

特集・航空エンジン開発

航空エンジン開発特集号にあたって

長谷川 清^{*1}

HASEGAWA Kiyoshi

キーワード：ジェットエンジン

我々航空関係に携わる者の夢は日本の空、いや世界の空に Made in Japan の機体が Made in Japan のジェットエンジンを積んで飛び回るのを見ることであろう。終戦までのわが国の航空産業が隆盛を誇っていたのはご既承の通り。敗戦とともに GHQ の指示により全ての航空産業は活動を停止することを余儀なくされた。その禁止が解除されるまでの我が国航空産業の七年間の空白期間は航空機用エンジンの業界にとって大きな打撃であった。この間に世界のジェットエンジンは大きな進歩を遂げ、ピストンエンジンからジェットエンジンへの転換を完了し彼我の差は大きく拡大した。解禁以降、我が国もその遅れを取り返そうと日本ジェットエンジン株式会社を設立しジェットエンジン J3 の試作に入った。以降、諸先輩の血の滲むようなご努力のお蔭で此処まで来たが欧米諸国との差はまだまだ抜きがたいものがある。

現在、世界で航空エンジンの売上は 1998 年度で総計約 4.4 兆円（防衛、民間合わせて）。エンジン三大メーカ（GE, PW, ロールスロイス）の売り上げは 77% を占めている。日本はエンジン三社併せて 5.7% であり、国内エンジン業界の基盤は外国と較べるとまだまだ弱い。しかしながら本編集号で述べられているごとく戦後の J3 から始まり、50 年は長い道のりではあったが今日に至るまでの諸先輩のご努力のお蔭でゼロからここまでおいってきた訳である。

戦後の空白の七年間以降のジェットエンジンに関する諸先輩のご努力の結果をここに纏めておきたいというのがこの編集号の目的のひとつである。前述の如く昭和 27 年の解禁直後、通産省の補助金をきっかけにエンジン各社が集まって J3 の開発が始まったところから日本の戦後のジェットエンジンの歴史は始まったといえてよい。その後防衛分野・民間分野で多大な研究開発の努力がなされてきた。航技研が推進された JR, FJR の各エンジンがあり FJR は飛鳥のエンジンとして多大の実績を残しており本稿では松本先生に述べていただく。防衛分野では J3 から始まって、無人機用エンジンを始め数多くのエンジンを世に送り出してきたが、T4 練習機用の F3 エンジン、観測ヘリコプタ OH-1 用の TS1 エン

ジンは現在日本の空を飛び回っている。又戦闘機用エンジンについても日本国内での自主開発を目指して地道な努力がなされており本特集号では防衛庁の三宅研究企画官に執筆頂いた。上記エンジンの経験、実績・及び外国エンジンのライセンス国産、部品生産を行いながら国内エンジン各社は戦後徐々に力をつけてきている。通産省の指導のもと FJR の実績をもとに RJ 500 をロールスロイスと国内三社の開発を始め、それが今日の 5 カ国共同開発の V 2500 エンジンに繋がり、更に CF 34 へとつながってきている。

この経緯を本特集号では JAEC の井上部長に執筆頂いている。エンジン各社はそれぞれ上記プロジェクトの経験を糧にして必死の技術向上、生産拡大を図っており、現在航空エンジンの国内売上は各社を合わせると 2467 億円となっていて戦後のゼロスタートを考えると隔世の感がする。世界の航空エンジンの会社は GE, PW（共に米国）、ロールスロイス（英国）、MTU（独）、SNECMA（仏）に大きく分けられてきた。残念ながらまだまだ日本では世界の航空エンジン業界の中で日本のブランドでエンジンを売っていく程の実力は備わっていない。国内エンジン各社はその中で生き残り・拡大をかけて GE, PW, ロールスロイスとのエンジンの協同開発にそれぞれ参画している。その詳細についてはエンジン各社の方々に執筆紹介頂いた。

戦後の空白の七年間の後のエンジン開発・発展の経緯を少しでも会員の方にご理解頂くのがこの特集号の目的の二つ目である。

最後に製造サイドでここまで頑張ってくれたエンジン各メーカの現在の研究状況を各社に纏めていただいた。

これらの内容を読んで理解いただくことでこれから社会の中に出るであろう学生諸君、或いは航空エンジンに携わり始めた若い人々が強いモチベーションを持ってこれからの日本の航空エンジンに参画、引っ張って頂けるようになること、この 50 年間では追いつけなかったがこれからの何年後には我々の世代ではなしとげれなかった、世界の航空機に日本製のジェットエンジンが搭載され世界の空を羽ばたく日がくることを願って止まない。これがこの特集号の第三の目的である。

原稿受付 2000 年 8 月 21 日

* 1 三菱重工業㈱ 名古屋誘導推進システム製作所 エンジン機器部
〒485-8561 愛知県小牧市東田中 1200

特集・航空エンジン開発

国産ジェットエンジンの開発

松木 正勝^{*1}

MATSUKI Masakatsu

1. はじめに

ライト兄弟が動力飛行に成功した1903年から97年が過ぎ航空機は高速大量輸送機関として人類に大きな貢献をなしている。

ライト兄弟に成功をもたらした往復動内燃機関とプロペラにより推力を発生させる方式は発展を続け、第二次大戦末期には単機で3000馬力に達していた。然し更に高速化を計るためには、プロペラを不用とするジェットエンジンが新しい推進機関として認識され研究開発が進められ、1944年には、ドイツでジェット機が実戦に投入された。以後はジェットエンジンの時代となり、既に57年を経過し往復動エンジンの時代よりも長くなっている。

我が国は、第二次大戦終了までに往復動エンジン数万基を製造したし、ジェットエンジンネ20を開発し飛行試験を行っており、一応のレベルに達していた。

然し敗戦による航空関係の7年間の禁止の間にジェットエンジンは急速な発展を遂げ、軍用機のみならずジェット旅客機コメットが就航するまでに到っていた。航空の再開後、この遅れを取戻すべく多くの努力がなされたが、初期に市場を失ったことが大きなハンディキャップとなり48年後の現在も後遺症に苦しめられている。

しかしながら、高度技術の集約製品であるジェットエンジンを手中にしたいというエンジン関係者の思いと多くの努力の結果、徐々にではあるが実現に向かっている。これはこれまでの研究開発および製造技術の蓄積の結果であり今後一層の発展が期待されている。

ここでは我が国のジェットエンジンの開発の歴史をトレースし、実用エンジン技術の遅れを取戻し、追いつくべく行った努力の経過とその結果の現状を述べ、今後我が国ジェットエンジンが世界に伍して行く為の一助ともなれればと思い本文を書くことにした。

2. 我が国のジェットエンジンの歴史と経緯

我が国の立場からジェットエンジンの歴史を見ると5期に分けられる。即ち、

第1期は1945年の第2次世界大戦終了までで、

原稿受付 2000年7月10日

*1 日本工業大学 工学部 機械工学科

〒177-0044 東京都練馬区上石神井 2-3-9 (自宅)

ジェットエンジンの黎明期である。

第2期は終戦から1952年の航空再開までの7年間で、我が国は一切の航空活動は禁止されていた期間である。

第3期は航空再開から1970年までの18年間で基礎技術蓄積の期間である。

第4期は1971年から1988年までの18年間で発展期であり、飛鳥の実験終了までである。

第5期は1979年からであり、最初の9年間は国産エンジンの実用化と並行して、国際共同開発への参加が始り、その成果であるV2500は既に数千台が飛行しているし、また最近は多くの新エンジンの共同開発に参加するようになった。更に超音速機用エンジンの国際共同研究を推進するなど世界の最先端と協同できる状態に達した時期である。

2.1 第1期

第1期は1930年のWhittleのターボジェットの特許から1945年までの15年間で、主に英独に於いて研究開発が進められ、末期には軍用ジェット機が実戦で使用されるまでになっていた。我が国でもジェットエンジン“ネ20”を搭載したジェット戦闘機“橘花”が1945年8月に飛行試験に成功している。

然しいずれも推力は900kg程度以下で燃料消費量は大きく、往復動エンジン機を格段に凌駕するまでには至っていなかった。それは独、日のエンジンは軸流圧縮機、英のエンジンは遠心圧縮機であったが、いずれも効率も低く、またタービン入口ガス温度も低かった為である。

2.2 第2期

第2期は日独では航空活動は停止していたが、英米ではジェットエンジンの開発は精力的に進められていた。最初は遠心圧縮機が簡潔、軽量、高信頼性の点で使用されたが、前面面積当たり流量の大きい軸流圧縮機に変わり、1952年には推力4.5tonのJT3純ジェットエンジンを8基搭載したYB52戦略爆撃機が初飛行するまでに至っている。また同年には初めてのジェット旅客機コメット（推力2tonのゴースト）が就航している。

この間我が国では運輸技術研究所、機械試験所などの国立研究所が中心になって産業用ガスタービンの研究を進め、ガスタービンに関係する要素技術、材料、加工等関連業界をも引き込んで人材の養成と技術資料の蓄積を計っていた。

然しジェットエンジンの実機が作れず、そのため運用経験が蓄積出来なかったので大きな遅れとなった。

2.3 第3期

第3期の始まった1952年には航空の再建を望む気運が盛んで、ターボジェットエンジンJO1（推力1ton）の開発や、ターボプロップ機YS11の開発が開始された。

JO1はJ3に引き継がれ1956年には初号機が運転を開始している。又共用の研究機関として総理府に航空技術研究所が1955年に設置された。10年後に世界のレベルに追いつくことを目標に各種の設備整備を図った。エンジン関係では第1次6ヵ年計画として、既に進行中のJ3の開発を支援できる規模の要素試験設備を整備することを主として、空気源設備、圧縮機試験設備（高空性能試験設備を含む）、タービン試験設備、実物燃焼器試験設備、小型高空燃焼試験設備、高速翼列試験設備、構造強度試験設備（ホットスピテスターを含む）、軸受試験設備等の整備をおこなった。これらは直ちにJ3の玉成の為の各種の試験に使用され使命を果たした。

J3-3は1959年にジェット練習機T-1に搭載された。その後対潜哨戒機P2J用補助エンジンとしても採用されYJ3-3を含めて247基のJ3エンジンが製造された。

航空技術研究所では第1期6ヵ年計画期間においても設備整備と並行して、高速回転翼列試験、燃焼器試験、タービン試験、2次元翼列試験、構造強度試験などエンジン要素の性能向上の為の資料の蓄積に努めた。

1962年から始まった第2次計画では、将来の大型エンジンの要素試験が出来るように更に高压、大流量の空気源およびこの高压空気をを用いたガスタービンによる大出力のファン・圧縮機試験設備およびタービン試験設備を追加設置した。これらの設備はフロントファンおよびタービンの試験に用いられ、次に続くターボファンエンジンの開発に大きく貢献した。

当時は純ジェットエンジンの成長期で、多くの軍用ジェット機が開発されると共にジェット旅客機の開発も進められ1958年にはB707が、1959年にはDC8が就航する計画が進められていた。これらのエンジンは純ジェットエンジンJT3Cであった為、燃費性能が悪く1960年には低バイパス比ターボファンエンジンJT3Dに変更され、実用性が得られ、以来B747が就航する1970年まで約12年間世界中で多用され航空輸送を発展させることになった。

この様な世界の状況であったから、第2次計画にあたっては、試験設備の整備と並行してジェットエンジン技術を獲得する方策を検討し、

- ①早期に実機による運転実績を蓄積出来ること、
- ②将来の新しい航空機であるジェットリフトVTOL機の基礎となるリフトジェットエンジンとして使えるように、先ずJR100で推力重量比10を実現し、将来はJR200、JR220で推力重量比15~20を目指すこと

- ③更に将来の低燃費、低騒音の為のリフトファンに進むこと

を考慮して超軽量ジェットエンジンの試作研究を進めることになった。

したがってJR100は既存のデータ、既存の材料、加工法を用いながら推力重量比10を得る為の構造設計を行い早期に実現させた。

このエンジンを用いてVTOL機のエンジンによる高度制御システムの研究を進め、エンジン制御方式を完成し、JR1002基を搭載したVTOL研究用FTB（飛行試験機）の自由飛行が1971年に完了した。

更に推力重量比の大きいJR200及びJR220の試作研究を進め、要素性能の向上、タービン入口温度の上昇、軽量材料の採用、軽量構造の適用などにより推力重量比15を達成した。

これらと並行してサイクル温度の上昇を図るための高温タービンの研究、複雑な制御を可能にするデジタルエンジン制御の研究、高圧力比ファンの研究、高温高压燃焼器の研究、高圧力比軸流圧縮機の研究、エンジン構造、振動の研究などエンジン高性能化の基礎資料の蓄積に努めた。

此の間ジェットエンジンおよび其の関連業界は最新エンジンのライセンス生産によって新しい製造技術を得ると共にリフトエンジン関連プロジェクトに協力する事によって独自開発力を増し、次の段階に進む体勢が整ってきた。

この期最後の1970年には、大推力、低燃費、低騒音の高バイパス比ターボファンエンジンが出現し、これを搭載した広胴機B747が就航し、航空運輸界では廉価大量輸送の新時代が始まろうとしていた。

この状況から我が国でも1968年頃から、時代に伍して行ける高バイパス比ターボファンエンジンの開発を行おうとする動きが始まった。

2.4 第4期

第4期は1971年からで、高バイパス比ターボファンエンジンFJR710の開発が開始されてからである。

この研究開発は①頻繁な離着陸に堪え②運航の経済性が高く、③低騒音で排気汚染物が少なく、④信頼性が高く、⑤我が国の国情に適したエンジンを作ること、を目的としたものである。

開発手順として、第1期5ヵ年で性能、機能を確認できるパイロットエンジンを作り運転研究を行なうと共に基礎技術を向上させる為のエンジン要素の研究を行い、これらを集大成して、第2期5ヵ年終了時には実用原形エンジンが得られるよう計画した。

従って、第1期のエンジンFJR710/20は最終目的のエンジンに適用出来る技術を得ることが出来、また現有設備で要素試験が出来、且つ予算を抑える事の出来る最も小さいエンジンとして推力5tonを選んだ。第1期の最終年の1975年末には計画性能を達成し耐久運転を開

始している。

これより少し前から航空宇宙技術研究所で低騒音 STOL 実験機（短距離離着陸機）のプロジェクトが計画されていた。これには高揚力装置として USB（翼上面吹き出し）フラップを採用することになり、エンジンとして FJR 710 を用いることになった。従って第 2 期のエンジンはこれに適するエンジンとすることになりこれが FJR 710/600 である。これは実用エンジンであるから、推力重量比 5 以上で、性能機能は勿論、耐久性、信頼性、耐環境性も要求されることになった。其の為第 1 期のエンジンは国産材料で製作したが第 2 期のエンジンは入手出来る最良の材料を用いることとし、目標重量を達成する事が出来た。また第 1 期のエンジン FJR 710/20 を用いて性能試験、耐久試験を積み重ねると共に航空宇宙技術研究所角田支所で、横風試験、水吸い込み試験、鳥・雹吸い込み試験、着氷試験、騒音計測、排気計測等を我が国で初めて行なった。

高空飛行状態を模擬する高空性能試験設備は我が国には無かったので、1977 年に英国の NGTE（国立ガスタービン研究所）の設備を使用して、高空性能試験、高空再着火試験を行ない、飛行範囲の性能、および高空再着火範囲の限界が明らかになり、予期の性能が得られた。2 回目には高空着氷試験も行い、着氷条件、着氷形態を明らかにし防水対策に役立てた。

STOL 実験機の USB フラップを作動させる為エンジンは主翼上面に搭載しエンジンからの噴出流を翼面に付着して流し、かつ低温である必要があり、其の為合流ノズルを開発した。USB フラップの作動状況を確認する為、角田支所において 1981 年～1982 年、USB フラップを取り付けた模擬翼にナセルに組付けたエンジンを搭載して運転を行ない噴出流の偏向データを得る実験を行ない、付着促進装置の作動状況を計測し、翼表面温度が許容温度範囲に入るよう合流ノズルの設計変更を行なった。

以上、地上で出来る試験はすべて終了したが、実際の飛行で航空機が行なう運動によって生ずる各方向への加速度によってエンジンが如何なる影響を受けるかを知る事はできない。この為に空中試験を行なった。即ち 1983 年に C-1 輸送機の外翼に FJR 710 エンジンを搭載した FTB で空中飛行試験を行なった。その結果、上下方向加速度が 0 G に近づくと軸受からの排油の戻りが悪くなる現象が発見され設計変更を行ない確認を行なった。

かくして STOL 実験機は 1985 年 10 月に初飛行し 1989 年 3 月、97 フライト 167 時間の飛行試験を完了し、エンジン推力を揚力の増強に用いるパワー・リフト STOL 機的设计資料を得た。また国際的な技術交流として NASA のパイロットによる評価フライトも行われ、我が国の航空技術が相当なレベルに達したことを実感した。FJR 710 エンジンは全期間にわたり満足に作動し、高バイパス比ターボファンエンジン技術が実用のレベルに達したことを示した。

また 1975 年から防衛庁で低バイパス比ターボファンエンジン F 3 の開発が始まり、1987 年には F 3-30 が中等練習機 T 4 用に出荷された。このエンジンの耐環境性試験は FJR 710 で開発使用された各種の試験装置を使って行なわれた。また高空性能試験は米国の試験装置を使って行なわれた。このエンジンの空中試験も C-1 輸送機 FTB を用いて行なわれた。FJR 710 での技術蓄積は有効に活用された。

2.5 第 5 期

第 5 期を 1979 年からとしたのは、この年に我が国エンジン業界が最新エンジンの国際共同開発に初めて着手したからである。このプロジェクトは当所、中・短距離旅客機用の高性能の高バイパス比ターボファンエンジン RJ 500 を日英が 50:50 の対等な条件で共同開発するものとして 1979 年 12 月の共同開発協定により開始された。英国側は Rolls Royce 社 1 社、日本側は IHI, KHI, MHI の 3 社で双方とも政府の助成を受けて開発を行なうものであった。本プロジェクトが日英対等の条件で開始された背景には、前述の大型プロジェクトによる FJR 710 エンジンの成功、特に英国 NGTE での高空性能試験の際に我が国の技術レベルが評価されたことがある。

RJ 500-01 の 1, 2 号機は 1982 年日英に於いて初回運転試験を行ない、設計推力 20000 lb に対して 106.5% の推力を達成し順調な滑り出しを記録した。

このエンジンの狙いは①低コスト（イニシャルコストおよび整備コスト）、②低公害（特に低騒音）、③低燃費であった。従って部品点数を少なくし、高価な材料を避け、圧力比も 22、タービン入口温度も 1200℃ とし部品寿命を長くしている。燃費については現用機の 20% 減を目標とした。日英の分担は高圧系は英国側、低圧系は日本側であった。

然し開発の進展とともに情勢も変わり、より推力が大きく、燃費は更に 10% 減が要求されるようになり RJ 500-35（推力 24000 lb）の設計を開始した。このエンジンは低燃費で最先端を目指し、中空チタン合金ファン翼、単結晶精密鍛造タービン翼、全デジタル電子燃料制御システムを採用するなど、最先端のエンジンとなる計画であった。

この開発計画に対して米国の P&W 社、西ドイツの MTU 社、イタリアの FIAT 社から共同開発の申し入れがあり 1983 年から 5 カ国 7 社の国際共同開発に移行し、V 2500 高バイパス比ターボファンエンジンを開発することになった。このエンジンは 1988 年には初飛行し現在数千台が使用されている。この V 2500 エンジンでは日本は 23% のシェアで低圧圧縮機、ファンを中心に担当したことにより、国際的に航空エンジン分野における地位の足掛かりを得て、それ以降も着実に実績を積んでいる。

最近では日米共同開発民間航空機用エンジン（CF 34 -8/10）では約 30% のシェアで開発を担当し、形式認定

試験の為の運転試験も日本国内において実施するに至っている。更に GE 90, Trent, PW 4000 などについてもエンジン各社は各々国際共同事業を進めており今後はより高度な技術部位を担当し、さらには日本に於ける機体開発の際にはエンジンについても日本が主体的な取り組みを担当するようになることが期待される。これらについては本誌の別論文に詳しい記述がある。

更に第4期の独自技術の発展期を継承するものであるが、世界の流れに沿って国際共同研究開発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 (HYPR) が1989年から10年間実施された。これは日本の研究組合 (IHI, KHI, MHI) が主となり、米国の GE, UTC, 英国の RR, 仏の SNECMA, および国立研究所 (NAL, MEL, ONRI), と4カ国、10機関が共同して、飛行マッハ数0~5で飛行できる推進システムの開発に必要な技術の研究開発を行なったものである。其の成果は①低バイパス比ターボファンの可変サイクルエンジン (VCE) とラムジェットエンジン (RJE) を組み合わせたコンバインドサイクルエンジンを製作し、GEの高空性能試験設備に持ち込み、飛行マッハ数2.5~3.0でのVCEからRJEへの切り替え、およびその逆の切り替え試験を行ない成功した。②超高温ガスジェネレーターによりタービン入口ガス温度1700℃での連続運転に成功した。③英国のRRにおいて行なわれたエンジン騒音試験でミキサー・エジェクター・ノズル+吸音パネル装着形態で15 dBの騒音低減を実証した。④各種要素 (インテーク, 排気ノズル, ターボ要素, ラムジェット要素, 先進材料等) は技術確認試験により実証し、低NO_x燃焼器の研究開発も行い、目標値達成の見通しを得た。

以上の如く新技術の蓄積と国際共同研究開発の成果を得てHYPRプロジェクトは1998年に終了した。この成果を継承するプロジェクトとして“環境適合型次世代超音速推進システム”の研究開発 (ESPR) が1999年から5カ年計画として開始されている。これはHYPRと同様なメンバーと組織で、国際共同研究開発を行なうもので、研究開発の目標は①CO₂排出抑制技術、②NO_x排出量削減技術、③低騒音化技術の向上である。その成果を実証する本プロジェクトのエンジン試験は、ESPR目標エンジン (乗客300人、巡航マッハ数2.2、航続距離10,200 km、最大離陸重量400 ton級でエンジン4発の次世代超音速機の機体を目標とした推力348 kNのターボファンエンジン) の1/3スケールの大きさとしてHYPRで試作した超高温ガスジェネレーター及び可変サイクル・ターボファンエンジンの部分を活用して実施する予定である。

以上国産ジェットエンジン開発の概要を述べたが、以下に第3期を特徴づけるJR系エンジン、および第4期の技術開発を牽引したFJR 710系エンジンについて述べる。

3. 第3期, 第4期を特徴づける国産ジェットエンジン

3.1 JR系エンジン^{(1)~(3)}

このエンジンは前述の目的を目指したので、構造仕様を表1の如くし、初号機であるJR 100は構造的に軽量化を図り推力重量比10を早期に実現したので、早く運転経験を積むと共に、リフトエンジンとしてVTOL機用FTBに使用されることになった。図1に断面図を示す。JR 200では空気量増加による推力増加と材料的に軽量化して推力重量比15を実現した。JR 220では信頼性向上の為全面的にTi合金材を使用した為重量が増加したが、サイクル圧力比の上昇と、空冷タービンノズルを採用してタービン入口温度の上昇を図り推力を増加させ推力重量比は15を保った。表2にこの経緯を示す。ここで次の最新の高バイパス比ターボファンエンジンに進める基礎が確立した。

3.2 FJR 710系エンジン^{(4)~(7)}

前述の理由から第1期のファンエンジンFJR 710/20の目標性能を表3の如く定めた。これに先立って、①2軸ブースト段なし、②2軸ブースト段付、③3軸型について、各種の飛行状態に対する性能計算を設計パラメーターを広い範囲に変えて行ない、サイクル圧力比、タービン入口ガス温度、バイパス比などに対応するエンジン

表1 リフトエンジン構造仕様⁽⁸⁾

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

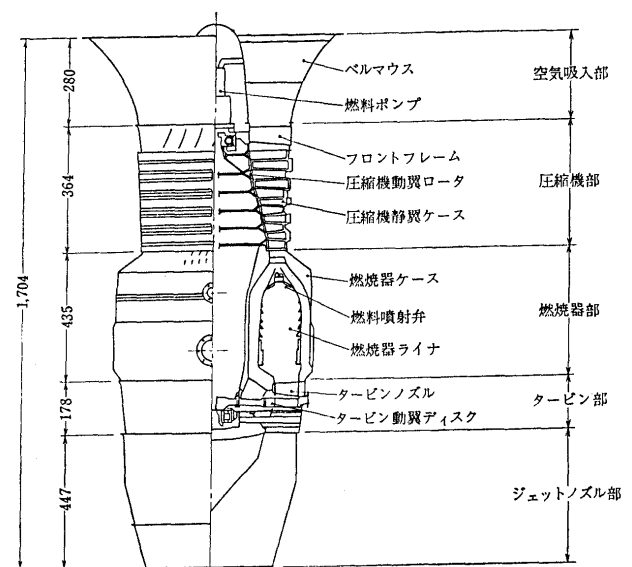


図1 JR 100 リフトジェットエンジン⁽⁸⁾

要素に要求される性能を明らかにした。これと並行して各エンジン要素の実現可能な性能の検討を行ない、①このエンジンがわれわれにとって最初のファンエンジンであること、②高圧系と低圧系のマッチングが良いこと、③加減速時の安定性が良く抽気を必要としないこと、④地上性能が得られれば高空性能も予測計算できること、⑤将来低圧系にブースト段を追加すれば推力増強が容易

表2 リフトエンジン計画性能⁽⁹⁾

機 種	JR 100	JR 200	JR 220
項 目			
主 推 力 kg			
抽 気 な し	1530	2100	2280
1.5 kg/sec 抽気時	1430	1820*	2180
燃料消費率 kg/kg・h			
抽 気 な し	1.15	1.15	1.15
1.5 kg/sec 抽気時	1.17	1.17	1.17
圧 縮 機			
段 数	6	5	6
圧 力 比	3.9	4.0	4.4
空 気 流 量 kg/sec	27.5	37.2	37.2
燃 焼 器			
最大断面風速 m/sec	31.1	36.0	33.8
全圧圧力損失	0.10	0.10	0.08
温 度 上 昇 ℃	669	660	756
タービン			
最高入口温度 ℃	850	850	950
膨 張 比	2.0	2.08	2.1
本 体 重 量 合 計	155.0	129.6	156.8

*3.0 kg/sec 抽気時

表3 第1期ファンエンジン FJR 710/20 の目標性能⁽¹⁰⁾

項 目	性 能
地 上 静 止 { 推 力	5,000 kg
燃 料 消 費 率	0.34 kg/kg/h
高 度 6,100 m { 推 力	1,700 kg
飛行マッハ数 0.7 { 燃 料 消 費 率	0.61 kg/kg/h
フ ァ ン 圧 力 比	1.5
最 高 全 圧 力 比	20
最 高 タービン入口温度	1,150℃
バ イ パ ス 比	6.5
騒 音 レ ベ ル	95 EPNdB (80 ホンに相当) 以下
廃 棄 煙 濃 度	AIA 25 以下

(注) 1. 騒音レベルについては本プロジェクトによって開発されるエンジン3基を搭載した航空機を想定し、米国連邦航空庁 (FAA) が定める FAR 36 (1969.12.1) の騒音規制による測定法に準拠した離陸時の測定地点において、この航空機の騒音について測定したものとして推定した値である。
2. 排気煙濃度については、米国航空工業会 (AIA) の測定法によることを前提とする。

である。などの理由から図2の2軸ブースト段なしの形式を採用した。

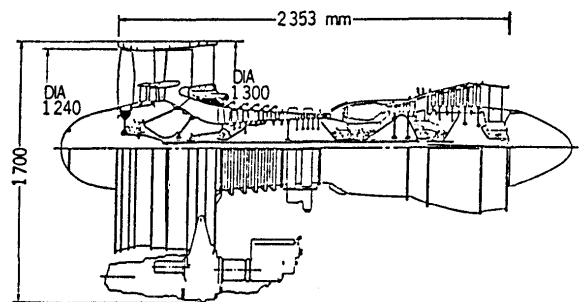
初号機 FJR 710/10 はタービン入口ガス温度を 1080℃ とし推力 4.5 ton を目標とし、早い時期に要素の性能機能を確認し、FJR 710/20 で目標性能を達成した。このエンジンを基礎に STOL 機用 FJR 710/600 を開発した。その目標諸元を表4に示す。実際に STOL 実験機に搭載した FJR 710/600 S は境界層制御用抽気が出来、合流ノズルとしたもので最大推力は 4800 kg とし、耐久性、整備性の良いものとした。

4. おわりに

以上我が国のジェットエンジンの紆余曲折と、各期を特徴付け、技術の先導役を果たしたエンジンについて述べた。

関係者のたゆまない努力の結果、我が国もここに来てようやく世界の航空エンジン界の一角に位置することが出来るようになった。

21 世紀は益々国際化が進み、世界の航空輸送量は増大の一途をたどるものと考えられる。然しその反面、環境問題は益々厳しくなり低燃費、低汚染排出物、低騒音

図2 FJR 710/600 エンジン全体構造図⁽¹¹⁾表4 FJR 710/600 の目標性能諸元⁽¹¹⁾

性 能	地 上 静 止	推 力	5,100 kgf
		燃 料 消 費 量	0.374 kg/kgf-h
	高 度 7,600 m	推 力	1,350 kgf
	飛行マッハ数0.75	燃 料 消 費 量	0.68 kg/kgf-h
環 境 関 係	騒 音	アメリカ連邦航空庁 (FAA) の FAR 36 規制値 (Stage 2) 2-10 EPNdB (機体搭載状態)	
	排 気	アメリカ環境保護庁 (EPA) の 1981 年規制目標値以下	
		煙	AIA 28
		THC	0.8 kg/1,000 kgf 推力・h/サイクル
基 準 パ ラ メータ	フ ァ ン 圧 力 比	1.45	
	全 体 圧 力 比	19	
	タービン入口温度	1,250℃	
	バ イ パ ス 比	6.5	

が最重要課題となる。従ってエンジンとしては高効率、低公害を目指した開発が進められるので、この分野で共同するためには特徴ある最先端技術を持つことが重要である。その為には現在の諸プロジェクトを進めるのみならず更に継続して技術開発を行なわなければならない。それは最先端の技術成果を得ると共にそれを実現する人材が育成されることが重要だからである。人材を如何に育て、維持して行くことが出来るかが、エンジン業界のみならず我が国産業界の最重要課題である。その為には絶え間ない技術開発が継続的に行なわれなければならない。

参考文献

(1) 松木正勝, 鳥崎忠雄, 日本機械学会誌, 70 巻 551 号 (1967-5)

p.128

- (2) 原動機部, 航空宇宙技術研究所報告, TR-699 (1982-2)
- (3) 原動機部, 航空宇宙技術研究所報告, TR-700 (1982-2)
- (4) 原動機部, 航空宇宙技術研究所報告, TR-482 (1977-1)
- (5) M. Matsuki, T. Torisaki, K. Miyazawa, G. Ito, SAE 740809 (Oct. 1974)
- (6) M. Matsuki, 1977 Tokyo Joint International Gas Turbine Congress, No.S-1 (1977)
- (7) M. Matsuki, H. Takagi, 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress, 83-Tokyo-IGTC-111 (1983-10)
- (8) 航空宇宙技術研究所 20 年史 (昭 50-7) p.143
- (9) 航空宇宙技術研究所 20 年史 (昭 50-7) p.144
- (10) 日本航空宇宙学会誌, 第 26 巻第 292 号 (1978-5) p.241
- (11) 内燃機関, 22 巻 3 月 (1983-3) p.19

特集・航空エンジン開発

防衛庁におけるエンジン開発

三宅 公誠^{*1}

MIYAKE Masanobu

キーワード：エンジン，ジェットエンジン，ファンエンジン，シャフトエンジン，アフターバーナー，
防衛庁

1. はじめに

イギリスの海軍中尉フランク・ホイットルが推力 389 kgf の遠心圧縮機式ホイットル W 1 ジェットエンジンを試作し，世界で初めて耐久運転に成功したのが 1937 年のことである。その僅か 2 年後の 1939 年には早くもドイツのハインケル He-178 ジェット試験機が世界で初めてジェット飛行に成功したのを始め，イギリスのグロスター E 28/29 実験機，アメリカのベル XP-59 A 実験機が相次いでジェット飛行に成功している。そして 5 年後の 1944 年には，早くもイギリスのグロスターミティア双発機（推力 765 kgf×2 基），ドイツのメッサーシュミット Me 262 双発機（推力 900 kgf×2 基）が実用ジェット戦闘機として登場し，本格的なジェット機時代がスタートした。

一方，我が国においても，高岡海軍少佐の操縦する双発ジェット機「橘花」が推力 475 kgf のネ 20 ジェットエンジンを搭載して，1945 年 8 月 7 日木更津飛行場において初飛行に成功している。しかしながら，第二次大戦の終了と同時に連合国側から我が国の航空関係の研究が全面的に禁止され，プロペラ機からジェット機に移行する重要な過渡期に技術的空白を作る結果となってしまった。

1952 年，保安庁設置法に基づき，保安庁技術研究所が発足し，陸・海・空自衛隊の装備品の研究開発を開始した。もちろん，航空関係の研究も再開された。その後防衛庁設置法の施行に伴い，1958 年に防衛庁技術研究本部と改称して今日に至っている。ここでは，防衛庁技術研究本部におけるエンジンの研究開発の概要について述べる。

2. 防衛庁におけるエンジンの研究

2.1 エンジン要素の研究

自衛隊が装備する航空機は，その任務の特性上，民間航空機とは異なった運用が求められる。戦闘機や練習機等の小型機では，低速域から高速域に至る幅広い速度領域に渡って飛行することが求められ，しかも高い飛行運

動性を必要とする。更に，その運用条件は，あらゆる気象環境や様々な場所においても使用可能な全天候性でなくてはならない。そのためには，航空機に搭載されるエンジンは優れた性能であることはもちろん，十分な信頼性，安全性，耐久性，対環境性，優れた整備性等を有する必要がある。

このような観点から，防衛庁では特に高い飛行運動性に重点を置いたエンジンの開発を目標に研究を進めている。航空機が高運動飛行をするためには，エンジンの前面面積が小さく，軽量かつ高出力であることが必須である。更に，高運動による激しい飛行姿勢の変化によって生ずる空気取入口でのインレットディストーションにも耐え，安定に作動をするエンジンでなくてはならない。そこで，ファン及び圧縮機部の軽量化を実現するため，翼の高負荷化による段数の削減を図るとともに厳しいインレットディストーションにも十分に耐えることのできるストールマージンを有するファン及び圧縮機の研究を実施している。燃焼器については，燃料噴霧方式の改良，一次燃焼領域の燃焼効率向上により高い燃焼負荷率を達成し軽量化を図ると同時に，燃焼器ライナの冷却効率の改善による高温化に関する研究を行っている。タービンについても単結晶のタービン動翼とタービンノズルの適用及び空気冷却法の研究を行い，耐熱材料及び冷却技術の両面から高温化の実現に努めている。更に，エンジンの加減速特性及び部分負荷特性の向上，サージマージンの拡大，統合制御といった制御技術に関する研究も行っており，あらゆる飛行状態においてもエンジンの持つ能力を最大限に発揮させる電子制御（FADEC）の実現を目指している。

また，戦闘機には超音速飛行，急加速，高旋回，ポストストールマヌーバ，短距離離着陸といった特殊な運用も要求されるため，推力増強装置であるアフターバーナーや推力偏向ノズルについても研究を進めている。

2.2 エンジンの研究試作

防衛庁技術研究本部においては，実用エンジンを開発することが最終目的であるため，大規模な予算を投入して，エンジン要素の研究で得た成果を統合したエンジン全体の研究試作及び試験評価を実施し，実用エンジンの開発に必要な基盤の確立に努めている。エンジンの研究

原稿受付 2000 年 8 月 7 日

* 1 防衛庁 技術研究本部 第 3 研究所
〒190-8533 東京都立川市栄町 1-2-10

試作では、各要素間の空熱力的マッチング、定常特性、部分負荷特性、加減速特性、ストール特性、潤滑油システム、冷却及びシール用2次空気システムといったエンジンの基本的な性能・機能をはじめ、客用抽気、発電及び油圧用抽出力等のサービス機能についても評価している。更に、高温、低温、降雨といった気象環境に対する評価や過回転、過温度、滑油遮断等安全性に関する評価、そして高サイクル疲労、低サイクル疲労寿命等耐久性についても評価を行い、エンジンの実用化のためのシステムインテグレーション技術の確立に努めている。

防衛庁においてはエンジンの試験・評価を行うに当たり、米軍規格に基づいた評価基準を適用することとしているが、米軍規格は全世界的運用を考慮して定められているため自衛隊が運用するにはオーバースペックとなる場合があり、我が国の国土国情に合った修正を加え、必要以上に高価なエンジンとならないように配慮している。

一方、エンジンの試験評価を行う設備として、防衛庁技術研究本部第3研究所はエンジンのテストセル3基を保有しているが、いずれも地上静止状態での運転試験しかできない。そのため第3研究所では北海道千歳市郊外の陸上自衛隊の演習場の一面にエンジン高空性能試験装置を建設しており、平成13年度に完成する予定である。本装置は、地上において高空飛行状態を模擬したエンジン試験が可能であり、高度0～75,000フィート、速度0～2.5マッハのフライトエンベロープを模擬できるように設計されている。また、運転方式としては、直結方式のエンジン試験を基本とし、毎秒75kgの空気を連続的に供給することが可能な能力を持っている。ここにはエンジン高空性能試験装置のほか、ミサイル用ラムジェットエンジンの試験を行う燃焼風洞装置がすでに完成しており、個体ブースロケット内蔵型液体ラムジェットエンジンの試験等に使用されている。更に、三音速風洞装置も併せて建設中である。これら三つの装置は、空力推進研究施設と称し、防衛庁における航空機・ミサイルの空力特性及びエンジンの総合的な試験評価設備として、今後大いに役立つものと期待している。

3. 防衛庁におけるエンジン開発

3.1 J3エンジン

第二次大戦後、我が国の航空関係の研究開発が再開されて最初に実用化されたのがJ3エンジンである。本エンジンは、航空自衛隊の亜音速ジェット練習機に搭載する目的で、昭和30年に機体と同時に開発が開始された。J3エンジンは、圧力比4.5の軸流8段圧縮機、ウォーキングスティック型燃料噴射器を有するアニュラー型燃焼器及び入口温度900℃の無冷却軸流1段タービンで構成される推力1.2トンのターボジェットエンジンである。当時の我が国においては、エンジン開発の技術基盤が十分に確立されていなかったこともあり、エンジンの開発が機体開発に比べて遅れる結果となった。そのため、初

期の機体には英国のプリストルシドレー社製BSオリフューズエンジンが搭載され、T-1Aジェット練習機と称して運用された。その後、昭和37年にJ3エンジンの開発が終了し、機体に搭載されて名実共に純国産のT-1Bジェット練習機が完成した。従って、このジェット練習機はT-1AとT-1B2機種で運用されることとなった。

J3エンジンは、開発終了後も改良が加えられ、推力が1.4トンに増強されてT-1Bの性能向上が図られた。また、対潜哨戒機P-2Jの補助エンジンとしてもJ3エンジンが2基搭載された。これは双発のターボプロップ対潜哨戒機P-2Vの進出速度を高速化し、即応能力の向上を図ったものである。

J3エンジンは、T-1B用に31台、P-2J用に211台量産された。P-2Jは、P-3Cの導入によりすでに退役しているが、T-1Bは現在もパイロット教育に活躍している。

3.2 F3-30エンジン

J3エンジンの開発後、我が国においては約20年間に渡って実用エンジンの開発は行われなかった。この間、対潜哨戒機PS-1(昭和35～44年)、C-1中型輸送機(昭和41～47年)、T-2超音速高等練習機(昭和42～48年)及びF-1支援戦闘機(昭和47～50年)の国内開発が行われたが、残念ながらエンジンは、外国からの導入またはライセンス国産のエンジンが搭載された。

昭和56年、再び航空自衛隊の練習機の国内開発が計画され、機体・エンジンともに純国産のT-4中等練習機の開発計画がスタートした。T-4は亜音速双発ジェット練習機でT-1とT-2の中間段階のパイロット教育に使用するものである。

技術研究本部においては、中等練習機用の候補エンジンとして、昭和50年から研究試作を行っていたバイパス比1.9、推力1.2トンの2軸式1段ファンのターボファンエンジンXF3-1をベースにT-4の機体構想に適合するようバイパス比を小さくし、スナバー付2段ファン化したバイパス比0.9、推力1.6トンのXF3-20エン

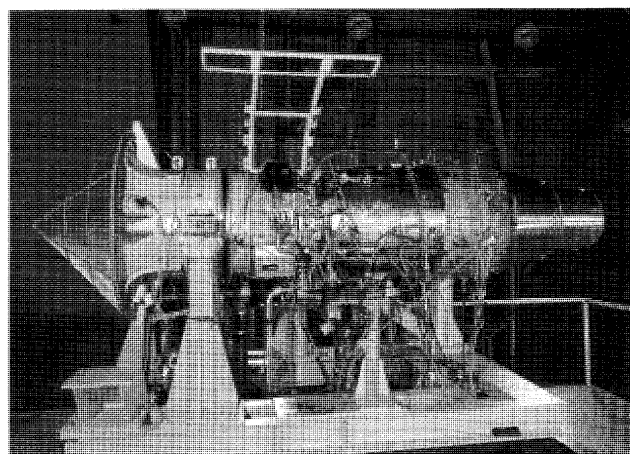


図1 F3-30エンジン

ジンの試作を開始した。このエンジンは試験の結果、スナバー部の損失が大きいこと及び対FODの強度が不足していることが判明したため、第1段ファンブレードを振動対策と強度の増強を図るワイドコードブレードに設計変更したXF 3-30エンジンの試作を行い試験評価を実施した。その結果、XF 3-30エンジンは、T-4中等練習機用エンジンとして十分な能力を有していることが証明され、昭和57年にT-4用エンジンとして選定され研究段階から開発へと移行した。XF 3-30エンジンは、圧力比2.6の2段ファン、圧力比4.2の軸流5段圧縮機、デュプレックス燃料噴射弁を有するアニュラー型燃焼器、入口温度1,050℃の空冷軸流1段高压タービン及び軸流2段低压タービンで構成される推力1.67トンの2軸式ターボファンエンジンである。

XF 3-30エンジンは、6台のエンジンを用いて飛行試験に供し得ることを保証する飛行前定格試験 (PFRT) 及び5台のエンジンを用いて量産が可能であることを認定する認定試験 (QT) に合格し、昭和60年度に我が国で2番目の実用エンジンF 3-IHI-30の開発が完了した。これらの試験及び評価は米国の軍規格 MIL-STD に準拠して行われた。

一方、機体の飛行試験は、技術研究本部が実施する技術試験及び航空自衛隊が実施する実用試験を昭和62年度に終了し、性能面及び運用面ともにT-4中等練習機として部隊運用が可能であることが証明された。

F 3-IHI-30エンジンは、平成12年6月末現在、506台量産されている。

3.3 J 4-1 エンジン

J 4-1エンジンは、陸上自衛隊が装備する地对艦誘導弾のサステナエンジンとして昭和54年度に開発に着手し、昭和60年度に完成した小型ターボジェットエンジンである。この地对艦誘導弾は、ブースターロケットにより地上から発射され、ジェットエンジンで飛翔するものである。本エンジンは、ミサイルに搭載される関係上、作動時間が極めて短く、しかも使い捨てであるという点で有人機用エンジンとは大きく異なる特徴を有して

いると言える。従って、開発に際しては高い信頼性と低価格という相反する要求条件を満足させなければならない。そこで、エンジンの構造は遠心1段圧縮機、逆流式アニュラー型燃焼器及び精铸一体型の軸流1段タービンで構成される単純なターボジェット型式を採用し、更に、グリス封入軸受け、パルス巾燃料制御方式、遠心式燃料噴霧方式、火薬カートリッジイグナイター、ウインドミルスタート方式等の採用によって部品点数を極力低減することにより、信頼性の確保と低価格化を同時に実現させたものである。

このJ 4-1エンジンは、その後、火薬カートリッジスタート方式、高密度燃料の適用等の改修を行い、海上自衛隊の艦対艦誘導弾、対潜哨戒機から発射する空対艦誘導弾そして航空自衛隊の戦闘機から発射する空対艦誘導弾にも搭載することになった。更に、制御アルゴリズムを変更して標的機のエンジンとしても採用された。このようにJ 4-1エンジンの開発は、様々な用途に適用することでファミリー化の進んだ開発となり、開発経費の低減及び開発期間の短縮という観点で、極めて効率の良い開発プロジェクトとして評価されている。

3.4 TS 1-10 エンジン

防衛庁では、陸・海・空の各自衛隊が種々のヘリコプターを数多く運用しているが、これらはすべて外国からの導入またはライセンス国産によるものである。陸上自衛隊が装備している観測ヘリコプター OH-6 D が近々退役して行くのを契機に、後継ヘリコプターの国内開発が検討された。その結果、平成4年度から新小型観測ヘリコプターの開発に着手することが決定され、我が国初の国産ヘリコプターの開発計画がスタートした。

新小型観測ヘリコプターは、機体・エンジンともに国内開発の純国産機で、複合材のヒンジレスローターハブを適用した高い運動性を有するヘリコプターである。搭載するエンジンは、圧力比11という高圧力比の遠心1段圧縮機、アニュラー型燃焼器、空冷軸流1段ガスジェネタービン及び無冷却軸流1段パワータービンで構成さ

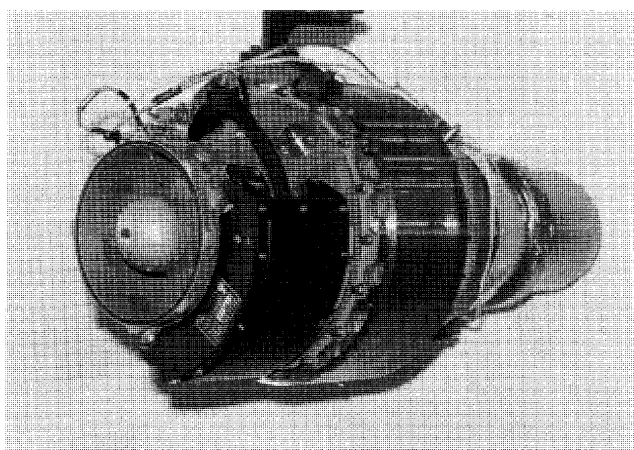


図2 J 4-1 エンジン

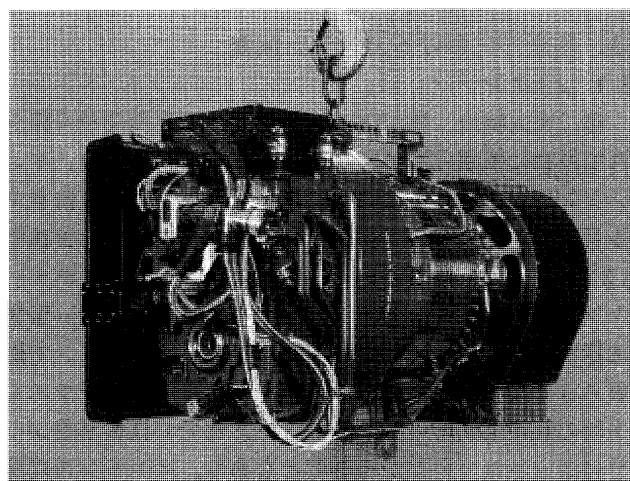


図3 TS 1-10 エンジン

れるフリータービン式2軸ターボシャフトエンジンで、884 SHPの軸出力を発生する。また、電子制御装置(FADEC)は出力制御、左右エンジンのパワーバランス制御、ストール回避制御、再着火等の機能を有しており、エンジンの確実な制御と作動の安全性の向上を図っている。

新小型観測ヘリコプターは、民間ヘリコプターと運用環境が異なるため、搭載されるエンジンは次のような特徴的な機能を装備している。第1は不整地での離着陸運用に対処するため、空気取入口に入口粒子分離装置(IPS: Inlet Particle Separator)を取り付けてあること、第2は赤外線ホーミングミサイルの追尾を回避するため、エンジン排気ノズルに赤外線低減装置(IRS: Infrared Suppressor)を装着していること、そして第3は戦闘時における機体の運動性を更に良くするため、可変圧縮機入口案内翼によるエンジン出力の制御機能を持たせ、出力応答性の向上を図っている。

TS 1-10ターボシャフトエンジンは、飛行前定格試験(PFRT)を終了した後、新小型観測ヘリコプターに搭載され、平成8年8月、初フライトに成功した。我が国で初めて開発され、試験飛行に成功した新小型観測ヘリコプターXOH-1は、平成11年にハワード・ヒューズ賞を受賞した。ハワード・ヒューズ賞は、ヘリコプターの研究開発において優秀な業績を上げたものに対して贈られる米国の最高の栄誉で、米国以外の国でこの賞を受賞したのは我が国のXOH-1が初めてのことである。

XOH-1は、エンジンの認定試験(QT)及び飛行試験を平成11年9月に終了し、平成12年1月から観測ヘリコプターOH-1として部隊に配備されている。

3.5 XF 3-400 エンジン

我が国では、戦闘機用エンジンに関する本格的な研究がなされていない。XF 3-400エンジンは、平成2年から6年にかけて超音速戦闘機用エンジンの技術を取得するため、我が国で初めて研究試作した純国産のアフターバーナー付ターボファンエンジンである。本エンジンは、型式がXF 3-400とあるように中等練習機T-4用F 3-30エンジンをベースに試作したもので、ファン部及び若干の改良を加えた圧縮機部はF 3-30のものを使用し、大きな設計変更を加えたのは燃焼器とタービン部で、単結晶タービン動・静翼の適用及び空冷の強化によりタービン入口温度をF 3-30の1,050℃から1,400℃に高温化したことである。そして、新たに装着したアフターバーナー部は、シュート型ミキサー、スプレーバー式燃料噴射器、V型フレームホルダー及びコンバージェント型可変断面積排気ノズルで構成されている。高温化したことによる効果としては、アフターバーナーを使用しないドライ推力が1.67トンから2.1トンに約26%増大し、ファン部を駆動する低压タービンが2段から単段に減らすことができ、エンジンの推力重量比の向上に有効な結果をもたらした。また、アフターバーナーの推力増加率

は約1.6で、アフターバーナー作動時の最大推力は3.4トンである。本エンジンは、アフターバーナーのないF 3-30エンジンをベースに製作したため、エンジンサイクル的にアフターバーナー付エンジンとして最適マッチングであるとは言えないが、アフターバーナー部におけるファン空気流とコアガス流のミキシング技術、着火特性、燃焼特性、圧力損失等に関する技術及びFADECによる制御技術を取得することができた。

また、XF 3-400エンジン用に試作した推力偏向2次元ノズルをエンジンに装着して運転試験を実施し、アフターバーナー作動時のノズルフラップの冷却、推力偏向機構、ノズル効率、制御方式等に関する技術的評価を行った。

3.6 XF 5-1 実証エンジン

XF 5-1エンジンは、XF 3-400エンジンの研究成果に基づいて、アフターバーナー付エンジンの基礎技術を研究することを目的に平成7年度に計画に着手した。本計画は、XF 5-1の主要構成要素としてファン、圧縮機、燃焼器、タービン及びFADECの要素の試作を行い、その成果を統合化してエンジンを試作するもので、エンジンの機能・性能の評価と同時にシステムインテグレーション技術を確認することも重要な研究課題としている。

XF 5-1エンジンは、バイパス比0.39の低バイパス比ターボファンエンジンで、圧力比4.2の3段ファン、圧力比6.5の軸流6段圧縮機、気流微粒化燃料噴射器を有するアニュラー型燃焼器、入口温度1,550℃以上の単結晶空冷軸流1段高压タービン、空冷軸流1段低压タービン、可変断面積排気ノズル付アフターバーナー及び2重系FADECより構成され推力5トン、推力重量比8である。実証エンジンは、現在、1号機及び2号機が完成して運転試験が行われている。本エンジンは研究用エンジンではあるが、最終的には4台のエンジンを製作して飛行前定格試験(PFRT)を実施し、機能・性能を評価するとともに、耐久性、信頼性、対環境性等の実用化に関する技術的な課題の解明も行う計画である。更に、平成14年度からは前記のエンジン高空性能試験装置において高空飛行状態での性能評価も行い、超音速戦闘機用エンジン技術の基盤の確立を図りたいと考えている。

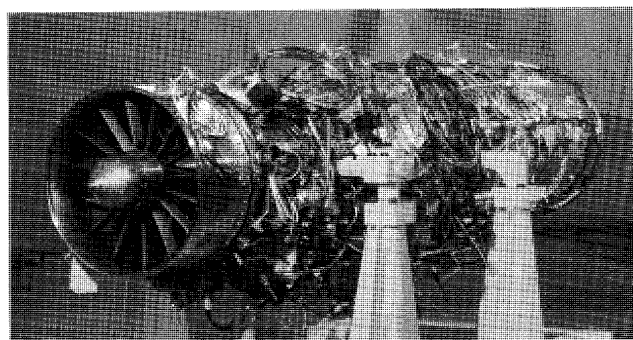


図4 XF 5-1 実証エンジン

4. おわりに

防衛庁技術研究本部では、これまでに航空機用エンジンを2種、ミサイル用エンジンを1種（ファミリー化5種）、ヘリコプター用エンジン1種を開発し、実用化してきた。意図した訳ではないが、これら4種類のエンジンはそれぞれ異なった型式、つまり、ターボジェット、ターボファン、ターボシャフトであり、技術的観点から見れば非常に有意義な技術の蓄積となった。しかし、一方では開発・実用化する上で過去の経験が生かしくく効率の良くないプロジェクトの連続であったとも言える。ともあれ、我が国のエンジン開発は、着実に進展しており、設計技術、製造技術、試験評価技術において欧米に接近しつつあり、一部の要素技術では勝るとも劣らないレベルに達している。将来的には、要素性能や材料

技術等の研究を更に推進し、高推重比化を目指すとともに損傷許容設計等を適用して安全性の向上や稼働率の向上を図る必要がある。また、防衛用エンジンと言えどもライフサイクルコストの低減を考慮したエンジン開発を行うことも重要な課題の一つである。

エンジンの試作には多額の予算を必要とするが、実用化するためには更に多くの経費と労力と時間を投入しなければならない。そのため技術的問題の解決、予算・スケジュールの管理等エンジン開発には様々な苦勞が強いられるが、エンジンが完成し機体に搭載されて空を飛ぶときの感激はひとしおである。

防衛庁におけるエンジン開発は、我が国の民間エンジンメーカー各社の協力を得て着実に実績を上げてきたが、今後も更に発展させて行きたいと考えている次第である。

特集・航空エンジン開発

JAEC^{*1}における旅客機用エンジンの国際共同開発井上 利昭^{*1}

INOUE Toshiaki

1. まえがき

当協会は公益法人として、民間航空機用ジェットエンジンの開発を促進し、航空機工業の向上発展を図り、産業経済の健全な繁栄に寄与する目的で'81年10月に設立された。エンジンの開発形態が、技術の共同分担、開発費用の負担軽減及び市場の確保等の観点から、国際共同開発方式が一般化している中で、国内の開発事業の推進母体として、石川島播磨重工業(株) (IHI)、川崎重工業(株) (KHI) 及び三菱重工業(株) (MHI) の協力を得て運営されている。

当初、「航空機用ジェットエンジン研究組合」の計画を引継ぐ形で、日英間でRJ-500エンジンの開発に着手し、後にそれをベースに5ヶ国の開発事業に発展したV2500エンジンの開発を行った。更に、共同開発の相手をアメリカのGE社としたCF34-8エンジン及びCF34-10エンジンの開発事業に参画している。

2. RJ 500 エンジンの国際共同開発

2.1 FJR-710 エンジンの技術研究の遺産相続

別章で紹介されている、大プロとして実施された技術研究プログラムのFJR-710エンジンから発展して、航空機用ジェットエンジン研究組合内にXJB分室を設け、第2期の研究を延長する形で国際共同開発に向けて日本の技術でどういったエンジンの開発が可能か推力6~7トンクラスのRJ732エンジンの試設計が'79年12月まで繰り返し行われた。このエンジン形態が日英の国際共同開発(XJB計画)の基礎となった。

2.2 RJ 500 エンジン国際共同開発の始動

'77年の非公式な打診から、'78年に入ってRRより正式に100~120席クラス機用に推力16,000 LbクラスのRB-432エンジンの国際共同開発の提案があった。

その後、航空機工業振興法の下で'79年6月の航空機・機械工業審議会/航空機工業部会で報告され、支援することが決定され、同12月6日の航工審で日英共同開発(XJB計画)の推進が答申された。'79年12月12日RJ500共同開発協定書に正式調印すると共に、Rolls Royce Ltd.との間でRolls Royce & Japanese Aero Engines Ltd.(RR-JAEL)を'80年4月に設立して推力

20,000 LbクラスのRJ500-01エンジンの開発から着手した。

2.3 RJ 500 エンジン開発プログラムの概要

RJ500エンジンの開発形態は100~130席クラスの短中距離民間輸送機用に推力20,000 Lbのエンジンを目標に、担当部位はRRが高圧系を、JAELが低圧系を主体に50対50の比率で開発作業を分担するもので、機体メーカーからのエンジン選定や事業性の確認が出来るまでInitial Launchとして開発を始め、事業性等を確認後Full Launchとして本格開発に着手することになった。

担当部位は、RRが高圧系の高圧圧縮機、燃焼器及び高圧タービンを、日本が低圧系のファン、ファン&インターミディエートケーシング、タービンミッドフレーム及び低圧タービンを担当した。最初のエンジンRJ500-01の断面図と担当部位を図1に、エンジン基本仕様を表1に示す。

先ず、2台の地上試験用エンジンを製作し、一号機のRJ01を英国で、2号機のRJ02を日本で運転し、'85年

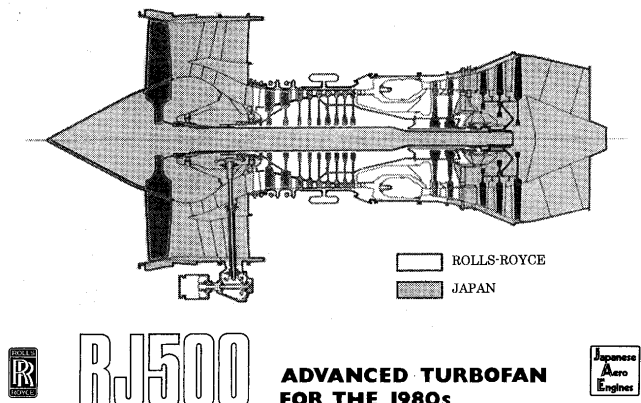


図1 RJ 500 エンジン断面図

表1 RJ 500-01 Performance

TAKE-OFF Sea-level static	
Thrust (flat-rated to ISA+15°C)	20,000 Lbf (89.0 kN)
Airflow	618 Lb/s (280 kg/s)
CRUISE Mach 0.8 30,000 ft	
Thrust (flat-rated to ISA+10°C)	4,965 Lbf (22.1 kN)
Specific fuel consumption	0.654 Lb/Lbf Hr (18.53 mg/Js)
Bypass ratio	4.94
Overall pressure ratio	20.2

原稿受付 2000年7月10日

*1 (財)日本航空機エンジン協会 (JAEC)

〒105-0001 東京都港区虎ノ門3-3-2

までに合計 365 時間の地上評価試験を行った。

この2号機が現存する唯一のRJ500-01エンジン(図2)として IHI 田無工場の史料館に保存されている。

2.4 V 2500 エンジンの国際共同開発への移行

一方、市場の動向がもう少し大きい機体にシフトする機運を察して、ベースラインエンジンの見直しを行い、推力を 23,000 Lb まで上げた RJ 500-35 エンジンの開発に着手する所で、更に 150 席機に機体規模の拡大傾向から推力アップが要求されて開発費の増大と更に高性能化が必要になるに至って開発事業規模が拡大して、同様なエンジンの開発計画を持っていた UTC (PW) グループを加えた 5 ケ国の国際共同開発へと移行した。

2.5 RJ 500 プログラムのミニ総括

日本の航空エンジン業界にとって、初めての国際共同開発事業の相手に、英国の Rolls Royce を選んだことで、若手の多くのエンジニアに英国流の紳士道と国際感覚を身に着ける貴重な機会を与えると共に、V 2500 エンジンの開発の礎となった。

3. V 2500 エンジンの国際共同開発

3.1 V 2500-A 1 エンジンの開発

前述のように RJ 500 の開発プログラムを引継いで、UTC グループの 3 社を加えた 5 ケ国共同事業契約書 (RR : 30%, PW : 30%, JAEC : 23%, MTU : 11% &

Fiat : 6%) に '83 年 3 月 11 日に調印すると共にパートナー会社の IHI/KHI/MHI と共同事業基本協定書 (I : 59.8%, K : 25.2% & M : 15%) に '84 年 4 月 18 日に調印して国内体制も整った。この 5 ケ国の共同出資によって運営母体となる IAE-International Aero Engines AG が '83 年 12 月に設立された。その 5 カ国 7 社の組織構成を図 3 に示す。

この構成は、その後、分担比率の小さい Fiat が担当部位の Exhaust Frame を P&W へ移管し、ギアボックスも RR の傘下で製作することで IAE の直接の枠組みから離脱し、4 ケ国の開発プログラムに集約され、分担比率も各々 RR : 33.5%, PW : 32.5%, JAEC : 23% & MTU : 11% になった。

エンジン形態は英日の RB 211/FJR-710 や米独伊の UTC グループの PW 2000 シリーズ等の技術を総結集して決められた。担当区分を図 4 に示す。

最初のエンジンとして V 2500-A 1 の初号機の地上運転試験が '85 年 12 月に始まり、国内でも IHI 瑞穂工場 で健全性の実証試験等で合計 4,270 時間の運転を行った。計測ラインを装着中のエンジンを図 5 に示す。

アメリカ連邦航空局 (FAA) のエンジン型式証明を '88 年 6 月に取得し、同 7 月には同エンジンを搭載した最初の A 320 機がフランスのツールーズで初飛行に成功し、翌年 4 月にはフランス航空局 (JAA) の型式証

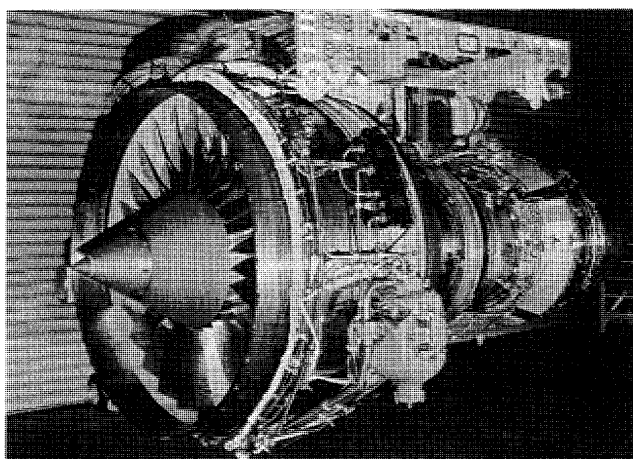


図 2 RJ 500-01 エンジン

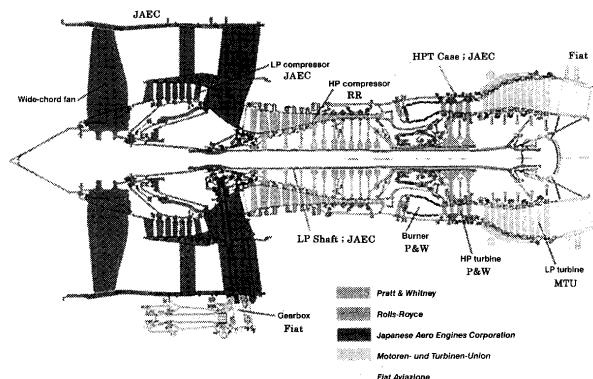


図 4 V 2500 各社担当部位

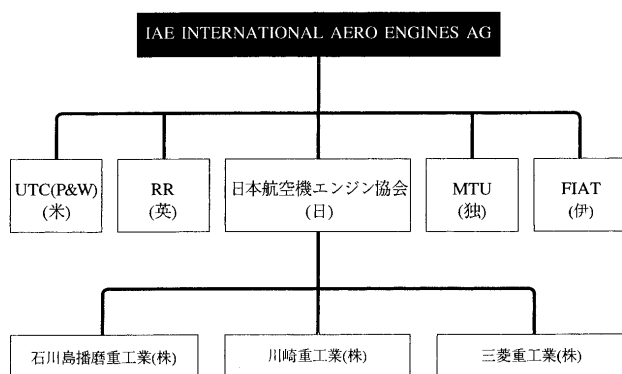


図 3 国際共同開発事業体制

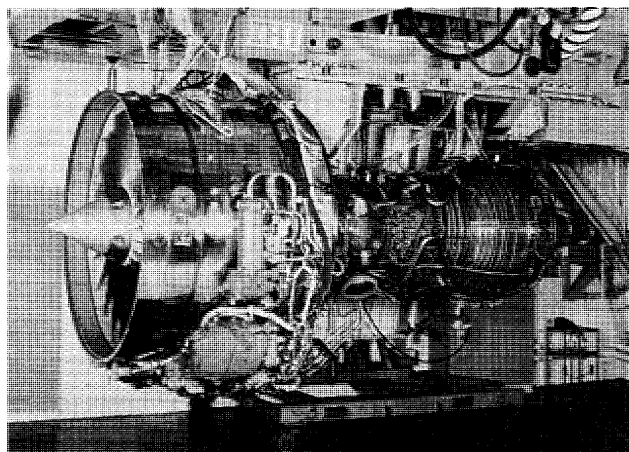


図 5 計装中の V 2500 エンジン

明を取得して、5月からアドリア航空で最初の商用運航を開始した。

3.2 V2500 エンジン開発の技術的意義

RJ 500 時代の RR に、航空エンジンメーカー 3 強のもう一方の UTC グループの参加で、5ヶ国 7 社の共同開発となったため、アメリカ流の手法も加えて、エンジン基本仕様・お互いの担当部位の仕様や個々のインターフェースの取決め等を細かく定めた Power Plant and Major Component Requirements Document (PCRD) を作成し、国内でも V2500 Engineering Procedure (VEP) を発行して、各種開発作業の手順を定める等開発形態も洗練された。これらはその後のエンジン国際共同開発の雛型となった。

また、技術面でも、競合機種 CFM56 エンジンに遅れて市場に参入するため、各パーティの先端技術を持ち寄って性能面で大きな優位性を確保する事とし、日本の担当部位では大型エンジンで適用が始まったばかりの中空翼による防振用の棚の無いワイド・コード・ファンブレードを始めて中型エンジンに適用した。この間に、2分の1のスケールのファン・低圧圧縮機の空力試験機を製作し、数々の性能評価試験を実施した。この結果、低騒音・高効率でしかも比較的小径で大風量を生せる高性能なエンジンを実現できた。

設計面では、設計図面を CAD (Computer Aided Design) で各々作成し、5ヶ国から持ち寄ってエンジン全体図を完成させた最初のエンジンとなった。当協会及び I/K/M 3 社で作成し、5ヶ国で集大成させた CAD システムの運用方法を図 6 に示す。

3.3 V2500-A5/D5 エンジンの開発

その後、エアバス社が A320 機の胴体を延長し離陸重量を増大させた 186 人乗りの A321 機の開発計画を、また、マクダネルダグラス社でも MD-80 シリーズの機体を最新エンジンに換装する計画を発表した。

これらの機体に搭載するために、V2500-A1 エンジンに引続き、推力を 30,000 Lb に上げるためにファン直径を 0.5 インチ大きくし、低圧圧縮機を 3 段から 4 段に

した推力増大型の V2500-A5 エンジンと共にマクドネルダグラスの MD-90 機用に搭載方法を胴体横付け式に変更した V2500-D5 エンジンの開発に着手した。

これらの開発は、'91 年から、航空機工業振興法に規定する基本的な指針の改訂により「派生型エンジン」として開発することになった。日本が担当したファン・低圧圧縮機部の A1 エンジンと A5/D5 エンジンの差異を図 7 に示す。この A5/D5 エンジンについても、開発期間中に国内で 2,140 余時間の運転試験を行った。

更に、V2500-A5 エンジン搭載機の A321 機の航続距離を延ばすために最大離陸重量を増大する目的で、更に推力を 33,000 Lb に上げた V2533-A5 エンジンの開発を行った。これらのエンジンの主要諸元と搭載機種を表 2 に示す。

今後も市場の動きに対応して更に高性能型のエンジン開発に向けた研究を続けながら次世代のニーズに応えるための準備が進められている。

3.4 国際共同開発における危機管理

前述のように、担当部位を分割した上でエンジン全体の初期性能を確実に達成して、約束期日に確実にエンジンをお客に供給するためには、リスクの無い確立された

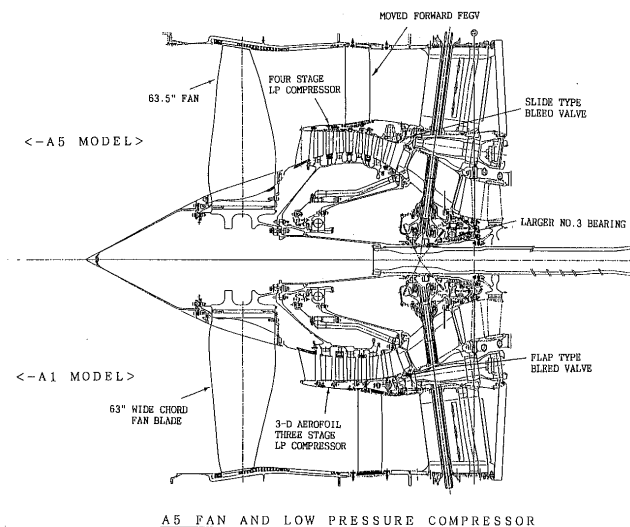


図 7 A1 エンジンと A5 エンジンの差異

表 2 V2500 ターボファンエンジン主要諸元

	V2500-A1	V2500-A5				V2500-D5	
		V2533-A5	V2530-A5	V2527-A5	V2522/24-A5	V2528-D5	V2535-D5
搭載機種	A320-231	A321-200	A321-131	A320-232	A319	MD-90-30/50	MD-90-30/30T
座席数(代表的 2-クラス)	150	186	186	150	124	153	158
離陸推力(lb)	25,000	31,600	30,000	26,500	22,000/23,500	28,000	25,000
離陸推力(lb)-マッハ数0.2	—	33,000	31,600	26,800	24,000	—	—
バイパス比	5.4	4.8	4.6	4.8	4.9	4.7	4.8
全体圧力比	29.4	32.5	31.9	27.7	24.9	30.4	27.7
燃料消費率(35kft/0.75Ma)	0.531	0.543	—	—	—	—	—
パワーブランチ重量(lb)	7,400	7,500	—	—	—	7,900	—
ファン直径(in)	63	63.5	—	—	—	—	—
長さ(in)	126	—	—	—	—	—	—
ローター段数	1-3-10-2-5	1-4-10-2-5	—	—	—	—	—
エンジン型式証明取得	1988年6月24日	'96年8月21日	'92年11月24日	'92年11月24日	'96年4月19日	'92年11月24日	'92年11月24日
搭載機体型式証明取得	1989年4月20日	'97年3月20日	'93年12月17日	'93年9月28日	'96年12月18日	'94年11月4日	—

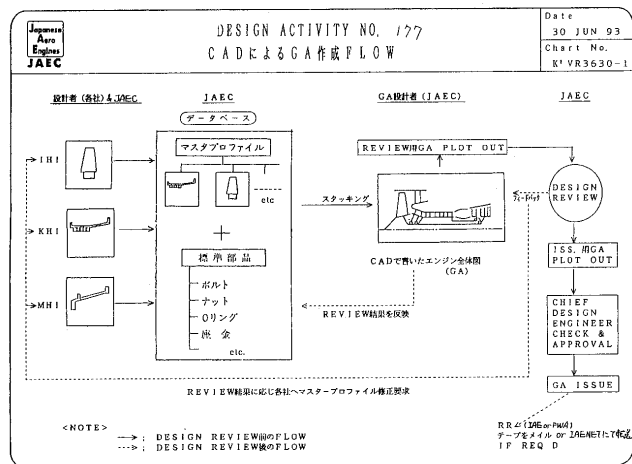


図 6 CAD システム運用例

Proven Technology を使ったエンジン開発を行う必要がある。しかし、お客に競争力のある高性能エンジンを供給するためには如何に多くのハイリスクな新技術を日常の開発作業に短期間で取込むことが出来るかがキーとなる。そのため、各パーティでの開発作業の進捗状況と共にそこに潜むリスクを的確に把握し、必要に応じて所定の開発期間中にリカバリーが可能なバックアッププランを保持しながらプログラム管理が行われた。リスクの分類基準の一例を表3に示す。

3.5 V 2500 プログラムのミニ総括

RR と P&W の間で揉まれながら航空機用エンジンの開発の一部始終を目の当たりにした国内の技術者達はその開発能力において飛躍的に力を付けてきた。

また、ビジネス的にも、開発の初期段階に2度のオイルショックや湾岸戦争による航空機市場の低迷による苦難の時期を体験したが、この難局を乗り越えて着実に市場に浸透して軌道に乗りつつある。本プログラムは、国内メーカー3社に於いて民間部門の売上の中核をなすまでに成長して来た。

現在、V 2500 エンジンは総計 1,356 台のエンジンが出荷され、エアバスの A 320/A 321/A 319 及びボーイングの MD-90 に搭載されて世界中の 72 社のエアラインで 580 機が運航中である。

国内でも V 2500 エンジンを搭載した航空機 MD-90 が日本エアシステムで 16 機、また、全日空では A 321 が 7 機就航中で、更に、Dragon Air の A 320 が香港から広島空港と仙台空港に飛来している。

4. CF 34-8 エンジンの国際共同開発

4.1 小型民間輸送機用エンジン開発調査事業

前記の V 2500 の次のステップとして、'91 年以来、「日の丸飛行機」(YSX) の実現に向けてエンジンについても、「次世代航空機開発調査補助金」制度の補助事業として、独自技術の確立と担当部位の拡大を計る目的で、75 席クラス機用エンジンの各種調査や試設計を行いながら、パートナーを探した。

その中で、米国の GE 社が地域航空網に於いてカナダの Bombardier 社と 50 席機 CRJ-100/200 のジェット機で市場を開拓し、その胴体延長型の 70 席機用に新しいエンジン CF 34-8C の開発計画を持っていることが分

かり、GE 社を提携先に選んで基本仕様や開発計画の検討を進めた。このエンジンは実績のある基本的な諸特性を継続しながら、同一ナセルの中で、推力を約 1.5 倍に増大させるため革新的な技術を導入したもので、その比較を図 8 に示す。

4.2 CF 34-8 エンジン開発事業

'96 年度に入って、当協会は航空機国際共同開発促進事業として、パートナー会社の IHI/KHI と共に GE 社と CF 34-8C エンジンの国際共同開発の基本契約書に署名して、開発事業を始めた。開発作業の分担比率は約 30% で、V 2500 での担当部位を拡大する形で、ファンローター、高圧圧縮機の後段、低圧タービン、アクセサリギアボックス及び補機の一部を担当することとなった。エンジン形態と担当部位を図 9 に示す。

このエンジンの最初の搭載機種は Bombardier 社の CRJ-700 で、その後、Fairchild Dornier 社も 50~90 席機の開発計画を発表し、その搭載エンジンに選定されて、エンジンマウント方式を胴体横付けから主翼吊下げ方式に仕様変更した CF 34-8 D (D は Dornier 社の頭文字) エンジンの開発にも '99 年から着手した。

最初のエンジン CF 34-8C1 は国内でも FAA の監視下で初めての型式証明取得のためのエンジン運転試験(図 10)や AGB の耐久試験等を実施して、計画通り昨年の 11 月末にアメリカ連邦航空局 (FAA) の型式証明を取得した。引続き、今年 5 月にはヨーロッパ (JAA-European Joint Airworthiness Authorities) の型式証明も取得した。現在、就航に向けて CRJ-700 機の飛行試験を 4 機で順調に続けており、今秋には就航の予定である。

また、主翼吊り下げ方式に変更し、更に推力を増大し

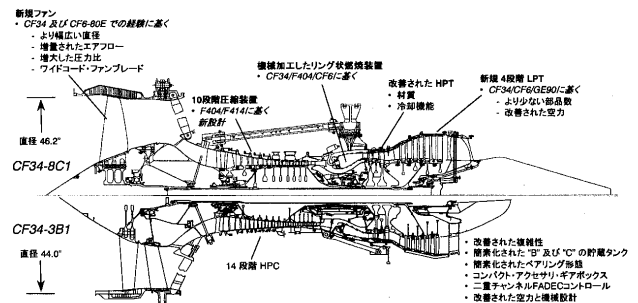


図 8 CF 34-8 と CF 34-3 B 1 エンジンの比較

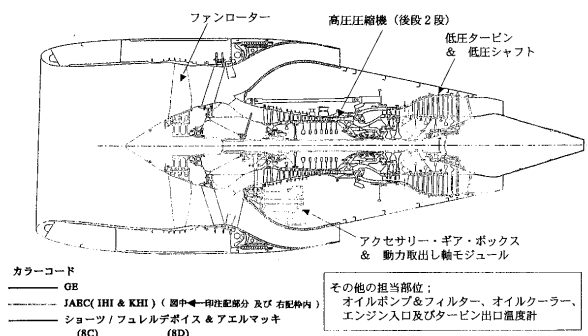


図 9 CF 34-8 エンジン全体断面図と担当部位

表 3 リスク管理判定基準

レベル	色表示	判 定	判 定 基 準
4	赤	設計変更要求	判定期間中に、目標を達成できない恐れのある研究中の技術
3	黄	代替設計要求	目標達成に懸念が残り、判定期間中に代替可能な設計準備が必要な技術
2	緑	開発試験要求	事前確認のための開発試験が必要な技術
1	黒	実証された設計	FAA に対して、他のエンジンで適用済みの確立された技術

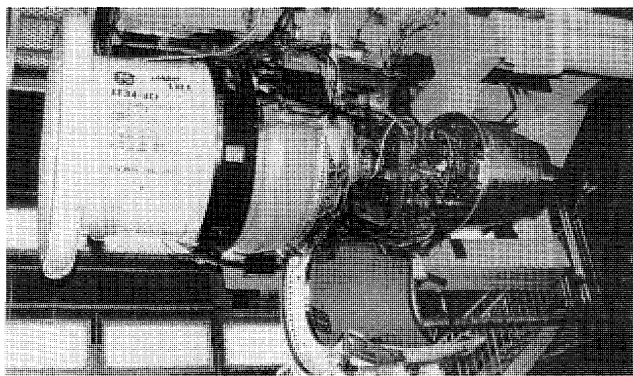


図 10 CF 34-8C エンジン運転試験 at IHI 瑞穂工場

た仕様変更型の CF 34-8D エンジンも今年の夏にはエンジン地上試験を開始し、来年度末には型式証明を取得する予定である。

このエンジンは Embraer 社の ERJ-170 機にも選定されており、Embraer 社の頭文字 E を取って CF 34-8E と命名された。

更に、Bombardier 社は CRJ-700 の胴体を再延長して、86 席機の CRJ-900 の開発計画を発表して、その搭載エンジンに CF 34-8C が選定されたので、高温化・高出力化した CF 34-8D/8E エンジンの成果を取込んだ CF 34-8C5 エンジンの開発にも CF 34-8C エンジンの玉成作業の一環として取り組む予定である。

5. CF 34-8 から CF 34-10 へ

さらに、地域航空網の急速な拡大に対応して、機体規模の大型化の傾向もあり、90~100 人乗りの航空機の開発計画が Fairchild Dornier 社と Embraer 社から提案され、それらの搭載エンジンにも CF 34 エンジンが選定されて、推力を 14.5 k Lb クラスから 18.5 k Lb クラスに飛躍的に増大させた CF 34-10 エンジンの開発にも今年度から着手する。

このエンジンは機体の大型化に伴って、メジャーエアラインでも使用されることから、一層の高性能化が求められ、エンジンの基本形態についても見直しを行って、高圧圧縮機や高圧タービンの段数削減等についても検討中で、次世代の地域航空網と主要航空網の両方で使われるエンジンとして生まれ変わったものになる。

昨年、神戸で開催された国際 GT 会議で MIT の Greitzer 教授と GE の Wisler 技師の講演でも指摘されたように、技術オリエントでなく最終目標である顧客の運航コストを低減する商品として、50 席機と 70 席機の、又は、70 席機と 90~100 席機のファミリーとして運航される航空機に推力サイズの異なる CF 34 エンジンに対して、顧客の価値、性能及び製品改善における革新的なステップとして基本構造を変えながら高性能・低運航費化を実現するための工夫が払われている。

6. 国際共同開発に於けるコミュニケーション

国際共同開発の相手とのコミュニケーションは公用語としての英語が基本であるが、時差のある相手とのその方法は時代と共に変わってきた。

最初の RJ 500 の時代は、高価な国際電話を補完する方法はもっぱらテレックスで、オペレーターの勤務時間を気にしながら申込み用紙にローマ字で記入して送信をお願いする必要があったが、RR では守衛所で 24 時間テレックスが打てることに妙に感心した。後半になって、ファックスの時代が到来し、手書きの資料が電話で送れるようになったが、まだ、長時間の使用に耐えるものではなく読取り部が高温になって送信速度が極端に低下し、事務所の閉鎖時間と競争しながら団扇で必死に扇ぎながら短冊に切った図面を送る日々が続いた。

V 2500 の時代になると、図面のデジタル化が始まり、専用回線による Mail System の敷設と共に夜の内にデータ伝送が可能になり、また、ファックスマシーンも完成の域に達して連絡手段は充実した時代となった。

さらに、CF 34 の時代になって、E-mail が実用化の域に達して個人間の連絡が自由になり、図面情報もファイル伝送が容易になった。また、会議も定期的な対面会議の他にテレビ会議システムを利用して同時進行の遠隔地間の対話が可能になった。

最後に残った唯一の問題は相手国との時差で、これだけは如何ともし難いものだが、これは考え様で、8 時間働いた後に相手にメールを入れておくと寝ている間に彼らが検討して朝には返事が届いているといった具合に検討作業が留まることなく地球を一回りして回るのは開発期間短縮の大きなメリットとなる。

7. あとがき

航空機用エンジンを自主開発している米英仏露に続き、更には追い越すべく、民間航空機用エンジンの開発能力を構築するために、当協会が関わるエンジンの他にも、他章で紹介されているように国内エンジンメーカー 3 社は多様なエンジン開発プログラムに参画して各々が補完しながら日夜努力が続けられている。

なお、僭越ながら RJ 500 や V 2500 のエンジン開発プログラムの現在の状況に対する私見をミニ総括として付記したが、歴史的な評価は別途適切な方々に委ねることにしたい。

参考文献

- (1) 「V 2500/JAEC の歩み」 JAEC 待山義彦編集
- (2) 「V 2500 エンジンの設計」JAEC 技術部 勝又一郎、犀川淳一、藤網義行他編集
- (3) 「IHI 航空宇宙事業本部 30 年の歩み」石川島播磨重工業株式会社航空宇宙事業本部発行
- (4) 「Gas Turbine Compressor Technology: Status and Opportunities」E. M. Greitzer and D. C. Wisler 著
- (5) 「The CF 34-8」GE 社カタログ

特集・航空エンジン開発

GE 90 エンジン

館野 昭^{*1}

TATENO Akira

キーワード：航空用エンジン，ターボファンエンジン

1. はじめに

世界最大の双発広胴機ボーイング 777 (B 777) 用のエンジンとして 1991 年開発をスタートした GE 90 (図 1) は 1995 年 2 月に米国連邦航空局 (FAA) の型式承認を取得，同年 11 月より商用運航を開始している。その後，市場の要求に応じ推力・性能を向上するための派生型開発を続け，現在航続距離を更に延長した B 777-200/300 長距離派生型の開発に合わせ，推力を世界最大の 512 kN (115,000 lb) に増強する高推力派生型エンジン GE 90-115 B (図 2) の開発に着手している。ここでは，これまでの GE 90 エンジンの開発の状況，エンジンの特徴，運航状況及び今後の開発計画等についてご紹介したい。

2. これまでの GE 90 エンジン開発状況・運航状況

2.1 体制と分担

GE 90 エンジンは GE 社(米国)が主体となり，Snecma 社(フランス)，石川島播磨重工業 (IHI) (日本)，Fiat Avio 社(イタリア)の各メーカーがレベニューシェアパートナーとして参加している国際共同開発事業である。

Snecma 社はブースター，高圧圧縮機を中心に約 24%，IHI は低圧タービン回転部，低圧系シャフトなどを中心に約 9%，Fiat Avio 社はギアボックス，低圧タービン

静翼などを中心に約 7% のワークシェアで参加，それぞれの担当部位について設計・開発・製造を担当している。

2.2 GE 90 エンジンの特徴

B 777 の開発に対して GE 社は，PW 4000 (P&W 社)，TRENT 800 (RR 社) などのライバルエンジンと異なり，既存エンジンの派生型でない全く新たなエンジンを開発する方針で臨むこととして，1990 年に GE 90 エンジンの開発を社内を開始した。そのエンジンの主な特徴としては以下のようなことが上げられる。

- 1) これまでのターボファンエンジンで最大のバイパス比 9 及びファン直径 3.12 m (123 inch) とすることにより，エンジンの推進効率を飛躍的に向上させるとと

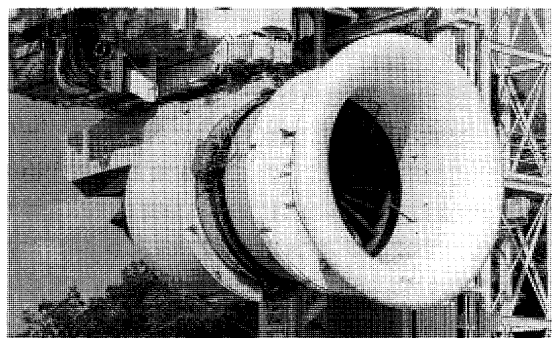


図 1 GE 90 エンジン

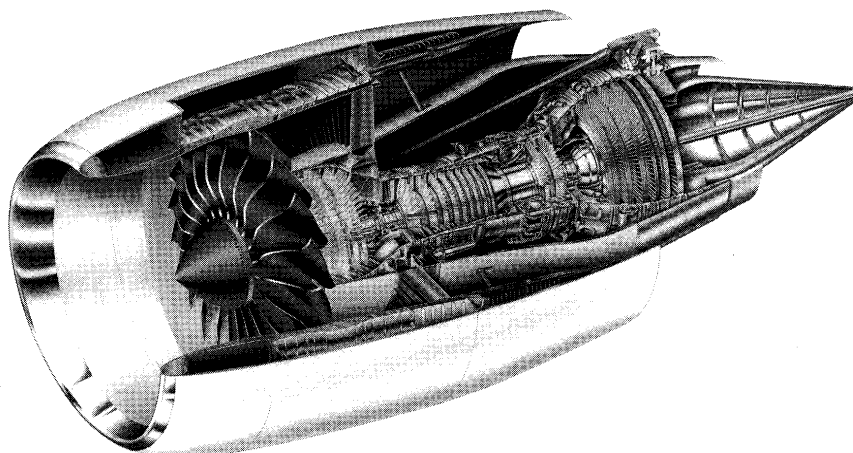


図 2 GE 90-115 B エンジンモックアップ (カット図)

原稿受付 2000 年 7 月 17 日

* 1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部 民間エンジン事業部
〒188-8555 東京都田無市向台町 3-5-1

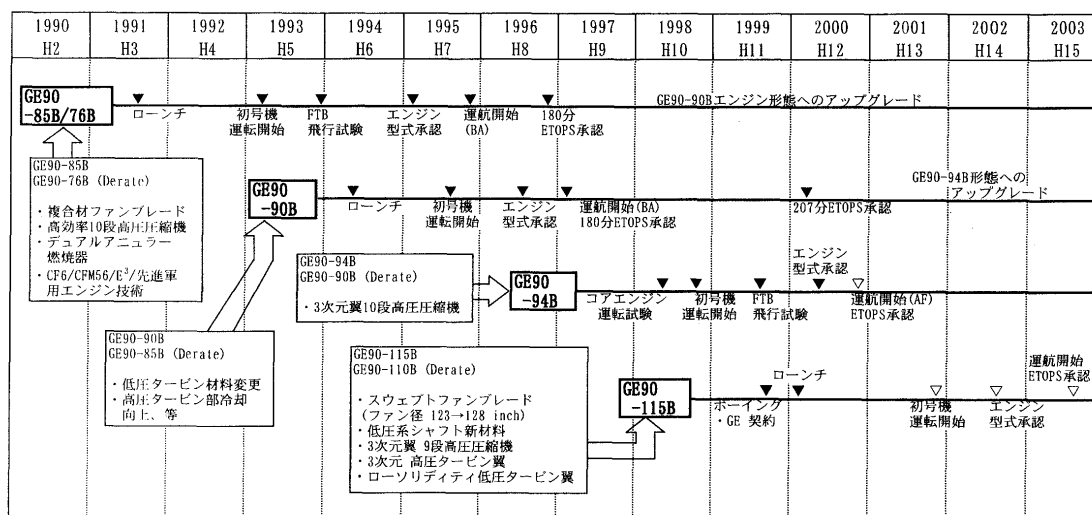


図3 GE 90 開発主要マイルストーン

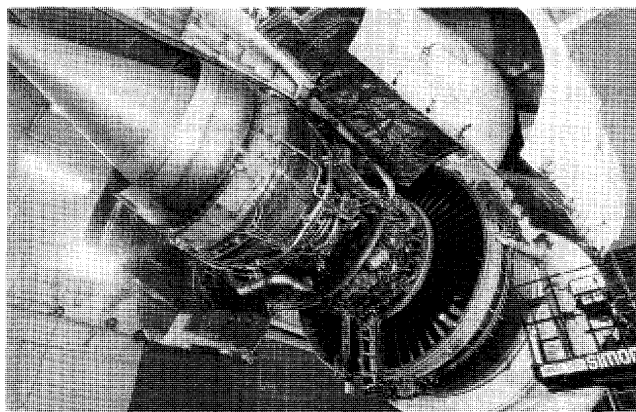


図4 IHI 瑞穂工場テストセルに搭載された GE 90 エンジン



図6 B 747 による FTB 試験

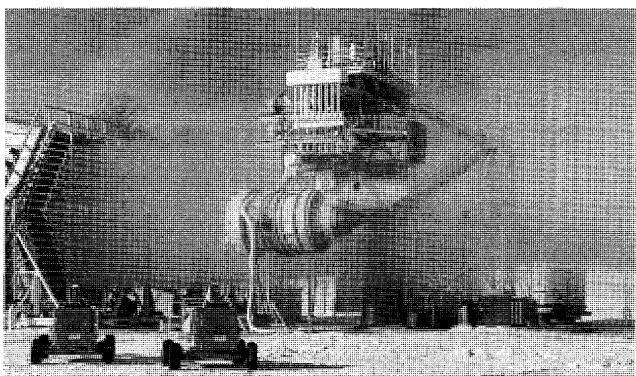


図5 GE 社 Peebles 運転場での ICING 試験

もに、ファン周速を低く抑え騒音レベルの低減を計った。また重量増を抑えるため、GE 社の 20 年以上にわたる試験研究の蓄積である複合材（グラファイト/エポキシ）ファンブレードを採用した。

- 2) NASA E³ エンジンの圧縮機をスケールアップし、圧縮比 23 の能力を持つ高効率高圧圧縮機を採用。全体圧力比 40 を達成し熱効率向上を実現した。
- 3) 先進軍用エンジンでの実績を基にしたデュアルアニュラー燃焼器を採用。NO_x 低減、CO、HC 低減を実現

した。

以上の特徴などにより GE 90 は従来エンジンと比べ性能を飛躍的に改善させ、低い燃料消費による高経済性を有すると同時に、高レベルの環境規制をクリアしている。

2.3 これまでの開発状況

2.3.1 GE 90-85 B/76 B の開発

1991 年 8 月にプリティッシュエアウェイズ (BA) より最初の注文があり GE 90 エンジンの本格的開発がスタートした。1993 年 3 月に初号機運転を開始、同運転において世界最高レベルの推力 469 kN (105,400 lb) を達成した。以来、GE, Snecma, IHI 各社の運転設備を使用した各種の地上試験 (図 4, 5), B 747 によるフライングテストベッド (FTB) 試験 (図 6) など型式承認取得のため必要な種々の試験を実施した。1995 年 2 月に推力 378 kN (85,000 lb) レベルまでの GE 90-85 B/76 B (GE 90-76 B は GE 90-85 B をディレートして使用するもので 85 B/76 B 両エンジンの形態は同じ。以下同様に記述する) について FAA のエンジン型式承認を取得し、同年 11 月より BA の B 777-200 にて商用運航を開始した。

開発試験、その後の地上運転試験、運航実績及び 1996

年3月～7月にBAの機体により実施した1000サイクルフライト試験などにより十分な信頼性が実証されたとしてGE 90-76 B/B 777-200に対して1996年10月、FAAより180分ETOPS (Extended Twin Engine Operations) の承認を得、BAはロンドン～ボストン間のETOPSルートでの運航を開始した。

ETOPSとは双発機がエンジン1発停止した場合に最寄りの空港に規定時間内に緊急着陸できる範囲に飛行経路を制限する耐空性基準であり、GE 90では180分の認定を早期に取得すべく追加の諸試験を開発当初より取り入れている。

2.3.2 派生型エンジン GE 90-90 B, 94 B の開発

GE 90 派生型の開発としては、航続距離を延長したB 777-200 ERへの搭載のため推力を400 kN (90,000 lb) レベルへ上げたGE 90-90 Bの開発を1994年に開始。タービン入口温度の高温化に対応するため、高圧タービンの冷却向上、低圧タービン翼の材質変更などタービン部の設計変更を行ない、1996年7月にFAA型式承認を取得、1997年2月よりBAにて商用運航に入った。GE 90-90 Bでは機体の型式証明取得 (1997年1月) とほぼ同時にFAAより180分ETOPS承認が得られている。

中国南方航空は1997年7月よりGE 90-90 B/B 777-200 ERで広州～ロスアンゼルス間のETOPSルートでの運航を開始、B 777で太平洋路線を運航する初のエアラインとなった。

またCFM 56での経験をベースとした高圧圧縮機への3次元翼型の採用 (図7) などを中心に、GE 90性能向上プログラムが進められ、1998年よりエンジン試験を開始した。結果としてガス温度マージンの20℃向上、燃料消費の1.5%改善を達成、これにより推力を418 kN (94,000 lb) レベルに向上させたGE 90-94 Bとして2000年6月にFAAよりエンジン型式承認を取得した。GE 90-94 Bは同6月末現在B 777-200 ERによる飛行試験

を実施中であり、エアフランスにて2000年11月からの運航開始を目標としている。

2.4 運航実績

1995年11月の運航開始以来、8のエアラインにより累計飛行時間1,266,666時間、累計飛行サイクル293,326サイクルを達成している (いずれも2000年5月末時点)。

またエンジンに関わる信頼性指標としては、1999年4月～2000年3月末までの1年間で、

- ・ In Flight Shut Down Rate : 0.006/1,000 飛行時間
- ・ Aircraft Departure Reliability : 99.93%

(1 - (エンジン起因で15分以上遅れた出発数) / (Total出発数))

などの高信頼性を示している。

初めて実用化した複合材ファンブレードは、これまでの運用にて高い信頼性・耐久性を実証しつつあり、エアラインより高い評価を得ている。各種の修理技術が確立され、これまでの運用にて合計21回の鳥吸い込みを経験したが修理限界を超えたファンブレードはたったの1枚とのことである。

B 777/GE 90は現在7のエアラインにて太平洋、大西洋、インド洋上を越えるETOPSルートでの運航が行われている (図8)。コンチネンタル航空では2000年3月にB 777-200 ER/GE 90についてFAAより207分

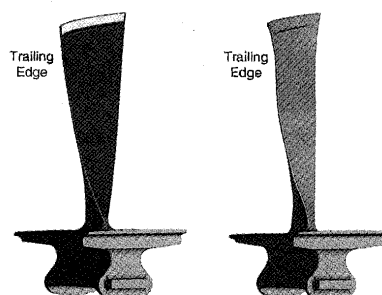


図7 高圧圧縮機に採用された3次元翼型 (右側)

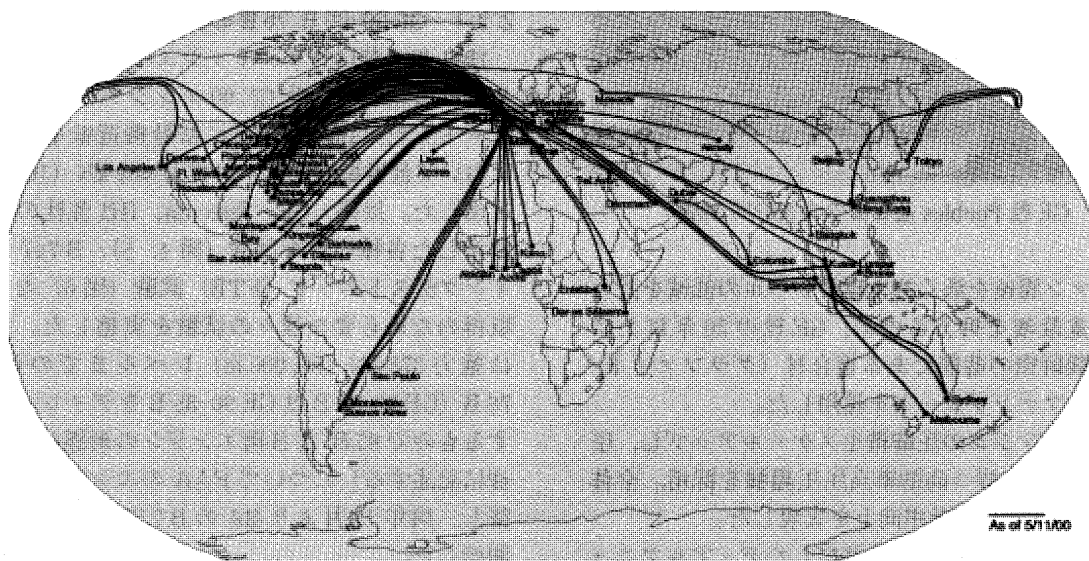


図8 B 777/GE 90 ETOPS 飛行ルート (2000年5月現在)

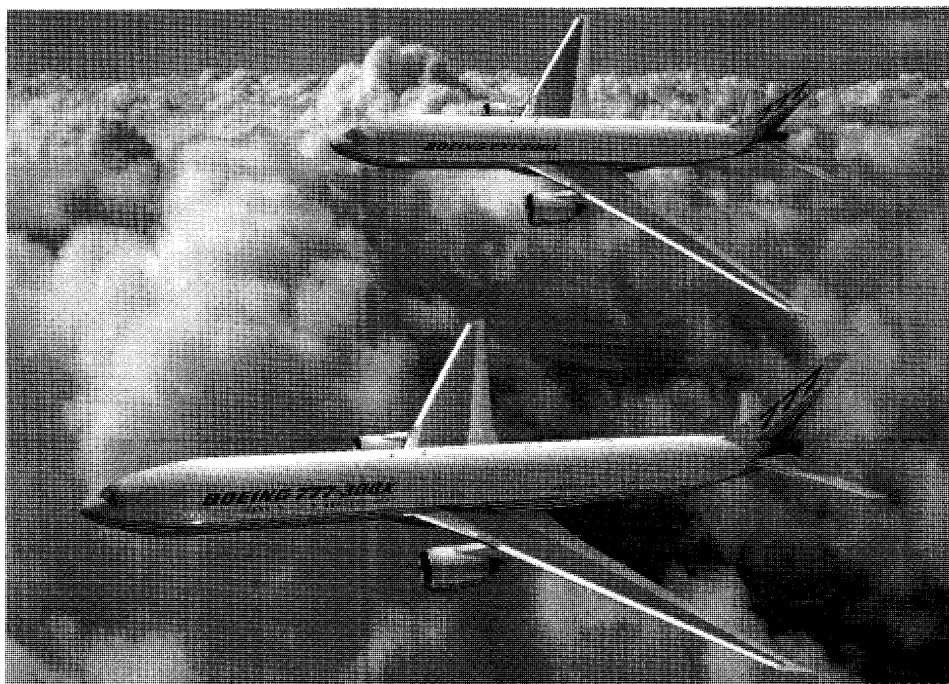


図9 B 777-200/300 長距離型機

表1 B 777 機体諸元及び搭載エンジン

	B777-200 長距離型機	B777-300 長距離型機	B777-200ER	B777-200	B777-300
最大航続距離 km	16,330	13,380	14,260	9,540	11,030
標準座席数 (3 Class)	301	359	305~328	305~328	328~394
最大離陸重量 kg	340,200	340,200	297,600	247,200	299,400
" lb	(750,000)	(750,000)	(656,000)	(545,000)	(660,000)
主搭載エンジン (X2)	GE90-110B (115BのDerate)	GE90-115B	GE90-90B/85B GE90-94B Trent 895/892 PW 4090	GE90-76B Trent 884/877 PW 4084/4077	Trent 895/892 PW 4098

ETOPS の承認が得られことを受け、同5月より太平洋路線で 207 分 ETOPS ルートでの運航を開始している。

3. GE 90-115 B エンジンの開発について

3.1 開発の経緯

ボーイング社はエアバス社の A 340-500/600 の対抗機種として現在の B 777-200 ER, B 777-300 の航続距離を延長した B 777-200 X/-300 X (図9) の開発を検討してきた。この機体のマーケット規模は約 500 機と予想され、従来通り GE, RR, P&W, 3 社のエンジンを搭載すると開発費が増大するので、1 エンジンに絞るべく検討を進めた。この機体には推力 490 kN を越えるエンジンが必要で、GE 社は現 GE 90 エンジンの推力増強派生型 GE 90-115 B エンジン、推力 512 kN (115,000 lb) の採用を提案、ボーイング社は 1999 年 7 月、GE 社の提案を最良のものとして B 777-200 X/300 X には GE 90-115 B を単独で採用することを決定した。

既に記したとおり、GE 社は B 777 に対して他社と異なり既存エンジンの派生型でない GE 90 という新規エンジンで臨んでいたため B 777 の新たなそして極めて大きな推力増強要求に対応する上で有利であったと考えら

れる。

GE 社は B 777-200 X/300 X プログラムにレベニューシェアーパートナーとして参加し単独でエンジンを供給する旨の契約をボーイング社と結び、2 社でチームを結成、開発のための準備作業を進めた。2000 年 2 月、この開発プログラムを進める上での十分な発注が期待できるとして、ボーイング社/GE 社は正式ローンチを発表した。

現在ボーイング社は 777-200 X/300 X のローンチ後の名称を検討中とのことであるが、ここではこの機体をそれぞれ B 777-200/300 長距離型機と呼ぶことにする。

B 777-200 長距離型機は航続距離が実に 16,330 km (10,100 mile) となり東南アジア～ニューヨークなどの長距離ルートが考えられ、また B 777-300 長距離型機は航続距離 13,380 km (8,300 mile) で、成田～ニューヨークなどでの運航が可能で、B 747 旧型機のそれと近いためその代替需要が期待されている (表1 参照)。

B 777-200/300 長距離型機はそれぞれ 2004 年前半、2003 年後半からの商業運航開始が予定され、アジア、欧米の主要航空会社の採用が確実視されている。2000 年 3 月にはローンチカスタマーとして日本航空 (JAL) が B 777-300 長距離型機の購入を発表している。

3.2 GE 90-115 B エンジンの技術的特徴

GE 90-115 B エンジンはベースラインの GE 90-85 B/90 B/94 B エンジンと比べ外径などの基本寸法、エンジン形態は大きく変わらず、従来の設計・経験を生かした GE 90 派生型である。また高推力、高性能化のため以下の新規技術が導入される予定である。

1) スウェプトファンブレードの採用

3次元空力設計技術を生かしたスウェプトファンブレード(図10)を採用し、空気流量増による推力増加をねらうと同時に、効率を向上させる。構造は従来と同じ複合材ファンブレードである。ファン径は3.12 m (123 inch) から3.25 m (128 inch) へ大きくなる。ナセル外径は従来と同等サイズを保つ。

2) 低圧系ロングシャフト材質の変更

低回転、大トルクの低圧系ロングシャフトについては更に大きなトルク伝達が要求され補強が必要となる。高圧系ローター構造の大幅変更を避けるため、従来と同じ外径を保ったまま、ベースラインエンジンで使用しているマルエージング鋼(MAR 250)の強度を更に向上させた新材料(GE 1014)を採用することとなった。本材料はGE社の特許をもとに、GE社/大同特殊鋼にてシャフト素材への実用化が進められたものである(図11)。

3) 高圧タービンへの3次元翼採用

高圧タービン1段動静翼に3次元翼型を採用することにより要素効率を向上し、燃料消費の低減、燃焼ガス温度マージンの向上をはかる。

4) ローソリディティ低圧タービン翼の採用

最新の空力設計技術により、ベースラインエンジンの低圧タービン翼枚数を約10%低減し、重量・製造コストを低減させると同時に要素効率も向上させる。

その他に、高圧圧縮機出口温度の上昇を抑え、コア空気流量を増加させるため、高圧圧縮機の段数を従来の10段から9段に減らし、ブースターの段数を従来の3段から4段に増やす変更を行なう。

またタービン入口温度の上昇に対応するため、高圧・低圧タービン部の冷却向上、低圧タービン翼材料の変更などを実施する。

3.3 開発計画

ボーイング社とGE社は従来からのワーキングトゥゲザーチームを更に発展させ、開発プログラムの管理のみならず、マーケティング、セールス、カスタマーサービス等あらゆる分野での共同作業/協力関係を築き、機体メーカー、エンジンメーカーが一体となった開発・プロジェクト管理活動を進めようとしている。

現在、GE 90-115 B エンジンの開発は図3に示す開発スケジュールにて順調に進められており、GE社を中心に従来とほぼ同等のワークシェアで、Snecma社、IHI、Fiat Avio社がレベニューシェアパートナーとして参加する。

2001年10月よりエンジン試験を開始、2002年後半に

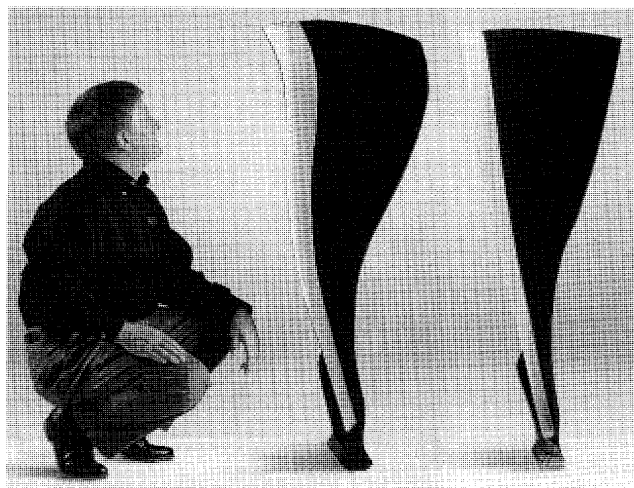


図10 スウェプトファンブレード(左側)と従来型ファンブレード(右側)

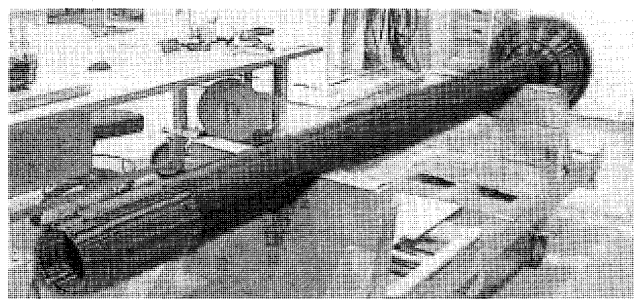


図11 高強度新材料を適用した低圧系ロングシャフト

予定されているFAAによるエンジン型式承認までに、6台の開発エンジンにて累計6000サイクル/3500時間のエンジン試験をおこなう予定である。その後2003年前半よりB777-200/300長距離型機による飛行試験を行ない、2003年後半に予定されるB777-300長距離型機商業運航開始までには、累計約15,000サイクルの試験を消化する計画である。

4. あとがき

以上概略であるがGE 90エンジンのこれまでの状況及び今後の計画について述べた。GE 90エンジンは低い燃料消費、優れた対環境性という特徴を保ちつつ世界最大推力エンジンへの道を単独で、しかも着実に歩み続けている。このエンジンの今後の発展に期待したい。

本稿の執筆に際し、写真、資料等提供して頂いたGE社関係各位に感謝します。

参考文献

- (1) S.Elston, The Leading Edge, (Fall 1990), p.4
- (2) 見森 昭, 航空技術, No.455, (1993-2), p.3
- (3) 青野比良夫, 石川島播磨技報, (1994-5), p.161
- (4) 永野 進, 犀川淳一, 航空技術, No.497, (1996-8), p.17
- (5) GE Aircraft Engines Home Page (<http://www.geae.net>)
- (6) Boeing Home Page (<http://www.boeing.com>)

特集・航空エンジン開発

大型ファンエンジン「トレント」開発への参加

遠崎 良樹^{*1}

ENZAKI Yoshiki

永留 世一^{*1}

NAGATOME Seiichi

茨木 久徳^{*1}

IBARAKI Hisanori

キーワード：航空エンジン，ターボファン，ロールスロイス，トレント，RSP，3軸構造，
ワイドコードファン，セル，テストセル

1. トレントエンジンシリーズの概要

「トレント」エンジンは、ロールスロイス社（以下RR社）の民間旅客機用の大型ファンエンジンシリーズの通称であり、一般にトレントシリーズと呼ばれ、推力5万ポンド（220 kN）から10万ポンド（450 kN）クラスのエンジンがある。

RR社は、歴史的にも世界における有数の航空エンジンメーカーとして、君臨してきた。航空用ガスタービンエンジンについても、その草分けとなる、第二次大戦中に参加したグロスター・ミーティア戦闘機用の「ウェランド」や「ダーウエント」というターボジェットから始まり、垂直離着陸機ハリヤー用の「ペガサス」や、超音速旅客機コンコルド用の「オリンパス」の特徴的なエンジンを輩出している。我が国でも、YS-11の「ダート」エンジン、自衛隊機のT-2やF-1の「アドア」エンジン、先頃退役したトライスターに搭載されていた「RB 211」エンジンが知られている。最近では、航空自衛隊多用途点検機U-4のエンジンとして「テイ」が使用されている。

トレントシリーズは、その前身であるRB 211エンジンの発展型として開発を進められてきているが、このシリーズは、GE社、P&W社に並び、大型クラスで、世界の3大シェアを占めるメーカーに引き上げるヒット

リーズとなっている。

トレントシリーズの主な仕様、型式承認／商用開始年度とその搭載機体を表1に示す。

川崎重工業株式会社（以下KHI）では、RB 211エンジンの時代から、RSP（Risk & Revenue Sharing Partner）参画を図り、1988年12月にRB 211-524にて契約を結んだ。その後、トレントエンジンでもRSP参画を続け、現在は約5%のシェアでタービン部位を中心に参画している。

トレントエンジンの代表として、トレント500の断面を図1に示す。

大型エンジンにおける国際協同事業では、我が国のメーカーは、主として、製造を中心に参画しており、当社もこのトレントエンジンへは、製造を主体に参画している。しかしながら、将来的には、設計・運転を含めた参画を計画しており、近年では、設計要員をRR社に派遣し、RR社の設計者と机を並べて設計、解析や試験等のエンジン開発業務を行う等、設計段階からの参画も図っている。

本稿では、以下、トレントエンジンの技術的特徴を紹介し、当社の参画の状況について、部品製造及びエンジン運転準備状況を中心に述べる。

表1 トレントエンジンシリーズの主要目

エンジン機種		トレント 500	トレント 700	トレント 800
代表推力	ポンド (kN)	62,000 (280)	75,000 (340)	95,000 (430)
ファン径	インチ (m)	97.5 (2.5)	97.5 (2.5)	110 (2.8)
全体圧力比		44	35.5	41
バイパス比		8.5	5	5.8
型式承認	年月	2000.12(予定)	1994.1	1995.1
商用開始	年月	2001(予定)	1995.3	1996.4
搭載機体	() 内は乗客数 A : 17バース B : 16バース	A340-500 (316人) /A340-600 (375人)	A330-200 (256人) /A330-300 (295人)	B777-200 (305人) /B777-300 (368人)

原稿受付 2000年7月14日

*1 川崎重工業(株) ガスタービン・機械事業本部
ガスタービン事業部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

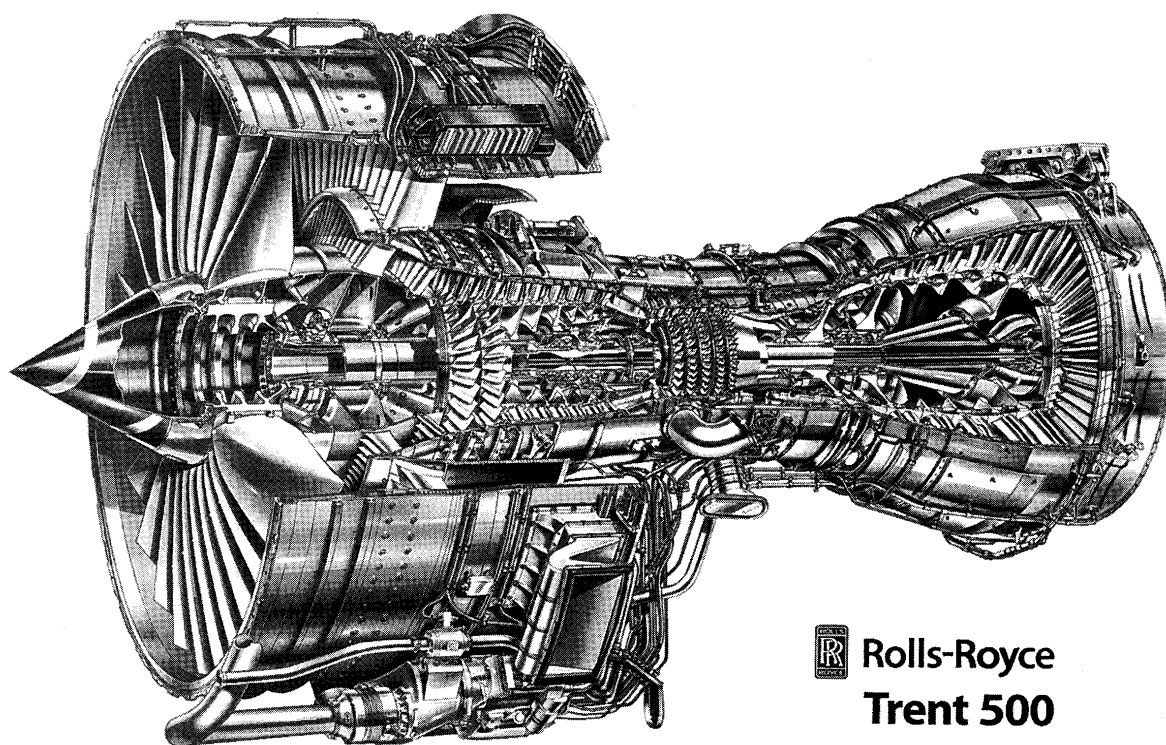


図1 トレント 500

2. トレントエンジンの特徴

2.1 3軸構造

トレントエンジンは、RR社のエンジンの固有なエンジン構成思想である3軸構造である。通常の2軸構造では、低圧側と高圧側に分かれ、低圧側では、ファンブレードと同軸に圧縮機の低圧段が構成されており、タービンも高圧段と低圧段の構成である。3軸構造は、図2に示すように、ファンブレードは独立させ、さらにコアエンジンを高圧、中圧の別々の軸で構成している。これに対応して、タービンも低圧段、中圧段、高圧段から構成される。

通常の2軸エンジンに対し、3軸のメリットには以下のものがあるとされている。

- (1) 軽量化
- (2) 短縮化
- (3) 強度向上化
- (4) 効率向上化
- (5) 構成変更なしでの推力増強余裕の増加

ファンと高圧圧縮機の間に中圧圧縮機を入れて構成すると、この3つの圧縮機を別々の回転数で回すことができるので、空力的に最適条件で設計でき、翼段数や翼枚数の減少が図れ、さらに、可変静翼段数も減少できる。これが、軽量化や軸長の短縮化につながるというものである。また、短縮化はエンジン全体の剛性が向上し、強度向上にもつながる。

また、軸受構成上、ファンや高圧タービンのオーバーハング量も少なくでき、前方位置決め軸受けと低圧タービンとの距離が短くできる。これらにより、チップクリ

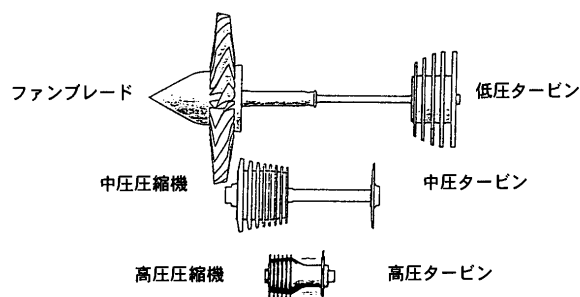


図2 3軸構造の構成

アランスを小さく設定でき、効率向上が図れる。

タービン側の負荷も比較的小さくなるため、顧客の要求に応じた将来の推力増強対策にも有利となるとされている。

2.2 ワイドコードファン

トレントエンジンではまた、RR社が初めて採用した、スナバー（翼面途中の柵）なしのワイドコードファンが採用されている。

このファンブレードは、RR社が独自に開発したもので、中空にすることにより、軽量化も図っている。中空ブレードは、2枚のチタン合金の翼型パネルの間に同じチタンの隙間形成のシートをはさみ込み、拡散接合されている。初期には、この充填シートはチタンのハニカムであったが、トレントでは、改良型として、拡散接合後に波形状のシートとなるような製造方法となっている。空力的にスナバーがないことで効率を上げ、ワイドコードとすることで剛性も上がり、サージマージンが大きく、鳥吸い込みの衝撃にも強いとされている。

RR 社が初期に採用したのは、ティエンジン及び、RB 211 シリーズの 1 つで、ボーイング B 757 用として広く採用されている RB 211-535 E 4 である。現在では、このワイドコードファンについては、他社も同様思想のものを導入し始めている。

3. KHI におけるトレントの担当部位と生産技術

3.1 製造担当部位

当社はトレント 700, 800 シリーズでは、低圧タービンディスク、高圧タービンケース、低圧タービンケースを担当し、トレント 500 からはそれらに加え中圧圧縮機ディスクと高圧タービンシールを担当している（図 3, 4, 5）。

低圧タービンディスクはニッケル合金耐熱耐蝕材で、ブレード挿入溝、タービンシャフトに連結するためのカービックカップリング、エアシールのためのシールフィン付きフランジがあり、疲労強度向上のためのショットピーニングが施される。高圧タービンケースはニッケル合金、低圧タービンケースは析出硬化系ステンレス鋼で、静翼の固定のための切り欠きや穴、エンジン計測や点検のためのボスが多数要求される。低圧タービンケースには防蝕のための表面処理が施される。中圧圧縮機ディスクはチタニウム合金材で、8 段のディスクと 4 つのスペーサーが電子ビーム溶接で一つに結合され、ショットピーニングが施される。

3.2 エンジン開発用部品の製造

当社はエンジン開発段階から上記の部品製造を担当している。エンジン開発では、短期間での開発、多くの異なる部品仕様（特にケースの計測形態）が要求される。短期間の開発日程を確保していくためにネックとなるのはリードタイムの長い素材調達や治工具調達である。そこで、RR 社設計部門とチームを作り、電話会議・電子メール・ファックス等での設計情報・加工性検討等の緊密な連絡を取り、タイミング良く設計情報を入手することにより、設計・素材調達・生産準備を平行して進め期間の短縮を図っている。

3.3 トレントエンジン部品の製造

当社ではフローショップタイプで 1 個流しを実施することを前提とした KPS (Kawasaki Production System) と呼ばれる生産性向上活動を推進している。

KPS 活動により、ディスク職場はターニング・マシニングセンタ・ブローチ盤・立型研削盤・カービックカップリング研削盤・ショットピーニング等の機械でセル（特定の部品または部品群の加工に必要な機械・人を集約した職場）を構築した。ケース職場もターニング・マシニングセンタ等の機械でセル化している。

これらのセルでは、加工機はすべて CNC 制御で、APC（自動パレット交換）・ATC（自動工具交換）・自動計測等の機能を活用し、作業者の多能工化と合わせて効率生産を実施している。また、角部の仕上げやショットピー

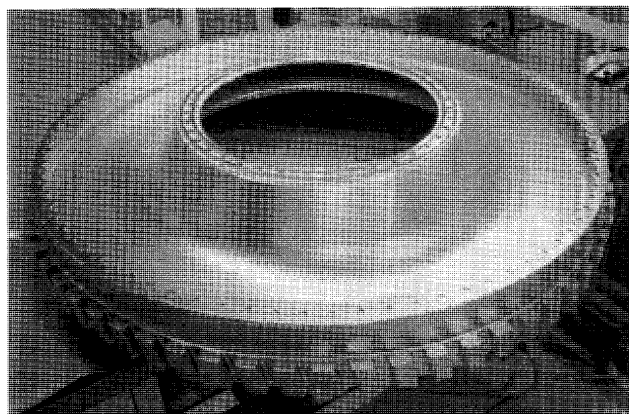


図3 低圧タービンディスク

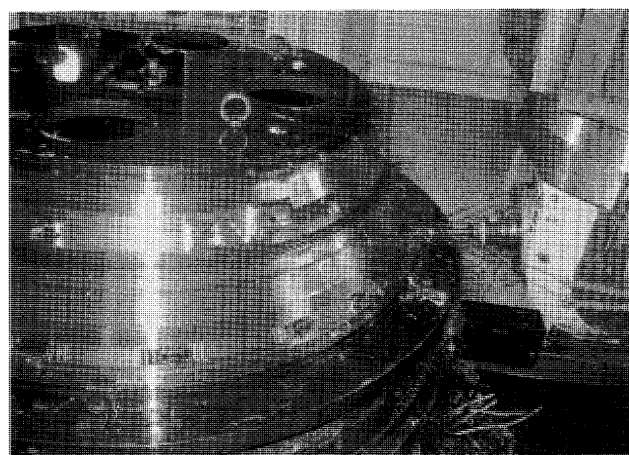


図4 高圧タービンケース

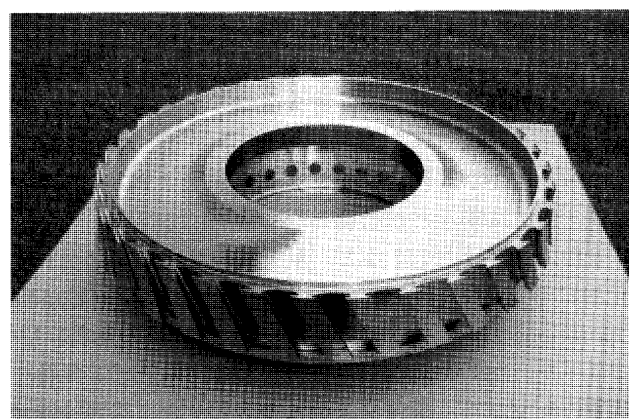


図5 中圧圧縮機ディスク

ニング工程に当社製のロボットを使用して作業性を向上させている（図 6）。機械加工ではセラミックスやコーティングされた超硬工具を使用して高速度加工を実施している。

図 7 にケース職場の標準加工スケジュールを示す。この図の縦軸は設備または工程を示し、横軸は期間で、部品の種類を色分けして示している。このセルでは異なった部品を同じ流れ・短いリードタイムで整然と加工することができる。

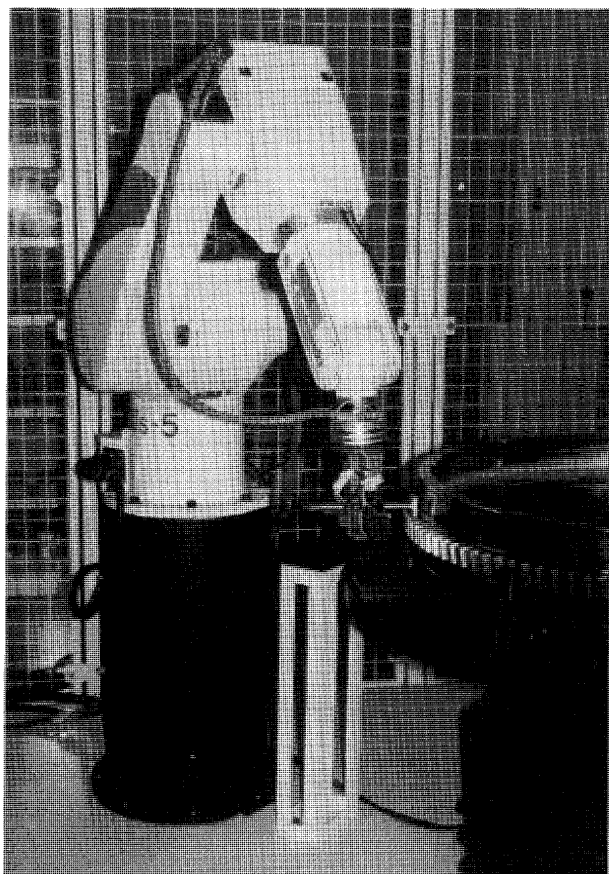


図6 ロボット加工の状況

4. KHIにおけるトレントの運転

4.1 大型エンジン開発におけるエンジン運転設備

航空機用エンジンの開発時には、エンジンの性能を保証するための性能試験のみならず、信頼性を証明するための、サイクリック試験、耐久試験、鳥吸い込み・氷吸い込みなどの耐FOD (Foreign Object Damage; 異物吸い込み損傷) 試験、ファンブレードオフテスト、騒音試験、横風試験などが必要となる。

また、最近ではB 777 など、双発機の場合の洋上飛行を可能にする、ETOPS (Extended-Range Twin-Engine Operations; 2 エンジン運行による航続距離の延長) 120 分ルール、180 分ルールの適用のため、エンジン単体の試験のみでなく、機体システムと合わせた、信頼性確認試験が要求されている。この場合は、機体のHMS (Health Monitoring System; 健全性監視システム) と組み合わせたり、屋内でスラストリバーサーを動作させリバーサー推力を発生させるなど、飛行中の状態に近づけて、飛行中の故障確率が低いことを実証している。

RR 社では、屋外試験場も含めて多くの開発用エンジン運転試験設備を保有しているが、こういったETOPS試験の増加、トレント 700、トレント 800 の改良試験、トレント 500 の開発試験などがめじろ押しであり、開発試験の一部を社外に出すことにもメリットがあり、大型ファンエンジンの運転試験技術確立したいという当社の要求と一致したので、開発参画の一環として、当社で

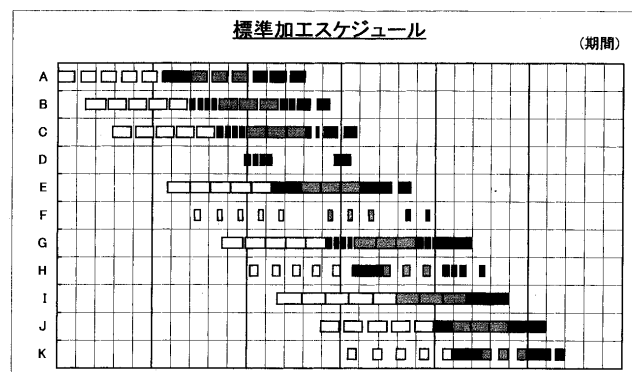


図7 標準加工スケジュール

開発試験の一部を分担することで両社が合意した。

4.2 KHIにおける運転設備及びトレント運転計画

当社では、中小型エンジン運転用の既存テストセルを、約1年をかけて大幅に改修し、推力10万ポンド (450 kN) クラスの大型ファンエンジンの運転試験を可能とした。建物の全長は約89 m、吸排気塔高さ25 m、幅14 m、建物内部断面は、幅約9 m、高さ約12 mで、わが国でも最大級のものである。図8に建屋全景を、図9にテストセル内部の状況を示す。

RR 社ダービー工場内にある大型ファンエンジン用の多くのテストセルと同等の能力を有するもので、トレント 800 を初めとするトレントシリーズの開発試験を実施できるものである。

エンジン制御装置とのインターフェース、開発試験用の多数の温度・圧力の定常・遷移 (トランジェント) 計測装置を有し、RR 社内での試験と等価な試験が実施可能である。エンジン運転試験は、本年から開始し、主にトレント 800、トレント 500 のエンジン耐久運転を計画している。

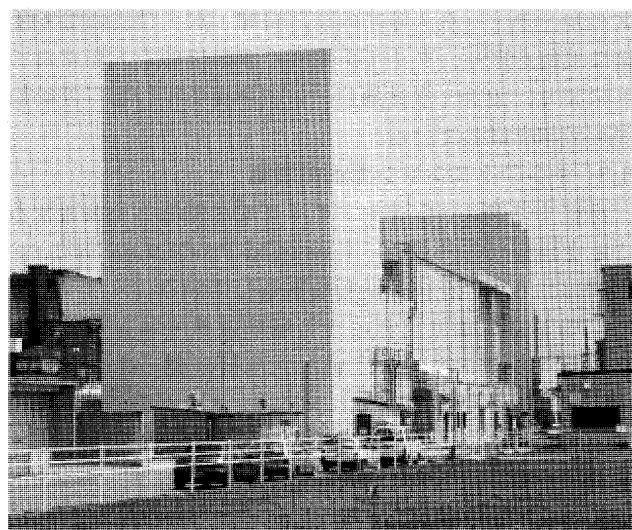


図8 トレント運転用テストセル建屋全景

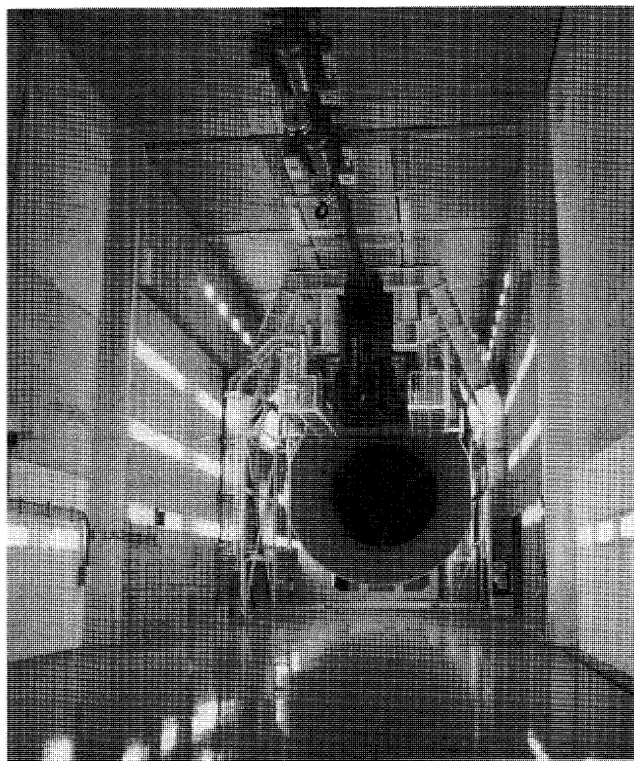


図9 トレント運転用テストセル内部

5. 今後のトレントと大型ファンエンジンビジネス

トレントシリーズは、3軸構造エンジンの特徴も活かし、顧客ニーズに応じて、推力のより大きいクラスや、より小さいクラスへ発展してゆくものと予測されるが、近い将来の計画としては、トレント 900 という推力 8 万ポンド (360 N) 級のエンジンの開発が想定される。これは、エアバス社の計画中の大型旅客機 A 3 XX (最大 656 人乗り) への搭載を狙ったものである。また、より大推力のエンジンとして、トレント 800 では推力 10 万ポンド (450 N) 超級までの派生型も検討されている。

大型ファンエンジンの開発は、その開発費が数千億円以上の規模となり、1 国或いは 1 社では、リスクが大き過ぎるため、国際共同開発にたよらざるを得ない。

我が国も V 2500 エンジン等の国際共同開発を通じてその技術力を認められ、参画を提案されており、今後もこの傾向は続くものと期待される。

大型ファンエンジンのビジネスは 1 つの柱となっており、当社としても、さらに設計や運転等も含めた、付加価値の高い、より広範な参画を目指している。

参考文献

- (1) 航空技術, No. 534 (1999-9), p 25
- (2) ロールス ロイス社ホームページ (<http://www.rolls-royce.com/>)

▷ 入会者名簿 ◁

〔正会員〕		〔学生会員〕	
角 田 一 玄(荏原製作所)	夏 村 匡(I H I)	川 村 岳 郎(I H I)	藤 井 亮 輔(京 都 大)
伊 藤 修 一(山田洋行)	市 毛 敬 介(I H I)	宇賀神 裕 樹(I H I)	瀬 野 紀 男(京 都 大)
大 藤 千 佳 子(東 芝)	堀 川 孝 二(I H I)	三 葉 浩 義(I H I)	森 晋 也(早 大)
平 田 賢(日立製作所)	高 橋 克 昌(I H I)	伊 藤 孝 志(I H I)	伊 藤 淳(拓 大)
片 岡 真 記(日立製作所)	伊 沢 将 人(I H I)	平 松 幹 雄(I H I)	古 澤 由 記(東 海 大)
稲 毛 真 一(日立製作所)	宮 本 佳 幸(I H I)	松 本 匡 史(川崎重工)	宮 入 武(東 海 大)
今 井 則 和(ヤンマー)	荒 畑 実(I H I)	柴 田 昌 宜(川崎重工)	中 野 学(東 海 大)
日 野 武 久(金 材 研)	相 橋 一 範(I H I)	関 口 広 喜(川崎重工)	久 保 慶 太(東 海 大)
吉 岡 修 哉(慶 応 大)	増 本 雄 治(I H I)	野 村 嘉 道(川崎重工)	畠 山 知 樹(東 海 大)
横 森 剛(慶 応 大)	永 山 健 二 郎(I H I)	木 野 内 総 介(川崎重工)	朝 日 雅 博(都立科技大)
廣 田 光 智(慶 応 大)	水 谷 哲 也(I H I)	一 本 松 正 道(大阪ガス)	小 林 高 広(東 理 大)
高 将 治(航 技 研)	馬 場 正 信(I H I)	満 石 航(東京電力)	大 森 賢 登(武蔵工大)
花 田 忠 之(三菱重工)	近 藤 俊 一(I H I)	大 松 和 史(東芝GEケーサービス)	田 辺 昌 平(武蔵工大)
尾 崎 雄 樹(上村航機)	小 野 敏 雄(I H I)	串 田 信 也(日本エアコミューター)	泉 岳 志(北 大)
安 藤 幸 夫(I H I)	水 崎 君 春(I H I)	菅 野 和 之(東北電力)	
寺 町 健 司(I H I)	星 野 満(I H I)		
	大 野 富 美 男(I H I)	〔学生会員から正会員〕	
		下 田 直 宣(須藤オルガン工房)	

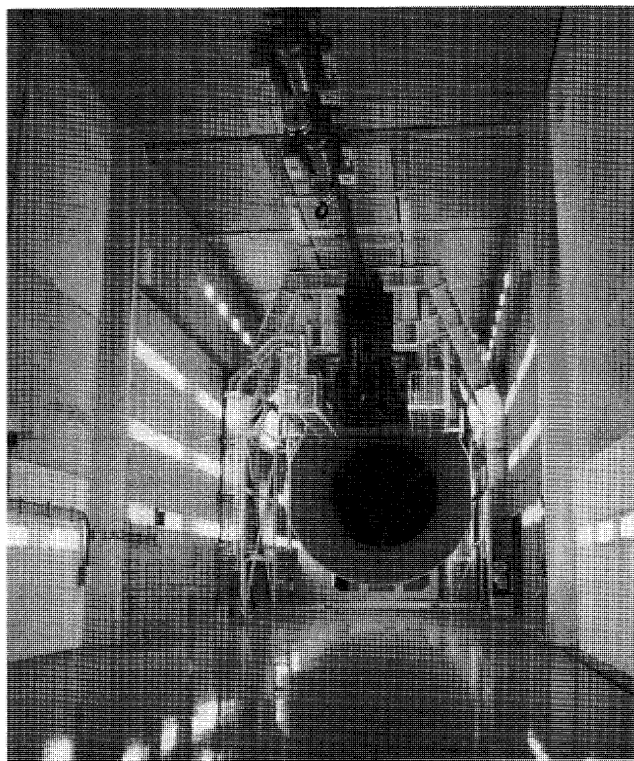


図9 トレント運転用テストセル内部

5. 今後のトレントと大型ファンエンジンビジネス

トレントシリーズは、3軸構造エンジンの特徴も活かし、顧客ニーズに応じて、推力のより大きいクラスや、より小さいクラスへ発展してゆくものと予測されるが、近い将来の計画としては、トレント 900 という推力 8 万ポンド (360 N) 級のエンジンの開発が想定される。これは、エアバス社の計画中の大型旅客機 A 3 XX (最大 656 人乗り) への搭載を狙ったものである。また、より大推力のエンジンとして、トレント 800 では推力 10 万ポンド (450 N) 超級までの派生型も検討されている。

大型ファンエンジンの開発は、その開発費が数千億円以上の規模となり、1 国或いは 1 社では、リスクが大き過ぎるため、国際共同開発にたよらざるを得ない。

我が国も V 2500 エンジン等の国際共同開発を通じてその技術力を認められ、参画を提案されており、今後もこの傾向は続くものと期待される。

大型ファンエンジンのビジネスは 1 つの柱となっており、当社としても、さらに設計や運転等も含めた、付加価値の高い、より広範な参画を目指している。

参考文献

- (1) 航空技術, No. 534 (1999-9), p 25
- (2) ロールス ロイス社ホームページ (<http://www.rolls-royce.com/>)

▷ 入会者名簿 ◁

〔正会員〕		〔学生会員〕	
角 田 一 玄(荏原製作所)	夏 村 匡(I H I)	川 村 岳 郎(I H I)	藤 井 亮 輔(京 都 大)
伊 藤 修 一(山田洋行)	市 毛 敬 介(I H I)	宇賀神 裕 樹(I H I)	瀬 野 紀 男(京 都 大)
大 藤 千 佳 子(東 芝)	堀 川 孝 二(I H I)	三 葉 浩 義(I H I)	森 晋 也(早 大)
平 田 賢(日立製作所)	高 橋 克 昌(I H I)	伊 藤 孝 志(I H I)	伊 藤 淳(拓 大)
片 岡 真 記(日立製作所)	伊 沢 将 人(I H I)	平 松 幹 雄(I H I)	古 澤 由 記(東 海 大)
稲 毛 真 一(日立製作所)	宮 本 佳 幸(I H I)	松 本 匡 史(川崎重工)	宮 入 武(東 海 大)
今 井 則 和(ヤンマー)	荒 畑 実(I H I)	柴 田 昌 宜(川崎重工)	中 野 学(東 海 大)
日 野 武 久(金 材 研)	相 橋 一 範(I H I)	関 口 広 喜(川崎重工)	久 保 慶 太(東 海 大)
吉 岡 修 哉(慶 応 大)	増 本 雄 治(I H I)	野 村 嘉 道(川崎重工)	畠 山 知 樹(東 海 大)
横 森 剛(慶 応 大)	永 山 健 二 郎(I H I)	木 野 内 総 介(川崎重工)	朝 日 雅 博(都立科技大)
廣 田 光 智(慶 応 大)	水 谷 哲 也(I H I)	一 本 松 正 道(大阪ガス)	小 林 高 広(東 理 大)
高 将 治(航 技 研)	馬 場 正 信(I H I)	満 石 航(東京電力)	大 森 賢 登(武蔵工大)
花 田 忠 之(三菱重工)	近 藤 俊 一(I H I)	大 松 和 史(東芝GEケーサービス)	田 辺 昌 平(武蔵工大)
尾 崎 雄 樹(上村航機)	小 野 敏 雄(I H I)	串 田 信 也(日本エアコミューター)	泉 岳 志(北 大)
安 藤 幸 夫(I H I)	水 崎 君 春(I H I)	菅 野 和 之(東北電力)	
寺 町 健 司(I H I)	星 野 満(I H I)		
	大 野 富 美 男(I H I)	〔学生会員から正会員〕	
		下 田 直 宣(須藤オルガン工房)	

特集・航空エンジン開発

PW 4000 大型ターボファンエンジン開発への参加

鈴木 洋一^{*1}

SUZUKI Youichi

キーワード：ターボファンエンジン，リスクシェアパートナー，ICAO NOx 規制
Turbofan Engine, Risk Shear Partner, ICAO NOx regulation

1. まえがき

大型ターボファンエンジン生産額が，民間航空エンジン生産額に占める割合は大きく，大型ターボファンエンジン事業への参画は民間航空エンジン事業拡大を図るための有力な方法である。図1に民間航空エンジンの今後10年間の生産予想台数を示し，図2に生産金額を示す。生産台数では大型ターボファンエンジンがしめる割合は全体の一割に満たないが，生産金額では1/3強を占めると予想されている。

一方，大型ターボファンエンジン事業は，技術力，開発資源，マーケティング力，アフターサービス網等膨大な能力と実績が要求されるため，現在ではP&W社，GE社，RR社の3社による寡占市場となっており，後発メーカ単独の参入は殆ど不可能となっている。一方3社により，シェア拡大，エンジン性能，推力増大のための開発に熾烈な競争が繰り広げられている。その高額な開発費の負担軽減，プログラムリスクの分散のため3社ともリスクシェアパートナーとの共同開発形式をとるの

が普通となっている。

当社は従来よりP&W社のJT8D-200エンジンプログラムにリスクシェアパートナーとして参画し，低圧タービン部品の生産に携わってきた。そしてP&W社からPW4000エンジンプログラム参画の呼びかけに対しリスクシェアパートナーとして参画し，低圧タービン部品の担当した。その後1993年に10%にシェアを増大し，シェアの増大と共に担当部位を低圧タービン部に高圧圧縮機部位，高圧タービン部位，燃焼器部位を追加し拡大してきた。本PW4000プログラムの参画により，当社の民需エンジン事業は飛躍的に拡大し，当社民需エンジン事業のベースとなっている。

2. PW 4000 エンジン技術動向

PW4000エンジンはJT9Dエンジンの後継機種として1981年に開発が開始され，1982年にプログラムローンチが公表された。設計思想は，燃料消費効率の向上，運用維持費の低減，そして余力のある高推力に重点がおかれた。これを実現するために，エンジン回転数の増大，タービン入り口ガスの高温，高圧化，先進空力設計翼，

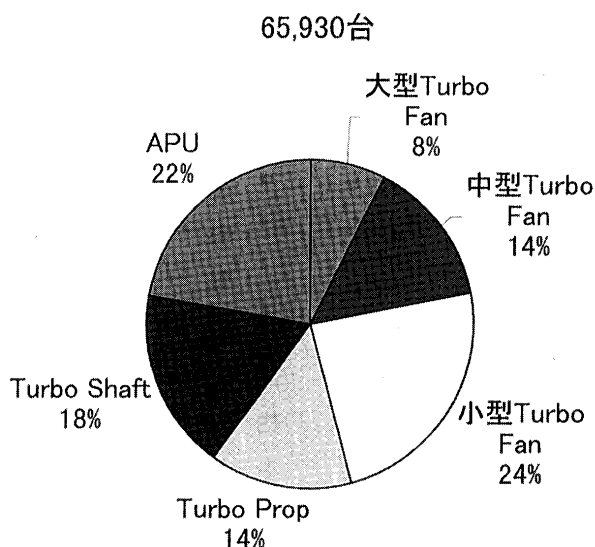


図1 航空エンジン販売台数予測 (2000~2009)

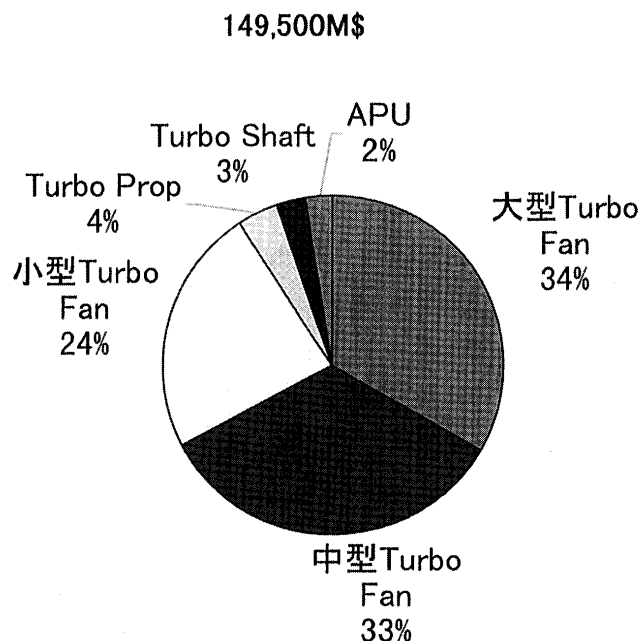


図2 航空エンジン販売金額予測 (2000~2009)

原稿受付 2000年8月8日

*1 三菱重工業(株) 名古屋誘導推進システム製作所 エンジン機器部
〒485-8561 愛知県小牧市東田中1200

空冷翼等が採用された。そしてこれらの設計要求に対応して単結晶材に代表される先進材料が適用されエンジンの高性能化、信頼性向上に寄与している。更に、複雑な構造体の一体鋳造化による部品点数削減、ファン翼枚数減、コンプレッサ翼枚数減、タービン翼枚数減等により、エンジン部品点数をJT 9 Dエンジンのその50%以下にし、エアラインの保守、維持費の大幅低減を可能にしている。さらにボーイング 777 用エンジンに要求された高推力化と航続距離の増大要求に対しより一段の推力増強、高温、高圧化、燃費改善が図られている。図 3 に推力の増加推移を示し、図 4 にエンジン高圧力比の推移を示す。また図 5 に比推力燃料消費量の推移を示し、

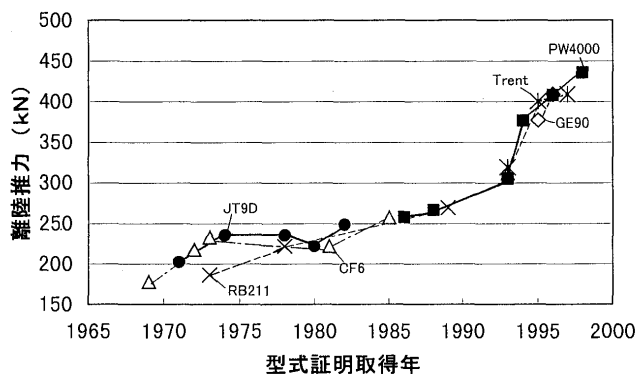


図 3 推力の増加推移

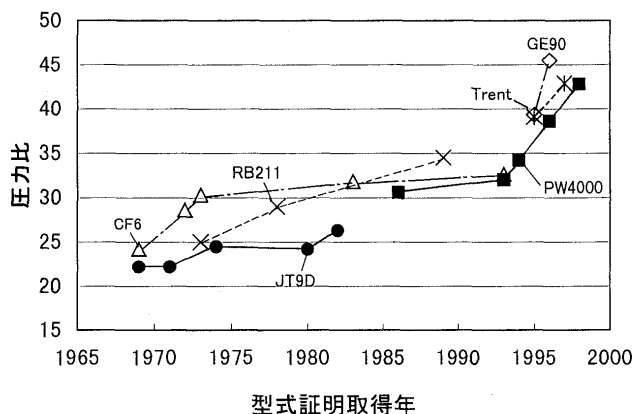


図 4 エンジン圧力比の推移

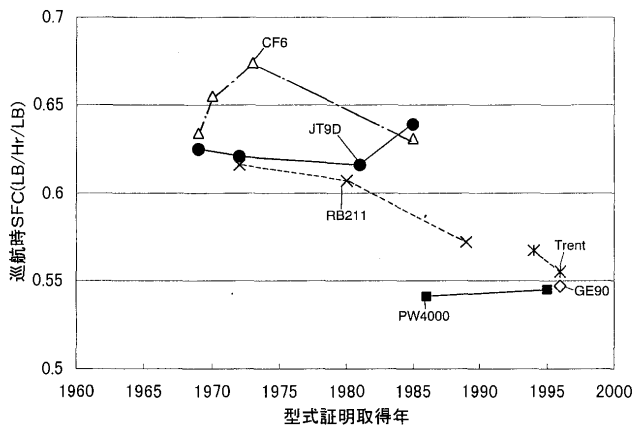


図 5 比推力燃料消費量の推移

図 6 に単位燃料当たりの座席-マイルの比による燃料効率改善の推移を示す。PW 4000 エンジンファン径により 3 種類のベースエンジンに分類されエンジンファミリーを構成している。すなわち 94 インチ、100 インチ、112 インチファンを持つ 3 種のエンジンである。この 3 種のエンジンで 222.4 kN から 435.9 kN 迄の推力をカバーし、ボーイング社及びエアバス社の広胴機体に対応している。図 7 にベースである 94 インチファンエンジンの断面図を示し、図 8 に推力増強型 112 インチファンエンジンの断面図を示す。また表 1 に各エンジンの推力と、搭載機体を示す。

エンジンに要求される排ガスに含まれる有害物質の低減要求について ICAO (International Civil Aviation Or-

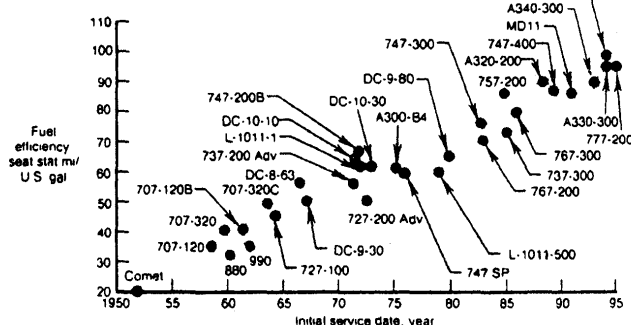


図 6 燃料効率の推移

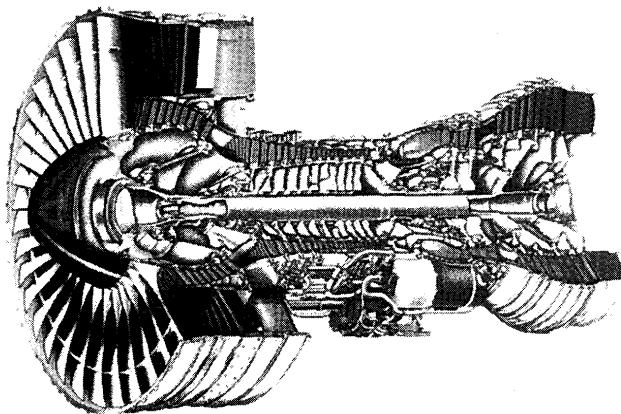


図 7 94 インチファンエンジン

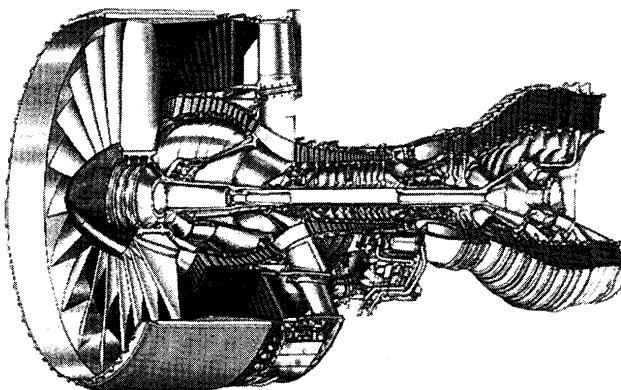


図 8 112 インチファンエンジン

ganization；国際民間航空機関）による排ガス規制値が設定され、とりわけ NO_x 排出値の削減強化が合意され、燃焼器に要求される性能はより厳しいものになっている。図 9 に ICAO 規制値を示す。高温、高圧化と、低 NO_x 化、低 NO_x 化と着火性能は相互に関連し相反する事項であるため、燃焼器の開発設計には、多くの要素試験、エンジン試験が繰り返されている。また排ガス規制物質についても、NO_x とスモークのように相反する性質を有するものがあり、燃焼条件の最適化、トレードオフが実施されている。図 10 に航空エンジン燃焼器の排ガス中の NO_x 値の低減トレンドを示す。近年特にヨーロッパの空港において NO_x の ICAO 規制値に対する達成度と空港離着陸料をリンクさせ、NO_x 排出値が低いほど、離着陸料を低くする傾向にあり、エンジンの NO_x 低減性能はエアラインの運行コストに直接影響するようになり、ますます重要となっており、PW 4000 エンジンもこれに対応して燃焼器の性能向上がすすめられている。

ボーイング 767、777 及びエアバス A 300、A 310、A

表 1 PW 4000 エンジン搭載機体

ファン径	機体
94インチ	767-200, 200ER 767-300, 300ER 747-400 A300-600, 600R A310-300 MD-11
100インチ	A330-200, 300
112インチ	777-200, 200IGW 777-300

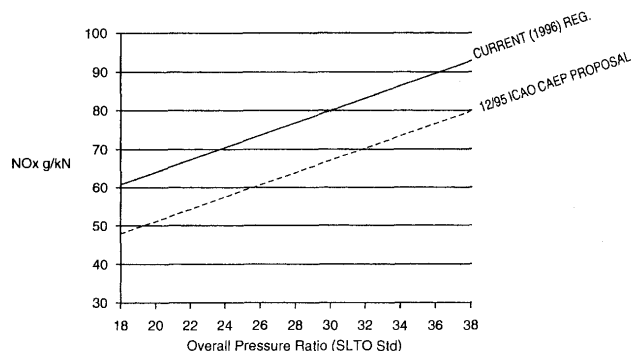


図 9 ICAO 規制値

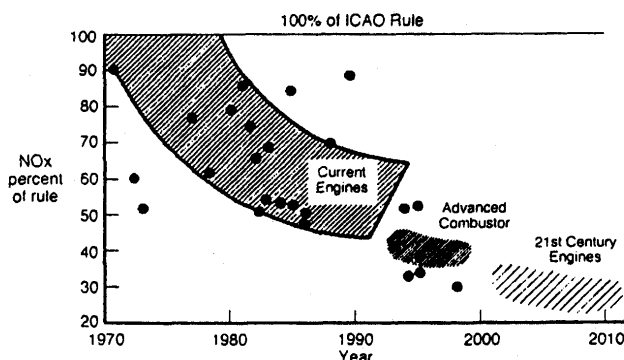


図 10 エンジン排ガス中 NO_x 値低減の推移

330 等の双発機体には ETOPS (Extended-range Twin-engine Operations) 規制が適用される。海上や砂漠の上を飛行する場合、片方のエンジンが故障しても、近隣の着陸可能な場所に戻れるように、飛行ルートを着陸可能な領域から一定飛行時間相当の範囲内で設定することが義務づけられている。言い換えれば、エンジンの信頼性を高めることができればより広範囲の飛行ルートを設定でき、エアラインの運用の自由度が増すことになる。PW 4000 エンジンはいずれのモデルもエアライン運行に必要な ETOPS を取得しているがとりわけ 112 インチファンエンジンは開発期間中のエンジン耐久試験で高い信頼性を実証し世界で初めて商業就航前に 180 分 ETOPS の承認を得ている。

3. 当社の PW 4000 プログラム参画と取り組み

表 2 に PW 4000 の開発と当社参画の経緯を示す。先に述べたように、当社が参画を始めた時には、既に数社が RSP としてプログラムに参加しており当社は最後発参画であった。しかしその後、シェアを増大し 1993 年に 10% のシェアに至った。1993 年当時は 94 インチは約 1000 万時間の運転時間を達成し、100 インチファンエンジンは開発をほぼ完了し量産に移行する時期であった。従って参画後の 94 インチ、100 インチエンジンに対する主要な作業は、高圧圧縮機ケース、ディフューザケース、燃焼器、高圧タービン冷却ダクト等 10% 担当部品の量産早期移管であった。素材開発、購入から、生産工程の設定、新規設備導入、工程承認、初品完成に至るまで、P&W 社と詳細な担当部品移管計画を設定し、約 1 年で P&W 社からの移管を完了した。

移管後も 94 インチ、100 インチファンエンジンについては性能向上、耐久性改良、コスト低減対策のための設計変更が常時続けられ、P&W 社との部品の改良設計、エンジン試験部品供給等の開発作業に参画し現在に至っている。112 インチファンエンジンは、当社が 10% に参画シェアを拡大した 1993 年に、最初のモデルであるボーイング 777 用の推力 373.6 kN の PW 4084 エンジンの開発がピークを迎えており、続いてその後推力 400.3

表 2 PW 4000 エンジンプログラム参画経緯

1981	PW4000開発開始
1982	PW4000開発ローンチ公表
1986	PW4056型式証明取得
1987	PW4156搭載A310商業就航
1989	PW4056搭載B747-400商業就航
1993	当社シェアを10%として参画拡大
1993	PW4168型式証明取得
1994	PW4000就航累計運転時間10万時間達成
1994	PW4084型式証明取得
1995	PW4084搭載B777商業就航
1995	PW4098開発ローンチ
1996	PW4090型式証明取得
1997	PW4090搭載B777商業就航
1998	PW4098型式証明取得

kN の PW 4090 エンジン、推力 435.9 kN の PW 4098 の開発がローンチされた。従って当社は 10% 担当部位で、112 インチファンエンジンの開発に初期から参画することになった。112 インチファンエンジンは従来の 94 インチ、100 インチファンエンジンに比べ、空力設計、材料等に大幅に最新技術が適用されている。当社担当部品においても従来の 94 インチ、100 インチファンエンジン部品に比べ新材料、新技術が採用されこれらを部品に反映するため、エンジン開発スケジュールにあわせ担当部位の素材開発計画、開発エンジン部品の供給計画、形態管理を P&W 社と協議設定の上、部品開発をすすめる開発エンジンに供給している。素材開発においては鋳物、鍛造素材の中で、寸法要求、冶金的要求、品質要求等が従来の要求を越えた素材に対し、P&W 社及び素材メーカー（難易度の高い素材については複数メーカー）と開発ステップ、スケジュールを設定して開発をすすめる一方、品質要求の最適化見直し、コスト削減設計等を平行して実施している。

詳細設計段階では、P&W 社あるいは部品に応じて同じくリスクシェアパートナーである MTU 社を交えた設計協議に参画し、性能、重量、コストの観点から双方の提案を協議し、詳細設計図に反映している。開発終了後、量産品を担当する当社にとってこのプロセスは非常に重要であり、部品製作コストの概略がこの過程で事実上決まる。また開発期間中での改良案を P&W 社と協議、詳細設計に反映している。これらの中には、最終的に、主要部品素材そのものを変更した例や、大型クラスター翼の開発を提案、素材メーカーと開発、成功した例がある。当社の現在の PW 4000 エンジンプログラムの参画シェアは 10% であり、PW 4000 全ファミリーエンジンである 94 インチ、100 インチ、112 インチファンエンジン全体の 10% に参画している。今後 PW 4000 ファミリーに新規開発エンジンが加えられるときは、10% 相当の開発作業、量産に参画してゆくことになる。

4. 当社担当部位

4.1. タービン部位

当社担当品はタービンロータ、ステータ部品、ACC（アクティブ クリアランス コントロール）配管等である。タービン部品は初期参加時から担当している部品とその類似部品であり、当社にとって最も経験が長く技術蓄積のある分野である。また ACC 配管は V 2500 エンジンにて担当して以来、技術育成してきた分野である。

4.2. 燃焼器部位

当社担当品は燃焼器及びケースである。燃焼器は P&W 社と当社の間で戦略的に移管が合意されたもので、以後当社がコア技術として最も積極的に取り組んでいる部位である。エンジン部品開発からフィールド不具合対策まで P&W 社との共同開発、情報交換を活発に進めている。ケースは高温、高圧下で使用されるため、ケース類のなかでも、強度、信頼性が要求される部品である。従って、素材、設計、加工法いずれも最新技術が適用されており、素材開発、加工法開発では多くの固有技術を育成してきている。

また言うまでもなくプログラムの目標は、事業の拡大と利益の確保である。先に述べた低コスト設計の盛り込みの他に P&W 社との設計モデル交換による CAD の適用、生産技術者間の情報交換、生産現場の相互視察による最良プロセスの設定、最新加工技術の導入等により低コスト化を進めている。

5. おわりに

PW 4000 プログラムは、質量共に当社の航空エンジン事業の基盤となり拡大の一翼を担っている。一方市場での性能、価格の競争は熾烈をきわめ、品質の向上、コストの低減、開発期間短縮、量産リードタイム短縮がますます必要となってきた。今後ともこの要求に答えてゆくことで、開発設計、生産技術力、資材調達力等総合力を強化してゆく所存である。

特集・航空エンジン開発

石川島播磨重工業(株)における航空エンジン開発技術

千葉 薫^{*1}
CHIBA Kaoru船渡川 治^{*2}
FUNATOGAWA Osamu遠藤 誠^{*3}
ENDO Makoto

1. はじめに

航空エンジンは他産業の製品と比較してインテグレーションのレベルが高く、開発に際しては高度な先端技術が必要とし、また技術分野も多岐広範に及んでいる。エンジン開発が縦糸とすれば、空力解析技術や構造解析技術、計測技術は横糸に相当し、これらの進歩にも支えられてエンジン開発も発展してきたと言える。ここで紹介する個々の技術の内容については別の場で詳細に発表したものもあるが、エンジン開発に関わる技術について概観してみるのも航空エンジンに対して理解を深める点で意義があろう。紙面の都合で多くの技術を述べることは困難であるが、現在取組んでいるエンジン開発技術の代表例を紹介する。

2. 空力解析技術

2.1 数値流体解析技術（以下CFD解析と呼ぶ）

(1) 3次元翼設計への適用

近年では、エンジン低コスト化の要求から、圧縮機やタービンでの空力高負荷化設計による段数削減が要請されている。世界市場で競争していくには、高負荷化されても性能を悪化させることは許されない。高負荷化により性能面で最も影響を受けやすいのは側壁境界層部と考えられ、よって、ここでの境界層剥離や圧力損失増を如何に抑えるかが重要な技術課題であり、3次元翼設計技術はそれに対する一つの対策である。具体例を挙げると、圧縮機・タービン翼列における2次流れ制御、圧縮機動翼翼端隙間制御、遷音速ファンにおける衝撃波制御等があり、各々、設計点での効率向上と安定作動範囲の改善を目的としている。設計はCFD計算により圧力損失をモニターしながら実施するが、設計期間が限られている為、現時点でのコンピュータ計算速度では、単翼列の定常3次元粘性解析の利用が限界である。下記に、バウスタッキングにより翼列内2次流れを制御して圧損低減を図った静翼列の設計例を紹介する。図1に後縁位置 r -

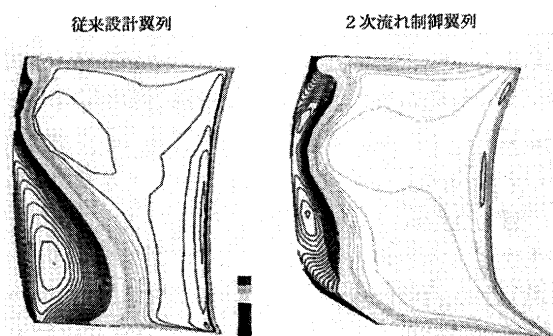


図1 2次流れ制御設計例（軸流速度等高線）

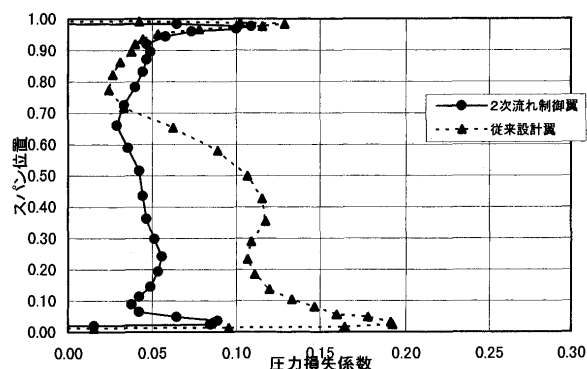


図2 2次流れ制御設計例（半径方向圧損係数分布）

θ 面での軸流速度等高線図を、図2に圧損の半径方向分布を示す。従来設計翼列と比較して2次流れ制御設計を行った翼列では、ハブからミッドスパンにかけての領域で圧損が顕著に減少しているのがわかる。

(2) 主流と2次空気の干渉流れ場の解析

近年のエンジン開発においては低コスト化がますます重要になってきており、ファンや圧縮機において2次空気が主流部に漏れるのを防ぐシールも高価なものは避ける傾向にある。しかしながら2次空気の漏れによる空力性能への影響は無視できない場合があり、空力性能とコストのトレードオフによって設計を行う必要がある。そのためには2次空気が翼列性能に与える影響を精度良く評価しなければならず、CFD解析が適用されるようになってきた。

2次空気の漏れは、翼間内と2次空気の出てくるキャビティ内の圧力のバランスによって決まるもので、隙間に沿って漏れ量も異なってくる。このためCFD解析においても翼間にキャビティを加えた計算モデルで解く必

原稿受付 2000年7月17日

*1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部技術開発センター
要素技術部

〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

*2 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部技術開発センター
エンジン技術部*3 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部技術開発センター
制御技術部

要がある。図3は重畳格子法によって圧縮機動翼間とキャビティをモデル化した例である。上流のハブパッセージ隙間から漏れ空気が出ることにより、圧縮機の圧力比特性を変えてしまっている。CFD解析による予測は試験結果と良い一致を示しており、2次空気が翼列性能に与える影響を評価するのに妥当な手法と言える⁽¹⁾。

タービン翼列内を流れる高温ガスが、周方向の圧力の違いによってキャビティ内に巻き込まれることはある程度避けられない。この主流の巻き込み量によってキャビティ内の温度が決まってくるので、耐熱材料の選択等に大きな影響が出てくる。従来は経験的な設計手法で主流巻き込み量が決められキャビティ内の温度が推定されていたが、近年主流巻き込みの予測にCFD解析が用いられるようになってきている。図4はタービン出口ガイドベーン(EGV)の上流ハブ側にあるキャビティへの主流巻き込みをCFD解析で予測した例である。キャビティ内下流側ディスク面における温度分布(図4左図)と、子午面におけるキャビティ内温度分布(図4右図)を示しており、色の薄い部分は温度が高く、濃い部分は温度が低いことを表わしている。主流巻き込みが周方向に限られた部分に起きていることがわかる⁽²⁾。

2.2 エアロメカ技術

近年のエンジン開発時における主要なトラブルは、高周波疲労による部品の破損と言われており、その代表的存在が翼の振動による破損である。翼破損の主要因としては、空力励振力による強制振動とフラッタ(自励振動)があり、ここでは、これらのエアロメカ解析技術について述べる。強制振動問題では、空力励振、空力減衰、構造・材料減衰を考慮した翼振動応答解析を有限要素法解析を用いて行い、翼面に働く振動応力レベルを予測し、高周波疲労による破損の危険性を評価している。図5に、パネルモードで共振している圧縮機静翼に対する解析結

果を示す⁽³⁾。空力励振力と空力減衰力は、非定常線型オイラー解析結果を、構造・材料減衰については、試験データを用いている。振動歪について、試験と解析が良い一致を示しているのがわかる。一方、フラッタに対しては、非定常ナビエストークスまたはオイラー解析により、空力仕事(翼が振動の1周期に空気から受け取るエネルギー)を計算し、フラッタ発生の危険性を評価している。図6に、2次元遷音速振動翼列について、翼間振動位相差に対する空力仕事の解析及び試験結果を示す。両者の間で良い一致が得られているのがわかる。

3. 構造解析技術

エンジンシステムおよび構成要素における①破断・座屈・崩壊、②有害な変形、③低サイクルならびに高サイクル疲労、④クリープラプチャ、⑤FOD(Foreign Object Damage: 異物との衝突による損傷)等の損傷モードに対して健全性を確保する設計を行なうためには、構造解析技術が必要不可欠である。構成要素の強度評価に必要な解析の例として、中空冷却タービンノズルの解析モデルと伝熱解析結果の例を図7に示す。3D CADデータから自動要素分割法を用いた有限要素法により、設計者が短時間で解析し、結果を直接設計に反映させることにより、製品の品質向上が図られている。ここでは、さらに構造解析の専門的な技術について2例を紹介する。

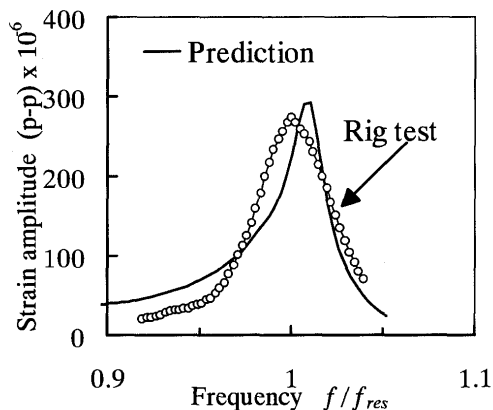


図5 翼振動応答解析結果例

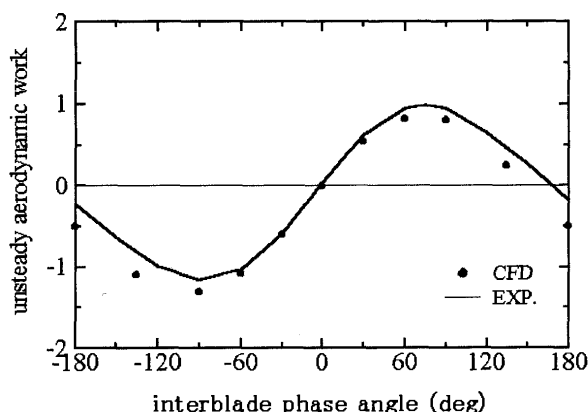


図6 フラッタ解析例

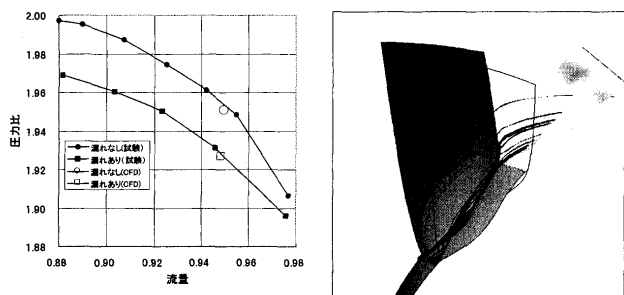


図3 圧縮機上流から漏れがあるときの流れ場

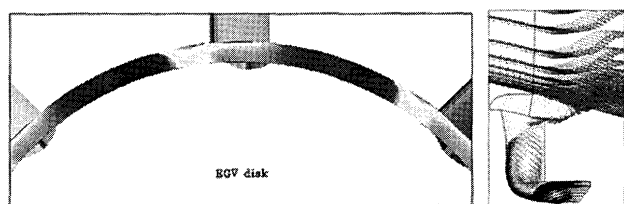


図4 主流巻き込みがあるときの流れ場

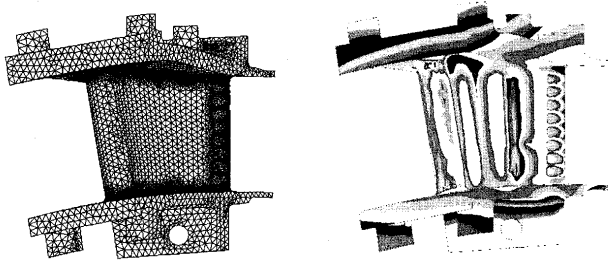


図7 タービンノズルの解析モデルと伝熱解析結果

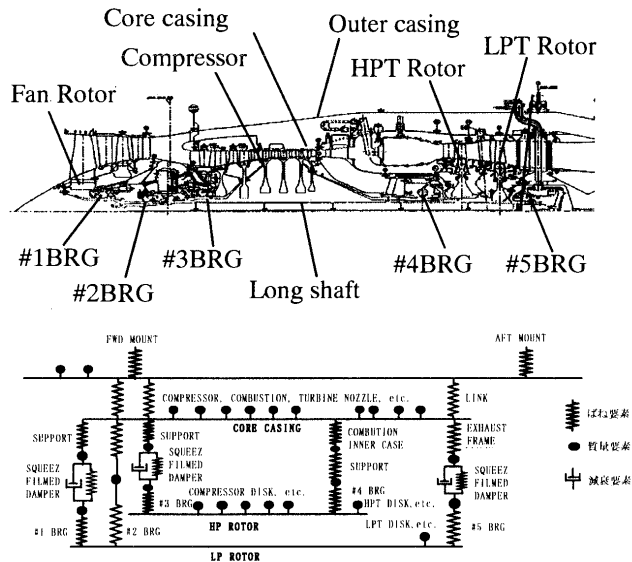


図8 全体振動解析モデル

3.1 ロータダイナミクス解析技術

ロータダイナミクスは、概念設計から基本設計の段階で、ベアリング配置、支持剛性、ダンパーの必要性などエンジン全体計画図を作成するのに必要な解析である。設計クライテリアは、使用回転数にマージンを考慮した範囲にロータの有害な危険速度が存在しないことである。近くに危険速度が存在する場合は、アンバランス応答が十分に許容レベル以下になるようにダンパーの設計を行なう。解析モデルは図8に示すように、ばね要素と質量、ばね系のモデルである。マウント部については、必要に応じて動剛性まで考慮する。また、スクイズフィルムダンパの特性はリグ試験に基づくデータベースを用いて、適切な減衰と剛性を与えるように設定する。図8のモデルに対するベアリング部の応答解析結果と計測結果を比較した例を図9に示す⁽⁴⁾。この解析により基本設計の段階から、ロータの剛性、ベアリング支持部構造に対する要求を明確にすることで、エンジンでの軸振動問題の発生を防止できる。

また、特に航空機エンジンではエンジンシステムの健全性のため、ブレードが飛散したときにロータ、ベアリングならびにエンジン支持構造に働く荷重を予測することが求められる。民間エンジンの耐空性では、健全性立証のためにブレード飛散のエンジン試験による健全性の立証が要求されている。ブレードの飛散後にエンジン回転数が急激に低下する過程で軸系の危険速度を通過する

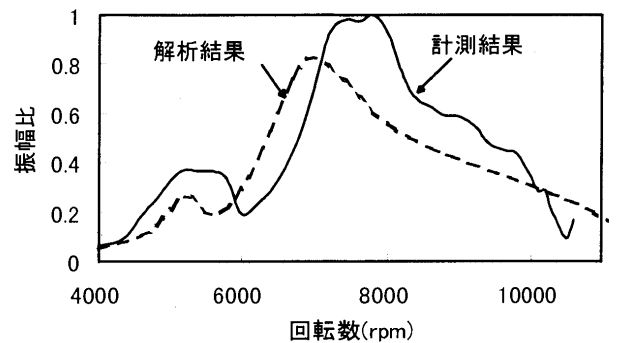


図9 解析結果と計測結果の比較 (#5 BRG)

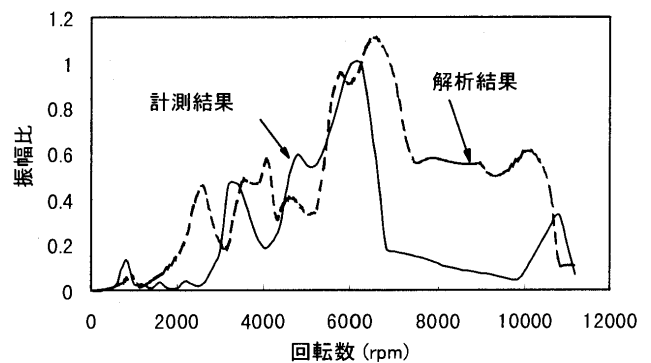


図10 解析結果と計測結果の比較(タービンブレード飛散時)

場合のアンバランス応答や、エンジン停止後ウィンドミル状態に保持されつつ空港に戻るまでの疲労損傷が問題になる。従って、解析は図8と同様のモデルを用いて定常応答の解析を行なうが、アンバランス量が通常のレベルよりはるかに大きいため、スクイズフィルムの特性や、ロータとケーシングの接触による軸系の振動モードの変化ならびにダンピングの影響等を考慮したモデルとする。図10は、タービンブレードが飛散した時のエンジンでの計測結果と解析モデルによる結果を比較したものである。応答量の最大値については概ね予測できており、エンジン開発リスクの低減に寄与する。

3.2 衝撃応答解析技術

航空機エンジンでは、上述のブレード飛散に伴い、飛散ブレードのケーシング貫通、ならびに後続するブレードとの衝突に起因するコンテイメント性の評価が必要となる。また、鳥などの異物を吸い込んだ場合に、動静翼をはじめ空力流路を形成する部品が損傷し、推力を維持できなくなるという損傷モードが考えられる。民間エンジンの耐空性要求では、1.5 lbsの鳥を吸い込んだ場合でも定格の75%の推力を維持する能力が要求されている。これは、通常エンジン試験により立証される。ターボファンエンジンでは特に推力低下に大きな影響を及ぼすファン動翼については、エンジン試験前に損傷レベルを確認しておくため、リグ試験が通常行われる。従来、ファン動翼の設計では、空力性能、振動に関する成立性に加えて、耐FOD性を、ダメージファクターという指標を用いて⁽⁵⁾、リーディングエッジの板厚を設計してき

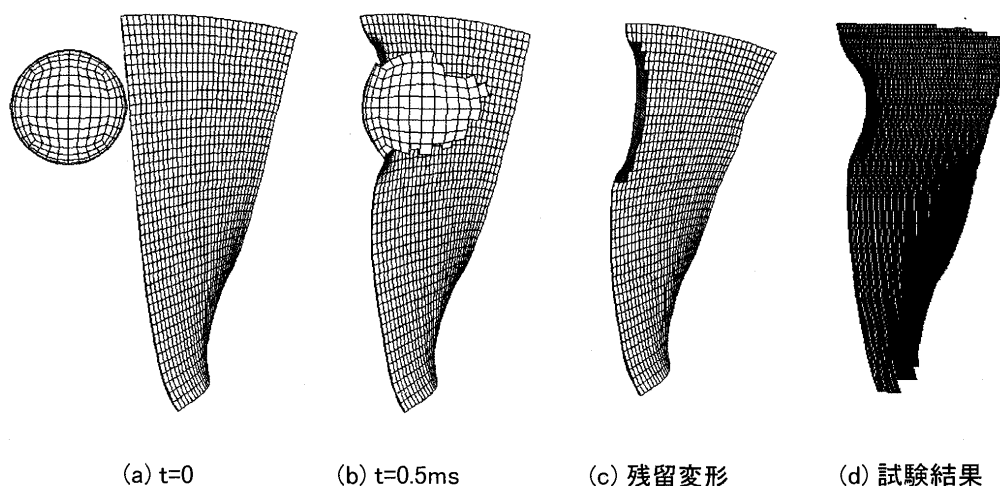


図 11 FOD 解析による変形予測と試験結果

た。この方法は、実績のある翼との比較という点では有効であるが、翼の変形量まで予測することができないので、推力低下に対するリスクも十分把握しきれなかった。鳥との衝突現象を予測する精度が向上すれば、リグ試験後の設計の後戻りを防止すること、さらに試験そのものを省略することが可能となる。

解析モデル化については、異物である鳥は弾塑性体や流体等で近似化される。平板との衝突による残留変形量の予測と実験結果から解析条件を絞り込むという基礎的研究結果を踏まえて、実機翼での合わせ込みを行なった。図 11 は鳥を球体と仮定してラグランジュ法で解析した例である。図 11(a), (b)は衝突の開始および 0.5 msec 後の計算結果である。また、図 11(c)は過渡振動を除いた残留変形の解析結果であり、図 11(d)は試験で変形した翼を 3 次元測定した結果である。飛翔体の形状などのパラメータを調整することで、残留変形形状をさらに合わせ込むことも可能である。

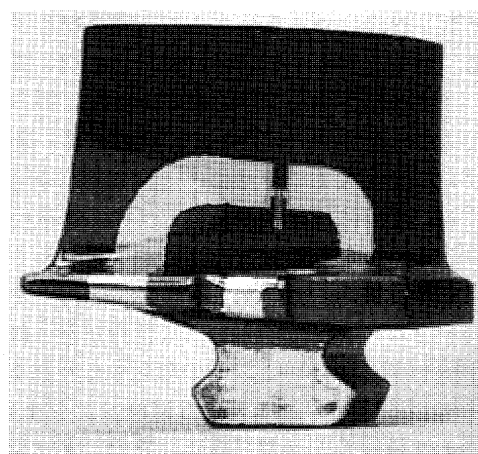
4. 計測技術

航空機用エンジン開発において、計測技術としては要素試験およびエンジン試験における性能評価のための空力計測技術と、翼振動並びにエンジン各部の振動・強度に係わる構造計測に大別され、いずれも必須な技術である。ここでは紙面の都合上、以下の計測技術について述べる。

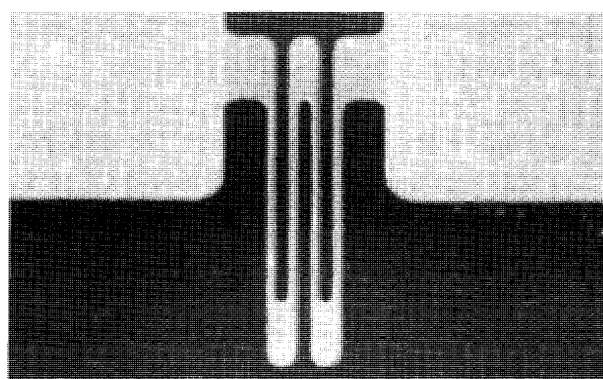
4.1 薄膜ゲージ

前節の空力設計でも述べられているように、近年の航空機用エンジン開発における圧縮機の高効率化、高負荷化に伴い、当該要素の翼形状は従来の翼に比し、翼厚は薄くかつ三次元形状となってきた。このため翼の強度設計はよりクリティカルになり、設計の検証手段である実機での翼振動計測には高い計測精度が要求されている。

従来、高温部における翼の振動歪み計測は、セラミックス溶射による歪みゲージを翼面に貼付する方法で実施



(a) 翼外観



(b) ひずみゲージパターン

図 12 実機翼の薄膜ひずみゲージ

していたが、薄型翼に溶射を行った場合、溶射の形状、厚さが翼自身の振動特性や空力特性に影響を及ぼす等の問題があった。

この問題を解決する方法として極薄で翼の振動特性や空力特性に影響を与えず、高温環境下でも高モードの翼振動計測を可能にする薄膜歪みセンサを独自開発した。

図 12 に、実機翼に成膜した薄膜歪みゲージの外観と歪みゲージのパターンを示す。本薄膜歪みゲージの特徴

は揺動式スパッタリング装置の開発により3次元曲面を有する翼表面からプラットフォーム裏面まで均一な膜厚(絶縁膜も含め20 μm 以下)で成膜されていることである。

4.2 非接触動翼振動計測 (OPT-V 計測システム)

運転中の翼振動計測はこれまでひずみゲージによる計測がほとんどであった。特に回転する動翼の場合、ひずみゲージの信号を静止部に伝えるためにスリップリングやテレメータが必要となり、こうした計測装置を試験装置又はエンジン本体に組み込むための大きな改造が必要であった。一方、ケーシングに取り付けたプローブによって、非接触到動翼振動を計測する方法が近年各メーカーから多数紹介されている。基本原理は、ケーシングに装着したプローブから光ファイバー等を介して翼先端に光を照射し、反射光によって形成されるパルス状の翼列信号のタイミング変化から翼振動振幅情報を得るというものである。プローブの本数により得られる信号情報は異なるが、一般的にプローブの本数が多い程、得られる情報も多くなる。1~2本のプローブでは振幅・振動速度情報、プローブ本数を増やせば、周波数や位相等情報量は増大する。近年の技術的流れとしては、多数のプローブをつけることによるエンジンへの追加工の多さ、装置の複雑さを嫌って、実機試験でも手軽に計測できるように、少ないプローブ本数でも有効な情報が得られるように小数プローブからの解析技術の研究も行われるようになってきている。いずれの方法も回転シャフトに1回転1パルスの基準信号が必要となる。また、ケーシングに取り付けたプローブにより翼先端の振幅変化が検出できればいいという点では、光学式ではなくてもよく、静電容量式、渦電流式、マイクロ波式、赤外線式等、多数の方式による計測も多く研究・実践されている。

IHIでは、OPT-V (OPTical blade Vibration monitoring system) と称して半導体レーザーを用いた光学式2プローブ法(図13)による翼振動計測を多くの開発エンジンで実施しており、エンジン開発の期間短縮に貢献している。

4.3 パイロメータ

航空機用エンジンのタービン動翼は、高い機械的応力

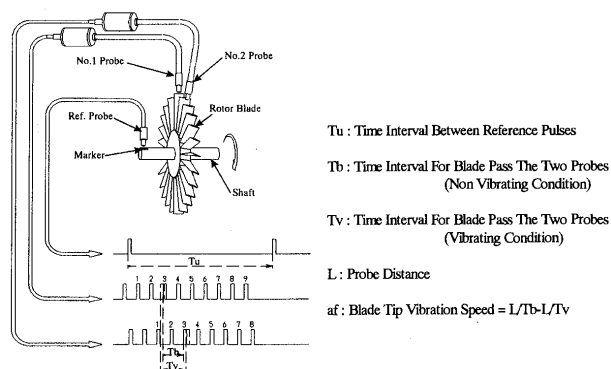


図13 OPT-V 計測システム計測原理

と熱流束に曝される部分であり、エンジン制御ではタービン動翼温度が制限値を超えないように燃料流量をコントロールしている。従来は排気ガス温度からタービン温度を推測していたが、エンジン搭載用光素子の信頼性向上に伴って、パイロメータ(放射温度計)を用いて動翼温度を直接計測することが可能になり、F110エンジンやGE90エンジンに搭載されるようになった。

しかし、従来の搭載型パイロメータでは径方向の計測箇所は1点であり、また全翼を平均した温度しか計測できない。翼冷却性能から温度条件の厳しいポイントを割り出して計測位置を設定しているが、燃焼機出口のガス温度分布や翼冷却状態が変化した場合、および特定の翼が冷却異常を起こした場合には、それらの異常状態を検出してタービンを保護することは困難である。

エンジン信頼性向上のために飛行中のタービン過温度・冷却異常を検出することを目的として、径方向・周方向のタービン温度分布が計測可能な多点計測型パイロメータの開発を進めている⁽⁶⁾。図14に示すように、径方向に配列した光ファイバで多点を同時計測し、タービン回転速度に同期したサンプリングで周方向を分割することにより、翼面の2-D温度分布を全翼に渡りモニタリングする。従来のエンジン搭載型プローブと同等の寸法・重量のプローブ(図15)で、径方向4点×周方向5点(各翼)の温度分布および温度異常を、1500 Kまで ± 10 Kの精度で計測可能である。

5. おわりに

エンジン開発技術の代表例について紹介したが、解析技術いわゆるシミュレーション技術はスーパーコンピュータなどの進歩で今後も急速な進歩を遂げていくものと思われる。一方、計測技術はそれを実証する手段として重要であるものの、シミュレーション技術の進歩についていけない部分も見受けられる。シミュレーション技術、計測技術はいわば車の両輪のような存在であり、

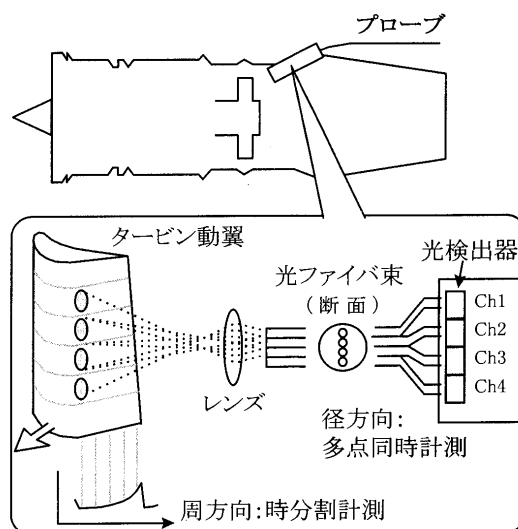


図14 多点計測パイロメータ

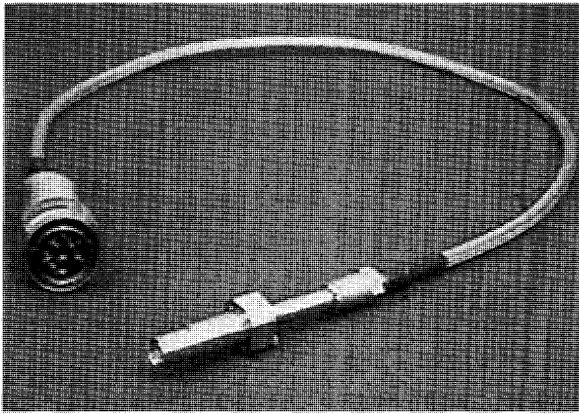


図 15 プローブ

今後は計測技術の開発についても注力していく必要があらう。これらの技術のバランスした進歩があつてこそ、将来の高レベルのエンジン開発に対応が可能になっていくと思われる。

最後に、ここで紹介したパイロメータの研究開発は社団法人日本航空宇宙工業会の革新航空機技術開発センターから受託を受けて実施したものである。ここに記し、

関係各位に深く感謝いたします。

参考文献

- (1) 海野 大, 児玉秀和, “2 次空気漏れ流れが翼列性能に及ぼす影響解析”, 第 28 回ガスタービン定期講演会講演論文集, pp. 23-28
- (2) 野崎 理, 菊地一雄, 西澤敏雄, 児玉秀和, 橋本啓介, 清水邦彦, “HYPR プログラムにおける CFD の適用研究”, 第 3 回超音速輸送機用推進システム国際シンポジウム予稿集, pp. 185-190
- (3) Kato, D. et al, Prediction of High-Order-Mode Blade Forced Response in a Transonic Axial Compressor, ISABE-99-7031 (1999)
- (4) Shinozaki, M. et al, Engine Rotor Dynamics on Hypersonic Transport Propulsion System Research, Proc. IGTC 1999 Kobe (1999), p. 279
- (5) Kaehler, H.B., Improved Resistance to Engine Bird Ingestion FAA-RD-77-55 (1977)
- (6) 中島・海老名・遠藤, タービン温度分布光センサの研究, 革新航空機技術開発に関する調査研究成果報告書, No. 1105 (2000-3)

○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第 244 回講習会 よくわかる振動の診断と防止技術 (デモ付き)	2000/10/12-13 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 TEL 06-6443-2073 FAX 06-6443-6049 E-MAIL : jsme@butaman.ne.jp
第 21 回炭素材料基礎講習会	2000/10/19 化学会館	炭素材料学会事務局 TEL 03-3815-8514 FAX 03-3815-8529
流体解析設計ツールとしての使える CFD 技術最前線	2000/10/19-20 日本機械学会 会議室	日本機械学会 小泉真理子 TEL 03-5360-3500
第 12 回液体微粒化講習会 —液体微粒化の基礎—	2000/10/19-20 (財)大学セミナーハウス	日本エネルギー学会 液体微粒化講習会係 TEL 03-3834-6456 FAX 03-3834-6458 E-MAIL : moridera@jie.or.jp
分散型エネルギー開発の最新動向 —講演&見学	2000/11/9-10 大阪化学技術センター	化学工学会関西支部 TEL 06-6441-5531 FAX 06-6443-6685 E-MAIL : scejkans@wa 2. so-net.ne.jp
コージェネレーションシンポジウム 2000 (第 16 回)	2000/11/20-21 経団連会館	日本コージェネレーションセンター 担当 高橋 TEL 03-3433-5044 FAX 03-3433-5673
流れが引き起こす様々なトラブル —発生原因の基礎知識とトラブル事例—	2000/12/7-8 日本機械学会 会議室	日本機械学会 小泉真理子 TEL 03-5360-3500
第 9 回微粒化シンポジウム	2000/12/14-15 工業技術院 供用講堂	慶応義塾大学機械工学科 徳岡直静 TEL/FAX 045-566-1514 E-MAIL : tokuoka@mech.keio.ac.jp
第 41 回航空原動機・宇宙推進講演会	2001/1/25-26 つくば国際会議場	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463 FAX 03-3501-0464

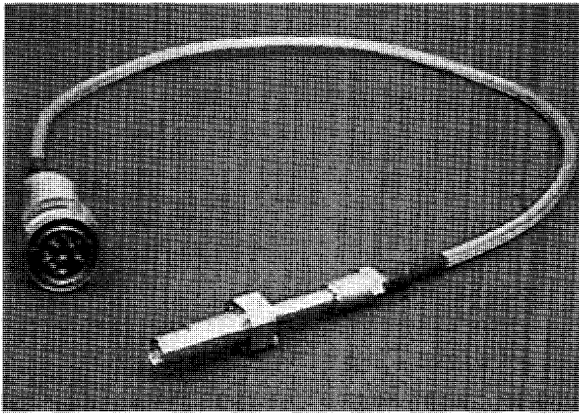


図 15 プローブ

今後は計測技術の開発についても注力していく必要がある。これらの技術のバランスした進歩があってこそ、将来の高レベルのエンジン開発に対応が可能になっていくと思われる。

最後に、ここで紹介したパイロメータの研究開発は社団法人日本航空宇宙工業会の革新航空機技術開発センターから受託を受けて実施したものである。ここに記し、

関係各位に深く感謝いたします。

参考文献

- (1) 海野 大, 児玉秀和, “2 次空気漏れ流れが翼列性能に及ぼす影響解析”, 第 28 回ガスタービン定期講演会講演論文集, pp. 23-28
- (2) 野崎 理, 菊地一雄, 西澤敏雄, 児玉秀和, 橋本啓介, 清水邦彦, “HYPR プログラムにおける CFD の適用研究”, 第 3 回超音速輸送機用推進システム国際シンポジウム予稿集, pp. 185-190
- (3) Kato, D. et al, Prediction of High-Order-Mode Blade Forced Response in a Transonic Axial Compressor, ISABE-99-7031 (1999)
- (4) Shinozaki, M. et al, Engine Rotor Dynamics on Hypersonic Transport Propulsion System Research, Proc. IGTC 1999 Kobe (1999), p. 279
- (5) Kaehler, H.B., Improved Resistance to Engine Bird Ingestion FAA-RD-77-55 (1977)
- (6) 中島・海老名・遠藤, タービン温度分布光センサの研究, 革新航空機技術開発に関する調査研究成果報告書, No. 1105 (2000-3)

○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第 244 回講習会 よくわかる振動の診断と防止技術 (デモ付き)	2000/10/12-13 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 TEL 06-6443-2073 FAX 06-6443-6049 E-MAIL : jsme@butaman.ne.jp
第 21 回炭素材料基礎講習会	2000/10/19 化学会館	炭素材料学会事務局 TEL 03-3815-8514 FAX 03-3815-8529
流体解析設計ツールとしての使える CFD 技術最前線	2000/10/19-20 日本機械学会 会議室	日本機械学会 小泉真理子 TEL 03-5360-3500
第 12 回液体微粒化講習会 —液体微粒化の基礎—	2000/10/19-20 (財)大学セミナーハウス	日本エネルギー学会 液体微粒化講習会係 TEL 03-3834-6456 FAX 03-3834-6458 E-MAIL : moridera@jie.or.jp
分散型エネルギー開発の最新動向 —講演&見学	2000/11/9-10 大阪化学技術センター	化学工学会関西支部 TEL 06-6441-5531 FAX 06-6443-6685 E-MAIL : scejkans@wa 2. so-net.ne.jp
コージェネレーションシンポジウム 2000 (第 16 回)	2000/11/20-21 経団連会館	日本コージェネレーションセンター 担当 高橋 TEL 03-3433-5044 FAX 03-3433-5673
流れが引き起こす様々なトラブル —発生原因の基礎知識とトラブル事例—	2000/12/7-8 日本機械学会 会議室	日本機械学会 小泉真理子 TEL 03-5360-3500
第 9 回微粒化シンポジウム	2000/12/14-15 工業技術院 供用講堂	慶応義塾大学機械工学科 徳岡直静 TEL/FAX 045-566-1514 E-MAIL : tokuoka@mech.keio.ac.jp
第 41 回航空原動機・宇宙推進講演会	2001/1/25-26 つくば国際会議場	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463 FAX 03-3501-0464

特集・航空エンジン開発

川崎重工業(株)における航空エンジン開発技術

吉田 公則^{*1}

YOSHIDA Masanori

キーワード：航空用ガスタービン，ヘリコプタ用エンジン，超音速推進システム，コンテインメント試験，燃焼器，FADEC，トランスミッション，超音速インテーク，ラムジェット
Aircraft Gas Turbine Engine, Helicopter Engine, Super Sonic Propulsion System, Containment Test, Combustor, FADEC, Transmission, Supersonic Air Intake, Ramjet

1. まえがき

川崎重工における航空エンジン事業は大正中期から行われていたが，ジェットエンジン開発は，第2次大戦中の陸軍の委託による「ネ」シリーズ（「ネ」は「燃焼ロケット」を意味する）に始まる。

「ネ」シリーズでは，ラムジェットである「ネ-0」，レシプロエンジンで軸流式，遠心式の圧縮機を駆動するカンピーニ方式の「ネ-1」及び「ネ-2」，それに，それぞれ軸流式，遠心式の圧縮機を組み込んだターボジェット「ネ-3」及び「ネ-4」の5形態が研究開発された。図1に「ネ-0」，「ネ-1」及び「ネ-3」の断面図を示す⁽¹⁾。

これらは，1942年に研究を開始し，「ネ-0」は1943年12月23日，「キ-48」軽爆撃機による飛行試験を行っている。また，1944年のジェットエンジン研究の海軍集約によってこれらが中止されるまでの間に，「ネ-3」及び「ネ-4」は地上運転まで，「ネ-1」は部品加工までそれぞれ進められた。戦時中とは言え，これだけの種類のエンジン開発を約2年間で集中して行うという，現在では考えられない密度の未知なる分野への挑戦であった。

当社の戦後の航空エンジン事業は，1954年の米空軍エンジンのオーバーホールから再開するが，研究開発は，1970年代から本格的に始まる。ここでは，それ以降現

在までの，「固定翼機エンジン」，「ヘリコプタエンジン」それに「超音速推進システム」の各分野で，特にナショナルプロジェクトにおいて，川崎重工が果たした技術的役割を中心に述べる。

2. 固定翼機エンジン（ターボファンエンジン）

この分野は，航空エンジンの中核であり，先進各国が戦略技術として開発しているが，我国でも，FJR 710 から始まり，日英共同の RJ 500 を経て 5ヶ国共同の V 2500 に至る民間旅客機用エンジン開発や，現在推進中の，防衛庁の「実証エンジン」研究開発及び，環境適合型超音速推進システム「ESPR」の研究開発等が All Japan 体制で行われており，これらによって国産開発技術が着実に蓄積されてきている。当社もエンジンメーカーの一員として，得意技術により，主要コンポーネントの研究開発を担当している。以下にその一端を紹介する。

2.1 ファンブレードコンテインメント試験

V 2500 ではファンブースタとファンケースの開発を主に担当したが，ファンケースについては，コンテインメント試験が大きなイベントであった。これは，飛行中に万が一ファンブレードが飛散しても，機体損傷等の2次被害を防ぐため，ファンケースを貫通しないことを確認する試験であり，開発エンジンが型式証明を得るのに必要な試験項目の一つである。ファンケースを限界まで軽量化設計した成果を検証する試験であり，この成否が開発全体を大きく左右する。

試験は真空チャンバー内のスピントスターを用いて行い，定格速度で回転中のファンロータからブレード1枚を離脱（リリース）させ，それがファンケースによってコンテインされる（ケース内に留まる）ことを確認する。試験技術上の大きな課題は，「ファンブレードのリリース技術（火薬使用）」と「高速カメラ等の計測技術」であり，短時間ですべての機器を予定どおりに機能させる「試験のシーケンス設定」がポイントである。

図2に試験装置の構成を，図3に試験直前の写真を示す。回転設定後，試験シーケンスがスタートし，11台の

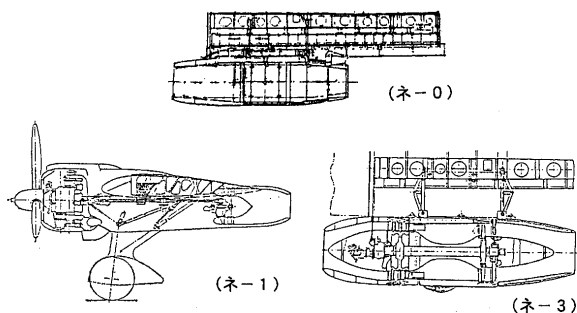


図1 「ネ」シリーズのジェットエンジン

原稿受付 2000年7月20日

*1 川崎重工業(株) ガスタービン・機械事業本部
ガスタービン開発センター 航空エンジン開発部
〒673-0553 兵庫県明石市川崎町1-1

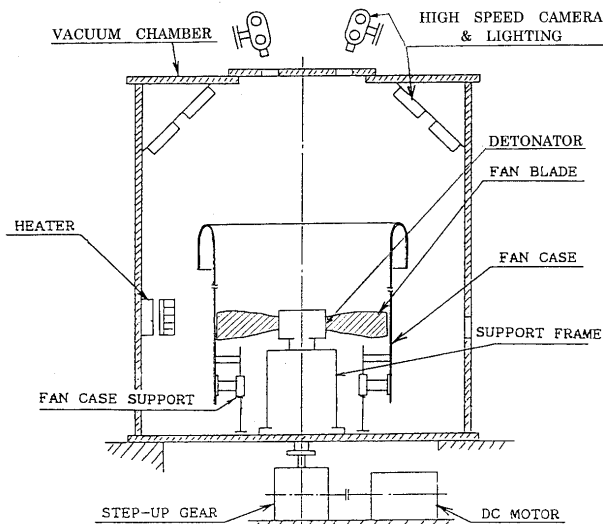


図2 ファンブレードコンテインメント試験装置

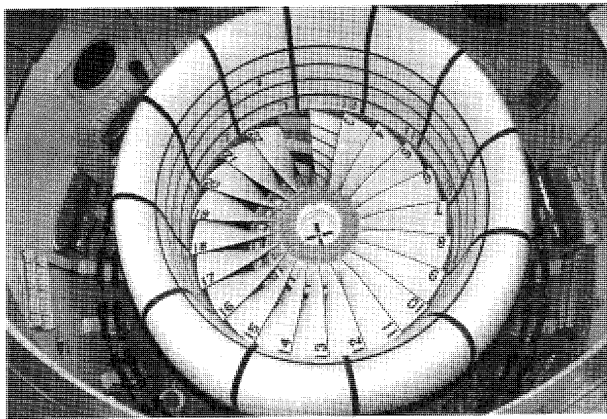


図3 V2500 ファンブレードコンテインメント試験

高速カメラの起動から火薬点火、ブレードリリース、計測等を自動で行う。高速カメラは10,000コマ/秒である。数回の予備試験により機器の機能は十分確認するが、V2500では、-A1と-A5の2機種で実施し、本試験はいずれも一度で成功している。

2.2 燃焼器

固定翼機エンジン（ターボファンエンジン）のコア部では、当社は一貫して燃焼器の研究開発を担当している。燃焼器の開発課題は、

- ・高温化
- ・高負荷化（小型・軽量化）
- ・低公害化（特に、低NO_x化）

であるが、これらの技術の変遷を図4～6に示す。

高温化は冷却構造の高度化と耐熱材料の適用によってなされてきているが、当社の担当した燃焼器では、FJR710のフィルム冷却から始まり、HYPRプロジェクトでのコンベクションフィルム+エフュージョン冷却まで、より複雑で高性能な冷却構造を開発している。

低NO_x化技術については、従来型の希薄燃焼方式から始まり、ステージング、スワール方式等を研究している。さらに、将来のSSTに対する規制値が現状の1/7

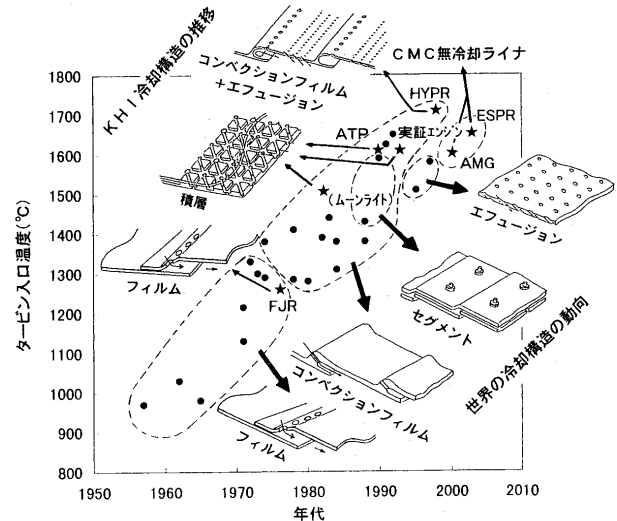


図4 燃焼器の高温化技術

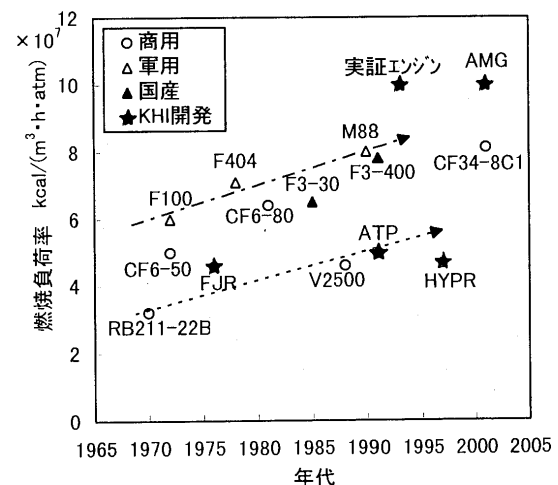
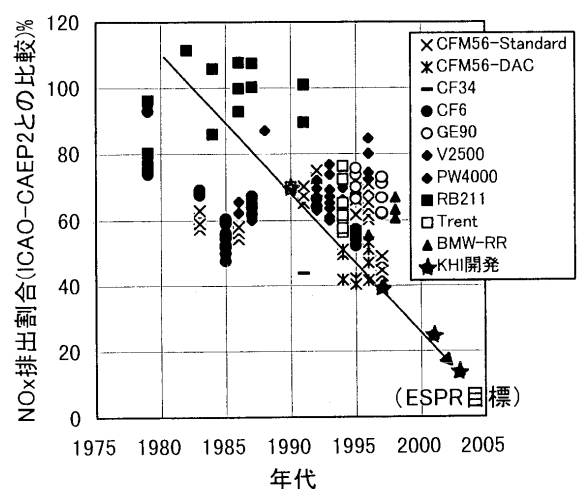


図5 燃焼負荷率の傾向

図6 低NO_x化の傾向

と予想されることから、ESPRプロジェクトでは、より低NO_x化が可能な「希薄予混合予蒸発（LPP）方式」を研究開発中である。図7はHYPRプロジェクトで実施した基礎試験を示す⁽²⁾。

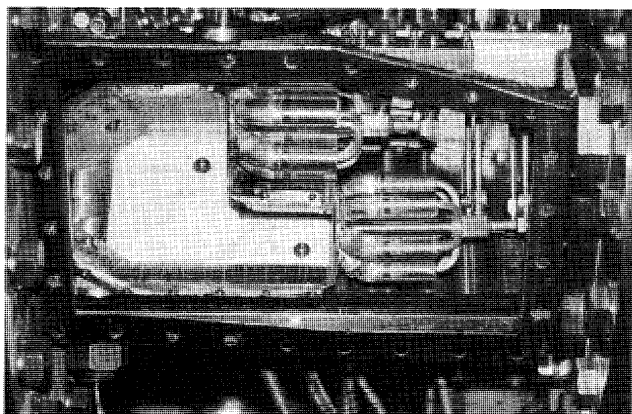


図7 HYPR 予混合管燃焼器

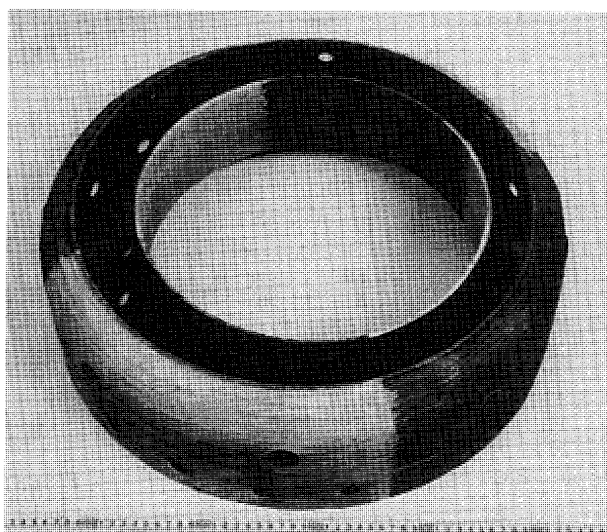


図8 CMC 製燃焼器ライナー

(写真提供：(株)先進材料利用ガスジェネレータ研究所)

なお、燃焼器の高温化や高負荷化とともに、低 NO_x 化に大きな効果をもたらすのが耐熱複合材の適用である。これにより、燃焼器ライナーの冷却空気を減らして（最終的には無冷却）、燃焼に使用する空気を増やし、より均一希薄に燃焼させることで NO_x 発生を抑制することが可能になる。当社でも AMG（先進材料利用ガスジェネレータ）研究の一環として、CMC（セラミックス複合材）燃焼器を試作し、試験を行っている（図8）。

3. ヘリコプタエンジン及び関連分野

航空エンジン部門のある川崎重工業明石工場の戦後の航空機事業は、1952年の米国ベル社との提携による小型ヘリコプタの製造から始まった。その後ヘリコプタ機体製造部門は岐阜工場に集約されたが、明石工場のエンジン/岐阜工場の機体の両部門はお互いに連携して、ヘリコプタシステム全体の性能向上と安全性向上のための技術開発を行っている。以下にその一端を紹介する。

3.1 FADEC

ヘリコプタでは機体の運動を司るロータとエンジンが直接結合されているため、固定翼機以上にエンジン作動

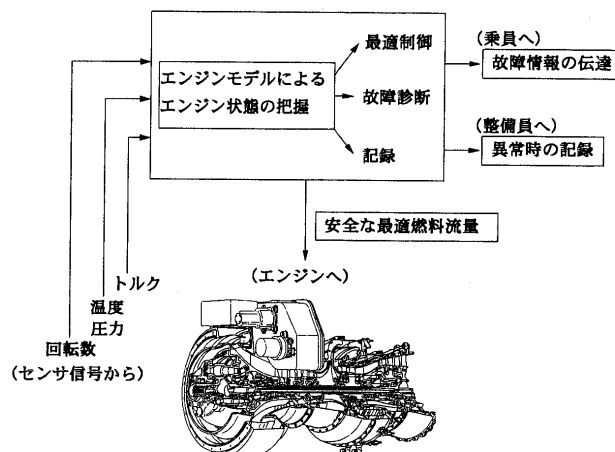


図9 FADEC の概念

表1 新小型観測ヘリコプタ用エンジン FADEC の機能

基本機能	<ul style="list-style-type: none"> ・エンジン始動／停止 ・加減速制御 ・出力軸回転速度制御 ・VIGV（可変入口案内翼）制御 ・リミッタ制御
特徴的機能	<ul style="list-style-type: none"> ・2エンジントルクバランス制御 ・オートローテーションリカバリ制御 ・自動再着火機能 ・サージリカバリ機能 ・非常時のマニュアルコントロール切替
整備性向上機能	<ul style="list-style-type: none"> ・モニタリング機能 ・トラブルシューティング用データ蓄積

が機体運動に与える影響が大きく、その制御がより重要である。当社では、産業用ガスタービンの電子制御技術をベースに、早くから2軸ターボシャフトエンジン制御の研究を行っていた⁽³⁾。FADEC の概念を図9に示す。

当社はこの成果を、社内試作の小型ターボシャフトエンジンを用いて実証した。さらに、新小型観測ヘリコプタ用エンジン開発に参画して我国初の実用型FADEC開発につなげた⁽⁴⁾。このFADECの主な機能を表1に示す。

このFADECは、各種の厳しい環境試験、エンジン運転試験、それに機体の飛行試験を大きなトラブルもなくクリアし、量産エンジンに搭載され、実運用場面で活躍している。

3.2 トランスミッション

エンジン出力をロータに伝達するトランスミッションはヘリコプタシステムの重要構成部品であり、その設計・製造技術はエンジンとの共通点が多い。そのため、当社では、ヘリコプタ機体製造の岐阜工場集約後も、明石工場のエンジン部門で設計製造を行っている。

トランスミッションの本格的な開発は、1977年開始の西ドイツ MBB 社との共同開発ヘリコプタ BK 117 に始まる。その後、マグダネルダグラス社との MD 900 ヘリコプタを経て、新小型観測ヘリコプタに至っている⁽⁵⁾。そのトランスミッションの特徴とそれを可能にした技術を表2に示す。

表2 新小型観測ヘリコプタ用トランスミッションの特徴

特徴	適用技術・方法
軽量化	・電子ビーム溶接採用 ・軸受け内輪一体型シャフト
高信頼性 整備性向上	・冷却ファン・クーラ直結 ・スタティックマスト方式 ・ベベルギア歯当り調整不要型モジュール交換
生存性向上	・ドライラン能力改良
低振動 低騒音	・高精度ギア・ベアリング ・最適歯当り

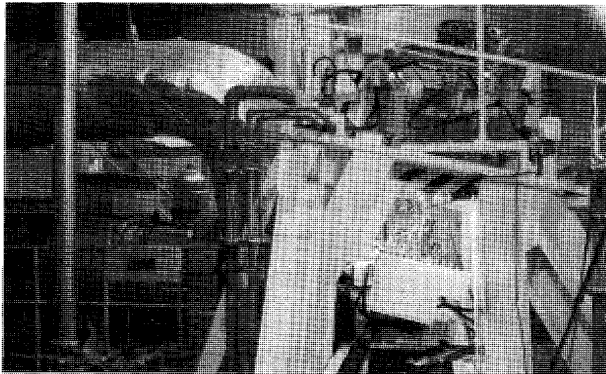


図10 トランスミッションの研究開発試験

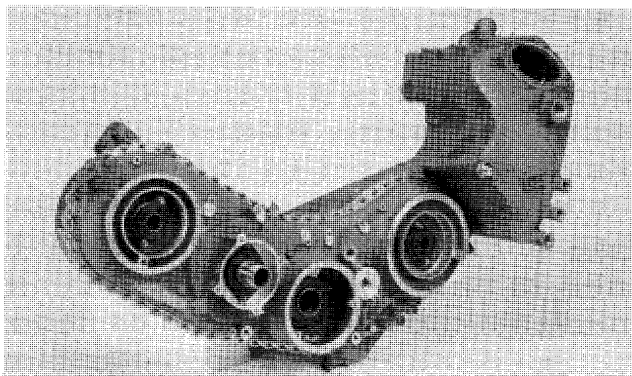


図11 アクセサリ・ギアボックス (AGB)

図10には、当社のトランスミッションの研究開発試験を示す。

トランスミッション技術は、ターボファンエンジンのアクセサリ・ギアボックス (AGB) にも共通点があり、当社は、CF 34-8C の AGB 開発を担当している。この AGB は、徹底した部品点数削減と薄肉化による軽量化設計を行い、さらに、オイルタンクも AGB に一体化した上で、ベースエンジンである CF 34-3 A の AGB (オイルタンク含まず) の 63% の AGB 重量/エンジン推力比を達成している。その AGB を図11に示す。

4. 超音速・極超音速推進システム(ラムジェット)

この分野では、当社は既に1950年代に超音速インテークの研究を行っており、その後1980年代から各種プロジェクトで研究を本格化している。

超音速・極超音速推進システムの技術課題は、

- ・広い速度範囲で高効率に作動するインテーク

- ・安定作動ラム燃焼器 (HST では低 NO_x も)
- ・耐熱構造 (冷却, 耐熱軽量材料適用)
- ・推力増大・速度範囲拡大に効果的な予冷サイクル
- ・最適制御 (インテーク制御, ターボとの複合制御等)
- ・試験評価

等であり、当社ではこれらの課題に取組み、将来型推進システムの技術確立を目指している。

4.1 ラムジェット・インテーク制御技術

超音速飛行時には、インテークによる圧縮が大部分を占めるため (ラムジェットでは全て)、インテークを最適作動点付近に保つ制御技術が重要である。そのため、超音速輸送機用推進システム (HYPR) 研究開発プロジェクトでは、ラム燃焼器や耐熱軽量材料適用等の研究とともに、ラムジェットの制御にも重点を置いて研究した。ここでは、常にラムジェットを最適作動点に保つシステムを開発し、インテーク終端衝撃波を模擬したダミーインテークに、ラム燃焼器及び可変ノズルを組合せたモデル試験により、その効果を詳しく検証している⁽⁶⁾ (図12)。これは、インテーク衝撃波位置を検知して、排気ノズル面積を最適化し、インテークをクリティカル作動点近傍に保つ制御システムであり、図に示すように、燃料変動にかかわらずインテーク出口 (即ち燃焼器入口) 圧力がほぼ一定に保たれている。

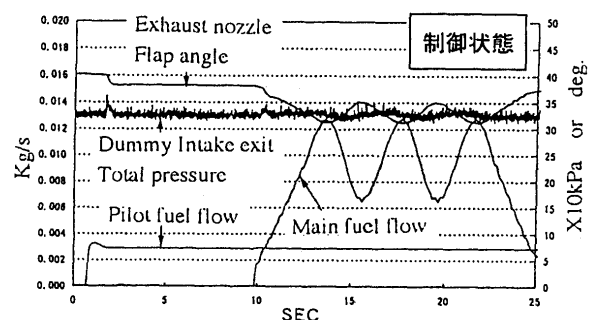
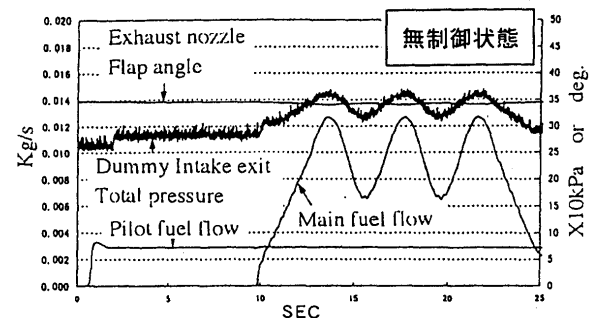


図12 ラムジェット制御試験結果

さらに HYPR では、航空宇宙技術研究所ラムジェット試験設備でのマッハ5気流中のラムジェット・フリージェット試験にて、燃料を制御してインテーク衝撃波を最適位置に保つシステムの試験を行っている。

一方、当社は、宇宙科学研究所と共同で、スペースプレーン用エアーターボラムジェット (ATREX) 用の、

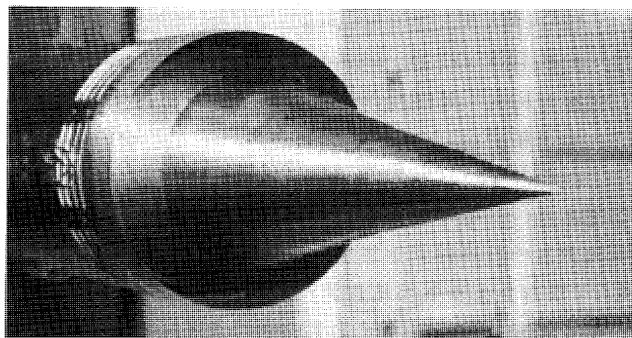


図13 ATREX インテーク風洞試験モデル
(写真提供：宇宙科学研究所)

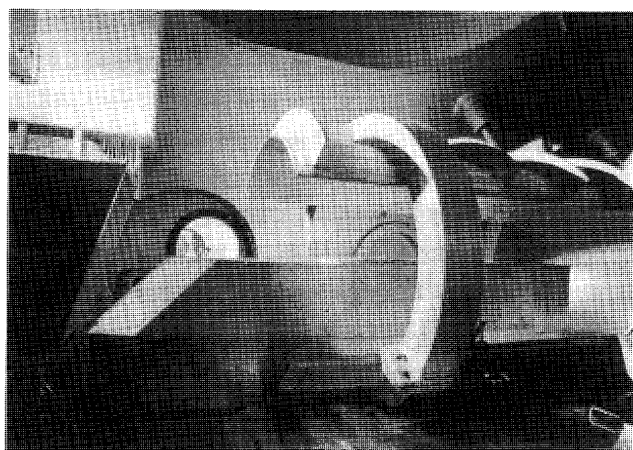


図14 簡易水冷型スクラムジェットエンジン
(写真提供：航空宇宙技術研究所)

予冷器付エアークンテークの研究を行っているが、ここでも静止からマッハ6までの広い範囲で作動する軸対称型インテークの制御に重点を置いている。このインテークは、NASA グレン研究所の風洞でマッハ6までの性能データを取得し、さらに、フランス ONERA の風洞では、マッハ数を連続的に変化させるインテーク制御に関する試験を行っている。図13にインテーク風洞試験モデルの写真を示す。これはマッハ数に応じてセンターコーンが前後に移動するタイプである。

4.2 エンジンシステム試作

スペースプレーン用エアークリージングエンジン (ABE) の研究として、航空宇宙技術研究所と共同で、水素ラム燃焼やスクラムジェット冷却構造に取り組んでいるが、最近、簡易水冷型のスクラムジェットエンジンを受注し製作した。これは、冷却水配管の簡略化等による整備性向上を図り、試験技術の高度化にも寄与するモデルである (図14)。

また、当社は、1997年度から1998年度にかけて、防衛庁のエアーターボラム (ATR) エンジンの研究試作品を納入した。これは、ガスジェネレータ (GG) 駆動のタービンによって回転するファンを有する「過給機つきラムジェット」と言えるもので、その概念は前述の「ネ-1」「ネ-2」とも共通点がある。これにより、自力で超音

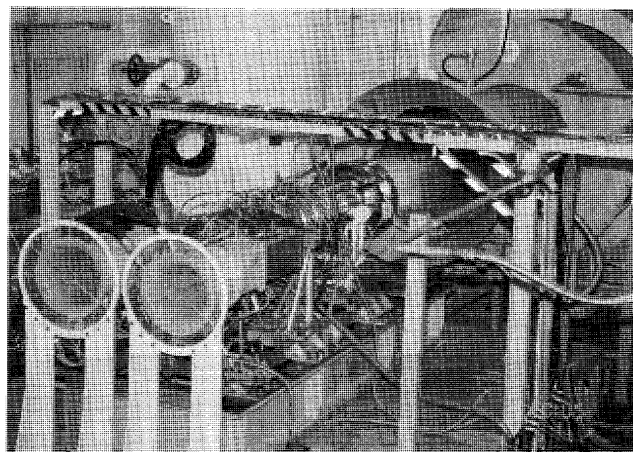


図15 ATR エンジン

速まで到達することが可能であり、将来の誘導弾や無人機等の推進装置として有望なシステムである (図15)⁽⁷⁾。

5. あとがき

航空エンジンの3つの分野について、川崎重工の開発技術を紹介した。これらの他、材料や製造技術も重要で、取り上げるべきであるが、紙面の都合で割愛した。

航空宇宙分野は、政府の新規・成長15分野の一つに指定され、他産業への技術的波及効果が高く裾野が広い高付加価値型産業分野と位置づけられている。中でも航空エンジン技術の高度化は、陸船用エンジンを通じてエネルギー分野の技術発展にも大きく寄与している。

ところが、日本の航空エンジン技術は世界の中で未だ地位が高いとは言えず、その向上が求められている。そのためには、キャッチアップ的技術開発だけでなく、独自技術の創出が必要である。従来になくアイデアを考案し、これまでの不可能を可能にするのが開発技術者の使命と認識し、川崎重工は、今後も独創性ある技術の開発を行っていきたいと考えている。

なお、ここで紹介した開発技術の大部分は、航空宇宙技術研究所を始めとする国立の研究機関や防衛庁技術研究本部のご指導によって達成されており、これらの関係者の方々に深く感謝させていただきます。

参考文献

- (1) 林 貞助, 日本機械学会誌第86巻第776号 (1983-7)
- (2) 木下康裕, 林 茂, 日本航空宇宙学会誌 VOL.48, No.553 (2000-2) p.53~58
- (3) 田中泰太郎他, 川崎重工技報137号 (1998-4)
- (4) H. Yamane 他, Heli Japan 98 T 2-5
- (5) T. Kano 他, Heli Japan 98 T 2-6
- (6) 藤原賢治他, 日本航空宇宙学会誌 VOL.48, No.553 (2000-2) p.10~17
- (7) 島田洋介他, 第40回航空原動機・宇宙推進講演会 (2000-1) 予稿集, p.165~168

特集・航空エンジン開発

三菱重工業(株)におけるエンジン開発

長谷川 清^{*1}

HASEGAWA Kiyoshi

島内 克幸^{*1}

SHIMAUCHI Katsuyuki

キーワード：ジェットエンジン、要素開発

1. はじめに

ライト兄弟が初飛行してから13年後の大正5年、三菱重工は神戸造船所内に内燃機課を設け、機体ではなく航空用発動機の製作に乗り出すことを決めた。翌年海軍からルノー70馬力空冷エンジンの試作を受けたのが最初の仕事であり、次いで大正9年名古屋に三菱内燃機製造会社が新たに設立され、10年には移転が完了している。その間仏イスパノ社と水冷式発動機で技術提携を結び、その後苦難の連続であったが、それらを超えて日本を代表する空冷式金星エンジンへと繋がっていく。その後大戦へと移行していくが、終戦までに三菱が生産した航空用発動機は金星、瑞星、火星を主体として51,409台にのぼり日本の航空用発動機の半分近くを製作していたことになる⁽¹⁾。世界の航空用発動機の何%にあたるのだろうか？ 相当のシェアであったことは間違いない。戦後、航空界における空白の七年間により世の中のジェットエンジンへの移り変わりに乗り遅れた日本であるがその後の50年間官民それぞれ外国に追いつくべく多大の努力を積み重ねてきた。その一端を担うべく努力してきた三菱重工における航空用発動機再興の経過を振り返るとともに三菱重工における航空用ジェットエンジンの開発技術の一端を紹介していきたい。

2. 戦後の黎明期

航空用ガスタービンの解禁は、J3エンジンの開発から再開されるが、三菱重工も開発に参画協力してきたが、J3については他項にて述べられているので詳細は省く。

このエンジンとは別に当時の新三菱重工が航空機F104用J79エンジンの始動用空気源装置として開発したのが軽量小型ガスタービンGCM1である。昭和32年防衛庁の要求仕様が公開され新三菱重工が指名され昭和33年12月運転を開始し、34年3月に第三研究所に納入翌年8月迄に耐久試験を完了した。その間開発にあたっては要素試験は燃焼器及び制御系統について当時の名古屋大幸工場で行い、他の要素はエンジンに組み入れて確認を行った。その後量産に入り昭和53年までに累計163台が生産され開発から40年以上たった現在も一線で使

用されている。GCM1の諸元、及び写真を表1及び図1に示す⁽²⁾。

一台のエンジンの開発が終わり、性能・機能が確認されると、その派生型の開発をする場合が多い。GCM1についても派生型を開発すべくGPM1、GSM2の二機種が社内で検討された。GPM1は軸出力型とし発電機と組み合わせたもので125KW出力の常用発電装置である。一台は神戸商船大学へ納入されている。GSM2は軸流圧縮機を2段付加して出力向上を狙ってエンジンを試作している。諸元を表2に示す。

3. 大型エンジン関係

昭和46年以降 通産省指導によるFJRの開発が開始され三菱重工も参画し、この開発の中で大型エンジン全

表1 GCM1 諸元

項目	型式	諸元
圧縮機	遠心一段	0.37Mpa
		注気流量 0.92kg/s
燃焼器	環状4分割	出口温度 820 度C
タービン	軸流2段	流量 1.97kg/s
主軸回転数		36000rpm
燃料	J P - 4	120kg/h
寸法		657w * 708H * 1182L
重量		145kgf

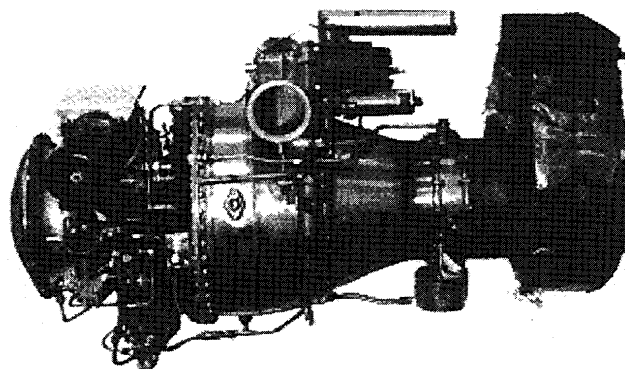


図1 GCM1

表2 GPM1, GSM2 諸元

項目	GPM1	GSM2
出力 (shp)	200	700
重量 (kgf)	170	180
出力軸回転数 (rpm)	3600	6000
圧力比	5	5

原稿受付 2000年8月7日

*1 三菱重工業(株) 名古屋誘導推進システム製作所 エンジン機器部
〒485-8561 愛知県小牧市東田中1200

体の各種技術を学ぶと共に各要素の設計・開発を担当させて頂いた。次のロールスロイスと日本との協同開発である RJ 500, 5 カ国協同開発の V 2500 へと繋がっていく。詳細は別項の解説に紹介されている。

この開発の中で低圧タービンの試験は高砂研究所と協同して推進する等高砂及び長崎両研究所の協力を得つつ進めるという体制が整ってきた。

4. 小型エンジン関係

GCM 1, GPM 1, GSM 2 の後、各種要素の基礎・改良研究を進めたが、その中で昭和 47 年頃から開始した遠心圧縮機の要素改良試験 (GCM 2) を機に、以降への遠心圧縮機改良への努力へと繋がっていくことになる。

各種要素研究の内、ターボジェットエンジンについては開発が出てくるであろうことを想定して、進めた関連要素試験について以下に述べる。圧縮機は圧力比 5 クラスの単段遠心圧縮機を長崎研究所、燃焼器は遠心噴霧型燃焼器で燃焼負荷率では当時の最高クラスを高砂研究所、軸流タービンを長崎研究所でそれぞれ試験を実施してエンジンへの見通しを得たあと昭和 52 年にはプロトタイプエンジンへの試作へと移行し性能・機能の確認を実施した。

各要素の高度化を図るため三菱の研究所と一緒に設計・試験を対応していくという方式が大型エンジンと同様、このころから固まってきた。

圧縮機の要素試験は長崎研究所。

燃焼器の要素試験は名古屋導誘推進システム製作所 (名誘) 及び高砂研究所。

タービンは長崎及び高砂研究所

材料は名古屋宇宙システム製作所 (名航) の研究部、高砂研究所及び長崎研究所。

構造強度、振動問題、潤滑問題等いずれも高砂、長崎研究所。

全体のまとめ、構造設計、制御関連は名誘が担当する。以上の要素研究から始まりその結果を反映してプロトタイプエンジンを製作して基本性能の見通しを付ける。

こうして防衛庁に TJM 2 としてご採用頂き開発へと移行していった。詳細は別項の解説を参照頂きたい。

こうして開発を完了した TJM 2 をベースに GCM 1 の時と同様に推力を落とし制御に FADEC (Full Authority Digital Engine Controller) を新たに装備した派生型エンジン TJM 3 の研究を実施し、航空自衛隊の AQM-1 のエンジンとして採用頂き開発のフェーズへと繋がっていった。又更にその派生型として遠心圧縮機の前に軸流段を一段付加した圧縮機の研究を行いエンジンに組み込んで推力を向上させたエンジン TJM 4 を試作している (図 2)。ターボジェットばかりでなく無人機ヘリ用小型ターボシャフトエンジン MG 6 も試作し 40 馬力からスケールアップした 70 馬力のエンジンを試作し、受注へと繋げている。

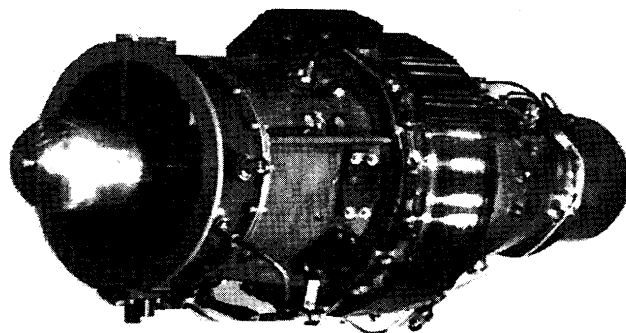


図 2 TJM 4

一方民間用のエンジンの代表例として述べると三菱自工が開発を進めたトラック用ガスタービン E 501 X に三菱重工として参画したがその中で、遠心圧縮機を長崎研究所と名誘にて担当し (昭和 54-56 年) 本格的な高圧力比単段遠心圧縮機の研究を昭和 60 年迄社内研究として継続実施、これが単段高圧力比遠心圧縮機を使用した小型軽量の 800 馬力級ターボシャフトエンジン MG 5 への社内研究へと繋がる。その成果を元に防衛庁からご採用頂いた XTS 1 の本格開発が平成 3 年から開始されるが詳細は別項の解説を参照頂きたい。同じ頃、社内試験研究エンジン MG 5 を名航の開発する機体に搭載するため耐空性審査要領の要求に基づく各種の試験を経て、平成 9 年航空局の型式承認 (エンジン) を取得することができた。

現在は今までに述べてきたエンジンに関しては、MG 5 の派生型エンジン、TJM 2, 3 の派生型の社内研究を進めているところである。

5. 要素研究

5.1 圧縮機

圧縮機はガスタービンエンジンのキーテクノロジーである。一方ガスタービンエンジンの差別化のためには段数の削減が有効な手立てであると考え、当社としては小型ガスタービンに適した遠心圧縮機の研究を、GCM 1 以来続けてきた。中でも小型ガスタービンエンジンに必須な高圧力比の遠心圧縮機の研究を昭和 57 年から着手したが、この遠心圧縮機は世界最高水準の単段で圧力比 12 の仕様とした。

ここで得た研究成果を元に小型ヘリコプター用エンジンへの適用を目的に、このクラスのエンジンに最適な空気流量約 3 kg/s で圧力比 11 の単段遠心圧縮機の本格的な開発を昭和 62 年から開始した。(図 3) ここで得た成果は MG 5 エンジンに反映されている。

遠心圧縮機の高圧力比化に伴い回転体であるインペラの入口部分やその下流にあるディフューザの入口は遷音速流れとなり性能低下を招く。この部分の流れを適正化することが性能向上には必須であり、この為には CFD による流れ解析技術の向上とそれを検証する計測技術が不可欠である。

特に計測技術については遠心圧縮機に限らずタービン、軸流圧縮機においても高速回転体の中の流れであり高度な技術を必要とする。高応答圧力計測やレーザ流速計を活用して流れを把握し CFD コードの改良を行うと共にこれを活用した翼形状の改良により、さらなる性能向上が可能であると考えている。図4に高圧力比遠心圧縮機のインペラ内部の流動計測結果と CFD の予測結果の一例を示す。

軸流の圧縮機についても遠心圧縮機と同様に段当たりの負荷を増して段数削減をすればガスタービンの軽量化・コストダウン・信頼性の向上が可能であり同様の研究を昔から行なっている。エンジンの推力アップの為、遠心圧縮機の前方に軸流段を付加する研究を最初に始め、NEDO からの委託事業である HYPR プロジェクトでは2段の高負荷ファンを担当し1段目の圧力比が1.8, 2段目が1.45 という高負荷化に成功した。さらに単段で圧力比2レベルという高負荷の軸流圧縮機の研究、多段化の研究も継続しており今後予想される小型で大推力のエンジンに適用の予定である。

このほか小型の航空機エンジン分野ではさらに軽量小型化大推力のニーズが予想される。この為には高圧力比

で大流量の圧縮機が必要であるが、軸流段は流量を多く取れる反面高圧力比には限界があり、遠心圧縮機は圧力比を高く取れるが前面面積あたりの流量は軸流段に比べ小さい。これら両方の利点を活かした形式として流量を増加させながら高圧力比を達成できる斜流圧縮機がある。これについても小型航空エンジンへの適用を意図して現在研究に着手している。

これら一連の要素研究・開発は当社が保有している小型のターボチャージャ等の遠心圧縮機から大型の産業用ガスタービンの多段軸流圧縮機に至る幅広いターボマシンの開発実績・技術を活用するため、高砂研究所及び長崎研究所と一体になって実施している。

5.2 タービン

社内独自開発エンジン向けのタービンは小型の高圧、低圧タービンを主体とし、他社との共同開発では大型の低圧タービンを主体として開発を行ってきた。両タービンとも圧縮機の開発と同様であるが、基本的には段数削減に伴う高負荷化技術の習得がキーテクノロジーである。

高圧タービンはエンジン高性能化の為の高圧力比化に伴い翼高さが小さくなって相対的に翼コード長が長くなる低アスペクト比のタービンとなる。この低アスペクト比翼では2次流れ損失と呼ばれる3次元的な複雑な流れによる損失や動翼で発生するチップクリアランス損失(動翼の先端とケーシングの間隙間流れにより発生する損失)が増大する。これらの損失増大を避ける手法を種々研究してきた。ガスパスを形成する内外径側の通路形状の最適化や翼の半径方向の負荷分布を調整して翼面上に発生する渦の流れを制御する事により高性能化を行ってきた。特に3次元的な流れを調整して意図した流れを実現する為に3次元のCFD解析を駆使し、リグ試験で流れが意図どおりとなっていることを確認しながら実機への適用を行った。

低圧タービンはFJR 710以来、RJ 500, FARC, HYPR, 実証エンジンXF 5, ESPR等での開発を担当させて頂いている。これらはいずれも段当たりの圧力比は高圧タービン程大きくはないが、相対的に回転数が低いため、翼での流れを大きく曲げる必要があり空力的な負荷は大きくなる。またガス通路が大きく広がった大フレア角の通路であるために、複雑な3次元流れが通路近傍で発生し効率の低下を招く。これに対してもFJR 710に始まる種々の開発においてこの技術課題を克服する為CFDや計測技術を通じ高性能化を図ってきた。図5に当社が開発を担当したHYPR低圧タービンの開発例を示す。

なおタービン開発については産業用ガスタービンと共通技術も多く当社高砂研究所の支援を受け開発し高性能化を図っている。

5.3 燃焼器

過去においては自主開発エンジンの燃焼器開発がメインであった。三菱の燃焼器はGCM 1の燃焼器から始まる。その後の研究は遠心噴霧式の燃焼器、環状逆流及び

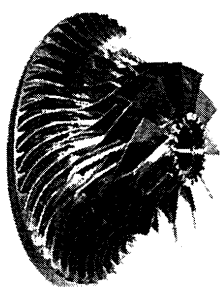


図3 高圧力比遠心圧縮機

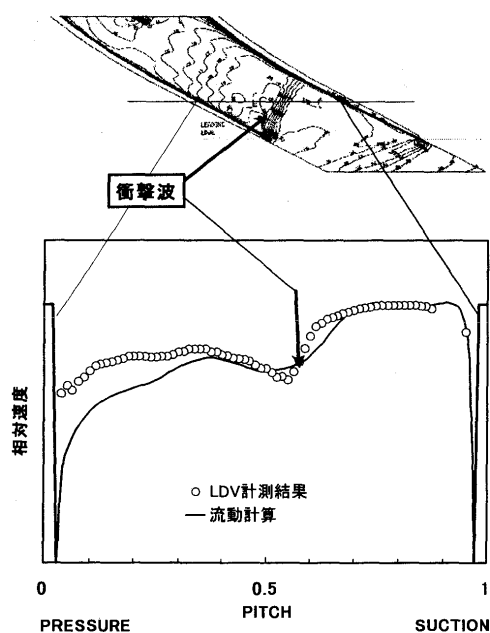


図4 遠心圧縮機インペラ内部の計測とCFDの比較

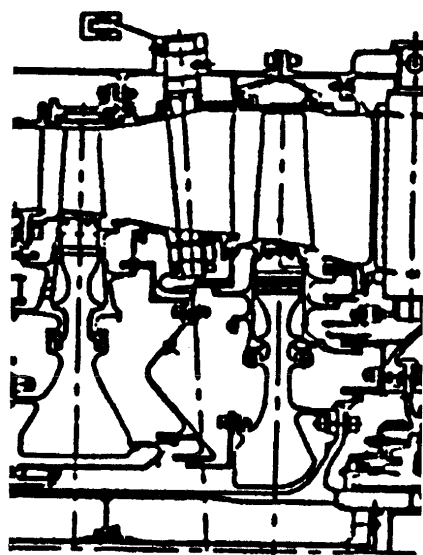


図5 HYPR 低压タービン

小型缶型の燃焼器と進めてきた。特に遠心噴霧型の燃焼器はエンジンの外径が抑えられたこともあり燃焼器の体積が小さく高い燃焼負荷となったが、リグ試験とそれに続く実機での改良を経て実用化にいたっている。燃焼器開発においては名誘で大気圧燃焼試験を行い、高砂研究所で必要に応じて高圧試験を行う。図6に燃焼器の可視化試験の例を示す。

一方、大型エンジンPW 4000の分野でのP&W社との協業において燃焼器部分を担当したことをきっかけとし大型エンジンの燃焼器についても研究開発を開始し、現在ESPRでは燃焼器の開発を担当させて頂くこととなった。AI燃焼制御と言って燃焼器の低NO_x化を電子制御による可変機構の採用で最適な燃焼状態を幅広い作動範囲でキープし低NO_xの領域を広げようというものである。本研究は平成15年まで継続する予定であり、本技術は、今後の環境問題を考えるとき非常に有益で適用範囲が広いものであるといえる。

5.4 制御

当社が近年自主開発したエンジンの全てにおいて制御は電子式を採用している。

無人機用のジェットエンジンであるTJM3は国内初の電子制御の航空機エンジンである。本制御装置は無人機用エンジンで使い捨てということもあり簡単な低コスト設計としてある。

これに対して最近当社が開発した小型ヘリコプター用のエンジンMG5は2重系のFADECである。燃料制御やアクチュエータの制御を行ったり各種の限界値監視を行っている。本FADECは低コスト化のためハイブリッ

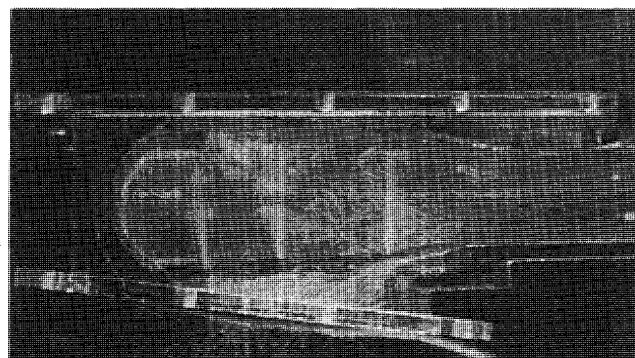


図6 燃焼器の可視化試験

ドICを採用しておりこのハードウェアは当社において内製化している。

5.5 材料

航空機用エンジンの材料開発については主に軽量化と耐熱性の向上を実施してきた。

軽量化については金属基複合材MMC（繊維がSiCでマトリックスがチタン合金）の研究を実施してきた。AMGプロジェクトにおいてはチタン基の複合材をファンの動翼とディスクに適用する研究を担当させて頂いた。ESPRにおいてはエンジンへの適用を目指しチタン基複合材をファンのブリス（動翼とディスク一体品）に採用する研究を行なっている。チタンのマトリックスに熱処理温度が低いSP700を採用することで良好な材料特性が引き出せるのが特徴である。

耐熱性の向上についてはタービン材料であるニッケル合金製の一方向凝固翼・第1世代単結晶翼・第2世代単結晶翼を実用化し、継続的な耐熱性の向上を図っている。特に当社が得意分野としている無人機用エンジン分野ではセラミック等の新素材を適用するチャンスがあり、社内研究としてもモノリシックのセラミックを適用する研究を実施した。

6. おわりに

以上三菱重工のエンジンに関する開発の簡単な歴史と要素開発の概要を紹介させて頂いたが、これからも日本の航空用ガスタービンの発展に少しでも寄与すべく努力を続けて行きたい。

参考文献

- (1) 松岡久光 “みつびし航空エンジン物語”
- (2) 山田次雄, 長谷川清 日本ガスタービン学会誌, Vol. 27, No 5, (1999-9) pp. 392-394

— ガスタービンと材料工学 (2) —

新田 明人^{*1}

NITTA Akito

キーワード：ガスタービン，高温部品，超合金，結晶制御合金，超高温材料

4. 現用ガスタービンにおける適用材料および動向

4.1 わが国における複合発電プラントの導入状況

わが国では，液化天然ガス（LNG）を燃料とする，タービン入口温度（TIT：Turbine Inlet Temperature）が1,100℃級のガスタービンを用いた東新潟3号系列が1984年以降運開され，熱効率（HHVベースの送電端効率）約44%という高効率化が達成された⁽¹⁾。現在，化石燃料をボイラで燃焼させ，蒸気タービンで発電するという従来の方式では，最新技術を駆使しても，その熱効率は約40%と限界に近い状況にあることを考え合わせると，複合発電方式による高効率化は魅力的である。したがって，それ以来，本格的に1,100℃級ガスタービンによる複合発電プラントの導入が進むこととなり，1986年と1988年に富津1号および2号系列，1988年に四日市4号系列，1990年に柳井1号系列，1991年に新大分1号系列がそれぞれ運開している。さらに，1994年以降，柳井2号系列，姫路第一5号系列，新大分2号系列，横浜7・8号系列，川越3・4号系列など，1,300℃級ガスタービンによる複合発電プラントが相次いで運開され，熱効率も約47%にまで向上した。今後も，1,300℃級の運開が順次予定されているが，1999年7月には東新潟4号系列において，1,450℃級ガスタービンを擁する複合発電プラントが運開し，熱効率は50%を超えるところまできた。現在，1,500℃級ガスタービンの開発が進められており，これによる複合発電では53%以上の熱効率が期待されている。

4.2 高温部品に要求される特性および使用材料

高温・高圧・高速の燃焼ガスに直接さらされる燃焼器，静翼および動翼等のガスタービン高温部品は最も使用環境が厳しく，表1⁽²⁾のように，それらに使用される材料にも様々な特性が要求される。

ガスタービン動翼は使用条件が最も過酷であるため，使用材料にはまずクリープや疲労などの高温強度特性が求められ，高温強度の高いNi基超合金（IN 738 LC，GTD 111，U 520，MarM 247等）が使用されている。一方，タービン静翼は強度的な要求はあまり大きくはないが，動翼よりも熱的条件が厳しいため，耐食性，溶接

性，铸造性に優れるCo基超合金（FSX 414，ECY 768，X 45等）が主に採用されているが，最近の高温化の進展に伴い高温強度も要求されるようになり，Ni基超合金（GTD 222，IN 738 LC，IN 939等）も使用されるようになった。

円筒状の燃焼器には圧延材による溶接構造が採られ，使用環境条件も極めて厳しいため，高温強度や耐食性・耐酸化性ととも，板金加工性や溶接性も要求されることとなり，主にNi基のHastelloy Xが多用されている。

タービンディスクは，外周部で高温強度，中心部では靱性等が要求されるため，高温強度と靱性に優れた材料が必要となる。さらに，大型鍛造品であるため，鍛造性にも優れるとともに，偏析等のない清浄な組織が求められる。ディスク自体は空冷されることから，メタル温度としてはそれほど高くはなく，ジェットエンジンで760℃以下，発電用ガスタービンで550℃以下となる。特に，ディスクのメタル温度が350℃以下では，Cr-Mo-V鋼等の低合金鋼が採用されている。TITの上昇とともに，12%Cr系鋼，A 286，Discaloy等のFe基鍛造超合金，Inconel 706，Inconel 718等のNi基鍛造超合金が採用されている。

表2⁽³⁾は現在稼働中のガスタービンの主な仕様と使用材料をまとめたものである。また，表3⁽³⁾には，これらの使用材料の化学組成と製造法を一覧する。

図1⁽⁴⁾は発電用ガスタービン動翼用超合金の開発の推移を高温化の進展と対比させて示している。現状の動翼

表1 ガスタービン用高温部品材料に要求される特性

部 品	要求される特性
タービン	動翼
	クリープ強度、クリープ破断強度、熱疲労強度、高サイクル疲労強度、耐高温ガス腐食性、靱性、高温組織安定性、鍛造性（鍛造合金）、铸造性（铸造合金）
燃焼器	静翼
	熱疲労強度、クリープ強度、耐高温ガス腐食性、高温組織安定性、溶接性、铸造性（铸造合金）
ディスク	燃焼器
	耐高温ガス腐食性、クリープ強度、熱疲労強度、高温組織安定性、高サイクル疲労強度、溶接性、板金加工性、高融点
ディスク	ディスク
	クリープ強度、クリープ破断強度、熱疲労強度、高サイクル疲労強度、靱性と降伏強度（中心部）、鍛造性

原稿受付 2000年7月24日

*1 財電力中央研究所 柏江研究所

〒201-8511 東京都柏江市岩戸北2-11-1

材料は表2に示した通りであるが、今後 TIT が 1,500℃ 級となるガスタービンの実用化が進むと、既に一部導入されている単結晶 (SC: Single Crystal) 超合金の適用が一層拡大されるものと思われる。一方、航空機エンジンでは既に SC 超合金翼が実用化され実績を挙げている。たとえば、最近運用に入った GE 社の GE 90 エンジンでは、SC 超合金製の動翼が採用され、一方向凝固 (DS: Directionally Solidified) 超合金の静翼にはセラミックによる遮熱コーティング (TBC: Thermal Barrier Coating) が施されている⁽⁵⁾。これに対し、発電用ガスタービンでは、航空機用に比し、大型であること、より長い寿命が必要であること等による技術的困難さのため、航空機用材料の展開より 10~20 年程度遅れていたが、最

表2 現在稼働中の発電用ガスタービンの主な仕様と使用材料

メーカー	GE/日立/東芝		WH/三菱		ABB /川重	Siemens /富士	GE/日立	RR
型式	MS7001E	MS7001FA	501D	501F	GT24	V84.3	LM6000PC	TRENT
初号機	1974	1990	1981	1992	1994	1994	1997	1996
出力 (MW)	74.8	152.3	95	160	165	151	44.6	51.19
燃焼ガス 温度,℃	1086	1288	1096	1277	1235 (ISO)	1288 (ISO)	LP1:838	1232
圧力比	11.8	15	12.6	15	30	16	29.5	35
動翼 タービン	1	IN738LC	GTD111 DS	U520	IN738	IN738LC /CM247LC	HP1:Ren6N5 HP2:Ren6142	HP1: CMSX4 IP1: RR3000 LP1.2: MM002 C1023 LP4.5: IN738
	2	IN738LC	GTD111	U520	IN738	MM247C	LP1-3: Ren680	
	3	U500	GTD111	U520	IN738	MM247C	LP4.5: Ren677	
	4			Inco X	U520	MM247C		
	5					MM247C		
静翼	1	FSX414	FSX414	ECY768	ECY768	MM247C	IN939	HP1 : Ren6142
	2	GTD222	GTD222	X45	ECY768	IN738LC	IN939	HP2: Ren680
	3	GTD222	GTD222	X45	IN738LC	IN939	LP1-5: Ren680	
	4			LCN155	X45	IN738LC	IN939	
	5					IN738LC		
燃焼器	(炉型) Hast.X /Nim.263	(炉型) Hast.X /Nim.263	(炉型) Hast.X /Tomilloy	(炉型) Hast.X /Tomilloy	(炉型) Hast.X /Tomilloy	(炉型) Hast.X /Ni 基合金	(炉型) Hast.X /HS188	(炉型) IN625/ IN718
ディスク	CrMoV 鋼	IN706	3.5NiCrMo V 鋼	3.5NiCrMo V 鋼	12Cr 鋼/ NiMoV 鋼	X12CrNi Mo12	IN718	Ni 基合金

表3 発電用ガスタービン高温部品の主要な使用材料の化学組成と製造法

部材	該当規格 / 商標	組成	製造法
動翼・静翼	René 80	Ni-14Cr-9.5Co-4Mo-4W-3Al-5Ti-0.17C-0.015B-0.03Zr	CC
	U520	Ni-19Cr-12Co-6Mo-1W-2Al-3Ti-0.05C-0.005B	CC
	U500	Ni-18.5Cr-18.5Co-4Mo-3Ti-3Al-0.07C-0.006B	CC
	U700	Ni-15Cr-17Co-5.3Mo-3.35Ti-4.25Al-0.07C-0.02B	CC
	IN738LC	Ni-16Cr-8.5Co-2.6W-1.75Mo-3.4Ti-3.4Al-0.9Nb-1.75Ta-0.1C-0.01B-0.05Zr	CC
	IN939	Ni-22.4Cr-19Co-2W-3.7Ti-1.9Al-1.4Ta-0.15C-0.009B-0.1Zr	CC
	IN792	Ni-12.4Cr-9Co-3.8W-1.9Mo-4.5Ti-3.1Al-3.9Ta-0.12C-0.02B-0.2Zr	CC
	GTD222	Ni-22.5Cr-19Co-2W-2.3Ti-1.2Al-0.8Nb-1Ta-0.1C-0.008B	CC
	MarM247	Ni-8Cr-10Co-0.6Mo-10W-3Ta-5.5Al-1Ti-0.015B-0.03Zr-1.5Hf	CC
	GTD111	Ni-14Cr-9.5Co-3.8W-1.5Mo-3Al-4.9Ti-2.8Ta-0.1C-0.01B	CC
	CM247LC	Ni-8.1Cr-9.2Co-0.5Mo-9.5W-3.2Ta-5.6Al-0.7Ti-0.015B-0.015Zr-1.4Hf	DS
	IN6142	Ni-6.8Cr-12Co-1.5Mo-4.9W-6.4Ta-2.8Re-6.2Al-0.12C-0.015B-0.02Zr	DS
	René N4	Ni-9Cr-8Co-6W-2Mo-3.7Al-4.2Ti-4Ta-0.5Nb-0.15Hf	DS
	René N5	Ni-7Cr-8Co-5W-2Mo-6.2Al-7Ta-3Re-0.2Hf	DS
	René N6	Ni-4.2Cr-12.5Co-6W-1.4Mo-5.75Al-7.2Ta-5.4Re-0.15Hf	DS
燃焼器	PWA1480	Ni-10Cr-5Co-4W-6Al-1.5Ti-1.2Ta	SC
	PWA1483	Ni-12.8Cr-9Co-3.8W-1.9Mo-3.6Al-4.0Ti-4Ta	SC
	PWA1484	Ni-5Cr-10Co-6W-2Mo-5.6Al-9Ta-3Re-0.1Hf	SC
	SC16	Ni-16Cr-3Mo-3.5Al-3.5Ti-3.5Ta	SC
	CMSX2	Ni-8Cr-5Co-8W-0.6Mo-5.6Al-1.0Ti-6Ta	SC
	CMSX4	Ni-6.5Cr-9Co-6W-0.6Mo-5.6Al-1.0Ti-6.5Ta-3Re-0.1Hf	SC
	CMSX10	Ni-2Cr-3Co-5W-0.4Mo-5.7Al-0.2Ti-6Ta-6Re-0.1Nb-0.3Hf	SC
	CMSX11B	Ni-12.5Cr-7Co-5W-0.5Mo-3.6Al-4.2Ti-5Ta-0.1Nb-0.04Hf	SC
	CMSX11C	Ni-14.9Cr-3Co-4.5W-0.4Mo-3.4Al-4.2Ti-5Ta-0.1Nb-0.04Hf	SC
	X40	Co-25Cr-10Ni-1Fe-8W-0.5C-0.01B	CC
	X45	Co-25Cr-10Ni-1Fe-8W-0.25C-0.01B	CC
	FSX414	Co-29Cr-10Ni-1Fe-7W-0.25C-0.01B	CC
	N155	Fe-20Co-21Cr-20Ni-2.5W-3Mo-0.2C	CC
	ECY768	Co-21.5Cr-10Ni-7W-0.2Ti-1Fe-0.01B-3.5Ta	CC
ディスク	Hastelloy X	Ni-22Cr-1.5Co-0.9Fe-0.7W-9Mo-0.07C-0.005B	VAR, ESR
	Nimonic 263	Ni-20Cr-20Co-0.4Fe-6Mo-2Ti-4Al-0.006C	LRVD 鍛造
	HA188	Co-22Cr-22Ni-1.5Fe-14W-0.05C-0.01B	VAR, ESR
	Tomilloy	Ni-22Cr-8Co-3W-9Mo-1.0Al-0.3Ti-0.07C-0.003B	鍛造
	CrMoV	Fe-1Cr-0.5Ni-1.25Mo-0.25V-0.3C	鍛造
	3.5NiCrMoV	Fe-3.5Ni-1.7Cr-0.5Mo-0.1V-0.27C	鍛造
	HGTD1	Fe-11Cr-2.6Ni-2Mo-0.24V-0.1Nb-0.04N-0.12C	鍛造
	M152	Fe-12Cr-2.5Ni-1.7Mo-0.3V-0.12C	鍛造
	IN706	Ni-16Cr-37Fe-1.8Ti-2.9Nb-0.06C-0.006B	鍛造
	IN718	Ni-17.9Cr-3.02Mo-18.2Fe-0.9Ti-0.44Al-5.03Nb-0.01C-0.003B	鍛造

CC: 等軸晶, DS: 一方向凝固, SC: 単結晶

近になって両者の差がなくなったとの見方もある⁽⁶⁾。現在わが国で導入が進む、GE 系の 1,300℃ 級ガスタービンでは DS 超合金 (GTD 111 DS) 翼が実用化されている⁽⁷⁾。日米で開発の進む次世代の 1500℃ 級ガスタービンになると、TBC を施した DS 翼⁽⁸⁾あるいは TBC を施した SC 翼⁽⁹⁾が採用される。また、欧州で開発されるガスタービンでは、再燃焼燃サイクル等の採用により入口温度を抑えて高効率化することが考えられているが、既に SC (CMSX 4 等) 動翼が開発されており⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾、1996 年に米国で運開した複合発電プラントのガスタービンに採用されている⁽¹¹⁾。

4.3 結晶制御合金

DS 超合金には翼軸と平行に結晶粒界が存在するため、粒界強化元素である炭素 (C)、ボロン (B)、ジルコニウム (Zr)、ハフニウム (Hf) 等が添加されている。特に、Hf は高温での延性の改善と铸造時の粒界割れの防止に有効な元素であり、ほとんどの DS 超合金には Hf が 1% 前後添加されている。一方、SC 超合金には粒界が存在しないことから、粒界強化元素の添加が不要となり、それにともない融点が上昇し溶体化処理温度を高め設定できるため、強度向上に寄与する微細な γ' 相の均一な析出によりクリープ強度の向上が図られることとなった。

また、前報⁽¹²⁾で述べたようにガスタービン翼の損傷事例には高温酸化・腐食の関与が多く見られることから、ガスタービン翼等には高温強度とともに耐食性に優れた材料が必要となる。一般に、クロム (Cr) 添加は耐食性の向上に寄与するが、高温強度を低下させることが知られている。図 2⁽¹³⁾は、Cr 添加量の異なる種々の超合金について、各合金の応力 140 MPa における 10⁵h クリープ破断強度から求められる耐用温度を普通铸造 (CC: Conventional Cast) 材 IN 738 (16% Cr) と比較し、その耐用温度の上昇分を Cr 添加量に対してプロットしたものである。これから、CC, DS および SC のいずれにおいても、Cr 量の増大とともに耐用温度が低下していることがわかる。また、前報⁽¹²⁾でも述べたが、CC と DS および DS と SC の間の耐熱性はそれぞれ 20℃ および 30℃ 改善されていることもわかる。このような Cr 量の

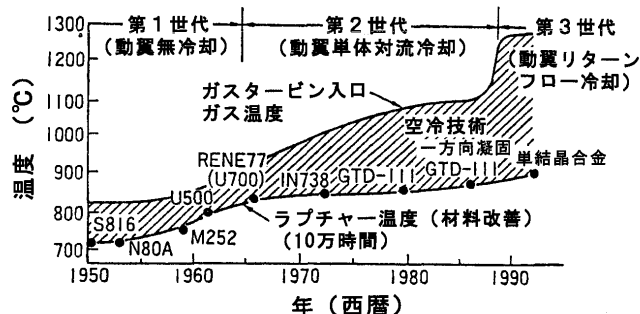


図1 発電用ガスタービン動翼材の開発とガスタービン入口温度の高温化の推移

低減による耐食性の低下を改善するため、レニウム(Re)が添加されるようになったが、Re 添加には耐食性ととも高温強度を向上させる効果があることが知られるようになった。

図 3⁽⁴⁾には、結晶制御超合金の開発経緯を示している。DS および SC のいずれも、第 2 世代の開発合金には 3% 程度の Re が添加されている。また、SC 超合金では、第 1 および第 2 世代の合金開発を経て、Re を約 6% 添加した第 3 世代の合金が開発されている。図 4⁽⁵⁾には、CC および DS とともに、各世代の代表的な SC のクリープ破断強度特性を比較して示している。これから、CC、DS および SC 超合金の中では、第 3 世代 SC が最強であることがわかる。しかし、低応力側 (170 MPa 以下) では、第 3 世代 SC のクリープ強度は相対的に低下し、第 2 世代 SC や Re 無添加 SC との間に強度の逆転傾向

が見られるとの報告もある⁽⁶⁾。また、Re は高価なレアメタルであり、わずかな添加でも原料費の増加につながることから、費用対効果を考慮した材料選択が肝要であると言える。

この他、SC 超合金に一般的に言えることとして、粒界強化元素が添加されていないことから、わずかも異結晶が生じると容易に脱落して欠陥となるため、極端な強度低下を招くことになる。一例として、図 5⁽⁷⁾に、CMSX-2 において再結晶粒の存在がクリープ破断寿命を大幅に低下させる結果を示す。この異結晶発生の問題は製品の歩留りを低下させ、コストアップの一因ともなっている。また、このような問題が SC 超合金の実用化の促進、拡大の障害ともなっている。特に、ガスタービンの高温化が進むとともに、高性能な冷却方式の採用により複雑な冷却構造を持つことになる動翼等では、その形状が急激に変化する部位で異結晶が生じやすくなることから、今後材料側から翼形状の要求や提案をするこ

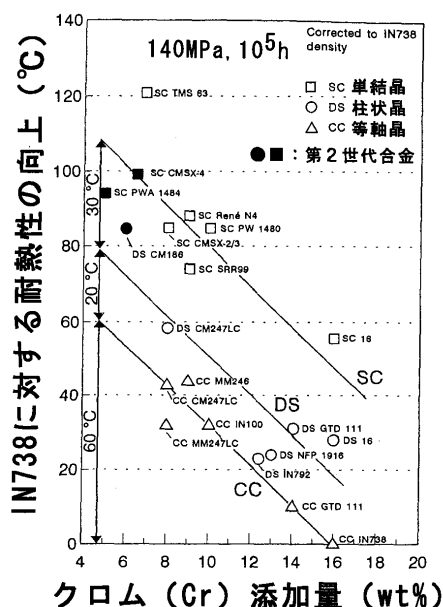


図2 普通铸造(CC)、一方向凝固(DS)および単結晶(SC)材におけるクロム(Cr)添加量と耐用温度(140 MPa, 10⁵h クリープ破断強度)との関係

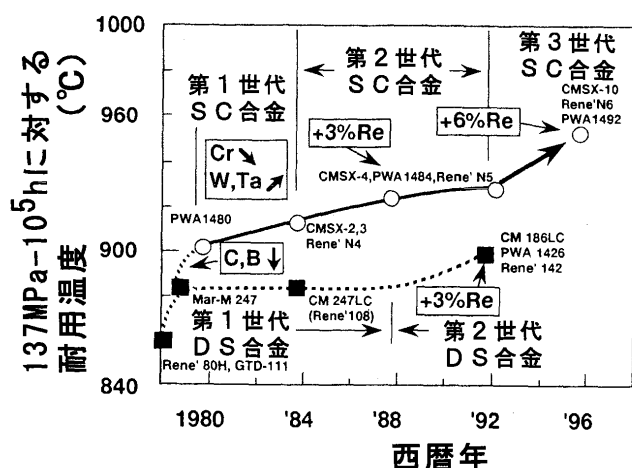


図3 一方向凝固(DS)および単結晶(SC)超合金の開発経緯(耐用温度の向上)

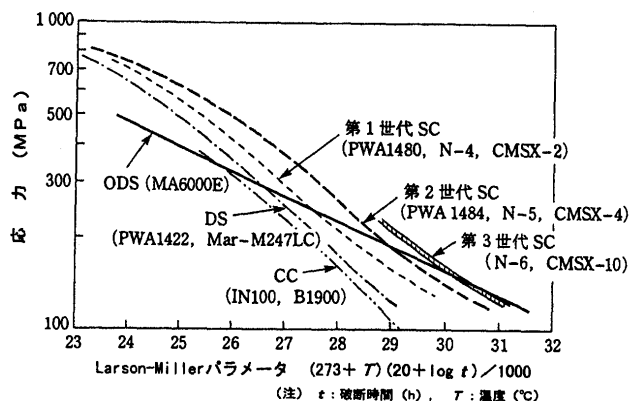


図4 ガスタービン動翼用材料のクリープ破断強度の比較

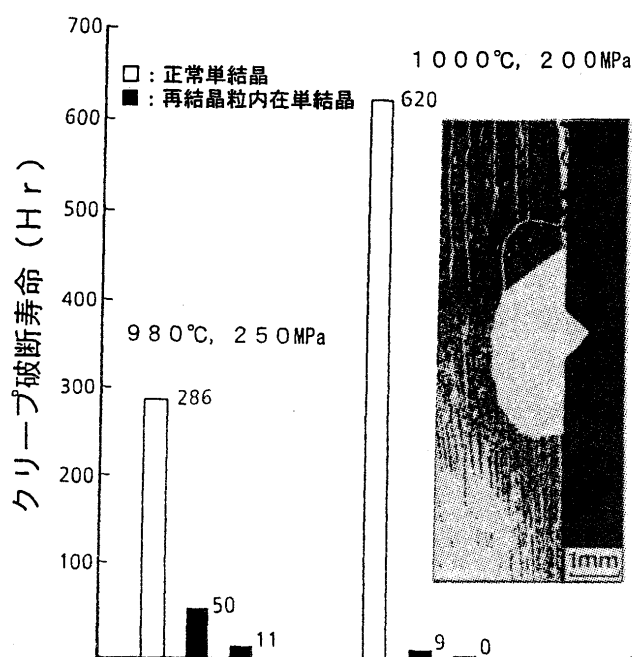


図5 単結晶材(CMSX-2)における再結晶粒の発生によるクリープ破断寿命の低下

とも重要となる。すなわち、最先端材料の特長を最大限に活かしながら実用化していくためには、その材料に適した構造設計が不可欠であり、材料と設計の融合を図る必要がある。

5. 今後期待される材料

5.1 金属系材料

図6⁽⁸⁾は航空機エンジン用耐熱材料の開発動向を示している。これは1980年代の予測であるが、他の予測結果⁽⁹⁾もほぼ同様である。なお、同図に示すような材料表面温度は、通常、動翼設計応力140 MPaにおける100 h クリープ破断強度から求められる耐用温度で表すことが多い。しかし、発電用ガスタービンは要求される寿命が長いので、その耐用温度は同図の値よりも低くなる。たとえば、SC超合金を発電用ガスタービンに採用した場合、10⁵h クリープ破断強度をベースにとれば、その耐用メタル温度は900~950℃となる。

図6から、上述したSC超合金に続く金属系材料として、酸化物分散強化型(ODS:Oxide Dispersion Strengthened)超合金があることがわかる。DSおよびSC超合金は基本的に γ' 相によって強化されているが、 γ' 相は高温・長時間の使用により粗大化し、強化作用が低下していく。そのため、高温・長時間でも安定な酸化物のイットリア(Y_2O_3)を強化相とするODS超合金が開発された。この場合、鍛・ casting法では20 nm程度の微細なイットリアを均一に分散させることが困難なため、1970年に米国のINCO社で開発された機械的合金化あるいはメカニカルアロイング(MA:Mechanical Alloying)と呼ばれる方法が採用される。本方法では、図

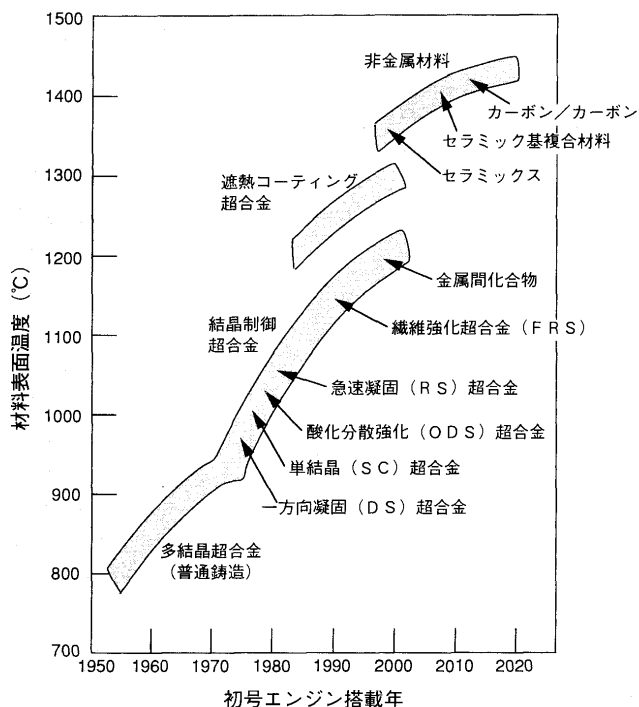


図6 航空機エンジン用耐熱材料の開発動向

7⁽⁹⁾に示すような高エネルギーボールミルの中で、合金を形成する金属粉末とイットリア粉末の混合・粉碎を繰り返し行うことにより、イットリアを均一に分散させた合金粉末が作られる。この合金粉末は缶に真空封入されて焼結・押出し・圧延などを行った後、一方向に結晶を成長させる再結晶熱処理が施されてODS超合金となる。代表的なODS超合金の化学組成を表4に一覧する。ODS超合金(MA 6000)のクリープ破断強度は、CC, DSおよびSC超合金とともに、図4に併示されているが、実際の使用応力レベルとなる低応力側ではSC超合金を凌駕しており、耐用温度にして50℃程度の上昇となる。しかし、ODS超合金を複雑な冷却構造を有する中空翼に適用しようとすると、半割部品に冷却溝を機械加工した後にそれらを接合させる必要がある等の技術的な課題も多い。そのため、ジェットエンジンの静翼(MA 754)や非常用ガスタービンの動翼(MA 6000)に一部使用されているが、本格的な実用化には至っていない。

5.2 非金属系材料

金属系耐熱材料の次に実用化が期待される材料は非金属系材料である。先ず第一に挙げられる非金属系材料はセラミックスであるが、その利用で最も早く実用化されているものは、上述したように、遮熱コーティング(TBC)である。TBCは高温燃焼ガスに直接曝される表面に熱伝導率の小さなセラミックスをコーティングしたものであり、その原理を図8⁽²⁾に模式的に示す。TBCの最外層には6-8% イットリア(Y_2O_3)安定型ジルコニア、その下には基材のメタルに対する耐酸化性の確保と外層のセラミックスとの熱膨張差の緩和のためにMCrAlY合金(M: Ni, Co)が溶射される。図6からわかるように、TBCの遮熱効果は50~100℃である。セラミックスのガスタービン部品へのモノリシック(単一)適用に

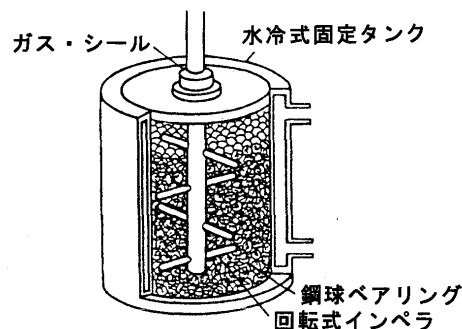


図7 高エネルギーボールミルの概要

表4 代表的な酸化物分散強化型(ODS)超合金の化学組成

合金名	合金元素 (wt%)											
	Ni	Cr	Fe	Mo	W	Ta	Ti	Al	C	B	Zr	Y ₂ O ₃
MA754	Bal	20	1	-	-	-	0.5	0.3	0.05	-	-	0.6
MA738	Bal	30	1	-	-	-	0.5	0.3	0.05	-	-	0.6
MA956	-	20	Bal	-	-	-	0.5	4.5	0.05	-	-	0.5
MA6000	Bal	15	-	2.0	4.0	2.0	2.5	4.5	0.05	0.01	0.15	1.1

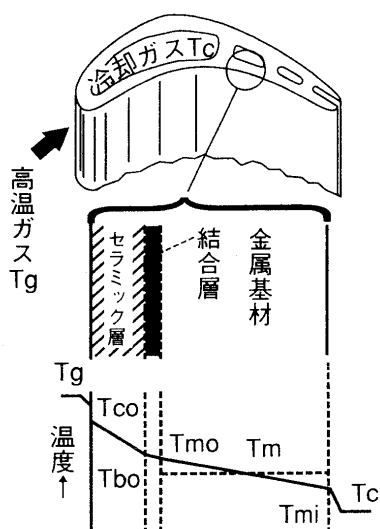


図8 遮熱コーティング (TBC) の原理

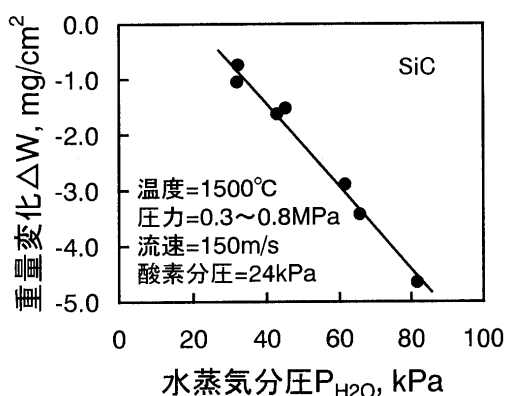


図9 高温高速燃焼ガス流中における炭化ケイ素 (SiC) の減肉に及ぼす水蒸気分圧の影響

については、炭化ケイ素 (SiC) や窒化ケイ素 (Si₃N₄) を中心に研究が進められている。しかし、発電用ガスタービンへの本格的な適用のためには、各部品毎の大型化、耐用温度 (現在、約 1,300℃) の向上など、技術的に困難な課題も多く残されている。そのため、最近、モノリシックな利用ではなく、必ずしも強化にはつながらないが、セラミック繊維を複合化させたセラミック基複合材料 (CMC: Ceramic Matrix Composites) への期待が高まっている。しかし、最近、図9²³⁾に一例を示すように、セラミック材料が水蒸気を含む燃焼ガス流中で減肉する現象が明らかになりつつあり、その機構解明や耐環境性の評価・確保が今後の重要な課題となっている。

さらにその先に期待される材料としては、低密度で耐用温度が 2,000℃ にも及ぶ炭素系複合材料 (C/C: Carbon-Carbon Composite) があるが、炭素繊維の耐熱性の向上や耐酸化性コーティング技術の開発など、長時間を要する技術的課題が多い。

いずれにしても、このような非金属系の先進材料は実用化されれば、その効果はきわめて大きい。しかし、これらの材料には脆い等の特有の性質があるため、これま

で実績のある金属材料と同じように設計することは不可能である。また、これらは概して製造性、加工性等がよくないことから、現在空力性能の改善を目的に金属翼で採られている、3次元形状のような複雑な構造には対応できないであろう。したがって、このような先進材料を実用化するには、各材料に最適な構造や設計法を確立すること不可欠である。

6. おわりに

現在、発電用ガスタービンは 1,500℃ 級の登場を間近に控えているが、それ以降のものとしては、1,700℃ 級の開発が国のプロジェクトにおいて進められている²³⁾。これは CO₂ 排出抑制等の環境保全も考慮に入れ、発電端効率 (HHV ベース) 60% 以上を目指すものである。この超高温ガスタービンの開発においても、超高温材料の開発が最重要課題の一つになっており、SC 超合金、TBC、CMC 等の開発が進められている。

また、本稿では紙面の関係で触れなかったが、蒸気タービンと比較すると、高価で取り替え間隔が短いガスタービン高温部品に対しては、コスト低減の観点から、適切な寿命評価・管理や補修など合理的なメンテナンス技術の開発・確立が望まれている。そのためには、超合金、コーティング材料等の使用材料やそれらの実機における劣化・損傷機構について正確に理解することが肝要であることは言うまでもない。

繰り返しになるが、ガスタービンに限らず、材料技術の革新が様々な分野でのブレイクスルーにつながることから、今後も材料技術のより一層の進歩・発展を期待したい。

参考文献

- (1) 齋藤哲郎, 狩野公男, 日本ガスタービン学会誌, 18-69 (平2), p.30
- (2) 河合久孝, 日本ガスタービン学会誌, 23-91 (平7-12), p.4
- (3) 吉岡洋明, 日本学術振興会耐熱金属材料第123委員会研究報告, 38-3 (平9-11), p.257
- (4) 久保田道雄, 火力原子力発電, 42-3 (平3-3), p.288
- (5) 青野比良夫, 日本機械学会 P-SC 214 発電用超高温ガスタービン技術に関する調査研究分科会成果報告書, No.492 (平7-6), p.11
- (6) B. K. Schimmoller, Power Engineering, 102-4 (1998), p.16
- (7) 近藤卓久, 火力原子力発電, 46-10 (平7-10), p.1172
- (8) 岩崎洋一, 火力原子力発電, 46-10 (平7-10), p.1156
- (9) J. C. Corman, 1995 Yokohama Int. Gas Turbine Congress, Paper No.95-YOKOHAMA-IGCT-143 (1995)
- (10) 吉川修平, 山本隆夫, 火力原子力発電, 46-10 (平7-10), p.1181
- (11) 後藤田秀美, 伊藤健之, 火力原子力発電, 46-10 (平7-10), p.1188
- (12) 新田明人, 日本ガスタービン学会誌, 28-4 (平12-7), p.285
- (13) R. F. Singer, Proc. Int. Conf. on Materials for Advanced Power Engineering 1994, held in Liege, Belgium, 3-6 Oct., 1994,

- p. 1707
- (14) 福井寛, 日本金属学会セミナー「高温材料の開発と適用」(平8-2), p. 69
- (15) 服部博, 正木彰樹, 日本航空宇宙学会誌, 43-495 (平7), p. 204
- (16) 原田広史, 日本学術振興会耐熱金属材料第123委員会研究報告, 37-3 (平8-11), p. 161
- (17) 服部博, 日本学術振興会耐熱金属材料第123委員会研究報告, 38-3 (平9-11), p. 247
- (18) D. W. Petrusek, et al., Metal Progress, 130-2 (1986), p. 27
- (19) たとえば, R. F. Decker, J. Met., 33-5 (1981), p. 24
- (20) U. A. Tracer, et al., Power Met., 24-1 (1981), p. 37
- (21) 美野和明, 日本ガスタービン学会誌, 25-97 (平9-6), p. 35
- (22) 百合功, 久松暢, 餌取良幸, 山本融, 日本機械学会論文集(A編), 66-645 (平12-5), p. 1053
- (23) 久松暢, 新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)第19回事業報告会水素・アルコール・バイオマス技術分科会資料(平11-9), p. 57

感温液晶を用いた過渡応答熱伝達率計測法の精度 (数値実験による評価)

Discussion on Accuracy of Transient Heat Transfer Measurement by Use of Thermochromic Liquid Crystal (Error Estimation by Numerical Simulations)

船崎 健一*1

FUNAZAKI Ken-ichi

キーワード: Heat Transfer, Measurement, Liquid Crystal, FDM Analysis,
Air-Cooled Turbine Blade

Abstract

This paper demonstrates numerical studies on the accuracy of heat transfer measurements using thermochromic liquid crystal (TLC) as an indicator of time-varying surface temperature. Transient techniques using TLC are frequently employed in gas-turbine community to measure heat transfer distribution on an internal cooling passage or an external blade surface. However, only limited information on the accuracy of the techniques is available. Since the transient technique concerned greatly depends on the assumption that the surface temperature obeys an unsteady one-dimensional heat conduction equation, numerical analyses using FDM are conducted firstly to check the one-dimensionality of unsteady heat conduction in some test cases. Then effects of the liquid crystal layers as well as black coating layer are also examined to clarify to what extent these coatings affect the estimation of the heat transfer coefficient.

1. 緒言

航空エンジンや発電プラント等で使用されるガスタービンでは、出力増強やサイクル効率向上のため、タービン入口温度 (TIT) の上昇が著しい⁽¹⁾が、このような高温化の実現は、タービン翼内部冷却技術の進歩によりもたらされたものである。今後も更なる TIT の上昇が想定されている⁽²⁾が、熱応力の低減、冷却空気の効果的な利用、という観点から、これからのタービン翼の冷却設計には、流路の平均熱伝達特性に基づく設計だけでなく、局所的な熱伝達分布にまで配慮した設計が必要になるなど、従来以上に高度な技術が要求されてくる。翼内部の限られた空間内に設けられる冷却流路は複雑な流路断面形状を有し、さらに突起列などの伝熱促進機構を伴っている。そのような翼内部流路内面の熱伝達分布をより詳細に把握するためには、実機翼モデルに基づく翼内部流路熱伝達特性に関する詳細な計測が不可欠である。また、CFD (計算流体力学) の冷却設計への応用が今

後一層進むと思われるが、CFD の予測精度検証のためのデータベース提供という観点からも、高精度の実験の重要性は高い。

著者は、物体表面温度の時間的変化を観測して熱伝達率を推定する方法を導入・改良し、矩形ダクトや実機翼モデルの内部流路熱伝達率分布を計測した⁽³⁾。この計測法 (過渡応答法) では、流れの温度をステップ状に変化させた後、表面温度の時間的変化を感温液晶により計測し、半無限物体表面上における非定常次元熱伝導方程式の解との対比から表面熱伝達率を推定する。この過渡応答法は、感温液晶の塗布が可能で、液晶の色の変化を観測できる状況であれば、表面形状が多少複雑であっても比較的簡単に熱伝達率を推定できる、という利点を有している。そのため、主としてタービン翼表面⁽⁴⁾⁽⁵⁾やタービン翼内部流路⁽⁶⁾での熱伝達特性計測に利用されている。しかし、その計測精度に関する議論は十分に行われていたとは言えない。感温液晶を用いた定常的熱伝達率計測法での計測精度については、例えば、Hippensteele ら⁽⁷⁾や Behle ら⁽⁸⁾の研究で詳細に検討されているが、過渡応答法特有の問題点⁽³⁾の克服にも留意しながら、計測精度

原稿受付 2000 年 1 月 19 日

* 1 岩手大学 工学部 機械工学科

〒020-8551 岩手県盛岡市上田 4-3-5

向上に関する研究の推進が必要である。

本研究では、感温液晶を用いた場合の過渡応答熱伝達率計測法に関して、計測精度に対する影響因子についての数値実験による定量的な議論を行い、計測精度の向上に関する方策について検討する。

2. 計測法

2.1 過渡応答法

過渡応答法による熱伝達率計測法の原理を簡単に説明する。半無限物体 (密度 ρ , 比熱 c , 熱伝導率 λ) 及びそれに接する流れの温度がそれぞれ T_i である状態から、流れの温度をステップ状に T_g まで上昇させたとすると、半無限物体の表面温度 T_w に関する無次元温度 θ は次のような時間的な変化を示す。

$$\theta = \frac{T_w - T_i}{T_g - T_i} \quad (1)$$

$$\theta = 1 - \exp\left(\frac{h^2 t}{\rho c \lambda}\right) \operatorname{erfc}\left(\frac{h \sqrt{t}}{\sqrt{\rho c \lambda}}\right) \quad (2)$$

ここで、 T_g : 主流温度、 T_w : 表面温度、 T_i : 物体初期温度、 h : 熱伝達率、 t : 経過時間。実際の計測では、流れの温度をステップ状に変化させることは困難であり、温度上昇の時間の遅れを評価する必要がある。Duhamel の定理を適用し、流れの温度上昇を図 1 のような開始時刻から時間遅れ τ_j 後に発生する微小な温度上昇の積み重ね ($T_{g,j}$ $j=1, \dots, N$) で近似することで、表面温度の時間変化に関する次式を得る⁽³⁾。

$$T - T_i = \sum_{j=1}^N U(t - \tau_j)(T_{g,j} - T_i) \quad (3)$$

$$U(t - \tau_j) = 1 - \exp\left(\frac{h^2(t - \tau_j)}{\rho c \lambda}\right) \operatorname{erfc}\left(\frac{h \sqrt{t - \tau_j}}{\sqrt{\rho c \lambda}}\right) \quad (4)$$

温度上昇曲線の分割数 N が熱伝達率の推定値に与える効果に関しては、石澤の研究がある⁽⁹⁾。図 2 には、式(3)及び(4)で算定した熱伝達率 (参照熱伝達率で無次元化している) が、 N によってどのように変化するかを調べ

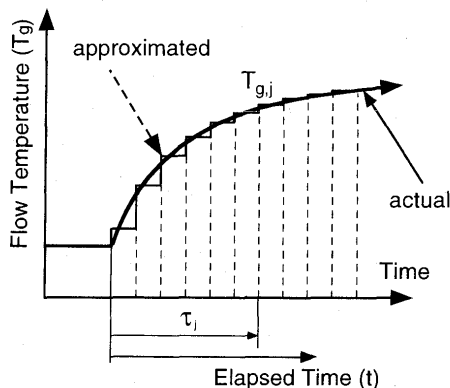


図1 ステップ列による温度上度カーブの近似

た例を示す。この例では、 N が約 20 以上ではほぼ熱伝達率が一定になっている。何回かの調査結果を元に、 $N = 40$ を採用した。

2.2 不確かさの評価式

過渡応答法による熱伝達率計測における誤差に関しては、熱伝達率 h が陽に与えられないので、従来の方法⁽¹⁰⁾が使えない。ここでは、Saabas ら⁽¹¹⁾の手法を用いる。それによれば、式(1)(2)で計測される熱伝達率 h の不確かさは、下記の式で評価することができる。

$$\frac{\Delta h}{h} = \frac{\frac{\partial \theta}{\partial T_w} \Delta T_w + \frac{\partial \theta}{\partial T_g} \Delta T_g + \frac{\partial \theta}{\partial T_i} \Delta T_i - \frac{\partial \theta}{\partial t} \Delta t - \frac{\partial \theta}{\partial k} \Delta k}{h \frac{\partial \theta}{\partial h}} \quad (5)$$

$$\equiv S_{T_w} \Delta T_w + S_{T_g} \Delta T_g + S_{T_i} \Delta T_i + S_t \Delta t + S_k \Delta k$$

ここで、式(5)の右辺に現れる項 S_f ($f: T_w, T_g, \dots$) はそれぞれの因子の誤差に対する熱伝達率の相対感度係数に相当する。式(2)から、時間 t 及び物性値 $k (= \rho c \lambda)$ に関する感度係数は、下記の式で解析的に計算できる。

$$S_t \equiv \frac{1}{h} \frac{\partial \theta / \partial t}{\partial \theta / \partial h} = \frac{1}{2t} \quad (6)$$

$$S_k \equiv \frac{1}{h} \frac{\partial \theta / \partial k}{\partial \theta / \partial h} = -\frac{1}{2k} \quad (7)$$

その他の感度係数は、例えば

$$S_{T_w} \equiv \frac{1}{h} \frac{\partial \theta / \partial T_w}{\partial \theta / \partial h} = \frac{1}{T_g - T_i} / h \frac{\partial \theta}{\partial h} \quad (8)$$

のように計算される。しかし、この係数には計算結果として求まる熱伝達率 h が含まれるため、係数を陽的には評価できない。そのため、全ての感度係数を評価する場合には、温度差 $T_g - T_i$ 、表面温度 (ここでは発色温度) T_w や経過時間 t などを与えて h を算出する必要がある。

図 3 には、3 種類の温度条件での感度係数の比較の結果を示す。なお、物性値に関する感度係数は他の係数と比べ桁違いに小さいのでここでは示していない。図中(a)のグラフから、発色までの経過時間が短い場合 (即ち、同じ温度条件下で熱伝達率が高い場合)、時間誤差に対する感度係数が他の感度係数よりもかなり高い値を示しているが、経過時間が延びるとともに、温度に関する感度係数、特に表面温度 (即ち発色温度) T_w の誤差に関する感度係数が支配的になってくることがわかる。(b)の

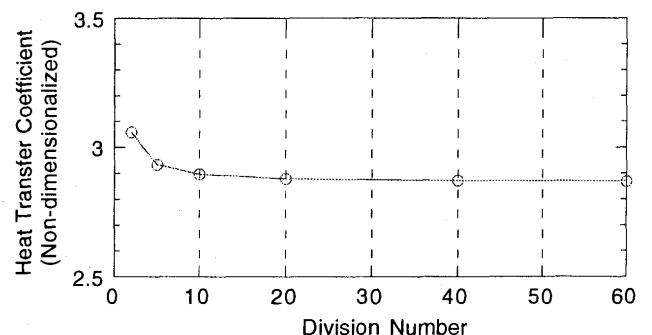


図2 熱伝達率の推定に与える分割数 N の効果

グラフは(a)での条件から主流温度と発色温度の差を小さくした場合の結果で、発色温度の誤差に関する感度係数が約 15% 増になっている他、残りの感度係数も微増している。主流温度や供試体初期温度の計測誤差は、計測プローブ (熱電対など) の精度やその設置方法に注意を払うことで低く抑えることは可能であるが、表面温度 (即ち発色温度) は、最も誤差が混入する可能性の高い感温液晶で計測されるので、十分な注意が必要である。また、(c)のグラフは(b)の条件から主流温度と供試体初期温度の差を下げた場合の結果であり、供試体初期温度の誤差に関する感度係数が主流温度誤差に関する感度係数をわずかに上回っていることがわかる。

感温液晶による物体表面温度の計測誤差については、すでにいくつかの報告例⁽³⁾⁽⁸⁾があるが、さらに詳細な調査が必要である。また、サーペンタイン流路のような内部流路での熱伝達率の計測においては、流れ方向への主流温度 (Bulk Temperature) の変化が不可避であり⁽³⁾⁽⁶⁾,

その影響の評価も重要である。これらの点についての考察結果等については、次報以降で明らかにしていく。

3. 不確かさの要因

上記の感度係数に関する議論を踏まえ、以下では、推定された熱伝達率の不確かさに強く影響する因子のいくつかについて検討を加える。

3.1 二次元性の影響

過渡応答法では表面からの熱流入が一次元熱伝導方程式に従うことを前提としている。実際には計測対象物は通常三次元形状であり、また、表面の熱伝達率も表面上で一様ではない。このような非一次元性が熱伝達率の評価にどのような影響をもたらすかを明らかにすることは重要である。以下にこの点を議論する。なお、議論を統一して行うために、式(2)内での変数を下記の様に無次元化する。

$$\theta = 1 - \exp(Bi^2 Fo) \operatorname{erfc}(Bi \sqrt{Fo}) \quad (9)$$

ここで、 $Bi (=hl/\lambda)$ はビオ数、 $Fo (=at/\ell^2)$ はフーリエ数、 $a (= \lambda/\rho c)$ は熱拡散率、 l は代表長さである。供試体がアクリル製であるとする、 $a = 0.12 \text{ (mm}^2/\text{s)}$ である⁽¹²⁾。

3.1.1 突起部の効果

非一次元的な熱伝導の例として、タービン冷却流路における乱流促進体をモデルにした平板上の突起について検討する。簡単のため、正方形断面の突起を考え、突起のピッチは突起高さの 10 倍とする。二次元非定常熱伝導解析は、差分法による計算コードを使用した。時間積分にはオイラーの陽解法を用いた。計算に用いた格子の概略図と境界条件を図 4 に示す。実際の格子点数は突起部以外では、 301×121 点、突起部では 31×31 点である。なお、時間刻みや空間刻みの効果については十分検討しており、それらに対する温度変化の依存性がほとんどないことを確認している。

計算結果の例を図 5 に示す。熱伝達率 h は主流側の各面 (A, B, C, D) で一定値 ($100 \text{ [W/m}^2\text{K]}$) を与えている (突起高さ e に関する Bi 数は 1.12)。この図

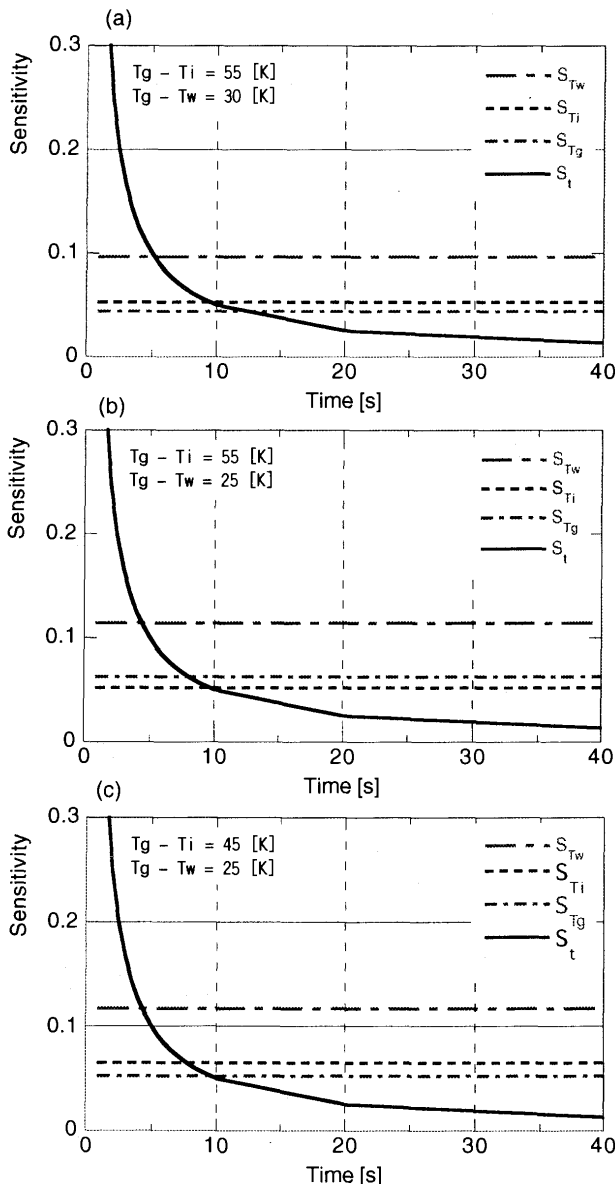


図 3 三種類の温度条件における感度係数

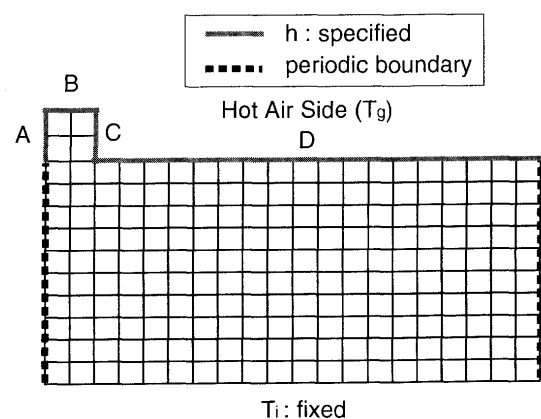


図 4 熱伝導解析のための計算格子

で、隣接する突起間の中間点(M)での表面温度は、式(2)で与えられる温度変化とほとんど一致していることから、一次元的な熱伝導の状態が得られていることがわかる。一方、突起上での温度は、 Fo が 0.04 に達する手前で、一次元的な温度変化の状態からより高温側へ逸脱し始めている。このような変化は、突起の両サイド (A, C) からの熱流入が原因であると思われる。実際に A 及び C 面を断熱条件に変更した場合、一次元的熱伝導の状態から逸脱する Fo 数は約 0.16 にまで延び、その後の温度差も小さいことが確かめられている。

突起面での熱伝達もタービン翼冷却に貢献しており、そこでの熱伝達を把握することは重要である。さて、式(9)のように熱伝導の一次元性を仮定した方法での計測を試みる場合、一次元性が成立している間に発色するような温度域の感温液晶を選ぶことで、突起面上での熱伝達率の計測がある程度可能になる。そこで、温度変化の二次元効果が現れるまでの時間 (一次元性が保持される時間) を、 Bi 数を変化させて算出した。図 6 に、突起面上での温度と式(9)で与えられる温度との差が後者の 5% になるまでの時間 (フーリエ数) $Fo_{5\%}$ とその時の Bi 数との関係を示す。また、その時の突起表面温度と到達時間を元に式(9)から熱伝達率を逆算し、境界条件と

して与えた熱伝達率との差の比率 (dh/h) も算出した。その結果も図 6 に併記する。 $Fo_{5\%}$ は Bi 数の増加により緩やかに増加するが、ほぼ 0.03~0.04 の値を示している。熱伝達率の推定誤差は、 Bi 数が低い場合には 6% 程度であるが、 Bi 数の増加により次第に増加している。二次元性による突起上熱伝達率推定誤差を、例えば 6% に留めるための条件を次のように求めた。式(9)で熱伝達率を 6% 増加させた場合の無次元温度を計算し、その結果を二次元解析の結果と比較し、両者が交差する Fo^* を図 7 のように求める。二次元解析の結果が実際の温度上昇に相当すると仮定した場合、 Fo^* 以降のデータから熱伝達率を算出すると、実際の熱伝達率よりも 6% 以上も高い値を推定することになる。何種類かの Bi 数について同様の検討を行った結果、 Bi によらず発色時間に関する Fo は 0.033 程度に抑える必要があることがわかった。実際の時間に換算すると、アクリルの供試体の場合には 2 秒弱となる。これは、約 2 秒間の間に発色する温度域の液晶を使うことで、突起表面での熱伝達率が計測可能であることを意味する。この結果は突起 3 面とも等しい熱伝達率で加熱されたという、実際とは異なる

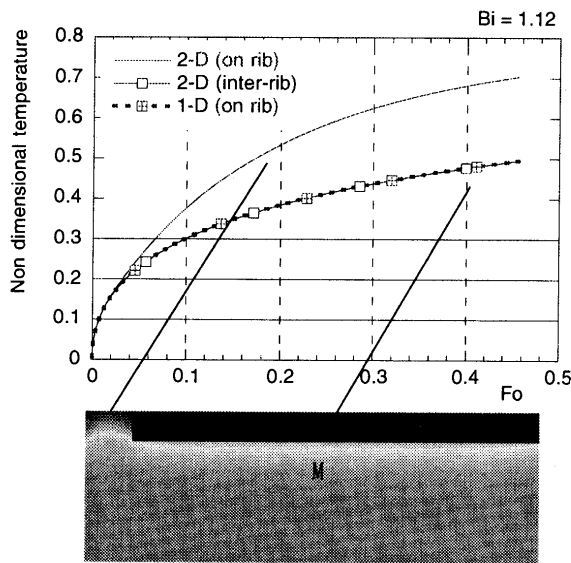


図5 突起上および突起間での温度の時間的変化と瞬間温度分布

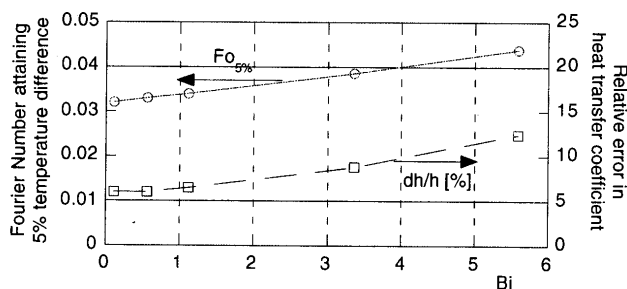


図6 $Fo_{5\%}$ と Bi 数との関係

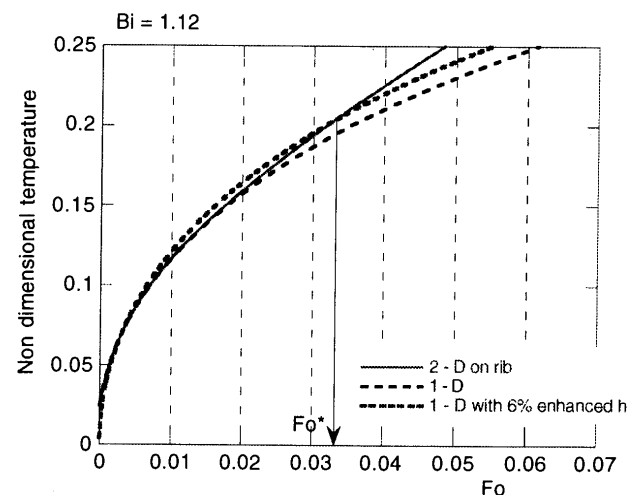


図7 突起上での計測が可能である時間の上限の決定法

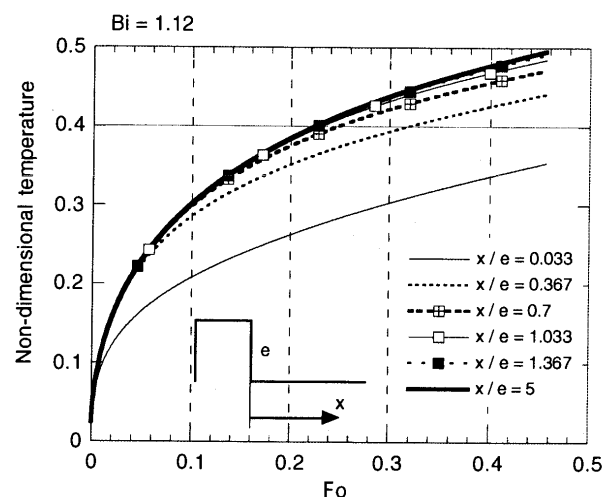


図8 突起近傍での温度変化

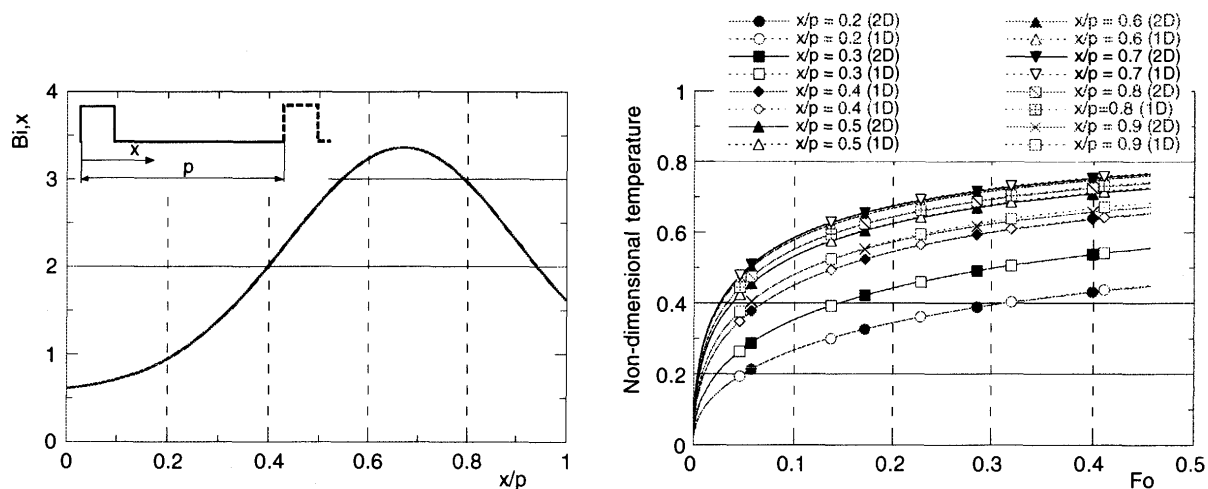


図9 熱伝導の一次元性に交える表面熱伝達率の二次元性の影響

(左: 計算で用いた表面での Bi 数分布 右: 計算結果)

状態に対する結果であり、さらには突起表面中央部に限定されたものではあるが、液晶の発色域の設定や実験装置の設計上有益なデータである。

突起の存在が周辺の温度変化に与える影響について調べた結果を図8に示す。突起部の熱容量の効果により、突起のごく近傍の温度上昇は突起から離れた位置 ($x/e = 0.5$) での温度上昇よりも緩やかである。また、この図から、突起の影響が及ぶ領域は突起高さ程度であることもわかる。

3.1.2 熱伝達率の二次元性

ここでは、表面の熱伝達率分布が二次元的に変化する場合に、温度上昇がどのように変化するかを調べる。計算で境界条件として与えた熱伝達率分布 (Bi 数分布) を図9左に、突起からの位置における表面温度変化の計算結果を図9右にそれぞれ示す。なお、ここで与えた Bi 数分布は、突起列を伴う流路での典型的な分布である。また、後者の図中には、式(9)で算出される温度変化 (一次元計算) も併せて示している。ここでの比較の結果より、二次元的な熱伝達率を与えた場合でも、突起のごく近傍を除いてその表面温度の上昇曲線は一次元計算による結果と大きな差がないことを確認した。

3.2 コーティングの影響

過渡応答法では表面温度の時間的変化を何らかの方法で計測する必要がある。表面温度分布の時間的変化を二次元情報として取得する方法としては、感温液晶を代表とする特殊なコーティングを計測面に塗布する方法と、放射温度計を使用する方法が考えられるが、実験室レベルの研究用としては、コストパフォーマンスなどの面で優れているコーティング塗布法が一般的であろう。しかし、その場合には、主流と計測面との間に液晶層や反射光以外を吸収するための黒色塗料層が介在し、それらが温度変化の緩衝層として作用することが予想される。以下には、感温液晶を過渡応答法での温度計測に使用した場合の影響について検討する。

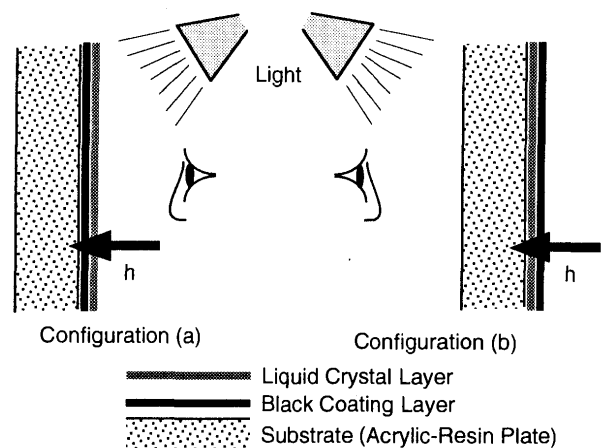


図10 コーティング層と母材の位置関係

上述の様に、感温液晶は黒色塗料と組み合わせて計測対象面に塗布される。これらの層の厚みは十分薄いと考えられるが、いくつかの熱容量を有しているため、感温液晶の温度変化と計測面での温度変化に若干の時間差が発生する。2.2節で議論した様に、時間誤差は計測開始直後においては熱伝達率の計測誤差の中で大きな割合を占めることから、この時間誤差の見積りは重要である。以下にこの点を検討する。

図10には、テストモデルの上に塗布される液晶層及び黒色塗料層とモデル母材 (アクリル板) との関係を示す。Configuration(a)では母材の上に黒色塗料層があり、その上に液晶を塗布する形態になっている。この場合、母材と感温液晶との間には黒色塗料層が存在する。一方、Configuration(b)では、母材と感温液晶が直接接触しているが、主流との間には黒色塗料層が存在している。計測上は Configuration(b)の方が鮮明な画像を得やすい。以下では Configuration(b)の塗布方法の場合の各層の温度変化を、上で用いた熱伝導解析コードを用いて計算した。計算の際に使用した物性値は表1の通りである。感温液晶の熱物性値は笠木のデータ⁽³⁾から推測した値が用

表1 計算に用いた熱物性値

	λ [W/m K]	ρ [kg/m ³]	c [kJ/kg K]	κ [mm ² /s]
LiquidCrystal	0.223	900	9.910	0.025
Black Paint	0.446	1000	8.920	0.050
Substrate(Acrylic)	0.21	1190	1.400	0.126

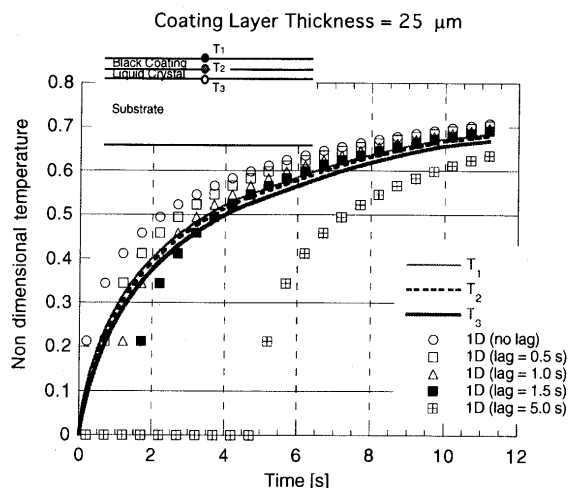


図11 温度上昇に与えるコーティング層の効果
 - 時間差をもつ解析解との比較 -
 (各コーティング層の厚み 25μm)

いられている。なお、黒色塗料については正確なデータが不明だったので、熱伝導率、熱拡散率が感温液晶の2倍と仮定し、密度、比熱は推定した。時間遅れの程度を理解するため、時間等の表示は有次元とする。表面熱伝達率は 300 [W/m²K] である。

図11に、黒色塗料層及び感温液晶層の厚みをそれぞれ 25 μm として算出した場合の各境界面上における温度変化を示す。この場合、コーティング層の表面や塗料層-液晶層の界面、また液晶層-アクリル母材の界面温度 (T_1 , T_2 , T_3) の差異はわずかではあるが、コーティング層の熱物性値の違いなどにより、それぞれの温度上昇が必ずしも式(2)で与えられる温度上昇曲線とは一致していない。式(2)の時間 t に時間遅れ (lag) τ を導入して算出した結果も同じ図中に併記している。その結果、母材表面の温度上昇は、温度の立ち上がりを除いて $\tau=1.5$ [s] 程度の解析解とほぼ一致することがわかった。

実際の計測では時間遅れは熱伝達率の過小評価に繋がる。そこで、式(2)で熱伝達率をいくつか変えた場合の温度変化を算出し、それらと母材-感温液晶の界面温度 T_3 との比較を行うことで、推定される熱伝達率が真値 (この場合は 300 [W/m²K]) からどの程度過小評価されるかを考える。図12に計算結果を示す。図中でシンボル●で与えられる温度変化が T_3 であり、その他は解析解を示す。この図は、例えば、 T_3 が無次元温度 0.5 (これを参照温度と呼ぶ) に達した時の経過時刻を基に

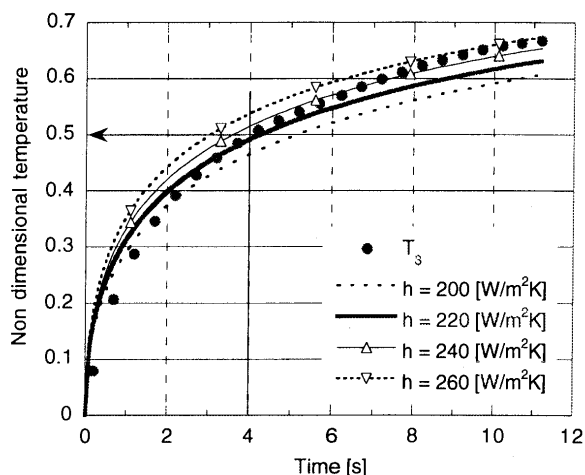


図12 温度上昇に与えるコーティング層の効果
 - 熱伝達率を変化させた解析解との比較 -
 (各コーティング層の厚み 25μm)

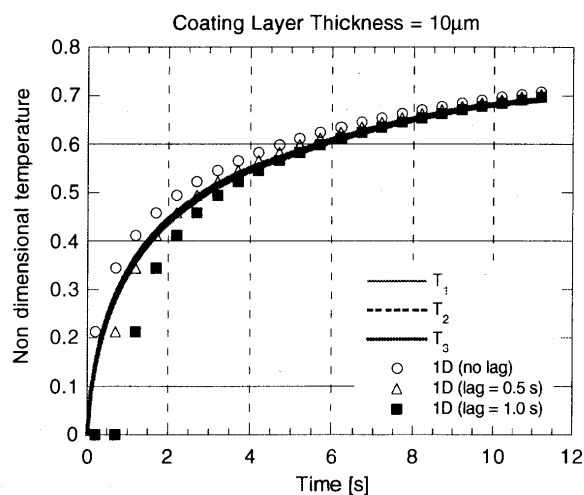


図11 温度上昇に与えるコーティング層の効果
 - 時間差をもつ解析解との比較 -
 (各コーティング層の厚み 10μm)

一次元の解析解から熱伝達率を推定した場合、そのときの熱伝達率は 220 [W/m²K] になることを示している*1。図12を詳しく見ると、参照温度が比較的低い場合 (経過時間は短くなる場合) には、解析解で推定される熱伝達率は真値よりもかなり低い値になり、参照温度を高め設定し、経過時間を長くするとほど熱伝達率の推定値が真値 (この場合は 300 [W/m²K]) に近くなることわかる。しかし、真値との差は 10% 以上と誤差はかなり

*1 ここでの議論においては、簡単のため感温液晶の発色温度が界面温度 T_3 と同じである、と仮定している。この仮定に基づけば、母材表面の温度上昇は感温液晶の色から決定できることになる。しかし、観測している感温液晶の色が実際にはどの温度に支配されているのか、現時点では判然とはしていない。液晶の塗布の仕方にも影響されると思われるが、図10の configuration(b)の場合には、観測者から見える側の液晶の温度、即ち T_3 によって決まる色が最も強く発現するものと考えられる。

大きい。図 13 にはコーティング層の厚みをそれぞれ $10\ \mu\text{m}$ として算出した温度上昇を、時間遅れを伴う解析解とともに示す。この場合には、 T_3 は解析解とかなり一致している。また図 14 から、解析解に基づく熱伝達率の推定値は $280\sim 300\ [\text{W}/\text{m}^2\text{K}]$ の間になり、各層の厚みが $25\ \mu\text{m}$ の場合と比べ誤差は半分以下に減少している。

境界条件として与えた熱伝達率の違いが、推定値の誤差にどの程度影響するかを数値実験で調べた。熱伝導解析で与えた主流側熱伝達率 h_0 は $100, 300$ 及び $500\ [\text{W}/\text{m}^2\text{K}]$ である。そこでの計算結果の例を図 15 に示す。なお、議論を簡単化するため、黒色塗料層の物性値を感温液晶層の物性値と同じにしている。解析解における熱伝達率を変化させて、熱伝導解析での T_3 と一致する温度変化を与える熱伝達率を各条件で探索したところ、 h_0 の大きさにはほぼ無関係に、各コーティング層の厚みが $10\ \mu\text{m}$ の場合には約 5% 、 $25\ \mu\text{m}$ の場合には約 13% の誤差をもたらすことがわかった。コーティング層厚みに

よる推定誤差の増加の割合は、今回の数値実験の範囲ではほぼ厚みに比例していることも明らかになった。以上の議論では、感温液晶や塗料の熱物性値が必ずしも正確ではない。そこで、試みとしてコーティング層の熱拡散率を半減して上述の計算と同様の計算を行い、推定誤差を評価した。その結果、例えば各コーティング層の厚みが $25\ \mu\text{m}$ の場合では熱伝達率の推定誤差は約 10% となり、熱物性値の影響が比較的小さいことが確認された。このことは、2.2 節で述べたように、物性値に関する感度係数が極めて小さいことに起因していると思われる。

以上の結果から、感温液晶による熱伝達率計測実験を行う際に、コーティング厚みの正確な把握が重要であることが明らかになった。これに加えて、先にも述べたが、図 15 などの結果から、熱伝達率推定の際の表面温度データは、ある程度時間経過後のデータを利用する必要があることも容易に理解できる。このことは、1 次元熱伝導が成立する状況においては、比較的高温で発色する感温液晶を選択すること、別の言い方をすると、発色温度と供試体初期温度との差が大きくなるように設定することが望ましいことを示唆している。

本論文では直接には取り扱わなかったが、この他にも計測精度に影響する要因がいくつかあり、今後実験も数値解析と平行して行い、計測精度の更なる高精度化に必要な知見を収集するとともに、高精度化に関する具体的方法について、次報以降で検討する。

4. 結論

感温液晶を用いた過渡応答法による熱伝達率推定方法について、二次元非定常熱伝導解析を通じて、計測精度に影響を及ぼす要因のいくつかを定量的に検討した。その結果、突起などのごく近傍を除いては、表面温度はほぼ一次元非定常熱伝導方程式の解析解とよく一致することがわかった。また、コーティング層が厚い場合には、それによる母材表面での温度変化の時間遅れなどが顕在化し、結果として熱伝達率の推定値に大きく影響するこ

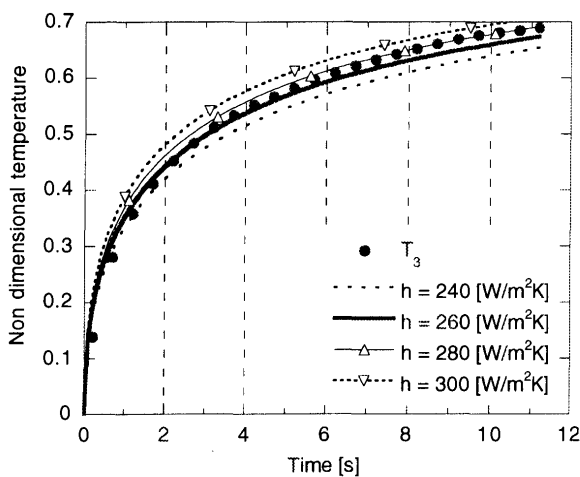


図 14 温度上昇に与えるコーティング層の効果
—熱伝達率を変化させた解析解との比較—
(各コーティング層の厚み $10\ \mu\text{m}$)

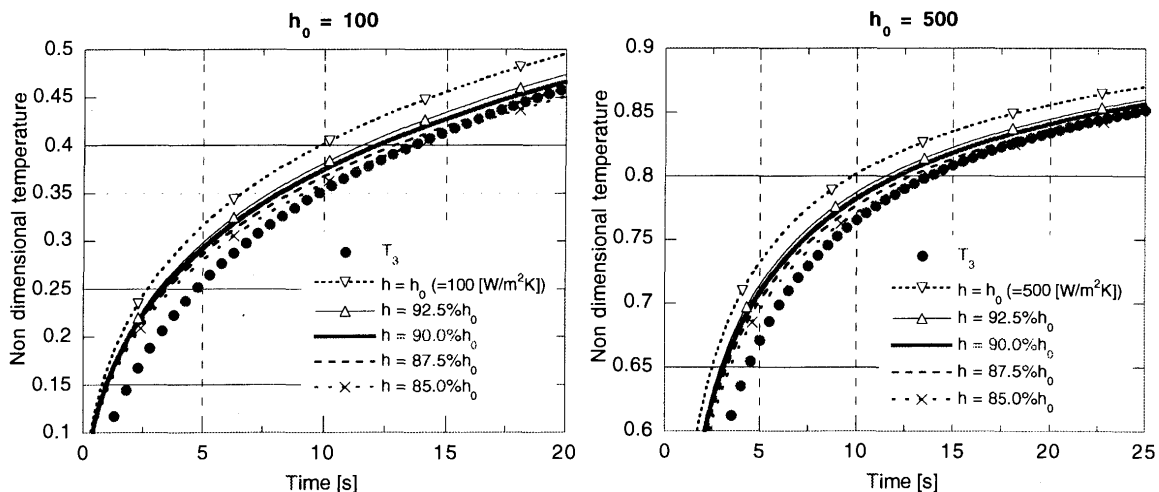


図 15 誤差解析における主流側熱伝達率の影響 (各コーティング層の厚み $25\ \mu\text{m}$)

とも明らかになった。加えて、1 次元熱伝導が十分に成立すると認められる場合には、発色温度の高い感温液晶を利用することが必要であることも示した。

謝辞

本研究の遂行に当たっては、本学卒業生小貫亜希子氏のご協力を得たことをここに記し、感謝の意を表す。また、本論文に対する貴重なご意見を寄せられた査読委員にも深く感謝する。

参考文献

- (1) 塚越ら, 機構論, No.98-1, VI, 1998, 788
- (2) 玉木, 機構論, No.98-1, VI, 1998, 702
- (3) 船崎ら, 日本ガスタービン学会, Vol.26, No.101, 76, 1998
- (4) Hoffs, A. et al., ASME Paper 95-GT-8, 1995
- (5) Drost, U. et al., ASME Paper 97-GT-26, 1997
- (6) Chyu, M.K. et al., ASME Paper 97-GT-489, 1997
- (7) Hippensteele, S.A., et al., J. Eng. Gas Turbines and Power, 107, 1985, 953
- (8) Behle, M., et al., Applied Scientific Research, 56, 1996, 113
- (9) 石澤, 岩手大学修士論文, 平成9年度
- (10) Kline, S.J. and McClintock, F.A., Mech. Eng., Vol.75, pp.3-8, 1953
- (11) Saabas, H. J. et al., ASME Paper 87-GT-212, 1987
- (12) 日本機械学会編, 伝熱工学資料 (改訂第4版), p.321, 昭和61年
- (13) 笠木, 伝熱研究における温度測定の基礎, 棚沢ほか共著, 養賢堂, 1985

日本精工(株)基盤技術研究所における 航空機エンジン用高速軸受の研究開発

荒牧 宏敏^{*1}

ARAMAKI Hirotooshi

1. はじめに

日本精工(株)研究開発センター基盤技術研究所は、NSKグループにおける技術中枢として中長期的な先端研究開発と研究支援、新製品開発を行っている。

当研究所における高速軸受の研究開発は、日本の将来を担う技術として、戦後間もないころから精力的に行われている。高速玉軸受の運動測定、解析技術とその成果から導かれた玉軸受の高速性能、信頼性、耐久性により、大型・小型民間航空機や軍用航空機等の多くのエンジンに当社の軸受が使用されている。

2. 高速玉軸受の運動測定

高速で回転する玉軸受の運動を理解することは、高速性能を向上させるためには必須の要件である。当社では、玉を磁化させ、磁気センサーの1つであるホール素子で磁束を感知する手法で、玉の3次元的な運動を測定している⁽¹⁾。玉の運動測定実験装置を図1に示す。玉のラジアル方向、軸方向および円周方向にホール素子を取り付けることで、磁化された玉の運動を測定している。通常は低速でしか玉の運動は測定できないが、この手法によ

り、内径50mmのアンギュラ玉軸受における玉の3次元運動を $12,000\text{ min}^{-1}$ の高速まで測定している。

また、玉の運動計測により、玉のアンバランス量が高速回転における玉の運動に重要な影響を及ぼすことが判明したことから、玉のアンバランス量を精密に測定する方法も開発している⁽²⁾。

3. 実験装置

ジェットエンジン用軸受の試験は、例えば図2に示す装置を用いて行っている。回転数や荷重、給油温度などの運転状態を変化させながら、内輪、外輪温度や振動、潤滑油量、保持器回転数等を測定することで、耐久性やスキッピング特性、発熱特性などの軸受性能を評価している。

また、緊急の場合を想定して、航空機用軸受には給油遮断時に短時間で焼き付かないことが求められている。給油遮断時の焼き付きを防ぐ対策としては、設計的なこと以外に表面改良あるいは、材質の変更が考えられる。そこで、当社独自のりん系表面改質を行った軸受を用いて、給油遮断試験を行った結果を図3に示す⁽³⁾。軸受は内径150mmで、運転条件は回転数 $14,650\text{ min}^{-1}$ 、アキシアル荷重16.7kNである。表面改質を行った軸受は、いずれも給油遮断30秒を満足したが、通常の軸受では、短時間で焼き付きが生じた。表面改質を行うことで、安定した耐焼き付き性能を実現できることが分かる。

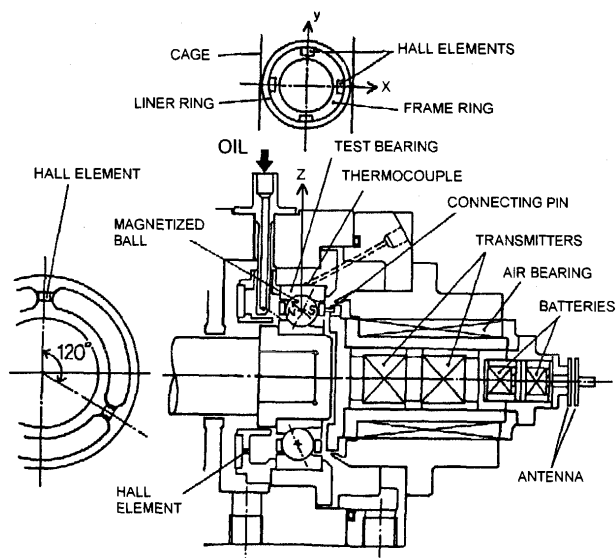


図1 玉の3次元運動測定

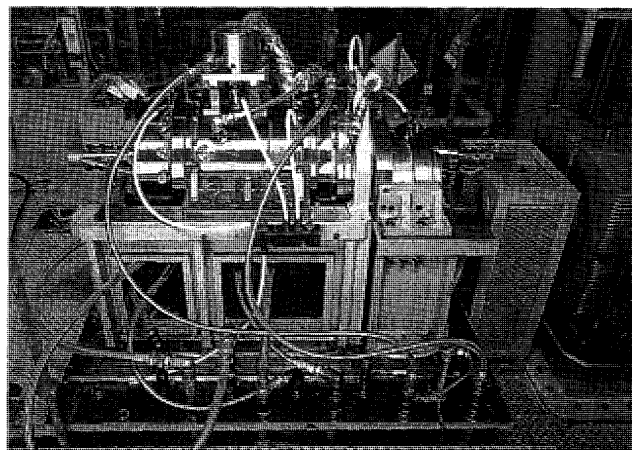


図2 高速軸受評価試験機

原稿受付 2000年8月7日

*1 日本精工(株) 研究開発センター 基盤技術研究所
〒251-8501 神奈川県藤沢市鶴沼神明 1-5-50

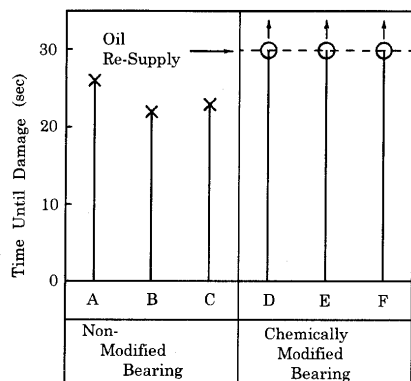


図3 表面改質による耐焼付き性向上

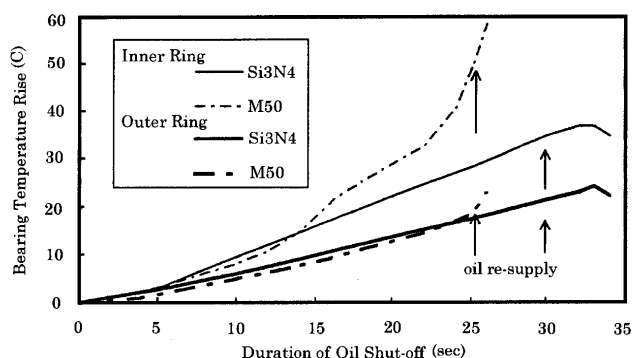


図4 セラミックハイブリッド軸受の耐焼付き性

4. 次世代高速軸受の評価

将来技術として、高速工作機械の主軸によく用いられている、玉をセラミックにしたハイブリッド軸受の特性も評価している。図4は玉に従来材であるM50を使用した軸受と Si_3N_4 を使用した軸受の給油遮断時の内外輪温度上昇を示している。軸受は図3で使用したものと同一型番である。通常のM50軸受では給油遮断15秒前後から急激な温度上昇が生じているが、 Si_3N_4 玉を用いたハイブリッド軸受では急激な温度上昇は見られない。大量の油を用いて潤滑する航空機用軸受の場合、油の攪拌による摩擦損失が大きいため、微量油潤滑を用いた工作機械用軸受の場合のようにハイブリッド軸受の低発熱というメリットは期待できないが、ハイブリッド軸受が持つ耐焼付き性能は非常に魅力的である。

また、当社も出資している(株)先進材料利用ガスジェネレータ研究所(AMG)では、大幅な燃料消費率改善、重量削減、 NO_x 削減を目指した革新ガスジェネレータの基礎研究開発を行っている。それに対応して、当研究所では運転温度 $300^\circ\text{C}\sim 400^\circ\text{C}$ 、DN値(軸径 $\text{mm}\times$ 回転数 min^{-1})300万 \sim 400万を目標に玉軸受の開発を進めている。まず、高温高速における材料基礎評価試験をもとに潤滑油や材料の開発を行った。現在、図5に示す高温高速軸受回転試験装置に、粉末ハイス系材料軌動輪、複合材料保持器、およびセラミック軌動体を使用した先進的な軸受(図6参照)を組み込み、新たに開発したエステル系潤滑油を用いることで、この革新的な開発目標

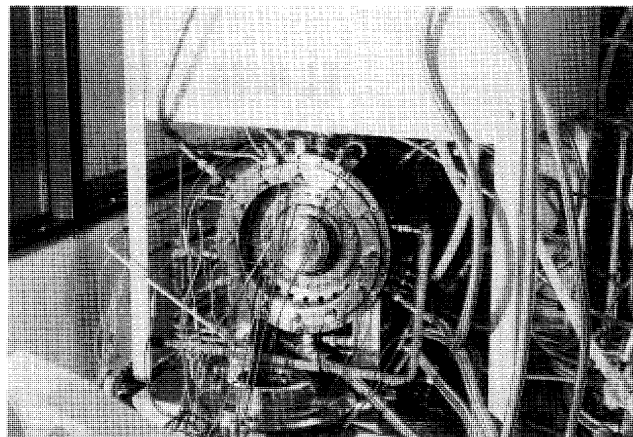


図5 高温高速評価試験機(AMG殿の提供)

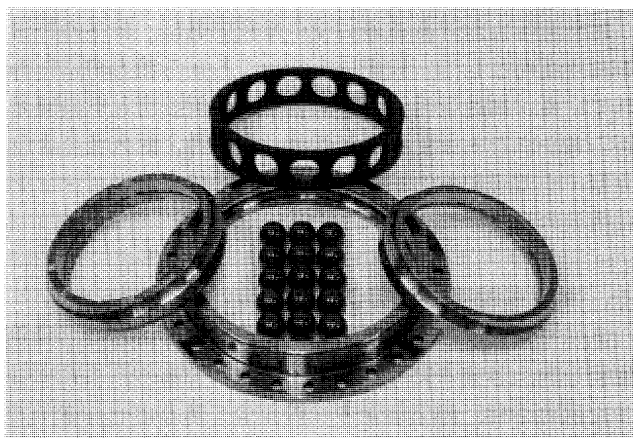


図6 高温高速玉軸受(AMG殿の提供)

に挑戦している⁽⁵⁾。

5. おわりに

以上、当社的高速軸受、特に航空機用軸受の研究開発について紹介した。現在、省エネ、 NO_x 低減に代表される環境重視が強いニーズとしてある。航空機に代表される高速軸受への要求として、高速化、高温化、長寿命化がますます高くなっている。これらのニーズに応えるためには、化学、機械、材料が一体となった、トライボロジー的視野での開発が不可欠になっている。また、装置全体から見た軸受という視点もより一層求められる。今後も、ニーズに合った製品を提案して行きたい。

参考文献

- (1) Kawamura, H., K. Touma, ASME J. of Tribol., 112 (1990), p. 105
- (2) 正田, 海野, 日本機械学会第74期全国大会講演論文集IV (1996), p. 11
- (3) Ijuin, S., et. al., STLE Tribol. Trans., 38 (1995), p. 403
- (4) Shoda, Y., et. al., STLE Tribol. Trans., 40 (1997), p. 676
- (5) Yui, H., et. al., Proc. of International Gas Turbine Congress (1999), p. 1017



♡ガスタービンを100倍面白くできる♡



単位や数字を感覚的に捉える(Ⅱ)

高原 北雄^{*1}

TAKAHARA Kitao

5. その他の単位

☆カラット

1カラットは宝石の重さを測る単位として使われてきたが重量単位では0.2gになる。以前、航空宇宙技術研究所で開発していたイオン・エンジンの説明を受けたことがある。そのエンジンは微小推力を生み出し、長時間加速しつづけ深宇宙を航行するそのエンジンの推力は0.2g重で1カラットの推力エンジンとして私は記憶している。

☆電流 (アンペア: A)

長さ100mの2本の電線を1m離し、逆方向に電流を流せば電線に力が働く。その100mの電線に働く力が約0.2g重(1カラット)ならば流れる電流が100アンペアになると定義から導くことができる。

☆物質質量 (モル: mol とアボガドロ定数=約 6×10^{23})

原子、分子、イオンなどの粒子が約 6×10^{23} (=約 0.6×10^{24}) 個が集まれば、それぞれの基本物質の原子番号を基準に算出した数字にgをつけた重さになる。例えば原子番号12の炭素が約 0.6×10^{24} が集まると12gになることを意味し、酸素 O_2 ならば32gになる。この12gや32gを1molと呼んでいる。この指数は $24 = 3 \times 8$ なので、粒子を一辺1nm(ナノメートル $10^{-9}m$)の正立方体の籠に一つずつ入っているとイメージすれば0.6リットル($10cm \times 10cm \times 6cm$)の立方体に相当する。

☆光度 (カンデラ, cd, ラテン語: ろうそく)

白金の凝固点は大気圧で2042Kになる。その状態で約1.67mm²の平面から受ける光度を基本単位にしている。しかしこれは実際に体験しないと感覚量として判らない。そのために投影機の明るさを意識して使っていれば次第に感覚量が定まってくる。

☆磁力 (1テスラ=1万ガウス)

強力な二個の磁石を手に持ち磁力を感じたり、地表面での磁場が0.3ガウスと身体で憶えないと使いこなせない。私は強力な8,000ガウス(0.8テスラ)のネオジウム磁石を学生達に触らせ、感覚的にも伝えている。感覚のない数字は単なる記号で覚えにくいだけでなく使い込むことは難しい。

☆電磁波

電磁波は1秒間に30万km($0.3 \times 10^6 km = 0.3 \times 10^9 m = 0.3 \times 10^{12} mm$)も遠くに届く。地球の円周4万kmの7.5倍と考えてもよいし、地球の円周の3/4の3万kmの10倍と考えてもよい。この電磁波の波長と周波数の積が30万kmとなる。50Hz電灯線の波長は6000kmと地球の半径(6366km)に近い。またγ線の波長は $10^{-15}m$ 以下のものもあり、水素原子のサイズより短い。それぞれの電磁波の特性は波長により大きく違う。私は電磁波の基本周波数1ギガHz(10^9)を約300mmの波長と連結してイメージ化している。更に微小な時間の1マイクロ(10^{-6})秒、1ナノ(10^{-9})秒、1ピコ(10^{-12})秒、1フェムト(10^{-15})秒は電磁波が到達する距離に換算すると0.3km, 0.3m, 0.3mm, $0.3\mu m$ の長さになり日常生活の中で取扱いやすくなる。この高压電線からでる電磁波がガンの発生率を高めているとのデータがあるようだが、私は幾らか疫学的統計処理に問題があるのではと感じている。郵政省が許可している電磁波の中で最も波長が短いのは40hzだ。これは米軍の地上と潜水艦との通信に使われている。波長が長く水で減衰しない電磁波なので水のような人体で電磁波は吸収されず心身に影響はないものと考えている。また人間が活動すると脳神経内に電流が流れ電磁波が出る。電磁波は距離に比例するが神経内なので距離はゼロとなり大きな影響を受けると生態学的に考えるがどのような説明になっているのだろうか。

☆割合: 1ppm(百万分の1), 1ppb(10億分の1), 1ppt(1兆分の1)

環境や公害問題で微小単位を取扱っておられる現場の方々が記号のようで実感が湧かないと話しておられた。この割合は微小数値なので私は体積比較として微小基準体積単位として1mm³を採用している。即ち1ppm(10^{-6} :百万分の1)は1辺100mm(0.1m)の正立方体に対して1mm³の割合、ppb(10^{-9} :10億分の1)は1辺1000mm(1m)の正立方体に対して1mm³の割合、ppt(10^{-12} :1兆分の1)は1辺10,000mm(10m)の正立方体($10^6 m^3$)に対して1mm³の割合。このように3桁ずつ増える時には正立方体の一辺を1桁ずつ増やした立方体で考えればイメージが定まりやすい。時には1ccを基準単位にすることもある。

原稿受付 2000年8月7日

*1 高原総合研究所

〒206-0803 東京都稲城市向陽台4-2-B-809

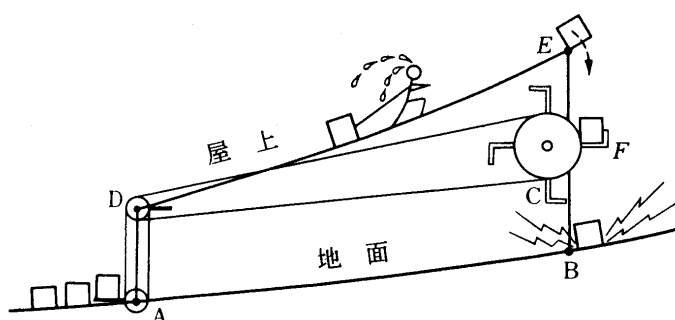
☆エントロピー

エントロピーは熱量を絶対温度で割った値の状態量である。状態変化が起れば必ず温度が下がるのでエントロピーは増大する。米国のカータ大統領のプレーンをしていたジェレミー・リフキン氏が「エントロピーの法則」という本を約10年前に出版した。訳者の東大名誉教授竹内均氏の「訳者はじめ」に興味を引く記事があった。その一部を転記しておく。

「この法則は一般には『熱力学の第二法則』として知られるものであり、その指摘するところは、『覆水盆に返らず』という諺に象徴されている。さらに詳細な物理学的な説明は本文に譲るが、ここでは一つだけ明確にしておきたいことがある。それは、現代物理学が絶対的な真理として認めているのは、この法則だけだという点である。意外に思われる方がおられるかもしれないが、その他のものは、例えばアインシュタインの相対性理論にしても、あくまで仮説であり、将来、この理論を包括する原理が発見されることが予測されている。つまり、エントロピーの法則以外の物理法則はすべて暫定真理と呼ぶべきものにすぎないのである。」

☆エンタルピー

エンタルピーは単位質量が保有しているエネルギー量を表す状態量である。圧縮仕事や燃焼器や熱交換器で作動流体が仕事や加熱されると作動ガスのエンタルピーは上がる。また作動流体がタービンで機械エネルギーとして取り出されたり放熱すると下がる。このエントロピーとエンタルピーの状態を表示したのがI-S線図になる。吉中さんは「エンジンはジェットだ」(吉中司著・テクノライフ選書・オーム社刊)の中でI-S線図を坂道に建つ住宅の屋根をイメージして判りやすく説明しておられ図1のように感覚的に判りやすい。ご一読を薦める。



熱力学のH-S線図の理解を容易にするための仮想的メカニズムでしかないことに注意。

図1 落下するコンクリート・ブロックのもつエネルギーの利用

☆核融合反応の温度

超高融点材料のタンゲステンやタングスタンの融点は3000℃である。しかし核融合反応に必要な温度4億Kや6億Kの話ができる。このような大きな温度では℃やKは同じと考えてよい。1℃を1mmに変換すれば、

タンゲステンやタングスタンの融点は3mになる。しかし核融合技術で取扱われる希薄プラズマ温度の4億Kや6億Kは400km(東京から大阪あたり)や600km(同:広島あたり)にもなる。更に輻射エネルギー量はこの絶対温度の4乗に比例する。私はこのような物理現象をイメージしきれないでいる。

☆熱伝導率

世界一大きな熱伝導率をもつものはダイヤモンドで銅の5倍程度もある。そのダイヤモンドも比較的大きなものが蒸着法で最近作られた。たまたま、そのダイヤモンドを持ち、水に押し当てる機会があった。手の熱が直ぐに伝わり水は溶け柔らかい感触を受けた。帰宅して熱湯に漬けて昇温した銅板を水に押し付けると同じような感触を得た。この感覚からダイヤモンドをIC冷却に使える実感を強くした。

☆鉄の熱膨張

鉄の熱膨張率は約 $13 \times 10^{-6} \text{ mm/}^\circ\text{C}$ であり、 10^{-6} は百万分の1で1kmと1mmの比になる。長さ1kmの鉄道レールが1℃温度上昇すれば13mm伸びるとイメージすればよい。私は40年前に航技研で空気源用の圧縮機試験に参加した。空気温度が100℃を超え、配管も10m以上もあったので、温度差100℃、長さ10m(1万mm)で約13mm伸びるとイメージを持ち使ってきた。

☆軸受

DN値は軸の直径「mm」と回転数「rpm」の積で表している。航空機のジェットエンジンは300万に近いDN値になっている。即ち軸の直径が300mmで回転数が1万rpmに近く軸外径部の周速が160m近くで褶動していることになる。このような高速回転でも適切な保守を行えばトラブルなく運転できる技術が既にあることを意味している。

☆1.3 kg

標準大気1m³(0℃, 1気圧と定義)の質量は約1.3kgだが、工学者は感覚的にも納得して設計しておられるのだろうか? 私は何年もかかって納得できた。台風時に屋根が飛ばされたり、精密圧力計でセンサー部分をゆっくりと上下させたり、自分で飛行機を離着陸させたりしたことで次第に心身に定着してきたようだ。学生達にも心身で納得できなければ十分に技術を使い込めないのではと心配している。手に巨大な扇子で風を起こさせ感覚的に覚えさせている。又、大気組成は酸素20%、窒素80%とラフに考えている。しかし希ガスが約1%入っていることも意識して使う時もある。更に大気中には水蒸気が含まれている。空気1m³に含まれる飽和水蒸気量は30℃で約32g, 20℃で18g, 10℃で9.5g, 0℃で4.9gになる。30℃で相対湿度が50%の空気を15℃にすると水蒸気が水になり、気化熱が顕熱に変わり温度が高くなる。また、水素成分の多い燃料を燃して100℃以下まで使う蒸気機関では燃料を高位発熱量として扱っている。ある大学で超音速風洞を梅雨時にも除湿

しないで実験していたが心配したことがあった。

☆騒音

音の3要素は周波数の高低、振幅の強弱、波形の音色になる。音の尺度は物理量「dB」で表している。音の大きさの騒音量「dB(A)」, やかましさの感覚量「PNLdB」, うるささの社会的評価「WECPNL」等に分けて取扱っている。騒音の最低基準値は健康な人が聞き取れる最低音圧を20 μ Pa (音圧: 約2 nmAq) とし0 dbで表している。20 dB上がるごとに音圧は1桁上がるので120 dBは6桁(100万倍)上がり20 Pa (音圧: 約2 mmAq) と大きいとイメージしておけば取り扱いやすい。このように大きな音圧になると耳の鼓膜が破れる可能性がある。このように人間の耳は極めて小さな音から大きな音まで対応できるようになっている。人間にはその音圧も周波数に応じて耳の感覚は音楽鑑賞のようにデリケートに適応してくれる。

☆航空機で使う単位

航空機の運行に使う度量衡は「メートル, キロメートル, フィート, インチ, マイル」, 「ポンド, キログラム重」などを混用して今でも使っている。運行会社では事故を心配してなかなかSI単位に移行できないでいるようだ。人間はコンピュータのように簡単に記憶を消したり加えたりできないので新しい単位の採用に慎重にならざるを得ないのだろう。その改善方法として航空関係者は長時間の訓練で対応する必要があるようだ。

☆太陽系の宇宙

太陽と地球を含む惑星の大きさと回転半径を割出せるようになれば将来ガスタービン発電と競合するかもしれない太陽電池発電を考える時に役立つかもしれない。惑星は太陽を中心に回っているので私は学生達にイメージ化して伝えている。宇宙を 10^{-10} に縮めると、太陽の直径は誤差を含めて約15 cmになる。水星(直径約0.5 mm)は太陽から半径約6 m, 金星(直径1.2 mm)は半径11 m, 地球(直径1.27 mm, 円周長: 4 mm)は半径15 mで太陽を回っている。即ち円周4 mmの地球が15 m離れて15 cmの太陽を中心に回っているとイメージすればよい。また月(直径0.6 mm)は地球の中心から半径38 mmの所で回っている。更に静止衛星は地球と同じ角速度で周回させている。そのために赤道上の地表上空に3.6 mm(地球の円周の約9割)で円運動させている。今年12月から本放送が始まるデジタル放送はこの静止衛星から映像が送られてくる。

☆地球と日本の広さ

地球の円周(πD)は4万 kmなので、地球の表面積は「 $(\pi D)^2/\pi = 16 \text{ 億 km}^2/3.14 = 5.1 \text{ 億 km}^2$ 」になる。地球の断面積はその1/4になり1.27億 km^2 (地球の直径

1.27万 kmの数字1.27と同じ)と簡単に表せる。また陸地は地球表面積の約30%なので約1.5億 km^2 になる。このように考えれば太陽からの受熱計算も簡単になる。また序でに日本の国土面積37.8万 km^2 を覚えるのは難しい。そこで私は1辺が615 km(東京と広島県三原市間の距離)の正方形に相当すると考えればイメージがしやすい。なお日本の人口密度は333人/ km^2 なので、一人あたり3 mの幅で1 kmの矩形面積と考えればよい。

☆mm/年法(現在: 東京・現在地基準)

私は宇宙史から現代史までの歴史全体を視野に入れて人類史や技術史を考えてきた。このため私は現在を東京や現在地とし1年を1 mmに変換して地球面の長さに置き換えている。宇宙誕生の150億年前は1.5万 kmになる喜望峰あたりになり、地球誕生の46億年はカンボジアになる。古生代, 中世代, 新世代の始まりは笠岡, 安城, 小田原あたりになる。人類(猿人)誕生は400万年とすると4 km, 孔子や仏陀誕生は2.5 m前。動力機械が実用化され産業革命が始まった時期は230 mm後ろ, きんさん・ぎんさんが誕生したのは108 mm後ろとイメージすれば現代文明を認識しやすい。このきんさん・ぎんさんの生きた時代は先進国で科学技術が進み, 工業生産は拡大し, 私達の日常生活は目まぐるしく変わった。この先の21世紀や22世紀の100 mmや200 mm先の社会で世界人口やエネルギーや資源や地球環境が人類史の中でどのように変わっていくのか大変心配な時代を迎えている。ガスタービンの原点を考えると共に宇宙船「地球号」のことも十分検討しておく必要がある。特に最近の40年間で世界人口は2倍になった。これは平均年齢が延びたことも大きな影響を与えたようだ。それは産業革命以来大量のエネルギーを使い込み生活にゆとりをもち考える時間が生まれ, 科学技術による生活環境が激変したことにある。

☆世界各独立国の土地面積, 人口, GNP比較と世界人口

国際的に独立が認められている1995年度の191ヶ国を面積, 人口, GNPの国際比較するために大きさの順に並べたことがあった。桁が下がれば算盤と同じく桁上げの場所が判るようにしてグラフ化した。最大/最小国の面積, 人口, GNPが凡そ百万倍(10^6)にもなった。即ち1 mmの国と1 kmの国が共存し, 同じ国連の1票を持っている。このことから多くの問題点も見えてきた。私が住んでいる7万人弱の稲城市のGNPを国際比較するとまだ下に60ヶ国以上もの独立国が判る。さらに国連の通常予算は2年間で約26億ドルなので八王子の予算とほぼ同じ程度になる驚きもあった。

次回: 「平均値と分散値について」

2000年第45回 ASME 国際ガスタービン会議

1. 全 般

本阿弥眞治^{*1}
HONAMI Shinji

2000年第45回 ASME 国際ガスタービン会議は5月8日から11日にドイツのミュンヘンで開催された。開会式に述べたミュンヘン市長の言葉を借りれば、ミュンヘン市は、SiemensとBMWが五万人の雇用を作り出し、大学生が十万人にのぼり、ハイテク都市としてヨーロッパのトップ10に入るとのことである。

会場の MOC Sports & Fashion Center は、市の中心部 Marien 広場より地下鉄で20分ほどの Kieferngarten 駅を降りて徒歩10分弱の閑静な地にある。展示会場の2階がセッション会場であり、25室のセッション会場間も含め移動に便利な配置であった。

標記会議では、セッション数は154、論文数は614編で過去最高を記録し、その内195編が Journal に推薦された。ユーザーシンポジアムのセッション数は22である。今回の新たな試みは、CD-Rom に全論文が収録されたことである。但し、参加登録料に含まれず、別売(\$100)である。オンライン参加登録を採用し、最終日の昼休み、最終日まで講演を聞いた人に抽選で PC 付属ポータブルデータ端末器を1名に贈呈などが目新しい。

会議初日の5月8日朝10時より開会式があり、体育館のようなホールで実行委員長 Wisler による開会の辞や ASME 会長による挨拶、特に、Very Big Thanks for all of Local Committee と地元に対する配慮を示し、引き続きババリア州経済担当運輸技術大臣の O. Wiesheu ならびにミュンヘン市長 H. Monatzeder から歓迎の挨拶の後、司会が会議議長 Klaus Riedle (Siemens) となり、基調講演に移った。

“Industry in Transition” を基本テーマに産業用、航空用ガスタービンの現状と今後の動向、産業構造における位置付けなどが3人の講演者により展望された。

まず、Norbert Koenig (Siemens AG, Power Generation Group) が、“Power Industry in Transition” と題して講演。Siemens の Power Plant (PP) 事業の創業時の状況から話を始め、現在の欧米の PP 事業について述べた。人口増加、多様化、Liberalization, Privatization, Globalization, そして Kyoto Mechanism と呼んだ動き

を織り交ぜ、併せて、1991年から10年間の市場価格の低下、電力需要の落ち込み、Risk 保証の増加など、PP 事業に対する要求が変化し、競争が激化している状況を PP 供給企業の合併、特に米国とヨーロッパの企業の合併をチャートで示しながら説明していた。今後の動向として、まず燃料に関し、1970年に天然ガスの埋蔵量が38年であったものが、1995年の調査ではあと64年と延び、2010年から2015年に向かって天然ガス Plant の増加が見込まれること。熱効率に関しては、2000年で58%、2005年で60%、2015年には62%から楽観的にみて64%になると予想していた。マイクロガスタービンに関しては若干触れたに留まった。Siemens では、1998年ニュージーランドで350 MW の発電プラントを建設し、3次元 CAD を駆使して20ヶ月の納期であったとして、設計期間の短縮を強調していた。今後の進化の道筋として、2005年は次世代ガスタービンの時代となり、CO₂ 抑制技術が鍵であると述べていた。

次に、Paul Grall (President & Chief Executive Officer, MTU Maintenance Hannover) が“Aeroengine Technology in Changing Market”と題して講演。MTU は、PW 4000 の低圧タービンを製作している現状を述べ、Customer の要求が変化し、推力の増加、低騒音化の競争など Green Tax 制に触れ、京都ゴールを考慮した排気ガスの規制、航空会社の運賃競争は、航空会社にとってかなりの打撃となっており、航空エンジンメーカーのターゲットは、Acquisition と Maintenance Cost であると述べ、結論として、(1)市場環境の変化、(2)低価格、但しこれは Low Technology を意味するものではない、(3)Customers の要求は、性能・信頼性・コストであると説明していた。

最後に、Wolfgang H. Demisch (Leading Financial Analyst) の講演では、国防予算減少に伴う Downsize で何が起きたかと言ったガスタービンの過去を振り返り、半導体 (rice of industry) 市場と対比しながら、半導体のコスト構成と比べ、ガスタービンの Productivity の増加が図れないのか。規制緩和は新たな展開の可能性があると説明していた。結論として、Profitability が鍵となるとのこと。ガスタービン製造者は、真に in Transition と述べ、基調講演を締めくくった。

原稿受付 2000年7月6日

*1 東京理科大学 工学部

〒162-8601 東京都新宿区神楽坂1-3

Userの要求が多様化し、ガスタービン産業の急速な構造変化を痛切に感じた。

最後にIGTIのテクニカルな運営の中心となる委員会に触れ、IGTI活動の一端を報告する。5月9日セッション終了後、Heat Transfer委員会が開催され、筆者は参加の機会を得た。M. Dann委員長ほか参加者は約50名、議題は、委員会で企画されたNational Heat Transfer会議などの報告。各種論文賞の報告。新委員の選挙。次年度以降のVangaurd Chairの募集、今回のNew Orleansでは、22から24のセッションを企画。途中、IGTI BoardよりDr. J. Shinnが来室し、1993年以降の会議における発表論文数の変遷やSingaporeの会議が赤字であり、IGTIの厳しい財政状況を説明し、今後、

Userや米国以外の会員の増強を要望していた。併せて、2002年Amsterdam、2003年Baltimore、2004年は未定で、2005年はTampaで開催するとの報告がなされた。その後、市庁舎地下のKeller Hausに移り、恒例の懇親会となった。テーブルを囲みながら旧交を温め、雑談する。特に、地元の先生や委員長による歓迎の挨拶もなく、食事代の精算や解散もテーブル毎であり、セレモニーの雰囲気は全くない。このような委員会の運営は、本学会講演会の活性化に大変参考になると思われる。

1988年以来、欧州での会議に6回出席し、過去の会議と比較すると、会議に熱気のようなものが感じられなくなったのは筆者の年齢のためかと思いつつ、ドイツを後にした。

2. 航空用ガスタービン

田中 昌典^{*1}

TANAKA Yoshinori

今年のカスタービン会議全体の講演数は昨年を大幅に上回ったようであるが、航空エンジン委員会主催のセッションについては今年は9セッション、43講演(共催含む)となり、昨年の12セッション、54講演(共催含む)に比べて減少している。

航空エンジン委員会主催のテクニカルセッションは、「航空エンジンのモデリング」、「機体とエンジンの統合」、「先進の航空エンジンの開発」、「航空用ガスタービンエンジンの地上試験」、「ジェットエンジンの歴史」、「推力偏向とコントロール」、そして「航空エンジンの安全」というタイトルでおこなわれた。このうち、「先進の航空エンジンの開発」、「ジェットエンジンの歴史」、「推力偏向とコントロール」はパネルセッションである。なお、サイクルイノベーション委員会が主催した「革新的ジェットエンジンのコンセプト」のセッションも内容はタイトルどおり航空エンジンを対象としており委員会の垣根があいまいになっている部分がある。

基調講演で軍用エンジンは従来までの伸びが今後はあまり期待できないとしていたが、今回の会議に関して言えば軍用エンジンに注目が集まっていた。民間航空用エンジンに関するセッションと言えるのはNASAが2件発表した「航空エンジンの安全」のセッションだけで、それ以外のセッションは軍用エンジンに関する発表がほとんどであった。

航空用ガスタービン関連のセッションは同時刻に重複して開催されたものもあり、ここでは筆者が出席した

セッションについてのみ紹介する。

「機体とエンジンの統合」では、米国とドイツの超音速機プロジェクトの概要が紹介された。米国のNASAのSSTプロジェクトは日本のHYPRプロジェクトを意識しているそうであるが、コスト面の理由からボーイング社の判断により機体開発を断念し、要素(燃焼器、ノズル、インレット)のスケールモデルのデモや材料試験の実施にとどまっている(GT-12)。

また、新しい技術としてエンジン抽気をノズルスロット部と出口部に吹き出すことで推力偏向するフルードティックノズルの解析および試験結果の発表があった(GT-13)。他にはターボプロップエンジンの搭載に関連する発表が3件あった。

「先進の航空エンジンの開発」のセッションは立ち見が出るほどで聴講したセッションの中では最も熱気が感じられたセッションであった。同クラスで競合するエンジンの開発計画を順に組み合わせて発表するという趣向である。米国の戦闘機用エンジンのプラット&ホイットニーのF100シリーズとGEのF110シリーズのそれぞれ派生型の開発となるF100-PW-232とF110-GE-132、同じ欧州内で戦闘機用エンジンとして新規開発のM88-2(仏)とEJ200(英、独、伊、西)、米国のJSF(Joint Strike Fighter)用エンジンでプラット&ホイットニーのF119とGEのF120といった組み合わせになっていた。唯一対抗機種の存在がなかったのがGEの海軍向けのF404/F414の開発計画だけであった。発表者はチーフエンジニアやチーフデザイナーといったエンジン全体のことを最も良く知っている立場の人であるが、今回は商売抜き、協力が必要と言いつつも、できるだけ手の内

原稿受付 2000年7月3日

*1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部 防衛システム事業部
〒188-8555 東京都田無市向台町3-5-1

Userの要求が多様化し、ガスタービン産業の急速な構造変化を痛切に感じた。

最後にIGTIのテクニカルな運営の中心となる委員会に触れ、IGTI活動の一端を報告する。5月9日セッション終了後、Heat Transfer委員会が開催され、筆者は参加の機会を得た。M. Dann委員長ほか参加者は約50名、議題は、委員会で企画されたNational Heat Transfer会議などの報告。各種論文賞の報告。新委員の選挙。次年度以降のVangaurd Chairの募集、今回のNew Orleansでは、22から24のセッションを企画。途中、IGTI BoardよりDr. J. Shinnが来室し、1993年以降の会議における発表論文数の変遷やSingaporeの会議が赤字であり、IGTIの厳しい財政状況を説明し、今後、

Userや米国以外の会員の増強を要望していた。併せて、2002年Amsterdam、2003年Baltimore、2004年は未定で、2005年はTampaで開催するとの報告がなされた。その後、市庁舎地下のKeller Hausに移り、恒例の懇親会となった。テーブルを囲みながら旧交を温め、雑談する。特に、地元の先生や委員長による歓迎の挨拶もなく、食事代の精算や解散もテーブル毎であり、セレモニーの雰囲気は全くない。このような委員会の運営は、本学会講演会の活性化に大変参考になると思われる。

1988年以来、欧州での会議に6回出席し、過去の会議と比較すると、会議に熱気のようなものが感じられなくなったのは筆者の年齢のためかと思いつつ、ドイツを後にした。

2. 航空用ガスタービン

田中 昌典^{*1}

TANAKA Yoshinori

今年のカスタービン会議全体の講演数は昨年を大幅に上回ったようであるが、航空エンジン委員会主催のセッションについては今年は9セッション、43講演(共催含む)となり、昨年の12セッション、54講演(共催含む)に比べて減少している。

航空エンジン委員会主催のテクニカルセッションは、「航空エンジンのモデリング」、「機体とエンジンの統合」、「先進の航空エンジンの開発」、「航空用ガスタービンエンジンの地上試験」、「ジェットエンジンの歴史」、「推力偏向とコントロール」、そして「航空エンジンの安全」というタイトルでおこなわれた。このうち、「先進の航空エンジンの開発」、「ジェットエンジンの歴史」、「推力偏向とコントロール」はパネルセッションである。なお、サイクルイノベーション委員会が主催した「革新的ジェットエンジンのコンセプト」のセッションも内容はタイトルどおり航空エンジンを対象としており委員会の垣根があいまいになっている部分がある。

基調講演で軍用エンジンは従来までの伸びが今後はあまり期待できないとしていたが、今回の会議に関して言えば軍用エンジンに注目が集まっていた。民間航空用エンジンに関するセッションと言えるのはNASAが2件発表した「航空エンジンの安全」のセッションだけで、それ以外のセッションは軍用エンジンに関する発表がほとんどであった。

航空用ガスタービン関連のセッションは同時刻に重複して開催されたものもあり、ここでは筆者が出席した

セッションについてのみ紹介する。

「機体とエンジンの統合」では、米国とドイツの超音速機プロジェクトの概要が紹介された。米国のNASAのSSTプロジェクトは日本のHYPRプロジェクトを意識しているそうであるが、コスト面の理由からボーイング社の判断により機体開発を断念し、要素(燃焼器、ノズル、インレット)のスケールモデルのデモや材料試験の実施にとどまっている(GT-12)。

また、新しい技術としてエンジン抽気をノズルスロット部と出口部に吹き出すことで推力偏向するフルードティックノズルの解析および試験結果の発表があった(GT-13)。他にはターボプロップエンジンの搭載に関連する発表が3件あった。

「先進の航空エンジンの開発」のセッションは立ち見が出るほどで聴講したセッションの中では最も熱気が感じられたセッションであった。同クラスで競合するエンジンの開発計画を順に組み合わせて発表するという趣向である。米国の戦闘機用エンジンのプラット&ホイットニーのF100シリーズとGEのF110シリーズのそれぞれ派生型の開発となるF100-PW-232とF110-GE-132、同じ欧州内で戦闘機用エンジンとして新規開発のM88-2(仏)とEJ200(英、独、伊、西)、米国のJSF(Joint Strike Fighter)用エンジンでプラット&ホイットニーのF119とGEのF120といった組み合わせになっていた。唯一対抗機種の存在がなかったのがGEの海軍向けのF404/F414の開発計画だけであった。発表者はチーフエンジニアやチーフデザイナーといったエンジン全体のことを最も良く知っている立場の人であるが、今回は商売抜き、協力が必要と言いつつも、できるだけ手の内

原稿受付 2000年7月3日

*1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部 防衛システム事業部
〒188-8555 東京都田無市向台町3-5-1

を見せないようにしながら競合相手のエンジンより優れていることをアピールするのに苦心している様子であった。

「ジェットエンジンの歴史」ではまず、英国の軸流コンプレッサーの開発を担った RAYMOND HOWELL の偉業をたたえる講演 (GT-8) があった。

次いで米国での第 2 次世界大戦末期のジェットエンジンの開発の紹介 (GT-9) の他は、今年のカスタービン会議が欧州開催ということでドイツの小型ガスタービンメーカー (現在は独ロールスロイス傘下)、シーメンス、ABB といった欧州企業の歴史とガスタービン開発の系譜が紹介された。

第 2 次世界大戦末期のジェットエンジンの開発競争のなかで実は我社でもこんなものを開発していたという話題の提供がいくつかあった。総じて言えば、終戦の頃には各国で同様なプロジェクトが進行していてわずかな時間差で似通ったジェットエンジンができていたということである。日本でも同様にジェットエンジンの開発が行われていたことについても ABB の発表者がコメントしていた。

「推力偏向とコントロール」のパネルセッションでは、

米国の F 15, F 16 戦闘機に搭載した推力偏向ノズルの開発プログラム、欧州の EJ 200 エンジンの推力偏向ノズルの計画、独・米共同の X-31 という機体の 3D 推力偏向プログラムについてビデオ上映も交えながらの紹介があった。2D ノズルより軸対称ノズルが有利と判断してか開発の方向は軸対称ノズルに向かっているようである。また、セッションの最後には推力偏向自体が本当に必要か? という疑問が問いかけていたが、本来の目的である機動性だけでなく通常の飛行での燃料消費の削減、推力増加、安全性などにも寄与するメリットもあることをパネラーが強調していた。

最後に、「航空エンジンの安全」は NASA の民間航空機の安全に関する調査報告のセッションと言える。1997 年に NASA の報告を受けて米国大統領は NASA AVIATION SAFETY PROGRAM の目標として航空機の事故率を 2007 年までに 1/5, 2022 年までに 1/10 にすると宣言している。この対策として航空用エンジンに関しては、官民で ULTRA SAFE PROPULSION PROJECT を立ち上げている (GT-660)。また、事故要因分析に用いているフィンガープリント解析, DNA 解析という手法の紹介とその分析結果も発表された (GT-659)。

3. 産業用ガスタービン

末永 潔*¹
SUENAGA Kiyoshi

発表セッション・論文数を分類して表 1 に示す。セッション数は 29, 論文数は 106 件となっている。前年 (米国開催 18 セッション 59 論文) と比較してセッション・論文数ともに倍増している。

表 1 発表セッション・論文数 (表中() 内)

	Technical Congress		Users Symposium
	Paper Session	Panel Session	
Electric Utilities & Cogeneration	6(25)	—	1(5)
Industrial & Cogeneration	5(20)	2(10)	1(6)
Cycle Innovation	5(27)	—	—
Marine	4(17)	1(8)	—
Pipelines & Applications	4(17)	—	—

まず、事業用発電およびコジェネレーションについては、米国および世界市場へ投入される次世代ガスタービンの展望について、技術開発・運転状況およびガスタービン発電設備に対する将来像の観点から、Siemens & Westinghouse (S&W), Pratt & Whitney (P&W), ABB Alstom Power (ABB), General Electric (GE), 三菱

重工業 (発表順) の各メーカーのパネルディスカッションによる報告があった。

米国メーカーからは主に DOE プロジェクトである ATS (Advanced Turbine System) に関して報告が行われた。

GE は H 型と低 NO_x 燃焼器の開発状況について報告し、低 NO_x 燃焼器では触媒を利用した研究開発の報告があった。

P&W は NGGT (Next Generation Gas Turbine) の開発状況として中間冷却を採用したガスタービン ICAD (Inter Cooled Aero Deviation) システム, セラミック (SiN) 製静翼等についての報告を行い、高性能でかつ急速起動可能なガスタービンの開発状況を示した。NGGT はガスタービン性能の 15% 向上・Emission の低減・メンテナンスコスト 15% 低減等を目標に開発を進めている。

また、S&W からは ATS の開発状況と NGGT への展開、ABB から既存ガスタービンの開発状況等について報告があった。

最後に三菱重工業から 501 H 型ガスタービンの世界ではじめて実機に蒸気冷却を行った実負荷運転後のタービ

原稿受付 2000 年 7 月 3 日

* 1 三菱重工業(株) 高砂研究所 ターボ機械推進室
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

を見せないようにしながら競合相手のエンジンより優れていることをアピールするのに苦心している様子であった。

「ジェットエンジンの歴史」ではまず、英国の軸流コンプレッサーの開発を担った RAYMOND HOWELL の偉業をたたえる講演 (GT-8) があった。

次いで米国での第 2 次世界大戦末期のジェットエンジンの開発の紹介 (GT-9) の他は、今年のカスタービン会議が欧州開催ということでドイツの小型ガスタービンメーカー (現在は独ロールスロイス傘下)、シーメンス、ABB といった欧州企業の歴史とガスタービン開発の系譜が紹介された。

第 2 次世界大戦末期のジェットエンジンの開発競争のなかで実は我社でもこんなものを開発していたという話題の提供がいくつかあった。総じて言えば、終戦の頃には各国で同様なプロジェクトが進行していてわずかな時間差で似通ったジェットエンジンができていたということである。日本でも同様にジェットエンジンの開発が行われていたことについても ABB の発表者がコメントしていた。

「推力偏向とコントロール」のパネルセッションでは、

米国の F 15, F 16 戦闘機に搭載した推力偏向ノズルの開発プログラム、欧州の EJ 200 エンジンの推力偏向ノズルの計画、独・米共同の X-31 という機体の 3D 推力偏向プログラムについてビデオ上映も交えながらの紹介があった。2D ノズルより軸対称ノズルが有利と判断してか開発の方向は軸対称ノズルに向かっているようである。また、セッションの最後には推力偏向自体が本当に必要か? という疑問が問いかけていたが、本来の目的である機動性だけでなく通常の飛行での燃料消費の削減、推力増加、安全性などにも寄与するメリットもあることをパネラーが強調していた。

最後に、「航空エンジンの安全」は NASA の民間航空機の安全に関する調査報告のセッションと言える。1997 年に NASA の報告を受けて米国大統領は NASA AVIATION SAFETY PROGRAM の目標として航空機の事故率を 2007 年までに 1/5, 2022 年までに 1/10 にすると宣言している。この対策として航空用エンジンに関しては、官民で ULTRA SAFE PROPULSION PROJECT を立ち上げている (GT-660)。また、事故要因分析に用いているフィンガープリント解析, DNA 解析という手法の紹介とその分析結果も発表された (GT-659)。

3. 産業用ガスタービン

末永 潔*¹
SUENAGA Kiyoshi

発表セッション・論文数を分類して表 1 に示す。セッション数は 29, 論文数は 106 件となっている。前年 (米国開催 18 セッション 59 論文) と比較してセッション・論文数ともに倍増している。

表 1 発表セッション・論文数 (表中() 内)

	Technical Congress		Users Symposium
	Paper Session	Panel Session	
Electric Utilities & Cogeneration	6(25)	—	1(5)
Industrial & Cogeneration	5(20)	2(10)	1(6)
Cycle Innovation	5(27)	—	—
Marine	4(17)	1(8)	—
Pipelines & Applications	4(17)	—	—

まず、事業用発電およびコジェネレーションについては、米国および世界市場へ投入される次世代ガスタービンの展望について、技術開発・運転状況およびガスタービン発電設備に対する将来像の観点から、Siemens & Westinghouse (S&W), Pratt & Whitney (P&W), ABB Alstom Power (ABB), General Electric (GE), 三菱

重工業 (発表順) の各メーカーのパネルディスカッションによる報告があった。

米国メーカーからは主に DOE プロジェクトである ATS (Advanced Turbine System) に関して報告が行われた。

GE は H 型と低 NO_x 燃焼器の開発状況について報告し、低 NO_x 燃焼器では触媒を利用した研究開発の報告があった。

P&W は NGGT (Next Generation Gas Turbine) の開発状況として中間冷却を採用したガスタービン ICAD (Inter Cooled Aero Deviation) システム, セラミックス (SiN) 製静翼等についての報告を行い、高性能でかつ急速起動可能なガスタービンの開発状況を示した。NGGT はガスタービン性能の 15% 向上・Emission の低減・メンテナンスコスト 15% 低減等を目標に開発を進めている。

また、S&W からは ATS の開発状況と NGGT への展開、ABB から既存ガスタービンの開発状況等について報告があった。

最後に三菱重工業から 501 H 型ガスタービンの世界ではじめて実機に蒸気冷却を行った実負荷運転後のタービ

原稿受付 2000 年 7 月 3 日

* 1 三菱重工業(株) 高砂研究所 ターボ機械推進室
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

ン各パーツの点検結果および全負荷運転（タービン入口温度 1500℃）を実施する運転計画、今後のガスタービン開発に関する展望の報告があった。

いずれのメーカーも回収式蒸気冷却システムの開発または現有システムの高性能化によりコンバインドシステムの高効率（60% LHV 目標）化をめざし、また、触媒システムの採用などにより 10 ppm 以下を目標とした低 NO_x 燃焼器の開発を進めている。さらに、将来的には ATS で開発した技術および新技術の適用により更なる効率向上を目指している。

また、他のセッションにて DOE から次世代ガスタービンの開発に関する報告が行われた（GT-176）。主な報告内容は ATS の進捗状況および Vision 21 の概要であった。

アップレーティング・性能向上については、ABB から既存機種 GT 11 D・N、GT 13 D について燃焼器・タービン・圧縮機の改良によるアップレートの例が報告された（GT-181, 306）。高温ガスタービン開発による技術向上成果の既納機への適用例を示し、効率で約 1% の向上を図っている。また、S&W から新機種開発で得られた成果の既存機種の高温部品への適用による長寿命化が報告された（GT-178）。さらに、GE 製 LM 5000 から LM 6000 への換装例（GT-190, パネル）、GE 7 EA へのブラッシュシールの適用（GT-558）、既存プラントの吸気冷却を行う余剰電力による氷蓄熱を利用したシステム（GT-304）やフォグシステム（GT-305, 307, 308）が報告されている。今後、マーケットとしてこのような性能向上策の展開がさらに広がっていくことが予想される。

ピーク対応として CAES（Compressed Air Energy Storage）システムの状況（GT-595）や要素開発状況（GT-182）の報告があった。

また、効率向上を目指したサイクルとして燃料電池をトッピングに設けたサイクルの報告があった（GT-174, 175, 318）。燃料電池とマイクロガスタービンの組み合わせではサイクル効率は 60% 程度であるが、廃熱利用により効率 80%（LHV）まで向上可能と予想して

いる。DOE Vision 21 で取り上げられていることから今後有望なシステムと考えられる。

環境対策に関連して“Low CO₂ Emissions”としてセッションが開催され、媒体としてヘリウムを用いた HTGR（High Temperature Gas Cooled Reactor）-GT サイクル（GT-159）、主流に CO₂ を混合し一部を液化または高圧で排出、ガスタービンでは空気から分離した O₂ による燃焼を行い、CO₂ 排出を抑制するシステム（GT-160～164）について報告が行われた。1300℃ クラスでサイクル性能 50%（LHV）程度となっている。今後も CO₂ 排出の抑制は続くと考えられることから有望なシステムの一つと考えられる。

システム解析においては IGCC 解析システム（GT-170）が報告された。また、ガスタービンの形態（シンプルサイクル・蒸気噴射・HAT（Humid Air Turbine）サイクル）および冷却媒体が空気、蒸気および湿り空気の場合について評価コードによる比較を行い、回収式蒸気冷却と湿り空気を用いた HAT サイクルで性能改善が期待できることが示された（GT-169）。

船用エンジンでは、LM 2500 に関する報告が 6 件行われ、実機運用における改良等について報告が行われた（GT-328, 329, 600, 601, 606, 667）。また、運用における最適システムの検証が報告された（GT-324, 325, 327）。

パイプラインについては、GE から性能向上を図った新機種（PGT 5 B/2）・改良（MS 3002）の報告があった（GT-344, 561）。LM 1600 の部分負荷での NO_x を CFD 予測および計測した結果について報告があり、NO_x についてはほぼ予測と一致したが、CO と UHC についてはガスタービン内の高温領域での反応があるため計測とは一致していない（GT-350）。パイプライン用ガスタービンの環境対策については、騒音（GT-349, 656）、CO₂ の排出抑制（GT-348）などが報告されている。パイプライン用ガスタービンについてもその補修技術が紹介がされ、実機運用されたタービン翼とその補修状況について示された（GT-609）。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

亀田 常治^{*1}

KAMEDA Tsuneji

「Vehicular & Small Turbomachines」、および「Ceramics」Committee が主催したセッション、また「Manufacturing Materials & Metallurgy」と「Ceramics」Com-

mittee が共同で主催したセッションは合計 11、発表論文数は 43 件であった。国別の内訳は、米国からの発表が 26 件、ついでドイツから 6 件、日本から 5 件、英国から 2 件、その他フランス、カナダ、ブラジル、ロシアから各 1 件であった。開催地（ミュンヘン）の利も生かし、ドイツからの発表が多いことが目立つ。日本からの

原稿受付 2000 年 7 月 19 日

* 1 ㈱東芝 電力・産業システム技術開発センター
〒230-0045 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2-4

ン各パーツの点検結果および全負荷運転（タービン入口温度 1500℃）を実施する運転計画、今後のガスタービン開発に関する展望の報告があった。

いずれのメーカーも回収式蒸気冷却システムの開発または現有システムの高性能化によりコンバインドシステムの高効率（60% LHV 目標）化をめざし、また、触媒システムの採用などにより 10 ppm 以下を目標とした低 NO_x 燃焼器の開発を進めている。さらに、将来的には ATS で開発した技術および新技術の適用により更なる効率向上を目指している。

また、他のセッションにて DOE から次世代ガスタービンの開発に関する報告が行われた（GT-176）。主な報告内容は ATS の進捗状況および Vision 21 の概要であった。

アップレーティング・性能向上については、ABB から既存機種 GT 11 D・N、GT 13 D について燃焼器・タービン・圧縮機の改良によるアップレートの例が報告された（GT-181, 306）。高温ガスタービン開発による技術向上成果の既納機への適用例を示し、効率で約 1% の向上を図っている。また、S&W から新機種開発で得られた成果の既存機種の高温部品への適用による長寿命化が報告された（GT-178）。さらに、GE 製 LM 5000 から LM 6000 への換装例（GT-190, パネル）、GE 7 EA へのブラッシュシールの適用（GT-558）、既存プラントの吸気冷却を行う余剰電力による氷蓄熱を利用したシステム（GT-304）やフォグシステム（GT-305, 307, 308）が報告されている。今後、マーケットとしてこのような性能向上策の展開がさらに広がっていくことが予想される。

ピーク対応として CAES（Compressed Air Energy Storage）システムの状況（GT-595）や要素開発状況（GT-182）の報告があった。

また、効率向上を目指したサイクルとして燃料電池をトッピングに設けたサイクルの報告があった（GT-174, 175, 318）。燃料電池とマイクロガスタービンの組み合わせではサイクル効率は 60% 程度であるが、廃熱利用により効率 80%（LHV）まで向上可能と予想して

いる。DOE Vision 21 で取り上げられていることから今後有望なシステムと考えられる。

環境対策に関連して“Low CO₂ Emissions”としてセッションが開催され、媒体としてヘリウムを用いた HTGR（High Temperature Gas Cooled Reactor）-GT サイクル（GT-159）、主流に CO₂ を混合し一部を液化または高圧で排出、ガスタービンでは空気から分離した O₂ による燃焼を行い、CO₂ 排出を抑制するシステム（GT-160～164）について報告が行われた。1300℃ クラスでサイクル性能 50%（LHV）程度となっている。今後も CO₂ 排出の抑制は続くと考えられることから有望なシステムの一つと考えられる。

システム解析においては IGCC 解析システム（GT-170）が報告された。また、ガスタービンの形態（シンプルサイクル・蒸気噴射・HAT（Humid Air Turbine）サイクル）および冷却媒体が空気、蒸気および湿り空気の場合について評価コードによる比較を行い、回収式蒸気冷却と湿り空気を用いた HAT サイクルで性能改善が期待できることが示された（GT-169）。

船用エンジンでは、LM 2500 に関する報告が 6 件行われ、実機運用における改良等について報告が行われた（GT-328, 329, 600, 601, 606, 667）。また、運用における最適システムの検証が報告された（GT-324, 325, 327）。

パイプラインについては、GE から性能向上を図った新機種（PGT 5 B/2）・改良（MS 3002）の報告があった（GT-344, 561）。LM 1600 の部分負荷での NO_x を CFD 予測および計測した結果について報告があり、NO_x についてはほぼ予測と一致したが、CO と UHC については一致していない（GT-350）。パイプライン用ガスタービンの環境対策については、騒音（GT-349, 656）、CO₂ の排出抑制（GT-348）などが報告されている。パイプライン用ガスタービンについてもその補修技術が紹介がされ、実機運用されたタービン翼とその補修状況について示された（GT-609）。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

亀田 常治^{*1}

KAMEDA Tsuneji

「Vehicular & Small Turbomachines」、および「Ceramics」Committee が主催したセッション、また「Manufacturing Materials & Metallurgy」と「Ceramics」Com-

mittee が共同で主催したセッションは合計 11、発表論文数は 43 件であった。国別の内訳は、米国からの発表が 26 件、ついでドイツから 6 件、日本から 5 件、英国から 2 件、その他フランス、カナダ、ブラジル、ロシアから各 1 件であった。開催地（ミュンヘン）の利も生かし、ドイツからの発表が多いことが目立つ。日本からの

原稿受付 2000 年 7 月 19 日

* 1 ㈱東芝 電力・産業システム技術開発センター
〒230-0045 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2-4

発表は、セラミックガスタービン (CGT) に関する国プロがちょうど節目を迎えていることもあるが、米国の活発な動きと比較すると、やや低調な印象を受けた。表 1 にセッションの名称を示す。これらについて実際に聴講することができたのはその一部であるが、以下に概要とともに感じた点を述べる。

小型ガスタービン

Ceramic Small Engine Technologies のセッションで、セラミックガスタービン (CGT) に関して 5 件の論文が発表された。

日本から発表されたのは、1988—1998 年度にニューサンシャイン計画のもと実施された 300 kW 級 CGT 開発についての成果である (GT-531, 644)。CGT 302 の開発では、1200℃ において合計 2000 時間以上の運転実績を残したこと、また TIT 1350℃、熱効率 42.1%、NOx エミッション 31.7 ppm を達成したことが報告された。

米国からは、DOE の CTEDP (Ceramic Turbine Engine Demonstration Project) の開発状況、窒化ケイ素部品に関する技術開発状況が発表された (GT-532, 533)。CTEDP のミッションは CGT 部品技術を商用に導くことで、セラミックス特有の部品設計法が開発されている。第 1 段セラミック動静翼のフィールド試験では、6800 時間が運転され、さらに試験が継続されている。また、商用化に必須となるセラミック部品のコスト低減を目的とした造形プロセス開発に注力がなされている。ドイツから発表された (GT-534) セラミックローター／金属シャフトの接合技術も、低コスト化を意識したものであった。

日本のプロジェクトが比較的高い燃焼ガス温度を設定し、高い効率達成を目標としているのに対し、米国では必ずしも高い燃焼ガス温度にこだわらず、セラミック部品の実用・商用化を最優先課題としており、取り組み方に明確な違いが感じられた。

セラミックス

Stationary Ceramic Gas Turbines のセッションで、米国 CSGT (Ceramic Stationary Gas Turbine Development Program) の状況が Solar から報告された (GT-75, 76)。6 機の Centaur 50 S エンジンで、合計 14,000 時間のフィールド運転の実績が蓄積され、今後注力すべき分野について議論がなされている。

日本からは、300 kW 級 CGT 開発の成果を受けて開

表 1 小型ガスタービンおよびセラミックス分野のセッション

COMMITTEE : Vehicular & Small Turbomachines	
M-04	Microturbine Operational Experience
T-23	Small Turbomachinery Technologies
T-46	Small Turbine Experience
COMMITTEE : Ceramics	
M-06	Life Limiting Properties of Ceramics
T-09	Ceramic Composites I
T-30	Ceramic Composites II
W-29	Life Prediction Methods for Ceramics
TH-06	Stationary Ceramic Gas Turbines
COMMITTEE : Vehicular & Small Turbomachines / Ceramics	
W-23	Ceramic Small Engine Technologies
COMMITTEE : Ceramics / Manufacturing Materials & Metallurgy	
M-07	Thermal Barrier Coatings
M-08	PVD Thermal Barrier Coatings

始された 8000 kW 級金属／セラミックハイブリッドガスタービンの開発プロジェクトの計画概要が報告された (GT-655)。燃焼器ライナー、第 1 段静翼等の静止部品にセラミックスを適用して 4000 時間の長時間運転を行い、商用に耐えうるシステムであるかの検証に目標が設定されている。

またその他にも、窒化ケイ素製第 1 段静翼等の適用検討結果が報告された (GT-73, 74, 662)。

こうしたセラミック部品を高温燃焼ガス流中で長時間使用した試験結果から、セラミックスの腐食・減肉の問題がクローズアップされている。さらに水蒸気存在によってこの腐食・減肉が加速される現象も報告されている (GT-661, 664)。今後商用化に向けて、耐食性改良の課題を克服する、耐環境性コーティング (EBC) 技術の開発の必要性が一層増してくるものと考えられる。

セラミックス基長繊維複合材料についても、耐環境性の観点から候補材料が絞り込まれてきており (GT-67, 68, 638)、部品への適用検討 (GT-67, 71, 72, 638, 648, 670)、EBC 開発 (GT-631) 等において着実な進捗が認められる。

さらに、「Manufacturing Materials & Metallurgy」Committee と共同で遮熱コーティング (TBC) のセッションが開催され、3 件の論文 (GT-77, 579, 580) が報告された。高信頼性の TBC 開発、および寿命評価技術の開発に対する、最近の関心の高さを反映した新しい動きととらえられる。

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

今成 邦之^{*1}

IMANARI Kuniyuki

西暦2000年という記念すべき年であることを受け、「新しい千年に向けてのターボ機械設計」という名のセッションが2つ新設され、10件の発表があった。従来からあるファンおよび圧縮機空力、タービン空力のセッションは、それぞれ5つずつあり、総計で51件の発表があった。これは、昨年に比べると50%以上の増加である。

ターボ機械設計のセッションでは、3次元粘性解析を用いたインバース設計法と最適化設計の発表が目をつけた。逆解法(GT-525, 526)に関しては、ともに従来設計法に比べて非常に短い期間で設計が可能になるため、産業界の注目を浴びていた。最適化設計については、ベースとなる翼形状から出発し、線型解析を用いて2次流れエネルギーを最小化することによりタービン圧損を低減した事例(GT-523)、軸対称流解析コードを各種最適化アルゴリズムと組み合わせて用い、作動効率を最大化する多段タービン流路を求めた事例(GT-521)が発表されていた。

ファンおよび圧縮機関係では、数値解析を用いた3次元翼設計技術を実機エンジンの低圧圧縮機入口案内翼に適用し、設計点外性能の改善に成功したもの(GT-491)、現実の世界では頻繁に起っていると考えられる周方向に非均一な翼端隙間分布が流れ場に及ぼす影響を解析的に調べたもの(GT-416)、レーザー2焦点計測により、遷音速圧縮機の入口案内翼後流と1段動翼衝撃波との干渉を詳細計測したもの(GT-497)の発表があった。特に、入口案内翼後流と動翼衝撃波の干渉計測では、後流が衝撃波を通過することで後流深さが増大すること、

Adamczykの定義に基いた相関を取ると、純粋な時間変動相関の項の大きさが空間的相関項と同程度の大きさになることが明らかにされ、興味深かった。また、サージ・旋回失速関係では、発生機構が異なるとされる波長の長いストールセルと波長の短いストールセルの両構造について、詳細計測結果により比較議論したもの(GT-425)、動翼翼端部前方からの空気注入によるサージ余裕増加機構を実験と数値解析の両面から明らかにしたもの(GT-650)が発表された。

タービン関係では、まず、低圧タービンの低レイノルズ数作動域における周期的流入後流による圧損低減の研究が、依然盛んであることが目に付いた。入口乱れとソリディティが境界層遷移に与える影響を調べたもの(GT-273)、入口流れ角、入口乱れ、マッハ数が性能に及ぼす影響を調べたもの(GT-269)、これらの知識を前提として、翼面マッハ数分布を注意深く制御することにより、圧損を従来レベルに維持したまま空力負荷を15%増加するのに成功した事例(GT-261)の発表があった。2次流れおよび翼端隙間流れの関係では、タービン前縁部のフィレットR形状が性能に及ぼす影響を実験と数値解析の両面から調査し、負圧面側馬蹄渦強さの制御により、最大で50%もの2次流れ圧損低減に成功したもの(GT-473)、ウイングレットを動翼翼端部に装着することにより、通常形態に比べて翼端隙間流れ圧損を大幅に低減できる可能性があることを指摘したもの(GT-668)、動翼とケーシングとの相対的な運動が翼端隙間流れに及ぼす影響を数値解析により詳細に調べたもの(GT-516)などの発表があった。その他としては、タービンノズル出口ハブ部からの2次空気漏れが、後方の動翼、ノズルの主流部性能に及ぼす影響を、実験、数値解析の両面から調査した結果(GT-651)の報告があった。

原稿受付 2000年6月29日

*1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部 要素技術部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

5.2 遠心関係

速水 洋^{*1}

HAYAMI Hiroshi

遠心ターボ機械はデフューザとボリュートの空力性

原稿受付 2000年7月7日

*1 九州大学 機能物質科学研究所
〒816-8580 福岡県春日市春日公園6-1

能、段・要素内流れ、試験・設計、羽根車の空力性能の4セッションで、論文数は19編(内キャンセル2編、代理4編)であった。さらに、非定常流れ関連で4編あった。日程的に無理がなく、出席者は比較的多く、議論は

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

今成 邦之^{*1}

IMANARI Kuniyuki

西暦2000年という記念すべき年であることを受け、「新しい千年に向けてのターボ機械設計」という名のセッションが2つ新設され、10件の発表があった。従来からあるファンおよび圧縮機空力、タービン空力のセッションは、それぞれ5つずつあり、総計で51件の発表があった。これは、昨年に比べると50%以上の増加である。

ターボ機械設計のセッションでは、3次元粘性解析を用いたインバース設計法と最適化設計の発表が目をつけた。逆解法(GT-525, 526)に関しては、ともに従来設計法に比べて非常に短い期間で設計が可能になるため、産業界の注目を浴びていた。最適化設計については、ベースとなる翼形状から出発し、線型解析を用いて2次流れエネルギーを最小化することによりタービン圧損を低減した事例(GT-523)、軸対称流解析コードを各種最適化アルゴリズムと組み合わせて用い、作動効率を最大化する多段タービン流路を求めた事例(GT-521)が発表されていた。

ファンおよび圧縮機関係では、数値解析を用いた3次元翼設計技術を実機エンジンの低圧圧縮機入口案内翼に適用し、設計点外性能の改善に成功したもの(GT-491)、現実の世界では頻繁に起っていると考えられる周方向に非均一な翼端隙間分布が流れ場に及ぼす影響を解析的に調べたもの(GT-416)、レーザー2焦点計測により、遷音速圧縮機の入口案内翼後流と1段動翼衝撃波との干渉を詳細計測したもの(GT-497)の発表があった。特に、入口案内翼後流と動翼衝撃波の干渉計測では、後流が衝撃波を通過することで後流深さが増大すること、

Adamczykの定義に基いた相関を取ると、純粋な時間変動相関の項の大きさが空間的相関項と同程度の大きさになることが明らかにされ、興味深かった。また、サージ・旋回失速関係では、発生機構が異なるとされる波長の長いストールセルと波長の短いストールセルの両構造について、詳細計測結果により比較議論したもの(GT-425)、動翼翼端部前方からの空気注入によるサージ余裕増加機構を実験と数値解析の両面から明らかにしたもの(GT-650)が発表された。

タービン関係では、まず、低圧タービンの低レイノルズ数作動域における周期的流入後流による圧損低減の研究が、依然盛んであることが目に付いた。入口乱れとソリディティが境界層遷移に与える影響を調べたもの(GT-273)、入口流れ角、入口乱れ、マッハ数が性能に及ぼす影響を調べたもの(GT-269)、これらの知識を前提として、翼面マッハ数分布を注意深く制御することにより、圧損を従来レベルに維持したまま空力負荷を15%増加するのに成功した事例(GT-261)の発表があった。2次流れおよび翼端隙間流れの関係では、タービン前縁部のフィレットR形状が性能に及ぼす影響を実験と数値解析の両面から調査し、負圧面側馬蹄渦強さの制御により、最大で50%もの2次流れ圧損低減に成功したもの(GT-473)、ウイングレットを動翼翼端部に装着することにより、通常形態に比べて翼端隙間流れ圧損を大幅に低減できる可能性があることを指摘したもの(GT-668)、動翼とケーシングとの相対的な運動が翼端隙間流れに及ぼす影響を数値解析により詳細に調べたもの(GT-516)などの発表があった。その他としては、タービンノズル出口ハブ部からの2次空気漏れが、後方の動翼、ノズルの主流部性能に及ぼす影響を、実験、数値解析の両面から調査した結果(GT-651)の報告があった。

原稿受付 2000年6月29日

*1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部 要素技術部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

5.2 遠心関係

速水 洋^{*1}

HAYAMI Hiroshi

遠心ターボ機械はデフューザとボリュートの空力性

原稿受付 2000年7月7日

*1 九州大学 機能物質科学研究所
〒816-8580 福岡県春日市春日公園6-1

能、段・要素内流れ、試験・設計、羽根車の空力性能の4セッションで、論文数は19編(内キャンセル2編、代理4編)であった。さらに、非定常流れ関連で4編あった。日程的に無理がなく、出席者は比較的多く、議論は

全般に活発であった。

圧縮機関連が 15 編、ブロワー関連が 3 編、タービン関連が 3 編である。圧縮機・ブロワーの要素別では、羽根車関連が 3 編、ポリユート関連が 3 編（内 1 編は入口側）、ディフューザ関連では、羽根なしが 5 編、翼付きが 8 編であった。CFD（逆問題 2 編を含む）と EFD の割合はおおよそ半々で、CFD の半分以上は実験結果と比較していた。

翼付きディフューザでは羽根車出口流れとの干渉による非定常流動が注目されている。チャネルディフューザ内の変動圧力の詳細計測（GT-451）に加えて、羽根車・ディフューザ全体の数値計算（GT-426）、さらには Krain データとの詳細な比較（GT-460）、また、羽根車と翼列前縁との半径方向間隔の影響（GT-428, 462）が報告された。計算の範囲では、翼列が下流にある程効率が向上する結果を得ている。小弦節比円形翼列ディフューザを付けた遷音速遠心圧縮機について、インデューサ反り角を緩やかにすれば運転範囲が大幅に改善され、その羽根車とディフューザ入口絞りを組み合わせることで運転範囲の拡大はわずかであるが効率が改善されることが示された（GT-465）。

羽根なしディフューザでの旋回失速は克服すべき課題のひとつである。DNS 解析による失速現象のシミュレーションが試みられている（GT-452）。一方、半導体の L 2 F と圧力センサを駆使して遠心プロアー羽根なしディフューザ内の失速初生特性が詳細に調べられている（GT-467）。さらに、同グループは、ディフューザのハブ側面の一部（環状部）を粗面にすれば失速が回避され、圧

力回復率を下げることなく運転範囲が大幅に拡大することを実験的に明らかにし、その理由を解析的に示しており、興味深い（GT-461）。別の興味ある試みとしては、最適設計法が提案されており（GT-453）、通路巾の半径方向分布は何とも奇妙な印象を受けるものの性能向上が確認されている。

ポリユートは周方向に非一様な圧力分布の原因となる。小弦節比円形翼列ディフューザを用いることによって非一様性が緩和されること（GT-454）、ポリユート断面形状の影響（GT-469）など、CFD と EFD 両面から報告された。一方、入口ポリユートの形状についての数値解析と設計概要（GT-464）、また、入口案内羽根による羽根車流入速度分布の影響（GT-427）が報告された。

羽根車に関しては、効率に及ぼす翼数の影響を考慮した設計手法（GT-455）、翼形状と子午面形状を同時に最適化する手法（GT-457）の提案がなされた。軸流圧縮機動翼の遠心羽根車版であるが、遷音速域への拡張はまだとのことであった。

ターボ冷凍機メーカーからの報告では、遷音速遠心圧縮機におけるディフューザあるいは羽根車性能評価における実在ガス物性の重要性が示された（GT-450）。サージ制御に関連して、圧縮機出口プレナムの上面に配置したはずみ球方式の提案があった（GT-429）。

ラジアルタービンに関しては、翼数や反動度の影響を考慮した設計法の提案（GT-456）、部分要素特性（GT-471）、斜流タービン上流下流の LDV による詳細計測結果（GT-470）が報告された。

5.3 非定常流れと数値流体力学

足原 浩介^{*1}

ASHIHARA Kosuke

ターボ機械の非定常流れに関するセッションは、コンプレッサー関係で 1 セッション 6 件、タービン関係で 3 セッション 16 件の発表が行われた。このなかの半数は、非定常流れの数値流体力学（Computational Fluid Dynamics 以下 CFD）に関する研究報告であった。

コンプレッサーの非定常流れの CFD の報告では、動静翼干渉問題に着目した研究発表が多かった。Koumoutso らは三次元非定常解析による遠心コンプレッサー段のインペラーとディフューザーの干渉問題の解析を行い、実験との比較の報告を行った（GT-460）。Sato らは遠心コンプレッサー段の三次元非定常解析を行い、

インペラーとディフューザーとの隙間の影響の予測を報告した（GT-462）。Kinoshita らは DNS（Direct Numerical Simulation）による遠心ベーンレスディフューザーの旋回失速の解析を行い、ディフューザー失速条件の予測を実験結果と合わせて報告した。その結果、ディフューザー内の内向き流れが出口に達した時、失速が開始するとしている（GT-452）。軸流コンプレッサーに関しては、Furukawa らが三次元非定常解析による動翼の翼端もれ渦のメカニズムの研究報告を行った（GT-666）。

タービンの非定常流れに関しては 3 セッション分もの報告があり、非常に活発な研究分野であるという印象を受けた。なかでも非定常解析結果と実験結果との比較に重点をおいた報告が多かった。Clark らはタービン段の動静翼干渉の三次元非定常解析において、解析領域の翼

原稿受付 2000 年 7 月 1 日

* 1 ㈱住原総合研究所 機械系技術研究室

〒251-8502 神奈川県藤沢市本藤沢 4-2-1

全般に活発であった。

圧縮機関連が 15 編, ブローア関連が 3 編, タービン関連が 3 編である。圧縮機・ブローアの要素別では, 羽根車関連が 3 編, ポリュート関連が 3 編 (内 1 編は入口側), ディフューザ関連では, 羽根なしが 5 編, 翼付きが 8 編であった。CFD (逆問題 2 編を含む) と EFD の割合はおおよそ半々で, CFD の半分以上は実験結果と比較していた。

翼付きディフューザでは羽根車出口流れとの干渉による非定常流動が注目されている。チャネルディフューザ内の変動圧力の詳細計測 (GT-451) に加えて, 羽根車・ディフューザ全体の数値計算 (GT-426), さらには Krain データとの詳細な比較 (GT-460), また, 羽根車と翼列前縁との半径方向間隔の影響 (GT-428, 462) が報告された。計算の範囲では, 翼列が下流にある程効率が向上する結果を得ている。小弦節比円形翼列ディフューザを付けた遷音速遠心圧縮機について, インデューサ反り角を緩やかにすれば運転範囲が大幅に改善され, その羽根車とディフューザ入口絞りを組み合わせることで運転範囲の拡大はわずかであるが効率が改善されることが示された (GT-465)。

羽根なしディフューザでの旋回失速は克服すべき課題のひとつである。DNS 解析による失速現象のシミュレーションが試みられている (GT-452)。一方, 半導体の L 2 F と圧力センサを駆使して遠心ブローア・羽根なしディフューザ内の失速初生特性が詳細に調べられている (GT-467)。さらに, 同グループは, ディフューザのハブ側面の一部 (環状部) を粗面にすれば失速が回避され, 圧

力回復率を下げることなく運転範囲が大幅に拡大することを実験的に明らかにし, その理由を解析的に示しており, 興味深い (GT-461)。別の興味ある試みとしては, 最適設計法が提案されており (GT-453), 通路巾の半径方向分布は何とも奇妙な印象を受けるものの性能向上が確認されている。

ポリュートは周方向に非一様な圧力分布の原因となる。小弦節比円形翼列ディフューザを用いることによって非一様性が緩和されること (GT-454), ポリュート断面形状の影響 (GT-469) など, CFD と EFD 両面から報告された。一方, 入口ポリュートの形状についての数値解析と設計概要 (GT-464), また, 入口案内羽根による羽根車流入速度分布の影響 (GT-427) が報告された。

羽根車に関しては, 効率に及ぼす翼数の影響を考慮した設計手法 (GT-455), 翼形状と子午面形状を同時に最適化する手法 (GT-457) の提案がなされた。軸流圧縮機動翼の遠心羽根車版であるが, 遷音速域への拡張はまだとのことであった。

ターボ冷凍機メーカーからの報告では, 遷音速遠心圧縮機におけるディフューザあるいは羽根車性能評価における実在ガス物性の重要性が示された (GT-450)。サージ制御に関連して, 圧縮機出口プレナムの上面に配置したはずみ球方式の提案があった (GT-429)。

ラジアルタービンに関しては, 翼数や反動度の影響を考慮した設計法の提案 (GT-456), 部分要素特性 (GT-471), 斜流タービン上流下流の LDV による詳細計測結果 (GT-470) が報告された。

5.3 非定常流れと数値流体力学

足原 浩介^{*1}

ASHIHARA Kosuke

ターボ機械の非定常流れに関するセッションは, コンプレッサー関係で 1 セッション 6 件, タービン関係で 3 セッション 16 件の発表が行われた。このなかの半数は, 非定常流れの数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics 以下 CFD) に関する研究報告であった。

コンプレッサーの非定常流れの CFD の報告では, 動静翼干渉問題に着目した研究発表が多かった。Koumoutso らは三次元非定常解析による遠心コンプレッサー段のインペラーとディフューザーの干渉問題の解析を行い, 実験との比較の報告を行った (GT-460)。Sato らは遠心コンプレッサー段の三次元非定常解析を行い,

インペラーとディフューザーとの隙間の影響の予測を報告した (GT-462)。Kinoshita らは DNS (Direct Numerical Simulation) による遠心ベーンレスディフューザーの旋回失速の解析を行い, ディフューザー失速条件の予測を実験結果と合わせて報告した。その結果, ディフューザー内の内向き流れが出口に達した時, 失速が開始するとしている (GT-452)。軸流コンプレッサーに関しては, Furukawa らが三次元非定常解析による動翼の翼端もれ渦のメカニズムの研究報告を行った (GT-666)。

タービンの非定常流れに関しては 3 セッション分もの報告があり, 非常に活発な研究分野であるという印象を受けた。なかでも非定常解析結果と実験結果との比較に重点をおいた報告が多かった。Clark らはタービン段の動静翼干渉の三次元非定常解析において, 解析領域の翼

原稿受付 2000 年 7 月 1 日

* 1 ㈱住原総合研究所 機械系技術研究室

〒251-8502 神奈川県藤沢市本藤沢 4-2-1

枚数の影響の検討を行い、実験結果と比較した報告を行った。その結果、非定常の翼周りの圧力分布に関しては 1/18 周分の解析より 1/4 周分の解析の方が実験結果とよく合うとしている (GT-466)。Gehrer らはタービンの直線翼列の後縁渦の非定常解析を行い、LDV (Laser Doppler Velocimeter) で測定した実験結果との比較研究の報告を行った (GT-434)。Kost らの報告は、高圧タービンの動翼まわりの非定常流れ場の解析で、詳細な実験データとの比較が印象に残った (GT-432)。Laumert らは、動静翼干渉問題の定常解析と非定常解析を行い実験結果と比較した結果、定常解析・非定常解析ともに動翼負圧面の弱い衝撃波が実験結果と一致しない事例を報告した (GT-433)。Casciaro らの報告は、軸流タービンの上流近傍にピンをおいた時、その後流と翼

との干渉問題のメカニズムに関する研究であり、二次元と三次元の両方のケースの解析を行っていた (GT-440)。

近年の新しい研究動向として CFD を用いた最適化設計のセッションがプログラムされており、いくつかの興味深い研究報告がなされた。Petrovic らは二次元解析を用いて、多段タービンの子午面形状の最適化の報告を行った (GT-521)。Shahpar は三次元 NS 解析を用いて三次元軸流タービンのノズルブレードの最適化の報告を行った (GT-523)。Manna らは二次元翼列の最適化の研究報告を行った (GT-524)。ターボ機械の最適化は、現状のコンピュータ環境でも、解析の精度や設計変数の数などが制限されているとの印象を受けた。今後の最適化研究の動向が注目される。

6. 伝熱関係

船崎 健一^{*1}

FUNAZAKI Ken-ichi

伝熱関係は IGTI での Technical session の中でも最も活況を呈している分野の一つである。ターボ機械のセッションとのジョイントもかなり多く、筆者が主に参加したセッション (Laminar-Turbulent Transition) の様に、ターボ機械の分野とも思える分野が伝熱の分野に含まれている。これは、従来よりもタービン入口温度が著しく上昇した環境下における各構成要素の熱負荷をより正確に予測するためには、実機に近い状態での流れ場における研究が不可欠になってきたことと関係しているだろう。以下には、筆者が特に印象に残った論文について報告する。

外部流れの研究としては、動翼の先端部や静翼のエンドウォール部など、翼部以外の熱伝達率や膜冷却効率等に関する研究が多く発表されているのが今回の特徴であろう。Contoured エンドウォール上での翼列上流側からの噴き出し空気の挙動計測が行われている (GT-214)。主流乱れは 10% 程度と実機に近い条件である。回復温度分布などが計測され、最適な噴き出し比が 3% 程度であると報告されている。また、缶型燃焼器のシミュレータを用いた翼前縁での熱伝達計測が行われ、等方乱流に近いスワールを伴う流れが層流の場合よりも高い熱伝達 (70% 強の増加) をもたらすと報告されている (GT-215)。ディスク間隙からの流れの影響に関する研究も、今後重要性を増すと思われるが、関連する研究例としては GT-555 などがある。実用性の高い研究としては、フィル

ム冷却孔 (circular, fan shaped) の一部がコーティングにより閉塞した場合のフィルム効率などを計測した研究 (GT-244) が報告されている。

また、表面粗さにもかなりの関心が寄せられている。Oxford のグループが膜冷却を伴う翼列環状モデルを用い、実機に近い流動条件で表面粗さ ($R_{RMS} = 25$) が熱伝達や膜冷却効率に与える効果を明らかにしている (GT-204)。内容もさることながら、研究の進め方でも参考になる論文である。また、放射温度計による翼列での計測も行われ ($R_{RMS} = 111$)、滑面に対して 50~100% の増加を確認している研究も報告されている (GT-216)。さらに、その実験結果を用いて、何種類かの乱流モデルを組み込んだ数値解析との比較も行っている (GT-217)。予測精度はまだ低い、乱流モデルの問題ばかりではなく、粗さに関する情報不足も大きな問題であろう。その他にも Blowdown 風洞を用いた計測がある (GT-208)。

内部冷却技術としては、突起列に関する研究が一段落した感があるが、円形くぼみ列を有する伝熱面での研究 (GT-230) がおもしろい。くぼみ列による伝熱促進効果は、入口よどみ点温度と局所壁面温度との温度比により変化するが、滑面での熱伝達率の 1.8~2.4 倍程度となっている。くぼみ全体から発生する複雑な渦構造による汲み上げ作用 (pumping) とそれによる伝熱促進効果は、今後実用面からの検討に値すると思われる。

感温液晶などを用いた過渡応答法による熱伝達率計測に関する研究はまだかなりの数報告されている (GT-204, 207)。一般に過渡応答法は非定常熱伝導の 1 次元性を仮定しているが、3 次元熱伝導解析からインピンジ

原稿受付 2000 年 7 月 3 日

*1 岩手大学 工学部 機械工学科

〒020-8551 岩手県盛岡市上田 4-3-5

枚数の影響の検討を行い、実験結果と比較した報告を行った。その結果、非定常の翼周りの圧力分布に関しては 1/18 周分の解析より 1/4 周分の解析の方が実験結果とよく合うとしている (GT-466)。Gehrer らはタービンの直線翼列の後縁渦の非定常解析を行い、LDV (Laser Doppler Velocimeter) で測定した実験結果との比較研究の報告を行った (GT-434)。Kost らの報告は、高圧タービンの動翼まわりの非定常流れ場の解析で、詳細な実験データとの比較が印象に残った (GT-432)。Laumert らは、動静翼干渉問題の定常解析と非定常解析を行い実験結果と比較した結果、定常解析・非定常解析ともに動翼負圧面の弱い衝撃波が実験結果と一致しない事例を報告した (GT-433)。Casciaro らの報告は、軸流タービンの上流近傍にピンをおいた時、その後流と翼

との干渉問題のメカニズムに関する研究であり、二次元と三次元の両方のケースの解析を行っていた (GT-440)。

近年の新しい研究動向として CFD を用いた最適化設計のセッションがプログラムされており、いくつかの興味深い研究報告がなされた。Petrovic らは二次元解析を用いて、多段タービンの子午面形状の最適化の報告を行った (GT-521)。Shahpar は三次元 NS 解析を用いて三次元軸流タービンのノズルブレードの最適化の報告を行った (GT-523)。Manna らは二次元翼列の最適化の研究報告を行った (GT-524)。ターボ機械の最適化は、現状のコンピュータ環境でも、解析の精度や設計変数の数などが制限されているとの印象を受けた。今後の最適化研究の動向が注目される。

6. 伝熱関係

船崎 健一^{*1}

FUNAZAKI Ken-ichi

伝熱関係は IGTI での Technical session の中でも最も活況を呈している分野の一つである。ターボ機械のセッションとのジョイントもかなり多く、筆者が主に参加したセッション (Laminar-Turbulent Transition) の様に、ターボ機械の分野とも思える分野が伝熱の分野に含まれている。これは、従来よりもタービン入口温度が著しく上昇した環境下における各構成要素の熱負荷をより正確に予測するためには、実機に近い状態での流れ場における研究が不可欠になってきたことと関係しているだろう。以下には、筆者が特に印象に残った論文について報告する。

外部流れの研究としては、動翼の先端部や静翼のエンドウォール部など、翼部以外の熱伝達率や膜冷却効率等に関する研究が多く発表されているのが今回の特徴であろう。Contoured エンドウォール上での翼列上流側からの噴き出し空気の挙動計測が行われている (GT-214)。主流乱れは 10% 程度と実機に近い条件である。回復温度分布などが計測され、最適な噴き出し比が 3% 程度であると報告されている。また、缶型燃焼器のシミュレータを用いた翼前縁での熱伝達計測が行われ、等方乱流に近いスワールを伴う流れが層流の場合よりも高い熱伝達 (70% 強の増加) をもたらすと報告されている (GT-215)。ディスク間隙からの流れの影響に関する研究も、今後重要性を増すと思われるが、関連する研究例としては GT-555 などがある。実用性の高い研究としては、フィル

ム冷却孔 (circular, fan shaped) の一部がコーティングにより閉塞した場合のフィルム効率などを計測した研究 (GT-244) が報告されている。

また、表面粗さにもかなりの関心が寄せられている。Oxford のグループが膜冷却を伴う翼列環状モデルを用い、実機に近い流動条件で表面粗さ ($R_{\text{RMS}} = 25$) が熱伝達や膜冷却効率に与える効果を明らかにしている (GT-204)。内容もさることながら、研究の進め方でも参考になる論文である。また、放射温度計による翼列での計測も行われ ($R_{\text{RMS}} = 111$)、滑面に対して 50~100% の増加を確認している研究も報告されている (GT-216)。さらに、その実験結果を用いて、何種類かの乱流モデルを組み込んだ数値解析との比較も行っている (GT-217)。予測精度はまだ低い、乱流モデルの問題ばかりではなく、粗さに関する情報不足も大きな問題であろう。その他にも Blowdown 風洞を用いた計測がある (GT-208)。

内部冷却技術としては、突起列に関する研究が一段落した感があるが、円形くぼみ列を有する伝熱面での研究 (GT-230) がおもしろい。くぼみ列による伝熱促進効果は、入口よどみ点温度と局所壁面温度との温度比により変化するが、滑面での熱伝達率の 1.8~2.4 倍程度となっている。くぼみ全体から発生する複雑な渦構造による汲み上げ作用 (pumping) とそれによる伝熱促進効果は、今後実用面からの検討に値すると思われる。

感温液晶などを用いた過渡応答法による熱伝達率計測に関する研究はまだかなりの数報告されている (GT-204, 207)。一般に過渡応答法は非定常熱伝導の 1 次元性を仮定しているが、3 次元熱伝導解析からインピンジ

原稿受付 2000 年 7 月 3 日

*1 岩手大学 工学部 機械工学科

〒020-8551 岩手県盛岡市上田 4-3-5

冷却構造の熱伝達率を推定する試みも行われている (GT-231)。二種類の狭帯域感温液晶によるピンフィンを伴う台形流路 (翼後縁モデル) の熱伝達計測も興味深い (GT-232)。インピンジ冷却による熱伝達率分布の詳細な計測にも感温液晶は利用されている (GT-219)。

非定常性が動静翼面まわりの熱伝達率に与える影響に関しては、Blowdown 風洞を用いた計測結果及び境界層解析、3次元CFD (STAR-CD) による解析結果との比較が報告されている (GT-208)。ボタンゲージの影響に関する詳細な検討や動静翼列間隔を変えての試験も行われており、粗さの効果についても計測している。

遷移のセッションでは、従来の主流乱れや後流による境界層遷移の現象解明 (GT-272) や剥離の挙動解析 (GT-260) から、パルスジェットなどによる剥離制御 (GT-262) など、主に低圧タービンでの翼性能向上のための指針を探る研究が多くなり始めている (GT-262, 267, 270 など)。特に、後流通過等の非定常性と剥離を伴う境界層との関係、翼負荷分布の効果 (GT-261, 268, 269, 271) や剥離を伴う流れの流れ解析など (GT-274, 276) にもかなりの関心が集まっているようである。特に、高負荷低圧タービンを実現するための負荷分布に関する指針が検討されており、設計上有益である。遷移予測に関しては、圧縮機翼面上境界層の遷移に与える主流乱れやレイノルズ数の効果に関する研究が報

告されている (GT-265)。そこでは、表面粗さを含めた遷移促進効果の重要性が指摘されている。剥離を伴う流れの数値予測も試みられており (GT-277), Wilcox の $k-\omega$ モデルが最も実用的に優れた結果を与えることが示されている。セッション中の議論で、非定常流中での剥離開始点から再付着点をどのように定義すべきかの議論があったことを付け加える。境界層遷移を考える上で乱流スポットの発生メカニズムを理解することは重要であるが、バイパス遷移と呼ばれるモードにおいても、不安定波の発生が重要な役割を果たすということを、表面せん断力のフィルタリングや Wavelet 変換による微小波形の抽出から結論づけた研究 (GT-264) も興味深い研究である。

日本の景気を反映しているためであろうか、日本企業や航空関係からの発表件数が例年と比べ少なくなった気がした。内容面においても、ここ数年来連続して参加している者として、特に計測技術という点で、やや日本が遅れつつあるのではないかと、という危惧も覚えた。

今回の報告は、パラレルのセッションが多いことも災いしたが、いささか偏った報告になったことをお詫びする。なお、本報告書の取り纏めにあたり、高橋俊彦氏 (電力中央研究所) からの協力を得た。ここに記し、感謝の意を表す。

7. 燃焼および燃料関係

木下 康裕^{*1}

KINOSHITA Yasuhiro

1. 全般

Combustion & Fuels committee が主催または共催する燃焼および燃料関係のセッションは、ペーパーセッションが 11、パネルセッションが 1 の計 12 で、発表件数としては論文発表が 63 編、パネル講演が 8 編で全体としては 71 編であった。これらの件数は、ここ数年同程度の高い値で推移しており、燃焼および燃料に関する研究が活発に続けられていることが伺える。論文発表を国別に見ると例年通り米国が圧倒的に多く 29 編、イギリスと開催国のドイツが各 9 編、その後日本とスイスが 3 編と続く。技術テーマ別に発表件数を分類すると、予混合燃焼に起因する燃焼不安定性に関するものが 17 編、NO_x を中心とするエミッション低減に関するものが 11 編、数値モデリングや反応モデルに関するものが 11 編、

レーザを利用した燃焼の計測に関するものが 6 編、液体燃料ノズルと噴霧に関するものが 6 編、燃焼器開発に関するものが 6 編、燃料に関するものが 6 編、そして新しいジャンルでガスタービンと組み合わせた燃料電池に関するものが 6 編となっている。最近の傾向としてこれらのほとんどの研究がエミッションの低減に関係していることがあげられる。

2. 燃焼の不安定性とその制御

燃焼の不安定性に関する研究情報には燃焼器技術者の関心が最近非常に高く、どのセッションも聴講者が会場からあふれ出て廊下まで立ち見している様子が見受けられた。燃焼振動を燃料の変調付加 (GT-83) によりアクティブに制御し、フルスケールの燃焼器試験で制御の効果を確認 (GT-79) したものや、燃料ノズルのスワローを改善 (GT-91) したり、ヘルムホルツ共振器で実機燃焼器の不安定性を解決 (GT-94) したパッシブ型制御の研究が報告された。不安定燃焼の発生には燃焼器内部の

原稿受付 2000 年 7 月 18 日

*1 川崎重工工業(株) ガスタービン開発センター
ガスタービン研究部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町 1-1

冷却構造の熱伝達率を推定する試みも行われている (GT-231)。二種類の狭帯域感温液晶によるピンフィンを伴う台形流路 (翼後縁モデル) の熱伝達計測も興味深い (GT-232)。インピンジ冷却による熱伝達率分布の詳細な計測にも感温液晶は利用されている (GT-219)。

非定常性が動静翼面まわりの熱伝達率に与える影響に関しては、Blowdown 風洞を用いた計測結果及び境界層解析、3次元CFD (STAR-CD) による解析結果との比較が報告されている (GT-208)。ボタンゲージの影響に関する詳細な検討や動静翼列間隔を変えての試験も行われており、粗さの効果についても計測している。

遷移のセッションでは、従来の主流乱れや後流による境界層遷移の現象解明 (GT-272) や剥離の挙動解析 (GT-260) から、パルスジェットなどによる剥離制御 (GT-262) など、主に低圧タービンでの翼性能向上のための指針を探る研究が多くなり始めている (GT-262, 267, 270 など)。特に、後流通過等の非定常性と剥離を伴う境界層との関係、翼負荷分布の効果 (GT-261, 268, 269, 271) や剥離を伴う流れの流れ解析など (GT-274, 276) にもかなりの関心が集まっているようである。特に、高負荷低圧タービンを実現するための負荷分布に関する指針が検討されており、設計上有益である。遷移予測に関しては、圧縮機翼面上境界層の遷移に与える主流乱れやレイノルズ数の効果に関する研究が報

告されている (GT-265)。そこでは、表面粗さを含めた遷移促進効果の重要性が指摘されている。剥離を伴う流れの数値予測も試みられており (GT-277), Wilcox の $k-\omega$ モデルが最も実用的に優れた結果を与えることが示されている。セッション中の議論で、非定常流中での剥離開始点から再付着点をどのように定義すべきかの議論があったことを付け加える。境界層遷移を考える上で乱流スポットの発生メカニズムを理解することは重要であるが、バイパス遷移と呼ばれるモードにおいても、不安定波の発生が重要な役割を果たすということを、表面せん断力のフィルタリングや Wavelet 変換による微小波形の抽出から結論づけた研究 (GT-264) も興味深い研究である。

日本の景気を反映しているためであろうか、日本企業や航空関係からの発表件数が例年と比べ少なくなった気がした。内容面においても、ここ数年来連続して参加している者として、特に計測技術という点で、やや日本が遅れつつあるのではないかと、という危惧も覚えた。

今回の報告は、パラレルのセッションが多いことも災いしたが、いささか偏った報告になったことをお詫びする。なお、本報告書の取り纏めにあたり、高橋俊彦氏 (電力中央研究所) からの協力を得た。ここに記し、感謝の意を表す。

7. 燃焼および燃料関係

木下 康裕^{*1}

KINOSHITA Yasuhiro

1. 全般

Combustion & Fuels committee が主催または共催する燃焼および燃料関係のセッションは、ペーパーセッションが 11、パネルセッションが 1 の計 12 で、発表件数としては論文発表が 63 編、パネル講演が 8 編で全体としては 71 編であった。これらの件数は、ここ数年同程度の高い値で推移しており、燃焼および燃料に関する研究が活発に続けられていることが伺える。論文発表を国別に見ると例年通り米国が圧倒的に多く 29 編、イギリスと開催国のドイツが各 9 編、その後日本とスイスが 3 編と続く。技術テーマ別に発表件数を分類すると、予混合燃焼に起因する燃焼不安定性に関するものが 17 編、NO_x を中心とするエミッション低減に関するものが 11 編、数値モデリングや反応モデルに関するものが 11 編、

レーザを利用した燃焼の計測に関するものが 6 編、液体燃料ノズルと噴霧に関するものが 6 編、燃焼器開発に関するものが 6 編、燃料に関するものが 6 編、そして新しいジャンルでガスタービンと組み合わせた燃料電池に関するものが 6 編となっている。最近の傾向としてこれらのほとんどの研究がエミッションの低減に関係していることがあげられる。

2. 燃焼の不安定性とその制御

燃焼の不安定性に関する研究情報には燃焼器技術者の関心が最近非常に高く、どのセッションも聴講者が会場からあふれ出て廊下まで立ち見している様子が見受けられた。燃焼振動を燃料の変調付加 (GT-83) によりアクティブに制御し、フルスケールの燃焼器試験で制御の効果を確認 (GT-79) したものや、燃料ノズルのスワローを改善 (GT-91) したり、ヘルムホルツ共振器で実機燃焼器の不安定性を解決 (GT-94) したパッシブ型制御の研究が報告された。不安定燃焼の発生には燃焼器内部の

原稿受付 2000 年 7 月 18 日

*1 川崎重工工業(株) ガスタービン開発センター
ガスタービン研究部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町 1-1

流れ場や燃料と空気の混合が大きく関与していることから、LDVで燃焼器内部の流速を計測 (GT-84, 92) し、光学的手法で局所的な熱発生変動を計測 (GT-96) した研究や、当量比の変動に着眼した研究 (GT-82)、振動圧力の位相変動を計測 (GT-81) した研究の他、不安定性に関するラボ試験結果を実機燃焼器の設計に反映させるためのスケールについて論じた (GT-93) のものがある。

解析では音響自励メカニズムに基づいた解析モデルを検討 (GT-103) し、CFDに適用 (GT-104) しランブルなどの低周波振動を解析 (GT-108) した研究の他、音響振動スペクトル (GT-105) を解析したもの、予混合器内の燃料濃度変動 (GT-106) を解析し燃料噴射を変調させてアクティブに制御 (GT-107) した研究が報告された。

3. エミッション低減とDLE燃焼器の開発

ガス焼きDLE燃焼器に関してはNO_x排出値のシングルディジット化の方向が鮮明となり、予混合燃焼器で9ppmを達成したGEの報告 (GT-86)、触媒燃焼器で3700時間以上の運転において2.5ppm以下を達成したCatalyticaの報告 (GT-88) がある。一方、液体焼きDLE燃焼器に関してはDual fuel化が一つの方向で、AAPが自社のCyclone (GT-111) やTyphoon (GT-112) に開発した低NO_xバーナを発表した他、舶用に開発したベンチュリー型LPP燃焼器 (GT-110) や触媒燃焼器の始動バーナ (GT-87) の報告もなされた。さらに、ガス焼きについては従来型燃焼器の改良による低エミッション化 (GT-85, 89, 99) や航空用として地域間輸送機用 (GT-100) や超音速輸送機用 (GT-113) の低NO_x燃焼器の開発、基礎的研究としてはNO_xやCO排出に対する圧力の影響 (GT-97) と燃料ノズルのスケールの影響 (GT-98) を調べたものがある。

4. 液体燃料ノズルと噴霧

液体燃料ノズルの研究はエミッション低減と深く結びついており、LPP燃焼器についてはDual fuel燃料ノズルにマクロラミネーション技術を適用 (GT-115) した研究、拡散燃焼器の低エミッション化について燃料の多点噴射 (GT-116) や、ラジアルスワローによる微粒化

促進 (GT-118) で急速混合を狙った研究がある。また、エンジンの高温化に伴い大きな問題となっている液体燃料ノズルの熱防御 (GT-117) についても報告があった。

5. 数値モデリング

CFDを用いた数値モデリングの研究は非常に活発で、実験による検証と併せた報告が多い。DLE燃焼器を対象にガス燃料と空気の混合 (GT-131) や高温燃焼ガスと希釈空気の混合 (GT-127) に関する解析と、燃焼解析としてFlamelet反応モデルを組み込みDLE燃焼器のCO排出 (GT-130)、NO_x排出 (GT-143) を求めた研究や、メタン拡散火炎に適用 (GT-144, 147) した解析、予混合燃焼の不均一場にTFC反応モデル (GT-135) を適用した解析がある。また、燃料噴霧液滴の蒸発 (GT-128) や多成分燃料の蒸発 (GT-136) を扱ったものの他、航空用燃焼器の出口温度分布 (GT-129) の解析、煤の生成と酸化反応をCFDに組み込んだ (GT-142) 解析、メタンの反応モデルから着火メカニズム (GT-145) を調べた研究など多岐にわたる事例が報告された。

6. その他

DLE燃焼器の開発ツールとしてCFDと共にレーザを中心とした光を利用した計測技術の確立と利用が急速に進んでいる。LPP燃焼器の燃料と空気の混合計測にLIF (GT-83) やMie散乱 (GT-122) を、予混合火炎中のOHの可視化にLIF (GT-123)、燃料とOHの可視化にMie/LIFとPLIF (GT-124) の計測技術を適用した研究が報告された。この他、燃料に関する研究 (GT-134, 138, 139, 141)、ガスタービンと燃料電池を組み合わせたシステムに関する研究 (GT-549, 550, 551, 552, 553, 554) の報告があった。

今回で5回目の参加となるが、技術会議と共に展示会の見学が非常に興味深く楽しい。最近の実機のDLE燃焼器やバーナ、燃料ノズルをオープンに展示している企業が多く、その構造を目の当たりにすることは非常に勉強になる。今回の展示会では、GE 90のダブルアニュラ燃焼器用燃料ノズルのカットモデルが展示されていたが、その複雑な構造と精緻な加工には驚嘆した。

8. 制御と診断

杉山 七契^{*1}

SUGIYAMA Nanahisa

原稿受付 2000年7月10日

*1 航空宇宙技術研究所 航空エンジン研究部

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

制御と診断のセッションでは、7論文セッション、3パネルディスカッション・セッションがあり、論文総数は41編で、内訳は、米国16、イタリア7、英国3、ド

流れ場や燃料と空気の混合が大きく関与していることから、LDVで燃焼器内部の流速を計測 (GT-84, 92) し、光学的手法で局所的な熱発生変動を計測 (GT-96) した研究や、当量比の変動に着眼した研究 (GT-82)、振動圧力の位相変動を計測 (GT-81) した研究の他、不安定性に関するラボ試験結果を実機燃焼器の設計に反映させるためのスケールについて論じた (GT-93) のものがある。

解析では音響自励メカニズムに基づいた解析モデルを検討 (GT-103) し、CFDに適用 (GT-104) しランブルなどの低周波振動を解析 (GT-108) した研究の他、音響振動スペクトル (GT-105) を解析したもの、予混合器内の燃料濃度変動 (GT-106) を解析し燃料噴射を変調させてアクティブに制御 (GT-107) した研究が報告された。

3. エミッション低減とDLE燃焼器の開発

ガス焼きDLE燃焼器に関してはNO_x排出値のシングルディジット化の方向が鮮明となり、予混合燃焼器で9ppmを達成したGEの報告 (GT-86)、触媒燃焼器で3700時間以上の運転において2.5ppm以下を達成したCatalyticaの報告 (GT-88) がある。一方、液体焼きDLE燃焼器に関してはDual fuel化が一つの方向で、AAPが自社のCyclone (GT-111) やTyphoon (GT-112) に開発した低NO_xバーナを発表した他、舶用に開発したベンチュリー型LPP燃焼器 (GT-110) や触媒燃焼器の始動バーナ (GT-87) の報告もなされた。さらに、ガス焼きについては従来型燃焼器の改良による低エミッション化 (GT-85, 89, 99) や航空用として地域間輸送機用 (GT-100) や超音速輸送機用 (GT-113) の低NO_x燃焼器の開発、基礎的研究としてはNO_xやCO排出に対する圧力の影響 (GT-97) と燃料ノズルのスケールの影響 (GT-98) を調べたものがある。

4. 液体燃料ノズルと噴霧

液体燃料ノズルの研究はエミッション低減と深く結びついており、LPP燃焼器についてはDual fuel燃料ノズルにマクロラミネーション技術を適用 (GT-115) した研究、拡散燃焼器の低エミッション化について燃料の多点噴射 (GT-116) や、ラジアルスワローによる微粒化

促進 (GT-118) で急速混合を狙った研究がある。また、エンジンの高温化に伴い大きな問題となっている液体燃料ノズルの熱防御 (GT-117) についても報告があった。

5. 数値モデリング

CFDを用いた数値モデリングの研究は非常に活発で、実験による検証と併せた報告が多い。DLE燃焼器を対象にガス燃料と空気の混合 (GT-131) や高温燃焼ガスと希釈空気の混合 (GT-127) に関する解析と、燃焼解析としてFlamelet反応モデルを組み込みDLE燃焼器のCO排出 (GT-130)、NO_x排出 (GT-143) を求めた研究や、メタン拡散火炎に適用 (GT-144, 147) した解析、予混合燃焼の不均一場にTFC反応モデル (GT-135) を適用した解析がある。また、燃料噴霧液滴の蒸発 (GT-128) や多成分燃料の蒸発 (GT-136) を扱ったものの他、航空用燃焼器の出口温度分布 (GT-129) の解析、煤の生成と酸化反応をCFDに組み込んだ (GT-142) 解析、メタンの反応モデルから着火メカニズム (GT-145) を調べた研究など多岐にわたる事例が報告された。

6. その他

DLE燃焼器の開発ツールとしてCFDと共にレーザを中心とした光を利用した計測技術の確立と利用が急速に進んでいる。LPP燃焼器の燃料と空気の混合計測にLIF (GT-83) やMie散乱 (GT-122) を、予混合火炎中のOHの可視化にLIF (GT-123)、燃料とOHの可視化にMie/LIFとPLIF (GT-124) の計測技術を適用した研究が報告された。この他、燃料に関する研究 (GT-134, 138, 139, 141)、ガスタービンと燃料電池を組み合わせたシステムに関する研究 (GT-549, 550, 551, 552, 553, 554) の報告があった。

今回で5回目の参加となるが、技術会議と共に展示会の見学が非常に興味深く楽しい。最近の実機のDLE燃焼器やバーナ、燃料ノズルをオープンに展示している企業が多く、その構造を目の当たりにすることは非常に勉強になる。今回の展示会では、GE 90のダブルアニュラ燃焼器用燃料ノズルのカットモデルが展示されていたが、その複雑な構造と精緻な加工には驚嘆した。

8. 制御と診断

杉山 七契^{*1}

SUGIYAMA Nanahisa

原稿受付 2000年7月10日

*1 航空宇宙技術研究所 航空エンジン研究部

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

制御と診断のセッションでは、7論文セッション、3パネルディスカッション・セッションがあり、論文総数は41編で、内訳は、米国16、イタリア7、英国3、ド

イツ 2, オランダ 2, ギリシャ 2, 中国 2, 日本 1, 韓国 1, 台湾 1, カナダ 1, ベルギー 1, ポーランド 1, オーストラリア 1 である。例年行われるチュートリアル・セッションはなかった。本セッションはこの数年, 発表件数が急速に増加している。特にモニタリング技術に関するものが多く, その理由は定かでないが, マイクロプロセサの性能向上, ソフトウェアの整備が, 高度で新しいエンジン制御および診断を可能にしつつあるためと思われる。

ガスタービン制御システムおよびシミュレーション

制御系設計法として, 入出力の制限がある場合にも適応できるモデルベースの制御 (GT-40), 予測誤差最小とする One Step Ahead 適応制御 (GT-37), ZP/LTR (Zero Placement/Loop Transfer Recovery) 法によるロバスト制御 (GT-43), 圧縮機出口マッハ数による燃料制御 (GT-44), 燃料選択ロジック (Low-Win/High-Win ゲート) にファジー理論を採用した制御 (GT-46) があり, それぞれ制御性能の向上を目的としている。

エンジン性能・環境性向上に関して, 再生式ガスタービンの性能追求制御 (GT-38), 発電用ガスタービン (GE LM シリーズ) の低 NO_x 制御 (GT-47) 等がある。高性能統合制御プロジェクト (IHPTET) の一環として, 現用の FADEC に新しい多変数ロバスト制御を組み込んだ報告 (GT-39) があるが, 計算能力の制限内におさめるための工夫がなされている。

シミュレーションに関しては, 著名な Simulink 言語で構成した汎用ガスタービン・シミュレーション・ソフトウェア (GT-42), 産業用ガスタービンのダイナミックシミュレーション (GT-548) があるが, 特に目新しいものではない。ニューラル・ネットワークを用いたエンジンパラメータ推定法 (GT-36) では, ネットワーク構造, 学習法, 推定精度について述べている。

制御用ハードウェアに関しては, 電気式可変ポンプを用いた簡易型燃料メータリング系 (GT-41) は, 従来のものに比べ低価格, 低電力消費量を実現できるとしている。また, インレット・ディストーションを, 空気噴出孔を有する環状プレナムで緩和するデバイス (GT-45) の有効性を実験的に実証している。

センサー技術

光応用センサに関しては, 高精度, 低価格な赤外線平面温度計 (GT-52), 光ファイバを用いたティップ・シュラウドのゆがみ計測 (GT-52), LDV 法による遠心式イ

ンペラー内の流れ計測と CFD との比較 (GT-54), PIV 法による軸流コンプレッサ翼間流れの計測 (GT-55), 平面温度計として液晶を用いた壁面の熱伝達係数の計測 (GT-658) が報告された。

その他の計測法として, 熱線風速計によるタービン翼列内の境界層発達計測 (GT-49), 感圧・感温塗料によるコンプレッサ翼面の圧力・温度分布の計測 (GT-614), 圧電素子を加振および振動計測に用いたエンジン部材の欠陥計測 (GT-51) がある。また, エンジンの信頼性, 整備性の向上を目指した米国の HCF (High Cycle Fatigue) および NTED (National Turbine Engine Durability) プログラムにおける新しい計測技術の紹介がある (GT-652)。

モニタリング

モニタリングシステムに関しては, GE の大型 GT 用実用システムの紹介 (GT-314) があり, 世界的情報ネットワークを利用した遠隔モニタリングについても述べている。また, 種々のモニタリングの概念が (GT-30, 34, 59, 309, 312, 627) 等で報告されている。

近年活発な研究が進められている AI 技術によるモニタリングに関しては, ニューラルネットワークを用いた性能モニタリングおよび故障診断 (GT-29, 32), 翼不揃い (mistune) の検出 (GT-35) がある。ニューラルネットワークとカルマンフィルタによる性能モニタリングの比較報告 (GT-547) があり, 得失があるものの両者ともほぼ同等の精度であるとしている。また, 市販 Expert ソフトウェアを利用した故障診断・整備支援システム (IFDIS) の報告がある (GT-31)。

その他, 性能および環境性最適化のための運用手法 (GT-58, 310), 振動モニタリング (GT-654), コンプレッサ可変形状要素の異常モニタリング (GT-33), 計測が不完全な場合の GT 性能 (GT-56, 311), 大気条件の GT 性能への影響 (GT-313) 等がある。

パネルディスカッション

全てのパネルディスカッションは, 制御と診断の論文セッションと同時に開催されており, 参加はできなかった。話題のみを列挙すると, (1)健全性診断データ解析法のレビューおよび新しい手法, 特に機械量計測とガスパス・アナリシス, (2)高効率, 低エミッションを実現する運用と保守, (3)モニタリングの煩雑さと洗練化, の 3 つである。

9. 材料・構造および製造技術

酒井 高行^{*1}
SAKAI Takayuki

1. 全般

今回の材料関連のセッションはペーパーセッションが5, パネルディスカッションが2の合計7セッションであった。昨年に比べ, 論文発表の数が多く, 特に解析技術に関する発表が多数なされ, この分野の関心の高さが伺われた。解析技術に関する発表は10件であった。その他, 高温コーティングに関する発表が5件, 材料特性に関する発表が3件, 修理技術に関する発表が5件であった。これらについて, 以下, 分野別に内容を紹介する。

2. 解析技術

最初に, ロータディスクについては, 単結晶ブレードを多結晶ディスクに取り付けるための工具を数値解析により最適設計することで, ロータの寿命を今までより10% 延ばすことに成功したことが紹介された (GT-355)。また, ロータディスクの設計方針の違いがロータの寿命に及ぼす影響を調べるため, 2つの代表的な設計方針について理論的な検討がなされ, 冷却効率の比較などが行われた (GT-610)。確率論的な寿命評価については, 運転時のランダム荷重による疲労寿命の新しい評価法が提案された (GT-422)。また, チタン材ロータを対象に, 損傷を確率論的に評価することで, 検査スケジュールの最適化を図る試みが紹介された (GT-421)。

ブレードについては, 発電用ガスタービンの定格運転時を想定した条件下での初段動翼の温度, 応力, ひずみ状態を解析的に明らかにし, 解析の寿命評価法を適用した結果が紹介された (GT-419)。また, 蒸気タービンのブレードの遠心力下での弾塑性解析の結果についても紹介された (GT-569)。

ノズル部については, き裂の発生メカニズムが実験と解析の両面から検討され, 起動時の振動による疲労が主な原因であると結論付けた (GT-423)。

解析技術に関連する基礎研究としては, ブレードとディスクの接触面における摩擦応力の理論計算 (GT-356), 混合モード下における表面き裂の進展に関する数値計算 (GT-630), 高温下での熱応力の非接触測定のための数値解析技術の応用 (GT-424) が紹介された。

3. 高温コーティング

アルミコーティングについては, 比較的低温下でのコーティングが可能で内部構造物のコーティングも容易な新しいプロセス (LOM プロセス) の紹介 (GT-330) や, 作業が簡単でコストパフォーマンスに優れたプロセス技術 (SermAlCoat) の紹介 (GT-333) がなされた。

NiCoCrAlY コーティングについては, 代表的なプロセスである HVOF と LPPS の繰り返し耐酸化特性の比較が行われ, 1000℃ 未満では両者の性能に大きな違いは見られないが, 1000℃ 以上では HVOF の方がミクロ組織的に優れていることが示された (GT-332)。

また, 高温部品の寿命延伸へのコーティング技術の適用性についても議論され, アルミコーティングの適用性 (GT-559) やコーティングの新しい再生技術の紹介 (GT-641) がなされた。

4. 材料特性

Ni 基商用単結晶超合金の高サイクル疲労に対する結晶方位依存性を有限要素法を使って詳細に調べた結果が紹介された (GT-334)。

また, 商用合金 Haynes 242 (Ni-Mo-Cr 合金) の開発 (GT-665), および 650℃ における破壊靱性特性を調べた結果 (GT-336) が紹介された。

5. 修理技術

Co 基超合金の高温部品を対象に, 部品と同じ材質の粉末を部品の融点よりも高い温度で噴射することで表面のきずを修復する新しい技術が紹介された (GT-337)。また, 上記の修復技術を効率よく行うための, フッ化物イオンを用いた新しい表面洗浄法が紹介され, 本洗浄法を用いることで, き裂内部にできた酸化物も効率よく除去できることが示された (GT-338)。一方, 従来の粉末噴射に代わる新しい手法として, 液相拡散ボンド法 (LPDB) が紹介されたが, その詳細に関する説明はなかった (GT-339)。

また, 材料そのものを未使用状態に戻すのに熱処理が有効的であることが示され, Haynes 230 合金の場合の効率的な熱処理条件が示された (GT-629)。

修理技術に関する全般の話題として, 経済的に効率よく修理を行うのに冶金学的な考察も重要であるとして, 動翼を例に冶金学的考察の重要性が述べられた (GT-642)。

原稿受付 2000 年 6 月 29 日

* 1 (財)電力中央研究所 狛江研究所 金属材料部
〒201-8511 東京都狛江市岩戸北 2-11-1

10. 展 示

宇多村 元昭^{*1}

UTAMURA Motoaki

展示会場は、国際会議の開かれたミュンヘン市のM, O, C, スポーツ, ファッションセンター内に設置されたので、論文発表会場からのアクセスが容易で終始多くの訪問客を集めていた。実際の出展数は案内書に記載されていた640社を越えた。毎年の傾向であるが、ドイツを含むEU諸国など地元からの出展が多かった。展示物はガスタービンの部品、計測、加工等に関するものが多い。代表的なガスタービンメーカからの出展者は、ABB-ALSTOM, Siemens, Orenda, Pratt & Whitneyに止まり、昨年インディアナポリス大会での主役であったGE, Rolls Royce-Allisonからの展示は無かった。日本からは、石川島播磨重工業, CD-adapco JAPANの2社のみで、三菱重工, 日立, 東芝, 川崎重工などからの展

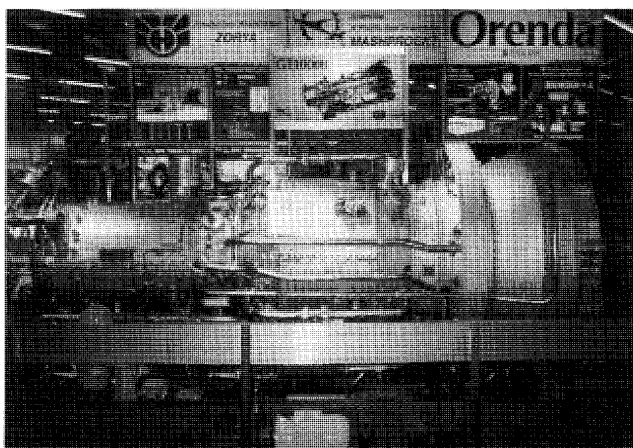


写真1 OrendaのGT 10000

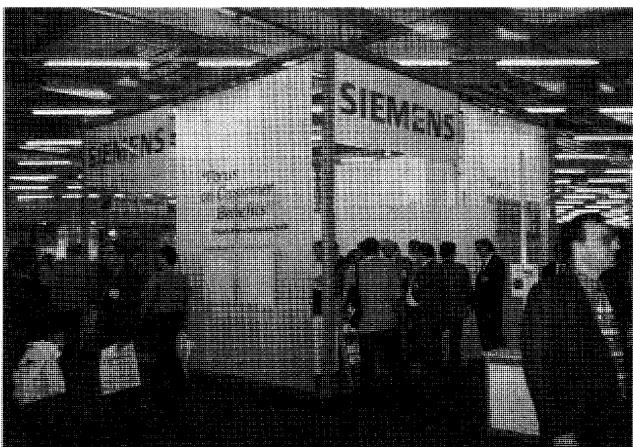


写真2 Siemensの顧客第一主義

示は無く寂しかった。

メガコンペティションの時代背景下、費用対効果を厳しく評価し、マーケットインパクトを期待できる場合に出席する傾向が顕在化してきたように思えた。また、各社の展示スローガンに顧客指向の色彩が一層あらわになってきた。

2年前のストックホルム大会を賑わした、30 MW級実物ガスタービンの各社間の展示競争は陰をひそめ、一番大型のものでOrenda社のGT 10000と派手な出展は少なくなった。しかし、その一方で、新しい傾向もみられた。すなわち、電力自由化の世界的潮流の中から生まれてきた、O&Mサービスなど新しいビジネスの芽をサポートするエンジニアリングやソフトウェアの展示が質・量ともに充実してきた。たとえば、各種のGTサイクル計算ツール販売のGEエンターソフトウェア、コスト低減用最適設計ツールとサービスを提供するEngineous Software Inc.のiSIGHT、流体・構造解析のAdapco, Fluent, Conceptsなどである。

また、今話題のマイクロガスタービンは、昨年からの展示に登場しているが、今会議ではその関連のパネルが組まれ、展示にも開発プログラム紹介が登場した。また、原子力衰退の影響を受けて原子力技術資源のGTへの移転がみられた。かつて、原子力研究のメッカであった米国のORNL（オークリッジ国立研究所）やSRIがマイクロタービン分野に参入し、ECN（オランダ）が、高温ガス炉とGTとを組み合わせた発電概念を紹介した。これに関しては、日本のJAERI（日本原子力研究所）からも発表があった。KEMA（オランダ）やFP-GmbH（ドイツ）などに代表される総合エンジニアリング会社やコンサルタント会社もGTプラントの揺りかごから墓場ま

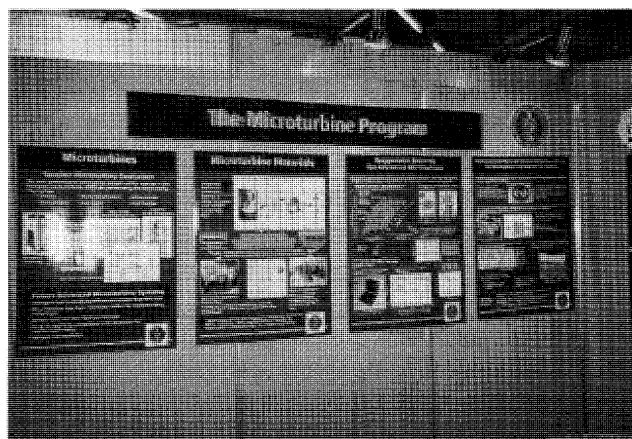


写真3 マイクロタービンのパネル

原稿受付 2000年7月12日

*1 日立エンジニアリング(株) 電力エンジニアリング第一部
〒317-8511 茨城県日立市幸町3-2-1



写真4 Engineous Software の最適化ツールソフト iSIGHT

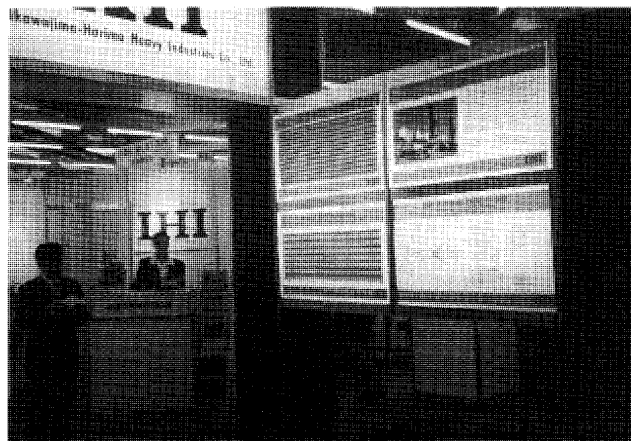


写真6 IHI の展示



写真5 KEMA のGT関連技術PR



写真7 FP-GmbH の展示

で、すなわちライフでのユーザーメリット提供をうたい文句に宣伝をしていた。新しい技術傾向として、夏場におけるGTの出力低下を回復する技術の展示も、昨年の2

社から4社へと徐々に増えており、見逃せない。この分野では圧縮機前流への水噴霧注入による手法が主流になりつつある。

三菱式 MG 5-110 型ターボシャフトエンジン

内田 誠之*¹
UCHIDA Seishi永島 義弘*¹
NAGASHIMA Yoshihiro

キーワード：ヘリコプタ，ターボシャフト，エンジン，FADEC，FCU，型式承認
HELICOPTER，TURBOSHAFT AERO ENGINE，FADEC，
FCU TYPE APPROVAL

1. 概要

三菱重工では，民間ヘリコプタ用の小型ターボシャフトエンジン MG 5-100 の開発を行い，平成 9 年 6 月に運輸省航空局より，国内で初めて民間航空用エンジンの型式承認を取得した（本誌 1998 年 6 月号）。

其の後出力を約 10% 向上した MG 5-110 型の開発を行い平成 11 年 4 月 1 日に型式承認を取得，10 月から MH 2000 A ヘリコプタ搭載エンジンとして客先に納入され，100% 国産機として運用を開始したので紹介する。

このエンジンは，-100 型と同じ構造で単段高圧比遠心圧縮機，単段空冷高圧タービン，出力タービン，環状逆流式燃焼器，二段減速式ギアボックス，更に二重系電子コントローラ（FADEC），新形式（特許）の燃料制御弁を組込んだ FCU 等と組み合わせた小型，軽量で高性能ターボシャフトエンジンである。出力向上はタービン入口温度の向上で対応し，それに伴い高圧タービンの設計を変更した。

また，緊急時の出力として 2.5 分の片発定格，ヘリコプタの低騒音運航に対応した 90% 回転の連続定格を追加し，定格変更に伴う耐久試験，高空試験等の型式承認試験を実施したものである。

2. エンジン要目・構造

MG 5-110 エンジンの主要目を-100 エンジンと比較して表 1 に示す。また外観を図 1 に，エンジンの断面を図 2 に示すがこれは-100 エンジンと同一である。

圧縮機は 2 段のスプリッタを有するチタン合金製削り出しのインペラと，チャンネルタイプのラジアル及びベーンタイプのアキシャルの両ディフューザ，更にアルミ合金製の 32 枚の可変入口案内翼から構成され，1 段で世界最高の圧力比 11:1 を有する。可変入口案内翼は，FADEC により角度（空気流量）制御を行う事によりエンジンの出力応答の向上を図っている。（国内，国外の特許取得済）

燃焼器は環状逆流式の耐熱鋼板金製で，12 本のハイ

表 1 MG 5 エンジン主要諸元

	MG 5-100	MG 5-110
出力	2.5 分片発定格	—
	30 分片発定格	840 SHP
	離陸定格	800 SHP
	連続定格	780 SHP
	連続定格 (90% 回転)	—
寸法 (L, W, H mm)		1154*574*675
乾燥重量 (Kg)		154
回転数	高圧軸 (rpm)	51600
	低圧軸 (rpm)	32500
	出力軸 (rpm)	5700
	出力軸 (90% 回転)	—
	出力軸 (90% 回転)	5130
作動域	高度 (Ft)	0~15000
	速度 (M)	0~0.3
	気温 (°C)	-3.5~標準大気+30

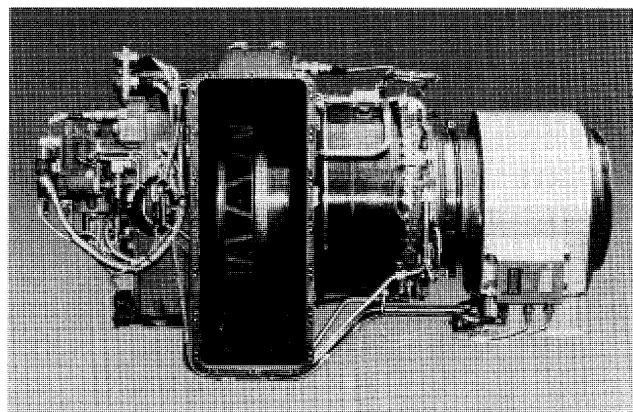


図 1 MG 5-110 エンジン外観

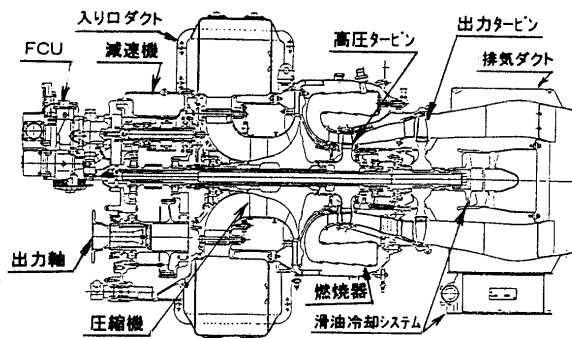


図 2 MG 5-110 エンジン断面

原稿受付 2000 年 4 月 6 日

* 1 三菱重工業(株) 名古屋誘導推進システム製作所 エンジン機器部
〒485-8561 愛知県小牧市東田中 1200

ブリッドタイプ(プライマリ：圧力噴霧式，セカンダリ：エアブラスト式) 燃料ノズルと，2本のイグナイタプラグを有している。

高圧タービンは17枚の精密鑄造空冷ノズルベーン，33枚の精密鑄造空冷ブレード，鍛造ディスク，更にブレードを抑えるサイドプレートで構成され，ロータはタイロッドで圧縮機インペラと結合されている。タービン入口温度は出力向上の為 1170℃ クラスに向上した。

また出力タービンはリング状一体精密鑄造ノズル，46枚のシュラウド付精密鑄造ブレード，鍛造ディスク及びロングシャフトから構成される。ロングシャフトはインペラ，高圧タービンディスクの内径を貫通し，前方で減速機に結合されるスーパークリティカルシャフトであり，減速機内で二段の歯車で減速されて出力軸に結合される構造となっている。

減速機は二段減速ギアの外に，潤滑油の給油・排油ポンプを内蔵し，またスタータジェネレータ(機体補機)，燃料ポンプ・メータリングバルブ・可変案内翼アクチュエータ及び緊急時の手動制御の機能を有するFCU等を駆動する補機系ギアも内蔵している。

主軸受の配置は図示の通り，圧縮機前部の玉軸受と高圧タービン後部のコロ軸受で高圧軸を，出力タービン前部の玉軸受と減速機内のコロ軸受で低圧軸を支持する方式で，オイルサンプを2個所に集約した簡潔な構造となっている。

また本エンジンは吸気・排気ダクト，オイルクーラ，ブロー等本来機体部品とするアイテムを含めて一体化した統合システムとして，機上での取扱いを容易化した構造となっている。

3. FADEC

本エンジンでは始動から停止までの全ての運転をFADECにより制御している。FADECは，パイロット操舵に対してヘリコプタのロータ回転が一定となるよう，燃料流量と圧縮機可変案内翼の角度を制御する。

制御系統はCPU回路，センサ，制御対象であるステッピングモータ，電源等を二重冗長系で構成し，故障時には当該系統を分離し残存の系統で制御を継続出来るよう設計されている。万一の制御機能喪失時には，FCU内蔵の機構により手動制御に切り替える事が可能である。

その他の機能として

- (1) 許容範囲内での運転を行うリミット制御機能
- (2) 双発エンジンの片発故障模擬のトレーニング機能
- (3) エンジン失火時の自動再着火機能
- (4) 双発エンジンの出力マッチング機能
- (5) 機体低騒音化の為にロータ回転速度切替機能

等を有している。

ハードウェアはマルチチップモジュール(MCM)化により高集積度を実現しており，小型軽量，低コストで



図3 MH 2000 A ヘリコプタ

耐電磁放射(HIRF)も含め，世界レベルの耐環境性を実証済である。FADECの設置はエンジン的高温環境から分離し，機体に直接搭載する方式を取っている。

またソフトウェアについても世界的に認知された体系に基づいて開発，確認試験が実施されている。

4. FCU

FCUは燃料ポンプ，燃料制御弁，可変案内翼を駆動する油圧アクチュエータ，万が一の場合に備えた手動制御の機能を有している。このうち燃料制御弁(メータリングバルブ)は遊星ローラとローラにより変形する外接輪を組み合わせた新方式を採用している。この方式は燃料ノズルのプライマリ，セカンダリ流量を同時制御が可能，ローラのため駆動トルクが小さい，燃料遮断弁が省略可能等数々の特徴を有している。(国内，外国特許取得済)

5. 型式承認試験

航空エンジンは飛行の安全を確保するため，法に規定された厳しい試験に合格し承認を得なければならない。MG 5-100 エンジンの場合，耐空性審査要領に定められたエンジン試験，要素・部品レベルの試験等により全数百項目に亘る規定を実証した。

本MG 5-110 エンジンの場合も，-100との共通項目は除き，設計変更，定格変更に関連する耐久試験，高空試験等のほか，関連する要素，部品試験の実証試験を追加実施し，-110型としての型式承認を取得したものである。

エンジンの信頼性は累計運転時間が大きな指標の一つであるが本MG 5 シリーズエンジンの場合，平成11年末現在で累計約9000 Hrに達している。今後更に改良を加え，使い易く信頼性の高いエンジンとして玉成を図ってゆく所存である。

図3に搭載機体であるMH 2000 Aを示す。

J 33 ジェットエンジン

山下 健悟^{*1}

YAMASHITA Kengo

1. はじめに

ジェットエンジンは1930年代後半から主にヨーロッパで実用化の研究開発が始まり、第2次世界大戦後に急速に発展した航空機用推進機関である。日本においては、川崎航空機（現在の川崎重工）が、1942年に陸軍の指導のもとでジェットエンジンの開発に着手、ネ-0と呼ばれるラムジェットエンジンの飛行試験やターボジェットの試作などを行っており、また、海軍はネ-20型ジェットエンジンを完成、「橘花」による飛行試験に成功、かなりの技術レベルに達していた。

戦後、航空機生産が許可されると、日本各社はジェットエンジンの研究と事業を開始した。そのような状況の中で、1954年8月に日本ではじめてのジェットエンジンオーバーホールのため、米軍のJ 33ジェットエンジンが川崎航空機に搬入された。表紙の写真は、そのときに撮影されたエンジンと関係者の写真である。第2次世界大戦終了時点で禁止されていた航空機生産が許可されて1年後のことであった。

米軍航空機のエンジンオーバーホールは、当時の航空機業界が関心を集めていた事業であったが、前年に米軍からのナパームタンクの受注を通じて証明された製造技術、その間に学んだ品質管理体制等のノウハウを盛り込み、さらにはT 33練習機オーバーホールの技術提携先であるLASO (Lockheed Aircraft Service Overseas) の支援を受け提案書を作成提出した川崎航空機が受注したも

のである。

2. J 33 ジェットエンジン

J 33 ジェットエンジンは、米国の自国技術による自国製エンジンという方針のもとにGE社が開発、アリソン社により量産化されたターボジェットエンジンで、T 33 A 練習機（当初はF 80戦闘機として開発されたものを2人乗りに改修）、F 94（F 80の全天候型戦闘機）及びF 9戦闘機等に採用されていた。

他にもミサイル用の推進装置としても採用されており、アフターバーナー付きのモデルもあった。

T 33 A 練習機に搭載されていたJ 33-A-35エンジンの主要諸元を、表1に示す。

表1 J 33-A-35 エンジン諸元

項目	諸元
全 長	2,718 mm
外 径	1,283 mm
重 量	813 kg
離陸推力	2,090 kg
圧 縮 機	遠心両面吸い込み
燃 焼 器	多缶型燃焼器
タービン	軸流1段
空気流量	39 kg/s
圧 縮 比	4.4

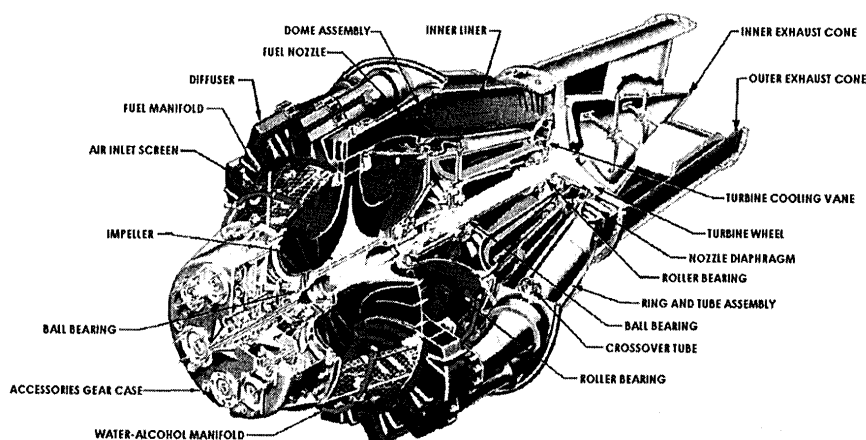


図1 J 33 ジェットエンジン構成

原稿受付 2000年7月18日

*1 川崎重工業(株) ガスタービン事業部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

J 33 ジェットエンジンの性能は現在のエンジンと比較すると見劣りはするが、補機類をエンジン前方に配備しエンジン整備を容易にするという配慮がなされるなど、現在の航空用ガスタービン設計にも活かされている考えが反映されていた。簡潔な構造と取り扱いの容易なエンジンとして、1956年の国産機初飛行以来、航空自衛隊ではこの4月に退役が決定するまでの44年間という長い間運用されてきた。

3. J 33 ジェットエンジンオーバーホール作業

川崎航空機は、前述のとおり戦中は陸軍の指導のもと、ジェットエンジンの開発試作などを行っていたが、戦局の激化に伴いやむなく中止し、さらに戦後の航空機生産の禁止という状況があったため、その間に進歩を遂げた航空機技術を追いかけなければならない立場に置かれていた。このような状況の中での、J 33 ジェットエンジンの米軍とのオーバーホール契約は社運を賭けた事業であったと言える。

1954年7月にジェットエンジンオーバーホール準備室を発足させ、米国LASOの技術指導員18名を受け入れて、オーバーホール開始に向けて精力的な準備が始まった。

9月には、熱処理メッキ工場、修理組立工場が完成し、既に完成していた分解・洗浄および補機工場とあわせ、工場建屋の準備は順調に進んでいった。特に修理組立工場となった第5工場はほこりを防ぐためにビニールマットを敷き、さらには外部からのほこり浸入防止のための室内与圧等当時としては珍しい設備となり、多くの見学者が訪問した。

また、米軍との契約と言うことで、部品等の請求、受入、保管及び払出し等のシステムはすべて米軍方式で、帳票もすべて米軍のものが採用された。また、品質管理についても米軍規格MIL-Q-5923Bが適用され、LASOの品質管理制度が導入されることとなった。

未経験の分野に取り組んだ関係者の苦労は並大抵ではなく、特にLASOの指導者とのコミュニケーションや英文に悩まされた。

しかしながら、契約締結後わずか8ヶ月で、工場建設から第1号機納入という一連の作業をやり遂げた自信、さらにこの過程を通じて取得した近代的な生産技術・品

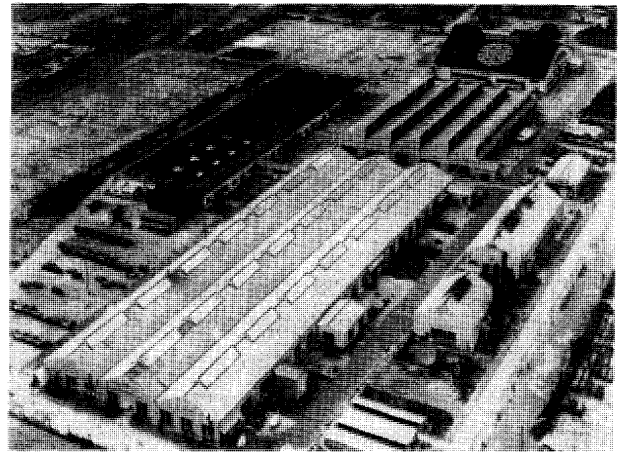


図2 当時の神戸製作所（現明石工場）の全景

質管理・生産管理手法はその後のジェットエンジン事業の成長発展の基盤となった。

この米軍とのオーバーホール契約に続き、航空自衛隊とのJ 33及びJ 47ジェットエンジンのオーバーホールを受注、これらに続くものとして英国ロールスロイス社ともオリフェウスエンジンのオーバーホールに関する技術提携を結び、航空エンジン事業を完全に軌道に乗せることができた。

4. 初号オーバーホールエンジンの出荷

川崎航空機に搬入され、おそろおそろ開梱された日本でのオーバーホール初号J 33ジェットエンジンは、その後、分解・洗浄から始まるすべての作業を終え、その年の12月末にテストセルに搬入され運転試験を開始、翌1月に米軍への引渡しを完了、歴史的なジェットエンジンオーバーホール作業のスタートを飾ることができた。

川崎航空機及び川崎重工が実施したJ 33ジェットエンジンのオーバーホール台数は、この初号機から航空自衛隊の最終号機が出荷された1990年までの36年間に、3800台を超えている。

参考文献

- (1) 明石工場50年史 川崎重工業編
- (2) J 33-A-35 Instruction Chart アリソン社編

2000 年度第 2 回見学会報告

長谷川武治

HASEGAWA Takeharu

平成 12 年 7 月 5 日(水)に、2000 年度第 2 回見学会が開催されました。訪問先は、日本航空株式会社エンジン事業部および成田整備事業部で、普段は見ることのできない航空機エンジンの分解整備および機体の整備とあって、応募者も多く、結局 38 名まで定員を拡大しての開催となりました。

当日は、梅雨の時季とは思えないほどの快晴のなか、成田空港第 2 ターミナルバス停に集合しました。参加者は日本航空専用バスに乗り込んで会場に向かい、途中、いくつかの検問を通り、10 分ほどで日本航空エンジン事業部に到着しました。初めに、日本航空(株)エンジン事業部の吉岡システム技術チーフマネージャから歓迎のご挨拶があり、続いて成田整備工場での航空機とエンジンの整備に関するビデオ上映、さらに、吉岡氏から同社で使用する航空機、エンジンおよび安全運用に関するモニタリング状況に関して概要を説明いただきました。日本航空株式会社では、ボーイング 747 型航空機 83 機の運用を始め、777 型機を 10 機、767 型機を 25 機、その他 35 機を含めて、全部で 153 機の航空機を整備、運航し、エンジンとしては、実に 576 本にのぼること。整備事業としては、他社の航空機整備も手掛け、特に、777 型機に関しては全日空と協力体制をとっており、整備の一部を依頼している。同整備工場では年間に、約 200 台のエンジンを整備しているとのことでした。また、航空機を安全に運用するために、異常検知、すなわちモニタリング技術に関しても、航空機を運用しながらのエンジンオイルの劣化状況の把握など、できるだけ早期に異常

を検知し、さらに安全に運用するように、日々の技術開発に余念がない姿を拝見し、日本航空の航空業界への貢献の大きさを実感しました。

社員食堂で昼食後、2 班に分かれてエンジンと機体の整備工場を見学いたしました。まず初めに、エンジン整備工場に行き、GE 社製 JT 9 D 型および CF 6 型エンジン、PW 社製 PW 4000 型エンジンの分解、検査、補修、組立行程、および運転試験を見学。検査に関しては、浸透探傷検査、磁粉探傷検査、渦流探傷検査および X 線検査装置、補修に関しては、旋盤や翼のクリアランス調整装置、熱処理炉等、また、部品の保管および運搬を全てコンピュータ制御で自動に行うところなどを見学すると共に、説明をしていただきました。その後、機体の整備工場に行き、ボーイング 747-400 型機の重整備状況の見学。機体整備に関しては、軽度の A 整備から M 重整備までであるということで、当日見学した機体は C 重整備の状況でしたが、それでも客室の床に至るまで分解する様子には見学者一同、驚いておりました。また、見学終了後には、質疑応答の時間を設けていただき、充実した見学会となりました。

今後とも企画委員一同、このような見学会を企画したいと思っております。

最後に、お忙しいなか見学会をお世話いただきました日本航空(株)吉岡俊彦チーフマネージャをはじめ、エンジン事業部および成田整備事業部の関係者各位に深く感謝いたします。

(財電力中央研究所、企画委員)

第 6 回ガスタービン教育シンポジウム報告

橋本 良作

HASHIMOTO Ryosaku

2000 年 7 月 13、14 日の 2 日間にわたり、第 6 回ガスタービン教育シンポジウムが神奈川県横浜市鶴見区(株)東芝、京浜事業所にて開催された。今年も、昨年の石川島播磨重工(東京都西多摩郡瑞穂町)に続く関東地区で 2 年連続の開催となったためか参加者の多くは関東地区在住者であった。参加者の内訳は、学生が 40 名、若手技術者が 23 名の計 63 名と若手技術者を参加対象とし

加えて以来学生の参加者が 6 割以上になったのははじめてであった。

本シンポジウムは、我が国の技術の将来を担う若者に、ガスタービンに関心を持ってもらう目的で、実際のガスタービンの製造工場等を見学してもらうと共に、第一線で活躍する各専門家による講義を併せて、年 1 回開催している企画である。講義と見学は例年同様に参加者の理

2000 年度第 2 回見学会報告

長谷川武治

HASEGAWA Takeharu

平成 12 年 7 月 5 日(水)に、2000 年度第 2 回見学会が開催されました。訪問先は、日本航空株式会社エンジン事業部および成田整備事業部で、普段は見ることのできない航空機エンジンの分解整備および機体の整備とあって、応募者も多く、結局 38 名まで定員を拡大しての開催となりました。

当日は、梅雨の時季とは思えないほどの快晴のなか、成田空港第 2 ターミナルバス停に集合しました。参加者は日本航空専用バスに乗り込んで会場に向かい、途中、いくつかの検問を通り、10 分ほどで日本航空エンジン事業部に到着しました。初めに、日本航空(株)エンジン事業部の吉岡システム技術チーフマネージャから歓迎のご挨拶があり、続いて成田整備工場での航空機とエンジンの整備に関するビデオ上映、さらに、吉岡氏から同社で使用する航空機、エンジンおよび安全運用に関するモニタリング状況に関して概要を説明いただきました。日本航空株式会社では、ボーイング 747 型航空機 83 機の運用を始め、777 型機を 10 機、767 型機を 25 機、その他 35 機を含めて、全部で 153 機の航空機を整備、運航し、エンジンとしては、実に 576 本にのぼること。整備事業としては、他社の航空機整備も手掛け、特に、777 型機に関しては全日空と協力体制をとっており、整備の一部を依頼している。同整備工場では年間に、約 200 台のエンジンを整備しているとのことでした。また、航空機を安全に運用するために、異常検知、すなわちモニタリング技術に関しても、航空機を運用しながらのエンジンオイルの劣化状況の把握など、できるだけ早期に異常

を検知し、さらに安全に運用するように、日々の技術開発に余念がない姿を拝見し、日本航空の航空業界への貢献の大きさを実感しました。

社員食堂で昼食後、2 班に分かれてエンジンと機体の整備工場を見学いたしました。まず初めに、エンジン整備工場に行き、GE 社製 JT 9 D 型および CF 6 型エンジン、PW 社製 PW 4000 型エンジンの分解、検査、補修、組立行程、および運転試験を見学。検査に関しては、浸透探傷検査、磁粉探傷検査、渦流探傷検査および X 線検査装置、補修に関しては、旋盤や翼のクリアランス調整装置、熱処理炉等、また、部品の保管および運搬を全てコンピュータ制御で自動に行うところなどを見学すると共に、説明をしていただきました。その後、機体の整備工場に行き、ボーイング 747-400 型機の重整備状況の見学。機体整備に関しては、軽度の A 整備から M 重整備までであるということで、当日見学した機体は C 重整備の状況でしたが、それでも客室の床に至るまで分解する様子には見学者一同、驚いておりました。また、見学終了後には、質疑応答の時間を設けていただき、充実した見学会となりました。

今後とも企画委員一同、このような見学会を企画したいと思っております。

最後に、お忙しいなか見学会をお世話いただきました日本航空(株)吉岡俊彦チーフマネージャをはじめ、エンジン事業部および成田整備事業部の関係者各位に深く感謝いたします。

(財電力中央研究所、企画委員)

第 6 回ガスタービン教育シンポジウム報告

橋本 良作

HASHIMOTO Ryosaku

2000 年 7 月 13、14 日の 2 日間にわたり、第 6 回ガスタービン教育シンポジウムが神奈川県横浜市鶴見区(株)東芝、京浜事業所にて開催された。今年も、昨年の石川島播磨重工(東京都西多摩郡瑞穂町)に続く関東地区で 2 年連続の開催となったためか参加者の多くは関東地区在住者であった。参加者の内訳は、学生が 40 名、若手技術者が 23 名の計 63 名と若手技術者を参加対象者とし

加えて以来学生の参加者が 6 割以上になったのははじめてであった。

本シンポジウムは、我が国の技術の将来を担う若者に、ガスタービンに関心を持ってもらう目的で、実際のガスタービンの製造工場等を見学してもらうと共に、第一線で活躍する各専門家による講義を併せて、年 1 回開催している企画である。講義と見学は例年同様に参加者の理

解のしやすさに配慮し、1日目にガスタービン概論の講義およびガスタービン関連講義1件と工場設備等の見学、2日目にガスタービン関連の講義3件とした。

1日目は、企画委員会の吉川委員長による開会の挨拶に引き続いて、(1)ガスタービン概論(竹矢一雄氏)の講義、昼食をはさんで、(2)「ガスタービンと流体力学(濱崎浩志氏)」の講義が行われた。講義終了後に、4班に分かれて、(株)東芝京浜事業所西分工場のガスタービン用高温耐熱材料の材料試験設備、発電用ガスタービンの製作現場、ガスタービンの空力、燃焼試験等の要素試験設備、および試験運転と工場への電力供給を目的としたガスタービン発電設備を見学した。参加者もあまり触れることのない大型の発電用ガスタービン、蒸気タービンを目の前で見る事が出来た。また、見学時間は約2時間と短かったわりには、だくさんの内容であった。見学終了後バスで鶴見駅まで移動し、徒歩で懇親会場に向かった。

懇親会は、企画委員長の挨拶、(株)東芝より歓迎の挨拶に続き、恒例となった竹矢先生の挨拶と乾杯が行われ、昼間の工場見学時の暑さをいやす生ビールの味は格別で

あった。少々落ち着いたところで講師の方、企画委員からの自己紹介が行われ、和気あいあいのうちに有意義な1日を終了した。

2日目の講義は、ガスタービン関連の4テーマのうち3テーマの講義、(3)ガスタービンと伝熱工学(吉田豊明氏)、(4)ガスタービンと燃焼工学(前田福夫氏)、および(5)ガスタービンと制御工学(木村敏春氏)を行った。本シンポジウムは、2日間にわたり、しかもガスタービン全般に渡る講義にも係わらず、参加者は、皆、熱心に耳を傾けていた。今回のシンポジウムで質問が少々少なかったのは実際にガスタービンに触れることの少ない学生の参加者が多かったせいなのだろうか。

また、参加者の方々にアンケートの協力をお願いしており、次回の企画に反映したいと考えている。

最後に、講義、資料等の準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の方々に感謝すると共に、会場の提供、懇親会の手配とガスタービン工場及びガスタービン発電設備の見学について十分な対応を頂いた(株)東芝京浜事業所の関係者各位に深く感謝いたします。

(航空宇宙技術研究所、企画委員)

会 告

第29回 ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第29回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催いたします。

今回は、「21世紀のガスタービンへの期待」をテーマとしています。

21世紀を迎えて“地球環境保全”と“資源の有効活用”という社会的要請の高まりに応えるべくガスタービンはその重要度が益々増してくると思われます。そこで、「航空用ガスタービンへの期待」、「事業用大型ガスタービンへの期待」および「発電用中型ガスタービンへの期待」をサブテーマに掲げ、それぞれの現状と今後の展望についての講演を予定すると共に、今最もホットな話題となっているマイクロガスタービンについて、その開発状況、運用性、市場性、必要な法規制の見直し、今後の展望等幅広い切り口でのパネルディスカッションを計画いたしております。奮ってご参加下さい。

(詳細につきましては、11月号学会誌、ホームページ等で後日お知らせいたします)

1. 日 時：2001年1月18日(木)、19日(金)
9:30~16:30

2. 場 所：東京ガス株式会社 本社2階大会議室

3. テーマ：「21世紀のガスタービンへの期待」

4. 参加要領：

(1) 参加費：主催及び協賛団体正会員

(資料代含む) 2日間 25,000円

1日のみ 18,000円

学生会員 5,000円

会員外 2日間 35,000円

1日のみ 25,000円

(2) 申込方法：指定の申込用紙にご記入の上、FAX又は郵送にて事務局宛お送り下さい。参加費は所定の方法で2001年1月8日(月)までにお支払い下さい。

尚、申込用紙、払込方法は学会誌11月号、ホームページに添付いたします。

解のしやすさに配慮し、1日目にガスタービン概論の講義およびガスタービン関連講義1件と工場設備等の見学、2日目にガスタービン関連の講義3件とした。

1日目は、企画委員会の吉川委員長による開会の挨拶に引き続いて、(1)ガスタービン概論(竹矢一雄氏)の講義、昼食をはさんで、(2)「ガスタービンと流体力学(濱崎浩志氏)」の講義が行われた。講義終了後に、4班に分かれて、(株)東芝京浜事業所西分工場のガスタービン用高温耐熱材料の材料試験設備、発電用ガスタービンの製作現場、ガスタービンの空力、燃焼試験等の要素試験設備、および試験運転と工場への電力供給を目的としたガスタービン発電設備を見学した。参加者もあまり触れることのない大型の発電用ガスタービン、蒸気タービンを目の前で見る事が出来た。また、見学時間は約2時間と短かったわりには、たくさん内容であった。見学終了後バスで鶴見駅まで移動し、徒歩で懇親会場に向かった。

懇親会は、企画委員長の挨拶、(株)東芝より歓迎の挨拶に続き、恒例となった竹矢先生の挨拶と乾杯が行われ、昼間の工場見学時の暑さをいやす生ビールの味は格別で

あった。少々落ち着いたところで講師の方、企画委員からの自己紹介が行われ、和気あいあいのうちに有意義な1日を終了した。

2日目の講義は、ガスタービン関連の4テーマのうち3テーマの講義、(3)ガスタービンと伝熱工学(吉田豊明氏)、(4)ガスタービンと燃焼工学(前田福夫氏)、および(5)ガスタービンと制御工学(木村敏春氏)を行った。本シンポジウムは、2日間にわたり、しかもガスタービン全般に渡る講義にも係わらず、参加者は、皆、熱心に耳を傾けていた。今回のシンポジウムで質問が少々少なかったのは実際にガスタービンに触れることの少ない学生の参加者が多かったせいなのだろうか。

また、参加者の方々にアンケートの協力をお願いしており、次回の企画に反映したいと考えている。

最後に、講義、資料等の準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の方々に感謝すると共に、会場の提供、懇親会の手配とガスタービン工場及びガスタービン発電設備の見学について十分な対応を頂いた(株)東芝京浜事業所の関係者各位に深く感謝いたします。

(航空宇宙技術研究所、企画委員)

会 告

第29回 ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第29回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催いたします。

今回は、「21世紀のガスタービンへの期待」をテーマとしています。

21世紀を迎えて“地球環境保全”と“資源の有効活用”という社会的要請の高まりに応えるべくガスタービンはその重要度が益々増してくると思われます。そこで、「航空用ガスタービンへの期待」、「事業用大型ガスタービンへの期待」および「発電用中型ガスタービンへの期待」をサブテーマに掲げ、それぞれの現状と今後の展望についての講演を予定すると共に、今最もホットな話題となっているマイクロガスタービンについて、その開発状況、運用性、市場性、必要な法規制の見直し、今後の展望等幅広い切り口でのパネルディスカッションを計画いたしております。奮ってご参加下さい。

(詳細につきましては、11月号学会誌、ホームページ等で後日お知らせいたします)

1. 日 時：2001年1月18日(木)、19日(金)
9:30~16:30

2. 場 所：東京ガス株式会社 本社2階大会議室

3. テーマ：「21世紀のガスタービンへの期待」

4. 参加要領：

(1) 参加費：主催及び協賛団体正会員

(資料代含む) 2日間 25,000円

1日のみ 18,000円

学生会員 5,000円

会員外 2日間 35,000円

1日のみ 25,000円

(2) 申込方法：指定の申込用紙にご記入の上、FAX又は郵送にて事務局宛お送り下さい。参加費は所定の方法で2001年1月8日(月)までにお支払い下さい。

尚、申込用紙、払込方法は学会誌11月号、ホームページに添付いたします。

2000 年度第 3 回見学会のお知らせ

2000 年度の第 3 回見学会を下記の要領で開催いたしますので奮ってご参加ください。

記

1. 日 時 2000 年 10 月 12 日(休)
2. 見 学 先 大阪ガス株式会社営業技術部
(大阪市此花区西島 5 丁目 11 番 61 号,
JR 大阪環状線西九条駅下車バス 15 分)
3. スケジュール
13:20 現地集合(西島営業技術部 3F 3—
3 会議室)

- 13:30~13:50 概要説明
- 13:50~14:50 マイクロガスタービン, ミラーサイ
クルエンジン, 燃料電池等の見学
- 15:00~16:30 質疑応答
- 16:30頃 解散

4. 参加要領

- (1) 定員 50 人(定員超過の場合は抽選)
- (2) 申込方法: 下記の申込書に御記入の上 FAX また
は郵送にて学会事務局あてお送り下さい。
- (3) 参加費: 3000 円当日お支払い下さい。

見学会参加申込書

申込締切日(2000 年 9 月 25 日) 開催日(2000 年 10 月 12 日)

(社)日本ガスタービン学会 行 FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏 名	(会員 No.)		
勤務先			
勤務先 所在地	〒		
TEL		FAX	
連絡先	〒		
E-mail			

◇ 2000 年度会費納入のお願い ◇

2000 年度の会費をお納めいただいておりますが、未納の方は下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚、既に銀行引落しの手続きをなさった方は、2000 年 4 月 24 日貴口座より引落しさせていただきました。

賛助会員 1 口 70,000 円
正 会 員 5,000 円
学生会員 2,500 円

郵便為替 00170-9-179578
銀 行 第一勧業銀行西新宿支店
普通預金口座 1703707
いずれも口座名は(社)日本ガスタービン学会です。

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが、未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上、事務局宛お送り下さい。自動振替をご利用されますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願い致します。

2000 年度第 3 回見学会のお知らせ

2000 年度の第 3 回見学会を下記の要領で開催いたしますので奮ってご参加ください。

記

1. 日 時 2000 年 10 月 12 日(休)
2. 見 学 先 大阪ガス株式会社営業技術部
(大阪市此花区西島 5 丁目 11 番 61 号,
JR 大阪環状線西九条駅下車バス 15 分)
3. スケジュール
13:20 現地集合(西島営業技術部 3F 3—
3 会議室)

- 13:30~13:50 概要説明
13:50~14:50 マイクロガスタービン, ミラーサイ
クルエンジン, 燃料電池等の見学
15:00~16:30 質疑応答
16:30頃 解散

4. 参加要領

- (1) 定員 50 人 (定員超過の場合は抽選)
- (2) 申込方法: 下記の申込書に御記入の上 FAX また
は郵送にて学会事務局あてお送り下さい。
- (3) 参加費: 3000 円当日お支払い下さい。

見学会参加申込書

申込締切日 (2000 年 9 月 25 日) 開 催 日 (2000 年 10 月 12 日)

(社)日本ガスタービン学会 行 FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏 名	(会員 No.)		
勤務先			
勤務先 所在地	〒		
TEL		FAX	
連絡先	〒		
E-mail			

◇ 2000 年度会費納入のお願い ◇

2000 年度の会費をお納めいただいておりますが、未納の方は下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚、既に銀行引落しの手続きをなさった方は、2000 年 4 月 24 日貴口座より引落しさせていただきました。

賛助会員 1 口 70,000 円
正 会 員 5,000 円
学生会員 2,500 円

郵便為替 00170-9-179578
銀 行 第一勧業銀行西新宿支店
普通預金口座 1703707
いずれも口座名は(社)日本ガスタービン学会です。

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが、未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上、事務局宛お送り下さい。自動振替をご利用されますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願い致します。

第15回ガスタービン秋季講演会(北九州市)・見学会のお知らせ

日本ガスタービン学会と日本機械学会の共催による第15回ガスタービン秋季講演会・見学会を以下のように開催します。会員の皆様多数ご参加下さい。

開催日

- ・講演会 2000年11月9日(木)
- ・見学会 2000年11月10日(金)

開催場所

- ・北九州国際会議場
〒802-0001 北九州市小倉北区浅野三丁目9番30号
TEL: 093-541-5931, FAX: 093-541-5928

講演会

- ・一般講演 38件(空力, 燃焼, 伝熱他)
- ・特別講演 「環境と経営」
講師 森田光徳氏(シャボン玉石けん株式会社社長)

参加登録費

- ・共催学会正会員 9,000円
 - ・学生会員 4,000円
 - ・会員外 12,000円
- ただし学生に限り, 論文集, 懇親会無しで1,000円

懇親会

- ・講演会終了後, 講演会場にて開催いたします。

見学会

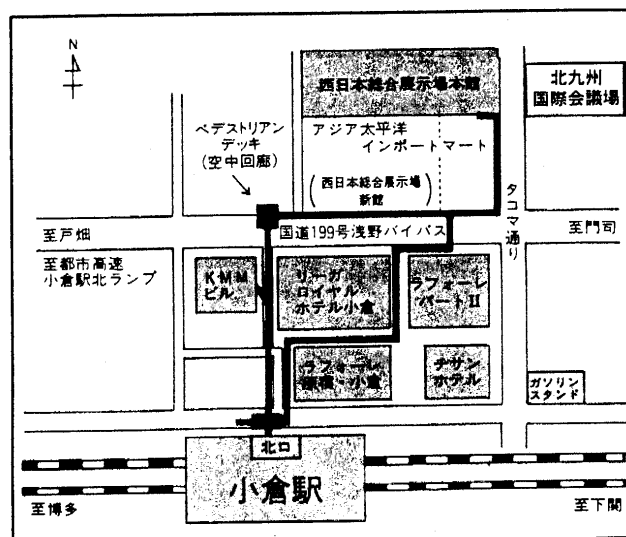
- ・日時 11月10日(金) 9:00~17:00を予定
JR小倉駅を出発し, JR小倉駅で解散の予定。なお小倉で14:30頃途中下車できるように計画する予定です。
- ・見学先 日本鑄鍛鋼株式会社
- ・定員 45名程度, 先着順, 講演会登録者に限ります。
- ・参加費 6,000円

参加申込方法

講演会, 見学会に参加をご希望の方は, 参加申込書に必要事項をご記入の上, 学会事務局宛にお申し込み下さい。参加登録は, 受付の混乱を避けるため, 極力事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。

講演会場への交通

- ・JR小倉駅北口徒歩7分



*下記のホテルに特別料金で宿泊できます。下記ホテルに宿泊を希望される方は, JTB九州支店に10月13日(金)までにFAXで申込書を請求の上, 宿泊の申込を行ってください。

申込先 JTB九州支店 担当 森原正喜氏
FAX 093-511-4190
TEL 093-521-2887

宿泊施設名	所在地、電話番号	部屋タイプ	宿泊料金	備考
リーガロイヤルホテル小倉	〒802-0001 北九州市小倉北区浅野2-14-2 TEL 093-521-1121	ツイン (シングル利用) ツイン	¥9500 ¥8500	JR小倉駅へ徒歩1分
ステーションホテル小倉	〒802-0001 北九州市小倉北区浅野1-1-1 TEL 093-521-5031	シングル ツイン	¥8000 ¥7000	JR小倉駅へ徒歩1分
サンスカイホテル	〒802-0038 北九州市小倉北区神幸町2-1 TEL 093-521-0123	シングル	¥6300	JR小倉駅へ車で5分
西鉄イン小倉	〒802-0003 北九州市小倉北区米町1-4-11 TEL 093-511-5454	シングル	¥6000	JR小倉駅へ徒歩4分

*宿泊料金は, お一人当たり, 1泊朝食付, 税・サービス料込みです。

第15回ガスタービン秋季講演会（北九州市）プログラム

（一般講演 講演時間15分 討論5分、*印 講演者、連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです）

第1室		第2室		第3室	
9:20	《一般講演》材料 I 座長：小河昭紀（航技研） A-1 発電用ガスタービン動翼に適用する渦電流試験法の数値シミュレーション * 福富広幸、緒方隆志（電中研） A-2 チタン基複合材圧縮機ロータの最適化設計 河内幸雄、福島明、山田毅、* 廣田雅（AMG） A-3 高強度Ni基単結晶超合金の開発 * 日野武久、小泉裕、小林敏治、原田広史（金材研）、吉岡洋明、石渡裕、平岸政洋、北山和弘、石井潤治（東芝）	9:20	《一般講演》燃焼・燃焼器 I 座長：井亀 優（船舶技研） B-1 ガスタービンバーナ部での混合状態計測 * 柏原宏行、北嶋潤一、木村武清（川崎重工） B-2 ガスタービン燃焼器の燃焼振動に関する研究（第1報） * 平田義隆、吉田正平、大塚雅哉、小林成嘉（日立） B-3 ガスタービン燃焼器の燃焼振動に関する研究（第2報） * 吉田正平、平田義隆、大塚雅哉、小林成嘉（日立） B-4 燃焼振動の低減法に関する研究（第二報） * 山中矢、前田福夫（東芝）、土屋利明、清水雅典（東京電力）	9:20	《一般講演》翼列解析 座長：野崎 理（航技研） C-1 圧縮機翼の空力励振力解析 * 宮本佳幸、今成邦之、児玉秀和（石川島播磨） C-2 翼端隙間を有するタービン静・動翼列内部流れの3次元段階解析 * 飯田耕一郎（早大院）、稲葉亨（日立）、山本孝正（航技研）、大田英輔（早大） C-3 CFDによる軸流タービン動翼列の三次元渦流れ構造解析 * 古川雅人、森野泰蔵、山田和豊、井上雅弘（九大）、内田澄生、田代光（三菱重工） C-4 高負荷衝動タービンの静動翼列干渉による非定常空気の解析 * 渡辺紀徳（東大）、西秀幸（東大院）、堤雅徳、平野雄一郎（三菱重工）
10:20		10:40		10:40	
10:50	《一般講演》材料 II 座長：吉田豊明（航技研） A-4 遠心力及び熱荷重を受ける一辺固定反対称積層平板の変形 * 周風華、小河昭紀、橋本良作（航技研） A-5 第3世代Ni基一方向凝固超合金の開発 * 佐藤昌宏、小林敏治、小泉裕、原田広史（金材研）、竹中剛、田村朗、藤岡順三（川崎重工） A-6 革新ガスタービネレータ用CMCプリスク材料の開発 * 荒木隆人、吉田隆、西出重人、佐藤光彦、田中吉積（AMG）	10:50	《一般講演》燃焼・燃焼器 II 座長：稲毛真一（日立） B-5 スワロー保炎における拡散燃焼と予混合燃焼の比較 * 黒澤要治、吉田征二、山本武、下平一雄、五味光男、鈴木和雄（航技研） B-6 高度微粒化ノズルを用いた予混合予蒸発燃焼（大気圧下でのNOx排出特性） * 伊東俊治、武藤充宏（法政大院）、林茂、山田秀志（航技研） B-7 次世代超音速機用環境適合型燃焼器の研究開発 * 木下康裕、小林正佳、木村秀雄（川崎重工） B-8 希薄予混合燃焼器の作動条件と排気特性 * 渡辺清郷、益池幸治（慶大院）、川口修（慶大）	10:50	《一般講演》圧縮機・翼列 座長：児玉秀和（石川島播磨） C-5 遷音速ファンの動翼端漏れ流れによる静翼非定常流れ場の実験的研究 * 星野元亮、高堂純治、寺村実（本田技術研） C-6 遷音速圧縮機翼列に生じる翼間衝撃波の一翼振動時における変動特性 * 後藤雅和（日大院）、齋藤正和（拓大院）、平野孝典（拓大）、平本政明（日大）、田中英穂（元・東大）、石井進（日大）、藤本一郎（拓大） C-7 一樣および非一樣入口流れに対する軸流圧縮機の旋回失速 * 後藤信也、加藤大（石川島播磨）、梅木康由（早大院）、木島基博、大田英輔（早大） C-8 オーバーハング型ポリウレートの舌部形状に関する研究 * 小林高広、宮永邦彦（東理大院）、佐敷崇（トヨタ）、酒井俊道（東理大）
11:50		12:10		12:10	

《特別講演》「環境と経営」 森田光徳氏 (シャボン玉石けん株式会社 代表取締役社長) 座長：湯浅三郎 (都立科技大)			
13:00	第1室	第2室	第3室
14:00			
14:10	14:10	14:10	14:10
	《一般講演》ガスタービンシステムI 座長：熊倉弘隆 (IHI エアロスペース)	《一般講演》ガスタービンシステムII 座長：壹岐典彦 (機械技研)	《一般講演》非定常計測 座長：松田 寿 (東芝)
	B-9 タービン冷却性能の仮想タービンへの適用 * 松下政裕、吉田豊明 (航技研)	B-9 タービン冷却性能の仮想タービンへの適用 * 松下政裕、吉田豊明 (航技研)	C-9 円形翼列まわりに発生する不安定流れ (異音防止タブの効果) * 高間信行、吉識晴夫、西村勝彦 (東大)
	B-10 再生式小型セラミックガスタービンの動特性に関する研究 伊藤高根、* 仲出川大補 (東海大)	B-10 再生式小型セラミックガスタービンの動特性に関する研究 伊藤高根、* 仲出川大補 (東海大)	C-10 低レイノルズ数域において作動するタービン動翼内の非定常流れ * 松沼孝幸、阿部裕幸、筒井康賢 (機械技研)
	B-11 セラミックタービンのジェットエンジンへの適用研究 賀谷眞悟、長谷川裕晃 (防衛庁)、田北勝彦 (三菱重工)、小野孝 (京セラ)、 * 花田忠之 (三菱重工)	B-11 セラミックタービンのジェットエンジンへの適用研究 賀谷眞悟、長谷川裕晃 (防衛庁)、田北勝彦 (三菱重工)、小野孝 (京セラ)、 * 花田忠之 (三菱重工)	C-11 遠心圧縮機インペラの非接触振動計測 松田幸男 (航技研)、* 光武忠晴、大橋一生 (ヤンマー)
15:30	15:30	15:30	15:30
	B-12 超高効率発電システムの検討 * 幸田栄一、高橋徹 (電中研)	B-12 超高効率発電システムの検討 * 幸田栄一、高橋徹 (電中研)	C-12 高圧力過給機の開発における強度評価 (第1報 翼振動の評価) * 岩城史典、三塚健、田口英俊、知野千年、平田豊 (石川島播磨)
15:40	15:40	15:40	15:40
	《一般講演》ガスタービンシステムII 座長：壹岐典彦 (機械技研)	《一般講演》ガスタービンシステムII 座長：壹岐典彦 (機械技研)	《一般講演》伝熱・材料強度 座長：湯浅三郎 (都立科技大)
	B-13 民間ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの計画から開発まで (第2報：構造・強度・機能設計と技術実証) * 内田誠之、森下進、河合道雄、三宅慶明、当山清彦 (三菱重工)	B-13 民間ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの計画から開発まで (第2報：構造・強度・機能設計と技術実証) * 内田誠之、森下進、河合道雄、三宅慶明、当山清彦 (三菱重工)	C-13 高温ガス流・回転場における動翼材の強度評価 -試験設備と遮熱コーティング材の評価- * 吉田豊明、三村富嗣雄 (航技研)
	B-14 高温セラミック水素分離膜を用いた水素分離型IGCC発電システムの性能解析 * 森塚秀人、幸田栄一 (電中研)	B-14 高温セラミック水素分離膜を用いた水素分離型IGCC発電システムの性能解析 * 森塚秀人、幸田栄一 (電中研)	C-14 セラミック系材料用ホットスピン加熱装置の試作 * 橋本良作、小河昭紀 (航技研)、米内山誠 (都立航空高専)
	B-15 CO ₂ 回収対応クローズド型ガスタービンの開発 * 二宮徹、阿部俊夫 (電中研)	B-15 CO ₂ 回収対応クローズド型ガスタービンの開発 * 二宮徹、阿部俊夫 (電中研)	C-15 1100℃級ガスタービンのDSS運転を想定した条件下での初段動翼の非定常伝熱/応力およびクリープ解析 * 酒井高行、緒方隆志、高橋俊彦、渡辺和徳、高橋毅 (電中研)
17:00	17:00	17:00	17:00
	B-16 水素ガスタービン排熱駆動型水素吸蔵合金の水素放出特性 * 朝日雅博 (都立科技大院)、湯浅三郎 (都立科技大)	B-16 水素ガスタービン排熱駆動型水素吸蔵合金の水素放出特性 * 朝日雅博 (都立科技大院)、湯浅三郎 (都立科技大)	C-16 起動/停止時におけるガスタービン動翼温度の過渡解析 * 高橋俊彦、渡辺和徳、高橋毅 (電中研)

第15 回ガスタービン秋季講演会 (2000 年 11 月 9, 10 日)

参加申込書

(社) 日本ガスタービン学会 行

FAX:03-3365-0387 TEL:03-3365-0095

会社／大学等名称	
所在地	〒
TEL	
FAX	

参加者名 (所在地、連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入ください。)

フリガナ 氏 名	所 属	TEL FAX	所属学協会 (GTSJは会員番号)	会員 資格	見学会	懇親会
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席

【事務局への連絡事項】

払込方法(○印をつけてください) 参加費入金予定日 月 日

- 銀行 (第一勧業銀行西新宿支店 普通預金1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留

当日支払いは原則として受け付けません。

(当日不参加の場合でも参加費はお支払いいただきます。)

*請求書の発行について

- 要 宛名()
- 不要

*領収書の発行について

- 要 宛名()
- 不要

本号は航空エンジンの国内における開発に関する特集です。航空エンジンは、空を飛び人命を預かることもあり地上用と比べ、運用に厳しく軽量且つ高い信頼性が要求されます。日本の航空エンジンは本特集の中で何箇所にも出てくるように戦後の空白の七年間により世界と比べ大きく出遅れましたが、その後の関係者の多大なご努力のお蔭で欧米に追いつけるところまでになってきていると思います。21世紀の代表の産業である航空宇宙産業の一つである日本の航空エンジンはこれからも今までの量的拡大・燃費向上・軽量化という要求のみならず、地球環境に優しいということで対騒音・対排ガスという面からも厳しい改善が要求されており、日本の各社も懸命な努力を続けておりますしこれからも続けていかなければなりません。これからの21世紀に向かい、今までの軌跡を追い、現状をまとめこれからどう対処していくかの一助とするため本特集号を組みました。

戦後のエンジン開発は、防衛庁による自主開発エンジンの流れ、通産省ご指導のもと航技研が進められ外国への協同開発へと繋がる大きな流れがあります。それぞれを防衛庁のエンジン開発に携わってこられた方、航技研で実際に開発に携わってこられたOBの方、日本航空機エンジン協会と外国との協同開発を推進されてこられた方々に執筆いただきました。それぞれ戦後日本の航空エンジン開発の概要がご理解いただけると思います。又、現在日本のエンジン各社はそれぞれ外国のエンジンメーカーと組んで航空エンジンの協同開発に取り組んでいます。

その概要を各社の方々に執筆いただきました。以上に加え日本のエンジン各社から見た各種技術の紹介・取り組みについても執筆いただき読者の航空エンジン業界に対する理解の一助となればと思います。

表紙については日本で初めてのオーバーホールをしたエンジンということでJ33エンジンをとりあげました。又、例年の通り本9月号にはASME国際ガスタービン会議に出席された方からの見聞記を載せてあります。研究だよりとしては高速軸受けの研究について紹介いただきました。

最後になりましたが、お忙しいなか、解説・記事を執筆していただいた著者の方々と関係者の方々に改めて御礼申し上げます。なお本号の編集は小川委員（東電）、遠崎委員（KHI）、辻田委員（法政大）ならびに長谷川（MHI）が担当させていただきました。

（長谷川 清）

〈表紙写真〉

J33 ジェットエンジン

説明：表紙の写真は、1954年8月に日本ではじめてのジェットエンジンオーバーホールのため川崎航空機（現在の川崎重工）に搬入された米軍のJ33エンジンと関係者の写真である。第2次世界大戦終了時点で禁止されていた航空機生産が許可されて1年後のことであった。

（提供 川崎重工業株式会社）

だより ✠事務局 ✠

今年の夏は、太陽の黒点が集中する11年周期に当たるとのことで（???）暑さが厳しいとか。

ここ事務局は狭い部屋なのですが、クーラーの効きにムラがあるので、あちこち移動しながら仕事をしています。また、お越しいただいた方には、まず、昔ながらのウチワで一服していただくというまさに日本の夏を味わっていただいております。

夏休みも暑い暑いと言っている内に済んでしまい、心残りのまま秋を迎えてしまいました。

これから秋に入って、小倉での秋季講演会（人気上昇

中）をはじめ見学会、セミナーと企画も目白押しですので、学会誌の会告及びホームページ（www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/）をお見逃しないようご覧ください。

そろそろ下半期に入りますが、2000年度会費を未納の方は、送金もしくは巻末の銀行口座自動引き落とし依頼書を至急事務局あてお送り下さいますよう、重ねてお願いいたします。

秋の夜長、じっくり学会誌とホームページを味わってみていただければ幸いです。

[A]

本号は航空エンジンの国内における開発に関する特集です。航空エンジンは、空を飛び人命を預かることもあり地上用と比べ、運用に厳しく軽量且つ高い信頼性が要求されます。日本の航空エンジンは本特集の中で何箇所にも出てくるように戦後の空白の七年間により世界と比べ大きく出遅れましたが、その後の関係者の多大なご努力のお蔭で欧米に追いつけるところまでになってきていると思います。21世紀の代表の産業である航空宇宙産業の一つである日本の航空エンジンはこれからも今までの量的拡大・燃費向上・軽量化という要求のみならず、地球環境に優しいということで対騒音・対排ガスという面からも厳しい改善が要求されており、日本の各社も懸命な努力を続けておりますしこれからも続けていかなければなりません。これからの21世紀に向かい、今までの軌跡を追い、現状をまとめこれからどう対処していくかの一助とするため本特集号を組みました。

戦後のエンジン開発は、防衛庁による自主開発エンジンの流れ、通産省ご指導のもと航技研が進められ外国への協同開発へと繋がる大きな流れがあります。それぞれを防衛庁のエンジン開発に携わってこられた方、航技研で実際に開発に携わってこられたOBの方、日本航空機エンジン協会と外国との協同開発を推進されてこられた方々に執筆いただきました。それぞれ戦後日本の航空エンジン開発の概要がご理解いただけると思います。又、現在日本のエンジン各社はそれぞれ外国のエンジンメーカーと組んで航空エンジンの協同開発に取り組んでいます。

その概要を各社の方々に執筆いただきました。以上に加え日本のエンジン各社から見た各種技術の紹介・取り組みについても執筆いただき読者の航空エンジン業界に対する理解の一助となればと思います。

表紙については日本で初めてのオーバーホールをしたエンジンということでJ33エンジンをとりあげました。又、例年の通り本9月号にはASME国際ガスタービン会議に出席された方からの見聞記を載せてあります。研究だよりとしては高速軸受けの研究について紹介いただきました。

最後になりましたが、お忙しいなか、解説・記事を執筆していただいた著者の方々と関係者の方々に改めて御礼申し上げます。なお本号の編集は小川委員（東電）、遠崎委員（KHI）、辻田委員（法政大）ならびに長谷川（MHI）が担当させていただきました。

（長谷川 清）

〈表紙写真〉

J33 ジェットエンジン

説明：表紙の写真は、1954年8月に日本ではじめてのジェットエンジンオーバーホールのため川崎航空機（現在の川崎重工）に搬入された米軍のJ33エンジンと関係者の写真である。第2次世界大戦終了時点で禁止されていた航空機生産が許可されて1年後のことであった。

（提供 川崎重工業株式会社）

だより ✠事務局 ✠

今年の夏は、太陽の黒点が集中する11年周期に当たるとのことで（???）暑さが厳しいとか。

ここ事務局は狭い部屋なのですが、クーラーの効きにムラがあるので、あちこち移動しながら仕事をしています。また、お越しいただいた方には、まず、昔ながらのウチワで一服していただくというまさに日本の夏を味わっていただいております。

夏休みも暑い暑いと言っている内に済んでしまい、心残りのまま秋を迎えてしまいました。

これから秋に入って、小倉での秋季講演会（人気上昇

中）をはじめ見学会、セミナーと企画も目白押しですので、学会誌の会告及びホームページ（www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/）をお見逃しないようご覧ください。

そろそろ下半期に入りますが、2000年度会費を未納の方は、送金もしくは巻末の銀行口座自動引き落とし依頼書を至急事務局あてお送り下さいますよう、重ねてお願いいたします。

秋の夜長、じっくり学会誌とホームページを味わってみていただければ幸いです。

[A]

学会誌編集規定

1996.2.8 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. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を、本学会誌に掲載されたことを明記したうえで、転載、翻訳、翻案などの形で利用する場合、本会で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する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。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0003 東京都港区西新橋1-17-5
Tel. 03-3508-9061 Fax. 03-3580-9217
ニッセイエブロ(株) 制作部デジタル編集課
学会誌担当 越司 昭

技術論文投稿規定

1997.1.28 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、ガスタービン及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、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
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12,000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.28 No.5 2000.9

発行日 2000年9月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 益田重明
発行者 伊藤源嗣
〒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
印刷所 ニッセイエブロ(株)
〒105-0003 東京都港区西新橋2-5-10
Tel. 03-3501-5151 Fax. 03-3501-5717

©2000, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接本会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: kammori@msh.biglobe.ne.jp