

## HYPR 特集号発刊に寄せて

梶 昭次郎<sup>\*1</sup>

KAJI Shojiro

平成元年に開始された通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」(HYPR プロジェクト) が平成 11 年 3 月をもって終了した。当初 8 年の研究期間が中間評価を受けて 2 年延長され、10 年間に亘ったが、極めて成功裡に多大の成果を得て終えることができた。関係者の努力と産官学の協力態勢がこれを可能としたものであり、携わってこられた多くの方々に敬意を表するものである。特に今回のプロジェクトは世界の主だった航空エンジンメーカーが参画して遂行され、この間の人的な繋がりや交流・折衝を通じて培われた相互の信頼関係は測り知れない価値を有するものである。HYPR の研究開発に対し、2000 年度 ICAS (国際航空科学評議会) の von Karman 賞受賞が内定したことは、航空学の発展に関わる国際協力に対して与えられる同賞の性格から言っても真に当を得たものであり、我が国が主導したプロジェクトという点で特段名誉なことである。

本プロジェクトでは、マッハ数 5 までの超音速飛行を可能とする輸送機用推進システムを目標とすることで、必然的にターボジェットとラムジェットを組合わせたエンジンが研究対象となった。ターボジェットはマッハ数 3 程度までを担当するが、加速領域や亜音速巡航の燃料経済性を考慮すると可変サイクル(バイパス比可変)ターボファンが必要であり、可能な多くの形式が考えられた。一方、ターボジェットとラムジェットの組合せ方も上下タンデム、前後タンデム、ラップアラウンド等の方式があった。可変サイクルターボファンの形式、熱サイクルの中身、ラムジェットの燃料噴射や保炎方式、ターボとラムの組合せ方式、2 次元か 3 次元かインテークやノズルの形式、と実に多くの事柄が検討項目に上った。数多くの議論と試行錯誤を経て、最終的に現在のような形態に落ち着いたものである。

研究目標のうち、当初はターボジェットにおいて 1,700℃ レベルという高いタービン入口温度を実現するには相当の困難が伴うものと予想された。リグ試験ではあるが、超高温ガスジェネレーターの研究では、タービン翼冷却空気孔の形状を改善することにより、妥当な量の冷却空気 で 1,700℃ の連続運転を達成した。ターボジェットとラムジェットを組合せたコンバインドサイク

ルエンジンでは、ターボからラムへ、また逆にラムからターボへの切換え手順が重要である。空力的あるいは機構的不安定現象が起らないか懸念されたが、注意深く設定された制御則により、滑らかなエンジンモードの切換えが実現された。その外、騒音低減や NOx 低減、新素材の適用技術の確立等多彩な技術開発が行われている。本研究開発を通じて、先進的航空エンジンの技術基盤が確立されたばかりでなく、高温、高効率、低排出を目指す産業用ガスタービン等への技術波及効果も極めて大きいものが見込まれ、誠に喜ばしいことである。

研究開発の初期の頃、ターボジェットの初回運転で何事もなく設計回転数まで上ったときは、ターボジェットの設計技術はここまで来たのか、と感動したものである。新規エンジンの開発には何かトラブルが起るものと考えていたが、空力にしる構造にしる数値的予測がかなり正確になったことと、豊富な蓄積に基づくデザインレビューにより、トラブルなく回るのがむしろ当たり前になったかのようにであった。しかし現実はやはり一筋縄で行かなかった。思い掛けず低圧タービンの羽根が飛び、計測用レークのダミー棒が飛んだ。いずれも共振による空力弾性的な疲労破壊であるが、その励振源を特定するに至っていない。多くの優れた成果に隠れてはいるが、「失敗に学ぶ」ことが出来ていないのも事実であり、このことは心しておく必要がある。

本年度から 5 年の予定で「環境適合型次世代超音速推進システム」の研究開発 (ESPR プログラム) が開始されている。これは HYPR の技術成果を基に、低騒音、低 NOx、低燃料消費を目標に据え、実用エンジン技術を開発するものである。HYPR では技術の達成を第一義に考え、エンジン重量の制約は設けていなかったが、ESPR では実用技術という明確な枠がはめられている。性能、機能に加え、重量も踏まえた上での技術開発に果敢に挑戦して行かねばならない。関係者各位の心を新たにした努力を期待するものである。

夢は新幹線の手軽さで太平洋を横断することである。東京から京都に紅葉狩りに行くように、ハワイやサンフランシスコに飛びたい。ニューヨーク東京間 13 時間の拘束は勘弁願いたい。そのためにはどうしてもコンコルドに替わる超音速輸送機が実現しなければならない。HYPR や ESPR の技術が活かされた超音速輸送機の出現が新世紀の正夢となることを願って已まないものである。

原稿受付 1999 年 12 月 2 日

\* 1 東京大学大学院工学系研究科

〒113-8656 東京都文京区本郷 7-3-1

特集・超音速輸送機用推進システム (HYPR)

## HYPR プロジェクトの概要

山口 佳和<sup>\*1</sup>

YAMAGUCHI Yoshikazu

石澤 和彦<sup>\*2</sup>

ISHIZAWA Kazuhiko

キーワード：航空用ガスタービン (Aircraft Gas Turbine Engine), 超音速輸送機 (Supersonic Transport), 可変サイクルエンジン (Variable Cycle Engine), コンバインドサイクルエンジン (Combined Cycle Engine), ラムジェット (Ram Jet), 超高温ガスジェネレーター (High Temperature Core Engine), 国際共同開発 (International Collaboration), ハイパー (HYPR), エコスマート・エンジン (Eco Smart Engine)

## 1. はじめに

通商産業省工業技術院 (AIST) の産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」プロジェクト (以下 HYPR プロジェクトと云う) は, 1989 FY に開始され, 新エネルギー・産業技術総合開発機構 (以下 NEDO と云う) からの委託によりこの研究開発は実施され, 1998 FY に 10 年に亘るプロジェクトが成功裏に終了した。HYPR プロジェクトはマッハ 5 級の極超音速機のエンジンに必要な技術を確認することが目的であり, 世界でも民間エンジンとしては, 前例がない可変サイクル・ターボファン (VCE) とラムジェットからなるコンバインド・サイクル・エンジン (CCE) を試作して高空性能試験まで実施することに成功している。そこに至るまでの間, 各構成要素の単体試験, VCE の各種試験, エンジンのコアとなる超高温ガスジェネレーター等の試験を着実に成功させてきている。この成果に立脚して 1999 年度からは, この HYPR プロジェクトに代わる「環境適合型超音速推進システムの研究開発」(ESPR) プロジェクトも開始されており, より実用化に向けた研究開発が進むことになる。

各論に入る前に, 本プロジェクトの全貌として, 本研究開発の背景, 目標, 研究体制, 主要成果, 次期プロジェクトを含む将来の方向性について紹介する。

## 2. 研究開発の背景

世界で超音速で旅客輸送を行った超音速旅客機 SST はイギリスとフランスが共同開発し, 1969 年に初飛行をした “Concorde” と, ロシアで開発され, 1968 年に初飛行を行った Tu-144 の 2 機種であるが, ロシアの SST は 1984 年までに運航を終わっており, “Concorde” も僅かに 13 機が就航しているのみであり, これも, いずれは老朽化によって引退を余儀なくされる。そこで,

次期超音速輸送機 SST の検討が欧米や日本を中心に行われてきた。現在の “Concorde” が, 騒音規制については例外処置扱いとなっていて, 空港周辺に及ぼす騒音が大きいため, 運航できる空港が限定されていること, 航続距離が 3,700 nm (6,800 km) で大西洋横断程度の長さであること, 及び乗客数が 100 人程度と少なく, 現在運航中の 2 路線の現状に限って言えば, 利益も出ているようであるが, 全般的には経済性が良くないなどの理由で, 製造された機体数も試験用を含めて 20 機と少なく, プロジェクトとしては必ずしも成功とは言えない。従って, 次期 SST に対する期待としては, これらの現状を打破するような技術の研究開発が必要である。このような環境下で HYPR プロジェクトは, 1989 FY に開始された。

## 3. 研究開発目標及び達成手段

HYPR プロジェクトはマッハ数 5 クラスの極超音速機 (HST) までを対象とし, その推進システムに必要な技術を確認することを目的としている。極超音速機に狙いを定めた理由は, 日本の国家プロジェクトとして, 研究開発を実施するからには, 技術目標を民間単独ではリスクの大きい高水準に設定し, 且つ, エンジンでは先進国である欧米の企業が参加するにも魅力的な高度な目標を設定することが妥当と判断されたためであった。マッハ数 0 から 5 までの全ての速度領域をカバーするため, 本プロジェクトでは CCE の方式を採用している。マッハ数 3 以下の領域では VCE として作動することにより離着陸時にはバイパス比を大きくして低騒音化を図ると共に, マッハ数 3 までの領域ではバイパス比を下げ上昇中の燃料経済性の最適化を図るようにしてある。又, マッハ数 3 を越えた巡航領域ではラムジェットの燃料経済性が最適となることから, この速度領域では VCE は停止して, それに置き換わってラムジェットのみが作動するようになっている (図 1)。このような CCE を実現するために, 表 1 に示すように VCE, ラムジェット, インテークも含めたトータル・システム (CCE), 超高

原稿受付 1999 年 10 月 27 日

\* 1 通産省 工業技術院 研究開発官

\* 2 超音速輸送機用推進システム技術研究組合

〒112-0002 文京区小石川 5-36-5

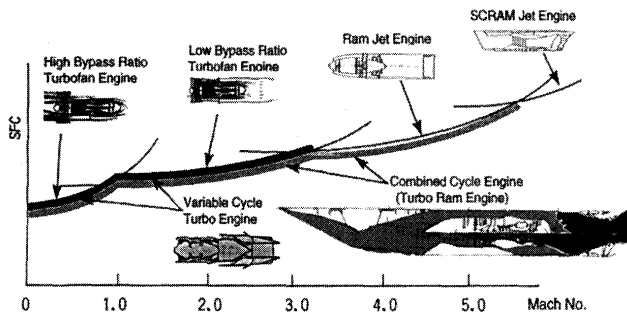


図1 コンバインド・サイクル・エンジン (CCE) の利点

表1 HYPR プロジェクトの目標

項 目	研 究 開 発 目 標
ラムジェット	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 作動マッハ数範囲 2.5~5</li> <li>・ 燃焼温度 1900℃レベル</li> <li>・ 燃料消費率 約2kg/hr/kgf (マッハ数5)</li> </ul>
高性能ターボジェット	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 作動マッハ数範囲 0~3</li> <li>・ タービン入口温度 1700℃レベル</li> <li>・ 燃料消費率 約1.5kg/hr/kgf (マッハ数3)</li> </ul>
トータルシステム	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 作動マッハ数範囲 0~5</li> <li>・ 騒音 ICAO Annex 16 chapter 3 相当</li> <li>・ 排気 ICAOの規制値</li> </ul>
超高温ガスジェネレータ	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ タービン入口温度 1700℃レベル (出口ガス比出力 約1000kw/s/kg)</li> </ul>

温ガスジェネレーター等に技術目標を分解し、夫々に目標値を設定して要素開発で実証を重ね、最終的に試作エンジンの各種試験で総合的に評価するという実証主義で研究開発を進めた。目標エンジンとしては、推力が270 kN級で、これを4発にすると、300人乗、マッハ5級で航続距離12,000 kmの能力を有する極超音速機を飛行させるに十分な能力を有する。これは、物理的には東京~New York間を3時間で飛行できることを意味する。しかし、このエンジンは図2に示すように、インテークから排気ノズルまでを含めると全長約40 mの巨大なシステムとなり、これをそっくりそのまま高マッハ数で運転できるような試験設備がないこと、及び費用が莫大となることなどの理由から、CCEの本体までをサイズで約1/3 (推力で約1/10) に縮小した試作エンジンとして製作し、インテークや排気ノズルを含むトータル・システムは縮小モデルの高速風洞試験によって実証確認するという方法を採用した。

試作CCE (HYPR 90-C) は、空力的、熱サイクル的に目標エンジンと相似で、推力27 kN級の実エンジンであるが、このエンジンとしての総合技術確立するため、構成要素の個別の開発試験に加え、試作VCE (HYPR 90-T)、試作ラム系エンジン (HYPR 90-R)、HTCE 試作超高温ガスジェネレーター (HYPR 90-H) の3種類のサブスケール・エンジンを試作して十分な事前確認試験を行った上でHYPR 90-Cの最終的な試験

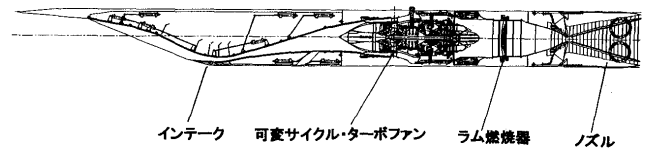


図2 目標コンバインド・サイクル・エンジン (CCE) の全景

に進むように試験計画を立案した。また、試作エンジンに組込むことが時期尚早と考えられるような先進技術及び先端技術の一部は、要素単体での試験の実施によって、その可能性を実証することにした。

#### 4. 実施体制

このように世界でも例のないCCEを目標とした技術の研究開発を行うということで、本プロジェクトには海外の大手エンジンメーカーも参加し、我が国のリーダシップの下に計画が推進されて来た。本プロジェクトは国内エンジンメーカー3社 (IHI-石川島播磨重工業株, KHI-川崎重工業株, MHI-三菱重工業株) で構成されるHYPR組合とNEDOとの委託契約により進められたが、これと並行的に海外の大手エンジンメーカー4社 (米国 General Electric (GE) 社, 米国 United Technologies (UTC) 社, 英国 Rolls-Royce (RR) 社, 仏国 SNECMA 社) がプロジェクトに参加している。10年間における全体の予算規模は約300億円であった。海外各企業は主要研究テーマに個別に参加すると同時に、日本にない大規模なテスト設備を提供し、ここにおける試作エンジンの各種試験 (エンジン高空性能試験, ラム燃焼試験, 騒音試験等) に共同参加していた。また、これら受託企業間の連絡調整のため、HYPR組合及び国内3社と海外4社による協議会 (研究開発全般のステアリング) 及び技術部会 (研究開発事項の横断的技術調整) 等を頻繁に開き、研究開発全体の調整を図ってきた。

これに加えて、各技術分野について、海外企業も含めた設計会議が国内外で必要に応じて開催され、技術交流及び国際親善にも大きな寄与をしてきた。中でも特筆すべきことは、これらの会議の全てが、日本の主導の下に行われたことであり、技術のみならず、プロジェクトの運営、推進の手法についても大きな自信を持つことが出来た。また、工業技術院の計量研究所、機械技術研究所

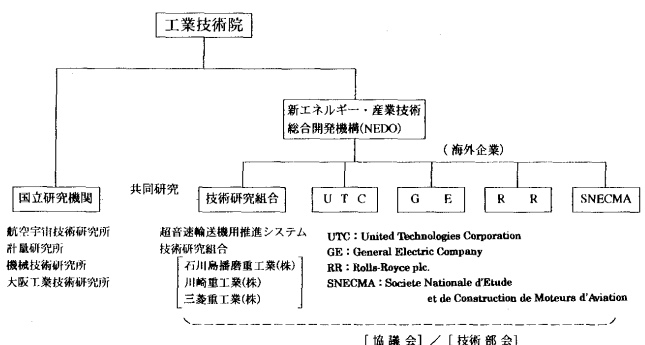


図3 HYPR プロジェクトの実施体制

及び大阪工業技術研究所並びに AIST から科学技術庁への研究協力依頼を基に航空宇宙技術研究所も共に本研究に参加しており、主として、基礎的先進的分野に於ける研究開発を分担している他、民間企業にはない特殊な試験設備や大容量のコンピューターの使用などの便宜を供給している。実施体制を図3に示す。これとは別に、研究開発計画や設計の妥当性の評価、及び試験成果の評価のため、AIST の研究開発官を長とする推進委員会が、主要なマイルストーン毎に開催された。この委員会には設計技術審査小委員会及び企画小委員会が含まれており、学識経験者が委員長を務め技術的な細部の審査を行ってきた。特に、各供試エンジンの設計の妥当性、運転試験への供試の可否及び試験成果の評価等で、産学官が一堂に会して真剣な意見の交換が行われ、若手エンジニア達にとっても実力を試す絶好の場となっていたものと思われる。

本プロジェクトによる研究成果は ISABE 等、関連学会での発表や投稿で広く世間に公表されている。HYPR プロジェクトに関する特別の国際シンポジウムは10年間に3回開催された。最終のものは、1999年5月に東京青山で開催され、NASA や全日空からの特別講演も行われ、多数の参加者を集めて成功裡に執り行われた。

## 5. 主要成果

### 5.1 概要

平成元年(1989年)より平成9年(1997年)迄にはエア・インテーク、排気ノズル、ターボファン(VCE)の各要素、ラムジェットの要素、低騒音化、先進材料等の各種要素研究を実施し、これらの成果をシステム統合としてHTCE(超高温コアエンジン)、VCE及びラムジェットに反映し、HTCEのTIT 1700℃試験(予備)、VCEのATF(高空性能)試験、ラムジェットのダイレクト・コネクト試験、フリージェット試験等を実施し、設計の妥当性を確認している。これらを受けて、最終年度である平成10年度(1998年度)では、HTCEのTIT 1700℃(保持)試験、CCEの米国GE社における高空性能試験、英国RR社におけるエンジン騒音試験等を実施し、所期の成果を得ている。計測制御システム関係では、CCEを制御するためのFADECの研究等が行われた。また、このプロジェクトの特徴の一つにCFD(コンピューター利用流体解析)の開発があり、試作エンジン等の試験を通じて、精度の実証、向上を図っている。

### 5.2 VCE(可変サイクル・ターボファン・エンジン)

CCEのターボ部分を形成するエンジンであり、マッハ数0からマッハ数3近辺までをカバーする。このエンジンは以下の各要素から構成されている。

- ・ファンは2段でCFDによる3次元設計で高性能化が図られている。
- ・高圧圧縮機は5段で一部が可変静翼となっており、3次元設計で、高負荷、高効率化が計られている。

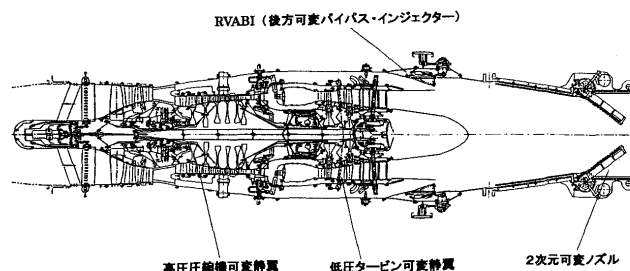


図4 可変サイクル・ターボファン・エンジン(VCE)の可変機構

- ・燃焼器はアニュラー方式である。
- ・高圧タービンは1段で、動翼には第2世代の単結晶鋳造品が使用されており、1600℃の運転に耐えられるようになっている。(HTCEでは、1700℃)
- ・低圧タービンは1段で、高圧タービンとは逆方向に回転する。本エンジンの特徴の一つとして低圧タービン動翼が空冷式であること、及びVCEの機能を発揮するべく、低圧タービン静翼が可変となっていることである。
- ・排気ノズルは2次元の可変ノズルであり、高速巡航時において、十分に面積を絞り、所定の推力を出せるようになっている。また、離陸時のサイドライン騒音を低減するのにも有利な設計となっている。
- ・VCEの機能を果たすための可変機構としては、前述の低圧タービンの可変静翼、高圧圧縮機の変静翼及び可変排気ノズルに加え、RVABI(Rear Variable Area Bypass Injector)がある。これらの可変機構によってバイパス比を変えることができ、離陸時はバイパス比を増加させて低騒音化を計り、上昇中はバイパス比を低減させて高速飛行時の燃料消費効率を向上するよう設計されている。断面図を図4に示す。

VCEは、本プロジェクトにおいて2台が試作され、地上静止状態での確認試験及び60時間の耐久試験の後、米国オハイオ州EvendaleにあるGE社の高空試験装置で、1997年冬、マッハ3/高度68,000ftまでの性能確認試験に成功している。また、超音速飛行状態におけるWindmill始動にも成功し、CCEの高空試験におけるラムジェット作動状態からターボ作動状態に戻るときの遷移状態確認のための有益なデータを取得した。

### 5.3 HTCE(超高温ガスジェネレーター)

VCEの重要なコアを形成するのがHTCEであり、高圧圧縮機、燃焼器、及び高圧タービンから構成される。目標エンジンがマッハ3近辺で上昇中には、タービン入口温度が1700℃に達する。このような世界でも最高レベルの高温状態での高温部品の設計技術を確認実証するために、CCEからファンと低圧タービンを除いた形のHTCE(図5)を試作した。この試作エンジンには最新の高温設計が施され、最小限の冷却空気流量で、最大限の冷却効果が得られるような工夫が採用された。設計解析にはCFDが活用された。実証試験においては、ター

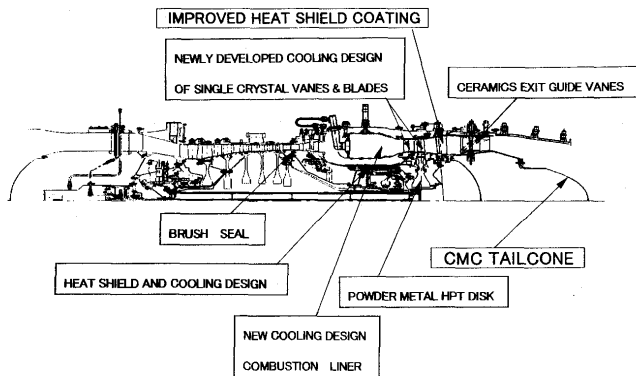


図5 HTCE（超高温ガスジェネレータ）に適用した主要な技術

ビン入口温度 1700℃ を実現するために、実質的な空気入口となる高圧圧縮機入口の温度をマッハ3 近辺での温度を模擬して 335℃ 程度まで加熱できるような入口加熱装置を特別に設計して設置した。この装置で試作 HTCE を運転し、タービン入口温度 1700℃ での長時間運転も行った。分解検査の結果、各高温部品の状態は良好であることが確認された。特にこの試験においては、排気テール・コーンに CMC（セラミックス複合材）を適用したが、試験後の部品の状態は良好であり、延びなどのデータも予測通りであることが確認できた。また、HTCE 主要構成部品の温度等は事前予測に対し良く一致することが確認された。

#### 5.4 ラムジェット・エンジン

CCE の構成要素としてラムジェットエンジンはもう一方の重要な要素である。開発過程においてラムジェットエンジンは、VCE とは独立して研究開発が行われた。試作 CCE に組込むためのラムジェットエンジンを試作するのに先立って、燃料噴射弁やフレイム・ホルダーの最適設計を選択するための燃焼実験が米国カリフォルニア州 San Jose の UTC 社試験場で縮小モデルを使用したダイレクト・コネクト試験として行われ、マッハ数 3 ～5 での試験結果が評価された。性能や耐久性等の評価項目に対して評価を行い、最終的に CCE に組込むべきラム燃焼器の形態が選択され、軽量化を図った形態のラムジェットが試作された。

#### 5.5 CCE（コンバインドサイクル・エンジン）

ラムジェットの部分をターボの後方に結合して CCE 形態として地上静止状態での試験が初めて行われたのは、1998 年 2 月 IHI の瑞穂工場においてであった。地上静止状態での試験においては、飛行によるラム圧が得られないため、ラムジェット前方にあるターボファンからの高速空気によってラム燃焼器は燃焼することが出来る。ターボファン（VCE）には通常の液状のジェット燃料が送られる一方、ラムジェットにはメタンガスに近い天然ガスが供給されて運転が行われた。ラム燃焼器の着火性、燃焼状態などが予想通りであることが確認できた。

CCE は、再度確認運転に供された後、1998 年末、米

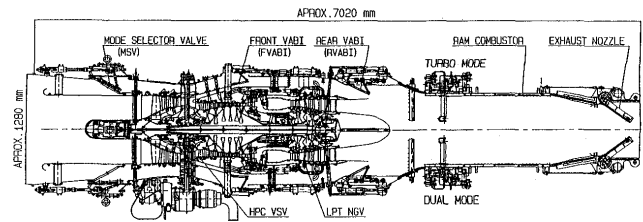


図6 試作コンバインド・サイクル・エンジン（CCE）

国の GE 社に送られ、1999 年 3 月、高空試験に供された。CCE の高空試験では性能的な確認はターボ単体での高空試験は既に終了しており、又、ラムジェット単体での前述のダイレクト・コネクト試験及びダミー・ターボを使っでの高空試験での燃焼状態等は確認済みなので、VCE からラムジェットへの遷移及びその逆向きの遷移状態を確認実証することになった。CCE には、図 6 に示すように、VCE モードからラム・モードに空気流を切り替える役目をする MSV（Mode Selector Valve）及び切り替え途中でファン流が MSV 方向に逆流することを防止するための FVBI（Front Variable Bypass Injector）が設けられている。

切り替えの確認実証は、これらの切り替えバルブの調整に加え、2 次元排気ノズルの面積を調整しながら、次のような手順で行われた。

- ・54,000 ft/マッハ 2.5 の状態で、VCE を最高回転数まで加速した後、ラムジェットを着火。
- ・ラムジェットを最高状態まで加速し、逆に VCE を減速してアイドル状態にまで戻し、VCE の燃料を遮断する。
- ・ラムジェットを最高状態に保持したまま、ターボファン（VCE）を風車状態から始動し、アイドル状態まで加速する。

この切り替えの際、重要な事項としては、ファンの出口から流出した空気が MSV の方向に逆流してラムジェットに行くべき空気の流れを阻害しないようにすることである。そのために、RM（Re-circulation Margin）と言うパラメーターを定義し、常に RM が予め予測した安全な数値以上になっていることをモニターしながら試験を行った。また、ファン及び高圧圧縮機のサージ余裕も常にモニターした。

この切り替え試験を通じて、これらの数値は予測通りの余裕を持った値を保ち、CCE においてこのような方法でモードの切り替えが可能であることが実証できた。更に、これらの切り替え用のバルブ類自体も振動等の異常もなく、スムーズに作動することが確認できた。この高空試験によって、世界でも初めての試みであるターボファンとラムジェットを組み合わせた CCE の実現可能性が実証されたことになる。

#### 5.6 騒音対策

本プロジェクトでは、騒音対策の目標値として、ICAO Annex 16 Chapter 3 の騒音レベルを達成することを

狙っている。これは、HYPR のエンジンサイクルで発生する騒音はジェット騒音が主体でジェット排気速度に比例して騒音レベルが決まってくるが、HYPR エンジンに通常の丸ノズルを装着した場合に発生する騒音は上記 Chapter 3 の騒音レベルより 15 dB 大きくなることが予測できることから、本プロジェクトにおいては、騒音低減 15 dB を技術目標として採用した。騒音対策の研究としては、最初に小型の排気ノズルモデルを使用し、英国の 3 層流風洞試験装置によって、実際に排気ジェットの騒音を発生させ、騒音の最も少なく且つ、性能の損失が少ない排気ノズルやミキサー及びエジェクターの形態を選定する研究を行った後、この最適形態のシステムを試作ターボファン・エンジン並みの大きさまでスケールアップして製作し、野外騒音試験に供試し、騒音低減量の実証確認を行った(図 7)。一方、ICAO の規定値との比較評価を行うには、離陸に相当する飛行速度への修正が必要であるが、これについては、フランスにおける 3 層流風洞試験装置で小型モデルを用い、飛行効果の評価を平行して行った。エンジン野外運転試験も含めて一連の研究・試験によって、本エンジンはミキサー・エジェクターノズルを装着し、多孔質の吸音ライナーを装着することによって、7.5% の推力損失で 15 dB の騒音低減が可能であると言えるようになった。

#### 5.7 トータル・システムの研究 (インテーク等)

目標エンジンにおいては、CCE 自体とは別に、且つ同等程度の重要性をもってインテークから排気ノズルに至るまでのトータルシステムの研究開発が不可欠である。特にインテークは、超音速飛行においては、推進システム全体の推力の約半分に影響すると言われている。前述のように、目標エンジンの大きさ、あるいは、試作エンジンの大きさまでスケールダウンしたとしても、トータル・システム全体をマッハ 5 のような高速で試験できる装置は世界中にないことから、これは、小型モデルを作

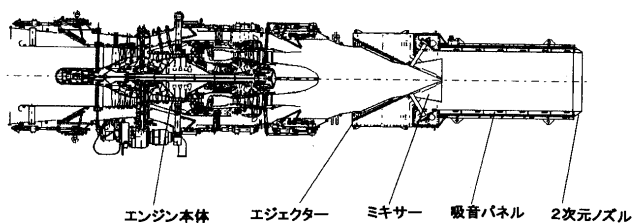


図 7 エンジン騒音試験での試験形態  
(ミキサー／エジェクター／吸音パネル付き)

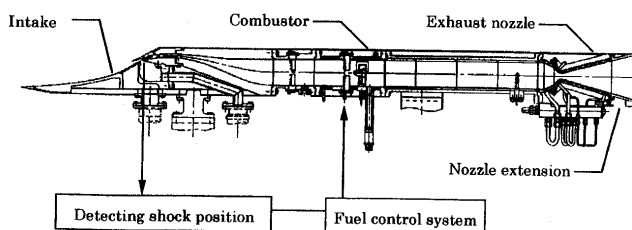


図 8 ラム系統のフリージェット試験形態

成して風洞でいわゆるフリージェット試験として実施することにした。

まず、インテークそのものの性能の確認及び向上のためにインテーク自体の圧力回復率等の計測試験が NAL やフランスの国立研究所である ONERA で実施された。最終的には、小型のラムジェットを装着した状態で、マッハ 5 までの状態で NAL の風洞でフリージェット試験が行われ (図 8)、インテークの衝撃波の存在する中でラムジェットの安定した燃焼が確認された。

#### 5.8 計測及び制御

計測技術の分野では、光ファイバー利用のパイロメーターによるタービン動翼の非接触温度計測で、成果があった。また、制御関係では、CCE エンジン制御のためのロジックの研究開発及び高信頼性 FADEC の研究開発が成功裡に行われた。

#### 5.9 流体解析技術 (CFD) の開発

HYPR プロジェクトでは、TIT 1700°C という世界最高レベルのコア・エンジンの試作、ラムジェットと VCE とを結合した世界でも初めての形式の CCE の試作及び機体のインテーク等との整合性を図るシステム統合技術の開発等、極めて高度な技術への挑戦が必要であった。特に、高効率・高負荷のファン／圧縮機的设计、超高温・高効率・高負荷の高／低圧タービンの設計、マッハ 3 対応の高効率・高性能冷却技術の燃焼器／タービン部への適用、インテーク／ラムジェット／排気ノズルのマッハ 5 対応のシステム統合、CCE の可変機構部流路の複雑な空気流の解析等においては、CFD 利用の効果は多大であるとして、注力した。更に幸いなことに、本プロジェクトでは、CCE、HTCE、ラムジェット及びインテークなどのように、実際にエンジン又は要素を試験して実証するという機会に恵まれており、CFD コードの試作エンジン試験等での実証が可能であった。特に熱・流体解析のための CFD コードの開発及びそれを活用した試作部品の設計又は目標エンジンのシステム解析等、プロジェクトの最初から CFD の開発を計画の中に織り込んで推進し、試作エンジンの各種試験を通じてこれらの CFD の検証を行い、信頼性の高い設計ツールとしての確立を図った。

HYPR を通じて開発実証されたこれらの CFD コードが他のエンジンの設計にも役に立ち、研究開発のスピードアップ及び効率化、精度向上に寄与することが期待される。

### 6. 将来の方向性

超音速輸送機 SST のみならず、将来の航空機は、それが市場に受け入れられるためには、特に騒音問題を中心とした環境に優しく、且つ経済的なものであることが、必須条件となる。欧米においては、亜音速機も含めて環境に優しいエンジンの研究を継続しており、特に SST については、上記の通りである。日本においては、HYPR

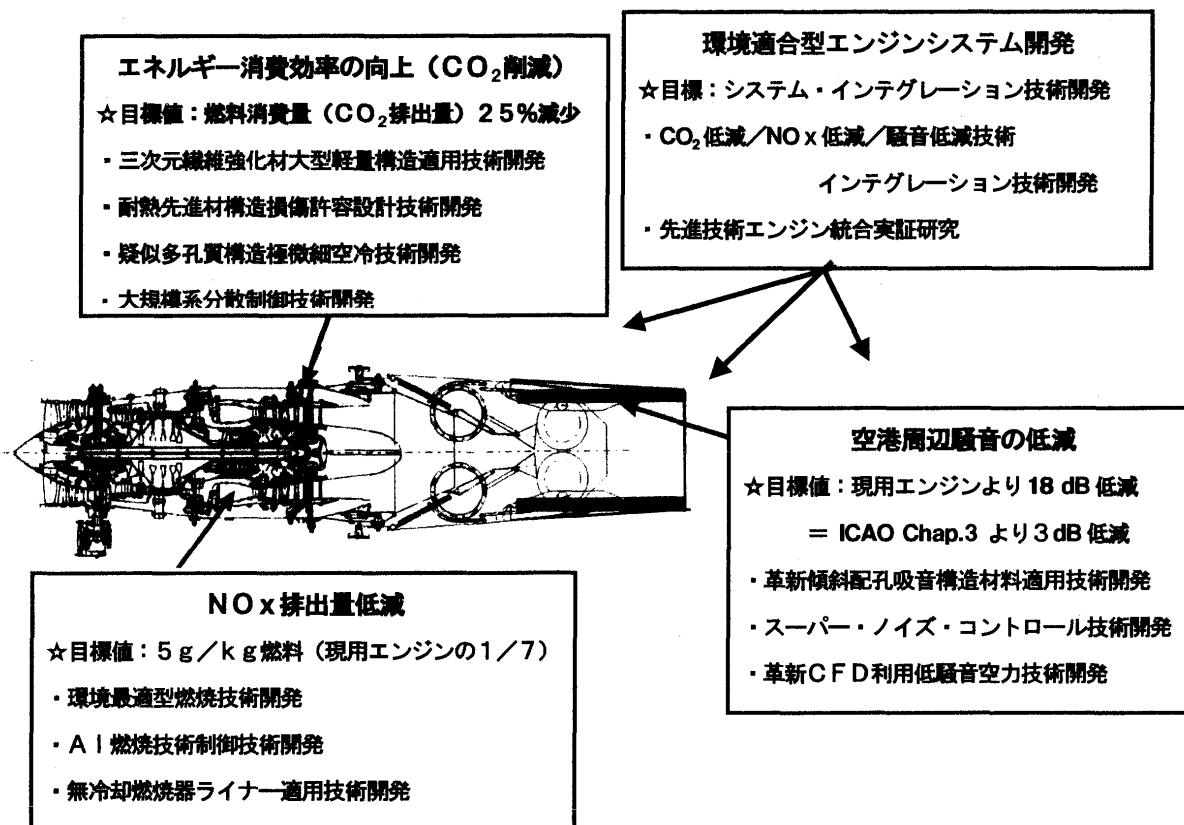


図9 環境適合型超音速推進システムの研究開発での課題

プロジェクトに代わる更に実用化を目指した研究開発として、通商産業省工業技術院新規産業創出型科学技術研究開発制度の産業科学技術基盤研究開発プロジェクトの一環で「環境適合型次世代超音速推進システム」研究開発 (ESPR プロジェクト) が1999年から5年間の計画で開始されている。ESPR プロジェクトの目標としては、空港騒音の低減 (ICAO Chapter 3 の規制値より更に 3 dB 低減)、NO<sub>x</sub> の低減 (5 g/kg 燃料)、CO<sub>2</sub> の低減 (総量で 25% の燃料消費効率向上) の3項目とエンジンシステム統合技術の開発がある。これらの4大目標を達成させるための先進技術が検討され10項目ほどに集約されているが、

- ・騒音低減技術としては、Active Noise Control や軽量、高耐熱性で広帯域吸音用の傾斜配孔多孔質吸音パネル、革新 CFD 利用のファン、排気ノズル等の低騒音空力設計等
- ・NO<sub>x</sub> 低減技術としては、新方式の LPP (Lean Pre-vaporized Premixed) 燃焼器、低 NO<sub>x</sub> で安定燃焼が期待できる Artificial Intelligent 燃焼制御、セラミックス複合材適用の無冷却燃焼器ライナー等
- ・CO<sub>2</sub> 低減では、重量低減の方から CMC 等三次元繊維強化材大型軽量構造適用技術、材料組織の安定制御を含むダメージメカニクス適用超高温耐久材料利用技術、又、燃料消費率の更なる低減の方から、革新 CFD 利用マイクロクーリング技術、エンジンコントロールにおけるインテリジェント複雑系制御技術の適用等

- ・エンジンシステム統合では、上記の3大目標を達成するには、単独の技術開発ではなく、技術相互間のトレードオフが必要であり、又、先進材料のエンジンへの適用についてもエンジンシステムとしての統合技術が必要である。

これらは、いずれも世界でも第1級の先端技術であり、その成果に大きな期待がかかっている。これらの研究開発項目をまとめて示すと図9のようになる。

## 7. まとめ

HYPR プロジェクトは、世界の民間エンジンでは初めての CCE の高空試験、世界でも最高レベルのタービン入口温度 1700℃ の達成、騒音低減 15 dB の実証等々の技術面での成功に加え、日本が主導権を持って世界のトップレベルのエンジン・メーカーと共同開発を成功裡に完結した最初のプロジェクトである。この国際共同開発による航空学の発展に寄与した HYPR プロジェクトのチームの功績に対して ICAS (International Council of the Aeronautical Sciences) から 2000 年度 Von Karman Award を受賞する運びとなった。世界中の航空学会の集合体で、世界で最も権威のある ICAS から受賞できるということは、このプロジェクト参加当事者としてこの上ない名誉なことであると同時に、このようなプロジェクトを実施させて頂いた各機関及び本プロジェクトに協力して頂いた各企業、機関に対して紙面を借りて厚くお礼を申し上げたい。

特集・超音速輸送機用推進システム (HYPR)

## ラムジェットの研究開発

北嶋 潤一<sup>\*1</sup>

KITAJIMA Junichi

飛田 晃宏<sup>\*3</sup>

TOBITA Akihiro

藤 秀実<sup>\*2</sup>

TOH Hidemi

柳 良二<sup>\*4</sup>

YANAGI Ryoji

キーワード：ラムジェット, フリージェット試験, 衝撃波, 可変ノズル, 燃焼器, 予混合, 耐熱複合材  
 Ramjet, Free Jet Testing, Shock, Variable Nozzle, Combustor, Pre-mixing, CMC

## 1. はじめに

「超音速輸送機用推進システム」の研究開発は可変サイクルターボジェットとラムジェットを組み合わせ、地上静止からマッハ5までの速度領域をカバーし、経済性、環境適合性にも優れた推進システムの技術開発を目的としたもので、ラムジェットは図1に示す目標エンジンコンセプトにあるように、ターボジェットの後部に配置され、マッハ3~5（高度約60,000~100,000 ft 図2）の範囲で単独で推進を担う。

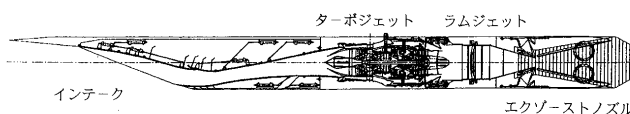


図1 マッハ5のエンジンコンセプト

この為、本プロジェクトでは;

- 1) ラムジェットシステム技術の研究として、目標エンジンの小型模型によるマッハ5でのラムジェット・フリージェット試験（図3）と、主に制御系の技術実証のための、ショックダウン・ダクトと可変ノズルをそなえた要素結合試験（図4）
- 2) 目標エンジン用高効率ラムジェット要素としてのラム燃焼器の研究
- 3) 要素研究結果に基づいて設計したラム燃焼器の技術検証の為、ほぼ実エンジンサイズの大型燃焼器を使用して行った、ダイレクトコネクトラム燃焼試験（図5）

などの研究開発を実施した。

なお、この研究開発では、United Technologies Corporation (UTC) 傘下のP&W部門などと協力してラム

燃焼器の設計に当たり、また前述のダイレクトコネクト試験は同社CSD (Chemical Systems Division) 部門の高空燃焼試験装置（図6）を使用して行った<sup>(1)(2)</sup>。

また、フランスSNECMA社はそのCFD技術を用い

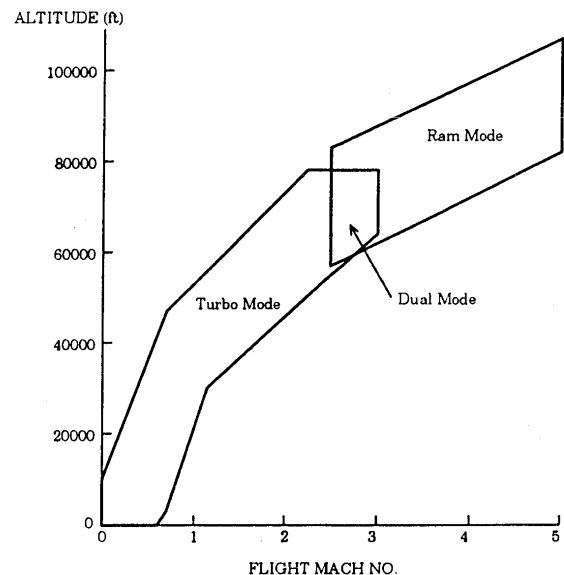


図2 マッハ5のエンジンの飛行エンベロープ

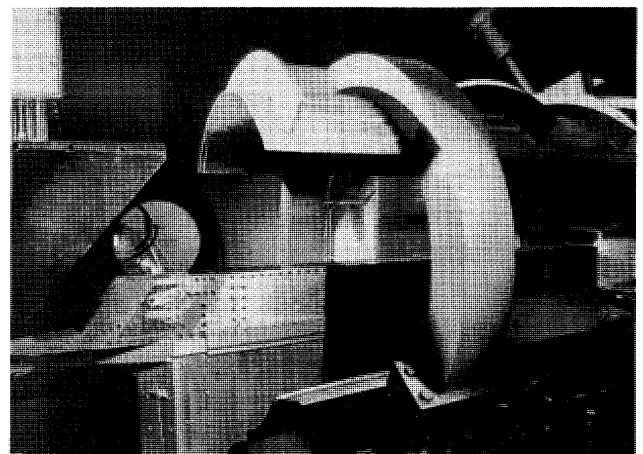


図3 フリージェット試験

原稿受付 1999年11月18日

- \*1 川崎重工業(株) 明石技術研究所 ガスタービン技術研究部  
〒673-8666 明石市川崎町1-1
- \*2 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部
- \*3 三菱重工業(株) 名古屋誘導推進システム製作所
- \*4 航空宇宙技術研究所 航空エンジン研究部



て燃焼 CFD 計算を行い、低公害燃焼技術の開発に貢献した<sup>(3)</sup>。

前記フリージェット試験は、航空宇宙技術研究所との共同研究として、角田宇宙推進技術研究センターのラムジェット試験設備を使用して実施した（図 7）。

以上、紙面を借りて紹介させていただく。

## 2. フリージェット試験

ラムジェットの成立性、設計値の確認、最適制御の有効性を確かめるために、マッハ 5 の自由気流中においてラムジェットエンジンのフリージェット試験を行ってこれらの確認を行った。

この試験は前後 2 回に分けて行った。第 1 回は性能指標の確認が主目的であり、第 2 回は改良模型の試験とし、外部抗力も勘案して最大推力の確保を目的とした。

### 2.1 ラムジェットエンジンの性能

ラムジェットは、高速飛行時の空気のモーメントムを利用して圧縮、加熱、膨張を行い、増加したモーメントムを推力として取り出すブレイトンサイクル推進機関の一

つである。よって気流の動静圧比が大きくなるマッハ 3 近傍以上の高速域で高効率に運用できるほとんど唯一の高速エアブリージングエンジンであり、将来の超高速飛行を考えた場合に不可欠な推進技術であると考えられる。

その性能については柳らによる性能スタディが行われている<sup>(4)</sup>。今回の実験的なラムジェットの作動試験はマッハ 5 というラムジェットとしては上限速度に近い領域でのシステム実証試験であり、ラムジェットの熱・空力設計手法の検証と、前述の性能スタディから導かれた；

- 1) 動静圧比が非常に大きい高速域で作動するラムジェットでは、エンジン内部での総圧損失がネット推力に与える影響の小さいこと。
- 2) 逆にエンジン内部での抽気によるモーメントムロスがネット推力に大きく影響すること。

などの性能検証を目的とした。

### 2.2 ラムジェットエンジン模型

今回試作したラムジェットエンジンを図 8 に示す。試験設備のサイズからインテーク開口は 100 mm□の小型模型である。1 次試験模型と 2 次試験模型は基本的に同

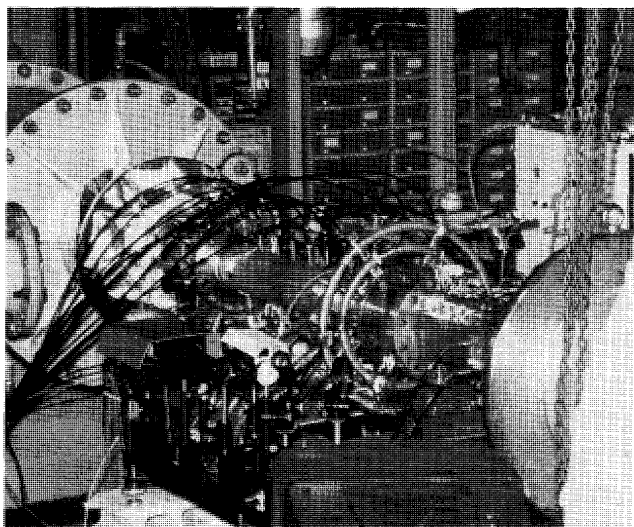


図 4 ショックダウン要素結合試験

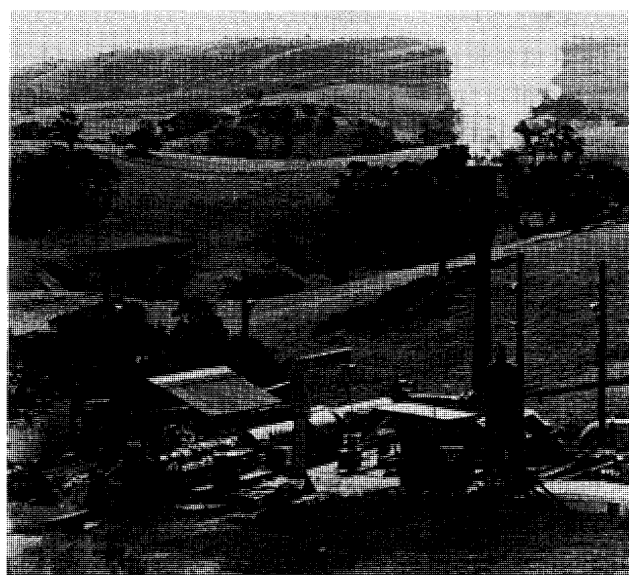


図 6 高空燃焼試験装置

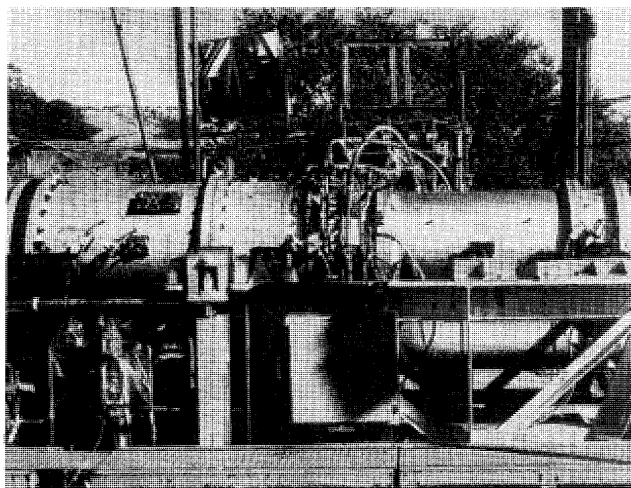


図 5 ダイレクトコネクトラム燃焼試験供試体

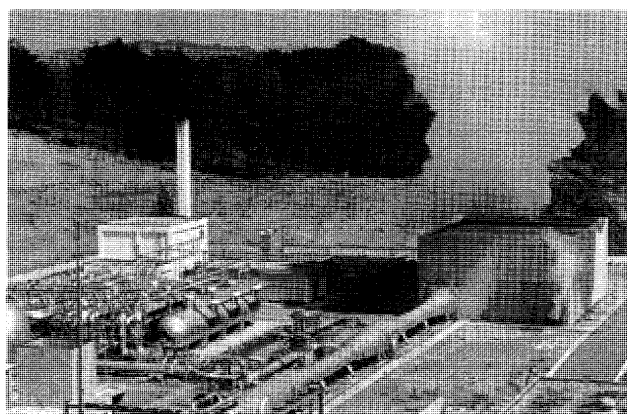


図 7 ラムジェット試験設備

一サイズであるが、2次試験模型は後に述べるように、高推力設計とし、インテークの圧力回復率よりも流量率を優先、また外部抗力を低減した設計になっている。

表1は2回の試験で使用したインテーク設計を比較したもので、2次模型のインテークは圧力回復率を犠牲にして、カウルリップ角度を小さくして外部抗力の減少、また流量率の向上による内部流のモーメントロスを減少させる設計としている。

ノズル開口面積は1次模型ではインテーク開口面積と等しくしたが、2次模型においてはノズルエクステンションを付加して模型外形一杯まで開口面積を増大させて膨張比の増大を図った。これによってノズル膨張比は、2次モデルではおよそ2倍に増加している。

図9はこれら二つのインテーク性能の試験結果を比較したもので、2次模型において流量率が改良されるとともに圧力回復係数が低下しており、設計意図が達成されていることがわかる。

### 2.3 エンジン推力

図10は2次試験正味推力を示すが、設計計算と発生推力はほぼ一致する。またインテーク抽気量を変えた場合の比較を示すが、わずか△11%の抽気差が大きく推力に影響していることが観測できる。

図11は前後2回のエンジン試験結果を比較したもので、外部抗力も含めて推力架台にて計測した推力値を示すが、1次試験においては正味推力よりも外部抗力が勝っており架台で計測した推力値は負であったが、2次試験では推力増加と抗力低減設計が奏効して架台上でも正のスラスト値が得られている。この図から12%の抽気がいかに大きな推力ロスを生じるか理解戴けよう。

外部抗力は表2に示すように12%ブリードでむしろ

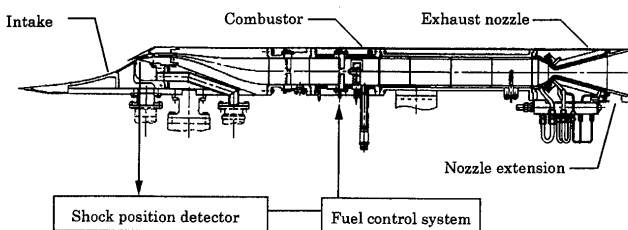


図8 ラムジェットエンジン供試体

表1 インテークの設計指標

	1st	2nd
Design Mach number	5.5	5.5
Number of Ramp	4	8
External compression angle deg	40	30
Internal / External compression ratio	2 : 8	3 : 7
Throat Mach number	2.0	2.4
Theoretical pressure recovery %	50	47
Swallowing function	0.90	0.82

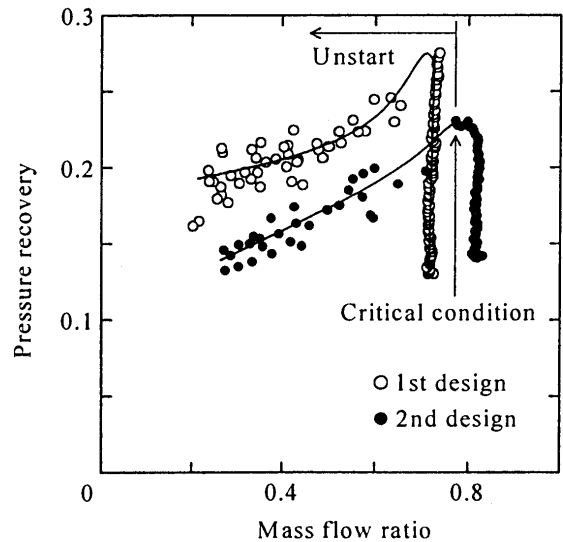


図9 インテーク性能

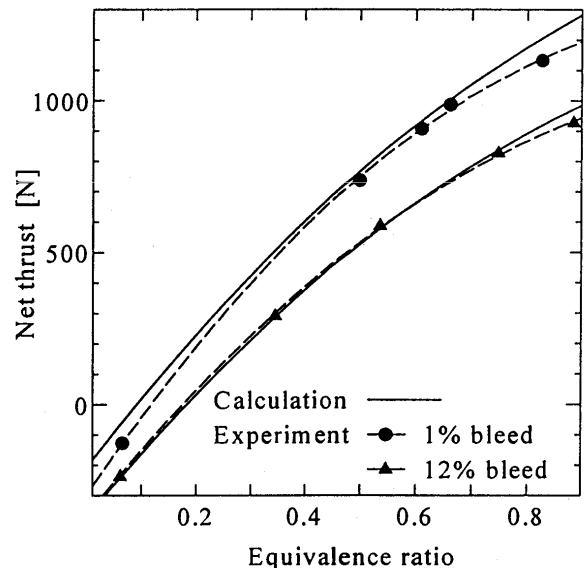


図10 改良ラムジェットエンジンのネット推力特性

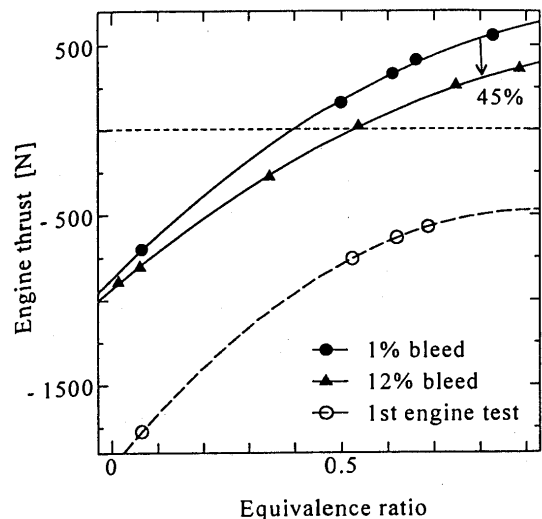


図11 推力架台上での推力計測値

減少傾向にある。これはインテーク抽気によりスピルが減少しカウル部の抗力が減少することによる。よってブリードに伴う推力低下はエンジン内部でのモーメントロスによるものである。

## 2.4 エンジン制御

エンジン制御については後で述べる要素結合試験で詳しく述べるが、2次試験においてはインテークの終端衝撃波位置の検出とその位置制御によるラムジェット制御を行っている。

模型が固定形状であるため、わずかに変更可能なインテークブリードのON/OFFに伴う燃料制御による推力維持制御の試験結果を図12に示す。ブリードのステップ状の増加に対し、エンジン空気流量が減少し内圧が低下し、終端衝撃波位置が下流側に移動するが、制御装置はこの衝撃波位置を検知し燃料流量を増加させ、インテーク作動点を最適作動点に回復させている状況が読み取れる（試験の安全のため制御は低速で行われている）。

表2 静圧計測値より求めたエンジン外部抗力

	Drag [N]	
	1% bleed	12% bleed
Ramp lower plate drag	23	
Side-wall drag	181	
Cowl drag	265	
Engine base drag	-10	
Additive drag	41	32
Friction drag	76	
Total	576	567

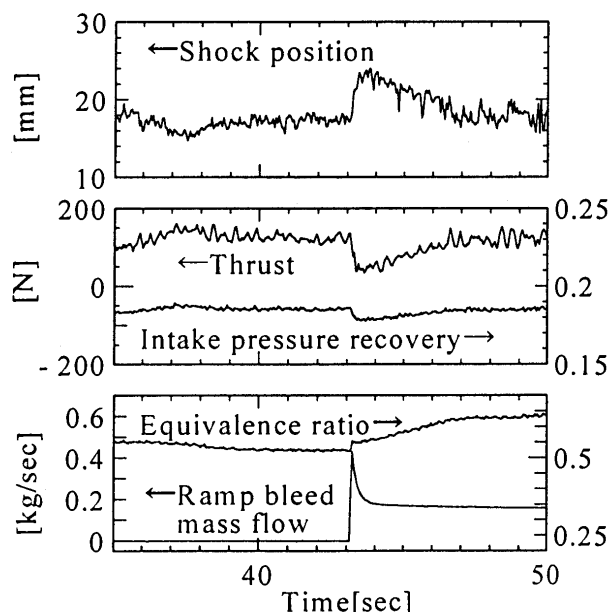


図12 フリージェット試験における制御試験結果

## 3. 要素結合試験

マッハ5でのラムジェットの成立性は前記フリージェット試験にて確認が出来た。しかしマッハ3~5間での作動と、可変ノズルを使用したラムジェット最適制御の開発の為、ダミーインテーク（ショックダウンドクト）と可変ノズルを組み合わせたラムジェットモデルを使用した要素結合試験を行った。図13にこれら試験に使用した代表的な模型形体を示す。模型はショックダウンドクトと燃焼器、可変ノズルと燃料・ノズル制御装置から構成されている。

この試験は都合3回行った。第1回目はショックダウンドクトによる試験方法の確認の意味が強く、第2、第3回で具体的な試験データの採取が可能になった。

### 3.1 エンジン制御

高マッハ飛行状態では動静圧比が大きく、インテークの圧力回復率がエンジン効率に与える影響が小さいとは言え、現実には高マッハではインテークの回復率自体が最適作動状態でも非常に低い為、ラムジェットのインテークは部分負荷状態においても常に最適作動状態に保つ必要がある。

この為、輸送機用に使用されるラムジェットは可変ノズルによる部分負荷での最適制御が不可欠である。ここでは、流路に添った圧力検出アレイを用いてインテークの終端衝撃波位置を直接検出し、常にインテークをクリティカル作動点近傍に保つ制御を主体に開発した。

図14は終端衝撃波位置検出方法を示す。流路拡大部での超音速流れによる静圧降下と、終端衝撃波以降の亜音速流れによる静圧上昇との切り替わり点を、終端衝撃波位置として認識させ、この終端衝撃波を常に最適作動点に保つ制御を行っている。

図15、図16に制御の有無によるエンジン内圧変化を示すが、図16においては燃料の増減に対応してノズル面積が自動的に最適化され、エンジン内圧が常に一定に保たれていることがわかる。部分負荷においてもラムジェットを常に最適作動点に保つのに、終端衝撃波位置の検出とその位置制御が有効であることが証明された。

### 3.2 燃焼性能

ラムジェットのマッハ3~5での作動はマッハ5でのシステム作動に困難な点が多いが、マッハ3においても燃焼器内流速が高く着火安定燃焼と言う技術課題がある。要素結合試験においてシステムとしての着火、燃焼安定性、不安定燃焼に対応するシステム制御などの実証を

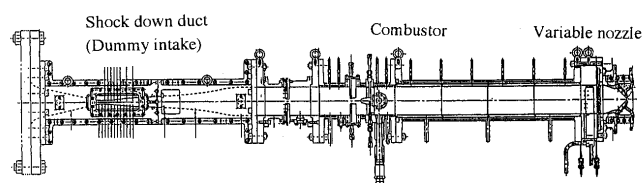


図13 ショックダウン要素結合試験供試体

行った。

図17は本試験に用いた燃焼器のパイロット火炎の着火性能であるが、エンジンシステムに組み上げた場合インテークによる気流のディストーションにより、希薄領域での着火が若干悪化する。それでも120 m/s程度の流速においても着火可能であり着火性能は良好な燃焼器である。また、可変ノズルを使用した場合、ノズルを絞ることで燃焼器内流速を低下できる利点がある。

図18、図19は故意に燃焼振動を起こさせて、衝撃波位置制御によって、インテークの作動状態を変えて燃焼振動制御を行った例であるが、この様な制御も可能である事を付け加えておく。

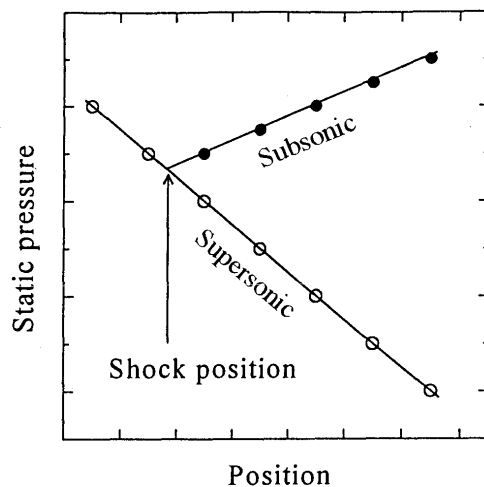


図14 終端衝撃波検出法

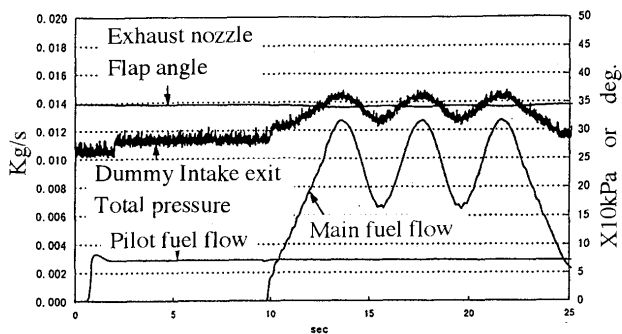


図15 無制御状態での試験結果

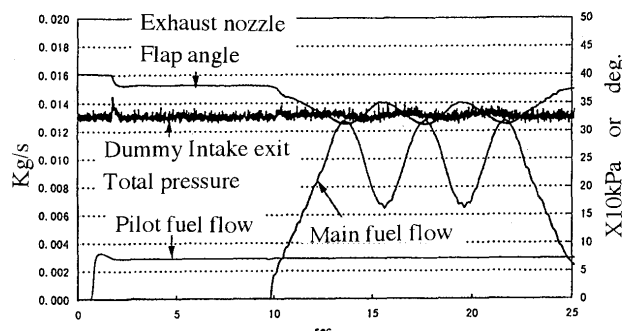


図16 制御試験結果

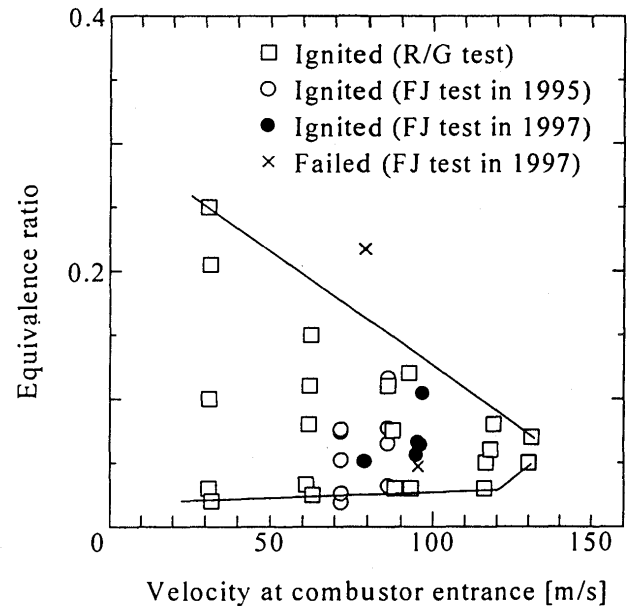


図17 試験に使用した小型燃焼器の着火特性

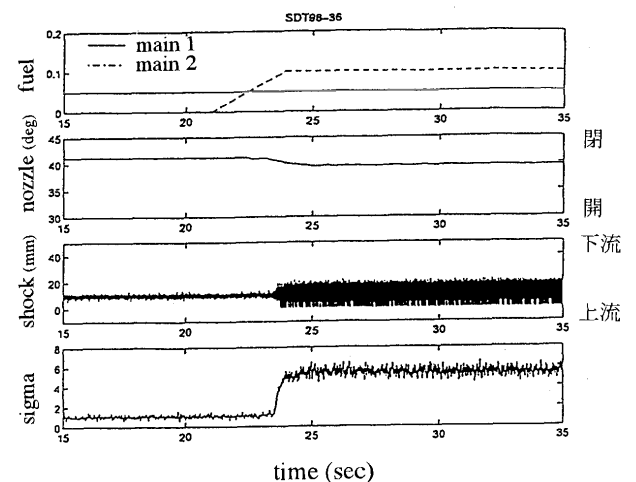


図18 無制御状態での燃焼振動

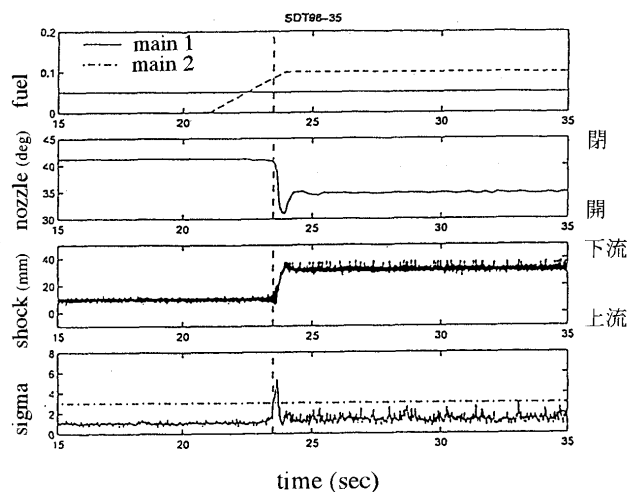


図19 燃焼振動制御試験結果

#### 4. ラム燃焼器要素の研究開発

飛行マッハ数 2.5 から 5 で使用されるこのラム燃焼器には、本作動範囲で安定して着火燃焼し、燃焼効率が 99% 以上、非燃焼時の全圧損失率が 8% 以下を示すとともに、NO<sub>x</sub> に関しては従来燃焼技術により排出されるレベルより大幅に低減する燃焼技術の確立と、1900℃ レベルの高温条件でも焼損や変形のない冷却構造技術の確立が求められる。以下にこれらの目標を達成するために実施した要素研究の主な成果を述べる。

##### 4.1 燃焼制御の研究

本ラム燃焼器の場合、ラムジェットが単独作動を開始するマッハ 3 を中心とする低速飛行時には、比較的低温の空気が高速で燃焼器に流入するため高い燃焼効率を得ることが難しいこと、一方マッハ 5 の高速飛行時は燃焼器入口の空気温度及び出口の燃焼ガス温度が高くなるため、NO<sub>x</sub> の排出が大幅に増加することが燃焼上の重大な問題となる。

燃焼制御の研究では、これらの問題を解決するために図 20 に示すようなブロック型ラム燃焼器を考案した。本燃焼器は、広い作動範囲を満足させるために燃焼領域を 2 つに分け、高マッハ数時専用の希薄予混合燃焼領域 (a) と、低マッハ数時および高マッハ数時双方で作動する拡散/予混合燃焼領域 (b) を設けた。燃焼領域 (a) では流れをブロックする物体 (保炎器) の上流側で燃料を噴射し、燃焼領域 (b) では上流側燃料噴射と内部燃料噴射を併用する。これによって全体当量比が 0.3 と低いマッハ 3 の条件では、領域 (b) で理論混合比に近い条件で燃焼させるゾーン燃焼を採用することにより高い燃焼効率を確保する。一方マッハ 5 の条件では領域 (a) と領域 (b) の両方を使い、燃焼器全体を設計点の当量比 0.43 で均一予混合燃焼させることにより火炎温度を低下させ、NO<sub>x</sub> の排出を大幅に低減させるものである。

ブロック型ラム燃焼器のコンセプトを実現するために、V ガッタ保炎器を用いたラム燃焼器についてラボスケール燃焼器を試作し、燃焼試験による研究を実施した。まず、低速飛行時の燃焼技術課題であるゾーン燃焼技術の確立を図った。ラボスケール燃焼器は、ブロック型

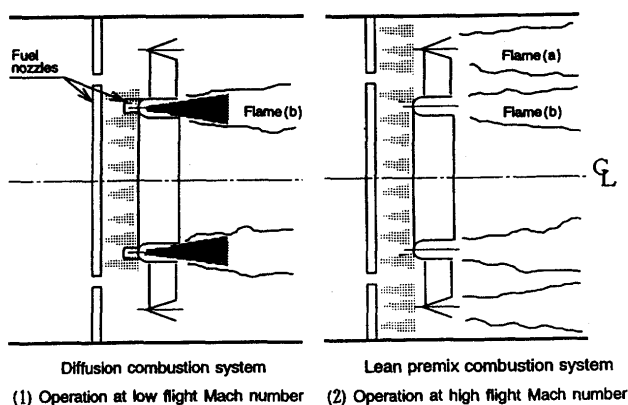


図 20 ブロック型ラム燃焼器のコンセプト

ラム燃焼器の燃料ノズルと保炎器を模擬した部分スケールモデルであり、保炎器は流れ方向に位置をずらした 2 本の V ガッタで構成され、上段は Outer gutter, 下段は Mid gutter と称した。燃料供給システムは、それぞれの V ガッタの上流に燃料の多点噴射を可能とするマルチセグメント方式のメイン燃料ノズル Outer injector および Mid injector を、また V ガッタ内部には着火・保炎用のパイロット燃料ノズルを配置した (図 21)。マッハ 3 を中心とする低速飛行時には、燃料ゾーニングを行うために Mid injector のみに燃料を供給し、Mid gutter 保炎器付近に量論混合比の混合気を供給するようにメイン燃料ノズルを設計した。その結果、図 22 に示すようにマッハ 3 の設計当量比 0.3 の条件においては、燃料ゾーニングを行っていない燃焼器の燃焼効率は  $\eta_b = 60\%$  程度でしかなかったが、最適燃料ゾーニングを行う本燃焼器では  $\eta_b = 92\%$  まで大きく改善することができた。さらに、非燃焼時の圧力損失は 4% が得られ、目標値を十分に満足する結果を得るとともに、NO<sub>x</sub> については排出指数で 2.1 g/kg fuel を達成した。これは現行亜音速機に比べて 5 分の 1 程度の低い値であり、低速飛行時の NO<sub>x</sub> 排出は問題のないことを明らかにした。

次に、もう一方の重要課題である高速飛行時の NO<sub>x</sub>

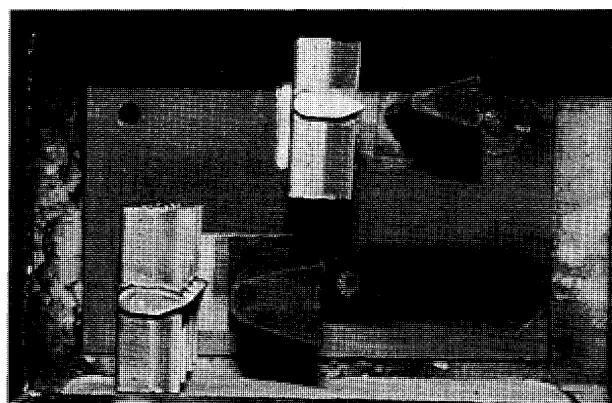


図 21 ラボスケール燃焼器

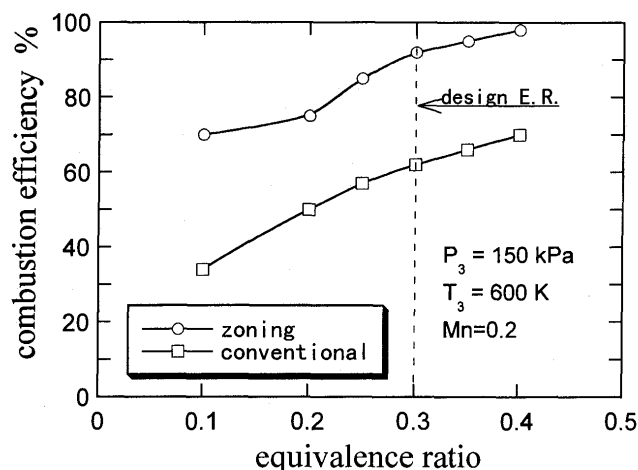


図 22 燃料ゾーニングによる燃焼効率の改善

排出の低減を実現するために、均一予混合燃焼技術の確立を行った。マッハ5巡航時の高温条件で従来の拡散燃焼を行う場合、NO<sub>x</sub>の排出指数は300~400 g/kg fuelにも達すると予測される。そのため、長時間成層圏を巡航する超音速機には、高空大気環境保全の観点から大幅なNO<sub>x</sub>の削減が要求される。完全に理想的な均一予混合燃焼を行った場合、マッハ5巡航時のNO<sub>x</sub>の排出指数は17 g/kg fuelになることが一次元化学反応計算から求められた。しかし実際の燃焼器では、予混合気の自己着火を回避するために混合距離を短くする必要があり、完全な均一混合気を形成させることは困難である。そのため、ラム燃焼の研究では実現可能な予混合度を考慮して、NO<sub>x</sub>の目標排出指数を50 g/kg fuelと設定した。この値は、従来技術による排出値の6分の1から8分の1に相当する厳しい目標であり、その達成のためには短い混合距離でも混合性能の良好なメイン燃料ノズルの開発がキーポイントとなる。そこで、本研究では最先端のガス濃度計測技術であるレーザ誘起蛍光法(LIF)を利用した計測システムを採用してメタン燃料混合試験を実施するとともに(図23)、低公害化の研究と協力して燃料と空気の混合過程を詳細に把握するためにCFDによる数値解析を適用して、燃料ノズルの開発を行った。図24に燃料噴射孔を最適化して混合性能の改善を図ったセグメント方式の燃料ノズルAと、形状は全く同じであるが口径が若干大きい燃料ノズルBのLIFによる混合試験で得られた燃料分布を示す。燃料ノズルAについては、燃料は主流方向に貫通して広い範囲に燃料が分

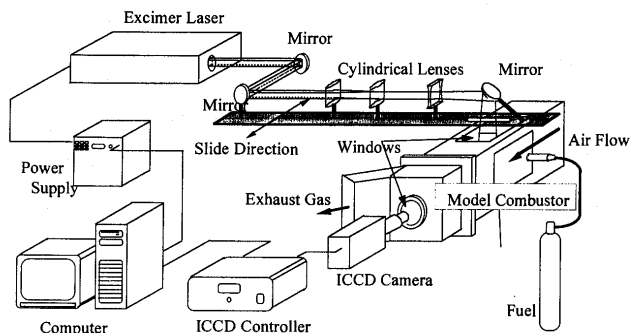
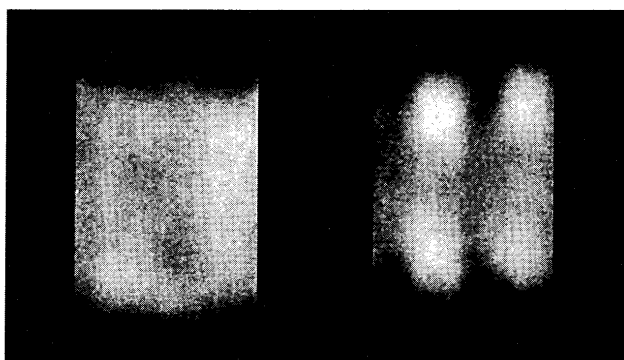


図23 LIF燃料混合計測システム



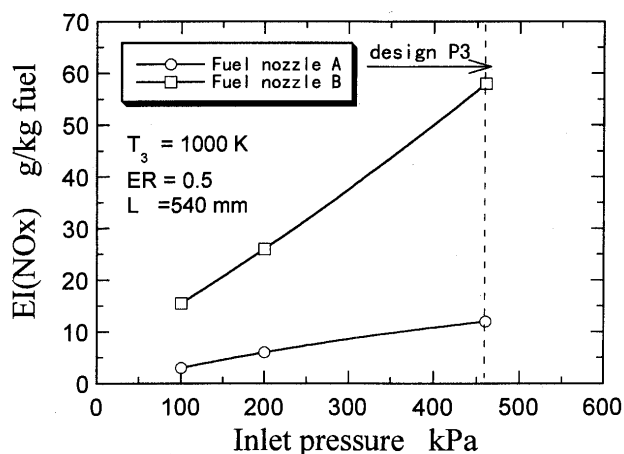
燃料ノズルAの混合状態 燃料ノズルBの混合状態

図24 燃料混合計測試験結果

散しているが、燃料ノズルBでは燃料の貫通力が小さく噴射位置付近で燃料濃度の高い領域が存在していることがわかる。

これらの燃料ノズルを用いてマッハ5巡航時を模擬した高温・高圧燃焼試験を実施し、NO<sub>x</sub>の排出特性を把握した。燃焼器入口温度は最高1000℃、圧力は460 kPaまで変化させてエミッションの計測を行った。その結果、NO<sub>x</sub>の排出量は入口温度に対して指数的に、圧力に関してはべき乗で変化することがわかった。さらに、これらの指数やべき乗の係数は燃料ノズルの形状に依存し、混合特性の良好な燃料ノズルほど温度や圧力の影響の小さいことがわかった。図25に入口温度が727℃の時の燃料ノズルAとBの入口圧力とNO<sub>x</sub>排出の関係を示す。燃焼試験の結果を用いてマッハ5巡航時のNO<sub>x</sub>排出指数を予測すると、燃料ノズルAでは46 g/kg fuelが、燃料ノズルBでは130 g/kg fuelが得られた。これらのNO<sub>x</sub>排出値は、従来燃焼技術で予測される排出値に比べると大幅に低減されており、特に最適設計を行った燃料ノズルAについては目標値50 g/kg fuel以下を達成することを明らかにした。また、さらなる低NO<sub>x</sub>化のために本研究では新しいタイプの燃料ノズルについても検討を行い、アシスト空気を利用した強制混合促進型燃料ノズルの試験を実施した。本燃料ノズルは、構造が複雑であること、外部からアシスト空気を供給する必要があることなどの問題があるが、マッハ5巡航時のNO<sub>x</sub>排出指数としてはほぼ完全均一予混合燃焼に近い22 g/kg fuelが得られることを燃焼試験で示し、将来の超低NO<sub>x</sub>燃焼技術として有望であることを明らかにした。さらに、マッハ3からマッハ5への加速について、ゾーニング燃焼から均一予混合燃焼への変化がスムーズに行われることを実験的に確認を行い、低NO<sub>x</sub>ラム燃焼器の基礎的設計技術を確立した。

燃焼制御の研究では、さらにマッハ3を中心とする低速飛行時の燃焼性能向上に重点をおいた主燃焼器型のラム燃焼器の研究も実施した。本燃焼器を図26に示すが、これは燃料を保炎器ドーム部から噴射し、空気をスワー

図25 高温・高圧燃焼試験でのNO<sub>x</sub>排出指数

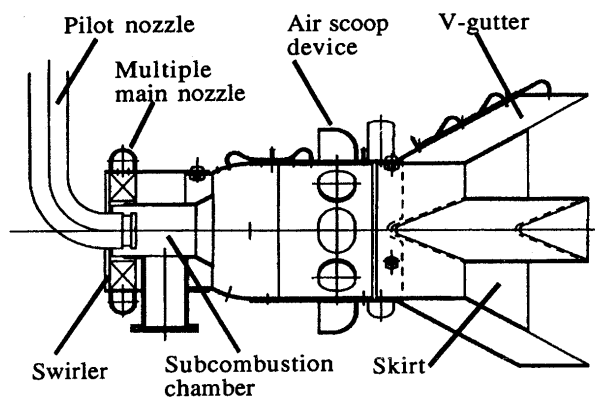


図 26 主燃焼器型ラム燃焼器

ラと保炎器中央部に設けたエアスクープ付きの空気孔から内部に取り込むことで、保炎器内部の空燃比を調節する混合促進型の燃焼器である。本燃焼器の燃焼状況を把握することを目的として、3次元NS解析による燃焼器内部の流れ解析を行うとともに、マッハ3条件での燃焼試験も実施した。流れ解析では、燃料はエアスクープ付きの空気孔から流入する空気により保炎器内部は所定の局所当量比に制御されていることを確認し、燃焼試験からは本燃焼器がマッハ3の設計当量比0.3において99%の燃焼効率を示すとともに、全圧損失率が目標の8%以下を満足することも明らかにした。

#### 4.2 冷却構造の研究

飛行マッハ数5の条件においては、ラム燃焼器入口の空気温度が1000℃、出口ガス温度が1900℃もの高温に達するため、一般的な材料の耐熱温度よりはるかに高くなり、従来の金属材料、冷却技術ではその対応は困難であり、より高度な冷却構造が要求される。そこで、近い将来のエンジンへの適用を考えた金属材料を主体とする研究と、将来のエンジンへの適用をめざした耐熱複合材を主体とする研究を実施した。

金属材料を主体とする研究では、燃焼器ライナへの適用を目的として、加工性に問題があるが既存の金属材料の中では最も高い耐酸化性能を有する酸化珪素分散強化型合金（ODS材）を用いた冷却構造の研究を行った。

耐熱複合材を主体とする研究では、マッハ5条件でのライナ壁温に耐える材料として繊維強化セラミックス（CMC）を選定し、その適用化に必要な材料の成形・加工技術や、耐酸化性能向上のための材料設計技術等に関する冷却構造の研究を行った。強化繊維として耐酸化性や製織性に優れたTi-Si-C-O系の炭化珪素繊維を用い、ブレードニングにより一体製織でプリフォームを成形した後、複合化を行って試作したラボスケールラム燃焼器ライナを図27に示す。また、この燃焼器ライナをマッハ5作動時の燃焼ガス温度である1900℃レベルの高温燃焼試験に供することにより、耐酸化性の他、焼損・変

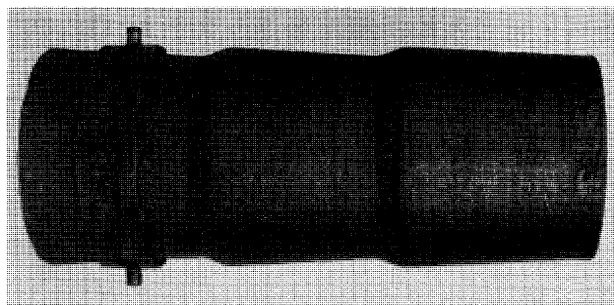


図 27 耐熱複合材料を用いたラム燃焼器ライナ

形などの機械的健全性について評価を行った。1900℃の燃焼試験においてライナ内壁温度は最高1500℃レベルに達したが、試験後の検査では焼損や変形はなく、内壁面の材料についても酸化が認められず、耐酸化性や機械的健全性について問題のないことが明らかになった。また、ケーシングなどの金属部品との接合部についても、損傷は全く認められなかった。これらの試作・試験により、耐熱複合材をラム燃焼器ライナに適用するための基礎データを取得した。

#### 5. まとめ

マッハ5でのフリージェット試験により、高速ラムジェットエンジンの成立性が実証でき、またエンジン性能、システム設計を行う場合の貴重なデータを集めることができた。要素結合試験ではラムジェット制御法の開発にも成功したことで、システム面では貴重な技術を取得できた。また、ラム燃焼器要素技術の研究において、高効率、低NOx燃焼の基礎技術を取得するとともに、耐熱複合材適用の基礎データを得た。

今後の技術課題としては構造面、耐熱設計など重量・温度に関するものが残されている。

本研究は、通商産業省工業技術院の産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から委託を受けて実施したものである。また貴重な試験設備を提供戴き技術指導、試験実施と御協力戴いた航空宇宙技術研究所の皆さんに深く感謝致します。

#### 参考文献

- (1) Wells, G., Monji, T., Kinoshita, Y., 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, (1999-5), p.245-252
- (2) Gallagher, K., Monji, T., 第2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, (1995-10), p.49-55
- (3) David, E., Romeo, M., Beulé, F., Desauty, M., Kinoshita, Y., Kitajima, J., Gallagher, K., 第2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, (1995-10), p.33-40
- (4) Yanagi, R., Morita, M., 大型工業技術国際シンポジウム-超音速輸送機用推進システム-予稿集, (1992-6), p.43-50



特集・超音速輸送機用推進システム (HYPR)

## 可変サイクル・ターボファン・エンジン要素の研究開発

山脇 栄道<sup>\*1</sup>  
YAMAWAKI Shigemichi  
清水 邦弘<sup>\*3</sup>  
SHIMIZU Kunihiro

河野 学<sup>\*2</sup>  
KAWANO Manabu

キーワード：ファン、圧縮機、燃焼器、高圧タービン、低圧タービン、制御

Fan, Compressor, Combustor, High pressure turbine, Low pressure turbine, Control

## 1. まえがき

超音速輸送機用推進システムを構成する可変サイクルターボファンエンジンのファン、高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービン、低圧タービンおよび計測制御システムは、それぞれに要求される高い目標性能達成を目指し、研究開発を実施した。以下、各要素ごとにその成果を述べる。

## 2. ファン

## 2.1 はじめに

ファンは2段で構成され、設計目標は以下の通りである。

海面上静止状態 100% 修正回転数において、圧力比、修正流量、断熱効率それぞれ、2.6, 78.5 kg/s, 85.7% である。エンジン運転におけるサージマージンは 10% 以上を目標とした。

本ターボファンエンジンは地上静止状態からマッハ 3 飛行状態までという広い範囲にわたる作動のため、ファンも広い作動範囲にわたって安定に高効率に作動する必要がある。空力的には設計点で動翼翼端周速は 450 m/s, 1 段動翼の相対流入チップマッハ数は 1.5 に達する高負荷ファンである。またマッハ 3 での高速飛行状態においては入口空気温度が 330℃ に達し、高温強度に対する対策が要求される。

## 2.2 全体構造

ファン断面を図 1 に示す。ファン入口外径は約 800 mm である。1 段翼枚数は動翼・静翼それぞれ 22 枚, 54 枚, 2 段翼枚数は動翼・静翼それぞれ 36 枚, 58 枚である。ファン動翼の材質はエンジンにおいては高温における強度特性が優れる Ti-811 を用いている。これはマッハ 3 飛行状態における 330℃ レベルの入口空気温度を考慮したものである。

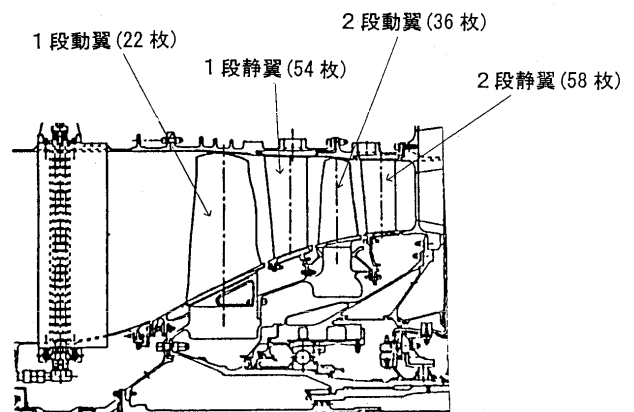


図 1 ファン断面図

## 2.3 ファン開発

## 2.3.1 設計

上記の試作エンジンに要求される仕様を満足するように以下に示す方法により翼設計を行った。

- (1) 流線曲率法による全体流路形状及び翼配備の決定。
- (2) 準 3 次元非粘性計算による翼型設計。

2 次元翼型形状をスパン方向に積み重ねることにより 3 次元翼型を設計した。

動翼は多重円弧翼 (MCA) で重心スタッキングを採用しているが、1 段動翼はチップでの相対流入マッハ数が 1.5 を越えるため、MCA を修正しプレコンプレッションにより衝撃波損失の低減を目指した S 字翼を採用している。また静翼は拡散制御翼 (CDA) で後縁スタッキングを採用している。また 2 段静翼はエンドウォール損失低減のため、カーブドスタッキングを採用している。

- (3) 3 次元粘性計算による各翼列の最適化。

CFD による 3 次元粘性計算を行い、流れ場及び性能に関する確認を行い、必要に応じ(2)に戻って翼型改良を行う。

- (4) 振動強度設計

ソリッドモデルを使用した 3 次元有限要素法による解析及び、振動試験による固有振動数の確認を行った。

## 2.3.2 空力リグ試験

原稿受付 1999 年 10 月 26 日

- \* 1 石川島播磨重工業(株) 要素技術部  
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229
- \* 2 川崎重工業(株)
- \* 3 三菱重工業(株)



ファンの空力性能を把握及び設計データの蓄積を図るため、試作エンジンと同スケールのリグを製作し、空力回転試験を実施した。図2にリグ試験装置を示す。

試験設備は、ベルマウス、圧力制御弁、減圧室、排気ダクト、トルクメータ、増速機及び4000 kW 電動モータからなる。

試験結果に基づき詳細データ解析を実施して改良設計を実施し次の設計にフィードバックを行っている。これらのデータにより動静翼のマッチングの改善や翼型形状の最適化を図ることにより改良を行った。また空力性能だけでなく翼面上に貼ったひずみゲージによる試験中の翼振動計測も行っており、キャンベル線図による翼振動強度の健全性の確認も行った。

リグ試験結果により圧力比及び流量はエンジン目標値を達成し、試作エンジンに組み込むことが可能であることを確認した。

### 2.3.3 エンジン試験結果

エンジン試験として地上試験、高空性能試験等が行われた。

エンジン試験において、圧力比及び流量双方についてリグ試験に基づくファンマップより予測される値とほぼ一致しており、エンジン運転における作動線はほぼ計画値通りであり、運転中のサージマージンも十分に確保された。図3にファンマップ上にエンジン試験結果をプロットしたものを示す。

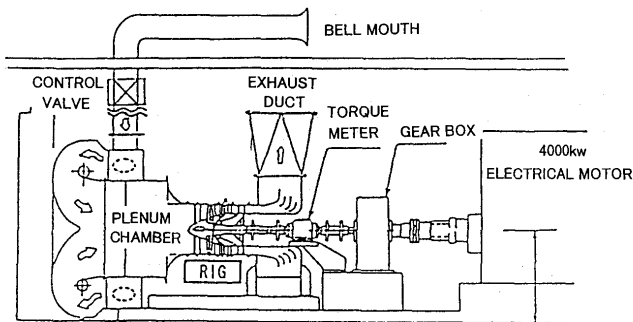


図2 ファンリグ全体図

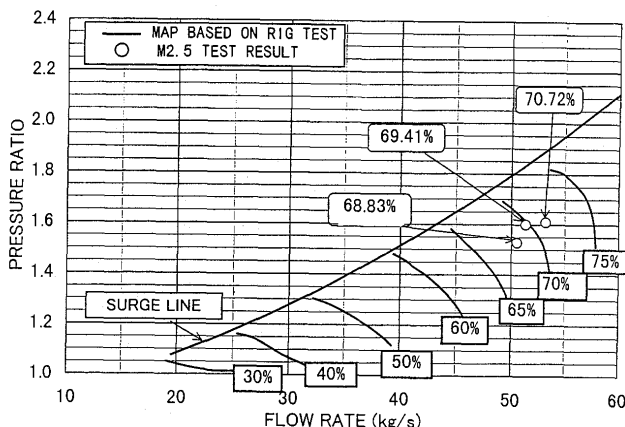


図3 ファン部のエンジン試験結果 (M2.5)

本エンジン試験結果はターボエンジン ATF 試験におけるマッハ2.5 飛行状態におけるものである。

コンバインドサイクルにおいては、ファン入口部外周にラムとターボを切り替えるMSV (Mode selector valve)があり、そのデイスティーションによりサージマージンの低下が懸念されたが、問題無くエンジン運転が行われた。

エンジン試験においては安全を確認するため翼面上に貼付された歪ゲージによる翼振動計測を動翼及び静翼の双方で行っている。エンジン試験中にエンジンの健全性に問題をおこすような振動はなかった。また試験後の検査においても破損等の問題はなく機械的健全性が確認された。

### 2.4 まとめ

HYPR エンジン用2段ファンの開発は設計及びリグ試験による空力性能の確認、試作エンジンに組み込んでの試験というステップで行われた。

本ファンは試作コンバインドサイクルエンジンに組みこまれ地上試験及び及び高空高速飛行状態を模擬したATF 試験を行った。ファンは当初計画通りの性能を発揮し、無事試験を終了し、コンバインドサイクルエンジンの要素としての健全性を確認した。

また本ファンの開発を通じて高負荷ファンの空力強度設計手法を確立することができた。

## 3. 高圧圧縮機

### 3.1 はじめに

超音速輸送システムを構成する高性能ターボジェットエンジンの軽量化、低燃費化を図るためには、圧縮機要素として、十分な作動範囲を維持しながら負荷を高めて段数を減らす一方、高効率であることが要求される。このような圧縮機の高負荷・高効率化の要求を満足するためには新しい翼列設計技術の開発が必要不可欠となり、3次元粘性数値解析を活用した翼列設計技術の研究開発を進めてきた。その研究開発経緯において、翼端隙間流れを制御する動翼のチップトレント設計技術や静翼の2次流れ制御技術を開発し、試験でその効果を実証し、最終的には圧縮機後段部で顕著な混合現象を考慮したラジアルミキシング流線解析と3次元粘性数値解析を組合わせた3次元負荷分布適正化技術を開発した。最終的に、これら技術を適用することにより、5段軸流圧縮機の設計・試験を行い、超音速輸送システムでの圧縮機仕様を満足する性能を得ることができた。ここでは、本研究で得た高圧圧縮機の新たな翼列設計技術を中心に紹介する。

### 3.2 翼列設計技術の研究開発

#### 3.2.1 超音速輸送システム用圧縮機の特長

本圧縮機は、超音速輸送システムでのマッハ3の飛行状態までの健全な作動が必要とされ、このような状態下ではラム効果により圧縮機入口温度が高くなるため強度的制約から回転数を低く設定している。この場合、同じ

圧力上昇を得るためには、高周速の場合より各翼列の負荷が高くなるため、本圧縮機は低周速高負荷でありながら高効率が要求される仕様となっている。なお、本圧縮機は5段軸流圧縮機で圧力比4.85、ポリトロピック効率91%を最終目標値としており、効率は2000年代レベルを見据えた設定としている。以降に、最終目標を達成するために取得した新たな翼列設計技術を紹介する。

### 3.2.2 動翼チップトレンチ設計技術

動翼では翼端隙間があるため、翼端隙間漏れ流れによる損失が発生する。よって翼端隙間損失を低減することが効率向上の1つの方策となる。翼端隙間漏れ流れは圧力面と負圧面の圧力差により発生し、圧力差が大きい程漏れ流れの速度が高くなり損失が増大する。そこで、この圧力差を小さくする設計技術として図4に示すような曲線的なトレンチ形状を考案した。ここでトレンチの形状として、従来のトレンチでは直線的ステップ状の段差のものが考案されている。しかし、そのトレンチ形状では流路段差部で流れがはがれ、損失を生み出すことがあ



(a)トレンチ動翼 (b)従来動翼

図4 高圧圧縮機トレンチ動翼

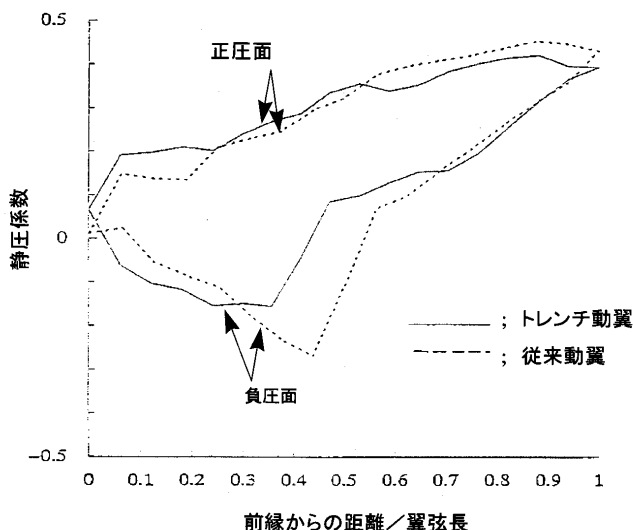
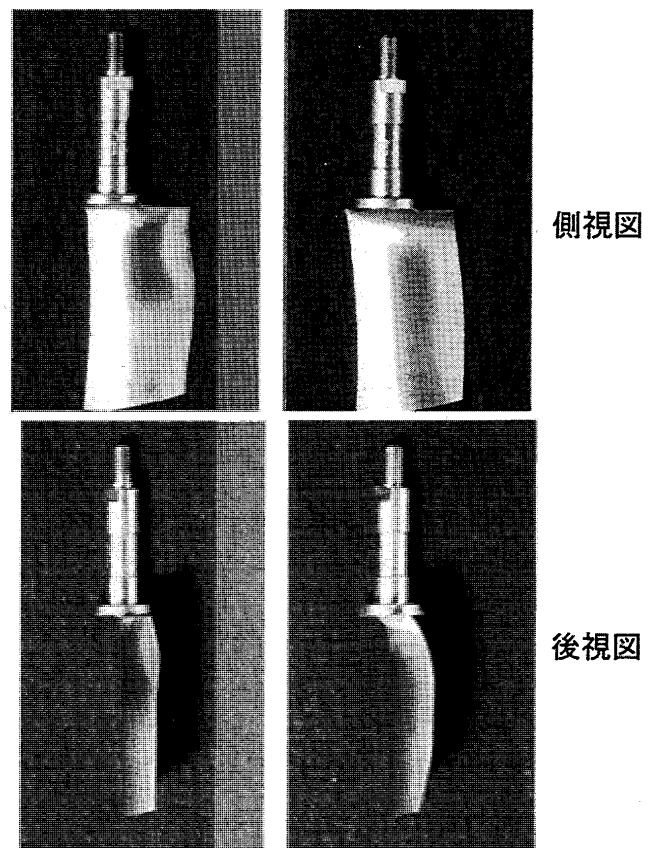


図5 高圧圧縮機動翼チップ部の静圧係数分布

るので、本研究では滑らかな曲線形状のものを考案した。3次元粘性数値解析結果として、従来のトレンチのない場合と比較して図5にチップ部の翼面静圧係数分布図を示す。図5より、トレンチを設けることにより40%翼弦長付近で圧力面と負圧面の圧力差が減少していることがわかる。それにより翼端隙間漏れ流れの噴流速度を低く抑えることができ、数値解析の結果では約15%漏れ流れ速度が低減されている。また、試験によるトレンチ動翼の評価を行った結果、チップ部の損失が約30%低減されていることを確認している。

### 3.2.3 静翼の2次流れ制御技術

静翼の2次流れは、翼列入口での側壁境界層が、翼間の圧力差により負圧面の翼端部に集積して巻き上がることで生じる。その際、境界層の剥離や、それにとまなう流れ角不良により損失が増大する。そこで、この2次流れを抑えるために3次元スタッキング手法を考案した。図6に適用した静翼を従来翼と比較して示す。翼形状としては、側面から見るとチップ側が軸方向に前傾しており（スweepスタッキング）、後視からはチップ部が周方向に湾曲（バウスタッキング）した翼形状になっている。3次元粘性数値解析結果として図7に翼後縁断面の速度ベクトル図、図8に負圧面の流跡線図を示す。これらの結果より従来翼でみられた翼端部の2次流れ渦が弱



従来翼

2次流れ制御翼

図6 高圧圧縮機2次流れ制御静翼

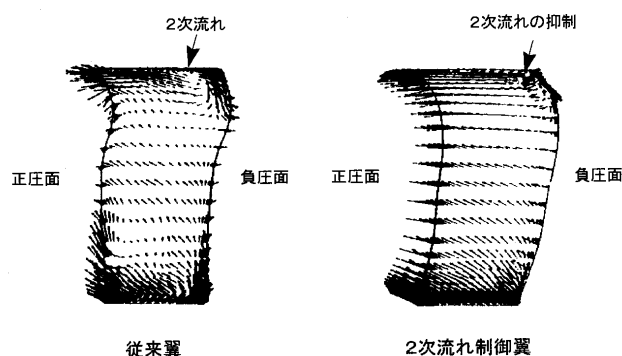


図7 高圧圧縮機静翼後縁断面速度ベクトル図

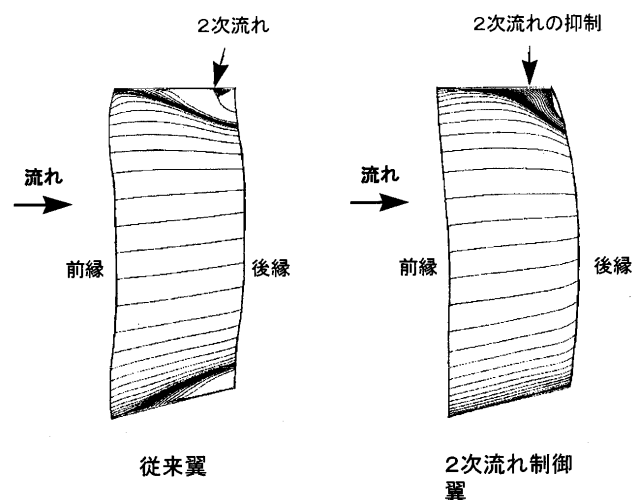


図8 高圧圧縮機静翼負圧面流跡線図

められ、従来翼の負圧面翼端部でみられた剥離が抑制されていることがわかる。

### 3.2.4 3次元負荷分布適正化技術

多段の軸流圧縮機の性能向上のためには、圧縮機内のフローパターンの予測精度をいかに上げるかが重要となる。従来の軸対称流線解析法では、流線間で運動量やエネルギーの出入りが無いことを仮定していたが、多段圧縮機の特に後段部では乱れ度が高くなり流線間の混合現象がより顕著になるため、この仮定が実際は成り立たなくなる。これにより各翼列の流れ角の予測が合わなくなり、各翼列での圧力上昇の予測不良や損失増大等により翼列間のマッチングが狂う可能性がある。そこで、圧縮機内のフローパターン予測精度を上げるために、圧縮機内部での混合現象を考慮したラジアルミキシング流線解析法を適用した。図9にラジアルミキシング流線解析法の概念を示す。従来の流線解析法では、半径方向の混合現象が考慮されていないため、半径方向に大きな傾きがついた全圧や温度分布が予測される一方、ラジアルミキシング流線解析では、半径方向に混合され傾きが緩和した分布となる。これは、実際の多段軸流圧縮機試験で得られている試験データに整合することが確認されている。このようなフローパターン予測精度向上と3次元粘性数値解析適用により3次元的な負荷分布の適正化が可能と

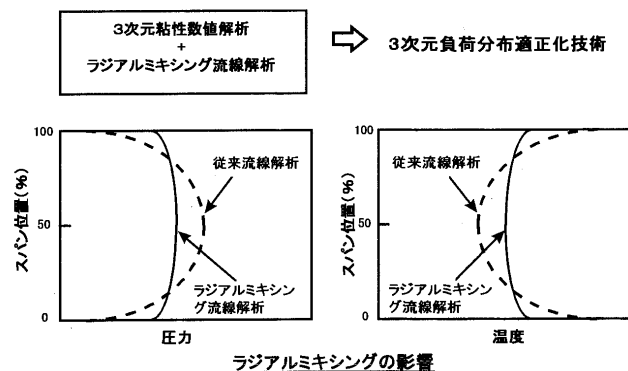


図9 高圧圧縮機3次元負荷分布適正化技術の概念

なる。本技術は最終的な5段軸流圧縮機の間段から後段側の設計で適用されている。

### 3.3 まとめ

超音速輸送機用高性能ターボジェットエンジンに適合する高圧圧縮機として、高効率化のための翼列設計技術の研究を行い、動翼のチップトレント設計技術、静翼の2次流れ制御設計技術、3次元負荷分布適正化設計技術を取得した。本研究で得た翼列設計技術は超音速輸送機用推進システムはもとより他分野のガスタービンエンジンへの応用・波及効果も期待できると考えられる。

## 4. 燃焼器

### 4.1 はじめに

目標とする可変サイクルターボファンエンジンの燃焼器は、出口温度が $1700^{\circ}\text{C}$ ～ $1750^{\circ}\text{C}$ に達し従来にない高温条件での作動が求められ、且つ表1に示す諸元が要求されている。そのため、燃焼器ライナやタービン翼等の熱に対する健全性を確保する必要がある。高温燃焼器の実現にはライナ壁温制御技術と出口温度制御技術の向上が不可欠である。尚、 $\text{NO}_x$ （窒素酸化物）の低減化技術の研究開発については、本プロジェクト中の別の研究プログラムにおいて実施した<sup>(1)</sup>。研究は、先ずリグ試験にて冷却構造、燃焼方法に着目してライナ壁温制御、出口温度制御の各要素技術の向上を図った。次に、これらの技術を統合させた試作燃焼器にて、エンジン運転条件でのリグ試験を実施し、随時改良を行った。この燃焼器を試作エンジンに適用し、出口温度 $1700^{\circ}\text{C}$ 試験やウインドミルスタート試験等を実施したが、不具合発生はなく、高温燃焼器として十分な性能を持つことを実証した<sup>(1)</sup>。以下に詳細を示す。

表1 燃焼器諸元

項目	目標
圧力損失率	$< 5\%$
着火空燃比	$> 50$
燃焼効率	$> 99.5\%$
出口温度不均一率	$< 0.23$
出口温度半径方向不均一率	$< 0.10$

## 4.2 ライナ壁温制御技術

高温化には、燃焼用や希釈用の空気量増加が必要であり、冷却空気量の増加は望めない。従って、冷却効率が良い、均一な壁温分布を持つ冷却構造を開発する必要がある。そこで、基礎的な伝熱パネル試験にて、候補となる冷却効率が良いコンベクションフィルムの冷却構造を見だし、その性能向上を行った。ここではその内、エフュージョン孔の効果について紹介する。フィルム冷却空気の効果が薄れたことによる壁温分布悪化を防ぐため、フィルム段下流側にエフュージョン孔（斜孔）を設けた。図10に、エフュージョン孔が冷却効率に及ぼす効果を示す。これによると、エフュージョン孔により冷却効率の軸方向分布が均一に近づいていることがわかる。ライナの冷却構造にはこのエフュージョン孔三列タイプを採用した。一方、希薄燃焼により火炎温度を低減させ、ライナ壁が燃焼場から受ける熱量を減らすことによる壁温低減を図った。図11に試験に使用したフルスケールのセクタ燃焼試験装置の概略図を示す。燃料ノズルは三重スワラを持つ気流微粒化式（燃料：Jet A-1）である。空燃比配分が異なるライナにより燃焼試験を行った結果、希薄化を施すことによりライナの燃焼器上流部の壁温は低減しており、この方法が有効であることが確認された。

## 4.3 出口温度制御技術

従来、出口温度の制御は、希釈空気孔により行ってきた。しかし、高温化が進むにつれ希釈空気用として使用

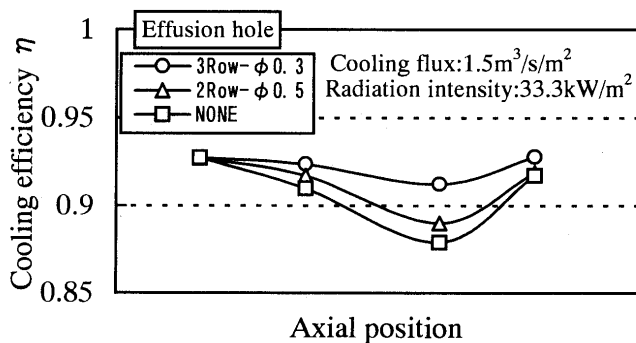


図10 燃焼器冷却効率に対するエフュージョン孔の影響

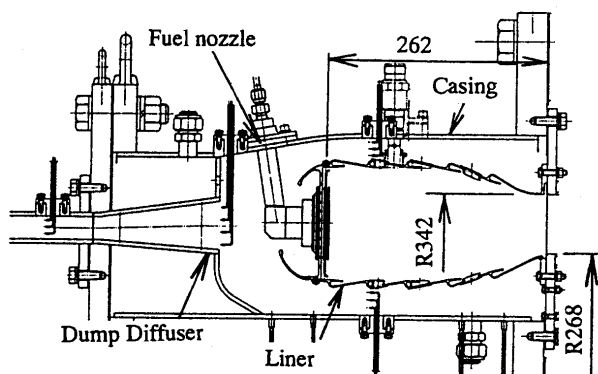


図11 セクタ燃焼器試験装置

できる空気量は減少するため、出口温度分布の悪化が予測される。そこで、希釈空気孔上流部の燃焼領域のピーク温度低減により、出口温度の制御を図った。まず一列目空気孔の最適化を図り、その後、その空燃比配分の最適化を行った。図12に、一次燃焼領域の空燃比配分が異なる数種類のセクタライナの出口温度不均一率OTDFを示す。これによると、一次燃焼領域の空燃比は出口温度分布に大きな影響を及ぼしており、空燃比を大きくすることにより出口温度分布が良くなっている。つまり、希薄燃焼によって燃焼領域の火炎温度を下げることで出口温度分布の均一化に効果があることがわかった。

## 4.4 エンジン搭載用燃焼器の性能

上記により燃焼器要素の技術を向上させ、それらを統合させたものとして、出口温度1600℃仕様と出口温度1700℃仕様の燃焼器を試作し、リグ試験で燃焼器性能を確認し、その後、エンジンに搭載し、エンジン試験を実施した。尚、これらの燃焼器の仕様の違いは空燃比配分のみであり、1700℃仕様はより高温化に対応するため、希薄化を更に進めた設定となっている。図13にエンジンに搭載した燃焼器を示す。以下にエンジンでの計測結果を示す。

### 4.4.1 燃焼効率特性

燃焼器出口の排ガス分析より求めた燃焼効率を $\theta$ パラメータで整理した結果を図14に示す。1600℃ (1873 K)仕様、1700℃ (1973 K)仕様両タイプとも目標(99.5%以上)を満足する燃焼効率性能を示すとともに、出口温度1700℃ (1973 K)という過酷なエンジン試験条件下

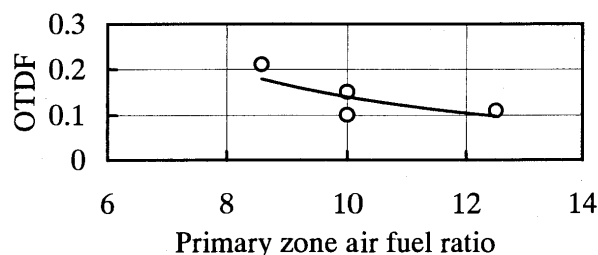


図12 一次空燃比に対する出口温度分布

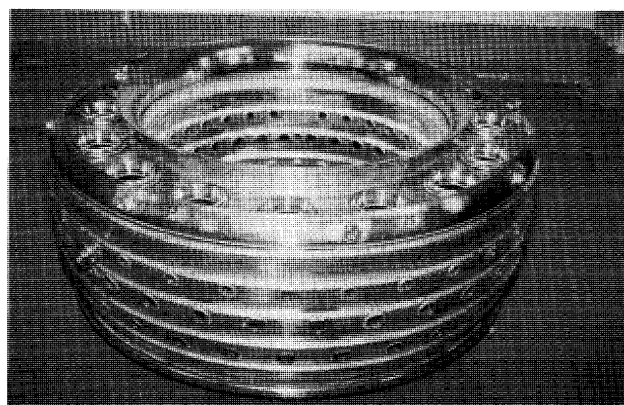


図13 エンジン搭載用燃焼器

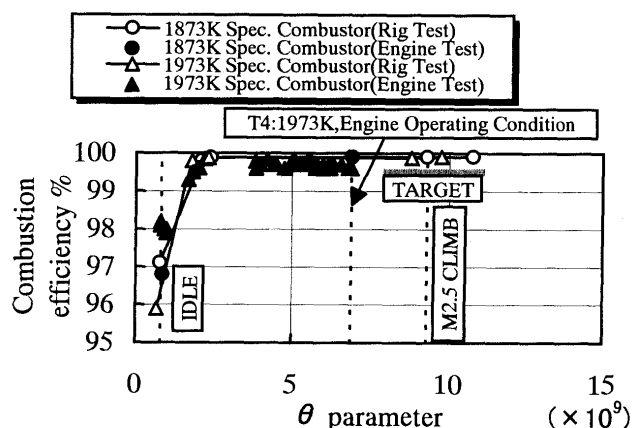


図14 燃焼効率特性

でも燃焼効率の低下は見られず、高温燃焼器として十分な性能を持つことが実証された。

#### 4.4.2 ライナ壁温特性

エンジンの出口温度 1700℃ 保持試験時に計測したライナ壁温は最大 930℃ であり、ライナ壁の材料である HA 188 の耐熱温度 (約 1000℃) 以下であった。また、エンジン分解後、ライナに焼損等の不具合は見られなかった。出口温度 T4 に対するライナ壁温の上昇にばらつきが無く、1700℃ 15 分間保持中のライナ壁温の上昇も約 7℃ 程度であることより、燃焼状態及び冷却性能は非常に安定していると考えられる。

#### 4.4.3 出口温度分布特性

エンジン試験での出口温度分布計測は実施していないが、出口温度 1700℃ 試験後のライナ壁やタービンノズルの変色状況が全体的に均一であることより、燃焼器出口温度分布は一樣になっていると考えられる。尚、リグ試験において計測した出口温度 1700℃ 燃焼時の出口温度半径方向不均一率 RTDF は約 0.04、出口温度不均一率 OTDF は約 0.18 であり、目標を満足することが確認されている。

#### 4.4.4 ウインドミルスタート特性

本エンジン特有のターボ/ラムモード切り替え時のウインドミル条件での燃焼器ライナ断面流速は 20~30 m/s で、地上着火時の流速の約 2 倍もあり、着火条件としては非常に厳しいものである。このウインドミルスタート特性の試験結果を図 15 に示す。これによると、ウインドミル条件では流速が大きい、入口温度も高いため、空燃比が約 50 以上において着火しており、良好なウインドミルスタートすることが確認された。

#### 4.4.5 NO<sub>x</sub> 排出特性

参考ではあるが、本燃焼器の NO<sub>x</sub> 排出量は 1600℃ 仕様燃焼器は超音速機用 ICAO 規制値の約 88%、1700℃ 仕様は約 80% であり、共に規制値をクリアしていることが確認された。別プログラムにおいて NO<sub>x</sub> 排出量を従来技術レベルの 1/10 以下にする技術が開発されており、将来これらの技術が本高温燃焼器に適用されること

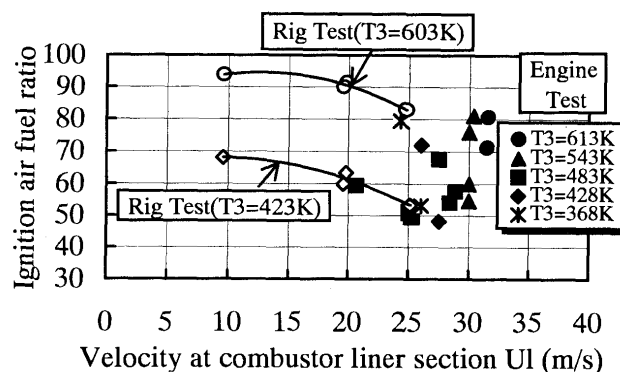


図15 燃焼器のウインドミルスタート特性

を期待する。

#### 4.5 まとめ

可変サイクルターボファンエンジン用高温燃焼器の開発としてリグ試験にて燃焼器各構成要素の高性能化を図り、それらの技術を統合させた燃焼器をエンジン試験へ適用した。その結果、本燃焼器は従来にない出口温度で目標とする燃焼器性能を持つことを実証することができた。航空用に限らず、ガスタービンエンジンでは、高効率化のため燃焼器高温化要求は益々強まっているが、本プロジェクトにおいて得られた高温燃焼器設計技術は高い波及効果が期待できると考えられる。

### 5. 高圧タービン

#### 5.1 はじめに

高圧タービンは、特に離陸時の積載燃料削減および高速飛行時の推力確保の点から、高いタービン入口温度および高負荷かつ高効率が要求され、本推進システム実現上重要な要素となっている。具体的な技術目標として、研究開始当初の技術から飛躍的に高いレベルとして、タービン入口温度 1700℃ クラス、断熱効率 90% とした。研究の前半は試作エンジンに対する要素開発を行ない、その後最終目標達成に向けての研究開発を行なった。

#### 5.2 空力性能向上

最終目標達成に向けて、図 16 に示すような手順で研究開発を進めた。まず、低アスペクト比となる静翼に対しては、2 次流れによる損失を抑えることが重要であり、2 次流れがエンドウォールからメインフローに広がることを抑制するように、静圧分布を制御した新たな翼型設計法を適用した。さらに、動翼チップの漏れ流れに起因する損失を低減させるため、リセストケーシングと呼ばれる動翼チップ側流路を外径側にオフセットさせる方法を採用した。この場合、動翼翼高さをどこまで延長させるかが重要な点であるため、2 種類の高さで比較評価した。また、高負荷のため特に動翼翼面のマッハ数が高くなるが、その場合顕著となる衝撃波損失を低減させるため、ピークマッハ数を下げる翼型を採用した。

これらについて図 17 に示すような試験装置で性能を確認した結果、図 18 に示すように目標の断熱効率 90%

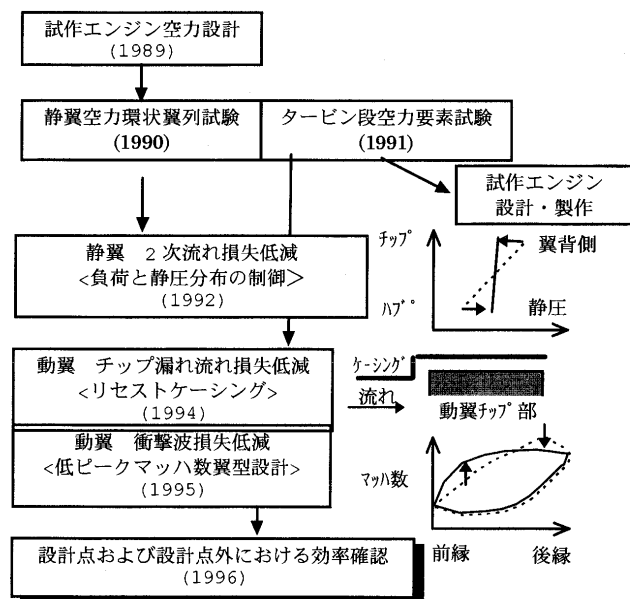


図16 高圧タービン空力の研究開発フロー

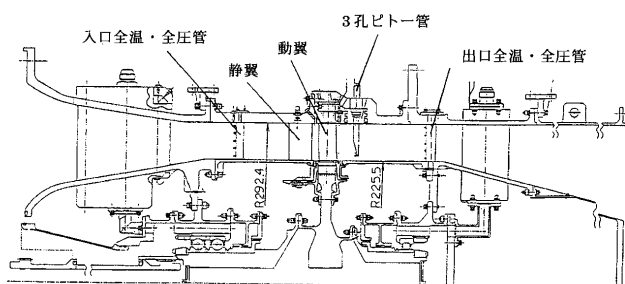


図17 高圧タービン回転試験機

を達成していることが確認できた。なお、それぞれの適用技術の寄与がわかるように段階的に達成レベルを示している。また、高効率化によって懸念される設計点以外での効率の急激な落ち込みのないことも確認し、目標を満足する高負荷・高効率タービンの空力設計技術を確立することができた。

### 5.3 冷却性能向上

冷却性能向上策としては Thermal Barrier Coating (TBC) の採用が考えられ、タービン翼の純粋な冷却性能向上を図ることを第一と考え、フィルム冷却性能向上を目指した。これは、タービン入口温度の上昇に伴い、冷却空気となる圧縮機出口温度の上昇から、翼内部冷却の向上があまり期待できないことによる。TBC は更なる冷却性能向上の手段として位置づけ、本研究では適用しなかった。図19にタービン冷却の研究開発実施手順を示す。

フィルム冷却は、Shaped Hole と呼ばれ、孔形状を工夫する事によって大幅な性能向上が図れることが知られていたが、ほとんど公表されるデータは見当たらなかった。そこで、いくつかの孔形状に対して、その性能把握のために特に翼形状を考慮した基礎的な試験を実施し、孔形状と冷却性能を比較検討し、翼面曲率の違いにより

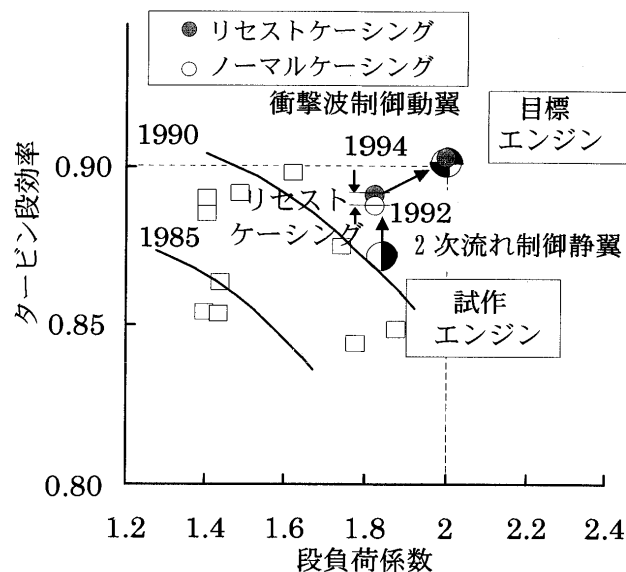


図18 高圧タービン断熱効率の達成レベル

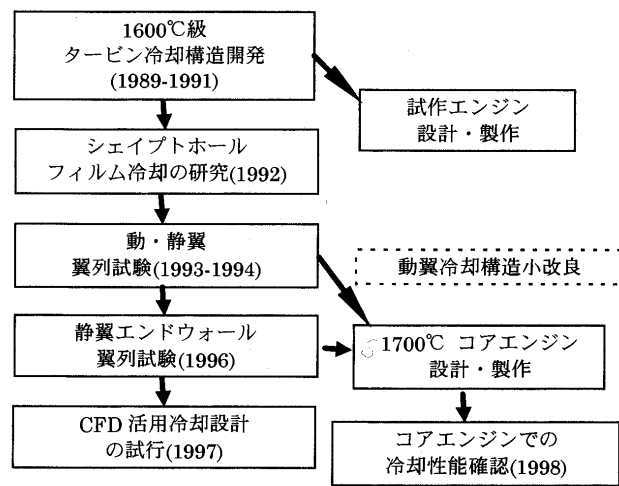


図19 高圧タービン冷却の研究開発フロー

最適な孔形状が異なることを見出した。その結果、図20に示すように、ほぼ翼面全体にディフューザ状の冷却孔(ディフューザ孔)を適用した動静翼を設計した。拡大モデルによる冷却性能試験に供試した結果、図21に示すように、ほぼ予定の冷却効率が得られることを確認した<sup>(2)</sup>。なお、動翼は平均冷却効率が低めに計測されたが、前縁部の流量配分を見直す事によって目標を達成できる見込みを得た。

以上の結果を受けて、コアエンジン用高圧タービン冷却構造を設計・製作し、タービン入口温度1700℃の条件で実際に運転した時のタービン翼温度の計測値と、予測結果を、冷却効率分布として比較した。その結果、図22および図23に示すように、両者はよく一致していることがわかる。唯一、図23の動翼背側のチップ領域の後縁付近で冷却効率が予測より下がっており、チップの漏れ流れに起因する2次流れによる影響が、予期したものより大きいことを示唆している。ただし、限られた領域であり、冷却孔を追加することで十分対処できると考

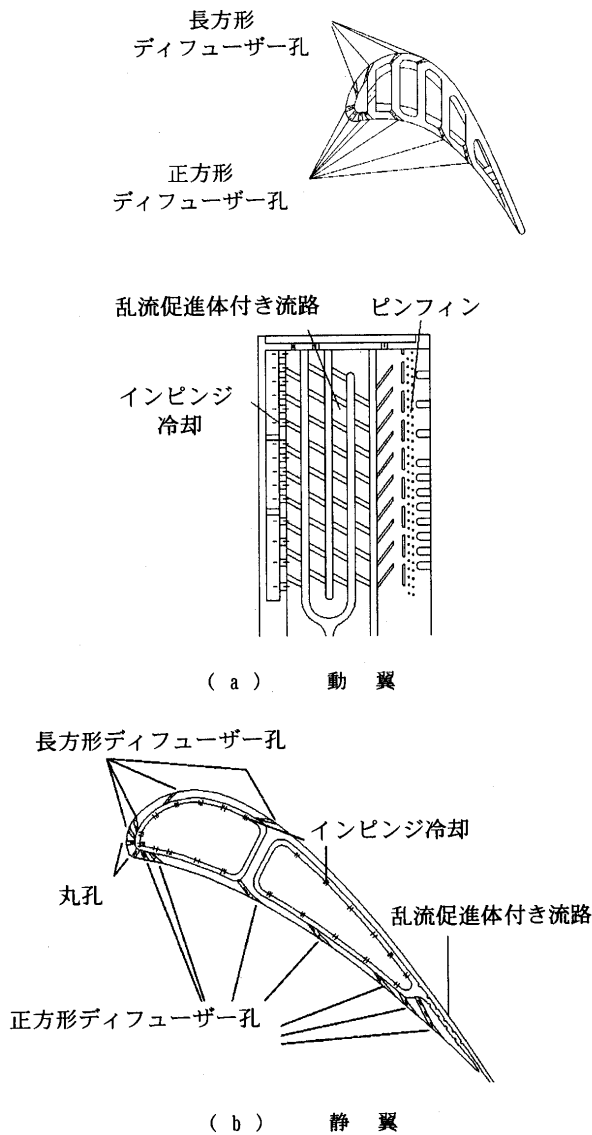


図20 高圧タービン動静翼冷却構造

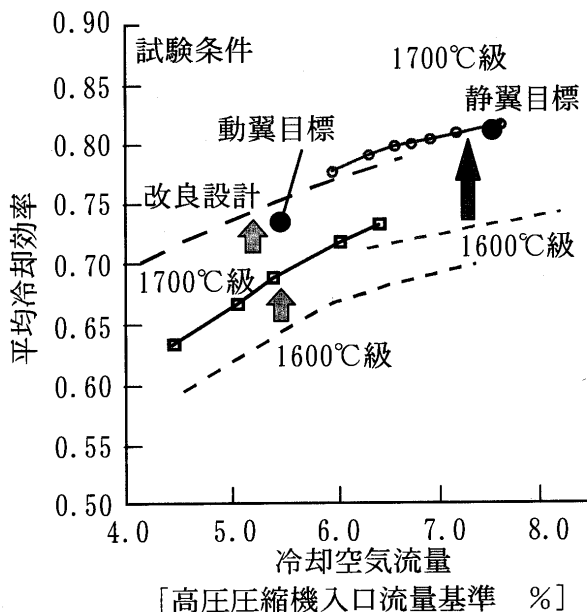


図21 高圧タービン平均冷却効率達成レベル

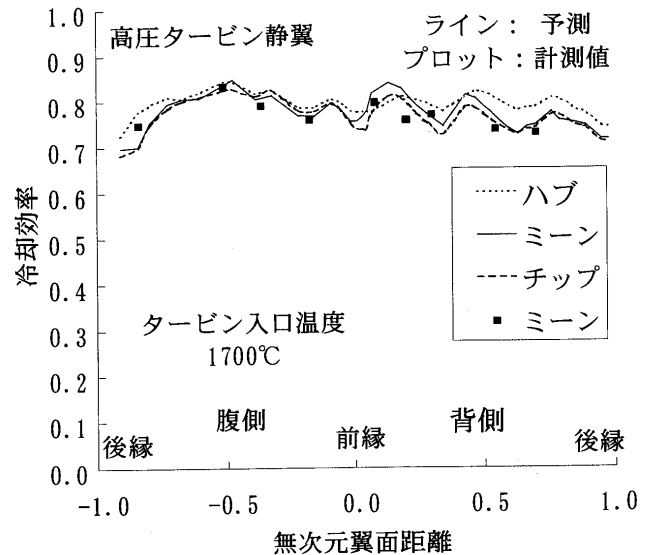


図22 コアエンジンにおけるタービン静翼冷却効率分布と予測の比較

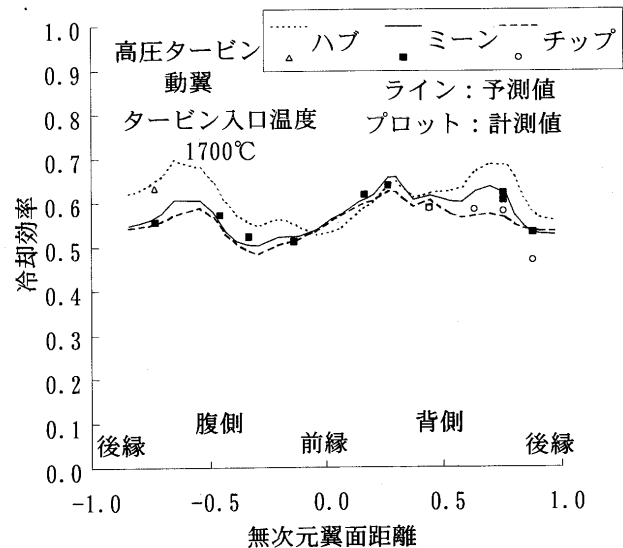


図23 コアエンジンにおけるタービン動翼冷却効率分布と予測の比較

えられる。以上より、モデル翼の翼列試験だけでは考慮できない主流乱れ、非定常性、輻射、2次流れおよび回転の影響が加わった状態でも設計計算で予測した通りの冷却性能が、ほぼ得られることが確認でき、目標としたタービン入口温度 1700℃ 級の高圧タービンの冷却設計技術を確立できた。

#### 5.4 まとめ

要素試験およびエンジン試験結果から、タービン入口温度 1700℃、断熱効率 90% の高温、高負荷かつ高効率な高圧タービン要素の開発に必要な空力、冷却技術を確立するという目標を達成できた。

## 6. 低圧タービン

### 6.1 はじめに

HYPR の目標エンジンは離着陸時の低騒音と超音速加速時の高比推力を実現するために各種可変機構を取り入れた可変サイクルを特徴としており、低圧タービン静翼に可変機構を有することで、エンジンの高圧系と低圧系の負荷配分を変えることができる。また、エンジンとして高性能化するためタービン入口温度が従来になく高く設定されており、低圧タービン入口で最大  $1309^{\circ}\text{C}$  となっているため冷却は必須となるが冷却空気流量は  $6\%$  と少ない。また、従来の固定式静翼では静翼部には翼端隙間は存在しないが、低圧タービンが可変静翼構造を採用することで翼端隙間が必要となったため、漏れ流れ損失による効率低下及び翼端部の漏れ流れによる局所的な高熱伝達率部の発生というペナルティーを背負うこととなる。目標エンジンの研究開発目標は入口温度  $1300^{\circ}\text{C}$  レベルに対して作動可能な可変静翼機構を有し、断熱効率  $90\%$  を達成する見通しを得ることである。

試作エンジンとしての目標は、M 0.95 cruise 状態を空力設計点とし膨張比 2.1、断熱効率  $87.1\%$  以上とする。また、エンジン設計点の M 2.5 climb 状態は、入口温度  $1200^{\circ}\text{C}$  レベルとなり、この条件で冷却設計及び可変静翼機構設計を実施する。

## 6.2 空力性能試験

### 6.2.1 空力設計

翼型は流線曲率法によりフローパターンを決定し、各流面での流れに合わせて3次元粘性解析を用いて設計し、これをスパン方向に積み重ねて3次元翼型を創製した。さらに、静翼については可変静翼ということでスタガ角の異なる条件について3次元粘性解析を実施し有害な剥離等が発生しないことを確認した。また、動翼については、エンジン設計点における可変静翼の設定角が  $4.5^{\circ}$  OPEN となり動翼のインシデンスが空力設計点と大きくずれることを考慮し、エンジン設計点における性能低下を抑えるため空力設計点とエンジン設計点の2条件でピークマッハ数とディフュージョンを低減させるように設計した。

### 6.2.2 試験装置

空力性能を取得するために、エンジンの0.5倍スケールの試験装置を用いて空力性能試験を実施した。

空力試験装置の断面図を図24に示す。

試験装置は、静翼の可変機構と、高圧タービンのスワールを模索するための入口案内翼を備えている。

### 6.2.3 試験結果

エンジンの可変静翼設定角は、 $1.6^{\circ}$  CLOSE から  $4.5^{\circ}$  OPEN となっているため、試験は可変静翼を  $0^{\circ}$ 、 $\pm 5^{\circ}$  の3ケースに設定し性能を取得した。

オリジナル設計では、空力設計点の断熱効率は  $88.3\%$  となり、冷却時に換算すると試作エンジンの目標効率を達成した。また、目標エンジンの断熱効率を達成するため、動翼の空力改良設計を実施した。動翼流出角分布、翼型及びハブ部ガスパス形状の見直しを実施し、改良動

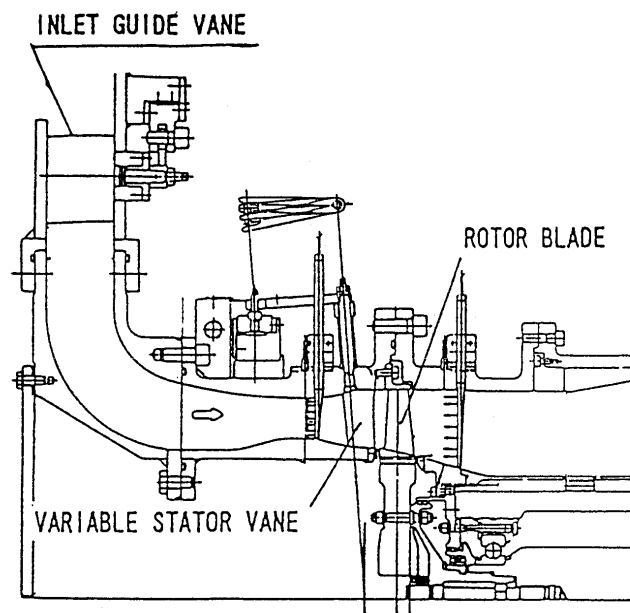


図24 低圧タービン空力試験装置

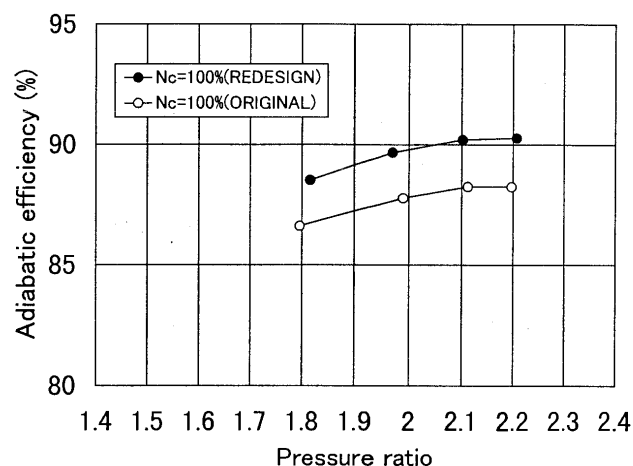


図25 低圧タービン効率（可変静翼  $0^{\circ}$ ）

翼を組み込んだ空力試験を行った。設計点での断熱効率は  $90.2\%$  となり、目標エンジンの断熱効率を達成した。図25に可変静翼  $0^{\circ}$  における効率特性を示す。

## 6.3 冷却性能試験

### 6.3.1 冷却設計

エンジン設計点を冷却条件とし、冷却空気の配分を静翼に  $2.5\%$ 、動翼に  $2.1\%$  として設計を行った。

静翼はインピンジ冷却とピンフィンによる対流冷却を採用し、動翼は供給圧が低いため冷却通路を3通路とし、各通路の面積を大きくするとともに圧力損失の少ない水平の乱流促進体を採用した。設計した冷却構造について伝熱解析を実施し、翼の金属温度が材料（単結晶精密 casting 材：CMSX-4）の許容値以下であることを確認した。設計時の冷却効率は、静翼が  $50\%$ 、動翼が  $34\%$  である。

### 6.3.2 試験結果

動翼の冷却性能を取得するため、エンジン用の鑄造動翼を供試翼として高温翼列試験装置に取り付け、圧縮機



空気と燃焼器によりエンジンと同じ温度、圧力条件を作り出し、翼面に埋め込まれた熱電対により金属温度を計測した。

冷却空気流量を変化させた場合の50%断面の冷却効率分布を図26に示す。設計点での平均冷却効率は、39%となり設計値を上回っていることを確認した。

## 6.4 高温可変構造試験

### 6.4.1 構造設計

低圧タービン入口温度が1200℃レベルで運転されている時には可変静翼構造の軸受部分の温度は500℃レベルとなるため、空力荷重を受ける外径側の軸受に高温摺動特性に優れたコーティングを施した滑り軸受を採用した。また、内径側の軸受に内輪と外輪を連結した板バネの弾性変形で±10°程度までの回転範囲で作動することができるピボットを採用し、熱伸びにより可変静翼のチップおよびハブに生じるクリアランスを最小限にし内径側構造物を支持するためのスプリングブラケットを採用した。図27に低圧タービンの可変静翼構造を示す。

可変静翼の滑り軸受に採用するコーティングの選定および高温耐久性を評価するために、エンジン作動状態相

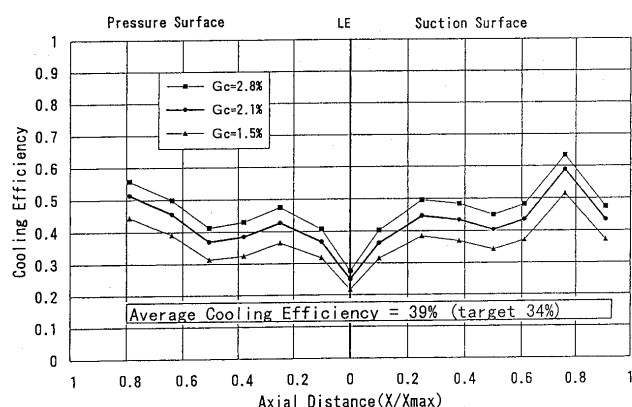


図26 低圧タービン冷却性能試験結果

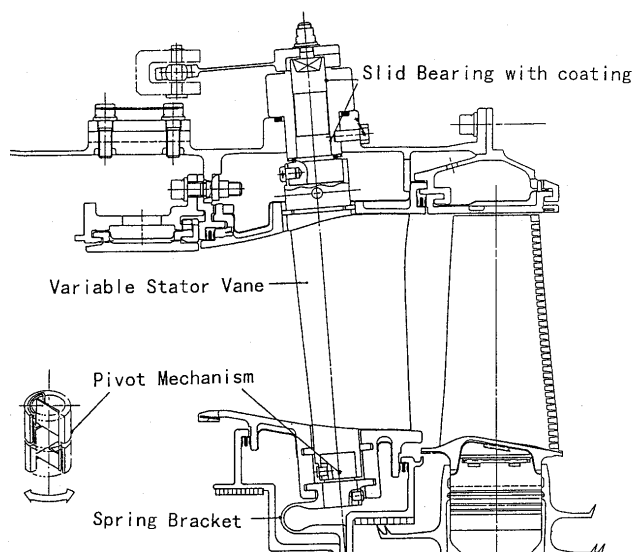


図27 低圧タービン可変静翼構造

当の実負荷 5980 N (610 kgf) および実温 500℃ を模擬した試験を実施した。試験は Co 系溶射被膜と MoS<sub>2</sub> 系固体潤滑剤含有被膜の2種類のコーティングを選定し、高温での耐久試験を実施した。

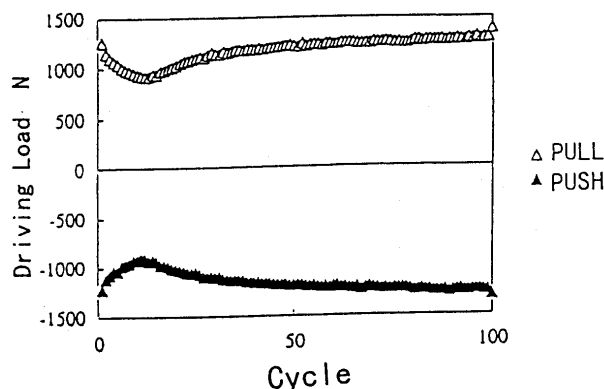
### 6.4.3 試験結果

MoS<sub>2</sub> 系固体潤滑剤含有被膜の方が試作ターボエンジン要求の2000サイクル以上の耐久性があることが明らかとなり、試作ターボエンジンに採用することとした。試験結果を図28に示す。

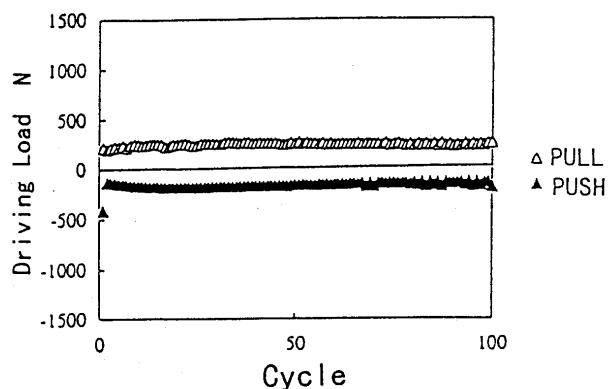
## 7. 計測制御システム

### 7.1 はじめに

超音速輸送機推進システムには従来の民間機と比較して高度、機速とも広い作動領域が要求される。この作動領域全域においてエンジンを最適化し、また離陸時の騒音低減等の要求を満たすため、エンジン形態は可変サイクルエンジン (VCE・・・Variable Cycle Engine) となる。VCEでは多くの可変要素を最適に制御しなければならず、そのために複雑な制御則を柔軟に組込むことが必要となり、制御システムは必然的に高性能マイクロプロセッサを使用した全電子制御 (FADEC) システムになる。これら制御面での課題に対し、FADEC システ



Co 系溶射皮膜



MoS<sub>2</sub>系固体潤滑剤含有被膜

図28 高温摺動試験結果

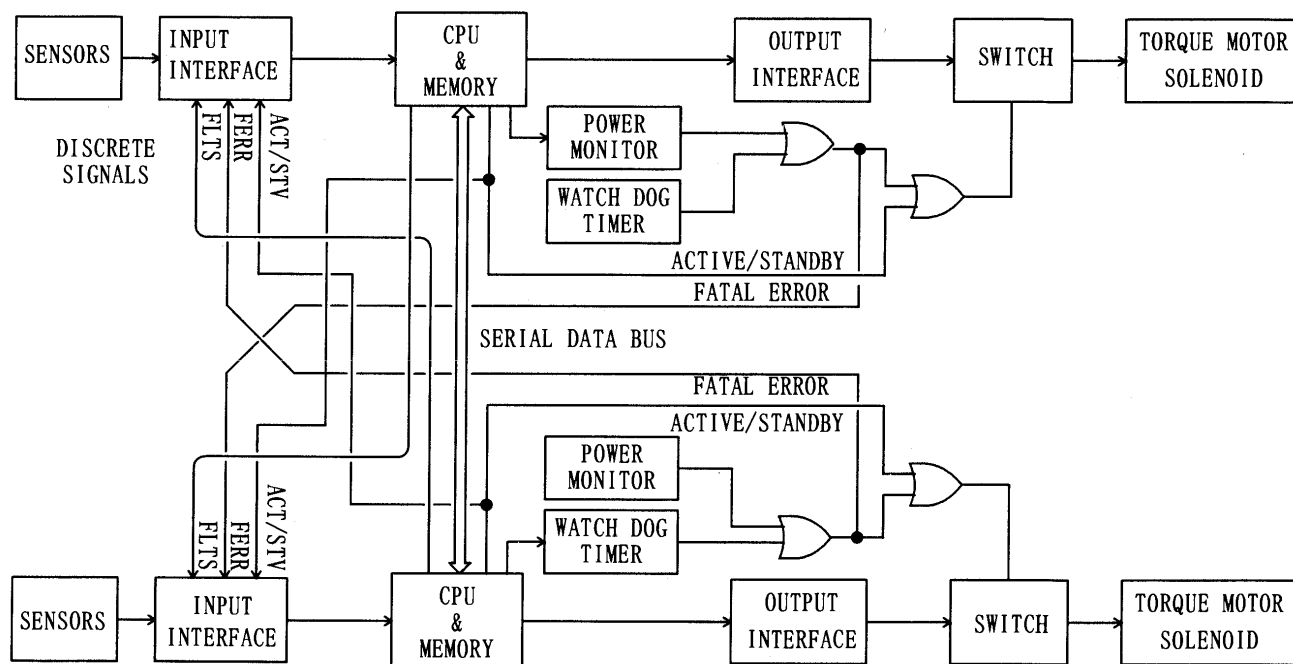


図 29 FADEC の内部構成

ムの研究及び多変数制御理論を用いたエンジン制御則の研究を実施した。

また、電磁干渉への耐性向上、小型軽量化が制御システムに求められている。これに応える有効な手段として、光を用いた計測や信号伝送が期待されており、いくつかの光センサの研究開発を実施して技術の習得を図った。ここでは、HYPR の要素研究として実施したこれら計測制御関連の主要な研究成果について紹介する。

## 7.2 FADEC システム

FADEC システムの研究では、制御システムの信頼性の検討を行い、冗長系システムとしてアクティブ/スタンバイ方式の 2 重系 FADEC システムを採用し、FADEC の内部構成を定めた (図 29)。このようなシステムを試作し、各種 HYPR エンジン運転試験に供試してエンジンの制御が問題なくできることを確認した。なお、現在では HYPR の FADEC システムと同様な制御システムが多く航空エンジンに採用され、運用されるに至っている。

## 7.3 多変数制御の研究

HYPR エンジンは可変機構として、2 次元ノズル (A8)、LP タービン可変静翼 (LPTVSV)、後部可変バイパスノズル (RVABI)、圧縮機可変静翼 (CVSV) をもっており、CVSV を除く可変機構に燃料流量 (Wf) を加えた 4 つの可変要素を用いることにより特殊な制御が可能となる (図 30)。ただし、これらの可変要素は相互干渉が強く、制御系の設計にはロバスト多変数制御理論の適用が必要となる。また、現実のシステムには非線形要素があり、ロバスト多変数制御理論を適用する上では、この非線形性への考慮が重要である。

非線形要素の一つにエンジン動特性がある。エンジン

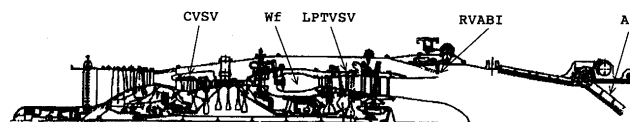


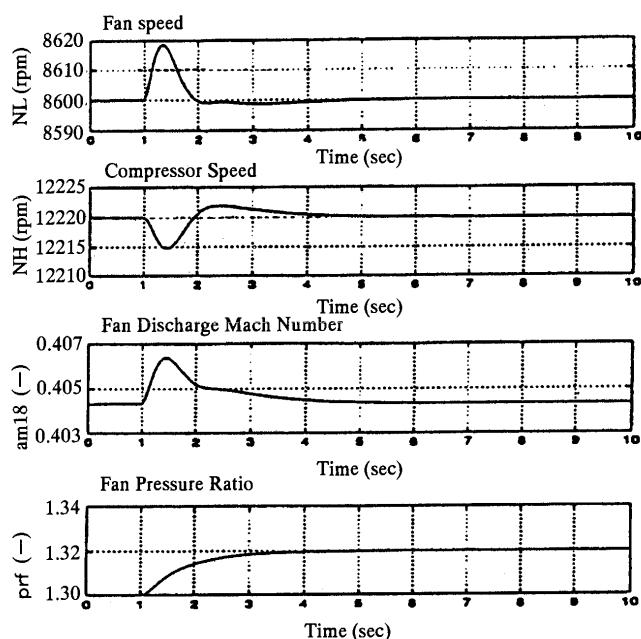
図 30 HYPR エンジンの可変機構

動特性はエンジンのレーティングにより異なるため、いくつかの定常状態点の周辺で特性を線形表現し、それらをスケジューリングパラメータを用いて繋ぎ線形化する (ゲインスケジューリング) という方法を採用した。もう一つ考慮しなければならない非線形性は、アクチュエータの動作速度制限と動作範囲 (位置) 制限である。アクチュエータが速度や位置の制限にかかったとき、制御器内の積分器が飽和して制御出力に大きなオーバーシュート (windup 現象) が発生する。この現象を避けるために、制御器からの出力と実際のアクチュエータ出力とを比較し、両者間に差が生じたときに制御出力を調整するアンチwindup という手法を用いた。

これらゲインスケジューリング及びアンチwindup アップ技法をロバスト多変数制御理論の一つである  $H_\infty$  制御則に組み込み、VCE の制御則の研究を行った。

以上述べた手法を用い、超音速機のスピレージドラッグ制御を題材に  $H_\infty$  多変数制御則を設計し、高速エンジンシミュレータを用いて評価した。図 31 はファン圧力比のリファレンス信号のみにステップ変化を与え、他のリファレンス信号は一定に保持した場合のシミュレーション結果を示したものである。図の右側に示す可変要素が協調して動き、図の左側に示したファン圧力比 (prf) が滑らかにリファレンス値に到達するとともに、他のパラメータの変動は無視できる程度に小さいことが分かる。

## エンジンパラメータの動き



## 可変機構／燃料流量の動き

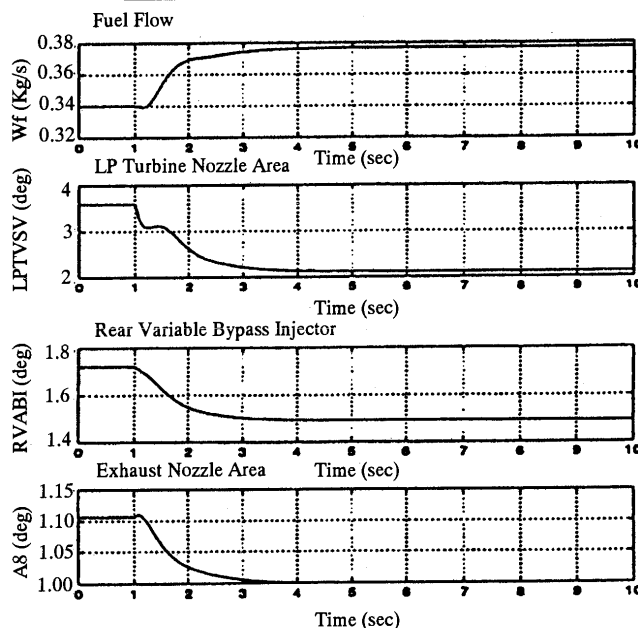


図 31 シミュレーション結果

このようなシミュレーションを通して、今回開発した制御則が VCE の制御に有効であることを確認した。

## 7.4 光計測の研究

超音速輸送機では FADEC システムを構成する各種センサ等の機器及びそれらの機器と FADEC 間の信号伝送にも高精度、高信頼性、耐高温環境が求められる。しかし、これらの機器に現在と同じ電気的方式を用いていたのでは、電磁氣的干渉に対する弱さによる信頼性低下、飛躍的に増大する伝送情報量による重量増等が問題となる。光技術はこれに応える技術として期待されており、本プロジェクトの中で光センサの研究開発を行った。対象としたセンサは、①光ファイバタービンブレード温度センサ（パイロメータ）、②高温ガス温度光センサ／ガス成分濃度光センサ、③光回転数・位置センサである。ここではパイロメータについて紹介する。図 32 がエンジン運転で評価したパイロメータの写真である。エンジン環境ではパイロメータのレンズ表面に付着するすす等のコンタミや高温度が問題になるが、パージ・レンズ洗浄機構や抽気空気による冷却機構を設けることにより、実用に供し得るレベルのセンサを開発することができた。

## 7.5 まとめ

エンジンの可変サイクル化や機体システム、インテークとの統合化が予想される超音速輸送機用推進システムでは、従来以上に複雑かつ高レベルな制御が求められる。その有効な手段として多変数制御が考えられる。多変数制御の航空エンジンへの適用は、近年の電子技術の進歩と相俟って、今後進められていくものと考えられる。

また近年、光技術は目覚ましい進歩を遂げており、航空機及び航空エンジンへの適用により推進システムの制御に画期的な進歩をもたらすものと期待されている。

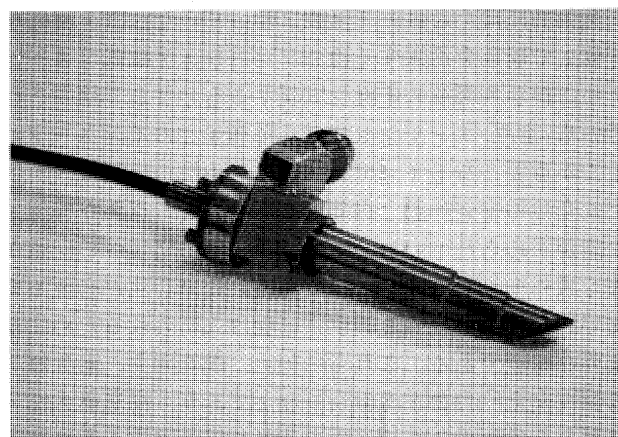


図 32 パイロメータ外観

## 8. おわりに

本研究は、通商産業省工業技術院の産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から委託を受けて実施したものであります。本研究の実施にあたり、ご指導とご協力をいただいた NEDO および多くの関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。

## 参考文献

- (1) 超音速輸送機用推進システム国際シンポジウム講演論文集、(1999-5)、p.73, p.137, p.145
- (2) 大山千由紀、山脇栄道、真家孝、第 10 回ガスタービン秋季講演会論文集、(1995-9)、p.13

特集・超音速輸送機用推進システム (HYPR)

## システム構成要素の研究開発

貴志 公博<sup>\*1</sup>

KISHI Kimihiro

丹羽 宏明<sup>\*3</sup>

NIWA Hiroaki

満岡 次郎<sup>\*2</sup>

MITSUOKA Tsugio

野崎 理<sup>\*4</sup>

NOZAKI Osamu

キーワード：流体ソフトウェア (COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS), インテーク (INTAKE), ノズル (NOZZLE), 低騒音化 (NOISE REDUCTION), 新材料 (ADVANCED MATERIAL), トータルシステム (TOTAL SYSTEM), 構成要素 (COMPONENT), コンバインドサイクルエンジン (COMBINED CYCLE ENGINE)

## 1. はじめに

HYPR プロジェクトにおいて目標とする推進システムは従来にない新しい概念を導入しており、トータルシステムとしての構成要素についても革新的な技術の確立を目指して来た。

具体的には、これまで試験に頼っていた設計・解析を計算上で現象を把握する流体ソフトウェアは低コストでより詳細な内部流の把握を実現するものとして期待されている。また、エンジンシステムと機体とのインターフェイスが重要となるインテーク・ノズルについては、システム全体の安定作動と高効率を実現させる重要な機能・性能が求められている。さらに、近年、環境への配慮が強く求められており、特に離陸時の低騒音化が必要不可欠であり、超音速輸送機が世に受け入れられるためには重要な課題である。これらに加え、燃費向上、耐久性・信頼性向上への要求も厳しくなっており、高温耐久性・軽量化を実現するために次世代新材料の適用も期待されている。

ここでは、これらエンジンシステム構成要素に関する研究開発の成果について紹介する。

## 2. 流体ソフトウェア

超音速輸送機用推進システムの各要素等に要求される空力性能を実現させるためには、革新的な設計技術が必須となる。HYPR プロジェクトの研究においては、流体ソフトウェアをエンジンの各要素の空力設計ツールとして実用化するため、実際のエンジン要素に適用し試験による検証を行うことで、その適用技術の確立に大きな前進を得ることができた。

流体ソフトウェアの研究開発は、航空宇宙技術研究所とHYPR組合との共同研究として進められ、解析コードシステムの構築は主として航空宇宙技術研究所にて実施され、数値風洞 (NWT) と呼ばれる並列計算機を用いて行われた。解析コードシステムの圧縮機およびタービン翼列への適用による信頼性の検証は担当企業3社で実施された。ここでは、その概要を紹介する。

2.1 三次元定常流れ解析コードの開発<sup>(1)</sup>

研究は、まず航空宇宙技術研究所にて実施されたタービン翼列試験により解析コード検証に要するデータを得て、定常流れ解析基本コードの検証が実施された。剥離位置、翼周りの二次流れの様子等を定性的に確認するとともに、全圧・マッハ数分布、圧力係数・流出角等の確認により定量的にも本コードの性能確認を検証することができた。

## 2.2 段解析技術への適用

次のステップとして、複雑な流れ場への適用として、圧縮機、タービンそれぞれの段解析技術の開発研究が実施された。

圧縮機への適用としては、遷音速単段軸流圧縮機のIGV (入口案内翼) と動翼の組み合わせに対して解析計算を行い、回転翼列試験結果との突き合わせによる確認がなされた。段解析結果の各断面における圧力分布を見ると、領域接続面で滑らかに圧力が伝達され、当初の狙い通り段一体での流れ場を解析できることが確認された (図1)。また、二次流れ、衝撃波や剥離を含む翼間流れの詳細のフローパターンの把握は、対象翼列の改良設計にも十分に活用できることが確認された。

単段低圧タービンに対しても解析と空力回転試験結果の比較が実施され、流量予測値も妥当な値が得られることが確認され、流出角分布も、翼端間隙の影響のある部分を除いて、定性的パターンの良好な一致をみた。

## 2.3 翼端間隙付き段解析技術

翼端漏れ流れ予測技術の開発としては、まず単段圧縮機についての解析を、翼端部と主流部を単一の格子で記

原稿受付 1999年10月25日

- \*1 三菱重工業(株) 名古屋誘導推進システム製作所  
〒485-8561 愛知県小牧市東田中 1200 番地
- \*2 石川島播磨重工業(株)
- \*3 川崎重工業(株)
- \*4 航空宇宙技術研究所

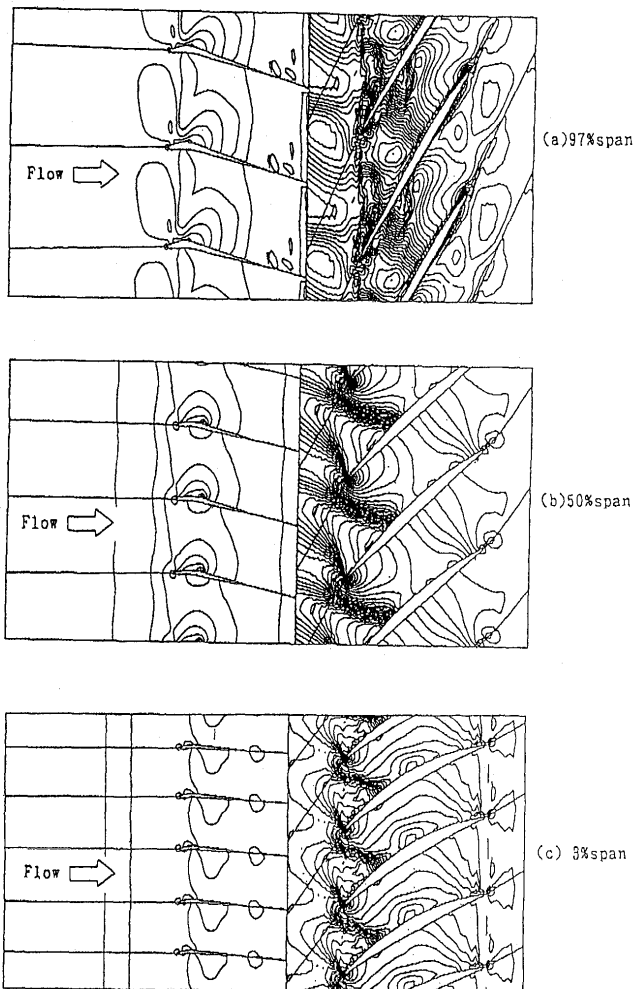


図1 圧縮機段解析結果 (圧力分布)

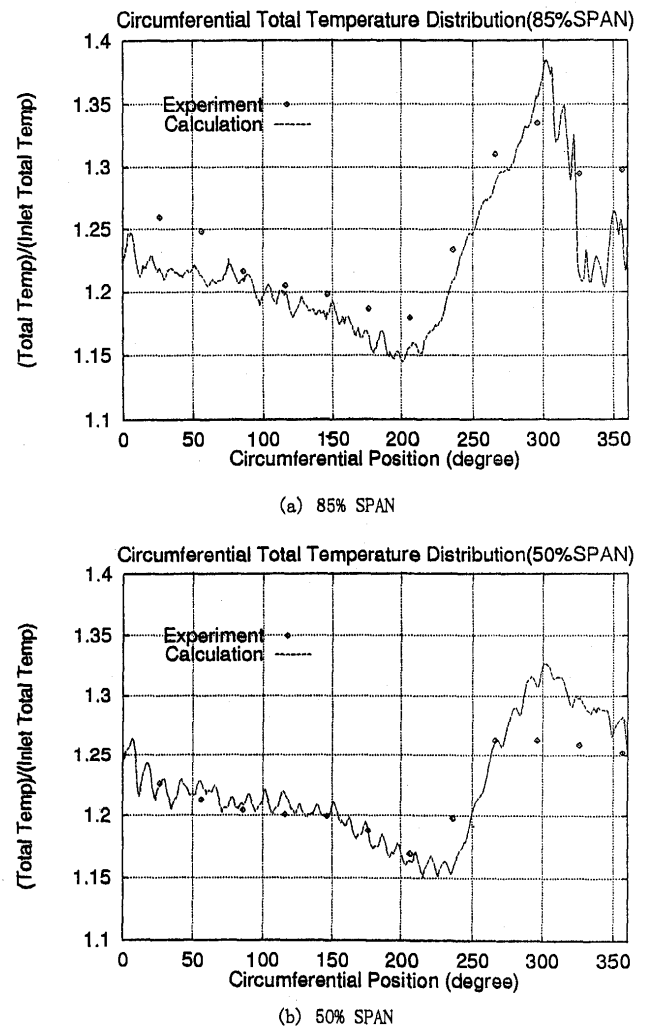
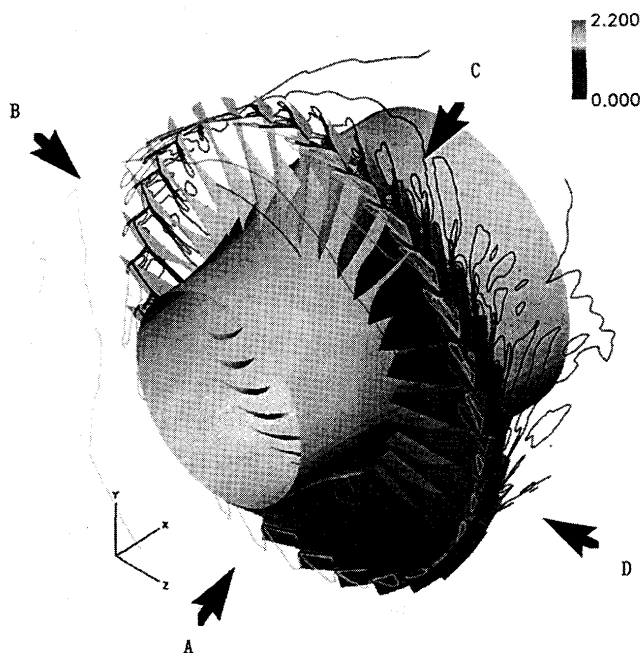


図3 ファンの下流の全温分布

図2 インレットディストーションの流入するファン  
(等マッハ数線図)

述する単一格子法を用いて行い、間隙流れの全圧、流出角への影響把握、さらには衝撃波と翼端漏れ渦との干渉の様子を予測することに有効であることがわかった。

さらに、翼端部と主流部を独立して解析する複合格子法を開発し、タービン翼のように翼厚が厚い場合には、単一格子法より定性的・定量的に精度の高い解析結果が得られることが確認された。

#### 2.4 非定常流れ解析技術<sup>(2)</sup>

エンジン内部の非定常流れを解析するために、非定常アルゴリズムとしてのNewton法と、多翼素を同時に解析するためのマルチブロック法の組み合わせによる非定常流れ解析技術を、インレットディストーションの流入するファンと高圧タービンに適用し、解析の有効性を確認した。周方向120°にわたりインレットディストーションの流入するファン(図2)について解析を実施したところ、動翼後流での全温および全圧分布は試験値と良い一致を示した(図3)。また、ディストーションによる衝撃波の前進・離脱が衝撃波と境界層との干渉を強め、全圧損失の周方向分布を引き起こすメカニズムについて明らかにした(図4)。

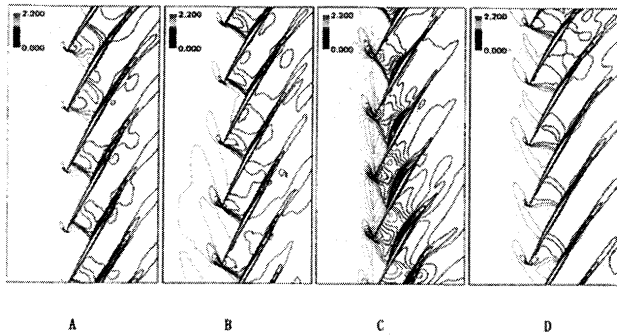


図4 85% スパンでの等マッハ数線図

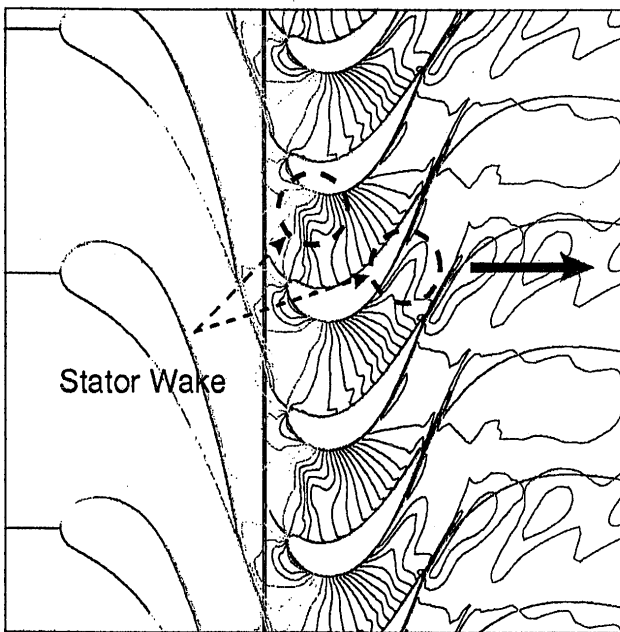


図5 HYPR HPT 非定常段解析 (静翼ウェイクの挙動)

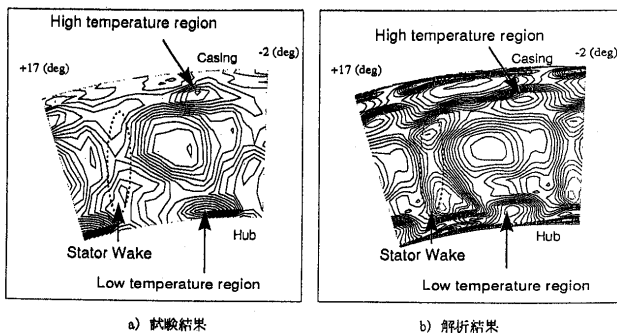


図6 HYPR HPT 動翼下流での全温分布の比較

タービンを対象とした非定常解析では、静翼の後流の動翼流路内での挙動が明らかになり(図5)、動翼下流での全温分布の比較(図6)から、本解析方法が定性的かつ定量的な段性能の予測に有効なことがわかった。

## 2.5 まとめ

航空宇宙技術研究所により開発された各種翼列流れ解析コードを、各種対象に適用し、その妥当性を検証することにより、これらのコードが圧縮機およびタービンの定性的な性能予測に有効であることが確認された。また、

翼列の改良設計を行う場合に実用ツールとして有効に活用できると考えられる。解析を通じて明らかになった課題として、計算格子や入口境界層厚さなどの境界条件の設定のあり方をより詳細に検討していく必要があげられる。また、圧縮機の解析計算で動翼の失速点を正確に予測することが困難であることがわかり、設計点以外での解析精度の向上が必要と考えられる。

複数枚の翼を同時に解析する大規模な非定常解析計算は、世界でもトップレベルにあると考えられ、翼列内の現象を詳細に把握するのに有効である。今後さらに解析例を増やし、設計ツールとしての活用法が確立されることが期待される。

本誌では詳細を割愛したが、本研究においてタービンディスクキャビティ内の伝熱解析やエンジン各要素の内部流れの解析にも大きな成果をあげることができた。

このようにHYPRプロジェクトにおける数多くの検証例に基づく信頼性の高い流体ソフトウェアシステムの構築、及びその成果を活用した要素研究とエンジン設計の支援を通じて、超音速輸送機用推進システムの研究開発に貢献できたものと考えられる。この成果をもとに、今後さらに流体ソフトウェアの信頼性が向上し、またその広範な分野への適用が進むことが期待される。

## 3. インテーク<sup>(3)</sup>

### 3.1 研究開発の背景と目的

本研究開発では、低速からマッハ数5までの飛行を可能とするため、広いマッハ数範囲で高総圧回復特性を有し、安定に作動するコンバインドサイクルエンジン用可変インテーク(以下、コンバインドインテークと略す)の開発に必要な技術を確立することを目的としている。

本研究開発の具体的な目標は、抽気流量を最小に抑えた条件で、総圧回復率のMIL SPEC (MIL-E-5007 E) 値(マッハ数3で総圧回復率81%, マッハ数5で総圧回復率51%)以上を得ることである。

### 3.2 コンバインドインテーク流路形状設計

インテークの圧縮形式を決定するにおいては、広範囲な速度域、機体との統合性、可変機構の容易性等を考慮して、2次元混合圧縮型を採用した。設計点マッハ数5におけるインテーク空力形状を図7に示す。設計における目標総圧回復率は、粘性の影響で総圧回復率が低下することを考慮し、目標51%に対し非粘性計算で70%以上となるよう、6本の衝撃波からなる衝撃波システムを採用した(外部圧縮部で4本の斜め衝撃波+カウルからの斜め衝撃波+内部圧縮部での等エントロピー圧縮+スロートでの垂直衝撃波)。第1段ランプは、可変機構の容易性、広いマッハ数範囲でのエンジン捕獲流量特性を考慮し、角度が5°の固定ランプとした。外部圧縮部の第2~4段ランプ角は、非設計点マッハ数において、高い総圧回復率、必要捕獲流量が確保できるよう、可変とした。第2~4段ランプの角度は、総圧損失を最小限に

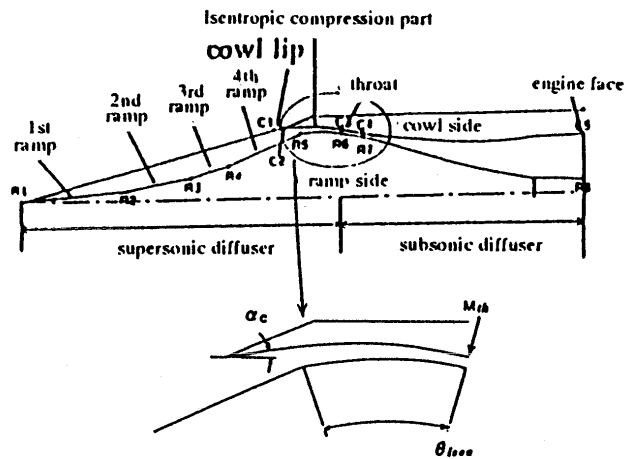
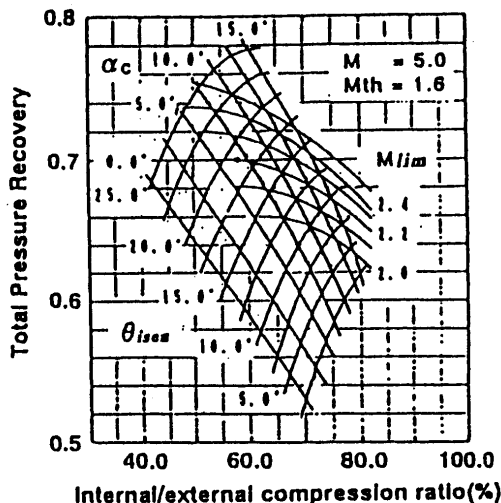


図7 コンバインドインテーク内部流路形状

するため、各ランプから生じる衝撃波の強度が等しくなるように設計した。これらの角度は、カウル流入角  $\alpha_c$  (一様流とカウル面がなす角度)、及び等エントロピー圧縮角  $\theta_{isen}$ 、及びスロートマッハ数を決めると一意に定まる。スロートマッハ数は、総圧回復率の面から低い方が望ましいが、低すぎると垂直衝撃波と境界層の干渉により、スロート面積がせばめられインテーク不始動が生じ易くなるため、ある程度不始動に対する余裕を持たせ、1.6とした。 $\alpha_c$ 、 $\theta_{isen}$  は、目標総圧回復率、混合圧縮限界マッハ数  $M_{lim}$  を設定すると求まる。 $M_{lim}$  は、混合圧縮可能な最小マッハ数で、混合圧縮形態から外部圧縮形態に切り替える際の総圧回復率の低下を小さくするため、低い方が望ましい。図8に、各  $\alpha_c$ 、 $\theta_{isen}$ 、 $M_{lim}$  の値に対する総圧回復率を示す。本研究では、総圧回復率70%以上、 $M_{lim}$  を2.2と設定し、 $\alpha_c = 7^\circ$ 、 $\theta_{isen} = 19^\circ$ とした。4段ランプは、非設計点マッハ数においてスロート高さを調整可能となるよう、長さ可変とした。内部圧縮部の長さは、混合圧縮限界マッハ数程度まで、内部圧縮部で局所的にマッハ数が1以下にならないよう、必要最低限の長さとした。また、スロート部での縦横比が小

図8  $\alpha_c$ 、 $\theta_{isen}$  と総圧回復率

さくなり過ぎた結果、ランプ、カウル両側の境界層の強い干渉が生じて総圧回復率が低下しないよう、インテーク入り口断面の縦横比を1.5とした。この場合、スロートの縦横比は約0.1である。

### 3.3 インテークの風洞試験

本風洞試験は、上記設計形状を模擬した風洞試験模型を用いて、設計の妥当性を確認するために実施した。ここでは、試験の一例として、上記コンバインドインテークのマッハ数5における風洞試験について報告する。図9に風洞試験模型を示す。インテーク捕獲面高さは150 mm、横幅は100 mmである。インテーク流路内で計157点の総・静圧を計測し、総圧回復率の評価、流れ場の把握、抽気流量計測を行っている。本模型では、ランプ、カウル、側壁上での抽気条件が変更可能となっている。

風洞試験は、仏国 ONERA の S3 風洞において、気流マッハ数5で実施した。風洞計測部は、高さ0.4 m、横幅0.78 mとなっている。風洞総圧、総温は、それぞれ600 KPa、420 Kで、レイノルズ数は、約  $1 \times 10^7$  (1/m)である。

図10に本風洞試験で得られた最高性能を示す。最高総圧回復率は、目標51%を越える52%まで達しており、本結果から設計の妥当性を確認することができた。

図11に本プロジェクトで実施した風洞試験結果のま

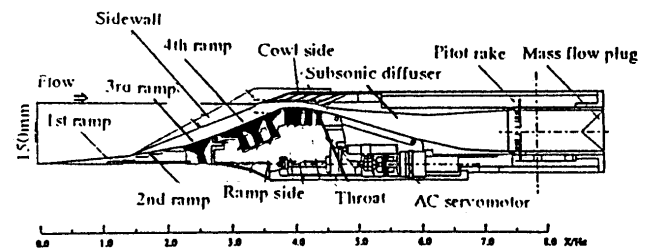


図9 コンバインドインテーク M5 風洞試験模型

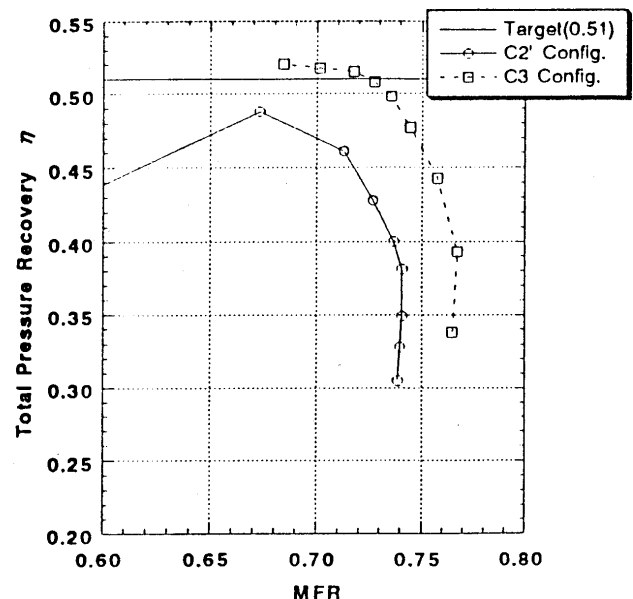


図10 風洞試験結果 (M=5)





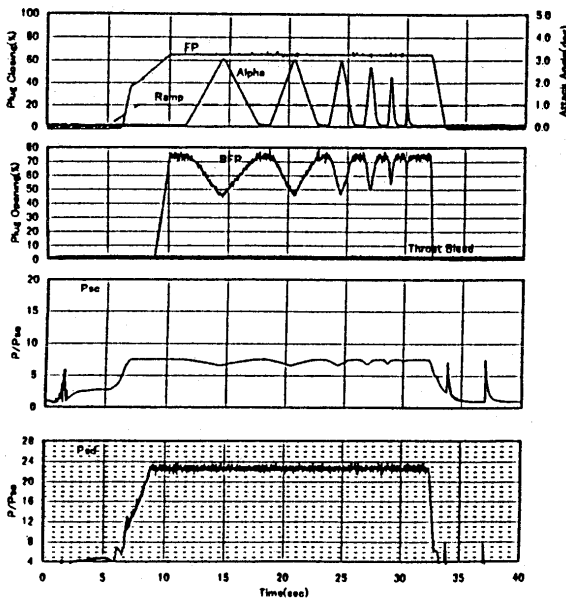


図15 制御試験結果(上流擾乱下)

トによる騒音がICAOの騒音基準に適合していることが必要となる。

ここでは、2次元可変排気ノズルを開発するために必要な技術の確立を目指して実施した空力性能、騒音低減機構を組み込んだ可変機構および冷却構造の各研究開発で得られた成果について紹介する。

#### 4.1 目標の設定と研究開発の進め方

ノズルの目標としては、エンジンシステム要求により推力効率がラム域での飛行マッハ数5において95%以上、ターボ域での飛行マッハ数3において97%以上であること、冷却構造については最大ガス温度1900℃レベルに対応可能なことである。

これらの高い目標を効果的に達成するために、本研究開発では「ラム域ノズル空力の研究」、「ターボ域ノズル空力・可変の研究」、「冷却構造の研究」を実施し、その成果を統合した「目標ノズルの研究」の4つのテーマに分けて実施した。

以下にその概要を示す。

#### 4.2 ラム域ノズル空力の研究

飛行マッハ数5を設計点とし、飛行マッハ数3~5の作動範囲を研究対象とした。まず、2次元オイラコードにより空力形状の設計をパラメトリックに行い、流量係数、推力係数を比較評価して基本空力形状を決定した。さらに詳細な空力性能評価を行うために、3次元粘性解析(図16)を実施するとともに、仏ONERAにおいて模型風洞試験を行った(図17)。

その結果、試験結果と解析結果はよく一致することを確認するとともに、目標推力効率95%を上回る98%を達成し、十分満足いく成果を得ることができた。(図18)

#### 4.3 ターボ域ノズル空力・可変の研究

離陸から飛行マッハ数3程度までの作動範囲を研究対象とした。航空宇宙技術研究所角田研究センタのHATS

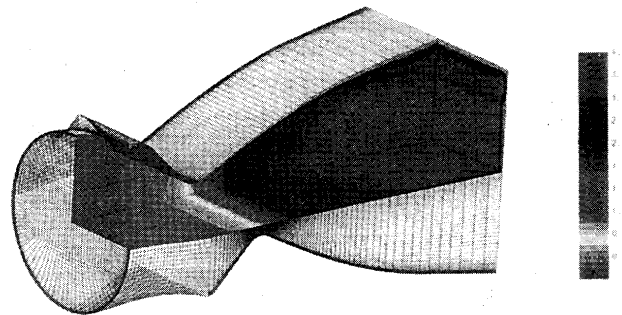


図16 3次元粘性解析結果

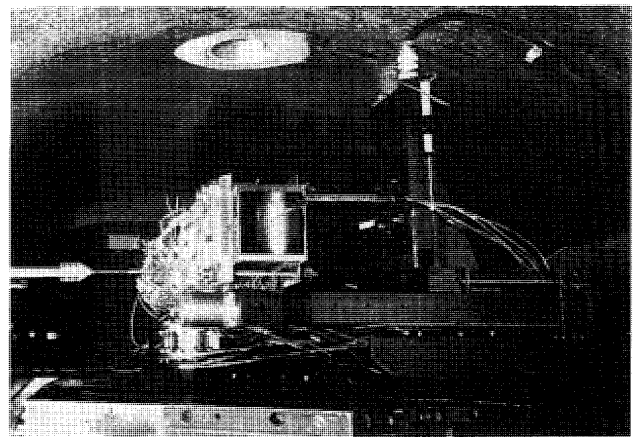


図17 ONERA 試験状況

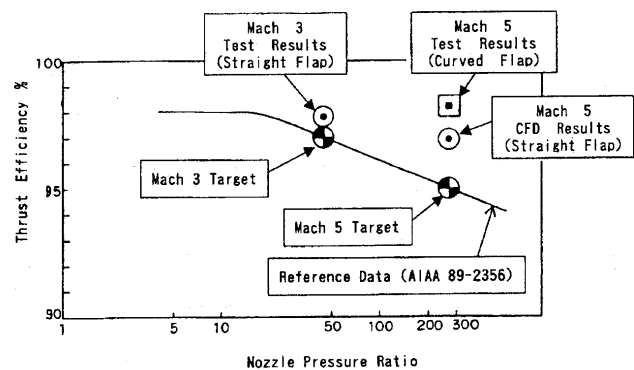


図18 ノズル空力性能試験結果

等における模型試験、CFD解析を実施した(図19)。その結果、可変機構の可変スケジュールに関する空力データを取得するとともにタービン出口スワールおよびバイパス比可変による上流要素の影響、エジェクタ形態による空力特性等の設計データを取得した(図20)。さらに試験の結果、目標の推力効率97%以上の達成を確認した(図18)。また、離陸時に必要となる騒音低減機構を組み込んだ2次元可変機構についても概念図を作成した。

#### 4.4 冷却構造の研究

冷却構造設計点を最高ガス温度1900℃となる飛行マッハ数5とした。まず、小型模型による伝熱試験により熱伝達率分布データを取得し、冷却構造の概念検討を

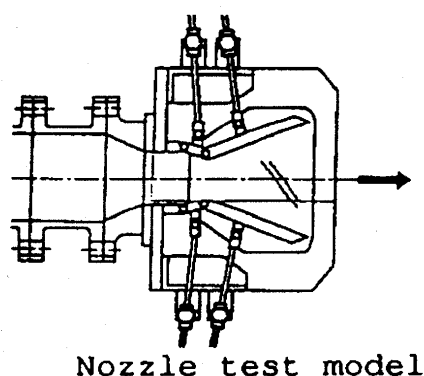
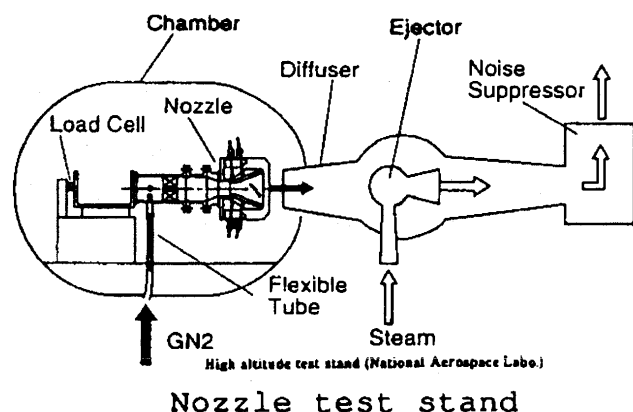


図19 ターボ域ノズル空力試験装置

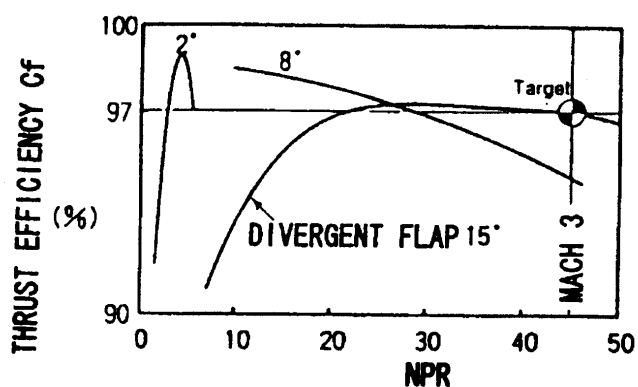


図20 ターボ域ノズル空力性能データ

行った。その結果、カーボン／カーボン (C/C) 複合材またはセラミック系複合材 (CMC) をライナに使用することを想定し、インピジメント冷却とフィルム冷却を組み合わせた冷却構造を設定した (図21)。さらに、冷却性能試験により冷却性能を評価した結果、ほぼ予測通りの冷却効率が得られ設計手法の確認を行うとともに、材料許容温度以下にする見通しが得られた。(図22)

#### 4.5 目標ノズルの研究

低騒音化の研究を踏まえたターボ域ノズル空力・可変の研究の結果、エジェクタ2D-CDノズルを目標形態と定め、可変機構、冷却構造を盛り込んだ基本計画図を作成した。目標ノズルは可変式のコンバージェント、ダイバージェントフラップおよび固定式のサイドウォールから構成される。離陸時はミキサが流路内にせり出して

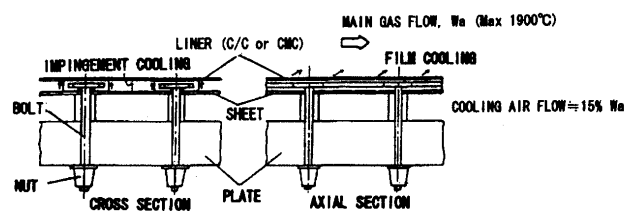


図21 冷却構造概念図

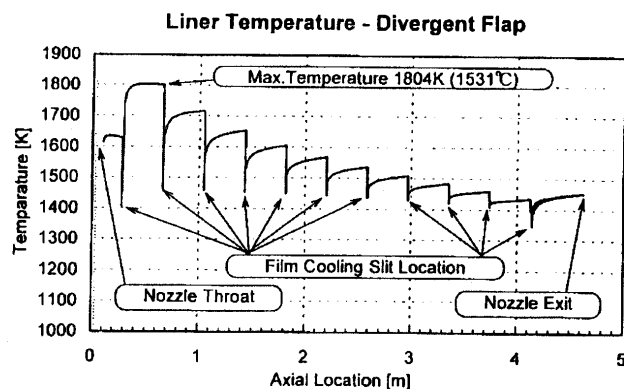
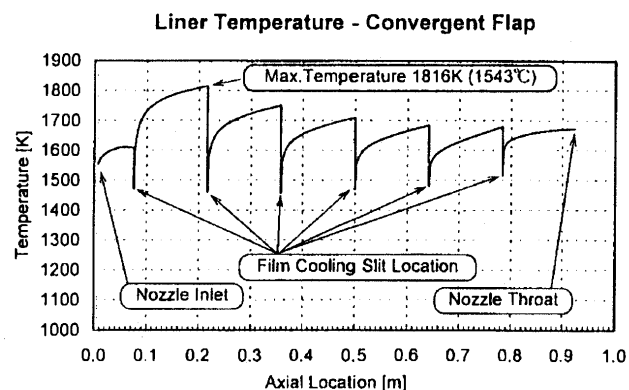


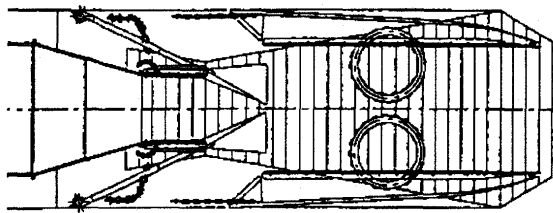
図22 ノズルライナ温度分布予測

外部流の導入と効率的なミキシングを行い、排気ジェット速度を抑えて騒音を低減する。さらに亜音速状態から飛行マッハ数3, 飛行マッハ数5へと可変機構が作動し各作動条件で必要な流路形状となるように切り替えて行く (図23)。

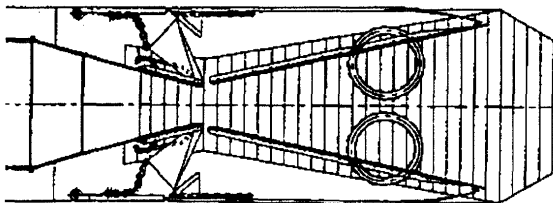
また、インテーク抽気をスロートから導入するエジェクタシステムとすることで、ポートテイルドラッグを押さえることができるノズル出口形状を得ることができる (図24)。冷却システムとしては、インテーク抽気を冷媒として用い、補助動力装置 (APU) 等で加圧して、排気ノズル部に導入する方法を立案した (図25)。

#### 4.6 まとめ

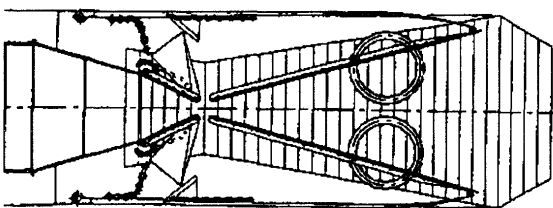
HYPRプロジェクトにおける10年間の「2次元可変排気ノズルの研究」の成果により、飛行マッハ数5の超音速輸送機用推進システム用ノズルとして2D-CDエジェクタノズルを提案し、空力性能および冷却構造の設計開発技術を確認するとともに所期の目標性能を達成することができた。



(a) Take-off

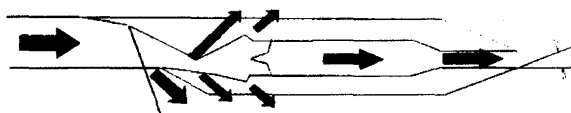


(b) Mach 3

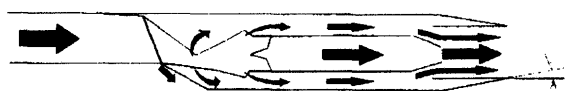


(c) Mach 5

図 23 目標ノズル概念図



Without Ejector System



With Ejector System

図 24 エジェクタシステム概念図

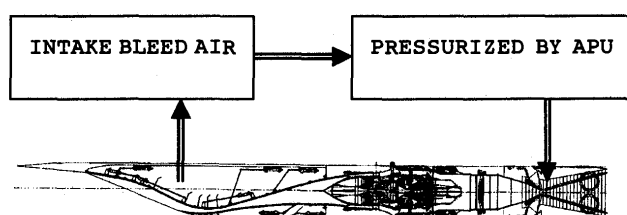


図 25 冷却システム概念図

今後は、実用化に向けた軽量化を目指した研究開発を継続する必要があるものと考えられる。

## 5. 低騒音化<sup>(5)</sup>

航空機騒音が社会的に問題視され、現行の亜音速旅客機には1976年にICAO (International Civil Aviation Organization) の場で定められた騒音規制値、ICAO Annex 16 Chapter 3が適用されている。さらなる規制強化の議論が繰り返されている昨今、近い将来の出現が期待されている次世代超音速・極超音速輸送機に対しても、少なくとも現行の亜音速機と同様の規制値を満足する必要があると考えられている。

超音速輸送機用推進システムの場合、高々度での超音速飛行実現には、サイクル設計上、離陸時の排気ジェット速度が騒音上著しく問題となるレベルに達してしまい、その抑制が設計上の重要な課題となる。

ここでは、HYPR プロジェクト、次世代超音速・極超音速輸送機用推進システム成立を達成すべく研究された、ジェット騒音の発生そのものの抑制、ジェット騒音を低減するためのデバイス開発等の騒音低減技術開発の概要を述べる。

### 5.1 目標の設定

先に触れたとおり、騒音レベルとしてはICAO Annex 16 Chapter 3を満足することを目標とした。具体的には、図26に示す通り、離陸飛行時の平均排気速度が約600 m/sになることとノズル上流でコア流れとバイパス流れがほとんど混合されないことによる影響を加味して、15 EPNdB (Effective Perceived Noise in Decibels) と設定した。また、2 EPNdB の騒音低減に対して1%の推力損失に抑えることが機体成立性上から必要と判断され、推力損失については15 EPNdB に対し7.5%以内とした。

### 5.2 騒音低減研究の手法・成果

図27に騒音低減の研究アプローチを示すが、プロジェクト前半の研究の成果からは、超音速輸送機用推進システムのエンジンサイクルの設定とジェット騒音低減デバイスの概念検討を実施し、ミキサーエジェクターを採用することとした。(図28)

ミキサーエジェクターは、排気ミキサーにより効率良

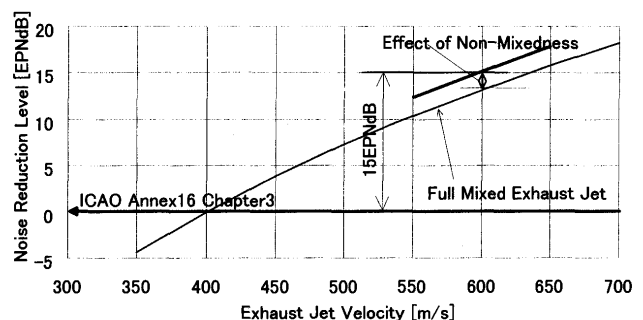


図 26 排気速度に対する騒音低減要求レベル

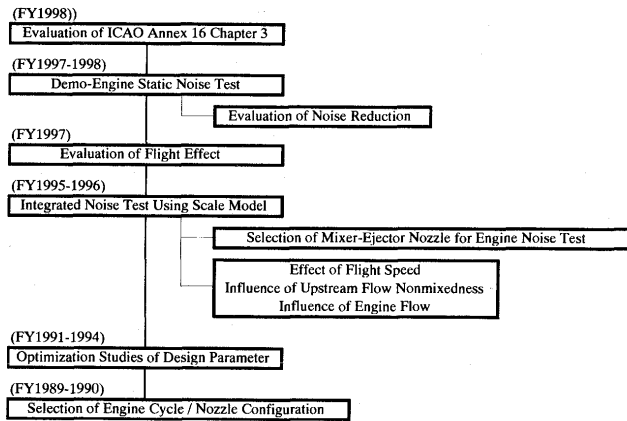


図 27 ジェット騒音低減研究のアプローチ

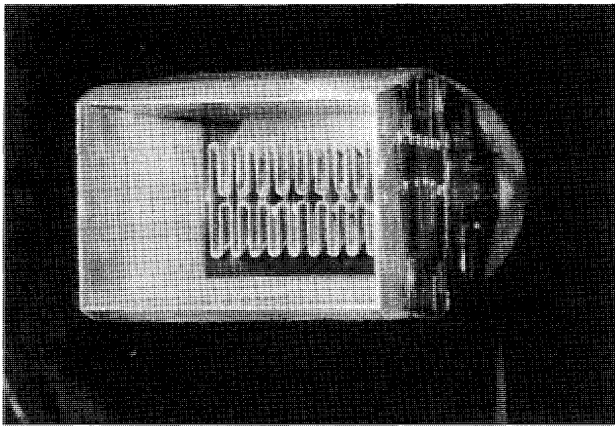


図 28 ミキサーエジェクタノズルの外観

く外部空気をエジェクターに導入し、かつ排気ジェットと導入空気との効率良い混合によってエジェクター出口での排気速度を低減することで、騒音抑制をはかるデバイスである。また、エジェクター内で発生するジェットミキシングによる騒音を、排気ミキサーにより高周波数側にシフトさせ、エジェクター内壁の吸音ライナーにより更に低減する構造となっている。

吸音ライナーとしては、多孔質セラミックスからなる耐熱型ライナーを採用した。多孔質内に入射した音波が、数多く存在する気孔内を伝播する過程で摩擦損失により音響エネルギーが熱エネルギーに変換され減衰されるとの原理による効果を期待したものである。

英国の研究機関 DRA (Defense Research Agency) の騒音設備を用い、エンジンを模擬した試験が行われ、試作エンジン用ミキサーエジェクター形態の絞り込み、耐熱型吸音ライナーの適用可能性評価等が実施された。

引き続き、フランス研究機関 CPr (Centre d'Essais des Propulseurs) の大型風洞騒音試験場 (図 29) において、試作エンジン用ミキサーエジェクターの 1/4.4 縮尺模型を供試し、飛行状態を模擬することによる騒音および推力への影響を把握するためのデータを取得した。その結果、図 30 に示すようにミキサーエジェクターの騒音は排気速度の約 6 乗に比例して増加することが分

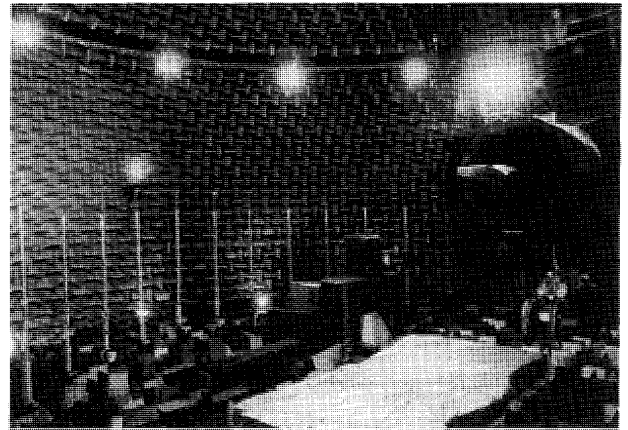


図 29 飛行状態模擬試験 (CPr 大型風洞騒音試験場)

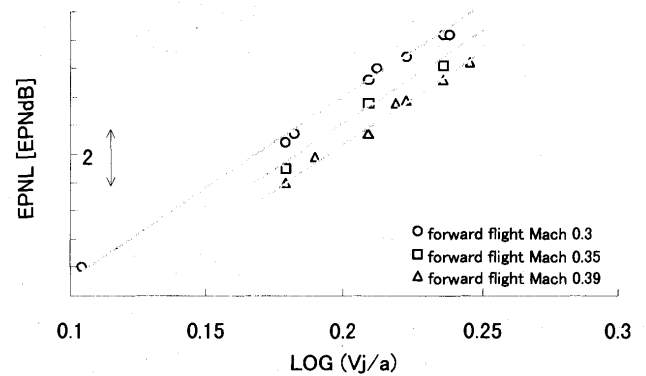


図 30 飛行条件における吸音ライナー付ミキサーエジェクターの騒音特性

かった。これはミキサー出口壁付近においての圧力変動が大きくなり、6 乗に比例して増加する特性を持つ双極子音源が増大しているものと考えられる。飛行による推力損失増の傾向や吸音ライナー装着による推力低下に関するデータも得ることができた。

### 5.3 試作エンジン地上騒音試験

英国ロールスロイス社 Hucknall 騒音試験場にて、試作エンジン (目標エンジンの 1/2.6 縮尺) を運転しての騒音データの取得がなされた (図 31)。エンジンに流

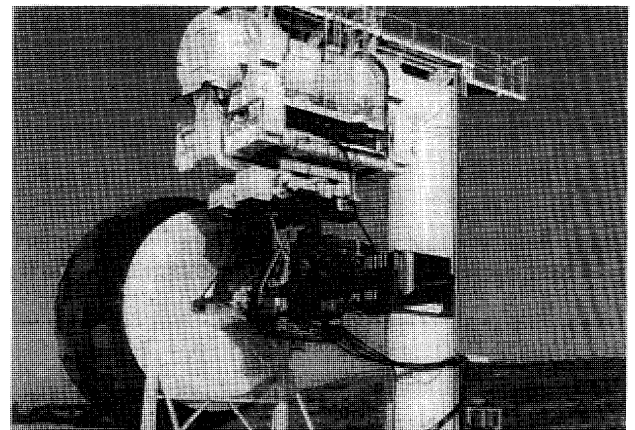


図 31 試作エンジン騒音試験 (Hucknall)

入する空気を整流する装置も取り付けられた。ICAO 基準に従い、風速、風向、気温および湿度の確認も行われ、制限値内にあることを確認の上、試験の実施、データの取得が実施された。

取得したエンジン騒音データに対しては、音源分離解析によるジェット騒音の分離、さらには地上騒音特性からの換算を行い、離陸飛行時排気条件での飛行時騒音周波数特性の評価を実施した。

推力係数については、模型試験での静止状態と飛行状態の推力損失の計測値を基に、飛行状態への推定がなされた。図 32 は、試作エンジンに供試したミキサーエジェクター及びロング吸音ライナー付きミキサーエジェクター形態の飛行時騒音低減量と推力損失の検討結果をまとめたものである。ロング吸音ライナー付きミキサーエジェクター形態では、7.5% 以内の推力損失で約 15 EPNdB の騒音低減を確認でき、目標を満足する技術的見通しをうることができた。図 33 に目標エンジンサイズ吸音ライナー付きミキサーエジェクター形状を示す。

#### 5.4 まとめ

試作ターボジェットエンジン地上騒音試験によって得られた騒音データ、10 年間の低騒音化研究で蓄積された基礎研究、縮尺模型騒音試験データならびに航空機騒音に関する評価技術を駆使して総合的に評価することで、

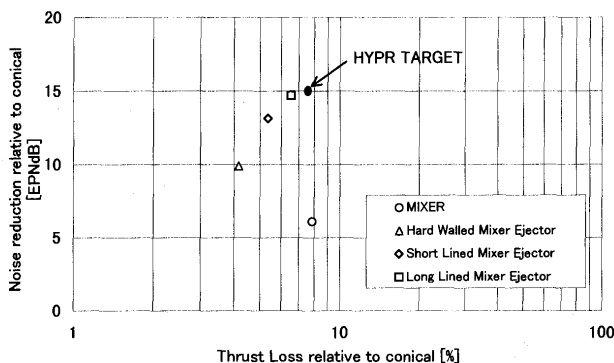


図 32 試作エンジンの騒音低減量と推力損失の関係

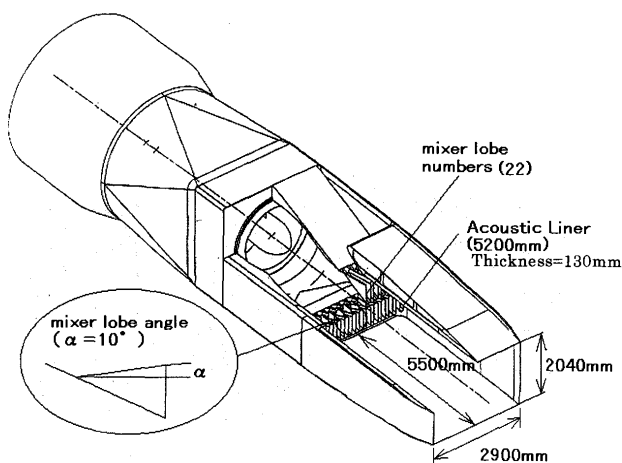


図 33 目標エンジンサイズ吸音ライナー付ミキサーエジェクター形状

目標エンジンにおける騒音・推力損失を満足する見通しが得られ、目的の騒音低減技術を確立することができたものと考えられる。

## 6. 新材料<sup>6)</sup>

HYPR プロジェクトにおいて、HTCE、ターボエンジン、コンバインドサイクルエンジンの研究開発と並行して新材料適用技術の研究が実施された。その目的は、エンジン性能向上に資すると考えられる各種新材料の候補材料について、材料特性の把握、部品製造プロセスの開発・評価、二次加工技術等の適用研究を行うことにより、将来の超音速輸送機用推進システムの実現に必要不可欠と考えられる新材料の適用性一次評価であり、研究開発された材料の一部は実際に HTCE、ターボエンジンに搭載されプロジェクト目標達成に貢献した。また、エンジン搭載にいたらなかった新材料についても材料特性データ取得、成形プロセスの知見、二次加工条件等多くの研究成果が得られた。ここにその概要を紹介する。

### 6.1 研究対象材料

プロジェクト開始当時にエンジンの各部品別に適用される材料特性をもとに研究対象材料の絞り込みを行い、それを研究の進展に従って逐次見直した。表 1 に新材料適用技術研究を実施した新材料をその材料名称の略語、主要想定適用部品とともに示す。以下、各新材料ごとに研究成果の一端を示す。

### 6.2 SC

第 2 世代単結晶合金の CMSX-4 及び CMSX-2 が HTCE 及びターボエンジンのタービン動静翼に採用された。なお、LPT の VSV には遮熱コーティングが施工された。HTCE の TIT 1700℃ 試験後の検査でも損傷は見受けられず適用性が確認された。

さらにクリープ特性に優れた CMSX-10 材の casting 試験、材料特性把握の他、CMSX-4 材への耐酸化コーティング、セラミックコーティングにつき実部品形状での施工及び評価試験を実施し実用化の目途が得られた。

### 6.3 PM

エンジン部品として、高温クリープ強度及び高温疲労

表 1 適用技術研究された新材料

材料名称	略称	主要適用想定部品
金属基複合材料	MMC	ファン・圧縮機動翼、ディスク
金属間化合物	IMC	圧縮機静翼、構造部品
ディスク合金	—	タービンディスク
粉末冶金合金	PM	タービンディスク
単結晶合金	SC	タービン動翼、静翼
酸化物分散強化合金	ODS	タービン静翼、燃焼器ライナ
セラミックス複合材	CMC	排気ノズル、ラム燃焼器
カーボン/カーボン複合材	C/C	高温部品

特性に優れた AF 115 粉末冶金合金が高压タービンディスクに適用された。(図 34)

また、低コスト代替材として他の PM, Cast & Wrought 材のディスクに要求される材料基礎データを取得した。特に、U 720 合金については内径側と外径側の結晶粒度を変化させたデュアルプロパティ材の特性を評価し、今後の製造工程最適化の余地は残すものの、クリープ特性での優位性を示唆する結果が得られている。(図 35)

#### 6.4 CMC

CMC 部品としては、ターボエンジン騒音試験へ排気ノズルの吸音材を固定するスキパネルが、また HTCE へは排気部テールコーンが将来の軽量化をめざし搭載・供試された。

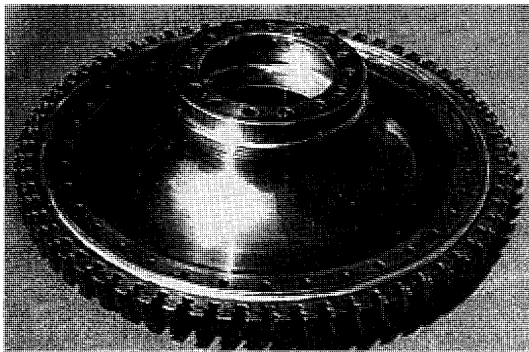


図 34 PM 高压タービンディスク

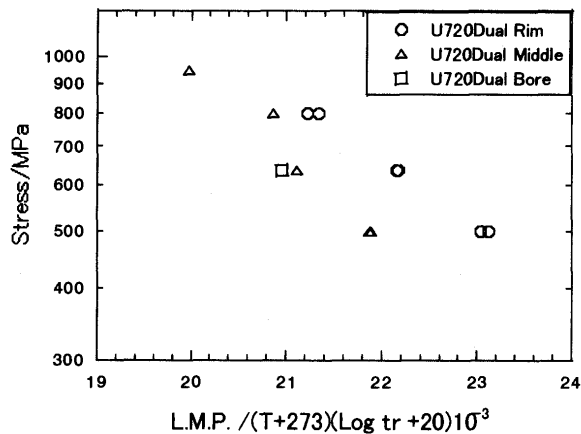


図 35 デュアルプロパティ材のクリープ特性

吸音材スキパネルは、図 36 に示すように SiC 繊維で作製した穴明き織物を複合化した部品であり加工コスト低減を図っている。テールコーン(図 37)は、軽量化に加え冷却空気削減を狙って HTCE 試験に供試され、1300℃ 程度の高湿ガスにさらされた試験後もその健全性が確認できた。特記すべき技術課題は、大型 CMC 部品の製造技術と取り付け部熱応力緩和であったが、それぞれ、板厚方向に繊維強化した 2.5 D 織物と成形治具の組合せおよび滑りを許容する取付構造により解決された。

また、基礎データとして成形パラメーターの改良および高温強度データも取得され、一例として繊維/マトリックス界面インターフェースが大気中クリープ特性に与える影響を図 38 に示す。図 39 は、成形研究の一環と

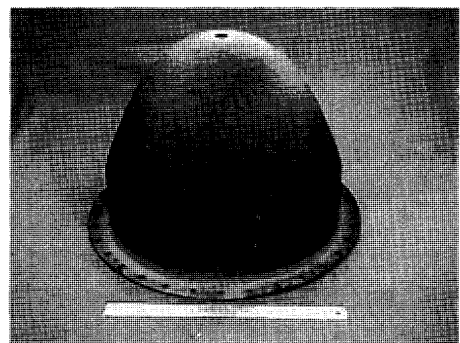


図 37 CMC テールコーン

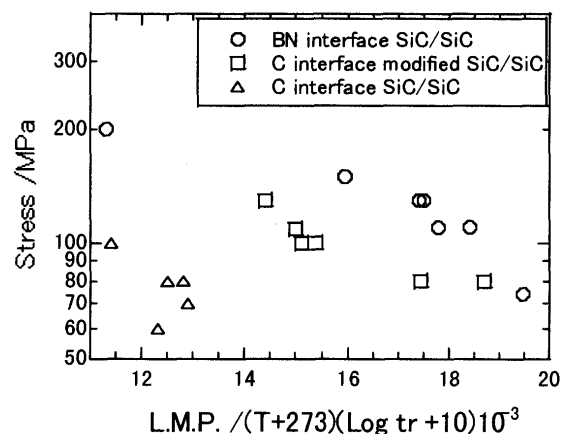


図 38 CMC のクリープ特性

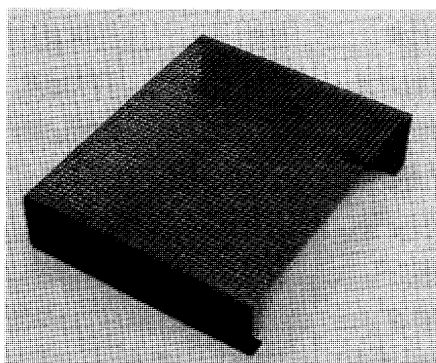


図 36 CMC 排気ノズル吸音材スキパネル

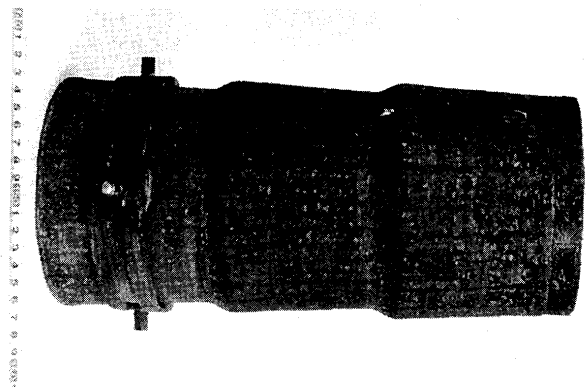


図 39 CMC ラム燃焼器ライナーモデル (燃焼試験後)

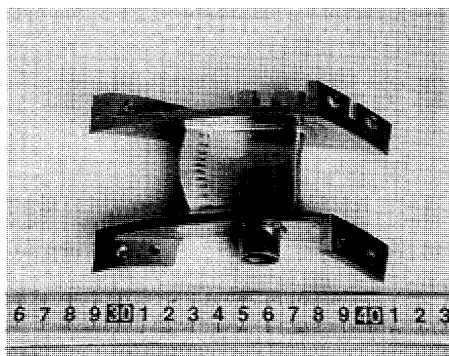


図 40 ODS 高圧タービン静翼

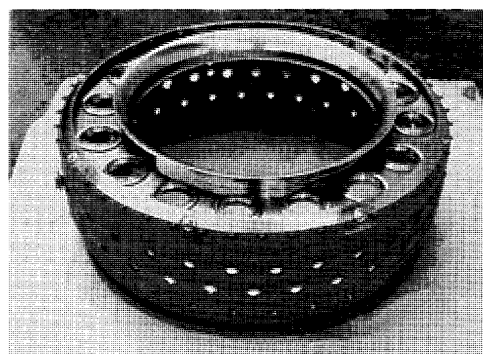


図 41 ODS 燃焼器ライナー

して試作されたラム燃焼器ライナーモデルである。

### 6.5 MMC

CVD 法により合成された太径 SiC 繊維で強化した Ti 合金についてファン動翼材に要求される疲労強度等の機械的特性データを取得した。

### 6.6 IMC

TiAl 鍛造材を圧縮機静翼に適用する場合に重要となるバンド部材との接合基礎研究を行い、ロー付け、拡散接合に対する継ぎ手効率を取得した。

### 6.7 ODS

Ni 合金系 ODS の高温タービン静翼への適用を目指して、内部空冷構造およびバンド部との HIP を用いた接合技術開発、材料特性取得を実施した。

図 40 に示されるように部品レベルまでの成形加工技術が得られた。

また、Fe 系合金製の燃焼器ライナーも試作された。(図 41)

### 6.8 C/C

C/C 複合材の高温強度データを取得するとともに、高温環境下での耐酸化コーティングに関する知見を得た。

### 6.9 まとめ

HYPR における 10 年間の研究を通して各種の新材料に関する適用技術を取得することができた。

今後の引き続きの研究の課題としては、新材料適用の拡大・エンジン試験実証、寿命等の信頼性データを含め材料データの充実、また低コスト化技術開発が必要とされるものと思われる。

## 7. あとがき

HYPR プロジェクトにおいて実施したエンジンシステム構成要素として重要な技術である流体ソフトウェア、インテーク、ノズル、低騒音化および新材料の研究開発

の概要および成果について紹介した。これまでに得られた成果は世界的に見てもトップレベルのものであり 21 世紀に実現が見込まれる超音速輸送機のみならず現行の亜音速機にも十分に適用できるものと思われる。今後は、HYPR で得られた成果を実用化させるための研究開発をさらに継続させるとともに、近年高まりつつある環境適合性への要求を向上させる技術の開発へとつなげる必要があるものとする。

## 参考文献

- (1) O. Nozaki, et al., "Development of Software System of Three-Dimensional Cascade Flow Analysis for HYPR Aerodynamic Components", Proceedings of International Symposium on Japanese National Project for Super/Hypersonic Transport Propulsion System, 1992
- (2) K. Hirai, et al., "Unsteady Three-Dimensional Analysis of Inlet Distortion in Turbomachinery", AIAA 97-2735, 1997
- (3) Y. Utaka, J. Omi, H. Niwa, J. M. Gippet, K. Sakata, A. Murakami, "Design Evaluation of a Hypersonic Air Intake for a SST/HST Combined Cycle Engine", International Symposium on Japanese National Project for Super/Hypersonic Transport Propulsion System Proceedings, 1999
- (4) K. Kishi, M. Hirota, M. Yamamoto, H. Joubert, "Research of 2-D Variable Exhaust Nozzle", International Symposium on Japanese National Project for Super/Hypersonic Transport Propulsion System Proceedings, 1999
- (5) Y. Nakamura, T. Oishi etc., "Research and Test of Mixer Ejector Nozzle for Noise Reduction", International Symposium on Japanese National Project for Super/Hypersonic Transport Propulsion System Proceedings, 1999
- (6) S. Nishide, N. Akikawa, Y. Sugiura, "Research of Advanced Materials in HYPR Program", International Symposium on Japanese National Project for Super/Hypersonic Transport Propulsion System Proceedings, 1999



## 特集・超音速輸送機用推進システム (HYPR)

## エンジンシステムの研究開発

小林 健児<sup>\*1</sup>

KOBAYASHI Kenji

廣田 雅<sup>\*3</sup>

HIROTA Masashi

藤原 賢治<sup>\*2</sup>

FUJIWARA Kenji

キーワード：超音速輸送機用エンジン，超高温ガスジェネレータ，可変サイクルエンジン，コンバインドサイクルエンジン，排気ジェット騒音

## 1. はじめに

HYPR プロジェクトでは，次世代超音速輸送機用エンジンに不可欠な多くの技術をまず要素形態で研究した後に，実際のエンジン形態でそれらの技術を実証することを目指しており，そのエンジン形態においては，マッハ数5までの飛行を可能とするためにターボジェットエンジンとラムジェットエンジンを統合した「コンバインドサイクルエンジン」と呼ばれる画期的なコンセプトを採用している。現在就航している唯一の民間用超音速旅客機であるコンコルドの苦い経験と教訓より，次世代超音速輸送機には，現用の亜音速機に匹敵できるほどの低燃費で，かつ低騒音，低NO<sub>x</sub>排出の環境にやさしいエンジンが必須とされている。これらの極めて厳しい要求を満足するために解決すべき主な技術課題として，要素効率向上等に関する技術に加えて1700℃級のタービン高温化技術，ターボファンエンジンでの可変サイクル化技術，コンバインドサイクルエンジンでのターボとラムとのモード切換技術，および排気ジェット騒音の低減技術があげられる。これらの技術実証のために10年の研究開発期間で種々なエンジン形態で試作・試験を実施したので，ここにそれらの結果について紹介する。

## 2. エンジンコンセプト

本プロジェクトでは，低速から飛行マッハ数5まで作動でき，経済性にすぐれ，騒音や有害排出物などの環境への影響の少ない次世代超音速輸送機用エンジンの開発に必要な技術を取得することを目的としている。図1に示すように，低速時の経済性と低騒音への要求からの高バイパス作動，およびマッハ数3までの超音速巡航時の高比推力への要求からの低バイパス作動を両立させる可変サイクルのターボファンエンジンが必要とされ，さらにマッハ数5までの極超音速巡航も可能とするためには

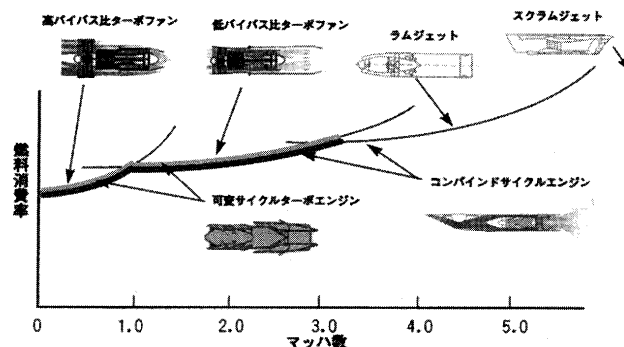


図1 飛行マッハ数-エンジン燃料消費率の関係

ラムジェットエンジンも組み合わせたコンバインドサイクルエンジンのコンセプトが必要となる。飛行マッハ数5の機体としては，日本航空宇宙工業会の調査検討から座席数300，航続距離12000km，地上静止推力270kNクラスのエンジン4基の搭載が想定されており，この実現により東京～ニューヨーク間をわずか3時間で飛行可能となることが報告されている<sup>(1)</sup>。この調査報告を踏まえて設定した本研究開発の目標値を表1に，エンジン概念図を図2に示す。コンバインドサイクルエンジン形態として，重量的に最も優位なコアキシャル形態（ターボ，ラムエンジンが同軸上に位置する形態）を最終的に選定した<sup>(2)</sup>。実際の研究開発においては，目標エンジンの1/10程の推力レベルにサブスケール化したデモンストラータエンジンを試作した。

表1 研究開発目標

項目	コンバインド	ターボ系	ラム系
作動マッハ数	0～5	0～3	2.5～5
騒音レベル	ICAO Annex 16 Chapter 3 相当	—	—
排気レベル	ICAO の規制値	—	—
燃料消費 (mg/N/s)	—	43 @マッハ3	57 @マッハ5
燃焼器出口温度 (℃)	—	1700	1900

原稿受付 1999年10月28日

\*1 石川島播磨重工業(株) エンジン技術部  
〒188-8555 田無市向台町3-5-1

\*2 川崎重工業(株)

\*3 三菱重工業(株)





図2 コンバインドサイクルエンジン概念図

コンバインドサイクルエンジンの他に、ターボファンエンジン、およびその高圧系部分のガスジェネレータエンジンの3形態のエンジンが試作された(図3)。コアキシャル形態では、ターボ系とラム系のモード切換が最も重要な技術課題であり、その技術を実証できるように試作コンバインドサイクルエンジンでは、ターボファンエンジンのまわりにラム燃焼器、ラムダクト、切換機構等を追加した構造となっている。試作ターボファンエンジンでは、可変サイクルとなるよう低圧タービンノズル角度や後部バイパス面積を変えられる機構を採用している。また排気ノズルに関しては、高空性能試験では可変2次元ノズルを、騒音試験にはミキサージェクタノズルの両方を装着できる構造となっている。一方、超音速飛行での高比推力を確保させるためタービン入口温度を世界トップレベルの1700℃まで高める必要があり、その高温実証用の試作ガスジェネレータエンジンに種々の耐熱設計を適用している。

### 3. 超高温ガスジェネレータの研究開発

試作ガスジェネレータは、ターボファンエンジンの高圧高温系部分であり、高圧圧縮機5段、燃焼器、高圧タービン1段から構成されている。本研究開発の目的は、高空高マッハ飛行時のラム加熱を模擬したガスジェネレータ運転状態にてタービン入口温度1700℃を実証することであり、エンジン入口のラム加熱状態を模擬するために石川島播磨重工業㈱に新規設置した加熱試験設備を使用して試験を実施した。

この超高温ガスジェネレータの試作試験は3つのフェーズに分けて実施された。図4に示すガスジェネレータの断面図にて、各フェーズにおける特徴的な設計部位と改

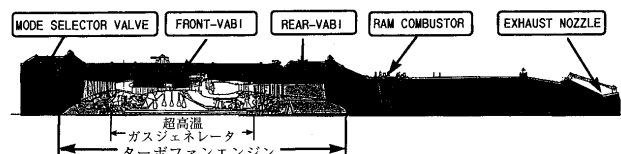


図3 試作コンバインドサイクルエンジン断面図

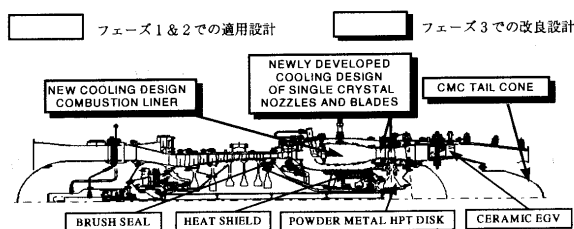


図4 超高温ガスジェネレータの断面図

良点を示す。フェーズ1および2の設計においては、タービン入口温度1600℃達成を目指して、エンジン高温部品に特殊高温材料を適用するとともに、耐熱設計に重点をおいた。タービン翼についてはニッケル合金の単結晶材料を使用した空冷翼を採用した。一方、燃焼器ライナについてはHA 188材を使用し、新規技術であるコンベクションフィルム+エフェュージョン冷却構造を適用した。その他、ウィンデージによる温度上昇防止のためのブラシシール構造、燃焼器内側ベアリング室の遮熱・冷却構造、高温での低サイクル疲労強度に優れた粉末冶金の高圧タービンディスクなど、エンジン細部にわたり耐熱設計を適用した。次にフェーズ3においては、フェーズ2までの試験結果を反映した改良を加えて、さらに100℃高い1700℃の目標達成を目指した。タービン動静翼においては約10%の冷却効率向上をさらに図るべく新規技術の矩形ディフューザ冷却孔を適用し、また燃焼器についても温度不均一率低減に向けて希釈空気配分を変更した。さらに高温となる出口部においては、セラミックス複合材製の無冷却テールコーンを採用して冷却空気量削減を図った。

これらの3段階のフェーズに分けた試作・試験の結果、最終的に目標のタービン入口温度1700℃での運転を達成できた。その時のエンジン出口部の様子を図5に示すが、ちなみにエンジン入口温度は330℃で、またエンジン出口温度は1260℃であり、テールコーン部が赤色に灼熱していた。試験後のタービンと燃焼器の分解時外観写真を図6と図7に示すが、焼けむらや焼損など一切なく、外観上も有害な温度分布がついてないことがわかり、さらにエンジン各部で計測した温度はほぼ設計通りであったことより、1700℃級エンジンの耐熱設計技術を確立したと言える。

### 4. 可変サイクルターボファンエンジンの研究開発

試作ターボファンエンジンは、試作コンバインドサイクルエンジンのターボ系部分であり、高圧系のガスジェネレータ部に低圧系のファン2段および低圧タービン1

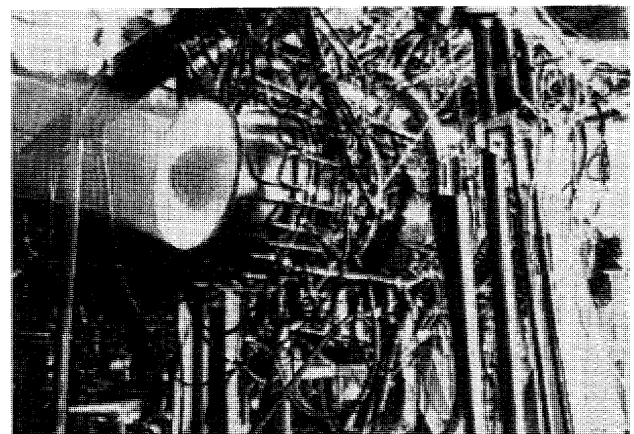


図5 タービン入口温度1700℃達成時のエンジン出口部状況

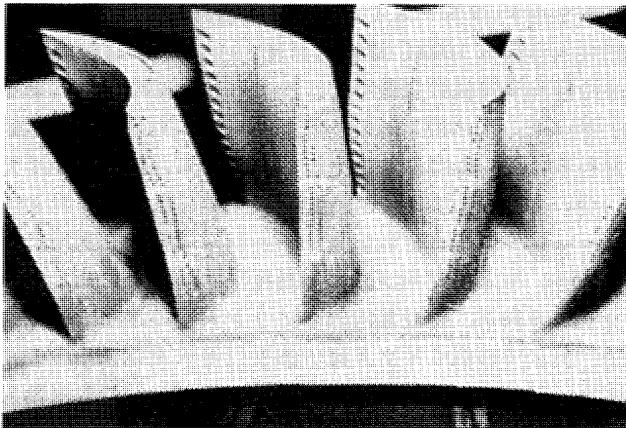


図6 試験後のタービン動翼状況

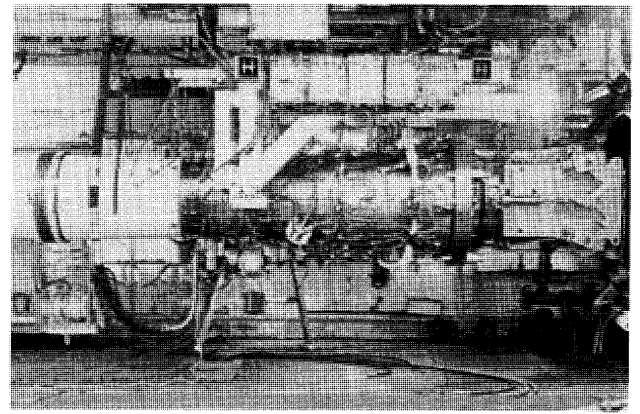


図8 ターボファンエンジンのATF装置搭載状態



図7 試験後の燃焼器状況

段を追加した2軸のターボファンエンジンである。ここで低圧タービンにおいては、ノズル角度が変えられる機構を採用することで可変サイクル化を図り、バイパス比ならびにエンジン低圧系と高圧系の仕事配分（回転数）を調整できるようにしている。本研究開発の目的は高空高マッハ飛行時の入口ラム加熱条件でのターボファンエンジンの構造的健全性の確認と可変サイクル化の実証であり、高空高マッハ飛行状態を模擬するために米国GE社のATF（Altitude Test Facility）を使用した。図8にATFに搭載された試作ターボファンエンジンを示す。

ATF試験にて飛行マッハ数2.5条件下においてもエンジン振動や翼振動は小さく正常作動できることを確認した。その時のタービン入口温度は1590℃、圧縮機出口温度は560℃であった。

低圧タービンノズル角度を変化させた場合の高圧系機械回転数（NH）の変化を図9に、バイパス比（BPR）の変化を図10に示す。また、離陸時と高速高空時に低圧タービンノズル角度を変化させた場合の高圧圧縮機の作動点変化を図11に示す。離陸時に閉じると、作動点は流量・圧力比ともに小さくなる側に移動し、飛行マッハ数2.5で開いた時の作動点に近くなることが確認できた。このことにより、高圧圧縮機の流量の上限値を下げることができ、結果として高圧圧縮機の小型化を図ることができると分かった。さらに高速高空時に低圧タービ

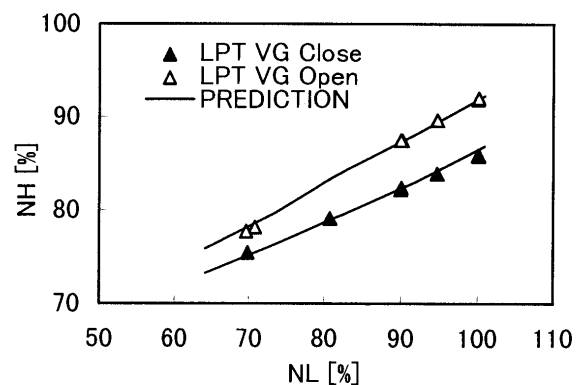


図9 可変低圧タービンノズルによる高圧系回転数への影響（離陸状態）

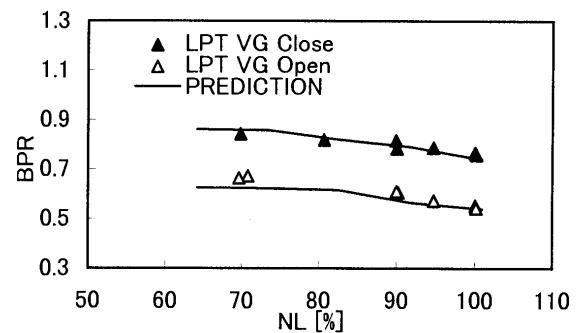


図10 可変低圧タービンノズルによるバイパス比への影響（離陸時）

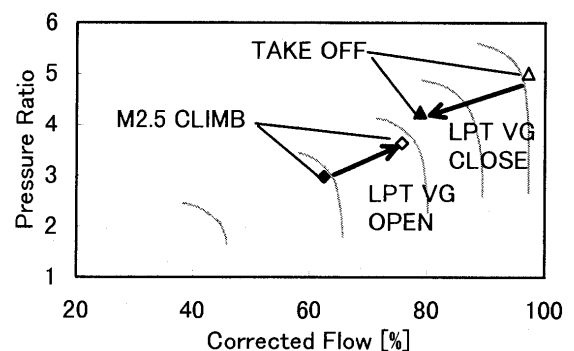


図11 可変低圧タービンノズルによる高圧圧縮機作動点への影響（高空時と離陸時）

ンノズルを開くことで、同一タービン入口温度条件下で比推力が約15%増加することも確認でき、同じサイズの高圧圧縮機を採用した固定低圧タービンノズルのエンジンに比べて、比推力を増強できることを実証できた。

## 5. コンバインドサイクルエンジンの研究開発

試作コンバインドサイクルエンジンは、試作ターボファンエンジンとラムエンジンを同軸上で組み合わせたコアキシャル形態エンジンである。飛行マッハ数2.5以上で作動するラム燃焼器に空気を取り込むために、ターボファンエンジン部の回りにラムインレットダクトが配備されており、一方ターボファンエンジンとラム燃焼器とのモード切換時の安定作動のため、モード切換バルブ（以後MSV）およびFVABI（Front Variable Bypass Injector）といった新たな可変機構を備えている（図3参照）。本研究開発の目的は、コアキシャル形態での重要な技術課題であるターボとラムのモード切換成立性を実証することである。このために試作ターボファンエンジンと同様に米国GE社のATFにて、高空高マッハ飛行状態を模擬して試験を行った。図12にATFに搭載された試作コンバインドサイクルエンジンを示す。

今回の試験で実施したモード切換手順を図13に示す。

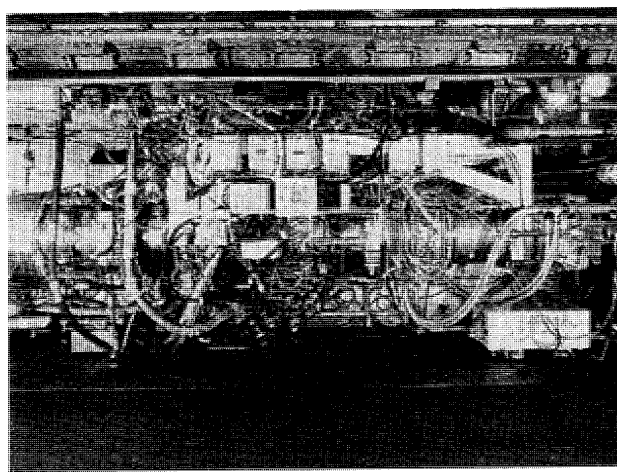


図12 コンバインドサイクルエンジンのATF装置搭載状態

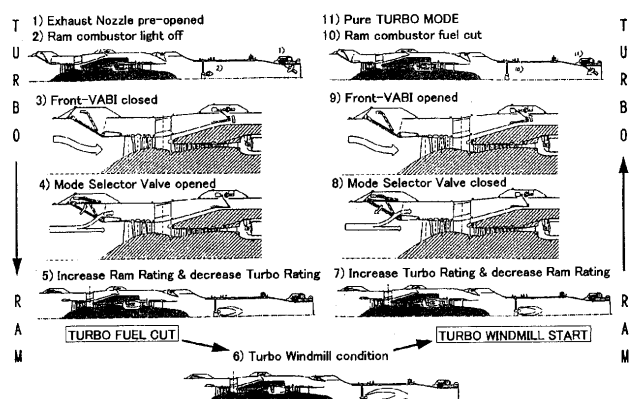


図13 ターボ／ラムモード切換手順

この手順は、シミュレーションや空力モデル試験を通して成立性検討から考えだされたもので、次のようになる。

- ①まず、ターボエンジンが飛行マッハ数2.5から3の加速上昇条件で作動している状態から、ラム燃焼器の着火に備え、排気ノズルを少し開く。
- ②ラム燃焼器に着火する。
- ③FVABIを閉じ気味にし、ファン空気を加速しFVABI出口領域の静圧を下げて、次のMSV開き状態でMSVを通して上流側に逆流しないようにしておく。
- ④MSVを開きエンジン吸い込み空気の一部をラムインレットダクト内に引き込む。
- ⑤ターボの燃料を減らすとともにラムの燃料を徐々に増やす。
- ⑥ターボがアイドル状態に達した後、ターボの燃料を遮断してウインドミル状態にする。

なお、ラムからターボへの切換は、ターボをウインドミル状態から再始動させた後、基本的に上記の逆手順となる。

このモード切換における技術課題は、エンジンシステム側の要求であるエンジン全体空気量および推力を一定に保ちつつ、MSVを開いた状態でMSVを通して上流側に流れが逆流することなく、ターボおよびラムを安定して作動させることである。

ATF試験により、ほぼ一定の空気流量、推力を保ちながら、MSVを通しての逆流等による不安定現象もなく極めて安定したモード切換が可能であることを実証できた。また、図14に示すようにラム燃焼状況も良好であり、ターボジェットの主燃焼器とともにNOx排出量が少なく、ICAO（International Civil Aviation Organization）規制値内であることも実証できた。

以上のことから、コアキシャル形態のコンバインドサイクルエンジンのシステムとしての成立性を実証する所期の目的を達成するとともに、システムインテグレーションに必要な技術データも多く取得できた。

## 6. エンジン騒音試験

排気ジェット低騒音化設計の実証のためのエンジン騒音試験では、図15に示すように2次元ミキサージェクタノズルおよび耐熱吸音ライナ付きダクトを試作ター

View from Ram monitoring camera

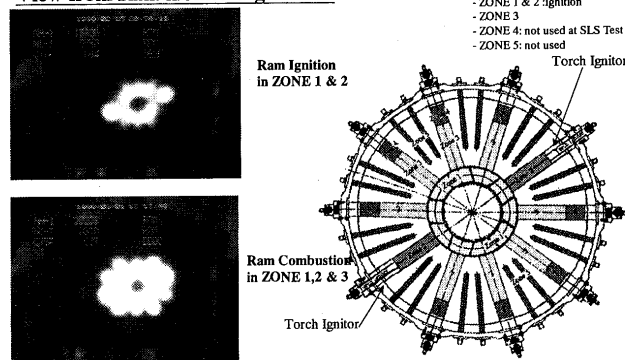


図14 ノズル後方から観察したラム燃焼の状況

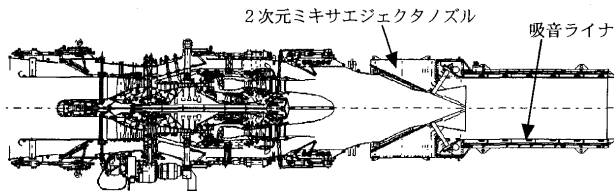


図15 排気ジェット低騒音装置付きエンジン断面図

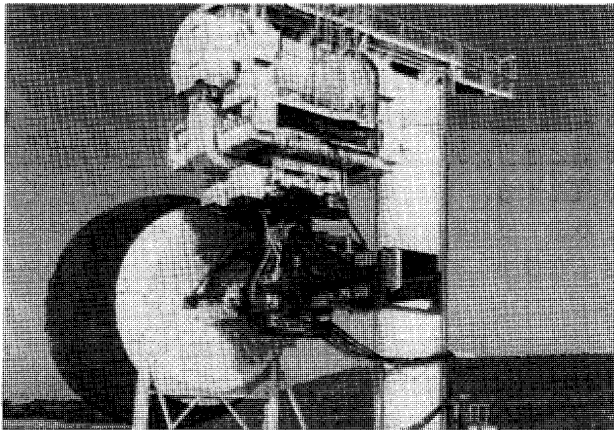


図16 ミキサエジェクタノズル搭載エンジン騒音試験

ボファンエンジン排気部に装着し実施された。低騒音化設計のコンセプトとしては、排気ジェット騒音が速度の8乗に比例して増加することより、離陸時にエジェクタで外部空気を吸引し、エンジン排気ジェットと混合させることで排気速度を減速させ、少ない推力損失で排気騒音を低減させることを狙っている。さらに、排気ダクト内の高温高压の排気ジェットをミキサノズルにより細分化して音源特性を高周波数側にシフトさせた後、排気ダクト内の耐熱多孔質セラミックス製吸音ライナにより、その高周波数騒音を低減させることを狙っている。これらにより超音速輸送機用推進システム離陸時の排気ジェット騒音を、現行の亜音速旅客機の騒音規制値内(ICA0 Annex 16 Chapter 3)に抑えることをエンジンで実証することが本試験の目的である。この低騒音デバイスによる具体的騒音低減目標値としては、約600 m/sの排気速度に対し15 dBと設定した。今回のエンジン騒音試験は英国RR社の屋外地上騒音試験装置を用いて実施された。図16にエンジン搭載状態を示すが、エンジン入口部には騒音試験に必要な球形の入口整流器が装着されているのが分かる。

屋外試験であるため騒音計測中の気象条件を国際基準に従い設定し、その範囲内で騒音データを取得した。得られた生データにはファン騒音などジェット騒音以外の成分が含まれているので、ジェット騒音を分離して評価

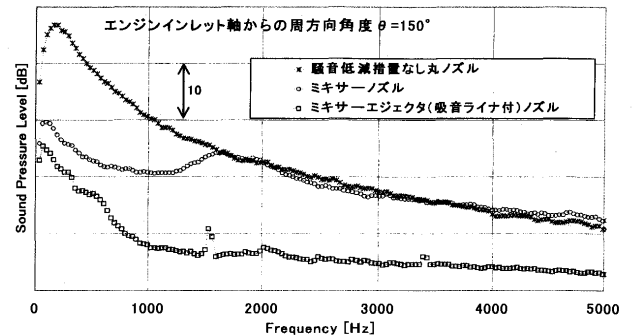


図17 騒音低減特性(狭帯域解析結果)

するためにエンジン入口部および排気ノズル部に非定常圧力センサーを設置し、エンジン内部の騒音特性も取得した。低騒音化装置が全くない形態と吸音ライナ付きのミキサエジェクタノズルまでを装着した形態との騒音データを比較することで、目標どおりの騒音低減量が得られていることを確認でき(図17)、次世代超音速機の実現に大きく寄与できる低騒音化技術を実証することができた。

## 7. まとめ

HYPR プロジェクトは平成元年度から10年間実施され、その間にエンジン実証試験として超高温ガスジェネレータエンジンでの1700℃試験、ターボファンエンジンおよびコンバインドサイクルエンジンでの高空性能試験、エンジン騒音試験のすべてを成功裡に完遂することができた。1700℃級のタービン高温化技術、ターボファンエンジンでの可変サイクル化技術、コンバインドサイクルエンジンでのターボとラム切替技術、および排気ジェット騒音の低減技術をエンジン試験で実証することができ、次世代超音速輸送機の実現に大きな前進を図れた。さらには、本研究開発プロジェクトは米国GE社、UTC社、英国RR社、仏国SNECMA社の欧米メーカーも参加したグローバルな規模で遂行され、欧米にて実施した高空性能試験や騒音試験においてエンジン実証を成功できたことにより国内の技術レベルの高さを海外に十分にアピールできたものと考えられる。

## 参考文献

- (1) 日本航空宇宙工業会：平成元年度次世代航空機等開発調査「超音速輸送機開発調査」成果報告書
- (2) Y.Watanabe et al., "Configuration Study on Combined-cycle Engine for Hypersonic Transport" 第1回大型工業技術国際シンポジウム, 超音速輸送機用推進システム予稿集 1992年

## — ガスタービンと伝熱工学 (2) —

山脇 栄道<sup>\*1</sup>

YAMAWAKI Sigemichi

吉田 豊明<sup>\*2</sup>

YOSHIDA Toyoaki

## 1. まえがき

前回に引き続き、冷却設計の具体的な手法として、まず1次元的な考え方を述べ、次に冷却設計手順の概要を説明する。最後に、各論として内部冷却、外部熱伝達率について簡単に述べる。

## 2. 1次元熱伝導解析

## 2.1 フィルム冷却がない場合

1次元の熱伝導のみを考慮し、翼内外面の面積は同一と仮定すると、図1のように各値を定義し、主流の高温ガスからの翼面に流入する単位面積当たりの熱量（熱流束）は、

$$q_1 = h_g (T_g - T_{wg}) \quad (2.1)$$

メタルを通過する熱流束は、

$$q_2 = \frac{\lambda_m}{t_m} (T_{wg} - T_{wc}) \quad (2.2)$$

冷却空気への熱流束は

$$q_3 = h_c (T_{wc} - T_c) \quad (2.3)$$

と表わされる、(2.1)~(2.3)の3つの式の和から、 $q_1 = q_2 = q_3$  として  $q$  を消去すると、

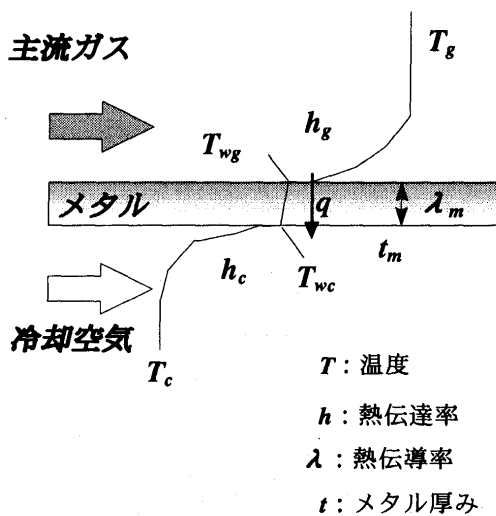


図1 1次元熱伝導概念図

$$\frac{T_g - T_{wg}}{T_g - T_c} = \frac{1}{1 + \frac{t_m h_g}{\lambda_m} + \frac{h_g}{h_c}} = \eta \quad (2.4)$$

となり、いわゆる冷却効率  $\eta$  が求まる。これを用いて、

$$T_{wg} = T_g - \eta (T_g - T_c) \quad (2.5)$$

からメタル温度が求まる。ビオー数と呼ばれる  $\frac{t_m h_g}{\lambda_m}$  の項は、一般に主流側と冷却側の熱伝達率の比  $\frac{h_g}{h_c}$  の項よりかなり小さく、概ね  $\frac{h_g}{h_c}$  でメタル温度が定まると考えて良い。従って、主流および冷却空気の温度と、両者の熱伝達率の比が分かれば2.4式と2.5式から大体の温度の見当がつくと憶えておけば便利である。

## 2.2 フィルム冷却がある場合

フィルム冷却がある場合は、主流ガスから翼面に流入する熱量は、図2のように各値を定義すると、

$$q_f = h_f (T_f - T_{wg}) \quad (2.6)$$

と表わされ、フィルム温度  $T_f$  は、次のように定義されたフィルム効率  $\eta_f$  から得られる。

$$\eta_f = \frac{T_g - T_f}{T_g - T_{c,out}} \quad (2.7)$$

フィルム効率  $\eta_f$  は、断熱壁にフィルム冷却した場合の壁温として求められる。

一般的に、冷却孔の近傍を除き、 $h_f = h_g$  と考えて良く、 $q_1$  と  $q_f$  を入れ替えて考えれば、フィルム冷却があ

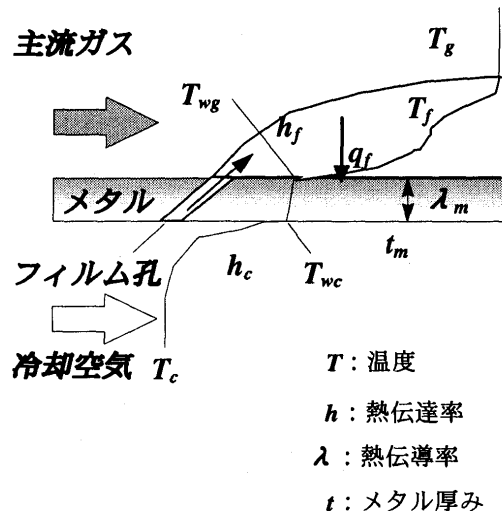


図2 フィルム冷却のある場合

原稿受付 1999年11月10日

- \*1 石川島播磨重工業(株) 要素技術部  
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229
- \*2 航空宇宙技術研究所

る場合は次のようにメタル温度が定まる。

$$T_f = T_g - \eta_f (T_g - T_{c,out}) \quad (2.8)$$

$$T_{wg} = T_f - \eta (T_f - T_c) \quad (2.9)$$

従って、フィルム冷却によって、壁近傍の有効な温度がフィルム温度まで下がると理解すれば良い。なお、フィルム冷却時の主流側熱伝達率  $h_g$  そのものが小さくなるとして  $q_1$  を算出して前項と同様に求める方法もある。

### 2.3 熱伝達率の設定方法

熱伝達率  $h$  は、一般的に経験式で算出される場合が多く、ヌセルト数  $Nu$  がレイノルズ数  $Re = \frac{\rho V L}{\mu}$  とプラントル数  $Pr = \frac{\mu C_p}{\lambda}$  の関数という形で表わされるのが普通である。

$$Nu = \frac{hL}{\lambda} = a Re^b Pr^c \quad (2.10)$$

係数および指数  $abc$  の中に幾何学的な形状その他のパラメータが入っている。なお、ヌセルト数やレイノルズ数の代表長さ  $L$  および代表速度  $V$  の定義に注意する必要がある。また熱伝達率が、どの温度差に対して定義されているかも確認が必要である。翼表面のように熱伝達率の詳細な分布が必要な場合は、境界層解析またはCFD解析で求める。

### 2.4 温度の設定方法

主流側的气体温度はタービンのような燃焼ガスの場合、ガスの温度分布を考慮する必要がある。通常は主流ガス

通路の周方向および半径方向に大きな分布がついており、通常燃焼器の要素試験結果や他機種の実績値をもとに燃焼器に対する仕様としてその分布制限が設定される。また、動翼の場合は回転しているので、周方向の分布は平均化されるが、翼が感じる温度が相対全温になることに注意する必要がある。

冷却空気温度は、通常圧縮機からの抽気空気が用いられるが、翼に到達するまでの温度変化量を見積もっておく必要がある。さらに翼内部を冷却空気が流れるにつれて温度上昇があり、これらはヒートバランスから計算できる。この温度上昇はかなり大きいので、無視せずにそれぞれの場所で冷却空気温度を設定する必要がある。

### 3. タービン翼冷却設計手順

前項によって、翼の温度の求め方を示したが、実際の冷却設計は、図3のようなフローで行われる。

- ①設計された翼型に基づいて、冷却構造を設定すると共に、翼型と共に提供される翼まわりの流れ解析結果を用いて主流側熱伝達率の分布を得る。
- ②設定された冷却構造に対し、冷却空気の供給圧力と翼表面の圧力分布から、翼内部の冷却空気流量配分を計算する。(本講座「ガスタービンと流体力学(3)」参照)
- ③その流量と冷却構造から冷却側熱伝達率、およびフィルム効率を算出する。
- ④以上の境界条件から熱伝導解析を行ない、翼の温度分布が得られる。この温度ならびに冷却空気への熱量は、冷却空気流れ解析、冷却側熱伝達率算出、フィルム効

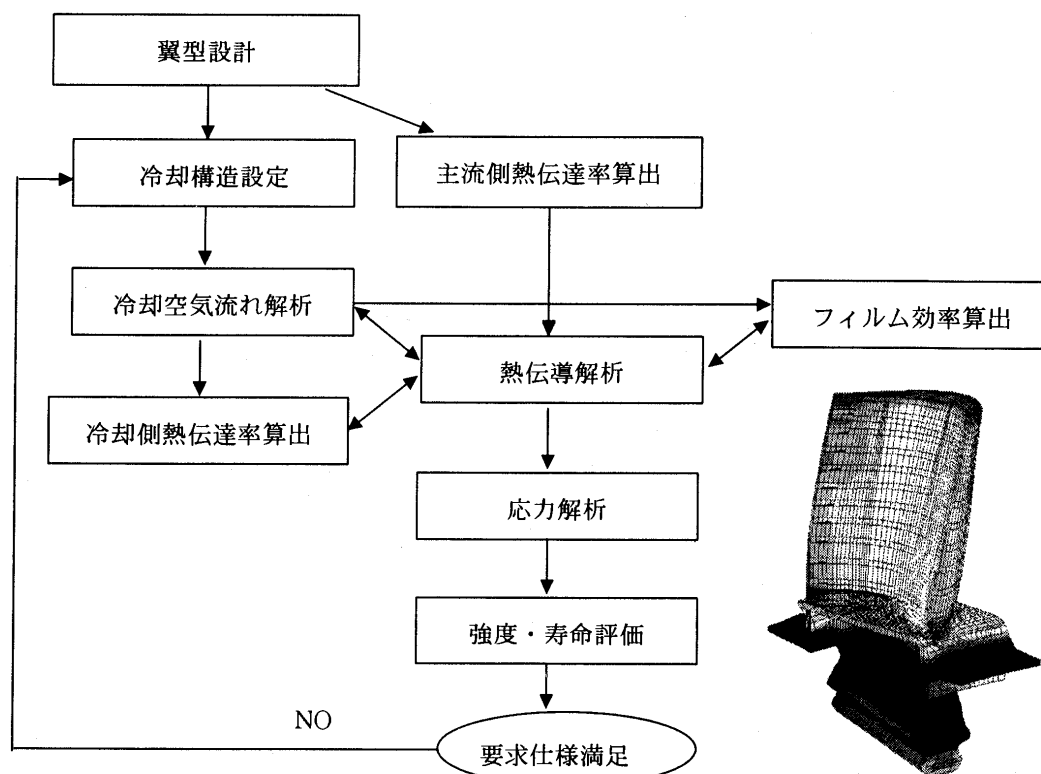


図3 タービン冷却設計の概要

率算出にフィードバックされ、繰り返し計算し、最終的に温度が定まる。

- ⑤この温度の条件で応力解析が行なわれ、その結果から強度・寿命が評価される。要求仕様を満たしていなければ冷却構造を変更し、再度熱伝導解析を行なう。場合によっては、翼型の変更も必要となる。

タービン翼の冷却設計では、限られた圧力差で必要な冷却空気を翼全体に適切に分配して、できるだけ均一な温度分布を得ることが必要である。また、同時に強度・寿命を満足させ、コストを最小限に抑えることが要求される。

## 4. 内部冷却技術

### 4.1 インピンジ冷却

冷却孔から吹き出した冷却空気を冷却面に衝突させて冷却する方法で、きわめて高い熱伝達率が得られる。図4に示すように、タービン翼ではインサートと称する多数の孔のあいた部品を翼内部に挿入し、2重構造にして翼内面を冷却する。ジェットのとどみ点（冷却孔中心）付近は熱伝達率が高いが、そこから離れると急激に下がるため、広い面積を冷やす場合は、たくさんの冷却孔を配置する必要がある。冷却空気量はそれに応じて大量に必要となってくる。図5は第1列目のインピンジ冷却の平均ヌセルト数の例を示す。2列目以降は、ジェットに対してクロスフローがあり、図6に示すように両者の流量比を表わす  $G_c/G_j$  が大きくなると熱伝達率が下がるので、注意が必要である<sup>2)</sup>。また、衝突する面が曲面の場合は、熱伝達率が平面の場合と異なる<sup>4)</sup>。

### 4.2 ピンフィン

図7に示すように、文字どおりピン状のフィンを冷却面に立てて冷却する方法であるが、フィンとしての機能より、ピンがあることによる流れの加速、ピン下流側の剥離による乱れ、側壁の境界層の発達の分断が、伝熱促進効果を生む。圧力損失が大きい割に、熱伝達率はそれほど高くないので、翼後縁部の厚みが薄い所で、強度メンバーの役目も持たせて使われるのが一般的である。図

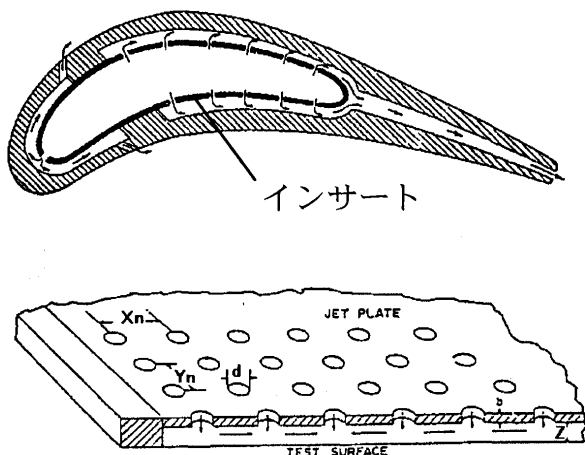


図4 インピンジ冷却構造<sup>1)</sup>

8に熱伝達率の例を示す<sup>5)</sup>。なお、図9に示すように、ピン列の上流側では、流れが十分に発達しないために熱伝達率が低めになることに注意を要する<sup>6)</sup>。

### 4.3 乱流促進体

図10に示すように、冷却流路に一定の間隔で突起を設け、伝熱促進を図る方法で、タービン動翼によく用いられる。図11に示すように、熱伝達率は平滑流路の場合の2から3倍以上となり、流れに傾けて突起を設けると旋回流を誘起し、圧力損失増加と熱伝達率上昇がほど

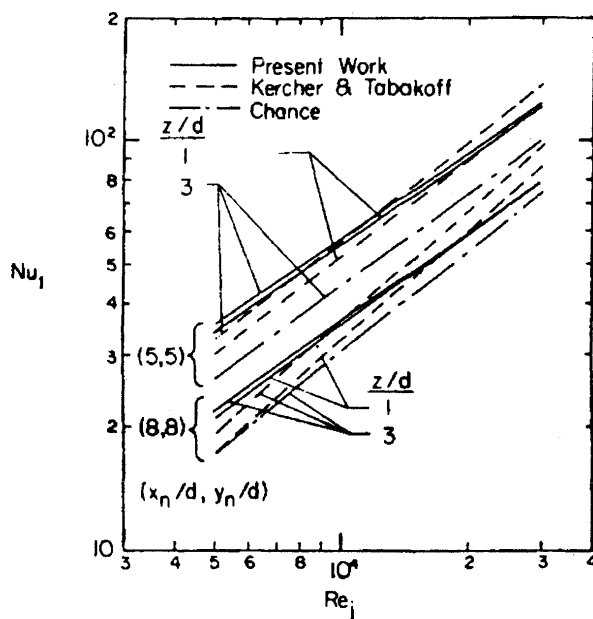


図5 インピンジ冷却の熱伝達率<sup>3)</sup>

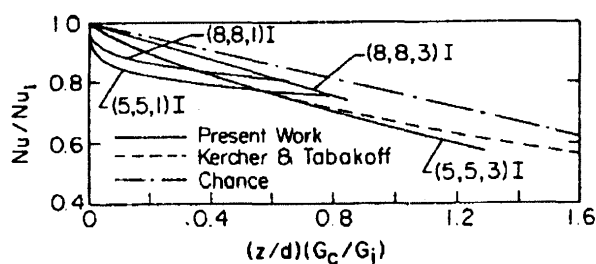


図6 クロスフローの影響<sup>3)</sup>

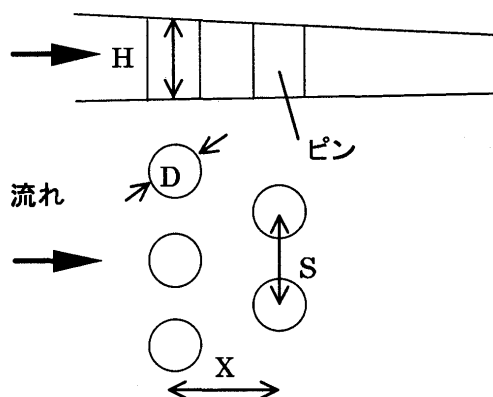
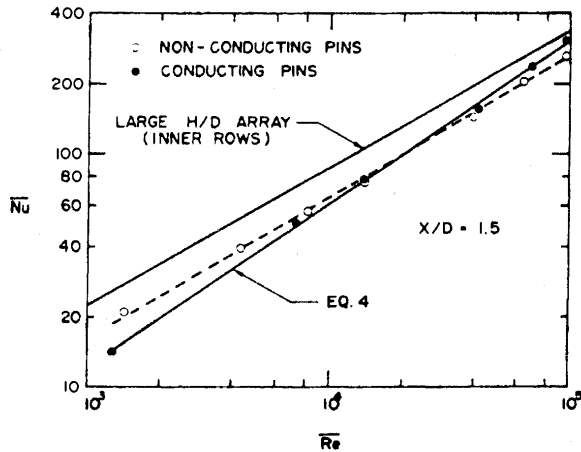
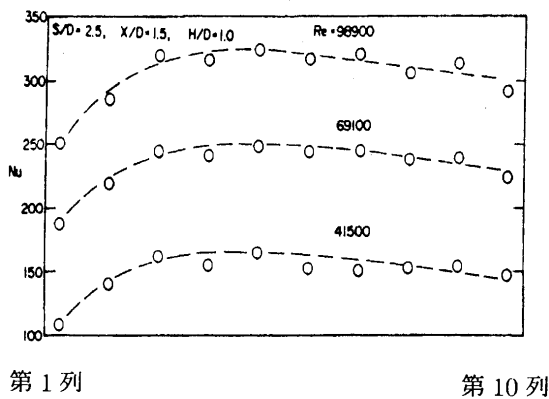
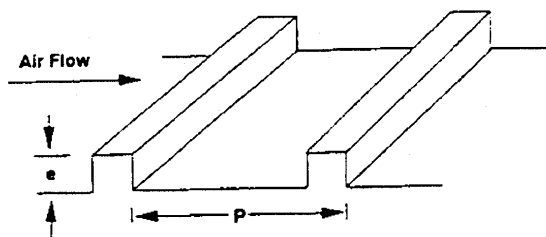


図7 ピンフィン構造



図8 ピンフィン冷却の熱伝達率<sup>5)</sup>図9 流れ方向の熱伝達率変化<sup>6)</sup>図10 乱流促進体形状<sup>7)</sup>

よくなる。伝熱の促進機構は、突起により剥離した流れの再付着部の高い熱伝達と、旋回流の効果および突起そのものの高い熱伝達が合わさったもので、突起間でかなりの熱伝達率の分布が生じる。熱負荷があまり高くない動翼中央部に蛇行するサーペンタイン流路とともに用いられるのが一般的である。また突起の形状を工夫し、より3次元的な流れ場をつくり、伝熱促進と圧力損失増加を高度にバランスさせる研究が続けられている。

#### (4) 回転の影響

動翼のように冷却流路が回転している場合は、流れにコリオリ力による2次流れが生じ、静止している場合と熱伝達率が大きく変化する。基本的にはコリオリ力のかかる方向から、半径方向外向きの流れでは回転方向側の

#### 各実験者によるリブ形状の効果の比較

リブ形状	実験者 文献	リブのハミュータ 形状, $\alpha, p/e$	Nu/Nus	f/fs	$(Nu/Nu_s) / (f/f_s)^{1/3}$
直交リブ $\alpha$ 流れ方向	Han s <sup>(15)</sup>	, 90°, 10	2.1~2.5	5.8~6.8	1.2~1.3
	Kukreja s <sup>(37)</sup>		2.4~2.6	4.8~6.5	1.4
	安齊 s <sup>(38)</sup>		2.4~2.7	4.9~6.0	1.4~1.5
	Taslim s <sup>(31)</sup>		2.2~2.4	10~13	1.0
傾斜リブ $\alpha$	Han s <sup>(15)</sup>	, 75°, 10	3.3	5.3~9.5	1.6~1.9
			2.5~3.2	7.2~10	1.4~1.5
			2.9~3.0	4.3~6.4	1.6~1.7
	安齊 s <sup>(38)</sup>	, 70°, 10	3.2~3.5	6.5~8.5	1.7
	Taslim s <sup>(31)</sup>	, 45°, 10	3.1~3.8	11~14	1.4~1.6
V/A $\alpha$ (V型) (A型)	Han s <sup>(15)</sup>	V, 60°, 10	2.8~3.6	8.0~11	1.4~1.6
		V, 45°, 10	2.5~3.3	8.0~10	1.3~1.5
		, 60°, 10	2.4~3.3	8.5~13	1.2~1.4
		, 45°, 10	2.3~3.0	8.0~11	1.2~1.4
	安齊 s <sup>(38)</sup>	V, 70°, 10	2.7~4.3	8.0~11	1.4~1.9
	Taslim s <sup>(31)</sup>	, 70°, 10	2.7~3.9	8.0~9.3	1.4~1.9
		V, 45°, 10	2.9~3.3	13~17	1.7
直角スタガード (a) (b) (c)	Kukreja s <sup>(37)</sup>	(a), 10	3.4~3.8	7.5~11	1.7
		, 20	2.6~2.8	4.0~6.5	1.5~1.6
		(b), 20	3.3~3.5	6.5~10	1.5~1.8
		(c), 20	1.3~1.6	4.0~6.0	1.3~1.5
	安齊 s <sup>(38)</sup>	(a), 5	4.6~5.8	18~19	1.8~2.2
		, 10	3.2~3.9	6.5~10	1.7~1.8
		(a), 10	3.2~3.9	6.5~10	1.7~1.8
V/ スタガード $\alpha$ (V型) (A型)	安齊 s <sup>(38)</sup>	V, 70°, 5	5.9~6.6	10~13	2.7~2.8
		V, 70°, 10	3.0~5.0	10~11	1.4~2.2
		, 70°, 5	3.5~4.1	7.4~8.0	1.8~2.1
		, 70°, 10	2.5~3.1	5.0~6.0	1.5~1.7
	Taslim s <sup>(31)</sup>	, 45°, 10	2.7~3.0	8.3~10	1.3~1.4

(注) ・ Re 数は  $10^4 \sim 10^5$

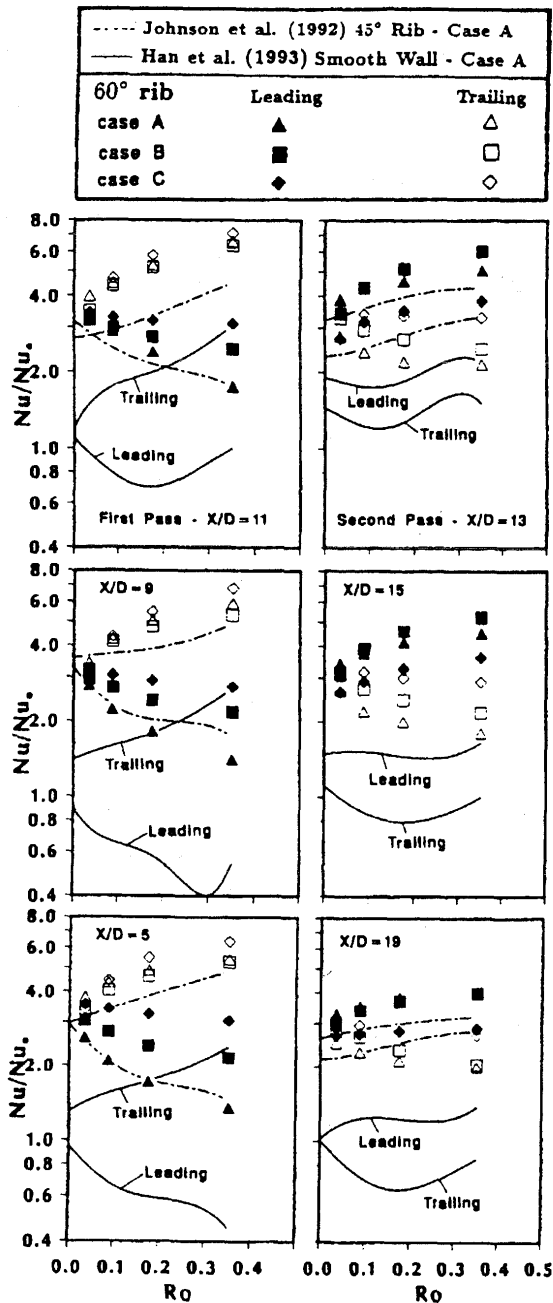
・ Nu : ヌセルト数, f : 圧力損失係数

・ 添字 s : 4面平滑面の値

図11 乱流促進体の熱伝達促進効果<sup>8)</sup>

面の熱伝達率が下がり、対向面の熱伝達率が上がる。流れの向きが逆になると熱伝達率の変化が逆転する。しかし、遠心力場としての浮力の影響も大きく、流路の曲がりや前述の乱流促進体による2次流れの影響が加わるので、実際はそれほど単純ではない。図12に180度折り返し流路に沿って (X/D; X: 流路長さ, D: 流路相当直径) 乱流促進体の有無, 加熱条件の違い (Case A, B, C) による回転の影響 ( $Ro = \Omega D / V$ ;  $\Omega$ : 回転数, V: 流速) の違いを示す。特に乱流促進体がある場合 (図中 Rib と表示) は、ない場合 (図中 Smooth Wall と表示) と傾向は似ているが、熱伝達率の変化率は小さくなっていることがわかる。その他、インピンジ冷却に対しても回転の影響はあり、回転軸とジェットの関係により異なるが、熱伝達率が下がる傾向にあり<sup>11)</sup>、注意を要する。

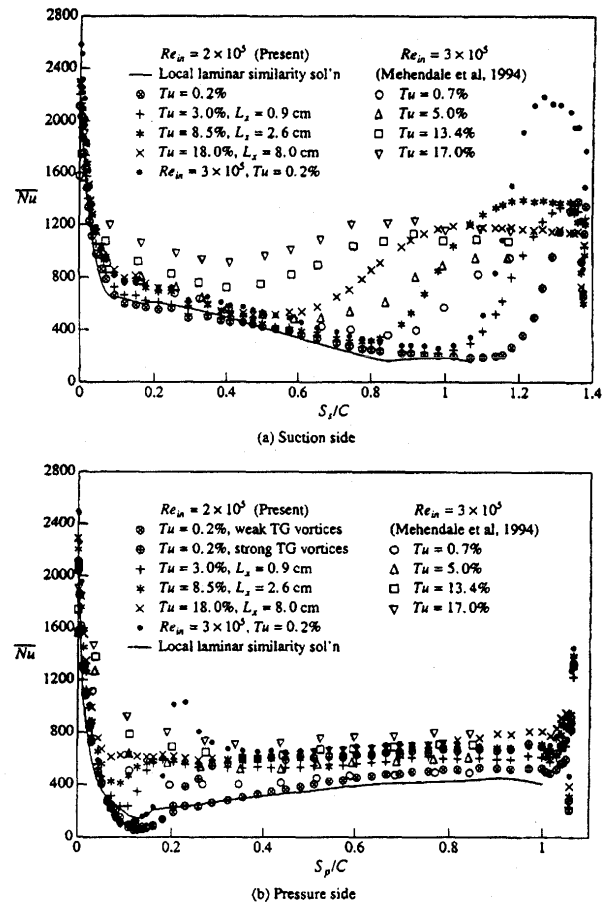
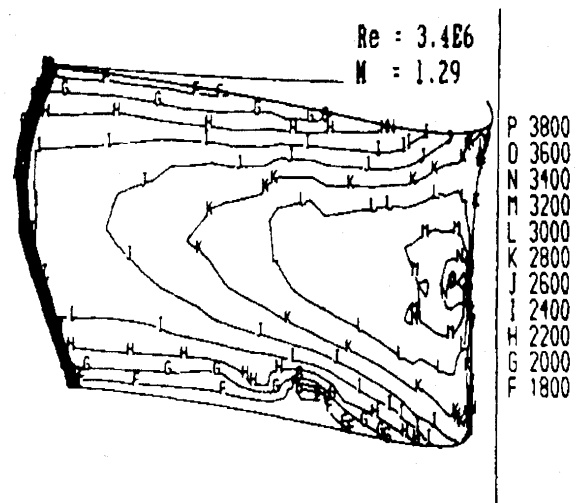


図 12 回転の影響例<sup>10)</sup>

## 5. 外部熱伝達

### 5.1 翼外面熱伝達率

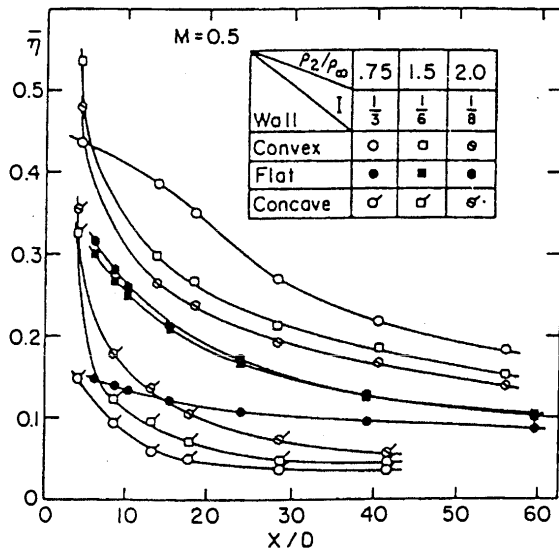
翼外面の流れは、層流から乱流への遷移、翼面の曲率およびそれに伴う流れの急激な加速・減速、2次流れ、主流の乱れ、翼表面の粗さ、冷却空気の吹き出し、上流の翼の後流（ウエイク）、回転およびそれに伴う非定常性と、非常に多くの影響因子が考えられ、翼表面の熱伝達率の予測は非常に難しいものの一つと考えられる。個々の影響因子については、古くからさまざまな研究が現在に至るまで続けられている。図 13 には最近の研究例として、主流乱れの影響を示す。また、2次流れの影響例として、図 14 に翼背側面のヌセルト数分布を示す。翼の中央部と2次流れの影響を受ける上下端部は明らかに

図 13 翼面熱伝達に及ぼす主流乱れの影響<sup>12)</sup>図 14 翼背側ヌセルト数分布<sup>13)</sup>

分布が異なり、特に下端部は特異な等高線が生じている。その他、翼先端やそれに対向するシュラウド面の熱伝達率に関する研究例もある<sup>14)</sup>。また、数値解析に関する研究も多く、動静翼同時に非定常解析した例もみられるようになっている。

### 5.2 フィルム冷却

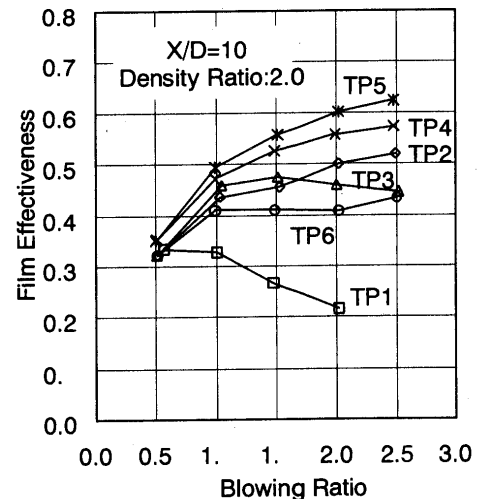
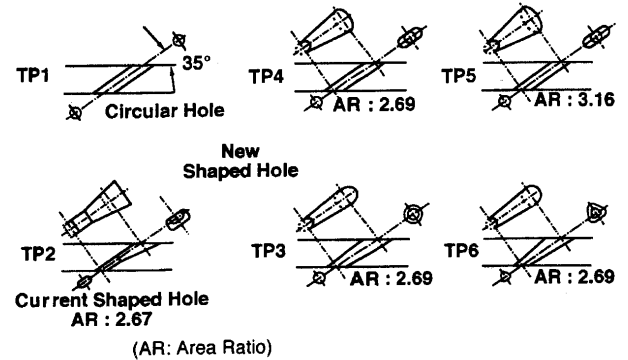
冷却孔から冷却空気を吹き出して高温ガスから壁面を保護する冷却方法で、吹き出された冷却空気が高温ガス

図15 フィルム効率分布例<sup>15)</sup>

と混合せずに、低い温度のまま壁面近傍にとどまれば非常に高い冷却効果が得られるが、実際はすぐに混合するため、冷却孔から離れると急激に冷却効果が低くなることに注意する必要がある。従って、多くのフィルム冷却孔を配置する必要がある、大量の冷却空気が必要となる。また、冷却孔を設けることにより応力集中を引き起こし強度・寿命を悪化させると共に、吹き出した冷却空気と主流の混合による圧力損失を引き起こしタービン性能を悪化させる。しかしこれらのデメリットもその高い冷却効果で相殺することは可能で、事実タービン入口温度が高い場合、必須の冷却方法である。図15には、吹き出す面の曲率と主流と冷却空気の密度比がフィルム効率に及ぼす影響を示している<sup>15)</sup>。凸面および密度比が大きい(冷却空気の温度が低い)方がフィルム効率が高くなるのがわかる。また、近年 Shaped Hole と呼ばれる、冷却孔形状を丸孔からディフューザー状の矩形形状にした冷却孔が多く用いられ、さらに高いフィルム冷却効果が得られるようになっている。図16に示すように、わずかな冷却孔形状の違いでフィルム効率が大きく変化することがわかる<sup>16)</sup>。その他、影響するパラメータは非常に多く、フィルム冷却に関する研究は、ガスタービンの伝熱関係の研究の中で最も盛んである。

## 6. おわりに

誌面の制限もあり、最近注目を浴びている蒸気冷却等異種流体による冷却に関する記述は省略した。媒体が変わっても基本的な熱伝達の様相が変わるものではないので差し支えないと思われる。タービン冷却技術は特に戦略技術と位置づけられ、諸外国からの情報は著しく制限されている。従って、独自に研究開発を続けていくことが必要である。

図16 Shaped hole フィルム冷却例<sup>16)</sup>

## 参考文献

- (1) Harasgama, S.P., VKI LS-1995-05, (1995)
- (2) Florschuetz, L.W., et al, NASA CR 3630, (1984)
- (3) Florschuetz, L.W., et al, Trans. ASME, J. of Heat Transfer, Vol. 106, pp. 34-41, (1984)
- (4) Chupp, R.E. et al, J. Aircraft, Vol. 6, No. 3, pp 203-208, (1969)
- (5) Metzger, D.E., et al, ASME paper 82-GT-138, (1982)
- (6) Metzger, D.E., et al, Trans. ASME, J. of Heat Transfer, Vol. 104, pp. 700-706, (1982)
- (7) Han, J.C. & Dutta, S, VKI LS-1995-05, (1995)
- (8) 川池和彦, 安斉俊一, “ガスタービンの高温化と冷却技術”, 日本ガスタービン学会第21期調査研究委員会成果報告書, pp. 36-47, (1997)
- (9) Mochizuki et al., Trans. ASME J. of Turbomachinery, Vol. 116, pp. 133-140, (1994)
- (10) Zhang, Y.M., et al, Trans. ASME, J. of Turbomachinery, vol. 117, No 2, pp. 272-280, (1995)
- (11) Parsons, et al, Trans. ASME, J. of Turbonachineary, Vol. 120, No. 1, pp. 79-85, (1998)
- (12) Wang, H.P., et al, ASME Paper 98-GT-107, (1998)
- (13) Harasgama, S. P. and Wedlake, E.T., ASME Paper 90-GT-41, (1990)
- (14) Kim, Y.W., et al, ASME paper 94-GT-167, (1994)
- (15) Ito, S., Trans. ASME, J. of Eng. of Power, Vol. 100, pp 476-481, (1978)
- (16) Yamawaki, S, et al, Proc. of 11th World Hydrogen Energy Conference, Germany, p 1905, June (1996)

# 準定常解析による翼列失速フラッタの解析

## Quasi-steady Analysis of Stall Flutter in Turbine Cascade

高原 茂<sup>\*1</sup>

TAKAHARA Shigeru

増沢 近統<sup>\*2</sup>

MASUZAWA Chikamune

キーワード：タービン翼列，失速フラッタ，準定常解析，動的失速，非定常空気力，空力ダンピング，フラッタ試験

Turbine Cascade, Stall Flutter, Quasi-steady Analysis, Dynamic Stall, Unsteady Aerodynamic Force, Aerodynamic Damping, Flutter Test

### Abstract

This paper presents a simple semi-empirical method for analysis of stall flutter in turbine cascade. Using the cascade test data, the unsteady aerodynamic forces are calculated quasi-statically. When the blade vibrates, the angle of attack changes instantaneously. So, taking into account the instantaneous angle of attack, the unsteady aerodynamic forces are calculated. Calculated aerodynamic dampings agree with the tested results qualitatively. Moreover, the consideration of dynamic stall improves the analysis, and a satisfactory agreement is obtained between the calculation by quasi-steady analysis and the experiment.

### 1. まえがき

ガスタービンにおいては，単機出力の増大に伴い，長翼に対するフラッタ予測技術が必要となる。また，蒸気タービンについては，発電調整の為，運転負荷範囲及び復水器圧力範囲の拡大要求があるが，低負荷あるいは高排圧のいわゆる非設計点での運転条件において失速フラッタの発生が懸念される。この失速フラッタに対しては，近年流動解析技術を用いた手法が試みられており，計算精度，計算時間とも実用レベルに近づきつつある。

本論文では，静的な翼列試験データを用いて，翼列に作用する非定常空気力を予測し，フラッタを検討する，いわゆる準定常解析について提案する。近年は，数値流体解析が主体となり<sup>(1)</sup>，この準定常解析については研究例が無いが，企業サイドからは，もう一度見直すのも一考かと考える。

翼列の失速フラッタに関する理論解析は，これまで，谷田ら<sup>(2)</sup>，F. Sisto<sup>(3)</sup>及び八島ら<sup>(4)</sup>によってなされた例がある。しかしながら，谷田らの理論は無限小ピッチを仮定した準アクチュエータ・ディスク理論である。F. Sisto，八島らの理論は，いずれも平板翼列に対するものである。従って，これらの理論は失速フラッタの基本的な特性を知る上では有用であるが，実際の意味から

は，キャンバがあり，厚さを持ち，且つ圧縮性流中に置かれた翼列に対して適用するのは困難である。

そこで，著者らは，実際の簡易な失速フラッタの解析を試みることにする。静的翼列試験結果から，非定常空気力を求め，共振法試験による実験結果と比較する。

次に，非圧縮流中ではあるが，フラッタ試験を実施すると共に，翼列としての静的な空気力特性を求め，動的失速の概念を導入した準定常解析を実施して，計算結果とフラッタ試験結果を比較し，本方法の妥当性を検討する。

なお，本報告では，複数の翼を綴った翼群構造で，振動模式的に空力弾性的寄与の大きい翼先端部分の断面を持つ二次元翼列を対象とする。また，具体的なフラッタ振動モードとしては翼群としてのねじり振動（X<sub>1</sub>モードと呼ぶ）を取り扱う。

以下，この論文に使われる主な記号は次のことを意味する。

$a$	: 音速
$a_1, b_1$	: Fourier 級数の基本成分の係数
$b$	: 半翼弦長
$c = 2b$	: 翼弦長
$C_M, C_{MaR}, C_{Mal}$	: 空気力係数
$F$	: 空気力
$h$	: 曲げ振動変位
$l$	: 模型翼スパン長
$L$	: 揚力
$M$	: モーメントあるいはマッハ数

原稿受付 1999年7月30日

\*1 三菱重工業(株) 広島研究所

〒733-8553 広島市西区観音新町 4-6-22

\*2 三菱重工業(株) 長崎研究所

$m_\phi$	: モーダル質量
$p$	: 圧力あるいは翼列のピッチ長
$t$	: 時間
$U$	: 流速
$W$	: 相対流入速度
$\alpha$	: 迎え角
$\Delta\alpha$	: 失速遅れ角
$\beta_1$	: 流入角
$\delta$	: 対数減衰率
$\theta_1, \theta_2$	: 回転角変位
$\phi$	: 振動変位
$\kappa$	: 比熱比
$\rho$	: 流体密度
$\omega$	: 円振動数
$k = \omega b / U$ あるいは $\omega b / W$	: 換算振動数

## 2. 準定常解析計算法

### 2.1 非線型振動解析

失速領域を含むフラッタ解析においては、非定常空気力が振動振幅の関数となる為に非線型振動の解析手法を導入する必要がある。本報告では以下に述べる様な、いわゆる振動位相徐変化の方法によって解析する。

ある任意の振動モードで振動する翼群の運動方程式は、振動を代表する振幅を  $\phi$ 、時間に関する1階微分、2階微分をそれぞれ  $\dot{\phi}$ 、 $\ddot{\phi}$  であらわせば、次式によって表わされる。

$$\ddot{\phi} + \frac{\delta_\phi}{\pi} \frac{\omega_\phi^2}{\omega} \dot{\phi} + \omega_\phi^2 \phi = \frac{F(\phi, \dot{\phi})}{m_\phi} \quad (1)$$

ここに、 $F(\phi, \dot{\phi})$ : 空気力

(1)式の解として近似的に調和振動を仮定すれば、

$$\phi = \phi_0 \cos \theta; \theta = \omega t \quad (2)$$

ここに、 $\phi_0$  及び  $\theta$  は徐変化量とする。

(1)式を振動の一周期間で積分する際、 $2\mu = (\delta_\phi / \pi) (\omega_\phi^2 / \omega)$  と置くとともに、徐変化の仮定を考慮すれば、

$$\int_0^{2\pi} \frac{F(\phi, \dot{\phi})}{m_\phi} \cdot \dot{\phi} d\theta = \int_0^{2\pi} (\ddot{\phi} \phi + 2\mu \dot{\phi}^2 + \omega_\phi^2 \phi^2) d\theta \quad (3)$$

$$= \pi \left\{ \overline{\phi_0} \cdot \overline{\phi_0} \mu^2 + 2 \left( \overline{\phi_0} \overline{\phi_0} + \overline{\phi_0}^2 \mu \right) \omega^2 \right\}$$

となる。ここに  $\overline{\phantom{x}}$  は時間平均を示す。更に、 $\overline{\phi_0} = \dot{\phi}_0$ 、 $\dot{\phi} = -\overline{\phi_0} \omega \sin \theta$  を使うことによって平均振幅の時間変化は次式で表わされる。

$$\dot{\overline{\phi_0}} = \frac{-\omega}{\pi(\mu^2 + 2\omega^2)} \left[ \int_0^{2\pi} \frac{F(\phi, \dot{\phi})}{m_\phi} \cdot \sin \theta d\theta + 2\pi \mu \omega \overline{\phi_0} \right] \quad (4)$$

振動平衡の条件は、

$$\dot{\overline{\phi_0}} = 0 \quad (5)$$

である。従って定常振動の条件式として

$$\int_0^{2\pi} \frac{F(\phi, \dot{\phi})}{m_\phi} \cdot \sin \theta d\theta + \delta_\phi \omega_\phi^2 \overline{\phi_0} = 0 \quad (6)$$

ここに、 $\phi = \overline{\phi_0} \cos \theta$ 、 $\dot{\phi} = -\overline{\phi_0} \omega \sin \theta$  が得られる。

### 2.2 フラッタ解析

Sisto<sup>(5)</sup>は定常振動の近似的な条件式((6)式)を構造量が与えられた場合に、空気力の関数  $F$  の形を適当な仮定、または実験等により求め、定常状態の振幅  $\overline{\phi_0}$  と流速との関係を求めている。この方法によれば、空気力の迎角に関する一次以上数次(五次程度)までの導関数を必要とし、計算が複雑になると高次の導関数の精度が落ちるなどの理由から、坂田<sup>(6)</sup>は振幅と流速の関係を求めるために次の様な方法を用いている。即ち定常振動の条件式(6)式において減衰係数を未知数と考える。一方、空気力の関数  $F(\phi, \dot{\phi})$  は、次式で与えられるものとする。

$$F(\phi, \dot{\phi}) = a_1 \cos \theta + b_1 \sin \theta \quad (7)$$

(7)式は Fourier 級数に展開後、その基本成分のみをとったものである。

(7)式を(6)式に代入して積分を実行すれば、

$$b_1 + \frac{\delta_\phi}{\pi} \omega_\phi^2 m_\phi \overline{\phi_0} = 0 \quad (8)$$

ここに、

$$b_1 = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} F(\phi, \dot{\phi}) \sin \theta d\theta \quad (9)$$

従って、

$$\frac{\delta_\phi}{\pi} = \frac{-b_1}{m_\phi \omega_\phi^2 \overline{\phi_0}} \quad (10)$$

ここで振幅  $\overline{\phi_0}$  と流速(従って換算振動数  $k = \omega b / U$ ) をパラメータとして上記の計算を行えば、定常振幅が  $\overline{\phi_0}$  で換算振動数が  $k$  の場合にモード“ $\phi$ ”のフラッタを行うのに必要な一連の減衰量  $\delta_\phi$  の値が求まる。

この時のフラッタ振動数は次式によって計算できる。

$$\omega^2 = \omega_\phi^2 - \frac{a_1}{m_\phi \overline{\phi_0}} \quad (11)$$

ここに、

$$a_1 = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} F(\phi, \dot{\phi}) \cos \theta d\theta \quad (12)$$

本報告中で取り扱う準定常解析計算は以上に述べた方法による。

### 2.3 空気力の評価

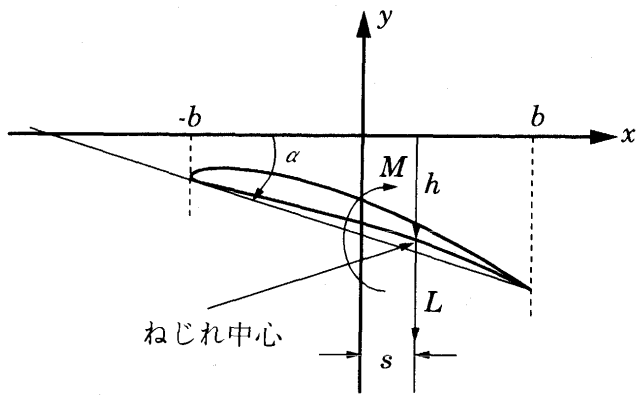
静的空気力試験結果を使用して任意の初期迎角(平均流入角)、任意の翼群振動モード及びそれに伴う迎角の時間変化を理論的に考慮(即ち準定常的考慮)することによって近似的に非定常空気力を導出する。

静的データ(局所圧力分布)<sup>(7)</sup>を迎角  $\alpha$  に関する二次式で近似する。

$$\left( \frac{p}{p_0} \right)_x = A_0 + A_1 \cdot \alpha + A_2 \cdot \alpha^2 \quad (13)$$

ここに  $p_0$  は淀み点状態の静圧、 $(\ )_x$  は  $x$  点での値を示す。

次に振動状態での  $\alpha(t)$  を求め、(13)式を適用すれば近

図1  $h-\alpha$  運動 (図中に示す方向を正)

似的な動的圧力分布が得られる。

瞬間迎角  $\alpha(t)$  は、

$$\alpha(t) = \alpha + \dot{h}/U_x + (x-s)\dot{\alpha}/U_x \quad (14)$$

で示される(図1参照)。ここに、 $U_x$  は  $x$  点の流速である。

平均流入角が  $\alpha_m$  で、任意のモード“ $\phi$ ”で振動している時、次の様な  $\alpha$ -運動がなされる。

$$\alpha = \alpha_m + \alpha_0 \cos \omega t \quad (15)$$

ここに、 $\alpha_m$  : 平均流入角

$\alpha_0$  : 振幅

$h$ -運動についても同様で、結局  $\alpha(t)$  は次式によって示される。

$$\alpha(t) = \alpha_m + \alpha_{\text{REAL}} \cdot \cos \omega t - \alpha_{\text{IMAG}} \cdot \sin \omega t \quad (16)$$

ここに、 $\alpha_{\text{REAL}} = \alpha_0 = f_{\phi\alpha} \cdot \bar{\phi}_0$

$$\alpha_{\text{IMAG}} = \frac{k}{U_x/U_\infty} \{f_{\phi h} + (x-s) \cdot f_{\phi\alpha}\} \bar{\phi}_0$$

$$k = \omega b / U_\infty$$

ここで、 $U_\infty$  は一般流の流速であり、 $U_x$  は局所流速で次式で計算する。

$$U_x = \left[ \frac{2a_0^2}{\kappa-1} \left\{ 1 - \frac{p}{p_0} \right\}_x^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]^{1/2} \quad (17)$$

ここに、 $a_0$  は淀み点状態での音速である。(13)式中の  $\alpha$  の代りに(16)式の  $\alpha(t)$  を代入することにより、動的な圧力分布  $(p/p_0)_{\text{sd}}$  が得られる。従って、 $(p/p_0)_{\text{sd}}$  から、翼群中の  $i$  番翼に作用する動的揚力  $L_i$  及び動的モーメント  $M_i$  が得られる。

結局、翼群に作用する非定常空気力  $F(\phi, \dot{\phi})$  は次の様にして求められる。

$$F(\phi, \dot{\phi}) = \sum_i (L_i f_{\phi h_i} + M_i f_{\phi \alpha_i}) \quad (18)$$

ここに、 $f_{\phi h_i}$ 、 $f_{\phi \alpha_i}$  は翼群の振動モードに応じた各構成翼の、それぞれ曲げ変位( $h$ )及びねじり変位( $\alpha$ )を示す。 $X_1$  モードの場合、(18)式は、翼群全体としての非定常 pitching モーメントとなる。

### 3. 実験結果と比較検討

#### 3.1 共振法による非定常空気力試験

圧縮性流体中で非定常空気力を実験的に計測する場合には以下の二つのパラメータを実機状態と合致させなければならない。

① マッハ数： $M$

② 換算振動数： $k = \omega b / U = \omega b / (a \cdot M)$

ここに、 $\omega$  : 円振動数、 $a$  : 音速

即ち、マッハ数を実機と同一にするとともに、 $(\omega b / a)$  を実機に合わせる必要がある。従って、実験は必然的に、高流速かつ高振動数状態で実施することになり、実験法としては、低速風洞による実験(そこでは  $\omega b / U$  のみを考えれば良い)に比して非常に難しくかつ高価なものとなる。

この様な高振動数状態での実験法としては、剛な模型を風洞中に弾性的に支持して、気流中における弾性系の固有振動数特性を実験的に求めることにより、空気力学的な剛性及び減衰を計算によって間接的に得る方法が一つの有力な方法である。

共振法はこのような実験法の中の一つである。即ち、模型(翼群模型)を弾性的に支持(十字状に組み合わせた板バネを介してトーション・バーで支持)し、一端を強制的に加振すると、支持系(トーション・バー)が共振状態となり、小さな加振力で大きな振動状態が得られ、かつ、非定常空気力の作用による固有振動数の変化も大きく、従って、比較的精度良く非定常空気力が計測できる<sup>(8)</sup>。

模型翼の構造特性を表1に、また試験条件を表2に示す。

翼模型を気流中に配置して、風洞の外から支持し、加振する。加振側変位  $\theta_1$  と翼側変位  $\theta_2$  を計測し、その振幅比及び位相差が気流を流した状態でどのように変化するかを求めて、間接的に非定常空気力を計算することが

表1 供試翼群 A

翼型	A翼
綴り枚数	4枚
食い違い角	50.22°
ピッチ/コード	0.955
最大厚さ/コード	0.073
アスペクト比	2.0

表2 試験条件

流入角, $\beta_1$	140°
流入マッハ数, $M_1$	0.45~0.61
振動数	30~100 Hz

できる。

振動系としては、 $\theta_1$ 、 $\theta_2$  に関する 2 自由度振動系として、2 つの運動方程式が得られる。そこで調和振動を仮定することによって、空気力は平均振幅の振幅比  $(\bar{\theta}_1/\bar{\theta}_2)$  と  $\theta_1$  と  $\theta_2$  の位相差及び振動系の構造特性量で表わすことが出来る。

ここで、気流を流した状態（空気力が作用）と気流を流さない状態で、構造特性が不変だとすれば、その差から空気力を求めることが出来る。翼群全体の非定常ピッチングモーメントは次式で無次元化する。

$$\left. \begin{aligned} C_{MaR} &= \frac{M_{\theta}}{\frac{1}{2}\rho U^2 b^2 l} \\ C_{MaI} &= \frac{\omega M_{\dot{\theta}}}{\frac{1}{2}\rho U^2 b^2 l} \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

ここに、

非定常モーメント： $M = M_{\theta} \cdot \theta_2 + M_{\dot{\theta}} \cdot \dot{\theta}_2$

$C_{MaR}$ ：空力的バネ係数

$C_{MaI}$ ：空力減衰係数

本報告で取り扱うフラッタは、翼群としてのねじり振動モードの一自由度フラッタであり、非定常空気力としては、空力減衰係数が重要で  $C_{MaI} > 0$  の状態がいわゆる負減衰といわれる状態で、フラッタが発生するための条件である。空力減衰係数を対数減衰率の形で表わせれば次式となる。

$$\delta_a = \frac{-\pi M_{\dot{\theta}}}{I_2 \cdot \omega} \quad (20)$$

ここに、 $I_2$ ：翼群の慣性モーメント

### 3.2 共振法試験結果との比較

結果は  $\delta_a$  の形で整理して図 2 に示す。図中○、△及び×は実験値を示し、それぞれ、流入マッハ数が異なる。実線が準定常解析結果で、 $M_1 = 0.45, 0.53$  及び  $0.61$  夫々について計算したが、結果は  $M_1$  によって殆ど変わらない。準定常解析結果が、実験点に比して小さな値となっているが、定性的には両者は比較的良好一致を示している。

## 4. 動的失速の概念の導入

### 4.1 静的空気力計測試験

試験装置としては、低速風洞フラッタ試験装置を使用する。翼群としてのねじり振動（ $X_1$  モードと呼ぶ）を対象として、振動自由な三つの翼群及びダミー翼（固定）を風洞風路内に設置する。3 翼群についてはおのおの十字状に交差した板バネ及びトーション・バーで両側から支持する。したがって翼群はねじり振動に対してのみ自由となる。フラッタ試験は、流入角を  $\beta_1 = 150^\circ \sim 170^\circ$  にして、各流入角に対して風速をパラメータとして自由振動試験を実施する。

なお、風洞は低速風洞であるからマッハ数の影響は無視することになる。失速フラッタ領域では、流れの場は

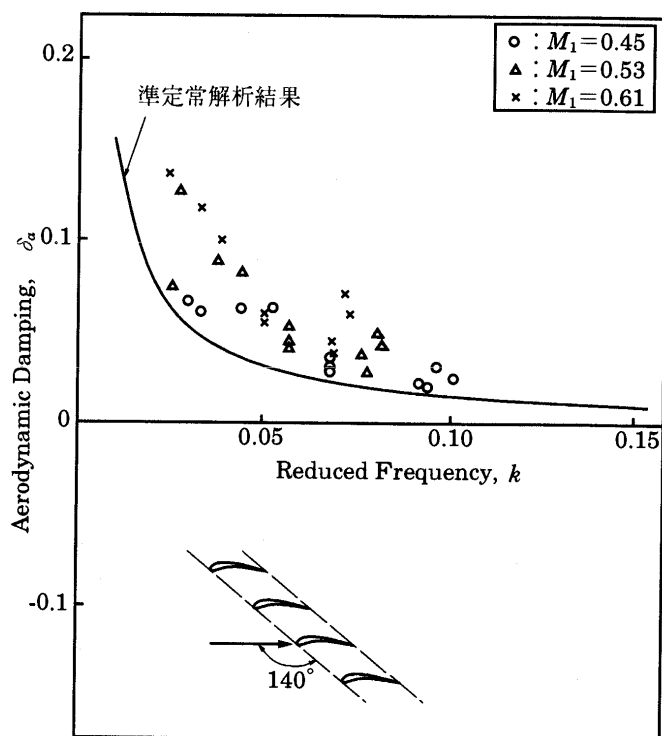


図 2 共振法試験結果との比較

全領域が亜音速となるのが普通であるため、圧縮性の影響を無視して近似的に失速フラッタ発生領域を確認することが出来る。

このフラッタ試験装置を使用して、翼群の静的試験では中央の翼群を計測翼群として流入角を可変とし、他の翼群は固定する（図 3）。 $X_1$  モード振動中心軸回りの回転モーメント  $M$  を求め、以下の無次元化をする。

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho W_1^2 c^2 l} \quad (21)$$

試験パラメータは、流入角  $\beta_1$ 、迎角  $\alpha$  及び流速  $W_1$  をとる。各流入角毎に迎角（翼列軸を基準とし、頭上げ正とする）を変え、 $C_M \sim \alpha$  曲線を求める。試験結果を図 4 に示す。供試翼模型諸元を表 3 に示す。

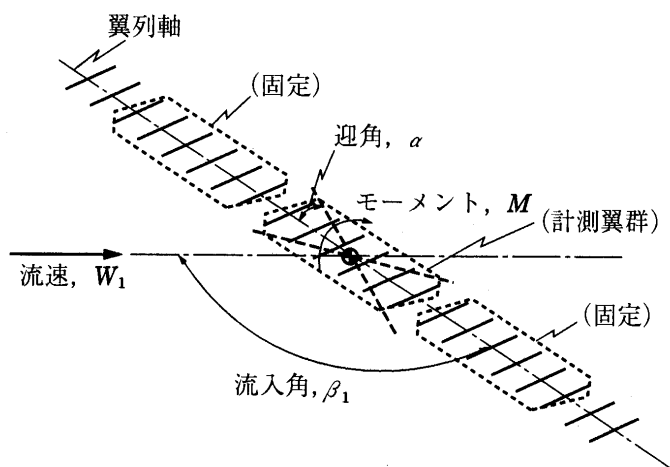
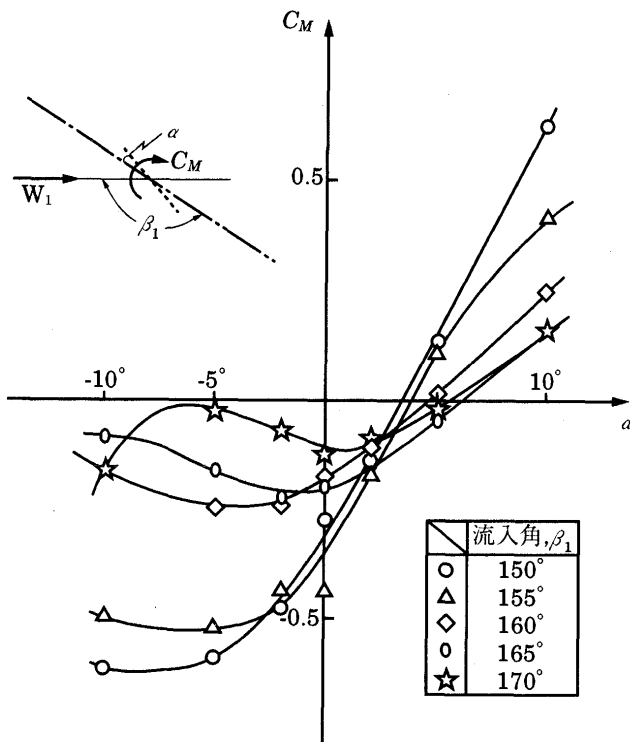


図 3 静的空気力の計測

表3 供試翼群 B

翼型	B翼
綴り枚数	6枚
食い違い角	50.26°
ピッチ／コード	0.727
最大厚さ／コード	0.0686
アスペクト比	3.0

図4 翼群に作用する静的空気力  
(翼群回転軸回りの静的モーメント係数)

## 4.2 準定常解析

翼群としての  $X_1$  モード回転変位を  $\phi$  で示し、 $X_1$  モード振動時の空力ダンピングに着目すれば、2.2 節に述べたように空力ダンピング  $\delta_a$  は次式によって評価出来る。

$$\delta_a = \frac{\pi b_1}{m_\phi \omega_\phi^2 \phi_0} \quad (22)$$

ここに、 $b_1$  は(9)式より求められる。(9)式中の空気力  $F$  の評価において、準定常解析手法を適用する。静的空気力を迎角  $\alpha$  の関数（以下では、 $\alpha$  の三次式で表示する）で表わし、 $\alpha$  の代りに、動的な瞬間迎角  $\alpha(t)$  を代入することによって動的空気力を推定する。

以下には、従来の方法及び動的失速を考慮した方法の二つの方法について解析して、フラッタ試験結果と比較検討する。

### 4.2.1 静的空気力の迎角に関する三次式近似

静的空気力計測試験によって得られた  $X_1$  モード振動軸回りのモーメント、 $C_M$  を迎角  $\alpha$  の三次式で近似する。

$$C_M = a_0 + a_1 \cdot \alpha + a_2 \cdot \alpha^2 + a_3 \cdot \alpha^3 \quad (23)$$

### 4.2.2 準定常解析による動的空気力の評価

#### (1) 従来の方法

$X_1$  モード振動時の瞬間迎角として、失速に対して最大の影響を及ぼす（翼群としての）前縁での瞬間迎角を考える。静的空気力としては、前述の静的空気力試験結果を適用する。

$\phi = \bar{\phi}_0 \cos \omega t$  の  $X_1$  モード振動時の瞬間迎角  $\alpha(t)$  は次式で表わすことが出来る。

$$\alpha(t) = \alpha_R \cos \omega t + \alpha_I \sin \omega t \quad (24)$$

$$\text{ここに、} \alpha_R = \bar{\phi}_0 \quad (25)$$

$$\alpha_I = 5 \cdot (p/c) \cdot k \cdot \bar{\phi}_0 \cdot \cos(180^\circ - \beta_1) \quad (26)$$

$p/c$  : ピッチ／コード比

$k = \frac{\omega b}{W_1}$  : 換算振動数

(24)、(25)及び(26)式を(23)式に代入して(22)式を使えば、動的空気力が推定出来、従って空力ダンピング  $\delta_a$  が得られる。結果を、後述する動的失速を考慮した場合と対比して、図7に示す。

従来の方法による結果では、負減衰となるのは  $\beta_1 = 170^\circ$  の場合のみで、然も、模型翼群の構造減衰量を考慮すればフラッタは発生せず、フラッタ試験結果を予測することが出来ない。

#### (2) 動的失速を考慮した方法

失速フラッタの解析は、ヘリコプタのロータブレードに関して数多くの研究がなされている<sup>(9)</sup>。文献9によれば、失速フラッタの発生原因は、動的失速及びこれに伴う複雑な翼面上の流れにあるとされている。

動的失速が発生すると翼面上の負圧のピークが移動することが実験的に観測されている。これは、前縁近傍から放出される強い渦が翼面上を移動するにつれて出来ると説明されている<sup>(10)</sup>。また、流れの可視化により動的失速に伴う渦放出も確認されている。

この様に、動的失速時には、前縁近傍から強い渦が放出され翼面上を移動し、後流中へ流されていく為に、静的な場合に比して失速点が遅れる現象が起こることは良く知られている。

そこで、この動的な失速遅れに着目して、例えば正の失速の場合、次の様な仮定をする（図5）。

仮定① upstroke 時（負の失速の場合 downstroke 時）には動的な失速遅れをした  $F_{Ds}(\alpha)$  を基準として変化する。

仮定② downstroke 時（負の失速の場合 upstroke 時）には静的な関係式  $F_s(\alpha)$  を基準として変化する。

仮定③ 迎角  $\alpha$  には振動を考慮した動的な瞬間迎角  $\alpha(t)$  を代入して動的空気力を推定する。

以上の仮定に基づいて(10)式を計算する。

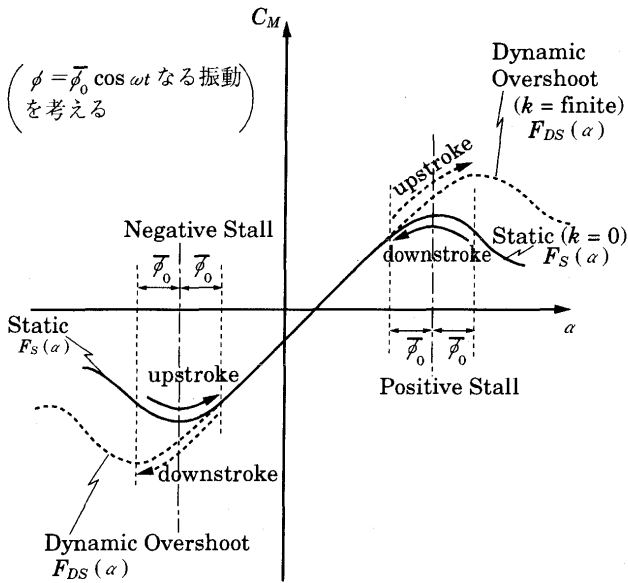


図5 動的な失速遅れ

$$b_1 = \frac{1}{\pi} \cdot \left( \frac{1}{2} \rho W_1^2 c^2 l \right) \cdot \int_0^{2\pi} F_D(\alpha = \alpha(t)) \cdot \sin \theta d\theta \quad (27)$$

(27)式で  $F_D(\alpha)$  は、正の失速、負の失速の各場合についてそれぞれ次のようになる。

(イ) 正の失速

$$\begin{aligned} F_D(\alpha) &= F_S(\alpha) ; 0 \leq \theta \leq \pi \text{ (downstroke)} \\ &= F_{DS}(\alpha) ; \pi \leq \theta \leq 2\pi \text{ (upstroke)} \end{aligned}$$

(ロ) 負の失速

$$\begin{aligned} F_D(\alpha) &= F_{DS}(\alpha) ; 0 \leq \theta \leq \pi \text{ (downstroke)} \\ &= F_S(\alpha) ; \pi \leq \theta \leq 2\pi \text{ (upstroke)} \end{aligned}$$

タービンプレードの失速フラッタは(ロ)の負の失速であるので、以下(ロ)の場合に限定する。したがって、(27)式は、

$$\begin{aligned} b_1 &= \frac{1}{\pi} \cdot \left( \frac{1}{2} \rho W_1^2 c^2 l \right) \\ &\cdot \left\{ \int_0^\pi F_{DS}(\alpha = \alpha(t)) + \int_\pi^{2\pi} F_S(\alpha = \alpha(t)) \right\} \times \sin \theta \cdot d\theta \end{aligned} \quad (28)$$

となる。

(28)式で、 $F_S(\alpha)$  は静的空気力試験によって求められている(図4)。 $F_{DS}(\alpha)$  については、動的失速によって  $\Delta\alpha$  だけ失速が遅れるとすれば、 $F_S(\alpha)$  を用いて近似的に表わすことが出来る。即ち、次式で表わすことが出来る(図6)。

$$F_{DS}(\alpha) \approx F_S(\alpha - \Delta\alpha) + \left( \frac{\partial F_S}{\partial \alpha} \right)_{\text{nonstall}} \times \Delta\alpha \quad (29)$$

次に  $\Delta\alpha$  を決める。Ericsson ら<sup>(11)</sup>は、一様な迎角変化率で迎角を増加させた時(正の失速の upstroke)の単独翼について次式を提案している。

$$\left. \begin{aligned} \Delta\alpha &= \Delta\alpha_w + \Delta\alpha_s + \Delta\alpha_{sp} \\ \Delta\alpha_w &= \xi_w \cdot c \dot{\alpha} / W_1 \\ \Delta\alpha_s &= K_a \cdot c \dot{\alpha} / W_1 \\ \Delta\alpha_{sp} &= \xi_{sp} \cdot c \dot{\alpha} / W_1 \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

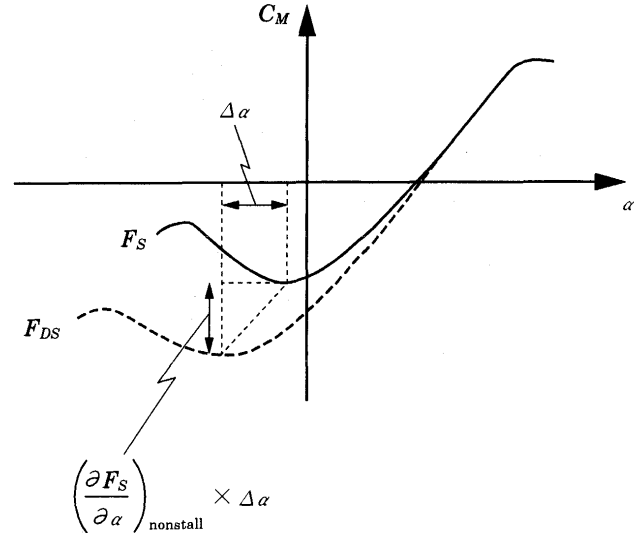


図6 失速遅れの表現

いずれも、前縁近傍から放出される強い渦が翼面上を移動することによって生ずる位相角で、 $\Delta\alpha_s$  が剥離によって生ずる失速遅れ量、 $\Delta\alpha_w$  は後流の影響、 $\Delta\alpha_{sp}$  は剥離点の移動による補正項を示している。Ericsson らは、乱流タイプの前縁失速に対して各係数の値を次の様に与えて、実験結果との良い一致を得ている。

$$\xi_w = 1.5, K_a = 2(1 + 2\xi_{pc}), \xi_{sp} = 0.75 \quad (31)$$

(31)式で、 $\xi_{pc}$  は振動の中心軸の、前縁からの距離(対コード比)である。

本報告では、Ericsson らによる結果が、ピッチング振動している翼についても同様に成り立つと仮定し、更に、今回の翼列翼群の場合にも、そのまま拡張出来ると仮定する。翼群としての  $X_1$  モード振動時、各構成翼において、その回転角は同一で、その回転軸は移動する。然し、この移動速度は主流速度に対して無視し得る。

$$\alpha = \phi = \phi_0 \cos \theta ; \theta = \omega t \text{ 及び } \xi_{pc} \approx 0.5 \text{ より}$$

$$\Delta\alpha = \Delta\alpha_w + \Delta\alpha_s + \Delta\alpha_{sp} = -12.5k \phi_0 \sin \theta \quad (32)$$

あるいは、後流の影響項を考えない場合(例えば、後置静翼があるような場合)には  $\Delta\alpha$  は次式となる。

$$\Delta\alpha = \Delta\alpha_s + \Delta\alpha_{sp} = -9.5k \phi_0 \sin \theta \quad (33)$$

(32)式あるいは(33)式によって(29)式を確定し、(28)式に従来的方法、(24)式を適用すれば、 $b_1$  が計算出来る。従って空力ダンピングを計算することが出来る。

B翼に対する計算結果を図7に示す。図から判る様に、流入角  $\beta_1 = 160^\circ, 165^\circ$  及び  $170^\circ$  では、フラッタ試験結果と良く一致している。 $\beta_1 = 150^\circ$  の様に他に比して失速の度合の小さいところでは、(32)式あるいは(33)式の前提条件である乱流タイプの前縁失速を満足していない為、実験結果と一致しないものと思われる。

従来的方法では、予測出来なかったフラッタ領域が、動的失速を考慮することによって、予測されることが判る。



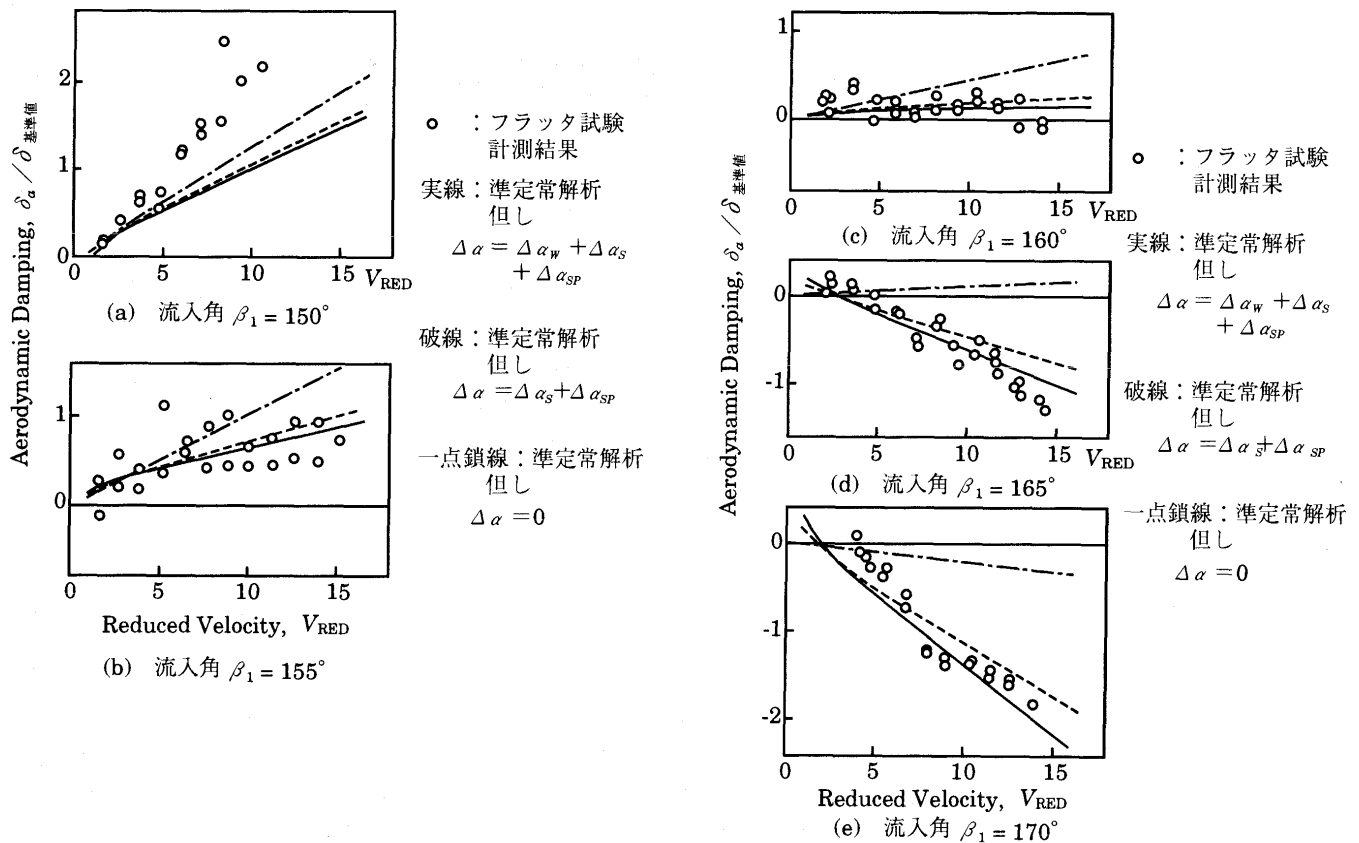


図7 準定常解析結果とフラッタ試験結果との比較

振動振幅 =  $\pm 1^\circ$ 

## 5. 結論

翼群構造の翼列フラッタ解析に準定常解析手法を適用して検討した結果、以下の結論が得られた。

- (1) 静的翼列試験データとしての翼面圧力分布を使用して、そこに局所的な瞬間迎角を考慮することによって非定常空気力を推定した。共振法による非定常空気力計測結果と比較して、定性的には妥当な結果が得られた。
- (2) 非圧縮流中ではあるが、フラッタ試験を実施するとともに、翼列翼群としての静的な空気力を求め、動的失速の概念を導入した準定常解析を実施した。その結果、フラッタ試験結果と定性的には勿論、定量的にも良い一致がみられた。
- (3) 従って、動的失速の概念を導入することによって、少なくとも非圧縮性流中では、工学的に信頼性の高いフラッタ検討が可能であることが判った。更に、圧縮性流中で翼群の静的空気力特性を計測すれば、全く同様の方法 (4.2.2(2)項) で、実際のフラッタ検討ができると考えられる。

## 謝辞

本論文をまとめるにあたり、九州大学工学部 難波昌伸教授に種々のご指導をいただいた。ここに深く感謝の意を表する。

## 参考文献

- (1) 分科会報告, ターボ機械, 19-10 (1991-10), p. 96
- (2) 谷田好道, 岡崎卓郎, 日本機械学会論文集, 29-198 (昭38-2), p. 321
- (3) Sisto, F., ZAMM, 47-8 (1967), p. 531
- (4) Yashima, S., Hanamura, Y. and Tanaka, H., ASME Paper No. 77-GT 72 (1977)
- (5) Sisto, F., J.A.S., 20-9 (1953-9), p. 598
- (6) Sakata, H., Proceedings of 3rd International Conference on Wind Effects on Buildings and Structures, Tokyo, (1971), p. 953
- (7) Kuramoto, Y., Nagayama, T. & Imaizumi, M., Proceedings of Tenth International Shock Tube Symposium, (1975), p. 821
- (8) Ukeguchi, N., Sakata, H. & Takahara, S., 2nd International JSME Symposium on Fluid Machinery and Fluidics, Tokyo, (1972-9), p. 219
- (9) 宮崎崇夫, 日本航空宇宙学会誌, 23-254 (昭50-3), p. 31
- (10) Ham, N.D. and Young, M.I., J. of Aircraft, 3-3 (1966-5-6), p. 218
- (11) Ericsson, L.E. and Reding, J.P., AIAA Paper No 75-76 (1975-1)

## ターボチャージャ用高性能合金

## High Performance Alloys Developed for Turbocharger

西野 和彰<sup>\*1</sup>

NISHINO Kazuaki

田中 浩司<sup>\*1</sup>

TANAKA Kouji

斎藤 卓<sup>\*1</sup>

SAITO Takashi

川浦 宏之<sup>\*1</sup>

KAWAURA Hiroyuki

堀江 俊男<sup>\*1</sup>

HORIE Toshio

内田 博<sup>\*1</sup>

UCHIDA Hiroshi

## Abstract

High performance alloys were developed in order to improve the performance of turbocharger for automotive engines by leaps and bounds. The developed alloys are (1) the  $\gamma$ -TiAl alloy for turbine wheels, improved its high temperature oxidation resistance by the new surface treatment and (2) the heat resistant magnesium alloy for compressor impellers with the superior specific high temperature strength to the conventional aluminum alloy, and (3) the high modulus steel for turbine shafts with the young modulus of 300 GPa strengthened by the dispersion of titanium borides. The application of these developed alloys for rotating parts can reduce the inertia moment ( $I_p$ ) by 42%, and can push up the resonance frequency of shaft vibration by 44%.

## 1. まえがき

自動車用ターボチャージャは、1970年代に搭載され始めて以来、エンジンの高出力化の要求に応じて着実に普及してきた。最近、エンジンの低エミッション化、低燃費化の観点からのターボ過給の重要性が増大しており、直噴ディーゼルエンジンではターボチャージャの装着が必須とまで言われている。このため、ターボチャージャの性能向上への要求も厳しく、高効率化、高過給化、高レスポンス化、及び一層の低NV（騒音・振動）化が求められている。これらの性能向上には、新たな設計技術の開発、製造技術の進歩とともに、革新的な材料の開発が必要である。

これまで、高レスポンス化に最も大きく貢献する回転体の軽量化に対しては、タービンホイールへのセラミックス材料（ $\text{Si}_3\text{N}_4$ ）、コンプレッサインペラへの繊維強化樹脂材料の適用例がある<sup>(1)</sup>。しかし、両者とも1つにはコストが高いために、量産車用として採用が拡大するには至っていない。また、性能面でも、セラミックス製ホイールでは、形状設計の自由度が小さいことに加えて、エキゾーストマニホールドから出た鋳物砂や酸化スケールなどがホイールへ衝突したときの異物損傷（FOD: Foreign Object Damage）に対する信頼性の問題から、翼厚を厚くする必要があり、空力特性が金属製よりも劣

るという欠点がある。また、樹脂製インペラでは、高過給化に伴う回転数の上昇に対して、十分な強度を有していないという問題がある。

一方、回転体の軸振動の危険速度（共振回転数）は、形状が同じであれば材料の質量／ヤング率の平方根に比例するので、低NV化のためには、タービンシャフトへの軽量かつヤング率の高い（高比剛性）材料の適用が効果的である。しかし、従来からタービンシャフトにはSCr鋼が使われてきており、鋼の比重と密度はそれぞれ約7.9、約210 GPaという常識のためか、シャフト用材料の開発には全く目が向けられてこなかった。

本報では、ターボチャージャの回転部品用に新たな高性能合金（軽量・高耐熱・高剛性）を開発し、開発合金の適用がターボチャージャの高レスポンス化、低NV化にブレークスルーをもたらすことを実証できたので報告する。

## 2. 回転部品用開発合金のねらい

ホイール、インペラ及びシャフト用開発合金のねらいを表1にまとめて示す。

ホイール用のチタンアルミ（TiAl）合金は、現用Ni基超合金の約1/2の比重で、かつ同等以上の高温比強度を有すること、またNi基超合金と同様精密鍛造プロセスでホイール製造が可能であり、セラミックスに比べ設計面でも有利なことから、実用化検討が活発に行われてきた<sup>(2-4)</sup>。しかし、TiAl合金の破壊靱性値KICは、

原稿受付 1999年9月29日

\*1 ㈱豊田中央研究所

〒480-1192 愛知県長久手町

表1 回転部品用開発合金のねらい

	現用合金	開発合金
タービン ホイール	Ni基超合金 (インコネル713C) <比重: 7.9>	TiAl合金 <比重: 3.8> ・耐FOD性確保 ・950℃耐酸化性確保
コンプレッサ インペラ	Al合金 (AC4D) <比重: 2.7>	耐熱Mg合金 <比重: 1.8> ・150℃でAl合金と 同等の高温比強度
タービン シャフト	SCr鋼 <ヤング率: 210GPa>	高剛性鋼 ・ヤング率: 300GPa

セラミックスに比べると3～5倍高いが、インコネル713Cの1/3程度であり、耐FOD性の確保は重要な課題である。また、TiAl合金はNi基超合金に比べて耐酸化性が劣る。自動車エンジンでは近年、燃焼改善に伴って排気ガス温度が上昇しているため、950℃程度までの耐酸化性確保も、実用化にとって重要な課題である。

インペラ用には、構造用金属材料として最も軽量で、比重が現用Al合金の2/3のMg合金を検討した。自動車部品に汎用されている既存のダイカスト用マグネシウム合金では、高回転域での高温強度が不足するため、新たな耐熱合金を開発した。

シャフト用合金としては、300 GPa級のヤング率を有し、かつ汎用のプロセスでシャフトの製造が可能な高剛性鋼の開発をねらった。回転体の曲げ危険速度を計算した結果、上述のTiAl合金ホイールとMg合金インペラに加えて、ヤング率300 GPa鋼をシャフトへ適用することにより、危険速度を大幅に上昇でき、常用回転域よりも高回転側へ外すことが可能であると推定された。

### 3. 開発高性能合金

#### 3.1 タービンホイール用チタンアルミ合金

##### 3.1.1 耐異物衝撃損傷性（耐FOD性）

ホイールで問題となる耐FOD性は、超高速での破壊現象であり、また被試験体が薄肉の鋳物であるという点で、これまでの引張試験あるいは破壊靱性試験による延性、靱性評価とは合致しないと考えられる。そこで、ホイールそのものを被試験体として用い、異物を高速で衝突させる実験室的方法として、図1に示すような試験装置を製作して評価した。試験は、樹脂製のサボットの先端にφ1mmの鋼球を取付け、これを高圧のHeガスで発射してホイールに衝突させる方法である。Heガス圧を変えることにより、200 m/s～550 m/sの粒子速度が得られる。粒子速度は、サボットストップとホイール支持具に加速度センサを取付け、その間の飛行時間を計測して求めた。なお、この試験での最高速度550 m/sは、評価した径50 mmのホイールの周速から回転数

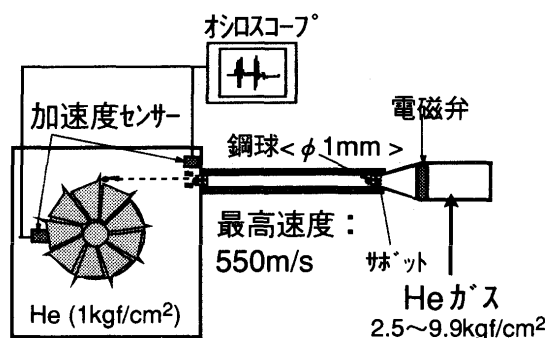


図1 耐FOD性評価試験装置

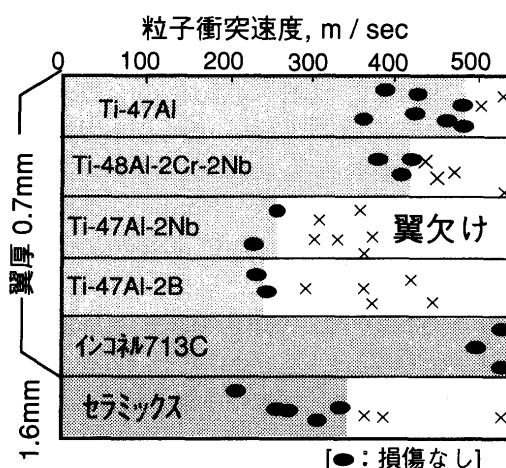


図2 ホイールの破損限界粒子速度

に換算すると、21万rpmに相当する。

各種材質製ホイールのFOD試験結果を図2に示す。インコネル713Cでは、最高粒子速度でも、陥没痕は生じたが破損はしなかった。これまで開発されているTiAl合金は、Ti-47～48 mol%Alを基本組成としており、これに耐酸化性あるいはクリープ強度の向上を狙って、Nb, Crを添加した合金、あるいは結晶粒を微細化して延性改善効果のあるBを添加した合金がほとんどである<sup>(4)</sup>。しかし、図2の結果から、添加元素のないTi-Al二元系合金の方が、耐FOD性に優れていることが分かる。また、二元系合金製ホイールは、翼厚が2.3倍と厚いセラミックス製に比べ、破損限界粒子速度で約1.4倍、耐FOD性に優れている。

##### 3.1.2 開発表面処理による耐酸化性向上

TiAlの高温での耐酸化性を改善する方法として、Nb, W, Mo, Siなど第3元素の添加が知られている。しかし、Ni基超合金と同等レベルにまで耐酸化性を改善するためには、これらの元素を多量に添加する必要がある。このことは前述のように、例えばNbを添加した合金では耐FOD性の劣化をもたらす。従って、合金化によらず、表面処理による耐酸化性の向上が必要とされる。

TiAlの表面処理法としては、これまで様々な方法が提案されているが、900℃以上での繰り返し酸化に対する耐久性が不十分、あるいは高コストである、処理によ

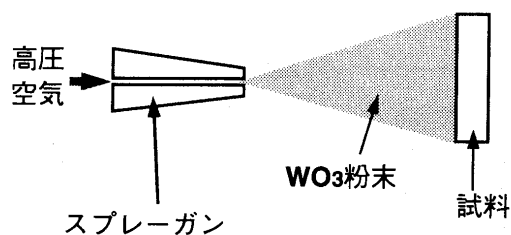


図3 TiAl合金の耐酸化表面処理法

て変形が生じるなど、タービンホイールへ適用できるような処理は開発されていない。そこで、量産部品へも適用可能な生産性が高く、低コストな表面処理法の開発を目標とした。

図3に、開発した表面処理法<sup>(6)</sup>の概略を示す。処理装置には鋳物の砂落とし、スケール落としなどに汎用されているショットブラスト機を利用し、高圧空気で加速した酸化タングステン ( $WO_3$ ) 粉末を室温で試料表面に吹き付けるといふ、極めて簡便な手法である。この処理を施したTi-47Al二元系合金の、950℃模擬排気ガス中での繰り返し酸化試験結果を図4に示す。試料は10×15×3 mmであり、950℃×5 hの加熱を繰り返し行った。開発処理材の酸化増量は、同合金の無処理の場合よりもおよそ二桁減少しており、耐酸化性改善効果のあるNb添加合金よりも少ない。また、インコネル713Cに比べても少ない値である。図5は、この処理を実際のホイールに適用した結果である。無処理の場合はわずか50 hで酸化スケールの剥離が生じているのに対して、表面処理

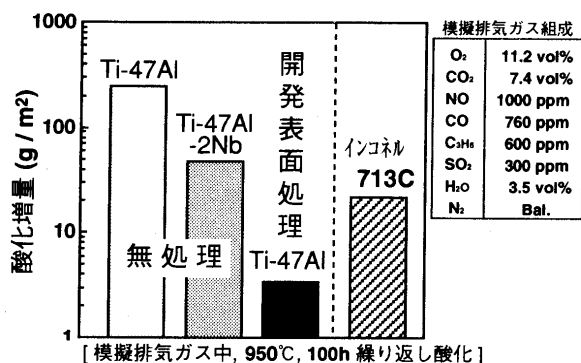
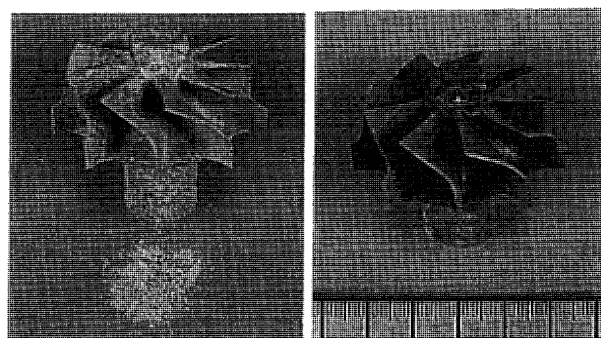


図4 開発表面処理材の耐酸化性



無処理(50h後)

開発表面処理(200h後)

図5 950℃、排気ガス中酸化後のタービンホイール外観

を施したホイールでは200 h 後でもスケールの剥離は全く観察されなかった。

以上のように、開発表面処理法は、TiAl合金の耐FOD性を犠牲にするような合金元素を添加しなくても、インコネル713Cと同等以上の高耐酸化性を確保できる。

### 3.2 インペラ用耐熱マグネシウム合金

運転中のインペラの温度を正確に測定した結果は報告されていないが、高過給ターボにおいては翼温度は150℃程度まで上昇すると推定される。しかし、自動車部品へ多用されているMg-Al系のダイカスト合金は耐熱性、特にクリープ強度がアルミ合金に比べ低い。一方、既存の耐熱Mg合金はAg, Nd, Yなどを含有しており、250℃程度までの耐熱性を有すると言われているが、それらの価格はダイカスト合金よりも約一桁高く、溶解も難しい。そこで、安価な元素による析出強化と、良 casting および難燃性を狙った合金設計を行った結果、Mg-Zn-Ca系合金にミッシュメタル(Mm)とZrを添加した、Mg-2%Zn-0.6%Ca-2%Mn-0.6%

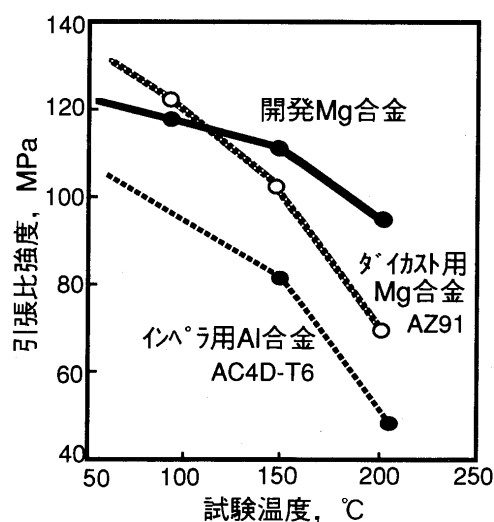


図6 開発Mg合金の引張強度

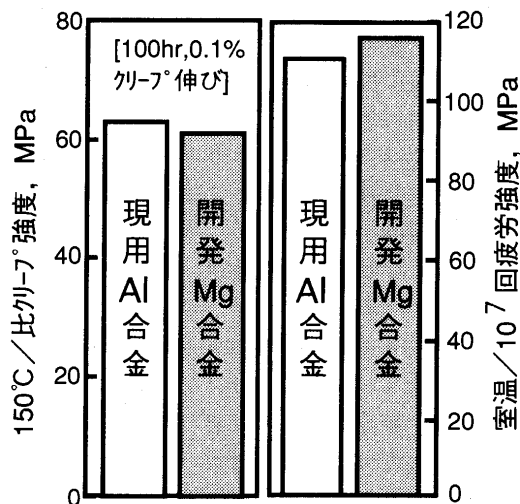


図7 開発耐熱Mg合金のクリープ及び疲労強度

Zr (mass%) 合金<sup>(7)</sup>を開発した。

開発合金の高温引張比強度 (引張強度/比重) を図 6 に示す。100℃ 以上ではダイカスト用 AZ 91 合金よりも高く、現用の Al 合金に比べて、150℃ で約 1.3 倍の比強度を有している。また、図 7 に示す 150℃ の比クリープ強度、室温の回転曲げ疲労強度でも Al 合金を上回っている。

### 3.3 タービンシャフト用高剛性鋼

これまで実用的観点からの鋼の高剛性化に関する研究は少なく、高剛性鋼の開発に当たっては、先ず鋼中で熱力学的に安定で、かつ比ヤング率の高い強化相の選定から開始した。比ヤング率の高い化合物は数多くあり、その中のいくつかは鋼と直接平衡できる。しかし、たとえ結晶構造的には安定であっても、多くの化合物は、鋼中に複合化されると鉄原子を多量に置換固溶する。この鉄原子との置換により、化合物本来のヤング率は大幅に低下してしまう<sup>(8)</sup>。このことが、これまで高剛性鋼の開発は難しいとされてきた所以である。

しかし、本開発では鉄と直接平衡できる高比剛性化合物の中で、チタン硼化物 ( $\text{TiB}_2$ ) のみが鉄原子をほとんど固溶しない化合物であることを見出した。熱力学平衡計算ソフトを用いて詳細な相平衡計算を行った結果、この化合物は、炭素フリーでかつチタンを一定量含有するフェライト系のマトリックス中で最も安定に存在し得ると結論された。

次に、製造方法は、現有のプロセスを使用でき、かつ低コストであることを考え、ニアネット成形が可能な粉末冶金法とした。開発当初は原料に鉄系粉末と  $\text{TiB}_2$  粉末を用いたが、 $\text{TiB}_2$  粉末が高価であることから、 $\text{TiB}_2$  粉末の代わりにフェロボロンとフェロチタン粉末を用い、焼結過程での反応を利用して鋼中に  $\text{TiB}_2$  粒子を生成させる方法 (In-Situ 法) を考案した。

図 8 に、開発高剛性鋼<sup>(9-10)</sup>のヤング率と比ヤング率を示す。 $\text{TiB}_2$  の体積率を増やすほど開発鋼のヤング率は高くなり、46%  $\text{TiB}_2$  の開発鋼では通常鋼の 1.6 倍のヤング率 345 GPa が得られる。また、 $\text{TiB}_2$  の比重は 4.53 と、鋼の約 60% であるため、比ヤング率では通常鋼 (26 GPa) の 2 倍以上に相当する 55 GPa に達する。図 9 は開発鋼の組織であり、黒色の  $\text{TiB}_2$  粒子がフェライトマトリックス中に微細に分散した組織となっている。

開発高剛性鋼を用いたタービンシャフトの製造工程の概略を図 10 に示す。 $\text{TiB}_2$  量を高くすれば前述のように高ヤング率が得られるが、加工性、特に被削性が悪くなることから、シャフト用には、30%  $\text{TiB}_2$  でヤング率 300 GPa 級 (比ヤング率は通常鋼の 1.7 倍) の開発鋼を用いた。材料組成は、Fe-13.2% Cr-13.9% Ti-6.4% B (mass%) であり、市販の SUS 430 粉末、Fe-Ti 粉末及び Fe-B 粉末を目標組成となるように混合、成形した後、真空焼結を行ってまず円柱状ビレットを作製した。次いで、ビレットを熱間押出しにより素形材に加工

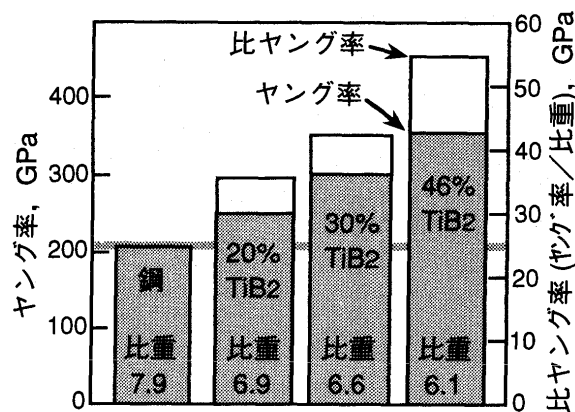


図 8 開発高剛性鋼のヤング率、比ヤング率

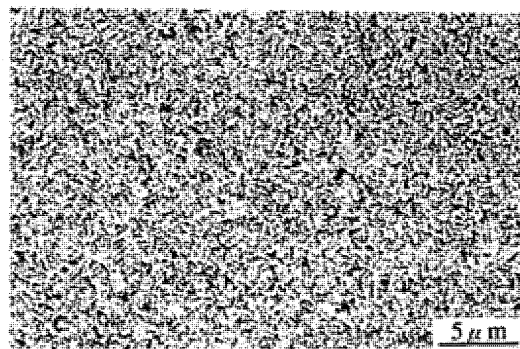


図 9 開発高剛性鋼の組織

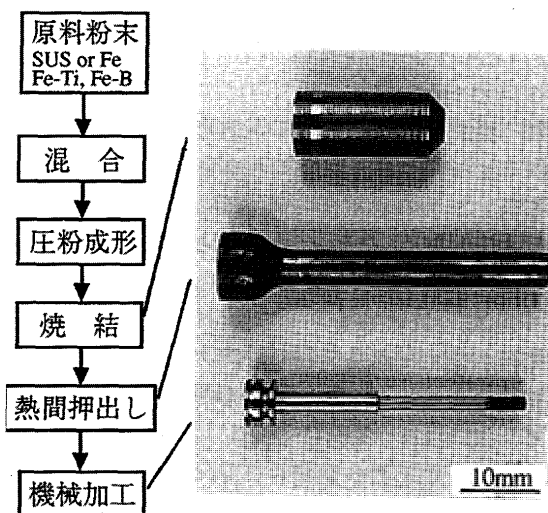


図 10 開発高剛性鋼製タービンシャフトの製造プロセス

した後、機械加工で製品に仕上げるという工程でシャフトを製作した。なお、TiAl 合金ホイールとの接合は、Ni 系のろう材を用いた真空ろう付けにより行った。

## 4. 回転部品への開発合金の適用効果

### 4.1 軽量化効果

開発合金を用いて試作した、現用材料製と同一形状の回転部品の外観を図 11 に、また重量及び軸回りの慣性モーメント  $I_p$  を測定した結果を表 2 に示す。各部品の

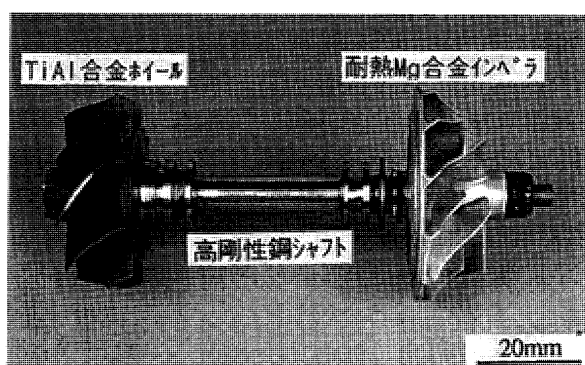


図 11 開発合金製回転部品アッシの外観

表 2 回転部品の重量と慣性モーメント

	ホイール	シャフト	インペラ	ナット カラー	総重量	慣性モーメント $I_p$
現用材料	62 g	29 g	24 g	10 g	125 g	11605 g/mm <sup>2</sup>
開発合金	30	23	16		79 (37%減)	6770 (42%減)

表 3 ターボ単体回転試験での振動測定結果

	軸振動の危険速度 (共振回転数)
現用材料製 回転部品ターボ	150,000 rpm
開発合金製 回転部品ターボ	216,000 rpm < 44% 上昇 >

重量は、現用材料製に比べて開発合金の比重が小さい分だけ軽くなっており、現用のナット及びカラーを含めた回転部品アッシの総重量では 37% 軽量化している。慣性モーメント  $I_p$  は 42% と大幅に低減されており、過渡レスポンスを飛躍的に向上できると予想される。

#### 4.2 軸振動の低減効果

開発合金製回転部品を使用したターボチャージャの単体回転試験を実施して、軸振動への効果を調べた。試験は、タービン入口温度を 600℃ として、回転数を徐々に上昇させ、振動はセンタハウジング上に取付けた加速度計で計測した。その結果、開発合金製回転部品を使用したターボチャージャは、23 万 rpm まで問題なく回転することを確認でき、軸振動の危険速度（共振回転数）は表 3

に示すように、現用材料製回転部品を使った場合に比べて 44% 上昇できることが実証できた。

#### 5. まとめ

ターボチャージャ性能の飛躍的な向上を狙って、回転部品用の高性能合金を開発した。タービンホイールには、簡便な開発表面処理法によってその弱点である高温耐酸化性を向上させ、耐 FOD 性の点で有利な組成としたチタンアルミ合金を、コンプレッサインペラには高温比強度を現用アルミ合金と同等以上に高めた開発耐熱 Mg 合金を、またタービンシャフトには従来鋼の 1.7 倍の比ヤング率を有する、チタン硼化物分散型開発高剛性鋼を、それぞれ適用することにより、慣性モーメント  $I_p$  を 42% 低減でき、また軸振動の危険速度を 44% 上昇できることを実証した。開発合金製回転部品は、自動車エンジンの低エミッション化、低燃費化のためにますます重要性が高まっているターボチャージャの高レスポンス化、低騒音・振動化にブレークスルーをもたらすものと期待される。

#### 参考文献

- (1) 塩田正彦, 軽金属, VOL. 47, NO. 12, pp 702-705, 1997
- (2) Y. Nishiyama, T. Miyashita, S. Isobe and T. Noda, High Temperature Aluminides and Intermetallics, Edited by S. H. Whang, C. T. Liu, D. P. Pope and J. O. Stiegler (The Minerals, Metals & Materials Society), pp. 557-584, 1990
- (3) Y.-W. Kim and D. M. Dimiduk, Structural Intermetallics 1997, Edited by M.V.Nathal, R. Darolia, C. T. Liu, P. L. Martin, D. B. Miracle, R. Wagner and M. Yamaguchi (The Minerals, Metals & Materials Society), pp. 531-543, 1997
- (4) Y.-W. Kim, JOM, VOL. 46, NO. 7, pp. 30-39, 1994
- (5) 志田善明, 上月康裕, 永田辰夫, 日本金属学会誌, VOL. 61, pp. 1365-1672, 1997
- (6) 川浦宏之, 川原博, 西野和彰, 斎藤卓, まてりあ, VOL. 37, NO. 6, pp. 504-506, 1998
- (7) 堀江俊男, 岩堀弘昭, 栗野洋司, 軽金属学会第 93 回秋季大会講演概要, pp. 5-6, 1997
- (8) Handbook of High-Temperature Materials, No. 2, ed. by G.V. Samsonov, Plenum Press (1964)
- (9) 田中浩司, 大島正, 斎藤卓, 鉄と鋼, VOL. 84, NO. 8, pp. 46-51, 1998
- (10) 斎藤卓, 粉体および粉末冶金, VOL. 45, NO. 5, pp. 399-404, 1998

# 東京都立科学技術大学におけるガスタービンに関する研究

湯浅 三郎<sup>\*1</sup>

YUASA Saburo

## 1. はじめに

東京都立科学技術大学は、富士山と丹沢山塊や八王子市街を眺めることができる東京西部、日野の高台に建っており、東京都立工科短期大学を母体として1986年4月に設立された工学部4工学科（機械システム、電子システム、航空宇宙システム、生産情報システム）だけの新しい単科大学である。その後1992年に博士課程までの大学院が設置され、現在に至っている。学部定員は各学科45名で、大学院定員は修士課程が2専攻で30名、博士課程が1専攻で8名である。大学院への進学率は、平均すると学部定員の半分弱の学生が修士課程に進学する。教員は全員で60人で、技官等の技術職員はいない。

本学の特徴の一つは、小規模な大学には各種大型実験設備が整っていることである。特にガスタービン関連としては、遷・超音速風洞、翼列風洞、各種ガスタービン・過給器、J3ジェットエンジン等が設置されており、それら等を使って5人の教員がガスタービン関連の教育・研究にあたっている。以下にそれら研究内容について簡単に紹介したい。

## 2. 湯浅・後藤研究室（燃焼工学）

当研究室では、燃焼現象の解明を通して、ジェットエンジンやロケットエンジン等の推進機関が直面している諸問題の解決を図るとともに、新しいタイプのエンジンへの展開を主たる目的としている。この中でガスタービンに関連して現在取り組んでいる課題は、①水素やメタン等の噴流火炎にかかわる基礎燃焼現象の解明、②超低NO<sub>x</sub>希薄予混合水素燃焼器の開発と水素ガスタービンシステムの構築、③水素吸蔵合金の物理化学特性の解明と水素供給システムの構築、④メタン燃料閉鎖型ガスタービンシステムの検討、である。特に②では、予混合水素燃焼器の逆火を防ぎ燃焼器の安定な作動を確保することを目的として、実機燃焼条件を模擬できる予混合試験燃焼器を用いて火炎付着点付近の流れ場と火炎位置との関係や逆火前後の圧力場の変化を調べている。その結果、ガスタービン始動時には燃焼負荷率の増加に伴う火炎形状変化と流れ場との相互作用によって付着点が上流に移動し、逆火に至ることを突き止めた。この点を改良した予混合超小型水素ガスタービン（図1）を製作し、

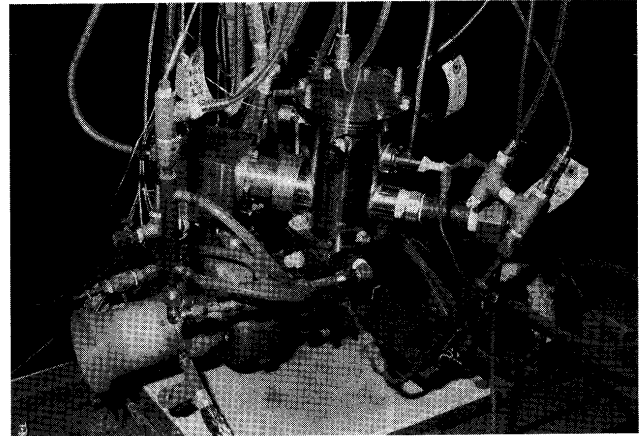


図1 予混合燃焼超小型水素ガスタービン

稼働試験を実施している<sup>(1)</sup>。水素ガスタービン実用化のもう一つの大きな関門は水素の貯蔵・供給にある。この解決には高温型水素吸蔵合金を燃料供給装置として用いるのが最適と考え、③においてマグネシウム系高温型水素吸蔵合金の熱伝導率や水素吸放出速度の測定を行っている。最終的には、排気ガスを熱源とする水素吸蔵合金水素供給方式の予混合低NO<sub>x</sub>超小型水素ガスタービンシステムを構築する予定である。

## 3. 白鳥研究室（圧縮性流体工学）

ガスタービンに用いられる遷音速翼列において発生するとされる空力不安定現象（遷音速翼列フラッタ）と翼間流路での衝撃波変動との関係を定量的に評価し、遷音速翼列フラッタ予測等に役立てる事を目指した、遷音速翼列における衝撃波振動に関する研究を行っている。具体的には二次元遷音速翼列に関して、衝撃波の翼間流路での発生、移動、消滅など非常に複雑な挙動および翼面境界層との干渉等の現象をシュリーレン法と高速ラインスキャンカメラを組合わせた衝撃波挙動の定量的可視化計測システムを主に使用して、実験面から調べている（図2）。観察された衝撃波の自励的振動現象について、背圧をパラメータとして衝撃波の変動位置、変動周波数を得て、これが衝撃波を伴うフラッタの初生段階のきっかけとなり得る事を示すことができた<sup>(2)</sup>。現在は、食い違い角の違いによる影響を調べている。上記実験研究と並行して、静止および振動時の場合について、翼間に衝撃波が発生している作動状態を中心に計算を行い、振動翼列の非定常空力性能、翼面上の空気力仕事さらに衝撃波の

原稿受付 1999年11月10日

\*1 東京都立科学技術大学 航空宇宙システム工学科  
〒191-0065 日野市旭ヶ丘6-6



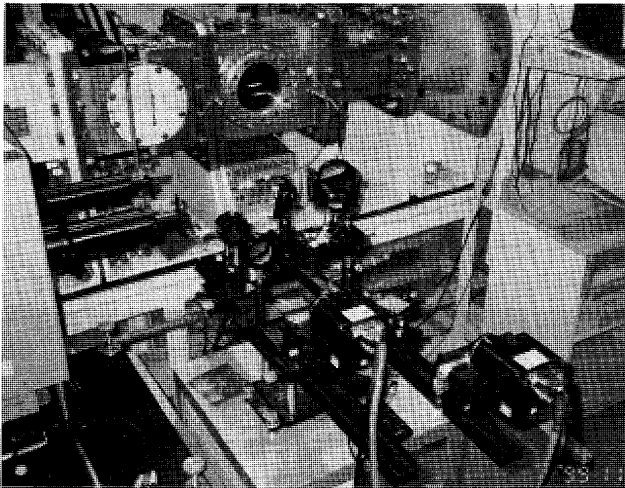


図2 実験用風洞と計測システム

発生，移動，消滅の挙動を数値解析的に調べている。

#### 4. 田代研究室（熱流体工学）

当研究室は，高レイノルズ数乱流にかかわるさまざまな課題に取り組んでいる。その中でガスタービンに関連する研究課題としては，多気筒レシプロエンジンの排気流を想定した脈動流の合流（分岐）における圧力および流速変動の変化に関する研究がある。この研究は小西研究室と共同で行っているもので，ロータリーバルブで作った位相や振幅の異なる脈動流をいくつかの角度で合流させ，合流点の下流の状態を最終的には特性曲線法を用いた数値計算で知ろうというものである。具体的には特性曲線法で異なる1次元流線をつなげるために必要な合流（分岐）部の物理的関係（境界条件）として定常流の関係を非定常流においても準定常的に使えないかということがはじめの発想で，定常実験による合流，分岐の圧力損失の測定→特性曲線法への組み込み→計算結果と非定常実験結果との照合，という過程で研究を進めている。分岐，合流での圧力損失は配管の接合状況で大きく変わるので実験装置に固有の流量と損失との関係を実測で求めなければならないが，この測定は容易で，その関係が脈動流にも使用できれば実用的には非常に意味がある。すでに速度波形の大きく異なる流れの合流については実測と非常によく一致を与える計算法が出来上がっており<sup>(3)</sup>，現在圧力波形を任意に変える実験を行っている。

#### 5. 小西研究室（エネルギーシステム）

ディーゼル機関の燃焼改善には過給機のより適切な利用が求められ，この観点からエンジンと過給機の最適な適合達成の基礎資料を得るため，ラジアル排気タービンの非定常流特性予測の研究を行っている。同様な研究はBensonやWallaceを初め国内外で古くから精力的に行われているが，タービンは仕事を発生する機械でありながら高回転速度と過給機というコンパクトな一体構造のため，精確な出力計測自体が困難であり，さらに非定常

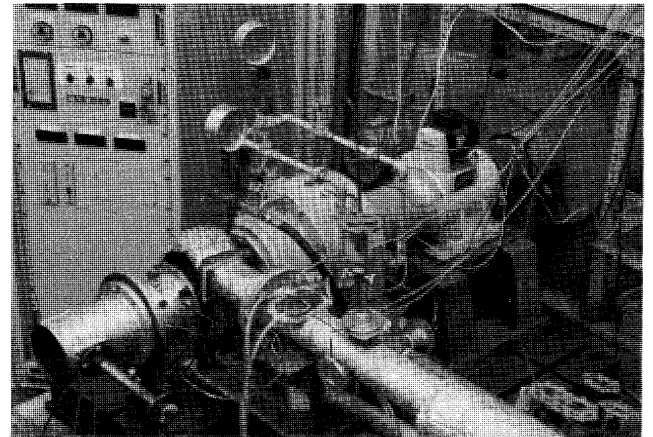


図3 過給機タービン出力吸収・計測系

流れが絡んでかなり厄介なものとなっている。従って非定常流特性，特に過給機の実際の使用状態に近い高温作動ガスでの特性は余り報告されていない。図3は高温作動ガスに対応した過給機タービン実験装置の出力計測部で，タービン内蔵の遊星歯車式減速機に位相差式トルク検出器を介して直流電気動力計へ接続しており，本研究の中心的装置である<sup>(4)</sup>。

#### 6. おわりに

我々の大学には他の大学にはないと思われるユニークな実験設備，即ちJ3ターボジェットエンジン（推力1.2t）がある。量産タイプのためこれを用いて学術的な研究を行うことは難しく，もっぱら学生たちへのデモンストレーションに使っている。ただしその効果は抜群で，アイドリング回転時には平気だった顔つきが，最大出力に近ずくと，音と振動や空気の流れがもたらすその迫力に圧巻されて次第にひきついてくる。この体験を通じて学生たちは座学と実機との結びつきを実感するようであり，ガスタービンへの関心，ひいては工学全般への興味を引きだすのに一役買っている。このように我々は，次世代を担う技術者や研究者育成のためには，本物を見せる・体験させる，物事の本質的な事象を理解させることが必要であると常に考え，教育・研究を行っている。

#### 参考文献

- (1) Minakawa, Akizuki, Goto & Yuasa, "Development of a Lean Premixed-Type Combustor with a Divergent Flameholder for a Hydrogen-Fueled Micro Gas Turbine," XIV ISABE, IS-7010, 1999
- (2) 松下・白鳥・桜井, 「遷音速翼列間流路に生じる衝撃波変動に関する研究（翼間流れ場の測定）」, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 27, No. 2, 1999, pp. 102-107
- (3) 田代・柏原・後藤, 「脈動流の分岐・合流の研究（合流損失の実験と特性曲線法の境界条件の検討）」, 第27回ガスタービン定期講演会, pp. 27-32, 1999
- (4) 小西・岡本他, 「過給機駆動用ラジアル排気タービンの非定常流特性に関する研究－高温作動ガスによるタービン非定常流特性－」, 機論, Vol. 65-635(B), pp. 2540-2546, 1999



## エアブリージング・エンジン国際会議 第14回フィレンツェ大会 (XIV ISABE)

田頭 剛<sup>\*1</sup>

TAGASHIRA Takeshi

エアブリージング・エンジン国際会議 (International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE) はジェットエンジン, ラム・スクラムジェットエンジンなどの酸化剤として空気 (大気) を用いる形式の推進装置に関する国際会議である。1972年にフランスのマルセイユでの第1回会議を皮切りに, 1977年以降2年に1度の割合でアメリカ, ヨーロッパ, アジアなどの各国の委員による持ち回りにより開催され, 14回目の今回は1999年9月5日より10日まで, イタリアはフィレンツェにおいて開催となった。今回の参加者はアメリカ, ヨーロッパ, アジア, アフリカなど33カ国から440名で, うち34名はビジター (1日のみ), 20名は学生であった。参加者は世界中の推進系に関する主要な大学, 研究所, メーカーなどを網羅しており, 日本からも多数参加した。セッションは燃焼, 伝熱, 構造材料, システム設計, 圧縮機, ターボ要素, ラム・スクラム, CFD, コントロール, 診断技術, 騒音など47セッションを数え, およそ推進系に関する分野をほぼすべて網羅していると言えよう。これらのセッションの他に11の招待・特別講演があり, 各国のエンジン開発状況, 将来の展望などの発表が行われた。ペーパー数は290となり, 前回は221件, 前々回が159件とのことなので, 回を重ねる毎に増加してきていることが分かる。おそらくその影響と思われるが, 前回までは2分冊の分厚い前刷り集が配布されていたが, 今回は論文はすべてCD-ROMに収められて配布された。ずっしり重い印刷された前刷り集を持ち歩かずにすむ反面, CD-ROMドライブ内臓のノートパソコンでも持っていない限り, その場では発表論文を読むことは難しい。個人的には紙で印刷されたもののほうが好きだが, これも時代の流れでしかたがないのだろう。

本会議を組織する代表委員は26カ国に配置され, それぞれの国の委員が講演発表申込の受付を行う一方, 委員の配されていない国からでも, 広く講演発表申込を募集するなど, なるべく多くの国々からの発表を期待しているというのが本会議の一つの特色と思われる。そのためか, 欧米先進国のみならず, 発展途上国の研究状況の一端も伺うことができたのは面白かった。また, ロシア,

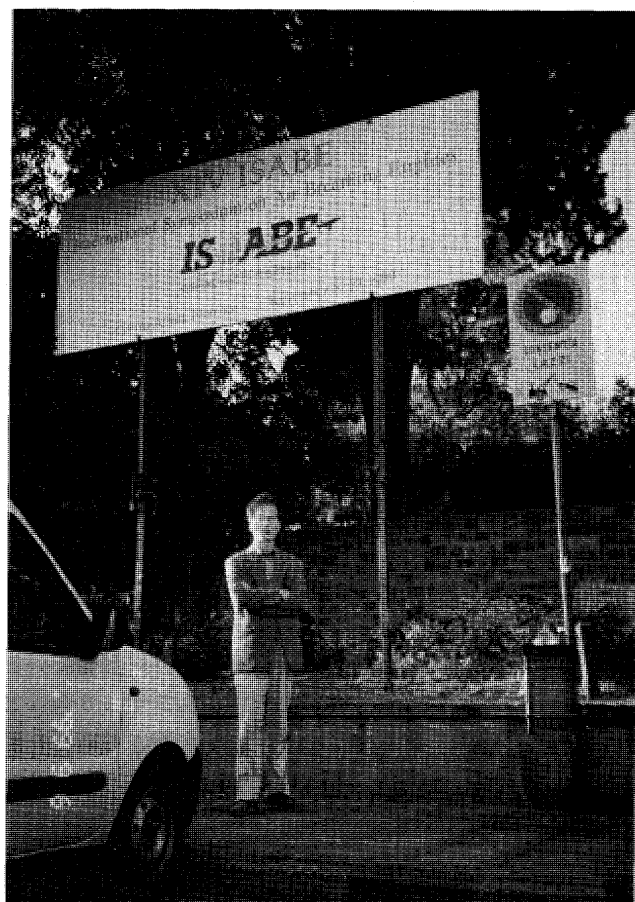


図1 会場前にて (著者撮影)

ウクライナなどの旧ソ連諸国からの発表も多く, 内容的にも質の高い研究が行われているのが分かる。会議の行われたフィレンツェはルネサンス発祥の地ということもあり, 歴史上貴重な建造物が多く, 開会式などの行事も, そのような荘厳な建造物で行われた。

会議三日目の午後は, Technical Toursとして次の2カ所の見学が行われた。

Tour 1 Nuovo Pignone - G.E. Factory

Tour 2 ENEL - G.T. Combuster test rig

著者は前者のG.E.の工場を見学してきた。同工場は産業用ガスタービン, 軸流・遠心圧縮機の生産工場であり, かなりラフな感じで見学させていただくことが出来た。

登録の日にはウェルカム・レセプションが会場近くのホテルで, 初日の日暮れに組織委員会によるレセプション

原稿受付 1999年10月25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



図2 Inaugural Ceremony の行われた Vecchio 宮

がフィレンツェ中心部のルネッサンス期の宮殿で催された。毎回いろいろと趣向を凝らした歓迎を用意している Banquet は四日目の夜に催された。会場前から6台ほどのバスで、郊外にある中世のトスカーナ地方の別荘を模した庭園に案内された。民族舞踊の歓迎の後、トスカーナ料理とやはりトスカーナのワインを堪能することが出来た。食事の合間も Joker が各テーブルをまわり余興のゲームで場を盛り上げてくれた。食後のコーヒーとデザートは屋外で、参加者有志が扮した騎士が幽閉された姫を救い出すアトラクションを楽しみながらであった。

次回の第15回エアブリージング・エンジン国際会議はインドのシリコンバレーと呼ばれている Bangalore で、2001年9月の第1週または第2週に開催が予定されている。

最後に、著者は科学技術庁より平成11年度国際研究集会派遣者として、会議に参加させていただいたので、関係諸氏に感謝の意を表する。



図3 Banquet での Joker

## 小型ガスタービン実験車

佐々木 祥二<sup>\*1</sup>

SASAKI Shoji

### 1. はじめに

表紙の写真はガスタービンハイブリッド (GT/Battery Hybrid System) 実験車のエンジンルームで、ベース車両はトヨタスポーツ 800 である。ガソリンエンジンのハイブリッド乗用車の方は、トヨタプリウスが1998年に市販され、その後自動車各社で次々と量産計画が公表されており、社会に広く浸透しつつある。ここに述べるガスタービンを動力源としたシステム研究が、世界に先駆けて着手されたのは1969年であった。

1964年に始まるトヨタ自動車のガスタービン車研究は大きく二つに分かれており、1つはガスタービンバスで、自動車の中では大出力が要求され、軸出力を直接駆動力として利用する方式であった。エンジンは2軸再生式で、他の自動車メーカーも開発を手がけていた。もう1つは、本文に述べる GT/Battery Hybrid System の小形乗用車で、エンジンは1軸再生式を用いている。このシステムはトヨタ独自の挑戦であり、トヨタのガスタービン開発を始めから指導された中村健也元顧問 (故人) の発想によるものであった。このシステムは、ガスタービンでの熱効率の悪い部分負荷運転を避け、熱効率の良い定格点を主体に運転させようとする方策である。部分負荷の使用頻度が高い乗用車で、レシプロエンジンを凌駕する走行燃費を狙うために選ばれた。ハイブリッドシステムに伴う電気関係機器の増加に対しては、ガスタービンエンジンの高速回転による軽量・小形化で補った。

社内に経験の無いガスタービンエンジン開発に当たり、社外の先生方にご指導を仰ぎ、豊田中研との連携のもとに進めた。さらに、トヨタグループのデンソー、アイシン精機、および、社外の専門メーカーの東芝、日本電池、等の協力を受けた。

### 2. GT/Battery Hybrid System 概要

本システムのほとんどのコンポーネントが新規に開発すべき対象だった中で、車体は市販車をベースにしており、研究最終段階 (1987年) の実験車を図1に示す。ベース車両の S 800 はトヨタの中では当時もっとも小さな車で、中年以上の方には懐かしく思われる方も多い事だろう。エンジンやシステム的大幅改良が繰り返された中で、同一モデルが市場回収車を含め何台か改造され実

験車として使われた事は、リーダーのこだわりを感じさせるものがある。ハイブリッドシステムになった事で、車重はベースより増加し 1000 kg となっている。

GT/Battery Hybrid System はその名の通り、ガスタービンエンジンを動力源とし、バッテリーをエネルギーの蓄積手段としたシステムで、その構成を図2に示す。ハイブリッドシステムとしてはシリーズ型であり、エンジン出力は直結の発電機によりすべて電気出力に変換され、モーターの駆動力になったり、バッテリーに貯えられたりする。車両の走行には最大 44 kW が必要であるのに対し、エンジン定格出力は 22 kW と約半分であ



図1 GT/Battery Hybrid System 実験車  
(TOYOTA SPORTS 800)

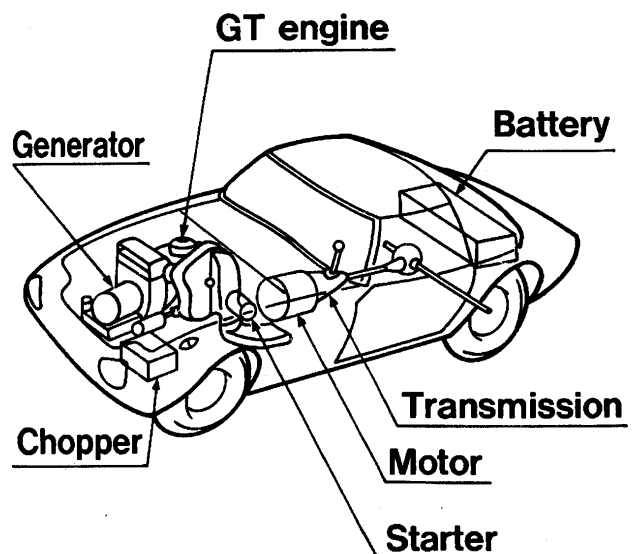


図2 GT/Battery Hybrid System 構造図

原稿受付 1999年11月4日

\*1 トヨタ自動車(株) 第1エンジン技術部

〒471-8572 豊田市トヨタ町1

表1 GT 24 エンジン設計仕様

Type		Max. rating	Idling
		Single shaft with regenerator	
Max. output	kW	22	
Rotational speed	rpm	86000	43000
Mass flow rate	kg/sec	0.26	0.0867
Pressure ratio		2.6	1.254
Intake air temp.	°C	30	30
Turbine inlet temp.	°C	900	723.8
Exh. gas temp.	°C	209.5	87.7
Effectiveness of regenerator	%	90	95
Fuel flow rate	g/sec	1.698	0.162
Specific fuel consumption rate	g/kW·h	278	

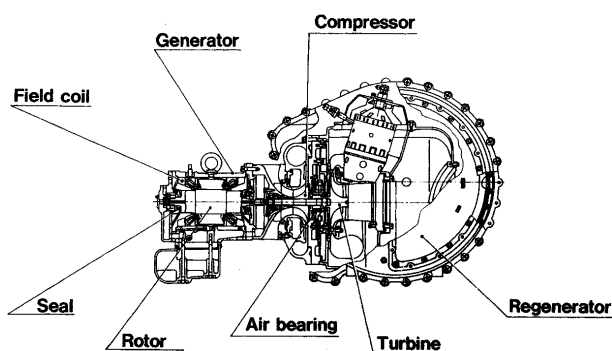


図3 GT 24 エンジン構造

る。エンジン直結の超高速発電機は定格回転 86000 rpm で、バッテリーは特別設計の鉛蓄電池 10 個をシリーズに繋いでいる。すべてのコンポーネントが新規開発品で、システムの高い要求性能に向け開発が進められ、また、エンジンを含めこれらの電気関連コンポーネントをコントロールする総合制御システムの構築も手探り状態の続く難題であった。結果として、当時のガソリン車に比べ 10 モード燃費で 15% 程度及ばなかったが、エンジンへのセラミック材料の適用や、バッテリーの改善が期待される中で、将来有望なシステムとの結論を得た。

### 3. ガスタービンエンジン

ガスタービンエンジン GT 24 型は 1 軸再生式で、表 1 に設計仕様を示す。最終段階のエンジンの断面図を図 3 に示す。このエンジンの構造上の特徴は、タービン側に空気軸受を採用している事であり、従来のオイル潤滑軸受では高温環境下でオイルコーキング発生を避けられないと判断して採用した。自動車用超小型ガスタービンが挑戦的な研究である中でも、この 3 枚のティルティングパット式空気軸受は特に挑戦的な要素の一つであった。

インペラはアルミ合金で、タービンは Inco 713 C の精密鋳造であり、当時の一般的な材料であった。従って、

タービン入口温度でもあまり無理をしない仕様になっていた。インペラとタービンは共に半径流型で、ディフューザはバーンタイプであり、研究期間を通して効率向上や流量適合や強度・耐久性改善が繰り返された。

大きく変わったものの一つが熱交換器であった。研究開始当初は伝熱式の金属製の熱交換器を使い、コンパクトで軽いエンジンであった。ただ、700°C を超えるガス側の入口温度に対し、伝熱エレメントのロウ付け部の耐熱性が乏しく漏れが発生した。さらに、メッシュの細かさに限界が有り、熱交換効率改善や、圧力損失低減に期待が持てないので、セラミックコア採用に移行した。

セラミックコアの回転蓄熱式熱交換器の初代は、タービン出口のガスが直接ストレートにコア面に当たるように配置され、耐熱性は大幅に向上したが、回転駆動とシール部の漏れの問題が新たに出てきた。図 3 に示されているのは最終仕様で熱交換器をエンジンの側面に配置し、タービン出口のガスを 90 度曲げてから熱交換器コア面に導くもので、圧力損失を低減し、熱交換効率も 85% まで 6 ポイントほど高める事が出来た。

研究期間を通じて大きく変更されたものに燃焼器がある。当初は、環状式燃焼器で回転軸の発電機側端部から主軸の中心部の穴を通り送られた燃料が、主軸側面に開けられた穴から遠心力で噴霧され、それに着火させるタイプであった。これは問題多くあきらめて、主軸の遠心力を使って噴霧させる方法に違いはないが、主軸と一体のリング状のアトマイザに変更し円周方向に均一の噴霧が得られるようにし、燃料の供給もハウジングから直接アトマイザに供給するようにした。しかし、排ガス改善や、着火及び燃焼の安定性より、最も一般的な単筒の缶型燃焼筒に落ち着いた。

### 4. おわりに

現在、CO<sub>2</sub> 低減が世界的課題となっており、レシプロエンジンでさえ燃費の不利な部分負荷を避けて運転するハイブリッド車が市場に受け入れられ、燃費向上要求が高まっている。この現状より、トヨタでのガスタービン車開発の初期より取り組んだ GT/Battery Hybrid System は、ガスタービン乗用車実現の為には間違いの無い選択であった事と、先輩の先見性の高さを認識する次第である。

国内の自動車用ガスタービン研究は 1997 年に完了した 100 kW セラミックガスタービンプロジェクトに集約され、タービン入口温度 1350°C の可能性が示された。次なるターゲットとして、セラミックガスタービンのハイブリッド車がクローズアップされてきた。

## 1999 年度第 3 回見学会および技術フォーラムのお知らせ

1999年度第3回見学会および技術フォーラムを下記の要領で開催を致します。今回はマイクロガスタービンの見学およびマイクロガスタービンに関連する技術課題についてのフォーラムを開きますので奮ってご参加下さい。

### 記

1. 日時 2000 年 2 月 18 日(金) 13:20~16:40

2. 見学先 東邦ガス株式会社 総合技術研究所

東海市新宝町 507-2

### 3. 内容概要

(スケジュール等詳細につきましては日本ガスタービン学会のホームページをご参照下さい。

URL: <http://wwwsoc.nacsis.ac.jp/gtsj/>)

### 見学会

- ・東邦ガス総合技術研究所概要説明
- ・トヨタタービンアンドシステム製ガスタービンの説明及び見学

### フォーラム

- ・マイクロガスタービン要素及び周辺機器の技術課題等の話題提供を予定

### 4. 参加要領

- 1) 定員 50 名 (定員超過の場合は抽選, 全員にお知らせします。)
- 2) 申し込み方法: 下記の申込書にご記入の上, FAX 又は郵送にて学会事務局へお送り下さい。
- 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 2 月 4 日) 開催日 (2000 年 2 月 18 日)

(社)日本ガスタービン学会 行 FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏 名			
勤務先			
勤務先住所	〒		
TEL		FAX	
連絡先	〒		
E-mail			

## 第6回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ（予告）

学生及び若手技術者を対象とした標記シンポジウムを開催しますので奮ってご参加下さい。

第2日目 講義4件程度（ガスタービンと流体工学、伝熱工学、燃焼工学、材料工学、制御工学等）

1. 日 時：2000年7月13日(木)、14日(金)

4. 参加概要

2. 場 所：(株)東芝 京浜事業所

(1) 定 員：70名程度

横浜市鶴見区末広町2-4

(2) 対象者：理工系大学、高等専門学校、大学院在

(JR鶴見駅より鶴見線で11分、新芝浦駅

籍者ならびに入社後3年以内の社会人

下車徒歩1分)

3. シンポジウムプログラム（予定）

申し込み方法等の詳細は本誌3月号、ポスターおよび

第1日目 午前：ガスタービン概論

ホームページをご覧ください。

午後：工場見学、終了後懇親会

(<http://www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/>)

## ◎ 1999年国際ガスタービン会議神戸大会論文集頒布のお知らせ ◎

1999年国際ガスタービン会議神戸大会論文集を右記により頒布しております。

内 容 ・ 体 裁	A4版 約1080ページ 151論文収録
頒 布 価 格	35,000円（送料込）
問い合わせ・申込先	日本ガスタービン学会事務局

## ◇ 1999年度会費納入のお願い ◇

1999年度の会費を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、既に銀行引落としの手続きをなさった方は、1999年度は1999年4月23日及び12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6回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ（予告）

学生及び若手技術者を対象とした標記シンポジウムを開催しますので奮ってご参加下さい。

第2日目 講義4件程度（ガスタービンと流体工学、伝熱工学、燃焼工学、材料工学、制御工学等）

1. 日 時：2000年7月13日(木)、14日(金)

4. 参加概要

2. 場 所：(株)東芝 京浜事業所

(1) 定 員：70名程度

横浜市鶴見区末広町2-4

(2) 対象者：理工系大学、高等専門学校、大学院在

(JR鶴見駅より鶴見線で11分、新芝浦駅

籍者ならびに入社後3年以内の社会人

下車徒歩1分)

3. シンポジウムプログラム（予定）

申し込み方法等の詳細は本誌3月号、ポスターおよび

第1日目 午前：ガスタービン概論

ホームページをご覧ください。

午後：工場見学、終了後懇親会

(<http://www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/>)

## ◎ 1999年国際ガスタービン会議神戸大会論文集頒布のお知らせ ◎

1999年国際ガスタービン会議神戸大会論文集を右記により頒布しております。

内 容 ・ 体 裁	A4版 約1080ページ 151論文収録
頒 布 価 格	35,000円（送料込）
問い合わせ・申込先	日本ガスタービン学会事務局

## ◇ 1999年度会費納入のお願い ◇

1999年度の会費を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、1999年度は1999年4月23日及び12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6回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ（予告）

学生及び若手技術者を対象とした標記シンポジウムを開催しますので奮ってご参加下さい。

第2日目 講義4件程度（ガスタービンと流体工学、伝熱工学、燃焼工学、材料工学、制御工学等）

1. 日 時：2000年7月13日(木)、14日(金)

4. 参加概要

2. 場 所：(株)東芝 京浜事業所

(1) 定 員：70名程度

横浜市鶴見区末広町2-4

(2) 対象者：理工系大学、高等専門学校、大学院在

(JR鶴見駅より鶴見線で11分、新芝浦駅

籍者ならびに入社後3年以内の社会人

下車徒歩1分)

3. シンポジウムプログラム（予定）

申し込み方法等の詳細は本誌3月号、ポスターおよび

第1日目 午前：ガスタービン概論

ホームページをご覧ください。

午後：工場見学、終了後懇親会

(<http://www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/>)

## ◎ 1999年国際ガスタービン会議神戸大会論文集頒布のお知らせ ◎

1999年国際ガスタービン会議神戸大会論文集を右記により頒布しております。

内 容 ・ 体 裁	A4版 約1080ページ 151論文収録
頒 布 価 格	35,000円（送料込）
問い合わせ・申込先	日本ガスタービン学会事務局

## ◇ 1999年度会費納入のお願い ◇

1999年度の会費を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、1999年度は1999年4月23日及び12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。



## 「国産ガスタービン・過給機資料集」

統計・生産実績・仕様諸元 [1999 年版] 発行のお知らせ

(社)日本ガスタービン学会では、国内ガスタービン及び過給機関係各社・各団体のご協力を得て毎年日本国内で生産されるガスタービン（陸船用及び航空用）及び過給機の資料を収集し、統計を作成して会誌に掲載しております。これまで 1979 年、1984 年、1989 年、1994 年にこれらの資料を集大成し広く会員の皆様の便に供するため「国産ガスタービン資料集」を発行し、好評を得ました。爾来、5 年が経過し、今回も豊富で有益な生産統計データを再び集大成し、「国産ガスタービン・過給機資料集」[1999 年版] を発行することに致しました。

この資料は約 170 頁（A4 判）で、内容は次の 3 部で構成されています。

**第 1 部 統 計：**毎年国内で生産された陸船用及び航空用ガスタービンの動向並びに出力、台数（全体、地域別、用途別、被駆動機械別、燃料別）などの統計資料を豊富に掲載。特に最近 5 年間の分を中心に過去 55 年間の経過も分かるように図表にし、説明をつけて掲載。過給機については、この 5 年間の生産動向、台数の統計資料を掲載。

**第 2 部 生産実績：**最近 5 年間に国内で生産された陸船用及び航空用ガスタービンの納入先、用途、使用などを表にして掲載。

**第 3 部 仕様諸元：**各社で生産されるガスタービン及び過給機の標準仕様諸元を表にして掲載。

ガスタービン及び過給機関係者にとり、製造者・使用者・研究者等を含め広くご利用戴けるものと確信しており、個人会員並びに賛助会員各位のお申し込みをお願い致します。

記

1. 発行時期：平成 11 年 11 月 14 日
2. 価 格：1 冊につき 6,000 円（送料 500 円）  
10 冊以上 5000 円（送料無料）
3. 申込方法：下記申込書でお申し込み下さい。

## 国産ガスタービン・過給機資料集（1999 年版）申込書

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏 名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	

## \* 希望部数

部 数	単 価	計
部	¥6,000	¥

## 【事務局への連絡事項】

\* 送金方法（○印をつけて下さい）

送金予定日 月 日

1. 銀行（第一勧業銀行西新宿支店 普通預金 1703707）
2. 郵便振替（00170-9-179578）
3. 現金書留

\* 請求書の発行について

1. 要 宛名（ ）
2. 不要

\* 領収書の発行について

1. 要 宛名（ ）
2. 不要

## GTSJ 第 24 期委員名簿 (順不同)

## 国際交流委員会

長 島 利 夫(東 大)      青 木 素 直(三菱重工)      井 上 雅 弘(九 大)      古 川 俊 樹(東 芝)  
 本阿弥 眞治(東理大)      西 澤 敏 雄(航 技 研)      荒 川 忠 一(東 大)      大田原康彦(日 立)  
 大 田 英 輔(早 大)      藤 綱 義 行(I H I)

## 選挙管理委員会

蓑 田 光 弘      田 中 泰 久(東 芝)      山 口 諭(I H I)      渡 辺 紀 徳(東 大)  
 太 田 有(早 大)      春 海 一 佳(船 研)      山 崎 紀 雄(航 技 研)

## ▶ 入 会 者 名 簿 ◀

〔 正 会 員 〕      谷 口 智 紀(川崎重工)      〔賛助会員〕      林      信 敬(千葉工大)  
 井 上 良 夫(石川島汎用機械)      笹 本      明(機械技研)      東芝プラント建設(株)  
 今 野      忠(荏原製作所)      池 田      孝(技術情報協会)      財エネルギー総合工学研究所  
 河 野 氏 郎(川崎重工)      岡 本 不二彦(トーカロ)      〔学生会員〕  
 三本杉 幸 治(川崎重工)      岡 崎 正 和(東 大)      古 谷 優 好(千葉工大)

## ○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第 32 回乱流シンポジウム	H 12/7/25-27 京都大学 工学部物理系校舎	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434 E-MAIL: fd 2000@fm.mech.kyoto-u.ac.jp URL: http://www.nagare.or.jp
第 11 回計算流体シンポジウム	H 12/7/25-27 京都大学 工学部物理系校舎	
第 5 回環境流体シンポジウム	H 12/7/25-27 京都大学 工学部物理系校舎	

## GTSJ 第 24 期委員名簿 (順不同)

## 国際交流委員会

長 島 利 夫(東 大)      青 木 素 直(三菱重工)      井 上 雅 弘(九 大)      古 川 俊 樹(東 芝)  
 本阿弥 眞治(東理大)      西 澤 敏 雄(航 技 研)      荒 川 忠 一(東 大)      大田原康彦(日 立)  
 大 田 英 輔(早 大)      藤 綱 義 行(I H I)

## 選挙管理委員会

蓑 田 光 弘      田 中 泰 久(東 芝)      山 口 諭(I H I)      渡 辺 紀 徳(東 大)  
 太 田 有(早 大)      春 海 一 佳(船 研)      山 崎 紀 雄(航 技 研)

## ▶ 入 会 者 名 簿 ◀

〔 正 会 員 〕      谷 口 智 紀(川崎重工)      〔賛助会員〕      林      信 敬(千葉工大)  
 井 上 良 夫(石川島汎用機械)      笹 本      明(機械技研)      東芝プラント建設(株)  
 今 野      忠(荏原製作所)      池 田      孝(技術情報協会)      財エネルギー総合工学研究所  
 河 野 氏 郎(川崎重工)      岡 本 不二彦(トーカロ)      〔学生会員〕  
 三本杉 幸 治(川崎重工)      岡 崎 正 和(東 大)      古 谷 優 好(千葉工大)

## ○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第 32 回乱流シンポジウム	H 12/7/25-27 京都大学 工学部物理系校舎	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434 E-MAIL: fd 2000@fm.mech.kyoto-u.ac.jp URL: http://www.nagare.or.jp
第 11 回計算流体シンポジウム	H 12/7/25-27 京都大学 工学部物理系校舎	
第 5 回環境流体シンポジウム	H 12/7/25-27 京都大学 工学部物理系校舎	

## GTSJ 第 24 期委員名簿 (順不同)

## 国際交流委員会

長 島 利 夫(東 大)      青 木 素 直(三菱重工)      井 上 雅 弘(九 大)      古 川 俊 樹(東 芝)  
 本阿弥 眞治(東理大)      西 澤 敏 雄(航 技 研)      荒 川 忠 一(東 大)      大田原康彦(日 立)  
 大 田 英 輔(早 大)      藤 綱 義 行(I H I)

## 選挙管理委員会

蓑 田 光 弘      田 中 泰 久(東 芝)      山 口 諭(I H I)      渡 辺 紀 徳(東 大)  
 太 田 有(早 大)      春 海 一 佳(船 研)      山 崎 紀 雄(航 技 研)

## ▶ 入 会 者 名 簿 ◀

〔 正 会 員 〕      谷 口 智 紀(川崎重工)      〔賛助会員〕      林      信      敬(千葉工大)  
 井 上 良 夫(石川島汎用機械)      笹 本      明(機械技研)      東芝プラント建設(株)  
 今 野      忠(荏原製作所)      池 田      孝(技術情報協会)      財エネルギー総合工学研究所  
 河 野 氏 郎(川崎重工)      岡 本 不二彦(トーカロ)      〔学生会員〕  
 三本杉 幸 治(川崎重工)      岡 崎 正 和(東 大)      古 谷 優 好(千葉工大)

## ○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第 32 回乱流シンポジウム	H 12/7/25-27 京都大学 工学部物理系校舎	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434 E-MAIL: fd 2000@fm.mech.kyoto-u.ac.jp URL: http://www.nagare.or.jp
第 11 回計算流体シンポジウム	H 12/7/25-27 京都大学 工学部物理系校舎	
第 5 回環境流体シンポジウム	H 12/7/25-27 京都大学 工学部物理系校舎	

ガスタービン学会誌が年4号制から年6号制に切り替わったのは、昨年1月でした。当初、隔月発行を危ぶむ声もありましたが、案ずるより生むが易しで順調に推移し、昨年11月号をもって無事に6号分を発行することが出来ました。従って本号からは2年目に入ることになります。新年だから景気の良い特集を、と意図したわけでもありませんが、結果的に「超音速輸送機用推進システムの研究開発 (HYPR) プロジェクト」という、ガスタービンの明るい未来を暗示する話題をお届けすることとなりました。

本学会誌における最初のHYPR特集は、1992年6月号 (Vol. 20, No. 77) でしたが、その後1998年のプロジェクト終了まで7年が経過しました。そこで本号では、通算10年に渡るHYPRプロジェクトの総まとめをしていただくことにしました。研究や試験内容が多岐にわたり、外国企業も含め、担当会社が各分野に入り組んでいるため、実状に合った構成案作りに難しさを感じました。特集記事の編集にあたっては、早い段階からHYPR組合の石澤常務理事に全面的にご協力頂き、テーマの構成から執筆者の推薦まで一括してお願い申し上げました。その際、1) 前回特集号以降の内容を重点的に述べて頂く、2) 企業側で実施された要素研究およびシステム実証研究を中心に解説していただく、3) 各分野が複数の組織に複雑にまたがっていることから、それぞれの分野をご担当頂いた執筆者の方には、関係各社のご協力の下で、まとめてお書き頂くようお願いすること、などを基本方針と致しました。

初の国際共同開発で取り組んだHYPR研究に対して、ICASから2000年度 Von Karman 国際協力賞受賞が内

定したこと、1999年度からは、HYPR プロジェクトに代わり、より実用化に向けた「環境適合型超音速推進システムの研究開発プロジェクト (ESPR)」が開始されるなど、明るい話題が続いています。

なお、特集記事以外では山脇先生と吉田先生の講義「ガスタービンと伝熱工学」の第2回、技術論文2編、「研究だより」では都立科学技術大学をご紹介頂きました。また、「表紙」にはトヨタ自動車のガスタービン搭載ハイブリッドシステム実験車を取り上げました。

ご多忙中にもかかわらず特集記事のまとめを快くお引き受け頂いたHYPR組合石澤常務理事はじめ、ご執筆頂いた方々および資料をご提供頂いた方々に厚くお礼申し上げます。なお本特集号のまとめは益田理事、小河委員、遠崎委員、濱崎委員の4名で担当致しました。

(益田重明)

#### 〈表紙写真〉

#### GT 24 エンジン

説明：写真は小型乗用車のエンジンルームで、中央のガスタービンエンジンが動力源である。この車両はシリーズ方式ハイブリッドシステムの実験車で、エンジンに発電機が直結され、エネルギー蓄積は鉛蓄電池である。エンジンは最大22 kW, 86000 rpm である。部分負荷頻度の高い乗用車で、ガスタービン適用と燃費追求の挑戦であった。

(提供 トヨタ自動車株式会社)

だより

## ♣事務局 ☒ ♣

あけましておめでとうございます。いよいよ2000年の幕開けです。

昨秋の神戸での国際会議は600人を超す参加者（なんとこれは過去最高です）に恵まれ、ほんとうに盛会のうちに終了することができました。準備期間中はいろいろな事が起こり、つついグチも出てつらい日々でしたが、これで帳消しです。

さて、この学会誌がお手元に届いている頃は、第28回のセミナー開催中のことと思います。そしてこれがすむと2/18の見学会、とまだまだ行事が続きます。最近

は学会誌のみならず、ホームページ ([www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/](http://www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/)) にも会告を掲載しておりますので、会員外の方のホームページを見てのお問い合わせが多くなりました。是非ホームページも一度ご覧になってみて下さい。

年が改まり、慌ただしい年度末をこれから迎えることになりますので、事務局スタッフ一同インフルエンザに気を付けてがんばりましょうと気持ちを新たにしております。

今年も皆様にとりましてよい年となりますよう…。

[A]

ガスタービン学会誌が年4号制から年6号制に切り替わったのは、昨年1月でした。当初、隔月発行を危ぶむ声もありましたが、案ずるより生むが易しで順調に推移し、昨年11月号をもって無事に6号分を発行することが出来ました。従って本号からは2年目に入ることになります。新年だから景気の良い特集を、と意図したわけでもありませんが、結果的に「超音速輸送機用推進システムの研究開発 (HYPR) プロジェクト」という、ガスタービンの明るい未来を暗示する話題をお届けすることとなりました。

本学会誌における最初のHYPR特集は、1992年6月号 (Vol. 20, No. 77) でしたが、その後1998年のプロジェクト終了まで7年が経過しました。そこで本号では、通算10年に渡るHYPRプロジェクトの総まとめをしていただくことにしました。研究や試験内容が多岐にわたり、外国企業も含め、担当会社が各分野に入り組んでいるため、実状に合った構成案作りに難しさを感じました。特集記事の編集にあたっては、早い段階からHYPR組合の石澤常務理事に全面的にご協力頂き、テーマの構成から執筆者の推薦まで一括してお願い申し上げました。その際、1) 前回特集号以降の内容を重点的に述べて頂く、2) 企業側で実施された要素研究およびシステム実証研究を中心に解説していただく、3) 各分野が複数の組織に複雑にまたがっていることから、それぞれの分野をご担当頂いた執筆者の方には、関係各社のご協力の下で、まとめてお書き頂くようお願いすること、などを基本方針と致しました。

初の国際共同開発で取り組んだHYPR研究に対して、ICASから2000年度 Von Karman 国際協力賞受賞が内

定したこと、1999年度からは、HYPR プロジェクトに代わり、より実用化に向けた「環境適合型超音速推進システムの研究開発プロジェクト (ESPR)」が開始されるなど、明るい話題が続いています。

なお、特集記事以外では山脇先生と吉田先生の講義「ガスタービンと伝熱工学」の第2回、技術論文2編、「研究だより」では都立科学技術大学をご紹介頂きました。また、「表紙」にはトヨタ自動車のガスタービン搭載ハイブリッドシステム実験車を取り上げました。

ご多忙中にもかかわらず特集記事のまとめを快くお引き受け頂いたHYPR組合石澤常務理事はじめ、ご執筆頂いた方々および資料をご提供頂いた方々に厚くお礼申し上げます。なお本特集号のまとめは益田理事、小河委員、遠崎委員、濱崎委員の4名で担当致しました。

(益田重明)

#### 〈表紙写真〉

#### GT 24 エンジン

説明：写真は小型乗用車のエンジンルームで、中央のガスタービンエンジンが動力源である。この車両はシリーズ方式ハイブリッドシステムの実験車で、エンジンに発電機が直結され、エネルギー蓄レータは鉛蓄電池である。エンジンは最大22 kW, 86000 rpm である。部分負荷頻度の高い乗用車で、ガスタービン適用と燃費追求の挑戦であった。

(提供 トヨタ自動車株式会社)

だより

## ♣事務局 ☒ ♣

あけましておめでとうございます。いよいよ2000年の幕開けです。

昨秋の神戸での国際会議は600人を超す参加者（なんとこれは過去最高です）に恵まれ、ほんとうに盛会のうちに終了することができました。準備期間中はいろいろな事がおこり、つついグチも出てつらい日々でしたが、これで帳消しです。

さて、この学会誌がお手元に届いている頃は、第28回のセミナー開催中のことと思います。そしてこれがすむと2/18の見学会、とまだまだ行事が続きます。最近

は学会誌のみならず、ホームページ ([www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/](http://www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/)) にも会告を掲載しておりますので、会員外の方のホームページを見てのお問い合わせが多くなりました。是非ホームページも一度ご覧になってみて下さい。

年が改まり、慌ただしい年度末をこれから迎えることになりますので、事務局スタッフ一同インフルエンザに気を付けてがんばりましょうと気持ちを新たにしております。

今年も皆様にとりましてよい年となりますよう…。

[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、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. 1 2000. 1

発行日 2000年1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 菅 進

〒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

©1999, 社団法人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、(社)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