

| | |
|--------------------|--|
| Title | 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(4/6): ルノー, イスパノ・スイザ, ユンカース, 93式, W型 |
| Author | 坂上 茂樹 |
| Citation | 経済学雑誌, 113 卷 3 号, p.1-41. |
| Issue Date | 2012-12 |
| ISSN | 0451-6281 |
| Type | Departmental Bulletin Paper |
| Textversion | Publisher |
| Publisher | 大阪市立大学経済学会 |
| Description | |
| DOI | |

Placed on: Osaka City University

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 (⁴/₆)

——ルノー、イスパノ・スイザ、ユンカース、93 式、W 型——

坂 上 茂 樹

目 次

| | |
|---|--|
| はじめに | 6. 三菱イスパノ 450 馬力発動機の改良モデル (以上 (3)) |
| 1. 力学的諸前提 | 7. 三菱イスパノ 650 馬力発動機 |
| 2. 習作——ルノー 70 馬力 | 8. 三菱ユンカース「ユ式一型」800 馬力発動機 (以上本号) |
| 3. 300 馬力型までの三菱イスパノ 90° V 型 8 気筒発動機 | 9. 93 式 700 馬力発動機 I 型 |
| 1) 220 馬力型まで (以上 (1)) | 10. 93 式 700 馬力発動機後期型 |
| 2) 300 馬力型 | 11. W 型……三菱 470 馬力、海軍 91 式及び欧 州系発動機 |
| 4. 三菱イスパノ 300 馬力発動機の整備と運用 (以上 (2)) | おわりに |
| 5. 三菱イスパノ 60° V 型 12 気筒 450 馬力発 動機一型 | 補 論：90° V8 型発動機用クランク軸の進化 |

7. 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 機種の 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 140×150 mm, 130×170 mm の 2 種に別たれた。この内、Blériot 110 長距離機搭載の 12 Mbr (130×170 mm, $\varepsilon=6.2$, 標準 500 PS/2000 rpm) は 1932 年 3 月, 10601.480 km という当時の周回コース航続記録を, 1933 年 5 月には 9104.700 km の直線コース航続記録を樹立している¹⁾。

また, 600 馬力型として 140×170 mm のサイズを有する 2 機種の V 型発動機がラインナップされていた。続いてイスパノ・スイザ発動機は 650 馬力型へと進化する。

1) 小川太一郎『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。

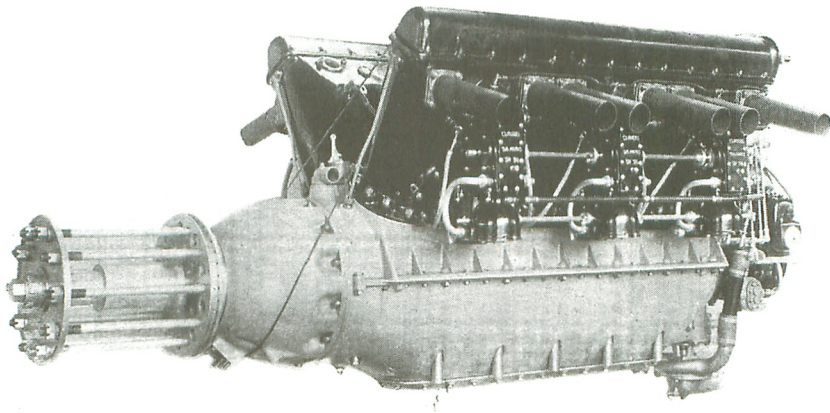
三菱が後継機種として選んだのはこの650馬力型発動機であった。誠に残念なことに小川清二が掲げたイスパノ発動機の諸元表中に三菱イスパノ650馬力型と完全に一致する諸元を持つ機種は見当たらない。これもまた“三菱化”の結果であろう。この650馬力型の“主任担当技師”については服部譲次とも川上純三とも伝えられている。あるいは両方とも正しく、時期によって異なっていた可能性もある²⁾。

この三菱イスパノ650馬力型は60° V12, 公称出力650 PS/2000 rpm., 最大出力790 PS/2100 rpm., 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。20 mm モーターカノン (プロペラ軸内装備の機関砲) 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³⁾。

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る。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・ストロークは自家の650馬力型と同じく150×170 mmに拡大され, $\varepsilon:6.2$ 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550 kg, 全長2132 mm, 全幅837 mm, 全高947 mmであった。排気量は36 $\frac{1}{2}$ 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, 向

図7-1 三菱イスパノ650馬力発動機の外観写真

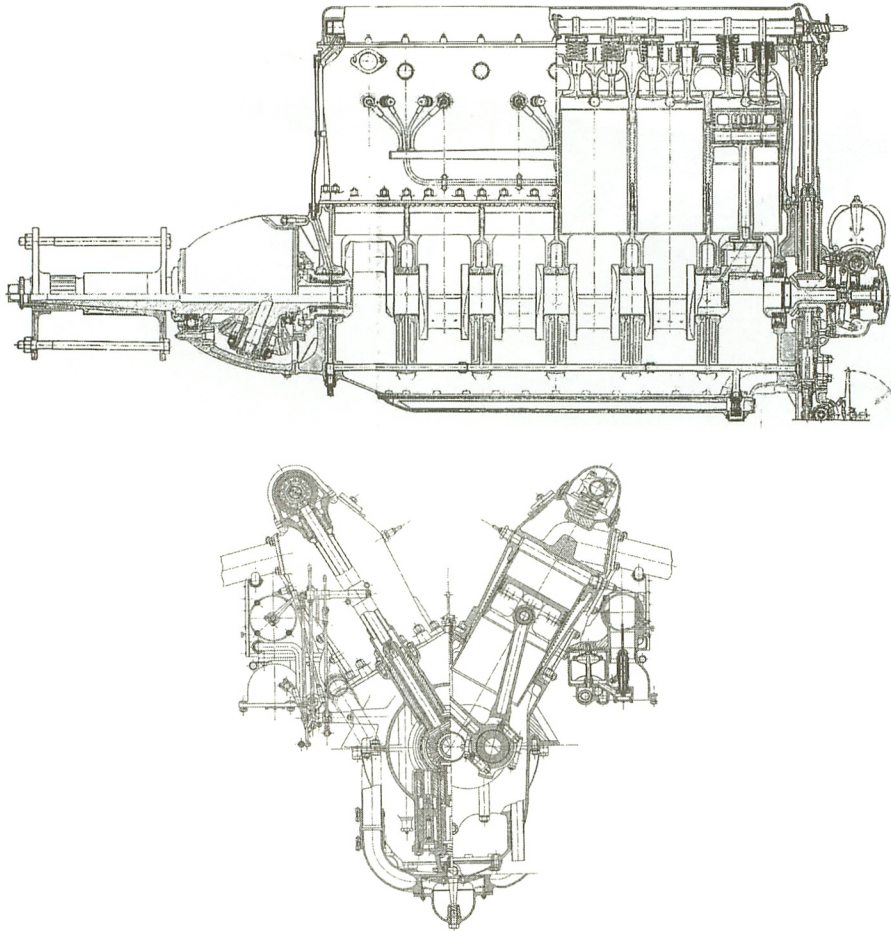


三菱航空機(株)『昭和六年十一月 ヒ式六五〇馬力航空発動機取扱方法書』より。

2) 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。

3) 『日本航空学術史』429頁に拠る。

図 7-2 三菱イスパノ 650 馬力発動機の断面図



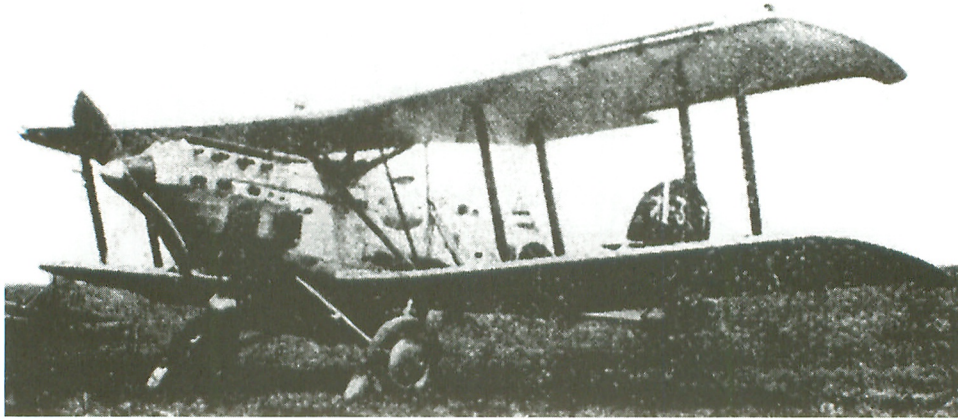
縦断面図は内丸最一郎『内燃機関（後編）』第715図、横断面図は三菱航空機（株）『昭和六年十一月 ヒ式六五〇馬力航空発動機取扱方法書』附図第二図。後者の附図第一図は大き過ぎるので同じソースから採ったと思しき内丸の図を用いた。

上している⁴⁾。

補機関係も前作と大差無い。気化器はベンチュリー径が5 mm 増えて47 mm となったイスパノ・クローデル 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3000 m 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225 g/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2050 rpm. におけるそれである。なお、燃料ポンプも450馬力二型同様のギヤポンプであった。

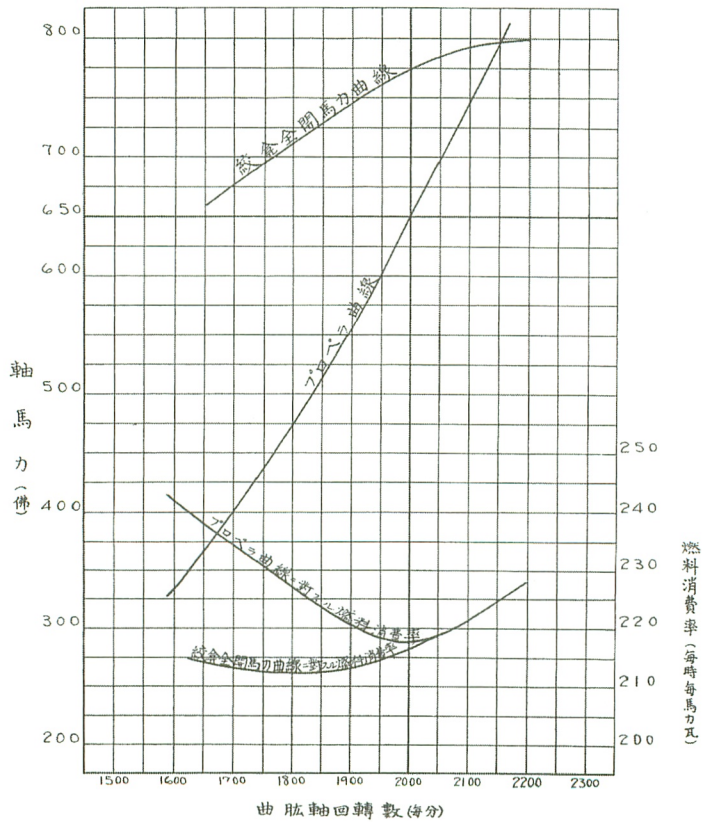
4) 以下、本発動機については特に断らない限り、三菱航空機（株）『昭和六年十一月 ヒ式六五〇馬力航空発動機取扱方法書』による。表紙に「假」のスタンプが押印されているところを見ると、未確定版であったらしい。

図7-3 89式艦上攻撃機



機械学会『機械工学年鑑 昭和10年版』89頁, 第52図。

図7-4 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。

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。起動はエクリプス慣性始動機によったが⁴⁾, 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3.5k g/cm²。これが2 kg/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8 g/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、底(頭部)は無くなった。

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するのに対し、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却って高い温度の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。

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0.10～0.15 mm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。

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、錫の場合、メッキと言っても電気メッキではなく、溶融状態の錫にワークを1分ほど浸漬した後、取出し、不要部に着いた錫をワイヤブラシで削り落すような工法が用いられた⁵⁾。

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、気筒窒化の具体例とし

5) 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。硬化層の深さと硬度の関係等、定量的な論点については空冷気筒胴に関して、データに基づいた検討を行う際まで保留しておく。

ては、Aubert et Duval 社（仏、現存）規格 LK3 硬鋼（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→焼入→650～700°C 焼戻して抗張力 90～100 kg/mm²、降伏点 80～90 kg/mm²、延伸率 16～19%、シャルピー衝撃値 9～12 kg-m/cm²、硬度 280～260、を確保。先ず、その外面を旋削。550°C にて 4 時間、焼ならしの後、内径を仕上り寸法より 0.3 mm 小さく研削。外面に錫引きし、500°C で 100 時間 (!) かけて窒化し、0.7～0.8 mm の硬化層を得る。その後、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紹介されている⁶⁾。

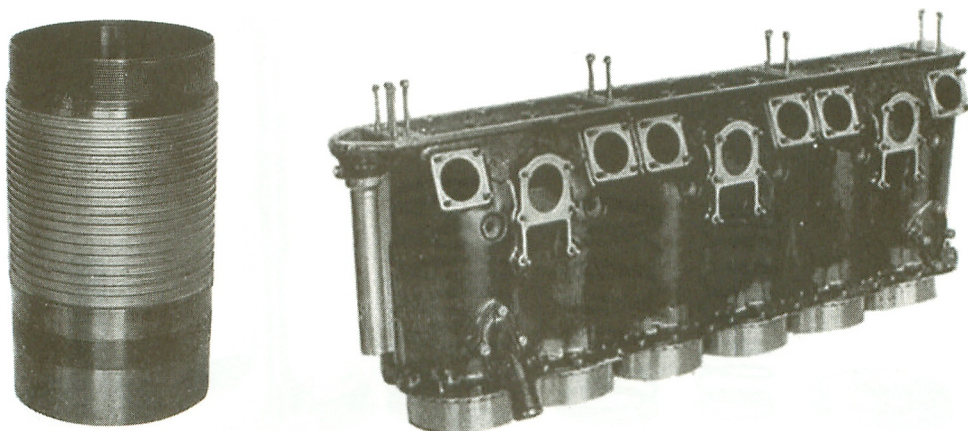
気筒内径は窒化前に -0.3 mm、窒化すればごく僅か拡張するが、この分を含め、仕上り寸法まで研削で落して行けば残存硬化層の厚さは 0.45～0.5 mm 強となる。これはボーリングないしホーニング代としては +0.9～1.0 mm となり、決して小さな値ではないが、一般に最高硬度はごく浅い所で表れ、それから先になるほど硬度が低下して行くから、実用上、これで如何ほどの耐久性向上が果されたのかについては即断出来ない。とまれ、気筒胴の窒化はイスパノ、三菱のみならず、後に見るように Bristol でもやっていたし中島飛行機でも実施していた。その耐久性向上効果は疑いの無いところであり、恐らく、ある時期以降、航空発動機の鋼製気筒胴において窒化は普遍的に実施されるようになっていたのであろう⁷⁾。

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 30 mm、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。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グが嵌められ、水密が保たれた。冷却水出口温度は 60～70°C が適正とされた。

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。弁棒は肌焼入れ鋼製で

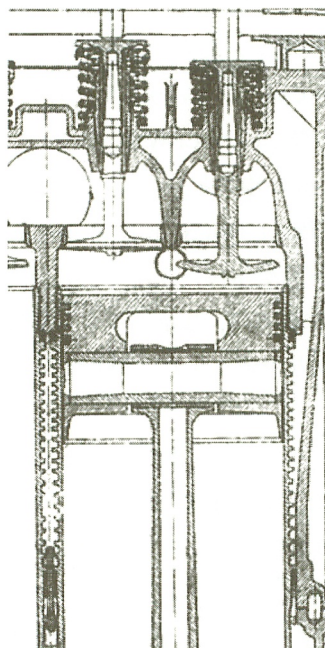
-
- 6) 三菱名古屋におけるガス窒化の研究については石澤命知「材試 No. 366 窒化に対する Ni 及び Mn の影響」三菱重工業（株）名古屋航空機製作所『研究報告』1933 年 4 月号、同「材試 No. 422 鋼の窒化」同、1934 年 12 月号、参照。後者はガス窒化についてのまとまった論考であり、クランク軸、ピストンピン、カム軸、歯車の窒化工程についても紹介されているが、適用機種・年次については不記載であり、また、気筒胴の窒化についても、その 26 頁より本文で紹介した以上に詳しい記述は無い。石澤はその人格を慕われた優秀な研究者であったが、惜しくも '36 年 8 月、45 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

図7-5 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。

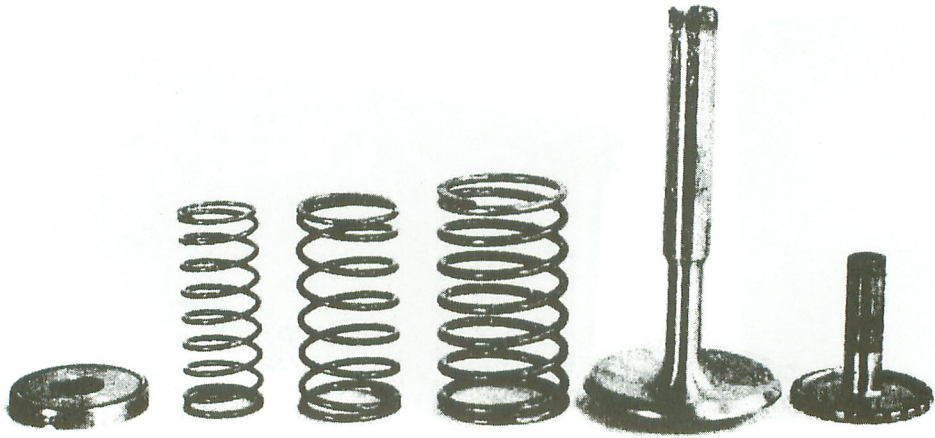
図7-6 三菱イスパノ650馬力発動機の気筒要部



同上書, 附図第一図を部分拡大。

“表面健淬 (=塩浴窒化)” 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れるのは液体

図7-7 三菱イスパノ 650馬力発動機の排気弁



同上書, 11頁, 第八図。

(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たということであろう⁸⁾。

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。前者は 10 mm 角、長さ 50 mm の棒材とし、1050°C—油冷、850°C—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°C 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°C 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°C で最も活発化するので、この 700°C 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。後者もこれと同寸の棒材とし、950°C—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°C : 0.06 mm, 650°C : 0.10 mm, 700 度 : 0.16 mm で等しかった。また、硬化層が薄いため、測定されたピッカース硬さ自体は

8) 以下の記述については石澤命知・尾形康夫「材試 No. 462 弁軸の硬化」三菱重工業 (株) 名古屋航空機製作所『研究報告』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」同誌, 1936 年 10 月号, 参照。

塩浴窒化に関してはこれより先、石澤・尾形が同誌 1935 年 6 月号に「材試 No. 446 青化鹽浴による諸鋼種の硬化」、9 月号に「材試 No. 458 熔融青化鹽による硬化に就て」なる論考を寄せており、三菱における塩浴窒化法への接近状況が窺われる。

低かったが、鍍掛けによる試験では深さ 0.01 mm 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室化法が確立せしめられた。

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、熱変形を防止するため、凸型に成形されていた。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ヲ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。排気側のみの潤滑油孔・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。

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、下部楕円（ピン方向短軸）に機械加工されていた。また、負荷条件のいかに拘わらず、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。

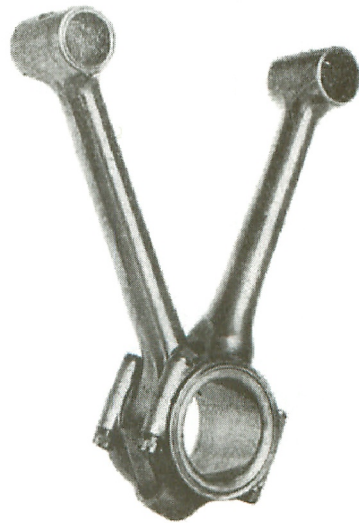
連桿は NiCr 鋼鍛造品で、中空円形断面、フォーク&ブレード式、内腔を油道として使用、といった点においてオリジナルのイスパノ発動機と同様である。新型では冒険せず、イスパノ・

図 7-8 三菱イスパノ 650 馬力発動機の
ピストン



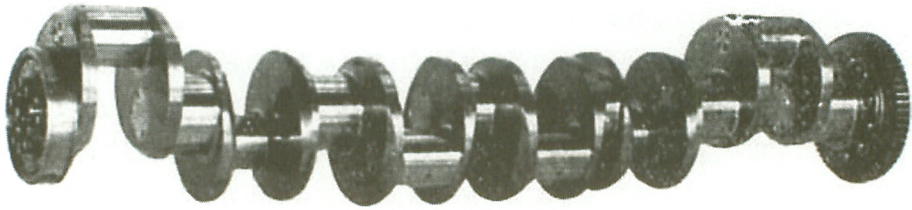
同上書、7 頁、第四図。

図 7-9 三菱イスパノ 650 馬力発動機の
連桿



同上書、8 頁、第五図。
小端部天辺の大孔に注目。

図7-10 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, 歯型継手の歯車が, 左端には最後部主軸受の円筒コロ軸受が見える。

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断面中実品に切替えたと勘繰れぬワケでもない

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溝から10溝に変更されていた。『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ろう。

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, $800^{\circ}C$ 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, $825 \sim 850^{\circ}C$ で油焼入, $600 \sim 650^{\circ}C$ で焼戻し, 抗張力 $95 \sim 105 \text{ kg/mm}^2$, 降伏点 $85 \sim 95 \text{ kg/mm}^2$, 延伸率 $15 \sim 18\%$, シャルピー衝撃値 $9 \sim 14 \text{ kg}\cdot\text{m/cm}^2$, 硬度 $285 \sim 300$, 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, $550^{\circ}C$ 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, $500^{\circ}C$ にて50時間, 窒化处理する。処理後, 研削すれば完成となる⁹⁾。

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り発動機部品の生産性向上が図られた¹⁰⁾。

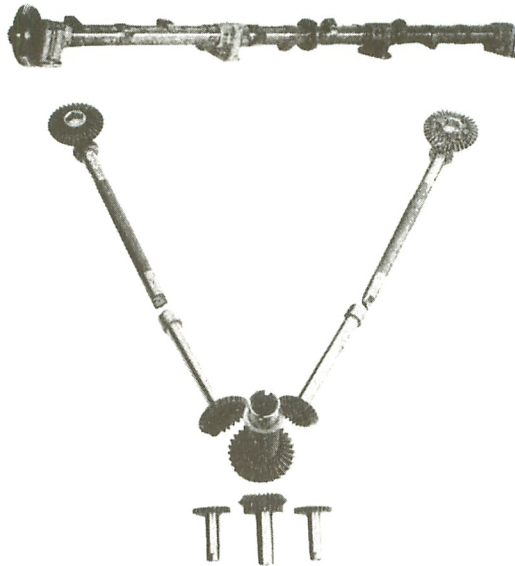
ファルマン減速装置は450馬力二型のモノとほぼ同様の設計であったが, ややサイズアップされると共に減速室前蓋取付けスタッドが6本から10本に増強されたようである。

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。

9) 石澤前掲「材試No. 422鋼の窒化」, 26頁, 参照。

10) 岡田「想い出のこと」29頁, 参照。

図7-11 三菱イスパノ 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。

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

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¹¹⁾。

このカム軸においても後年, 窒化が導入されるに到ったようである。石澤はLK5鋼を鍛造後, $875 \sim 900^\circ\text{C}$ より焼入, 725°C に焼戻し, 抗張力 $70 \sim 80 \text{ kg/mm}^2$, 降伏点 $65 \sim 75 \text{ kg/mm}^2$, 延伸率 $20 \sim 24\%$, シャルピー衝撃値 $14 \sim 18 \text{ kg}\cdot\text{m/cm}^2$, 硬度 $255 \sim 230$ 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¹²⁾。

11) Cu 2.89%, Zn 2.42%, Mg 0.84%, Ni 0.73%, Fe 0.38%, Si 0.13%, Al 残部。もっとも, 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, アルヂ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。

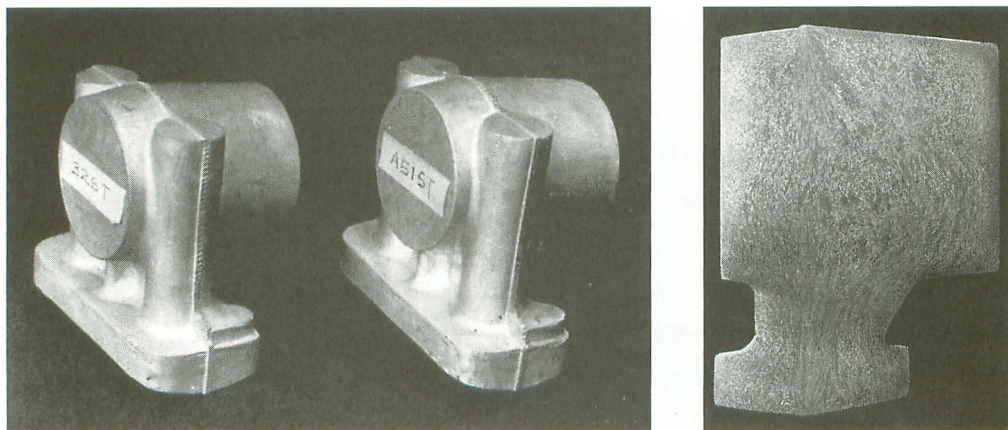
12) 石澤前掲「材試No.422鋼の窒化」, 26~27頁, 参照。

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90～100 kg/mm²、降伏点80～90 kg/mm²、延伸率16～19%、シャルピー衝撃値9～12 kg-m/cm²、硬度285～255を、LK5を素材とする場合は抗張力70～80 kg/mm²、降伏点65～70 kg/mm²、延伸率20～24%、シャルピー衝撃値14～18 kg-m/cm²、硬度240～220を確保した後、+0.5～1 mm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0.6～0.7 mm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¹³⁾。

1932ないし'33年頃の三菱イスポノ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¹⁴⁾。

また、1935年頃、三菱はP&W(米)より製造研を購入した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ポノ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¹⁵⁾。

図7-12 三菱イスポノ650馬力発動のカム軸々受の鍛造粗形材



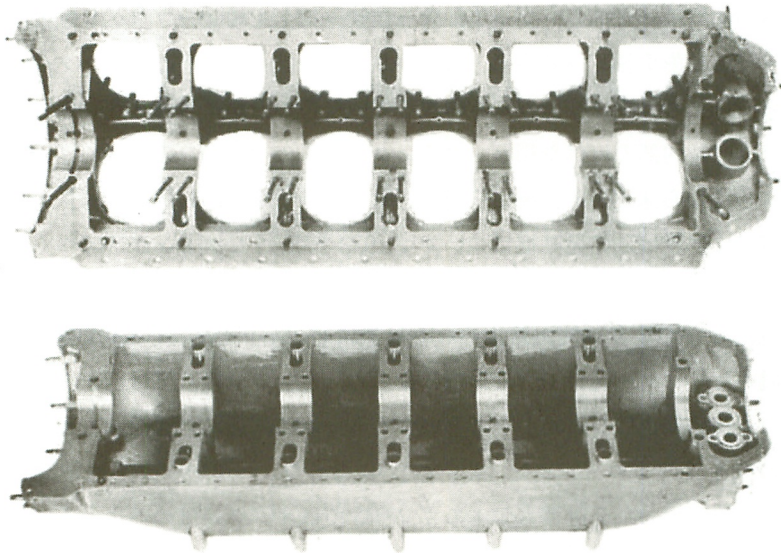
末吉國夫「材試 No. 473 鍛造用軽合金 32ST と A51ST」三菱重工業(株)名古屋航空機製作所『研究報告』第1, 2図。

13) 同上, 27頁, 参照。

14) 岡田俊一「想い出のこと」『往事茫茫』第三巻, 1971年, 所収, 26～27頁, 参照。

15) 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。

図7-13 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¹⁶⁾。

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 3.5 kg/cm^2 に引き下げられ, 上述の通りこれが3ならぬ 2 kg/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。

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 2.5 kg/cm^2 , 油温 30°C に達するまでは不可とされた。潤滑油出口温度は $70 \sim 80^\circ\text{C}$ 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合せ, この送油圧力の切り下

16) 岡田「想い出のこと」28～29頁, 参照。

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。

然しながら、以上のような技術進歩を体現していた筈の三菱イスパノ 650 馬力の使用成績は散々であった。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リーダー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。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も残されている¹⁷⁾。

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の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¹⁸⁾。

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、我国においては「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」に替えられた。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、弁棒からバルブガイド弁導への放熱が促される

17) 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]）に資すること 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』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』東京大学出版会、2001年、参照。

18) 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。

寸法である¹⁹⁾。

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」²⁰⁾。隘路を開いたのは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、本家イスパノではこれが導入されていたのである²¹⁾。

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る²²⁾。

8. 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²³⁾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巨大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。

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変更されたものとされている²⁴⁾。

19) なお、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既述はやや具体性を増しているが、これに対する評価は過度に甘い。

20) 深尾の回想。前掲「金星」『往事茫茫』第一巻, 262頁。

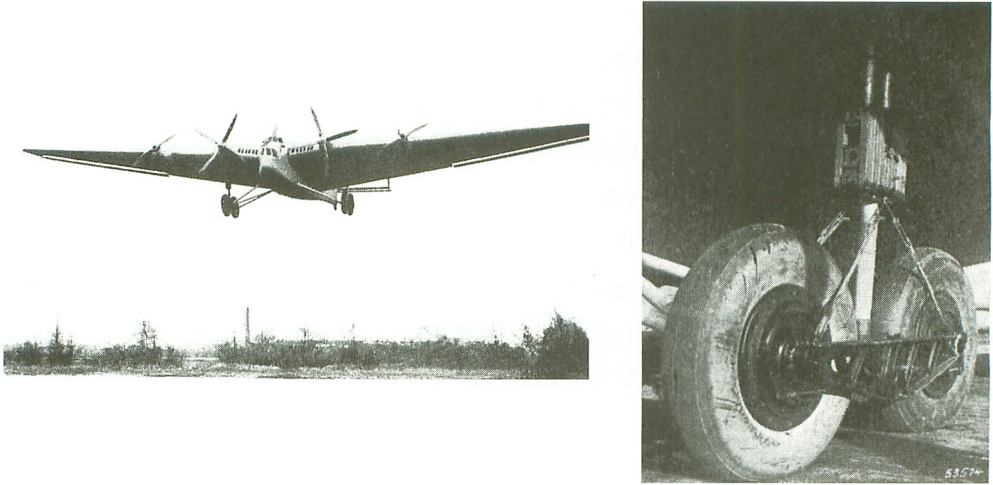
21) 末吉国夫「中空弁の思い出」『往事茫茫』第一巻, 所収, 225頁, 中川岩太郎「元取締役会長郷吉潔氏の思い出」『往事茫茫』第二巻, 所収, 14～15頁, 参照。

22) Na冷却中空排気弁の技術史については三菱系発動機においてその真価が発揮されたのが固定気筒空冷星型発動機“金星”以降であった。これについても本格的には別稿にて取上げることとする。

23) 本機は最大速度190 km/h, 上昇限度3600 m, 最大爆弾搭載量5000 kg, 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。

24) 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, 改訂新版2002年, 329～333頁, 参照。スウェーデンで軍用機に改作され

図 8-1 “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 24 t, 搭載量 8.7 t, 翼幅 44 m, 最大速度 216 km/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, 第百九図。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。

しかし、既に出来上がったモノを買って来たというのではなく、何もかも“going concern”というのがその実態であった。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になかった生産型は 1930 年 11 月に完成し、'31 年 5 月、Lufthansa 航空に引渡されている。

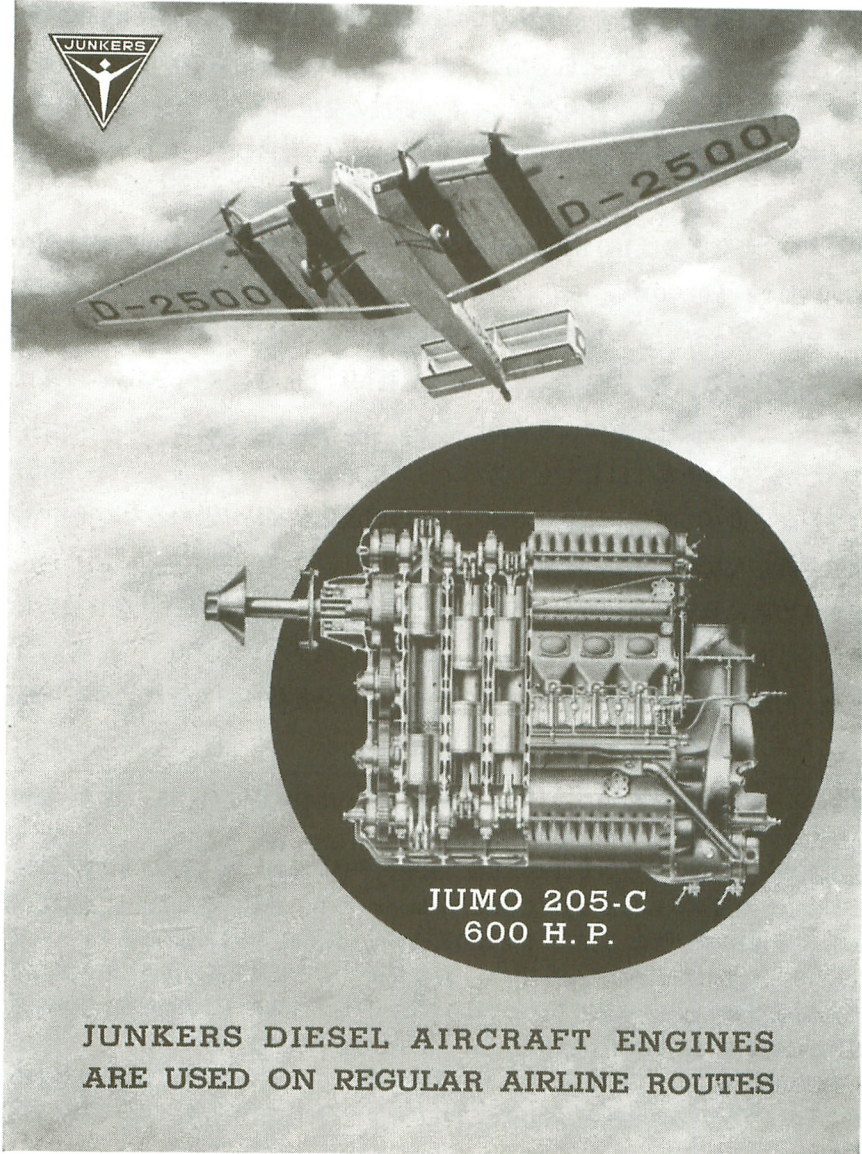
両機とも当初、発動機は外側が L8 (400PS), 内側は L88 (800PS) という組合せであった。この発動機の相異は写真のプロペラの違い (4 翅と 2 翅) からも確認されるが、1932 年、試作機は 4×L88a (総 4 翅ペラ) に変更されている。92 式重爆の発動機構成はまさにこの換装型と同じであった。更に 1934 年、本家の試作機と Lufthansa 機は 4×Jumo204 (2 サイクル対向ピストン・ディーゼル) に換装された。その後、G38 試作機は 1936 年 1 月、Lufthansa 機は 1941 年 1 月、退役に到っている²⁵⁾。

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、この飛行機を曲がりなりにも最も多く製造した会社は三菱であったというのが真相のようである。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

ゝたというのは、当時、ドイツは軍用機の製造を禁止されていたからである。この点は後述の K37 も同じ。

25) cf. Erich H., Heimann, *Die Flugzeuge der Deutschen Lufthansa 1926 bis heute*. Stuttgart, 1987. SS. 104 ~ 115.

図8-2 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.

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、結局モノには為し得なかった²⁶⁾。

本機の特徴である極厚翼の翼根部は客室になっており、前方に上下2列の窓が設けられている。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）200 km/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、翼内に荷物や有害抵抗の発生源となる発動機等を収容出来る利点もある。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²⁷⁾。

ユンカース L88 型発動機は 160×190 mm のボア・ストロークを有する L5 (6L-280 PS/1400 rpm.)、L55 (60° 12V-550 [$\epsilon=5.0$], 600 [$\epsilon=5.5$], 625 [$\epsilon=7.0$] /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。搭載位置の制約故にプロペラ駆動に約 1 m の延長軸が用いられ、かつ、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を介在させるという構造が採用されていたが、発動機本体にしてもイスパノ・スイザなどとは全く異なった基本構造を呈していた。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・スイザ流の構造を摂り入れたりもした²⁸⁾。

発動機本体の前に減速装置が取付けられておりその内部には“油継手”が仕込まれていた。減速装置からは図示の如く長い延長軸が突き出し、プロペラハブの直前で“軸承”により支持されていた。円錐台状の物体がそれであり、その下から発動機に到る管は“軸承”潤滑用油の

26) 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『みづびし航空エンジン物語』189～194頁、参照。

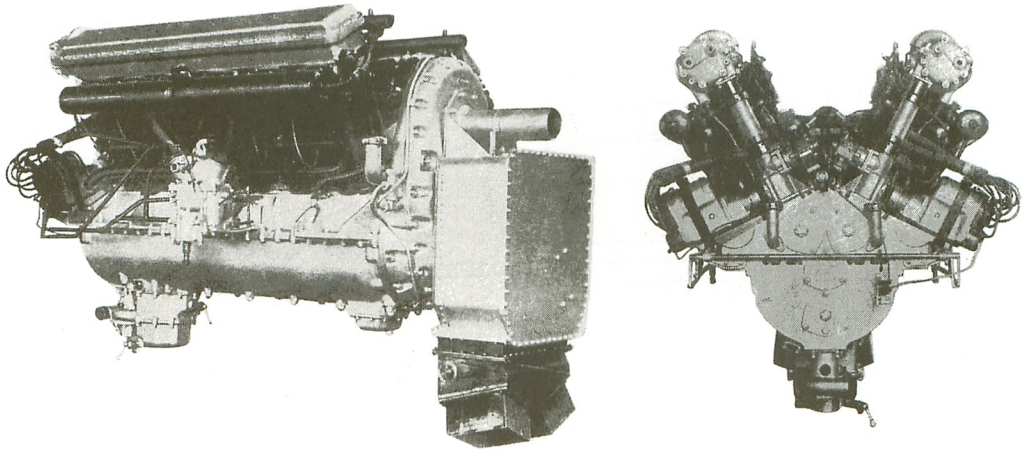
Jumo 航空ディーゼルについては大井上博『航空ディーゼル機関』（共立出版、1942年）、180～193頁にまとめた記述が見られるものの、P.H. Wilkinson/宮本晃男訳『航空ディーゼル機関』（墨水書房、1945年：原書1939年版の邦訳）、157～187頁の記述が最も体系的である。Jumo 航空ディーゼルは世界で唯一、実用化されたそれであっただけに、同書15章「ディーゼル機関の経済性」以下の諸章でも随所に Jumo 航空ディーゼルに係わる言及が見られる。但し、排気タービン過給機付 Jumo 207 等、比較的新しい事象については刊行時期が若干遅い大井上の書を参照すべきである。

27) 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、より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『航空力学と飛行機の設計』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。

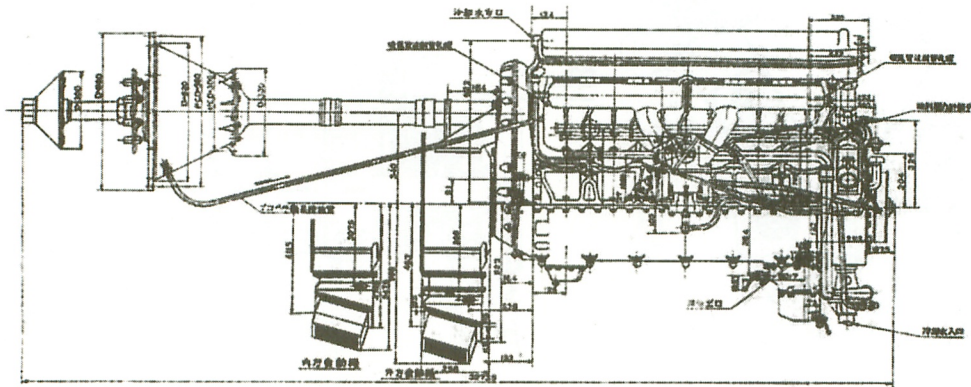
28) 以下、本発動機については特に断らぬ限り三菱航空機（株）『昭和七年十二月 ユ式一型八〇〇馬力発動機説明書』による。小川清二前掲『航空発動機』にもある程度詳しい記述が見られる。上巻、294～300頁（全般）、中巻 446～447頁（減速装置）、461～464頁（油継手）、下巻、96～97頁（機械式過給機）、310～316頁（同）、参照。

図8-3 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(株)『昭和七年十二月 ユ式一型八〇〇馬力発動機説明書』より。

図8-4 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。

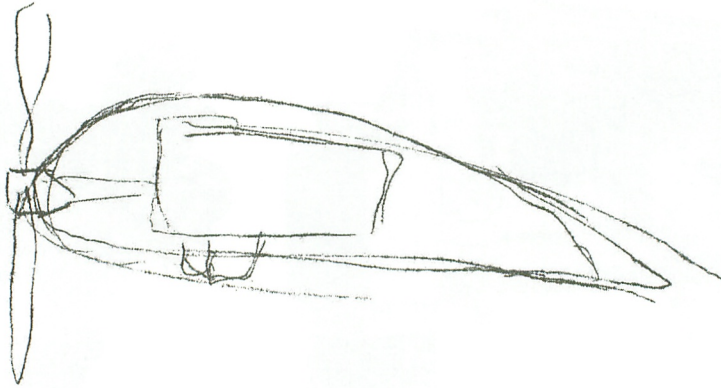
戻り管である。

発動機下前方、減速装置の前に位置を占めている箱は“油カップリング”と油冷却器である。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。

本機の概要は、60° V型12気筒、 $D \times S = 160 \times 190$ mm、 $\epsilon = 5.8$ 、正規出力800 PS/1850 rpmの無過給発動機で、最大許容回転数1950 rpm。総排気量は45.84 $\frac{1}{2}$ 、正規出力時のbmepは8.49 kg/cm²。プロペラ軸減速比は0.508であった。

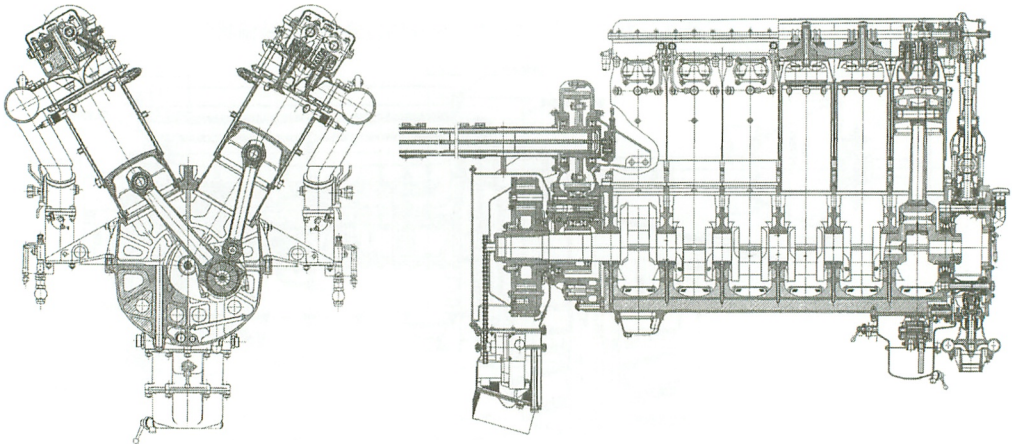
動弁系はカムプロフィールの一部としてカム自体にローラーが仕込まれたダイレクトアタック、傘歯車と平歯車を用いたDOHC・4弁式。サイズは全長3274 mm、全高1226 mm、全幅971 mm。プロペラボス、プロペラ軸受、プロペラ延長軸を含み、排気管を取外した状態での

図 8-5 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。

図 8-6 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。

重量 980 kg (1.225 kg/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。

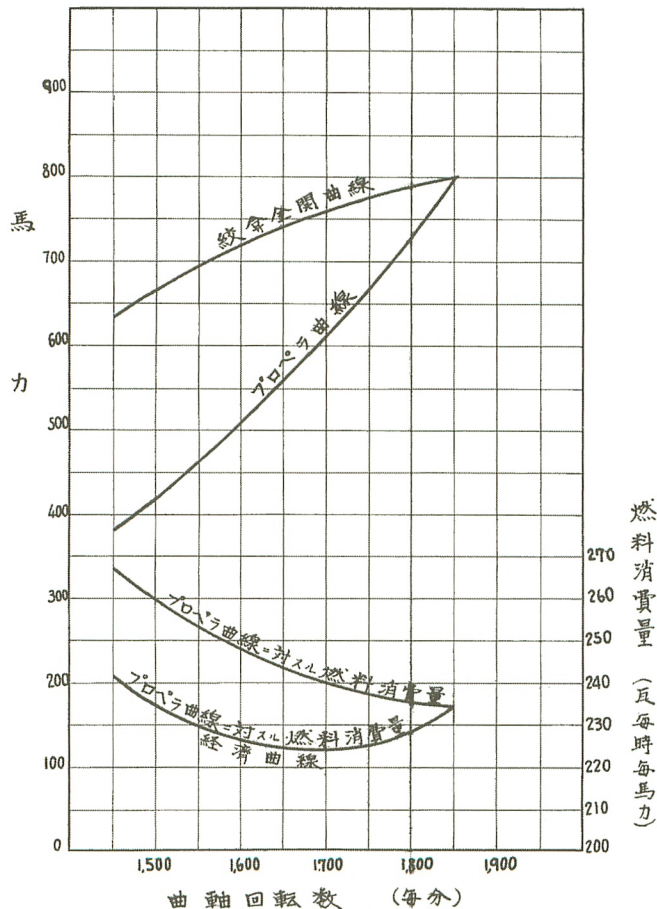
因みに，DOHC 化は 4 弁式を導入するための便法であり，ダイレクトアタックにすればその簡便性は更に際立った。もっとも，排気弁冷却に関して信頼出来る手立てを欠いた当時，航空発動機における DOHC・4 弁化の真の狙いは弁孔有効断面積の増大による吸排気効率向上²⁹⁾

29) 吸気弁における見かけのガス速度 w_g はピストン断面積 / 吸気弁面積 \times 平均ピストン速度，ないし， $(\text{気筒径} / \text{吸気弁径})^2 \times \text{平均ピストン速度}$ で表される。 w_g 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， $w_g / a_s \mu_{sm}$ ないし， $(\text{気筒径} / \text{吸気弁径})^2 \times \text{平均ピストン速度} / a_s \mu_{sm}$ 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 μ

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得た根拠の一つとなった。無論、性能的に余裕のある設計であればL88の姉妹発動機L55のように半球状燃焼室・2弁式としても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。流石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

図8-7 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。

、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。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。

を飾る 12Z においては DOHC・4 弁式に転じているのではあるが³⁰⁾。

実のところ、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航空発動機にとって 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 DB601 があるし、後年のユンカース Jumo 210, 211 は 3 弁式の例である。小川清二に拠れば L88 自体も末期には SOHC 化せしめられたほどである³¹⁾。

また、排気弁の冷却性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、かようなことは夢にも想わぬライセンスの一つ、中島飛行機では“寿（コトブキないしジュ）二型改一”以降 4 弁式は放棄され、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³²⁾。

三菱ユンカース発動機に戻れば、その気化器はズム 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 240 g/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ことが窺われる。本発動機におけるベンゾール混合比の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³³⁾。

30) 末期の L88 については小川前掲書、上巻、299 頁、参照。イスパノ 12Z については cf. Lage, *Hispano Suiza in Aeronautics*, pp. 320 ~ 332.

31) 小川清二前掲書、上巻、299 頁、参照。Jumo 210, 211 両発動機については工業調査協会『航空発動機図集』工業図書 1939 年、75 ~ 81 頁、参照。

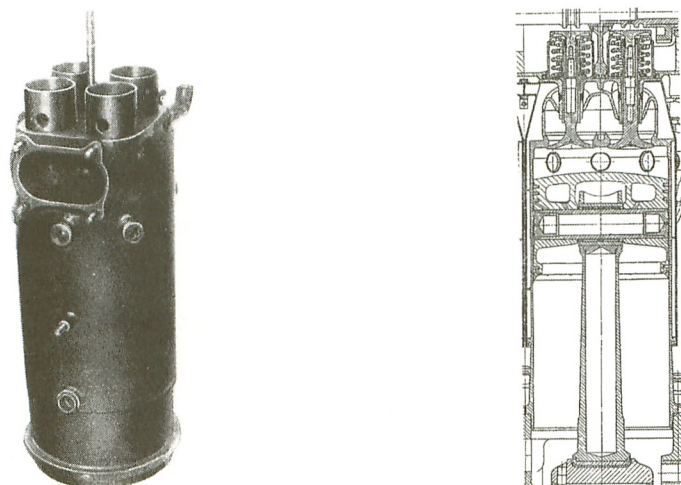
32) 陸軍航空技術学校 昭和十一年三月『「ジュ」式四五〇馬力発動機分解組立教程 附図 附表 附録』、横須賀海軍航空隊『壽発動機参考書』1941 年 6 月、参照。

33) 従って、そ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）、15 mm 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°C)、引火点 190°C 以上（開放式）、粘度エングラー 14 ~ 15 度 (@50°C)、-10°C 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:エングラー 18 度以上 (@50°C)、冬期:同 8 度以下 (@50°C)、コンラードソン法による炭化分 1.3% 以下、引火点 180°C 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（株）『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）。

潤滑油圧力は $3.5 \sim 5 \text{ cm}^2$, 潤滑油消費率 15 g/PS-h 。油継手には「モビール C」が用いられた。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 $1.5 \sim 2.2\%$ 含む半硬鋼製鍛造品を焼準（ $825^\circ\text{C} \sim 875^\circ\text{C}$, 静気放冷）、焼鈍（同、炉中放冷）、油焼入（ $800^\circ\text{C} \sim 850^\circ\text{C}$, 油中冷却）、焼戻（ $620^\circ\text{C} \sim 700^\circ\text{C}$, 油又は大気中冷却）した後、頭部一体に削

図 8-8 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。

図 8-9 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。

り出したものであった³⁴⁾。

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「陸地〇〇」、「格案〇〇」、「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。

「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ス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たのである³⁵⁾。

本発動機は 4 弁式で本家ユンカース 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°C-950°C・空中放冷, 焼戻: 約 700°C・油中冷却)が使用されたことになっているが、三菱ユ式 800 馬力発動機の図にそんなモノは見当たらずから、省略されていたようである。それはともかく、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しても、BMW の規格が幅を利かせていたようで興味深い。恐らく、これは航空発動機のシェアを反映する事態だったのであろう。

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施工。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。

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」。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。

34) 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 S Ogawa 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。

35) 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。

表 8-1 「ユンカース L88a 地金表」

| 品名 | 規格 | 成分 | | 100分率 | | 積算 | | 燃焼 | | 用途 | | 用途 |
|----|------|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|---------|------|----|
| | | 炭素 | 硫黄 | 炭素 | 硫黄 | 単位 | 種類 | 一次燃入 | 二次燃入 | 種類 | 長さ | |
| 鋼 | 標準鋼板 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼線 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼管 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼棒 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼丸 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼屑 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼粉 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼塊 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼錠 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼錠 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| 鉄 | 標準鋼板 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼線 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼管 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼棒 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼丸 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼屑 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼粉 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼塊 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼錠 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |
| | 標準鋼錠 | 70-A | 10-11 | 70-A | 10-11 | 25.1% | 45.1% | 10.1% | 40.1% | 約 500°C | 11-4 | 機体 |

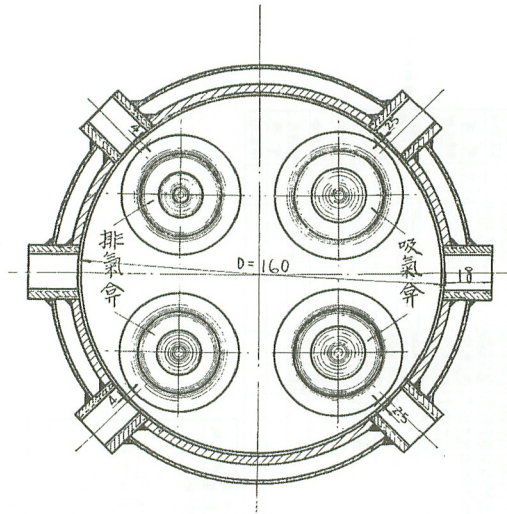
ユンカース L88a
地金表

表
A 24200

ユンカース L88a
地金表

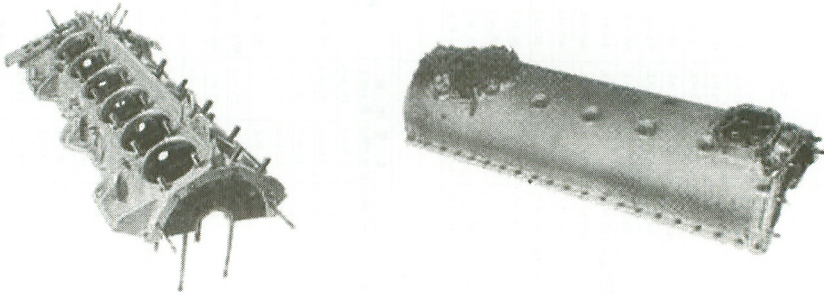
ユンカース L88a
地金表

図8-10 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機の気筒上部



同上書, 24頁, 第十六図。

図8-11 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機のクランク室

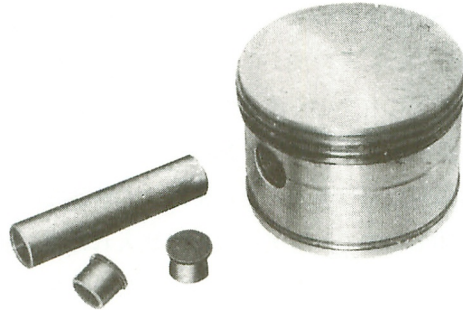


同上書6頁, 第一図より。

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)の鋳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, 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「特殊鋳鉄乙」であった³⁶⁾。

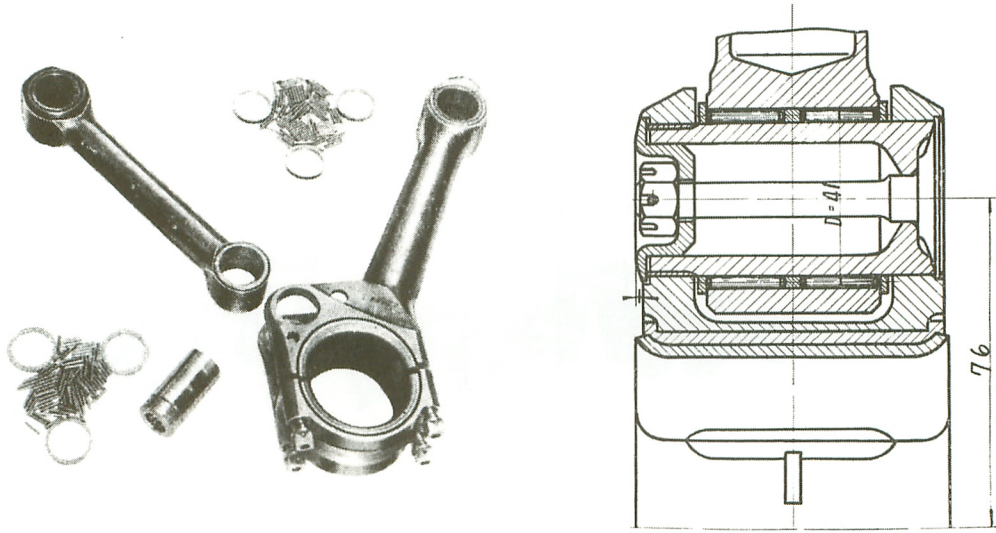
36) 陸軍地金仮規格については少なくとも1912(大正元)年, 1921(同10)年, 1926(同15)年に規定ないし改訂された事蹟がある。最後の仮規格は1926年11月5日の「陸普第四六一〇號ヲ以テ改訂セラレタル」ものとする。「仮」が冠されたのは事態の流動性を踏まえた措置であったが, 恐らくこれを決定版とし, 航空材料規格等, 新規の諸規格はこれと並立せしめられたのであろう。陸軍兵器学校『昭和十八年度版 材料学教程』178～179頁, 参照。

図8-12 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。

図8-13 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



同上書, 9頁, 第四図, 73頁, 第三十一図。

ピストンピンは浮動式であるが、冷間では締め嵌めになる嵌合であった。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。

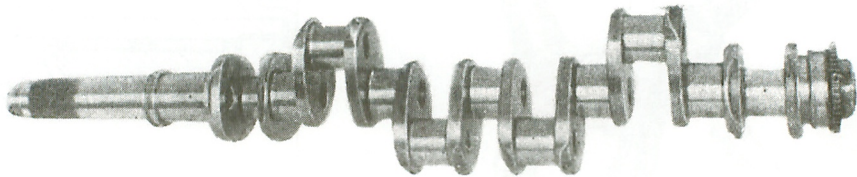
連桿はNiCr鋼製、副連桿式。主連桿（右バンク側）は陸軍規格案第四十五種（海軍呼称「い14」）なるCrを1.0～1.4%、Niを2.7～3.5%含有する材料で造られており、焼鈍（800°C、炉中放冷）、油焼入（800°C～850°C、油中急冷）、焼戻（500°C～600°C、水又は油中急冷）処理された。副連桿はCrを0.7～0.9%、Niを4.0～5.0%含有する陸海軍規格案に無い材料で焼入（800°C～850°C、油中急冷）のみ、焼戻はなされなかった。主副共、首の部分は中空丸断面でイスパノよりイスパノ的であった。これがユンカースのオリジナル設計であるとは必ずしも断言出来ないが、小端部並びに副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、小端軸受およびリストピン軸受はケージなしの複列針状コロ軸受であった。これに対して大端軸受は厚肉の裏金に 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。その加工に心無し研削盤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、三菱がこれをどう詠えたかについては不明である。

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°C-900°C、大気中放冷で焼入れた後、500°C-600°C 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)³⁷⁾。

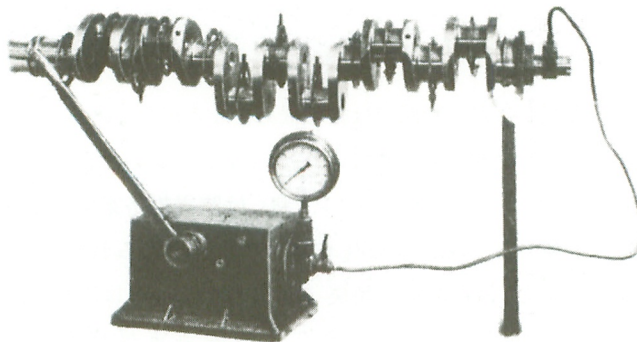
本クランク軸のピン、ジャーナルは当然、中空加工されていた。クランク軸第 1 ジャーナルの延長部は複列円筒コロ軸受を介して減速大歯車を支持し、更にはその前方には油継手がスプライン結合される。クランク軸後端には平歯車が取付けられ、上方のカム軸駆動用縦軸、下方の水および油ポンプを駆動する。斜歯^{ヘリカル}ではなく平歯車が用いられているのは運転中のクランク軸、クランク室の熱膨張による噛み合いの変位を防ぐためである。軸後端の内腔にはスプラインボス加工が施され、無電用発電機、過給機駆動用伝動輪を接続できるようになっていた。

図 8-14 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。

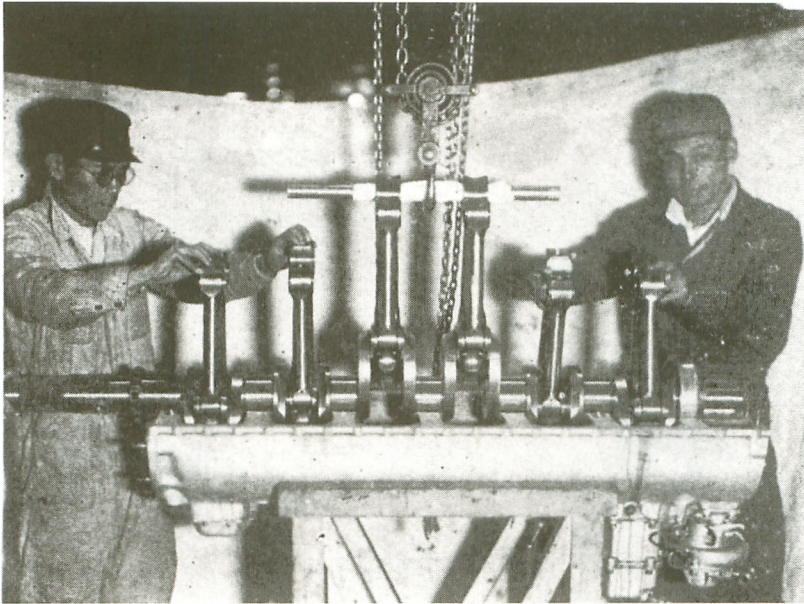
図 8-15 三菱ユンカース「ユ式一型」800 馬力発動機におけるクランク軸油密試験



同上書, 72 頁, 第三十図。

37) 同じ素材で焼準 (630°C-670°C、大気中放冷) の後、同じ条件で焼入し、焼鈍を行わない場合、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、その対衝撃値は若干低下した。

図8-16 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・連桿の組付け作業



同上書, 78頁, 第三十三図。

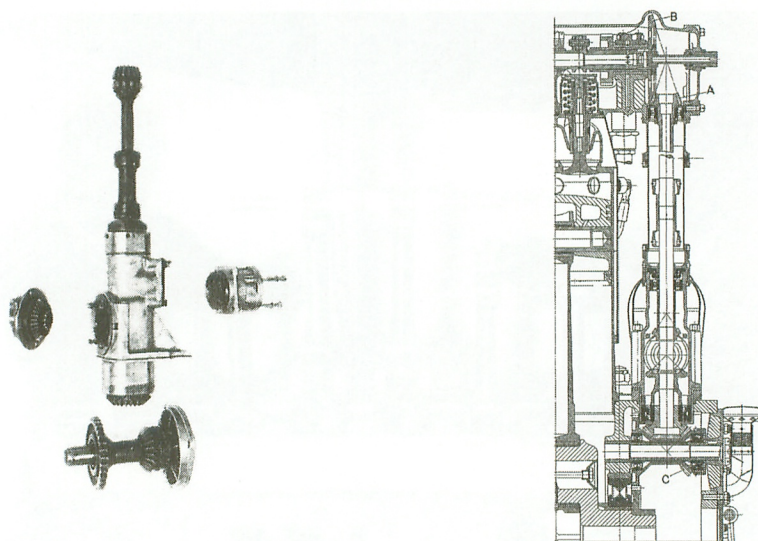
『昭和七年十二月 ユ式一型八〇〇馬力発動機説明書』10～11頁によれば、「九〇一五号ヨリ九〇二六号ニ至ル」「舶着発動機ハ端面ニ凸凹型接手アリテ……」とあるから、92式重爆用のオリジナル発動機は「凸凹型接手」で、スプライン継手は三菱が国産化に際し、イスパノ・スイザの経験を活かして独自に変更した設計らしい。

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だし機構付)→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³⁸⁾。

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

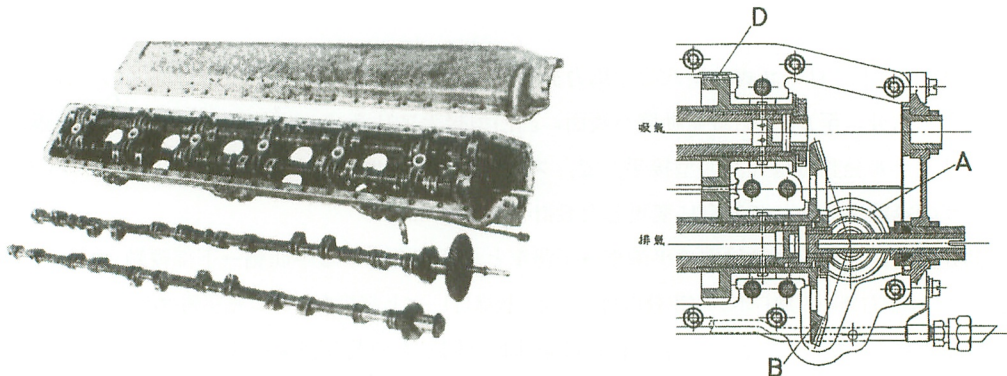
38) 油圧式の回転比調整装置(無段階)と摩擦クラッチを介して箱型翼車を駆動するユンカース過給機は約100馬力の動力を吸収したから低空では切離しが必要であった上、その過大な吸収馬力故に高空性能における利得も高が知れていた。このメカ倒れ故に興味をそそるだけの過給機は後年のJumo 210, 211の機械式2速過給機やJumo 207航空ディーゼル用排気タービン過給機に採用された箱型翼車にその名残を留めるものの、三菱では国産化されなかったし、国産化に際して模倣のヒントにさえなり得なかった。小川清二前掲書, 下巻, 96～97, 310～316頁, 参照。

図8-17 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。

図8-18 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

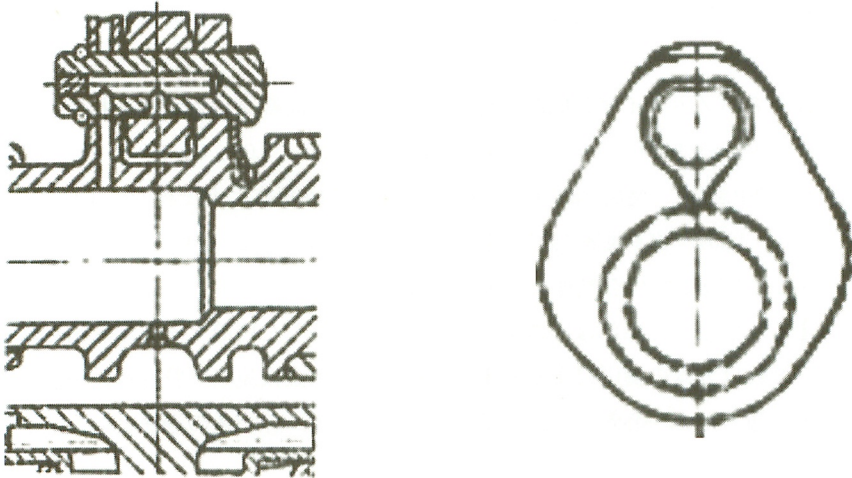


同上書，12頁，第七図（左バンク），附図第四図縦軸歯輪説明図（右バンク）より。

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たことになる。

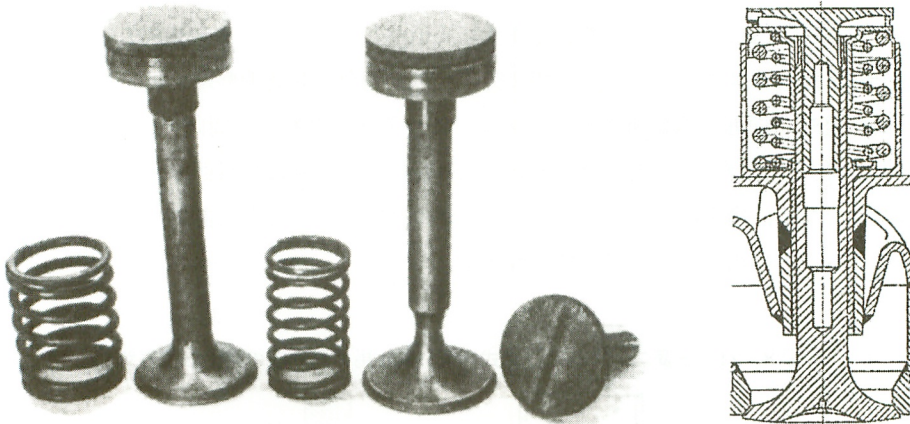
カム軸の材料は規案第二十二種と呼ばれる低NiCr鋼（海軍呼称「い2」）で，焼準（820°C-880°C，炉又は静気中放冷），焼鈍（820°C-880°C，炉中放冷），一次の油焼入（820°C-880°C，油中急冷）の後に二次の焼入（730°C-780°C，水中急冷）が施され，硬度が確保された。カム軸はカム軸室に收容されカム軸室は気筒群にスタッドボルトで固定された。バンクの内側に位置するのが排

図8-19 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8-20 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。

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。回転系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³⁹⁾。

39) 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は不明である。

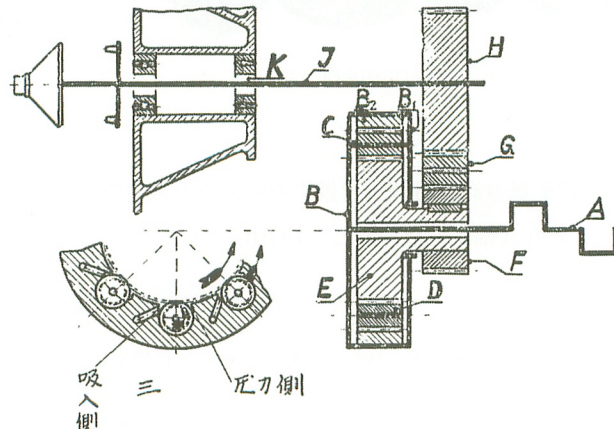
「ユ式一型」の動弁系で最も奇妙なのはカム自体にローラーを仕組んだ構造であろう。ダイレクトアタックであったため、接触による側圧、弁案内の焼付きが余程気になったモノと見える。

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。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径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「特殊鑄鉄甲」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、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 1.5 mm であったため、弁調整金具の 1 歯移動による変位は 0.015 mm 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ることが判る。もっとも、その当否については疑問も残る。

図 8-21 三菱コンカース「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。

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 →ループ式プロペラボス、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伸縮が許容されていた。

油継手室の本体 B_2 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。Al 青銅製の前後蓋 B, B_1 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。

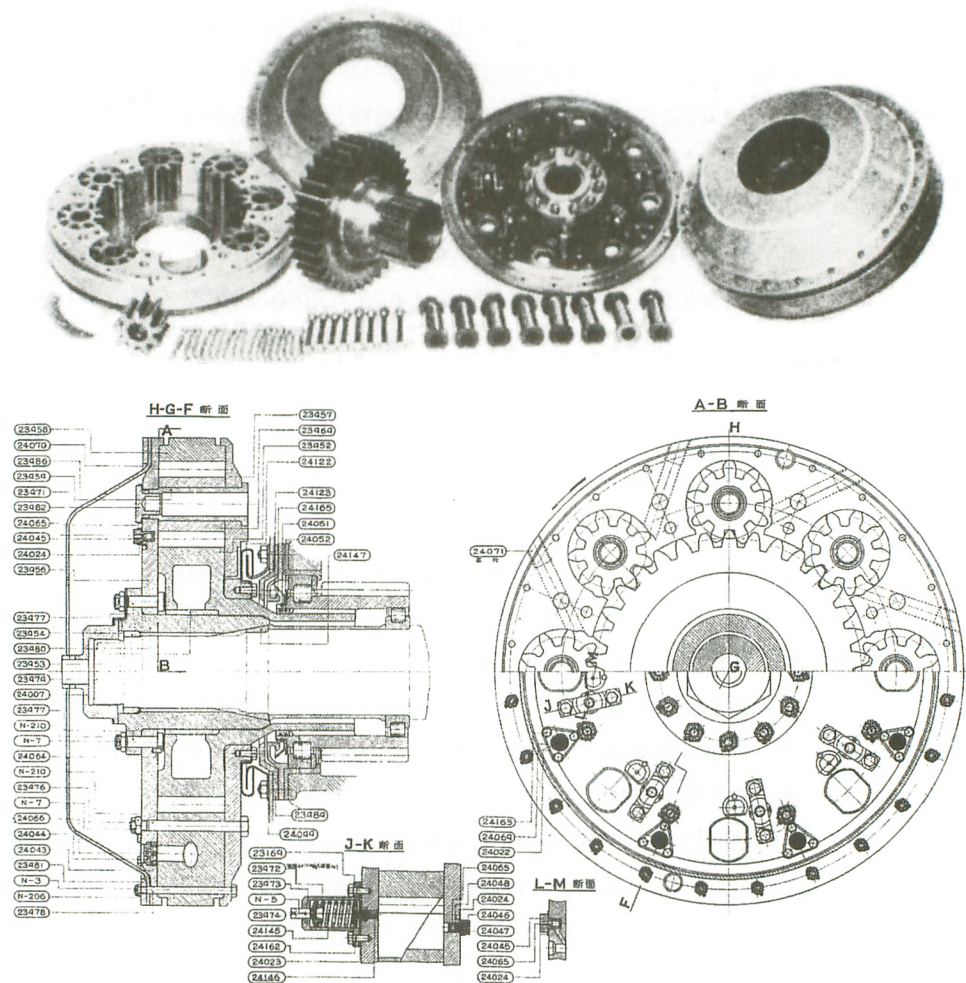
減速小歯車 F のハブ自身は前端部で外側からクランク室により、後端部は内側からクランク軸によって、各1個の円筒コロ軸受を介して支持されている。中間歯車 G は Al 青銅製の軸上に複列円筒コロ軸受を介して支持される。減速大歯車 H はハブ・リム別体（ボルト結合）構造でハブは2個の円筒コロ軸受を介して減速歯車室により支持される。大歯車ハブ内腔にはスプラインボス加工が施され、プロペラ延長軸 J 軸端のスプラインが嵌入される。

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 44 kg/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 2 rpm. 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。

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

図8-22 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。

バルブである。

このユンカース油継手はその基本的発想において同時代に船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⁴⁰⁾。

40) 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。

ユニカース油継手に使用される油の選択はシビアであった。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, 50, 65°Cと指定され, この油度を越えた場合, 発動機回転数は1850 rpm. が限度と定められ, かつ, 危急時以外, 油温80°Cを超える事態は厳禁されていた。

また, 寒冷時, 油の粘度が高過ぎて継手の空転を来すことを防ぐため, 油冷却器を容器に收容して熱水を満たし, 油の加温を図る必要があった。

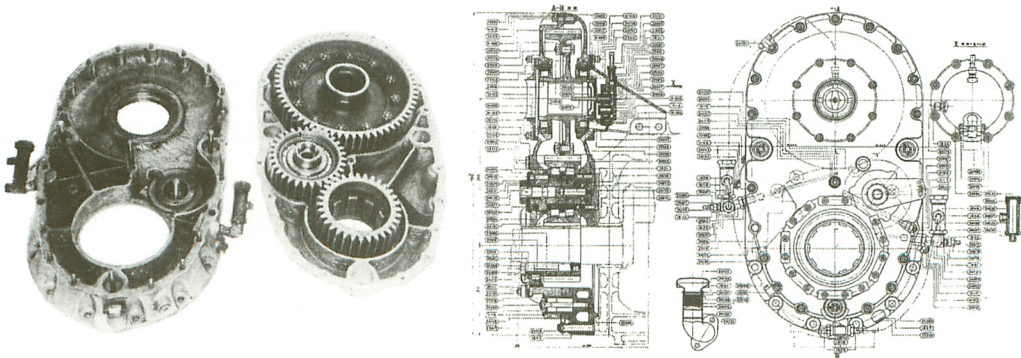
小川清二は自家ユニカース L88 の末期型においてこの面倒な油継手は簡素な“内部緩衝装置 (inner damper)”によって代替されたものもある, と伝えている。彼はその詳細について何も語っていないが, 恐らくはダンパ本体内部に蓄えられた油の攪拌により振動エネルギーを吸収させるユニカース・ダンパが用いられたのであろう⁴¹⁾。

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不要で, 平歯車式の減速装置がクランク室前部に直付けされた⁴²⁾。

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⁴³⁾ズム、2重型。これは図のようにストロンバグ様の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2.20~2.40 mm, 補助ジェット径0.80~1.50 mm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

図8-23 三菱ユニカース「ユ式一型」800馬力発動機の減速装置

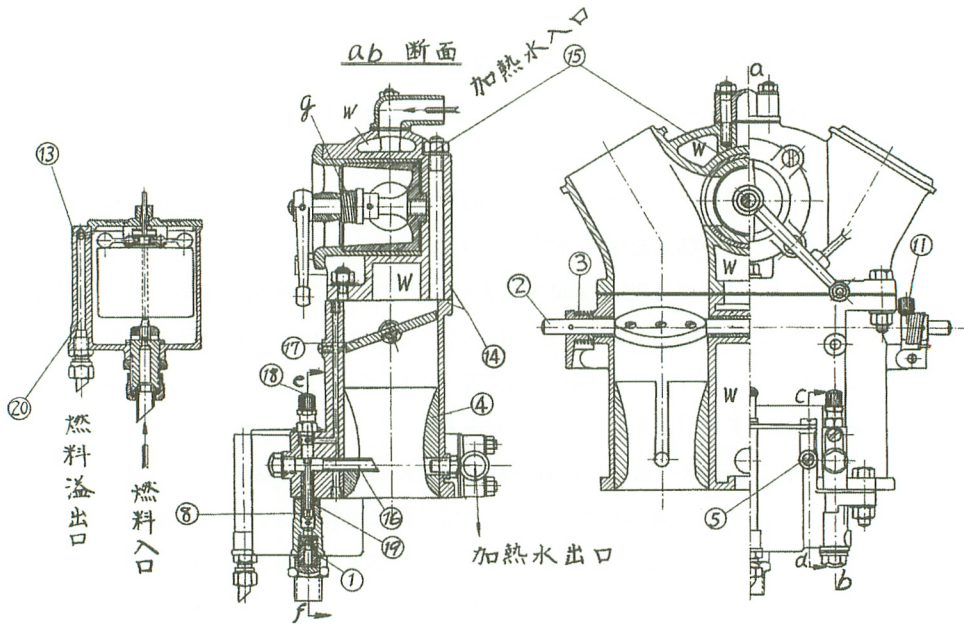


写真は同上書, 14頁, 第九図, 図は附図第六。

41) 小川清二『航空発動機』上巻, 298頁, 富山同上書, 241~242頁, 参照。

42) 小川前掲書, 上巻, 299頁, 参照。

図8-24 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機の気化器



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⑬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。スロート運転時には主ノズル⑬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。

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。

気化器調整は地上において全開出力を設定する通常の方式で、高度上昇と共に高空弁開度を手で増して行くと、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。

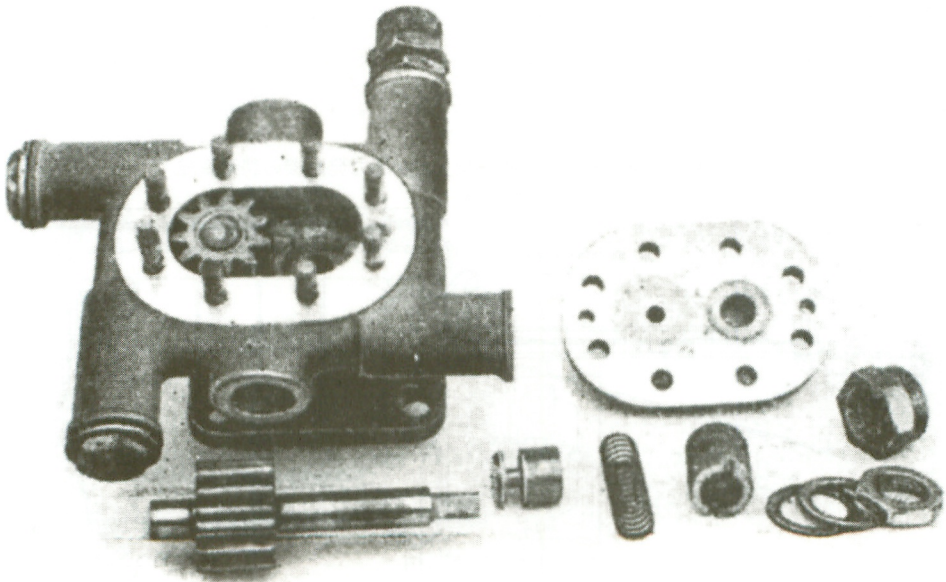
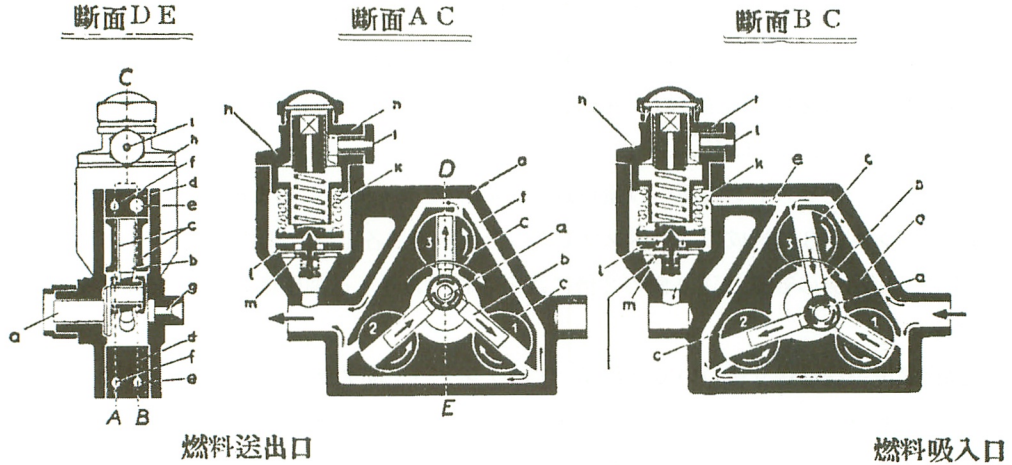
燃料供給ポンプとしては右側縦軸から駆動されるAl合金鋳造ボディと2個の鋼製歯車を持つギヤポンプが用いられていたが、オリジナルの「舶着、発動機には星型3気筒のユンカース式プランジャー・ポンプが2個装備されていた。

ユンカース式プランジャー・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、「首振り機関」(oscillating engine)をポンプとして転用したようなものである⁴³⁾。

43) 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。ユンカース式プランジャー・ポンプの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(「振振機関」)については高田金吉・岩崎清『蒸気汽罐及汽機』丸善、ノ

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について云々することが馬鹿馬鹿しくなってくる。

図 8-25 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。

、1908年、180～181頁、ならびに第四百十図、参照。ル・ローンのオイルポンプについて、簡単には拙稿、「回転気筒空冷星形発動機の盛衰(中)」『LEMA』No.479、図13の辺り、参照。

マグネトーとしてオリジナルつまり、⁴⁴⁾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が行われ、15 度 BTDC で点火が行われた。この時の回転数は約 800 rpm. 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が Bosch M 175 S39, 外側が Champion Aero A が用いられていた。

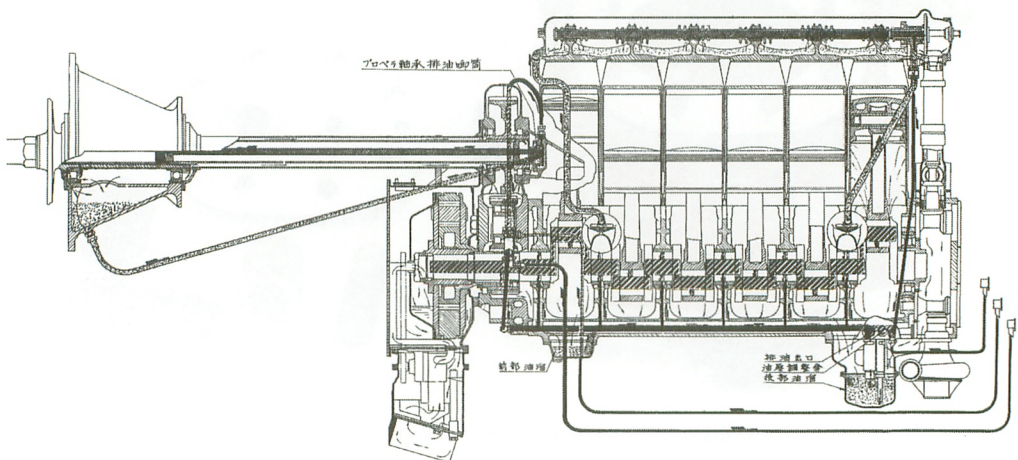
これに対して三菱製は国産電機製 AS 12 型, もしくは SCINTILLA GN 12 DA. 進角量は何れも 17° であった。点火栓は KLG. F 12⁴⁴⁾。

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。

潤滑油ポンプは 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 3.5 ~ 5 kg/cn² を規定値とした。

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 → クランク室鑄込み送油管 → 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, およびクランク室鑄込み送油管 → 鑄込み縦油管 → 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

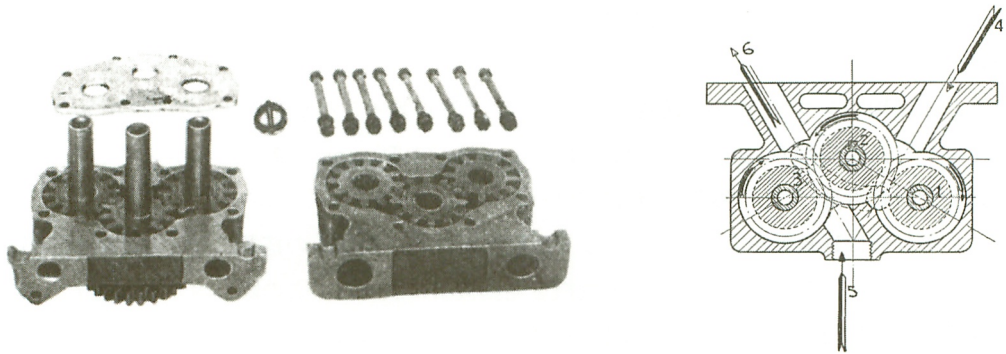
図 8-26 ユンカース「ユ式一型」800 馬力発動機の潤滑系統



同上書, 附図第十二図より。

44) 又は F15 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。

図8-27 三菱ユンカース「ユ式一型」800馬力発動機潤滑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。

駆動)→前部オイルパン, ②送油ポンプ→クランク室鑄込み油管(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鑄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) などとあるから, 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→クランク室鑄込み排油管→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 $1700\frac{\text{cm}^3}{\text{min}}$ 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 $50\sim 60^\circ\text{C}$ 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定されていた。

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当然であるが, 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「製作所ニ問合ス可キモノトス」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 $450 \frac{\text{リットル}}{\text{分}} @ 1850 \text{ rpm}$ 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。

この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角を少しずつ変化させて行き、 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、油圧計が発動機、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、油圧配管はやや複雑なものとなった。

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、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のであろう。

日本陸軍における超重爆撃機の定義はその後、より軽快な“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」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ひしたために、ほとんど働ぬうちに旧式化し、後継機も育成されずに終ってしまった⁴⁵⁾。

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は三菱の次の一手に目を転ずる必要がある。

45) 航空情報別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』酣燈社,1969年,80頁,より。執筆は航空史家の横森周信。