

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

Whittle Turbojetの開発

MEHER-HOMJI, Cylus B.*¹

Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 120 (1998-4) pp. 249-256. Copyright © 1998 by ASME

(抄訳) 岩井 裕*²

IWAI Hiroshi

Keywords : Frank Whittle, Turbojet

1. はじめに

1.1 歴史的背景

ターボジェット革命はイギリスのFrank Whittle卿とドイツのHans von Ohain博士によってもたらされた。彼らの功績は、Constant (1980), Schlaifer (1950), von Ohain (1979), Scott (1995), Jones (1989) に詳しい。高度3万フィートで500mphを超える飛行速度を達成することを思い描いたこの二人のパイオニアは、学生時代に得た画期的な着想を、当時の航空用エンジン会社の援助を受けることなく実現させた。Whittleのジェットエンジン開発を歴史に組み込むためには、第二次世界大戦前のガスタービン分野での理論的および実際的な開発状況を知ることが必要だ。

ジェット推進の歴史はアレキサンドリア（西暦60年頃の）のHeronの反動タービンの発明に始まる。1791年、John Barberはガスタービンで駆動するWatt式ビーム機関を発明した。20世紀に入ると、米国ではGEのSanford Moss（訳注：原文ではStirling Mossとなっているが誤記と思われるので訂正）が試作したものの性能が出ず（1907年）、その後、航空機ピストンエンジン用のターボチャージャーへと展開した。フランスでは1906年にC. LemaleとR. Armengaud (Societe Anonyme des Turbomoteurs) が3パーセントの効率を達成した。チューリッヒのBrown Boveri社では、1905年から1940年にかけていくつかの先駆的なガスタービンが建造された。1919年に、イギリスの航空省は、ガスタービンの航空機推進利用の見通しについてW. J. Stern博士に調査を依頼した。彼の仮定には欠点があったため、その報告書は否定的な内容となり、それが後にWhittleにとっては逆風となった。英国Royal Aircraft Establishment

(RAE) の優れた科学者であり1920年代に空力理論の発展に寄与したA. A. Griffith博士はガスタービンの発展に重要な役割を果たしたが、彼も当初はWhittleのコンセプトに否定的だったため、最も重要な時期に政府支援を遅らせる結果を招いた。

1.2 Whittleの初期の仕事

Cranwellの英国空軍大学（Royal Air Force College）に通う飛行士官候補生であったWhittleは、1928年に書いた論文「Future Developments in Aircraft Design」の中で、ピストンエンジン駆動の圧縮機を利用して燃料ジェットに空気を吹き込み、生成された高温空気を、推進ノズルを通して排出する推進コンセプトを提案した。1929年10月には、圧力比を増加させてピストンエンジンをタービンに置き換えられることに気づき、このコンセプトを英国航空省に持ち込んだ。しかし査定を担当したGriffithは、Whittleのエンジンのシンプルさを見誤り、その実現可能性を否定してしまった。

1930年1月16日Whittleは特許（Patent 347206）を申請した（図1）が、航空省はわずか5ポンドの更新料を支払わず、彼はこの特許を失うこととなった。それでも彼は粘り強く目標へと突き進み、1935年5月18日、のちにWUと呼ばれる実験用ターボジェットの特許（Patent

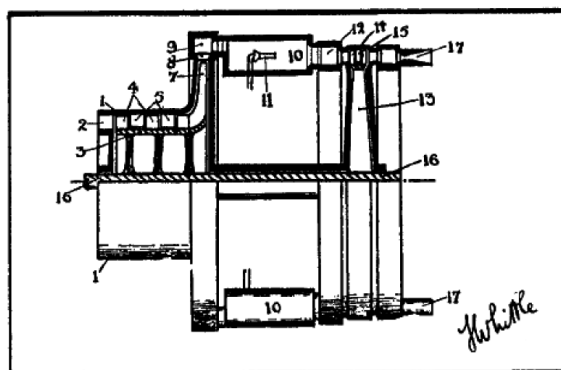


図1 Whittleの特許図面（1930年1月16日）

原稿受付 2008年4月15日

*1 Bechtel Corporation, Houston, TX 77056-2166

*2 京都大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻
〒606-8501 京都市左京区吉田本町
e-mail: iwai@mbox.kudpc.kyoto-u.ac.jp

459980)を申請した。このエンジンは高強度アルミ合金製で30ベーンをもつ直径19インチのダブルエントリー圧縮機を採用した。圧縮機は、17,750rpmで作動する直径16.4インチのタービンで駆動され、質量流量26lb/s、圧力比は4.4であった。Whittleは、小容積で大きな発熱を達成しなければならない燃焼器の開発が、最も大きな技術的課題であると認識していた。そして1936年3月、自身がチーフエンジニアとなり、Power Jets Ltd.を1万ポンドの資本で起こしたのである。

2. Whittleエンジンの歴史

2.1 WUエンジンの設計開発

1936年6月に、RugbyのBritish Thomson-Houston社(BTH)がWUの詳細な設計と建造を行うための契約を獲得した。厳しい財政状況のためWhittleには要素試験を行う資金はなく、大きなリスクを負ってでもいきなりエンジン試験を行わなければならなかった。初期の燃焼実験は、図2に示すような非常に粗雑な装置で行われた。

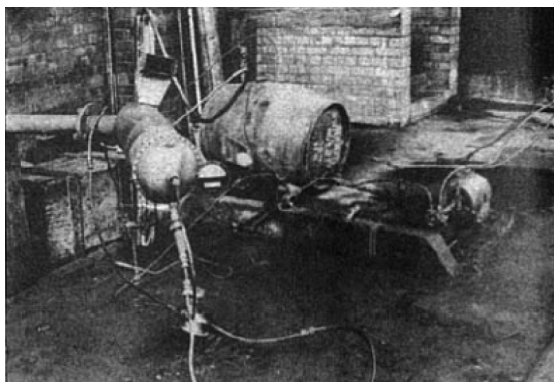


図2 BTHの工場の燃焼試験リグ (Whittle, 1945)

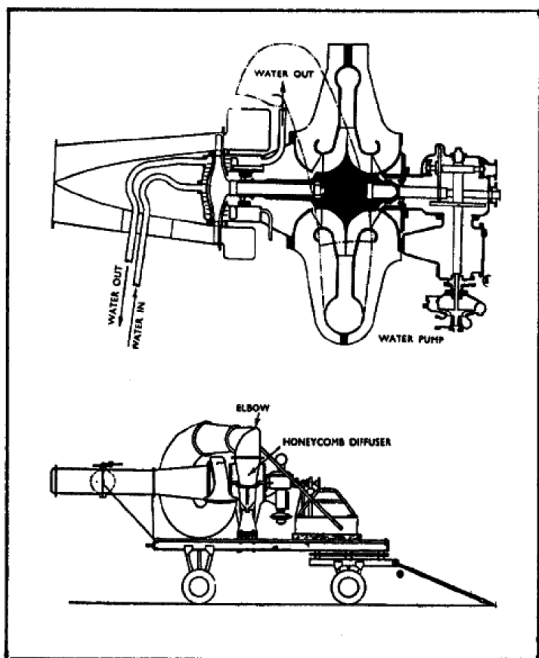


図3 最初の実験用エンジンモデル

1937年4月12日に、WUエンジンの最初の運転が行われた。図3は最初の実験用エンジンとその試験台のイラストである。このエンジンには、大きなヘリカル型燃焼器が採用された。試運転では、圧縮機とタービンの効率とともに設計値に到達しなかった。またこのエンジンは、例えば1万2000rpmで圧縮機インペラーがケーシングをこすり1.5秒でエンジン停止に至るなど、一連の事故に苦しんだ。

WUエンジンの最初の試験が1937年8月に終了したのち、BTHは、圧縮機ディフューザの改良、新しい燃焼システム、フリーボルテックス設計法に基づくタービン翼の改良などの改造を行った。

実験用エンジンの第2バージョンは1938年4月と5月に試験が行われ、フリーボルテックス法に基づきWhittleによって設計されたタービンが84%の効率を達成した。しかし第2バージョンの燃焼システムにまだ重大な問題が残っており、わずか4時間の運転に終わった。

実験用エンジンの第3バージョンでは、10個のカウントフロー燃焼器が採用された。図4はエンジンのレイアウトである。燃焼器を複数にしたことで、そのひとつの燃焼器についてのベンチテストをBTH所有のプロアを利用して行うことが可能になった。1938年から1940年まで、投入前の燃料を蒸発させる手法で、燃焼実験が集中的に行われた。1940年10月、アトマイザバーナーとフレームチューブが設計され、十分な性能を達成した。

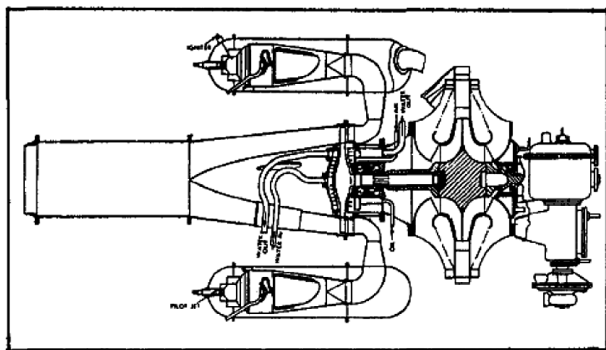


図4 3つめの実験ユニットレイアウト

2.2 W.1X からW.2Bまでの設計

1939年7月、Power Jets社は航空用エンジンW.1の契約の約束を取り付けた。1939年8月に、Gloster Aircraft社はW.1搭載の実験航空機を設計する契約を獲得した。1939年末、W.1の開発が継続中であつたにもかかわらず、政府はより野心的なW.2の開発費を払うと約束した。双発のGloster Meteor戦闘機に搭載することを考えてのことであつた。

W.1の開発は1939年7月に開始した。1940年12月にはW.1Xと名づけられた最初のエンジンのテストが始まった。その経験を元に設計されたW.1エンジンは図5のE28/39ジェット機に搭載され、1941年5月15日、テス

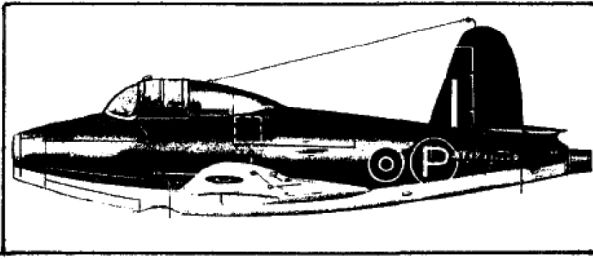


図5 Whittle W.1を搭載したGloster E28/29実験機
("Squirt."の名で知られる英国で初のジェット機)

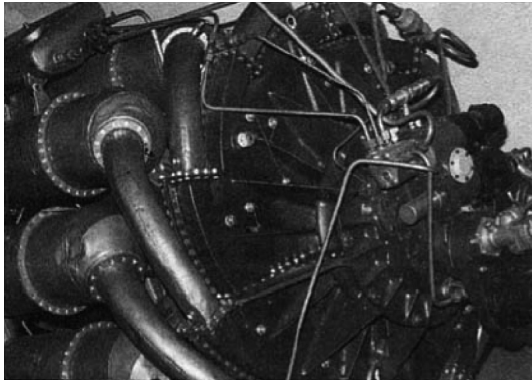


図6 W.1Xのインレット部分 (このエンジンは現在、
Smithsonian Air and Space博物館に展示されている)

トパイロットJerry Sayerによる17分間の初飛行に成功した。この成功は英国政府にはずみをつけ、Gloster Meteor用の生産エンジンとしてのW.2Bの開発計画を決定的なものとした。図6はW.1Xのインレット部である。

政府はPower Jets社には量産の体制が整っていないと考えたため、1940年初頭、エンジン生産の契約はRover Companyに与えられた。1940年4月にはW.2エンジンのプロトタイプの見本がRoverに手渡された。しかしその直後に行った詳細な解析の結果、Whittleはその設計に明らかな誤りがあることに気づき、すぐに修正版であるW.2Bに取り掛かった。1941年秋には、RoverはBarnoldswickに工場を設立しW.2Bの生産を始められるところまで来たが、不幸にも技術的および政治的な問題が発生した。

技術面では、最初のW.2Bは推力1000lbを超えるとサージングが生じ、またタービン翼の損傷も見られた。政治的には、Rover側が独自に設計変更を行うことについての見解の違いから、Power Jets社とRoverの関係が急速に悪化した。結局、Power Jets社の活動はR&Dに特化され、生産エンジンについての権利は剥奪されることとなり、RoverはPower Jets社の承諾なしに設計変更を行うことが可能となった(1941年秋)。同年12月には、Rolls Royceのコンサルトも受けて設計されたW.2B Mark IIの試験が行われ、推力1510lbを達成した。

2.3 Power JetsとW.2/500

1942年3月、Power Jets社は新たにW.2/500を設計し

た。同年9月には推力1755lbを達成した。

2.4 Whittle型ジェットエンジンの生産者としてのRolls Royce

航空機用レシプロエンジンでは長い歴史を持つRolls Royceであったが、Griffith博士と組んだガスタービンでは苦戦していた。Rolls Royceは1942年にRoverのジェットエンジンを引継ぎ、そのスタッフと施設を手にする事となった。W.2B/23はRolls Royce "River級"の最初のジェットエンジンでありWellandと名づけられた。図7はWellandを搭載したMeteorである。Wellandは1943年に生産が開始され(推力1600lb, 重量850lb, 燃料消費率1.12lb/hr/lb), 最初のMeteorは1944年7月、ドイツに対して実戦投入された(Shacklady, 1962)。

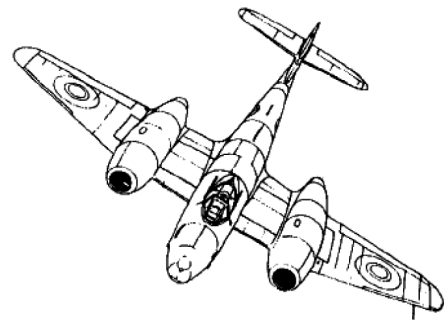


図7 Rolls Royce製Whittle W.2エンジン2機を搭載した
Gloster Meteor (高度1万フィートにて最高速度410mph)

過給機の経験に基づいて、Rolls RoyceはWellandの流量を40%増加させられると感じていた。時間的制約からWellandと同じ圧縮機ケーシングを使わなければならなかったが、W.2/500を改良した新しいインペラー、Rolls Royceによる新しいディフューザ、タービンのスケールアップによって推力を25%向上させたDerwent IIは(推力2000lb), 500台が生産された。

W.2/500の開発後、Power Jet社の活動はRolls Royceから離れていった。図8に示すW.2/700には、タイプ16として知られる全く新しいディフューザが導入された。これによりWhittleが目指していた圧縮機効率80%が達成された(圧力比4)。最初のW.1によるテスト飛行からわずか4年で、Power Jets社はエンジンサイズを変え

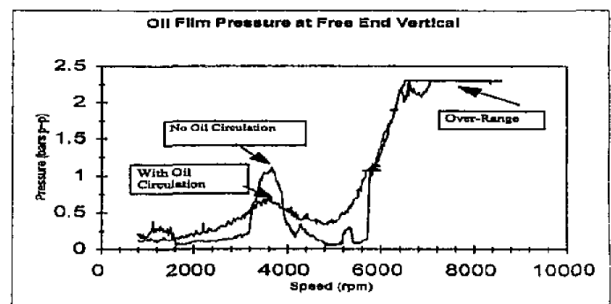


図8 W.2/700エンジンの試験データ
(Power Jets社で製造された最後のエンジン)

ることなく推力を3倍にすることに成功した(Whittle, 1954, Appendix参照)。

1944年Power Jets社は国有化されたが、それは士気の大いなる低下をもたらした。Whittleはエンジン開発こそが目標であるべきと考えたが、Power Jetsを研究開発(R&D)の組織であるとみなし、これに満足する者もいた。

1945年1月にWhittleはPower Jets(R&D)の理事会メンバーになった。英国のガスタービン発展のためGas Turbine Technical Advisory and Coordinating Committeeが設立されたのはこの時である。この年になるとPower Jetsには実験用エンジンを設計・製作する権利がなく、基礎研究と要素開発に集中することを期待されていることが明らかとなった。1946年1月22日に、WhittleはPower Jets(R&D)の理事会から退いた。彼が予見したとおり、英国でジェットエンジンを開拓したPower Jets社の優秀な技術者たちは、ガスタービンに取り組んでいる他の会社に移っていった。

Whittleのエンジンの基本的特徴はRolls Royceにも継承された。Stanley Hooker博士によって設計されたNeneはある程度の新しい特徴を持っていたが、それでも8割はPower Jetのアイデアと言ってよい。このエンジンは推力4500lbを達成し、小型版であるDerwent Vも作られた。図9はRolls Royce Neneである。

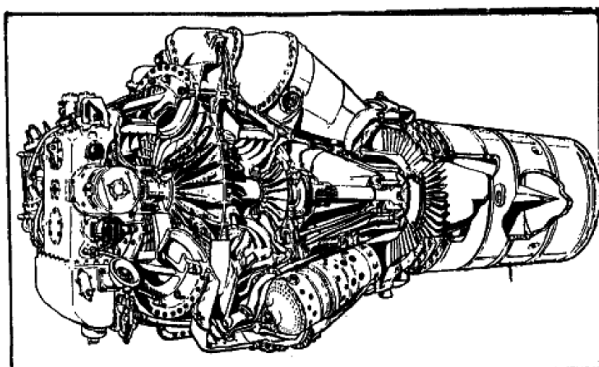


図9 Stanley Hookerが設計したRolls Royce Nene (Whittleのデザインに強く影響されている)

3. Whittleのエンジンの技術的特徴

Whittleは、ジェットエンジンの開発を成功させるためには、その設計はシンプル、ロバスト、かつ迅速な開発が可能なものでなければならない、ということをよく理解していた。実際、彼のデザインは、設計や組立てのシンプルさと軽量であることにおいて傑作であった。彼は設計の全体的なレイアウトは変更せず、外直径42インチを維持しつつ、推力を850lbから2400lbまで向上させた。Rolls Royce Wellandも始めはリバースフロー燃焼器を採用しておりW.2Bに類似したエンジンであった。Derwent用にストレートスルー式に変更されたのは後になってのことである。

3.1 二重面 (Double-Sided) 遠心圧縮機

二重面の遠心圧縮機はサイズに比して大きな流量を得るための選択だった。最初の実験用エンジン(WU)では、圧縮機チップ径19インチであり、ブレードは可能な限り多くとられ、30枚であった。

3.2 リバースフロー燃焼器

Whittleが開発初期にリバースフロー燃焼器を採用した理由はいくつかある。

- (1) シャフトが短くなるので軸受けが2個ですみ、たわみ継手が必要なくなる
- (2) 圧縮機とタービンの間の伸縮継手を排除する
- (3) 1次燃焼領域へ空気を一様に供給する
- (4) タービン翼を火炎による直接熱放射から守る

3.3 タービン翼の渦設計

Whittleは、BTHの技術者が渦理論に基づいてタービンを設計していると考えていたが、実際にはそうではなかった。若きWhittleがこの手法を強く主張したことで、彼との関係が険悪になったBTHの技術者もいたようだ。

4. 米国でのWhittleエンジン

第二次世界大戦後、英国航空研究評議会の委員長であったHenry Tizard卿はジェットエンジンの技術を合衆国と共有するよう提案した。当時、米国軍情報部は英・独双方のジェット技術に注目していた。技術調査のために英国を訪問したHap Arnold少将は、1941年5月に英国にジェット技術を求める正式な要請を行った。1941年7月21日にGEのRoxby CoxとRoy ShoultzはLadywood工場とGloster工場を訪問し、米国でこのエンジンを量産することが決定した。エンジンの生産をGEが、ジェット戦闘機の試作機の製造をBell Aircraftが

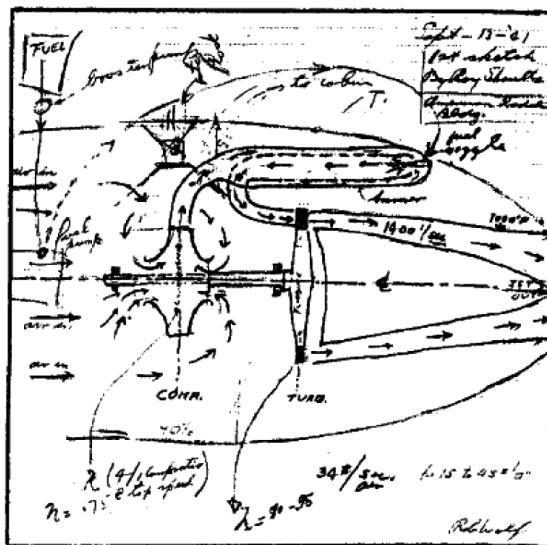


図10 GEのRoy ShoultzがBell Aircraftの技術者にWhittleエンジンの基礎を説明したときのスケッチ (Ford, 1992)

行うこととなった。図10は1941年9月にRoy ShoultsがBellの設計者たちにWhittleのエンジンの説明するために画いたスケッチである。

1941年10月1日、W.IXが米国へ空輸され、GEのLynn Massachusetts工場に到着した。それからわずか6ヶ月の間にGEの技術者はこのエンジンにいくつかの変更を施した。1942年8月にGEはI-Aと名づけられた2台のエンジンをBell Aircraftに届けた。W.IXが英国を出発したちょうど1年後の1942年10月1日、Bell P-59が初飛行に成功した。米国における初期ジェットエンジンについてはFord (1992) が参考になる。

5. 失敗を通じた工学的成功

エンジン開発の歴史をこのように簡潔に書くと、エンジン開発は簡単で論理的なものだという印象を与えてしまうかもしれない。しかし決してそんなことはなく、Whittleと彼のチームは、数多くの問題を、最小のリソースと資金、そして常に厳しい時間的制約の中で乗り越えなければならなかった。彼らが直面した深刻な問題のいくつかを以下に示す。

5.1 インペラー、タービン翼、およびディスクの損傷

インペラーの振動とクラックについての問題がW.2/500から見られるようになった。Whittleは、たと

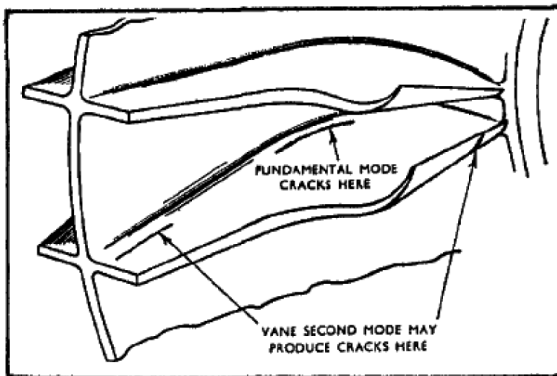


図11 インペラーに生じたクラック位置 (Vosey, 1945)

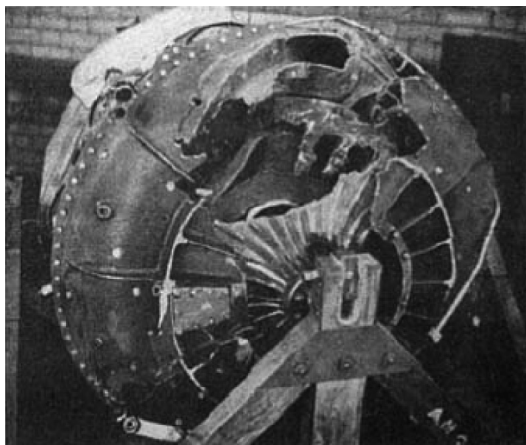


図12 W.2/500エンジンでの圧縮機インペラーの損傷

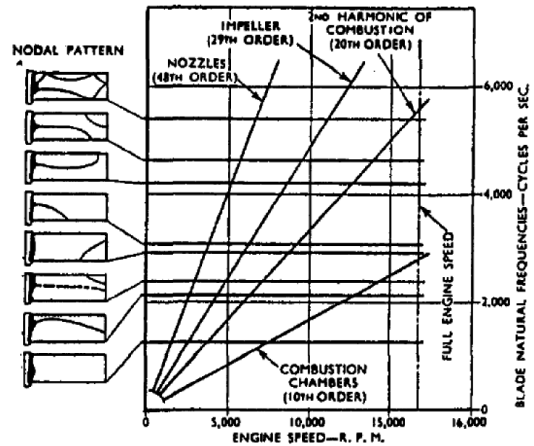


図13 W.2/800エンジンのキャンベル線図、タービン翼温度700℃ (Vosey, 1945)

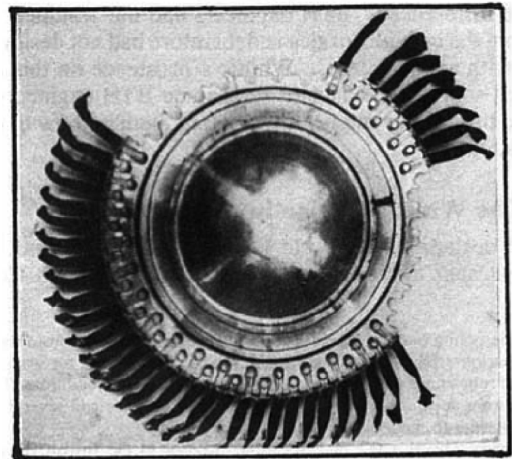


図14 ディスクの損傷

え短い間でも、共振速度での運転は図11のような共振クラックを生じさせることを明らかにした。図12はインペラーの損傷が原因で破壊されたW.2/500である。同様の問題は翼長を増したW.2/800のタービン翼でも生じた。これに対応するため、インペラーとタービン翼の振動を解析する重要な手法がいくつか開発された。図13はW.2/800のキャンベル線図である。

De Laval型翼根を採用していた初期のディスクは図14のような損傷を被りやすかった。のちにクリスマスツリー型の採用と翼材料の変更でこの問題は解決された。

5.2 燃焼問題

最初の実験用エンジンの燃焼器はホットスポットや不適切な熱分布といった問題を抱えていた。Whittleは気化器と単一燃焼室からなる燃焼器を採用し、非常に多くの実験を繰り返して行った。Whittleが燃焼の問題と格闘していた1940年秋、Shell Fulham LaboratoryのIsaac Lubbockはアトマイザを利用する燃焼器を開発した。Power Jets社はこの燃焼器の開発を続け、それから燃焼の問題は減少した。これらの燃焼器を図15に示す。また

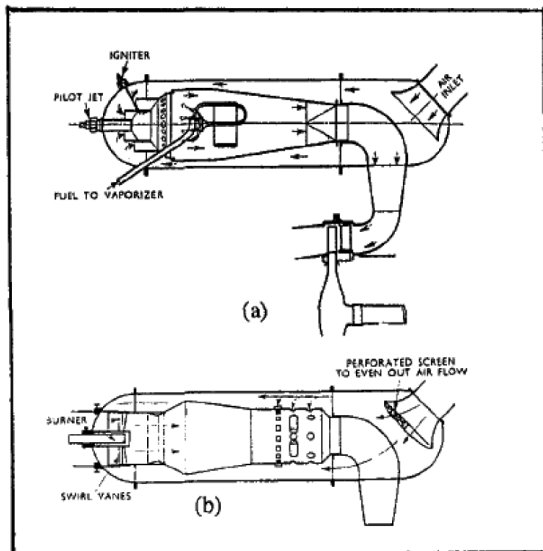


図15 (a) 気化式燃焼器,
(b) アトマイザ付Shell型燃焼器 (Whittle, 1945)

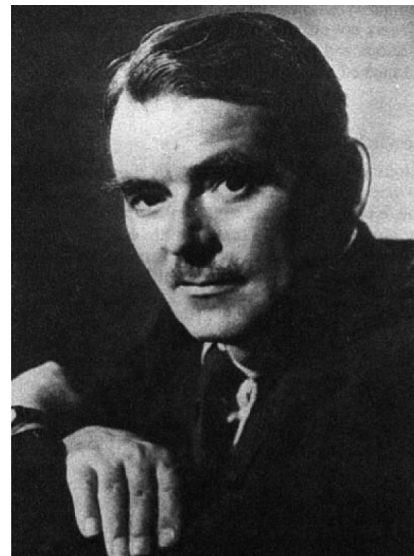


図17 Frank Whittle卿 (Whittle, 1954)

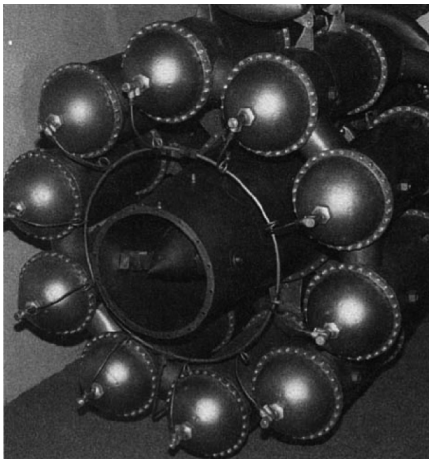


図16 Power Jets社製W.IXエンジン

図16はW.IXの燃焼器と排気部である。

6. Frank Whittle卿, ジェットエンジンの共同発明者

Frank Whittle卿 (図17) は1907年6月1日にCoventryで生まれ、16歳で英国空軍の見習いになった。彼は一生を通じて好奇心が強く熱心な読書家だった。学生のときに彼は「Steam and Gas Turbines (Stodola著)」に出会った。その後、彼はCranwellのRAF (Royal Air Force) 大学で士官候補生となった。Cranwellではターボジェットの土台となる論文を準備し、1932年にその内容で特許を得た。1936年3月にPower Jets社を立ち上げ、1937年には最初の運転試験を行った。Gloster E29/39による初飛行は1941年5月15日であった。1948年にはナイトの爵位を授けた。1948~52年の間、彼は英国のOverseas Airway社や様々な石油会社のコンサルタントをしていた。1976年に米国へ移住し、Annapolis (Maryland) の米国海軍兵学校のNavair

研究教授として勤務した。そこで彼はGas Turbine Aerothermodynamicsの教科書を執筆した (Whittle, 1981)。Frank卿には、9つの名誉博士号を含む多数の名誉が世界中から与えられたほか、英国王立協会のFellowshipに選出された。彼はASMEのTom Sawyer Awardも受賞した。Whittleは27の特許を持ち、その中には、高バイパス・エンジン (ターボファン) や、油田で使用されるターボドリルなども含まれている。Frank Whittle卿の詳細な伝記をGolley (1987) が書いている。

参考文献

- Boyne, W., and Lopez, D., eds., 1979, The Jet Age: 40 Years of Jet Aviation, Smithsonian Institute, Washington.
- Constant, E. W., II, 1980, The Origins of the Turbojet Revolution, John Hopkins Univ. Press.
- Constant, H., 1948, Gas Turbines and Their Problems, Todd Publishing Group, UK.
- Ford, D., 1992, "Gentlemen, I Give You the Whittle Engine," Air and Space, Oct./Nov.
- Golley, J" 1987, Whittle-The True Story, Smithsonian Institution Press, Washington DC.
- Gunston, B., 1995, The Development of Jet and Turbine Aero Engines, Patrick Stephens, Ltd., UK, 1995.
- Gunston, B., 1995, World Encyclopedia of Aero Engines, Patrick Stephens, Ltd., UK, 1995.
- Hooker, Sir Stanley, 1984, Not Much of an Engineer, Airlife Publishing.
- Jones, G" 1989, The Birth of Jet Powered Flight, Methuen, London.
- Meher-Homji, C. B., 1997, "The Development of the Junkers Jumo 004B - the World's First Production Turbojet," ASME JOURNAL OF ENGINEERING FOR GAS TURBINES AND POWER, Vol. 119, pp. 783-789.
- Neville, L. E., and Silsbee, N. F., 1948, Jet Propulsion Progress, McGraw-Hill.

- Schlaifer, R., 1950, Development of Aircraft Engines, Graduate School of Business Administration, Harvard University, Boston.
- Scott, P., 1995, "Birth of the Jet Engine," Mechanical Engineering, Jan., pp. 66-71.
- Shacklady, E" 1962, The Gloster Meteor, Macdonald and Co., London.
- Singh, R" 1996, "Fifty Years of Civil Aero Gas Turbines," Fiftieth Anniversary Lecture, Cranfield University, U.K., June 5.
- Von Ohain, H., 1979, "The Evolution and Future of Aeropropulsion Systems," 40 Years of Jet Engine Progress, Boyne, W. J., and Lopez, D. S., eds., National Air and Space Museum, Smithsonian, Washington.
- Vosey, R. G., 1945, "Some Vibration Problems in Gas Turbine Engines," Proc. Institution of Engineers, Vol. 153, 1945-Lectures on the Development of the Internal Combustion Turbine.
- Whittle, Sir Frank, 1954, Jet-The Story of a Pioneer, Philosophical Library, Inc, 1954.
- Whittle, F., 1945, "The Early History of the Whittle Jet Propulsion Gas Turbine," First James Clayton Lecture of the Institution of Mechanical Engineers, UK, Oct. 5.
- Whittle, Sir Frank, 1979, "The Birth of the Jet Engine in Britain," in: The Jet Age: 40 Years of Jet Aviation, Smithsonian Institute, Washington, Boyne, W., and Lopez, D" eds.
- Whittle, Sir Frank, 1981, Gas Turbine Aerothermodynamics, Pergamon Press.

APPENDIX

W.UおよびW.1の主な特徴

	W.U (first version)	W.1
COMPRESSOR		
Tip Dia., in.	19	19
Tip Width, in.	2	2
Eye OD/ID, in	10.75/5.5	10.75/5.5
No. of Blades	30	29
Material	Hiduminium RR 59	Hiduminium RR 59
TURBINE		
Mean Blade Dia., in.	14	14
Blade Length, in.	2.4	2.4
No. of Blades	66	72
Blade chord, in.	0.8	0.8
Material of Blade	Stayblade	Rex 78
Material of Disc	Stayblade	Stayblade
Max speed, RPM	17,750	17,750

W.1からW.2/700までのWhittleエンジンの進展

ENGINE	Thrust, Lbs.	SFC, lb./hr/lb.	Jetpipe Temp, C
W.1	950	1.37	597
W.2/500	1,755	1.13	606
W.2/700	2,487	1.05	647

注：

1. 何れのエンジンも回転数は17,500rpmである。エンジン径も同じである。
2. W.2/700のデータは最終版のものである (Nimonic 80ブレード, ブレード高さ3.63インチ, 流量47.15 lb/s)