

(社)日本ガスタービン学会名誉会員の紹介

(社)日本ガスタービン学会ではガスタービン及び関連技術に功績顕著な方、又は本学会に対し功労のあった方のうちから理事会の推薦により総会において承認された方が名誉会員となります。去る4月4日に開催されました2008年通常総会において次の方が新たに本学会の名誉会員となりましたので、ご紹介いたします。



阿部 安雄 君
(1936年4月26日生)

1961年3月 日本大学工学部機械工学科卒業
1961年9月 三菱造船(株) (現・三菱重工業(株)) 入社
1980年5月 高効率ガスタービン技術研究組合 技術室技術管理部長を兼務
1987年4月 三菱重工業(株) 技術本部技術管理部主査
1992年4月 菱日エンジニアリング(株)入社 技術情報部主管
1998年12月 (株)バイオスフィア科学研究所 (後に 社会環境システム研究所と改称) 代表取締役社長

本会関係略歴

1972年5月入会
評議員 (GTCJ 1, 2, 3, 4期 GTSJ 1, 2, 3, 4, 16期)
幹事 (GTCJ 1, 2, 3, 4期)
理事 (GTSJ 1, 4, 5期)

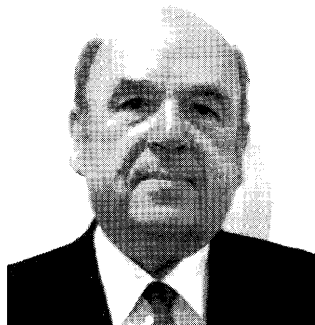


佐藤 玉太郎 君
(1935年3月18日生)

1958年 東京大学工学部航空学科卒業
1958年 NKK (現・JFEエンジニアリング) 入社
1964年 米国ペンシルヴァニア大学修士課程修了
1985年 同社重工研究所開発推進部長
1986年 浜井産業(株)へ出向同社取締役工場長
1998年 同社専務取締役
2001年 同社監査役 (現任)

本会関係略歴

1972年5月入会
評議員 (GTCJ 1, 2, 3, 4期 GTSJ 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 11期)
幹事 (GTCJ 1, 2, 3期)
理事 (GTSJ 9, 10期)
監事 (GTSJ 28, 29期)



Dieter E. Bohn 君
(1942年 7 月 5 日生)

Title :

Full-professor and director of the Institute of Steam and Gas Turbines of RWTH Aachen University

Educations :

Mechanical engineering RWTH Aachen University, 1970
Doctoral thesis, 1977.

Career :

1990-present Full-professor and director of the Institute of Steam and Gas Turbines of RWTH Aachen University
1987-1989 Lecturer at the University of Duisburg
1987-1990 Head of the gas turbine development department of Siemens KWU Mülheim
1978-1987 Siemens-KWU as head of the compressor group
1970-1977 Research engineer in the field of development of new types of axial supersonic compressors at the Institute of Jet Engines, RWTH Aachen University

Publications :

Over 270 articles in national and international journals.
Best-Paper-Award of the Heat-Transfer-Committee of the ASME in 1994.
ISROMAC Award 2006, Pacific Center of Rotating Machinery.
Award of Outstanding Research in Gas Turbine Technology and Excellent Keynote Address of The Combustion Society of the Republic of China, Chinese Taipei Section of the Combustion Institute in 1998.

Area of Research :

Process Analysis, Aerothermal Optimization, Gas Turbines, Steam Turbines, Modern Cooling Technologies, Hypersonic H₂-Combustion, Combustion of Gaseous Fuels, Acoustics, Flow in highly loaded margins, Non-uniform Inflow towards a Multistage Turbine, Two-Phase Flows, Exhaust Turbocharger, Rotating Cavities

Relation with Japan :

International Advisory Committee member of GTSJ from 2003

訃報

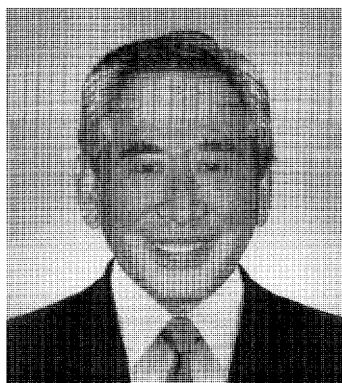
名誉会員・元会長 田中英穂 氏

平成20年2月16日83歳にて逝去されました。

同氏は本学会の前身「日本ガスタービン会議」より役員・評議員を歴任され平成元年には会長を務められました。

また本学会の創設にも力を尽くされ、本学会の発展に多大な尽力をされるとともに我が国のガスタービン工業の発展のためにも大いに貢献されました。

ここに謹んで哀悼の意を表します。



故 田中英穂 氏 略歴

昭和21年9月 東京帝国大学第一工学部卒業
昭和26年9月 東京大学大学院（後期）満期退学
昭和27年6月 工業技術院機械試験所
昭和30年6月 東京大学助教授
昭和37年7月 東京大学教授
昭和59年4月 東海大学教授
昭和59年5月 東京大学名誉教授

【本会関係略歴】

昭和47年6月入会
GTCJ 幹事 1, 2, 3期
評議員 1, 2, 3, 4期
GTSJ 理事 2, 3, 6, 7, 10, 11期
13期（副会長）, 14期（会長）
評議員 1, 4, 5, 8, 9, 12, 15, 16, 17期
監事 18期
平成6年4月名誉会員

田中英穂先生を偲ぶ

高田 浩之^{*1}

TAKATA Hiroyuki

本学会名誉会員、元会長の田中英穂先生は病気のため平成20年2月16日逝去されました。まことに残念なことであります。

先生は昭和21年9月東京帝国大学第一工学部内燃機関学科（旧航空原動機学科）を卒業され、特別研究生として大学院に進学、昭和26年9月大学院後期を満期退学後、工学部機械工学科助手を経て、同27年6月工業技術院機械試験所主任研究員に就任されました。そして同28年10月、「振動時における気化器浮子室の特性」の研究により東京大学より工学博士の学位を授与されておられます。

さらに昭和30年6月には、戦後の航空に関する教育・研究の再開に伴って、当時の東京大学理工学研究所（旧航空研究所）に新設されたターボジェット部門の助教授に就任されました。理工学研究所はその後航空研究所と名称が変更されたので、田中先生もこれに従い、昭和37年7月航空研究所ターボジェット部門の教授に昇任されました。航空研究所はその後宇宙航空研究所と改称され、さらに後日、文部省宇宙科学研究所に改組されたため、田中先生は昭和56年4月工学部付属境界領域研究施設に配置換えとなった上、昭和59年4月東京大学を定年退官されました。そして、同年5月には東京大学名誉教授の称号を受けられました。

先生のご専門は広く航空原動機学、流体力学全般にわたりますが、その中でもとくに回転機械の非定常内部流体力学および空力弾性学の分野での業績が顕著であります。具体的には、ジェットエンジンやガスタービンの主要構成要素である軸流圧縮機や軸流タービンの翼の空力振動問題、翼列の失速・非失速時のフラッター問題等に関して、先生独特の詳細を極めた丹念な実験と緻密な思考による理論解析とに基づいて、多くの優れた研究を行いました。またこれらを通じて、東京大学の航空学専門課程における大学院教育に貢献されると共に、多くの後進の育成に努められました。これらの研究に対しては日本機械学会論文賞（昭和43年、51年）、日本ガスタービン学会賞（昭和57年）が授与されています。

田中先生は東京大学を定年退官されたあと、昭和59年4月から平成7年3月までの11年間にわたり、東海大学工学部動力機械工学科に教授として在職され、ここでも学部学生および大学院学生の教育と研究指導にあたると

共に、大学院機械工学専攻主任も務められました。

先生はまた、名古屋大学、東北大学、九州大学等の講師を勤められると共に、大学以外においても、科学技術庁、通商産業省、文部省等の各種委員会などを通じて、わが国の科学技術行政に対して種々の貢献をなさいました。さらに、学・協会における活動として、日本機械学会理事、日本航空宇宙学会理事、日本ガスタービン学会理事・副会長・会長、日本ターボ機械協会理事・副会長、日本内燃機関連合会のガスタービンに関するISOやJIS関連の委員会委員長など多くの役職を務めて、ここでも多大の貢献をなさいました。

しかし、これらの中でも日本ガスタービン学会における活動はとくに顕著であり、学会の創立時から今日に至るまでの長期間にわたり、学会の諸制度の制定、運営の確立等に、田中先生特有の熱心さを持って非常に尽力されました。そしてその間、第13期副会長（昭和63年度）、第14期会長（平成元年度）を務めると共に、日本ガスタービン学会が主催する国際ガスタービン会議の実行委員長（1983年）、組織委員長（1991年）として、わが国におけるガスタービンの国際会議の定着に大いに努力され、国際的な学術交流に寄与されました。

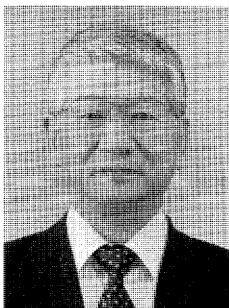
田中先生のこのような、永年に亘る学術研究および教育における功績、科学技術行政に対する貢献、大学や学協会の運営における業績に対しては、平成13年11月、勲三等旭日中綬章が授与されています。

田中先生は、私にとっては同じ八田桂三先生門下の言わば兄弟子であり、思えば、東京大学の航空再開にあたって、八田先生を援けて、共に協力してターボジェット実験室の建設に当たって以来、また当時八田先生が中西不二夫先生や岡崎卓郎先生と相談して定められた、「ターボ機械の非定常内部流体力学」をグループの主たる研究分野とするという方針に従って、共に同じ非定常内部流を専門として研究を始めて以来、東京大学時代、東海大学時代その他を通じて今日まで、50数年の期間を私は田中先生と一緒に過ごして来たことになります。そしてその間、仕事の上だけではなく、私的な面でもご厚誼を頂きました。

いまご逝去にあたって、先生のご功績を偲び、温厚だったお人柄を思うとき、まことに哀惜の念に堪えません。また、懐旧の情は一入で留まるところがありません。心からご冥福をお祈り申し上げます。

原稿受付 2008年4月17日

*1 東京大学名誉教授、日本ガスタービン学会元会長
〒215-0018 川崎市麻生区王禅寺東5-20-3



第33期会長就任挨拶

並木 正夫^{*1}

NAMIKI Masao

このたびは(社)日本ガスタービン学会2008年通常総会において第33期会長に選出されました。1972年の日本ガスタービン会議発足以来35年を越え、諸先輩のご努力の成果として今日ある日本ガスタービン学会の会長を拝命しましたことは誠に光栄なことであり、責務の重大さを痛感し身の引き締まる思いであります。

この30余年にわたる多くの先輩方の日々絶え間ないご努力の成果が、今日のガスタービン技術の基盤となり、その発展を支え、また、学会の場での人と人との繋がりがより一層の新たなガスタービンの活用に向けた成果を生み出してきたものと考えております。

昨年12月に(社)日本ガスタービン学会が主催した第9回国際ガスタービン会議には、18カ国に上る海外からの研究者・技術者の参加を含め497名の参加者がありました。このように、海外からも高い関心が得られており、日本のガスタービン技術が国際的にも認識されていることを示すものであります。

日本は多くのエネルギー資源を海外に頼っており、いかにエネルギーを効率的に活用できるか、いかなる分野に有効的に利用できるかなどの切実な思いが、ガスタービンを中心としたエネルギーシステムへ発展させ、異分野の機能と結合したより高度なエネルギー変換システムへ進化させ続けていると思います。

本年7月に開催される洞爺湖サミットは“環境サミット”と位置付けられ、報道等では地球温暖化対策が主要議題になるものと伝えられております。

地球規模での温暖化対策としてのCO₂削減、地球環境対策としてのNO_x、SO_xなどの汚染物質の排出量削減などに関する更なる要求に加え、石油価格高騰による一層の燃費低減・高効率化の要求や代替燃料の普及、新エネルギーへの転換や原子力発電の推進など、昨今のガスタービンを取り巻く状況は世界的に激変しております。この環境保全・エネルギー利用の高効率化・経済性向上

に向けた強い要求に対応するためには、いかにガスタービンを進化させ、その用途の多様化を促し、システムとしての高効率化を追求することが重要であり、そのためには産学官が相互に連携し将来のビジョンを描きながら、次世代への方向性を見出していく必要があります。

昨年度、企画委員会の中に「ガスタービンを考える会」が発足し、ガスタービンの将来像を見据えた活発な意見交換が行われ、ロードマップ作成などの試みも進められております。今後外部関係者を含めた活発な議論により導き出された結論などを参考に、将来の方向性を見極め、学会の活性化に繋がりたいと考えております。

一方、財政的な基盤は依然として弱く、4年毎に開催される国際ガスタービン会議の収支に依存した財務体質となっております。会費収入は学会の基盤収入であります。会員数と賛助会員数の推移は漸減傾向にあり、学会の収入減に繋がっております。今後の学会の発展のためには、新たな会員獲得が重要であり、学会活動や広報活動を通じた魅力ある情報の発信やユーザを意識した企画の増加などにより学会活動の幅を広げていく努力が必要と考えております。そうすることで、多くの有用な情報を提供し、また、学会がメーカ、ユーザ、学界の橋渡しをすることができ、会員であることの意義を認識して頂けるものと思います。

今期の学会の運営につきましては、第32期吉識会長に至るまでの会長の皆様による学会発展へ向けたご努力を無にしないよう、経験豊富な本阿弥副会長に補佐を頂き、理事会、委員会との連携を密に保ち、学会のより一層の発展に努めて参りたいと考えております。会員各位におかれましても、学会活動に変わらぬご理解とご協力を賜りますようお願い申し上げます。

最後に、会員の皆様方のご健勝とご活躍を祈念し、会長の挨拶と致します。

原稿受付 2008年4月21日

*1 (株)東芝

〒105-8001 東京都港区芝浦1-1-1

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

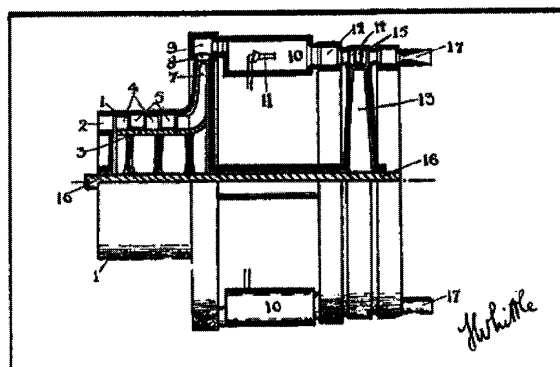


図1 Whittleの特許図面（1930年1月16日）

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ペーンをもつ直径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。

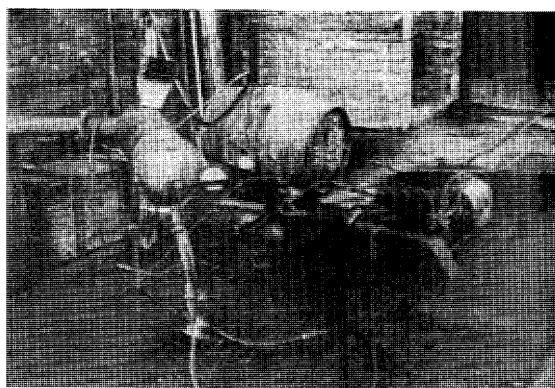


図2 BTHの工場の燃焼試験リグ (Whittle, 1945)

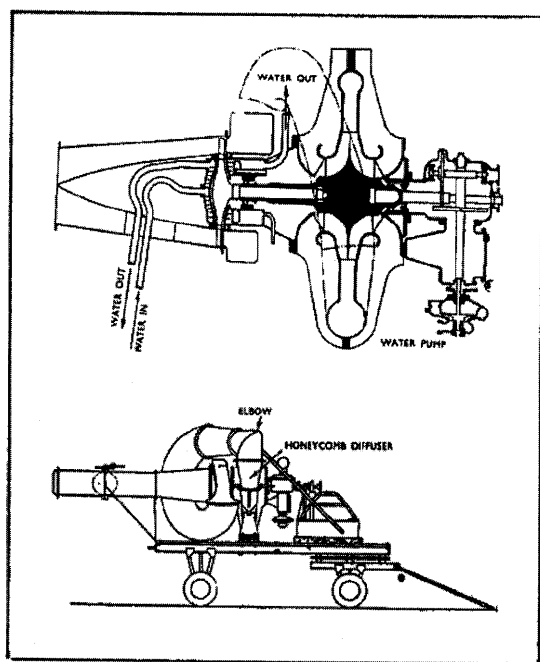


図3 最初の実験用エンジンモデル

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は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15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個のカウンター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イムチューブが設計され、十分な性能を達成した。

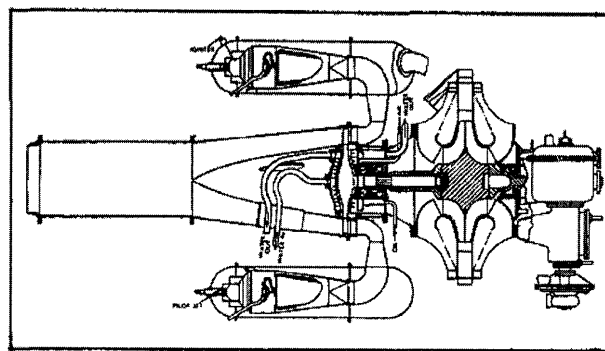


図4 3つめの実験ユニットレイアウト

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

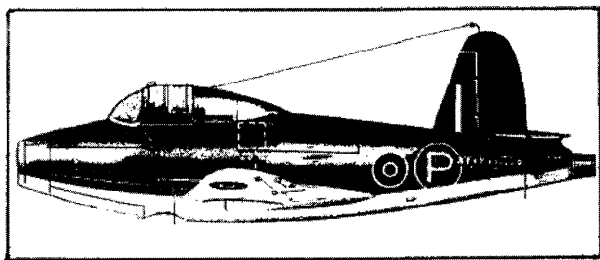


図5 Whittle W.1を搭載したGloster E28/29実験機
("Squirt."の名で知られる英国で初のジェット機)

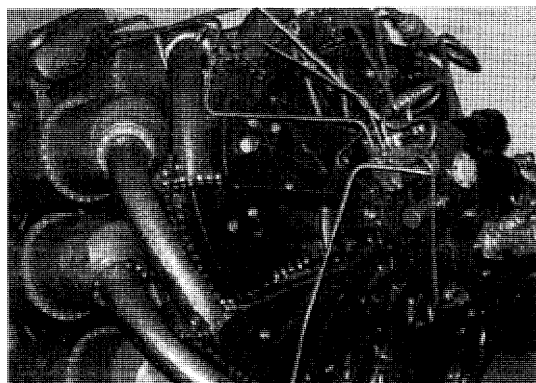


図6 W.1Xのインレット部分(このエンジンは現在、
Smithsonian Air and Space博物館に展示されている)

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図面が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できたが、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)。

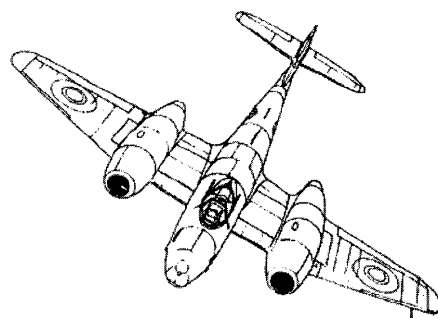


図7 Rolls Royce製Whittle W.2エンジン2機を搭載した
Gloster Meteor (高度1万フィートにて最高速度410mph)

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 Jets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

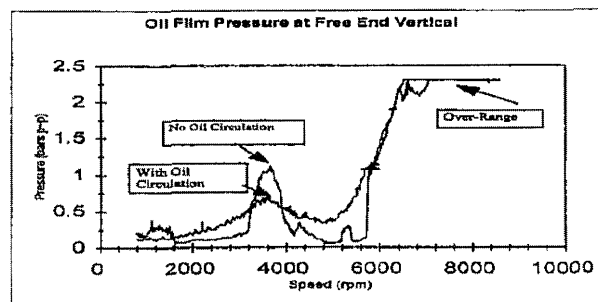


図8 W.2/700エンジンの試験データ
(Power Jets社で製造された最後のエンジン)

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。

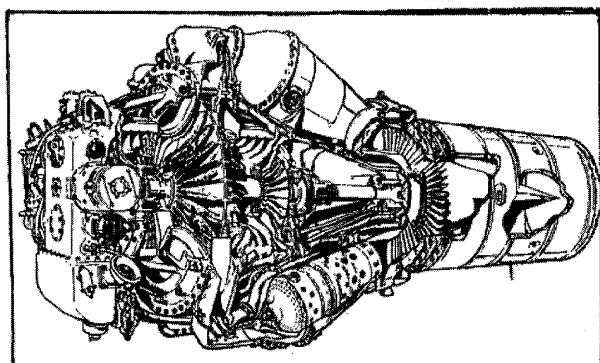


図9 Stanley Hookerが設計したRolls Royce Nene (Whittleのデザインに強く影響されている)

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はない、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於いて傑作であった。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 Shoults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

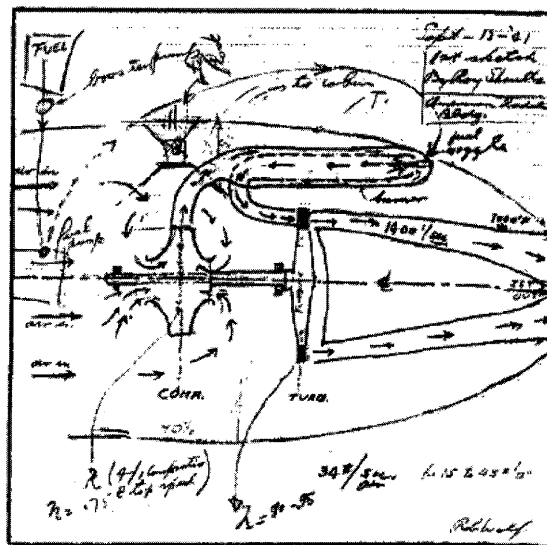


図10 GEのRoy ShoultsがBell Aircraftの技術者にWhittleエンジンの基礎を説明したときのスケッチ (Ford, 1992)

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

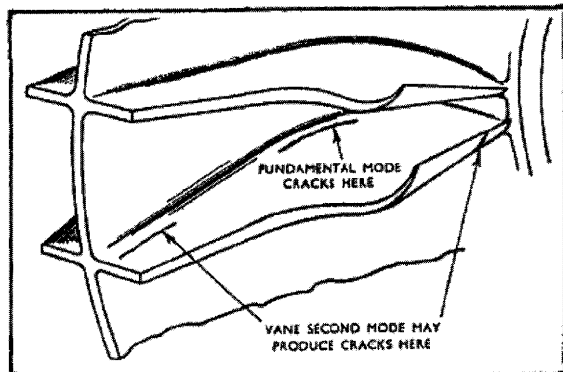


図11 インペラーに生じたクラック位置 (Vosey, 1945)

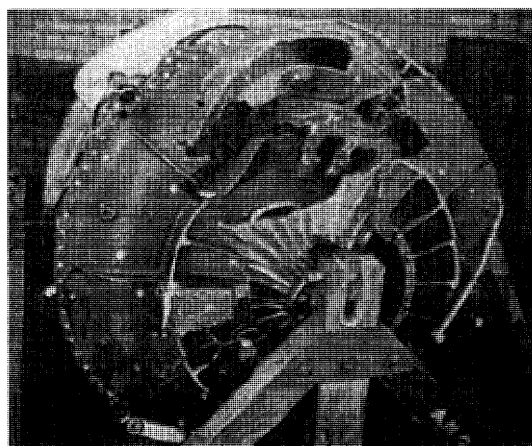


図12 W.2/500エンジンでの圧縮機インペラーの損傷

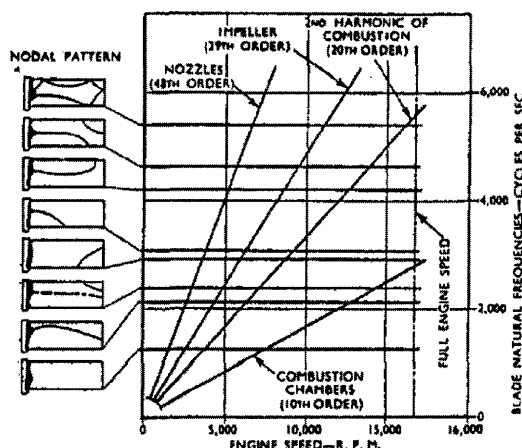


図13 W.2/800エンジンのキャンベル線図、タービン翼温度700°C (Vosey, 1945)

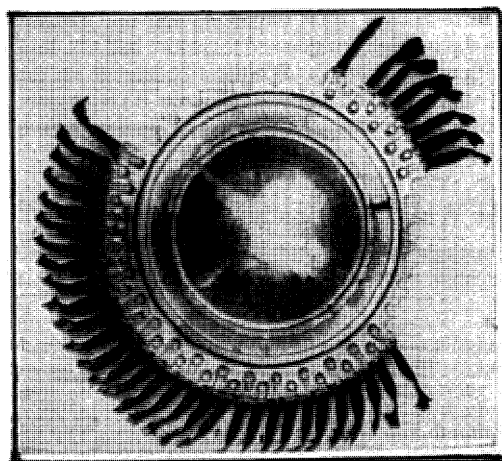


図14 ディスクの損傷

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

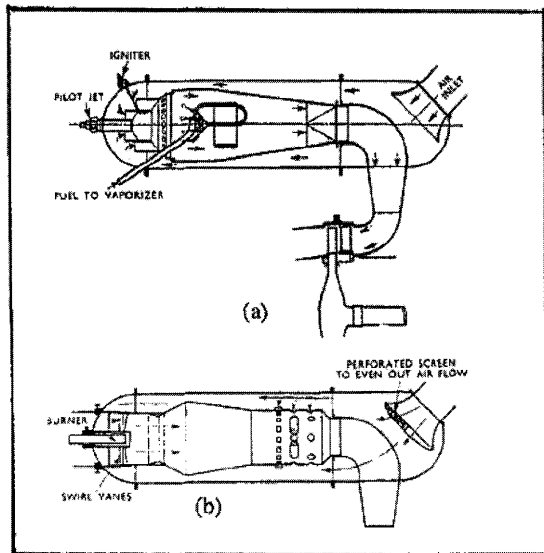


図15 (a) 気化式燃焼器,
(b) アトマイザ付Shell型燃焼器 (Whittle, 1945)

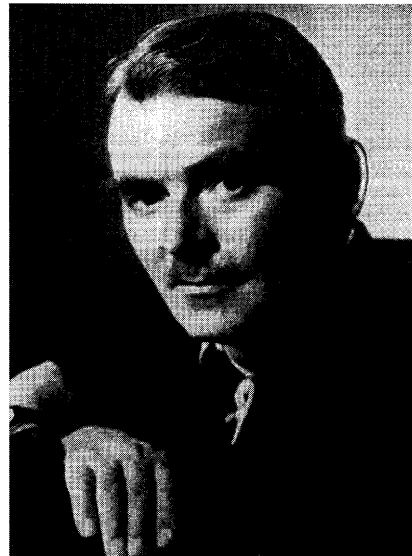


図17 Frank Whittle卿 (Whittle, 1954)

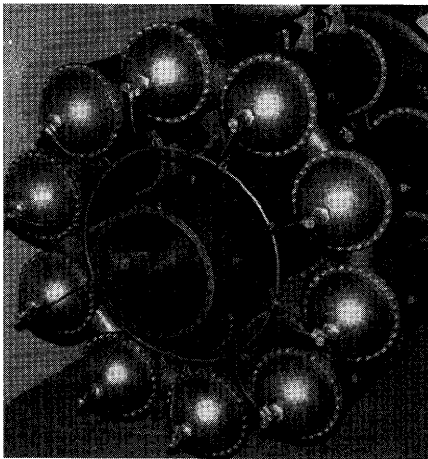


図16 Power Jets社製W.1Xエンジン

図16はW.1X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。学生の際に彼は「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、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)

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

Hans von Ohain博士による先駆的なターボジェット開発 —HeS 1からHeS 011まで

MEHER-HOMJI, Cylus B.^{*1}

PRISELL, Erik^{*2}

Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 122-2 (2000-4) pp. 191-201. Copyright © 2000 by ASME

(抄訳) 吉田 英生^{*3}

YOSHIDA Hideo

Keywords : Hans von Ohain, Turbojet

1. はじめに

第二次世界大戦が始まる5日前の1939年8月27日早朝、Rostockに近いMarieneheにあるHeinkelの飛行場に、テストパイロットErich Warsitzが乗りこんだHe 178ターボジェットエンジン機の初飛行を見守るため集まった人達がいた。世界初のターボジェットエンジンHeS 3Bを開発した小グループ、Ernst Heinkel、若くて才気あふれるvon Ohain、そしてMax HahnとWilhelm Gundermannだ。およそ6分続いた初飛行は、航空機と推進の歴史を変えた。von Ohain博士の業績を、第二次世界大戦終期に頂点をきわめたジェットエンジンHeS 011にいたるまでの詳細な技術的展開を中心にたどってみよう。

1.1 二人の先駆者

ドイツのHans von Ohain博士とイギリスのFrank Whittle卿はターボジェットエンジン革命をもたらした⁽¹⁾⁻⁽⁶⁾。Whittleとvon Ohainは、独立に、ともに学生時代に、3万フィート(9 km)の高度を時速500マイル(800 km)以上で飛行する構想をいだき、従来からの航空エンジン製造会社の援助を受けずに彼ら自身のエンジンを開発した。戦前および戦中のvon Ohainによるエンジン開発の経緯を理解するためには、戦前にvon Ohainがガスタービンについて検討していた内容と当時の理論的技術的背景、さらにHeinkel社がターボジェット開発にかけたリスクを追ってみることが必要だ。

1.2 ドイツにおけるターボジェット開発の概観

ドイツでのターボジェット開発は、Heinkel Airframe社とJunkers Airframe社により、ともにドイツ航空省(RLM: Reichluftfahrtministerium)の援助を受けない形で始まった。そしてHeinkel社が当初はリードするのであるが、後述するように同社はジェット時代のパイオニアとしてビジネスを展開することに失敗する。

1.2.1 Ernst Heinkelの援助によるエンジン開発

von OhainはGottingen大学の博士課程学生のととき、ジェットエンジンの構想をいだいた。1934年までに彼は基礎的な設計計算で時速500マイルが可能であることを示した。彼は特許手続きを始め、Max Hahnとモデルエンジン作りに着手するが、燃焼問題に苦しむ。彼の指導教授であるR. W. Pohlは、高速飛行に取りつかれていた伝説の飛行機製造技術者Ernst Heinkelに彼を紹介する。かくして24才のvon OhainはHeinkelに雇われた。

Ernst Heinkelは、第一次世界大戦中にHansa-Brandenburgischen Flugzeugwerkeのチーフ設計者として多くの水上飛行機の手がけて有名になった⁽⁷⁾。1922年に自分の会社を設立し、1927年9月にVeniceで有名なSchneider Cupを見て以来、スピードの虜になった。ドイツの航空力学分野でのリードにもかかわらず、Fiatなどに比べて劣勢なドイツのエンジンに幻滅していたHeinkelは、若いvon Ohainによる大胆な概念に引きつけられたのだった。Heinkel社で有名なHe 70を開発した双子の技術者Siegfried GuentherとWalter Guentherもまたvon Ohainの入社面接に立ち会い、プロペラ推進による高速飛行の限界を認識し、ジェットエンジンの概念に傾倒することになった。

1936年にHeinkelに入社したvon OhainはMax HahnとともにHeinkel Marieneheでジェットエンジン開発を秘密裏に猛スピードで進めた。1937年3月には水素燃料を用いたHeS 1エンジンのテストに成功し、さらなる改良努力を重ねたHeS 3BエンジンはHe 178機に搭載さ

原稿受付 2008年4月7日

*1 Bechtel Corporation, Houston, TX 77252, US

*2 Defence Materiel Administration (FMV), Stockholm, Sweden

*3 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: yoshida@mbox.kudpc.kyoto-u.ac.jp

れ、1939年8月27日の歴史的な初飛行に成功したのである。この快挙をHeinkelはRLMにただちに報告したが、反応は冷たく、Heinkelにジェットエンジンの開発を止めるように命じた。しかし、Heinkelはそれには従わず開発を続け、しばらくしてHeS 8Aエンジンを2台搭載したジェット戦闘機He 280の提案をRLMに受け入れさせたのである。He 280機の初飛行後、HeinkelがHirth Motorenを買収することをRLMは許可し、von OhainはHeinkel-Hirth Companyに移った。

1.2.2 Junkers Aeroplane Companyで始められたターボジェットエンジン開発

一方Junkers Aeroplane Companyでは、1936年から1939年の間、蒸気タービンに精通したHerbert Wagner教授の指導の元にジェットエンジン開発を行っていた。この中にはBerlin工科大学でWagner教授の助手も務めたことのあるMax Adolf Muellerがいたが、1939年にHeinkelに移籍しWagnerエンジンプログラムもHeinkelに移行した。この中には圧縮機の空力設計の専門家であるDr. R. Friedrichもいた。

1.2.3 RLMの公式なターボジェットプログラム

図1にドイツにおけるターボジェット開発の概要を代表的な飛行機とともに年代順に示す。

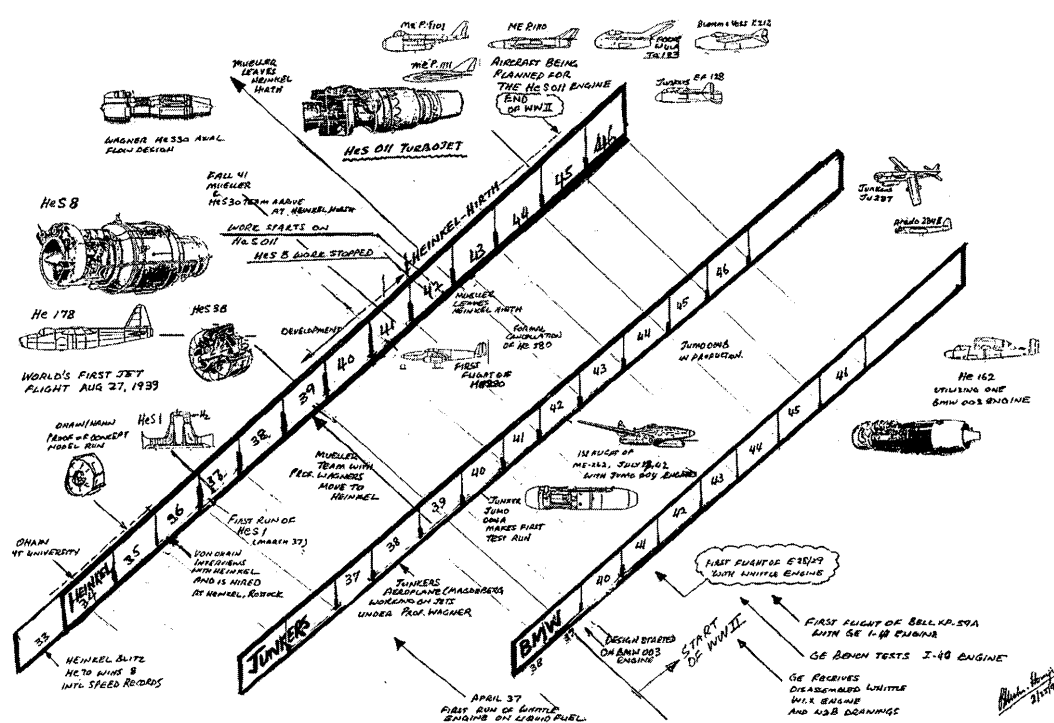
RLMのHelmut SchelpとHans Mauchは1938年にジェットエンジン開発を計画したが、Heinkel AirframeやJunkers Airframe Companyで進行していた研究のことは知らなかった。SchelpはGottingenのAerodynamic Research Establishment (AVA) のPrandtl, Betz, Enckeの卓抜な3教授のおかげで圧縮機設計に成功し、実用エンジン開発にはずみをつけた。

1938年にSchelpとMauchは、BMW社、Junkers Aeroengine Company社、Daimler Benz社、Bramo社と契約し、ドイツのターボジェット開発はRLMの支配下となる。Junkers Aeroengine Company (Junkers Motorenあるいは略してJumo) はAnselm Franzの指導の下で開発したJunkers Jumo 004エンジンは、メッサーシュミットMe 262機に搭載され、世界初の量産ターボジェットとなる^[8]。

2. von Ohainの初期の仕事

von OhainはJunkers Trimotor aircraftの飛行中、往復動エンジンのノイズと振動のすごさに閉口し、連続流動式エンジンこそが飛行機にふさわしいと直感する。そして1933年秋に、修正“Nernst”タービンプロジェクトに関係して定常流動による推進の研究を始め、同方式は出力重量比の点で大いに利点があることを、予備計算によって明かにする。そして、遠心圧縮機と半径流タービンのレイアウトが構造を最小化できる組み合わせとして選んだ。von Ohainはこのとき既に軸流圧縮機が前面面積を小さくできることの重要性に気付いていたが、最初のモデルとしてはより単純な半径流を選択したのだった。

1934年までに彼は、圧力比3:1でタービン入り口温度1200~1400°F (650~760°C)で時速500マイル以上が可能であるとの基礎的な設計計算を終えていた。そしてGottingenのBartells・Becker自動車修理工場の名メカニックMax Hahnと親交を深めた彼は図2のようなプロトタイプを製作する。しかし燃焼の問題のため、このエンジンは自立運転できなかった。von Ohainの理論は正しく、この概念には将来性があることを確信していた



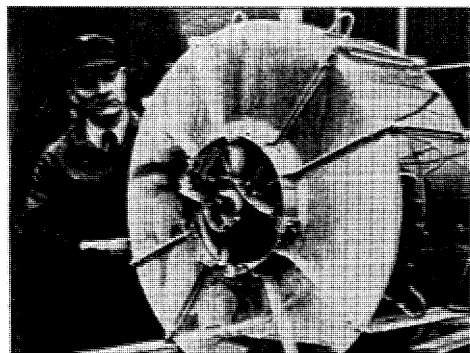


図2 自立運転できなかったプロトタイプモデル (1934)

指導教授のR. W. Pohl教授はvon Ohainの課外活動に対して好意的に支援するだけでなく企業のスポンサーシップを得るように勧めた。von Ohainは、スピードへの情熱やリスクをいとわないHeinkelの会社を賢明にも選択した。バルト海が好きなvon OhainにはRostockにあるHeinkelの工場は絶好の地であったことも付加的な理由であった。

3. Heinkelにおけるターボジェットエンジン開発

von OhainはHeinkeやGuenther兄弟によるジェットエンジンに関する長時間のインタビューを経て1936年4月15日にHeinkel社に雇われた⁽⁹⁾。

3.1 HeS 1実証用エンジン

友人のMax Hahnも入社するように主張したvon Ohainは、“Sonder-Entwicklung”（特別開発）という名で、1年以内にベンチテストに到達すべく、猛烈な速さかつ秘密裏にプロジェクトを進めた。von Ohainは本来は燃焼実験を体系的に行いたいと思っていたが、Heinkelから要求される時間的制約のため、まずは燃焼性に優れた水素燃料を用いることにした。図3に示すように、HeS 1エンジンは遠心圧縮機と半径流タービン（ローター直径12インチ）を背中合わせにし、タービン上流側流路中の周方向に多数配置した中空ベンから噴出した水素を鈍い形状の後縁で保炎した。この結果1937年春には、10,000rpmで推力1.1kNを発生し、オフデザイン条件や加減速でも問題は生じなかった。この成功でvon OhainはHeinkel社のジェット推進部長となり、さらに液体燃料を用いたHeS 2からHeS 3の開発へと進む。

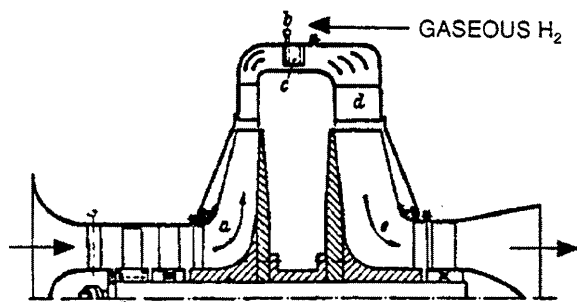


図3 水素燃料を用いた実証エンジン HeS 1

3.2 HeS 3AとHeS 3Bエンジンの設計開発

HeS 1のあと、噴霧化を含めた燃焼器の性能向上に重点がおかれた。Max Hahnは遠心圧縮機前方の未使用スペースに燃焼器を配置することによりシャフトサイズを小さくする提案を行ったところvon Ohainはいたく感心して特許を申請する（図4）⁽¹⁰⁾。

HeS 3Aエンジンは1938年にテストされたが、前面面積を小さくするために小さい圧縮機と燃焼器が使われ

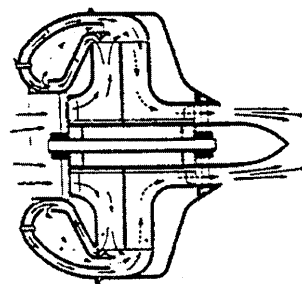
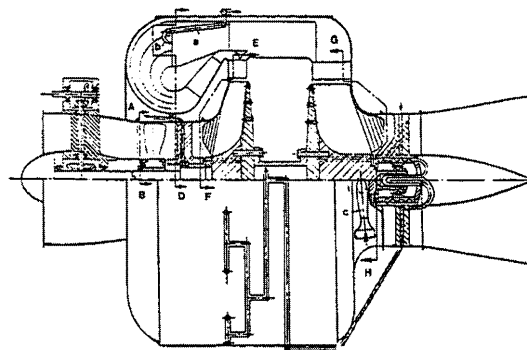
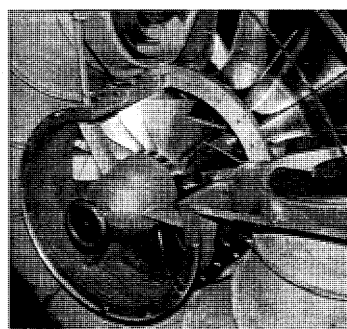
図4 圧縮機前方に燃焼器を配置したHahnの特許図⁽¹⁰⁾図5 HeS 3Bエンジンのレイアウト⁽¹¹⁾

図6 インデューサーと遠心圧縮機から構成されるHeS 3Bエンジンの入口部

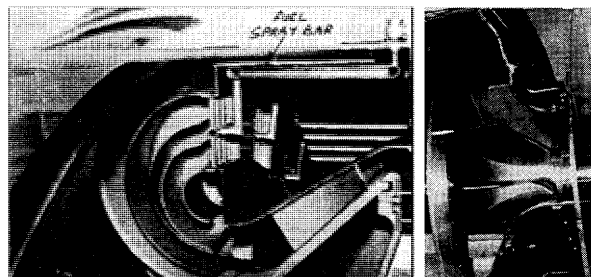


図7 HeS 3Bエンジンの燃焼器 (左)

図8 HeS 3Bエンジンの半径流タービン部 (右)

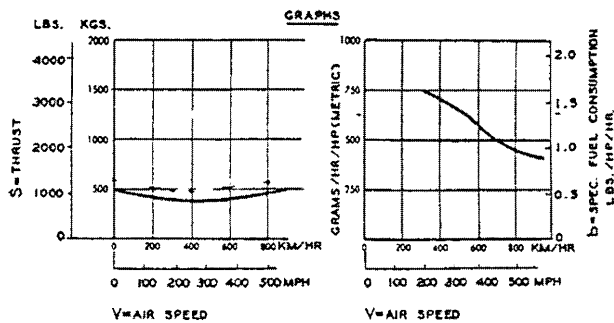


図9 HeS 3Bエンジンの性能曲線

たため所定の推力を得られなかった。そこでvon Ohainは高ハブ／チップ比により質量流量を増し、また軸流インデューサー段を用いることで入口損失を最小化した。(図5⁽¹¹⁾～8) その結果、13,000rpmで重量360kg、前面面積0.68m²で、図9に示す性能が得られた⁽¹²⁾。

4. He178機：世界初のジェット機

He 178機の設計はHeinrich Hertel博士の指導のもとGuenther兄弟により進められた。基本設計はWalter Guentherによるものだったが、彼が1937年9月に起きた自動車事故によって不慮の死をとげたあとは、Heinrich HelmboldとSiegfried Guentherに引き継がれた。He178機(図10)は肩翼機で木製の翼はスパン7.2m、全長7.48 m。HeS 3Bエンジン用の空気はノーズインテークからパイロットシートの下方を通して導かれた。重量1950kgで海面上で最高速度640km/hに設計された。

そして冒頭に述べたように1939年8月27日、6分間の歴史的初飛行に成功する。Heinkelは歓喜してRLMに駆け込むのであるが、数日後に大戦突入を控えて目前のことに手一杯だったRLMは冷ややかに対応する。その後、HeinkelはRLMのSchelp, Milch, Udetらの前でデモンストレーションを行うのであるが、燃料ポンプ漏れのトラブル等も加わって⁽⁵⁾、やはり熱狂的には受け入れられなかった。しかし、この飛行はイタリアのCaproni-Campini CC2より1年先んじ、英国のWhittleのW1エンジンを搭載したGloster E28/39より20ヶ月も先んじていたのである。

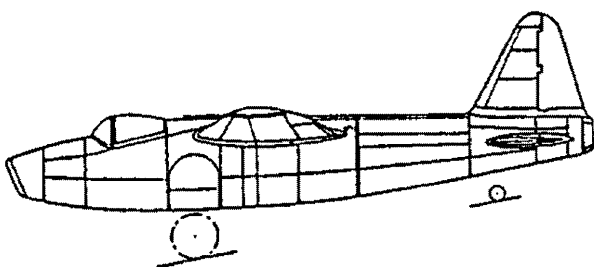


図10 He 178—世界初のジェット戦闘機

5. HeS 6エンジン

HeS 6エンジンは、HeS3エンジンを改良することによ

り、燃料消費は同レベルに抑えたまま13,300rpmで推力2860kgに高めたものである。エンジン自体は優れていたが、He 178機との組み合わせはうまくいかず、同機は引退を余儀なくされた。

6. He 280ジェット戦闘機用のエンジン開発

RLMに対してHe-178機のデモンストレーションを行った直後、HeinkelはHe 280機という双発の戦闘機開発に乗り出す。この機のためのエンジンとして、1939年夏にJunkers Aeroplane CompanyからHeinkelに移ったMuellerが開発する軸流WagnerエンジンHeS 30が、当初は予定されていたが、開発が難航した。そこで、von Ohainはバックアップ策としてHeS 8エンジンの開発に着手する。これはHeS 3Bと同様の半径流であるが、軸ベーンディフューザーと直線流路型燃焼器を特徴とする。そのころRLMのUdetはHeinkelを支援するようになっていて、Heinkelには本格的なエンジン製造能力が不可欠と考えた。そこでHenkelに、1941年4月までにHe 280機が飛行に成功したら、StuttgartのHirsh Motoren Companyを買収許可する紳士協定を結ぶ。von OhainはHeS 8エンジンで1941年3月に目標を達成し、Hirshの買収が実現する。

7. HeS 8Aエンジン

HeS 8 (RLM名称109-001) はHeS 3とHeS 6をベースとして、図11のような直線的な流動設計で直径を小さくしている(表1)。

HeS 8Aエンジンは、アルミ合金製の14ブレードの軸流インドゥーサー、19ベーン半径流インペラー、スチール製の14ブレードの半径流タービンから構成される。また燃焼器は1組8本の燃料噴射ノズルを16組、合計128ノズルから構成された。

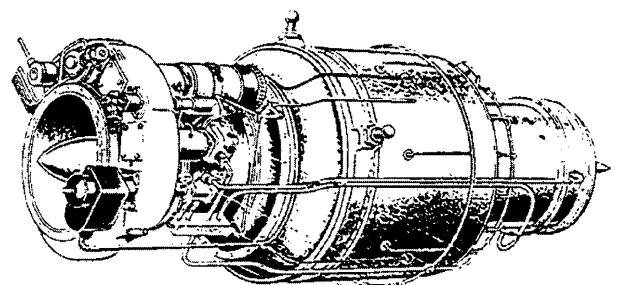


図11 HeS 8エンジン

表1 HeS 8エンジンの主要諸元

PARAMETER	HESS ENGINE
RPM	13,500
Weight	837 lbs. (380 kg)
Frontal Area	5.05 sq. ft. (0.47 m ²)
Specific Thrust.	1.89Lb thrust/Lbs; (18.5 N/kg)
Specific fuel consumption	1.6 Lbs/Lbs thrust hour; (0.163 kg/Nh)

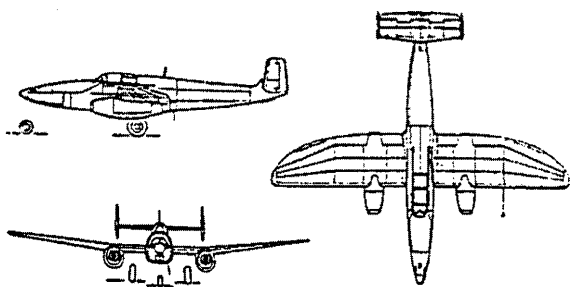


図12 HeS 8エンジンを2台搭載した優美なHe 280戦闘機

8. 世界初のジェット戦闘機He 280

He 280機はRobert Lusserによって設計された。全金属製で翼スパンは12m全長は10.04mである(図12)。He 280機は前輪式(tricycle undercarriage)や圧縮空気による射出座席の採用でも革新的な飛行機であった。HeinkelのテストパイロットFritz Schafferがテスト飛行に成功したのは1941年3月30日、RLMの役人の前でデモンストレーションに成功したのは4月5日であった。

9. Hirth Motorenの獲得とHeinkel Hirth

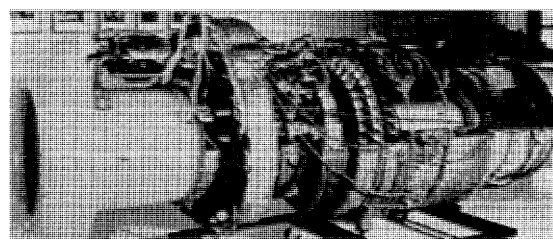
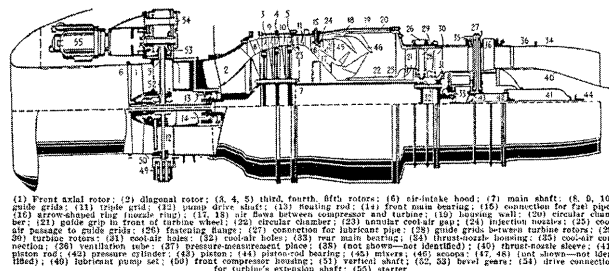
正式社名はErnst Heinkel AG-Werk Hirth Motorenである⁽¹³⁾。もともと機体メーカーであったHenkelにエンジンメーカーであるHirthが合体して、von Ohainの仕事は順調だった⁽¹⁴⁾。しかし、1942年7月、HeS 8Aエンジンは優れたエンジンではあったものの、実戦に初投入されたジェット戦闘機であるメッサーシュミットMe 262機には軸流でブレード冷却機構のついたJumo 004エンジンが採用された。これを機に、1943年早期に、HeS 8とHeS 30とHe 280機のプログラムがキャンセルされ、RLMのShelpはvon Ohainに第2世代のHeS 011エンジンを開発するように命ずる。この決定により、Heinkelはそれまでに確立していたジェットエンジンをリードする会社としての地位を失っていくことになる。

10. Heinkel Hirth HeS 011エンジンの設計と開発

RLM名称109-011のHeS 011エンジンはvon Ohainと

表2 Jumo 004BエンジンとHeS 011エンジンの比較

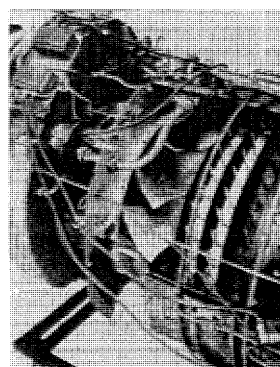
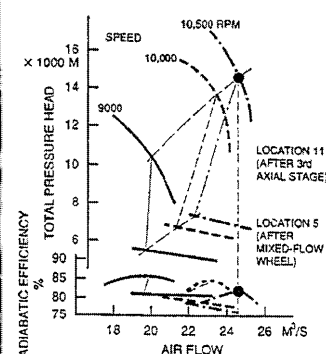
Parameter	Jumo 004 B	HeS-011A
Manufacturer	Junkers Engine	Heinkel-Hirth
Thrust, Lbs	2000; (8.927 kN)	2863; (12.75 kN)
Weight, Lbs	1650; (750 kg)	1950; (885 kg)
T/W Ratio	1.21	1.44
Length	152" (3860 mm)	131.6" (3343 mm)
Frontal dia.	30"; (760 mm)	32"; (805 mm)
Air mass flow rate, lb/sec	46.7; (21.2 kg/sec)	64; (29 kg/sec)
Pressure Ratio	3.1:1	4.2:1
RPM	8700	10,205
Compressor configuration	8 stage axial flow	Diagonal stage +3 axial stages
Turbine Configuration	1 stage turbine	2 stage air cooled
Fuel Consumption Lb/Lb thrust	1.4-1.48	1.35
Turbine inlet temperature, F	1427F; (775C)	1427 F (775C)

図13 Heinkel Hirth HeS 011エンジン⁽¹⁴⁾図14 HeS 011エンジンのレイアウト⁽¹⁵⁾

Max Bentele博士が開発を担当し、10,205 rpmで推力13 kNを達成した(図13⁽¹⁴⁾, 14⁽¹⁵⁾)。表2にJumo 004Bとの比較を示す。

10.1 コンプレッサー部分

単段のインドューサーに斜流圧縮機をおき、さらに対称(反動度50%)の軸流圧縮3段とした。(図15)この斜流圧縮機は理論的というよりは、調整可能なステーターを用いて実験的に最適化された。種々のセッティングが試験され、図16⁽¹⁴⁾のような満足のいく性能が得られた。

図15 HeS 011エンジンの圧縮機部分⁽¹⁴⁾図16 HeS 011エンジンの圧縮機マップ⁽¹⁴⁾

10.2 燃焼器

燃焼器はアニュラー型で、16個の燃料ノズルと4個の点火プラグを有している。

10.3 タービン

Max Benteleによって設計された2段空気冷却タービンを図17に示す。ブレードの共鳴問題は下流にあるベアリング支持のための4個のストラット配置を調整するこ

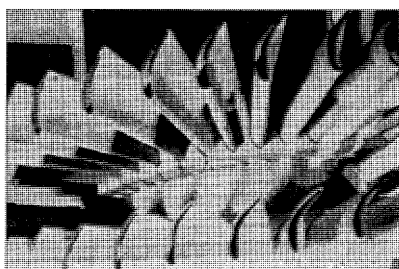
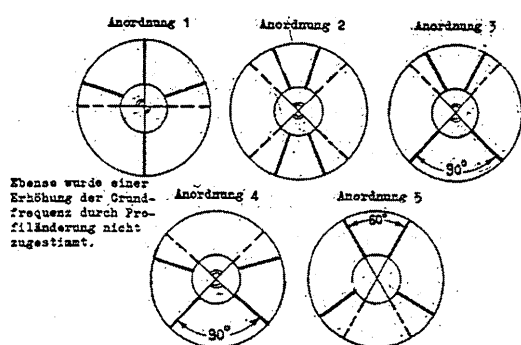
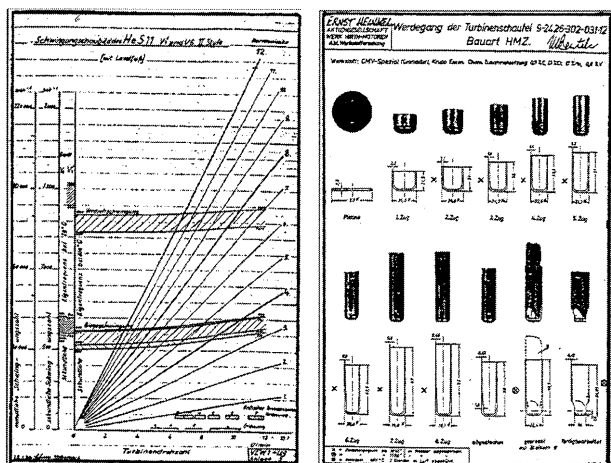
図17 HeS 011エンジンの空気冷却2段タービン部分⁽¹⁴⁾

図18 ブレードの振動問題を解決するためのベアリング支持ストラット

図19 励起および自然周波数に関するBentele図 (左) ⁽¹⁶⁾図20 25mm径の円板から空気冷却ブレードを製作する独創的な方法 (右) ⁽¹⁷⁾

とで克服した。(図18, 19)⁽¹⁶⁾

空気冷却ブレードは、図20⁽¹⁷⁾に示すように、通常のオーステナイト系クロム・モリブデンのスチール円板シートから作られた。

10.4 機械的な特徴とアクセサリ

10.4.1 ベアリングとアクセサリ

ベアリングは斜流圧縮機の前方と2段タービンの後方に設置された。Riedelのスターター、SiemensやBoschの発電機、Barmagの燃料ポンプ、Knorrの空気圧縮機やタコメーターも設置された。

10.4.2 燃料システム

燃料システムは定速ガバナーで作動するスロットルに

よって制御された。低圧用のギアポンプから高圧のギアポンプに送り、40kg/cm²で噴射した。

10.4.3 潤滑システム

加圧された潤滑油が、流量35l/min、圧力3.5-4 kg/cm²で供給された。

10.4.4 Tail Cone Bullet

ピストンで調整可能なTail Cone Bulletが設置された。

11. Hans von Ohain, ターボジェットの共同発明者

Hans Joachim Pabst von Ohain博士は1911年12月14日にドイツのDessauで生まれた。1935年にGottingen大学で物理学および応用力学の学位を取得した。その後の彼の仕事は先に述べたとおりである。

ターボジェット分野におけるドイツの最も傑出したエンジニアと評価されたvon Ohainは1947年に米国のWright-Patterson AFB社に招かれた。1963年には空軍航空研究所の主席サイエンティスト、1975年には空軍航空推進主席サイエンティストになった。1979年には政府機関における仕事から引退し、Dayton大学の研究所やFlorida大学の客員教授となった。彼は若い学生からたいへん慕われ、教育におおいに貢献した。

von Ohain博士の人柄はきわめて謙虚であり、他人の貢献を第一として、おうおうにして自身の貢献を控えめにしか語らなかった。

米国での32年間に、von Ohainは30編以上の技術論文を書き、19件の米国特許を取得した。また、彼はHeinkelで50以上の特許を取得した。von OhainはDeutsche Akademie der Luftfahrt Forschungのメンバーに選ばれた。また、the Goddard Award for AIAAや数多くのAir Force awards、1990年にはASME Tom Sawyer Awardとthe National Hall of Fame for Aviationを受賞した。1992年には、von Ohain博士とFrank Whittle卿は工学におけるノーベル賞であるthe Charles Draper Prizeを授与された。また、Dayton, West Virginia, Floridaの3大学から名誉博士号を授与された。さらにドイツではPrandtl Ring等の著名な賞を授与された。

図21 3人のジェットエンジンのパイオニア (1978年)
左からFrank Whittle, Hans von Ohain, Max Bentele⁽¹⁸⁾

von Ohain 博士はFloridaのMelbourneで86歳で逝去した。図21はジェットのパイオニア3人が1978年に会した最後の写真として知られているものである⁽¹⁴⁾。

12. むすび

ターボジェットエンジンの時代を切り開いたとして永遠に記憶されるべきHans von Ohainの業績を紹介した。

参考文献

- (1) Constant, E. W., II, 1980, *The Origins of the Turbojet Revolution*, Johns Hopkins Univ. Press, Baltimore, MD.
- (2) Schlaifer, R., 1950, *Development of Aircraft Engines*, Graduate School of Business Administration, Harvard University, Boston, MA.
- (3) von Ohain, H., 1979, "The Evolution and Future of Aeropropulsion Systems," *The Jet Age-40 Years of Jet Aviation*, Walter J. Boyne and Donald S. Lopez, eds., Smithsonian Institute, Washington, DC.
- (4) Scott, P., 1995, "Birth of the Jet Engine," *Mechanical Engineering*, January, ASME, New York, pp. 66-71.
- (5) Jones, G., 1989, *The Birth of Jet Powered Flight*, Methuen, London.
- (6) Meher-Homji, C. B., 1998, "The Development of the Whittle Turbojet," *ASME J. Eng. Gas Turbines Power*, 120, No. 2, ASME, New York.
- (7) Heinkel, E., 1956, *Stormy Life-Memoirs of a Pioneer of the Air Age*, E. P. Dutton and Co., New York.
- (8) Meher-Homji, C. B., 1997, "The Development of the Junkers Jumo 004B-the World's First Production Turbojet," *ASME J. Eng. Gas Turbines Power*, 119, No. 4, ASME, New York.
- (9) von Ohain, H., 1989, talk made at the 50th Anniversary of Jet Powered Flight, video cassette, Vol. No. 1, AIAA, Dayton Chapter.
- (10) Bamford, L. P., and Robinson, S. T., 1945, "Turbine Engine Activity at Ernst Heinkel Atiengesellschaft Werk Hirth-Motoren, Stuttgart/Zuffenhausen," report by the Combined Intelligence Objectives Subcommittee dated May 1945.
- (11) Gunston, B., 1995, *The Development of Jet and Turbine Aero Engines*, Patrick Stephens, Ltd., UK.
- (12) Carter, J. L., 1945, *Ernst Heinkel Jet Engines*, Aeronautical Engine Laboratory (AEL) Naval Air Experimental Station, Bureau of Aeronautics, US Navy, June, 1945.
- (13) *An Encounter Between the Jet Engine Inventors Sir Frank Whittle and Dr. Hans von Ohain*, 1978, Wright-Patterson Air Force Base, OH, History Office, Aeronautical Systems Division, US Air Force Systems Command.
- (14) Bentele, M., 1991, *Engine Revolutions: The Autobiography of Max Bentele*, Society of Automotive Engineers, Warrendale, PA.
- (15) Neville, L. E., and Silsbee, N. F., 1948, *Jet Propulsion Progress*, McGraw Hill Inc, New York.
- (16) Hirth Motoren G.m.b.H. Report, 1944, VEW 1-139, "Schwingungsuntersuchungen an der He S 11-Turbine V1 und V6 mit Vollschaufeln," dated Jan 31, 1944; Max Bentele Papers, American Heritage Center, University of Wyoming, Laramie, WY.
- (17) Hirth Motoren G.m.b.H. Report, 1944, VEW 1-140, "Untersuchung der Fussbefestigung von Topf- und Falt-schaufeln durch Kaltschleuderprufung," dated April 16, 1944; Max Bentele Papers, American Heritage Center, University of Wyoming, Laramie, WY.

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

付録—Webギャラリー陳列エンジン

長島 利夫^{*1}

NAGASHIMA Toshio

Key words : GAS TURBINES, HISTORY, TURBINE ENGINES, JET PROPULSION

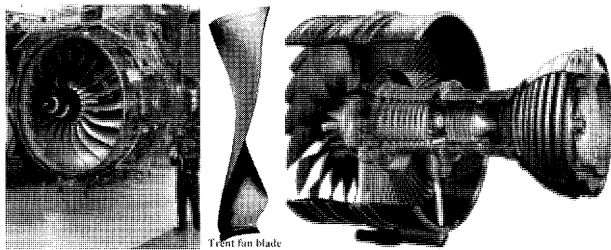
以下は、3月号特集論説・解説「ガスタービンの発明と技術変遷」で紹介したWebギャラリー中のエンジンに関する説明である。なお、重複を避け、WWW.URL など既述の情報は、冒頭の型式仕様を除き省略する。

■ Trent 1000 (Rolls-Royce PLC)

UHB ターボファン

推力300kN 級

BPR 11 ファン径112in (284cm)



Trent fan blade

ロールスロイス (RR) 社Trent 1000エンジンは、後で観るGE社GENxエンジンと同様、ボーイング787 Dreamliner機用に開発された推力7万lb (310kN) 級の超高バイパス比 (～11) ターボファンであり、RR社ユニークな可変静翼に頼らない3軸構造のターボ系により圧力比50を達成し燃費に優れる特性を誇る。長さ112in (284cm) のファン翼は、ワイドコードのチタン中空構造により、枚数減・軽量化を図りつつ、巨大ファンの回転トルクを打ち消す向きに、高压軸に対し2700rpm (周速400m/s超) で逆回転する。そうした技術は、前身のRB211エンジン開発によって培われてきた。

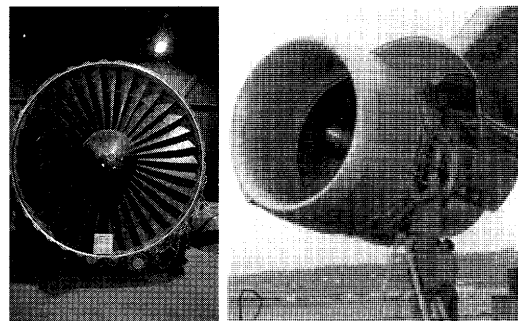
■ RB211 (Rolls-Royce)

HB ターボファン

推力180kN 級

BPR 5

RR社RB211エンジンは、1968年にロッキードTristar機用として推力40,000lb (180kN) 級で設計され、ファ



ン翼の空力・構造材料・製造に未曾有の革新技術を導入したが、その開発の遅れと費用増加のために、同社経営は破綻をむかえ、1971年に英国政府は国有化という非常手段で再建した。WellandやPegasusエンジン開発などで知られるHooker卿が、定年後、プリストルからダービーの拠点工場に移り、Hyfilと呼ばれた複合材を断念してチタン製ワイドコード翼の製造技術 (表裏スキンにハニカムをサンドウィッチ構造で拡散接合) を世界初に克服し、長い翼の振動を押さえる中間スナバーを省きつつ高い空力性能を達成し、技術力をもって経営難を脱出した話は有名である。同社は1987年にサッチャー政権下で再民営化され、経済的な中～大型双発機需要に対し、3軸構造の特長を活かした柔軟なスケールアップにTrentエンジンをもって迅速に対応して、伝統に裏付けられた高い技術力と信頼性を誇りつつ、世界の3大航空エンジンメーカーの地位を保っている。RB211はRR社を潰し、また、復活させた記念碑エンジンといえる。その仕様をまとめると、3軸高バイパス比5.0、単段ワイドコードファン、7段中圧＋6段高压圧縮機、環状燃焼器 (18噴射器)、単段高压＋単段中圧＋3段低压タービンという内容である。

ここで、3軸構造の技術的特徴に簡単に触れておくと、一般的な2軸式ターボファンより軸受機構は複雑化する反面、圧縮機設計が最適化できるため、エンジン全体としてコンパクト軽量化、高性能化、高剛性・高信頼化な

原稿受付 2008年3月3日

*1 東京大学 新領域創成科学研究科
〒277-8561 千葉県柏市柏の葉5-1-5
東大 柏キャンパス 基盤棟3AO

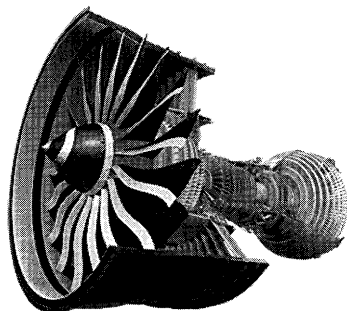
どのメリットを期待でき、何よりもまた、3軸ユニット各々のスケールを柔軟に変える自由度が大きく多様な推力要求に応えることが可能になるという。

■ GENx (GEAE)

UHB ターボファン

推力310kN 級

BPR 11 ファン径111in (282cm)



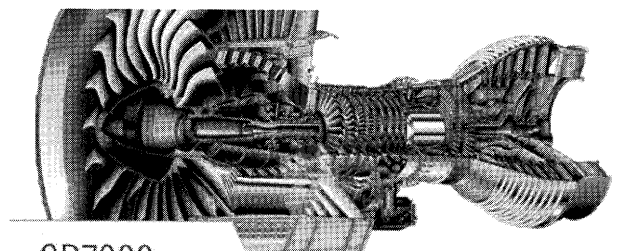
GE社GENxエンジンは、B747-8機搭載の超高バイパス比（～11）ターボファンであり、GE90エンジンから派生したことから、2軸オーソドックスなターボファン構造をもち、推力は、B787機用に7万lb（310kN）、またエアバスA350機用だと7万2千lb（320kN）が必要とされ、Trent 1000系列エンジンと競争している。日本からIHI社がRisk and Revenue Sharing Partnerとして開発参画している。対環境性能とオペレーションコストの二点で優位に立ち、ワイドボディ中長距離機用のCF6エンジン市場をカバーして燃費15%削減、騒音レベル50%低減を掲げて投入されつつある。ファン径111.1in（282cm）、翼枚数18、バイパス比9、4段低圧+10段高圧（Blink、圧力比23は未曾有）軸流圧縮機、2段高圧+7段低圧軸流タービン、そしてアニュラー燃焼器という構成にて、圧力比41前後としている。前方スウェプト形状の複合材ファン翼に加え、ケーシングにも史上初めて複合材を使用し、反転高圧/低圧タービンを採用、および最新低環境負荷TAPS（Twin Annular Pre-Swirl）燃焼器ならびにエンジン運用の高度診断システムを備えて、GE90エンジン技術を継承しながら完成度を高めている。

■ GP 7000 (GE-P&W Engine Alliance)

HB ターボファン

推力310kN 級

BPR 8.7 ファン径116in (295cm)



GP7000

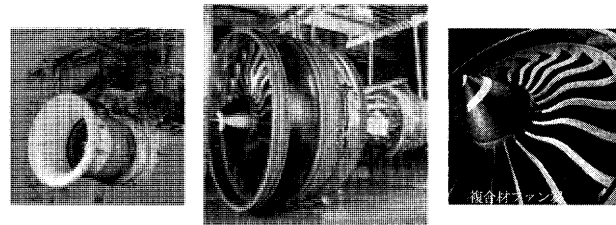
エンジン・アライアンス (Engine Alliance) 社は、GE社とP&W社との折半出資による設立である。GP7000エンジンは70,000lb（310kN）級推力、高バイパス比8.7の2軸ターボファンエンジンであり、B747-X機の中止によりA380機用の開発となった。GE90のコアエンジンとPW4000の低圧システム（ファン・低圧圧縮機・低圧タービン）を元に構成されている。仕様は、圧力比43.9、ファン径295cm（116in）、ワイドコード中空チタンファン（翼枚数24）、5段低圧+9段高圧軸流圧縮機、2段高圧（ボルトレス構造、単結晶SC翼、耐熱コーティング）+6段低圧軸流タービンなどの特徴があげられる。

■ GE90 (GEAE)

HB ターボファン

推力500kN 級

BPR 9 ファン径123in (312cm)



双発で最大のワイドボディ B777機に搭載され、推力は1995年当初型式で84,700lb（378kN）、また2001年115B型初号機123,000lb（547kN）でギネス世界記録（最大パワー商用ジェットエンジン）認定を受けた。高バイパス比2軸ターボファンで、94B型（417kN）の場合、バイパス比9、圧力比40、ファン径312cm、3段低圧+10段高圧軸流圧縮機、2段高圧+6段低圧軸流タービン、低NOxデュアルアニュラー燃焼器という仕様である。一方、航続距離を伸ばしたB777-300ER機専属の115B型（513kN）は、バイパス比7、圧力比42、ファン径325cmのスウェプト翼を採用し、4段低圧+9段高圧軸流圧縮機に変更するなどして空気流量を増加した。ファン翼は品質管理を徹底して100%欠陥なしのカーボン強化エポキシ複合材を採用して重量増を抑え、低圧軸に新材料を採用して従来と同一外径で高い伝達トルクを実現、最新空力技術によりタービン翼枚数の低減や要素効率向上また圧縮機の失速マージンの確保など、随所に性能レベルの飛躍的な向上が見られる。

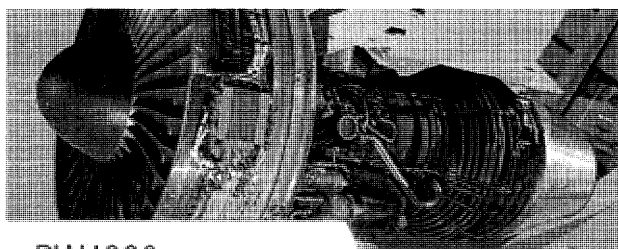
■ PW4000 (P&W)

ターボファン

推力270kN 級

BPR 5 ファン径94in (239cm)

推力60,000lb級、バイパス比4.8-5.1の2軸ターボファンで、圧力比27.5-32.3、ファン径94in、ファン圧力比1.65-1.80の仕様である。A310機、B747機やMD-11機に搭載され、双発機に対する180分間のETOPS



PW4000

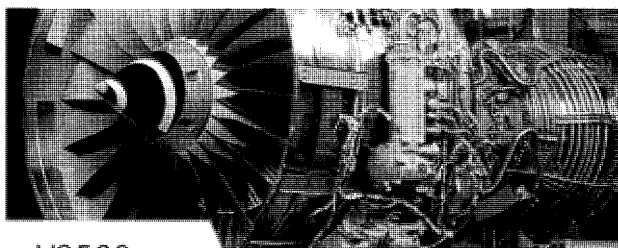
(Extended-range Twin-engine Operations) の認定を受けた。JT9Dを大幅改造したエンジンの位置づけで、1987年からはFADECによる燃費と信頼性向上を達成し、噴霧特性に優れた低NO_x燃焼器のオプションも可能としている。

■ V2500 (International Aero Engines)

ターボファン

推力100kN 級

BPR 5 ファン径161cm



V2500

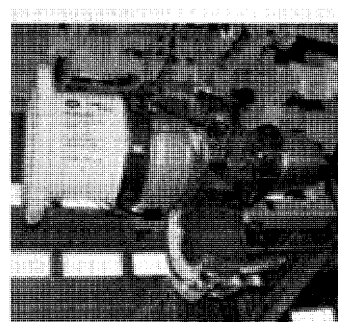
RR, P&W, MTU, FIATの4社と日本航空機エンジン協会JAEC (IHI, KHI, MHI各社) の計5ヶ国出資によるIAEインターナショナルエアロエンジン合弁会社が国際共同開発で完成し、A321機やMD90機に搭載される推力98kN (22,000lb) -147kN (33,000lb) の2軸ターボファンである。A5型 (147kN) では、バイパス比4.5、圧力比31.9、ファン径161cm、低圧4段+高圧10段軸流圧縮機および高圧2段+低圧5段軸流タービンのローター系構成であり、アニュラー式燃焼器を備え、エンジン重量3402kgという仕様である。1988年にFAAから型式承認を得て、A320機体の型式承認を待って1989年に商用運航が開始された。ファン翼はスナバーなしワイドコードの軽量高効率化、対異物吸込み耐抗力向上そして低騒音を実現、低圧圧縮機出口での可変機構つき抽気バルブをFADEC制御、また低圧圧縮機にControlled Diffusion翼を用いて効率を向上、エンドベント採用により翼列の耐失速性を高め、繊維強化型プラスチック材ほか、金属部にチタンを使い軽量化に努め、さらに、ファンケースを前後分割で作りビーム溶接接合し、その内面に吸音パネルを貼るなど製作上の工夫や騒音低減を図っている。大型一体鋳物やチタン合金の超塑性加工など成型技術の洗練化に努めた成果が採用されている。

■ CF34 (GE)

ターボファン

推力80kN 級

BPR 5 ファン径46in (117cm)



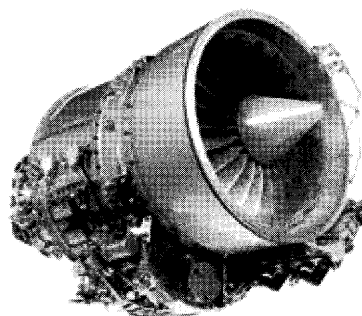
リージョナル機 (70-100席) 用の推力13,000-20,000lb (89kN) 級の2軸ターボファンであり、ボンバルディア社CRJ700機搭載の8C1型 (61.3kN) エンジン、1999年にFAA型式証明を取得し、2001年に商業運航を開始した。GE社と日本JAECの共同開発事業のエンジンとしての特長は軽量化の徹底による大きな推重比であり、8C1型は6.2を誇り、また、部品点数削減の成功から整備やコストの面で競争力に優れる。騒音や排気の面でも、ICAO規制値を十分クリアしている。ファン径117cm、バイパス比5、圧力比27の仕様は、米空軍機A-10や海軍機S-3A用のTF34エンジンから派生したといわれる。

■ PW300 (Pratt&Whitney Canada)

ターボファン

推力30kN 級

BPR 4.5 ファン径31in (80cm)



1960年代からビジネスジェット機が徐々に発達して、Learjet, Falcon, Cessna Citationといった機体に搭載の小型ジェットエンジン需要が生まれた。とりわけ、1967年のP&W Canada社によるJT15Dエンジンは先駆的で、単段高圧タービン駆動による高圧遠心圧縮機と2段低圧タービンが直接駆動する前方低圧軸流ファンとの2軸ターボ系、そして逆流型アニュラー燃焼器というコンパクトな構成を取り、バイパス比3.3、推力2,000lb級を賄った。一方、同社が1990年に型式認定を受けたPW300は、推力5,000 (8,000lb)級の2軸ターボファンで、

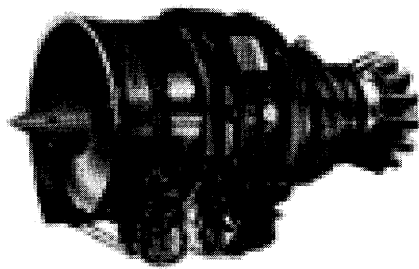
バイパス比4.5, 圧力比18, 直径31in (79cm) 前方ファンならびに4段軸流+単段遠心高圧圧縮機を, それぞれ, 3段無冷却低圧タービンと2段高圧タービンとで駆動する形式である。燃焼器は順流型の低NO_x仕様, またファンケーシング付着の箱は推力調整用のFADECを収納し, パイロットの仕事軽減やエンジン保護管理に務めている。

■ TFE731 (Garrett, Honeywell, AlliedSignal)

ターボファン

推力20kN 級

BPR 3



1969年に初運転し, JT15Dを超える売上げ人気を博した2軸ターボファンエンジンとして知られ, その構成は, 逆流型燃焼器をもち, 単段高圧タービンで単段高圧遠心圧縮機を駆動, および3段低圧タービンでファン+4段低圧軸流圧縮機を駆動する点はJT15Dと同様だが, 大きな相違点として, ファンを減速ギアを介して駆動している。推力3,500lb, 圧力比14-15, バイパス比2.7前後であったが, 推力が4,750lbへと増大するにつれ, バイパス比は3.7まで増加した。本エンジンの開発が軍事用と無関係に派生した点は興味深い。

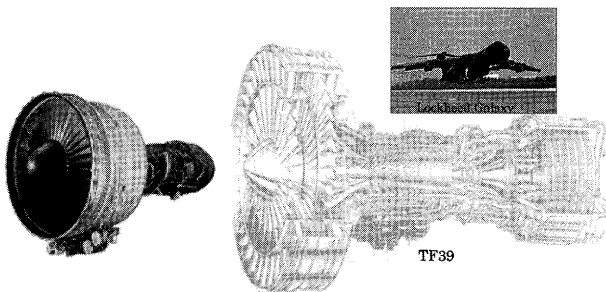
■ CF6 (GE) / TF39 (GE)

HB ターボファン

推力300kN 級

BPR 8 ファン径93in (236cm)

3月号記事にはGalaxy機の
写真が誤ってF100エンジン
位置へ移動して掲載されたの
で訂正願います。



TF39

世界初の高バイパス比ターボファンとして記念碑的なエンジンである。1971年に推力40,000lb級のCF6-6に始まりDC-10機に搭載され, その後, 72,000lb級のCF6-80E1まで増強されて, 1980年代のワイドボディ機B-747, B-767, A300, A310, A330, MD-11などに広く採用された。本エンジンは, 1965年, 米空軍ロッキードC-5A

輸送機Galaxyに搭載されるTF39エンジン開発から派生した。極めて先進的な仕様が求められた結果, 熱サイクル温度を1300℃近くまで引き上げ, 圧縮機抽気による金属冷却, およびバイパス比を従来の2.5程度から6ないし8まで高くすることで燃費改善を達成し航続距離の飛躍的な増加が策られた。当然, 圧縮機にも25という高い圧力比が要求され, ターボ系としては16段軸流圧縮機を2段高圧タービンで駆動し, かたや1.5段ファンは6段低圧タービンで駆動される構成となった。TF39と民間用CF6-6の両者では, 図に見るとおり, TF39のファンが特殊な形状1.5段となっているのに対し, CF6では単段ファンであり, 異なる。それ以外, 両者間で部品の共通性が十分配慮され, 開発や維持機能の面で実用性に優れる。

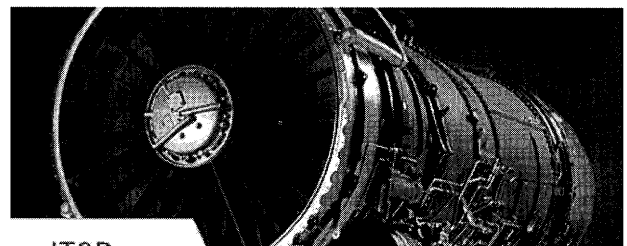
TF39エンジンは, CF6系列の民間航空機用エンジンとしてばかりでなく, 船舶用ガスタービンにも転換され, 船舶産業用のLM2500と呼ばれ, 油やガス産業におけるポンプや圧縮機そして発電機の動力を供給している。

■ JT8D (P&W)

ターボファン

推力90kN 級

BPR 2 ファン径50in (126cm)



JT8D

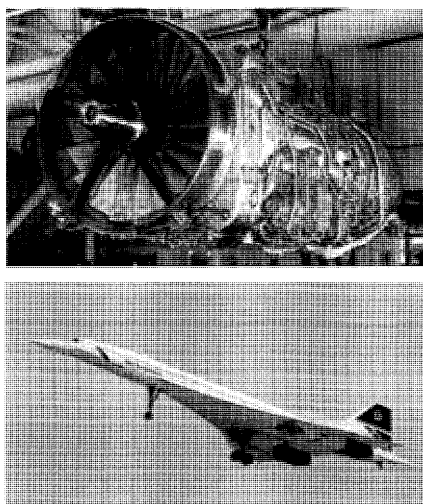
海軍J52ターボジェットから派生した前方ファン型JT8Dが民間の市場に出たのは1964年といわれる。搭載予定だったB727-100機は結局就航しなかったが, 推力14,000lb, バイパス比1.1でスタートした当エンジンはB737機やDC-9機に採用され12,000台が生産されたという。その後, 排気や騒音への関心も進む頃, バイパス比を1.78に高め, 推力を19,250lbに増強のJT8D-200系列が出るまでには, 42in (107cm) の2段ファンは効率的な49.5in (126cm) の単段ファンに替わり, バイパスとコアの流れはローブミキサーで混合され, E-Kitと呼ばれた新燃焼システムによりNO_xも25%低減など環境対策もなされた。丁度, 時流を得た先駆けのバイパスエンジンとして, 良い開発例である。

■ Olympus 593 (Rolls-Royce/SNECMA)

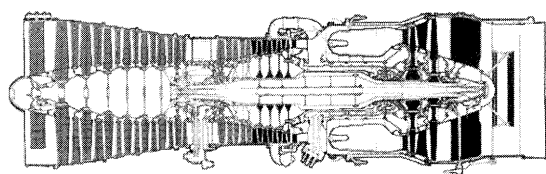
ターボジェット

推力170kN 級

言わずと知れたコンコルド機搭載のターボジェット



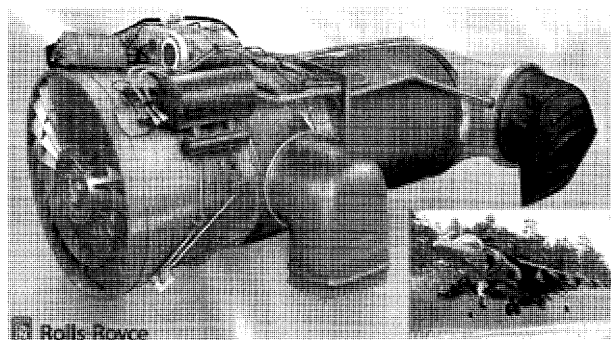
であり、アフターバーナー点火時の地上推力は38,050lb (170kN)、これを翼下面の左右に2基ずつ作動させた。Olympus 593 Mrk610と呼ばれる本エンジンは、元来、Bristol-Siddeley社Olympusと呼ばれたVulcan爆撃機用で、推力11,000lbであった。RR社がOlympus本体を、一方、SNECMA社が排気とアフターバーナー系を分担して開発を進め、これを38,050lbまで増強に成功した。Olympusエンジンは、同心で回転する2軸構造をとり、各軸あたり7段の圧縮機とそれを駆動する単段タービンから構成される。圧力比15.5であり、圧縮機翼列はすべてチタン合金を基本とするが、超音速飛行時の高温を考慮して最終4段をニッケル基合金で製作した。(図中、黒い部分がニッケル基合金) 燃焼器もやはりニッケル基合金で成型し、16ヶの蒸発バーナを設け各ボルト固定とした。タービン段は両軸共に翼冷却を行い、ケーシングは圧縮機側にステンレス鋼を用いており、またエンジン本体の下流ジェットパイプ中には単一環状の再熱火炎保持器を設置した。エンジン出口は可変形状ノズルに接続され、逆推力機構で終わる。



■ Pegasus (Rolls-Royce)

ターボファン
推力110kN 級
BPR 1.2

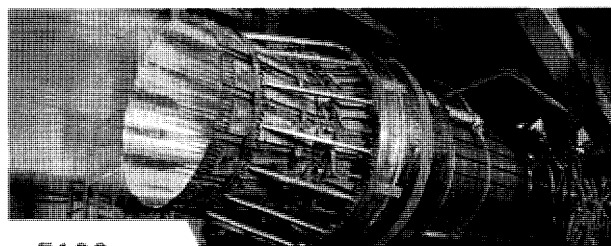
このユニークな推力偏向ターボファンは、Harrier戦闘機のSTOVL (short take off and vertical landing) 機能の実証から有名であろう。推力は最大23,800lbまで、バイパス比1.2、圧力比16.3の仕様にて、2軸構造の低圧軸と高圧軸には、それぞれ、3段低圧圧縮機+2段駆動タービンまたは8段高圧圧縮機+駆動用2段高圧ター



ビンが組み合わされ、燃焼器は環状蒸発型になっている。FADECによる制御も用意され、推力ベクタリングは、4つの偏向ノズルを水平・垂直に向ける簡単な機構に依る。

■ F100 (P&W)

ターボファン
推力110kN 級
BPR 0.36



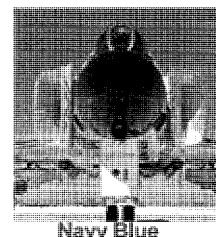
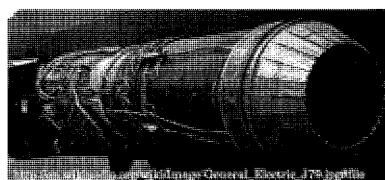
F100

米空軍F-15機に1974年から搭載され、3段ファン (バイパス比0.36) +10段圧縮機の構成により、戦闘機用として未曾有の圧力比24.8の仕様および長めのアフターバーナーを設けて、軍用エンジンでも飛行距離 (従って燃費) を重視する姿勢に応えた。推力は、23,770lbに始まり、デジタル制御による29,160lbへと増大された。エンジン保守期間が並外れて長いことを特長とした。

■ J79 (GE)

ターボジェット
推力81kN 級 (AB)

3月号記事ではターボファンと誤って記載。



米軍F-4ファントム機 (飛行マッハ数2) の搭載エンジンであり、次のJ57エンジンと共に、1950年代の代表的ターボジェットとされる。可変静翼を多段に用い、単軸構造のまま高い圧力比を達成して、高低圧2軸構造の

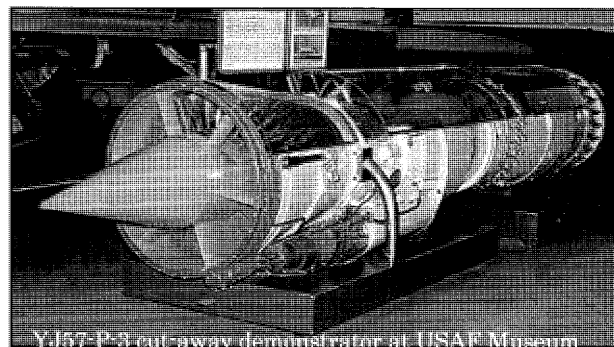
方式に比べ、外径と重量を20%強スリム化できた。さらに、機体の機動性と関連する計器面からもエンジン性能が補強された。多くの高度・スピード記録を達成、仕様としては、アフターバーナー付き推力18,000lb級、タービン入口温度655℃、圧力比13.5を17段チタン翼列の軸流圧縮機で賄う内容であった。

■ JT3/J57 (P&W)

ターボジェット

推力90kN 級

初めて10,000lbを超える推力を達成した直径1mの2軸ターボジェット（アフターバーナー付、水・メタノール噴射）で、タービン入口温度870℃、16段軸流圧縮機により、圧力比12の仕様である。推力は20,000lb級まで



増強され、1959年、低圧軸3段の圧縮機を2段ファンに置き換えることで、バイパス比1.5のターボファンの設計が生まれ、JT3Dターボファンの展開につながった。

Special Issue : The History of Development of Gas Turbines

History of the gas turbine and development at Rolls-Royce

Dr. CK. (Sam) Beale^{*1}

1. Introduction

The very first Rolls-Royce jet engine, the W2B, had a thrust level of 1600 lb and a specific fuel consumption (SFC) of 1.13 lb/h/lb. About 60 years later, in 2002 the Rolls-Royce Trent 500 engine entered service with over 35 times higher thrust and less than one third the SFC. The Trent 900, which entered service in 2008, has over 40% more thrust and more than 3% lower SFC than the Trent 500. This illustrates the progress that has been made, which extends also to the application of gas turbines. Their uses are now very diverse, thanks to their flexibility and intrinsic power density. As can be seen in Figure 1, gas turbines are now applied in various markets from civil and defence aerospace to marine propulsion, energy generation, oil and gas pumping as well as some less common applications, such as fuel cells and CO₂ sequestration.

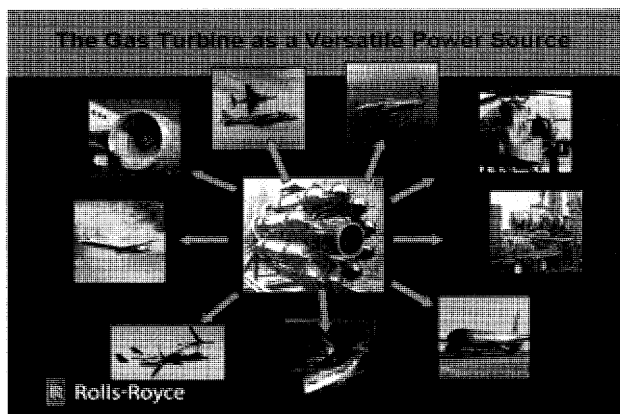


Figure 1 Gas turbine versatility

Gas turbines manufacturers are facing some major challenges dictated by market mechanisms and new environmental regulation. These challenges will require evolutionary and revolutionary technologies and procedures.

Development of advanced cycles and their

Received 10 March 2008

* 1 Head of Technology Strategy, Rolls-Royce plc PO Box 31,
Moor Lane, Derby DE24 8BJ, England

applications are considered, as a means to improve efficiency and performance.

In order to maximise the benefit gained from the successful development of its aero gas turbines, Rolls-Royce feeds through this technology into its Marine and Energy gas turbines. The civil and defence aerospace sectors benefit also from mutual developments.

2. Gas Turbines in the Past

Rolls-Royce involvement in aero engines started with the reciprocating "Eagle" engine in 1914⁽¹⁾. The reciprocating engines were followed by a large number of gas turbines, some of which, shown in Figure 2, marking the history of Rolls-Royce:

- W2B: first British production turbojet.
- Derwent: thrust doubled from 1700 lbs to about 4000 lbs in 15 months.
- Dart: first production turbine powered aircraft (Viscount).
- Conway: bypass (turbofan) engine.
- Pegasus: Vertical Take-Off and Landing
- RB211: first 3-shaft engine in service.
- Olympus: powered first commercial supersonic flight.
- 535E4: first hollow wide chord fan blade in service.
- Trent 800: first engine to exceed 100,000 lbs thrust and be certificated at over 90,000 lbs thrust.
- Trent 900: swept fan and first for Airbus A380.

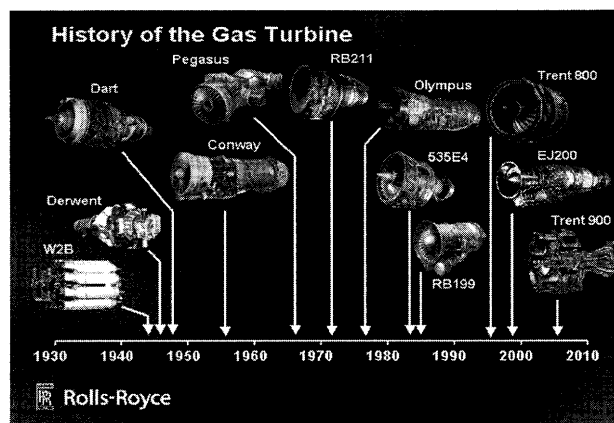


Figure 2 History of Rolls-Royce gas turbines

With the emergence of the widebody airliners in the late 1960s, Rolls-Royce launched the RB211 for the Lockheed L-1011 Tri-Star. The three-shaft turbofan concept of the RB211 has now established itself at the heart of the world-class family of large Rolls-Royce engines.

Allison (now part of Rolls-Royce) also has a history of famous engines. In 1937, the V-1710 became America's first 1000-horsepower engine. Widely used in World War II, it powered many famous aircraft such as the Lockheed P-38 Lightnings, Bell P-39 Aircobras and P-63 Kingcobras. The ubiquitous Model 250 turbo shaft engine powers more than 170 different helicopter and fixed-wing applications in both civil and military markets. A more recent engine, the AE 3007 powers the CitationX, the Embraer 145 family and the Global Hawk unmanned aircraft.

3. Aero Gas Turbines Today

From the end of the 1950's to today, the power output of the gas turbine has increased by a factor of 50 whilst the specific fuel consumption has been reduced by an impressive 50%, as shown in Figure 3. There are few technologies that have made such rapid development and had such a significant impact on society. Those improvements and extensive applications have been achieved by a range of advances and a number of critical underlying technologies.

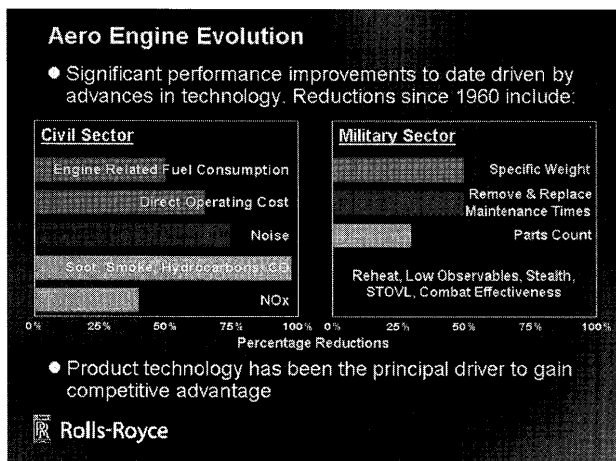


Figure 3 Aero engines evolution

For Rolls-Royce, a key innovation was the three-shaft engine, shown in Figure 4, which comprises a low pressure (LP) system and a gas generator made up of an intermediate (IP) and high pressure (HP) system⁽²⁾. Each of these systems is designed to run at its optimum aerodynamic loading, which gives

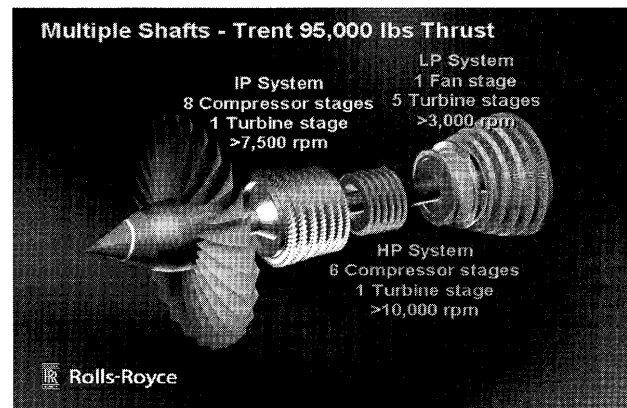


Figure 4 Rolls-Royce three-shaft engine concept

high efficiency and a low number of compressor and turbine stages. This concept also enables each shaft to be scaled independently, making it simpler to build a range of engine sizes based around common technology.

The latest development of the Rolls-Royce Trent family of turbofan engines is the Trent 900, which powers the Airbus A380, the largest and latest widebody aircraft which entered service in 2008. This ultra high by-pass ratio engine incorporates significant new technologies over previous Trent engines as shown in Figure 5, notably the first fully swept fan design, 3-D aerodynamics throughout the compressors and advanced 3-D designs in the turbines, all aimed at improving efficiency. The swept fan also reduces noise. The HP system is contra-rotating, further improving turbine efficiencies (a concept read across from military applications), and the by-pass ratio is increased from previous Trent engines in order to improve specific fuel consumption and further reduce noise.

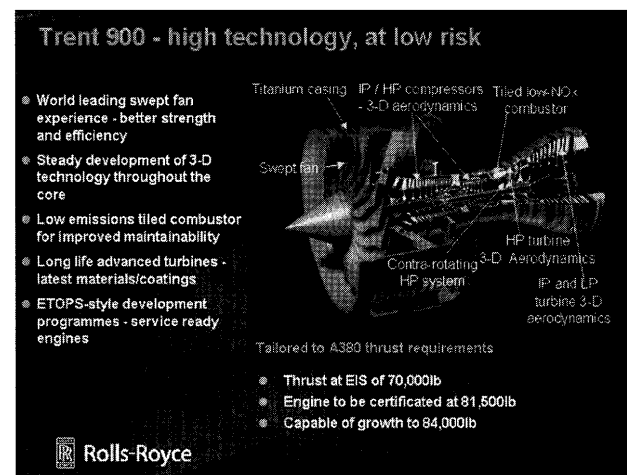


Figure 5 The Trent 900 engine

The latest Rolls-Royce innovation in the defence aerospace sector is the LiftSystem™, being produced under sub-contract to Pratt & Whitney. This provides forward thrust and lift for the Short Take-Off and Vertical Landing variant of the Joint Strike Fighter (JSF) multi-role aircraft. This will be the first new vertical thrust concept in a production aircraft since the Rolls-Royce Pegasus-powered Harrier family, originally developed late 1960s.

The LiftSystem™ incorporates innovative technology in both its aerodynamic and mechanical design, as shown in Figure 6. Approximately half of the lift thrust is provided by the three bearing deflecting nozzle fitted to the main propulsion engine. The other half of the vertical thrust is provided by the fan which comprises two stages of contra-rotating, high flow, low pressure ratio blisked fan rotors. This is driven by the main propulsion engine through a multi-plate clutch and gearbox which transmits nearly 30,000 horsepower.

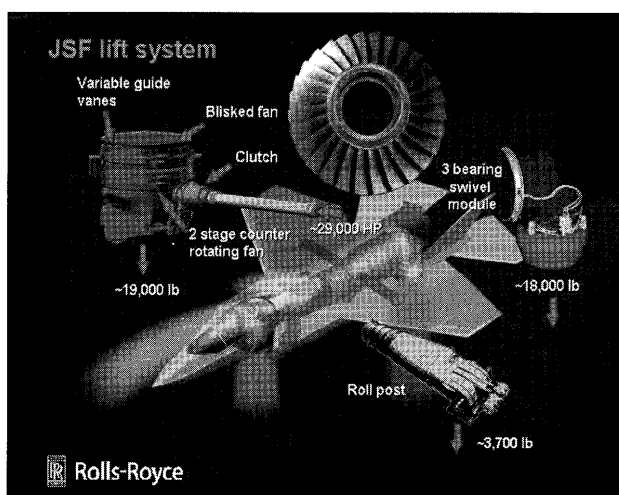


Figure 6 The Rolls-Royce LiftSystem™ for the JSF

As part of the JSF programme, Rolls-Royce has also teamed up with General Electric in order to create the F136 - the alternative engine to the baseline Pratt & Whitney F135. This engine, shown in Figure 7, uses a second-generation hollow SPF/DB (super plastically formed/diffusion bonded) blisk fan based on technology developed in the civil sector and also used in the LiftFan®. The combustion system and HP NGV (nozzle guide vane) are Rolls-Royce design responsibility and feature unique transpiration cooling technologies in the form of the Lamilloy® and the advanced CastBond® process developed under the United States Integrated High Performance Turbine Engine Technology (IHPTET) defence programme.

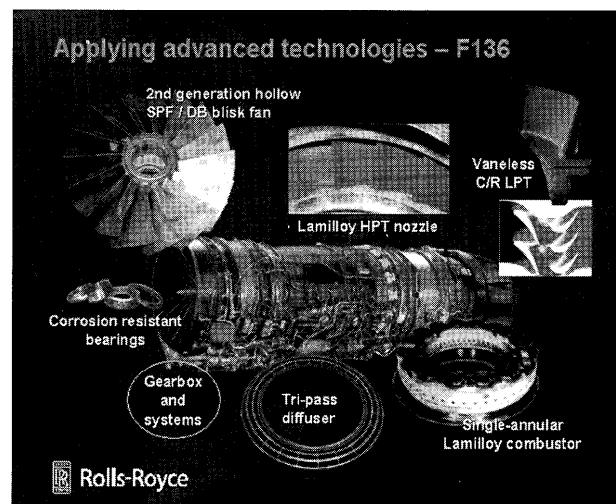


Figure 7 Engine advanced technologies for the F136

Historically, many of the defence-related technologies found their way into civil products.

However, the rapid development cycle for civil engines means they are now lead some areas of technology development. An example is the hollow titanium fan blade technology which is now being applied to the JSF.

As well as transferring technology through common hardware, technology is transferred through common design styles, materials, manufacturing technologies, and analysis methods, as in Figure 8.

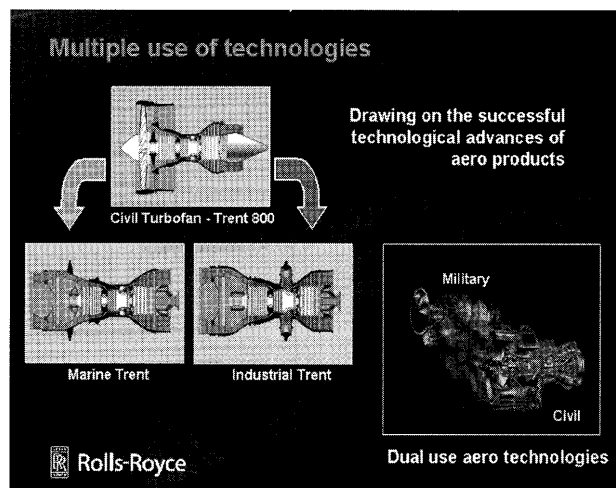


Figure 8 Multiple use of technologies in Rolls-Royce products

Complete cores can be used in different types of engines, which can then be used in both civil and military aircraft. One example is the core of the AE1107 (T46) used to power the V-22 Osprey, as in Figure 9.

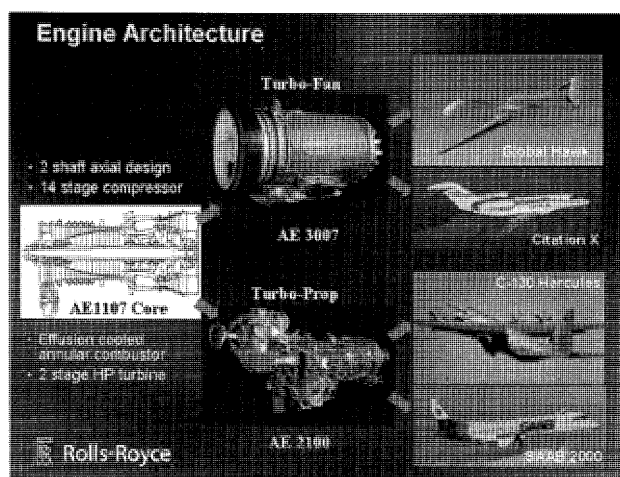


Figure 9 Multi-use of engine cores

4. Advanced Marine and Energy Gas Turbines

The advanced Marine gas turbines provide high fuel efficiency at part loads as well as full load and offer many additional benefits over large diesel engines, such as higher power density, better reliability, lower emissions, noise and vibration for passengers comfort. The power/weight ratio of a typical medium speed diesel engine is around 5-10kg/kW, rising to around 30kg/kW for a large slow speed diesel. This compares with 2kg/kW or less for a gas turbine⁽⁵⁾.

Diesel engines emit low frequency noise, which is difficult to dampen out, whereas gas turbines emit high frequency noise that is readily dampened to ensure passenger comfort, even in close vicinity to the engine room. Gas turbines emit no soot or visible smoke in the exhaust and hence provide a cleaner environment on the sun decks for the passengers. Two advanced Rolls-Royce Marine gas turbines are the Marine Trent and the WR-21.

4.1 The Marine Trent

The Marine Trent is a marinised version of the Rolls-Royce aero Trent 800 engine, as shown in Figure 10. It is a conventional Brayton cycle engine.

In the 50MW, MT50 version, the Trent 800 fan is replaced by a two-stage LP compressor, but IP and HP compressor part commonality is maintained with the aero engine. This is also the case in the turbines, but silicon aluminide and chromising coatings are used for corrosion resistance in the marine environment. The combustor is as used in the Trent 800, but modified for diesel fuel.

For the 30MW, MT30 version, no booster is required and the LP turbine has one less stage. For both models the output drive from the gas turbine is

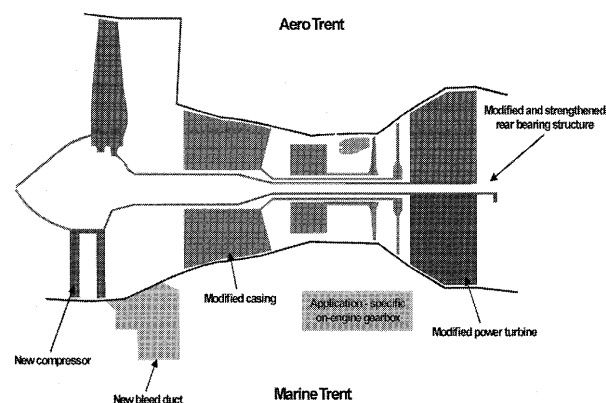


Figure 10 Derivation of Marine Trent from aero Trent

provided through a coupling located at the hot end of the LP shaft. The intake, enclosure, and exhaust are supplied as a separate assembly, to reduce the overall weight and ease transportation.

4.2 The WR-21

The WR-21 engine system is an advanced cycle gas turbine incorporating both intercooler and recuperator heat exchangers to provide significant fuel savings across the entire power range, which is particularly beneficial for Naval applications where the majority of operation is at part power. The WR-21 cycle is shown schematically in Figure 11.

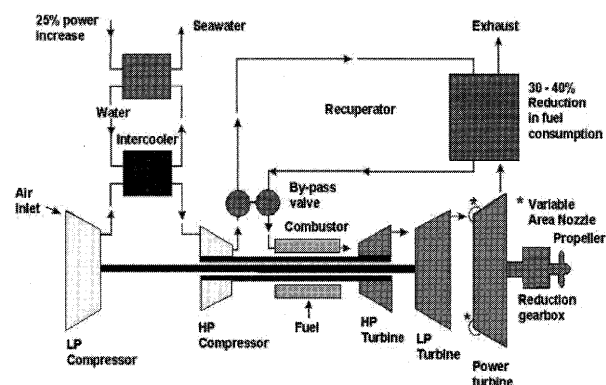


Figure 11 WR-21 engine cycle

The gas generator turbines share commonality with the aero RB211 parent with coating changes to maximise corrosion resistance, while the power turbine (stages 2 to 5) incorporates 3-D orthogonal blading design, in common with the latest aero Trent parent. Ease of maintenance of the engine system was a key consideration during the design phase.

By maximising recuperator heat recovery at part powers, by utilising the variable area nozzle in front of the power turbine, the flat characteristic of the fuel consumption curve, shown in Figure 12, is obtained.

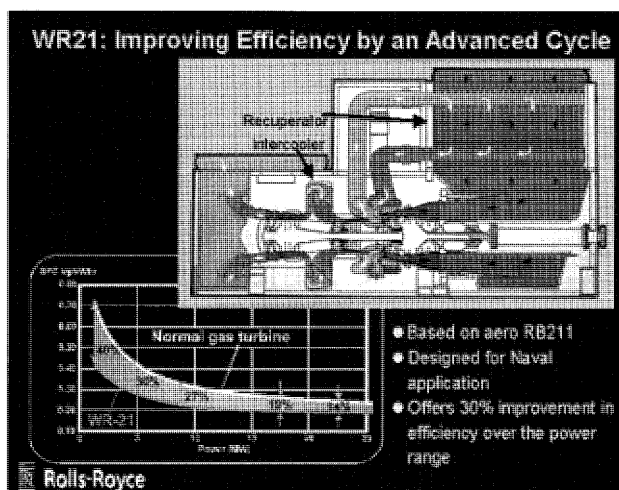


Figure 12 WR-21 fuel savings versus simple cycle

4.3 The Industrial Trent

Rolls-Royce's largest product designed for ground use is the Industrial Trent, which provides up to 58MW of power, and is also derived from the aero Trent 800. It is similar to the MT50 Marine engine but is fitted with a "Dry, Low Emissions (DLE)" combustion system to satisfy NO_x emissions requirements without the need to inject water at any point in the cycle. However, Rolls-Royce does produce a water-injected Trent engine where its power and low emission performance are better suited to customer needs.

For the DLE version, the aero-engine's annular design is replaced by eight cans, each with three stages of pre-mix combustion - see Figure 13. This is necessary simultaneously to achieve the emissions goal and maintain combustion stability at the pressures and temperatures required for acceptable thermal efficiencies.

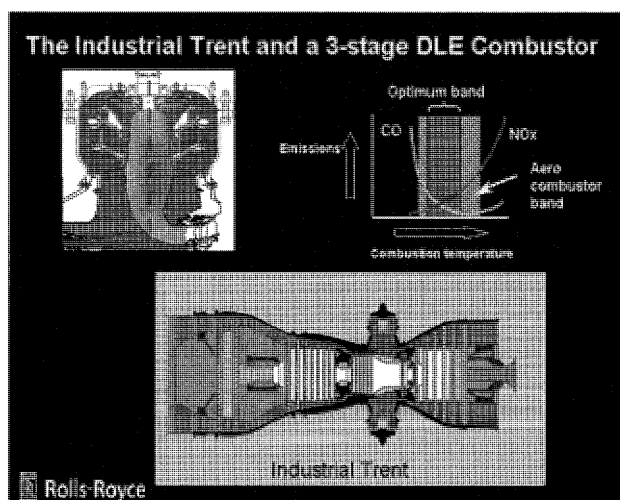


Figure 13 Industrial Trent combustion

4.4 Wet Cycles

Running as a simple cycle, the Industrial Trent has a thermal efficiency of over 40%, a level superior to coal fired power stations or industrial diesel engines. By the use of combined cycles to utilise the energy contained in the gas turbine's exhaust, substantial improvements can be made to this efficiency level. The heat can either be used directly for processing plant, where combined heat and power efficiencies of over 80% can be achieved, or to drive a steam turbine where an efficiency of over 54% is possible.

5. Conclusions

The gas turbine has advanced dramatically since the days of Whittle through many innovations.

This paper has described how Rolls-Royce gas turbines have progressed so far, and what future products might incorporate in terms of technological advancements.

Development of advanced cycles and their applications are considered, as a means to improve efficiency and performance.

Rolls-Royce gas turbines are utilised in four business sectors, i.e. civil and military aerospace, marine and energy, and there is a read through of technologies between all applications.

Market and regulatory changes, particularly environmental, are demanding step changes in future gas turbine performance, and this will be achieved through a combination of evolutionary and revolutionary means.

10. References

- (1) P. Pugh (2000) "The Magic of a Name, The Rolls-Royce Story, Part 1: The First 40 Years", published by Icon Books (UK) and Totem Books (USA)
- (2) MGJW. Howse (1999) "Delivering a large Fan Engine Family Strategy", ISABE 1999 invited lecture.
- (3) MGJW. Howse (1998) "Technology Trends for Large Gas Turbine Engines", Royal Aeronautical Society Inaugural Sir Roy Fedden Lecture.
- (4) PC. Ruffles (2001) "Expanding the Horizons of Gas Turbines in Global Markets", ISABE 2001-1010
- (5) ML. Parker (2000) "development in Rolls-Royce Marine Gas Turbines to meet market changes", ISME.

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

BBC/ABB/Alstomにおける希薄予混合燃焼技術の25年

DÖBBELING, Klaus^{*1}HELLAT, Jaan^{*1}KOCH, Hans^{*2}

Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 129-1 (2007-1) pp. 2-12. Copyright © 2007 by ASME

(抄訳) 吉田 英生^{*3}
YOSHIDA Hideo

Keywords : BBC, ABB, Alstom, NOx, Lean Premix Combustion

1. はじめに

1939年、世界で最初の商用定置型ガスタービンが旧BBCによりスイスのNeuchatelで製作された。この後、ガスタービンは一連の重要なイノベーションによって大いなる進歩を遂げた。1950年代には中間冷却再生再熱サイクルにより熱効率が28%に達し、1960年代にはニッケルとコバルトをベースとする合金によりタービン入口温度が高温化し、そして1970年には空気冷却ブレードが導入された。当時、燃焼は、ガスタービン技術において今日のように主眼をおかれていなかった。とはいっても、種々の液体・気体燃料について広い負荷範囲で安定して燃焼し、増大しつつある燃焼負荷に対して点火と十分なバーンアウトを保証し、さらにコーキングやオーバーヒートを避けるといったきわめて複雑な要求を満たす必要があったことは言うまでもない。

1970年代になって、COや未燃のハイドロカーボンやとりわけNOxの排出規制が導入され、ppmの精度での測定も重要になった。初期には水を添加する湿式NOx制御技術が開発されたが、超低NOx化には価格競争性がないので乾式NOx制御が必要となった(図1)。

旧BBCでは、単段拡散火炎バーナーと多数の二次的混合空気のインジェクターの組み合わせでは乾式NOx制御のポテンシャルがないと早期に判断した。そして、それに代わる一つの柱を、新しい希薄予混合燃焼技術とした。さらにもう一つの柱を、燃焼器内で消費される冷却混合空気の減少とし、それはのちにアニュラー燃焼器の技術につながっていくのである。

このアプローチの中心となるアイデアは、反応帯で高温域を避けることによりNOx生成を抑制することにあ

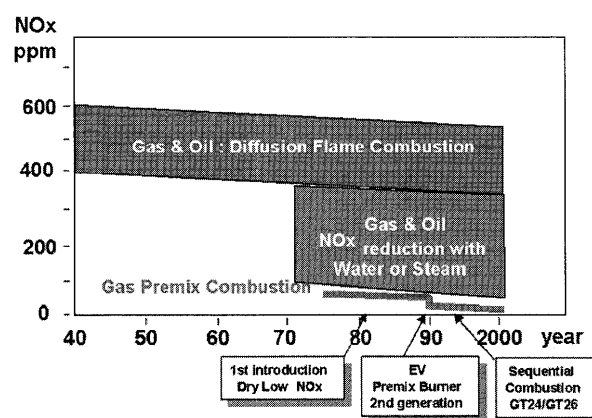


図1 NOx低減の歴史

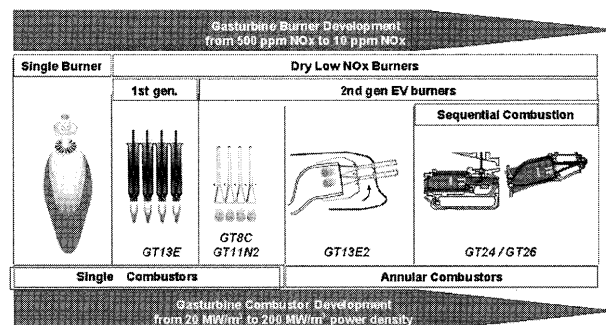


図2 バーナーと燃焼器の開発ロードマップ

る。バーナーは消炎限界に近いところで作動することが要求される。この選択により、旧BBC(後にABB)は図2に示すような重要な技術的マイルストーンを築くのである。

- ・1984: GT13D Lauswardでの世界最初の商用希薄燃焼: (NOxは32ppm)
- ・1988: GT8 Purmerendでの世界最初のアニュラー型マルチバーナー燃焼器
- ・1995: GT24 Gilbertでの世界最初の予混合二段アニュラー燃焼システム

原稿受付 2008年4月21日

*1 Alstom Power, Brown Boveri Strasse 7, CH-401 Baden, Switzerland

*2 ABB, Raenkestrasse 23, CH-8700 Kuesnacht ZH, Switzerland

*3 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: yoshida@mbox.kudpc.kyoto-u.ac.jp

2. Brown Boveriガスタービンにおける希薄乾式低NO_x技術：第1世代

米国では1970年にthe Clean Air Actが制定された。ガスタービンに対してはNew Source Performance Standards (NSPS) が1979年に適用され、酸素15%の条件下でNO_xは 1×10^8 BTU/h につき75ppmに制限された。

水蒸気を火炎中に添加する湿式は低NO_x化の標準的な技術であり、ガスタービン出力は水蒸気流量の増加とともに増加するという長所はあったものの、サイクル効率は低下するということや水の非ミネラル化処理がむずかしいという短所もあるため、水を用いない乾式低NO_x化技術開発への圧力が高まっていた。

2.1 概念 (図3と参考文献(1)参照)

サーマルNOの燃焼温度に対する強い依存性を考慮すると、燃料と空気の混合を燃焼過程から切り離れた上で、希薄燃焼させることが肝要である。このため、まずできるだけ希薄かつ均質な混合気を形成し、それから燃焼させる構造にする必要がある。最初の段階では、単一の燃焼室の概念は維持したままであったが、図3のような多数のバーナーエレメントから構成することとした。また、燃料には天然ガスだけでなくno.2オイルも用いることとし、オイルに対しては予混合部は気化器を兼ねた。燃料は予混合部入口で噴射したが、必要に応じてスワラーでも若干量を噴射した。

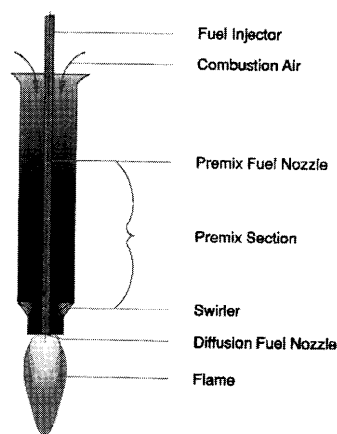


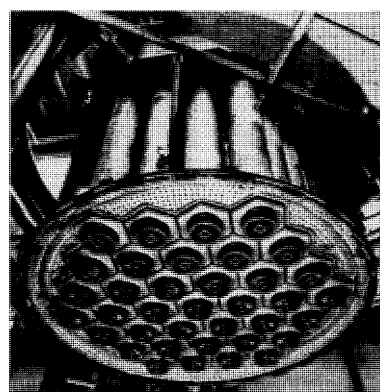
図3 第1世代の乾式低NO_xバーナー

2.2 実験室試験

フルサイズ試験は不可欠であるが高圧下での設備は社内にはなかったので米国WestburyのGASL (訳注: General Applied Science Labs) の協力を得て行った。オイルの場合、温度620K圧力11barの流入条件で85%が予混合部で気化し、NO_xに関しては酸素15%条件で、100%予混合時には10ppm、92%予混合・8%拡散燃焼時は60ppmと、違いは明らかだった。しかしメタンの場合は違いは認められなかった。

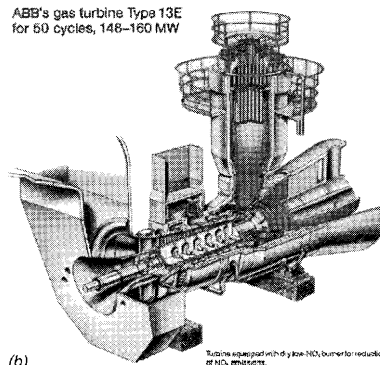
2.3 エンジンへの導入 (文献(2), (3)参照)

最初のエンジン内燃焼は既存のDusseldorfのStadtwerke Lauswardにあったtype 13ガスタービンに設置してテストされた。図4に示すように36個のバーナーが六角形状に配置された。中央にあるエレメントはイグナイターである。バーナーは5つのグループに分けられ、中央に位置する最多数のバーナーからなるグループは常に燃焼するが、周囲のバーナーは負荷によってステップ的にオンオフされた。



(a)

ABB's gas turbine Type 13E
for 50 cycles, 148-160 MW



(b)

図4 (a) GT13バーナー (b) GT13ガスタービン

2.4 結果：NO_x、未燃ハイドロカーボン、CO

操作を簡単化するため、天然ガスについては若干の拡散ガスが、オイルno.2については若干の拡散オイルが常に追加されることになった。

天然ガスの場合

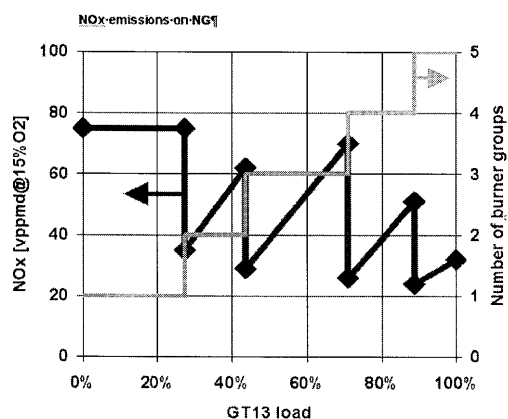
- ・グループ1のバーナーに対して若干の拡散ガス：32 ppmのNO_x, 0 ppmのUHC, 4 ppmのCO
- ・すべてのバーナーに対して若干の拡散ガス：53ppmのNO_x, 0 ppmのUHC, 1 ppmのCO

オイルNo.2の場合

- ・すべてのバーナーに対して若干の拡散オイル：73 ppmのNO_x, 1 ppmのUHC, 1 ppmのCO

図5に一例を示すようにテストは順調だったが、オイルの場合には予混合部で気化できない成分がスワラー部に堆積する問題が生じて、テストは中止となった。

この第1世代の乾式低NO_x燃焼器は6台のガスタービンユニットに導入され、うち2台は今も稼働している。

図5 GT13エンジン負荷の関数としてのNO_xデータ

ただ、全体システムがかなり複雑で、性能劣化しやすいのが問題である。第2世代はこの点を克服することが目標となった。

3. GT8用のマルチ・インジェクション・バーナーとアニュラー燃焼器

希薄予混合燃焼以外の低NO_x化の試みも、ここで触れておこう。図6に示すようなマルチ・インジェクション・バーナーは、アニュラー燃焼器の断面積全部を多数の小さなバーナーで埋め尽くすことにより、拡散火炎ではあるが、火炎長さ、したがって滞在時間を最小化し、NO_x生成を抑えることをねらったものである。しかしtype GT 8ガスタービン(45MW)の酸素15%条件でNO_xは70 ppmと高く(1988年)、低NO_x化には、やはり希薄予混合燃焼を避けては通れないということが明らかとなった。

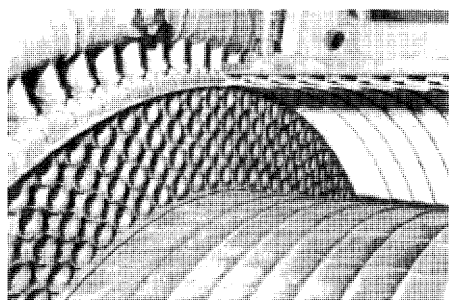


図6 GT8アニュラー燃焼器におけるマルチ・インジェクション・バーナー

4. 第2世代：EV予混合バーナー (environmentally friendly V-shaped burner) 技術 (参考文献(4)-(7)参照)

第1世代の予混合バーナーは二つの欠点を有していた。一つは十分な予混合を行うための部分の長さが拡散バーナーに比べて長いこと、もう一つは自着火を防ぐ機構がもともと備わっていないことである。

そこで、図7～9に示すような、強いスワーリングコアにおける渦のブレイクダウンを利用し、可燃混合気に触れるところにスワラー物体が存在しない構造を採用し

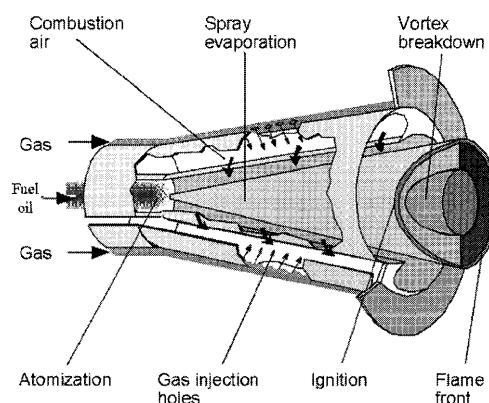


図7 EVバーナーの原理

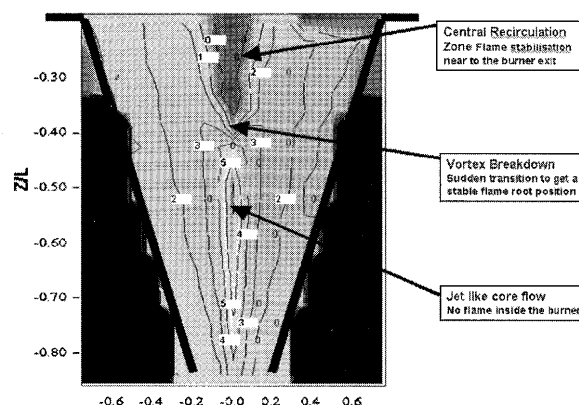


図8 EVバーナーの軸方向流れ場

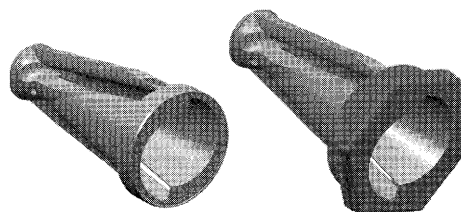


図9 EVバーナーのキャストボディ

た。

空力的な特徴は以下のとおりである。

- ・渦がブレイクダウンする地点より上流では、コア流れは強く加速されているため、フラッシュバックに対する自然の防御作用がある。
- ・渦がブレイクダウンした下流では、内部再循環が形成され予混合火炎が安定化される。
- ・自由流中に渦のブレイクダウンが空力的に固定されることにより、火炎の根この位置が安定化される。

4.1 第2世代EV予混合バーナーが導入されたエンジン

EVバーナーは、GT11 (Midland USA, 1993) の単一燃焼器に36個のバーナーと1個のイグナイターで6角形配置で初めて導入され、その後、GT13, GT9, GT8, GT11N2などが続いた。一方、中央部パイロットガス噴射を有するEVバーナーはGT13E2, GT10, GT8C2, GT24, GT26などのアニュラー燃焼器に導入された。そ

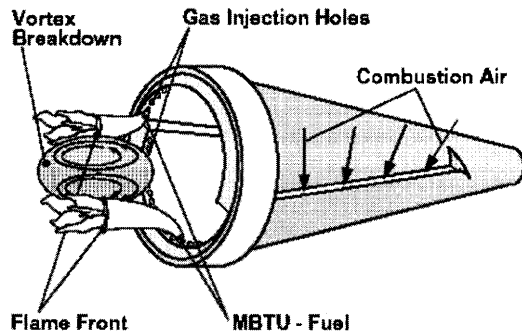


図10 シンガスに対応したEVバーナー

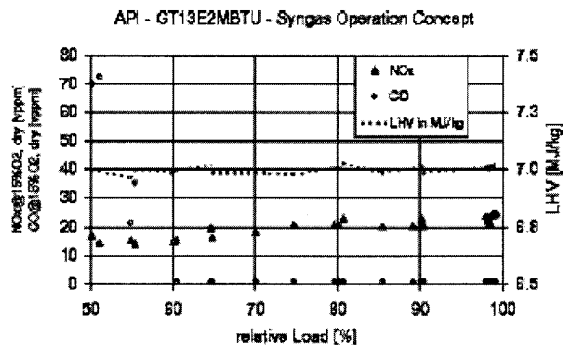


図11 GT13E2-MBTuシンガス作動時におけるGT負荷の関数としてのNOx生成

して、現在ではすべてのAlstomのガスタービンは、このEVバーナーを用いている。

5. GT13E2MBTUにおけるシンガス用EV予混合バーナー技術 (参考文献(8)-(11))

水素を多く含む火炎速度の速いMBtu燃料を噴射するには、そのクリティカルな物性を考慮した対応が必要である。そこで図10に示すようにバーナー端部付近にスロットの代わりに数多くの孔を設けて安全な運転を行った。

AlstomにおけるGT13E2の水素ベースシンガス燃料の適用 (API Energia, Falconara, Italy) では、15% O₂ 条件で、NO_xが25vppmd以下、COが3 vppmd以下を達成した (図11)。

6. ABBにおけるSEVバーナーの開発とGT24/26エンジン用への応用 (文献(12), (13)参照)

再熱エンジンに必要な二段燃焼技術の開発は1990年に開始し、1995年にGilbert (USA) においてGT24のエンジンテストで実証された。GT24/GT26に導入された先進技術においては、通常の圧縮機の2倍の圧力比30:1の空気が供給される。この圧縮空気は第1燃焼室のEV燃焼器によりフルロード時に燃料の60%の熱を加えられ、

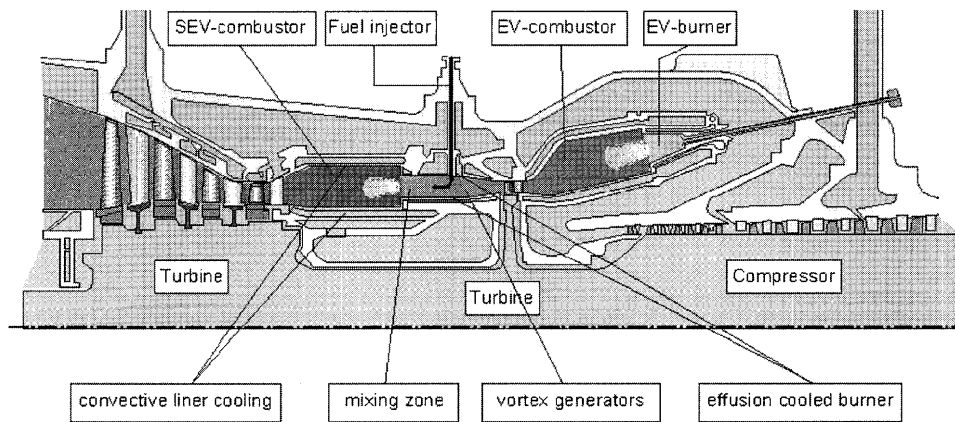


図12 GT24/26二段燃焼ガスタービン

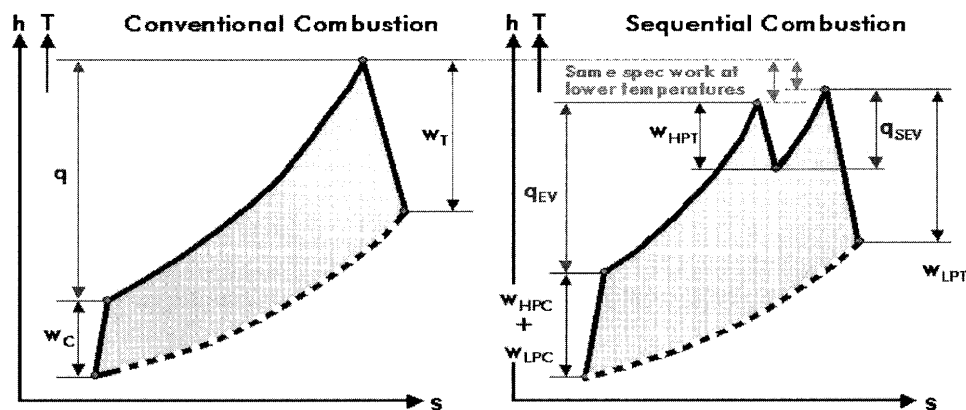


図13 GT24/26再熱サイクル

第1タービン段で約15barまで膨張する。残りの燃料は第2燃焼室のSEV (sequential EV) バーナーにより最高タービン入口温度まで加熱される (図12)。そして4段低压タービンによる最終的な膨張が続く。図13に二段燃焼過程の熱力学サイクルを示す。従来のサイクルと比べると、相対的に低いタービン入口温度で同等の出力を発生できることがわかる。

二段燃焼は、発電の歴史において目新しいものではない。BBCは1950、1960年代に中間冷却圧縮や2段燃焼を種々組み合わせて24プラントを供給し、それらは現在もなお現役である。

従来の希薄燃焼器 (EV燃焼室) では自発着火は燃焼器部品の過熱や燃焼生成物抑制のために避けるべきだったが、SEV燃焼室のような再熱システムでは単純で頑丈な構造のために自発着火効果を利用できる。このため、GT24/GT26のSEV燃焼器では1000℃以上の入口温度に設定されている。低NO_xエミッションのため、高压タービン出口からのガスと燃料は十分に混合する必要がある。自己着火を確実にするために短くすべき着火遅れと、燃焼器のサイズをおさえるために予混合の程度とを、最適化することが重要である。

6.1 燃料噴射

SEV燃焼器では、上記の最適化は圧縮機から抽気した空気を燃料とともに噴射することによって行う。

6.2 バーナー内での空力と燃料/酸化剤の混合

EVバーナーと同様に、SEVバーナーでも燃料の混合

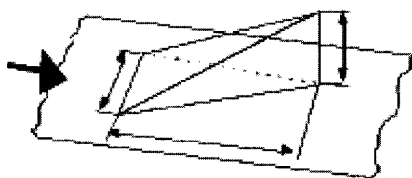


図14 デルタ翼の渦発生器

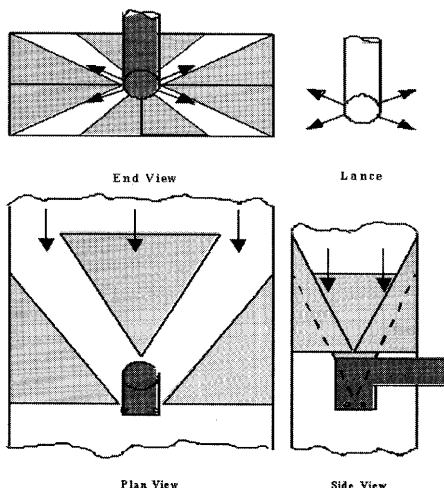


図15 SEVバーナーにおける渦発生と燃料噴射

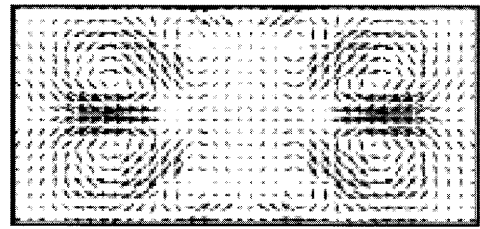


図16 SEVバーナーにおける渦流パターン

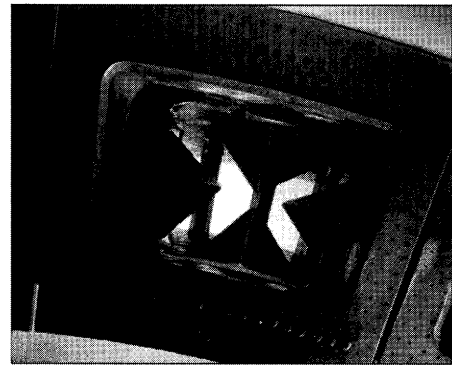


図17 SEVバーナーの下流からの写真
(燃料ランスは取り除かれている)

は渦流によって行われ、火炎は渦のブレイクダウン位置に固定される。渦はSEVバーナー壁面に取り付けられたデルタ翼により生成される (図14)。

図15はSEVバーナー内での渦発生器と燃料ランス (槍) の配置を示し、図16は渦発生器下流の流れである。燃料は渦発生器下流に設置されたランスの4個の孔から個々の渦中に噴射される (図17)。

6.3 エンジンへの導入と結果

前述したようにGT24を1995年にGilbert (USA) に導入しのに続き、1997年には60Hz版のGT26をENBW Karlsruhe (Germany) に導入した (図18)。現在では75機のGT24/26が、天然ガスあるいはオイルを用いて商用稼働しており、 1.2×10^6 時間以上の実績がある。図19にはGT24/26のエミッション特性をエンジン負荷の関数として示す。

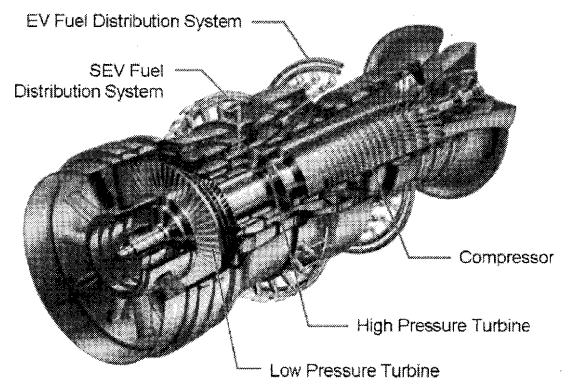


図18 GT24/26主コンポーネント

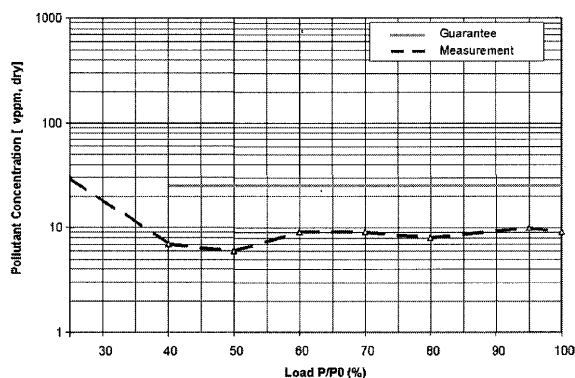


図19 GT24/26の天然ガス燃料に対する
NOx エミッション (vppmd@15% O₂)

7. ABBのAEVバーナーの開発と応用 (参考文献(14) 参照)

AEV (advanced EV) バーナーは、液体燃料への応用に重点をおいて最適化された。2個のインレットスロットを4個に増やして半径方向の流入流れをより均一にした。混合管も追加し、気化時間と混合時間も増加させた。

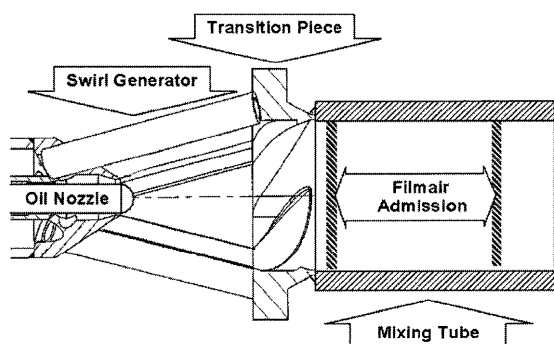


図20 AEVバーナーのデザイン

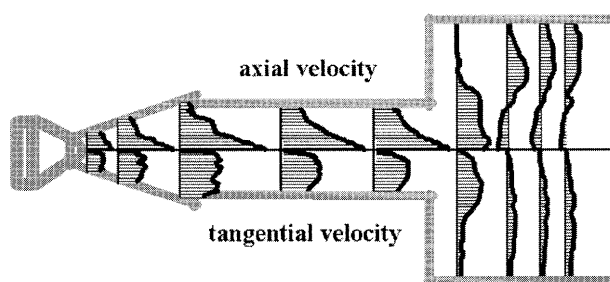


図21 AEVバーナーにおける軸方向 (上方) と
接線方向 (下方) の速度プロフィール

図21の軸方向および接線方向の流速分布から、円錐形のスワール発生器内で際だった渦度を有するジェット状の流れが生成されていることがわかる。このジェット流によりフラッシュバックの安全性を確保している。

8. アニュラー予混合燃焼器の開発 (参考文献(8) 参照)

予混合バーナーの開発を補強するものとしてアニ

ュラー燃焼器の開発がAlstomで早期にスタートした。アニュラー燃焼器の原理は、高温ガスにさらされる燃焼器表面面積をできる限りおさえ冷却空気の消費量を最小化することである。

アニュラー燃焼器は多数のバーナーを周方向に配置するもので、予混合燃焼器の動作条件と折り合いがよい。図22は最初のアニュラー予混合燃焼器を搭載したGT13E2エンジンで周方向に等間隔でスタaggerド2列配置であったが、引き続きGT24, GT26, GT8C2では単純な1列配置であった (図23, 24)。アニュラー燃焼器がコンパクトであるために、閉ループライナー冷却システムも可能となった (図24, 25)。

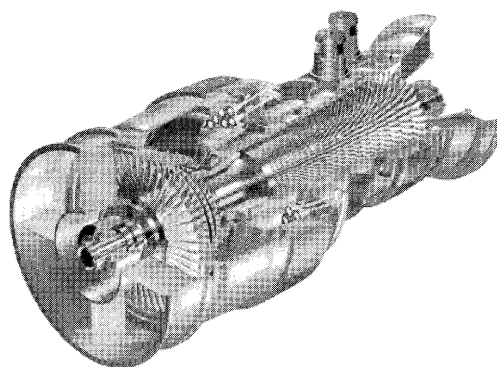


図22 アニュラー予混合燃焼器を備えたGT13E2

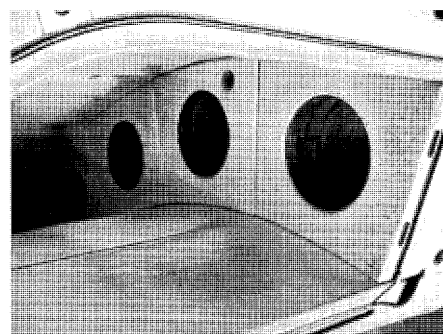


図23 GT26のアニュラー予混合燃焼器
(バーナーとイグナイターは取り除かれている)

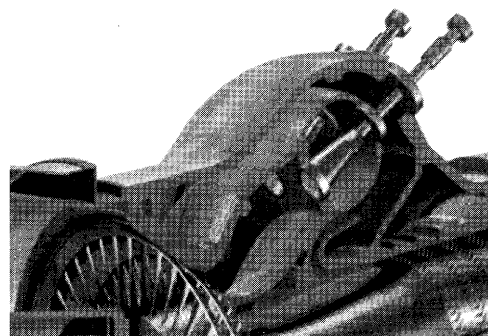


図24 GT8C2におけるアニュラー単列燃焼器

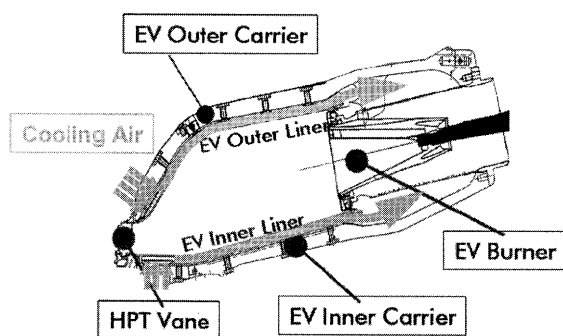


図25 アニュラー予混合燃焼器のための
閉ループ式ライナー冷却システム

9. 結論

低NO_x化を目的として開発されたEVバーナーとSEVバーナーを装備したアニュラー燃焼器は、予混合火炎に対する長い開発の経験と体系的なステップバイステップの開発戦略に基づいている。その高い信頼性と柔軟性によりコスト面も含めて高性能ガスタービンシステムの実現に大いに貢献した。

参考文献

- (1) Koch, H., Bruhwiler, E., Strittmatter, W., and Sponholz, H. J., 1985, "The Development of a Dry Low NO_x Combustion Chamber and the Results Achieved," CIMAC, International Congress on Combustion Engines, Oslo, June.
- (2) Marnet, Chr., Kassebohm, B., Koch, H., and Sponholz, H. J., 1984, "NO_x-Reduction in the Lausward Combined Cycle Gas Turbine Unit," VGB Conference "Power Plants 84" at the Hague, Oct.
- (3) Koch, H., and Kassebohm, B., 1985, "Weitere Ergebnisse zur Stickoxidminderung am Kombiblock Lausward," VGB-Fachtagung "Gasturbinen und Gasturbinenbetrieb 1985," Essen, November.
- (4) Sattelmayer, T., Polifke, W., Winkler, D., and Dobbeling, K., 1996, "NO_x-Abatement Potential of Lean-Premixed GT-Combustors," ASME J. Eng. Gas Turbines Power, 120, pp. 48-59.
- (5) Sattelmayer, T., Felchlin, M. P., Haumann, J., Hellat, J., and Styner, D., 1992, "Second Generation Low-Emission Combustors for ABB Gas Turbines: Burner Development and Tests at Atmospheric Pressure," ASME J. Eng. Gas Turbines Power, 114, pp. 118-125.
- (6) Aigner, M., Mayer, A., Schiessel, P., and Strittmatter, W., 1990, "Second Generation Low-Emission Combustors for ABB Gas Turbines: Tests Under Full Engine Conditions," ASME Paper No. 90-GT-308.
- (7) Aigner, M., and Muller, G., 1992, "Second Generation Low-Emission Combustors for ABB Gas Turbines: Field Measurements With GT11N-EV," ASME Paper No. 92-GT-322.
- (8) Dobbeling, K., Knopfel, H. P., Sattelmayer, Th., Muller, P., and Reyser, K., 1993, "ABB's Medium Btu EV Burner for Syngas Applications-Test Results and GCC Integration Concept," 12th EPRI Conference on Coal Gasification Power Plants, San Francisco, October 27-29.
- (9) Scherer, V., Dobbeling, K., Reyser, K., and Viereck, D., 1994, "The ABB Type GT13E2 Gas Turbine and its Conversion to MBtu Syngas Firing Gasification Projects," 1st International Conference on Combined Cycle Power Generation, Calcutta, India, January 6-8.
- (10) Dobbeling, K., Knopfel, H. P., Polifke, W., Winkler, D., Steinbach, C. and Sattelmayer, T., 1996, "Low NO_x Premixed Combustion of MBtu Fuels Using the ABB Double Cone Burner (EV Burner)," J. Eng. Gas Turbines Power, 118 (4), pp. 765-772.
- (11) Reiss, F., Griffin, T., and Reyser, K., 2002, "The ALSTOM GT13E2 Medium BTU Gas Turbine," ASME Paper No. GT-2002-30108.
- (12) Dobbeling, K., Eroglu, A., Joos, F., and Hellat, J., 1999, "Novel Technologies for Natural Gas Combustion in Turbine Systems," Presented at Eurogas 99, Ruhr-Universitat Bochum May 25-27.
- (13) Ladwig, M., Philipson, St., Raza, M., and Suedland, M., 2004, "ALSTOM's GT24/GT26 Gas Turbine: Experience, Projects and Development," VDI Energietechnik Fachtagung: Gasturbinen, Leverkusen, November.
- (14) Jansohn, P., Ruck, T., Steinbach, C., Knopfel, H.-P., Sattelmayer, T., and Troger, C., 1997, "Development of the Advanced EV (AEV) Burner for the ABB GTX 100 Gas Turbine," ASME Turbo Asia 97, Singapore.
- (15) Senior, P., Lutum, E., Polifke, W., and Sattelmayer, T., 1993, "Combustion Technology of the ABB GT13E2 Annular Combustor," 20th International Congress on Combustion Engines (CIMAC), London, Paper No. G22.

Special Issue : The History of Development of Gas Turbines

H System* Gas Turbine Product and Technology Update

DONOHUE Jim^{*1}**Key words :** Gas Turbine, Combined Cycle

GE developed the H System gas turbine in the 1990's in response to a growing worldwide need for clean, efficient energy. The H System gas turbine burns natural gas, a much cleaner fuel than other fuel options such as oil or pulverized coal. The use of natural gas fuel, combined with the use of steam cooling and the high efficiency of the H System gas turbine results in reduced CO₂ and NO_x emissions to produce the same amount of power as less efficient gas-fired, pulverized coal, or oil-fired plants.

This article describes the process used by GE to develop the H System gas turbine, including the laboratory and field validation testing.

H System Gas Turbine Development

GE followed a comprehensive design and technology validation program that has spanned more than a decade from concept to commercial operation of the first H System gas turbine. This validation process continues as valuable operating data is gathered, analyzed, and factored into follow-on future GE gas turbine products.

GE's New Product Introduction (NPI) Process (see figure 1) used to develop the H System gas turbine is a proven best practice from the aerospace industry.

The first phase of the H System gas turbine development process was a thorough assessment

of product options, corresponding design concepts, and system requirements. A crucial element in this first phase was the careful selection of materials, components, and subsystems. These elements were categorized based on whether the technology was within existing capabilities or technology advancements were required. The technical risk of each element was assessed and a risk abatement plan developed.

The second phase in the development of the H System gas turbine consisted of product conceptual design and preliminary design. In this phase, the design was refined using Six Sigma tools to validate product concepts and ensure alignment of the product features with the characteristics most important to customers. During this phase, the specifications for the entire power plant were finalized and driven down to the lower levels of the system (e.g., gas turbine, steam turbine, heat recovery steam generator (HRSG), turbine generator, etc.). The design of the individual components was also finalized in this phase and prospective suppliers were engaged to ensure manufacturability.

The third and final development phase is technology readiness demonstration. This phase included execution of the detailed design and validation of the product through testing. A high degree of

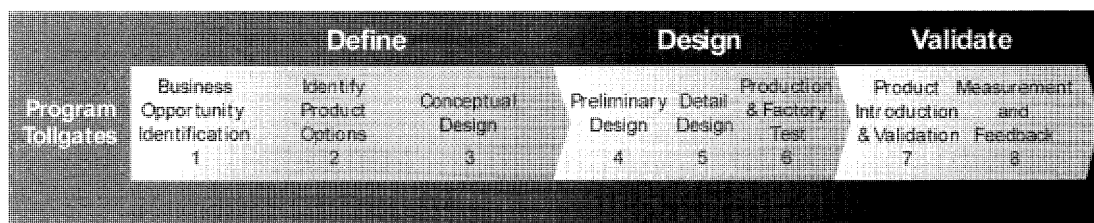


Figure 1 Overview of GE's NPI Process

原稿受付 2008年4月18日

* 1 GE Energy, Marketing Program Manager
〒107-6111 東京都港区赤坂5-2-20

confidence was gained during this phase with full-scale gas turbine testing at the GE factory test stand in Greenville, South Carolina, USA, followed by complete power plant testing at the Baglan Bay launch site in Wales. The comprehensive characterization testing program at Baglan Bay included more than 3,300 gas turbine sensors and 7,400 total plant sensors.

H System Gas Turbine Description

The H System gas turbine is an integrated combined cycle, natural gas fired power plant system. The system was optimized as a whole and then the key components of the H System gas turbine, including the gas turbine, steam turbine, generator, and HRSG, were each optimized for the highest level of performance. Advanced materials and steam cooling of the gas turbine allows higher firing temperatures, while the Dry Low-NOx (DLN) combustion system enables very low NOx emissions. The closed-loop steam cooling system uses steam from the bottoming cycle to efficiently cool the critical gas turbine parts and returns the steam to the bottoming cycle.

The gas turbine drives the generator through the steam turbine, resulting in full mechanical integration of the rotating components as a single prime mover and an increase in power density. Building on the successful experience of GE's F-class gas turbines, the H System gas turbines have an 18-stage compressor, DLN combustion system, and 4-stage turbine with steam cooling of the first two stages. The gas turbine is a two bearing machine with a cold end drive, with the generator and steam turbine on the compressor end of the turbine. This arrangement allows an axial exhaust that simplifies the arrangement between the gas turbine and the HRSG.

The combustors are a can-annular design, following GE's extensive experience with this technology. The 107H gas turbine uses 12 combustors and the 109H uses 14 combustors, maintaining the same airflow per combustor for both machines.

The compressor design is based on GE aircraft engine and aero-derivative gas turbine designs. The H System gas turbine compressors employ inlet guide vanes and multiple stages of variable stator vanes to modulate airflow. Controlling the compressor airflow with these components allows efficient power turndown and optimized operation during variations in ambient temperature.

The steam cooled hot gas path components

presented the greatest technical challenge in the design of the H System gas turbine. In an open loop air cooled gas turbine the air that is used to cool the first stage nozzle mixes with the main flow stream, reducing its temperature. In the H System gas turbine closed loop steam cooled system, steam does not mix with the main flow stream, and the flow stream temperature is only reduced by the effect of the steam flowing across the cooled nozzle. The lower temperature drop of the steam cooled system enables the system to maintain the same combustor exit temperature, and therefore the same NOx levels, as GE's F class machines, while benefiting from an increase in firing temperature.

The steam turbine used for the 109H system is a three admission reheat design consisting of high pressure and intermediate pressure sections in a combined casing, and a double flow low pressure section.

The HRSG is a three pressure reheat design, commonly found in advanced technology combined cycle systems. Modifications to accommodate the cooling system for the H System gas turbines include the following:

1. The reheater size is reduced because some of the reheating is performed by the gas turbine cooling system.
2. Control of the high pressure steam temperature is accomplished by a steam attemperation system that bypasses a section of the high pressure superheater.
3. Steam is extracted from the high pressure superheater downstream of the first pass for the start-up cooling steam supply to the gas turbine and low pressure section of the steam turbine.

Supply of high purity steam to the gas turbine is an essential requirement of the system. Various features are incorporated to accomplish this including full-flow filtration of condensate and cooling steam, use of alloy or stainless steel piping and components, and nitrogen blanketing systems in the cooling system and HRSG.

H System Gas Turbine Installations and Field Experience

The first 50 Hz 109H plant entered commercial service in 2003 at the Baglan Bay Power Station in Wales. First fire of the 109H System gas turbine at Baglan Bay was accomplished in 2002. Commercial operation was accomplished in early 2003 after

an extensive validation and characterization test period. During the validation test period, the plant achieved an output of 530MW at 7 degrees C ambient temperature, which after correction to ISO conditions significantly exceeded the 480 MW nameplate rating. Other achievements during the validation testing include 26 successful starts out of 26 attempts, and a 14 ppm NOx level.

As of April 2008, the 109H at Baglan Bay has accumulated more than 29,000 operating hours and is scheduled for maintenance and a major inspection in mid-2008. The most recent twelve-month rolling availability has averaged approximately 92%. The Baglan Bay plant is typically operated in a base load mode to maximize the impact of its high efficiency.

Construction of three additional 109H plants is underway at the TEPCO Futtsu 4 Power Station in Japan. The first TEPCO 109H power train will enter commercial service in mid-2008, and the follow-on power trains will enter commercial service in 2009 and 2010.

The first two 60 Hz 107H power trains are under construction at the Inland Empire Energy Center in the USA. Both power trains will enter commercial operation in mid-2008. Extensive field testing will be performed at the 107H Inland Empire Energy Center when these H System gas turbines begin operation. Lessons learned from these field tests and

the extensive operating experience of the Baglan Bay unit are evaluated as part of GE's NPI process for application to future GE gas turbine products.

Conclusion

GE's H System gas turbine is the result of a comprehensive program to develop a first combined cycle power plant system using steam cooling to increase thermal efficiency. The program was carried out using Six Sigma tools and GE's NPI process. An extensive laboratory and field validation process was used to demonstrate the performance of the H System gas turbine. This validation process included component, scale model, full size rig testing, full speed no load factory tests, field testing at Baglan Bay, and will continue with field testing at the Inland Empire Energy Center in California, USA.

References:

1. H System Technology Update, J. Pritchard, Proceedings of 2003 ASME TURBO EXPO, Power for Land, Sea, and Air, June 16-19, Atlanta, Georgia, USA, GT2003-38711
 2. Advanced Technology Combined Cycles, GER-3936A, R. Smith, P. Polukort, C. Maslak, C. Jones, B. Gardiner, GE Power Systems
- * H System gas turbine is a trademark of the General Electric Company.

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

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 (P&W社およびP&WC社) (航空用)

吉中 司^{*1}
YOSHINAKA Tsukasa

キーワード：ターボジェット，ターボファン，ターボプロップ，ターボシャフト

1. 序

ここでは、プラット・エンド・ホイットニー (P&W) 社とプラット・エンド・ホイットニー・カナダ (P&WC) 社の、航空用ガスタービン・エンジンがどのように発達し進展したか、について述べる。この拙文を通して、両社のジェット・エンジン設計・開発についての思想と過程の一端でも伝える事が出来れば幸いである。

2. ジェット・エンジン事業への参入

P&W社がジェット・エンジン事業に本格的に介入を始めたのは、1947年である。第二次世界大戦中はピストン・エンジンの開発と大量生産に追われ、米海軍が戦時中、秘密裏に行っていたジェット・エンジンの研究プロジェクトにさえも、参加していなかった。

しかし、第二次世界大戦が終局を迎え、P&W社の第一の顧客である国防省の航空機エンジンに対する研究・開発資金が、実用になり始めていたジェット・エンジンに集中して行ったという状況下では、P&W社が将来、更なる発展をするには、ジェット・エンジン事業に参加する必要があった。そこで、ピストン・エンジン事業はすべてP&WC社に移管された。

この新しい経営方針のもと、1945年に、海軍との契約で、出力4.2MW (6,000hp) 級のターボプロップ・エンジン、PT2の開発、また翌年の1946年には、推力36.5kN (3.7トン) のターボジェット・エンジン、JT3の設計が始まっている。これらのエンジン構成と設計値は、既にその頃からP&W社が大型エンジンを志向していた事を示している。

P&W社のジェット・エンジンの本格的な製造は、1947年に得た、米海軍契約によるJ42ターボジェット・エンジンに始まる。このエンジンは、離陸推力25.6kN (2.6トン) のロールス・ロイス (RR) 社製RRニーンを米海軍仕様にしたものである。RRニーンは、ホイットル卿がパワージェット社で設計・開発したW.2エンジンの、RR社による最終発展型エンジンである。

また、P&W社は、J42の更なる発展型を米海軍に売り込み、RR社と共同で、J48の開発をする機会を得た。その際、両社はアフター・バーナーによる40%もの推力増加の実証に成功している。

単純ガスタービン・サイクルでは、サイクル圧力比が高い程、熱効率が向上する傾向にある事は、既に分かっていた。しかし、その頃P&W社社内での7.1MW (10,000hp) 級ターボプロップ・エンジンの研究で、圧力比8:1の多段軸流圧縮機を試験したところ、低速で、圧縮機が上下流段間のミス・マッチのため定常運転出来ない事と、エンジンの始動トルクが非常に大きい事が分かった。

そこで、多段軸流圧縮機を途中で切り離し、上流側にある圧縮機と下流側にある圧縮機を機械的に何等の連結の無い、別々のタービンで駆動する、というアイディアが生み出された。つまり、設計点では両者とも100%の速度で回転していても、回転数減少につれて、駆動タービンの空力特性を利用して、上流側の圧縮機の空力回転数が落ちる割には、下流側の圧縮機の空力回転数が落ちない様にした訳である。これで、両者間の mismatching が解消された。それ以来、上流側にある圧縮機は低圧圧縮機 (Low Pressure Compressor : LPC)、下流側の圧縮機は高圧圧縮機 (High Pressure Compressor : HPC) と称される様になった。

2軸構造の利点は、これだけではない。HPCのみの始動によって、エンジン全体を始動でき、過大トルク問題もなくなる。また、1軸の圧縮機に比べて、おなじ段数でも、より高い圧力比を得れる。

この2軸圧縮機のアイディアは、圧力比8:1どころか、13:1を得る事も可能にし、1948年、P&W社は、JT3エンジンのサイクル比を12.5:1まで引き上げ (JT3-6)、離陸推力44.5kN (4.5トン) という、未曾有の大型エンジンの可能性を見るに至った。

ちなみに、当時、RR社が開発中のRRエイヴォンは、サイクル圧力比6.5:1前後、目標離陸推力26.7kN (2.7トン) 級、GE社が開発試験中の、J47エンジンのサイクル圧力比は5:1、目標離陸推力22.3kN (2.3トン) 級

原稿受付 2008年3月26日

*1 コンセプトNREC社

であった。

米空軍は、この未曾有の大型エンジンが、計画中の次世代軍用機に必須だとして、P&W社に開発契約を与えた。このエンジンはJ57-P-1エンジンという名の下で、1948年の後半に詳細設計が始められた。

この圧縮機は、目標性能 (LPC 9 段+HPC 7 段で圧力比12.5 : 1) を達成したのみならず、LPCが内径一定なので、円板やケーシングの重量が軽減された。また、LPC圧縮機ケーシングが下流に向かって先細りなので、HPCの外径が燃焼器外径より小さくなり、そこに円環状空間が出来た。そこへ、それまでエンジンの前にあった補機類を移し、入り口周りの空力設計を容易にした。

J57の開発は、1950年の地上試験、1951年の飛行試験、量産型J57-P-3の耐久試験と進み、1952年に、このエンジンの量産が開始された。推力も、目標値の推力44.5kN (4.5トン) を、流量82.1kg/s、圧力比12.5 : 1の条件でクリアし、その時の燃料消費量 (SFC) は、0.775kg/kgf/hrと、ターボジェット・エンジンとしては、比類なき高性能であった。図1にJT3の断面図を示す。

ここに、P&W社は、ジェット・エンジン・メーカーとして、確固たる位置を築くに至ったのである。

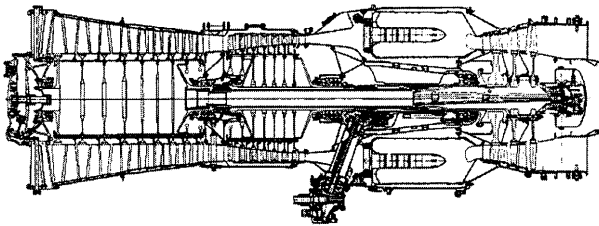


図1 JT3ターボジェット・エンジン
(©UTC(2008), 本稿の為、複写許可済み)

3. 第一世代ジェット旅客機の開発とターボファン・エンジンの誕生

戦後、ジェット機で世界をリードして来た英国では、1949年に、4発ジェット旅客機コメットがその初飛行に成功した。そして、3年間の開発の後、BOACが、それをロンドン－ヨハネスブルグ路線に投入した。それから悲劇の連続空中分解の起るまでの約一年半の間、その優雅な機体とスムーズな乗り心地で、経済性に欠け、航続距離もそこそこ、という性能であったにも拘わらず、乗客には大好評で、世界中のエアラインから、多くの引き合いや発注があった。

ボーイング社は、その機会に自社資金で、米大陸横断可能なジェット旅客機のプロト・タイプ、B707 (JT3を

4基搭載) を設計・製作し、当時のピストン・エンジン付きの最新鋭大型旅客機DC-7で約10時間掛かっていた米大陸横断を、4時間前後で飛行した。

このデモ飛行は、国内のエアラインの間で大きな反響を呼んだが、それは、必ずしも発注に繋がらなかった。例えば、パン・アメリカン航空は、ジェット旅客機をドル箱路線のニューヨーク－ロンドン間に、それも直航便として導入したかった。しかし、パン・アメリカン航空技術部の計算では、直航をするには、機体 (B707) もエンジン (JT3) も小さ過ぎる、と結論された。そこで、パン・アメリカン航空は、直接P&W社と交渉し、相当数のエンジン発注を条件に、JT3より大きいエンジンの早急な開発を要求した。飛行機の未だ無い内に、エアラインがエンジン・メーカーへ、エンジンの買い付けに行くのは、異例の事である。

パン・アメリカン航空の要請で出来たエンジンが、JT4であるが、P&W社がJT3よりも大きい推力のエンジンを、早急に、しかも少ないリスクでどう得ようとしたのか。JT3とJT4の関係についての詳細な資料がないので、正しい事は分からない。しかし、両者の外径の違いと、内部通路の類似性から、スケール・アップとスロットル・プッシュの組み合わせの可能性が高い。表1にJT3とJT4の比較を示す。

それまで民間旅客機の市場では、DC-3以来ナンバー・ワンの位置を占め続けていたダグラス社は、ボーイング社のB707米大陸横断実証飛行という挑戦もあって、パン・アメリカン航空の希望通り、計画中の大型旅客機DC-8にJT4を搭載する事にした。B707を意識して、胴体も主翼の長さも、B707より一回り大きく、これでニューヨーク－ロンドン間の直航便が、計算上可能となった。

最初、B707にJT4エンジンを搭載するのを拒否したボーイング社ではあったが、競争相手のDC-8がニューヨークとロンドンを直航出来る事を知り、遅れ馳せながらJT4を積める、B707-321を製作した。パン・アメリカン航空は1958年10月26日、このB707-321をニューヨーク－ロンドン線に投入し、その高速性と航続距離の長さから、その3週間以前にBOACが、同じ路線に就航を開始していたコメット機を、駆逐してしまったのである。長距離ジェット旅客機時代の幕開けである。

しかし、JT4を積んだ長距離ジェット旅客機は、新しい問題にぶつかった。エンジンの騒音の高さが、飛行場周辺で大問題になったのである。ジェット・エンジンの騒音源の中で、高速の排気ジェット騒音が一番大きな

表1 JT3とJT4ターボジェット・エンジンの比較

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	1,092	113.0	12.0 : 1	77.8	3.49	8 + 7	1 + 2

問題であった。従って、騒音を低くするには、推力を落とさずに排気ジェット速度を減らす事が、必要であった。そこで、P&W社のエンジニア達が考えたプロセスは、次の様なものであったのではないかと考えられる。

地上で静止しているジェット・エンジンの排気ジェットの持つ運動エネルギーは $(\frac{1}{2}mV_7^2)$ である。(ここに、 m : エンジンの排気流量 (kg/s), V : 流速 (m/s), そして、添え字の7はエンジン出口を意味する) 例えば、この半分を別のタービンに吸収させる、とする。すると、排気ジェット速度は $0.707V_7$ となり、推力は約71%に減る。一方、吸収したエネルギーで、そのタービンが新しく付けたファンを駆動し、圧縮機が吸い込んだ流量と同じ流量を吸い込み (バイパス比: BPR=1.0), それをエンジン内部に取り入れず、ファンの下流にこれも新しく付けたノズルから高速噴射させると、その噴射速度も近似的に $0.707V_7$ となり、ここで発生される推力も、もともとのエンジンの約71%となる。勿論、タービンにもファンにも空力損失があるので、これらで発生される推力が理想値の80%としても、約57%である。従って、総推力は128%。このプロセスで、燃料流量は不変であるから、SFCは $1/1.28=0.78$, つまり約22%減となる。

実は、ターボファン・エンジンの概念は、新しいものではなく、ホイットル卿がジェット・エンジンの推進効率を高める為のアイディアとして、1936年に既に特許を取っている。そして、RR社とGE社でも、P&W社以前にこのコンセプトをエンジンで試験したが、どちらも、理由こそ違えエンジンとしては成功しなかった。

P&W社では、二軸形式のJT3Cエンジンをベースにし、先ずLPCの第一段を取り除いて8段とし、上流端の二段の動翼と静翼のチップ径を上げて、BPR=1.4の空気流入量の増加を図った。そのLPCを駆動するために、LPTは2段から3段に増やされた。このエンジンはJT3Dと呼ばれ、期待通りの性能向上と同時に、10デシベルもの騒音低下が、離陸時に得られた。表2に、JT3C-6とJT3Dの代表的な量産型、JT3D-3Bの性能比較を示す。本格的な第一世代のターボファン・エンジンの誕生である。

尚、表2のJT3C-6とJT3D-3Bの入り口流量からバイパス比を計算すると、精々1.25:1位であるが、その理

由は、JT3Cの第一段を取り除いたからではないか、と思われる。第二段の修正流量は、取り除かれた第一段の修正流量より低い故、JT3Dのコア流量 (85kg/s) は、JT3Cのそれ (90.7kg/s) より低くなった、と考えられる。従って、JT3D-3Bでトータルの入り口流量が204kg/sでも、バイパス比の1.4:1が可能になる。

次に、サイクル圧力比がJT3Cでは12.5:1, JT3Dでは13:1であり、殆ど同じである。しかし、第一段を失ったので、ファンとなった第二段と第三段を設計し直し、失ったサイクル圧力比を回復せねばならない。そして、第三段コア側の出口での修正流量と修正回転数が、JT3Cの第三段出口での値と等しくせねばならない。

ところで、JT3Dのファンは、恐らく業界初めての量産化された遷音速ファンと思われる。

P&W社がJT3Dに続いて開発した、短・中距離旅客機 (B727, B737, DC-9) 用ターボファン・エンジンJT8Dについては、紙面の制約上ここでは割愛するが、このエンジンはP&Wの社是である「ディペンダブル・エンジンを顧客へ」を象徴する様な、信頼性の高いエンジンで、「手の掛からないエンジン」としてエアラインにも非常に好評であった。

このベスト・セラーは、1990年代の半ばまでで、14,600台もが量産された。その時の累計運転時間は、何と4億3千万時間にも達していた。

4. 高バイパス比ターボファン・エンジン

1960年代の半ば、世界、特に米国での民間定期飛行便数は年に15%という高い成長を続けていた。ボーイング社は、その機に、米空軍新大型輸送機の入札に使ったモデルをベースに、その民間転用を図った。そして、P&W社をエンジン・メーカーに選定した。こうした背景があって、ジャンボ・ジェットの名で知られるB747と、JT9Dターボファン・エンジンが開発された。

JT9Dに要求された性能は、勿論JT3Dより遥かに高く、離陸推力で2.3倍以上、SFCで30%減。加えて、推力/重量比が20%増し、という厳しいものであった (表3)。

こうした厳しい性能を得るには、サイクル圧力比、タービン入り口温度、バイパス比などは、以前のエンジ

表2 JT3C (ターボジェット) とJT3D (ターボファン) エンジンの比較

エンジン	直径 (mm)	流量 (kg/s)	サイクル 圧力比	離陸推力 (kN)	離陸時のSFC (kg/kgf/hr)	推力重量比 (kgf/kg)	ファン/圧縮機段数 (Fan/LPC)+(HPC)	タービン段数 (HPT)+(LPT)
JT3C-6	988	90.7	12.5:1	57.8	0.775	3.07	9+7	1+2
JT3D-3B	1,346	204.0	13.0:1	80.0	0.535	4.15	2/6+7	1+3

表3 JT9D及びPW4000高バイパス比ターボファン・エンジン

エンジン	直径 (mm)	流量 (kg/s)	バイパス 比	サイクル 圧力比	離陸推力 (kN)	離陸時のSFC (kg/kgf/hr)	推力重量比 (kgf/kg)	ファン/圧縮機段数 (Fan/LPC)+(HPC)	タービン段数 (HPT)+(LPT)
JT9D-7A	2,311	698	5.15:1	22.5:1	188.8	0.364	5.23	1/3+11	2+4
PW4084	3,010	1,169	6.4:1	34:1	376.1		6.19	1/6+11	2+7

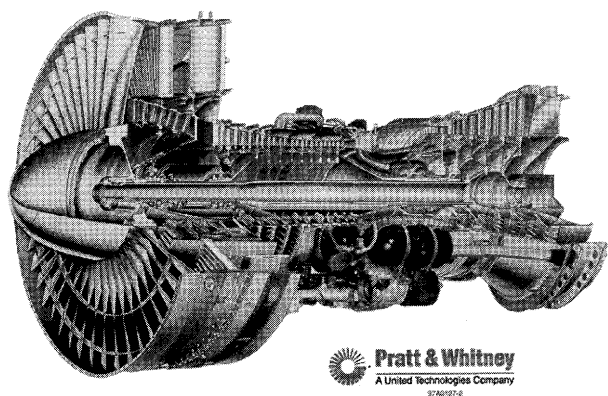


図2 JT9D ターボファン・エンジン
(©UTC(2008), 本稿の為, 複写許可済み)

ンより、随分高くならなければならず、非常に大きな技術的チャレンジだった。サイクル圧力比ひとつ取っても、約22:1で、この位高くなると、圧縮機段間内のミス・マッチ問題も大きくなり、二軸構成だけでは駄目で、圧縮機中段からの抽気や、GE社の考案による可変静翼構造も必要となった。

図2に示されている様に、JT9Dエンジンは、JT3Dと違いバイパス比が大きいので、ファン動翼の長さがどうしても長くなる。また、ファンとブースト段を駆動する低圧タービン (LPT) の通路の径も増やさねば、そうでなくとも多いLPタービン段数が多くなり過ぎる事になる。そういう理由で、高压系がくびれ、低圧系が膨れた様な、今日の典型的な高バイパス・ターボファン・エンジンの原型が生まれたのである。

上にもある様に、JT9Dの技術的チャレンジは大きく、このエンジンは、その意味で難産であった。しかし、1970年1月にパン・アメリカン航空の定期便に就航し始めてから二年半後には、エンジンの不具合は克服されていた。その間、JT9Dには、幾つもの新しい技術が導入されていた。P&W社の民間用大型エンジンで、単結晶のタービン動翼が使われたのも、JT9Dが初めてである。

JT9Dは、1982年から設計の始まったPW4000に取って代わられた。このエンジンは、JT9Dとその発展型の後継を目標とし、さらに高くしたサイクル圧力比にも拘わらず、圧縮機とタービンの翼枚数を50%減らし、タービンのアクティブ・チップ・クリアランス制御、FADECの使用などで、性能と信頼性の向上を同時に図ったものである。

PW4000エンジンは、幅の広い推力の要求を満たす為に、先ず三つ (2.4m, 2.5m, 及び2.8m) の違った直径のファン動翼を用意して大体の推力範囲を決め、その中で、コアへ入る流量とサイクル圧力比を適当に選ぶ事により、大掛かりな設計変更なく必要に応じてより細かく発生推力値を変えろという手段が取られている。その中で一番大きい、B777機用のPW4084 (表3) やPW4098 (図3) には、超塑性拡散接合や成型技術を使った、中

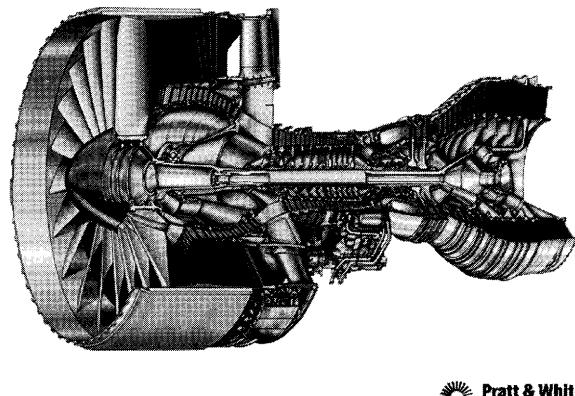


図3 PW4000 (112インチ・ファン)
高バイパス比ターボファン・エンジン
(©UTC(2008), 本稿の為, 複写許可済み)

空ファン動翼が使われている。この動翼は所謂ワイド・コード・ファンで、これでパートスパン・シュラウドを省く事が出来た。この技術は、600人乗りのヨーロッパ・エアバス社製の巨人機A380用に、P&W社とGE社とが共同して開発したGP7000にも、応用されている。

PW4000は、期待通りの高い信頼性を示し、PW4084を搭載したB777が、定期運行に使われ始めた時、既に180分のETOPS (Extended-range Twin-engine OPERATIONs) をFAAから承認されていた。この長いETOPS時間は、飛行中エンジン停止率 (IFSD) が、1,000時間の飛行で0.02回以下のエンジンにしか、与えられないものである。

次世代のターボファン・エンジン用として、P&W社が技術開発をして来たものの中に、ギアド・ファンがある。これは、ファンとLPCの間に減速ギアを入れ、ファン動翼の回転数を更に下げる事によって、許容応力値内でバイパス比を更に上げ、SFCを下げようとするもので、既に、技術の実証は終わり、三菱重工のMRJ機用のエンジンに採用されたのをきっかけに、PW8000シリーズのエンジンとして、設計・開発が始まった。

5. 超音速ジェット機用エンジン

P&W社は、こうして民間用ジェット・エンジンを幾つも開発してきたが、軍用エンジンの領域でも、活発な技術活動をしてきており、F100やF119ターボファン・エンジン等が開発された。その中に、将来の航空技術にとっても有用と思われる、超音速用のターボ・ラム・ジェット・エンジン (J58) がある。このエンジンは飛行マッハ数が3を超えるSR-71機用に、1958年にその開発が始まっている。(亜音速時や低超音速時には、エンジンの推力はターボジェット・エンジンで発生されるが、超音速マッハ数が高くなると、ラム・ジェット・エンジン機構によって発生される。) つまり、インテークで衝撃波によって圧縮された空気の大部分が、ターボジェット・エンジンをバイパスし、その下流側にあるアフター・バーナー装置のところで、注入された燃料と混

合・燃焼し、推力を発生する訳である。

このエンジンの技術課題は、ジェット・エンジンそのものではなく、地上での始動から、高速飛行による空力加熱状態までの、あらゆる飛行状態で、燃料や潤滑油の機能をどう保つか、またインテークとジェット・エンジンの流量ミス・マッチングをどう処置するか、という、いわばシステム的な問題であった様である。

6. 小型ガスタービン・エンジンの開発

6.1 PT6ターボプロップ及びターボシャフト・エンジン

ピストン・エンジン事業を任されたP&WC社は、ガスタービン・エンジンが小型航空機用にも応用されるのを見通し、1957年にカナダ空軍がジェット練習機とそのエンジンの開発を発表したのを機会に、小型ジェット・エンジン事業に進出する事にした。そこで、13人の技術者を、その年の6月にP&W社に送り込み、ジェット・エンジンの詳細設計に従事させた。このエンジンはJT12と呼ばれ、その後、米国で開発・生産された。

それとは別に、1958年の7月までの市場調査の結果と、その後セスナ、ビーチ、パイパー社を訪ねて得た情報から、450から500馬力程度のターボプロップ・エンジンが、次のプロジェクトに選ばれた。このエンジンがPT6で、設計も開発もP&WC社内で行われた。

エンジン設計の当初から、「信頼性の高さが何よりも重要」とされた。そして、コストと燃料消費量の低さ、がそれに続いた。また、設計中、空力的および機械的設計パラメーターの選択は少し控え目に、との一貫した思想が、保たれた。図4に代表的なPT6Aエンジンを示す。

フィクスト・タービンでなく、少々重くなってもフリー・パワータービン形式を選んでいる事、長い出力軸で軸方向にエンジンを貫通せず、エンジン全体を前後逆さにしてまで、出力軸を短くしている事、単段の遠心圧縮機でも得られそうなサイクル圧力比を、三段の軸流と

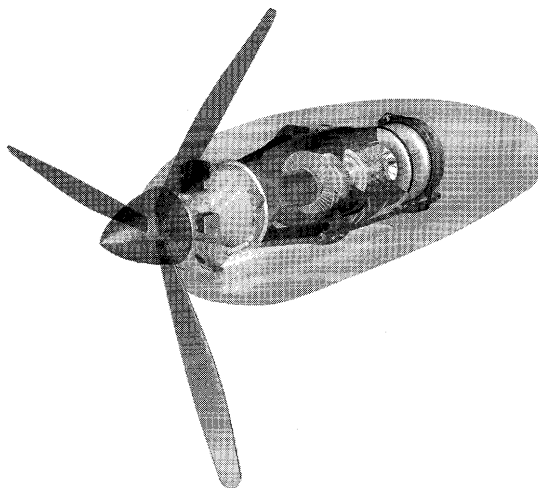


図4 典型的なPT6ターボプロップ・エンジン
(©PWC(2008), 本稿の為、複写許可済み)

単段の遠心を組み合わせた圧縮機構で得ている事。これらは全て、上記の一貫した設計思想の表われである。

設計が始まってから14ヶ月後の1960年2月、PT6はフル・エンジンとして、初めての運転に成功した。そして、11,000時間の地上試験と1,000時間の飛行試験を経て、1963年12月、PT6は型式証明を得ると同時に、実用に供された。

ビーチ社製キング・エア・シリーズやデ・ハビランド・カナダ社製ツイン・オッターなどの使用機数が多くなるに従って、PT6の高信頼性と取り扱い易さが、ユーザーに高く評価され、市場の要求に即応して、エンジンの性能改善や出力増加を図った事もあり、納入台数は累積的に増加し、今日でも小型ガスタービン・エンジンのベスト・セラーの位置を保っている。その間、サイクル圧力比、タービン入り口温度、要素効率の増加・上昇で、幾度ものエンジン設計変更がなされ、いろんな新しい設計技術や、新材料が挿入された。量産が始まって以来変わっていないものは、エンジンの外径位のものである。信頼性の高さもエンジン使用期間と共に向上を続け、既に1980年代の半ば以降、IFSDは1,000飛行時間当たり、0.005回と、大型エンジンを凌駕する低さを保ち、累積運転時間は1988年に1億4千万時間に到達していた。図5にこうしたPT6エンジンの技術変遷を示す。

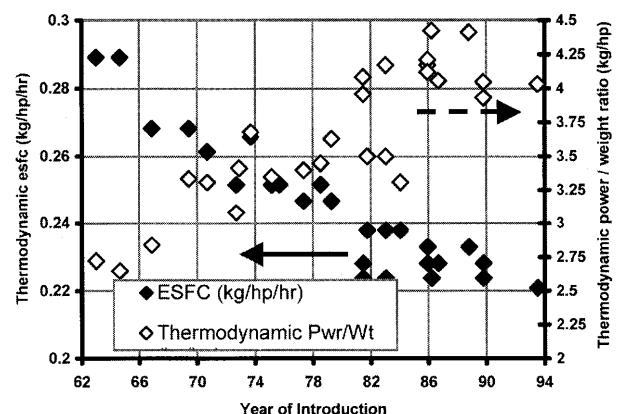


図5 PT6エンジンの性能変遷 (文献8)

6.2 JT15Dターボファン・エンジン

ビーチ社にエグゼクティブ・ターボプロップ機市場の独占を許したセスナ社は、ピストン・エンジン機のパイロットにとって左程の違和感の無い飛行特性を持ち、ターボプロップ機では飛べない高速で巡航出来るものの、小さな飛行場での離着陸が出来る様な、いわゆるエントリー・レベルのビジネス・ジェット機に、大きな市場があると予測し、P&WC社に、そのためのターボファン・エンジンの開発を依頼した。P&WC社内でも、PT6エンジンだけでのエンジン事業は不安定、という理解があり、ここにJT15Dターボファン・エンジンの設計・開発が始まった。1966年6月である。

この2軸ターボファン・エンジンのHPCに、最初4

段の軸流機が考えられていたが、比速度が軸流機にとって低過ぎ、この条件でより効率の高い単段の遠心機に変えられた。離陸推力9.8kN (1.0トン) のJT15D-1は、1967年11月にはその要求推力を地上試験で発生し、1968年4月、アヴロ社製CF-100双発ジェット戦闘機をフライング・テスト・ベッドとした飛行試験段階に入った。比較的小型のCF-100の何処にJT15Dを装着するか、との問題を解析的に解いたのが、初めての日本人エンジニアとしてP&WC社に採用され、また日本ガスタービン学会の会員であられる高瀬謙次郎氏であった。この解法は、P&W社にも高く評価された。

JT15D-1は1971年5月にTC (カナダ政府) とFAA (米国) から型式証明をとった後、D-4、D-5 (三菱重工製ダイヤモンドII等に搭載) と成長し、離陸推力もD-5では14.2kN (1.5トン) となった。このエンジンで得られた諸々の教訓は、その後のターボファン・エンジン、PW300 (離陸推力2.3トンから3.6トン級、HPC: 4A+1C)、PW500 (離陸推力1.6トンから2トン級、HPC: 2A+1C)、PW600 (離陸推力0.4トンから1.1トン級、HPC: 1A+1C) にも生かされている。図6にJT15Dエ

ンジンと、表4にその主な仕様を示す。

6.3 PW100ターボプロップ・エンジン

PT6エンジンの成長限度は1,500hp位との理解で、P&WC社は、1970年代の半ば、それ以上のターボプロップ・エンジンとして圧力比15:1のPW100エンジンの開発を始めた。圧力比が15:1にもなると、圧縮機の上流段と下流段の間で、低速時にミス・マッチングが起るのは既に述べた。P&W社の場合に似て、P&WC社は、2段の遠心圧縮機を別の軸に位置する事 (LPC/HPC=1C/1C) で、解決を見た。これで、ガス発生機が2軸、出力軸を加えて3軸構成となったが、一方、可変静翼や段間の抽気等の、複雑な機構がすべて省かれた。

元来エグゼクティヴ・ターボプロップ機の市場を狙って開発されたものだが、実際には、PW100エンジンは、リージョナル機用に使われている。1978年に米国政府が航空路線のディレギュレーションを決定し、エアラインの赤字路線からの撤退を可能にしたのがきっかけとなって、リージョナル機のマーケットが生まれ、ボンバルディア (カナダ)、ATR (フランス・イタリア) 等が軒並みに、30人から80人乗りのターボプロップ機の開発・

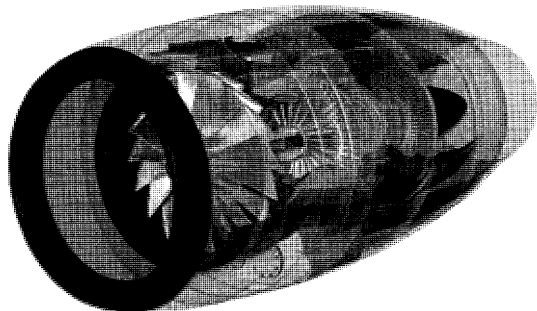


図6 典型的なJT15Dターボファン・エンジン
(©PWC(2008), 本稿の為、複写許可済み)

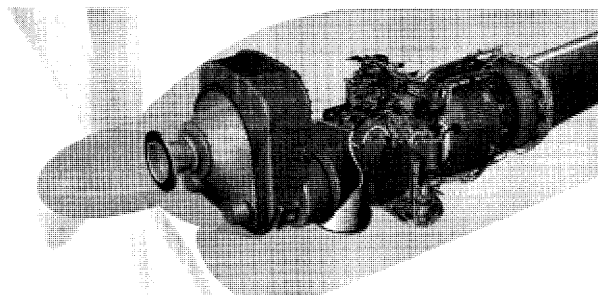


図7 PW127ターボプロップ・エンジン
(©PWC(2008), 本稿の為、複写許可済み)

表4 JT15Dターボファン・エンジン

エンジン	直径 (mm)	流量 (kg/s)	バイパス 比	サイクル 圧力比	離陸推力 (kN)	離陸時のSFC (kg/kgf/hr)	推力重量比 (kgf/kg)	ファン/圧縮機段数 (Fan/LPC)+(HPC)	タービン段数 (HPT)+(LPT)
JT15D-1	691	34.0	3.3:1	10.0:1	9.8	0.540	4.25	1/0+1C	1+2
JT15D-4B		34.5	2.7:1	10.1:1	11.1	0.562	4.49	1/1A+1C	1+2
JT15D-5	711	42.0		12.9:1	12.9	0.551	4.59	1/1A+1C	1+2

表5 PW100ターボプロップ・エンジン

エンジン	全幅 (mm)	サイクル 圧力比	離陸出力 (ehp)	離陸時のSFC (kg/ehp/hr)	出力重量比 (ehp/kg)	圧縮機段数 (LPC)+(HPC)	タービン段数 (HPT)+(LPT)+(PT)
PW118	635	10.9:1	1,892	0.226	4.84	1C+1C	1+1+2
PW120	635	11.8:1	2,100	0.220	4.96	1C+1C	1+1+2
PW124B	660	14.1:1	2,520	0.212	5.24	1C+1C	1+1+2
PW127	660	14.4:1	2,880	0.208	5.99	1C+1C	1+1+2
PW150A	767	18.0:1	4,500	0.196	10.87	3A+1C	1+1+2

注: ehp: 等価出力で、排気ジェット推進分を含む

製造に乗り出したのである。

現在, PW100 (図7) は離陸馬力1,800hpから4,500hpまで (表5) をカバーしている。出力増加に応じてLPCの比速度が増加するので, 1Cの領域外になったPW150では, 1Cが4Aに置き換えられた。

PW100は, 1983年市場導入後わずか5年後に, 1,000飛行時間当たり0.005回とPT6エンジンと同等のIFSDに達し, 2007年の半ばまでに, 5,700台のPW100が累積運転時間1億時間を記録している。

7. 謝辞

本稿を書くにあたって, P&W社のナタリー・ローレントとライアン・スリバ, P&WC社のナンシー・ジャーマンとダイアナ・コルビーの諸氏から, 貴重な情報の提供を受けた。ここに彼女達やスリバ氏に謝辞を表したい。

参考文献

- (1) Gunston, B., (見森 昭 訳) "World Encyclopaedia of Aero Engines" (世界の航空エンジン②ガスタービン編) 株式会社グランプリ出版, 1996
- (2) Edited by Bridgman, L., "The Jane's All the World's Aircraft, 1956/1957 through 1959/1960", Copyright by the Jane's All the World's Aircraft Co., Ltd.
- (3) Edited by Taylor, J., "The Jane's All the World's Aircraft, 1960/1961 through 1966/1967", Copyright by the Jane's All the World's Aircraft Co., Ltd.
- (4) Edited by Jackson, P., "The Jane's All the World's Aircraft, 2007-2008", Copyright by the Jane's Information Group Ltd.
- (5) Steiner, J.E., "Jet Aviation Development : A Company Perspective"-An Article in "The Jet Age, Forty Years of Jet Aviation", The National Air and Space Museum, 1979
- (6) Gunston, B., (高井 岩男 監修・訳) "The Development of Jet and Aero Engines" (ジェット&ガスタービン・エンジン-その技術と変遷) 酣燈社, 1997
- (7) Sullivan, K.H. & Milberry, L., "Power - The Pratt & Whitney Canada Story", CANAV Books, 1989
- (8) M. Badger et. al., "The PT6 Engine : 30 Years of Gas Turbine Technology Evolution", IGTI, 1993
- (9) 世界航空機年間2007-2008, 酣燈社, 2007

Special Issue : The History of Development of Gas Turbines

History of Russian Industrial Gas Turbines

G.G. Olkhovsky^{*1}A.L. Berne^{*1}V.A. Schurovsky^{*2}

USSR technical universities had begun development of Gas Turbines (GT) in the 1920s. Parametric studies of the GT cycles had shown prospects of the constant pressure combustion. Also the studies disclosed necessities of aerodynamic improvements, heat resistant materials, heat transfer and strength research.

The low turbo-machinery efficiency of that period determined the Turbine Entry Temperature (TET) level as ~ 1500 K and the water cooling of turbine vanes and blades.

In 1930 All-Union Thermal Engineering institute (VTI) had established a "Gas Group" intended to develop a 1500 hp (1100 KW) turboprop engine.

The group headed by Prof. V.V. Uvarov had designed, constructed and tested an experimental facility (1933) and a GT engine (1936). The twin-shaft GT had a centrifugal compressor, an air cooled combustor, and water cooled turbine with TET = 1300-1500K. The test results allowed construction and

test of an experimental engine completed in 1939. In 1940 the group was moved to the Central Institute of Aviation Engines (TsIAM).

Another group headed by Prof. V.M. Makovsky worked in Kharkov city, Ukraine. In 1939 this group had designed and manufactured at Kharkov Turbo-Generator plant (KhTGZ) a 1000 hp GT firing coal underground gasification gas. The turbine had two velocity stages and water cooling of hot components. Works on this turbine had been terminated with the World War beginning.

After the War USSR had involved in the GT activities its powerful design and manufacturing companies that began from GT license manufacturing. Later these companies led by A.M. Lyulka, A.A. Mikulin, N.D. Kuznetsov and V.Ya. Klimov designed and developed ingenious GTs (Table 1). The scientific base for these works had been created by B.S. Stechkin.

Table 1 includes main data of Soviet design aero

Table 1 Performance of mass production domestic aero GT

Engine		А И-20	А И-24	АМ-3	АМ-5	РД-9	Р 11Ф2-300	Д-25 В	АЛ-7Ф-2	ВД-7	НК-12МВ	НК-8
Developed by* ¹		“Progress”			“Soyuz”			“Aviadvigatel”	“Lyulka-Saturn”		SNTK - Kuznetsov	
Mass production beginning		1957	1961	1952	1953	1955	1962	1959	1960	1958	1958	1964
Engine type* ²		TP	TP	TJ	TJ	TJA	TJA	TSh	TJA	TJ	TP	TF
Power, kW		3125	2075					4050			11025	
Thrust, kN				85.3	19.6	32.4	60.0		99.1	107.8		93.2
Specific fuel	kg/kW*hr	0.33	0.35					0.390			0.286	
consumption	kg/kN*hr			1.00	0.93	0.16	0.22		0.20	0.80		0.62
Air massflow, kg/s		20.7	14.4	150	37.5	44.0	64.5	26	115	187	55.8	214.5
Turbine entry temperature, °C		1173	1070	1130	1130	1150	1200	1240	1200	1090	1250	1200
Maximal pressure, bar		9.2	6.4	6.2	5.8	7.5	9.0	5.6	9.3	11.2	9.3	10.25
Number of stages	Compressor	10	10	8	8	9	3 + 3	9	9	9	14	4 + 6
	Turbine	3	3	2	2	2	1 + 1	1 + 2	2	2	5	1 + 2
Engine mass, kg		1040	600	3100	445	620	1117	1320	2100	2765	3065	2500

*1 Here are given current names of the companies.

*2 TP - turboprop, TJ - turbojet, TJA - afterburning turbojet, TSh - turboshaft, TF - turbofan.

Received 17 March 2008

*1 All-Russian Thermal Engineering Institute (VTI)

*2 VNIIGAZ Ltd.

GT that entered mass production in 1953-1964. All of them had classic concepts with axial compressors and turbines. Many of them had been in world leading positions. For example, the AM-3 turbojet and the HK-12 turboprop had been the most powerful, the P11Φ-300 afterburning turbojet had the smallest mass / thrust ratio and was operated in more than 50 air forces, the Д-25 turboshaft powered the world heaviest helicopter.

Information circulated between the companies facilitated improvements of the GT performance and design. For example the data on the first application of a transonic compressor stage in the AJ-7 turbojet helped other companies in development of highly loaded compressors. Later the accumulated analysis and experimental data were widely used in creation of industrial GT.

The initially seeded prospective concepts provided the GT long-term modification and operating. For example the HK-12 family engines are still operating; the P11Φ-300 derivatives are still built abroad under a license.

The first industrial GT in USSR were two small power units imported for the Goodry oil refinement

process. These units were taken for prototypes of the first domestic 1.2 MWe GT constructed by "Nevsky Zavod" (NZL) company (St. Petersburg) for its own power plant.

Table 2 shows main parameters of the domestic Power GT first of which had been constructed in 1955-56. The GT performance are given at ambient air conditions of $t_a = 15^\circ\text{C}$, $B_a = 1.013\text{bar}$. Besides the fuels listed in the table the GT-12-3 had been tested on underground gasification coal gas and the GT-100 on natural gas.

The first domestic GTs GT-600-1.5 and GT-700-4 by NZL and GT-12-3 by LMZ (Leningrad Metal Works) operated at moderate gas temperatures of 600-700 °C which allowed hot parts manufacturing of austenitic steels, the GT components' intensities were also moderate. The equipment design was free and included hot pipelines of large areas. Eventually the efficiencies were some lower than the design values. During the initial operation the GT components had been modified. Resulting improvements of the GT-12M and GT-25 performance are shown in the Table 2 second columns.

GT-25 was the first domestic GT to work successfully

Table 2 Performance of domestic Power GT

GT name	GT-600-1.5	GT-700-4	GT-35	GT-1	GT-700-12M	GT-700-25	GT-12-3	GT-100	GT-100
Manufacturer	NZL	NZL	KhTGZ	MP	NZL	LMZ	LMZ	KhTGZ	LMZ
Construction date	1955	1957	1970	-	1961	1967	1960	1969	1969
Cycle type*1	Direct				IC				IC, IH
Heat regeneration	Yes	No	No	No	Yes	Yes	Yes	No	Yes
Number of shafts	1	1	1	3	1	1	1	1	2
Turbine entry temperature*2, °C	600	700	770	-	700	700	700	700	650 / 650
Engine shaft speed*2, rpm	Design			6540 / 4820					3000
	Achieved	-	-	6620 / 4880	-	-	-	-	3100
Power shaft speed, rpm	5000	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000
Power, MWe	Design	1.36	4.1	30	10.0	11.0	26.5	22.8	12.8
	Achieved	1.72	3.9	31	10.0	10.5	11.4	24.0	23.0
Total efficiency, %	Design	18.0	-	-	22.5	27.0	-	28.0	22.0
	Achieved	18.2	16.0	23.5	23.3	24.5	27.0	25.5	22.0
Air massflow, kg/s	29.2	45.9	227	-	92.0	92.0	201	188	91.5
Maximal pressure, bar	3.57	4.92	6.55	-	6.85	6.85	9.7	9.15	14.6
Work coefficient	0.32	-	0.358	-	0.32	0.35	0.265	0.295	0.295
Reduced Power, kJ/kg	58.9	85.6	136.5	-	114.3	124	119.4	122.3	148.5
Total pressure losses, %	13	5.8	-	-	17	11	14.5	9	9
Regeneration degree, %	61.5	No	No	No	59	65	79	No	66.5
Fuel	LF	NG	NG, LF	LF	NG	NG	NG	NG, LF	LF
Heat production, Gcal/hr	-	-	-	9	-	-	15	32.4	-

*1 IC - compression with inter-cooling, IH - expansion with inter-heating.

*2 HP turbine / LP turbine.

*3 NG - natural gas, LF - liquid fuel.

in heat supply cycle.

In the '60s new GT of 4, 10 and 12 MWe entered operating (see column 4 in Table 2). These GT design was based on marine engines by NPO "Machproject" (MP). The GT were attractive for self-standing power production due to their moderate gas temperatures and sufficient efficiency of 26-30%. A power plant needed smaller number of units, 2 instead of >10, smaller building area, less construction labor and time. A few power plants each with 2 10-12 MWe GT were mounted in barges and located in the Far North regions.

In the late '60s domestic companies designed and manufactured more powerful and efficient GT, $\Gamma T-100$ by LMZ and $\Gamma T-35$ by KhGTZ. These units had easily reached the design performance. The both GT were thoroughly investigated on natural gas and liquid fuels and successfully operated for a long time. Some of them are still in operation.

$\Gamma T\Delta-45$ by KhGTZ and $\Gamma T-150$ by LMZ of 50 and 150 MWe respectively designed in the '70s and manufactured in 1989 were the first domestic GT with cooled turbine blades.

The $\Gamma T\Delta-45$ project is conservative and has large safety factors. At the TET level of 880-900 °C only the first nozzle turbine vane has air cooling. Four GT of this type are still operating in Yakutsk CHP and have accumulated 150,000 hours including heat supply in winter seasons.

30 years ago the $\Gamma T\Delta-150$ performance and power had been very advanced. It has air cooled airfoils in the first two nozzle vanes and two rotor blades. The first compressor stage is transonic.

All these GT were thoroughly tested by manufacturers and leading research institutes.

Development and operation of various GT gave a valuable experience and produced a base for comparison of different concepts and structures. Every GT was almost unique and had not become a prototype for serial production. The main efforts were

concentrated on structure development, workability and reliability improvements. Operating problems did not attract proper attention.

The main workability problems were usually concerned with the GT design and manufacturing technology; scheme and cycle problems were not so critical.

The number of supplied power GT was not great but their operation was generally successful.

The operating experience was summarized in the following:

- Issue of requirements to GT components, mounting in power plants, controls and auxiliaries quality, technical measures to fulfill the requirements,
- Evaluation of operating environment influence upon GT components (air, flue gas, fuel, cooling and network water). Issue of agents' quality requirements,
- Issue of "GT operating regulations" based on accumulated experience in operating and maintenance.

USSR and later Russian Gas industry are greater GT consumers than the Power ones.

The first GT application was the 4 MW pumping unit by NZL (see Table 3) used in the mid '50s in the "Northern Caucasus - Center" natural gas pipeline. The pipe diameters were 720 or 820 mm. The $\Gamma T-700-4$ engine had been developed earlier for mobile power plants and the driven gas compressor had been developed for chemical industry needs. As the result the Gas Pumping Unit (GPU) could not quite satisfy the gas industry needs.

The later pipelines were equipped with specially developed by NZL and Turbine Motor Works (TMZ) serial GT of 4 and 6 MW power, $\Gamma T-700-5$, $\Gamma TK-5$, $\Gamma T-750-6$ and $\Gamma T-6-750$. In the early '60s performance of these GT had been quite advanced.

Specific application required the control flexibility and determined the GT schemes and structures. All of them had power turbines and direct pump drives

Table 3 Performance of domestic Gas Pumping drive GT

Engine type	$\Gamma T-700-5$	$\Gamma T-750-6$	$\Gamma T-6-750$	HK-12CT	$\Gamma TK-10$	ДР-59	$\Gamma TH-16$	HK-16CT	$\Gamma TH-25$
Manufacturer	NZL	NZL	TMZ	SNTK	NZL	MP	TMZ	SNTK	NZL
Production beginning	1961	1965	1965	1975	1973	1979	1982	1983	1982
Power, MW	4.25	6	6	6.3	10	10	16	16	25
Efficiency, %	25	27	24	24	29	27.6	29	27.5	28.1
Turbine entry temperature, °C	700	750	760	674	780	785	920	857	900
Pressure ratio	3.9	4.6	5.7	8.9	4.4	10.1	11.5	9.7	12.5
Power shaft speed, rpm	5500	5300	6150	8200	4800	4800	6500	5300	3700
Heat regeneration	Yes	Yes	No	No	Yes	No	No	No	No

without gearboxes; the pumping units had block structures mounted on single frames together with oil tanks. The open cycle GT $\Gamma T-6-750$ and the moderate regeneration (0.66-0.7) ones $\Gamma TK-5$, $\Gamma T-750-6$ had similar efficiencies.

The gas industry development in the mid '70s required new manufacturing facilities. NZL continued development of regeneration cycle GT and in 1973 introduced the 10 MW $\Gamma TK-10$.

In the early '80s new pipelines of a longer range had 76 bar pressure and 1420 mm tube diameter. The pipelines were equipped with new 16 and 25 MW GT,

$\Gamma TH-16$ by TMZ and $\Gamma TH-25$ by NZL with higher TET = 900-920 °C and pressure ratio 11.5-12.5.

In 1973 and 1977 respectively aviation and marine engine companies had entered the gas industry market. The first aero derivative GT of 6 and 16 MW were manufactured out of aircraft engines with expired in-flight life, reduced performance and thus had insufficient efficiencies.

Eventually the aero GT companies have set up advanced development centers for industrial applications.

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

日本における発達・開発プロセス 全体像

大槻 幸雄^{*1}
OTSUKI Yukio

1. まえがき

第2次世界大戦前は“舶来上等”と言われ、我が国には残念ながら、世界において誇るに足る製品が殆ど無かった。しかし、壊滅的な敗戦より僅か30数年にして、GNP世界第2位、しかも、自動車・単車、鉄道車両、家電製品、カメラなど多くの分野で世界No.1の製品をどしどし開発販売して、工業会において世界をリードする国になったと思う。

ガスタービンにおいても随分遅れをとっていた。ただ航空用では、欧米に遅れること僅か4年の第2次世界大戦終戦間際の1945年8月7日に、海軍航空技術廠で開発された“ネー20ジェットエンジン”を搭載した海軍特殊攻撃機“橘花”が、僅か12分ではあったが初飛行に成功した。しかし、敗戦とともに1945年11月18日に占領軍のGHQにより航空に関しては研究を含めて一切禁止され、海軍航空技術廠や中央航空研究所はアメリカ軍に接収され、全ての研究設備、軍需工場が封印された。

戦後厳しい食料不足で、生きていくのも難しかった悲惨な状況に加えて、このような苦しい逆境の中で、諸先輩が何とかガスタービンを世界一流に育成すべく、涙ぐましい努力で頑張り、更に通産省、防衛庁などの国の暖かい支援によって、今日、航空用においても産業用においても、技術的に遜色なく世界市場で充分競合出来るところまで成長したと思う。今後は長期的視野に立って、世界一の世界市場をリードするガスタービンを開発して、遅く海外で事業展開することが肝要である。

今日の状況になるには、これらに関わった多くの人の熱意と努力に負うところが多いが、発達・開発プロセスとしては次の4つが考えられる。

第1は日本人独自の純国産ガスタービン開発による技術力の蓄積・向上、第2は国家の支援および国家プロジェクトによる日本人独自の開発技術力の向上、第3は技術援助契約（ライセンス）による製造、開発技術の習得、そして第4はこれらによって日本のガスタービン開発技術力が向上して世界に認められ、国際共同開発に参加するようになったことである。

さらに、1955年に創立された航空技術研究所の圧縮機、タービン、燃焼器などの基礎研究の成果が利用できたことも大きい。以下、日本におけるガスタービンの発達・

開発プロセスについて、全体像と言うか概括的なことを述べ、詳細については、航空用、産業用などについて、夫々の専門技術者に記述して頂く。

2. 航空用ガスタービン⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾

2.1 創生期

種子島時休大佐が1935～1937年にかけてフランス駐在中に、ヨーロッパでのガスタービンを始めとして、回転機械の開発、製造の状況を見聞して帰国し、上層部にジェットエンジンの開発を具申して直ちに承認された。これからジェットエンジンに対する具体的な活動が我が国で開始された。ジェットエンジンは航空機を推進する魅力あるエンジンと捉えられ、陸・海軍ともに、一刻も早く戦場に供すべく、当時の技師は独自のアイディアによる種々のジェットエンジンの研究・開発を、苦しい環境の中にも拘わらず、昼夜を分かたず懸命に続けた。

(1) ネー0ラムジェットエンジン

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、「ネー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「キー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。

(2) ネー20ジェットエンジン

海軍では、海軍航空技術廠において種子島時休大佐を中心に、軸流圧縮機など要素研究を鋭意行うとともに、1943年6月に過給器に燃焼器を装着した日本で最初のジェットエンジンを開発した。このエンジンは運転中に、各要素に不具合が生じ、開発は必ずしも順調でなかった。しかし、これらの精力的な研究によりジェットエンジンの原理、構造などかなりの知識を蓄積し、優れたジェットエンジン開発の下地が出来ていた。そのような時期の1944年7月に、巖谷栄一技術中佐によりドイツのBMW003Aジェットエンジンの1/15縮尺図面がもたらされた。この僅か1枚の図面からヒントを得て、戦局急を要し、直ちに新しいジェットエンジン「ネー20」を開発することになった。1944年8月から永野治技術中佐以下7名が種子島時休大佐の下に配属された。そして僅か5名の下図工および20～30名の若い女性トレーサーが

原稿受付 2008年3月18日

*1 元川崎重工業㈱ 日本ガスタービン学会元会長

この開発に当たった。これらの人々は航空技術廠内に住まわされて、昼夜を分かたず設計作業に従事した。

「ネ-20」は今日のジェットエンジンと同様の構造・コンセプトであった。性能的には、優れた耐熱材料がなく、タービン入り口温度を高くとれず700℃と低いために推力は475kgf（490kgfを達成）と小さかった。しかし、圧縮機は軸流8段で圧力比3.45であり、当時最も優れたドイツのBMW003Aは軸流7段で圧力比3.1、Jumo004Bは軸流8段で圧力比3.14であり如何に意欲的な設計であったかが分かる。

戦時体制下で物資、食料が乏しく、冷暖房もない厳しい環境の中で、開発は驚異的なスピードで進められ、1944年10月の計画図作成から僅か6ヶ月足らずでエンジン試験を開始、9ヶ月足らずで耐久試験を完了、10ヶ月後の8月7日に高度600m12分の初飛行に成功した。これは特筆すべき偉業であり、驚嘆と言うか畏敬の念を禁じ得ない。しかも、この極めて短期間に、第1海軍技術廠噴進部設計係は「ネ-20型計画概要」と言う立派な設計計算書を作成しているが、この中には、ジェットエンジン設計に必要な項目について、詳細な検討、解析が含まれている。当時の航空技術者の実力は高く、またその献身的な異常な努力は、誠に敬服の至りで叩頭の感がある。

2.2 国家の支援による開発技術力の向上⁽⁷⁾

航空禁止令発令以来7年の空白期間中に、世界の軍用機はすべてジェット機になった。戦時中航空機に携わった技術者は勿論心ある人は、その状況を見ながら切歯扼腕していた。1952年3月8日に航空禁止令が解除されるや、日本の企業各社はこぞって航空機生産再開に乗り出した。

戦時中に航空機産業に携わった技術者の、航空産業復活への情熱は誠に敬服すべきものだった。1955年に我が国の航空再開の記念行事として、日本航空工業会がマサチューセッツ工科大学ガスタービン研究所からE.S. Taylor教授を招聘して、約1ヶ月にわたって、講義をしてもらった。その時の講義内容、質疑応答が「ガスタービン及びジェットエンジン」と題して出版されたが、この著書は、ガスタービンから離れていた技術者にとっては、真新しく、センセーショナルなもので、ガスタービンに従事する技術者にとって座右の書となり、戦後最初に開発したJ3ジェットエンジンの設計のみならず、当時の産業用ガスタービンの開発研究に大いに寄与貢献した。また、当時出版されていたNACA（National Advisory Committee for Aeronautics）のReport, TN, TR, 等も大いに参考になった。

(1) J3ジェットエンジン

早くも富士重工は、通産省の補助金320万円を受け、JO-1ジェットエンジンを試作し、地上試験を行った。また、川崎航空機は1954年にアメリカロッキード社と技術

提携し、米極東空軍の当時の第1線ジェットエンジンJ33およびJ47のオーバーホールを開始した。一方、1955年に防衛庁がT-1ジェット中間練習機の国産開発を計画し、装備するエンジンも国産開発する方針が決められた。

ジェットエンジンの試作研究には多額の費用を要し、戦後の弱体化した資本蓄積のない航空機会社1社では負担が出来ない上に、7年間の空白によって我が国航空工業の後退は著しく、追いつくためには各社が排他的研究態度を捨て、一致団結してこの難問題に取組み、以って我が国航空機工業再建の基を築くべく、通産省の斡旋で、1955年に新三菱重工、石川島重工、富士重工、富士精密、後に川崎航空機の5社で、航空機用ジェットエンジンの設計・試作・研究を目的とした独特な「日本ジェットエンジン株式会社」を設立した。元海軍航空機技術廠長多田力三海軍中將を常務とし、各社の社長、副社長が非常勤の取締役であった。防衛庁からJ3と命名された推力1.2tonのジェットエンジンの試作を受注した。J3は8段軸流圧縮機、蒸発管式円環型燃焼器、1段軸流タービン、ノズルの構成であった。

人格円満高潔な多田力三常務の下、各社の派遣社員は一つの家族の如く、和気藹々しかも数々のトラブル解決の為に良く奮闘したが、常務のご期待に答えることができず、開発はうまく行かず、この会社は残念ながら発展的解消した。開発は難航していたが、土光敏夫石川島社長の決断により1959年3月に石川島播磨重工（現 ㈱IHI）が製造権契約を締結し、以後石川島播磨重工、防衛庁第3研究所および1955年に発足した航空研究所の方々の努力により、各種の試験や改良を加え、1960年5月にT-1に搭載して初飛行に成功して、防衛庁に正式に採用された。我が国のガスタービン開発の歴史として銘記すべき誠に輝かしい業績である。

この開発研究を契機に、航空技術研究所ではガスタービン研究設備の整備充実を開始し、以後のジェットエンジン、ガスタービンの開発に大いに役立った。また、防衛庁第3研究所の果たした役割も大きかった。

(2) リフトジェットエンジンJR100/JR200/JR220

航空技術研究所の各種エンジン要素試験の研究成果を利用し、さらにJ3で習得した開発技術を基に、航空宇宙技術研究所は、1963年にV/STOL用ジェットエンジンの開発を開始した。開発に当たっては、産業界、大学、官からなる委員会が結成された。

推力重量比10を狙ったJR100と15を狙ったJR200およびJR220の3機種を試作した。JR100は、試作初号機であり堅実な設計であるが、翼列風洞試験や遷音速圧縮機試験等を基にした高負荷圧縮機および2段軸流タービン試験機や遷音速軸流タービン試験機による研究成果を取り入れたタービンを採用した意欲的なエンジンであった。JR220はJR100の試験結果と要素技術進化の成果を取り入れたさらに進んだエンジンで、圧縮機は2重円弧翼とNACA65系翼を使用している。JR100はVTOL機研究

用飛行試験機の揚力発生用エンジンとして2基搭載され1970年自由飛行に成功した。

(3) F3ターボファンエンジン

1976年防衛庁第3研究所が石川島播磨重工を契約担当会社として、小形亜音速機用としてXF3-1の開発を始めた。その後、次期中等練習機の要求仕様に対応した推力16.38kNのF3-30へと発展して、世界の競合機種に競り勝ち、中等練習機T-4に正式に採用され現在も稼動している。最近、航空ショー等で「ブルーインパルス」としてその雄姿に接する。

関係者は随分苦勞をされたが、純国産エンジンF3-30の開発に成功し、しかも競合機種に競り勝って正式採用されたことは、我が国の航空エンジン開発技術力が世界に誇るものになった画期的な業績である。こういった実際的な厳しい経験が真の技術力向上に繋がる。

2.3 国家プロジェクトによる開発技術力の向上

高バイパス比ターボファンエンジンJT9D (P&W)を搭載したジャンボ機B747が1970年に就航して以来、CF6 (GE)、RB211 (RR)が続いて出現し、燃料消費率の低い高バイパス比ターボファン時代となった。

(1) FJR710ターボファンエンジン

我が国においても、J3、JRエンジンの開発および技術援助契約によって得た開発技術を利用して、高バイパス比ターボファンエンジンを開発し航空用エンジン工業を育成定着しようと、通産省工業技術院の大形プロジェクトの一つとして、1971年から推力44.3kN、バイパス比5.5のFJR710ターボファンエンジンの開発が始まった。

エンジン主要素の設計と試験および試作エンジンの運転研究は航空宇宙研究所が担当し、エンジン要素とエンジンの製作および組立ては石川島播磨重工、三菱重工、川崎重工が担当した。このエンジンを4基搭載した試験飛行機「飛鳥」が1985に飛行試験に成功した。

2.4 国際共同開発による開発技術力の向上

(1) RJ500ターボファンエンジン

英国NGTEでの高空性能試験においてFJRエンジンの技術水準の高さを国際的に示し、1979年に英国ロールス・ロイス社と日本の航空メーカー3社（石川島播磨重工、川崎重工、三菱重工）の間に、50:50の対等な条件で、130席クラスの民間航空機に搭載する推力89kNの最新のターボファンエンジンRJ500の共同開発が始まった。RJ500の開発は成功したが、ローンチカスタマーが現れず民間機搭載までには到らなかった。

(2) V2500ターボファン・エンジン

民間航空機の市場検討の結果、150席クラスの需要が大きく見込まれ、RJ500開発の成果の延長として、1983年に英国RR、米国P&WおよびそのパートナーのドイツMTU、イタリアFIATと1982年10月に設立された財団法人日本航空機エンジン協会 (JAEC) の5カ国7社に

より、150席クラス中・短距離民間航空機用ターボファンエンジンV2500の共同開発が開始された。日本は23%の開発、量産のシェアを確保し、ファン、低圧圧縮機および高圧圧縮機、高温タービンの一部を開発担当して、要素の設計、試験、エンジンの当該部分の設計、製作を行う他、エンジン開発運転の一部を担当した。

V2500-A1は推力111kN、バイパス比5.4で1985年に初回試験が開始され、1989年4月にエアバスA320-200に搭載され順調に運行を続け、その信頼性の高さを評価された。1992年に186席に増やしたA321-100用の推力147kN、バイパス比4.5のV2500-A5やダグラスMD90用のV2500-D5が開発され好評裡に就航しており、引き続き推力向上型のV2522、24、33-A5等を市場に投入している。このようにしてV2500は民間航空機用エンジンとして不動の地位を確保した。

この共同開発の成功が、日本のエンジンメーカーが国際的に世界に伍して充分開発する能力を有すると高い評価を勝ち取り、その後の民間航空機用エンジン開発に、日本メーカーの参加を無視することの出来ない存在となったと思う。石川島播磨重工はGE90の低圧タービン部、川崎重工、石川島播磨重工はTRENT800の低圧タービン部そして三菱重工はPW4084の低圧タービン部、燃焼器の開発に参加している。

(3) 超音速輸送機用推進システムの研究開発 (HYPRプロジェクト)

将来、超音速機の実現が予想されており、それに適したエンジンについての研究が世界的に行われている。日本では1990年より通産省の大型プロジェクトとして、「超音速輸送機用推進システムの研究開発」が開始され、先進的、基礎的研究は航技研を始めとする国立研究機関が中心となり実施し、応用研究、試作研究は国内3社（石川島播磨重工、川崎重工、三菱重工）と米国2社 (GE, UTC) および英国RR、仏国SNECMAが国際的に共同して実施し、地上デモンストレータでターボラム複合サイクルエンジンの実現性を実証して、1999年に成功裡に終了した。その後、環境適合性を重視して超音速飛行を実現させる為のエンジンを研究するESPRプロジェクトに引き継がれ、低騒音、低排出物を目指す開発研究が進行している。

2.5 技術援助契約 (ライセンス) による製造、開発技術力の習得

航空事業再開後、一刻も早く7年間の空白を埋めるべく、独力で国産ジェットエンジンJ3の開発を開始する一方、各社は技術援助契約で実機に接して開発技術力の向上を図った。

(1) オーバーホール

川崎航空機は、1954年に米極東空軍のT-33練習機およびF-86戦闘機用ジェットエンジンJ33およびJ47のオーバーホールを開始した。これにより生産技術、品質管理、

生産管理、運転などの手法を学ぶとともに、実機に触れ、開発設計に大いに参考になった。

(2) エンジン部品の製造および生産（ライセンス生産）

オーバーホールには飽き足らず、技術援助契約のもとエンジン部品製造、国産化を目指し、石川島播磨重工は1962年にF-104戦闘機用ターボジェットエンジンJ-79およびヘリコプター用ターボシャフトエンジンT-58の国産を開始した。川崎航空機も1967年にヘリコプター用ターボシャフトエンジンT-53の国産を開始した。続く大形エンジンとして、F-15戦闘機用ターボファンエンジンF-100および対潜哨戒機用ターボプロップエンジンT-56は石川島播磨重工が主契約で川崎重工、三菱重工3社で1978年国産を開始した。

この技術援助による国産により、航空機エンジンの製造、開発技術力が大いに向上した。

2.6 自主技術による純国産ジェットエンジン

最近、ホンダは軽双発ビジネス用ジェット機に搭載する推力2,050 lbのHF120ターボファンを自主技術で開発したが、将来の発展を考える時、日本の航空用ガスタービンの歴史に残る特記すべきことと思う。

3. 産業用ガスタービン⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁶⁾

ここでは、航空用ガスタービンを除く、発電用、船舶用、機械駆動用、車両用ガスタービンなど全てのガスタービンを包括して、産業用ガスタービンとして扱う。

3.1 戦後間もない時期における国内ガスタービンの独自開発研究

(1) 1号ガスタービン

戦時中活躍した航空エンジン技術者の多くが鉄道技術研究所へ移ったが、中原寿一郎所長が「航空の研究は今禁じられているが、必要になる時がきつとくる。この人たちはその時のために大切に保存し、その技術を後退させてはならない。日本は敗れたが、これを復興するには科学技術をおいて他にない。科学技術をもって人類に貢献し、世界の人々が日本を抹殺してしまわないでよかったと思うような日本に立ち直ろうではないか」と、励まし勇気づけられた。

石川島芝浦タービン土光社長の計らいで、戦時中海軍の注文で作った高速艇用ガスタービンを掘り出して、1949年に修理完成して運転した。これが日本で最初の産業用ガスタービンで「1号ガスタービン」と命名された。出力は公称出力2,200馬力の半分しか出ず、熱効率は僅か12%であったが、実験機としては充分任務を果たした。

(2) 純国産船舶用ガスタービン

1号ガスタービンの運転が進行している1950年頃、産業用もガスタービン時代が近く到来するとの思いで、全世界は勿論、我が国もガスタービンプームで、運輸技術研究所を始めとして名だたる重工業会社の三井造船、三

菱重工、川崎重工、石川島芝浦タービンなどが挙って500～2,500馬力級の主として船舶用ガスタービンの開発研究を行い、百貨絢爛たるものであった。その一例として、運輸省の補助金を受けて三菱重工が試作した500馬力のガスタービンが航海訓練所の練習船北斗丸に搭載されて実践試験まで行われた。また、駆船艇ハヤブサにもガスタービンが搭載された。しかし、主として優れた耐熱材料のないことと各要素の効率が悪く、ディーゼルエンジンに比して、単に燃料消費率が悪いのみならず、重量、容積も大きく、商品として日の目を見なかった。戦後、物資の欠乏した厳しい時代に、技術者のガスタービンにかけた情熱と努力は、開発技術者の模範とすべきである。

3.2 大形ガスタービン

大形ガスタービンは主として発電用であり、技術援助契約および国家プロジェクトにより自主開発技術力を向上し、世界に伍するようになった。

3.2.1 技術援助契約（ライセンス）による開発技術力の向上

大形ガスタービンの研究開発には非常に多くの費用がかかり、敗戦で疲弊した企業では、その負担に耐えられなかったことと、ひたすら先進国に追いつくことのみを考えており、残念ながら欧米からの技術導入に頼らざるを得なかったと思う。

三菱重工は1961年にアメリカのウエスチングハウス社と、日立製作所、東芝は1964年にアメリカのGE社とガスタービンの技術提携を結んで技術を習得し、お互いに切磋琢磨して来るべき飛躍の時代に備えた。

3.2.2 国家プロジェクトによる開発技術力の向上

技術導入により技術力の向上は図れるが限度があり、自ら努力して失敗しながら苦労を重ねて蓄積した自主技術でなければ、国際競争には勝つことが出来ない。こう言った背景の下、1978年に始まった国家プロジェクトの「ムーンライト計画高効率ガスタービンの研究」が、タービン入り口温度1,400℃、出力10万キロワット、コンバインド・サイクルとして熱効率55%の当時としては世界最高の目標を目指して、国内の自主技術を総結集して鋭意進められ、幾多の困難を克服して、1988年に漸く目標達成の目処を得ることができた。

この開発研究はその後の自主技術の向上に寄与するところが極めて大きかった。

この他、1986～1996年に「石炭ガス化ガスタービンの研究」が実施された。

3.2.3 自主開発技術力向上と国際競争力の達成

三菱重工、日立製作所、東芝などは技術導入により、それ相応の技術力をつけてきたが、この国家プロジェクトの経験を基に、各社自主開発の大形ガスタービンを開発するに到った。特に三菱重工は1981年にタービン入り口温度1,150℃級、出力130,550kWの大容量ガスタービン

を自主技術で開発し、これを用いた当時世界最大級のコンバインドサイクル発電設備を東北電力東新潟発電所に納入し、世界最高熱効率を記録した。その後、高温化とともに熱効率の向上が図られ、1990年代初めに1,350℃級ガスタービン (M501F/M701F)、1990年代終わりに世界初の蒸気冷却燃焼器を採用した1,500℃級ガスタービン (M501G/M701G) が開発、実用化された。また、2001年には、タービン動静翼にも蒸気冷却を採用した1,500℃級ガスタービンM501Hが世界で初めて実負荷試験に成功した。これらの開発研究により、三菱重工は大形ガスタービンの開発競争で、世界最強のGEを向こうに回して堂々と戦える技術力を蓄積した。

3.3 中・小形ガスタービン

諸外国では1960年代後半から1970年にかけて航空転用型ガスタービンを用いた産業用の応用研究が華々しく行われた。我が国においても、航空転用型ガスタービンを用いて商品化を図るべく鋭意開発研究が行われたが、商品化までには到らなかった。しかし、多くの会社が自主技術でガスタービンを開発し、商品化するようになった。

3.3.1 外国製ガスタービンによる応用研究

(1) 鉄道車両用

鉄道車両用はガスタービンを用いた製品の有力な分野であるとの認識の下に、欧米各国では戦後早くから航空転用型ガスタービンを用い、鉄道車両用としての研究を始めていた。そして、多くの国では営業運転さえ行っていたが、結局は電気列車に優るメリットが見出されず消えてしまった。我が国でも国鉄と川崎重工、石川島播磨重工の2社でヘリコプター用ガスタービンT-53、T-58を用いて研究を実施したが、実用化に到らず中止した。

(2) 発電装置その他

1970年代に、航空転用型ガスタービンを用いて発電装置を試作し、種々テストを実施して優れた特性を把握することが出来たが、航空転用型ガスタービンとしての大きなメリットもなく、余りにも高価で本格的な商品とならなかった。その他、航空転用型ガスタービンを用いて、戦車、自動車などのテストを行ったが、これらも商品に到らなかった。

3.3.2 自動車用ガスタービン

1970年にアメリカで厳しい排気規制が実施され、アメリカ環境庁は、ガスタービンを最有力候補として開発をクライスラーに依頼するような状況で、ガスタービンは優れた低公害性のゆえに自動車用として適していると大いに騒がれ、各社は数十台試作車を作り、走行テストなど鋭意研究を続け、量産に移行するという決断をした会社さえあった。

これらに刺激されて、トヨタ、日産、ホンダの自動車メーカーのみならず、小松など産業機械メーカーまで車両用ガスタービンの開発テストを行った。1970年代後半には今にもガスタービン自動車時代が到来するかのごと

きフィーバー状態であった。しかし未だにガスタービン自動車は出現していない。ガスタービンの本質的特性の考慮不足である。

3.3.3 自主技術による商品化

開発した製品が海外で遅く販売できる商品でなければ成功とは言えない。海外に進出するためには自主技術による製品でなくては不可能である。

(1) 発電用ガスタービン

外国製ガスタービンを用いた応用研究の経験から、ガスタービンの軽量・高出力の特長を生かし、さらに設計点で連続運転する製品でないと商品となり得ないとの考えで、川崎重工では、自主技術によって1969年より、過給器に燃焼器をつけた300馬力の簡単な小形ガスタービンKG72の開発からスタートした。

最初に商品化したのは300馬力級のS1A-01ガスタービンを用いた200kVA非常用ガスタービン発電装置で、1977年より販売を開始した。S1A-01の開発に当たっては、川崎重工の持てる技術力、人的資源、設備などに関係なく、同クラスの出力の産業用ガスタービンに対して、第一に性能（馬力/重量、燃料消費率）を世界最高とすることと、コストを世界最低とすることを狙った。性能的には航空用ガスタービンが技術的には最も優れており、基本構造は日本の国産旅客機YS-11に搭載されていたロールス・ロイス社製のDartおよびAiresearch社製400馬力のTSE-231を模範とした。即ち圧縮機は2段遠心式、タービンは軸流式とした。コストに対しては精密鑄造を多用し、補機、減速機の歯車は単車用の規格を適用した。得られた性能は、出力300馬力、燃料消費率320g/PS・hであり、このクラスの産業用ガスタービンでは最高であった。この開発に携わった中心技術者は、大学卒業後2～3年の十数名であった。

その後、矢継ぎ早に相似則を適用して、世界のトップクラスを狙った10種類の産業用中・小形ガスタービンを約10年間で、950馬力S2A-01および1,600馬力M1A-01の基本2機種を始め出力向上型、Twin型など10種類を開発商品化した。短期間に多くの商品を世に出し、多くの故障を起こしたが、幸いに非常用のために事業を崩壊に至らしめることなく、非常用ガスタービン発電装置の市場開拓をするとともに、実力を蓄積することが出来た。

ガスタービンを核にしたコージェネレーションが着目されるようになり、1989年頃から軸流圧縮機を採用した本格的な7,000kW級の中形ガスタービンM7A-01の開発を始め、1993年に開発を完了し販売に供した。1998年に20,000kW級ガスタービンの開発を開始し、僅か2年半の2000年末に開発を完了した。その熱効率は35%、圧縮機は軸流11段、圧力比18で1段当たり圧力上昇は1.30で、ともに世界トップクラスであった。

三菱重工は当時世界最高温度1,250℃のMF-111を始めMF-61、MF-221など優れたガスタービンを矢継ぎ早に開発した。日立も自主技術で、31,000kWおよび

16,000kWの熱効率世界トップクラスのH25およびH15ガスタービンを開発販売に供している。

その他、新潟鉄工、ヤンマーディーゼル、ダイハツディーゼル、三井造船、石川島播磨重工も自主技術で中・小形ガスタービンを開発し、主として発電装置として商品化している。

(2) 機械駆動用ガスタービン

ポンプ、コンプレッサーなどを駆動する2軸式の機械駆動用ガスタービンをヤンマーディーゼル、ダイハツディーゼル、川崎重工などが開発商品化している。

3.3.4 国家プロジェクトによる開発技術の向上

商品化までに到っていないが、国家プロジェクトの研究により、我が国のガスタービン開発技術が優れていることを世界に示すことが出来た。

(1) アドバンス・コージェネレーションシステム技術研究開発

コージェネレーション普及の為、通商産業省のご指導のもと電力、ガス会社各3社、ガスタービン、ガスエンジンメーカー各2社、機器メーカー7社の17社からなる技術研究組合が、1987年から6年にわたって、ガスタービン、ガスエンジンを原動機としたコージェネレーション・システムについて、高効率化、環境適合性、省スペース化、運転保守性などの実用化に資する研究を行った。ガスタービンは三井造船、川崎重工の2社が担当し、1,000kW級、熱効率30%のガスタービンを開発した。この研究開発のお陰で小形ガスタービンの開発技術を向上することが出来た。

(2) セラミックガスタービン・プロジェクト

ムーンライトプロジェクトの一部として1988年から11年にわたって続けられた。石川島播磨重工、川崎重工、ヤンマーディーゼル・新潟鉄工の3グループで実施した。川崎重工が開発研究したGT302ガスタービンは300kW再生式2軸ガスタービンでタービン動・静翼ともセラミックである。

セラミックは高温に強いと信じていたが、随分故障が発生し途中で放棄しようと思うこともあったが、最終年の1999年に、タービン入り口温度1,396℃、322kW、熱効率42.1%、排ガス31.7ppmの成果を記録して無事運転試験を終わった。欧米の多くの会社がいち早く研究を開始したが、すべて失敗中断している状況下で、このような輝かしい運転成果を上げ得たことは、日本のガスタービン開発技術の優秀性を世界に大いに誇示することが出来たと思う。

3.4 船舶・艦艇用ガスタービン

ガスタービンは軽量・高出力で起動・加速性、信頼性などが優れており、艦艇用エンジンは殆どが航空転用型ガスタービンである。一般船舶用としても、ガスタービンの特長を充分生かすことが出来、ガスタービン時代が到来すると思うが、現在は主として燃料消費量が多い為、

ディーゼルエンジンが主体である。

(1) 艦艇用ガスタービン（航空転用型ガスタービン）

1977年に護衛艦主機として初めて、川崎重工がロールスロイスと技術提携をして製作した航空転用型オリンパスTM3BおよびタインRM1Cガスタービンが採用された。以後ガスタービン化が急速に進められ、現在はロールスロイスのSM1Cおよび石川島播磨重工がGEと技術契約して製作した航空転用型LM2500ガスタービンが主として搭載されている。

なお、日本のイージス艦を除く殆どの護衛艦搭載主発電機は、初期はディーゼル駆動であったが、今は川崎重工製の純国産M1Aガスタービン駆動である。

何時までも技術援助によらず、護衛艦主機も自主技術によるガスタービンとしたいものである。

(2) 環境低負荷型船用推進プラントの研究開発（Super Marine Gas Turbine）

これは地球環境を守る為、環境への負荷の少ない船用ガスタービンの開発研究であり、NO_x排出量1g/kW/h以下、熱効率38～40%、A重油使用を目標に、1997年から6年間で2,500kW級のガスタービンを開発研究した。

川崎重工が幹事会社で、石川島播磨重工、ダイハツディーゼル、新潟鉄工、ヤンマーディーゼルの5社による国家プロジェクトであった。2002年に目標を達成して研究は終了した。

ロールスロイスが中心となって開発しているこのクラスの船舶用ガスタービンEurodyneの熱効率は単純サイクルのため、僅か31.8%であるが、SMGTは38%であり断然優れている。これは単に研究開発の成果であって、未だ実用化されるものでなく、真に価値ある成果とは言えないが、ガスタービンの技術開発競争で日本の開発能力が優れていることを示すことが出来た。

4. 終わりに

戦後7年の空白の時代があったが、航空用、産業用ガスタービンともに、国際競争に耐える技術力をつけたと思う。戦中、戦後の苦難な時代に、寝食を忘れ不眠不休で短期間に試作エンジンを開発された先輩の情熱、努力は銘記すべきであり、また、ガスタービン学会の活躍も大きかったと思う。

自分で考えて設計開発し、絶えず、汗を流し体を動かし泥まみれになって、自分で確かめ実証することによってのみ得られる、自主技術の重要性を実感する。

世界経済はグローバル化し、世界はボーダレスになった現今、ガスタービンの本質を冷静に判断し特長を生かして、例えば省エネルギー、環境クリーン化の観点から優れたコンバインドサイクル発電、コージェネレーションや緊急災害時における非常用発電の如く、人類の幸福に貢献するより優れた新製品を、今後は、世界の先頭に立って開発商品化して活躍することが肝要であると思う。

参考文献

- (1) 石沢和彦, 橘花, (2006), 三樹書房
- (2) 日本のガスタービンの歩み, (2002), 日本ガスタービン学会
- (3) 日本ガスタービン学会25年史, (1998), 日本ガスタービン学会
- (4) 産業技術歴史調査, (2003), 新エネルギー産業技術総合開発機構
- (5) 吉中司, 数式を使わないジェットエンジンのはなし, (1990), 酣燈社
- (6) 大槻幸雄, 純国産ガスタービン開発物語, (2006), 理工評論出版社
- (7) E.S. Taylor, ガスタービンおよびジェットエンジン, (1955), 日本航空工業会

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

民間航空機用ジェットエンジン国家プロジェクト

黒河 邦彦^{*1}

KUROKAWA Kunihiko

はじめに

本章では国家プロジェクトとして現在まで推進されてきた民間航空機用エンジンの開発について概説します。

尚、財団法人日本航空機エンジン協会（JAEC^{*}）が携わっているプロジェクト中心の記述になりますことをご了解願います。

さて、民間航空機エンジン開発の国家プロジェクトは、製品化にむけた国際共同開発プロジェクト（以下「製品開発プロジェクト」呼ぶ）と、将来を見据えた技術の開発を目的とした開発プログラム（同「技術開発プログラム」）に大別することが出来ます。製品開発プロジェクトとしてはRJ500エンジン、V2500エンジン、CF34エンジンとボーイング787用エンジン（Trent1000エンジンとGEnxエンジン）があります。また、技術開発プログラムとして、FJR710エンジン、ESPR/HYPRエンジン、エコエンジンの各エンジンプログラムがあります。以下に、各エンジンプロジェクトの概要を国際プロジェクトの中での日本の役割の変遷を中心にまとめます。

^{*}JAEC：Japanese Aero Engines Corporation

1. 製品開発プロジェクト

日本航空機エンジン協会が関与したプロジェクトの概要をまとめ、他のプロジェクトも含め日本が係ったプロジェクトを基に世界の中での日本の位置付けを整理します。

1.1 RJ500エンジンの開発

1977年にFJR710エンジン（技術開発プログラムの項で詳細説明）の高空性能試験が英国の国立ガスタービン研究所（NGTE^{*}）で英国側の協力を得て実施されました。この試験の結果、日本側の技術力の高さが英国航空機エンジン関係者の注目を浴び、英国のロールス・ロイス（RR）社から推力8～9トン（80～90kN）のエンジンの共同開発の打診があり、1980年に日英国際共同でRJ500エンジンの開発が正式に開始されました。翌年にはこのエンジン開発の日本側の受け皿組織として、石川島播磨重工業（現IHI）、川崎重工業（以下KHIと示す）、三菱重工業（同MHI）を出資者、通商産業省（現経済産業省）を主務官庁として財団法人日本航空機エンジン

協会（JAEC）が設立されています。

RJ500エンジン〔図1〕は日本側が低圧系を、RR社が高圧系を担当し、日英で50%ずつのシェアで開発が始まり、1982年には両国でそれぞれ1台のエンジンが運転されています。このエンジンの主な仕様を表1に示します。RJ500エンジン開発は、日本が初めて行う民間航空機用ジェットエンジンの開発で、しかも50%のシェアで設計、開発のみならずビジネスの面でも責任を負うプロジェクトでした。設計技術面だけでなく、品質管理や開発プログラム管理等、信頼性を確保するための手法に関し学ばなくてはならないことが数多くありました。

^{*}NGTE：National Gas Turbine Establishment

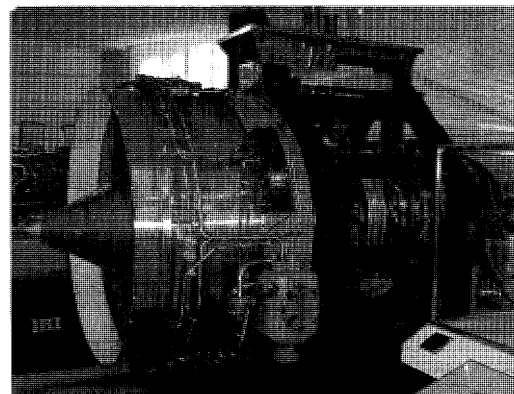


図1 RJ500エンジン

表1 RJ500エンジンの仕様

型式名称	RJ500-01D4
推力	9,000kg (19,840ポンド)
エンジン型式	2軸ターボ・ファン
バイパス比	4.8
全体圧力比	22.3
ファン	1段
高圧圧縮機	9段
燃焼器	アニュラー蒸発管型
高圧タービン	2段
低圧タービン	3段

1.2 V2500エンジンの開発

RJ500エンジンの開発は2台の開発エンジンの製造と運転で終了しましたが、このプロジェクトは同クラスのエンジンを開発していたP&W社、MTU社、FIAT社を

原稿受付 2008年4月24日

^{*}1 日本航空機エンジン協会

〒105-0001 港区虎ノ門3-2-2

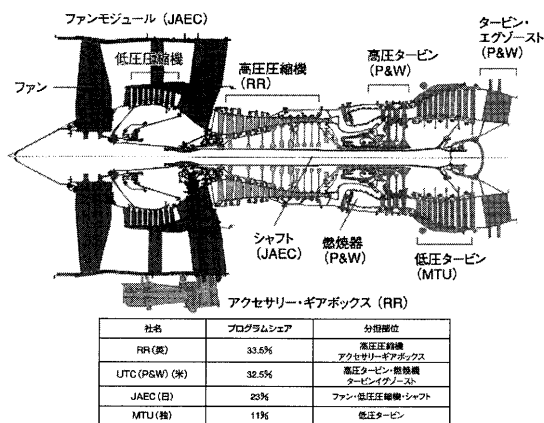


図2 V2500エンジン 各社の担当部位とシェア

加えた5社により設立されたIAE社*に引き継がれ、エアバスA320（150人乗り）に搭載するV2500-A1（推力25,000ポンド：約110kN）の開発が開始されました。図2に各社の担当部位とシェアを示します（その後FIAT社はIAEを脱退しましたが、担当していたギアボックスの製造供給は継続しています）。V2500-A1の開発は1983年に開始され、FAA（米国連邦航空局）による型式承認を1988年6月に取得しました。日本は、主にファン、低圧圧縮機部を担当しましたが、その他に補機類なども含め23%のシェアで参画しています。ファンは中空チタン製のワイドコードファン（製造はRR社、空力設計と翼根部の構造設計を日本で担当）、低圧圧縮機は、当初は1段で計画されましたが、エンジン全体兼ね合いで最終的には3段を採用しました。また、ファンケースはチタン製で軽量化が図られ、ファン騒音軽減のために出口案内翼の設計やケースの吸音パネルの設計などに工夫がされています。その他、エンジンコントロールにはFADEC*を採用、高圧タービンには単結晶合金を採用するなど当時の民間航空機用エンジンとしては最新の技術を導入しています。表2に本エンジンの主な仕様を示します。

この開発を通じて、世界の民間航空機用エンジンメーカーが行っている各業務の手法（セールスやアフターマーケットを含め民間エンジンビジネス全般）について学ぶことができました。技術面では、設計手法のみならず変更管理や形態管理システムの手法、耐空性業務、プロダクトサポート業務、等等の実務に触れ、この経験が生かされ同等のシステムを国内でも構築し実行すること

表2 V2500エンジンの仕様

諸元	型式	V2500-A1	V2500-A5	V2500-D5
推力(千ポンド)		25	33(最大)	28(最大)
ファン直径(インチ)		63.0	63.5	63.5
バイパス比		5.4	4.5	4.7
ファン・圧縮機(段数)		1+3+10	1+4+10	1+4+10
燃焼器形式		アニュラー型	アニュラー型	アニュラー型
タービン(段数)		2+5	2+5	2+5

が出来ました。そういう意味でこのエンジンプロジェクトへの参加はその後の国際共同開発参入への基盤を作ることが出来たと思います。

*IAE社：IAE International Aero Engines AG

*FADEC：Full Authority Digital Electric Control

1.3 V2500派生型エンジンの開発

その後、エアバス社がより大型のA321型機や小型のA319型機を開発することになり、そのエンジン向けとして推力30,000ポンド（約113kN）のV2500-A5を開発、A319、A320、A321すべての型式に同一形態で対応することになりました。V2500-A5はV2500-A1とナセルを共有する推力増強タイプとして1989年から開発が開始され、1992年11月に型式承認を取得しました。この間に、マクドネルダグラス社（現ボーイング社）が開発を開始したMD90に搭載するためV2500-D5（V2500-A5と同一コアで機体へのマウント方法を変更）を開発、V2500-A5と同時に型式承認を取得しました。V2500-A5はその後、33,000ポンド（約147kN）の推力にも対応し、構成部品がまったく同じ同型式のエンジンで22,000ポンド（約98kN）から33,000ポンド（約147kN）までカバーしています。図3にV2500エンジンファミリーとその搭載機を示します。

V2500エンジンは、2008年3月末現在で、約3300台出荷されていて、約1600機のV2500エンジン搭載の機体が世界中で運用されています。

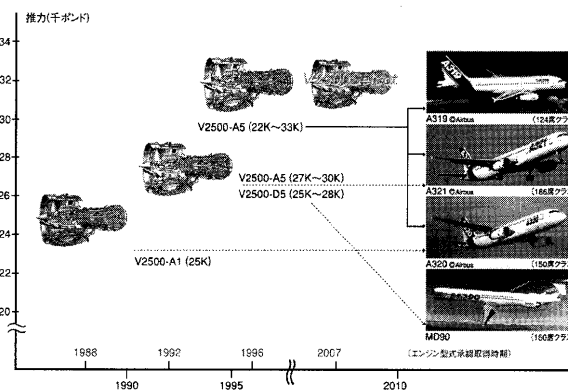


図3 V2500エンジンファミリーとその搭載機

1.4 CF34エンジンの開発

JAECでV2500エンジンの次に取り組んだプロジェクトはCF34エンジンでした。CF34エンジンは70-90人乗りのリージョナルジェット向けに作られたエンジンです。最初にカナダのボンバルディア社のCRJ700向けとしてCF34-8C1が開発され、1999年11月に型式承認を取得しました。その後CF34-8C、-8E、-10Eが開発され、夫々CRJ700/900、ブラジルのエンブラエル社のEmbraer170、Embraer190に搭載されています。また中国で開発中の70-90人乗りの機体ARJ21-700に搭載のため、CF34-10Eからマウント形式を変更したCF34-10Aの開発試験が現

も行われています。表3にCF34の型式、諸元を、図4にCF34エンジンファミリーとその搭載機を示します。

CF34は、米国のGE社が主体となりJAECが30%のシェアで参画しています。V2500プログラムはIAEとJoint Ventureのもとで各社が相応の責任と権利を有する形式での参加でしたが、このプロジェクトはRSP*という形態（GE社がビジネスを展開する中で日本もビジネスに伴うリスクに相応の責任を負う、即ちコストを負担すると同時に収入については相応の配分を受ける権利を有する）で参画しています。このプログラムでは、図5に示すように日本はファン部に加え、高圧圧縮機の一部、低

表3 CF34エンジンの型式と諸元

諸元	型式	CF34-8C1	CF34-8C5/E	CF34-10E/10A
推力(千ポンド)		13.8	14.5	18.5
ファン直径(インチ)		46.2	46.2	53
バイパス比		5	5	5.2
ファン・圧縮機(段数)		1+0+10	1+0+10	1+3+9
燃焼器形式		アニュラー型	アニュラー型	アニュラー型
タービン(段数)		2+4	2+4	1+4

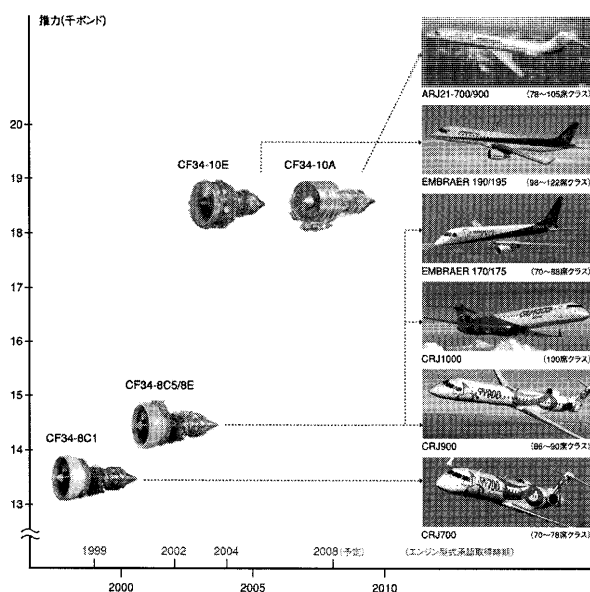


図4 CF34エンジンファミリーとその搭載機

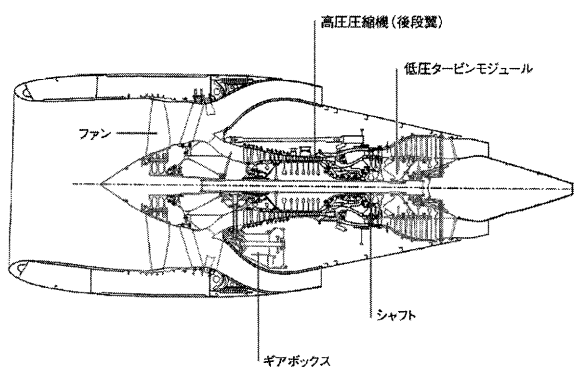


図5 CF34エンジンの担当部位

圧タービンモジュールやギアボックスも担当しています。

2008年2月末で約1670台のエンジンが出荷され、約760機の搭載航空機が運用されています。

*RSP: Revenue and Risk Sharing Partner

1.5 ボーイング787用エンジンの開発

その後ボーイング社が767機の後継機として運用コスト改善のために、カーボンファイバーを使用して軽量化を図り、エンジンにも性能向上を求めた787の開発を行っています。この機体には英国ロールス・ロイス社のTrent1000と米国GE社のGEnxの二つのエンジンが選定され、JAECも夫々のプロジェクトに15%のシェアでRSP形態での参画をしています。夫々のエンジンにおける日本の担当部位を図6に示します。ここで示すように、中圧圧縮機モジュールや燃焼器にも日本の担当部位が拡大しており、確実に日本がカバーする部位を拡大していることがわかります。両エンジンとも、今年中頃に開始予定の機体の飛行試験に向けて準備をしています。両エンジンの諸元と仕様を表4に示します。

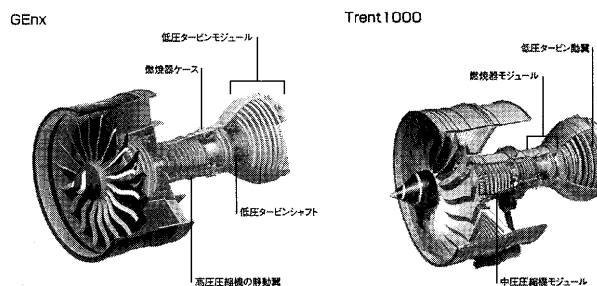


図6 787用エンジンの担当部位

表4 787用エンジンの仕様

諸元	エンジン	GEnx	Trent1000
全体		高バイパス2軸ターボファン	高バイパス3軸ターボファン
推力		53,000~75,000ポンド	
ファン径		111インチ	112インチ
バイパス比		10	11
各要素段数		・圧縮機: 5(1ファン+4低圧)+10(高圧) ・タービン: 2(高圧)+7(低圧)	・圧縮機: 1(ファン)+8(中圧)+6(高圧) ・タービン: 1(高圧)+1(中圧)+6(低圧)




1.6 世界の中での日本の民間エンジン事業

今までJAECが係った3つの国家プロジェクトについて説明しました。表5に各プロジェクトへの参加部位を示します。日本の担当している部位が確実に広がっていることが分かります。国家プロジェクト以外でメーカー各社が参加しているものを含め、図7に主な民間エンジンプロジェクトへの参画状況をまとめます。日本が多く航空機のエンジンになんらかの形で継続して係っていることが理解されると思います。

一方、世界の航空エンジンメーカーの売り上げの推移を図8に示します。防衛関係の事業が頭打ちの中で、世界、日本とも民間関係の事業規模が確実に拡大していることがわかります。これを世界の中での各国の占める

表5 各プロジェクトへの参加部位

機種		V2500	CF34	B787エンジン	
				GEnx	Trent1000
圧縮機	ファン/低圧圧縮機	モジュール	部分(ファンローター)		
	低圧圧縮機				モジュール
	高圧圧縮機		部分(動静翼)	部分(動静翼)	
タービン	燃焼器			部分(ケース)	モジュール
	高圧タービン				
	中圧タービン				
	低圧タービン	部分(ディスク)	モジュール	モジュール	部分(動翼)
ギアボックス			モジュール		
補機		熱交換器,バルブ他	ポンプ・センサー等		

 : モジュールで担当
 : 部品で担当
 : 該当なし
 (RR社の大型エンジンに特有のもの)

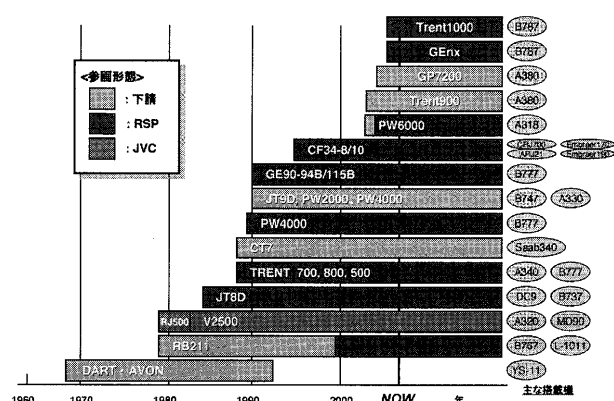


図7 民間エンジンプロジェクトへの参画状況

割合の推移で示したのが図9です。世界の民間エンジンビジネスが拡大する中で日本も事業を拡大していますが、世界の中での日本の割合は5-6%で推移しています。日本の民間航空エンジンビジネスをさらに発展させるためには、更なるシェアの拡大を図っていくことが必要です。そのためには、今まで担当していない部位の開発、生産への進出、及び今まで担当していない事業分野への進出が必要になります。例えば技術と製造の分野では、エンジンシステムを取り纏め、最終組立と出荷運転試験などがあります。さらには技術以外のマーケティングやアフターマーケットサービスなどのビジネス分野への進出を図る必要もあります。

2. 技術開発プログラム

製品プロジェクトへより優位な条件で参加する為には他社より優れた技術を持っていることが重要です。そのためには常に新しい技術を開発しておくことが重要です。将来の製品化に向けた技術の開発や検証を目指して行われた国家プロジェクトを以下にまとめます。

2.1 FJR710の開発

FJR710エンジンは、1971年から通商産業省工業技術院の大型プロジェクト制度の下で、航空宇宙技術研究所(現JAXA)、IHI、KHI、MHI三社が研究開発した推力5,000Kg(約50kN)クラスの高バイパス比ターボファンエンジンです。このプログラムは第1期で、エンジン要素研究開発及びエンジン本体の試作に重点が置かれ、FJR710/10及びFJR710/20が試作されました。第2期ではFJR710/600が3台試作され、地上耐久試験、環境適応試験、低サイクル疲労試験等、耐久性確認試験などに供されました。この過程で、英国の国立ガスタービン研究所で高空性能試験が行われ、先に記したように技術レベルの高さを示すことになりその後の日英共同のRJ500エンジンプロジェクトに結びつきました。FJR710エンジンはその後、航空宇宙技術研究所の短距離離着陸実験機(STOL実験機)「飛鳥」に搭載され飛行試験に供せ

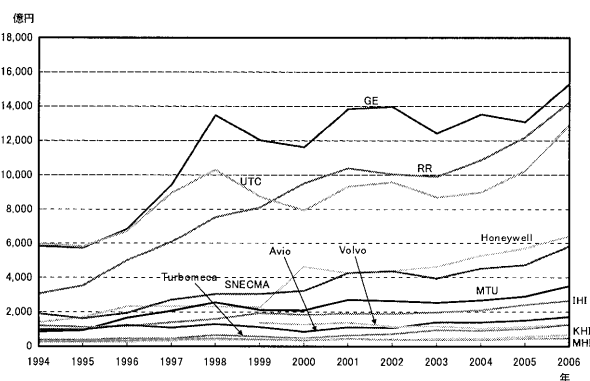


図8 世界の主要エンジンメーカーの売上高の推移

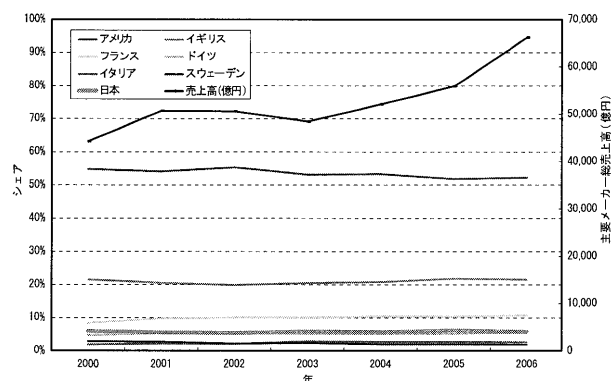


図9 世界の中での各国の占める割合の推移

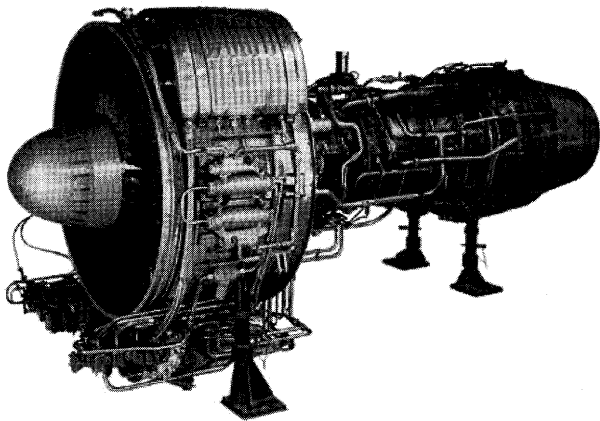


図10 FJR710/600

られ飛行実験の成功に貢献しました。

日本独自開発で民間機向け大型ファンエンジンの、飛行試験を成功させたことがそれに続くRJ500の日英国際共同開発に結びつき、さらにはこのプロジェクトで培われた技術や技術者がRJ500やV2500の開発に引き継がれていったという意味でも画期的なプログラムだったと思います。図10にFJR710/600の写真を示します。

2.2 ESPR/HYPRでの研究開発

将来の超音速輸送機実現に向けた研究開発として、「超音速輸送機用推進システム (HYPR*)」及び「環境適合型次世代超音速推進システム (ESPR*)」がありました。

HYPRプログラムは、1989年度から1998年度にかけて実施され、将来のマッハ数5クラスの超音速輸送機の開発に必要な技術を確立することを目指しました。この研究開発は、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の委託研究として、HYPR組合 (国内エンジンメーカー3社が参加) と海外のエンジンメーカーに加え、国内の科学技術庁及び工業技術院の各研究所 (航空宇宙技術研究所、計量研究所、機械技術研究所、大阪工業技術研究所) の協力も得て実施されています。この研究開発では、低速から超音速での運行に対応するためラムジェット及びターボジェットエンジンの研究開発、両形態エンジンを搭載するコンバインドサイクルエンジンの研究開発、システムを支える各要素や材料の研究などが行われました。

この成果は、1999年度から2004年度までESPRプロジェクトに受け継がれ、環境への負荷を少なくするための、排出NO_x及びCO₂の削減、低騒音化の技術開発が進められました。

- *HYPR: Super/Hyper-Sonic Transport Propulsion System
- *ESPR: Research and Development of Environmentally Compatible Propulsion System for Next-Generation Supersonic Transport

2.3 環境適合型小型航空機用エンジン (エコエンジン) の開発

わが国主導での開発が将来期待できる50席クラスの小型民間航空機用エンジンの実現を目指した環境適合型小型航空機用エンジン (エコエンジン) の開発を新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の委託を受け、IHIを幹事会社として、KHI, MHI, JAEC, ESPR組合が2003年度から研究開発を実施しています。また、航空宇宙開発研究機構 (JAXA) と物質・材料研究機構 (NIMS) も共同研究として参加しています。燃料コストに加え、整備コストを含めた直接運行費の総計の低減と環境適応性の向上を目指し、要素技術やシステム技術の開発を行っています。このプロジェクトは、2003年度に第1期の調査研究が、2004年度から2006年度に第2期の要素技術開発が行われ、2007年度からは第3期としてエンジン技術実証開発が開始されています。

3. 将来のエンジン開発について

民間航空機エンジンの開発には膨大な費用がかかることから1社での開発は困難な状況にあり、これまで説明してきたように数社での共同開発が趨勢になっています。このような状況下において今後の民間航空機エンジンに取り組むに当たって何が求められているかを考察したいと思います。

3.1 民間航空機用エンジンにおける開発作業

(1) 提案活動

民間エンジンの開発の開始は、機体メーカーが機体の開発を開始するときに始まります。機体メーカーは航空会社の動向や経済、社会的な動向を分析、競合他社の動向、さらには社内やエンジンメーカー等の技術レベルも考慮して機体開発の計画を決定し、エンジンの技術仕様や開発日程をエンジンメーカーに示しエンジン供給の提案を求めてきます。この時点で各社は最新の技術を盛り込んだエンジンを計画し提案します。魅力的で実現性を確信してもらえる提案ができて初めて選考の土俵に乗ることが出来ます。エンジンの提案または採用に前後して、共同開発やRSPのパートナー探し、そして供給者の選定が行われます。この交渉も「所有する技術の市場での評価」がベースになります。「優秀な技術」をもとにした製品を「期限内に確実にものにでき、その後も継続して供給できる」ことを確信させることがエンジンメーカーだけでなく、RSPパートナーや供給者になるためにも求められます。

(2) 製品の開発

提案が採用されるといよいよ製品開発に入ります。製品開発段階では、顧客要求の性能、機能や重量の目標を達成することはもちろんですが、耐空性基準に適合していることを証明し耐空性当局から型式承認を取得しなくてはなりません。現在航空機の技術上の基準 (日本

では航空法第10条第4項関係)としては①航空機及び装備品の安全性を確保するための強度、構造および性能についての基準、②航空機の騒音の基準、③航空機の発動機の排出物の基準、があります。耐空性要求では設計だけではなく製造も審査の対象になりますから、製品を設計、試作の上、試験による実証を求められます。この試験には、性能の確認に加え、オペラビティ、ファンブレードの飛散、鳥、水、雹等の異物の吸い込み、各部品の振動、回転部の過回転、高温部の過温度などがあり、航空機が遭遇する種々の状況下で航空機の安全が確保されることを実証します。他方、機体の開発での飛行試験では、機体とエンジンがセットとなった航空機システムとして要求基準に適合していることを示し航空機としての型式証明を取得します。航空機としての型式証明を得てはじめて運用に供することが出来ます。

(3)運用と技術の確立

運用開始の段階では、安全上の要求を満たしていることは確認されていますが、耐久性や信頼性などの特性は実際に運用を重ねて最終的に確認することが必要です。運用データを収集分析し、必要な場合には改善のための設計変更を行い、顧客に満足される製品に育て上げます。設計変更を採用する場合にも、設計変更の内容を勘案して、設計変更がその目的を達成している、即ち予定した改善がなされていることに加えて、変更がエンジンや航空機に対し想定外の悪影響を与えていないことを確認する試験も計画されます。そのため、運用開始後も開発エンジンの運転試験を断続的に計画し、設計変更部品を盛り込んで耐久試験等を実施し、エンジンの安全性の確保が図られています。このように運用を重ね、改善を加えた結果、耐久性や信頼性についても要求を満たしていることが確認されてはじめて、「確立された技術 (Proven Technology)」といえます。高性能で信頼性の高い競争力のあるエンジンの提案、開発のためには、最新の革新的な技術に加え、このような「確立された技術」がベースとして必要になります。

3.2 今後の国際共同開発参画のために

近年、民間航空機用エンジンを取り巻く環境は下記のように変化してきています。

・開発期間の短縮

V2500が開発された1990年ごろには開発開始から型式承認取得までの期間は約5年でしたが最近の787用エンジンでは約3年にまで短縮しています。確かにコンピューター技術の発達などにより設計解析技術が向上したとはいえ、大きな設計変更などを行うには困難な開発期間になっています。

・環境への配慮

地球温暖化への関心の高まりは燃料消費量削減という経済的要求から社会的要求になっています。

・信頼性要求

運用者や機体会社からは安全性の向上や運用コスト削減は勿論ですが、信頼性や製品の安定供給への要求も厳しくなっています。製品の信頼性だけではなく、期間内に確実に開発を行うことへの信頼を与えることが必要です。

このような環境の変化の中、これまでに述べてきましたように日本の担当する分野は質、量共に拡大してきました。今後の開発でも今まで以上に重要な役割を担っていくものと思っています。その為には性能や機能に優れ、対環境へも配慮された信頼性の高い安価な製品を開発期間内に確実に開発できる能力を持ち、顧客にも確信を持ってもらえることが必要です。このような要求に応えるためには「確立された技術 (Proven Technology)」をベースに「最新の技術 (Advanced Technology)」を組み合わせることが必要です。しかも、「最新の技術」の適用に当たっては技術開発エンジンやプロトタイプエンジンに実際に組み込んで技術確認をしておくこと、さらには想定されるリスクへの回避プログラムを設定しておくことが要求されています。

「最新の技術」の開発には数年から十年以上かかるものもあります。他方新しい機体やエンジンの開発はたびたびあるものではありませんが開始されたら短期間で進行します。新しい機体やエンジンの開発を予測して技術開発を進める中で機体やエンジンの開発計画に合わせタイミングよく提案していくことが必要です。

4. おわりに

今後、民間航空機エンジンの国際競争はますます熾烈になることは確実です。それに打ち勝って行くことが必要です。幸い日本には素材産業やエレクトロニクス技術など世界でも最も優れた産業基盤があります。このような産業技術をベースにして日本が得意とする技術の開発を進め、今まで積み重ねてきた国際プロジェクトでの実績に重ね合わせ、日本の強みとして育てて行くことが重要だと思います。

本稿作成に当たり日本航空機エンジン協会の伊藤英樹部長、平塚真二部長、萩原昌明課長に協力をいただきました。お礼を申し上げます。

参考文献

以下の資料を基に作成しました。

- (1)「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
- (2)「民間エンジン立ち上げ RJ500/V2500技術・開発編」：同上, 2006
- (3)「日本の航空宇宙工業50年の歩み」日本航空宇宙工業会, 2003
- (4)「平成20年版世界の航空宇宙工業」同上, 2008

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

東芝ガスタービン開発の歴史

伊東 正雄^{*1}
ITO H Masao本間 友博^{*1}
HONMA Tomohiro佐藤 岩太郎^{*1}
SATO Iwataro

キーワード：産業用ガスタービン、一号ガスタービン、圧縮機、燃焼器、タービン、開発設備

1. はじめに

弊社ガスタービンの開発の歴史は、始まりは戦前に遡り、以降欧米各社の技術提携を含めながらの自主開発と多岐にわたるものである。分類化し、黎明期（1941～1957）、BBC社技術提携（1958～1981）、GE社技術提携（1982～）、自主開発と最新機種（1986～）と4カテゴリーに分け、以下に解説する。

2. 黎明期

東芝のガスタービンの歴史は、タービン部門の前進である石川島芝浦タービン(株)が、第二次世界大戦中、陸海軍より委託を受けた各種の圧縮機やタービンの開発製作に始まる。1941年頃から、陸軍用では燃料廠向けの石油精製用軸流圧縮機と排気タービンを組み合わせた甲7号、丙7号ガスタービン、ターボプロップ用ネ201、エンジンジェットネ101、ジェットエンジンネ130を、海軍用にはターボプロップ用GTPRなど試行錯誤による研究開発と製作を行った。中止になったものもあり、殆どが貴重な知見を得たものの実用には到らなかった。

その中で、1943年海軍から高速魚雷艇用エンジン開発が依頼され、それまでの開発知見を結集した仮称1号ガスタービンが製作されたが、試験中に終戦、本体は接収を逃れるため工場空地に埋められた。1948年ガスタービン関係の研究が許可され、鉄道研究所（後の運輸技術研究所）でガスタービン機関車の研究が開始されるのを機に発掘され開発が再開された。用途も1,000kWの発電用に変更、1952年から発電試験を開始し1957年まで当時の電力不足を補い工場に電力を供給、発電用1号ガスタービンとして実用に供された。その後、運輸技術研究所（後の船舶技術研究所）に移設、研究に供された。写真1及び図1に当時の貴重な写真及び断面図を示す。

1953年から将来の大型化を目指し開発された2号ガスタービンは図2及び写真2に示すように、2軸形式で出力は倍の2,000kW、排熱回収空気予熱器も備え性能アップし丸善石油(株)下津向けに出荷された。1956年運開した

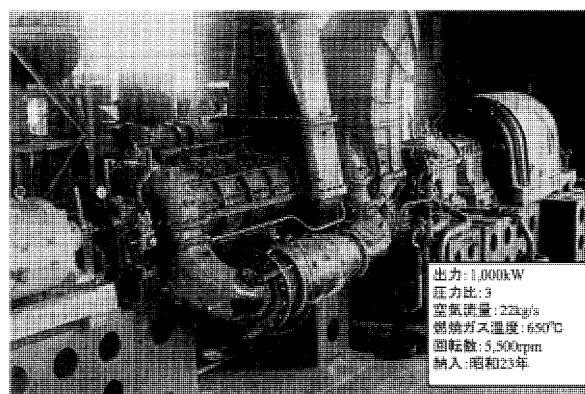


写真1 1号ガスタービン (運輸技研)

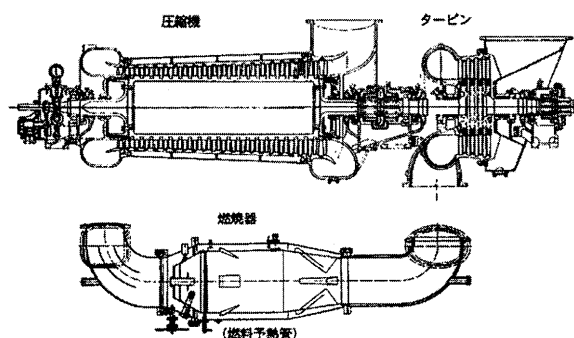


図1 1号ガスタービン 断面図

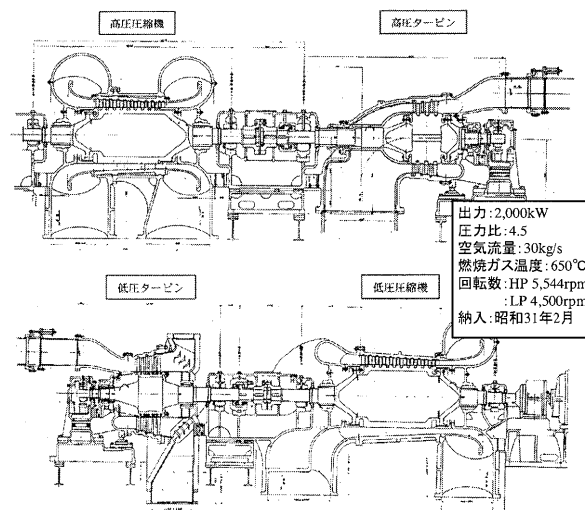


図2 丸善石油向け2000kW 断面図

原稿受付 2008年4月28日

*1 (株)東芝 電力システム社 京浜事業所

〒230-0045 横浜市鶴見区末広町2丁目4番地

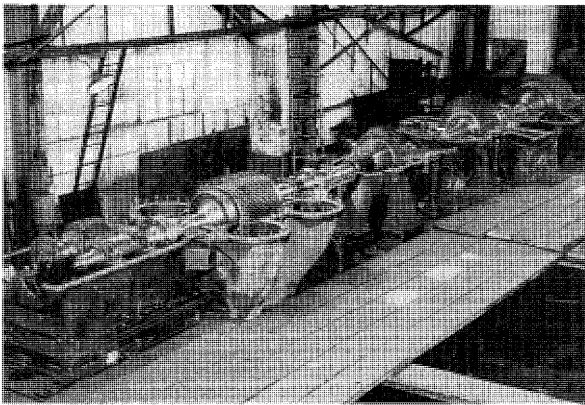


写真2 2000kW工場組立時（上半開放）

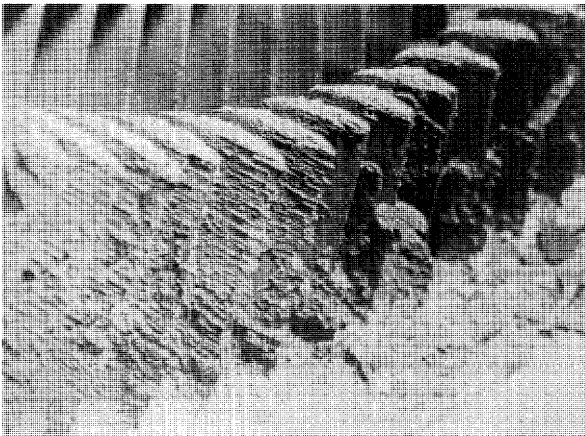


写真3 高圧タービン第1段静翼への灰付着状況

国産実用化初の重油専焼ガスタービンで、当初はA重油燃焼灰のタービン翼への付着（写真3）による出力低下が問題になり、灰分と硫黄の少ないセリヤ系残査油（Cs重油）に切替え後は灰付着は減少したが、その後輸送中の混入海水のNa分により腐食が発生、燃料の水洗洗浄と添加剤注入および定期的なタービン水洗により解決、1970年まで94,000hrの発電運転を行った。

3. BBC社との技術提携

当時、海外のGT技術は国内より進んでおり、1958年技術導入に踏み切りBBC社（後にABB社、さらに現在Alstom社）と契約した。当時、石炭業界の合理化策の1つとして坑内ガス燃焼ガスタービンの急速な建設が要求され、BBC型1号機として松島炭鉱・大島炭業所向けに図3に示すような10型650℃、6,000kWを製作納入した。ロータは溶接構造、1缶式垂直配置燃焼器の内筒表面に取付けられるチーゲルと称する耐熱部品も板状フィンを数枚並べて溶接するなど、溶接技術が最重要課題であった。負荷試験も負荷遮断試験も数日で完了、信頼性も高く、その後の炭鉱向けGT受注に貢献した。坑内ガスの減少に伴い、A重油との混焼に改造し、1970年まで、73,000hrの発電運転を行った。

1964～67年には、北海道の住友石炭・赤平鉱業所1、2号機向け、ならびに三井石炭砂川鉱業所向けに、図4

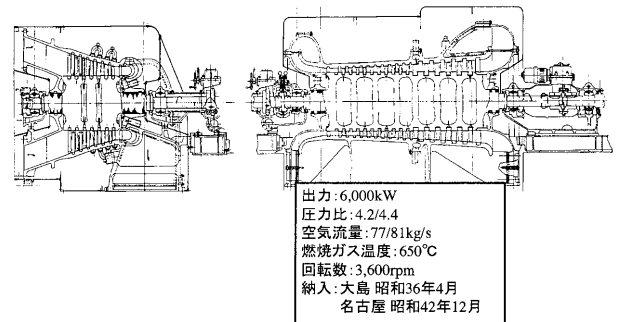
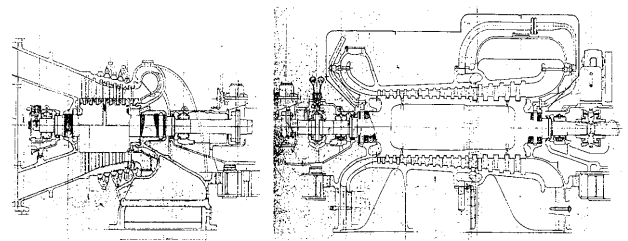


図3 松島炭鉱向け6000kW 断面図

に示す7L型（730℃、4,750rpm減速機付）7,000kW×3台が空気予熱器と排熱ボイラ付で製作納入された。赤平では発生した蒸気は炭鉱住宅街にも供給され、熱電併給プラントのはしりといえる。また吹雪により吸気フィルタ前面に付着した雪を除去する為に排ガスの一部を空気取入れ口に流したが、融けた水が圧縮機翼に氷結、サージングに入り大音響と共に振動大、逆電力リレー作動でトリップ、圧縮機とタービンの翼に接触や変形が発生した。上記3プラントは11～13万時間運転され99.9%の高い信頼性を記録した。



出力: 7,000/7,250kW
 圧力比: 6.1/5.8
 空気流量: 61/64kg/s
 燃焼ガス温度: 720℃
 回転数: 4,755rpm
 納入: 赤平 昭和39年2月
 砂川 昭和42年10月

図4 住友石炭赤平向け7000/7250kW 断面図

1959～60年には航空宇宙技術研究所向けに試験用圧縮機駆動用1号GTとして650℃、12,600rpm、4,600kW機を製作、別置の空気源から圧力空気を受け燃焼器2缶、対向流式のガスタービン2基で、トルク計軸と2基のガスタービンを直列に繋ぐ多軸高速回転軸系である。同時に受注した膨張タービン（1,500HP）も排気温度はマイナス40℃という低温で材料選定に苦心した。これらはBBC技術と自社技術の融合によるもの。1964年、2号機として750℃、8,000rpm、15,000kW機を納入した。

赤平向けの受注に続き、写真4に示すように住友石炭・歌志内鉱業所向けに3,850kW、それもkW単価は同じという条件付引合いを受け、タービン周速を高く（6,500rpm）し、段数を7段から4段に、翼植込み部をクリスマス型にし、翼材もS816（40Co-20Ni-20Cr）を採用、燃焼器はタービン・圧縮機軸の真上に水平横置きとしスペース削減も計った。坑内ガス貯蔵タンク内のメタン濃度の異常高により、着火時に過剰なメタン量が投入

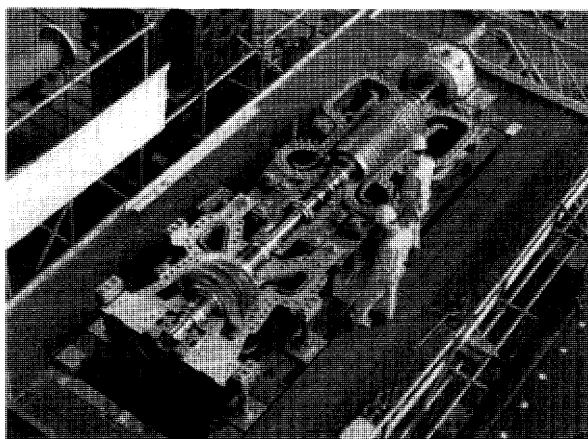


写真4 住友石炭歌志内向け3850kW組立時

され燃焼火炎がタービン内に入りタービン翼を焼損した。この経験から、燃料濃度と流量からメタン量を計測し空気流量と見合う燃料流量に制限する制御システムを開発した。歌志内炭鉱閉鎖後、三井石炭・芦別鉱業所に移設、計125,000hrを超える運転実績を残した。

1967年大島向けと同じ形式でC重油焼き6,300kWを納入。丸善石油の経験からタービン翼の腐食と灰付着に対し、タービン翼にクロム浸透処理をし、タービン温水洗浄設備、C重油処理設備（水洗と添加剤投入）を設けた。工場ボイラ煙突排煙が吸気室から吸込まれ圧縮機を汚し短期間での出力低下を発生、当初の油浴式フィルタの後に除塵性能の良い乾式ロールフィルタを追設、さらに圧縮機入口に翼の汚れを除去する為の米投入孔を追設したりした。また、予熱器出口の排熱ボイラに灰付着しないようにフィン無しチューブを採用したが、定格速度近くからカルマン渦に起因する大きな騒音を発生、煙突内に消音器を追設したが、結局従来のフィン付チューブ設計に戻し、消音器も取外され問題は解決した。

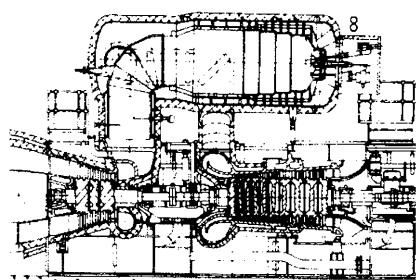


図5 韓国蔚山向け Type 11L 断面図

出力: 14,550kW
圧力比: 7/6.9
空気流量:
120/124kg/s
燃焼ガス温度: 760°C
回転数:
3,600/3,677rpm
納入: 昭和42年8月

1967～68年には図5に示すようにBBCの最新型でパッケージ型の11L型（760°C、3600rpm、15,000kW）×10台を韓国電力ウルサン発電所向けに、当社初の輸出GTプラントとして納入した。工場で組立てた圧縮機・ガスタービンや水平配置の燃焼器、発電機&起動機等の各ブロックを現地に運び、据付けてブロック間の配管配線を接続するのみで、現地据付行程が大幅に短縮された。

1965年のニューヨーク大停電事故以来、非常用発電設

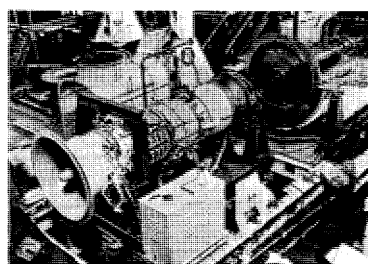


写真5 関電堺港向けジェットパワードGT

出力: 10,000kW
圧力比: 2.4(LPT)
空気流量: 72kg/s
燃焼ガス温度: 560°C(LPT)
回転数: HP 7,140rpm
LP 3,600rpm
納入: 昭和43年10月

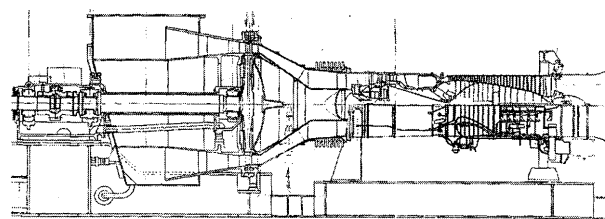


図6 ジェットパワードGT 断面図

備の要求が強まり、写真5及び図6に示すように関西電力・堺港発電所向けに10,000kWの非常用ガスタービンを受注、外部電源なしで起動指令後2分以内に電圧確立、同期投入から全負荷まで90秒の要求に対応するため、急速起動可能な航空用ジェットエンジンJ79をガス発生機とし、当社製作の単段出力タービンと結合しジェットパワードガスタービンとしてシステム統合し1968年に納入した。

同一年、非常用&ピーク負荷用に減速機付11Lを東京電力川崎発電所向けに2台納入。補機電源用ディーゼル発電装置を備え、GT起動機にもトルクコンバータ付ディーゼルエンジンを採用した。初のワンプッシュ自動起動方式で、2台をクロスコンバウンド運用した。環境対策から煙突は高さ80m、運転後に高温の煙突の煙突効果による吸気室からの空気吸込み流れで軸が回転を続け、なかなか停止せずターニングに入れなかった。運転中は排気を噴出させず、停止後は煙突効果による負圧を切る装置を開発し規定時間内にターニングに入るようにした。軽油焼きの未燃カーボンによる黒煙に対し消煙要求が出され、燃焼器スワラー改造とセミスワラー付噴射弁を開発し排煙濃度を低減した。10年後の、NOx低減化要求には、燃焼域に燃料流量相当の水を噴霧し火炎温度を下げる対策によりNOxを下げ、排煙濃度とCO排出濃度も要求値以下とし解決に至った。

1970年には、図7に示すように8L-A型（750°C、5,350rpm減速機付）7,600kWを東京ガス・根岸工場向けに納入。燃料はLNGとLPGで噴射弁を交換し夫々単独燃焼できる設計とした。その後のNOx低減要求に対し、燃焼域に燃料流量の1.5倍の蒸気を噴射することでNOx濃度を1/5に低減した。

1963年から76年にかけて化学プラント排ガスを利用しプラント用空気圧縮機駆動用のガスエキスパンダを各種製作した。入口温度は510°Cから650°C、出力は1390kW

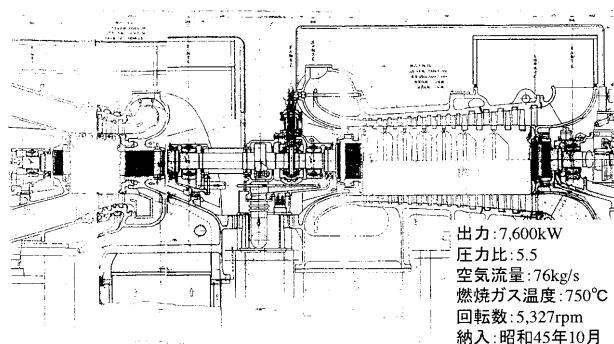


図7 東京ガス向け Type 8L-A型 断面図

から3250kWまで計9台製作した。小型ながら8,500～10,550rpmの高速回転機で高い信頼性を要求され、自主設計技術力涵養には有効であった。これらはいずれも長期に運転され、40年以上も経過する現在でも健全に運転継続されているものもある。

1970年から76年に掛けては、次世代に向けての自主技術開発に着手、流熱研究棟を建て、1030℃高温ガスタービン試験機を開発し冷却翼研究に着手、さらにBBCとの共研に発展し、BBC開発冷却翼を高温ガスタービンに組み込み高温回転耐久試験を行った。また、サンシャイン計画に参画、新エネルギー開発を目指し地熱水利用1,000kWおよび海洋温度差発電用100kWのフロンタービン等の実験機開発実証研究や軸シール研究等を行った。1982年には北九州エル・エヌ・ジー向けのNGタービン(5,000kW) + フロンタービン(3,800kW) 合計8,800kW機を納入、4半世紀後の現在も運転されている。

1976年には図8に示すようにIJPC(イラン石油化学)向けに、最新鋭大容量機13D型(945℃, 77,000kW) × 4台を受注。従来機より200℃も高温化され、タービン翼には超耐熱鋼(IN738LC)の冷却翼を採用、精密製造法や研削加工など新しい製造技術が要求された。ロータは圧縮機部とタービン部を溶接で一体化した2軸受支持構造になった。BBCの初号機運転結果を極力反映させ文字通り最新鋭機として出荷したが1号機の現地試運転

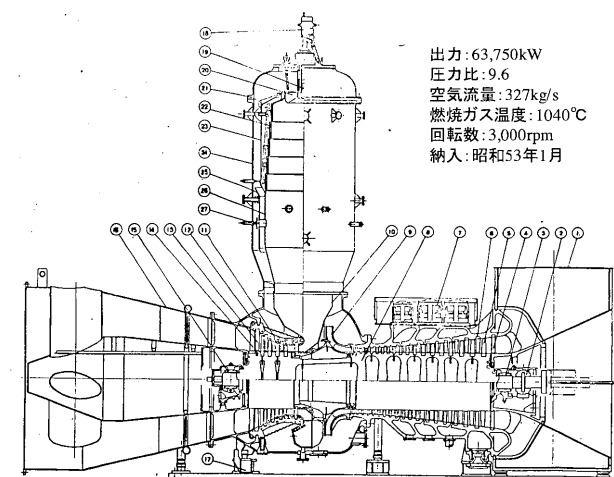


図8 IJPC向け Type 13D 断面図

中にイラン革命が勃発し中断された。革命も収まった3年後、再開に向けての現地調査や、国家PJへの格上げ等の動きの中でイラン-イラク戦争の本格化により再開の道も閉ざれ、1980年本PJは終了した。

1978年から10年間実施された、国家研究「ムーンライトPJ高効率ガスタービン研究開発」に参画し、中間冷却+再熱サイクルの1300℃, 100MW高温ガスタービンの中低圧タービン翼製造と複雑なプラントの制御装置を担当し、並行してこの実証機支援の高温試験タービンによるアドバンス冷却翼研究を行った。この結果、高温化技術(冷却翼、超耐熱鋼、遮熱・耐食コーティング、セラミック)の向上をベースに、PJ終了後、社内GT研究設備を充実し、圧縮機・タービン・燃焼器・HRSGの自主開発を行い、コンバインドサイクル全般の要素機器技術確立を計った。

4. GE社との技術提携

第二次石油ショック後の燃料高騰を契機に、高性能発電プラントとして1100℃級GTを使用したコンバインドサイクルが注目され、超臨界圧火力プラントより高性能で、温排水量も少なく、クリーン燃料のLNGを燃料にNOxや環境規制にも対応でき、起動時間が短く、負荷変動への良好な応答性等の利点から、電力会社で急速に計画が進められた。この将来に向けての流れを受け、1982年GE社と技術提携した。

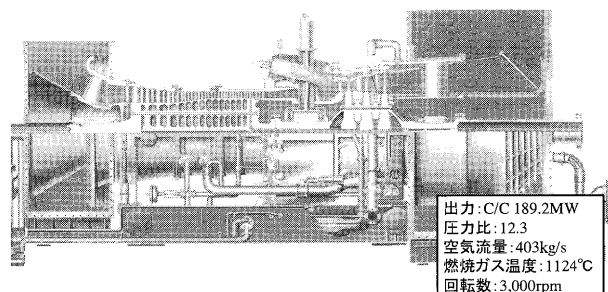


図9 MS9001E 断面図

その第1号機として1984年に図9に示すように東京電力・富津1号系列1,000MW向けにSTAG109E型(GT93MW+ST50MW)を1軸分製作出荷した。GT制御は3重冗長度の電子制御で回転数をフィードバックしつつ燃料制御を行い、入口案内翼の調節で空気量も制御し部分負荷効率向上も図っている。BBC型と比較しロータはディスク締結一体組立構造、タービン翼列は衝動3段設計、燃焼器も多缶型燃焼器に変わった。NOx対策は各燃焼器への蒸気噴射とHRSG内に脱硝触媒を設置し上流でNH₃を注入する方式を初めて採用した。その後の環境規制要求から燃焼器は乾式低NOx燃焼器に改造され、現在も順調に運転継続されている。

1987年には中部電力・四日市火力発電所4号系列560MW向けに107E型(GT74.8MW+ST37.2MW) × 5

台を納入した。E型の運転実績からの改良が種々適用され、タービン初段翼にプラズマ溶射による耐高温腐食コーティングが採用された。

1989年にはタイ電力向け多軸型コンバインド209型用に9EA型1台を製作納入した。9E型より19℃高温化され、タービン初段翼材はIN738より高温強度、LCF強度、耐食性に優れたGTD111に変更された。

5. 自主開発と最新機種

20年前から現在に至る自主開発経緯及び最新機種について以下に述べることとする。

自主技術開発としては1986年に写真6に示すように試験圧縮機駆動用2軸型25MWガスタービンを自主開発し、さらに遷音速圧縮機と高温タービンの開発や、上記ガスタービンの出口にHRSG実験装置を設けコンバインド要素機器の開発を加速した。

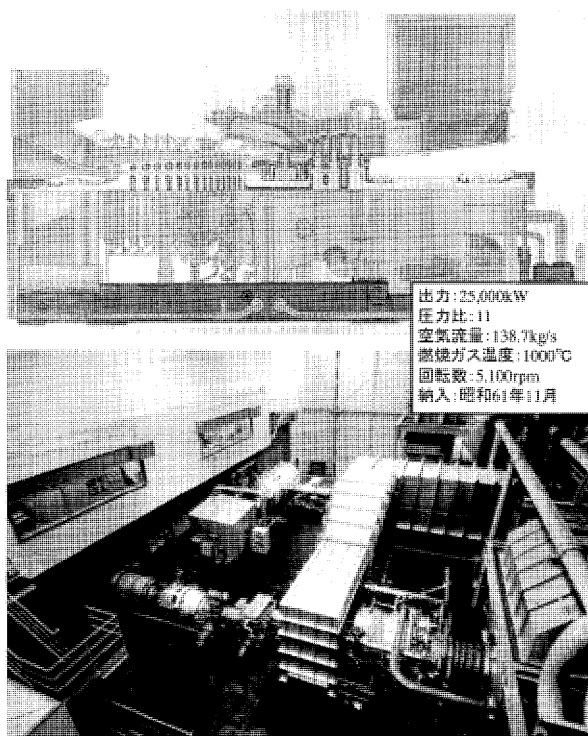


写真6 開発用GT25ガスタービン

これら試験設備を用い、独自設計の1,100℃級DLNC（ドライ低NO_x燃焼器）を開発し、東京電力・大井火力発電所向けの9E型実機に適用し、ガス燃料燃焼で、水や蒸気噴射なしにGT出口NO_x40ppm以下を実現した。さらに図11に示す1,300℃級DLNCを開発、1998年に中部電力・新名古屋火力発電所7号系列向けの7FA型（図10）に搭載されNO_x40ppm以下を実現した。昨今のLNG燃料の低カロリー化が進む中、広範な燃料発熱量変化に対して燃焼安定性に優れた性能を発揮しており、現在も順調に運転を継続している。他、写真7に示すように国内・国外にF型を中心としてコンバインドサイクルプラントを数十機建設し、順調に運転を継続している。



写真7 中電新名古屋火力発電所（7FA×6機）

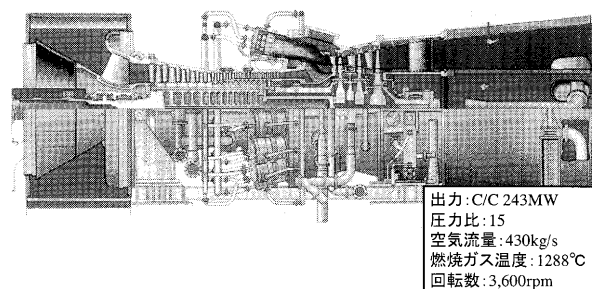


図10 MS7001FA 断面図

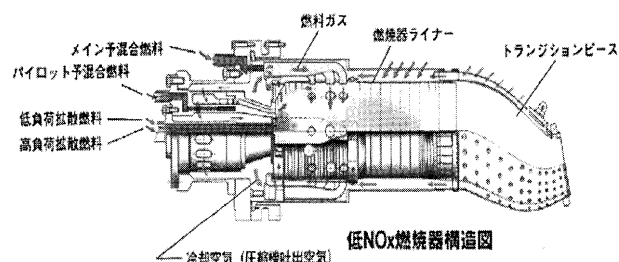


図11 東芝型1300℃級低NO_x燃焼器構造図

1991年には写真8に示すように、15MWの1,300℃級高温ガスタービンを自主開発し、自家発電設備としての認可を受け、2年間の東京電力へのピーク電力供給を行った。

1998年にはGE社と初の1500℃級蒸気冷却式コンバインドサイクルH-System™の製作契約を交わし、圧縮機及び静止体の製作を開始した。2008年には東京電力富津火力4号系列にて図12に示す9H型蒸気冷却式ガスタービンを3軸分納入した。初着火を完了後現在試運転中であり、営業運転をまもなく開始する。

また、高温部品の修理技術も重要な開発アイテムであり、1996年よりGE社とJoint Venture契約を交わし、TGTS社を設立し国内のE型及びF型の高温部品を中心に補修事業を展開している。自社開発した補修技術では、寿命を全うしたタービン翼を再生化させる技術としてBLE™（Blade Life Extension Process）技術を確立し、E型、F型タービン翼を中心に実機に適用され、数年に

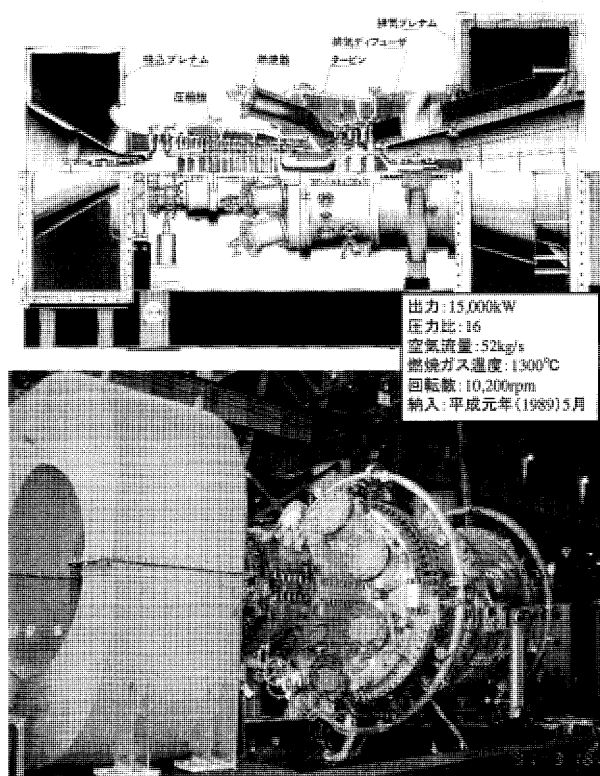


写真8 東芝製15MWガスタービン

わたる良好な運転実績を積み上げている。

最後に、現在に至る弊社のガスタービン開発チャートをまとめたものを表1に示す。

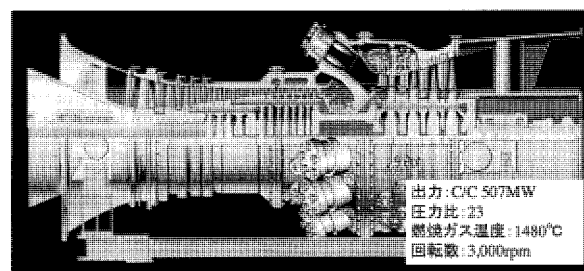


図12 9Hガスタービン断面図

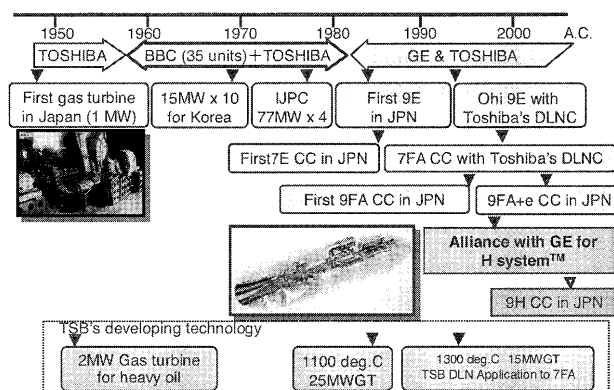


表1 開発チャート

6. おわりに

以上のような半世紀にわたる弊社のガスタービン開発の歴史を展開してきたが、今後も更なる効率向上と環境調和型の製品開発を邁進していきたい。

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

日立におけるガスタービン開発の歩み

井上 洋^{*1}
INOUE Hiroshi

Keywords：産業用ガスタービン，タービン，圧縮機，燃焼器，発電システム

1. はじめに

日立製作所は1988年にH-25ガスタービンを製品化した。世界最高レベルのガスタービンを自分達の手で創りたいとの情熱によって、手探りの状態から始め、7年余りの要素研究を経て遂げられた。当時において世界最高レベルのガスタービンであったが、その後も要素技術開発を継続し、熱効率、燃料対応性、環境負荷低減など技術の高度化と顧客ニーズへの対応に努めてきた。本稿ではそうした日立におけるガスタービン開発の歴史について紹介する。

2. 日立のガスタービン開発

2.1 H-25ガスタービンの製品化

1988年、日立製作所は研究、設計、製造、品証部門の総力を結集して、設計から製造までの全てを初めて自社技術のみで行ったH-25ガスタービンを製品化した。図1に鳥瞰写真を、表1に仕様を示す。タービン入口温度1260℃、圧縮機圧力比14.7という値は、当時の世界最高レベルであり、このクラス最高の熱効率を達成した。開発期間は実質2年間。当然、全ての技術開発をこの短期間で行うのは無理で、基礎研究や要素技術開発は以前から行ってきた。

日立製作所におけるガスタービン技術の蓄積は戦前に始まった。終戦直後は中断を余儀なくされたが間もなく再開し、1953年には図2に示す1000kWガスタービン⁽¹⁾を設計し3500時間に及ぶ試験運転を行った。タービン入口温度は650℃で、当時の世界最高レベルであった。このガスタービンは市場が熟していないなどの事情で製品化されることはなく、試験研究も終了となった。その後は断続的に細々とガスタービン要素研究は続けられ、1970年代後半になり再び本格的な取り組みが始まり、1985年には自社技術によるH-25ガスタービン開発を開始した。

要素技術の蓄積はあったが、全ての部品の設計基準を定めながら設計を進めた。シミュレーション技術は重要なツールであるが、実証/検証が必須であり、圧縮機、

燃焼器、タービン、材料など全ての要素機器の試験設備を新規に導入し、実験技術とあわせて開発の効率化と基盤技術の高度化を果たした。

H-25ガスタービンは現在では世界で60台ほどが安定

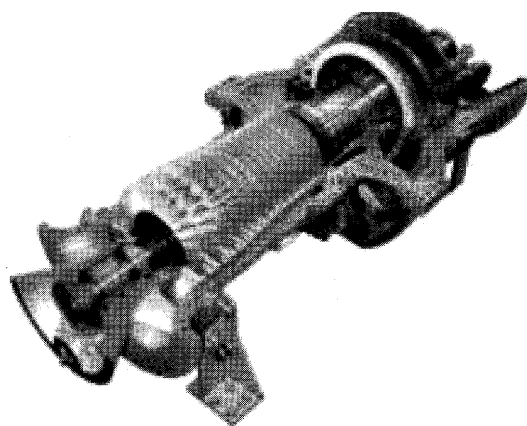


図1 H-25ガスタービン

表1 H-25ガスタービン仕様（開発当時、ガス焼き）

性能	型式	1軸シンプルサイクル
	出力	26,770kW
圧縮機	熱効率	32.6LHV%
	型式	軸流17段
	吸込空気量	88kg/s
	圧力比	14.7
タービン	回転数	7280min ⁻¹
	型式	軸流3段
	入口温度	1260℃
	回転数	7280min ⁻¹

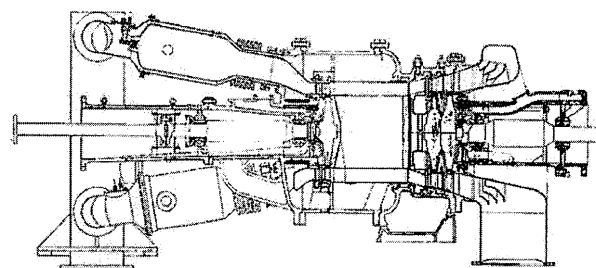


図2 1000kWガスタービン断面

原稿受付 2008年4月8日

*1 (株)日立製作所

稼働中であり、累計受注台数も100台を越えた。初号機のリリース後も以降に示す要素技術の研究をもとに改良を続けている。

2.2 ヒートサイクル

(1) クローズド空気冷却式ガスタービン

1990年初頭には、1500℃級コンバインドサイクルの最適システムとしてクローズド冷却方式の検討を開始した。高温化に伴うサイクル上のメリットを、冷媒の増大に伴う混合損失やポンピング損失などで損なわないようするのが目的である。

クローズド冷却方式の冷媒として蒸気と空気を比較し、ボトミングの蒸気サイクルに影響されことなくガスタービン単体で運転することができる空気冷却方式の特長に着目し、図3に示すクローズド空気冷却式ガスタービン^[2]の要素開発に着手した。2001年から2002年にかけて要素試験を実施した。

本開発で得た要素技術は、現在開発中のAHAT用ガスタービン（後述）に適用している。

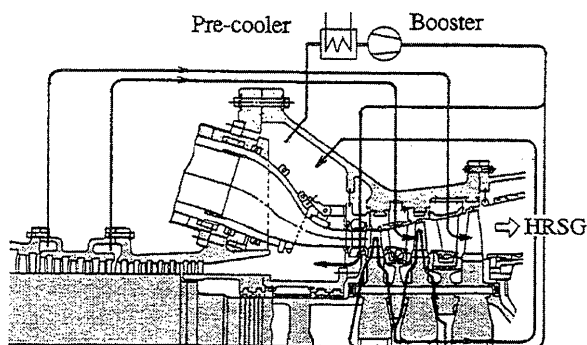


図3 クローズド空気冷却式ガスタービン

(2) WE-NETシステム

1993年に始まった国プロ「水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術（WE-NET）」の研究開発に参加した。参加タスクは水素燃焼タービンの開発であり、クローズド空気冷却式ガスタービンの検討で得た技術・知見を活用して1700℃級クローズド蒸気/水冷却方式を提案した。その後、実際にタービン設計を行いタービン翼冷却の実証試験を完了した。これにより蒸気/水による冷却技術を蓄積した。また、その後1999年に始まったCO₂回収対応クローズドサイクル高効率ガスタービンの研究開発ではシール技術の研究を行うとともに、メタン／酸素焚き燃焼技術を開発した。

(3) AHATシステム

2000年に入り湿分空気を利用したタービンの研究を本格化させた。図4は日立が提案しているAHAT（Advanced Humid Air Turbine）システム^[3]である。本システムは湿分空気を利用した再生サイクルの一種である。圧縮機入口に設けた吸気噴霧冷却器と再生器上流に

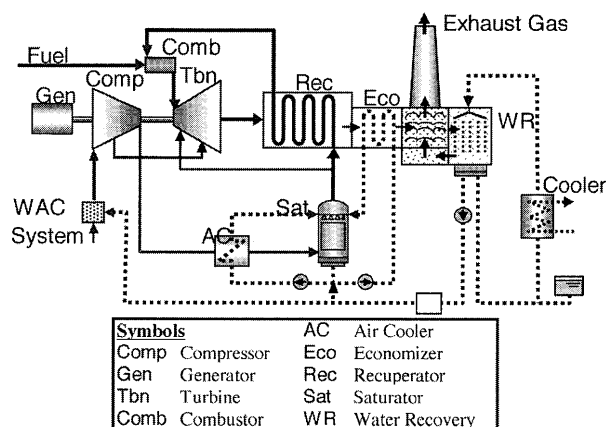


図4 AHATシステム

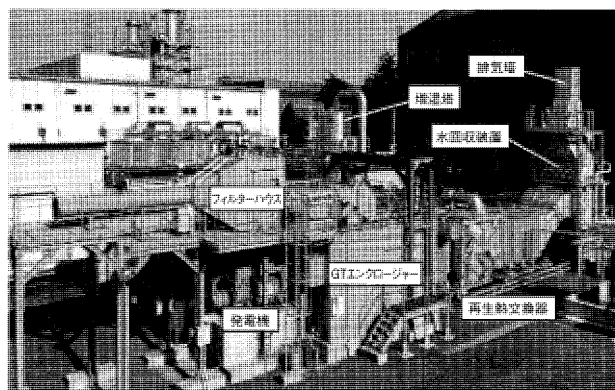


図5 3MW級AHATシステム検証機

設けた増湿器において主流ガスを加湿する。蒸気タービン無しでもサイクルの工夫でコンバインドサイクルと同等の発電効率を実現できるのが特徴である。一般のガスタービンよりも湿分が高くなるが、WE-NETシステムの研究開発で得た技術と知見を活用して設計した。本システムの実証試験は国プロとして、2007年3月に3MW級検証機により目標を達成しシステムの成立性を実証した。図5に完成した検証機の外観を示す。

2.3 タービン

(1) H-25タービン翼

H-25ガスタービンのタービンは3段で構成される。図6に第1段翼の冷却構造を示す。第1段静翼はインピンジメント冷却、フィルム冷却および後縁部のピンフィン冷却を組合せた冷却構造で、高い冷却効率を達成した。第1段動翼の冷却構造には、開発当時としては最新式のリターンフロー方式を採用した。冷却流路内部の表面にはタービュレンスプロモータを設け、冷却空気を大量に消費することなく高性能化を目指した構造とした。

タービュレンスプロモータには高冷却性能のV型スタaggerドリブ^[4]を開発して採用した。様々な形状のタービュレンスプロモータを100ピース程度作成し、比較法による熱伝達率自動測定でV型スタaggerドリブに辿りついた。

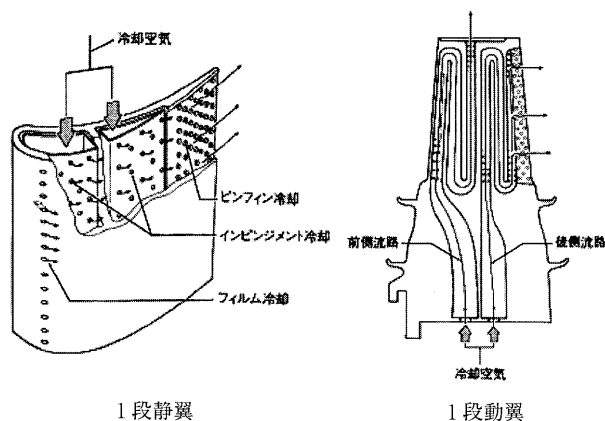


図6 H-25タービン翼冷却構造

(2) WE-NETタービン翼

1993年から1998年に実施されたWE-NETプロジェクトにおいては、燃焼温度1700℃で熱効率60%以上を目指す水素燃焼ガスタービンに対応したクローズド冷却翼技術を開発した。サイクルサーベイの結果、第1段静翼には回収型水冷却方式、第1段動翼には回収型サーペントイン蒸気冷却方式を採用し、翼表面にはサーマルバリアコーティング (TBC) を施工する図7に示す構造とし、目標としていた試験結果を得ることができた。

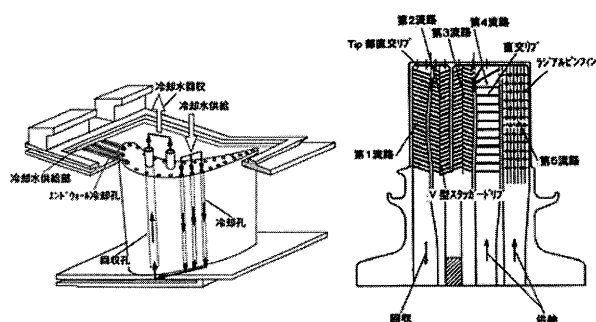


図7 WE-NETタービン翼冷却構造

(3) タービン翼材料

高温化に対応した動翼材料、単結晶合金は航空機エンジンでは1980年代から実用化されている。しかし翼長が長い産業用ガスタービンでは、製造歩留まりが低く実用化が遅れていた。図8に示すように、日立では粒界強化元素の添加、熱処理方法改良により、鑄造時に発生する結晶欠陥の許容度を従来単結晶合金の2倍とする単結晶合金YH61⁽⁵⁾を開発した。

熱処理中に粒界が移動し、移動した粒界中に粒界強化元素であるボロンが存在しないことから、従来の単結晶合金では融点直下で熱処理していたものを、熱処理温度を約50℃下げることで粒界の移動を抑制し、単結晶としての強度と結晶粒界強度の両方に優れた合金が開発できた。

この合金の適用により、大型単結晶翼の鑄造歩留まりが大幅に向上し、低コストで産業用ガスタービンの効率向上が可能となった。

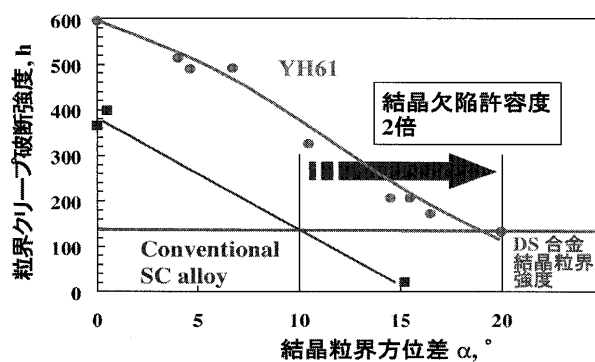


図8 単結晶合金YH61と従来単結晶合金の結晶粒界強度比較

2.4 圧縮機

(1) H-25 軸流圧縮機

ガスタービンの高効率化に向け、圧縮機には圧力比と効率に関して高い性能が要求される。また圧縮機では旋回失速やサージングといった不安定現象の防止が課題であり、起動から停止に至るまでの広い流量範囲で安定に運転できる信頼性の確保が必要である。

多段軸流圧縮機の性能と信頼性を両立する設計技術を確認するために圧縮機の自主開発を進め、1983年に17段で圧力比15の、当時としては高圧力比の多段圧縮機 (図9) を試作し、目標性能を達成した。また試作機での実測をもとに旋回失速の特性を解明し、多段圧縮機の設計技術を確認した。

H-25ガスタービンの軸流圧縮機は、この試作圧縮機の相似設計 (1.5倍スケール) をベースに開発した。

1988年のH-25ガスタービンの工場試験では初期に旋回失速も経験したが、全体で800点に及ぶ実測データを取得し、これをもとに性能や信頼性を確認し、軸流圧縮機の設計技術を蓄積した。

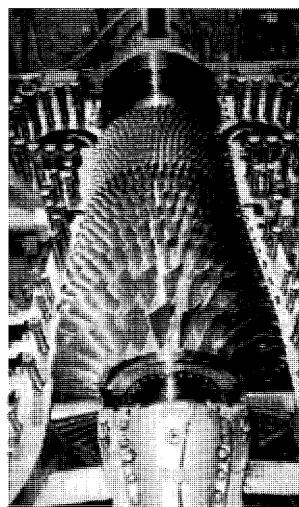


図9 軸流圧縮機試験機 (17段, 圧力比15)

(2) 単段圧縮機試験装置

H-25製品化当初は翼形の設計技術の蓄積が不十分であったため、H-25軸流圧縮機の遷音速段の動翼には二

重円弧翼 (DCA), その他の翼列にはNACA65翼を採用した。その後, 遷音速流れとなる圧縮機前段側の高マッハ数領域での効率の低下を抑制するため, 多重円弧翼 (MCA) やスーパークリティカル翼 (SCA)⁽⁶⁾といった高性能翼形の研究開発を行った。図10に示す多段軸流圧縮機の入口段を想定した単段試験機 (入口案内翼と出口案内翼を含む) を開発し, 動翼は二重円弧翼と多重円弧翼, 静翼はNACA65翼とスーパークリティカル翼を対象として, 翼形性能の比較試験を実施した⁽⁷⁾。

多重円弧翼は, 三次元流れ解析を用いてパラメータ

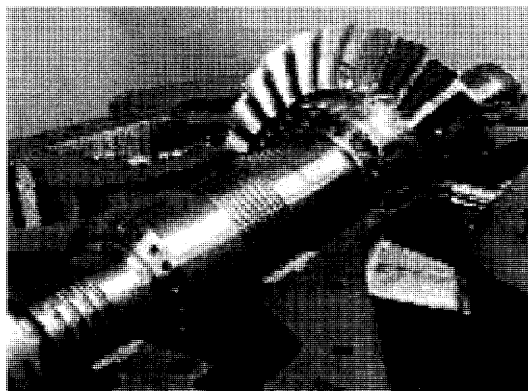


図10 単段圧縮機試験装置

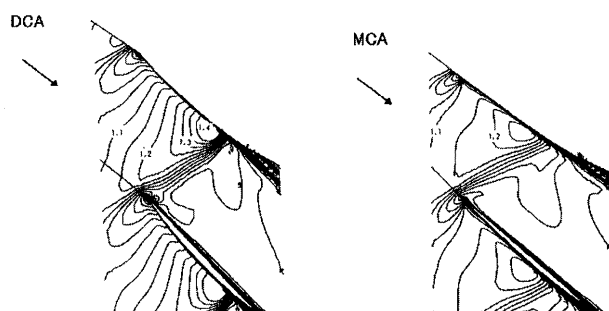


図11 二重円弧翼と多重円弧翼の翼間マッハ数分布

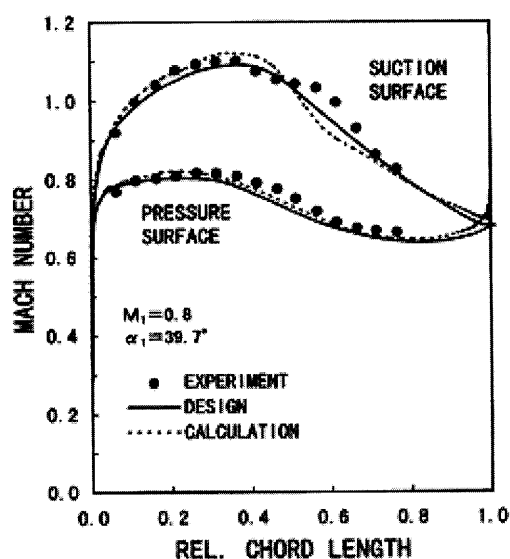


図12 翼面マッハ数分布

サーベイにより翼形状を選定した。図11に二重円弧翼と多重円弧翼の翼間マッハ数分布の計算値を示す。二重円弧翼では翼面に強い衝撃波が発生するが, 多重円弧翼にすることで衝撃波の発生パターンを変化させ衝撃波損失を低減できることを確認した。

またスーパークリティカル翼は, 予め翼面上マッハ数分布を指定するインバース法により, 翼面速度分布がショックフリーで, 翼負圧面に沿う境界層の発達を抑えるように設計した。図12に示すように実験結果はインバース設計結果と良好に一致している。これにより遷音速段翼列の高性能化設計技術を確立した。

(3) 軸流圧縮機の高負荷化

その後, 環境問題の観点からガスタービンの高圧・高温化による高効率化が要求され, 世界最高レベルの高圧力比を目指した軸流圧縮機 (平均段圧力比1.19) の開発に着手した。この圧縮機の空力性能と強度信頼性を実証するため, 1999年に全段縮小モデル機を試作し, 実証試験で目標性能をほぼ達成し, 高圧力比, 高負荷化の設計技術を確立した。開発には遷音速段の設計技術に加え, 多段の流れ解析 (図13) を適用し, 圧縮機翼列のマッチング評価により高性能化を図った。

さらに軸流圧縮機では, コスト低減のために段数を削減した高負荷設計が要求される。そのため空力設計では, 多目的最適化手法を用いた翼形設計や, 三次元スタッキング手法による新型翼の開発を進めている。

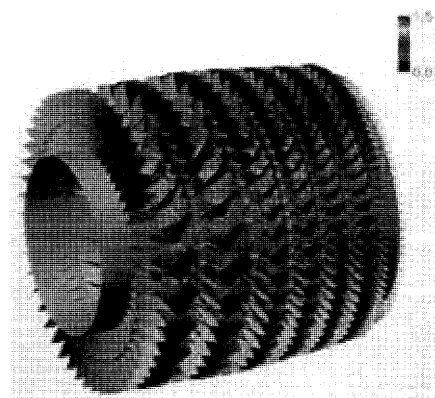


図13 軸流圧縮機の多段流れ解析

2.5 燃焼器

(1) 大型コンバインドサイクル発電向け燃焼器

ガスタービン燃焼器については, 特に1970年代後半からNOx低減が要求されるようになり, 研究開発が盛んに進められた。1980年代後半には日立独自開発のLNG焚き大型コンバインドサイクル発電向け予混合乾式低NOx燃焼器の製品化に成功した。その後, LNG焚き低NOx燃焼器の高度化を進めるほか, 燃料多様化対応低NOx燃焼器などの研究開発を進めている。

燃焼を伴う流れ解析はモデル化が難しく, 実用レベルを目指して開発中であるが, 研究開発は主として燃焼実

験により進めている。図14には基礎的な要素モデルの燃焼実験や、実寸モデルの燃焼実験のための実温低圧燃焼実験設備を示す。要素的な研究開発が進み製品に近いレベルになると図15に示す実機実装状態を模擬した実負荷単缶燃焼試験設備を用いて最終的な性能と信頼性を確認する。

図16に第1世代のLNG焼き低NO_x燃焼器⁽⁸⁾⁽⁹⁾の概略構造を示す。1段目はマルチノズル型拡散燃焼方式であり、2段目には予混合低NO_x燃焼方式を採用した。2段目の予混合器空気入り口には空気調節弁を設置し予混合燃焼の運用範囲拡大を図っている。この燃焼器を搭載した1100℃級ガスタービンでは、当時世界トップレベルのNO_x排出量62.5ppm以下を達成した。

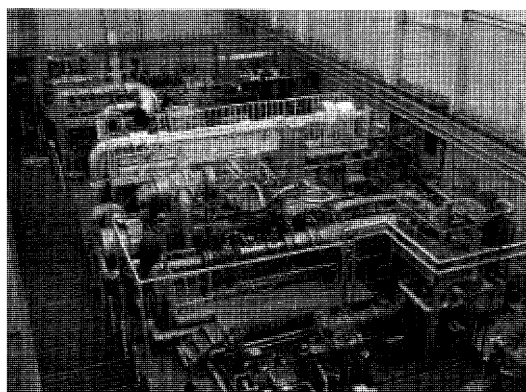


図14 燃焼器研究開発設備

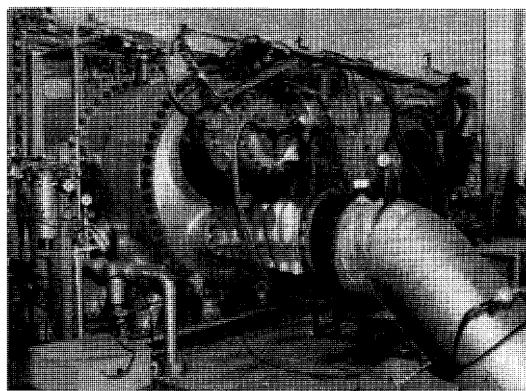


図15 実負荷燃焼試験設備

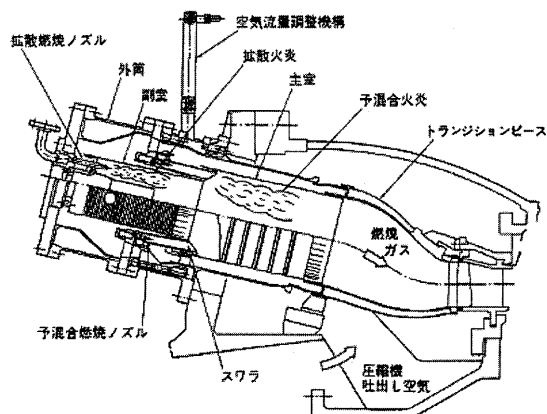


図16 第1世代LNG焼き低NO_x燃焼器

その後、第2、第3世代では燃焼温度も1400℃級に上がり、性能と信頼性を高めてきた。

(2) H-25ガスタービン用燃焼器

25MW級ガスタービンH-25に搭載のLNG焼き低NO_x燃焼器⁽¹⁰⁾を図17に示す。1400℃級ガスタービン搭載の第3世代燃焼器を縮小設計し、大型機で培った経験と技術を凝縮して、このクラストップレベルのNO_x排出量25ppm以下を実現した。

さらに燃料多様化対応として、油焼きも可能で、ガス焼き時の性能はガス専焼機と同等のガス・油デュアル焼き低NO_x燃焼器を開発した。(図18)

本燃焼器では、ガス焼き時には安定に予混合火炎を保持し、油焼き時には空気と油の混合を促進する放射型保

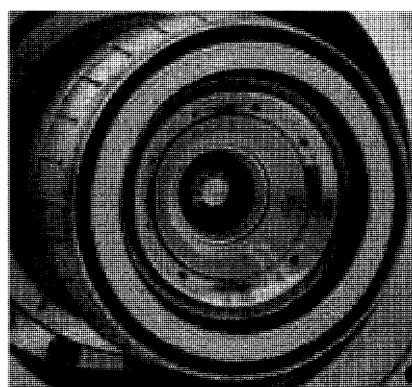


図17 H-25用LNG焼き低NO_x燃焼器

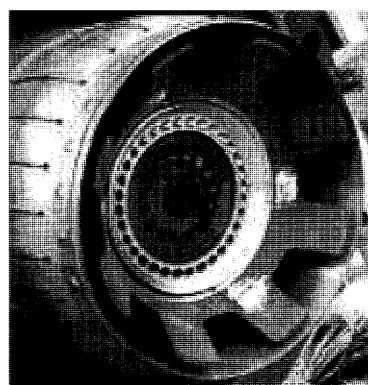


図18 ガス/油デュアル焼き低NO_x燃焼器

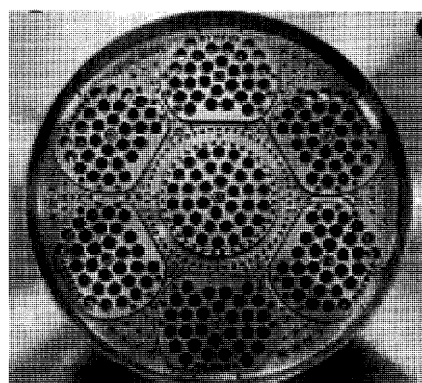


図19 DME/LNG 焼き低NO_x燃焼器

炎器を採用し、ガス・油の単独燃焼時、混焼時、燃料切替時の安定燃焼を実現した。

また図19に示すジメチルエーテル（DME）焚き低NO_x燃焼器⁽¹¹⁾を世界に先駆けて開発した。DMEは自発着火温度が低いため予混合時に自着火しやすいが、次節に示す多孔同軸噴流バーナ技術をベースに、短い混合距離で燃料混合が可能なクラスターバーナ方式を開発してこれを克服した。

(3) メタン/酸素焚き燃焼器

CO₂回収対応クローズドサイクル高効率ガスタービンの研究開発ではメタン/酸素燃焼に対応した燃焼温度1700℃の多孔同軸噴流型バーナを開発した⁽¹²⁾。図20に多孔同軸噴流ノズルを、図21にメタン酸素焚き燃焼器の概略構造を示す。燃料と酸化剤を均一に分散して燃焼室に噴射することで当量比に近い要求条件で高い燃焼効率を達成した。

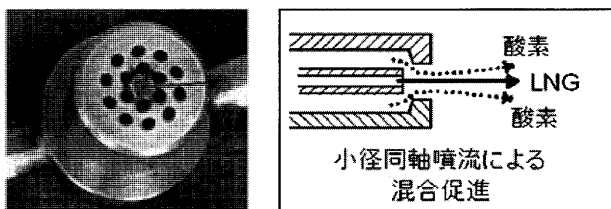


図20 多孔同軸噴流ノズル

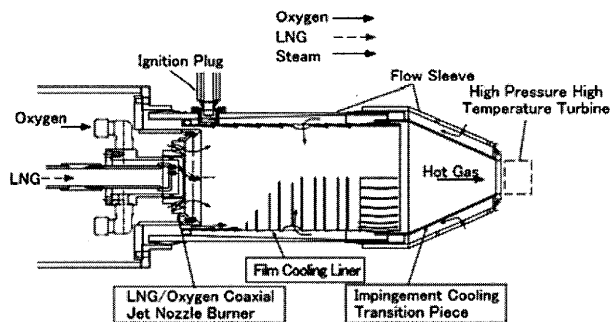


図21 1700℃メタン/酸素焚き燃焼器

(4) AHAT用高湿分燃焼器

クラスターバーナ方式は良好な分散性と短い混合距離

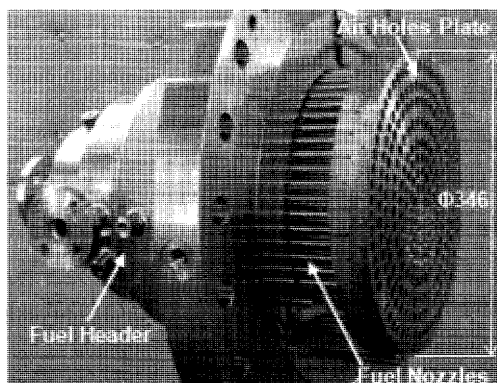


図22 AHAT燃焼器

という特徴から高温高湿分のAHATシステムにおいても有効なバーナ方式であり3MW級実証機にも適用された⁽¹³⁾。バーナ写真を図22に示す。

2.6 マイクロタービン用水潤滑軸受

日立が現在開発中の150kWマイクロタービン（図23）では、軸受の潤滑方式として空気と油の中間的な粘性の水潤滑方式を採用した⁽¹⁴⁾。水潤滑はポンプ、水車等の水をプロセス流体として扱う回転機械では適用されているが、マイクロタービンなどの高速回転機械での実績はない。水潤滑用の摺動材料としてはセラミック、カーボン等が一般的であるが、これらの摺動材料は耐衝撃性が悪いため、最近軸受材料として用いられ始めたPEEK（Poly Ether Ether Ketone）樹脂を採用した。

図24にマイクロタービンに用いられているPEEK樹脂軸受の外観を示す。ラジアル軸受には4パッドのテイルテイングパッド軸受、スラスト軸受には10パッドのテイルテイングパッド軸受を採用している。本軸受は水潤滑で使用するため、裏金にはすべてSUS材を適用している。

本軸受をマイクロタービンに組み込み振動特性を測定し、定格回転数51000rpmまでほぼ安定した振動特性が得られた。最大振幅は危険速度の25000rpm近辺でも回転数成分で20μm以下であり、起動から定格回転まで安定した特性が得られている。

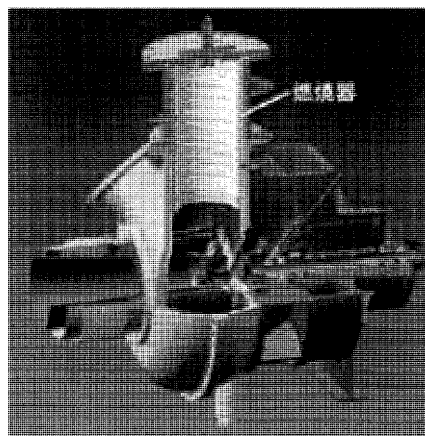


図23 150kWマイクロタービン

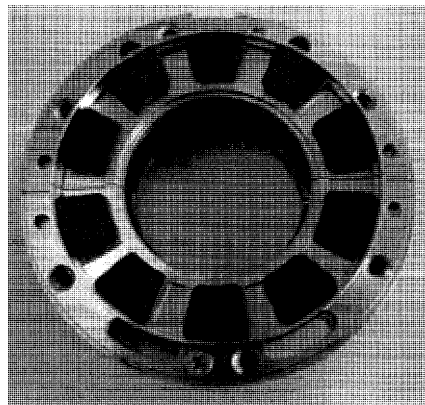


図24 マイクロタービン用水潤滑軸受

3. おわりに

日立におけるガスタービン開発の歩みについて紹介した。ガスタービンは高効率発電の柱として今後も重要な位置をしめていくものと考えられる。燃料電池とのハイブリッド化やIGCCとの組合せ、CO₂回収への対応など、今後も様々な展開を期待している。

参考文献

- (1) “日本のガスタービンのあゆみ”, 日本ガスタービン学会 (2002)
- (2) Ikeguchi, T., and Kawaike, K., “Effects of Closed-circuit Gas Turbine Cooling Systems on Combined Cycle Performance”, ASME Paper No.94-JPGC-GT-8 (1994)
- (3) Araki, H., Higuchi, S., Marushima, S., and Hatamiya, S., “Design Study of a Humidification Tower for the Advanced Humid Air Turbine System”, ASME Paper No. GT2005-68671 (2005)
- (4) 安齊, 川池, 松崎, 竹原, “乱流促進リブの形状が伝熱・流動特性に及ぼす効果”, GTSJ 19-75 (1991), pp.65-73
- (5) Tamaki, H., Okayama, A., Yoshinari, A., Kageyama, K., Sato, K., and Ohno, T., “Development of A Grain Defect Resistant Ni-Based Single Crystal Superalloy YH61”, 日本ガスタービン学会誌Vol.34, No.2 (2006), pp.133-140
- (6) Katoh, Y., Kashiwabara, Y., Ishii, H., Tsuda, Y., and Yanagida, M., “Development of a Transonic Front Stage of Axial Flow Compressor for Industrial Gas Turbines”, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.116 (1994) pp.605-611.
- (7) Katoh, Y., Hamatake, H., and Kashiwabara, Y., “Investigation of the Aerodynamic Performance of a Transonic Inlet Stage of an Axial Flow Compressor”, AIAA. (1998)
- (8) Kuroda, M., and Ishibashi, Y., “Development of a Low-NO_x Combustor”, Hitachi Review, Vol.38, No.3 (1989), pp.157-160
- (9) 広瀬, 高橋, 小豆畑, 古賀, “1300℃級高性能ガスタービンの完成”, 日立評論 Vol.174, No.11 (1992), pp.15-20
- (10) 小林, 井上, 竹原, 笹尾, “既存の低NO_x 燃焼器に関して”, 日本ガスタービン学会誌Vol.132, No.1 (2004), pp.10-14
- (11) Saitou, T., Miura, K., Inoue, H., Kobayashi, N., and Suzuki, S., “Performance Demonstration of the Full Size Multi Cluster Combustor for DME under Real Engine Conditions”, ASME Paper No. GT2005-68647 (2005)
- (12) 井上, 小金沢, 小林, “LNG/酸素焼き缶型ガスタービン燃焼器の開発”, 第8回動力エネルギー技術シンポジウム予稿集 (2002)
- (13) Koganezawa, T., Abe, K., Miura, K., Saito, T., Inoue, H., “Performance of a Cluster Nozzle Burner for the Advanced Humid Air Turbine”, IGTC2007Tokyo TS-134 (2007)
- (14) 井上, 山口, “マイクロタービン用水潤滑軸受の特性”, トライボロジー会議2004 秋予稿集 (2004)

特集：歴史に見るガスタービンの発達プロセス

三菱産業用ガスタービンの開発の歴史

塚越 敬三^{*1}

TSUKAGOSHI Keizo

キーワード：ガスタービン，開発，歴史，高温化，予混合燃焼器，燃料多様化

1. まえがき

地球温暖化問題は世界的な緊急課題で，人類存続において最も重要な環境問題であり，2005年2月に京都議定書が発効され，日本は2008年から2012年までに1990年CO₂総排出量の6%削減目標の達成が必要となっている。CO₂削減対策として，高エネルギー効率を誇るコンバインドプラント発電設備があり，最新のプラント効率は従来火力に比べ約30%の効率向上を達成している。そのため，コンバインドプラントの主機であるガスタービンに対して，更なる高効率化を目指した開発が期待されている。

日本における産業用ガスタービンの歴史は，1960年代に700℃級のタービン入口温度から始まり，1970年代にタービン翼に冷却翼が採用され900℃級に上昇し，主に水の無い中近東の発電用として実用された。その後，二度のオイルショックを経験し，省エネルギー化及び低公害化が求められ，1980年代初期に天然ガスを主燃料とする大容量・高効率ガスタービンが開発され，コンバインドプラント発電設備の主機として実力を発揮した。1997年には，更にコンバインドプラント効率を高めた，世界最高のタービン入口温度1500℃級（M501G/M701G）ガスタービンが開発され，長期間の運転実績により高効率・高信頼性を確立している。

このような実績を背景に，三菱重工業㈱は2004年度から国家プロジェクト「1700℃級ガスタービン要素技術開発」に参画している。本ガスタービンが実用化されると，125万kWの石炭火力設備をガス燃1700℃級ガスタービンのコンバインドプラント設備へ置換することにより，CO₂総排出量の0.4%が削減可能となる。この効果は，削減目標6%と比べると非常に大きく，この国家プロジェクトの開発成果が日本のみならず全世界へ波及し，地球温暖化対策に大いに貢献するものと思われる。

本文では，三菱産業用ガスタービンについて，その高温化・高効率化の歴史と今後果たすべき役割について述べる。

原稿受付 2008年4月28日

*1 三菱重工業株式会社 高砂製作所

〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

2. 高温・高効率ガスタービンの開発

三菱産業用ガスタービンの歴史は，1961年に米国Westinghouse社との技術提携から始まった（図1）。当初はライセンス機種を製作したが，長期運転で経験した問題点の原因を分析・改良することにより，技術力が徐々に確立され，1970年代初頭，Westinghouse社と共同で機械駆動用の二軸式MW252形を開発した（図2）。

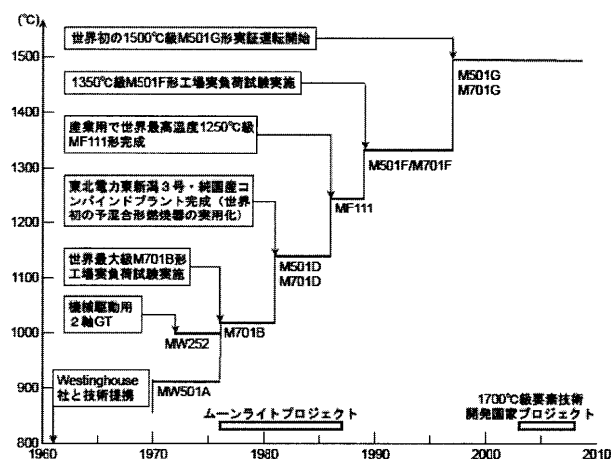


図1 ガスタービンの高温化・高効率化の変遷

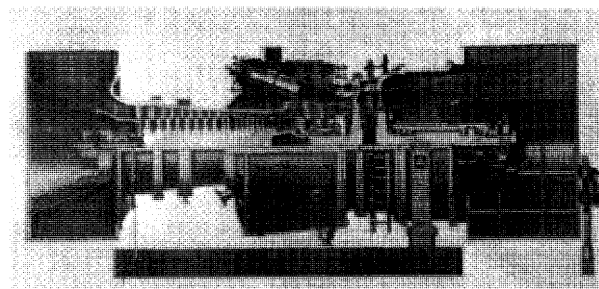


図2 機械駆動用二軸式MW252ガスタービン

初号機は当社高砂製作所内の実圧燃焼設備の空気圧縮機駆動用として，30年以上に亘って運用されている。その後，1976年に，1000℃級M701B（50Hz機）を開発・製作し，初号機は世界最大級の負荷吸収設備を用いて工場全負荷試験を実施した。この年代にオイルショックを経験し，発電設備の高効率化が要求され，コンバインド

サイクルに合致したタービン入口温度まで高めた1150℃級のM701D形を1981年に当社独自で開発した。初号機は東北電力(株)東新潟火力発電所第3号系列のコンバインドプラントに納入され、燃焼器は当社が世界に先駆けて実用化に成功した予混合式低NO_x燃焼器が採用され、1984年に当時として世界最高効率及び低公害化を達成した。

M701D形の開発と並行して、将来の更なる高温化を目指して、当時の産業用としては世界最高のタービン入口温度1250℃級MF111形をコージェネレーション用として自社開発した。MF111形の開発には、1978年から1987年に実施した国家プロジェクト「高効率ガスタービンプロジェクト（ムーンライトプロジェクト）」に参画して得た技術が活かされており、その後の高温化技術の基礎となっている。

このMF-111形の開発で培った高温化技術を基に、1350℃級M501F形を開発した。M501F形の開発は当社主導で、Westinghouse社の協力を得て行い、これを機に技術提携が解消された。初号機は、工場全負荷試験を経て、1991年に米国のフロリダ電力に納入された。

その後も、更なる高温・高効率化を目指し、1500℃級のM501G形を開発した。M501G形は、燃焼器の尾筒に世界で初めて蒸気冷却方式を採用し、更なる低NO_x化を達成し、タービン翼は自社開発したクリープ強度に優れたMGA1400/2400超合金、斬新な冷却方式や遮熱コーティング（TBC）等の最新技術を駆使して信頼性を確立した。初号機は、1997年に高砂製作所の実証発電設備で実証運転を開始し、長期に亘り順調な運転を続けている。現在では製作中を含め56台の実績があり、F形の151台、D形の108台に次ぐ当社の主力機種となった。

図3に示す三菱ガスタービンの変遷より、当社は6MW（MF61形）から最大334MW（M701G2形）までの出力レンジのガスタービンを開発して来た。図4に示す大型ガスタービンのコンバインドプラント性能は、最新形の1500℃級M701G2形では、出力334MW、熱効率

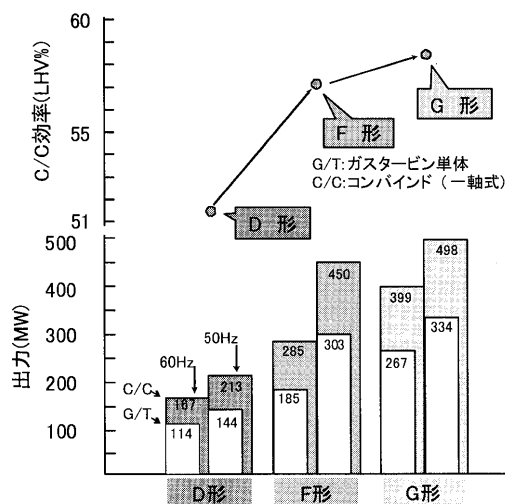


図4 ガスタービン性能比較

39.5%（低位発熱量基準：LHV），一軸コンバインドプラント（1GT+1ST）では、出力498MW、効率58%以上（LHV）である。

三菱ガスタービンの基本構造は、D形以降の機種では、すべて同構造を踏襲しており、信頼性を重視した設計となっている。図5に示すM701G2形は、様々な最新技術を取り入れ、高温・高圧比化、大容量化により高性能を達成した。圧縮機は14段で圧力比21であり、良好な起動特性及びコンバインドサイクル運転時の部分負荷特性を向上させるために、入口案内翼に加えて前方段に可変静翼を採用した。また、高性能実現のために前方4段の動翼にMCA翼（Multiple Circular Arc）、他の動静翼にCDA翼（Controlled Diffusion Airfoil）が適用された。燃焼器は、F形で実績のある低NO_x形マルチノズルバーナーを採用し、1500℃で25ppm（16%O₂）のNO_x値を達成した。G形の燃焼筒は蒸気で冷却しており、この蒸気でタービンの1、2段翼環を冷却した。タービン起動時暖気型翼環は、起動時、翼環に蒸気を通して翼環を暖気してクリアランスを拡大し、定格負荷運転時は、翼環を周辺温度よりも低い蒸気で冷却し、最適なクリアランスに設定して信頼性及び性能向上を計っている。

タービン1、2段動翼はMGA1400材の一方凝固翼（DS翼）で、1段静翼の冷却は、内面を3キャビティ/インピンジメント冷却と後縁部をピンフィン冷却、外面を前縁部シャワーヘッド冷却及び全面フィルム冷却を適用している。1段動翼は、タービュレーター付のサーペンタイン冷却を採用している。フィルム冷却は冷却効率を高めるため、静翼と同様、シェイプトフィルム冷却を採用し、内側プラットホーム及びチップにも最新の冷却構造を適用して信頼性を高めている。

3. 信頼性検証設備

ガスタービンが、コンバインドプラントの主機として発展してきた理由は、圧縮機・燃焼器・タービン部の要

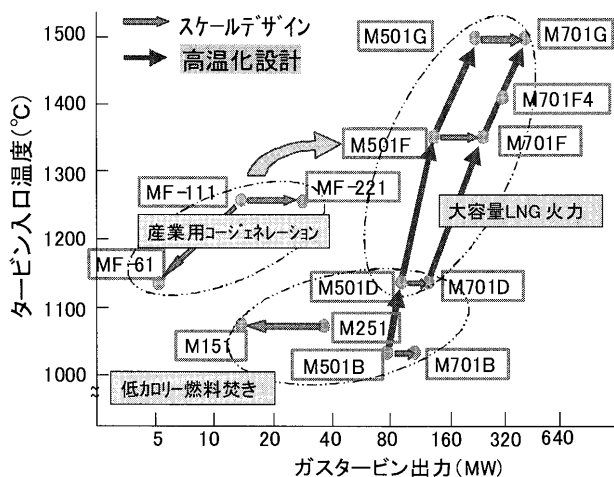


図3 三菱ガスタービンの変遷

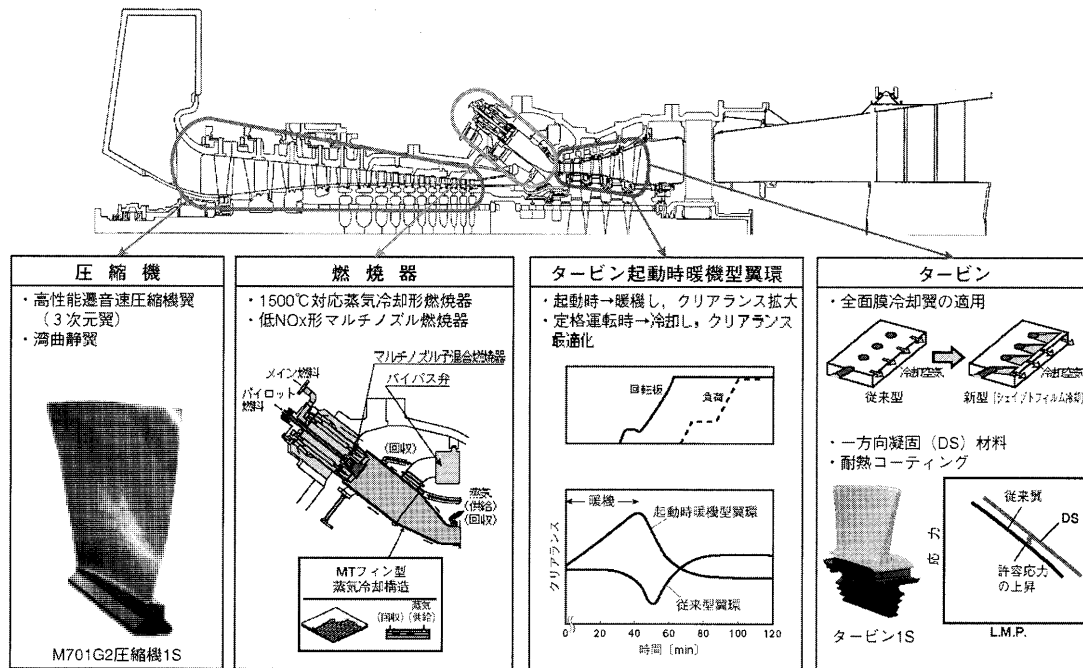


図5 M701G2 ガスタービンの技術的特徴

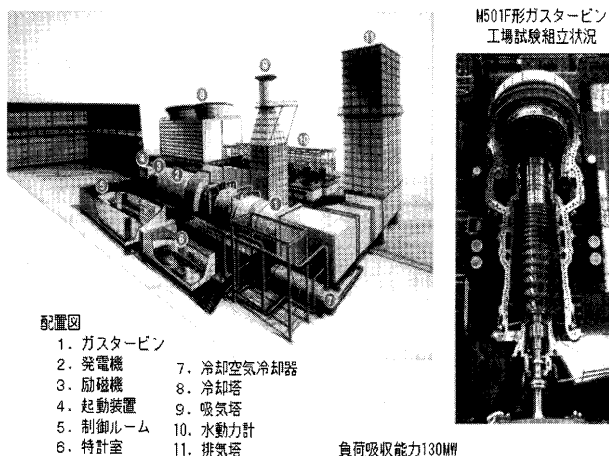


図6 工場実負荷試験設備

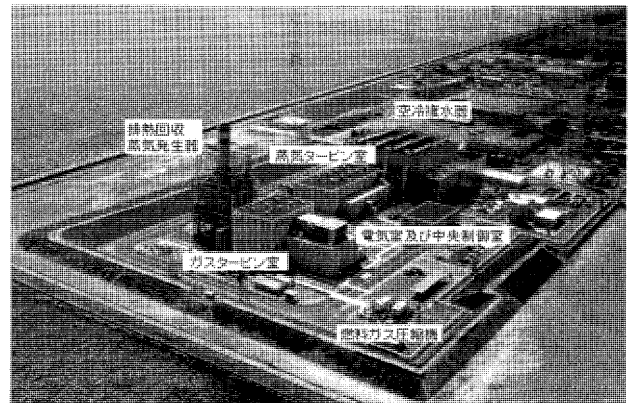


図7 高砂製作所コンバインドサイクル実証設備

素試験およびガスタービンの初号機全負荷試験等により、徹底した事前検証を実施し、高信頼性を確立してきたことによる。

当社は、これまで多くのガスタービンを独自開発して来たが、初号機ガスタービンに対しては、工場全負荷試験を実施し、圧縮機・燃焼器・タービンなどに多数の特殊計器を設置し、圧力・温度・応力などを実測し、性能、機械的特性、信頼性を確認して来た。1000℃級M701B形の開発では、水抵抗器で負荷吸収する世界最大級の工場実負荷検証設備（図6）を開発・建設した。その後、逐次負荷吸収量を増大させ、1150℃級、1250℃級及び1350℃級ガスタービンの開発・全負荷試験に使用した。

1500℃級M501Gの開発では、M501Gを主機としたコンバインドプラント全体の信頼性を確認するために、1997年に出力330MWの長期実証コンバインドプラント設備（図7）を工場内に建設し、10年以上に亘る過酷な

DSS (Daily Start and Stop) 運転から得られたデータを分析し高信頼性を維持してきた。

今後、更に最先端の高温化技術で開発されるガスタービンに対しては、実機エンジンの徹底した事前検証による高信頼性の確立が必須条件となるであろう。

4. 要素研究

高温・高効率化ガスタービンの開発・実用化のためには、各部の要素研究で、長年に亘り地道に蓄積して来た高温化技術が必須である。

4.1 低NOx燃焼器

一般に燃焼方式としては、拡散方式と予混合方式があり、拡散方式では火炎は安定であるが、火炎温度が高温となりNOx低減効果が少ない。一方、予混合方式では、火炎温度を低温に抑えNOxを効果的に低減出来るが、安定燃焼範囲が狭い。初期のガスタービンは、拡散

燃焼器が主であり、NO_x低減のために水噴射や蒸気噴射を併用した。

当社は、東北電力(株)東新潟火力発電所3号系列のコンバインドプラント発電所の公害数値の目標として、ガスタービン出口で75ppmという高い目標を与えられ、ポテンシャルの高い予混合燃焼器の開発を開始した。開発当時の1980年代は、実用化に至ったメーカーはなく、唯一NASAで航空機用として基礎研究が実施されていただけであった。開発の基本コンセプトである(1)燃焼安定のためのパイロットバーナの設置、(2)燃空比調節のための空気パイパス弁の設置は、いまでも受け継がれており、1984年に世界初のM701D形予混合燃焼器(図8)を実用化し、1986年にASME Prizeを受賞した。

図9に、拡散燃焼器とF、Gシリーズ用の予混合燃焼器を示す。予混合燃焼器では、燃焼器尾筒に設置したバイパス弁の開度を調節することにより、安定燃焼を維持して低NO_x化を達成している。

タービン入口温度上昇により燃焼器のNO_x値は指数関数的に増加するため、高温ガスタービンの開発はNO_x量の増加をいかに抑えるかが重要である。予混合燃焼器の設計では、燃焼用、低NO_x化用および壁面冷却用の空気が必要である。1500℃級予混合燃焼器では、壁面冷却をボイラから抽出した蒸気で行い、冷却後の蒸気をボイラに回収するシステム(回収型蒸気冷却シス

テム)を開発した。この蒸気冷却システムの採用により、1500℃級ガスタービンでのNO_xの発生量は1350℃級と同等レベルに抑えることが可能となった。

4.2 冷却翼

タービン部の高温化設計としては、タービン空力解析技術および高温化技術(翼冷却技術、遮熱技術、耐熱材料強度技術)が必要であり、調和のとれた総合設計が重要である。図10はタービン入口温度の上昇に対する耐熱材料技術・冷却技術・遮熱コーティング技術の寄与度について示す。タービン入口温度上昇に対し、単に冷却翼を適用しただけでは、冷却空気量が増大し高効率達成は困難である。入口温度上昇に見合う冷却効率の高い冷却翼を開発することにより、必要冷却空気量を抑制でき高効率達成が可能となる。

初期の冷却翼は単純な対流冷却であったが、加工技術の進歩によりフィルム冷却が可能となり、タービン入口温度は顕著に上昇した。現在の1500℃級では、翼全面をフィルム冷却空気で覆い、高い冷却効率の冷却翼が実用化されている。図11に、当社が開発したD、F、Gシリーズのタービン第1段動静翼の冷却構造の変遷を示す。更なる高温化に対しては、トランスピレーション冷却のよ

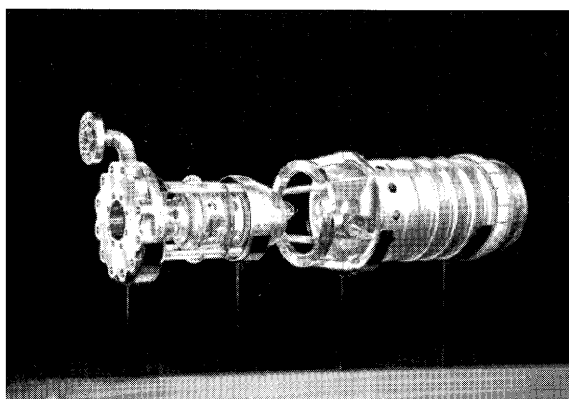


図8 世界初のM701D形予混合燃焼器

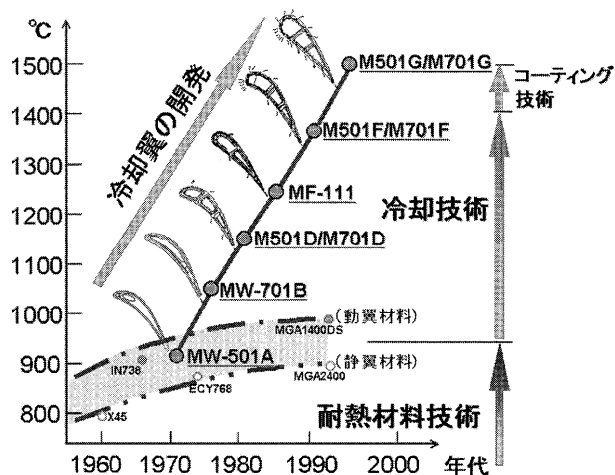


図10 高温化に対する冷却技術の寄与度

拡散燃焼

予混合燃焼

Fシリーズ マルチノズル式

Gシリーズ マルチノズル式+蒸気冷却式

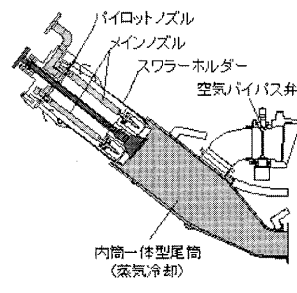
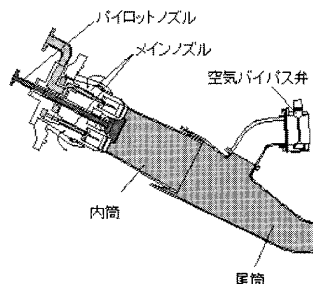
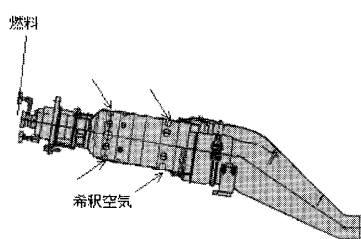


図9 拡散燃焼と予混合燃焼

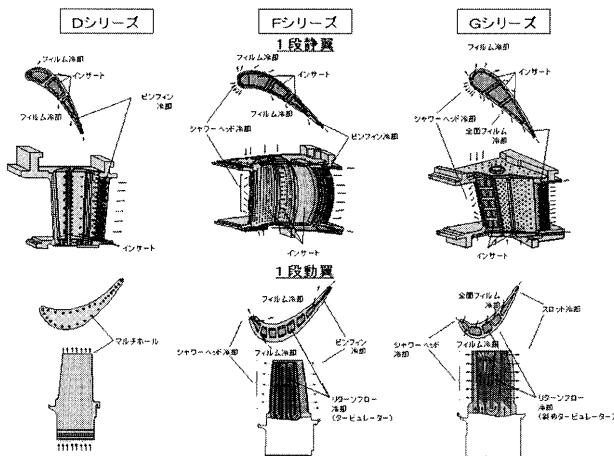


図11 冷却翼の変遷

うな高効率冷却の実用化が期待されている。

4.3 耐熱材料

ガスタービン用耐熱材料として、静翼材料は1200℃級までは、溶接性を考慮してCo基合金 (ECY768, X-45) を採用し、タービン入口温度の上昇に伴いクリープ疲労強度の優れた材料が要求され、溶接性も優れたNi基合金MGA2400を開発した。

動翼材料は、従来のNi基合金 (IN738, U520) からクリープ強度を改良したMGA1400を開発し、F, GシリーズではDS翼を採用している。MGA1400材は、IN738LC材に比べクリープ強度は約30℃優れ、DS材では更に約20℃向上する (図12)。

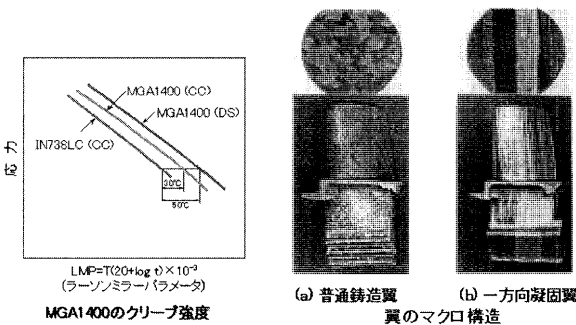


図12 翼材料の開発

また、高温化設計対応として熱伝導率の低い遮熱コーティング (TBC) の適用があり、燃焼器及びタービン動静翼に採用して冷却効率を高めてきた。今後の更なる高温化に対しては、熱伝導率が更に低く信頼性の高いTBCの開発が望まれている。

4.4 空力性能

ガスタービンの高温化に伴い、タービン効率がコンバインドプラントの効率向上への寄与度が増加し、空力・冷却設計間の高度な最適化を考慮した新しい空力設計技術が開発されている。更に、翼の冷却・構造設計の境界条件の精度向上のために、CFDによるタービン流れ解

析や、非定常性を考慮した解析技術が不可欠である。当社は、従来の定常流れ解析に加え、非定常流れ解析技術及び、翼列流れとキャビティを含めた二次流れシステムとを一体として解く大規模解析技術等を実用化している。図13に、タービン設計に適用されるCFD技術と空力設計技術の進歩を示す。現在では、タービン入口から出口までを同時に解く多段CFDが設計ツールの中心になっている。

これら定常解析と非定常解析の違いを定量的に実機条件で確かめることが難しいため、回転リグ試験による現象の把握や検証を経て、実機評価を行っている。

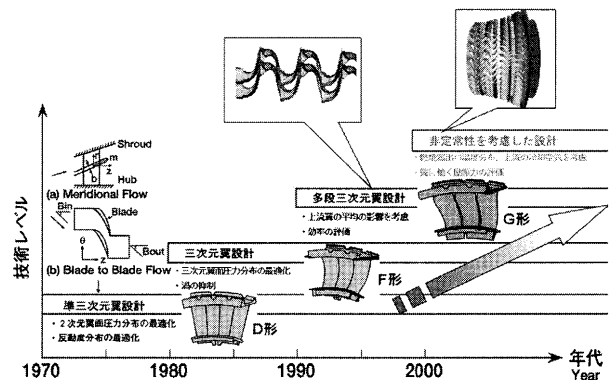


図13 CFD解析技術と空力設計技術の進歩

5. 燃料多様化への対応

エネルギー有効利用の観点から、ガスタービンの燃料多様化へ対応しており、一例として、BFG (Blast Furnace Gas) 焚ガスタービンの開発・実用化を行って来た。

日本で最初のBFG焚ガスタービン (出力850kW) は1958年に八幡製鐵所 (現: 新日本製鐵株) に納入し、1968年に、MW171形 (出力15MW) を住友金属株和歌山製鐵所に納入した。

その後、ガスタービンの高温・高効率化の変遷を経て、1982年に1000℃級BFG焚M151S形を開発し、コンバインドプラントを新日本製鐵株釜石製鐵所に納入した。大容量化として、1150℃級BFG焚M701DS形を開発し、1987年にJFEスチール株千葉製鐵所に145MW級BFG焚コンバインドプラントを納入し、当時の世界最高のプラント効率46% (LHV) を達成した。

1994年には1250℃級BFG焚M501DAS形を、2004年には1300℃級BFG焚M701FS形を開発し、世界最大出力300MWのコンバインドプラントが君津共同発電所5号機で運開した。

BFG焚コンバインドプラントの軸系は、図14に示す軸構成であり、ガスタービン、発電機、蒸気タービンと補機歯車を介してガス圧縮機と1軸で繋ぐため、高速大容量のシャフトシステムの開発が必要となる。

BFG焚コンバインドプラントは、製鐵所から排出されるBFGガスを昇圧してガスタービンで燃焼し、高エ

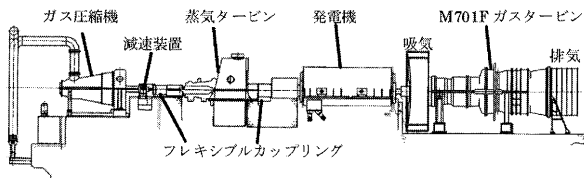
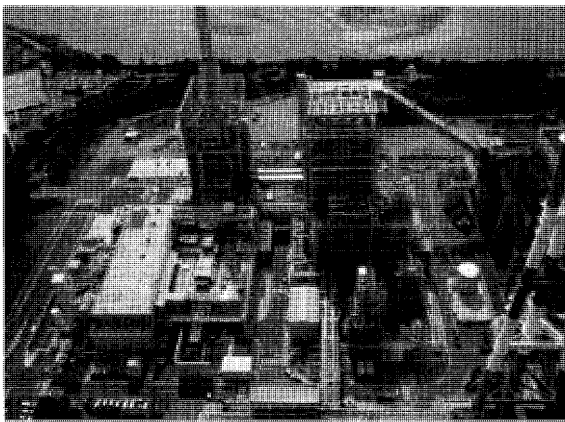


図14 BFG 焚M701FS形軸構成

エネルギー効率が獲得できることから、今後も、燃料の有効利用として、更なる高効率化を図る検討がなされている。

別の低カロリーガス焚として、石炭ガス化コンバインドプラント（IGCC：Integrated Coal Gasification Combined Cycle）の開発を行っている。IGCCは石炭をガス化し、ガスタービンコンバインドプラント発電と組み合わせることにより、従来の石炭火力を超える高効率発電設備である。我が国では、より高効率、高信頼性の空気吹きIGCCの実現に向けて、9電力会社、電源開発（株）および財力中央研究所が共同で国家プロジェクトとして開発を進めている。2001年6月に（株）クリーンコールパワー研究所が設立し、250MW級IGCC実証機プロジェクトを推進しており、当社はIGCCの主機として、石炭ガス化用M701DA形を開発した。実証機は2007年9月にガス化炉点火を行い、2010年まで実証運転を実施する予定である。（図15）

図15 CCP 研IGCC 実証プラントの外観^[2]

6. 更なる高効率化を目指して

2004年から実施してきた国家プロジェクト「1700℃級ガスタービンの要素技術開発」では、更なる高効率化・低公害化達成のために、低NO_x燃焼システム、高性能冷却システム、高負荷・高性能タービン、高圧力比高性能圧縮機、低熱伝導率遮熱コーティング及び超耐熱材料を開発し、当初目標の要素性能達成の目処が得られている。1700℃級ガスタービンが実用化され、コンバインドプラントの主機として利用されると、62%以上のプラント効率が期待できる。

低NO_x燃焼システム：高温化に伴いNO_x発生量が指数関数的に増大するため、排ガス再循環システム（図16）

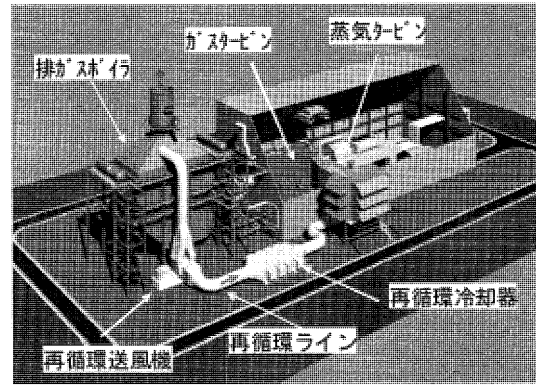


図16 排ガス再循環システム

の導入により燃焼器の入口酸素濃度を低減し、NO_x発生を抑制する。これに加え、最新の燃焼解析技術を駆使して新型燃焼器を開発し目標NO_x達成の目処を得た。

高性能冷却システム：要素試験により、タービン翼の内部の改良対流冷却、インピンジメント冷却及び内外シェラウド部の冷却改良、翼外部の改良シェイプドフィルム冷却などの冷却効率の改良が確認できた。これらの成果を基に、翼の内部冷却構造は、翼部を冷却能力の高い蒸気冷却とし、通路の狭い後縁部を空気冷却としたハイブリッド冷却構造が検討されている（図17）。

超耐熱材料の開発：高温クリープ強度・熱疲労強度及び耐酸化性に優れ、また良好な铸造性及び大型翼として

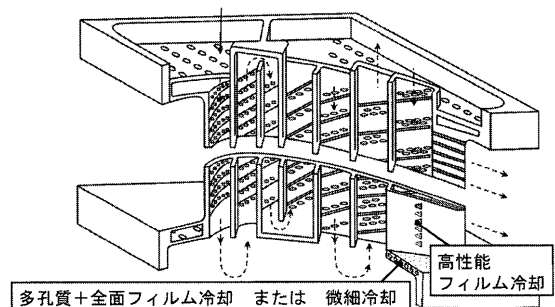


図17 1700℃級タービン1段階静翼冷却構造概念

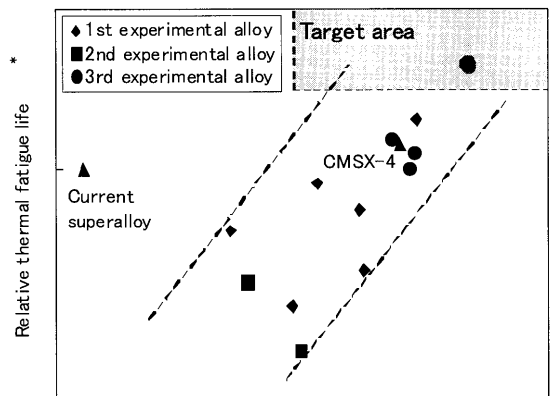


図18 超高温耐熱合金候補材のクリープ耐用温度向上度

* 900℃⇔400℃ Δε=1.3% Hold in compression
** 900℃×392MPa

の経済性を兼備する単結晶材を開発してきた。その結果、図18に示すように、目標材料特性を満足する超耐熱合金が開発できた。今後材料特性データを充実させ、実機検証試験を目指す。

低熱伝導率遮熱コーティング：現状の遮熱コーティング YSZ (Yttria Stabilized Zirconia) と比較して約20% 低い熱伝導率であるコーティング材料を開発し、熱サイクル耐久性についても従来と同等の寿命が得られることを確認している。図19に焼結体の熱伝導率測定結果を示す。

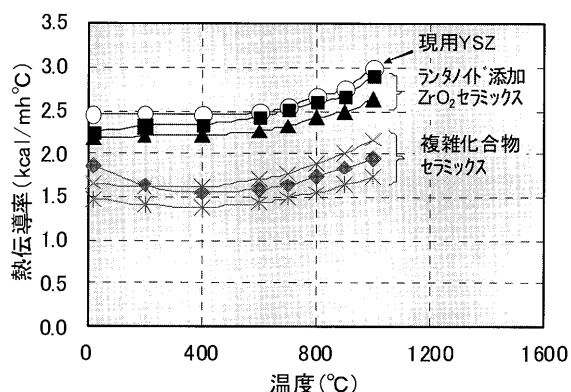


図19 セラミック焼結体の熱伝導率測定結果

期待される効果：高効率1700℃級ガスタービンを主機とした天然ガス焚コンバインドプラントが実用化され、現状の石炭焚火力発電（125万kW，熱効率44%と仮定）と置換えられると、CO₂排出量が年間853万トンから324万トンとなり62%の削減が期待できる。この削減効果は、2003年度のCO₂総排出量の0.4%に相当する。

H19年度までの4年間の国プロ要素技術開発プログラムが終了し、今後は、1700℃級ガスタービンの実用化に向けたプロジェクトを継続していく計画である。

7. あとがき

日本の産業用ガスタービンはタービン入口温度700℃級で始まり、その後、耐熱材料、冷却技術などの高温化技術の開発により1500℃級まで上昇し、コンバインドプラントの主機として、高効率化及び低公害化を達成した。

エネルギーの有効利用および地球温暖化問題は人類に課された喫緊の課題であり、高効率化に対してポテンシャルの高いガスタービンは今後も重要な役割を果たして行く。現在推進中の国家プロジェクト「1700℃級ガスタービン要素技術開発」は、産学官の連携により世界の最先端技術を確認して来た。今後も継続的な要素技術開発は必須であり、また、これらの要素技術を反映した次世代高効率ガスタービンの実用化には、実機レベルでの検証が不可欠である。温暖化防止という地球的ニーズに対して、CO₂削減効果の高い次世代高効率ガスタービンの実用化は、行政、電力業界、メーカーが一体となり、国家プロジェクトレベルで取組むことが重要である。

日本は2050年までにCO₂排出量を半減するという「美しい星50（クールアース50）」プロジェクトを世界へ発表したが、これを可能にするためには革新的な技術が必要であり、次世代高効率ガスタービンの実用化はその一つになると思われる。この次世代高効率ガスタービンが実現すると、コンバインドプラント効率が飛躍的に向上し、大幅なCO₂削減により地球環境改善に大いに貢献するものと期待されている。

参考文献

- (1) 塚越敬三他, GTSJガスタービンセミナー第35回資料集, ('07-1), p.1-8
- (2) 塚越敬三他, 配管技術, ('06-6), p.15-21
- (3) 発電用ガスタービン規定 JEAC 3704-2000, 日本電気協会火力専門部会, p.114-121
- (4) Takeishi他, International Symposium on Heat and Mass Transfer, 1994
- (5) Kizuka他, Trans. ASME, 1999, Vol.121, p.108-115
- (6) Takeishi, Tsukagoshi他, Trans. ASME, 1992, Vol.114, p.828-834
- (7) Sato他, ASME 87-GT-137
- (8) 塚越敬三他, 三菱重工技報, Vol.28, 原動機小特集号
- (9) 塚越, 1999, 「高温ガスタービンの開発」, (社)日本機械学会, 将来の高効率蒸気サイクルに関する調査研究分科会成果報告書
- (10) K.Aoyama, S.Mandai ASME, 1984, Vol.106/795
- (11) <http://www.ccpower.co.jp/keikaku/suii.html>より転載。

マイクロセラミックガスタービンの試験運転

Test Operation of Micro Ceramic Gas Turbine

壹岐 典彦^{*1}
IKI Norihiko李 允煥^{*1}
LEE Yoonhwan吉田 博夫^{*1}
YOSHIDA Hiro袖岡 賢^{*1}
SODEOKA Satoshi井上 貴博^{*1}
INOUE Takahiro松沼 孝幸^{*1}
MATSUNUMA Takayuki鈴木 雅人^{*1}
SUZUKI Masato江原 拓未^{*2}
EBARA Takumi

ABSTRACT

A series of operation tests of a ceramic micro gas turbine has been successfully carried out. The baseline engine is a small turbojet engine with a centrifugal compressor and a radial turbine. The Inconel turbine rotor, the Inconel turbine nozzle and casing were replaced into the ceramic parts. The ceramic nozzle and its casing is supported by metal parts.

Through the tests with ceramic nozzle, it is recognized that one of the key technologies to develop ceramic gas turbines is the design of the interface between the ceramic components and the metallic components, because the difference between the coefficient of linear thermal expansion of ceramic and metal produces large thermal stress at their interface at the elevated temperature condition. A metal ring spring was inserted at the interface between ceramic and metal. This engine operated for 65 minutes at the condition that the turbine inlet temperature was over 1000°C.

Key words : Micro Gas Turbine, Jet Engine, Ceramic Component, Test Operation

1. はじめに

マイクロガスタービンはコージェネレーションシステムなどに用いられており、分散型エネルギーシステムを構築する上では、重要な構成要素といえよう。しかし、排ガスがクリーンである点、多種燃料への対応が可能な点、高温の排ガスが得られる点などのすぐれた特徴があるにもかかわらず、ディーゼルエンジンなどに比べて発電効率が低く、その普及のペースは当初期待されたよりも遅い。しかし土屋ら⁽¹⁾の検討結果より、マイクロガスタービンの発電効率が35%を超えると、その経済性がディーゼルエンジンなどと遜色ないレベルまで改善されるものと期待されている。

一方、ニューサンシャイン計画では、100kW級、300kW級のセラミックガスタービンを開発し、マイクロガスタービン相当の小型ガスタービンでもセラミック化することで、発電効率40%を超えることを実証した。しかし、セラミック化したガスタービンは量産化しない限り、コストが高く、逆に市場での信頼を得なければ量産できず、その普及は難しい。さてセラミック材料は体積が小さくなればなるほど含まれる欠陥の数が少なくなり、その分だけ信頼性が向上する。そこで、目標の発電効率を35%とすることで、セラミック部品の使用を最小限にとどめ、信頼性を実証して、セラミックガスタービンの普及への道筋をつけることができないかと考え、マイクロセラミックガスタービンを試作・運転に取り組んでいる⁽²⁾⁻⁽⁴⁾。本報では、マイクロセラミックガスタービンの概要および試験運転の様子を報告する。

原稿受付 2005年8月4日

校閲完了 2008年4月25日

*1 御産業技術総合研究所

〒305-8564 茨城県つくば市並木1-2-1

*2 元御産業技術総合研究所

2. 実験装置および方法

2.1 ベースエンジン

マイクロセラミックガスタービンの試作に当たり、ソフィアプレジジョン製J-850ジェットエンジンをベースエンジンとした。このような小型ジェットエンジンはもとも模型飛行機用のターボジェットエンジンとして開発されたものであるが、教育や研究目的でも使用されている⁽⁵⁾⁻⁽⁸⁾。図1に本エンジンのカットモデルの写真を、表1にその仕様を示す。本エンジンは遠心圧縮機、アニュラ燃焼器、ラジアルタービンから構成される。発電モーターはなく、圧縮空気を遠心圧縮機インペラに当ててタービン軸を回転させて起動する。ラジアルタービン部分のケーシング、ローター、ノズルはインコネル713合金で、融点は1260℃である。タービン軸の2個のセラミックボールベアリングで支えられており、潤滑油で強制潤滑されている。燃料はジェットエンジンのベアリングハウジング周上に設けられた内径約0.2mmの噴孔10個から燃焼室内に供給され、グロープラグにより点火される。

表1 ベースエンジンの仕様

Compressor	Single centrifugal
Turbine	Single radial
Combustion chamber	Annular
Maximum thrust	8.0 kgf (17.6 lbs)
Maximum rotor speed	130,000 rpm
Maximum airflow	0.15 kg/sec
Pressure ratio	2.70
Maximum exhaust gas temperature	800 °C (1,472°F)
Full Throttle Exhaust Gas Temperature	750 °C (1,382°F)
Low Throttle Exhaust Gas Temperature	450 °C (842°F)
Maximum Fuel Consumption	270 cc/min
Ignition	Glow ignition

2.2 試作マイクロセラミックガスタービン

ラジアルタービンのローターに京セラ製窒化珪素SN-235を採用し、ノズル、ケーシングに大塚セラミック製窒化珪素SN-01を採用した。その機械特性を表2に示した。セラミックと金属では線膨張係数が大きく異なり、組み合わせ方によっては大きな熱応力が発生する。またセラミック部品は圧縮には強いが、引っ張りや曲げには必ずしも強くないため、設計に工夫が必要である。図2にエンジンのノズル部分の構造を示し、図3に使用したセラミック部品を示す。ベースエンジンでは図2(a)のようにケーシングとノズルガイドベーンが一体となっているが、一体型でセラミック部品を製造することは試作が困難であり、コストが高くなるため、図2(b)、図3に示すように試作エンジンではベーンとケーシングを分離した。ディフューザーの出口側の後部に溝を掘ってベーンの片側をはめ込み、他方をケーシングで押さえて固定した⁽⁹⁾。ベーンとケーシングの間に多孔質のアルミナリングを挿んだ。ベーンは高さ 14.2 ± 0.02 mmの精度で試作し、前縁、後縁は欠けを避けるため、面取りを行った。アルミナリングの厚みは 1 ± 0.05 mmとした。この構造が熱応力に対して十分な設計かどうか、試運転で確認できる。ベーンをはめ込み型としてケーシングと分離したことにより、試作段階ではベーンの交換や取り付け角度の変更が自由に行え、開発コストを抑えること

表2 セラミック材料の機械特性 (室温条件)

	SN-235	SN-01
Density	3.25 g cm ⁻³	3.20 g cm ⁻³
Vickers hardness (at 9.807 N)	14.5 GPa	---
Strength (4-point bending test)	921 MPa	---
Young's modulus	304 GPa	294 GPa
Poisson's ratio	0.28	0.28
Fracture toughness (SEPB)*	6.4 MPa m ^{0.5}	---

* Single-Edge Precracked Beam method

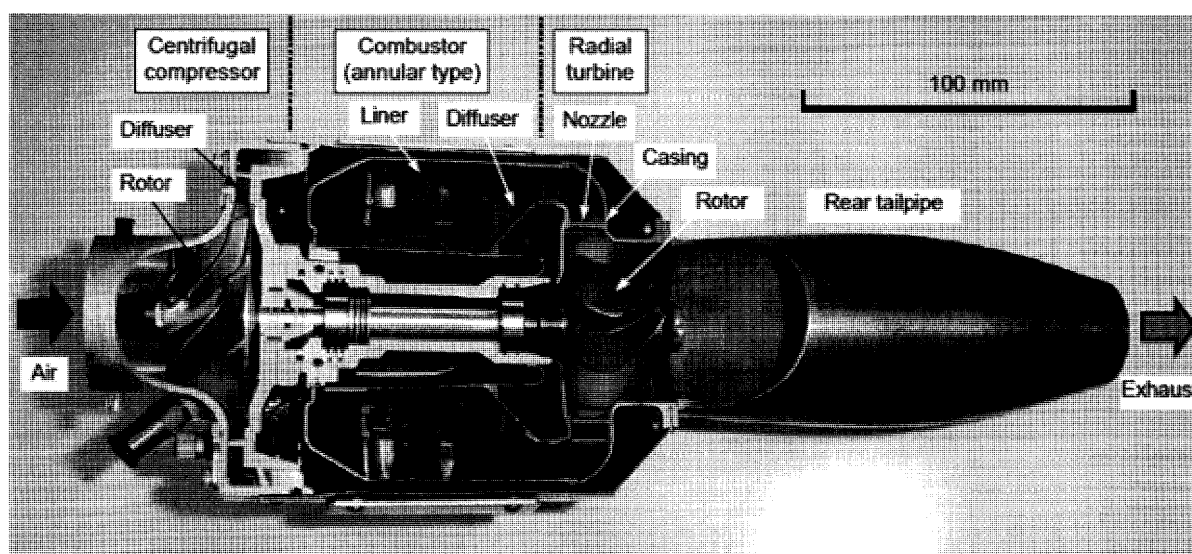
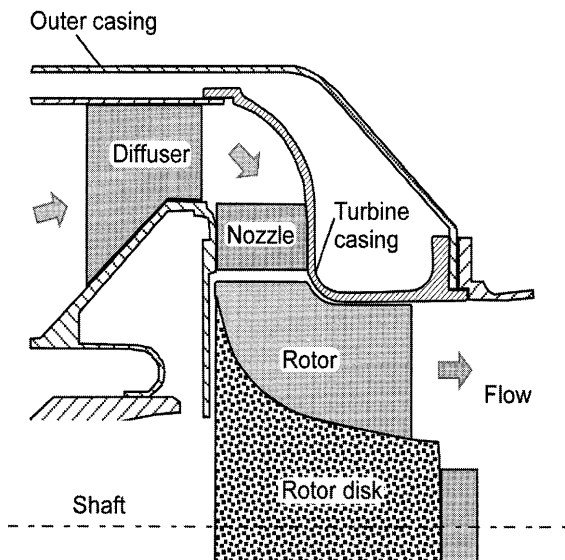
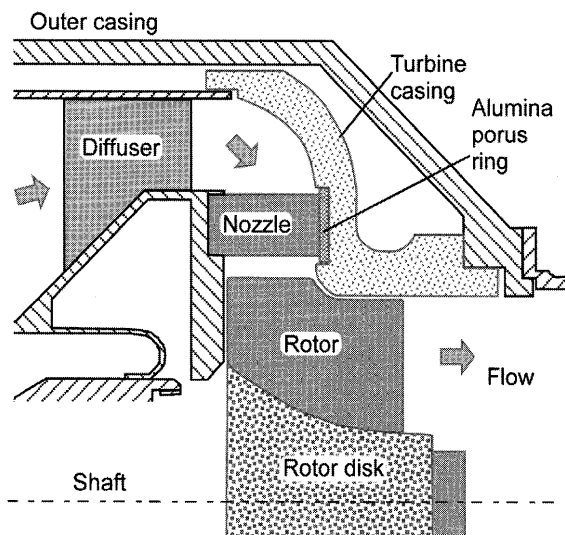


図1 ベースエンジンJ-850



(a) 原型



(b) セラミックタービンローター，セラミックタービンノズル

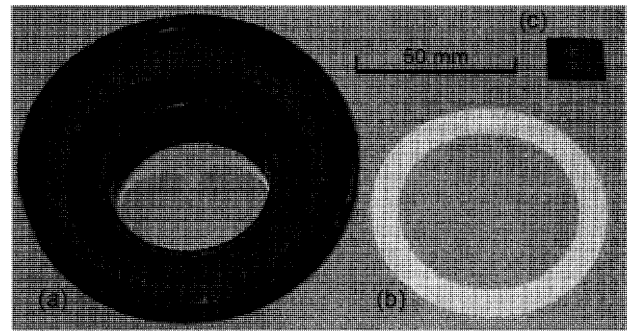
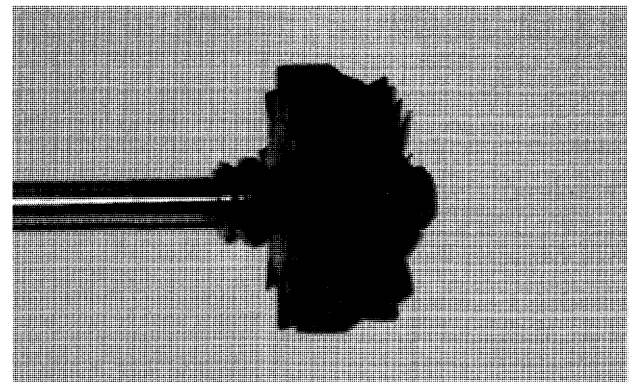
図2 ラジアルタービンの構造

ができる。またベースエンジンに比べて試作エンジンでは外側の金属ケースが厚肉になっている。

2.3 試験運転方法

燃料にはソフィアジェット燃料（灯油70%，ガソリン30%，密度 0.773g/cm^3 ，低位発熱量 46.6MJ/kg ）を用いた。ただし，本エンジンの燃料噴射弁は起動時に相当する燃料流量では微粒化が不完全で噴霧粒子径が大きくなるため⁽¹⁰⁾，点火時には燃焼器内で燃焼が完了せず，火炎がテールパイプより観察される。その後90,000rpm程度まで回転数をあげてエンジンを安定させてから，試験条件にエンジンを合わせていく。

セラミックローターをベースエンジンに取り付けた試験，セラミックローターとセラミックタービンノズルを採用した試験，改良したセラミックタービンノズルを採用した試験を行った。

(a) タービンノズルケーシング (b) アルミナ多孔板
(c) セラミックノズルガイドベーン

(d) タービンローター

図3 セラミック部品

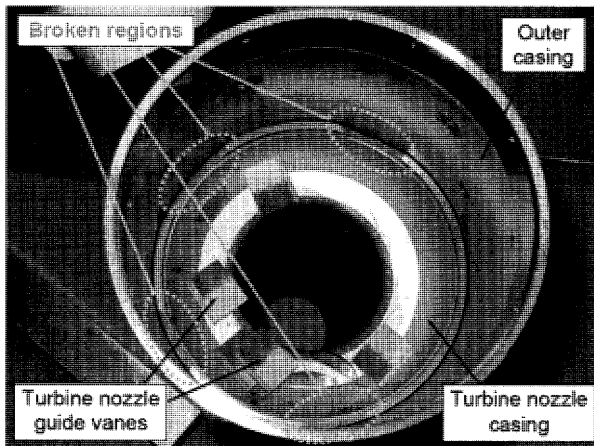
3. 試験運転結果

3.1 セラミックローターのみ採用の場合

最初にローターのみセラミックにして運転を行った結果⁽³⁾，回転数を110,000から140,000rpmまで上昇させることにより圧縮機の圧力比を2.1から3.1まで上昇できることが示された。このときタービン出口温度は615から950℃となり，燃焼ガスがポリトロプ指数1.3で膨張したと仮定してタービン入口温度は約770から1280℃に上昇するものと推測された。この条件でインコネルのタービンノズルガイドベーンの一部が溶融した。

3.2 セラミックローター，セラミックノズル採用の場合

耐熱性の向上ため，インコネル製のタービンノズルを図2，図3のようなセラミック製としたことで，高温運転が可能になると期待された。一方，ノズルガイドベーンをはめ込み型にしたことで，この構造が試験運転に耐えられるかどうか，課題であった。しかし，最初の始動において別の箇所にトラブルが発生した。図4のようにセラミックタービンノズルが4箇所破損しており，これはディフューザーの周方向の間隔にほぼ対応している。このことから，破損過程が推察された。まず，エンジン始動時の点火により急激に燃焼室内の温度が上昇し，ディフューザーの熱膨張により燃焼室内壁面に半径方向の外向きの力が加わる。一方，セラミックケーシングはさほど熱膨張しない。このため，セラミックケーシング

図4 破損したタービンノズルケーシング⁽⁴⁾

と燃焼器のはめ合い部分に大きな応力が加わり、破損したものと考えられる。セラミック部品と金属部品が接する部分での熱膨張の差をどのように取り扱うかが重要な課題であることが再確認された。

3.3 改良型セラミックノズル

上記の点から図5のように燃焼器壁が外側に、セラミックノズルが内側になってはめ合わせるように改良を行った⁽¹⁾。はめ合いは部の直径は100mmであり、金属の線膨張係数は 10^{-5} オーダーであるため、1000℃でmmオーダーの膨張が想定される。室温ではほぼ隙間がないものの、この構造では温度上昇とともにはめ合わせ部分の隙間が大きくなる方向で熱膨張が起こるため、燃焼ガスがこの隙間から漏れ出す可能性がある。そこで、アルミナファイバーを緩衝剤として挿入することにした。ただし、アルミナファイバーは一度高温にするとバインダーが燃えて柔軟性が無くなるため、繰り返しの使用には耐えない。

この改良を施したエンジンで再度試験を行った。始動に問題はなく、回転数を上げていくことができたが、点

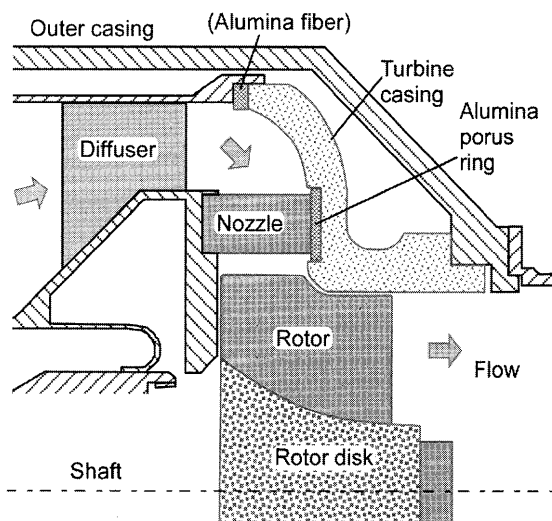


図5 改良したタービンノズルケーシング

火後12分50秒ほど経過したところで、異音があり排気とともに白いものが噴出するのが一瞬観察された。その後は異常なく、26分後に停止させた。セラミックローター・セラミックノズルに損傷はなく、アルミナファイバーのみ無くなっていた。アルミナファイバーの耐久性は当初想定していたより低いことがわかった。

このことから、始動・運転・停止を繰り返すためには、アルミナファイバー以外の緩衝剤が必要であり、そこでC型断面を持つリング型の金属スプリング（インコネル製）を用いることにした。

金属スプリングを組み込んで図6のように回転数120,000rpm前後に保持して試験運転を行った。その結果、無冷却で、タービン入口温度1000℃以上（推定値）で65分間運転することができた。タービン出口温度は熱電対2本で測定した値の平均で示した。ただし、熱電対の温度差が70～80℃生じており、燃焼ガス温度に大きなムラがあることがわかった。タービン入口温度をR型熱電対2本で計測したが、温度差が200℃に達する場合もあり、測定位置では燃焼が完了していないことも想定されたため、タービン入口温度としてはポリトロプ指数を1.3としてタービン出口温度から推定した値を用いることにした。燃料による供給エネルギーの変化に対して、回転数や特にタービン出口温度は過渡的な変動が大きい。

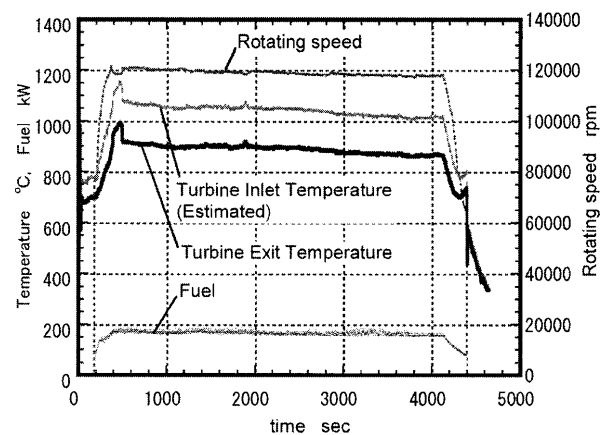


図6 1時間の試験運転

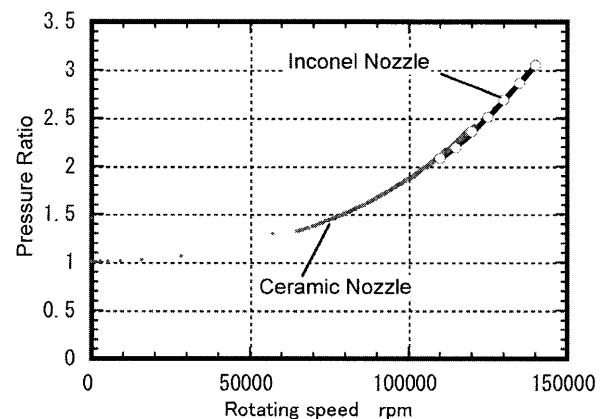


図7 圧縮機の圧力比

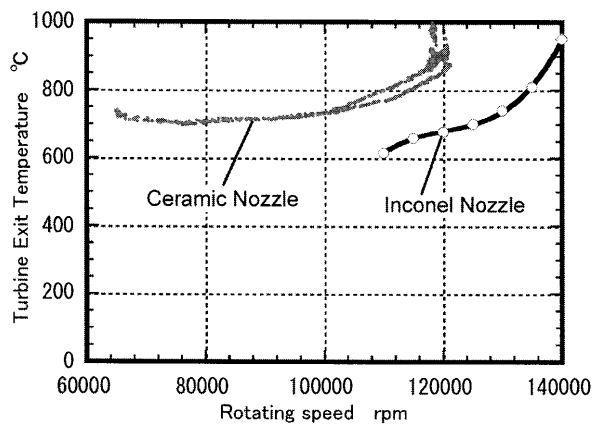


図8 タービン出口温度

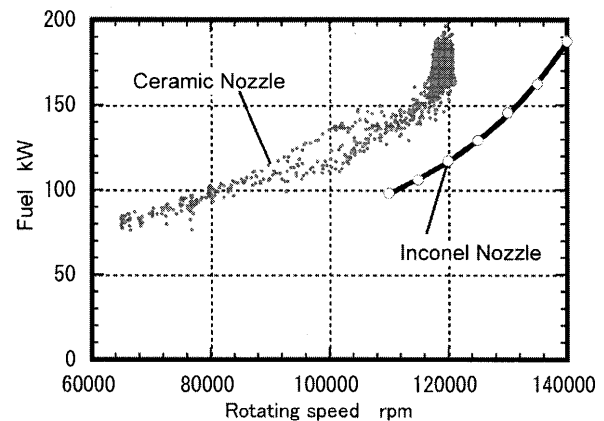


図11 燃料消費

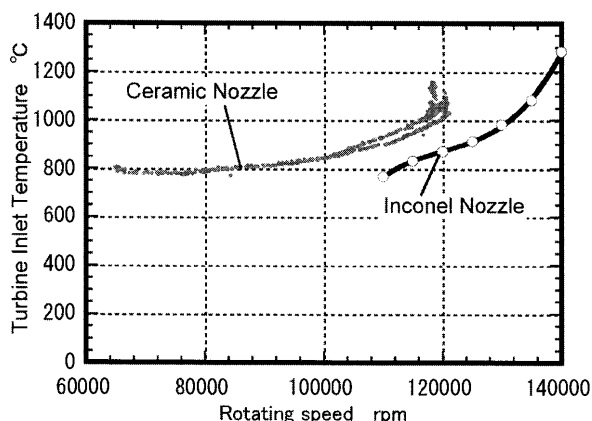


図9 タービン入口温度

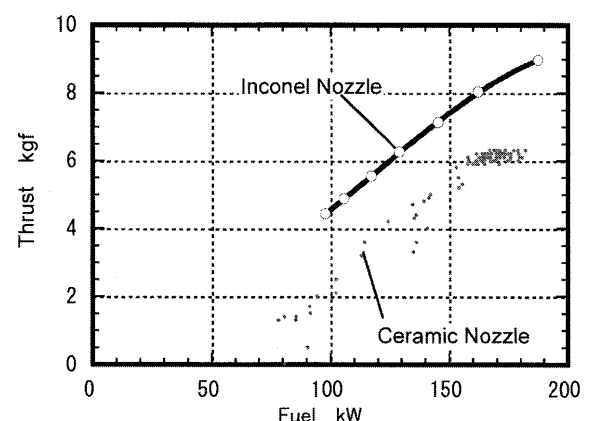


図12 燃料消費と推力

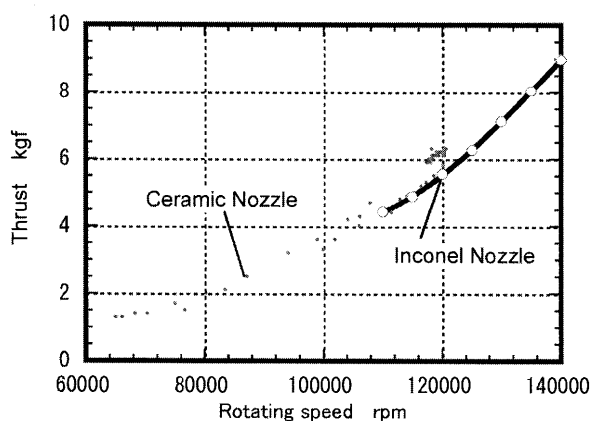
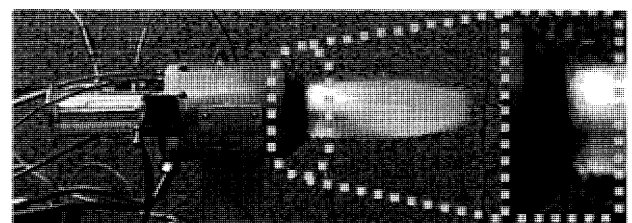


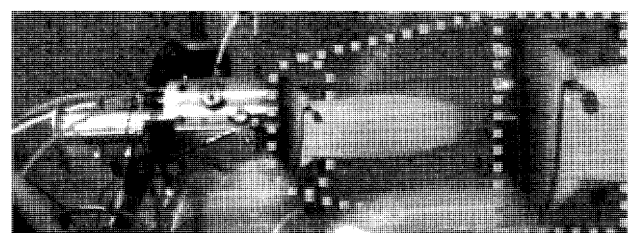
図10 推力

セラミックタービンノズルの場合とセラミックローターでインコネルのタービンノズルの場合を比較した。圧縮機の圧力比は図7のようにセラミックノズルとインコネルノズルで差は見られない。これに対してタービン出口温度タービン入口温度は図8, 図9のようにセラミックノズルの方が100℃以上高い。

推力は回転数に対して図10のようにセラミックノズルの方がわずかに高めであるが、差はわずかで有意な差とはいえない。供給燃料のエネルギーは図11のように明らかにセラミックノズルの場合が多くなっている。供給



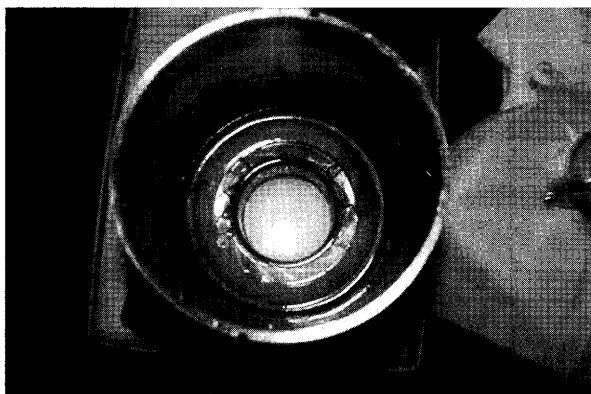
(a) セラミックローターとインコネルタービンノズル



(b) セラミックローターとセラミックタービンノズル

図13 リアテールパイプの赤熱

燃料のエネルギーに対して発生した推力は図12のようにインコネルノズルの方が大きく、セラミックノズルの方が小さくなっている。また図13のようにセラミックノズルを採用したエンジンではリアテールパイプだけでなく、タービンノズルの外側のケーシングも赤熱しており、タービンノズル部分の放熱が少ないとは考えにくい。従ってタービン出口温度が高い主因はセラミックノズル



(a) アウターケーシングとタービンノズル

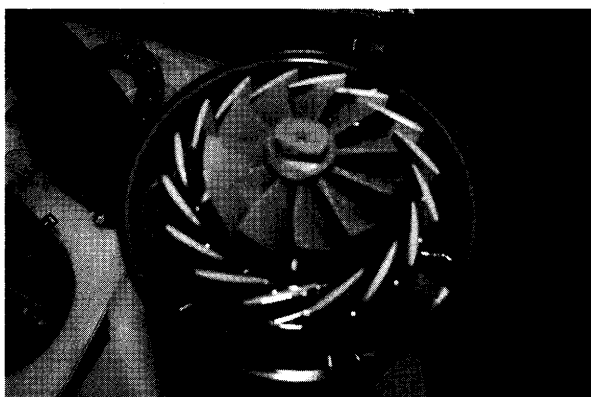
(b) セラミックローター、セラミックタービンノズルベーン、
金属製シールリング、ディフューザー

図14 1時間の試験運転後のセラミックタービンノズルの内側

の方が周囲への放熱が少なく熱損失が少ないことではなく、ラジアルタービンの効率が低いことだと考えられる。

試験終了後のエンジンを分解してみると、図14に示すようにセラミックノズルベーンを受けるアルミナ多孔質体のリングが割れたもののそれ以外の部分に損傷はなく、改良型セラミックノズルの構造でエンジン始動に問題がないことがわかった。

3.4 今後の課題

ラジアルタービン部分の効率改善も重要であるが、まず数時間以上の連続運転試験を通して耐久性・信頼性を

評価し、さらに問題点を抽出していく。特により高温での運転を行うため、タービンノズル部分の遮熱の工夫をすると共に、その直前のディフューザー部分についても遮熱を行う。さらに、圧縮機、燃焼器、タービン、セラミック材料といった各要素の性能改善の研究も同時に実施していく予定である。

4. まとめ

小型ジェットエンジンをベースとしてセラミックローターを組み込んだガスタービンを試作した。タービンノズルとガイドベーンを分離し、ベーンをはめ込み型とした構造を提案し、本構造のエンジンで、1000℃以上で1時間以上の運転が可能であることを示した。

参考文献

- (1) 土屋利明, 外内裕子, 岡本正範, 第32回ガスタービン定期講演会講演論文集(平16-10), pp.237-242
- (2) 吉田博夫, 松沼孝幸, 壹岐典彦, 秋宗淑雄, 日本機械学会東北支部第39期秋季講演会, (平15-9), p.141
- (3) Yoshida, H., Matsunuma, T., Iki, N., Akimune, Y., Hoya, H.: Micro Gas Turbine with Ceramic Rotor, ASME Paper GT-2004-53493 (2004-6)
- (4) Matsunuma, T., Yoshida, H., Iki, N., Ebara, T., Sodeoka, S., Inoue, T., Suzuki, M.: Micro Gas Turbine with Ceramic Nozzle and Rotor, ASME Paper GT-2005-68711 (2005-6)
- (5) 野田廣太郎, Vol.26, No.103 (平10-12), p.3
- (6) 柏原康成, ガスタービン学会誌, Vol.28, No.6 (平12-11), p.22
- (7) 石橋明史, 水噴霧冷却を利用した超小型ターボジェットエンジンの推力増加の研究, 千葉大学大学院自然科学研究科修士論文(平12-3)
- (8) 渡辺高幸, 第30回ガスタービン定期講演会論文集(平14-10), p.163
- (9) 特願2004-174972, ガスタービンのノズルベーン装置
- (10) 清水大輔, 壹岐典彦, 江原拓未, 第32回ガスタービン定期講演会講演論文集(平16-10), p.113
- (11) 特願2004-247105, 小形ジェットエンジンの燃焼筒とノズルケースとの連結構造

DME化学再生発電システムの開発 —マイクロガスタービンによる実証試験—

Development of DME-fueled Chemically Recuperated Gas Turbine System —Demonstration tests using The Micro Gas Turbine—

山中 矢^{*1}
YAMANAKA Susumu

大橋 幸夫^{*1}
OHASHI Yukio

高橋 武雄^{*1}
TAKAHASHI Takeo

中垣 隆雄^{*2}
NAKAGAKI Takao

佐藤 純一^{*3}
SATO Jyun-ichi

笹部 和宏^{*3}
SASABE Kazuhiro

渡邊 恒典^{*3}
WATANABE Tsunenori

ABSTRACT

The Chemically Recuperated Gas Turbine (CRGT) system is an advanced GT cycle that converts the fuel into the hydrogen-rich gas by recovering the exhaust heat from the gas turbine. The principal reaction of fuel conversion is steam reforming.

This report shows the demonstration of power generation test by the DME-fueled CRGT using the 30kW micro gas turbine (MGT). The heat recovery system, which mainly consists of the steam evaporator and the DME steam reformer, was directly installed into the exhaust gas duct.

The power generation test, combining the MGT generator set, all heat recovery equipments and the supply systems of DME and demineralized water, were conducted. As a result, the power generation efficiency of CRGT was improved approximately 10% compared to the efficiency of the steam injection GT cycle which was a proven technology, and 10ppm or less NO_x emission from the MGT was attained.

Key words : Chemical Reaction, Heat Recovery, Gas Turbine, Reformer, Combustion, 化学反応, 熱回収, ガスタービン, 改質器, 燃焼

1. はじめに

エネルギー有効利用やCO₂排出削減などの観点から分散型電源を用いたコージェネレーションシステムの順調な普及と共に、中小型のガスタービンを用いたコージェネレーションシステムのさらなる高効率化が望まれる。シンプルサイクルを用いたガスタービンコージェネレーションシステムでは、電力に対して熱が余る傾向にあるため、ガスタービンの排熱を回収して電力に変換するシステムとして再生サイクル⁽¹⁾や蒸気噴射サイクル（以下STIG）など高効率なシステムが開発されている。さらにこれらのシステムの効率を超える化学再生サイクル⁽²⁾

（以下CRGT）の開発が進行中である。CRGTは、水蒸気と混合した燃料の改質反応によって排熱を回収するサイクルであり、ガスタービンの規模によらず同等の効率向上が望めるとともに、排気中のNO_xを排煙脱硝装置が不要なレベルまで低減し、熱電可変運転も可能である。

CRGTについては、改質温度が300℃程度と比較的低いメタノールを燃料とした実証試験⁽³⁾の報告があり、その有効性が確認されている。著者らはクリーンで多目的な燃料として普及が見込まれているジメチルエーテル（Dimethyl Ether, 以下DME）のCRGTを開発中である。DMEは常温でも加圧することにより容易に液化できることから、天然ガスのみならず、石炭、バイオマスなどのハンドリングのための転換手段として注目されている。

本研究では、これまでにプロセスシミュレータでDME用CRGTの性能予測⁽⁴⁾、DME改質触媒の選定と高圧下での反応速度試験を報告してきた。開発の最終ターゲットとしてはMWクラスのガスタービンを考えており、

原稿受付 2007年11月7日

校閲完了 2008年4月30日

*1 (株)東芝 電力システム社

〒230-0045 横浜市鶴見区末広町2丁目4番地

*2 早稲田大学

*3 関西電力(株)

表1 Gas fuel performances

Performance	CH ₄	DME	Reformed gas
MCP (cm/s)	36	49	130
WI (MJ/m ³ (ntp))	49	47	12

根で割ったウォッペ指数 (WI) を知る必要がある。表1は関係する燃料のMCP, WIを示す。ここで、都市ガスは主成分であるCH₄で代表し、改質ガスは触媒スクリーニングでのDME改質試験で計測した代表組成から求めた。表1からDMEとCH₄は同等の燃焼性を有することから、パイロットの改造は行わないことにした。一方、CH₄と改質ガスのMCP, WIには大きな差異があり、メインノズル構造には改造が必要となる。そこで、メインノズルはMGTのヒートバランスおよび次の指針のもと改造を行った。

- ①改質ガスはMCPが早いことから予混合流路における逆火防止。
- ②MGT既設の再生器を用いないため、燃焼用空気温度が低くなることによる燃焼性への影響、および再生器での燃焼空気昇温相当分の燃焼負荷増大対応。
- ③火炎を短くし、狭い空間で燃焼完結。

改造したノズルは実証試験に適用する前に、大気圧下で実改質ガスによるノズル単独の燃焼試験を実施し、燃焼性を確認した。その結果、予混合燃焼温度1500℃で非常に安定していたことから、低NO_xの観点より実証試験での燃焼温度が1500℃になるよう空気配分を設定変更した。これより、メインノズル開口面積をオリジナルの約20倍、予混合用空気配分をオリジナルの約16%増やした燃料ノズルを実証試験に適用した。

MGTは、着火から定格までの運転は燃料制御弁 (SPV 弁) にて、パイロットおよびメインの燃料配分を自動で行う。しかし、CRGTにおいてメイン燃料は改質器を経由することから、メイン燃料がノズルに到着するまで時間遅れがあり、制御不安定になった。そこで、種々検討した結果、メイン燃料はSPV弁を介さず、個別に手動弁で改質器に供給する燃料系統を追設することにした。

2.1.2 改質器

改質器は、図3に示すように内部に触媒を充填して改質ガスを通す改質管群と、改質ガスを分配・集合させる上下ヘッダ、改質管群外部に排気を流すダクトで構成さ

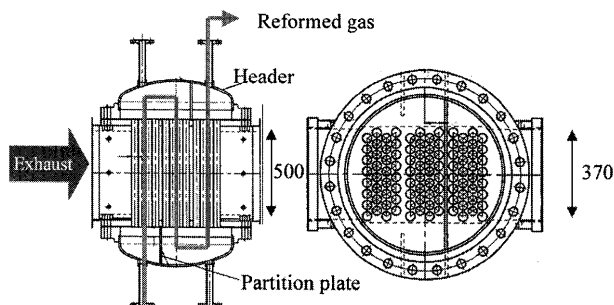


図3 Reformer

れる。改質管長さ、改質管束の接続数も含め、反応速度や管内圧力損失を考慮した設計に基づき決定した。

改質管内には触媒とαアルミナボールを体積率で40:60に調合してランダムに充填した。DMEに不活性で触媒と同形状の高純度αアルミナボールにて触媒を希釈充填することで、局所的な反応の進行を防ぎ、反応速度予測精度に起因するDME消滅ポイント誤差によるホットスポット発生リスク低減を図った。充填層の上端には、充填物を固定するためにステンレス製のメッシュを設置した。

改質触媒はDME改質試験でスクリーニングしたPt/Al₂O₃とし、直径3.5mmの球状を用いた。改質器の温度条件、水蒸気とDMEのモル比率 (S/DME) は図4、5に示す試験結果⁶⁾より決定した。ここで増熱率は式(1)で定義される。

$$\text{LHV増熱率} = \frac{\text{改質ガスLHV} \times \text{改質ガス流量}}{\text{DMEのLHV} \times \text{DME供給流量}} - 1 \quad (1)$$

図4より、改質反応温度450℃付近ではDMEがほぼ消滅し、COおよび水素濃度が高く、LHV増加率としてピーク値を示すことから、改質温度条件の最適値は450℃となる。一方、図5の結果およびS/DMEは3.0 (水蒸気改質反応式による改質に必要な水蒸気の最小

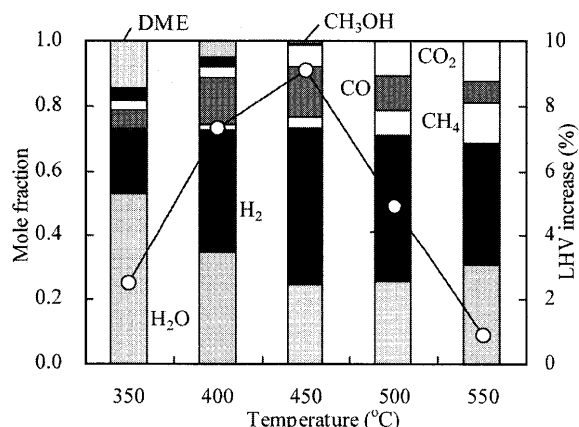


図4 Product gas composition and LHV increase (0.5Mpa, S/DME=3)

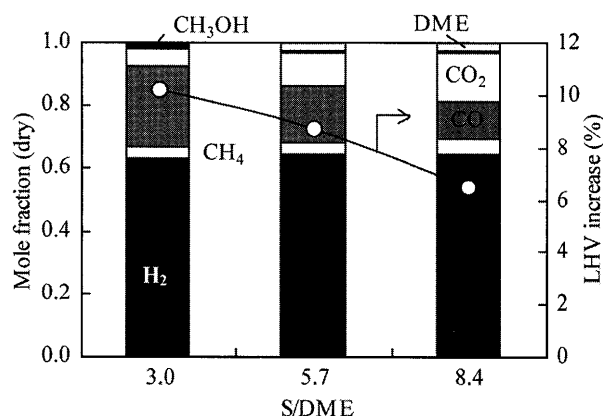


図5 Effect of S/DME on product gas composition and LHV increase (0.5Mpa, 450℃)

値)以下になると触媒表面に黒い炭素が析出し、活性が著しく低下することから、S/DMEの最適値は3.0となる。しかし、実証試験ではS/DMEが一定になるように水蒸気の流量を制御するが、起動停止や部分負荷運転において一時的な水蒸気不足も予想されることから、炭素析出に対する0.5のマージンを見てS/DMEの設計値を3.5とした。

MGTのタービン出口温度は593℃であり、改質器をタービン出口直後に配置した場合、触媒の耐熱温度に懸念はないものの、450℃という最適温度へのコントロールが難しい。最も容易な温度制御方法は、熱媒ループなどによる間接加熱方式の採用することであるが、これは大幅なコスト増を招くと考えられることから、水蒸発器を改質器の前段に設置することでガスタービン排気の改質器への導入温度を500℃以下まで下げることにした。

2.2 試験方法

CRGTと同様な発電効率向上策であるSTIGの発電効率と比較し、CRGTの優位性を実証することを目的に、この2つのサイクル試験を行った。検証は、他の要因をできるだけ排除するため、同時期に、ほぼ同じ条件（ガスタービン出力、気温、蒸気供給量など）で行った試験結果を用いた。

2.2.1 蒸気噴射試験

パイロット燃料（DME）単独で30kW出力運転を維持しながら、水蒸気をメイン燃料ラインから燃焼室へ噴射した。噴射する水蒸気は、節炭器・水蒸発器・DME加熱器により400℃程度に過熱する。蒸気噴射量をパラメータとして発電効率、排ガス特性を求める。

2.2.2 化学再生試験

30kW出力運転を維持しながら、パイロット単独運転からメインへ燃料を徐々に切替え、発電効率、排ガス特性を求める。ここでS/DMEは前述したように3.5とすると、改質配分率が低いところでの運転は、改質器内での改質ガスの滞留時間が長くなることから、発熱反応であるメタン化反応（後述）が発生する不具合がある。そこで、S/DME=3.5の条件での化学再生サイクル運転は改質配分率60%以上とした。

燃焼排ガス組成の計測箇所は水加熱器下流100mmの排ガスダクト中心部とした。この箇所では上流各廃熱回収機器が有する多数の加熱管がダクト内に配置されているため燃焼ガスが混合し、濃度分布が均一と判断できる。排ガスは水冷式プローブによりガスを吸引し、排ガス分析装置（堀場製作所 MEXA-7100H）にて計測した。改質ガスの組成は改質器出口ガスをガスクロマトグラフ（ベスト測器製）で計測した。

3. 試験結果

3.1 蒸気噴射試験

蒸気噴射量をパラメータとした燃焼効率、NO_x

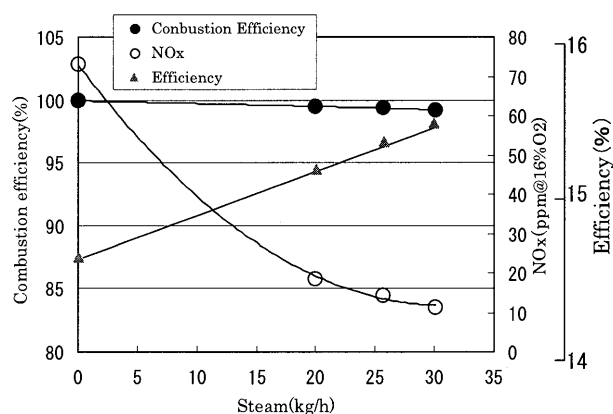


図6 Effect of steam injection to combustion characteristics

(16%O₂換算) および発電効率の関係を図6に示す。ここで、発電効率は次式による。

$$\text{発電効率} = \frac{\text{発電出力}}{\text{熱入力 (LHV基準)}} \quad (2)$$

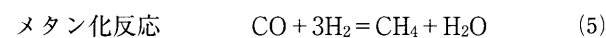
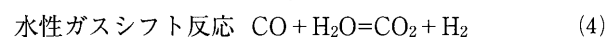
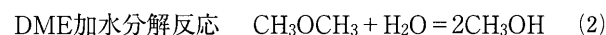
発電効率は蒸気噴射量にほぼ比例して増加する。但し、蒸気噴射量35kg/hでCOが急増することから、ノズルから蒸気噴射する場合の本装置の限界蒸気量と考えられる。蒸気噴射量30kg/hでは燃焼効率99%を下回るが、発電効率は蒸気噴射なしに対し5.3%（相対値）向上している。蒸気噴射によるNO_xの低減は、本試験ではノズルから火炎に直接噴射しているため低減効果は大であり、蒸気噴射量30kg/hでNO_xは約90%低減している。

3.2 化学再生試験

3.2.1 改質ガス組成

試験結果を表2に示す。ここで、メイン燃料はMGTのSPVを介さず供給しており、DME改質配分率90%以上の運転はMGTが異常と判断し、運転はできなかった。前述したように、DME改質配分率の下限もあることから、ここではDME改質配分率試験60%、80%におけるデータを収集した。LHV増熱率は、改質配分率62.1%、80.3%でそれぞれ8.47%、7.87%となり、計画値の9%を下回った。これは、改質反応温度が設計値450℃以下であったことが大きな原因と考えられる。表2には改質配分率100%運転時の改質ガス組成も示すが、これは以下の手順により推定した。

①DME水蒸気改質の素反応(2)～(5)および改質配分率62.1%、80.3%の改質ガス組成から(2)～(5)の反応率を求める。



②図7に示すように各素反応の反応率の2点直線近似により改質配分率100%における各素反応の反応率を求める。

③改質配分率100%における各素反応の反応率から各組

表2 Test data of CRGT and STIG

Operating mode			I		II		III	
			STIG	CRGT	STIG	CRGT	STIG	CRGT
Inlet air flow rate	kg/h		970	955	948	942	936	941
Inlet air temp.	°C		10	10	10	10	10	10
DME flow rate	Pilot	kg/h	24.7	8.7	24.5	4.5	24.4	0.0
	Main	kg/h	0	14.3	0	18.0	0	22.1
	Main percentage	%	0	62.1	0	80.3	0	100
DME temp.	°C		25	416	25	404	25	410
Steam	Flow rate	kg/h	20.0	20.1	25.7	25.2	30.9	30.9
	Temp.	°C	367	416	374	404	371	410
S/DME	—		—	3.60	—	3.57	—	3.58
Outlet gas temp.	°C		558	558	558	558	558	558
Reformed gas flow rate	kg/h		—	34.3	—	43.2	—	52.0
Reformed gas composition	H ₂	vol%	—	43.5	—	39.0	—	33.7
	CO	vol%	—	14.3	—	14.9	—	15.1
	H ₂ O	vol%	—	31.5	—	36.2	—	41.7
	CO ₂	vol%	—	6.2	—	4.2	—	2.3
	CH ₄	vol%	—	3.9	—	3.6	—	3.3
	DME	vol%	—	0.6	—	2.1	—	3.9
Inlet enthalpy	$\Sigma \Delta H_{25}$	MJ/h	711	695	706	688	704	679
	ΣH_R	MJ/h	-2	17	3	24	7	32
Outlet enthalpy ΣH_P	MJ/h		589	579	583	576	582	582
Inlet-outlet	MJ/h		120	133	128	136	129	129
Power generation efficient(LHVbase)	%		15.16	16.32	15.29	16.65	15.35	16.95
(Efficient(CRGT)/(STIG) - 1) × 100	%		7.7		8.9		10.4	

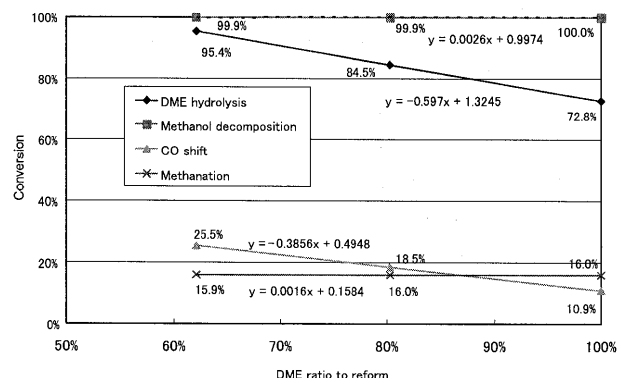


図7 Estimation of the conversion at 100% DME ratio to reform

成を求める。

その結果、改質配分率100%におけるLHV増熱率は、表2に示す改質ガス組成から求めた改質ガスLHVと式(1)より7.11%と推定される。

3.2.2 燃焼特性

試験結果を図8に示す。図8はSTIG試験結果と比較しやすいように、横軸はSTIGの蒸気噴射量に対し、改質器に供給した水蒸気量とした。燃焼効率は常に99.9%以上と高いレベルにある。燃焼効率が高いのは、改質ガス中のH₂の燃焼速度が高いことが貢献していると考えられる。同等の改質ガスでは、DME改質配分率100%運転においても同等の燃焼効率が得られると考えている。

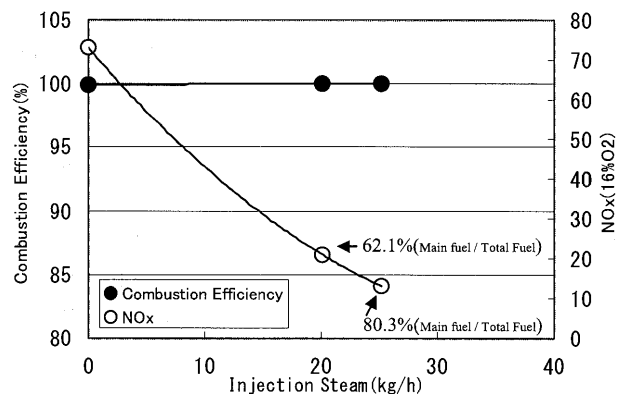


図8 Combustion data with reformed gas

NO_xはSTIG試験と同程度にCRGT運転でも低減することが確認できる。改質配分率100%運転では、予混合燃焼温度の計画値が1500°Cであること、オリジナル燃料ノズルを用いた定格（予混合100%燃焼）運転⁽⁷⁾で、NO_xは3 ppm程度であることを考慮すると、本MGTによるDME改質配分率100%でのNO_x<10ppmは達成可能である。なお、本MGTに限らず、他のガスタービン燃焼器でも、本燃焼条件でのNO_x<10ppmは十分に設計可能である。

3.2.3 発電効率

表2にはCRGTでの発電効率も示す。発電効率は同程

度の蒸気噴射量に対し、改質配分率62.1%運転で7.7%の向上、改質配分率80.3%運転で8.9%向上し、CRGTの優位性が確認できる。同表の改質配分率100%における発

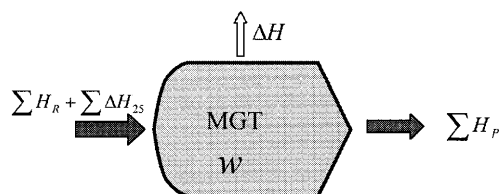


図9 Enthalpy balance around MGT

電効率は図9のモデルを考え、以下の手順により推定した。

反応、仕事に伴うエンタルピー変化は全体のエネルギー収支を用いて式(6)で表すことができる。

$$\Delta H + w = \Sigma H_R + \Sigma \Delta H_{25} - \Sigma H_P \quad (6)$$

ここで

ΔH : 系からの熱損失 w : 系が行った仕事

ΣH_P : 生成物の25℃におけるそのものの標準状態を基準に取ったエンタルピー

ΣH_R : MGTに入っていく全物質の標準反応熱に対する標準状態を基準にとって表したエンタルピーの和

$\Sigma \Delta H_{25}$: 標準反応熱

上述したように、運転は不明要因をできるだけ排除するため、同時期に、ほぼ同じ条件で行っている。したがって、MGT外面からの熱損失は運転モードに関係なく一定と仮定した。また、同じ出力運転、ほぼ同じ回転数での運転であるため w は等しいとした。これにより、CRGT、STIGでも上式の右辺（供給熱量－出口熱量）が等しいことになる。実際、表2の試験データ（I、II）をみても同程度の値となっている。そこで、改質配分率100%での発電効率推定においては、（供給熱量－出口熱量）は表2のI、IIの4つの平均である129MJ/hとした。供給するDMEを仮定し、（供給熱量－出口熱量）が129MJ/hになるまで計算を繰り返す。ここで、改質器に供給する蒸気量は表2のI、IIのS/DMEの平均である3.58を用いて求めた。これより、発電効率は、改質配分率100%でのCRGTで16.95%、同蒸気噴射量のSTIGで15.35%となり、STIGに対し改質配分率100%でのCRGTでは10.4%の発電効率向上が見込まれる。

以上、CRGTはSTIGに対し発電効率が優れているこ

と、およびNOx抑制にも有効であることを検証することができた。

4. まとめ

DMEを用いたCRGTの可能性および性能評価を行うため、30kW-MGTに本システムを適用した実証試験装置を製作した。性能評価はCRGTと同様な発電効率手段として採用されているSTIGと比較する方法で行った。結果概要は以下のとおりである。

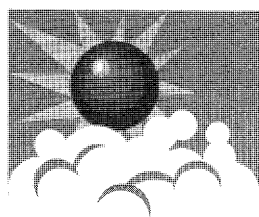
- (1) 30kWのMGTを用いたDME-CRGTの発電実証運転に成功した。
- (2) STIGに対しCRGTの発電効率向上を確認し、改質配分率100%のCRGTでは、10.4%の効率向上が推定される。
- (3) 排ガス中のNOxは、改質配分率100%のCRGTでは10ppm以下と推定される。

今後は、本試験で得られた知見をもとに、MWクラスガスタービンへのCRGTの適用を検討していく。

本研究は、経済産業省資源エネルギー庁殿より、「DME燃料利用機器開発費補助金」の交付を受け、補助事業として実施したものである。関係各位に感謝いたします。なお、本論文に掲載の商品の名称は、それぞれ各社が商標として使用している場合があります。

参考文献

- (1) Teraji, D. and Hettick, J., : MercuryTM 50 Product Durability Operation and Maintenance Review, ProC. ASME TURBO EXPO, GT2005-69134, (2005)
- (2) 中垣, 渡邊: 化学再生ガスタービンシステムの技術開発, 火力原子力発電, No.590, Vol.56, (2005)
- (3) NEDO, 平成6年度石油火力発電所メタノール転換等実証試験 委託業務報告書, メタノール改質型発電トータルシステム実証試験, (1994)
- (4) 中垣, 山田, 佐藤, 田中, 香川, 渡邊: ジメチルエーテルを燃料とする化学再生ガスタービンシステムの性能予測, 第9回動力・エネルギー技術シンポジウム講演論文集, (2004)
- (5) アクティブパワー社資料
- (6) 中垣, 渡邊: ジメチルエーテルを燃料とする化学再生ガスタービンシステム用改質器の設計, 第11回動力・エネルギー技術シンポジウム講演論文集, (2006)
- (7) 土屋, 岡本: マイクロガスタービンによるDME燃料の適用可能性評価研究, 第32回ガスタービン定期講演会講演論文集, (2004)



間もなく起こる石油の枯渇と ガスタービン

松木 正勝^{*1}

MATSUKI Masakatsu

近代文明は地下資源の化石燃料の燃焼により得られる熱エネルギーを熱機関により機械動力に変換する技術の発展によって支えられてきた。

従って、中国・インドなどの急激な経済発展とともに、石炭、石油、天然ガスの消費は急増しており、先進国では今後10年で50%の削減が提唱されているが、それが実現しても現在の消費速度を越えてしまう。

ところが、現時点で、石油はこの100年で既に推定埋蔵量の50%を消費したと考えられており、現在の世界の消費量を維持出来たととしても今後15年から20年で石油は枯渇してしまうと考えられる。石炭、その他まだ地下資源は残っているが、消費の増加もあり、遠からず枯渇する。

従って、持続可能なエネルギー源として太陽エネルギーに頼らざるをえなくなる。

太陽エネルギーは大量に存在するがエネルギー密度が小さいので利用できる密度まで濃縮せねばならない。

自然濃縮では、降雨による水力、植物による炭水化物の生産などがあり、これらは古くから利用されてきた。

しかし、太陽エネルギーを一次エネルギーとして多量に利用するには、革命的な発想の転換が求められる。

現在、太陽電池、風力発電、バイオエネルギーの利用が始まっているが、いろいろの問題が起きている。

バイオエネルギーは現時点で石油を補うものとして利用可能であるが、大量になると、食糧生産と競合し生態系を悪化させるが、更に生産のために投入されたエネルギーに対して産出されるエネルギー即ち生産率が小さいことが問題である。

風力発電は、台風、降雪、落雷、騒音、鳥衝突、地震などの問題はあるが、風況を選んで設置すれば24時間稼働できるし、エネルギー生産率が良いので、世界的にも利用が進みつつある。しかし、風速変動による出力変動が大きいので、出力の平準化への対応が求められるようになりつつある。

太陽光利用発電は太陽電池による電気エネルギーへの直接変換であり基幹的と考えられる。現在は変換効率が低い、将来の効率向上が予見されている。また昼間し

か発電できず、曇天、雨天では出力が減るし、また耐環境性も求められる。

現在受光面積10平方メートルで1kW程度の出力のもので、1年間で約1200kWhの積算電力量が得られている。需要と出力の変動は大電力網と接続することによって吸収しており、太陽光発電量が増すにつれて平準化が求められるようになる。

風力、太陽光とも平準化の手段として小出力の場合一日平均的なものとして蓄電池が用いられているが、エネルギー密度が小さいため、容量、価格、寿命など問題が多い。

余剰部分の電力で水を電解し、エネルギー密度の大きい水素で蓄積し、それを燃料電池などで電気に変換して平準化に使う。この場合大きい出力変動への対応が求められるので部分負荷特性の良い燃料電池が適している。

風力、太陽光などエネルギー密度が小さいが、あまねく分布しているものは、消費地で生産し、送電損失を少なくすべきで、分散電源となる。しかし小出力は変動に弱くから大電力網に接続して広域制御する必要がある。

燃料電池として効率が高く、高温で作動するSOFCの場合、空気と水素の供給と電池の加熱にガスタービンを利用することが検討されている。

以上は、地上固定施設や普通自動車に対するものであるが、航空機、大型自動車、などの移動機械、大型産業設備、大電力網安定化のための発電設備などでは、水素を更にエネルギー密度の大きい形にまで濃縮した液体の炭化水素化合物を更に高効率で使用してゆかねばならず、航空機用ガスタービン、コンバインドサイクルガスタービンなど一層の高効率化が求められる。

また石油の枯渇した産油国は、砂漠で太陽光を用いた人造石油産業を起こす可能性があり、人造石油製造装置を24時間有効に稼働させる為、昼間電力を一時貯蔵する高効率の空気貯蔵式ガスタービンが求められるかもしれない。

高効率ガスタービン技術は新時代のエネルギー供給の重要な一翼を占めてゆくものと思われる。

原稿受付 2008年5月7日

*1 日本工業大学

〒177-0044 練馬区上石神井2-3-9

(社)日本ガスタービン学会 評議員会・総会報告

本学会の評議員会と通常総会が、2008年4月4日に東京都港区芝浦1丁目の東芝ビル39階で開催された。第32期第2回評議員会は、廣川順一君の司会により10時15分から開かれ、評議員の互選の結果、藤綱義行君が議長に選出され議事が進められ、委任状を含め評議員53名の出席が確認され、評議員会の成立が宣言された。まず細則変更（案）について審議され承認された。続いて第32期事業報告（案）、決算報告（案）が審議され、決算報告については第32期の山崎慎一、川口修両監事の適正であるとの監査結果が川口修監事から報告され、これらは原案通り総会に諮ることが満場一致で承認可決された。さらに吉識晴夫第32期会長から阿部英雄、佐藤玉太郎、Dieter E. Bohnの3氏が名誉会員に推薦することの提案があり、原案通り総会に諮ることが満場一致で承認可決された。続いて第33期事業計画（案）について審議し、原案通り総会に諮ることが満場一致で承認可決された。最後に第33期予算（案）について審議し、原案通り総会に諮ることが満場一致で承認可決された。これを持って議事は終了し、議長は議事録署名者に太田有君と藤岡順三君とを指名し閉会した。

第33期第1回評議員会は、廣川順一君の司会により11時40分から同会場で開催され、評議員の互選の結果、藤綱義行君が議長に選出され、委任状を含めて、評議員61名の出席が確認され、評議員会の成立が宣言された。まず、第33期評議員選挙の結果、80名の評議員が選出されたことが報告された。次に、理事会で審議された第33期役員候補者を2008年通常総会に提案することが、満場一致で承認された。さらに第34期事業計画および予算案の文部科学省提出に係る審議手続きについて審議し、原案が満場一致で承認された。第33期事業計画・予算（案）の報告は、第32期第1回評議員会で説明され通常総会への議案とすることが承認されており、内容的にも重複するので説明を省略することが提案され了承された。以上のように議事は終了し、議長は議事録署名者に伊藤栄作君と山本誠君を指名し閉会した。

2008年通常総会は、評議員会と同会場で13時から塚原章友君の司会により開催された。吉識晴夫第32期会長の開会挨拶に続いて、定款に基づき同会長が議長に就き議事が進め、委任状を含めた正会員993名の出席により定款第31条に基づき正会員の過半数に達したので開会を宣言した。筒井康賢第32期総務担当理事から第32期事業報告がなされ、満場一致で承認された。池口隆第32期財務担当理事から第32期決算報告がされ、川口修監事より監査の結果、法令及び定款に照らして適正である旨の報告を受け、満場一致で承認された。吉識会長より、阿部英雄、佐藤玉太郎、Dieter E. Bohnの3氏を名誉会員に推薦することが諮られることが満場一致で承認可決された。筒井総務担当理事から、細則第3章第11条について評議員会にて原案のとおり承認された旨報告があった。続いて筒井総務担当理事から別掲の第33期事業計画が説明され異議なく承認され、続いて池口隆第32期財務担当理事より第33期予算について説明がなされ、異議なく承認された。さらに第33期評議員選挙の結果、80名の評議員が選出されたことが報告された。第33期役員については、あらかじめ理事会と評議員会での審議で選出された20名の理事候補者全員が承認され、理事の互選により選出された会長・並木正夫君、副会長・本阿弥眞治君が承認された。第34期事業計画および予算案の文部科学省提出に係る件につき渡辺紀徳第33期総務担当理事より説明がなされ、原案通り満場一致で承認された。2007年国際ガスタービン会議東京大会について太田英輔IGTC2007実行委員長から報告された。長年、ガスタービンセミナーの開催場所を提供された東京ガス株式会社から感謝状が授与された。最後に並木第33期会長の挨拶で全ての議事は終了し、議長は議事録署名者に野崎理君と松沼孝幸君を指名し閉会した。

I. 事業の概要

定款に定める諸事業を下記のように実施した。

(1) 研究発表及び学術講演会等の開催（集会事業・定款第5条1号）

時 期	場 所	名 称	発 表 内 容	参加者数	演題数
2007/3/1	法政大学 市ヶ谷キャンパス	第1回シンポジウム	「ガスタービンと共用のある燃料電池について」	24名	4
2007/6/1	九州大学 伊都キャンパス	第1回見学会・技術フォーラム	設備見学及び技術懇談会	15名	3
2007/6/15	JALエンジニアリング ノロジー（株）	第2回見学会	設備見学	36名	—
2007/7/5-6	宇宙航空研究開発機構 航空宇宙技術研究センター	第14回ガスタービン教育シンポジウム	若手技術者および学生の教育（講義および施設見学）	78名	7
2007/9/19-21	長良川国際会議場	第35回定期講演会・見学会	会員の研究・開発成果の発表	113名	43
2007/12/2-7	京王プラザホテル	第9回国際ガスタービン会議東京大会	研究・開発成果の発表	498名	153
2008/1/24-25	東京ガス(株)本社	第36回ガスタービンセミナー	「ガスタービンおよび航空エンジンの最新技術動向」	123名	11
2008/2/15	君津共同火力(株)	第3回見学会	設備見学	28名	—
2008/2/27	首都大学東京 日野キャンパス	第2回シンポジウム	「ガスタービンの超小型化に関する諸課題」	30名	7

(2) 学会誌及び学術書の刊行（出版事業・定款第5条2号）

図 書 名	発 行 年 月 日	発行部数
日本ガスタービン学会誌	2007/3/30、5/20、7/20、9/20、11/20、2008/1/20	2,300
第35回定期講演会講演論文集	2007/9/1	150
International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems	2007/10/30	Web掲載
Book of Abstracts International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo	2007/12/2	650
Proceedings of International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo	2007/12/2	650
第36回ガスタービンセミナー資料集	2008/1/18	180

(3) 内外関連学協会との連携並びに協力（国際交流事業等・定款第5条3号）

2007年度に継続して共催・協賛した行事は45件であり、新規のものは下記の6件である。

種類	開催時期	名 称	場 所	関連団体名
協賛	2007/4/4-6	ICCM2007 (International Conference on Computational Methods)	広島国際会議場	ICCM実行委員会
協賛	2007/6/22、26	第191・192回西山記念技術講座 —21世紀を拓く高性能厚板	西山記念館大ホール（神戸）、東京工業大デジタル多目的ホール（東京）	日本鉄鋼協会
協賛	2007/8/6-8	日本実験力学会2007年度年次講演会	埼玉大学東京ステーションカレッジ	日本実験力学会
協賛	2007/12/7-8	2007年度「先進コース」《電気・電子》講習会	神戸大学 深江キャンパス	日本マリンエンジニアリング学会
協賛	2007/12/17	「超省エネ船シンポジウム」—燃料5割削減は可能か?—	建築会館ホール	日本マリンエンジニアリング学会
協賛	2008/2/17-22	ISROMAC-12 (The Twelfth International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery)	Sheraton Mohana Surfrider Hotel Honolulu, Hawaii	Pacific Center of Thermal Fluids Engineering (PCTFE)

(4) ガスタービンに関する研究、調査（調査研究事業・定款第5条4号）

名 称	実 施 期 間	調 査 内 容
「2006年ガスタービン及び過給機生産統計」の資料収集	毎年度継続して実施中	我が国におけるガスタービン及び過給機生産に関する資料を収集し、纏めると共に、結果を学会誌に掲載した。

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰（表彰事業・定款第5条5号）

ガスタービンに関連した研究及び技術開発を奨励するため2年に一度、優れた研究、技術に対して、ガスタービン学会賞（論文賞、技術賞、奨励賞）を授与している。2007年度は学会賞を審査する期にあたり、学会賞の選考を実施した。

II. 処務の概要

1. 役員等に関する事項

1. 1 役員（理事、監事）

理事・会長	吉識晴夫
副会長	並木正夫
総務理事	筒井康賢、池口 隆、石井潤治、加藤千幸、杉本隆雄
企画理事	久松 暢、笠崎典彦、児玉秀和、六山亮昌、森 雅晶、吉岡俊彦
編集理事	山本 誠、小林利充、園田豊隆、長崎孝夫、福山佳孝、湯浅三郎、吉田英生
監事	川口 修、山崎慎一

1. 2 評議員

32期評議員は、定款第15条、第16条、第17条、細則第21条から第27条により以下のように選出された。ただし、前記の理事は、定款第17条及び細則第21条により評議員から除かれた。佐々木直人、小林文博、満岡次郎、米澤克夫、渡辺康之、今福光雄、坂本光男、遠崎良樹、杉本隆雄、森脇健、笠正憲、山下直之、中西章夫、坂野貴洋、水本明彦、森 雅晶、相沢善吾、和泉政彦、佐々木隆、並木正夫、吉岡洋明、関矢英士、市川 寛、遠藤幸雄、佐々木祥二、内田 博、川上雅由、佐々木啓介、瀧花清作、大庭康二、山本隆夫、武田淳一郎、園田豊隆、有田耕二郎、福泉靖史、前川 茂、六山亮昌、濱地康之、船崎健一、鈴木和雄、林 茂、福山佳孝、柳 良二、武石賢一郎、辻本良信、辻川吉春、井嶋 優、春海一佳、佐々木正史、速水 洋、古川雅人、吉田英生、益田重明、井上雅弘、筒井康賢、藤綱義行、梶昭次郎、藤岡照高、伊藤高根、長崎孝夫、荒川忠一、金子成彦、長島利夫、渡辺紀徳、望月貞成、吉田豊明、本阿弥眞治、中田俊彦、山本 悟、黒河邦彦、岡村隆成、原田広史、藤岡順三、辻田星歩、水本新平、工藤一彦、杉山 弘、黒川淳一、太田 有、山本勝弘

2. 職員に関する事項

2007年度末現在

職 務	氏 名	就任年月日	担 当 事 務	備 考
事務局員	伊藤 高根	2007年5月11日（嘱託）	事務局の総括	7月1日より事務局長
事務局員	中村 優美	2002年4月25日（嘱託） 2007年7月2日（常勤）	事務局事務処理	
事務局員	高田 優子	2007年9月20日（嘱託）	事務局事務処理	

*事務局員（事務局長）三浦 敦子 は、2007年6月30日付で定年退職。

3. 役員等に関する事項

3. 1 理事会

7回開催され、第31期事業報告・決算、第32期事業計画・予算、第32期事業実施にともなう業務、第33期事業計画・予算案、第32期第2回評議員会議案、第33期第1回評議員会議案、平成20年通常総会議案、次期役員候補者推薦等を審議し、決定した。

3. 2 評議員会・通常総会

第31期第2回評議員会、第32期第1回評議員会、平成19年通常総会は、平成19年4月5日に開催された。既に学会誌Vol. 35、No. 3、(2007.5) に詳細が報告されているので省略する。

4. 許可、認可、承認、証明等に関する事項

申請月日	申請事項	許可等月日	備考
	なし		

5. 契約に関する事項

契約年月日	相手方	契約の概要
2007/ 5/18	S M B C ファイナンスサービス(株)	「i-CATS」取扱に関する覚書。 預金口座振替による代金回収事務委託契約書 (1993/11/26契約)に関する追加事項
2007/ 6/ 1	中島ビジネスソリューション(株)	経理・財務等経営全般の相談 (2007/6/1-2008/5/31) 自動継続
2007/ 6/23	(株)東伸社	発送業務委託 (2007/6/23-2008/6/22) 自動継続
2006/ 7/ 1	ニッセイエボ(株)	学会誌編集事務業務委託契約 (2007/7/1-2008/6/30) 自動継続
2007/ 7/ 5	(株)イーサイド	IGTC07会議登録等業務委託 (7/5より委託業務終了する日まで)
2007/ 7/21	大澤 毅士	学会ホームページの更新管理 (2006/7/21-2007/7/20)
2008/ 2/21	鎌田 繁始	第3工新ビル402号室の賃借契約 (2008/2/21-2010/2/20)

6. 寄付金に関する事項

寄付の目的	寄付者	申込金額	領収金額	備考
	なし			

7. 主務官庁指示に関する事項

指示年月日	指示事項	履行状況
2007/ 4/17	感染症の予防及び感染症の患者に対する医療に関する法律等の一部を改正する法律の施行に伴う感染症の病原体等の管理規制に関する説明会の開催について(通知)	
2007/ 4/25	新たな公益法人制度に関する情報提供について(情報提供)	
2007/ 6/15	感染症の予防及び感染症の患者に対する医療に関する法律等の一部を改正する法律の施行に伴う感染症の病原体等の管理規制の周知について(通知)	
2007/10/23	「公務員制度改革大綱の基づく措置について」の進捗状況調査等について(依頼)	2007/10/23回答 2008/1/9簡票調査票写し受領
2008/1/22	農林水産大臣がその生産又は流通を所管する遺伝子組換え植物に係る第一種使用規定の承認の申請及び農林水産大臣がその生産又は流通を所管する遺伝子組換え生ワクチンに係る第一種使用規定の承認の申請について(通知)	
2008/ 1/17	病原性微生物等の保管・管理の徹底及び保有状況等の調査の実施について(依頼)	2008/1/29回答

8. 各委員会の活動

8. 1 総務委員会

委員長 筒井 康賢 他10名 開催7回

庶務、会計、渉外、その他学会運営に関する事項を担当した。

8. 2 企画委員会

委員長 久松 暢 他16名 開催6回

教育シンポジウム、見学会、シンポジウム、セミナー等の企画・実施を担当した。

8. 3 編集委員会

委員長 山本 誠 他21名 開催6回

学会誌の編集に関する事項を担当した。

8. 4 ガスタービン統計作成委員会

委員長 千葉 薫 他8名 開催2回

2006年の国産ガスタービン及び過給機生産に関する統計資料をまとめ、学会誌Vol.35 No.4に掲載した。

8. 5 学術講演会委員会

委員長 渡辺 紀徳 他10名 開催4回

第35回定期講演会(岐阜)の実施、および第36回定期講演会(日立)の企画を行った。

8. 6 広報委員会

委員長 山本 誠 他9名 E-mail 会議

ガスタービン学会ホームページを管理し、掲載内容の検討・追加・修正を行った。また、本ホームページに関連する問い合わせに対応した。

8. 7 国際委員会

委員長 藤綱 義行 他16名 開催3回

今期はIGTC2007開催のため、昨年に引き続いて国際委員会メンバーは実行委員会のいずれかの委員会で活動した。一方、国際委員会を3回開催し、そこでIAC会議とACGT懇談会の内容を検討し、両会議をIGTC07会期中に恙無く終えることができた。特に後者では、次回のACGT2009を日本で開催することが合意されたことが特筆される。また、学会長の要請に対して、次回のIGTCは2011年に関西で行うことを中間報告として答申した。さらに、海外のガスタービン研究者からアーヘン工科大学のボーン教授を名誉会員として理事会に推薦した。

8. 8 地方委員会

委員長 武石 賢一郎 他18名 開催2回

見学会の計画と実施及びフォーラムの計画を行った。

8. 9 組織検討委員会

委員長 川口 修 他5名 開催6回

前期に引き続いて学会の運営、組織に関する会長の諮問事項を中心に以下の委員会審議を行い、理事会において適宜提案を行うとともに、審議結果を報告し、会長に答申を行った。

- 1) 事務局の新体制案の検討、職務規定の改訂作業
- 2) 公益法人制度の改革への対応についての検討
- 3) 学会倫理規定の定款、細則へのリンクのための検討
- 4) 大学院在籍者に関する細則変更案の作成
- 5) 学会役員の選出と協力企業掘り出しのための議論
- 6) 常置委員会における活動内容について見直しの議論
- 7) 健全な学会運営のための学会財政見直しの議論
- 8) 学会名称変更の必要性に関する検討

8. 10 選挙管理委員会

委員長 渡江 貞弘 他6名 開催2回

第33期評議員及び監事選挙開票作業を実施した。

8. 11 表彰委員会

委員長 並木 正夫 他10名 開催3回

今期は学会賞(論文賞・奨励賞・技術賞)を審査する期であり、学会賞候補の募集(2007年9月号会告)を行うと共に選考作業を実施し、学会賞候補を選考した。その結果を基に理事会に対して学会賞候補を推薦した。

8. 12 G T技術継続教育教材作成委員会

委員長 吉田 豊明 他14名 開催1回

本委員会は28期に発足し、教材に関する自由討論を行った。また、29期以来ガスタービン教育シンポジウムの教材作成、講師推薦を行って企画委員会に協力した。本年度(32期)は第14回教育シンポジウムに協力した。また、教材執筆等への謝礼、学術出版社からの教材刊行について討論を行った。

8. 13 英文論文編集委員会

委員長 渡辺 紀徳 他14名 E-mail会議 開催3回

電子版英文論文集International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems(略称JGPP)の論文募集、発刊準備を行い、2007年10月に創刊号を発行した。また、IGTC 2007で投稿を呼びかけるとともに、同会議で発表された論文の中から優秀なものを推薦した。

8. 14 国際会議組織委員会

委員長 住川 雅晴 他64名 開催1回

2007年国際ガスタービン会議東京大会の開催を控え、11月9日に第2回委員会を開催し、プログラム案および予算案等を審議・承認するとともに、参加者増強等について支援を行った。

8. 15 国際会議実行委員会

委員長 大田 英輔 他65名 開催7回

2007年国際ガスタービン会議東京大会の開催年度にあたり、総務、論文、展示、行事、財務の各担当委員会のもと、国内外への広報、論文の査読および採択に関する作業、展示企業および団体の募集、行事関連の準備等、具体的な準備を進め、準備内容の確認と調整のため実行委員会を開催した。会期中は参加登録、講演会、展示会および各種行事の運営を順調に行った。会議終了後、次年度に取り纏める最終報告書の準備として実績および収支決算の確認作業を進めた。

8. 16 倫理規定検討委員会

委員長 栗山 真治 他6名 開催1回

31期に行った議論に基づき、倫理規定案を作成し、理事会での討議を受けて再調整をし、再度、理事会に諮り承認された。

8. 17 職員採用委員会

委員長 川口 修 他5名 開催1回

嘱託職員1名の採用を内定して理事会に報告した。

9. 会員の異動状況

会員の異動状況書

会員種別	会 員 数		増減数
	本年度末 2008年2月29日現在	昨年度末 2007年2月28日現在	
正 会 員	1,905名	1,915名	-10名
賛助会員	123社(164口)	125社(165口)	-2社(-1口)
学生会員	109名	91名	18名
個人会員計	2,014名	2,006名	8名

第32期(2007年度)収支決算

1. 収支計算経括表

2007年3月1日から2008年2月29日まで

科 目	合 計	一般会計	特別会計
Ⅰ. 収入の部	円	円	円
1. 基本財産運用収入	14,989	14,989	0
2. 会費・入会金収入	22,545,600	20,395,600	2,150,000
3. 事業収入	55,425,000	9,637,000	45,788,000
4. 雑収入	1,824,755	1,738,516	86,239
5. 補助金収入	3,690,000	600,000	3,090,000
6. 取崩収入	26,300,000	26,300,000	0
7. 工学会退職年金一時金収入	5,709,201	5,709,201	0
当 期 収 入 合 計	115,509,545	64,395,306	51,114,239
前期繰越収支差額	29,801,437	16,280,372	13,521,065
収 入 合 計	145,310,982	80,675,678	64,635,304
Ⅱ. 支出の部			
1. 事業費	58,484,926	16,043,528	42,441,398
2. 管理費	45,764,138	45,764,138	0
3. 特定預金支出	3,200,000	3,200,000	0
当 期 支 出 合 計	107,449,064	65,007,666	42,441,398
当 期 収 支 差 額	8,060,481	△ 612,360	8,672,841
次期繰越収支差額	37,861,918	15,668,012	22,193,906

2. 正味財産計算書総括表

2007年3月1日から2008年2月29日まで			
科 目	合 計	一 般 会 計	特別会計
【増加の部】	円	円	円
資 産 増 加 額	11,872,841	3,200,000	8,672,841
負 債 減 少 額	26,300,000	26,300,000	0
増 加 額 合 計	38,172,841	29,500,000	8,672,841
【減少の部】			
資 産 減 少 額	26,912,360	26,912,360	0
負 債 増 加 額	1,200,000	1,200,000	0
減 少 額 合 計	28,112,360	28,112,360	0
当期正味財産増加額	10,060,481	1,387,640	8,672,841
前期繰越正味財産額	75,833,437	43,312,372	32,521,065
期末正味財産合計額	85,893,918	44,700,012	41,193,906

3. 貸借対照表総括表

2008年2月29日現在			
科 目	合 計	一 般 会 計	特別会計
【資産の部】	円	円	円
流 動 資 産	38,004,082	15,810,176	22,193,906
固 定 資 産			
基 本 財 産	10,000,000	10,000,000	0
その他固定資産	39,232,000	20,232,000	19,000,000
固定資産合計	49,232,000	30,232,000	19,000,000
資 産 合 計	87,236,082	46,042,176	41,193,906
【負債の部】			
流 動 負 債	142,164	142,164	0
固 定 負 債	1,200,000	1,200,000	0
負 債 合 計	1,342,164	1,342,164	0
【正味財産の部】			
正 味 財 産	85,893,918	44,700,012	41,193,906
(うち基本金)	10,000,000	10,000,000	0
(うち当期正味財産増加額)	10,060,481	1,387,640	8,672,841
負債及び正味財産合計	87,236,082	46,042,176	41,193,906

4. 財産目録

2008年2月29日現在			
科 目	合計	一般会計	特別会計
【資産の部】	円	円	円
(流動資産)			
現 金 預 金	38,004,082	15,810,176	22,193,906
普 通 預 金	29,153,969	6,960,063	22,193,906
郵便貯金	7,535,746	7,535,746	0
振替貯金	1,314,367	1,314,367	0
流動資産合計	38,004,082	15,810,176	22,193,906
(固定資産)			
基本財産			
基 本 財 産 引 当 預 金	10,000,000	0,000,000	0
基本財産合計	10,000,000	10,000,000	0
その他の固定資産			
敷 金	1,032,000	1,032,000	0
記念事業積立預金	5,500,000	5,500,000	0
助成事業積立預金	500,000	500,000	0
退職給与積立預金	1,200,000	1,200,000	0
表彰事業基金	8,000,000	8,000,000	0
事務所整備積立預金	4,000,000	4,000,000	0
国際交流引当預金	19,000,000	0	19,000,000
その他の固定資産合計	39,232,000	20,232,000	19,000,000
固定資産合計	49,232,000	30,232,000	19,000,000
資産合計	87,236,082	46,042,176	41,193,906
【負債の部】			
(流動負債)			
前 納 会 費	62,500	62,500	0
雇 用 保 険	79,664	79,664	0
流動負債合計	142,164	142,164	0
(固定負債)			
退 職 給 与 引 当 金	1,200,000	1,200,000	0
固定負債合計	1,200,000	1,200,000	0
負債合計	1,342,164	1,342,164	0
正味財産	85,893,918	44,700,012	41,193,906

2008年3月24日

社団法人 日本ガスタービン学会
会長 吉識 晴夫 殿

社団法人 日本ガスタービン学会

監事 川口 修
監事 山崎 慎一

監 査 報 告 書

2007年度事業報告書、収支計算書、及び財産目録等について、
関係書類とともにその内容を監査した結果、法令および定款に照らして
正当であることを認めます。

第33期事業計画

役員及び評議員

理事・会長 並木正夫
副会長 本阿弥眞治
総務理事 渡辺紀徳（主担当）、池口 隆、和泉敦彦、筒井康賢、三巻利夫
企画理事 杉本隆雄（主担当）、太田 有、金子成彦、満岡次郎、六山亮昌、
森 雅品、
編集理事 福山佳孝（主担当）、園田豊隆、武田淳一郎、長崎孝夫、松尾重紀子、
山下直之、吉田英生
監事 川口 修、山崎慎一
評議員 前期選挙結果のうち、上記理事に就任した方を除く72名

1. 事業の概要

2008年度（第33期：2008年3月1日から2009年2月28日まで）は、前年度と同様に定款に定める下記諸事業を行う計画である。学会及び事務局運営については引き続き一層の会員へのサービス改善や合理化を行う予定である。

(1) 研究発表会及び学術講演会等の開催（集会事業・定款5条1号）

名 称	開催予定時期	開催予定場所	参加予定者
定期講演会	2008年10月	日上市	100人
見学会・技術懇談会	6月	日本タービンテクノロジー他	30人
	未定	未定	30人
教育シンポジウム	7月	I H I	60人
	9月	川崎重工	50人
セミナー	2009年1月	東芝	120人
フォーラム	未定	未定	30人
シンポジウム	未定	未定	30人

(2) 学会誌及び学術図書の刊行（出版事業・定款5条2号）

図 書 名	発 行 予 定 時 期	予 定 部 数
日本ガスタービン学会誌	2008年3月、5月、7月、9月、 11月、2009年1月	2,300
定期講演会講演論文集	2008年10月	200
セミナー資料集	2009年1月	200
英文電子ジャーナル	2008年4月、7月、10月、 2009年1月	Web掲載
ガスタービン教育教材	2008年6月	300

(3) 内外関連学協会との連絡並びに協力（国際協力事業・定款5条3号）

定期的に海外関連学協会との情報交換を密にすると共に、学会ホームページに活動状況を広く紹介する。

国内については昨年度と同様に、関連学協会（約25団体）との共催及び協賛により学術講演会、セミナー等を計画、実施すると共に、必要に応じて関連学協会の行事を協賛する予定である。

(4) ガスタービンに関する研究・調査（調査研究事業・定款5条4号）

2007年のわが国におけるガスタービン及び過給機の生産実績の統計資料を収集、集計し、学会誌に掲載する。

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰(表彰事業・定款5条5号)

ガスタービンに関連する研究及び技術開発を奨励するために、優れた研究と技術に対して隔年でガスタービン学会賞を授与している。32期で決定された受賞者に対し、2008年4月に開催される総会で表彰する。

2. 委員会の設置

以上の諸事業を実施するため、下記の常置及び臨時委員会を設置する。

- 常置委員会：(1)総務委員会
(2)企画委員会
(3)編集委員会
(4)ガスタービン統計作成委員会
(5)学術講演会委員会
(6)広報委員会
(7)国際委員会
(8)地方委員会
(9)英文論文集編集委員会
(10)表彰委員会
(11)倫理規定検討委員会

- 臨時委員会：(1)選挙管理委員会
(2)調査研究委員会
(3)ガスタービン技術継続教育教材作成委員会
(4)国際会議組織委員会
(5)国際会議実行委員会
(6)その他

第33期(2008年度)収支予算書

1. 予算総括表

2008年3月1日から2009年2月28日まで

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計
I. 収入の部	円	円	円
1. 基本財産運用収入	4,000	4,000	0
2. 会費・入会金収入	21,253,000	21,253,000	0
3. 事業収入	10,021,000	10,021,000	0
4. 補助金等収入	100,000	100,000	0
5. 雑収入	1,832,000	1,819,000	13,000
6. 取崩収入	0	0	0
当期収入合計	33,210,000	33,197,000	13,000
前期繰越収支差額	37,861,918	15,668,012	22,193,906
収入合計	71,071,918	48,865,012	22,206,906
II. 支出の部			
1. 事業費	23,232,000	19,789,000	3,443,000
2. 管理費	12,233,000	12,233,000	0
3. 特定預金支出	2,300,000	2,300,000	0
当期支出合計	37,765,000	34,322,000	3,443,000
当期収支差額	△ 4,555,000	△ 1,125,000	△ 3,430,000
次期繰越収支差額	33,306,918	14,543,012	18,763,906



主催学協会	会合名	共催 /協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本機械学会	第13回 動力・エネルギー技術シンポジウム－地球温暖化防止と動力エネルギー技術－	協賛	H20/6/19-20	北海道大学学術交流会館他	日本機械学会 事務局 URL: http://www.jsme.or.jp/
日本機械学会 関西支部	第296回 講習会「事例に学ぶ流体関連振動(汎用FSI解析コードのデモ紹介付き)」	協賛	H20/6/26-27	大阪科学技術センター 8階 中ホール	日本機械学会関西支部 http://www.kansai.jsme.or.jp/
日本実験力学会	日本実験力学会2008年度年次講演会	協賛	H20/6/30 -7/2	北海道大学学術交流会館	日本実験力学会 http://jsem.jp/
可視化情報学会	第36回可視化情報シンポジウム	協賛	H20/7/22-23	工学院大学 新宿校舎	可視化情報学会事務局, http://www.visualization.jp
日本流体力学会	日本流体力学会年会2008	協賛	H20/9/4-7	神戸大学 六甲台キャンパス	日本流体力学会 URL: http://www.nagare.or.jp
可視化情報学会	可視化情報学会全国講演会(釧路2008)	協賛	H20/10/11-12	釧路市生涯教育センター	可視化情報学会事務局 http://www.visualization.jp
日本鉄鋼協会	第60回 白石記念講座「社会基盤・産業基盤の安心・安全を支えるリスクベースインスペクション/リスクベースメンテナンス」	協賛	H20/10/21	東京電機大学 7号館 1階丹羽ホール	日本鉄鋼協会 学会・生産技術部門事務局 育成グループ 植田, 金子 http://www.isij.or.jp/

第32期（2007年度）日本ガスタービン学会賞審査報告

第32期表彰委員会委員長 並木 正夫

NAMIKI Masao

日本ガスタービン学会では、ガスタービン・過給機に関連する工学・技術の発展を奨励することを目的として、優れた論文および技術に対し2年に一度学会賞（論文賞・技術賞・奨励賞）を贈り、表彰しております。

2007年度はその表彰の年に当たり、日本ガスタービン学会誌2007年9月号の会告並びに学会ホームページを通じて学会賞候補を募集しました。2003年12月から2007年11月までを対象期間とし、論文賞・奨励賞候補としては学会誌および英文電子ジャーナルに技術論文として掲載された論文、技術賞候補としてはこの期間に完成した画期的な新技術を対象として、2007年11月30日を応募期限として学会賞候補を募集しました。その結果、自薦、他

薦を含め論文関係（論文賞・奨励賞）が21件、技術賞関係が2件、合計23件の応募がありました。

表彰委員会にて委員長以下11名の委員により、論文賞・奨励賞に対しては一次審査、二次審査の二段階方式の審査を行い、また、技術賞に関しては一次審査としての書類審査の他に二次審査としてヒアリングを実施しました。厳正かつ慎重な審査の結果、表彰委員会として論文賞3件・技術賞2件・奨励賞1名を理事会に推薦しました。

理事会において審議の結果、表彰委員会から推薦した受賞候補は全て承認され、次に示すとおり授賞が決定されました。

論文賞

タービン翼列の損失と三次元流れへ及ぼすチップクリアランスの影響

第2報：主流乱れ度の増加

（日本ガスタービン学会誌 32巻4号 2004年7月）

産業技術総合研究所 松 沼 孝 幸
筒 井 康 賢

タービン翼列のチップクリアランス流れは、タービン翼列の性能に大きな影響を及ぼすため、これまでに多数の研究が行われ、チップクリアランスの大きさ、翼先端形状、壁面の相対運動などの影響が明らかにされてきた。しかし、過去の研究は、高レイノルズ数かつ低主流乱れ度の状態に限られており、レイノルズ数や主流乱れ度の影響が曖昧であった。

そこで、本研究では、環状タービン翼列出口の三次元流れを5孔ピトー管により測定し、チップクリアランス流れへのレイノルズ数と主流乱れ度の影響を調査した。前報（第1報）でレイノルズ数の影響を議論したのに続き、本報（第2報）では、乱れ発生用閉塞板を用いて主流乱れ度を0.5%から4.1%の範囲で調整し、チップクリア

ランスと主流乱れ度の関係を考察した。

本実験から、(1)チップクリアランス損失は、主流乱れ度の影響をほとんど受けないこと、(2)チップクリアランスからの漏れ渦の影響は、主流乱れ度が低い場合には流路全体に広がるが、主流乱れ度が高い場合にはチップ側壁面近くに集中すること、(3)チップクリアランスの影響による流れ角の減少は、1%以下の主流乱れ度では、主流乱れ度の増加により改善されるが、主流乱れ度がさらに高くなると効果が小さくなること、などを明らかにした。さらに、本実験結果をAinley-Mathieson予測法と比較して、タービン翼列設計ツールの高精度化に有益な知見を得た。

論文賞

二段燃焼型インジェクタを用いた超小型水素ガスタービン用試験燃焼器の
燃焼特性に及ぼす二次空気噴流の影響

(日本ガスタービン学会誌 33巻5号 2005年9月)

東京都立科学技術大学 皆川 和 大
湯 浅 三 郎

本論文は、数kW出力のMGT用に、その熱効率向上と究極的な低NO_xとを達成する高温型水素燃焼器の実現を目指したものである。本燃焼器のコンセプトは、水素の燃焼特性を活かして、円管インジェクタに当量比 $\phi=2$ の乱流噴流予混合火炎を形成させ、これを取り囲むように配置した小孔から二次空気を高速で予混合火炎に衝突させることにより、RQL燃焼を達成するものである。なお、水素-空気RQL燃焼における最適な一次当量比は、これまでの研究によって既に明らかにしてある。

本研究では、上記のコンセプトに基づいた単一インジェクタ試験燃焼器を試作した。二次空気を噴出する小孔の数 N および予混合火炎に対する二次空気噴出高さ h およびインジェクタを通過させる総空気流量 \dot{m}_{at} をパラメータとして変化させ、NO_x濃度、燃焼効率、全圧損失率を評価項目とし、適切なインジェクタの条件を求めた。

実験の結果、燃焼効率およびNO_x濃度は、 N 、 h および \dot{m}_{at} に対して大きくは依存しなかったが、全圧損失率は N 、 h に対して1%の比較的大きなオーダーで変化した。また、一次燃焼である当量比 $\phi=2$ の過濃予混合火炎の頂部で二次空気を噴出した場合に最もNO_x濃度が低くなること、二次空気噴流の運動量が大きい場合には燃焼効率が低下することなどがわかった。

最終的に選定したインジェクタ形状では、燃焼器当量比0.7の条件において、燃焼効率99.7%以上、15%O₂換算NO_x濃度4ppm未満、燃焼器全圧損失率4%以下の優れた値を達成した。3kW出力の単純サイクルMGTに適用する場合、本インジェクタ4本をクラスタ化することで、燃焼室容積が約40cm³で燃焼負荷率は2000MW/(m³・MPa)の超小型高負荷燃焼器が実現できる可能性を示した。

論文賞

複合型インピンジ冷却構造に関する研究
(実験による内部及び外部伝熱特性同時計測)

(日本ガスタービン学会誌 35巻6号 2007年11月)

岩手大学 ハミドン・ビンサーレ
(Hamidon Bin Salleh)
船 崎 健 一

次世代航空推進システム用高効率・高出力のガスタービンエンジン実現に向けてタービン入口温度のさらなる高温化が求められ、タービン翼の高性能冷却構造としての複合型インピンジメント冷却に期待が集まっている。この冷却構造の特徴は、フィルム冷却に加えて、インピンジメント冷却とピンフィンを一体型にした点である。Nakamataらは、インピンジメントジェット孔周辺のピン配置が大きく異なる二種類の冷却構造(STAG, STAG2)を用いて、両者の冷却効率に有意差があることを示したが、よどみ点を有するインピンジメント冷却が支配的と思われる流れ場で冷却効率に有意差が現れる理由については明らかにすることができなかった。本研究では、感温液晶を用いた過渡応答法を冷却内外面の熱伝達率及びフィルム効率同時評価に用い、STAGと

STAG2の伝熱特性を調べた。フィルム冷却に関しては、流量比が高い場合に熱伝達率の差が認められるが、流量比が低い場合にSTAGとSTAG2の熱伝達率がほぼ同じであること、観測範囲において、全条件でSTAGとSTAG2の熱伝達率がほぼ同じであること、ターゲット面上ではSTAGの熱伝達率がSTAG2より高いことが確認された。また、冷却効率に関する簡易評価式を導出し、本研究で得られた結果をもとに、Nakamataらで得られた冷却効率の違いの原因を検討した。その結果、冷却側熱伝達率と主流側熱伝達率の比が大きいほど冷却効率は向上すること、低流量比でSTAGの方が高い冷却効率を示す理由は、STAGでの冷却側熱伝達率がSTAG2での値よりも大きいことが主たる原因であることが明らかとなった。

技術賞

DME化学再生発電システムの技術開発

(株) 東 芝
関西電力(株)

ガスタービンの排ガスの熱エネルギーを利用しシステムの発電効率を向上させる方法には、蒸気タービンと組合わせたコンバインドサイクルシステムが事業用として一般的であるが、中小型ガスタービンでは、排ガスの熱エネルギーを蒸気としてガスタービンに回収するチェンサイクルガスタービンが実用化されている。化学再生ガスタービンはチェンサイクルガスタービンに類似したシステムであるが、蒸気を燃料の改質に利用することで、化学的変化による熱回収を行うことが出来るため、チェンサイクルガスタービンよりもさらに高い発電効率が見られることが特徴である。

(株)東芝と関西電力(株)は共同で、経済産業省資源エネ

ギー庁殿より「DME燃料利用機器開発費補助金」の交付を受け、平成14年度からDMEを燃料とする化学再生ガスタービンの開発を行ってきた。5年間の開発期間の中で、化学再生ガスタービンに適したDME改質触媒の選定（触媒調査研究、触媒試験）、DME用改質器、燃焼器の開発（要素試験）、システム構成と性能検討（システム検討）を行い、最終的にシステム全体の検証として実証試験を行った。その結果、本システムが中小型のガスタービン発電システムの効率向上策として有効なシステムであること、およびNO_xの抑制にも有効であることを実証試験により確認した。

技術賞

高湿分空気を利用した再生型ガスタービンシステム

(株)日立製作所 圓 島 信 也
幡 宮 重 雄
佐 藤 和 彦
(財)電力中央研究所 高 橋 徹
住友精密工業(株) 江 田 隆 志

高湿分空気を利用した再生型ガスタービンAHATは、ガスタービンを高温化あるいは高圧力比化することなしに、システムを工夫することで熱効率を大幅に高めることを狙った新型ガスタービン発電システムである。再生サイクルは原理的に圧力比の小さなガスタービンに適しているが、作動流体を高湿分空気とすることで熱回収能力が向上し、再生サイクルの有効適用範囲が圧力比の高い領域まで拡大される。最適設計時には、蒸気タービンなしで複合システムを越える熱効率と低NO_xの環境特性が期待される。AHATでは圧縮機吸気流量の約15wt%の湿分を加えガスタービンで仕事をさせた後、排ガスから湿分を回収し再利用する。このシステムの実現に向け、

以下の4種類の要素技術を開発した。①吸気噴霧冷却を利用した高効率圧縮機設計技術。②高湿分空気によるタービン翼冷却技術。③高湿分条件で低NO_xと燃焼安定性を両立させる燃焼器。④高温高湿分条件で利用できるコンパクト熱交換器。これらの要素技術を確認しシステム成立性を検証するため4MW級AHATパイロットプラントを建設し、2006年10月から試験運転を実施した。その結果システム機器が計画どおり作動して定格出力を達成でき、AHATシステムの原理的成立性を確認した。

この開発は、2004年～2006年の資源エネルギー庁補助事業「高効率ガスタービン実用化要素技術開発」の一部として実施されたものである。

奨励賞

Ultra Micro Gas Turbine用Flat-Flame型超小型燃焼器の熱輸送評価

(日本ガスタービン学会誌 33巻5号 2005年9月)

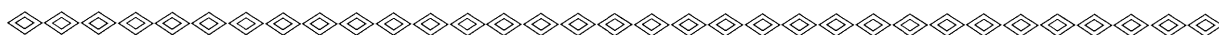
東京都立科学技術大学 押 味 加 奈

*現在は、GE Energy所属

著者らはこれまでに、UMGT (Ultra Micro Gas Turbine) の燃焼器に着目し、燃焼器を小型化することによって生じる諸問題を考察した上で、Flat-Flame燃焼方式を提案し、実験的に本燃焼方式がUMGTに適していることを実証してきた。併せて、本燃焼器を実際にUMGTに搭載しシステムを成立させるためには、外部への熱損失及び内部での熱移動に関する対策が重要な課題となることも指摘している。本論文では、実際に外形10.5mm、内径6mm、容積58mm³のFlat-Flame型超小型燃焼器を用い、素線径0.05mmの極細K熱電対および外径0.25mmのKシース熱電対を用いて燃焼器内外の温度分布を実験的に求め、熱の流れを全体的に把握・評価した。それに基づき、本燃焼器をUMGTに搭載することを想定して、熱設計指針を提案し、UMGTの実現可

能性について検討した。

温度分布測定結果より、燃焼器ノズルを断熱した場合、排気スリットでの熱輸送が最も支配的であり、熱損失として外部に流出するものと、予混合気と熱交換して、再生サイクル的な排気ガス熱量の再循環の役割を担うものがあることがわかった。さらに、ノズルからの熱輻射および排気スリット経路などの排気ガス熱量の再循環は、予混合気を予熱することで反応の早期完了を促し、高負荷なFlat-Flame型超小型燃焼器を実現する重要な役割を担っていることがわかった。将来の応用例として、排気スリットでの熱輸送は、予混合気の予熱の他に炭化水素系燃料の改質熱源としても有効利用できる可能性があることを示した。



2008年特別講演会報告

杉本 隆雄
SUGIMOTO Takao

2008年の特別講演会は、4月4日(金)の通常総会後の午後4時から5時まで、東京都港区の東芝ビル39階3905/3906会議室で開催された。

今年の特別講演会は、同日に開催された通常総会の参加者約70名の大部分が出席し、名誉員に推薦されたドイツ・アーヘン工科大学・タービン研究所長のDieter E. Bohn教授により英語で講演が行われた。

演題は“Future Aspects and Developments for CO₂-Free Power Station Technology with Integrated Gas Turbines”で、スライド40枚を使い、その要旨は以下であった。

まず、世界的な環境問題の現状に触れ、特に地球温暖化をもたらすCO₂の排出削減に関連して、それに寄与するためのガスタービンの熱効率向上に関する最新技術の紹介があった。次に短期、中期、長期の時間軸での高効率化およびCO₂削減に関する研究の動向について述べ、究極の技術としてCO₂フリーのプラントについても解説された。その主な内容を以下に示す。

- 1) 産業革命以降の地球温暖化のトレンド
- 2) NO_xの世界的分布と大気汚染の事例
- 3) CO₂削減のための各種手段と最新技術動向

ガスタービンおよびCCPPの熱効率の動向、ガスター

ビン翼の蒸気冷却技術、フィルム冷却技術および高温材料利用技術の開発など

4) 中期的な研究開発

フィルム冷却空気の流動解析へのLESの適用、TBCと多孔質材料および複合材を使った滲出し冷却翼、蒸気タービンの高温化、気液二層化など

5) 長期的な研究開発

太陽光の集光によるタービン発電プロジェクトの紹介、ガスタービン、蒸気タービン、風力発電、燃料電池、太陽光発電などを組み合わせた高効率発電、IGCCにCO₂埋設を併用したCO₂フリーのパワープラントの紹介など

6) 結び

全ての技術開発は、将来の電力確保に対して、その高効率化と高い経済性をもたらすものでなければならないという主張

以上のように革新的で示唆に富んだ内容であった。会場では熱心にメモが取られ、特別講演終了後も個別に質問する参加者の姿が見られた。

名誉員推薦状授与式への出席を目的としてドイツから来日し、特別講演を引き受けられたBohn教授に対して紙面を借りて感謝の意を表したい。

(企画委員会委員)



2007年度第3回見学会報告

上松 一雄
UEMATSU Kazuo

君津共同火力(株) (以降、君津共火) は、昭和42年6月に新日鉄(株)君津製鐵所の副生ガスを有効利用し低廉な電力を供給することを目的として、君津製鐵所と東京電力(株)の両社の共同出資により設立されました。当初はボイラと蒸気タービンを使った発電設備でしたが、平成16年7月に世界初の副生ガス専焼の改良型コンバインドサイクル発電設備 (以降、ACC) を運転開始しました。

今回は、この画期的な発電設備の見学会を開催し、29名の方々が参加されました。初めて目にしました広大な新日鉄君津製鐵所に先ず圧倒されました。現在非常に厳しいSecurity体制下にあり、事前に見学者を登録の上でバスでまとまって入門させて頂き、君津製鐵所の構内にある君津共火内へと参りました。

初めに上原発電所長殿、山田副所長殿より会社の沿革や環境に配慮した発電所のご紹介などを含めたご挨拶を賜り、久保田副所長補佐殿より詳細なACC設備のご説明を頂き、その後3班に分かれて設備内部まで見学させて頂きました。

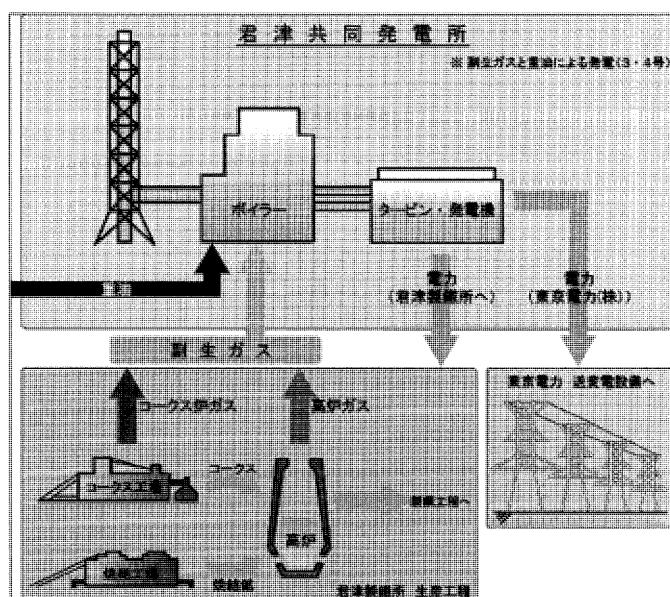
設備は幾つかの主要な機器で構成されています。先ず、燃料となる副生ガス系統ですが、高炉ガス (BFG) にコークス炉ガス (COG) を混合させるガス混合器と燃料ガスろ過器から成ります。ここで所要のカロリーに制御され、ガス圧縮機に導かれて加圧し、ガスタービンに燃料として供給されます。ガス圧縮機は87MWと言う巨

大なものです。この圧縮ガスの6%程度のガスをバイパスさせることにより燃料制御し、逃がしのガスはガス冷却器で冷却して燃料系に戻します。ガス圧縮機は、一軸に繋がった蒸気タービンやガスタービンの軸からRenk社の大型増速機 (3000rpm→5025rpm) を通して駆動されます。ガスタービンは、三菱重工製のM701F形ガスタービンをベースに、高炉ガス焚拡散燃焼器と空気量3割カット圧縮機を新設計したM701FS (1300℃級) を使用しています。排ガス中のNOx量も、日立製排ガスボイラを通った後は6ppm以下と基準を満たしています。また、ガスタービンへ供給する空気系統は、製鉄所と言う煤塵を多く含む環境にも関わらず、HEPAフィルタを使うことで、2年に一度の定期点検で連続運転を可能にしています。出力300MW / 熱効率47.5%HHVと言う世界最大のBFG焚ACC発電設備で、中国の鞍山にもコピー設備が作られています。

設備のTopからは東京湾を一望でき、東京湾アクアラインや富士山の眺めは正に絶景でした。

今回の素晴らしい見学会の開催に当り、君津共火の皆様のご協力、及び三菱商事様による入門手続/構内へのご案内のご協力に、心より感謝申し上げます。また、その他開催の音頭を取って頂いた関係者に感謝申し上げます。

(地方委員会委員)



GTSJ 第33期委員名簿 (順不同)

○は委員長

総務委員会

川上 龍太 (東京電力)	木村 覚 (日立)	塚原 章友 (三菱重工)	平野 孝典 (拓殖大)
廣川 順一 (IHI)	牧田 光正 (JAXA)	山田 正彦 (東芝)	

企画委員会

大庭 芳則 (IHI)	川上 忠重 (法大)	木村 武清 (川崎重工)	倉田 修 (産総研)
小出 俊輔 (防衛省)	鳥飼 高行 (東芝)	西田 啓之 (電中研)	松田 隆 (全日空)
三嶋 英裕 (日立)	山形 通史 (富士電機)	吉田 征二 (JAXA)	若原 剛人 (新潟原動機)

編集委員会

有村 久登 (三菱重工)	市川 薫 (東邦ガス)	伊東 正雄 (東芝)	刑部 真弘 (東京海洋大)
柏原 宏行 (川崎重工)	加藤 千幸 (東大)	川上 龍太 (東京電力)	
佐々木 直人 (アイ・エイチ・アイ・エアロスペース)		辻田 星歩 (法大)	名本 道生 (ダイハツ)
幡宮 重雄 (日立)	服部 学明 (三井造船)	平田 豊 (IHI)	廣光 永兆 (IHI)
渡辺 啓悦 (荏原)			

学術講演会

○船崎 健一 (岩手大)	古谷 博秀 (産総研)	山本 武 (JAXA)	加藤 大 (IHI)
猪亦 麻子 (東芝)	荒木 秀文 (日立)	中台 久雄 (荏原)	赤堀 広文 (川崎重工)
伊藤 栄作 (三菱重工)	園田 豊隆 (本田技術研究所)		平野 孝典 (拓殖大)

地方委員会

○武石 賢一郎 (阪大)	岡 芳彦 (三井造船)	吉田 邦夫 (タクマ)	坂本 光男 (大阪ガス)
吉竹 茂 (関西電力)	橋本 正孝 (神戸大)	橋本 啓介 (ディー・ピー・エス)	
松岡 右典 (川崎重工)	三宅 裕 (福井工大)	速水 洋 (九大)	古川 雅人 (九大)
清嶺 地誠 (日立造船)	中西 章夫 (九州電力)	名本 道生 (ダイハツ)	辻川 吉春 (大阪府大)
辻本 良信 (阪大)	吉田 英生 (京大)	川田 裕 (大阪工大)	六山 亮昌 (三菱重工)
上松 一雄 (菱友システム技術)			

国際委員会

○山本 誠 (東京理科大)	藤網 義行 (ESPR組合)	石田 克彦 (川崎重工)	松田 寿 (東芝)
太田 有 (早大)	二村 尚夫 (JAXA)	武石 賢一郎 (阪大)	
中村 良也 (アイ・エヌ・シー・エンジニアリング)		幡宮 重雄 (日立)	福田 雅文 (物材研)
藤岡 昌則 (三菱重工)	渡辺 紀徳 (東大)	船崎 健一 (岩手大)	松尾 亜紀子 (慶大)
山根 敬 (JAXA)	川口 修 (慶大名誉教授)	木下 康裕 (川崎重工)	土屋 直木 (IHI)

統計作成委員会

○千葉 薫 (アイ・エヌ・シー・エンジニアリング)	井出 琢磨 (IHI)	荒木 伸二 (日立)
今井 則和 (ヤンマー)	酒井 義明 (東芝)	白石 隆 (三菱重工)
馬場 康弘 (ターボシステムズユナイテッド)	山上 展由 (三菱重工)	原田 純 (川崎重工)

日本ガスタービン学会倫理規定の制定について

第31期・第32期倫理規定検討委員会委員長 葉山 眞治

1. 倫理規定制定の背景

ここ数年、大学や研究機関での論文のねつ造、研究費の不正使用などが急増している。一方、情報処理学会、電気学会、土木学会、建築学会、日本機械学会、日本化学会、ターボ機械協会などは、すでに倫理規定を制定し、継続的な見直しを行い、倫理に関わる事件の急増を受けて改訂を行っている。また、日本学術会議は声明として「科学者の行動規範について」を発表し（2006年10月3日）、その要旨には

- ・各大学・研究機関、学協会が「科学者の行動規範」を参照しながら、自らの行動規範を策定し、それが科学者の行動に反映されるように周知されること
- ・また、全ての組織が「科学者の行動規範の自律的実現を目指して」に記したように倫理プログラムを策定し、運用すること

を要望すると書かれている。

これらの現状を鑑みると、日本ガスタービン学会は、早急に倫理規定を定め、必要ならば定款等の改訂も行う必要があると考えられた。

2. 倫理規定検討委員会の開催

第31期に倫理規定検討委員会（委員長葉山眞治ほか委員5名、顧問1名）を発足させ、引き続き同一メンバーで第32期の倫理規定検討委員会を設け、他学協会の倫理規定・要綱、日本学術会議の「科学者の行動規範について」などを詳細に検討し、倫理規定案を作成し、理事会に諮り承認された（2007年12月14日）。

日本ガスタービン学会倫理規定

前文

本学会会員は、ガスタービン・過給機およびそれらの周辺機器に関わる者として、科学技術を自然や社会と調和した健全な方向に発展させ、持続的な発展が可能な社会の構築に向けて貢献することが求められる。そのため、会員は自らの責務の重大性と技術開発が社会に与える影響の大きさを常に認識し、知識・技能の向上に向けて研鑽し、社会から信頼と尊敬を得るために、以下に定める倫理規定を遵守する。

規定

（社会に対する責任）

会員は、自らの知識、技術、経験を活かして、人類の安全、健康、福祉の向上に最善を尽くして社会の持続的な発展に貢献する。さらに、会員は、自らの活動が地球環境と社会の安全に影響を及ぼすことを常に認識して、研究・技術開発や機器の運転・運用を行い、技術の安全性と信頼性の確保・向上に努めるとともに環境の保全・改善に努める。

（自己の研鑽と向上）

会員は、常に知識、技能の研鑽に努め、技術の発展・普及や人材の教育・育成などを通じ、自らの向上に努める。

（情報の公開）

会員は、自らの活動の意義と成果を積極的に公開し、社会に対して誠実に説明責任を果たす。

（法令等の遵守）

会員は、活動に関わる法令や関連規則等を遵守する。

また、業務を通じて知り得た情報に関し機密保持の義務を果たす。しかし、それらの情報の中に社会に対して重大な影響が予測される事柄が存在する場合には適切な措置を講じるよう努める。

（他者の尊重）

会員は、他者の業績である知的成果ならびに知的財産権を尊重する。

(差別の排除と公平性の確保)

会員は、社会における他者の文化の多様性に配慮し、宗教・性別・年齢などによる差別を排除して、個人の自由と人格を尊重する。

倫理規定運用細則

本学会は、倫理規定の内容を高め、実効性のあるものとするためにこの細則を定める。

(継続的な見直し作業)

学会は、倫理規定検討委員会を設け、継続的に倫理規定の見直しをする。

(会員への周知伝達)

学会は、倫理規定を学会誌に適宜掲載するなどにより会員に周知させ、倫理規定の遵守を徹底する。

(倫理に関する教育・啓蒙活動)

学会は、倫理に関する講演会、講習会などを適宜開催して会員を教育・啓蒙する。

(倫理委員会の設置)

学会は、倫理規定に反する事象についての報告を受け付け、それらを審議する倫理委員会を設ける。

(報償・顕彰制度の確立)

学会は、会員の倫理を高める活動に対して報償・顕彰する制度を確立する。

参考

第31期, 第32期 日本ガスタービン学会倫理規定検討委員会委員名簿

委員長	葉山眞治	日本ガスタービン学会元会長 東京大学名誉教授
幹事	筒井康賢	高知工科大学
委員	本阿弥眞治	東京理科大学
委員	兄玉秀和	(株) I H I
委員	杉本隆雄	川崎重工業(株)
委員	福泉靖史	三菱重工業(株)
顧問	吉識晴夫	日本ガスタービン学会第32期会長 帝京平成大学

第15回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

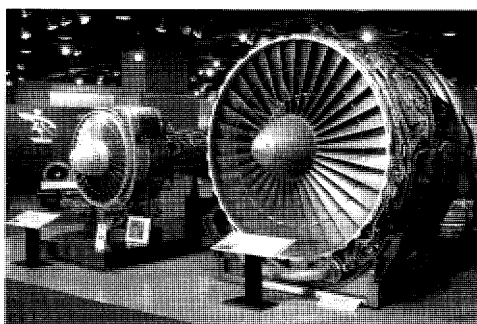
近年、ガスタービン技術の発展にはめざましいものがあり、航空機用ジェットエンジンをはじめ大規模発電やコージェネレーション用や船舶用エンジンとして幅広く用いられています。ガスタービンは小型高出力・高効率であることやNOx排出を抑えることが比較的容易であることから、環境に優しい原動機として今日の人類のエネルギー問題に寄与する大変重要な役割を担っております。また、将来の地球温暖化防止に向けてガスタービンの更なる高効率化・大容量化が強く求められており、多岐にわたる研究・開発分野で若い技術者の活躍が期待されます。この様な背景から、学生及びガスタービン開発に携わる新人技術者を対象とした標記シンポジウムの開催を計画しました。会員・非会員を問わず積極的にご参加下さい。

1. 日時：平成20年7月3日(木)、4日(金)
2. 場所：株式会社 I H I 航空宇宙事業本部 瑞穂工場 (東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229)
＜昭島事業所 (東京都昭島拝島町3975-18 I H I 昭島ビル)＞
3. プログラム：3日(木) 8：30- 受付 (I H I 昭島事業所)
9：00-9：30 移動 I H I 昭島事業所→瑞穂工場
9：30-9：40 開会の挨拶
9：40-11：10 「ガスタービン概論」 宇治茂一 (株 I H I)
11：20-12：10 「I H I における民間航空機用エンジン開発」 今村満勇 (株 I H I)
12：10-13：10 昼食
13：10-14：40 「ガスタービンと流体力学」 本阿弥真治 (東京理科大学)
14：40-17：00 瑞穂工場 生産設備見学・試験設備見学 (官学参加者)
I H I の航空機用ガスタービン技術の紹介・I H I そらの未来館見学 (企業参加者)
17：00-17：30 移動 瑞穂工場→I H I 昭島事業所
18：00-19：30 懇親会
- 4日(金) 8：30- 受付 (I H I 昭島事業所)
9：00-9：30 I H I 昭島事業所→瑞穂工場
9：30-11：00 「ガスタービンと伝熱工学」 福山佳孝 (宇宙航空研究開発機構)
11：10-12：40 「ガスタービンと燃焼工学」 山中 矢 (株東芝)
12：40-13：40 昼食
13：40-15：10 「ガスタービンと材料工学」 荒井幹也 (株 I H I)
15：20-16：50 「ガスタービンと制御工学」 松永 易 (株 I H I)
16：50-17：00 アンケート記入
17：00-17：10 閉会の挨拶
17：10-17：40 移動 瑞穂工場→J R 昭島駅 (解散)
4. 定 員：60名
5. 対象者：大学、大学院、高等専門学校在籍者、ならびに技術者 (ガスタービン初心者)
6. 参加費：学生 (会員：¥2,500, 非会員：¥5,500), 社会人 (会員：¥10,000, 非会員：¥15,500)
(注：当日入会可, 入会金¥500, 年会費：学生会員 ¥2,500, 正会員 ¥5,000)
7. 懇親会：参加費 無料
8. 受講修了証の発行：2日間の講義を受講された方は、「ガスタービン教育シンポジウム受講修了証」を発行します。
9. 申込方法：下記の申込書に1)所属 学校名 (専攻, 学年), 社名 (部課名, 入社年度), GTSJ 会員は会員番号, 2)氏名, 3)連絡先住所, TEL, FAX, E-mail, 4)懇親会参加の有無を明記し, 学会事務局宛に, 郵便, ファックス, 電子メールのいずれかにより平成20年6月18日(水) (必着) までに, お申し込み下さい。
10. 参加費の支払：当日支払いですが, 事前の支払いも受け付けます。事前に支払う場合は下記の所に振り込みを行って下さい。

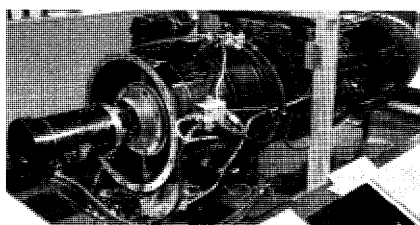
てください。また、その旨を学会事務局にファクシミリ、電子メール等でお知らせ下さい。

注：開催場所案内図及び詳細については当学会ホームページをご覧ください。(http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/)

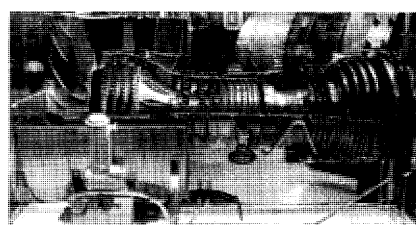
- 瑞穂工場行の貸切バスが9：00にIHI昭島ビルを出発いたしますので、8：50分までには受付を済ませてください（昭島から瑞穂は距離が離れていますので、路線バス利用が不便です。乗り遅れないようにお願いします）。
- 瑞穂工場見学は官学からの参加者のみとさせていただきますので予めご了承ください。
- 瑞穂工場見学にはカメラおよびカメラ付携帯電話の持ち込みが出来ませんので予めご了承ください。
- 昼食：実費弁当申し込みを承ります（飲物付きで800円程度です）。
- 宿泊施設：幹旋はいたしませんので必要な方は各自手配してください。
- 交通：IHI昭島事業所 JR昭島駅下車北口からコンビニエンスストア横を通り徒歩で5分程度です。駐車場が御座いませので電車、バスなどの公共交通機関をご利用下さい。
- 学会事務局：(社)日本ガスタービン学会 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
- 振込先：銀行（みずほ銀行新宿西口支店 普通預金1703707）郵便振替（00170-9-179578）
- 今年度は関西地区において、第16回ガスタービン教育シンポジウムを平成20年9月11日(木)、12日(金)に川崎重工業株式会社 明石工場で開催する予定です。（詳細は学会誌7月号に掲載いたします）



IHIそらの未来館の様子



日本初のジェットエンジン（ネ20）



ジェットエンジンカットモデル

第15回ガスタービン教育シンポジウム参加申込書

(平成20年7月3, 4日)

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX：03-3365-0387 TEL：03-3365-0095 E-mail：gtsj@pluto.dti.ne.jp

氏名			
所属		学年, 入社年度	
連絡先	〒		
TEL		FAX	
E-mail			
懇親会	出 ・ 欠	昼食申込	3日 ・ 4日

申込締切日：平成20年6月18日(水) (必着)

第36回ガスタービン定期講演会・講演論文募集

下記の日程で、日本ガスタービン学会（主催団体）と日本機械学会の共催による第36回ガスタービン定期講演会を、日立市で開催いたします。期日までに所定の手続により講演の申し込みをお願いします。

開 催 日 2008年（平成20年）

10月15日(水)、16日(木)

開 催 場 所 日立シビックセンター

茨城県日立市幸町1-21-1

TEL：0294-24-7711

HP: <http://www.civic.jp/>

見 学 会 講演会にあわせて、10月17日(金)に見学を予定しています。

講演申込締切 2008年（平成20年） 6月23日(月)

講演原稿締切 2008年（平成20年） 8月25日(月)

募 集 論 文

応募論文は、ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で、未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限りします。

ガスタービン本体及びその構成要素のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム、ユーザーの実績等に関する論文、さらに共通する理論や技術を基盤とする技術分野（ターボチャージャー、蒸気タービンなど）からの論文も歓迎します。

講演者の資格

本会会員もしくは日本機械学会会員に限りします。

（1人1題目の制限はありません。）

講演申込方法と採否の決定

日本ガスタービン学会ホームページ (<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/>) からの講演申込受付を予定しております。また従来の方法でも申込みできます。その場合には申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着（事故）の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX等でご連絡ください。（先にFAXで申し込みを行った場合も、必ず申込書を郵送してください。）

締切後の申し込みは受け付けません。

申 込 先

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル 402

(社)日本ガスタービン学会

TEL：03-3365-0095 FAX：03-3365-0387

講演発表の採否は日本ガスタービン学会において決定し、7月18日(金)までに結果を連絡する予定です。

講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領（日本ガスタービン学会ホームページに掲載）に従って、A4用紙2～6ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は、発表採否の連絡時に同封してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は、著者の希望により、講演会終了後に技術論文投稿として受理され、校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー2部、英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。

学生による優秀発表の表彰

今回の定期講演会より、日本ガスタービン学会の学生会員および博士（後期）課程在学中の同会員による発表の内、特に優秀な発表に対して下記要領にて表彰を行うことになりました。表彰された発表に対しては表彰状及び副賞が授与されます。エントリー希望者は申し込み時に所定の欄に○印をつけてください。

応 募 資 格：日本ガスタービン学会 学生会員および博士（後期）課程在学中の会員

表彰予定件数：講演申し込み時にエントリーした発表から1～2件

*コピーしてご使用ください。

(講演申込書)

第36回ガスタービン定期講演会講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション()

著 者 氏 名 (講演者に○印)	学 校・勤 務 先 (略 称)	所 属 学 会 (GTSJ・JSME・他)	会 員 資 格 (正会員・学生会員)

連絡者氏名：

会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒 _____

TEL：() -

FAX：() -

e-mail：

講演内容 (100 ～ 200字)

学生による優秀発表表彰の審査対象としてエントリーする場合○印をつけてください。
(日本ガスタービン学会の学生会員および博士(後期)課程在学中の同会員の発表のみ)

講演申込期限は2008年6月23日(月)です。早めにお申し込みください。

プログラム編成、事前公表の点から、講演申込後の講演題目、講演者、連名者の変更は原則として受け付けませんが、軽微な変更、特段の理由がある場合には、事前にご相談ください。

編集後記

湯浅三郎委員から3月号の巻頭言と編集後記で説明がなされましたように、5月号では引き続き「歴史に見るガスタービンの発達プロセス」を特集とし、二人の偉大なパイオニアや国別・企業別といった切り口から記事を編成してみました。3月号とあわせてガスタービンの歴史に関する体系的で有益な資料ができあがったものと思います。ご多用中にもかかわらず、貴重な記事をご執筆いただきました著者の皆様に心からお礼申し上げる次第です。

5月号の方はとりわけ外国の話題が多いので、執筆をどなたにお願いするのかという難しい問題がありましたが、本編集委員会委員の人脈を総動員することで、かなりの部分をカバーできたことは、ありがたいことでした。また本特集に先んじて充実した関連記事を掲載していた米国機械学会(ASME)からは3編の抄訳を許可していただきました。

とりわけ、航空エンジンの進展は第一次世界大戦(1914-1918)、第二次世界大戦(1939-1945)と深く関わっていたことを、再認識した特集でもありました。以下では、これらの大戦を通してガスタービン開発を先導してきた欧米の巨大企業のプロフィールを簡単に整理して、本文の補足とさせていただきます。

■BBC/ABB/Alstom

(<http://www.abb.com/>, <http://www.alstom.com/>)

Charles E. L. BrownとWalter Boveriが1891年にスイスのBadenで設立したBrown, Boveri & Cieに端を発する。1988年にAsea(1883年にSwedenのStockholmで設立)と合併してABBとなる。1989年にはWestinghouse Electricの変電送電部門を取り込んだ。一方、Alstom(1928年にフランスで設立されたAlsthomが原点; Alsthomの社名はAlsaceとElihu Thomsonに由来)は、一般にはTGVなどの鉄道車輛の方が馴染み深いだろう。2000年にABBはAlstomに発電部門を売却した。「身中の寄生虫」⁽¹⁾である圧縮機の改良を重ね、1939年にスイスのNeuchatel市から注文された4000kW非常用発電用ガスタービンの実用化に成功した⁽²⁾ことは、特筆すべきことである(3月号の長島利夫教授による記事も参照されたい)。

■General Electric (<http://www.ge.com/>)

1876年にThomas Alva Edisonが米国New JerseyのMenlo Parkに研究所を開設し、1890年にはEdison General Electric Companyを設立したが、競合するThomson-Houston Companyと1892年に合併してGeneral Electricとなる。1880年代後半にDCを主張するEdisonと、ACを主張するWestinghouseとが展開した“War of Currents”あるいは“Battle of Currents

War”はエネルギー利用史上最大の係争であろう。ターボチャージャーを開発したSanford A. Mossを中心に航空エンジンにも参入した。

■Pratt & Whitney

(<http://www.pw.utc.com/>, <http://www.pwc.ca/>)

1860年にFrancis PrattとAmos Whitneyが米国Connecticut州のHartfordに設立した工作機械の会社に端を発するが、1925年にFrederick B. Rentschlerによって航空機用エンジンに関わったのが実質的な原点といえる。現在はUnited Technologiesの傘下にあり、Pratt & Whitneyは大型機のエンジン、Pratt & Whitney Canadaは小型機のエンジンを製造している。

■Rolls-Royce (<http://www.rolls-royce.com/>)

1884年にHenry Royceが電気と機械に関する仕事を始めたのが原点。1906年にCharles Rollsと出会って自動車会社を設立した。航空エンジンとの関係は1914年のthe Eagle以降。

■Siemens/Westinghouse Electric/Siemens Power Generation (<http://w1.siemens.com/entry/>, <http://www.westinghouse.com/http://www.powergeneration.siemens.com/>)

Siemensは1847年にドイツのWerner von Siemensが設立した。Westinghouse Electricは1886年に米国のGeorge Westinghouseが設立し、創業当時はNikola Teslaとともに前述の“War of Currents”を征した。1998年にSiemensはWestinghouseの火力発電事業部門を買収することにより、その1事業本部をSiemens Westinghouse Power Corporationとし、その後Siemens Power Generationの組織に組み込んで現在にいたっている。なお、富士電機は古河電気工業とSiemensが1923年に資本提携して設立された。社名の“ふじ”は両社の頭文字に由来する。

本号の企画編集は、有村久登委員(三菱重工)、柏原宏行委員(川崎重工)、廣光永兆委員(IHI)と吉田(京都大学)が担当しました。

(1) 富塚清, 動力の歴史, (1998), pp. 194-199, 三樹書房

(2) 富塚清, 新改訂版 内燃機関の歴史, (1986), pp.210-211, 三栄書房

(吉田英生)

(表紙写真)

Whittle卿(左)とvon Ohain博士(右)。1978年5月3日 Wright-PattersonのBldg.18にて。

だより

✠事務局✠

桜の終わる頃から街のあちこちでいろいろな花が咲き始め、朝の通勤も駅までの道を花を楽しみながら気持ちよく通えます。4月4日の総会が終わり、事務局では登記変更手続き、文部科学省への書類提出など年度初めの業務を行っています。それとともに各委員会も今期の活動が始まり、まずは総務委員会が開催され、今期の体制・計画作り、企画委員会は、6月の見学会、7月の教育シンポジウムの準備をしています。学術講演会委員会では秋の定期講演会の論文募集を始めました。統計作成委員会では、生産統計データの学会誌掲載に向けていよいよまとめの作業に入っています。今期は、事業計画に記載されているように、常置委員会・臨時

委員会合わせて16の委員会が設置されております。各委員会は、10名から20名の委員で構成されており、E-mailによる会議を含め、会議を年に数回開催しています。委員の皆様にとっては本務の合間の学会活動ですので、時間的な拘束等ご負担も大きいと思います。でも、普段は立場の違う人も同じ委員会委員として幅広く交流できるよい機会でもあるのではないかと考えておりますが、いかがでしょうか。委員会活動が気持ちよく進行し、さらには会員の方の満足のいく企画運営や情報発信ができれば、事務局としてはこのうえなく嬉しいことです。今年度もそんな気持ちで縁の下の力持ちとなるべく、微力ながらがんばっていかうと思っています。(中村)

編集後記

湯浅三郎委員から3月号の巻頭言と編集後記で説明がなされましたように、5月号では引き続き「歴史に見るガスタービンの発達プロセス」を特集とし、二人の偉大なパイオニアや国別・企業別といった切り口から記事を編成してみました。3月号とあわせてガスタービンの歴史に関する体系的で有益な資料ができあがったものと思います。ご多用中にもかかわらず、貴重な記事をご執筆いただきました著者の皆様に心からお礼申し上げる次第です。

5月号の方はとりわけ外国の話題が多いので、執筆をどなたにお願いするのかという難しい問題がありました。本編集委員会委員の人脈を総動員することで、かなりの部分をカバーできたことは、ありがたいことでした。また本特集に先んじて充実した関連記事を掲載していた米国機械学会(ASME)からは3編の抄訳を許可していただきました。

とりわけ、航空エンジンの進展は第一次世界大戦(1914-1918)、第二次世界大戦(1939-1945)と深く関わっていたことを、再認識した特集でもありました。以下では、これらの大戦を通してガスタービン開発を先導してきた欧米の巨大企業のプロフィールを簡単に整理して、本文の補足とさせていただきます。

■BBC/ABB/Alstom

(<http://www.abb.com/>, <http://www.alstom.com/>)

Charles E. L. BrownとWalter Boveriが1891年にスイスのBadenで設立したBrown, Boveri & Cieに端を発する。1988年にAsea(1883年にSwedenのStockholmで設立)と合併してABBとなる。1989年にはWestinghouse Electricの変電送電部門を取り込んだ。一方、Alstom(1928年にフランスで設立されたAlsthomが原点; Alsthomの社名はAlsaceとElihu Thomsonに由来)は、一般にはTGVなどの鉄道車輛の方が馴染み深いだろう。2000年にABBはAlstomに発電部門を売却した。「身中の寄生虫」⁽¹⁾である圧縮機の改良を重ね、1939年にスイスのNeuchatel市から注文された4000kW非常用発電用ガスタービンの実用化に成功した⁽²⁾ことは、特筆すべきことである(3月号の長島利夫教授による記事も参照されたい)。

■General Electric (<http://www.ge.com/>)

1876年にThomas Alva Edisonが米国New JerseyのMenlo Parkに研究所を開設し、1890年にはEdison General Electric Companyを設立したが、競合するThomson-Houston Companyと1892年に合併してGeneral Electricとなる。1880年代後半にDCを主張するEdisonと、ACを主張するWestinghouseとが展開した“War of Currents”あるいは“Battle of Currents

War”はエネルギー利用史上最大の係争であろう。ターボチャージャーを開発したSanford A. Mossを中心に航空エンジンにも参入した。

■Pratt & Whitney

(<http://www.pw.utc.com/>, <http://www.pwc.ca/>)

1860年にFrancis PrattとAmos Whitneyが米国Connecticut州のHartfordに設立した工作機械の会社に端を発するが、1925年にFrederick B. Rentschlerによって航空機用エンジンに関わったのが実質的な原点といえる。現在はUnited Technologiesの傘下にあり、Pratt & Whitneyは大型機のエンジン、Pratt & Whitney Canadaは小型機のエンジンを製造している。

■Rolls-Royce (<http://www.rolls-royce.com/>)

1884年にHenry Royceが電気と機械に関する仕事を始めたのが原点。1906年にCharles Rollsと出会って自動車会社を設立した。航空エンジンとの関係は1914年のthe Eagle以降。

■Siemens/Westinghouse Electric/Siemens Power Generation (<http://w1.siemens.com/entry/>, <http://www.westinghouse.com/http://www.powergeneration.siemens.com/>)

Siemensは1847年にドイツのWerner von Siemensが設立した。Westinghouse Electricは1886年に米国のGeorge Westinghouseが設立し、創業当時はNikola Teslaとともに前述の“War of Currents”を征した。1998年にSiemensはWestinghouseの火力発電事業部門を買収することにより、その1事業本部をSiemens Westinghouse Power Corporationとし、その後Siemens Power Generationの組織に組み込んで現在にいたっている。なお、富士電機は古河電気工業とSiemensが1923年に資本提携して設立された。社名の“ふじ”は両社の頭文字に由来する。

本号の企画編集は、有村久登委員(三菱重工)、柏原宏行委員(川崎重工)、廣光永兆委員(IHI)と吉田(京都大学)が担当しました。

(1) 富塚清, 動力の歴史, (1998), pp. 194-199, 三樹書房

(2) 富塚清, 新改訂版 内燃機関の歴史, (1986), pp.210-211, 三栄書房

(吉田英生)

(表紙写真)

Whittle卿(左)とvon Ohain博士(右)。1978年5月3日Wright-PattersonのBldg.18にて。

だより

✠事務局✠

桜の終わる頃から街のあちこちでいろいろな花が咲き始め、朝の通勤も駅までの道を花を楽しみながら気持ちよく通えます。4月4日の総会が終わり、事務局では登記変更手続き、文部科学省への書類提出など年度初めの業務を行っています。それとともに各委員会も今期の活動が始まり、まずは総務委員会が開催され、今期の体制・計画作り、企画委員会は、6月の見学会、7月の教育シンポジウムの準備をしています。学術講演会委員会では秋の定期講演会の論文募集を始めました。統計作成委員会では、生産統計データの学会誌掲載に向けていよいよまとめの作業に入っています。今期は、事業計画に記載されているように、常置委員会・臨時

委員会合わせて16の委員会が設置されております。各委員会は、10名から20名の委員で構成されており、E-mailによる会議を含め、会議を年に数回開催しています。委員の皆様にとっては本務の合間の学会活動ですので、時間的な拘束等ご負担も大きいと思います。でも、普段は立場の違う人も同じ委員会委員として幅広く交流できるよい機会でもあるのではないかと考えておりますが、いかがでしょうか。委員会活動が気持ちよく進行し、さらには会員の方の満足のいく企画運営や情報発信ができれば、事務局としてはこのうえなく嬉しいことです。今年度もそんな気持ちで縁の下の力持ちとなるべく、微力ながらがんばっていかうと思っています。(中村)

編集後記

湯浅三郎委員から3月号の巻頭言と編集後記で説明がなされましたように、5月号では引き続き「歴史に見るガスタービンの発達プロセス」を特集とし、二人の偉大なパイオニアや国別・企業別といった切り口から記事を編成してみました。3月号とあわせてガスタービンの歴史に関する体系的で有益な資料ができあがったものと思います。ご多用中にもかかわらず、貴重な記事をご執筆いただきました著者の皆様に心からお礼申し上げる次第です。

5月号の方はとりわけ外国の話題が多いので、執筆をどなたにお願いするのかという難しい問題がありましたが、本編集委員会委員の人脈を総動員することで、かなりの部分をカバーできたことは、ありがたいことでした。また本特集に先んじて充実した関連記事を掲載していた米国機械学会(ASME)からは3編の抄訳を許可していただきました。

とりわけ、航空エンジンの進展は第一次世界大戦(1914-1918)、第二次世界大戦(1939-1945)と深く関わっていたことを、再認識した特集でもありました。以下では、これらの大戦を通してガスタービン開発を先導してきた欧米の巨大企業のプロフィールを簡単に整理して、本文の補足とさせていただきます。

■BBC/ABB/Alstom

(<http://www.abb.com/>, <http://www.alstom.com/>)

Charles E. L. BrownとWalter Boveriが1891年にスイスのBadenで設立したBrown, Boveri & Cieに端を発する。1988年にAsea(1883年にSwedenのStockholmで設立)と合併してABBとなる。1989年にはWestinghouse Electricの変電送電部門を取り込んだ。一方、Alstom(1928年にフランスで設立されたAlsthomが原点; Alsthomの社名はAlsaceとElihu Thomsonに由来)は、一般にはTGVなどの鉄道車輛の方が馴染み深いだろう。2000年にABBはAlstomに発電部門を売却した。「身中の寄生虫」⁽¹⁾である圧縮機の改良を重ね、1939年にスイスのNeuchatel市から注文された4000kW非常用発電用ガスタービンの実用化に成功した⁽²⁾ことは、特筆すべきことである(3月号の長島利夫教授による記事も参照されたい)。

■General Electric (<http://www.ge.com/>)

1876年にThomas Alva Edisonが米国New JerseyのMenlo Parkに研究所を開設し、1890年にはEdison General Electric Companyを設立したが、競合するThomson-Houston Companyと1892年に合併してGeneral Electricとなる。1880年代後半にDCを主張するEdisonと、ACを主張するWestinghouseとが展開した“War of Currents”あるいは“Battle of Currents

War”はエネルギー利用史上最大の係争であろう。ターボチャージャーを開発したSanford A. Mossを中心に航空エンジンにも参入した。

■Pratt & Whitney

(<http://www.pw.utc.com/>, <http://www.pwc.ca/>)

1860年にFrancis PrattとAmos Whitneyが米国Connecticut州のHartfordに設立した工作機械の会社に端を発するが、1925年にFrederick B. Rentschlerによって航空機用エンジンに関わったのが実質的な原点といえる。現在はUnited Technologiesの傘下にあり、Pratt & Whitneyは大型機のエンジン、Pratt & Whitney Canadaは小型機のエンジンを製造している。

■Rolls-Royce (<http://www.rolls-royce.com/>)

1884年にHenry Royceが電気と機械に関する仕事を始めたのが原点。1906年にCharles Rollsと出会って自動車会社を設立した。航空エンジンとの関係は1914年のthe Eagle以降。

■Siemens/Westinghouse Electric/Siemens Power Generation (<http://w1.siemens.com/entry/>, <http://www.westinghouse.com/http://www.powergeneration.siemens.com/>)

Siemensは1847年にドイツのWerner von Siemensが設立した。Westinghouse Electricは1886年に米国のGeorge Westinghouseが設立し、創業当時はNikola Teslaとともに前述の“War of Currents”を征した。1998年にSiemensはWestinghouseの火力発電事業部門を買収することにより、その1事業本部をSiemens Westinghouse Power Corporationとし、その後Siemens Power Generationの組織に組み込んで現在にいたっている。なお、富士電機は古河電気工業とSiemensが1923年に資本提携して設立された。社名の“ふじ”は両社の頭文字に由来する。

本号の企画編集は、有村久登委員(三菱重工)、柏原宏行委員(川崎重工)、廣光永兆委員(IHI)と吉田(京都大学)が担当しました。

(1) 富塚清, 動力の歴史, (1998), pp.194-199, 三樹書房

(2) 富塚清, 新改訂版 内燃機関の歴史, (1986), pp.210-211, 三栄書房

(吉田英生)

(表紙写真)

Whittle卿(左)とvon Ohain博士(右)。1978年5月3日 Wright-PattersonのBldg.18にて。

だより

✠事務局✠

桜の終わる頃から街のあちこちでいろいろな花が咲き始め、朝の通勤も駅までの道を花を楽しみながら気持ちよく通えます。4月4日の総会が終わり、事務局では登記変更手続き、文部科学省への書類提出など年度初めの業務を行っています。それとともに各委員会も今期の活動が始まり、まずは総務委員会が開催され、今期の体制・計画作り、企画委員会は、6月の見学会、7月の教育シンポジウムの準備をしています。学術講演会委員会では秋の定期講演会の論文募集を始めました。統計作成委員会では、生産統計データの学会誌掲載に向けていよいよまとめの作業に入っています。今期は、事業計画に記載されているように、常置委員会・臨時

委員会合わせて16の委員会が設置されております。各委員会は、10名から20名の委員で構成されており、E-mailによる会議を含め、会議を年に数回開催しています。委員の皆様にとっては本務の合間の学会活動ですので、時間的な拘束等ご負担も大きいと思います。でも、普段は立場の違う人も同じ委員会委員として幅広く交流できるよい機会でもあるのではないかと考えておりますが、いかがでしょうか。委員会活動が気持ちよく進行し、さらには会員の方の満足のいく企画運営や情報発信ができれば、事務局としてはこのうえなく嬉しいことです。今年度もそんな気持ちで縁の下の力持ちとなるべく、微力ながらがんばっていかうと思っています。(中村)

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿(会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。)
 - B. 依頼原稿(本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。)
 - C. 学会原稿(学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。)

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167
ニッセイエブロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。

8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。

9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.36 No.3 2008.5

発行日 2008年5月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 福山佳孝

発行者 並木正夫

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

郵便振替 00170-9-179578

銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店

(普)1703707

印刷所 ニッセイエブロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167

©2008, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です。)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

電話 (03) 3475-5618 FAX (03) 3475-5619

E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.

222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923 USA

Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿(会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。)
 - B. 依頼原稿(本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。)
 - C. 学会原稿(学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。)

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167
ニッセイエブロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。

8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。

9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.36 No.3 2008.5

発行日 2008年5月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 福山佳孝

発行者 並木正夫

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

郵便振替 00170-9-179578

銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店

(普)1703707

印刷所 ニッセイエブロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167

©2008, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です。)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

電話 (03) 3475-5618 FAX (03) 3475-5619

E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.

222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923 USA

Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿(会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿(本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿(学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167
ニッセイエブロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。

8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。

9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.36 No.3 2008.5

発行日 2008年5月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 福山佳孝

発行者 並木正夫

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

郵便振替 00170-9-179578

銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店

(普)1703707

印刷所 ニッセイエブロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167

©2008, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です。)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

電話 (03) 3475-5618 FAX (03) 3475-5619

E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.

222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923 USA

Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿(会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。)
 - B. 依頼原稿(本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。)
 - C. 学会原稿(学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。)

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167
ニッセイエブロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。

8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。

9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.36 No.3 2008.5

発行日 2008年5月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 福山佳孝

発行者 並木正夫

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

郵便振替 00170-9-179578

銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店

(普)1703707

印刷所 ニッセイエブロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5167

©2008, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です。)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

電話 (03) 3475-5618 FAX (03) 3475-5619

E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.

222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923 USA

Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600