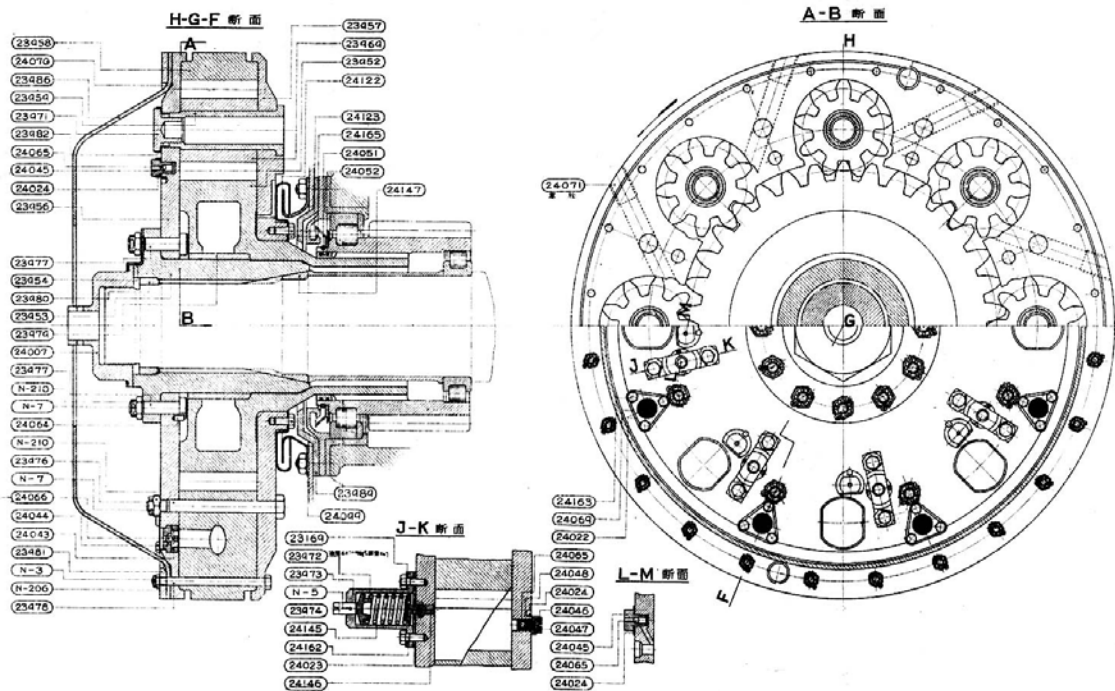
減速小歯車 F のハブ自身は前端部で外側からクランク室により、後端部は内側からクランク軸によって、各 1 個の円筒コロ軸受を介して支持されている。中間歯車 G は Al 青銅製の軸上に複列円筒コロ軸受を介して支持される。減速大歯車 H はハブ・リム別体(ボルト結合)構造でハブは 2 個の円筒コロ軸受を介して減速歯車室により支持される。大歯車ハブ内腔にはスプラインボス加工が施され、プロペラ延長軸 J 軸端のスプラインが嵌入される。

この動力ユニット最大の特徴をなす油継手はクランク軸の振り振動吸収装置として挿入されたものであった。その構造は歯数 34 の太陽歯車の周囲に歯数 9 の遊星歯車が 8 つ等間隔放射状に配され、この遊星歯車群がギヤポンプとして作用し、油を送り圧縮し続けるという仕掛けであった。即ち、吸排油弁においては吸油孔よりも排油孔が小さくなっているため、吐出部において圧力上昇が発生する。吐出部前蓋には許容圧力 44kg/cm^2 の安全弁が設けられており、ギヤポンプにこれ以上の圧力を発生させるトルクが入力された場合、圧力を逃してトルク伝達を制限することになる。このため、ポンプ作用を営む各遊星歯車に対応する前蓋各所には安全弁以外に吸油弁、逆流防止弁が、後蓋には排油弁が設けられていた。

正常運転時、油の循環によりこの油継手において発生する迂り損失はクランク軸 2rpm. 相当であった。しかしこの内部摩擦と発動機からの伝熱により油温が上昇すれば、油の粘度低下により更なる回転損失が発生するため、絶えず排油弁から噴出する油は下方の油冷却器に流下された。そこで冷却された油は油継手よりチェーン駆動されるポンプによって汲み上げられ、遊星歯車ポンプの吸入弁を通じて再吸入せしめられた。

図 V-22 三菱ユンカース「ユ式一型」800 馬力発動機の油継手





写真は同上書、16 頁、第十一図、図は附図第八 油カップリング図。

吸油弁、排油弁は何れもボールバルブで逆流防止機能が備わっていた。これは滑空時、プロペラによって発動機が駆動され、ギヤポンプの吸入、吐出側が入れ替わった場合に吸入・排出が停止し、動力伝達が僅少化されるという粋な狙いを持った仕掛けである。逆流防止弁というのはこの時、漏洩により生ずる継手内部の油量減少を補うため滑空時、吸入側に転ずる本来の排油側に併設された孔径の極めて小さい吸油弁で、構造的にはこれもまたワンウェイのボールバルブであった。

このユンカース油継手は基本的発想において同時代に舶用大形ディーゼル機関に用いられるようになった振り振動減衰装置の一種、Vickers Damperを裏返しにしたようなものであった。後者においては機関弾み車リムの内側に切られた内歯歯車がディスクに担持されたギヤポンプとして作用する小歯車群に噛み合っており、油圧が制限値を超えた場合、弁が開いて小歯車が回転し始めることでリムとディスクとの縁が断たれるという仕掛けであった¹⁶⁷。

ユンカース油継手に使用される油の選択は当然予想されるように極めてシビアであった。使用油種は1. “シェル歯輪油” 又は “もビール C”、2. “シェル・エーロ”、3. “1 と 2 との等分混合”、4. “特殊ヴォルトル V.3662” とあり、それぞれの使用限界温度は 30、40、

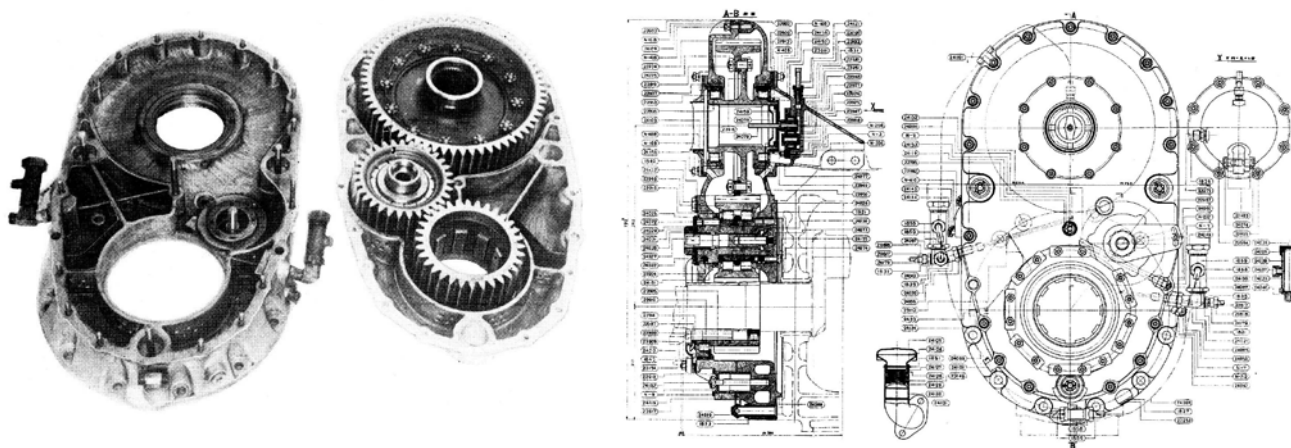
¹⁶⁷ 中西不二夫・西脇仁一・梅津喜代治「発動機の力学」(共立社『内燃機関工学講座』第2巻、1936年)、493~494頁、隈部一雄『内燃機関学』山海堂、1955年、324~325頁、富山修『内燃機関のねじり振動と疲れ強さ』コロナ社、1956年、230~231頁、参照。この中では隈部の解説が最も懇切である。

50、65℃と指定され、この油温を超えた場合、発動機回転数は 1850rpm.が限度と定められ、かつ、危急時以外、油温 80℃を超える事態は厳禁されていた。また、寒冷時には油の粘度が高過ぎて継手の空転を来すことを防ぐため、油冷却器を容器に収容して熱水を満たし、油の加温を図る必要があった。

小川清二は本家ユンカースL88の末期型においてはこの面倒な油継手が簡素な“内部緩衝装置(inner damper)”によって代替された例もある、と伝えている。彼はその詳細について何も語っていないが、恐らくはダンパ本体内部に蓄えられた油の攪拌により振動エネルギーを吸収させるユンカース・ダンパが用いられたのであろう¹⁶⁸。

蛇足ながら、L88でも通常の機体に搭載される場合には延長軸が要らぬから弾性継手などはじめから何処吹く風で、単に平歯車式の減速装置がクランク室前部に直付けされていた¹⁶⁹。

図V-23 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機の減速装置



写真は同上書、14頁、第九図、図は附図第六。

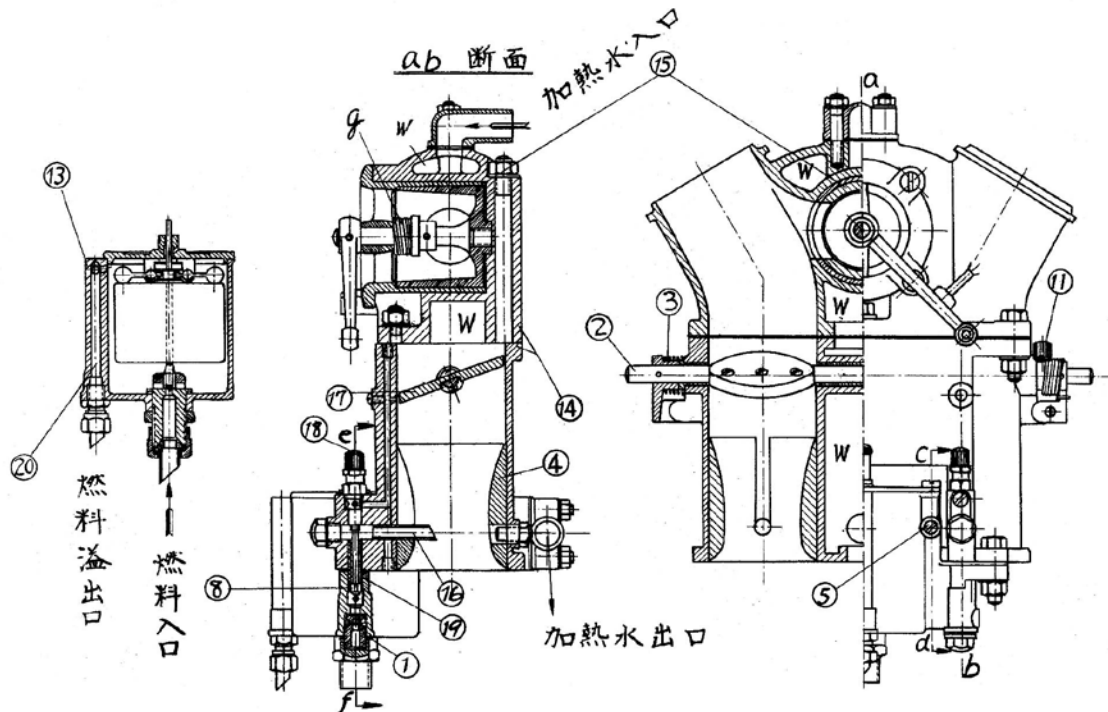
L88の減速装置は平歯車の3枚構成で減速比は上述の通り 0.508。このような構成が高い歯車精度を要求する点についてはファルマン減速装置の所で触れておいた通りである。

補機関係に目を遣れば、気化器は昇流式のズム2重型。これは図のようにストロンバーク様の2重ベンチュリーではなく2バレル型の謂いである。真中にフロート室。遺憾ながら、主ジェット径 2.20~2.40mm、補助ジェット径 0.80~1.50mm といった記述は有るものの、ベンチュリー径についての記載は無い。この気化器は両バンク外側に各1個装備され、一つのバレルが3気筒を分担する。高空での結氷防止策として本気化器は発動機冷却水出口から吸気管を経てこれに至る管に連絡せしめられるウォーター・ジャケットを有していた。

¹⁶⁸ 小川清二『航空発動機』上巻、298頁、富山同上書、241~242頁、参照。

¹⁶⁹ 小川前掲書、上巻、299頁、参照。

図V-24 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機のSum 気化器



同上書、附図第九、より。

メインジェットは①で燃料はここから主ノズル⑩へ、スロージェットは⑧で低速ノズルは ab 断面の W の左、ナットが描かれている辺りに開口している。スロー運転時には主ノズル⑩からも空気が吸入され、⑧から送られて来る燃料と混和せしめられる。⑮は高空弁で追加空気を吸入させる。

気化器調整は地上において全開出力を設定する通常的方式で、高度上昇と共に高空弁開度を手動で増して行くと、結果的に高度約 5000m にて高空弁全開となる設定であった。この高空弁(図の⑮)は一種のロータリー・バルブで、ベンチュリーを通過した混合気に 2 次空気を合流させ、過濃化して行く混合比の正常化を図る装置であった。

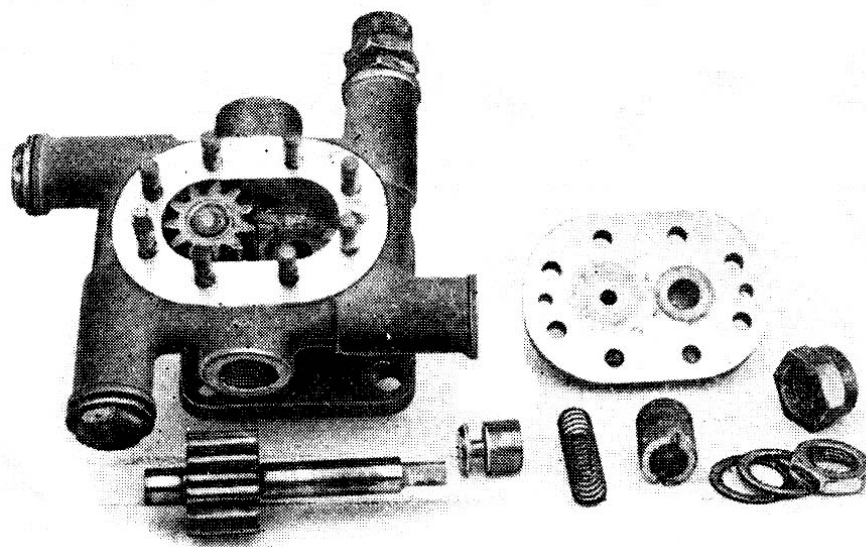
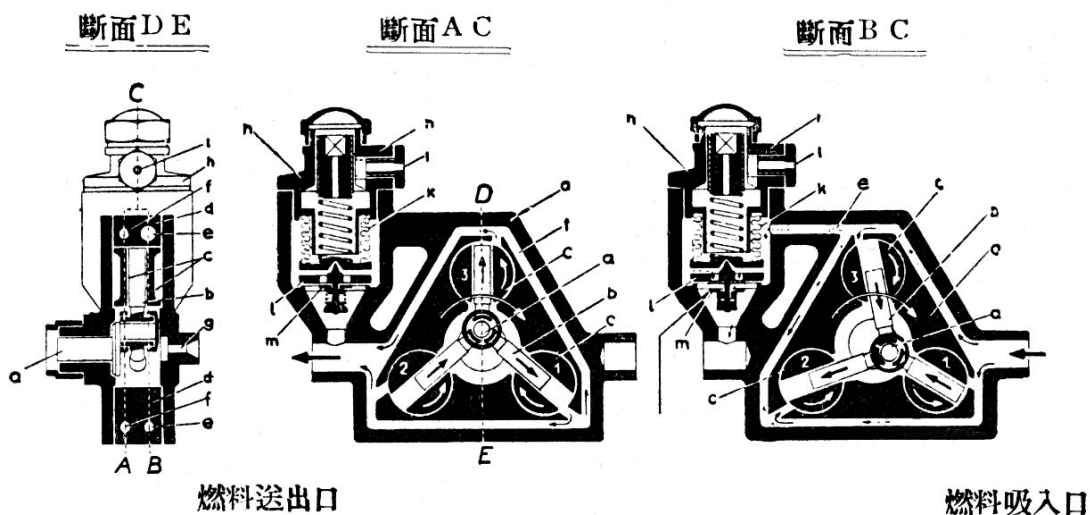
燃料供給ポンプとしては右側縦軸から駆動される Al 合金鋳造ボディと 2 個の鋼製歯車を持つギヤポンプが用いられていたが、オリジナルの「舶着、発動機には星型 3 気筒のユンカース式プランジャ・ポンプが 2 個装備されていた。

ユンカース式プランジャ・ポンプのエレメントはアイデアとしてはル・ローン回転気筒空冷星型発動機に採用されていた物と同根で、首振り式水圧機関や首振り式蒸気機関 (oscillating engine) をポンプとして転用したようなものである¹⁷⁰。

170 ユンカース・ユモ燃料ポンプについては小川清二『航空発動機』下巻、153~154 頁、参照。首振り式水圧機関については cf. William C., Unwin, *On the Development and Transmission of Power*. London, 1894, pp.95~99. ユンカース式プランジャー・ポンプの

図のように摺動部の多いポンプであるが、潤滑は発動機潤滑油の一部を導くことで賄われ、特に問題は発生しなかったらしい。それにしても、この図を見るとドイツ技術の“合理性”などについて云々することが馬鹿馬鹿しくさえなってくる。

図V-25 三菱ユンカース 800 馬力発動機の燃料ポンプ(上:オリジナル、下:三菱)



上図、断面 BC における三角流路は吸入経路(断面 DE の“e”)、断面 AC におけるそれは吐出経路(断面 DE の“f”)である。

同上書、31 頁、第二十二図、30 頁、第二十一図。

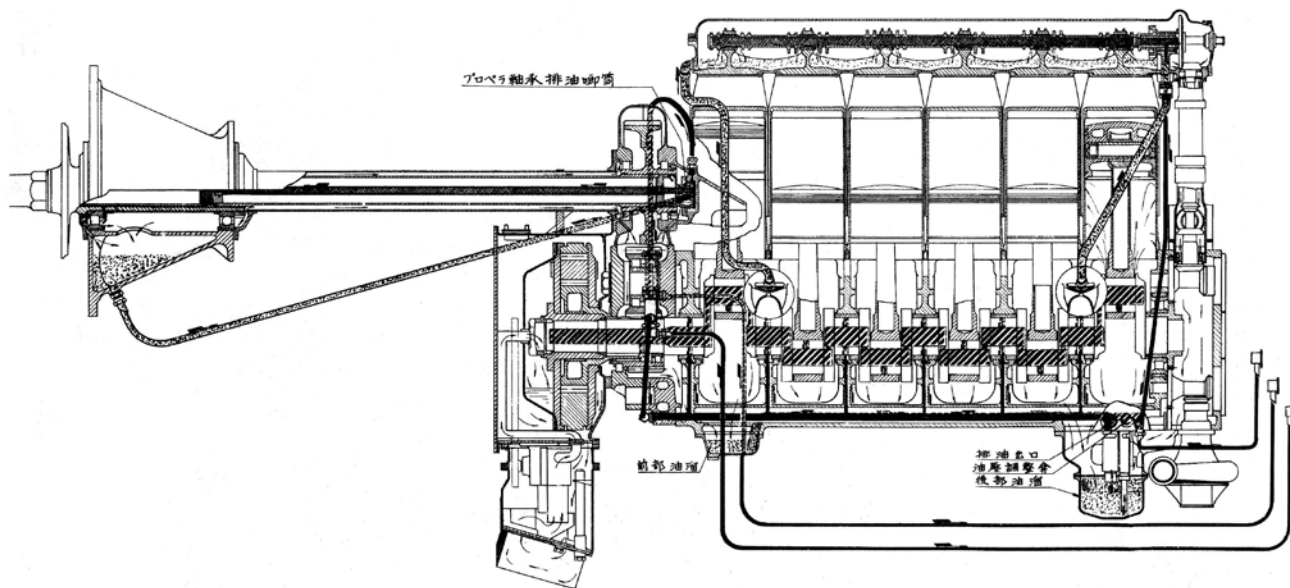
エレメントは模型用機関の同類のようなサイズであったが、模型用機関としてではなく(模型の世界では“首振りエンジン”と通称されているが)、中小形外輪船主機として用いられていた頃の筒振り機関(「振揺機関」)については高田釜吉・岩崎 清『蒸汽汽罐及汽機』丸善、1908 年、180~181 頁、ならびに第百四十図、参照。ル・ローンのオイルポンプについては前掲拙稿「ル・ローン回転気筒空冷星型発動機再論」、参照。

マグネトーとしてオリジナルつまり、「舶着」のユンカース発動機においては Bosch GF-12 ALS 14 型 2 個と始動用マグネトー 1 個が使用されていた。この Bosch マグネトーには遅期点火用断続器があり、低速時には電氣的に点火時期が 20° 遅角され、 5° ATDC で点火がなされた。スロットル開度が増すとこれに連動して早期点火用断続器への切替えがなされ、 15° BTDC での点火が行われた。この時の回転数は約 800rpm.であった。回転数が更に増加すれば、遠心式進角装置が作用して最終的にここから更に 20° の進角が上積みされた。点火栓はバンク内側に Bosch M 175 S39、外側に Champion Aero A が用いられていた。

これに対して三菱製は国産電機製 AS 12 型、もしくは SCINTILLA GN 12 DA。進角量は何れも 17° であった。点火栓は KLG. F 12¹⁷¹。

潤滑油種については先に述べておいたが、本発動機における潤滑系統は未だピストン内面への強制給油(冷却)を欠くモノに止まっていた。

図 V-26 ユンカース「ユ式一型」800 馬力発動機の潤滑系統



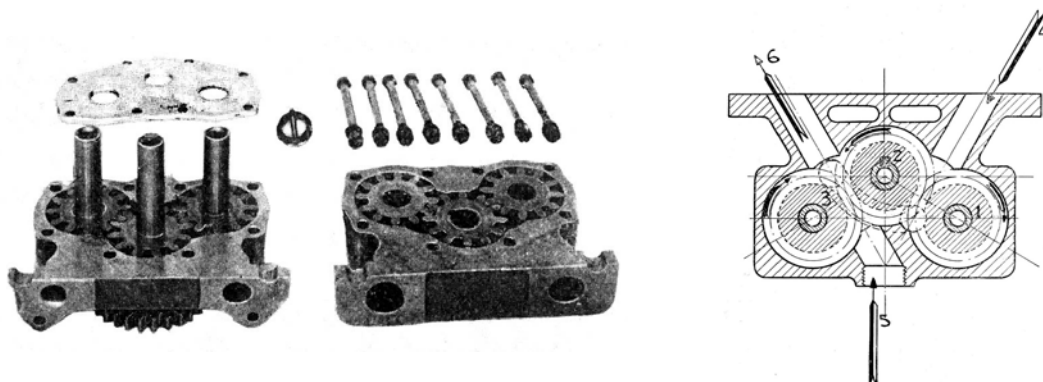
同上書、附図第十二図より。

潤滑油ポンプは未だしも素直な 3 枚構成のギヤポンプであった。給排油各 1 個。潤滑は勿論ドライサンプであるため、排油側の容量は送り側の 2 倍に設定されており、送油圧は

¹⁷¹ 又は F 15 この数字はリーチ寸法で、これ以上になると点火栓中心電極が吸気弁と接触してしまう。上記舶着発動機における使い分けもこのリーチ・サイズに拠るものと思われる。

3.5~5kg/cm²を規定値とした。

図V-27 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機潤滑油ポンプとその作用図



流れは 4→1→円弧状破線の通路→6、4→2→6、5→2→円弧状破線の通路→6、5→3→6。

写真は同上書、25頁、第十七図、図は26頁、第十八図。

発動機潤滑系統は送りについて見れば、①油タンク→下部クランク室後部オイルパン内送油ポンプ 4→6→クランク室鋳込み送油管→主軸受→クランク軸→コネクティングロッド大端軸受→飛散(気筒内面、ピストン頭裏面)→前後オイルパン、およびクランク室鋳込み送油管→鋳込み縦油管→濾過器→減速歯車室噴油ノズル(→減速装置各部)→前部オイルパン、および濾過器→プロペラ延長軸内腔→プロペラ軸軸受→排油管→プロペラ軸受排油ポンプ(減速大歯車により駆動)→前部オイルパン、②送油ポンプ→クランク室鋳込み油管(2)→カム軸後端歯車軸受ブッシュ→カム軸内部→カム軸コロ軸受→カム接触面→弁案内→前後部排油管・縦軸収容管(→歯車および軸受)→前後部オイルパン、といった様式であった。

同上書によれば、「舶着発動機ハ第七軸受頸延長部ニ於テ送油桿ニ依リ給油セラレ曲軸内腔ニ至ル」(10頁)、「舶着発動機ニ於テハ、曲軸内ニ送油スルニ当リ給油唧筒ヨリ油管ヲ以テ曲軸後端ニ於ケル特殊送油桿ニ送ラレ之ヨリ曲軸内ニ達シ下部曲軸室ニ鋳込ミタル給油管ニハ枝管ナク単ニ減速室ニ送油スルノミナリ」(28~29頁)などがあるから、オリジナルはこのような潤滑方式で、「主軸受→クランク軸」という流れは前掲諸項目同様、イスパノスイザの経験を踏まえた三菱独自の設変であるらしい。

戻りは、前部オイルパン→クランク室鋳込み排油管→下部クランク室後部オイルパン内排油ポンプ 4 および後部オイルパン→排油ポンプ 5→6→一部、油冷却器→油タンク、一部、後部オイルパン内送油ポンプ 5→6→再循環、であった。

油冷却器から油タンクを経る主回路を循環する潤滑油量は 1700ℓ/min と明記されているが、直接、再循環する油量については記載が無い。低温始動時に 50~60℃に加熱した潤滑油をクランク室および油タンクに注入するよう、また油冷却器をバイパスさせる回路を付設しておくよう指示されていたことは言うまでもない。

油濾過器は下部クランク室前後のオイルパンに各 1 個、カム軸室送油管接手に左右各 1 個、減速歯車室噴油ノズル部に左右各 1 個あり、前二者は 15~20 運転時間毎の取外し洗浄が、後者については新発動機において 5 時間毎の、25 運転時間後の発動機においては前二者同様の取外し洗浄が指示されていた。

油タンクの設置場所によって油管の長さが異なって来るのは自明であるが、その伸張により管摩擦が増大するようなケースにおいては管径の増大でこれを相殺させてやる必要がある。この点については「製作所ニ問合せ可キモノトス」とだけ指示されている。

なお、油継手のオイル発動機潤滑油とは別種であり、上述のように専用の油冷却器との間を循環せしめられた。

冷却水循環ポンプは Ai 合金鋳物のケーシングと青銅製インペラを有する堅軸の遠心式ポンプ 1 個で、送水圧は 0.4 kg/cm^2 、送水量は $450 \text{ ㍉}^3/\text{min}@1850\text{rpm}$. であった。ポンプ上半部の潤滑は発動機潤滑油に、下半部のそれはグリースによっていた。

導入された本発動機は延長軸を介してプロペラを駆動したため、機体への搭載に際しては軸の芯出しが厄介であった。その手順は先ず、発動機を発動機架に載せる。この際、ボルトは通すだけで締付けない。また、油継手の油冷却器と機体外板との間には最小 5mm の隙間が確保されねばならない。次にプロペラ延長軸々端のスプラインに塗油して減速大歯車軸のボスに挿入する。プロペラ軸受を発動機架にボルトで取り付ける。取付けに際してはプロペラ延長軸スプラインが手で軽く、3~6mm 摺動出来るよう発動機を上下左右に動かし、芯出しを行う。

なお、機体の仕上がり寸度(従って発動機取付けボルト孔とプロペラ軸受取付け面との相対位置)には相当の誤差が伴うため、延長軸の前端には 3 本のボルトによってジュラルミン製のキャップが取り付けられており、必要に応じてこれを切断したり、長いモノと交換したりすることでこの前後遊間の調整は実施された。

次に、圧縮空気でクランク軸を寸動させて行き、 360° どの位置においてもスプライン継手の軽い摺動が確保されるよう微調整を図る。

続いて発動機取付けボルトを締付け、再びスプライン継手の摺動性を確認し、必要に応じて再度、芯出しを行う。

これが完了すればプロペラ軸受を取外し、プロペラ延長軸を引き抜いて洗浄する。減速歯車室およびプロペラ軸受にはカバーを被せる。プロペラ延長軸両端のスプラインに十分塗油し、後端を減速大歯車に嵌入し、前端にはプロペラ軸受を取付け、プロペラ軸受を固定する。

また、油圧計を発動機、減速機、油冷却器に各 1 個、油温計も発動機出口、油冷却器出口、油継手に各 1 個設置すべし、と指示されたため、計器への油圧配管はやや複雑なものとなっていた。

この三菱「ユ式一型」800 馬力発動機は生産台数も僅少で使用実績に関するデータも残されているのか否か怪しく、少なくとも筆者は未見である。恐らく搭載機 92 式超重爆撃

機と共に現場では持て余されていたことであろう。

日本陸軍における超重爆撃機の定義はその後、ヨリ軽快な“遠距離爆撃機”に改められた。陸軍省 1933 年 10 月 20 日調整、1937 年 2 月 22 日改訂『陸軍航空本部兵器研究方針』に拠れば、超重爆撃機(遠距離爆撃機ト改称)とは、「主トシテ長遠ノ距離ニ在ル重要施設ノ破壊又ハ震撼的威力ヲ發揮スル爆撃ニ用フ」もので、「独立的行動ニ適シ自衛力ヲ大ナラシメ且飛行機ノ形種ハ為シ得ル限り軽快ナラシム」、「行動半径ハ標準爆弾量ヲ搭載セル時ハ一、二〇〇軒トシ別ニ二時間ノ余裕ヲ有セシム」、「爆弾搭載量一、五〇〇匁ヲ以テ標準トス。但行動半径六〇〇軒以下ナル時ハ所要ニ応シ弾量ヲ約三、〇〇〇匁ニ増加シ得シム」、「常用高度二、〇〇〇米乃至四、〇〇〇米トス。但自衛上更ニ一層高空ニ於テ行動シ得シム」などとなっている。

然しながら、92 式超重爆撃機自体は出現当時、世界水準で立派に実用レベルに達していた戦略爆撃機であり、結果的には日本で唯一、実用化に到った戦略爆撃機であった。識者は：

当局があまりに本機を極秘あつかいしたために、ほとんど働ぬうちに旧式化し、後継機も育成されずに終わってしまった¹⁷²。

と述べている。

同じ著者に拠れば、日本陸軍の重爆なるものは爆弾等裁量と航続距離を犠牲にしつつ速度と運動性を追い求め、高頻度の戦術爆撃、それも滑走路や駐機中の敵機の破壊を繰返すための性能を附与された、世界的には中爆にランクされる体の飛行機であった。我国においては陸軍のみならず航続距離を重視した海軍においても戦略爆撃という思想は育たなかった。その辺りの事情の一端を詳らかにするためにも陸軍と三菱の次の挙動に目を転じておく必要がある。

2. 93 式 700 馬力発動機

(1) 93 式 700 馬力発動機 I 型

後に“ハ-2”なる陸軍制式呼称を割当てられる 93 式 700 馬力発動機は 1932 年から’37 年にかけて総計 365 基製造された。これは数字的には海軍機で不評を買った前作、三菱イヌパノ 650 馬力型の 271 基を $\frac{1}{3}$ ほど上回る実績である。しかし、この数字にはウラがあった。93 式 700 馬力は陸軍の双発機=93 式重爆撃機に搭載されたからである。

1936 年の製造打ち切りまでに 118 機製造された 93 式重爆撃機はユンカース K37 型¹⁷³の設計を範としつつこれを大型化した機体であったが、当初は 93 式 700 馬力発動機の国産化が間に合わず、「ユ式一型」も陸軍の覚え目出度からぬ故か、結局、試作 1 号機にのみ、

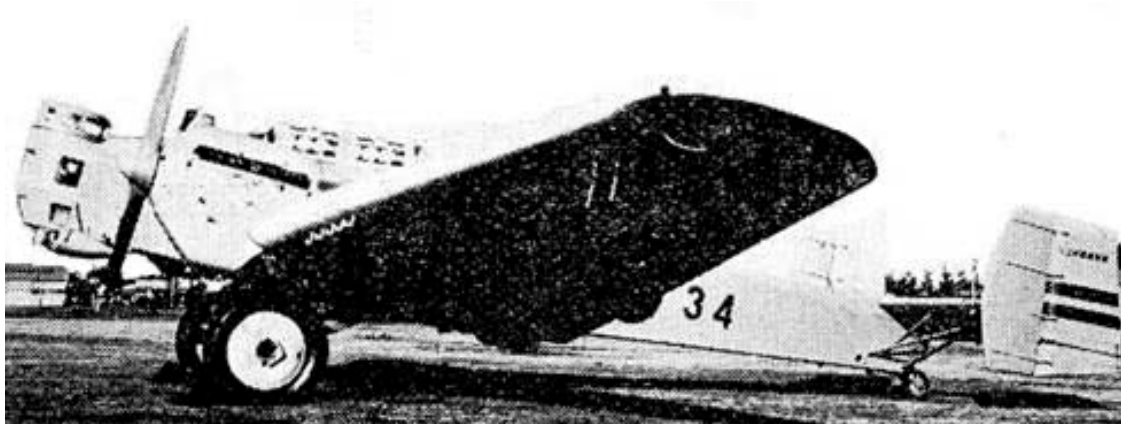
¹⁷² 航空情報別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』酣燈社、1969 年、80 頁(横森周信)、より。

¹⁷³ 三菱が 1931 年 2 月、独自に 1 機を参考輸入(発動機：Bristol Jupiter 450HP)、翌年 1 月、国民の献金で陸軍に買い上げられ“愛国第 1 号”となり、満州事変勃発を機に旧満州でその能力を發揮したことで知られる。

Rolls-Royceの *Buzzard* 発動機(825HP/2000rpm.)が搭載された¹⁷⁴。

次図は松岡『みつびし飛行機物語』においてキ-1の試作1号機と表記されている写真と同じ原版から焼かれたモノと見られる。この写真には平歯車式減速装置搭載の *Buzzard* をファルマン・ギヤ付きの93式を前提に設計された高いマウントに載せた結果として生じたヤタラに高いプロペラ軸位置が示されている。松岡は『みつびし航空エンジン物語』では同じ写真を何故か単に「九三式重爆撃機」として掲げているが、この1号機のスタイルは実のところ“ワケあり”モノであった。

図V-28 Rolls-Royce の *Buzzard* 装備の93式重爆撃機(キ-1) 試作1号機



機械學會『機械工学年鑑 昭和10年版』92頁、第65図。

本機はユンカース伝来の波板外皮の空気抵抗ゆえに最大速度 235km/hという鈍足を託った機体であるが、その反面、最大爆弾搭載量 1600kg、上昇限度 5000m、航続時間 8.5時間という値は当時の我国にあっては一応、少なくとも爆弾搭載量の面においては、進歩的な側面をも有するスペックを有してはいた¹⁷⁵。

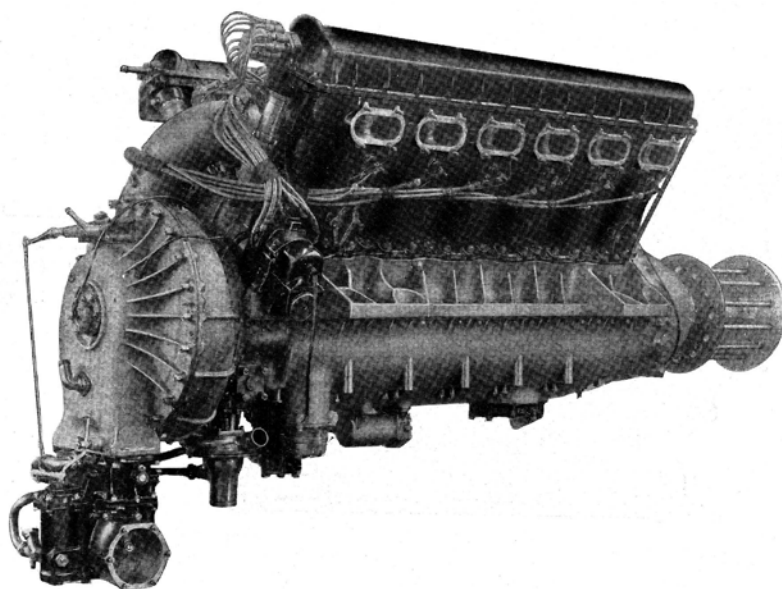
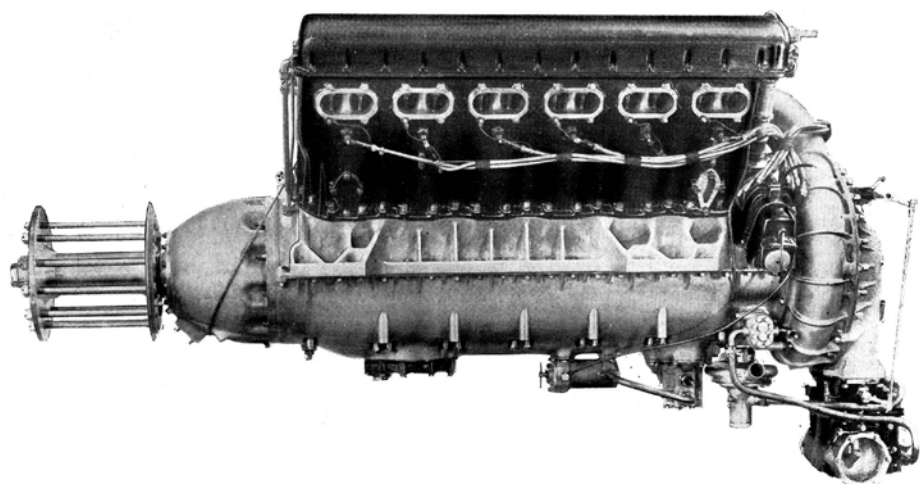
¹⁷⁴ 松岡『みつびし飛行機物語』336頁、同『みつびし航空エンジン物語』35頁、参照。

¹⁷⁵ 日本航空協会『日本航空史』昭和前期編、43-44頁、参照。もっとも、この飛行機の性能諸元については別の値も残されている。

因みに、同時代の陸軍内部資料である『昭和十四年六月 現用飛行機主要諸元一覧表』に拠れば93式重爆撃機の主要諸元は、乗員4名、搭載量1,724kg、全備重量8,080kg、旋回機銃3(弾丸2,900)、爆弾搭載量：最大1,500kg・標準1,000kg、無線・写真設備有り、高度3,000mにおける水平最大速度220km/h、巡航速度170km/h、上昇限度4,000m、3,000mまで14分、航続時間6時間、揮発油搭載量：最大2,820ℓ・標準1,780ℓ、同消費率290ℓ/h、潤滑油搭載量：最大180ℓ・標準106ℓ、同消費率20ℓ/h、発動機寿命1,000時間、機体寿命1,200時間、であった。

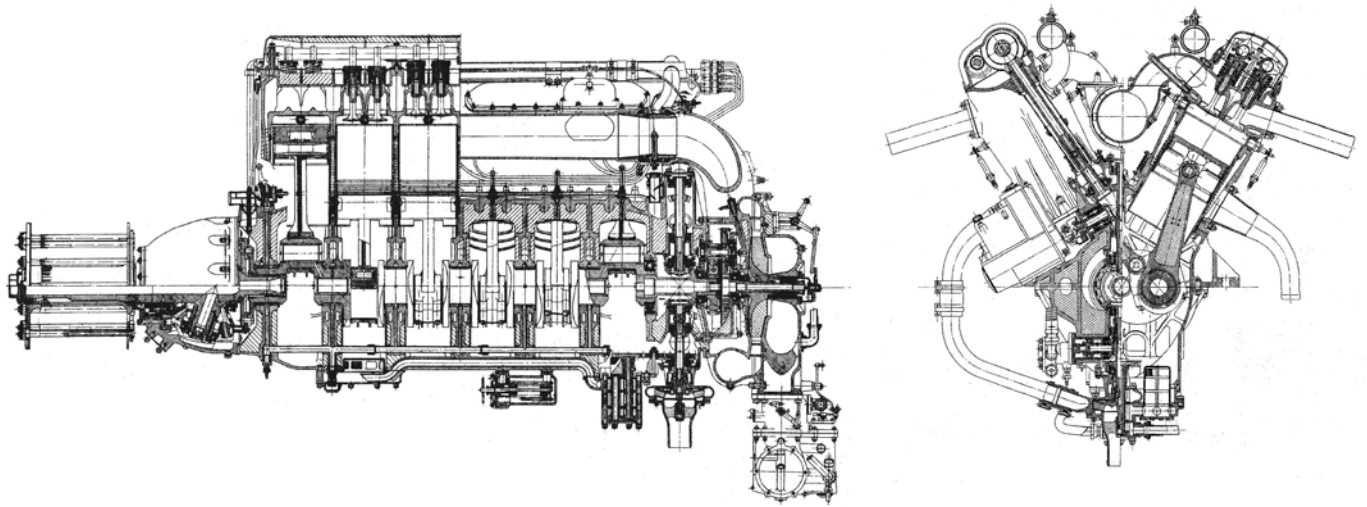
横森は本機について「けっして成功策とはいいがたく、実用性も悪く、性能も最大速度220km/h、上昇時間3000mまで14分と、当時の水準からしても一流とはいえなかった」(『太平洋戦争 日本陸軍機』93頁)と述べている。陸軍のデータと突き合わせるに、総合評価としてはこちらに軍配が挙げられるであろう。

図V-29 93式700馬力発動機I型の外観



三菱航空機(株)『昭和九年二月 九三式七〇〇馬力発動機説明書』より。

図V-30 93式700馬力発動機I型の全体図



三菱航空機㈱『昭和九年二月 九三式七〇〇馬力發動機説明書』附図第一図。

93 式 700 馬力發動機は三菱イスパノ 650 馬力發動機を基礎とするものであったとは言え、ユンカー系をも含む三菱の経験を統合した同社製水冷V型 12 気筒航空發動機の総決算であると同時に航空發動機技術が革新されて行く時代の劈頭に立つ過渡期の發動機でもあった。“主任”技師が後に“金星”開発プロジェクトにおいて減速装置設計を分担させられた辻 猛三技師であったことも時代の変り目を象徴しているようである¹⁷⁶。

93 式 700 馬力發動機の概要は 60° 12V、ユンカー系 L88 と同様に DOHC・4 弁式。サイズと ϵ はイスパノ 650 馬力を踏襲し 150×170mm、 $\epsilon = 6.2$ 。發動機重量は単に 660.0kg と表記されており、プロペラボス金具は 18.6kg。全長・全高・全幅は 2208×1163×752mm であった。

本發動機にはクランク軸の 7 倍に増速される直径 260mm のインペラを持つ遠心式過給機が装備されていた。三菱水冷發動機としては初の過給發動機であり、空冷を合せても前年の 92 式 400 馬力發動機に次ぐ過給發動機であった。しかも、後者が、第Ⅲ部で言及されるように、リリース時点におけるスタッフの不慣れのためか、その『説明書』において恰も無過給發動機であるかの如き扱いを受けていたのに引替え、93 式 700 馬力のそれにおいては過給性能(高空性能)についてのかなり丁寧な記述が盛り込まれている。

燃料には航空三号揮発油に容積比 0.08% の四エチル鉛を混合した高オクタンガソリンが用いられた。92 式 400 馬力はガソリンとベンゾールとの 4 : 1 混合燃料であったから、三菱發動機としてはこの 93 式 700 馬力が恐らく四エチル鉛添加ガソリン本格的適用の嚆矢であったと思われる。正規馬力における燃料消費率は 225g/PS・h であった。

もともと、正規馬力の定義は後述の通り些か面倒であり、また三菱航空機株式会社『昭和九年二月 九三式七〇〇馬力發動機説明書』では出力の表示に仏馬力(PS)と英馬力(HP)とが混用されている。そうした革新性・過渡性の反面、陸軍向けであるから致し方無いことで

¹⁷⁶ “主任”技師の件は深尾前掲「金星」に拠る。『往事茫茫』第一巻、267 頁。

あるが、本発動機には潤滑油として未だに旧態然としてカストル油が用いられた。潤滑油圧力は 3.5kg/cm^2 を標準とし、その消費率は 8g/PS-h であった。減速装置・減速比はイスパノ 650 馬力と同じくファルマンで 0.621。

性能要目を見れば、正規回転数 2000rpm.、正規出力 700PS、正規予圧力 -15mmHg とある。これは地上での出力である¹⁷⁷。

また、最大回転数 2300rpm.、最大出力 890PS、最大予圧力 80mmHg とあるが、これは離陸時以外の低空飛行中における 5 分間許容値を意味する¹⁷⁸。

また、一時的最大回転数 2300rpm.、一時的最大馬力 940PS、一時的最大予圧力 125mmHg とある。これは離昇馬力の謂いであり、離陸上昇時、こちらも 5 分間のみ許容されるフルパワーであった¹⁷⁹。

これ以外に標準高度が 2000m、正規高度出力が 740PS と定義されている。これはブースト圧 -15mmHg にほぼ相当する値である¹⁸⁰。

最大標準高度 1400m、最大高度出力 930PS というワケの判らぬ値も定義されている。これはブースト圧 80mmHg における数字である¹⁸¹。

クランク軸の許容回転数は 2400rpm. であった。これはダイブ時のような低負荷状態での許容値である¹⁸²。

次に 93 式 700 馬力発動機の「高空性能曲線」を掲げておこう。過給発動機においては地上付近で絞り弁全開運転を続けると気筒温度が過昇し異常爆発を生じて発動機躯体に損傷を来すため、全開時間は離陸時のごく短時間に限られる。離昇後は絞り弁をやや閉じ、上昇(気圧低下)に連れて徐開し、上昇中は吸気圧力を発動機の構造が耐える許容値一杯に維持して行く。

過給と絞り弁徐開に依って許容ブースト圧が保たれる範囲では外気圧低下に伴う排出ガス及びピストン裏面への背圧減少のため、絞り弁全開点まで高度上昇と共に出力は漸増して行く。

この右上り曲線のピークにおける高度を全開ないし定格高度、この際の出力を定格(公称)出力と称する。更に高度が増せば気圧の一層の低下と共に出力は減退して行く。これらのことを表現するのが高空性能曲線の役目である。

¹⁷⁷ 三菱航空機(株)『昭和九年二月 九三式七〇〇馬力発動機説明書』2 頁では単位が「瓦毎平方糎」となっているが、正しくは -15mmHg (-20g/cm^2) である。過給しているのに負圧になっているのは過給機の上流に位置する気化器の絞り弁が全開になっていないため発動機の吸入負圧に過給が追いつかない状態にあるからである。以下、ブースト圧の表示は mmHg に統一する。

¹⁷⁸ 同書、42 頁に拠る。もっとも、そこでは最大出力 $900\text{PS}/2300\text{rpm.}$ とも記されている。

¹⁷⁹ 同上。

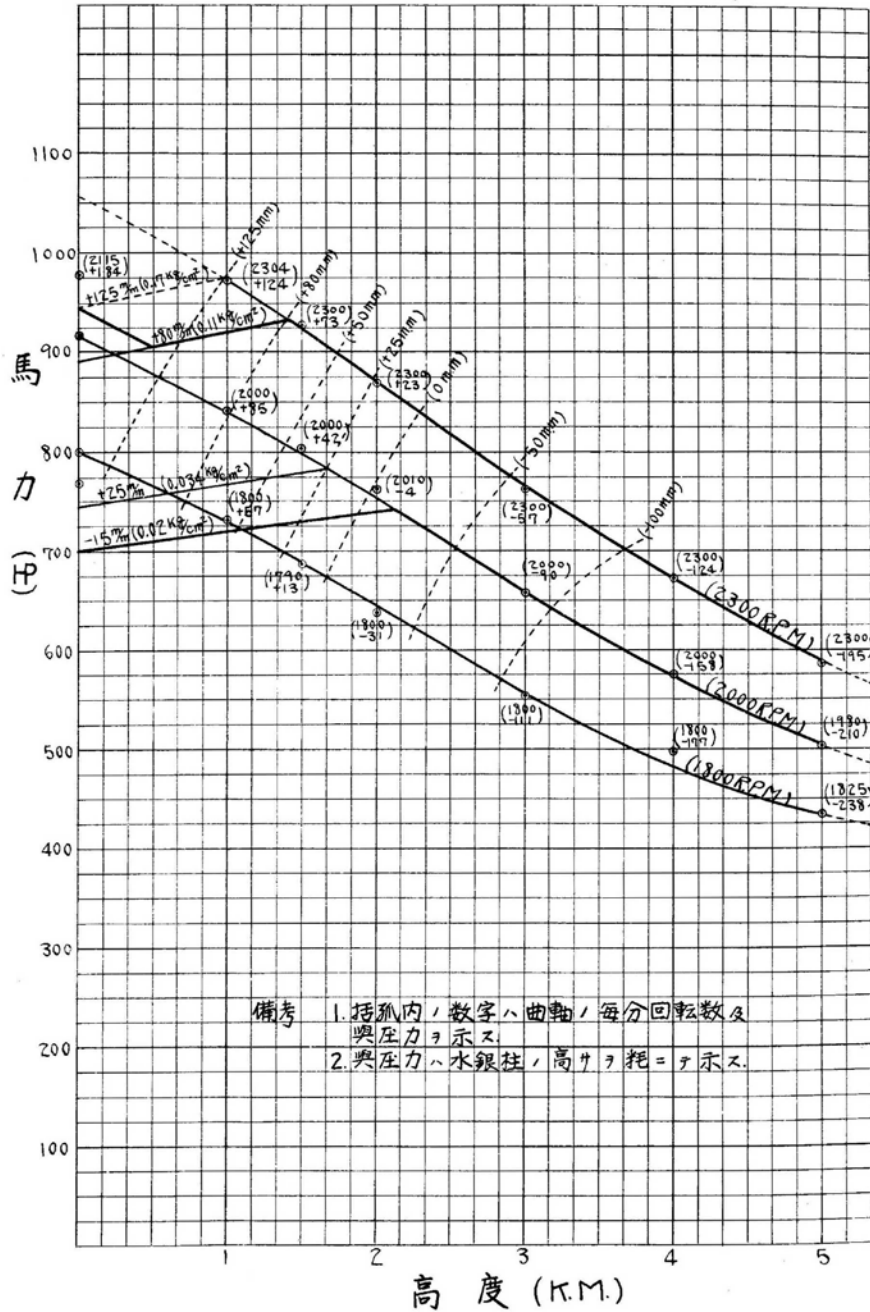
¹⁸⁰ 後掲の「高空性能曲線」を参照。

¹⁸¹ 同上。

¹⁸² 同書、42 頁に拠る。

図V-31 93式700馬力発動機高空性能曲線

(昭和8年12月21~22日、陸軍航空技術部)



三菱航空機株『昭和九年二月 九三式七〇〇馬力発動機説明書』より。

右下がりの実線3本はそれぞれ1800, 2000, 2300rpm.における全開性能曲線である。高度上昇・気圧低下と共に出力は減退している。右上がりの破線群は等ブースト圧曲線である。これらは高度と共に吸気圧が低下して行く状況を示している。その他の破線部、折れ線部

については追って説明する。

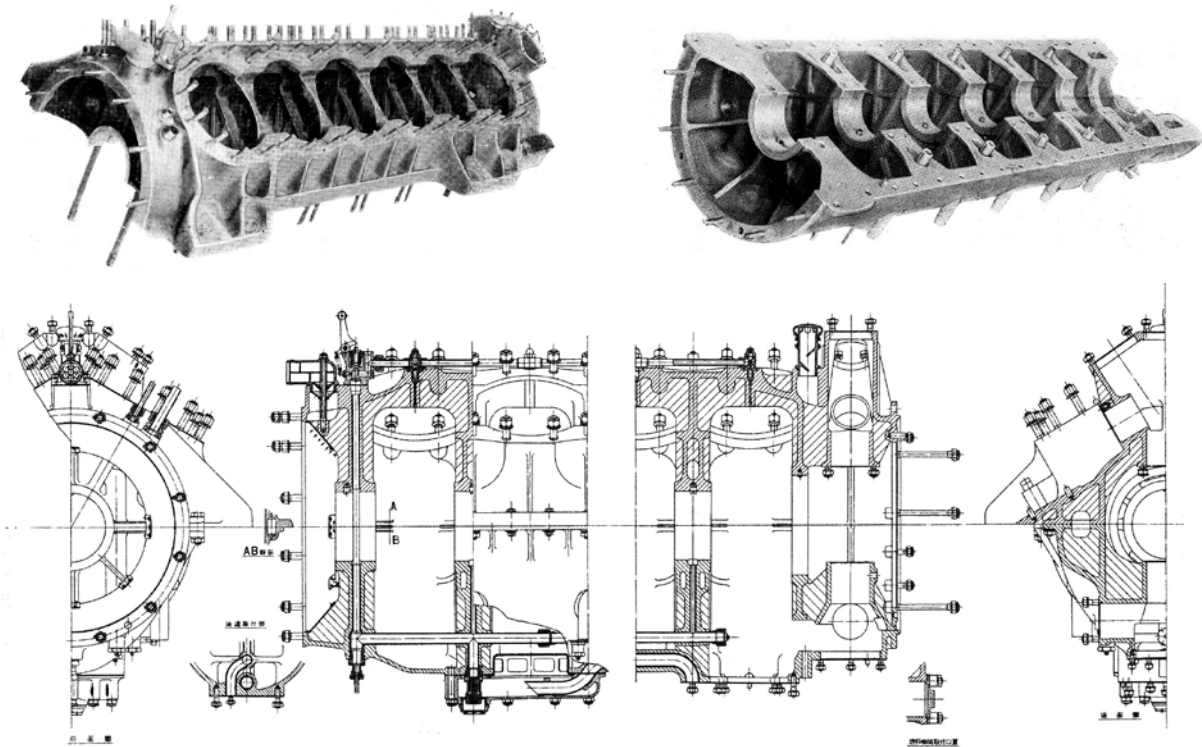
上に見た正規回転数 2000rpm.、正規出力 700PS、正規予圧力 -15mmHg という値は右上りのブースト圧曲線の最下断、 -15mmHg 曲線の y 切片である。ここから高度上昇による気圧低下を補い、 -15mmHg のブースト圧を維持しつつ絞り弁開度を増して上昇を続けて行けば標準高度 2000m にて 740PS と定義された正規高度出力にほぼ行き当たる。そして恐らく、装備されていた固定ピッチプロペラはこの回転数に最適化されていたであろう。

また、ブースト圧 80mmHg 曲線の y 切片が離陸時以外の低空飛行中における 5 分間許容値 $=890\text{PS} / 2300\text{rpm.}$ である。ここからブースト圧を維持しつつ、高度 1400m まで上昇すれば、そこが最大標準高度 1400m にて最大高度出力 930PS の地点である。

同じく、ブースト圧 125mmHg 曲線(破線)の y 切片が離昇馬力、940PS / 2300rpm.である。ここからこのブースト圧を維持して全開運転を続けて行けば 1000m にて 975PS/2300rpm.に到るが、飛行中の最大出力は 900PS/2300rpm.と指示されていたから、このような遣い方はテスト時以外、為されない。この曲線の見方は概ね以上である。

続いて各主要部の構造を見れば、クランク室は Y 合金・クランク軸芯で上下二分割の鋳造品。1~6 番主軸受は鋼製裏金付ホワイトメタル、7 番は円筒コロ軸受。2~5 番はイスパノ同様の外気空冷式。

図 V-32 93 式 700 馬力発動機のクランク室



同書 6 頁、第一図及び附図第五図。

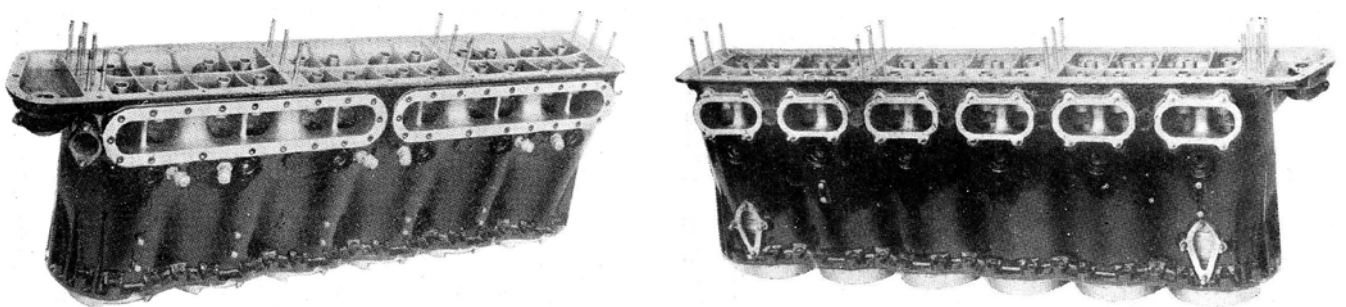
クランク室の図を真っ先に掲げたのにはそれなりの魂胆がある。上の写真や図、特に写真からは主軸受の担持体をなすクランク室隔壁に丹念に立てられたリブの存在を強調しようとする意図が窺われる。このクランク室のリブについて深尾は次のように回想した。

……ここで鋳物の構造に関する重要な発見を述べる。各国の発動機の比較研究のとき、欧州ではイスパノ社、米国ではライト社の鋳物には、リブの非常に少ないことを発見した。航空発動機の鋳物は軽合金で肉薄だから、剛性を良くするためにリブをつけるのはごく普通の構造であるが、良く考えるとリブにはその目的から言っても当然応力が集中するので、先ずその末端からクラックが発生することになる。故にリブをつけないでむしろその附近の厚さを増した方がよい。又見た目にはこの方があざやかで、さすがにイスパノ社やライト社は見上げたものである。金星にはこのアイデアを取り入れたことはもちろんである¹⁸³。

この“重要な発見”は深尾の機械屋としての感性の鋭さのみならず、イスパノと 93 式 300 馬力とを通じて三菱が得た正負の経験から導き出された経験的命題であったと考えられる。また、深尾がイスパノ及びイスパノ系発動機の技術に関して肯定的な評価を述べているのはこの局面に関してだけである。そこで、遣らずもがなの下手な工夫の典型として 93 式のクランク室は格別の歴史的意義を有していた、という次第である。

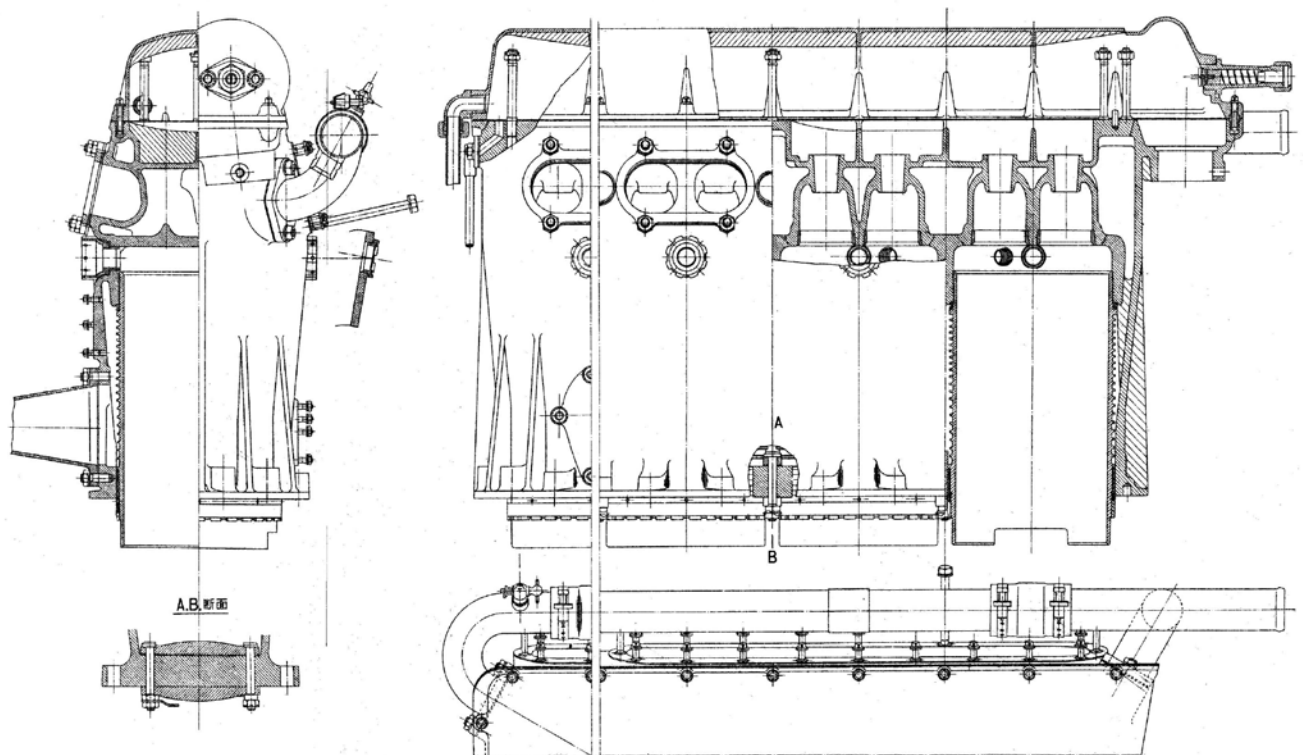
以下、マトモに順を追って行けば、気筒は特殊鋼材第四種＝構造用中炭素鋼製の底無し円筒で上方約 30mm に切られたネジによって気筒ブロックに焼嵌・ねじ込み固定される湿式ライナであった。冷却水との接触部には Cd 鍍金^{めっき}が施されていた。上部には緊塞環を、下部には 5 段のゴム製緊塞環を配し、密封性が確保された¹⁸⁴。

図 V-33 93 式 700 馬力発動機の気筒ブロック



183 『深尾淳二 技術回想七十年』118~119 頁。『往事茫茫』第一巻、275 頁にも同様の記述が見られる。

184 小川清二『航空発動機工学』94、95 頁間に折込まれた第 5 表はこの 93 式 700 馬力発動機の使用鋼材についてまとめたデータであると高い確度で推定される。但し、同表においては鋼材規格呼称に関しては一切触れられていない。



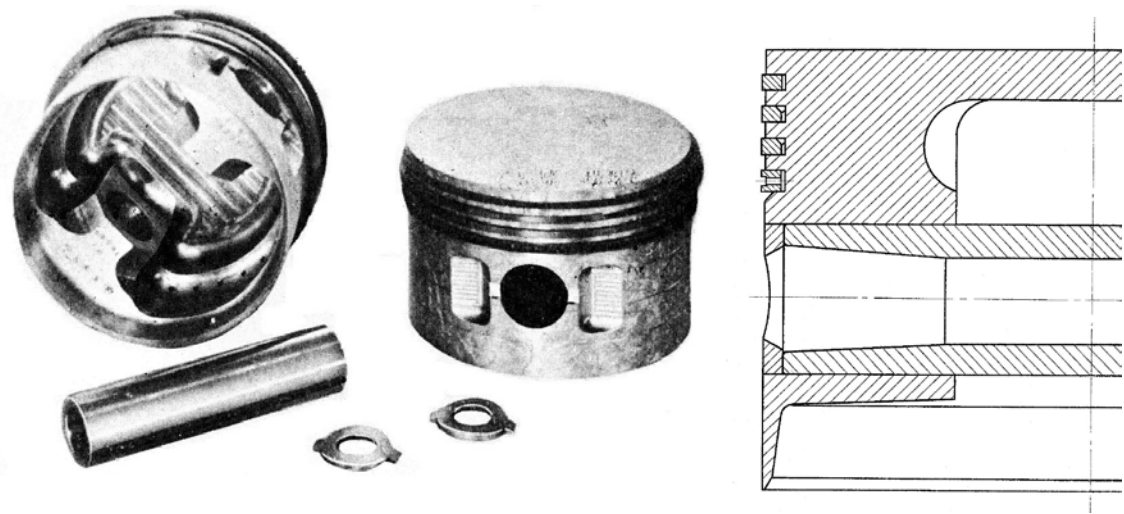
三菱航空機㈱『昭和九年二月 九三式七〇〇馬力發動機説明書』8頁、第二図及び附図第六図。

写真左が吸気側。

気筒ブロックは三号 Al 合金で外部は黒エナメル塗装されていた。気筒頭部には特殊鋼材第四十四種(Cr:0.7~1.5%, Ni:3.0~4.0%)製の弁座環が焼嵌されていた。ここでも、その打ち替えは「製造所ニ依頼スルヲ要ス」とある。

ピストンは二号 Al 合金製鍛造品。上部は真円、下部はピン方向に短軸を有する楕円に加工されていた。油リングの底にはボス部を除きほぼ全周に亘って断熱のためのスリットが切られていたから、“slit-skirt piston” の一種ということになる。

図V-34 93式700馬力發動機のピストン

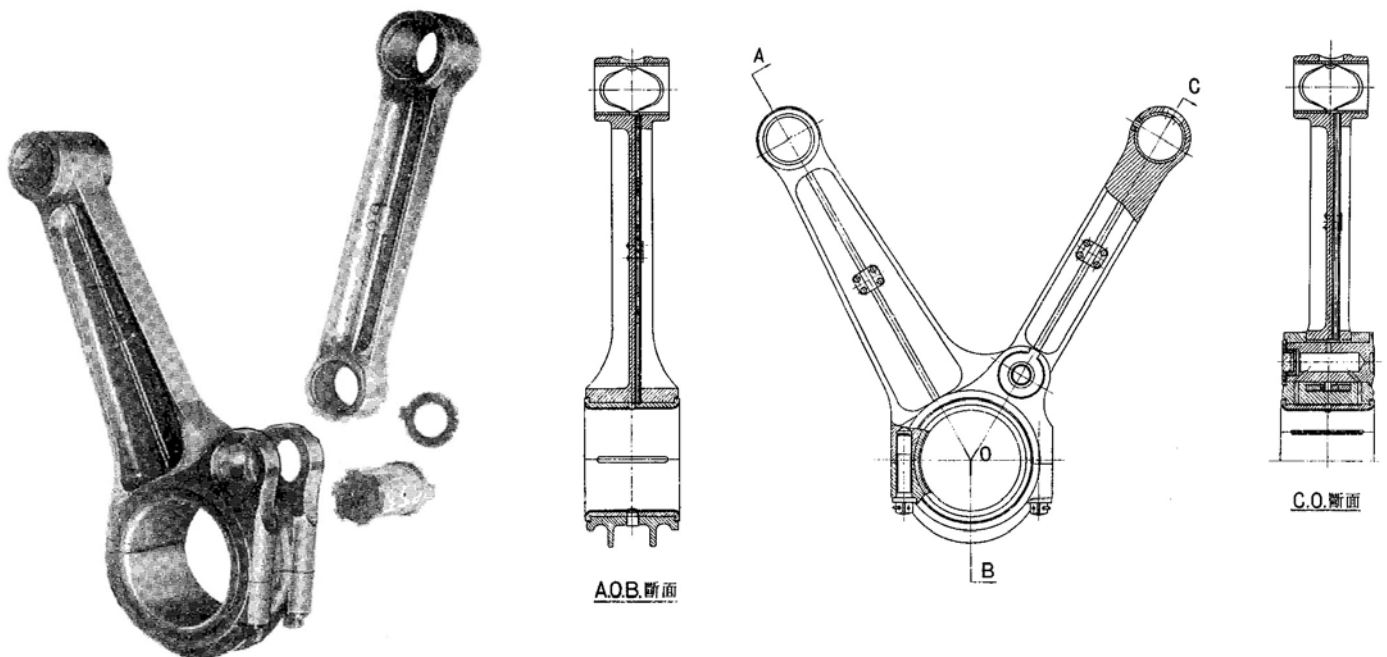


同書、10 頁、第三図及び附図第七図。

2, 3 番リングは油切り性を顧慮して内側上部が斜めにカットされている。

連桿は副連桿式、特殊鋼材第四十四種製で、鋼管製油路が後付けされており、これによりピストンピン及びピストン内面への給油がなされた。主連桿は右バンクに用いられた。クランクピン軸受は鋼製裏金にホワイトメタルを鑄込んだもの。ピストンピン軸受、副連桿リストピン軸受は何れも燐青銅鑄造品第一種製ブシュであった。

図 V-35 93 式 700 馬力発動機の連桿

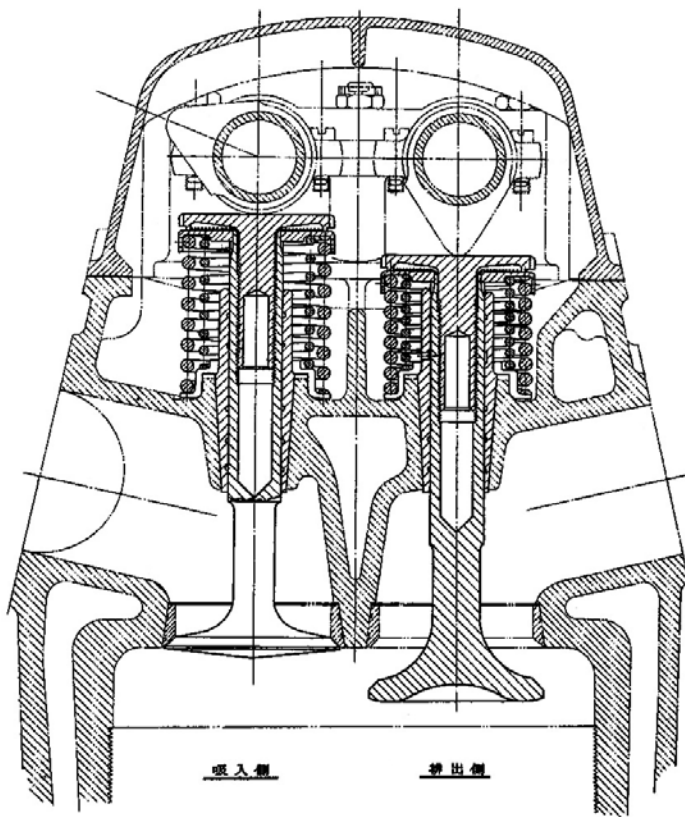


同書、11 頁、第四図及び附図第十図。

クランク軸も連桿と同じく特殊鋼材第四十四種製。設計的にはイスパノ 650 馬力等と変わらない。

吸気弁には「ユ式一型」の排気弁に用いられたと同じ特殊鋼材第六十三種が奢られていた。排気弁の材料は特殊鋼材第六十一種とあるから、新しく規格化された幾分高グレードの耐熱鋼が用いられたのであろう。弁の形状は吸気がイスパノ、排気弁はユンカース似であるが、弁面角度は何れも 45° と読み取れる。脱・イスパノ化の一環であろう。これらの弁及び特殊鋳造品第二種製の弁案内の設計はイスパノと同工であったが、弁バネは弁当たり 2 本、弁隙間は 2mm であった。

図 V-36 93 式 700 馬力発動機の吸排気弁回り



同書、附図第十図。

「ユ式一型」のそれと同じ特殊鋼材第二十二種＝構造用低炭素鋼で造られたカム軸の基本構造はイスパノと同様であったが、カム表面及びジャーナル部には浸炭焼入を施すと明記されている。カムカバーは Mg 合金製。弁開閉時期はイスパノ 650 馬力と同一(オーバーラップ 20°)であった。その調整手口はイスパノ発動機群におけると基本的に同じであったと思われるが、何故か資料は「縦軸」中央嵌合部の差し替えによる $1/2$ 歯微進退には触れて

いない。

弁開閉時期についてこの資料 84 頁においては：

吸気弁啓開 10° BTDC

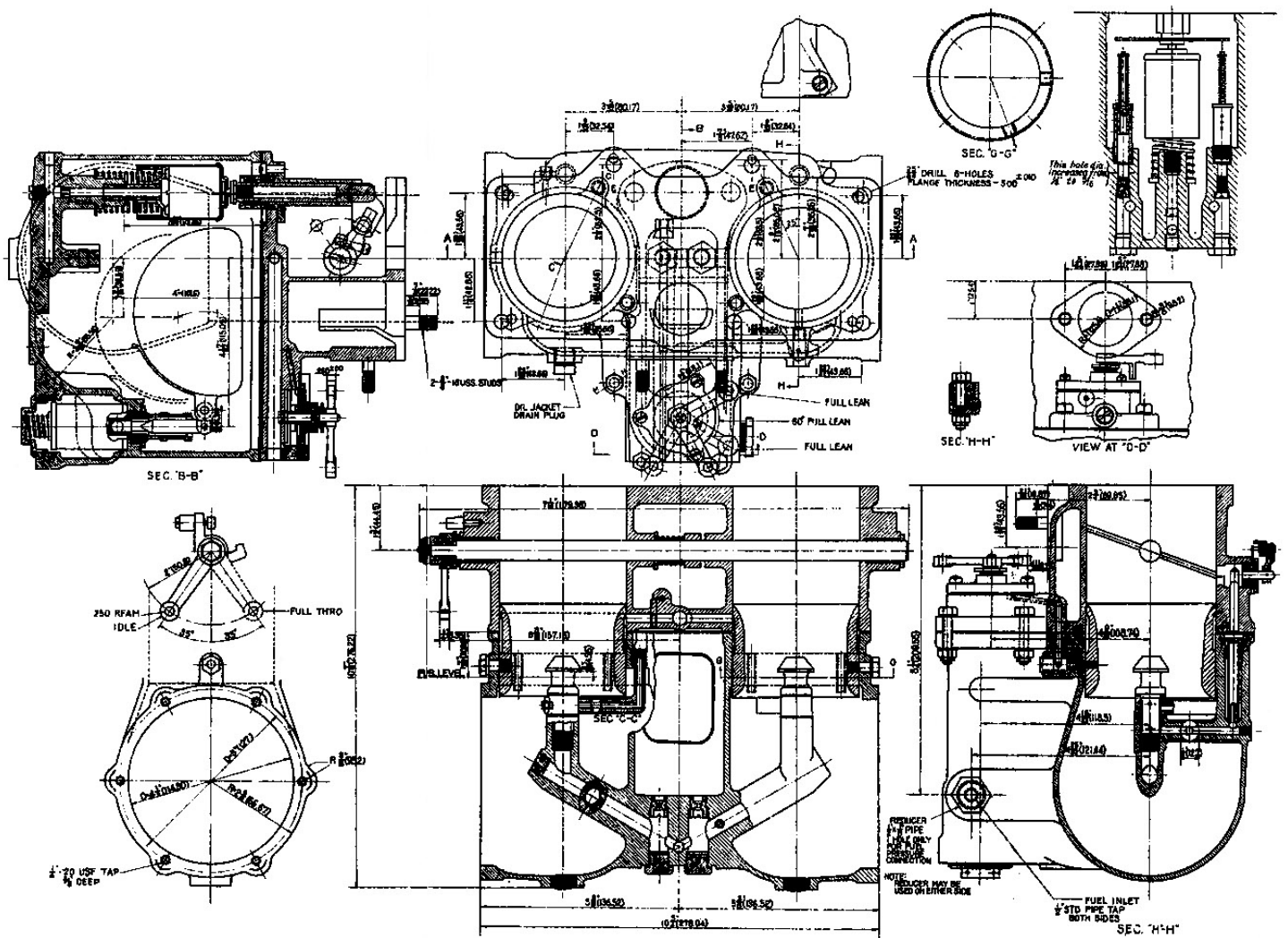
吸気弁閉塞 60° ABDC

排気弁啓開 60° BBDC

排気弁閉塞 20° ABDC

などという数値が掲げられており、陸軍航空本部、昭和十二年六月『九三式七〇〇馬力發動機(三型)説明書』51 頁にもこれと全く同じ値が臆面も無く掲げられている。しかし、排気弁閉塞時期は明らかに 20° ATDC の誤りである。

図 V-37 93 式 700 馬力發動機に装備された Stromberg NA-U10J 型気化器

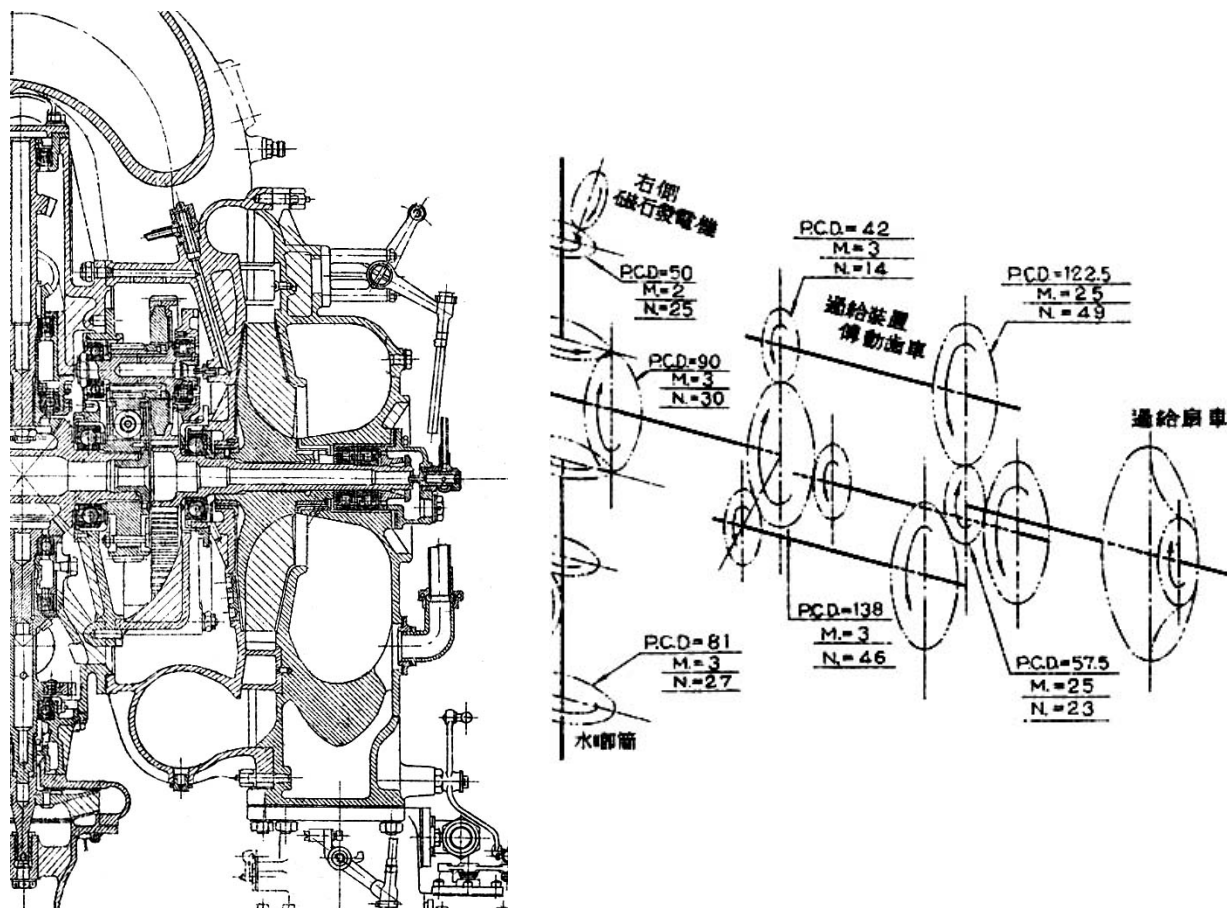


同書、附図第二十図。

補機回りに目を転ずれば、気化器は三菱イスパノ発動機の伝統から離反して当時、三菱空冷発動機に使用実績を重ねつつあった Stromberg の NA-U10J 型(2 バレル、1 段ベンチュリー)1 個となった。銘板の写った写真は無いが、図の記入が英語であることから模造品ではなく輸入品を用いたものと考えられる。マグネトーはシンチラ GN-12D 型ないし国産電機 AS12 型を 2 個装備していた。未だこの時点では三菱電機側の体制が出来上がっていなかったのであろう。点火栓は KLG F-15 ないしボッシュ DM130-S20 を各気筒 2 本備えていた。始動装置は圧縮空気式であった。これは双発機への搭載を前提したためであるとするれば合理的な選択である。

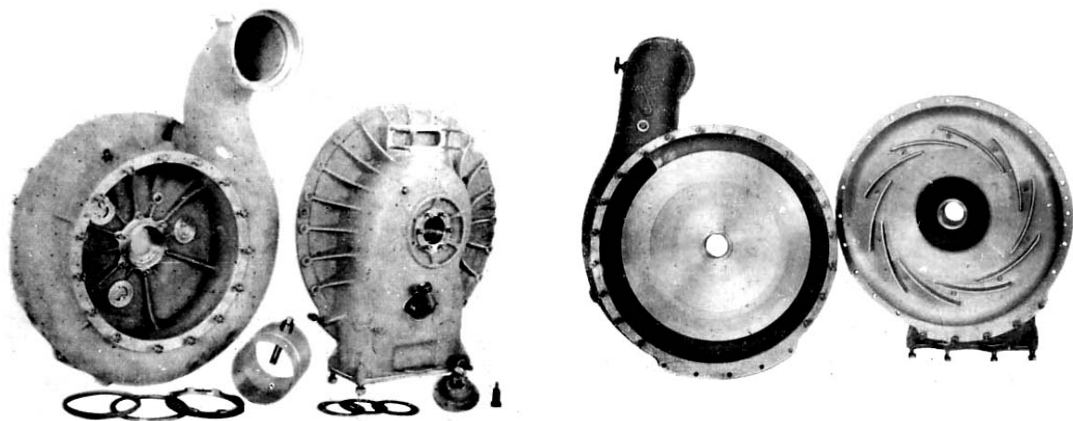
問題の過給機は扇車室、後蓋が Al 合金鋳造品 C、扇車が一号 Al 合金鍛造品製であった。増速装置には遊星歯車仕掛が使用された。

図 V-38 93 式 700 馬力発動機の過給機と駆動系



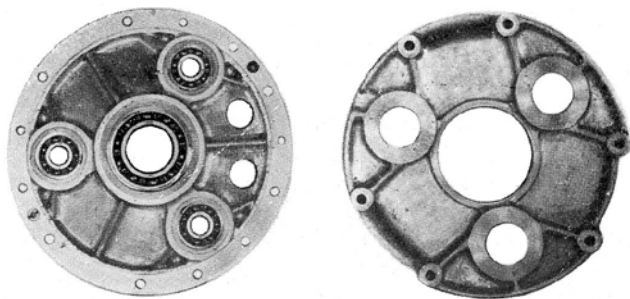
同書、附図第一図(部分)、附図第四図(部分)。

図 V-39 93 式 700 馬力発動機過給機の扇車室及び後蓋



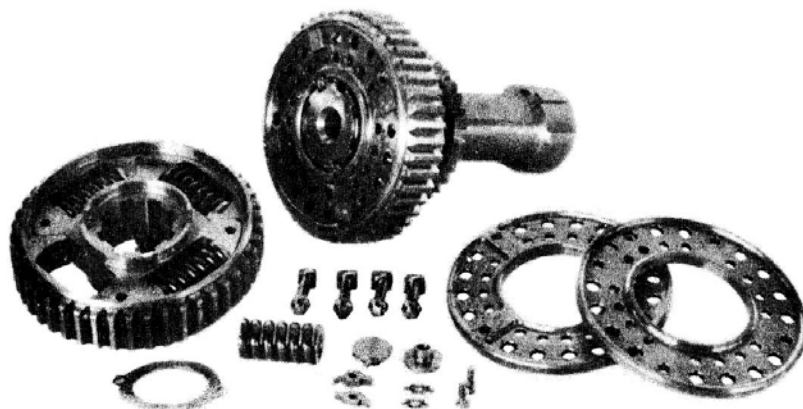
同書、20 頁、第十三図、21 頁、第十四図。
後蓋の下部に気化器が取付られる。

図V-40 93式700馬力発動機過給機の歯輪室



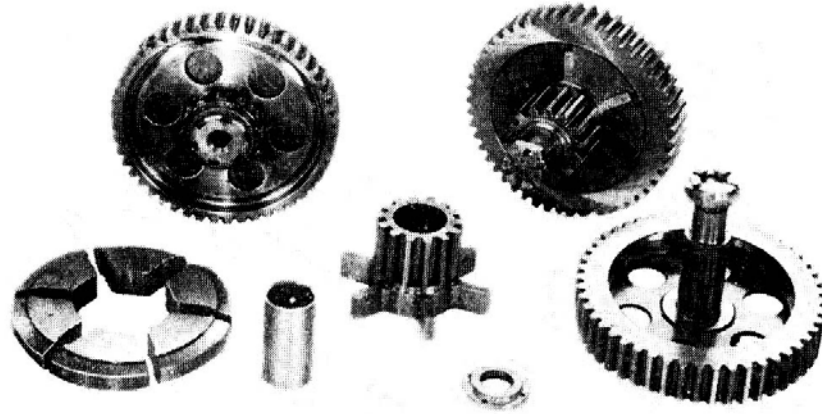
同書、17 頁、第九図。

図V-41 93式700馬力発動機過給機の起動歯輪



同書、18 頁、第十図。
振り振動吸収装置(バネ式ダンパ)が組込まれている。

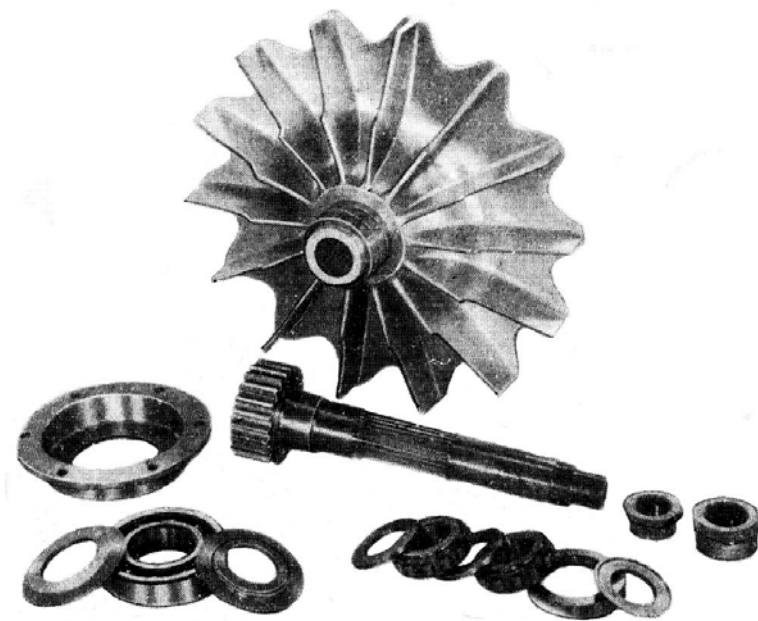
図V-42 93式700馬力発動機過給機の2段遊星歯車



同書、18頁、第十一図。

内蔵された6つの摩擦片に作用する遠心力がトルクを伝える摩擦力の源となる。発動機回転数の急変時にはこの摩擦クラッチがトルクリミッタとして作用する。

図V-43 93式700馬力発動機過給機の扇車及び扇車軸



同書、19頁、第十二図。

以上の変更点を除けば、93式発動機初期型の構造要目にイスパノ650馬力と比べて殊更変った点はない。この発動機がトラブルメーカーであった点も前作と同様であるが、この点についてはもう少し後で論じられる。

(2)93 式 700 馬力発動機後期型

93 式重爆撃機キ 1 という機体は 1000 馬力から最終的には 1300 馬力級となる三菱“金星”発動機を 2 基搭載した後の 96 式陸上攻撃機と比べてさえ全備重量にして 500kg ほど上回る程重い飛行機であった。これに低馬力発動機が載せられていたのであるから、論理的帰結として飛行機は鈍重なモノとならざるを得ない。

三菱は当然ながら陸軍から 93 式 700 馬力発動機の性能向上を求められた。そこで様々な改良の手が打たれたようであるが、その詳細は明らかではなく、我々は 1937 年 6 月に発行された陸軍航空本部『九三式七〇〇馬力発動機(三型)説明書』(1937 年 6 月)や若干の写真に拠ってそのあらましを飛び飛びに窺い知ることが出来る程度である。

同書に拠れば、93 式 700 馬力Ⅲ型においては過給機の扇車径が I 型より 5mm 大きな 265mm に増大され、かつ増速比も同 7.0 から 7.98 へと目立って向上せしめられている。その結果、正規出力は地上にて 720 馬力/2000rpm.(過給圧+61mmHg)、予圧高度 2100m にて 800 馬力/2000rpm.へと微増した。最大出力としては地上にて 810 馬力/2300rpm.(過給圧+84mmHg)などという著しく低い値が掲げられている。恐らくこれは継続時間に関して I 型の場合とは異なった定義が用いられているからであろう。予圧高度 2400m にて 900 馬力という最大出力は I 型より若干増した数値となっている。この変更が陸軍の圧力、三菱の面子、何れに多く困っているのかは知る由もないが、無過給のイスパノ 650 馬力すら持て余し、93 式 700 馬力 I 型でも問題無しとしなかった状況下、さしたる勝算も無かったであろうに、かかる過給圧増大策が講じられたこと自体、共感を得られるべき策とは言えない。

寸法、重量にも若干の差が見られ、重量は I 型の 660.0kg から 565kg へと激減せしめられている。但し、測定状態が示されておらず、この数値だけでは何とも判断のしようがない。但し、構造、材料面ではクランク室が Mg 合金鋳物に改められたことだけは判っている。相変わらずリブだらけの造りであった点は深尾を満足させる設計ではなかった筈であるが、Al の比重 2.70 に対して Mg のそれは 1.74 であるから Mg 合金化は軽量化要因の有力要素とは成り得たであろう。

1~6 番主軸受は I 型の鋼製裏金付ホワイトメタルから特殊青銅鋳物第三種を内面に熔着したメタルへと変更され、気筒ブロック取付スタッドは 33 本から 42 本へと大幅に増数された。特殊青銅鋳物第三種の正体については不明ながら、かような部位に用いられたのであるから鉛青銅=ケルメットの類であったと想われる。ともかく、クランク室本体剛性の問題とも絡んで主軸受は 93 式 700 馬力における新たなトラブルのタネの一つをなしていたと見られる。

気筒構造は I 型と基本的に変わっていない。ねじ込みライナの材料表示は特殊鋼材第四十二種となっているが、本質的な違いは無い。Ⅲ型の気筒(ライナ)における頭部へのねじ込み用ネジは対称山形ではなく第Ⅲ部で見えるライト *Cyclone* のそれのように鋸歯断面を呈し

ていた。もっとも、それが何時の時点からのモノであったのかについては定かでない。

連桿は材料が特殊鋼材第四十四種から同第四十五種に変更された。また、クランクピン軸受はホワイトメタルからケルメット(銅鉛合金)へと強化された。クランク軸材料も特殊鋼材第四十五種から同第四十七種へと(恐らく)格上げされた。主軸受の耐久性にはクランク軸側の因子も影響するから、クランク軸の強化はクランク室側の剛性アップと“セット物の改良”と言える。僅かな性能向上にここまで対策して臨んだのはオリジナルのクランク室、クランク軸、親・子メタルがそもそも役不足であったからであると想われる。

吸排気弁は大きく変更されており、吸気弁材料が特殊鋼材第六十三種から同第四十四種へと“格下げ”された代わりに排気弁は同じ第六十一種ながら、“ソジウム”ないし“ソヂューム”即ちNa封入中空冷却弁に変更されており、フェイス面にはステライト盛(Stellite)が施された¹⁸⁵。

これらの変更点には排気弁の過熱に悩まされた状況が浮き彫りにされている。弁面角度については初めて 45° という値が記入されている。この値は以後、全ての三菱発動機において踏襲されることとなる。

図V-44 93式700馬力Ⅲ型の吸排気弁

¹⁸⁵ ステライトはアメリカ自動車産業界のパイオニアの一人に数えられるインディアナ州の発明家、冶金学者 Elwood Haynes によって 20 世紀初頭に発明され、その銀白色の光沢からラテン語の Stella=星になぞらえて Stellite と命名された硬く耐熱性・耐食性に富む合金。当初は Co、Cr を主成分、Mo を添加物とした。やがて Mo は W 他に置き換えられステライトの硬度を一層高めたが、何れにせよこれは非常に高価な合金である。

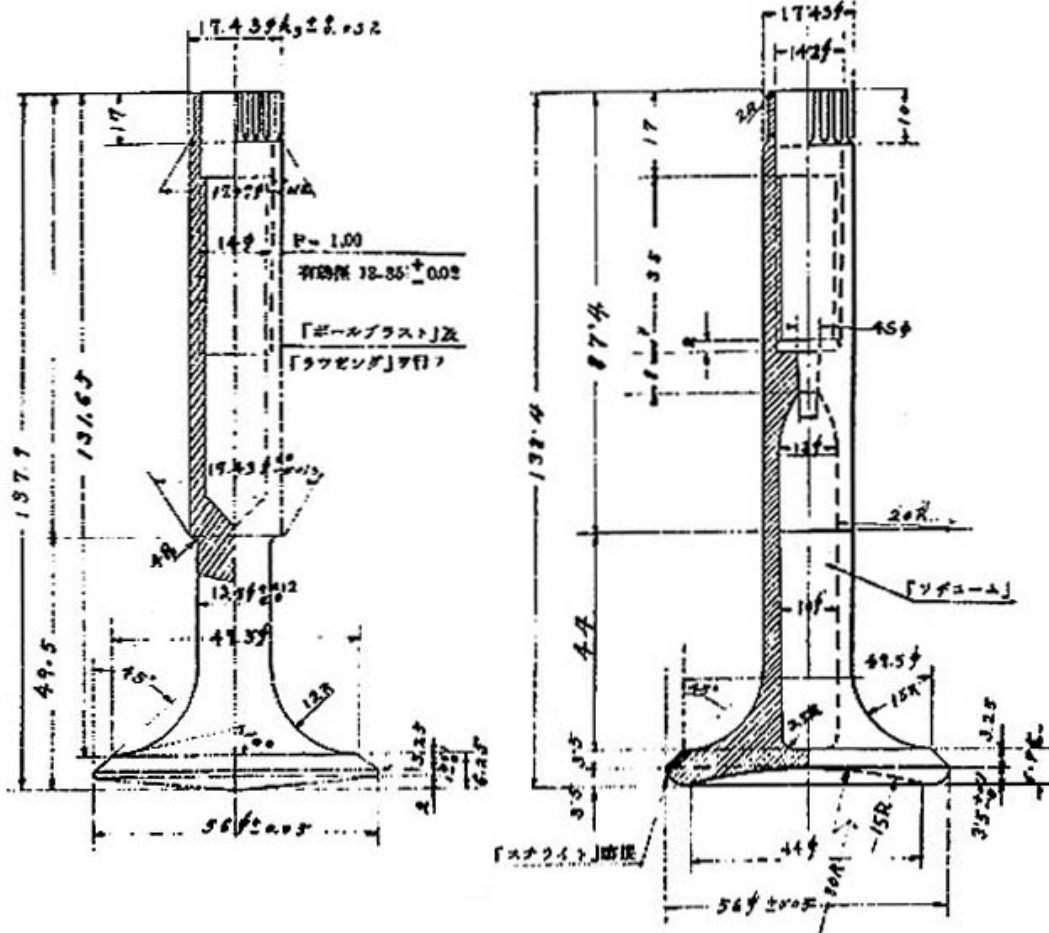
切削工具材料として高速・軽切削に用いられる場合、高速度鋼を遥かに凌ぐ性能を有するが、重切削においてもこれに劣るわけではない。加工面の平滑性もその美点をなす。

鍛造が出来ないと高価なため、当初、工具としては 3/8 ないし 7/16 in. 角の棒に鑄込んだ後、これを研削切断した“bit”を恰も現在のスローアウェイ・チップのようにシャンクの先にネジ止めて用いるのを常としたが、やがて鋼にステライトをロウ付けする技術が開発された。cf. *Machinery's Encyclopedia With 1929 Supplement*. Vol. VI, pp. 73~74.

ステライトは現在でも切削工具やガスタービン翼材等として重要な材料である。排気弁へのステライト盛についてはそれが我国において大々的に行われることとなる空冷発動機との絡みかで第Ⅲ部においてやや詳しく取上げることとする。

吸気弁

排気弁



陸軍航空本部『九三式七〇〇馬力発動機(三型)説明書』附図第十九。

「ソヂューム」、「ステライト」の文字が読み取れよう。

また、弁案内材料も I 型の坩堝鉄から磷青銅に改められた。これは焼付防止のためであろう。弁座環の材料は特殊鋼材第四十四種と明記されているが、これは変更されたというワケではなかったようである。その交換はメーカー等、特殊工場に委ねるべしとの御託宣はここでも継承された。

減速装置は起動傘歯車の歯数が 60、固定傘歯車の歯数が 36 に改められ、減速比は 0.621 から $60/(36+60)=0.625$ になった。なお、序ながら補機関係に眼を遣ると気化器は三菱の内製品、と言ってもその後の空冷での実績に照らす限り十中八九、Stromberg の模倣品となり、マグネトーは国産電機の製品のみとなっていた。点火栓にも国産品が用いられたようである。

しかし、この程度の強化・改良(?)策を盛り込んだ対策品では性能上幾許の進歩も得られ

なかったらしい。出力の絶対値については冒頭に述べた通りであるが、燃料・潤滑油消費率については如何であったのか？

Ⅲ型には過給発動機用揮発油として当時各国で規格化されていた四エチル鉛添加、87 オクタン燃料の一つである陸軍呼称“航空 87 揮発油”なるものを供するよう指定されていた。1940 年頃のデータではあるが、87 オクタンの揮発油についてはアメリカだけでも陸海軍、発動機メーカー、航空会社によって 6 つの規格が制定され、世界では 12 ばかりの規格が生きていた。そのほとんどは第Ⅱ部でやや詳しく紹介する CFR モーター法なる測定法に拠ったが、四エチル鉛の最大添加率はベースガソリンの性状差のため 0.13~0.90cc/l (0.013~0.090vol %) とマチマチであり、日本陸軍の“航空 87 揮発油”のそれは 0.85cc/l (0.085 vol %) であった¹⁸⁶。

それ故、このⅢ型はⅠ型より多少、美味しいメシを食わせて貰っていた可能性がある。潤滑油の方は相も変わらぬカストル油であったが、規定圧力は 3.6kg/cm² へと微増せしめられていた。それで、結局のところ、Ⅲ型の燃料・潤滑油消費率はそれぞれ 250g/PS-h、10g/PS-h という値であった。これはⅠ型と比べても全く感心出来ない成績である。前者などは過給圧増大に要した動力損失がそれによって得られた出力増分を食潰してなお余りあったからに他ならず、後者は潤滑不良を潤滑油の浪費によって対策しようとした姿勢の現れに他ならない。

図 V-45 93 式重爆撃機最終型



『飛行機畫報』講談社絵本 51、1938 年、表紙。

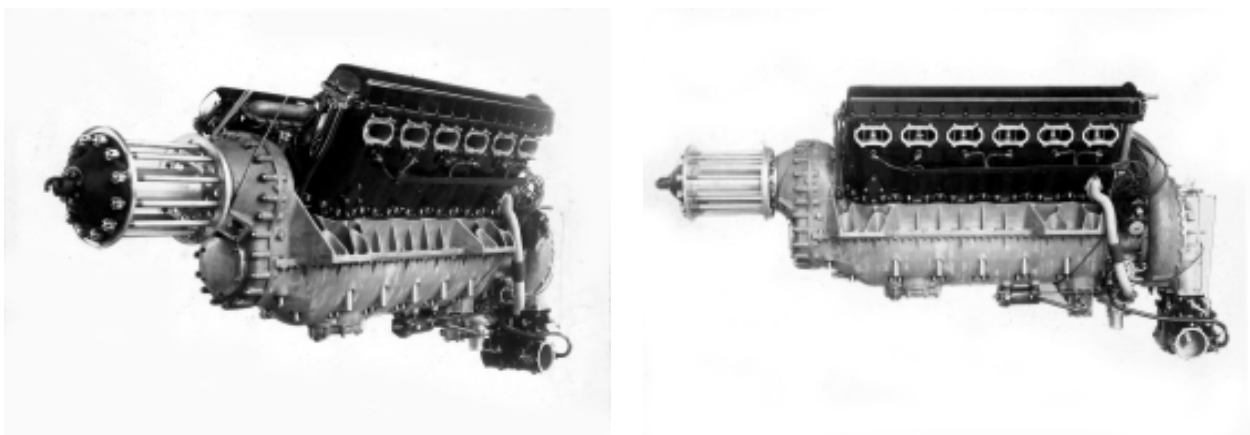
絵は村上松次郎による。

¹⁸⁶ 日本航空学会『航空工学便覧』1,940 年、510 頁、第 10 表、秋田『自動車及航空機燃料』194・195 頁間折込、第 61 表、参照。燃料の問題については燃料(ガソリン)噴射等を扱う第Ⅱ部で取り上げられる。

最終的に陸軍が三菱に試みさせたのは機体(発動機ナセル)空力特性の改善を併せた速度向上策であった。フルカバーされた固定脚が嫌が上にも目立つキ-1改への設計変更においては発動機マウント高さが引き下げられ、かつ、この沈み込み補償するようにプロペラ軸々芯を図V-45に示される如く主翼々弦線まで引き上げるため、減速装置がファルマンから平歯車式へと置換えられた。このためにはクランク室上半部の設計が大幅に改められねばならなかった。こうして全体としてナセルに収容された発動機ユニットの抗力係数切下げが図られた¹⁸⁷。

この対策型が恐らく93式700馬力発動機IV型と称されるモノである。IV型についての図や解説、単体ないし搭載状態におけるキ-1改の性能に係わるデータは管見の及ぶところに無く、僅かに数枚の写真の存在を知るのみである¹⁸⁸。

図V-46 93式700馬力発動機IV型



柿賢一氏、提供。これらの写真の来歴については不明である。左の写真は松岡『みつびし航空エンジン物語』36頁上の写真と同じであるが、松岡がその下に掲げている写真はファルマン減速装置を装備したIII型以前の93式700馬力発動機である。

¹⁸⁷ かような点は写真類からは正確に掴み難い。小川利彦前掲『日本航空機大図鑑』中巻、20~21頁(93式重爆撃機II型=キ-1改)と24~25頁(93式重爆撃機=キ-1)とを対照されたい。

¹⁸⁸ もっとも、先に引用した最大速度235km/hなるスペックがこのキ-1改のモノであるという可能性が無いワケではない。

なお、93式重爆撃機及び93式700馬力発動機についての松岡久光の記述は混乱を呈している。『みつびし航空エンジン物語』36頁の「九三式700馬力発動機」の前面写真はIV型、後面写真はIII型以前のそれであってペアにはなり得ない。『三菱航空エンジン史』28~31頁では93式700馬力発動機と93式重爆撃機について触れているが、30頁の写真はファルマン減速装置付き=III型以前の93式700馬力発動機であり、31頁の写真は平歯車式減速装置付き93式700馬力発動機IV型を装備した93式重爆撃機改=キ-1改=『みつびし飛行機物語』338頁に「九三式II型重爆撃機キ1」とある図であり、こちらも両者に対応関係は無い。

ともかく、IV型が道楽に終わったか否かは別として、これ位のことで発動機の馬力不足を補うことは出来なかったのであろう。結局、93式700馬力発動機を搭載した93式重爆撃機は機体・発動機共に「最初から不評」を託ち、結局「ほとんど物の役に立たず」であった。

しかも、馬力不足で片舷飛行さえままならぬこの発動機には故障が頻発、三菱はI型以降、その対策と改修に加え、上に紹介したような大改造にまで追われた。その結果、93式700馬力発動機はごく短期間にI,II,III,IV型の出現を見たのであるが、それらの努力は遂に奏効せず仕舞いに終わった。

深尾は93式700馬力とその生産現場を巡る1933年当時の状況について：

三菱は仏国イスパノ社の水冷発動機のライセンスとしてその四五〇馬力六五〇馬力を海軍に、陸軍にはそれをモディファイした九三式七〇〇馬力を作っていたが、ピストンが焼付く、軸受が焼ける、排気弁が折損する、潤滑油の消費が多いというような事故が頻発して、海軍では使用停止になるというように手の付けられない状態であった。この状態にかかわらず設計と現場が不和で、例えば現場は図面通り作ればよいとて協力しない、わずかに材料試験の石沢命知君が中をとりもっていたのが実情で現場は工師長まかせであった。このような時には当事者と監督官の関係も悪くなるので【三菱航空機名古屋製作所】所長副長がもっぱら応待これ努めるといった態度がはなはだしく官の軽侮を招いたようであった。

と述べている¹⁸⁹。

何となく情況が伝わって来る面白い記述ではあるが、少し注意して読めば記憶に依拠する粗雑極まる書きっぷりであることが判る。先ず、「四五〇馬力六五〇馬力を海軍に」という記述が誤りである。既に見た通り、300馬力同様450馬力も陸海両軍に納入されて来た。次に、93式700馬力は三菱イスパノ650馬力を「モディファイした」ものといった程度の作品ではなかった。そこで実施されていた深尾が極度に嫌ったクランク室へのリブ入れといった改悪だけを指して「モディファイした」と形容するなら未だしも、動弁機構はDOHC・4弁化されていたし三菱が実際に製造した水冷発動機としては初めて過給が為され、四エチル鉛入りガソリンを常時焚くように設計された発動機でもあった。

第三にこの引用文で深尾は「ピストンが焼付く、軸受が焼ける、排気弁が折損する、潤滑油の消費が多いというような事故が頻発し」という状況説明が如何なる発動機に係わるものなのか判然とさせぬまま「海軍では使用停止になるというように手の付けられない状態であった」と言い切っている。

89 艦上攻撃機搭載の三菱イスパノ650馬力が「ピストンが焼けつく、ロッドが折損してクランクケースを突き破る、排気弁が損傷する等の事故頻発」に因り海軍側の不興を買った件については先に深尾の回想を引いておいたから、同じ文章から採られた前後二つの

¹⁸⁹ 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、101~102頁、より。

引用箇所を比べれば「ピストンが焼付く、軸受が焼ける、排気弁が折損する、潤滑油の消費が多い」という記述の方はどちらかと言えば 93 式に係わるものと解釈されるのが合理的であるにも拘わらず、その直後に「海軍では使用停止になる」と来る。

それにしても、潤滑油の消費過多が果して「事故」に数え挙げられるべきものなのか否かは疑問ではあるが、「ピストンが焼付く」のであれば常々オイル上がりのような状況が出来ていたとも思われぬ。だとすれば、「潤滑油の消費が多」かったというのは余程、何処からか性質の悪い、事故に類するような油漏れが観察されていたのかも知れない。そこまで疑われて当然の記述である。

結局、突き放した言い方をすれば OHC2 弁・無過給の 650 馬力でさえマトモに出来ない状況下で DOHC4 弁・700 馬力級の過給発動機を構想したこと自体、壮途にあらずして自惚れに基く暴挙以外の何物でもなかった。三菱航空機名古屋発動機製作所長として空冷か水冷かを巡る果てしない論争を避けるため、水冷を言わば飼殺しに処した深尾が戦後指摘すべきであったのはこの点である。

一方、横森は「まったく前時代的で」「役に立つべくもな」かったこの 93 式重爆撃機について：

性能も実用性も悪くて失敗作といってよく、本機の不成功が日本重爆のその後に大きな影響を与えた……

とまで断じている¹⁹⁰。

93 式重爆撃機は同じく三菱が、ユンカース K37 を徒に拡大することなく素直に国産化した 93 式双(発)軽爆撃機(中島飛行機製空冷星型発動機“壽式 450 馬力”→“94 式 550 馬力”搭載)に対して速度や運動性の面で格段に劣った¹⁹¹。

このため後者が 1939 年まで製造され、第一線退役後も大陸で連絡機に、内地で爆撃練習機にと永らく活躍を続けたのとは対照的に'36 ないし'37 年の製造打ち切り後、早々と廃棄された。それは不評の元凶たる 93 式 700 馬力発動機と共に本邦航空史上極めてマイナー

190 「」内引用と合せ、航空情報別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』80、211 頁(横森周信)、より。

191 後にこの軽爆撃機なるカテゴリーは“襲撃機”へと改称された。陸軍省前掲『陸軍航空本部兵器研究方針』に拠ればこれは「主トシテ敵飛行場ニ在ル飛行機竝大ナル威力ヲ要セサル諸施設ノ破壊ニ用」いられる水平及び急降下爆撃が可能な機体であった。

因みに好評を博した“93 式双軽爆撃機”の主要諸元を前掲『昭和十四年六月 現用飛行機主要諸元一覧表』に拾えば(【】内 93 式重爆)、乗員 3【4】名、搭載量 1,295【1,724】kg、全備重量 4,484【8,080】kg、旋回機銃 2(弾丸 1,900)【3(2,900)】、爆弾搭載量：最大 500【1,500】kg・標準 300【1,000】kg、無線・写真設備有り【同】、高度 3,000m における水平最大速度 250【220】km/h、巡航速度 200【170】km/h、上昇限度 7,000【4,000】m、3,000m まで 9 分 50 秒【14 分】、航続時間 6【6】時間、揮発油搭載量：最大 1,474【2,820】ℓ・標準 1,027【1,780】ℓ、同消費率 230【290】ℓ/h、潤滑油搭載量：最大 100【180】ℓ・標準 67【106】ℓ、同消費率 15【20】ℓ/h、発動機寿命 1,000【同】時間、機体寿命 1,200【同】時間、であった。重爆撃機の方は確かに大飯喰らいの鈍足で上昇力も極度に劣っていた。発動機寿命が同等であったと言われても俄に信じ難いが、運動性の差がこれ程とあっては現場で嫌われても致し方無かるう。

な存在、端的に言えばこの国から本格的な重爆撃機による戦略爆撃という思想を迫出した歴史的駄作に終わった。

重爆撃機とは如何にも大袈裟な名称であったが、陸軍省前掲『陸軍航空本部兵器研究方針』に拠れば重爆撃機は後に単なる爆撃機と改称された。そしてこれには 93 式重爆撃機と比べれば遥かに軽目の性格付けがなされていた。「主トシテ敵飛行場に在ル飛行機並諸施設ノ破壊ニ用フ」、「爆撃能力大ニシテ相当ノ自衛火力ヲ有シ特に速度ヲ大ナラシム」、「行動半径ハ標準爆弾量ヲ携行セルトキ少クトモ六〇〇^{キロ}トシ尚行動ノ爲約一時間ノ余裕ヲ存シ爆弾ヲ携行セサルトキ約一、〇〇〇^{キロ}トス」、「爆弾搭載量七五〇^{キロ}ヲ以テ標準トシ五〇〇^{キロ}以下ノ弾種ニ在リテモ爲シ得ル限り搭載効率ヲ大ナラシム。但シ行動半径五〇〇^{キロ}以下ナル時ハ所要ニ応シ弾量ヲ一、〇〇〇^{キロ}増加シ得シム」、「常用高度二、〇〇〇米乃至四、〇〇〇米トス。但シ自衛上更ニ一層高空ニ於テ行動シ得シム」などとある他、500kgの爆弾搭載量で「一五^{キロ}吉爆弾ヲモ爲シ得ル限り多数搭載セシム」運用法についての言及さえなされていた。アメリカ流の 1t爆弾で戦略爆撃などといった世界とは無縁なハナシであった。

世界の発動機技術史に眼を遣れば、ソビエト連邦においては航空発動機としてイスパノ系 Mikulin 発動機がマトモな進化発達を示している。三菱はイスパノを超えられると自負していたのであろうが、結果は完全な挫折に終わった。それは思い込み→思い上がり→置き去りの構図にさえ届かぬ悪あがきの構図でしかなかった。

ソ連においてはまた、クリスティー戦車由来のイスパノV型 12 気筒発動機がDOHCディーゼル化され、稀代の名機T34 戦車の発動機となったという夙に聞えた事蹟が画されている。これを顧るに、93 式 700 馬力発動機の失敗を掉尾としてイスパノ→(ユ式一型)→93 式という三菱水冷V型 12 気筒航空発動機の系譜が断たれた事実は、単に航空発動機界に止まらず、また、ひとり三菱のみならず、戦前戦時期のこの国において大形高速ディーゼルが十全に発展を遂げ得なかった苦汁の歴史への布石をもなしていたように想われる¹⁹²。

¹⁹² ソ連の戦車用機関については大井上博翻訳編纂(代表)『戦車工学』山海堂、1943 年、巻末附表 4、鈴木孝『エンジンのロマン』三樹書房、2012 年、215~223 頁、参照

VI. W型……三菱 470 馬力発動機とライヴァルたち

1. 三菱 470 馬力発動機

三菱 470 馬力発動機(60° 12W-140×170mm : ストロークは 650 馬力型に同じ)は 1924 年に只の 1 基だけ製造された。その製造年代からして当発動機は常識的にイスパノの派生物と考えられ勝ちである。実際、松岡は「三菱イスパノ 470 馬力(W型)」などと表記している¹⁹³。

他方、『日本航空学術史(1910-1945)』などはこれを単に「三菱 470 HP」と表記している。何れがヨリ適当な表記なのであろうか？

当時の三菱がイスパノの影響下に在ったことは間違いの無い事実であり、当時、イスパノがW型発動機の開発を行っていたこともまた事実である。Lageに拠れば、イスパノが新たなV及びW型発動機開発に手を染めたのはフランス航空技術局(Service Technique de l'Aéronautique)の勸奨に拠るものであった。イスパノは年来の奨めに応じて 1923 年、V及びW型 12 気筒発動機の開発に着手した¹⁹⁴。

1924 年、フランス航空サロンに新型発動機 Type50 12-G(60° 12W-140×150mm、450HP/1800rpm.、重量 375kg)、Type51 12-H(90° 12V-140×150mm、450HP、重量 420kg)、Type52 12-J(60° 12V-120×150mm、350HP、重量 305kg)が展示された。本節の行論にとって肝心要となるW型発動機の詳細はLageの著書に拠っても遺憾ながら不明である。しかし、恐らくそれはV型 8 気筒を素直に 4×3 列化したモノであったと推定される¹⁹⁵。

W型 12 気筒発動機には従前、イスパノには^{バックファイヤ}逆火を怖れる余り忌避されて来た吸排気弁のオーバーラップ(20°)が初導入され、弁リフトも 10mmから 13mmに増大せしめられていた。εも従前の 4.7 が放棄され、5.3、5.56、6.1 のバージョンがテストされた。

この 50 時間余りのテストはローマ万国航空会議で制定された既述の規程に則って実施されたが、供試発動機はこのテストに先立って 80 時間の運転を行っていた。テストの結果、ε=5.3 バージョンの発動機(12-Ga)の出力を 450HP/1800rpm.と公称することが是認された。実測されたその最大出力は 506HP であった。また、500HP 型と認定された 6.1 バージョン(12-Gb)は 582HP/2000rpm.の最大出力を記録した。

1924 年 12 月、A. Bonnet 搭乗の Bernard-SIMB 機は 448km/h という速度記録を樹立した。その発動機 Typr50 12-Gb は 600HP/2150rpm.を記録した。

W 型というレイアウトのメリットは発動機全長が短いため同一出力の V 型発動機に比べて上例の如く重量が大幅に軽減される点にある。デメリットは前面投影面積が大きくなり、機体搭載時の空気抵抗を増し、排気管の取り回しも厄介となること、更に単発機においてはパイロットの視界が阻害されることにあった。実のところ、4 気筒を三つ寄せ集めた W 型は振動の点で理論的には余り面白いモノではなかったが、Napier *Lion* はそれが怖れるに値しない問題であるということを教えていた。W 型が 90° V 型 8 気筒発動機と気

¹⁹³ 松岡『みつびし航空エンジン物語』330 頁、2. 三菱製作発動機一覧表(水冷式・1)を見よ。同『三菱航空エンジン史』には本発動機に関する一片の言及すら見当たらない。

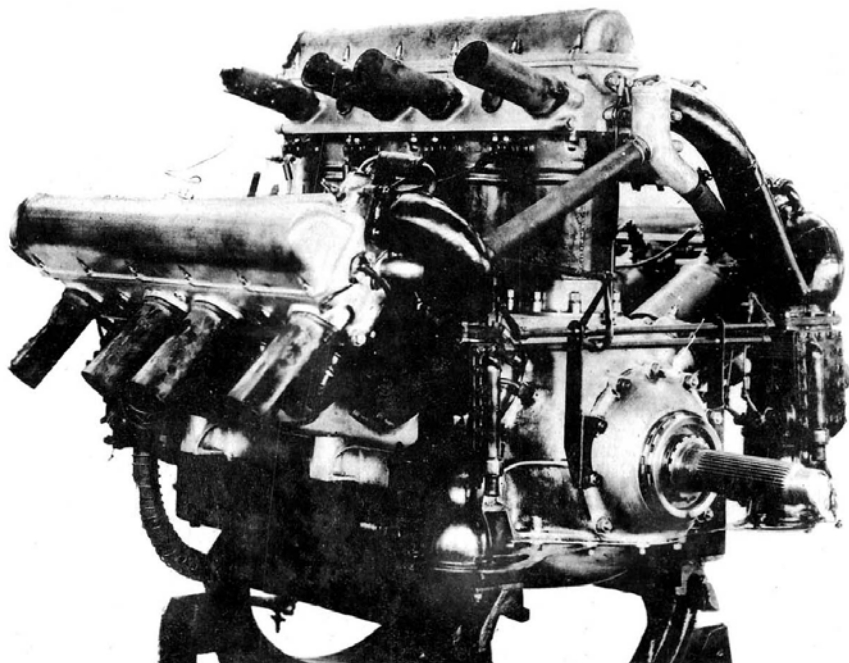
¹⁹⁴ cf. Lage, *Hispano Suioza in Aeronautics*. pp.104~105.

¹⁹⁵ cf. *ibid.*, p.109 Figure 2-29.

筒回りをユニット毎共用可能であったという点も確かにそのメリットであった。

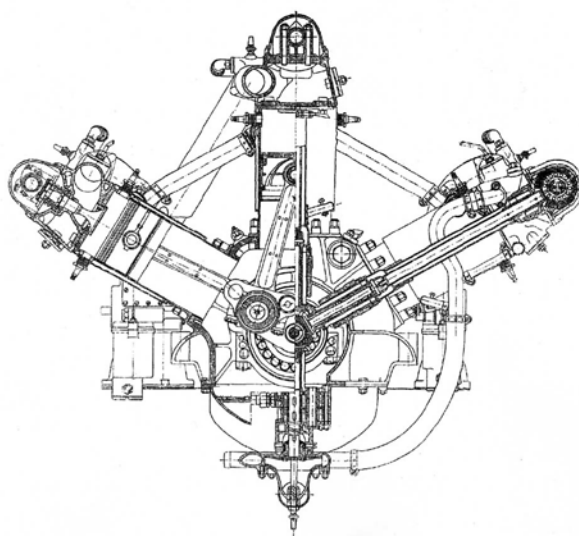
ともかく、デビューこそ華々しかったイスパノW型発動機ではあったが、量産軌道に乗ったのは並行して開発されていた 60° V型 12 気筒系列の発動機であった¹⁹⁶。

図VI-1 三菱 470 馬力発動機の外観

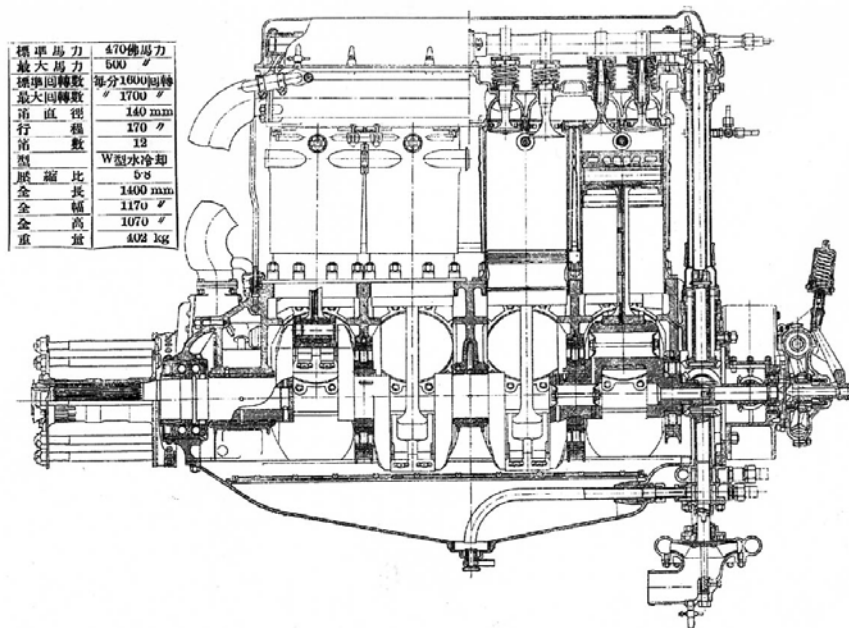


機動發力馬十七百四 製所作製屋古名社會式株機燃内菱三
当時の絵葉書。

図VI-2 三菱 470 馬力発動機断面図



¹⁹⁶ cf. *ibid.* pp.108~110.



小川清二「四百七十馬力新航空発動機に就て」より。

そこで件の三菱 470 馬力発動機を眺めてみることにしよう。三菱はこの出来立てのイスパノW型 12 気筒発動機を逸早く導入したのであろうか？ 結論は実にはっきりとした文献的根拠故に決定的に“否”である¹⁹⁷。

実際、写真や図に観る三菱 470 馬力発動機の気筒は鋼板製水套を溶接後付けした頭部一体型鋼製気筒以外の何物でもない。ここで水套の溶接こそは Marc Birkigt が最も忌み嫌った工法であったという事実が想起されて然るべきであろう。そしてこの同時代においては標準的であった溶接水套付きの気筒にカム軸室下半部を兼ねる軽合金製吸排気弁室がボルト結合され、その上からカム軸室上半部を兼ねるカムカバーが被せられている。

妙なのは図のように 2、4 番主軸受の幅が矢鱈に狭く、3 番、即ち中央主軸受の幅がこれを埋合せるかのように広い。この非イスパノ的設計の理屈については直ぐ後で明らかになるが、そもそもかような設計となった理由については現時点では、不明とせざるを得ない。

総じて、以上、如何なる点においても三菱 470 馬力発動機とイスパノ発動機との間に類似性、相同性は無い。ギヤによるカム軸駆動の OHC などという点は列型航空発動機の常であり、何等そのルーツを窺わせる情報とはならない。

小川に拠れば、本発動機の開発とその技術的特徴を巡る要点は次の通りである。計画着手は 1923 年 1 月。同年 12 月より工事着手。'24 年 7 月に試作完成、22 日に試運転。28 日に第 8 回の運転で 495 馬力/1600 回転をマーク。これは標準大気状態においては 529 馬力、燃料消費率 220g/PS-h に相当する性能であった。しかし、その後の第 1 回分解検査で

¹⁹⁷ 小川清二「四百七十馬力新航空発動機に就て」『機械學會誌』第 29 卷 第 500 号、1926 年 1 月。

は排気弁の変形が発覚、全点、対策品に交換された。

8月21日午後、第14回の試運転にて約450馬力/1500回転にて3時間連続運転。24日午前には同じ負荷で5時間連続運転に成功した。

9月30日、準備運転の後、10月1日、フランスの規程に準拠した50時間の耐久試験に入ったが、運転時間3時間余で中央第1気筒のピストンピン止めネジが折損しピストン、気筒、弁を損傷したため、第1回耐久試験は失敗に終わった。

ピストンピンを浮動式に改めた試作機ではあったが、12月9日の試運転は右バンク、第3気筒排気弁の過熱に因り中止。このため、排気弁の再設変が行われると共に吸排気弁座も燃焼室に突出していた設計から鋼製気筒頭部に環状の土手を設け、そこに嵌入して燃焼室側に突出させない方式へと変更された。

1925年4月より本発動機の工事が再開され、3時間の準備運転(累計運転時間41時間53分)の後、4月14日より18日の間、名古屋製作所にて第2回50時間耐久試験が実施された。試験は発動機にファンブレーキを取付けて実施され、燃料としては日本石油航空機用二号揮発油80%、八幡製鉄所製ベンゾール20%(重量比)の混合物。潤滑油はカストル油。点火栓はK.L.G.(英)。

試験は正規出力で30分、次に90%正規出力で4時間、正規出力で28分間、最後の2分間を全力でという5時間コースを1時間の休憩を挟んで2回×4日間、最終日には同じパターンを休憩なしで2クルー10時間の総計50時間コース、実運転時間は51時間4分であった。運転中、中央最後部気筒水套のパイプ溶接部に微小クラックが発見されたが、クラックの両端に応力分散のための小孔を明け、上から鑑付けして運転は継続された。

それぞれの運転条件に対応するデータとして次のような値が掲げられている。

表VI-1 50時間耐久試験成績

	正規出力	90%正規出力	全力
クランク軸回転数	1601	1551	1642
仏馬力	465	423	505
燃料消費率	0.206	0.205	0.215

同上論文より。

4月20日より分解検査が始まった。4箇所の排気弁案内に線条痕が認められた他、吸気弁には相当量のカーボンデポジットが見出され、主軸受・クランクピン軸受メタルに微小亀裂が散見され、最前部クランクピン軸受には焼けの兆候が観察された。

小川は総運転時間93時間の後に観察された「此の程度の損傷は現在の航空発動機では免る可からざる所でありまして、我田引水の誇りがあるかも知れませんが實に見事な成績であつたと信じて居ります」と述べている。

小川が臆面も無く掲げたNapier Lionとの要目比較は次の通りである。

表VI-2 三菱 470 馬力と Napier *Lion* との要目比較

	三菱 470 馬力	Napier “ <i>Lion</i> ”
正規出力 HP	470	450
クランク軸回転数 rpm.	1600	2000
プロペラ軸回転数 rpm.	1600	1318
気筒数、配置	12W	12W
気筒径 mm	140	139.7
行程 mm	170	130.2
圧縮比	5.8	5.8
全長 mm	1400	1560
全幅 mm	1170	1063
全高 mm	1070	916
重量(潤滑油を含まず) kg	402	412
比重量 kg/HP	0.855	0.916
燃料消費率 kg/HP-h	0.220	0.230

同上論文より。

三菱 470 馬力の方が高い性能を有しているようにも見えるが、これは「兎角故障の原因となり易い」減速装置を排し、直結式としたために実現した“軽量化”のお蔭である。実用上、総合推進効率の比較では逆の数値が現れたであろう。また、やがて触れられる通り、Napier *Lion* がその後大幅な出力向上を果している事実にも照らしても、かようなスペック比較に大した意味は無い。

小川は「此の小成に安んぜず更に研究を重ね改良を加へて怠らず世界の進歩に先んずる覚悟を持つて居ります……」と述べているが、それは実現を伴わぬ宣言に終わった。

次に、本発動機の主要部分の構造瞥見を試みよう。気筒は上述の通り単独・頭部一体型で半硬鋼から「切り出し」たもの。その上に Al 製の 4 気筒一体「ジャケット」が 4 本のボルトで固定されているが、吸排気各 1 個の弁座も両者の固定・密着に一役買わされていた。胴部外周には上述の通り鋼板溶接式の水套が巻き付けられている。

吸気弁は Ni 鋼製、朝顔型、排気弁は“Stainless steel”製で茸型、その隙間調整機構ならびに動弁機構はイスパノと同じであった。カム軸は体炭素鋼肌焼。

ピストンは平頭の Al 鋳物で圧縮リング 3 本、油リング 1 本、ピストンピンは NiCr 鋼肌焼で浮動式であるが両端には Al 製キャップが嵌込まれていた。

連桿は中央主連桿・左右副連桿という一般的な方式で NiCr 鋼 I 断面。側面にピストンピン潤滑用油管を後付け。リストピン、ピストンピン軸受は燐青銅製ブシュ、クランクピン軸受はホワイトメタルであつたらしい。

クランク軸は 180°、5 主軸受。推力軸受は発動機を推進式・牽引式の何れにでも使用出来るように設計されていた。問題の主軸受であるが、幅広の第 1、第 3 主軸受はメタルで、嫌に狭い第 2、第 4、5 主軸受には発動機全長短縮のためと称して円筒コロ軸受が使用されていた。全長を短縮したければ総コロ軸受で良かりしものを、実に珍妙な屁理屈である。

クランク室は Al 合金鋳物、上下二分割。上半部はハンガー式主軸受を支え、発動機マウントもこれに設けられており、下半部は単なるオイルパンをなした。

点火は勿論、二重点火で B.T.H. の 12 気筒マグネトーが 2 台、装備された。気化器は Napier Claudel Hobson 型 1 バレル(右バンク)、2 バレル(中央・左バンク)各 1 基。潤滑はドライサンプで油ポンプは送り・戻し共ギヤポンプ。規定油圧 5kg/cm²。

開発に際してはイスパノ 450 馬力 V 型、同 W 型、イスパノ 350・300・220・180 馬力、Rolls-Royce 650 馬力、同 350 馬力、Napier *Lion*、Lorraine 370 馬力、B.M.W. 185 馬力等、同時代の著名発動機が参考に供された。最重要参照事項は各部軸受の負荷であり、各発動機の指圧線図が得られぬため、小川らは R., Devillers の式： $(7\rho - 2) \text{kg/cm}^2$ (ρ = 圧縮比) を用いて最高圧力を予測する等の方法により各種計算を行い、各軸受の面圧を弾き出す一方、周速と絡めてそれぞれの軸受の負荷を勘案した他、主運動部の応力を計算した。

三菱 470 馬力発動機はイスパノを含む欧州の動向に倣った開発成果ではあったようである。しかし、決してそれはイスパノのライセンス生産品などではなかったし、その設計がイスパノ倣いであったワケでもない。三菱 470 馬力発動機は全く単独、それだけの存在に終始した。

その後、三菱は同じ W 型の海軍 91 式発動機などを受託製造している。これは海軍が三菱の窮状を救うため、敢えて外注に出してくれたがための受託製造であった。繰り返しになるが、事ほど左様に 93 式が惨憺たる状況を呈していたワケである。

次に、三菱 470 馬力発動機の参考となったであろう欧州製多列型航空発動機の発展を W 型という点に絞って縦覧してみたい。その試みを通じて例えば海軍 91 式のルーツや W 型発動機の発展、とりわけ DOHC4 弁式化の流れを窺い、翻って三菱における 93 式開発の背景をヨリ広く知ること出来よう。また、その過程を通じて三菱・小川 470 馬力のルーツを勘繰る際のヒントとなりそうな設計も見出されよう。もっとも、現時点において、それが飽くまでも想像の域を超えぬ“発見”に終るであろう点については覚悟してかかるべきである。

2. 同時代の W 型発動機

(1) Napier *Lion*

1908 年、David Napier によって創業された印刷機製造会社 D. Napier & Son Ltd. はやがて自動車製造に手を染め、第一次大戦下、航空発動機製造の受託を機に斯界参入を果した。

1916 年、二代目 Montague と主任技師 A., J., Rowledge は斬新な設計の発動機の開発に着

手した。その成果であるW型発動機 *Lion* (60° 12W-139.7×130.2)は'17年4月、試運転に成功した。新型発動機はDOHCダイレクトアタック4弁式の減速型発動機であった。気筒は頭部一体独立型で胴部には溶接水套を備え、頭部は4気筒一体の軽合金製ブロック(水套・弁室・カム軸室)がボルトオンされている。主軸受は全て円筒コロ軸受で1~4番は内輪両ツバ・外輪ツバ無し、5番は内輪片ツバ+ツバ輪・外輪両ツバ型であった¹⁹⁸。

Lion は日本でも用いられたから、陸軍航空本部技術部前掲『航空発動機ノ現況/概要並将来ノ豫想』の「附表第一」から、上記以外のもこの発動機に係わるデータをかなり詳しく拾うことが出来る。陸軍で使用され、以下に掲げるデータは *Lion* 5型のそれである。

出力は正規 450HP/2000rpm.、最大 500HP/2200rpm.。ボア×ストロークは 139.69×130.17mm で、 $\epsilon = 5.8$ 、減速比 0.659。燃料はガソリン 80%、ベンゾール 20%の混合物で、正規出力時の燃料消費率 219g/HP-h。寸法は 1554×983.7×1046mm(長×高×幅)。重量は 425.8kg。三菱 470馬力や次に見るローレンと比べてかなり太目に見えるのは *Lion* が減速装置付発動機だからである。

ピストンはAl合金製平頭でリングは圧縮、油、各2本。吸排気ポート径は共に 40.5φ。主連桿はH断面で中心間距離 249.25mm。クランクピン軸受はホワイトメタル、ピストンピン軸受は砲金ブッシュ。副連桿もH断面で中心間距離 190mm。

クランク軸は正統な5軸受方式であるが、その重量は 41.00kg と、ローレンの3軸受型より却って軽く仕上がっており、クランク室重量も 66.6kg であったからイスパノ 300馬力と同 450馬力の間程度で、ローレンW型のそれより 8.7kg も軽い。この数値だけからでも *Lion* が如何に巧く軽量構造にまとめ上げられた発動機であったかが窺い知れよう。

気化器は「ネピヤ・クローデル・ホブソン」とある。Caudel-Hobson はイギリスでは広く用いられたブランドらしい。1バレル型と2バレル型の併用はローレンと同じである。ベンチュリー径は 42φ。マグネトーは B.T.H. AV.12E を2個使用し、2本の点火栓を作動させた。最大進角は吸気弁側が 45°、排気弁側は 40° と異なっていた。油ポンプはローレンとは異なり、シンプルな歯車式であった。

弁開閉時期は：

吸気弁啓開 10° ATDC
吸気弁閉塞 51° 15' ABDC
排気弁啓開 48° BBDC
排気弁閉塞 10° 44' ATDC

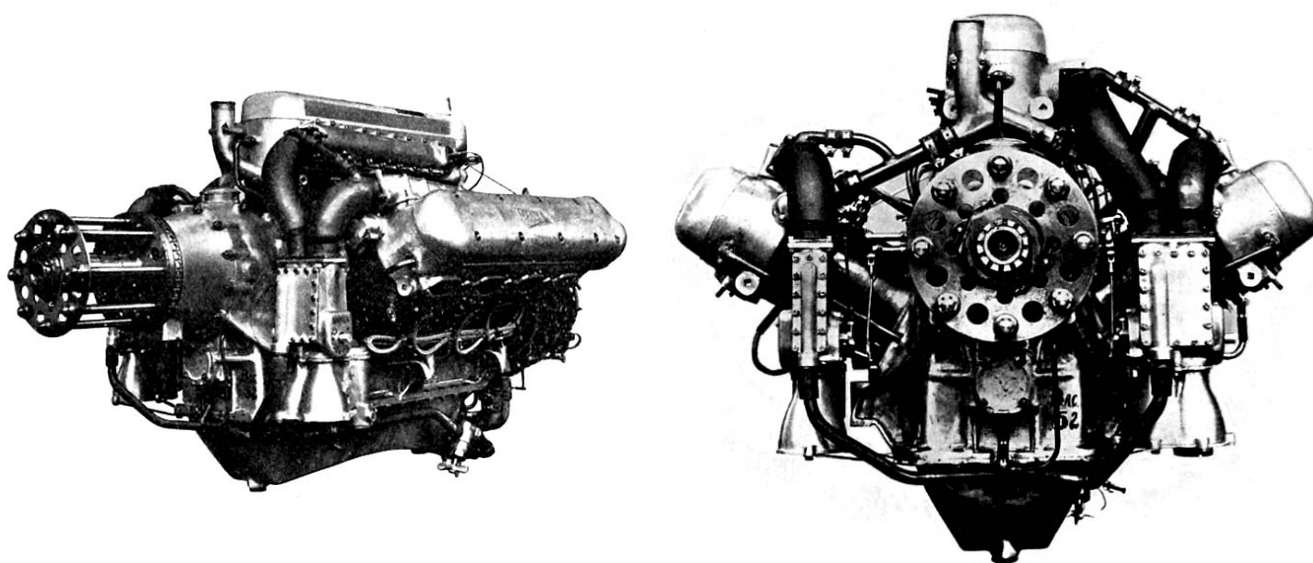
と指定されていた。矢鱈に細かい、実行不可能な数字が掲げられているが、それらは同時に後の性能向上への余地を窺わせる値ともなっている。

このショートストローク・高回転型発動機は試作段階で 450HP/2000rpm.の出力をマー

¹⁹⁸ *Lion* については Ricardo, *High-Speed Internal Combustion Engine*. 1923, pp.294~295, 296, ditto. 1935, pp.333~335 の他、日本飛行学校『飛行機発動機学講義』407~412頁、内丸『内燃機関』(後編)、822~824頁、参照。

クし、後には量産型 *Lion* でさえその出力は 570HP/2585rpm. に達した。Supermarine 複葉機に搭載された競技用 *Lion* は 1922 年の Schneider Trophy 速度競技の勝利をイギリスにもたらした。1927 年、Supermarine S5 単葉機に搭載された *Lion Series VII B* は 875HP を発揮、再び Schneider Trophy 優勝発動機に輝いた。やがて競技用 *Lion* は Rolls-Royce 発動機に押され、消えて行ったが、それでも晩年には良く 1400HP/3900rpm. といいた動力性能を発揮、小川の比較など嘲笑うかの如くその高い潜在的資質を証明した。ここに観察されるのもまた、典型的な思い込み→思い上がり→置き去りの構図である。

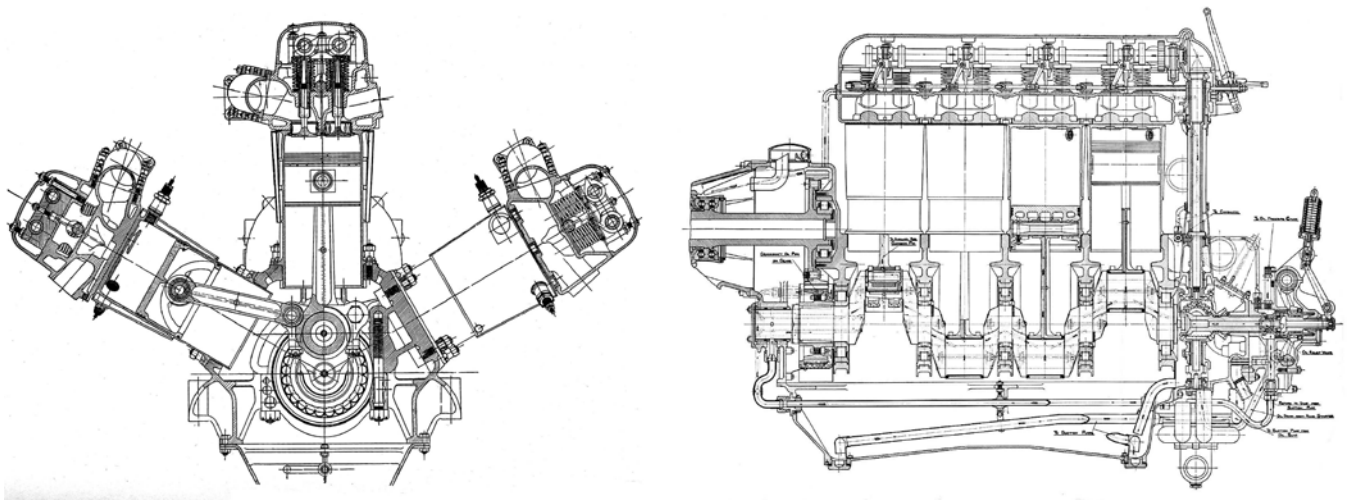
図VI-3 Napier *Lion* の外観



H.,R.,Ricardo, *The Internal-Combustion Engine Vol.I High-Speed Engines*. London, 1923. p.295 Fig.157, p.296 Fig.158. ditto., *The High-Speed Internal-Combustion Engine*. London and Glasgow, 1935. p.315 Fig.186, p.316 Fig.316 も同じ。

右側の正面カットを写真図化したものが内丸『内燃機関』(後編)822 頁、第 732 図である。

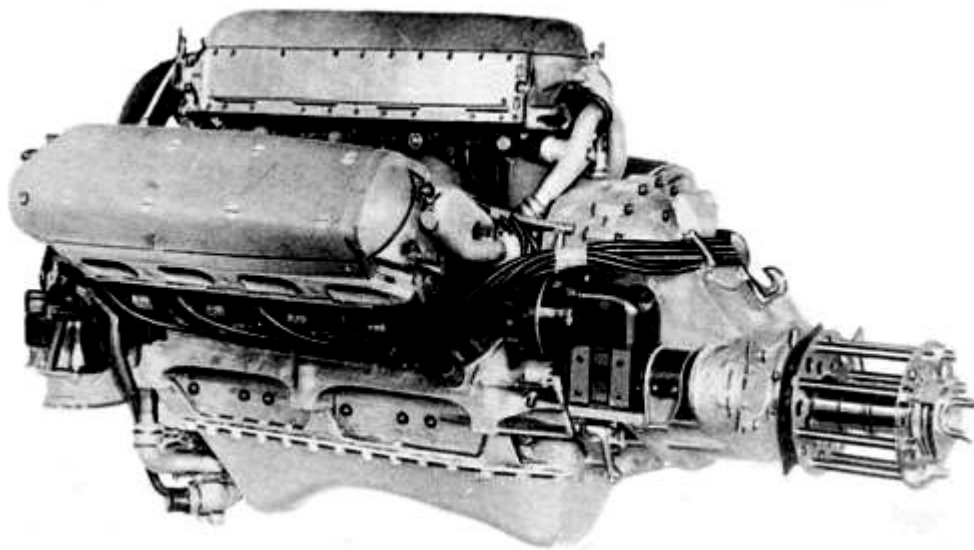
図VI-4 Napier *Lion* の断面図



Ricardo, 1923. p.314 Fig.178, Fig.179(facing p.314). *ditto.*, 1935. p.334 Fig.207, Fig.206(facing p.334) も同じ。

内丸同上書 824~825 頁間の第 733、734 図はこれを元にしたモノである。

図VI-5 競技用発動機 *Lion Series VII B*



J.,Nayler & E.,Ower, *Aviation of To-Day*. Pl.105(facing to p.381).

後方に過給機。減速装置は2段型でプロペラ軸はクランク軸と同芯に位置しているようである。

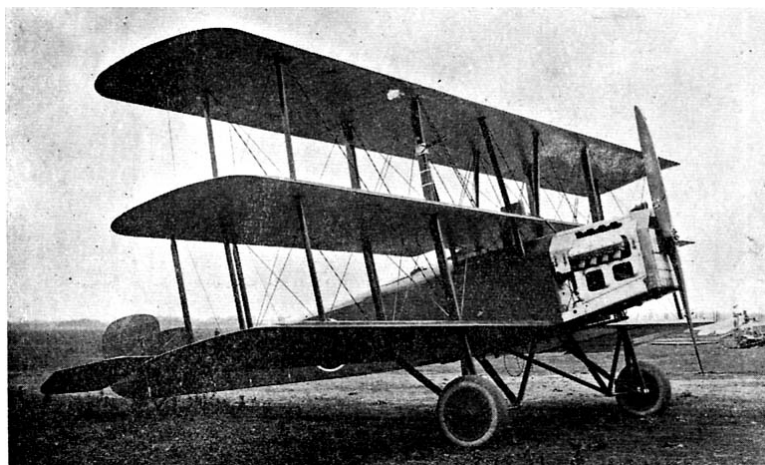
但し、Napier社はその後の改良や新規開発に熱意や正鵠を欠き、同社は航空発動機メーカーとしてマイナーな地位に甘んじざるを得なかった。主任設計者ロウリッジが会社幹部の姿勢に嫌気がさして 1921 年に会社と決別、“Chief Assistant”の肩書でRolls-Royce社へと移籍、爾後、RRの航空発動機が飛躍的發展を遂げた経緯については旧稿でも触れてお

いたように斯界では広く知られた事実である¹⁹⁹。

やがてジェット・エンジンの時代を迎え、Napierもターボシャフト・エンジンへの参入を試みたが、1962年にその航空発動機部門はRRの子会社となって自立性を喪失した²⁰⁰。

Lion は 1921 年に輸入された Blackburn *Swift* 艦上攻撃機(英、複葉)、1922 年輸入の Vickers *Viking* 水陸両用飛行艇(同)、1925 年輸入の Fairey *Pintail* 水陸両用偵察機(同)、1926 年輸入の Focke *C-5C* 軽爆撃機(陸軍、蘭、複葉)、1927 年の Supermarine *Southampton* 飛行艇(英、複葉)に搭載されていた他、1922~'23 年に三菱が製造した十式艦上攻撃機にも採用された。本機は海軍唯一の三葉機であったが、当然ながら機体整備が面倒なため 20 機製造されただけに止まり、イスパノ 450 馬力発動機搭載の 13 式艦上攻撃機に途を譲った。

図VI-6 “*Lion*” 搭載の三菱製、十式艦上攻撃機



『最新科学図鑑(7) 機械時代(下)』156 頁、第六十九図。

(2) Lorraine de Dietrich

Lorraine de Dietrich の起源はド・ディートリヒ男爵なる人物によって創立された La Société Lorraine de Dietrich de Luneville(1764 年創立?)にあった。アルサス支社とロレーヌ支社とが存在したが、両社の相互関係は次第に希薄化し、遂には解消へと到ったらしい。

Lorraine de Dietrichは鉄道用品メーカーとして知られた他、20 世紀初頭にはイタリアの自動車・発動機メーカー、Isotta-Fraschini社の筆頭株主でもあった²⁰¹。

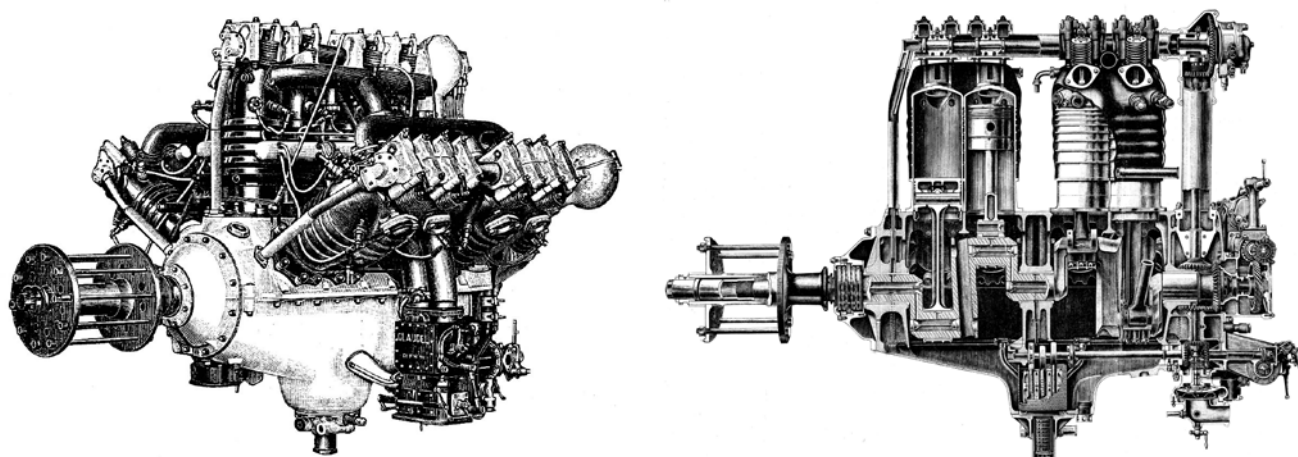
¹⁹⁹ 前掲拙稿「Rolls Royce 初代 *Eagle* 航空発動機の戦後改良に見る動力技術進歩の内部構造」参照。

²⁰⁰ Gunston 『世界の航空エンジン ①レシプロ編』155~158 頁、『同② ガスタービン編』127~129 頁(原書では分冊化せず、pp.147~150)、参照。なお、非航空発動機部門は大形機関用排気ガスタービン過給機メーカー、Napier Turbochargers となっており、こちらは今も健在である。

²⁰¹ アルサス支社については不詳。他社の特許に基いた“サイクルカー”の生産から自動車に参入、20 世紀初頭、Ettore Bugatti の協力を得て *de Dietrich-Bugatti* 車を製造したことは確かであるらしい。

航空発動機の開発着手は 1915 年で、2 気筒一体のメルセデス型気筒構造の習得に直列機関を少なくとも 2 基、試作した後、1917 年 8 月に V 型 8 気筒、275 馬力発動機を完成させた。次いでこれを W 型 12 気筒に組んだ発動機が製作された。単純計算すれば 412.5 馬力となる。

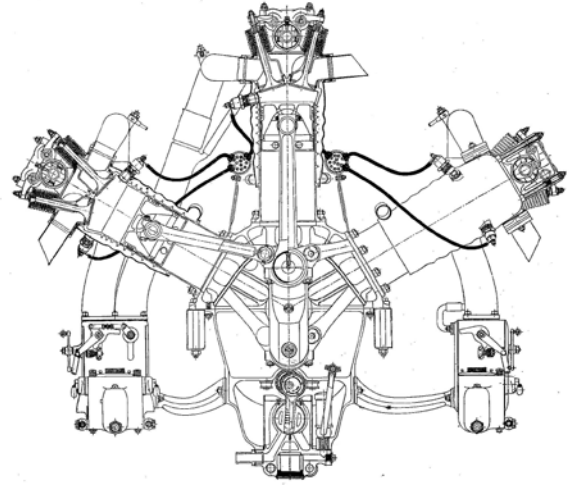
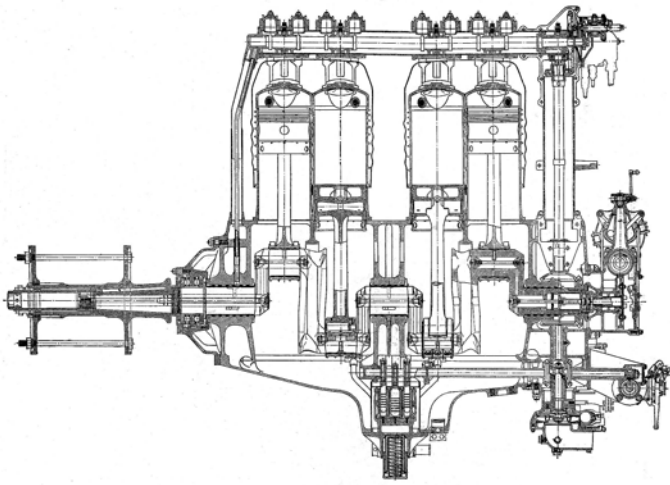
図VI-7 Lorraine de Dietrich 12E 型 450PS 発動機写真図



内丸最一郎『内燃機関』(後編)、丸善、1931年、816頁、第723図、818-819頁間、第725図。

図VI-8 Lorraine de Dietrich 12E 型 450PS 発動機断面図

些か余談めくが、ブガッティの方はその後、Gasmotorenfabrik Deutz 等を経て独立、イソタ車に似た作品で成功し高級車メーカーとして独自の地歩を築いた。彼が第一次大戦中に開発にしくじった航空発動機を転用して戦後、超高級車 *Royal* を開発、不況の煽りでサッパリ売れなかった同車のエンジンを捌くため、192km/h の記録を叩き出した高速ガソリン動車を開発、こちらは1952年のブガッティ社倒産を他所に1958年までフランス国鉄で活躍した。以上の一件は鉄道史家や自動車史家には良く知られた挿話である。ブガッティ高速ガソリン動車については朝倉希一『鉄道車輛』(下)、春秋社、1936年、303~306頁、参照。



内丸同上書、818-819 頁間、第 726, 727 図。

横断面図に関しては W.,Thoelz, W.,Haeder, *Fligmotoren in Leicht- und Schwerölbauart*. Berlin 1931, Tafel 112 もほぼ同じ。

1923 年には 60° 12W-120×180mm のサイズを有する V 型 400 馬力、翌年には W 型 450 馬力発動機 12E がそれぞれ投入された。その後、主として同系の V 型及び W 型発動機が開発製造された。この V 型発動機は第一次大戦末期に登場し、フランスにおける最優秀発動機と称され、戦闘機、偵察機に搭載された 375 馬力型の改良版であった²⁰²。

W 型 450 馬力発動機 12E の方は戦後、新たに開発されたモデルであったが、世界的に好評を博したようで、我国においても V 型と共に中島飛行機でライセンス生産された。W 型 450 馬力は愛知時計電機でも製造されている。

これを時系列で追えば、1923 年、日本海軍はローレンの V 型 400 馬力発動機が開発されるや直ちにその製造権を導入、広工廠より技術陣を派遣し、1924 年 8 月、同工廠にて初号機を完成。1928 年までにこの発動機は 90 基製作された。これに続いて本家の新製品を模倣したような減速機付 450 馬力型が開発され、こちらは 1934 年までに 220 基が製作された²⁰³。

中島飛行機は 1924 年にローレン W 型 450 馬力の製造件を購入、ローレンからの技師派遣と海軍からの人材移籍を受け、V 型を習作とし、1927 年、W 型(450HP/1850rpm、

²⁰² ローレン V 型 12 気筒 400 馬力発動機は朝日新聞社の訪欧飛行用ブレゲー 19A2 機 “初風”、“東風” のパワープラントであったため、その選定、慣熟運転、訪欧飛行時の状況、終了後の分解検査報告について豊富な情報が容易に瞥見可能である。岡野養之助編纂『訪欧大飛行誌』朝日新聞社、1926 年、参照。総計千頁余の大冊である。

²⁰³ 迫田巖編『広海軍工廠 第十一海軍航空廠 沿革小史』私家版、1993 年、9~10 頁、参照。ローレン V 型 12 気筒発動機のクランク軸折損を巡る呉工廠製鋼部と広工廠との間のトラブル、呉工廠の撤退、呉工廠製鋼部・同造機部への再委託、空技廠材料部や住友金属工業における独自の技術導入に到る経過概要については生産技術協会『旧海軍技術資料 第 1 編』(1)、1970 年、266 頁、参照。

485HP/1900rpm.)の国産化を果たした。中島でのローレンW型450馬力の製造は1929年まで、総生産基数は120基余りであった²⁰⁴。

愛知時計電機はその後を受けて1930年からローレンW型450馬力のライセンス生産に入ったが、最早時代遅れの発動機となった同型の愛知における総生産基数は52基に止まった²⁰⁵。

ローレン発動機は1921年から輸入が開始されたかのFarman F-60爆撃機の後期=発動機換装型(陸軍、仏、複葉、丁式2型、12V)、1925年のBreguet 19B2軽爆撃機(陸軍、仏、一葉半、12W→中島で国産化)、Rohrbach R-1, R-2, R-3飛行艇(海軍、独、単葉、12V)、Breguet 19A2B水偵(海軍、仏、一葉半、12W)、Breguet 19A2改連絡機(朝日新聞社“初風”、“東風”、一葉半、12V)、1926年から輸入が始まったPotez 25A2偵察機(陸軍、一葉半、12W)に搭載されていた他、14式水偵(12W、320機)、15式飛行艇(12W、65機)のパワープラントとしても用いられた。

ローレンW型発動機は日本でも現役の航空発動機として重用されたから、資料的にも他のW型発動機に比べれば恵まれている。陸軍航空本部技術部前掲『航空発動機ノ現況ノ概要並将来ノ豫想』の「附表第一」及び陸軍の『發同機取扱法特別教育実施報告』からローレン450馬力146型の特性数値、構造的特徴を拾えば：

ボア×ストローク：120×180mm、 $\epsilon = 6.0$ 、燃料はガソリン70%、ベンゾール30%混合物。出力は正規450PS/1850rpm.、最大469PS/1870rpm.で、正規出力時の燃料消費率は220g/PS-h。

寸法は1344×1138×1210mm(長×高×幅)。重量は377.474kg(附属品無し。アセチレン混合ガス分配式の始動装置13.521kg込みの発動機全重量390.995kg)²⁰⁶、プロペラハブ重量13.600kg、であった。

気化器は2個装備され、左側が2バレルのゼニス60DJで右側は1バレルの同60J。共にベンチュリー径は45φ。これらに続く吸気管は銅製でエナメル塗装されていた。燃料ポンプはA.M.が2個。

点火装置は勿論2系統で、マグネトーはS.E.V. H12を2個。最大進角30°。油ポンプはエキセン駆動の3プランジャ並列ポンプで、中央の太い1本がリターン、左右の細い2本がデリバリー。規定油圧は2.5~3.0kg/cm²。その堅牢性と組立調整に熟練を要するという理由から通常の発動機整備においてはこの油ポンプには手をつけぬようにと指示されていた。

主要構造面に眼を遣えば、ピストンはAl合金平頭鋳物で、リングは圧縮が5本(大1、小

²⁰⁴ 中川良一・水谷総太郎『中島飛行機エンジン史』増補新訂版、酣燈社、1987年、22~27頁、参照。

²⁰⁵ 愛知時計電機(株)『愛知時計電機85年史』1984年、159頁、『日本航空学術史』433頁、参照。

²⁰⁶ 内丸前掲書820~821頁にはアセチレン混合ガス分配式とは異なる、手動空気圧縮機とガソリン注射ポンプとを組合せたViet Starterが図解・解説されている。

4)、45° カットのその合口はイスパノ発動機と同様、側圧・反側圧側に交互振り分けされた。油リングはピン下に1本。

主連桿はH断面で中心間距離310.3mm。大端軸受冠は6本のボルトで固定された。同軸受はホワイトメタル。副連桿は中空円筒断面で中心間距離254mm。

その構造的特色の一つは図示されている通り溶接水套付き鋼製独立気筒に見出されるが、最も変っているのはその鋼製気筒が単独削り出し後、2個溶接一体化されており、水套はこのユニット化されたペア気筒に被せられた造りとなっているという点である。左右バンクに用いられる気筒ユニットには互換性が与えられていたが、中央バンク用のそれは水管配置の関係で中央バンクにしか取り付けられなかった。吸排気ポートはこの気筒本体に溶接される。流路の形状が異なるとは言え、ポート径は吸気の56.3φに対して排気57.0φと、排気側がやや大きくなっていた。

各気筒ユニットは下部フランジにおいて14本のスタッドでクランク室に固定される。この際、スペース的に苦しい気筒ユニット溶接結合部には8φボルトが、それ以外には10φボルトが使用された。かくまですることによりペア気筒の相互間隔を切り詰め、直下の中間主軸受を省略した旧態然たる3ベアリング式4スロー釣合錘無し、しかも図VI-8に見たようなZ型(逆傾斜付き)中間ウェブなどという航空発動機にあるまじき奇天烈極まるクランク軸設計が成立せしめられたワケである²⁰⁷。

このため、クランクウェブの厚さは主軸受前後では31.3mmであったが、如何にもひねくれた変形を来しそうな件の中間主軸受省略部では61mmも取られていた²⁰⁸。

因みに、クランク軸の重量を比較すれば、同じ4スローのイスパノ300馬力の33.160kg、6スローのイスパノ450馬力の49.43kgに対してローレンW型のそれは41.200kgであったから、対出力比で見れば確かに軽かったとは言えよう。

なお、図VI-8の縦断面図、最後部気筒の所からも読み取れることであるが、このクランク軸のピン内部にはクランクアーム半径方向に管が立てられていた。これは遠心力によってピン中空部から主連桿大端軸受に油が送られる際、比重の大きな不純物を外側に寄せ、

²⁰⁷ 気筒のユニット化と主軸受の省略は先行機種であるローレンV型発動機においても実施されていたものと想われる。

R.,Devillers/林 守雄・徳江 徳訳『内燃機関』上巻、コロナ社、1937年、「第21章 クランク軸(静力学の部)」では燃焼ガス圧によってクランク軸内に作用する半径及び接線方向の応力が検討されている。そこでは2個のクランクピンを結合する厚いクランクウェブを有する、即ち、主軸受数が気筒数 n に対して $n/2+1$ であるようなクランク軸が主たる題材として選ばれており、538頁、第42表には「多数のクランク軸に就て確かめた結果」としてこのタイプのクランク軸と $n+1$ 個の主軸受を持つクランク軸とにおいて作用する平均ならびに最大許容応力の値がまとめられている。当然ながら、中間主軸受の省略によって大きな応力がピン、ウェブ、ジャーナルに作用する事態が示されている。因みに、当時、自動車用機関においては未だこの手のクランク軸が多用されていた。

²⁰⁸ 但し、手許にある三菱重工業内部資料であったと思しき図面にはウェブ厚が各31mm、56.5mmで直角構成のクランク軸がLorraine de Dietrich 450馬力発動機のそれとして表現されている。これは恐らく旧設計で、強化版が件のZ型なのであろう。

上澄みの部分のみを選択的に送ろうとする仕掛けであった。

クランク室は一般的な半割であったが、クランク軸と同様の比較に供せば、イスパノ 300 馬力の 48.900kg、同 450 馬力の 75.87kg に対してローレンは立派に 75.300kg あったから、中間主軸受と隔壁を二つずつ省略したくせに決して軽く仕上がってなどいなかった。もっとも、これなどはイスパノより 30mm 長いストローク故に大柄な構造物とならざるを得なかったからでもあろう。

動弁機構はイスパノと似た歯車伝動式 SOHC、2 弁式であったが、玉軸受によって支持された縦軸は 1 本通りモノであり、弁開閉時期の調整に際して縦軸継手という要素が絡むことは排除されていたから、イスパノよりはシンプルな仕掛けが構成されていたことになる。その反面、吸排気弁には 30° の挟み角が与えられており、ローラー付の揺腕を介して駆動された。このローラーには軸受として青銅製ブシュが用いられ、カム軸軸受としては AI 製メタルが使用されていた。

弁開閉時期は：

吸気弁啓開 3.5° ATDC

吸気弁閉塞 48° ABDC

排気弁啓開 49.5° BBDC

排気弁閉塞 5.5° ATDC

という値であった。雀の涙ほどのオーバーラップはあるものの、吸気弁啓開時期が遅く、古色蒼然たるバルブタイミングではある²⁰⁹。

ガンストンに抛れば、1926 年までにローレンは従来の鋼製気筒に水套を溶接後付けした気筒構造を鋼製ライナねじ込み型の軽合金鋳造ブロックに置換し、動弁機構を DOHC に進化させた。この機に乗じて主軸受省略の如き旧弊な設計も放擲されたが、それは大抵の場合、平軸受とコロ軸受の併用という三菱 470 馬力同様の姑息な設計への転換を伴っていた²¹⁰。

1928 年からは過給を導入、愛知時計電機で 1930 年から'32 年にかけて 2 基試作された V 型 600 馬力ローレン発動機は恐らくこの仲間であったと思われるが、ローレンは更に 1937 年、1200 馬力を狙う V 型 12 気筒発動機まで開発した。しかし、この年の 8 月、同社は法律に基づきフランス空軍省によって創立された国有企業 *Société Nationale de Construction de Moteurs* に改組され、1940 年にはその甲斐も無く閉鎖に到った²¹¹。

²⁰⁹ 旧世代のローレン W 型 450 馬力発動機の構造的特色についてごく簡単なところは内丸『内燃機関』後編、815~822 頁、を参照されたい。

²¹⁰ 1932 年に開発された *Pétrel* のクランク室はこの特徴を示しており、4 番(中央)と 7 番(最後部)主軸受の幅が極端に狭いように見える。ドヴィレール前掲『内燃機関』上巻、428 頁、第 169 図、参照。

²¹¹ 宮本『列国航空発動機要目集』19 頁、Gunston『世界の航空エンジン ①レシプロ編』130~133 頁、参照。

(3) 海軍 91 式発動機

海軍広工廠におけるローレン発動機の製造については上述の通りであるが、その発展型について同じ資料は 1928 年、實吉金郎技師により 450 馬力型を増強した広十四式 550 馬力発動機が開発された、この発動機には鑄造気筒ブロックが採用された、としている²¹²。

しかし、十四式とは大正 14(1925)年制式化の謂いであるからこの記述には矛盾がある。實吉自身は彼の設計になる量産発動機として 1930 年の 40° W 型 18 気筒=90 式 800HP(145×160mm)と 1931 年の 60° W 型 12 気筒=91 式 500HP(135×160mm)を挙げている他、7 機種(W 型 4、V 型 1、倒立空冷 V 型 1、星型 1)の試作発動機の要目を掲げている²¹³。

90 式とは皇紀 2590(西暦 1930)年の謂いであるから實吉の説には矛盾が無い。但し、91 式は当初の 500HP 型を“Ⅰ型”、引き続き開発された 600HP 型を“Ⅱ型”と称する。それら試作、実用発動機群の構造詳細については遺憾ながら V・W 型はローレン系であろうというだけで不明である。製造基数についても正確な数字は見当たらない。これはそれらが左程にマイナーな存在であったという事実の証明でもある²¹⁴。

90 式発動機は 89 式飛行艇(双発、複葉、17 機)に搭載された。91 式の搭載機種は 92 式艦攻(複葉、129 機)、90 式 3 号水偵(複葉、17 機?)、94 式水偵Ⅰ型後期(複葉、183 機?)、96 式水偵(複葉飛行艇、15 機)、98 式水偵(複葉、単発飛行艇、17 機)、9 試中攻(双発単葉、11 機、96 陸攻の原形)、それに 47 機造られた 91 式 1 号飛行艇(双発、単葉)の内の何機か、といった脇役達に限られた。かつて三菱に 91 式の生産を取らせて委託した海軍広工廠はやがて三菱の金星、火星及び中島の譽の製造拠点に転換されることになる。

(4) Isotta-Fraschini Asso1000

かつて高級車メーカーとして盛名を轟かせたミラノの Isotta-Fraschini(伊)は 1898 年に

²¹² 迫田前掲『広海軍工廠 第十一海軍航空廠 沿革小史』14 頁、参照。

²¹³ 『日本航空学術史(1910-1945)』124~125 頁、参照。試作発動機の内、40° 18W の 900 馬力型は 1934 年、94 式 900HP として制式化されるが、製造基数は僅かであったらしい。

實吉は 1920 年、東京帝大機械卒、海軍技師、ドイツ留学を経て 1927 年、呉海軍工廠航空機部員、'35 年、海軍航空技術廠発動機部員、'41 年、東京帝大教授・航空研究所員、'47 年、小松製作所技術部長。その後、ビクターオート(株)常務取締役、相模工業顧問を歴任。

ビクターオートは米軍車修理から出発し、一時期、井関農機向けディーゼル機関を製造していた会社。ビクターオート時代に實吉は Anderas Stihl(独)が 1954 年に開発したばかりの 2 サイクル空冷直噴・クランク室掃気型排気弁付ユニフロー小形単筒ディーゼルの導入に尽力したが、商品としては本家共々成功作とはならなかった。山海堂『熱機関体系月報』第 2 号、第 7 号、1956 年、参照。

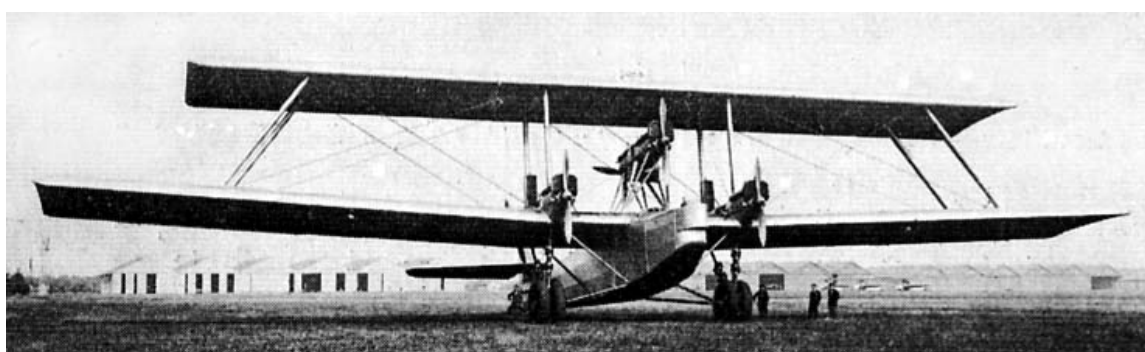
相模工業は陸軍相模造兵廠(現・アメリカ陸軍相模総合補給廠)内に 1949 年、創設された小松製作所相模作業所を母体として 1951 年に発足した米軍の重機・工兵機器修理会社。

²¹⁴ 『日本航空学術史』407 頁、第 4.1 表、参照。なお、Gunston の「Lion → 広工廠 91 式説」は全くの誤りである。World Encyclopedia of Aero Engines.5th.ed., 2006, p.99. ditto. 3rd.ed. 1995 に基く邦訳『世界の航空エンジン ①レシプロ編』105 頁、参照。

創業された。自動車製造に乗り出したのは1902年であった。1907年、件の Lorraine de Dietrich に買収されたが、この関係は3~4年で解消されたい。買収の経緯に関する E. ブガッティの役回りについては諸説在って定かではない。

航空発動機開発着手は1910年頃であり、第一次大戦中、同社は5千基近い、主として直列6気筒の航空発動機を供給した。1920年には *Asso (Ace)* の名を冠された新系列発動機の投入が開始された。図は *Asso 1000* の背中合せ2機ユニットを3基=合計6基を搭載した Caproni 90PB 超重爆撃機である。

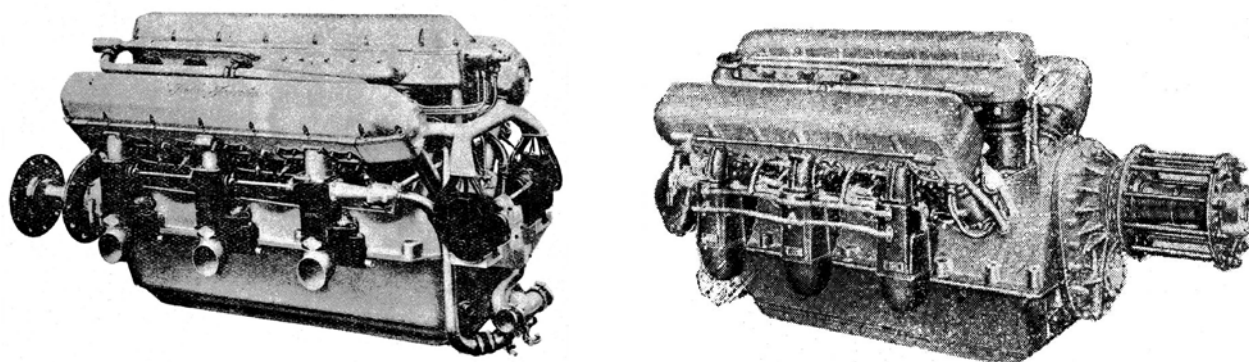
図VI-9 Caproni CA-90PB 超重爆撃機



『最新科学図鑑(7) 機械時代(下)』131頁、第三十二図。

全備重量 35t、搭載量 20t、翼幅 46.6m、最大速度 220km/h。

図VI-10 Isotta-Fraschini *Asso1000* 発動機二葉



左：川崎造船所飛行機工場『九五〇馬力「ベアードモーア、サイクロン」航空発動機 新型一〇〇〇馬力「イソッタ、フラシニ」航空発動機』（『フリュグ、ボツヘ誌』抜粋）、1928年9月、より。

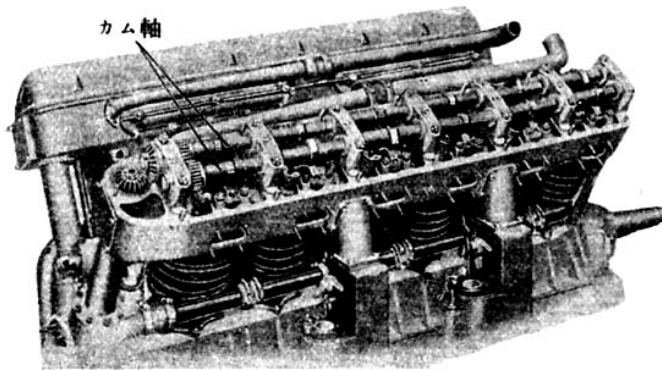
右：大日本工業学会編纂(富塚清監修)『航空発動機』1942年、32頁、第24図。但し、同書の実例写真中、本機のみ発動機名称不記載。それでも本発動機は高年式のイソタ *Asso 1000* と見做されよう。その根拠はアングルを異にする左の古い *Asso 1000* 発動機との強い類似性、無過給正立の40°(らしき)W型という構成、次に見る *Asso 500* との類似性に求められる。溶接水套を有する気筒構造についてはこの写真の方が良く分る。

Isotta-Fraschini *Asso 1000* (DOHC 4 弁式 40° 18W-150×180mm)は 1928 年に開発された。主要諸元は $\epsilon = 5.3$ で 1000 PS /1700 rpm.、900 PS/1600rpm.[後の資料には 1100/1700、900/1450]、全負荷最小燃料消費率 220g/HP-h、プロペラハブ込み重量 803kg であった。

Asso 1000 は W 型ながら開発年次の新しさからか気筒列の挟み角が 40° と小さく垢抜けした印象を与える発動機である。同じ挟み角は同年代のイスパノにも採用例を見る。

イソタの同系発動機として DOHC 60° V 型 4 弁式 12 気筒直結の *Asso 500* なる作品が存在したが、*Asso 1000*はその発展モデルであった。

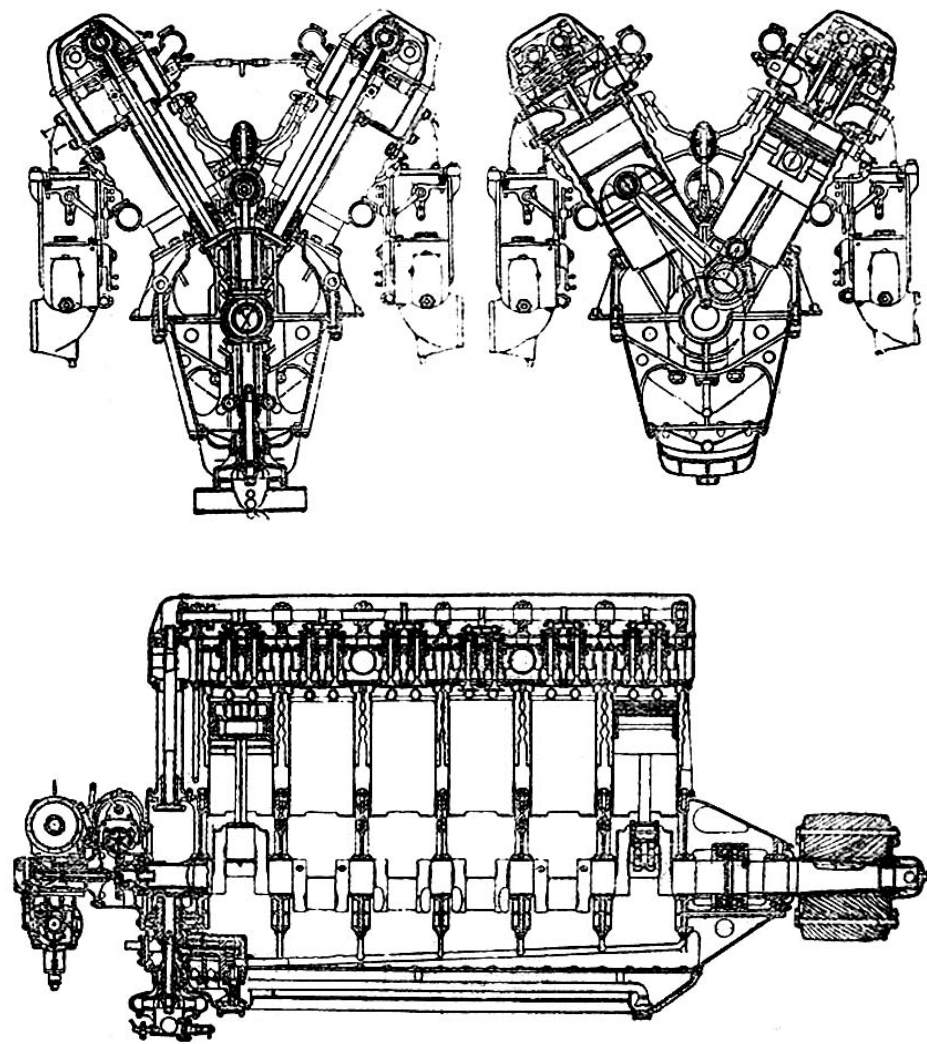
図VI-11 Isotta-Fraschini *Asso 500* 発動機



神蔵信雄『初級航空発動機』工業図書、1938年、83頁、第93図。

イソタ発動機に関する図解は極めて乏しい。以下に掲げるのも“*Asso 500*”らしき発動機の図である。*Asso 500*をベースとして *Asso 1000*が開発された状況については本図と『昭和造船史 第1巻』678頁、第16図との比較により読み取って頂きたい。

図VI-12 Isotta-Fraschini *Asso 500*らしき発動機



小川清二『航空発動機』中巻、10~11 頁 224~225 図。同『航空発動機工学』116~117 頁、第 73、74 図も同じ。

小川に拠れば、イソタ発動機の特徴は頭部一体型の鋼製独立気筒に各列毎に全気筒群一体の軽合金製吸排気孔・冷却水通路付きカム軸室をボルトオンする構造にあった。冷却性を確保するためには気筒頭部とカム軸室下面との密着が重要で、各列気筒は正確にクランク室に取り付けられた後、頭面の高さを揃えるため同時に研削仕上げを受け、更にラッピングの上、完全な密着が確認されるまでキサゲ作業により修正が施された。言うまでも無く、独立気筒を共通のヘッド・ブロックに取り付ける体の発動機においては須らくこの密着と高さ合せが重要となる。

また、本発動機が件の 50 時間試験に合格した直後のレポートである川崎造船所飛行機工場前掲資料に拠れば、Asso 1000 のクランク室にはエレクトロン(Mg 合金)が、連桿には

「高級 T 鋼」が採用されていた。後者に謂う“T”はタングステンの旧表記であったかと思われる。連桿構造は *Asso 500* の発展型そのもので中央列が主連桿、左右バンクは副連桿になっていた。もっとも、これは W 型としてはごく普通の型式である。

1935 年、自動車販売の不振を託つイソタは倒産に至った。ムッソリーニ政府は 1927 年に創業したミラノの航空機製造会社、*Caproni* による工場買収を指示、以後、航空発動機、船用機関の製造がイソタの主な事業となった。戦後、自動車事業への再進出が試みられたものの結局果せず、1950 年、その歴史に終止符が打たれた。

イソタ発動機は我国の航空界に直接的接点を一つも持たぬままに終わった。しかし、第二次世界大戦中、日本海軍は *Asso 1000* に逆転減速機と始動電動機を組付けた発動機を高速魚雷艇用 71 号 6 型内燃機関として三菱川崎をキーに各社、各工廠で部品を分担製造させ、総計 340 基を調達した。三菱では川崎の他、長崎、神戸、横浜、茨城がこれに係わっているが、流石に名古屋(発動機)はその埒外に在った。これは旧式化した航空発動機の船用転換という些か月並みな事例の一つであった²¹⁵。

欧州系 W 型発動機に係わる以上の概観から三菱 470 馬力発動機は《ヨーロッパにおいて *Napier Lion* を嚆矢とする W 型発動機の流行を承け、なおかつ日本に影響を及ぼしていたローレンを直接の参考にしつつ開発されたものの、その 3 軸受方式まで模倣する度胸が途中で失せてしまったため、言わば“率先”するような格好で平軸受とコロ軸受とを併用した 5 軸受化に走ると共に弁室・カム軸室から成る気筒頭部ブロックにイスパノ流の密閉構造を採り入れてその近代性を強調した作品》と見做され得るであろう。

²¹⁵ 日本造船学会『昭和造船史』第 1 巻、原書房、1977 年、678 頁、第 16 図、679 頁、第 18 表、681~682 頁、横山寿「丸子工場の建設から川崎工場の創業まで」三菱自動車工業(株)東京自動車製作所『ふそうの歩み』1977 年、136~139 頁、今村好信『日本魚雷艇物語』光人社、2003 年、79~104 頁、簡単には拙著『ディーゼル技術史の曲り角』192 頁、参照。

小 括

空冷星型発動機が気筒頭冷却に呻吟していた頃、水冷列型航空発動機は唯一実現可能な大出力航空発動機として玉座を謳歌した。リバティーは旧弊な基本構造の中に大胆な生産技術を摂り入れ、頑丈な発動機として仕上げられた。ロールス・ロイスは耐久性を兼備した高性能発動機として存在感を顕し、後年その優位性は益々明らかとなった。これに対して往年の名スプリンター＝イスパノ・スイザを特徴付けたのはしばしば危うくデリケートな構造であった。

縷々見て来た通り三菱イスパノ系発動機はその正統デッドコピーではなく、あくまでも三菱化されたイスパノであった。ユ式一型にしてもこの点は同断である。もっとも、遺憾なことに、そこで講じられた換骨奪胎策が大して奏効したようには思えない。そもそも、ユ式一型など、航空発動機が須らく歯車の重畳をなしたとは言え、G38の通称に負けず劣らず立派な“オバケ”でしかなかった。こんなモノに係わった三菱の経験は内燃機関工学のテキスト編纂と技術史的資料の積み上げには著しい貢献を為したが、それが真つ当な航空発動機技術の苗床となり得たとは俄かに考え難い。せいぜい反面教師といったところに終始した程度であろう。

イスパノ導入から展開期の技術的リーダー、小川清二は深尾が名古屋製作所に転じた翌年の1934年に三菱航空機を辞し、旅順工科大学教授に任官された。その年の6月、深尾は新生・三菱重工業の発動機部長として“金星”に結実する空冷発動機の開発を独自に、即ち陸海軍の影響を遮断した所で開始すべしとの大号令を発することになる。

イスパノ導入のフィクサー、伊東久米蔵は1922年の三菱退社から15年後の1937年6月、Douglas DC3旅客機の国産化(海軍、零式輸送機)を担う昭和飛行機の設立に関係した。三菱内部にはライヴアル設立に係わった伊東への恩給支給打切りを建議する幹部もあったが、一理事の判断で打切り話は沙汰済みとなった。そしてこの時、伊東は小川を旅順工大から引抜き、昭和飛行機に小川を発動機部長として迎えさせた。昭和飛行機はまた、長岡高工機械工学科卒業後、愛知時計電機発動機部設計課に職を得、社命でMIT航空学科に学び発動機研究で修士学位を取得した後、復職していた神蔵信雄を招聘、設計主任の地位に就かせた。

DC3は昭和飛行機で430機製造され、海軍零式輸送機として大活躍することになるが、DC3なら発動機は空冷星型である。アメリカの2大メーカーでも実地に学んだ神蔵にとってDC3国産化の使命を担う昭和は良き新天地となり得たであろうが、'39年9月、突然の病魔に愛娘を奪われた小川その人が捲土重来を期すべき場とは必ずしもなり得なかったように想えてならない²¹⁶。

然るに、事態の推移は一層苛酷であった。生産設備の手配が思うに任せず海軍の信を失った昭和飛行機は1940年12月、通信大臣に発動機製造事業許可の返上願を提出、発動機部が廃止に追い込まれたからである。既にその2年前、伊東は他界していた。昭和飛行機

²¹⁶ 小川清二『小川百合子追悼 白百合』私家版、1940年。

内に然るべき居所を失った小川は翌'41年、昭和飛行機を退社、陸軍航空技術研究所嘱託の肩書を得たものの、さして活躍することのないまま現役技術者生活を終えた。未だ若かった神蔵は中島飛行機に発動機組立運転工場長の職を得た。

戦後、小川は1949年、日本大学理工学部発足に際し機械工学科主任として招かれ、'52年4月の“もくせい号”墜落事故の事故調査委員会メンバーにも名を連ねた。'62年から同学科主任は栗野誠一に代替わりしているから、小川はこの時に教育界からも引退したのであろう。神蔵は戦後、東海自動車工業、日立重機、宮田製作所と渡り歩き、宮田ではオートバイ開発関係の役職に就いた²¹⁷。

技術者の個人史を離れてより広い技術史の見地に立ち帰って観てもよう。確かに、ある国における機械工業技術のレベル一般という問題とイスパノやユンカース、そして三菱の設計・工作技術に固有のそれとの間に厳密な線引きを与えることは凡そ不可能な業である。それにしても、当時、本家イスパノを含め多くの製造家の側にこの種のデリケートな機械の性能を向上させつつ健全な作品として仕上げるだけの力量が十全に備わってはいなかったことだけは確かな事実である。

しかも、この国においてはイスパノ300馬力発動機が連桿大端(クランクピン)軸受の割れに悩まされていたまさにその時、^{それぞれ}夫々の鋼材規格を金科玉条と恃む陸海軍はこの発動機の主・副連桿に異なる材料使用法を指定していた。かような行為は技術習得期の民間会社の脚を無益に引張るだけの愚行に他ならなかった。

出来不出来は別として戦時の航空発動機などというモノが耐久性を最優先して造られる訳はなかったという常識以前の事柄を弁えた上でのハナシになるが、往事の大出力水冷列型航空発動機の中にあっても、とりわけイスパノ・スイザは長期間の運用や広域的な配備を主眼に据えて開発された発動機などではなかった。そのスプリント性能重視の設計思想にはしかし、十分な合理性があった。欧州大戦における戦闘機の発祥やその歴史を背負ったヨーロッパ的な戦闘機開発・用兵思想において、戦闘機は概ね迎撃戦闘機に類するモノであり、攻める側に回った場合においても、それは迎撃戦闘機に毛の生えた程度の存在であった。競速機として名を馳せたニューポール系戦闘機などはその典型的な応用例である。

しかし、それらのスプリント性能を支えた水冷航空発動機群は、ごく少数の例外を除いて、肝心の瞬発力向上にそれを短時間でも安定的に持続させる構造技術の裏付けが充分身に付き切らぬ内に著しく性能を向上させて来た空冷星型発動機群の攻勢を受け、早晚、劣

²¹⁷ 伊東については吉村新作「枯老の声」『神戸三菱内燃機五十三年史』213~225頁の225頁、中川岩太郎「伊東久米蔵さん(初代常務)の思い出」『往事茫茫』第一巻、3~8頁、参照。

小川の経歴については小川清二『航空発動機雑録(一)』山海堂理工学論叢(10)、1943年、『高空高速飛行の動力』山海堂理工学論叢(56)、1944年、の著者紹介に拠る。

神蔵については神蔵『航空発動機的设计』工業図書、1936年、「自序」、『高速ガソリンエンジン』丸善、1960年、「著者の略歴」に拠る。

昭和飛行機関係の資料としては昭和飛行機工業(株)『昭和飛行機四十年史』1977年、11、45~46頁、参照。もっとも、同書11頁に小川が三菱から昭和に引き抜かれたように記述されているのは誤りである。

勢に陥って行った。イスパノ自身がグノーム・ローン空冷 2 重星型航空発動機の下請け生産に転じた経緯については既に見た通りである²¹⁸。

更に、自主開発からイスパノ・スイザのライセンス生産に転じたカーチス・ライト(マーチン)が空冷星型の *Whirlwind* で起死回生に成功し、イスパノがこれを逆導入した件、ライトが *Whirlwind* を *Cyclone* に発展させ、*Wasp* 系を押し立てた P&W とアメリカ航空発動機界の天下を二分した件もまた、繰返されるまでもない事実である。

動力技術面における性能の向上と構造技術面における信頼性の低下の狭間で苦しんだイスパノ・スイザ(及びアメリカの対応物としてはカーチス)の水冷 60° V 型 12 気筒航空発動機は、一言で評すれば分を超えた“凝り過ぎ”の作品であった。さればこそ、それは時代をリードする側から時代に取り残される存在へと急速に転落せねばならなかった。

ガンストンの指摘が正しいとすれば、イスパノ・スイザなどは隅肉Rの不足といった時の人智の及ばざる一見極めて些末なポイントに足元を^{すく}掬われたということになるが、そうした落とし穴を自ら掘るような体質が原初から備わっていたと見るのが相当であろう。

これに対してロールス・ロイスは量産航空発動機に関する限り、イスパノと同じ水冷 60° V 型 12 気筒で一貫して押し通し、立ち上り期には際どい状況に陥りつつも、良く窮地を脱しその頂点を極めた²¹⁹。

また、世界で唯一の実用的航空ディーゼルを完成させたメーカーたるユンカースもダイムラー・ベンツ(DB601)と共に先次大戦期、ドイツを代表する 60° 倒立 V 型 12 気筒発動機(*Jumo* 210 及び 211)開発に卓抜な技術力を発揮している。

以上を別格としても、一般論として正立・倒立を問わず水冷 60° V 型 12 気筒なる基本構成の素性それ自体が優れていたことは明らかである。アメリカ民族系では GM Allison が気を吐いていた。RR *Merlin* は Packard でも成功裏に量産された。イスパノ・スイザ系 Mikulin 航空発動機やイスパノの後裔にして三菱 93 式 700 馬力の異母兄弟たる T34 形戦車用直噴ディーゼル機関といったソ連における顕著な開発成功例、換言すれば日本が知らぬ間に置き去りにされていた構図についても再度、念を押しておきたい。

共に空冷星型に合理的逃げ道を見出し、程度は異なれ夫々の成功を掴んだイスパノ・スイザと三菱は、如何に糊塗しようとも、この基本的素性に優れた技術をソ連程度にさえ発展・開花せしめられなかったことになる。察するに、この事実は日本が上記の通り迎撃戦闘機用発動機たるべき遺伝子を持つイスパノ系発動機を艦戦や艦攻、重爆撃機に漫然と遣い回した事態、翻っては大馬力迎撃戦闘機なる分野がわが国航空技術史上一貫して後進領域をなした事実、更には車両用・船用大形高速ディーゼル開発の“もたつき”等と並んで本邦産業技術史固有のテーマをなしている²²⁰。

²¹⁸ 拙稿「回転気筒空冷星型発動機の盛衰(中)」『LEMA』、No.479、2005年、参照。

²¹⁹ 再び前掲拙稿「Rolls Royce 初代 *Eagle* 航空発動機の戦後改良に見る動力技術進歩の内部構造」の参照を乞う。

²²⁰ この“もたつき”の典型例が国鉄制式機関開発にあった。簡単には拙著『日本のディーゼル自動車』415~451頁、『鉄道車輛工業と自動車工業』日本経済評論社、2005年、

また、それにも拘らず、三菱重工業が兎にも角にも我国における大形高速ディーゼル開発の先達となり得た背景としてその水冷航空発動機における失敗経験が何程かプラスに影響していたという回り合わせを忘れてはならない。仮令、三菱が MTU(独)、Cummins、Caterpillar(共に米)等に匹敵するような意味においてその作品の単体ベースにおける世界商品化を果してはいないにせよ。

顧みれば、三菱大形高速ディーゼルの生みの親とも言える岡村健二は元々、三菱航空機に入社した技術者であった。第Ⅱ部で明らかにされるように、岡村式ディーゼル噴射ポンプが三菱の航空発動機用ガソリン噴射ポンプの最終完成形態に影響を与えたと推定可能なフシさえ観取される。三菱重工業内部で技術ないし技術者の異分野間交流や技術の伝承関係は当然幾らかはあったものと考えられ、恐らく、このことを含むその総合的技術力の一端を三菱は戦中から戦後、現在に到るまで、2000~3000PS級高速艇主機や戦車機関の開発に活かして来たと見て良い²²¹。

技術体系の形成に係わるかような特質や欠点の本質を抉り出し細部を穿つ作業は史上稀なる好戦国家として開国この方近隣諸国侵略に血眼となり、揚句の果てには技術を含む己が力量に思い上がって貧乏徒弟の分際のまま師匠連に刃を向けるという奇態を演じ、一敗地に塗れたこの国の自画像を炙り出すための必修科目となるばかりでなく、やがてはこの国や世界における技術の行く末を案ずるための縁ともなっていくであろう。

第Ⅱ部ではガソリン噴射と水・メタノール噴射とに係わる技術史が、第Ⅲ部では固定気筒空冷星型発動機の技術史が同じ観点から検証されることとなる。

121~137 頁、参照。

²²¹ 岡村の件については第Ⅱ部にて言及される。三菱における大形高速ディーゼル開発の流れに関して、簡単には拙著『ディーゼル技術史の曲り角』183~207 頁、参照。

この三菱の取り組みと往時、Daimler-Benz 航空発動機の部品加工に用いられた設備を設備不足に泣くいすゞ自動車の 8t トラック、大形バス用 150~180PS ディーゼル機関の受託生産に活かした川崎航空機の企業行動との間にはやはり大きな落差があったと言わざるを得ない。いすゞ自動車(株)特許・技術情報部『いすゞディーゼル技術 50 年史』1987 年、163 頁、川崎重工業(株)『明石工場 50 年史』1990 年、51~52 頁、参照。

補論：90° V8型発動機用クランク軸の進化

はじめに……富塚清の見解

1. わが国における発動機振動解析の系譜
 - 1) 田中敬吉による解析……180° 対称クランク
 - 2) 中西不二夫の論文……90° 非対称クランクの提唱
2. 海外における所説
 - 1) A., Sharp(1907)及び A., W., Judge(1921)の所説
 - 2) C., F., Taylor(1971)の伝える挿話
3. 自動車工業における展開
 - 1) Cadillac V8 機関に採用された 90° 非対称クランクと動釣合技術の進化
 - 2) Ford V8 機関に採用された 90° 非対称クランクと鋳鋼生産技術の進化
 - 3) 戦後日本における 90° 非対称クランク採用の嚆矢、いすゞ DA80 型機関
むすびにかえて

はじめに……富塚清の見解

V型 8 気筒機関の起源について、樋口健治は“1903 年、クリスチー”との説を唱えている。この分野でクリスチーと言えば、高速戦車の祖、John Walter Christie(米)であろう²²²。しかし、その使途、出典については不記載であり、この点に係わる筆者独自のクロスチェックも調査も出来ていない。とは言え、クリスチーは後年、彼が開発した戦車の機関として *Liberty* の 45° V型 12 気筒や Hispano-Suiza の 60° V型 12 気筒を用いているから、やはり自前の発動機の製造は事業的には成功しなかったのであろう。直列 6 気筒機関の V型 12 気筒化という形で開発された *Liberty* 系列には振動理論からすれば誠に不都合な 45° V型 8 気筒発動機という型式も加えられていた。しかし、こちらは当然のことながら相対的にマイナーな存在に終わった²²³。

とまれ、1906 年の *Antoinette*(仏)以来、航空分野において V 型 8 気筒発動機は、試製的航空発動機の技術を論じた旧稿でも触れ本編においても縷々述べた通り、一世を風靡し、自動車機関としても独自の発展を遂げた。

V 型 8 気筒の中でもとりわけ重要な地位を占めたのが力学的に有利なバンク角 90° のそ

²²² 樋口健治『自動車技術史の事典』朝倉書店、1996 年、49 頁、参照。

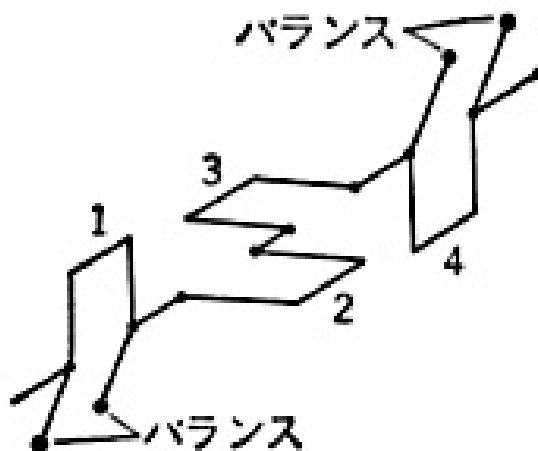
²²³ *Liberty* について簡単には拙稿「リバティーと第 1 次世界大戦期の水冷航空発動機」(上, 中, 下)『LEMA』No.485,486,487, 2006~07、参照。

そこで利用し得なかった同時代にやや近い文献として、*Dyke's Automobile and Gasoline Engine Encyclopedia*. 17th. ed., Chicago, 1935, pp.1142~1151 がある。また、世紀末この方、アメリカでは往事の航空発動機を個別型式毎にまとめた重量級の技術史的モノグラフ刊行が盛んとなっており、2009 年には Robert J., Neal, *A Technical & Operational History of the Liberty Engine*. なる大版 616 頁の大著が Minnesota で出版された。*Liberty 8* に係わる記述については pp.157~165, 200~201(写真), 587~589(写真)、参照。

れであった。そして、この 90° V 型 8 気筒機関における最大の進化はクランク軸設計手法並びに製造技術の革新によってもたらされた。90° V 型 8 気筒発動機用クランク軸の進化について富塚 清(1893~1988)は次のような見解を開陳している。

4 気筒の常例のクランク(角距 180° のもの)を使った場合は、2 次慣性力の和が横方向に出る。これで激しい振動を起こすが、第 1 次世界大戦中の航空発動機(たとえばイスパノ、カーチス…)は全部無方策でひどい振動のまま使った。おそらくは取付部の弾性によって救われていたのだろう。アメリカの高級車キャデラックなどもそのまま。しかし 1930 年ごろになり、これに改良の手がのびされた。先駆者の 1 人は日本の東大航研の中西不二夫博士である。これでは第 3.82 図の如くするのである。これで爆発は支障なし。不平衡力はクランクについた一次偶力となるので、クランクに釣り合い重りを附して、うまく相殺ができるのである。日本でこれが発表されると、外国でも、ほぼ言い合わせたようにこの方式を採用した。日本のにならったのではなく、どうやら同時に気づいたもののようにわれわれは理解している(『内燃機関の歴史』第 6 版、三栄書房、1993 年、119~120 頁)。

図 補-1 富塚の図 3.82



『内燃機関の歴史』第 6 版、119 頁より。

因みに、1918 年の夏に開発された 45° V8=Liberty 8 のクランク軸も 4 気筒や当時の 90° V8 用と同じ 180° 対称クランクであった。

90° V 型 8 気筒発動機における平衡とクランク軸について語る富塚の論は 1969 年以来、同書各版で繰返され、その没後、索引を充実して刊行された第 6 版にも同様に再掲されている。これはとりもなおさず、富塚並びにその周辺が当該箇所の記述について特段の訂正の要を認めなかったからであろう。

ところが、これが実は間違いだらけなのである。上の文中、「しかし」以降の主張は歴史

的事実に齟齬していること夥しい。「1930年ごろ」というのも誤りなら、「先駆者の1人」が中西不二夫だということも誤り、「同時に気づいた」というのも誤りである。これらはどう「理解」しようとヒトの勝手、に属するような事柄ではない。

本補論は富塚の事実認識における錯誤を正すと共に、航空発動機技術と自動車機関技術との体系的分離に係わる客観的理解の深化を課題としている。

1. わが国における発動機振動解析の系譜

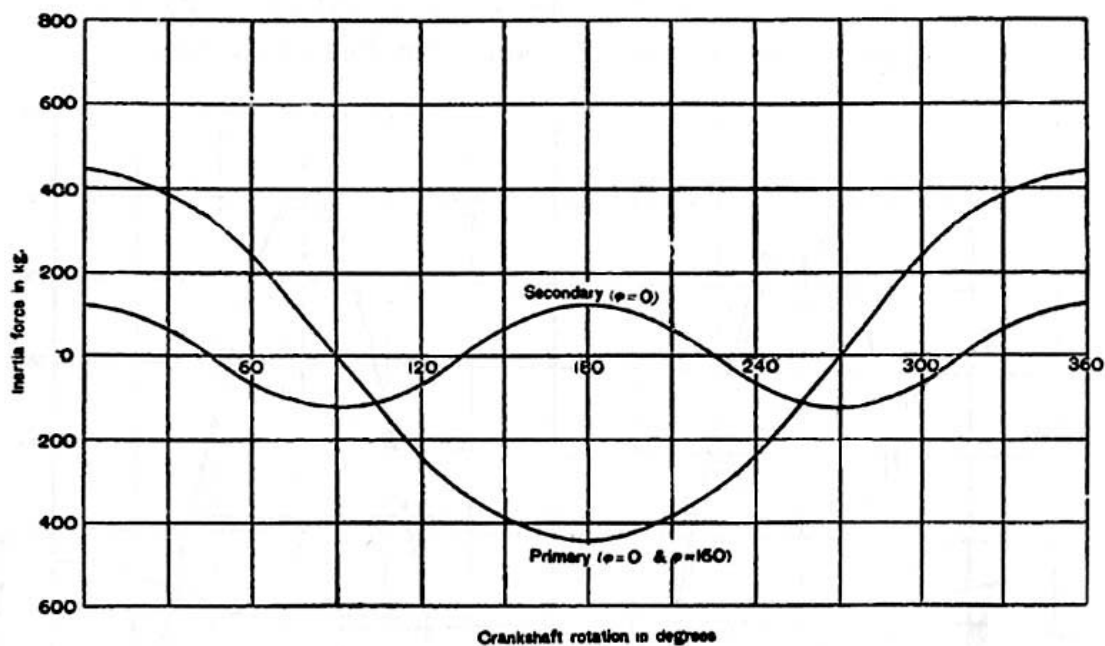
(1) 田中敬吉による解析……180° 対称クランク

本編でも述べた通り、発動機の平衡理論、とりわけ星型発動機のそれに関する世界的なパイオニアの一人として東京帝大、航空研究所の田中敬吉の名が挙げられる。田中は『航空研究所報告』No.10として現れたその完成論文において星型以外の気筒配列を有する発動機諸形態の平衡についても論じ、その中には直列4気筒機関に用いられるのと同じ、クランクピンが全て同一平面状にあり、鍛造が容易な180°対称クランクを有する90°V型8気筒機関……単傾斜の場合と複傾斜の場合と……が含まれていた。

ここで田中の複雑な解析を単に引用しても詮無いことであるから、図式的考察を以って引用に代えよう。180°クランクを有する90°V型8気筒発動機は直列4気筒発動機の抱合せと考えられる。それ故、1次慣性力は片バンク内でそれぞれに相殺済みとなる。問題は2次以上のそれであるが、2次だけを考えれば事は足りる。

2次慣性力について見る場合、90°V8はDucati様の90°Vツイン(通称Lツイン)の4連串刺しと考えると解り易い。無論、その前提となるのは単傾斜の単気筒発動機における慣性力である。そこで、田中の論文からこれを拾ってみよう。

図 補-2 星型発動機主気筒＝単傾斜の単気筒発動機における慣性力

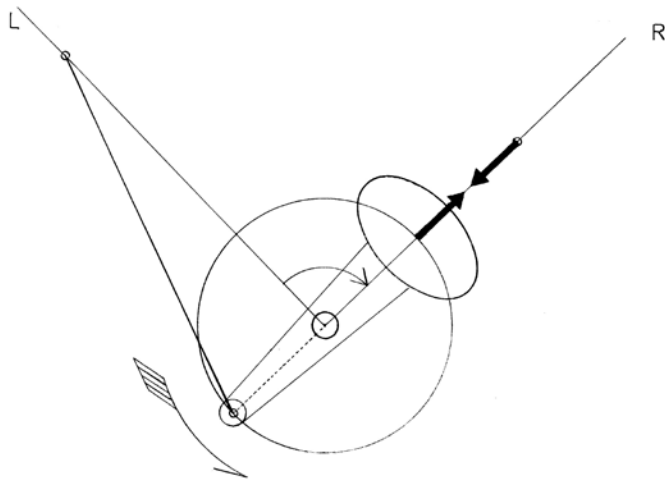


田中敬吉 The Inertia Forces and Couples and their Balancing of the Star Type Engine. 『航空研究所報告』 No.10, 1925. Appendix I, Fig.2 より。

縦軸は慣性力 kg、横軸はクランク角 deg。ここでの議論に不要な曲線は消去されている。

90° V ツイン機関においては1番気筒については100%バランシング(50%オーバー・バランシング)を施してやれば、その1次慣性力はクランク軸を中心として当該気筒軸直角方向に発現する。これを2番気筒において発生する気筒軸方向1次慣性力とぶつければ両者は相殺される。例えば、図に示される90° V ツインの左側気筒のクランク角を基準とし、気筒軸上方を $\theta = 0^\circ$ と表記し、左側気筒のクランク角 θ が90°に達した時を考えてみる。100%バランシングゆえ、1次慣性力は $\theta = 90^\circ$ と $\theta = 270^\circ$ を結ぶ直線上を往復するが、その動きは θ が90°左回りに進めば $-\theta$ だけ、即ち90°右回りに進む50%バランシングにおける円環上のベクトルを押し潰したモノに他ならない。従って、それは左側気筒軸から右に90°回った方向、即ち右側気筒軸プラス方向にその最大の値として現れる。この時、右側気筒のピストンは下死点に位置し、気筒軸下向に最大の慣性力を発生させている。この両者は大きさが同一で向きが反対であるから互いに相殺し合う。

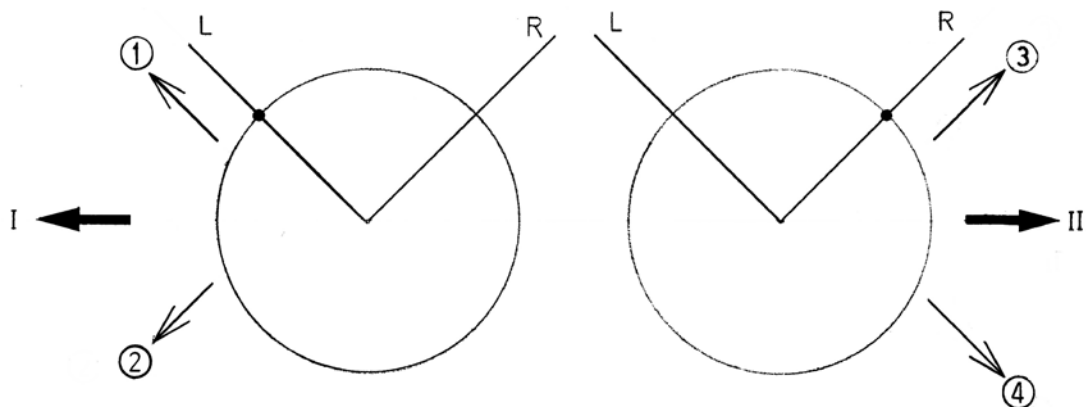
図 補-3 90° V型2気筒発動機の1次慣性力



つまり、気筒軸が直交しているため、1番気筒の気筒軸直角方向成分に対しては2番気筒側の気筒軸方向成分が、1番気筒の気筒軸方向成分に対しては2番気筒の気筒軸直角方向成分がそれぞれ1次振動バランスとして作用することになり、90° Vツイン機関において1次慣性力は特別なシカケ無しに自ずと打消されるのである。

他方、2次慣性力の波動はクランク軸の回転180°相当の周期を持つ。ここで、両気筒のクランク角のズレが90°であることから図に示される2次の波動を90°シフトさせてやると、元の波動との間に山と谷との重なりを生ずる格好となる。但し、気筒軸が直交しているため、この見かけ上の重なりはそれらが相殺し合うという事態を意味しない。

図 補-4 90° V型2気筒発動機の2次慣性力



左側気筒のピストンが上死点に位置している場合、この気筒の2次慣性力は気筒軸方向上向きに作用し(①)、クランク位相を90°異にする前列右気筒のそれは気筒軸下向きに作用している(②)。互いの2次慣性力は相殺し合わず、この瞬間には左向きとなる(I)。

右側気筒が上死点に位置している場合、その 2 次慣性力は気筒軸上向きに作用し(③)、左側気筒の 2 次慣性力は気筒軸下向きに作用している(④)。合成 2 次慣性力は右向きである(Ⅱ)。結局、左側気筒に気筒軸プラス(マイナス)方向の 2 次慣性力が作用する時、右側気筒には気筒軸マイナス(プラス)方向の 2 次慣性力が作用するという関係が常にあり、その合力は常にクランク軸と直交する左右水平方向振動の起振力となる²²⁴。

さて、以上を前提に 180° クランクを有する 90° V 型 8 気筒発動機について考えてみるに、第 4 クランクスローは第 1 クランクスローを、第 3 スローは同様に第 2 スローをそれぞれ平行移動しただけのモノに過ぎないことは直ぐに解る。第 1 と第 4、第 2 と第 3 スローの V ツインではそれぞれのペア内部において横振動が重なりを生じ、その単純な加算が生ずる。爆発間隔云々の問題を度外視すれば、それらは謂わば大きな V ツインに見立てられる。

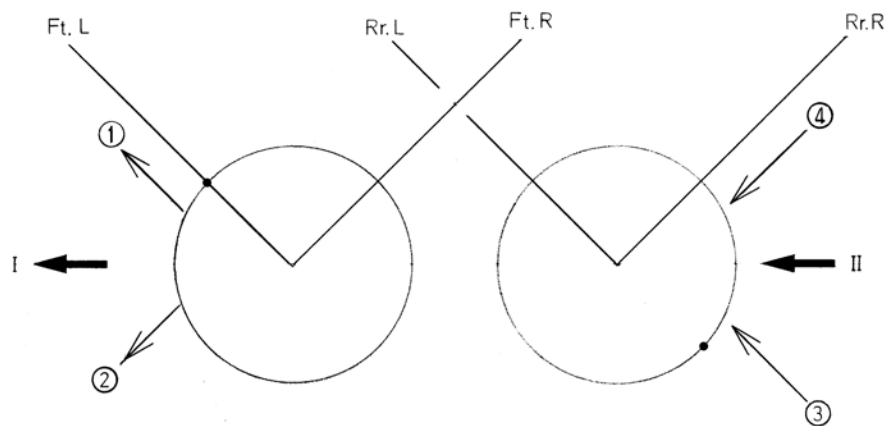
では、第 1・4、第 2・3 スローという巨大 V ツイン相互間で横振動は相殺されるであろうか？ 残念ながらそのようにはなってくれない。この問題は 180° 位相のクランク軸を持つ 90° V 型 4 気筒発動機の 2 次振動という形に還元される。前列左気筒のピストンが上死点に位置している場合を考えてみよう。上図に拠りこの気筒の 2 次慣性力は気筒軸方向上向きに作用している(①)。この時、クランク位相を 90° 異にする前列右気筒のそれは気筒軸下向きに作用している(②)。つまり、前列 V ツインの 2 次慣性力はこの瞬間には左向きである(Ⅰ)。

この時、後列左気筒は下死点に位置している。2 次慣性力は気筒軸上向きに作用している(③)。90° 位相を異にする後列右気筒の 2 次慣性力は気筒軸下向きに作用している(④)。従って、後列 V ツインの合成 2 次慣性力も左向きである(Ⅱ)。

かようなワケで 180° 位相のクランク軸を持つ 90° V 型 4 気筒発動機の 2 次振動が前後列間で相殺されることは無く、それらは単純に加算される。それ故、180° クランクを有する 90° V 型 8 気筒発動機のそれらも相殺し合うことなく重畳されるのみとなる。

図 補-5 180° 位相のクランク軸を持つ 90° V 型 4 気筒発動機の 2 次慣性力

²²⁴ 90° V ツインに回転質量と 2 気筒分往復運動質量の $1/2$ との和に相当する釣合錘を与えれば「二次慣性力までバランスする」という中村良夫・蓮尾論吉『2・3 輪自動車 スクータ』山海堂、自動車工学講座 5、1957 年、18 頁の記述はそれ故、誤りである。

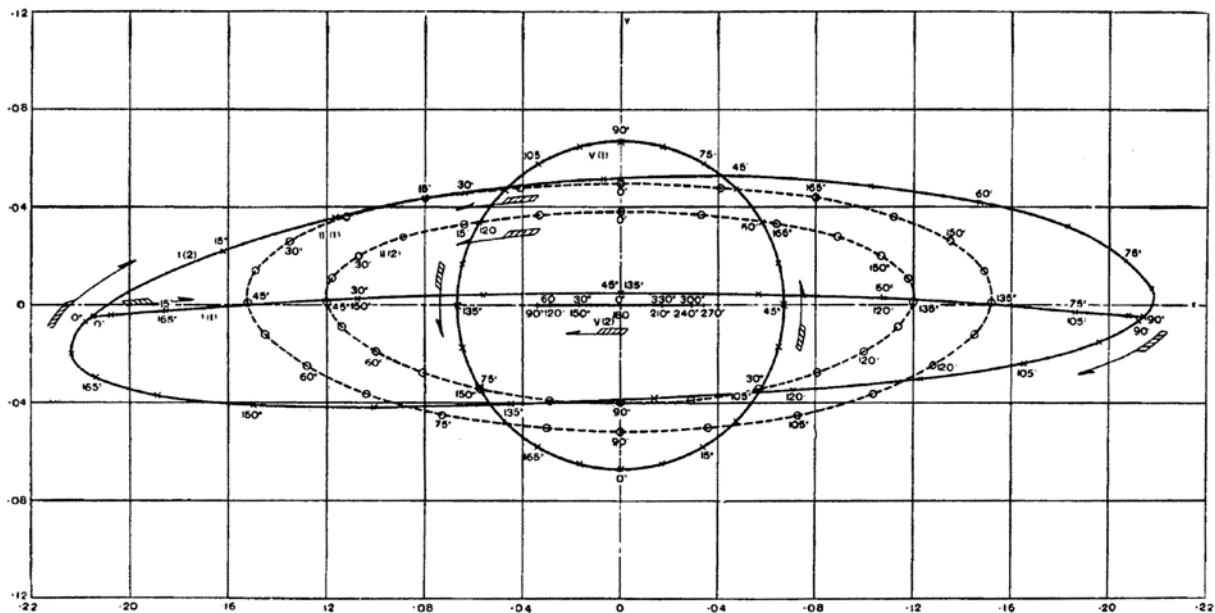


その総括図が同p.290 に掲げられたFig.9 であり、これを焼き直したのが本編に図 I-4 として引用した神蔵信雄の図である。ここでは田中の元図を再掲しよう。ほぼ水平に展開する長い線が単傾斜の 90° V8 機関における 2 次以上の慣性力の極線図である。純粋に 2 次慣性力だけなら、これは水平な直線になる。複傾斜なら上下方向に厚味が出て平たい楕円状となる。つまり、単傾斜、複傾斜何れの場合においても、この 180° 対称クランクを持つ 90° V 型 8 気筒機関は等間隔爆発の実現と両バンク内での 1 次振動相殺との引換えに、猛烈な 2 次横振動を耐え忍ばざるを得ない次第となったワケである。因みに、次項で取上げる中西不二夫の解析に拠れば、その横方向 2 次慣性力の大きさはイスパノ 220 馬力、正規回転数にて 1070kg、同 300 馬力では 1290kg にも達した²²⁵。

しかし、同じ往復運動質量を有する直列 4 気筒発動機ならその $\sqrt{2}$ 倍もの 2 次縦振動を甘受しなければならない。かように単筒当り排気量の大きな発動機は航空用ガソリン発動機としてはまず成立不可能であるが故に埒外とされるに若くはないが、同じ単筒当り排気量の制約の下、優等生の直列 6 気筒を以って総排気量ないし出力の調達が難しく、直列 8 気筒の長いクランクでは搭載性も強度も不安という状況があった以上、この激甚な 2 次横振動を我慢して 90° V8 を駆るしか仕方無いとされていたワケである。

図 補-6 高次慣性力に関する田中の総括図

²²⁵ これに対して、上下方向 2 次慣性力はそれぞれ 28kg と 39kg に過ぎなかった。



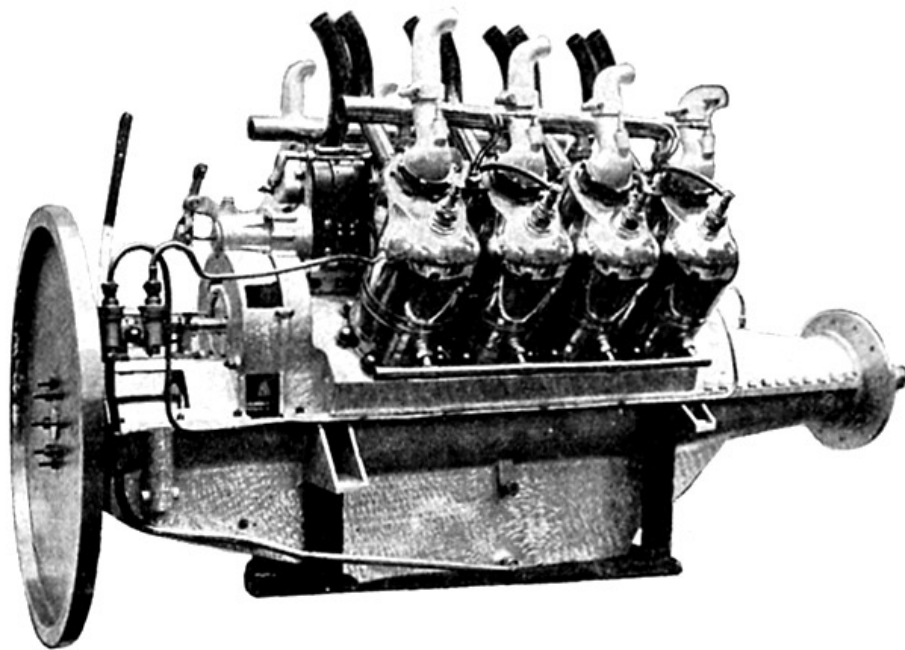
田中、同上 p.290 Fig.9.

横軸両端目盛、正しくは“0.24”である。先に見た通り、神蔵はそのように訂正している。

そう言えば、往時のAntoinette(仏)90° V8 航空発動機にはその後部に大きな弾み車を装備するものがあつた。これなどは発動機の横振動を前後に配したフライホイール・マスに依つて幾分かでも抑えようという動機の産物であつたと考えられる²²⁶。

図補-7 後部に弾み車を有する Antoinette 90° V8 発動機

²²⁶ 次図出典文献 p.116 Fig.32, 33 として当時のフランス自動車メーカー、Lemale で製造された直列 4 気筒航空発動機が Antoinette の V8 と同様、後部に弾み車を有していた姿が掲げられている。こちらは上下方向 2 次振動を前後からなだめようという意図に発する策であつたらう。



Cyclopedia of Automobile Engineering. Chicago, American Technical Society, 1913, p.125 Fig.43.

(2)中西不二夫の論文……90° 非対称クランクの提唱

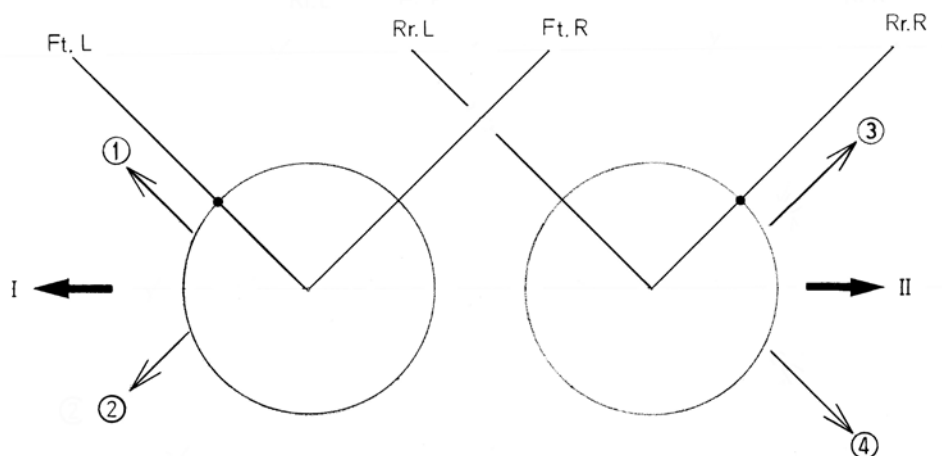
富塚がこの方式の創案者の1人と見做した中西不二夫による90°非対称クランク軸の平衡解析は1923年7月、『航空研究所雑録』第4号所収のA Method of Balancing 8-Cyl. 90V° Engine.というタイトルの日本語論文として世に出された。翌年2月3日に開催された機械學會第96回大会で中西はその内容の講演を行い、1925年4月に刊行された『機械學會誌』第28巻第96号にはこれが同一タイトルの英語論文として掲載され、広く世に知られることとなった。

1次慣性力を片バンク内で相殺することは激甚な2次振動を招来することに繋がったから、90°V8発動機における2次振動対策の基本は180°クランクに因るバンク内での1次慣性力の相殺を諦めることにある。180°クランクが駄目なら90°クランクでは如何に……？

とは言え、ここでも中西の解析をそのまま引用することは避け、視覚的考察を用いて考察を進めて行こう。前項同様、2次振動問題はV8を90°Vツインの4連串刺しと考えると解り易い。この90°Vツインは1次振動を内部で相殺させてしまう今一つの巧いカラクリであった。2次振動は残るがそれをVツイン相互間で首尾良く打消し合わせることが出来ればそれも解決されることになる。

この問題を90°位相のクランク軸を持つ90°V型4気筒発動機の2次振動の形で見てみよう。前列左気筒のピストンが上死点に位置している場合、この気筒の2次慣性力(①)、前列右気筒のそれ(②)を合せた前列Vツインの2次慣性力(I)は左向きである。

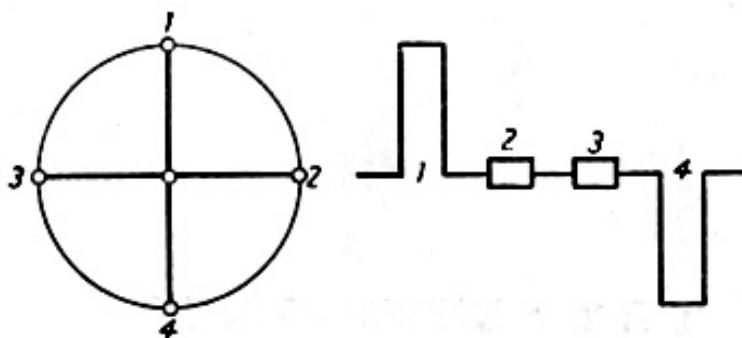
図 補-8 90° 位相のクランク軸を持つ 90° V 型 4 気筒発動機の 2 次慣性力



この時、後列右気筒は上死点位置している。2 次慣性力は気筒軸上向きに(④)、90° 位相を異にする後列右気筒の 2 次慣性力は気筒軸下向きに(③)、それぞれ作用している。従って、後列 V ツインの合成 2 次慣性力は右向きとなる(II)。

それ故、90° 位相のクランク軸を持つ 90° V 型 4 気筒発動機の 2 次慣性力は前後列間で相殺され、気筒間隔に応じた 2 次慣性偶力へと転化することとなる。これは 2 次の現象ゆえ厄介なようであるが、V 型 8 気筒発動機になれば、この 2 次慣性偶力は 1 番クランクスローと 4 番クランクスローとが 180° 間隔になるように 90° V4 を 2 つ継合すれば互いに打消される。このクランクピン配置は対称クランクを打出してから 2 つのピンを 90° ツイストすることによって、あるいは鋳造によって得られる。

図 補-9 90° V 型 8 気筒発動機における非対称クランク軸



中西不二夫・西脇仁一・梅津喜代治「発動機の力学」(内燃機関工学講座 第 2 巻、共立社、1936 年、所収)、374 頁、第 2.44 図

なお、この非対称なクランクスロー配置は回転質量の動的不釣合を伴うため、これによって生ずる 1 次慣性偶力を概ね 1,2 スロー間、3,4 スロー間の反対方向に釣合錘を適宜追

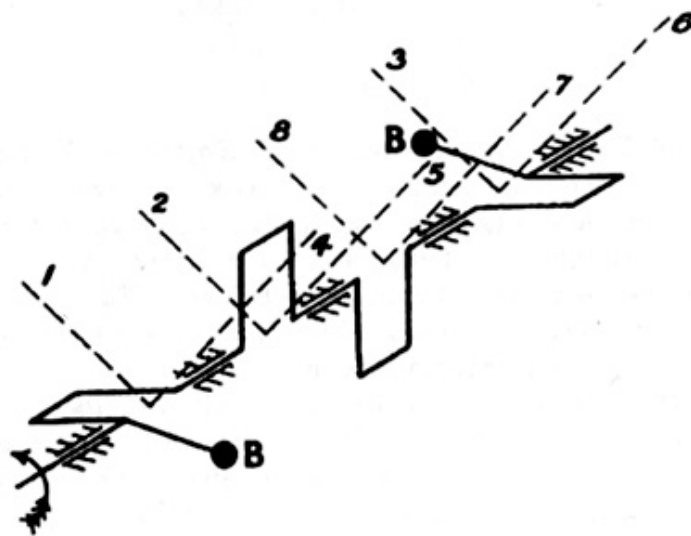
加することによって相殺させる必要を生ずる。逆に表現すれば、その動的釣合さえ出来ておれば 90° クランクは非常に優れた配置だということである。実際、それは決定版と言える技術であり、ある時期以降、 90° V型 8 気筒は^{すべか} 須らくこの配置を採るようになり、今日に到っている。

2. 海外における所説

(1) A., Sharp(1907)及び A.,W., Judge(1921)の所説

田中の解析を一步進めた中西による 1923 年の解析が示すところとその意義は大略以上の通りである。しかし、中西の解析は数学的に厳密なモデルの体をなしてはいるが、中身としてこれ位のことなら思い付くのに材料力学の大家、中西ほどの頭脳は要らぬ筈である。実際、筆者自身は P.,M., Heldt の版を重ねた著書によって教えられ、その存在自体は随分前から知っていたものの、最近のリプリント・ブーム(著作権の関係か?)のお陰で漸く実物の面影に触れることが出来たのであるが、1907 年にロンドン他で出版された Archibald Sharp なる人物の *The Balancing of Engines Steam, Gas, and Petrol.* というごく古い書物の中で、詳細は省くが、既に 90° 非対称クランクの優れた振動特性についての図解を伴う理論的記述が見られるのである²²⁷。

図 補-10 A., Sharp, *Balancing of Engines.* (1907) p.118, Fig.11.



Reprinted by BIBLIOLIFE, L.L.C., USA, n.d..

²²⁷ cf. P.,M., Heldt, *High-Speed Combustion Engines.* N.Y., 1939, pp.56~57(Sharpe と誤記), Archibald Sharp, *The Balancing of Engines Steam, Gas, and Petrol.* London,1907, pp.117~118.

Heldt の書物は当初、*The Gasoline Motor.* のタイトルで 1912 年の早い時期に刊行された著書の改題 10th. ed. である。初版の刊行次期からして A., Sharp の著書への言及は 1912 年版から続いて来たものと想われる。

また、わが国において比較的入手し易く広く読まれた文献を当ってみれば、*Aircraft and Automobile Materials*.(1919)/浅川勇吉他訳『工業用材料』全 5 巻 (コロナ社、1937~42 年) の著者として^{あまね} 普く知られるイギリスの A., W., Judge が本編第 1 章でも言及されたその著書、*Automobile and Aircraft Engines*. 1st. ed. London, 1921 において同様な意味のことを語っている。該当箇所を挿図ごと翻訳すれば、

図 314 には 8 気筒 V 型機関のクランク配置に係わる代替法式が示されており、中央のクランクは従前のように並んでおらず互いに 180° に位置し、外側のクランクとは 90° の位置にある。

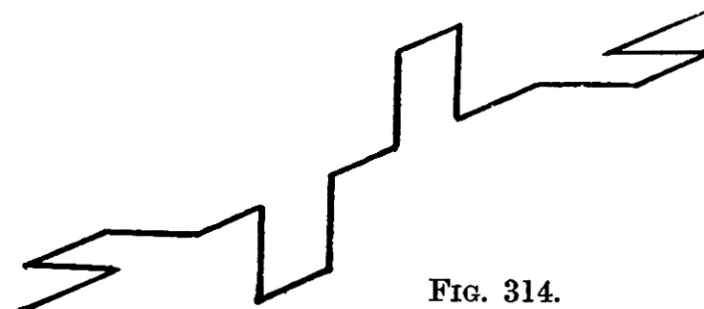


FIG. 314.
ALTERNATIVE ARRANGEMENT FOR EIGHT-CYLINDER V-TYPE ENGINE.

この場合、第 2 クランクの 2 次不平衡力は第 1 クランクのそれに対して $2 \times 90^\circ$ あるいは 180° ずれた位相にあり、つまり、対向している。同様に、第 3、第 4 クランクについても 2 次の諸力は対向せしめられており、総括すれば 4 つの 2 次慣性力は完全な平衡状態にあり、偶力も残存しない。4 次調和分については、それらが $4 \times 90^\circ$ ないし 360° 位相にあるため同調が見られ、回転数の 4 倍相当の不平衡力が発生するであろうが、その大きさは $8(M \omega^2 R / 4n^3) \sqrt{2}$ ないし $2(M \omega^2 R / n^3) \sqrt{2}$ に等しいから他のクランク配置に伴う 2 次不平衡力に比して著しく僅少である。

この【90° クランクの】場合における 4 次の不平衡力は通常型 8 気筒 V 型機関の不平衡 2 次慣性力の $1/80$ をなすに過ぎないと見積られて来ている【has been estimated】(p.576 【】内引用者補)。

1921 年時点の欧米において、90° V 型 8 気筒発動機用 90° クランクは未だ新たな実践課題に属してはいたものの、少なくとも理論的検討という面においては 15 年ばかり前からとっくに周知の技術に属していた。筆者など、戦時下のイギリスにおいてはその試作計画ぐらいは組上にのぼせられていたのではなないかとさえ思う。

(2) C., F., Taylor(1971)の伝える挿話

かく推測させるのは同時代のアメリカにおけるまさしくこの種の事蹟について伝えられるところがあるからである。即ち、この課題に関しては C., F., Taylor が 1962 年、M.I.T.

で行った講演の記録、*Aircraft Propulsion*.(Smithsonian Institution, 1971)の中に次のような挿話が見られるのである。曰く、

1921年頃、300馬力イスパノ発動機を造っていた Wright Aeronautical Corporation において、90° に釣合させたクランクを有し、水平振動の排除を図ろうとする目的の下にその1基が製造された。当時の振動測定は原始的な状況にあり、得られた改善は試験台上にて90° クランクを持つ発動機においては運転中、クランク室上の1セント硬貨は載ったままでいたのに対し、180° クランクの発動機においてそれは忽ち跳ね飛ばされるといふ事実を以て証明された。

次の試験は180° クランクを有するものと90° クランクを有するものという2基の発動機を同じ Thomas-Morse 戦闘機に搭載することであった。多数の技術者がこれらの発動機を地上運転し、多数のパイロットがそれらを飛ばした。飛行機の振動に関して気付かれるほどの差は無いというのがその共通した意見であった。恐らく、何れの場合においても発動機のトルク変動が横審同における改善効果を不分明にするほど甚だしかったのであろう。何れにせよ、90° クランクは是認されなかった。飛行機以外の用途においてそれは間もなく V-8 機関の標準となったのであるが。これが1922年における振動解析の状況であった！(pp.73~74)

要するに、当時の航空発動機は混合気分配の不斉一に起因する気筒相互間の発生出力不均一ならびにサイクル変動に因るトルク変動に苛まれており、その影響によって主運動部の設計に起因する固有の振動はマスキングされてしまっていたワケである。

イスパノ発動機は第一次大戦中、イギリスの Wolseley Motors でもライセンス生産されていたから、Judge が述べていることはこれと関係があるのかも知れない。アメリカ、ライト社と同様に、ウーズレイ辺りでも90° クランクの試作ぐらひは進められていた可能性は否定出来ぬと推測したくなるのである。

3. 自動車工業における展開

(1) Cadillac V8 機関に採用された90° 非対称クランクと動釣合技術の進化

さて、Taylor が語る「飛行機以外の用途」の最たるものが自動車機関である。そして少なくともアメリカでは、対戦中に製造された航空発動機部品を流用し、V8カットのL4機関を捻り出したイギリスないし欧州諸国とは違い、V型8気筒機関を自動車用に開発製造することを是認する社会的・経済的背景があった。

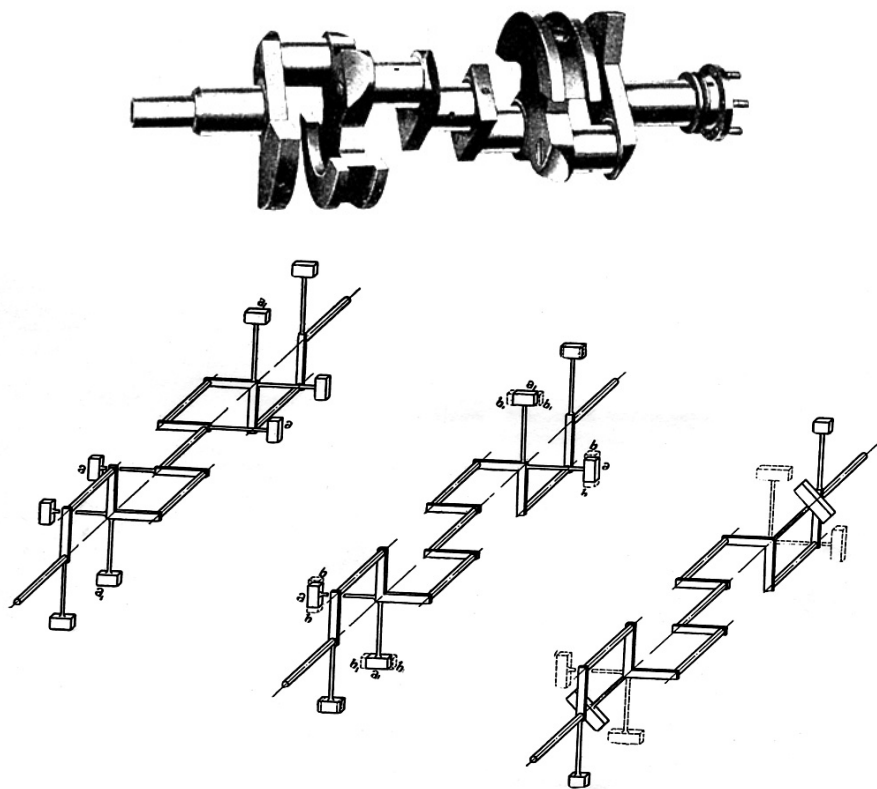
当然予想されるように、V8 機関の用途は高級車用として始まった。アメリカを代表する高級車、Cadillac V8 機関の嚆矢は1915年型であった。そして、そのキャディラックの'24年型V-63 機関こそが90° 非対称クランク付き90° V8 機関の嚆矢であった²²⁸。

²²⁸ 実際には、アメリカ高級車メーカーにして、Packard、Pierce-Arrow と並んで往事“3P”と称された Peerless Motor Co.も同時期に90° V8用90° 非対称クランクを開発し、このバランシング法についてはGMとの共同特許を取得したようである。ピアレスはしか

その開発に大きな功績を残したキャデillacのチーフ・エンジニアE.,W., Seaholmは、Archibald SharpやJudgeの業績を念頭に置いてか、V8用90°クランクが力学的に優れていることぐらいは相当以前から教科書レベルでも周知の事実であった、と述べた後、導入への最大の障害は、1次慣性偶力を相殺するための釣合錘の設置法、それも実際の製品にこれをどう取付ければ生産性を上げられるかという何れも生産技術上の問題であり、製品の出来栄を客観的に測定するための静的・動釣合試験を取込んだ生産技術体系の構築も同様に不可欠の前提としてあったのだと論じている。彼が鍛造工程の複雑化について一言の愚痴もこぼしていないのは、この問題について彼が既に諦観の境地に達していたことの証しであろう²²⁹。

この課題はオハイオ州デイトンのGM研究所で徹底的に考究された。その支援の下で進められたCadillac V-63機関(SV, 79.4×130.2mm, 約80HP/約2800rpm.)の設計においてはとりわけ全面機械加工クランク軸における釣合錘数の合理的削減による製造コスト抑制が迫られた。その階梯は次の図に示されている。

図 補-11 Cadillac V-63 機関のクランク軸とそこに到る合理化の階梯



E.,W., Seaholm, Balance of the Cadillac V-63 Engine. Fig.6, Fig.5.

し、大恐慌の煽りを喰らい1931年6月30日に倒産してしまった。してみれば、後述のFordはピアレスから特許を買取っていたのかとも想われる。

²²⁹ cf.E.,W., Seaholm, Balance of the Cadillac V-63 Engine. *The Journal of the Society of Automotive Engineers*. Vol.XIV, Jan., 1924.

下図、左から右へと釣合錘が省略(集約)されて行っている。3 主軸受であることに注意。

P.,M., Heldt, *High-Speed Combustion Engines*. N.Y., 1939, p.57, Fig.12 は上写真を図に起したもの。

生産技術の一部として生産ラインに組み込まれるべき静的・動釣合試験については同社の設計技師D.,F., Andersonがかなり詳しく紹介してくれている²³⁰。

クランク軸は連桿ピストンと結合された状態で回転し、そのバランスの真価を問われる。従って、単体でこれを試験するには工夫が必要である。90° V ツイン機関の往復運動質量に起因する 1 次慣性力が 2 気筒分の往復運動部質量の半分をバランスさせることによって平衡されることを利用し、キャディラックではクランクピンに **Balancing Ring Weight** と称する開閉スリーブ様のダミー・ウェイトを取付け、その動的平衡を迅速に取る方式が開発された。この際、理論的には連桿の回転部分の質量とその往復運動部分の質量、ピストンとピストンピン周りの往復運動質量をダミー・ウェイトとして各クランクピンに与えれば済むが、実際には部品毎の製造誤差による質量のバラツキが問題となる。

このため、先ず、部品群を徹底的に検査し、連桿の例では組立総重量 3.98kg のフォーク&ブレード型連桿一对の重量誤差が 9.1g(±4.53g)という狭い許容範囲内に収まるような選択組合せを運用する手法が確立された。また、クランク軸側では運転中、その内部の油孔に入っている筈の油の重さまで、ある程度考慮に入れられた。以上によってクランクピン 1 個当り 3231.9g というダミー・ウェイトの重量が決定された。

全面機械加工により高い形状精度を付与されたクランク軸は釣合錘を取付けられた後、静・動兼用の釣合試験機に掛けられた。先ず静的釣合がチェックされ、堅型ボール盤と 3/4.in. φ のドリルを用いた肉抜きによる釣合修正が図られた。これに続いてダミー・ウェイト 4 個をクランクピン 4 本に取付けた状態でクランク軸は動的釣合試験に供され、1 次慣性偶力の釣り合いをチェックされ、同じく肉抜きによる釣合修正を施された。釣合試験機は同じものが 2 台あり、2 名の作業員と 1 名の助手により 1 日に 100 本を超えるクランク軸が試験された。この高度なバランスに対応して弾み車やクラッチ部品、自在継手等の回転部品にも静的・動的釣合試験が課せられることとなった。

自動車工業にとって重要なのは生産性、生産技術である。それが完備して初めて新機軸は自動車技術として意味を持ち、大量生産の戦場に投入される。GM の対応はこの意味で非常に迅速であったと評価されて良い。

また、航空発動機との絡みで付言すれば、GM は混合気分配適正化技術の重要性を認識し、当時既に V 型 8 気筒機関に 90° クランクを導入した場合、その効果がユーザーに認識される程度にはその均等分配を実現する能力を身に付けていたことになる。かくて、航

²³⁰ cf.D.,E., Anderson, Practical Balancing of a V-Type Engine Crankshaft. *The Journal of the Society of Automotive Engineers*. Vol.XIV, Apr., 1924. 動釣合試験及び動釣合試験機については拙著『船用蒸気タービン百年の航跡』ユニオンプレス、2002 年、178~182、186~187 頁にて論じておいた。

空発動機としてはパワー的に劣勢を託つ V8 機関に航空発動機に代る高級乗用車用原動機としての新天地が拓かれた。

(2) Ford V8 機関に採用された 90° 非対称クランクと鋳鋼生産技術

キャディラックの生産技術は時代の先端を行くレベルにあったが、自動車技術としては尚、生産性という点に未成熟の要素を含んでいた。高級車用機関であるから生産量自体も小さく、高コストでも採算は合ったのであろうが、全面機械加工のクランク軸などという航空発動機まがいの工法では大衆車への普及は論外であった。

1935 年、生産技術の一大革新によってこの面に突破口を開いたのは GM 積年のライヴァル Ford Motor Company である。T 型の独壇場を追われ、続く A 型においても劣勢を余儀無くされた Henry Ford は失地回復策として 1932 年投入の次期大衆車 “V8” への 90° V 型 8 気筒機関 (SV, 77.8×95.2mm, 65HP/3000rpm.) 搭載への断を下した。それは直列 6 気筒の長いクランク軸を直感的に嫌う彼ならではの決断でもあった。そして、この英断を生産技術面で支えることになったのが鍛造粗形材に代えて鋳鋼粗形材をクランク材料として用いるという技術革新である²³¹。

フォードの鋳鋼プラントは 1932 年以前にもデトロイト辺りに作られていたのかも知れぬが、1935 年、漸くそのカナダ工場に \$425,000 を投じた大鋳鋼プラントが竣工、3 月よりデトロイト向けに操業を開始した。そして、情報が手に入るのはこの新=量産プラントについてである。

図 補-12 Ford V8 機関用鋳鋼クランク軸

²³¹ 以下の記述は Cast Steel Crankshafts. New Electric Furnace at Ford Co. of Canada. *Automobile Engineer*. Jul. 1935、F., J., Walls/築山閏二訳「クランク軸の鋳造に就て」『日本機械學會誌』第 41 巻 第 257 号、1938 年 (*Automotive Engineer*. Mar. 1938 の記事摘録)、F., J., Walls, Cast Camshafts and Crankshafts./山田英夫訳「鑄造カム軸及び鑄造曲軸」『内燃機関邦訳文獻集』第 1 巻 第 16 号、1937 年、W., West, Cast Materials for Crankshafts. *Automobile Engineer*. Feb. 1939/小林帛男訳「曲軸用鑄造材料」『内燃機関邦訳文獻集』第 4 巻 第 11 号、1939 年、Cornelius, Berechnung und Gestaltund schnelllaufender Kurbelwellen. A.T.Z. Jahrg. 42, Heft 14, 1939/山川鹿三郎訳「高速内燃機関の曲軸の計算及形状」『航空學術外國文獻』第 102 号、1940 年、ditto./遠田榮次郎訳「高速機関用曲軸の計算と造形」『内燃機関邦訳文獻集』第 5 巻 第 10 号、1940 年、に拠る。West のものは材料力学的論考で、フォード V8 のそれ以外にも当時、アメリカで Ni や Mo を含むより高級な鋳鋼が広くガソリン機関、ディーゼル機関に用いられていた状況が窺われる。フォードの手法の特徴は飽くまでも低コストの追求にあった。

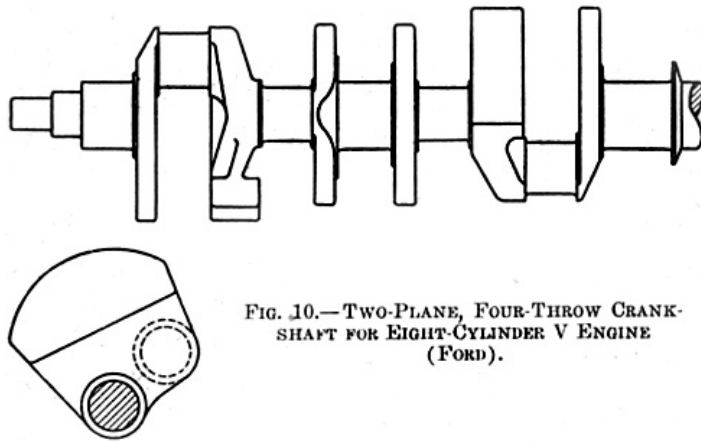


FIG. 10.—TWO-PLANE, FOUR-THROW CRANK-SHAFT FOR EIGHT-CYLINDER V ENGINE (FORD).

P.,M., Heldt, *High-Speed Combustion Engines*. p.263, Fig.10.

これもキャディラック機関同様に 3 軸受式である。

カナダの新プラントにおいて、溶鋼は自家発電所から電力供給を受ける自動制御式 5 トン電気炉鋼によって調達された。その原料は 40%が自家スクラップ鋼材、他に同量の銑鉄、更に返り屑、合金等であり、溶湯の組成は装入原料により C 1.35~1.60%, Mn 0.60~0.80%, Si 0.85~1.10%, Cr 0.40~0.50%, Cu 1.50~2.00%, P ≤ 0.10%, S ≤ 0.06%程度に厳密にコントロールされた。出鋼は 1 日 5 回 = クランク軸最大生産率 475 本/日(24 時間連続操業の場合、1200 本/日)であった。この数字たるやキャディラックのそれとはまさに雲泥の差である。

鑄造は砂型を用いて行われ、自動造型機で造られる中子には常に新しい砂だけが用いられ、中子の組付け精度は $\frac{30}{1000}$ in.(0.762mm)に保たれた。完成鑄物は型バラシ、砂落し、研削、検査の過程を通じて 4 本セットでコンベアに懸垂され、移動せしめられた。この鑄物粗形材は 20m の自動連続炉の中を 2 度通過して熱処理された。先ず、900° に加熱、20 分保持の後、空气中で 650°C まで急冷、再び 805°C に 1 時間加熱、炉内で 1 時間かけ 540°C に徐冷、その後、自然放冷された。熱処理後の機械的性質は抗張力 66.5~77.0kg/mm²、伸び 2.5~3.0%、ブリネル硬度 250~320 であった。この硬度測定に合格した粗形材は機械加工に回された。

この鋼は加工が難しく、工具には特殊な高速度鋼が用いられ、旋削速度は鍛鋼の場合の 55%、送りは鍛鋼なみ、回転工具の速度は 35~40%とし、工具摩耗を防ぐため、敢えて重切削にて加工された。鑄鋼化によって粗形材の形状精度が高められたため、鍛造粗形材を加工する場合に対して 8 ないし 12 の機械加工工程が省略され、切粉の量は 11kg から 4kg へと激減した。余肉の削減、とりわけクランクピンの中空化とこれに対応する釣合錘の軽小化により仕上り重量自体も 30kg から 25.5kg へと大幅に低減せしめられ、機関性能向上に結び付いた。もっとも、振り振動対策として後年、クランクピンは 0.5in.増径されることになる。

粗機械加工の後、ワークは全点、トルクテストに供された。仕上げ加工を終えたワーク

は全点、バックトルク・テストにも供された。印加トルクは何れにおいても45000in.-lb.(517.8kg-m)であった。これは計算上、このクランク軸に運転中、印加されると考えられる最大トルクの10倍に達し、鍛造クランクにおいては弾性限度に近い値でもあった。鋳鋼軸の弾性は鍛鋼軸と同程度であったが、逆方向反復振り試験で明らかにされたその疲労強度は鍛造品の2倍強に達した。疲労強度一般についても芯から表面まで一定の硬度を有するこのクランク軸は鍛鋼品の2倍強と評価された。また、鋳鋼は油との馴染みが良く、摩擦損失の低減も実現したと伝えられている。動釣合試験等についてはキャディラック機関の場合と同様であったと推定される。

さて、この程度の情報が広く流布せしめられていたにも拘らず、肝心の造型プロセスの細部や溶湯鑄込み温度、注湯作業そのものについては何のデータも掲げられていない。鋼は鋳鉄よりも融点が高く、熔融状態における粘りも鋳鉄より強いいため湯流れが悪い。従って、溶湯の温度はより高く、鑄型の方も高強度のものを用意する必要があり、これを完全に乾燥させ、その表面に塗型剤^{とがた}を施し表面を強化することが常套である。また、注湯時にも押し湯等に独特の工夫を凝らして鑄込むのが普通である。しかし、その辺りの技術については全面的に秘匿されている。

日産自動車設立に関与した本邦自動車工業界の先人、久保田篤次郎はGraham-Paige Co.の設備買収に係わる件で滞米中、1936年にFerro Steel and Iron Foundry副社長、ジョン・プライス氏なる人物にフォード社の鑄物工場の見学を奨められた。久保田に抛ればプライス氏は：

「フォードのクランク・シャフトは鑄物だから見てこい。これを見れば鑄物の将来がわかる」ともいっていました。さっそく見に行きましたが、鑄型は刀の鏝のような型を縦に積み重ねたもので、それに湯を注ぐやりかたです。各セクション毎に番号の入った“ツバ”を順序に積み並べ、湯を注ぐのです。

ところが、フォード工場には鑄物の砂型工場がありません。型は町の小さい鑄物屋に外注し、外注によってマスプロをしていたのです。あちこちの鑄物屋から納入される砂型を組み立てて、フォード工場では湯を入れるだけです。ミスター・プライスは、これがこれからの鑄物だからよく覚えておくとよい、ということでした²³²。

これが何処の工場であったのか、カナダで操業を開始したばかりの新鋭鋳鋼プラントに果して自社造型ラインが在ったのか無かったのか、といった点までは分らぬが、垂直的に統合された一貫生産体系のイメージとは裏腹に、デトロイト(?)のフォード鋳鋼工場に内製造型ラインは存在しなかったようである。

ともすれば冗漫な文章と受け取られがちな「一般鑄造法——鑄鋼——」なる論文の著者、野上熊二は、そこで鋳鋼製品の製造において型の品質よりも溶鋼の品質の方が如何に重要であるかについて論じ、これを次のように理由付けている。

²³² 久保田篤次郎「ゴルハム式三輪車からダットサンまで」自動車工業振興会 自動車史料シリーズ(2)『日本自動車工業史後述記録集』1975年、所収。引用は72頁より。

……若し鑄型に少し位の缺陷があつても完全な熔鋼を鑄込むと其製品の質並形態共に今日吾々の知る試験方法では何等缺陷を發見し得ない程度に出來上ることも珍しくない。そして一時に多數の鑄型に鑄造する場合其型に少數の不良型があつても失敗は其型だけに止り熔鋼の一部分を失ふに過ぎない。然るに型が如何に完全に出來てゐても熔鋼が不良であると鑄物は全部不良となるからである²³³。

今、引用されたばかりのフォードの実施例を想えば、これは実は極めて含蓄に富む指摘であつたのではなからうか？

それはともかく、この重厚な鑄鋼技術体系は 1947~'48 年、イギリス鑄鉄研究協会の H., Morrogh による Ca-Si、Ca-Mg 添加による片状黒鉛球状化成功や 1948 年、アメリカの Internationai Nickel Co. や Mond Nickel Co. による Mg 処理法の確立を契機とするダクタイル(球状黒鉛)鑄鉄の世界的普及以降、自動車機関用クランク軸の生産技術としては陳腐化を余儀無くされることになる。

また、残念ながら“V8”はフォード社の悲願たるトップシェア奪回のための救世主とはなり得なかつた。それでも、1937 年代から戦時中にかけて、フォード社の鑄鋼クランク製造技術は間違いなく時代の最先端に位置していた。だからこそ、多くの勘所がブラックボックスの中に留められていたのは致し方ないことなのであつた²³⁴。

(3)戦後における 90° 非対称クランク採用の嚆矢、いすゞ DA80 型機関

わが国の自動車機関界における 90° 非対称クランクの起源は必ずしも明らかではない。1942 年 10 月、旧御三家が陸軍及び商工省から御料車としても使用可能な高級乗用車の試作命令を受けた際、トヨタは Jaguar、Morris、Lanchester を参考に V 型 8 気筒機関の設計を開始したが、指定された納期に間に合う見込みが立たず、直列 6 気筒手持ち機関の改良型で間に合わせを図っている。設計に取り掛かつたというだけなら、これが恐らく 90° 非対称クランク付き本邦自動車用 V8 機関の嚆矢であつたのではなからうか？²³⁵

他方、似たような手管で同じように急場を凌いだ御三家の一角、いすゞ自動車は 1947 年、戦後のバス界のリーダーたるべく、乗車効率の高いリヤエンジン・バスの計画に着手した。モノコック構造車体に新機軸満載の試作リヤエンジン・バス、BC10 型は 1950 年 10

²³³ 野上熊二「一般鑄造法——鑄鋼——」『岩波講座 機械工學』[IV 機械工作]、1942 年。引用は 3 頁より。

²³⁴ 球状黒鉛鑄鉄については岡本正三「新材料“球状黒鉛鑄鉄”の解説」『機械の研究』第 2 巻 第 8 号、1950 年、吉原幸一・紅谷和男「ノデュラー鑄鉄」同、第 5 巻 第 1 号、1953 年、参照。

球状黒鉛鑄鉄の普及により鍛造や鑄鋼に頼らずとも複雑な形状のクランク軸が容易に製造されるようになった点は戦後、工業化の歩みを本格化させた国が享受し得た大いなる後発性の利益であつた。拙著『開放中国のクルマたち』日本經濟評論社、1996 年、90~91 頁、参照。

²³⁵ 『トヨタ自動車 30 年史』1967 年、165 頁、参照。

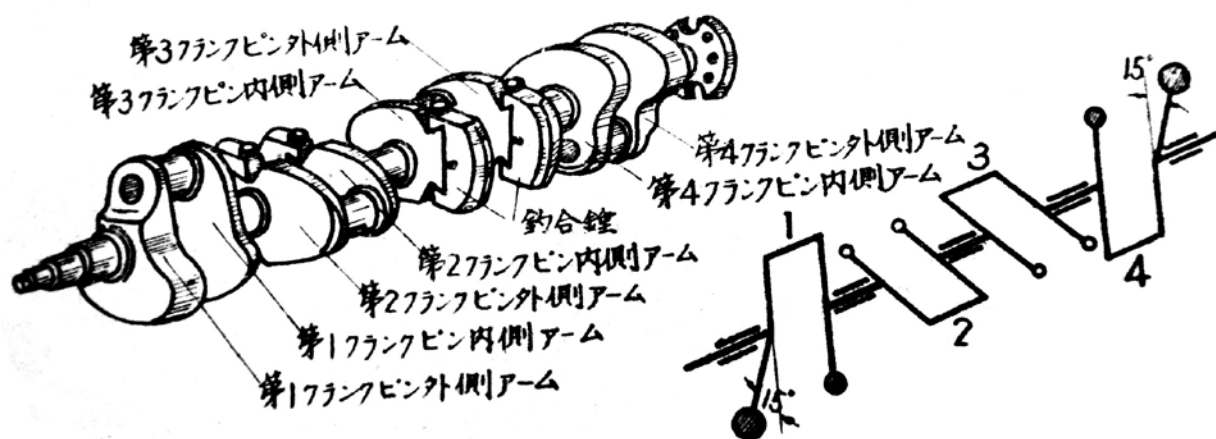
月、完成に到った²³⁶。

BC10の機関は同年8月に完成していたDA80型ディーゼル機関(予:90° 8V-95×120mm、6.8ℓ、117HP/2600rpm.)であった。DA80は8.55ℓの直列6気筒機関DA60、5.1ℓのルーツ式過給機付き直列6気筒機関DA45S(95×120mm)や等との比較の結論として誕生した。DA80にはAl合金製のクランク室上半部共一体鋳造気筒ブロック等と共に90°非対称クランク軸が新技術として導入されていた。

確かに、100式統制発動機成立以前には日野重工業で60°V8という変った気筒配列の、恐らく渦流室式ディーゼルが試作(?)されている。結局、いすゞが勝ち取った100式統制発動機にもV型8気筒は系列化されており、こちらは新潟鐵工所で分担生産されたことになっている。そのバンク角は当然90°となっていたが、クランクにはまず確実に180°対称クランクが用いられていた筈である。最初から自動車用として設計・製造された、それも90°非対称クランク式の本邦初のV8、それがこのいすゞDA80であった²³⁷。

DA80のクランク軸の見取り図と釣合錘の配列図とをここに掲げておこう。

図 補-13 いすゞDA80型ディーゼル機関の非対称90°クランク軸



渡部要之助・櫻堂剛「いすゞDA80型V8ディーゼル機関のクランク軸について」第1図。

1, 4番のクランクピンのみ釣合錘質量軽減のため中空加工されていた。

往復運動部の組立重量誤差は20g以下と定められた。動釣合試験時のダミーウェイトは

²³⁶ 『いすゞ技報』第12号、1951年、菊地五郎『ディーゼル自動車工学』岩波書店、1953年、163~174頁、参照。

²³⁷ 町田雅雄・清水洋三「いすゞDA80型V8ディーゼル機関の設計について」、渡部要之助・櫻堂剛「いすゞDA80型V8ディーゼル機関のクランク軸について」『いすゞ技報』第11号、1951年、いすゞ自動車特許・技術情報管理部『いすゞディーゼル技術50年史』1987年、134頁、拙著『日本のディーゼル自動車』日本経済評論社、1988年、292、368~370頁、参照。

GMのそれに似た半割りの、但しボルト2本で結合されるタイプの厚肉スリーブで、その重量は4715gに設定されていた。また、いすゞが当時、保有していた動釣合試験機はSchenk AI型であった。所謂、カール・シェンクである。

6台の試作DA80の実用試験データに基づき、Al合金製クランク室上半部一体気筒ブロックの熱変形や剛性不足が過大な摩擦損失の要因として取沙汰されるに到っていたため、翌年3月にはこれを鋳鉄に置換すると共にクランク・ジャーナル径を5mmアップして80mmとする(ピン径は70mmのまま)等の改良工事が行われ、最大出力は120HPへと強化された。GMやフォードの後追いという典型例がここでもまた観察された²³⁸。

しかし、その改良の効も無くDA80は結局、試作のみの存在に終わった。高々120HP程度の商用車用ディーゼルにV8などという気筒配列を持って来たのではコスト的に間尺に合う道理が見付かるワケがない。流石の力学的合理性も産業技術としての合理性基準=経済原則を前には形無しとなるだけである。かくて、DA80を槿花一日の榮として、いすゞ大型車用機関の主力は当面、2系列の直列6気筒によって賄われて行くこととなる。

むすびにかえて

ガソリン機関は外部点火を契機として生起する予混合燃焼というその燃焼様式の基本構造故に、気筒当り容積、とりわけ気筒内径に厳しい制約を受けざるを得ない。このため、その大出力化は多気筒化を通じて追求された。水冷航空発動機における直列4気筒から直列6気筒への進化は平衡上、問題が無いどころか、むしろ理想的な展開として実現され得たが、直列も8気筒に到れば発動機全長、クランク軸前後長は著しく増し、クランク軸の振り振動への危惧も尋常ではなくなる。そこで、一時期は固定気筒水冷星型9気筒などという気筒配列までが航空界において実用化された。

90°V型8気筒という気筒配列は同格の直列配置に比して発動機全長もクランク軸前後長も控え目となり、コンパクトな多気筒発動機を実現する方途として有利である。しかし、この気筒配列を巡っては、製造容易な180°対称クランクは激甚な2次横振動を伴い、力学的に合理的な90°非対称クランクは製造コストという点において経済的合理性を欠くという欲求不満的時間が長く経過した。

後者の粗形材鍛造工程には厄介な捻りが組込まねばならない。それにも増して、その機械加工工程においては単なる寸法精度や静的釣合のみならず、動的釣合の確保が求められる。仕上り品は動的釣合が精密に測定され、かつ、その結果に応じた正確な修正を施す加工を迅速確実に施されねばならない。当時、これは非常に面倒な要求であると考えられた。他方、仮にそれらが実現されたとしても、当時、混合気分配の不斉一に起因する発動機のトルク変動はその平衡改善効果を覆い隠してしまいかねないほどに大きかった。

アメリカ自動車工業に依ってブレイクスルーは見出された。1923年、GMキャディラック

²³⁸ 清水洋三「いすゞディーゼル機関の改良について」『いすゞ技報』第15号、1952年、参照。

ク事業部は高級車なればこそ許される範囲内での工程合理化を実現させ、その商品の声価を一層高からしめた。1935年には Ford 社が低価格車分野における 90° V 型 8 気筒機関の採用を可能とする画期的な技術革新をやったのけた。90° 非対称クランク軸の鋳鋼化がそのキーテクノロジーであった。戦後、ダクタイル鋳鉄の普及により、この流れに沿った工程簡易化は一段と加速し、今日に到っている。

然しながら、GM が初めて 90° 非対称クランクを導入・商品化した時点において、既に水冷航空発動機の主力は RR *Eagle* やアメリカの *Liberty* をはじめ、素性の良い 60° V 型 12 気筒へとシフトしていた。それ故、出力的に劣る 90° V 型 8 気筒発動機の 2 次振動が解消されても航空界に大した興味の喚起されよう筈は無かった。

航空発動機と自動車機関、この二つの血脈はその源流において互いに近接し、幾度と無く接点を切り結びながらその後も発展を遂げて行った。その具体的局面の幾つかについては固定気筒空冷星型航空発動機の技術史を扱う次の稿にて回帰することにもなるのだが、重要なのは 90° 非対称クランク量産開始時点において既に両者は体系的分離という恰好で互いの発展軌道に載せられていたという事実である。むしろ、90° 非対称クランクの開発と受容とを巡る温度差の中に、その体系的分離の実相が最も色濃く投影されていると観る方が至当であろう。

中西不二夫は優秀な研究者としてその後も数々の独創的業績を重ねて行ったが、こと 90° 非対称クランクの発想という点に関する限り、彼は技術進歩の流れを理論的に予見したワケでも具体的工程革新の方案を提示したワケでもなかった。彼はその力学的意味を正しく理解し、厳密な定式化をなした。但し、この問題の本質は欧米の研究者によって少なくとも 16 年前には明らかにされていた。

90° V 型 8 気筒内燃機関には 90° 非対称クランクという取合せは 1920 年代中葉より定番技術としての歩みを開始し、現在に及んでいる。今後ともこの関係は普遍的であり続けるであろう。

もっとも、実際の技術は多かれ少なかれ、そこからの乖離を含んで進歩する。特殊ではあるが極端に大きな乖離の実例はトヨタの F1 用機関における 180° クランクの採用である。V のバンク角は 90° のようであるが、クランク軸の剛性さえ確保されていれば 180° クランクを採用した方が 13000~18000rpm. にかけて 90° クランク式の場合より発生トルクが大きくなるというデータが得られている。この例は V8 機関を直列 4 気筒の抱合せと看做し、片バンク 4 気筒毎に排気の脈動効果を利用して体積効率向上を図った方が V ツインの重ね合せという枠組み内で最適化を図るより有利な場合があるとの意味に解される。その上、かような高回転下では 2 次振動の影響も目立たぬのであろう²³⁹。

²³⁹ 竹内一雄・矢嶋 洋「トヨタ F1 エンジンの開発」『エンジンテクノロジーレビュー』Vol.2 No.1 2010 年、参照。排気系のチューニングについては Philip H., Smith/大塚二郎・梅宮弘道・林 巖訳『競技用エンジンの設計とチューニング』八重洲出版、1970 年[原著 1967 年]、156~157 頁、中嶋泰夫・村中重夫編著『新・自動車用ガソリンエンジン』山海堂、1994 年、182~183 頁、石川義和『自動車用ガソリンエンジン設計の要諦』山海堂、2002 年、217、

小さな乖離の事例は 1997 年より系列化が始まったいすゞのトラック用ディーゼルにおけるT系V6, V8, V10 機関(330~600PS)において観察された。即ち、そのバンク角には 90°ではなく 80° が採用されていた。これはキャブ下への艤装性という観点から選択された仕様であったと観て間違いない。また、V6 などはRV用V6 機関で練成されたクランクピン・オフセット設計技術、あるいはバランスに係わる技術、更には機関マウント技術といった艤装技術上の進歩にも依拠して成り立ち得た作品であり、技術進歩の個別性を示す好例でもあった²⁴⁰。

しかし、その後、T 系 V 型機関群はシンプルかつ合理的で排煙脱硝装置をはじめとする排ガス対策部品等、追加補機類の艤装性において圧倒的に優位に立つ直列 6 気筒 6W, 6U 系機関(380~460PS)に代替され、今日に到っている。

100 年の歳月の後、V 型機関は乗用車においては高級車用ないしレーシング・エンジンとして生き残り、トラック用ディーゼルにおいてさえ高過給化技術の向上により多数の気筒をV型に配し只管大排気量にモノを言わせようとする志向や流行病の如く過去幾度か繰返されて来た V6 への浮気心は完全に背景へと退き、直 6 全盛、V 型は 8 気筒を中心に特殊な大出力機関のみに生き残るといふ棲み分けの秩序が固められたワケである。

218~219 頁、参照。

²⁴⁰ 中西晋一・水城 徹・執行英明「いすゞ6TE1 型 V6 ディーゼルエンジンの開発」『エンジンテクノロジー』Vol.3 No.5 2001 年、参照。