

民間航空機用ジェットエンジン技術の系統化

Systematic Survey of Jet Engine Technology for Commercial Aircraft

勝又 一郎 Ichiro Katsumata

■要旨

ライト兄弟による初の動力飛行の成功は、1903年12月17日になされたが、それは人類の古代からの夢を実現した瞬間であった。その夢は、僅か100年余りの期間に、世界中の多くの人々が自由に安心して旅行できるまでに成長した。ある発明を契機にして、これほど長い間人類が夢に見ていた技術が、短期間に完成したのはジェットエンジンに負うところが大きい。

なぜ、それが実現したのか。そこには技術の系統化に関する二つの大きな特徴がある。第1は、発明当初から、国際間の情報交換が盛んに行われたことだった。それには、平和時の国際共同開発があげられるが、戦争時等における相手方の軍用機の利点と欠点を必死に追及した努力も含まれる。

第2の特徴は、人から人への技術の伝承が、常に行われていたことであった。ジェットエンジンの作動原理の基本は単純で、このことは発明以来変わらない。問題は、性能の向上と安全性と信頼性の確保にある。このことは、必然的に暗黙知の伝承が必要となる。つまり、優れた設計と製造の技術があっても、膨大な経験が的確に伝えられなければ民間航空機用のエンジンの型式承認を取得することはできない。本稿は、この二点に注目をしながら纏めた。

1903年を契機にして、世界中の多くの発明家が独自の飛行機を設計して、その性能を競った。当初のそれは、いかに早く目的地に到着できるかで、競争相手は自動車だった。それが達成されると、次は長距離の安全飛行で、それは1927年の大西洋横断飛行の成功で達成された。しかし、当時の航空機産業は採算性が悪く、郵便輸送や遊覧飛行が中心であった。

その状況が一変したのは第2次世界大戦で、当事国の航空機生産能力は一気に向上した。各国の製造機数は現代をはるかに上回る数で、その間には、性能の向上と大型化が飛躍的に行われた。しかし、エンジンはレシプロで、ジェットエンジンは一部を除いてまだ実用レベルには達していなかった。

ジェットエンジン技術が急激に伸びたのは、戦後も続いた大国間の緊張によるもので、軍需予算の多くが、この分野の研究と開発に費やされた。そして、その完成された技術が民間航空機用に転用された。このために、新規の開発には多くの特殊性がある。そのことを、特に章を設けて説明した。

エンジンの大型化と信頼性の向上が、大洋横断に十分なまでに成長すると、国際間移動の需要の急上昇と共に多くのエアラインが乱立した。その中で、国家の威信を背負ったフラッグ・キャリアと呼ばれるエアラインの力が強力になり、エンジン開発は、その要求によって大型化に重点が置かれた。またこの頃には、安全性の確保のために、多くの国際間協定が結ばれ、更に排気ガスと騒音という環境問題の解決のための許容限度に関するルールが、頻繁に見直されることになった。その結果、ジェットエンジン技術の高度化が絶え間なく続けられて今日に至っている。本報告では、この期間を10年ごとに分けて、第1世代から第7世代への進化の特徴を述べた。また、設計、製造の各技術分野の系統化については、専門技術分野ごとに纏めた。さらに、同じガスタービン仲間である産業用との技術面における伝承についても述べた。

最後に、戦後の7年間の空白を超えて抱き続けられてきた、日の丸エンジンへの期待と、その実現に必要な事柄についての考察と、残された課題として脱炭素時代への動向を示した。

■ Abstract

The first successful powered flight by the Wright brothers was made on December 17, 1903, the moment when humanity's ancient dreams came true. The dream has grown to the point where many people around the world can travel freely and with peace of mind in just over 100 years. One significant technology that has made this dream come true in such a short space of time is the jet engine.

There are two main distinguishing characteristics in the systematization of this technology that explain how this was achieved so successfully. The first is the prolific exchange of information across borders since the technology was first invented. In peacetime, the international community worked together on technology development. In wartime, countries were desperate to analyse the strengths and weaknesses of enemy aircraft.

The second is that people were constantly sharing the technology with each other. The basic working principle of the jet engine is simple and has not changed since its invention. The issue is improving its performance and ensuring its safety and reliability. This inevitably requires the sharing of tacit knowledge. In other words, even with superior design and manufacturing technology, it is not possible to get type approval for a commercial aircraft engine without accurately communicating a vast amount of experience. This report focuses on these two points.

From 1903, many inventors around the world started designing their own aircraft and competing over performance. To begin with, the competition was to see how quickly one could reach a target destination while competitors travelled by motorcar. Once that was achieved, the next step was safe long-distance flight. This was achieved in 1927 with a successful crossing of the Atlantic. However, the aviation industry at that time was unprofitable and was centered on postal transportation and scenic flights.

The situation changed completely in World War II, and the aircraft production capacity of the countries concerned improved at once. The number of manufacturing machines in each country far exceeds that of modern times, and in the meantime, performance improvements and upsizing have been made dramatically. However, the engine was a reciprocating engine, and the jet engine, with some exceptions, had not yet reached a practical level.

Ongoing tensions between the great powers after the war prompted dramatic growth in jet engine technology. A large portion of military budgets were invested into research and development in this field, although the resulting technology was put to use in civilian aircraft. This meant that the new developments had a number of peculiarities. This report devotes a chapter to this topic.

Jet engines increased in size and reliability to the point where they could be used to cross oceans. The demand for international travel grew, and airline companies flooded the market. The dominant airlines became the so-called flag carriers, representing their respective nations. The primary focus of engine development was increasing size to meet their demands. Around this time, many international agreements were signed to ensure security, while rules on the maximum permissible limits of noise and emissions were constantly being revised to resolve environmental issues. As a result, enhancements in jet engine technology have continued to the present day. This report discusses the advances in jet engine technology decade by decade from the first generation to the seventh generation of the technology. In addition, the systematization of each technical area of design and manufacturing is summarized for each specialized technical field.

This report also notes the technology transfer with the similar field of industrial gas turbines.

This report concludes with a discussion on the expectations for the "Hinomaru" (Japanese flag) engine that was put on hold for seven years after the war and what is necessary to realize it. One remaining issue is the trends that will emerge in the era of decarbonisation.

■ Profile

勝又 一郎 *Ichiro Katsumata*

国立科学博物館産業技術史料情報センター主任調査員

1970年3月 東京大学大学院工学系修士課程修了
1970年4月 石川島播磨重工業に入社
1972年4月 FJR710 デザインセンター設計システム班長兼務
1980年4月 RJ500 日本側 Chief Designer 兼務
1982年4月 V2500 日本側 Chief Designer 兼務
1989年4月 GE90 日本側 Chief Engineer 兼務
2000年7月 IHI エアロスペース代表取締役
2009年6月 博士（工学）東京大学より
2010年4月 その場考学研究所設立
2012年9月 日本経済大学大学院 特任教授（2017 退任）

■ Contents

1. はじめに	344
2. ジェットエンジンの原理と初期の歴史	346
3. ジェットエンジンの成立	352
4. 日本での実用化と7年間の空白	358
5. 民間航空機用エンジンの種類と構成要素	367
6. 民間航空機用エンジンの進化の歴史	373
7. 民間航空機用エンジンの特殊性	392
8. 民間航空機用エンジンに適用される技術	399
9. 設計・開発分野における技術の系統化	405
10. 系統化調査のまとめと考察	423
11. 結言と謝辞	431

1 | はじめに

技術の系統化するなわち伝承の方法は、大きく二つに分けられる。それらは、人から人への直接伝承と、書籍や実物などのモノを介する伝承になる。人類が文明を築き始めてから延々と続くこの現象の歴史について、P.F.ドラッカーは、大きく3段階に分けている。⁽¹⁾

人類の文明は、農耕と灌漑技術の伝承から始まり、そこから都市化、政治、軍事などの社会イノベーションが始まった。この時代は1400年間も続き、その間は徒弟制度などによる、人から人への直接伝承だった。そして、次の社会イノベーションは印刷機の発明による大量の印刷物による技術の伝承で、この時から技術が社会と経済の中心に据えられて、近代技術革命の時代になった。現代は、3回目の社会イノベーションがSNSにより始まっている。つまり、再び人から人への伝承の時代に戻ったことになる。

現代の様々な科学技術の系統化を見ると、多くの場合にはモノ（印刷物もモノの一つ）を介する伝承が多いが、ジェットエンジンの場合には、圧倒的に人から人への伝承になる。それは、設計、製造、調達、保守の全技術領域にわたって共通しているように思われる。スマホなどの電子製品は、初期の製品の市場投入後に、その機能もハードも大きく進化する。それは、世界中の多くの人がモノを介して得た知識と知恵の進歩によって成されている。しかし、ジェットエンジンの場合は、機能は固定的であり、自然科学的には同じ原則の下でひたすら性能と信頼性の向上に終始している。従って、その進化は技術者の経験によるものが多く、人から人への伝承となる。複数の国際共同開発を通じて得られた経験は、この世界は多くの産業分野と比べて異常に狭いということだった。

その反面、適用される技術分野は異常に広い。新型のエンジンの開発のための設計には、大学の工学部と工学系大学院の研究科で学ぶすべての学問分野が適用されるといっても過言ではない。さらに、環境問題の解決、飛行機は怖いといった心理面での安心・安全性の問題など、社会科学分野も大きく影響する。

そのような観点から、この報告書では大きく9つに分けて、説明を進める。

1. はじめに
2. ジェットエンジンの原理と初期の歴史
3. ジェットエンジンの成立
4. 日本での実用化と空白の7年間

5. 航空機用エンジンの種類と構成要素
6. 民間航空機用エンジンの進化の歴史
7. エンジン開発における特殊性
8. 民間航空機用エンジンに適用される技術
9. 設計・開発技術分野における技術の系統化
10. 系統化調査の纏めと考察
とした。

第2章から第6章までは進化の歴史を述べて、第7章で様々な適用技術の特徴と特異性を説明する。

ジェットエンジンの原理は、古代エジプト時代から利用されていたが、エネルギー機械としての理論と構造の特許が確立しても、実用化には多大な困難を抱擁していた。それは、圧縮機とタービンの効率を自立運転が可能になるまで高めることと、そのために必要な高温に耐えるタービン部の材料と加工法の開発の期間だった。しかし、第2次世界大戦の勝敗が航空機の能力によるとの認識から、ジェット機の実用化は一気に進んだ。

戦後の民間航空は、しばらくの間はレシプロエンジンだったが、大出力のジェットエンジンでの大陸間横断が可能になると、一気に市場が広がり、主要国の国家の威信をかけての競争が始まり現在に至っている。

第9章では、この間に行われた技術について、特に設計・開発分野の進化についての系統化を述べる。なお、新素材開発分野と部品加工技術については、紙面の関係でこの報告では割愛した。機会があれば別途報告する。

技術の系統化について、本稿で述べたいことがもう一つある。それは、メタエンジニアリングという観点から見た系統化のあり方である。機能が固定的であり、自然科学的にも固定された原則の下で、ひたすら性能と信頼性の向上に終始しているものがもう一つある。それは原子力発電（原発）だ。この二つの技術は、ともに広範囲の技術を総合的に纏めて20世紀中頃に急成長した。私は、常にこの二つの安全性と信頼性についての比較を考えてきた。このような場合には、通常のエンジニアリングではなく、一つ上の次元（つまり「メタ」）で思考する必要がある。この二つは、一見関係が無いように見られるが、実は自然界で起こる通常の物理現象を、巨大な力で変えることにより実現した。一方は核分裂という現象であり、当方は巨大な構造物を空気中に浮かし、かつ音速前後の高速で移動し続け

るということである。従って、どちらも長期間にわたる信頼性と安全性の維持継続が最重要課題となっている。この二つの技術は、一旦事故が起これば重大事になり世界中の注目を浴びてしまうことも共通している。私が品質保証部門を担当した時期には、原発会社の品質保証部門との定期的な意見交換会があった。しかし、その数回の会議で私が認識したのは、彼我の大きな違いであった。

この二つが社会から受ける評価は、当初は航空機の方が安全性も信頼性も劣っていたが、現在では圧倒的に航空機が勝っている。原発は益々高コストになり、更には世界中で将来廃絶の方向になってしまった。一方で、航空機は信頼性とコスト低減を同時に達成し、世界中で多くの人が空の旅を楽しめる状態にまで進化

した。

その違いは、心臓部である熱機関に関する信頼性の向上と、致命的な大事故を起こさぬためのあらゆる技術の系統化が、常に国際間の話し合いと協調、そこから成立する国際間共通ルールの取り決めと、その遵守の強要を、半世紀以上にわたって続けてきたことが大きく影響している。一方で、IAEAを始めとする原発関係の国際機関には、それらに匹敵する機能はない。同じように狭い世界であっても、このような系統化の違いによる結果についても示してゆこうと考える。

参考文献

- (1) P.F. ドラッカー「テクノロジストの条件—ものづくりが文明をつくる」ダイヤモンド社 (2005)

2 | ジェットエンジンの原理と初期の歴史

ジェットエンジンは、高速で噴き出すジェットの反力により有益な運動を起こすもので、その起源は紀元前のアレクサンドリアのヘロンが発明したアイオロスの球と考えられる。

2.1 ヘロンの装置と原理

アイオロスの球(アエオリピル/aeolipile)(図2.1)は、一般的にはヘロンの蒸気機関と呼ばれているが、ウィトルウィウス(紀元前80年ごろ-紀元15年)はアイオロスの球について「アイオロスの球は中空の真鍮製容器で、1つの小さな開口部があり、そこから中に水を満たす。容器の水を火の上で熱すると、ささやかな風が放出される。水が沸騰してくると、激しい風が吹き出してくる」と記している。

原理的には、羽根のない簡単な半径流蒸気タービンなのだが、ジェットの力を直接に使っていることで、ジェットエンジンとも云えるのではないだろうか。

Lord Kings Nortonは、「WHITTLE the True Story」⁽¹⁾のまえがきで、「his aeolipile, which was a simple form of turbine driven by jet propulsion」と述べている。



図 2.1 アイオロスの球

ヘロンは、その球形容器の回転軸にロープと滑車を取り付け、ロープを巻き上げることによって寺院の扉を自動的に開いてみせたとの説がある。この力の原理は単純で、作用と反作用だけの問題となる。つまり、ある物体から作用力を発生させて、その反作用で動か

す力を得ることになる。ジェットエンジンも、これと全く同じ原理で航空機に加速度を与えている。

2.2 ジェットエンジンの原理

飛行機が高速で飛べる原理は、単純に考えれば作用と反作用だけの問題となる。つまり、プロペラ機やジェット機と扇風機は同じ原理になっている。(図2.2)扇風機は風が発生しても動かないが、それは発生する力が弱く、扇風機自身の重量による台座の摩擦力に勝てないからで、もし車を付けた台座に乗せれば、風と反対方向に動く。⁽²⁾同様に、プロペラ機でも、プロペラの回転数が低いときには、発生する力は弱く、ブレーキによって停止している。

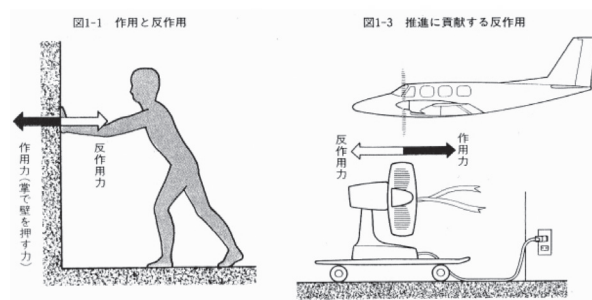


図 2.2 推進に貢献する反作用⁽²⁾

ジェット機の場合も同様で、エンジンがアイドリング(待機状態での運転)の時には飛行機は動いてはならない。そのために、エンジンのアイドリング時の出力は、定格の1%以下に抑えなくてはならない。実は、このことは設計上少し難しい。なぜならば、エンジンが自立回転をするのは、タービンが発生する軸力と、圧縮機に加えられる軸力とが一致した時であり、その状態ではまだ回転数は低く、エンジン内の空気の流れは不安定なままである。特に、ファンジェットエンジンでは、最前部にあるファンを通過する空気の大部分は、タービンでの仕事をせずに、そのまま後方に噴出されて推力になってしまう。従って、アイドリング時には、コア側を流れる空気を熱力学的によほどの高効率で作用させないと成立しない。さらに、着陸時にはフライトアイドルで着陸態勢のまま進行中に、何らかの異常事態が発生し場合には、所定時間内に最大出力の95%まで急加速ができなければならない。この

ように、ジェットエンジンでは通常のカスタービンでは求められないいくつかの特殊条件がある。そのことについては第9章で述べる。

ジェットエンジンはガスタービンの一種であり、その基本はブレイトンサイクルとして1872年にブレイトン (George Bailey Brayton, 1830-1892) によって熱機関として考案された。当初は、圧縮工程と膨張工程をシリンダー内のピストンで結ぶもので、ターボ式ではなかった。

このサイクルは、比較されるオットーサイクル (ガソリンエンジンの原理で1877年に考案) とディーゼルサイクル (ディーゼルエンジンの原理で1892年に考案) より早くに発表されたのだが、有効な仕事を取り出すためには、構造が複雑になることと、定圧燃焼を維持することが困難と見なされて実用化が遅れた。しかし、連続サイクルが可能な回転式の圧縮機とタービンが開発されて連続燃焼が容易になると、ガスタービンとしての開発が一気に進むことになった。しかし、その構造と必要な出力を得るための各要素の性能向上が難しく、実用化は20世紀からであった。一方で、19世紀には多くの熱機関が発明されて、順次実用化が進められた。その間の年表を図2.3に示す。

また、ブレイトンサイクルでは、一般的に温度比と圧力比が高くなるほど熱効率は良くなる。従って、気圧も気温も低い高空であっても、地上と同じ温度比と圧力比であれば、熱効率を保つことができる。また、全体性能の向上は、タービンの入り口温度 (TIT; Turbine Inlet Temperature) とそれに応じた圧力により実現する。要素のポルトロピック効率を88%と仮定した時のマッハ0.8での巡行時の熱効率を図2.4

に示す。⁽⁴⁾

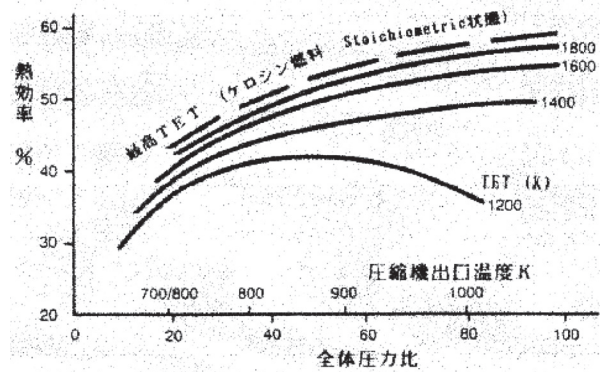


図 2.4 タービン入り口温度と熱効率の関係⁽⁴⁾

2.3 自立運転の成功

ガスタービン自身の自立運転は、タービンで得られる回転力が、自己の圧縮機を回すための力を上回ることによって成立する。その残りが動力となって利用されるので、従って、圧縮機とタービンの効率が高くないと必要な出力を得ることはできない。実は、エンジンのスタートからアイドリングまでの熱力学サイクルの安定がもっとも難しい。従って、スタートからある回転数までは、スターター (補助始動装置) による補助が必要になる。このために、自立運転の成功までには、長い年月と多くの失敗が重ねられた。

また、ジェットエンジンの場合には、タービン出口で高速なジェットを噴き出すための圧力が維持されていなければならない、しかも、安全のためには、いずれ

年	事項	ブレイトン・サイクル	オットー・サイクル	ディーゼル・サイクル
1791	ジョン・ハーパーがGTの熱サイクルの特許を取得	熱力学的な特許の取得		
1824	S.カルノー(仏) がカルノー・サイクルを発表	熱力学的理論	熱力学的理論	熱力学的理論
1860	ジャン・ルノアールが2ストローク機関を完成		初期機関の完成	
1872	ジョージ・ブレイトンが機関の特許を取得	機関の特許を取得		
1877	ニコラウス・オットーが特許を申請		機関の特許を取得	
1885	ダイムラーがオートバイを開発		乗り物に適用	
1891	ルヴァソール社(仏) が本格的な自動車を製造		自動車の製造	
1892	ディーゼル(仏) が特許を取得			特許の取得
1893	ディーゼル(仏) が圧縮着火機関を考案し実用化			機関を完成
1902	MAN社(独) がディーゼル・エンジンを量産開始			量産の開始
1903	エリング(ノルウェー) がガスタービンを完成	ガスタービンの実働		
1929	フランク・ホイットルが特許を作成	ジェットエンジンの特許		
1937	フランク・ホイットルがジェットエンジンを完成	ジェットエンジンの完成		
1939	ドイツでジェット機が初飛行	ジェット機の初飛行		

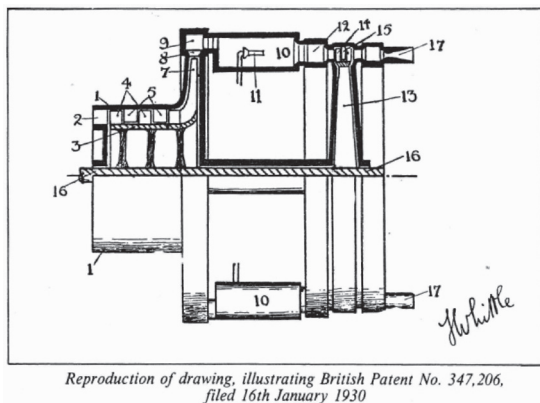
図 2.3 ブレイトン時代における熱機関の歴史

の状態からでも急加速が安定して行われることが要求される。従って、更に高い効率と安定性が要求される。

英国人フランク・ホイットル (Frank Whittle, 1907-1996) は空気が希薄な高空を高速で飛ぶ航空機にはジェットエンジンが必須の機関であること主張し、特許を出願して自ら試作を繰り返し、ついに自立運転に成功した。その後、当時戦禍の中にあった欧州で、ジェット戦闘機用のエンジンとしての開発競争が急速に進み、彼は、その功績により英国女王よりサー・フランクの称号を得て、ターボジェットエンジンの先覚者として讃えられている。

2.3.1 ホイットルによる成功

彼は、英国空軍大学 (Royal Air Force College) の飛行士官候補生として勉学し、優秀な成績で卒業後ケンブリッジ大学工学部に派遣された。彼は、グリフィスが主張する軸流式ターボプロップエンジンではなく、構造が簡素な遠心式ターボジェットこそが早期の戦力化に適する、と反駁する論文「航空機設計の展望」(Future Developments in Aircraft Design) を1929年に軍需省に上申し、翌1930年1月これを特許 (Patent 347206) として出願した。そこには、図2.5に示される基本図が示されている。⁽¹⁾



Reproduction of drawing, illustrating British Patent No. 347,206, filed 16th January 1930

図2.5 ホイットルの特許に示された図面⁽¹⁾

しかし、彼のアイデアは当時の技術では実現が不可能と考えられ、諸権威から逆風を受けた。そのために、航空省はわずか5ポンドの更新料を払わずに、特許は失効した。そこで、彼は1935年に改めて実験用ターボジェットの特許 (Patent 459980) を申請した。そして、1936年にPower Jet Ltd. を設立し、WU (Whittle Unit) シリーズの実験用エンジンを次々に製作し、実験を続けた。最初の仕様は、圧縮機効率80%、タービン効率70%、燃焼器出口温度1052K、推力は630 kgとされていた。その時の様子を示す写真と図が残されている。

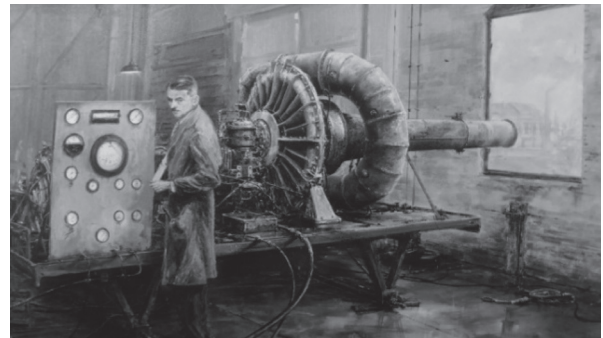
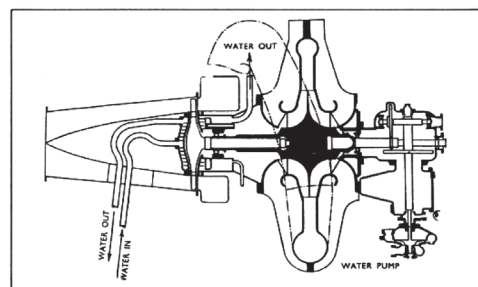
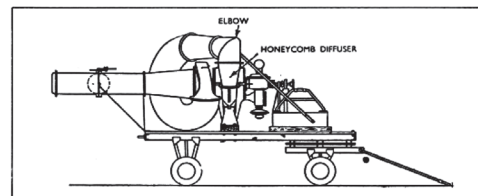


図2.6 実験中のホイットル⁽¹⁾



Assembly of First Model of Experimental Engine

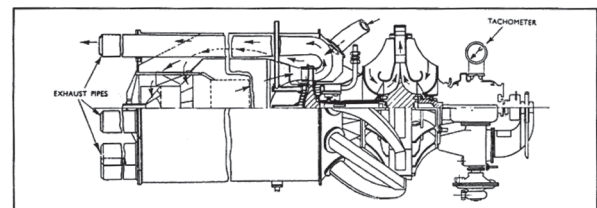


Test Assembly of First Model of Experimental Engine

図2.7 最初のホイットルエンジン⁽¹⁾

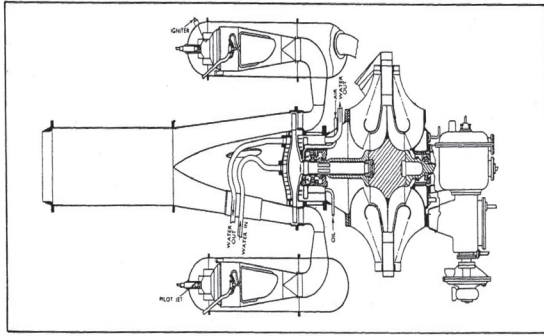
ホイットルは、その後WU Model2 (図2.8) とWU Model3 (図2.9) を製作し、実験を続けた。しかし、研究資金不足のために必要とされる要素試験は行えずに、いきなりエンジン試験を繰り返すことになり、ジェット戦闘機への搭載への道は厳しかった。

彼は、第2次大戦後の1976年に、待遇改善を求めて米国に移住した。彼が再び英国に戻ったのは1986年8月、長年の業績が讃えられてSir Frank とLady Whittleとしてであった。Whittle 夫妻は、英女王とアフターヌーン・ティーを共にし、英国首相から表彰された。(図2.10) そこには、「20世紀の偉大なエンジニアであり、我々の生活を変え、過去には考えられなかった旅行を可能にした」と記されている。⁽¹⁾



Assembly of Second Model of Experimental Engine

図2.8 WU Model 2⁽¹⁾



Assembly of Third Model of Experimental Engine

図2.9 WU Model 3⁽¹⁾

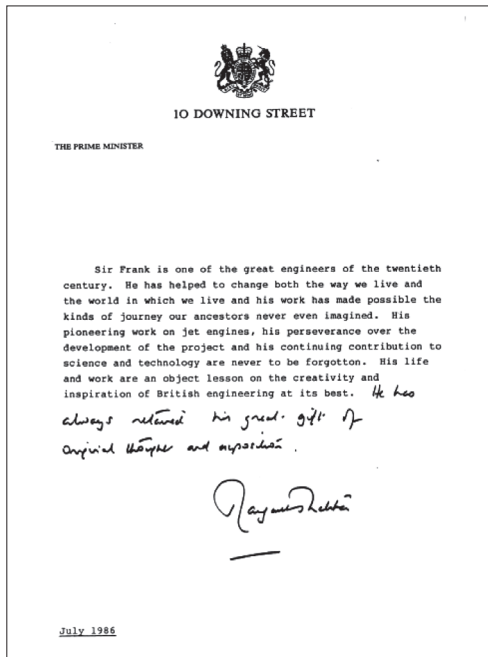


図2.10 英国の首相から表彰⁽¹⁾

2.3.2 ホイットルエンジンの初飛行までの道のり

ホイットルは、1953年自伝を執筆し「Jet, the Story of a Pioneer」と題して発行した。この書は翻訳されて「ジェット、ある先駆者の話」⁽⁶⁾として発行されている。その中には、技術者への示唆に富む話が述べられているので、一部を引用する。

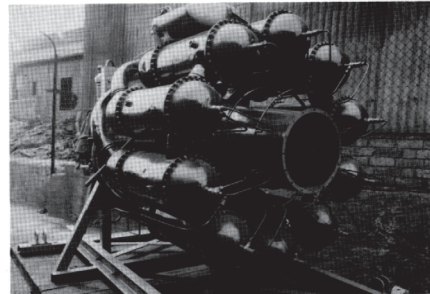
最初の特許の申請については、『科学課目の課題として、われわれは学期毎に一つの論文を書かねばならなかった。第4学期のとき、私は“Future Development in Aircraft Design”という題目を選んだ。この課題がジェット推進に関する私のその後引続く仕事の事実上の出発点となったものである。この下調べをしている間に、非常な高速と、大きな航続距離とを同時に満足させようとするならば、空気密度が小さく、したがって速度に対する空気抵抗が大巾に減ずるような、高高度を飛行することが必要である、とい

う結論に達した』。(p.11)

また、当時の大学側との軋轢に関しては、『数年間の実地の経験を経て大学に入ったということは、いろいろの場合に大きな利益であった。何故なら私自身の経験の中で遭遇した多くの現象について、その理由を知りたいという強い願望を抱いていたからである。勿論、私の最大の関心事は航空工学に密接に関係した問題であった。私にとっては極めて実的な意義をもっているような諸問題が、学校から直接大学に進んだ人々から見ると、むしろ学問上丈の問題と思えるらなかった。』(pp.43-44)⁽⁶⁾と述べている。このことから、彼が特許の提出時点から、最終目的であるジェット機の飛行を念頭に置いていたことが分かる。

ジェットエンジン搭載機による初飛行は、1941年5月15日にグロースター・ホイットルE28-39(図2.11)により達成された。1930年の実用機の特許から11年が費やされたことになる。その間の事情は、英国の機械学会誌に投稿された次の論文に詳しく述べられている。そこには、58の図表と写真が掲載されている。

THE FIRST JAMES CLAITON LECTURE “The Early History of the Whittle Jet Propulsion Gas Turbine” Int. Mech E, (1946)



The original W.1 flight engine outside the Luttersworth works. This was the same engine that today is on view at the Science Museum in London.
George Carter's original drawing for the E.28/39. Other drawings showed the provision for four Browning machine guns.

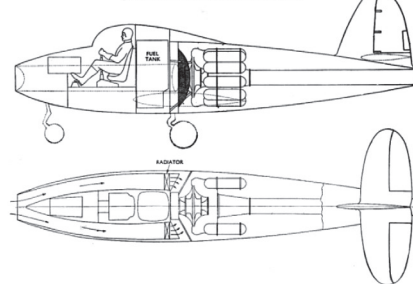


図2.11 グロースター・ホイットルE28-39⁽⁸⁾

最初の実験機から実用機に至るまでの試験機的设计—製造—試験のすがすが、「Diagram Illustrating the Principal Events in Early History of the Jet Propulsion Gas Turbine」として纏められている(図2.12)。そこには、実験の総運転時間は1,000時間に及んだことが示されている。

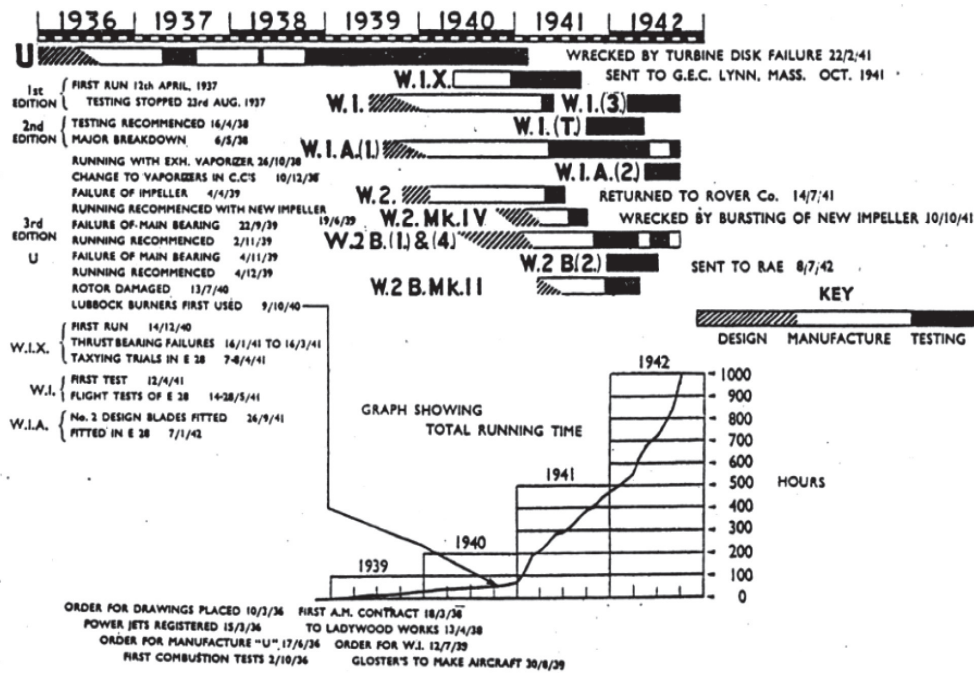


Fig. 2. Diagram Illustrating the Principal Events in the Early History of the Jet Propulsion Gas Turbine

図2.12 ホイットルエンジンの試験運転の年表⁽⁸⁾

図表中で注目されるのは、実験用エンジンW.1とW.1.Xの複雑な動向である。「SENT TO G.E.C LYNN, Mass. OCT. 1941」とある。つまり、母国である英国から米国に引き渡された。その間の事情は詳しくは述べられていないが、本文による経緯は以下のようにある。

1941年初めにGloster Aircraft CompanyによりE28の機体が完成し、WX1が搭載された。初回試験では滑走路でのタキシング中に、わずかに地表を離れたとある。初飛行は5月14日に行われた。ここに至る経緯については、1939年に空軍省から、一切の基礎試験を中断して、実用機による試験飛行用のエンジンとしてのデータを取りそろえることが要求された。そのために25時間の特別なカテゴリーのテストを短期間で完結しなければならなかった。その結果は、エンジンの回転数—燃料消費率—排気温度のグラフが示されている。試験飛行用の機体に搭載する燃料は、全体の軽量化のために最小限でなければならない。

試験機の概略が図に示されている(図2.11)。いずれのエンジンも、短期間で設計・製造され、試験運転に供されていることが分かる。

さらにアメリカへの輸送に関しては、次のような簡単なメモ書きで済ませられている。

『英米両国政府のアレンジにより、WX1機とW2Bに関する図面一式、Power Jet社の小チームが1941年秋にGeneral Electric社のLinn工場に送られた。集中開発テストの為である。』

筆者の推定ではあるが、ホイットルは、ジェットエンジンの構成要素である、圧縮機、燃焼器、タービンなどの基礎試験の積み重ねが無ければ、確かなエンジンを設計することはできないことを確信していた。一方で英国では、そのために必要な十分な資金も援助も得られないことを、過去の経験から認識していたのではないだろうか。つまり、技術の伝承に関して当時の英国には大きな問題が存在していた。しかし、大戦中という非常事態ではあったが、独空軍の爆撃を避けるための選択という事情があったとはいえ、有能な頭脳と試験機に関するすべてを米国に移す決断をした英国政府の判断は正しかった。

2.3.3 史上初の飛行

一般には、上記のホイットルエンジンによる初飛行が有名だが、実際には、それに先行したジェット機があった。それは、ドイツのハンス・フォン・オハインが主導したHeS3Bエンジンを搭載したハインケル社のHe 178機で、初飛行は1939年8月27日だった。英国よりも2年先行していたことになる。

しかし、第2次世界大戦に実戦配備されたのは、ともに1944年の半ばであり、ドイツの2年間の先行は、独国の敗戦もあって独国航空機産業にはあまり生かされなかった。彼が製作に関与したHe280が独空軍に採用されずMe262が採用されたために、ジェットエンジンの実用化が進まなかったのであった。

一方で、次項で述べるように、日本のジェットエン

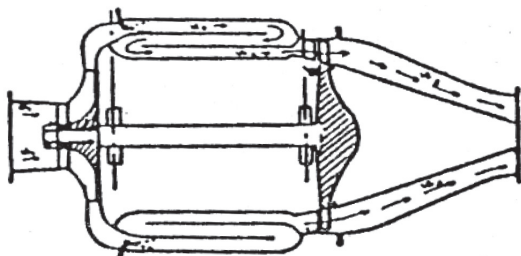
ジン技術開発の黎明期に独国のジェットエンジン断面図がもたらした恩恵は大きなものがあった。彼は後に米国空軍航空宇宙研究所で所長としても活躍し、数件の先端的な米国プロジェクトをリードし、退職後はデイトン大学で研究室を創設・維持して後進の米国若手技術者を指導した。

2.3.4 日本における初期の研究

わが国におけるジェットエンジンの開発は、種子島時休（1902-1987）海軍大佐の夢から始まったと伝えられている。彼は昭和9年（1934）に「航空ガスタービン」という論文を発表し、それをもって昭和11年からパリ駐在の航空監督官として2年間在欧した。

昭和13年に帰国後、直ちに海軍航空技術廠発動機部で試作エンジンの研究を開始した。しかし、実機の製作に取り掛かれたのは、昭和17年からであり、翌年ようやく自立運転に成功した。この時のエンジン名はTR-10（後にネ10と改称）で、この瞬間が日本で最初のジェットエンジンの産声であった。

ネ10エンジンは、その後回転数を落とすなどの改良を加えて、ネ12Bとして30台の生産が決定されたが、間もなくドイツから実用機の図面が入手できるとの情報があり、中止された。



TR-10 ジェットエンジン概念図
(後ネ10と改称)

図2.13 TR-10 ジェットエンジン概念図⁽²⁾

参考・引用文献

- (1) John Golley “WHITTLE The True Story” Airline Publishing Ltd. (1987)
- (2) 吉中 司「数式を使わないジェットエンジンの話」酣灯社 pp.16-17 (1990)
- (3) 吉田英生「George Brayton とその時代」日本ガスタービン学会誌, p.126 (2009.5)
- (4) 八島 聰「最近の航空エンジンの動向」日本航空宇宙学会誌, p.230 (1992)
- (5) 岩井 裕 (抄訳)、「Whittle Turbojet の開発」日本ガスタービン学会誌, pp.134-139 (2008.5)
- (6) Sir F. Whittle 著、荒木四朗他訳「ジェット・ある先駆者の話」一橋書房 (1955)
- (7) 小茂鳥和夫「ホイットル自伝より」日本ガスタービン会議誌, pp.40-46 (1975)
- (8) THE FIRST JAMES CLAITON LECTURE “The Early History of the Whittle Jet Propulsion Gas Turbine” Int.MechE, Vol.152, p.419 (1946)

3 | ジェットエンジンの成立

現代の大型の民間航空機はすべてがジェットエンジンだが、その技術の系統化を語るには、プロペラ機から始めなければならない。ジェットエンジンの基本であるガスタービンは、高効率な要素技術を必要としており、それらは理論と実験室的には20世紀前半には確立していた。そして、第2次世界大戦を境に、軍用機としての実用化は大いに進んだのだが、経済的な性能と信頼性が十分に出せず、民間航空機としてプロペラ機の市場を代替えるのは容易ではなかった。

そこで、軍用機としての開発と実績とを民間機用ジェットエンジンに転用する方法が選ばれた。そのことは民間航空機の発達の状況を一変させた。特に、大陸間飛行の実現には高速で高々度まで飛行可能なエンジンは必須の動力源だった。

ガソリンエンジンで飛行機を飛ばすには、プロペラが必要になる。つまり、推力を発生させるための動力源としてはエンジンとプロペラのセットが必要になる。飛行に関しては、当時すでにグライダーの技術があり、ライト兄弟の成功の要因は、安定した動力に加えて、機体の安定性と操縦性の獲得だった。

彼らは、スミソニアン協会への手紙で、飛行に関する多くの文献を入手した。また、自身でグライダーを製作して、1000回以上の滑空を経験して安定性を学んだ。最後に、動力装置に移り、4000cc 12馬力のエンジンを完成した。そのエンジンで、左右のプロペラをチェーンで結び動力装置を完成させたのだが、片方を逆掛けすることで、左右のプロペラを逆回転させて安定性を得ることができた。⁽¹⁾

3.1 プロペラ機の時代

プロペラ機は、小型から大型まで非常に多くの機種が開発された。当初は、自動車と小型機による遠距離間の到達時間競争だったが、次第に大型化して長距離を飛べるようになった。本稿では、現代と近未来に繋がってゆくジェットエンジンの技術の系統化が主題であるので、プロペラ機については、トピックス的な項目にとどめる。

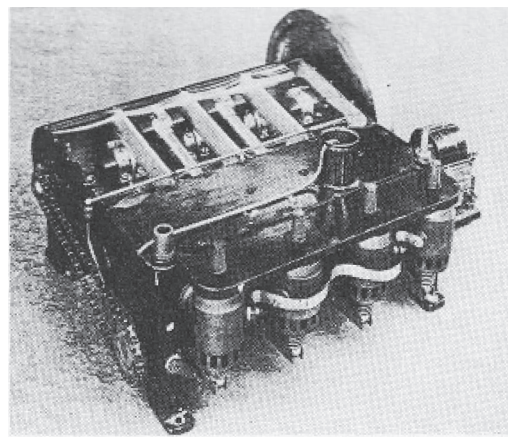


図3.1 ライトの直列4気筒水冷エンジン⁽¹⁾

3.1.1 動力航空機による人類の初飛行

動力航空機による人類の初飛行は、1903年12月17日にライト兄弟によって行われた。風速15メートルで離陸し、40メートルを飛んだと云われている。この時のエンジンは、直列四気筒の水冷式ガソリンエンジンだった。

ガソリンエンジンは、オットーガス機関に始まる。それ以前の動力は、もっぱら蒸気機関だったが、ボイラーの爆発事故などが多発し、より安全な内燃機関が求められていた。オットーガス機関は、当初は工場用の動力として用いられたが、燃料をガソリンにすることで、自動車に多用されるようになり、一気に需要が高まった。しかし、当時の自動車には、軽量、高出力の要求は高くなく、馬力当たりの重量は、蒸気エンジンと大差はなかった。しかし、小型化にはガソリンエンジンが圧倒的に有利であり、航空機用の動力源として適していたと云える。

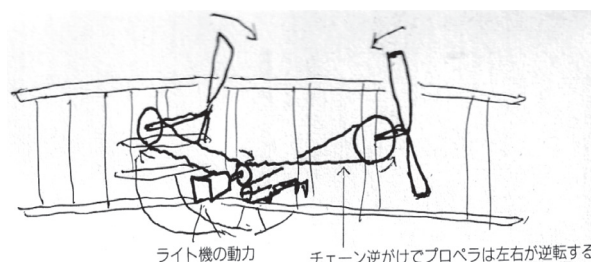


図3.2 ライト機のチェーンドライブ図⁽¹⁾

3.1.2 航空機用エンジンメーカーの誕生

当初は機体メーカーがエンジンも製造したが、やがてエンジン専門メーカーが誕生した。そこから、性能が向上し1907年7月には、英仏海峡横断に成功した。エンジンは、3気筒扇形だった。機体名称は、ビレリオ11で、1910年にはアルプス越えにも成功した。英

仏海峡とアルプス越えは、ヨーロッパ内の軍事路としても重要な意味を持っている。この頃から航空機は、郵便や旅客の輸送ばかりでなく、偵察能力なども含め、軍事的にも重要なものとなった。(pp.41-42)⁽¹⁾

3.1.3 ロータリーエンジン (星形エンジン)

1910年12月に、徳川好敏大尉が日本における初飛行を達成した。機体は、アンリ・ファルマンでエンジンはロータリーであった。エンジンのクランクシャフトが直接プロペラと結合されているので、回転を安定させるためのフライホイールが必要なく、かつエンジン内の上下動が、星形に配列された複数のエンジンにより相殺されるので、振動を大幅に減らすことができた。以後は、この星型エンジンが主流となっていった。(pp.44-48)⁽¹⁾



図3.3 徳川大尉の日本初飛行の地記念碑と徳川大尉の胸像 (代々木公園内にて筆者撮影)

3.1.4 特許権の影響

1900年代の初めは、特許の全盛期と呼ばれている。エジソンが膨大な数の特許でビジネスを成功させると、その気運が一気に高まった。ライト兄弟も特許に固執した。カーチスが航空機を商売にしようとする、すぐに特許侵害の異議を唱えた。異議は裁判となり、長く続くことになる。しかし、このために米国ではその後の進歩が遅くなり、ヨーロッパが独り勝ちの開発競争がすすめられることになってしまった。⁽¹⁾(pp.34-35,51)

ライト兄弟の場合は、その機体が改良に向かず周知特許を出せなかったが、エジソンの場合は、エジソン発電会社の利益を投入して、技術開発を継続的に進め、そこから特許を量産する体制を整えたことによる。⁽¹⁾(pp.36-37)

このことは、現代にも当て嵌まる。特許の独占により利益を得ることが多いのだが、一方で、早期の公開が世界の発展に貢献した例も少なくない。ジェットエンジンの場合は、特殊材料の使用量が他の産業に比べて極端に少ない。そのために、新材料を独占すると材料データの統計値や加工法の進捗が遅れる傾向にある。つまり、早期に多くの技術者に当該技術が採用されることにより、更なる技術の進化が促進されて、全体の能力が一気に高まることを、特許の独占使用が抑えてしまうことが起こる。特許戦略についても、長年の経験が重要になる。

国際エンジン開発から得られた教訓 (その1) 特許論争の使い方⁽³⁾

1970年代中頃の通産省大型プロジェクトFJR710/20が行われていた時代は、すでにBoeing 747などのジャンボジェット機の最盛期で、オーバーホールなどから、実機のタービン翼の冷却構造なども明らかになってきた。そのようなときに、事前に提出した精密鋳造の冷却構造の特許が審査の時期を迎えた。

それ以前にも、いくつかの特許を提出していたが、特に問題はなかったが、これに関しては特許庁から「異議申し立てがありました。」との通知が来た。内容から異議の申し立てはGEからのものであることは明白だったが、私は、彼我の違いを説明する回答書を直ちに送った。しかし、再度の異議申し立て書が送られてきた。そのような往復が3回は繰り返されたと思う。そして、最終的には「冷却性能の飛躍的改善は伝熱工学的に明らかなので、その他の部分にGE社の特許と同じ構造が含まれていても、全体としては明らかに新発明である。」との意見が採用されたようであり、めでたく登録された。

この特許の冷却構造は、以降の多くのタービン翼 (CF6-80A、E³など) に応用されているのだが、量産に至らずに金銭的な収入にはならなかった。しかし、たとえGEが相手であろうとも、とことん議論を尽くすというこの時の経験が、以降の国際プロジェクトのV2500とGE90では大いに役立った。意見が対立するときには、まずは反論をすること。それに対する反論にも、更に反論をすること。少なくとも3回はこれを繰り返さなければ、お互いの力を理解し合うことはできない。そして、国際共同開発プロジェクトにおいては、この「お互いの真の力を見極めること」が、真の協力体制を築くうえで最も重要なことの一つである。

3.1.5 自動車に勝る速度が求められた

当時の飛行機は、飛行速度が遅く、向かい風時には平均速度で自動車と同等だった。かつ、エンジンの信頼性は極端に低く、燃料ばかりを大量に必要とする代物だった。そこで、飛行機と自動車でのスピード競争が始まった。

時速200 kmの壁は、14気筒（7気筒の複列）で180馬力のエンジンを搭載したデベルデュッサン機により1913年に突破された。ライト兄弟の初飛行からわずか10年の経過は、技術競争の激しさを示している。

しかし、瞬間的な速度とは別に、民間用旅客機に求められるのは長距離飛行の平均速度になる。この記録は、エンジンの強力化により急速に伸びた。1913年レベルでは、160馬力のGnome 14エンジン搭載機の時速73.6 km/hだったが、10年後の1923年では、465馬力エンジン搭載のカーチスR3機が285.5 km/hを達成、さらに1931年には、2769馬力のRolls-Royce エンジン搭載機が547.3 km/hを達成した。(p.113)⁽¹⁾

この時のエンジンの進化については、後章の図6.3に示す。このように、航空機の速度が圧倒的に勝ることが示されて、民間用旅客機への期待が高まった。

3.1.6 最初の实用旅客機

飛行機の性能と信頼性が向上し、旅客機製造の機運が俄かに高まった。そのような中で、経験のなかった新興メーカーのダグラス社がDC-1の開発を始めた。ボーイング247に遅れること5ヶ月あまりの1933年6月に初飛行を行った。カーチス・ライト社の690 hp (Wright R-1820)のエンジンで12座席の旅客機であった。その性能・機能において、多くの点でボーイング247を上回ったが、小型すぎたことから1機だけの試作に終わった。

TWA社は、DC-1のエンジンを強化し、機体長を18インチ延長して2座席増加の14座席にした機体を20機注文した。これが量産型のDC-2となった。

機種選択競争はこの頃から始まり、以降、「スポーティーゲーム」と呼ばれる熾烈な戦いが現代まで続いている。新機種が、有力なエアラインに選ばれるかどうかは、常に企業全体の死活問題になる。このことは、後の章で解説する。

DC-2は、TWA社に続いてKLMオランダ航空など他の航空会社からの受注にも成功する。KLMオランダ航空は植民地であるジャワとの長距離定期便に就航させ、国際旅客航空網が作られ始めた。日本では日本航空輸送が8機を輸入して運用した。日本アルプス上

空を飛ぶDC-2機は、日本で切手になった。(図3.4)



図3.4 1937年に発行された飛行場整備寄付金付愛国切手

3.1.7 長距離飛行の信頼性問題

この時代の飛行機の信頼性は、もっぱらエンジンが飛行中に止まるかどうかだった。「エンジンが止まると、飛行機は石になる」との名言がある。この問題は、IFSD (In Flight Shut Down)」と呼ばれて、今世紀初めまで延々と続いたエンジン設計と製造上の大問題だったので、後に別項を設けて詳述する。

この時代のIFSDの原因の多くは、高圧電流を必要とする点火系統と、エンジンの冷却系統だった。ラジエーターの水漏れは、1960年代の乗用車でもたびたび経験されていた。この問題は、1930年代に冷却水をエチレングリコールに変更して解消された。(p.124)⁽¹⁾

3.1.8 日本でのプロペラ機の発展

この時代の日本は、日清・日露の戦争に勝利し、まさに富国強兵時代の只中にあり、航空機に対する開発熱は異常なものであったと推察される。中でも、軽快機敏な戦闘機と長距離飛行が可能な輸送機は重要視されたために、多くの機種がほぼ毎年登場することになった。

1937年には三菱96式陸上攻撃機が、中国本土に向かって長距離渡洋爆撃を行い、世界中を驚嘆させた。さらに、1式陸上攻撃機では、長大な航続距離のために、独自の艦隊護衛行動が可能になった。これらは、エンジンの出力と燃料消費率が飛躍的に向上したことを示している。

3.2 プロペラ機からジェットエンジン機へ

プロペラ機の性能と信頼性が許容できるまでに増し、多くの実用機が商用飛行に用いられ、エアラインの収益性も向上した。一方で、更に高空を高速で飛行する要求は、軍用機の世界で急速に高まった。単に目

標を爆撃するだけならば、ロケットでも良かったのだが、パイロットが乗る戦闘機としてのジェット機は、制空権を握るための必須の条件であり、第2次世界大戦中の英米独日のそれぞれの国で、国家を挙げて開発がすすめられた。その結果、大戦の終末期には、いくつかのジェット機が実用化への道を進んだ。その技術は、終戦と同時に一気に民間機に適用されることになった。

3.2.1 パンナムの登場とその影響力

1927年3月に実業家グループによってパンナム社（パンアメリカン航空）が設立された。キューバへの航空郵便から始めたが、その後カリブ海路線、南アメリカ路線を開発し、1930年代には路線網をヨーロッパやアジア太平洋地域をはじめとした世界各国へ拡大した。1980年代には、アメリカのフラッグ・キャリアーとして世界中に広範な路線網を広げた。この時期、各国がフラッグ・キャリアーするエアライン（日本では日本航空）を持ち、そのエアラインの注文を取り付けることが、新規の開発機種とエンジンの双方にとっては最重要課題だった。

従って、パンナム社は世界の航空機業界内での影響力が大きく、アメリカ初のジェット旅客機であるボーイング707や、世界最初の超大型ジェット旅客機であるボーイング747といった機材の開発の後押しをした。また、現在も使われている、航空関係のビジネスモデルの多くを開発した。ボーイング747機とその進化型はエンジンの改良により実現した。燃費の大幅な改善により、以前はアラスカでのワンストップが必須だった同じ機体で、1976年に東京-ニューヨーク直行便が可能になった。つまり、同量の燃料で、より遠距離への飛行が可能になった。続いて、全ての日欧間の飛行ルートも直行便になった。つまり、大陸間航空路を持つ有力なエアラインは、民間航空機とそのエンジンの分野で、多くの技術の系統化に最大の影響力を持つ企業体といえることができる。

しかし、1970年代にアメリカで導入された航空自由化政策「ディレギュレーション」の施行により、パンナム社は次第に経営が悪化を始めた。そして、1988年末にイギリス上空で発生したPA103便の爆破事件が追い打ちとなり、1991年12月に会社は破産し消滅し、その機能は分散してしまった。米ソ冷戦時に作成された米国のTVドラマ「PanAm」では、乗務員が外交官の役割の一部を演じる場面まであり、その影響力の大きさを推測することができる。

3.2.2 ジェット旅客機の導入

米国のダグラス・エアクラフト社は1921年7月に設立された。同社は、1924年に世界初の世界一周飛行（ダグラス ワールド クルーザー）を行って社名を広めた。1920年代後半には軍用機市場での地位を確保し、水陸両用機市場にも乗り出した。その後は軍用機の量産で会社を拡大して、1933年に民用双発機DC-1と、翌年にDC-2を製造し、続いて1936年には有名なDC-3を開発した。

DC-3はダグラスの民間部門を一躍トップシェアにした上に、軍の輸送機C-47のベースになった。その後継機であるDC-4もベストセラーとなり、DCシリーズは近代的な旅客機の代名詞となった。多くのダグラス製航空機は非常に耐用期間が長く、DC-3やDC-4は21世紀初頭の今日も少数は現役として残されている。エンジンは、プラット・アンド・ホイットニーR-1830-92で、空冷二重星型14気筒。日本海軍は三井物産にダグラス社からDC-3の製造ライセンスを取得させ、実際の生産は1937年に設立された昭和飛行機工業に委ねた。

昭和飛行機では、当初少数の機体をノックダウン方式で生産したが、その後完全に国産化した。このような手法は、エンジンの世界でも共通している。その後、エンジンは三菱の「金星」に変更され、日本海軍から零式輸送機として、大東亜戦争における日米開戦前の1940年に制式採用された。このエンジン換装によりカタログデータ上ではC-47を一部上回っていたとも云われる。太平洋戦争中期からは中島飛行機も一時生産を行い、両社によって、1945年までに合計486機が製造された。技術の系統化は、このような形でも行われた。

民間航空機のジェット化は、1950年代初頭に世界最初のジェット旅客機であるデ・ハビランド DH.106（コメットI）が、パンナムと英国海外航空（BOAC）や日本航空（以降JAL）、エールフランスなどのフラッグ・キャリアーから発注されたことに始まった。しかし、その直後に同機の設計に問題が発覚、ボーイングがアメリカ空軍の輸送機として開発していたボーイング367-80を民間旅客機用に転用したアメリカ初のジェット旅客機のボーイング707型機に乗り換えられた。

一方で、戦後のダグラス社は、大型旅客機のDC-8と、その後ベストセラーとなったDC-9などの量産で維持されたが、品質とキャッシュフローの問題からマクドネル・エアクラフト社と合併し、マクドネル・ダグラス社となった。日本が初めて民間旅客機用エンジン開発に参加したV2500エンジンはマクドネル・ダ

グラス社のMD90機に独占的に採用され、日本国内でも黒澤明の虹の七色の塗装でローカル線に採用されたが、TDAがJALに吸収される際に機種の絞り込みが行われ、MD90機は日本から姿を消してしまった。その後マクドネル・ダグラス社がボーイング社に吸収され、ダグラス製航空機の製造は終了した。

以上、プロペラ機から始まり、ジェットエンジン機に至る民間航空機の技術の系統の概略を示した。各技術の内容については章を改めて解説する。

3.2.3 ドイツでの実用化

1941年5月に、グロスター・ホイットルE28-39ジェット機が、英国で初飛行に成功すると、ジェット機の実用化への認識がにわかになり、特に第2次世界大戦の当事国では、開発競争が始まった。そこで先行したのは、同年すでにポーランド侵攻を開始していたドイツだった。

当時の戦争は、制空権が重要視され始めたときで、戦闘機の高速度が最大の課題であった。その期間には多くの名機が誕生した。日本のゼロ戦、英国のスピットファイア、ドイツのメッサーシュミットなどである。

しかし、当時の星形発動機エンジンでは、高速を要求すればエンジン重量は増し、さらに空気抵抗が高まってしまう。そこで注目されたのが、ジェット機だった。

英国に先行して、ドイツではハインケル社が1939年にターボジェット機ハインケルHe178の初飛行に成功していた。また、1941年にはHeS8ジェットエンジンを搭載したV-1機が飛行した。さらに、メッサーシュミットMe262機は、高度7000メートルで時速868 km/hの飛行記録を達成した。しかし、エンジンの安定性と信頼性が十分でなく、量産は遅れた。同機は、1944年7月ようやく実戦配備されたが、既にドイツの敗戦は決定的だった。このことから、当時米軍内でグラマン機に適用された、製品機能のバラツキをコントロールするための品質管理技術が、開発成功から量産に至る過程でいかに重要かが解る。

ドイツのエンジン開発は、ハンス・フォン・オハインにより主導された。上記の初飛行は、第2次世界大戦が始まる僅か5日前のことだった。ドイツでのターボジェットの開発は、当初は国家の援助を受けない2社（ハインケル社とユンカース社）により行われた。フォン・オハインは、博士課程でジェット機の基礎計算を行い、時速500マイルが可能であるとして、特許も取得した。そして、1936年にハインケル社に入社した。1937年には、水素燃料でHeS1エンジン（図3.5）のテストに成功した。その改良型のHeS 3Bエン

ジン（図3.6）で初飛行に成功した。ドイツでは、早くから遠心に拘らずに、軸流の圧縮機との併用を進めていたことが分かる。しかし、性能的には十分なのだが、信頼性が全くなく、寿命に関するデータも全くない状態では、戦争を目前に控えたドイツ航空省には相手にされなかった。

しかしその後、実績の積み重ねで航空省の援助を取り付け、ついにHeS 011エンジン（図3.7）を完成させた。圧縮比4.2、2段空冷タービン、回転数10205 RPMという、小型エンジンとしては戦後の発展期でも遜色のないものだった。⁽²⁾ 断面図を（図3.8）に示す。

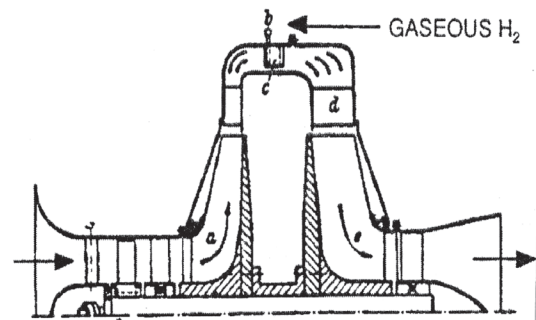


図3.5 HeS 1エンジンの断面図⁽²⁾

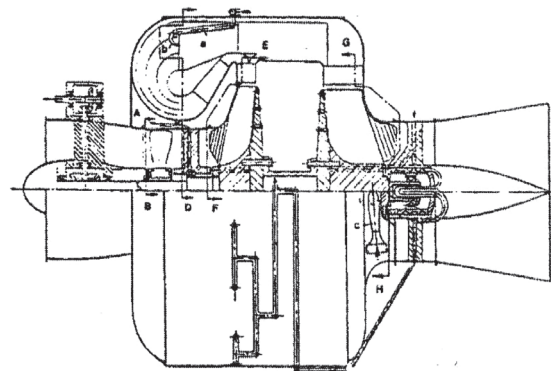


図3.6 HeS 3Bエンジンの断面図⁽²⁾

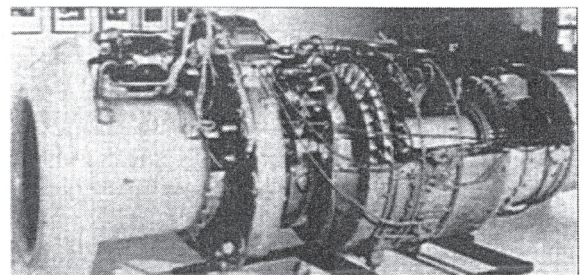
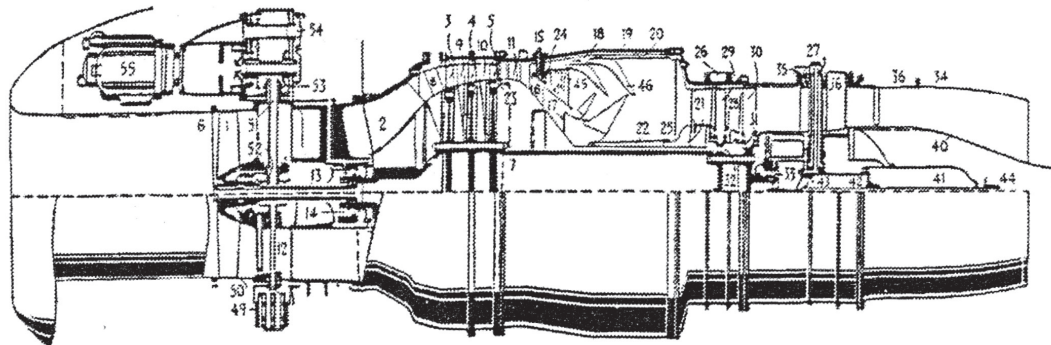


図3.7 HeS 011エンジン⁽²⁾



(1) Front axial rotor; (2) diagonal rotor; (3, 4, 5) third, fourth, fifth rotors; (6) air-intake hood; (7) main shaft; (8, 9, 10) guide grids; (11) triple grid; (12) pump drive shaft; (13) floating rod; (14) front main bearing; (15) connection for fuel pipe; (16) arrow-shaped ring (nozzle ring); (17, 18) air flows between compressor and turbine; (19) housing wall; (20) circular chamber; (21) guide grip in front of turbine wheel; (22) circular chamber; (23) annular cool-air gap; (24) injection nozzles; (25) cool-air passage to guide grids; (26) fastening flange; (27) connection for lubricant pipe; (28) guide grids between turbine rotors; (29, 30) turbine rotors; (31) cool-air holes; (32) cool-air holes; (33) rear main bearing; (34) thrust-nozzle housing; (35) cool-air connection; (36) ventilation tube; (37) pressure-measurement place; (38) (not shown—not identified); (40) thrust-nozzle sleeve; (41) piston rod; (42) pressure cylinder; (43) piston; (44) piston-rod bearing; (45) mixers; (46) scopsa; (47, 48) (not shown—not identified); (49) lubricant pump set; (50) front compressor housing; (51) vertical shaft; (52, 53) bevel gears; (54) drive connection for turbine's extension shaft; (55) starter

図3.8 HeS O11エンジンの断面図⁽²⁾

参考・引用文献；

- (1) 黒田光彦「プロペラ飛行機の興亡」NTT出版 (1998)
- (2) 吉田英生訳「Hans von Ohain 博士による先駆的なターボジェット開発」日本ガスタービン学会誌, pp.141-146 (2008)

- (3) 勝又一郎「石川島播磨重工における FJR ジェットエンジン開発と V2500 エンジンへの実用化」日本ガスタービン学会誌, pp.452-457 (2016)

4 | 日本での実用化と7年間の空白

ジェットエンジンに関する日本での研究と開発は、比較的早くから始められた。航空機工業が産業としての形態を整えたのは、昭和5、6年のことだと云われている。⁽¹⁾ その科学技術的な基礎を構築するために、1920年に東京帝国大学に航空学科が創設された。特に大学での流体力学と燃焼理論に関する研究は、世界的にも進んでいた。ジェットエンジンについては、2.3.4で示したように、種子島大佐の下で研究が開始された。

しかし、当初はエンジン名の「ネ」（燃焼の頭文字）が示すように、初期には構造がより簡単な燃焼器のみを基本とするロケットが注目されていた。それは、陸軍の戦闘機や輸送機のレシプロエンジンの出力が限界に近づいたために、その補助推力を得るためのものであった。しかし、試作と実験を繰り返しても、期待した性能は得られなかった。そして、俄かにジェット機の開発が実用に向かって加速されたのは、海軍によってドイツからもたらされたエンジンの断面図によるものであった。

4.1 日本での実用化

1944年7月、日本からの天然資源と引き換えに取得したドイツのBMW 003Aの図面が潜水艦（伊号第29など）で日本に運ばれた。しかし、全ての潜水艦は連合軍により撃沈され、総ての技術史料は海の藻屑と消えたのだが、わずかにシンガポールから空輸された15分の1の断面図だけが日本にもたらされた。そこから、産官学あげての本格的な実用機の開発が急ピッチで進んだ。この時点で、失敗続きとはいいながらも、実機テストを積み重ねていたので、断面図一枚からでも、詳細設計が見通せたのであった。

4.1.1 ネ-0からネ-4まで

1943年（昭和18年）に、陸軍に於いてレシプロに代わる、連続燃焼の燃焼器の開発が俄かに始められた。燃焼効率もさることながら、目的はロケットとして機体の下部に装着して補助推進力を得るためのもので、冷態時（非燃焼時）の空気抵抗により優劣が競われた。ネ-0用の燃焼器として候補になった6種類の図を（図4.1）示す。

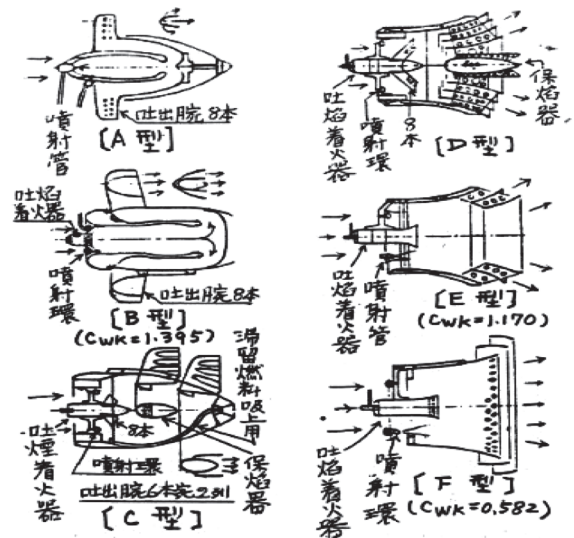


図4.1 ネ-0用の燃焼器⁽²⁾

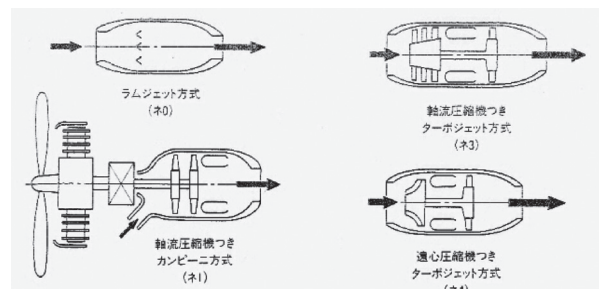


図4.2 陸軍航空機用補助ジェットエンジン⁽²⁾

その改良型の燃焼器に圧縮機を取り付けたネ-3（軸流圧縮機）とネ-4（遠心型圧縮機）が、キ-48 II型の双発軽爆撃機に搭載されて空中試験が行われた。燃焼飛行試験に成功した時の写真を図4.3に、その時の性能諸元を図4.4に示す。この時点では、軸流式に軍配が上がった。熱効率は悪いが、得られた推力による機速の増加が大きかったためである。

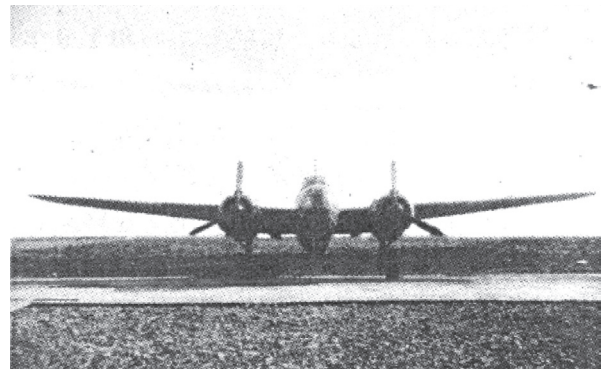


図4.3 キ-48 II型の第1回燃焼試験飛行⁽²⁾

高度	圧縮機 圧力比	タービン 膨張比	ジェット 推力	ジェット 不使用時	ジェット 使用時
m			kg	km/h	km/h
2800	1.766	1.520	276.0	439.5	494.0
4200	1.789	1.505	249.8	435.0	491.0
5800	1.922	1.573	240.0	467.0	525.5

図4.4 ネ-4のエンジン性能
(2)のデータより 筆者作成)

しかし、これらの成功の裏では、軍用機用のピストンエンジンの質及び生産数の低下が顕著になり、実戦機用の改良と増産と整備に注力されることになり、この種の開発は中断してしまった。そして、それ以降はジェットエンジンの開発は海軍の手にゆだねられることになった。その中断に関して、当時の関係者は『ネ-4による日本初のターボジェット推進飛行を実施し得たものと、今もって痛恨に堪えぬ』⁽²⁾ (p.31) と激白している。

先に述べたドイツ軍の事情と酷似しており、技術とハードの信頼性欠如が問題だった。

4.1.2 ジェットエンジン「ネ-130、230、330」

ドイツからもたらされた断面図をもとに進められた開発プロジェクトは、海軍の航空技術廠が有名であるが、民間各社でも並行して開発がすすめられていた。そのことは、日立製作所の「日立タービン60周年記念会」から発行された、「第2次世界大戦中の日本におけるジェットエンジン技術」⁽³⁾ に、当時携わった社員自らの記録として示されている。この書は、A4サイズで21ページにわたり、当時設計や製作に直接に作業にかかわった人たちによる生々しい未公開の資料ということになる。

私は、日立のOB会のご厚意により偶然に入手した。内容の紹介は、いくつかの文節を直接に引用する。すべての文章は、直接かかわった人たちの言葉なのだから、それがベストの方法だと思うゆえである。そもその始まりは、このように記されている。三菱、日立、石川島による3社同時並行の競争だったことがわかる。

『“ネ-230”の試作は、1944年（昭19）4月、当時の日立工場松野原動機部長がタービン設計課長の柴田を連れて帝国海軍空技廠に出頭して種子島大佐から潜水艦によってドイツから送られて来たジェットエンジンの断面図を1枚下付されて、至急設計試作せよと命じられたところから発足している。この席上には見知らぬ民間会社の人達が同席していた。それは、三菱、石川島、中島飛行機からの技術者と責任者達であって、

三菱グループ、石川島グループとの競争試作への命令が下された。日立の航空機機体部門は中島飛行機と組むことが示された。』(p.1)

具体的な分担について、ネ-20と、これらのエンジンとの関係は、次のように明確に示されている。

『昭和19年の7月空技廠で、タービンロケットに関する大会議がひらかれ、日立からは松野さんが出席され、私はカバン持ちでお供をした。柴田さんか山中さんも一緒だったと思うが、記憶はない。この席上ドイツから潜水艦で持ってきたというタービンロケットの組立断面図1枚が配られた。写真で引き延ばしたというこの図面には、寸法が1箇所も記入されていない。三菱の人だったと思う、使われているボルトの太さを想定してそれから計算してみると、ロケットの全長はこれこれの大きさになると発言した方がおり、うまいところに目をつけたものだと感心した覚えがある。この会議の結果、日立はネ-230の開発を、それを搭載する飛行機は中島飛行機が担当することに決まった。ネ-130は石川島、ネ-330は三菱担当と決まったのもこの会議のときである。ネ-20は空技廠自身が開発を担当したもので、海軍はネ-20の開発に全力をそそぎ、民間三社の開発にはあまり口出しはしなかったと、いまはそんな気持ちもしている。』(p.15)

そして、直ちに設計と試作が始まった。『唯1枚の断面図を頼りに設計試作することは、戦時下とは言え全くの難題であったが、タービン設計課は全力を挙げてこれに取組み、当時の設計課内で各人の分担を定めて総合設計と部分試作に取組み、翌1945年（昭20）の6月に試作機を組立て、火入れを行うに到った。6月20日のB29による大爆撃によって日立工場は壊滅に等しい状態になったが、この時、試作機2機は高萩工場に移されていて難を免れた。試作を通して最も難行したのは、タービンの中空冷却翼の成形であったと記憶している。』(p.1)

設計については、こんな記述がある。

『“ネ-230”のネは燃焼する（非火薬燃料を）という意味で230はスラスト・ホース・パワーが2300馬力であることを示す」と呼称の意味を柴田さんから伺いました。推力の計算は山中さん作成の技術資料にあった計算式に依りました。噴出する燃焼ガスのモーメントからエンジンに吸込まれる空気モーメントを差し引くという理論通りの式でした。ダイヤフラムの設計では燃焼室を出る800℃のガスによる熱変形が心配でしたが、別に新しいことはしませんでした。』(p.3)

特に、高圧タービンの冷却設計には苦勞をされたようで、試運転の様子も詳細に書かれている。

『高温ガスの中での、ディスク、翼は高温にならないように、空気圧縮機からの圧縮された空気でディスクのまわりを包み、翼を中空にして圧縮された空気を流入させて、高温化を抑制する構造にすることになったのですが、耐熱合金を中空にする加工は加工工数の関係で困難であることなどからパイプを原材料として成形加工によって中空空冷翼を成形する方法が採用されました。製作完了後、高萩の試験場に据付けられて試運転が始まったが、ガス噴出口から見ると翼の温度は相当高い様子である。試運転中に翼が損傷したなら万事休すの気持ちで試運転に携わっていたのですが「青木さん」の記述にありますように仕様通りの出来栄で試運転が終わりほっとした記憶が強く残っております。』(p.6)

これと同じ経験は、後に1971年から始まる三鷹の航空技術研究所におけるFJR710の高圧タービンの高温試験機に引き継がれることになる。私自身が設計したタービン翼が、回転が上がるにつれて赤色から橙色になり、さらに透明に見えたときには心臓が高鳴った。実に25年間のギャップがあったことになる。

試運転については、ネ-20で活躍する「永野少佐」との関係が示されている。後に、石川島播磨の副社長としてFJR710の設計と、それに続く日英共同開発事業の立ち上がりで、大いに活躍をされた方である。

『起動には30kw程度の電動機が使われましたが自力で加速するところまでもって行くのが思ったほど容易ではありませんでした。私はもっと楽に始動出来るものと予想していましたので、それを見てタービン・ブレードの入口側のプレス加工の関係でシャープでなく円くなっていることが気になりました。竹内さんが何かの折りに「ブレードの代わりに円い棒を立てて置いてもタービンは回る」と言われたことがあります、空技廠の永野少佐もこれはかなり気にしておられました。』(p.4)

3月に入り、B-29による本土爆撃の恐れにより、3月2日と4月11日に、拠点を移したとある。そして、いよいよ試作機の飛行機への取り付けが行われた。

『「ネ-230」は一号機で、中島飛行機製の本体に二号機と共に左右に搭載され、機名は火龍と命名されていたということでした。飛行機の全長11.5メートル、2台のジェットエンジンの中心距離4.5メートル。最大時速約800キロメートル、航続距離1000キロメートルという計画であったとのことでした』(p.8)

その後、日立工場は6月10日にB-29の「大爆撃」

にあったが、その前に高萩に移動したために、終戦までに9000回転までの運転に成功した。試運転についての記述は以下のとおり。

『私が書いた前記の一文によると、ネ-230の一号機が完成したのは昭和20年5月、ひきつづき2号機、3号機が完成しており、1、2号機は運転の結果使用不可能なまでに破損し、3号機の運転にはいろいろとしたときに終戦になってしまったと、残念そうに書いている。ただ私のおぼろげな記憶では、この3台のほかにもう1台あったと思われるのである。田無にあった中島飛行機の発動機試運転場に、たしかに一台運びこんでいる。杉林のなかを一部伐りひらいてつくった運転場で、コンクリート造りのものものしい運転室がいくつも並び、人影はなく、こんな処に置いて帰るのかと思ったことをかすかに覚えている。』(p.13)

当時の中島飛行機田無工場の写真(図4.5)によれば、日立や中島の工場は何度も空襲にあったようだが、この写真にある田無工場の「ウナギの寝床」は、無事石川島播磨重工のジェットエンジン工場として21世紀初頭まで存続した。



図4.5 中島航空金属製作所(後のIHI田無工場)

技術の伝承については、終戦後にGHQの呼び出しに応じて話された内容として、次のような記述がある。

『先生(沼池教授)のお話を要約すると、戦後GHQの呼び出しに応じて行ってきた。(中略)米国でできなかったことを君達は成功した。その原因を教えてください、ということであった。それは「カルマンの学説に対して、沼池の翼の干渉理論の方が正しかった。軸流圧縮機の効率の良否だ」と説明した。』(p.11)

当時の日本の高速流体理論が、カルマンよりも優れていたとは驚きなのだが、V2500設計時にも、同じ

ことがあった。東大航空学科卒で石川島播磨重工業(現IHI)の若手社員であった八島 聰が書いた圧縮機内の非定常流に関する学位論文⁽⁴⁾が、Rolls-Royceの最先端の理論よりも、はるかに優れていたことが、今も同社内で伝わっている。なお、IHIが担当したネ-210エンジンについては、8月に松本での台上試験で最高回転数までに成功したが、異物吸い込みで破損したと伝えられている。

4.1.3 「ネ-20」エンジン

このエンジンの開発時の正式な日本語の記録はない。そこで、実務に携わった芹沢良夫「変転の日々を生きて—海軍ジェットエンジンの開発など」日本機械学会誌(1984)⁽⁵⁾から一部を引用する。

彼の経験はわずかに4か月半だったが、当時の開発プロジェクトの様子を知ることができる。

『昭和19年設計開始、20年4月試作第1号の実験に入った。恐らく試作を12台ぐらい作り、搭載した双発戦闘機「橘花」で試験飛行に成功し、終戦の時はすでに量産に入っていた。

私の着任はその実験の初日であったが、挨拶もなく、実験見学、仕事に入った。』(p.1328)

また、当時の技術レベルについては、以下のように記されている。

『実験の始めに、軸流送風機の翼列の知識不足から圧力が出なかつたが、推定で計算をやり直し、ペンチで羽根をひねって見事に圧力を出した。断面図の見違いで、円周上に並んだ円筒状の燃焼室を、一つのリング状の燃焼室と間違え、燃焼の偏りに悩んだ。高圧の燃料ポンプが難しく、多くの変った試作をしたが、歯車ポンプに落着いた。噴射弁、その直後の空気と燃料を混ぜるスワールカップ、一次、二次の燃焼室の形、溶接の苦勞、タービンについても材質、冷却、強度などの努力、またスラストが大きく、軸受でも、ミッチェル式などいろいろな試作をした。』

ネ-20を搭載した橘花の飛行試験については、周知のように2回目の試験の滑走中に、補助装置のロケットの燃焼時間を誤り、離陸できずに木更津の海に着水し、その歴史を閉じた。それと同時に、全ての技術に関する資料は破棄されてしまった。しかし、米軍に接收されたエンジンは米国で研究され、英文の論文と単行本が存在する。そのリストが下記のように記載されている。

『参考のため「ネ-20」に関する論文と単行本の一部を添えておく。

(10-1) 種子島時休氏の研究の全容は、同氏がSmithsonian Instituteの要請によって書かれた“The Technical History of the Development of the jet Engine in Japan”(1968)に詳しく述べてある。

(10-2) その内容を整理したもの“The Technical History of The Development of The Jet Engine in Japan”という題目で、防衛大学の紀要Vol. 10, No.1 (1970)、pp. 23-27.に掲載されている。

(10-3) Robert C. Mikesh 著“KIKKA”(Nomogram Aviation Publications,Mass. 1979)

中には「ネ-20」と「橘花」の生立ちと、specificationが詳しく書かれている。』⁽⁵⁾

ネ-20エンジンは実物が日本に実在する。(図4.6)その経緯については、技術の系統化の項で述べる。

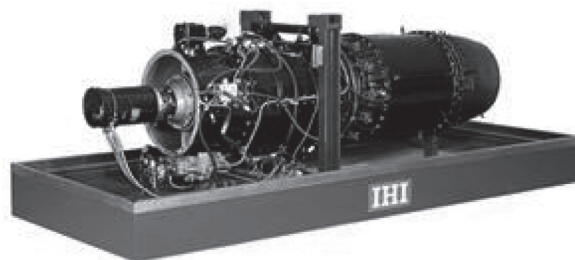


図4.6 ネ-20エンジンの実物写真 (IHI提供)

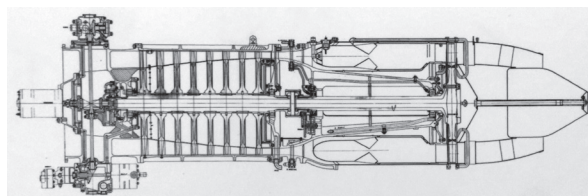


図4.7 ネ-20エンジンの断面図 (IHI提供)

しかし、当時はれっきとした技術の系統が存在した。それは、ネ-10からネ-20への伝承であった。

ネ-10エンジンは、海軍空技廠で実機試験が繰り返されていたが、遠心圧縮機のために所定の圧力比を得るために回転数を異常に高くし、結果インペラー等の破損事故を繰り返していた。そこで、前部に4段の軸流圧縮機を加えたネ-10改、更に改良を加えたネ-12の開発を進めていた。そこに、ドイツから全段軸流圧縮機の断面図が送られてきたというわけであった。つまり、基本的な設計技術も製造技術も十分に備わっていたわけである。また、タービン動翼についても、蒸気タービンの度重なる事故調査から、翼の振動問題や製造方法に関する十分な技術の蓄積があった。⁽²⁾

ジェットエンジン技術は、当時の国際関係の中であって、特に同盟国間の技術の伝承と国家による援助が早期から行われていた。この国際間での協力の伝統は、現在もなお続いている。また産官学の連携についても同様で、このことはまさに最初のネ-0から始まっている。

『陸軍では、川崎航空機が1942年11月に第2陸軍航空研究所の委託により、東京帝国大学航空研究所の援助を得ながら、ターボジェットエンジンの研究試作を開始した。林貞助技師以下僅か10名がこれに当たり、「ネ-0ラムジェットエンジン」を開発し、早くも1943年12月23日には陸軍99式双発爆撃機「キ-48」に搭載して試験飛行に成功した。これは日本においてジェット推進による空中で運転した最初のエンジンであった。』(p.180)⁽²⁾

このように、航空機用エンジンに係わる技術の伝承と系統化は、当初からヒトからヒトへであった。それは、この製品が何よりも安全性が必要であり、かつ広範囲な科学と技術の同時適用が必要なためであったからと考える。

終戦までの間に製造された航空機用エンジンの数は、三菱重工が約5万1000台、中島飛行機が4万6726台、川崎航空機が約1万4000台という膨大な数であった。しかし、これら全ては軍需用であった。民間機としては、昭和13年の「航研機」による周回飛行距離世界記録の樹立、翌年の「ニッポン号」の世界20か国、5万2800キロに及ぶ世界一周飛行などの記録があるのみである。⁽³⁾ 周回飛行距離世界記録とは、これを実現するために特に設計された飛行機で、関東平野の一周約400キロのコースを62時間以上無着陸で飛行し続けた記録であった。

しかし、このような軍用偏向には大きな欠点があった。それは、品質管理、コスト分析といった工業化としての基本的課題が全く追及されなかったことである。特に品質管理に関しては、エンジンの運用上に大

きな問題があった。当時の日本の飛行機は、単発機の性能では世界一であったが、大型の4発機はうまく操縦ができなかった。これはエンジンの性能がバラバラだったためと云われている。また、エンジン修理に於いては、他のエンジンからの交換部品が手直しをしないと取りつかないといった問題があり、全体としての稼働率は世界最低のレベルだった。

さらに、戦術面でも大きな問題が語り継がれている。ゼロ戦に悩まされたアメリカ軍が、個々の空中戦では不利と考えて、新たな戦術法を実行することを決定した。それは、戦場まで高空で大編隊を移動させて、一気に急降下攻撃をする戦法であった。このためには、飛行性能、特にエンジンの性能が均一でなければならず、アメリカの工場では当時品質管理が徹底的に行われていた。その結果、ゼロ戦はその後連戦連敗になってしまった。この品質管理に関する話は、私自身が戦後まもなくGHQ（連合軍総司令部）で品質管理（敢えてQuality Controlと呼ぶ）を学んだIHIの先輩から伺ったのだが、その教育は朝鮮戦争にあたって、修理などを日本企業に委託せざるを得ず、短期間に急遽行われたものとも伺った。これ以来、特にIHIの航空エンジン部門では、Quality Controlに関する研究と実践が大いに進むことになるのだが、そのことは後の章で説明する。

4.2 空白の7年間の影響

日本は敗戦によって1945年から7年間、航空に関するすべての研究、開発、製造が禁止された。具体的には、昭和20年8月15日の無条件降伏後、8月24日には日本国籍のすべての航空機の飛行禁止、9月22日には「降伏後の日本に関する米軍の最初の政策」が発表されて、全ての軍用機と民間機の破壊が開始された。さらに、11月18日にはGHQからの覚書が発表されて、

空技廠の永野少佐から25年後の私へ

筆者は1970年に石川島播磨重工に入社し、当初から民間エンジンの研究と開発に従事した。FJR710の設計システム班長となった私は、1971年に永野副社長と岡崎教授（東大航空学科）から月例の指導を受けることになった。エンジン設計の進捗を説明して、過去の経験と現代航空工学からの指摘を受けるためであった。そこでは、当時の開発作業のスピードの話は何度も聞かされた。「なぜ、お前たちは初号機の設計と開発に3年間もかかるのだ、やれば半年でできるはずだ」というわけである。「やればできるはずだ」の言葉は、その後の開発プロジェクトで何度も役に立った。

航空機に関する生産・研究・実験を始めとする一切の行為が禁止された。それによって、中央航空研究所、東京帝大航空研究所が廃止された。⁽¹⁾

一方で、諸外国はその間に、レシプロエンジンから、ターボジェットエンジンへの大幅な切り替えが行われた。とくに米国では1950年からの朝鮮戦争用にジェットエンジンの大量生産が行われ、F-100、F-102戦闘機などの生産が進んだ。

日本が終戦直前に完成させたネ-20エンジンは、4台の完成品が米国に接收されて、米国内で運転試験が行われた。合計22回で11時間46分のデータと分解検査の経過が詳細な調査報告書に纏められた。このようにジェットエンジンは、最先端の軍事技術として、その当初から期せずして国際間で技術の伝承と共有が進んでいたことになる。

4.2.1 残された日本軍機

この間に破壊された日本製の機体とエンジンについては、米軍による詳細な記録が残され、その多くはワシントンの国立公文書館に保管されている。それらは、多くの写真を交えた大型本としてスミソニアン協会の国立航空宇宙博物館の元主席学芸員の手によって纏められた。原題は「Broken Wings of the SAMURAI」⁽⁹⁾

そこには、当時の戦場を始め世界各地に保存されている機体とエンジンについての詳細な記録も含まれている。特に東南アジアでは、残された機体とエンジンをもとに、戦後直後の各国の軍用機に関する技術の伝承も行われたと記されている。

「序文」には、『1945年6月末までに、8000機の体当たりがあり、4800機の陸軍機と、5900機の海軍機が特殊攻撃用に改造されていた』、と記されている。それらは、製造時は戦闘機、爆撃機、練習機および偵察機だった。このように、すべての航空機は特にエンジンの換装などにより、用途を比較的容易に代えることが可能で、このことは、現在でも広く行われている。

戦争の終末期には、米軍は上陸を敢行しなければならない。この作戦に対して、上陸地点で、無数の特攻機が上陸用舟艇に乗り移る局面で、戦艦や輸送艦に対して用いられると考えられていた。そのような状態では、本土上陸作戦は大いに危険であると判断されたことは、容易に推測される。

1946年末時点で、処理を終えた航空機の総数は12,735機で、そのうちの1,589機は、処分ではなく取得と記録されている。残された機体の一部は、エンジンと共に完全な状態でパナマ運河を通過して、ニューワークに送られ、オハイオ州デイトンの航空資

材センターで一覧表が作成され、その際に独自の航空機識別番号が付与された。その中には飛行艇もあった。当時、米国が日本の航空機技術の系統化に、いかに熱心だったかが解る。

当時、飛行艇の設計技術は米国よりも日本が優れていたようで、特に次の様に記録されている。⁽⁹⁾

『アメリカに別便で輸送された、この川西H8K2「エミリー “Emily”」(2式飛行艇12型)は、戦後入手した日本軍機の中でおそらく最も役に立った機体である。第2次世界大戦中の4発飛行艇の中で最も効率の良いことが認識されていたので、その艇体形状は何回も滑水試験を繰り返して徹底的に評価されたのである。

貴重な調査結果は後にアメリカ海軍P5M「マーリン」、P6M「シー・マスター」およびR3Y「トレードウインド」飛行艇に適用された。』(p.127)

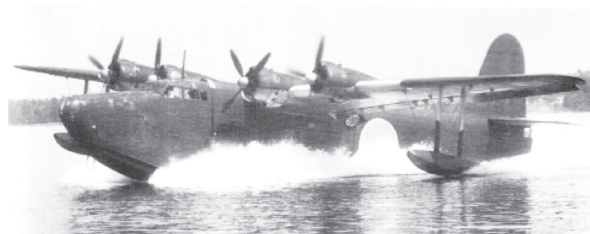


図4.8 2式飛行艇12型⁽⁹⁾

この飛行艇のエンジンは、三菱火星22型(1,850馬力)で、最高速度は高度5,000mで465 km/h、M0.38、航続距離7,153 km(偵察過荷)とある20mm旋回銃5門、7.7 mm旋回銃4門を装備し、爆弾最大2 t(60 kg×16)または航空魚雷×2の爆装が可能なので、当時としては飛行性能と装備に関して世界でも有数の能力があったと思われる。

なお、飛行艇のエンジンはレシプロ機では大きな変更は必要ないが、ターボエンジンの場合には、エンジン前方から波しぶきを被った時の水吸い込みに拠るエンジン停止が大問題になる。

4.2.2 影響の概要

我が国のジェットエンジンの歴史は、松木正勝により次のような5期間に纏められている⁽¹⁰⁾

- 第1期 第2次世界大戦終了まで(黎明期)
- 第2期 終戦から1952年の航空再開まで(一切の活動禁止期)
- 第3期 航空再開から1970年まで(基礎技術の蓄積期)
- 第4期 1971-1988年の通産省大型プロジェクト終了まで(発展期)
- 第5期 1979年からの国際共同開発期(実用期)

当初から現在まで、航空機用エンジンの研究と開発には官用・民用を問わず国家予算からの援助が続けられている。軍用機（現在は自衛隊機）に関する諸技術の維持・向上が主目的だが、その技術の多くが民間機用エンジンの国際共同開発で維持され、さらに更新されている。このことは、自衛隊機用のエンジン開発は、よくても10年に一度なので、その間の技術者の維持・育成と新技術の取得は、民間用のエンジン開発プロジェクトに頼らざるを得ない状況から生じている。この状況は、軍用機用エンジン開発に継続して膨大な予算があげられている米英の状況とは全く異なる。

その様な状況下において、1979年から始まった国際商品としての民間航空機用のジェットエンジンの開発は、既に40年間も続いているが、国際共同開発の枠組みから脱して、独自のジェットエンジンを開発できる状況にはない。僅かに、ホンダジェットがビジネス機の分野で頑張っているだけである。この状況は、空白の7年間の影響から、まだ抜け出せていないと考えられる。つまり、第5期が40年間以上も続いており、第6期への入り口は見えていない。

第2期の一切の航空関係の研究と産業が禁止された期間中には、我が国の技術は産業用ガスタービンの分野で続けられた。それは、運輸技術研究所、機械試験場などの国立研究機関が主であった。

この間の実例としては、「鉄研1号ガスタービン」が

挙げられる。このエンジンは戦時中に石川島芝浦タービンで開発中だった高速魚雷艇用のものを、掘り起こして改造したとされている。戦後、航空用に従事していた海軍空技廠と中央航研の技術者約20人が、鉄道技術研究所（以下、鉄研）に入り、開発予算を獲得した。この時の石川島芝浦タービンの社長は土光敏夫で、彼はこの後も航空用の立ち上げに大いに貢献した。この時のメンバーの山内正男（後の航空宇宙技術研究所所長）は、「しかし、航空用ガスタービンの隠れ蓑というような意図は全くなかった」と語っている。⁽¹³⁾

しかし、当時の鉄研の所長の中原寿一郎の「日本はいま航空の研究は禁じられているが、いつか必ず再開される日が来る。その日のために、この人たちは大切に育ててほしい。」⁽¹³⁾という言葉が遺されている。このガスタービンは、完成後の試験運転で何度も失敗を繰り返し、そのたびに改良が加えられた。潤沢な研究費と、実験室を長期間自由に使うことを提供した土光のお蔭であった。

最終的には、1時間以上の定格・耐久運転に成功したが、目標の燃費には遙かに及ばず、更に騒音が都市部の機関車には不適当ということで、鉄道用の動力源としての採用には至らなかった。

このガスタービンは、後に運輸技術研究所に引き継がれ、和歌山県の興亜石油の給油所内のコンプレッサー駆動用として使用された。このように、技術の伝

終戦直後の大学のように

終戦直後の大学の航空学科とその学生の動向が、八田圭三「ジェットエンジン再開」⁽¹⁴⁾に詳しく書かれている。このような人脈によって日本のジェットエンジン技術は、かろうじて保たれたと云える。

『それにしても 戦時中に大膨張していた各大学の工学部の航空学科としては、多数の学生をかかえているわけですから、この禁止指令は反抗できない占領軍命令とはいえ大変だったわけで、学生をそのままほうり出すわけには参りませんので、マッカーサー司令部とあれこれ交渉して、やっと在校生だけは、航空以外の教育をして卒業させるという了解（当時の大学は3年制でしたので、航空学科の学生が1学年卒業すると教・助教授の数も1/3 減らし、3年間で消滅するという条件でした）をとりつけたわけです。それでたとえば東京帝大第一工学部の卒業生のなかに内燃機関学科（航空学科原動機専修の過渡的学科名）卒業という方がおられたりすることになった次第です。私は幸い機械工学科に採用され引きつづき大学にのこりましたが、それらの結果、工学部や研究所の航空関係のかなりの数の教・助教授が退任を余儀なくされました。しかし航空機や航空原動機的设计や性能に直接結びついた講義や研究はできませんが、航空に直接的に関係のない流体力学の研究や教育ができないわけではなく、航空原動機はいけなが陸船用のピストンエンジンや、ガスタービンに関する研究や教育は行われたわけです。戦後私なども機械学会などで今から思うと極めて初歩的で恥ずかしくなるようなガスタービンの話を良くしたものです。』

私の大学院での研究室では、航空エンジンを含むガスタービンの基礎研究が行われていたが、学科名は「船用機械工学科」であった。20年以上経っていても、痕跡は残されていた。

承は人を通じて行われていたが、基礎技術は維持できても、航空用としての実用化と運用面の技術は全く育成ができずに、その影響は今日まで続いている。

4.2.3 日本ジェットエンジン株式会社

禁止期間が終了すると、直ちに1953年に石川島重工、三菱重工、富士重工、富士精密、後に川崎航空機が出資による日本ジェットエンジン(株) (以後、NJE)が設立された。通産省の補助金を受けて、J01、J1、J2などのエンジン試作と試験が続けられたが、搭載する機体の具体的な計画までは進められなかった。会社の設立当時の状況について、プリンス自動車の社史には、次のような言葉が記されている。

『ジェット機、とくにそのエンジンの試作研究については、ばく大な費用を要するものである。欧米における研究も、各国政府の多大な援助によってそれぞれ達成せられたものであり、更にその性能向上のために、引き続きあらゆる援助を与えているのが実状であった。

これに反し、わが国においては、航空機工業再開後のことでもあり、ジェット・エンジンの研究開発に対する政府の基本方針も確立されておらず、加うるに、敗戦による復興経済の途上にあつて、企業はいまだ資本蓄積も充分でなく、個々の企業が独力でこの研究にたざさわる程の体制には、到底達してはいなかったのである。いわんや、こうした新事業の開発にみられ勝ちな、排他的研究態度をとられるにおいては、ジェット・エンジンの早期開発は望むべくもなかったのである。

こうした情勢の中で、通産当局は、航空機生産審議会の答申もあつて、政府出資の国策会社設立を計画し、関係機関協議の結果、とりあえず第1段階として、石川島重工業株式会社、富士重工業株式会社、富士精密工業株式会社、新三菱重工業株式会社4社の共同出資によりジェット・エンジンの研究開発会社を設立することになった。』(p.231)⁽¹¹⁾

また、会社の事業の目的として、同社の定款の第2条は、『航空機用ガスタービンの研究、試作並びにその成果による技術又は特許権の有償譲渡』とあるので、外国特許の取得による技術の早期獲得を目指していたといえる。しかし、その後も政府出資は実現されなかった。

4.2.4 JRシリーズの研究のはじまり

1939年に設立された東京三鷹の逓信省所管の中央航空研究所の後を受けて、1955年に改めて総理府に航空技術研究所(NAL)が設立されて、それ以降の民間航空機用エンジンの研究の中心的な拠点となった。しかし、NATO戦略の一部に組み込まれた西ド

イツと比べて、防衛との関係を一切遮断した研究は、実用とは離れたものと言わざるを得ない状態だった。

民間航空機用では、すでに欧米に大きく差を付けられており、当初この研究所が扱ったのは、垂直または短距離離着陸機用のエンジンであった。日本の狭い国土と短い滑走路に適した航空機とエンジンの研究に終始することになる。そこで必要なのは、各種の要素試験装置であった。このために研究所の設置に続けて、直ちに第1次6か年計画が実行された。主な設備は、空気源、圧縮機試験用、タービン試験用、実機燃焼器用、小型航空燃焼器用、高速翼列用、構造強度試験用、軸受試験用などの試験設備であった。⁽¹⁰⁾そして、技術的な研究を主目的とした研究用エンジンJRシリーズが始まった。

一つは、垂直離着機用エンジンであり、もう一つは短距離離着陸用エンジンだったが、前者が先行した。いわゆる「リフト・ジェットエンジン」である。このエンジンに第1に要求されることは、軽量化であり、世界一の推力重量比の達成が目標とされた。

まず、JR100エンジンで推力重量比10の実現が試みられ、既存の材料と加工法で実現するための構造設計がすすめられた。このエンジンは、垂直離着陸機VTOLのエンジンの姿勢制御の研究に用いられ、1971年に試験用テストベットの自由飛行に成功した。

つづいて、JR200、220の設計が行われ、推力重量比15を達成した。このためには、サイクル温度の高温化技術が必須であり、各要素の性能向上の中で、特に高温タービンの研究への注力が続けられた。

表1 リフトエンジン構造仕様⁽⁹⁾

エンジン型式	垂直型ターボジェット
圧縮機	6段軸流 (JR 200のみ5段軸流)
燃焼器	円環型直接噴霧式
タービン	1段軸流
軸受	2軸受(ボール、ローラ)
潤滑方式	間欠給油方式
起動方式	エア・インピンプメント方式

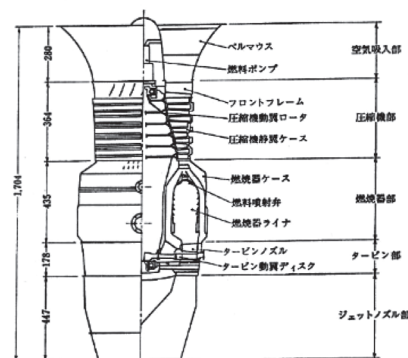


図4.9 JR100エンジン⁽¹⁰⁾

参考・引用文献:

- (1) 「日本の航空宇宙工業戦後史」日本航空宇宙工業会 (1987)
- (2) 林貞助「旧陸軍試作の補助ジェットエンジンの全貌(その2)」日本ガスタービン学会誌、5-17(1977)
- (3) 「幻のジェットエンジン「ネ-230」」日立製作所、日立タービン 60 周年記念会 (1993)
- (4) 八島聰「翼列失速フラッタに関する研究」東京大学博士論文 (1977)
- (5) 芹沢良夫「変転の日々に生きて」日本機械学会誌 87-793 (1984)
- (6) 棚沢泰「極限状態でのネ-20」日本ガスタービン学会誌 10-40 (1983)
- (7) 長島利夫「ガスタービンの発明と技術変遷—航空用エンジンを主テーマに」日本ガスタービン学会誌 36-2 (2008)
- (8) 大槻幸雄、「日本における発達・開発 process 全体像」日本ガスタービン学会誌 36-3 pp.180-183 (2008)
- (9) R.C. ミケシュ「破壊された日本軍機」石澤和彦訳、三樹書房 (2014)
- (10) 松木正勝「国産ジェットエンジンの開発」日本ガスタービン学会誌 pp.346-351 (2000)
- (11)「プリンス自動車株式会社 社史」(1997)
- (12)「IHI 航空宇宙 30 年の歩み」石川島播磨重工業 (1987)
- (13) 前間孝則「ジェットエンジンに取り憑かれた男」講談社 (1989)
- (14) 八田圭三「ジェットエンジン再開」日本航空宇宙学会誌、第 33 巻 第 374 号 (1985)

5 | 民間航空機用エンジンの種類と構成要素

ジェットエンジンとガスタービンは基本的には全く同じ要素で構成される。そのために、ジェットエンジンとして開発された機種も多くは、軽量かつ起動性の良いガスタービンとして産業用に転用されることが多い。現在では、多くの非常用発電装置や移動用電源車などはこの形式が用いられている。

しかし、ガスタービンとして開発された機種をジェットエンジンに転用することはできない。それは、重量とサイズの問題もあるが、何よりもガスタービンの場合には、燃料や潤滑油などの補機類が別置きになっており、一方ジェットエンジンでは本体にギアボックスを取り付けて一体化しているためである。

5.1 ガスジェネレータ

ジェットエンジンとガスタービンとの共通の要素は、ガスジェネレータ（ガス発生器）と呼ばれて、圧縮機、燃焼器、タービンにより構成される。この時、圧縮機とタービンは軸で直結されるのだが、燃焼器は必ずしも一体にする必要はない。燃焼器の機能は作動流体を十分高温にすればよいので、別置きにすることも可能である。また、超音速のみで飛行する場合には、圧縮機を持たずに、入り口のラム圧力を利用することも可能になる。

驚くべきことに、この構成を実現したジェットエンジンが歴史上存在する。それは、終戦後の東西冷戦時代のアメリカで人工衛星と大陸間弾道弾の開発が始まるまでの期間に研究され、一部の試験機まで製造され実験が行われた原子力エンジンである。

1951年よりアメリカ空軍が原子力推進機の開発を開始し、NACA（現在のNASA）、アメリカ原子力委員会、原子炉メーカーのGEが加わった。原子力推進機の利点は、燃料補給の必要が無く、ほぼ無限の航続距離が得られることにある。従って、その用途としては、長距離戦略爆撃機、高空からの長期間の偵察飛行などが考えられる。

この開発にあたっては、放射線遮蔽試験用にB-36を改造したNB-36Hを1機製造し、原子力推進機であるX-6を2機製作することとなった。X-6は機内に原子炉P-1を搭載、その熱をジェットエンジンまで導き、推力とするものであった。吸入された空気は、炉心と直接接触し、その熱によって膨張する。この膨張した

空気を推進力とする。しかし、このような直接加熱式では、排気は放射能を帯びることになってしまう。

この問題があることから、原子炉は空中でのみ用いるようになっており、離陸時には通常のジェットエンジンを用いることとなっていた。つまり、X-6のエンジンは主翼下に8基のターボジェットエンジンを搭載し、胴体下にJ47ジェットエンジンを改造したX-39原子力ターボジェットエンジン4基を装備する。X-39エンジンは空中でのみ使用する。X-39エンジンは1952年9月より、原子力を用いない試験運転が開始された。しかし、この計画は、技術面・コスト面の問題が大きく、1953年にX-6および原子力エンジンの開発は中止され原子力飛行機が実現する可能性はなくなった。⁽¹⁾

さらに、1958年には、巡航ミサイルの動力を当初の目的として、ラムジェットエンジンの熱源に原子力を用いるプルート計画が始動し、検証エンジンTory-IIICが試作された。

1957年にアメリカ空軍とアメリカ原子力委員会は、原子炉で発生する熱をラムジェットエンジンで利用することの実現可能性を研究するプルート計画を決定した。原子力ラムジェットエンジンの動作原理は比較的単純で、機体そのものの移動による風圧を利用して前方の空気をエンジン内部に押し込み、その空気を原子炉で発生した熱で加熱し、高温空気を後方のノズルで膨張させながら高速で噴射することにより推進力を得るようになっていた。1961年にラムジェットエンジンTory-IIAを鉄道車両に搭載して運転試験が行われたが、わずか数秒で壊れてしまった。

このような一見無理と思われるような開発は、ソ連も同様のものを開発して対抗してくるものと考えられていたためであり、それは第2次世界大戦中にナチスが原爆を開発するのではないかといった疑念と共通している。実際にはソ連がそういったものを開発することはなかった。この計画も、大陸間弾道ミサイルの開発が容易であることが実証されたことから1964年に計画は取り止めとなった。⁽²⁾ なお、上記の一連の計画にはドイツから米国へ渡り、後に米国空軍研究所のトップとなったHans von Ohainが指導陣に加わっていたとの説がある。彼は空軍退役後にデイトン大学に勤め、そこで1980年頃にWhittle博士と出会い、二人は死ぬまで親交を深めたことが知られている。国家を超えた人から人への系統化であった。



図5.1 X-6を搭載する為に製造されたNB-36H⁽¹⁾



図5.2 試作された原子力エンジン"Tory-IIIC"⁽²⁾

なお、これらの計画中止の背景には、1957年にソビエト連邦が打ち上げたスプートニク1号による人類初の人工衛星の成功があったとも云われている。つまり、このことを契機に、長期間の飛行を必要とする偵察機などは、人工衛星を利用する方がはるかに安全で信頼性が高いとの認識によるものと思われる。ソ連が、いち早く人工衛星の成功を公表したことが、原子力飛行機計画の中断に役だったことになる。

5.2 ジェット推進機関の分類

ジェット推進機関は、まず流動気体の取得方法で二分される。

- ①ロケットエンジン; 空気を吸い込まずに作動が可能、初期の飛行機の補助機関として採用された
- ②エアープリジング・エンジン; 吸入した空気で作動するので、当初から現在までの主流

エアープリジング・エンジンは、さらに二つに分類される。

- ①ラムジェットエンジン; 圧縮機を持たずに、入り口のラム圧力を利用する
- ②ガスタービンエンジン; 圧縮機により空気を圧縮する。この方式が当初から現在までの主流

ガスタービンエンジンは、出力の取り出し方により3つに分類される

- ①ジェットエンジン; 推進力はジェットのみ。戦闘機と大型航空機の主流
- ②直結型タービンエンジン; ターボプロップエンジンと呼ばれて、推進力はプロペラとジェットを併用する。現代のプロペラ機の主流
- ③フリータービン型エンジン; ターボシャフトエンジンと呼ばれて、プロペラだけの出力で飛行。現代のヘリコプターで主流

ジェットエンジンは、次の2種類に分類される

- ①ターボジェットエンジン; 初期のエンジンの主流
- ②ターボファンエンジン; 現代のエンジンの主流

なお、超音速機や戦闘機では、排気ジェットの高めるために再燃機関としてのアフターバーナーが装備されることが多い。フリージェット流れは、音速以上にはならないために、排気温度を上げる必要があるからである。

ターボファンエンジンは、次の3種類に分類される

- ①低バイパスエンジン; バイパス比が1～2程度で、主に高速飛行を目的とする軍用機に使われる
- ②高バイパスエンジン; バイパス比が3以上で、主に経済性を重視した民間機に使われる
- ③ギアードファン・エンジン; より大型のファンを用いるために、低圧系にギアを取り入れる。これからのエンジンの主流

ターボファンエンジンの熱効率、バイパス比（燃焼器を通らないファン側の流量と燃焼器を通るコアの流量の比）が大きい方が良い。そのためにはファンの直径が増大するのだが、効率を確保するためには先端の速度を制限しなければならない。そのために、回転速度は遅くなる。一方で、ファン駆動タービン（低圧タービン）の性能は、回転速度が落ちると低下する。そのために、ファンの駆動軸に減速ギアを装着して、全体性能の向上を図るギアードファン・エンジンへの移行が20世紀末から進められている。

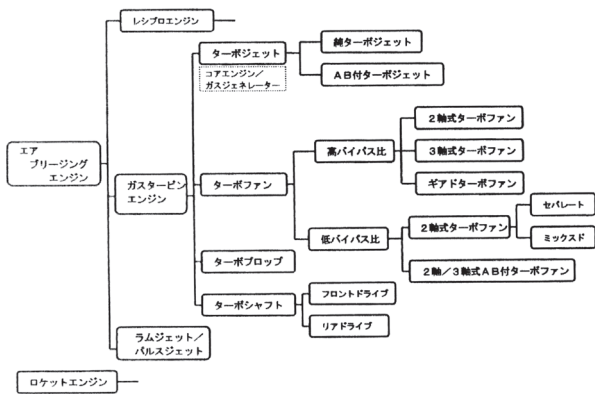


図5.3 航空エンジンの分類⁽³⁾

ここで、何故バイパス比を大きくする努力が続けられるかを説明する。エンジンの推力は、流体の質量と噴出速度の積になる。必要とされるエネルギーは速度の二乗に比例する。つまり、速度を2倍にするには4倍のエネルギーが必要になる。そこで、速度は上げずに、流量を増やす方が全体の熱効率がよくなるというわけである。さらに、低い速度ならば排気によるジェット騒音も小さくなる。

5.3 構成要素とその機能

ジェットエンジンは、本体とその作動に必要な補機類に加えて、機体側で必要な動力源を発生させる機器（例えば発電機や油圧ポンプなど）で構成される。補機類は、駆動力が必要とされる場合には、高压軸からベベルギアなどによって回転力を得るギアボックスに取り付けられる、その他はエンジン外周に配置される。本体の構成を図5.4、および図5.5に示す。

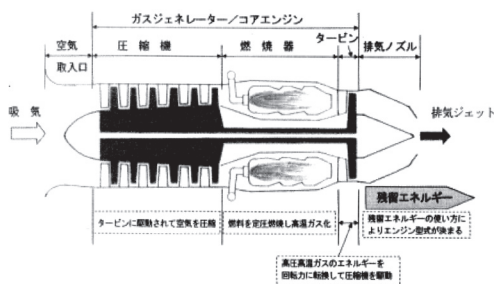


図5.4 ターボジェットエンジン本体の構成要素⁽⁴⁾

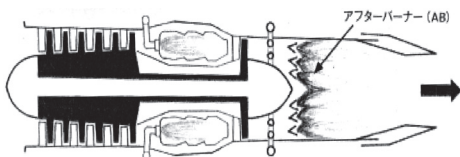


図5.5 アフターバーナー付きターボジェットエンジン⁽⁴⁾

エンジンの構成要素について、エンジンの前方から順に、その主要機能を説明する。

(1) インテーク（空気取り入れ口）

航空機は高速で飛行する、また急上昇や急旋回もする。そのために、エンジンへ流入する空気流をある程度減速し、かつできるだけ均一にする必要がある。通常は丸みを帯びた唇状（ピトー形）だが、超音速機では2次元形状になる。さらに、超音速機では通路面積を可変式にして、弱い衝撃波により流入空気を調整する。また、内壁には吸音パネルを貼るなどして、エンジン前方への騒音を低く抑える働きをする。

(2) ファン

軸流圧縮機の1種だが、プロペラのような動きをする。そのために、超大型ではケーシングの無いアンダクテッド・ファンなども開発されているが、通常の民間航空機用では、ケーシングで保護される。ケーシングは、万一ファンブレードが破損した時に、破片が機体を傷つけないようにコンテインメント機能が要求される。

内径と外径の速度が極端に違うので、空力性能向上のために、精密な数値解析により複雑な翼形状になっている。また、大型の鳥（型式証明では、8lbの鳥を最高離陸速度で打込むことを要求）が飛び込んだ時にも破壊せず、万一破壊されても、エンジンの制御が失われずに、安全に停止することが求められている。

従来ファン動翼を図5.6に、数値解析により複雑な形状になったファン動翼を図5.7に示す。



図5.6 従来のファン動翼 (IHI提供)



図5.7 複雑な形状になったファン動翼 (IHI提供)

(3) 圧縮機

タービンで必要な力を出すための高圧空気をつくる。創成期は遠心式であったが、現在はおおむね多段の軸流になっている。小型のエンジンでは、最終段の翼が小さくなりすぎて加工性や効率が不利になるので、最終段のみを遠心式にする場合がある。圧縮機内の流れは、低速状態ではあまり圧縮されないの、奥に行くに従って通路が極端に狭くなってしまふ。このために急速な回転数の増加により、空気が詰まって逆流する現象が起きることがある。サージングと呼ばれて、圧縮機の羽根が全壊することが起き、非常に危険である。そのために、静翼の角度を可変式にして、流路面積を調整したり、高圧軸数を分割して同一回転数での圧縮比を低く抑えるなどの設計が用いられる。

また、圧縮された空気は客室加圧用やエンジン前部の防水、高温部の冷却空気として、それぞれ適当な段から抽気される。その際、外径側からの抽気は主流に混入された異物を排除し、内径側からの抽気は清浄な空気を供給するなどの機能も含まれる。

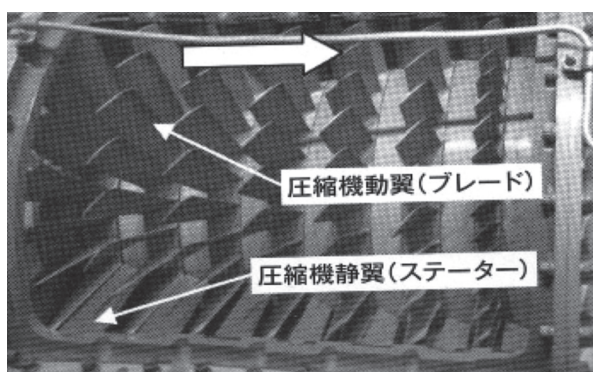


図5.8 軸流式圧縮機の内部例⁽⁴⁾

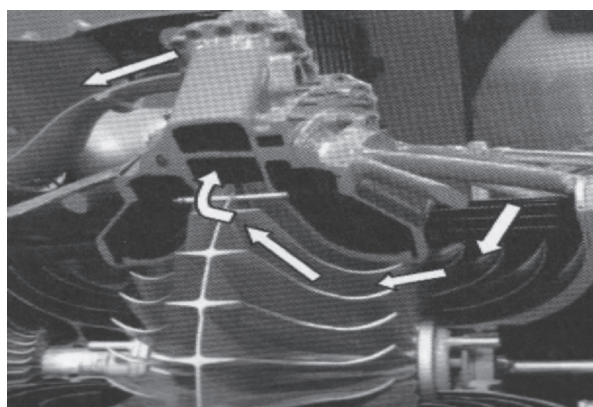


図5.9 遠心式圧縮機の内部例⁽⁴⁾

(4) 燃焼器

レシプロ型と違い、等圧連続燃焼なので、灯油以上の蒸留温度のジェット燃料が使用されるが、様々な代

替燃料も比較的容易に採用が可能になる。しかし、超高温の連続燃焼では、窒素酸化物の生成が避けられず、燃料をできるだけ微粒化したり、予熱することにより反応時間を短くする努力が続けられている。

圧縮機出口の高速で高温高圧の空気は、ディフューザーで燃焼に最適な速度まで減速される。また、円周上に並べられる燃料の噴射ノズルは、タービン入口での温度分布が、できるだけ均一になることが求められている。その場合、タービンでの仕事は、周速の高い外径側が大きいので、低圧タービンでも均一に仕事ができるためには、外径側の温度は内径側に比べて100℃程度上げるなどの温度分布が求められる。

これらの条件を満たすために、形式としては同心円状のアニュラー式と独立した燃焼器を円周上にならべるキャニュラー式がある。後者は、部品修理や交換には便利であるが、温度分布の均一性に問題があり、現在は採用されていない。

(5) タービン

円周上に固定されている静翼列で加速された高温高圧ガスが、動翼に吹きつけられることにより、回転力が生じる。高圧タービンは、単段か2段で高圧圧縮機を回転させる。低圧タービンは段数が多く、ファンと低圧圧縮機を回転させる。

タービン入り口温度は800℃以上（現在は1800℃まで可能）ないと、圧縮機を回転させるのに十分なタービン回転力が得られず、またタービン動翼による遠心力は2万G（重力加速度の2万倍）にもなるので、それを支えるディスクの強度が十分でないと成り立たない。このために、当初は、翼とディスクの材料と、翼の冷却方法の開発が、エンジン設計の成否を決めていた。新材料と効果的な冷却方法の研究は、現在も続けられている。

一方、低圧タービンは高圧タービン通過後の残った温度と圧力でファンを回さなければならない。しかも、回転数はファンの先端の周速で制限されるために、タービンが望む回転数には遙かに及ばない。そのために、様々な空力設計が試みられている。

これらの問題の解決策の一つとして、前述のギアードファンのほかに、RRでは低圧タービンを二つに分けて、中圧タービンを設けることにした。このために、軸系が3軸になり、設計は複雑になるが、圧縮機内の空気流の安定化のための可変ノズル機構が不要になり、タービン全体の効率も向上させることができる。

また、低圧タービン部の独特の問題として、後段では翼高さが増すことによる翼振動が避けられない。最高回転数に達するまでには、数個の共振周波数を通過

しなければならず、様々な防振設計が試みられている。

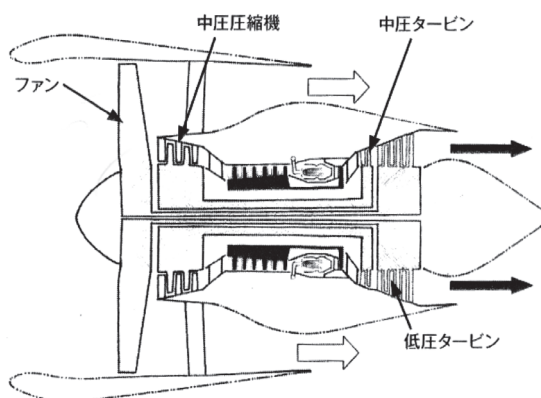


図5.10 高バイパス比3軸式ターボファンエンジン⁽⁴⁾

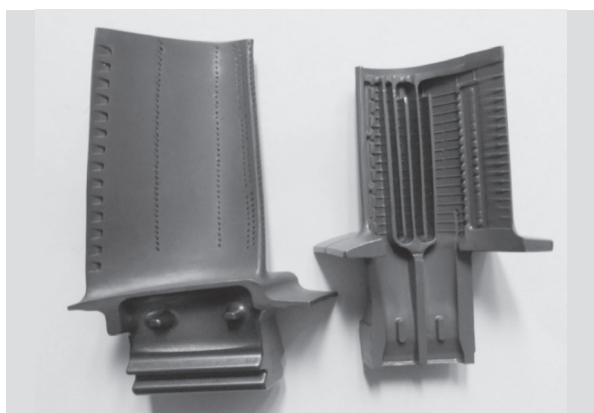


図5.11 高圧タービン翼と内部冷却通路

(6) 排気ノズル

ファンからの空気とコアからの燃焼ガスが排出され、それがエンジンの推力となる。推力は、質量と速度の積なので、速度は速いほど良いが、騒音が問題となる。エンジン後端での騒音は、このジェット騒音と、回転体から発する翼数に関連する周波数の騒音が主な音源なので、この両者をうまくミックスして、全体騒音を減らす工夫が試みられている。

(7) ギアボックス

発電機をはじめ、様々なポンプ類や計測器をすべて取り付けるための歯車列で構成される。それぞれの補機が要求する回転数に合わせるべく、補機取り付け軸の回転数が歯数で決められる。また、一部の補機の不具合により、他の補機の機能が失われられないために、接続部の一部を弱くするフェイルセーフ設計（シヤーク・セクション）が多用される。

回転力は、エンジンの主軸から笠歯車（エンジンでは、ベベルギアと呼んでいる）を介して取り出されるが、これらすべては大量の潤滑油を必要とする。ギアボックスは通常はエンジン最下部に取り付けられ

るが、エンジンの主軸のベアリング冷却用を含めた全潤滑油量は、毎分十数リットルにもなり、全ての潤滑油を廃油ポンプを介してオイルタンクに戻す設計は、オイル・マイグレーションとしてしばしば問題となる。

(8) 補機システム

補機システムは、大きく分けて次のように分類される。

(a) 燃料コントロール系統

エンジンに供給される燃料の流量を制御する。制御方式は、手動、機械式、油圧式、電子式と進歩が続けられた。現在では、FADEC (Full Authority Digital Engine Control) が一般的である。燃料流量のみで多岐に変わるエンジン作動条件を制御するために、従来は超芸術的な3次元カムが使われていたが、FADECの出現で3次元の制約から解放されて、自由に多次元の制御が可能になった。そこから、機体側のコンピュータとの会話が可能になり、運行中の作動状況の把握も含めて、多岐にわたってのエンジン制御が可能になっている。

(b) 潤滑油系統

エンジン本体の軸受は、高温高速になり、特に軸力を支えるボールベアリングは常に軸受技術の最高のものを採用している。軸受技術がメインシャフトの外径を決めているといっても過言ではない。油は潤滑と同時に軸受部の冷却も兼ねている。そのために、廃油を燃料で冷却するFCOC (Fuel Cooled Oil Cooler) とACOC (Air Cooled Oil Cooler) が併用される。FCOCは、燃料の予熱の機能を有するが、燃料流量が少ない低速時ではACOCが必要になる。ギアードファン・エンジンでは、さらにこの系統の設計が複雑化する。

(c) 電気系統

機体が装備する様々なシステムが電子化される中で、エンジンの発電量は大きく増加する傾向が続いている。そのために電気系統の不具合が従来に比べて多発するようになり、今後は最も重要な開発分野になると思われる。

(d) 2次空気系統

客室の加圧とエンジン高温部の冷却空気の供給が主であるが、エンジン前部の防水にも使われることがある。その配管設計は特殊技術を要する。エンジンのケーシングは、高温になると数ミリメートル膨張するが、配管類は低温のまま膨張しない。そのために、通常の配管設計では、熱膨張差によって留め金部が破壊されてしまう。従って、複雑なコの字型やS字型の配管設計が行われるのだが、そのために、エンジンを外側から点検したり、メンテナンスを行うスペースが確

保できなくなる。複雑な配管を避けながら、必要個所に整備員の手が届くかどうかは、CADだけでは完全ではなく、従来は実物大のモックアップをつくり確認された。

また、曲がりくねった配管は、多くの共振周波数を持つ。それを避けるためには、要所を固定する必要があるが、コストと軽量化のためには、最低限の数にする必要がある。

(e) 機体操作用動力源

機体の可動部の動力源の多くは、エンジンの補機から供給される。主なものは、主脚の上げ下げと、姿勢制御用の蛇面操作用の油圧ポンプや油圧に代わる電動モーター用発電機などである。

(f) モニタリング系統

従来は、オーバーホールの間隔が設計で定められていたが、近年は様々なモニタリングによって、分解検査の時期が決定される。エンジンの使用者コストは、オーバーホールのコストが、初期コストの数倍になる

ので、このシステムは、経済上最も重要なことになる。また、重要部位の温度、圧力、応力、振動数などの大量の運航データを適時にモニターして、運航中の当該エンジンの健全性や故障発生の可能性予測などが行われているので、この分野の設計のニーズは近来特に高まっている。

参考・引用文献

- (1) Wikipedia「X-6 航空機」
<https://ja.wikipedia.org/wiki/X-6> (2020.4.1)
- (2) Wikipedia「プルト計画」
<https://ja.wikipedia.org/wiki/%E3%83%97%E3%83%AB%E3%83%BC%E3%83%88%E8%A8%88%E7%94%BB>, (2020.4.1)
- (3) 石澤和彦「橘花」三樹書房（2001）p.33
- (4) 石澤和彦「ジェットエンジン史の徹底研究」グラフィック出版（2013）

6 | 民間航空機用エンジンの進化の歴史

1903年のライト兄弟による動力有人飛行の成功以前にも、動力飛行機は存在した。ウィリアム・サミュエル・ヘンソン (William Samuel Henson, 1812-1888) はイギリス生まれの発明家で、彼が1840年代に構想した「空中蒸気車」は固定翼、推進力、降着装置、尾翼など後世の飛行機の特徴の大方を備えた先駆的なものであった。この、固定翼と動力を組み合わせたのはヘンソンが史上初とされているが、実機は製作されず構想のみに留まった。

しかし、彼の協力者であったジョン・ストリングフェロー (John Stringfellow, 1799 - 1883) は、ヘンソンが飛行機械開発を断念した後も独自に研究を続け、1848年に蒸気機関を積んだ単葉の模型飛行機(図6.1)をわずか10 ft (3m) だが飛ばすことに成功したとされる。

その後約20年間は飛行機開発から遠ざかるが、1馬力の蒸気機関で動く三葉の模型飛行機を製作した。これは総重量が16 lb (約7 kg) という軽量さを実現しており、1868年にロンドンの水晶宮における航空博覧会で公開飛行に供せられた。固定翼の動力模型による、史上初の公開飛行とされている。⁽¹⁾

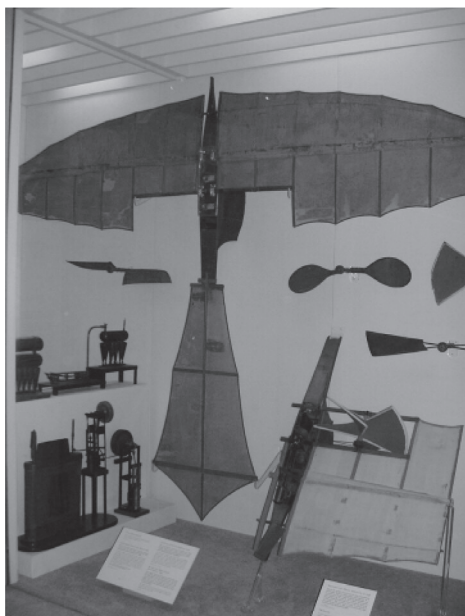


図6.1 ストリングフェローの単葉模型飛行機 (ロンドン科学博物館)⁽¹⁾

ヘンソンとストリングフェローは、ことにあたって国際企業「空中輸送株式会社」を起業しており、世界初の民間航空会社とすることができる。これ以降、英・米・仏では膨大な数の民間航空事業への試みが行われ

たが、いずれも膨大な資金の調達に苦勞をした。当時の技術は、現代のものとはかけ離れているので、本稿では省略をして、第2次世界大戦後の進化の歴史を10年刻みで辿ることにする。それは、エンジンの性能が、ほぼ10年刻みで飛躍的に向上したためで、その歴史を図6.2に示す。

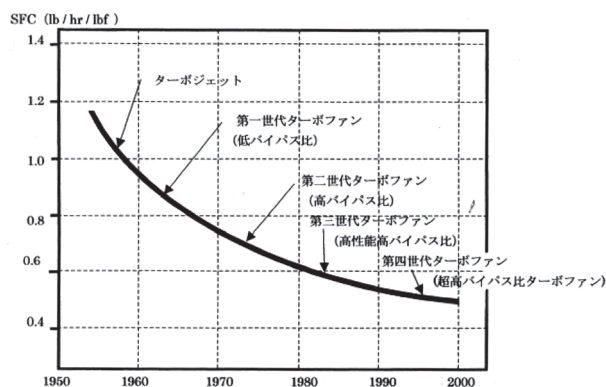


図6.2 第1世代から第6世代までのエンジン性能の進化

6.1 実用化初期 1940年代までの歴史

20世紀に入ると、航空機開発熱は欧米で急速に高まり、毎年多くの起業や飛行が行われた。そのすべてを列挙することはできないが、特に第1次世界大戦では、偵察機、戦闘機、爆撃機など多くの軍用機が開発された。それを受けての大戦直後の1919年と1920年の2年間の激しい動きは、欧米の主要国間でフラッグ・キャリアの育成と、国際間の主要航空路の争奪戦が開始されたことを示している。それは、これ以降延々と続く国家の威信をかけた競争の前触れであった。また、様々な競技会の開催などにより、軍用機よりも民間航空用の方に圧倒的な開発熱が喚起されて急速な発展を遂げ時代でもあった。欧米各国のこのような経験の積重ねにより、民間航空機用エンジンは製造技術と信頼性を次第に獲得し、1930年代には大型旅客機による定期航空路の開発が始められた。

6.1.1 レシプロエンジンの旅客機

飛行機の開発熱は急激に高まったが、動力源としてのジェットエンジンの開発は容易には進まなかった。一方で、技術的に着実なレシプロエンジンの進化は急激に進んだ。特に1920年から1939年の間は航空機

の「熟成の季節」とも云われている。現代でもそうであるが、航空機とエンジンは製造面での裾野が広い。二つの大戦に挟まれたこの期間は、鉄工業を始めとして多くの産業が育った時代であった。その中において、旅客機の定期航空路の成否は安定した飛行速度の獲得であった。当時の飛行機はエンジン性能が十分でなく、向かい風では大幅に速度が落ちてしまい、例えばパリ・ロンドン間でも向かい風では途中で燃料切れを起こす始末であった。そのために先ず行われたのは、エンジンの出力を増すことであった。

先ず適用された技術は、既存のエンジンを改造するもので次のものがある。⁽²⁾

- ①ピストン頭部を加工して、シリンダー内の圧力をあげる
- ②出力上昇に合わせて、燃料の混合比をあげる
- ③ 過給機を装備する

しかし、このような改善ではまだ定期航空路の開設には適しておらず、もっぱら当時盛んに行われていたスピード競争に優勝するためのものであった。その一つに「シュナイダー杯」がある。アニメ映画「紅の豚」に出てくる水上飛行艇による速度競争で、長期間継続された。その優勝者の記録を図6.3に示す。

開催年	開催地	勝利国	エンジン名	馬力	平均時速
1913	モナコ	仏	Gnome14	160	73.6km
1914	モナコ	英	Gnome9	100	139.6
1920	ヴェニス	伊	Ansaid12	500	172.7
1921	ヴェニス	伊	Isotta12	250	179.7
1922	ナポリ	英	Niion	450	234.5
1923	コウス	米	CD12	465	285.5
1925	ボルチモア	米	CV1400	619	374.3
1926	ハンプトン	伊	FiatAS2	800	396.7
1927	ヴェニス	英	NepierL	985	453.2
1929	コウス	英	RR R	1290	528.9
1931	ソレント	英	RR R	2350	547.3

図6.3 シュナイダー杯の勝者の記録
(2)のデータより筆者が作成

この間に行われた技術の革新は、エンジンの水冷方法と過給機（エンジンの場合には、スーパーチャージャーと呼ばれる）の改善であった。通常のラジエーターでは空気抵抗が増すために、翼面に多数の真鍮や銅管を流れて沿って這わす加工が行われた。また、エンジン軸の後端に増速ギアを介してターボ式の過給機を付けて、そこから気化器をとおしてシリンダーに燃料と圧縮された空気を送り込む過給機技術も開発された。⁽²⁾

1919年から1930年前半は、15世紀の大航海時代

国際間の民間航空路の急激な伸び（1919-1920）

1918年11月11日ドイツと連合国の休戦協定が締結され、同日午前11時に発効し、第1次世界大戦が終結した。直後の2年間は国際間の民間航空路の開発が盛んに行われた。

• 1919年⁽⁴⁾

- 1月：ルイ・ブレゲーが Compagnie Des Messageries Avienne を設立（後のエールフランス）
- 2月18日：アンリ・ファルマン、パリ - ロンドン間の定期商業飛行を開始。
- 4月：旅客輸送専用で作られた初の旅客機、British Aerial Transport Company 'Commercial' が初飛行。
- 5月8日-27日：アメリカ海軍のカーチスNC-4飛行艇、着水しながらの大西洋横断飛行に成功。
- 6月6日、7月13日：G・H・スコット少佐ら30名が、飛行船R-34による初の大西洋横断・往復飛行に成功。
- 6月15日：ビッカース・ビミーでカナダ - アイルランド間を16時間での無着陸横断に初めて成功。
- 10月7日：オランダの航空会社、KLMが運航を開始。
コロンビアのアビアンカ航空が運航を開始。
- 10月13日：パリ国際航空条約締結。
- 11月12日-12月10日：ビッカース・ビミーで英国→オーストラリアへの飛行に初めて成功。⁽³⁾

• 1920年

- イギリスの航空機メーカー、デ・ハビランド社が設立される。
- オーストラリアの航空会社、カンタス航空が運航を開始。
- 1月-5月：アルトゥーロ・フェラーリンら、2機のSVA機でローマ・東京間の飛行。
- 第3回シュナイダー・トロフィー・レースが行われる。優勝はイタリアのサボイア S.12。
- 9月：イギリスのソッピー社清算、ホーカー社が設立される。



図6.4 リンドバーグが使用したスピリットオブセントルイス号⁵⁾

になぞらえて、大飛行時代ともいわれる。コロンブス等と同じく、大西洋横断やアジアへの空路の開発が各国により競われた時代だからである。多くの飛行記録が達成され、主要国は、航空会社を設立した。その多くは、現在も存続している。その結果、航空機を持たなかったスペインとポルトガルは、中南米での権益に大きな打撃を受けることになった。

速度の問題が解消されると、長距離飛行への課題はもっぱらエンジンの信頼性であった。つまり、IFSD (In Flight Shut Down、飛行中のエンジン停止) が最大の問題であった。特に点火系と冷却系に問題があったと云われているが、私の経験では、それは1950年代の乗用車と全く同じといえる。電解質である水が、銅製のラジエターと鉄製のエンジンを高温で巡るので、問題の解決には冷却液を変更する必要があった。航空機の運航会社にとっては、安全性と信頼性の確保は最重要課題であり、このための技術が次々と開発された。

転機となったのは、1927年5月のC.リンドバーグのニューヨーク・パリ間の33時間5810 kmの無着陸飛行の成功であった。この飛行は第1次世界大戦前に提案された「オーディグ賞」の獲得が目的で、それ以前に何人もの死者を出していたが、彼はその賞金25,000ドルと世界的な名声を得た。

この飛行の成功には、いくつかの理由付けがある。諸説は、彼の若さと勇気、翼型を始めとする飛行機の性能向上を挙げているが、やはり、エンジンの信頼性の進化が最大の理由であった。この機体の搭載エンジンはライト・ホワールウィンドエンジンと呼ばれ、1923年に米国のカーチス・ライト社が開発した航空用エンジンであり、一連のワールウィンドシリーズの始祖となった。1920年代のアメリカやオランダ等の多くの航空機に使用された。⁵⁾

一般の旅客機としては、1933年には乗客10名を乗せることのできるBoeing 247が運航を始めた。さらに、1938年には客室の与圧を行ったBoeing 307が運航を始めた。このBoeingの機体はユナイテッド航空が一手に引き受けたために、TWAとアメリカン航空

は、ダグラス社に依頼してDC-2型機の開発を依頼して、これを導入した。

P&W R-1340が機体に搭載されたP&Wの最初のエンジンであり、その後ワスプシリーズとして合計34,966台のエンジンが生産された。ちなみに、P&W社は1925年にF.B.Rentschlerの発案により設立された。同社が配布しているカタログの冒頭には、次の言葉が述べられている。「the best aircraft could only be built around the best engine」。また、「aviation could progress beyond a one-man show only through larger aircraft, capable of greater speed and range」として、その後のエンジン技術の発展に貢献した。

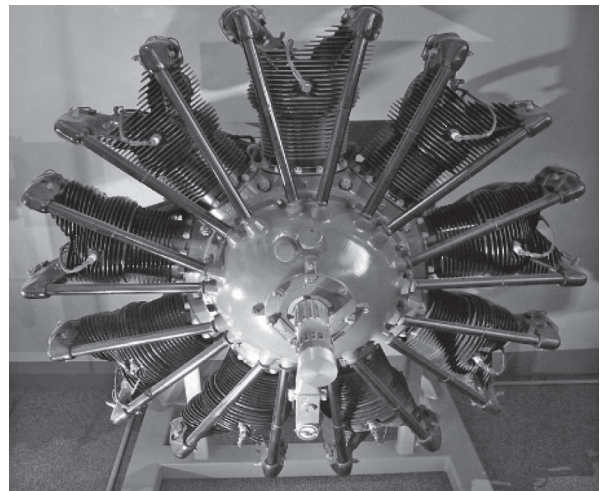


図6.5 Boeing 247に搭載されたP&W R-1340エンジン⁶⁾

第2次世界大戦中に軍用機用に大型化されたレシプロエンジンは、終戦直前から民間機用に転用が始まった。ボーイングB-29爆撃機（太平洋戦争末期の日本本土空襲に多数導入された）を原型としてC-97ストラトフレイター輸送機が開発され、1944年11月に初飛行した。エンジンはP&W R-4360エンジンに換装された。

さらに、大型・長距離旅客機Boeing 377がC-97を基に開発、大戦後の1947年7月に初飛行し、パンアメリカン航空のニューヨーク - ロンドン線に就航した。この機体は、日米路線にも多く投入され、映画評論家の淀川長治が黒澤明の代理としてアカデミー賞授賞式に出席する際や、マリリン・モンローとジョー・ディマジオが新婚旅行で日本を訪れた際にも使用された。

また、同年初飛行のダグラスDC-6は、客室を与圧して700機を超すベストセラー機になった。日本航空にも採用されて、ジェットエンジンを搭載して1958年初飛行に成功したDC-8の登場まで長距離機として多くのエアラインに採用された。これらの登場により、クイーンメリー号などの豪華大型客船による大西洋横

断航路は急激に衰退した。

このように、軍用機として開発された航空機を、直後に民間機に改修することは、新型機の開発のコストを軽減するために頻繁に行われた。この手法は、機体では続かなかったが、エンジンでは20世紀末まで行われていた。

6.1.2 ピストンエンジンからジェットエンジンへの切り替え

1940年代後半では、運行中の旅客機はレシプロエンジンが主流であったが、エンジン製造会社は大型のジェットエンジンの開発に集中していった。

P&Wは、1947年にすべてのピストンエンジン関連事業をカナダのP&Wに移管し、ジェットエンジン専門会社となった。海軍との契約で、PT2 (T34) ターボプロップエンジン (出力6000 hp,4.2MW)、更に翌年にはJT3ターボジェットエンジン (出力3.7ton, 36.5 kN) の開発を始めた。また、量産としては、1947年から海軍用にJ42ターボジェットエンジンを生産したが、これはホイットルのW2エンジンの発展型をRolls-Royce社から技術導入したものであった。

他方、GEはRolls-Royce社の技術を全面的に導入した。第2次世界大戦末期における、英国政府とRRの決断については、2.3.2項で述べたが、具体的にはこのようであった。

当時、レシプロエンジンで大成功を収めていた米国のエンジンメーカーは、ジェットエンジンの旅客機への採用には消極的だった。吉中 司は「アメリカ・カナダにおけるジェットエンジンの発達と進展」の中で次のように述べている。

『1941年10月1日、分解されたホイットルW1-X型エンジンとPJ社の技術陣が、イギリスから空路アメリカに到着する。アメリカ陸軍航空隊は、すでにターボ過給機でずいぶん経験のあるゼネラルエレクトリック (General Electric) 社をジェットエンジン製作会社として選んでおり、PJ社技術陣の助けを得てW1-X型エンジンのコピーを、GE1-Aという名称で製作し、1942年3月18日、GEのマサチューセッツ州リン市の工場地上試験を開始している。』(p.58)⁽³⁾

これにより、米国でのジェットエンジンの開発・製造が開始されることになった。さらに、敗戦国ドイツからはフォン・オハイン博士を始めとする大人数の科学者と技術者が米国に移住することになり、米国産のエンジンは急速な発展を遂げることができた。

一方で、日本では空白の7年間の期間中であり、一切の航空機用エンジンに関する活動は行われなかった。

6.2 ターボジェットの時代 (1950年代) の民間航空機用エンジン

この期間には、設計と生産技術の急速な進歩により、航空機の実用化が一気に進んだ。それは、このことが軍事面と民間面の双方で国力を左右するほどの産業と見なされ、特に英米で精力的に投資が続けられたことによる。大きな技術変化としては、当初は、遠心圧縮機が簡潔・高信頼性の両面での優位性で用いられていたが、高速化に伴い、前面面積の小さい軸流圧縮機に変化していったことが挙げられる。また、アメリカではアフターバーナーを取り付けたジェットエンジンを戦闘機に搭載し1953年には音速の壁を破ることに成功した。

6.2.1 大洋横断用の大型エンジンの開発

ガスタービンは、間欠燃焼のピストン機関と比べて連続燃焼のために、小型・軽量で高出力が可能になる。つまり、ガスタービンは当初から航空用としての申し子の特質を備えていたと云うことができる。また、大量の空気流を必要とするが、高空では空気が清浄で圧縮機内の汚れが起こらず、出力減がほとんどない。さらにこの時代ではジェットの排気処理も気にせず、また騒音も上空では問題にならなかった。このような要因により、航空機用として、20世紀後半は航空用のガスタービンが全盛となった時代といえることができる。

しかし、発明当初からの問題であった熱効率の向上のためには、高温連続燃焼に耐える新材料の開発と高温部の効率的な冷却設計技術が必須となる。さらに、その双方に対して、超合金の精密鑄造と難削材の精密加工が高い信頼性により保証されなければならない。このために、エンジンの技術的な進歩は、その後約10年刻みで、段階的に進むことになった。

圧縮機とタービンの空力性能が向上すると、主要エアラインからは、より大きな推力のエンジンが求められるようになった。しかし、圧縮機の段数が増えると、低回転状態での低圧側と高圧側での流れが安定せずに、エンジンの始動が困難になった。そこで、圧縮機を二分割して、低圧圧縮機を低圧タービンで、高圧圧縮機を高圧タービンで駆動するという、2軸ターボエンジンが開発された。この発明によりP&W社は圧縮比13.1のJT3エンジンの開発に成功した。当時のRRのエイヴォンは6.5、GEのJ47エンジンでは5.1であった。

1950年代の民間航空機の開発競争は、デハビラント社のコメントにより始まった。1949年に初飛行に

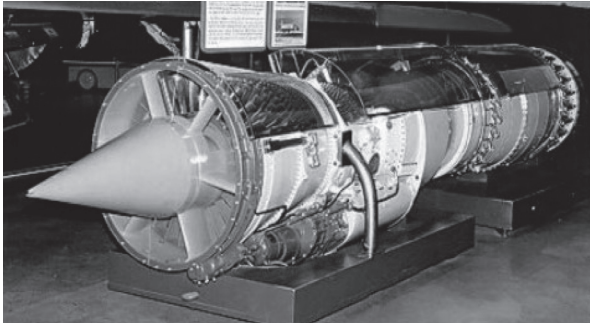


図6.6 アメリカ空軍のJ57 (JT3の米軍用識別番号)⁽⁹⁾

成功後、改良を重ねて1951年1月に最初の量産型が英国海外航空に納入された。速度・高度共に前人未達の領域を飛ぶ初のジェット旅客機は、航路開拓も兼ねて2年間の準備期間を設け、その間に2機の試作機が世界各地に飛来し大評判になった。

1952年5月には初の商用運航が英国海外航空により実現し、ヒースロー-ヨハネスブルグ(ローマ、カイロ、ハルツーム、エンテベ、リビングストン経由)間での所要時間を一気に半減させた。エンジンは、DHエンジンズ社のゴースト4基であったが、1953年にRR Avon 503に換装された。

コメット機は、従来のプロペラ機と航続距離も同様であり、大西洋横断路線の無着陸横断は不可能であった。しかし、従来の2倍の速度と定時発着率の高さが実証され、ピストンエンジンと違い振動も少ないなどの快適性もあり、初年度だけで3万人が搭乗する人気であった。就航から1年の間に高速機に不慣れなパイロットの操縦ミスにより3機が離着陸時の事故で失われたが、乗客に死者は出なかった。

しかし1954年1月に、イタリア近海を飛行中の英国海外航空機が墜落し、乗客乗員35人が全員死亡した。回収された残骸の状況などより空中分解が疑われ、英国海外航空はコメット全機の運航を停止した。

その後耐空証明を取り消されたが、問題部分と思われた箇所を改修後に運航が再開された。しかし運航再開後の同年4月にも、イタリア近海を飛行中の南アフリカ航空機が墜落し、乗客乗員21人が全員死亡した。この二度目の空中分解を受けてコメットは再び耐空証明を取り消され、全機運航停止処分になり、そのまま姿を消した。空中における事故は、直ちに全員の死亡事故に繋がるために、特に民間航空機用エンジンの空中停止(FSD, In Flight Shut Down)には、十分な配慮が加えられることとなっていった。

その間に、米国ではボーイング社が大陸横断を可能にする大型の旅客機(Boeing 707)を開発するために、大推力のエンジンを必要としていた。採用されたのは、

P&WのJT3エンジンであった。これにより米大陸横断飛行時間は、半分以下にすることができた。

さらに、パンアメリカン航空がニューヨーク-ロンドン間の飛行計画を実現するために、更なる大推力エンジンを要求し、P&WによってJT4エンジンが開発された。両エンジンの比較を(図6.7)に示す。

エンジン	直径 mm	流量 kg/s	サイクル 圧力比	離陸 推力 kN	推力 重量比 kgf/kg	圧縮機 段数 LPC+HPC	タービン 段数 HPT+LPT
JT3C-6	988	90.7	12.5:1	57.8	3.07	9+7	1+2
JT4A-3	1092	113.0	12.0:1	77.8	3.49	8+7	1+2

図6.7 JT3とJT4エンジン諸元の比較
(3)を基に筆者が作成

JT4エンジンを搭載したパンナム機は、ニューヨーク-ロンドン間のコメット機の市場を完全に奪うことに成功した。新型の大型のエンジンを搭載した大型の航空機が、市場優位になる基礎が出来上がった時代となった。

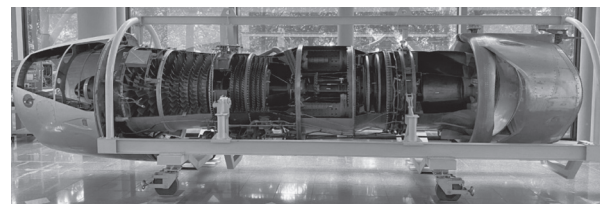


図6.8 JT4エンジンのカットモデル(JAL提供)
このエンジンは、DC8機に搭載され富士号(登録番号JA8001)として日本で活躍した。

6.2.2 ターボファンエンジンの開発

しかし大型化されたエンジンが排出する高速の排気ガスは、騒音問題を引き起こした。そこで、エンジンからの排気ジェットの速度を落とす対策が考えられた。この理論は、1936年にホイットルが特許を取得していたが、エンジンの要素効率が悪く実現はしていなかった。P&Wは、先に開発されたJT3エンジンの改良型のJT3Cエンジンにこの改良を加えて、JT3Dターボファンエンジンの開発に1958年に成功した。このエンジンを搭載した新型機は、離陸時の騒音を10デシベルも低減することに成功した。このエンジンは、20年間に亘り軍用機用も含めて8000機以上が生産された。この成功により、ターボジェットからターボファンへの変更が急激に進むことになった。

DC8機は1958年に初飛行し、JALを含む太平洋横断飛行に多く投入された。1972年に生産が終了したが、多くの機体はまだ世界中で活躍している。例えば、

機齢50年超の機体は国際ボランティア医療団の所有機として非常時の緊急輸送に従事し、新型コロナでも医療用機器を輸送した。大量の貨物と人員の安全輸送は、健全なエンジンのお蔭である。

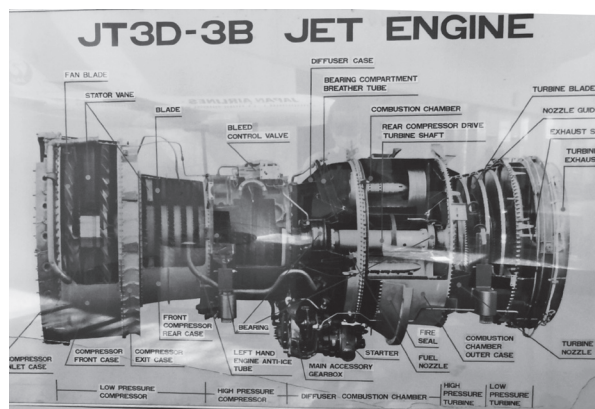


図6.9 JALのDC8に装備搭載されたJT3D-3B (JAL工場にて筆者が撮影)

一方で、英国では異なる動きが続けられていた。ターボジェットエンジンの分野で独走状態にあった独の技術者は、敗戦と同時に米ソが招聘していたため、彼らの経験は使えずに、英仏は独自開発を余儀なくされていた。ロールスロイス社は、独自にエイボン・シリーズエンジンを開発した。このエンジンは、堅牢な設計のために多くの転用型も開発され、航空機用の生産は1950年から1974年までの間に11000台以上が生産された。また、RRはこの技術を用いて、船舶・産業動向ガスタービンエンジンの分野への進出も盛んに行なった。

世界の民間航空業界における大型ジェット旅客機の優位性は1950年代後期に完成された。従来の大型レシプロ旅客機を遥かに超える定員100名超の輸送力と、高空におけるマッハ0.8クラスの巡航速度を両立させた。この二つは、21世紀の今日もなお踏襲されている。また、この期間に開発されたターボファンエンジンは、これ以降の大型エンジンの主流となり、燃焼器を通過しないファン流量と燃焼器を通過する流量の比を表すバイパス比は次第に向上するものの、基本構造としては今日まで踏襲されている。また、JT3やエイボン・エンジンに見られるごとく、民間機用エンジンを軍用機用に改造、またはその反対に軍用機用を民間機用改造する手法も、それ以降踏襲されている。

6.3 第1世代 (1960年代) の民間航空機用エンジン

この10年間は、民間航空機の第1世代と言われるように、大型航空機による国際間ルートが完成し、それに伴った機体が次々に開発されてエンジンの需要も急増した。一例としてボーイングの航空機の種類と型式証明の時期、及び搭載エンジン名は以下の通り。

B707-120B	1961.3	JT3D-1
B707-138B	1961.7	JT3D-1
B707-400	1962.2	Conway Mk508
B707-300B	1962.5	JT3D-3
B707-320B	1963.4	JT3D-3B
B720	1960.6	JT3 C-7
B720B	1961.3	JT3D-1
B727	1966.1	JT8D-1
B727-200	1967.11	JT8D-17
B737-100	1967.12	JT8D-7
B737-200	1967.12	JT8D-9
B747-100	1969.12	JT9D-7A

このリストから分かることは、機体の仕様が変わるたびに、エンジンの派生型が搭載されてゆくということで、このことが新規のエンジン開発における重要事項になっている。つまり、新規に開発される機体が、将来どのような方向に改造されてゆくかの見極めである。それらは、長距離型、短距離型、長胴型などが考えられる。

長距離型への変更は、乗客数を減らして、その分燃料搭載量を増やし、エンジンを増強すればよい。短距離型は、逆に燃料搭載量を減らして、乗客数を増やす。離着陸回数が数倍になるので、エンジンは低サイクル疲労寿命を長く設定しなければならない。長胴型は、単に乗客数を増やすため、エンジンは出力を大幅に増やす必要がある。このような派生型のエンジンを、将来のエアラインの要求に従って、比較的軽度の設計変更で可能にすることは、当初の基本設計段階で盛り込んでおかなければならない。さらに、このようなエンジン全体の構想設計に属するノウハウは、繰り返し新規のエンジンを開発する組織の内部にのみ、系統化され伝承される。

当然ながら、これに相当するダグラス社とロッキード社の旅客機も就航し、競争はますます激しくなった。そのことは次の第7章で述べる。エンジンに関しては、この時期は低バイパスエンジンの開発と実用化が進

み、更にバイパス比を高めた、高バイパスエンジンの開発が競われ始めた。

6.3.1 ターボジェットからターボファンへ

1959年、ボーイング707と720用の発注が開始された。初期のB707はJT3C ターボジェットエンジンを搭載していたが、騒音が大きく燃費も悪かった。そのため、経済性を求めるエアラインからはより高性能なターボファンエンジンの登場が望まれていた。1961年3月、JT3D搭載のB707-123とB720は、アメリカン航空で同日に運行を開始した。次に開発されたB707-300シリーズは、JT3D ターボファンのみの注文だった。

JT3Dエンジン・シリーズの改良が進み、熱サイクルの圧力比の向上、遷音速ファンの採用などで推力と燃料消費率が向上し、同じ機体でもより長距離の運航が可能になった。

B707-320にJT3D-3B型を搭載したのがB707-320Bである。ターボファン化により燃費が大幅に向上し航続距離が伸びたため、東京-モスクワ間ノンストップ飛行や、偏西風などの天候条件が揃い搭載量の制限を行えば太平洋無着陸飛行も可能になった。

エンジン名称	JT3D-3B	JT4A-9
エンジン形式	ターボファン	ターボジェット
搭載機種	DC8-50,-61,-62	DC8 FUJI号 (JA8001)
推力 (Kg)	8165	7560
重量 (Kg)	1932	2272
推重比	4.23	3.33
運航期間	1962～1987	1960～1974

図6.10 初期のJAL所有のエンジンの比較
(JALのパネルを基に筆者が作成)

JT3Dエンジンの改良が進む中で、短中距離旅客機用のより小型のJT8Dエンジン・シリーズの開発が始められた。設計の基本方針は、堅牢で信頼性が高いことであった。

B727にあわせて1964年にJT8D-1が型式承認を得た。このエンジンは、その後推力を12,250-21,000ポンドまで幅広く広げ、B727、B737、DC-9にも搭載された。350社のエアラインで採用され、総生産台数は14600台で総運転時間は15億時間に達した。草創期のターボファンエンジンでは比類なき製造数を誇れたのは、基本設計が後の推力の増減のための派生型エンジンに適したからであった。このエンジンの存在も、このような基本方針が後の新型エンジンの開発設計時の重要事項として引き継がれてゆくことになった。

この期間の後半は、いわゆるジャンボ機の開発競争

であった。エンジンの大型化と信頼性の向上により、主要エアラインはこぞって機体の大型化による旅客コストの削減を求めた。エアラインの直接運航費は燃料である石油の値段の乱高下により大きく変動する。燃料費が全体の50%以上を占める期間もたびたび出現する。エアラインが求めるのは、「シート・マイル・コスト」と呼ばれる旅客一人を1マイル運ぶためのコストになる。ジャンボ機はこの点で圧倒的に有利になる。このことが1970年当初から始まると考えた機体会社とエンジン会社は、こぞって高バイパス・エンジンの研究を始めた。当初それは軍用機用のエンジンからの転用であった。現在もそうであるが、新規エンジンの研究と開発費の総額は、計画通りの生産台数でも総合収支の回復には10～20年を要する。従って、特に欧米では新規のエンジン開発は軍用機用エンジンの開発費で行い、それを後に民間機用エンジンに改良する手法が採られた。

米軍の大型輸送機CX-X計画は1963年後半に始まり、搭載エンジン4発、総重量249トン、積載量81.6トン、巡行マッハ0.75の条件が示された。積載量を乗客数に換算すれば、例えば荷物を含めて一人100 kgとすると800人が可能となる。この仕様に対して、ロッキード社、ボーイング社、ダグラス社、マーティン社、ジェネラル・ダイナミクス社がこの提案に応えた。

この大型機のエンジンに関しては、最大推力が18トンの高バイパス・ターボファンエンジンの開発が必要となり、P&WとGEが開発競争を行った。例えば、JT3D-5Aのファンの直径1.3m、バイパス比1.4、最大推力9.5トンであり、それに対して、高バイパス比のJT9D-1は直径2.36m、バイパス比は5、最大推力は18.6トンとなる。ファンの直径を、ほぼ2倍にする設計が必要であった。

この米軍の大型輸送機C5Aは、ロッキード社に開発が委ねられることに決定された。エンジンは、GEのTF39であった。敗れたボーイングとP&Wは、この開発の技術を民間機用に向け、B747の機体とエンジンの開発に注力することになった。JT9Dエンジン・シリーズの開発は、このために始められ、1966年に地上運転を開始して、1968年には米軍機のB52を改造したFTB（フライイング・テストベッド）による空中試験飛行が行われた。そして、1969年2月にB747の初号機の初飛行が行われた。さらに、パンアメリカン航空による初の商業飛行が1970年1月に行われた。このような、順調な機体とエンジンの同時開発は、現代の技術をもってしても、なかなかできるものではない。当時の軍用機用の研究と開発が、いか

に入念に行われていたかの証である。B747の機体は、その後様々な改良とエンジンの換装が行われ、Boeingによる製造は2020年の今日まで続けられている。

高バイパス・ターボファンエンジンでは、ファンの入口径が巨大になるので、ファンブレードには鳥などの衝突に耐えられるだけの強度と軽量化が同時に必要になる。そこでP&Wは、ファンブレードの素材にチタン合金を用いて、軽量化と強度の両立を図った。一方で、RRは複合材を用いたブレードで開発を進め、最後の鳥打ち込み試験（この試験は、エンジン全体の試作が完了し、最大回転数の試験が終了してから行われる）に失敗し、機体会社への納入遅れのために倒産して、その後長期間にわたって国営会社（RR1971）となってしまった。

GEがCX-X計画に提案してロッキードの機体と共に競争に勝利したのはTE39エンジンで、バイパス比は8、圧縮比は25、タービン翼の冷却設計によって1370℃という温度を達成したことであった。TE39の初号機は1965年に試運転し、大型の軍用輸送機C-5Aは1968年に初飛行を行った。その後、このエンジンは民間機用にCF6として改造され、マクドネル・ダグラスDC-10とB747の代替用エンジンに選ばれた。

高バイパスターボファンエンジンは熱力学的な効率が大幅に向上し、燃料消費率を一気に25%以上改善することができた。また43,000 lb（約19.5t）の推力はジャンボジェット機の長距離飛行を可能にした。

B747の初の定期運航路はニューヨークーロンドン間であった。

6.3.2 J3エンジンの開発と実用化

国産ジェットエンジンの開発が国内に定着した歴史には紆余曲折があった。1952年にGHQによる航空禁止が一部解除され、日本企業による航空機製造が再開されたが、空白の7年間で世界のエンジン技術は格段の進歩を遂げており、単独企業の独力では開発が不可能な状態になっていた。通商産業省（現経済産業省）は、1952年11月に「航空機製造法」が施行された後、翌年6月に航空機生産審議会において「ジェットエンジン試作研究に関する特別措置」を公表して、試作するメーカーには助成金を出すとして募集した。

最初に名乗りをあげたのは、元中島のエンジン部門を引き継いだ富士重工系の会社で、助成金320万円を受け、1954年に「JO-1」を完成させた。しかし、これは実用には程遠いものであった。そこで、石川島播磨、富士重工、富士精密、新三菱の4社が共同出資して資本金1億6千万円の日本ジェットエンジン株式

社（NJE）を設立した。しかし、通産省は欧米のあまりに進んだエンジン技術を見るにつけ弱気になり、予算は縮小していった。アメリカ製エンジンのライセンス生産のほうが、開発費もかからずに技術を取得できるのではないかとの考えが主流となっていった。

そのような中で、日本初のジェット練習機であるT-1は、搭載するターボジェットエンジンもまた国産品であることが決定し、1956年にNJEと防衛庁でエンジン試作の契約が成立した。しかし、開発は困難を極めて、全ての会社がエンジン開発ビジネスに消極的になっていった。

その中であって、ただ一社というよりはただ一人敢然と継続にチャレンジした人がいた。有名な土光敏夫である。1957年に石川島重工業が武蔵野の中島飛行機のエンジン工場の跡地に、ジェットエンジン専門工場としての田無工場を開設した。その時の逸話はこのようなものであった。

『終戦の翌年である1946年に石川島重工業の社長となった土光はその後、東芝の再建や、国鉄の民営化に道を開いた80年代の行財政改革などで剛腕を振るった。ただ日本の産業史に残る最も輝かしい業績は、航空機エンジン産業を興したことだろう。重工大手各社が投資リスクの大きさゆえ、尻込みする中で、1957年に東京・田無工場を開設し、本格参入した。

その際、土光は全社幹部を集めた決起集会で、自らのあだ名通りの「怒号」を飛ばした。「焦土となった日本が工業立国として復活するには、最も難しい航空機エンジンに挑戦するしかない。そこで成功しなければ、日本の工業輸出品は世界で認められない」と。そして、「航空機エンジンに社運を賭ける」と宣言し、壇上の机を思い切り殴りつけた。土光の拳は血に染まった。』（文献4章の（13）より引用）

この発言が無ければ、現在の日本のジェットエンジン・ビジネスは存在しなかったとも云えるほどの発言であったと云われている。この時点で他の4社はJ3に見切りをつけ、ジェットエンジンから手を引いた事になり、以降現在まで防衛庁関連のターボジェットエンジンの開発はIHIがほぼ独占的に行うことが続いている。

この間に国産エンジンは中級ジェット練習機の初飛行には間に合わず、ブリストル・オルフェースのMk805を搭載したT1-1ジェット練習機が生産されることになり、1960年に初飛行が行われた。J3エンジンは、量産第一期の20機と第二期の20機に間に合わず、第三期の20機でようやく量産化できる見込みとなった。しかし、航空自衛隊の教導飛行方針が変更され、機体の配備数を削減することから、第三期分の

20機で生産終了した。

なお、上記のIHI田無工場は、その後も国内最大のジェットエンジンの生産工場であったが、周辺の市街地化により2007年に福島県相馬市に移転した。その後、跡地の一部は公園となり、「ジェットエンジンのふる里」という名の記念碑が建てられており、毎年OB会が清掃を行っている。



図6.11 ジェットエンジンのふる里の記念碑 (IHI提供)

6.4 第2世代 (1970年代) の民間航空機用エンジン

この時代の民間航空機は超大型の全盛期でジャンボジェットと呼ばれたボーイング747、ロッキードL-1011 トライスターとマクドネル・ダグラスDC-10の三つ巴の競争の時代であった。それらの機体への搭載エンジンは、米国のGEとP&W、英国のRRに限られ、その3社独占体制は、これ以降現在も続いている。エンジンは、それぞれCF6、JT9D、RB211シリーズで、頻繁に改造型や推力増強、または取って推力を下げたエンジンなどが開発された。ここでは、CF6シリーズに限って述べることにする。後述するように、民間航空機用エンジンは、その競争の激しさから、最終的には同じ性能のエンジンになってしまう宿命のだからである。

TF39の民間用として開発されたCF6-6は、マクドネル・ダグラスDC-10に最初に搭載され、1971年8月にサービスを始めた。単段のファンとブースター段を5段の低圧タービンが駆動、16段の高圧軸流圧縮機を2段の高圧タービンで駆動する形式で、圧縮比は24.3であった。ファンの直径は86.4 in (2.19m) で、41500 lbの推力を発揮した。さらに後年、後継としてCF6-50シリーズを、推力を46,000-54,000 lb (205 to 240 kN) に増強して開発を続けた。

Boeing機がレシプロからジェットエンジンへの大転換を図った時の秘話⁽⁸⁾

1960年代から現在まで、夥しい数の経営指南書が発行された。その中であって、T.J.ピーターズとR.H.ウオータマンの著書、「エクセレント・カンパニー」講談社(1983)程有名になった本はめったにない。その冒頭の「序」の中に、次の終戦直後のボーイングの話が出てくる。エクセレント・カンパニーの基本はプロダクト・チャンピオンと称する自分の信念に基づいて突っ走る従業員の実話を中心なのだが、それについてのボーイングの幹部との話が紹介されている。

終戦直後に、「そのチャンピオンたちがいすぎて困ってるくらいなんだ」との話は、次の事実を語っていた。ボーイングがいかにして後退翼型のBoeing 707で民間航空機では最初の大成功を収めたかと、当初ターボプロップ型B-52のジェット機化としての利点を証明した時の裏話だった。

それは、ボーイングの技術者の一群が、終戦直後にドイツ軍の技術者の部屋に侵入して、ファイルを必死になってあさっている光景であった。そこから彼らは、ナチスドイツが後退翼型航空機に多くの利点があることを認めていた事実をつかみ、シアトルに戻って直ちに風洞を使った実験を行い、後退翼型機の基本形状を決めた。彼らはB-52の設計を最初から完全にやり直し、膨大な提案書をまとめて空軍に提出した、とある。(pp.12-13を参考)

この逸話からも分かることは、このように、他国の技術者の個人的なファイルを丸ごと持ち出して、そこから次の技術開発を始めるということは、やはりエンジンの進化の系統化はまさに、ヒトからヒトへということだと考えられる、この場合は、敵対した戦争当事者間の系統化であった。

また、エアバスA300にも採用され、1971年にエールフランスがローンチ・カスタマーになり、さらに1975年にはKLMが最初のCF6-50エンジンを搭載したボーイング機の発注を行った。さらにCF6ファミリーは、CF6-80へと発展することになった。高圧圧縮機は14段となり、2段減らすことに成功した。

CF6シリーズの寿命は飛び抜けて長く、2000年代になっても、なお改良型が開発された。それらの中には、全日本空輸がボーイング747SR（国内のショートレンジ）専用として推力を落としたCF6-45も含まれる。また、他の派生型として産業用と船舶用に開発され、LM6000シリーズと称して高速船舶や艦船に多く搭載された。

このように、一旦開発された新型エンジンは、その後数十年間に亘って改造がすすめられることが常態化した時期でもある。このことから、以後のエンジンでは、派生型への変更が容易になる工夫が、設計当初から基本設計に盛り込まれることになった。エンジンの開発費を単独エンジンだけで回収することは、ほとんど不可能であり、エンジン会社は派生型で資金回収を図るビジネスモデルを構築せざるを得なかった。そのため、新規開発エンジンの受注を、大きなエアラインから得ることへの競争が、ますます激しくなった。

最も多く使われたCF6シリーズのエンジンの例を以下に示す。

CF6-6の搭載機:	DC10-10
CF6-50の搭載機:	AirbusA300B、DC10-15/-30、KC-10、Boeing 747-200、747-300
CF6-80Aの搭載機:	AirbusA310-200、Boeing 767-200
CF6-80C2の搭載機:	AirbusA300-600/R/F、A310-200/-300、Boeing 767-200/200ER、767-300/-300ER、767-400ER、E-767/KC-767、747-300、747-400/-400ER、MD-11、C-5M、川崎 C-2
CF6-80E1の搭載機:	AirbusA330-200/-300、A330

これらのエンジン仕様は幅広く変化をしており、50年以上にわたって派生型が使われ続けている。

最大出力 (Lb.) : 41,500 ~ 72,000

高圧圧縮機の段数: 14段 ~ 16段

バイパス比: 4.24 ~ 5.92

6.4.1 国内の状況

一方、日本では純国産エンジンの研究の機運がたかまり、政府主導の大型プロジェクトとして進められることになった。FJR710は、日本の独自技術のみによって研究された高性能ターボファンエンジンである。1971年から2期に分け合計10年間をかけて、旧通商産業省（経済産業省）工業技術院の大型プロジェクト制度の下に研究開発され、推力5トン（11000 lb）、燃料消費率0.34、バイパス比6を目指した。

この研究は、第一期1971-75年度で総開発費67億円、第二期1976-81年度で、総開発費185億円（当初、その後減額されて130億円）として行われた。技術面の詳細については、9.2.2項で述べる。

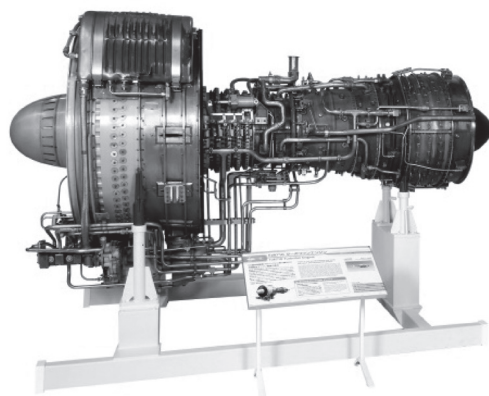


図6.12 FJR710 / 20 (IHI提供)

6.5 第3世代（1980年代）の民間航空機用エンジン

この時代の特徴は、高効率の高バイパス・ファンエンジンの設計手法が確立し、多くの改良型と新型が国際共同開発の資金をもとに盛んに行われたことと言えよう。また、主要都市間を頻繁に運行するために、超大型航空機と比べて中小型機の市場の開拓が進み、そのためエンジンの開発競争も盛んに行われた。

大型エンジンとしては、GEのCF6-80シリーズ、P&WのPW4000シリーズ、RRのRB211-524シリーズが挙げられる。また、中型としては、V2500シリーズとCFM56シリーズが世界市場を二分して激しい競争を展開した。このように新規開発機種が目白押しとなったために、エンジン各社は、資金と市場の確保のために、国際共同開発を行うことが常態化した。その代表例が、日米英独伊の五か国が参加したV2500で、この事業と技術については第9章で詳述する。

このような傾向は、この時期に始まった航空自由化の政策によるところが大きい。この動きは米国で始まり、すぐにヨーロッパに広がっていった。例えば、サウスウエスト航空は設立後十年間以上もテキサス州内だけの弱小エアラインだったが、カーター政権が航空自由化政策を行ったことで、全米に路線網を持つ大手航空会社にまで成長した。それまでは、アメリカ国内では、CAB（民間航空委員会）が設立以来40年もの間各種の規制を行ってきたが、1978年に「航空企業規制廃止法」（Airline Deregulation Act）が成立。これにより、CABの規制は廃止され、さらに1985年にはCAB自体が廃止された。その結果、サウスウエスト航空の基本戦略であった「短距離を低運賃・高頻度運航」が大成功をおさめ、1988年には米国運輸省が発表する定時運航率の高さ・手荷物の紛失件数の少なさ・利用者からの苦情の少なさの3部門について米国の全航空会社中でトップとなった。その後、1989年11月からは3か月連続して3部門とも首位となったことから、サウスウエスト航空では1990年に“Triple Triple Crown”（3か月連続の三冠王）と呼ばれるまでに成長した。一方で、大手航空会社はこれに対抗するために、「ハブ&スポークス戦略」を展開した。これらの動向により、130～150席クラスの中小型機用のエンジンの市場が米国及び中近東を含む欧州で急激に伸びることが予測された。（Wikipediaの記事を参照して編集）

このことから、航空事業にとって、いかに自由化政策が重要であるかが分かる。これ以降、国際間でも様々な規制（これは主に環境関係）と自由化が揃って行われ続けられたことが、技術の系統化に大いに役立った。

6.5.1 国内の状況

この期間に、日本の航空機用エンジン技術は、研究から実用化へと大きく変遷した。英国での高空性能試験を大成功裏に終了したFJR710エンジンは、試験機（航空自衛隊の輸送機C-1を改造し飛鳥[あすか]と命名）に搭載するための設計変更を行い、1985年10月に初飛行に成功した。独特の高揚力型のエンジンの配置で、機体側面の空気の流れを可視化するための装置を付けた飛行時の写真を図6.13に示す。

このようなエンジンの特殊な搭載の方法は、国土の狭い日本での地方と離島の短い滑走路での離着陸を可能とするためのもので、STOL（Short Takeoff & Landing）機と呼ばれる。実際に、試験飛行では通常の滑走距離の半分にあたる800mで十分であることを実証した。

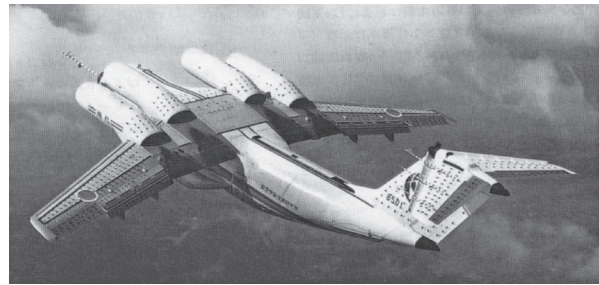


図 6.13 スイープ試験中の実験機「飛鳥」

しかし、高度成長時代にあった日本では、地方でも大型の空港が続々と誕生し、「飛鳥に明日はない」との迷言と共に、姿を消すことになった。この挫折は、純国産技術に対するエンジンビジネスはもとより、民間航空機産業全体に、大きな影響を与えることとなり、以降国際共同開発一本に絞ることになってしまった。この流れは現在まで続いており、今後も大きく変化する見込みはない。それは、独自の新規エンジンに関する国内での技術の系統化が途切れたためである。国際共同開発では、マーケティングから始まる全体の構想設計と、基本設計中に行われる大手エアラインとの綿密な交渉に関する技術を維持することができない。

しかし、この成功の実証は無駄ではなかった。イギリスの国立ガスタービン研究所（National Gas Turbine Establishment : NGTE）でのエンジン試験成功の事実を高く評価したRRは、1978年初頭、推力10トン・クラスのターボファンエンジンの共同開発を呼びかけ、直ちにこれに応じた日本との共同作業で1982年には日英両国で各1機の試験用エンジンRJ500を完成し、試験運転が行われた。

エンジンの技術の系統化と伝承は、モノではなくヒトが主であると述べた。第2次世界大戦中に始まったジェットエンジン技術のそれは、イギリスではサー・スタンレイ、日本では永野治によって行われたといっても過言ではない。両国における系統化は、1980年代まで続いた。サー・スタンレイ・フッカー（彼については、9.1.3項で詳細を述べる）は、1978年に日本への共同開発の提案を旧知の永野治に伝えた。私が、共同開発の先遣隊としてブリストルにあるホイットルハウスと名付けられたメインオフィスに一室を構えたとき、彼のオフィスは正面玄関に最も近い位置にあった。

永野治（当時はIHIの副社長）は、直ちにサー・スタンレイの話を社内と関係官庁に熱心に伝えて、国内合意の成立に奔走した。私は、FJR710プロジェクト初期の設計システム班長時代に、毎月の個人指導会で多くの知見を頂いたことは、前章で述べた。



図6.14 ホイトルの業績を示すWhittle Houseの正面 (RR提供)

RJ500エンジンでのワークシェアは、日本が低圧系のすべて、RR社が高圧系のすべてを担当し、外装やその他の部分で、50対50の関係を保つこととなった。部位によって、開発時の必要投資額と量産時の回収額が異なるので、量産時には相手側に移すことが比較的容易な部分で、50対50の関係を保つことになる。契約に関する主な進捗は次のとおり。⁽¹⁵⁾

1979年1月 RRと日本側3社 (IHI, KHI, MHI) で MOU (了解覚書) の締結

需要予測、エンジン仕様書の策定、事業性の検討、契約書草案の作成

1979年12月 共同事業計画の調印

Boeing 737-300, Fokker F29への搭載を目的として、推力9トン (21000ポンド) のエンジンを1985年春の型式承認取得を目標に費用負担50:50で行う。協定期間は30年間とし、その間同クラスのエンジンの開発は、双方とも単独では行わずに、この協定の下で行う。

1980年4月 RR-JAEL社の設立。日英同数の役員、会長は日英で1年交代、運営委員会の下に6つの作業部会 (設計・技術、営業・販売、業務、経理・財務、生産、プロダクト・サポート)

1983年3月 5か国共同開発の発足により、実質的に失効 (以降も技術提供等については継続)

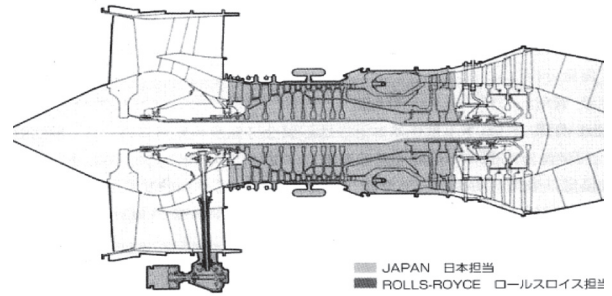


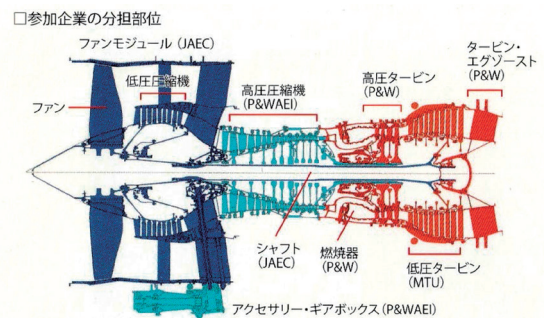
図6.15 RJ500エンジンの担当部位⁽⁹⁾

しかし、このRJ500エンジンは、ボーイング社がBoeing 737-300のエンジンとしてCFM56-3を選定してしまったため、それ以上の開発は進められない事態になった。また、同時期にすすめられていたP&WのPW2000エンジンも、このGEとフランスのスネクマ社の共同開発エンジンに負け、日英連合に共同開発を提案した。僅かに先行したCFMエンジンに対抗するためには、推力を130席用から150席用に増す必要があり、日英はそれに同意した。

この合意により、P&WグループのMTU (当時の西ドイツ) およびFIAT (イタリア) が加わり、1983年スイスにIAE (International Aero Engines AG) という名称のエンジン製造会社が5か国間で設立され、V2500エンジンの開発を開始した。名称は、五か国を表すVと、PW2000とRJ500の足し算をも意味する。

V2500のワークシェアは、当初は次の通りであった。P&W; 燃焼器と高圧タービン、RR; 高圧圧縮機 JAEC (日本航空機エンジン協会); ファンと低圧圧縮機

MTU; 低圧タービン、FIAT; ギアボックス



参加企業の分担部位とプログラムシェア一覧

社名	プログラムシェア	分担部位
P&WAEI(スイス)	33.5%	高圧圧縮機 アクセサリー・ギアボックス
UTC(P&W)(米)	32.5%	高圧タービン・燃焼機 タービンエグゾースト
JAEC(日)	23%	ファン・低圧圧縮機・シャフト
MTU(独)	11%	低圧タービン

図6.16 V2500断面図 (担当部位色分け)⁽⁹⁾

この国際共同開発エンジンはエアバス A320 やマクドネル・ダグラス MD-90 等に採用され、2019年度末までに7,737台を納入する大成功を収めることになる。

しかし、この間に詳細設計と製造技術に関しては、国際競争に伍するだけの技術を取得したが、シェアが50%から19.9%に減ったために、エンジン全体の構想設計と基本設計に参加するチャンスを失った。さらに、もっとも重要であるマーケティングについても機会を失い、以降は民間航空機産業の分野では、エンジン製造会社からエンジン部品製造会社への道を辿ることになる。(最終的には、シェアが23%、FIATとRRが撤退した)

RJ500からV2500への乗り換えは、当時の資金と人員などの事情からはやむを得ないことであった。しかし、歴史上唯一無二の対等な関係を捨てることの重大さが正しく認識されていたとは言い難い。RJ500は、RR-JAEL (Rolls Royce & Japanese Aeroengines Ltd.) という名前の会社の下で行われ、将来もこのクラスのエンジン開発は共同で行うとの合意ができていた。V2500に参加する際に、JAEC単独ではなくもしこの組織として参加をしていれば、全体の50%のシェアを保つことができたはずである。しかし、自国の利益を優先するためのシェア争いの中では、将来にわたってエンジン全体の計画や基本設計に留まるという戦略はむなしく消えてしまった。

6.6 第4世代(1990年代)の民間航空機用エンジン

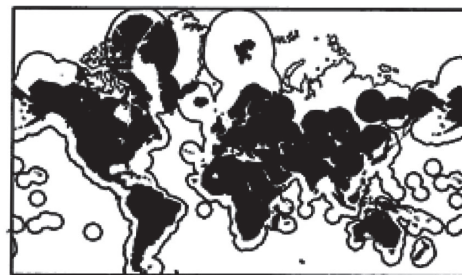
この時期は、大型航空機用エンジンにとって画期的な発展時期であった。すなわち、従来は3発ないし4発であった大洋横断の大型機が、1980年代後半から2発のエンジンで可能(ETOPS)になったことである。さらに、この間に設計と製造技術の進化により十分な安全性が証明されたために、従来は長距離無着陸飛行の安全性を商業運航の実績で示さなければならなかった許可を、商業飛行の当初から得られることになり(Early-ETOPS)、エアラインの収益性向上に大いに貢献することになった。

このことは、エンジンの信頼性の向上と、大口径での軽量化構造を実現した強度設計の進歩により達成された。エアラインの直接運航費が軽減し、旅客数が一気に増加した。第4世代は、このような条件に適合するエンジンを指す。

ETOPS (Extended-range Twin-engine Operational Performance Standards) とは、エンジン2基の旅客機

で、仮にそのうちの1基が飛行中に停止した場合でも一定時間以内に代替の空港へ到達することが可能な航空路でのみ飛行が許されるとして、国際民間航空機関(ICA0)が取り決めたものであり、緊急時にエンジン1基のみで飛行する場合の飛行可能な時間を定めたものである。

エンジンの信頼性が低かった時代には、双発旅客機は空港から100マイルまで、1953年からは空港より60分以上離れたところを飛ぶことは認められていなかった。このため、大西洋や太平洋を最短距離で横断するような航空路に双発旅客機を就航させることは事実上できなかった。東京からニューヨークまでの飛行ルートは、アリューシャン列島沿いに飛べば、中型機ならば可能であったが、緊急着陸の許可が可能ではなく実用性はなかった。各ETOPSにおける実際の飛行可能範囲を図に示す。ETOPS180では、世界中のほぼすべての2都市間を最短空路で運行することが可能になった。



60分ルール



120分ルール



180分ルール

図6.17 ETOPS 60,120,180での飛行可能範囲⁽¹⁰⁾

その条件が、1985年に120分までと大幅に緩和された。1980年代のETOPSの認定は、機体とエンジンの組み合わせにより旅客機1機ごとに個別で認可を受

ける必要があり、同じ機種でもETOPS認定と未認定の機体が混在することになった。この時代、例えばロンドンのヒースロー空港では、同じ航空会社の同型機でも、コックピットの下に「ETOPS」の文字が記されている機体と、そうでない機体が混在していた。

しかし、大西洋線へBoeing 767の航続距離延長型を導入する航空会社や路線が増加することになり、767の受注数は次第に増加し、1989年の受注機数は96機となった。その後胴体延長型の767-300ER型の開発も行われ、1989年には、Boeing 767による洋上飛行制限は180分までに緩和された。

その後、エンジンの信頼性がさらに向上すると、ETOPS-207という規定が設けられ、航続距離の長い双発旅客機は、南極大陸など一部を除き地球上すべての地点間を最短距離で飛行できるまでになった。

この間、機体について767型の胴体の径を広げて、横に2通路9席を配置できる、より太い真円断面を用いた大きな胴体の採用が望まれ、767-Xに対してユナイテッド航空が1990年に34機発注し、その新たな機体名がBoeing 777と決定された。続いて全日本空輸、ブリティッシュ・エアウエイズ、日本航空も発注した。このシリーズ最初のモデルは、最大航続距離は5,210海里(9,649 km)という長距離型であった。

B777機用のエンジンはP&WのPW4000シリーズ、GEのGE90シリーズ、RRのTrent 900シリーズから

選択でき、ローンチ・カスタマーでもあるユナイテッド航空はPW4000を選択し、1994年PW4077エンジンを搭載したボーイングの試験第1号機が初飛行に成功した。IHI他が共同開発に参加したGE90はブリティッシュ・エアウエイズに採用された。

この期間に就航を始めたBoeing 777の機体とエンジンによる航続距離は以下のようになっている。

B777-200	1995年就航	5235nm	PW4077エンジン
B777-200ER	1997年就航	7700nm	PW4090エンジン
B777-200LR	2006年就航	9450nm	GE90-110Bエンジン
B777-300	1998年就航	5940nm	PW4098エンジン
B777-300ER	2004年就航	7930nm	GE90-115Bエンジン

(nm (nautical mile) は、地球の緯度1分相当の長さで1 nm (海里) は1852m)

これらのことによって、長距離の洋上飛行の経済性は、著しく向上することになった。

また、この期間には次世代のエンジンの研究が盛んに進められた。V2500の母体であるIAEは、1994年に、ADP (Advanced Ducted Prop) エンジン構想を発表した。このエンジンは、その前に設計されていたSuper Fanエンジン (ファンを大口径にするためにLPタービンとの間に減速ギアを設置する)の派生型で、次世代のターボプロップ機のエンジンとして有望視さ

国際エンジン開発から得られた教訓 (その2) 競合他社とのヒトの異動

V2500エンジンの開発が佳境に入った199X年に、突然GEからGE90エンジンの共同開発の話が持ち込まれた。当時、欧米のピック3社はそれぞれ日本のエンジン3社 (IHI, KHI, MHI) とアライアンスを組む戦略を進行中で、P&WがドイツのMTUと日本のMHIの3社連合を設立してしまった。

当時のMTUはGE90のLPタービン担当で、GEはMTUのシェア一分を丸ごとIHIへ移管することを試みたのであった。その時点で、基本設計は終了しており、詳細設計が始まったばかりのタイミングであった。

GEとのアライアンスは、IHIにとって好都合で早速に合意が成立したが、問題は設計のスピードだった。既に、試験用の初号機の部品製造にかかっていた他社に追い付かなくてはならない。しかし、設計技術者の総数は、当時佳境を迎えていたV2500と、このプロジェクトの二つを同時進行は全く無理な状態だった。

私は、当時V2500エンジンの日本チームのチーフデザイナーだったのだが、突然にGE90のチーフエンジニアを兼ねることになった。V2500の設計拠点は英国中部のRR工場と、米国コネチカット州のP&W工場であった。GE90の拠点はオハイオ州のシンシナティーにあり、この3か所を巡る旅を続けることになった。このGEの工場を始めて訪問した時に、驚くことがあった。事務所の入り口で鉢合わせしたのは、なんとRRでV2500の設計を担当していたかつての仲間だった。彼らは、GEに引き抜かれたのだが、「一時GEで勉強をするが、やがてRRに帰るつもりだ」と話してくれた。民間航空機用エンジンの設計技術者の世界は狭く、このような偶然の出会いは、その後も何回かあった。やはり、エンジン技術の系統化は、ヒトを介して行われていると云える。

れていた。

6.6.1 日本の産業育成政策

V2500開発の成功を確認して、日本が参入すべき次の目標は、100席以下の小型機であるとの見解が纏められ、1996年4月に、JAECはIHI、KHIと共にGEとCF34-8Cの国際共同開発の基本契約書に調印した。日本のシェアは30%で、部品製造とモジュール組み立てまでであり、全体組み立ては全てGEで行われた。このエンジンは、ボンバルディアCRJ700等に搭載された。

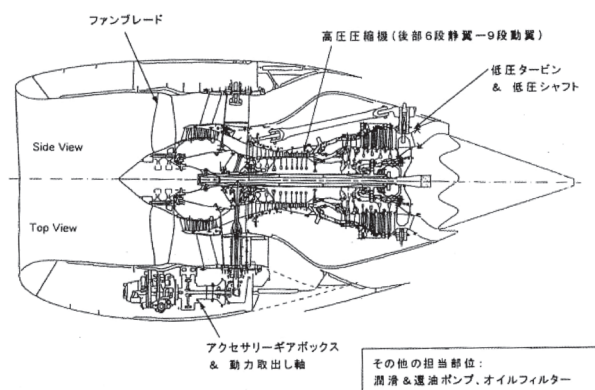


図6.18 小型輸送機用エンジン (CF34-8) 担当部位⁽⁹⁾

また、将来の超音速旅客機に備えて、「超音速輸送機用推進システム研究開発」(HYPRプロジェクト)が通産省工業技術院の産業科学技術研究開発制度により1989年から10年計画で開始された。飛行速度マッハ5までをカバー可能な推進機関で、亜音速からマッハ3までは通常のターボファンエンジンだが、超音速では空気吸入口に設けられたモードバルブの切り替えによりラムジェットエンジンになるという画期的なアイデアによるエンジンの試作と試験運転を行うものがあった。

さらに、超音速飛行時の騒音対策を研究するための「環境適合型超音速推進システムの研究開発」(ESPRプロジェクト)が1999～2004年にかけて継続された。低騒音、低NOXの要素技術に関する研究計画は順調に推移したが、実機適用のプロジェクトは、その後20年たった現在でも、まだ立ち上がっていない。

一方で、Post-V2500の民間エンジン開発として小型エンジンやIAEの新エンジン開発への参加を踏まえて、「環境適応型航空機用エンジン研究開発プロジェクト(通称エコエンジンプロジェクト)」が2003年から環境適応技術開発を中核に経済産業省の支援を受けてNEDOプロジェクトとして立上げられた。しかし、これらの研究開発事業はすべて完了し、超音速輸送機

用推進システム技術研究組合は2012年に解散された。

このような、各界の一連の努力により、エンジン全体設計の技術面については、かろうじて系統化を保つ努力が続けられた。

6.7 第5世代(2000年代)の民間航空機用エンジン

この時代の開発機種の代表例はBoeing 787 Dreamlinerで、Boeing 767と777の一部を後継するための次世代中型ジェット旅客機として開発がすすめられた。特徴は、機体が有する多くの機器の電動化で、大容量のリチウムイオン電池の採用で、その充電のためにエンジンからの抽出動力の割合を大幅に増したことであった。しかし、この開発は当初から難航し、商業飛行の時期が大幅に遅れるとともに、使用開始から数年後の2013年には、電池からの発火事故が複数回起こり、世界中で一時期全便飛行停止処分を受けることになってしまった。

Boeing 787は長い航続距離が可能な中型機として登場し、従来は大型機では収支の採算が厳しいとして特定空路にしか採用されなかった国際間長距離航空路線の多くが開設可能となった。2004年にローンチ・カスタマーとして全日本空輸が50機を発注して開発が始められた。開発当初のスケジュールでは2008年5月に連邦航空局(FAA)の型式証明取得を予定し、全日本空輸(ANA)に引き渡す予定であった。ANAは8月の北京オリンピック開催時に東京-北京間のチャーター便に使用すると発表していた。

しかし、新素材を用いる胴体や多くのシステムの電子化を採用したエンジンなどの新設計と、国際共同開発での足並みが揃わなかったことで、開発が大きく後れ、初飛行が行われたのは当初の予定から2年以上遅れた2009年12月であった。

エンジンは、RRのトレント1000と、GEのGENxが採用されたが、この2種類のエンジンの交換が可能で、異なるメーカーのエンジンと取り替えることが可能となる設計を初めて採用した。

GENxは、当初からBoeing787と747-8用に開発され、1970年代から多用されていた既存のCF6を置き換える事を予定し、2008年2月に最初の運転試験が行われた。

第1の特徴は、スタータジェネレータがエンジン始動と発電の両方を行うことで、従来スタータタービンにより行われていたエンジン始動の電動化、空調用のエアコンやアンチアイシング装置などもエンジンから

のブリードエアを使わず電気化することとした。このために、エンジン圧縮機からの抽気のほとんどを廃止することが可能になり、燃費が向上した。さらに、ファンケースやファンブレードなどに複合材を使用し、大口徑エンジン（787-8用ファン直径は2.82m）での軽量化に成功した。

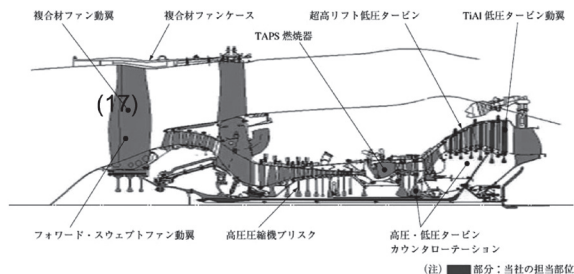


図6.19 GEEnxエンジンの先端技術要素⁽¹¹⁾

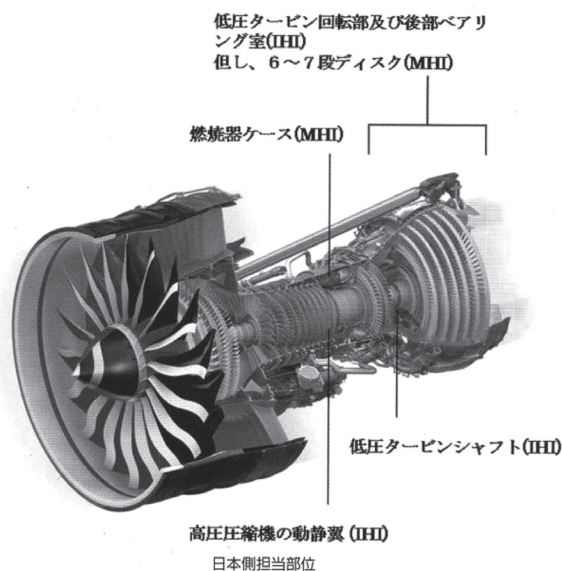


図6.20 GEEnxエンジンの各社担当部位⁽¹¹⁾

一方で、中型機用に1990年代に開発されたV2500エンジンは、派生型が次々と発表され、中型中距離機のAirbusA320の驚異的な伸びにより生産台数が大幅に予想を超えて、日本のエンジン3社の売上高に大いに貢献した。また、LCCやリース会社所有のエンジン台数が増加して、オーバーホールのビジネス形態もめまぐるしく代わった。すなわち、エンジンメーカーが、運行時間数に対するオーバーホール費用を受け持つことであり、このことは、運行中のエンジンデータが十分に蓄積されたことと、設計の進歩により、部品寿命が正確に見積もれるようになったことに起因すると言える。

この時期の国内のエンジン3社の動向は、それ以前とは様変わりになっていくことになる。それは、各社にとって赤字続きのお荷物だったエンジンビジネス

が、一気に稼ぎ頭になったことである。原因は3社共通で、2000年前後からV2500エンジンのオーバーホール台数が急激に増加し、採算性の良い交換部分の販売数が急激に伸びたことと、同エンジンの月間の新製台数の飛躍的な増加で、製造単価も大幅に減少したためであった。

このために、3社それぞれの将来に対する思惑から、それまでは歩調を合わせていた動きが俄かに別々の動きを始めることになっていった。新生エンジンの開発に巨額の費用が掛かり、かつその回収に少なくとも15年間がかかることには変わりはなく、国家補助を継続的に受けることのできるJAECのもとでの参加に変わりはないのだが、GEのGEEnxにはIHIとMHIが参加し、RRのTrent1000にはKHIとMHIという棲み分けになった。IHIの思惑はGEとの繋がりを一層強固にすること、KHIの思惑は部品ではなく、常に特定な部位をモジュールとして基本設計から受け持つこと、MHIは燃焼器分野での最新技術を習得して、発電用ガスタービンへの応用を図ることと推察される。しかし、日本としての総合力が分散されることにより、担当するワークシェアの割合は、V2500の23%から、それぞれ14%と15.5%に減少した。

1970年に国の大型プロジェクトとして、巨費と10年以上の歳月をかけて、3社一致協力のもとに目指していた、世界市場に通用する新型のエンジンを日本主導で開発をするという夢は、このような分裂とシェアの減少とともに、エンジン全体の基本設計にまで立ち入るチャンスはほぼなくなってしまった。

この時期の世界の航空機用エンジンの国別の売上高（総額6兆円余）のシェアを図6.21に示す。

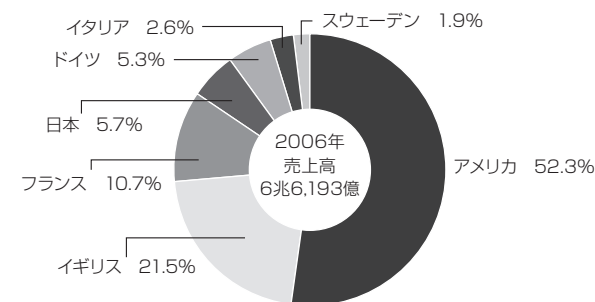


図6.21 世界の航空機用エンジンの国別の売上高のシェア⁽¹²⁾

この中であって、次世代のエンジンとして更なる高バイパス比の実現に向けて、従来研究がすすめられてきた多くのコンフィギュレーションに対して、実現に向かった絞り込みが行われた。その中から、民間航空機用エンジンとしては、もっとも堅実なギアード・ターボファンが選ばれるようになった。

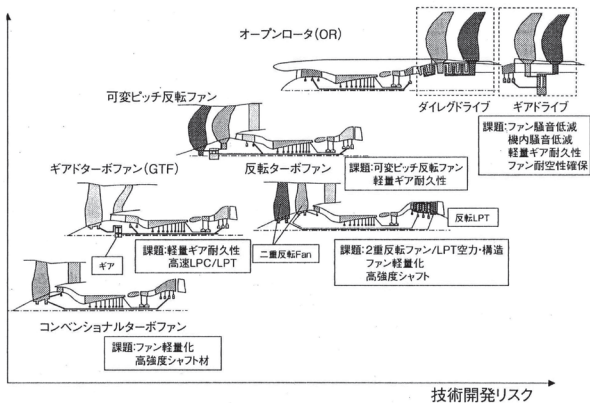


図6.22 高バイパス化に向けた各種のコンセプトと課題⁽¹²⁾

6.8 第6世代 (2010年代) の民間航空機用エンジン

この世代のエンジンの特徴は、ファンとLPタービンを直結せずに間に減速歯車を介して、それぞれの要素の効率を高め、かつ燃費向上に最も有効なバイパス比を高めたことであった。この技術は、1980年代のV2500の初期の設計時代にも、派生型としてSuper Fanの名称で図面が描かれていた。このような将来の派生型の図面まで作成することは、新型エンジンの売り込みには必須のことで、どのエアラインでも一旦エンジンを決めてしまえば、諸経費の節約のために、その派生型も採用することが通常であるために、売込中の新型が、将来どのような発展の余地が考えられているかということが、選定の際の主要な判断材料になっていたためである。

従って、この形態は古くから考えられており、何度か試作まで行われていたが、歯車の耐久性を含む信頼性に疑問が残るために、実用機には採用されなかった。しかし、オイル価格の高騰に伴う燃費向上での競争力を一層高めるために、中型エンジンへの採用が図られることになった。その代表例がPW1100エンジンであった。

2010年12月、エアバスA320neoのエンジンとしてPW1100G-JMが選定された。P&Wは共同開発したV2500の後継エンジンという位置付けもあり、JAECとMTUエアロ・エンジンズに開発事業への参画を要請し、参画が決定し、2011年9月に共同事業調書が調印された。シェアは米国が59%、日本が23%、ドイツが18%である。2014年12月にFAAの型式証明を取得した。このエンジンには、ファンケースをはじめとする主要部品に複合材が用いられ、大口径エンジンの軽量化設計を可能にした。しかし、シェ

ア-59%はP&Wがすべての決定を単独で行えることを意味している。

新型エンジンを搭載した単通路の近・中距離向け商業旅客機としては、エアバスA320neoが登場した。このシリーズは基本型のA320neo、短胴型のA319neo、長胴型のA321neoがあり、A321neoには航続距離を増やしたLR (Long Range) 型もあり、従来型と比べて、燃費面で15%の低減、騒音面で50%の低減が達成された。

2011年にはインド最大の格安航空会社 (LCC) IndiGoより150機、2011年のパリ航空ショーでは、エアアジアグループから航空機生産業として史上最大規模の大型取引合意である合計200機の発注を受け、LCC熱が一気に高まった。また、MHIが開発を始めたスペースジェットにも採用が決まった。

諸元	V2500-A5	PW1100G-JM
型式承認年	1992	2014
ファン直径	63.5in(1.61m)	81in(2.06m)
バイパス比	4.8	12.4
燃料消費率	Base	-16%
騒音 (Srage4基準)	-5db	-16db
日本企業の参加比率	23%	23%

図 6.23 PW1100G-JM と V2500 の主要諸元比較⁽¹³⁾

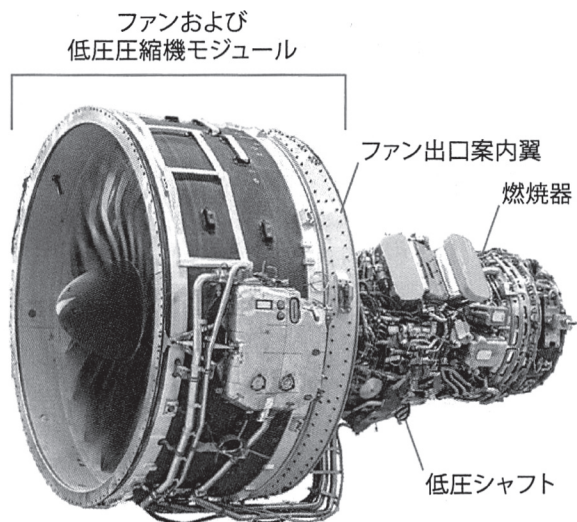


図 6.24 PW1100G-JM の日本の担当部位⁽¹⁹⁾

しかし、開発競争が激化したことにより、製造に起因するような不適合事案も頻発するようになってしまった。2018年2月には、A320neo飛行中のエンジン停止と離陸中止の事案が報告され、その後およそ3分の1のエンジンに欠陥が見つかり、EASAは緊急耐空性改善通報 (2018-0041-E) を出し、洋上ETOPS運航の中止を指示した。

同様なことが、2019年にBoeingにも発生した。2

度の墜落事故を起こしたBoeing 737MAXは、飛行停止の期間が予想以上に延びて、ついに2020年当初からは生産中止に追い込まれてしまった。機体の生産ラインが停止する影響は、エンジンをはじめとして、数百万点の部品の数千社のサプライチェーンに莫大な影響を与える。特に、エンジンを始めとする安全飛行に係わる重要部品については、有資格者が規定に従った手順で製造しなければならない。このことをはじめとして、生産の一時停止は他の産業と比べて膨大な影響が多方面に及ぶことになる。

一方で、広胴型の大型機にも大きな問題が発生した。Boeing 787の火災事故である。2000年代に開発された機体は、ようやく2011年9月に、ローンチ・カスタマーの全日本空輸が引渡しを受けた。初号機がロールアウトしてから4年越しであった。

新型のエンジンにより、新たな発電機により充電された大容量のリチウムイオン電池が採用された機体は、順調な滑り出しだったが、たった2年間の飛行で重大な危機を迎えてしまった。原因不明の電池の発火である。

アメリカ連邦航空局（FAA）は、ANA機のインシデントを受けて耐空性改善命令を発行してアメリカ国籍の同型機に対し、運航の一時停止を命じ、世界各国の航空当局に対し同様の措置をとるように求めた。このため、世界各国で使用中の機体すべてが運航停止となった。

このように、電子化が進むことにより、機体とエンジンの関係は従来よりもかなり複雑になり、開発期間と運行後の一定期間に、従来にはなかった不具合が多数発覚する事態が世界的に続くことになってしまった。このことの底流には、グローバル化の浸透による、技術力の低下があると筆者は考えている。そのために1980年代に始まったETOPS制度が崩壊してはならず、エンジンの設計と製造プロセスには一層の信頼性が求められることは明白で、その信頼性の確保のための有力な手段として採用した「EQAD」（Early Quality Assured Design）について、9.2.6項で説明する。

6.9 第7世代（2020年代）の民間航空機用エンジン

新たな民間用航空機の開発には、構想期間を含めれば10年以上を要する。しかも、通常は機体よりもエンジンの開発が数年余計にかかる。主な理由は、より硬くて強い材料の製造と加工に時間がかかることと、飛行試験の開始前までに離着陸時にかかる繰り返し負荷

に対する信頼性を確保するためである。その上、21世紀初頭から始まった電力多用への方向性は、機体とエンジンの関係をより複雑にしてゆくことになった。

2000年代の中ごろに、欧州はEuropean Vision 2020を発表した。その目標は、次の3つであった。

- More Affordable; 快適性、安価、正確さの両立
- Safer; 事故率を5分の1に
- Cleaner and Quieter; 燃料消費率の半減と、窒素酸化物の80%低減

しかし、地球温暖化の影響がより顕著に表れたために、環境問題への注力の緊急度が増し、俄かに電動旅客機の開発が注目されるようになった。

電動旅客機の所要電力はメガワット級で、この電力を空中でコントロールするのは容易ではない。現在進行中の構想は、オール電化とハイブリッド型に分かれる。オール電化型は、数人が乗る超小型機で、近距離のエアタクシーとして短期間での実用化が期待されている。一方で、ハイブリッド型は、10～50人乗り程度の小型機への適用が最初とみられている。エンジンが駆動する発電機は一気に大型化され、従来のギアボックス取り付け型から、地上用ガスタービン発電機式の低圧タービン駆動型などの検討が進むことになる。しかし、このような検討には9.2.3項に示すTradeoff Factorの具体的な数値が必要になる。

代表的な実証プログラムとしては、2017年に開始されたエアバス、RR、シーメンスの3社による「E-Fan X」と呼ばれる実証機の開発がある。これは、50席で運用中のSaab 2000（1997年に運輸省航空局が採用）のRRエンジンAE2100をハイブリッド電動推進システムに代えようという計画である。このための最初の試験機としてBAe 146（100席級のリージョナル旅客機）の4基のエンジンの一つを、2MW電動モーターで駆動するファンに置き換えが行われ、地上試運転が実施された。

国内にも現在進行中の新型エンジン研究プロジェクトがある。通常ガスタービン発電機と同様に、低圧タービンの後部に発電機を置く方法になっている。高温の排気に囲まれた部位での信頼性・耐久性の維持などが課題だが、世界初の試みが期待される。IHIが2020年3月に次のプレスリリースを行った。

『航空機のCO₂排出量削減に向けた技術革新として、エンジンを含む航空機システム全体のエネルギーマネジメントの最適化を目指す「航空機・エンジン電動化システム（More Electric Architecture for Aircraft and Propulsion,以下「MEAAP（ミーブ）」）』を提唱しています。その実現に向けて、本年2月、ジェット

エンジン後方のテールコーン内部に搭載できるエンジン内蔵型電動機（250kW級）を、国内各社と連携し、世界で初めて開発しました。なお、本開発は、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構の「航空機用先進システム実用化プロジェクト」の委託業務「次世代エンジン電動化システム研究開発」において実施したものです。』

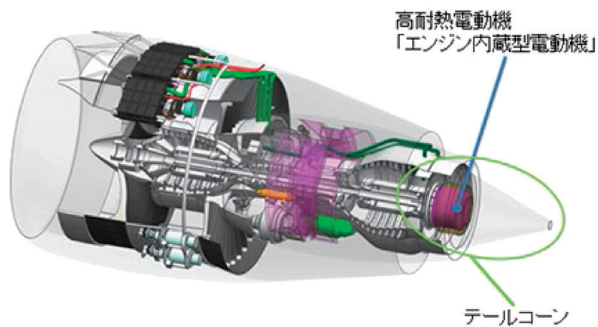


図6.25 エンジン内蔵型電動機のイメージ図 (IHI提供)

日の丸エンジンへの期待はどうか。1970年代のFJR710エンジンの研究プロジェクト以来、ホンダのビジネスジェットは別格として、通常の旅客機用のエンジンの開発は日本では行われず、部品とモジュールの製造に甘んじている。電気推進機への転換は、自動車と電機産業が盛んな日本には、新たなチャンスが生まれる可能性があるのだが、現状ではマーケティング能力があまりにも不足しているので、その期待感は薄い。

参考・引用文献

- (1) Wikipedia「ジョン・ストリングフェロー」
<https://ja.wikipedia.org/wiki/> (2020.4.5)
- (2) 黒田光彦「プロペラ飛行機の興亡」NTT出版(1998)
- (3) 吉中司「アメリカ・カナダにおけるジェットエンジンの発達と進展」日本ガスタービン学会誌, pp.169-175 (2008)
- (4) Wikipedia「航空に関する年表」
<https://ja.wikipedia.org/wiki/A8> (2020.4.5)
- (5) Wikipedia「スピリットオブセントルイス号」
<https://ja.wikipedia.org/wiki/> (2020.4.5)
- (6) Wikipedia「Boeing 247」
https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Pratt_and_Whitney_Wasp.jpg (2020.4.5)
- (7) Wikipedia「J57 エンジン」
https://ja.wikipedia.org/wiki/BC_J57 (2020.4.10)
- (8) T.J. ピーターズ、R.H. ウォータマン「エクセレント・カンパニー」講談社 (1983)
- (9) 「航空機エンジン国際共同開発 20年の歩み」日本航空機エンジン協会 (2001)
- (10) 「ETOPSにより双発機でも飛行できる範囲」エアワールド、1月号 p.79 (1996)
- (11) 「航空機エンジン国際共同開発 30年の歩み」日本航空機エンジン協会 (2011)
- (12) 平塚真二「民間航空機用エンジン産業について」日本ガスタービン学会誌 Vol. 36 No.4 (2008)
- (13) 佐藤、今村、藤村「PW1100G-GM エンジン開発」IHI 技報 Vol. 53 No.4 p.29 (2013)

7 | 民間航空機用エンジンの特殊性

7.1 エンジンの開発における特殊性

新たなジェットエンジンの設計と製造は、ある程度の国力があれば可能になる。日本も、自衛隊が用いる練習機用のエンジンは、歴代純国産になっている。しかし、民間機用のエンジンとなると全く別の話（そもそも、設計を規定し、型式証明などを行う根本的な規則が異なる）になる。それは、ビジネスとしての多くの特殊性にある。主なものを列挙すると以下のようになる。

- 一機種の開発には1000億円以上の資金が必要で、その回収には15年以上を要する
 - エアラインへの売り込みは、技術の優位性よりは資金力と個人的な信用度が重要である
 - 一旦新機種の導入が決まると、エアラインはそのシリーズに数十年間縛られることになる
 - 新機種の基本設計条件は、主要エアラインとのサービスとオーバーホールの経験から得なければならない
 - 競合機種に負けると、会社が倒産するほどのダメージがある
 - 新機種の型式証明は主要部品の材料から加工までの全製造過程を固定化するもので、そのために、少なくとも10年間以上にわたり、安定した品質の供給が保証される諸分野のメーカーを見つけ、サプライチェーンを構築しなければならない
- 資金の動きを示す代表例を図7.1に示す。

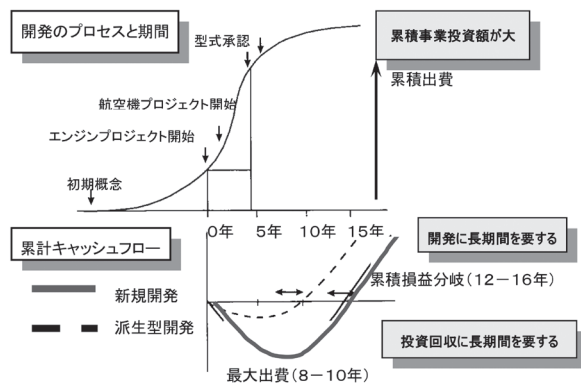


図7.1 新機種開発時の資金の流れ (IHI提供)

これらの特殊性は、次節に示す「スポーティーゲーム」の中で十分に語られているのだが、代表例として英国のRRが辿った歴史の概要を示す。

1960年代の後半にB747機を代表とする3機種の開発が米国で同時並行に行われていた。そのためのエンジンは、従来にない大出力のもので、GE、P&W、RRが開発競争を行っていた。その中で、RRはロッキードL1011機用に3軸のRB211-06を提案し受け入れられた。3軸エンジンの軽量化のためには思い切った軽量化設計が必要で、RRは炭素繊維製のファンブレードを採用した。ブレードの軽量化は、それを支えるディスクの軽量化に繋がるので効果が最も大きい。エンジンの開発中の試験項目は数十種類あるのだが、過酷な試験の一つが、バードストライク（鳥打ち込み）試験。最高回転数で廻っている実機に実物の鳥を打ち込むので、それ以前にエンジンが最高回転数で安定して運転できるための試験を、すべて完了していなければならない。その試験にRRは失敗した。

このことで、ロッキードへのエンジン納入は約1年間遅れ、膨大な違約金を要求されることになってしまった。債務超過に落ちたRRを英国政府は国有化し、ロールスロイス1971リミテッドという新会社を設立した。先に述べた日本とのRJ500とV2500の共同開発は、そのような中で始められていた。

新機種の開発を決断するためには、国を代表するエアライン（フラッグ・キャリアと呼ばれる）を含む数社の確定契約が必要となる。この時のフラッグ・キャリアはローンチ・カスタマーと呼ばれて、多くの特典を得ることができる。多くの場合には、数十台のエンジンを真っ先に無償で受け取ることもできる。

この事件以来、米国のエアラインは米国のエンジン会社のみをローンチ・カスタマーとして選び続けたが、1978年に、過去のRRの失敗で被害を被った当のイースタン航空が当時開発中のBoeing 757機用のエンジンとしてRB211-535を選択し、初めて英国製のエンジンが米国機のローンチ・カスタマーを獲得した。筆者は、この際の社内放送をRR社内の設計室で聞いたが、通常の受注放送とは異なり、その時は全員が立上がり歓声が起こった。

さらに、Boeing 757機の能力増強の派生型では、改良型のRB211-535E4を開発し、競争相手のP&WのPW2000に勝つことができた。P&Wは、この敗戦によりPW2000シリーズの派生型の一つの開発を止め、V2500として五ヶ国による国際共同開発に切り替える決断をした。

このように、民間エンジンビジネスでは、長期間に

わたっての資金力と主要エアラインからの信頼の確保が最重要項目になっている。

7.1.1 スポーティーゲーム

1980年代から欧米の機体メーカーとエンジンメーカー間の争いが一層激しくなった。国際間航空路が次々と開設されて、エアライン間の本格的な競争が始まった為であった。この名を冠した著書⁽¹⁾がアメリカで発行され、この時代から、この競争はスポーティーゲームと呼ばれるようになった。

副題は、「国際ビジネス戦争の内幕」で、原著は1982年にアメリカの週刊誌New Yorkerに4回にわたり連載された「A Sporty Game」。当時はBoeing 747が盛んに飛んでいた時代だが、ダグラス社のMD10、ロッキード社のTristar L-1011としのぎを削っていた。

この著者は「高いリスクと低落一途の収益」と題して、このビジネスの特異性を語っている。つまり、『民間航空機ビジネスを、他のビジネスと違ったものにして、それに付帯するけた外れのリスクと、巨額のコストである。』(p.17)としている。このことは、40年近く経過した現在でも変わらない。

しかし、『計画が達成された場合の報酬は巨額なうえ、世界的スケールのパワーと影響力をもたらす』と記している。『10億ドル単位の開発費を投入した機体やエンジンが市場で競争に敗れ、はかなく消えて行き、開発を担当した会社の命運を決めてしまった事例は少なくない』(p.3)

『1952年の英国デハビラントのコメット機（金属疲労による事故で二機が空中分解を起こした）以来、22機種の民間ジェット機が作られているが、これまでに利益を上げているのは、そのうちわずか二機種であると信じられている。』(p.19) これは、Boeing 707（長距離機）とBoeing 727機（中距離機）を指している。

さらに、技術的には『ジェット旅客機ほど冶金工学やエレクトロニクスおよびコンピュータ等のハイテクノロジーが結合された技術手法で進歩と改善が行われている工業製品は他にあるまい。』(p.22)とあり、これも現代に通じる。世界最先端の技術を必要とし、かつ世界市場と巨大な開発資金を手に入れなければならない事情から、この分野では国際共同開発が古くから定着している。『すべての大手機体メーカーとその政府は、自分たちの製品から国籍上の色彩を薄めることを認めている。』(p.25)、がこのことを明確に示している。

エアラインが新たな機体の導入を決めた後に、エン

ジン選定が行われる。その際に、エンジンメーカーは巨大なコンセッション（値引きなどの優遇条件）を強いられることになる。しかし、それを上回る利益がエンジンメーカーにはある。『エンジンは、高価なうえに複雑でおまけに傷つきやすい。エンジンの補修の頻度は、他の部品での割合よりもずっと高い。つまりエンジンは非常に高度なアフター・サービスを要するのである。これはプロダクト・サポートと呼ばれている。エンジンメーカーは、補修用の予備部品の販売により、機体メーカーよりもずっと大きな金を稼ぐ。エアラインが保有する機材に費やす額の半分以上がエンジンメーカーに支払われる。旅客機の価格の四分の一が搭載エンジンと多数の予備部品である。しかし、15年あるいはそれ以上の旅客機の寿命を通じて、エアラインはその搭載エンジンと予備部品の価格の二倍ないし三倍の金額を支払うことになる。』(p.123)

エンジンメーカーと機体メーカーの仲はあまりよくない。飛行中のエンジンの推力は正確には分からない。そのために飛行性能が思ったよりも良くない場合に原因の把握が難しく、エンジンか機体なのかの犯人捜しが長引き、はっきりしないことがその原因である。

日本のエンジンメーカーの国際共同開発への参加については、この時代の国際間の事情として、次のように書かれている。

『あらゆる新しい旅客機プログラムは、他の何にも増して、高額な賭け金のかかったポーカー・ゲームに似ている。そして、150席機の賭け金は最終的にはかかってないほど高いものになるかもしれない。この特別なゲームで、もし切り札があるとすれば、それは日本である。米国と欧州の三大機体メーカーは、いずれも日本の政府および業界と真剣な交渉を行ってきている。前にも述べたように、米国も欧州もたがいに、相手が日本とパートナーシップを組むのを思いとどませようとしている。大型の民間航空機にかかわるゲームに日本が参入しようと決意していることを疑う者は誰もいない。民間航空機は、日本がこれから獲得せねばならない最先端技術を結集したものである。これに挑戦すること、すなわち、先端技術を組み合わせることを十分マスターすることは、日本の他の先端産業に大きな利益をもたらす、その結果、日本経済を全般的にバックアップすることにもなる。日本は、自国の経済とその永続性に効果のある事柄については、戦略的に考えている。』(pp.493-494)

これはまさに、当時の通産省の考え方だったと思う。さらに日本については、『米国のパートナーと仕事をしたいと望んでいる。おそらくもっとも重要だと思わ

れることは、日本が旅客機ビジネスのあらゆる面、すなわち、設計、組立、マーケティング、プロダクト・サポートのすべてにわたって学びとろうと望んでいることである。世界中で数社の企業は、これらのうちのいくつかの点ではボーイングと同じくらいにうまくやっているが、全部にわたって同じようにやれるところはないのである。』(p.495)

また、『日本は米国同様、強情なまでに独立心が強く、また自信も強いので、ボーイングにとって日本とのパートナーシップは両刃の剣である。それを避けることは、競争相手に大きな利点をくれてやることになるし、日本を受け入れることは、日本が次に来る旅客機でボーイングと競争するのに必要なすべて手法を学ぶのを手助けすることになる。パートナーシップは、両者が競争するよりも一緒に仕事をしたほうがお互いに大きな利益になる場合にこそ、長続きするものである。しかし、米国の航空機メーカー達は、日本がこの難しいビジネスをマスターしたあと、独力でやり出すのではないかと考えている。』(p.497)

そして、米国が持ち続ける日本に対する脅威としては、明確にこのように述べている。

『日本は、先端技術産業の分野で主要な勢力になるための、そして潜在的には支配的勢力になるための、たしかな技術を持っている。MITIの名前で知られる日本の通商産業省は、新しい分野へ進出するために数社の大企業を選び出し、その初期段階では、これらの企業のやることの大部分に資金援助を行う。技術は海外から買い入れるか、あるいはMITIによって奨励された合弁企業により吸収する。やがてこれらの企業は、少なくとも欧米のそのうちのいくつかはこれまで日本を手助けしてきた、同種の先発企業と同等の技術力を身につけ、同じ競争力を持つようになる。』(p.497)

この著書が発表されてから40年近くが経過した。その間に、民間航空機製造の分野は驚異的な技術革新を経て、十分な採算性を得るに至った。それに伴って、『計画が達成された場合の報酬は巨額なうえ、世界的スケールのパワーと影響力をもたらす』は実現した。また、「米国が持ち続ける日本に対する脅威」は当たっていた。繊維に始まり、鉄鋼、造船、家電、自動車、エレクトロニクスと次々と日本のメーカーは必要な技術と市場を獲得した。しかし、最後の砦となる民間航空機に対する欧米の防御は堅く、日本はこの分野では、もはや覇権争いに参加することすら不可能な状態に押しやられた。この著書のお蔭で、この分野では欧米の主要各社が、日本企業に対して強力な防御網を敷いたと、筆者は共同開発の実務を通じて度々感じることに

なった。

7.1.2 ROIと設計の関係

ジェットエンジンの開発には長期間にわたって巨大な費用がかかる。さらに、その費用の回収には15年間以上の長期間を要する。従って、開発費と量産関連の諸コストの原価企画はかなり精密に行う必要がある。エンジン価格は世界的に標準値があり、勿論その価格で販売できるわけではないのだが、目安として有効と考えられている。

次の20年間くらいの世界の航空機の需要数は、機体のサイズ別にBoeingとAirbusによって詳細に見積もられている。勿論、世界の政情や景気によって波はあるのだが、一機種が売り続けられる20年間を通せば、総数はほぼ予想通りになる。従って、競合機種がある場合には、総数にシェアの予想値を掛ければよい。

事業性の可否はROI (Return of Investment、投下資本利益率)の数字で判断されることが多い、新規のエンジン開発の場合は、この値が特に重要になる。図7.3は、個々の重要パラメータの信頼性の度合いにより判断が大きく変わることを示している。例えば、ROIを5%にするには、エンジンの販売台数が3000台ならば開発費は800億円に収めなければならない。また、エンジン価格が9000万円ならば、製造原価は6000万円でないとい、費用の回収ができないことになると示している。

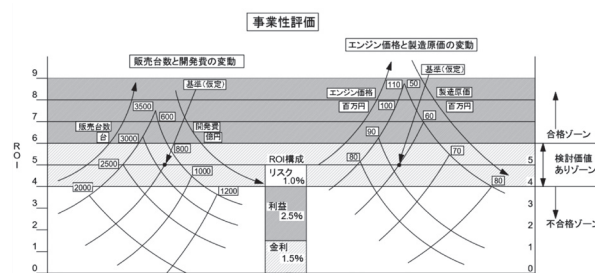


図7.3 エンジン開発のROI

開発費と製造原価の達成責任の多くが設計技術者にあることは当然としても、販売台数とエンジン価格についても、競合機種との技術的な優位さが大きく影響することは自明である。開発費の最も大きな差異は圧縮機やタービンなどの要素開発の成否で生じる。即ち、一発で機能と目標性能とを達成することであるが、経験の浅い場合にはチャンピオンデータに頼る傾向にあり、大いにリスクである。チーフデザイナーは、この眼利き役なので、世界のレベルと傾向、弱点などを見極める眼力と、研究部門に対する圧力を持たねばならない。

また、このことは、後に示す「設計のトレードオフ・ファクター」と一対をなすものであり、企画・基本設計段階での設計者には双方をにらみながらの諸判断が求められる。

特に、各部品の製造原価については、少なくとも10年間の原価低減の可能性の見極めが重要である。エンジンの場合には、量産途中での変更が極めて困難なので、基本設計段階で将来のコストダウンの可能性を十二分に吟味しなければならない。すなわち、内作か外注か購入か、輸入か国産か、精密鋳造か鍛造品からの削り出しかなど、加工方法により将来のコストダウン効果が決まる部品が多く、設計技術者に対しては、調達を含めたコストエンジニアリング手法の伝承が、必須となる。

その具体的な方法は、GE、P&W、RRがそれぞれ伝統的な手法を持っており、国際共同開発プロジェクトにより、それらを熟知する機会が持てたことは、幸運であった。技術的には、1940年代にGEで開発されたVA (Value Analysis, 価値解析) とVE (Value Engineering, 価値工学) が基本なのだが、この二つは、1970年代からの日本の製造業の中で大いに発展した。

しかし、それでもGEには一日の長があった。共同開発を始めた当時のGEは、丁度ジャック・ウエルチが様々な業務改革を始めた時期でもあり、特にシックス・シグマ手法については、社内指導者のブラックベルトの上の指導者 (Champion; GEでは、世界を地域ごとに分割して、各地域の指導責任者を任命していた) とも綿密な会合を持つことができた。

基本設計段階におけるコストエンジニアリングは、理論や知識よりも経験がものをいう。それは、殆どの事柄が共同開発相手とのネゴシエーションの世界になるからである。ネゴで有利な条件を引き出すことが最重要であるが、経験で劣る場合の武器をどうするのか常問題となっていた。かつては、政府の後ろ盾などが期待されたが、現在は突出した技術力になる。新技術や材料の独占的な特許があれば有利ではあるが、その場合には将来に互る市場性に注意が必要である。

優れた特許でも世界的な市場性の保証が無ければ最終的に選ばれることはない。また、特定な重要部品の圧倒的な製造能力、要素レベルの大設計変更に対応する正確さとスピードなどが挙げられる。すなわち、いわゆる「ものづくり力」であるが、機械や技能や生産方式に頼る時代は過去のことであり、グローバル世界では過ぎつつあるように思う。つまり、どのような国や民族でも同じレベルに到達することが、過去に無かったスピードで実現可能になっている。唯一残されているのは、「ブランド力」かもしれない。これを確立し維持してゆく手法が、最近他の業界では盛んに行われ始めている。

これらのすべてを考慮したうえで、ROIを継続的に改善してゆくための長期戦略をどのようなものにするかが、今後のエンジンビジネスの成長性を決めることになる。

7.1.3 国際共同開発

国際的に後発の産業は、当初は海外技術を学びながら、それらを利用してゆかなければならない。明治時代初頭の日本がそれであった。航空機用エンジンは、戦後の空白の7年間のために国際市場で大きく遅れてしまった。このような状況の中で、国内市場だけでは産業が成立せず、海外市場に頼らなければならない製品の場合には、通常は部品製造の下請けから始まり、量産品のOEM (Original Equipment Manufacturer, 相手先ブランド名での製造) などに進んでゆく。その間に開発能力が増すと、事業主体会社の傘下でのRSP (Risk and Revenue Shearing Partner) として本格的な共同開発が可能になり、やがて合弁会社を設立するという進展が通常の流れと思う。そして、合弁社内での実力が増すと、株式の過半を取得し独立への道を進めることができる。富士ゼロックスなどは、その代表例になっている。

ところが、民間航空機用エンジンの場合には全く逆のプロセスを辿ることになってしまった。1979年に、全く突然にRRの代表の訪問を受けて、50対50の合弁

V2500の奇跡

V2500の当初計画は、日本側の負担分が800億円として、3000台売れば、5%のROIが達成できるとしていた。しかし、当時の関係者間では、3000という数字は「大風呂敷」と揶揄されていた。もし、2000台であれば金利の負担がせいぜいで、利益は全く出ないことになる。

しかし、V2500は最終的には7000台以上が売れるベストセラーエンジンになった、図7.3を外挿すると、ROIは15%以上になる。

会社が始まってしまった。このことは、先に述べたRRが国有会社であった期間に英国経済がどん底期を迎え、かたや日本が高度成長期の只中にあったことによる。しかし、日英だけの合弁は非力で、3年間を経ずに米独伊を加えた事業になり、発言力は4分の1以下になってしまった。このことが、幸運であったか不運であったかは、個人の判断になる。

国際共同事業の形態と得失を纏めると、図7.4の3種類に大別することができる。細分すればオプションがあるがこの3つが基本的な考え方であろう。通常、後発企業が参入する場合には、下から順番に経験を積んで、ほぼ対等か、少なくともGive & Takeが可能な能力を身に付けて最終的にはJVとなる。

形態	具体例	事業	得失
合併事業 (JV)	●V2500	●参加会社が合併企業設立 ●基本的に平等な義務と権限 ●事業の各分野の活動へ参加可能	●企業にとって満足感・平等感(政府補助が得られ易い) ●インターフェースの合意・確認、コーディネーションに人手と時間がかかりコストアップ(特に、問題発生時の帰責)
RSP/RRSP (Risk and Revenue Sharing Partner)	●GE90 ●PW4000 ●GEnx /Trent1000	●事業主体会社の下に、各種リスクを応分に負担することで、参加比率に応じた収入を配分 ●販売、マーケティング、PS、プログラムマネージメント等は、主体会社で実施	●プロジェクト運営上のロス少 ●ビジネス技術習得効果少 ●主体会社へ従属的立場
サプライヤー	●Shaft ●Turbine Blade等	●下請け方式 ●コスト競争力のある部品を複数社から受注	●リスクが少ないが収益も限度 ●技術的主体性少

図 7.4 国際共同事業の形態と得失 (IHI 提供)

7.2 独特な国際規約

国際間で安全性と信頼性について常に大きな問題となる代表的な機器は、原子力発電所と民間航空機になる。しかし、この二つについての国際間の規約には大きな違いがある。原発は各々の国が承認すれば新たに設置することができるが、民間航空機は多くの国際規約を満足しなければ、商業運航はおろか、機体に取り付けて試験飛行を行うことすらできない。以下に、主な国際規約について説明をする。

(1) ICAO

国際民間航空機関 (International Civil Aviation Organization) は、国際連合経済社会理事会の専門

機関として、カナダのモントリオールに本部がある。1944年に締結された国際民間航空条約 (通称シカゴ条約) に基づき1947年発足した。国際民間航空に関する原則と技術開発についての制定を行い、その健全な発達を目的とする。2008年の時点で加盟国は190ヶ国。日本は1956年以降、理事国の一つとして活動をしている。また、各国の運輸安全当局と航空機事故調査に関する条約を定めている。以下にICAOが定めたノイズと排気ガス基準を示す。

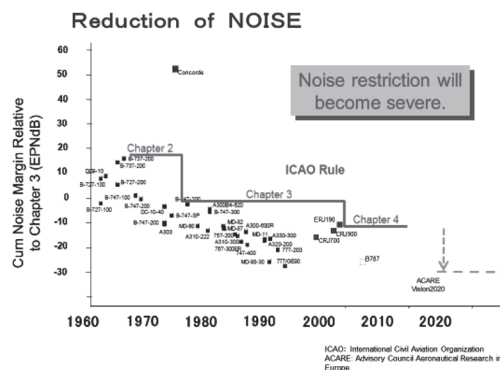


図7.5 ノイズに関する規定 (IHI提供)

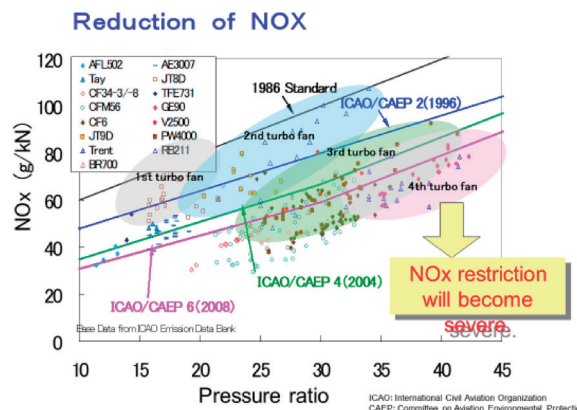


図7.6 排ガスに関する規定 (IHI提供)

(2) IATA

国際航空運送協会 (International Air Transport Association) は、世界の航空会社で構成される業界団体。120か国、265社の航空会社が加盟し、世界の定期運航の主要部分を占めている。最優先事項は安全と環境保全で、IATA Operational Safety Audit (安全運航監査: IOSA) は安全運航に必要なプログラムを定めている。当面の目標は以下のようにしている。

2009年から2020年まで燃料効率の年間平均1.5%向上

2020年からの航空産業によるCO₂排出量の上限の設定

メートル法とヤード・ポンド法問題

国際共同開発で厄介なのが、単位である。SI単位系に統一すればよいのだが、そうはゆかない。メートル法は、18世紀末のフランスにおいて、世界で共通に使える統一された単位制度の確立を目指して制定され、日本では完全に統一されている。しかし、イギリスでは、国内向けにヤード・ポンド法を用い、国外向けにはメートル法を用いて使い分けをしている。また、アメリカでは、メートル法はほとんど普及しておらず、ヤード・ポンド法が主流になっている。

ジェットエンジンは、伝統的に一部の単位がヤード・ポンド法になっている。推力は、未だにポンドで表示される。(1ポンド=0.4536 kg) 代表寸法であるファンの外径もインチ表示になっている。また、ネジサイズは全てインチネジを使用する。

1950年代に製造されたエンジンは、1980年代でもまだ一部地域で使われており、その補用部品は製造が続けられていた。ネジは組立て時にヒューマンエラーを起こしやすい。そのためにネジだけはインチを使い続けている。次の表は、主なネジサイズだが、エンジンでは組み間違えを防ぐために、1/2、3/8、1/4というように、一つおきのサイズを使う。また、No.10というサイズは、締付け時にねじ切る恐れがあるので、特別な場合を除いて使用しない。さらに、ボルトの材質が違う場合には、長さを2段階以上離す。そのために、ナットからの飛出し量が、異常に長くなることもある。重量軽減を犠牲にしても、組み立て作業の信頼性を保つ一例である。

外径	呼び	1インチ当たりの山数
約 4.8 mm	No.10(#10)	24山 (1.05 mm)
約 5.5 mm	No.12(#12)	24山 (1.05 mm)
約 6.3 mm	1/4	20山 (1.27 mm)
約 8.0 mm	5/16	18山 (1.41 mm)
約 9.5 mm	3/8	16山 (1.58 mm)
約 11 mm	7/16	14山 (1.81 mm)
約 12.6 mm	1/2	13山 (1.95 mm)

2005年レベルと比較して、2050年までにCO₂排出量を50%削減

(3) FAA

アメリカ連邦航空局 (Federal Aviation Administration) は、アメリカ合衆国運輸省の下部機関で、航空輸送の安全維持を担当。国内での航空機の開発、製造、修理、運航の全ては同局の承認を必要とする。各国の運輸当局は、相互認証システムを採用し国内機関の承認で国際間飛行が可能なることを認めている。

主な業務は、航空管制システムの開発・運用、民間航空機の安全向上 (航空機の設計、乗員の訓練、機体の整備計画など)、民間航空技術の開発支援、技術開発、パイロット資格の認定・はく奪など。しかし、2019年の新型のBoeing 737型機の連続事故に関しては、欧州の同等機関 (EASA) (註1) が米国との相互認証を一時解消するとの態度を示した。

この機関から発行される様々な書類は、すべて絶対的な強制力があり航空機もエンジンもそれに従わなければならない。大きくは、型式証明、耐空証明、改善命令、航空局通達がある。

(4) 型式証明 (TC, Type Certificates)

航空機の開発時に必要な証明。量産機は同じ設計、同じ製造方法で製造されなければならない。新型エンジンの開発にとっては、もっとも重要な手順になっており、多くの試験は監督官の直接の立合いが行われる。ここで、「同じ設計、同じ製造方法で製造されなければならない」との条件は特に重要で、例え部分的な改善でも、すべてFAAから委託を受けた監督官の承認を得なければならない。

V2500エンジンが取得した当時の写真を示す。

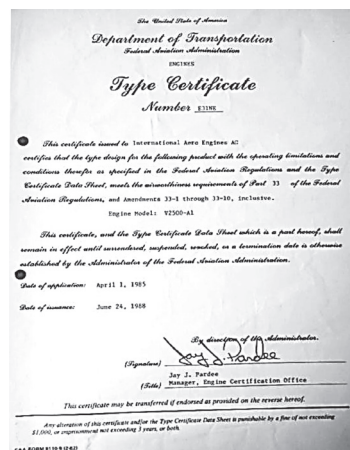


図7.7 V2500エンジンの型式承認書 (筆者撮影)

(5) 耐空証明 (AC, Airworthiness Certificates) または (CA, Certificates of Airworthiness)

航空法で定められる航空機を飛行させるために必要な証明で、次に掲げる基準を満足する必要がある。

- 強度・構造・性能についての基準
- 騒音の基準
- 発動機の排出物の基準

(6) 耐空性改善通報 (Airworthiness Directive)

耐空証明を取得した航空機について何らかの欠陥が見つかり、全ての機体に対して修理・部品交換などが必要になると判断された場合、改善命令を出して一定期間内に航空機の保有者に対し命令に従った対応を求めることがある。航空機は、このADには従う事を法律で定められている。

自動車等の場合にはリコールと呼ばれるが、航空機の場合には必ず従わないと飛行は認められない。

(7) 航空局通達 (AC, Advisory Circular)

航空機、空港・関連施設、空域、航空従事者の資格や訓練方法など、運用における問題の実践的な改善や解決に向けた通達全般で、手順・手続き、法令の解釈、具体的なガイドラインやマニュアルなどの形で発信される。例えば、AC 25.803-1Aでは、すべての航空機は90秒以内の緊急脱出可能であることを求めている。この基準は、新型航空機の承認前に必ず確認される。

以上のように、開発期間は勿論、運用時においても常に国際間の取り決めの順守が要求されており、そのために安全性が保たれていると云うことができる。このような国際間の規定順守システムは、規制による事業の独占という危険性はあるが、全世界共通の安全性

と信頼性を保証する効果は大きい。また、規定の常時見直し体制が維持され、タイムリーな規制緩和が世界同時に発効することによる産業界の活性化もグローバル経済にとっては効率的である。

先に示した航空機の世代交代も、このような規定の段階的な見直しの中で、順調に行われてきた。例えば、1980年代の「ETOPS」の制定から実行までの期間は、「決してIFSD事故を起こしてはならない。一度の事故が、規制緩和の動きを止めてしまう。」との合言葉が、設計、開発、製造、整備、運用の世界で共有された。グローバル時代がますます現実的となる昨今、このようなシステムが他の産業分野にも波及することを期待する。一方、原発の場合にも国際間の組織が存在するが、これほどの強制力を伴う技術面での頻繁な見直しは行われていない。長期間にわたる国際間の努力と協力の差が、現在の状況を表している。

(註1) 米国の組織に対して、ヨーロッパにおける民間航空分野における各種調整と執行は、当初は合同航空機関 (JAA; Joint Aviation Authorities) として緩い形で行われていたが、2002年に欧州航空安全機関 (EASA; European Aviation Safety Agency) が、欧州連合の専門機関の一つで設立が批准された。主たる業務は、安全管理の分析と研究、外国事業者の認可、安全規則の施行、航空機や部品の種別証明の認証、航空製品の設計、製造、保守に関わる組織の承認など。

参考・引用文献:

- (1) J. ニューハウス、石川島播磨重工広報部監修
「スポーティーゲーム」学生社 (1998)

8 | 民間航空機用エンジンに適用される技術

民間機用と軍用機用エンジンは、一般には同じものに思われるが、開発技術の観点からは全くの別物になっている。どちらの製品もプロジェクト開始時の様々な仕様書（スペック）を満足しなければならない。軍用機用は国から提示される装備品の要求書類に示される。この場合には、基本的に様々なスペックの全てを満足すればよい。勿論、その中には開発コストや量産時の製造コストも含まれる。これらは、一旦決定をされると、異常事態が起これば限りは途中での変更は皆無になっている。しかし、民間機用の場合には、プロジェクト開始時の様々なスペックを満足することは、全体のほんの一部と考えなければならない。つまり、それらを満足するだけでは、耐空証明すら取得できない。さらに、競争機種に勝って受注を継続すること、量産開始後の予定期間に、単年度黒字化することが可能な製造原価を達成することなどは、すべて開発期間中に行われる作業で決まる。従って、その期間に適用される様々な技術は、軍用機用の数倍になると考えるべきであろう。この認識を持たずに、過去における軍用機用の開発実績を以て、民間機用の新規開発を成功させることは不可能と考えるべきである。

8.1 必要とされる広範囲な技術

エンジンの設計には、自然科学と広範囲な工学的な知識が必要となる。しかし、それらは全体の半分と考えるべきである。残りの半分は、長い期間の経験により蓄積された技術で、プロジェクトの成功のためには、こちらの方がより重要になる。それらは、過去に経験した大きな不具合や事故の原因などを、すべて設計の立場から解決した経験により蓄積された技術になる。また、自社と有力なエアラインでのオーバーホールの過程で発見された様々な問題と、特にヒューマンエラーの原因となった設計上で配慮すべきフェイルセイフやフルプルーフの技術は、経験を通してのみ得られる最重要な技術と云える。なぜならば、万一それらに起因するヒューマンエラーによる事故が起これば、エンジン全体の信頼性が大きく失われるからである。民間航空機用エンジンの最大の課題は、信頼性の証明なのだが、例え数字的に証明しても、多くのエアラインとその乗客から信頼が得られなければ、全てが徒勞に帰することになる。

また、必要とされる工学上の知識は、他の製品では見られないほどの広範囲に及んでいるのだが、さらに、世界中のどの民族からも信頼性を得るための人文・社会的な事柄も考慮されなければならない。

8.1.1 リベラルアーツとメタエンジニアリング

20世紀末から、世界的に格安のエアラインが乱立し、国内及び海外への旅行が飛躍的に増すことになった。新たなビジネスモデルが開発されたことにもよるが、エアラインのエンジンを運用するためのコストが激減したことが、大きな要因になっている。民間航空機の直接運航費は、燃料代（すなわち、エンジンの燃料消費率）とエンジンに関する取得・維持管理コストが大半を占めている。

20世紀後半に俄かに始まったEarly ETOPSは、従来ジャンボジェットのような4発機と同じ機体を双発エンジンでの長距離飛行を可能にした。エンジンの構成部品の種類と数は、大型でも中型でも大きな変わりはない。つまり、維持管理すべきエンジン数が半減したことになる。また、この間に、エンジンのオーバーホールに関するビジネスモデルも大幅に変更され、エアラインの保有コストとキャッシュフローの改善に大きく貢献することになった。なお、Early ETOPSとそれに付随する設計手法については、9.2項で説明する。

新型エンジンの信頼性が、何故Early ETOPSが認められるまでに高まったのかは、単なる技術力だけではない。そこには、設計面でのリベラルアーツ的な要素が多く含まれている。Early ETOPSとは、新型の航空機が商業飛行を始める前に、その信頼性の高さが、国家の認証機関とエアラインの双方から認められなければならない。そこには、長い歴史を通しての人文・社会科学的な問題が多く含まれている。例えば、事故後の明快な原因究明と、再発防止策が国際協力のもとに行われるなどである。それらをすべて解決した結果、Early ETOPSが世界的に認められることになった。

また技術、すなわちエンジニアリング的な観点に立つと、エンジン設計は個々の専門化されたエンジニアリングだけでは、全体最適の結果は得ることができないことが明確になる。すべてのエンジニアリングを一つに統合し、更に人文科学的な要素を加えて、一つ上の次元で最適化を図ることは、メタエンジニアリングと呼ばれる手法であり、この思考方法と実践のためのメソッドは、2009年に日本工学アカデミーから提案

された。⁽¹⁾つまり、エンジン設計技術の系統化は、個々の技術の系統化では語れない。そこで本報告では、各技術分野の問題を概説し、その後第9章で統合された技術の系統化について述べることにする。

8.1.2 知識と経験

日本が、初めてのエンジンの国際共同開発を経験したRRとの設計会議では、逸話として残されたものが多々ある。このことも、一つのヒトからヒトへの系統化であり伝承である。RRというよりは、多くの技術的な発明をした英国人のヒトからヒトへの系統化に関する優れた伝統文化に触れた時間であった。

基本設計が設計チームの中で纏まり、最初のエンジン全体断面図が完成した直後に、二つの大きなデザインレビュー会議が行われた。それらは、オーバーホール（分解・整備）部門の中堅技術者との二日間にわたるレビューと、設計トレードオフ・ファクターを決めるためのビジネス部門との会合であった。

オーバーホール部門は、彼らの過去の経験から、数十件の提案を次々に示してきた。また、設計トレードオフ・ファクターは、エンジンの大きさと、その搭載を目的とする航空機の使用ルートや使用頻度などの解析から、運行にかかわる費用の最適値を実現するためには、エンジンの設計上の何に力点や優先度を与えるべきかといった判断材料である。その使用目的は、例えば、圧縮機やタービンの段数を増やして、負荷を下げれば、効率は良くなるが、重量と製造コストは増えてしまう。ある飛行ルートを実際に飛んだときに、

総合的に見て、どちらの場合が乗客一人当たりの直接運航費が少なくなるかを、基本設計段階で判断するためのものである。

新製品の開発に当たって、先ずこのような設計トレードオフ・ファクターを、使用者の立場に立って過去の経験から表を作り、数値を決める手順は、日本のどの教科書にも載っていない。このようなことは、すべて過去の経験から導き出されるもので、実際には、これらすべてのことが盛り込まれても、競合機種との商談に勝つことは難しい。実際、V2500の受注が困難を極めた期間には、この表を用いて設計変更の方向性を議論した経験が何度もあった。それぞれの詳細については、次の第9章で述べる。

8.2 設計分野における技術

現代のエンジンは、高温、高圧力、高回転の極限に近づきつつある。最も過酷な条件である離陸時のタービン入り口平均温度は1800℃以上に達し、一方でタービン翼は多くの元素の合金で融点が1000℃程度になっている。従って、タービン翼の冷却はホイットルの時代からの命題だった。圧力比40で断熱圧縮された空気の温度は650℃程度まで上がるので、この温度以上の空気でタービン翼を冷やさなければならない。しかも、地球温暖化で滑走路上の気温は上がり、夏季の熱帯での離陸時には最大出力に制限がかかる事態も予想される。

国際エンジン開発から得られた教訓（その3） Design Meeting事始め、研究と開発の違い 第3章(3)

1979年3月26日から、共同開発期間において技術と設計の作業をどのように進めるかの会議が始まった。我々は、FJR710のエンジンを10年間で4種類すべてを成功裏に運転した直後であったが、RR流のやり方とことん吸収すべく、取り入れられるものはすべて取り入れることにして会議に臨んだ。会議は一日に数回、連日行われた。彼らの最初の言葉は、「あなた方がやってきたことは尊敬に値する。しかし、それは研究であって開発ではない。開発は研究とは全く異なったもので、多くの経験が無ければできないものである。」であった。

午前9時、B.J.Barns氏と、執務室の正確なAddress（RR Ltd. Whittle House Room W1-G-4）などの話から始まった。

続いて、10時から、設計に使う様々な単位の話、10時半からは、Fan部分の性能の話、11時半からはHPCの性能の話、といった具合に矢継ぎ早に攻めてくる。相手は、次々に代わるのだが、こちらは連続である。幸い、一度にすべてではなく、段階的に話を進める術を心得ているようで、中身は良く理解できたように思う。

これが、その後十数年間にわたって続く（私の場合だけでも、10年間で約1000回）、RRとの開発設計に関するEngineering Meetingの始まりであった。

タービン翼とそれを支えるディスクの冷却用の空気は、高い圧力が必要なために圧縮機出口の内径側から導かれるので、中間冷却は不可能になる。タービン翼を支える根元は、ダブテイルと呼ばれる形状で遠心力を多面的に受けるのだが、高压系の回転数は、約20000Gの加速度になっている。ひとつ100グラムの動翼は2トンになり、タービン・ディスクは高温の中で約100枚の動翼を支え続けなければならない。その際には、クリープに加えて、高周波の振動と、低サイクル疲労が寿命を決める。

ジェットエンジンを設計する際に常に思うのだが、先に述べたように、この設計には大学の工学部で学ぶすべての科目の最先端知識が必要になるのだが、さらに学問的な知識だけでは正しい設計は不可能で、経験から得られる知識が半分以上必要になる。すべてのエンジン会社がオーバーホール・ビジネスを熱心に行うのは、恒常的な利益の確保もあるが、これらの技術的な事情のせいである。

エンジンの設計と製造は、したがって広範囲の知識と経験をインテグレートしたものになる。構造を見れば、一見、圧縮機と燃焼器とタービンを繋いだモジュール構造に見えるのだが、全く異なるインテグレートされた一体ものになっている。そこで、各技術分野の系統化を語る前に、問題となる主要分野についての技術の概略を述べることにする。

8.2.1 空冷タービン技術

1960年代後半に登場した大型旅客機は、高温高压の大出力エンジンを必要としており、欧米と日本の

多くの大学では、タービン翼の冷却に関する研究が盛んに行われていた。その中であって、先端的な研究は、米国ではシンシナティー大学とGE、MITとP&W、アリゾナ大学とエアリサーチ社といった地元のエンジン会社との共同研究と、スタンフォード大学とミネソタ大学の募集による多企業参加型研究に分かれてすすめられていた。日本では、東京大学と石川島播磨重工との共同研究などが長年にわたって続けられた。中でも、スタンフォード大学とミネソタ大学の多企業参加型大学には、日本の学生や航空技術研究所の留学生が滞在し、定期的な学会のほかに、毎年ワークショップが開催されて、情報交換が盛んに行われた。民間航空機用エンジンの研究者と設計者の世界は狭く、この頃から世界中での人的交流が盛んになり、1970年代後半に始まった国際共同開発が順調に進む一因になったと云える。当時の日本の発表例を図8.1と8.2に示す。

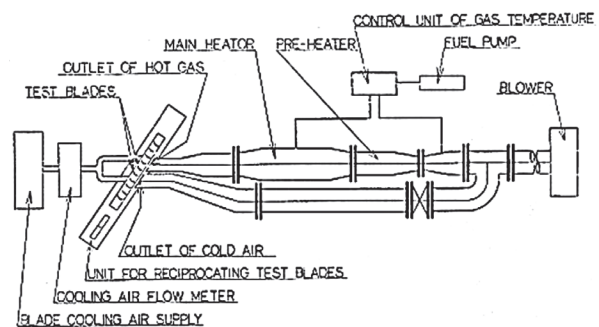


図8.1 空冷タービン翼の熱疲労試験機⁽²⁾

国際エンジン開発から得られた教訓（その4）実験装置でも勝つことができた（1977）^{第3章(3)}

タービン翼の冷却法の設計が安定したのちには、冷却翼の熱疲労解析が重要なテーマになってきた。エンジンの高温部の部品は、離着陸時に降伏点をわずかに超える応力が発生する。したがって、大部分の部品寿命は低サイクル疲労で規定される。第1段タービン翼は高温なのでクリープとのラチェット解析が必要だが、航空機用エンジンの場合には最高温度での運転時間は短いので、熱疲労が圧倒的に大きくなる。

熱疲労試験機は、定格の圧縮機出口温度の冷却空気を翼内に流しながら、最高時とアイドル時のガス温度の流れの中で翼列を往復させる機能が要求される。周囲との輻射熱の影響を低く抑えるためには、供試翼を3枚としても、全体では9枚以上の翼列が必要になる。

IHIの試験機は下町の町工場で作られた。二つの風洞と翼列部以外の全体構造と往復駆動装置は全面的に彼らの技術にお願いした。その後、同じ実験結果がNASAのPaperで発表され、私は手紙の往復からLewis Research Centerへの訪問が許可されて、単身クリーブランドに向かった。そこで間近に見た彼らの試験機は、翼枚数も駆動の早さも明らかに町工場製に及ばないものだった。

学会で発表される内容は、ともすれば組織名が評価を決めてしまうのだが、個々の実験装置の内容まで精密に検討しなければ、真実は分からないとの教訓を得て、以降はNASA Paperへの評価が慎重になった。

また、当時のフィルム冷却翼（翼表面に冷却孔を多数あけて、翼内部に導かれた冷却用空気を吹き出し、翼表面に膜状の境界層を形成させる）の実験は基礎試験が多く、主流ガスのマッハ数までもシミュレートした試験結果は、示されていない。

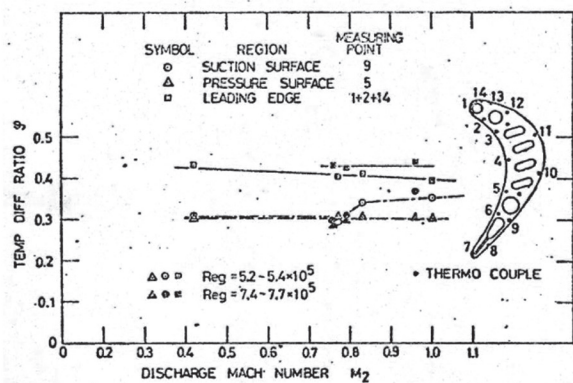


図8.2 フィルム冷却翼の冷却効率に対する主流マッハ数の影響⁽³⁾

この実験結果は1970年代のものであるが、冷却孔の形状や配置を新たな加工法を用いて改善する研究と試験は現在も続けられている。

8.2.2 圧縮機内の非定常流れ解析技術

圧縮機の圧力比を高くすれば、巡航時の燃費が良くなるのだが、段数が多いと低速回転から加速する時に全体が失速し易くなる。圧力比が20ならば、定格時の最終段の断面積は入口部の20分の1で良い。しかし、始動時には第1段と同じ断面積が必要になる。つまり、低速時には圧縮された空気の行き場がなくなってしまうことになる。このために、途中の段から抽気をしたり、静翼の角度を可変にして、前段の通路面積を狭めたりする工夫が用いられる。

この可変静翼のアイデアは1940年代末にRRで検討されたが、最初に実用化したのはGEの単軸式ターボジェットJ79（1954）だった。この革新的システムによりロッキードF-104スターファイターやF-4ファントム戦闘機はマッハ2のスピードが出せるようになり、後に出現する高バイパス比のファンエンジンの基礎を開いた。

しかし、アイドリングから最高回転数まで上げる間の変静翼の作動を正確に決めることは容易ではない。エンジンの回転数の上昇速度は、もっぱら燃料の供給量に従う。従って、この二つのシステムのマッチングは多く経験を要する。さらに、急加速・減速によっても異なる。そのためにRRでは、1980年代初頭

のRJ500やV2500時代であっても大いに苦勞をしていた。この現象の解明には、非定常流れの数値解析が有力なのだが、この分野では日本の大学が多く先進的な業績を残した。

8.2.3 高温燃焼技術と排ガス対策

ガスタービンの燃焼は、往復動機関の爆発燃焼とは異なり、常に連続燃焼になる。そのために、排ガス対策は比較的容易で、燃焼効率と排煙問題は比較的早期に解決した。問題は、高温高压のために、窒素酸化物（NOx）が増えてしまうことである。

このための対策は、燃焼時の化学変化の時間を可能な限り短くすることで、それは同時に燃焼器の長さを短くできるので、軽量化にとっても好都合になる。しかし、そうなるとタービン入り口での温度分布が一様でなくなり、第1段静翼が部分的に溶けてしまうことになる。一方で、タービン動翼の仕事は、半径が大きいほど大きくとれるので、半径方向には外径側の温度が高い方が望ましい。

従って、早くからNOxの排出量は国際基準により厳しく規制されることになり、その為の燃料の微粒化技術と燃焼器全体の改良設計が継続して行われてきた。しかし、近年は微粒化が進み過ぎて排ガス中の微粒子（PM, Particulate Matter）の総質量ではなく、数密度が問題視されるようになった。つまり、大気中の微粒子による気候変動や人体を含む生物体への影響を明らかにして、新たな規制を設けようとする動きである。

8.2.4 エンジンの制御技術

一般のガスタービンと航空機用タービンエンジンの顕著な違いは、制御技術にある。ガスタービンの運転には色々な補機が必要になる。燃料ポンプや潤滑油ポンプと廃油の回収装置、多くの計測装置と制御装置など。

一般的には、それらは設置する室内に置かれるが、航空機用の場合には、全てエンジンの周囲に固定される。

軽量化の為でもあるが、エンジンの交換を素早くするためである。

また、パイロットが通常動かすのは、燃料用レバーのみにしなければならない。しかも、発電用も産業用も、一旦スタートすれば定常運転が続くのだが、ジェット機は頻繁に出力の変動が行われる。急加速や急減速も毎行われる。実は、最も過酷なのが着陸時になる。アイドリングで降下を続けたのち、滑走路に着地した

途端逆噴射の急ブレーキをかける。この時の出力は最大に近い。

従って、運転レバー一つで行う燃料制御システムは、複雑になる。現在ではコンピュータと電子制御で容易に可能なシステムなのだが、全てを機械式で行っていた時代には、多くの芸術品が誕生した。

しかし、電子制御では容易にプログラムが変更できるために生じた事故も少なくない。原因の多くは、担当技術者がエンジンの総ての機能と運航時のあらゆる状況を完全に把握していないためであることを、筆者は実務の中で知ることになった。

8.2.5 騒音対策技術

航空機の騒音の大部分はエンジンから発生する。特に離着陸時には、もっぱらこれになる。主な騒音元は前方のファンと後方のタービンとジェットノズルになる。従って、騒音の周波数は複雑なのだが、特定の周波数に絞って対策をとることが可能になる。前方からの騒音は、ファンの動翼と回転数の積の周波数になる。これを吸収できる吸音パネルを、空気取り入れ口の整流部に貼ることができる。

後方のタービン・ノイズは、各段の枚数を取えて変えて、しかも素数を用いるなどで、発生する周波数の平準化を図る。さらに、動翼と静翼の間を離すことも有効になる。ジェット騒音は、幸いにもファンとコアからの排気速度と温度が異なるので、うまく両者をミキシングすることで軽減できる。これらの事情から、翼列の空力設計者には、ノイズの研究も同時に必要になる。一時期は、特定周波数で位相が180度異なる音波によるアクティブ・コントロールが研究された時期があったが、実用化には至っていない。騒音規制の歴史については、図7.5に示した。

8.2.6 振動解析技術

航空機用エンジンの設計の良否の判断の第一の基準は推力重量比になる。大型航空機の総出力が40トンで、推重比が5とすると、エンジン総重量は8トンになる。その10%は800 kgで、それは80 kgの乗客10人分に相当する。このような計算は、エンジン全体の基本設計を行う際の設計パラメータのトレードオフ値として、マーケティング部門との共同で思考され定められる。詳細については9.2.3項で述べる。

このように過酷な軽量化設計の実現のために、多くの静止部には薄板材が用いられる。また、低圧と高圧軸は両端に圧縮機とタービンという重量物を支えて高速で回転する。その中間には燃焼器があり、また軸の

外形は、ボールベアリングの寿命で決定されるために、細長いものになってしまう。

これらのために、エンジンの最高回転数までの間には、静止系も軸系も多くの共振周波数を通過することになる。また、動静翼も空力性能の向上のために極端に薄く設計するので、ファンブレードや低圧最終段のタービン翼は、アイドルリングから最高回転数までの間に数種類の共振周波数を通過することになる。

また、エンジンの外側には、冷却や加圧用の配管が無数に取り付けられるが、本体との熱膨張差が十数ミリのために、熱応力の回避のため複雑に曲がりくねり部を設けることになる。個々の配管の振動は解析では無理で、実機実験で確認することになる。これらのために、エンジン設計には高周波振動の解析と、その防振技術は欠かせない技術になっている。

複雑な軸振動問題の一例は、エンジン停止後ローターの冷却が均等に行われなかったために発生する。タービンからの熱伝導で上半分だけが熱くなり、ローターに曲がりが生じる問題がある。この問題は、ボウドローター (bowed rotor: 曲がった軸) 問題として、ほぼすべてのファンエンジンに存在する。悪いことに、高圧軸系の第1次共振周波数が、アイドルリング回転数に一致する 경우가多く、その共振周波数をアイドルリング回転数の上下どちら側に逃げるのが基本設計時の大きな問題になる。この問題をうまく解決できなければ、エンジンの再スタート時の度に、圧縮機の後段が、ケーシングと接触することになってしまう。この部分の曲がりや、エンジン停止後の30～60分後に最大となる。

この問題は、エンジンのスタート時の燃料制御方法と圧縮機の低速時流れの安定性の両者に関係しており、アイドル以下に設定できるのは、圧縮機性能が安定的で、かつ燃料供給が早くても安定的な燃焼が保てる場合に限る。軸径を大きくすれば、共振周波数は上げられるが、ベアリングの寿命が保てなくなる。

FJR710初期設計から、V2500の詳細設計の間の十数年間は、ベアリング研究者と常に綿密な検討を行い、量産時期に開発が完了する最大DN値 (ベアリング内径と最高回転数の積) で軸径を設計した。しかし、それ以降の最大DN値は工作機械で決められていると聞いている。

一方で、低圧タービン翼の最終段の翼振動問題は、数種類の共振周波数を無事乗り越えるための解析と開発時の実験で防振設計が決められるのだが、数年間の商業飛行の後に部分的な摩耗などが進み、思わぬ翼破壊事故に繋がることは、現在でも散見されている。

8.2.7 信頼性設計

一般的には信頼性設計と呼ばれるが、航空機用エンジンの場合には、「設計の信頼性」というべきである。設計の信頼性は、開発期間中の様々な試験により実証されるのだが、それだけでは全く不十分で、約30年間にわたる商用運行中にも保たれなければならない。それは、航空機が安全に離着陸するためには、中古機であっても、必ず定格出力を維持しなければならないからである。

一般の機械では、故障率はバスタブカーブと呼ばれる経過を示し、初期故障の確率が高い。しかし、エンジンの場合には、それは致命的になる。特に、1980年代から始まった大陸間空路の双発機による飛行解除は、「飛行中のエンジン停止率 (IFSD) が、100万飛行時間あたり2以下でなければならない」という国際ルールを満足しなければならない。しかし、新規開発機が初飛行から100万時間経過をしないと所期のルートを飛ばないようでは、エアラインは大いに困るので、そのことを設計上で証明する手段を考えた。筆者が設計を担当したBoeing 777機用エンジンであるGE90は、まさにその最初の試みだった。

その第一は、過去に生じた膨大な数のIFSDの原因を調べ、設計上のすべての原因に対して、再発防止策を盛り込むことであった。さらに、その過程でボーイング社は、双発航空機の安全性とエンジンの信頼性の関係に関する最も詳細なレポートを1990年にVice President名で「Twin-Engine Transports A Look at the Future」と題して発表した。この論文は、Boeing 777の開発中に発表されたもので、「Review of 767 ETOPS Events Since 1985」という項目の中で、双発機の信頼性が十分に予期した数字を満足していたとの解説の後に、「Risk of Multiple Engine Thrust Loss」という項目で、過去30年間に亘る全ての航空機事故の原因を分析し、機体に装備されたエンジンの数と事故発生の確率の関係を定量的に示すことにより、双発機の飛行安全に係わる信頼性が4発機よりも僅かに高いことを論証したものである。

現在、特殊な機材を除けば、ほぼすべての長距離機が双発になっている。このことは、エンジンの維持費を大幅に削減した。この技術の系統化については、次の章で詳細に述べる。

また、もう一つの特徴は、通常の設計で規定されている安全係数という考え方を採用しないということであ

る。設計計算、材料の諸強度データ、加工寸法のばらつきは、全て確率分布で表すことができる。例えば、材料強度データの強度分布からマイナス4シグマの値を選び、それを設計強度とする。そして、強度計算では加工寸法のばらつきを考慮して、マイナス3シグマの寸法で計算をする。すると、破壊確率は4プラス3でマイナス7シグマ以下になるというわけである。

このことは、特に寿命計算では念入りに行われる。新型のエンジンでは、新開発の材料を使うことが多い。エンジンの回転部の寿命は、低サイクル疲労で規定される場合が多い。例えばメインシャフトである。シャフト材は、特殊な鍛造品なのだが、その製品から切り出された実体試験片を用いた低サイクル疲労データを取得するには数年間が必要になる。多くの試験片のデータが集まるにつれて、マイナス4シグマの値は大きくなるのだが、設計段階では特殊な考え方を採用した。シャフトの寿命を4万サイクルまで保証するのだが、他の条件から決まるシャフトの内径と肉厚では、その時点での設計では2万サイクルになってしまう。しかし、経験上からこの値で設計をしてしまうのだ。つまり、商用運航で2万サイクルに達する前に、試験データの数が増えて、おなじシャフトで4万サイクルが保証されるというわけである。エンジンの設計には、このように最新の破壊力学と長期間にわたる経験が半々であるという理由の一端は、このようなところにある。さらに、このような寿命計算を行っていることは、世代を超えて伝承されなければならない。

信頼性設計に関する技術の系統化については、9.2.6項で述べる。

参考・引用文献:

- (1) 「我が国が重視すべき科学技術のあり方に関する提言～根本的エンジニアリングの提唱～」日本工学アカデミー (2009)
- (2) T.Maya & I.Katsumata “A Study of Thermal Fatigue Life Prediction of Air-Cooled Turbine Blade” ASME 78-GT-63 (1978)
- (3) I.Katsumata “Effect of Mach Number on Cooling Effectiveness of Film Cooled Turbine Blade & Vane” Film Cooling Work Shop, Univ. of Minnesota, May 8 (1975)

9 | 設計・開発分野における技術の系統化

民間航空機用エンジンの技術の系統化の具体的な記述する前に、メタエンジニアリング手法で一般論を考える。するとそれは技術の発展の歴史におけるの継承システムの在り方ということになり、次の3つの形態に分けることができる。

Aパターン; 個人または、個々の企業によるもの

Bパターン; 国内の産官学などの連携によるもの

Cパターン; 国際間の協働によるもの

技術は、これらのいずれか一つ、ないしは二つ以上の組み合わせで継承と維持発展が図られるのだが、そのことは、何が原因で決まってくるのであろうか。このWhyをメタエンジニアリング的に考えると、世界の3大発明に行き着く。ルネサンス期ヨーロッパの大発展は、羅針盤・火薬・活版印刷術の三つの発明により実現した。しかし、これらすべては中国で発明され、一時期実用化されていた。明の時代の鄭和の大航海は、大型船の大船団で現在の一路計画の海の部分を完成していた。明の時代の技術が継承されなかった原因は、Aパターンに固執したため、当時は皇帝が代われば、全ての政策が見直されてしまったからと云われている。一方で、当時のヨーロッパでは、芸術や文化を含めてCパターンが盛んに行われていた。

現代と近未来ではグローバル化がますます盛んになる。従来はA+Bパターンが多かったのだが、今後はA+Cパターンでなくてはならないと考える。民間航空機用エンジンの技術については、1980年代初頭までは、A+Bパターンであったが、以降はA+Cパターンを踏襲してきた。例えば、ホンダジェットの大成功は、A+Bに頼らずに、当初からA+Cパターンを考えていたからと思われる。(註1)

現状の企業経営を考えてみる。第一には、マーケットの規模や種類で決まるもので、例えば多くの汎用品は国内マーケットで成熟し、さらに発展して海外市場を目指す。この場合には、多くの企業が競い合うAパターンが主流となる。第二は、投資回収期間の長さとその間のリスクの大きさで決まる場合。これが大きいと、単独では始められずに、国家的なプロジェクト形式に依存することになり、日本における過去の産業化促進プロジェクトの多くに当てはまるBパターンになる。第三はビジネスモデルの発展性の違いになる。スマホのように、技術の進歩によってその製品の機能が無限に広がる可能性のあるものは、AないしBパターンが成立する。しかし、民間航空機用エンジンは性能

が向上しても、エンジンとしての主機能には発展性が限られている。このような場合には、当初からCパターンで進めることが望ましいと考えられる。そうでなければ、確実かつ長期的なマーケットの確保は難しくなる。最後の第四は、国家の安全保障にかかわるもの。この場合には、同盟国間の協調と国内独自技術の維持の両立が必要になり、B+Cとなる。

このように考えてゆくと、民間航空機用エンジンの場合には、3つのパターンのすべてが歴史的に進んできたことが明確になる。Aパターンとしての過去におけるジェットエンジンに取り憑かれた男たちの存在、Bパターンとしての通産省大型プロジェクトとそれに続く補助金制度、Cパターンとしての連続した国際共同開発プロジェクトなどを挙げるができる。

9.1 民間航空機用エンジン技術の系統化

前項の考え方に基づくると、民間航空機用エンジンの場合の技術の系統化は、他の製品分野に比べて独特かつ複雑な様相を呈することになる。この分野における代表例を列挙すると、以下のようになる。

- Aパターン; 個々の企業によるもの
 - レシプロエンジンからジェットエンジンへの転換
 - 新材料の開発
 - 新加工技術の開発
 - 初期品質安定設計法の標準化
- Bパターン; 国内の産官学などの連携によるもの
 - 終戦後の再開時における技術移転
 - 各種の国産エンジン研究プロジェクト
 - タービン翼の冷却設計などの個々の特化技術
 - 環境対策技術
 - 国際共同開発の推進組織
- Cパターン; 国際間の協働によるもの
 - 新規エンジンの開発開始条件の成立
 - Trade off Factorの数値化
 - 運用上での事故の原因究明と対策の教訓
 - FMECA (Failure Mode Effective & Criticality Analysis) の共有

このように、A、B、Cの各パターンが、時代と共

に変遷しながらも、それぞれが継続していることにより、我が国においても世界的な技術の最先端にとどまることが可能になっている。

9.2 設計分野における技術の系統化

第8章では、個々の技術についての概要を示した。ここではそれらの総合技術としての開発と設計について、主として実際に運航されたエンジンに適用された技術の系統化を年代順に説明する。

日本におけるジェット機の初飛行は、広島に原爆が落とされた翌日の1945年8月7日に、ネ20（図4.6）を搭載した橘花による12分間の飛行と記録されている。当時の経緯については、4.1.3項で述べたので、ここではヒトからヒトへの技術の伝承と系統について述べる。そこで、前問孝則氏の「ジェットエンジンに取り憑かれた男」⁽¹⁾の記述に沿って説明をするが、男たちの中でも、特に種子島時休と、その後を引き継いだ永野治の役割が重要になる。

『海軍で戦艦に対する航空機の優位性を主張していた種子島時休は、1934年東京帝大航空機学科に派遣され、ガスタービンの研究に従事した。その後、1939年、海軍から航空監察官として航空原動機の研究の為フランスに渡った。彼は、イギリス、ドイツ、イタリアの原動機工場を見学し、多くの知識を得ることができた。そして、帰国後に先ず、ジェットエンジン用軸流圧縮機を完成させた。その後彼は、多くの失敗を繰り返すことになるが、先祖が種子島の鉄砲を完成させたときに比べれば、全てに恵まれていると考え、研究を続行した。』

広島に新設された広海軍工廠航空機部発動機班長に就任した彼は、東京帝大機械工学科3年生の海軍依託学生永野治の指導教官になった。』（pp.39-46より編集）

このように、初期の技術は海外からの導入であったが、一方で圧縮機とタービンについては大学での理論研究が盛んに行われていた。大学との連携については、次のように記されている。

『当時高名の7博士に援助をお願いした。東北大学棚沢教授の燃焼の解説助言は正に適切だった。東北大学沼知教授はジェットエンジンの総合理論式を作られたが、私はそれを使って高空性能解析をし、ほぼ的中した。』⁽²⁾（p.1328）

さらに技術の伝承については、このようにある。『当時我々は、戦後の技術温存のためにやるのだと言いな

がら夢中だった。それも終戦直後全部燃やした。しかし人間は残ったのである。』⁽²⁾（p.1328）

ネ20は、幸いにして日本に現存する。その経緯は、やはり「ジェットエンジンに取り憑かれた男」の一人によって成された。

『1961年、航空局運輸省の航空機検査官舟津良行がノースロップ工科大学に入校した。そこでガラクタの中で埃を被っていたエンジンの燃料ポンプと思しきものに「入口」と「出口」の日本語を見つけた。そこで、学生たちと協力し、整備を進め、アイドル運転に成功した。しかし、それがネ20とは断定できなかった。』

約10年後に、全日空取締役の舟津良行と、石川島播磨重工副社長の永野治、同航空エンジン事業部長の森越明が話し合い、エンジンの里帰りを決断した。森越明は、かつて1944年暮れに、量産を前提に5台の試作エンジンの製造を担当していた。

彼らの努力の末、ネ20は入間で開催された航空ショーに展示され、そのまま永久無償貸与、返還請求せずの条件で、石川島播磨の工場で保管されることになり、現在に至っている。』（pp.20-21より抜粋）

この場合には、鋳造品に鋳込まれた文字が決め手となった。金属板に書かれた文字は、後の修正が可能だが、古代における石碑、現代における鋳込み文字等は、伝承手段としては永久保存になる。

しかし、この設計技術の伝承は、終戦後7年間に亘って途切れることになった。ちなみに、永野治はジェットエンジンのパイオニアとして、世界的に高い評価を受けており、後に述べる日英共同開発の初期に、英国に招待されてブリストル大学で記念講演を行っている。ブリストル市には、当時Rolls Royceと日本チームの共同設計事務所が置かれていた。（図6.14）

ジェットエンジンの設計と開発は、いずれの国においても新型の軍用機の要求から始まった。しかし、製品としてのエンジンは、その目的において研究用、軍事機用、民間機用の3つに大別される。そして、この3種類のエンジンは、設計技術の立場から考えると、全く別の製品になる。そのために、設計技術の伝承も全く別の道を歩むことになる。

このことは、経験からしか学ぶことはできない多種多様なノウハウによるもので、多くは暗黙知として伝承されてゆく。設計理論的には全く同じものなのだが、マーケットと型式承認機関からの要求が全く異なるからである。この原稿を書いているときに、三菱重工業が開発中の「三菱スペースジェット（旧MRJ）」の納入時期を、今年半ばから2021年後半以降に延期する方針を固めた、とのニュースが流れた。（2020.1.24）

旅客機の就航に必要な国土交通省の型式証明の取得がさらに遅れる見通しとなったため、延期は6度目となる。三菱重工業は、軍用機としては多くの経験があるが、民間機はYS11以来長期間のブランクがあった。つまり、民間機用としての具体的な設計技術の伝承の多くは途絶えていたと推測される。

9.2.1 ジェット練習機用エンジンからの系統化

民間航空機用のジェットエンジンの設計技術の本格的な伝承は、1970年に始められた通産省の大型プロジェクトFJR710から始まった。しかし、このエンジンは国際的には開発ではなく研究用であり、民間航空機用としての始まりは、1979年からの日英共同開発のRJ500からであった。その後は、幸いなことに新たなエンジンの設計がオーバーラップして続き、設計技術の伝承は、一部の構成部品に限って言えば、2020年の今日まで順調に繋がっていると云える。

FJR710は純国産技術を目指しており、その設計技術は防衛庁の研究用エンジンに負っていた。その流れは、1950年代のJ3エンジンから始まった。防衛庁向けエンジンの場合には、まず試作の契約が行われ、試作エンジンが設計され試験運転をして性能・機能が確認されたのちに、本格的な開発がスタートするのが特徴だが、民間機用にはそのようなプロセスはない。いきなり本番で、納期の遅れは高額なペナルティーを負わされることになる。

J3エンジンの設計、開発の経緯については4.5.2項で述べたので、ここでは技術の系統化について述べる。このエンジンは試運転時から故障、破壊が相次ぎ、問題は山積みとなり、実用になるにはおよそ2年半を要した。その間、機体の方は1957年に完成しており、英ブリストル社製オーフェウスを搭載して初飛行をすることになってしまった。そして、第三期の20機でようやく量産化できる見込みとなったが、此の苦勞に耐えきれずに、現IHI以外の4社はJ3に見切りをつけると同時に、膨大な赤字を生み出すジェットエンジンから手を引くことになったことは先に述べた。この時点から、ジェットエンジンに関する製造とオーバーホール面での国内会社での統一が始まった。即ち1960年、石川島重工業は播磨造船所と合併し、石川島播磨重工業（現IHI）となり、量産はIHIに引き渡され、NJEは解散した。1961年に防衛庁によって制式採用され、J3-3となった。

IHIはその後もJ3の改良開発を行い、1967年から海上自衛隊のP-2J対潜哨戒機の補助エンジンとしてJ3-7C/Dが採用されることになった。しかし、その

後はライセンス生産が重なり、次の防衛庁向けのエンジンの開発プロジェクトになったF3エンジンの開始まで、15年間ほどのブランクが存在することになってしまった。その間に、このエンジンは研究用に改造されて、XJ3-A/B・Iとしてアフターバーナーを追加したり、J3-A/B・IIとして固定ノズルと可変ノズルを装着した試験が行われた。いずれにせよ、このエンジンは戦後初の実用エンジンとなり、後の民間機用エンジンの開発に多大な技術的な知見を残すことになった。

次の国産練習機用のF3エンジンは、1975年から防衛庁技術研究本部第3研究所（現・防衛省技術研究本部航空装備研究所）が研究・開発し、IHIにより製造されたターボファンエンジンであり、F3-30型が航空自衛隊のT-4中等練習機に搭載されている。しかし、この間に約10年間の設計技術的な空白があったことにより、設計技術の系統化の流れは、J3以降は徐々に民間機用エンジンが受け継ぐことになった。このことは、常に軍需が先行する諸外国とは異なり、世界の中でも日本独特のものになっている。

9.2.2 通産省大型プロジェクト

大型プロジェクト制度は、旧通産省の主導の元、旧工業技術院（2001年に産業技術総合研究所に改組）が実施した日本の工業技術を向上させるために設けられた研究開発制度で、「航空機用ジェットエンジンの研究開発」(FJR710)が1971年に選定された。当時は、100%の補助金で多年度にわたって研究開発を段階的に継続できる制度で、技術者にとっては夢のような制度であった。特に設計費が潤沢にあり、若い技術者を育てるには、十分な環境を得ることができた。

FJR710の場合にその期間は、第一期で1971年度から1975年度の5年間で総開発費 67 億円、第二期は、1976年度から1981年度の6年間で総開発費185億円（その後減額されて130億円）という高額なものであった。

大型プロジェクトは毎年数件が行われていたのだが、多くのプロジェクトは目標が高く、最終成果に至らずに終了した。しかし、このプロジェクトだけは、第2期の途中の1979年に英国から共同開発の提案を受け、直ちに産業化につながった数少ない成功例として現在まで伝えられている。

FJR710のエンジンとしての最終目標は、推力5トン、燃料消費率（SFC; Specific Fuel Consumption）0.34、バイパス比 6 であったが、これは当時国内で不足していた離島間の航空路を開設するために、短い滑走路での離着陸を可能にする双発機に装備されるこ

とを最終目的としていた。

これは、日本としての民間航空機用エンジンの最初の試みであり、最終目的までの期間を10年と設定され、段階的に性能・機能を満足するプログラムが設定された。具体的には、FJR710/10、/20、/600という3種類のエンジンを3台ずつ試作することで、第1期では、スペックを満足するエンジンの試運転に成功すること、第2期は航空機に搭載できる姿まで、必要な改良を加えることであった。

このために、FJR710/10では、温度、圧力とも低めに設定し、兎に角エンジンの最高回転数までの運転に成功すること。FJR710/20では、最終的なタービン入り口温度1250℃のエンジンの耐久テストに合格すること、FJR710/600では、エンジンの軽量化設計を行い、推力重量比を設計値まで向上させ、その上で耐空性審査要領に定められた耐空性確認試験に供すること、との中間目標が設定された。

筆者は、当初からこのプロジェクトの専任になり、初年度から高温タービン班の班長（実は、前年の新入社員）、3年目からはシステム設計班長を兼務した。高温タービン部の研究課題は最重要で、各種の翼列試験に加えて、航空技術研究所（NAL）で行われる、実物の回転要素試験機（空力性能の確認用のHC10,20と高温試験用のHT10,20,30など）の設計も行った。また、システム設計班は、設計に必要な各種規格、データ、計算結果の採否などを決定し、設計チームの作業を円滑に進めるためのもので、材料スペックと品質要求を定めるための委員会の事務局、構造、空力、伝熱設計などの担当会社への割り振り、結果の精査などが主業務であった。さらに、当時始まったばかりのFMEA（Failure Mode Effective Analysis）も独自に行った。この種の作業は、すべてNALと石川島播磨重工、三菱重工、川崎重工が分担して行ったのだが、更に大学での基礎共同研究を含めて、産学官連携の理想的な形で行われたと記憶している。そのことが、プロジェクト成功の最大の原因であったと考える。これらの成功作業は、当初は「FJRデザインセンター」と称され、後に「航空機用ジェットエンジン技術研究組合」に名称変更された組織の中で行われたものだが、この組織の運営上の協力体制が3社間で良好に行われたことによる。

機体に取り付けてのエンジン試験の前に、高空での高速飛行時の性能、加減速特性、空中再着火性能などを地上試験により実証しなければならない。しかし、わが国にはそのための高空性能試験装置が存在せず、外国の設備を使用することで各国を調査した。その結

果英国のNational Gas Turbine Establishment (NGTE) の設備を使用することができるようになった。

第一期で試作したFJR710 / 20の内の2台が1977年にNGTE に持ち込まれ、エンジンの高高性能試験に供されることになった。この試験は、経験豊富なRRにとっても難関で、彼らの経験では、試験中に多くの手直しなどが要求されることが多かったのだが、初回試験で予定していた全テストを難なくパスし、予備の試験機は開梱されなのまま送り返されるという快挙を達成した。この事実を高く評価したRRは当時開発が始まりかけていた新型のエンジンの共同開発を日本に提案することを決定した。

形式：高バイパス比2軸ターボファンエンジン
長さ：2,352 mm、幅：1,300 mm、高さ：1,700 mm
重量：980 kg、最大推力：4,800 kg、推重比：4.9
ファン：1段
低圧圧縮機：1段軸流
高圧圧縮機：12段軸流、全圧力比：19
燃焼器：アニユラー型燃焼器
高圧タービン：2段
低圧タービン：4段

図 9.1 FJR710/600S の仕様

FJR710エンジンのその後については、既に6.5.1項で述べたが、この期間を通じて、国内の圧縮機、燃焼器、タービンの研究と開発が爆発的に進んだ。基礎研究は東大をはじめとする各地の大学の研究室と組合3社（IHI、KHI、MHI）の研究所、設計は各社の事業部、実機サイズの回転試験はNALという棲み分けが明確にできており、お互いの協力関係が理想的に進められたことが、大きな成功要因と考える。中でも高温高圧タービン関係の翼の冷却関連は、その成否がプロジェクト全体の成否にかかわる（1080℃クラスを1250℃クラスまで上げなければならない）ので、大いに注力され、学会での発表と議論も盛んに行われた。

最も研究要素が多彩かつ深い高圧タービン第1段の動・静翼の冷却については、各社の社内研究発表会・技報⁽³⁾、当時発足した日本ガスタービン学会の前身の日本ガスタービン会議の講演論文集⁽⁴⁾、日本機械学会⁽⁵⁾、ASME（米国機械学会）⁽⁶⁾ という順番で内容と議論の深化が図られていった。

中でも、年に数回行われた米国の大学（ミネソタ大学とスタンフォード大学）でのワークショップは、日米の最先端の研究者間の忌憚のない意見交換が行われた。⁽⁷⁾

さらに研究が進むと、実機翼に関する熱疲労に関する研究と実験結果^{(8)、(9)}や、フィルム冷却孔周りの温度分布⁽¹⁰⁾など、より詳細な解析と実験結果が発表されて、実機翼としての寿命の推定が可能になった。しかし、これ以降は民間航空機用エンジンの場では、この部位を日本側が担当する機会はなく、全ての成果は1980年以降の防衛用練習機の設計と、重構造の発電用ガスタービンへ転用されることになり、現在に至っている。

9.2.3 日英共同開発プロジェクト

1970年から10年間続いたFJR710プロジェクトに重なる形で始まった日英共同開発プロジェクトは、技術、なかでも設計技術の系統化にとっては空前絶後のタイミングであった。ここで空前とは、日本が高度成長期を迎え、一方の英国が不況のどん底にあったというタイミングの中で、RRは、暖簾代無しの50対50の共同開発を提案することになったこと。絶後とは、開始してわずか2年余りで5か国共同開発のプロジェクトに移行することになり、せっかく設立した新会社と将来の新型エンジンの開発に関する50%の発言と実行の決定という権利とを失うことになったことで、この二つは将来にわたって、二度と取り戻すことはできない。

しかし短期間だったといえ、設計技術者としては、やはり空前絶後の知識と経験を得ることができた。それは、RJ500という新型のエンジンに関して基本設計の初期から携わることで、新規開発プロジェクトの正式なスタートまでのプロセスをつぶさに知ることができたこと、重量と部品数でエンジン全体の過半数を占めるワークシェアのために、常に全体設計のレビューの場面に参加したことであり、絶後とは、それ以降現在に至るまで、日本のどの組織もそのような場面向き合うチャンスがなかったことを示す。そこで、この節では、エンジン全体の新設計に係わる技術の系統化のために、少し詳しい説明をする。なぜならば、プロジェクトや組織が目的半ばで消滅すると、その正式な記録はほとんど残されないからである。

(1) サー・スタンレイの突然の訪日

1978年に、RRのSir Stanley George Hookerが突然来日した。彼は、ホイットルと共に初期のジェットエンジンの開発に貢献し既に退職していたが、国営会社になってしまった原因のRB211-22の問題を解決するために技術担当役員として任命され、見事に成功して1974年にナイトの称号が授与されていた。目的は、

日英で新型のエンジンの共同開発を提案することで、その条件は、日英のシェア50%ずつの新会社を設立し、当時のマーケティングでは、将来の新型機の導入数が最も多い中型機用エンジンの開発を長期間にわたって続けようというもので、日本の政府と重工3社は、短期間の協議の末にこれに同意した。

筆者は、継続中のFJR710とこの新プロジェクトの兼務となったが、設計と技術の初期の調整のために、長期間RRのプリストル事務所に滞在することになった。

(2) エアラインからのフィードバック情報、

当初与えられた部屋は、サー・スタンレイほか技術担当の上級部長の部屋の並びで、新型のエンジンを初期から設計し開発するための基礎知識がもれなく伝えられた。もっとも重要なことは、マーケティングと整備担当部門からの、従来エンジンに関する情報のフィードバックであった。

RRが特に重要視したエアラインはドイツのルフトハンザで、彼らは使用中のエンジンに対して、新たな要求と様々な改良を行っていた。それらの情報は、次のエンジンに正確に盛り込まなければならない。そこで、全体断面図が完成された後に開かれた最初のデザインレビューでは、整備担当部門から多くの提案がなされたが、RRの設計担当者はその過半数を拒絶した。例えば、機体に搭載中のエンジンの内部を直接観察することのできるボアースコープのポートを、どの位置に、いくつ取り付けるのが良いかといったことなどが含まれる。そのことは、毎回のことらしかったのだが、あきらめきれない案件については、日本側の担当となる低圧系について、私にいくつもの直談判を迫ってきた。このようなことは、新エンジンの基本設計には必須のことであり、主要エンジン会社が自ら整備部門を持ち続ける一つの要因になっている。

当時のRJ500エンジンは、GEグループが開発中のCFM56エンジンの設計に、わずかに後れを取っていた。そのために設計作業の進捗は一時の停滞も許されずに、日本側は多くの人材を投入した。しかし、突然のプロジェクト開始に伴う人材不足は否めず、現地での経験のある程度取得した技術者は、帰国して次の出張者を育てるなど、人材育成には通常の駐在員ルールを超えることが、期間中にわたって続けられなければならなかった。その時の様子は、次のコラムに示されている。

この間の50対50の設計契約は非常に重要であり、RR側とは基本設計の初期の進め方に関する全ての手法を共有することになった。そのいくつかを紹介する。

Portland Square Officeの開所記念写真

1980年2月X日、ついにPSO (Portland Square Office) の開所日を迎えた。思えば、RR BRISTOL の中心である Whittle House の Main Officeの一部屋を与えられて四方八方からの衆人監視から、門外のポータキャビン、郊外のMEO (Moreover Engineering Office) を経てようやく本格的な設計の共同作業場が与えられたことになる。

RRの人材も超ベテランと新進気鋭に分かれており、そのことから、会社としての本気かげんが伺えた。写真の中央が事務所の秘書で、左右がそれぞれのチーム代表で、左はRRで唯一のケンブリッジ卒業生、右のワイシャツ姿が筆者。



図9.17 開所記念写真 (初期の共同設計チーム)

(3) トレードオフ・ファクターの決定と利用、

基本設計を始める前に、使用者がライフサイクル全期間にわたって支出をするコストを最小限に抑えるための設計上の主要トレードオフ・ファクターを決めるという手順は、日本の設計手法には含まれていない。

この作業はモデルとするエアラインの直接運航費のデータ解析から始められる。図9.2は、その一例であるが、この表の場合は燃料費が15%であるが、原油価格の高騰により40%程度まで上昇することもあるので、次の段階であるトレードオフの数値を決める際には、長年の経験が必要になる。

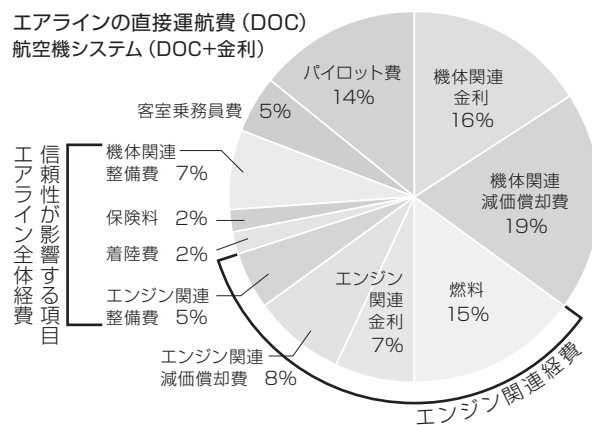


図9.2 エアラインの直接運航費の例 (IHI提供)

図9.3は、RJ500の設計を開始する時点で RRと議論をして合意したもので、数値は省略をする。精度の信頼性に多少の疑問が残るが、基本設計の方針や大きな設計変更時には、先ずこの表に照らして大まかな判断を行った。例えば、エンジン全体重量がスペックを超える際に、代替え材料による量産コストの増加と軽量効果の比較、オーバーホール費用軽減が必要な時に、

どこまで性能を犠牲にするかなどの、設計変更の基本方針を決めるための数値表である。V2500でも同様の表が用いられたが、僅かに数値が異なるのみであった。

エンジンの設計開発中に、多くの商談が進められ決定されてゆく。その間に、競合機種への負けが続くと機種間の比較が行われ、大きな設計変更が要求される。私の経験で、ほぼ3か月ごとにその事態が起こった。例えば、もう0.5%燃費を向上しろとか、もう10%維持コストを下げろといったことになる。

もし将来独自に新機種を開発するのであれば、広範囲なマーケティングとエアラインの経営内容を深く理解して、自らこの数値を算出できる能力を養わなくてはならない。この表の造り方の概略を次に述べる。

記号	TSFC	W	COST	MMC	MLC
意味	燃料消費率	エンジン重量	量産時の製造コスト	飛行1時間当たり必要な整備部品代	飛行1時間当たり必要な整備工数
[単位]	[%]	[重量ポンド]	[\$]	[\$/EFH]	[MMH/EFH]
T S F C	1	XXX	X.XX × 10 ⁴	X.XX	O.XX

略語
 TSFC=Thrust Specific Fuel Consumption
 W = Weight
 MMC = Maintenance Material Cost
 MLC=Maintenance Labor Cost
 MMH = Maintenance Man Hours
 EFH = Engine Flight Hours

図9.3 設計トレードオフ・ファクター

単位重量あたりの製品の価格は図9.4に示されるごとくに、ジェットエンジンはとてつもない大きな値を持っている。パソコンは云うに及ばず、同じ重量の純銀よりもはるかに高価である。従って、VE(価値解析)が大きな力を発揮するのであるが、コストエンジニアリング的に見れば、それはほんの一部に過ぎない。ま

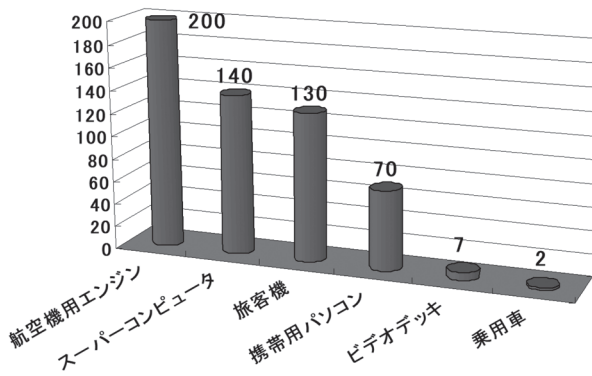


図9.4 単位重量当たりの製品価格 (20年前に筆者が作成) 単位は、百万円/トン、または円/グラム

た、この図の数値は他の産業分野の人達との会話では重要な意味をもつので、常に頭に入れて置く必要がある。特に自動車との100倍の差異は、忘れると会話がとんでもない方向にずれてしまう。

従って、エンジンの軽量化は、製造側にとっては最重要課題となる。しかし、エアラインにとって最も重要視されるのは、毎日の運行費用に関するもので、それはダイレクト・オペレーティング・コスト (DOC) として、つぎのように扱われる。この二つの表は、エアラインの直接運行費用に係わるエンジン設計の諸元の影響度を示した一例である。

Percent Change in	Percent Change in Direct Operating Costs
3.7% Specific Fuel Consumption	1% DOC
17% Engine Weight	1% DOC
7.3% Engine Cost	1% DOC
18% Maintenance Cost	1% DOC

図 9.5 運航コストに占めるエンジン設計諸元の影響

1% Change in Efficiency of Turbomachinery Component	Percent Change in Specific Fuel Consumption(SFC)
Fan	~ 0.62%
Low Pressure Compressor	~ 0.22%
High Pressure Compressor	~ 0.66%
High Pressure Turbine	~ 0.82%
Low Pressure Turbine	~ 0.96%

図 9.6 運航コストに占めるエンジン性能の影響

図9.5の場合は、エンジンの燃料消費率を3.7%改善すると、DOCが1%改善される。つまり、エアラインの支出が1%弱減るわけで、利益率はその数倍改善されることに繋がる。V2500の初期の開発段階では、競合機種に比べてノイズや排ガスなどの環境指標が優

れている点を強調した。しかし、その期間の受注は芳しくなく、開発設計の途中で、営業サイドからDOCに直接に利く緒元の改善を強く求められた。すなわち、燃費、重量、メンテナンス・コストの改善である。特に、メンテナンス・コストについては明らかに競合機種よりも劣るとの指摘があり、重要部品の寿命の改善や、整備性の改善に努力が払われた。

図9.6は、図9.5の「エンジンの燃料消費率を3.7%改善すると、DOCが1%改善される」ことを、更にエンジン要素ごとに分解した数字を示している。即ち、どの要素の性能向上が全体性能に最も寄与するかの指標である。

この場合には、LPタービンの性能向上が最も有効であることが分かる。LPタービンは過去の開発経験から、新規設計の場合には必ず最後まで緊急の設計変更が要求される要素である。コア・エンジンの空気流量、LPとHPの圧縮機の仕事配分の変更など、全ての要素の設計変更のとばっちりを受け、最後のつじつま合わせをする要素だからである。従って、高性能LPタービンの設計・開発力と、その設計変更のすばやい適用力はエンジン開発における最重要課題である。一般的には、高圧圧縮機の開発力が雌雄を決するとの考えが多いが、これは一旦適用が決まれば、変更することは稀であり、他のプロジェクトなどで十分に性能が確認されたものが適用されることが常であり、極端な場合に他機種のスケール変更や、外部調達もありうるので、エンジン開発プロジェクトにとっては、致命的な差を表わす力とは考えにくい。

(4) 全部品のクラス分け管理

世界中を飛び廻る民間航空機用のエンジンは、FAAなどの認証機関の型式証明を得なければならず、そこには、重要部品の素材から製品検査が終了するまでの、全ての工程が規定されるものが多く含まれる。そのために、設計の初期段階で全ての部品を重要度に応じてクラス分けをして、品質管理を徹底することが行われる。RJ500エンジンで採用されたのは、伝統的なRRの方式で、「Critical, Major, Miner」の3クラスで、更に、Critical中の高速回転部品には「Critical Group A」として、強度設計と寿命管理が徹底された。

(5) FP と FS 設計情報の管理

エンジンの製造、組み立て、オーバーホールの過程で最も恐れるのはヒューマンエラーである。いくら精密な設計をし、厳格な品質管理規定を定め、それを励行しても、ヒューマンエラーは必ずある確率で発生す

る。特に、緊急点検やオーバーホールは、世界中のどの場所で行われるのか分からない。エンジンは中古市場でも取引され、使用され続けるのだが、その際でもヒューマンエラーによる航空機事故は許されない。そのためには、徹底したFool Proof (FP) と Fail Safe (FS) 設計が行われなければならない。

例えば、エンジンには無数のボルトが使用される。しかも、その材質はスチール、チタン、ニッケル合金、更にはコバルトネジまである。サイズは、これもヒューマンエラーによる過剰トルクを防ぐために、4分の1インチより小さいものは、特殊な個所を除いて使用禁止とした。つまり、4分の1インチボルトの汎用になる。そこで、異なる材質のボルトの長さを、敢えて2段階以上離れた寸法とすることを設計ルールとして決めた。そのためには、ナットの先に異常に長いボルトが出っ張ることもあり得る。

また、特に複雑な配管設計には配慮が必要で、「日本人の手が入るところでも、大男の手や指は入らない、大きな手袋をはめて、作業性を確認する」などの設計手順も決められた。

これらの設計手法は、世界各国での長年の蓄積が重要で、その設計ノウハウの蓄積と伝承は、エンジンメーカーには欠かせない。しかし、軍用エンジンの場合には、作業は全て規定の教育を受けた人たちによって行われるので、これほどの配慮は必要とされていない。

(6) シール技術の開発とバックアップ設計

エンジン内部の2次空気流れは複雑で、それだけでも多くの解析プログラムと設計手法が成立する。高圧系と低圧系の回転方向は、タービンの設計事情で同方向か、逆回転にするかが決められる。それぞれの軸はベアリングで固定されるのだが、その給油室のシール、更には、高圧タービンの翼とディスクを冷却するための高圧空気の流れなど、圧力差の大きいシールが各所に設けられることになる。

ボールベアリングは、これらの部屋の圧力差による膨大な軸力が加わることになるのだが、その許容軸力は、35トンマイナス34トンで1000 kgなどと計算される。つまり、全ての部屋の圧力は正確に維持されなければならない。そのためには、各場所に応じた最適シール設計が採用されるのだが、設計の都合で、新たな形状のシールが必要になる。このためには、入念な基礎実験と、それと並行してバックアップ設計が行われなければならない。このようなバックアップ設計は、必要に応じて随所で行われる。

(7) FMECA 設計

事故が起きるたびに、「想定外の原因によるものだ」との説明がなされる場合がある。しかし、エンジン起因の航空機事故では、「想定外」という言い訳はできない。故障が起きたときに、どのような事象が起こるかは、我が国ではFMEA (Failure Mode Effective Analysis) という手法で解析が行われるが、NASAの有人宇宙船など故障が直ちに人間の生命にかかわる場合には、これに加えてC (Criticality) 解析が行われる。

FMECAは、日本語では「故障モード・影響及び致命度解析」と云われていが、日本ではまだ一般的ではない。これを行うことで、故障や事故から生じる被害を、壊滅的な状況から少しでも軽減する手段を、当初の設計で盛り込むことができる。エンジンの場合には、回転体の破壊が機体の飛行にかかわる部分や、乗客に被害が及ばないための設計等を行う。

FMECAでは故障がシステムに対して致命的な影響を及ぼすのか、軽微なのかを4段階に分けた重要度として表わす。これに故障モードが発生する頻度(6段階に分ける)を加味して故障リスクの大きさを算出し、システムの安全性を定量的に評価する。致命度(Criticality)の尺度としては、危険度(影響の厳しさ×発生確率)に応じて、その対策を盛り込む。例えば、エンジンのメインシャフトが切れると、タービンは瞬間的に暴走をして爆発をし、破片が遠心力により猛烈な速度で飛散する。その為に、機体や乗客に被害を及ぼすことになり、まさしく「クリティカル」な状況が予想される。そのような場合に、エンジンが暴走せずに安全に停止するシステムが組み込まれていれば、操縦士の判断で故障後も安全に着陸を試みることができる。そこでエンジンの設計では、メインシャフトが切れた時には、非常ブレーキが必ず利くような設計を盛り込んでいる。FMECAの結果はこのように具体的に採用されている。影響の厳しさと発生確率については、それぞれ米国のMILスペックで規定されている。

Description	Severity Category	Mishap Result Criteria
Catastrophic	1	死亡、永久的な全障害、不可逆的な障害が発生する可能性環境に大きな影響、または1000万ドルを超える金銭的損失
Critical	2	永久的または、部分的な障害、少なくとも3人の入院を引き起こし得る怪我、または病気環境に大きな影響、または100万ドルを超える金銭的損失
Marjinal	3	休業を要する傷害または職業上の病気可逆的な環境への影響、100万ドル以下、10万ドルを超える金銭的損失
Negligible	4	休業を伴わない傷害または職業上の病気の可能性環境への最小限の影響10万ドル未満の金銭的損失

図9.7 MIL STD882 影響度の表 (英文より筆者が作成)

Description	Level	Specific individual items	Fleet or Inventory
Frequent	A	頻繁に発生する可能性がある	連続して発生
Probable	B	一つの寿命の中で数回発生する可能性	頻繁に発生
Occasional	C	一つの寿命の中で時折発生する可能性	時折発生
Remote	D	可能性は低いが、発生する可能性がある	論理的には可能性あり
Improbable	E	発生しない可能性があるとして仮定することができる	可能性を否定できず
Eliminated	F	潜在的な危険が特定されたが、発生は不可能として後に除去された	発生は不可能

図9.8 MIL STD882 発生確率の表 (英文より筆者が作成)

9.2.4 5 개국共同開発プロジェクト

日英共同開発のRJ500エンジンの開発は順調に進んだ。特にRRに蓄積されたノウハウと、日本側の新たな知恵の採用は、細部の設計改善や初号機の組み立て時などに大いに役立った。双方で、1プラス1イコール2以上の実感を味わっていた。しかし、その間に市場は大きく変化をして、次のマーケットは130席ではなく、150席クラスの中距離機になるとの予想が本格化した。

このクラスのエンジンは、既にGEグループとP&Wグループが手掛けており、日英チームは、単独で推力増強型に変更するか、P&Wグループと組むかの選択を迫られていた。この交渉は、1982年6月に開始され、翌年3月に合意が成立した。日英チームは分割されて、日本の担当部位のシェアは50%から19.9%に激減してしまった。

しかし、設計と製造技術の系統化のためには、このプロジェクトは大いに役立つことになった。新たに加わった米国、ドイツ、イタリアの代表メーカーとIAE (International Aero Engine) 社を設立し、全ての決定は、五か国会議の場で決定することになったからである。設計分野では、Chief Engineer MeetingとChief Designer Meetingが各国持ち回りで定期的に行われた。会場は、それぞれの会社の地元で、会議の後にはその土地の文化を理解するためのミニツアーを企画することが習慣となった。P&Wは、コネチカット州のイーストハートフォード、ドイツのMTUはミュンヘン、イタリアのFIATはトリノだった。しかし、1985年から始まった試験運転は問題続出で、Chief Designer Meetingでは、毎回数十件の設計変更案を検討する羽目になってしまった。さらに、問題が発覚すると受注交渉での負けが続くことになり、更なる性能向上やデリバティブ・エンジンの設計案の提示までが求められた。デリバティブ・エンジンとは、エアラインがある新機種を導入すると、間もなく同機種の座席数増強・減少型と長距離型を求めることになる。そのためには、エンジンの推力を10~20%増減する型が求められることになる。その変更をいかに容易に行えるかを示すためのもので、新型のエンジン開発には必然的に付随するものであった。この間の設計作業の詳細は、10.1.2項に示す。

しかし、このような努力にもよらず、受注競争はさらに悪化していった。その時の様子を、二つの新聞記事で示す。



図9.9 新聞記事 (1) (11)
「英、米メーカーが対立」日刊工業新聞 (1988.1.12)



図9.10 新聞記事 (2) ⁽¹²⁾

「V2500 92台キャンセル」日経産業新聞 (1988.2.9)

特に、全日空での失注は日本チームにとっても大いに痛手であった。そもそもの日本チームに参加が呼ばけられた主要理由の一つが、このマーケットを狙ったものだったからである。しかし、この状態を救ったのが、P&W社の危機管理体制だった。その手法は別途述べるが、リーダーの「Single Company Policy」のもと、特に日本チームがRR担当の高圧圧縮機の仕事の一部を日本担当部位の低圧圧縮機に取り込むという、大変更を可能にして一気に型式承認への道が開けた。その様子を、当時の新聞記事で示す。



図9.11 新聞記事 (3) ⁽¹³⁾

「全日空の不採用に衝撃」日経産業新聞 (1988.12.1)

(1) 危機管理の方法と技術系統化の関係

内容と経緯を理解いただくために、当時の筆者の記録を、そのままの形で示すことにする。

1987年3月27日に責任者のTom J Harper氏が纏めた「V2500 RECOVERY」というたった20枚の報告書がある。

- Current Status
- Configuration Review
- Development/Certification Program

- Approach/Strategy
- Compliance/Production Program
- Open Issue

というセクションで簡潔に纏められている。なかでも、Approach/Strategy の項では、4つのリスク・レベルに対しての記述になっており、各国が担当する部分のリスク・レベルの段階的な低減スケジュールが示されている。この報告書をスタート・ラインとして、それから約1年余りの死闘が始まったわけであるが、その中身は別の機会に譲るとして、5カ国7社が短期間にベストと思われる解決策を纏められたことは素晴らしい危機管理能力と云える。

Tom Harper氏がいつも口にする言葉は「a Single Company Policy」であった。開発が旨く進まなかった時や、不具合をどう直すかなどを議論する会議では「ビジネスの連中は、誰の責任だ、追加の資金はどこが持つか、などといっているが、我々設計技術者は一つの会社、一つの家族の精神で乗り切ろう」というものだ。これを言い出したのは米国人で、ピュリタニズムが健在なりと感じた。多国間の共同開発事業の成功の一つの秘訣だった。

このような、危機管理システムの伝承も、技術の系統化の中での重要な一項目なのだが、P&Wの優れたところは、技術者チームとしての系統化だった。すなわち、あるプロジェクトから約200人の技術チームを一括して問題解決に当たさせたことだった。このために、新チームは、あらゆる問題をチーム内で解決する能力を有していたわけである。「人材が唯一の財産」という発言はよく聞かれるが、複雑化した技術の真の系統化のためには、ヒトや資料ではなく、「集団としての人材」が必須であることは、危機状態の中でのみ知ることができる。そして、無事予定通りに型式証明をとることができた。その時の写真を示す。



図9.12 型式証明の会合に参加したメンバー (後列で型式証明書を持っているのが筆者)

国際エンジン開発から得られた教訓（その5）P&W社による危機管理方法

そのことは、1987年の初頭に突然起こった。10年近く苦労を重ねた開発エンジンの型式承認の大ピンチである。RR社の技術陣は匙を投げてP&W社に下駄を預けてしまった。この時P&W社がどのような危機管理を行ったかは、永遠の教訓になる。それはたった4週間で問題にケリをつけた見事な危機管理体制と Decision Makingであった。そして私は、日本チームのChief Designerとして最も大きな影響を受ける部分の設計責任を負うことになったのだが、概略はこのようであった。

危機管理非常体制下の活動は1週間単位で4つに分けられた。つまり、アサインされた責任者が分析をして具体案を決め、会社のトップがそれを理解して決断を下すというサイクルが、1週間単位で4回繰り返され、見事に危機脱出計画が纏まったということである。

第1週は、危機管理宣言と指導者の任命に始まり、Current Status Investigationが綿密かつ公平に行われた。そして週末には、Approach & Strategy の明示と共に Recovery Mission の合意と決定を行った。

第2週は、Problem Item Definition と Risk Level Allocation である。会社は直ちに解析作業に必要な人材の提供を行った。そして週末には会社TOPに対して項目別の Risk Level の報告が行われた。

第3週は、Goal とそこへ至る Mile Stone の設定である。そしてそれに添った Program の立案と必要な Resource (Cost & Man Power) の算出が行われた。週末にTOPに対して、Program/Resource の報告が行われ、それに対してTOPは直ちにProgram の承認と Resource の確保を行った。

第4週は、新たに補強された実働メンバーにより、誰が何をどのように何時までに実行するか計画と Open Issue の確認が行われた。そして、全パーティーがそれに添っての活動を全速力で開始した。

V2500は、その後は順調な道を辿り2019年に予備エンジンを除く、全ての受注エンジンの生産を終えた。総生産台数は約7500台となり、当初の採算計画にあった3000台をはるかに超えた成功例となり、日本の重工3社の収益性の向上に、大いに役立つことになったことは、先に述べた。

V2500が代替わりの時期を迎え、2010年12月、エアバスA320neoのエンジンとしてPW1100G-JMが選定された。P&Wは共同開発したV2500の後継エンジンという位置付けもあり、JAECとMTUに開発事業への参画を打診し、2011年9月に共同事業調書が調印された。シェアはP&Wが59%、JAECが23%、MTUが18%である。しかし、共同開発を示す「V」の文字は使われず、エンジン名称はPW1100Gとなった。

このエンジンの開発と量産は、過去の共同作業の実績から比較的順調に進んだ。しかし、そこには設計に関する基本的な問題が潜んでいた。原因は主軸の両端の温度差により、熱変形が不均一となったためであった。これにより主軸に湾曲が生じて大きな振動を起こし、圧縮機翼の先端がケーシングと接触してしまったのである。いわゆるボウドローター (Bowed Rotor) 問題で、この現象は、特殊な運航スケジュールの中でしか現れない現象で、設計者泣かせの伝統的な問題であった。理由はエンジン停止時の非対称冷却に起因す

る主軸の曲がりなのだが、このために、エンジン始動後に3分間のアイドル運転が必要との運用制限が付けられた。その後生産されたエンジンは、ハード、ソフト双方に変更が加えられた。V2500でも経験済だったのだが、技術の伝承が活かされなかった残念な事例であった。(註2)

(2) エンジン全体図の CAD データ作成と国際間のデータ交換

1980年代前半には2次元CADがようやく実用性を帯び、また日英間ではテレタイプによる電送からファックスによるデータ交換が可能になった時期であった。幸い、日本側とRRはCADもファックスも同じ規格を採用しており、データ伝送により部分計画図をエンジン全体図に取り込むことが容易に行われることになった。これらの作業は、全て日本側主導で行われたが、この結果、エンジン全体図の改定が、従来全くの手作業で行われていた期間の平均80時間から、順次1時間まで短縮され、設計の効率が飛躍的に向上した。⁽¹⁴⁾

さらに、この国際共同開発における複雑な機械設計におけるCADデータの交換プロセスは、当時の国内の設計と情報処理学会から注目されて、国内の各所での講演が行われた。^{(15)、(16) (17)}

9.2.5 GEとの共同開発プロジェクト

V2500プロジェクトが危機を脱し、型式承認のための試験用エンジンの製造が急ピッチで進み、受注も回復傾向になり、あとは正確に日程を消化する段階に達した時に、GEから思わぬ提案が舞い込んだ。それは、開発途中のGE90という、世界最大のエンジン開発への参加の打診であった。その事情は、前章で述べたので省略する。

その時点で、エンジン設計は既に詳細設計の段階にあり、MTUの担当であった低圧タービン部は設計が終了していた。しかし、MTUは設計図をGEに渡さなかったため、日本側が急遽一から設計をすることになってしまった。しかし、このことは設計技術者にとっては幸運であった。それは、IHIがタービン翼の精密鑄造技術を設計と同じ工場内に有していたからである。つまり、ここでも技術の系統化が大いに役立つことになった。

私は、直ちにこのプロジェクトのChief Engineerを兼務することになり、GEとV2500を設計中のP&Wの間を行ったり来たりの生活が始まった。当時の日本側では、このようにライバル会社間の行き来を問題視する傾向が見られたが、当のGEもP&Wも一向に気にすることはなかった。GEは、この時すでにRRからV2500を担当していた数人を引き抜いていたのだ。このような戦略的な寛容度が、エンジン技術の系統化にとって大切なことを、熟知していたのだと思われる。RRのエンジニアに事情を聴くと、「数年後には、またRRに戻るつもりだ」と平気で答えた。ここでも、技術の伝承が個人レベルで行われていたことが示された。

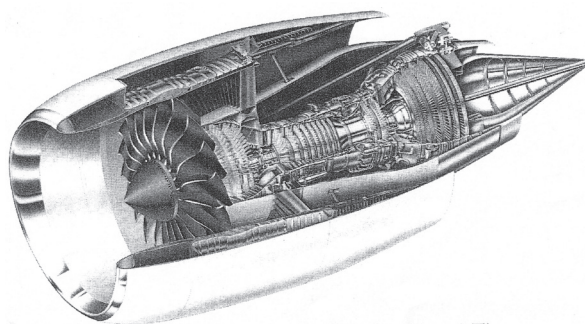


図9.13 GE90エンジンの断面図

(1) 精密鑄造翼の短期間での完成

タービン翼の素材になる精密鑄造翼の製造には、通常は約1年間を要する。最初は、金型用の金属塊の手配から始まるのだが、これは図面が無いと始められ

ない。その前に発注契約が必要だが、その際には金型を含む初期の費用をどのように量産価格に転嫁するかが、大きな問題となる。同一工場内に精密鑄造工場を持つIHIはその問題を瞬時に解決することができた。

さらに、設計技術者と鑄造担当者の事務所は100メートルほどしか離れておらず、図面の受け渡しと、補足事項の伝達は、分単位で行うことができた。つまり、翼型の設計中には、金型の手配が終わり、粗加工が済んでいたというわけである。GEとの契約後に、初めて実働部隊がIHIを訪問した。その席には、鑄物工場から、出来たての翼が一枚持ち込まれた。GEの担当者の驚いた顔は、いまでも忘れられない。

この件によらず、低圧タービンの翼の設計変更は、新型エンジンでは通常のものになっている。一般に試験用のエンジンの試運転では、圧縮機とタービンのマッチングが完ぺきなことは珍しく、全体性能の微調整が行われる。その際に、圧縮機と高圧系の変更は困難であり、低圧タービンの翼の設定を変更することで、対処することが多い。IHIはこの時の経験により、低圧タービン部については、世界最速レベルの設計と製造の能力を証明することになった。この技術は現在まで続き、更に低圧タービンとボルト結合される低圧系のロングシャフトまで及び、現在では世界の60%以上のシェアを確保するに至った。

(2) 設計マニュアルの功罪、マニュアル第3世代問題

GE90エンジンは、現在は次世代型に更新されているが、当時から世界最大のジェットエンジンで、それは従来4発だったジャンボ機を、運航コストを削減するために双発で飛ばすことを目的としたためだった。当然世界最大の直径のファンを有し、ケーシングを始めとする鍛造構造物も大型になる。そこでの基本的な問題は、推力重量比であった。

一般に重量は体積すなわちサイズの3乗に比例するし、推力は面積すなわち2乗に比例する。従って、GE90の推重比を従来型と同等にするのは基本的に困難なのだが、GEは世界最大の推重比の実現をこのエンジンのセールスポイントにしてしまった。当時のGEは、有名なジャック・ウエルチにより色々な改革が進行中であったが、設計については従来からの設計マニュアルが金科玉条であった。このために、厳格な設計審査が各段階で行われ、日程管理も別部隊が詳細に行っていた。

しかし、詳細設計が終了した時点で、あらゆる軽量化設計をしても、総重量が大幅にオーバーすることが明確になってしまった。GEの設計担当者は、いずれ

もマニュアル第3世代（これは私の命名）で、先輩の先輩が定めた設計マニュアルの基本条項を変更することは禁句であった。つまり、マニュアルを作った時のノウハウの詳細が完全には伝わっておらず、安易な改定は直ちには不可能な状態だった。

一方で、この時の日本側のメンバーの大勢は、大学院の修士と博士課程を終えた直後の者も多く、破壊力学と構造力学の最新の学説の採用をGE側に強く迫った。結局、GE側はその一部を認めて、構造部の軽量化を進めることになったが、それでも問題は解決しなかった。そこで、低圧タービン翼にチタンアルミニウムという金属間化合物を世界で初めて採用することにした。この金属の組成については、IHIとGEの各々が独自の特許を取得しており、どちらのものを採用するかで、熾烈な議論が交わされた。このことから多くの教訓を得たが、本報告では割愛する。技術の系統化には、常に異文化の新しい血が必要であり、そのことを常に許容する風土を保つことも、重要な要素と考える。

(3) COE(Center of Excellence)という組織運営法

開発設計組織には大別して2つのタイプがある。プロジェクト形式とマトリックス形式である。航空機用エンジン業界での世界を代表する会社である米国のGE、P&W、英国のRRの開発設計組織には、それぞれに顕著な特徴がある。この設計組織のあり方の第一は、組織の形式が社会経済環境に大きく影響を受けると考えるべきということである。即ち、プロジェクト形式の組織は、プロジェクト毎に設計を含む必要な人材を囲い込むもので、業務スピードが勝る。一方マトリックス形式の組織は、複数のプロジェクトの設計をMain Design Office（所謂、設計の大部屋）が一手に引き受けるもので、高度な設計と人材育成に適する。これらは長短があるために、景気の循環に合わせて、景気上昇時には前者を、景気後退時には後者を選択することが好ましい。即ち、設計組織の形態は、景気循環の法則にしたがって周期的に変わるべきものである。

最近の世界情勢から見れば、プロジェクト形式を連続的に繰り返さざるを得ない状況にあるといえる。航空機用エンジン産業は、国家の安全保障上から、軍用機用エンジンの製造とメンテナンスを完全に遂行できる機能が国内に必要であるが、民間航空機用エンジンの製造会社は世界で数社あれば十分といわれている。ここで、前者（プロジェクト形式）の機能を維持するための技術者の育成と技術力の維持は、後者（マトリックス形式）抜きには考えられず、設計組織のあり方は、このような観点から周期的に変化することを

考慮すべきであり、この3社では事実そのように運用されていた。

GE90プロジェクトが開始された時期は、まさにスピードが最優先の時代だった。そのために、GEは極端なプロジェクト組織を採用した。それは、COE（Center of Excellence）と呼ばれ、財務や経理などを含むすべてのメンバーにマネージャークラスを指名して、そのプロジェクト組織内で、進行に係わるすべての最終決定が行われるべく権限が委譲された組織となっていた。従って、全ての決定は親組織に持ち帰ることなく、会合の場で最終決定を行うことができる体制であった。しかし、このような組織を長期間続けることは、技術の伝承や系統化のためにはマイナスとなる要素を含んでおり、この組織は量産開始後に解消された。一方で、工場側にとっては、量産をより効率的に行うためにCOE型組織は有効であり、以降も継続されることになった。

(4) 最新の破壊力学の応用

エンジンの回転部の寿命の多くは、低サイクル疲労強度で決定される。多くの機械との違いは、最高出力での運転時間が極端に短く、長時間のフライト中は低い回転数で回っている。しかも、高空では作動温度も低くなり、最高温度部でもクリープ変形を考慮することはない。

部品の多くは鍛造品か鋳造品であり、微細な内部欠陥は必ず存在する。素材はインゴット段階からトリプルメルト（溶解作業を3回繰り返して、不純物を取り除く）など、最高の品質確保の工程が決められており、実物の破壊検査（予め、試験片を切り出す部位と方向も設計で規定する）も加工工程中に何度も行われる。

そこで、寿命計算は残存の可能性の残る最大サイズの欠陥が、低サイクル荷重（一般には、一フライト当たり二回）により、どのように進展するかを解析を行い、欠陥が破断サイズにまで成長するサイクル数を算定することになる。この過程では、全ての数値について確率分布が適用され、部品の重要度に応じて、マイナス3シグマや4シグマの値が適用される。

このような状況の中では、高度な専門知識が必要であることは明確なのだが、欧米のエンジンメーカーでは博士課程を修了した直後の人材が入社することは、皆無であった。一方で、日本の重工3社は、継続的に人材の確保を行っており、最新の学説を適用することができる。しかも、エンジン開発の場では、その計算値の正統性を、多くのオーバーホールデータで確認することが容易に可能な状態が保たれている。

このような能力は、新型のエンジン開発には強力な武器なのだが、しかし、優秀な技術力が確保されていても、世界中の民間エンジンのマーケットが、どのような方向にどのような速度で変化しているかの精密な情報が無ければ、新たなプロジェクトを起すことはできない。日本では、その面での系統化された技術が、過去も現在も存在しない。

(5) VA(価値解析) 技術の伝承

VA (Value Analysis)・VE (Value Engineering) 技術は1946年にGEのマイルズによって考案された。その後は、多くの米国自動車メーカーで採用されたが、日本での発展が著しかった。1980年代には、その技術を応用した原価企画システムがトヨタを中心として発達し、日本の製造業の強みの一つに発展した。そして、エンジン設計上の重要なツールとなり、現在も続けられている。

元祖VE技術のGEとの共同開発は、この面でも大きく進歩することができた。当時のGEでは、VEから発達したシックス・シグマが盛んに行われており、その指導員であるブラックベルトや、その上の地域ディレクターとの直接対話を通じて、多くの手法を取得することができた。もっとも重要視されたのが、発想法であった。例えば、部屋にかかっているカレンダーの図柄から何が発想できるかといったことを、短時間で出し合うグループ研修などが代表的だった。

また、長期安定購買のなかで、サプライヤーとのウインウインの関係を保つための契約の進め方についても、VJP (Value Justified Procurement) という企業間VEを独自手法に発展させた方法論を学び、エンジンの素材調達にはおおいに役立った。詳細については割愛するが、このように、民間用エンジン開発の分野では、国際間でのヒトからヒトへの伝達により、技術の系統化が保たれる要素が多分に存在する。

これらの諸問題を克服して、エンジンは無事Boeing 777に搭載されて、運行は予定通りに始められた。

9.2.6 QRD(質安定設計法、Quality Robust Design)

航空機用エンジンでは、新機種の開発がほぼ5年に1回、派生型開発が2～3年に1回行われる。これは典型的な研究開発型業種であり、世界市場での競争を勝ち抜くためには常に技術の差別化が要求される。また開発期間の短縮とコスト削減は永遠の課題になっている。一方、型式証明を得て飛び始めると40年間は飛びつづけることになる。しかも、一旦承認された設計(TC:Type Certification) と製造方法(PC:Product

Certification) の変更は大変な困難と費用を伴うので、その後の設計変更や工程変更が不必要になるように初号機の初回運転から完璧な品質・信頼性・安全性が要求される。そこで採用されたのが、QRD(質安定設計法)と名付けられた手法であった。さらに、この設計手法を量産初号機から適用して良品を製造し続けるために考案されたのが、初期品質安定設計法(E-QAD:Early Quality Assured Design)であるが、本報告では設計作業を主とするQRDについて説明をする。

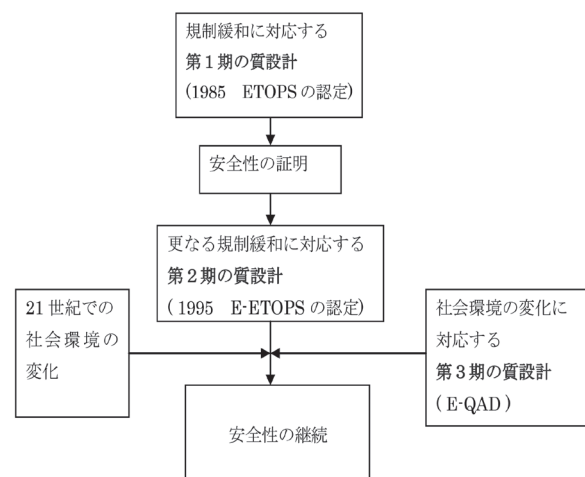


図9.14 初期品質安定設計法 (E-QAD) の成立過程⁽¹⁸⁾

図9.14にE-QADの成立過程を示す。1985年のETOPSの制定に合わせて、設計と製造過程の信頼性を従来以上に高めることが要求された。それまでの国際共同開発のなかで、個々の部品の設計の高度化(軽量化、限界設計など)が進み、気がついてみると多くの重要部品で工程能力を超える寸法公差を設計上要求せざるを得ない事例が多発する状態に至った。そこで、統計的な工程能力を採用する手法を用いて、不良品が頻発することを防いだ。また、現場の技量が様々な工夫で良品を製造し続けた。この期間に多用されたのが、タグチメソッドのパラメータ設計であった。また、寸法公差については、タグチメソッドの許容差設計法を用いて、機能の特性が公差に対して鈍感な寸法から順に、公差を緩めるなどの作業を行い、設計と製造の品質を高度に保つことに成功した。この間の作業は経験による暗黙知的な要素に頼っていた。

しかし、時代が進み1990年代後半に入ると、俄かに設計と工場の双方での技能伝承問題が起り、他方で生産量が増大し、過去の経験だけでは補えない状況が発生した。このようなときに多くの不適合の原因は「現場のヒューマンエラー」というカテゴリーにされてしまう。しかし、原因を遡れば工程能力を超えた要求である場合が大多数を占めるということ容易に

知ることができた。

そこで、設計と加工の双方の「業務の質」を徹底して改善をする必要性が生じた。機能設計、工程設計、治工具設計の全てで、製品の機能上と製造上の双方でのロバスト性を従来に増して確保することである。

QRDはこのような状況下で航空機用エンジンの開発設計に長年にわたり従事した結果に到達した設計法であり、通常的设计論のみならずそれを実行する上でのマネジメント的要素を含む設計プロセスである。そこで、当時品質保証部長だった私は、Quality Controlを取って品質管理とは云わずに、業質管理と呼ぶことにして、従来の暗黙知を形式知化することに努めた。そこで開発されたのが、QRD (Quality Robust Design、質安定設計法) であった。

QRDのフローは、まず開発の初期設計の段階でQFD (Quality Function Deployment; 品質機能展開) を用いて市場における製品の信頼性に影響を与える代用特性を特定し、客先品質と製造上重大な影響があると考えられる項目 (代用特性) を抽出し、それらを図面上に記号を付けて明示することから始まる。そして、特定された代用特性に対して設計と製造の両面にSQC (統計的品質管理) とタグチメソッドを適用する。この一連の作業により、機能設計と製造品質の両面でのロバストネスが最大限に確保されることになる。

この設計プロセスの実現のためには、技術者組織、品質管理の業務プロセス、設計によるリーダーシップの3つの側面からのマネジメント的な方策が合わせて必要である。そこで、一連のプロセスとマネジメン

ト的な要素も加えたシステムをQRDと称することになった。⁽¹⁸⁾

(1) SQC (統計的品質管理、Statistical Quality Control) による過去の製造経験の取得

SQCのひとつとして、従来エンジン製造で使われているSPC (Statistical Process Control; 統計的工程管理) がある。これは工程能力として要求される公差に対する加工能力のレベルを統計的に評価した指標により管理する手法である。管理指標値としてはCpk値 (Statistical Value for Process Capabilityまたは、Manufacturing Process Capability Index) を用いて、通常Cpk値が1.33以上であれば不適合の発生が偶発的であり量産品の加工が安定している加工能力レベルを示す。最終検査の信頼度を3σと仮定しても工程能力が4σであれば、製品の信頼度は3プラス4シグマ (数値としては、いわゆるシックス・シグマよりは二桁高い信頼度) となる訳である。すなわち、

工程能力の信頼度を4σとすると、不適合品の発生頻度は 0.0317×10^{-3}

検査の信頼度を3σとすると、不適合品の検査をスルーする確率は 1.350×10^{-3}

であり、3σプラス4σとは、 $1.350 \times 0.0317 \times 10^{-6} = 0.0428 \times 10^{-6}$ となり、一般的に述べられているシックス・シグマは、百万回あたり3.4回であるので、約二桁高い信頼性となる。

航空エンジンの重要部品は、ディスク・シャフト・動翼などの回転部品やフレーム・ケーシング・静翼な

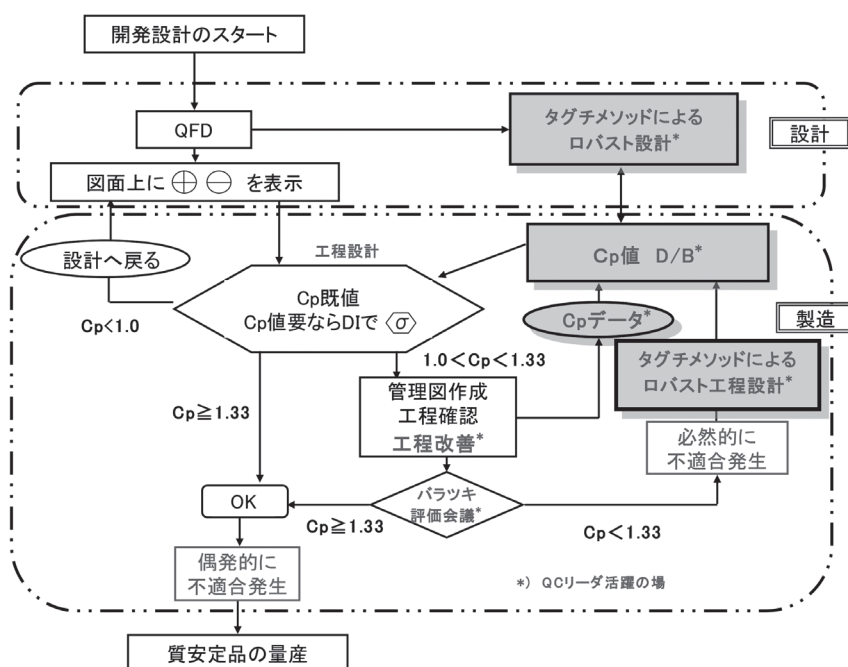


図9.15 QRDのフロー⁽¹⁸⁾

どの静止部品に大別されるが、いずれも機種によらずに材料や加工方法が共通の場合が圧倒的に多い。従って、要求される寸法公差と加工方法・加工機械が共通の場合が多くある。このことは、工程能力のデータベースがあれば、過去の実績を元に新機種部品に対する加工能力値を容易に推定できることを示す。

(2) タグチメソッドによるロバスト設計の推進

QRDで特定された重要代用特性（寸法だけではなく、材料の熱処理、表面粗さなども含む）は、設計上も加工上も最大限のロバスト性を持つことが望ましい。即ち、どのような特性であっても、製造上のばらつきが使用品質に影響する度合いの小さいことが求められる。このために最も有効な手段が、タグチメソッドによる「パラメータ設計」である。

この過程を経た後に加工性の検討を行うが、過去のCp値のデータベースに照らして明らかに工程能力が不足すると判断された場合には設計者自らが判断して再度設計に戻り、タグチメソッドによる「公差設計（許容差設計）」を行う。この手順により、近接する他の寸法や寸法公差との相互影響度を調べて、特定の寸法公差を緩和することが出来る。この手法の採用により、主軸のスプラインやタービン・ディスクの寿命を大幅に伸ばすことができた。また、ファンブレードの振動特性と空力特性の双方を同時に最適化することが可能になった。

このような経験から、IHIではタグチメソッドとSQCを併用した推進法として、「ASQC (Aero Statistical Quality Control) と称する設計法を確立した。⁽¹⁹⁾

9.3 産業用ガスタービンとの関係

高空を高速で飛翔し続けるためには、ジェットエンジンが最適であることは、その科学的な原理（空気が希薄な航空でも出力の確保が可能、軽量かつ小さな断面積で高出力が可能など）により、かなり以前から明確にわかっていた。しかし、ホイットルの例に示されるように、その実現性は危ぶまれて、初期においては航空機用エンジンへの投資は、レシプロエンジンが主流になっていた。その間にガスタービンは発電機をはじめとして、産業用として発展を続けた。従って、この期間は産業用のガスタービンの技術から多くを受けとった。

しかし、第2次世界大戦の後期にジェット機の実用

性が証明されると、技術面への投資は一気にジェットエンジンに傾いた。そのことは現在も続いているのだが、それは新機種に対する投資額の違いにより知ることができる。

産業用ガスタービンは個別受注で個別設計が伴う。一方でジェットエンジンは、成功すれば数千台の量産品になる。また、新機種の開発期間は長く、必然的に長期的な研究投資を伴う。圧縮機やタービンの性能向上や、燃焼器と高温部分の高温化、更には種々の公害対策もその中で行われ、その多くが産業用のガスタービンに転用されていく。そのために、世界的に産業用ガスタービンの最先端技術を競う企業は、ジェットエンジンの研究開発を並行して行う場合が多い。

産業用ガスタービンの場合、圧縮機については航空機に必須の急加減速や、急旋回時に発生する空気流入口における不均一性は、地上設置なので必要がなく、もっぱら燃焼器とタービンを始めとする高温部分の技術が継承される。その場合、航空機が最大出力を必要とするのは、離陸時の数十秒だが、地上用では連続運転になる。そこで、地上用では航空機用の最先端技術から、タービン入り口温度が約100℃下げた定格が選ばれるようである。

このような歴史的な流れを、日本特有の事情に当て嵌めると、FJR710プロジェクト（1971年開始）を境に明確に分かれることになる。そこで、この歴史を二つの期間に分けて示す。

9.3.1 産業用から航空用への技術の移転 (FJR710以前)

工業的にみて実用的な熱機関は、1776年のジェームス・ワット (James Watt) による蒸気機関に始まる。ガスタービンは、その15年後の1791年にジョン・バーバー (John Barber) によって考案された。しかし、それを応用したジェットエンジンの原理がフランク・ホイットル (Frank Whittle) による特許で示されたのは1929年であった。そして、10年後の1939年に世界初のジェット機が飛ぶことになった。

ワットは、当時すでに完成していた蒸気機関の出力、効率を著しく高めて実用的な機関を完成した。つまり、それ以前にも蒸気動力を利用する機関は色々あったが、ワットが工業的な利用を経済的に成立するだけの効率を得ることに成功したことになる。

一方で、ガスタービンの実用化には百年以上の長期間を要した。ようやく、1903年にエギディアス・エリングが入力よりも11馬力だけ出力が大きい世界初のガスタービンを完成させた。その間に、蒸気タービ

ンは1889年に発電用に実用化し、さらに1894年からは船用原動機として広く利用され始めていた。

つまり、ホイットルがジェットエンジンの特許を発表した時点では、ターボ機械としての技術はおおむね完成しており、残された課題は高温の燃焼ガスに耐えるタービン翼とその支持構造が主であった。そのために、ジェット機による実用化は、その後、僅か10年で達成することができた。

日本においては、終戦後の7年間の空白の間も産業用と船用のタービンの研究と実用化は進められており、その技術のお蔭で、初期の自衛隊用の練習機エンジンと航空技術研究所での垂直離着機用のジェットエンジンの開発は、比較的順調に進めることができたと考える。さらに、FJR710プロジェクトも、それらの技術の蓄積で、大成功を収めることができた。

9.3.2 航空用から産業用への技術の移転 (FJR710以降)

FJR710プロジェクトの成功につづく日英共同開発とそれを引き継いだV2500プロジェクトは、状況を一変させることになった。将来の世界的マーケットの航空機の拡大予想は、民間機用ジェットエンジンへの投資を急激に増加させることになった。特に、全世界的なタービン入り口温度の高温化競争では、日・米・英が主要大学を巻き込んでの研究を進めた。

この間のタービン入り口温度の上昇の歴史を図9.20に示す。産業用の上昇傾向が、航空用を追っていることが明確に表されている。

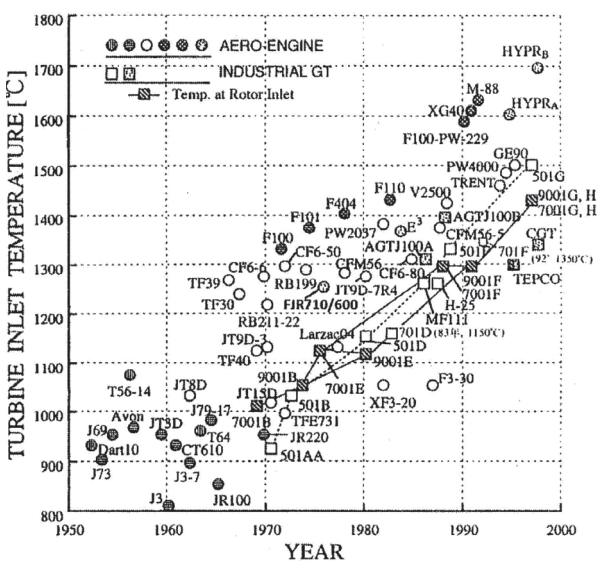


図9.16 タービン入り口温度の上昇の歴史⁽²⁰⁾

しかし、この高温化競争も、航空機用では2000年代に入ってほぼ限界を迎えることになった。また、世

界的な脱炭素の運動により、とくに発電用のガスタービン研究への新規投資は縮小されてゆくものと考えられる。

ガスタービンのもう一つの特徴は、低圧連続燃焼のために、色々な燃料が使用可能なことにある。ジェットエンジンは、1980年代に水素燃料、2000年代にはバイオ燃料への転換の実証試験を終えており、脱炭素運動への対応は、自動車とは異なったものになってゆくと考えられる。従って、航空用から産業用への技術の移転は、今後も当分の間続くと考ええる。

(註1) 従来の日本企業は、特にコモディティー分野においてはA+Bパターンが多かった。それは、経済の拡大基調の中で国内市場が十分な大きさであったからである。その結果、「ガラケー」の言葉に示されるように、個々の商品がガラパコス化していった。そこで、グローバル経済時代を迎えて、多くの家電などは、海外市場で、中国や韓国製品に後れをとることになった。現在は、多くのコモディティー商品であっても、A+Cパターン、または当初からCパターンを行う企業が成長している。

(註2) この間に、筆者は民間エンジンから自衛隊用エンジンの技術担当に移り、全く同じ現象をP&W設計のエンジンで経験することになった。しかし、当時のP&Wの担当者は、この事象に関する知識を全く持っていなかった。

参考・引用文献:

- (1) 前間孝則「ジェットエンジンに取り憑かれた男」講談社 (1989)
- (2) 芹沢良夫「変転の日々に生きて」日本機械学会誌 87-793 (1984)
- (3) 広木、勝又、山口;「空冷タービン翼の研究」石川島播磨技報、第13巻、第6号 (1973)
- (4) 広木、勝又;「空冷タービン翼設計上の諸問題」日本ガスタービン会議講演論文集 74-6 (1974)
- (5) 勝又一郎「航空用ガスタービンの冷却翼について」日本機械学会誌 第78巻 第678号 (1975)
- (6) Hiroki, Katsumata “Design And Experimental Studies of Turbine Cooling” ASME 74-GT-30 (1974)
- (7) I.Katsumata “Effects of Mach Number on Cooling effectiveness of Film Cooled Turbine Blade and Vane” Film Cooling Work Shop, Univ.

- of Minnesota, May8, 1975
- (8) 真家、勝又「冷却タービン翼の熱疲労に関する研究（第1報）」日本機械学会講演論文集 No.770-4 (1977)
- (9) Maya, Katsumata「A Study of Thermal Fatigue Life Prediction of Air-Cooled Turbine Blade」 ASME 78-GT-63 (1978)
- (10) Morimatsu, Hirata, Katsumata「Near-Hole Region Heat Transfer in Full-Coverage Film Cooling」1977 Tokyo Joint GAs Turbine Congress, ASME Paper No.02 (1977)
- (11)「英、米メーカーが対立」日刊工業新聞(1988.1.12)
- (12)「V2500 92 台キャンセル」日経産業新聞(1988.2.9)
- (13)「全日空の不採用に衝撃」日経産業新聞(1988.12.1)
- (14)勝又、他4名「航空機用エンジン CAD“CADEGA”の開発」石川島播磨技報 第26巻 第2号(1986)
- (15)勝又一郎「航空機エンジン五か国共同開発における CAD 利用とデータ交換」セミナ「CAD/CAM 標準化の動向と将来展望」日本設計製図学会、日本コンピュータ・グラフィック協会共催、日本機械学会他4学会協賛、日経小ホール(1988)
- (16)勝又一郎「航空機エンジンの五か国共同開発における CAD データ交換」日本機械学会講習会教材 No.890-33 (1989)
- (17)勝又一郎「航空機エンジンの国際共同開発と CAD データ交換」日本機械学会誌 Vol.94, No.868 pp.236-242 (1991)
- (18)勝又一郎「初期品質安定設計法の提案と評価」博士論文(東京大学)(2009)
- (19)勝又一郎、藤本良一「2本柱での研究が活きた ASQC」クオリティマネジメント Vol.58, No.8, 日科技連(1998)
- (20)佐々木誠「航空宇宙技術研究所における FJR710 エンジンの研究開発と STOL 実験機での搭載運用」日本ガスタービン学会誌、Vol.44 No.6, p.451 (2016)

10 | 系統化調査のまとめと考察

日本の民間航空機用エンジンビジネスは、終戦直後の7年間の空白により、欧米に大きく後れをとってしまった。その遅れを一気に取り戻そうとしたのが、1971年に始まった通産省のFJR710大型プロジェクトだった。その時期、大戦中にジェットエンジンの開発に従事した経験のある技術者は、それぞれの会社の幹部としてプロジェクトの主導にあたった。また、当時は日本の大学での航空関係学科の人气が高く（例えば、東大航空学科は理科一類からの進学者の中での最高得点圏だった）若手の技術者の能力は高かった。一方、この職業への欧米での人気は低く、有名大学からの就職者は理系、文系とも皆無であった。（註1）

この大型プロジェクトは、全ての費用が当時の通産省からの補助金で賄われていた。なぜならば、民間航空機用エンジンの市場は、将来にわたって大幅に伸びることが予想されており、精密機械工業の製造技術は日本の伝統的な得意技であり、さらに多種多様な金属材料と加工法を用いるために、多くの製造業への波及効果が期待されたため、この分野を産業として育てることは、当時としては国家の急務であった。

そのような条件のもと、このプロジェクトは全て当初計画目標を達成して、1979年に終了を待たずに日英共同開発が始まった。この時、日英は将来を見越して折半で新会社を設立（RRJAELという名称）し、将来の中型エンジンの新規開発も、同じ組織で行う契約を交わした。もし、この状態がその後の40年間続けられていれば、その間の新機種は日英ブランドになり、契約期間の切れた今日、日の丸エンジンが立ち上がっている可能性が高かった。

しかし、日英プロジェクト開始から30年経った記念式典での当時の通産省幹部の挨拶は、『高度成長時代は、常に米国との通商交渉に明け暮れた。繊維問題、鉄鋼問題、自動車問題、家電問題などが連続して発生した。一つ解決した時のセリフは、「次は、何が問題となるか」だったが、ついにジェットエンジンは話題にはならなかった。』でした。その間に、常に携わっていた一人としては、何の言葉も出なかった。貿易摩擦どころか、民間航空機の世界では、まだ世界中に一つの日の丸エンジンも存在しないからである。

つまり、新機種エンジンの開発を計画するための市場調査と、それと並行して行われる構想・基本設計に関する一連のプロセスの技術の系統化が、日英二国間だけのRJ500エンジンからV2500エンジンへの移行

時に途切れてしまったことになる。

「はじめに」に書いたように、世界的に見れば民間機用のジェットエンジンに関する技術は、強力な国際協力の継続により長足の進歩を続けていると云えよう。それは、同じエネルギーシステムである原発技術の系統化と比べると、半世紀の間に安全性、信頼性、コストエンジニアリングの面から見た妥当性などの面で、大きな差となって現れている。筆者は、その原因については、様々な領域にわたって国際機関による強固な規制と緩和の繰り返し、強制力をともなって行われたことであると述べた。（7.2項）

しかし、翻って日本での系統化を見ると、それは明らかに、系統化が継続されているものと、途中で途切れたものに分けることができる。本報告としては、後者に重きを置いて「まとめ」を記す。

10.1 50年間の歩み

ジェットエンジンは代表的な精密機械であり、その基礎的な工学分野は熱力学と流体力学である。また、技術の進歩には、新材料の開発が必須の条件になっている。このいずれもが、世界の中で日本が突出した知識と経験を持っている。

それでは、なぜ1970年代にオール日本で育まれた夢が果たされなかったのであろうか。主な理由は二つある。一つは継続的なマーケティング網の不在で、もう一つは政府の補助金に頼る体制であった。じつは、ホンダジェットには、この二つの問題が無かった。欧米に張り巡らされたサービス網からは、十分な情報が得られたであろうし、常に独自の判断で研究と開発を進め、さらに最適な時期での海外との完全な形での連携を可能にした。

甚だ独断的な判断で申し訳ないのですが、このような基本認識のもとに、50年間の歩みを考えてみる。

10.1.1 日の丸エンジンへの夢

日本のエンジンメーカーは、長い間防衛庁需要に頼り切っていた。それは、練習機用エンジンの開発と、戦闘機用エンジンのライセンス生産だった。この分野では、まさに先に挙げた体質の中で育たざるを得なかった。

防衛庁向けエンジンと民間航空機用エンジンは、全

く異なる製品である。まずは、製造認可のための法律もスペックも全く異なる。それゆえ、私は今回のテーマを、敢えて航空機用エンジンとはせずに、民間航空機用とした。民間の場合には、初めからのグローバル商品である。開発プロジェクトのスタート以前から、世界中のエアラインを相手に価格交渉をして、ほぼ互角の競争力を持つ競合機種に対して、半分の交渉で勝たなければならない。しかも、その間には一機の試験用飛行機も飛び始めていないのである。つまり、実物の製品は、試作品さえもまだ影も形もない状態にある。その間の営業チームと設計チームのやり取りは、プロジェクトの主導者にしかわからない。この期間は、競合機種に勝つための様々な設計変更が盛り込まれるもっとも重要な時期なのだが、その期間のMOT (Management of Technology) が1980年中期以降は、日本では経験する機会がなく、従って傳承されていない。(註2)

本文で述べた技術の系統化は、この時期以降はエンジン部品（または、低圧タービン等の特定モジュール）についてであり、最も肝心なプロジェクトの構想時期からはじまり、競合機種と互角に勝負をして、安定した受注を確保するまでのエンジン全体の取りまとめのための技術の系統化は、じつはRJ500で始まり、V2500の初期に途絶えて、以降は傳承されていない。そこでここでは、そのことについての当時の経験を、少し詳しく記すことにする。理由は、特に設計に関するこの期間の正式な記録が何も残されていないからである。

新エンジンの性能は、たとえ複数の競合機種が存在しても、開発が終了するまでにはほぼ同等の性能に落ち着く。このことは、かつての識者の言葉「競合エンジンの性能は、何回かの商談の末には、必然的に同じものになってしまう。それは、負けた方がその原因を除去して、次の商談に勝つための改定を行うからである。」に示されている。

そこで、勝敗を決定する場では主にファイナンスの話になるのだが、ここでも勝負は決しない。例え100%割引で納入しても、その後のオーバーホールと派生型エンジンの売却で、十分採算が合うからである。

では何が勝負を決するのか。それは、長期にわたる信頼性と重大事が生じたときの迅速な処理能力の評価になる。長期の信頼性とは、個人間の信頼構築が主なのだが、組織としては、エアラインが乗客数を増やすための長胴型や、逆に減らしてより長距離の飛行ルートに進出しようとするときに、それに容易に応じられる技術力が含まれる。つまり、初期の開発期間中には、

そのようなデリバティブ・エンジンの開発が、いかに容易に（つまり安価で）実現できるかも示さなければならない。このことについては、次の節で具体例を示す。

また、エンジンの試験運転中には様々な問題が発生する。中には、耐久性に致命的なものもある。勿論、直ちに設計変更を行うのだが、その問題が、競合相手の口からエアラインに漏れることを極端に恐れる。開発試験中の不具合を、直ちに顧客に開示しないことほど、顧客からの信頼を失うものは無いとの認識による。

大事が生じたときの迅速な処理能力については、災い転じて福となることもある。つまり、大事が起らなければ、この能力は証明のしようがないのである。V2500の開発の半ばにそのことが起こった。RR担当の高圧圧縮機のサージマージンが、ある期間経過後に想定される状態では足りなくなる可能性が出たのである。新エンジンでは十分なのだが、ある時間数を経過して、微小な摩耗や翼の汚れが堆積すると、許容できない範囲に特性が変化してしまう。要はロバスト性の不足だった。この問題は、主要部である高圧圧縮機の設計変更を伴うもので、多くのエアラインが注目し、5か国の寄り合い所帯では迅速に解決することはできないであろうと思われていた。少なくとも、量産初号機の完成時期は大幅に遅れるであろうという見方が大勢であり、実際に数社からのキャンセルも行われた。しかし、P&Wのとりもちで、高圧圧縮機の仕事の一部を、日本チームが担当する低圧圧縮機に移すための大規模な設計変更が見事に短期間で完成して、計画通りに初号機の納入を果たすことができた。

考えてみれば、5か国の協働なので、5か国のそれぞれ得意とする知恵を結集することができるし、24時間中どこかの国で昼間の作業が続けられることになる。この結果、大事への対応能力が評価されて、その後はしばらく競合機種に対する優位性が保たれることとなった。

日の丸エンジンを実現するには、以上のようなトップの迅速な決断力とグローバル感覚の営業力を伴う技術経営（MOT）の傳承が必須なのだが、残念ながらそのための系統化は、数十年前に途絶えてしまった。

10.1.2 開発初期に必要な技術力の傳承

新規プロジェクトのスタート前後の技術力については、日英共同開発の項で具体的な例を示した(9.2.3項)。しかし、そのプロジェクトは、日英両国でそれぞれ試験エンジンの初号機を運転することをもって終了してしまった。そこでここでは、それ以降のV2500の耐久試験を始めとする様々な試験運転中に、競合機種に

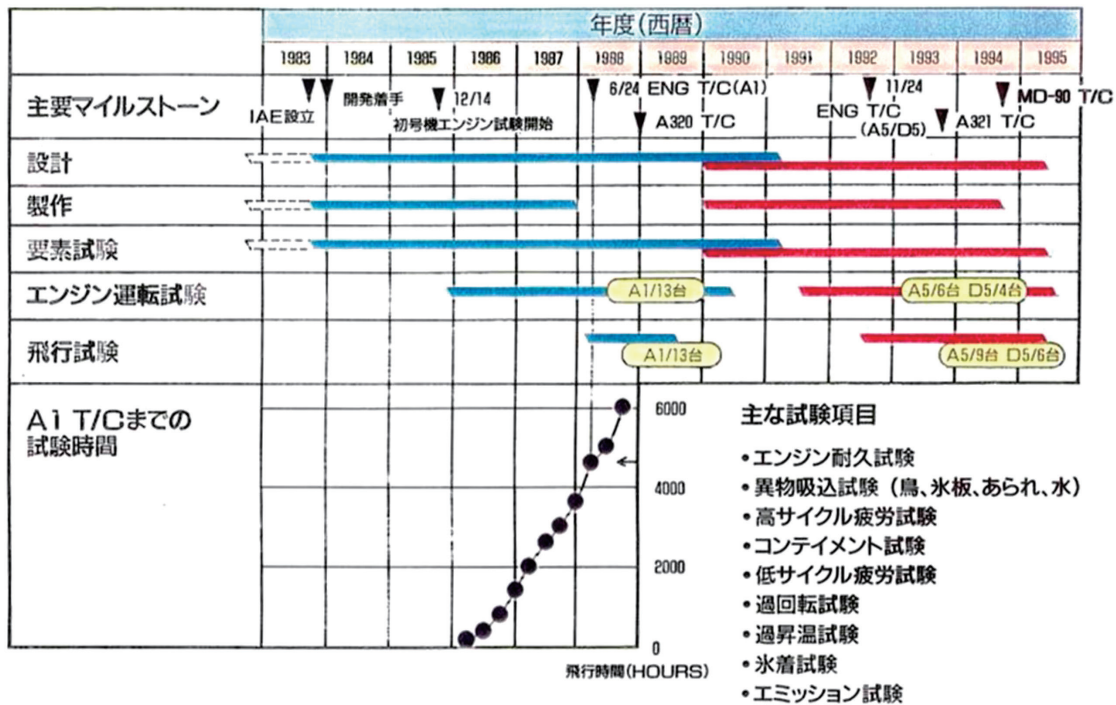


図10.1 V2500エンジン開発年表 (JAEC提供)

勝つために行われた技術の内容について記す。

開発期間の概要を図10.1に示す。青はA1エンジン、赤は派生型のA5（推力増強型）とD5（機体後部横付け型）を示す。飛行試験の完了までには、かなりの年数が経過している。

この期間の主な設計技術の内容は、大きく二つに分けられる。一つは、試験中に発見された不具合と、競合機種と比べて劣っていると見做される設計特性の見直しである。設計特性とは、燃料消費率、騒音レベル、排気ガス成分、整備の容易さ、重要部品の寿命、機体搭載中のエンジン交換の容易さなどが挙げられる。

V2500の営業チームが当時の全日空機種選定会議の最終日に質問を受けた。高圧タービン翼の交換寿命に関することだったが、来日中のP&Wを中心とする営業チームは答えを持っていなかった。彼らは、隣の技術チームの部屋に来て、私にそのことを告げた。私は、直ちに友人のP&WのChief Designerの自宅に電話をした。米国は、ちょうどThanksgiving Dayの真夜中だった。しかし、結果は失注であった。

第2の技術事項は、将来に予想されるデリバティブ・エンジンへの改造開発の容易さのデモだった。エアラインは、一旦新機種を選択すると、少なくとも30～50年間はそのエンジンの派生型も採用することになる。

例えば、日本国内で1970年代初頭から使われ始めたCF6シリーズは、現在もまだ使用されている。パイロットと整備員の育成が容易だからである。従って、設計側としては、いかに簡単な改定で派生型エンジン

を実現できるかを、最初の機種選択の前に示さなければならない。防衛庁向けエンジンには、このようなことはない。

V2500プロジェクト中期にこのような作業を行った記録を次項に示す。

10.1.3 3ヶ月ルールとの格闘

V2500設計の前半(1985頃)から、私は「3ヶ月ルール」という言葉を使うようになった。基本設計が本格的に始まって間も無くの頃は、設計を中心にマーケティングやサービスなど異分野間の交渉が頻繁であった。何としても先行するCFM56（GEグループの新機種）に勝たねばならない。大きな商談があちこちで行われていた。商談は、勝つことも負けることもある。初めの頃は連戦連敗だった。互角の勝負になった頃からであろう、ひとつの商談に負けると、敗因の分析が直ちに行われるのは当然として、多くの場合にとぼちりが設計部門に来る。燃費をもう1%良くしろ、重量をもう50kg軽くしろ、整備費を2%改善しろ。これが3ヶ月ごとにやってくる。

考えれば当然のことで、互角の勝負の場では負けた相手が新しいオファーを準備する。そして次の商談での逆転を期する。その結果で見事逆転をされると今度はこちらが敗因分析をして、営業やファイナンスの武器では勝負に勝てないとなると設計にやってくる。この周期が大体3ヶ月ということだったのだ。

これとは別に将来の派生型の話が次々と起こる。こ

のことは5年間に大きなものだけでも15回のProject Designが行われた。こちらは、4ヶ月に1回の頻度になる。

この中には、「Super Fan」(この基本デザインは30年後にP&Wが実現して、三菱のMRJプロジェクトで採用されることになる)のような特殊なものもあるが、概して上記の受注を有利にするためのものが多い。

受注競争に勝つためには、これらのProject Studyで示された一連の設計作業を、既定の開発作業をすすめる中で並行して完成させる必要があった。即ち、Proven Technologyとして具体化することが我々設計陣に求められる仕事となる。このような、営業活動で敗因の可能性のある特性のリスクランクをより確実な方向へ下げてゆくことは、通常の設計作業とは別に「開発設計」の面白さと厳しさを教えてくれた。

3ヶ月ルールを含むこれらの作業は、ある意味机上の計算であり、絵に描いた餅でもある。実際の優劣は、型式証明を得た後の初期商業運転後に現れる。この時期の評価は後の市場占有率に大きく反映されるので、最重要課題となる。

私が見られる情報を元に、10項目について競合機種との優劣を設計の立場で6年間(1987～1992)比較したメモ書きがある。最重要の「初期性能」では、当初負けていたが、ついに勝ち越した。だが、2年後にまた抜かれた、とある。「性能劣化」と「排気成分」については負け続け。勝ち続けた項目は「騒音」であった。振り返って云えることは、3ヶ月ルールの結果は、Proven Technology化を経て実機適用となり、それが市場に反映されると2～3年の周期で優劣に反映される、との認識だった。

当時のIAEの識者の言葉がある。「この業界のcompetitivenessというのは、結局はシーソーゲームで何時の時点で見るかにより変わる」と。であるから、3ヶ月ルールは延々と周期を変えて続くことになる。

10.1.4 改良型と派生型エンジンの検討

1985年から1989年の間にV2500 Family Advanced Projectとして、15種類のエンジンの検討が行われた。世界競争に勝つためには、これほどの努力が必要である。(註3)

15種類の内容は以下の通りで、「MD」はマクダネル・ダグラス社を、「67」などの数字はFanの直径のインチ表示、「28K」などの数字は最大推力のポンド表示(すなわち28000 lb)を示す。

- ①2% Fuel Burn Reduction ; 燃料消費率を2%改善するための設計

- ②MD89 Installation; エンジンを主翼下ではなく、胴体後部に横付けする設計。交換エンジンの利便性のために、左右同じエンジンでなければならない。
- ③A3型for A340; 少し大きい機種への対応のための変更例
- ④B737-500; Boeing機への搭載例
- ⑤Super Fan; ファンと低圧タービンの回転数を変えるために、低圧軸に変速ギアを導入
- ⑥Growth Potential; どこまで推力を増やせるかの例示
- ⑦Phase II; 更なる燃費の向上
- ⑧Reduced Thrust; 推力を減らす変更時の燃費と推力重量比への影響
- ⑨67-70' FAN; ファンの直径を大きくできる余裕の例示
- ⑩PIP; 更なる燃費の向上案 (Performance Improvement Plan)
- ⑪New MD89; 胴体後部に横付けする設計の改良型
- ⑫65 Fan PIP; ファンの直径を変更した時の影響度
- ⑬27.5K PIP; 推力増強型の更なる燃費の向上
- ⑭28K PIP 3 STG LPC; 高圧圧縮機の仕事の取り込み案
- ⑮28K PIP 4 STG LPC; さらに多くの高圧圧縮機の仕事の取り込み案

これらの検討結果とエンジン試験での不具合個所の改善のために行われた日本側担当部位の設計変更の中で、全体設計図の改定にまで及んだケースは、1983年7月のDesign 1の出図から、1987年5月のDesign 25の出図まで46回も行われている。それぞれの設計図の名称を次の囲み記事で示す。ちなみに前述の高圧圧縮機に係わる大設計変更を経て型式証明用として最終決定されたのは、「Design 18T」となっている。主な設計図に関する具体的な内容は以下の通り。

- RR担当の高圧圧縮機は当初から問題が多く、Design 15では単段の低圧圧縮機であったが、Design 17では2段に変更、更にDesign 18で3段に変更された。この間、エンジンの全長と重心位置は、すでに機体会社との合意済みなので、変更することは許されない。
- Design 15はA～Eの6種類のオプションが示された。エンジンを機体に取り付けるマウントの位置や形状の変更、翼列の位置や角度の変更(騒音低減のため)、構造部材の製造法の変更(コストと重量の削減のトレードオフ)などが含まれる。

- Design 17はA～Cの4種類のオプションがあった。この間の主たる変更箇所は226か所で、内訳は性能(21)、重量(36)、コスト(25)、製造(29)、強度(28)、TSF(29)、新規要求(36)、インターフェース(22)であった。ここで、TSFとはFJR710の時代から続いている運転試験におけるTrouble Shoot Formatの記録に従って不具合の再発防止対策として盛り込まれる設計変更である。
- Design 17CからDesign 18への変更。これは、低圧圧縮機の設計に尽きる。前節で示したP&W主導の大設計変更案が合意された直後の2か月の間に、17種類の3段化の設計検討が行われた。その間にRRからは9種類、P&Wからは7種類の翼枚数の変更が提案された。軸長の増加分は、+1.4から+4.6インチなど様々でほぼ毎週2種類について様々な観点から設計の成立性と利害得失の結論を出した。
- Design 18Tは型式証明型(T/C Standard)で、Design 18Eは商業飛行開始型(EIS Standard)、Design 18Fはその1年後の型式で、それらを量産計画と共に一気に決定した。ここで、EISはEntry into Serviceを示す。しかし、その後も

Design 25まで、様々な派生型の設計を続けたことが分かる。

全体を通してみると、これらの変更は、初期と終盤の変更頻度が激しく、逆S字カーブを描いていた。将来、もし日の丸エンジンの可能性が生じれば、この技術の伝承は必須と考えるので、敢えて全貌を明らかにした。

このような作業は、一部を除いては、すべて営業活動で競合機種との勝敗を決めるための道具づくりとして行われた。例えば型式証明が無事取得できても、営業活動に勝ち続けられなければ、何の価値も生まれて来ない。V2500エンジンは、当初の劣勢を跳ね返して、世界のベストセラーエンジンの一つに成長して、日本のエンジン3社にとっての利益の稼ぎ頭にまで成長することができた。それは、この設計作業の15年以上さきの2000年代になってからのことであった。

このように型式証明を得るまでの営業活動に直結した膨大な技術作業は、V2500の初期以降は日本では伝承されていない。もし、日の丸エンジンのプロジェクトが立ち上がる機会があれば、先ずはこの技術の再取得から始めなければならない。新機種のチーフデザイナーとしての経験は、伝承されなければならない。

国際エンジン開発から得られた教訓(その6) 全体設計図は毎月変更される(註3)

競合他社に勝つためには、大幅な設計変更を毎月行わなければならない。以下に改定の歴史を示す。

Design 1 RJ500 62' Fan、 Design 1A OGV Contour Change、 Design 1B Steel Fan Case
 Design 2 Separated Fan Case、 Design 2A、 Design 3 V2500 Hydraulic Seal
 Design 3A Intermediate Structure、 Design 3B Alternative 1、 Design 3C Alternative 2
 Design 3D Alternative 3、 Design 4 LP Shaft Rear Spline joint to LPT
 Design 5 Integrated OGV Strut、 Design 6 Separated OGV Strut、 Design 7 Flow Path Change
 Design 8 63' Fan、 Design 9 Single Fan Case、 Design 10 IOS 56 to 48
 Design 11 Outer Inner Joint Change、 Design 12 V-Groove Moved、 Design 13 Strut 8 to 10
 Design 14 Rotor moved forward、 Design 15 Common Casing Design、 Design 15A FEW Development、 Design 15B Weight Cost Reduction、 Design 15C、 Design 15D、 Design 15E、
 Design 16、 Design 16A、 Design 17 2 Stage LPC、 Design 17A、 Design 17B、 Design 17C
 Design 18 3 Stage LPC、 Design 18A、 Design 18B、 Design 18T T/C Standard
 Design 18E EIS Standard、 Design 18F EIS+1year Standard、 Design 19、 Design 20
 Design 21 28K Engine、 Design 22 MD91/92 Engine、 Design 23 25K Fall Out Engine
 Design 25 28K Large Core Engine

この間の Design Scheme(個別設計図)の数は 591種類、1244回の出図。月間平均出図回数31回、月間最高出図数104回(1986年3月)であった。ジェットエンジンの図面は全て現尺であり、個々の出図はA0サイズで十枚程度になる。

10.2 将来のあるべき方向

2020年に突然世界を襲った新型コロナ(Covid-19)は、世界中の航空業界に大打撃を与えることになった。その影響が今後何年間続くかの予想は難しい。しかし、現代の政治と経済と技術による復元力により、いずれ元の軌道に戻るようになるであろう。その一つが、前年のおわりに欧州を中心に起こった「フライト・シェイム(飛び恥)」という動きだ。これは、大型の航空機が排出する二酸化炭素の総量が、他の交通手段に比べて大きいことを問題視している。輸送量当たりの排出量は、自家用自動車は問題外に大きいのだが、航空機はバスの約2倍、鉄道の5倍近くになっている。(2017年 国土交通省調べ) つまり、地球の温暖化を防ぐためには、航空機の代わりにできるだけ鉄道を使おうという運動で、欧州では具体的な動きが始まっていた。

IATA(国際航空輸送協会)によれば、商用機が排出する温暖化効果ガスは、世界全体の2%なのだが、航空需要の急成長により、急激に増加する恐れがある。そこで、この2%を上限としてそれ以下に抑える目標が設定された。具体的には、2050年の目標値を1.1~1.8%として、その為に2020年までに総排出量の増加をゼロに、2050年までに2005年の総量の半分まで下げるとの目標値である。

この取組みは、CORSIA(Carbon Offsetting and Reproduction Scheme for International Aviation)と呼ばれ、既に76か国の航空会社が参加をして、実績報告が続けられている。具体的な対策は、飛行に関わるあらゆる効率を向上させることなのだが、エンジンは性能向上の継続と共に、SAF(サステナブル・ジェット燃料、Sustainable Aviation Fuel)の大幅な利用が進められている。現在行われている方法は、通常の燃料(民間機はジェットA1とよばれる灯油と軽油の中間の石油燃料)にできるだけ多くのバイオ燃料を配合するもので、2008年にはBoeing 747に20%を配合した試験飛行が行われ、2011年には50%配合燃料での有償旅客飛行が行われた。

20世紀後半に起こった2度のオイルショックの際に、脱石油が課題となり、ジェット機に水素燃料を用いる実験が行われた。結果は技術的には全く問題が無いのだが、世界中の空港で必要とされるインフラの実現は不可能に近く、石油燃料を使う最後の交通手段になるであろうとの予測が示された。それから半世紀が経過して、現在はエンジンの電動化と共に、これらの

努力がしばらくは続けられることになる。

本稿の冒頭の「はじめに」で次のように述べた。「技術の系統化について、本稿で述べたいことがもう一つある。それは、メタエンジニアリングという観点から見た系統化のあり方だ。」技術の系統化とは、文字通りに、ある技術についてその進化の過程を追うことである。それは、通常のエンジニアリングの一部になる。それでは、なぜそのことが必要なのか、そこから出てくる主たる目的は何かなどについて、一つ上の次元(このことをメタエンジニアリングと称する)で考える。

技術とは、ヒトのためになるものを考えて、具体的に作り出すこと。それは、生物と同様に常に進化する。進化には、進歩と退歩がある。退歩することにより、生き残るチャンスが生まれた例は、ダーウインの進化論の中には多々ある。商品でいえば、例えば、あえて機能を簡略化した格安商品を作ることがそれにあたる。では、技術の進歩とは何であろうか。いや、どうあるべきだろうか。

現代のほぼすべての商品の目的とする機能は、より簡単に、より安く、より早くできることなどを目指している。それが進歩と認識されている。その競争に勝った者だけが成長できることになっている。しかし、少し考えれば分かることなのだが、それはあるべき姿ではない。

ヒトのためになるもののあるべき進歩の方向は、個人と社会の両方が、安心と幸福感に満たされることを目的とすべきであり、そこへ至る道筋を王道とする。すると、技術の系統は、王道とそれを外れた道に分けることができる。

食品の世界でいえば、現代の技術の進化は合成・遺伝子組換え食品とサプリメントに向かっている。しかし、あるべき姿は自然の植物と動物から得るものである。そうでなければ、全地球の食物連鎖は崩れてしまい、人類にとって好ましくない方向に行く。音楽の世界は、CDやDVD化が一気に進んだが、やはりアナログレコードへの回帰がすでに始まった。すべての音はアナログであり、アナログのまま再生された音の方が心地よいことが分かってきた。時計の世界は、中身はともかくとして文字盤は、デジタルからアナログに、非常に早く回帰した。時の流れはアナログなのだから、その方が人間には安心感が残る。

アナログに対するデジタル化の最大の弱点は、変化の二次微係数が解らないことだと考える。つまり変化の加速度が解らない。例えば、低価格の車の速度表示は全てデジタルになっている。だから、緩やかな登坂での減速が視覚的に認知できずに、高速道路での自然

渋滞が起こるようになってしまった。景気判断のデジタル表示でも同じことが起きている。

過去の多くのコモディティー商品は、スタート時には各社独自のスタンダードを主張して、互換性のない商品が社会に出回った。最後には勝者が決まるのだが、マーケットの変化の二次微係数が解らないことで社会全体は大きな迷惑を被ることになる。

技術の系統化は、過去から現在までを追うものだが、メタエンジニアリング的に思考を始めると、現在成熟されたと考えられる技術の過去からの流れは、王道とそれ以外の道に分けることができる。その王道を伸ばして、将来のあるべき姿を思考して、そこへの系統化の道を示すことこそ、将来のためになるのではないだろうか。

民間機用ジェットエンジンの技術について、その考えに沿って纏めてみる。すると、その過程は一般の工業製品の進化と同じことになる。初めは、少量の粗悪品が生産された。時間と共に製品品質が向上すると一般に受け入れられて、大量生産が可能になった。(1950年代)

そこで産業として成立し、大資本の元で大型化（一般商品における機能の付加）が図られた。(1970年代)

航空網が発達すると、ハブ&スポークス（中小型機でローカル客をハブ空港に集めて、大都市間を大型機で結ぶ方式）に移った。このことは、一般の工業製品が、生産量が増えるとすそ野が広がり、多くの部品メーカーが誕生し、最終組み立てとの分業が進むことに相当する。(1980年代)

さらにシステムが進化すると、個別対応が可能になる。工場の一個流しによる多品種少量生産は、ビジネスジェットやチャーター機の普及に相当する。(1990年代)

このように考えてゆくと、将来は個人レベルのオンデマンドになることが予測される。つまり、エアタクシーから個人乗りの自動運転小型機になってゆく。この場合には、エンジンも電動化が有利になると考えられる。しかし、自動車の自動運転は2次元だが、こちらは3次元の安全性の確保になるので、次元が一つ上になる。

ジェットエンジン業界のように、当初から国際協定を結び、国際規約の元で国際共同開発をおこなっているということは、一つの王道を進み続けていることを意味するのだが、果たしてそれが人類にとって、良いのか悪いのか、更なる思考が必要になる。多くの格安エアラインが起業されて、空の旅は安くて簡単になり、民間航空機による国際間の移動が飛躍的に

伸びた。日本はその恩恵にあずかり、多くのインバウンド需要が喚起された。しかし、結果は新型コロナの急速な蔓延という形で現れてしまった。そのために、全世界はおろか、主要な国内ルートまで長期間ストップすることになったのだが、すでに遅しであった。

古代ローマが減った原因はいろいろ言われるが、発達しすぎた流通網に頼り過ぎた帝国が、異民族の侵入でそれが寸断されたことが原因との説が有力になっている。流通網に頼りすぎる社会は、大きな破綻が起こる危険性ははらんでいる。新型ウイルスの侵入は、まさに異民族の侵入だった。2000年の前後に、米国のMITで超小型ジェットエンジンの研究が盛んに行われていた。エアタクシーの概念図も出回った時代があった。何が技術の王道なのかは、社会科学的に更に思考を深める必要がある。

10.3 残されたアクション項目

本報告では、民間航空機用エンジンの開発と設計に関する系統化を述べた。しかし、この技術の心臓部は新たな材料の発明と、難削材の精密加工にある。熱機関としてのブレイトンサイクルは、ガソリンエンジンや、ディーゼルエンジンのサイクルに先駆けて発明された。しかし、機関としての完成は大幅に遅れた。それは、連続高温燃焼に耐える材料と、高回転の遠心力に耐えるための難削材の精密加工技術の二つの開発を待たねばならなかった為であった。従って、この二つの系統化を語らなければ、全体を述べたことにはならない。今回は、紙面の都合で、この2項目を割愛した。

(註1) 例えば、日英共同開発での合同設計チームの中で、日本側は国立大、早慶大などの出身者が大半を占めていたが、RR側は Assistant Chief Designer がただ一人のケンブリッジ大出身者だった。また、GEとの共同開発でも、マネージャークラスでいわゆるアイビーを含めた工学系の有名校の出身者は皆無であった。

(註2) 例えば、新機種エンジンの開発を開始する場合には、先ず各要素の性能を決め、それらにより成立する新たなエンジンの性能計算結果を「フライト・デック」という計算ソフトで機体会社と有力エアラインに渡す。エアラインは、それを使って、新機種による飛行ルートをシミュレートした計算を行い、経済性の比較から将来の採算性を評価する。

(註3) この二つのリストは、当時私が個人的に残したメモを纏めたもので、正式な記録は存在しない。しかし、民間航空機用エンジンの新規開発プロジェクトの初期段階では必須の作業なので、敢えて記すことにした。

11 | 結言と謝辞

この報告書は、表題とはやや異なり、「民間航空機用ジェットエンジン技術の系統化が途切れる前と後」との命題で書きすすめた。それは、新規エンジンの企画とプロジェクト開始から数か月間の作業に関するすべての技術が、1980年代の前半に途切れて、以降は伝承されていないからである。以降もエンジン開発の作業は、国際共同開発の名のもとに継続しているが、特定された一部のモジュールと部品の設計からスタートするものに限られている。

この報の最終稿を提出するまさにその時期に、三菱重工が開発中のスペースジェットの開発が中断されたというニュースが流れた（2020.10.28）。もし新たに日の丸エンジンの開発を試みれば、同じ道を辿ることになるであろう。

当初、このオファーはお断りするつもりだったが、「技術者本人の実体験から、書きたいことを書き残すための企画です」との答えを鈴木一義センター長から

頂いて、着手することにした。しかし、作業年度が始まっても、「ここまで書いて良いのだろうか」との疑念が、頭の中から離れることはなかった。

その中であってこの作業が続けられたのは、当初からのお二人の査読と励ましのお蔭だった。IHIのOBの井上利昭さんと藤網義行さんと、担当作業分野は異なっていたが、同じ目的のためにも数十年間を過ごした仲間で、当初から何度も頂いたアドバイスから多くの訂正や加筆を行った。

また、私はこの分野からは10年前に引退していたので、最新の事項については日本航空機エンジン協会の村田 亮さんとIHIの藤村哲司さんから、お話と共に多くの方々を紹介いただき、当初の目的を果たすことができた。さらに、新型コロナ禍の最中にも拘わらず、JALエンジニアリングの古瀬昭博さんからは、ご丁寧な対応を頂いた。この紙面を借りて、皆さまに御礼申し上げます。

民間航空機用ジェットエンジン技術発展の系統図

年代	1940年代	1950年代	1960年代	1970年代
日本国内の状況	黎明期/空白の7年	基礎研究期	応用研究期	大型プロジェクト期
国家機関等	ネ0～4 ネ20	航空技術研究所 JR100,200,220 FJR710/10,/20,/600,/600S		
民間各社協働組織		日本 ジェット エンジン (株) (1952～ 1959)	通産省高島通達 (1966) IHI 70% 下記以外のすべての エンジン・プライ ム KHI 15% ライカミングT53の プライム MHI15% アリソンT63のプラ イム	FJR710 デザイン センター (技術作業の分 担は、左記の% を維持) 日英半々の会社 でRJ500を開発へ 発展、途中で V2500へ移行
IHI (石川島播磨)	ネ120			
KHI (川崎重工)	ネ220(日立)			
MHI (三菱重工)	ネ330			
世界全体の状況	黎明期	移行期	第1世代	第2世代
	戦時中の開発競争	ターボジェット	ターボファン	超大型ターボファン
ジェット機	He178初飛行 (独) E28初飛行 (英)	B707 コメット機飛行停止	B720/B727/B737 Convair/DC-9 VC10	B747 DC-10 / L-1011 A300/Concorde
ジェットエンジン	Wittle W1(英) HeS-1⇒HeS3b (独) Jumo004量産 (独)	JT3C/JT4A CJ805(J79) Avon	JT3D,JT8D CJ805(Aft Fan) Conway	JT9D/JT8D ReFan CF6-6 RB211
国際間規制・協力	ICAO (国際民間航空機構) 1947発足 (排ガス・騒音規制) 下部機関CAEP 騒音規制 (Chapterによる基準化) Cap.2(1971) Cap.3(1976) 排ガス規制 (Annexによる規制)			
航空自由化	英の技術一式⇒米 (W2Bエンジン)	スポーティーゲーム始まる ETOPS60(1953)		航空自由化(1978) Airline Deregulation Act
設計技術	軍用機技術の転用	ターボジェット全盛 超音速機用アフターバーナー	ターボファン採用	超大型機用エンジン
全体設計				
高温化技術	管圧縮型中空翼	中空鍛造翼	中空精密鋳造翼	複合中子中空翼 (セラミック+ ガラスチューブ)
数値解析技術			大型計算機での解析 遷音速ファン解析	圧縮機1段解析
燃料制御技術			機械式制御機構	

産業技術史資料調査候補リスト

名称	作成年	所在地	資料形態	製作者	選定理由
1. JAEC(日本航空エンジン協会)関係					
① V2500エンジンの設計(基本設計編)	1883	東京都昭島市 IHI昭島事務所内	仮綴本(全32冊)	(財)日本航空機 エンジン協会	日本初の商用大型エンジン設計全体資料 基本設計段階の約1000件の設計書のサマリーを目次別に整理
② V2500エンジンの設計(応用編)	1883	東京都昭島市 IHI昭島事務所内	仮綴本(全21冊)	(財)日本航空機 エンジン協会	日本初の商用大型エンジン設計全体資料 詳細設計段階の約1000件の設計書のサマリーを目次別に整理
③ V2500-A1エンジンの開発	1883	東京都昭島市 IHI昭島事務所内	仮綴本(全76冊)	(財)日本航空機 エンジン協会	日本初の商用大型エンジン開発全体資料 エンジン開発の初期から型式証明までの開発作業の詳細
④ V2500 Design Scheme	1982	東京都昭島市 IHI昭島事務所内	マイクロフィルム	(財)日本航空機 エンジン協会	日本初の商用大型エンジン設計図 設計思想を図面上に記述するRollsRoyce独特の設計図法の代表例
2. IHI関係					
① ネ20エンジン	1945	東京都昭島市	エンジン本体		日本初飛行のジェットエンジン
② ネ20エンジン付属書	1944	東京都昭島市 IHI昭島事務所内	冊子等		同上の断面図、計画書、材料表、運転データ エンジン本体と同一個所に展示
③ FJR710エンジン	1973	東京都昭島市	エンジン本体	I,K,M3社	日本初の研究用大型エンジン
④ RJ500エンジン	1980	東京都昭島市	エンジン本体	I,K,M3社	日本初の国際共同開発エンジン
⑤ HYPRエンジン	2003	東京都昭島市	エンジン本体		日本初の極超音速機用エンジン
⑥ GE90チタンアルミ製タービン動翼	2008	東京都昭島市	製造翼	IHI	世界初の金属間化合物タービン翼
⑦ FJR710耐環境試験写真集	1974~76	東京都昭島市	写真アルバム	IHI	日本初のエンジン各種環境試験写真
⑧ V2500国際共同開発の記録	2008~12	東京都昭島市 IHI昭島事務所内	冊子(全17巻)	設計統括班の会	日本初の国際共同開発従事者75人の当時の経験談等の実録集
3. JAL関係					
① JT4エンジン	1959	千葉県成田市	エンジン本体	P&W,JAL	日本初の大型商用旅客機搭載ターボジェットエンジン JAL整備専門家による全体のカットモデル
② JT3Dエンジン	1959	千葉県成田市	エンジン本体	P&W,JAL	日本初の大型商用旅客機搭載ターボファンエンジン JAL整備専門家による全体のカットモデル