

# 回転気筒空冷星形発動機の盛衰(下)：技術サブシステムの相互連関という視点から見た変り種エンジンの技術史

坂上 茂樹

Citation	Lema. 480, 101-115
Issue Date	2005-07
Type	Journal Article
Textversion	Publisher
Rights	このコンテンツは、「私的使用」や「引用」など、著作権法上認められている適切な方法にかぎり利用できます。その他の利用には、著作権者の事前の許可が必要です。

Self-Archiving by Author(s)  
Placed on: Osaka City University Repository

## 回転気筒空冷星形発動機の盛衰（下）

—技術サブシステムの相互連関という視点から見た変わり種エンジンの技術史—

On the Technology of the Revolving Cylinder Radial Engines (3/3)

坂上 茂樹\*

Shigeki Sakagami

1. 回転気筒空冷星形発動機とは
2. 誤った技術史的総括
3. 回転気筒空冷星形発動機の登場—アダムズ・ファーウェル自動車用機関（以上前々号）
4. 航空発動機としての回転気筒空冷星形発動機—グノームとル・ローン（前号）
5. その他の回転気筒空冷星形航空発動機（以下本号）
6. 回転気筒空冷星形発動機に関する技術的総括
5. その他の回転気筒空冷星形航空発動機

その他の RCE としては、クレルジェ（[仏] → ベントレー）、ジーメンス（[独] → ブラモ）などの欧州メーカーが著名である。そして、それらはル・ローン同様、いずれもグノームの改良版ないし特許回避版であった。

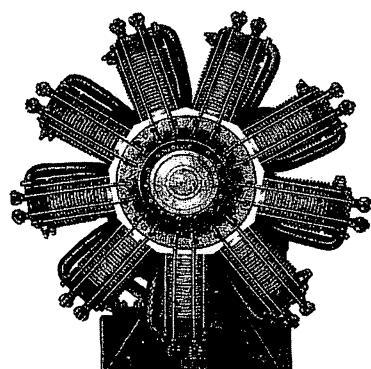
また、これらとは別に RCE に固有の欠点回避を狙った有用無用取り混ぜ、さまざまな提案がなされている。それらはおおむね考案倒れに終わり、頼るべき史料にも事欠く状況ではあるが、簡単な紹介には値する。

### i) クレルジェとベントレー

ル・ローンに次ぐブランドは、同じフランスのクレルジェである。1908 年に水平（立軸）形の固定気筒水冷星形 7 気筒 50 馬力発動機を、'11 年には 90° 水冷 V8 形 200 馬力発動機を開発したクレルジェ・プレシジョン・エンジニアリング社のピエール・クレルジェ（Pierre Clerg  t）はこの年、RCE にも参入した。発動機を製造したのは、

Moursieur Blin なる人物と共同で設立された Clerget-Blin & Cie. と称する会社であったらしい。最初の作品は 7 気筒、サイズ 120 × 150 mm, 85PS/1200rpm., 気筒は頭部一体の鋼製、ピストンは Cu 11.63%, Zn 5.39%, Ni 0.91%, Fe 0.46%, Si 0.31% を含む Al 合金製。この Cu, Zn 含有率は第 1 次大戦中にイギリス National Physical Labouratory で開発され、現在も広く用いられる Y 合金のほぼ 3 倍に相当する。当時は高温強度確保のために、こんな Al 合金が多用された<sup>48)</sup>。ガンストンは航空発動機に軽合金ピストンを採用したのは、クレルジェが最初であったと述べている<sup>49)</sup>。

吸気は外装の吸気管により供給され、動弁系はプッシュプルロッドを用いたクレルジェの従前 2 形式から発展し、2 本の独立したプッシュロッドを用いて吸排気弁を作動させる OHV となった。これにより弁開閉時期を適正化し、充填効率を若干なりとも向上させ、比出力を増大させる途が準備された。1913 年には 9 気筒、110 馬力形が登場。



内丸『内燃機関(後編)』780 頁に誤挿入された第 680 図

図 14 クレルジェ 9 気筒発動機

\* 大阪市立大学教授

Osaka City University, Prof.

外装吸気管やこの OHV 機構採用のためかく拌損失はやや大きくなつたようで、この 110 馬力形の場合、108hp/1 200rpm.におけるかく拌損失は 15.6% と、動力性能においてほぼ互角の動力性能を有する 100 馬力形グノーム単弁式（105hp/1 200rpm.）における 11.8% よりかなり大きい値が計測されている<sup>50)</sup>。

'15年には、これを 160 mm にストロークアップした 9 気筒 9B 形（120/1 200, 130/1 250, 150/1 300），さらに 11 気筒 11EB 形（公称 200 馬力 197/1 300, 230/1 350）が開発された。このうち、9B はイギリスのギネス社でライセンス生産され、総計 4 188 機も作られたソッピース・キャメル戦闘機にル・ローンや次に述べるベントレーとともに搭載された<sup>51)</sup>。

クレルジェはその後、4 サイクル航空ディーゼルに転じ、'20 年代末期から'30 年代を通じて固定空冷星形 9 気筒 100 馬力、同 200 馬力、同複列 14 気筒 500 および 660 馬力に続き、水冷 V 形 16 気筒、離昇 2 000 馬力発動機を開発したが、1946 年に SNECMA に吸収された<sup>52)</sup>。

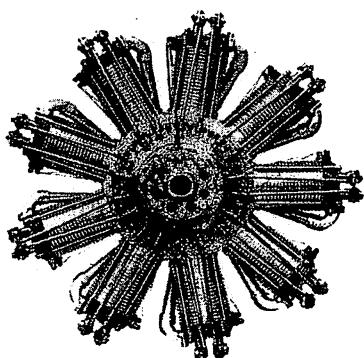
自動車技術者として知られたイギリス海軍技師 W.O. ベントレー（Bentley）は 1914 年、政府の命によりイギリスのライセンシー、Gwynnes 社にライセンス・クレルジェ発動機の気筒過熱対策に駆り出された。手直しより根本的な再設計が必要と判断したベントレーは、より身軽に動ける Humber 社に異動させられ、新規開発に傾注した。1915 年に開発された BR（ベントレー・ロータリー）I 形には、鋼製ライナにアルミ合金製気筒胴（フィン付き）を焼きばめした気筒、鋼製分離式

気筒頭、アンザニの複列 6 気筒固定星形発動機のような 4 本の通しボルトによる気筒頭/気筒胴のクラシック室への共結合および二重点火方式などが導入された。分離式気筒頭の導入はボア変形防止を狙った策であったが、当時は軽合金気筒頭の胴部との結合法、弁座環の嵌入法が未開発であったため、頭部の軽合金化までは実現しなかった。BR I の要目は 9R-120 × 170 mm, 150hp/1 250rpm. で、100 時間の連続運転においても熱だれを生じない耐久性を誇った。

続いて 1916 年、ベントレーはこれを 140 × 180 mm に拡大した BR II を開発。その公称出力は 200 馬力であったが、試運転で BR II は最大出力 234hp/1 300rpm. をマークした。RCE の最終決定版との見方で衆目の一一致するこの BR II はイギリスダイムラー社、ハンバー社、クロスレー（Crossley）社で量産された。キャメルの後継機、ソッピース・スナイプ機には固定空冷星形の ABC “ドラゴンフライ” 320hp が搭載される予定であったが、この計画は “ドラゴンフライ” の不出来により失敗に終わり、発動機は BR II に変更された。BR II 付きスナイプは結局、1927 年まで現役に留まった<sup>53)</sup>。

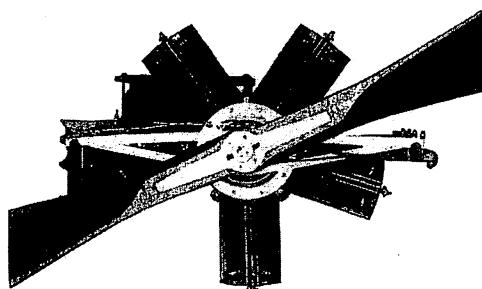
## ii) 標準的構造を有するその他の RCE

一方、こういった欧州系メーカー以外にも航空用 RCE の改良に努力した幾つかのメーカーが、とりわけ対戦前、早い時期のアメリカに存在した。この国は直接交戦とはならなかつたため、上述の欧州系 RCE のように大出力化しなかつたが、それらはいずれも RCE 固有の欠点除去、とりわけ燃料/潤滑油消費率の低減、および冷却性能向上をめざした開発という点で評価されうる作品群



Nayler & Ower, *op.cit.*, Pl.100.

図 15 ベントレー BR I 発動機



*Cyclopedia of Automobile Engineering, Vol.IV. Aeroplanes Types-Motors Construction.* p.188, Fig.15.

図 16 アダムズ・ファーウェル航空用 RCE

であった<sup>54)</sup>。

筆頭は、かつてその想源をなしたグノームから刺激を受けたファーウェルである。アダムズ・ファーウェル 5 気筒航空 RCE (152.4 × 152.4 mm, 連続定格出力 72hp/1 000rpm) は極端な軽量性よりも信頼性を重視した設計で、クランク軸の強度や主連桿大端軸受の負荷容量には十分な余裕が織り込まれていた。材料面では V-Cr-Ni 鋼が多用された。ピストンリングもあえて 4 本式が採用された。各ヘッドには 2 本の点火プラグが設置されており、点火系統も完全に二重化されていた。

注目すべきことに、本機関においては、各気筒に独立のインジェクタを備えた燃料噴射方式 (MPI) が採用されていた。しかも、筒内噴射であつたらしく、吸気行程においては空気のみが吸入された。吸気弁は存在せず、ヘッドに設けられた大径の弁が吸排気兼用の弁として作用した。排気行程開始前には開弁圧力が過大となるので、気筒下部には「試製的」航空発動機同様の補助ポートが備えられており、排気ガス圧は下死点前の補助ポートからの吹出しにより軽減された。吸気行程終わりには逆にここから空気が進入するが、この空気は弁から吸入された空気とともに噴射されたガソリンと混合気形成に与る。建前上、燃料噴射量にも吸入空気量にも、気筒間のバラツキは発生しない。

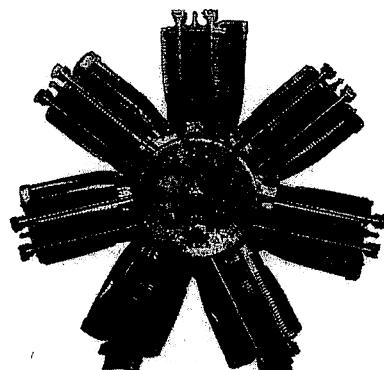
この機関の場合、吸気絞りは全く行なわれず、出力制御はもっぱらガソリン流量の調節によって果たされた。気化器調整のような微妙な調整は不要、いったん始動してしまえばガソリンの性状にも鈍感で、このシンプルな方式によって広い範囲にわたって回転数の制御が可能であったという。

この機関の“positive oiler”を用いた潤滑法は特許になっていた。それはディーゼル機関における列形噴射ポンプと分配形噴射ポンプの中間のような仕かけであった。その回転体は気筒数に合致したバレルを有し、各バレル内部にプランジャーを収容した回転弾倉のようなものであった。この回転体は垂直軸によって支持され、かつ上下二方向から正面カムではさまれていた。その回転とともに各プランジャーは吸込み、吐出行程をくり返し、吐出行程においてはその都度、連通した送油管から少量の潤滑油が圧送された。ここで使用された潤滑油は非常に粘度の高いシリングダ油で、これが

各気筒ならびに軸受に供給された。飛沫潤滑は一切用いられていない。

早い時期からアダムズ社は回転気筒空冷機関における気筒回りの空気拳動について系統立った実験を行なっており、その結果、「気筒円周方向の（通常形の）冷却フィンよりも気筒軸方向（長手方向）のそれのほうがはるかに放熱効果が高い」とのゆるぎない結論に達していた。これは回転気筒群の遠心ポンプとしての作用に鑑みれば、合理的な結論であった。

この手法には余慶もあった。気筒に作用するガス圧は半径方向および軸方向に分けられ、空冷の固定気筒においては、前者が後者の 2 倍程度になるのが通例である。しかし、円周方向のフィンが多数存在するため、半径方向の応力は設計上無視される。軸方向応力は一応問題となるが、気筒の剛性を増し変形を防ぐとともにボーリングしろを賦与する観点から、航空発動機といえどもかなり余裕強度を見込んだ設計となる<sup>55)</sup>。しかるに、回転気筒空冷機関においては軸方向に作用するガス圧は遠心力と合一して作用するため、気筒の軸方向応力が非常に苦しくなる。冷却フィンを長手方向に配すればこれが補強リブとなり、気筒に作用する軸方向応力を低減させることができた。



Cyclopedia of Automobile Engineering, Vol.IV. Aeroplanes Types-Motors Construction. p.192, Fig.16.

図 17 メツ 7 気筒 RCE

同じアメリカのメツ (Metz) は 171.5 × 171.5 mm という大きなボア×ストロークを有する点が、特筆される、やや平凡な 7 気筒発動機であった。独立した吸排気弁を有する OHV。吸気は外装の銅製吸気管による。ガソリンは潤滑油とともにクランク軸中空部よりケース内に進入。そこ

からの潤滑は飛沫。125hp/800rpm、重量170kg。気筒はCr鋼中空鍛造材からの削り出し品で気筒頭一体らしい。ピストンは軽量化されており、リングに独特の工夫が凝らされていたようである。クランクケースはAl合金一体鋳造品<sup>56)</sup>。主軸受はボールベアリング。クランク軸はCr-Ni鋼。バルブはNi鋼、プッシュロッドは薄肉のNi鋼管。

ワインバーグ(Weinberg)は180°クランクを有する2サイクルクランクケースと圧／排気弁付き単流掃気形の空冷2気筒水平対向RCE。2気筒同時点火。動弁系は気筒頭にシリンダ径の2/3近い直徑を有する排気弁を有するOHV、ただし、バルブスプリングではなく、弁座との密着にはガス圧と遠心力を利用するだけという単純な機構であった。気筒、ピストンは鋳鉄製、クランクケースはアルミ合金一体鋳造品というこれまた平凡な構造、しかも特筆されるべきは、潤滑を混合油潤滑としたことである。案外、この単純な方式を洗練して行なったほうが、潤滑油の浪費を抑止できたのかもしれない。

以上のアメリカ製RCEのその後の消息については、寡聞にしてこの場で紹介しえない。ただ、強烈な開発ドライブのかからなかったこの国のことかで、それらは結果として立ち消えるように終焉を迎えたものと想像される。

### iii) 二重回転に類する構造をもつRCE

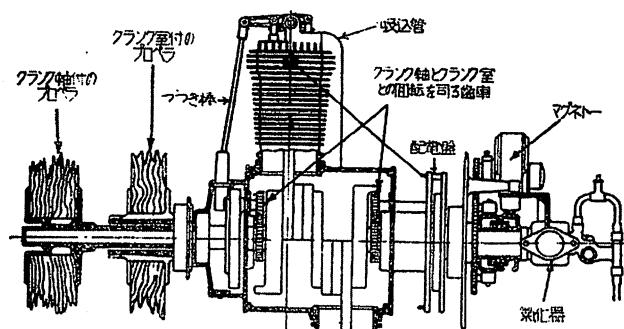
以上とは別に、高出力(単位時間あたりサイクル数)を稼ぎつつ、回転気筒群によって生ずるかく拌損失およびジャイロ効果を軽減し、併せて減速機なしにプロペラ推進効率を高める狙いでクランク軸とクランク室・気筒群とをともに、しかし、

反対方向に回転させる二重回転式のRCEが、歐米各国で開発された<sup>57)</sup>。

通常、プロペラはクランク室によって支持されるが、中にはクランク軸とクランク室にプロペラを取り付け、二重回転プロペラとする試みもなされた。これらいわゆる double-rotary engine の想源は、初期の電気自動車に相当数使用された電気子と界磁とを二重回転させる電動機にあったようにも思われる<sup>58)</sup>。以下、二重回転形RCEについて、その前駆形態から紹介していこう。

アメリカのブルーク(Brooke)は、“ノン・ジャイロ”機関なるもので知られた。そのうち、E形は高価で機構も変わっていた。それは独立回転方式の複列星形10気筒、前後列は単独で回転可能というもの。名称からは二重回転を連想するが、そこまで複雑な機構ではなかったようである。定格出力は85hp。若干オフセットされたクランク軸と気筒群を有し、ボア×ストロークは108×108mmのスクエア。ストロンバーグ気化器を2個使用。マグネットは2筒形1個で、ハイテンションコードはわずか約30cmと短く、トライブルの多い摺動接点は存在しなかった。潤滑は強制注油方式。グノームの初期形同様、ピストンヘッド上に吸気弁、シリンダヘッド上に排気弁を有し、排気弁のバルブスプリング張力はアイドリング時のみに効く程度に小さく設定され、通常回転時には遠心力をを利用してガスタイトを確保した<sup>59)</sup>。

二重回転式の嚆矢の一つは、バーラット(Burlat国籍不詳)の作品である。しかし、これはまことに間抜けな発明で、クランク軸と気筒群とは同一方向に、ただし、気筒群はクランク軸の1/2の速度で回転する。1サイクルを完結させる



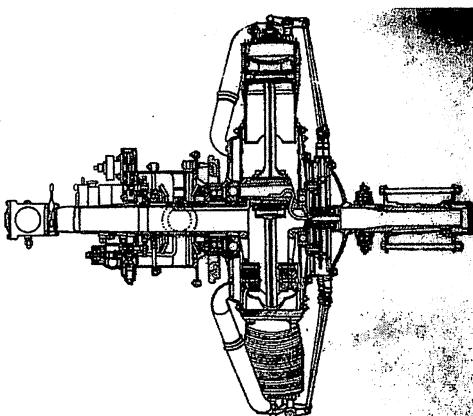
内藤『航空發動機並計器』177頁 第171圖

図18 E.J.C.の2重回転形RCE

のに、通常の4サイクル発動機がクランク軸なり、クランク室なりの2回転で済むのに対して、本発動機においてはクランク軸の4回転を要する。比出力は下がり、かく拌損失も遠心力もいたずらに増すばかりである。まず、こんなでき損ないは内燃機関の歴史の中でも空前絶後であろう<sup>60)</sup>。

E.J.C.発動機（国籍不詳）は複列星形6気筒、OHV。クランク軸とクランク室で二重反転プロペラを駆動する小型発動機で連桿は side by side 方式である。ボア、ストロークはともに100 mm のスクエア。出力100馬力、この時のクランク軸回転数は1200rpm、クランク室回転数は800rpm..たいした実績は残していないようである<sup>61)</sup>。

ダブルロータリの中で最も実績があり、広く知られてもいるのは表1所載のドイツ、ジーメンス系のジーメンス・ウント・ハルスケ (Siemens & Halske) 社製二重反転式RCEである。クランク軸と気筒群／クランク室は、同一速度で逆方向に回転する。その最初のモデル、Sh1形 (R9-124 × 140, 100PS/800 [1600] rpm.) は1914年に開発された。設計者はC.B.BurdonともFranz Dinslageとも伝えられる。この会社はグノーム発動機をライセンス生産した実績があり、Sh1の吸排気機構にはグノーム単弁式のそれが踏襲された。'18年には、通常のOHV式動弁機構を有する11気筒のSh3 (160/900 [1800]), Sh3a (240/900 [1800]) が登場した。



所澤陸軍飛行學校『發動機學教程附圖』(1930年)第九圖(乙)。  
富塚『航空原動機』233頁 第178図も同じ

図19 ジーメンス・ハルスケの二重反転式RCE

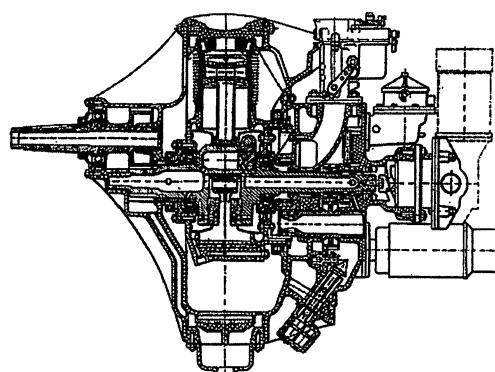
図には破線で表現されてるが、固定したハウシング上の一連のスタッドにはベベルピニオンが支

持されており、クランク軸に固定されたペベルギヤとクランク室のペアリングハブに支持された同寸のペベルギヤが正対しつつこれにかみ合う。これによりクランク軸とクランク室とは逆方向に、同一速度で回転せしめられる。プロペラはクランク室の延長上に支持されている。

Sh3, 3aは大戦末期、Rhemag社でもライセンス生産され、ジーメンス・シュッカートDⅢ, DⅣ戦闘機に搭載された。速度や上昇力、操縦性の点で高く評価されたが、二重反転のデメリットとして従来のRCEより冷却が悪く、過熱に悩まされ、かつ、4葉プロペラのトルク反力が過大で、速度の低下する着陸寸前の操縦はむずかしく、転覆事故が盛んに発生したという<sup>62)</sup>。

後にこの電信機械製造会社の航空発動機工場は固定気筒星形に転じ、'27年にはブリストル“ジュピター”の製造権導入をも実施した。'36年、航空発動機工場はBrandenburgische Motorenwerke (BRAMO) として独立、'39年のブラッセル航空博覧会に燃料噴射装置付き323形発動機を出品するなど、開発に努めたが、結局、ブラモはこの点でも1年先行していたBayerische Motoren Werke (BMW) に合併されている<sup>63)</sup>。

さて、RCEについて小川は「舊い形で1920年以後に設計せられたものはない」と述べている。しかし、フランスのマーウェン (MAWEN) 150馬力9気筒ダブルロータリ発動機は'37年6月、フランス空軍省より形式認証を受けた新しい—おそらく実機完成に至った最後の一—RCEである<sup>64)</sup>。



Heldt, op.cit., p.736, Fig. 24.  
富塚『内燃機関の歴史』初版～第3版、第4.1図とは歯車系の位置が逆で、減速装置付である

図20 マーウェン RCE

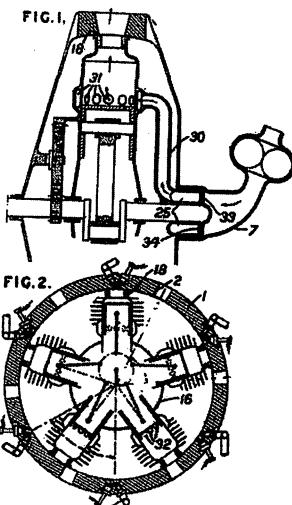
富塚によれば、それは「1925年ごろ発表され、ドイツの特許は1926年に得られている」。その構造は奇天烈と言ってよく、気筒群とクランク室からなる回転構造物はクランク軸とともに、ただし、その1/9の速度で反対方向に回転する。この回転体は複数の吸排気孔を有する静止した円環に内接しており、天井のない気筒頂部が円環上に設けられたこの開口部を通過する際に吸排気が行なわれ、サイクルは4サイクルである<sup>65)</sup>。

気筒頂部の「首」の内外周には、外端にパッキンリングを取り付けた摺動環がはめ込まれており、この摺動環が遠心力を受けて円環と密着することで燃焼室のガスタイルは保たれる。9:1の速度比は、吸排気タイミングとこの遠心力によるガスタイルという観点から選ばれたものである。

クランク室には大直径の内歯歯車が固定されており、これにハウジングに支持された中間軸上のピニオンがかみ合う。中間軸の反対側には平歯車が取り付けられており、クランク軸上のピニオンとかみ合っている。この歯車列によって、上記の回転速度比が保持される。そして、実現はしなかったようであるが、この基本構造と燃料噴射(MPI)とを組み合わせれば、RCEにつきものの冗長な吸気流路は極限まで短縮可能である。

この発動機の素性はその構造同様、かなり変則的であった。ハンガリーのブダペスト工科大学教授スクレーナー(M. Sklenar)によって発明され、ドイツ、フランスおよびアメリカで研究開発が行なわれた。特許権を国際的に管理する役割を担ったのはフランスの自動車製造家、E.E.C.マティス(Mathis)とスウェーデンの実業家Alex Wenner-Grenで、この両名によって本発動機の特許権を行使する Mawen Motor Co. が組織された。150馬力形以外に9気筒 350馬力形が研究され、その複列形700馬力も計画中と伝えられたが、いつともなく立ち消えた<sup>66)</sup>。

なお、富塚は『内燃機関の歴史』前掲箇所で「7気筒、1.5ℓの容積のもので、4480rpmにおいて60ps」と、著しく高速小出力の試作(?)発動機にかかるデータを掲げている。第1次大戦直後、ドイツはベルサイユ条約により100馬力を超える航空発動機の製造を禁止され、企業によっては航空発動機製造を一切禁止された。ドイツでも開発が進められたとすれば、こうした事情とこ



発明広報協会『英國特許總覽 内燃機関(上下)』1944年(下)  
633~634頁

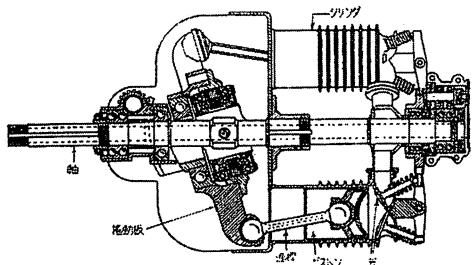
図21 マーウェンの2サイクルダブルロータリ

の小出力との間にはなにか関係がありそうである。ただし、'20年代半ばから条約の骨抜きは始まっており、徐々に本格的な航空機、航空発動機の開発が再開された。ダイムラーとベンツの合併も'26年であった。

マーウェンは150馬力形を開発したきりものにできず、一切の活動を停止してしまった、と思われるかもしれない。しかし、事実はそうではなかった。それは同社が1938年2月に取得した2サイクルダブルロータリに関する次のようなイギリス特許(493,591. No.4104)からうかがい知ることができる。

気筒およびクランク室(16)は、燃料噴射/点火装置および排気ポート(2)を有する固定した円環(1)の内部で回転する。この円環の内周は球面をなし、気筒の開放端に支持される中空の気密部材(18)と常時接している。掃気/充填空気はクランク軸後方に位置するマニフォールド(7)に供給され、放射状のダクト(30)、掃気ボックス(31)を経て各気筒の掃気ポート(32)に導かれる。混合気分配はクランク軸に固定された有孔円盤(33)、(34)と回転部品(25)によって果たされる。気筒およびクランク室とクランク軸は歯車列によって運動せしめられており、逆方向に回転する。

単純な理屈からすれば、こちらのほうが4サイ



内藤『航空發動機並計器』175頁 第169圖

図22 マコンバー筒形 RCE

クル形の場合より円環の熱負荷が安定し、気密保持性能の向上が期待される。さらに燃料を筒内噴射としたため吹抜け損失発生が抑止され、単流掃気の採用により高い掃気効率が実現されれば、優れた比出力が約束される。

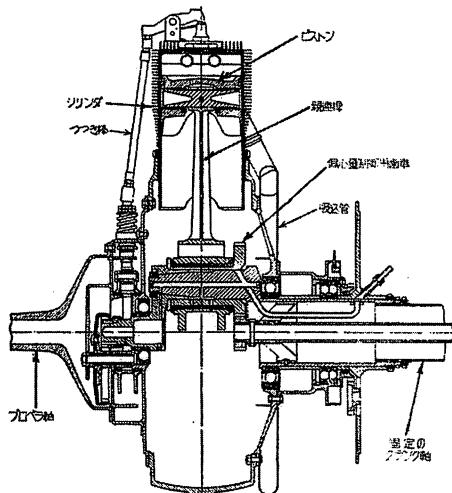
この間の事情を知ってか知らずか、大道寺はその著書の中で「Mawen 式回転ピストン機関の構造図」として、このFIG 1を簡略化した図とFIG2をデフォルメした図を掲げている。しかし、Heldt や富塚の掲げた図にしても『世界優秀航空發動機總覽』に掲げられた写真を見ても、マーウェン RCE は4サイクル形であり、特許公報に掲載された2サイクル形は残念ながら実機として具體化されなかったものと思われる<sup>67)</sup>。

#### iv) 可変行程/可変圧縮比形 RCE

マコンバー (Macomber) 筒形クランクレス発動機は文献によっては航空発動機のような扱いを受けているが、1915年にアメリカで軽量自動車向けに開発された世界最初と思しき筒形発動機である。気筒7本は出力軸と平行、等間隔に位置し、各ピストンは両端にボールジョイントを有する連桿によって、揺動板 (wobble plate) と連接されている。通常、揺動板は回転斜板 (swash plate) とは異なって回転せず、その中心軸をスリコギ運動させるだけである。しかし、本発動機は気筒群および揺動板も、出力軸とともに回転するダブルロータリに構成されており、しかも揺動板と出力軸との角度は変更可能で、可変行程、可変圧縮比を実現していたという。吸排気弁は出力軸上の溝カムによって作動せしめられる1本のロッカアームによって作動せしめられる点も小器用であるが、製品化には至っていない<sup>68)</sup>。

ダンプランク (Damblanc) は、フランスで開

発された星形 RCE である (OHV 11R-126 × 150, 240PS)。クランクピン上に可変偏心機構を備え、シンプルに可変行程、可変圧縮比 (4.8 ~ 7.0) を実現している。この機構の眼目は必要に応じて長い行程と高い圧縮比を選択できることで、その開発の狙いは高空性能の低下防止にあったとされている。確かに、長い吸気流路を有し、充填効率の面で不利とならざるをえない、RCE は、高空性能において劣っていたと考えられる<sup>69)</sup>。



内藤『航空發動機並計器』178頁 第172圖

図23 ダンプランク可変行程 RCE

本発動機の場合、RCE であるがゆえにその可変機構の構成はかつて固定星形発動機のそれとして提案されたものや、現在、自動車用機関において提案されている各種の可変機構と比べて非常にシンプルである<sup>70)</sup>。

Zeitlin rotary は富塚が『航空原動機』で紹介している“不同行程機関” — 9気筒 RCE である。富塚はこの発動機を「有名」と形容しているが、筆者は寡聞にして他の文献における記載を知らない。ともかく富塚の説明は次のとおりである。

これは crankpin に eccentric がついて居て、それが engine revolution と一定関係で廻りその作用により一つの cycle 中の 4箇の stroke の長さが各相異なる様にし、充分な exhaust と suction とが得られる様にはかつたもの。機構複雑になるのが大缺點 (『航空原動機』233頁)。

しかし、この記述には疑義がある。試みに図 1

[本稿（上）]を参考に、Yを中心とする小さい半径の円があり、その円周上的一点Y' (=偏心輪中心)が左回りの発動機回転に対してある速度比で右回転する状況を想定してみよう。この場合、1/1の速度比なら連桿長を伸ばしたのと同じになり、1/4ではサイクルが完結しないから、考えられるのは1/2の速度比ということになる。今、ある気筒がI、すなわち、12時の位置（排気上死点）に、Y'が9時の位置にある状態を仮の出発点とする。

当該気筒がIの位置から吸気行程に入り、左回りに6時の位置（ピストンが吸気下死点）に達した時、Y'は右回りに12時の位置に達する。これで吸気行程の最長化が実現する。この気筒が再びIの位置、すなわち、12時に向かう圧縮行程にある間、Y'は3時の位置まで進むから、圧縮行程は中間の長さとなる。この気筒が膨張行程に入り、再び6時の位置に向かう間、Y'も6時の位置まで進み、膨張行程は最短となる。気筒が再び12時に向かう排気行程にある間、Y'は3時の位置に達し、排気行程は圧縮行程同様、中間の長さとなる。

以上は吸気行程を最長化するモデルであるが、気筒とY'との位相を変えてやれば（たとえば出発点のY'を9時ではなく10時の位置とすれば）、四つの行程はすべて不同となる。富塚の説明を前提として、行程の長さを不同とする方法を考えても、こんなことぐらいしか浮かばない。

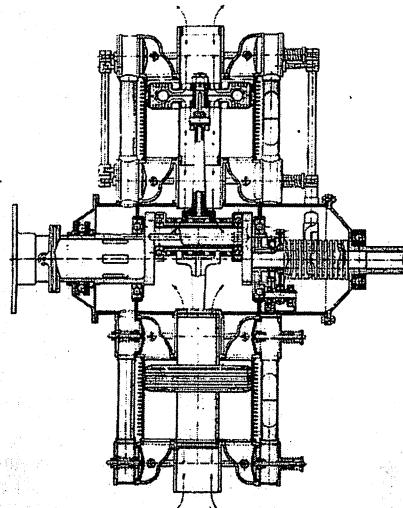
しかし、ここで扱われるのは、単気筒ではなく多気筒のRCEである。この方式では四つの行程長が気筒ごとにばらつくため、たとえ九つの気筒ごとの弁開閉時期と点火時期との個別制御ができたとしても、サイクルは気筒ごとに不同となる。しかも上死点位置に対応する気筒角度がマチマチになるため、等間隔爆発とはならない。偏心輪は行程長を変えるために導入されて物であるから、これらの偏差が固定星形発動機の連桿の複傾斜に起因するそれなどより、はるかに大きいことは当然である。

これを回避しようとすれば、位相のずれた偏心輪を9枚重ねにして回転させれば良いが、これで軸受面圧を抑えようとすれば、過大な気筒オフセット量となる。『航空原動機』234頁 第180圖にその兆候は現われていない。

思うに、『航空原動機』における富塚の説明は誤りであり、Zeitlin rotaryの実態はダンブルンクと同工異曲の可変行程/可変圧縮比RCEであった。だからこそ、あえて「有名」などと形容しておきながら『内燃機関の歴史』各版には全く登場させなかったのではなかろうか……。

#### v) 複動発動機

フランスのデュモン (Démont) は6R-175×80mmの複動式RCE. 300hp/2000rpmで、比出力はわずかに0.33kg/hpと伝えられた。混合気は図の左側からクラシク軸中空部を経てクラシク室内に入り、外装吸気管から吸気弁、燃焼室に至る。クロスヘッドの役割を演ずるのは太い中空管で、ピストンを内部から冷却するため外気に連通せしめられており、内部に連桿を収容する。連桿大端部はすべて幅の異なるフォーク形で、複傾斜はない。



陸軍所澤飛行学校『發動機學教程附圖』第五圖

図24 デュモン複動RCE

本発動機についてはピストン冷却、中空管とピストンとの気密保持性能に疑義が呈されており、その試作実績の有無さえ判然としていない<sup>71)</sup>。

そのほか、数多あるRCEの一つとしてブジョー (Peugeot-Rosset [仏]) の4サイクル7気筒航空RCEがある。ル・ローンの創設者ヴェルデはブジョーに在籍した経歴の持ち主だと伝えられているから、ル・ローンとは明らかに異なるとはいえ、1本プッシュロッドを有する本発動機は彼の

独立前の習作であったのかもしれない。また、知名度の高いメーカーの作品としてオーベルウルゼル（Oberursel [独]）がある。この会社はグノームのライセンシーとしてRCEに参入し、1917年以降、ル・ローン 110hp の模倣発動機を製造した。模倣に当たってスウェーデンのスーリン社から技術情報が不正入手されたというが、模作品の性能は本家の製品のそれを下回っていた<sup>72)</sup>。ランプロー（Lamplough [英]）6気筒および筒形、ラバートル（Laviator [仏]）6気筒のような2サイクルRCEも存在したし、A.G.フィムチエフ [ソ] ADU-4のような首振り気筒を有する6気筒発動機の名も知られている<sup>73)</sup>。

他方、1930年代のイギリス特許から内燃機関関連特許をセレクトした文献には、水冷多列星形（直列×放射状）発動機における潤滑条件および摩耗の均等化を図るために、ウォームギヤを用いて気筒群を低い速度で回転せしめ、必要に応じて停止させるという付けたり回転機構（Woppermann,E.,1930），回転する気筒群を逆放射状に配し、吸排気ポートの中心でもあるその回転中心と偏心した回転円環に各連桿を接合させ、気筒と回転円環との距離の周期的变化によりピストンをストロークさせて動力を取り出す2サイクルRCE（American Gas Turbine Co.,1931），マーウェン4サイクル同様、クランク軸と気筒群を9:1の速度比で逆方向に回転させ、気筒頭部に設けたクランク軸平行の吸排気通路と、これを前後からはさむ固定した円環状ガイドに開口する吸排気ポートとの間にガス交換を実行せしめるRCE（Soc. Anon. Le Moteur Saturne,1934），American Gas Turbine Co.とほぼ同様ながら外部円環を固定して連桿外端を摺動させるとともに、中心部のポートを固定軸に設け、その位相を変化させることで逆

転可能とした2サイクルRCE（Lightman,B. 1936），といったアイデアが記載されている<sup>74)</sup>。その様子などから見て、実際にはさらに多くの実機や創案が咲き誇ったものと見える。

ついでながら1916（大正5）年、帝國飛行協會主催の懸賞発動機製作に応募し、出品された4基のうちには、島津のル・ローンとともにもう1基のRCEが含まれていた。朝比奈順一製作の空冷9気筒RCEがそれで、114.3 × 127.0 mmのボア・ストロークと正味馬力100hp/1100rpmという計画出力を有した。試験は始動後、わずか1分27秒で停止とさんたんたる結果に終わった。原因は「固定式と回転式を綜合し、滑油供給状態及び気筒ならしめる」ため、気筒群をクランク軸と同一方向にその1/20にあたる55rpmで回転させるために採用されたかさ歯車の「潰損」にあった。朝比奈式発動機は上記Woppermann 1930と発想を同じくするアイデア倒れ的作品ではあったが、健気にもそれに14年ばかり先行していたわけである<sup>75)</sup>。

実用的使用という面では自ずと限定されようが、この日本でも結構多彩な顔触れが活躍していた。その一端を1916（大正5）年、相羽 有によって創設され、大正最末期、おそらく大正14（1925）年に当時日本唯一の飛行学校であった日本飛行學校が教材として保有した航空発動機群のリストに尋ねて見たのが表3である。同校は勅令による軍払い下げ、寄付、購入によってソッピース [英] 5機、ニューポール [仏] 4機、スパッド [仏] 4機、アブロ [英] 3機、他4機の複葉機と、実に50基もの航空発動機を保有していた。いずれも進歩の速い航空界では時代遅れの機器ではあったが、かえって、そこに一昔前の航空発動機事情が反映されている。

表3 日本飛行學校が1925年ごろに保有した航空発動機

発動機名	製造国	出力 (hp)	気筒配列	保有台数	発動機名	製造国	出力 (hp)	気筒配列	保有台数
オーストロダイムラー	オーストリア	90	水L 6	1	スタートヴァント	アメリカ	220	水V 8	1
ダイムラー	ドイツ	100	水L 6	9	ホールスコット	アメリカ	70	水V 8	1
エルブリッジ	アメリカ	60	水2サイクル4	1	ホールスコット	アメリカ	125	水V 8	2
アンザニ	フランス	60	空R 6	1	グノーム	フランス	50	空7-RCE	1
イスパリスイザ	フランス	200	水V 8	8	ル・ローン	フランス	80	空9-RCE	3
ルノー	フランス	70	空V 8	8	クレルジェ	フランス	130	空9-RCE	7
その他不明	-	-	-	6	ジャイロ	アメリカ	80	空7-RCE	1

『學則 日本自動車學校 日本飛行學校』26～27頁より。同書中に記載された最終年月日が大正14年3月30日であり、申込み用紙などにある年月日記入欄にあらかじめ「大正」と印刷されているから、その発行は1925年4月から1926年12月までの間になされたと考えられる。

アンザニの複列星形 6 気筒やルノー空冷 V8, ホールスコット 70 馬力, ダイムラー 90 馬力などは特に懐かしい名前である。2 サイクルメーカーのエルブリッジ<sup>76)</sup> や油圧ポンプ, 小形蒸気タービンの分野でも多少知られたスタートヴァント (Sturtevant)<sup>77)</sup> などは, 当時既に希少種になっていたのではないかと思われる。

同じく旧態化した RCE は 4 機種 12 基も残存し, 中に“チャイロ”などというレアものが含まれていた<sup>78)</sup>。そのうえ, 先行するグノームやル・ローン, それを踏み台として開発されたベントレーのはざ間でやや影が薄く, 内丸や小川のケアレスミスに象徴されるように, とりわけわが国において影の薄い存在であるかのように扱われてきたクレルジェが 7 基も活躍していた事実は意外とするに足ろう。

## 6. 回転気筒空冷星形発動機に関する技術的総括

最後に, 航空発動機としての回転気筒空冷星形機関の技術的得失について, 通説批判を交えつつ総括してみよう。

通常, 回転気筒空冷星形機関が航空発動機として用いられる場合の最大のメリットは, 冷却性の良さにあると主張されている。これはある限界においてのみ真実であった。

燃費の悪さには, 幾つもの要因がからみ合っている。グノーム単弁式やアダムズ・ファーウェル航空 RCE, 未成に終わった (?) マーウエン 2 サイクルなどを除けば, 吸気流路は細長く, 混合気分配が良好である反面, ポンプ損失は大である。表 1 [本稿 (上)] に見られるように, 初代グノーム 50 馬力を乗り越えようとした RCE においては, おしなべてストローク/ボア比の増大を見ている。

同一回転数において, 単にストローク/ボア比のみを大きくしていけば, 吸入マッハ指数増大による体積効率悪化が招来される。もし, 体積効率と平均有効圧の向上を図りたいのであれば (それは本来, 追求されて当然の命題であるが), ストローク/ボア比を低下させ, 弁孔面積を増大せしめればよい。年代を飛び越して極端な話をすれば, 初代の自動弁式グノームを除けば過給も不可能ではないし, RCE から過給が始まつてはいけない

という理由があったわけでもない。

過給はおくとしても, ストローク/ボア比の低下は定格回転数の増大へのマージンをも与えてくれる。ここに問題があった。弁孔に至るまでの吸気流路上・中流部にやっかいな問題を抱えるタイプの RCE においては, いかんせん, このマージンを活用しにくいからである。すなわち, 遠心力が気遣いな RCE の場合, 定格回転増大は是非とも避けられねばならない。よって“体積効率ならびに平均有効圧の低下に甘んじ, もっぱらストロークアップによって定格回転数を抑制しつつ排気量増大を図る”以外に出力アップの途はなかった。しかし, これによる発動機の大径化はそれ自体, かく拌損失およびジャイロ効果増大 (アバタもエクボとはいうが) の要因となったのみならず, 機体の肥大化により前面投影面積増加に起因する有害抗力増大と着陸時前方視界の悪化を招來した。

内燃機関の性能向上ないしその阻害諸要因は互いにからみ合っている。RCE 絶滅の本質的要因は燃費/オイル消費の悪さや気筒に働く応力による最高回転数 = 出力向上の抑制 etc. にではなく, 吸気流路の狭隘に起因する低い平均有効圧にあり, とする Nahum の「新」説や, これを称揚するガンストンの言葉 (Foreword) は遠心力による応力という本質的制約の下, あえて平均有効圧低下に目をつぶってまでストローク/アップによる排気量増大の袋小路を突き進まねばならなかつた開発者達の苦悩 (開き直り?) を理解した思考

表 4 单列回転気筒空冷星形発動機各種におけるかく拌損失

発動機	定格出力(hp)	かく拌損失(hp)および%	rpm.
BR II	230	28 12.2	1 250
BR I	150	22 14.7	1 250
Clerget	80	15 18.8	1 200
Clerget	110	20 18.2	1 250
Clerget	130	20 15.4	1 250
Clerget	140	20 14.3	1 250
Gnome Mono	100	12 12.0	1 200
Le Rhone	80	10 12.5	1 200
Le Rhone	110	18 16.4	1 250

竹内順三郎編『飛行機取扱法』森北書店 1938 年 245 頁。BR I, BR II の定格出力は補足した。なお, 本書は明らかにイギリスで刊行された航空機整備を担当する技術者, “地上機関士”資格試験向け参考書であるが, オリジナルの書名は伏せられている

表 5 発動機機種・飛行時間別総重量

製造者	形式・国	気筒数	公称(実) hp	標準 rpm.	最大 hp	最大 rpm.	D × S mm	hp/litter
Gnome	仏	7	50	1200			110 × 120	6.3
Clerget	仏	7	80 (85)	1200			120 × 150	6.8
Gnome	仏	7	80	1200			124 × 140	6.8
Le Rhone	仏	9	80	1200	85	1300	105 × 140	7.3
Gnome	仏	9	100	1200			110 × 150	7.8
Le Rhone	仏	11	100	1200			105 × 140	7.5
Le Rhone	仏	9	110 (127)	1200	140	1300	112 × 170	8.5
Clerget 9B	仏	9	130	1250	150	1300	120 × 160	8.0
Bentley BR1	英	9	150 (154)	1250			120 × 170	8.9
Gnome	仏	9	160 (165)	1350			115 × 170	10.4
Siemens H.	独	11 (二重反転)	160	900			124 × 140	8.6
Le Rhone	仏	9	170	1360			115 × 170	10.7
Clerget 11EB	仏	11	200 (197)	1300	230	1350	120 × 190	8.8
Bentley BR2	英	9	200 (230)	1300			140 × 180	9.2
Gnome	仏	11	200 (190)	1300			115 × 170	9.8
Pe kg/cm <sup>2</sup>	$\varepsilon$	cm/s	重量 kg	kg/hp	燃料消費率 g/hp-h	潤滑油消費率 g/hp-h		
4.72		4.8	78	1.56	267		84	
5.06	4.0	6.0	98	1.22	302		55	
5.06	3.8*	5.6	94	1.18	267		84	
5.51	4.8	5.6	115	1.44	259		43	
5.91	4.9*	6.0	123	1.23				
5.62	5.0	5.6	135	1.35				
6.33	5.0	6.8	147	1.15	313		45	
5.74		6.6						
6.41	5.3	7.1	184	1.19	268		45	
6.91	5.45	7.65	131	0.79	490		54	
8.64**	5.1	4.2	195	1.22	277		75	
7.08	5.65	7.7	149	0.88	300		43	
6.08	6.3	8.2	257	1.30	300		50	
6.48	5.3	7.8	215	0.89	286		43	
6.78		7.3	173	0.91				

Judge, *op.cit.*, p.460, Table LXXVI

Judgeによれば水冷の場合、ラジエータおよび冷却水、燃料および潤滑油タンクを含む重量、空冷の場合、燃料および潤滑油タンクを含む重量が表示されており、燃料および潤滑油はいずれの場合においても満タン時の10%が計上されている

とは言えない<sup>79)</sup>。

また、グノームを乗り越えようとした改良諸形式の多くには、外装吸気管が共有されている。これは吸排気タイミング最適化への前提条件をクリヤするための方策であると同時に、吸気流れ円滑化のための対策でもあった。しかし、表示のようにそれはかく拌損失の増大を随伴する結果となってしまったように見える。

かく拌損失はこの表に示されるように、最後までRCEに付きまとった問題であった。こんなものを背負い込んだ発動機の燃費が良好であるはずはない。また、星形であれば複列化が進みそうなものであるが、グノームでもベストセラーは単列9気筒で、表示のように他社の改良形諸形式もすべて単列であった。複列形ではかく拌損失が著しく大きいと思われる。おそらくそのせいであろう、燃料消費率が494g/hphに上ったというデータす

ら紹介されている。

潤滑油消費量の多いことも、大きな欠点であった。気筒下部より供給される潤滑油が遠心力によって気筒壁を潤滑し、燃焼室へと侵入、そこで燃焼し、あるいは未燃焼で排出せしめられるのであるから、これは当然の帰結であった。燃料+オイルの重量増分は、機関本体の軽量性からくる長所を相殺して余りあった。元祖グノーム単列発動機の場合、潤滑油消費率は燃料消費率の1/3近くに及び、その燃料消費率たるや実に270g/PSh. 実態としてたとえば100PS形の場合、1時間運転するのに燃料と潤滑油とで45kg(!)を消費。しかも、本場、歐州では潤滑油として油膜が強く燃料であるガソリンと混じりにくい高価なカストル油を使用する必要があると考えられていた<sup>80)</sup>。

これらの短所の改善を狙った燃料噴射や強制注油、混合油潤滑など、多くの野心的試みはRCE

そのものの絶滅により途半ばで挫折した。RCE の最終決定版のように評価される BR IIあたりでも、燃費と潤滑油消費率の問題は幾らか改善されたという程度に留まる。Judge は次のような比較表を 2 葉掲げている。一つは発動機機種・飛行時間別総重量の比較である。

この表を読むには、いくらか予備知識が必要である。'17 年完成の BR II と同世代に 450 馬力級固定空冷星形など存在しなかった。出力的に符合するものとして思い当たるのは、1923 年のブリストル "ジュピター IV 形" 436 馬力であろう。'21 年の II 形であれば 400 (最大 437) 馬力しかない。ただし、IV 形であれば最大出力は 500 馬力となる。'21 年に増強されたアームストロング・シドレー "ジャガー" や '25 年のライト "サイクロン" も似たような性能ではあった (385/425, 400/500 馬力)。

BR II と同じ' 17 年に完成されたリバティ 12A [米] は、水冷 12V。第 1 次大戦中に開発／実用化された最強の航空発動機で、当初 400 (最大 430) 馬力、後に 421 (最大 449) 馬力にレートされた。ロールス・ロイスは出力的に'16 年のイーグルないしファルコン系の水冷 12V かと思われる。

問題の BR II は、定格 200 馬力で 230 という値は実馬力と表示されていた。したがって、この比較表は出力の捉え方が一定しないうえ、進歩の速い航空発動機同士を異時点比較しているわけで、絶対的精度には欠けている。むしろ、年代を補足したうえで、技術進歩のすう勢を知るデータとして読まれるべきである。

次に掲げられるのは、このデータを元に算出された出力的に近い 2 機種、すなわち BR II と RR における飛行時間別 1BHPあたり総重量の比較である。

見てのとおり、自重が軽いという RCE の長所

は飛行時間の長大化とともに失われていく。燃料および潤滑油消費率の過大がその要因であった。かくて、第一線の航空発動機界に水冷化の波が押し寄せ、前表のリバティを始め、400 馬力超の水冷航空発動機の時代が到来する。

これに対して本質的限界として気筒部に働く遠心力による応力に材料強度上の限界を有する RCEにおいては、気筒サイズおよび発動機最高回転数増大が抑制され、ストローク/ボア比の切下げを伴う大排気量化、高回転高出力化という高速機関進化の常道を歩みづらい恨みがあった。RCEにおいては事実上 BR II の 230 馬力あたりが上限とされている。他方、小出力航空発動機市場に踏み止まろうにも、この大飯喰らいでは、練習機、自家用などの軽飛行機からも嫌われざるをえなかった。

他方、歐州大戦後、水冷 V8 航空発動機を L 4 にカットして自動車用機関に転用する方策が盛行した。航空発動機の繊細な構造は、自動車機関としての働きにおいて必ずしも良い成果と結びつきはしなかったが、航空用 RCE の転用が成功しておれば、それは自動 2 輪車・自動車用原動機として誕生した RCE にとってはリバイバルとなるところであった。

しかし、高速道路が普及していない状況下、自動車機関が最も高負荷の運転に供されるのは連続長途の登坂の場合であった。そのような使用特性を反映し、自動車機関として選考されたのは冷却性能に不安を抱え、動力損失も大きい強制空冷方式ではなく水冷方式であった。直列 4 気筒以上の水冷機関が普及して以降の自動車界において、空冷の肩身は狭く、いわんや整備性・搭載性に劣り、燃料・潤滑油消費ともに劣悪な RCE が選択肢として考慮されるはずはなかった<sup>81)</sup>。こうしてマーウェンのような徒花や単なるアイデアを除き、RCE の時代は終焉を迎えた。

(おわり)

表 6 BR II と RR 発動機における飛行時間別 1BHPあたり総重量

発動機種別	軸馬力 hp	飛行時間別重量/hp			
		1 時間	3 時間	6 時間	10 時間
BR II(回転気筒空冷)	230	3.05	4.68	7.20	10.58
RR Falcon(水冷 12V)	275	3.84	4.95	6.64	8.84

Judge, *op.cit.*, p.461, Table LXXVII.

## 注

- 48) 富塚『内燃機関の歴史』初版、第2版214頁、第3版222頁、第4、5版224頁参照。富塚はCu 12%, Zn 5.5%という数字とともに珍しく原出典を掲げ、「A.W.Judge著 Aircraft and Automobile Materials. 1921年版による」としているが、同書は1929年に *Engineering Materials*として改訂再刊され、淺川勇吉・菊池庸平・池森龜鶴・横堀進共訳『工業用材料』(全5巻)として1937年から'42年にかけてコロナ社から邦訳出版されている。クレルジェのピストン材料の成分に関するこのデータは、邦訳第3巻549頁に掲げられている。Y合金についてはまた、Cf.Nahum,*op.cit.*,pp.22,53.
- 49) 『航空ピストンエンジン』151頁。
- 50) cf. Judge,*op.cit.*,p.295.
- 51) クレルジェについては資料に乏しく、小川『航空発動機(下巻)』468頁におけるたった数行の記述でもあるだけマシといったありさまである。富塚『内燃機関の歴史』でも初版、第2版214, 228, 229, 239頁、第3版222, 236, 237, 247頁、第4, 5版224, 238, 239, 261頁に若干の言及がある程度である。  
したがって、初期の作品について Day, *op.cit.*, pp.194-195, Mackworth-Praed, *op.cit.*, p.139を参考した以外、ほとんどガントン『航空ピストンエンジン』151頁、『世界の航空エンジン①レシプロ編』62～63頁に依拠した。気筒構造に関する若干の記述とカット図については、cf. Ricardo,*op.cit.*, pp.324-325. p.324 Fig.197.を見るとブッシュロッドに働く遠心力とつり合わせるため、ロッカームの弁側端部に設けられたおもりがいかにも印象的である。
- 52) クレルジェ航空ディーゼルについては、大井上博『航空ディーゼル機関』共立出版1942年110～120頁が最も詳しく、P.H.Wilkinson 宮本晃男訳『航空ディーゼル機関』廣文堂1945(原著1939)年6～7, 124～129, 215～220, 227～229, 292～294頁および巻末附表がこれに次ぐ。それ以外となると星形について小川前掲書531～536頁、複列星形とV16形の要目について宮本晃男『列國航空發動機要目集』育成社弘道閣1943年879, 880頁、日暮時郎『世界優秀航空發動機總覽』山海堂1943年31～32, 57頁を挙げうる程度で、他は断片的言及ばかりである。たとえば富塚『内燃機関の歴史』初版、第2版169頁、第3版177頁、第4, 5版179頁、鈴木孝『20世紀のエンジン史—スリーブバルブと航空ディーゼルの興亡』三樹書房2001年344頁等参照。
- 53) Nayler & Ower, *Aviation of To-Day*. p.366, 2B368 Pl.100, Ricardo, *op.cit.*, pp.325～326, ガンストン『航空ピストンエンジン』151～152頁、同『世界の航空エンジン! レシプロ編』35～37, 62～63頁参照。なお、ペントレーのライナ材質についてガンストンは鉄としているが、本文ではリカードの表記(hard steel)に従い鋼とした。  
スナイプの発動機について Nahum,*op.cit.*, pp.33,54 参照。佐貫亦男『ヒコーキの心』講談社1974年53～56頁、同『続・飛べヒコーキ』同社1978年17～20頁にキャメル、スナイプがらみの叙述があるが、後者における発動機選定のくだりは逆であると思われる。
- 54) 以下の叙述については *Cyclopedia of Automobile Engineering, Vol.IV .Aeroplanes Types-Motors Construction.* pp.187～193参照。
- 55) 神藏信雄『航空発動機の設計』工業図書1936年157～159頁、同『高速ガソリンエンジン』丸善1960年204～205頁参照。
- 56) alvanumなる名称であるが不詳。
- 57) 気筒群の回転数が低下すれば遠心力に起因する応力も減少し、気筒重量軽減につながるが、回転部分を保持するベースないしハウジング(固定部)が別途必要となるため、二重反転化は重量軽減には貢献しない。
- 58) Heldt, *op.cit.*, p.734.
- 59) *Cyclopedia of Automobile Engineering, Vol.,IV.Aeroplanes Types-Motors Construction.* pp.190～191参照。
- 60) Heldt, *op.cit.*, pp.734-735. 日本飛行學校『飛行機發動機學講義』65頁、同『飛行機講義錄(第壹卷)』65頁参照。
- 61) 内藤『航空発動機並計器』176～177頁参照。
- 62) Cf. Nahum, *op.cit.*, p.29. 搭載機の操縦性については佐貫亦男『ヒコーキの心』講談社1974年45～48頁、『佐貫亦男のひとりごと』グリーンアロー出版社1997年91～92頁参照。
- 63) 富塚『航空原動機』233頁 第178図, Heldt,

- op.cit. p.735, 宮本『列國航空發動機要目集』4～7頁, 日暮『世界優秀航空發動機總覽』39頁, ガンストン『航空ピストンエンジン』153頁下の図(所澤陸軍飛行學校や富塚のそれとは天地逆の図), 154頁, 同『世界の航空エンジン! レシプロ編』46～49頁参照.
- 64) 『航空發動機工學』107頁. なお, 文中「形式認証を受けた」としたところの原表記は「確認された」(日暮『世界優秀航空發動機總覽』57～58頁).
- 65) 富塚『航空原動機』237頁, 『内燃機関の歴史』初版, 第2版239, 241, 298～299頁, 第3版247, 249, 306～307頁, 第4, 5版261, 263, 320～321頁参照.
- 66) Heldt, op.cit., p.735-736, 日暮『世界優秀航空發動機總覽』57～58頁参照.
- 67) 発明公報協会『英國特許總覽 内燃機關(上下)』1944年(下)633～634頁. 大道寺達『クランクレス機関』日刊工業新聞社1961年37～38頁参照.
- 68) Heldt, op.cit., p.727, 内藤『航空發動機並計器』174～175頁, 富塚『航空原動機』240～242頁, 『内燃機関の歴史』初版, 第2版266～267頁, 第3版274～275頁, 第4, 5版288～289頁参照. 同じ図が掲載されているが, 本發動機の肝心な機構について詳細は表現されていない.
- 69) 内藤『航空發動機並計器』178～179頁参照.
- 70) Marchou,E., R., 1936, No.460,936. 連桿大端部中心がある範囲で任意の円軌道を描くもの. 回転するクランク軸がじゃまなので大径の内歯歯車を用いるアイデア. 発明公報協会『英國特許總覽(上下)』1944年(下)376頁, 「FEVの可変圧縮比—クランクシャフトの位置制御」, 「サープの可変圧縮比SVC」(『エンジンテクノロジー』No.24, Feb.'03) 参照.
- 71) 内藤『航空發動機並計器』175～176頁, 富塚『航空原動機』238, 239頁, 『内燃機関の歴史』初版～第3版79, 80頁, 第4, 5版81, 82頁参照. 図は陸軍所澤飛行學校『發動機學教程附圖』第五圖.
- 72) プジョーとオーベルウルゼルについては Nahum, op.cit., pp24-30 参照. プジョーについて筆者はたった1枚の写真しか, 初期のグノームに似たその姿を偲ぶよすがを持たない.
- Cf. *Cyclopedia of Automobile Engineering. Vol.I. Explosion Motors, Gasoline Automobiles.* Chicago, 1913. p.112, Fig.28.
- 73) エルブリッジについては, Cf. *Cyclopedia of Automobile Engineering. Vol. IV. Aeroplanes Types-Motors Construction.* p.187. ランプロー(Lamplough), ラバートルの名は日本飛行學校『飛行機發動機學講義』65頁, 『飛行機講義錄(第一巻)』65頁に登場するが, 前者は「ランプロック(Lamp Lough)」と表記されている. より詳しくは富塚『内燃機関の歴史』初版, 第2版124, 126頁, 第3版126, 128頁, 第4, 5版128, 130頁の記述参照. フィムチエフADU4についてはガントン『航空ピストンエンジン』154頁参照.
- 74) 発明公報協会『英國特許總覽 内燃機關(上下)』(上)203, 244頁, (下)231～232, 540頁参照.
- 75) 日本航空協会『日本航空史 明治・大正編』1956年185, 266頁参照.
- 76) 富塚『内燃機関の歴史』初版, 第2版126, 第3版128, 第4, 5版130頁参照.
- 77) 青木謙知『通史 アメリカ軍用機メーカー』光栄 1998年218～219頁, 拙著『舶用蒸気タービン100年の航跡』90頁参照.
- 78) 棚原豊太郎『航空機』巻末第二表掲載の“ザヤイロ”はR7-109 × 131のRCE. 出力, 回転数の記載はない. また, 上述のノン・ジャイロとの関連は不明.
- 79) Cf. Nahum, op.cit., pp.37-39. なお, Nahumは平均有効圧と發動機発生トルクとを同一視し, なおかつ, PV線図上にプロットされる「回転数増大に伴う体積効率低下によるトルク・ダウン」と「開発改良による平均有効圧向上の行き詰まり」とをない交ぜにするかのような叙述を行なう一方, RCEの絶滅要因に関する自説に‘torque ceiling’なるキャッチフレーズを冠している(Preface). 憎まれついでにサカシラを言えば, 平均有効圧と發動機発生トルクの多寡とは必ずしも相関しない. Nahum自身の掲げるTable 3a, 3bから數値を拾ってみよう. BR IIの標準出力は230BHP/1300rpm., 平均有効圧はメートリック換算で6.4 kg/cm<sup>2</sup>である. 一方, ベンツ水冷L6發動機のそれは230BHP/1400rpm, 7.9 kg/cm<sup>2</sup>である. 同一出力で平均有効圧はベンツのほうが23%ほど

高い。しかし、標準出力発生回転数を比較すれば、BR II のほうが低い。言い換えればその分、BR II のほうが 1 回転あたり仕事量は大きい、すなわちトルクが太い。平均有効圧が低くても、気筒数が多い（6 対して 9）ことから、1 回転あたりサイクル数が多く、発動機の発生する平均トルクが大きくなるからである。簡単な計算によりベンツ発動機の標準出力発生時のトルクは 117.7kgm、BR II のそれは 126.7kg·m、あたかも トラックエンジンのそれの如き値が得られる。torque ceiling'などというキャッチフレーズはいかにも不適当ではないか？

- 80) カストル油（ひまし油）は蓖麻の種子を粉碎・蒸気加湿・圧搾して得られる油で、鉛油より分解温度、高温粘度ともに高く、凝固点は低い。

油性（油膜強度）も良好である。反面、酸化しやすく、酸化した場合、ゴム状の油査を生ずる。また、金属に腐食を生ずるので機関内部に長期停留させてはならない。こうした欠点ゆえ、それはやがて合成潤滑油によって代替された。

往時、カストル油はガソリンと混合しないため潤滑上有利と考えられていたが、これは誤りで、最大溶解量が 8 % と低いため、RCE の場合のように大量のカストル油を供した場合には混合しない部分が多いわけである。山口文之助『航空燃料及潤滑油』工業図書 1942 年 153 ~ 155 頁、關義茂『航空発動機入門』開隆堂 1943 年 75 頁参照。

- 81) Okill, *Internal-Combustion Engines*.  
London, 1922, pp.45 ~ 48.