

軽飛行機用 4 サイクル空冷倒立発動機技術史点描

—— 潤滑油消費率に注目しつつ ——

Technological History of the 4 stroke-cycle, Air-cooled Inverted Engines for Light Plane

—— With a View to its Specufic Lubricating Oil Consumption ——

大阪市立大学大学院経済学研究科 *Discussion Paper* No.107, 2017 年 9 月 4 日

坂上茂樹

Shigeki SAKAGAMI

目 次

はじめに……軽飛行機の誕生と倒立発動機

1. 4 サイクル倒立小形航空発動機の濫觴

2. *Cirrus* の系譜

3. *Gipsy* の系譜

4. Hirth *HM* の系譜

5. その他の倒立直列発動機

むすびにかえて

はじめに……軽飛行機の誕生と倒立発動機

軽飛行機の原点は第一次世界大戦後、航空事業を抑制されたドイツにおけるグライダー活動にあり、そこからモーター・グライダー、更には軽飛行機の父 Hanns Klemm(1885~1961) に依って創設された Klemm Leichtflugzeugbau GmbH の作品群を通じて軽飛行機は航空界に確固たる地歩を獲得した¹。

その原動機としての 2 サイクル・ガソリン発動機の可能性に対する期待は常に伏在したが、結局、4 サイクルの牙城が崩されるには至らなかった。主たる問題は、従って、4 サイクル、それも概ね簡便な空冷発動機の気筒配列法に見出された²。

¹ 坂田精一『獨逸航空人傳』十一組出版社、1942 年、272~277 頁、参照。軽飛行機は往時、全備重量 1,200lbs.(543.6kg)以下の飛行機、戦後は FIA(国際航空連盟)によって発動機排気量 9ℓ以下の飛行機と定義されていた。村尾力太郎編著『航空技術用語便覧』開隆堂、1942 年、Light Aeroplane の項、木村秀政監修『航空学辞典』地人書館 1959 年、「軽飛行機」の項、参照。本稿ではこの定義で充分である。もっとも、現在では軽飛行機に係わる厳密な定義なるものは存在していない。

² 軽飛行機用 2 サイクル航空発動機については柴田 浩『発動機の原理』平凡社、1940 年、第 14 章、参照。2 サイクル倒立発動機としてはフランスの Aubier & Dunne “*Channel*”, イギリスの Scott “*Flying Squirrel*” 及び Caunter の製品が紹介されている。なお、2 サイクル小形航空発動機の内、Schliha(独)発動機については拙稿「Schliha 機関について」(大阪

空冷倒立直列型航空発動機のブランドとしては、イギリスの Carden, Caunter(2 サイクル), Cirrus, de Havilland, Aero Engine, アメリカの Akron, Allied Monsoon, Menasco, Ranger, Sky Motor, ドイツの Argus, Hirth, Zündapp, フランスの Aubier & Dunne(2 サイクル), Regnier, Renault, Salmson, Train(de Havilland 発動機のライセンス生産), イタリアの Alfa Romeo, CNA, スペインの E.N.M.A., ハンガリーの Manfred-Weiss, チェコの Avia, Walter, Zlin, 日本では東京瓦斯電気工業(日立航空機), 高速機関工業といった顔触れが知られており, それらの幾つかは小形の倒立 V 型発動機にも手を広げていた³。

小形の倒立 V 型を製造した Potez(仏), 大馬力の水冷倒立 V 型を得意としたドイツの Daimler-Benz や Junkers といったメーカーを別にしてもこの盛況であった。異形とも形容されるべき天地逆様の姿を持つ航空発動機が 20 世紀前半, 相当に愛好されていた状況が眼に浮かぶ。本稿はそこから技術情報を拾い易い幾つかの重要なブランドについてややまとまった紹介, 更には倒立発動機なるものの技術史的な位置付けを試みたものである。

1. 4 サイクル倒立小形航空発動機の濫觴

1921 年に刊行された Glenn D., Angle の著書は浩瀚な航空発動機図鑑であり, かつ, この種の書物の嚆矢と思しき労作でもある。然しながら, 本文 500 頁を超える同書においてさえ, 採録されている倒立航空発動機は僅か 2 機種に過ぎず, その何れもが水冷発動機である。そして, これが第一次世界大戦直後における斯界の実状であった⁴。

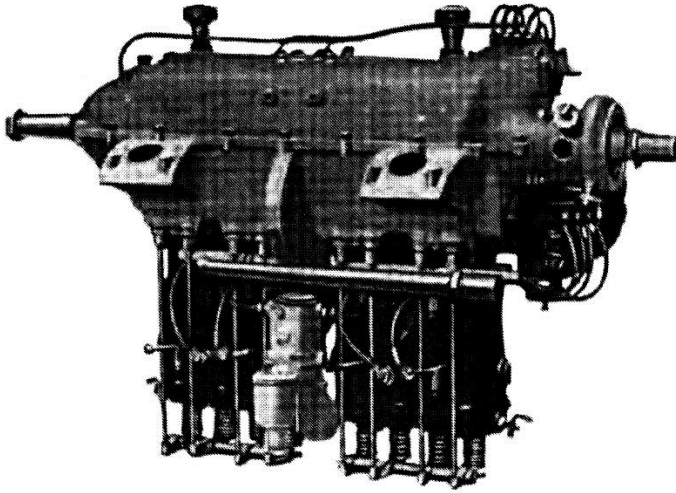
当時, 希少であった倒立発動機の一つは Daimler Motoren Gsllschaf(独)の *Mercedes* 発動機である(図 1)。これは 4 気筒発動機でボア・ストロークは 120 φ × 140mm, 出力 70HP/1400rpm. であった。アングルに拠れば, ダイムラーの直列 4, 6 及び 8 気筒航空発動機は 1913 年に発表され, 第一次世界大戦にて重用された。当初, 2 気筒一体・水套付として鋳造されていた気筒は後に鋼板製溶接水套方式へと改められた。倒立 4 気筒版は直立 4 気筒 *E4F* 型の姉妹機種として開発された機種であるが, 型式称号は与えられていなかったようである。

図 1 Daimler の *Mercedes* 倒立発動機

市立大学学術機関リポジトリ掲載予定), 参照。

³ 宮本晃男『列國航空発動機要目集』育成社弘道閣, 1943 年, 日暮時郎『世界優秀航空発動機総覧』山海堂, 1943 年, Paul H., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*. Washington, 1957, Bill Gunston/見森 昭・川村忠雄訳『世界の航空エンジン ①レシプロ編』グランプリ出版, 1996 年, 参照。

⁴ cf., Glenn D., Angle, *Airplane Engine Encyclopedia*. Dayton, 1921.



Angle, *Airplane Engine Encyclopedia*. p.337 Fig.316.

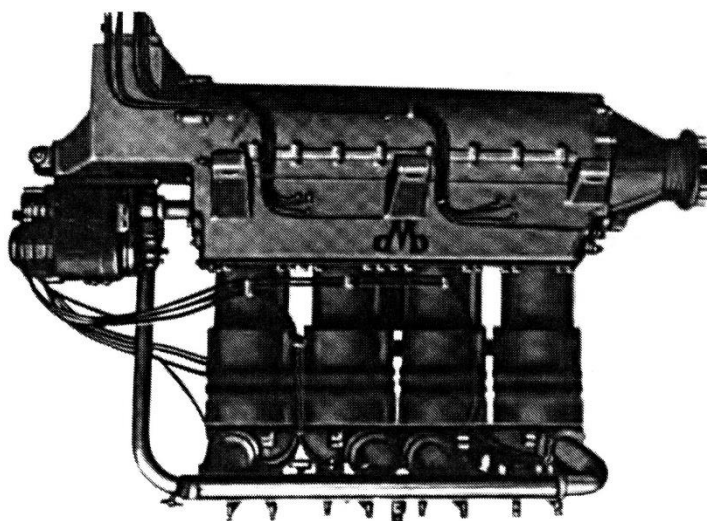
アングルはこの発動機は倒立であるが故に“over-oiling”即ち潤滑油消費過大という欠点こそ有していたものの、他の点で直立型に対して遜色は無く、むしろ、水冷発動機の場合、ラジエータを出た最も低温の水が発動機の最高温部である気筒頭に直接作用する点において、倒立式は有利であると述べている⁵。

アングルが掲げている今一つの倒立発動機は Werner & Pfleiderer(独)の製品で、この会社からも当時は直列 4, 6, 8 気筒航空発動機がラインナップされていた。倒立型は 4 気筒で、そのサイズは 130 φ × 150mm, 出力は 90/95HP と表記されている。気筒は鍛鋼削り出し、Ni 薄板製継目無し水套を有する独立構造、5 つの主軸受はハンガー・タイプで軸受冠は気筒取付けボルトを兼ねるボルトによってクランク室上半部に結合されていた。点火は Robert Bosch の 2 重点火。潤滑は各気筒独立のプランジャー・ポンプに依った⁶。

図 2 Werner & Pfleiderer の倒立 90/95 馬力航空発動機

⁵ cf., Angle, *ditto.*, pp.336~347.

⁶ cf., Angle, *ditto.*, pp.509~510. この会社は押出成型機等のメーカー、Coperion GmbH のルーツの一つを為しているらしいが不詳。



Angle, *ditto.*, p.510 Fig.488.

2つの倒立発動機の内、ダイムラーの製品の方が古参であり、かつ、信憑性の高い技術的データにアクセス可能であるから、次に、これについてやや詳しく紹介することにしよう。Güldner に拠れば、高速内燃機関技術の向上に対して航空発動機が担うべき重要な役割に鑑み、ドイツでは“*Kaiserpreis*”を賭けたコンペが1913年に開催され、第2回が1915年に開催されることも予定されていた。⁷13年のコンペには45機種の航空発動機がエントリーしたが、予備審査に合格の上、7時間耐久運転パスにまで漕ぎ着けたのは僅か19基に過ぎなかった⁷。

航空発動機の開発に必要とされる研究開発経費の負担に耐えられるのは自動車メーカーのような大企業のみであり、弱小企業は淘汰される運命にあった。優秀品に選ばれた5機種は表1に掲載されている顔触れで、全て標準的な自動車機関のような水冷機関であった。空冷列型発動機や回転気筒空冷星型発動機で本審査にパスした個体は皆無であった。

表1 1913年の“*Kaiserpreis*”コンペの優秀品(第1位~第5位)

⁷ cf., Hugo Güldner, *Das Entwerfen und Berechnen der Verbrennungskraftmaschinen und Kraftgas-Anlagen*. 3. Aufl., Berlin, 1913, SS.622~626. 同書は1922年に増刷されている。大戦中のメルセデスや Benz & Co., Rheinische Gasmotoren-Fabrik in Mannheim の直列6気筒航空発動機の中には250馬力前後の機種も存在した。しかし、敗戦によってドイツは100馬力を超える航空発動機の製造を禁じられたから、皮肉にもギルドナーの著書に紹介された戦前期ドイツの小馬力航空発動機は戦後世界においても偶々、さまで場違いな事例とならずに済むこととなっていたワケである。

Bauart (und Kaiserpreis)	Zylinder		Kolbenhub mm	Mittl. Umdr.-zahl i. d. Min.	Bremsleistung PSe	Mittl. effekt. Kolbendruck (p_e) kg/qcm	Verbrauch für 1 PSe/st.		Eigengewicht d. Motoranlage ²⁾		Betriebsgewicht ³⁾ für 1 PSe kg
	Anzahl	Bohrung mm					an Benzin ¹⁾ g	an Schmieröl g	insgesamt kg	für 1 PSe kg	
1. BENZ & Co., Mannheim (1. Preis)	4	130	180	1288	102,7	7,52	211	19	169,4	1,65	3,55
2. DAIMLER-MOTOREN-GESELLSCHAFT Stuttgart (2. Preis)	6	105	140	1387	90,1	8,04	228	17	155,78	1,73	3,83
3. NEUE AUTOMOBIL-GES. (NAG) Berlin (3. Preis)	4	135	160	1344	97,0	7,10	217	17	190,56	1,97	3,99
4. DAIMLER-MOTOREN-GESELLSCHAFT Stuttgart (4. Preis)	4	120	140	1412	72,3	7,28	226	21	138,87	1,92	4,06
5. ARGUS - MOTOREN - GESELLSCH. Berlin (5. Preis)	4	140	140	1368	98,0	7,49	239	40	166,27	1,70	4,08

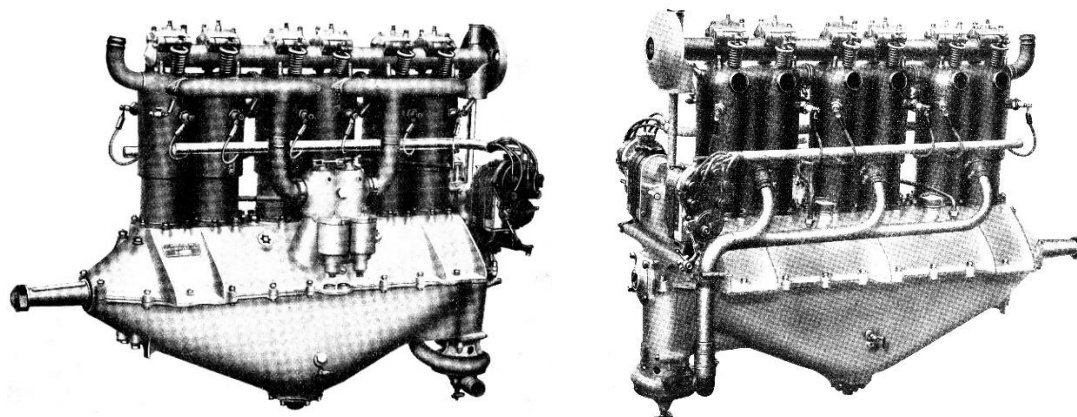
Güldner, *Das Entwerfen und Berechnen der Verbrennungskraftmaschinen und Kraftgas-Anlagen*.

3. Aufl., S.626 Tafel 163.

- 1) 所謂，航空ガソリン，比重 0.72。
- 2) 自重：補機類，当初から用意されているべき冷却水，ガソリン，潤滑油を含む。
- 3) 7 時間耐久運転に際して消費された水，ガソリン，潤滑油の重量を含む。

これらの内，ギルドナーは第 2 位にランクされたダイムラー直立 6 気筒発動機の画像(図 3)と第 4 位にランクされたダイムラー 4 気筒倒立発動機のそれ(図 4)を掲げている。6 気筒型のサイズは 105φ×140mm，正規回転数 1350rpm.。6 個の気筒は鋼製独立で 2 気筒ずつ鋼板製水套によって包まれていた。動弁機構は OHC。2 バレル気化器付き。高圧電気点火装置は独立 2 系統で始動用手動マグネトー付き。

図 3 Daimler の *Mercedes* 直列 6 気筒 75/85 馬力航空発動機(1913 年)の外観

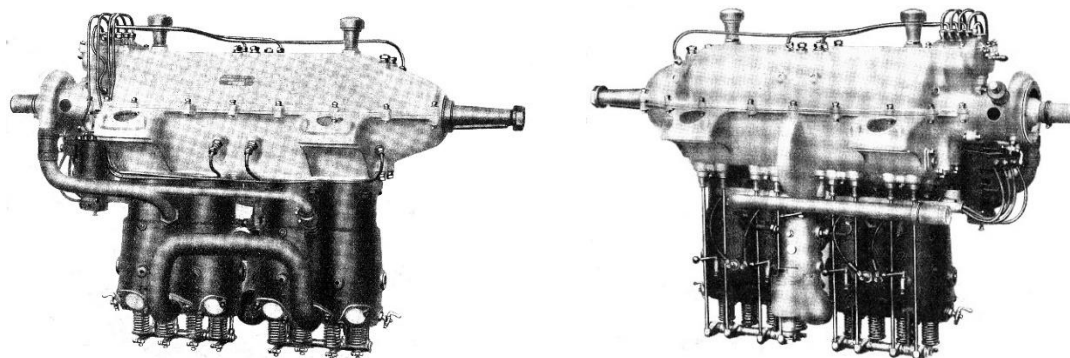


Güldner, *ibid.*, S.623 Fig.1103, 1104.

他方，倒立 4 気筒型の動弁機構は OHV で，サイズは 120φ×140mm，正規回転数

1400rpm.。気筒は2気筒一体鑄造品。高圧電気点火装置は自動進角機構付き。倒立というレイアウトは操縦士の視界を広く取ると共に操縦士を排気ガスから遠ざける目的で導入された。更に、最も低温の冷却水を最も低い位置にある燃焼室最高温部の周囲に集め、冷却を確かなものにしたいの思惑も働いていた。

図4 Daimler の *Mercedes* 倒立 70 馬力航空発動機(1913 年)の外観



Göldner, *ibid.*, S.624 Fig.1105, 1106⁸.

表1において第4位のダイムラー倒立発動機の潤滑油消費率がやや高いのはやはり倒立なるが故であろう。同様に、第5位、Argusの4気筒発動機における過大な潤滑油消費率はそれが倒立型であったことを疑わせるに足るデータではある。しかし、1902年に自動車製造に参入したと伝えられるアルグスから1910年代はじめに倒立発動機がリリースされていた事蹟を示す文献的根拠は管見の限りとはなっていない。1913年の *As I* なら直立の4気筒である。表の発動機はスクエア・サイズであったが故にピストンの首振りが大きかったであろうが、第5位とは言い条、そのみでは説明し難い程、凄まじいまでのオイル消費ではある。

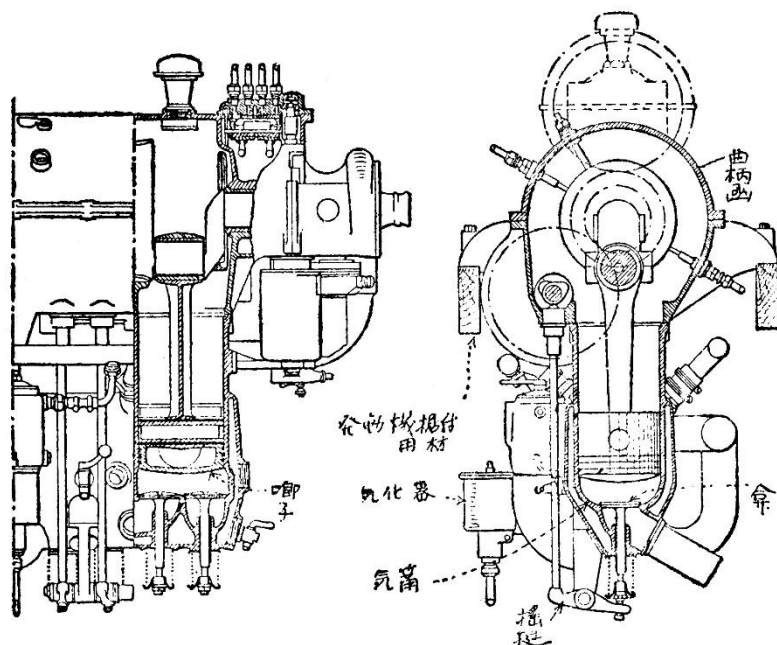
ダイムラーの倒立発動機が日本に入って来ていたのか否かについては定かではないが、少なくともその紹介は邦語文献中にも見出される。図5はその例である。出典文献に：

之は普通の直立型発動機を飛行機機體の前方に据へ付けても操縦者の前視界を遮る事は僅かであるが、尚は一層前方を見る障害を少なくせんとして考案せられたもので、例へば獨逸のダイムラー會社の四氣筒發動機の如きものである。

と、ごく表面的な解説が付されている処から判ずるに、少なくとも日本飛行學校における実用実績は無かったのであろう。

図5 Daimler の *Mercedes* 倒立 70 馬力航空発動機の断面

⁸ 気化器側の写真はアングルの依所の他にも萬有科學大系刊行會『萬有科學大系 續篇 第五卷』1928年、116頁、第二十五圖としても掲げられている。当該部分の執筆者は内藤邦策。



日本飛行學校『飛行機發動機學講義』1931年頃，45頁，第十七圖。

倒立發動機のオイル消費については必ず危惧される処であるが，表に掲示のデータであれば“over-oiling”として極度に怖れられねばならぬ程の大食いではなかった。それは正立發動機における潤滑油消費率も酷かったからに他ならぬが，この問題については日本海軍横須賀工廠造兵部のスタッフと C., F., Taylor との間で 1931 年の盛夏，次のよう質疑が交わされていた。

問 4-4 Inverted engine の piston 及び piston ring の設計は inverted でない engine のものと異なる点なきか。又潤滑油消費量が多くなる懸念なきか。(横兵)

答 cyl. は inverted の向きになつてゐても潤滑油の流れは piston の上下及動く部分の圓心力に依るので重力の影響は餘り大ならず特別の差異はないものと思う。しかし engine 停止中に cyl. の中に油が溜つてそのために始動の時に煙を出すことはある。gasoline engine では clearance volume が大きいから油が溜つても大した問題にはならないが，diesel engine では clearance volume が小さいから valve lifter をつかつて溜油を出して遣らないと問題になる⁹。

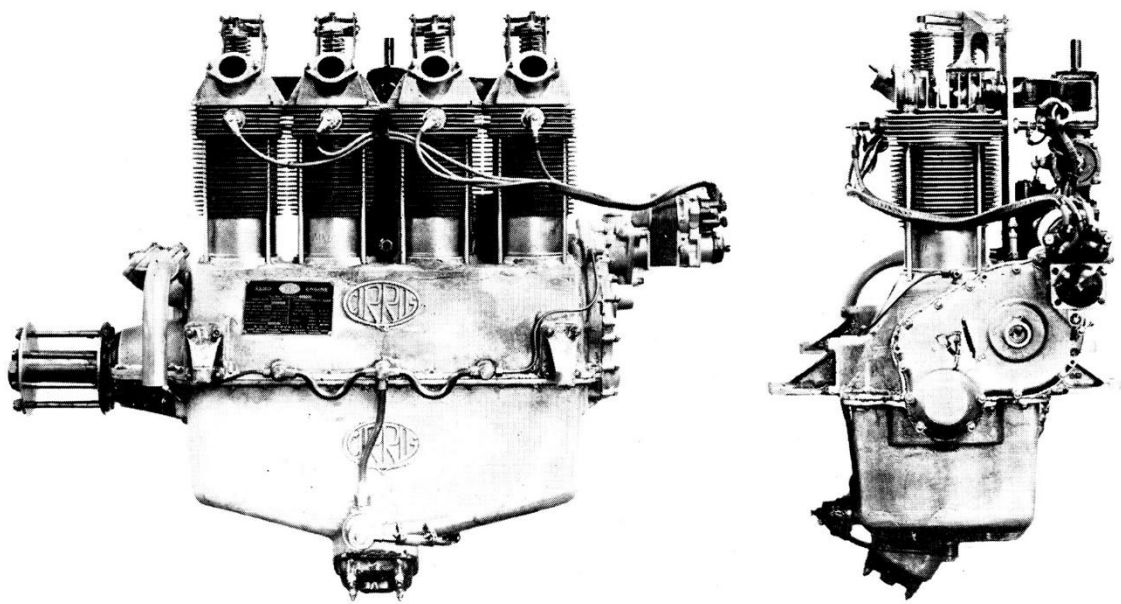
ガソリン發動機でも星型なら下方気筒群は普段，下を向いているワケであり，高オクタン・ガソリンの導入により圧縮比の上った發動機においては長時間停止後の起動に際して下部気筒の頭からは排油してやる必要はあったが，テイラーの言はある程度，事の本質を突いてたと言えなくもなかろう。勿論，これとその後の実勢との突合せが図られねば何も確かなことは言えぬワケである。

⁹ シー・エフ・テーラー講述『航空用發動機的设计に就て』海軍航空本部，1931年8月，42頁，より。

2. *Cirrus* の系譜

Cirrus(触毛)発動機は Sir Geoffrey de Havilland 大佐(1882~1965)の求めに応じ, Frank B., Halford 少佐(1894~1955) によって 1924 年暮れに開発され, 小型機, デハビランド *Moth*(蛾)に Armstrong Siddeley *Genet* 空冷星型発動機と併用装備された。当初のシラス I 型の気筒寸法は $105\phi \times 130\text{mm}$ であつたが, 間もなく II 型においてボアは 110ϕ , 更に 114mm へと拡大されて III 型となり, ストロークも 140mm へと延長された¹⁰。

図 6 *Cirrus III* 型発動機



J.,L., Naylor & E., Ower, *Aviation of To-Day*. London, 1930, pl.102(next to p.376).

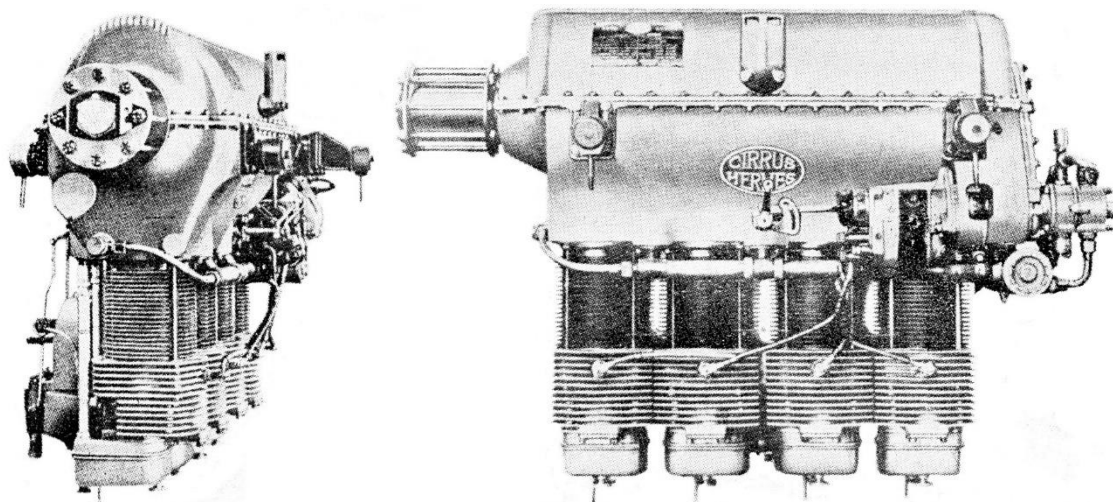
やがて, この発動機の製造は Hermes Engine Company に移管され, シラス・ハーミスの名で製品化された。ハーミス II は倒立発動機となっていたが, '34 年にこの事業は Blackburn Aircraft, Ltd. に買収され, 倒立直列 4 気筒のシラス・メジャー($120\phi \times 140\text{mm}$)とシラス・マイナー($95\phi \times 127\text{mm}$)がラインナップされた¹¹。

¹⁰ Gunston/見森・川村『世界の航空エンジン ①レシプロ編』59~60 頁, 参照。但し, シラス III 型のボアを 110mm とする資料もある。cf., Andrew Swan, *Aero-Engines, Design and Practice. Handbook of Aeronautics, Volume II*, London, 1938, p.7. そこではシラス等のメーカーについて A.D.C. Co., Ltd. とある。

Moth 系列機については拙稿「枠組構造を有する飛行機胴体の技術史」(大阪市立大学学術機関リポジトリ掲載予定), 参照。*Genet* は $1R5-101.6 \times 101.6\text{mm}$, 65HP/1850rpm., $\varepsilon = 5.2$, 自重 76kg であつたが, 後に $108\phi \times 108\text{mm}$ にスケールアップされて *Genet Major* となった。

¹¹ ガンストン『世界の航空エンジン ①レシプロ編』60~61 頁, 参照。

図7 *Cirrus Hermes II*型発動機(1928年)



小川太一郎・富塚 清・柴田 浩『航空機・航空発動機』アルス, 1939年, 小川「航空機」グラヴィア(14頁の次)。

オイルリングの採用等の技術進歩を承け, 倒立であるにも拘わらず, シラス・メジャー II(Inv.4-120×140mm, 135HP/2350rpm.)の潤滑油消費率は僅かに 4.2g/HP-h, シラス・マイナー(Inv.4-95×127mm, 80HP/2400rpm.)のそれは 3.8g/HP-h となっていた。これは, 表1の世界と比べれば, 実に長足の進歩と言えた¹²。

シラス発動機の内, 戦後, Blackburn & General Aircraft Limited(→Blackburn Aircraft Limited)から最も長く継続生産されたのは *Cirrus Bombardier* 系列(Inv.4-122×140mm)であった。

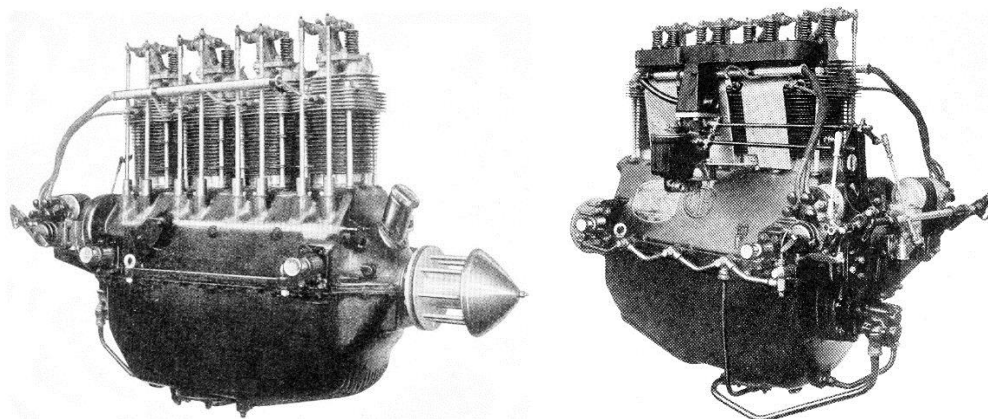
3. *Gipsy*の系譜

デ・ハビランドとハルフォードは 1926 年末, シラスを代替する発動機の開発について合意し, '27 年 6 月には新型発動機, *Gipsy 1* 型のプロトタイプ(4-114×128mm, 135HP/2650rpm.)が誕生し, DH.71 *Tiger Moth* 低翼単葉競速機に装備されて'27 年には 186.5mph.(300km/h)の世界記録樹立に与った。'28 年にはその生産型(最大出力 98HP/2,100rpm., 定格出力 85HP/1,900rpm.)がリリースされた。シラス・モスの最高速度 90mph.(144.8km/h)に対してジブシー・モス(マイマイ蛾)のそれは発動機出力向上の結果, 103~105mph.(165.7~168.9km/h)へと向上した¹³。

図8 *Gipsy 1*型発動機(1931年)

¹² 機械學會『昭和12年増補改訂版 機械工学便覧』1937年, 1479頁, 第77表, 参照。

¹³ cf., Air Ministry, *Gipsy Aero-Engine*. London, 1931. p.viii, Naylor & Ower, *Aviation of To-Day*, pp.229, 231, ガンストン同上書, 79頁。



Air Ministry, *Gipsy Aero-Engine*. London, 1931. *Frontispiece*, p.42 Fig.43.

ジプシー1型の潤滑系統は図9に示される通りで、ロッカー周りはハンド給脂、要部へは強制循環・飛沫併用の油潤滑であった。送油用歯車ポンプを出た油はフィルタから外付けのサプライ・パイプ→ギャラリー・パイプを経て5個の主軸受部に至る。2番、4番主軸受から当該ジャーナルの油孔とその前後クランクウェブの油道を経て1, 2番, 3, 4番クランクピンに送られた油は連桿大端部から飛散し、気筒壁等を潤滑してオイルパンへと落下しポンプに吸われて再循環に入る。1, 5番主軸受への油はそこだけを潤滑した後、オイルパンに滴下、再循環に入る¹⁴。

図9 *Gipsy I*型の潤滑系統図

¹⁴ 星型発動機においてもクランク室下部、下方気筒の間に小さなオイルパンが設けられている。しかし、クランクピン軸受の両脇から周囲に飛散した飛沫油の一部は上方気筒内面から落ちてクランク室内空間内を下降しても再び下方気筒のピストン背面に撃たれて叩き上げられたり、その壁面に付着したりするため、素直にはオイルパン内に収まり得ない。因って、星型発動機においては列型に比して時間当り油循環量が少なく油の平均温度は高くなる。従って油の粘度も下がり、燃焼空間の壁面に進入して焼失する分も多くなるから潤滑油消費率は列型に比して嵩む。小川清二『航空発動機(改訂版)』中巻、河出書房、1944年、343頁、参照。この点は倒立発動機にもある程度、当てはまる。

GIPSY 1 LUBRICATION DIAGRAM.

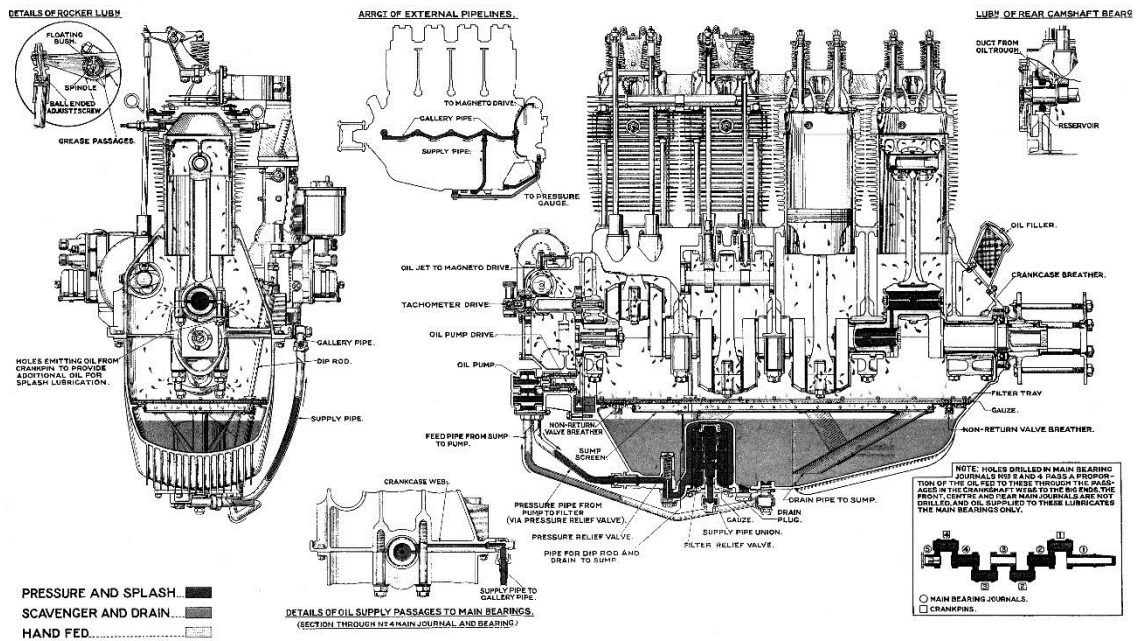


FIG. 26.

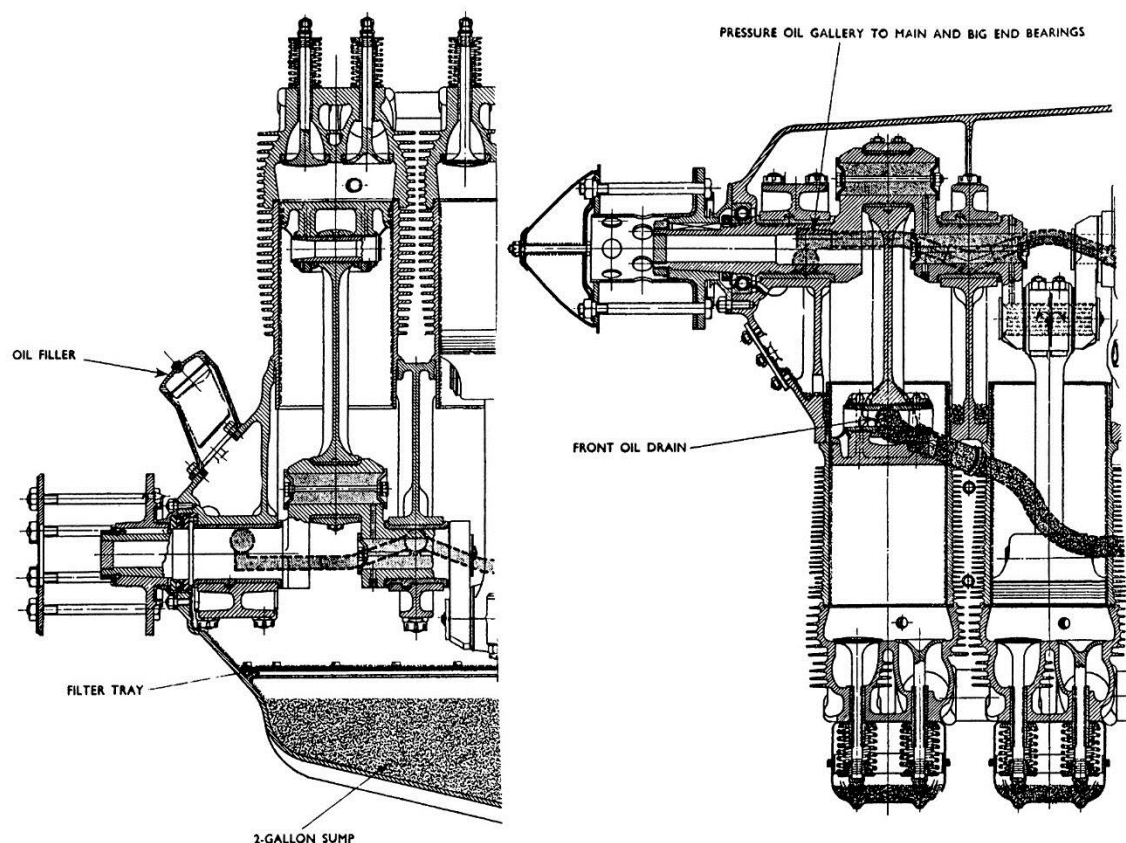
ditto., Fig.26(next to p.25).

ジブシー1型の潤滑油消費率は、オイルの比重を 0.93 として計算すれば、3.1~4.7g/HP-h となっていた。これはまずまずの成績である¹⁵。

ジブシーの倒立化に際し、デハビランドは排油側に特色を有するドライサンプの潤滑系を開発した(図 10)。スカベンジ・パイプが 4 本あったようには描かれていない上、クランク室の底から引いていないかのようなのであるが、この部分を除けばその倒立発動機は潤滑系統の送り側を含め、ほぼ正立型を天地逆にしただけのモノであった。その後、当然ながらモデルチェンジに際して順次、外装式の油道はクランク室内装式へと改良されている。

図 10 Gipsy の潤滑系における正立から倒立への転換

¹⁵ cf., Air Ministry, *Gipsy Aero-Engine*. p.viii.



Bill Gunston, *Development of Piston Aero Engines*. 2nd., ed., Sparkford, 1999 p.66.

訳書の図より若干質が良いので、こちらから採録。

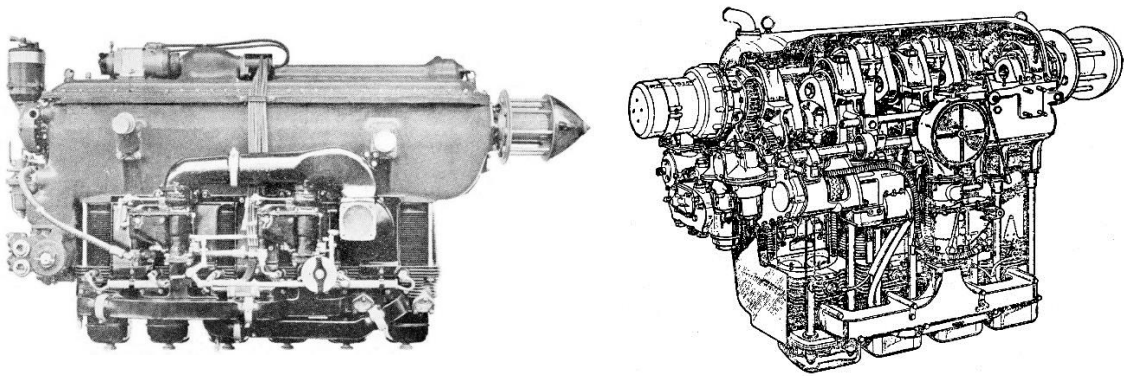
ジプシーは'30年春にⅡ型(114φ×140mm), '31年に倒立型のⅢ型となった他, 倒立直列6気筒型(図11)や倒立V型8気筒型, ボア118φのメジャー系, 102φのマイナー径がラインナップされ, メジャー系・倒立V型12気筒のトップモデル, ジプシー*Twelve* ないし *King* まで開発された¹⁶。

開発者ハルフォードは航空発動機に関して永年, デハビランドの協力者を務めて来ており, 戦間期には独立した技術者として政府のジェット・エンジン開発関係の業務にも携わっていたが, de Havilland Engine Company の設立と共に彼はその設計部隊の長に収まり, その発動機工場はデ・ハビランド発動機会社に統合された¹⁷。

図11 *Gipsy 6*型発動機(1932年?)と *Gipsy Major*

¹⁶ ガンストン『世界の航空エンジン ①レシプロ編』80~81頁, 参照。

¹⁷ cf., Robert Schlaifer, *Development of Aircraft Engines*. in R., Schlaifer and S., D., Heron, *Development of Aircraft Engines and Fuels*. Boston, 1950, p.356 n.26.



左：小川「航空機」グラヴィア¹⁸。

右：宮本晃男・坂入一郎『航空實用數學』工業圖書，1941 年，26 頁，第 41 圖。

もつとも，実態としてジブシー 6・I 型 (Inv.6-118×140mm, $\epsilon = 5.25$, 最大出力 205HP/2350rpm.) の潤滑油消費率は 11.3g/HP-h ないし 10.5g/HP-h と，高出力との引替えかシラス等よりも相当，高かった¹⁹。

ジブシー 6・II 型は加鉛ガソリン対応・可変ピッチ・プロペラ用機種であった ($\epsilon = 6.0$, 最大出力 210HP/2400rpm.)。その潤滑油消費率は 10.5g/HP-h と伝えられている²⁰。

また，僅か離昇 530 馬力の発動機であったとは言え，かなり無理を重ねた詰め込み設計が祟ったためかジブシー *Twelve* 型の潤滑油消費率は 17.2g/HP-h ないし 15g/HP-h と極端に劣っていた²¹。

このように観て来ると，上述の潤滑系やその後の改良は大した実効性を発揮しなかったと結論付けられるしかない。ジブシー系発動機は戦後も *Major 10* 系 (Inv.4-118×140mm), *Major 200* 系 (Inv.4-120×150mm, 過給), *Queen 30* 系 (Inv.6-120×150mm), *Queen 70* 系 (Inv.6-120×150mm, 過給) が暫し存続した。然しながら，やがて確認されるように潤滑油消費率の多さはジブシー系発動機の遺伝的欠陥をなしたままに終わっている。

4. Hirth HM の系譜

¹⁸ ガンストンはこの発動機はクランク軸の振り振動に悩まされたため，結果的に 1-2-4-6-5-3 という異例の着火順序が選択されたと述べている。ガンストン『世界の航空エンジン ①レシプロ編』80 頁，参照。空冷故にシリンダ・ピッチが大きかったためであろう。

¹⁹ 潤滑油消費率 11.3g については機械學會『昭和 12 年増補改訂版 機械工学便覧』1479 頁，第 77 表，10.5g については宮本『列國航空發動機要目集』，686 頁，参照。

²⁰ 宮本『列國航空發動機要目集』686~688 頁，参照。

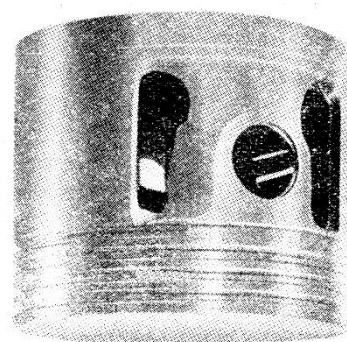
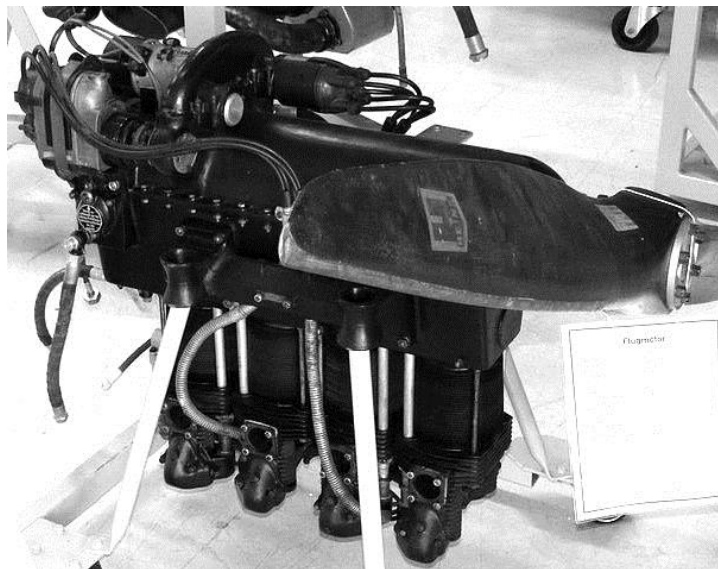
²¹ 17.2g は陸軍航空士官學校『昭和十八年印刷生徒用 航空發動機教程 全』巻末附表第 20，より。15g は宮本『列國航空發動機要目集』689 頁，より。何れも対応回転数については不記載。

なお，ジブシー 12 型のピストンに係わる工業調査協會編『航空發動機圖集』工業圖書，1939 年，66 頁の「中央のリングが油搔きリングである」という記述は人騒がせな御役である。原表記は“inner”であり，これは「真ん中の」ではなく，解り易く言えば，倒立なるが故に，「最上位の」である。

Hellmuth Hirth(1886~1938)は 1920 年にヘルムート・ヒルト試作所を設立し、'24 年にはこれをエレクトロン金属会社と改称した。しかし、'27 年、彼はこの会社を手放してヒルト発動機会社を設立した。'31 年に *HM60* 型 70 馬力がリリースされ、以後、その改良版 *HM60 R* 型 80 馬力、次いで *HM60 R2* 型、*HM500* 型、*HM500 A* 型、*HM504* 型、*HM508* 型、等が開発された。'38 年には 12 気筒の *HM512* が投入されている²²。

これらの内、第一世代は吸排気弁に正の挟み角を有し、特異な動弁機構を備えた倒立型発動機であったようである。図 12 の *HM60 R* 型(気筒関係寸法不詳)において気筒頭から横に張り出しているのが排気側ロッカー・ケースである。4 本のプッシュロッドも全て排気弁のそれであり、吸気側は反対側に位置せしめられていた。

図 12 Hirth *HM60 R*(1933?)とそのピストン



左：https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Hirth_HM_60.JPG

ロッカー・ケースのフィンを目立たせるため敢えてハイキーに処理した。

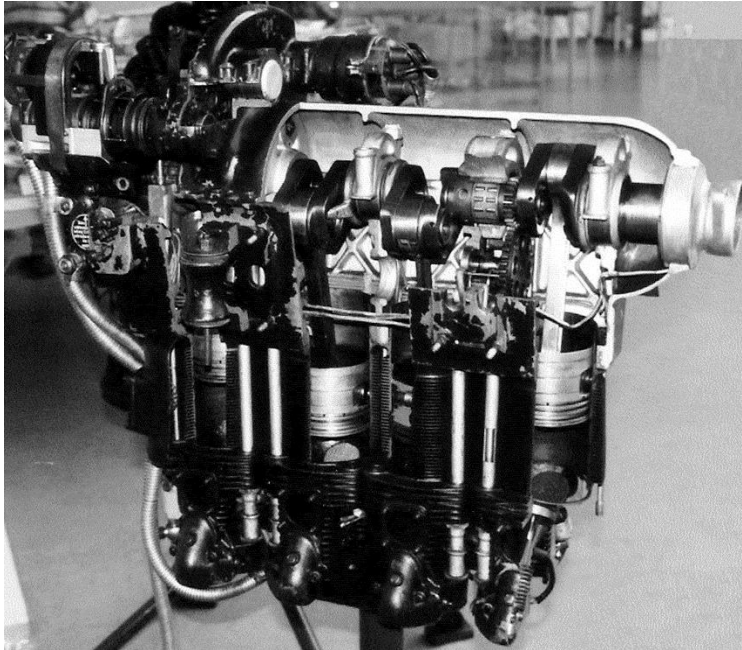
右：村川 梨『航空の物理』河出書房，1941 年，114 頁，第 79 圖。

図 13 は *HM60 R2*(Inv.4-102×110mm, $\epsilon = 5.8$ [要求オクタン価 74], 最大出力 80PS/2400rpm., 離昇出力 72PS/2320rpm., 巡航出力 66PS/2240rpm., 乾燥重量 97kg)のカット展示品である。1 番気筒排気弁回りに注目せよ²³。

図 13 Hirth *HM60 R2*(1933)

²² 坂田『獨逸航空人傳』282~289 頁，参照。Flight, Aug., 26 と ditto., Oct., 13, 1932, にはヒルトの新しい倒立 V 型 8 気筒，150 馬力についての紹介記事が見られる。

²³ 要求オクタン価については日立航空機技師，酒井重蔵『高速度發動機』有象堂出版部，1938 年，巻末，附 第 4 表，参照。



http://www.enginehistory.org/Museums/TechMusVienna/hirth_hm60r2_1.jpg

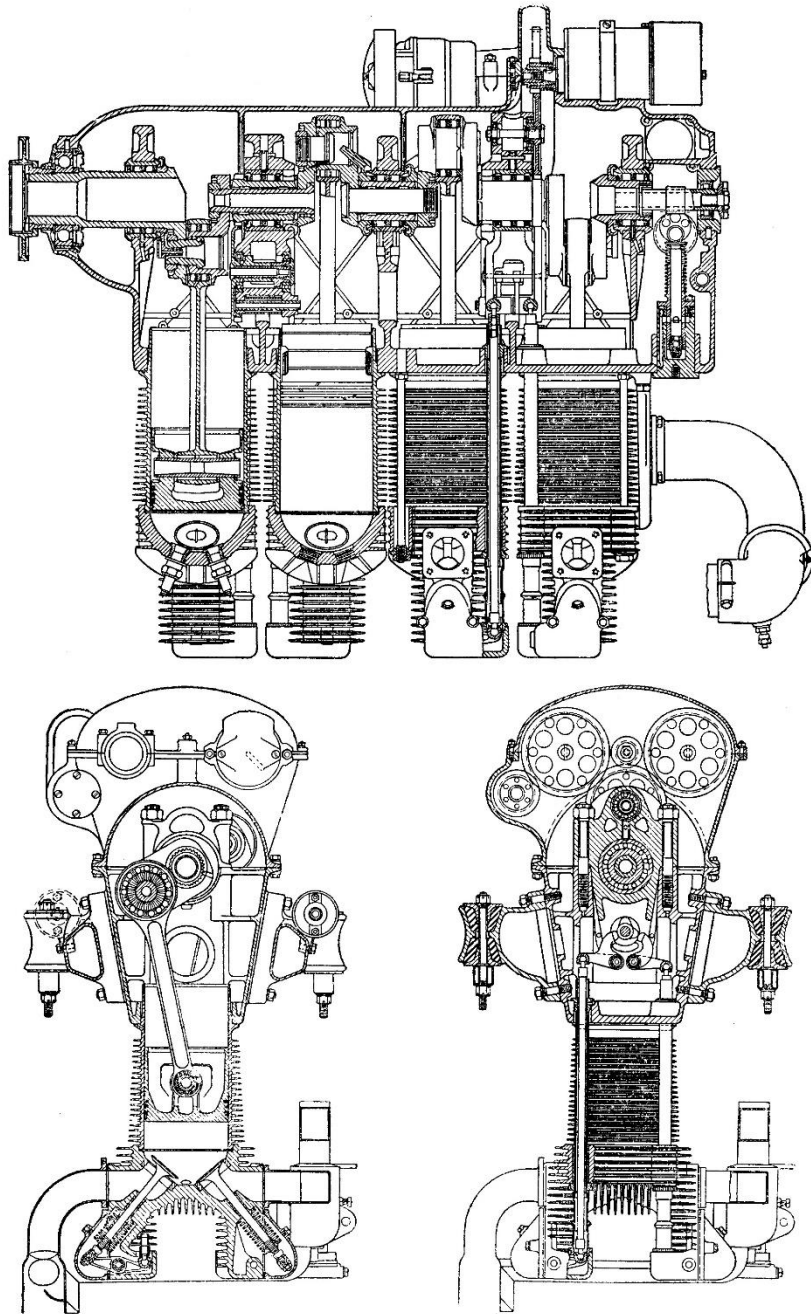
これらのヒルト第一世代発動機の動弁機構については1937年に公表された *HM60 R2* 型ないし *HM504 A-1* (Inv.4-105×115mm, $\epsilon = 6.0$, [要求オクタン価 77] 最大出力 100PS/2500rpm., 離昇出力 90PS/2400rpm., 巡航出力 80HP/2320rpm., 乾燥重量 104.3kg) の図に依って解説を試みておく (図 14)²⁴。

²⁴ 画像としては工業調査協會編『航空機及航空發動機設計資料』工業圖書, 1938 年, 110~111 頁, 第 1~第 3 圖の方が大きく処理し易い。しかし, 分散画像になっており, 共通の縮尺で表示し辛いため渡部一郎「航空發動機」(前田利一・渡部一郎『自動車・航空發動機』アルス, 1938 年, 所収), 31 頁, 第 33, 34 圖を引いた。モノとしては同一である。それらには原出典につき, Hirth Four-cylinder Inverted air-cooled aircraft Engine. *Automotive Industries, the Automobile*, Vol.76, No.26, 1937, などと記されてもいる。

なお, 酒井はその著書『高速度發動機』427 頁に附圖第 6 圖として本図を掲げ, これを明確に *HM505 A-1* と標記している。他方, 『航空機及航空發動機設計資料』111 頁や渡部「航空發動機」30 頁に掲載の諸元は間違い無く *HM60 R2* 型のそれであり, *HM504 A-1* の諸元ではない。また, 逋信省航空局航空官 藤田 新『航空發動機はどうして動くか』大日本飛行協會, 航空技術文庫(3), 1944 年, には 6 頁, 第 1 圖として本稿図 14 左下図が何とガソリン機関の一般例として掲げられている。勿論, この図だけでは動弁機構については全く解らない。かような図を用いた神経も疑われるが, 藤田はこれを「(ヒルト HM60R 型)」と紹介している。しかし, これは *60* であったとしても *60R2* であった筈であり, 迂闊の極みである。

諸処に掲げられている図, つまり本稿図 14 が *HM60 R2* であるのか *HM504 A-1* であるのかについては容易に判別出来ない。同時代資料が杜撰な上, 両機種程度のボア/ストローク寸法の差($^{102/110}$, $^{105/115}$)ではその比を小さな図からノギスで慎重に測って諸元値と突合せてみても到底, 判別出来ないからである。*HM60 R2* 及び *HM504 A-1* の諸元については酒井『高速度發動機』巻末, 附 第 4 表, 前者については『航空機及航空發動機設計資料』133

図 14 Hirth *HM60 R2*型ないし *HM501 A-1* 型発動機



渡部一郎「航空発動機」31 頁，第 33, 34 圖。

側面図右端の太い管は 4 番気筒後方から暖気を気化器に導く管。

先ず，カム軸はこれ以上，考えられぬほど奇天烈極まる位置に設けられていた(右下)。か

頁，参照。

ような位置取りでありながら連桿に刈り倒されずに済んでいたのは、それがカム軸とはい条、ごく短小なモノであり、1, 2 番気筒用はそれらの間、3, 4 番気筒用はそれらの間、それぞれ主軸受の下に潜伏せしめられ、クランク軸から平歯車で駆動され、カムフォロアを介して左は吸気弁、右は排気弁と両側面に露出したプッシュロッドを衝くように案配されていたからに他ならない。

なお、これ等の画像から我々はヒルトの第一世代ないし旧系列発動機がその創製当初から'37 年型まで、一貫して正の挟み角を有する星型発動機のそれの如き吸排気弁配置と半球状燃焼室とを有する気筒頭を与えられていたという状況を確認し得たワケである。

続いて、後続諸機種にも共有されたと思しきヒルト発動機独特の潤滑系統を *HM60 R2* 型に尋ねてみよう(図 15, 16)。それは始動直後における要部への潤滑を確実にしながら送油量の総体的過剰化を排し、潤滑油消費率削減と潤滑性能、とりわけ始動時におけるその向上とを同時に達成するための技術であった。

そのメリットを理解するためにはしかし、列型発動機における潤滑系統の典型例として先に掲げたジブシー I 型の潤滑系統図(前掲図 9)に一旦、立ち還っておく必要がある。そこでは送油ポンプから出た油はストレーナを経てサプライ・パイプを立ち上った後、4 番主軸受の外に位置する接続部にてギャラリー・パイプに渡り、4 番主軸受、2 番主軸受からそれぞれ 3, 4 番クランクピン、1, 2 番クランクピンへと達した。又、1, 5 番主軸受には別途、ギャラリー・パイプの前後延長部より給油が行なわれた。

この状況をクランク軸長手方向の油流れについて観れば、接続部より遠い末梢部位に作用する油圧は上流域での分岐や途中の管摩擦の影響に依り、厳密には幾分かの低下を余儀無くされる。これを前提として平軸受である主軸受の潤滑条件を確保してやろうとすれば、最も油圧が下がる末端部を基準にして送油ポンプ吐出し量を多い目に設定することになる。かくすれば接続部に近い主軸受ほど給油過多となる。各主軸受への油道にメータリング・オリフィスでも設ければある回転数における油圧の均等化は可能となろうが、面倒である上、回転数は一定ではないからそもそも唯一の最適解といったモノは存在し得ないが故に、この方法は非現実的である。

他方、クランク軸半径方向の油流れについて観れば、2, 4 番主軸受から孔を通じて間欠的にクランク・ジャーナル内腔へと入った油はその先で 4 つのクランクピン軸受の潤滑という第 2 の役目を担わされる。因って、クランクピン軸受の潤滑条件をも確保するため、2, 4 番主軸受には各々の両脇からの漏洩を読み込んだ以上に多い目の油を送ってやらねばならない。更に、クランクピン軸受の両脇からの漏れた油は遠心力に依り飛散し、大小の油滴となって気筒内壁やピストンピン軸受の潤滑という第 3 の仕事に与らねばならぬ。そして、この意味からも送油量は根っこの処では多い目に設定されている必要がある。

以上総じて、潤滑油はその流れのヨリ下流の部分における機能の十全なる発揮を顧慮する関係上、長手方向についても半径方向についても上流ほど過剰気味に送られている必要がある。しかも、具合の悪いことに、今述べたような潤滑方式は発動機始動時には十全に

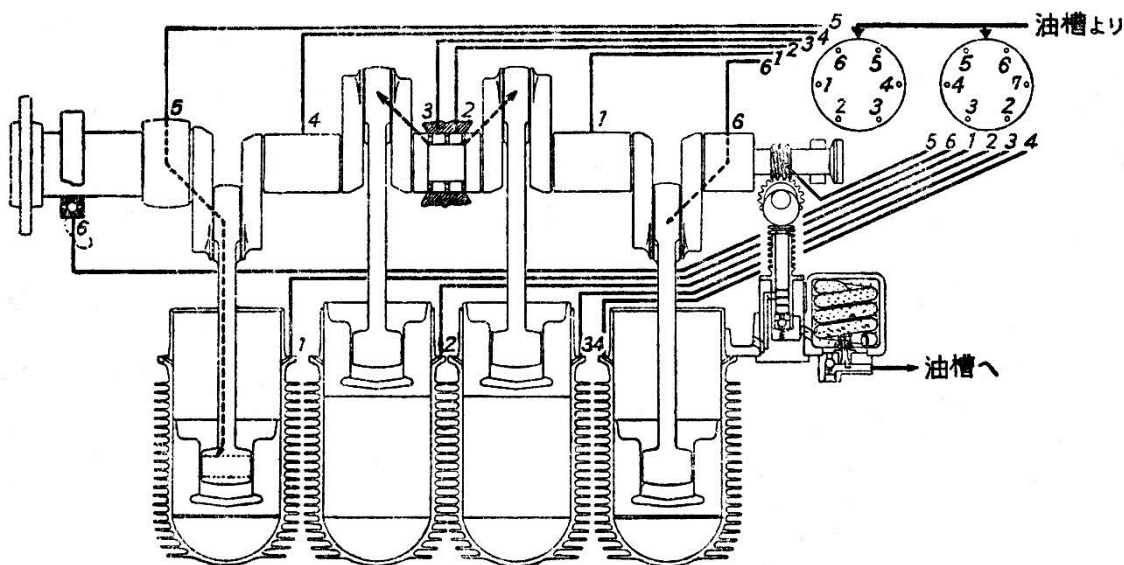
機能し得ない。即ち、始動時には潤滑不足、運転時には局所的潤滑過剰という状態の背中合わせがそこにはある。

もつとも、航空発動機程度のサイズの正立・星型発動機なら上流・下流の圧力損失や過剰給油云々の問題はさまで重大事とはならない。然しながら、同じ正立でも舶用等中・大形機関においてはこの差が無視し得ない問題となる。このため、主軸受や気筒内壁等、重要な潤滑部には総て直接、適量の油を圧送する方式が採られており、それ故、始動時における潤滑不足の問題もその芽を摘まれている。

他方、小形ではあっても倒立発動機ともなれば運転中における過剰給油は即、潤滑油消費率昂進の要因となって来る。また、通常の潤滑機構に依拠する限り、始動時の潤滑不足傾向については正立と同じである。

その解決策として編み出されたのがヒルト独特のドライサンプ式潤滑系統(図 15)である。そこでは 6 つのプランジャを有する送油ポンプが 2 つ用意されていた。クランク軸後端付近に位置しているのはクランク室排油ポンプである。2 つの送油ポンプは大別して軸受関係とシリンダ関係を分担せしめられていた。主軸受はコロ軸受(スラスト軸受は玉軸受)、クランクピン軸受もコロ軸受、ピストンピン軸受は針状コロ軸受であり、転がり軸受は“お湿り”程度の潤滑状況で健全に機能するものであるから、図 15 右方、左側ポンプの吐出し率は極めて低い値に設定可能であった筈である²⁵。

図 15 Hirth HM60 A-2型の潤滑系統

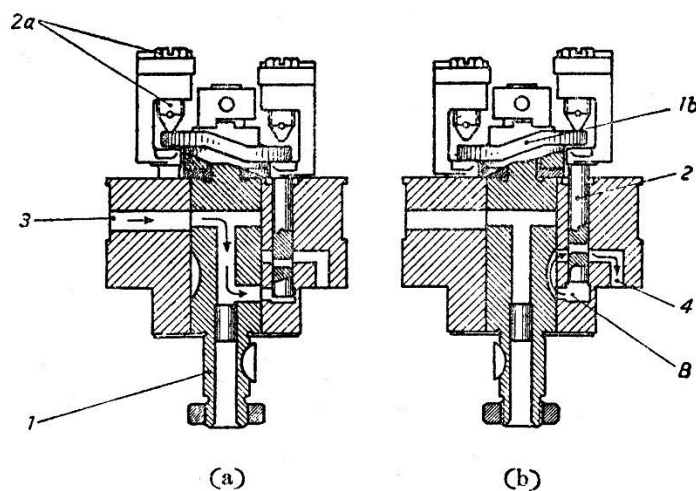


²⁵ 図 15 の出典文献，引用頁，参照。蛇足ながら，吉中 司は整備不良に因り無潤滑状態に陥った RR RB211-22B 型ジェット・エンジンのタフネスぶりについて紹介しているが，その根源は転がり軸受の特性にある。当該エンジンが特に軸受回りの保油性に配慮した安全設計になっていたのか否かについて吉中は具体的に語っておらず，また筆者とて何ら知る処は無い。吉中 司『数式を使わないジェットエンジンのはなし』航空情報別冊，酣燈社，1990 年，37~40 頁，参照。

富塚 清編『航空發動機』共立出版，1943 年，805 頁，第 15・56 圖。

件の送油ポンプは R. Bosch の MGA ポンプである。1 はクランク軸の $1/50$ の回転数で回る軸で回転分配弁をなすと共に板カム 1b を担持し，これに依って 6 本のプランジャ 2……を駆動する。(a) はこれからプランジャが上昇し吸入を開始しようとしている状態，(b) はこれからプランジャが下降し吐出しを開始しようとしている状態を示し，油は $3 \rightarrow B \rightarrow 4$ の経路を通して吐出される。2a はプランジャの吸込み行程を変更することによって 1 行程当り吐出し量を $0 \sim 0.06 \text{cm}^3$ の範囲で調節するネジである²⁶。

図 16 HM60 A-2 型に採用された Bosch MGA 送油ポンプ



同上書，784 頁，第 15・36 圖。

ヒルトの潤滑系統は転がり軸受の潤滑特性を活かして潤滑油消費率抑制を図りつつ始動時にも確実な気筒潤滑を確保しようとしたものであり，後者，即ち独立ないし並列給油は中・大形機関における強圧注油の手口を小形高速機関における強制循環給油方式の中に採り込んだモノに他ならない²⁷。

HM60 R2 型ないし HM504 A-1 型のその他の特徴を挙げれば，気筒頭は Al 合金鋳物，気筒胴は特殊鋳鉄製で通しボルトでクランク室と結合された。吸排気弁の挟み角は 80° ，クランク室は Mg 合金製。点火系はマグネトーとバッテリー点火との 2 重式。後者はスロットル連動に依る点火時期調節装置付き。気化器はズム式温度加減装置付きであった。無論，その最大の特徴はヒルト継手に依る組立式クランク軸と転がり軸受の多用にあったの

²⁶ 図 16 の出典文献，引用頁，参照。

²⁷ なお，転がり軸受の特性を活かすという観点からすれば，Daimler-Benz DB600, 601 系のように主軸受をケルメット，ヨリ厄介な下流部，クランクピン軸受のみを転がり軸受化するだけでも上流，主軸受部への過剰給油を，従って潤滑油消費率を抑制するための有効な手立てとなる。

ではあるが、ヒルト継手そのものについては旧稿でも扱っておいたので、ここでは再論しない²⁸。

1938 年には *A-1* の改良版 *HM504 A-2* 型 (Inv.4-105 × 115mm, $\epsilon = 6.0$, 最大出力 105HP/2530rpm., 離昇出力 95HP/2450rpm., 巡航出力 85HP/2360rpm., 乾燥重量 103.7kg) が投入され、ヒルト発動機に第二世代ないし新系列の時代が訪れた。この程度の性能差ならカム・プロファイルか気化器のベンチュリー径とメインジェット径とを変えれば到達可能な馬力アップのようにも思われようが、*A-2* は 5 馬力アップした各出力と若干増加した乾燥重量とから予想される以上に *A-1* との懸隔が際立つ発動機となっていたからである。

即ち、この世代交代は散発的な設変の結果ではなく、新系列ヒルト発動機は須らく挟み角の無い吸排気弁を有するカウンターフロー式吸排気系に一新された気筒頭と標準的な OHV 式動弁機構によって特徴付けられていた。そして、旧系列時代と同様、倒立直列 4 気筒は倒立 8V、倒立直列 6 気筒は倒立 12V へと展開せしめられた。

'38 年中には倒立直列 4 気筒の *HM60 R2* や *HM504 A-2* と並んで、倒立直列 6 気筒の新型 *HM506 A-1*、倒立 V 型 8 気筒の新型 *HM508 H-1* がラインナップされている。'39 年には倒立 V 型 12 気筒の *HM512 A* も投入された。倒立 V のバンク角は 8, 12 気筒共に 60° であった²⁹。

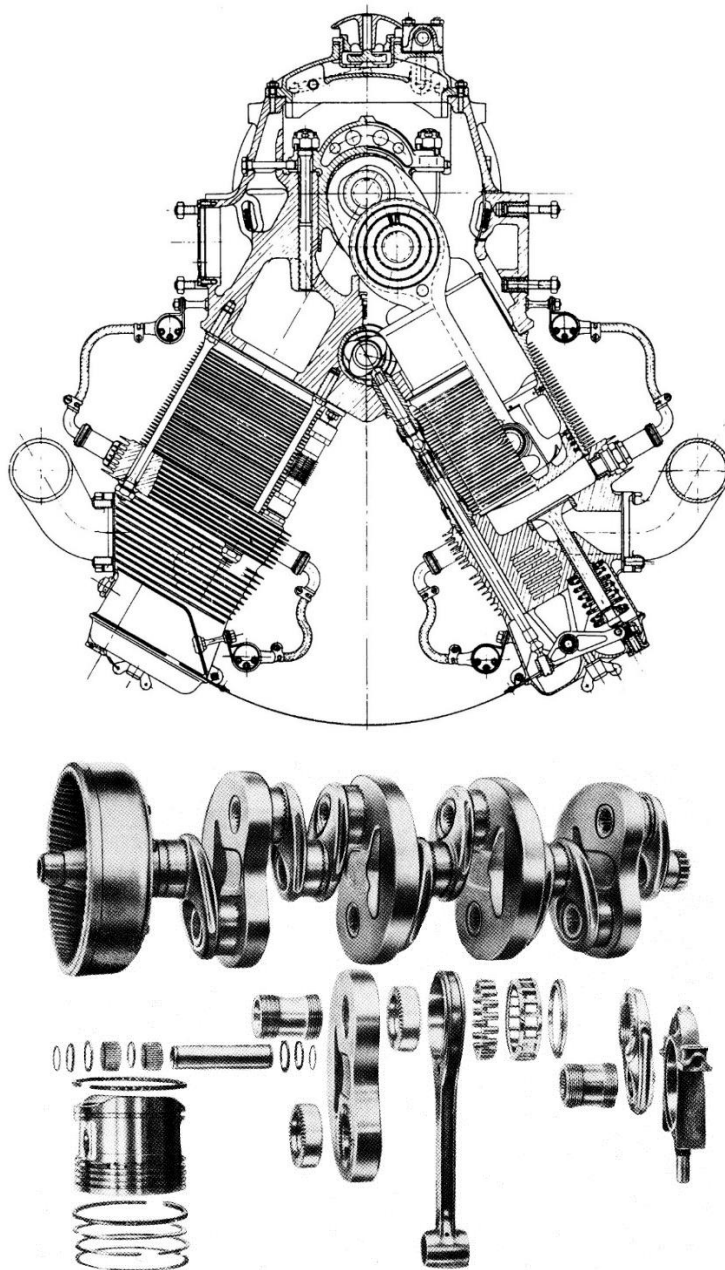
図 17 によって明らかとなるように、新系列の技術的メリットは構造的簡略化、とりわけ V 型発動機における動弁機構を劇的にシンプル化することにあった。これに伴ってその吸排気系のレイアウトも容易となる。燃焼室はパンケーキ状で圧縮比は旧型同様、6.0 であった。勿論、これの片バンクを用いたモノが *HM504 A-2* に他ならない³⁰。

図 17 Hirth *HM508 H & D* 型発動機

²⁸ ヒルト継手とその展開については拙稿「三菱航空発動機技術史 第Ⅲ部」(大阪市立大学学術機関リポジトリ掲載)、参照。

²⁹ それらの諸元については『航空機及航空発動機設計資料』133 頁、参照。元データは *Automotive Industries, the Automobile*, Vol.78, No.20. 1938. *HM512 A* については日暮『世界優秀航空発動機総覧』29~30 頁、参照。元データは *Jane's All the World's Aircraft 1919*。ヒルト発動機のテクニカルデータについては宮本『列國航空発動機要目集』542~554 頁、参照。但し、544 頁では *HM504 A2* の写真と *HM504 A1* の図とが混交掲載されている。

³⁰ ヒルト発動機の圧縮比は 1940 年の倒立直列 4 気筒、*HM515*(95φ × 105mm)において 6.2 となるが、それまでは 6.0 止まりであった。日暮『世界優秀航空発動機総覧』29~30 頁、参照。



上：『航空發動機圖集』70頁，第79圖。

下：同上書，71頁，第80圖，より³¹。

ヒルトエンジンの潤滑油消費率は巡航出力ないし常用最大出力における値として発表されているが、総じて良好であった。*HM60 R-2*型のそれは66馬力において1.5g/PS-h, *HM504 A-2*型のそれは75馬力において僅かに1.3 g/PS-h, *HM506 A-1*のそれは130馬力におい

³¹ このエンジンのクランク軸が直列4気筒用のそれを2本、位相角180°で継足したかの如き特異なピン配列を有しており、8個のクランクピンが左右バンク気筒に交互に振られていた点に注意。

て 5.4 g/PS-h, *HM508 H-1* のそれは 200 馬力において 3 g/PS-h, *HM508 D* 型のそれは 3.1g/HP-h, *HM512 A* のそれは 300 馬力において 3 g/PS-h, *HM512 B* のそれも 330 馬力において 3 g/PS-h と公表されていたから何れも極めて優れた成績であった。

これは高い工作精度や巧みに設計・配列された独立型空冷気筒の素直な熱変形, そして何よりも件の巧妙な潤滑系統と転がり軸受の多用によって可能となった絶対的に低い送油圧及び時間当り送油量の然らしむる処であったと考えられる³²。

高度な機械技術を有するヒルトは 1941 年, Ernst Heinkel Flugzeugwerke に買収され, そのジェットエンジン開発に貢献した。ヒルト継手はその軸流圧縮機における重要な要素技術となった³³。

戦後, ヒルトは Hirth Landmaschine-und Motorenwerke G.m.b.H.なる別会社として生れ変わり, シニューレ掃気の小形 2 サイクル農工用発動機(単気筒 2.5~9HP)を投入, 斯界に一定の地歩を保持した。現在の Gbeler-Hirthmotoren GmbH & Co. KG はヒルト及び同社の後身であり, 航空発動機を含む 2 サイクル小形ガソリン機関メーカーとなっている³⁴。

5. その他の倒立直列発動機

1) Argus

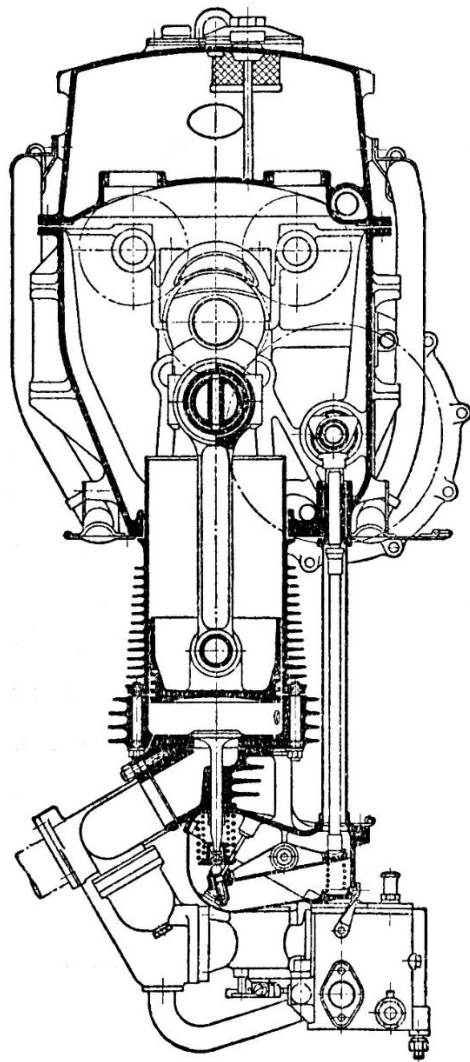
図 18 は 1928 年に発表されたアルグスの倒立発動機, *As8* 型の横断面である。出典文献に拠れば, この発動機の概要は, 4-120 ϕ \times 140mm, 80PS/1400rpm., 比重量 1.4kg/PS。構成材料は気筒頭: Al 合金, ピストン: Al 合金チルド鑄造, クランク室と主軸受冠はエレクトロン。性能は, 台上試験における燃費: 217g/PS-h, 120km/h での飛行状態における燃費: 226g/PS-h, 台上試験における潤滑油消費率: 6.0g/P-h, 飛行状態における潤滑油消費率: 10.0g/PS-h と, 同時代の倒立発動機との比較においては可も無し不可も無しといったところであった。

図 18 Argus *As8* 型発動機(1930 年)

³² 潤滑油消費率については宮本『列國航空発動機要目集』8, 542~554 頁, 参照。

³³ cf., Scillaifer, *ibid.*, pp.395, 398~399, 409.

³⁴ 農発メーカー時代のヒルトについては cf., Fachgemeinschaft Kraftmaschinen im Verein Deutscher Maschinenbau-Anstalten E.V., *Deutsche Verbrennungsmotoren*. 3. verbesserte Auflage 1953, B, SS.44~45.



W., Thelz, *Flugmotoren in Leicht- und Schwerölbauart*. Berlin, 1931, S.16.

もつとも、1913 年の試験結果と比較すれば、燃費面でさしたる改善が観られぬのに反し、オイル消費の面においては格段の進歩の跡が窺われる。それでも、この 6.0~10.0g/PS-h という値は *Gipsy I* 型のような同時代、同クラスの直立発動機に比すれば 2 倍程度に相当したから、倒立型が潤滑油消費率の面において不利を託っていた事実は否定し得ない処である。

アルグスはその後、空例の倒立 V 型 8 及び 12 気筒発動機に重心を移行させ、先次大戦期には V-1 型飛行爆弾のパルスジェットのメーカーとしても名を馳せた³⁵。

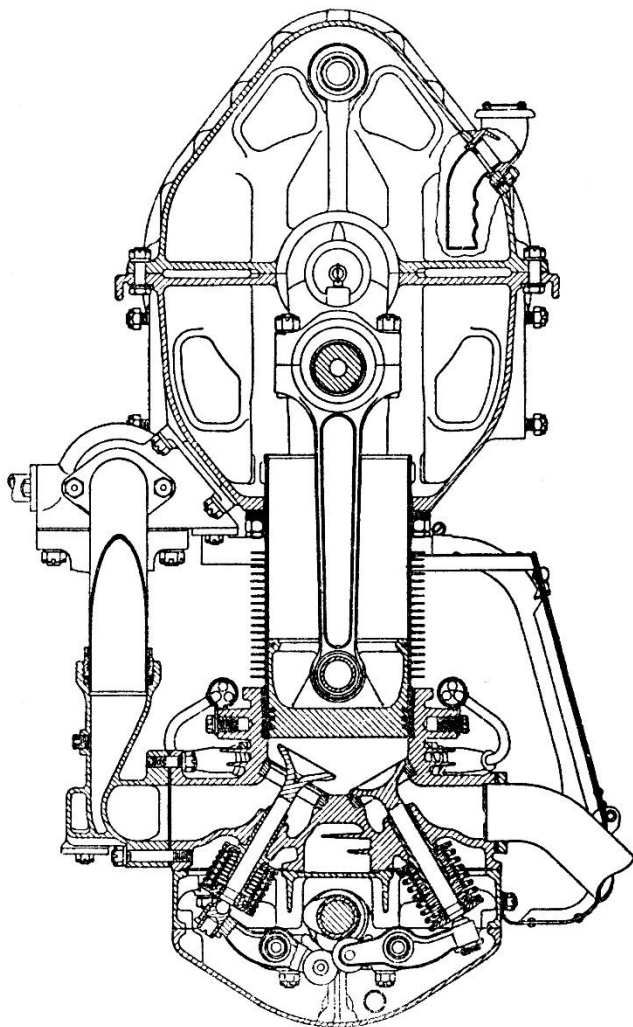
2) Fairchild(Ranger)

Gunston に拠れば、1925 年、アメリカ、メリーランドに Fairchild Airplane

³⁵ このパルス・ジェットについて簡単には吉中『数式を使わないジェットエンジンのはなし』20~22 頁、参照。

Manufacturing Corporation を創設した Sherman M., Fairchild はその時点において発動機設計に着手していた。これが翌年に製作され、'28 年より販売に移された 6-370 型倒立直列 6 気筒発動機である。動弁機構はヴァーチカル・シャフトを用いた OHC(UHC?)であった。本発動機は恐らくアメリカで製作された倒立直列発動機の嚆矢であると思われる³⁶。

図 19 Fairchild(Ranger)の倒立発動機(1930 年)



ditto., S.7 Abb.6.

図 19 の発動機の図は 1930 年の雑誌上に発表されたものであるが、ボア・ストローク比は後年の 6-440 のそれに等しく、同時代の 6-370 や 6-390 とは異なる発動機である。また、1930 年の内に同系列の発動機は Ranger Engineering Corporation から *Ranger* ブランドで販売されるようになった。この会社の空冷 6 気筒倒立発動機においては気筒冷却の均一

³⁶ Gunston/見森・川村訳『世界の航空エンジン ①レシプロ編』172~174 頁、参照。吸気マニフォールドに係わる記述は原書(p.181)も訳書も千鳥足である。

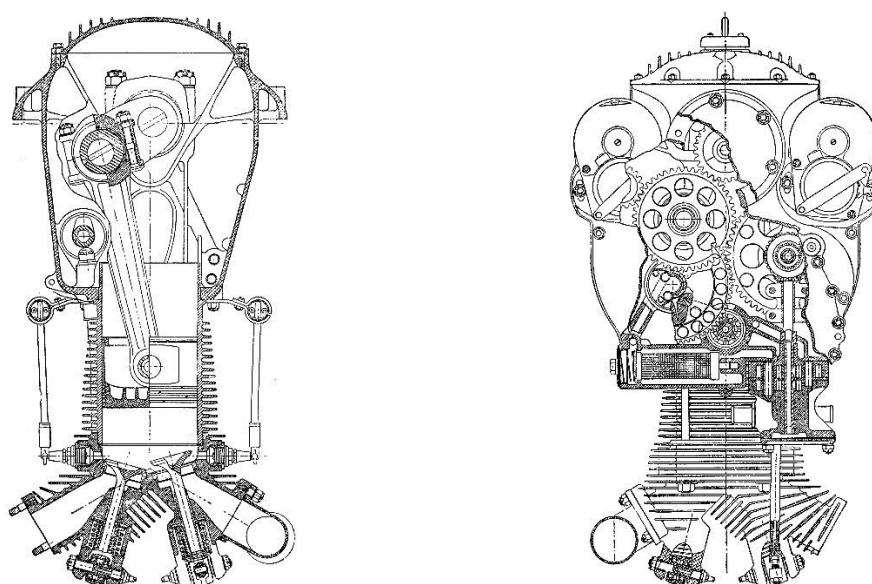
性が担保されており回転も円滑であったが、欠点は発動機長さが馬力の割に大であり艤装上、困難を生じがちであることに在った。また、これを倒立 V に組んだ空冷 12 気筒発動機は気筒の均一な冷却に困難を生じたため、'30 年当時においては baffling の工夫への注力が為されていた³⁷。

親会社は 1936 年、Fairchild Engine and Airplane Corporation となり、レンジャーはその子会社となって倒立直列 6 気筒や倒立 V 型 12 気筒の製品を製造し続けたから、如上の技術的問題にもある程度の解決策が見出されたのであろう。

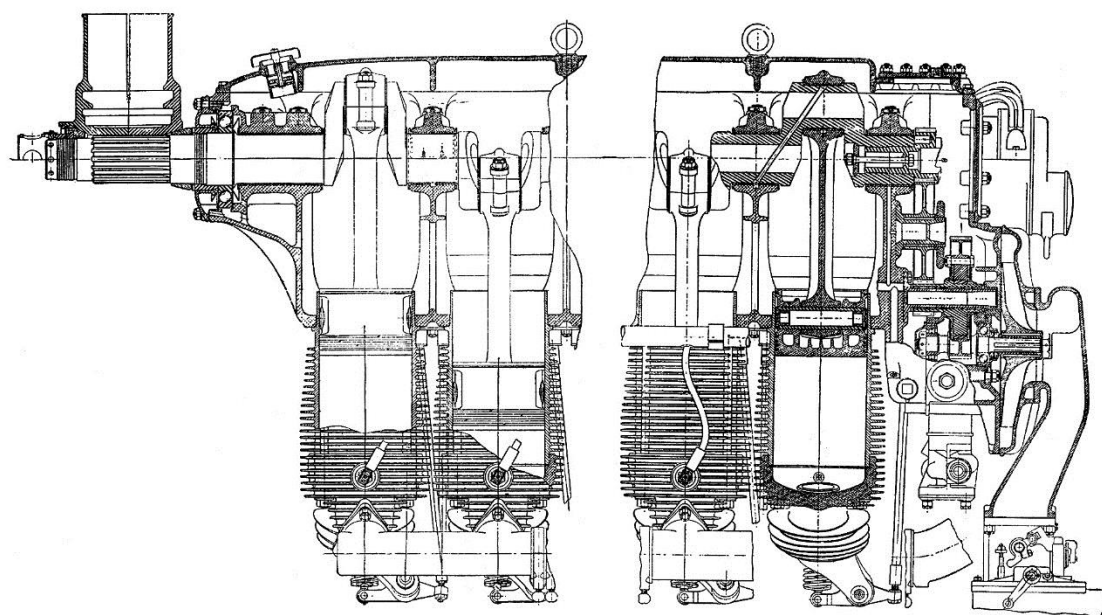
3) Menasco

Menasco Manufacturing Company は 1926 年の創設当初、空冷星型発動機のリビルドを生業としていたが、'29 年より空冷倒立 4 気筒発動機(114.3φ×130.2mm)の製作に着手した。それ故、ブランドの継続性という点からはメナスコこそがアメリカにおける倒立直列発動機のパイオニアと言えなくもない。図 20 は同じ気筒寸法を有する 6 気筒発動機 *Buccaneer B-6s* 型(200HP/2250rpm.@1370m)である。その後、ボアを 120.7mm へと拡大した *Super Buccaneer* が追加設定された。

図 20 Menasco *Buccaneer B-6s* 型発動機(1937 年)



³⁷ シー・エフ・テーラー講述『航空用発動機的设计に就て』152 頁、参照。テーラーに拠れば、Wright 社も同じ頃、空冷倒立 V 型 600HP 発動機の気筒冷却とクランク室の剛性確保に難渋していた。恐らく、こちらは持て余した末に棄却された企画であったと考えられる。



『航空機及航空發動機設計資料』108~109 頁，第 1, 2 圖。

メナスコはこのタイプの倒立直列 4 及び 6 気筒，そして倒立直列 6 気筒ツインバンク發動機，水平対向 4 気筒發動機等を開発した他，戦後は Lockheed XJ37 型ターボジェット開発を請け負い，やがて投げ出し，斯界から消えた³⁸。

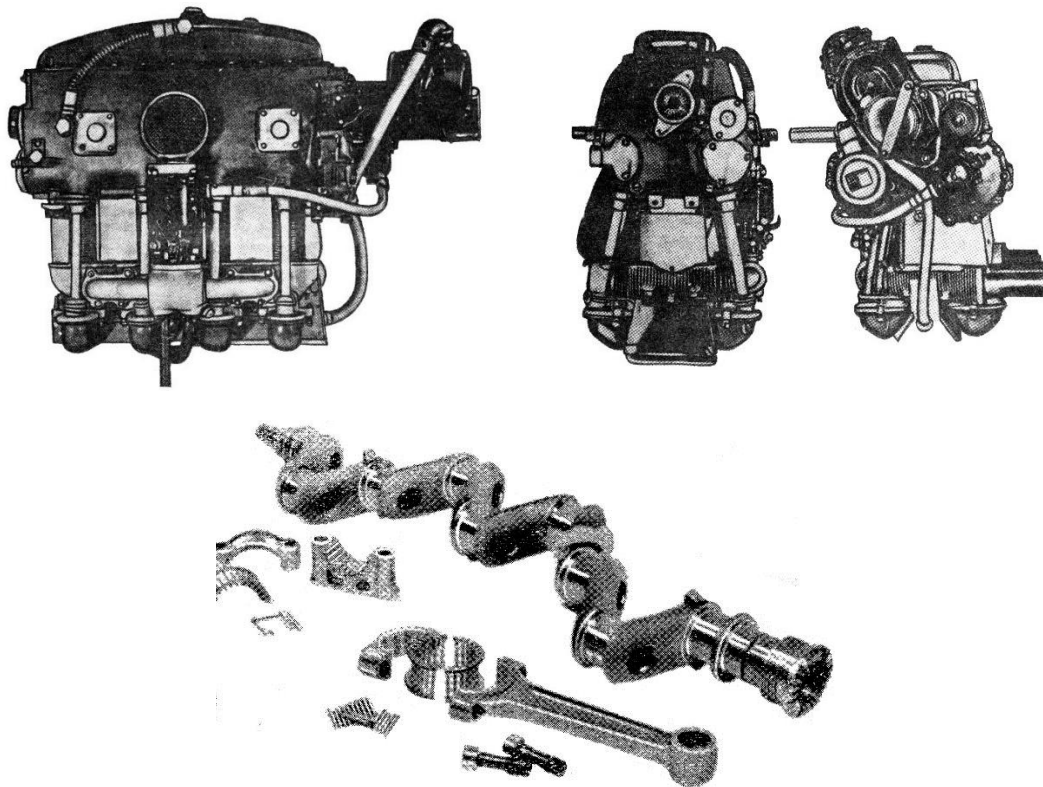
4) Zündapp

Zündapp-Werke GmbH は 1917 年に設立され，'21 年より自動二輪車製造に参入した。'38 年に 50 馬力の練習機用空冷倒立直列 4 気筒發動機 Z9-92(Inv.4-85×88mm, $\epsilon = 6.2$, 離昇出力 50PS/2300rpm., 公称出力 45PS/2225rpm.)を製造，翌年，この發動機は 2 θ 級發動機付き機における 2 種の高度記録と 3 種の速度記録を樹立した³⁹。

図 21 Zündapp Z9-92 型發動機

³⁸ ガンストン同上書，139~140 頁，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，111 頁(原書 pp.137~138, 127~128)，Schlaifer, *ibid.*, p.479, 参照。

³⁹ 日暮『世界優秀 航空發動機總覧』29~30, 42 頁，宮本『列國航空發動機要目集』555~556 頁，参照。この社名は Zünd Apparat=点火装置に因む。ツェンダップは一時期，“国民車”開発に名乗りを上げたが，結局はバイクメーカーに止まり，戦後遅くに破産した。戦後の経過，その末路と中国への設備売却については拙著『開放中国のクルマたち』日本経済評論社，1996 年，220~221 頁，参照。



上：日暮『世界優秀 航空發動機總覽』42 頁，より。

下：村川 梨『航空の物理』115 頁，第 80 圖(左端の切れは元々のモノ)。

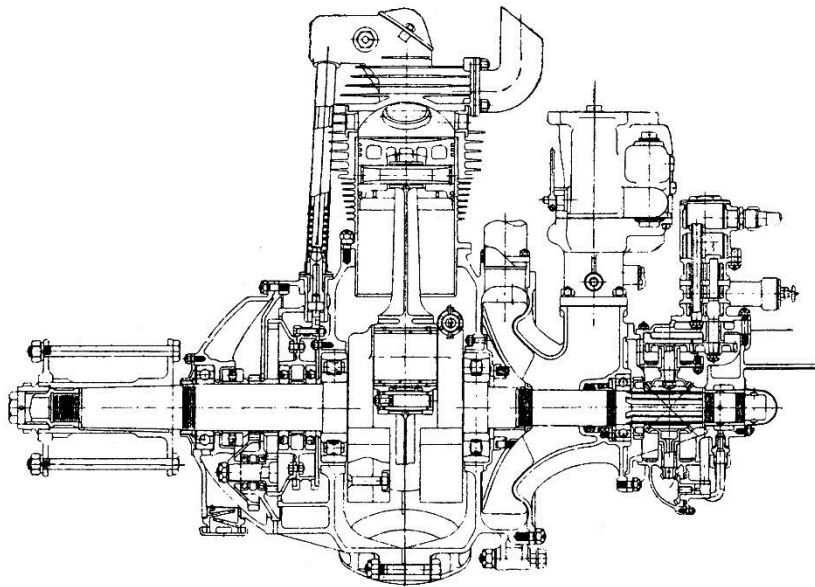
この発動機も $2g/P\cdot h$ という優れた潤滑油消費率をマークした。これもヒルト発動機同様，転がり軸受の多用に依る低い送油圧・送油率の然らしむる処であつたと考えられる。バイクメーカーにとって組立式クランク軸と転がり軸受，時に針状コロ軸受との併用は手慣れた技術となっていたが，ヒルト継手に頼れぬ本発動機の場合には一体式クランク軸と主軸受，クランクピン軸受としての半割りケージ付き針状コロ軸受との組合せが採用されていた(図 21)。

5) 東京瓦斯電気工業(日立航空機)

瓦斯電(→日立航空機→日野重工)の星子 勇(1884~1944)は 1926 年初頭より自社設計航空発動機の設計に着手し，'28 年，通信省航空局の航空機試験規則に依る 50 時間耐久試験に合格させた。これが商品化された国産初の航空発動機，*神風*(3 型：1R7-115×120mm， $\epsilon = 5.3$ ，最大出力 180HP/2200rpm.，標準出力 150HP/2000rpm.，自重 172kg)である⁴⁰。

図 22 瓦斯電 *神風*発動機

⁴⁰ 酒井重蔵『新航空発動機教程』有象堂出版部，1942 年，5，7 頁，参照。



酒井重蔵『新航空発動機教程』6 頁，第 4 圖(上下左右反転)。

クランク軸後部の直結翼車は混合器分配を良好にするためのファン⁴¹。

瓦斯電は'30 年代に天風(1R9-130×150mm, $\epsilon = 5.2$, 最大出力 350HP/2100rpm., 標準出力 300HP/1800rpm., 自重 280kg), 幸風(1R9-140×150mm, $\epsilon = 5.2$, 最大出力 450HP/2200rpm., 標準出力 400HP/1900rpm., 自重 300kg)等の空冷星型航空発動機や空冷倒立発動機春風を開発した⁴²。

天風系列は大戦末期に至るまで総計 1 万基ばかり生産されたが，神風は「海軍制式」，「通信省制式」発動機に指定されているにも拘わらず，その生産実績，即ち製造期間や製造基数については不明である。幸風についてもその生産実績は不明であり，「通信省制式」発動機に指定されたことになっている春風(Inv. 4-120×140mm, $\epsilon = 5.3$, 最大出力 135HP/2,300rpm., 標準出力 120HP/2,100rpm., 自重 140kg)についても生産実績は一切判っていない⁴³。

1938 年，ドイツの B cker Flugzeugbau G.m.b.H.は日本へ *B 131 Jungmann* 複座練習機と *B  133 Jungmeister* 単座練習機のセールス・キャンペーンを行った。海軍はユングマンを購入すると共に，翌年，20 機を追加購入し，テストの上，初歩練習機としての採用を決定，製造権を購入して九州飛行機をライセンス生産に当らせた。その結果誕生したのが 2

⁴¹ この吸入翼車と呼ばれたファンはアームストロング・シドレイが導入していたもの。実用例の一つである A.S. *Mongoose* 発動機発動機については拙稿「三菱航空発動機技術史 第Ⅲ部」にて紹介しておいた。

⁴² 天風(95 式 350 馬力発動機)についても拙稿「三菱航空発動機技術史 第Ⅲ部」にて紹介しておいた。

⁴³ 酒井『新航空発動機教程』7 頁，第 3 表，日本機械学会『日本機械工業五十年』1949 年，1030~1031 頁，第 18 表参照。後者に拠れば $\epsilon = 5.6$ とある。これは同時代の神風や天風より高く不自然であるが，誤りではなく，後年の性能向上型のそれであるのかも知れない。同書に拠れば，春風発動機には A, B 二種類あり，それぞれ公称 120，離昇 130 馬力，公称 135，離昇 150 馬力ともある。

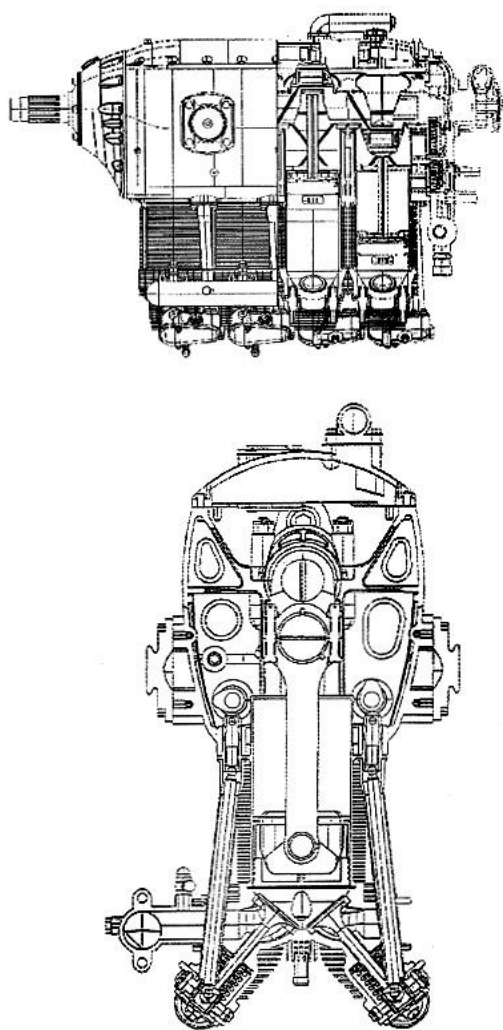
式陸上基本練習機紅葉であり、217機が製造されている。一方、陸軍は日本国際工業にこれをライセンス生産させ、キ 86, 4 式基本練習機として採用、1,037 機を製造せしめた⁴⁴。

1938 年という年回りは微妙であるが、恐らく、前者には新型の発動機 *HM504 A-2* 型が、後者にも新型の *HM506 A-1* 型辺りが装備されていたのであろう(後者の発動機は後年には Siemens-Bramo の空冷星型 7 気筒発動機 *Sh14A* へと換装される)。そして、海軍 2 式陸上基本練習機、陸軍 4 式基本練習機の発動機として陸海軍から日立航空機が開発を命じられ、かつ量産されたヒルトもどきの空冷倒立発動機、それが初風(Inv. 4・105×125, $\epsilon = 6.0$, 110~125PS : 図 23)である⁴⁵

図 23 初風 11 型発動機

⁴⁴ 航空情報別冊『太平洋戦争 日本陸軍機』酣燈社、1969 年、185~186 頁、同『太平洋戦争 日本海軍機』酣燈社、1972 年、253~254 頁、参照。ビュッカーの創設者、Carl Clemens Bucker(1895~1976)については坂田『獨逸航空人傳』266~271 頁、参照。

⁴⁵ 初風発動機については鈴木 孝・土屋 修・有我正博「二次大戦中のガス電(日立航空機/日野)『初風』エンジンに見る真の技術移転」日本機械学会『技術と社会部門公開研究会講演論文集』No.04-79(2004 年)、鈴木 孝『名作・迷作エンジン図鑑』グランプリ出版、2013 年、第 17 章、のご参照を乞う。但し、その記述には誤りが多々、含まれている。なお、『日本機械工業五十年』1030~1031 頁、第 18 表に初風の ϵ について 5.8 とある。



鈴木他「二次大戦中のガス電(日立航空機/日野)『初風』エンジンに見る真の技術移転」図 3。

図 23 に明らかな通り、*初風*はヒルト新系列発動機の国産化品とは形容致しかねる作品であった。吸排気弁の挟み角は 80° である。これは空冷星型発動機一般における相場より大きく、かつ、ヒルトの旧型、即ち *HM60 R2* 型ないし *HM504 A-1* 型のそれと全く同一の値である。

ヒルト継手に依る組立クランク軸と転がり軸受との組合せを回避し、勿論、かの巧妙精緻な潤滑系統をも斥けて平凡極まる潤滑系に改めた点や動弁機構を通俗化し、ロッカー・アームを空冷星型発動機のように発動機前後軸平行に置いた点に国産化に当っての工夫の跡は観られるものの、それらは並べてヒルトの旧型発動機をこの国の間尺に合わせるための純然たる回避策に過ぎなかった。

鈴木 孝氏らは：

ガス電が「ヒルト」の調査に入ったのは 1937 年であったが、この時海軍から貸与されたエンジンは既に日本に於いて稼働済みのもので……。

と述べている。’37年なら文献上での調査対象でさえ未だ現行モデルであった旧型に限られていたワケであり、かつ、既に数年の稼働を経ていたという海軍貸与の個体など旧型以外の何物でもあり得ない。

つまり、鈴木氏らが語って止まぬ気筒頭の設定等に係わる「技術移転の哲学」云々は *HM60 R2* ないし *HM504 A-1*、即ち旧型でしかあり得ぬ初風の参考モデルを恰も新型＝*HM504 A-2*であったかの如くに錯誤した上での最良の引き倒しの過剰解釈なのである。これは彼らが *HM504*に係わる図4として *A-1*ではなく将に *A-2*の横断面図を掲げている事実からも傍証される処である⁴⁶。

それはともかく、初風は不評を託しながらも一応、実用された。それはその生産基数に鑑みても、また次のような回想が残されていることからしても明らかである。

「初風」は国産の倒立空冷発動機として実用された唯一のもので、倒立のためプラグの汚れがひどかったほかは、実用的にはさして問題はなかった。しかし歴史あるヒルト *HM504*にくらべるとやはり見劣りし、力が弱いという声もあった⁴⁷。

「初風」エンジンは原型のヒルトに比べるとかなり見劣りがし、戦時下の急造のせいもあったろうが、同馬力でも燃料を多く食い、故障率や整備の手間もヒルトに及ばず、また振動も大きかった⁴⁸。

初風は潤滑油もオリジナルより余程多く食った筈である。しかし、仮令、かような問題点があったとしても、それらは当時のこの国の、しかも急造の通俗版模倣航空発動機として取り立てて謗られるべき事態ではなかった。

6) 高速機関工業

最後に取上げられる高速機関工業は謂わば付けたりでである。その *KO60* 型(Inv.4・88φ×96mm, 最大出力62HP/2800rpm., 正規出力60HP/2600rpm.)は明らかにWalter(チェコ) *Mikron 4II*型の模倣品であった。これはその製品群の中でも特に潤滑油消費率劣悪な、恐らく旧式の発動機であった⁴⁹。

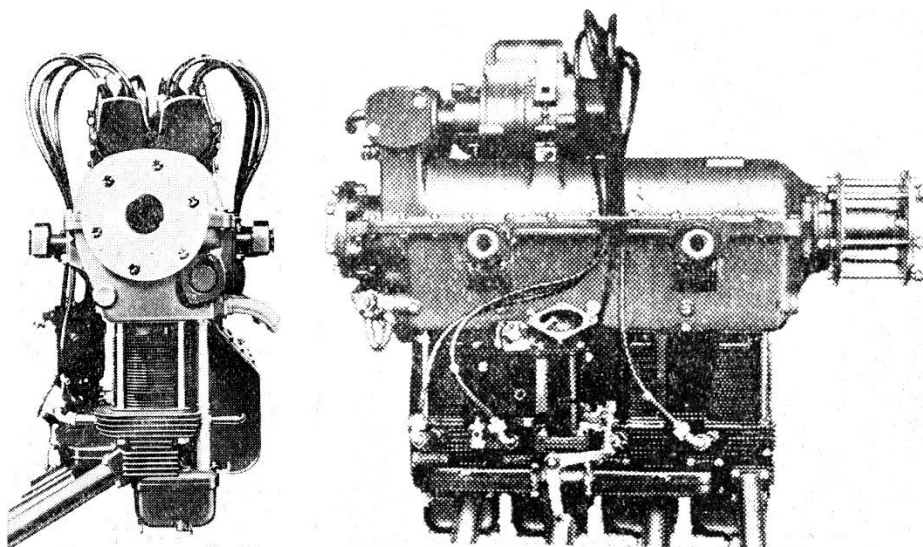
図24 高速機関工業 *KO60*型発動機

⁴⁶ 日立航空機でその廉価版「初風」がライセンス生産されたのが *HM504 A-1*型である点については既に拙稿「三菱航空発動機技術史 第Ⅲ部」にて若干、言及しておいた。

⁴⁷ 『太平洋戦争 日本陸軍機』185～186頁、より。

⁴⁸ 『太平洋戦争 日本海軍機』254頁、より。

⁴⁹ Walter *Mikron 4II*型については宮本『列國航空発動機要目集』718～719頁、参照。



日本機械學會『機械工學年鑑』1942 年，307 頁，第 41, 42 圖。

戦間期~戦時下の航空発動機の一部における潤滑油消費率を気筒配列別に瞥見すれば表 2 のようになる。主運動部の軸受に転がり軸受を多用したドイツの発動機，とりわけ小排気量のそれにおける潤滑油消費率の少なさが際立っていた。似たモノ同士である Daimler-Benz DB601A(クランクピン軸受にコロ軸受を採用)と Junkers Jumo 211C(同，平軸受)との間における潤滑油消費率の差はこの傾向が大排気量発動機においても観察されたことを示唆しているように考えられる⁵⁰。

表 2 戦間期~戦時下の航空発動機の一部における潤滑油消費率

気筒配列		発 動 機 名	排気量 ℓ	離昇出力 HP	吸気	潤滑油消費率 g/HP-h
倒	4I	Walter <i>Mikron 4II</i>	2.3	62(最大)	NA	20
	12V	DH <i>Gipsy 12</i>	18.4	530	過給	17.2
	6L	DH <i>Gipsy 6- I</i>	9.2	210(最大)	NA	11.3
	12V	Ranger <i>SGV 770B-6</i>	12.7	500	NA	11
	6L	Menasco <i>Super Buccaneer</i>	8.9	290	過給	11
	12V*	Junkers <i>Jumo 211C</i>	35	1000 (最大)	過給	10

⁵⁰ 残念ながら，その背景として位置付けられるべき DB601A と Jumo 211C とにおける潤滑油送油率に係わるデータは見出せていない。然しながら，DB601A の前身に当る同一気筒スペックの DB600A(離昇 950HP/2350rpm.)と排気量で 58%と小振りな Jumo 210E(離昇 680HP/2700rpm.)における送油率はそれぞれ 42 ℓ /min.@2400rpm., 40 ℓ /min.@2700rpm.であり，Jumoの方が圧倒的に大送油率であった。『航空発動機圖集』56, 79 頁，参照。蛇足ながら，小川清二『航空発動機(改訂版)』中巻，350 頁，第 144 表は各種発動機の送・排油ポンプの吐出し量を含む諸元を掲げたもので，良い資料ではあるが，掲載情報は此处での目的に対しては古きに過ぎる。

立	12V*	Junkers <i>Jumo 210Ea</i>	19.7	690(最大)	過給	7.5
	4L	Menasco <i>Pirate C-4</i>	6	135	NA	7
	12V	Ranger <i>V-770B-4</i>	12.7	315	NA	9
	12V*	Daimler-Benz <i>DB601A</i>	34	1175	過給	8.2
	6L	Hirth <i>HM506 A-1</i>	6	160(最大)	NA	5.4
	12	Walter <i>Sagitta I-M</i>	18.4	560	過給	4.3
	8V	Hirth <i>HM508 D</i>	8	280	過給	3.1
	12V	Hirth <i>HM512 B</i>	12	450	過給	3
	4L	Menasco <i>Pirate B-4</i>	5.3	95	NA	3
	4L	Zündapp <i>Z9-92</i>	2	50	NA	2
	4L	Hirth <i>HM60 R-2</i>	3.6	80 (最大)	NA	1.5
	4L	Hirth <i>HM504 A-2</i>	4	105 (最大)	NA	1.3
正 立	12V*	Rolls-Royce <i>Merlin II</i>	27	890	過給	9.1
	12V*	Hispano-Suiza <i>12Y</i>	36	1500	過給	8
	4L	DH <i>Gipsy 1</i>	5.2	98	NA	3~5
星 型	2R18	P&W <i>R-2800 SLA6-G</i>	46	1850	過給	11
	2R14	Hispano-Suiza <i>14AA</i>	45.3	1030	過給	7

本文、宮本『列國航空發動機要目集』，日暮『世界優秀航空發動機総覧』及び陸軍航空士官學校『昭和十八年印刷生徒用 航空發動機教程 全』巻末附表第 18~21，より。

* は水冷發動機。潤滑油消費率測定時の負荷条件については不記載のデータが大半を占める。

更に、ライフサイクルの、従ってその技術的進化の最終局面に達していた大形ピストン發動機を含む戦後の代表的ガソリン航空發動機における潤滑油消費率を気筒配列別に瞥見すれば表 3 のようになる。残念ながら敗戦国ドイツの發動機は Porsche のみで、中々の高性能ではあったが、ツェンダップやヒルト、ベンツといった老舗の名は無い。

表 3 1957 年における代表的航空發動機の潤滑油消費率

気筒配列		発 動 機 名	排気量 ℓ	離昇出力 HP	吸気	潤滑油消費率 g/HP-h
倒 立 型	6L	DH <i>Gipsy Queen 70</i>	10.2	380	過給	20
	4L	DH <i>Gipsy Major 10</i>	6.1	145	NA	13
	4L	DH <i>Gipsy Major 200</i>	6.8	200	NA	12
	6L	DH <i>Gipsy Queen 30</i>	10.2	250	NA	11
	12V	S.N.E.C.M.A-Renault <i>12T-303</i>	12.0	625	過給	10
	4L	E.N.M.A. <i>Tigre G-IV-B5</i>	6.3	150	NA	9
	4L	S.N.E.C.M.A-Regnier <i>4L-02</i>	6.3	170	NA	8

	6L	Alfa Romeo <i>115 ter</i>	9.2	225	NA	7
	4L	B&G Cirrus Bombardier 702	6.5	180	NA	6
	8V	Potez <i>8D-32</i>	11.7	520	過給	5
	6L	Potez <i>6D-30A</i>	8.8	325	過給	3
	4L	Potez <i>4D30</i>	5.85	240	NA	3
	4L	Walter <i>Minor M-332</i>	4.0	140	NA	3
水 平 対 向 型	6	Continental <i>GSO-526A</i>	8.6	320	過給	10
	6	川崎航空機 <i>KAE-240</i>	7.4	260	NA	8
	8	Lycoming <i>SO-580-D</i>	9.5	400	過給	7
	6	Lycoming <i>GSO-480-A1A6</i>	7.4	340	過給	6
	4	Lycoming <i>O-290-D2</i>	4.7	140	NA	5
	4	Continental <i>C-85-12</i>	3.1	85	NA	4.5
	4	Porsche <i>678</i>	1.6	65	NA	2
星 型	2R18	Wright <i>R-3350-26WB</i>	54.9	2700	過給	9
	2R18	P & W <i>R-2800 CB16</i>	45.9	2400	過給	7
	1R7	C.Z.P.S.K. <i>W.N.3</i> (Poland)	13.4	340	NA	5
	2R14	Bristol <i>Hercules 216</i>	38.7	1800	過給	4
	2R18	Bristol <i>Centaurus 373</i>	53.6	3150	過給	4
V 型	12V*	Rolls-Royce <i>Merlin 724</i>	27.0	1760	過給	4.5
	12V*	Rolls-Royce <i>Griffon 57</i>	36.7	2455	過給	3.5

Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*, より。

潤滑油消費率測定時の負荷条件は巡航出力。Bristol の 2 機種はスリーブ・バルブ。

むすびにかえて

イギリスのブラックバーン&ジェネラルのシラス *Bombardier*, デハヴィランドのジプシー *Major* 系, *Queen* 系, フランスのポテ *4D*, *6D*, *8D* や S.N.E.C.M.A.-*Regnier*, イタリアのアルファ・ロメオ *115*, チェコのウォルター *Minor*, スペインの E.N.M.A. *Tigre*, といった小形の倒立直列ないし倒立 V 型航空発動機は戦後も暫くの間, 生き延びていた⁵¹。

然しながら, 小形航空発動機界における時流はやがて「アメリカのアマチュア設計家にとって, エンジンの選定範囲はおおむね空冷 4 気筒水平対向エンジンに限定される」と表現されるような状況へと収束して行った。無論, それはアメリカ, アマチュアといった限定を解除しても然りであった⁵²。

⁵¹ cf., Wilkinson, *Aircraft Engines of the World 1957*., pp.262, 268~271, 277, 282, 284, 283.

⁵² 引用は L., Pazmany/内藤子生監修・阿部郁重訳『軽飛行機の設計法』日本航空整備協会, 1971 年(原著も 1971 年), 80 頁, より。

前面投影面積と横幅の点で倒立型に一步譲るとは言え、水平対向型発動機はその低い背丈と同一気筒数に対して短い全長のため、良好な前方視界を約束してくれる。また、2次振動の点からは勿論、潤滑油消費率の点からも、気筒配置において水平対向より倒立が選好されるべき謂れなど本来、無いと言って良い⁵³。

潤滑油消費率については戦時下並びに1957年時点におけるデータを拾った表2,3に示さた通り、ヒルトを筆頭、むしろ別格として倒立発動機の中にも著しく潤滑油消費率の低い機種が見受けられた。その反面、中には表1に観た1913年の数値と変わらぬほどの猛者まで並ぶといった有様であり、総じて倒立型はV型、星型は固より水平対向発動機のそれに対してさえ潤滑油消費率の点において劣勢を託っていた。

とりわけ、相対的に出力の大きい発動機や過給発動機の領域について観れば、仮令、気休め程度ではあれ内部冷却の足しとして油の時間当り循環量を増してかかる手口が常套であったためか、倒立型や水平対向型の発動機に生ずる潤滑油消費率の極端な悪化傾向はほぼ一般的とさえ形容出来た。ピストン航空発動機の極限を窮めつつあった第二次世界大戦期の第一線級高負荷V型及び星型発動機群の戦後完熟形や路傍の石の如き農業機用星型発動機等と比べてみても、それら、とりわけ倒立型の全般的劣位は明らかであった。テイラーがどう語っていようと、特段の配慮でも為されておらぬ限り、下向き専門の気筒群から成る発動機の潤滑油消費率の良からう筈など無いのである。

世界で唯一、実用化に漕ぎ着けたJunkers Flugzeugwerk A.G.のJumo航空ディーゼルの泣き所は高い熱負荷を受け、かつ孔だらけになっている気筒に対して単位時間内に供給してやるべき潤滑油量自体の多さとその吹抜け損失の激甚性に在った。富塚 清はJumo対向ピストン航空ディーゼルに関して、潤滑油消費率(実力 15g/PS-h 程度)と燃油消費率(実力 165g/PS-h 程度)とを合せた総油消費率が航研長距離機用高負荷ガソリン発動機のそれ(それぞれ 172g/PS-h, 3g/PS-h 以下)に若干、劣ったとコメントしている⁵⁴。

航続性能で勝負する航空発動機にとって潤滑油消費率が有する意味はそれ程までに大であった。この点はしかし、エアライナーや第一線級軍用機においても程度の差はあれ本質的には同じであった。内燃機関主運動部への転がり軸受採用を目の敵とした富塚にして語

⁵³ 水平対向発動機の利点を説いた文章として Carl T., Doman/横堀武夫訳「軽航空発動機の進歩に関する問題」『内燃機関邦訳文献集』第10巻 第3号, 1942年(執筆者は Aircooled Motors Corporation[旧 Franklin Automobile Company]のスタッフ), Harold E., Morehouse/熊谷清一郎訳「軽飛行機用発動機の発達」同, 第10巻 第5号, 1942年(執筆者は Lycoming Division, Aviation Manufacturing Corporation のスタッフ), 参照。

なお、前方視界という点からすれば、アメリカでは Ford V8 機関(90° 8V-77.72×95.25, $\epsilon = 6.3$, 82HP/3075rpm.)に減速比 1.95 の平歯車式と思しき減速装置を取付けたものが Arrow F 型航空発動機としてリリースされていた。ブロックは鋳鉄製のままであった。バンク中央に屹立する降流式気化器が目障りではあったが、ベース機関は SV であったことと減速装置に依るプロペラ軸高さの引上げとが相俟って V8 ながら単発機に装備された場合の前方視界は良好であった。Aero Digest, April 1936, p.122, 陸軍航空技術研究所『文献要報』第135号, 1936年8月, 「最新米國航空發動機集」, より。

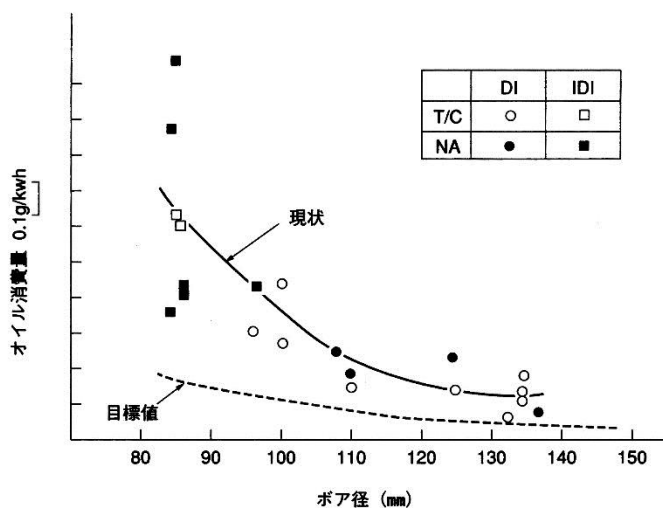
⁵⁴ 富塚 清『内燃機関の歴史』三栄書房, 1993年, 110, 182~183頁, 参照。

り落したのは、彼の仇敵たる転がり軸受が潤滑油消費率の抑制に著効を発揮していたという重い現実である。

潤滑油消費率の点で劣る一般的な倒立発動機や水平対向発動機が練習機やスポーツ機等、補助的な飛行機に愛好されて来たのは当然の帰結である。^{なかならず}就中、倒立発動機の栄華は恰も邯鄲一炊の夢の如くに霧消した。否、せねばならなかった。ドイツの敗戦により戦後世界が特異な潤滑系統を有するヒルト発動機の力量についての認識を広く共有し得なくなってしまうことは如何にも残念な限りではあるが、ヒルトの後身ゴブラー・ヒルト社の現有 2 サイクル機関が直立 1, 2 気筒、水平対向 2, 4 気筒のみに帰一し、倒立などという酔狂なレイアウトが絶無となっているということ自体は強ち偶然とは言えない。

なお、当今においては工作精度や潤滑油自体の性能向上に依り内燃機関の潤滑油消費率は往時、世界に冠たる存在であったヒルト HM504 A-2 型倒立発動機のそれを遙かに凌駕している。やや古いデータながら軽油を焚く自動車用ディーゼル機関における潤滑油消費率については次のようなチャートが公表されている。これに拠れば、縦軸の 1 目盛は 0.13g/PS-h であるから、'97 年当時の「現状」は 0.15~1.5g/PS-h の範囲でバラツキを示していたが、概ね 0.4g/PS-h 前後に展開していたという描像になる。遺憾ながら、その後における「目標値」の達成度やガソリン機関における類似データについては管見の及ぶ処となっていない。

図 25 各社製自動車用ディーゼル機関における潤滑油消費率



「自動車用ピストンリング」編集委員会編著『自動車用ピストンリング』山海堂, 1997 年, 23 頁, 図 2.18。

また、自動車機関よりも遥かに平均負荷率が高く、多くの場合、硫黄他の有害不純物を多量に含む C 重油への対応を求められる中・大形 4 サイクル・ディーゼル機関における潤滑油消費率の相場は 0.6~0.8g/PS-h とされている。もっとも、中形以上のディーゼル機関における潤滑油は内部潤滑用のシリンダ油と外部潤滑用のシステム油とに分たれ、後者はほと

んど減らぬし清浄器を用いて何度も再利用されている。シリンダ油について、今も製品リスト上にある船用 4 サイクル中形機関に具体例を求めれば、シリンダ注油器の送油率は定格出力/回転数において 0.5g/PS・h に設定されている⁵⁵。

⁵⁵ 日本船用機関学会 燃料潤滑研究委員会編『燃料潤滑油用語事典』成山堂書店、1994 年、169 頁、阪神内燃機工業(株)『船用ディーゼル機関 取扱説明書 形式 LH46LA』1996 年、139 頁、参照。同機関は 6-460×880mm、連続最大出力 4500PS/220rpm.。参照。