

リバティーと第1次世界大戦期の水冷航空発動機(下)

坂上 茂樹

Citation	Lema. 487; 21-30
Issue Date	2007-04
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

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*
Sigeaki 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、あまりパッ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つた。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 V8 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。カーチスはブリストル戦闘機にリバティー V12 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、頓挫を來した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中心とする 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り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 "ワスプ" 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ド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”的（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 海面高度出力 10 000ft. 20 000ft. 30 000ft.

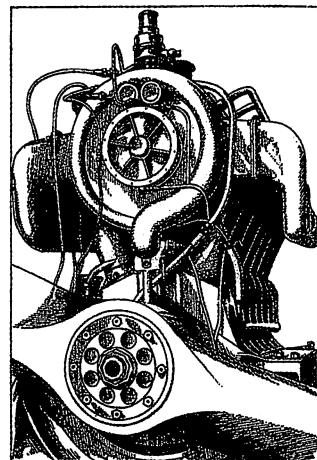
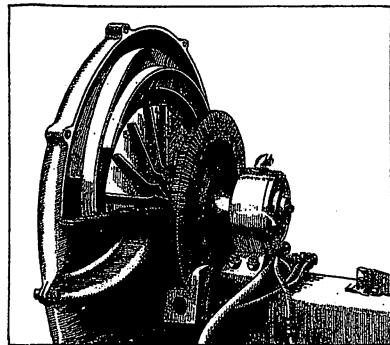
カーチス	93 HP	66	45	30
リバティー V8	270	192	132	88
リバティー V12	400	285	195	130

日本飛行學校『飛行機發動機學講義』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く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°C、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°C、入口圧力1.03 kg/cm²、出口温度620°C、出口圧力0.51 kg/cm²で作動し、圧縮機は出口温度77°C、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50HP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難さ、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る、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 bmeP, Pmax, be, 冷却損失、排気温度、機械効率、正味熱効率などにかか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。こちらは翼車が一つ、これがタービンとコンプレッサを兼ねるという、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 $120\sim140^{\circ}\text{C}$ 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、結局、彼の考案全体がカラクリ倒れに終わった⁷⁸⁾。

より真っ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 (G 5) 1 000 馬力発動機を搭載した高高度爆撃機 Y1B-17 A 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うかがわれる。

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繰り出した。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	四型	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	同上	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	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	ヴィッカース 重戦車	重戦車	1925	42	25	40	10	30	350(1)	不明	47mm×1, 機銃 4
英	ヴィッカース 重戦車	重戦車	1925	32	25	40	10	25	380(2)	250	47mm×1, 機銃 4
伊	フィアット A-7-V	重戦車	1918	40	20	40	8, 10	7.5(常用 4.5)	240(3)	600	65mm×1, 機銃 7
独	フィアット 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, 卷末附表 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の系列であろう。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っては、陳腐化した航空発動機の再就職先であった。

装輪装軌式戦車は両大間期に流行し, 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. クリストイー (1865~1944) の“クリスティー戦車”のみであった。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。⁸²⁾

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った。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レント

するのに十分であった。

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つた。富塚は第 5 節冒頭の引用箇所に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った。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った。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』内燃機関工學講座 9, 共立社 1935 年 288~289 頁, 富塚『航空原動機』99 頁, 神藏信雄『航空発動機の設計』工業圖書 1936 年, 324~325 頁, 酒井重蔵『高速度發動機』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『航空發動機工學』河出書房 1944 年, 233~238 頁, 『航空發動機』449 ~453 頁, 神藏『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』内燃機關工學講座 8, 共立社, 1935 年) 318~319 頁
- 35) 駒林榮太郎閲・坂本定治著『航空發動機の故障とその取扱』山海堂「内燃機關パンフレット」1938 年, 28 頁
- 36) 神藏『高速ガソリンエンジン』337~338 頁参照。遊星齒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、齒面にピッティ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『伊藤正男一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『發動機工學』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・ワールウインド 220 HP 3 基搭載のフォッカー F VII 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, 『飛行機發動機學講義』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”的減速比 3/5 の遊星齒車式減速装置, 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/HPh と優れ, 潤滑油消費率は 12.7 g/HPh 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氣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”的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, 『飛行機發動機學講義』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”的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』[山海堂理工學論叢 (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らい鮮明な第 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”はピストンハイドロを低いが、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『飛行機発動機學講義』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) 神藏信雄『航空発動機の設計』工業図書 1936 年 35 頁参照
- 48) 差し当り日本飛行學校『飛行機発動機學講義』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「ダイムラー・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シ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を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、気化潜熱が大きく火炎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。写真是 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緜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、マイバッ

- 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/1600 rpm. (最大 220/1700), 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「航空ディーゼル機関」(内燃機関工學講座 9, 富塚清・大井上博『航空發動機』[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『航空ディーゼル機関』共立出版, 1942 年 124~126, 223 頁, 小川『航空發動機』(下), 540~541 頁, P. H. ウィルキンソン原著・宮本晃男訳『航空ディーゼル機関』廣文堂 1945 年, 10 頁, 卷末「航空用ディーゼル機関要目表(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』卷末附表 (b) より
- 63) 初期の, したがってペ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・胴部一体の鋳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 & Enterprise The Life and Work of Sir Harry Ricardo*. Sutton Publishing. 2000. pp. 92~94 参照。
- なお, ペアドモアは 1929 年に開発された飛行船 R 101 型用 “Tornado” 600 HP ディーゼル (L 8=209.5 × 304.8 mm, 650 [585] HP/1200 [900] rpm, 蒸気冷却, 全重量 2250 kg) などでも航空史にその名をとどめた。Nayler & Ower, *op. cit.*, pp. 214~215, 394, Pl. 101, Judge, *op. cit.*, pp. 696~698, 大井上「航空ディーゼル機関」444~446 頁, 富塚『航空原動機』159 頁, 大井上「航空ディーゼル機関」100~103 頁, 小川『航空発動機』(下) 538 頁, ウィルキンソン・宮本訳『航空ディーゼル機関』卷末附表, 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 年創業のアリスン (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-7 B 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, このアリスンの事蹟となにほどか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 ($60^{\circ} 12$ V-139.7 × 152.4 mm, 1 000~2 300 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。
- このアリスンについても, 別途取り上げることになろう。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) 德川好敏・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「稻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, 「空飛ぶ將軍」W. "ビリー" ミッチャエル陸軍准将によって企画された。Morris & Smith『より速く, より遠く』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ュ [Leganeux], ル・ローン 80 PS 付きニューポール機の 6 120 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 サイクル船用大型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ホ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/cm^2), 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, 日本飛行學校『飛行機發動機學講義』361~362 頁, Judge, *op. cit.*, pp. 524~533; 神蔵『航空發動機の設計』341~342 頁, 大賀恵二『蒸氣及瓦斯タービン』岩波書店 1937 年, 751~760 頁, 内藤邦策『航空發動機並計器』誠文堂新光社 1937 年, 154~155 頁, 酒井『高速度發動機』356~357 頁, ドヴィレール德江徳・林守雄訳『内燃機關(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『航空機航空發動機』アルス

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

当時の内燃機關工学者の中では、ドヴィレールが最も積極的に排氣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、今迄行はれたもの中では得られなかつ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」（『内燃機關（下）』1312 頁）

と述べている。

また、富塚・大井上『航空發動機』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、ラト排氣タービン過給機をルーツプロワで 10 000 rpm. まで驅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藏前掲書 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發動機はマイバッハ 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『航空發動機』コロナ社 1943 年。同書第Ⅲ章は排氣タービン過給を、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 平尾收他訳前掲書, 68~69, 72 頁参照
 82) クリストイ戦車, 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』ブレジデント社，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（クリスティ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