

385

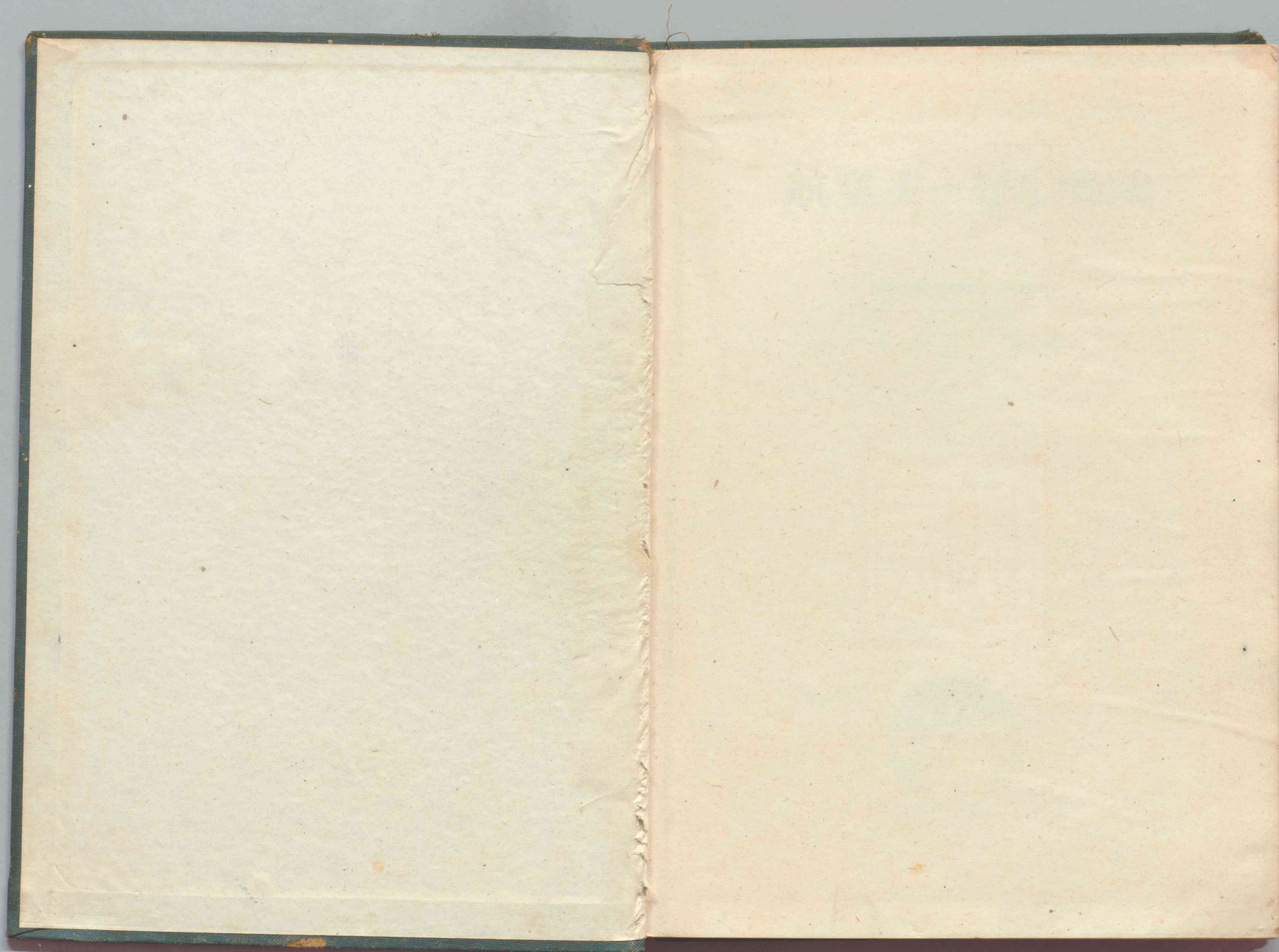
書館
庫

群馬県立図書館



0703885-4





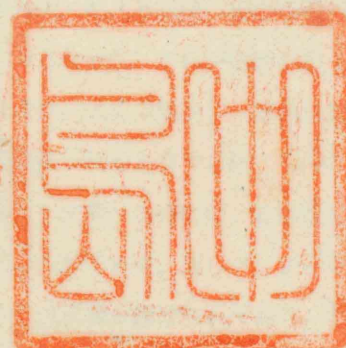
航 230
0-1

航空ヂーゼル機関

三菱重工業東京機器製作所技術部長

工學博士

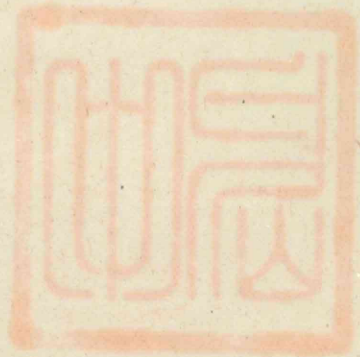
大井上 博 著



共立出版株式會社

航空エンジンに関する

著者 大井 正



増補改訂に際して

1930 年前後には航空ディーゼル機関研究の流行時代を出現し、幾多貴重なる経験が得られ、一般高速ディーゼル機関の發達に寄與する所も尠くなかつたが、現在迄引續き實用に供されてゐるのは依然 Junkers 航空ディーゼル機関唯一種と云ふ有様である。これは、最近の數年間に於て航空ガソリン機関が高オクタン價燃料の採用により性能上飛躍的の進歩を遂げ、これと對比する時には航空ディーゼル機関は馬力當りの機関重量も多く、而も陸昇出力の割合が少いと云ふ缺點あり、且、兩種機関に於ける燃料消費率の相違も狹められて來たがためである。

然し、航空ディーゼル機関に関する技術、就中燃料噴射の意想は最近の軍用航空ガソリン機関にも取入れられ、これが性能の向上に役立つてゐる。尙、航空ディーゼル機関に於ては、火災の惧少く、燃料消費率少く、無線の受信を阻害される惧も少い等幾多の利點を有する故、1,000 馬力級若しくはそれ以上の大馬力機関を目標として考へる時には、長距離重爆撃機又は民間機用等としても有望と思考する次第である。而して、ドイツ、フランス、アメリカ等に於ても引續き鋭意研究改善が續けられており、今後の進歩は期待するに足る。航空ディーゼル・エンジン概論執筆以來 11 年、而して、本書發行以來既に 6 年を閲し、その間に於て幾多の新研究も發表されてゐるので茲にそれ等を追加補足する事とした。航空用並に一般用高速ディーゼル機関に關心を有せられる諸賢に對して多少の御參考ともならば幸甚である。

昭和 16 年 8 月

於 牛込區市ヶ谷臺町

著 者

緒 言

1928年9月アメリカに於て Packard 航空ディーゼル機関装備の飛行機により最初の飛行記録が作られて以来今日に至る満7年間に、型式認定試験に合格し、若しくは、試験飛行に成功した航空ディーゼル機関の種類は十指に餘り、試製研究中のものを加へれば實に數十種に達するが、それ等の中で既に實用に供されてゐるのはドイツの Junkers 機関唯一つと云ふ有様である。これは、ディーゼル機関は航空機用として幾多の特長を有してゐるが、一方、ガソリン機関に對比して尙改良すべき點多き事を示すものである。

扱、今日迄に發表されてゐる各種の航空ディーゼル機関は

- i) ガソリン機関より轉化したもの
- ii) 在來のディーゼル機関を基とし發達したもの

の二種類に大別出來、その設計に現れた積極的の試みは他種高速内燃機関の計畫に對しても多大の參考となるのである。

本書に於てはディーゼル機関に關する一般的研究より推して航空ディーゼル機関を論じ、併せてその現狀を略述する事とする。

昭和10年8月

於 神戸市外住吉村

著 者

目 次

第 1 章 緒 論	1
1.1 航空用發動機並に燃料に對する研究趨勢	1
1.2 燃料噴射電氣點火式機關	5
1.3 航空ディーゼル機關	10
第 2 章 航空ディーゼル機關に關する一般的考察	13
2.1 使用燃料	13
2.2 熱力學的考察	19
2.3 サイクルの數	28
2.4 平均有效壓力並に回轉速度	32
2.5 シリンダの冷却	34
2.6 起動法	37
2.7 高度の影響	42
第 3 章 燃料の噴射	48
3.1 燃料の噴射	48
3.2 燃料噴射弁の種類	55
3.3 ノズル	68
3.4 燃料噴射ポンプ	71
第 4 章 シリンダ内空氣の渦流	87
4.1 渦流の必要	87
4.2 渦流を與へる方法	89
4.3 渦流の強さ	95

4.4	機械効率	97
第5章 四サイクル航空ディーゼル機関		
5.1	Beardmore 機関	100
5.2	B. M. W.-Lanova 機関	103
	i) B. M. W.-Lanova 114-V 2 型機関	103
	ii) B. M. W.-Lanova 114-V 4 型機関	104
5.3	Bristol Phoenix 機関	107
5.4	Clerget 機関	110
	i) Clerget 9 A 型機関	110
	ii) Clerget 9 C 型機関	112
	iii) Clerget 14 F 型及 14 F-O 1 型機関	113
	iv) Clerget 16 H 型機関	118
5.5	Coatalen 機関	120
5.6	Fiat A. N. 1 型機関	124
5.7	Guiberson 機関	126
	i) Guiberson A-980 型機関	126
	ii) Guiberson A-1020 型機関	129
5.8	Guidoni 機関	132
5.9	Jalbert 機関	133
	i) Jalbert 235 IP 機関	135
	ii) Jalbert 倒立 V 型機関	139
	iii) Jalbert H 型 16 シリンダ機関	140
5.10	Lorraine 機関	142
5.11	Mercedes-Benz 機関	143

	i) Mercedes-Benz “OF 2” 型機関	143
	ii) Mercedes-Benz “LOF 6” 型機関	145
5.12	Packard 機関	149
5.13	Rolls-Royce 機関	153
5.14	Sunbeam-Coatalen P. 1 型機関	155
5.15	Sutor 機関	157
第6章 ニサイクル航空ディーゼル機関		
6.1	Attendu 機関	159
6.2	Behmann 機関	161
6.3	Botali 機関	163
6.4	Burn 機関	165
6.5	Deschamps 機関	169
6.6	Garuffa-Garguilo 機関	173
6.7	Gatti 機関	176
6.8	Held 機関	178
6.9	Junkers 機関	180
	i) 研究の経過	180
	ii) Junkers Jumo 204 型機関	182
	iii) Junkers Jumo 205 型機関	186
	iv) Junkers Jumo 207 型機関	189
6.10	航研ニサイクル機関	193
6.11	Küssner 機関	196
6.12	M. A. N. ニサイクル複動機関	199
6.13	Michell クランク無し機関	200

6.14	N. A. C. A 研究の機関	201
6.15	Norrbom 機関	204
6.16	Ricardo さや形弁式機関	204
6.17	Rodgers 機関	208
6.18	Salmson SH-18 型機関	209
6.19	Sersté 機関	211
6.20	Sidarblen 機関	211
6.21	Siemens 機関	212
6.22	Statax S-3 型機関	213
6.23	Stearns 機関	214
6.24	ZOD 260 型機関	215
第 7 章 總 括		221
7.1	主なる航空ディーゼル機関の要目	221
7.2	航空發動機としてのディーゼル機関の得失	221
7.3	繼續飛行時間の問題	227
7.4	航空ディーゼル機関の將來	228
索 引		231

第 1 章 緒 論

1.1 航空用發動機並に燃料に対する研究趨勢

航空發動機に對しては信頼性の高い事、出力の大なる事、重量の輕少なる事、燃料消費率の少い事、前面抵抗並に冷却抵抗の少い事等が要求され、従來は、氣化器付、電氣點火、四サイクル爆發式機関の獨舞臺であつた。この種のもの、即ち、航空ガソリン機関は、歐洲大戰後一段の進歩を加へ、實用上略満足すべき成績を擧げてはゐるが、その出力並に性能に對する要求は益々大となりつゝある。而して、可及的に輕合金を使用し、回轉速度を著しく高めて出力の増加を計るとか、或は又、壓縮比の増加により熱効率の向上、從て、燃料消費率の低減を計る等の手段が講ぜられてゐる。

回轉速度の増加に伴ふプロペラの効率低下を防ぐためには減速装置を用ひるが、普通の平齒車若しくは遊星齒車装置の外に ^{ファルマン}Farman 傘齒車差動式減速装置があり、これは兩軸心が一致してゐるので、星型機関の場合には、他で置換へられぬ利點を有してゐる。然しながら、運動部分の慣性力、機関の耐久力及吸氣弁の許容面積等の諸問題に制限され、競速用等の特殊の場合を除いては、最大回轉速度は今以て高々 3,000 rev/min 程度に過ぎない。

一方、高壓縮比を採用する時には、早過ぎ點火 (pre-ignition)、異常爆發 (detonation, knocking) 等の現象を惹起する故、異常爆發止 (anti-detonator, anti-knock material) の研究が必要になる。最近では、オクタン價 87 乃至 100 位の調合ガソリンが使用される様になつたが、餘り壓縮比を高めても、熱効率の増加はこれに伴はずして却つて炭酸ガスの解離を起し、或は爆發壓力上昇の結果、機関重量の増加を必要とするに至る等のため、壓縮比は 7

程度で行詰となつてゐる。

又、冷却、機械的強度並に点火栓の能力等の點で問題があるため、1 シリンダ當りの行程容積は 3~3.5 l 位が限度であり、1 臺當りの出力 2,000 HP 程度の機関に對してはシリンダ數を増すの外ない。而して、空冷二列星型 18 シリンダ機関、空冷四列星型 24¹⁾ シリンダ機関、液冷 H 型 24 シリンダ機関及 Allison^{アリソン} 機関の如く 60° V 型 12 シリンダ機関二組を 45° の角度を以つて結合した様な 2 本のクランク軸を有する 24 シリンダ機関等も出現し、更に進んでは筒型にシリンダを配置する事によりシリンダ數を増し、而も前面積を餘り増加せしめね様な構造のものも提唱されてゐる。尙又、現今の航空ガソリン機関に於ては離昇出力の増加並に高空性能向上等のため殆んど凡て一速度若しくは二速度の過給機を裝備し、正味平均有効壓力も短時間の運轉に對しては 15 kg/cm² 程度迄高め得るに至つてゐる。

次に、航空機の火災防止に關する問題である。火災には飛行場に於て燃料積込の際起るもの、飛行中に起るもの、激突の際起るもの、敵弾を受けた場合に起るもの等があり、前二者に對しては、自動消火器、特殊氣化器又は逆火防止装置の使用等種々の對策も講ぜられており、周到なる點檢、取扱上の注意等により著しく被害を軽減出来るが、後二者に對しては、ガソリン機関を使用する限り徹底的解決は困難で、これが對策の考究は今尙發明考案者の好題目となつてゐる。

尙又、最近に於ける自動車、飛行機等の急激なる増加に連れてガソリンは世界的に見て漸次供給不足を告げんとする傾向にあり、自國內に石油資源を

1) 6 シリンダの星型を 4 組串型に連ねた様な構造のもの。

2) これ等の場合に於て、發火する原因は發動機の高溫部若しくは排氣等に潤滑油が直接觸れる事であるとされてゐる。發火の誘引は何れにありとするも、實際に災害を與へるのは潤滑油の發火燃焼ではなく、寧ろ、それに基づく燃料たるガソリンの引火による爆發的燃焼なのである。

有せぬ諸國に於ては、一朝有事の際に於ける對策が必要である。

これ等の行詰を打開して更に一步を進めるには、如何なる手段を講ぜねばならぬであらうか？ これは斯界技術者に取つての重要問題である。而して、

i) ガソリンに代ふるに、その性質は略類似するもより不揮發、不引火性の安全なる燃料を發見せんとす。

ii) 既に工業的に生産されてゐる輕油その他の不揮發、不引火性燃料を採用する事とし、これが使用に適する如き特殊の發動機を設計せんとす。の兩方面より研究が進められてゐる。

上記 (i) に對しては、在來のガソリン機関に燈油、輕油、テレピン油及コール・タール輕油等を使用し得るや否やの實驗が行はれた。これ等燃料の諸性質は略第 1 表の如くであり、ガソリンの如く零度以下の低溫度に於ても引火性ガスを發生する様な事がなく、取扱上遙に安全である。

第 1 表 各種燃料の性質

燃料の種類	比重	燃料 1 kg 當りの低發熱量 (kcal)	引火點 (°C)	4 atm ab の空氣中に於ける着火溫度 (°C)	18 l 入の罐の市價 (圓)
98.5% エチル・アルコール	0.798	6,380	11°	558*	60.00
95% エチル・アルコール	0.815	6,000	—	—	7.20+
90% ベンゼール	0.88	9,600	約 -6°	870	5.10
87 オクタン價 ガソリン	0.70~0.73	10,250~10,600	-25°~30°	384	6.60
テレピン油	0.87	9,940	26°	300*	30.00
燈油	0.87	10,165	33°	390	3.50
輕油	0.88	10,337	85°	330	2.80
コール・タール輕油	0.91	9,622	10° 以下	812	—

* 大氣壓に於ける値 + 工業用のもの

先づ機関をガソリンで起動し、不揮發性燃料に切換えて運轉を繼續するのであるが、その結果を摘録すれば下の如くである。

1) M. Gautier:—La question de l'utilisation des combustibles lourds dans le moteur a explosion. Bull. de l'Ass. Maritime et Aéronautique, 1929.

- a. 燈油及輕油は異常爆發を起し易く、且、後燃えをするため作動が良好でない。
- b. 精製テレピン油は、15°C 位の温度に於ては起動用燃料を用ひずとも使用出来る。
- c. コール・タール輕油は、ガソリン運轉にて機關を温めた後切換えて使用出来る。

但、後二者は何れの國に於ても年産額少く、代用燃料としては論ずるに足らぬ。氣化器製作者として著名なフランスの H. Claudel^{クローデル} は、長年研究の結果、燃料噴出管の中心を通して約 250°C の加熱空気を送り、燈油及輕油をも使用し得る様な特殊氣化器“Atomigaz”^{アトミガス} を發明し、これを航空發動機にも應用しようと試みたが實用化するには至らなかつた。この外、同様の研究が各方面に於て企てられてゐるが、何れも燃料消費率が比較的多く、且、クランク室内の潤滑油を稀釋化する傾向があり、而も起動時ガソリンを必要とする等の缺點は免れない。ベンゾールは代用燃料としてよりも、寧ろ異常爆發止としてガソリンに混入使用されるが、これは同時に火薬の原料であるから、戦時に代用燃料とする理にはゆかぬ。

その他、高沸點のガソリン、アルコールを主成分とする調合燃料、メタノール、テトラリンの如き合成燃料等も研究されてゐるが、何れも多少の缺點は免れず未だ現今の航空用ガソリンに代るべき理想的燃料は現はれぬ様である。

航空ガソリンは茲十數年來長足の發達を遂げ、現在では異常爆發止の作用即ちアンチノック性が大で、而も、適度の揮發性を有する調合燃料が廣く採用されるに至つてゐる。然し、その主體をなすものは直溜ガソリンであり、例へばアメリカ合衆國の 100 オクタン價航空燃料と云ふのは下の様な混合物である。

74 オクタン價直溜ガソリン	50 %
工業用イソオクタン	40 %
イソペンタン	10 %
四エチル鉛	0.8 cm ³ /l

尤も、斯る燃料は高價であり、普通に用ひられてゐるのはオクタン價 87 程度のものである。

1.2 燃料噴射電氣點火式機関

前節の (ii) に對しては、(i) に對するよりも以上の努力が向けられてゐる。これは現在市場に販賣されてゐる燃料をその儘採用し、唯、これが使用に適する如き輕い而も作動の確實な特殊發動機を實現せんとするのである。

先づ第一に考へ着くのは、比較的不揮發性の燃料を噴射し、點火栓により電氣的に點火して作動せしめる様な、等體積サイクルの機關を研究してはと云ふ事である。航空ガソリン機關出現の當時には斯る式のものも多少使用されてゐたが、氣化器の完成に連れて影を潜めてしまつた。然し、氣化器付機關の行詰、並に、無氣噴射式ディーゼル機關の進出に連れて、再び問題となつて來たのである。十數年來自動車用等に使用されてゐるスエーデンの Hess^{ヘッ}-^{セルマン}elman 機關の如きは、その代表的のものである。この式機關の壓縮比は 7.0 前後故、シリンダ内の最高壓力も比較的低く、而も、毎分の回轉數は 2,000 以上に高める事が出来る。燃料は點火の少し以前、即ち、上死點前 60° 乃至 30° 位の間に噴射し終るのであり、燈油、輕油等を用ひても、氣化器付機關に於ける如き異常爆發を伴ふ惧が少ない。同社ではこれを航空發動機用とし

1) O. W. Schey, U. Schmidt:—Kraftstoffespritzung bei Ottomotoren. Z. VDI. 8, März, 1941.

最新ガソリン噴射電氣點火式機關に於ては今少し早目にガソリンを噴射してゐる。

でも実験中との事である。¹⁾ アメリカの Pratt and Whitney ^{プラット アンド ホキットニー} 航空機会社に於ても、この方法を同社 ^{ワズプ} Wasp 450 馬力機関に應用して好成績を収めた。²⁾ 又、イギリスに於ては、小形飛行機用としてこの式の堅型空冷 4 シリンダ 2,000 rev/min にて 80 HP 発生 ^{シラス} の Cirrus ³⁾ 機関が出現してゐる。

この式は後述の様に二サイクル機関として好適であり、アメリカに於ては ^{サンデル} Sandell ⁴⁾ 機関 (倒立 V 型 4 シリンダ、内径 120.65 mm、行程 133.35 mm、1,650 rev/min にて 175 HP 発生、全重量 173 kg)、フランスでは ^{ルロア} Leroy ⁵⁾ 機関 (横型向合 6 シリンダ複動水冷、内径 130 mm、行程 140 mm、1,750 rev/min にて 500 HP 発生)、^{ロシュフォール} Rochefort ⁶⁾ 機関 (堅型 6 シリンダ向合ピストン式水冷—後述の Junkers 航空ターゼル機関に於けると同様 2 本のクランク軸を用ふ—内径 120 mm、行程 (120+120) mm、4,000 rev/min にて 350 HP 発生) 等が研究され、ドイツでも Walter Hofmann がやはり二サイクル向合ピストン式機関 (堅型 6 シリンダ水冷、内径 60 mm、行程 2×88 mm、4,000 rev/min にて 200 HP 発生) ⁷⁾ の設計を發表してゐる。

1) Torbjorn Dillstrom:—High-Power Spark-Ignition Fuel Injection Engine. Hesselman Motor Corp., Sweden, Dec., 1934.

2) P. & W. develops New Feed System. Aviation, April 19, 1930.

J. F. Campbell:—Fuel Injection as Applied to Aircraft Engines. S.A.E. Journal, March, 1935.

Pratt and Whitney 社では引續き研究を續けてをり、最近ではガソリン直接噴射により氣化器使用の場合に比し出力が 8~15% 増加し、燃料消費率 191 g/HP-h と云ふ様な成績も實現されるに至つたとの事である—M. Précoul:—Réalisation américaines d'injection directe d'essence dans les moteurs d'aviation. Aéro-philie, Jan., 1940. p. 10~13—

3) Continental Oil Engines. The Automobile Engineer, June, 1938.

4) C. F. Taylor, E. S. Taylor and G. L. Williams:—Fuel Injection with Spark Ignition in an Otto Cycle Engine. S. A. E. Journal, March, 1931.

5) L. Ventou-Duclaux:—Les Moteurs à Deux Temps. 1929. p. 240~

6) Martinot-Lagarde:—Au sujet des moteurs à combustibles lourds, pour l'aviation. L'Aéro-philie, 15 Mai, 1929.

L. Keuleyan:—Les moteurs Rochefort à huile lourde. L'Aéronautique, Nov., 1938.

7) Walter Hofmann:—Neuartiger Zweitaktflugmotor mit Benzineinspritzung. A. T. Z., 10 Dez., 1934.

燃料噴射電氣點火式機関は、何れも、起動の際ガソリンを用ひればあとは輕油で運轉を繼續し得るが、航空機用としては性能の點でやはりガソリンを用ひてゐる。而して、燃料は吸氣弁の入口に噴射する式及直接シリンダ内に噴射する式の兩様があるが、後者は高空飛行の場合に於ても亦寒い地方に於ても噴射弁部凍結の心配がない點で有利な様に思はれる。尤も、吸氣管内に噴射する場合の壓力は 30~50 kg/cm² 程度でよいが、直接シリンダ内に噴射する式では 100~150 kg/cm² 程度の高噴射壓力が必要とされてゐる。

燃料噴射電氣點火式機関に関する多くの研究結果を綜合するに、そのねらひ所並に利點は下の如くである。

- a. 氣化器を使用せぬため温度、天候並に飛行状態等の影響を受ける事が少く、燃料系統凍結の惧も減ずる。尙、氣化器使用の機関では加速の際は燃料が不足となり、減速しようとして絞弁を閉めると吸氣管内に溜つた燃料でチャブチャブして運轉状態が不良になるが、燃料噴射式の機関では斯る缺點が除去されるから、急降下爆撃等を行ふ軍用の發動機としては殊に具合がよい。
- b. 氣化器部に於ける如き壓力低下を伴はぬため體積効率が大になる。加之、弁の重なりを大に設計しても燃料の損失なく隙間容積の掃除 (scavenging) を十分に行ふ事が出来る。従て、燃料としてガソリンを使用する場合には出力が多少増加し、その消費率も幾分減少する。
- c. 比較的稀薄な混合氣を用ひる場合にも、點火栓の附近には濃厚混合氣を作り、所謂、混合氣を層化 (stratify) する事により良好なる作動を營ませ、熱効率を向上せしめ得る。
- d. 氣化器使用の場合に比して重量の増減なく、且、文字通りシリンダ内にガソリンを噴射するのであり起動も寧ろ良好になる。

- e. 機関が温つてゐる時にはガソリンのみならず比較的揮發性の小さい安全燃料若しくは軽油等をも使用出来る。従て、燃料系統に於ける蒸發氣閉塞 (vapour lock) の問題も避けられる。
- f. 一般にブーストを高めると異常爆發を起し易くなるが、燃料噴射式機関に於ては同時に少量の水をシリンダ内に噴射し、比較的¹⁾低オクタン價の燃料にても高オクタン價燃料使用の場合と同様の機能を發揮させる事も可能である。
- g. 大形多シリンダ機関の場合には各シリンダに一樣に燃料を供給し易い。尙、混合氣で掃除すると燃料の素通り損失が莫大であるが、空氣だけで掃除した後燃料を噴射すればこの損失を防止出来る。従て、燃料噴射式機関は二サイクル式の設計に對しては殊に有利である。

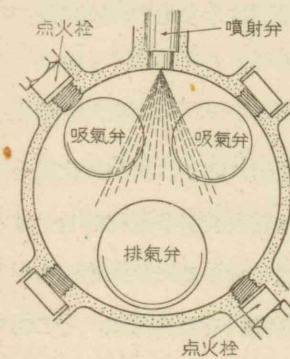
以上、燃料噴射電氣點火式機関の利點を列挙したが、一方これが實現に對しては下の様に非常な困難を伴ふのである。

- a. ガソリン機関では燃料蒸發氣並に空氣が一樣な混合氣になつて後燃燒するのであるから、使用し得る空氣對燃料重量比の範圍は甚だ狭く 20 : 1 乃至 8 : 1 位であり、回轉に應じて常に混合比を適當に保つ事は困難な仕事である。尤も、氣化器付機関に於ては長年に亘る改良進歩の結果、蝶形弁部の開度を加減する事によりかなり微妙に出力の調節が出来るが、燃料噴射式の機関に於ては例へば 3.4 の第 59 圖に述べる様な具合に各シリンダに對應する燃料噴射ポンプのプランジャを 90° 位迄の範圍に回して無噴射より全噴射迄を行ふのであり、デリケートな出力の加減はむつかしい。¹⁾

1) デーゼル機関では噴射された燃料粒子の表面から燃燒が起るのであるから、空氣對燃料重量比の廣範圍で運轉が可能で操縦も容易である。これがデーゼル機関の一特長である。

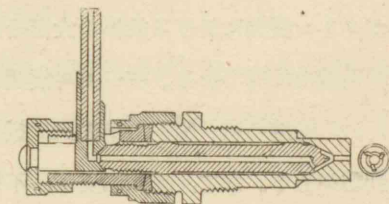
- b. 比較的油性 (oiliness) の少い燃料を用ひるのであり、燃料噴射ポンププランジャ部の磨耗燒付きの問題が懸念される。さればと云つて隙間を増せば粘さの少い燃料を用ひる事故漏洩の問題が起り、燃料噴射系統の工作に對しては幾多の難點がある。

従て、既述の様に各國ともかなり以前より燃料噴射電氣點火式機関の研究はしてゐたが、なかなか實用の域に達しなかつた。ドイツに於ては國產合成燃料即ち人造石油使用の見地よりしてこの種機関の出現が要望され、秘密裡に研究を續けてゐたが、高速ディーゼル機関の發達に伴ひ、ガソリン噴射電氣點火式機関に對する燃料噴射系統¹⁾の工業的生産も可能になつたため、Daimler-Benz²⁾ 及 Junkers³⁾ 兩社に於てはそれぞれ独自の直接噴射式航空ガソリン機関を製作し軍用に供するに至つた。而して、Junkers 社製機関裝備の Heinkel⁴⁾ He 111 型爆撃機が今回の歐洲大戰初期に於てスコットランドで擊墜され、これに對するイギリス側の調査結果が發表された⁵⁾ ため全貌が明になつた。同機



第 1 圖

Junkers Jumo 211 A 型機関の燃焼室



第 2 圖

Junkers Jumo 211 A 型機関の燃料噴射弁

關シリンダ蓋及燃料噴射弁部の構造は第 1 圖及第 2 圖に略示する如くで、燃料は吸氣行程中に噴射される。

1) ガソリン噴射電氣點火式機関に於ける燃料の噴射割合や切れ等に關する條件は高速ディーゼル機関の場合に比して遙かに樂である。
 2) The Junkers Petrol Injection Engine. Flight, Jan., 18, 1940.

法も考へられる。更に又、最近アメリカ ペンシルバニア大学の P. H. Schweitzer は離昇時吸気管中に液體酸素を注射する事により航空ディーゼル機関の出力を約 35% 増加し得ると述べてゐる。而して、過去二十數年に亘る幾多技術者の携まざる研究により、航空ディーゼル機関も漸次改良され、既にドイツの如きはこれを營業用に供してゐる有様なのである。

以下ディーゼル機関に関する一般的研究より推して航空ディーゼル機関を論じ併せてその現状を略述する事にする。

1) P. H. Schweitzer:—Diesel Engines—experiments showing the possibilities of oxygen for power boosting— The Automobile Engineer, Dec. 1940.

P. H. Schweitzer and E. R. Klingl:—Oxygen-Boosting of Diesel Engines for Take-Off. Pennsylvania State College, Engineering Experimental Station, Bulletin No. 54, April. 1941.

第 2 章 航空ディーゼル機関に関する一般的考察

2.1 使用燃料

Tousz 及 Schulte 兩氏の研究によれば、各種燃料の着火温度は、壓力の増加に連れて第 4 圖に示す様に變化する。

シェール油即ち頁岩油の場合には 10 氣壓より上は燈油 4、10 氣壓以下は輕油 3 の曲線と殆んど重なるので省略した。

この成績より推すに、ガソリン及ベンゾール等も壓縮壓力、從て、温度を高めればディーゼル機関に使用し得る理であるが、これ等は第 1 表にも示した様に引火點低く、價格高く、且、油

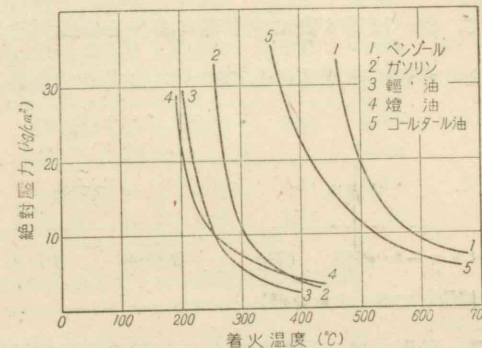
性が少いため高壓噴射を行ふ場合ポンプ・プランジャ部の磨耗を早める等の缺點もあり、不適當である。アルコールも同様である。

第 2 表 燃料着火温度の相違に基因する着火時間の變化

燃料の着火温度 (°C)	300	350	400	500
着火時間 (sec × 10 ⁻⁴)	10.2	11.0	14.1	26.2

次に、着火に要する時間は、燃料の着火温度の相違により例へば第 2 表に

1) J. Tausz u. F. Schulte:—“Über Zündpunkte u. Verbrennungsvorgänge im Dieselmotor” 1924, S. 55.
2) 著者の経験によるに、ガソリンに 5 乃至 10% の潤滑油を混じた燃料を用ひてディーゼル機関を運轉する事は可能である。但、この場合には起動困難、出力 10% 餘減退、燃料消費率増大、排氣中の煤煙増加等の問題があり實用的ではない。尙、下記文献にも略同様の事が述べてある。Einfluß des Kraftstoffes auf die Motoren Leistung. Z.VDI. 5 April, 1941.



第 4 圖 壓力に伴ふ燃料着火温度の變化

示す様に變化する¹⁾。但、燃料粒子の半径 0.01 mm, 壓縮空氣溫度 550°C の場合に就てである。

即ち着火溫度の比較的低い燃料の方が、高速ディーゼル機関用としては都合がよい。而して着火溫度、發熱量、油性、低溫度に於ける流動性及價格等各方面より研究の結果、各國とも主としてガス・オイル即ち輕油を用ひてゐる。これは下に示す様に石油原油分溜の際に生ずる油であり、原油の産地に應じて、例へば第3表に示す様に多少その性質を異にし、色相も殆んど無色透明より淡黄乃至褐色のものに至る迄様々である²⁾。



又、最近では石炭液化により良質の輕油を採取する方法も工業化されるに至つた。航空ディーゼル機関用としては、更に種々の要求を加味する必要があり、参考のため一、二の規格を掲げれば第4表及第5表の如くである。

第3表 各種輕油の性質

性質	種類		ドイツ	北アメリ	メキシ	メキシ	アルゼ	南アフ
	C	%	パラフ	リカ	コ	コ	ンチン	リカ
元素分析	イン油	輕油	輕油 I	輕油 II	輕油	輕油	輕油	輕油
	86.74	84.36	84.61	84.99	84.65	86.44		
	10.65	11.75	11.50	7.54	13.54	8.56		
	1.64	3.59	1.66	5.02	1.63	5.00		
	0.97	0.30	2.23	2.45	0.18	0.00		

1) W. Riehm:—Untersuchungen über den Einspritzvorgang bei Dieselmotoren. Z. VDI. 21 Juni, 1924.
 2) F. Sass:—Neuere Anschauungen über Zünd- und Verbrennungsvorgänge in Dieselmotoren. Dieselmotoren IV, 1929.

性質	種類	ドイツ	北アメリ	メキシ	メキシ	アルゼ	南アフ
		パラフ	リカ	コ	コ	ンチン	リカ
灰	分 %	イン油	輕油	輕油 I	輕油 II	輕油	輕油
		0.027	0.00	0.00	0.01	Trace	0.02
		0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	Trace
		0.11	0.00	0.975	0.00	0.00	1.167
引火	點 (°C)	77	91	67	112	210	111
燃焼	點 "	103	104	131	141	255	133
凝固	點 "	-3	-15以下	-5.5	-5	—	-15以下
20°C に於ける比重		0.875	0.863	0.875	0.870	0.865	0.921
發熱量 (kcal)	高	10,738	11,500	10,856	10,919	10,843	10,759
	低	10,162	10,866	10,253	10,512	10,193	10,297
粘 度 (Engler, 度)	12°C	2.0	1.67	2.69	1.83	45.18	13.22
	20°C	1.68	1.41	—	—	29.25	7.03
	30°C	—	—	1.76	1.57	16.96	4.58
	50°C	1.23	—	1.44	1.44	5.46	1.95

第4表 Junkers' 航空ディーゼル機関用輕油の規格

試験事項	要求値	許容値	試験必要の有無
比重 (20°C)	0.84~0.88	—	有
粘 度 (20°C)	1.1°~1.5° Engler	—	時々
引火點	70°~90°C	100°C 迄	—
凝固試験	-20°C にて流動性に富む	—	時々
分溜試験	初溜點	200°C 以下	210°C 迄
	乾 溜點	350°C 以下	370°C 迄
	250°C 迄	約 50% 溜出	約 40% 溜出
	300°C 迄	約 80% 溜出	約 70% 溜出
350°C 迄	約 98% 溜出	約 95% 溜出	最重要
蒸溜殘渣	1~2%	3% 迄	—
灰 分	0	0	時々
Grease spot 試験	固形殘渣なく透明	—	有
水 分	0	0	時々
遊離無機酸	0	0	時々
アルカリ分	0	0	時々
高發熱量	10,500~11,000 kcal	—	時々
低發熱量	10,000~10,500 kcal	—	時々
セ テ ン 價	60~70	—	—

第 5 表 Clerget 航空ディーゼル機関用軽油の性質

比重	(15°C)	0.835
粘度	(Saybolt Universal, 37.8°C)	37.8 sec
引火点	(Pensky-Martens, closed chamber)	75°C
凝固点		-15°C
分溜試験	初溜点	197°C
	5% 溜出	244 "
	10 "	252 "
	20 "	260 "
	30 "	266 "
	40 "	271 "
	50 "	277 "
	60 "	285 "
	70 "	295 "
	80 "	307 "
90 "	322 "	
95 "	335 "	
乾点		346 "
蒸溜残渣		1.2%
蒸溜損失		0.4%
アニリン点		73.4°C (164°F)
ディーゼル指数		62.0
セテン價		62
色相 (A. S. T. M., Union colorimeter)		2

上記の例に於ては何れも分溜試験の数値に重きを置いてゐる。燃料の蒸発する傾向、即ち、燃料分子の熱安定度は、ディーゼル機関に於ける着火性の重要な目標となるものであるが、この着火性を示す方法として、最近では、ガソリン機関の異常爆発の傾向を示すオクタン價の例に倣つてセテン價なるものを用ひてゐる。これは非常に着火性のよいセテン (cetene) $C_{16}H_{32}$ と着火性の悪いアルファ・メチルナフタリン (α -methyl-naphthalene) $C_{11}H_{10}$ とを適當な割合に混合して任意の着火性を有する標準燃料を作り、供試燃料と着火性を比較して両者が等しいとき標準燃料中のセテンの體積百分率を以て供

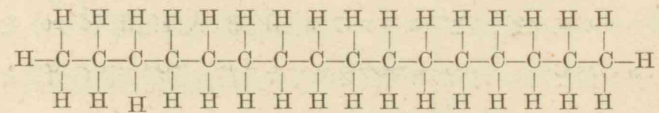
試燃料のセテン價とするのである。セテンは二重結合で不安定なため最近では更に着火性のよい飽和炭化水素セタン (cetane) $C_{16}H_{34}$ を置かへたセタン價の方が一般に用ひられるに至つた。¹⁾ セテン價とセタン價との關係は直角座標に於て横軸のセテン價 80、縦軸のセタン價 70 の點にたてた垂直線の交點と原点とを結ぶ直線により表される。²⁾

セテン價若しくはセタン價を求めるには種々の方法があるが、測定方法によりその値は必ずしも同一にはならない。次に、粘さは燃料噴射弁の敏活なる作動に影響を及ぼすのであり、例へば第 3 表に掲げたアルゼンチン軽油の如きは比重は比較的小さいが粘さが高くその儘では高速ディーゼル機関用として不適當な様である。

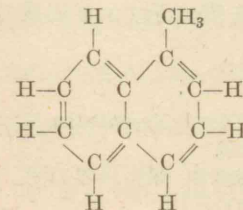
高速ディーゼル機関に於ては機関燃焼室部の設計如何により使用燃料選擇の範圍をかなり擴大出來、アメリカの Packard 機関は Furnace oil, Sutor 機関はディーゼル重油の使用を標榜してゐる。然し、飛躍的進歩を遂げつゝある

1) W. F. Joachim and H. V. Nutt:—Fuels for Diesel Engines in Marine Transportation. Trans. Am. Soc. Mech. E., Oct., 1940.

Cetane $C_{16}H_{34}$ の分子構造は



Alpha-methyl-naphthalene $C_{11}H_{10}$ の分子構造は



である。着火性能は分子構造に依存する事が多く、直鎖飽和化合物 (straight-chain saturated compound) なる Cetane は compact な環状化合物 (ring structure) alpha-methyl-naphthalene に比して分解し易く、着火性能も良好であるとの説明も行はれてゐる。

2) A. T. Wilford:—Diesel Fuels. The Automobile Engineer, July, 1939.

航空ガソリン機関と覇を争ふためには、如何なる燃料を用ひても作動すると云ふ点よりも寧ろ性能の向上と云ふ方が絶対条件であり、例へば 6.10 に述べる航空研究所二サイクル航空ディーゼル機関の實驗成績等が示す様になるべくセタン價の高い燃料を用ひる事が必要である。而して、一般高速ディーゼル機関用燃料に對してはセタン價 45 以上と云ふ事が要求されてゐるが、航空ディーゼル機関の如き高級なものに對しては、セタン價 70 程度の燃料を用ひる事が望ましい。我國に於ける市販の輕油は臨時日本標準規格により 5 種に區分されてゐるが、着火性能に關する規定はなく、6.10 にも述べる様に航空ディーゼル機関用として好適とは謂へない。然し、最近に於ては合成石油並に精製頁岩油等上記要求に適合する燃料が生産されつゝあり、この点よりしても一般高速ディーゼル機関並に航空ディーゼル機関の發達が要望されてゐる。

尤も、セタン價の高い燃料を用ひる時には最高壓力が下り作動も靜かになるが、燃焼時間が長引き燃料消費率は幾分多くなる。又、セタン價と凝固點とは相容れぬ關係があり、酷寒地方で用ひる場合等に對しては尙研究すべき點が多い。最近ではガソリンに對する四鉛化エチルの様に、輕油に對して例へば硝酸エチル又は過酸化アセトンの如き所謂着火促進劑 (dope) を少量混入してセタン價を高める方法も研究されてゐる故、燃料方面の研究と相俟つて機関の性能も益々高め得る事と思考する次第である。

現在試みられてゐる各種着火促進劑の効果は第 6 表に示す如き程度である。

- 1) W. F. Joachim and H. V. Nutt:—Fuels for Diesel Engines in Marine Transportation. Trans. Am. Soc. Mech. E., Oct., 1940.
- 2) 大井上 博:—高速ディーゼル機関とその燃料, 燃料協會誌 昭和 14 年 11 月.
- 3) 臨時日本標準規格, 第 59 號 類別 K (昭和 15 年)
- 4) P. H. Wilkinson:—Aircraft Diesels, 1940, p. 213.

第 6 表 輕油に對する着火促進劑の効果

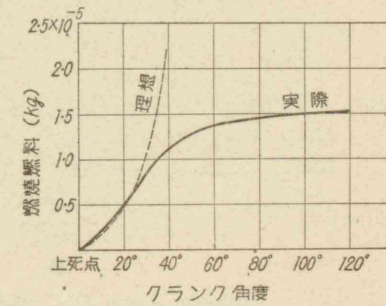
着火促進劑	添加量 (%)	セタン價		セタン價増加數	セタン價增加率 (%)
		添加前	添加後		
硝酸エチル	1.0	43	68	25	58.1
硝酸エチル	2.0	43	78	35	81.4
過酸化アセトン	0.5	45	55	10	22.2
過酸化アセトン	1.0	45	70	25	55.5
過酸化テトラリン	1.5	42	60	18	42.9
硫化テルベン	2.0	50	58	8	16.0

高セタン價燃料を使用する機関に於ては壓縮比を低目に設計する事が出來最高燃焼壓力の低下に對しては二重の利益がある。

2.2 熱力學的考察

例へば 2,000 rev/mn と云ふ様な高速回転時に於て理想的なディーゼル・サイクルを實現せしめんとするならば、その燃焼割合を第 5 圖點線の如くさせねばならぬ。即ち、ピストンが下降し初めるに連れて急速に多量の燃料を燃焼せしめる事が必要なのである。

然るに、アメリカの N. A. C. A. に於ける渦流燃焼室式機関に就ての研究結果は同圖實線に示す如くで、燃料の 20% が略所求の割合で燃焼するのみであり、あとは燃焼が長引き熱効率低下の原因ともなつてゐる。

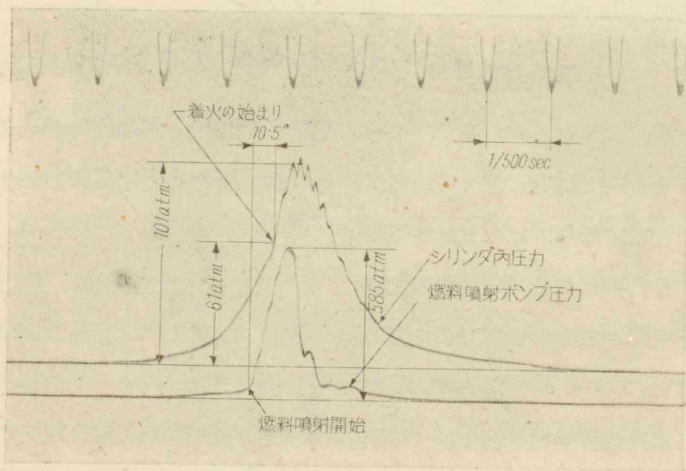


第 5 圖 理想的ディーゼルサイクル並に現實の機関に於ける燃料燃焼の割合 (2,000 rev/mn, 過給壓力 0.28 kg/cm²)

- 1) E. G. Whitney and H. H. Foster:—The Diesel as a High Out-put Engine for Aircraft. S. A. E. Journal, April, 1938.
- 2) 燃料の一部が燃焼し空氣が汚れると殘部の燃焼速度は遅くなる。

高速ターゼル機関に於ては極く短時間に多量の燃料を燃焼せしめて平均有効圧力並に回転速度を高めねばならぬ關係上燃焼室の形狀，燃料噴射系統の構造並に調整，使用燃料の性質等各方面に亘り研究が續けられてゐる。而して，最近の高性能機関に於ける燃焼期間は上記の例に比して更に短縮されてゐるが，やはり第5圖の實線に示すと略同様の傾向を脱し得ぬのである。

現實の航空ターゼル機関に於ける着火遅れの期間は，例へば第6圖に示す様に大體クランク角度で10°前後，而して，全燃焼期間は50°~60°に亘り，10乃至30%程度の過剰空気を必要とするのである。

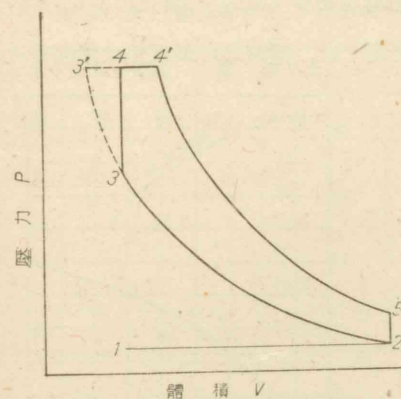


第6圖

Junkers Jumo 205C 型機関インヂケータ線圖の一例

扱，高速ターゼル機関のP-V線圖は一般に第7圖實線に示す如く，等體積及等壓兩サイクルの合成した所謂 Sabathé サイクルとなる。

今，各状態に於ける絶対壓力P，體積Vは，それぞれ同線圖對應點の數字を添字とする事により表はし，



第7圖
合成サイクルのP-V線圖

壓力比 $\alpha = P_4/P_3$

縮切比 $\beta = V_4'/V_4$

壓縮比 $r = V_2/V_3$

と置く。又，等壓比熱，等體積比熱をそれぞれ c_p, c_v で表はし，斷熱指數を

$$\gamma = c_p/c_v$$

とする。然る時には合成サイクルの理論的熱效率は

$$\eta_c = 1 - \frac{1}{r^{\gamma-1}} \left[\frac{\alpha\beta^\gamma - 1}{(\alpha-1) + \gamma\alpha(\beta-1)} \right] \quad (2.1)$$

となる。等體積即ち Otto サイクルは4, 4' 兩點が一致し，2345 となつた場合故 (2.1) 式に於ける $\beta = 1$ と置き

$$\eta_v = 1 - \frac{1}{r^{\gamma-1}} \quad (2.2)$$

又，等壓即ち Diesel サイクルは第7圖の點線に示す様に最高壓力の點迄壓縮を高め，23'4'5 とした場合で $\alpha = 1$ 故

$$\eta_p = 1 - \frac{1}{r^{\gamma-1}} \cdot \frac{\beta^\gamma - 1}{\gamma(\beta-1)} \quad (2.3)$$

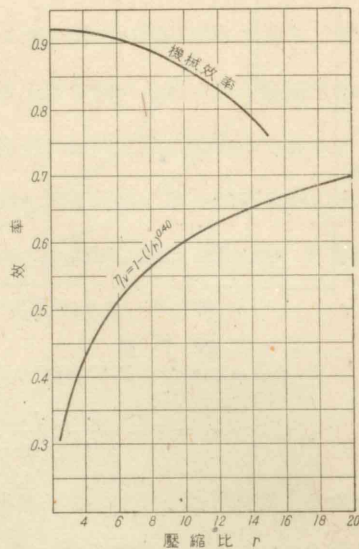
となる。

等體積及等壓兩サイクルを比較するのに，同一壓縮比を以つてするのは適當ではないが，今假りに r を一定とすれば， γ も β も共に1より大故， η_v の方が η_p よりも大となる。何れのサイクルに於ても，壓縮比 r を増せば或程度迄熱效率は高まるが，等體積サイクルでは爆發性ガスを吸入壓縮するた

1) D. R. Pye:—The Internal Combustion Engine, 1931, p. 22

め、早過ぎ点火又は異常爆発等の問題を考慮せねばならず、既述の様に $r=7$ 位が限度である。然るに等圧サイクルに於ては、壓縮比の最低値は壓縮着火

の可能性と云ふ事により決まり、その最高限度は許容し得る最高壓力、即ち機關重量並に耐久力如何により制限される。但、機械效率は壓縮比の増加に連れて、例へば第8圖の様に減するの



第8圖 效率に及ぼす壓縮比の影響

であり、結局、機關の設計如何により $r = 12 \sim 18$ 位の値を與へてゐる。¹⁾ 同圖には (2.2) 式に於ける $\gamma=1.40$ とした場合の所謂空氣標準の熱效率をも参考のために掲げた。

今、機關の毎分回轉 1,000 の時に於けるピストンの押のけ量 1 立當りの出力を 6.5 馬力、燃料消費率を 180 g/HP-h、燃料の低發熱量を 10,500 kcal と假定し、シリンダ内の最高壓力を 42 kg/cm² に限定する。然る時には、等體積サイクルより等壓サイクル迄の間に於て無数の合成サイクルを考へる事が出來、熱效率は第7表の様に變化する。²⁾

即ち、等壓サイクルの方が、等體積サイクルに比して 7.4% だけ熱效率の値が多く、又、最高熱效率は中間の合成サイクルの場合に起り、58.1% とな

1) H. Güldner:—Das Entwerfen u. Berechnen der Verbrennungskraftmaschinen u. Kraftgas Anlagen. 1921, S. 18

これは低速大形ディーゼル機関の場合であり、最近の高速ディーゼル機関に於ける壓縮比の増加に伴ふ機械效率の低下は第8圖程に著しくはない。

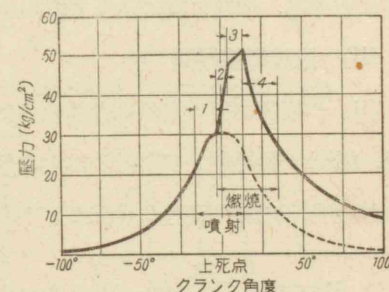
2) Émile Weber:—La Combustion et les Moteurs, 1928, p. 28.

第7表 最高壓力を 42 kg/cm² とした場合の各種サイクルの熱效率

サイクルの種類	壓縮比 r	締切比 β	熱效率 η_t
等體積	5.4	1	0.501
合成	8	1.44	0.555
	10	1.81	0.570
	12	2.18	0.578
	13	2.37	0.581
	13.8	2.52	0.579
等壓	14.16	2.59	0.575

る事を知るのである。實際の機關に於てもこれと略同様の傾向が認められる。

扱、^{リカード} H. R. Ricardo の研究によれば、高速ディーゼル機関に於ける燃焼狀況は第9圖に示す様に4期に分けて考へる事が出来る。¹⁾



第9圖 高速ディーゼル機関に於ける理論的のインヂケータ線圖

i) “着火遅れ”の期間

これは燃料噴射開始後未だ殆ど着火も起らず、従て、壓力も上昇せぬ期間を云ふ。而して、この期間は

- a. 燃料の種類 (主としてセタン價の大小)
- b. 壓縮壓力並に溫度
- c. 噴霧狀態

等に依存し、これ等の條件が同一ならば、回轉速度の如何に拘らず略一定期

1) H. R. Ricardo:—Combustion in Diesel Engines. The Automobile Engineer, April, 1930.

間を占めるのである。¹⁾

尤も、最初に着火する燃料粒子は必ずしも最初に噴射されたものではなく、厳密に考へれば燃料噴射開始の時期を起點として“着火遅れ”を計つても意義が少いが、實際問題としては燃料噴射開始後壓力が次に述べる様に急昇し初める迄の期間を斯く呼んでゐる。

ii) 火焰傳播期間

これは (i) の期間に生じた火焰が傳播する期間であり、

- a. 吸込空氣の渦流の程度
- b. この期間に存在する燃料量の多少

等に依存し、時間に就てよりも寧ろクランク角度に就て一定である。

iii) 直接燃焼期間

(ii) の期間に於て火焰は燃焼室内に傳播し、壓力並に温度も高まり、今度は、燃料が噴射弁より噴射され次第燃焼する。従て、この期間に於ける壓力上昇の有様は燃料噴射の割合により適宜調節し得るのである。

1) Ernest G. Whitney:—High Speed C.-I. Engine Performance; Three Types of Combustion Chamber. S. A. E. Journal, Sept., 1935, p. 341

着火遅れの期間は勿論機関燃焼室の種類にも依存する。

尙、H. H. Wolfer はディーゼル機関に於ける着火遅れを表はすものとして下の式を提唱してゐる。(Igniton Lag in Diesel Engines. Sulzer Technical Review, 1939, No. 3.)

$$z = \frac{0.44}{p^{1.19}} \cdot e^{\frac{4560}{T}}$$

ここに

$$z = \text{着火遅れ} \left(\frac{1}{1000} \text{ 秒} \right)$$

p = 燃焼室空氣の壓力 (絶對壓力, 氣壓)

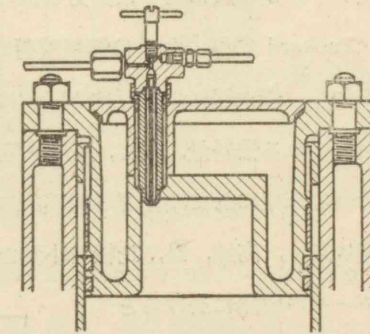
T = 燃焼室空氣の温度 (°K)

この式はセタン價 50 以上の燃料に對しては十分正確であるとの事である。而して、着火遅れは過剩空氣、燃焼室の形狀、燃料噴射弁の形狀、噴射壓力、空氣の渦動等には大して影響されぬ様であると述べてゐる。但、これは實驗裝置に就ての研究に基く結論であり、實際の機関に於ては噴霧狀態並に渦流等の影響も看過出来ぬ様である。

iv) “後燃え”の期間

燃焼は決して噴射と同時に終るものではなく、全體が完全に燃焼を終る迄には噴射締切後猶相當長く燃焼が続く。これが即ち“後燃え”の期間である。

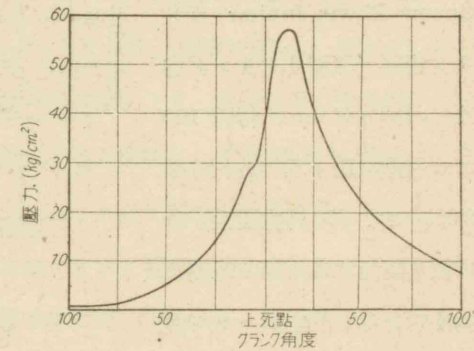
尤も、實際のインヂケータ線圖には上述の様に明瞭な境界がある理ではない。然し Ricardo は第 10 圖に示す様な構造の、四サイクル、内徑 140 mm、行程 177.8 mm のさや形弁 (sleeve valve) 式高速ディーゼル機関に於て、毎分回轉 1,500 の時に第 11



第 10 圖
Ricardo 式さや形弁機関燃焼室部

圖に示す様なインヂケータ線圖を得、上記推論の略正しい事を證明した。

扱、機関燃焼室若しくは燃料噴射系統の設計が適當ならざる場合、燃料噴射時期が過早の場合、使用燃料のセタン價が過少の場合等には“着火遅れ”の期間が大となり、次の期間に於て



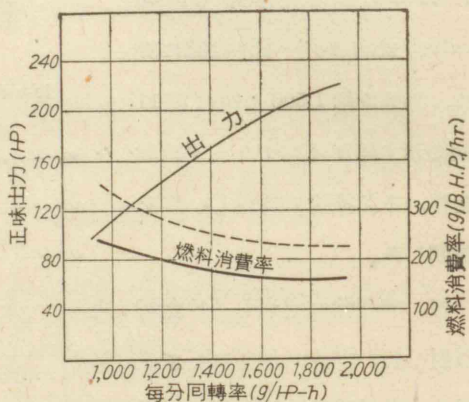
第 11 圖 Ricardo 式さや形弁機関に於ける
インヂケータ線圖

多量の燃料が急激に燃焼して所謂ディーゼル・ノックなる騒音を伴ふ。ディーゼル・ノックは燃焼壓力絶對値の大小よりも壓力上昇度即ち $\frac{dp}{dt}$ の大小に依存する。而して、ノックしてゐる機関に於てはガス體よりシリンダ壁への熱傳

1) 達が增加するためか熱効率が低下するのみならず、衝撃的燃焼に基因し主軸受メタルその他の作動部分にも損傷を惹起し易い。これ、高速ディーゼル機関に於て使用燃料セタン價の大小を重要視する所以である。

航空ディーゼル機関に於ては出力増加のため可及的に回転速度を高めねばならず、Packard 機関の如きは燃料噴射時期を上死点前 45° 位迄進めてゐる。既述の如く、着火遅れの期間は時間的に略一定故、回転速度が早い程同期間に噴射される燃料量、従て、火焰傳播期間に存在する燃料の割合が増加し、壓縮行程の末期に於て殆んど等體積的に燃焼する様な事になる。その結果、熱効率は高く、高速、且、比較的小形なるにも拘らず、燃料消費率は大形低速のディーゼル機関に於けると

大差ないのである。一例として、Packard 機関の成績及 Gnome Rhone Jupiter ガソリン機関（星型 9 シリンダ空冷、内径 146 mm、行程 190 mm、壓縮比 6.5、毎分回転 2,000 にて 550 馬力發生）の成績を對比すれば第 12 圖の如くである。航空ディーゼル機関の全荷重運轉時に於ける燃料消費率は、設計如何により區々ではあるが、平均してガソリン機関の場合よりも 20~30 % 少い。

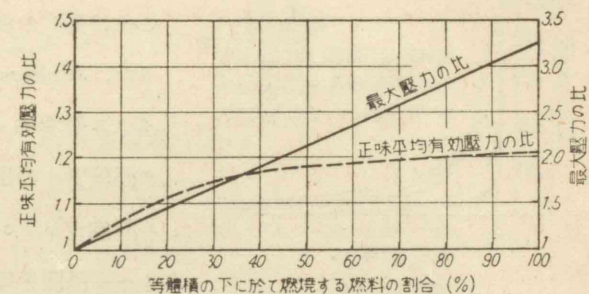


第 12 圖 Packard 機関性能曲線 (点線は Jupiter ガソリン機関の燃料消費率を示す)

1) Richard Sinn:—Wärmeübergang bei Schwingender Gasen. Z. VDI, 11 Nov., 1939.

扱、高速ディーゼル機関に於ては、一定體積の下に燃焼する燃料の割合が増加するに連れて、最高壓力並に平均有効壓力は、略第 13 圖に示す様な具合

に増加する。これよりして、假令噴射燃料の約半分以上を等體積的に燃焼せしめ得たとしても、徒に最高壓力を増すのみで得



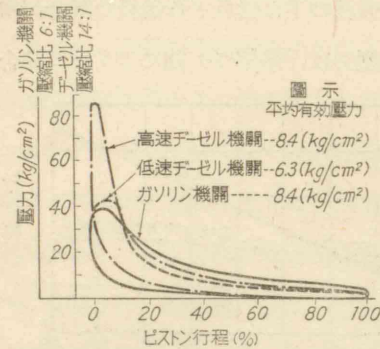
第 13 圖 等體積燃焼をなす燃料割合の壓力に及ぼす影響

る所少く失ふ所大なる事が推測される。然し、第 5 圖点線に就て述べた様に燃焼の進むに連れてその速度を急増せしめる事が望ましく、これが解決は將來に残された問題である。尙、既述の様に最高壓力が一定でも壓力上昇の割合が急激なる時には、ディーゼル・ノックを伴ひ、爆音が高い。航空ディーゼル機関に於ては後章に述べる様な種々の方法により、前記四つの燃焼期間を可及的に短縮して所要回転速度を實現すると同時に、最高壓力を壓縮壓力の 2.5 倍以内位に止め、且、ディーゼル・ノックをも軽減する様に努めてゐる。

大形低速のディーゼル機関に於てはシリンダ蓋部に安全弁を設け、シリンダ内の最高壓力が一定限度以上に昇る事を防いでゐるが、航空ディーゼル機関に於てはシリンダ蓋部の複雑化する事並に多少とも重量の増加する事を避けるために安全弁は用ひてゐない。然し、シリンダ内径が比較的小なるため高燃焼壓力に對しても案外丈夫な様である。

同一圖示平均有効壓力と云ふ條件の下に、四サイクルの航空ガソリン並に

1) Automotive Oil Engines. The Automobile Engineer, April, 1931.



第 14 圖 各種機関インデキータ線圖の比較

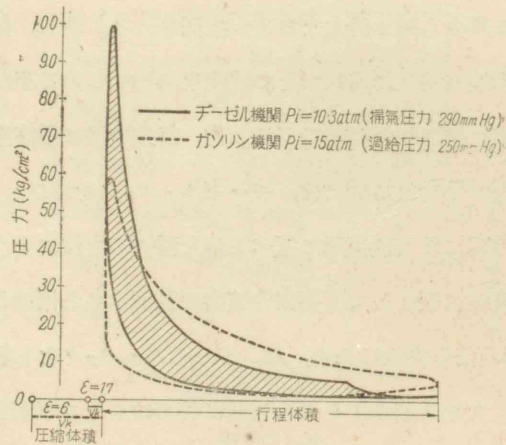
力學上 Diesel サイクルよりは、寧ろ、Otto サイクルに屬せしむる方が適當な様なサイクルを營んでゐる事が分る。従て、ディーゼルと云ふ名稱は妥當でなく、航空機用壓縮着火式機関と稱すべきではあるが、本書に於ては従来の慣習に従ひ航空ディーゼル機関と呼ぶ事にする。

2.3 サイクルの數

自動車若しくは軌道車用等の最も軽い高速ディーゼル機関に於てさへも、1馬力當りの機関重量は4乃至5kg程度である。これを航空機用としての要

1) Les Moteurs Diesel D'Aviation. La Nature, 15 Août, 1929.

ディーゼル機関等のインデキータ線圖を對比すれば略第14圖の如くなる¹⁾。これは舊式の機関に就ての比較であるが、Junkers Jumo 205 C 型二サイクル航空ディーゼル機関並にシリンダ體積當りの出力略同等の四サイクル航空ガソリン機関に於けるインデキータ線圖を比較すれば第15圖の如くであり、航空ディーゼル機関は熱



第 15 圖 航空ガソリン並にディーゼル機関インデキータ線圖比較の一例

求に應ずる様、1kg 以下に設計する事はなかなかの難事である。一般に、機関の出力は下の式により與へられる。

$$B. H. P. = \frac{a \cdot b}{c} (D^2 \cdot S \cdot N) R \cdot P_m \quad (2.4)$$

ここに

B. H. P. = 正味出力 (HP)

$a = 1$ (單動機関)

$= 2$ (複動機関)

$b =$ 定數

$= 17.45 \times 10^{-10}$

$c_1 = 1$ (二サイクル機関)

$= 2$ (四サイクル機関)

$D =$ シリンダ内徑 (mm)

$S =$ 行程 (mm)

$N =$ シリンダ數

$R =$ 毎分回轉數

$P_m =$ 正味平均有效壓力 (kg/cm²)

である。扱、一定大さ、従て、重量で大馬力を發生せしめるには(2.4)式の a/c 、 P_m 及 R を可及的に大ならしめる様工夫するの外はない。先づ a に就て考へんに、大形低速のディーゼル機関には最近かなり複動式が採用されてゐる。而して、航空機用としても第6章に述べる様に、二サイクル複動の Behmann 機関及 M. A. N. 機関の如きものが發表されてはゐるが、一般的に考へて複動ではピストンの冷却困難、シリンダの高さ増大等種々の困難を伴ひ、重量の點から見ても餘り有利ではない。次に c に就て述べんに、ディーゼル機関に於ては最初空氣のみを吸込み、壓縮行程の末期に燃料を噴射する

のであり、掃除の際燃料損失が無いと云ふ点よりして、二サイクルと云ふ事を考へるのは當然である。而して

- a. 馬力當りの重量が比較的僅少である。
- b. トルクが比較的均一になる。
- c. 掃除の際シリンダ内の空気に渦流を與へて、燃焼状態を良好ならしめ得る。
- d. 構造が比較的簡單である。
- e. 往復運動部分の慣性力は上死点附近に於てガス壓力により緩和されるため連桿大端部の設計が比較的容易になる。

等の利点がある。但、二サイクル機関では一方に於て

- a. 掃除ポンプの重量がかなり大であり、且、各シリンダに一様に空気を送る事がむづかしい。
- b. 掃除のための時間が必要であり、四サイクル機関に於ける程には回転速度を高められぬ。二サイクル機関に於ける最高回転速度は、又、弁若しくは燃料噴射系統駆動に對する慣性力の点よりしてもかなりの制限を受ける。
- c. 掃除を良好ならしめるために排気弁（又は排気口）を四サイクル機関の場合に比し早目に開かねばならず平均有効壓力も低下する。
- d. 掃除空氣によりシリンダ内が冷却されるため、酷寒時に於ける起動はかなり困難になる。
- e. 凡ての回転速度に亘つて良好な掃除作用を營ませる事は困難で、操縦上の柔軟性を缺く。又、背壓の變化に對しても敏感である。
- f. 一定時間内にシリンダ壁を通して逃すべき熱量が大であり、空冷式の採用が困難になる。

- g. ピストン過熱、ピストン輪膠着等の問題あり、且、シリンダ胴部に給氣口若しくは排氣口が設けられる關係上その潤滑もむづかしい。
- h. 過給を行ふには四サイクルの場合よりも不利である。
- i. 堅型の機関では、動釣合が四サイクルの場合よりも困難である。

等數へ上げれば幾多の問題があり従來は四サイクル航空ディーゼル機関の方が確實性も大であつた。

但、二サイクル堅型でも、6.9 に述べる Junkers 機関に於ける様にシリンダの配列を向合ピストン式とすれば、慣性力の釣合に對して問題はない。星型では釣合の仕方は四サイクルと何等變つた所がなく、シリンダ數を任意に撰び得る點で寧ろ二サイクルの方が樂である。加之、二サイクルの場合には、運動部分の慣性力はピストン上部よりのガス壓力により各行程毎に釣合され燃焼時連桿の大端に急荷重の加はる事も緩和されるが、四サイクルでは、吸氣及排氣行程時には慣性力が釣合されぬ。従來、四サイクルの星型機関に於ては、ピストン及連桿の慣性力に基因するクランク・ピン部の荷重が大となり、設計上種々の制限を受けてゐるが、斯る見地よりすれば星型二サイクルは比較的小形の航空ディーゼル機関としても、有利な設計と云ふ事が出来る。

航空ディーゼル機関に於けるサイクル數の問題は以上の様に種々論議されてゐるが、¹⁾ 四サイクル式を踏襲する場合にはガソリン機関程度の切詰めた重量に設計する事は不可能に近い。而して、試験済みの燃焼室、弁弁等の採用その他従來の經驗に對する執着上四サイクル式を採用する場合には、壓縮比を低目に設計し、強度の過給を行ふ事により最高燃焼壓力は餘り高めずに正味

1) G. D. Angle:—Some Advantages of the Two-stroke Diesel Engine. Aero-Digest, Dec., 1936.

平均有効圧力を高める様試みる以外に道がないと考へられてゐる¹⁾。但、これには強力なる過給機が必要であり、燃料消費率増加、高空性能低下、起動困難等の問題も伴ふため早急の成功は困難な實状にある²⁾。従て、航空ディーゼル機関としては出力の大小を問はず二サイクル式の方が多く試作研究されんとする趨勢にある。

2.4 平均有効圧力並に回転速度

前節(2.4)式より明な様に、機関の寸法その他が與へられた場合には、出力は正味平均有効圧力 P_m 及毎分回転數 R の積 $P_m \cdot R$ に比例する。 P_m はシリンダ内吸込空気の利用率、 R は燃焼速度を示す係數と見做す事が出来る故、機関の熱力學的性能も $P_m \cdot R$ により比較出来る理である。

ガソリン機関に於ては燃料は氣化器を経て吸込まれ、壓縮行程中シリンダ内面の熱を取つて十分に氣化するが、高速ディーゼル機関に於ては0.002~0.003秒程度の極く短い時間内に噴霧され、燃焼し盡されねばならぬ。燃焼時間の短縮並に平均有効圧力の増加と云ふ點より考へる時には、前者の勝れるは明であり、最近の航空ガソリン機関に於ける正味平均有効圧力は、毎分回転2,500前後の高速時にも10 kg/cm² 餘に達してゐる。而して、一速度若しくは二速度の過給機を設け地上數千米の高度に於ても左程出力が減退せぬ様

1) Aero Engine Work in Britain—Two-stroke Diesel Engines may be built. The Oil Engine, Sept., 1939.

British Test Supercharged Diesels for Air Service. Automotive Industries. July 22, 1933.

2) Two-Stroke Cycle is Favoured for Aircraft Diesel Engines. Automotive Industries, June 22, 1935.

Kenneth A. Browne:—Aircraft Spark-Ignition versus Compression-Ignition Engines. S. A. E. Journal, Sept., 1935.

Forschung am Dieselflugmotor. A. T. Z., 25 April, 1941.

この種低壓縮ディーゼル(自己點火)機関の燃料消費率は過給機に消費される馬力大なるため當然かなり多くなる事は免れぬ様である。

にしたものが多い。この場合オクタン價 87 のガソリンを用ひても離昇時には $P_m \cdot R$ の値を實に 30,000~35,000 程度に高め得るのである。

一方、航空ディーゼル機関に於ても、燃料の噴霧、吸込空気渦流の利用等各方面より研究が行はれてゐるが、現在の所四サイクル式では毎分回転 2,000 にて 10 kg/cm² と云ふのが實用し得る限度である。即ち、 $P_m \cdot R$ の値は航空ディーゼル機関では先づ 20,000 程度であり、辛うじて航空發動機の仲間入りをし得る状態に達したに過ぎぬのである。

第10圖に述べたさや形弁機関に就て、Ricardo の研究した所によれば、壓縮比を 6.2 に下げガソリン機関として運轉した場合には、上死點前 28° の早め點火をなしたが、點火後最高壓力に達する迄にクランク角度で 40° を要した。然るに、壓縮比 13.5 のディーゼル機関として同じ回転速度で運轉した處、最高壓力は 54.5 kg/cm² であり、燃料噴射期間は 28°、而して噴射早めの角度は 16° に過ぎなかつたとの事である。又、同種の高速ディーゼル機関に於て最大回転數毎分 2,200、ピストン速度 15 m/sec と云ふ様な成績も實現されてゐる。

不揮發性燃料の瞬間的の燃焼に關しては、

- a. 燃料粒子が直接空氣中の酸素と反應する。
- b. 燃料粒子が酸素と反應して不安定な過酸化物を作り、その分解による高熱のために燃焼する。
- c. 燃料粒子が先づ熱分解し、生成した發生機の遊離基或は將に分解せんとする状態にある所の極度の歪を持つた燃料分子と酸素とが結合して遂に燃焼を起す。

等種々の假説がある。高速ディーゼル機関に於ける複雑なる燃焼の現象を、簡單なる一つの理論で説明する事は現在の所不可能であるが、既述の Ricardo

の實驗等より推しても、適當なる燃燒室の設計により $P_m \cdot R$ の値を更に高める事は不可能ではなさそうである。

而して、最近では過給機の採用に伴ひ、四サイクル式では離昇時 $P_m \cdot R = 24,000$ 、飛行中 18,000、又、二サイクル式では Jumo 207 型機関の如き離昇時 27,000、飛行中 22,000 と云ふ様に略最新の航空ガソリン機関に匹敵し得る高性能の航空ディーゼル機関も出現するに至つたのである。

扱、航空ディーゼル機関に於て一定回轉速度の場合を考へる時には、最高壓力は機関の重量を、而して、正味平均有效壓力は既述の様に出力を表はす因子と見做す事が出来る。従て、馬力當りの機関重量は大體(最高壓力/正味平均有效壓力)なる比により決まる理である。これを重量係數と名付ける。而して第 14 圖及第 15 圖より推知出来る様に、その値は普通 10 前後、即ち、ガソリン機関の場合の約 2 倍に達するのである。従て、同一構造、同一金属材料を用ひて耐久力をも等しからしめんとするには、附屬品を除いた機関重量を、ガソリン機関の場合の約 2 倍にせねばならぬと云ふ事になる。尤も、高速内燃機関に於ける各部の應力は、シリンダ内最高壓力のみならず、運動部分の慣性力をも考慮の上決定すべきものであり、毎分回轉 2,000 程度の機関に於ては慣性力の影響も相當大となる故、機関重量は必ずしも重量係數に正比例はしない。然しながら、實際問題としては航空ガソリン機関に於ける馬力當りの重量が 0.4~0.8 kg なるに對して、ディーゼル機関では最新のものに於ても 0.7~1.0 kg 位であり、これ以下の數値も發表されてはゐるが未だ實用になつておらぬのである。

2.5 シリンダの冷却

高速内燃機関に於て正確なる熱勘定をなす事はなかなか困難であるが、Daimler Benz 會社の自動車用ディーゼル機関並に普通の自動車用ガソリン機

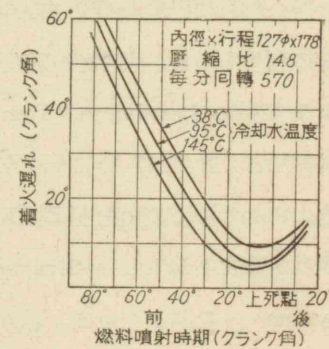
關に於ける數値は第 8 表に對比する如くである。¹⁾

第 8 表 熱勘定の比較

發動機の種類	高速ディーゼル機関	ガソリン機関
有效熱量	28%	24%
摩擦のために失はれる熱量	8%	7%
排氣中に逃れる熱量	39%	42%
冷却水中に持去られる熱量	25%	27%

これは極く大ざつばな比較ではあるが、5.2 に述べる B. M. W.-Lanova 114 V-4 型航空ディーゼル機関 10 時間連続運轉の成績より求めた熱勘定は、有效熱量 36%、摩擦のために失はれる熱量 8%、排氣中に逃れる熱量 38% 而して、冷却水中に持去られる熱量 18% と云ふ様な割合になつてゐる。²⁾ 高速ディーゼル機関に於ては膨脹比が大きく、且、過剩空氣も比較的多いため冷却水に逃げるべき熱量の割合はガソリン機関の場合に比して少く、20~25% 程度であり、同様の理由で排氣温度も低く、高々 500°C 前後に過ぎない。³⁾

加之、ディーゼル機関に於ては、シリンダ温度の高い方が、例へば第 16 圖に示す様に着火遅れが減じ、燃燒状態も却つて良好となるのであり、シリンダ冷却の問題は比較的簡單である。⁴⁾ 而して、最近の四サイク



第 16 圖 冷却水温度と着火遅れの關係

ル航空ガソリン機関に於てピストン表面より逃すべき熱量は、離昇時 0.40

1) Arthur W. Judge:—High Speed Diesel Engines. 1933, p. 31.
 2) Paul H. Wilkinson:—Aircraft Diesels. 1940, p. 17.
 3) 航空ガソリン機関に於ける排氣温度は 760~980°C に達するがディーゼル機関の場合には 480°C~540°C 程度である。
 4) Neuere Forschungsergebnisse über den Zündverzög. A. T. Z., 10 Dez., 1934.

¹⁾ kcal/cm²·s 程度に達するが、例へば Junkers Jumo 205 型の如き二サイクル航空ディーゼル機関に於てはこの値は實に 0.80 kcal/cm²·s 位迄高められてゐる。而して、航空ディーゼル機関としては空冷の航空ガソリン機関に於て現在實用されてゐる程度のシリンダ寸法若しくはそれ以上位のもの迄も空冷とし得る可能性がある。

但、星型四サイクルのものではディーゼル機関の方が機関外徑幾分大となり、前面抵抗も増すのは止むを得ない。尤も液冷の航空ディーゼル機関に於ては冷却液量及放熱器面積等も比較的少くてすむ。一般にシリンダ内徑の大きい大馬力のガソリン機関に於ては、冷却不十分のため早過ぎ点火、異常爆發等を起し易いが、ディーゼル機関では大きなもの程却つて燃焼状態も良好になり、

機械的強度さへ許すならば、ノック

の懸念無しに過給程度を高められる

等の利點もある。尙、特殊の例として

5.1 記載の Beardmore “Tornado”

機関に於ては第 17 圖に示す様な具

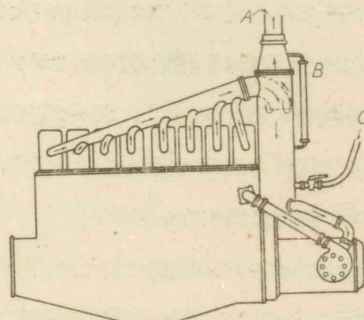
合に冷却水並に蒸氣を循環させる所

謂“蒸發式冷却”法——Evaporative

system——を試みてゐる。³⁾ 蒸氣は分

離器の上方 A 部より蜂巢型放熱器部に導かれて復水する。放熱器部には 0.14

kg/cm² の壓力で作動する安全弁が設けられており、着陸時等の冷却が不十



第 17 圖 Beardmore “Tornado”
機関冷却装置の配置

1) O. Holfelder:—Thermodynamischen Aufgaben im Flugmotorenbau.

Forschung auf dem Gebiete des Ingenieurwesens. Sept./Okt., 1940.

2) F. W. Achterberg:—Entwicklung und Herstellung des Schweröl-Flugmotors. Luftwiss., Bd. 6 (1939), s. 191/95.

3) T. R. Cave-Browne-Cave:—The Machinery Installation of Airship R. 101. Aircraft Engineering. Nov., 1929.

分な場合には餘分の蒸氣を別個の大きな放熱器に導く様になつてゐる。この放熱器の熱は暖房用等に利用される。¹⁾

2.6 起 動 法

航空ディーゼル機関の起動はなかなか面倒な問題である。起動に際して先づクランク軸に回轉を與へる方法としては

- i) 壓縮空氣の使用による。
- ii) 慣性力、火藥若しくは油壓等の使用による。
- iii) 起動用ガソリン機関による。

の三つを擧げる事が出来る。

i) 空氣起動

これは數十氣壓の高壓で貯藏されてゐる空氣溜中の空氣を分配器により各シリンダの働き行程時に起動空氣弁を経て供給し、同時に燃料を噴射して自己着火を起さしめる方法である。起動空氣による正味平均有效壓力は 2 kg/cm² 程度、而して機関が 200 rev/min 程度に達する迄空氣を送れば冬期に於ても先づ起動出来る。この方法は強力でも簡単なため最も廣く行はれ、Clerget 9C 型 200 HP, 14F 型 500 HP, 16H 型 2,000 HP 機関, Deschamps, Fiat A. N. 1 型, Gatti, Junkers, Mercedes-Benz, Salmson SH-18 型及 ZOD 260 型等の諸機関は何れもこの式を採用してゐる。

¹⁾ Hindenburg 號飛行船に於ては主機関 Mercedes-Benz “LOF-6” 型 1,200 HP 機関 (16×175φ×230) の空氣起動用として容積 $V_1 = 60$ l, 裝氣壓力 $p_1 = 50$ kg/cm² ab. の空氣槽を設けてゐるが、この場合空氣は斷熱膨脹にて大氣壓即ち $p_2 = 1$ kg/cm² ab. 迄用ひられるものとし、斷熱指數 $\gamma = 1.4$ と假定

1) Waste-Heat Recovery with Vapor-Phase Cooling. S. A. E. Journal, April, 1941.

すれば、その膨脹のエネルギー W は下の如くなる。¹⁾

$$W = \frac{p_1 V_1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]$$

$$= \frac{50 \times 10^4 \times 0.06}{1.4 - 1} \left[1 - \left(\frac{1}{50} \right)^{0.286} \right] (\text{kg-m})$$

$$= 50,500 (\text{kg-m}).$$

空気起動に於ては起動時圧縮空気の膨脹によりシリンダ内が冷却され、多少作働の圓滑を缺く惧がある。故に酷寒時の起動に際しては豫めシリンダ水ジャケット内に熱湯を入れて温める等の手配が望ましい。

尙、自動車若しくは車輛用機関には起動電動機が廣く採用されてゐるが、航空ディーゼル機関の如き數百馬力級のものに適用し得る程強力、且、輕重量の起動電動機は出現しておらぬ。

壓縮空気が若しくは蓄電池の如き豫め蓄積されたエネルギーを利用して機関を起動する方法では、これ等が消耗した時に起動不能に陥る惧がある。それで以下述べる様になるべく人力によるとか、又は貯藏容易なエネルギーを利用する起動方法も研究されてゐる。

ii) 慣性起動装置

これは増速装置を介して手動にてはずみ車を 10,000 rev/min 位に回してエネルギーを貯へ、次いで腮クラッチで機関に嚙合せ、同エネルギーにより起動せんとするものである。而して、電氣を得られる様な場合にも有利な様手動並に電氣の並用によりはずみ車に回轉を傳へる式のものが多い。これはアメリカで發達した方法であるが、Bristol Phoenix, Clerget 9A 型, Guiberson A980 型, Packard 及 Sutor 等の機関に採用されてゐる。

1) Egmont Hiller:—Das Anlassen der Dieselmotoren. Z. VDI, 31 Okt., 1936.

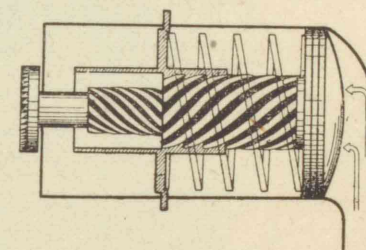
但、慣性起動装置は高價であり、且、かなり起動に手間取るので一般的とは謂へない。

iii) 火薬使用起動装置 (cartridge starter)

Packard 航空ディーゼル機関では最初火薬使用の起動装置を用ひんとしたが、適當のもの無く、慣性起動装置を用ひるの外なかつたとの事であるが、その後にも引續き研究され、緩燃火薬の燃焼壓力を起動装置のピストンに作用せしめ、

第 18 圖に示す様な quick thread 部により回轉運動に變じ、腮クラッチ部を介して機関を起動せんとする ^{コッフマン} Coffman 式の火薬使用起動装置が完成された。¹⁾ 同装置を Junkers Jumo

205 型航空ディーゼル機関に裝備した状態は第 19 圖の如くである。



第 18 圖
Coffman 式 cartridge starter 主要部

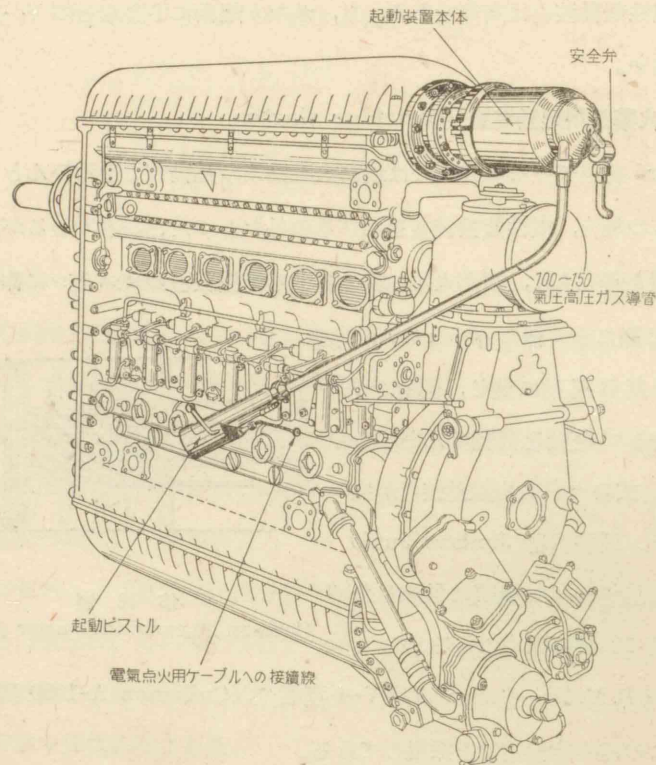
最近の B. M. W.—Lanova 114 V-4 型機関, Guiberson A-1020 型機関に於てもこの種の起動装置を採用してゐる。

iv) 油壓起動装置 (Berger 式 hydraulic starter)²⁾

これはフランスの La Société Olaer で發賣してゐるもので、先づ手動、電氣モーター若しくは機関自身により回轉されるポンプで高壓油を蓄壓器に送り、同室内の空気を 240 kg/cm² 程度の高壓に壓縮して置く。起動装置本體は第 20 圖に示す如くで、 K は起動装置取付フランジ、 C はシリンダ D 中を作動するピストンで、はずばを有するラック (helical toothed rack) B が

1) Coffman Starter. Flight, April 14, 1938. 本品はアメリカの Roscoe A. Coffman 氏の特許である。

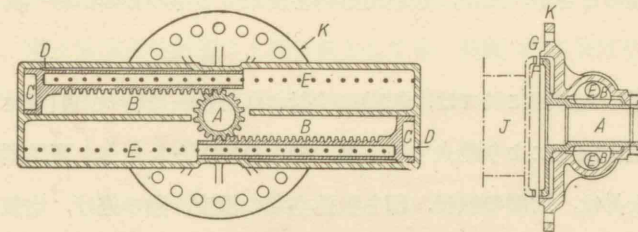
2) A New Hydraulic Starter. The Oil Engine, April, 1939.



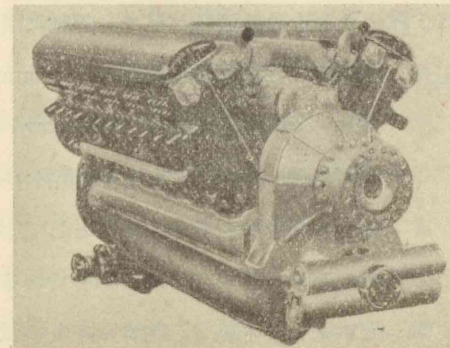
第 19 圖

Jumo 205 型機関に Coffman 式 cartridge starter を装備せる圖

取付けられ、*B* は小歯車 *A* に噛合ふ。ピストン頂部を蓄圧器に連絡するとその壓力により兩つのピストン *C* が作動し、ラック *B*、小歯車 *A*、戻クラッチ *F* 及 *G* を經てクランク軸 *J* を回轉する。而して、作動後ピストン *C* はばね *E* により舊位置に復するのである。蓄圧器及起動装置は中繼弁 (relay valve) を經て連絡され、同弁により壓力の作用を適當ならしめる。本油壓起動装置を Coatalen 航空ディーゼル機関 (V-12 シリンダ、150φ×170、2 000 rev/mn にて 575 HP) に装備した状態は第 21 圖に示す通りである。



第 20 圖 Berger 式 hydraulic starter の構造



第 21 圖 Coatalen 機関に於ける hydraulic starter 装備状態

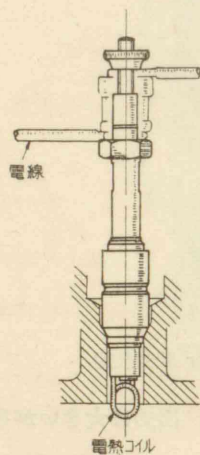
以上述べた火薬若しくは油壓使用の起動装置に於ては、出力は大きいがその作動期間は高々クランク軸の 1 回轉する 0.5 秒程度の間であり、一旦暖まつた機関の再起動には役立つが、冷えてゐる機関の起動には不適當である。

▼) 起動用ガソリン機関

次に Beardmore 會社の Tornado 型機関に於ては、毎分 2,000 回轉にて 40 馬力發生のガソリン機関により、減速装置、^{ベンディックス}Bendix 小歯車を経て、機関を毎分 120 回轉位の速度で廻して起動する。實際には 10 馬力位で充分だが、餘裕を見込んで 40 馬力の起動用機関を用ひてゐる。而して減壓装置により各シリンダの吸氣弁を開いて最初の回轉を容易ならしめ、回轉速度がついてから同弁を閉ぢる様になつてゐる。この方法は大き袈裟ではあるが、寒冷時に

も機関を温めるとか、又は、起動用燃料を使用する等の必要が尠く具合がよい。

以上列挙した方法に於ては、起動時噴射された燃料は特殊の装置には依らず、凡て壓縮温度により着火する。但、着火の原因となるべき斷熱壓縮による温度の上昇は、周囲の状況、即ち吸込空氣の温度、熱の逃げ、空氣洩れ、回轉速度等により大いに影響され、極寒時起動の際には潤滑油の粘さ等も高



第 22 圖
電熱コイル

いため十分の回轉が出ず、起動に困難を感じる場合が起る。これに對しては Deschamps 機関、Mercedes-Benz 機関若しくは Packard 機関に於ける如く、蓄電池により加熱される電熱コイル (glow plug) を設けたものもある。一例として Bosch の電熱コイルを示せば第 22 圖の如くである。コイルの部分はニクロム線で、約 2 ボルトの低電壓電流により 800° 乃至 900°C に赤熱される。電熱コイルは、コイルの部分に燃料飛沫が附着せぬ様な位置に取付ける事が必要である。

この外、特殊の例として Garuffa 機関に於ては壓縮加減弁を設け、丁度ガソリン機関に於ける様に、起動用燃料並に電氣點火装置により起動する様な計畫になつてゐる。Statax S-3 型機関に於ても起動初期の 2 分間位はガソリンを送り、マグネトーを用ひて點火してゐる。

2.7 高度の影響

航空ディーゼル機関は壓縮着火式故、高空に於ては空氣温度並に壓力の低下に基因し、着火不能に陥る場合も起り得る理である。今氣温 15°C 即ち 288°K の時に壓縮比 r で丁度着火が行はれてゐたものとすれば、周囲の温度が

217°K、即ち、-56°C に下降した場合には r を倍加せねばならぬと云ふ事になる。¹⁾ 斯る低温度の所迄は上昇せぬとしても、高度 Z に於ける壓縮比 r_z は、斷熱指數 $\gamma=1.41$ として計算するに地上の値 r に比して

$$Z = 4,000 \text{ m} \quad r_z = 1.29 r$$

$$Z = 6,000 \text{ m} \quad r_z = 1.42 r$$

$$Z = 8,000 \text{ m} \quad r_z = 1.62 r$$

と漸次高めねばならぬ。²⁾ 且、第 4 圖に示した様に、壓力が高まれば燃料の着火温度が下降するが、上空に於ては丁度その反對故、高度飛行は益々懸念される。然し、平時の必要以上に壓縮比を高めて置く事は、徒らに最高壓力を増す結果となり賛成出来ない。これに對しては過給機の採用とか、又は吸込空氣の加熱等種々の対策もある。最近過給機の研究は大いに進歩し、比較的輕重量のものが作られる様になつた。ディーゼル機関に過給を行ふ場合には、ガソリン機関に於ける様な混合ガス管を必要とせず、而も、着火遅れの時間が減じて燃焼状態も圓滑になる等の利點があり、有利である。

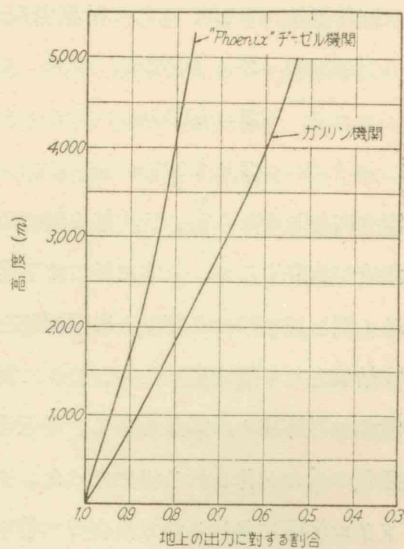
高度に伴ふディーゼル機関の作動状況を知るために行はれた諸種の實驗結果を見るに、空氣密度の減少に伴ひ熱效率が下り、出力も低下する事を認めるのである。然しながら、ガソリン機関に於ける如き氣化器を使用せぬため吸込空氣は絞られる事無く、又、假令シリンダ内の壓力が下つても、或程度迄

1) Radolphe Soreau:—Lois expérimentales des variations de la pression barométrique et du poids spécifique de l'air avec l'altitude. L'Aérophile, 1^{er}—15 Nov., 1919.

國際標準大氣は地上即ち高度 $Z=0$ に於て 15°C、而して、高度 100 m 毎に温度は 6.5°C 宛直線的に下降するものとしてある。従て、高度 Z に於ける温度は $t_z = (15 - 0.0065 Z)^\circ\text{C}$ なる式で與へられる。 $Z \geq 11,000 \text{ m}$ 即ち成層圏では温度は一定で上記の式より -56.5°C と云ふ値になる。

2) M. Poincaré:—Les moteurs à injection et leur application à l'aviation. La Technique Aéronautique, Décembre, 1928.

は燃料の貫通距離が増し、吸込空気の利用率は高まる。又、普通の運転状態に於ける過剰空気率はガソリン機関の場合に比して大であり、多少燃料消費率を犠牲にしさへすれば高空に於ける出力の低下は比較的少く、例へば第 23 圖に示す様になる¹⁾。而して、高空に於ける空気及燃料の混合比変化による悪影響も少く、燃料噴射にはポンプを用ひるので、酸化器使用の場合に比して加減も容易である。尤も高セタン價の軽油は比較的凝固點が高く -15°C 程度故高空飛行を續ける場合には燃料タンクの保温を講ずる必要が起る。



第 23 圖 航空ディーゼル機関及ガソリン機関に於ける高度による出力低下の比較

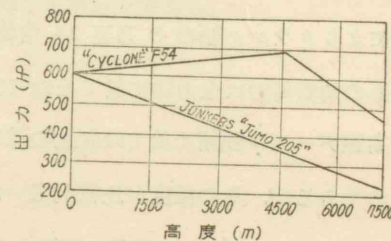
實際問題としては、1931 年 3 月 14 日に Junkers Jumo 4 型機関装備の飛行機により 7,300 m の高度、 -38° の低温度に於ても故障なく飛行し得る事が確められたが、Packard 機関でも 6,000 m 迄の高度飛行には何等差支ない事が證明され、次いで Guiberson A-980 型機関も 150 kg の荷重を搭載し、6,600 m の高度飛行に成功した。更に 1934 年 5 月には Bristol Phoenix 機関 1 臺装備の Westland 飛行機^{ウエストランド}により 7,300 m の高度、 -38° の低温度に於ても故障なく飛行し得る事が確められたが、Packard 機関でも 6,000 m 迄の高度飛行には何等差支ない事が證明され、次いで Guiberson A-980 型機関も 150 kg の荷重を搭載し、6,600 m の高度飛行に成功した。

1) A. H. R. Fedden:—Possible Future Developments of Air-Cooled Aero Engines. Journal of Roy. Aero. Soc., March 1934 並に Flight, December 21, 1933.

Les moteurs d'aviation à injection a huile lourde. La Technique Moderne, 15 Déc., 1936. 過給機等は用ひずとも高度 3,500 m 位迄は多少燃料消費率が増すのみで出力は減退せぬとも謂はれてゐる。

機により 27,453 呎、即ち 8,400 m 迄上昇し、航空ディーゼル機関による高度飛行記録を作つたのである。これらは何れも過給を行はぬ場合であり、普通の飛行高度は高々 3,000 m 程度故、高度の問題は航空ディーゼル機関の實用化に對しては懸念するに及ばない。

第 23 圖は過給を行はぬ場合の比較成績の一例であるが、最近の航空ガソリン機関に於ては殆んど凡て過給を行つており、或高度に達した時に初めて酸化器絞弁全開即ち全出力の状態^{ライト}で運転し得るのである。而して、地上に於て略同一の出力を有する Wright "Cyclone" F 54 型ガソリン機関^{サイクロン}及 Junkers "Jumo 205" 型ディーゼル機関の高空性能は第 24 圖に對比する如くである。²⁾



第 24 圖 高空性能の比較
Cyclone F 54 型機関重量 495 kg,
巡航時燃料消費率 190 g/EP-h
Jumo 205 型機関重量 630 kg,
巡航時燃料消費率 177 g/EP-h

同圖に於ける "Cyclone" F 54 型機関は過給機付、而して Jumo 205 型機関の成績は過給機無しのものである。Wright Aeronautical Corp. の副社長 Arthur Nutt は、排氣タービン駆動の過給機を用ひた場合を考へても、ディーゼル機関では膨脹比大なるため排氣中の利用し得るエネルギーの割合はガソリン機関の場合に比して少く、且又、過剰空気率もより大にせねばならぬ關係上ガソリン機関程には性能を高められぬと論じてゐる。これも一理あるが、實際問題として Jumo 205 型機関に排氣タービン駆動の過給機を装備した Jumo 207 型機関では離昇出力を 1,000 HP 迄高められ、優秀なる航空ガソリン機関に比しても殆んど

1) Aeronautics in 1934. The Engineer, January 18, 1935.

2) Arthur Nutt:—Aircraft Engines and their Lubrication. S. A. E. Journal, Dec., 1939.

甲乙なき程度に到達し得たのである。¹⁾

これはドイツに於ては良質の直溜ガソリンを得る事が困難で、ディーゼル機関の發達を餘儀なくされた結果とは思ふが、二十數年に亘る Junkers 會社のたゆまざる努力に對しては敬服の外ない。

尙、Bristol Phoenix, Clerget 9C 型及 14F-01 型, Deschamps V 3050 型, Junkers Jumo 205-E 型等の諸機関でも機械的駆動の一速度の過給機を裝備して離昇出力並に高空性能を高めんとしてゐる。この場合、過給機は齒車裝置によりクランク軸の 8 乃至 14 倍位の速度で回轉されるが、過給機駆動のための消費馬力は全力時に於てその 10 乃至 15% に達する。

高速ディーゼル機関に於ては既述の様に全熱量の 35~40% が排氣中に逃れるのであるが、その温度が比較的低いため排氣タービン駆動の過給機を用ひてもタービン・ブレード損傷の問題もなく、この點ガソリン機関の場合に比して寧ろ有利なのである。而して、最近では前記 Junkers Jumo 207 型機関の外 Clerget 16 H 型機関に於ても排氣タービン駆動の過給機を用ひて好成績を収めてゐる。尤も地上に於けると同一の吸氣状態を維持するためには各高度に應じて吸氣管部の壓力を第 9 表に示す様な割合に高めねばならぬ。

1) G. S. Kammer:—Output-Increase in Compression-Ignition Engines. Aircraft Engineering, Jan., 1940. The Prospect of Compression-Ignition Engines. Aircraft Engineering, Feb., 1940.

排氣タービン駆動過給機に於ては上空に昇る程背壓が下り効率は良好になる。Kammer は二サイクル機関に對する排氣タービン駆動過給機の應用を力説してゐるが、吾人も同感である。

第 9 表 地上出力を持続するための過給壓力

高 度 (m)	過給機出口の壓力 (kg/cm ²)	壓 力 比
1,500	0.20	1.20
3,000	0.46	1.45
4,500	0.79	1.77
6,000	1.22	2.18
7,500	1.76	2.70
9,000	2.47	3.37

従て、將來は高壓過給機の出現に期待する所が大である。

第3章 燃料の噴射

3.1 燃料の噴射

i) 噴射方法

今四サイクル、毎分回転 2,100 の航空ディーゼル機関に於て、クランク角度で 30° の間燃料を噴射するものとすれば、その時間は 0.0024 秒足らずである。斯る短時間内に一定微量の燃料が噴射され、高圧高温の空気中に分布し、而も殆んど同時に完全に燃焼されねばならぬのである。燃料噴射の方法としては

a. 空気噴射

b. 無気噴射

の二つがある。前者は高圧空気により燃料を噴射し、同空気膨脹のエネルギーにより十分に霧化し、且、その際生ずる空気の渦動を利用して燃焼室内に貫通分布せしめ、良好なる燃焼状態を実現せんとするのである。

この場合噴射空気の所要圧力は 75 kg/cm² 程度であり、而も噴霧粒子の大きさは例へば第 10 表に示す様に、無気噴射に於ける噴射圧力約 300 kg/cm² の場合に匹敵する。

第 10 表 空気噴射及無気噴射に於ける噴霧粒子の比較

燃 燒 室 圧 力	圧 力 (kg/cm ²)		噴霧粒子の大きさ (1 μ=0.001 mm)
	空気噴射圧力	無気噴射圧力	
30	65	250	13.75 μ
30	75	300	4.3~4.37 μ

A. Wöltjen は鋼製高圧空気溜の下部に蒸溜水 70%、Queol 30% よりな

る特殊液體を充し、その中に種々の方法により燃料を噴射し、粒子の大きさを顯微鏡にて測定研究したが、第 10 表の数値はその成績より導いたものである。¹⁾その後アメリカでも同様の實驗をなし、Wöltjen の試驗結果を確認してゐる。²⁾

但、空気噴射式に於ては、燃料と共にシリンダ内に噴射される高圧空気が膨脹冷却するため、起動初期に機関の作動が圓滑を欠き、多少壓縮比も高める必要がある。加之、使用壓力 75 kg/cm² 程度の空気壓縮機が必要であり、且、噴射弁はカムにより開閉せねばならぬ等のため、機関の重量並に燃料消費率も大となり、航空ディーゼル機関には不適當である。然しながら、空気噴射の意想は 5.9 の Jalbert 機関及 6.7 の Gatti 機関に於て所謂熱氣噴射として復活し、噴霧、燃焼の點で相當の結果を収めるに至つてゐる。

一方、無気噴射とは、燃料をプランジャ・ポンプにより百氣壓前後より數百氣壓迄の高壓の下に小噴孔より噴射し、十分に霧化せしめんとする方法である。而して、熱効率も空気噴射の場合に比して 10% 近く良好となる。尙、

- 高圧空気壓縮機が不要であり、重量を軽減し得。
- 起動が比較的容易である。
- 取扱調整が簡單である。
- 燃料噴射量が正確である。

等の特長もあり、現今の航空ディーゼル機関には無気噴射式のみが採用されてゐる。

ii) 噴霧状態の影響

1) Alfred Wöltjen:—"Über die Feinheit der Brennstoffzerstaubung in Oelmaschinen" Technische Hochschule, Darmstadt, 1925.

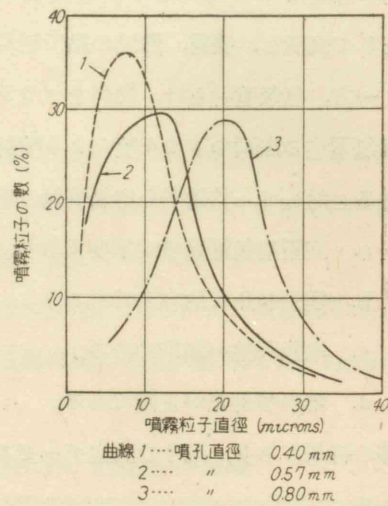
2) Size of Oil Drops in the Fuel Spray. Diesel Power, Dec., 1932. Bulletin No. 10, Pennsylvania State College Engineering Experiment Station (1932).

燃焼の起る際には、噴霧燃料中の最小粒子が先づ着火し、火焰の核心となるのであつて、その直径が小さい程着火遅れの期間も減少する。W. Riehmの研究によれば、着火時間は燃料粒子直径の自乗に比例して變化し、例へば、500°C の高温空气中に着火温度 350°C なる燃料を噴射した場合の、噴霧粒子直径の影響を示せば第 11 表の如くである。

第 11 表 着火時間に及ぼす噴霧粒子直径の影響

噴霧粒子直径 (mm)	0.305	0.20	0.10	0.06	0.0305	0.02	0.01
着火時間 (sec × 10 ⁻⁴)	2,580	1,100	275	99	25.8	11	2.75

航空ターゼル機関の如き比較的シリング内径の小さいものに於ては、噴霧粒子の貫通距離の減少はシリング内空気の渦動若しくは渦流により補ふ事とし、小口径の噴孔を採用し、噴射圧力を高めて細く且一様に噴霧する方が有利である。噴射圧力が高いと燃料の粘さの變化等も餘り影響せず具合がよい。噴霧状態は一般に第 25 圖に示す様に横座標に噴霧粒子の直径、縦座標にその粒子数の割合をとつて表す事が出来る。これは既述の Wöltjen の方法の外、煤を塗つたガラス板の上に噴霧を受けて顕微鏡



第 25 圖
噴霧状態に及ぼす噴孔直径の影響
(噴射壓力 280 kg/cm²
室 壓 10 kg/cm²)

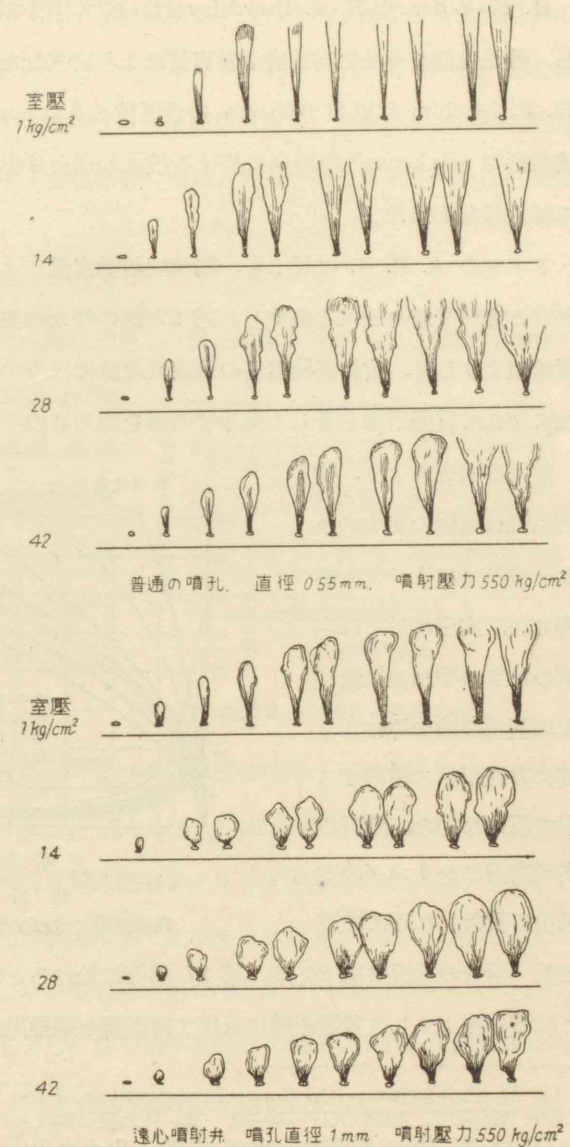
1) W. Riehm:—Untersuchungen über den Einspritzvorgang bei Dieselmotoren. Z. VDI, 21 Juni, 1924.
 2) F. Sass:—Kompressorlose Dieselmotoren. 1929, S. 47.

で測定する等種々の方法により求める事が出来る。

iii) 貫通距離

噴射後の各時期に於て噴流の尖端が到達する噴孔部よりの距離を、その時期に於ける貫通距離と云ひ、噴孔より噴霧粒子の速度が零となる点迄の距離を最大貫通距離と名付ける。

これ等はストロボライト若しくは高速度活動寫眞によるとか、或は又、噴孔部より各種の距離に於ける噴射燃料の運動量を ballistic pendulum により測定して求める事が出来る。噴流の平均速度も同様にして求められる。

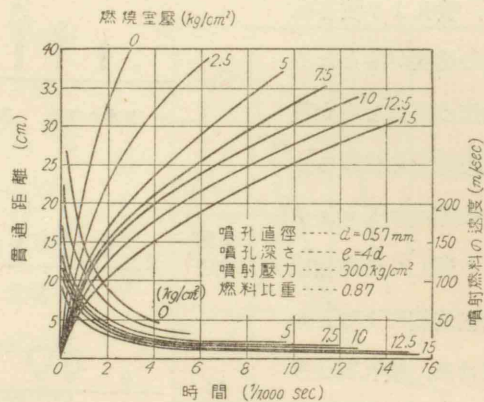


第 26 圖
貫通距離に及ぼす噴射弁種類並に燃焼室壓の影響

H. E. Miller 及 E. G. Beardsley は、高圧窒素中にディーゼル重油を噴射し、噴流進行の有様を高速度活動写真により研究した。その装置を用ひて、W. F. Joachim は直径 0.55 mm の普通噴孔及 1 mm の遠心噴射弁に就て、噴射壓力 550 kg/cm² の場合に於ける噴霧状況を撮影し、第 26 圖に略示する様な結果を得た。¹⁾

ドイツの A. E. G. に於ても、高速度活動写真により高圧常温の空气中に於ける燃料貫通の状況を研究し、第 27 圖の様な結果を得てゐる。²⁾ これ等の諸成績よりして、噴射直後燃料の速度は急激に減少する事、並に、室壓の増加に連れて貫通距離も著しく減少する事を認めるのである。

最近の研究により、噴霧状況は氣體の壓力のみならず粘さによつても影響され、高温に於ては空氣の粘さの増加並に燃料表面張力の減少等により更に貫通距離の短縮する事も明になつた。燃料が高圧高温のシリンダ内空氣中に噴射され逐次燃焼



第 27 圖 貫通距離に及ぼす燃焼室壓の影響

を起す場合の状況は第 26 圖、第 27 圖等に於けるとはかなり相違するが、これ等の圖よりして貫通距離に及ぼす諸影響を類推出来る。

1) W. F. Joachim:—Oil Spray Investigations of the N. A. C. A. Trans. Am. Soc. Mech. E., 1928 OGP—50—6. 尙、その後の研究としては下の文献がある。

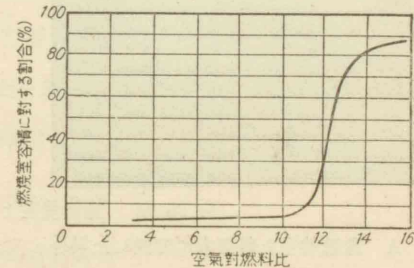
Dana W. Lee:—A Comparison of Fuel Sprays from Several Types of Injection Nozzles. N. A. C. A. Report No. 520 (1935).

2) Verbrennungsmotoren. Dieselmaschinen IV. 1929. S. 72.

航空ディーゼル機関に於ては、燃料粒子が上述の様な状態で最大貫通距離に達する位迄の時間内に燃焼、否、一サイクルが完了してしまふ程故、最大貫通距離の如何は餘り重要視するには及ばない。寧ろ、燃料粒子が比較的低温のシリンダ壁に附着し、不完全燃焼の原因となるが如き事を避ける様に注意すべきである。

iv) 燃料の分布

燃料粒子は燃焼室内に一様に分布し、吸込空氣を出来るだけ有効に利用する事が望ましい。シリンダ内に於ける燃料粒子分布の有様は、第 28 圖に示す様な具合に横座標に空氣對燃料比、縦座標には一定空氣對燃料比を有する混合氣の全燃焼室容積に對する割合をとつた曲線で



第 28 圖 燃焼室内に於ける燃料の分布

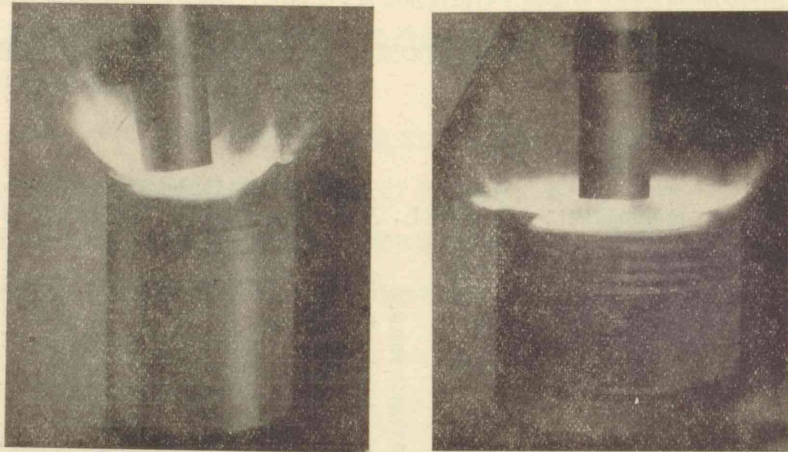
表はす事が出来る。¹⁾

これは燃料噴射弁の配置、シリンダ内渦流の利用、その他設計上並に調整上の種々の因子に依存する。一例として、Daimler-Benz 會社の自動車並に車輛用ディーゼル機関に於ては豫燃焼室をシリンダ蓋側方に多少傾けて設けてゐるが、同社の飛行船用の機関に於ては中央部に配置してゐる。兩者に於ける豫燃焼室部よりの噴氣の分布状態は第 29 圖 A, B に對比する如くであり、²⁾ 前者に於ては全力運轉時 20% 餘の過剩空氣を必要とするが、後者ではこれ

1) K. J. De Juhasz:—Some Results of Oil-Spray Research. Trans. Am. Soc. Mech. E., 1929, OGP—51—9.

2) A. Berger:—Die Entwicklung der Vorkammer-Viertakt-Dieselmotoren als Luftschiff, Schnellboots und Flugmotoren. Gesammelte Vorträge der Hauptversammlung 1937 der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung.

を 6~8% 程度に減じ得るに至つたのである。これによつても如何に一樣なる燃料の分布と云ふ事が性能向上に必要であるかを知る事が出来る。



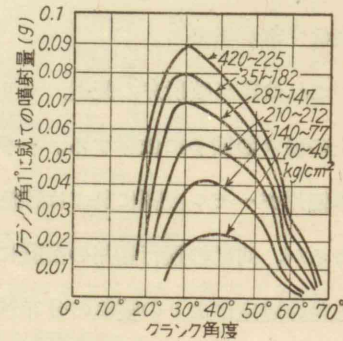
第 29 圖 豫燃焼室よりの噴氣分布状況

A 豫燃焼室を斜側方に配置した場合 B 豫燃焼室を中央に配置した場合

v) 燃料噴射の割合

クランク軸が一定角度回転する間に噴射される燃料量變化の割合は stroboscopic disc により測定出来、例へば第 30 圖の様な曲線になる。¹⁾

2.2 の第 9 圖に就て述べた様に、直接燃焼期間に於ける壓力上昇の有様は、燃料噴射の割合にも依存する故、適當なる



第 30 圖 クランク角度に對しての燃料噴射割合の變化 (但、毎分回転 82 の場合)

1) Wm. F. Joachim:—Forschungen über Schwerölmotoren in den Vereinigten Staaten. Dieselmotoren V, 1932, S. 79.

噴射の割合により可及的に圓滑なる運轉状態を實現せしめる様に努めねばならぬ。

又、豫燃焼室式機関に於ては第 42 圖に就て述べる様な絞搾型噴射弁 (Throttle nozzle) を採用し、着火遅れの期間中に於ける燃料噴射量を絞つてディーゼル・ノックを軽減してゐる。

この外、Clerget 14 F-01 型及 16 H 型機関に於ては各シリンダ毎に一體に構成された二つの燃料噴射ポンプ並に 2 個の噴射弁を設け、一つのポンプでは先づセタン價の高い燃料を少量噴射し、次いで他のポンプにより適當な主燃料——例へば輕油にアルコールを混合せるもの等——を噴射する事によりディーゼル・ノック並に最高燃焼壓力を軽減せんと試みてゐる。¹⁾これ等各方面よりの研究により機関の性能は近年著しく向上するに至つたのである。

3.2 燃料噴射弁の種類

ディーゼル機関に使用されてゐる燃料噴射弁は

- i) 開放型
 - 純開放型
 - 半開放型
- ii) 閉止型
 - 自動 (開閉) 型
 - カム開閉型

に類別出来る。噴射弁の口金の部分をノズルと名付ける。ノズルには噴孔が穿けられてゐるが、單噴孔、多噴孔等種々のものがある。

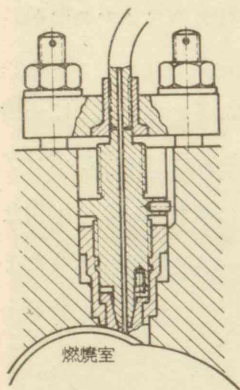
1) P. Clerget:—L'action chimique dans les moteur à injection. La Science Aérienne, Mai~Juin, 1933.

R. Duchène:—Etude expérimentale de la combustion dans les moteur a injection. 1936.

MM. Pierre Clerget et Raymond Marchal:—Sur le fonctionnement en atmosphère raréfiée des moteurs à injection et allumage par compression. La Revue des Combustibles Liquides, Avril, 1938.

i) 開放型ノズル

純開放型ノズルとは第 31 圖に示す様に、燃料噴射ポンプとノズルとの間に何等の遮断装置も無く、燃料の噴射及遮断が凡て噴射ポンプのみによつて



第 31 圖
純開放型ノズル

制御され、ノズル部に送られた燃料はシリング内の壓力に打勝てば自然に内部に噴射される様なものを云ふ。これは最も簡單であり、燃料噴射管中の空氣が逃げ易く、弁座部の漏洩等による問題も起らない。空氣は自由に壓縮される故、若し多少とも噴射管中に殘存する時には、噴射ポンプが働いても燃料を送出し得ぬ様な場合が起る。これを空氣閉塞 (air lock) と稱してゐる。空氣の逃げ易いと云ふ事は、星型機關下部シリングに於ける噴射弁に對しては殊に必要な條件である。

今、燃料が噴射管中で變らぬ流れをなしてゐるものとすれば、噴孔より噴射される時の速度 v_n は下の式で表される。

$$v_n = \frac{v_p \cdot d_p^2}{\mu \cdot d_n^2 \cdot i} \text{ (m/sec)} \quad (3.1)$$

但、 d_p はポンプ・プランジャの直径 (mm)、 v_p はその時のプランジャの速度 (m/sec)、 μ は噴孔の流量係數 (次節参照)、 d_n は噴孔の直径 (mm)、 i は噴孔の數である。又、その時の壓力 p は下の如くなる。

$$p = \frac{\rho}{2g} v_n^2 = \frac{\rho}{2g} \left(\frac{v_p \cdot d_p^2}{\mu \cdot d_n^2 \cdot i} \right)^2 \text{ (kg/m}^2\text{)}$$

又は

$$p = \frac{\rho}{2g} \left(\frac{v_p \cdot d_p^2}{\mu \cdot d_n^2 \cdot i} \right)^2 \times 10^{-4} \text{ (kg/cm}^2\text{)} \quad (3.2)$$

1) 燃料油中には壓力波が生ずるため、實際には斯く簡單に論ずる理にはゆかない。

ここに ρ は燃料單位體積の重量 (kg/m^3)、 $g = 9.81 \text{ (m/sec}^2\text{)}$ である。即ち、 p は噴孔直径 d_n の 4 乗に逆比例する。噴射ポンプの要目が決まれば、(3.2) 式よりして所要噴射壓力 p を實現するための噴孔直径並に噴孔數等を大體決定出来る。然しながら、實際には燃料は壓縮性を有するため噴射時の壓力も (3.2) 式に示す程には高まらず、且、第 38 圖に示す様にポンプの送油作用が停止した後も、噴射管中の燃料が膨脹して噴孔部より滲み出る。これを後期滴下又は後零 (dribble or dripping) と稱し、シリング内の高熱により炭素を分離し、排氣を烟らし、噴孔部を汚して噴射作用を悪くする主因となるのである。

扱、燃料の壓縮性を比較するには壓縮率を以てする。今、

$$\alpha = \text{壓縮率 (cm}^3\text{/kg)}$$

(これは壓力 0 より p 迄の間に於ける平均値である)

$$p = \text{壓縮壓力 (kg/cm}^2\text{)}$$

$$V = \text{壓縮前に於ける燃料の體積 (cm}^3\text{)}$$

$$\Delta V = \text{壓力 } p \text{ により壓縮された體積 (cm}^3\text{)}$$

とすれば

$$\alpha = \frac{1}{V} \cdot \frac{\Delta V}{p} \quad (3.3)$$

而して、 α の逆數即ち $1/\alpha$ を彈性係數と稱してゐる。どの油に於ても壓力が増すと壓縮率は減少し温度が上がると増加するが、壓力による變化は極く僅で温度による變化が著しい。又、油の種類による差異は甚だしく、どの油も温度及壓力により大體同じ様な變化を受ける。

航空ターゼル機関に用ひられてゐる範圍に於ける輕油の壓縮率は

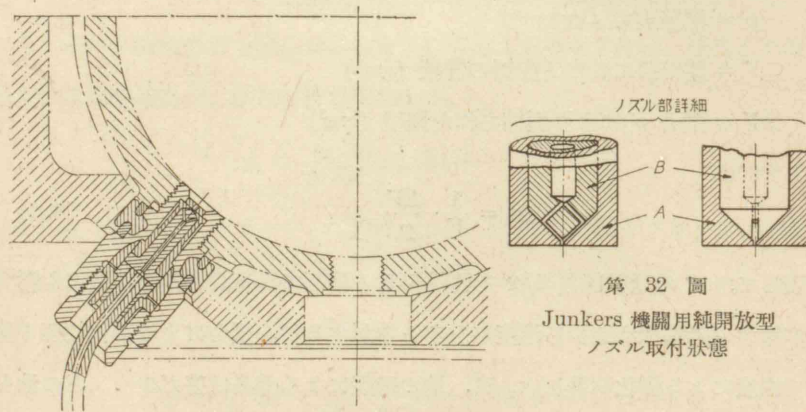
1) 濱部源次郎、長尾不二夫：—燃料油の壓縮率に就て 機械學會誌 昭和 8 年 8 月

$\alpha \doteq 56 \times 10^{-6} \text{ cm}^2/\text{kg}$, 従て, 弾性係数は $17,800 \text{ kg/cm}^2$ 程度である。普通の設計に於ては噴射管系の長さを短縮しても, 噴射ポンプの送出弁部より噴射弁に至る間の燃料の體積 V を 2.5 cm^3 以下位に切詰める事は困難であり, 噴射壓力 $p = 200 \text{ kg/cm}^2$ とすれば, (3.3) 式よりして上記體積の輕油は

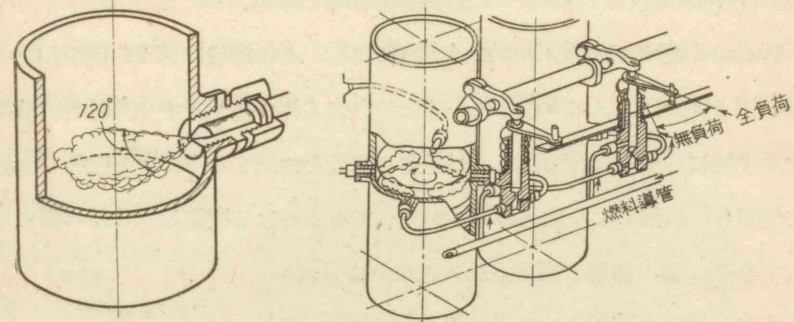
$$2,500 \times \frac{200}{17,800} = 28 \text{ mm}^3$$

だけ壓縮される事になる。これは一回の燃料噴射量に對比しては無視し得ぬ量である。そのために純開放型ノズルに於ては後戻りによる悪影響を伴ふのみならず, 噴射の初め及終りには噴霧粒子が多少粗くなる等の缺點もあるが, これを防ぐには, 噴射ポンプとノズル間の距離即ち燃料噴射管の長さを可及的に短縮し, 同時にノズルの附近を冷却する等の事が有効である。

Junkers 機関では第 32 圖に示す様な純開放型ノズル採用し, 第 33 圖に示す様な具合に 120° の扇形に噴霧してゐる。而して, 第 34 圖に略示する様



に各シリンダ毎に 4 個のノズル, これに燃料を送出するための 2 個の噴射ポンプをそれぞれ相接近して設け, 十分に噴霧並に分布の効果をあげ得る様にしてある。

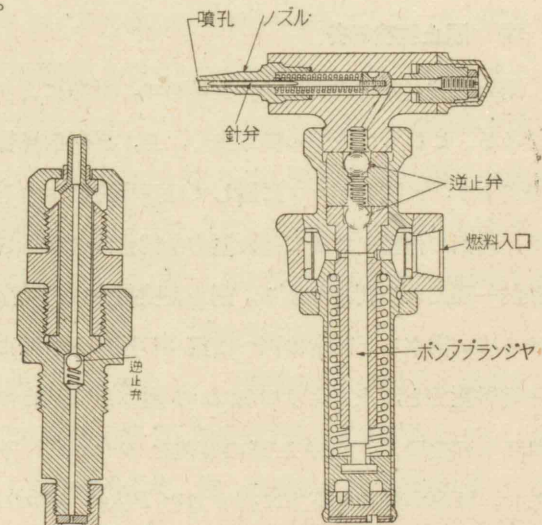


第 33 圖 Junkers 機関に於ける燃料噴霧状況

第 34 圖 Junkers 機関に於ける噴射ポンプ並にノズルの配置

Guiberson A-980 型機関でも開放型ノズルを採用してゐるが, 適當なる取付位置並に噴射ポンプの設計等により, 燃料送出管の長さは多少長いが略満足すべき結果を得てゐる。

半開放型ノズルとは, シリンダ内よりの燃焼ガスの逆流を防ぐために, 途中に第 35 圖に示す様なばねで押されて居る球入逆止弁の如きものを設けた場合を云ふ。この逆止弁は低壓燃料がシリンダ内に噴射されるのを防



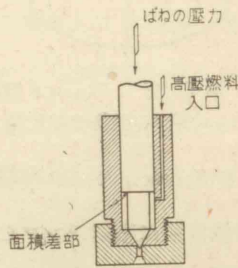
第 35 圖 半開放型ノズル

第 36 圖 Packard 機関噴射ノズル並にポンプの一部

ぐために, $40 \sim 50 \text{ kg/cm}^2$ 程度の壓力により開く様に設計する場合が多い。

然し、作動の原理上からみては純開放型と異なる。

Packard 機関の噴射ノズルはこの型に属し、その構造は第 36 圖の如くである。これでは、ノズルの中に一種の針弁が入れてあり、中空圓錐形の噴霧をなす様にしている。而して、同針弁の位置を加減する事により噴孔の面積を變更し、氣候により燃料の粘さが變つても良好なる噴霧をなし得る様になつてゐる。但、場所の関係上球入逆止弁はノズルより少し離れた噴射ポンプ出口部近くに設けられてゐる。



第 37 圖 自動弁

既述の Junkers 機関に於ても同様の意味よりして第 62 圖に見える様にポンプ出口部に球入逆止弁を設けてある。

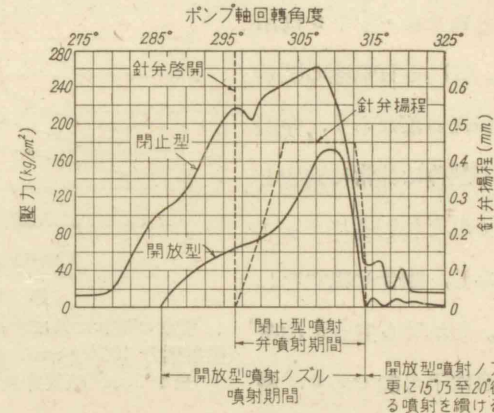
ii) 閉止型噴射弁

閉止型噴射弁とは更に一步を進めて、針弁によりノズル部を開閉するものである。これでは後響の惧も少く、且、燃料送出管がシリンダに対しては針弁により、又噴射ポンプに対しては送出弁によりそれぞれ閉止されてゐるため、前回の作動中に於て得た壓力も同管内に保持されており、噴霧状態が比較的一様になる利益がある。閉止型噴射弁は自動型及カム開閉型の二つに分ける事が出来る。前者は例へば第 37 圖に示す様に針弁の面積差部に作用する燃料壓力と、上方よりのばねの壓力との釣合如何により自動的に開閉されるものを云ふ。針弁上部の直徑を D (mm)、下方の直徑を d (mm)、而して、ばねが針弁を下方に押す力を P (kg) とすれば、噴射の初まる壓力は大體

p = P / (1/4 * pi * (D^2 - d^2)) * 100 (kg/cm^2) (3.4)

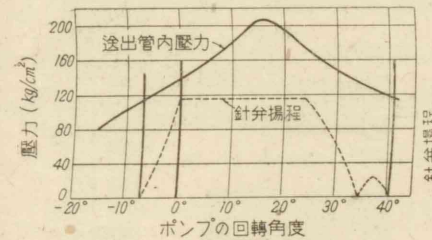
となる。然るに、各種實驗の結果を見るに、例へば第 38 圖に示す様に針弁の開く壓力と閉ぢる壓力とにかなりの差がある事を認める。

これは開く時には主として針弁面積差部に作用する壓力で針弁が擧げられるが、閉ぢる時には針弁の先端をも含む全面に作用する壓力に打勝たねばならぬためである。而して、針弁



第 38 圖 閉止型及開放型ノズルの比較

開閉の壓力が例へば第 39 圖に示す様に略等しいものとすれば、弁の閉ぢる瞬間に生ずる壓力の多少の變動によつても針弁が再開し、後響を生じ易い。



第 39 圖 針弁再開の場合の噴射壓力

加之、この場合にはばねの強さ従て、弁座接觸面の壓力を高める必要が起る等の不利がある。故に設計上適當なる面積差を與へるのである。

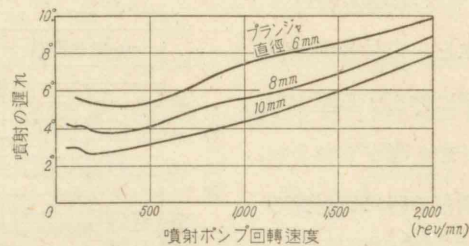
噴射の切れをよくし後響を防ぐために、噴射ポンプ送出弁部には第 60 圖に示す様な吸戻弁を設けるとか、その他特殊の工夫を凝らしたのものもある。尙、高速ディーゼル機関に於て、噴

1) J. E. Wild:—Combustion-Chambers, Injection Pumps and Spray Valves of Solid-Injection Oil-Engines. S. A. E. Journal, May, 1930. 2) P. L'Orange:—Die Zusammenarbeit von Pumpen und Düsen bei kompressorlosen Dieselmotoren. Dieselmotoren V, 1932.

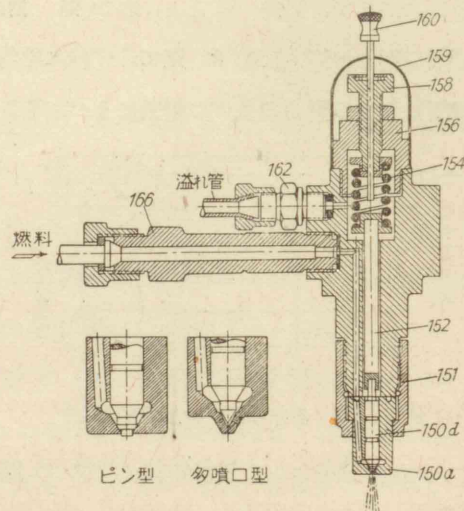
射ポンプが有効行程を開始してから針弁が動き初める迄には、第40圖に示す様にクランク角度で数度の遅れは免れぬ様である。針弁は極く敏感に作動せ

ねばならぬためパッキンは用ひない。然し、数百気圧の噴射壓力を保たねばならず、弁體及針弁の製作は非常に精密を要し、それぞれ別個にラップ磨きをなし、選合せ組立をしてゐる。それでも完全に油密を保つ事は不可能であり、漏れた燃料は例へば第41圖に見える様に溢れ管に導いて燃料タンクに戻さねばならぬ。

漏洩量は密度、壓力、プランジャ直徑、及隙間の三乗に比例し、重ね合せ部の長さ及粘さに逆比例する。良好なる作動を営ましめるためには直徑での隙間は普通 0.001~0.003 mm 程度たる事が必要であり、針弁のラップ磨きを



第40圖 噴射の遅れに及ぼすポンプ回轉速度の影響 (噴射壓力 100 kg/cm², 燃料噴射管直徑 2.6 mm, 長さ 1 m, 吸戻弁無し)の送戻弁使用)



第41圖 Boschの噴射弁

1) Hans Heinrich:—Die Einspritzverzögerung bei kompressorlosen Dieselmotoren. Dieselmotoren V, 1932.
 2) A. M. Rothrock and E. T. Marsh:—Effect of Viscosity on Fuel Leakage between Lapped Plungers and Sleeves and on the Discharge from a Pump-Injection System. N. A. C. A. Report No. 477 (1934).

施す部分の長さは、直徑の5乃至8倍位に設計してゐる。尚、油密を保つためには針弁々座部を狭め、相當の強さの壓力を與へる様にせねばならぬ。然し、餘り壓力が強いと作動中に敲かれて弁座部が早く磨耗するので、弁座の幅は約 0.5 mm、壓力は 15 kg/mm² 程度に保つ事が望ましい。

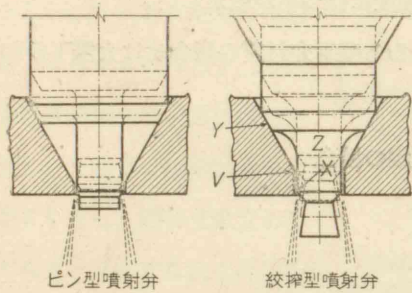
尚、現今各メーカーに於て使用してゐる噴射弁材質の組合せは大體下の如きものである。

- a. 噴射弁體及針弁共焼入せる工具鋼の場合
- b. 噴射弁體及針弁共炭素鋼の場合
- c. 噴射弁體及針弁共窒化鋼の場合
- d. 噴射弁體は炭素鋼、針弁は焼入せる工具鋼の場合
- e. 噴射弁體は窒化鋼、針弁は焼入せる工具鋼の場合

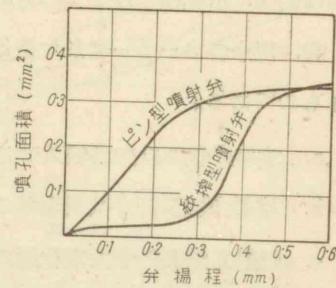
針弁の重量が餘り大きいと、慣性のため噴射開始及閉塞時に於ける作動が不確實となる故、これは可及的に少なる事が望ましい。自動弁はばねの調整により容易に噴射壓力の加減が出来、噴射ポンプよりの距離が増し、燃料送油管の長さに多少の不同があつても噴霧狀況に大した影響が無いので、構造が複雑で製作も面倒ではあるが航空ディーゼル機関には廣く採用されてゐる。即ち Fiat 機関、B. M. W.-Lanova 機関、Mercedes-Benz 機関等では第41圖に示す様な Bosch の製品を採用してゐるが、Fiat 機関に於ける噴射弁先端部は多噴孔型、B. M. W.-Lanova 機関ではピン型、而して Mercedes-Benz 機関に於ては絞搾型と云ふ様にそれぞれ機関燃焼室部の設計に適合したものを選擇採用してゐるのである。普通のピン型噴射弁及絞搾型噴射弁先端部の構造を擴大して對比すれば第42圖の如くである。圖の Y は弁座であり、Z の周圍

1) 大井上 博:—多噴孔燃料噴射弁の設計製作に對する一二の問題 エンヂニヤリ ング 昭和14年7月

は燃料油通過面積中最狭の横断面に相当する。噴射の始めには油圧により弁座より針弁を昇揚せしめ、その際 Z の周囲は絞搾間隙を形成し噴射率を少ならしめるが、X の角が V 点より上に昇る時には絞搾は止み、次第に噴射



第 42 圖
ピン型及絞搾型噴射弁先端部対比圖

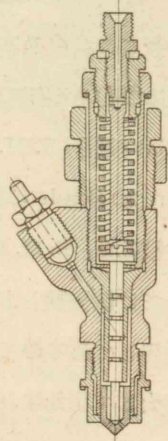


第 43 圖 ピン型及絞搾型噴射弁に於ける噴孔面積曲線の一例

率が増大するのである。而して、絞搾期間を略着火遅れの時間に一致せしめる様にばねの力を決めてある。普通のピン型及絞搾型噴射弁に於ける噴孔面積変化具合の一例を示せば第 43 圖の如くである。

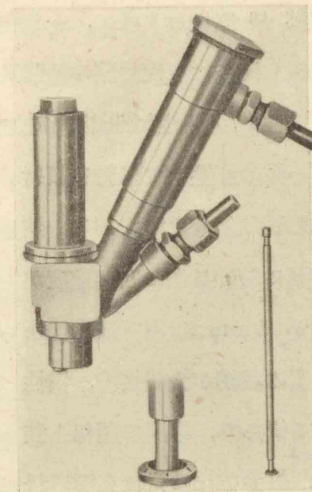
又、Beardmore 機関では第 44 圖に示す様な自社設計製作の自動弁を用ひてゐる。

Clerget 9A 型 100 HP 機関の自動弁では針弁の代りに茸弁を用ひ、これが蔓巻ばねにより閉ぢられてゐる。茸弁圓錐座の面には第 45 圖に示す様に溝が穿つてあり、燃料がその溝を通つて噴射される時の反動により同弁が廻され、溝も汚れる事がない様になつて居る。溝は直径 0.2 mm 以下の小さい通路を形成しており、燃料は層狀に噴射され而も十分に貫通するのである。

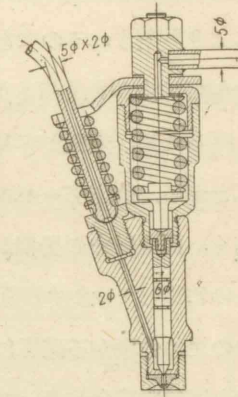


第 44 圖 Beardmore "Tornado" 型機関用自動弁

然し、14 F 型 500 HP 機関に於ては各シリンダ毎に第 46 圖に示す様な普通構造の自動弁を 2 個宛採用してゐる。而して、噴射弁は直径 0.3 mm の噴孔 7 個の場合が最も結果

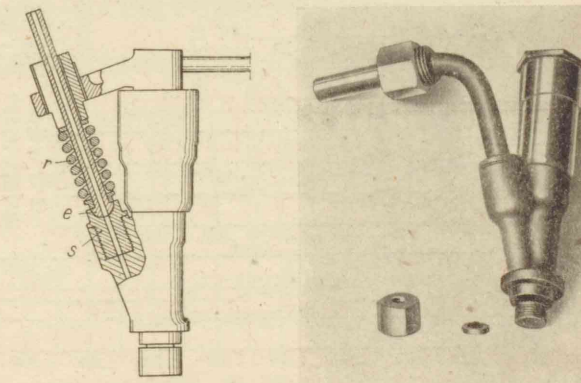


第 45 圖 Clerget 9 A 型機関燃料噴射弁



第 46 圖 Clerget 14 F 型機関燃料噴射弁

1) 良好の由である。高速ターゼル機関では作動中振動のため噴射管及噴射弁接續の固定端部近くが龜裂折損し易いが、Clerget はこれを防ぐため第 47 圖の様に球端部 e をばね r で座 s に押付けて取付ける様にし好結果を収めてゐる。s は青銅製である。この取付方法は Clerget 9 A 型 100 HP 機関當時より踏襲され、好結果を示してゐる。

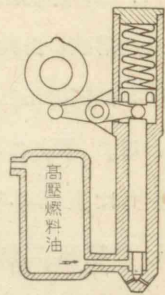


第 47 圖 Clerget 考案の燃料噴射管取付け方法

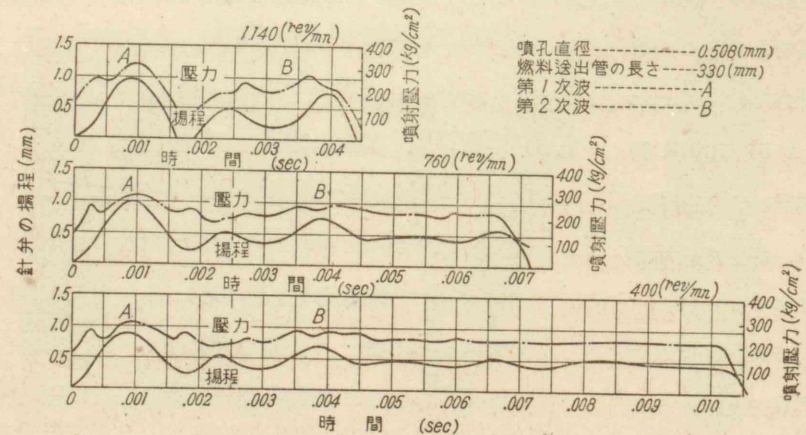
カム開閉型は蓄壓式とも稱せられる。この式に於て

1) Der gegenwärtige Stand der Dieselflugmotoren. A. T. Z., 10 Nov., 1938.

は噴射ポンプよりの燃料は第 48 圖に示す様に、一旦蓄壓室に貯えられ、それより各噴射弁に分岐しており同弁は丁度機関の吸気及排気弁と同様にカムにより開閉されるのである。従て、噴射壓力を自由に加減出来、且、回轉速度の如何に拘らず最初より略一定の高壓にて燃料を噴射し得るため、起動が容易で燃焼状態も良好である。然しながら、航空ディーゼル機関に於ける様に回轉速度が高く、而も針弁の揚程が僅か 1 mm 以内と云ふ様なものに対しては針弁開閉装置の機構が大袈裟で、慣性力のため作動が不確實になる惧あり、場所の関係上装着も困難な場合が多い。又、針弁部迄は常に高壓燃料が來てゐるため、多少でも弁座部が損傷するとシリンダ内への燃料の漏入が増す等の缺點もある。カム開閉型噴射弁作動状況の一例を示せば第 49 圖の如くであり、この場合にはカム軸の回轉數毎分 1,140



第 48 圖
カム開閉型噴射弁



第 49 圖

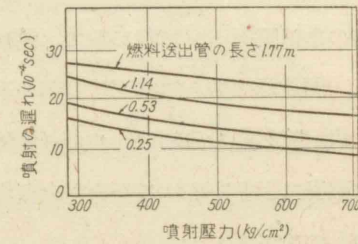
カム回轉速度の針弁揚程並に噴射壓力に及ぼす影響

の時に第二次の噴射を伴つてゐる。

この式は Garuffa, Küssner, Sunbeam-Coatalen, Sutor 等の諸機関に採用されてゐるが、未だ何れも實用の域には達しておらぬ。

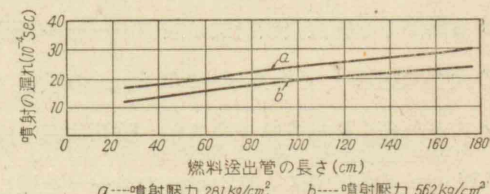
然し、フランスの L. Coatalen は 5.14 に述べる様な機関に就て蓄壓式燃料噴射に関する研究をなし、更にその意想を練り 5.5 の第 101 圖及第 102 圖に示す様な構造の航空ディーゼル機関を完成した。これも未だ實用されるには至つてゐないが、現今の高速ディーゼル機関中では最も燃料消費率少く、優秀な試験成績を示してゐる。

一般に、噴射時の遅れは壓力並に燃料噴射管の長さによつても、例へば、第 50 圖及第 51 圖に示す様に變化する。噴射管が長いと壓縮率の影響を受ける燃料量の割合も増す故、正確なる作動を期し難い。



第 50 圖
噴射の遅れに及ぼす壓力の影響

車輛用等の大形高速ディーゼル機関で噴射管の長さが 2 m 近くに達する様なものに於ては、自動噴射時期加減装置を設け、使用回轉速度の範圍に亘つて良好なる作動を營ませる様にしたものもある。然し、航空ディーゼル機関に於ては斯る装置による重量増加は不利である。



第 51 圖 噴射の遅れに及ぼす燃料噴射管の影響

- 1) A. M. Rothrock:—Hydraulics of Fuel Injection Pumps for Compression-Ignition Engines. N. A. C. A. Report No. 396 (1931).
- 2) Wm. F. Joachim:—Forschungen über Schwerölmotoren in den Vereinigten Staaten. Dieselmotoren V, 1932, S. 78.

故に、噴射弁の型式如何に拘らず、一般に各シリンダ毎に燃料噴射ポンプを設け、且、噴射弁迄の距離を出来るだけ短縮し、噴射ポンプ部に於ける圧力が噴射管中に於ける燃料の慣性、壓縮性、振動等に妨げられずに急速にノズル部に到達する様にしてゐる。極端な例として、Packard 機関に於ては第 36 圖に示した様に噴射ポンプ並に弁を殆んど一體に構成してゐる。開放型ノズルに對しては特に斯る注意が必要である。航空ディーゼル機関は自動車用ディーゼル機関とは異り、一定速度並に荷重の下に使用される事多く、起動初期に於ける排氣中の煤煙は餘り問題にはならぬ。故に、装着場所の廣さに餘裕のある噴射ポンプ部に於て、燃料を正確に開通若しくは遮断せしめる様にし、開放型ノズルを採用する事も有利である。

尚、噴射弁の先端はシリンダ燃焼室内に露出してゐるが、機関作動中燃料の流出により冷されるため割合に温度は高まらず、弁座部で高々 280°C 程度のものである。

3.3 ノズル

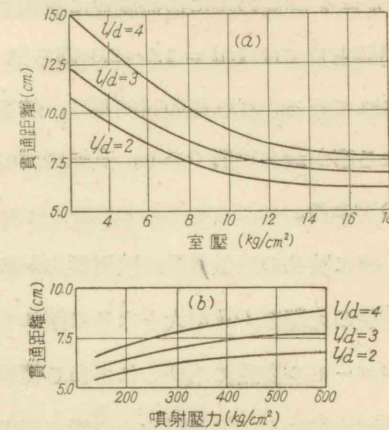
餘り噴孔の直径 d を小さくすると、詰り易く、又ノズルよりの燃料流出経路に對する考慮が缺けると噴孔部浸蝕等のため噴射量並に方向に狂ひを生ずる惧がある。直接噴射式の航空ディーゼル機関用噴射弁としては、シリンダの大きさに應じて $d = 0.15 \sim 0.30 \text{ mm}$ の噴孔を適當な數だけ穿けた多噴孔ノズルが多く使用されてゐるが、噴孔は例へば 0.2 mm の直径に對しては 0.19 mm の錐を用ひ、 0.2 mm のリーマを通して仕上げる。

次に、噴孔の深さ l の問題である。直径 0.355 mm の噴孔を用ひ、 l/d の値を種々に變えて噴射後 0.001 秒目の貫通距離を測定した成績は第 52 圖 a,

1) 山本次雄:—多噴口燃料噴射弁の噴口の變流磨耗に就て、内燃機関 昭和 16 年 4 月。

b の如くであり、 l/d の大なる場合には貫通距離も大となる事が^{1) 2)}分る。

然し深さ l を小さくすると貫通距離は減るが噴霧効果は却て良好となる。イギリスの Royal Aircraft Establishment に於て單シリンダ、内徑 203.2 mm 、行程 280 mm 、吸氣弁及排氣弁各 2 個を有し、中央部より燃料を噴射する様な實驗用航空ディーゼル機関に就いて、噴孔數を 5 個、噴射圓錐角度を 120° とし、 d を $0.368, 0.406, 0.457 \text{ mm}$ 、 l をそれぞれ $0.508, 0.762, 1.016 \text{ mm}$ に變えて試験した結果によれば、燃焼状態良好の組合せは第 12 表の如くであり、就中、直径の最も小さい場合が最良であつたとの事である。³⁾



第 52 圖 貫通距離に及ぼす噴孔 l/d の影響

第 12 表 噴孔深さの最適値

d	l	l/d	備 考
0.368 mm	0.508 mm	1.4	$l = 0.508$ の場合のみ試験す
0.406	0.762	1.87	
0.457	0.762~1.016	1.67~2.5	

一方、アメリカでの一實驗によれば、 $l/d = 2 \sim 3$ の時に貫通距離が最少で

1) S. J. Davies and E. Giffen:—Injection, Ignition and Combustion in High-Speed Heavy-Oil Engines. The Automobile Engineer. June, 1931.
 2) Carlton Kemper:—Research of the N. A. C. A. on Aircraft Diesel Engines. Trans. Am. Soc. Mech. E., 1930 OGP-52-5.
 3) H. B. Taylor:—High Speed Compression Ignition Engine Research. Journal of Roy. Aero. Soc., July 1928.

あり、 $l/d = 6$ の時に最大との事であり¹⁾、更に又、フランスの R. Retel は $l/d = 4$ 程度の時に透徹度並に噴霧状態が最良になると述べてゐるが²⁾、実際問題としては $l/d = 1.5 \sim 2.0$ 即ち第 12 表に掲げる様な程度のものが實用されてゐる。これ等の諸結果は、航空ディーゼル機関に於ては噴霧状態の良好なる事が最も重要であり、貫通距離の如何は餘り問題とならぬ事を裏書するのである。

次に噴孔の流量係数は噴射圧力が高まるに連れて幾分増加し、噴孔の長さ直径の比即ち l/d が大となるに連れて小となる傾向がある。然し、現今の航空ディーゼル機関に用ひられてゐる範囲に於ては流量係数は l/d の値並に噴射圧力等により餘り變化せず縁が薄刃となつた噴孔 (sharp-edged orifice) に對しては $0.65 \sim 0.7$ 、縁が丸味を帯びたものに於ては $0.8 \sim 0.9$ 程度である。即ち使用中に縁が磨耗して丸味を帯びると流量係数が増す理である。噴孔製作後、燃料中にカーボラダムを混じて長く通すと、孔が摺合された様な結果になり具合がよい。又、窒化鋼を使用し噴孔加工後窒化を施したものは窒化により孔が滑くなるため油の切れる事無く、且、耐磨耗性故結果がよい。

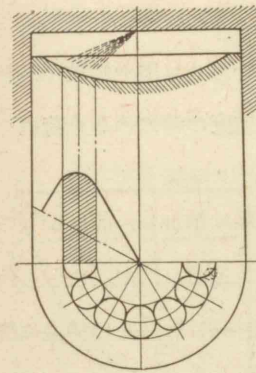
實用上の見地よりしては、噴孔の直径が大きく、縁が丸味を帯びて、使用中流量係数が變化せず且詰まる惧のないものが望ましい。但、これも燃焼状態の良好と云ふ條件を満足させた上での希望である。この外、單噴孔の噴射弁を用ひ針弁部にねぢ状の溝 (helical groove) を切り、燃料に旋回を與へて噴霧状態を良好ならしめんとする所謂遠心噴射弁の如きものもある。但、こ

1) A. G. Gelalles:—Effect of Orifice Length-Diameter Ratio on Fuel Sprays for Compression-Ignition Engines. N. A. C. A., T. Report No. 402 (1931).

2) R. Retel:—Contribution à l'étude l'injection dans les moteur Diesel. B. S. T. No. 81.

3) Trans. Am. Soc. Mech. E., 1930 OGP—52—5. (69 頁脚註 2 に同じ。)

の場合には貫通距離は第 26 圖に示す様に著しく減少するのは止むを得ない。尚、第 41 圖の左下に示すピン型噴射弁、第 42 圖の右方に示す絞搾型



第 53 圖
最適噴射方向の決定

噴射弁、その他種々の型の噴射弁も考案されて居るが、航空ディーゼル機関には既述の様な極く簡単なもの以外は採用されておらぬ。

次にノズルの噴孔の角度は如何にして定むべきであらうか？ 稻生光吉博士の研究によれば、大形低速の機関に於ては、第 53 圖に示す様に、ピストンが上死点にある時燃焼室中にその中心軸を中心とする内接假裝圓筒の周面積を示す曲

線を描き、その最大面積のものゝ底部に向ふ様に燃料を噴射すると結果も良好の由である¹⁾。

斯くすれば燃焼のために最も多くの空気が用ひらるゝのであらう。この様な静力學的の考へ方も勿論必要であるが、航空ディーゼル機関の如き高速のものに對してはこれは二次的であり、次章に述べる様に、吸込空気と燃料粒子との相對速度を如何にして最適ならしむべきかと云ふ問題を主にせねばならぬのである。

3.4 燃料噴射ポンプ

燃料噴射ポンプはディーゼル機関にとつては人體の心臓部にも匹敵する重要部分である。今假に機関の毎分回轉 2,000 の場合を考へんに、四サイクル機関に於ては毎秒 16.6 回、而して二サイクル機関に對しては實に毎秒 33.3 回規則的に燃料を壓送せねばならぬのである。更に又、最新の Junkers Jumo

71) 稻生光吉:—ディーゼル機関設計上の一考察 機械學會誌 昭和 6 年 5 月

207 型二サイクル航空ターゼル機関に於ける離昇時の回轉速度は毎分 3,000 に達するが、この場合には各シリンダに對して毎秒 50 回の噴射をなし、その噴射期間は 0.001 秒に過ぎぬのである。

扱、航空ターゼル機関はプロペラに連結されるのであり、出力は第 54 圖に示す様に毎分回轉の 3 乗に比例する。即ち、最高速度の時にのみ全荷重で

運轉されるが、その他の回轉速度に於ては比較的輕荷重にて使用されるのである。出力は燃料

噴射量と噴射時期とを加減する事により變えるが、全噴射期間は僅々 0.001 乃至 0.005 秒程

度に過ぎず、而も噴射壓力は百乃至數百氣壓に達し、瞬間的に供給又は遮斷せねばならぬ。毎

分回轉 1,500、燃料消費率 200 g/HP-h の四サイ

クルターゼル機関に對しては、1 馬力當り 1 回

の燃料噴射量は 0.0045 g、而して、1 シリンダ當り 50 HP を發生するものとして

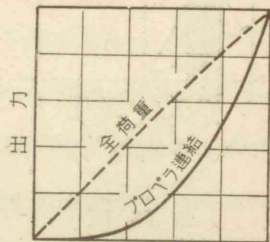
も 0.225 g の微量である。且、各シリンダに於ける荷重を平均せしめる

には、噴射量も 3% 以内位に揃ふ事が必要である。即ち燃料噴射ポンプの設計並に製作が如何にむつかしく、航空ターゼル機関の成否を左右するものなるかは想像に難くない。

現今航空ターゼル機関に採用されて居る燃料噴射ポンプは、凡てカムにより作動せしめられるプランジャ・ポンプである。(偏心輪は大きくなるので特殊の場合を除いては用ひられぬ。) 而して、適當なるカム輪廓の設計により所要の性能を實現せしめるのであり、噴射量加減方法の如何により

i) 變行程ポンプ

ii) 定行程ポンプ



第 54 圖
航空ターゼル機関に於ける
回轉速度と出力の關係

現今航空ターゼル機関に採用されて居る燃料噴射ポンプは、凡てカムにより作動せしめられるプランジャ・ポンプである。(偏心輪は大きくなるので特殊の場合を除いては用ひられぬ。) 而して、適當なるカム輪廓の設計により所要の性能を實現せしめるのであり、噴射量加減方法の如何により

の二種類に大別出来る。

i) 變行程ポンプ

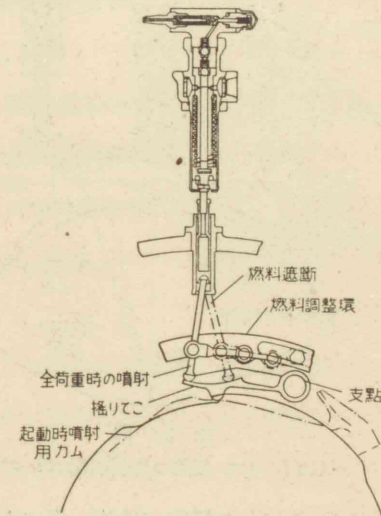
これはポンプ行程を變えて噴射量を加減するのであり、大體

- ポンプのカムをカム軸上に移動させ、その作動面を變えて行程を加減するもの
- くさびを移動させ、タベットの隙間を變えて調整するもの
- てこの腕を變えて行程を變化せしめるもの
- 偏心輪の使用によるもの

等に細別出来る。

Packard 燃料噴射ポンプ

上記の内 e は第 55 圖に示す Packard 機関の燃料噴射ポンプに應用されてゐる。圖に明な様に調整環を動すと、噴射ポンプのプランジャ・駆動用タベットに對するてこの腕の比が變り、從て行程が變化し噴射量も増減するのである。ポンプ・プランジャ部の詳細は第 36 圖に示した通りであり、噴射壓力は約 430 kg/cm² に達する。



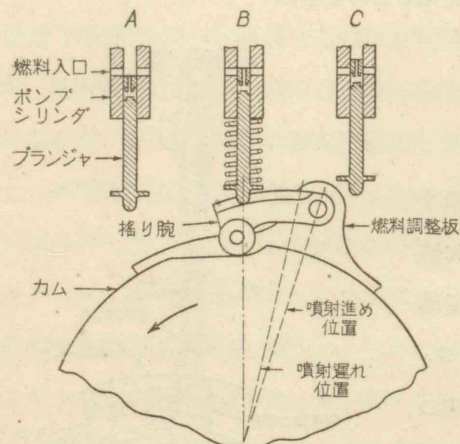
第 55 圖
Packard 機関燃料噴射ポンプ

Guiberson 燃料噴射ポンプ

Guiberson 機関の噴射ポンプも第 56 圖に示す如き變行程ポンプである。これでは吸込口が兩側に、而して、送出弁が上方に設けられてゐる。プランジャはカムにより揺り腕を経て動かされるが、同揺り腕の支點は運轉中に於

ても手動にて任意に加減出来、てこの腕の比が變りポンプ行程が變化するのである。

プランジャの上方には環状の溝が設けられ、この溝は縦の孔によりプランジャ頂部に連絡されてゐる。圖の A はプランジャが最下部に下つた状態であり、燃料は入口よりポンプ・シリンダ内に吸込まれる。B は丁度締切の位置で、これより更にプランジャが上昇すると燃料は噴射される。而して、C の



第 56 圖

Guiberson 機関の燃料噴射ポンプ

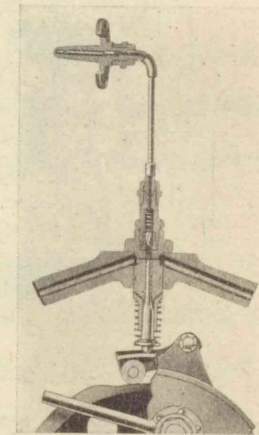
位置迄達すると高圧燃料はプランジャ中央の孔を通つて入口の方に連絡し、噴射は終了する。圖には全力運転に對する状態を示したが、分力運転時には燃料調整板をカム回轉方向に適宜動かせばよい。揺り腕の表面には焼入した案内溝があり、プランジャの下端が嵌つてゐるが、調整板の運動に伴ひプランジャの揚程が減じ、從て、噴射量も減ずる。尙又、この位置では圖より明な様に噴射時期も遅れるのである。即ち、ポンプ行程と噴射の時期とが同時に加減される。Guiberson A-980 型機関に於ける噴射の時期は、機関毎分の回轉が 1,925 の時に上死點前 45° 乃至 48° 位迄進められ、低速時には 12° 位進められる。而して、噴射期間は毎分回轉 1,925 の時に 24° 即ち 0.00207 秒であり、プランジャの速度は 0.61 m/sec 位になる。尙、ポンプ・プランジャの有効行程は全荷重 1,950 rev/min の時に 1.45 mm、而して 400

rev/min 附近で空運轉の時には 0.40 mm 程度である。噴射壓力は 175 kg/cm^2 程度に調整されてゐる。燃料入口迄の燃料通路は導管には依らず、5.7 の第 108 圖に見える様にクランク室部に直に穿けられてゐるため、振動その他により漏りを生ずる惧も無い。且、燃料の供給溫度を一様に保ち得る利點がある。

Guiberson A-980 型機関燃料噴射系統斷面の寫眞を示せば第 57 圖の如くである。噴孔の直徑は $\phi 0.508 \text{ mm}$ のものが用ひられてゐる。

この外、Attenu 機関、Gatti 機関等に於てもやはり變行程ポンプを採用してゐる。

變行程ポンプに於ては揺り腕その他運動部分の重量並に各部の隙間等も多く、噴射量が多少狂ふのは止むを得ない。從て、航空ターゼル機関に於ては定行程ポンプの方が多く用ひられてゐる。



第 57 圖 Guiberson 機関燃料噴射系統

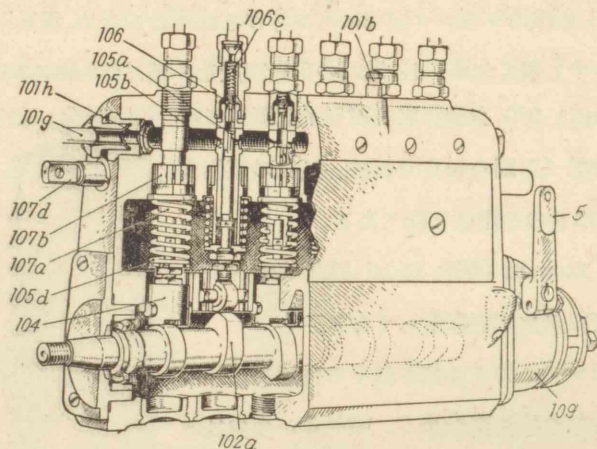
ii) 定行程ポンプ

これは脇路弁により適宜吸込若しくは送出口を開閉して、噴射量を加減するのである。而して、プランジャ自身が脇路弁を兼ねてゐる所謂単一プランジャ式のもの、別個の脇路弁を有するものとある。何れにしても、プランジャは常に一定行程を往復してゐるのであり、適當なる脇路弁の調整により行程中の任位の部分で噴射を行はす事が出来、作動も確實、且、圓滑である。

ボッシュ Bosch 燃料噴射ポンプ

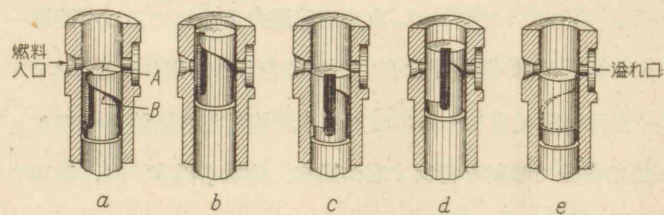
プランジャ自身が脇路弁を兼ねて居るものゝ中で最も代表的なのは、第 58 圖に示す Bosch の噴射ポンプであり、プランジャ部の詳細は第 59 圖の如くである。噴射量の加減は、各ポンプに共通な燃料量調整桿 107 d によりプランジャを適當に廻し、同プランジャの 1 部に穿けた溝と燃料通路との關係位置を

第 59 圖に示す様な要領に變化せしめて行ふのである。而して圖の燃料入口及溢れ口は第 58 圖に示す様に共通の燃料溜 101h に通じてゐる。但、プラン



第 58 圖 Bosch 燃料噴射ポンプ

ジャの回轉角度は高々 80°~90° 程度に過ぎず、その範囲内に於て無噴射より全噴射迄を行ふのであり、各速度に亘つての極く精密なる調整は困難である。然し、全荷重時に於ては噴射量を ±1% 程度の誤差以内に揃へ得るとの事である。



第 59 圖 プランジャ部の詳細

全送出 { a 最下端位置
b 送出終り } 半送出 { c 最下端位置
d 送出終り } e 無送出

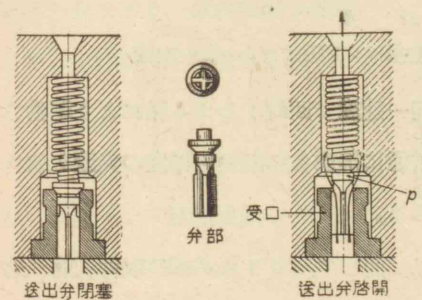
1) 斯く共通の燃料溜を有するポンプは構造簡單、製作も比較的容易であるが、極く高速のものに對しては燃料入口及溢れ口を別個の燃料溜に連絡し、所謂 uni-flow 式的设计にする方がよい。

燃料噴射の時期は、同ポンプに接続して取付けられる加減装置 109 により、運轉中に於ても任意に加減出来る。上記 Bosch の燃料噴射ポンプは數シリンダ分一體に構成されており、取扱ひ調整が簡單で而も作動が確實なため B. M. W.-Lanova, Bristol Phoenix, Fiat A.N. 1 型, Mercedes-Benz OF-2 及 LOF 6 型, Rolls-Royce Condor 等の諸機関に採用されてゐる。

この外、プランジャ部の構造は上述のものと同様であるが、一シリンダ分宛單體に作られ、機関側に設けられたカムにより作動せしめられる様な燃料噴射ポンプも Bosch 社より發賣されてゐる。これは、Salmson SH-18 型, ZOD 260 型機関等に採用されてゐる。

Bosch 燃料噴射ポンプは現今一般高速ディーゼル機関用として最も廣く採用されてゐるが、その使用噴射壓力は 100 乃至 400 kg/cm² 位の範圍である。従て、特に高噴射壓力を必要とする様な設計の航空ディーゼル機関に對しては使用出来ない。

尚、ポンプの出口には第 58 圖 106 に示す様な送出弁—吐出弁とも云ふ—が設けられてゐる。これにより噴射管側との連絡を斷ちポンプ・プランジャ部



第 60 圖 Bosch 送出弁の一例

への燃料の吸込を良好ならしめんとするのであるが、同時に噴射管内高壓燃料の膨脹による後響をも防がんとするのである。同部の詳細は第 60 圖の如くで一種の逆止弁であるが、下方に p なる小プランジャ部が設けられており、閉塞

の際 p が受口内に戻るとその移動した體積だけ燃料噴射管側の體積も増し、従て同管内の壓力を低下せしめ、壓縮率により餘計な燃料が燃焼室内に膨脹

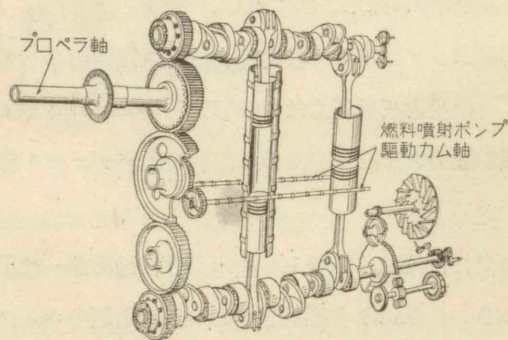
滴出する事を防止するのである。この *p* 部を吸戻弁と稱してゐる。

Bosch 以外のポンプに於ても何れも同様の目的で送戻弁を設けてゐるが、これは開放型ノズル使用の場合には空気がポンプ側に侵入する事を防ぐ役目をも営むのである。

Junkers 燃料噴射ポンプ

これも上記 Bosch のポンプと略同様の原理のものである。

燃料噴射ポンプは第 34 圖に略示した様に各シリンダの両側に 1 個宛配置されてゐるが、各側の 6 個のポンプは第 61 圖に示す様にそれぞれ調時歯車



第 61 圖

Junkers 機関に於ける燃料噴射ポンプ駆動用カム軸の配置

群の中央歯車に噛み合ひクランク軸と同一速度で回転するカム軸により駆動される。ポンプ箱体は 6 個のポンプに共通に構成され、カム軸室の側蓋を兼ねてゐるのであり、分解点検も容易である。

ポンプ本体の詳細構造は第 62 圖に、而して、シリンダへの取付状態は第 176 圖左方の機関横断面に見えてゐる通りである。プランジャ上方には斜の切欠が、而して、その下方には環状溝が設けられてゐる。尙、環状溝は垂直の通路によりプランジャ頂部に連絡されてゐる。プランジャはカムより揺り

腕を介して作動せしめられ一定行程を往復するが、戻しばねにより作動中も躍らぬ様に押へられてゐる。尙、プランジャは作動中も下方に見える調整てこにより多少廻す事が出来る。

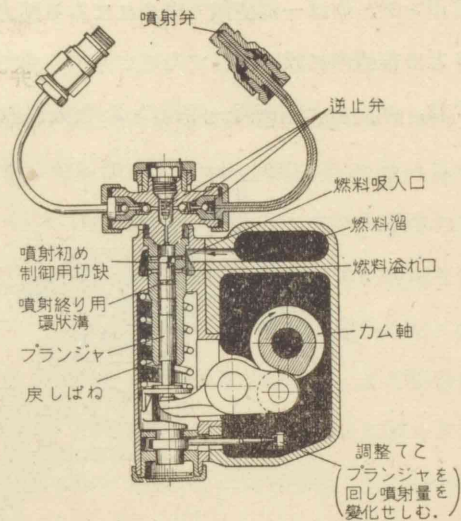
扱、プランジャが下ると燃料はポンプ・シリンダ内に吸入され、次いで上行の際切欠部が燃料吸入口を塞いだ瞬間より壓送される。然し、更にプランジャが昇り環状溝が溢れ口に連絡するとプランジャ頂部の高壓燃料は垂直通路を通じて溢出し、噴射が終る事になる。即ち、本ポンプに於ては噴射始めの時期は出力に應

じて自動的に進むが、噴射終りは常に一定であり、直接噴射式機関に對しては望ましい特性を有するのである。

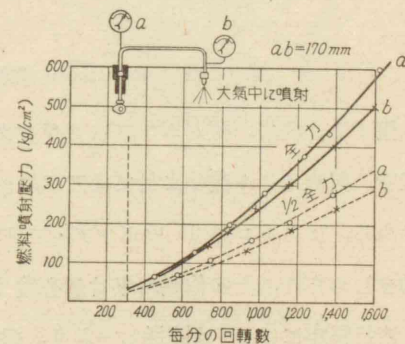
尙、Jumo 204 型機関に於ける燃料噴射ポンプ試験成績の一例を掲げれば第 63 圖の如くである。

Beardmore 燃料噴射ポンプ

1) Gasterstädt:—Die Entwicklung der Junkers-Diesel-Flugmotoren. A. T. Z., 10 Januar, 1930~

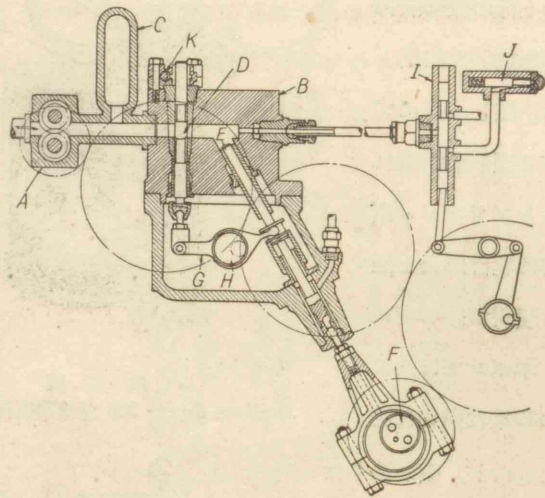


第 62 圖 Junkers Jumo 205 型機関燃料噴射ポンプ



第 63 圖 Junkers Jumo 204 型機関の燃料噴射ポンプ試験成績

Beardmore 機関に於ける燃料噴射ポンプはプランジャとは別個の調整装置を有しており、第 64 圖に於て A はタンクより燃料を吸上げるための齒車ポンプ、C は一部空気で充されてゐる壓力調整室、D は噴射ポンプと共に B なる框体内に設けられてゐるピストン弁である。噴射ポンプのプランジャ E は、クランク軸と同一回轉の F なる偏心輪により驅動され、一定行程を



第 64 圖 Beardmore 機関燃料噴射ポンプ作動要領

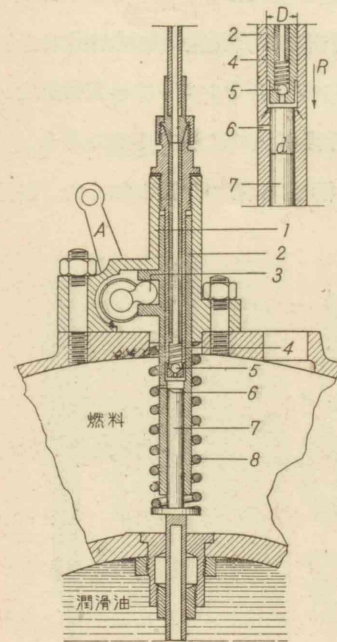
往復する。従て、噴射ポンプはクランク軸の 1 回轉に一度の噴射行程をなす理で、四サイクル機関に於ては二つのシリンダに燃料を供給し得る様になつてゐる。ピストン弁 D はポンプ・プランジャの下部より G なる腕により作動せしめられ、その作動時期は偏心輪 H により加減される。噴射ポンプの吸込行程時には D は開通しており、送出行程の適當な時期に閉ぢ、丁度ポンプ・プランジャ E の上昇速度が最大一定値に達した時に、自動弁 J より噴射を営ます様になつてゐる。ピストン弁 D 再開迄の時間は偏心輪 H で加減出来、従て、噴射量も加減される理由である。I は分配弁で二つのシ

ンダ中の何れかの噴射弁に適宜連絡する。8 シリンダの Beardmore 機関に於ては、上記燃料噴射ポンプ 4 個が一體に構成され、機関後面に取付けられてゐる。

Clerget 燃料噴射ポンプ

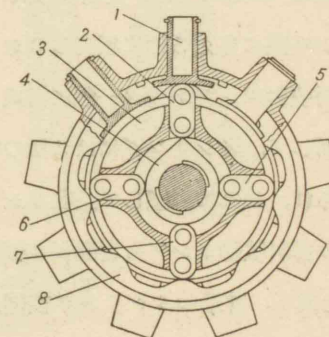
Clerget 9 A 型 100 HP 機関用燃料噴射ポンプでは、第 65 圖に示す様にプランジャとは別個に調整装置を有してゐる。同ポンプは圖に示す様に燃料

内に浸つてゐるため、起動時誘ひの燃料を導管内に注入する等の必要はない。プランジャ 7 は送出量の如何に拘らず一定行程を往復する。A は噴射量加減用のてこであり、爪 3 を經て 2 なるシリンダをポンプ框體 1 内で滑動せ



第 65 圖

Clerget 9 A 型機関燃料噴射ポンプ



第 66 圖

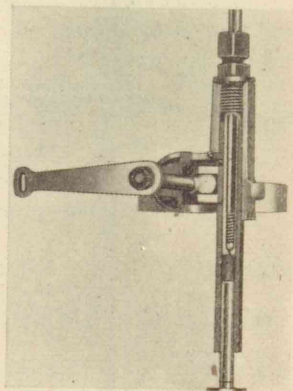
Clerget 9 A 型機関燃料噴射ポンプのカム

しめる。シリンダ 2 が移動すると、その兩側に穿たれた 6 なる燃料吸込口の位置が、プランジャの死點に於ける位置に對して移動し、吸込量、従て噴射量が加減されるのである。同圖右上に示す様に、送出弁部の直徑 D はプラン

ジャの直径 d よりも大であり、この面積差部に作用する燃料送出圧力のために、シリンダ2は常に爪3と接触し、運動部の遊びを除き調整の正確を期し得る様になつてゐる。従て、これを differential reaction 式ポンプとも稱してゐる。プランジャ7は第66圖に示す様に、クランク軸に一體に取付けられたカム4により、滑動片2、タペット1を経て作動せしめられる。カム4は各ポンプのプランジャに對して共通であり、燃料噴射量並に壓力を一様に保ち得る利益がある。燃料送出管は $1,000 \text{ kg/cm}^2$ の壓力に堪へるものを用ひてゐる。この燃料噴射ポンプでは、比較的精密なる噴射量の加減が出来るが、構造も幾分複雑となるのは免れない。尙、ポンプ・プランジャは一定行程を往復して居るが、作動の原理上からは寧ろ變行程ポンプに類するのである。

Clerget 14F-01 型機関燃料噴射ポンプの構造も第67圖の如くで、既述のものと殆んど同一である。

最近の Clerget 16H 型機関に於ては、5.4の第100圖に見える様に相隣る2シリンダ分の燃料噴射ポンプが夫々一體に構成されてゐる。而して、各シリンダには2個の噴射弁が設けられ、これに對應して上記2シリンダ分一體の燃料噴射ポンプも實際は4個のプランジャを備へ、普通の4シリンダ機関用のものに匹敵するのである。斯くポンプが相隣る2シリンダ間に配置されてゐるため各シリンダへの燃料噴射管の長さも一樣になり具合がよい。ポンプ主要部の構造は既述のものと全く同様で、プランジャの直径は10 mm、行程は6 mm、而して有效行程を最小3 mm迄減じ得、且、その寸



第67圖

Clerget 14F-01 型機関燃料噴射ポンプ主要部の断面(一つの櫃体内に2組相並んで配置される。)

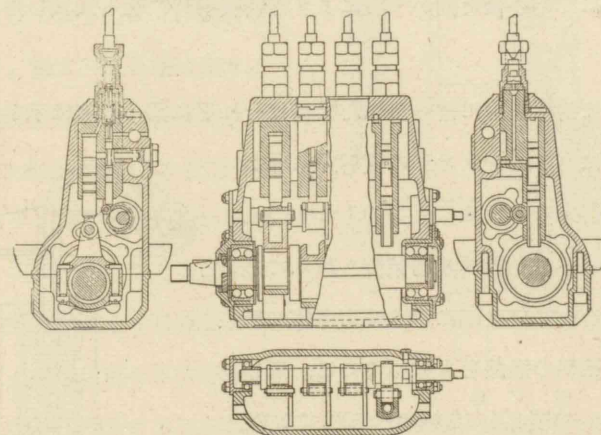
法は0.1 mm位迄精密に調整し得る様になつてゐる。

Clerget 燃料噴射ポンプに於ては噴射量を増すと噴射時期も同時に進む様になつており、直接噴射式機関用としては具合のよい特性を有してゐる。最高噴射壓力は14F-01型、16H型機関共 600 kg/cm^2 になつてゐる。

Coatalen 燃料噴射ポンプ

Coatalen 機関に於ては5.5の第102圖に見える様に2個の燃料噴射ポンプが送風機框の上方に取付けられており、同ポンプより壓送される高壓燃料油は先づ共通の蓄壓室内に蓄へられる。蓄壓室は第69圖の左上部に見える様な厚い管よりなり、噴射弁開閉用搖り腕のピボット軸をも兼ねてゐる。

ポンプの構造は第68圖に示す如くであり、プランジャ1個丈でも全力



第68圖 Coatalen 機関燃料噴射ポンプ

運轉に十分の容量を有してゐる。本ポンプは偶然にも4シリンダ分一體構造の様に見えるが、實際は3個のプランジャを有し、残の1つは蓄壓室内の壓力を一定に保つための油壓調整シリンダになつてゐるのである。

圖の右側には油壓調整シリンダの断面を示してあるが、そのプランジャ直

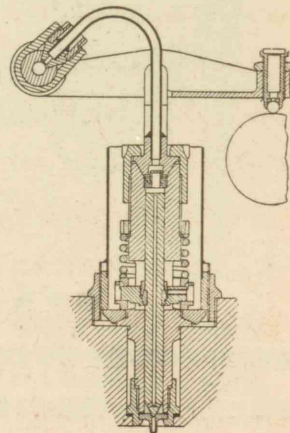
径は二段になつており、且、下方側面にはラックが切つてある。高圧燃料はプランジャ中央周囲の環状空所にも導かれてゐるが、圧力が所定の値以上に高まると、面積差部に作用する油圧により同プランジャを押下げる。するとラックに噛合ふ小歯車を介して偏心軸が回り、溢れ弁啓開の時期を早めてポンプの有効行程を減ずる。従て、圧力を低下せしめ、斯くして自動的に油圧調整作用を営む様になつてゐる。

ポンプ・プランジャは圖に見える様な小クランク軸で駆動され、燃料は側方の溢れ弁を偏心輪により作動せしめて加減するのである。偏心軸にはポンプ・プランジャのクロス・ヘッド部に連結された揺り腕がピボットされており、ポンプ・プランジャの運動に伴ひ同揺り腕を介して作動せしめられる。

尙、手動にて偏心軸を動かす事により燃料噴射時期をも加減し得る様になつてゐる。

高圧の下に蓄圧室内に蓄へられた燃料はそれぞれ第 69 圖に示す様な短い燃料噴射管により各シリンダの噴射弁に導かれる。同噴射弁の入口には直径 0.1 mm の孔 40個を有する小さい燃料濾過装置も設けてある。噴射弁の針弁部は圖に示す様に中空になつており、燃料の通路をも兼ねてゐる。而して、0.13 mm の噴孔が 10 個あけられてゐる。

尙、圖に見える様に噴射弁框體中央部外周にはねぢを切つたフランジ部を有し、lock ring によりシリンダ蓋上面部に取付けられるのであり、針弁並に同案内部は自由に膨脹し得無理が加はらぬ様になつてゐる。



第 69 圖
燃料噴射弁並にその開閉装置

針弁は第 69 圖上方右側に略示されてゐる様にカムで開閉されるのであり、自動弁の如く作動中振動を伴ふ事なく、且、蓄圧式なるため起動初期は勿論の事低速回転時にも一定高圧にて燃料を噴射し得作動状態は良好である。

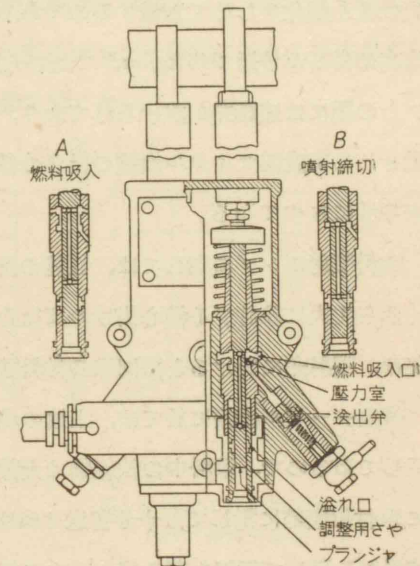
Deschamps 燃料噴射ポンプ

これは第 70 圖に示す様な双子型のものであり、各シリンダ毎に設けられた 2 個の噴射弁に燃料を供給する。本ポンプは 6.5 の第 156 圖に見える様に各

シリンダの外側に添ふてフランジで取付けられ、クランク室内に設けられたカムにより作動せしめられる。二つのカムは互に 180° 位相を異にしており、交互に燃料を圧送する。従て、カム軸は四サイクル機関に於けると同様クランク軸の $\frac{1}{2}$ の速度で回転すればよい。

プランジャの直径は二段になつており、第 70 圖に見える様に丁度行程の初まらんとする位置に於てプランジャ段付部の下方がポンプ・シリンダの内面にあけられた環状の溝即ち壓力室と連絡する様になつてゐる。

圖の A はプランジャが行程の終に達し、吸入口よりの燃料がプランジャ中空部並に壓力室に充滿した状態である。プランジャはカム軸が 135° 回転する間この状態に保たれる故燃料は十分に吸込まれる。次いでプランジャが下方に動くと、吸入口とポンプ・シリンダとの連絡が断たれ、カムによりそ



第 70 圖
Deschamps 燃料噴射ポンプ

の運動が加速され、壓力室の燃料壓力を高め、送弁を押開いて噴射弁部より噴射せしめる。

圖の B はカム頂部が作用し、プランジャが行程の終に達した状態で、壓力室の燃料はプランジャ中空部より溢れ口に連絡され、ポンプ框體の燃料溜中に戻る。

燃料締切の時期、従て、燃料噴射量は調整用さやを上下しプランジャとの相對位置を變化せしめて加減するのである。燃料噴射壓力は最高 420 kg/cm^2 迄高め得るが普通 245 kg/cm^2 で用ひられてゐる。尙、燃料溜と一方のポンプとの間には遮断弁が設けられており、これを遮断し他方のポンプのみを動作せしめ丁度四サイクル機関の場合の様にして極く低速の運轉をなす事も出来る様になつてゐる。

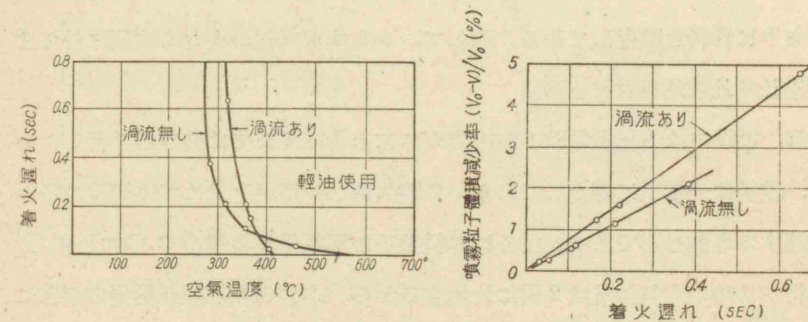
燃料噴射ポンプに對しては、性能の良好なる事も勿論必要ではあるが、軽く而も丈夫に設計する様心掛けねばならぬ。一般にポンプ胴並にプランジャ部は、噴射弁に於けると略同様の材料並に方法により製作されてゐる。

航空ディーゼル機関に於ては、上述の様に精巧な噴射弁並に噴射ポンプを使用してゐるので、燃料中の挾雜物は大禁物である。従て燃料濾過器の設計並に取付位置等に對しても十分留意せねばならぬ。燃料は先づフェルト入りの濾過器を通して微細な芥を濾し、次に細かい金網入りの濾過器によりフェルトの纖維を除いて噴射ポンプに送込む等二重の濾過法を構する事は相當有效である。

第 4 章 シリンダ内空氣の渦流

4.1 渦流の必要

着火遅れの問題に就ては 2.2 に述べたが、その期間は空氣温度の高低、渦流 (swirl) の有無等により例へば第 71 圖 A の様に變化する。又、着火遅れ期間中に於ける噴霧粒子の體積減少率も渦流の有無により同圖 B に示す様な具合に變化し、シリンダ内の渦流が高速ディーゼル機関に於ける全燃焼期間の短縮に大なる影響を有する事は想像に難くない。¹⁾



第 71 圖 渦流の影響

A 着火遅れに及ぼす空氣温度並に渦流の影響

B 噴霧粒子體積減少率に及ぼす渦流の影響

實際の機関に就て更に詳しく考へるに全燃焼期間は燃焼室の形狀、壓縮比、吸氣温度並に壓力、冷却水温度、燃料噴射量、燃料噴射時期、回轉速度及機關荷重等にも依存する。勿論、噴霧状態の良否も問題にはなるが霧化程度は一定限度以内では左程問題とするには及ばぬ様である。

故に、航空ディーゼル機関に於て所要回轉速度並に出力を實現するには、燃

1) Neumann:—Untersuchungen über die Selbstzündung flüssiger Brennstoffe. Z. VDI. 7 August, 1926. S. 1071~

料噴射に関する研究に加へて

- i) 吸込空気を豫熱する事
- ii) 可及的に壓縮比, 従て, 壓縮温度を高める事
- iii) シリンダ内空気に適當なる渦流を與へる事

等が必要と云ふ事になる。

(i) の方法は 6.8 に述べる Held の高速ターゼル機関に試みられて居るが、機構が複雑になり、且、シリンダへの體積効率を減ずる等の缺點もあるため考へものである。(ii) の壓縮比に就ては 2.2 に述べた通りで、實驗の結果 $r = 12 \sim 18$, 壓縮壓力 $30 \sim 50 \text{ kg/cm}^2$, 500° 乃至 700°C の高壓高温の空氣中に燃料を噴射してゐる。而して、シリンダ内径の大なる機関に於ては壓縮比は比較的low目にとる。

扱、燃焼中の噴霧燃料粒子が燃焼ガスに包まれてゐては燃焼は進行しない故、粒子は一個所に靜止してゐないで順次新しい空氣を求めて燃焼室の隅々迄達する事が必要である。然るに燃料粒子の運動量は半径の 3 乗に比例し、進行する時の空氣抵抗は 2 乗に比例するから、小さい粒子程運動量の割合に受ける抵抗が大である。即ち、燃料の霧化と貫通力とは互に相容れぬ條件であるが、高速ターゼル機関の實現に對してはこれ等を或程度迄は同時に満足させる様にせねばならぬ。斯る矛盾を解決するための最後に残された手段はシリンダ内空気に適當なる旋回運動、即ち、渦流 (swirl) を與へる事である。前章で述べた様に噴孔の直径 0.15 mm , 噴射壓力 700 kg/cm^2 位が製作上並に實用上の限度となつてゐるが、餘り細く噴霧する時には、貫通距離が著しく減じて燃料は噴射弁の口元で燃えてしまひ、後から噴射される燃料粒子は新鮮なる空氣に接觸し得ぬ様な事になる。所が、燃料粒子をして空氣に觸れさす代りに空氣の方を動かして燃料粒子に觸れさす事も考へ得る理で斯

る方法即ち渦流の利用により幾分噴射壓力を低下し、而も燃料粒子と空氣との相對速度を増し良好なる燃焼を營ませ得るのである。航空ターゼル機関の實現に對しては、機械工作法及金属材料の進歩と云ふ事も重要な因子ではあるが、無氣噴射並に渦流の利用と云ふ兩方面よりの研究が與つて最も力あるのである。而して、渦流により燃料の噴霧も助長されると云ふ二重の利益がある。

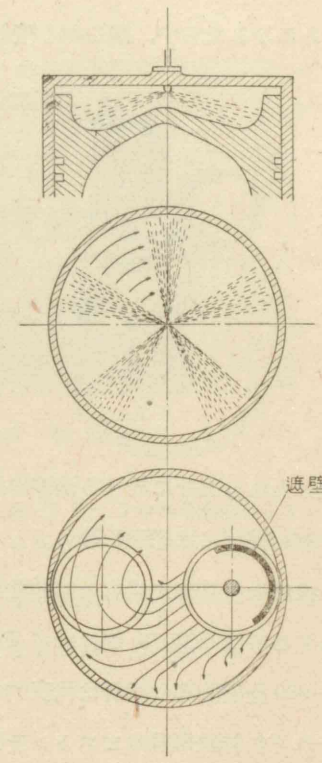
4.2 渦流を與へる方法

シリンダ内の空氣に渦流を與へる方法としては

- i) 吸込時に渦流を生ぜしめる
 - ii) 壓縮時に渦流を生ぜしめる
 - iii) 燃焼時に渦流を生ぜしめる
- の三つがあり、(i) は主として直接噴射式機関に、(ii) は渦流燃焼室式機関に、而して、(iii) は空氣室式機関若しくは豫燃焼室式機関に應用されてゐる¹⁾。而して、噴射弁の取付位置、噴射壓力等をもそれぞれの場合に應じて適當に決めねばならぬのは勿論である。

i) 吸込渦流

四サイクルの機関に於て吸込空氣に渦流を與へるための最も簡單な方法は、遮壁

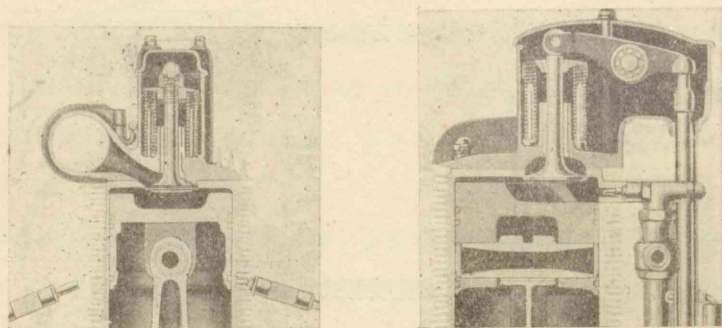


第 72 圖
遮壁付吸氣弁による吸込渦流

1) 機関燃焼室型式の分類並にその得失等に関しては拙著、高速ターゼル機関 (昭和 15 年) を参照されたい。

(shroud) 付の吸気弁を第 72 圖に示す様な具合に配置する事である。

この方法はスエーデンの K. J. E. Hesselman の高速ターゼル機関等に應用され、好成績を収めてゐる。同機関に於てはピストン頂部を第 72 圖上圖に示す様な形状となし、噴射された燃料粒子が比較的低温のシリンダ壁に附着する事の無い様、且、出来るだけそれを燃焼室内の空氣と接觸せしめる様¹⁾に設計してある。然しながら、遮壁のために體積效率が減ると云ふ大缺點があるのみならず、圖の如く噴射弁を中央に設ける時には、燃料噴射密度の



第 73 圖 Packard 機関燃焼室部の構造

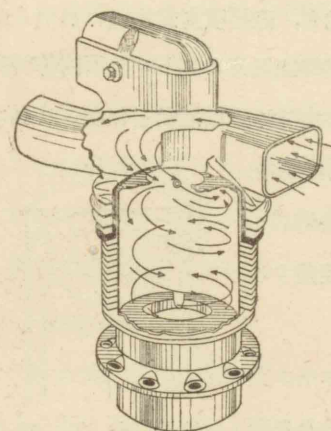
最も大なる部分に於ける渦流の速さが一番小さいと云ふ矛盾もあり、航空ターゼル機関には採用し難い。

次は吸気管部に適當な形状並に傾斜を與へて、吸気行程時渦流を誘致せんとする方法で第 73 圖に示す Packard 機関並に第 74 圖に示す Guiberson A-980 型機関等の設計は代表的な例である。而して、これ等の機関に於てはそれぞれ特殊形状のピストンを用ひ、吸込渦流は壓縮行程末期にはピストンの凹所内に追込まれて旋回速度を増し燃焼状態を良好ならしめる様になつて居る¹⁾。而して、何れも十分渦流を利用し得る様な位置に噴射弁を設けてゐる

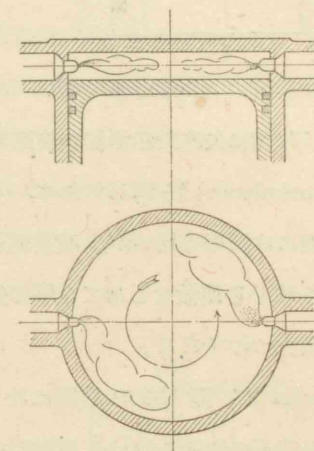
1) J. F. Alcock:—Air Swirl in Oil Engines. Engineering, Dec., 21, 1934.

事は勿論である。

さや形弁使用のもの、若しくは二サイクル機関に於ては吸気口の形状、位置並に同口開閉時期の加減等により第 75 圖に示す様な圓周方向の渦流を與へる事が出来る。而して、噴射弁を圖に示す様に周邊部に設ければ、燃料は極く細く噴霧しても十分に空氣と混和し、完全に燃焼する。この式の代表的なものは 3.2 の第 34 圖及 6.9 の第 173 圖に示す Junkers 機関の設計で



第 74 圖 Guiberson A980 型
機関に於ける吸込渦流の状況

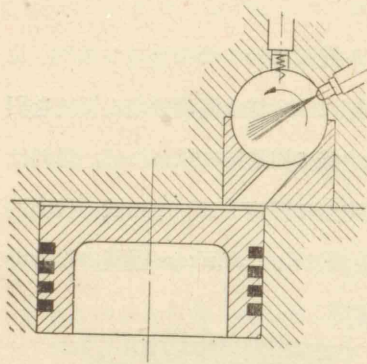


第 75 圖 さや形弁機関若しくは
二サイクル機関に於ける吸込渦流

ある。上述の様な渦流は、壓縮行程時にも餘り減衰せず具合がよい。但、四サイクルの普通構造の機関では、體積效率を多少減ずる事無しに十分の吸込渦流を得る事は困難である。

ii) 壓縮渦流並に渦動

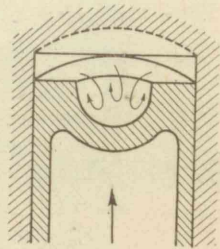
これは特殊形状の燃焼室を有し、壓縮行程の際に例へば第 76 圖に矢印で示す様な渦流を生ぜしめんとするのであり、6.8 の第 166 圖に示す Held の高速ターゼル機関若しくは N. A. C. A. 研究の實驗機関の如きその好適例で



第 76 図 渦流燃焼室式機関

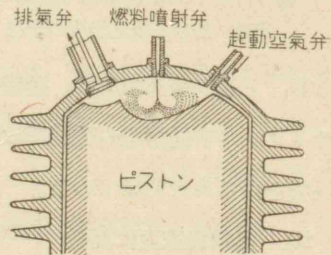
使用回転速度も高め易い。
 但、燃焼室部の冷却面積が増すため起動に対しては電熱コイルの使用が必要であり、渦流速度大なるため熱損失も増し燃料消費率は直接噴射式機関の場合に比し 10~20% 程度大なる等の不利がある。
 尤も、直接噴射式機関に於ても壓縮行程時空気はピストン凹所内等で例へば第 77 圖に矢印で示す様な旋回半径の小なる不規則運動をなす。これを渦動 (turbulence) と稱しており、その作用は前記渦流程には顯著でないが、噴霧燃料並に燃焼しつつある粒子を擴散せしめて全體の燃焼を促進するのに役立つのである。

尤も、直接噴射式機関に於ても壓縮行程時空気はピストン凹所内等で例へ



第 77 図 渦動

Clerget 9A 型 100 HP 機関に於てはピストン頂部に半球形の凹所を設け、壓縮時の渦動のみを利用して無煤煙燃焼を實現せんと試みてみる。Clerget 14F 型 500 HP 機関燃焼室部の構造も第 78 圖に略示する様な具合で専ら渦動のみに頼つてゐる。¹⁾



第 78 図 Clerget 14F 型機関燃焼室の略圖

フランス航空省 (Ministère de L'Air) では、時速 180km 以上で 10,000 km を無着陸飛行し得る様な航空ディーゼル機関

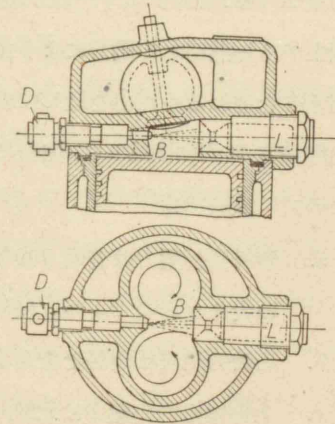
1) Charles Brachet:—Où en est le moteur d'aviation a huile lourde? La Science et la Vie, Sept. 1935. (最初は圖の様に噴射弁 1 個を用ひてゐた。)

(若しくは輕油使用の機関)の完成に對して 10,000,000 フラン即ち邦貨約 100 萬圓の賞金を賭けたため 1935 年前後には Clerget 14F 型 500 HP 機関, C. L. M. Junkers 機関, Coatalen 機関, Jalbert 機関, Rochefort 機関, Salmson SH-18 型機関及 ZOD 機関と同様の構造を有する Société de Mécanique Générale 機関等種々のものが現れた。¹⁾

これ等の中で最も囑目すべき成績を収めた Clerget 及 Coatalen 兩機関は何れも體積効率の低下を懼れて單に壓縮行程時の渦動のみを利用し、その代り燃料噴射系統の設計に對しては既述の様に非常に苦心を拂つてゐるのである。斯く渦動のみに依存する直接噴射式機関では燃料消費率は尠いが、比較的良質の燃料を必要とし、燃料噴射壓力も高めねばならず、Coatalen 機関の如きは 0.13 mm と云ふ様な極端に小さい噴孔を 10 個あけたノズルを採用し初めて所期の成績を収めてゐるのである。

iii) 燃焼渦流

これは燃焼、從て、動作ガスの一部が膨脹する際に渦流を誘起せしめるのである。空氣室式機関の一種なる Lanova 機関は、燃焼渦流を利用した代表的設計である。これは Franz Lang の發明によるものでその主要構造は第 79 圖の如くであり、主燃焼室 B はシリンダ胴部よりも小面積の心臟形の断面を有し、その一側には燃料噴射弁 D、反対側には空氣



第 79 図 Lanova 機関の燃焼室部

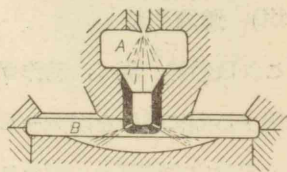
1) Les moteurs d'aviation a injection a huile lourde. La Technique Moderne, 15 Décembre, 1936.

室 L が設けられてゐる。壓縮行程の末期に於て燃料は空氣室の漏斗状の口の所へ噴射されるが、その際同室より流れ出る空氣は主燃焼室内に矢印で示す様な渦流を誘起するのである。

既述の吸込渦流及壓縮渦流に於ては、最初噴射された燃料の一部が燃焼すると、折角の渦流の大きさも方向も變つてしまふ等の不利があるが、Lanova 機関に於ては斯る惧少く燃焼状態も良好で、平均有効壓力の高い割には最高壓力も低い。然しながら、燃焼室の構造が複雑なため幾分熱損失も多く、且、燃料噴射時期の加減が敏感に作動状態に影響し、取扱がデリケートである。

この式は 5.2 の B. M. W. 會社の航空ディーゼル機関に採用されてゐる。而して、空氣室よりの噴氣は上死點後 10° 位迄、燃焼は上死點後 50° 位迄の間繼續する。

豫燃焼室式機関は例へば第 80 圖に示す様な構造を有し、燃料は先づ豫燃焼室 A 内に噴射されて一部分燃焼し、その際生ずる加熱空氣の壓力により主、豫兩燃焼室部を連ねる小孔部を通して非常な勢で主燃焼室 B 内に噴込まれ、完全に燃焼する。



第 80 圖 豫燃焼室式機関の主要部

この式の機関では

- a. 燃料噴射壓力は普通 100 kg/cm² 程度であり、噴射弁も單噴孔の直径の大きなものでよい。(現今では絞搾型噴射弁が用ひられてゐる。)
- b. 比較的粗惡な燃料を使用出來、而も燃焼状態が良好である。
- c. 主燃焼室内の壓力は比較的低く 60 kg/cm² 程度である。

等の特長がある。然し、渦流燃焼室式並に空氣室式機関に於けると同様直接

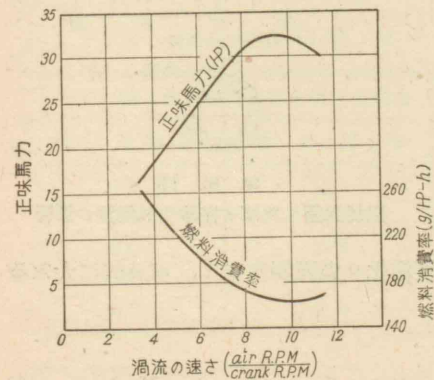
1) P. L'Orange:—Ein Beitrag zur Entwicklung der kompressorlosen Dieselmotoren. 1934, S. 36.
豫燃焼室内では噴射燃料の 1/4 乃至 1/5 が燃えるのみである。

噴射式機関に比し幾分燃料消費率の多いと云ふ缺點があるのみならず、豫燃焼室の冷却面が大なるため寒冷時の起動が困難であり、電熱コイルは是非とも設けねばならぬ。この式は Daimler-Benz 會社の飛行船用機関に採用されてゐる。豫燃焼室式機関に於ても、口金部の小孔を適當な角度に穿けて、主燃焼室内に燃焼渦流を生ぜしめる事が出来るが、一般にはその必要なく、豫燃焼室よりの噴氣により主燃焼室内に生ずる所謂燃焼渦動のために燃料及空氣の混和が完全に行はれ無煤煙燃焼を實現し得るのである。

4.3 渦流の強さ

以上、高速ディーゼル機関に於ける渦流若しくは渦動の必要性並に燃焼室の型式等に就き略述した。而して、直接噴射式を單室式と呼び、他の型式即ち渦流燃焼室式、豫燃焼室式及空氣室式機関に於ては、ピストン頂部に形成される燃焼室の外にそれぞれ渦流燃焼室、豫燃焼室或は空氣室の如き別個の室をも有するため、これを複室式と總稱する場合もある。これ等各型式のものは各一利一害を有し、その折衷案も現はれてゐる。

航空ディーゼル機関としては燃料消費率の少い事が重視される關係上直接噴射式が最も多く試みられてゐる。



第 81 圖 機関の性能に及ぼす渦流の速さの影響

而して、この式機関に於ても高性能を實現せしめるには既述の様に渦流若しくは渦動の利用が必要であるが、その程度は如何にす可きであらうか? H. R. Ricardo が第 10 圖に示したさや形弁機関に於て、回転数を毎分 1,300 に保ち、渦流の速度を種々に變えて實驗し

た成績は第 81 圖の如くで、渦流速度に最適値のある事が分る。

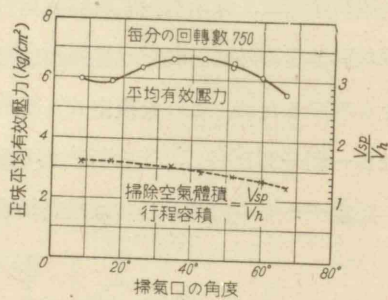
渦流の速度が餘り小さいと、燃料粒子と空氣との混和が一様に行はれず、さりとて餘り早いと遠心力とか燃料粒子相互の衝突等のため、折角噴霧されたのが再び凝まる様な事も起る。又、一噴孔より噴射される燃料の燃焼により生じたガスが、旋回速度の早いため、隣の噴孔よりの未燃焼の燃料粒子に突當り、従て、酸素の缺乏のためにその燃焼を遅らす様な場合も想像される。加之、對流による熱損失は大體線速度の 0.8 乗に比例する故、餘り渦流を早めるとシリンダ壁より逃げる熱量も増し、結果が面白くない。

Junkers 會社の二サイクル單シリンダの實驗機關に於て、掃氣口の方向を種々に變えて試験した結果は第 82 圖の如くであり、單に方向を變えた丈でも約 10% 出力の増加する事が分つ

た。これも渦流の適否と云ふ事が如何に燃焼並に掃氣作用に大きな影響を及ぼすかを示すものである。

航空ディーゼル機関に於てはなるべく簡単な形状の燃焼室を採用し、適當なる渦流を與へて所求の性能を實現せしめる事が望ましい。而して、

二サイクル機關では比較的渦流を與へ易いが、四サイクル機關でも、體積効率を餘り減ぜず、且、燃焼室を複雑化せぬ範圍内にて、可及的に大なる渦流を生ぜしめる様にせねばならぬ。



第 82 圖 燃焼状態に及ぼす掃除空氣渦流の影響

1) Dana W. Lee:—Fuel Spray Formation. Trans. Am. Soc. Mech. E., 1932 OGP-54-4.

2) The Junkers Heavy-oil Aero Engine. Engineering, April 11, 1930.

以上、燃料噴射、吸氣方式及燃焼室型式等に對する綜合的研究の結果、最近の航空ディーゼル機關に於ては、吸込空氣の約 90% 餘を有効に利用し得る迄に進歩したのである。

4.4 機械効率

航空ディーゼル機關に於ては燃焼壓力が高く、運動部分の重量も比較的大となるため、機械効率がガソリン機關に及ばぬのは止むを得ぬ次第である。約 80 馬力程度の四サイクル機關に就て機械損失を細く調べた數値は第 13 表の如くであり、ピストンによる摩擦が大部分を占める事は明である。同表の fluid pumping loss とは動作流體をシリンダに吸込み又は吐出す際に打勝

第 13 表 機械損失 (%)

機關の種類	ディーゼル機關	ガソリン機關
軸受部摩擦その他	3.5	1.4
ピストン摩擦	12.0	6.0
Fluid Pumping Loss	4.5	2.6
合計	20.0	10.0
機械効率	80	90

第 14 表 ピストン摩擦損失

ピストン輪 4 本、油輪 1 本を有する場合		ピストン輪 2 本、油輪 1 本を有する場合	
毎分回轉數	摩擦馬力	毎分回轉數	摩擦馬力
330	11.4	325	10.6
395	14.4	395	13.8
500	23.3	500	20.3
620	34.7	600	29.7
700	47.8	720	44.7

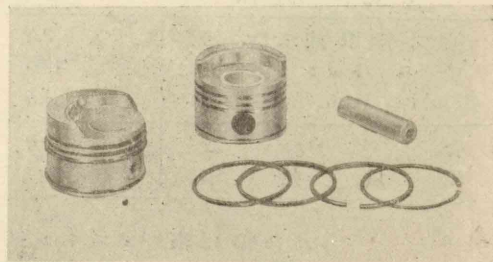
1) H. R. Ricardo:—High Speed Internal Combustion Engine. Trans. N. E. Coast Inst. Engrs. and Shipbdrs. 30 April, 1918.

たねばならぬ抵抗を稱するのである。これを減ずるには吸、排気口面積を可及的に大ならしめねばならぬ。

更に、Alan E. L. Chorlton の研究によれば、ピストン輪の數により摩擦のために失はれる馬力は第 14 表の如く變化し、高速度に於ける程益々その影響の大になる事を知るのである。

Clerget 9 A 型 100 HP 機関ではピストン輪 4 本及油輪 1 本を用ひてゐるが、Packard 機関では最高壓力が 84 kg/cm^2 に達するにも拘らず、第 73 圖に示す様にピストン輪 2 本及油輪 1 本しか用ひなかつた。その後油輪を 1 本増し第 83 圖の如き構造としたのである。

航空ディーゼル機関の如き高速度のものに於ては、低速ディーゼル機関に比してピストン輪の數を減じて、十分氣密を保たせる事が出来る。殊に、最近では優良なるピストン輪の製作が可能になり、クロム鍍金等を施す事によりその壽命も増大するに至つたので、餘りその數を増す必要はない様である。



第 83 圖
Packard 機関のピストン

航空ディーゼル機関に於て構造上最も問題になるのは、軸受部荷重の大なる點である。ガソリン機関に

1) Alan E. L. Chorlton:—The High Efficiency Oil Engine. Proc. I. Mech. E., March, 1926.

K. Ullmann:—Untersuchung der mechanischen, hydraulischen und Übergangsverluste der schnelllaufenden Diesel und Ottomotoren. Forschung auf dem Gebiete des Ing. Wesens. Sept./Okt. 1940.

Ullmann はピストン輪による摩擦損失は比較的少いと稱してゐるが、著者の経験によれば Chorlton の實驗結果等が示す様にピストン輪による摩擦損失は相當大なるものゝ如くである。

於ては、分力時には空氣並に燃料の兩方が絞られるため、最高壓力も全力時に比して低くなるが、ディーゼル機関では單に燃料噴射量のみにより出力を加減するのであり、最高壓力は荷重の如何により餘り變らない。絶えず高壓で敲かれるため各軸受部、殊に、連桿大端の軸受合金に龜裂を生じ易い。これに對しては、最近鉛青銅をつけた鋼製裏金即ちケルメット軸受金を用ひる様になり、殆んど問題はなくなつた。尚、軸受部の摩擦損失はサイクル中の平均荷重の大小に依存するのであり、燃焼時の瞬間的壓力上昇は左程影響しない。斯く凡ての方面より改良が加へられており、イギリスの R. A. E. に於ける毎分 1,000 回轉の實驗用航空ディーゼル機関に於ては 90% の機械效率を實現し得たとの事であるが、實際の航空ディーゼル機関に於ける機械效率も、機械設計並に製作法の改善に伴ひガソリン機関に於けると同程度迄高められんとしてゐるのである。

第 5 章 四サイクル航空ディーゼル機関

航空ディーゼル機関としての共通問題に就て一通り研究せる故、以下先づ四サイクル、次に二サイクルの順序で、最近迄に發表されてゐる各種航空ディーゼル機関の概要を述べる事とする。尙、機関重量としては潤滑油及冷却水を含まぬ値を掲げるが、水冷機関に於ては馬力當り約 0.14 kg, ethylene glycol 冷却の場合には約 0.11 kg の附加重量を冷却装置關係として見込む必要がある。

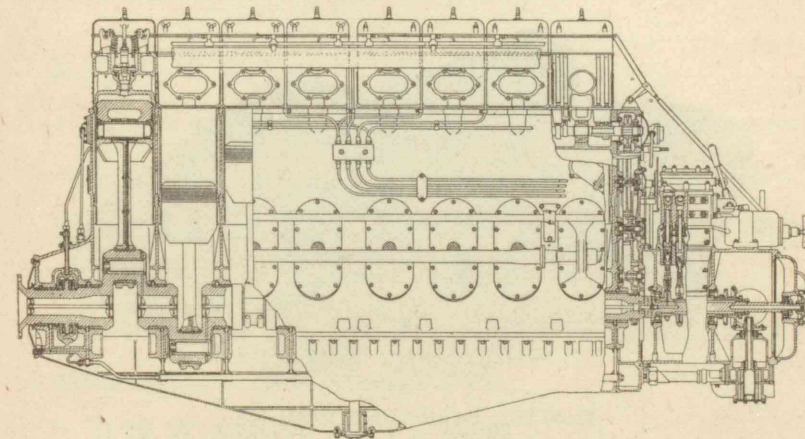
5.1 Beardmore 機関 ¹⁾

1926 年以來イギリスの Beardmore 會社に於て研究され、1930 年 Air Ministry により R 101 號飛行船用として採用された ^{トナード}Tornado 型機関の主要數値は下の如くである。

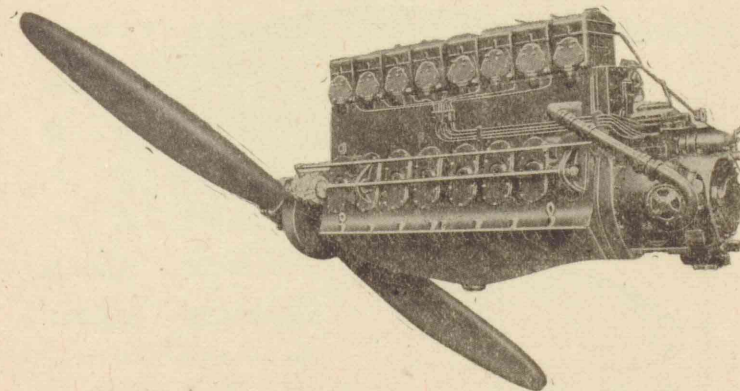
型 式	豎型 8 シリンダ蒸氣冷却式
内 徑	209.5 mm
行 程	304.8 mm
吸氣及排氣弁	各シリンダに 1 個宛
噴 射 弁	各シリンダ中央部に 1 個
壓 縮 比	12.25
最 高 壓 力	50 kg/cm ²
出 力	{ 標準 585 HP 最大 650 HP

1) Wm Beardmore & Co.:—High Speed Diesel Engines.
T. R. Cave-Browne-Cave:—The Machinery Installation of Airship R. 101.
Aircraft Engineering, Nov., 1929.

回轉速度	標準	900 rev/mn
	最大	1,200 rev/mn
燃料消費率		175 g/HP-h
潤滑油消費率		4 g/HP-h
機 關 重 量		2,250 kg
馬力當り重量		3.46 kg

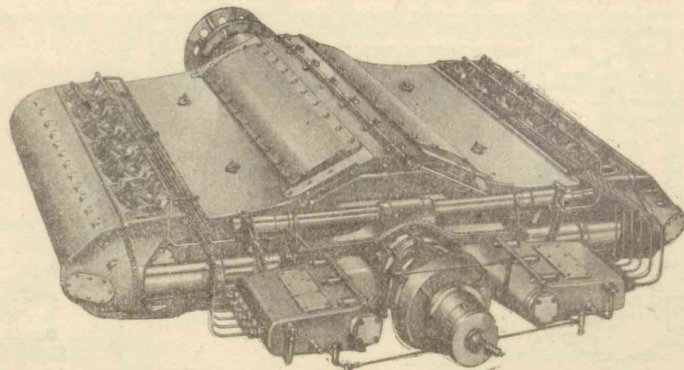


第 84 圖 Beardmore Tornado 型機関断面

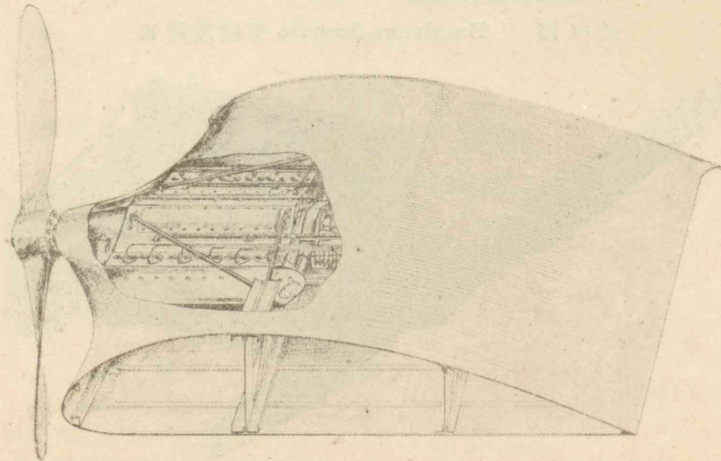


第 85 圖 Beardmore Tornado 型機関外觀

機関断面並に外觀はそれぞれ第84圖及第85圖の如くであり、燃料噴射ポンプは機関の後端に設けられ、長い噴射管により各シリンダの噴射弁に連絡されてゐる。シリンダは鑄鋼製、ピストンはY合金鍛造である。クランク室は最初アルミニウム合金鑄造の設計であつたが、強さを増すため薄手の鑄鋼製に変更された。その後も改良が加へられ、馬力當りの重量は2.3kgに軽減されるに至つたとの事である。



第86圖 Beardmore 横型機関外觀



第87圖 Beardmore 横型機関裝備豫想圖

尙、同社では飛行機用として、第86圖に示す如き水冷横型向合シリンダ機関をも研究しており、これは12シリンダ、内径152.4mm、行程165.1mm、1,750 rev/mnにて500HPを発生し、馬力當りの重量は1.37kgの見込であり、第87圖に示す様に飛行機翼の中に収めて空気抵抗を軽減する様になつてゐる。

但、本計畫は實現されるに至らなかつた。

5.2 B. M. W.-Lanova 機関

ドイツのB. M. W. 會社 (Bayerische Motorenwerke Flugmotorenbau G. m. b. H.) ではアメリカ Pratt & Whitney 會社の特許による航空ガソリン機関を製作してゐたが、1931年頃より ^{ホーネット} Hornett 型即ち同社の所謂 B. M. W.-132 De 型ガソリン機関 (空冷 $9 \times 155.5 \phi \times 162$, 2,450 rev/mn にて 870 HP 発生) を基とし、4.2 の第79圖に述べた Lanova 空氣室式燃焼室の設計を應用した航空ディーゼル機関の研究を初めた。

i) B. M. W.-Lanova 114-V 2 型機関

本機関シリンダ蓋部の構造を示せば第88圖の如くである。圖には現はれてゐないがシリンダ蓋部には吸、排氣弁各1個を有し、機関の要目は下の通りである。

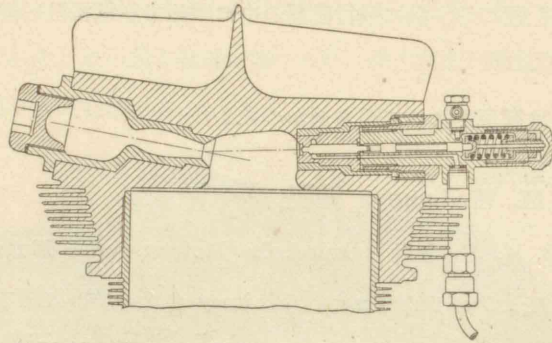
型式	四サイクル星型空冷9シリンダ
内径	155.5 mm
行程	162 mm
最大出力	520 HP
回轉速度	2,000 rev/mn

1) K. Loehner:—Erfahrungen mit dem Lanova-Diesel-Flugmotor. Jahrbuch 1938 der deutschen Luftfahrtforschung.

機関重量 440 kg

馬力當りの重量 0.85 kg

而して、離昇出力は 2,050 rev/mn にて 615 HP に達する由である。



第 88 圖 B. M. W.-Lanova 114-V2 型機関主要部

空気室の容積を全壓縮容積の 15~25 %、同室出口の孔径を 9~11 mm にして實驗した結果によれば、空気室の比較的小さい方が性能は良好であつた。この種機関では燃料噴射の時期が作動状態に著しく影響する故自動噴射時期加減装置が必要であり、先づ空気室中で燃料の一部を燃焼せしめ、同室より噴出するガス中で残部を燃焼せしめる様所謂先立ち噴射 (pilot injection) を試みて好結果を収めるに至つた。而して、空気室内の最高壓力は 100 kg/cm² 程度に達するが、主燃焼室即ちピストン上面に作用するガス壓力は 50 kg/cm² 餘に過ぎない。

ii) B. M. W.-Lanova 114-V 4 型機関

本機関も可及的に既述の B. M. W.-132 De 型機関部品を流用し、シリンダ部を液冷に改めて設計したもので、その要目は下の如くである。

型 式 星型 9 シリンダ液冷
内 徑 155.5 mm

行 程 162 mm

壓 縮 比 14.8

最大出力 2,200 rev/mn にて 650 HP

巡航出力 2,050 rev/mn にて 520 HP

燃料消費率 (巡航出力に於て) 168 g/HP-h

燃料噴射壓力 120 kg/cm²

機関外徑 1,370 mm

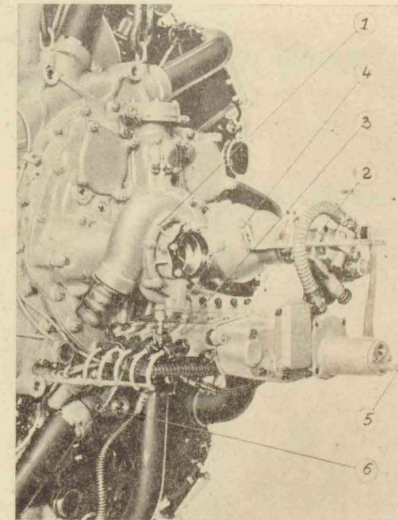
機関重量 480 kg

馬力當り重量 0.74 kg (放熱器をも含む)

吸、排氣弁は各 1 個でそれぞれシリンダ軸方向に對して 30° 傾いており、普通の通り押棒並に搖り腕により開閉される。

機関後面には第 89 圖及第 90 圖に示す様に 5 シリンダ一體及 4 シリンダ一體の Bosch 燃料噴射ポンプがそれぞれ背なか合せて水平に取付けられてゐる。燃料噴射弁も Bosch のピン型で、噴射壓力は 120 kg/cm² に調整されてゐる。火藥使用起動装置により起動する様になつており、電熱コイルは用ひてゐない。

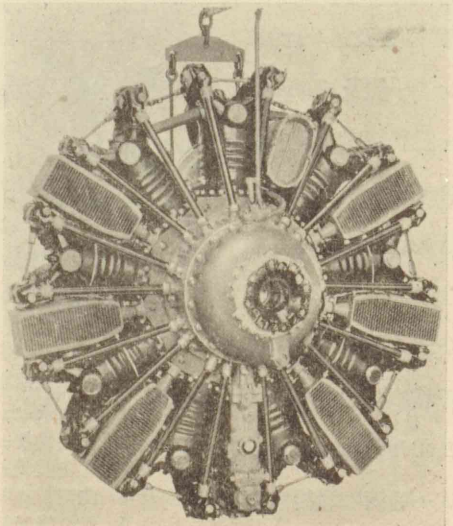
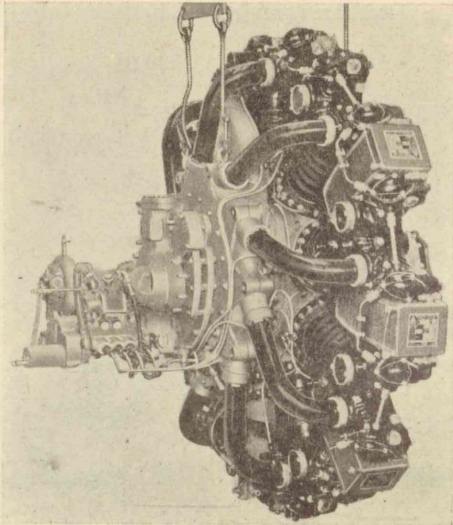
尙、齒車駆動式一速度の過給機を用ひ、正規高度は 2,100 m になつて



第 89 圖 B. M. W.-Lanova 114-V 4 型機関後面の詳細

- 1 冷却水ポンプ
- 2 燃料供給ポンプ
- 3 燃料噴射ポンプ
- 4 空運轉調整
- 5 燃料噴射量調整
- 6 燃料噴射時期調整

みる。斯く過給を行ふ場合には弁の開閉時期を下の如くに設計し、弁の重なりを 100° にとつてゐる。



第 90 圖 B. M. W.-Lanova 114 V 4 型機関外觀

吸 氣 弁 (開)	上 死 點 前 50°	排 氣 弁 (開)	下 死 點 前 66°
吸 氣 弁 (閉)	下 死 點 後 42°	排 氣 弁 (閉)	上 死 點 後 50°

本機関の設計に於て特に注目すべき點は、^{プレストン} Prestone 即ち ^{エチレン グリコール} ethylene glycol による冷却を行ひ第 90 圖に見える様に各シリンダの間に合計 6 個の小形放熱器を配置した事である。これにより機関の正面積を増す等の問題無しに簡潔に所求容量の放熱器を収める事に成功してゐる。

B. M. W. 會社では更に空冷二列星型 14 シリンダ、標準出力 2,000 rev/mm にて 900 HP、最大出力 2,200 rev/mm にて 1200 HP の機関をも計畫中で、これには二速度の過給機を裝備する様になつてゐる由である。

但、これ等各種機関に對する飛行試験の結果に就ては何等の發表がない。

5.3 ^{プリストル フェニックス} Bristol Phoenix 機関

これはイギリス Air Ministry 後援の下に、Bristol Aeroplane Company Ltd. で完成した機関で、下の要目を有してゐる。

- 型 式……………星型 9 シリンダ空冷
- 内 徑……………146 mm
- 行 程……………190.5 mm
- 吸氣及排氣弁……各シリンダに就き 2 個宛
- 標準出力……………1,900 rev/mm に於て 415 HP

1) Diesel Aircraft Engines. The Automotive Industries. Feb. 1, 1940.
The Performance of Modern Aircraft Diesels. Inter Avia. No. 698, Feb. 20, 1940.
Paul H. Wilkinson:—The Performance of Modern Aircraft Diesels. S. A. E. Journal. Nov., 1940.
2) A New British Diesel Engine. Aircraft Engineering. July, 1933; E. Chatterton:—The Heavy-oil Aero Engine. Aircraft Engineering. March, 1935; The Diesel Position. Flight. May 24, 1934.

最大出力……………2,000 rev/mn に於て 430 HP

燃料消費率 (標準出力時)……………180 g/HP-h

使用燃料……………ペルシヤ軽油 (比重 0.839)

機関重量……………493 kg

標準出力當りの重量……………1.18 kg

機関外徑……………1,350 mm

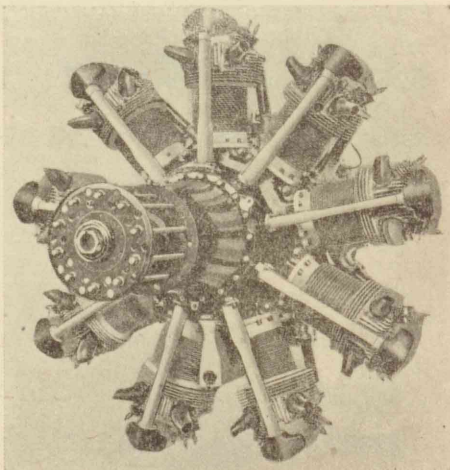
而して、1933 年には Royal Air Force 所屬の ^{ウエストランド} Westland ^{リビティ} “Wapiti” 陸上機に装備して試験飛行が行はれ、次いで 1934 年 5 月 11 日には 8,370 m と云ふ航空ディーゼル機関としての高度飛行記録を作つたのである。

機関外觀は第 91 圖及第 92 圖に示す如くで、C. A. V.-Bosch 會社製の 5

シリンダ分一體の燃料噴射ポンプ 2 個が後面に相並んで取付けられてゐる。而して餘分の 1 シリンダ分のポンプだけは by-path してある。燃料噴射弁も C. A. V.-Bosch 會社の製品であり、噴射壓力は約 240 kg/cm² に調整されてゐる。燃焼室の型式は直接噴射式である。

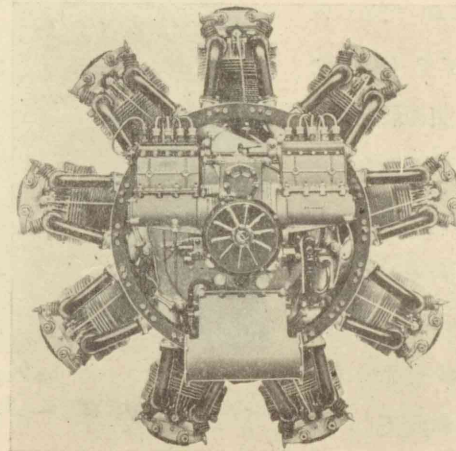
シリンダは窒化鋼製で、Y 合金火造削出しのシリンダ蓋を螺

入焼嵌し、普通の航空發動機に於けると同様植ボルトにより下方のフランジ部をクランク室に取付けてゐる。クランク室は ^{ヒドミニウム} Hiduminium RR 53 製で二つの部分より成つてゐる。ピストンは Hiduminium RR 59 の火造品でピスト

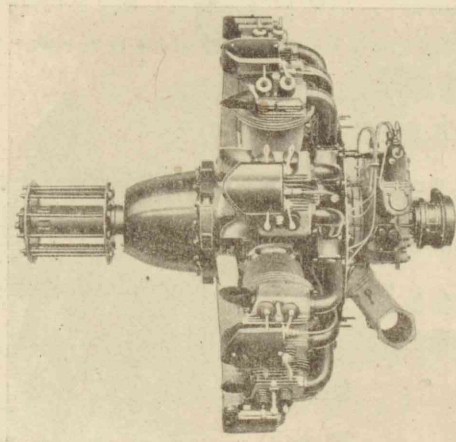


第 91 圖
Bristol Phoenix 機関前面

ンピン上方部には 2 本のピストン輪及 1 本の油輪、而して、ピストンスカート部にも 1 本の油輪を入れてある。クランク軸はころ軸受で支へられてゐる。



(後面)



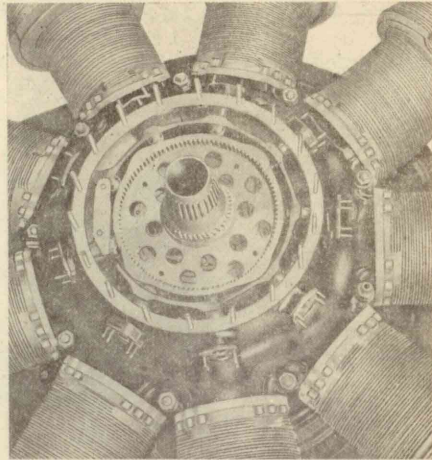
(側面)

第 92 圖 Bristol Phoenix 機関外觀

カム板 (cam ring) には吸、排氣弁開閉用としてそれぞれ 4 個のカム部が設けられており、齒車装置を介してクランク軸とは反対方向に同軸の 1/8 の速度で回轉され、ころ入タペット及押棒を経て弁を作動せしめる。之等配置の詳

細は第 93 圖に示す通りである。

その後も引續き研究され、従来は離昇出力 450 HP であつたが、2,000 rev/mn にて 470 HP を發生するに至り、更に最近では 650 HP 迄高められたとの事である。この場合増速比 10:1 で回轉される一速度の過給機を用ひ、正規高度は 2,100 m になつてゐる。尙、Bristol 會社では本機關をさや型弁式に變更し、二



第 93 圖

Bristol-Phoenix 機關カム並にタペット部詳細

速度の過給機を裝備して、1,000 HP を發生せしめんと研究中の由である。

5.4 Clerget 機關

i) Clerget 9 A 型機關

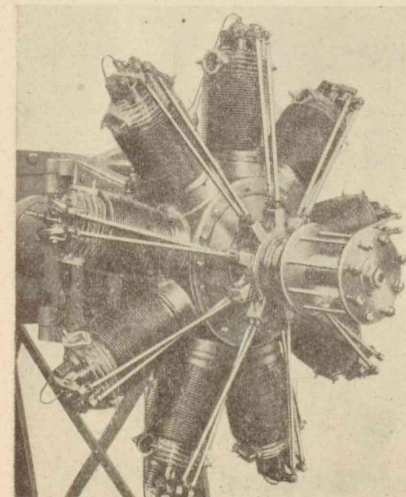
本機關は、ガソリン機關の設計者として著名なフランスの Pierre Clerget が 1922 年以來苦心研究の結果完成したもので、ピストン頂部は比較的淺い球面凹所を形成し、シリンダ蓋中心部に設けられた燃料噴射弁より燃料を噴射する普通の直接噴射式機關で、下の要目を有してゐる。

型 式	星型 9 シリンダ空冷
内 徑	120 mm

- 1) The Position of the Aero Diesel. Gas and Oil Power, Sept., 1936.
- 2) Helmut Schneider:—Neuere Diesel-Flugmotoren des Auslandes. A. T. Z. 25 April, 1940.
- 3) Le Moteur Clerget 100 HP À Huile Lourde. L'Aéronautique, Nov., 1929; Pierre Légiise:—A French Diesel Engine. Aircraft Engineering. March, 1931.

行 程	130 mm
吸氣及排氣弁	各シリンダに就き 1 個宛
壓 縮 比	14
最 高 壓 力	90 kg/cm ²
出 力	標準 100 HP
	最大 135 HP
回轉速度	標準 1,700 rev/mn
	最大 1,850 rev/mn
燃料消費率	197 g/HP-h
機 關 重 量	228 kg
馬力當り重量	1.69 kg

外觀は第 94 圖及第 95 圖に示す通りで、高い燃焼壓力に堪える様各部は殆んど鋼製であり、例へばシリンダは勿論の事クランク室の如きも熔接は行はず鍛鋼削出しである。



第 94 圖
Clerget 9 A 型 100 HP 機關前面

而して吸氣及排氣の通路を有するシリンダ蓋がシリンダ上部に 4 本の植ボルトで取付けられてゐる。燃料噴射ポンプは第 95 圖に見える様に各シリンダ毎にその軸方向に取付けられ、燃料噴射管に依りシリンダ中央部に設けられた噴射弁に連絡されてゐる。

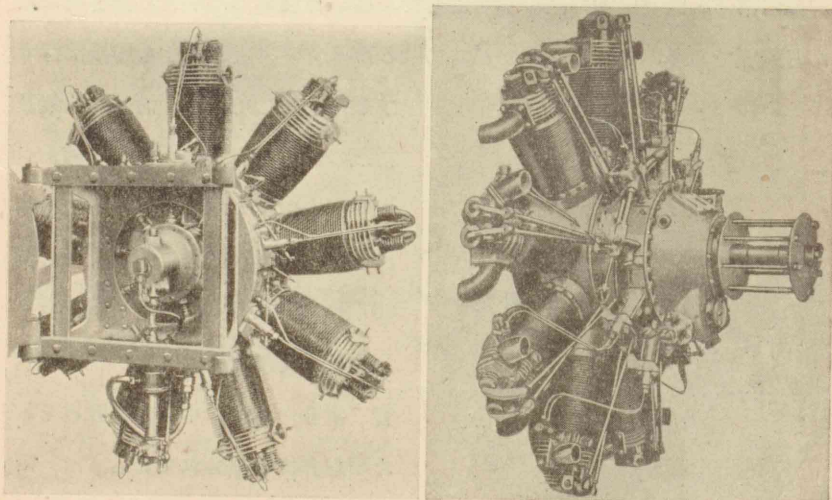
星型機關に於ては、運轉停止後燃料若しくは潤滑油が、下方に位置したシリンダ内に溜る事がある。而し

て高圧縮比のディーゼル機関に於ては、それが燃焼室容積に對してかなりの割合となり、起動を困難ならしめ故障の誘因となる惧がある。故に本機関に於ては、操縦席よりてこ及カムを作用せしめ排気弁全部を同時に開き、シリンダ内の残留油を追出し得る様になつてゐる。

この外クランク軸の設計、燃料噴射ポンプの駆動装置その他細部に亘つて幾多の巧妙な工夫が行はれてゐる。本機関は ^{モラーヌ} Morane ^{ソールニエ} Saulnier 120 號飛行機に装着の上、1929 年 9 月試験飛行が行はれ好成績を収めたが動力計試験時にも最大 150 馬力迄發生し、十分餘裕ある設計なる事を實證し得たのである。

ii) Clerget 9 C 型機関¹⁾

次いで以上の経験を基として、第 96 圖に示す様な 200 馬力の同種機関が



第 95 圖

Clerget 9 A 型 100 HP 機関後面

第 96 圖

Clerget 9 C 型 200 HP 機関外觀

1) Le Moteur Clerget 100 HP À Huile Lourde. I. l'Aéronautique, Nov., 1930.

製作され、1930 年にパリに於ける航空博覽會に出品された。その要目は下の如くである。

型 式	星型 9 シリンダ空冷
内 徑	130 mm
行 程	170 mm
壓 縮 比	14
出 力	標準 208 HP
	最大 240 HP
回轉速度	標準 1,700 rev/mn
	最大 1,850 rev/mn
燃 料 消 費 率	183 g/HP-h
機 關 重 量	310 kg
馬力當り重量	1.29 kg

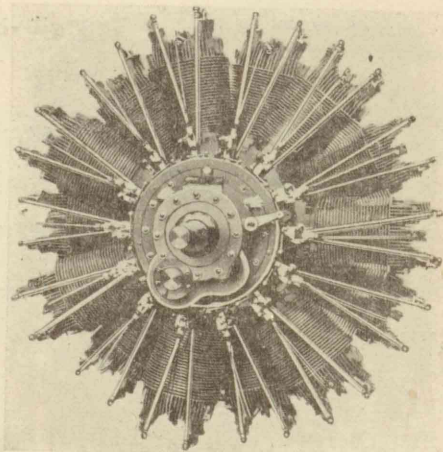
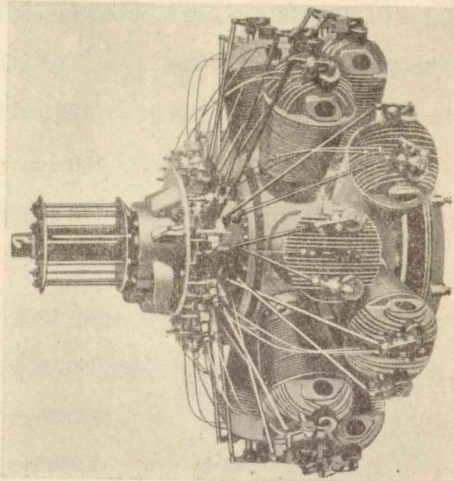
本機関に於ては前記 9 A 型 100 馬力の機関に於けると異り、圖にも見える様に燃料噴射ポンプ、諸弁の駆動装置等を全部機関の前面に設け、後面には過給機を取付け得る様になつてゐる。尙、研究の結果壓縮比は何れも 16 に高められ、上記機関も毎分回轉 1,900 にて 300 馬力を發生、機関重量は 335 kg となつた由である。

iii) Clerget 14 F 型及 14 F-01 型機関

Clerget は機関出力の増加と云ふ要求が高まるに連れて従來の設計より一歩進めて二列星型 14 シリンダの 14 F 型 500 HP 機関を完成した。これは第 97 圖に見える様に 7 シリンダ宛が前後互ひ違ひに配置されてゐる型である。而して、14 F 型機関の要目は下の如くである。

型 式 二列星型 14 シリンダ空冷

内 径	140 mm
行 程	160 mm
圧 縮 比	14.5
出 力	500 HP
回 轉 速 度	1,850 rev/mm
燃料消費率	166 g/HP-h
機 關 重 量	610 kg
馬力當りの重 量	1.2 kg
機 關 外 径	1,240 mm



第 97 圖
Clerget 14 F 型 500 HP 機関外觀

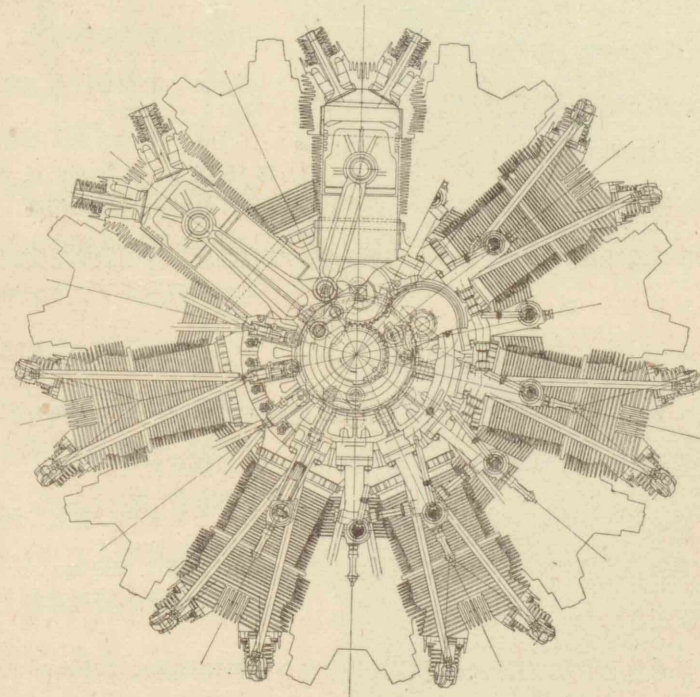
本機関に於ても第 97 圖に示す如く既述の Clerget 9 C 型 200 HP 機関に於けると同様諸弁の駆動装置並に各シリンダに對する燃料噴射ポンプ等を機関前面に設け、後面には過給機を取付け得る様になつてゐる。而して、試製當初の機関に於ては第 78 圖に略示した様に燃料噴射弁はシリンダの中央に設けられ、その左右にそれぞれ 30° 傾いて吸気弁及排気弁が各 1 個宛設けられてゐたが、研究の結果噴射弁は 2 個用ひられるに至つた。

機関後面には 2 個の ^{ワイエー} Viet 空氣壓縮機及 1 個の起動空氣分配装置が設けられ、後面の 7 個のシリンダに起動空氣を供給する。尙、起動時排気弁を啓

開して減壓し得る様になつてゐる。

1934 年 5 月には本機関を ^{ポデー} Potez 25 型飛行機に裝備の上パリー・ボルドー間の往復飛行試験を施行したが、ガソリン機関裝備の場合に比して航続距離を 35~40% 増加し得る事を確めた。尙、本機関に於ては着陸時プロペラを逆轉して制動作用を行はしめ得る様になつてゐる。

本機関を更に改良した 14 F-01 型機関の要目は 14×140φ×160、¹⁾ 壓縮比 13, 1,910 rev/mm にて 520 HP 發生、機関總重量 615 kg である。又、過給機



第 98 圖 A Clerget 14 F-01 型機関横断面

1) R.J. de Marolles:—A Propos d'Une Performance d'Altitude du Moteur Clerget à Huile Lourde.

を用ひる時には総重量は 690 kg になるが、1,930 rev/min にて 600 HP, 最大出力は 660 HP になる。而して、機関大さは高さ 1,302 mm, 長さ 1,550 mm (過給機なしの時 1,333 mm), 幅 1,302 mm であり、燃料消費率は 175~180 g/HP-h である。

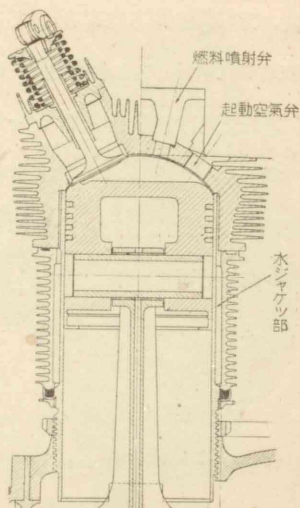
Clerget 14 F-01 型機関主要部の構造は第 98 圖 A 及 B に示す如くである。

Clerget は燃焼室の形状を種々に變えて實驗したが、14 F-01 型では結局シリンダ蓋部が球面状に凹みピストン頂面は平

な第 98 圖の様な形状に落付いた。過給機を用ひるので、これでも十分の渦動を與へて良好なる作動状態を実現し得るのである。

吸、排氣弁はクランク軸回轉面上に於てシリンダ軸に對して對稱に 28° の傾斜を以つて取付けられてゐる。而して、燃料噴射弁はこれと直角な面内に 2 個配置され、シリンダ軸に對してそれぞれ 12° の傾斜をなしてゐる。斯く噴射弁が各シリンダ毎に 2 個設けられてゐるためシリンダ内の空氣の利用率も良好である。燃料噴射壓力は機関が 800 rev/min の時に 200 kg/cm² となる様に調製されてゐる。

クランク室は従來の Clerget 機関に於けると同様特殊鋼の火造物より作り、シリンダも同様で、クランク室に螺入されてゐる。クランク軸前部には弁開閉用カムの外に別個の燃料噴射ポンプ用カムが設けられ、機関前面に設けられた燃料噴射ポンプを作動せしめる。同カムは 3.4 第 66 圖に述べた Clerget



第 98 圖 B Clerget 14 F-01 型機関主要部の構造

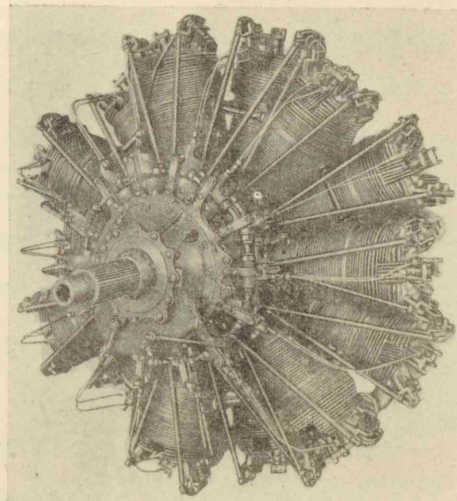
吸氣弁 (開)	上死點前 20°	排氣弁 (開)	下死點前 68°
吸氣弁 (閉)	下死點後 55°	排氣弁 (閉)	上死點後 15°

9 A 型 100 HP 機関に於けると全々同様の single-lobed cam であり、クランク軸に切つた helical spline に嵌合しており、軸方向にずらせる事によりポンプの噴射時期を加減出来る様になつてゐる。弁の時刻調整は上表の如くであり、全力時に於ける燃料噴射開始時期は上死點前 42° である。

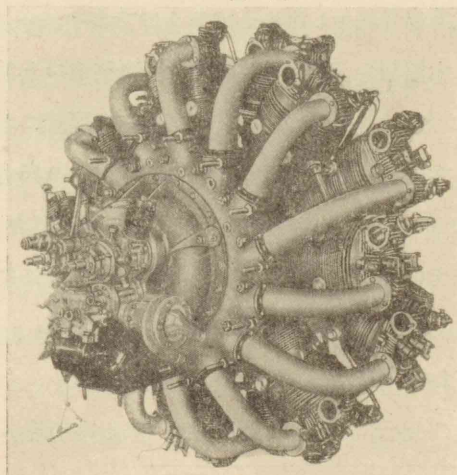
燃料はクランク室内に設けられた通路を経て噴射ポンプに導かれるのであり、外部には導管類が現はれず、故障も少い。Clerget 9 A 型機関その他に於てもこの點は同様である。機関外觀は第 99 圖に示す如くである。

空冷高速ディーゼル機関の最大出力は主要部の冷却如何に依存するが、機関出力性能の

A. 前面



B. 後面



第 99 圖 Clerget 14 F-01 型機関外觀

向上に對しては局部的に液冷を採用する事も一方法である。本 14 F-01 型機関に於てはシリンダ部には第 98 圖 B に示した様にアルミニウム合金製の狭い水ジャケット部が設けられ、その外面には空冷部分と同様に冷却フィンが切つてある。即ち空冷及液冷を併用する獨得の設計により性能の向上を企てゐるのである。

シリンダ蓋は輕合金 Hiduminium 製でシリンダ部に螺入されてゐる。而して吸、排氣弁は各 1 個で、既述の様にシリンダ軸方向に 28° 宛傾斜しており、押棒及搖り腕を介して開閉される。各シリンダには 2 個の燃料噴射ポンプ及噴射弁が設けられ、噴射弁には 7 個の噴孔が穿けられてゐるが、萬一、一方が傷んでも他の噴射弁で標準出力での作動を繼續出来る様になつてゐる。尤もその場合多少燃料消費率は増加する。尙、Clerget は二重噴射若しくは先立ち噴射と云ふ事を提唱してゐるが、これは上記の様な燃料系統に於て、一つのポンプでは先づセタン價の高い燃料を少量噴射し、次いで他のポンプより主燃料を噴射する事により最高燃焼壓力を餘り高めずに靜かな作動状態を實現せしめんとするものである。

本機関も Potez 25 型飛行機に裝備の上試験飛行が行はれたが、1937 年 12 月 18 日には 7,655 m 迄の高度飛行にも成功した。

本機関は最近ではクランク軸速度の 9.50 倍の増速比で驅動される ^{グノーム}Gnome ^{ローン}Rhone の一速度過給機を裝備し、離昇出力 2,400 rev/mm にて 940 HP、巡航出力は 2,100 rev/mm にて 700 HP に達するに至つた。この場合の正規高度は 2,700 m である。

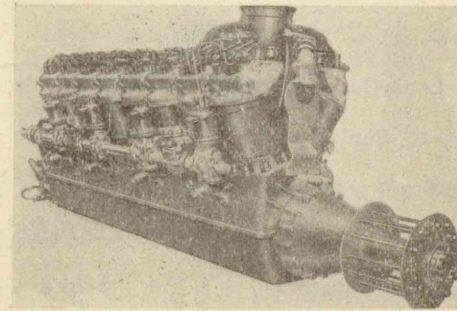
iv) Clerget 16 H 型機関¹⁾

Clerget は上述の様に約 20 年以來引續いて航空ディーゼル機関に就いて試

1) Les Moteurs Français au 16^e Salon de Paris. L'Aéronautique, Jan., 1939.

製研究中であり、14 F-01 型機関の如きは既に小規模ながら製産工程に移されてゐるが、1938 年に至り更に大馬力を發生せしめるために全然新規設計の水冷 45° V 型 16 シリンダ、排氣タービン驅動式過給機付の 16 H 型機関を製作した。機関要目は 16×180φ×200、壓縮比 12、2,000 rev/mm にて標準出力 1,600 HP、最大出力 1,800 HP、總重量 1,800 kg、高さ 1,250 mm、長さ 2,861 mm、幅 800 mm である。

機関外觀は第 100 圖の如くであり、燃料噴射ポンプは 2 組のシリンダに對して 1 組宛外側方に配置されてゐる。各シリンダは吸、排氣弁 2 個宛を有し、これ等の弁は V の底に配置されたカム軸により押棒、搖り腕を介して開閉される。カム軸は左



第 100 圖
Clerget 16 H 型 1,600~2,000 HP 機関外觀
(4 個のターボ送風機中 1 個のみを示す)

右兩列のシリンダ群に對して 1 本宛設けられてゐる。而して、各シリンダに對應する燃料噴射ポンプは複式即ち二つのプランジャを有しており、各シリンダ蓋中央部に二つ宛設けられた燃料噴射弁に連絡される。

シリンダ蓋及水ジャケット部の材質は共に輕合金であり、各シリンダ毎にそれぞれ別個に作られてゐる。而して、濕式ブシュの下部はゴム環により水密を保ち、同部には更に止め蓋もねぢ込まれてゐる。

本機関に就て特筆すべき點は過給機の配置であり、第 100 圖の上方に 1 個丈け例示してある様な 4 個のシリンダ群毎に共通の ^{ラト}Rateau 式排氣ターボ送風機が 4 組設けられてゐる。このターボ送風機は垂直軸式であり、圖の如き配置としたため

- i) 各シリンダに一樣に空気を供給し得。
 - ii) 導管の長さが短く、途中での損失が少い。
 - iii) 接近並に点検も容易である。
- 等の特長がある。正規高度は 5,000 m になつてゐる。

本機関は、現在迄の所航空ディーゼル機関としては最も大馬力のもので、離昇の瞬間には實に 2,000 HP を發生し得るとの事である。

5.5 Coatalen 機関¹⁾

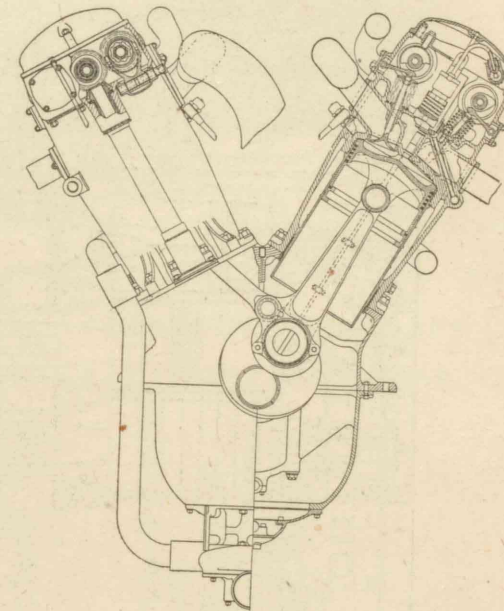
ルイ コーダレン¹⁾ Louis Coatalen は嘗つてイギリス Sunbeam^{サンビーム} 会社の技師長として 5.14 に述べる Sunbeam Coatalen 120 HP の航空ディーゼル機関を試製研究したが、その後フランスに戻り^{イスパノ スイザ} Hispano Suiza の V 型 12 シリンダ・ガソリン機関を参考として稱呼 600 HP の航空ディーゼル機関を試作した。これは 1936 年パリーの航空博覽會に出品され、その後引續いて S. A. Établissements L. Coatalen に於て實驗が行はれてゐる。その要目は

型 式	60° V 型 12 シリンダ水冷
内 径	150 mm
行 程	170 mm
壓 縮 比	16
出 力	2,000 rev/mn にて 575 HP
最大回轉速度	2,400 rev/mn
燃料消費率	153 g/HP-h (1,500 rev/mn 附近にて)
使用燃料比重	0.86
機 關 重 量	550 kg

1) Le moteur L. Coatalen. L'Industrie Automobile et Aéronautique, Mars 1937. The Coatalen Diesel. The Automobile Engineer, March, 1938.

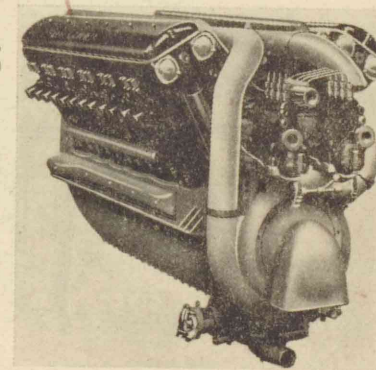
機 關 寸 法 長さ 1,720 mm, 幅 780 mm, 高さ 983 mm
而して構造は第 101 圖 A 及 B に、外觀は第 102 圖に示す如くである。

左右兩列のシリンダ體及シリンダ蓋はそれぞれ輕合金 2L5 にて一體に鑄造され、窒化鋼製ブッシュをシリンダ蓋部に螺入してシリンダを構成し、ブッシュ下方シリンダ體との接觸部にはゴム・パッキンを入れて水ジャケット部の水密を保たせてある。シリンダ蓋部の組立状態は第 103 圖に示す如くである。

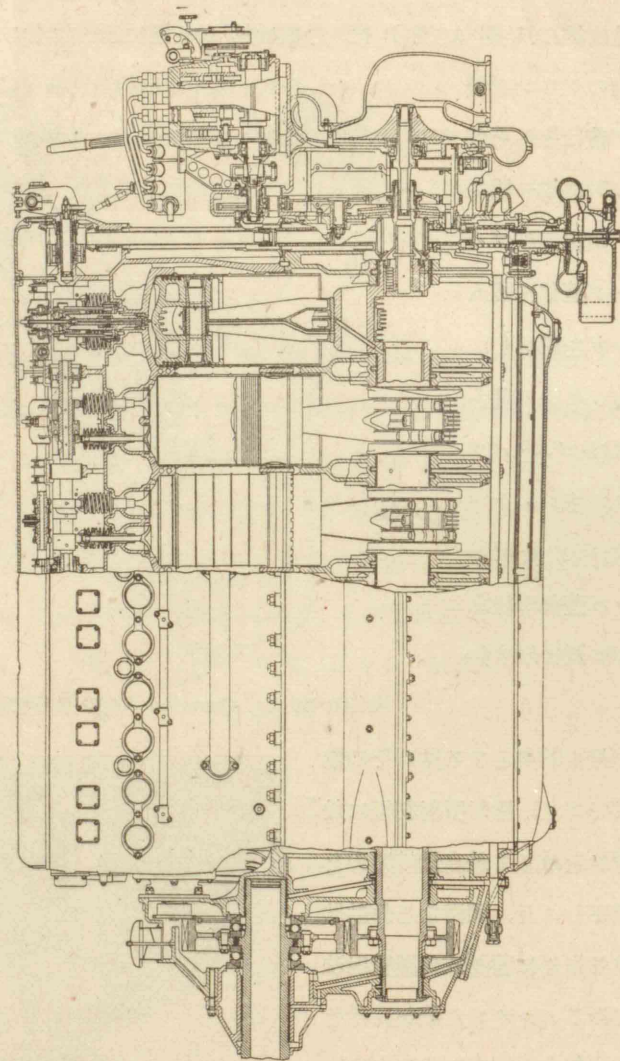


第 101 圖 A Coatalen 600 HP 機関横断面

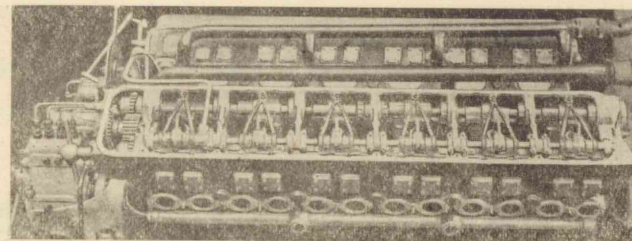
本機関の最も特長とする點はその燃料噴射方式であり、燃料噴射初期に於ける着火遅れを減じて最高燃焼壓力を合理的に低下し、且、圓滑なる作動状態を実現するために蓄壓式定壓噴射法を採用してゐる。シリンダ蓋部にはそれぞれ吸、排氣弁 2 個宛を有し中央に噴射弁が取り付けられてゐるが、その構造は第 104 圖に略示する通りである。



第 102 圖
Coatalen 600 HP 機関後面

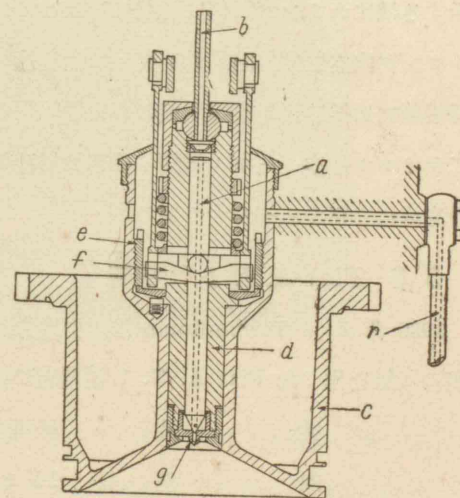


第101圖 B Coatalen 600 HP 機関縦断面



第103圖 シリンダ蓋部外観

即ちシリンダ蓋の中央部には噴射弁 *d* がナット *e* により取り付けられる。特殊鋼製針弁の中央には孔が通つてゐるが、その下端は噴孔金物 *g* の弁座に接してゐる。*g* には直径 0.13 mm の噴孔が10個あけられてゐる。針弁 *a* は吸気弁作動用カム軸に設けられたカムにより槓杆 *f* を経て開閉される。針弁の揚程は 0.3 mm に設計されてゐる。斯くして、蓄圧室内の約 700 気圧の高圧燃料は導管 *b* 及其下端の濾過器を経て適宜シリンダ内に噴射されるが、燃料は大體上死点前 25°位の時に噴射され始める。而してシリンダ内の最高燃焼壓力は約 65 kg/cm² であり、斯る高性能の機関としては比較的低い値と稱すべきである。

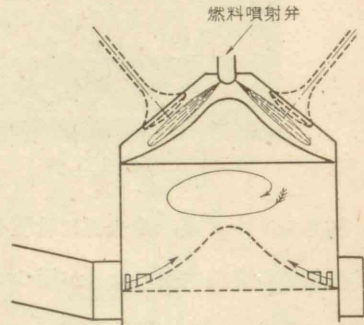


第104圖 Coatalen 機関燃料噴射弁部の構造

本機関に於ては特に吸込空氣の渦流を利用する等の方法を講じてゐないが燃焼状態は良好で、1,500 rev/mm, 400 HP 附近の運轉状態に於ける燃料消費率は實に 153 g/HP-h と云ふ優秀なる數値を示してゐる。但、蓄壓式では長

期の使用に對して噴射弁々座部の油密を保つ事が難しく、且、針弁開閉機構も複雑となるのは免れない。尙本機関に於ては第102圖に示す様に齒車駆動式一速度の過給機を装備し、3,000 m の高度に於ても 760 mm Hg の吸氣壓力を保つ様になつてゐる。

Coatalen は上記四サイクル機関の經驗に鑑み、更に二サイクル 1,200 HP の航空ディーゼル機関を實現せんとして研究中である。¹⁾ その燃焼室形状は既述の



第105圖 Coatalen 二サイクル實驗機關の要領

ものと略同様であるが、第105圖に略示する様にシリンダ胴部に給氣口を設けて一方流掃除を行ひ、且、給氣によりシリンダ内空氣に旋回運動を與へて燃焼状態を良好ならしめんとしてゐる。²⁾ 同機關には掃除用渦卷送風機の外に過給用の送風機をも設けてある。この二サイクル航空ディーゼル機関の成否は掃除作用の改良及優良なる高壓過給機の完成に依存する事が大である。

5.6 Fiat A.N. 1 型機関³⁾

1930年5月 ^{トリノ} Torino-^{ローマ} Roma 間の試験飛行に成功し、イタリアに於ける最初の記録を作つた Fiat A. N. 1 型機関の要目は下の如くである。

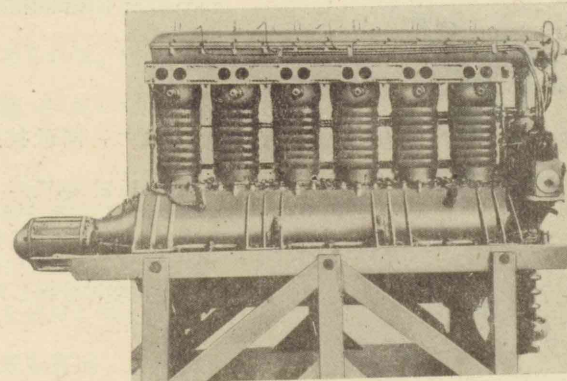
型	式	豎型6シリンダ水冷
内	徑	140 mm
行	程	180 mm

1) Diesel Progress. Oct., 1939.

2) 大井上博: 一世界に於ける航空ディーゼル機関の現状 内燃機関 昭和13年10月

3) Un Nouveau Moteur Diesel Léger. L'Aéronautique, Octobre, 1930. Fiat Diesel-Type Engine. Flight, Jan., 16, 1931.

吸氣及排氣弁	各シリンダに2個宛
噴射弁	各シリンダ中央に1個宛
出力	標準 180 HP
	最大 220 HP
回轉速度	標準 1,600 rev/mn
	最大 1,700 rev/mn
燃料消費率	190 g/HP-h
機關重量	300 kg
馬力當り重量	1.36 kg

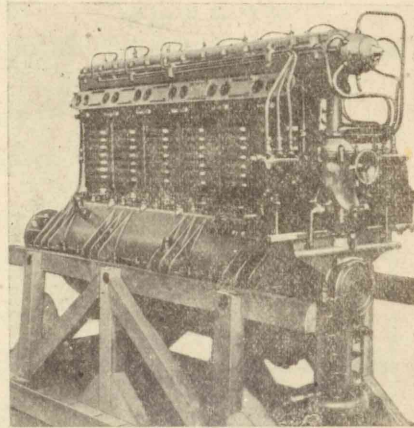


第106圖 Fiat A.N. 1 型機關側面

外觀は第106圖及第107圖に示す如くで、同社 A 12 bis 型ガソリン機関を基として設計したものである。各シリンダは鋼製で外側には鋼板を熔接して作つた水ジャケットを有し、アルミニウム鑄造のクランク室に取付けられてゐる。シリンダ蓋もアルミニウム製で、その上部を通る2本のカム軸がそれぞれ吸、排氣弁を作動せしめる様になつてゐる。第107圖は機關を後方より見た所で、左右に見える2個の Bosch の燃料噴射ポンプにより燃料を噴射す

る。図の上部右端、即ち、カム軸箱の一端に見えるのは起動空気分配器である。

著者は 1930 年 4 月及 1938 年の 2 月より 5 月に互リイタリアの航空機工業を視察する機会を得たが、同國に於ける航空ディーゼル機関の研究はその後一向進展せず中絶状態にある様である。



第 107 圖
Fiat A. N. 1 型機関後面

キバーソン
5.7 Guiberson 機関

1) i) Guiberson A-980 型機関

これはアメリカの Guiberson Corporation に於て、同社技師長 C. S. クリックマー Crickmer 及發案者なるオーストリアの F. A. Thaheld 兩氏が 1929 年より設計に着手し、1931 年 4 月には早くも Dallas-Detroit 間往復約 3,800 km の試験飛行に成功、同年 11 月 10 日型式認定試験に合格した機関で下の様な主要數値を有してゐる。

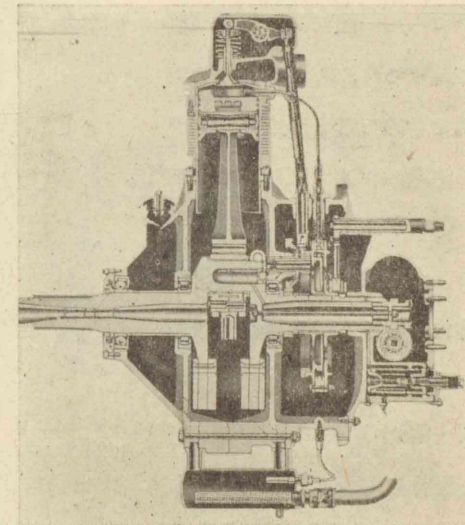
型 式	星型 9 シリンダ空冷
内 徑	122.2 mm
行 程	152.4 mm
出 力	185 HP
回 轉 速 度	1,925 rev/mn
機 關 重 量	230 kg

1) Orville Adams:—The New Guiberson Aero Diesel Engine. Diesel Power, Jan., 1932. 特許公報 (昭和 10 年 11 月 13 日) 公告第 4761 號

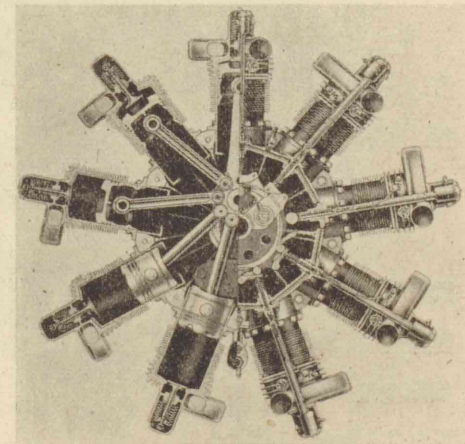
馬力當り重量	1.24 kg
機 關 外 徑	1,270 mm

本機関は 5.12 に述べる Packard 機関に於けると同様に、吸氣及排氣弁兼用の單一弁を用ひてゐるが、Packard 機関では同弁を偏置してゐるのに對して本機関ではシリンダの中央部に設けてゐる。弁は普通の通り押棒及搖り腕により作動せしめられる。主要構造は第 108 圖 A 及 B に示す通りである。

燃焼室部の詳細は第 4 章第 74 圖の如くで、シリンダ内に巧に渦流を生ぜしめ、良好なる燃焼状態を實現してゐるが吸氣管が第 109 圖に見える様に機関前方に向つてゐるため飛行中十分に空氣が吸込まれる。吸氣及排氣管は適當に曲りくねつており、排氣は前方吸氣管の方へは混らずに、後方に操縦者の邪魔にならぬ様



第 108 圖 A
Guiberson A-980 型機関縦断面



第 108 圖 B
Guiberson A-980 型機関横断面

な具合に排出される。尚、弁作動用カム及燃料噴射ポンプのカムと一體に減壓用の装置が設けられ、容易に機関を空轉せしめる事も出来る。クランク室、シリンダ蓋、ピストン等はアルミニウム合金製であり、細部の構造、使用材料等は一般航空發動機に於けると同様である。尚同社では略同一構造の A-918 型機関をも製作しており、これは下の様な要目を有してゐる。¹⁾

型式 星型9シリンダ
空冷

内径 120.6 mm

行程 146 mm

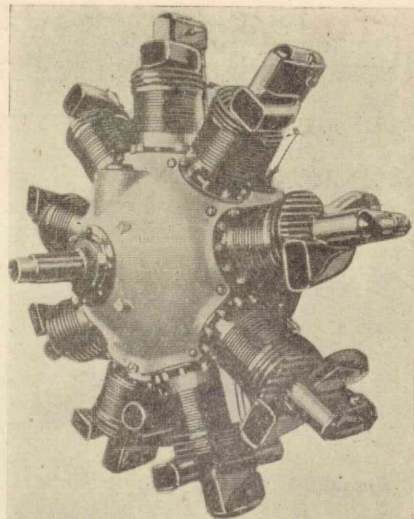
出力 2,020 rev/mm に
て 240 HP

機関外径 1,187 mm

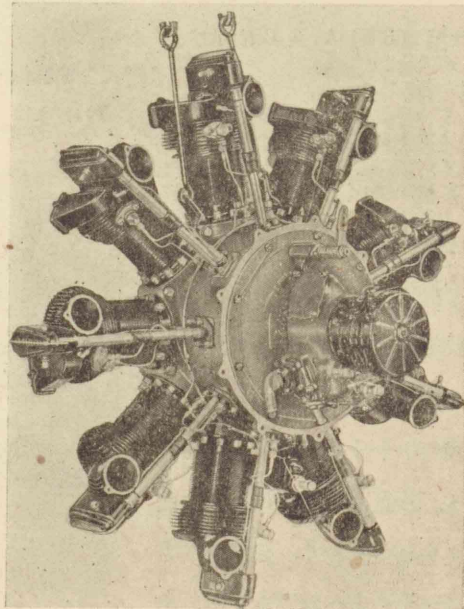
機関全長 880 mm

機関重量 245 kg

馬力當り重量 1.02 kg



第 109 圖 Guiberson A-980 型機関外觀



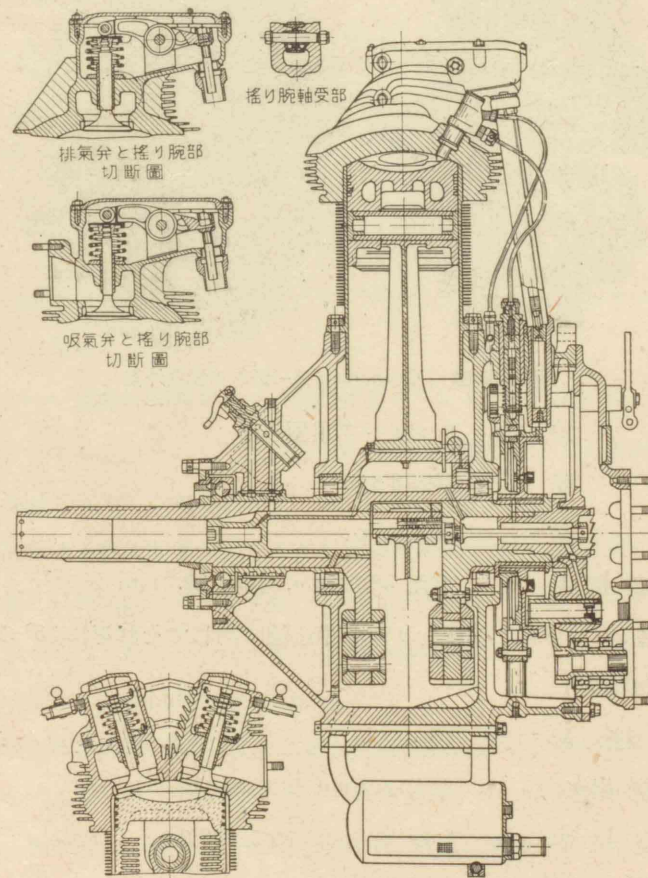
第 110 圖 Guiberson A-918 型機関外觀

1) Jane's all the World's Aircraft, 1934.

機関外觀は第 110 圖に示す如くである。

ii) Guiberson A-1020 型機関¹⁾

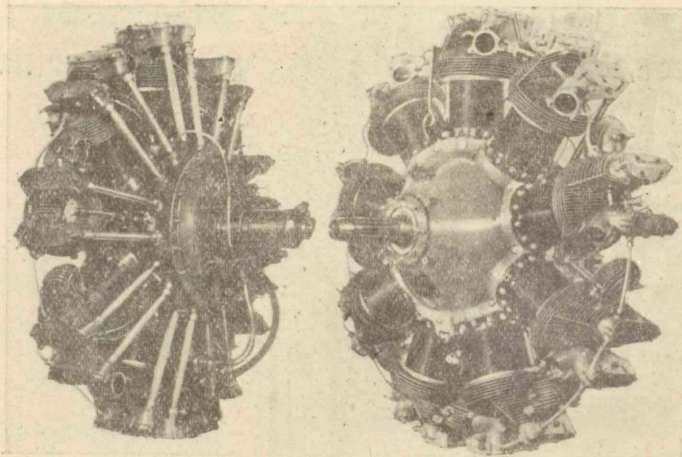
Guiberson Diesel Engine Co. では上記機関に対する研究を繼承し、1939 年には従來の機関に於ける單弁式設計を廢し、各シリンダ毎に吸、排氣弁 1



第 111 圖 Guiberson A-1020 型機関の構造

1) P. H. Wilkinson:—The Guiberson Diesel. Aviation, July, 1940.
Guiberson Aircraft-type Diesel Engine. Automotive Industries, Oct., 1, 1940.

個宛を設けた第 111 圖に示す様な構造の A-1020 型機関を完成した。
その外観は第 112 圖に、而してその要目は下に掲げる通りである。



第 112 圖 Guiberson A-1020 型機関外観

型 式	9 シリンダ星型空冷
内 径	130.18 mm
行 程	139.7 mm
吸, 排氣弁	直徑 58.74 mm, 揚程 12.7 mm
(各シリンダに 1 個宛シリンダ中心線に對してそれぞれ 15° の傾斜に配置さる)	
壓 縮 比	15
正 規 出 力	2,150 rev/mn にて 310 HP
巡 航 出 力	1,850 rev/mn にて 200 HP
離 昇 出 力	340 HP
燃料消費率 (巡航速度に於て)	172 g/HP-h
潤滑油消費率	6.8 g/HP-h

機 關 外 径	1,194 mm
機 關 重 量	280 kg
馬力當り重量	0.9 kg

機関通風帽 (Cawling), 吸, 排氣管等を含む機體への装備状態に於ける
機関總重量 340 kg

構造に就て簡単に述べて見ると, 主クランク室は二部分より成り後部クランク室は補機框を兼ねてゐる。アルミニウム合金製シリンダ蓋は鋼製のシリンダに螺入焼嵌され, シリンダ下方のフランジ部は 12 本の植ボルトでクランク室に取付けられる。クランク軸は二部分より成り, 重錘摺動型の動吸振器を備へてゐる。尙, クランク軸は大形のころ軸受で支へられ, 前方には推力球軸受がある。起動用爪が後部クランク軸に直接取付けてあるから後方軸を必要としない。

Guiberson 式燃料噴射ポンプは機関後面クランク室の周圍に各シリンダ毎に配置されてゐる。而して, 既に述べた様に燃料噴射量と共に噴射時期が自動的に加減されるのである。

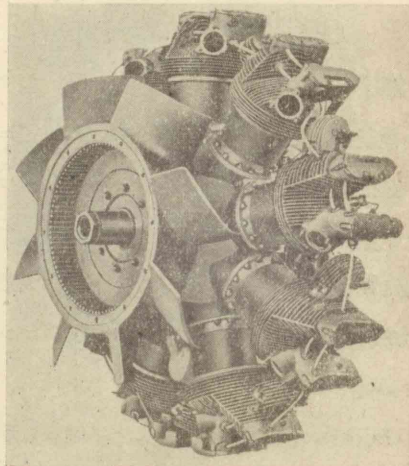
弁作動用カム板は普通の四サイクル星型機関に行はれてゐる様な具合にクランク軸と反対方向にクランク軸の $\frac{1}{8}$ の速度で回轉し, 尙, 燃料噴射ポンプ用カム板もそれに取付けられており特殊の溝付搖り腕を介してポンプ・プランジャを作動せしめる様になつてゐる。

燃焼室の構造は第 111 圖に示した様な直接噴射式であり, 燃料噴射弁はシリンダ中心線に對し 30° の角度で取付けられてゐる。これは自動弁で 0.355 mm の噴孔 3 個を有し, 噴射壓力は 170 kg/cm² 程度に調整されてゐる。ピストンはアルミニウム合金製で 3 本のピストン輪及 2 本の油輪 (内 1 本はピストンスカートの下部に設く) を用ひてゐる。

本機関は型式認定試験並に飛行試験にも成功したが, 更に, 過給機を装備

して出力を 500 HP に高め、馬力當りの機関重量を 0.58 kg に切下げんとし、研究が續けられてゐる由である。

本機関と 90% 位の部品を共通とし、機関前面にはシリンダ冷却用の軸流プロペラファンを設けた稱呼出力 2,200 rev/mn にて 250 HP、最大出力 2,250 rev/mn にて 265 HP の Guiberson T-1020 型機関は最近アメリカ合衆國に於て戦車用主機関として多數製作されてゐる。¹⁾ その外観は第 113 圖に示す如くである。シリンダ冷却用ファンは 8 枚の羽根及轂一體のアルミニウム鑄物でありプロペラ軸に取付けられ、轂の内部に主クラッチを装入する様な構造になつてゐる。



第 113 圖 戦車用 Guiberson T-1020 型 250 HP 機関外観

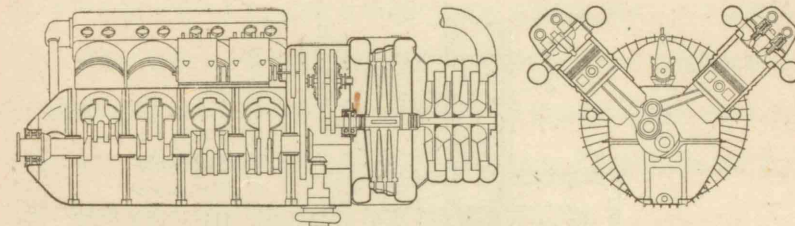
本機関は ^{ブダ}Buda 社に於て製作されてゐるが、同社では既述の B. M. W.-Lanova 機関に於けると同様の Lanova 空気室式燃焼室のものに就ても研究中の由である。

5.8 ^{ギドニ}Guidoni 機関

イタリアの Alessandro Guidoni 少將は 1927 年に 90° V 型 8 シリンダ水冷、内径 172 mm、行程 190 mm、毎分回轉 1,800 なる要目を有する機関の設計を發表した。

- 1) Diesel Aircraft Engines. Automotive Industries, Feb., 1, 1940.
- 2) Rivista Aeronautica, Marzo, 1928.

構造の大要は第 114 圖に示す如くで、クランク室後方には排気タービン及渦巻送風機を設け、これにより空気を送る様になつてゐる。タービン及送風機の框體はアルミニウム鑄物で一體に構成され、分解組立も簡単になつてゐる。



第 114 圖 Guidoni 機関略圖

クランク軸は釣合の點を考慮し第一、第三のクランクを同一平面に、而して、第二及第四のクランクはこれと直角な平面に配置した所謂 90° クランクになつてゐる。

本計畫發表の翌月同少將はパラシュート實驗中に墜死し、機関も試製されるに至らなかつた。

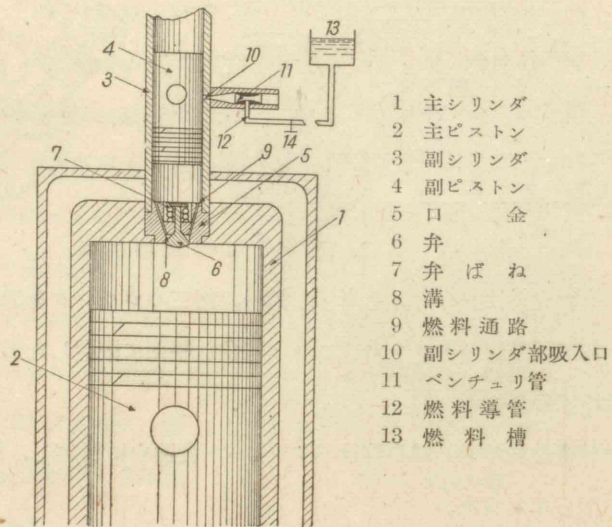
5.9 ^{ジャルベル}Jalbert 機関

ディーゼル機関のシリンダ内に噴射される燃料は、霧化されるが蒸發はしないのが普通である。然し、ガス状となつた燃料分子の大きさは噴霧粒子に比して非常に小さく、燃焼時間も短縮されるから、多量の燃料を完全に燃焼せしめる事が出来る。又、ガス状となればこれを燃焼室に送る際小さい噴孔を通す必要なく、比較的大きな通路を設けてよい。斯る考に基き比較的低い壓縮

1) Cie des Moteurs à Combustion: — Moteur d'Aviation a Huile Lourde (Brevets Jalbert). Le moteur Jalbert 200HP à huile lourde. L'Aéronautique, Juillet, 1932. J. Jalbert:—L'Injection dans les moteurs. L'Aéronautique, Avril, 1939.

比で而も高回転時にも高い平均有効圧力を實現せんとして、フランスの Jalbert は第 115 圖に示す様な原理の機関を發明した。

圖に於て 2 及 4 なる主、副兩ピストン（副ピストンは噴射ピストンとも稱す）は殆んど同時期に行程の終に達するが、副ピストンの方が少し早目で

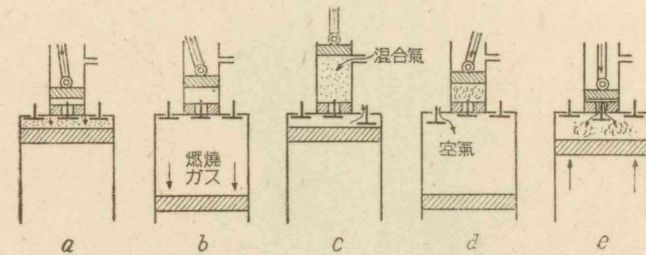


第 115 圖 Jalbert 機関主要部略圖

あり壓縮比も高い。四サイクルの場合には副ピストンのクランク軸は主シリンダ・クランク軸の半分の回転速度であるが、二サイクルの時には兩者を同一回転速度にする。主、副兩シリンダ間には口金 5 が入れてあり、これにばね 7 で支へられた弁 6 が取付けてある。弁座に續いて溝 8 があり、孔 9 によりシリンダに通じてゐる。副ピストンが上方に昇り行程の終に達すると、燃料吸込口 10 が副シリンダに連絡する。同部には丁度ガソリン機関の氣化器に於けると同様のベンチュリ管 11 が取付てあり一定量の燃料が空氣と共に副シリンダ内に吸込まれる。斯る方法により高壓燃料噴射ポンプを省き、而

も短時間内に正確に一定量の燃料を供給し得るのである。

副シリンダ内に吸込まれた燃料は壓力低下のため一部蒸發するが、續いて副ピストンにて壓縮され、その溫度により蒸發を促進され、溝 8 部に於て更に熱せられてゐる。一方、主ピストンも壓縮行程にて上方に達するが、兩シリンダ間の壓力差により、適當な時期に弁 6 が自動的に開き、ガス狀燃料がシリンダ内に層狀に分布され完全に燃焼するのである。弁 6 の揚程は百分の數耗程度に過ぎない。尙、副シリンダ内に於ては混合氣が濃過ぎるため燃焼は起らない。燃料供給量は導管 12 部に設けた針弁により適當に加減出来る。上述の機関作動の順序を圖示すれば第 116 圖の如くである。



第 116 圖 Jalbert 機関作動狀況

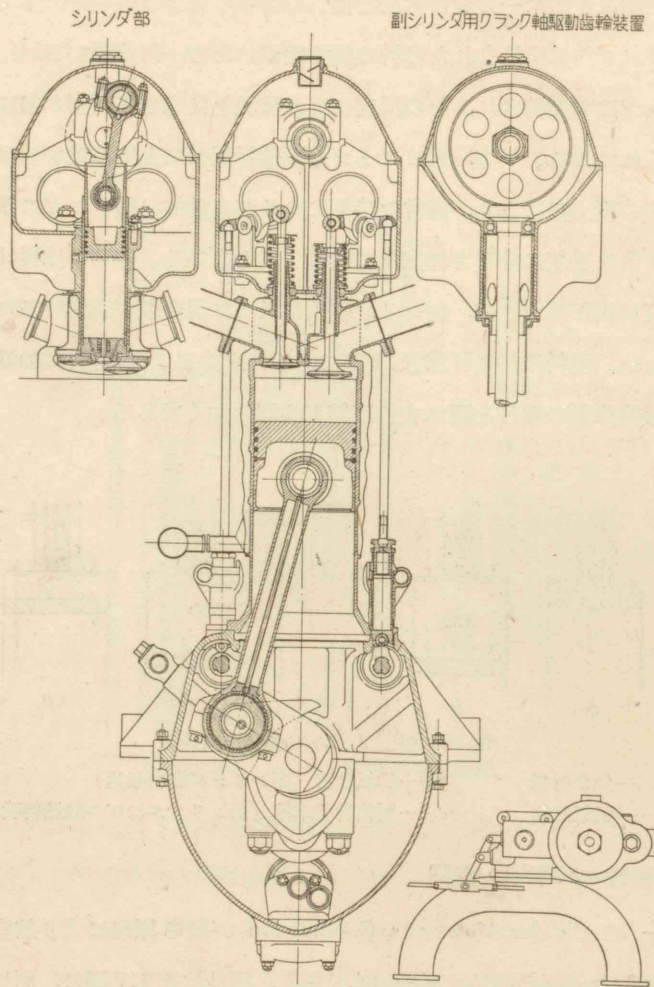
a, b...働行程 c...排氣行程 (副シリンダ燃料吸込)
d...吸氣行程 e...壓縮行程末期 (主シリンダにガス狀燃料噴射)

i) Jalbert 235 HP 機関

パリー の Cie des Moteurs a Combustion が斯る原理により航空機用として試製した機関の要目は下の如くであり、構造は第 117 圖に、而して外觀は第 118 圖に示す通りである。

1) Martinot-Lagarde:—Au sujet des moteurs à combustibles lourdes, pour l'aviation. L'Aérophile, 1^{er}—15 Mai, 1929.

急激なる壓力低下を利用して輕油を蒸發せしめ、内燃機関に使用せんと考へは既に 1911 年に Bellem Brégéras により試みられた。

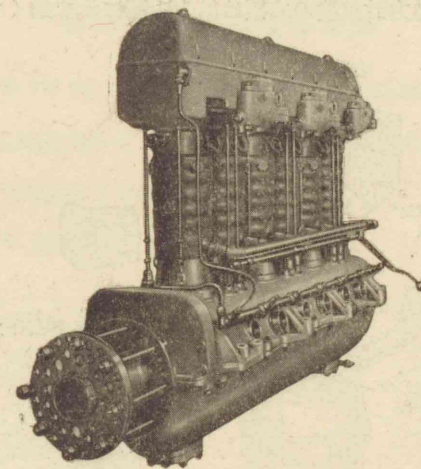


第 117 圖 Jalbert 235 HP 機関の構造

型 式	縦型 6 シリンダ 水冷
内 径	125 mm
行 程	180 mm

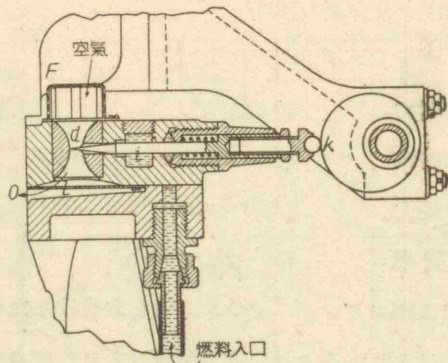
圧縮比	主シリンダ	10.57
	副シリンダ	22
最高燃焼圧力	50 kg/cm ²	
出力	標準	1,800 rev/mn にて 200 HP
	最大	2,000 rev/mn にて 235 HP
燃料消費率	180~230 g/HP-h	

シリンダ上部には副シリンダ・クランク軸を取付けるためのアルミニウム合金にて一體に鑄造された小クランク室が設けられ、副クランク軸は主クランク軸後端部より傘歯車並に垂直軸装置を経て駆動される。尙第 118 圖の上方には 3 個の特殊燃料供給装置も見えてゐる。



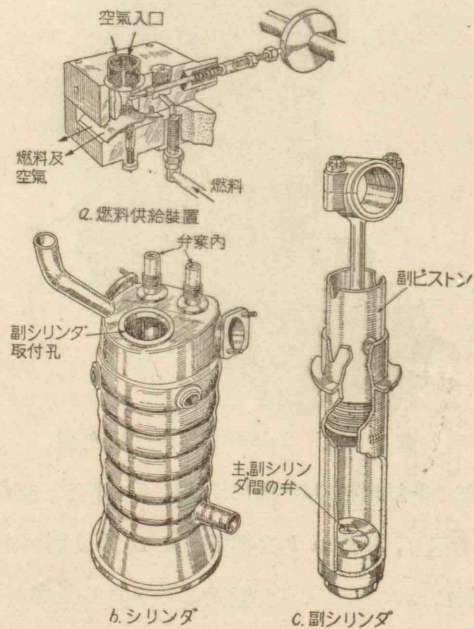
第 118 圖 Jalbert 235 HP 機関外觀

燃料供給装置部の詳細は第 119 圖に示す如くである。空気は濾網 *F* よりベンチュリ部 *d* を通り、板ばね *l* を押下げて *O* より副シリンダに吸込まれる。而して、燃料はカム *k* により作動せしめられる針弁が開いた時に前記空気に伴はれて副シリンダに供給されるのである。

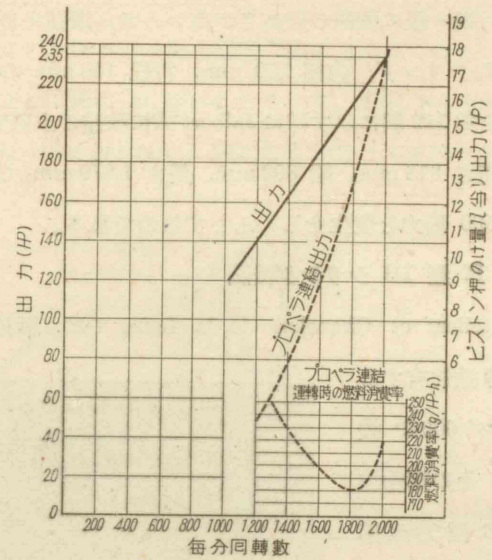


第119圖 燃料供給装置の詳細

尚、上記 Jalbert 機関各要素の構造並に關係位置等は第120圖に明な通りである。又、機関動力計試験の成績は第121圖に示す如くである。



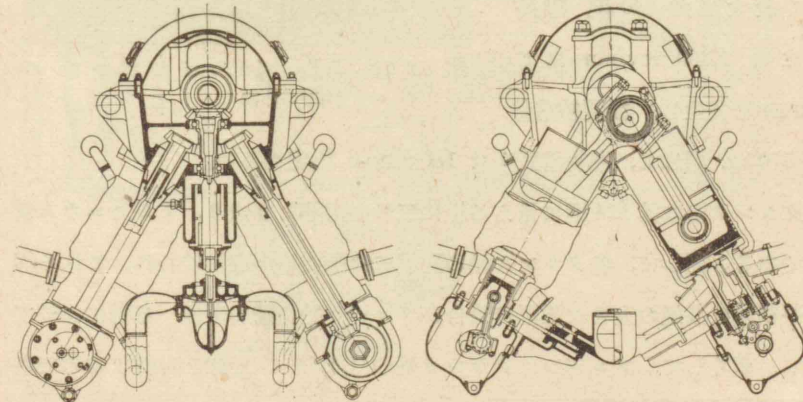
第120圖 Jalbert 機関の要素



第121圖 Jalbert 235 HP 機関動力計試験成績

本機関は出力も比較的少く、且、飛行機々體に裝備の際高さが高いと云ふ缺點があり、飛行試験は行はれなかつた。

ii) Jalbert V 型機関

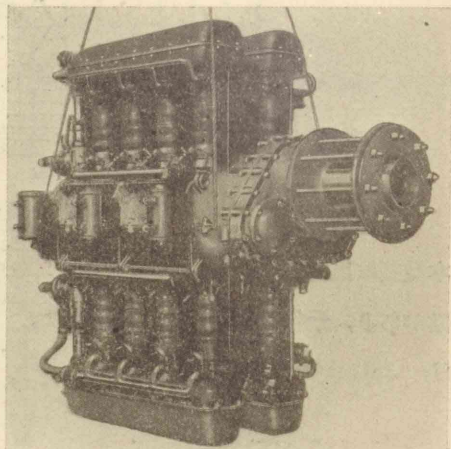


第122圖 Jalbert 倒立 V 型 500 HP 機関断面

上記機関は飛行機々體に装備の際高さが高いと云ふ缺點があるがこれに對しては、V型12シリンダ、内徑150mm、行程150mmのMaybach航空ガソリン機関を第122圖に示す様にJalbert式に改造の上研究が行はれた。同機関の大きさは高さ818mm、幅803mm、長さ1,870mmであり、毎分回転2,000の時に500馬力を發生せしめんとするのである。

iii) Jalbert H型16シリンダ機関

フランスのAteliers et Chantiers de la Loireでは、既述の6シリンダ機関と同一構造を有するH型16シリンダ600HP機関の試作した¹⁾。その構造並に外觀は第123圖乃至第125圖に示す如くである。機関要目は16×130φ×130、壓縮比13、2,230 rev/mnにて標準出力500HP、2,300 rev/mnにて最大出力540HP、離昇時には2,400 rev/mnにて600HPを發生し、機関總重量は570kg、而して、燃料消費率は180g/HP-h程度である。

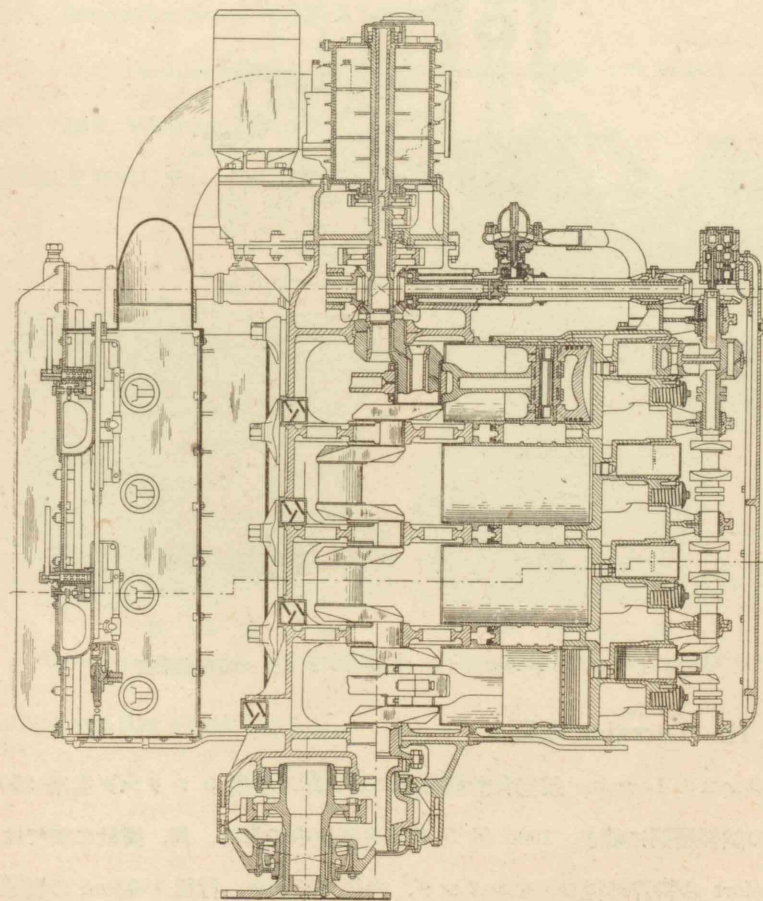


第123圖 Jalbert-Loire H型16シリンダ機関の外觀

クランク室は第124圖に見える様に二つの部分より成り、アルミニウム鑄物である。而して、各クランク軸の前端には平齒車が取付けられ、これら等の平齒車は共通の大きな齒車に嚙合ひプロペラ軸に動力を傳へる様になつてゐる。斯くして、プロペラはクランク軸の1/1.54の速度で回転するのであ

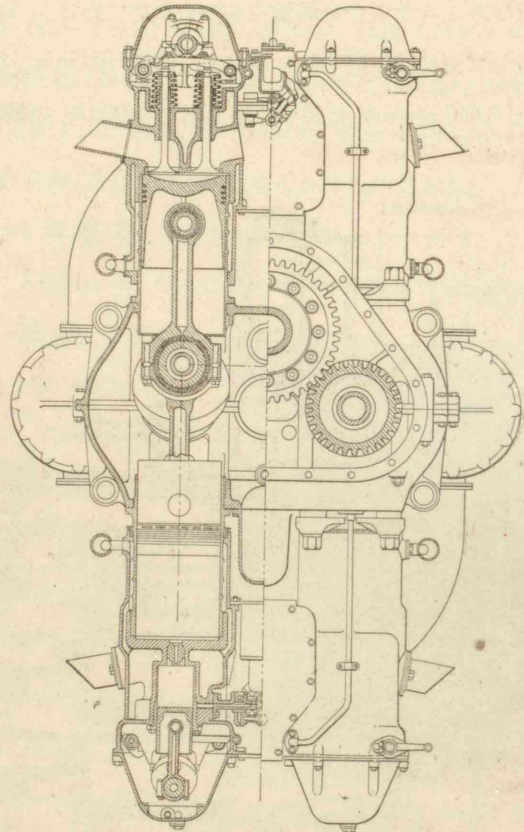
1) Les moteurs français au 16^e salon de Paris. L'Aéronautique, Jan., 1939.

る。ピストンはアルミニウム合金鍛造のものを用ひてゐる。Jalbertは本機関の設計を基として更にH型24シリンダ、内徑105mm、行程110mm、過給機を裝備し3,600 rev/mnに於ける地上出力1,000HPの機関をも計畫中の由である¹⁾。



第124圖 Jalbert-Loire H型16シリンダ機関縦断面

1) Jalbert: - L'Alégement des moteurs a injection par la suralimentation. 1938. (S. A. des Ateliers et Chantiers de la Loire)



第 125 圖 Jalbert-Loire H 型 16 シリンダ機関横断面

5.10 ¹⁾ Lorraine 機関

フランスの Lorraine 航空發動機会社に於ては、星型 9 シリンダ空冷 250 馬力の試製機関に就き、1930 年 5 月以來研究中である。尙、同社に於ては Rochefort の特許に従ひ、²⁾ 6 シリンダ、内径 125 mm、行程 180 mm の機関

1) Les Ailes, 12 Juin, 1930.

2) Martinot-Lagarde:—Au sujet des moteurs à combustibles lourdes, pour l'aviation. L'Aérophile, 1^{ER}—15 Mai, 1929.

をも試製研究した。

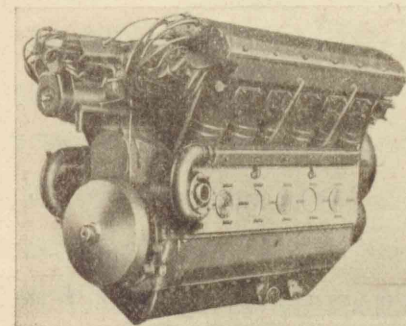
然し、これ等は何れも完成に至らずに中絶してしまつた。

5.11 ^{メルセデス ベンツ} Mercedes-Benz 機関

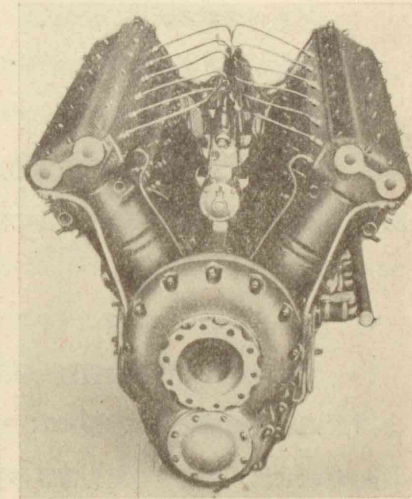
i) ¹⁾ Mercedes-Benz “OF 2” 型機関

ドイツの ^{ダイムラー ベンツ} Daimler-Benz A. G. に於ては 1932 年に第 126 圖及第 127 圖に示す様な Mercedes-Benz OF 2

型機関を完成した。



第 126 圖 Mercedes-Benz OF 2 型機関後側面



第 127 圖 Mercedes-Benz OF 2 型機関正面

本機関の要目は下の如くである。

型 式	60° V 型 12 シリンダ水冷
内 径	165 mm
行 程	210 mm

1) Walter Zuerl:—Ein neuer deutscher Diesel-flugmotor betriebsreif Mercedes-Benz, Typ “OF 2”. A. T. Z., 15 Feb., 1936.

	毎分回転数	出力 (HP)	燃料消費率 (g/HP-h)	潤滑油消費率 (g/HP-h)
標準出力	1,720	720	180	9
最大出力	1,750	750	183	9.5
離昇出力	1,790	800	185	10
巡航出力	—	600	170	約 8

機関寸法:

プロペラボス部迄の全長	2,300 mm
全 幅	980 mm
全 高	1,080 mm
クランク軸中心より上方の高さ	740 mm
クランク軸中心より下方の高さ	340 mm
機関重量	935 kg
プロペラボスの重量	21.0 kg
電熱コイル用蓄電池重量	27.0 kg
起動空気ポンプ (容量 60 l)	40 kg
最大出力に対する馬力當りの機関本體重量	1.24 kg
プロペラ軸減速比	1/1.73

クランク室はエレクトロンの鑄物で、第 126 圖に見える様に上部、下部及油受部の三部より成つてゐる。シリンダはそれぞれ別個に構成され鋼板熔接式の水ジャケット部を有してゐる。而して、鋼製のシリンダ蓋部も取外せる様に螺込式に取付けられてゐる。

各シリンダ毎に吸、排気弁 2 個宛を有し、その中央部に豫燃焼室があり、起動を容易ならしめるため同室には電熱コイルが設けられてゐる。燃料噴射ポンプは第 127 圖に見る様に V の間に取付けられており、噴射弁と共に

Bosch 會社の製品を用ひてゐる。燃料噴射壓力は 95 氣壓、而して、最高燃焼壓力は約 60 氣壓である。

各シリンダ列の上方にはそれぞれ 6 シリンダ分に対して一體のエレクトロン鑄物のカム室が設けられ 2 本のカム軸を有しそれぞれ吸氣及排氣弁を動作せしめる。カム室後端には第 126 圖に示す様に起動空氣分配器が設けられてゐる。同圖に於て V の間より突き出て見えるのは點燈用の 200 ワットの發電機である。

ピストンはアルミニウム合金製で 4 本のピストン輪及 2 本の油輪を有し、上方の 2 本のピストン輪に對應する部分には耐磨環が鑄込んである。

本機関は ^{ヘインケル}Heinkel 單座機に裝備の上飛行試験が行はれたが、排氣も透明であり満足すべき結果が得られた。Daimler-Benz 會社に於ては、以上の經驗を基として 1934 年には“LZ 129”號 ^{ツェッペリン}Zeppelin 飛行船用として“LOF 6”型 1,200 HP 機関の設計を完了し製作を初めた¹⁾。

ii) Mercedes-Benz LOF 6 型機関²⁾

本機関は LZ-129 即ち ^{ヒンデンブルグ}Hindenburg 號飛行船の主機関として採用され、1936 年 3 月 26 日の處女航空より 1937 年 5 月 6 日アメリカ合衆國の ^{レークハースト}Lakehurst に於て事故により破壊する迄の間 20 回の大西洋横斷飛行にも好成績を示したものである。

これは四サイクル水冷 16 シリンダ機関で、その要目は

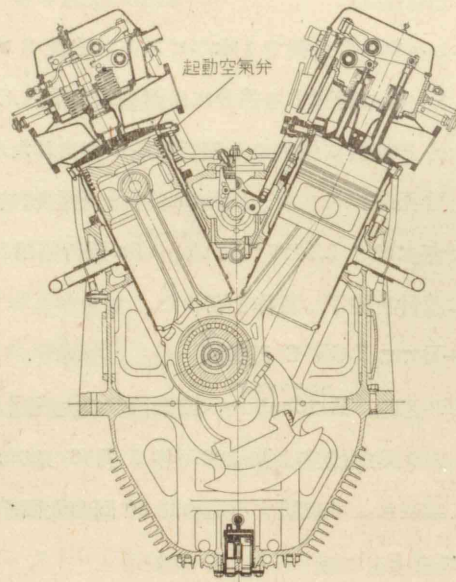
内 徑	175 mm
行 程	230 mm

1) Fritz Sturm:—Vortriebsanlage des Zeppelin-Luftschiffs “LZ 129” Z. V. D. I. 28 März, 1936.

2) A. Berger:—Die Entwicklung der Vorkammer Viertakt-Dieselmotoren als Luftschiff, Schnellboot und Flugmotoren. Gesammelte Vorträge der Hauptversammlung 1937 der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung.

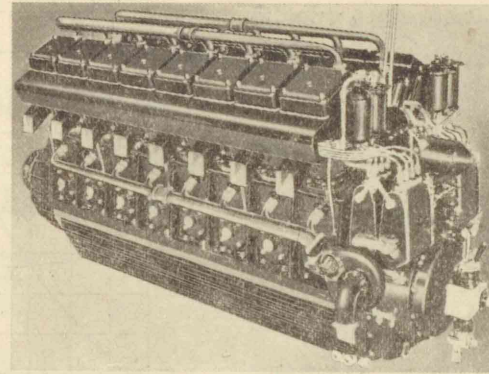
出力 (1 時間定格)	1,200 HP
(最大)	1,320 HP
毎分回転数	1,600
機関重量	1,960 kg

である。V の角度は振り振動の問題を考慮し 45° とせず 50° に設計してある。機関構造並に外観は第 128 圖及第 129 圖に、而して、シリンダ蓋部の詳

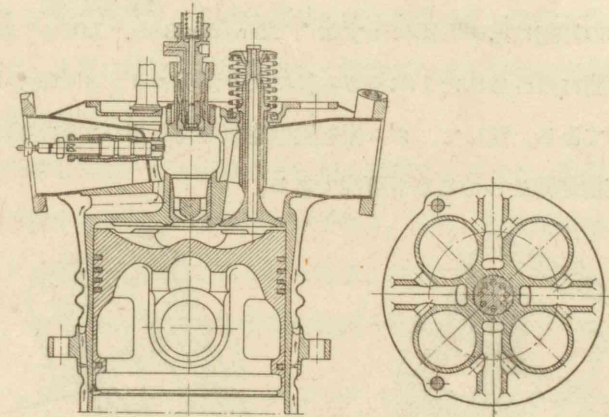


第 128 圖 Mercedes-Benz “LOF 6” 型機関断面

細は第 130 圖に示す如くである。即ち、シリンダ蓋部には吸、排気弁各 2 個を備へ、その中央部に Daimler-Benz 会社獨特の加熱口金付豫燃焼室が設けられ、同部には電熱コイルも取付けられてゐる。従て、豫燃焼室より噴出される燃料分も主燃焼室中に一樣に擴がり、同室中の酸素を十分に利用し得るため、過剰空気率は 8% 程度に減じ得、正味平均有効壓力 8 kg/cm^2 位迄



第 129 圖 Mercedes-Benz “LOF 6” 型機関外観



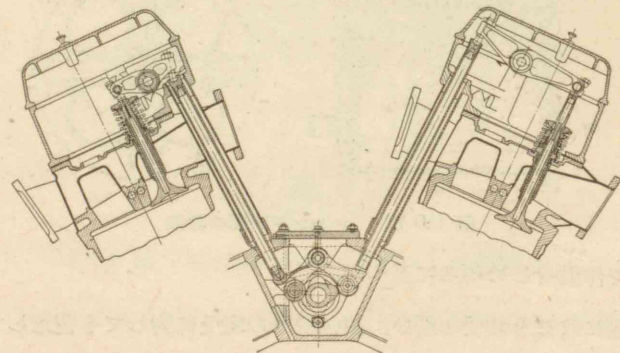
第 130 圖 シリンダ蓋部の詳細

は無煤煙で作動せしめ得るに至つた。

連桿大端にはころ軸受を用ひ、機械効率の向上に對しても留意してあるため、第 131 圖に示す様に燃料消費率は全力運転時 180 g/HP-h 、 $3/4$ 全力附近に於ける最良成績は 165 g/HP-h と云ふ様な豫燃焼室式機関としては驚異的の成績を示してゐる。尙、最大出力時の排気温度は約 600°C である。又、シリンダはクランク室中に深く取付け、上下クランク室は通しボルトで締付ける等

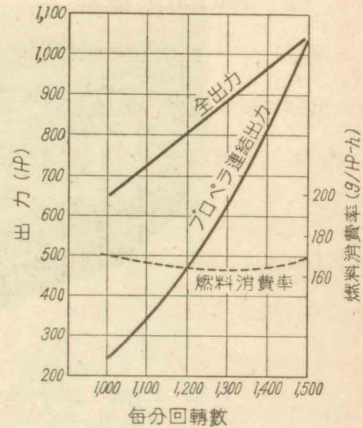
機関全体の強度耐久力の點も十分に考慮してある。クランク室は ^{シルミン}Silumin ^{ガンマ}gamma の鑄物である。燃料噴射ポンプは4シリンダ分宛一體の Bosch 製のもの4個を用ひており、片側のシリンダ列に對するポンプ丈けを無噴射状態にし、最低回轉速度を 180 rev/mn 程度迄下げる事も出来る。燃料噴射壓力は 115 kg/cm² に調整されてゐる。

動弁機構の詳細は第 132 圖に示す如く ^{Mercedes-Benz} "LOF 6" 型機関成績で、V の間に設けられた 1 本のカム軸により兩側シリンダの諸弁を開閉する様になつてゐる。而して、カム軸を壓縮空氣の力を用ひて軸方向に摺動させ機関を直接逆轉せしめる事も可能である。



第 132 圖 動弁機構の詳細

本機関は飛行船用として數日間の連続無停止運轉に堪へる様との見地よりして、重量軽減よりも耐久力の點に重點を置いて設計したものであり、高速内火艇用等としても好適である。



第 131 圖

5.12 Packard 機関

本機関はアメリカ Packard 會社の ^{ウールソン}Lionel M. Woolson 大尉が、高速ディーゼル機関に就て長年の經驗を有するドイツの ^{ドルナー}Hermann Dornier 博士と協力して設計し、航空ディーゼル機関として独自の境地を拓いたものである。而して 1928 年 9 月試験飛行に成功、爾來漸次改良を加へ 1930 年 2 月には型式認定試験に合格、更に 1931 年 5 月 25 日より 28 日にかけては ^{ベランカ}Bellanca 單葉飛行機に装着して、實に 84 時間 33 分の無給油滞空記録を作り尙 8 時間 30 分の飛行に堪へる餘裕あることを示したのである。

Woolson 大尉は 1930 年 4 月 23 日同機関裝備の飛行機にて Detroit より New York に向け飛行中、Attica 附近に於て白雪のため操縦を誤り無残墜死を遂げたが、火災は伴はず、死を以つて航空ディーゼル機関の安全性を證明する様な結果になつた。

本機関の最も特長とする所は、ディーゼル機関ではガソリン機関に於けると異り吸氣行程中は空氣のみを吸込むのであり、従て、航空發動機としては吸氣及排氣を共通の一つの弁で行はしめ得るとの考の下に、單弁式を採用した事である。これを四サイクルの普通の機関と對比するに第 133 圖の如くであ

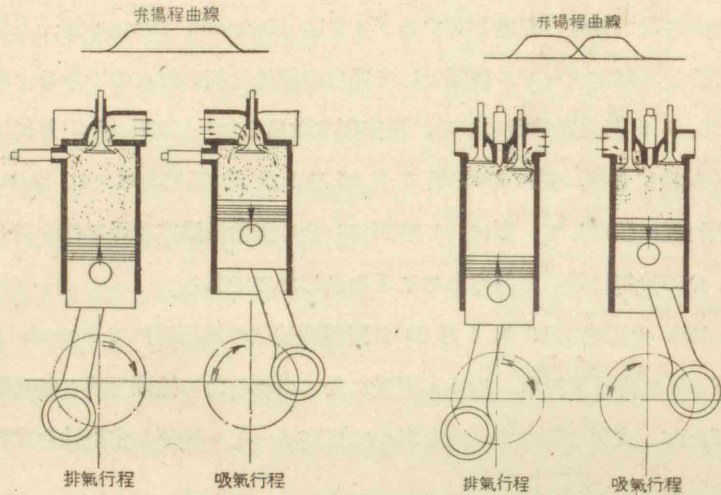
1) E. P. Warner:—The Packard Diesel Aircraft Engine. Aviation, April 5, 1930. L. M. Woolson:—The Packard Diesel Engine. Aero Digest, April, 1930. L. M. Woolson:—Diesel Engine for Aircraft. S. A. E. Journal, Feb., 1929, April 1930. The Packard Diesel Aircraft Engine. The Automobile Engineer, August, 1930. Packard Aero Diesel. Diesel Power, July, 1932.

2) A Heavy Oil Engine Success. Flight, June 19, 1931. Le premier grand succès du moteur à huile lourde : 84 h 33 m de vol. L'Aéronautique, Juillet, 1931.

3) Aircraft Diesels. The Automobile Engineer, July, 1930. (その後 Junkers 航空ディーゼル機関に於ても略同様の經驗が得られてゐる。—Diesel Engines of the Lufthansa. Automotive Industries, March 11, 1939 参照—)

4) Packard 機関の構造に關しては下の諸特許がある。昭和 9 年 7 月 20 日發行特許公報所載:—内燃機関の改良 特許第 106711 號, 106712 號及 106713 號。

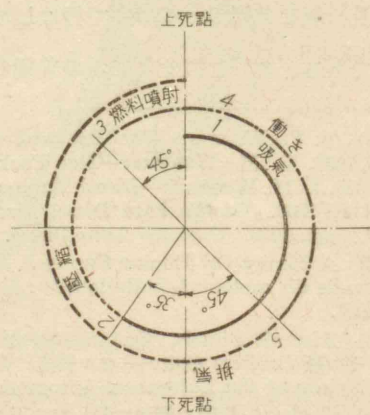
る。即ち、単弁式ではクランク角度 720° 中約 440° の間弁が開いてゐるのであり、弁機構が簡単で調整も容易となり、その重量も幾分軽減出来る。機関要



第 133 圖 普通の四サイクル機関及単弁機関に於ける弁揚程の比較

目は下の如くである。

- 型 式 星型 9 シリンダ 空冷
- 内 径 122.2 mm
- 行 程 152.4 mm
- 圧 縮 比 16
- 圧 縮 圧 力 36 kg/cm^2
- 圧 縮 温 度 510°C
- 燃料噴射圧力 420 kg/cm^2
- 最 高 圧 力 84 kg/cm^2
- 出 力 $1,950 \text{ rev/mn}$ にて
225 HP

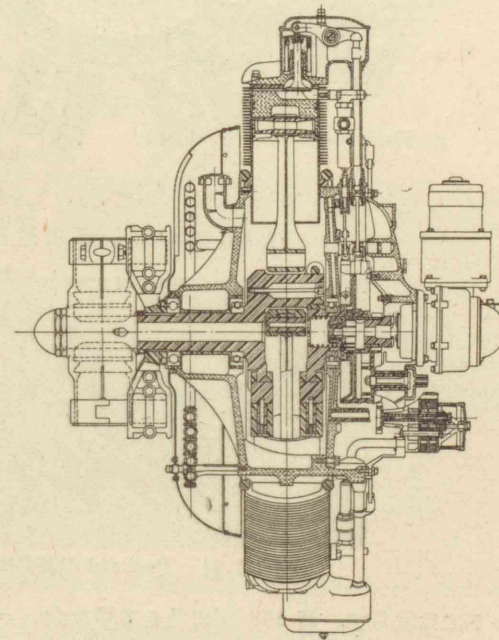


第 134 圖 Packard 機関弁線圖

燃料消費率	160~180 g/HP-h
潤滑油消費率	18 g/HP-h
機 關 重 量	231 kg
馬力當り重量	1.025 kg
機 關 外 径	1,143 mm

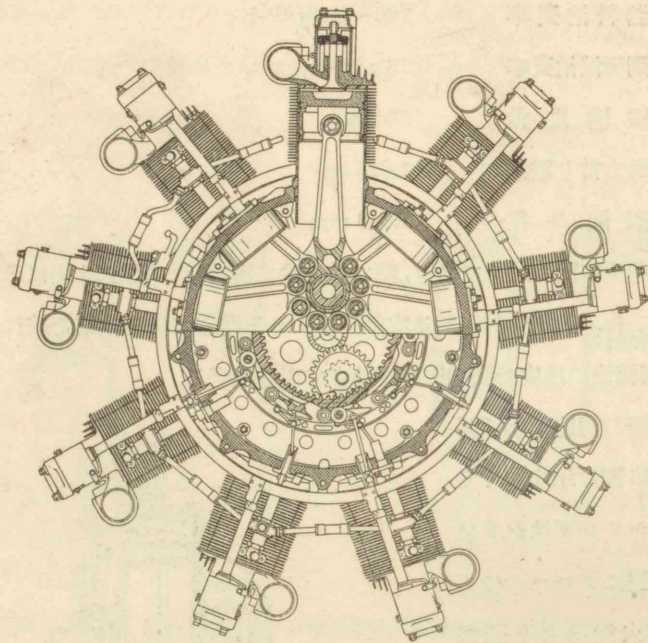
弁線圖は第 134 圖の如くであり、動力計試験成績は第 2 章第 12 圖に示した通りである。尚、吸気管部にある空気シャッタを閉じて吸込空気を絞れば、毎分 250 回轉位の速度で機関を空運轉さす事も出来る。

機関全體の構造は第 135 圖及第 136 圖に示す如くである。各シリンダはシリンダ蓋と一體にクロームモリブデン鋼火造品より總機械仕上で作られ、重量は 5.35 kg に過ぎない。弁案内部等を設けた補助のシリンダ蓋は 10 本の植込ボルトによりシリンダ蓋部に取付けられる。これは軽合金製で、多數の冷却フィンも設けられてゐる。

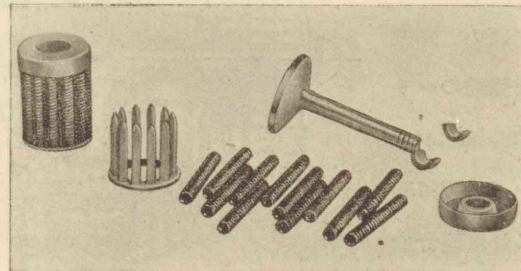


第 135 圖 Packard 機関縱斷面

弁の周りには第 137 圖に示す様に 10 本の弁ばねが配置されており、高速回轉時弁ばねが波打ち振動を伴はぬ様になつてゐる。シリンダをクランク室に取付けるには、普通のボ



第 136 圖 Packard 機関横断面



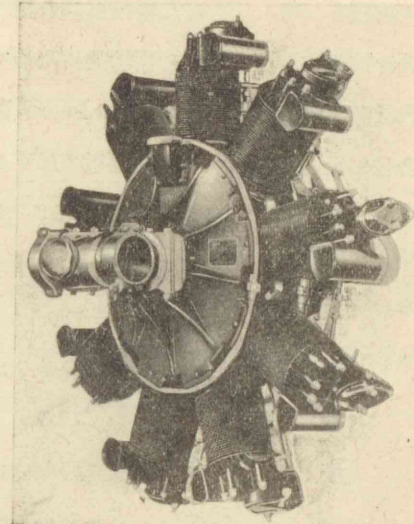
第 137 圖 Packard 機関弁ばねの配置

ルトには依らず、第 138 圖に見える様な太いニッケル・クローム鋼製圓形断面の箍で、シリンダフランヂ部を押へ付けてゐる。箍を締付けるには引締ねちを用ひてゐる。この箍はクランク室に強い壓縮應力を與へ、シリンダ内に燃焼が起つた時の張力を釣合せ、従て薄いマグネシウム合金製クランク室で

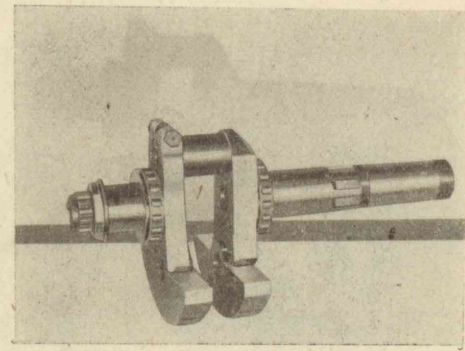
も高い燃焼壓力に耐へ得る様になつてゐる。クランク室の重量は 15.42 kg に過ぎない。

クランク軸は第 139 圖の様な構造で、釣合錘はピンで取付け、2 個の強く壓縮されたばねがピンの兩側にはさんである。斯る構造により、燃焼時壓力急増の影響がクランク軸に傳はるのを緩和するのである。

本機関は Ford 4 AT 型飛行機等にも裝備され多少試用されたが、上述の様に非常に思切つた設計であり、Woolson 大尉の死後改良が伴はぬため、實用されるに至らなかつた事は遺憾である。



第 138 圖 Packard 機関外觀



第 139 圖 Packard 機関クランク軸

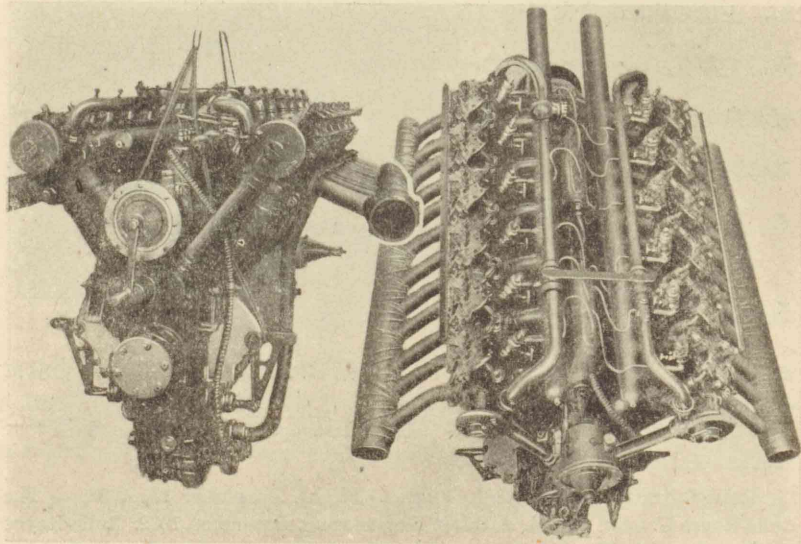
1) ^{ロールス・ロイス}
5.13 **Rolls-Royce 機関**

これは Royal Aircraft Establishment の指示に従ひ、Rolls-Royce 会社に於て同社製 ^{コンドール} Condor 500 HP ガソリン機関の主要部をその儘流用し、航空ディー

1) Rolls-Royce "Condor" C. I. Engine. Flight, November 17, 1932. The Rolls-Royce Condor Diesel. Aircraft Engineering, December, 1932. Rolls-Royce Condor Aircraft Engine Converted to Diesel Type. Automotive Industries, Feb., 4, 1933. The Position of the Aero Diesel. Gas and Oil Power. Sept., 1936.

ゼル機関として、50時間連続運転の型式認定試験に合格せしめるにはどの部分を補強すればよいかを実験的に決めて作ったもので、1927年には早くも試作機関を完成し、既述の Beardmore 機関に次いで 1932 年型式認定試験に合格したのである。その主要数値は下の如くである。

型 式	60°V 型 12 シリンダ水冷
内 径	139.7 mm
行 程	190.5 mm
吸気及排気弁	各シリンダに就き 2 個宛
圧 縮 比	12.5
最 高 圧 力	55 kg/cm ²
出 力	標準 1,900 rev/mn にて 480 HP
	最大 2,000 rev/mn にて 500 HP



第 140 圖 Rolls-Royce Condor 型ディーゼル機関外觀

機 関 重 量	683 kg	
馬力當り重量	1.36 kg	
機 関 大 小	高さ	1,156 mm
	幅	778 mm
	長さ	1,900 mm

機関の外観は第 140 圖に示す如くで、2 個の Bosch 燃料噴射ポンプがシリンダ列の V の間に取付けられてゐる。本機関は 1933 年以來 ^{ホースレー}Horsley ^{ホーカー}Hawker 飛行機 (Torpedo Bomber) に装備し、Royal Aircraft Establishment に於て各種の実験が行はれたが、詳細は發表されてゐない。

5.14 ^{サンビーム}Sunbeam-^{コータレン}Coatalen P. 1 型機関¹⁾

これはイギリスの Sunbeam 自動車會社に於てフランス人 Louis Coatalen の設計により試製された機関で、その要目は下の如くである。

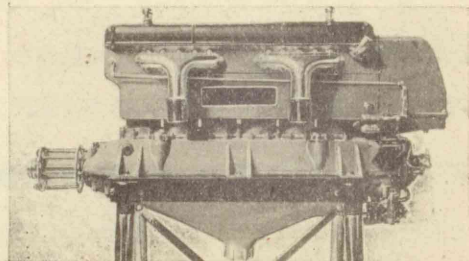
型 式	堅型 6 シリンダ水冷
内 径	120 mm
行 程	130 mm
吸気及排気弁	各シリンダに 1 個宛 (直径 45 mm)
圧 縮 比	12
圧 縮 圧 力	24 kg/cm ²
最 高 圧 力	58 kg/cm ²
出 力	標準 1,500 rev/mn にて 104 HP
	最大 1,600 rev/mn にて 112 HP
燃 料 消 費 率	0.189 l/HP-h

¹⁾ Exhibit at the International Aero Exhibition, Olympia. Engineering, July 26, 1929.

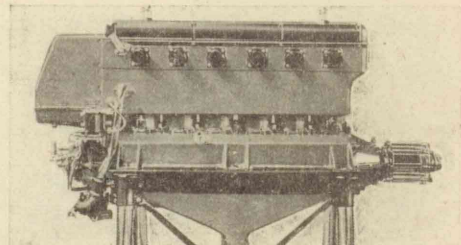
潤滑油消費率	0.014 l/HP-h	
機関重量	198 kg	
馬力當り重量	1.75 kg	
機関大さ	高さ	975 mm
	幅	437 mm
	長さ	1,600 mm

外觀は第141圖及第142圖に示す如くで、各シリンダはアルミニウムにて一體に鑄造され鋼製ブッシュを壓入してある。燃料は第143圖に示す様にポンプより蓄壓室に送られ、カムにより開閉される弁を経てシリンダ内に噴射される。燃焼室も圖に見える様に極く簡単であり、ピストンはY合金製である。飛行試験は行はれなかつたが動力計試験の結果によれば起動は容易であり、排氣も殆んど透明との事である。

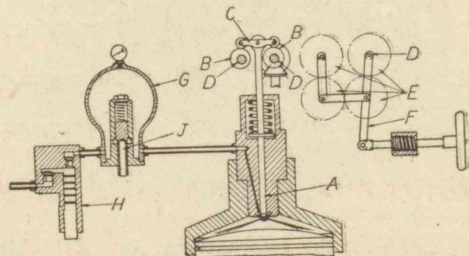
本機関の研究が基とな



第141圖 Sunbeam-Coatalen 機関 (吸氣側)



第142圖 Sunbeam-Coatalen 機関 (排氣側)



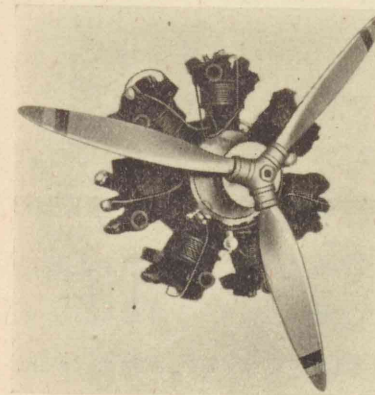
第143圖 Sunbeam-Coatalen 機関燃料噴射装置

つて5.5に述べたCoatalen機関が生れたのである。

5.15 Sutor 機関

これはアメリカ Los Angeles の Aviation Diesel Engine Co. に於て John H. Sutor の設計に基き 1931年に試製された機関で、その要目は下の如くである。

型 式	星型7シリンダ空冷
内 径	177.8 mm
行 程	177.8 mm
圧 縮 比	15
圧 縮 圧 力	30 kg/cm ²
出 力	1,500 rev/mn にて 400 HP
燃 料 消 費 率	170 g/HP-h



第144圖 Sutor 機関外觀

本機関に於ては比重 0.9 程度の重油を使用してゐるが、起動も容易であり、電熱コイル等の必要はない。シリンダ及クランク室部は燃焼時の高圧を考慮して特殊鋼製とし、シリンダ上部にはアルミニウム合金製シリンダ蓋がねぢ込まれてゐる。吸氣及排氣弁はシリンダ軸に對して多少傾いて設けられ、中央部には噴射弁が取付けられてゐる。燃料噴射弁はカム開閉式で、そのカム板は吸氣及排氣

1) Harry Sherman:—A New Aviation Diesel Engine. Diesel Power, Feb., 1932. A New Diesel Engine. Aircraft Engineering, May, 1932.

弁作動用のカム板と共に機関後面のアルミニウム鑄造カム箱中に収められてゐる。噴射弁部は窒化鋼製である。機関外觀は第144圖の如くである。

本機関も單なる試製研究の域を脱せず¹⁾に廢れてしまつた。

¹⁾ V. L. Maleev:—Application of Compression-Ignition Oil Engine to Aviation. Mechanical Engineering. June 1941.

第6章 二サイクル航空ディーゼル機関

6.1 ^{アッテンデュ} Attendu ¹⁾ 機関

本機関はアメリカの A. C. Attendu が 1921 年以來研究し、1925 年同國航空省の註文により飛行船用として試製したもので、その要目は下の如くである。

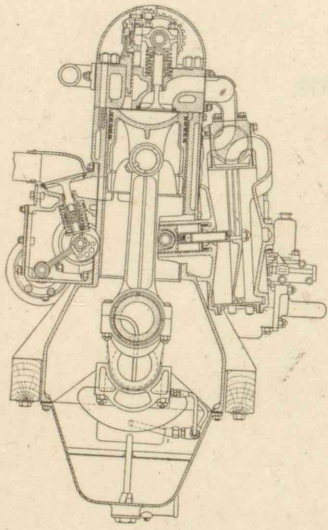
型 式	豎型 2 シリンダ水冷
内 徑	139.7 mm
行 程	165.1 mm
壓 縮 比	12.8
最 高 壓 力	40 kg/cm ²
出 力	125 HP
毎分回轉數	1,750
燃 料 消 費 率	270 g/HP-h
機 關 重 量	222 kg
馬力當り重量	1.78 kg

構造は第145圖及第146圖に、而して、外觀は第147圖に示す如くであり、シリンダはクランク室と一體にアルミニウム合金で鑄造され、鋼製ブッシュを壓入してある。シリンダ蓋に設けられた一對の掃氣弁は、その上方を通るカム軸により開閉される。排氣口はシリンダ胴部に設けられており、ピストンの上下運動により開閉されるが、更に、第145圖の左側に見える様な補助の

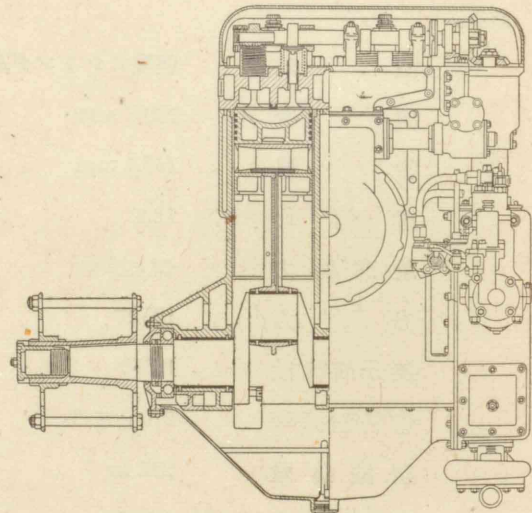
¹⁾ P. E. Biggar:—High-Speed Two-stroke Oil Engines. The Automobile Engineer. April, 1930.

排気弁をも備へてゐる。この排気弁は排気行程の末期近くに閉ぢ、掃除効率
は下げずにピストンの有効行程を多少増加せしめる様な作用を営むのであ
る。

初期の二サイクル機関に於てはシリンダ蓋部に掃気弁を設け、胴部にはピ
ストンにより開閉される排気口を設けた上述の様な設計が多かつた。斯る構
造のものに於ては掃気弁はクランク軸の極く僅かな回轉の間に掃除作用を完



第 145 圖
Attendu 機関横断面

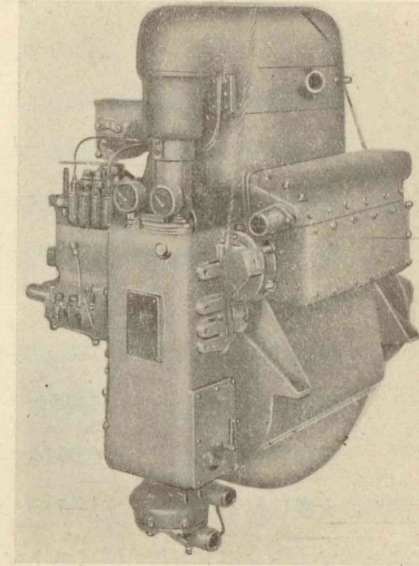


第 146 圖 Attendu 機関縦断面

了し、新しい空気を送込まねばならず、掃除空気壓力を高めぬためには可及
的に同弁の直徑を大にし、且、數を増す等の必要が起る。従て、シリンダ蓋
部の構造は四サイクルの場合よりも却て複雑となり故障も多いので、殆ど廢
れてしまつた。所が、この式では掃除効率が比較的良好で掃除ポンプの容
量も少なくてすむと云ふ利點があるため航空ディーゼル機関用として復活し、
上記 Attendu 機関の外後述の Deschamps その他の機関にも試みられるに至

つたのである。

二サイクルの航空ディーゼル機
関に於ては、掃除空気の供給と
云ふ事が問題になるが、Attendu
機関に於ては第 145 圖右側に見
える様な直徑 248 mm、行程 76
mm の複動往復ポンプを使用し、
回り弁により適宜掃除空気を送
る様になつてゐる。これは全體
の纏まりはよいが効率も餘り良
好でなく、且ターボ送風機等の
場合に比し多少掃除空気壓力が
變動するのは免れない。本機関
は實驗の結果 1,620 rev/min にて 85 HP を發生したのみであり、その後研究
も中止されてゐる。



第 147 圖 Attendu 機関外觀

6.2 Behmann 機関¹⁾

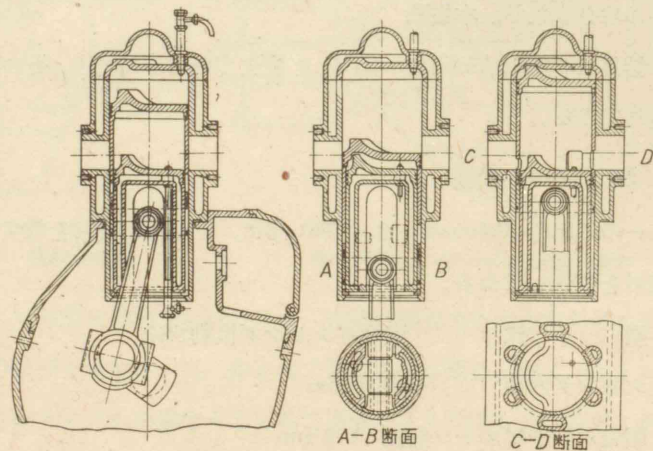
イタリーの Mario Behmann は、1930 年に、下の様な要目を有する複動
機関の設計を發表してゐる。

型 式	豎型 6 シリンダ複動水冷
シリンダ内徑	160.5 mm
固定入れ子ピストン直徑	149 mm

¹⁾ Mario Behmann:—Un nuovo motore di aviazione. Rivista Aeronautica, Febbraio, 1931, p. 290—
M. Behmann:—Neuer Fahrzeugmotor für Schweröl-betrieb. A. T. Z. 25 April, 1933. Luftfahrt-Rundschau—Motoren. Italien. Z. F. M. 15 Mai, 1931.

平均直径	154.7 mm
行程	156 mm
壓縮比	13
壓縮壓力	25 kg/cm ²
最高壓力	75 kg/cm ²
出力	980 HP
毎分回轉數	1,800
燃料消費率	180 g/HP-h
機関重量	640 kg
馬力當り重量	0.654 kg

構造の概要は第148圖に示す通りで、普通の掃氣及排氣口を有するシリンダ内を長ピストンが上下し、同ピストンの下端は固定の入れ子ピストンによ

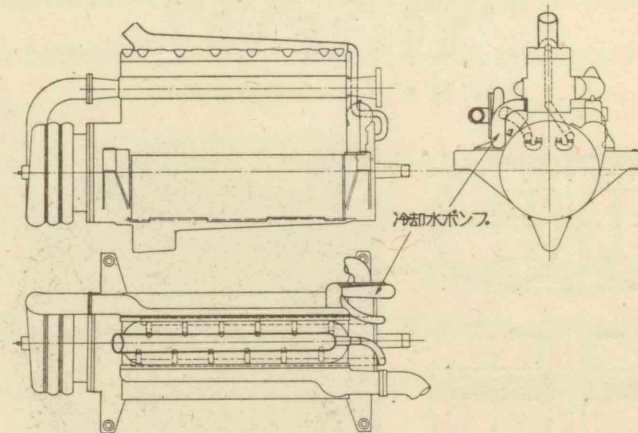


第148圖 Behmann 機関の構造

り氣密に塞がれてゐる。斯くして、長ピストンは上死點に於てはシリンダ蓋との間に普通の燃焼室を形成し、下死點に於ても、同ピストン下面と入れ子

ピストン頂部との間に第二の燃焼室を形成する。長ピストンのピストン・ピンは入れ子ピストン部の案内溝に添ふて運動し得、長ピストンの胴部に設けた掃氣及排氣口を適宜入れ子ピストン頂部の燃焼室に連絡する。

各部の冷却には十分意を用ひ、第149圖に示す様に大きな冷却水ポンプを使用してゐる。機関後方に見えるのは掃除用のターボ送風機である。斯る構造に於ては長ピストンの冷却は不可能であり、單なる考案に終つてしまつた。

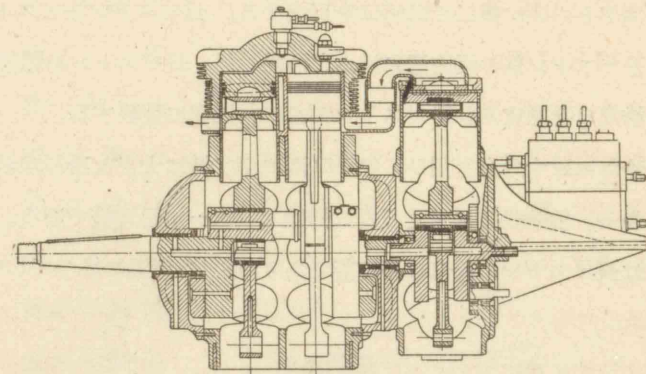


第149圖 Behmann 機関外觀略圖

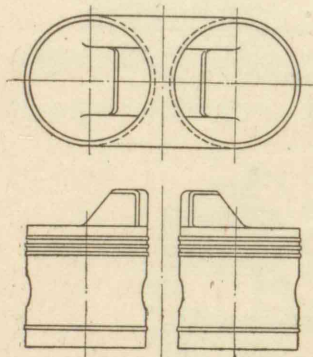
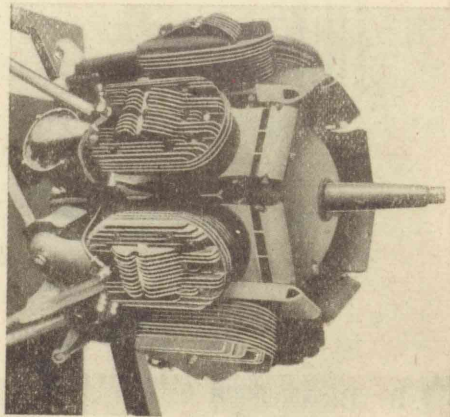
6.3 Botali 機関

フランスの Botali 及 Rexovic は航空機用として第150圖Aに示す様な構造の星型空冷二サイクル8U-シリンダの機関を製作した。これでは各一對のシリンダに對して1個の掃除用ピストン・ポンプを設けており、給氣口を多少おそく塞いで過給をする様になつてゐる。ピストンの詳細は第150圖Bの如くで、頂部に突起を有し、兩突起部の間に燃焼室が形成されてゐる。

1) L. Keuleyan:—Les moteurs à huile lourde. Aérophile, Août, Sept., 1936. Der gegenwaertige Stand der Dieselflugmotoren. A. T. Z. 10 Nov., 1938.



第 150 図 A Botali 機関縦断面

第 150 図 B
Botali 機関ピストン部詳細

第 151 図 Botali 機関外観

本機関の外観は第 151 図に、而して、その要目は下に掲げる通りである。

シリンダ数	2×8
内径	110 mm
行程	110 mm
圧縮比	14
出力	350 HP

毎分回転数	2,000
平均有効圧力	4.7 kg/cm ²
燃料消費率	185 g/HP-h
燃料噴射ポンプ	Precision Mecanique 会社製
機関重量	350 kg
馬力当り重量	1 kg

重量軽減のためクランク室はエレクトロンの鑄物とし、シリンダはアルミニウム合金鑄物に鋼製ブッシュを入れて構成してある。尙、シリンダ蓋は鍛造 Y 合金製である。

U シリンダ式設計に於ては一般的に考へて 6.9 の Junkers 機関に於ける如き向合ピストン式設計に比してクランク軸を一本省き得るが、一方、掃除空気が流出の際に sudden turn するため多少掃除効率が低下するのみならず燃焼室の形状も適當に設計し難い。加之、機関の釣合の點でも向合ピストン式に劣り、航空ディーゼル機関としては將來性に乏しい様に思はれる。

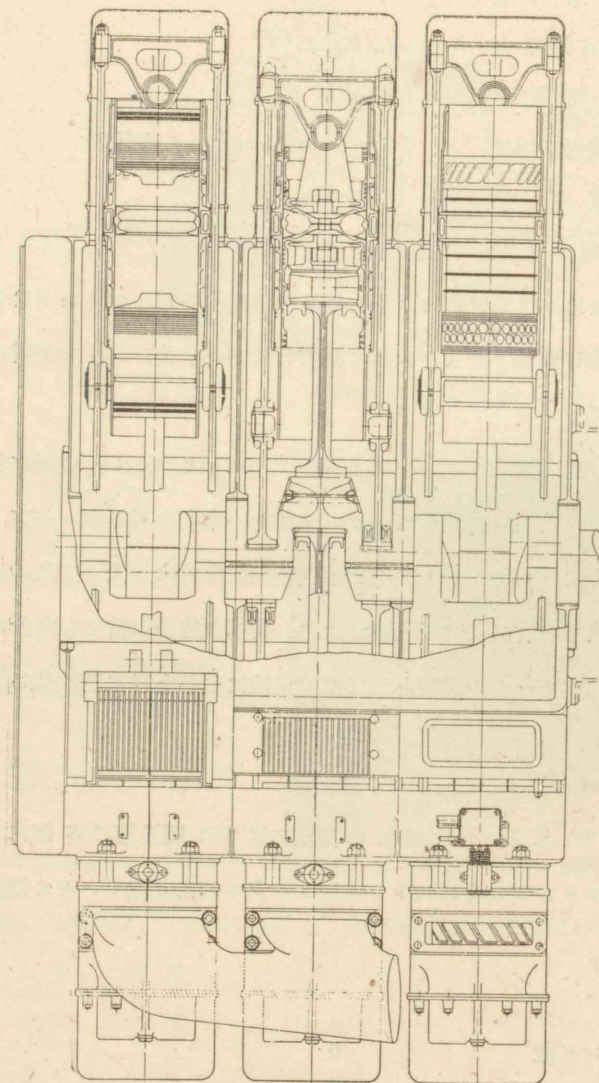
6.4 ^{バーン} Burn 機関¹⁾

イギリスの W. S. Burn は 1940 年初頭に第 152 図及第 153 図に示す様な構造の向合シリンダ向合ピストン式二サイクル液冷航空ディーゼル機関の設計を發表した。

その要目は

シリンダ数	6
内径	177.8 mm

¹⁾ Two-Stroke Oil Engine. The Automobile Engineer. May, 1940.



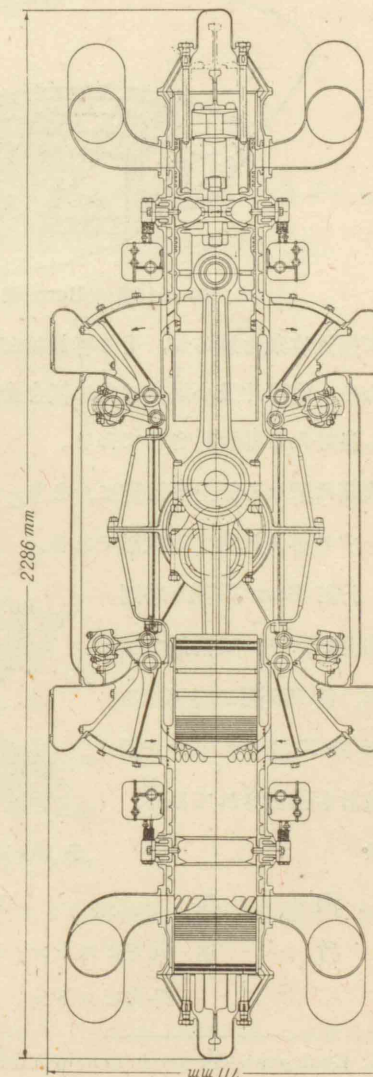
第152圖 Burn 機関 俯瞰圖

行程 内方ピストン 203.2 }
 外方ピストン 101.6 } 304.8 mm

豫想出力 2,100 HP
 回轉速度 2,000 rev/mn
 正味平均有效壓力 10.5 kg/cm²
 機関高さ 711 mm
 幅 2,286 mm

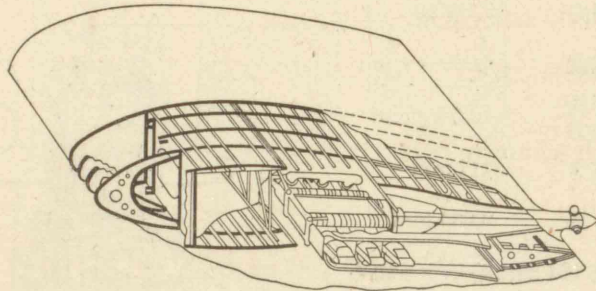
機関は第154圖に略示する如く飛行機翼内に装備し得る様に薄く設計し、排気口開閉用ピストンは外方に配置して分解點検を容易ならしめる等の考慮が拂つてある。シリンダはアルミニウム合金鑄造のシリンダ體に濕式ブシュを挿入して構成する。燃料噴射ポンプは横断面圖に見える様に各シリンダの兩側に1個宛配置され、内方及外方兩ピストンの頂部間に形成される燃焼室中に直接燃料を噴射して燃焼せしめる。

渦卷送風機は比較的効率が低いので、本機関に於ては掃除ポンプとして横断面圖に見える様に各シリンダの上下兩側に配置された



第153圖 Burn 機関 横断面

Displacer 型のもを採用してゐる。機関クランク軸より小連桿により駆動される蝶形片 (Hinged flap or displacer) はそれぞれ約 45° の範囲を揺れ

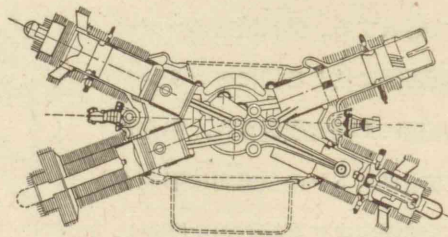


第 154 圖 Burn 機関装備豫想圖

動いて掃除空気を送るが、その容量はピストン押のけ量より 10% 餘大になつてゐる。蝶形片及小連桿は共に軽合金製で重量も軽く、且、全體としての釣合も良好なる様設計されてゐる。

本機関は單なる紙上の計畫に止まり、これが實現には幾多の實驗的研究を必要とする事と思考する次第である。

尙、上記 Burn 機関と略同様の向合ピストン式構造ではあるが、第 155 圖に略示する様な空冷 X 型 4 シリンダ機関の設計も發表されてゐる。¹⁾



第 155 圖 X 型二サイクル向合ピストン式機関

これは

内 徑	146 mm	
行 程	内方ピストン 190.5	} 285.7 mm
	外方ピストン 95.2	

¹⁾ L. Keuleyan:—Projet de moteur à huile lourde. Aéroophile, Jan./Feb. 1941. Shweröflugmotoren. M. T. Z. April, 1941, s. 129.

豫 想 出 力	930 HP
回 轉 速 度	2,500 rev/mn
正味平均有效壓力	8.9 kg/cm ²

と云ふ様な要目である。

6.5 Deschamps 機関¹⁾

アメリカの Lambert Engine & Machine Co. に於ては、ベルギー人 Deschamps の設計に基き、1934 年に下の様な要目の機関を試製した。

型 式	倒立 30° V 型 12 シリンダ液冷
内 徑	152.4 mm
行 程	228.6 mm
壓 縮 比	16
出 力	1,200 HP
毎分回轉數	1,600
機 關 重 量	1,089 kg
馬力當り重量	0.91 kg

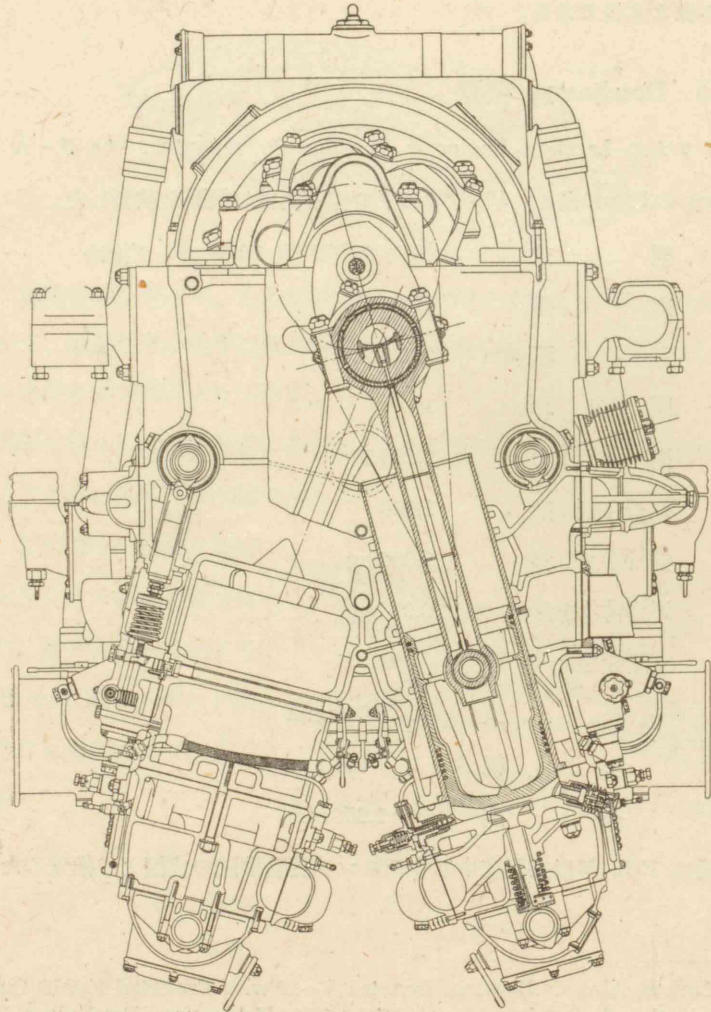
機関大き:

全 長	2,519 mm
全 幅	673 mm
全 高	1,258 mm

本性能は 1929 年以來研究中の 2 シリンダ實驗機関の成績より推定した値である。

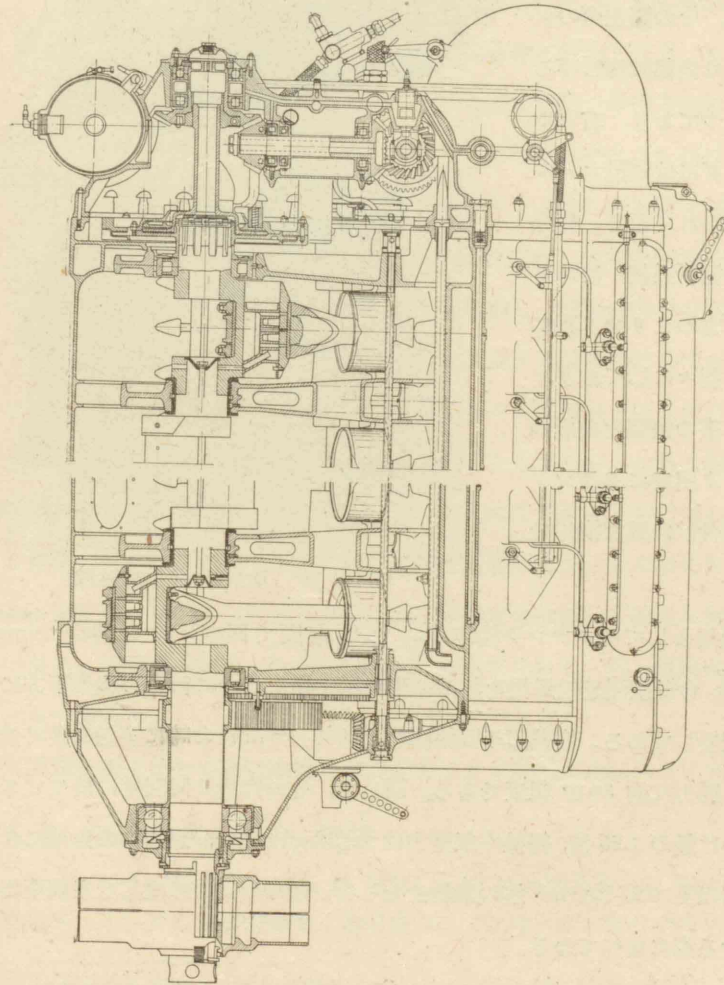
¹⁾ Largest Aircraft Diesel in Inverted V—12 with Predicted 1200 HP Output. Automotive Industries. May 5, 1934. 1200 Horsepower Deschamps Diesel Engine. Aero Digest, May, 1934.

機関の断面並に外觀は第156圖乃至第158圖に示す如くであり、 30° のV型なるため前面積が少く、 $673\text{ mm} \times 1,260\text{ mm}$ の矩形内に収まる程である。シリンダ體及クランク室はマグネシウム合金で一體に鑄造され、クランク



第156圖 Deschamps 機関横断面

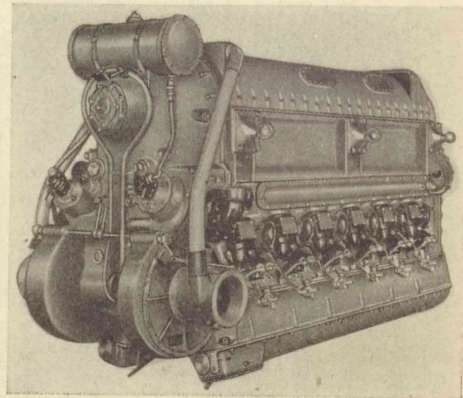
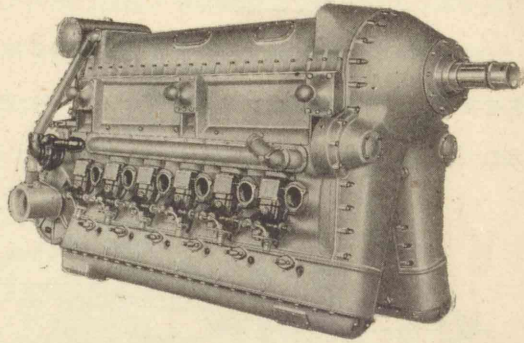
室軸受部は力骨で十分に補強されてゐる。而して、クランク軸前端の支へとしては第157圖左方に示す様な大きな球軸受を用ひ、軸方向の推力をも受けさせてある。シリンダはブリネル硬さ $900^\circ \sim 1,000^\circ$ の窒化鋼製濕式ブッシュを入れて構成し、水ジャケット部はゴム輪で密閉し、自由に膨脹し得る様になつ



第157圖 Deschamps 機関縦断面 (クランク軸中心断面)

てゐる。シリンダ蓋もそれぞれ6個一體のアルミニウム合金鑄物である。

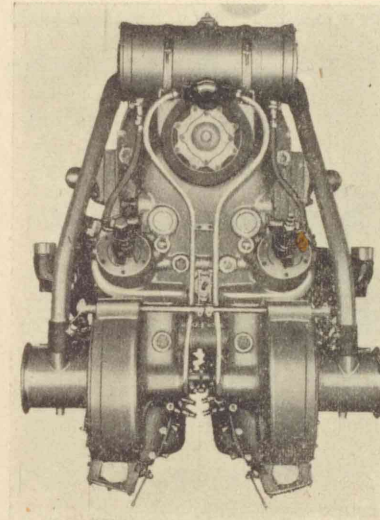
機関は壓縮空氣で起動するが、その際左側のシリンダは全部減壓し得る様になつており、右側のシリンダには電熱コイルが設けられてゐる。安全のため燃料系統、冷却系統も兩方のシリンダ列に對して別々にしてあり、結局2臺の機関を共通のクランク室並にクランク軸に取付けた様な構造である。



第158圖 Deschamps 機関外觀

掃除用としてはクランク軸の13.5倍の速度で回される2個の General Electric 会社製渦巻送風機を第159圖に示す様な具合に機関の後面下方に並べて配置してある。機関標準回轉即ち 1,600 rev/min の時に各送風機に消費される動力は約 80 HP 程度である。而して、その容量は同回轉に於てピストン押のけ量の1.25倍、掃除空氣壓力は 0.82 kg/cm^2 で、蝶形弁の加減により大氣壓以上 0.27 kg/cm^2 迄の過給をなし得、3,050 m の高度迄は正規全出力を出せる様になつてゐる。

この掃除空氣はそれぞれシリンダ蓋部に設けられた2個の茸弁を経てシリ



第159圖 Deschamps 機関後面送風機の配置

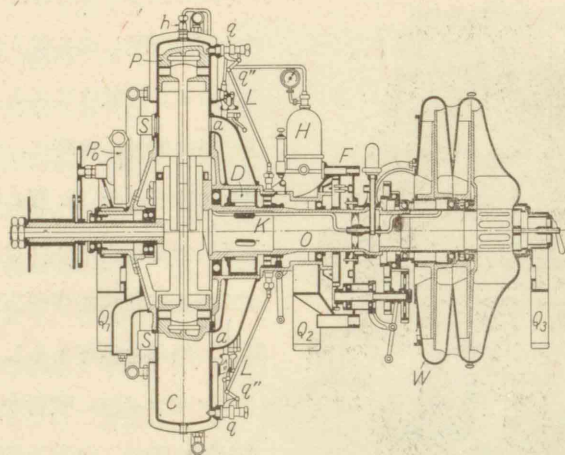
ンダ内に送られる。茸弁は慣性を減じ迅速に開閉し得る様2個に分けたのである。排氣はピストンが働き行程の終に近付いた時に、シリンダ胴部にあけられた12個の排氣口より廢氣集合管に排出される。ピストンはY合金の鑄物で半径方向に力骨を附し、冷却を良好ならしめてある。各シリンダ毎に噴射弁2個を互に反對側に設け、燃料を切線方向に交互に噴射し、燃焼室内での空氣の渦流を助長する様に設計してある。尙、シリンダ胴部に排氣口を有する様な構造の二サイクル機関では、同口より潤滑油が漏入して消費率を増し且煤煙發生の原因ともなるが、これに對して本機関では各排氣口の直ぐ下に小溝を設け、小孔にて真空ポンプに連ね、ピストン頂部が排氣口部に達する迄に餘計な潤滑油を取去り、その損失を防いでゐる。而して、ピストン側面の潤滑は真空の程度を加減して適宜に行ひ得るのである。機関冷却には ethylene glycol を用ひてゐる。尙、機関は可逆轉式になつてゐる。

本機関の研究はその後財政後援者の死去により中絶の止むなきに至つた。

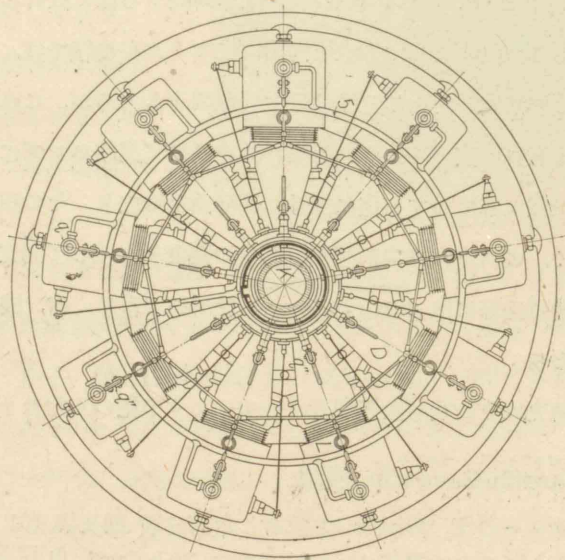
6.6 Galuffa-Garguilo 機関¹⁾

これはイタリアの E. Garuffa の設計した第160圖及第161圖に示す様な星型9シリンダの水冷機関で、壓縮壓力は 30 kg/cm^2 、出力 300 HP、機関

¹⁾ L. Ventou-Duclaux:—Les Moteurs à Deux Temps. 1929, p. 202.



第 160 圖 Garuffa-Garguilo 機関縦断面

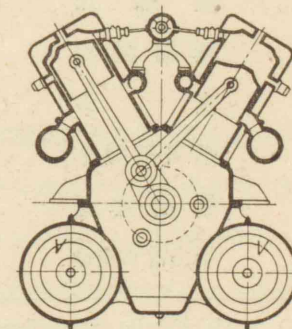


第 161 圖 Garuffa-Garguilo 機関前面

重量は馬力當り 1 kg である。試製機関は早くも 1921 年にパリーの航空博覽會に出品され斯界の注目を惹いた。

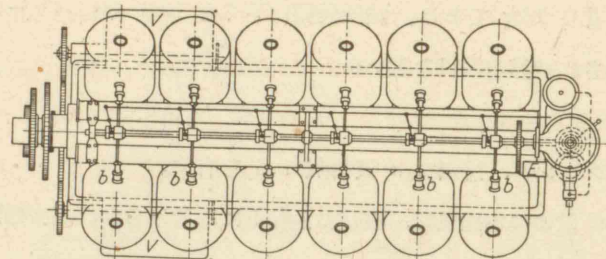
圖に於て

- C……シリンダ. 掃氣口 a 及排氣口 S を有す。
- W……2 段の渦巻送風機. 機関の主軸上に取付けられ、適宜掃除空氣を送る。
- D……回轉式空氣分配装置 (主軸 O に直結さる). 排氣口 S の開閉は單にピストン P の上下運動により行はれるが、掃氣口 a はピストン P の上下運動によるのみならず外側より D によつても支配され、適宜に空氣が送られる。
- q ……特殊の燃料噴射弁
- K……カム. 主軸 O の回轉に連れて、てこ q'' を經て噴射弁 q を開閉する。
- F……燃料ポンプ
- H……高壓燃料溜. F よりの高壓燃料は一旦 H 内に貯藏され、その下方より各噴射弁に連絡する。高壓燃料溜 H の上方は環狀管 5 、加減弁 h を經て各シリンダの上部に連なり、 H 内の壓力を一定に保つ様な仕掛になつてゐる。
- P_0 ……冷却水ポンプ
- L……起動用減壓弁
- Q_1, Q_2, Q_3 ……機関を飛行機に取付けるための支座



第 162 圖 Garuffa-Garguilo V 型機関横断面

この外、同一原理による第 162 圖並に第



第 163 圖 Garuffa-Garguilo V 型機関俯瞰圖

163 圖に示す如き V 型 12 シリンダ機関の設計も発表されたが、その後研究は中絶されてしまった。¹⁾

6.7 Gatti 機関²⁾

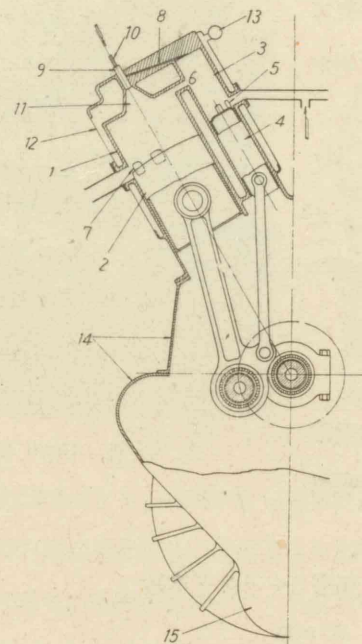
これはイタリアの A. Gatti が 1928 年以來單シリンダの實驗機関に就て研究し、同國航空省後援の下に試製し、1930 年 Milano^{ミラノ} に於ける航空博覽會に出品した機関で、その計畫諸數値は下の如くである。

型 式	60° V 型 12 シリンダ水冷
内 徑	130 mm
行 程	180 mm
壓 縮 比	16
壓 縮 壓 力	40 kg/cm ²
出 力	1,800 rev/mn にて 1,000 HP
燃 料 消 費 率	190 g/HP-h
機 關 重 量	1,000 kg
馬力當り重量	1 kg

¹⁾ L'Ala d'Italia, Settembre, 1926.

²⁾ Il motore Gatti a nafta. L'Ala d'Italia, Maggio, 1930.
大井上 博：—航空ディーゼル・エンジン概論 昭和 6 年

構造は第 164 圖に略示する如くであり、オーストリアの Hindlmeier^{ヒンドルマイヤー} 高速ディーゼル機関¹⁾と略類似の原理により作動するのである。即ち、主、副兩シリンダが圖の如き位置に在る時には送風機 15 より空気は掃氣口 5、主、副兩シリンダを連ねる孔 6 を經て燃焼ガスを排氣口 7 より追出す。主ピスト



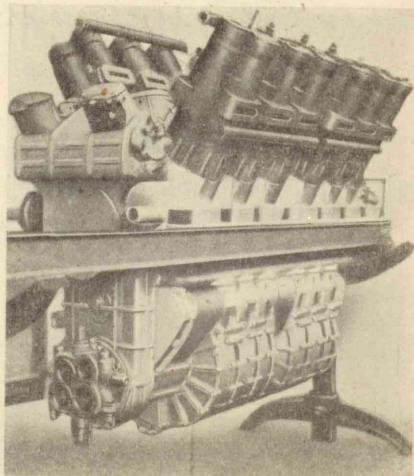
- 1 主シリンダ
- 2 主ピストン
- 3 副シリンダ
- 4 副ピストン
- 5 掃氣口
- 6 主、副シリンダ連絡口
- 7 排氣口
- 8 噴霧用熱氣通路
- 9 燃料噴射弁
- 10 燃料噴射管
- 11 シリンダ水ジャケット
- 12 シリンダ水ジャケット
- 13 冷却水入口
- 14 クランク室
- 15 送風機

第 164 圖 Gatti 機関横断面

ン²が上行し排氣口が閉されても、掃氣口 5 は尙開かれており、主シリンダ内に 0.5 kg/cm² 位の過給を行ふ。主、副兩ピストンは共に上方に昇るが、副ピストンは孔 6 が閉された後も尙上行し、副シリンダ 3 の上方に残つてゐる空気を壓縮する。燃料は機関の前面に取付けられた噴射ポンプにより導管

¹⁾ Otto Klüsener:—Ölmotorenbau in Österreich, Ungarn und Italien. Z. VDI, 14 August, 1926.

10, 噴射弁9を経て60 kg/cm²位の圧力で主シリンダ内に噴射されるが、その際副シリンダ3の上部で圧縮された高圧高温の空気により十分に霧化され燃焼室11内にて完全に燃焼するのである。外観は第165圖の如くであり、2個の冷却水ポンプ、並に送風機等はクランク軸より歯車装置を経て回轉される。本機関に於ては副シリンダのため構造が複雑となり、機械効率も幾分不良となるのは免れない。而して、單なる試製に止まり實驗研究等も行はれず廢れてしまつた。



第165圖 Gatti 機関外觀

6.8 Held 機関¹⁾

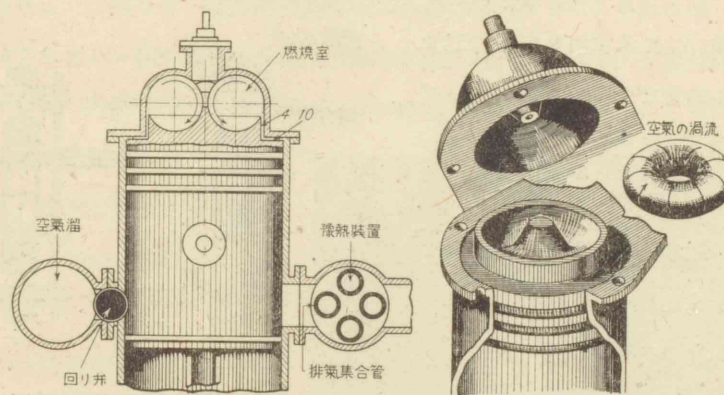
ベルギーのHeldにより自動車用として設計された本機関の要目は下の如くである。

型 式	豎型2シリンダ水冷
内 徑	90 mm
行 程	110 mm
壓 縮 比	8
最高壓力	25 kg/cm ²
出 力	2,500 rev/min にて 20 HP
燃料消費率	280 g/HP-h

構造の要は第166圖に示す如くであり、その最も特長とする所はピスト

¹⁾ A New Lightweight Diesel Engine. The Commercial Motor, July 5, 1927.

ン、燃焼室及空氣豫熱装置部等の設計に關してである。給氣及排氣口はシリンダの下方に設けられており、渦卷送風機よりの空氣は排氣管内に設けられた4本の管よりなる豫熱装置を経て反對側の空氣溜中に貯へられ、回り弁を経てシリンダ内に送込まれる。而して、壓縮行程の際10なる空所の空氣は、



第166圖 Held 機関の構造

隙間4を経て燃焼室内にその壁面に略切線方向に非常な速度で押込まれ、圖に矢印で示す様な渦流を形成し、噴射された燃料と混和してそれを完全に燃焼せしめるのである。起動時にはガソリンを用ひ電氣的に點火し得る様になつてゐる。

本機関は1927年フランスに於て Citroen B 12 型自動車に裝備し、實驗の結果好成績を収めた。その經驗を基として、出力600 HP、總重量700 kgのこの式航空ディーゼル機関を計畫¹⁾との事であつたが、實現されるには至らなかつた。

¹⁾ M. Defays:-Influence de l'emploi des moteurs à huile lourde sur l'économie mondiale des combustibles liquides. Trans. of the Fuel Conference, London 1928, Vol. III, p. 592.

6.9 ユンケルス Junkers 機関

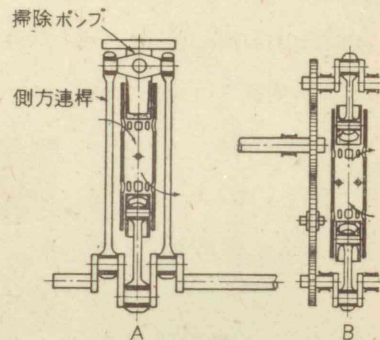
i) 研究の経過

ドイツ Junkers Flugzeug und Motorenwerke A. G. の機関は、現今實用に供されてゐる唯一の而も最も特長ある航空ディーゼル機関である。これは第

167 圖 A に示す如き同社の二サイクル向合ピストン式高速ディーゼル機関より發達したものである。

而して、回轉速度を高めるには

- a. 側方連桿による不釣合力を除くために第 167 圖 B の如き 2 本のクランク軸を用ひる式とする。

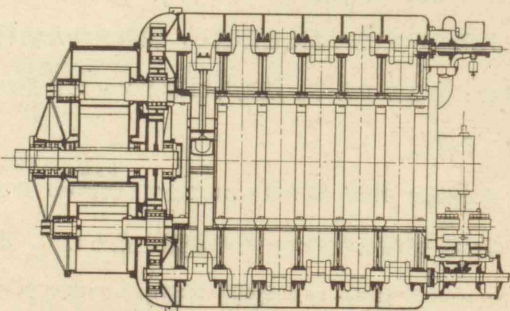


第 167 圖 Junkers 高速ディーゼル機関の略圖

- b. 第 167 圖 A に於ける上部ピストンの一端にある掃除ポンプを除き、別個の送風機を設ける。

- c. シリンダ内に於ける空氣の渦流を十分に利用する。

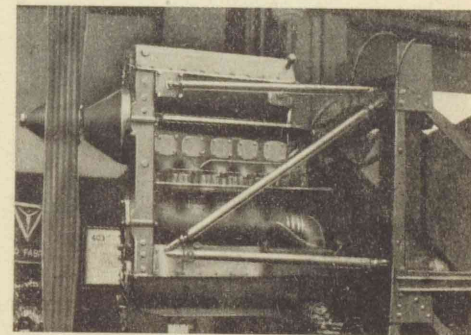
の 3 項目が必要であるとの見地よりして、1911 年以來 Junkers 博士により調査研究が初められた。



第 168 圖 Junkers FO-2 型機関

1) 従來 Junkers Motorenbau G. m. b. H. と稱してゐたが 1937 年以來斯く變更された。

最初は飛行機の翼内に裝備せんと¹⁾の考よりして横型に設計され、1913 年には 4 シリンダ 180 HP の MO-3 型機関、1914 年には 6 シリンダ 200 HP の MO-8 型機関が試作された。これ等は何れもベンゾール若しくはガソリンを噴射し電氣的に點火する第 1 章 1.2 で述べた様な機関である。折柄第一次歐洲大戰が勃發し、一刻も早く實用的機関完成の必要に迫られ 1916 年には同一構造を有する第 168 圖に略示する様な機関を試作した。これが FO-2 型機関で 6 シリンダ、内徑 115 mm、行程 2×150 mm、毎分回轉 1,800 にて 450 馬力發生、機関重量は 750 kg である。掃除空氣はターボ送風機により送る様になつてゐる。



第 169 圖 Junkers FO-3 型機関外觀

この研究は歐洲大戰の終熄に伴ふ諸條約のために一時中止されてゐたが、1925 年に至り前回の經驗を基として、FO-3 型なる同社最初の航空ディーゼル機関が試製された。これは前者と異り堅型 5 シリンダ水冷で、内徑は 140 mm である。而して、1926 年以來實驗が行はれ、1928 年 10 月には Berlin^{ベルリン} に於ける航空博覽會に出品され、世間の注目を惹くに至つた。その外觀は第 169 圖の如くであり、發表された性能

1) John G. Lee:—Air-cooled vs. Liquid-cooled Aircraft. Journal of the Aeronautical Sciences, April, 1941.

與へられたる飛行機總重量に對する翼の厚さは近年次第に薄くなつており、今や翼の中に完全に包藏されながら而も十分なる牽引力を有する如き發動機の設計は殆んど不可能視されるに至つた。斯る見地よりすれば既述の Beardmore 横型機関、Burn 機関並に初期の Junkers 機関の如きは假令所期の性能を實現し得ても實用性に乏しいものと謂はねばならぬ。

2) Gasterstädt:—Die Entwicklung der Junkers-Diesel-Flugmotoren. A. T. Z., 10, Januar, 1930.

は、毎分回転 1,200 にて 830 馬力発生、平均有効圧力 8.3 kg/cm²、機関重量 930 kg と云ふ様な数値を有するのである。¹⁾

次いで、FO-3 型機関の実験成績に鑑み、シリンダ数を 6 に増し各部に改良を施しつゝ 1927 年より計畫に着手したのが SL-1 型機関で、1929 年 2 月 Dessau に於て G-24 型飛行機に装備の上試験飛行をなし、好成績を収めたのである。²⁾

ii) Junkers Jumo 204 型機関

前記試験飛行の結果細部を改良し、1931 年 2 月型式認定試験に合格したのが Jumo 4 型であり、更に小改良を加へ工業的製産をなすに至つたのが Jumo 204 型で、その要目は下の通りである。

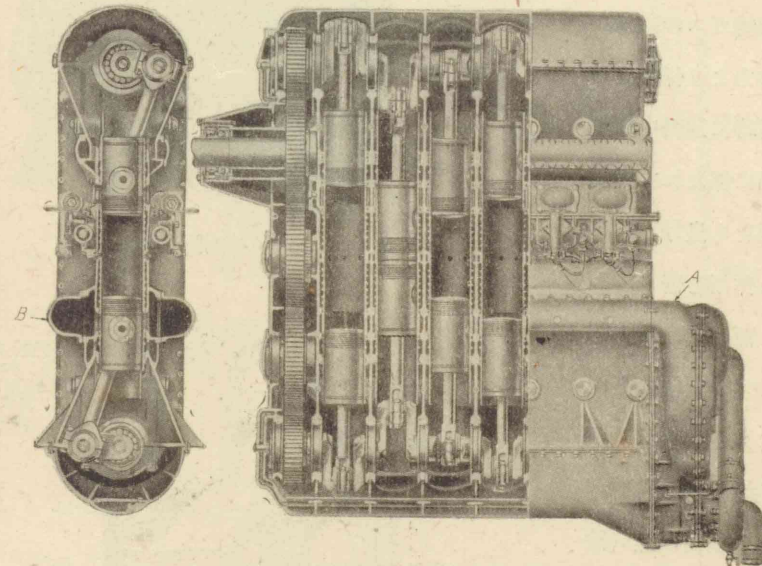
型 式	堅型 6 シリンダ水冷
内 径	120 mm
行 程	2×210 mm
圧 縮 比	14
シリンダ着火順序	1-6-3-2-5-4
圧 縮 圧 力	38 kg/cm ²
出 力	{ 標準 1,500 rev/mn にて 600 HP 最大 1,720 rev/mn にて 720 HP
燃 料 消 費 率	160~170 g/HP-h
潤滑油消費率	10 g/HP-h
機 關 重 量	800 kg

1) Les moteur Diesel d'aviation. La Nature, 15 Août, 1929.
2) Die Entwicklung des Junkers-Schwerölfugmotors. Die Luftwacht, Feb., 1930, Compression Ignition Oil Engines. Aircraft Engineering. March, 1930.

馬力當り重量	1.1 kg
機関高さ	1,600 mm
幅	510 mm
長さ	1,700 mm

構造並に外觀はそれぞれ第 170 圖及第 171 圖に示す如くである。

圖に於て A は送風機、B は掃除空気管、C は排氣管、D はプロペラ軸で

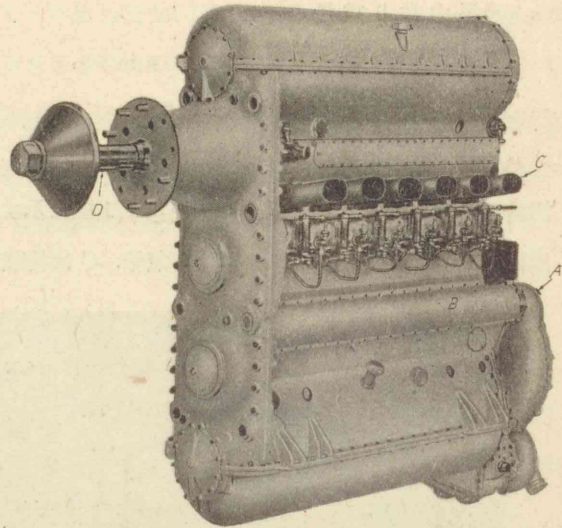


第 170 圖 Jumo 4 型機関縦断面

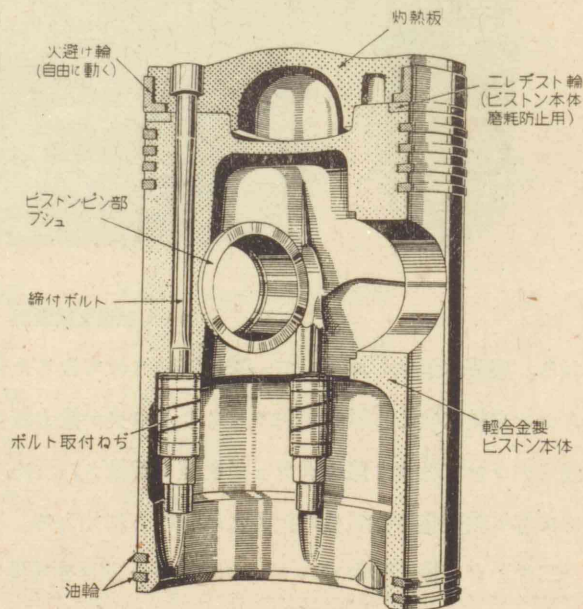
ある。機関本体はシルミンで一體に鑄造されてゐるため頑丈である。上下のクランク軸にはころ軸受が用ひてあり、中央が推力軸受になつてゐる。送風機はクランク軸より摩擦クラッチを経て回転され、冷却水ポンプ及潤滑油ポンプ等も機関後方送風機の近くに取付けられてゐる。

ニサイクル機関ではピストンの過熱が一番困る問題であるが、Junkers 機関に於ては逐次改良研究の結果最近では第 172 圖の様な設計により本問題を

解決してゐる。即ち Y 合金鍛造ピストン本體の頂面に特殊鋼製灼熱板を4本のボルトで締付けており、これはピストン本體を燃焼ガスの高温、高壓力より保護すると同時に運轉中赤熱状態に保たれて燃焼状態をも良好ならしめる作用を営んでゐる。而して、最上部のピストン輪の上に更に火避け輪又は保護輪と稱する特殊鑄鐵製の切目の無い輪が軽く挟まれており、これはピストン輪を保護し、且、排氣及給氣口を鋭敏に開閉するのに役立つのである。



第 171 圖 Jumo 4 型機關外觀

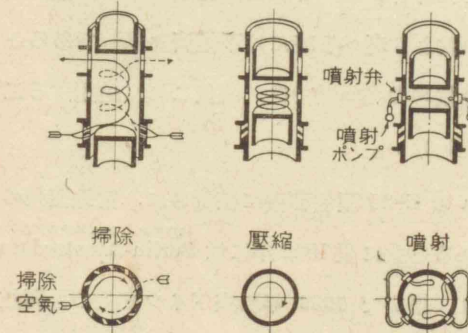


第 172 圖 Junkers 航空ディーゼル機關用ピストンの略圖

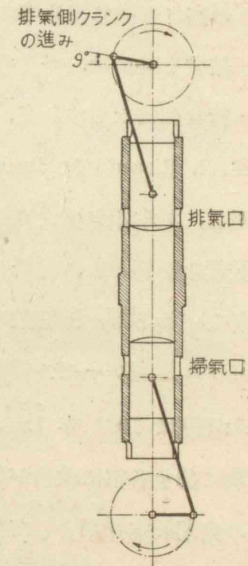
Junkers 機關の特

長とする所は下の諸點である。¹⁾

- a. 向合ピストン式なるため釣合が良好である。
- b. 下方のピストンは掃除口の開閉のみを、而して、上方のピストンは排氣口の開閉のみを司配する様になつており、シリンダ内に於ける空氣の流れが第 173 圖に示す様に常に一定方向なるため、掃除空氣の損失少く、而もシリンダ内空氣に螺旋狀の渦流を與へて燃焼状態を良好ならしめる事が出来る。



第 173 圖 Junkers 機關に於ける掃除狀況



第 174 圖 Junkers 機關に於ける排氣側クランクの進み

掃除口側のクランクに對して排氣口側のクランクは第 174 圖に示す様に位相角が 9° 進められて居り、排氣口は掃除口よりも早く開き早く閉ぢる。その結果壓縮の始めに於てシリンダ内の給氣は掃除空氣の壓力 (約 0.2 kg/cm^2) 迄高められる。但、そのために動釣合は殆んど變らない。

c. 吸氣及排氣弁が不要なため、構造も簡單で故障の機會が少い。又、シリンダ蓋は省かれ燃焼室が上下兩ピストンの間に形成されるのであり熱

¹⁾ The Junkers Heavy-oil Aero Engine. Engineering, April 11, 1930.

損失も少い。

d. 構造上比較的長行程となし得る。

プロペラ軸は第 171 圖に見える様に上方に位置しており、減速比は 11/16 である。従て、比較的大直径のプロペラを使用し得、着陸装置部の高さも減じ得る等の利益がある。斯様に 2 本のクランク軸を歯車で連結する時には、多少振動の増す惧がある故、この部の工作は極く精密に行はねばならず、且、特殊の振り振動防止装置も研究されてゐる。

H. R. Ricardo は Junkers 機関に於ては掃除を有効に行ふため長行程を採用し、2 本のクランク軸並にこれ等をプロペラ軸に連ねるために多数の歯車装置を必要とし、材料と場積の點より考へる時には不經濟な設計であると批評してゐるが、掃除効率並に熱効率の高い點では、現代これに追隨する二サイクル高速ディーゼル機関は存在しない。

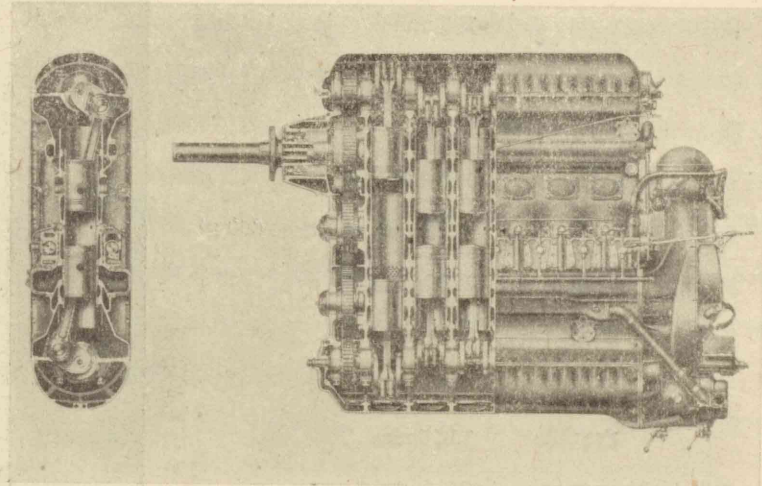
本機関は 1931 年 ^{ルフト} ^{ハンザ} Luft Hansa の F-25 型旅客機に裝備され、實地使用の經驗に基き各部に改良が加へられると共に翌 1932 年には ^{ベルリン} ^{アムステルダム} Berlin-Amsterdam 間の定期航空路用として採用され、續いて 1933 年以來ドイツ國內の主要航空路に使用されるに至つた。然し、次に述べる Jumo 205-C 型機関が完成したため Jumo 204 型機関の製作は 1935 年以來中止されてしまつた。

iii) Junkers Jumo 205 型機関

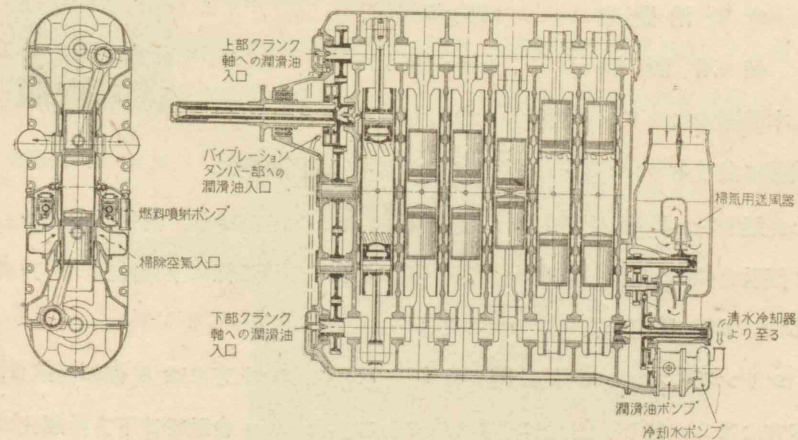
同社では 1933 年以來一段小形の Jumo 205 型機関をも完成し、それを漸次改良の上最近では専ら Jumo 205-C 及 205-E 型機関等を製産してゐる。その主要構造は第 175 圖及第 176 圖に示す如く既述の Jumo 204 型と略同様に、クランク室は十分の剛さを有するシルミン・ガムマ鑄物であり、外面にカ

1) J. Gasterstaedt:—Junkers Heavy-oil Aero Engines. The Engineer, Feb. 5 1937.

ドミウム鍍金を施した特殊鋼製の濕式ブッシュを入れてシリンダを構成し、各シリンダの兩側には燃料噴射ポンプが 1 個宛設けられてゐる。而して、掃除用の渦巻送風機により多少の過給をもなし得るのである。



第 175 圖 Junkers Jumo 205 C 型機関断面 (その一)

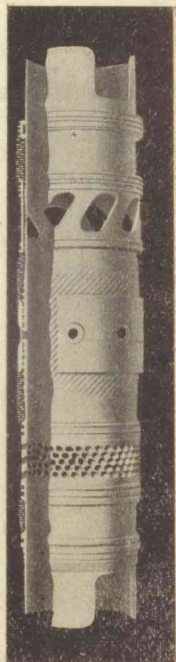


第 176 圖 Junkers Jumo 205 C 型機関断面 (その二)

1) Gesammelte Vorträge der Hauptversammlung 1936, der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung.

機関の要目は

型 式	二サイクル水冷向合ピストン式
シリンダ数	6
内 径	105 mm
行 程	2×160 mm
圧 縮 比	17:1
シリンダ着火順序	1-5-3-4-2-6
最大出力	2,200 rev/mn にて 600 HP
機 關 重 量	520 kg±3%
機 關 大 小	全長 1,943 mm
	全幅 600 mm
	高さ 1,325 mm
燃料噴射壓力	550 kg/cm ²
燃料消費率	175 g/HP-h
使用燃料	セテン價 70



第 177 圖

シリンダ部の詳細

本機関並にシリンダ體積當りの出力略同等のガソリン機関に於けるインデキータ線圖は 2.2 の第 15 圖に對比

した通りで、Jumo 型機関の最高燃焼壓力はかなり高いが、構造は丈夫であり振動も少い。而して、燃料は第 6 圖より推知し得る様に上死點前 10° 乃至 16° 位の時に噴射し初めるのである。

シリンダ・ブシュの詳細は第 177 圖に示す如くで上方には 8 個の排氣口、下方には 200 個の給氣孔があげられてゐる。Junkers 會社では下方給氣孔の角度を各孔毎に種々に變へて實驗し、掃除効率の増加を計つてゐる。又、給、排氣口の高さを減ずる事により有效行程を増加せんとし、Jumo 205 型機関

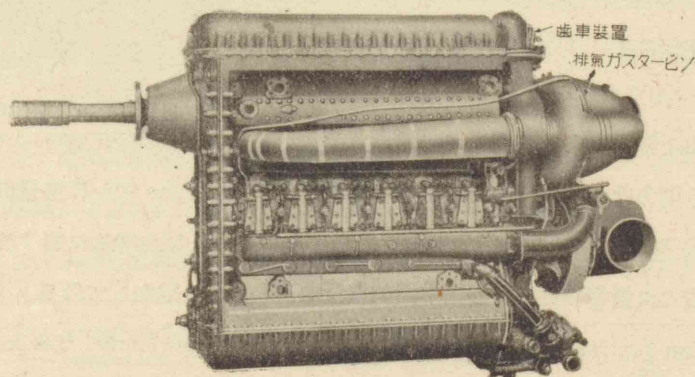
に於ける有效行程は全行程の 75% 程度であるが、最近の Jumo 207 型機関に於てはこれを 85% 程度迄高める事に成功してゐる。

シリンダ・ブシュは長さも大きく、温度分布が不均一になり歪を生ずる惧もあるので中央部には圖に見える様にフィンをつけて特別の冷却法を講じ、排氣口間の部分も二重壁として冷却水を通す等細部に亘つて工夫を凝らしてゐる。そのため作動中に於けるシリンダ・ブシュの温度は比較的低く、シリンダ中央部に於て内側表面より 1 mm 奥の温度は 170°C 餘であり、ピストン焼損の問題も解決するに至つてゐる。斯して、最近の所謂 Jumo 205-E 型機関に於てはエチレン・グリコール冷却を行ひ離昇時の最大出力を 2,500 rev/mn にて 700 HP 迄高めてゐる。この場合、放熱器、配管、補助タンク並に冷却液等冷却装置關係の附加重量は約 130 kg である。

Junkers 式航空ディーゼル機関に於ては排氣温度は 500°~550°C 程度であり、排氣タービン駆動の過給機を用ひて高空性能を高める事も出来る。

iv) Junkers Jumo-207 型機関

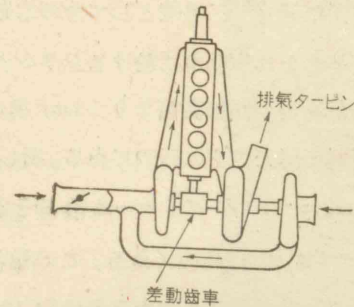
Jumo 205 型機関にこの式過給機を装備した高空飛行用の Jumo 207 型機関は第 178 圖に示す如くである。即ち從來の掃除用送風機の外に過給用とし



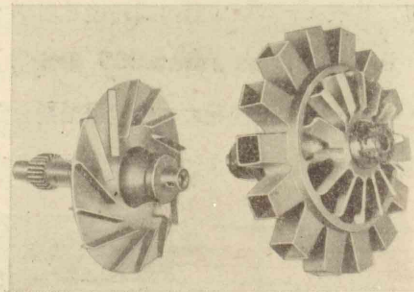
第 178 圖 Jumo 207 型機関外觀

て排気タービン駆動の送風機をも備へ、これにより圧送された空気を掃除用送風機の入口に連絡して強力なる掃気並に過給を行ふ様になつてゐる。

排気タービン及過給機の相互関係は第 179 圖に略示する如くであり、排気タービンは齒車装置を介して機関に連絡されてゐる。この齒車装置は一種の差動齒車になつており、排気勢力の少い時即ち低出力の場合にはこれによつて機械的に過給機を駆動する¹⁾。この排気タービンは 6,000 m の高度に於て排気により 160 HP を發生し得、重量は約 30 kg である。尚、掃除用送風機並に高壓過給機の回轉子は第 180 圖に示す様な形状をしてゐる。



第 179 圖 Junkers Jumo 207 型機關過給様式



第 180 圖 送風機回轉子(左)並に過給機回轉子(右)の外観

斯く掃除用渦巻送風機の外に過給機をも装備した改良型の Jumo 207 型機關に於ける離昇出力は 3,000 rev/mn にて實に 1,000 HP に達し、7,800 m の高空に於ても地上出力を維持出来る²⁾。而して、巡航時の出力は 2,400 rev/mn に於て 800 HP であり、Jumo 205-E 型機關の巡航出力 560 HP に比し飛躍的增加を示してゐる。但、出力増加に對する補強、過給機の重量等のために機關本體總重量は 650 kg に増加してゐる。

¹⁾ Les derniers résultats des moteurs Junkers à huile lourde. Les Ailes, 29 Juin, 1939.

²⁾ The Jumo 205 and 207. Aviation, Jan., 1941.

Jumo 205 C 型機關は軍用としては Junkers Ju. 86 K 型双發爆撃機、^{フルニエ} Dornier Do. 18 型水上飛行機及 ^{ブロム ウント フォッス} Blohm und Voss Ha. 139 型四發水上飛行機等に試用されてゐる。然し、軍用としてはやはり離昇出力が少い點並にガソリン機關に比して分解手入をより頻繁に行はねばならず保持に手数を要する²⁾等の點によりして新型の爆撃機等に採用されるには至つておらぬ。然し、この Jumo 207 型機關は専ら軍用に用ひられんとしてゐる。

Junkers 會社では 1932 年當時の Jumo 204 型機關より上述の Jumo 205 型機關に進み、最近では更に Jumo 206 型機關(離昇出力 1050 HP)も試製研究の結果成功するに至つた。これ等機關の主要構造は何れも略同様であるが、その要目は第 15 表に對比する様に變化してゐる。

第 15 表 Junkers 航空ディーゼル機関發達の趨勢 (1936 年の記録による)

型 式	全シリンダ體積 (l)	馬力當り重量 (kg)	シリンダ體積 1l 當りの出力(IP)	掃除空氣體積シリンダ體積	行程—内徑比
Jumo 204	28.5	0.95	28	1.6	3.5
Jumo 205	16.6	0.85	42	1.6	3.0
Jumo 206	25	0.63	42	1.3	2.5

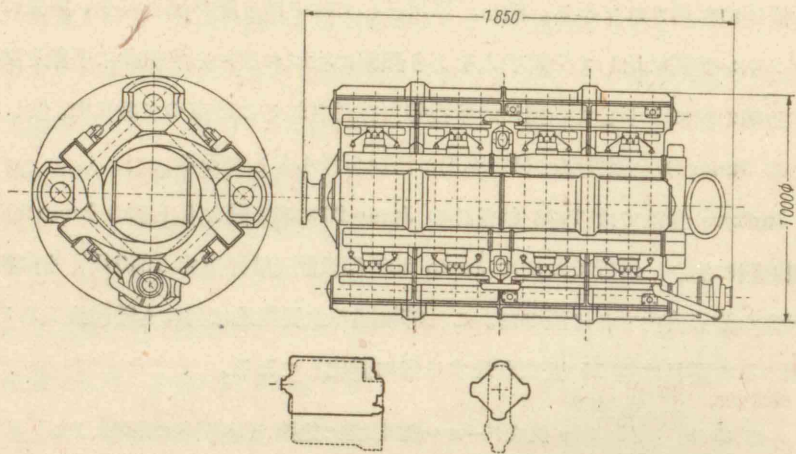
即ち、掃除効率の向上並にシリンダ内渦流の利用等に關する研究が進んだため、行程—内徑比を減じても良好な燃焼状態を實現し得、回轉速度も高められ出力性能が向上するに至つたのである。

最近では大洋横斷の長距離飛行機用として、1 臺當りの出力 2,000 馬力程度の機關が要望されて居る。これに對しては、Junkers 會社でもクランク軸 4 本を用ひ然も揚積並に重量をも切詰めた第 181 圖に示す様な設計を發表し

¹⁾ The Diesel in the Air. Aeroplane, Sept. 20, 1940.

²⁾ An Awakening of Interest in the Oil Engine for Aircraft. The Oil Engine, Nov., 1940.

てゐる。これはシリンダ体積 30l, 4,000 rev/mn にて 2,000 IP 発生, 機関 1 馬力當りの重量は 0.42 kg の豫想である。



第 181 圖 Junkers 2,000 馬力航空ディーゼル機関試案
(下方には Jumo 204 型 750 馬力機関の点線外形との対照を示す)

最近歐米諸國に於ては航空ガソリン機関に對しても最高出力 2,000 馬力以上を目指して研究中であるが、上述の様な目的に對しては一日も早くディーゼル機関の成功せん事を切望する次第である。

イギリスの Napier and Son Ltd. では 1933 年に Junkers 航空ディーゼル機関の製作権を購し、Jumo 204 及 205 型機関を同國の標準寸法に合せるため多少設計變更の上それぞれ “Culverin” 及 “Cutlas” と名付け 1934 以來 Culverin の方を多少試製し、又、フランスの Cie. Lilloise de Moteurs でも Jumo 機関を試製したが何れも實用されるには至らなかつた。

著者は 1929 年 2 月、1930 年 8 月及 1937 年 11 月と三度 Dessau の

¹⁾ 本回轉速度は Aeroplane, Sept. 20, 1940. 及 Journal of the Aeronautical Sciences. Dec. 1940 等には 3,000 rev/mn と記されてゐる。但、茲には著者が Junkers 社より貰ひ受けし儘の數値を掲げた。

Junkers 工場を訪問し、本航空ディーゼル機関發達の経路を視察する機会に恵まれたが、同社の陳列館には最初よりの機関並に研究に供した多くのピストン等が整然と陳列されてをり、又、工場内に於ても製品に絶へず研究改良が加へられつゝある状況を見、そのねばり強さこそはドイツ航空機工業の今日ある所以であると痛感した次第である。

尙、参考のため Jumo 205 型機関を例にとりその發達の経過を示せば第 16 表の如くであり、近々數年間に於ても性能上飛躍的進歩を遂げてゐる事が看取される。

第 16 表 Jumo 205 型機関發達の経過 (シリンダ行程体積 16.62 l)

機関型式 名稱	離昇時 最大出力 (IP)	毎分 回轉數	シリンダ行程 体積 1l 當りの出力 (IP)	機 關 重 量 (kg)		年 度	備 考
				全重量	馬力當り 重量		
Jumo 205	540	2,100	32.5	500	0.92	1933	
Jumo 205-C	600	2,200	36.1	520	0.87	1935	
Jumo 205-D	880	2,800	52.9	570	0.65	—	
Jumo 205-E	700	2,500	42.1	570	0.81	—	
Jumo 207	1,000	3,000	60.1	650	0.65	1940	排氣タービン 驅動 過給機裝備

6.10 航研二サイクル機関

航空研究所に於ては數年來第 182 圖に示す様な往復流掃除式の單シリンダ及 90°V 型 12 シリンダの二サイクル水冷高速ディーゼル機関に就て研究中である。燃料噴射弁は第 183 圖に示す様な 3 個の噴孔を有する開放ノズルで、燃焼室の側方 A 部に取付けられる。而して、B 部には必要に応じて電熱コイルを取付ける。ピストンは輕合金鑄物で、頂面は平になつてゐる。

¹⁾ 中西不二夫外三氏：—二サイクル單筒ディーゼル機関に依る數種のディーゼル燃料の比較運轉試験 航空研究所彙報第 175 號 (昭和 14 年 3 月)。

機関要目は

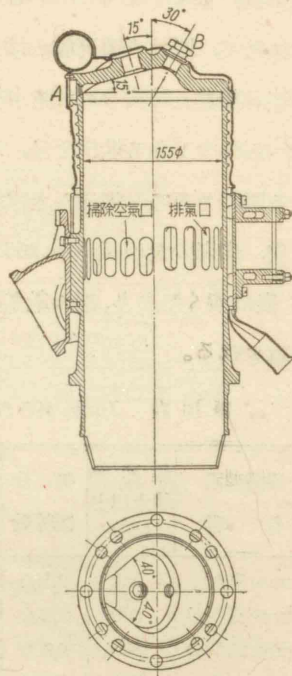
シリンダ内径	155 mm
行程	200 mm
有効行程	143 mm
実圧縮比	14
稱呼圧縮比	19

而して、V型12シリンダの場合には

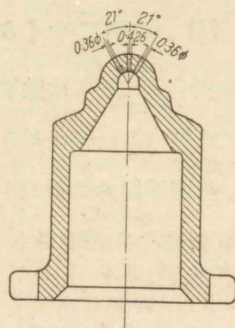
標準回転速度	1,500 rev/mn
標準出力	790 HP
最大回転速度	1,650 rev/mn
機関重量	950 kg
全長	2,475 mm
幅	1,006 mm
高	1,050 mm

の要目を有し、掃除にはクランク軸後端よりクラッチを介して駆動される渦巻送風機を用ひてゐる。

単シリンダ機関に於て掃除空気は獨立の15 kW 直流電動機駆動の二段渦巻送風機で送り、各種の燃料を用ひて試験したが、日石2號輕油ではピストン焼損等の問題を伴ひ所期の結果を得られず、結局第17表に示す様なフィッシャー法合成燃料により目的を達する事が出来た。試験成績の一例を示せば第



第182圖 航研二サイクル機関の主要部

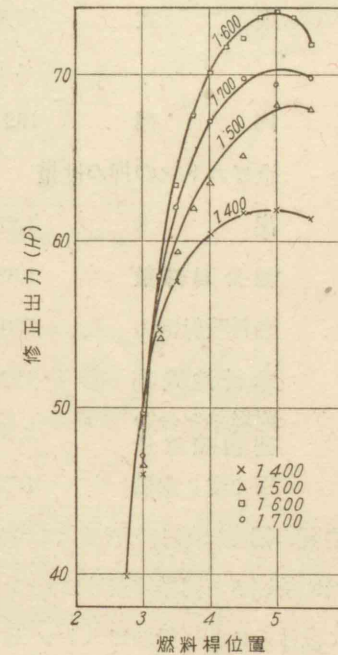


第183圖 航研二サイクル機関用燃料噴射弁

184圖の如くであり、1,600 rev/mnの時に最大出力を出してゐるが、本機関に於ける様な往復流掃除法ではこれ以上回転速度を高める事は困難な様である。但、単シリンダ機関の成績としては先づ良好と云ふ事が出来る。尚、V型12シリンダ機関の場合にも最大出力は1,600 rev/mnに於て實現され、それ以上回転を高めても出力は却つて減退してゐる。

第17表 供試燃料の性質

種類	日石2號	フィッシャー法合成燃料
	輕油	
分溜試験 (°C)	初溜點	214
	5%	235
	15%	249
	25%	257
	35%	266
	45%	276
	55%	284
	65%	296
	75%	308
	85%	327
乾點	95%	364
	—	337
比重 (A. P. I.)	32	52
粘さ (セーボルト・ユニバーサル 100°F, 秒)	38	35
アニリン點 (°C)	57	89
ディーゼル指數	43	100
計算セテン價	51	81
C. F. R. セタン價	37	87
組成 %	不飽和炭化水素	4
	芳香族炭化水素	21
	ナフテン族炭化水素	19
	パラフィン族炭化水素	56
流動點 (°C)	-18	0



第184圖 航研単シリンダ機関の試験成績 (噴射進め角 18°)

本機関は形體並に重量も比較的大で、飛行試験に供されるには至らなかつたが、我國に於けるこの方面の獨創的研究として一般高速ディーゼル機関の發達に寄與する所が多かつた。

6.11 ^{キュッスナー} Küssner 機関

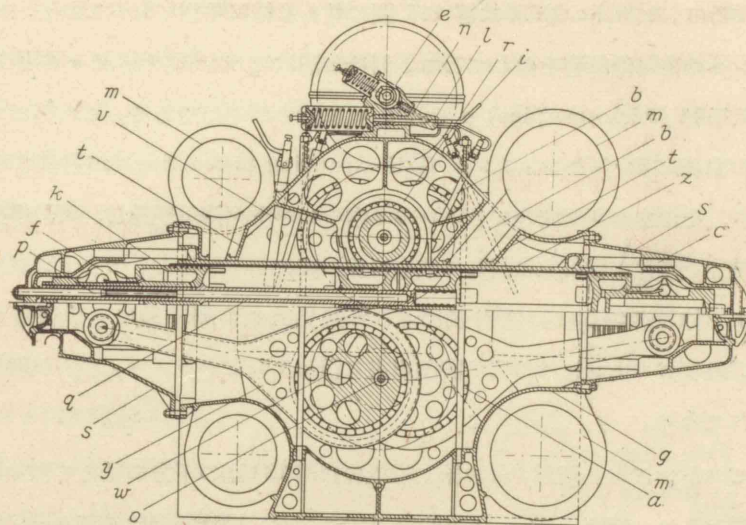
ドイツの H. G. Küssner は、下の様な要目を有する極く獨特な航空ディーゼル機関の計畫を發表してゐる。

型 式	横型 6 シリンダ水冷 (各シリンダは 4 個のピ ストンを有す)
内 徑	132 mm
全ピストンの押のけ量	46.8 l
出 力	1,250 HP
毎分回轉數	1,875
燃料噴射壓力	500 kg/cm ²
燃料消費率	170 g/HP-h
附屬品を含む 機関總重量	2,158 kg
馬力當り重量	1.73 kg

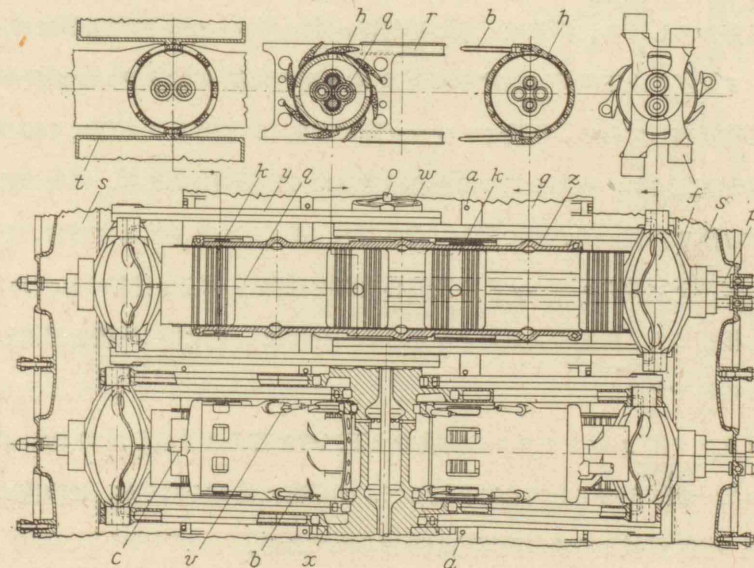
機関の構造は第 185 圖及第 186 圖に示す如くで、各シリンダ z は Junkers 機関に於けると同様筒抜けになつてゐる。而して、第 186 圖に見える様に内側に設けられた一對のピストン k 及兩側のピストン k により三部分即ち三つの燃焼室に分けられてゐる。これ等燃焼室はそれぞれ兩ピストンの頂面間に形成されるのであり、一種の向合ピストン式の直接噴射式機関なのである。

内側の 2 個のピストンはそれぞれ 2 本のピストン棒 q 上にねぢで止めら

¹⁾ H. G. Küssner:—Das wirtschaftliche Ozeanflugzeug. Z. F. M. 28, November, 1928.



第 185 圖 Küssner 機関横断面



第 186 圖 Küssner 機関水平断面

れてゐる。ピストン棒 q は第 185 圖に見える様に中空になつており、ピストンへの冷却油導管を兼ねてゐる。同冷却油はクランク室側蓋 s の通路より入子管 (telescopic pipe) p を経て q に送られるのである。これ等ピストンの内側にはパッキン・リング (self expanding piston ring) が装備されており、その中を両側向合ピストンの 2 本のピストン棒が滑動し、又、中央の燃焼室を両側の燃焼室に對して氣密に保つ様になつてゐる。ピストン並にピストン棒の滑動面は掃除空氣に混つて送込まれる潤滑油により潤滑される。外側ピストンには球面で調整出来る様な具合にクロスヘッド f が取付けられてゐる。

ピストンにより制御される給、排氣口は第 186 圖の下方に見える様な具合に設けられ、所謂 port scavenging 式であるが、掃除空氣は排氣タービンにより驅動される送風機より送られ、シリンダ内空氣に旋回運動を與へて燃焼を良好ならしめる。排氣は 4 本の排氣管 m によりタービン部に導かれる。

シリンダの上下兩側に設けられた 2 本の平行な軸 w はクランクの代りに偏心輪を有してゐる。相隣るシリンダ間には第 186 圖に見える様に 4 個の偏心輪が配置され、内側の二つの偏心輪は互に 60° 位相を異にし、外側の偏心輪は相隣る内側の偏心輪に對してそれぞれ 180° 位相を異にしてゐる。而して、ピストンのクロスヘッド f 及偏心輪部は連桿 y により連絡されてゐる。斯る構造により普通のクランクを用ひる場合に比し重量並に場積を節減し得るとの事である。

クランク室 g はシルミンの鑄物で上下二つの部分より成り、20 本のボルト a で一體に結合されてゐる。而して、兩端部は蓋 s で塞ぐが、この蓋には既述の様子に鑄抜き冷却油通路が設けられてゐる。

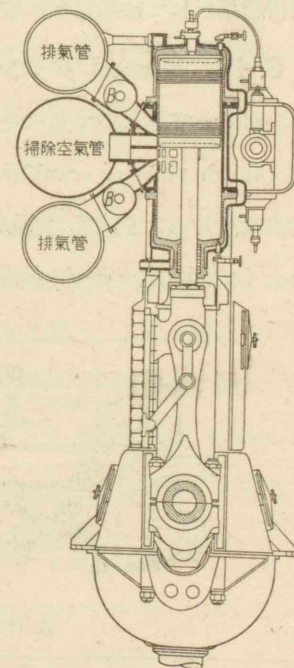
シリンダ z はクランク室の案内部 t により組立の際の中心を合せる様に

なつてゐる。シリンダはシルミン製ジャケットに鋼製ブシュを壓入して構成するが同ジャケットには第 186 圖上圖に見える様な具合に多數の冷却用細管 h が鑄込んである。 h の端部は一纏めになつて管 e に連なり、更に、側蓋 s の冷却油集合管に連絡してゐる。シリンダ燃焼室にはそれぞれ切線方向に 2 個の噴射弁 b が取付けられ、起動空氣弁 v も設けられてゐる。燃料ポンプよりの燃料は導管 i よりばねで壓力をかけられてゐる蓄壓器 l に導かれてゐる。而して、上部偏心軸 w より一對の平齒車を経てカム軸 e を驅動し、噴射弁部の針弁 n を啓開すると蓄壓器 l 内の燃料は 500 kg/cm^2 の高壓でシリンダ内に噴射される。

Küssner は大洋横斷の長距離飛行と云ふ問題に對し上述の如き特殊ディーゼル機関を提案し、同機関を裝備すべき飛行機々體等に就ても綜合的の調査をなしたが、單なる机上の推論に止まりその抱負を實驗するには至らなかつた。

6.12 M.A.N. ニサイクル複動機関

ドイツの M. A. N. 会社に於ては 1928 年に Zeppelin 飛行船用として $6 \times 140\phi \times 220$, $1,400 \text{ rev/mn}$ にて 600 HP 發生、總重量 900 kg のニサイクル複動高速ディーゼル機関を試製したが、餘り小形なるためピストン冷却法等に困難あり失敗に終つた。然し、その經驗を基として設計した第 187 圖に示す様な構造



第 187 圖 M.A.N. 社 LZ 19/30 型機關斷面

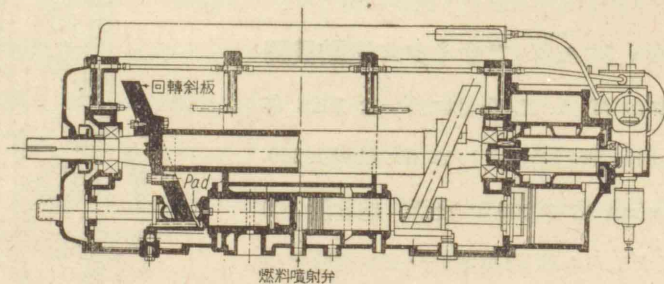
の LZ 19/30 型機関は、現今高速内火艇等に多數使用されてゐる。同機関の

要目は $7 \times 190 \phi \times 300$, 1,200 rev/mn にて 1,200 HP 発生, 総重量 1,200 kg, 標準出力は 1,000 rev/mn にて 1,000 HP である¹⁾。

M. A. N. 社獨特の往復流式掃除法を採用しており, 掃除作用は回轉弁 B により管制される。この回轉弁 B も 6.1 に述べた Attendu 機関の補助排氣弁と同様ピストンの有効行程を増加する作用を営むのである。ピストンには油冷却を施してある。機関本体は圖に示す様な鋼板熔接式で重量軽減には特に意を用ひてある。本機関は現在唯一の二サイクル複動の高速ディーゼル機関で元々飛行船用を目標として研究されたものであるが, 高さが過大なるため飛行船用としては採用されるに至らなかつた。

6.13 ^{ミッCHEL} Michell クランク無し機関

Junkers 機関に就て述べた様な二サイクル向合ピストン式の特長を斜板機関 (swash plate or crankless engine) に應用する時には, 前面積の小さい簡潔な設計となり, 且, 完全なる動釣合を實現し得る等の利點がある。D. R. ^{ペーイ} Pye も大形航空ディーゼル機関として, 斯る設計の有利な事を力説して居る。²⁾



第 188 圖 Michell 斜板機関

¹⁾ Progress in Oil and Gas Power. Trans. Am. Soc. Mech. E., Oil and Gas Power OGP-55-2 1933. Double Acting Engines Weighing 2.65 lb per B. H. P. ? Motorship, Feb., 1940.

²⁾ D. R. Pye:—Compression-Ignition Engines. Aircraft Engineering, March, 1930.

而して, Michell Crankless Engine Corp. の技師長 T. L. Sherman ^{シェアーマン} は, 同社に於ける各種の経験よりして, 第 188 圖の如き構造とすれば, 毎分回轉 1,750 にて 350 馬力發生の航空ディーゼル機関を, 渦巻送風機をも含めて直徑約 510 mm, 全長 1,200 mm, 重量 280 kg 位の大きさに設計出来る見込なる旨述べて居る¹⁾。斯る形状の機関は機體への裝備と云ふ見地よりしては望ましい。

但, 斜板機関に於ては高壓高摩擦速度に堪えるべき推力枕 (pad) の部分の設計に對して種々の問題が起り, その實現はなかなか困難と思はれる。

Aero-Diesel Engines Ltd. に於ては最近連桿及斜板の連結部に改良を施し筒型機関の缺點を除去した新斜板機関に就き研究中である²⁾。これでは最大出力時には幾分壓縮比を低下せしめる様な工夫も施されてゐる。

6.14 N. A. C. A. 研究の機関

アメリカの National Advisory Committee for Aeronautics 即ち N. A. C. A. に於ては長年四サイクル水冷の突出ピストン型渦流燃燒室式機関に就て研究中であるが, その経験を基とし, 航空機用を目標として同一型式の空冷單シリンダ機関をも試製研究した。これは内徑 127 mm, 行程 139.7 mm であり, 星型 9 シリンダに設計すれば離昇時の正味平均有效壓力を 12 kg/cm^2 近く迄高め得る見當がついた。但, その場合重量は同程度のガソリン機関に比して 10% 餘増す豫想となり, 實用的の機関は作られるに至らなかつた。⁴⁾

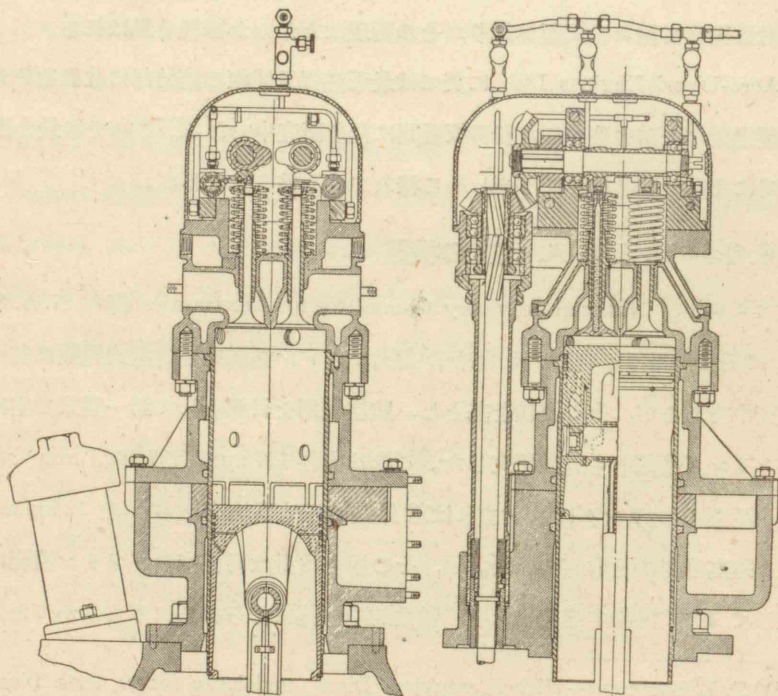
¹⁾ T. L. Sherman:—Michell crankless Diesel undergoes severe tests. Diesel Power, October, 1932.

²⁾ Work on Diesel Aircraft Engines. The Oil Engine, Feb. 1939.

³⁾ Ernest G. Whitney:—High-Speed C.-I. Engine Performance. S. A. E. Journal, Sept., 1935, E. G. Whitney and H. H. Foster:—The Diesel as a High-Output Engine for Aircraft. S. A. E. Journal, April, 1938.

⁴⁾ Carlton Kemper:—Aircraft-Engine Research of the N. A. C. A. Journal of the Aeronautical Sciences, Oct., 1939.

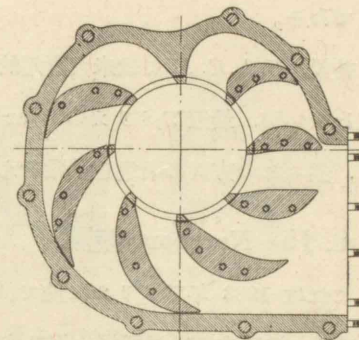
同所では又 Liberty 機関の部品を利用し、ニサイクル空冷単シリンダ、内径 117.47 mm、行程 177.8 mm のガソリン噴射電気点火式機関を試製し、次いで、冷却を良好ならしめるため同一寸法の水冷機関に就ても実験を行つた。その構造は第 189 圖に示す如くであり、シリンダには鋼製湿式ブシュを用ひてある。同ブシュ中央部附近の周壁には 8 個の給気口がつけられ、その出口は上方 30° の方向に空気が流入する様に削つてある。



第 189 圖 N. A. C. A. ニサイクル水冷機関の構造

1) J. A. Spanogle and E. G. Whitney:—A Description and Test Results of a Spark-Ignition and a Compression Ignition 2-Stroke-cycle Engine. N. A. C. A. Report No. 495, 1934.

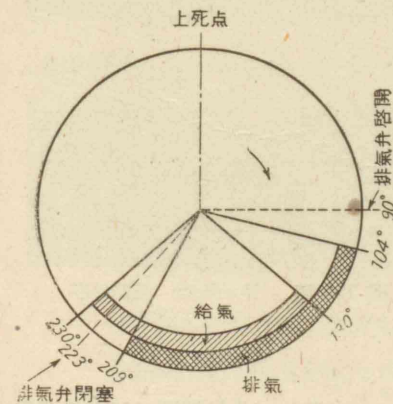
給気口の周りには第 190 圖に示す様な具合に案内羽根を配置した金物が取付けられ、空気が半径方向に對しては 33° の角度でシリンダ内に送られる。シリンダ蓋部には直径 38.89 mm、最大揚程 13.26 mm の排気弁が 4 個設けられ、給気は一方流掃除を行ふと同時にシリンダ内に於て螺旋狀の運動をなす様になつてゐる。



第 190 圖 N. A. C. A. ニサイクル水冷機関給気案内羽根の配置(下方より見たる圖)

シリンダ蓋物の上方側面には 4 個のねぢ孔が設けられ、燃料噴射弁及インジェクタ用金具を取付け得る様になつてゐる。壓縮比は 13.3 であり、燃焼

室はピストン頂部及シリンダ蓋間に形成される圓板狀の部分で、多噴孔噴射



第 191 圖 N. A. C. A. ニサイクル機関弁線圖

於ける弁の開閉時期は第 191 圖に示す様に設計されてゐる。

斯る構造のニサイクル機関に於て例へば回轉速度を 2,400 rev/mn 位迄高め

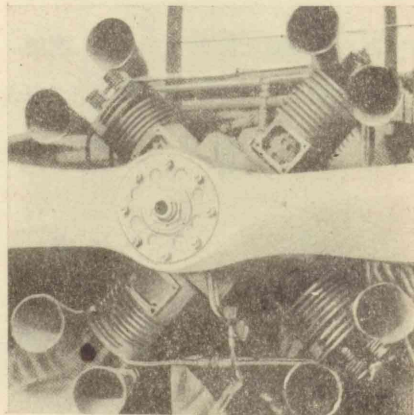
室はピストン頂部及シリンダ蓋間に形成される圓板狀の部分で、多噴孔噴射弁より扇形に燃料を噴射する。種々の實驗結果によるに、中央に 0.508 mm 兩側にそれぞれ 60° の角度に 0.254 mm の噴孔をあけ、同一平面に 3 噴孔を配置した噴射弁を用ひる場合に最良の成績が得られた。而して、掃除空氣壓力を 0.7 kg/cm² とした場合 1,800 rev/mn に於て 11.2 kg/cm² と云ふ正味平均有效壓力を實現し得る事を確め得た。本機関に

よるとすれば、弁開閉装置の慣性荷重は著しく大となり、且騒音も増加する。故に将来問題としては寧ろさや形弁式设计とする方が有利ならんとも考へられてゐる。

結局、N. A. C. A. では未だ實用的の航空ディーゼル機関を完成するには至つてゐないが、最近アメリカの War Department が航空ディーゼル機関部を設け、益々この方面の研究を奨励せんとしてゐる點は注目¹⁾に値する。

6.15 ^{ノルボム} ²⁾ Norrbom 機関

これは 1933 年アメリカに於て試製された機関で第 192 圖に示す様な外觀を有し、掃除空気は送風機を用ひずに飛行機の行進とプロペラ後流によつて、各シリンダ蓋部にある 2 個のラッパ状の管を経て、2 個の掃氣弁に導かれる。ピストンの運動によつて開閉される排氣口は、プロペラ後流と飛行速度の作用によつて低壓になつてゐる後面の排氣管に連る。機関重量は 115 kg、毎分回轉數は 1,400 以上である。その他の要目は不明である。



第 192 圖 Norrbom 機関外觀

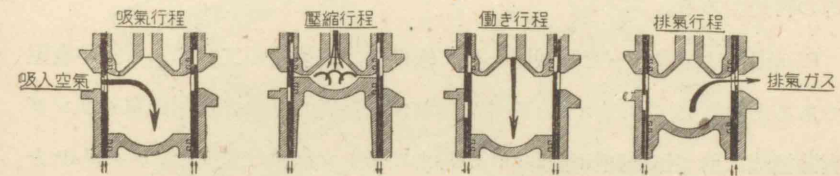
6.16 ^{リカード} Ricardo ^{チャールス ナイト} さや形弁式機関

1905 年にアメリカの Charles Y. Knight は初めて内燃機関に二重さや形

¹⁾ An Awakening of Interest in the Oil Engine for Aircraft. The Oil Engine Nov., 1940.

²⁾ A. E. Thiemann:—Die Leistungssteigerung des Fahrzeugdieselmotors durch Druckklappen und Zweitakt. A. T. Z. 10 Dez. 1934.

弁を用ひる事を案出したが、この種さや形弁を用ひてゐるものにフランス ^{パナール エルバツソール} Panhard et Levassor 會社の高速ディーゼル機関がある。その作動要領は第 193 圖に示す如くである。



第 193 圖 Panhard et Levassor 機関さや形弁作動狀況

二重さや形弁は複雑であり、他に餘り用ひられておらぬが、Burt 及 Mc Collum の單式さや形弁は比較的簡單であり、H. R. Ricardo が巧みに高速ディーゼル機関への應用を工夫したため、イギリスの Mirrlees, Bickerton & Day Ltd., Vickers Armstrong Ltd. 等の諸會社でもこれを自社製高速ディーゼル機関に採用するに至つた。

さや形弁に於ては

- 茸弁の場合に比してシリンダ蓋並に燃焼室部を簡潔に設計出來、熱歪も減する。
- 茸弁の場合に於ける様な弁の摺合せ若しくは隙間の調整等が不要なため保持も容易である。
- 弁面積を制限される事少きため比較的強大なる吸込渦流を與へる事が出來、燃焼も良好になる。
- 充填効率も比較的良好である。
- 弁ばねが不要なため最高回轉速度は茸弁の場合の様に制限されず、騒音も少い。
- 排氣弁に於ける様な高温部を有せず一様に冷却されるため過給を行

ふのにも具合がよい。

- g. さや形弁の運動とピストンの運動とを或程度迄釣合さす事が出来るため機関の釣合は茸弁の場合に比し良好になる。

等の特長がある。

Ricardo は航空ディーゼル機関として低圧縮、高過給の二サイクル式が有望であると主張し、 $127\phi \times 140$ の寸法を有する単式さや形弁使用の単シリンダ実験機関に於て毎分回転数 2,500 の時にピストン押のけ量 1 l 當り 37.5 HP と云ふ成績を實現した。この場合、掃除空気は別個の動力により駆動される送風機で送り、シリンダ内に於ける渦流を利用して燃焼状態を良好ならしめたのである。而して、この経験を基としてさや形弁使用の二サイクル航空ディーゼル機関を試製し、動力計試験に好成績を収めた由であるが、その構造は第 194 圖右半に示す如きもので茸弁使用の場合に比してシリンダの高さも減じてゐる。¹⁾

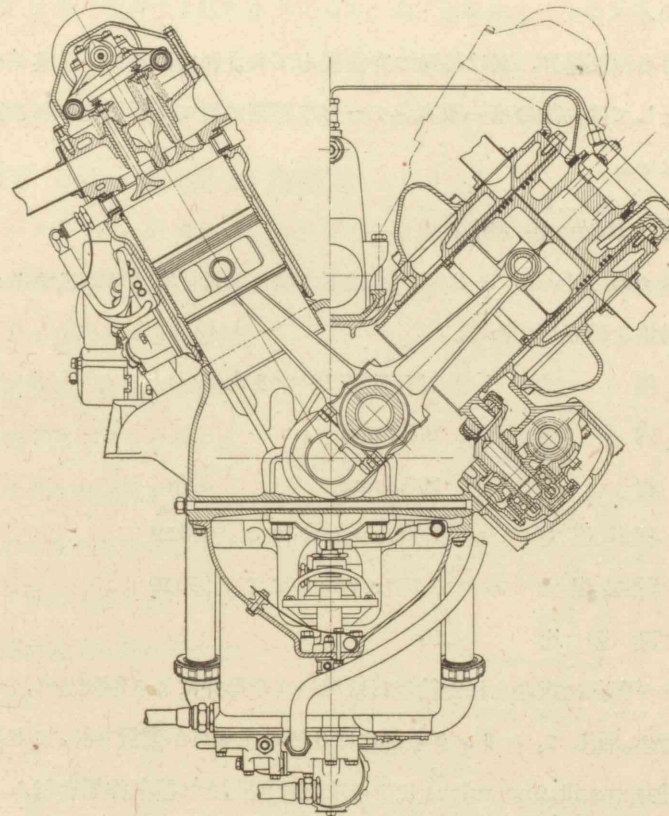
又、Bristol 社でも同社 Phoenix 航空ディーゼル機関に就ての経験を基としてそれをさや形弁式とし過給機を用ひる事により 1,000 HP を發生せしめんと研究中の由である。²⁾

但、斯る設計の機関に於ては

- さや形弁は高燃焼圧力のために變形する惧があるのみならず、上端部には煤が入り易く、氣密を保ち難い。
- さや形弁の隙間は熱傳導並に膨脹を考慮して決定するが、作動面の適当な潤滑がむつかしく、多少磨耗すると潤滑油の消費率が著

¹⁾ H.R. Ricardo:—Some problem of aircraft engine design. Gesammelte Vorträge der Hauptversammlung 1937 der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung.

²⁾ Helmut Schneider:—Neuere Diesel-Flugmotoren des Auslandes A. T. Z. 25 April, 1940.



第 194 圖 同一シリンダ寸法を有する茸弁使用の機関及さや形弁使用二サイクルディーゼル機関の對比圖

しく増加する。

- 機械效率は茸弁の場合に比し劣る。
- 製作費が嵩む。

等の缺點は免れない。殊に、二サイクル機関の場合には給氣口の面積を大にせねばならぬため、さや形弁變形の懸念が増すのみならず、シリンダより逃すべき熱量も大となるため種々の問題を伴ひ、未だ實用化されるには至つ

ておらぬ。

この外各種回転弁、又は特殊の弁装置も工夫されてゐるが、航空ディーゼル機関用としては勿論の事一般高速ディーゼル機関に於ても實用化されるには至つてゐない。

6.17 ^{ロジャース} Rodgers ¹⁾ 機関

アメリカの Edward T. Rodgers は下の様な要目を有する新二サイクル機関の設計案を發表してゐる。

型式	二列星型 18 シリンダ
内径	165.1 mm
行程	190.5 mm
標準出力	1,600 rev/mn にて 2,000 HP
離昇出力	1,750 rev/mn にて 2,250 HP
壓縮比	15

シリンダ胴部に設けられた給気口は単一さや形弁により制御され、一方流掃除を行ふ。而して、シリンダ蓋部には 8 個の排気口が配置され、これ等は 1 個の揺動弁 (oscillating valve) ²⁾ により交互に開閉され排気作用を行ふ。同弁は KE 弁鋼製でソヂューム冷却を施してある。この揺動弁の中央部には豫燃焼室が設けられ、ピストン頂部の凹所と相俟つて良好なる燃焼状態を實現せしめんとするのである。

本機関の最も特長とする點はその燃料噴射方法であり、上死點前 60° の位置に於て燃料の約 20% を先立ち噴射 (Pilot injection) し、残り 80% は上死

¹⁾ New Diesel Aircraft Engine Proposed. Automotive Industries, Nov., 12, 1338. Forschung am Dieselflugmotor. A. T. Z. 25 April, 1941.

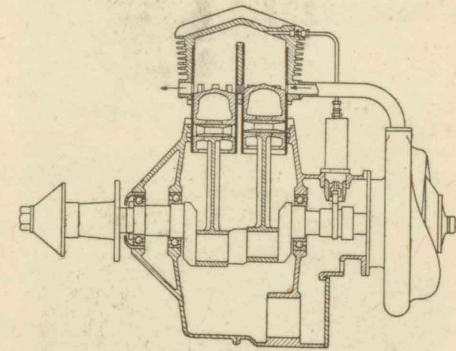
²⁾ これは普通の sleeve valve 即ち reciprocating sleeve valve に對する oscillating sleeve valve の謂であらうと思ふ。

點前 20° に於て噴射する様になつてゐる。尚、掃除用としては渦巻送風機を用ひてゐる。プロペラはクランク軸の $\frac{1}{2}$ の速度で回転する様になつてゐる。本機関の断面圖等は未發表であり、その後の消息も不明である。

6.18 ^{サルムソン} Salmson SH-18 型機関 ¹⁾

フランスの Société des Moteurs Salmson S. A. に於てはポーランドの Szydlowski の設計に従ひ最初第 195 圖に示す様な U シリンダの小形空冷の

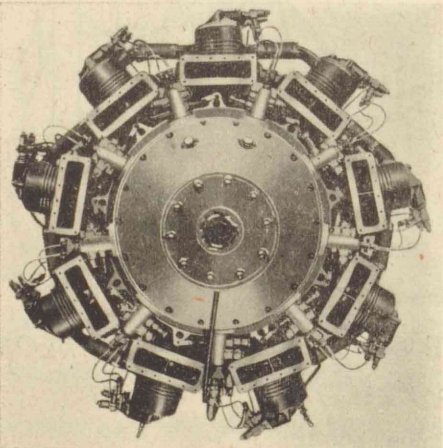
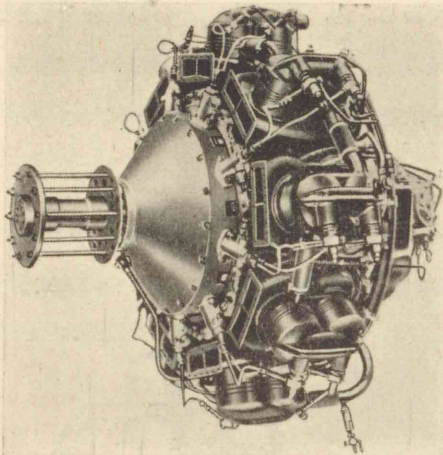
二サイクル航空ディーゼル機関を試製研究し、續いて下に示す様な要目の U シリンダ水冷二サイクルの機関を製作、1934年のパリ航空博覽會に出品して世の注目を惹いた。機関外觀は第 196 圖に示す如くである。



第 195 圖
Salmson-Szydlowski 空冷二サイクル機関

名稱	Salmson SH-18 型
型式	星型 9U シリンダ水冷 (對になつた 18 のシリンダを有す)
シリンダ内径	118 mm
行程	150 mm
壓縮比	16
出力	1,600 rev/mn にて 600 HP
燃料消費率	175 g/HP-h

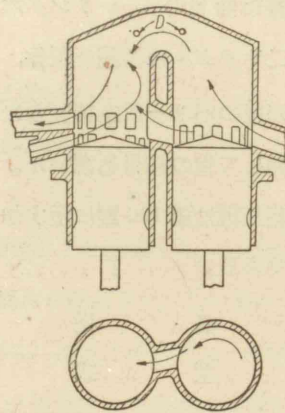
¹⁾ Engines at the Show. Flight, Nov. 22, 1934, Der gegenwältige Stand der Dieselflugmotoren. A. T. Z., 10 Nov. 1938.



第 196 圖 Salmson SH-18 型機関外觀

- 燃料噴射壓力 280 kg/cm²
- 機関重量 567 kg
- 馬力當り重量 0.95 kg
- 機関全直径 1,260 mm

これでは第 197 圖に示す様に下方にも兩シリンダの連絡口を設け、回転速度の高い場合にも掃除効率が悪くならず、且、掃除



第 197 圖 Salmson-Szydowski 機関の主要部 (D は噴射弁の位置を示す)

の初期に冷い空気で排気側ピストンの頂部をも冷却する様に設計してある。ピストンはアルミニウム合金鍛造品より作られており、排気側ピストンは多少早目に開閉し、十分掃気並に給気を行ひ得る様になつてゐる。

掃除空気は 8.437 の増速比即ち機関回転速度 1,600 rev/min の時に 13,500 rev/min で回転される渦巻送風機により供給される。而してこの場合の掃除空

気圧力は約 0.39 kg/cm² であり、送風機の駆動には約 60 HP の動力を消費する。

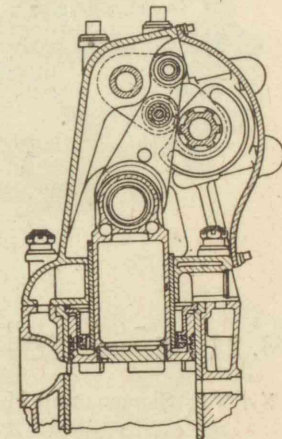
燃料噴射ポンプとしては ^{ラバレット} ^{ボッシュ} Lavalette Bosch 製のもの 9 個を備へ、それぞれ 2 個の噴射弁に燃料を供給する様になつてゐる。噴射弁も Lavalette Bosch の製品であり、噴射圧力は 358 kg/cm² である。

クランク室後蓋には Viet 空気圧縮機及起動空分配装置が取付けられてゐる。高速ディーゼル機関に於ては壓縮比も比較的大なるため U-シリンダ式では適当な燃焼室形状を與へ難く、6.3 に述べた Botali 機関も本機関も未だ試作研究の域を脱しない。

6.19 ^{セルステ} ¹⁾ Sersté 機関

ベルギーの Sersté 二サイクル水冷機関の構造は第 198 圖に示す如くである。シリンダ上部に行程の小さい排気ピストンを設け、これをカムで支へて置いて働き行程の終にカムを外し、燃焼ガスの壓力によりこのピストンを押上げて排気口を開かしめると云ふ珍しい方法を用ひてゐる。

本機関もその後の消息は不明である。



第 198 圖 Sersté 機関断面圖

6.20 ^{シダーブレン} ²⁾ Sidarblen 機関

本機関は 1931 年イギリスに於て發表されたもので下の要目を有してゐる。

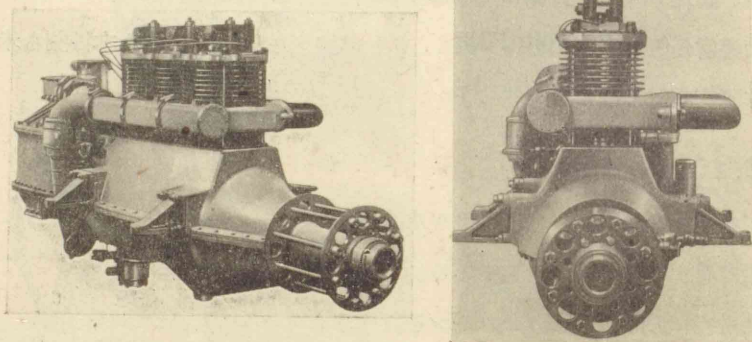
型 式	堅型 3 シリンダ空冷
内 径	110 mm

1) A. E. Thiemann:—Die Leistungssteigerung des Fahrzeugdieselmotors durch Druckladen und Zweitakt. A. T. Z., 10 Dez. 1934.

2) C. F. Caunter:—The Two-Cycle Engine. 1932, p. 258.

行程	130 mm
壓縮比	11
出力	1,800 rev/mn にて 90 HP

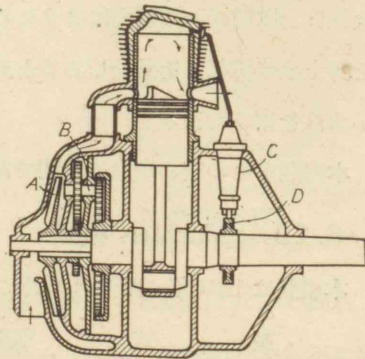
外觀は第 199 圖に示す如くであり、4 段のポンプにより掃除空気を送る様になつてゐる。尙、起動時には壓縮比を 19 に高める事が出来る。



第 199 圖 Sidarblen 機関外觀

6.21 Siemens 機関¹⁾

ドイツの Siemens und Halske 会社に於ては第 200 圖に示す様な原理の二サイクル星型空冷機関 (4 シリンダ 100 HP 程度のもの) に就て研究した。これではシリンダ胴部の給気並に排気口がピストンにより制御され、所謂往復流掃除を行ふ様になつてゐる。



第 200 圖 Siemens 機関の構造略圖

¹⁾ Luftfahrt. Z. VDI, 3 Januar 1931, S. 28; Diesel Power, January 1932, p. 31; A. E. Thiemann:—Der gegenwärtige Stand der Leichtgewichts-Dieselmotoren. A. T. Z., 10 Feb., 1934.

掃除空気はクランク軸より歯車装置 B を介して駆動される渦巻送風機 A により送られる。燃料噴射ポンプ C は圖に示す様に各シリンダ毎に設けられ、クランク軸部に設けたカム D により作動せしめられる様になつてゐる。往復流掃除式は 6.10 の航研二サイクル機関に就ても述べた様に高速高性能の實現に對しては難點あり、本研究もその後中絶されてしまつた。

6.22 Statax S-3 型機関¹⁾

これはスウエーデンの Statax Motor 会社に於てスポーツ飛行機用として試製したセミ・ディーゼル機関で、下の要目を有してゐる。

型式 星型 3 シリンダ 空冷

内径 80 mm

行程 80 mm

出力 (標準 40 HP
最大 45 HP)

回転速度 2,400 rev/mn

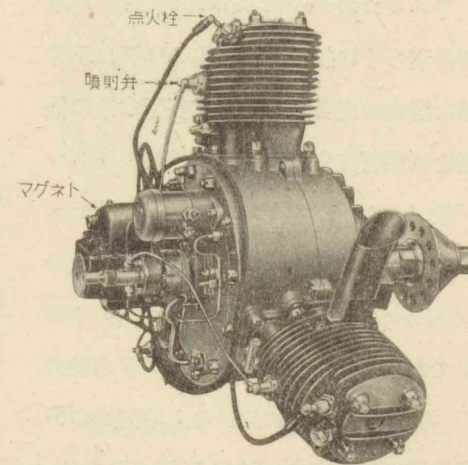
プロペラ減速比 1/2

燃料消費率 210 g/HP-h

潤滑油消費率 20 g/HP-h

機関重量 68 kg

馬力當り重量 1.51 kg



第 201 圖 Statax S-3 型機関外觀

外觀は第 201 圖の如くで、燃料は噴射ポンプより先づ各副シリンダの噴射弁に導かれる。而して主ピストン下行の際、掃除口が開いて主シリンダ内に送

¹⁾ Statax-Motor Typ "S3." Flugsport. 18 März, 1931.

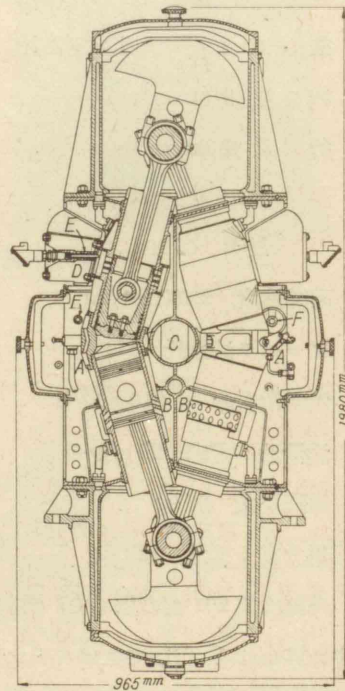
Il motore semi-Diesel "Statax". Rivista Aeronautica, Luglio, 1931. (Schweizer Aero Revue, No. 10 1931 の紹介)

Luftfahrt-Rundschau—Motoren. Schweiz. Z. F. M. 14 Juli, 1931.

り込まれる。起動後2分間位はガソリンを送りマグネトーで点火するが、爾後は主シリンダ蓋部に設けられた耐熱合金製焼玉が焼けるので、燈油若しくは軽油に切換えても自己点火により作動を続ける。其弁を有せぬため構造は比較的簡単であり、クランク室部が掃除ポンプの働をもなす所謂クランク室圧縮式機関である。而して、圧縮壓力は僅か 9 kg/cm^2 である。シリンダはクロム・ニッケル鑄鐵製、シリンダ蓋はアルミニウム合金製で分離出来る様になつており、各軸受部は窒化され針軸受 (needle bearing) が用ひてある。

6.23 Stearns 機関

アメリカの Frank Ballou Stearns は車輛用若しくは船用として第 202 圖に示す様な構造の向合ピストン式菱型水冷の機関を試製研究中である。本機関はシリンダ數 4、ピストン數 8、内徑 133.35 mm、各ピストンの行程 215.9 mm、標準出力 1,300 rev/min にて 289 HP、最大出力 320 HP¹⁾ である。上下兩クランク軸よりの動力は Junkers 機関に於けると略同様の齒車装置により中央の軸に傳達されるが、上部クランク軸は下部クランク軸に對し 12° 位相角が進んでおり、早目に排氣口が開き、下方の掃氣口より多少の過給も行ひ得る様になつてゐる。



第 202 圖 Stearns 機関の構造

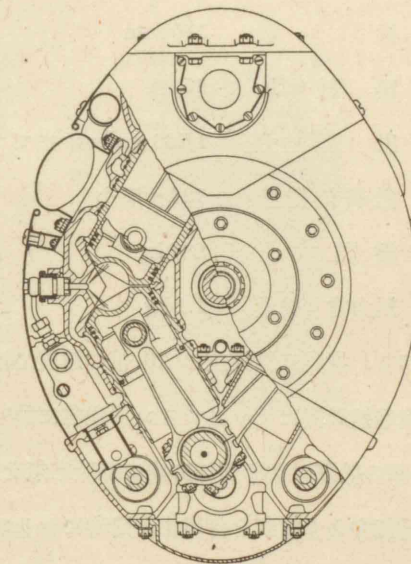
¹⁾ The Stearns Diamond Diesel. Diesel Power. April, 1935.

燃料噴射弁は各シリンダに 2 個宛設けられ蓄壓式定壓噴射を行ふが、燃料噴射弁の揚程は勾配カムを軸方向に移動せしめて加減出來、從て、出力も調整される。掃除空氣はルーツ送風機により供給する。

アメリカの Baltimore Oil Engine Co. に於ては上記 Stearns の設計に基づく下の様な要目の航空ディーゼル機関を計畫中の由である。同機関の構造は第 203 圖に示す如きものと思はれる。²⁾

シリンダ數	2×6
内 徑	120 mm
行 程	2×210 mm
出 力	1,200 HP
毎分回轉數	1,500
燃料消費率	180 g/HP-h
機 關 重 量	1,300 kg
馬力當り重量	1.08 kg

この式の構造では Junkers の式に比してクランク軸の數を減じ得、又、U シリンダの機関に比し燃焼室の設計も有利に行ふ事が出来る等の特徴がある様に



第 203 圖
航空用向合ピストン式菱型機関の構造

思ふ。但、航空機用のものは未だ試作の域に達しておらぬ様である。

6.24 ZOD 260 型機関³⁾

これは Brünn (舊チェコスロバキヤ領、現在の Bohemia-Moravia 保護

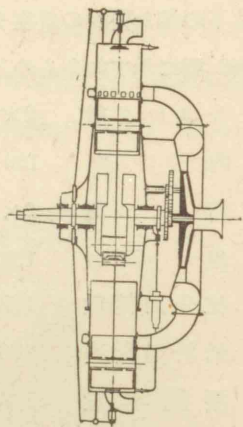
¹⁾ L. Keleyan:—Les moteurs à huile lourde. L'Aérophile. Août. 1936.

²⁾ P. E. Biggar:—Diesel Engines. 1936, p. 158.

³⁾ Der gegenwärtige Stand der Dieselflugmotoren. A. T. Z. 10 Nov., 1938. The Position of the Aero Diesel. Gas and Oil Power. Sept., 1936. Les moteurs a huile lourde. L'Aérophile. Oct. 1936.

領)の兵器工場 Cesko-Slovenska Zbrojovka に於て Vodstroil の設計に基き研究された二サイクル星型空冷の航空ターゼル機関である。その要目は下に、而して、その構造は第 204 圖に略示する如くである。

- シリンダ數 9
- 内 徑 120 mm
- 行 程 130 mm
- 壓 縮 比 15
- 出 力 1,560 rev/mn にて 260 HP
- 燃料消費率 184 g/HP-h
- 機 關 重 量 287 kg
- 馬力當り重量 1.1 kg



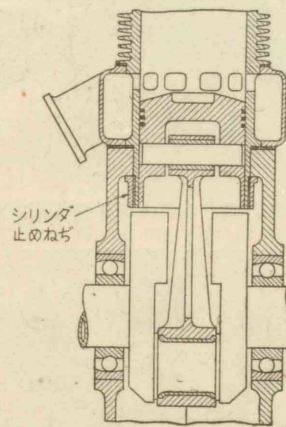
第 204 圖
ZOD 260 型機関の構造

即ち、機関回轉速度の 10 倍の速度で回轉される渦巻送風機により各シリンダ胴部に設けられた 12 個の給氣口より切線方向に掃除空気を送り、シリンダ蓋部に設けた 2 個の排氣弁より排氣を押し出すと同時にシリンダ内の空気に渦流を與へる。排氣弁はシリンダ軸に對し 22.5° の傾に配置されてゐる。掃除空気壓力は全力運轉時 0.34 kg/cm²、而して、送風機の消費動力は 40 HP 程度になる。弁開閉時期は下の如くである。

排氣弁 (開)	下死點前 60°	給氣口 (開)	下死點前 45°
排氣弁 (閉)	下死點後 45°	給氣口 (閉)	下死點後 45°

燃料噴射ポンプは Bosch の製品で各シリンダ毎に配置されており、クランク軸後方に設けた 1 個のカム板によりそれぞれ押棒を介して作動せしめられ

シリンダ蓋中央部に取付けた 3 噴孔の自動弁より燃料を噴射する。燃料噴射壓力は試製當初は 300 kg/cm²であつたが、實驗の結果最近では 210 kg/cm² に下げられた。ピストン頂部には第 205 圖に示す様に直徑 60 mm、深さ 15 mm の凹所が設けられ、空気は同部は於て旋回運動をなし、燃料と混和して燃焼するが燃焼壓力は約 78 kg/cm² 位に達する。シリンダ蓋は Hiduminium



第 205 圖 ZOD 260 型機関シリンダ取付の詳細



第 206 圖 ZOD 260 型機関シリンダ

RR 56 火造品より削出し、クロム・モリブデン鋼製シリンダに螺入焼嵌する。その外觀は第 206 圖に示す如くである。而して、シリンダは第 205 圖に示す様に環状ねちを下方より螺込んでクランク室に固定する。

クランク室は輕合金 Hiduminium RR 56 の火造物であり、二つ割りに作られてゐる。本機関は 1,950 rev/mn にて 350 HP を發生せしめんとして更に研究されてゐるが、その場合の正味平均有效壓力は 6.2 kg/cm² になる。現在、離昇時の出力は 310 HP 迄高められてゐる。機関外觀は第 207 圖及第 208 圖に示す如くである。

本機関は 1933 年に 100 時間の耐久力試験が行はれ、續いて飛行試験にも成

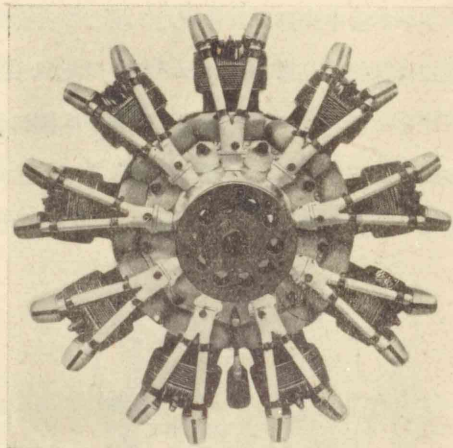
功した。而して、フランスの Société de Mécanique Générale でも同機関を購入研究を初める等かなり有望視されてゐたが、比較的小馬力であり、且、その設計を基として大馬力化する事はなかなか困難である等の事情もあるためか爾後研究も餘り進展しておらぬ様である。

この外ドイツの ^{ミッヘル} Michel ^{モートル} motor 会社に於ては、第 209 圖に示す如き共通の燃焼室を有する星型 3 シリンダ向合ピストン式機関數組を串型に連ねた獨特の二サイクル直接噴射式機関を製作してゐるが、¹⁾ 同社 420 HP 機関を第 210 圖に示す様な具合に飛行船に用ひる事を推奨してゐる。²⁾

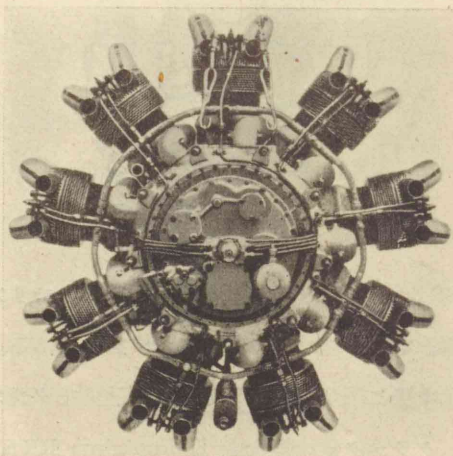
本機関馬力當りの重量は 3.5 kg で、形體も比較的小さいが、實際飛行船に

¹⁾ A. Nägel und O. Holfelder:—Der neue Michelmotor. Dieselmaschinen VI 1936.

²⁾ The New Epoch in Diesel Engine Design. Michelmotor-Gesellschaft M. B. H., Hamburg, Oct. 1932.



第 207 圖 ZOD 260 型機関前面



第 208 圖 ZOD 260 型機関後面

第 6 章 二サイクル航空ディーゼル機関

219

使用されるには至らなかつた。

又、アメリカの Elmer A. ^{スベリー} Sperry も歐洲大戰後二段膨脹の所謂複式ディーゼル機関 (Compound Diesel Engine) を研究し、¹⁾ 1,000 HP の航空ディーゼル機関の計畫をしたが、²⁾ 實現されるには至らなかつた。尙、極く小馬力の機関としては模型飛行機用としての二サイクル星型 3 シリンダ空冷、2,000 rev/mm にて $6\frac{1}{3}$ HP 發生、馬力當りの重量 1.5 kg

第 209 圖 Michel 機関の構造

第 210 圖 飛行船ゴンドラ内 Michel 機関裝備圖

¹⁾ A. E. Thiemann:—Fahrzeug-Dieselmotoren. 1929, S. 274 複式ディーゼル機関に於ては、高壓シリンダより低壓シリンダにガスが流入する際の熱損失多く、出力の點では有利であるが實際問題としては難點が多い。

²⁾ The Sperry Aero Oil Engine, Aviation. March 7, 1927.

の機関も成功してゐる由である。¹⁾

G. D. Angle は航空ガソリン機関製作会社に於てそれをディーゼル式に改造
 研究中のもの、既に成功せる機関の特許権を購入して試製研究中のもの等も
 も加へて 35 種類の航空ディーゼル機関の要目を掲げ、これ等は今日迄に試製
 された航空ディーゼル機関中の 2% 位に過ぎないと述べてゐる。²⁾

我國に於ても既述の航空研究所の試製機関を初め、二、三の場所に於てそ
 れぞれ獨創的設計による二サイクル星型空冷、二サイクル 60°V 型 12 シリ
 ンダ水冷等の機関に就き鋭意研究實驗が續けられており、遠からず優秀なる
 國産の航空ディーゼル機関が完成されんとしてゐる。

¹⁾ Midget Diesel Aircraft Engine. Popular Mechanics, June 1937, p. 830.

²⁾ Glenn D. Angle:—Will Future Aircraft be Diesel Powered? Aero Digest, March, 1935.

第 7 章 總 括

7.1 主なる航空ディーゼル機関の要目

以上述べた各種航空ディーゼル機関中主なるもの、要目を 1935 年迄に發表
 された舊式のもの及爾後に發表された最新のものに分けて掲げれば第 18 表
 及第 19 表の如くである。これ等の數値は試験の最良成績を示すもの故、實
 際は多少割引して考へる必要がある。

尙、高性能液冷航空發動機の代表として四サイクルの Allison V 1710 C
 15 型ガソリン機関及二サイクルの Junkers Jumo 207 型ディーゼル機関を例
 にとり、兩者の比較をすれば第 20 表の如くである。これを見るに Jumo
 207 型ディーゼル機関の方がシリンダ體積 1 当りの出力の點では Allison
 V 1710 C 15 型ガソリン機関に勝り、馬力當りの重量の點では多少劣る事を
 認めるのである。¹⁾

7.2 航空發動機としてのディーゼル機関の得失

ガソリン機関は、他の發動機とは比較にならぬ程高能力のものであり、現
 時の航空界に殆んど獨占的地位を占めてゐる。然しながら航空機性能向上
 に對する要求は限りなく増加しつゝあり、この種機関に對しても細部に亘つ
 ては種々不満足の點があるため、茲に、航空ディーゼル機関の研究と云ふ要求
 が起つたのである。

而して、以上述べた諸研究を綜合して見るに、從來のガソリン機関に對比

¹⁾ Paul H. Wilkinson:—The Performance of Modern Aircraft Diesels. S. A. E. Journal. Nov., 1940.

本論文には更に空冷の場合の B. M. W.-Lanova 1200 HP ディーゼル機関及 Wright Cyclone G 202 A 型ガソリン機関の比較等もある故参照され度い。

第 18 表 1935 年當時に於ける主なる航空ターボエンジンの要目

國名	機 關 名 稱	サイク ルの數	型 式	冷却法	シリン ダ數	内徑×行程 (mm 單位)	毎分 回轉	ピストン 速度 (m/sec)	最大 出力 (HP)	正味平均 有効壓力 (kg/cm ²)	馬力當り の機關重 量 (kg)	燃 料 消費率 (g/HP-h)	壓縮比
イ	Beardmore- Tornado *	4	豎 型	蒸氣 冷却	8	209.5×304.8	1,200	12.2	650	6.0	3.49	175	12.25
キ	Bristol- Phoenix	4	星 型	空冷	9	146×190.5	1,900	12.1	416	6.9	1.18	180	14
リ	Rolls-Royce Condor	4	60°V 型	水冷	12	139.7×190.5	2,000	12.7	500	6.4	1.36	190	12.5
ス	Sunbeam- Coatalen	4	豎 型	水冷	6	120×130	1,600	7.0	112	7.1	1.75	170	12
ア	Attendu	2	豎 型	水冷	2	139.7×165.1	1,620	8.9	85	4.7	2.60	270	12.8
メ	Deschamps	2	倒立 30°V 型	水冷	12	152.4×228.6	1,600	12.2	1,200	6.7	0.91	185	16
リ	Guiberson A-980 型	4	星 型	空冷	9	122.2×152.4	1,925	9.8	185	5.4	1.24	190	14.7
リ	Guiberson A-918 型	4	星 型	空冷	9	120.6×146	2,020	9.8	240	7.1	1.02	175	16
カ	Packard DR 980 型	4	星 型	空冷	9	122.2×152.4	1,950	9.9	225	6.5	1.03	180	16
	Sutor	4	星 型	空冷	7	177.8×177.8	1,500	8.9	400	7.7	—	170	15

ド	Mercedes Benz OF-2 型*	4	60°V 型	水冷	12	165×210	1,720	12.0	750	7.4	1.27	185	15.0
イ	Junkers Jumo 204 型	2	豎型 向合ピス トン式	水冷	6	120(2×210)	1,700	11.9	720	6.7	1.10	168	14
ツ	Junkers Jumo 205 型	2	豎型 向合ピス トン式	水冷	6	105(2×160)	2,100	11.2	540	6.9	0.92	170	17
フ	Clerget 9 A 型	4	星 型	空冷	9	120×130	1,850	8.0	135	5.0	1.69	197	14
ラ	Clerget 9 C 型	4	星 型	空冷	9	130×170	1,900	10.8	300	7.0	1.12	183	16
ン	Clerget 14 F 型	4	二列 星 型	空冷	14	140×160	1,850	9.9	500	7.1	1.2	166	14.5
ス	Jalbert Salmson SH 18 型	4	豎 型	水冷	6	125×180	1,800	10.8	210	7.9	1.53*	180	10.57
		2	星型 U シリンダ	水冷	2×9	118×150	1,600	8	600	5.7	0.95	175	16
イ	Fiat A. N. I 型	4	豎 型	水冷	6	140×180	1,700	10.2	220	7.0	1.36	190	14.5
タ	Gatti	2	60°V 型	水冷	12	130×180	1,800	10.8	1,000	7.9	1.00	190	16
ス	ZOD 260 型	2	星 型	空冷	9	120×130	1,560	6.8	260	5.7	1.1	170	15

* 印は飛行船用機關である。

第 19 表 最近の主なる航空ターボエンジンの要目

國名	機 關 名 稱	サイク ルの數	型 式	冷 却 法	シリン ダ數	内 徑 × 行 程 (mm 單位)	毎分回轉	ピスト ン速 度 (m/ sec)	最大 出力 (HP)	正味平均 有効壓力 (kg/cm ²)	馬力當り の重量 (kg)	燃料消 費率 (g/ HP-h)	壓 縮 比	備 考
イ	B.M.W.-Lanovia 114-V 2 型	4	星型	空冷	9	155.5 × 162	2,000 (2,050)	10.8 (11.1)	520 (615)	8.45 (9.75)	0.85 (0.72)	—	—	放熱器を 含む重 量
イ	B.M.W.-Lanovia 114-V 4 型	4	星型	液冷	9	155.5 × 162	2,200	11.9	650	9.6	0.74	170	14.8	
イ	Junkers Jumo-205 C 型	2	星型向 合ピスト ン式	水冷	6	105(2 × 160)	2,200	11.7	600	7.4	0.87	175	17	排氣ター ボ機裝 備
イ	Junkers Jumo-207 型	2	星型	液冷	6	105(2 × 160)	2,400 (3,000)	12.8 (16.0)	800 (1,000)	9.0 (9.0)	0.81 (0.65)	170	17	排氣ター ボ機裝 備
イ	Mercedes- Benz LOP-6 型	4	50° V 型	水冷	16	175 × 230	1,600	12.3	1,320	8.37	1.48	180	16	
イ	Clerget- 14 F-01 型	4	二列 星型	混合 冷却	14	140 × 160	2,100 (2,400)	11.2 (12.8)	700 (940)	8.72 (10.2)	0.90 (0.74)	180	13	排氣ター ボ機裝 備
イ	Clerget 16 H 型	4	45° V 型	水冷	16	180 × 200	2,000	13.3	1,800 (2,000)	9.93 (11.0)	1.0 (0.9)	170	12	
イ	Coatalen	4	60° V 型	水冷	12	150 × 170	2,000 (2,400)	11.3 (13.6)	575 (600)	7.2 (6.25)	0.96 (0.92)	160	16	
イ	Jalbert H 型	4	H 型	水冷	16	130 × 130	2,300 (2,400)	10 (10.4)	540 (600)	7.65 (8.15)	1.05 (0.95)	180	13	
イ	Guiberson A-1020 型	4	星型	空冷	9	130.2 × 139.7	2,150	10	310 (340)	7.75 (8.5)	0.9 (0.82)	170	15	

備考 括弧内には離昇出力に對應する數値を記す。

第 20 表 高性能航空ターボエンジン及ガソリンエンジンの比較

機 關 名 稱	Junkers Jumo 207 型 二サイクルターボエンジン	Allison V 1710 C 15 型 四サイクルガソリンエンジン
使用燃料	輕 油	87 オクタン價ガソリン
離昇出力 (HP)	3,000 rev/mn にて 1,000	3,000 rev/mn にて 1,090
シリンダ體積 (l)	16.62	27.36
シリンダ體積 1l 當りの出力 (HP/l)	60.2	39.8
機關總重量 (kg)	650	608
馬力當りの重量 (kg/HP)	0.65	0.56
正味平均有効壓力 (kg/cm ²)	9.2	11.9
燃料消費率 (g/HP-h)	160~170	205
正規高度 (m)	7,800	4,000

としての航空ターボエンジンの特長としては先づ下の諸點を擧げる事が出来る。

i) 火災の危険が無くなる 使用燃料は揮発不引火性なるため火災の危険少く、蒸發氣閉塞等の問題も起らない。又、燃料を所要の時期に噴射するのであり、逆火の惧もない。

ii) 燃料費が經濟である 使用燃料たる輕油はガソリンの半値であり、その消費容量も 50% 餘少いため、燃料費は 1/3 以下ですむ。又、潤滑油が多少燃焼室内に漏入しても、これを燃焼して馬力の發生に利用し得、ガソリン機關の場合に於ける様な悪影響を伴はない。

iii) 電氣妨害を受けぬ マグネトー及點火栓等高電壓裝置を必要とせぬため、ラヂオの受信を阻害されず、敵の電氣妨害を受ける惧もない。

iv) 天候並に飛行狀態等の影響が少い 電氣點火裝置並に氣化器を使用せぬため作動が確實であり、天候並に飛行狀態等の影響を受ける事が少い。

v) 大馬力の發生に適す 大馬力のガソリン機關に於ては各シリンダに一樣に燃料を供給する事がむづかしく、シリンダ冷却の困難、異常爆發等種

々の問題を伴ふ。然るにディーゼル機関に於ては各シリンダに燃料噴射ポンプを設ける故燃料の分配も一様に行はれ、故障の場合にもそのシリンダだけが作動不能に陥るに過ぎない。而して、冷却の問題も比較的簡単であり、二サイクルの採用により大馬力の発生にも好適である。

vi) **排気は無害である** 排気中に於ける一酸化炭素の含有量少く、その熱を利用して比較的簡単に室内を暖められる。

これだけ見ると、ガソリン機関の欠点を殆んど全部除いた事になり、極めて有利な様であるが、一方次に述べる様な欠点がある。

i) **機関重量が大である** 燃焼圧力が高く、且、燃焼状態を良好ならしめるためにはかなりの過剰空気を必要とし、回転速度も幾分低くなる等のため、馬力當りの重量が増し、先づ 0.7~1 kg 程度で満足せねばならぬ。

ii) **離昇出力が比較的少い** 離昇出力の割合は同一ピストン押のけ量を有するガソリン機関に於てオクタン價 87 の燃料を用いた場合の 75%、オクタン價 100 の燃料を用いた時の 65% 程度に過ぎない。

iii) **離昇時に煤煙を伴ふ** 離昇時に出力を高めようとするれば、排気中の煤煙が著しく増加する。

iv) **寒冷時の起動が困難である** 壓縮着火式故外氣の温度低く回転の出ぬ時には自己着火を起し難く、起動が困難となるのは免れない。

v) **機関価格が高い** 燃焼圧力が高いため、良質の材料を用ひ加工も特に入念にせねばならぬ。而も、一定のピストンの押のけ量に對する出力の割合が少く、且燃料噴射ポンプ、噴射弁等精巧なる諸装置を必要とするため、馬力當りの価格はかなり増加する。

これ等の得失を比較して見ると、航空ディーゼル機関には特長も多いと同時に缺點も多く、殊に上記重量並に離昇出力の點は重大であり、高速度を必要

とする戦闘機等に對しては、この點だけでも失格してしまふ。然し乍ら、航空ディーゼル機関の實用價値を論ずる場合には、繼續飛行の時間と云ふ事をも考へに入れねばならぬ。

7.3 繼續飛行時間の問題

航空ガソリン機関は飛行中離昇出力の 60% 位で用ひられるのが普通であるが、オクタン價 87 のガソリンを用ひる長距離飛行機の燃料消費率は 205 g/IP-h、オクタン價 90 の時には 195 g/IP-h、而してオクタン價 100 の燃料を用ひる場合には 180 g/IP-h 程度である。¹⁾

ディーゼル機関では異常爆發、過熱等の懸念なしに比較的高出力で繼續運轉が可能であり、例へば既述の Jumo 205 E 型機関では離昇出力 700 IP、巡航出力 560 IP、即ち、離昇出力の 80% 全力で飛行を續けるのである。最近では Jumo 207 の如き高性能の機関も現はれてゐるが、Junkers Jumo 205 E 型機関を例にとり、發動機關係の全裝備重量をガソリン機関の場合と比較して見よう。今、同機関最大出力時に於ける馬力當りの重量を 0.81 kg、80% 荷重時に於ける燃料消費率を動力計試験成績並に飛行実績より推して 160 g/IP-h と採る。次に、馬力當りの放熱器重量を 0.11 kg (これはガソリン機関の場合の約 80% に當る)、燃料タンク重量を搭載燃料重量の 5% と假定する。然る時には 80% の出力で x 時間繼續飛行するに要する馬力當りの全裝備重量は下の如くなる。

$$0.81 + 0.11 + (1.05 \times 0.160) x = 0.92 + 0.168 x \text{ (kg)} \quad (7.1)$$

一方、ガソリン機関に對しては馬力當りの重量を 0.60 kg、飛行中に於ける

¹⁾ The Compression Ignition Aero-Engine. The Engineer, Feb. 27, 1937.

燃料消費率を 200 g/HP-h, 馬力當りの放熱器重量を 0.137 kg, 燃料タンク重量の割合はディーゼル機関の場合と同様に搭載燃料重量の 5% と假定する。この場合, x 時間の繼續飛行に對する馬力當りの全裝備重量は

$$0.60 + 0.137 + (1.05 \times 0.200)x = 0.737 + 0.21x \text{ (kg)} \quad (7.2)$$

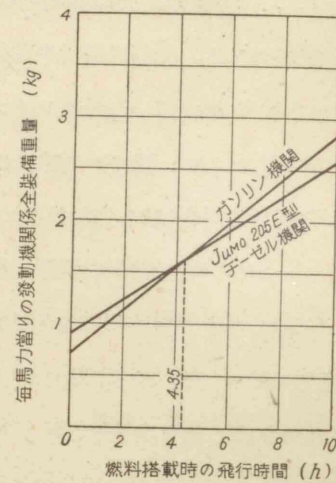
となる。上記 (7.1) 及 (7.2) 式に於ける x の値を種々に變えて圖に表せば第 211 圖の如くなり, これよりして 4 時間半以上の繼續飛行に對しては航空ディーゼル機関の方が有利と云ふ結論に達する。

Junkers Jumo 205 E 型機関 4 臺裝備
ドルニエ
 の Dornier Do 26 型飛行艇は Deutsche Lufthansa の南大西洋横斷定期飛行用として用ひられてゐるが, 乗員 4 名, 積載荷物 1,350 kg の場合 310 km/h の速度にて 3,200 km 繼續飛行の性能を有してゐる。

斯る長距離飛行機用として航空ディーゼル機関の有利な事は論を俟たないが一方, 燃料費の少い點よりしてドイツを中心とする歐洲の近距離航空路に於ても Junkers Jumo 205 C 型機関付きの飛行機が實用され, 經濟的にも引合つてゐる點は注目に値する。

7.4 航空ディーゼル機関の將來

ディーゼル機関が發明されて以來丁度半世紀に過ぎないが, 漸次從來の蒸氣若しくはガス機関使用の分野を狭めつつある。殊に, 茲十數年以來高速ディーゼル機関の研究は著しく進歩し, 自動車用, 高速車輛用, 内火艇用, 戰車用等



第 211 圖
 ガソリン及ディーゼル機関に於ける
 燃料搭載時の裝備重量比較

としてガソリン機関の分野に進出しつつある事は衆知の通りである。而してその用途は益々擴大され, ガソリン機関の獨舞臺であつた航空發動機の領域に迄侵入するに至つた。然しながら, 航空發動機としては未だガソリン機関の全盛時代であり, 第一次歐洲大戰以後今日迄の二十數年間に, 以上縷説した様にそれぞれ獨特の設計により數十種の航空ディーゼル機関が試製研究されたが, それ等の中で既に實用に供されてゐるのは Junkers 機関唯一つと云ふ有様である。これは一般の用途に對する繼續飛行の時間が現在の所僅々二, 三時間程度であり, 航空ディーゼル機関馬力當りの重量が, 尙, 多過ぎるためである。而して, 斯る短距離飛行に對しては, 高オクタン價の燃料を用ひる優秀なるガソリン機関に性能の點で打勝ち得る見込みも少い。然しながら, 一般航空機の繼續飛行時間は益々増加しつつあり, 大型飛行艇, 重爆撃機等に用ひられる 1,000~2,000 HP 級の機関若しくは長時間の繼續飛行を必要とする哨戒用飛行機等の機関としては航空ディーゼル機関が要望されてゐる。又, 飛行船は飛行機に比して重量的に恵まれて居り, 元々遠距離飛行を目標とする點に加ふるに, 搭載水素に對する安全性と云ふ見地よりしてもディーゼル機関の採用が最も有利である。

然し, 總括的に考へるに, 從來使用されてゐなかつた航空ディーゼル機関をこれ等の方面に普及發達せしめるには, その性能をガソリン機関と同等若しくは以上に向上せしめる様努力せねばならぬ。一方, 最近勃興しつつある フィッシャー Fischer 法石油合成工業及撫順のシェール油工業等に於ては, 高速ディーゼル機関用として好適の高セタン價燃料を採取するのが有利であり, 一朝ガソリンの供給が杜絶した場合の對策として, 若しくは未知の研究分野を闡明する等の點よりして航空ディーゼル機関の研究は大いに意義があり, 政府當局の積極的獎勵援助を要望して止まぬ次第である。加之, 本研究は一般高速ディーゼ

ル機関の進歩発展に対しても寄與する所が尠くないのである。

尙、高速ディーゼル機関に於ける燃料噴射の意図は最近の航空ガソリン機関に取入れガソリン噴射電気点火式機関として航空ディーゼル機関に一步先んじて實用されんとする機運にある。

ディーゼル機関は既に述べた様にガソリン機関に望まれぬ種々の利點を有してゐるのであり、技術の進歩に連れてその缺點とする所も漸次除去されつゝある。然し、航空ディーゼル機関としては何分誕生以來日尙淺く、大部分のものは未だ試製の域を脱せず、實驗の結果絶えず改良が加へられてゐる状態で、既に發表されてゐる數値のみに基いての判断は正鵠を失する惧がある。

以上述べた事項に対しては、参考文献の涉獵並に實驗的研究等も意に任せぬため獨斷の點多きも、本書により航空ディーゼル機関に対する基礎的概念を與ふる事を得れば著者の本懐である。

(終)

索引

ア		渦流の強さ 95
壓縮渦流並に渦動 91		渦流の必要 87
壓縮率 57		Garuffa-Garguilo 機関 173
Attendu 機関 159		Culverin 192
壓力に伴ふ燃料着火温度の變化 . . . 13		慣性起動装置 38
後零 57		貫通距離 51
Atomigaz 4		貫通距離に及ぼす燃焼室壓の影響 . . 52
後燃えの期間 25		
エ		キ
Air lock 56		機械効率 97
M. A. N. ニサイクル複動機関 . . . 199		機関の出力 29
N. A. C. A. 研究の機関 201		起動法 37
遠心噴射弁 70		Guidoni 機関 132
オ		起動用ガソリン機関 41
Otto サイクル 21		Guiberson 機関 126
送弁弁 77		Guiberson A-980 型機関 126
主なる航空ディーゼル機関の要目 . . 221		Guiberson A-1020 型機関 129
カ		Guiberson T-1020 型機関 132
Cartridge starter 39		Guiberson 燃料噴射ポンプ 73
開放型ノズル 56		Küssner 機関 196
火焰傳播期間 24		
過給壓力 47		ク
過給機駆動のための消費馬力 46		空氣起動 37
Gatti 機関 176		空氣標準の熱効率 22
Cutlas 192		空氣噴射 48
渦動 92		空氣閉塞 56
カム閉閉型噴射弁 66		Clerget 9 A 型機関 110
火藥使用起動装置 39		Clerget 9 C 型機関 112
渦流 88		Clerget 14 F 型及 14 F-01 型機関 . 113
渦流を與へる方法 89		Clerget 16 H 型機関 118
		Clerget 燃料噴射ポンプ 81
		ケ

繼續飛行時間の問題 227
 輕油に對する着火促進劑の効果 . . . 19
 輕油の規格 15
 輕油の性質 14

コ

後期滴下 57
 高空性能の比較 45
 航空ディーゼル機關の將來 228
 航空發動機としてのディーゼル機關の得失 221
 航研二サイクル機關 193
 絞搾型噴射弁 63
 合成サイクルの理論的熱效率 21
 Coatalen 機關 120
 Coatalen 燃料噴射ポンプ 83
 高度による出力低下 44
 高度の影響 42
 高度飛行記録 45, 108
 効率に及ぼす壓縮比の影響 22
 國際標準大氣 43
 Coffman 式 Cartridge starter . . . 39
 Compound Diesel Engine 219

サ

最大貫通距離 51
 サイクルの數 28
 先立ち噴射 104, 118
 Sabathé サイクル 20
 Salmson SH-18 型機關 209
 Sunbeam-Coatalen P. I 型機關 . . 155

シ

Siemens 機關 212
 Sidarblen 機關 211

自動弁 60
 Jalbert 機關 133
 Jalbert 235 HP 機關 135
 Jalbert H 型 16 シリンダ機關 . . 140
 Jalbert V 型機關 139
 重量係數 34
 純開放型ノズル 56
 蒸發式冷却 36
 シリンダ内空氣の渦流 87
 シリンダの冷却 34

ス

吸込渦流 89
 吸戻弁 78
 Sutor 機關 157
 Statax S-3 型機關 213
 Stearns 機關 214
 stratify 7
 swirl 88

セ

セタン價 17
 セテン價 16
 Sersté 機關 211
 ZOD 206 型機關 215

ソ

層化 7
 送弁 77

タ

turbulence 92
 對流による熱損失 96
 彈性係數 57

單弁機關 150

チ

Diesel サイクル 21
 チーゼルノック 25
 蓄壓式定壓噴射法 121
 蓄壓式燃料噴射 67
 着火遅れの期間 23
 着火溫度 13
 着火時間に及ぼす噴霧粒子直径の影響 50
 着火性 16
 着火促進劑 18
 直接燃焼期間 24

テ

定行程ポンプ 75
 differential reaction 式ポンプ . . 82
 Deschamps 機關 169
 Deschamps 燃料噴射ポンプ . . . 85

ト

等體積燃焼をなす燃料割合の壓力に及ぼす影響 27
 dope 18
 dribble 57

ニ

二サイクル航空ディーゼル機關 . . . 159
 二重さや形弁 205
 二重噴射 118

ネ

熱勘定の比較 35
 熱氣噴射 49

熱力學的性能 32
 燃焼渦流 93
 燃料の壓縮性 57
 燃料の性質 3
 燃料の噴射 48
 燃料の分布 53
 燃料噴射管取付け方法 65
 燃料噴射電氣點火式機關 5
 燃料噴射の割合 54
 燃料噴射弁の種類 55
 燃料噴射ポンプ 71

ノ

ノズル 55, 68
 Norrbom 機關 204

ハ

Burn 機關 165
 Pilot injection 104
 吐出弁 77
 Packard 機關 149
 Packard 燃料噴射ポンプ 73
 半開放型ノズル 59

ヒ

Beardmore 機關 100
 Beardmore 燃料噴射ポンプ 79
 B. M. W.-Lanova 114-V 2 型機關 . 103
 B. M. W.-Lanova 114-V 4 型機關 . 104
 P-V 線圖 20
 ピストン表面より逃すべき熱量 . . . 35
 ピストン摩擦損失 97
 ピン型噴射弁 63
 100 オクタン價航空燃料 4

Hindlmeier 高速ディーゼル機関 . . . 177

フ

Fiat A. N. 1 型機関 124

Bristol Phoenix 機関 107

fluid pumping loss 97

複式ディーゼル機関 219

複動機関 161

噴孔の角度 71

噴射の遅れ 67

噴孔深さの最適値 69

噴射弁材質 63

噴射方法 48

噴霧状態の影響 49

噴霧粒子の比較 48

ヘ

平均有効圧力並に回転速度 32

閉止型噴射弁 60

Held 機関 178

Berger 式 hydraulic starter 39

變行程ポンプ 73

Behmann 機関 161

弁の重なり 106

ホ

Bosch 燃料噴射ポンプ 75

Botali 機関 163

ミ

Michel 機関 219

Michell クランク無し機関 200

ム

無気噴射 48

無給油滞空記録 149

メ

Mercedes-Benz 機関 143

Mercedes-Benz OF 2 型機関 . . . 143

Mercedes-Benz LOF 6 型機関 . . . 145

ユ

油圧起動装置 39

U シリンダ式設計 165

Junkers 燃料噴射ポンプ 78

Junkers Jumo 204 型機関 182

Junkers Jumo 205 型機関 186

Junkers Jumo 207 型機関 189

Junkers Jumo 211 A 型機関 9

リ

Ricardo きや形弁式機関 204

離昇出力 11

流量係数 70

レ

冷却水温度と着火遅れの関係 35

ロ

Lorraine 機関 142

Rodgers 機関 208

Rolls-Royce 機関 153

出文協承認 ア 50302 號 (初版 2500 部)

航空ディーゼル機関 5.80

昭和 17 年 5 月 10 日初版印刷

昭和 17 年 5 月 20 日初版發行



著者 大井上博

代表者 南條初五郎
東京市神田區駿河台三ノ九

印刷者 菊地眞次郎
東京市牛込區市谷加賀町一

印刷所 大日本印刷株式會社

製本所 中條製本所

發行所 東京市神田區駿河台三丁目九番地
振替東京 46074 電話神田 (25) 1518・2624
日本出版文化協會會員登錄番號 107524

共立出版株式會社

(國定規格 A 5 判) 配給元 東京市神田區淡路町二ノ九 日本出版配給株式會社

共立社刊行書一班

平山清次	一般天文學	改訂版	¥ 4.00
佐々木達治郎	航空物理學	改新版	¥ 3.00
佐々木達次郎	流體力學		¥ 1.20
佐々木民部	飛行機の設計及計算實例		¥ 3.00
丹羽長道	航空寫真		¥ 1.20
秋田穰	自動車及航空機燃料		¥ 3.50
秋田穰	オクタン價		¥ 4.00
石橋弘毅	ディーゼル燃料		¥ 4.00
石橋弘毅	頁岩油		¥ 3.00
伊木貞雄	天然石油と人造石油		¥ 6.00
常岡俊三	合成液體燃料		¥ 2.80
金澤修三	自動車及航空機の電氣裝置		¥ 3.50
西松唯一	火藥學		¥ 1.80
林茂助	毒ガス化學		¥ 3.50
山田櫻	化學兵器	増補版	¥ 2.00

内燃機關工學双書 各册 ¥ 3.50

内燃機關史	發動機工作法
電氣點火	
熱及熱力學	故障及修理法
發動機の力學	
燃料噴射及燃料ポンプ	航空發動機 (品切)
燃料・燃燒及潤滑油	
發動機試驗法	自動車機關ガソリンディーゼル 車輛用機關
發動機設計法	船用及陸上用内燃機關
發動機用材料	漁船用發動機 農工用小型發動機

郵便便がき



東京市神田區

駿河台三丁目九番地

共立出版株式會社

宣 傳 部 行

★愛読者カード

[本カードは永く保存し新刊案内等に
利用致しますから是非御投函下さい]

御氏名

書名

御住所

御職業

★讀書後の御感想並に今後の出版物に対する希望等御記述下さい。

愛読新聞
雑誌名

讀書傾向 數學・物理・應用物理・化學・應用化學・金屬
機械・電氣・鑛山・土木・建築・農藝化學・生物

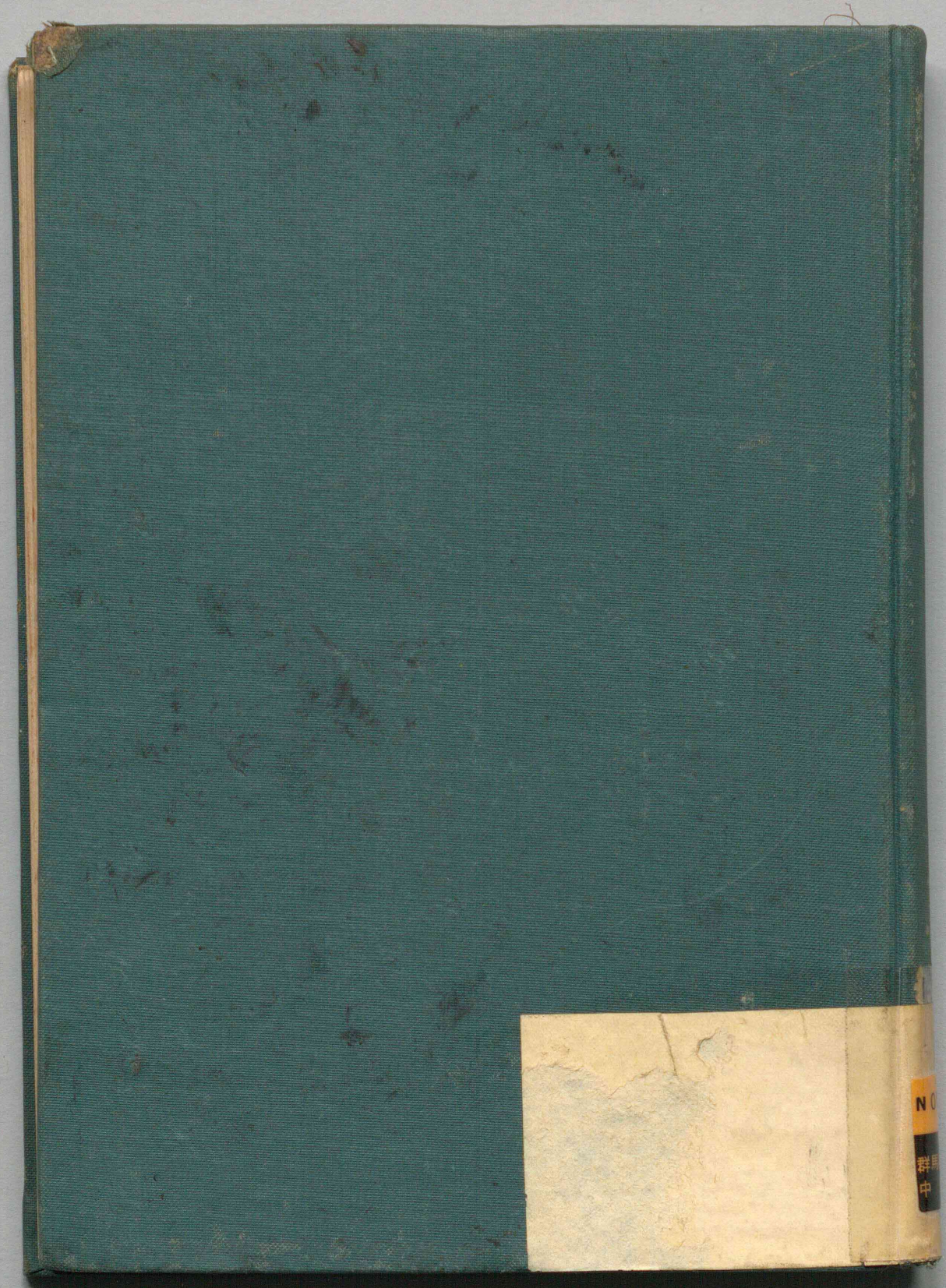
★御轉居の際は御一報下さい。

3885

注意事項

- 資料は大切に扱きましょう。
- 資料は転貸借はお断りします。
- 15日間の期限に必ず返して下さい。
- 資料を汚損または紛失した時は同一の資料又は相当代価を弁償していただきます。

群馬県立図書館
前橋市日吉町一丁目14-8
電話 (0272) 3008 番



N O
中