

リバティーと第1次世界大戦期の水冷航空発動機(下)

On the Liberty Aero-Engines and Its Rivals (Part 3)

坂上 茂樹*

Sigeki Sakagami

6. リバティー発動機の足跡

6.1 リバティーの戦時実績

次に、その戦時実績に目を転ずる。航空発動機の性能は航空機（主として飛行機）に搭載され、その飛行機にその飛行機なりの“高性能”を実現させえたか否かによって、初めてその良否をうんぬんでできる筋合いのモノだからである。

この評価基準からすれば、度重なる設変要求に苦しみながら、なんとか量産されたリバティー発動機の戦時実績は、あまりパツとしたモノではなかった。アメリカは大戦中、19 000 機の飛行機を生産したが、主な機種、そしてつまり、リバティー搭載機種はデ・ハヴィランド（英）DH-4 形のアメリカ生産形であった。製造にはフィッシャー・ボディー⁶⁵および急造のGM デイトン・ライト社が当たり、6 機の中からランダムに1 機を抜き取って検査する大胆な品質管理の下、最盛期には月産4 000 機が記録された。

しかし、DH-4 は元来、複座戦闘機として1916 年に開発された機体で、出来は悪くなかったが、発動機を原型のBHP 200 HP からリバティー400 HP に強化したところでイギリス本国におけるその後継機DH-9 同様、本質的に旧態化していた。すなわち、DH-4、-9 は速度はまだしも運動性に欠け、偵察と爆撃にしか用をなさなかった。そのうえ、原型のDH-4 においては、操縦席と銃手席の間に無防備の燃料タンクが位置していた。その高い危険度と形状のため、本機は「燃える棺桶」とも「空飛ぶ棺桶」とも蔑称された。

これ以外にG.L. マーチン、D.W. ダグラス、L.D. ベルによって、ライト・マーチン（1917

年夏に合併）MB-1 形双発爆撃機も開発された。しかし、戦略的思考の欠如により生産立上がりが遅きに失した。戦闘機の生産はさらに混乱を極め、スパッドX III 形戦闘機にリバティーV 8 を載せる試みは挫折した。そこで、ライト・マーチン社はイスパノ・スイザ発動機のライセンス生産に走ったが、結局、この機体では時代遅れと判明、計画は水泡に帰した。カーチスはプリストル戦闘機にリバティーV 12 を載せる開発を試みたが、発動機の過大な重量および出力、過重な兵装により機体のバランスを失し、これまた、頓挫を来した⁶⁶。

6.2 リバティーの戦後における足跡

第1次世界大戦後のリバティー搭載機

続いて、戦後における事蹟に触れておこう。Stern は1930 年、リバティーについて「この発動機はアメリカで大量生産ラインによって製造され、戦後10 年を経てなお、相当数が使用可能な状態にある」と述べ、ガンストンは「イギリス空軍では1933 年まで、アメリカ陸軍は1934 年まで（リバティーを）使用した」と述べている⁶⁷。

リバティーを搭載した新形および改造機開発事例を、ボーイング社を例にチェックしてみよう⁶⁸。ボーイングは海軍より飛行艇の元祖であるカーチス社が開発したHs-2 Ls 形哨戒飛行艇（低圧縮形リバティー12 気筒360 HP 搭載、単発複葉、推進式）の製造を命じられ、1918 年からこれに当たった。この経験をベースとして、自社設計の単発複葉飛行艇Model 6 (B-1) を開発、1919 年末、初飛行に成功した。本機は当初、リバティーの6 気筒モデルであるホール・スコットL-6 形搭載で設計されたが、後にリバティー12 気筒400 HP に換装されている。

Model 10 (GA-1) は、双発三葉の地上攻撃機はアメリカ陸軍航空隊技術部門の設計。リバ

* 大阪市立大学教授
Osaka City University, Prof.

ティー 12 A (435 HP) 双発推進式で、銃手は左右の発動機ナセル前部に登場するレイアウトの実験機であった。1921年5月初飛行。飛行機としては失敗作であった。

Model 16 (O 2 B-1) は新規開発ではなく、アメリカ陸海軍手持ちの DH-4 系を改造発展させたもの。大戦後になされた 6 形式に及ぶ DH-4 系機体近代化改造は、燃料タンクと操縦席の位置の入れ替えを主とする DH-4 B の構造導入をもって始まったが、最大の進歩はフォッカー [独] D. VII 形を真似た鋼管溶接フレームの導入であった (1920~'25 年, DH-4 M)。鋼管溶接にあたり、ボーイングでは電気溶接が、フォッカーのアメリカ工場である Atlantic Aircraft Co. では、ガス溶接が採用された。

Model 42 (XCO-7 系) は DH-4 をベースとする胴体にボーイングが独自のテーパ翼と水平尾翼、降着装置を取り付けたもの。失敗作であった。発動機はリバティー 420 HP。ただし、1925年2月に初飛行に成功した XCO-7 B には倒立形に改造されたリバティーが搭載された。しかし、この発動機改造における飛行性能改善効果は認められなかった⁶⁹⁾。

Model 40 はボーイングに DH-4 に替わる郵便飛行機の開発を求めたアメリカ郵政局の働きかけを受け、1925年4月に設計完了、7月初飛行。発動機はリバティー 400 HP。しかし、この系列で商業的に成功したのは'27年に投入された 40 A からで、本機が発動機を Pratt & Whitney “ワズプ” に改められたことにより、ペイロード、性能ともに向上した機体となってからであった。このあたりに旧形水冷列形航空発動機の運命が象徴されているが、本件については改めて論じられよう。

一方、日本では 1921 年、伊藤音次郎の伊藤飛行機研究所が帝国飛行協会主催で挙行されると噂された福岡～上海間海上飛行計画に向け、リバティー 400 HP 搭載の伊藤式 22 形機「山県記念号」を製作している。伊藤は特にパッカート製のそれを発注したというが、当時、日本最大の民間機であった本機は重量過多で性能が悪く、活躍できずに終わった⁷⁰⁾。

6.3 航空記録

次に、リバティーがからむ航空記録に対して一瞥を加えておこう。時期的には前後するが、リバ

ティーのからむ航空記録のうち、最も広く知られているのは 1924 年 3 月 17 日から 9 月 28 日にかけて行なわれたアメリカ陸軍航空隊のダグラス水陸交替機 (複葉・複座、車輪とフロートを付け替え) による初の世界一周飛行であろう。出発時、“シアトル”、“ボストン”、“ニューオーリンズ”、“シカゴ”の 4 機編成であった一行はシアトルから北太平洋を横断、日本到着後、中国、ビルマ、インド、中東、ヨーロッパを経て北大西洋を渡ってシアトルに帰投という壮途に就いた。予定の行動として途中 4 回、発動機換装を行ない、2 機を失いながらも“ニューオーリンズ”、“シカゴ”の 2 機 (と“ボストン”代替機) が帰還した。総飛行距離 42 389 km、飛行時間 363 時間 7 分の大飛行であった⁷¹⁾。

リバティーはこれ以外にも、高度、滞空記録の樹立にかかわっている。1920 年 2 月 27 日、アメリカのシュレーダーは、リバティー付きルペール機にて高度 10 093 m の世界記録を達成。'21 年 9 月 28 日には、同じく J.A. マクレディー (MacReady) が同じ機体で記録を 10 518 m に更新。'22 年 10 月 5~6 日、マクレディーとケリーは、リバティー付きフォッカー T-2 形機にて 35 時間 18 分 30 秒の滞空記録を樹立。'23 年 4 月 16~17 日、両名は同機により周回航続 36 時間 4 分 34 秒、3 315 km の記録を樹立。この両名は 5 月 2~3 日、ニューヨーク～サンディエゴ間で初のアメリカ大陸無着陸横断 (4 032 km、26 時間 50 分、平均速度 150 km/h) にも成功し、長距離記録を樹立した⁷²⁾。

6.4 リバティーと排気タービン過給機開発

マクレディーに高度記録は'23年10月、イスパノ・スイザ 400 馬力付きニューポール機を駆るサディールコアント (Sadi-Lecointe 仏) の 11 145 m に更新されたが、ここへきて従前の記録が一挙に更新されたのは、発動機の過給が始まったからである。そこで最後に、リバティー発動機にかかわる戦後の研究開発について検証してみよう。興味深いことにリバティー発動機の過給は、アメリカにおける排気タービン過給機開発の歴史と重なっている。

飛行高度の上昇とともに大気温度、大気圧力、大気密度の低下が生じ、それらの相互作用によって高度上昇による発動機発生馬力の低下が招来さ

れ、それはたとえば、次のような数値として現われる。

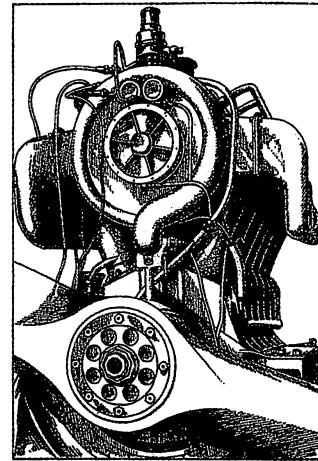
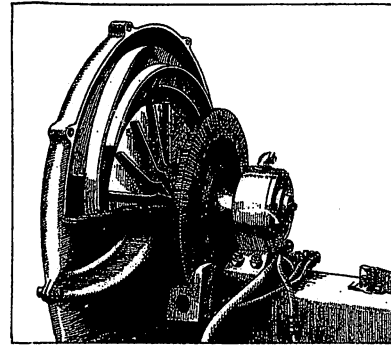
発動機名称	海面	10 000ft.	20 000ft.	30 000ft.
カーチス	93 HP	66	45	30
リバティー V 8	270	192	132	88
リバティー V 12	400	285	195	130

日本飛行学校『飛行機発動機學講義』358頁。

この出力低下を補うため、排気の残留エネルギーを利用して圧縮機を駆動し、発動機に加圧された混合気を押し込む排気タービン過給は1910年ごろから欧米で研究が開始され、第1次大戦末期には、実機性能確認実験の段階に至っていた。フランスでは蒸気およびガスタービンのパイオニアの一人、A. C. E. ラトー (Rateau) によって排気を排気函に導き、必要に応じてウエストゲートを操作して圧力調整を図りつつノズルから噴出させ、タービン翼車を駆動させる静圧過給方式が開発された⁷³⁾。

一方、スイス、ズルツァー社の A. J. ビュッヒ (Büchi) は同じごろ、静圧過給方式を開発した後、動圧過給方式を開発した。航空発動機への採用が試みられたのはラトー式およびその変種で、ビュッヒの動圧過給は主としてディーゼル機関に普及していった⁷⁴⁾。

1910年代後半、N. A. C. A. (National Advisory Committee for Aeronautics: アメリカ航空諮問委員会) ではリバティーに排気タービン過給機を取り付けた実験がしきりに行なわれた。図に示される排気タービンの一つは、E. H. Sherbondy によって設計された。タービンは1段軸流式、ノズルは全周ノズル、ロータ回転数 30 000 rpm.。外気温度 -15℃、外気圧力 0.52 kg/cm²、すなわち、海面高度 15 000 ft. (約 4 600 m) の標準大気と等しい温度、やや低い気圧という条件下、タービンは入口温度 700℃、入口圧力 1.03 kg/cm²、出口温度 620℃、出口圧力 0.51 kg/cm² で作動し、圧縮機は出口温度 77℃、出口圧力 1.03 kg/cm²、最大圧力比約 2 のアウトプットを示した。これにより発動機は海面高度における出力を維持しえたことになる。この時のタービン効率は 61%、圧縮機効率は 63%、総合効率は 38.3% に相当する。なお、給気冷却器は備えられておらず、その必要



Judge, op. cit., p 533, Fig. 280., p. 534, Fig. 281.

図7 リバティーに取り付けられた排気タービン過給機

性が指摘された。また、発動機に作用する背圧のため、燃料消費率は無過給発動機に比して 10~15% の上昇を示した。

これと並んで GE の S. A. Moss の設計になるほぼ同様の排気タービン過給機が、蒸気駆動およびリバティーに取り付けた状態でテストされた(図7)。タービンブレード1個あたり重量はわずかに 4.5 g、ロータ回転数 25 000 rpm.、装置総重量は約 29 kg で、20 000 ft. における回収動力約 50 HP であった。タービンの冷却という点で、Moss の作品がより高く評価された。しかし、1919年当時の総合的結論は、ロータ回転数とタービン温度が制約条件となるため、排気タービン過給機は 20 000 ft. を超えない高度、とりわけ 15 000~20 000 ft. (約 4 600~6 000 m) といった範囲で有効であるとは言え、タービン翼や排気弁の熱負荷、火災の危険性、ブーストコントロールのはん雑さ、可変ピッチプロペラ採用の必要性など、そ

の実用化の前にクリアされるべき問題も指摘された⁷⁵⁾。

その後も、N. A. C. A. や G. E. では排気タービン過給機に関する実験が継続されたが、広く知られているように、排気タービン過給ブームと入れ替わる格好で航空発動機界に普及していったのは、1917年、ブラウン・ボベリによって先鞭を付けられた機械式過給であった。ちなみにリカードは、1935年の著書において「この章が—1922年に—準備されて以来、大きな進歩が画されたが、それはほとんどすべて細部の改良に限定された」、[排気駆動式過給機は著者が予期したとおりの期待はずれと判明し、歯車駆動の高回転の遠心式プロアが広範に採用されつつある] (p. 349) と述べている⁷⁶⁾。

確かに、こちらは排気タービン過給と異なり、排気弁や排気管に過大な熱負荷を与えず、発動機本体へのぎ装製も（特に星形発動機の場合）良好である。アメリカでは、1920年末に N. A. C. A. でリバティーと同じ 127.0×177.8 mm のサイズを有する可変圧縮比の単筒発動機を用いた機械式過給機に関する実験が遂行され、吸入空気圧と b_{mep} , P_{max} , b_e , 冷却損失、排気温度、機械効率、正味熱効率などにかかわる体系的データが採取されている。しかし、既にこのころともなれば、リバティーに機械式過給機を取り付けて実機実験うんぬんというような時代は、はるか過去の物語となっていた⁷⁷⁾。

C. Lorenzen の排気ガスタービン過給機は、タービン翼材の限界をクリアしようとして'20年代末期に考案された自動車機関・航空発動機用過給機であった。こちらは翼車一つ、これがタービンとコンプレッサを兼ねるといふ、いささかゲテモノであった。翼車は軸流タービンをなしており、ノズルを出た排気ガスはこれに作用し回転させる。同じ翼車はまた、輻流コンプレッサをなしており、空気は翼車の両側面、軸に近い所の開口部から吸入され、空洞内を中空翼へと導かれ、翼端からディフューザに送り込まれる。空気はタービン翼を冷却し、自らは約 120~140℃ に加熱され、押込み形気化器に入り、燃料の気化を促進しつつ気筒に向かう。彼は効率向上と負荷変動への適応性向上を狙い、可変ターボ、すなわち、タービンノズルの制御とブレードの可変ピッチ化まで

提案したが⁷⁸⁾、結局、彼の考案全体がカラクリ倒れに終わった⁷⁹⁾。

より真つ当な排気タービン過給機が再び脚光を浴びるのはアメリカで B-17 形 4 発爆撃機の改良版が開発されたところである。B-17 の原型機“モデル 299”は 1935 年 7 月 28 日、初飛行に成功した。B-17 にモスの下で開発されてきた排気タービン過給機を装着したライト“サイクロン” GR-1820-51 (G5) 1000 馬力発動機を搭載した高高度爆撃機 Y1B-17A の初飛行は、その 3 年後にあたる'38 年 4 月 29 日であった⁷⁹⁾。

6.5 リバティーと内燃機関工学の進歩

Judge の紹介するところによれば、1919 年、アメリカではリバティーを素材として内燃機関工学上、重要な一連の実験研究がなされ、その成果が技術界の進歩に役立てられている。それらは、すなわち、インジケータ線図に基づくガス圧応力測定、それを前提として慣性力を加えた場合における軸受面圧の計算、同じくそれらを所与とした合成トルク曲線の導出、連桿に作用する応力の計算であった⁸⁰⁾。

また、Pye は 1921~'22 年に、同じくアメリカでなされたピストン温度測定実験について紹介している⁸¹⁾。強度計算、熱負荷計算の両面で内燃機関工学の精緻化が、このころから進展した様子が見えがわかれる。

6.6 リバティーの非航空部門への波及

ホールスコット発動機がモータボート用エンジンに展開したように、リバティーにも高速艇用機関としての途は開かれていたであろう。しかし、寡聞にしてこの展開を記録した資料を知らぬため、明確なことは申しかねる。

他方、航空発動機と同じ直接軍事技術面では戦車用機関としての展開例が記録されている。表 1 はエム・カー・クリスチー教授編纂『戦車理論と計算の基礎』(1937 年)の邦訳書から引用したリバティーを搭載したアメリカ戦車のデータである。

戦車ではなくブルドーザか、と見まがうほど足の遅い重戦車たちについては、エンジンの素性がわかる分のみを選び出した。これ以外にも、1926 年にフランスでは 81.5 t などという怪物まで製造されている。

アームストロング・シドレーは、空冷星形のジャガーであろう。これのみが全くの新顔で、そ

表 リバティー搭載のアメリカ戦車とライヴァルたち

国籍	名称	分類	製作年	重量 (t)	前面装甲 (mm)	登坂力 (度)	乗員	最高速度 (km/h)	出力 (HP)	搭載燃料 (ℓ)	武装
米	Ⅳ型	重戦車	1918	44	16	45	12	8.75(常用 5.2)	330	910	57mm×1, 機銃 5
米	クリスティー	装輪装軌	1928	8.6	12.5	37	不明	113(装輪), 68(装軌)	338	133	機銃 3
米	クリスティー	同上	1931	10.5	15.7	35	2	112.6(装輪), 64.4(装軌)	338	202	37mm×1, 機銃 1
英	ヴィッカーズ	重戦車	1925	42	25	40	10	30	350(1)	不明	47mm×1, 機銃 4
英	ヴィッカーズ	重戦車	1925	32	25	40	10	25	380(2)	250	47mm×1, 機銃 4
伊	フィアット	重戦車	1918	40	20	40	8, 10	7.5(常用 4.5)	240(3)	600	65mm×1, 機銃 7
独	A-7-V	重戦車	1917	30	30	30	18	不明	200×2(4)	500	不明
仏	2-C	重戦車	1922	68	45	45	12, 16	13(常用 5)	500×2(5)	1500	不明
仏	3-C	重戦車	1926	68.5, 74	55, 45	45	12	12(常用 5~6)	600×2(6)	1400	不明

(1) アームストロング・シドレー, (2) 同上, (3) フィアット, (4) ダイムラー, (5) 同上, (6) 同上
大井上博編訳『戦車工学』山海堂 1943年, 巻末附表 3, 4より。

れ以外は旧式の航空発動機, フィアットは A 12 系の, ダイムラーも上述した大排気量機種シリーズであろう。高速艇や戦車は大形高速ディーゼル機関未確立の時代にあつては, 陳腐化した航空発動機の再就職先であつた。

装輪装軌式戦車は兩大間期に流行し, 英仏, チェコ, スウェーデンにライヴァルが出現したが, 最高速度 80 km/h を超えるような, したがって, 大出力機関を搭載したのは J. W., クリスティー (1865~1944) の“クリスティー戦車”のみであつた。そのエンジンは自製 (と思われる) 120HP に始まり, リバティー 338HP を経て, 1932 年にはガラス製砲塔付きのアルミ合金車体にイスパノ・スイザ 750HP 航空発動機を搭載し, 総重量わずか 5 t, 最高速度は装輪 193 km/h, 装軌 95 km/h などというモデルまで開発された。リバティー搭載のクリスティー戦車はアメリカ陸軍にも買い上げられてテストの供されたが, 結局, この時代を超えた提案は入れられず, 同形車とイスパノ発動機搭載車はやがてソ連やイギリスに渡り, 近代的戦車の設計に指針を提供することになる³²⁾。

7. 総括

リバティーはアメリカ自動車技術界が総力を挙げて開発, 量産した世界初の 400 馬力超級マスプロ航空発動機であつた。そういった存在として, リバティーは製品技術的には最先端も最高峰も狙いとはされていなかった。実際, 基本構造自体はかなり保守的な設計になっていた。その反面, 低コスト・短納期を実現した大胆かつ強大極まる生産技術と高い出力とは機械文明の本家, ヨーロッパに対して航空発動機という先端的技術分野における新興工業国アメリカの存在感をインプリント

するのに十分であつた。

しかし, その後もヨーロッパのメーカーは水冷航空発動機開発のリーダーとしての地位を失わなかった。富塚は第 5 節冒頭の引用箇所続けて次のように語っている:

「ロールス・ロイス社は, 大戦になってから本格的に航空面に参加したのであるが, もう大戦末期には, 自動車面とあわせてこの面でも世界最高の盛名をしっかりと把握したのである。それに比しイスパノは設計斬新, 性能傑出であるが, なんとなく信頼性に不足が感ぜられ, 遠距離飛行よりも短距離の戦闘機用に主として向けられた。このへんには国民性も現われているらしく興味深い」(富塚清『内燃機関の歴史』三栄書房初版~第 3 版(1969, '77, '82) 83 頁, 第 4, 5 版(1984, '86) 85 頁)。

RR やダイムラー・ベンツ, ユンカースは次々と新世代の水冷(液冷)航空発動機を開発して行った。この間の一時期, アメリカであたかもイスパノと張り合うような役回りを演じたのがカーチスであつた。実際, イスパノとカーチスは新機軸的設計を逸早く取り入れては信頼性低下に悩み, リバティーの後継者に成り損ねたという点で RR と対照的な存在であつた。次稿ではイスパノとカーチスについて検討を加えられればと考えている。

注

- 33) 富塚清・大井上博『航空発動機』内燃機関工学講座 9, 共立社 1935 年 288~289 頁, 富塚『航空原動機』99 頁, 神蔵信雄『航空発動機の設計』工業圖書 1936 年, 324~325 頁, 酒井重蔵『高速度発動機』有象堂 1938 年, 390~392 頁,

- 富塚清編『航空發動機』共立出版 1943 年, 541~542, 806 頁, 小川『航空發動機工学』河出書房 1944 年, 233~238 頁, 『航空發動機』449~453 頁, 神蔵『高速ガソリンエンジン』丸善 1960 年, 338 頁参照
- 34) 東彌三「故障及修理法—航空發動機—」(鈴木徳藏・三木吉平・東彌三・澤藤忠藏/宮田應禮『故障及修理法』内燃機工学講座 8, 共立社, 1935 年) 318~319 頁
- 35) 駒林榮太郎閣・坂本定治著『航空發動機の故障とその取扱』山海堂「内燃機関パンフレット」1938 年, 28 頁
- 36) 神蔵『高速ガソリンエンジン』337~338 頁参照。遊星歯車のかみ終わり側に噴油するのは, かみ始め側に噴油した場合, 歯面にピッチングを生ずるためである。欧米では同様の問題が, 自動車機関過給用ルーツプロワのタイミングギヤ潤滑法開発に際しても経験されていた。日本では戦後, いすゞ自動車研究部が DA 45 形自動車用ディーゼル機関のルーツプロワによる過給を試みた際, ロータ駆動歯車の潤滑を巡って同じ現象に逢着している。伊藤正男「技術者と忍耐」(『いすゞ技報』第 17 号「巻頭言」1953 年 9 月), 拙著『伊藤正男—トップエンジニアと仲間たち—』日本経済評論社 1998 年 160~162 頁参照
- 37) 減速装置全般については小川『發動機工学』233~245 頁, 『航空發動機 (中)』435~480 頁が最も体系的叙述であろう
- 38) 大西洋無着陸横断飛行はイギリス海軍の J. W. アルコック, W. ブラウンによる。1919 年 6 月 14~15 日, 3,040 km, 16 時間 12 分 (平均 188 km/h)。'24 年 5 月には極地探検家として名高いノルウェーの R. アムンゼン大佐がドルニエ・ワール飛行艇 (350 HP 双発) 2 機を駆って北極飛行を敢行, 自位置を見失い不時着後, 機体を氷に奪われたが, 辛うじて 1 機の離陸に成功, 北極点到達には失敗したが, 5 名のクルーと共に生還している ('26 年 5 月 12 日, 飛行船で北極点到達, 北極横断に成功。しかし, 北極点通過はその 3 日前, ライト・ホワールウインド 220 HP 3 基搭載のフォッカー FVII 形機を駆るアメリカの R.E. バード [Byrd: 南極飛行のパイオニアでもある] に先を越された)
- 39) “イーグルⅧ”については H. R. Ricardo, *THE HIGH-SPEED INTERNAL-COMBUSTION ENGINE*. London, 1935. pp. 335, 338, 『飛行機發動機学講義』398~402 頁参照。ロールス・ロイス發動機全般については別途論ずる。
- 40) リカードによれば“Ⅷ”とおぼしき 350 HP 形“イーグル”の減速比 3/5 の遊星歯車式減速装置, ラジエータなど冷却装置込みの総重量は 533.2 kg (1.52 kg/HP) であった。また, *be* は 226.5 g/HP と優れ, 潤滑油消費率は 12.7 g/HP と極めて僅少であった。Cf. Ricardo, *op. cit.*, pp. 335, 338. ロールス・ロイス發動機の頭部一体鍛鋼製気筒構造については同書 p. 323, Fig. 192 参照
- 41) ガンストン『世界の航空エンジン①レシプロ編』183~184 頁。ただし, リカードは大戦中のフランス軍における公式記録として“イーグル”のオーバホール間隔は 103.2 時間であったと述べている。Ricardo, *op. cit.*, p. 335
- 42) Morris & Smith『より速く……』225 頁
- 43) Barker & Harding『オートモビル・デザイン』(上) 122 頁
- 44) “ライオン”については Ricardo, *op. cit.*, pp. 314-316, 333-335, 『飛行機發動機学講義』407~412 頁, 内丸最一郎『内燃機関 (後編)』丸善改訂 1931 年 822~824 頁, Nayler & Ower, *op. cit.*, pp. 382-383, 小川『航空發動機 (上中下)』(改訂版), (上) 300~305 頁参照
- なお, “ライオン”のストロークについて 142.875 mm (5 5/8 in) ではなく 130.175 mm (5 1/8 in) とする文献がある。たとえば Nayler & Ower, *op. cit.*, p. 383, Ricardo, *op. cit.*, p. 334, 内丸『内燃機関 (後編)』824 頁, 富塚『航空原動機』第 2 表 (b), 實吉金郎「彼等の發動機」(『航空發動機性能一般』[山海堂理工学論叢 (37), 1943 年] 附録) 27 頁, 小川『航空發動機 (中)』第 156 表, 富塚『内燃機関の歴史』第 2 版以降の巻末附表, ガンストン『世界の航空エンジン①レシプロ編』156 頁
- しかし, 非常に鮮明な Ricardo, *op. cit.*, p. 334, Fig. 207 および内丸が 824 頁と 825 頁の間に掲げた同じく鮮明な第 733 図, それにガンストンが 155 頁に掲げる図をいくらチェック

してみても“ライオン”はピストンハイトこそ低い、決してショートストロークの発動機ではない。したがって、ここでは『飛行機発動機学講義』の掲げる数値を採用した

- 45) カット写真が Ricardo, *op. cit.*, p. 324 に Fig. 194 として掲載されている
- 46) 次に述べる大出力 V 形 12 気筒イスパノ・スイザ発動機には、かさ歯車を用いるファルマン減速装置が採用される
- 47) 神蔵信雄『航空発動機の設計』工業圖書 1936 年 35 頁参照
- 48) 差し当り日本飛行学校『飛行機発動機学講義』390~397 頁参照
- 49) 日本航空学術史編集委員会『日本航空学術史(1910—1945)』丸善 1990 年 353 頁 (F) 参照。ただし、1920~'33 年にわたって造られた 130 HP 発動機を「ダイムラ・ベンツ」とするのは誤り。合併によるダイムラー・ベンツ社設立は 1926 年
- 50) 注 25 の辺りの本文 (本稿 [上]), および Sass, *op. cit.*, SS. 362-367, ガンストン前掲書 140~141 頁参照

なお、本発動機の気筒構造は鋼製気筒胴上部外周にネジを切り、鋼製頭部にネジ込む方式であった。これについては IVa の気筒カット写真 Ricardo, *op. cit.*, p. 319, Fig. 188 参照

- 51) リカードは「ドイツのある種の大形発動機のように専用の独立した発動機によってプロワが駆動される場合、[機械式過給機の駆動に際し、主機の加減速や定常回転時におけるクランク軸回転角速度の周期的変動に起因して生ずる] 機械的困難の過半は消失する。そして独立した発動機の使用は一見煩瑣でもの要りで鈍重なことのように見えるが、少なくとも大出力の装置の場合には大きなメリットを主張できる」と述べているが、その具体的適用機種については明らかにされていない。CF. Ricardo, *op. cit.*, p. 343
- 52) M. Barthel und G. Lingnau, *DAIMLER BENZ DIE TECHNIK*, Berlin, 1986, SS. 67-75
- 53) Ricardo, *op. cit.*, p. 312, Fig. 185 は 1918 年のモデルとあるから、この IV 形らしい。ベンツ発動機の頭部一体鍛鋼製気筒の構造については同書 p. 322, Fig. 191 参照

- 54) 過給とは異なり、この超圧縮比化は発動機熱効率向上に結びつく。可変圧縮比発動機での実験によれば ϵ を 5 から 7 に引き上げれば、図示熱効率は 32% から 37.5% へと 16.5% 向上する。排気温度低下による信頼性向上も重要なメリットである。

ただし、これでは低高度で P_{max} が過大となるため、デトネーション防止のためなんらかの措置を講じなければならない。よってここに挙げられた吸気絞りのほかに吸気弁の遅閉じ、EGR、トルエン添加などによる高耐爆性燃料の使用が試みられた。各方式ともにデメリットがあり、これによって圧縮比は 7 未満に制限された。

すなわち、吸気絞りはポンピングロスによる出力ならびに効率低下が著しく、危険でもあった。吸気弁遅閉じは機構複雑化を招いた。クールド EGR はこの両者より優れていたが、これも圧縮比を 7 まで引き上げるとなれば大量の EGR が必要となり、これにより熱効率低下が招来され、馬力もはなはだしく低下した。高耐爆性燃料の使用は発動機が P_{max} 増大に耐えられる限り有効であるが、これも圧縮比を 7 まで高めにかかると重量過大な発動機となる。アルコール/アセトン混合物のように、気化潜熱熱が大きく火災温度の低い燃料は有望である。Cf. Ricardo, *op. cit.*, 343-347

- 55) F. Sass, *GESCHICHTE DES DEUTSCHEN VERBRENNUNGSMOTORENBAUES VON 1860 BIS 1918*. Berlin, 1962, SS. 621-625. M. Barthel und G. Lingnau, *op. cit.*, SS. 76-77, Ricardo, *op. cit.*, p. 339, Fig. 212, ガンストン『世界の航空エンジン①レシプロ編』37~38 頁参照。写真は Sass と Barthel und Lingnau およびリカードに掲載。リカードだけが斜後方より見たもの、前二者は後面。
- 56) リカードによれば、気筒頭および水套は鋳鉄製で、これに高炭素鋼製の気筒胴をネジ込み、ハンダ付けする構造のものと、気筒頭一体の水套頂部に薄肉継目なし鋼管製水套をネジ込む構造 (胴部結合法は同前) のものがあった (Ricardo, *op. cit.*, p. 321)。なお、同書 p. 322, Fig. 190 は大柄な 300 PS 直 6 発動機の気筒カット写真で、構造は前者であるが、マイバツ

ハの大形高速発動機らしく5弁式である。

- 57) 関口英二「春風より94式水偵まで」(航空情報臨時増刊『日本傑作機物語』酣燈社1959年所収, 別冊航空情報『日本傑作機開発ドキュメント設計者の証言(上)』酣燈社1994年に再録), 同「川西各型設計の思い出」, 亀井五郎「川西・日本航空の思い出」郡捷「『春風号』の日本一周飛行」(日本航空協会『日本民間航空史話』1966年所収) 参照
- 58) ここで取り上げたマイバッハ航空発動機についてはSass, *op. cit.*, SS. 368-380のほか, B. Zima, *Entwicklung Schnellaufender Hochleistungsmotoren in Friedrichshafen*. VDI Verlag, 1987, SS. 5-20, 459-462, 498-505, 508, 528, 555-561, 807, 816-818に詳しい記述, 諸元表, 系統図, 組立図ならびに写真が掲載されており, W. Treue & S. Zima, *Hochleistungsmotoren Karl Maybach und sein Werk*. VDI Verlag, 1992, SS. 20-21, 24-29, 78-97, 270-291にも同様のデータを含むかなり詳しい記述がある
- 59) 小川『航空発動機(上)』289~294頁, ガンストン前掲書41~42頁参照。BMW VI形12気筒発動機は1924年に川崎航空機にライセンス導入された。したがって, '26年に開発されたというガンストンの記述は誤りと思われる。なお, BMW VI形に機械式過給機を付設したのがIX形で, 川崎BMW IX型発動機は「航研機」用発動機のベースとなった。BMWについても後に別途触れたい。
- 60) 木下善寿「天竜川口, 三方ヶ原で芽生えた飛行機工場」, 浅見富蔵「福長飛行機製作所とその飛行機」(『日本民間航空史話』所収) 参照
- 61) 要目はDOHC 4弁式, 6 L-140×180 mm, ϵ : 14.0(ないし14.5), 180 HP/1 600 rpm. (最大220/1 700), *be* 190 g/HP-h. ボッシュ3気筒用列形ポンプを2個使用, 起動は圧縮空気式。鋼板溶接水套付き独立鋼製気筒, Al合金製一体形気筒頭カバーならびにクランク室を有し, 重量300 kgであった。大井上博「航空ターゼル機関」(内燃機関工学講座9, 富塚清・大井上博『航空発動機』[共立出版1935年]所収) 453~454, 497頁, 富塚『航空原動機』159頁, 大井上博『航空ターゼル機関』共立出版, 1942年124~126, 223頁, 小川『航空発動機』(下), 540~541頁, P. H. ウィルキンソン原著・宮本晃男訳『航空ターゼル機関』廣文堂1945年, 10頁, 巻末「航空用ターゼル機関要目表(初期)」, 参照
- 62) この発動機はRicardo, *op. cit.*, p. 336にFig. 209として掲載され, p. 338に若干コメントされている“600 B. H. P. Fiat engine”と同一であろう。ガンストン『世界の航空エンジン①レシプロ編』89~90頁, 『航空ピストンエンジン』158~160頁参照。数値の一部は富塚『航空原動機』巻末附表(b)より
- 63) 初期の, したがってベアドモアに移転されたオーストロ・ダイムラー発動機は頭部・胴部一体の鑄鉄製気筒を有していた。Cf. Ricardo, *op. cit.*, p. 320, Fig. 189, pp. 321, 331-333
- 64) ガンストン『世界の航空エンジン①レシプロ編』25~26, 34~35, 38~41, 94~95, 104頁, J. Reynolds, *Engines & Enterprize The Life and Work of Sir Harry Ricardo*. Sutton Publishing, 2000. pp. 92-94 参照。
- なお, ベアドモアは1929年に開発された飛行船R 101形用“Tornado”600 HPターゼル(L 8-209.5×304.8 mm, 650 [585] HP/1 200 [900] rpm, 蒸気冷却, 全重量2 250 kg)などでも航空史にその名をとどめた。Naylor & Ower, *op. cit.*, pp. 214-215, 394, Pl. 101, Judge, *op. cit.*, pp. 696-698, 大井上「航空ターゼル機関」444-446頁, 富塚『航空原動機』159頁, 大井上『航空ターゼル機関』100~103頁, 小川『航空発動機』(下) 538頁, ウィルキンソン・宮本訳『航空ターゼル機関』巻末附表, ガンストン『世界の航空エンジン①レシプロ編』35頁参照
- 65) 1919年当時, GMに株式の大半を取得されて, '26年GMに吸収, 事業部化。'84年に分割され新事業部Chevrolet-Pontiac-GM of CanadaとBuick-Oldsmobile-Cadillac他のGM事業部に吸収された。Cf. G. S. May, ed., *Encyclopedia of American Business History and Biography The Automobile Industry, 1896-1920*. N. Y., 1990. pp. 187-192
- 66) Morris & Smith『より速く, より遠く』210~211, 227, 245, 248頁, J. A. Vander Meulen,

- The Politics of Aircraft. Kansas, 1991. pp.28-40 参照
- 67) Nayler & Ower, *op. cit.*, p.377, ガンストン『世界の航空エンジン①レシプロ編』130頁
- 68) 以下のボーイング社からみの事蹟については, Cf. Bowers, *op. cit.*, pp.40-43, 48-52, 56-61, 108-110
- 69) 1915年創業のアリソン (Allison Engineering Company) は, '26年のリバティーの空冷倒立化改造を契機に, 航空発動機製造事業に参入したことで知られている。機体の外観写真や三面図から見てボーイング XCO-7B の発動機は水冷倒立形リバティーであったようであるが, このアリソンの事蹟となにほどこ関連する発動機のように思われる。
- 同社は'29年 GM に買収された以降も航空発動機開発を続け, V-1710 (60°12 V-139.7×152.4 mm, 1000~2300 HP) を開発, アメリカではトップの液冷航空発動機メーカーとなる。戦後は中小形のターボジェット, ターボシャフト発動機メーカーとして成功したが, '95年, ロールス・ロイスに吸収されてしまった。
- このアリソンについても, 別途取り上げることになる。さしあたり A. P. Sloan Jr. 田中融二他訳『GM とともに』ダイヤモンド社 1967年 473~476頁, ガンストン『世界の航空エンジン①レシプロ編』16~18, 130頁, 『世界の航空エンジン②ガスタービン編』11~17頁参照
- 70) 徳川好敏・和田秀穂・木村秀政監修『日本の航空50年』酣燈社 1960年, 39頁, 伊藤音次郎「伊藤式富士号」(『続・日本傑作機物語』, 『日本傑作機開発ドキュメント設計者の証言(上)』所収), 同「稲毛飛行場の生い立ち」(『日本民間航空史話』所収), 平木国夫『空気の階段を登れ』朝日新聞社 1971年 382~383, 389, 474, 506~507, 590頁参照。なお, 上述の川西「春風号」や福長「天竜第十号」なども, この海上飛行計画へのエントリーをめざして開発された機体であった。
- 71) この世界一周飛行は航空兵力の重要性を説いた先覚者, 「空飛ぶ将軍」W. “ピリー” ミッチェル陸軍准将によって企画された。Morris & Smith『より速く, より速く』238, 264~270頁, 平木『空気の階段を登れ』506~517頁参照
- 72) 従前の高度記録はルガニユ [Leganeux], ル・ローン 80 PS 付きニューポール機の 6120 m (1913年 12月 28日)。ル・ローンが高空性能重視の高圧縮比に容易に設定可能な構造であった点については先に見たとおりである。記録について簡単には木村秀政編『航空学辞典』地人書館 1959年, 附録 2. 航空年表, 附録 3. 世界航空関係人名辞典参照
- 73) 排気函と言っても, 現行の 2 サイクル舶用大形低速ディーゼル機関の静圧過給システムに用いられる大容量の排気マニフォールドとは似ても似つかぬ小容量のそれである。したがって慣習的にそう呼ばれてはいるが, このシステムを「静圧過給」と称するのはいかがかと思う
- 74) ディーゼルは圧縮比=膨張比が大きく, 排気温度が低い。このため, 排気ガスタービン実用化のネックであったタービン翼材の耐熱性に関してはハードルが低かった。排気ガスタービン過給機の開発全般については富塚『航空原動機』106頁, 『内燃機関の歴史』初版, 第2版 193~198頁, 第3版 201~206頁, 第4・5版 203~208頁参照
- リカードは排気タービンの高温, 高回転, 排気タービンによって発生する背圧(最良の場合でも 0.21 kg/cm²), 排気タービンとターボコンプレッサ間における排気と給気との熱交換による給気冷却困難化を指摘し, 先に見たとおり, 超圧縮発動機に多くの言を費やしている。Ricardo, *op. cit.*, pp.339-343
- 排気ガスタービン過給機についてはこのほか, 日本飛行学校『飛行機発動機学講義』361~362頁, Judge, *op. cit.*, pp.524-533, 神蔵『航空発動機の設計』341~342頁, 大賀恵二『蒸気及瓦斯タービン』岩波書店 1937年, 751~760頁, 内藤邦策『航空発動機並計器』誠文堂新光社 1937年, 154~155頁, 酒井『高速度発動機』356~357頁, ドヴィレール徳江徳・林守雄訳『内燃機関(下)』コロナ社 1939年 (Rene Devillers, *Le Moteur à Explosions*. 3rd. ed. Paris. 1935), 1303~1312頁, 小川太一郎・富塚清・柴田浩『航空機航空発動機』アルス

1939年、航空発動機の72～73頁、柴田浩『発動機の原理』平凡社1940年、158～161頁、長尾不二夫『新撰内燃機関講義』養賢堂1943年、63～65、524～525頁、D. R. Pye 平尾收他訳『航空発動機』誠文堂新光社1943年、213、302頁、富塚編『航空発動機』926～929頁、小川『航空発動機工学』284～285、310～312頁、『航空発動機（下）』328～353頁、富塚清・能谷俊雄『航空発動機』誠文堂新光社1945年、100～101頁にも言及が見られる

当時の内燃機関工学者の中では、ドヴィレールが最も積極的に排気タービン過給機の将来性を論じており、

「現在棄てられているターボ圧縮機装置は、将来、非常な高規定高度に對してその主な不都合を避け得る様な異つた或は改良された形式で再び使はれるであらうと言う事を推定するのである。……更に、今迄行はれたものの中では得られなかった様な最良の効率に到達する爲に充分な周速をタービン翼に與え得る様な冶金學の進歩も可能であらう」(『内燃機関（下）』1312頁)

と述べている。

また、富塚・大井上『航空発動機』では渡部一郎がその有望性について一般的に論じている。315～318頁には「將來の過給器界に君臨する可能性」に鑑みて渡部が行なった、ラト-排気タービン過給機をルーツプロワで10000 rpm. まで駆動した際のコンプレッサの特性に関する実験報告が掲げられている(303～304頁)

- 75) Judge, *op. cit.*, pp. 530-533, 大賀前掲書 754～755 頁参照

- 76) Ricardo, *op. cit.*, pp. 347, 349

- 77) ブラウン・ボベリの件については Cf. Judge, *op. cit.*, p. 524. N. A. C. A. での実験については神蔵前掲書 63～70 頁に概要が紹介されている。ちなみに'30年代後半のドイツ、ベルリン工科大学で行なわれた過給実験に供された単筒発動機はマイバッハ CX 形と同じ 160×190 mm サイズの 2 弁式であったが、その由来については不明である。Cf. F. A. F. Schmidt 中島桂太郎・吉田正一訳『航空発動機』コロナ社 1943 年。同書第三章は排気タービン過給を、第 IV 章はさまざまな過給法の性能比較を論じているが、「完全な静圧過給+反動羽根」と「動圧過給+衝動羽根」の効率比較の計算など、内容は理論的である

- 78) 大賀前掲書、755～757 頁

- 79) M. Caidin 南郷洋一郎訳『B-17 空の要塞』フジ出版社 1977 年、102～106 頁参照

- 80) Cf. Judge, *op. cit.*, pp. 337, 667～675, 708～709, 730～732

- 81) D. R. Pye 平尾他訳前掲書、68～69、72 頁参照。

- 82) クリステイー戦車、T 34 戦車については D. オージル・加登川幸太郎訳『無敵！ T 34 戦車』産経新聞出版局（第二次世界大戦ブックス 47）、1973 年、16～26 頁、野木恵一『戦車と機甲戦』朝日ソノラマ、1981 年、26～28 頁、鈴木孝『エンジンのロマン』プレジデント社、1988 年、219～234 頁、林磐男『タンクテクノロジー』山海堂、1992 年、写真 No. 6, 14, 4～5 頁、表 1-2-1 (クリステイー戦車のエンジンについては、航空エンジン利用、350 PS とのみ記載)、参照