

（社）日本ガスタービン学会名誉会員の紹介

（社）日本ガスタービン学会ではガスタービン及び関連技術に関し功績顕著な方、又は本学会に対し功労のあった方のうちから理事会の推薦により総会において承認された方が名誉会員になることになっております。

去る平成4年4月24日第17期通常総会において次の方が本学会の名誉会員になられましたのでご紹介致します。（五十音順）

飯 田 庸太郎 君 （大正9年2月25日生）



昭和18年9月 東京帝国大学第一工学部機械工学科卒業

昭和18年9月 三菱重工業(株)入社

昭和60年6月 取締役社長

平成元年6月 取締役会長

現在に至る。

本会関係略歴

昭和48年11月入会

理事（GTSJ 1, 8, 9期）

評議員（GTSJ 2, 4, 5, 6, 7, 10, 11, 12, 13, 14, 15期）

現住所 東京都世田谷区下馬6-32-4

佐藤 豪 君 (大正10年8月12日生)



昭和19年3月 慶応義塾大学工学部機械工学科卒業

昭和19年10月 中島飛行機㈱入社

昭和20年11月 慶応義塾大学工学部

昭和38年10月 慶応義塾大学教授

昭和63年6月 金沢工業大学学長

現在に至る。

本会関係略歴

昭和47年入会

会長 (GTSJ 11期)

副会長 (GTST 10期)

評議員 (GTCJ 1, 2, 3, 4期)

GTSJ 1, 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9, 12, 13,
14, 15期)

監事 (GTSJ 6期)

現住所 石川県金沢市泉本町2-145-3 サンプルネ9A1



第17期会長就任挨拶

三菱重工業㈱ 丹羽 高尚

去る4月24日の日本ガスタービン学会総会において、会員皆様の御推挙により名誉ある第17期の会長に選出されましたことは、まことに光栄に存じますと共に、今期が本学会の設立20周年という節目の時と重なったことも併せ考える時、責任の重大さに身のひきしまる思いであります。

私にとり、本学会の会長という役目は身に過ぎたることは存じますが、学会の基盤を整備して今日をあらしめ、又、多くの国際会議などの事業を取り進めてこられました歴代の会長の偉業を汚す事なく、学会の発展にいささかなりとも貢献すべく微力を尽くす所存でありますので、会員各位の絶大なる御協力をお願いする次第であります。

幸いにも、昨年の第5回国際会議横浜大会を実行委員長として見事にまとめられました高田先生が副会長に御就任いただけますし、そうそうたる方々が理事、評議員を務めて下さいますので、これら皆さまの御支援を得て精一杯頑張りたいと考えております。

さて、昨今、地球環境の保全に『技術』はどう貢献出来るか、ということが国際問題の最大のテーマの一つであると、私は思料いたしております。

環境問題は、政治もからみ軽々と論じ得ない問題ではありますが、それはそれとして、私共が携わっているガスタービンやターボチャージャーは、航空機用、発電用、自動車用、船用と多くの分野で高効率、省エネルギーを追求するのに最もふさわしいエンジンといえます。

我が国のガスタービン技術は、戦時中に吾々の先輩が手をつけられましたものの、戦後の空白期を経て、先ずは外国技術の導入に始まりました。

その後の日本経済の成長と学術の発展に伴い、効率の向上をめざした研究・開発が進められ、独自の技術も漸く育ってまいりました。

その発展状況はV2500に代表される航空機用エンジン、或は高効率コンバインドサイクルやコージェネレーションシステムの発電用ガスタービン、或は産業用・自動車用セラミックガスタービン・ターボチャージャーなどの開発と実用化を通じて、一般にも理解者が増えてきていると考えます。

申す迄もなくガスタービンの技術的発展には、熱、材料、流体など多くの基礎工学の有機的結合が必要であり、多くの分野の方々の力が結集されなくてはなりません。

私共の学会の使命は、それらの方々に、情報と、それを交換し合う場を提供すること、即ち、情報生産者としての役割にあるといえましょう。

その使命に、より十分に応えるためには、『産』・『学』を問わずガスタービンに関心を持たれる、より多くの分野の方々に当学会に参加して頂くことが望まれます。

そのためには学会が会員にとって魅力のあるものであること、即ち、学会活動をより充実させること及び『開かれた学会』にすることが肝要ということでありましょう。

本学会の会長として私は、事業内容の充実、会員の増強及び若返り、国際化への対応などを推進し、21世紀へのビジョンの持てる学会に育てていくことの礎になりたいと考えております。

先に述べました通り本年は、当学会の設立20周年を迎える誠に慶ばしい年でありまして、6月には20周年記念式典が執り行われる予定であり、その一つとして、従来の論文賞、技術賞の会員表彰

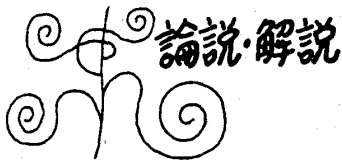
に加え、新進の会員による萌芽的、独創的な研究を奨励する奨励賞を設けることになっております。

これらは必ずや当学会の発展に寄与するものと確信致しております。

記念行事が成功裏に執り行えますようこの機会

をとらえ、皆様方の御支援をお願い申し上げる次第でございます。

終りに、平山先生をはじめ第16期役員の皆様ならびに事務局の皆様のご尽力に心から感謝申し上げます、会長就任の挨拶と致します。



「超音速輸送機用推進システムの研究開発」 小特集号発刊にあたって

東京大学工学部 梶 昭次郎

本小特集号はマッハ数5までの飛行を可能とする「超音速輸送機用推進システムの研究開発」に関するもので、これは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プロジェクト、いわゆる大プロである。マッハ数3までのターボジェットとラムジェットを組み合わせた複合サイクルエンジン技術の研究開発を目標に据えている。

超音速輸送機としては現在コンコルドがあり、飛行マッハ数は2程度でアフタバーナ付ターボジェットを搭載している。世界最高速の超音速偵察機SR-71もアフタバーナ付ターボジェットによりマッハ数3.2を出す。いずれにしろターボジェットサイクルでは飛行マッハ数3.5ぐらいが限界であり、その上となるとラムジェットサイクルを組み合わせる必要がある。このようにしてマッハ数6程度までは行ける。

このような推進システムはどのような機体に搭載されるだろうか。ポストコンコルド即ち次世代の超音速輸送機の出現は2005~2010年頃と見込まれているが、市場調査によるとあまりに高速な機材は需要がなく、マッハ数は2から3の間とされる。これには先進型ターボジェット（バリエーションエンジン）で対応できる。飛行マッハ数が4~6の極超音速機のうち、輸送機としての需要は2030年頃と見込まれている。一方スペースシャトルに代わる水平離着陸2段式の宇宙往還機では、軌道に投入するオービタはロケットを用いるが、それをマッハ数5~6程度まで加速するブースタにはこのような複合型エンジンが最適である。このように極く近い将来の目標としてはバリエーションエンジンの確立があり、やや先の目標として複合サイクルエンジンの確立が要請される。いずれにせよエンジンの開発は機体の開発に相当先行している必要がある、エンジンが複雑高度化する程その傾向が強い。今まさに着手し

なければならない国家プロジェクトと言えよう。

先進ターボジェットには経済性と環境適合性が要求される。超音速機といえども亜音速飛行の時間がかかり含まれ、経済性を高めるために可変バイパス比（バリエーションサイクル）エンジンを登用することになる。これに応じて信頼性の高い多変数制御技術を確立する必要がある。空港騒音はコンコルドより15~20dB下げないと通用しない。エジェクタノズルで排気速度を下げるようになるが推力損失が問題で、推力損失1%当り4dB騒音を下げるような高性能エジェクタを開発する必要がある。成層圏におけるNOx排出はオゾン層の破壊に繋がると喧伝されている。最近の予測ではエアロゾルの存在がNOxの罪を大分救って呉れるようであるが、低NOxの燃焼方式の確立は必然的命題である。さらに材料の問題がある。耐熱無冷却材料の開発、適用技術の確立が必要で、セラミックスマトリクス複合材や金属間化合物複合材の技術開発を精力的に進める必要がある。

複合サイクルエンジンに、可変空気取入口や排気ノズルを加えたトータルシステムにも多くの統合技術が要求される。ターボとラムをいつどのような形で切替えるのか、エンジンの安定作動の観点ばかりでなく、空気取入口の溢流抵抗やノズル後部の船尾抵抗のように機体に与える影響にも配慮する必要がある。さらに全体の熱管理システムを構築する必要がある。燃料による再生冷却を行うことになるが、その方式の確立が必須である。

このような背景のもとに、本大型プロジェクトに携わっておられる第一線の方々に執筆をお願いしたところ、ご快諾頂き、充実した小特集号を完成することができた。著者の方々に厚く御礼申し上げる。なお、本プロジェクトの分科会長を引受けている関係で、筆者が発刊の辞を担当したが、本特集号の企画立案に当たっては、航空宇宙技術研究所佐々木誠氏のお骨折が絶大であった。

(平成4年5月11日原稿受付)

1. 大型プロジェクト

「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の概要

通商産業省工業技術院

市丸 修

新エネルギー・産業技術総合開発機構

黒沢 俊晴

1. 研究開発の背景

世界の航空旅客需要は1965～1985年の間に年率9%以上の伸びを示し、今後この伸び率はやや落ち着くものの、2010年の旅客輸送量は1985年の3倍以上になると予測されている。旅客輸送量の増大は、各国・各地域の経済社会のグローバル化を推進し、国際関係を一層緊密化しつつあるが、その一方で、長距離路線における所要時間の短縮が新たな課題として浮かび上がってきている。

このような状況を背景に、今後21世紀にかけて、環太平洋地域や欧米諸国間等を短時間で結ぶ超音速輸送に対する需要増加が見込まれており、欧米諸国において活発な研究開発活動が展開されている。

高い信頼性と環境適合性ならびに経済性を備えた超音速輸送機の実現には、推進システムが重要

な役割を担っており、その成否の鍵を握っている。もちろん、超音速輸送機用推進システムには資金面、技術開発面等の多大なリスクが存在しているが、このような研究開発は、国民生活の向上に資するばかりでなく、国際的な研究開発課題に対するリスクの一端を担うという観点から国際社会の発展にも貢献するものである。

このため、通商産業省工業技術院では、平成元年度から、大型工業技術研究開発制度（大型プロジェクト）の一環として「超音速輸送機用推進システムの研究開発」をスタートさせた。

2. 研究開発の内容

本プロジェクトでは、新たな推進技術である「ラムジェット」と「高性能ターボジェット」を高度に統合し、低速からマッハ数5程度までの広範な速度域において高い信頼性と良い燃費を達成し、し

表1 研究開発の目標値

項 目	研 究 開 発 目 標
ラムジェット	<ul style="list-style-type: none">作動マッハ数範囲 2.5 ~ 5燃焼温度 1900℃レベル燃料消費率 約2 kg/hr/kgf (マッハ数5)
高性能ターボジェット	<ul style="list-style-type: none">作動マッハ数 0 ~ 3タービン入口温度 1700℃レベル燃料消費率 約1.5 kg/hr/kgf (マッハ数3)
トータルシステム	<ul style="list-style-type: none">作動マッハ数 0 ~ 5騒音 ICAO Annex 16 Chapter 3 相当排気 ICAOの規制値

(平成4年4月15日原稿受付)

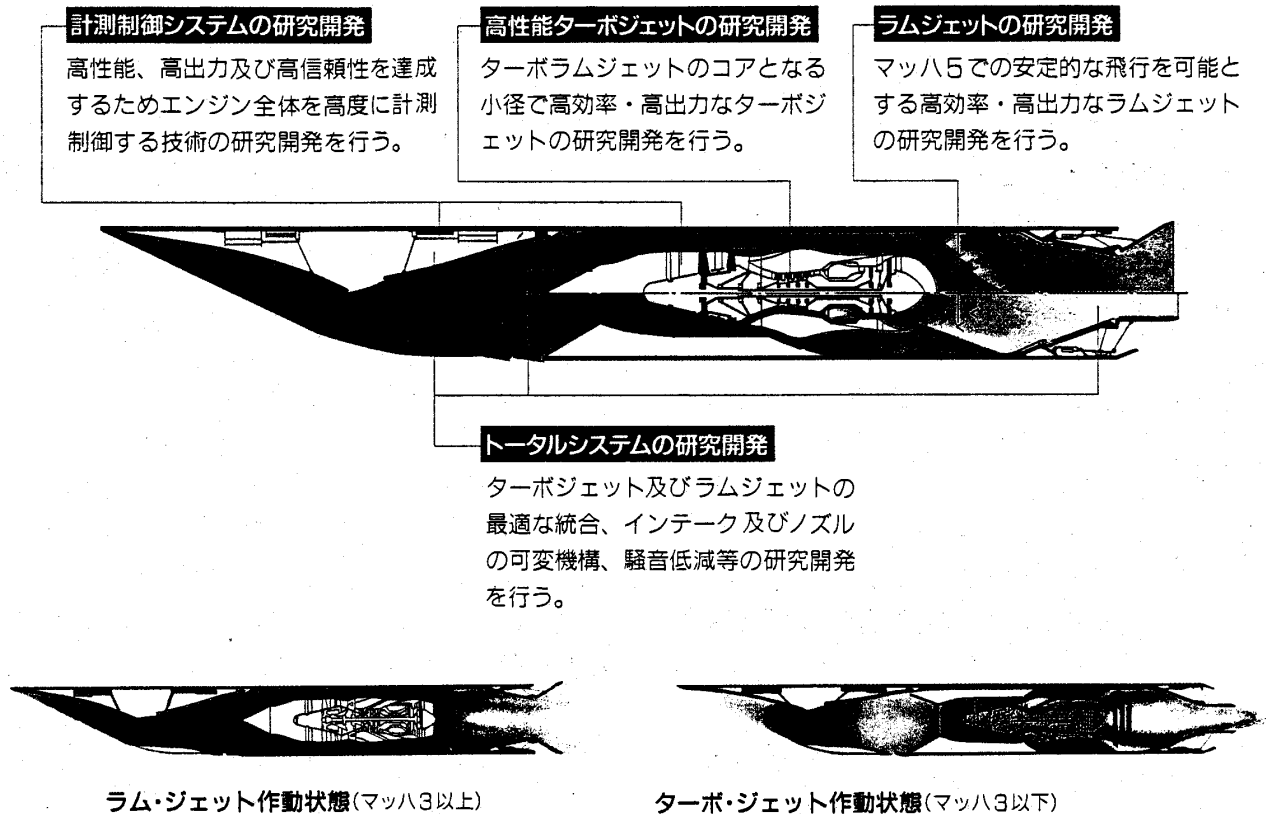


図1 コンバインドサイクルエンジンの概念図

かも環境への影響の少ないコンバインドサイクルエンジンの開発に必要な技術を確立することを目標としている。

このような目標を達成するため、次の研究開発を行っている。

(1) ラムジェットの研究開発

メタンを燃料とし、マッハ数5程度で安定した飛行を可能とする高効率、高出力なラムジェットエンジンの技術を確立するため、燃焼ガスの高温度化、高速流中での安定燃焼技術等の研究開発を進めている。

(2) 高性能ターボジェットの研究開発

マッハ数3程度まで作動可能で、排出物の少ない高性能軽量ターボジェットエンジンの技術を確立するため、ファン、圧縮機、燃焼器及びタービンの高負荷化・高効率化等を図るとともに、可変形状機構を取り入れバイパス比を変化させることのできるターボジェットエンジンの研究開発を進めている。

(3) 計測制御システムの研究開発

ラムジェットエンジンや高性能ターボジェットエンジンを超音速で安定的に作動させるためには、

多くの可変形状機構を高い信頼性のもとに制御でき、しかも圧力、温度、電磁場等が激しく変化する環境下でも正確に作動する応答性の良い計測制御技術の確立が必要である。このため、エンジン全体を高度に計測制御する高信頼性電子制御システムや電子光計測システムの研究開発を進めている。

(4) トータルシステムの研究開発

離着陸からマッハ数5程度までの速度域において、低中速飛行を担うターボジェットエンジンと高速飛行を担うラムジェットエンジンを組み合わせたコンバインドサイクルエンジン技術を確立することを目指している。コンバインドサイクルエンジンはまったく新しいシステムであるため基本概念から検討を行っているほか、インテーク・ノズル等との最適インテグレーション技術を始め、低騒音化技術等も含めたトータルシステムの研究開発を進めている。

また、これらの研究開発の成果を実証・検証するため、コンバインドサイクルエンジンのプロトタイプシステム（地上静止推力3トン以上）を試作し、総合運転によりその機能を評価することと

している。

表1に各研究開発の目標値を、また図1に現在検討しているコンバインドサイクルエンジンの概念図の一例を示す。

3. 研究開発スケジュール

研究開発スケジュールは図2に示すとおりであり、平成元年度から8年度までの8年間に、国費による研究開発費として総額約280億円を投入する予定としている。

初年度は、それぞれの項目に関する研究開発動向の調査を行い、目標エンジンの基本サイクル、各種要素の仕様等の検討を実施して、研究開発計画を立案した。平成2年度からは、ラムジェット、高性能ターボジェット、計測制御システム及びトータルシステムに関する各種要素の試作試験を行うとともに、コンバインドサイクルエンジン等のシステム設計を進めている。

平成4年度は、本プロジェクトの前半期に達成された研究開発成果を評価するため、産業技術審議会の評価分科会による中間評価が行われることとなっており、また10月には研究開発の進捗状況等を発表するための国際シンポジウムが計画されている。

4. 研究開発体制

研究開発体制を図3に示す。

本プロジェクトは、産業技術審議会超音速輸送機用推進システム分科会の意見を聞きながら通商産業省工業技術院が統括し、具体的な研究開発は、

国立試験研究機関、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)及び参加民間企業等によって推進されている。

国立試験研究機関では、科学技術庁航空宇宙技術研究所を中心として、工業技術院傘下の計量研究所、機械技術研究所及び大阪工業技術試験所が参加しており、基礎的かつ先進的な研究が進められている。

一方、民間機関では、石川島播磨重工業、川崎重工業及び三菱重工業が設立した超音速輸送機用推進システム技術研究組合、米国ユナイテッド・テクノロジー社、ゼネラル・エレクトリック社、英国ロールス・ロイス社及び仏国スネクマ社が参加しており、NEDOの委託により、各種要素技術の開発、システム設計、プロトタイプシステム試作試験等の研究開発が進められている。

これらの研究開発に当たっては、国立試験研究機関と参加民間企業の間で様々な共同研究を実施しているほか、内外参加企業の間で協議会を設けて定期協議を行うなど、相互調整を円滑に行いつつその効率化が図られている。

なお、大型プロジェクトに外国企業が本格的に参加するのは本プロジェクトが初めてのケースであり、参加した外国企業は、いずれも航空機用ジェットエンジン分野で豊富な経験と実績を有する世界のトップ企業であることから、今後の研究開発の進展に多くの関心が寄せられているところである。

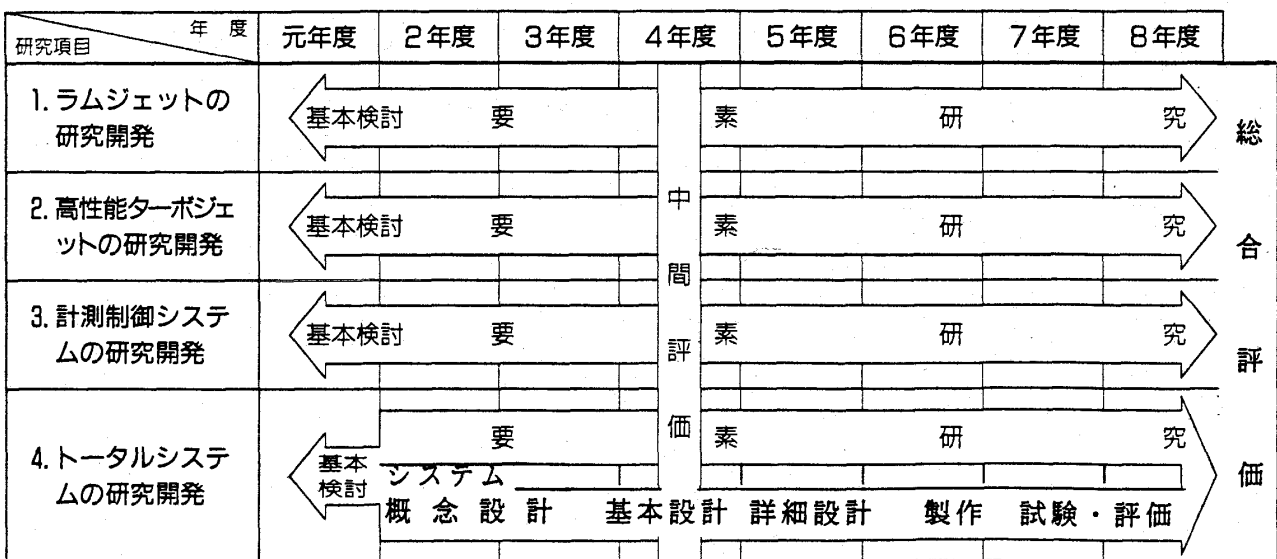


図2 研究開発スケジュール

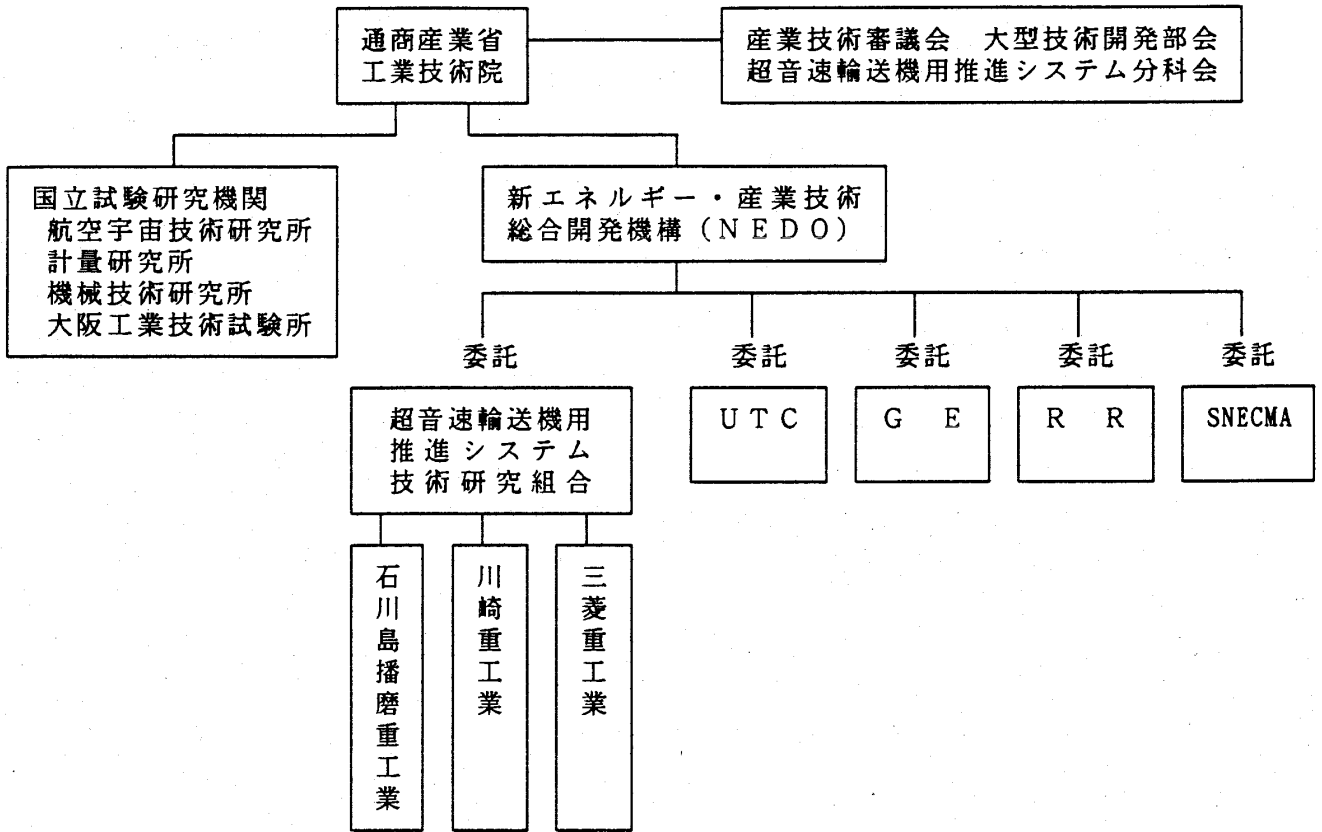


図3 研究開発の体制

2. 「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の進め方

超音速輸送機用推進システム技術研究組合 村島完治

1. 将来計画とのつながり

マッハ2クラスの超音速輸送機 (SST) コンコルドの就航から15年以上を過ぎて、人々の国際的な交流がますます重要となってきた今日、各国企業とも次世代 SST に関する市場調査・技術研究などを通してその実現性について積極的な姿勢を強めている。わが国では、日本航空宇宙工業会 (SJAC) を中心として、これらの調査・研究が進められているが、この開発動向については、その調査報告から想定すると図1の如くなり、2000年代に入ると次世代 SST の実用へと達し、更に2020年代にはより高速のマッハ5クラスの極超音速輸送機 HST の実用化への展望が想定される。

本プロジェクトは、このマッハ5クラスのHSTへの適用を目指した推進システムにその技術目標を置いて、キーとなる中核技術を取得・向上することを狙っている。そのため、幾多のエンジン形態の中からこの推進システムとして適切と

考えられるエンジン形態についてその作動特性を評価し、ターボジェット (バイパス比を可変とする低バイパスターボファン形式) とラムジェットとの2形式を持たせ、飛行速度域によってその作動エンジンを分担させる形式のコンバインドサイクルエンジンが取り上げられた (図2参照)。

2. 研究の流れ

このプロジェクトの全体計画、計画目標、全体スケジュールなどは他の執筆者によって述べられている。研究開発の進め方としては推進システムに関する要素技術とシステム技術の両方について技術研究を進め、推進システムのインテグレーションに必要な技術を取得できるようにはかっている。具体的には、図3に示す研究の流れに沿って進められる。

推進システム概念研究としては、以下の項目が対象とされている。

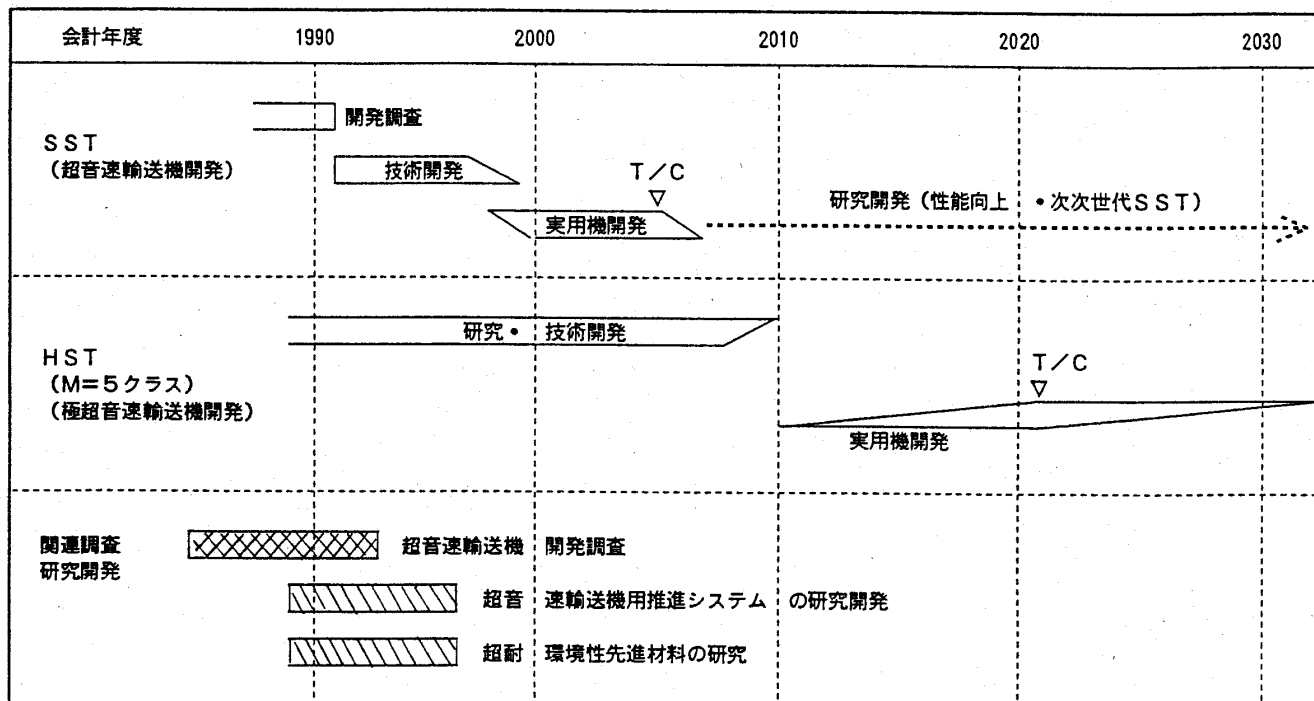


図1 SST/HSTの開発動向

(平成4年4月20日原稿受付)

すなわち、

- ・コンバインドサイクルエンジンの構成エンジンシステムの個別特性とそのインテグレーションの研究
- ・コンバインドサイクルエンジンの全体構成、構造、作動（切り換え）の制御、航空機への搭載
- ・インテーク、排気ノズルを含めた全体システムとしての構成、推進システム全体としての熱管理
- ・コンバインドサイクルエンジンの概念設計、基本仕様の設定

コンバインドサイクルエンジンのシステム技術及び要素技術の研究開発に於いては、以下のようなサブシステムに分けて研究が進められる。

すなわち、

推進システム——ラムジェットシステム、ターボジェットシステム

システム構成要素——インテーク、排気システム、統合制御システム、騒音低減システム、CFD（流体ソフトウェア）技術、材料・冷却システム、計測・データ伝送システム

更に、ターボジェットシステムは

ファン、圧縮機、燃焼器、高圧および低圧タービン

に分けて要素研究を進める。

以上述べたそれぞれの要素、システム研究項目毎にプロジェクト基本計画、達成すべき目標値との関連を明確にして、研究計画が立てられ、推進され、また成果が評価される。これらの研究は、参加各社並びに国立研究機関が、細部にわたって分担して実施している。

3. 想定航空機のコンセプトおよびエンジン 研究目標の設定

(1) 極超音速輸送機機体のコンセプト

エンジンの基本計画策定に当り、対象とする航空機のコンセプトの把握が必要であった。日本航空宇宙工業会において超音速輸送機開発動向調査の委員会が数年前より活動しており、そこでの巡航マッハ5クラスのHST航空機のスタディの結果を利用させてもらうこととした。想定したHST航空機の要目を表1に示す。この航空機は、乗客300人を乗せて、日本—米国東海岸あるいは欧州までをマッハ5クラスで飛行することをねらっており、既存の代表的な国際空港を現行の亜音速

表1 SJACスタディによる
HSTコンセプトの例

乗客数	300
巡航速度 (km/h)	5,430
(マッハ数)	5
航続距離 (km)	12,000
機体全長 (m)	134
翼幅 (m)	46
翼面積 (m ²)	1,690
最大離陸重量 (kg)	440,000
離陸時エンジン推力 (kN)	270×4

大型機に適用されている環境規制の下で、離着陸運用されることを前提としてスタディされている。このスタディでは、将来達成すべき先進材料、機体及びエンジンの性能面での課題を含んで研究がなされていたが、この達成目標課題の一部も配慮して本プロジェクトのエンジン計画に取り込んだ。

(2) 目標エンジン

本エンジンは前述の航空機に4基装着し、離着陸から超音速巡航を、前述の特性と環境適用性を持つものとして計画された。しかし運用マッハ数からみて、エンジンの燃料は現用のジェット燃料でなく液化メタン燃料を使用することとしている。

更に、9万フィートレベルの高空を巡航するため、高層大気中のオゾン層への影響を少なくする必要があり、高空巡航時の窒素酸化物の排出を大幅に減らすことが、離着陸時の騒音レベル低減と共に研究目標に組み入れられている。

この研究対象のエンジンは、離陸時・上昇時には要求推力をアフタバーナなどの補助なしに達成し、また離着陸時の騒音レベルを規制値内に納めるため、バイパス比をある程度高めたターボファン形式とし、併せてマッハ3までの巡航時には効率を上げるためバイパス比がある程度小さくなるよう、バイパス比可変の機構を持った可変サイクルターボファン形式を採用している。

またマッハ3以上では、ラム圧縮によるエンジン入口圧力上昇のため、もはや圧縮機が不要となり、ターボ系エンジンよりはラムジェット形式が適当となるのでラムジェット系エンジンを採用し、マッハ2.5以上でターボ系からラム系に切り替えるエンジン操作を行うこととしている。このターボ系とラム系を組み合わせ合わせたコンバインドサイク

ルエンジン形式として、空気取入れ口（インターク）および排気ノズルを原則として共通とする構成とし、エンジン作動状態と飛行速度に応じてこのインタークとノズルの通路面積・形状を変化させてエンジンが安定に且つ最大の性能を発揮できるよう、全体システムを構成、制御することをねらっている。プロジェクトの中で、この目標エンジンについては要素・サブシステムの研究まで行うものとし、実物エンジンの試作試験は行わない。

(3) 試作エンジン

このプロジェクトの中では、出力が目標のエンジンの10分の1程度のサブスケールエンジンを試作して、その特性を研究することとしている。平行して進められている各要素およびサブシステムの研究成果を逐次取り込んで、エンジンが設計・製作される。エンジンの特性試験は、まずターボ系の地上運転を行ってその基本特性を把握し、次いでこれを高空で超音速飛行している状況にシミュレートするため、エンジン高性能試験設備を用いてその高空性能を把握し、更にエンジンから発生する騒音レベルを評価するため、屋外の試験場で騒音計測を行い、離着陸時の騒音レベルを解析・予測する。

次に、並行して進めているラムジェットシステムの研究成果を基にターボ系とラム系を組み合わせたコンバインドサイクルエンジン形態としてエンジンを組立て、地上および高空性能の試験評価を行うこととしている。

4. 共同研究体制

国内3社の石川島播磨重工業(株)、川崎重工業(株)、三菱重工業(株)は、「超音速輸送機用推進システム技術研究組合」を設立して、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)との間で研究の契約を行い、各社は研究を分担して進めている。研究は各社での実施を主体としているが、全体の研究対象が推進システムとして統合された形態であるため、各社の研究の横のつながりが極めて重要である。そのため、研究組合の中に技術分科会および、その下部組織としてのシステム、要素、環境、材料など各種のワーキンググループを設け、週1回程度の会合を持ちながら進めている。この会合には、国側としての技術面の指導の立場で、航空宇宙技術研究所など国研の研究者がオブザーバとして随

時参加している。

大型プロジェクト制度としては初めて海外からユナイテッドテクノロジー社(UTC, 米国)、ジェネラルエレクトリック社(GE, 米国)、ロールス・ロイス社(RR, 英国)、スネクマ社(SNECMA, 仏国)といった世界の大手エンジンメーカー4社が参加した。研究の実施に当たっては、研究組合傘下の国内3社と海外企業との間の技術情報に関する連絡を密にする必要があるが、情報交換に関し、各社の持つノウハウなどの取扱いを明確にするため、工業所有権の取扱いや情報交換などに関する協定が締結された。

これらの各社との研究進捗上の連絡も必要のため、研究受託者としての国内国外7社に当研究組合を加えた8社で「協議会」を組織し、定例的な会合を持ってプロジェクトの円滑な進捗を図っている。このなかで、技術的なインターフェースに関しては、協議会の下部機構として、「技術部会」を設立して運営している。1991年2月にこの設立に関する協定に合意し、以後逐次これらの会合が国内国外で開かれており、国側のオブザーバも加わって活発な意見・情報の交換が行われている。

5. おわりに

先に述べた如くこのプロジェクトの大きな特徴は、国家プロジェクトでは数少ない事例として世界のトップ企業4社が対等の立場で参加し、国内3社の研究組合および国立研究機関と並んで研究を分担していることである。また、研究対象がコンバインドサイクルエンジンという単一の目標であるため、各社の計画あるいは研究成果がお互いに関連を有しており、研究のデータ交換やプログラム進捗の整合をいかに密接にはかるかが極めて重要である。工業技術院・NEDOを中心にプログラムコントロールが行われているが、受託企業間の密接な連絡もまた極めて重要であり、研究組合を事務局として企業間並びに国立研究機関を含めた国側機関との連絡を密にとって、国側の指導の下、このプロジェクトの成功に至るよう努力が続けられる。

なお既に述べられているが、国内3社で構成される本研究組合は、この研究開発をNEDOからの受託契約により実施していることを付記します。

3. ラムジェットの研究開発の現状

川崎重工業(株) 多々良 篤 輔

1. はじめに

ラムジェットエンジンはインテークで流入空気を減速させることによって圧力を上昇させ、燃焼によって温度を上げた燃焼ガスをノズルで加速、噴出させることによって推力を得るものであり、ターボ系のジェットエンジンとは異なり圧縮機、タービン等の回転部分を持たず、特に高速飛行時に有利なエンジンである。超音速輸送機用推進システムにおいては低速域を担当するターボジェットエンジンと組み合わせて使用され、マッハ3から5の範囲ではラムジェットエンジンだけが作動することとなる。本システムでは高い飛行マッハ数における空力加熱に対応するため従来のジェット燃料に変えてより安定で冷却能力の高いメタン燃料の使用が想定されており、飛行マッハ数5に及ぶ高速域を含む広い作動範囲で高効率、低公害を実現するためには従来のジェットエンジン技術からの大きな飛躍が要求されている。本プロジェクトではこのラムジェットの研究を民間企業としては、川崎重工業のほか、石川島播磨重工業、三菱重工業、および米国ユナイテッドテクノロジー、仏国スネクマも参加して進めている。ここではこの研究開発の現状を紹介する。

2. 研究開発目標および日程

本プロジェクトにおけるラムジェットの研究開発目標を表1に示す。飛行マッハ数2.5から5の範囲で作動する超音速輸送機用ラムジェットの研究開発は世界的にも最先端のプロジェクトであり、この目標を達成すべくラム燃焼について要素研究を進めるとともに、インテーク、燃焼器、ノズル等を組み合わせたラムジェットエンジンとしてのシステム研究も合わせて実施している。表2に、本プロジェクトにおけるラムジェットに関する研究開発の全日程を示す。

表1 研究開発目標

項目	研究開発目標
作動マッハ数 燃焼温度 燃焼消費率 (マッハ数5)	2.5~5 1900°Cレベル 約2kg/hr/kgf

3. ラム燃焼の研究開発

広いマッハ数範囲で使用されるこのラム燃焼器の主な技術課題を表3に示す。低飛行マッハ数条件では燃焼器入口空気流速が速く、温度も低いため燃焼性能の確保が難しい。一方高マッハ数条件では燃焼器入口空気温度が1000°C程度にも達し、また流速も遅くなるため、燃焼器の耐久性の確保とともにNOx低減が重要な技術課題となる。以下にこれらの技術課題を解決するために実施している要素研究の現状を述べる。

3.1 低公害化の研究

超音速輸送機の実現のためには成層圏におけるオゾン層の破壊を防ぐために特に高空巡航時のNOx排出を低くおさえる必要がある。したがって本システムにおいては、マッハ5巡航時のNOx低減が最も重要な課題の1つである。低公害化の研究においては現在までに各種NOx低減法の評価を実施し、マッハ5でのNOx低減手法として予混合希薄燃焼方式を選定した。さらにその場合、燃焼器入口温度、圧力、当量比、滞留時間などがNOx発生におよぼす影響を一次元反応モデルを用いてパラメトリックに検討した。また燃焼制御の研究で実施する実験室規模の燃焼試験用モデルに低NOx燃焼器の概念を提案するとともに、三次元の流れおよび燃焼の解析計算を実施した。今後は計算による予測と実験結果をつき合わせて計算モデルの改良をくり返すことにより、低NOx燃焼器の研究を進めていく計画である。

(平成4年4月22日原稿受付)

表2 ラムジェット研究開発の日程

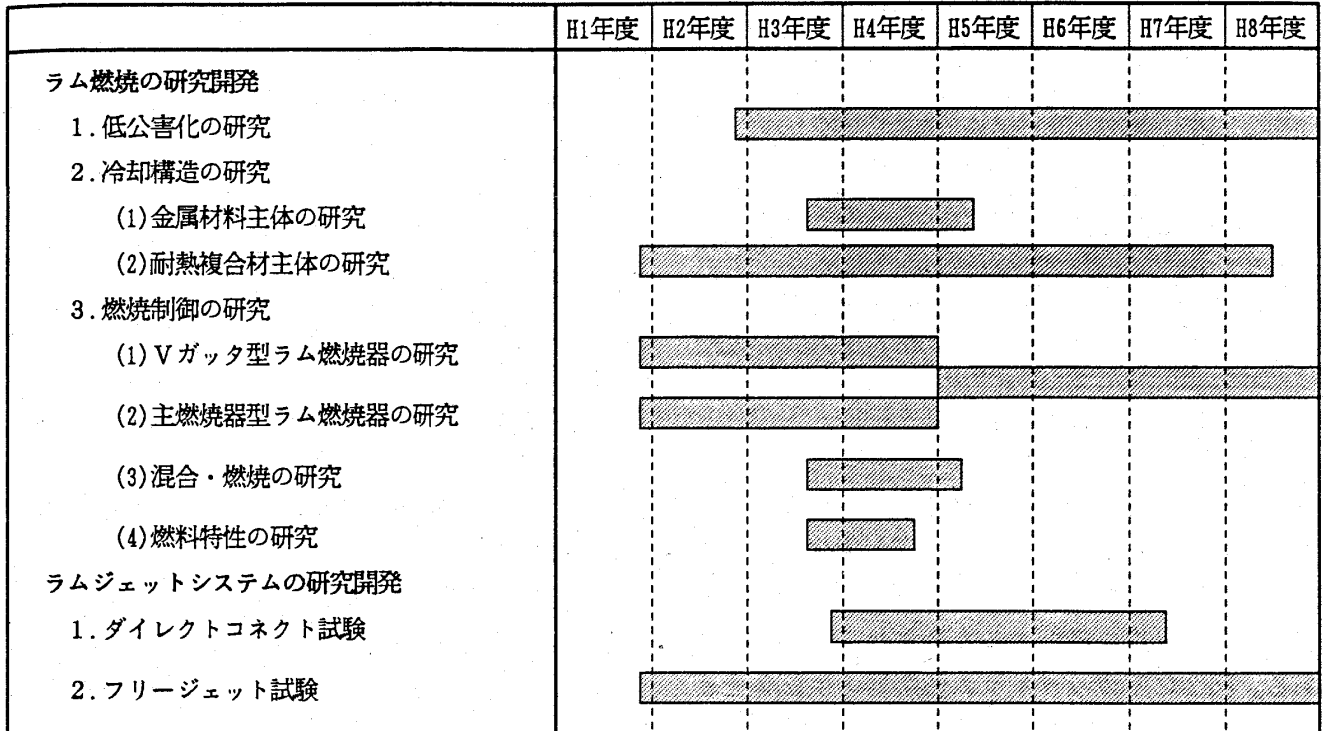


表3 ラム燃焼器の技術課題

項目	技術課題	作動条件
1. 着火・保炎	着火・吹消性能向上 自己着火・逆火防止	低飛行マッハ数（低入口温度、高流速） 高飛行マッハ数（高入口温度、低流速）
2. 安定燃焼	広い安定燃焼範囲	全作動領域
3. 燃焼効率	燃焼効率向上	低飛行マッハ数（低入口温度、高流速）
4. 圧力損失	圧力損失低減	低飛行マッハ数（高流速）
5. 冷却構造	燃焼器ライナ、保炎器等の焼損防止	高飛行マッハ数（高入口・出口温度、低流速）
6. エミッション	窒素酸化物（NOx）の排出低減 未燃炭化水素（CH ₄ ）の排出低減	高飛行マッハ数（高入口・出口温度、低流速） 低飛行マッハ数（低入口温度、高流速）

3.2 冷却構造の研究

超音速輸送機用推進システムのラム燃焼器は、飛行マッハ数5の条件では入口空気温度が1000°Cレベル、燃焼ガス温度が1900°Cレベルと非常に高温状態で作動する。そのために燃焼器各部は従来のジェットエンジンとは桁違いの高温環境に曝されることとなり、各部材の温度を材料の耐熱温度以下に保つための冷却構造の研究開発が重要となる。本プロジェクトでは、試作コンバインドサイクルエンジンへの適用をめざした金属材料を主体とした冷却構造の研究と同時に、将来のエンジンへの適用をめざした耐熱複合材料の適用化研究を

実施している。現在までに適用冷却構造、材料等についての概念検討、適用性検討、冷却基礎試験等を実施してきた。図1に耐熱複合材料(C/SiC)で試作した冷却パネルを示す。今後さらに冷却パネル試験等によって試作エンジンのラム燃焼器冷却構造設計に必要なデータベースを構築すると共に、複合材料についても研究を進め、実験室規模のラム燃焼器に適用する。

3.3 燃焼制御の研究

(1) Vガッタ型ラム燃焼器の研究

ラム燃焼器の形式として第1に考えられるのは、従来からラム燃焼器やアフタバーナに使われてい

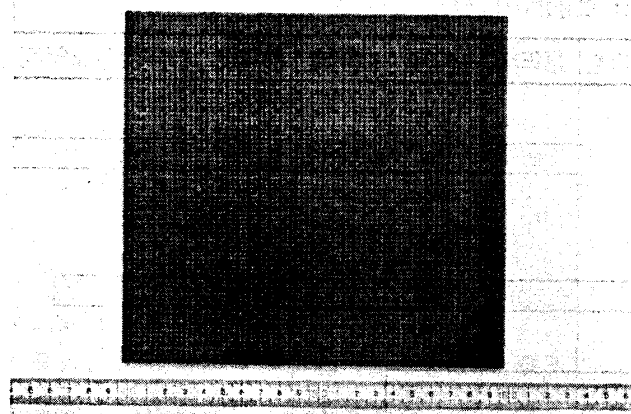


図1 複合材料冷却パネル

る断面形状がV型の保炎器を使ういわゆるVガッタ型燃焼器である。この形式は圧力損失が少なく、高温耐久性の面で有利である反面、広い作動範囲で高い燃焼効率を確保するためには工夫が必要である。図2にVガッタ型ラム燃焼器の供試体を組み込んだ試験部を示す。これまでは第1段階として飛行マッハ数3に相当する条件（入口空気温度約330°C）での燃焼効率向上を中心に試験を実施してきた。図3に試験で得られた当量比と燃焼効率の関係を示す。一次試作燃焼器モデルではマッハ3での設計条件に相当する当量比0.3における燃焼効率は70%程度であったが、燃料噴射方法等を変更した改良型燃焼器モデルでは92%以上の燃焼効率が得られており、今後の改良によって更に燃焼効率を向上させ得る見通しが得られた。圧力損

失についても要求値（非燃焼時8%）を満足している。一方このときのNOx排出指数を図4に示す。低飛行マッハ数では空気温度、燃焼温度がともに低くかつ流速が速いため、NOxの排出も少なくNOx排出指数は1 g/kg fuel程度と従来のターボジェットよりかなり低い値となっている。今後はさらに燃焼効率向上のための改良を行うと共に高飛行マッハ数（マッハ5）に相当する高温条件での試験を実施して、高温時の安定性、NOx排出特性等についての研究を行う。さらに次項の主燃焼器型ラム燃焼器の研究成果も合わせ考慮することにより新たな改良型燃焼器を開発し、広い範囲で安定に作動し、かつ環境への影響の少ない低NOxラム燃焼技術の確立をはかる。

(2) 主燃焼器型ラム燃焼器の研究

ラム燃焼器形式の第2の候補としてガスタービンの燃焼器と同種の形式（主燃焼器型）が考えられる。この形式は燃焼領域の空燃比、フローパターンをライナの空気孔他により制御し、ライナ内で大部分の燃焼を完了させるものであり、高燃焼効率の実現は比較的容易であるが、圧力損失の低減、耐久性の確保の点では不利と考えられる。そこで、この主燃焼器型を生かすためには、従来のアフタバーナ等に見られるように周方向と半径方向にガッタ型フレームホルダを配し、周方向の一部のフレームホルダを主燃焼器型に置き換える形態が考えられる。すなわち、マッハ3のときには、主

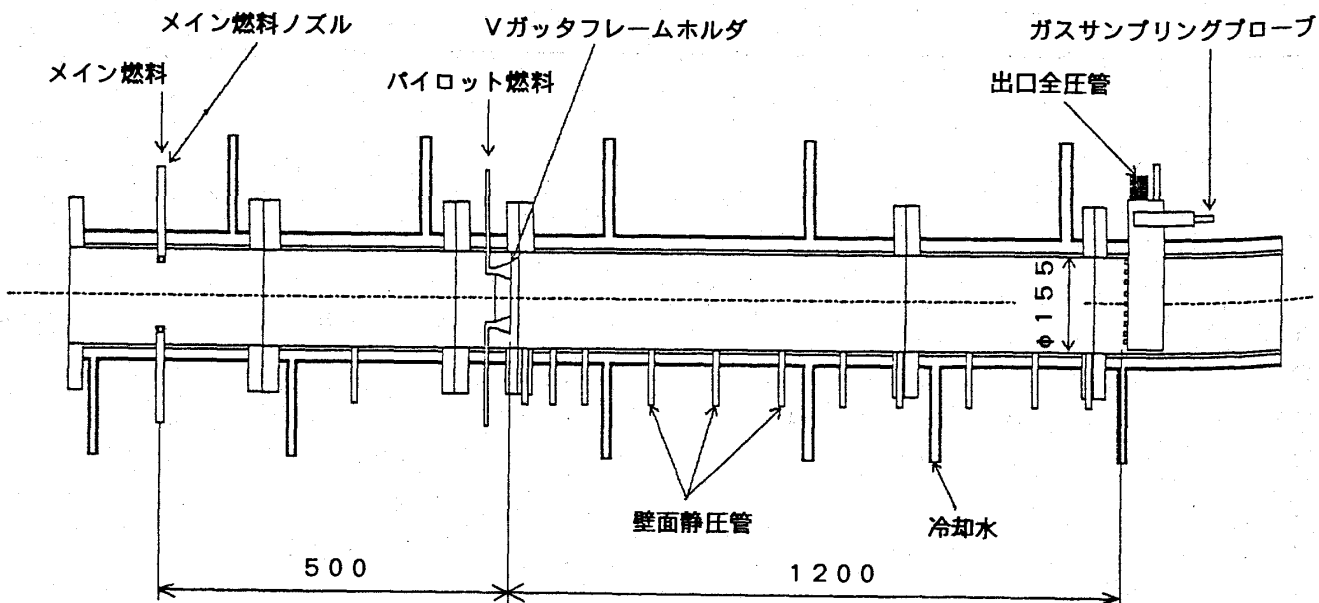


図2 Vガッタ型ラム燃焼器試験部

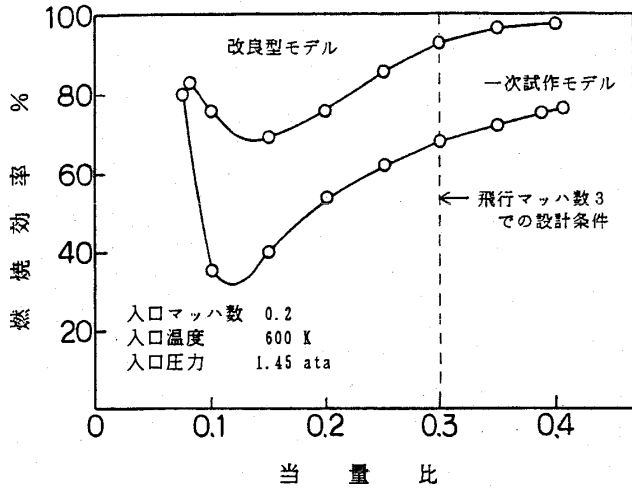


図3 Vガッタ型ラム燃焼器の燃焼効率

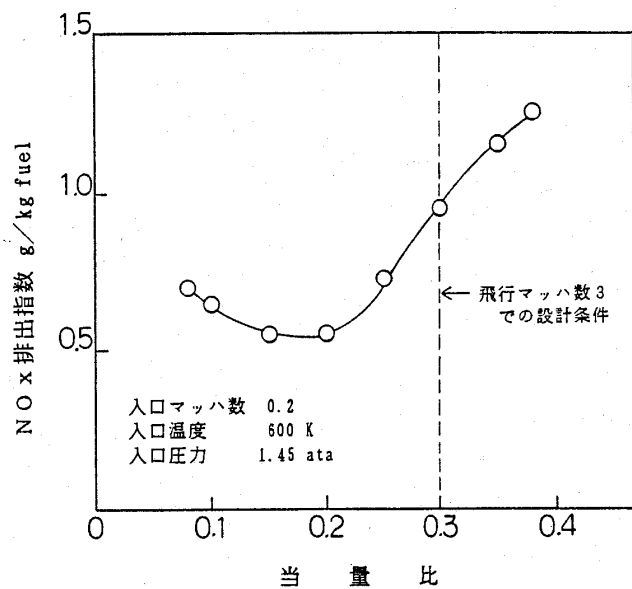


図4 Vガッタ型ラム燃焼器のNOx 排出特性

燃焼器型フレームホルダ内のみへ燃料を供給して燃焼効率を確保し、マッハ5のときには半径方向ガッタ上流部の燃料噴射器から燃料を噴射し、希薄予混合燃焼で低NOx化を図るものである。これまでは、まずマッハ3付近の高燃焼効率、広範囲安定燃焼を確保する目的で主燃焼器型フレームホルダの研究を進めてきた。平成2、3年度に使用したダクト内に缶型の主燃焼器を配置した試験装置を図5に示す。試験結果の中でポイントとなる燃焼効率の結果を図6に示す。全体当量比 ϕ を0.1~0.3の範囲で変化させると、 $\phi=0.2$ でピークとなり、この点では98%程度の燃焼効率が得られている。また本燃焼方式では当量比の変化に対し

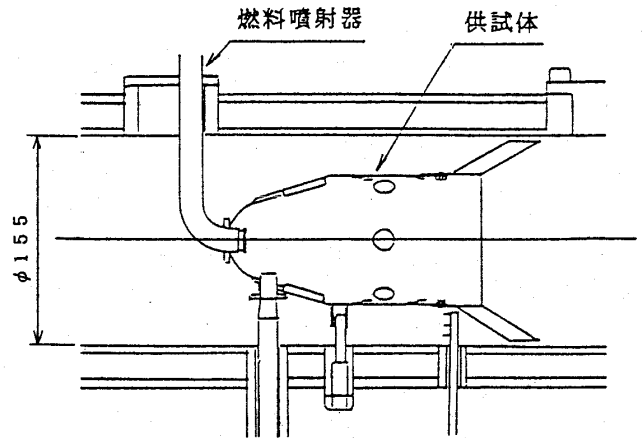


図5 主燃焼器型試験装置

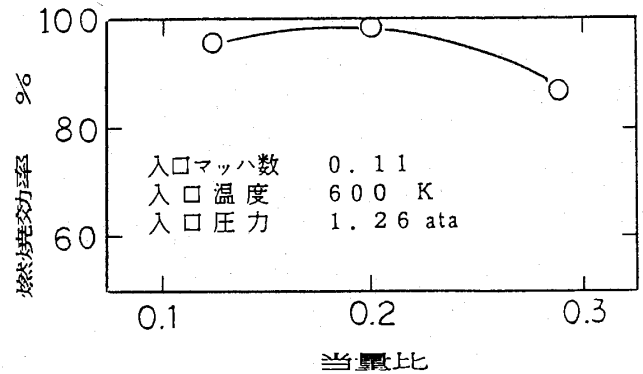


図6 主燃焼器型ラム燃焼器の燃焼効率

て燃焼効率が大きな影響を受けていないのが特徴である。今後実用化の上では入口条件と着火安定燃焼範囲、燃焼効率との関連、低NOx化、耐久性確保等についての研究を行う必要がある。

(3) 混合・燃焼の研究

実用規模のラムジェットエンジンの燃焼器を設計するためには実験室規模の試験結果に基づいて実機を設計するための設計手法を確立することが必要である。本研究は燃料噴射及び混合と燃焼過程のデータベースを作成し、これを設計手法に反映しようとするものである。現在までに混合及び燃焼試験に用いる供試体を製作し、流れと混合に関する基礎的なデータを得るための水流可視化試験を実施している。今後光学的手法による非燃焼でのメタンの噴射混合試験を行い、広い作動条件範囲における燃焼試験を実施することによってラム燃焼器設計のためのデータベースを整備する。

(4) 燃料特性の研究

飛行マッハ数5までの広い範囲で作動するラム

燃焼器の設計のためには燃料の着火特性や熱伝達率、熱安定性、コーキング特性等のデータが必要である。現在ショックチューブを使って着火遅れ時間の計測を実施しており、引き続き熱伝達や熱安定性、コーキングの評価試験を実施し、燃焼器設計の基礎データを得ると共にラムジェットエンジンに適用するメタン燃料の仕様を検討する。

4. ラムジェットシステムの研究開発

4.1 ダイレクトコネクト試験

ラム燃焼器を研究開発する上で、燃焼性能ならびに NOx の基礎研究成果を試作エンジンに反映させるため、その中間段階として試作エンジンに近いスケールでのラム燃焼器を用いた燃焼性能試験が不可欠である。この試験のためには、大規模なエンジン燃焼試験設備が必要であり、本プロジェクトでは、カリフォルニア州サンノゼ市にあるユナイテッドテクノロジの所有する大型ラムジェット燃焼試験設備を利用してこの試験を行うこととした。このラムジェット試験設備の概要を図7に示す。この設備は大型タンクに貯めた高圧空気をノズルを用いて超音速に加速した後、垂直

衝撃波を作って亜音速に減速するショックダウン方式により燃焼器入口の試験条件をつくり、その後直結された燃焼器に流入するようになっている。貯気槽内の高圧空気は途中プロパン燃焼により所要の飛行状態温度まで加熱され、さらに不足する酸素を添加して燃焼器入口空気状態をシミュレートできるようになっている。この試験設備はブローダウン方式のため1回に短時間の試験しか出来ないため、この試験用モデルは冷却構造は備えていない。この試験では数種類の燃料ノズルおよび保炎器を製作して燃焼性能ならびに NOx 排出特性を求め、その結果をコンパインドサイクルエンジンに用いるラム燃焼器の設計に反映する。

4.2 フリージェット試験

超音速輸送機用エンジンシステムにとって、エンジン本体とインテークとのマッチングをとることは、エンジンの安定作動を実現し輸送機全体の損失を低減する上で非常に重要である。これを確認するためには、インテークを含めてエンジン全体を当該飛行状態の気流中に置いて試験するのが望ましい。しかしながら現実には設備の制約から

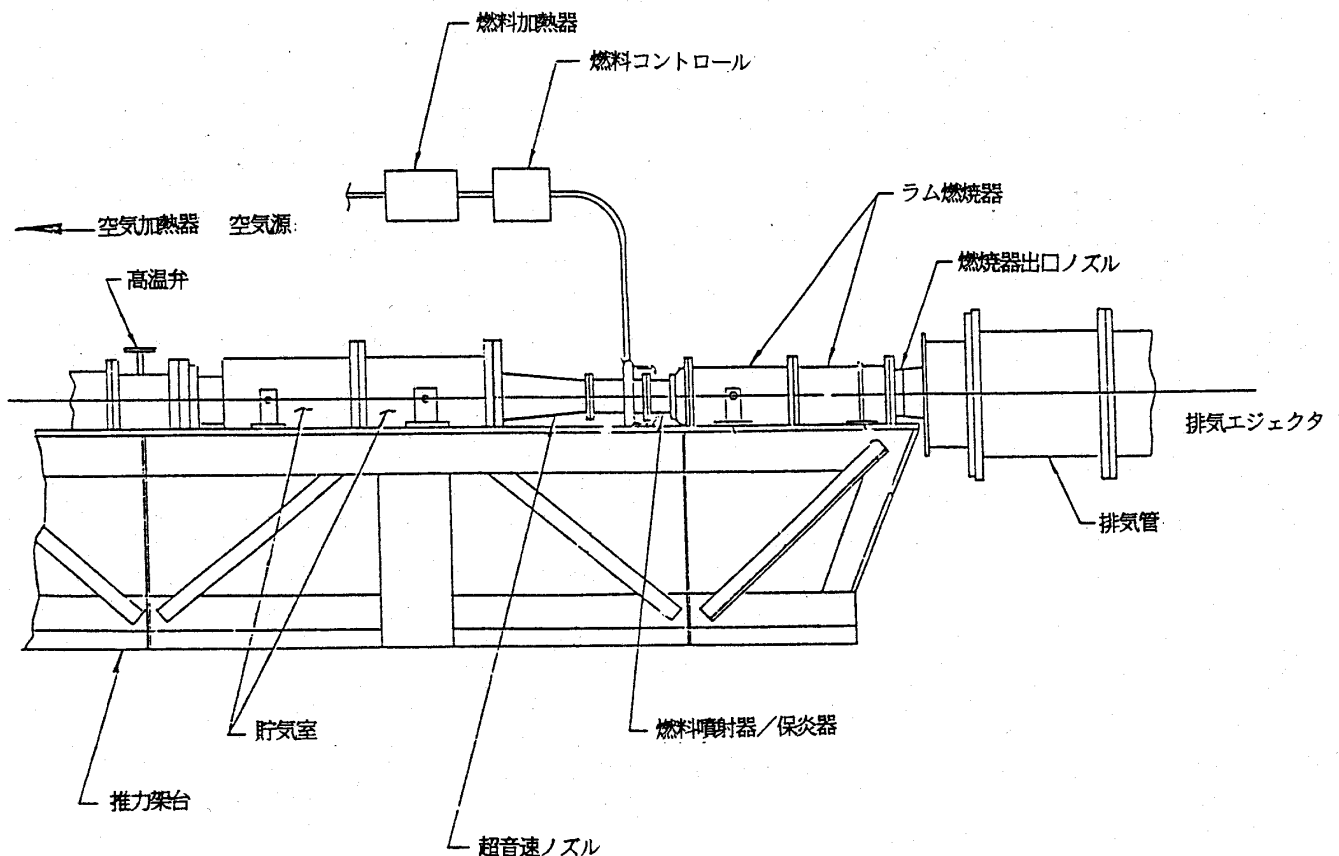


図7 ダイレクトコネクト試験概念図

試作エンジンそのものを用いてこのようなフリージェット試験をすることは不可能である。そこで本プロジェクトではラムジェット全体のスケールモデルを製作しこれを超音速気流中で作動させるフリージェット試験を実施し、インテークを含んだエンジンシステム全体の特性を把握することを計画している。

試験設備としては、航空宇宙技術研究所角田支所で現在建設が進められているラムジェット高空試験設備を利用する予定である。本設備は最大速度マッハ8までの気流中でラムジェット、スクラムジェット等の試験が可能な設備である。

このフリージェット試験用のエンジンは、設備に合わせてエンジンの最大断面積が決められるが、一方、燃焼器は十分な長さがないと燃焼反応が進

行しない。したがって、この試験用エンジンは試作エンジンの寸法的に相似な縮小モデルではなく、エンジンの性能が相似になるように設計する必要がある。この試験用エンジンを供試部に搭載した状況を図8に示す。

5. おわりに

マッハ5で飛行する超音速輸送機用推進システム実現の鍵を握るのは高速域を担当するラムジェットの開発である。通商産業省工業技術院、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)、国立研究機関の指導の下、海外メーカーと協調し、世界最先端の本プロジェクトを成功させるべく精力的に研究開発に取り組んで行く計画である。

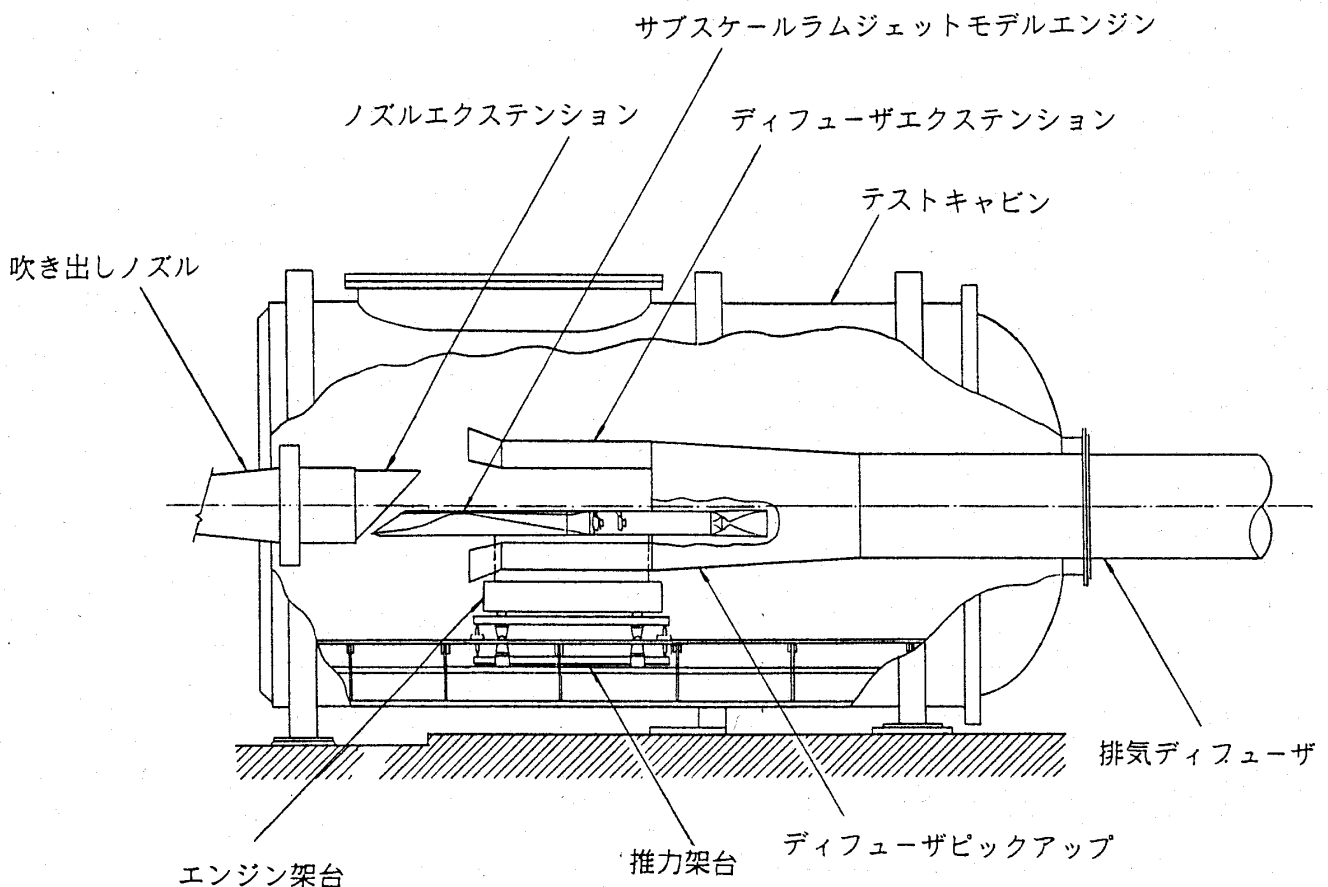


図8 ラムジェット試験設備系統図

4. 高性能ターボジェットの研究開発の現状

石川島播磨重工業(株) 玉木 貞一

1. はじめに

超音速輸送機用推進システムのターボジェットエンジン部分は離陸からマッハ3までの加速域およびマッハ3から着陸に至る減速域で作動し、巡航を含むマッハ3からマッハ5の領域では作動を停止してラムジェット推進のみになり、従来の全領域で作動するターボジェットエンジンとは異なる。このターボジェットエンジンはマッハ3の高いマッハ数まで加速力が必要なため従来に増して軽量、コンパクトで高マッハ数時の高出力が要求され、また亜音速巡航を考えると作動する全域で低燃費、低公害は必須であり、ターボジェットエンジンおよびそれを構成する各要素について飛躍的に高い技術レベルが要求されている。高性能ターボジェットエンジンの中でターボ系各要素および難度の高いシステムインタグレーション技術を必要とする高圧系ターボ総合実証試験機の研究開発に対して、石川島播磨重工業 (IHI)、川崎重工業 (KHI)、三菱重工業 (MHI)、ジェネラルエレクトリック (GE)、ロールスロイス (RR) および国立研究機関が参加して進められている。こ

こでは国内、国外各社の担当している研究開発の概要および現状について述べる。

2. 研究開発の目標および日程

2.1 目標

表1に目標エンジンの中でターボジェットエンジンの目標値を示す。この目標値を達成すべく各要素に細部目標を展開、設定して研究開発を進めており、当面は試作エンジンの目標値を達成、次に目標エンジンの値を達成する技術を取得していく計画である。

2.2 日程

研究開発日程を表2に示す。各要素の研究開発は全体のプロジェクトと技術、日程の両面で整合をとりながら進められており、まず圧縮機、燃焼

表1 目標値

作動マッハ数	0 ~ 3
タービン入口温度	1700℃ レベル
燃料消費率 (マッハ数3)	約1.5 kg/hr/kgf

表2 研究開発の日程

		H 1	H 2	H 3	H 4	H 5	H 6	H 7	H 8
高性能ターボジェット	要素研究	計画▽	試作, 試験, 改良					▽評価	
	高圧系ターボ総合実証試験機	計画▽	設計▽	製作▽	機能試験, 高温特性試験				
2軸ターボジェットエンジン		計画▽	設計▽	製作▽	▽試験				

(平成4年4月15日原稿受付)

器、高圧タービンの高圧系要素については平成3～平成4年度(以下H3～H4とする)にかけて高圧系ターボ総合実証試験機に反映し、またファン、低圧タービンの低圧系要素および高圧系ターボ総合実証試験機についてはH5～H6年度にかけて2軸系ターボジェットエンジンに反映してさらにラム系を含む実証エンジンへ発展させていく計画である。なお、各要素の研究開発は途中段階でエンジンへ成果を反映するが、高い目標を達成するため反映後もエンジンと並行して研究開発を進める。

3. 要素開発の目標と現状

2軸系ターボジェットエンジンを構成するファン、圧縮機、燃焼器、高圧タービン、低圧タービンの各要素の目標および現状について述べる。

3.1 ファン

性能諸元は2段で圧力比2.6、ポリトロピック効率91%の高負荷、高効率が特徴であり、効率レベルについては図1に示すように従来の達成レベルよりさらに高い値を設定している。高負荷を達成するために動翼外周端での入口相対マッハ数は1.5に達しており、高負荷下で高効率を達成するためには衝撃波損失の少ない翼列開発が大きな技術課題である。このため研究は粘性数値解析により設定した衝撃波損失の少ないプリコンプレッション翼型の評価を風洞による翼列試験から着手した。この風洞翼列試験結果を数値解析と併わせH3年度には初段ファンの試作に反映した。図2に示す初段ファンは試験に進み、今後2段ファン要素の試作・試験に進んでH4,5年度にかけて試作エンジン用ファンを達成するとともに目標エンジン用ファンに向けて技術の確立を行っていく。

一方、目標エンジンでは航空エンジンの性格から前面面積低減のため、単位面積当りの高流量化の要請があり、図3に示すように入口相対マッハ数の大きい外周付近で後退角を持たせた動翼の回転試験による研究も進められており、従来の翼列と比較して効率の低下をほとんどきたすことなく高流量化が達成されている。今後さらに後退角増大などの改良を進め、高流量、高効率化を達成していく。

3.2 圧縮機

性能諸元は5段で圧力比4.85、ポリトロピック

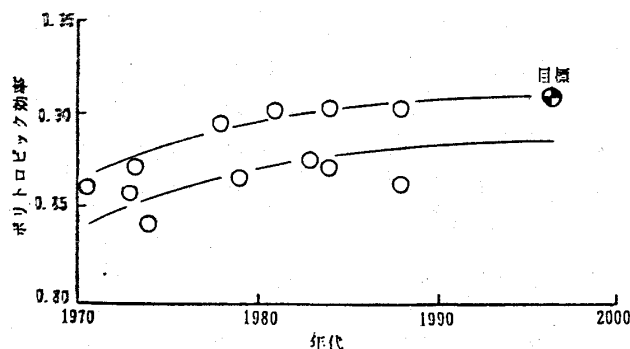


図1 ファン目標効率

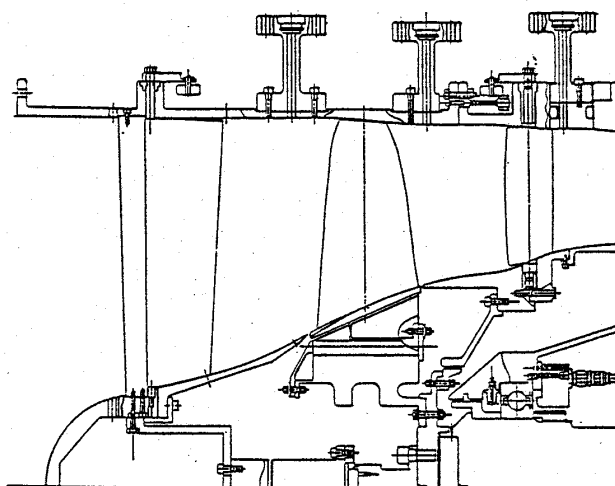


図2 初段ファン供試体

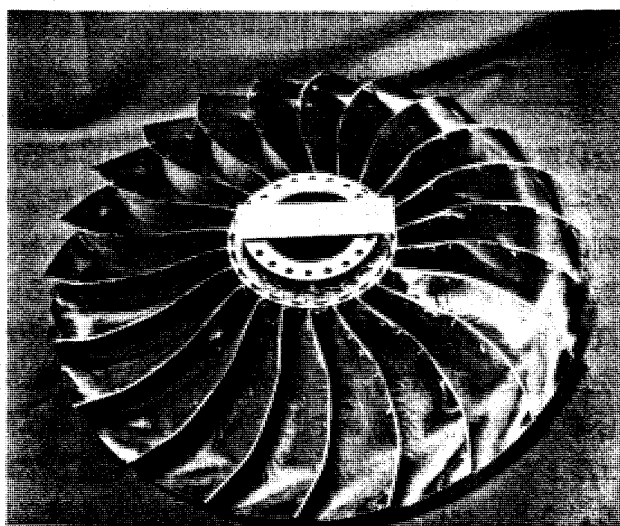


図3 後退角付動翼列

効率91%を目標としており、特徴としてはファンの後流にあって入口温度が高くて修正周速が制約されるため空力負荷が高く、さらに高効率広作域が要求されている。効率レベルは図4に示すように従来の達成レベルよりさらに1～2%高い値を目標としている。このため高負荷下で損失の少

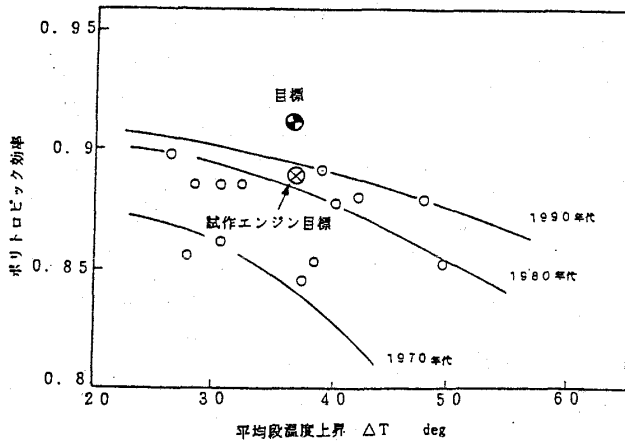


図4 圧縮機目標効率

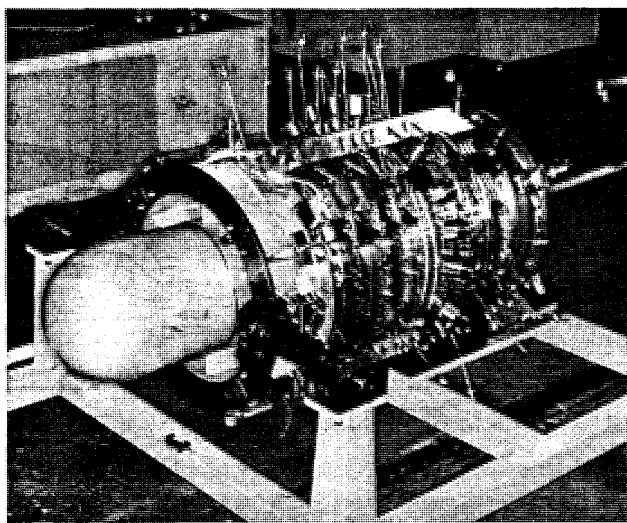


図5 5段圧縮機供試体

ない翼列の開発また多段形態で3段出口から低圧タービン冷却用に連続抽気を行なうため良好な翼列のマッチングを確保することが技術課題であり、数値解析技術を駆使して研究が進められている。既に前側2段の部分段形態の試験を実施し、それを反映して図5に示す5段形態の試作を終了している。現在試験を進めており、H4年度には試作エンジンへ反映するデータを取得する見通しであり、さらに目標エンジン用圧縮機の技術を確立していく計画である。

また将来段数低減、軽量化の点から現状よりさらに周速を高めて高負荷化する要請があり、単段形態で研究が進められているが、その供試体を図6に示す。この研究を通じて数値解析技術適用に対する高精度評価を行って高負荷、高効率が両立する技術を得ていく見通しであり、H4年度には試験結果が得られる計画である。

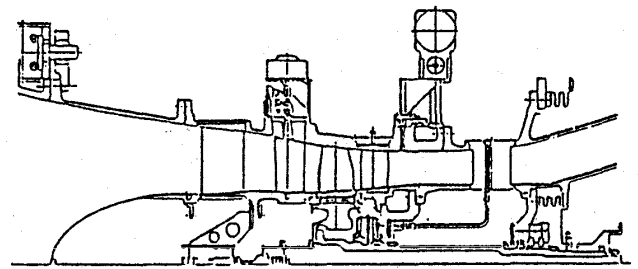


図6 単段圧縮機供試体

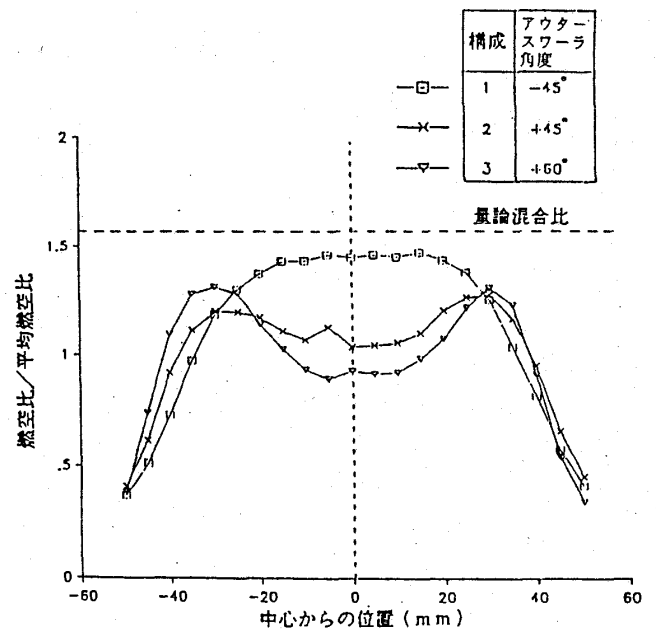


図7 プライマリ領域燃空比分布結果

3.3 燃焼器

燃焼器については最近注目を集めている地球環境問題への対応、および低燃費化への要請から高温化への対応が主要課題である。目標は、NOxについては現用技術による排出量を1/10に大幅に低減、燃焼器出口温度は1700°Cへ飛躍的に上昇させることを掲げている。低NOx化への対応は予混合法の研究を主体に進められており、一方は予混合希薄燃焼法、他方はスワール予混合型燃焼法であり、後者の成果例を図7に示す。これによりスワール角度の燃空比分布に対する影響のデータを取得して分布均一化への指針を得た。今後両者の研究を通じて予混合システムを確立し低NOx化目標達成へ対応していく計画である。また高温化への対応としては、冷却方式としてトランスピレーション方式とコンベクションフィルム方式について検討し、コンベクションフィルム方式を燃焼器適用の方式として採用した。その冷却性能に

ついてパネル試験を実施し、図8に示すように高い冷却効率が得られて当面の目標である1600°Cへ対応できる見通しである。またこの方式を適用した図9に示すセクタ燃焼器で出口温度分布改良を進めており試作エンジンへ反映するとともに最終目標を達成していく計画である。

3.4 高圧タービン

目標としてはタービン入口温度1700°Cレベル、断熱効率90%であり、現在実用化している航空エンジンのタービン入口温度が1400°Cレベルであることを考慮すると飛躍的に高い目標であり、空力性能、高温を達成するため研究は冷却、空力、材

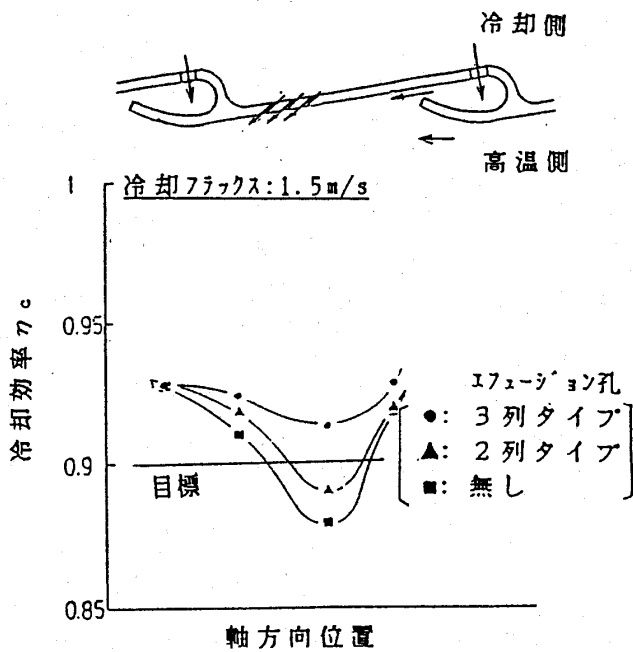


図8 冷却性能結果 (パネル試験)

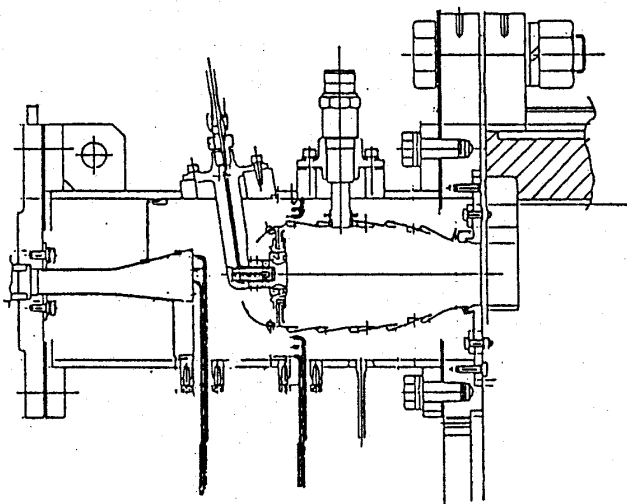


図9 セクタ燃焼器試験装置

料適用等の広範に並行して進められている。空力面では数値解析技術を駆使した低損失の翼列設計を行い、図10に示す回転試験機による性能評価を開始しており、成果を試作エンジンへ反映する一方、高温化に対しては限られた冷却空気量で目標を達成する必要からフィルムクーリングや乱流促進体を駆使した複雑な冷却構造はもとより、遮熱コーティングの適用を含めて飛躍的な冷却性能の向上が必要である。既にモデル試験によって図11に示すように1600°Cを実現できる冷却効率が得られており、さらに発展させていく計画である。

また、材料適用面では空力、冷却の要請による複雑な翼形状を高温での特性に優れた酸化物分散強化合金 (ODS) で静翼を実現するため空力および冷却性能とを整合させながら加工技術の研究を進めている。図12に現在実施している実翼の冷却構造を模擬した ODS 合金の拡散接合試験用供試体を示す。

3.5 低圧タービン

低圧タービンは可変サイクルエンジンを実現する必要から可変静翼機構の特徴を有し、目標はタービン入口温度が1300°Cで現有の高圧タービンの最高レベルに近く、また断熱効率は90%であり、

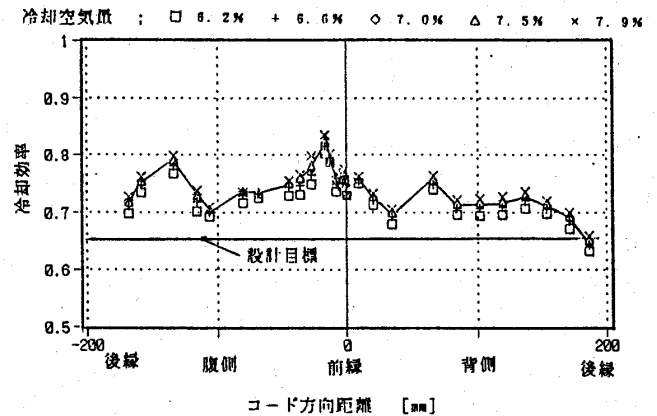


図10 高圧タービン空力回転試験機

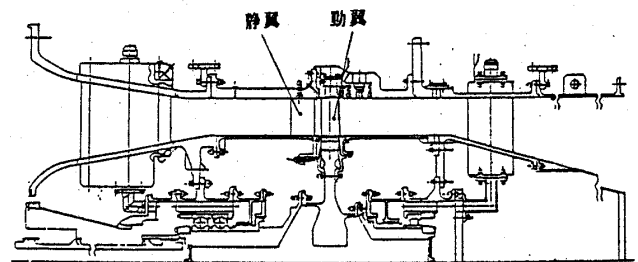


図11 高圧タービン冷却性能試験結果

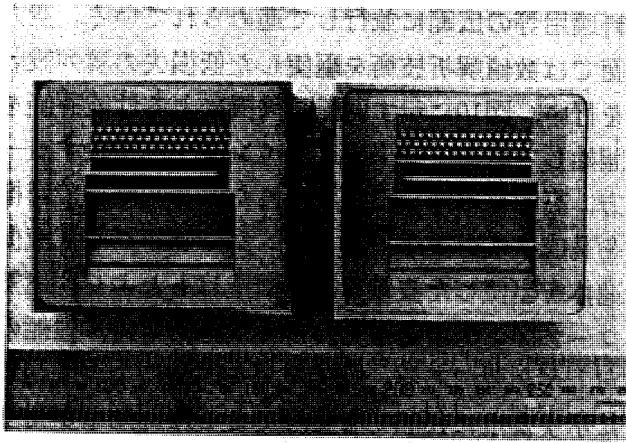


図12 ODS 合金拡散接合試験供試体

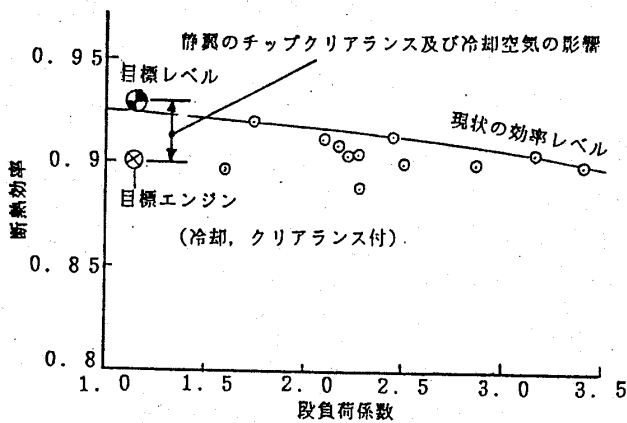


図13 低圧タービン目標効率

図13に示すように冷却および可変静翼タイプであることを考慮すると高いレベルである。空力面の研究では環状翼列試験結果を反映して図14に示す回転試験機により進められており、今後詳細空力特性試験を実施して目標効率の達成をめざす。また冷却面では熱容量の小さい後縁部をフィルム冷却する計画であり、冷却性能試験に向けて供試体を製作中である。また上記のように1300°Cの高温下で静翼可変化を実現するため、軸受部を従来の摺動式ではなく弾性変形型ピボット方式を採用することとし、この技術を確立するための研究も進められており、当面の試作エンジンへ反映するとともに目標達成の技術を確立していく。

4. 高圧系ターボ総合実証試験機

高圧系ターボ総合実証試験機は2軸ターボジェットエンジンの中でコアとなっている1軸の高圧系ターボの実証用試験機で、HTCE (High Temperature Core Engine)と称している。前述のように各要素は高い目標を設定しており、特に高

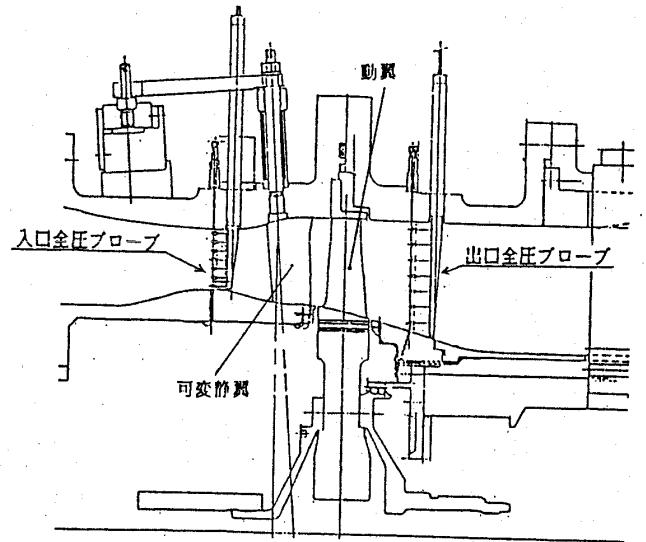


図14 低圧タービン空力回転試験機

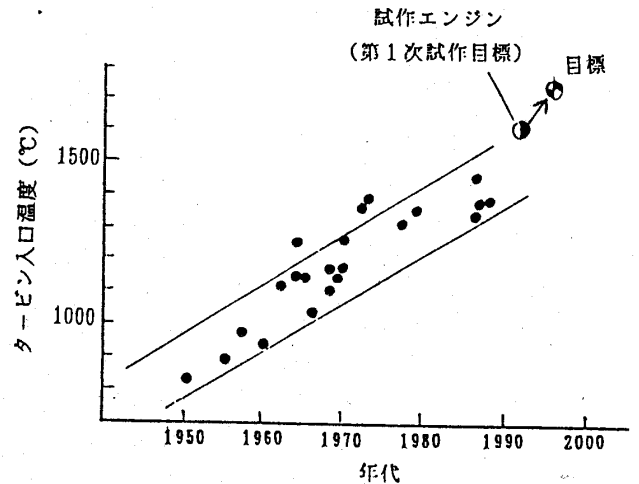


図15 高圧タービン入口温度の動向

圧タービン入口温度は図15に示すように動向に対して飛躍的に高く、また圧縮機等の他要素も飛行条件によって未経験の状態にさらされるため各要素をシステムインテグレートした時の高温部冷却、構造設計手法等の技術を実証、取得することが目的である。実証は次の3段階を踏んで進めていく計画でありその成果は順次2軸ターボジェットエンジンへ反映される。

- (1) フェイズI; 常温大気吸込み試験による機能実証確認
- (2) フェイズII; 高マッハ数時の入口空気温度をシミュレートしてタービン入口温度1600°Cおよび機能を実証
- (3) フェイズIII; 高マッハ数時の入口空気温度をシミュレートしてタービン入口温度1700°Cおよび機能を実証

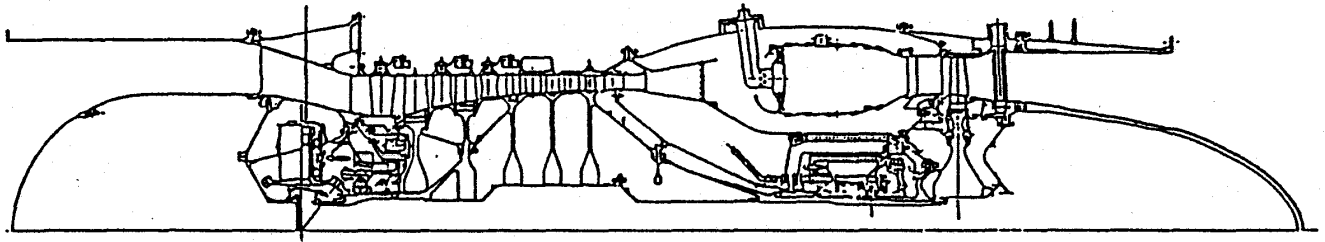


図16 高圧系ターボ総合実証試験機

現在、関連の要素研究の成果を反映して計画図が固まりつつある。一部は詳細設計に進んでおり実証試験機断面図を図16に示す。H5年度にはHTCEの試験を開始し、順次各フェイズの実証を進めていく計画である。

5. おわりに

超音速輸送機用推進システムを実現すべく官民一体となって平成元年度より高度で広範な研究を

展開、着手し、現在エンジンへ反映する成果が開始しており、いよいよこの成果を適用してエンジン試作が始まろうとしている。目標が飛躍的に高いため今後もより一層の研究開発の努力が必要であり、通商産業省工業技術院、新エネルギー産業技術総合開発機構(NEDO)、国立研究機関の指導下で精力的に取り組んでいく計画である。

入会者名簿

正会員

山本 悟(東北大)	山根 敬(航技研)	今井 利秀(日立)
菱沼 孝夫(日立)	磯部 信一(三井造船)	丸山 耕一(トヨタ)
帆足 純(東芝)	相澤 憲臣(武蔵工大)	印南 民雄(日立)
岩井 一躬(日立)	山岸 雅彦(日立)	笹尾 俊文(日立)
吉田 正平(日立)	小泉 浩美(日立)	宮川 建男(東京ガス)
山本 芳春(本田技研)	小沼 義昭(豊橋技科大)	李 昌彦(豊橋技科大)
小林 孝雄(東芝)	野村 佳洋(豊田中研)	井戸田 芳典(豊田中研)
大澤 克幸(豊田中研)	城田 英之(船研)	田頭 剛(航技研)

学生会員から正会員へ

原 猛(中国電力)	宮内 正裕(山形大)	北山 和弘(東芝)
大脇 良文(日立プラシタ建設)	加藤 大(早大)	

学生会員

大井 浩(早大)	山口 訓生(東海大)	池田 稔(早大)
古田 知行(東理大)	田口 英俊(日工大)	

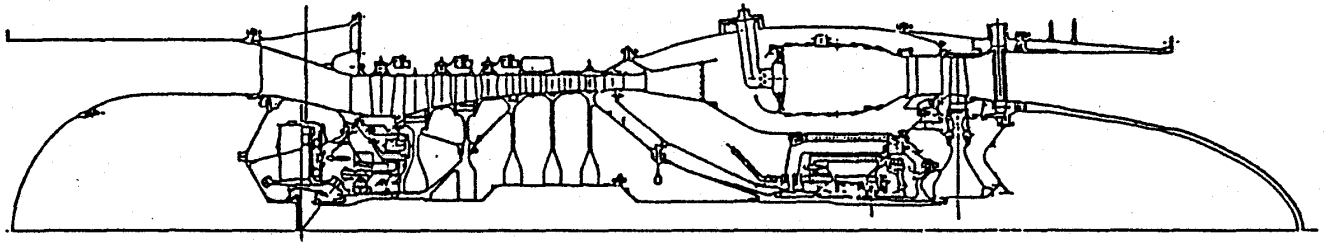


図16 高圧系ターボ総合実証試験機

現在、関連の要素研究の成果を反映して計画図が固まりつつある。一部は詳細設計に進んでおり実証試験機断面図を図16に示す。H5年度にはHTCEの試験を開始し、順次各フェイズの実証を進めていく計画である。

5. おわりに

超音速輸送機用推進システムを実現すべく官民一体となって平成元年度より高度で広範な研究を

展開、着手し、現在エンジンへ反映する成果が開始しており、いよいよこの成果を適用してエンジン試作が始まろうとしている。目標が飛躍的に高いため今後もより一層の研究開発の努力が必要であり、通商産業省工業技術院、新エネルギー産業技術総合開発機構(NEDO)、国立研究機関の指導下で精力的に取り組んでいく計画である。

入会者名簿

正会員

山本 悟(東北大)	山根 敬(航技研)	今井 利秀(日立)
菱沼 孝夫(日立)	磯部 信一(三井造船)	丸山 耕一(トヨタ)
帆足 純(東芝)	相澤 憲臣(武蔵工大)	印南 民雄(日立)
岩井 一躬(日立)	山岸 雅彦(日立)	笹尾 俊文(日立)
吉田 正平(日立)	小泉 浩美(日立)	宮川 建男(東京ガス)
山本 芳春(本田技研)	小沼 義昭(豊橋技科大)	李 昌彦(豊橋技科大)
小林 孝雄(東芝)	野村 佳洋(豊田中研)	井戸田 芳典(豊田中研)
大澤 克幸(豊田中研)	城田 英之(船研)	田頭 剛(航技研)

学生会員から正会員へ

原 猛(中国電力)	宮内 正裕(山形大)	北山 和弘(東芝)
大脇 良文(日立プラシタ建設)	加藤 大(早大)	

学生会員

大井 浩(早大)	山口 訓生(東海大)	池田 稔(早大)
古田 知行(東理大)	田口 英俊(日工大)	

5. 計測制御システムの研究開発の現状

石川島播磨重工業(株) 杉本尚旺

1. まえがき

超音速輸送機用推進システムの研究開発基本計画における目標を達成するための計測・制御システムの研究開発の目的は、エンジン全体を高度に計測・制御するための多変数制御技術及び高温高压高速場での計測技術の研究開発である。超音速輸送機用推進システムでは、従来の旅客機と比較して広範囲な高度と機速をもつ作動領域においてエンジンを最適化し、さらに燃料消費率や離陸時の騒音の低減要求を満たすために、エンジン形態は可変サイクルエンジンとなる。可変サイクルエンジンでは、多くの可変要素を最適に制御する必要があるが、可変要素間の相互干渉が強いため各制御ループを補償し合い最適化を行う多変数制御技術が不可欠となる。多変数制御理論を使った高度なエンジン制御は、高性能な電子制御システムでのみ達成可能であるが、電子制御システムの問題である予期できない偶発故障によるエンジンの制御不能が飛行安全性に与える影響への対策から、システムの冗長化による信頼性の向上が必要となってくる。一方、冗長化は制御装置の大型化につながるため、併せて小型・軽量化のための電子制御システムの高密度実装技術等の開発も必要になってくる。

従来の油圧機械式制御から電子制御装置への移行に伴い、電磁干渉や雷などに対する耐環境要求もより厳しくなり、また、超音速輸送機推進システムでは推進システムとしての最適化を図るためインテークや機体システムとの統合化及びエンジン制御やコンディションモニタリング等の高度化する要求から耐電磁干渉性、情報伝送容量及び重量軽減に優れた光センサ、光通信などの技術の適用が不可欠になると思われる。

これらを踏まえ、超音速輸送機用推進システム

の計測制御システムの研究開発として、高信頼性の電子制御システム、多変数制御技術、制御及び計測用光センサ及び光通信技術の研究開発を平成元年から開始しており、平成3年度までの研究開発状況について解説する。

2. 電子制御システムの研究開発

航空用エンジンの制御装置の歴史をみると、エンジンの複雑化と電子部品の信頼性向上に合わせて電子制御装置が発展した。1960年代には補助的なアナログ電子式のリミッタ・アンプが登場し、1970年代になって初めてF100アフタバーナ付きターボファンエンジンで油圧機械式制御装置をスーパーバイズするデジタル制御によるスーパーバイザリー・コントロールが出現した。その後のマイクロ・プロセッサをはじめとする電子部品の目ざましい発達によりフルオーソリティのデジタル電子コントロール (FADEC: Full Authority Digital Electronic Control) が今日の航空用エンジンの主流となってきた。民間機と軍用機では現状の制御システムは異なり、民間機は多発エンジンであることから2重系のFADECが一般的であるが、軍用機では1重系のFADECと油圧機械式バックアップの構成となっている。軍用機も今後は2重系FADECの方向にいくと思われる。

超音速輸送機用推進システムの電子制御装置は主に以下の事項を考慮してシステムの構成が決められた。

- 1) 電子制御システムの演算能力の向上; 可変サイクルエンジンを多変数制御理論を使って制御できる演算能力を持たせるため、32ビットの高速プロセッサであるモトローラM68020を使用する。
- 2) 制御装置に要求される信頼性は現状の値以上とする。つまり、飛行中エンジン停止率 (IFSDR: In-Flight Shut Down Rate) $\leq 3. \times 10^{-6}$ 件/時間; 冗長システムを採用する。

(平成4年4月17日原稿受付)

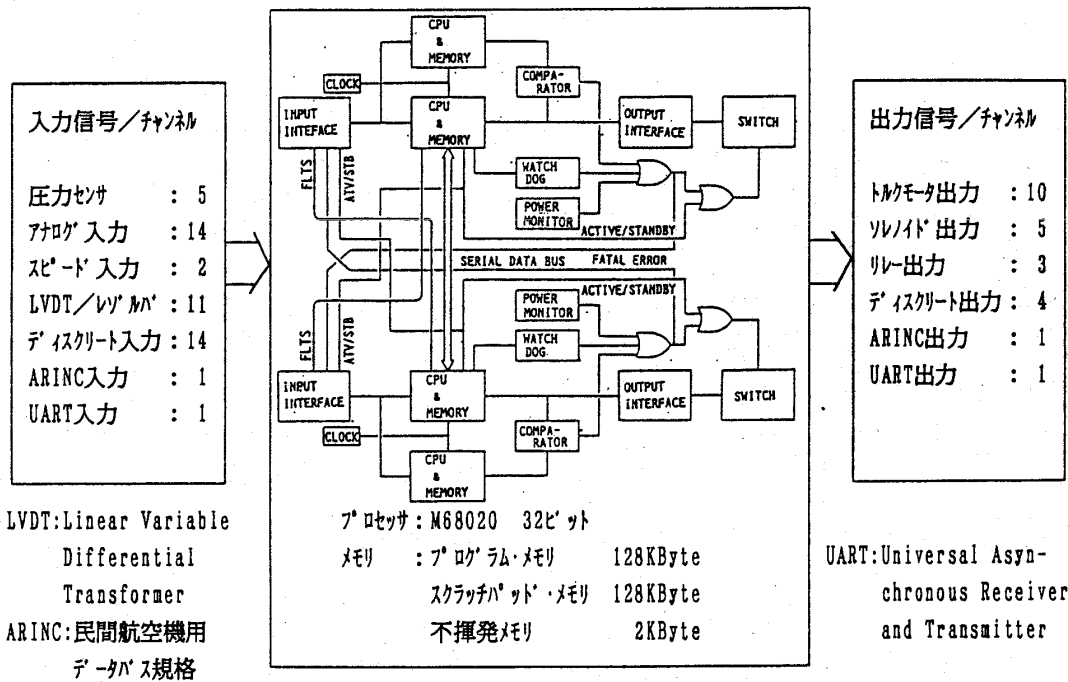


図1 2重系電子制御システムの構成

3) 小型・軽量であること。; 表面実装技術及びASIC (Application Specific Integrated Circuit) を適用する。

超音速機ではエンジン入口空気温度は数100°Cに達しシリコン半導体の作動温度を大きく超えることになり、ガリウム砒素やシリコンカーバイド等の高温素子の利用が冷却及び信頼性の面から有利である。これらの素子が未だ研究開発段階であることを考えると、超音速機が登場する時点でも利用できる素子はシリコン半導体と思われるのでシリコン半導体が動作できる温度まで電子制御装置は冷却されなければならない。電子制御システムの故障率は、MIL-HDBK-217Eのデータを使って評価することができ、それによると現在運用されているエンジンの電子制御装置で約 50×10^{-6} 件/時間/チャンネルで、ICの集積化等で故障率が低下しても要求IFSDR以下まではできない。そのためIFSDRの信頼性要求を満足するためには、多重系の冗長システムが必要となるがエンジン制御装置では小型・軽量の要求と信頼性のトレードオフで決めなければならない。しかし、超音速輸送機等の航空機では一般的にはミッション時間が平均故障間隔に比較して充分小さく、ミッション時間毎にメンテナンスが行われるシステムでは冗長系を増やしても重量が増加するだけで、

IFSDRの低減に貢献できない。2重系システムのIFSDRはミッション時間の短い時には、以下で与えられる。

$$IFSDR \approx (1-C) \cdot \lambda$$

ここで、C: カバレッジ (故障検出率)

λ : チャンネル当たりの故障率 (件/時間)

つまり、IFSDRを低減するには電子制御システムの部品点数を減らし故障率を低くすることと更に重要なのは故障を確実に検出し故障の無いバックアップ系に移行できる能力を強化しなければならない。

そこで、超音速輸送機用システムの電子制御システムとして、図1のようなデュアル・デュアル・システムと呼ばれるチャンネル当たり2つのプロセッサを持ち、同一クロックで駆動し同一データを入力し同一プログラムを作動させればビット毎に同一の結果が得られることを利用して、コンパレータによる多数決論理で故障を検出するシステムを採用した。これにより、従来の電子制御装置のカバレッジの0.95~0.98を上回るカバレッジを実現できると思われる、その結果IFSDRは 1.0×10^{-6} 件/時間以下が期待できる。平成3年度には、図2に示す機能確認モデルを設計・製作を完了し、平成4年度以降の試験で確認をしてい

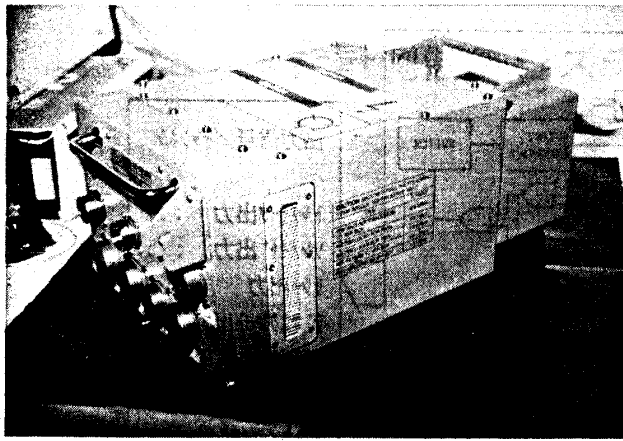


図2 電子制御装置の機能確認モデル

く。最終的には、エンジンあるいは機体搭載を考えた小型・軽量のモデルを製作しエンジン運転に供試する。

また、電子制御システムの研究開発においては、小型・軽量化のため表面実装電子部品を搭載できるプリント基板の開発及びエンジン制御則を組み込んだ電子制御装置の閉ループの実時間シミュレーションを可能とするエンジンシミュレーションモデルの開発も併せて行っている。

3. 多変数制御技術

超音速輸送機用推進システムの可変サイクルエンジンでは、従来の固定面積を持つタービンエンジンでの燃料流量、圧縮機可変静翼に加えて低圧タービンノズル、排気ノズル、後部バイパスインジェクタを独立変数として持つ。しかし、これらの可変要素間の相互干渉が強いため従来1入力1出力の制御では、広範囲の作動域で可変サイクルエンジンを最適に制御することが難しい。多変数制御の航空エンジンへの適用研究は、1970~1980年代にF100エンジンを対象に広く行われてきた。ここでは、周波数領域における設計法である逆ナイキスト (INA: Inverse Nyquist Array) 法や時間領域でのLQR (Linear Quadratic Regulator)法などが研究されている。

LQRでは制御対象であるエンジンの動特性を制御可能な周波数帯域で正確に表す線形モデルが必要であるが、モデルには誤差とエンジン動特性の作動域と経年変化等による変動が避けられない。従って、多変数制御則を実際の可変サイクルエンジンの制御システムに適用するためには、ロバスト制御と呼ばれる、モデル誤差を許容する制御則

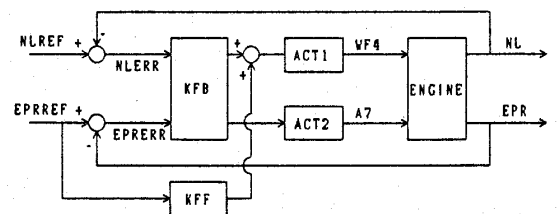
を設計する必要がある。最近では、 H_∞ 制御理論が、従来からの多変数制御理論の欠点を補い、以下の特徴を持つものとして世界的に注目され、理論的研究及び実用化研究が各国で行われている。

- 1) エンジンの非線形性、不確かさに対する安定性を考慮した設計が可能。
- 2) エンジンへの外乱の影響を抑える設計が可能。
- 3) センサ・ノイズの影響を抑える設計が可能。
- 4) 安定性と性能をトレードオフした設計が可能。

本研究でも H_∞ 制御理論のこれらの特徴に注目し、燃料と排気ノズルの2変数による高精度の推力制御と迅速な推力変更を可能とする制御則を設計し、エンジン・シミュレーションでの評価を行い図3のように H_∞ 制御でファン回転数の変動が少ないままでの推力の迅速な変更ができることを確認した。さらに、 H_∞ 制御理論を用いた可変サイクルエンジンの多変数最適制御ロジックの研究を続け、多変数制御技術の確立を目指している。

4. 制御及び計測用光センサと光通信

超音速輸送機用推進システムはインテークや機体システムとの統合制御が予想される。可変サイクルエンジンの複雑、多岐にわたる制御を、高精



NL:ファン回転数 REF:指令値 KFB:フィードバックコントローラ
 EPR:エンジン圧力比 ERR:誤差信号 KFF:フィードフォワードコントローラ
 WF4:燃料流量 A7:ノズル面積 ACT:アクチュエータ

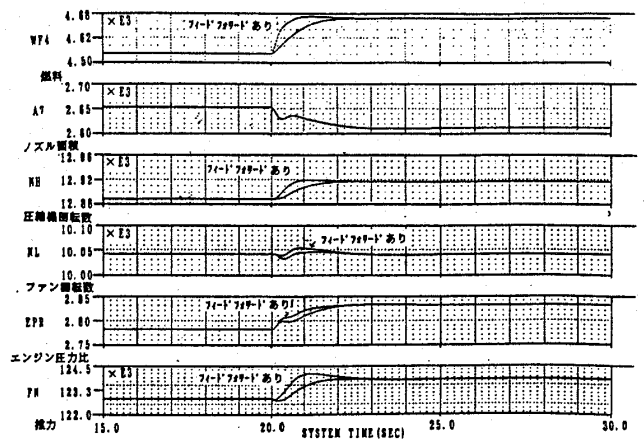


図3 H_∞ 制御による多変数制御シミュレーション

度、高信頼性で行うためには、これらの手足となるセンサ技術の向上及び機器間の光通信技術が不可欠の条件である。超音速機のより厳しい温度、電磁干渉等の環境条件及び高温化する燃焼器温度に対応するため光回転及び位置センサ、放射温度計、光ガス温度計の研究開発と光通信の研究開発に着手している。

(1) 制御用光回転及び位置センサ

マッハ数3の超音速輸送機においてはエンジン上に置かれるセンサの最大作動温度を350°Cまで向上させる必要がある。光センサといえども発光部及び受光部には発光ダイオードやフォトダイオードの電子部品があるため350°Cには耐えられないので検出部分とエレクトロニクスを光ファイバで分離する光ファイバセンサ方式とした。回転数や位置の機械量を光の物理量に変換する方法としては光の強度、波長、位相、偏光等があるが厳しい環境下で安定して使用できる強度型とし、位置についてはファイバ数を少なくするため、一連のビット列のうち前後数ビットの信号を処理することで絶対位置を確認できるM系列信号を用いた方式を採用した。図4に示したものが、この方式での光センサの第一次試作品である。振動及び高温環境試験による評価を行い、耐高温性については第一次試作品目標レベルとして設定した260°Cに対し、位置センサでは290°Cまでの、回転数センサでは350°Cまでの正常シグナル出力を確認した。また、耐震特性については1500Hzまでの加振試験で正常動作を確認した。今後、高温寿命延長、小型化、コンタミネーション対策を考慮した改良型を製作し、耐環境性の優れた光センサの開発を進める。

(2) 制御用放射温度計

超音速機用エンジンの1700°Cにも達する高圧タービン入口温度でのタービンブレード温度の計測制御では、熱電対での計測は不可能で、光ファイバを使った非接触で高精度の放射温度計を開発する必要がある。高温に熱せられたタービンブレードからは赤外光が放射されているので、この赤外光をプローブで集光し、低温環境にある検出部に導く。赤外放射輝度、波長及び温度の関係はプランクの法則にて表わされ、波長と測定した放射輝度から温度を求めることができる。しかし、

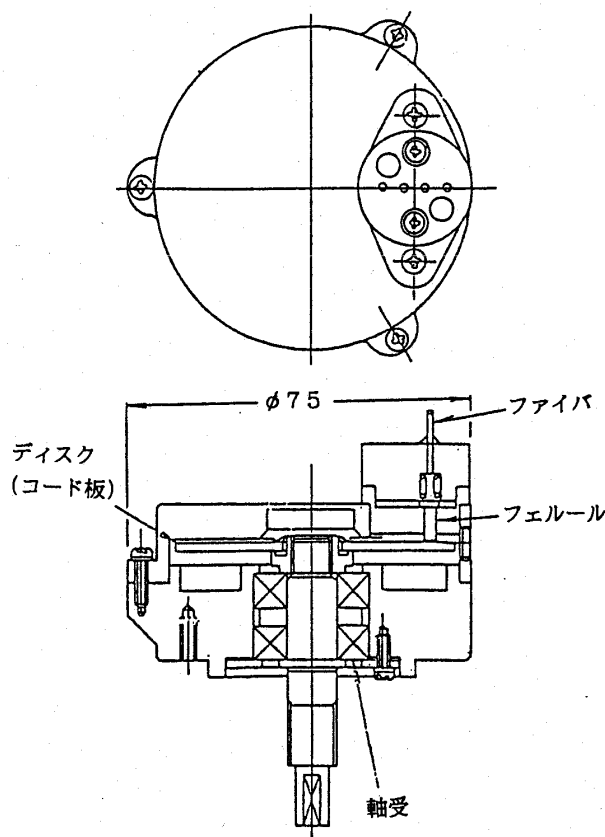


図4 光回転及び位置センサ構造

これは黒体あるいは放射率が解っている場合で、放射率が変化する場合に測定精度に影響する。そこで放射率の変化を補正するため、2波長で計測する図5に示した2色測定を試作モデルを製作した。実環境に近い状態での放射率のデータをとるため試作モデルで、ジェット燃料で加熱したタービンブレードの計測を行い放射率の変化が測定精度に与える影響を調べた。測定精度の向上には、受光面の汚染、冷却のパージェア、2色測定の放射率仮定精度を見直し等の対策が必要であり、今後設計するエンジン搭載モデルに反映させていく。

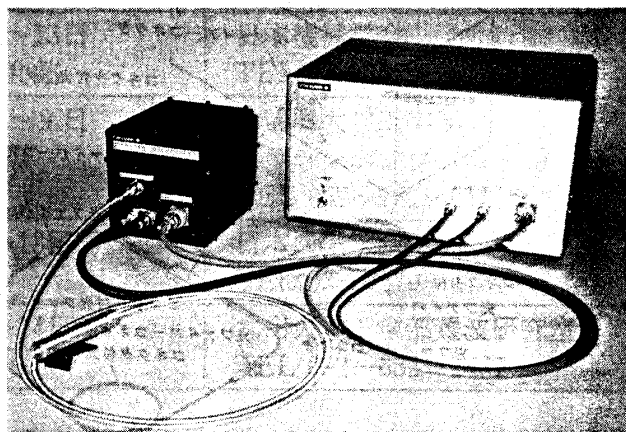


図5 放射温度計の機能確認モデル

(3) 計測用光ガス温度計

超音速輸送機推進システムの高温燃焼器の開発には、出口温度の高温化のため温度計測が不可欠であるが、従来から使用していた熱電対では計測不可能であるので、熱電対より耐熱性の優れた光ファイバセンサを開発する。感温部はサファイア結晶に白金ロジウム合金のコーティングで黒体に近い状態とし、そこからの輻射光を光ファイバを通して導き、分光分析して温度を求める方式を採用している。ガス温度計測で問題となる熱伝導及び熱輻射に対して確立された計測技術を有する熱電対と異なり、この方式は実績が少ない。熱伝導の影響としては、センサが温度勾配のある空間にあること及びセンサホルダの冷却によるものが考えられ、熱輻射の影響としては、センサとダクト壁面との間およびセンサと火災との間の熱輻射が考えられる。図6のようなガス温度計測センサを試作し、熱伝導及び熱輻射の影響を試験で評価した結果、熱伝導の影響の少ないセンサ形状及び熱輻射対策の保護管の必要性が明らかとなったので、今後改良を行い多点式のガス温度分布センサを開発していく。

(4) 光通信

エンジンの電子制御装置の発達でフライトコンピュータ、エアデータコンピュータ等の機体機器との間のデータ交信が重要な役目を担ってきている。超音速機ではデータ量の増加及び耐電磁干渉性の点で光通信は不可欠な技術と言える。航空用

光通信の規格としては、民間機用 ARINC 及び軍用の MIL の規格があるが、光通信に関する部分は殆ど未定のままである。これは光デバイスが航空機の厳しい環境下では、信頼性等で不十分な段階であるためと思われる。将来の航空用光通信としては、20Mビット/秒でのデータ通信が予想されているので、エンジンの電子制御装置と機体用機器で20Mビット/秒での光ファイバによる光通信の試験を行い、電子制御装置で必要となる光ファイバとのインターフェース、光/電変換前後のエンコーディング、デコーディング技術の開発を行った。試験での光通信の構成を図7に示す。

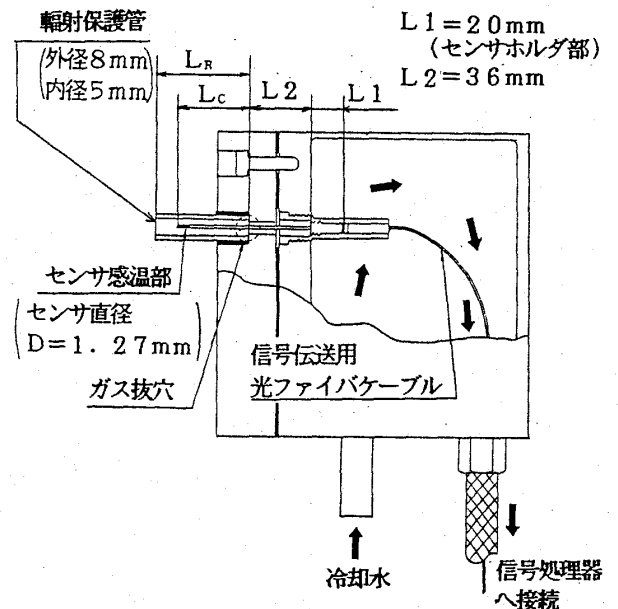


図6 光ガス温度計センサ構造

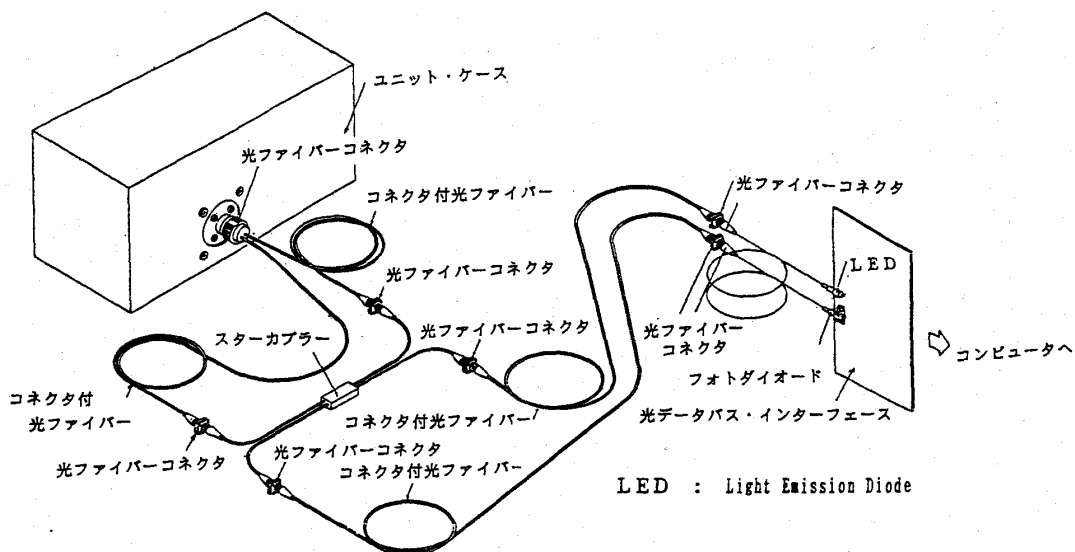


図7 光通信試験の構成

5. あとがき

超音速輸送機用推進システムに使われる可変サイクルエンジンのような複雑なエンジンでは、エンジン制御装置及びエンジン制御に必要なセンサがますますエンジン性能、飛行安全性に重要な役目を果たすことになり、このプロジェクトで研究開発されている技術はいずれも先端的で不可欠なものである。平成3年度までの研究開発で技術的見通し及び技術課題の解決方法が明らかになってきており、今後も通商産業省工業技術院、新エネルギー産業技術総合開発機構(NEDO)、国立研究

機関の指導下で技術の確立に向けての研究開発に努力を行っていく所存である。

なお、本研究テーマは民間企業としては石川島播磨重工業株式会社 (IHI)、三菱重工業株式会社 (MHI) 及び川崎重工業株式会社 (KHI) が分担しており、電子制御システム、多変数制御技術、放射温度計及び光通信についてはIHI、制御用回転及び位置センサについてはMHI、計測用ガス温度センサについてはKHIの担当で研究開発が行われている。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
講習会「流れと振動」	平成4年7月13～14日 早大国際会議場	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
第13回日本熱物性シンポジウム	平成4年9月28～30日 秋田市文化会館	秋田大学鉱山学部山田研究室 TEL 0188-33-5261
第24回乱流シンポジウム	平成4年7月28～30日 慶大理工学部	慶大理工学部益田研究室 TEL 045-563-1141
シンポジウム「動力・エネルギー技術の最前線'92」	平成4年11月12～13日 川崎市産業振興会館	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
第30回燃焼シンポジウム	平成4年12月7～9日 名古屋国際会議場	名古屋大学工学部 燃焼シンポジウム事務局 TEL 052-781-5111
講習会「乱流の制後とその応用」	平成4年9月17～18日 慶大理工学部	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
第11回エアブリージング国際会議東京大会	平成5年9月20～24日 日本都市センター	九州大学工学部難波研究室 TEL 092-632-2437

5. あとがき

超音速輸送機用推進システムに使われる可変サイクルエンジンのような複雑なエンジンでは、エンジン制御装置及びエンジン制御に必要なセンサがますますエンジン性能、飛行安全性に重要な役目を果たすことになり、このプロジェクトで研究開発されている技術はいずれも先端的で不可欠なものである。平成3年度までの研究開発で技術的見通し及び技術課題の解決方法が明らかになってきており、今後も通商産業省工業技術院、新エネルギー産業技術総合開発機構(NEDO)、国立研究

機関の指導下で技術の確立に向けての研究開発に努力を行っていく所存である。

なお、本研究テーマは民間企業としては石川島播磨重工業株式会社 (IHI)、三菱重工業株式会社 (MHI) 及び川崎重工業株式会社 (KHI) が分担しており、電子制御システム、多変数制御技術、放射温度計及び光通信についてはIHI、制御用回転及び位置センサについてはMHI、計測用ガス温度センサについてはKHIの担当で研究開発が行われている。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
講習会「流れと振動」	平成4年7月13～14日 早大国際会議場	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
第13回日本熱物性シンポジウム	平成4年9月28～30日 秋田市文化会館	秋田大学鉱山学部山田研究室 TEL 0188-33-5261
第24回乱流シンポジウム	平成4年7月28～30日 慶大理工学部	慶大理工学部益田研究室 TEL 045-563-1141
シンポジウム「動力・エネルギー技術の最前線'92」	平成4年11月12～13日 川崎市産業振興会館	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
第30回燃焼シンポジウム	平成4年12月7～9日 名古屋国際会議場	名古屋大学工学部 燃焼シンポジウム事務局 TEL 052-781-5111
講習会「乱流の制後とその応用」	平成4年9月17～18日 慶大理工学部	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
第11回エアブリージング国際会議東京大会	平成5年9月20～24日 日本都市センター	九州大学工学部難波研究室 TEL 092-632-2437

6. システム構成要素の研究開発の現状

三菱重工業(株) 鈴木 二郎

1. はじめに

マッハ数5クラスの超音速輸送機用の推進システムの研究開発では謂わゆるエンジン部分であるターボラムコンバインドサイクルエンジンについての研究開発だけでなく、推進システムトータルとして所定の性能機能を発揮するために特に重要な要素となるインテークやノズルについてもトータルシステム構成要素として研究開発を行う必要がある。又、本研究開発を進めていく上で基盤的、共通的に必要となる、流体ソフトウェア、冷却・新材料、低騒音化に関する技術についても本研究開発に即した具体的課題解決の見通しが得られるよう個別に研究開発を進めておく必要がある。ここではこれらトータルシステム構成要素の研究開発の概要及び現状について述べる。

2. 研究開発の目標及び日程

2.1 目標

トータルシステムとしての基本計画目標値は、

- ・作動マッハ数範囲 0~5
- ・騒音 ICAO Annex16 Chapter3 相当
- ・排気 ICAO の規制値

であるが、ラムジェット、ターボジェットについての目標値として定められている各サイクル最高温度及び燃料消費率等とも整合性のある個別要素細部目標を展開、設定して研究開発を進めており目標システム実現に向けて要求される技術レベルを取得していく予定である。

2.2 日程

研究開発日程はこれまでの項でも示されているとおり、平成4年度の中間評価までの第1段階では、種々の形態/条件にて基本的データの取得を中心に進め、平成5年度以降の第2段階では目標システム技術レベル達成に向けた実機想定条件下での要素研究開発を行うと共に、試作システムにも

成果の盛り込みを図ってゆく。

3. 要素研究開発の目標と現状

トータルシステム構成要素/技術として、流体ソフトウェア、インテーク、ノズル、低騒音化、冷却・新材料適用技術の各々についての目標及び現状について述べる。

3.1 流体ソフトウェア

本プロジェクトでは流体ソフトウェアと称している計算空気力学CFDは計算機ハードウェアの長足の進歩により3次元粘性流解析が可能なレベルに達しつつあり、特に高速・高温・高圧なためシミュレート試験が困難な超音速輸送機用推進システムの要素研究開発への内部流解析手法の適用は必須である。このようなニーズに対応するには、解析精度の向上のための乱流モデル等手法自体の改良及び実データとの比較検証、設計ツール化のためのプログラム構成のモジュール化及びプレ/ポスト処理の充実を実戦の場で進めていく必要がある。このため本研究開発期間中に到達すべき流体ソフトウェア能力レベル目標及び、各年度毎に実施すべき作業を定めた、「内部流解析数値風洞実用化計画」を作成しCFD適用技術の確立を目指している。

これまでに軸流圧縮機単段モデルの動翼、静翼各々別個にNS解析を適用したり(図1)、低圧タービン静翼環状翼列試験について、計測結果と航空宇宙技術研究所の数値風洞及び既存CFDコードとの比較検討に新ポスト処理を適用したり(図2)、又比較検討専用のチップクリアランス付きの圧縮機やタービンの翼列模型を製作しこれらの風洞試験で検証用データ(図3、4)を入手してきた。

今後共、高性能ターボジェット要素研究開発過程で得られるデータにより比較検証を進めると共に、単翼列解析から段解析へ等、解析コードの改善を進めていく。(図5)

(平成4年4月21日原稿受付)

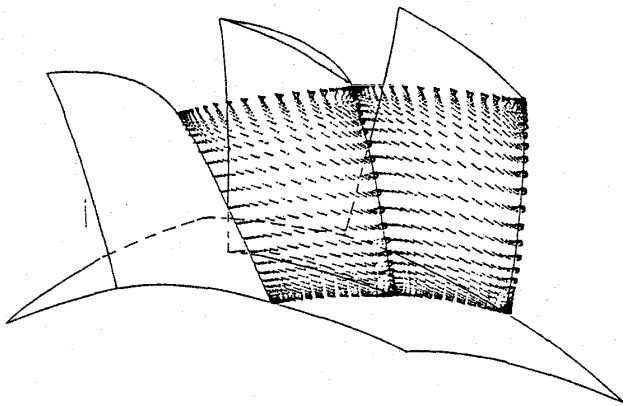


図1 圧縮機翼列内部流れのNS解析結果例
(静翼出口断面における速度ベクトル図)

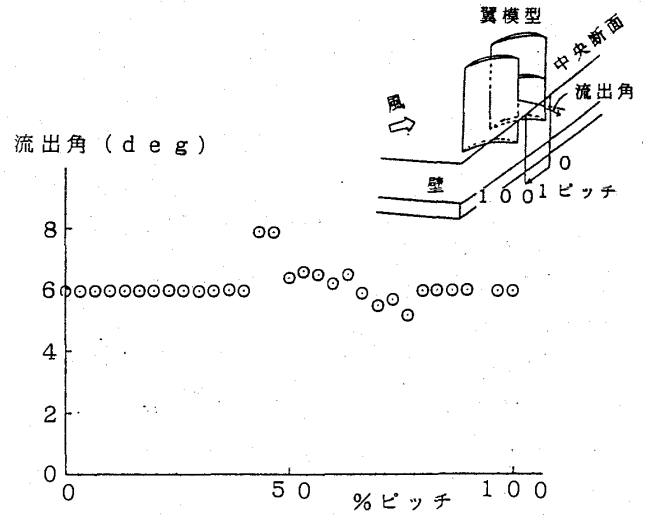
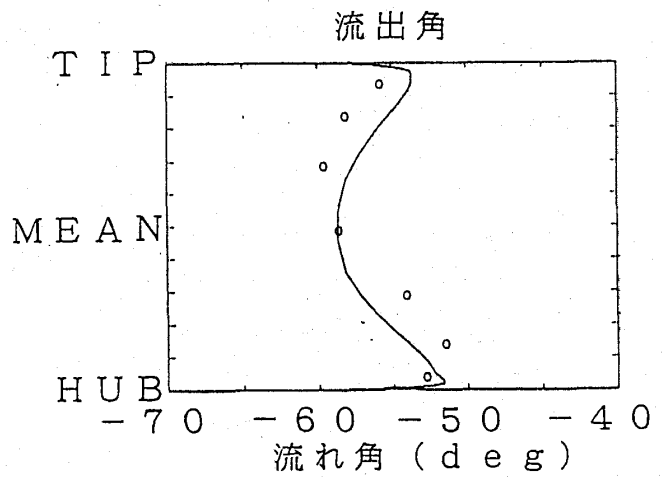
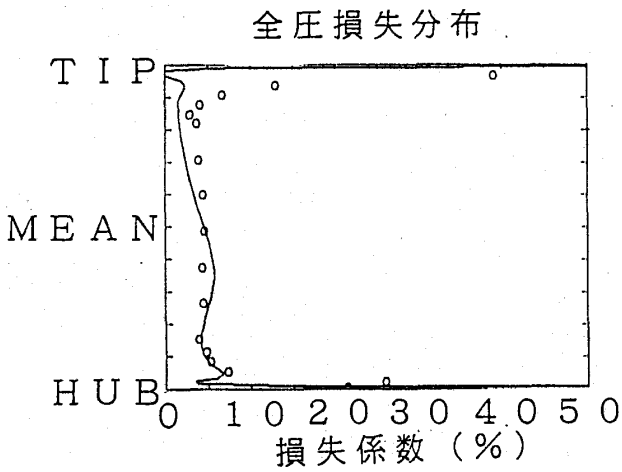
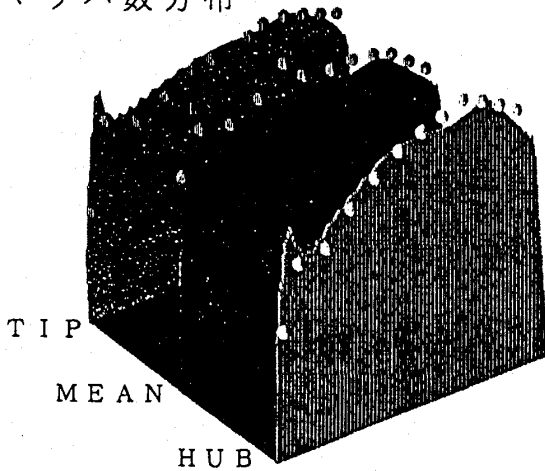


図3 圧縮機翼列出口・中央部での流れ角分布



背面マッハ数分布



腹面マッハ数分布

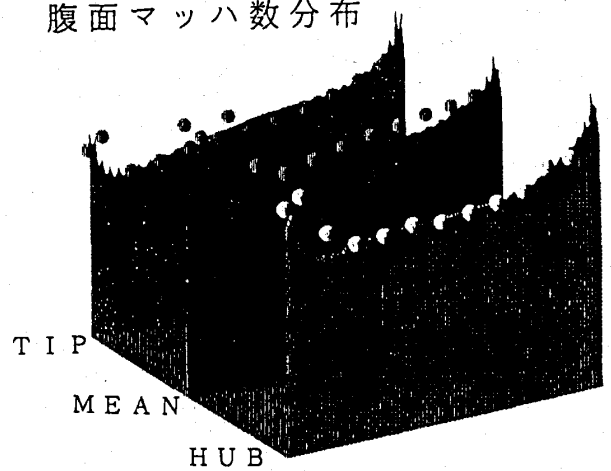


図2 損失分布, 流出角, 翼面マッハ数分布

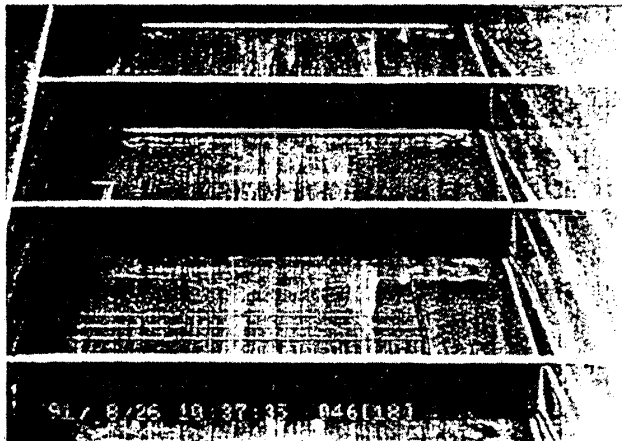


図4 タービン翼列可視化データ
(オイルフロー)

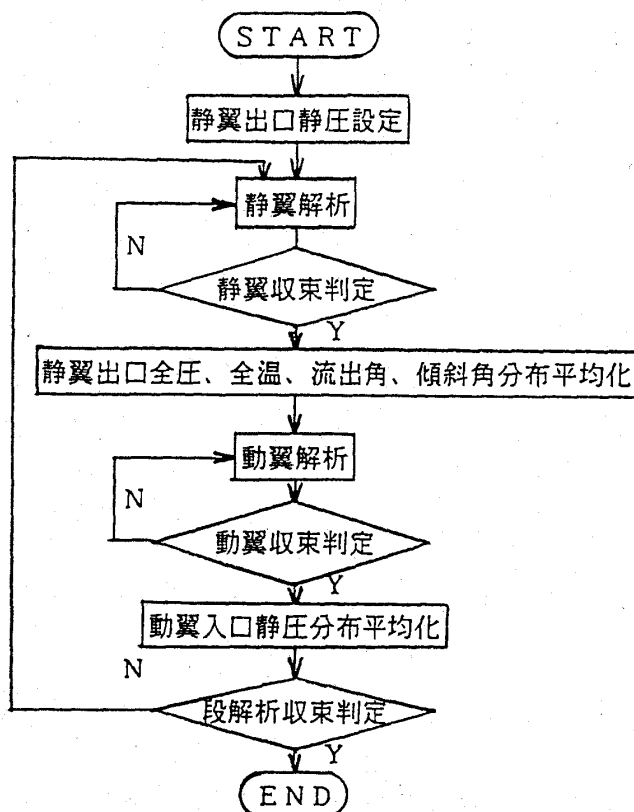


図5 段解析用流体ソフトウェアの
フローチャート

3.2 インテーク

超音速輸送機用推進システムではインテークの重要性は言を待たない。地上静止からマッハ5までの広い領域で高総圧回復特性を有し且つアンスタート等の不安定作動に陥らないような空力形状可変機構を1000°Cを越えるラム加熱に耐え且つ軽量の耐熱冷却構造としてまとめあげる技術を確認

する必要がある。本プロジェクトでの目標インテークは総圧回復率がMIL-E-5007E規定値以上で全作動域での安定作動が要求される。形式については初年度の基本検討の結果、二次元の水平1ランプ型または垂直2ランプ型のいずれかを、平成4年度までの研究成果に基づき選定しその後の研究を進めることにしている。従ってここまでの研究は2形式につき各々地上静止からマッハ3までのターボ域とマッハ2.5~5のラム域に分け4つの研究を並行に進めている。

ラム域インテーク研究のうち水平1ランプ型については2次にわたり、また垂直2ランプ型については第1次のマッハ5模型風試をいずれも航空宇宙技術研究所の極超音速風洞において実施し図6に示す結果を得ている。目標総圧回復率の約半分のレベルにしか達していないが、この原因はいずれの場合も超音速ディフューザ部での剝離が主因と考えられ側壁形状、抽気孔形態・配分の改善により境界層の発達を抑えた上CFD援用し流路形状を最適化することにより目標回復率を達成する予定である。

ターボ域インテーク研究についても水平1ランプ型については2次にわたり、垂直2ランプ型については第1次のマッハ3模型風試を航空宇宙技術研究所他の超音速風洞で行い図6に示す通り、目標に近い回復率を達成した。更に総圧回復率の向上を図るとともに抽気量の低減等他の特性の改善を行う。

また、インテーク研究の基盤的技術としてインテーク風試技術、境界層制御技術、アンスタート防止技術についても航空宇宙技術研究所との共同研究を実施している。

平成5年度以降は以上の研究成果に基づき形式/設計を一元化した上、研究開発を行い模型レベルでの目標達成を図る予定である。

3.3 ノズル

目標システムのノズルはマッハ5状態での理想膨張比が270程度であり且つ地上静止状態からマッハ5までの広い空域に対応するためスロット/出口面積比を広範囲に可変可能としなければならず二次元形状として研究を進めている。本ノズルの性能目標、推力効率はマッハ5で95%以上マッハ3で97%以上と高効率が必要されており空

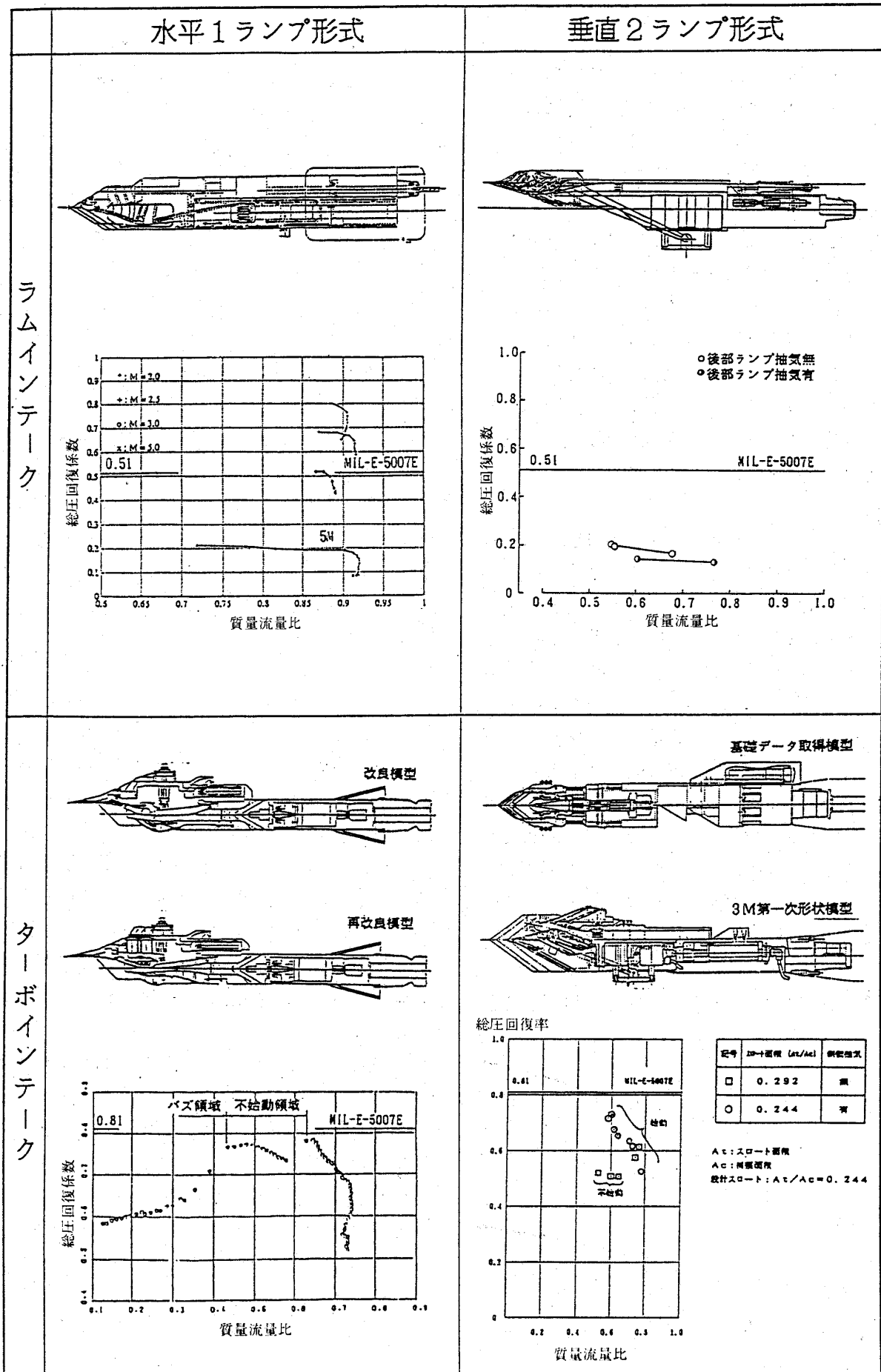


図6 供試インテーク模型と総圧回復率

力形状の最適化，各種損失の低減努力が必要である。またラムジェット作動時には最高ガス温度が1900°Cの高温高速流れに曝されるので耐熱冷却構造に関する研究も非常に重要である。更には，離陸時のジェット騒音低減のためミキサ/エジェクタ等ノズル性能に悪影響を及ぼす機構を装着する必要があり，これらの影響を最小限にとどめる必要がある。このように多岐に亘る課題に効率的に対処するため，ノズルの研究についても空力と冷却構造に分野分けの上，各々ターボ域/ラム域に領域分けし4テーマ並行研究中有である。なお可変機構についてはターボ域空力分野に含めて研究を進めている。平成4年度までのこれらの研究の成果に基づき目標ノズル形態細部形状を設定し平成5年度以降はこれを軸に統合的に研究を進める予定である。

ラム域ノズル空力の研究では図7に示すような直線フラップ，特性曲線フラップの2形式についてマッハ5設計点形状を二次元オイラ解析ベースのパラメトリックスタディで各々最適化した上，二次元NS解析で得た内部流より各々の設計点での推力効率等性能パラメータを求めると共にマッハ3形状についても二次元オイラ解析ベースで推力効率等を求めた上，2形式の比較をラムモード運航燃費を評価パラメータとして行った結果では，特性曲線フラッグ形式のほうが有利であることを確認した。従ってこのフラップ形式のノズルのマッハ5での詳細内部流解析を三次元NSコードにより実施中である。

ターボ域ノズル空力・可変の研究では低騒音化デバイス付きノズル模型の空力性能評価試験を実施



(a) 直線フラップ形式ノズル



(b) 特性曲線フラップ形式ノズル

図7 M5ノズル二次元NS解析(マッハ線図)

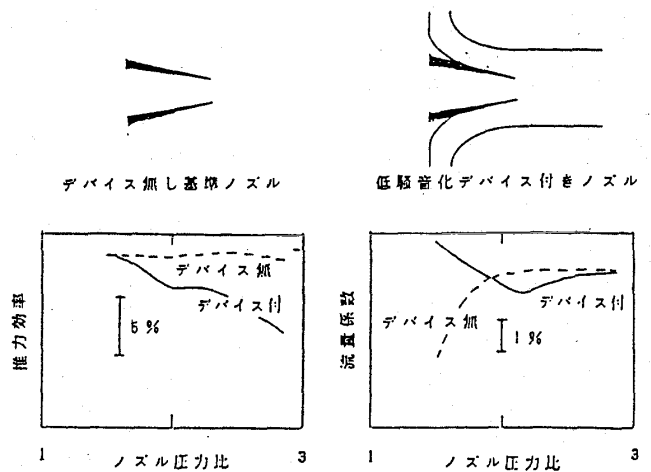


図8 低騒音化デバイス付きノズル空力性能

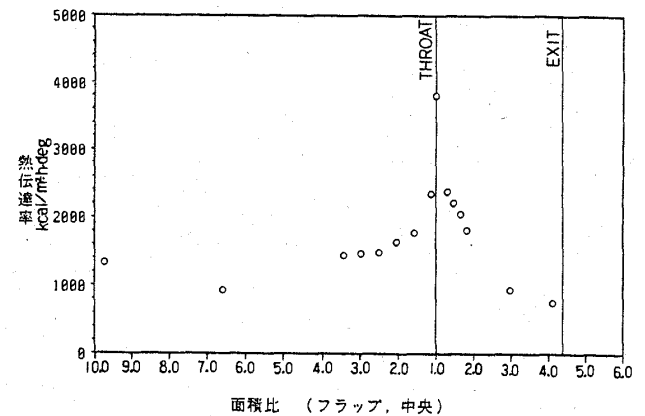


図9 ノズル内壁局所熱伝達率

施し図8のような結果を得ている。

ターボ/ラム域冷却構造の研究では伝熱基礎試験により図9に示すとおり局所熱伝達率等のデータ得，これらを基に目標システムにも適用可能であり，かつノズル空力性能に最も影響のおおきいフィルム冷却構造についての冷却性能試験を実施した。

今後は平成5年度からのノズル研究の統合に向けて目標ノズル形態の設定に必要なデータの入手を図っていく予定である。

3.4 低騒音化

低騒音化は排気清浄化，機体ソニックブーム低減と並び，超音速輸送機の成否に係わる課題であり基本計画目標として，ICAO Annex16 Chapter 3レベルの達成つまり現用亜音速大型輸送機並み以下の騒音レベルの実現を目指している。主要な騒音源としてジェット騒音，ファン騒音があり各々に分けて低減研究を進めている。

ジェット騒音低減研究においては低騒音化デバイスとしてミキサ/エジェクタを採用することとし図10に示す模型による空力音響試験を実施した。図11, 12に示すとおり, 騒音低減量に関しては見通しが得られたと言えるものの推力損失率については一層の改善が必要である。また, 吸引能率向上のため, ミキサを試作し空力試験を進めている。今後, 図13に示す無響室用ジェット騒音試験装置による本格的騒音試験を実施する。

ファン騒音研究については調査検討が終わった段階であり, ファン要素試験において発生要因パラメータの効果を把握しつつファン騒音データを取得のうえ騒音低減対策を立案評価する。

3.5 冷却・新材料適用技術

超音速輸送機推進システム目標エンジンではマッハ5ラムモード巡航時にはインテーク入口温度が約1100°C, ラム燃焼器出口/ノズル入口温度が約1900°Cに達し, マッハ3のターボモード加速時でもターボつまりファン入口温度が約440°C, タービン入口温度が約1700°Cに達するものと計画されている。従って推進システム全体として耐熱性を確保できるよう冷却技術と新材料適用技術とを相携えて確立していく必要がある。

(1) エンジン冷却技術

本研究ではガスパス部品冷却技術とともに重要なターボエンジン回転軸系や各種作動システムの直接冷媒となる潤滑油の耐熱性向上を目指した研究開発を行っている。潤滑油の耐熱性は腐食・酸化安定性で評価されるため高温酸化安定度試験装置を製作し, 既存の高温潤滑油の分析を実施した結果, 図14, 15に示すとおり現状技術では高温滞留時間をかぎれば260°Cまでの耐熱性が確認された。今後, 蒸発損失, 潤滑性等も評価し高温潤滑油を選定し, 高温軸受試験により確認の上マッハ3試験に臨むと共に260°Cを越える高温下でも安定して使用できる潤滑油の研究を進める。

(2) 新材料適用技術

高温下での特性が優れているばかりでなく, 高い推力/重量比を実現するために軽量化が強く要求されることから高比強度或いは超耐熱性を有する新素材を積極的に採用できるよう適用想定部位に応じた新材料適用技術を確立していくことが肝要である。

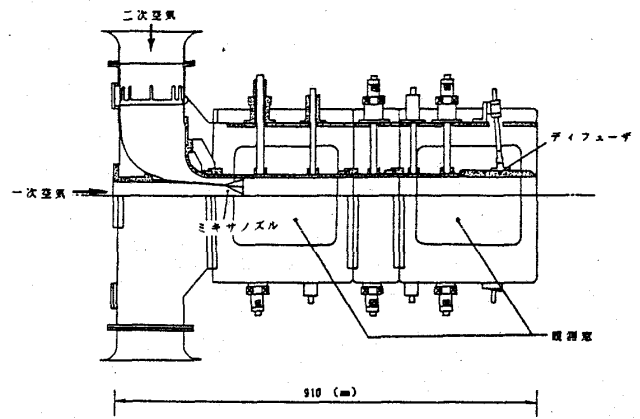


図10 エジェクタ供試体概要

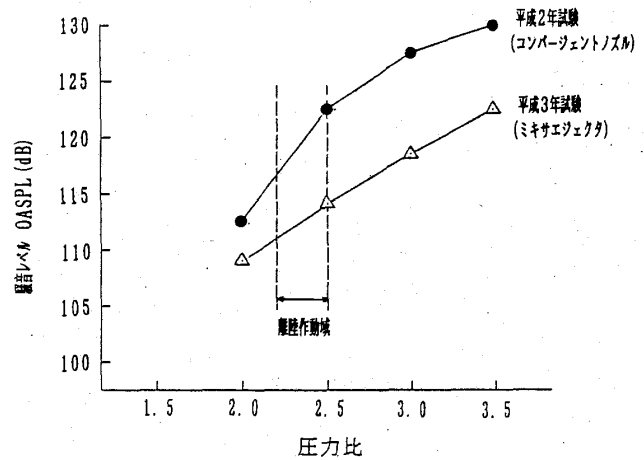


図11 エジェクタの騒音低減量と推力損失

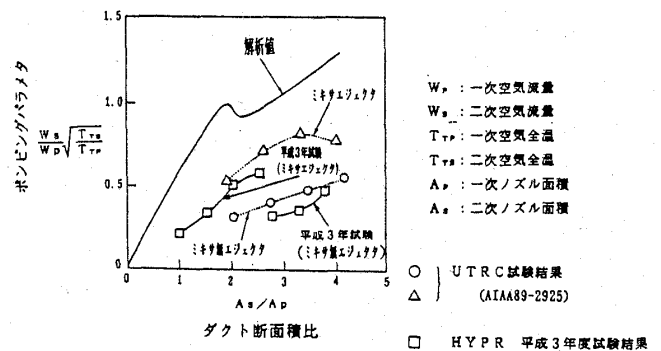


図12 超音速エジェクタの性能

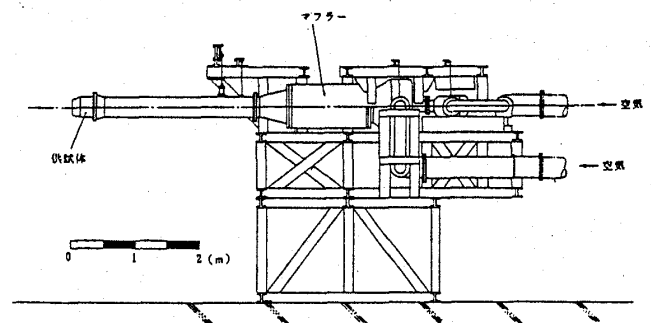


図13 ジェット騒音試験装置

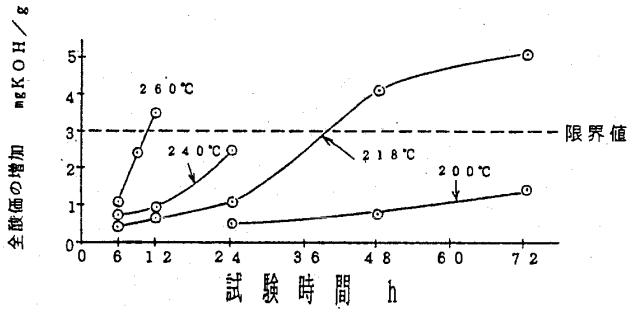


図14 腐食・酸化安定性試験後の全酸価の増加

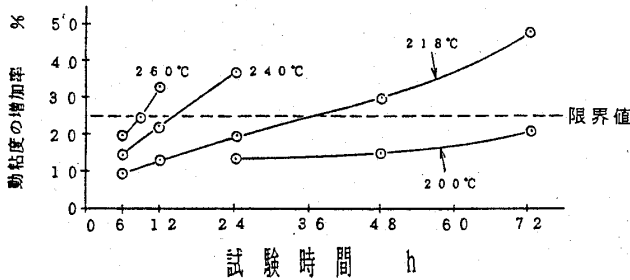


図15 腐食・酸化安定性試験後の動粘度の増加率

圧縮機静翼に適用が期待される Ti-Al系金属間化合物及び高圧タービン静翼への適用が期待される酸化物分散強化 (ODS) 合金についてはロー付け及び固相ならびに液相拡散接合の研究を行っている。ODS 合金については接合部強度向上策としての接合後 HIP 処理効果の検証, 放電加工による冷却孔明け技術の研究を実施した他, モデル高圧タービン静翼の試作により基礎的製造技術の確認を行った。(図16~18参照)

遮熱コーティングについてはタービン翼用 Ni 基超耐熱合金へ Zr 系コーティングを施工したものの, 燃焼器用 ODS 合金へ $MgCrAlY+8YSZ$ を施工したものに付き大阪工業技術試験所等での熱負荷試験にて特性評価を行っている。これらの成果に基づきコーティング材の選定・評価及び施工条件の改良を図っていく予定である。

燃焼器等への適用が期待されるセラミック系複合材については真空中引張試験方法/試験片形状の研究を行い図19に示す SiC/SiC 試験片の室温引張試験にてそれら成果を確認した他, 緻密化技術や耐酸化コーティング技術に関する基礎検討を行った。今後, 試験方法については航空宇宙技術研究所での大気中引張試験結果との対比により確

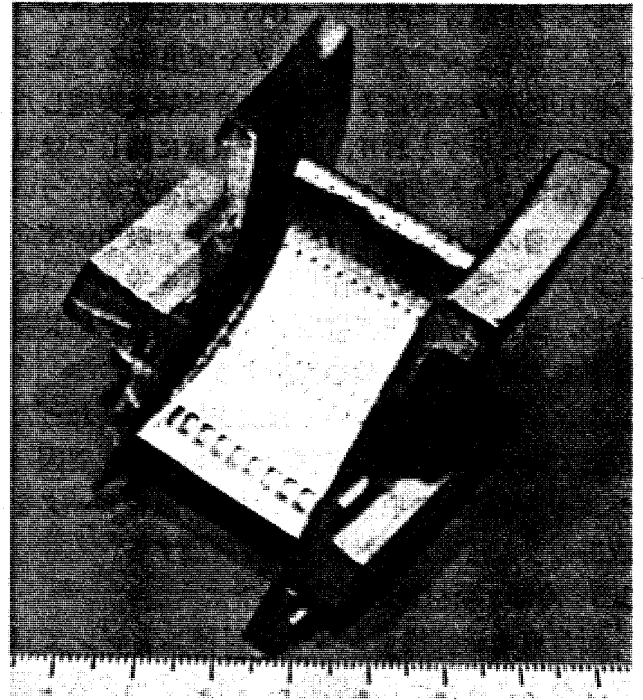


図16 タービンノズルモデル

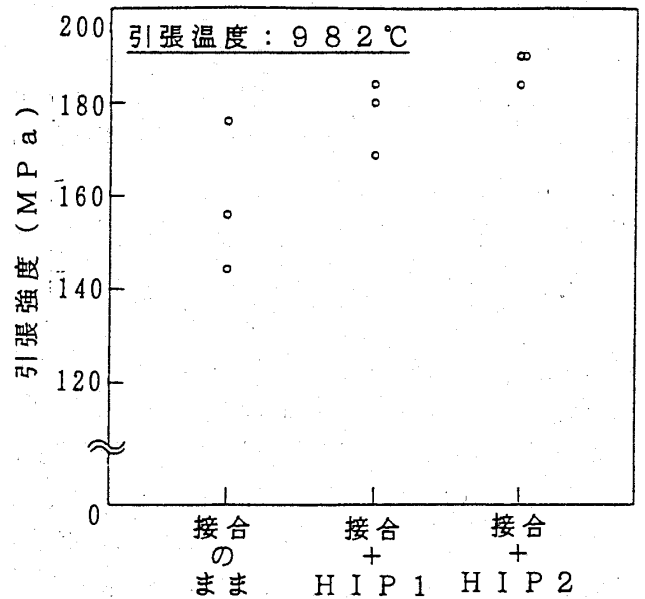


図17 ODS 合金接合部高温引張強度

立を図る。成形加工技術, 使用環境材料特性評価を蓄積しつつ, モデル部品試作を進めていく。

低圧タービン翼部へ適用する先進単結晶精密鋳造材及び同ディスク部への適用が期待される粉末冶金材については, 試験片レベル基礎試験により熱処理/HIP 処理条件等と高温材料特性との関連についてのデータを得た上, 図20に示すモデル部品を試作し, 形状付与性, 実体強度データを取得しつつある。また, 翼部の単結晶材へ適用する耐

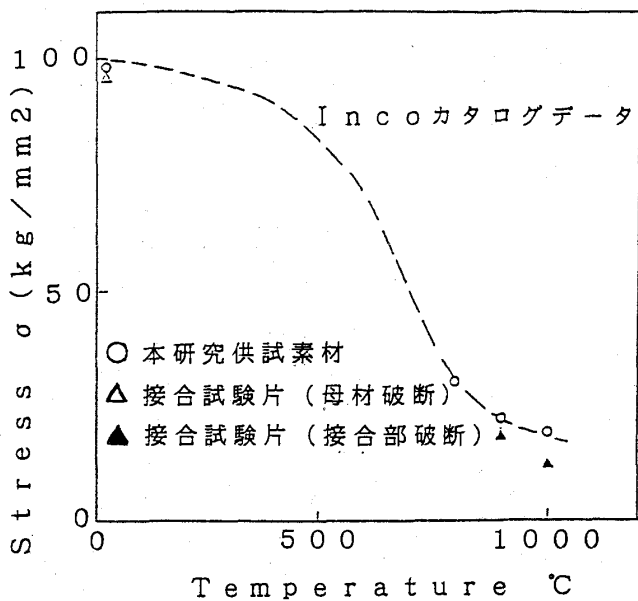


図18 MA754 ODS 材拡散接合試験片
引張試験結果

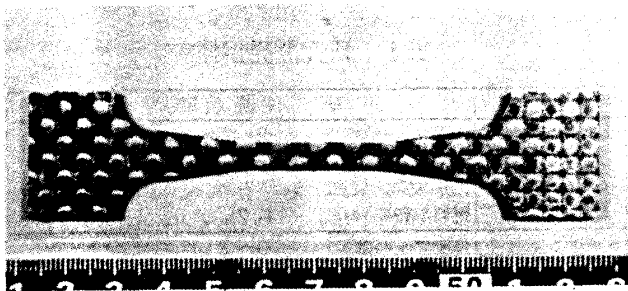
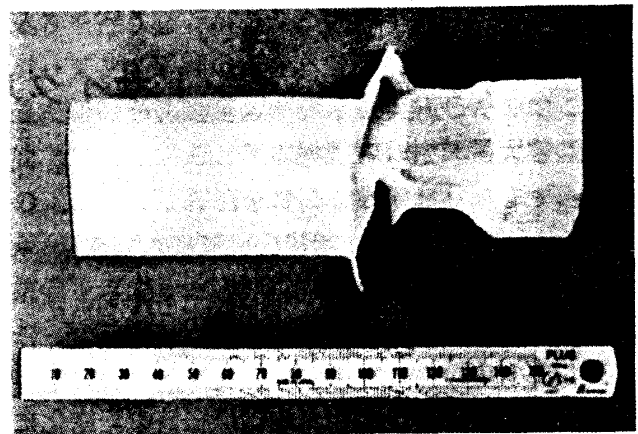


図19 セラミックス系複合材引張試験片



(a) タービンブレードモデル
(先進単結晶精密鑄造材 CMSX-4)



(b) タービンディスクモデル
(粉末冶金材 AF115)

図20 低圧タービン用新材料モデル部品

熱・耐酸化コーティングについては環境印加試験等によりパウダ組成, 施工条件等と耐食性との関連についてのデータを取得しつつある。これらについては今後モデル部品の試作試験を実形状に近づけて進め, 形状付与に伴う問題点, 機械特性変化, 品質保証法等についての知見を蓄積し早期実用化を図ることとしている。

ファン動翼への適用が期待される Ti 基複合材及び排気ノズル部への適用が期待されるカーボン/カーボン複合材 (C/C 材) については試験片レベル基礎試験にて組成, 繊維配向条件, 成形条件, C/C 材については耐酸化処理法等と材料特性との関連についてのデータを得た。今後は, 実形状に近いモデル部品の試作, 実体特性試験により実用化への見通しを得る予定である。

4. おわりに

超音速輸送機用推進システムの研究開発において「システム構成要素の研究開発」と銘打った本研究テーマは以上述べた如く基盤的で, 多岐に亘り且つ高度な目標を掲げて進められており, 平成4年度までの成果に対して行われる中間評価を受けて研究の統合化, 細部目標の具体化を行い, より一層の研究開発努力を傾注していく必要があり, 本研究テーマ担当の石川島播磨重工業(株), 川崎重工業(株), 三菱重工業(株)及びフランス SNECMA 社の4社は, 通商産業省工業技術院, 新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO), 国立研究機関の指導下で精力的に取り組んでいく計画である。

7. コンバインドサイクルエンジンの研究開発の現状

石川島播磨重工業(株) 竹 生 健 二

1. はじめに

国際社会のグローバル化や国際経済の緊密化にともない、長距離航空輸送需要の大幅な拡大が予想され、次世代の超音速輸送機については機体、エンジンとも各国でスタディが始まっている。例えば機体では1990年より米英仏独の欧米機体メーカーによる超音速輸送機開発の共同研究が開始され、1991年からはそれに日、伊、旧ソ連も参加している。一方、エンジンでは英国のロールスロイス社(以下RR社)とフランスのスネクマ社(以下SNECMA社)が1989年に開始した次世代コンコルド用エンジンの共同研究や、1990年より開始した米国ユナイテッドテクノロジ社(以下UTC社)とジェネラルエレクトリック社(以下GE社)による超音速エンジンの共同研究等が挙げられる。本大型プロジェクトは、飛行マッハ5クラスの次世代超音速輸送機用推進システムに必要な技術を確立することを目的とし、研究開発受託企業としては石川島播磨重工、川崎重工、三菱重工の日本の航空エンジンメーカー3社のほか、外国からの参加企業米国UTC社およびGE社と英国RR社とフランスのSNECMA社も加わり共同で実施されている。

本稿では、研究開発の現状として、コンバインドサイクルエンジンの形態選定検討およびターボ系エンジンの性能、構造の検討、試作試験の計画について紹介する。

2. 研究目標

コンバインドサイクルエンジン(ターボラムジェット)は、ターボジェットとラムジェットエンジンから成る複合エンジンであり、低速からマッハ3までの範囲ではターボジェット、マッハ2.5以上の高速域ではラムジェットとして作動し、

両エンジンモードの切り替えはマッハ2.5~3の範囲で実施するものである。又、飛行マッハ数の上昇に伴い、ラム圧縮温度による空力加熱に耐えるため、燃料としては従来のジェット燃料から、さらに冷却能力の高い液化メタン燃料を使用することを計画している。ターボジェット、ラムジェット、コンバインドサイクルエンジンとしての各々の研究開発目標は表1に示すとおりである。

表1 研究開発目標

項目	研究開発目標	
ラムジェット	作動マッハ数	2.5~5
	燃焼温度	1900℃レベル
	燃料消費率(マッハ5)	約2 kg/hr/kgf
ターボジェット	作動マッハ数	0~3
	タービン入口温度	1700℃レベル
	燃料消費率(マッハ3)	約1.5 kg/hr/kgf
コンバインド サイクル エンジン	作動マッハ数	0~5
	騒音	ICAO Annex Chapter 3 階
	排気	ICAO規制値

3. コンバインドサイクルエンジンの形態

3.1 マッハ5機体概念および運用ミッション

マッハ5クラスの超音速輸送機の機体の基本概念は日本航空宇宙工業会(SJAC)のスタディ結果⁽¹⁾に基づいており、このスタディによれば、座席数300、巡航マッハ数5、航続距離12000kmの超音速輸送機は、離陸推力270kNのエンジンを4基必要とし、その結果東京-ニューヨーク間を3時間で飛行することができると報告している。なお、本プロジェクトでは、運用ミッションとして、SJACスタディに大陸上空飛行における亜音速巡航を加えたものを想定している。

3.2 コンバインドサイクルエンジン形態

コンバインドサイクルエンジンは、ターボエンジンとラムエンジンの位置関係やラム燃焼器形式

(平成4年4月15日原稿受付)

やインテーク、ノズル形態の差異などにより、多種多様なエンジン形態が存在する。コンバインドサイクルエンジンの形態は大別してコアキシャル形態(図1a, b)とオーバーアング形態(図1c)とに区分される。コアキシャル形態は、ターボ、ラムの両エンジンが同軸上に位置する形態であり、オーバーアング形態は、両エンジンが上下あるいは左右に配備された形態である。コアキシャル形態はさらにラップアラウンド型(ラム燃焼器がバイパスダクス位置にある場合)とタンデム型(ラム燃焼器がアフタバーナ位置にある場合)に分けられる。以上の代表的な3形態を図1に示す。

コアキシャル形態の場合には、技術課題として

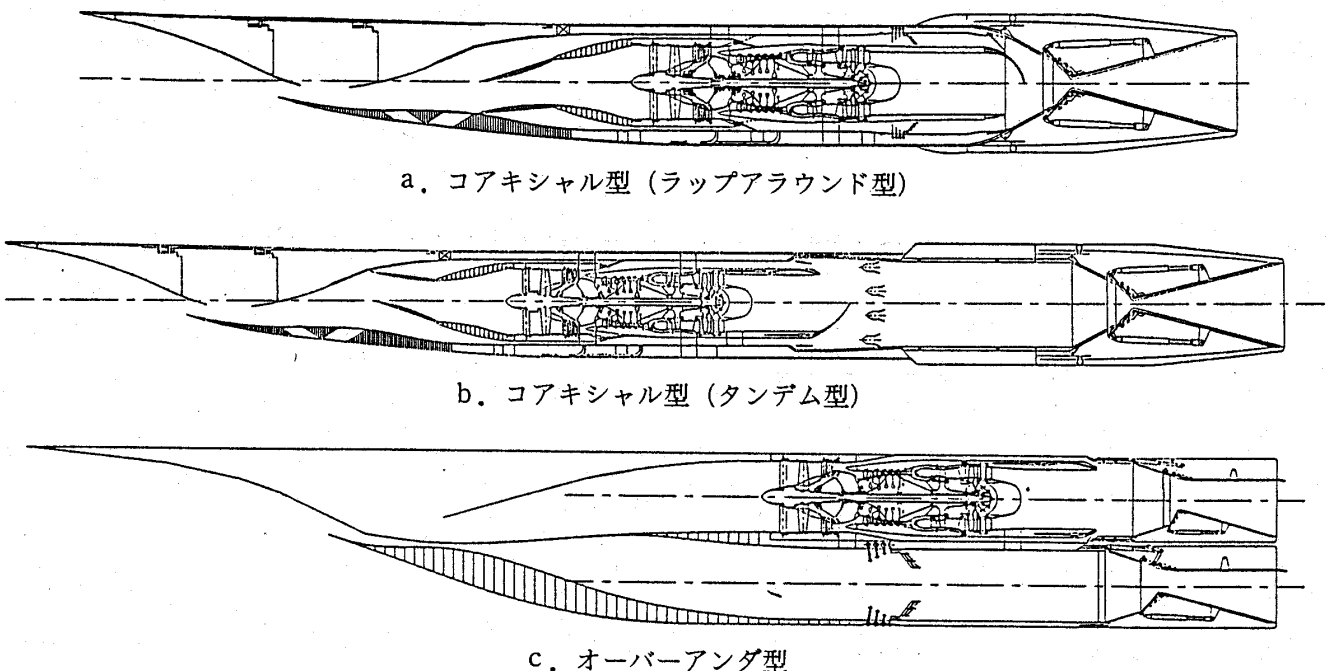
- ・モード切り替え時の可変機構制御
 - ・ターボ系エンジンの支持方法、冷却方法
 - ・ターボエンジン作動時のラム燃焼器圧損低減
- などが挙げられるのに対して、オーバーアング型の場合の技術課題は
- ・エンジンの軽量化
 - ・機体搭載時の抵抗低減
 - ・ターボエンジンとラムエンジンとの境界面での熱応力対策
- などと考えられる。

本プロジェクトの研究開発を推進するにあたりコンバインドサイクルエンジンの候補形態の絞り

込みを行う必要があり、コアキシャル形態、オーバーアング形態のどちらが適当であるかを評価するための形態選定スタディを実施したのでここに簡単に紹介する。⁽²⁾ 本検討では機体最大離陸重量の比較による評価をおこなっており、まず、ターボ/ラム両エンジンの単体の燃料消費率と、各種抵抗値を考慮した必要推力の積を運用ミッションに沿って積分し、燃料消費量を計算する。一方、エンジンのサイズおよび使用材料を仮定することでエンジン重量が計算される。以上から、燃料消費量とエンジン重量とが算出され、機体構造重量などと加え合わせることで、機体最大離陸重量として比較をすることができる。

その結果、オーバーアング型は、コアキシャル型に比べて、ターボおよびラムエンジン単体の燃料消費率が大きいだけでなく、インテーク造波抵抗、ナセル摩擦抵抗、ノズルのポートテイル抵抗が大であるため、必要推力値、エンジンサイズの両方が増大し、推進系重量や燃料消費量を増大させ、機体最大離陸重量が増す結果となっている。

以上の結果から、本プロジェクトのコンバインドサイクルエンジンの研究対象として、軽量の機体が可能となるコアキシャル形態が選定され、これを基にさらに詳細のシステム検討を進めている。



a. コアキシャル型 (ラップアラウンド型)

b. コアキシャル型 (タンデム型)

c. オーバーアング型

図1 コンバインドサイクルエンジン概念

3.3 ターボ/ラムモード切り替え

先にも述べたように、コンバインドサイクルエンジンのコアキシャル形態の場合、ターボモードとラムモードの切り替え時の可変機構制御が技術課題の1つとして重要である。そこで、ターボモードからラムモードへの切り替える際のエンジン特性の把握を目的としたモード切り替えスタディを実施中である。切り替え検討モデルを図2に示す。モード切り替え時においては、インテークから流入した空気は、モード切り替えバルブによりターボ側とラム側に分岐される。任意の切り替え過程において、以下の4条件を満足するとき切り替え可能であると考えられる。

- ・空気吸い込み流量が一定であること。
- ・推力一定であること。
- ・ファン、圧縮機がサージ領域に入らないこと。
- ・ミキシング部でチョークしないこと。

なお、モード切り替え時には、前部合流部、後部合流部の2ヶ所の合流部があり、そのために“Front-VABI”、“Rear-VABI”と呼ばれる流路面積比を可変にする機構を有している。

以上に述べた切り替え検討モデルを用いて、検討の結果マッハ数2.5および3において切り替え成立のための4条件を満足する解を見いだしており、コアキシャル形態で原理的にマッハ2.5~3の範囲でターボからラムモードへ切り替えることが可能であることを確認している。

4. ターボ系エンジン

4.1 ターボ系エンジンに対する要求

ターボ系エンジンは離陸からマッハ3までの加速時に作動する。このターボ系エンジンのシステム設計にあたっては、経済性に加えて環境に対する影響、すなわち空港騒音、NOx等に関する問題が大きな課題となる。空港騒音の問題は、エンジンのサイクル選定に大きな影響を及ぼす。一般に、超音速輸送機用エンジンでは、主な騒音源は排気ジェットであり、これは排気速度に強く依存する。従って、空港騒音を低減するためには離陸時の排気速度を低くする必要がある。ところが、性能面から考えると高マッハで作動するときには高比推力が要求される。これは高排気速度のサイクルを設定することに他ならない。従って、ターボ系エンジンは、高マッハでは高排気速度、離陸時には低排気速度という矛盾した要求を満足しなければならない。

4.2 ターボ系エンジンの概念

ターボ系エンジンから生ずる騒音に対する要求を満足するためには、現在、次世代SST用エンジンの候補として研究が進んでいる可変サイクルエンジンの概念が必要になる。⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾本プロジェクトでは、ターボ系エンジンの概念として可変サイクルエンジン+ミキサエジェクタノズルを試作エンジン形態として選定した。この概念は、低バイパス比ターボファンジェットを基本として、出口排気部にエジェクタを装備し、離陸時に外部空気を取り込むことでエンジン推力を落とさず排気速度を下げるものである。これは、他の概念と比べて比較的単純であり、ラムジェットエンジンと組

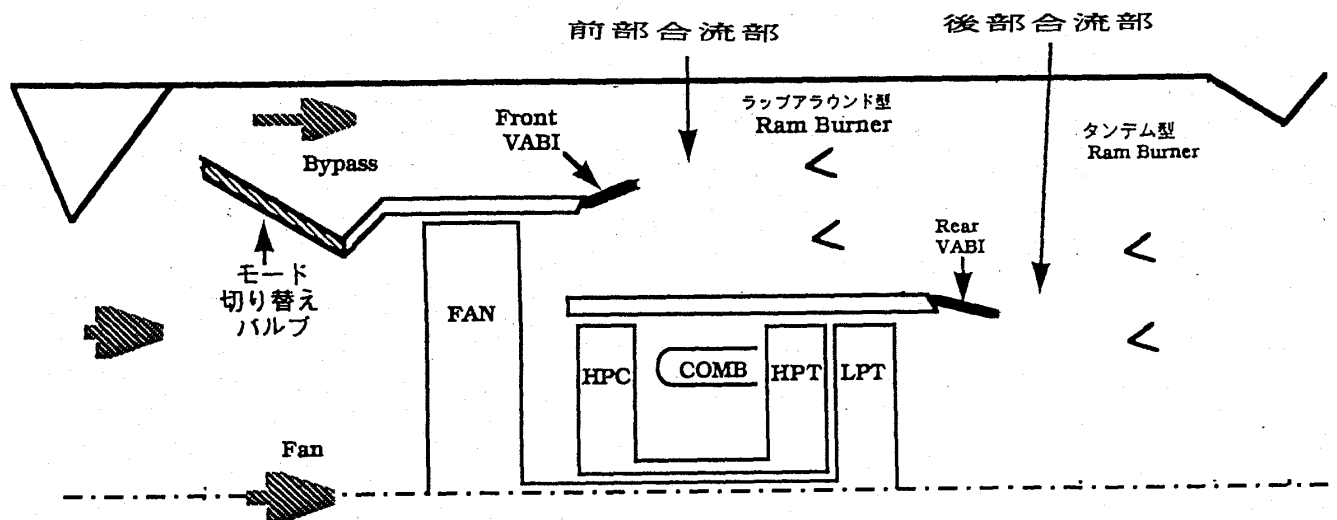


図2 モード切換モデル

み合わせた場合に信頼性等を確保するのに有利と考えたためである。図3にターボ系エンジンの可変部位を示す。低圧タービンの可変ノズルは、低圧系と高圧系の仕事配分を変えるのに使用される。高速飛行時には、高圧系の仕事を増やすために低圧タービン可変ノズルは開かれる。このため、圧縮機の流量が増えてバイパス比が減少し、比推力が増える。離陸時はこの逆で、低圧タービン可変ノズルを閉じることによってバイパス比を上げている。可変排気ノズルは主として地上における排気速度を制御することに使用される。また、亜音速巡航時にはインテークにおける入口空気もれ(スピレージ)抵抗を低減するため、空気流量を減らさずに必要推力を実現することが必要になる。この場合にも可変排気ノズルが使用される。可変ファンバイパスノズルは、ミキサにおけるバイパス流とコア流の圧力バランスをとるために使用される。圧縮機の可変静翼は通常のエンジンと同様、部分負荷状態や過渡状態におけるサージ余裕を確保するために使われる。さらに、このエンジンでは高速飛行時にコア流量を極力増やすためにも使用される。

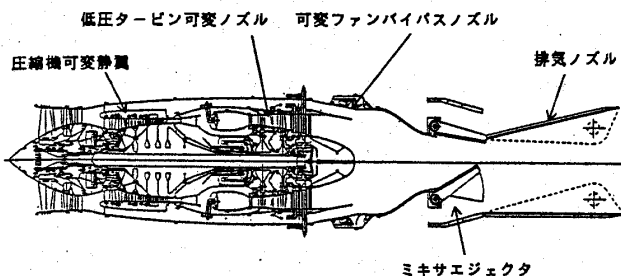


図3 ターボ系エンジン可変部位

4.3 試作ターボジェットエンジンの性能

エンジンサイクルを選定する際に設定される主要パラメータとしてタービン入口温度 (TIT) と圧縮機出口温度 (CDT) がある。これらはエンジンの熱効率と冷却技術、材料技術のトレードオフにより決まる。試作ターボジェットエンジンでは、現在の冷却技術、材料技術をもとにしてマッハ2.5の飛行状態で、タービン入口温度は最高1873K、圧縮機出口温度は最高920Kと設定した。代表的な飛行条件におけるエンジン性能を表2に示すように、離陸時の推力は3トンレベル(約30KN)としている。離陸時における排気ガスの流速は550m/sに

なるため、例えば ICAO Annex16 Chapter3の騒音要求を満足するためには、ミキサエジェクタノズルを使用して外部空気を取り込み、排気ノズル出口で排気速度を400m/s程度にまで下げなければならない。

表2 試作エンジン代表性能

POINT NO.	飛行高度 (km)	飛行マッハ数	レーティング	推力 (kN)	SFC		空気流量 (kg/s)	バイパス比	TIT (K)
					(kg/s/N)	(kg/hp/h)			
1	0	0	離陸	32	2.5E-5	0.8	70	0.90	1496
1-1	0	0	離陸(LPT16開)	32	2.5E-5	0.8	70	0.74	1450
2	10.4	0.95	亜音速巡航	10	2.9E-5	1.0	33	0.88	1340
3	18.3	2.5	M2.5巡航	13	4.3E-5	1.5	40	0.70	1873
4	20.9	3.0	M3最大	9	5.2E-5	1.8	41	0.94	1873

離陸時および亜音速巡航時に低圧タービン可変静翼を作動させることにより、これらの飛行条件における圧縮機の作動点をマッハ2.5における作動点近傍に集めることができる(図4)。このことにより、圧縮機の修正流量の上限値を下げる事ができ、結果として圧縮機の小型化を図ることができる。可変排気ノズルと可変ファンバイパスノズルの効果は、これらの可変要素を作動させることにより、100%修正回転数を維持したままファンの圧力比を落とすことができる(図5)。これにより、100%流量を維持し、かつ亜音速巡航時の推力を実現できることになる。これはインテークにおけるスピレージ抵抗の低減、ひいては亜音速巡航時の性能向上に寄与する。

4.4 試作ターボジェットエンジンの構造

試作エンジンは図6に示すように、2段のファン、5段の圧縮機、1段の高圧タービン及び1段の低圧タービンより構成される。可変部位として、圧縮機入口案内静翼および1段静翼、低圧タービン入口静翼、ファンバイパス出口面積の他、排気ジェットノズルは2次元コンバージェント・ダイバージェント形状でスロート面積と出口面積は独立に可変となる。高圧系軸は2箇所のパリングで、低圧系は3箇所のパリングで支持されている。各サンプル室のシールにはカーボンシールを採用し、洩れ空気量および潤滑油に対する熱負荷を

最小としている。又、使用材料としては、ファン部および圧縮機の前段にチタン合金を、圧縮機の後段にはニッケル合金を、高圧タービンおよび低圧タービンには先進単結晶材を用いている。高圧タービンディスクには粉末冶金を用いる予定である。高圧タービン及び低圧タービン動静翼はとも

に空冷構造を持ち、低圧タービン動翼冷却に圧縮機中間段空気を、その他には、圧縮機出口空気を使用している。

5. 試作試験計画

当該プロジェクトでは、ターボジェットエンジン、コンバインドサイクルエンジンが試作され、可変サイクルシステム、低騒音システム、コンバインドシステム等が試験され評価される。その試作試験計画が表3に示されている。ターボ系エンジンは平成4年度より試作を開始し、平成6年度より機能試験を行い、GE社の高空性能試験設備を使用した高空性能、機能試験およびRR社の屋外騒音試験設備を使用した騒音試験等を行う予定である。コンバインドサイクルエンジンについては、ターボ系のエンジンにラムシステムを搭載する改造を行い、GE社で高空性能、機能試験を予定している。

6. おわりに

平成元年度より開始した超音速輸送機用推進システムの研究開発は、要素研究と相互に連携しながら試作ターボジェットエンジンの基本設計を実施してきた。本研究開発は、大型プロジェクトとして始めての国際共同によるものであるが、設計のインターフェース調整、研究成果等の情報交換も緊密に実施しており、試作エンジンのレビュー等を通じてターボ系エンジン設計も確実なものとなってきている。さらに、コンバインドエンジンの技術課題の解決に向けて研究開発を進めていく予定である。このため、通商産業省工業技術院、新エネルギー産業技術総合開発機構(NEDO)、国立研究機関の指導の下、海外メーカと協調しつつ精力的に研究に取り組んでゆく計画である。

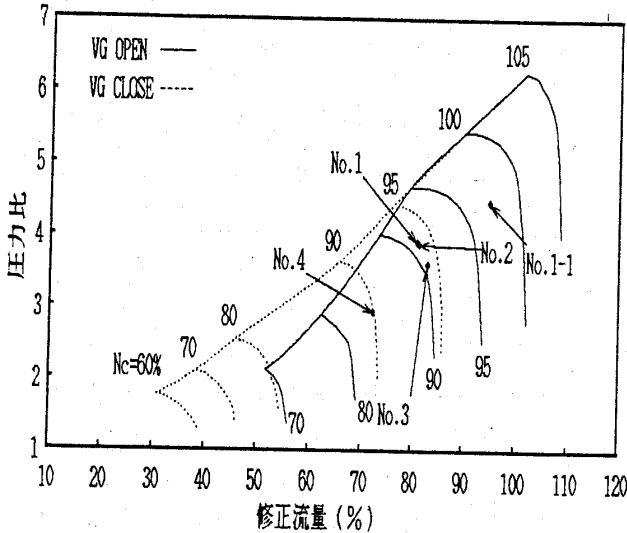


図4 圧縮機特性マップ

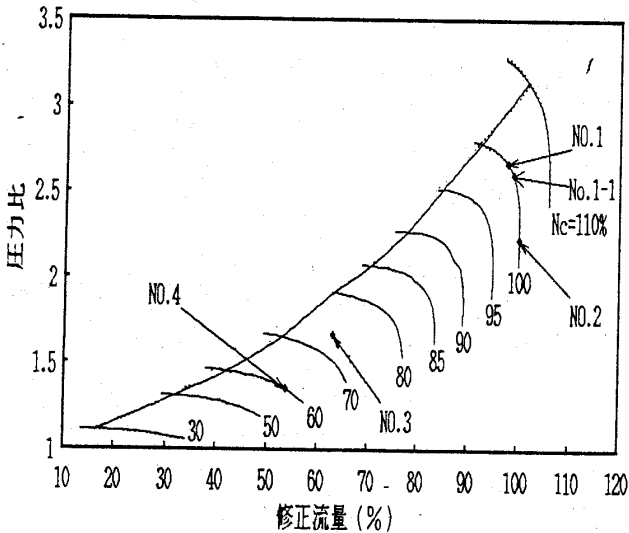


図5 ファン特性マップ

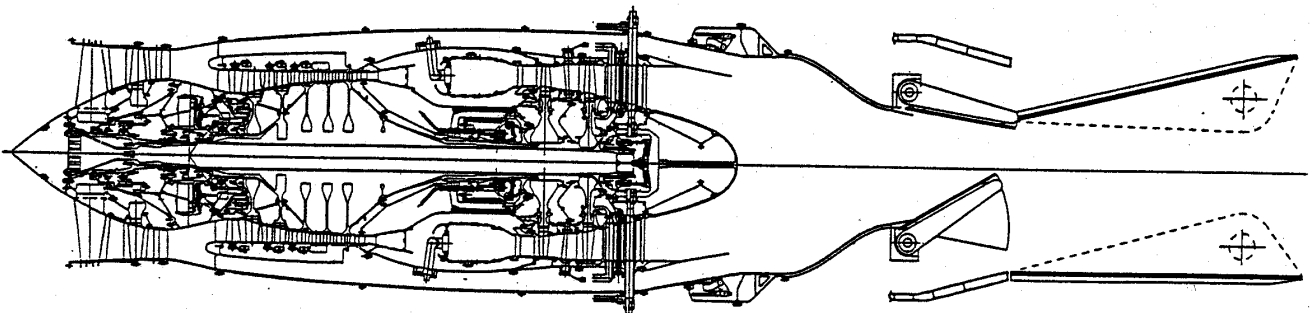


図6 ターボ系試作エンジン

表3 試作エンジン試験計画

試作エンジン	平成3年度	4年度	5年度	6年度	7年度	8年度
ターボ系エンジン	設計					
		製作			機能試験	騒音試験
					高空性能試験	
コンバインド サイクルエンジン	概念設計					
		詳細設計				
			製作			
					機能試験	
					高空性能試験	

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「超音速輸送機開発動向調査」
- (2) 宮川他, 4名, 第32回航空原動機宇宙推進講演会前刷集
- (3) Seidel. J 他2名, AIAA-91-3132
- (4) Champagne G. A AIAA-91-3328
- (5) William C. S AIAA-91-3329
- (6) Cilkey S. C 他1名, AIAA-91-3330

8. 航空宇宙技術研究所における先進要素研究の現状

航空宇宙技術研究所 能 瀬 弘 幸

1. まえがき

大型プロジェクト「超音速輸送機用推進システムの研究開発」には、科学技術庁航空宇宙技術研究所，工業技術院計量研究所，同機械技術研究所及び大阪工業技術試験所の4国立試験研究機関が参加している。このうち航空宇宙技術研究所は，本プロジェクトのほとんど全ての研究項目に参加しており，それらの項目について先進的基礎的要素研究及びシステム総合研究を実施することによって，民間企業側の要素研究及び試作システムの研究開発の支援を行っているので，その研究目標とこれまでに得られた成果の概要を紹介する。

2. ラムジェットの研究開発

マッハ2.5～5の飛行条件で安定作動可能な，メタンを燃料とするラムジェット技術の確立のため，高温ラム燃焼の基礎研究とラムジェットシステムの評価のための研究を行っている。

(1) ラム燃焼の研究

メタンを燃料とする超音速輸送機用エンジンのラム燃焼器の代表的作動条件を表1に示す。同表中，飛行マッハ数3の条件は燃焼器にとって最も空気負荷率の高くなる，すなわち吹消えの起き易い条件である。燃焼器への要求として，①安定な燃焼，②高い燃焼効率，③少ない有害ガス排出，④低い圧力損失，⑤耐久性，等が求められる。こ

表1 超音速輸送機エンジンの
ラム燃焼作動条件

機速	流入空気		燃焼ガス全温 K	当量比
	マッハ数 M	全圧 kPa		
M3	0.20	144	603	0.30
M4	0.10	331	895	0.37
M5	0.05	666	1251	0.47

(平成4年4月21日原稿受付)

れまでは主として①～③に重点をおいて試験を行った。供試ライナを組込んだ燃焼器試験装置を図1に，試験結果の一例を図2に示す⁽¹⁾。本モデルでは要求当量比0.3～0.4でマッハ数0.1(風速50m/s)の条件では十分高い燃焼効率となった。全体当

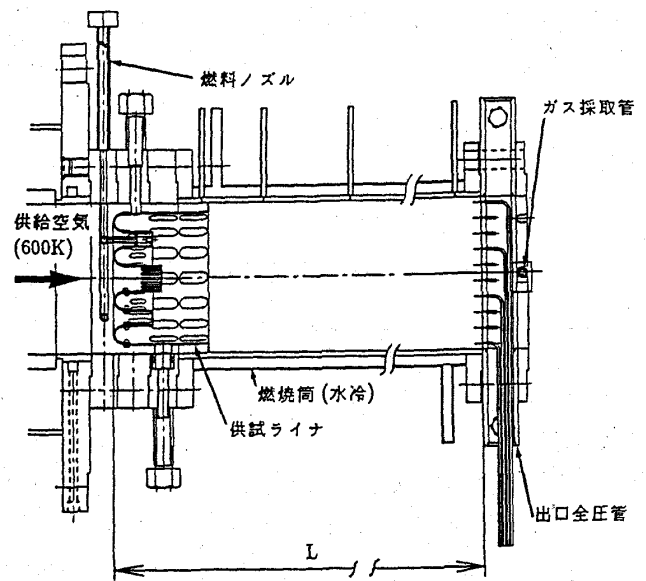


図1 ラム燃焼器模型及び試験装置

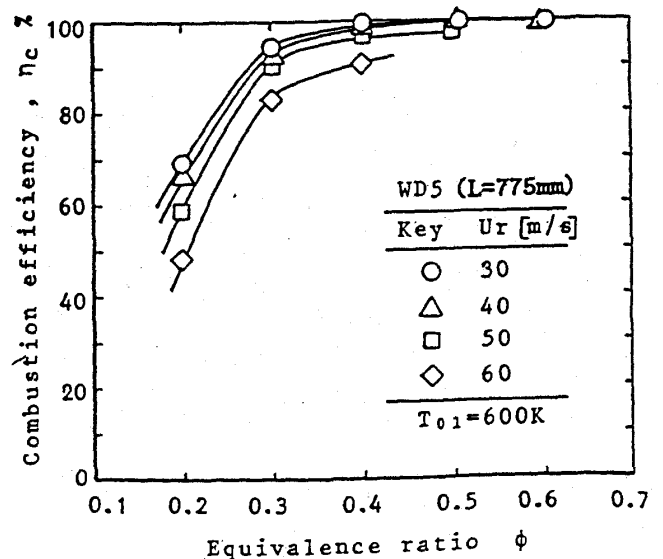


図2 ラム燃焼器模型 WD5 の燃焼効率特性

量比がこの値以下に低下すると、保炎領域の局所当量比が量論比以下となり急激に燃焼効率が低下することが分かった。燃焼器の圧力損失については、今回の供試ライナではシステム設計要求（燃焼器流入マッハ数0.2で8%程度）に対しては高い値となっており、燃焼器断面に対する保炎器寸法を最適化させてゆくことが必要である。NOx 排出レベルは十分に低い値（1~2 g/kg fuel）であるが、飛行マッハ数5の条件など流入空気温度が高温化し気流速度が低下する場合には、十分な対策を講じる必要がある。今後、飛行マッハ数3の条件での燃焼器の高効率化と低圧損化とともに、現在整備中の空気加熱器の完成を待ってマッハ数5の条件でのNOx 低減化および耐久性の確保を目指して研究を進める。

(2) ラムジェットシステムの研究

平成4年度より開始するラムジェットシステムの研究においては、フリージェット方式の高空性能試験法及びシステム評価法の研究を行う。現在、航技研角田支所において、今後のラム、スクラムジェット研究に備えて図3に示すラムジェットエンジン試験設備の建設が進められており、本設備を用いて実施可能な高空性能試験の範囲、試験の基本形態等について予備検討を行っている。

3. 高性能ターボジェットの研究開発

超音速輸送機用コンバインドサイクルエンジンのコアである、マッハ3の超音速飛行を実現する高性能ターボジェットについて、その構成要素であるファン・圧縮機、タービン及び燃焼器に関する

翼列空力、回転要素、高温要素、排ガス浄化等の基礎研究を行っている。

(1) ファン・圧縮機の研究

高負荷化により段数を減らし、エンジンの高性能軽量化に資するため、遷音速ファン・圧縮機翼列の高負荷化の研究及び超音速ファンに関する研究を行っている。

高負荷遷音速翼列については、従来からの減速翼列研究を踏まえて、多重円弧翼型を基本とし軸流速度の向上を図った二次元翼列試験研究を行っている。

超音速ファンについては、環状翼列試験装置による研究を行っている。図4に示すような超音速流出の入口案内羽根とS字形状超音速ファン翼列を設計・製作し、環状超音速静翼列の空力性能試験を進めている。今後、翼列性能や翼列間流れの実験結果の検討、数値計算結果との比較を行って、性能の良い超音速翼列翼型の開発と回転翼列試験へ発展させる計画である。

(2) タービンの研究

超高負荷化によって段数を減らし、エンジンの高性能軽量化に資するための空力技術の研究と、タービン入口温度1700°Cレベルの超高温タービンの開発を目標とした冷却技術、材料・加工技術、

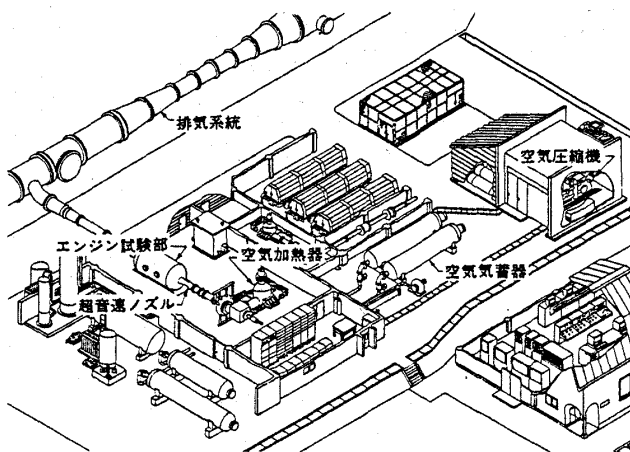


図3 ラムジェットエンジン試験設備 (航技研角田支所) 完成予想図

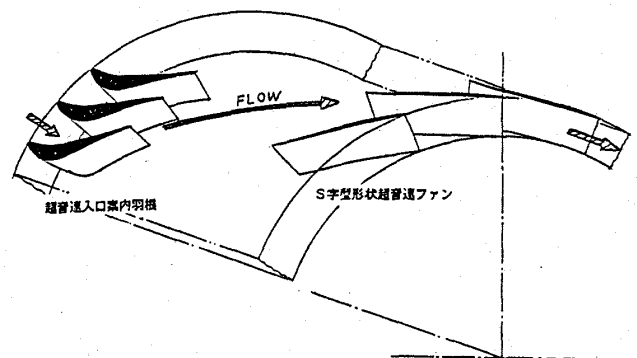
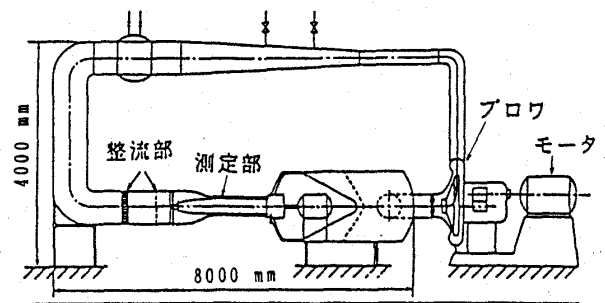


図4 超音速ファン環状翼列試験装置 及び測定部概要

システム化技術，高温計測技術などの先行的基礎研究を行っている。

超高負荷タービンについては，高負荷化に起因する諸問題を解決するため，翼列試験による基礎研究を進めている。タービンの性能劣化を引き起こす主要原因で，高負荷化・高効率化にとっては致命的な翼端隙間からの漏れ及び二次流れによる損失を制御するため，翼列と翼端壁が種々の傾きを持つ場合について低速翼列試験を行った。図5はその一例であり，翼の左右の傾きについては翼負圧面と翼端壁となす角度が鈍角になる場合（右傾翼）の方が，また翼の前後の傾きについては翼と翼端壁のなす角度が鈍角になる場合（前傾翼）の方が，その端壁側で翼端隙間損失が減少することが判明した。また静翼列と動翼列とを組合わせた翼列試験を行って，翼列方向における両翼列の相対位置関係の違いによる，組合わせ翼列の総損失の変化について解明した。今後は，限界までの高負荷化を図った翼列試験データの取得，タービン回転試験機による実機の作動条件を模擬した基礎試験を行う計画である。

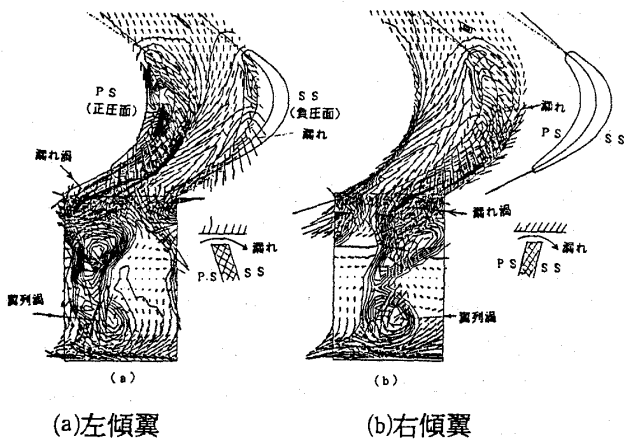


図5 翼端隙間のある傾斜タービン翼列の二次流れと損失

超高温タービンについては，図6に示すような先進的な冷却翼基礎模型の試作研究を進めている。これは，①外表面にはセラミックあるいはセラミック/金属の傾斜機能材からなる遮熱コーティングを施し，②コア構造部材には酸化物分散強化型超耐熱合金などの先端的耐熱材料を適用し，③内部には銅のような熱伝導性の高い材料で対流冷却促進フィンを構成し，翼全体の温度の低下と均

一化を図るものである⁽²⁾。これまでに，内部冷却流れの可視化実験解析，伝熱試験用二次元対称翼模型の試作と薄膜温度センサーの加工等を行った。また，図7に示すように冷却翼と外部熱交換器をヒートパイプで連結し，ヒートシンクとしてバイパス空気あるいは燃料を利用する外部冷却方式についても研究を進めており，ナトリウムを作動流体とするヒートパイプ試験体の試作及び伝熱特性試験に着手した。今後は，冷却翼，外部冷却シス

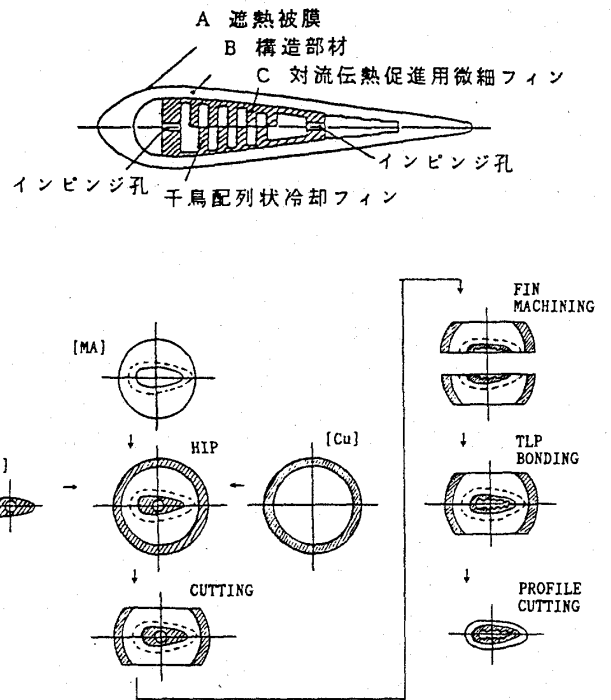


図6 超高温タービン冷却翼基礎模型及び試作手順

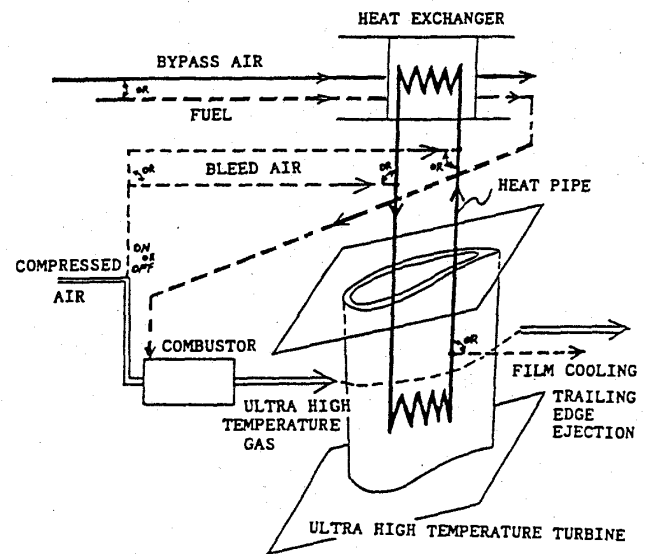


図7 超高温タービン冷却システム概念図

テム及びこれらの統合化に関する研究を段階的に進める。

(3) 燃焼器の研究

離陸からマッハ3までの飛行及び着陸のサイクルに対応する燃焼器作動条件において、有害排気低減、火災安定性向上、高温燃焼器壁の耐熱性向上等の研究を行う計画である。幾つかのNOx排出低減法のうち、ターボジェット燃焼器には希薄予混合燃焼法の適用が最も有効なものとして判断し、そのための燃料混合の基礎研究を行っている。図8に示すような単純な保炎部をもつセラミック耐熱壁燃焼器を用いて、空気・燃料混合部の直前に乱流板を取付けることにより混合を促進した場合と、乱流板のない場合とについて、燃焼器内のNOx生成状況の比較試験を行った。図は結果の一例で、燃焼器内の局所燃料濃度と窒素酸化物の生成を示すEIN_x [NO_x(g)/既燃燃料(kg)]との関係をプロットしたものであり、乱流板を挿入して燃料混合を促進し、瞬間的に現れる燃料過濃部分を少なくすることによりNOx生成を減少させる可能性があることがわかった。今後、空気・燃料混合気の均一性向上によるNOx排出低減と

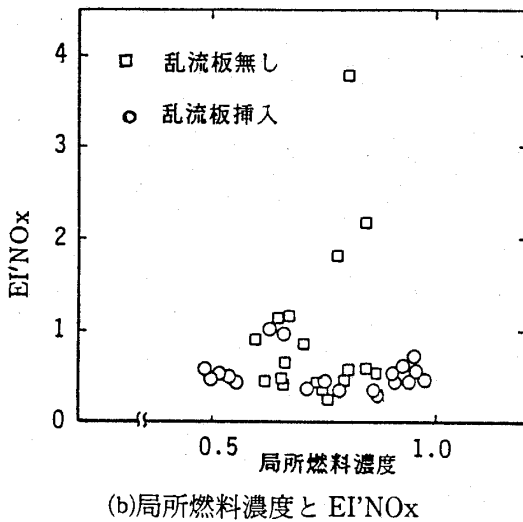
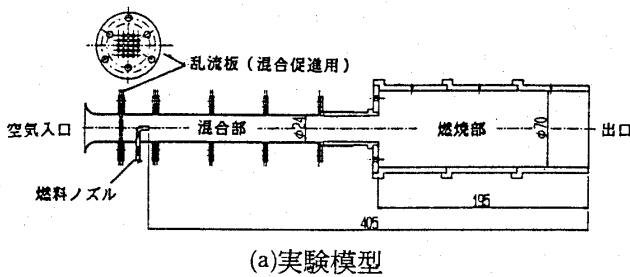


図8 燃料混合によるNOx低減基礎実験

ともに、火炎の安定性向上、混合部内での自発火の防止、高温燃焼器壁の耐熱性能向上などの研究を行う計画である。

4. 計測制御システムの研究開発

多数の可変機構を有するコンバインドサイクルエンジンを高効率安定作動させるための高速高性能な電子制御システム及びエンジンの内部状態量を正確にかつ高速に計測し得る光計測を中心とする計測システムの研究を行っている。

(1) 電子制御システムの研究

革新的な多変数制御技術及び知能化制御技術の先行的基礎研究として、ダイナミック・シミュレーション及びシステム同定プログラムの開発を行っている。ダイナミック・シミュレーションは、高速性(実時間作動)、高忠実度(詳細モデルの採用)、高精度(倍精度演算)を重視し、種々の形態の超音速エンジンに適用できる汎用プログラムを目標としている。また、システム同定プログラムはエンジンの線形化伝達関数マトリックス等を導出するものである。図9は、既存の2軸ファンエンジンについて、シミュレーションによるシステム同定を行った結果であり、実エンジン運転による結果と良好に一致した。本プログラムで得られるエンジン・ダイナミクスに関するデータ(伝達関数、固有値、時定数等)は制御システムの設計のための重要な基礎データとなる。また、知能化FADEC要素として、学習機能を有するエンジンモデル基板の概念検討及びエンジン抽気等の圧縮空気を駆動源としたエアタービン式FADEC

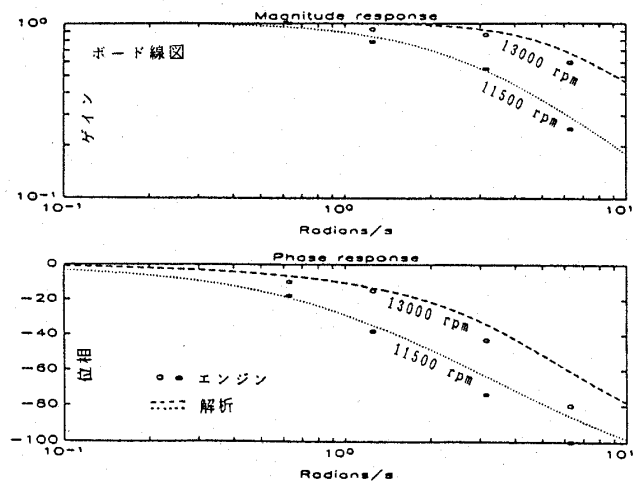


図9 エンジン回転数の燃料流量に対する周波数応答

用電源装置の概念設計を行っている。今後は、試作エンジンの要素データに基づいたシミュレーション、システム同定、多変数制御装置の設計評価、知能化 FADEC の要素技術の研究を進める。

(2) 電子光計測システムの研究

高速流の二次元あるいは三次元流れを定量的に可視化計測する手法として、レーザ応用計測技術及び適用技術の研究を行う。当面、流体を観測するレーザホログラフィ法のうち、もっとも基礎的なレーザ光源を用いたマッハツェンダ光学系による基本的な流れ場の可視化計測を進めており、密度場の可視化画像をコンピュータ処理し流れ場の解析を行うシステムの構築を目指す。今後、インターク、ノズル等の実験研究と連携して、高精度で実用性の高いレーザホログラフィの開発を進めるとともに、特に高マッハ数の圧力、温度および密度分布の三次元可視化計測法としてレーザ誘起蛍光法の適用技術の研究を進める。

5. トータルシステムの研究開発

離陸からマッハ5程度までの超音速飛行を可能にするコンバインドサイクルエンジンについて、インターク、ノズル、冷却システム、可変形状要素等機体との関連のある各種要素及び新材料の適用、流体ソフトウェア技術ならびに、実用化の上で必須となる低騒音技術の確立を図るとともに、エンジンシステムの研究を行っている。

(1) 流体ソフトウェアの研究

新しい概念に基づく高性能なエンジン構成要素の設計を可能にする流体ソフトウェアの開発を行う。大型コンピュータの発達にともない、流れの数値シミュレーション技術は著しく向上し、最近では三次元ナビエ・ストークス方程式を用いた翼列流れ解析コードにより実験に比肩しうる精度を持った解析例も現れており、今後もさらに適用対象の拡大、精度の向上が予想される。しかし、設計作業にこれらのソフトウェアを応用する際には、翼形状の作成・入力、格子形成、解析結果の可視化等の周辺の作業に多大な労力を必要とし、また計算対象やユーザーの違いからコードへの個別の要求が生じ、これらに逐一応えて改修するのは困難な状況である。これを打開するために、解析コードを単機能化したモジュールに分割した後、再構成する手法が有効と考えられる。本テーマでは、

解析コードのモジュールによる構成体系の導入を軸に、翼形状作成等の前処理プログラム、可視化等の後処理プログラムを充実させることにより、エンジン空力要素解析システムを確立する。これまでに航技研で開発した三次元粘性流れ解析コードのモジュール化及び直線翼列流れ解析コードへの再構成を行うとともに、モジュールの改修により回転翼列バージョン、段解析の基本バージョンの作成を HYPR 研究組合との共同研究により進めた(図10, 11)。

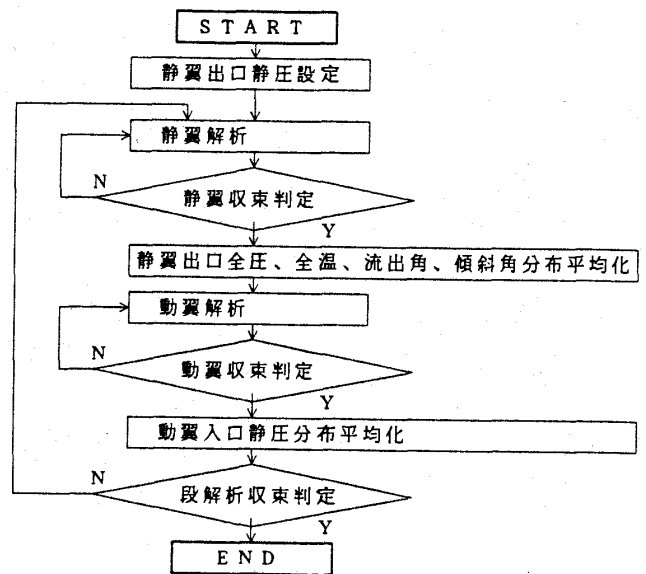


図10 段解析のフローチャート

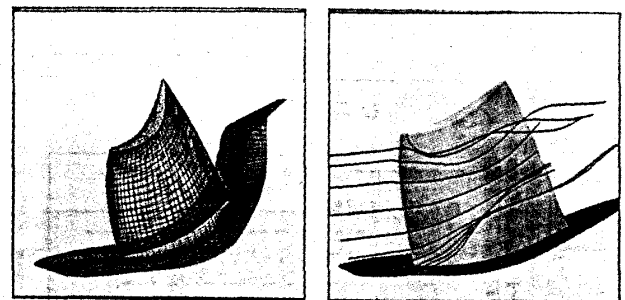


図11 前処理・後処理の例

(2) インターク及びノズルの研究

離着陸からマッハ5に至るまでの広範囲の飛行条件で高い圧力回復を実現する超音速可変インターク及び高いノズル効率を実現する超音速可変ノズルについて、空力技術、可変機構技術、エンジン適合技術、耐熱構造技術を含む研究を行う。

インタークについては、超音速インタークの部分模型(図12)を製作し、小型の超音速伝熱風洞

を用いて、マッハ2の空力試験を行い、スロート・キャビティ形状、ランプ抽気、キャビティ抽気等がインテーク性能に及ぼす影響や亜音速ディフューザの圧力回復特性に関する資料を得た⁽³⁾。また、HYPR 研究組合との共同研究により当所の風洞を用いて、マッハ3クラスの変可インテーク模型(図13)の超音速風洞試験、マッハ5クラスのインテーク模型(図14)の極超音速風洞試験を行っている⁽⁴⁾。これまでの試験結果により、マッハ3クラスの超音速インテークについてはその基本的な空力設計法がほぼ確立できた。今後は、性能向上(圧力回復係数の向上, 抽気量の低減), 数値シミュレーションとの対比, 変可機構, エンジン

とのマッチング, 機体との統合技術などを含むインテークのシステム技術及び総合性能の把握を進める。

ノズルについては、二次元超音速変可ノズルの基礎研究として、スロート曲率半径と平板フラップからなる最も基本的なノズル形状について、スロート曲率半径が内部流れに及ぼす影響を調べた。図15は、壁圧分布の実験値を非粘性解と比較したものである。内部流れの可視化計測により、曲率半径と平板フラップとの接合部から発生する弱い圧縮波の状況は解析結果と良く一致することが確かめられた。今後は、高膨張比ノズル空力試験装置を整備し、数値シミュレーションと連携しながら、2次元変可ノズルの空力データ, 伝熱特性データ, 変可機構設計データ等を取付するとともに、ラム燃焼器との結合試験, 高マッハ数における外部ノズルの検討を進める。

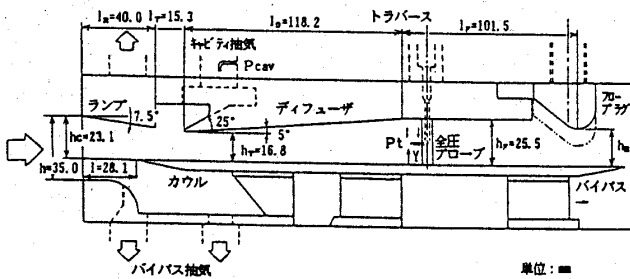


図12 超音速インテーク部分模型

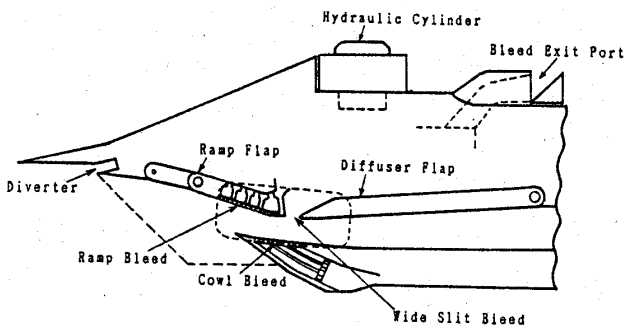


図13 M3変可インテーク超音速風洞試験模型

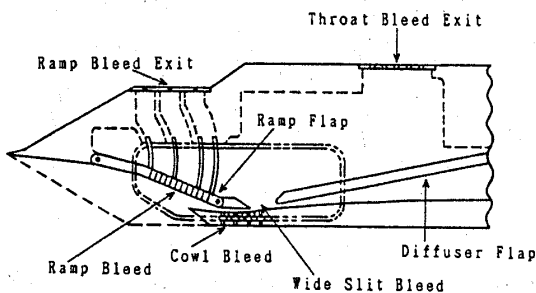


図14 M5変可インテーク極超音速風洞試験模型

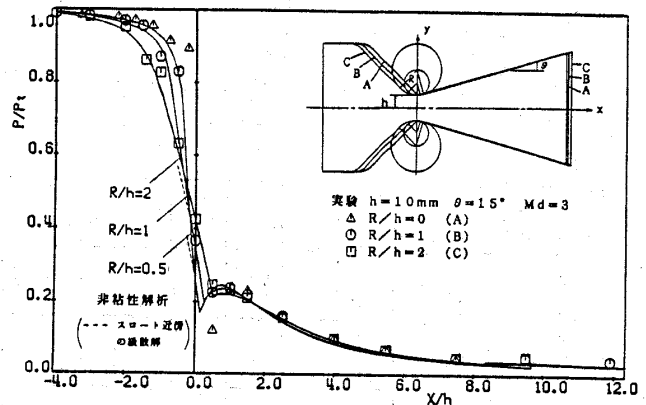


図15 二次元ノズル基礎模型壁面圧力分布

(3) 低騒音化の研究

超音速機の騒音レベルをICAOの騒音規制値以下にすることを可能とする推進システムの低騒音化技術の研究を行う。主要な騒音源であるジェット騒音の低減研究のため、図16に示す超音速ジェット騒音試験装置を整備した。本装置の仕様は、最大ジェットマッハ数1.8, 排気ガス温度400°C, ノズル直径20~40mmで、実機条件を模擬した空気温度での排気ジェット試験が可能である。本装置を用いて、先細ノズルのリップにタブをつけることにより、超音速ジェットの衝撃波に起因して発生するスクリーチ騒音(離散周波数音)を低減する研究を行った(図17)。今後は、実機を模

擬した温度条件で、超音速ジェット騒音特性の研究、エジェクタやメカニカルサブレッサ等のデバイスによる低騒音化とそれによる推力損失の研究、二次元ノズルの騒音特性と騒音制御の研究等を進める計画である。将来的には、飛行効果の影響を模擬できる装置を追加して飛行時のジェット騒音

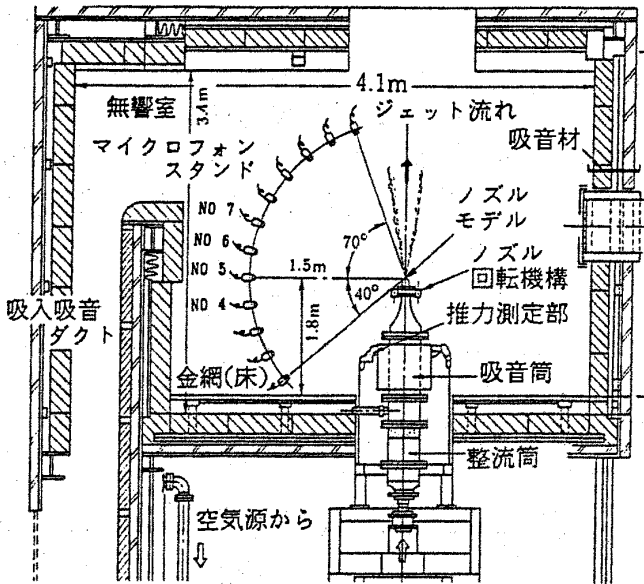


図16 超音速ジェット騒音試験装置

の研究を行うとともに、小型模型試験成果を実機に適用できるようにするための大型試験の実施が必要である。

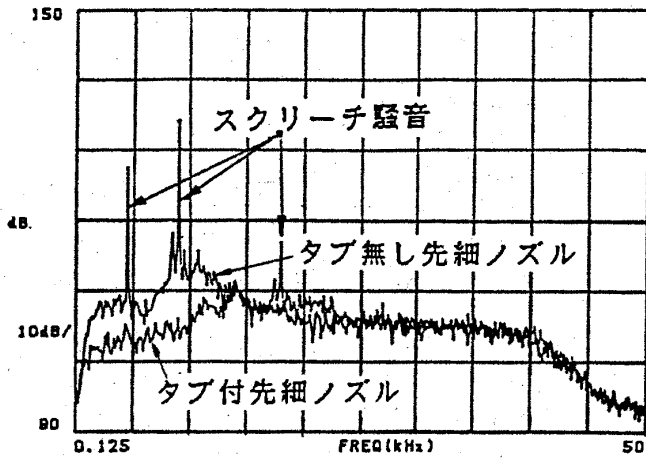
(4) 新材料及び冷却システムの研究

超音速機用推進システムの実現に必要な各種耐熱材料(セラミック, FRM等)の適用性評価のための研究を行うとともに、インテーク・ノズル等推進システム構成要素の冷却システムの研究を行う。

超高温材料の強度評価試験片形状を選定するため現在慣用的に使用されている各種高温試験片形状について有限要素法及び実験による検討を行った。図18は試験片形状とカーボン/カーボン複合材についてのFEM解析結果の一例である⁽⁵⁾。また、レーザを利用した高温強度試験用変位計測法の開発、高温高速ころがり軸受への新材料の適用評価のため、セラミック・耐熱鋼ハイブリッド軸受の試作を行った。今後、各種耐熱複合材料の高温強度評価試験とともに、ブレード等への適用性評価を進める。

(5) コンバインドサイクルエンジンの研究

マッハ3クラスの可変形状ターボジェットエン



測定位置：ジェット軸から80°
等エントロピ流出マッハ数：1.71

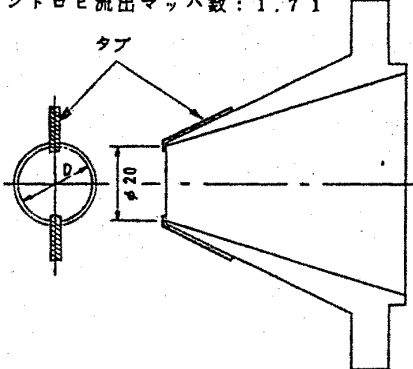


図17 タブ付先細ノズルのジェット騒音特性

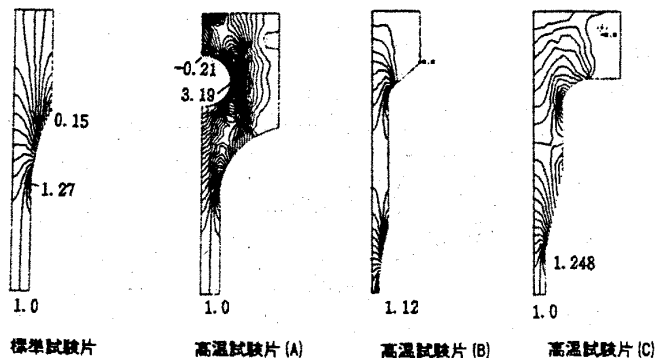
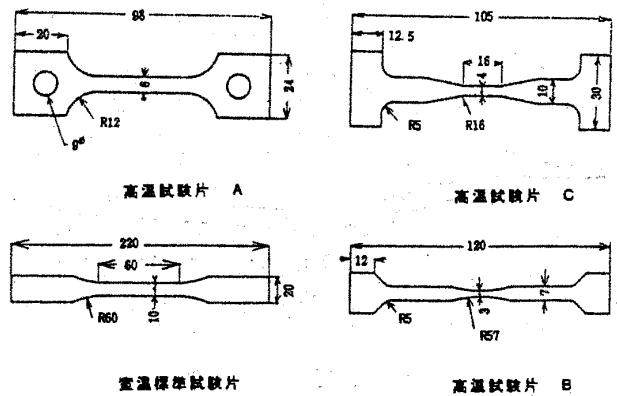


図18 高温強度試験片形状と σ_n / σ_{mean} 分布 (C/C材)

ジン及びマッハ5クラスのラムジェットエンジン、またこの両者を結合したコンバインドサイクルエンジンについて性能解析法の研究を行うとともに、システム最適化及びターボ・ラム切替時の作動を含むトータルシステムとしての性能評価法の研究を行う。これまでに、コンバインドサイクルエンジンの性能を予測するためのサイクル性能計算プログラムを作成するとともに、ラムジェット領域において、インテークの圧力回復性能と、その境界層制御用ブリード流量とがエンジン性能に与える影響を計算した。また、HYPR 研究組合との共同研究により、ターボからラムへの切替方法の検討を行った。今後、プログラムの改良、エンジンサイクルの最適化、システム検討を進めるとともに、試作エンジンの運転研究に当りその性能機能の評価を行う。

6. おわりに

本プロジェクトは、長期的視野に立つ超音速輸送機用推進システムの研究開発として国際的にも注目を集めている。国立試験研究機関の研究目標は、本プロジェクトの目標エンジンに対する要求性能を実現するために必要な要素技術を基本にし

つつ、より長期的視野から将来の超音速機用推進システムの実現に必要と考えられる先進的、基礎的技術を含むものとなっている。本報では航空宇宙技術研究所の研究状況を紹介したが、このほかに、計量研究所によりレーザ等光応用計測技術の研究、機械技術研究所により高温高負荷タービン用機械要素の研究及び騒音源計測技術の研究、大阪工業技術試験所により断熱コーティング技術の研究が行われている。これらの先進的基礎研究は民間企業で実施される試作要素、試作システムの研究開発とともに本プロジェクトの重要な一部分を構成するものであり、今後とも、関係各位の一層のご指導、ご鞭撻をお願いしたい。

参考文献

- (1) 田丸ほか、第20回ガスタービン定期講演会 A-15, (1992.6)
- (2) 吉田ほか、ガスタービン秋季講演会 C-8, (1991.8)
- (3) 村上ほか、第21回流体力学講演会 2A8, (1990.11).
- (4) 坂田ほか、AIAA-91-2012, (1991.6).
- (5) 小河ほか、第19回ガスタービン定期講演会 B-1, (1991.5).

2CaO · SiO₂ - CaO · ZrO₂ 系 プラズマ溶射熱遮蔽皮膜の高温安定性

トーカロ(株) 中 平 宏
トーカロ(株) 原 田 良 夫
トーカロ(株) 三 船 法 行
小野田セメント(株) 余 頃 孝 之
小野田セメント(株) 山 根 洋

Abstract

Hot corrosion resistance and thermal shock stability of 2CaO · SiO₂ - CaO · ZrO₂, CaO · SiO₂ and CaO · ZrO₂ plasma sprayed thermal barrier coatings were evaluated by investigating the coatings after heating in furnace for 3 hours at 1273K with V₂O₅, Na₂SO₄ and NaCl ashes, and by monitoring Acoustic Emission of coatings in 1273K ⇄ room temperature thermal cycle test. At hot corrosion test, CaO stabilizing element in the CaO · SiO₂ and CaO · ZrO₂ readily reacted with V and S compounds, but CaO in amorphous ceramics produced by plasma spraying were relatively resistant to corrosion. Particularly, 2CaO · SiO₂ - 10~30 mass% CaO · ZrO₂ coatings have been shown the excellent hot corrosion resistance and only a few AE counts were detected in thermal cycle test, because the coatings contained a large amount of amorphous compounds and many effective vertical micro-cracks to improve thermal shock resistance.

1. 緒 言

ガスタービンの高温化対策として、耐熱材料や冷却構造設計の開発が精力的に行われている⁽¹⁾。溶射法によって形成された ZrO₂ 系皮膜は、溶射皮膜特有の微小気孔の存在と、ZrO₂ 質が保有する低熱伝導性によって、比較的薄膜でも高温被曝部材を効果的に保護する機能を有することから、熱遮蔽皮膜 (Thermal Barrier Coating以下TBC)

として広く採用されている⁽²⁾。しかし現状の ZrO₂ 系溶射皮膜では、熱衝撃抵抗が十分でないうえ、燃料や空気中に含まれている微量の腐食成分、例えば V, S, Na 化合物などの腐食作用に弱い欠点があり、その改善が望まれている⁽³⁾。これまでも、溶射皮膜の耐熱衝撃性を改善する方法として、皮膜の熱処理による内部応力の緩和⁽⁴⁾、薬剤処理による皮膜の多孔質化の促進⁽⁵⁾、レーザーによる微細割れ加工⁽⁶⁾などが研究されているが、いずれも皮膜形成後の加工工程の増加を伴うとともに、性的にも改善の余地がある。

本研究では、溶射成膜状態のまま、すでに微細な縦割れを有し、耐熱衝撃性と高温耐食性を兼備した TBC を開発することを目的として、2CaO · SiO₂ - CaO · ZrO₂ 系セラミックスを採り上げ、そのプラズマ溶射皮膜の性状及び高温安定性を評価したので報告する。

2. 実験方法

2.1 TBC 試験片の製作と皮膜施工条件

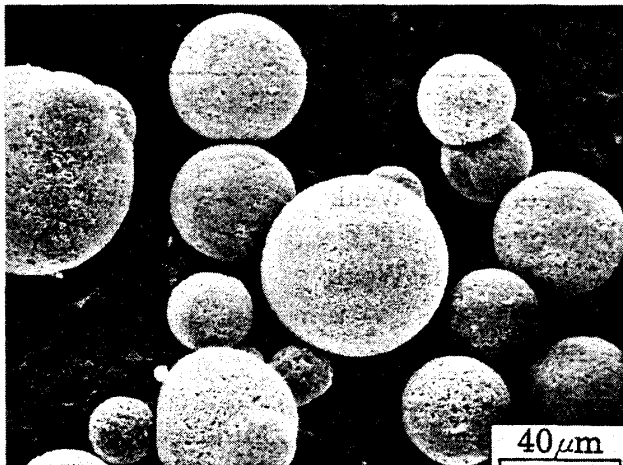
市販 SUS304 鋼材から、熱衝撃試験用として 30 × 450 × 13mm, 高温腐食試験用として、50 × 100 × 5mm 寸法の試験片を採取し、表 1 に示す溶射材料と溶射条件によって、TBC を施工した。すなわち、アンダーコートとして 21Cr - 10Al - 0.8Y - 残 Ni 合金 (数字は mass%) を 100 μm 溶射し、その上に CaO · ZrO₂ 含有量の異なる 2CaO · SiO₂ - CaO · ZrO₂ 系セラミックスを 300 μm 目標で施工し、二層構造の TBC 試験片を製作した。写真 1 は、噴霧造粒法で製造した CaO · ZrO₂ を 25 mass% 含む 2CaO · SiO₂ - CaO · ZrO₂ 溶射材料の走査電顕像を示したもので、粒径 20 ~ 50 μm の球状を呈している。なお、比較のため、65%CaO ·

(平成 3 年 7 月 15 日原稿受付)

表1 溶射材料と溶射条件

Item		Materials and parameters
TBC powder		
Top coat	(mass%)	2CaO·SiO ₂ -5~75%CaO·ZrO ₂ 65%CaO·SiO ₂ *、10%CaO·ZrO ₂ *、31%CaO·ZrO ₂ *
Thickness	(μm)	300
Under coat	(mass%)	21Cr-10Al-0.8Y-Bal. Ni
Thickness	(μm)	100
Spraying parameter		
Spray gun	(-)	Plasma Technik F4-B
Power	(KW)	Top coat (48) Under coat (43)
Plasma gas	(-)	Ar/H ₂
Spray distance	(cm)	10

* Comparative spraying powders

写真1 2CaO·SiO₂-CaO·ZrO₂ 溶射粉末材料のSEM像

SiO₂ (2CaO·SiO₂), 10%CaO·ZrO₂ 及び31%CaO·ZrO₂ (CaO·ZrO₂) など類似した組成を有する2成分系の溶射材料を供試した。

2.2 熱衝撃試験

TBCの耐熱衝撃性は、図1(a)に示すように、試験片の先端50×30mmの面積に溶射皮膜を形成させる一方、その反対側の位置に、Acoustic Emission (以下AE) センサーを接触させ、皮膜部のみを1273Kに維持した電気炉中に挿入し、15min保持後、炉外で放冷する操作を繰返した。図2は熱衝撃試験装置の概要を示したもので、試験片は固定し、電気炉を前後に移動させることによって、試

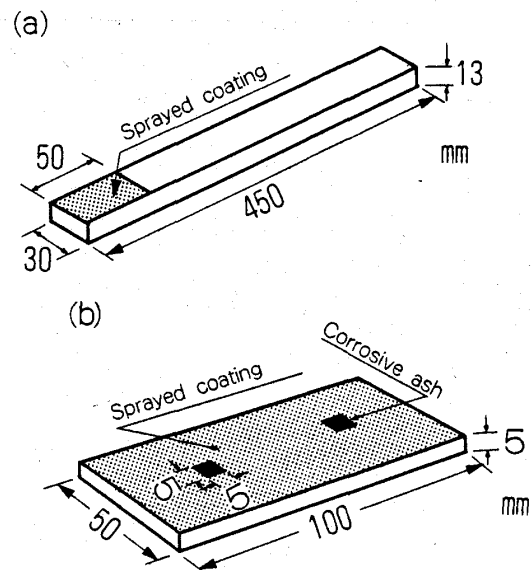


図1 熱衝撃および高温腐食試験用試験片 ((a)熱衝撃用(b)腐食試験用)

験部の加熱・冷却が繰返されるようになっている。

2.3 高温腐食試験

TBCの高温腐食性は、図1(b)に示すように、試験片が正方形となるように二等分し、それぞれの中心部に当たる5×5mmの範囲にのみ、腐食薬剤を10mg/cm²の割合となるように塗布した。腐食薬剤として、100V₂O₅, 85V₂O₅-15Na₂SO₄, 15V₂O₅-85Na₂SO₄, 90Na₂SO₄-10NaCl (数字はmass%)を用い、それぞれ1273kの電気炉中に3h静置した。

2.4 TBC の評価法

熱衝撃試験では、TBC の外観観察とともに、加熱・冷却サイクルの繰返しに伴う AE カウント数とその分布状態を調べ、高温腐食試験では、外観観察、断面組織、腐食部の X 線回折及び EPMA によって高温安定性を評価した。

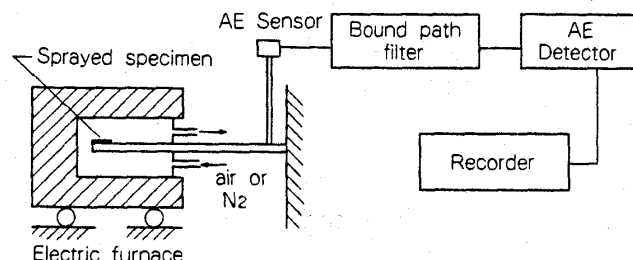


図 2 AE センサーを用いた熱衝撃試験装置

3. 実験結果及び考察

3.1 2CaO・SiO₂ - CaO・ZrO₂ 皮膜の微細構造と縦割れ機構

CaO・ZrO₂ 含有量の異なる 2CaO・SiO₂ - CaO・ZrO₂ 皮膜をはじめ、比較材料の 65%CaO・SiO₂, 10%CaO・ZrO₂ 及び 31%CaO・ZrO₂ 皮膜の断面を光学顕微鏡で観察するとともに、X 線回折を行いその結果を表 2 に要約した。65%CaO・SiO₂ 及び 31%CaO・ZrO₂ 皮膜の断面には酸化物セラミックス溶射皮膜特有の微細な縦割れが散見されるが、CaO・ZrO₂ を 10~30% 含む 2CaO・SiO₂ - CaO・ZrO₂ 皮膜には、写真 2 に示すように溶射したままの状態、無数の微細な割れが、皮膜断面では縦方向に発生し、表面では網目状に生

表 2 供試溶射皮膜の X 線回折結果と皮膜断面の縦割れ発生状況

Coating	α, α' -2CaO-SiO ₂	β -2CaO-SiO ₂	CaO-ZrO ₂	c-ZrO ₂	Vertical cracks
65%CaO-SiO ₂	Strong	Middle	-	-	a Few
2CaO-SiO ₂ -5%CaO-ZrO ₂	Middle	Weak	Weak	-	a Few
2CaO-SiO ₂ -10~30%CaO-ZrO ₂	Middle/Weak	Weak	Weak	-	Many
2CaO-SiO ₂ -40~75%CaO-ZrO ₂	Weak	Weak	Strong	Middle	a Few
31%CaO-ZrO ₂	-	-	Strong	Middle	Very few

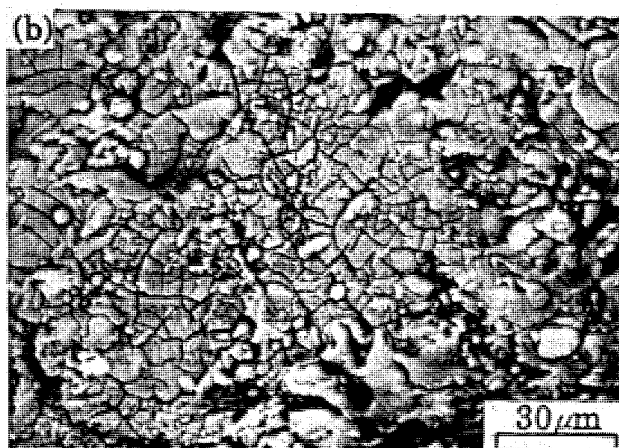
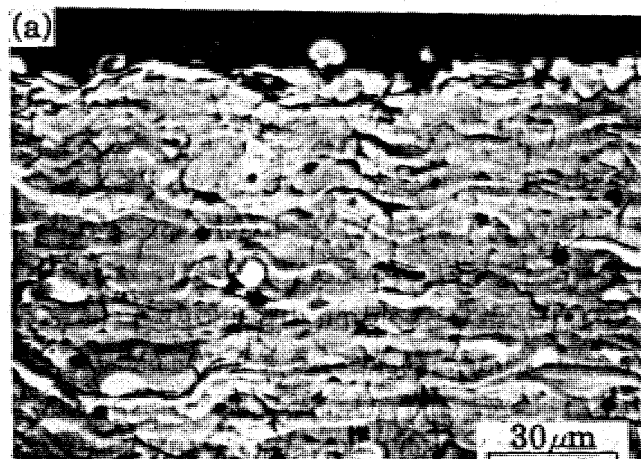


写真 2 2CaO・SiO₂ - 15%CaO・ZrO₂ 溶射皮膜の微細構造 ((a)断面組織(b)表面組織)

成しているのが認められた。また、これらの縦割れは比較的短く、皮膜を構成する単一粒子の大きさとどまっておき、皮膜全体を貫通するような大きな割れは発生していない。

一方、図3は供試皮膜の代表的X線回折パターンを示したものである。解析困難なピークが散見されるが、 $2\text{CaO} \cdot \text{SiO}_2 - \text{CaO} \cdot \text{ZrO}_2$ 系皮膜では、 α 、 α' 、 $\beta 2\text{CaO} \cdot \text{SiO}_2$ が共通成分として検出され、特に $2\text{CaO} \cdot \text{SiO}_2 - 25\% \text{CaO} \cdot \text{ZrO}_2$ 皮膜では、非晶質成分の存在を示唆するブロードな回折像を示す特徴がある。この非晶質相の成因は、 $2\text{CaO} \cdot \text{SiO}_2 - \text{CaO} \cdot \text{ZrO}_2$ 成分中では最も熱的に不安定なCaOが、プラズマ環境中で昇華(3123K)⁽⁷⁾し、その結果、図4に示す相平衡図⁽⁸⁾の矢印方向の $2\text{CaO} \cdot \text{SiO}_2 - \text{CaO} \cdot \text{ZrO}_2 - 3\text{CaO} \cdot 2\text{SiO}_2 \cdot \text{ZrO}_2$ ($\text{C}_2\text{S}-\text{CZ}-\text{C}_3\text{S}_2\text{Z}$) 3成分系に移行したものと考えられる。()内は $\text{CaO}=\text{C}$, $\text{SiO}_2=\text{S}$, $\text{ZrO}_2=\text{Z}$ と省略)

溶射中におけるCaOの昇華現象については、F. Gitzhofer⁽⁹⁾も認めており、融点(2845K)と昇華温度が近接しているCaO成分の挙動と、融点(1976~1986K)が低く、ガラス質を形成しやすい SiO_2 の存在が非晶質化を促進している可能性が大きい。このようにして生成した $\text{C}_2\text{S}-\text{CZ}-\text{C}_3\text{S}_2\text{Z}$ 3成分系は1908K⁽¹⁰⁾の低温で $c\text{-ZrO}_2$, (CZ_4) + $2\text{CaO} \cdot \text{SiO}_2$ (C_2S) に分解して液相化することとなる。プラズマ環境中で液相化した溶射粒子が基板あるいは堆積している粒子上に衝突して強固に密着する一方、急冷され液相から脆性な固相へ移行する際、粒子の外表面では引張応力が発生し、この応力に耐えきれなかった粒子に多数の微細な割

れが発生したものと推定される。

次に、多数の縦割れが発生する $2\text{CaO} \cdot \text{SiO}_2 - 10 \sim 30\% \text{CaO} \cdot \text{ZrO}_2$ 皮膜と、多量の SiO_2 を含みながら縦割れ現象の少ない $65\% \text{CaO} \cdot \text{SiO}_2$ 皮膜の成分を比較すると、後者は ZrO_2 成分を含まず、また前者に比べて結晶化成分の割合が高いなどの相違点が認められる。図4から明らかなように、 $\text{CaO} \cdot \text{SiO}_2$ 2成分系ではプラズマ環境中において、低融点の $\text{C}_2\text{S}-\text{CZ}-\text{C}_3\text{S}_2\text{Z}$ の生成が行われない。一方、 $2\text{CaO} \cdot \text{SiO}_2 - 40 \sim 75\% \text{CaO} \cdot \text{ZrO}_2$ のように、 SiO_2 , ZrO_2 の両成分を含み、 $\text{C}_2\text{S}-\text{CZ}-\text{C}_3\text{S}_2\text{Z}$ の生成が期待できる皮膜でも、非晶質成分が少ない場合には、縦割れが少なくなっている。以上のようなことから、皮膜断面における多数の微細な縦割れ発生現象は、成膜材料のプラズマ環境中における $\text{C}_2\text{S}-\text{CZ}-\text{C}_3\text{S}_2\text{Z}$ の生成と、非晶質成分

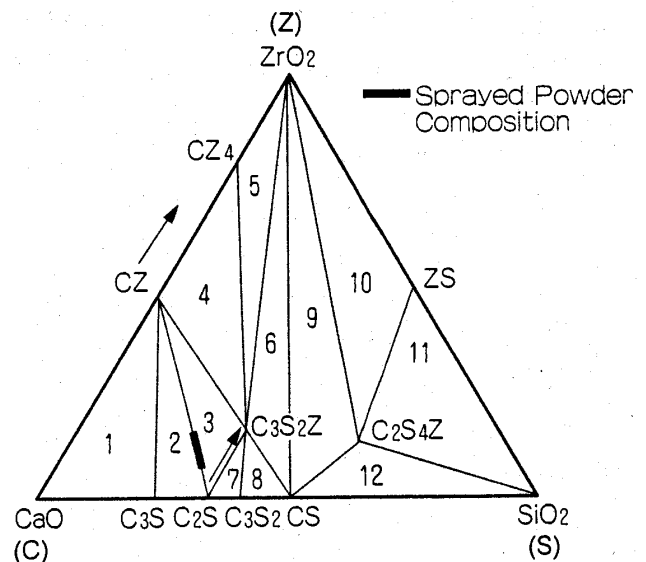


図4 CaO - SiO₂ - ZrO₂系相平衡

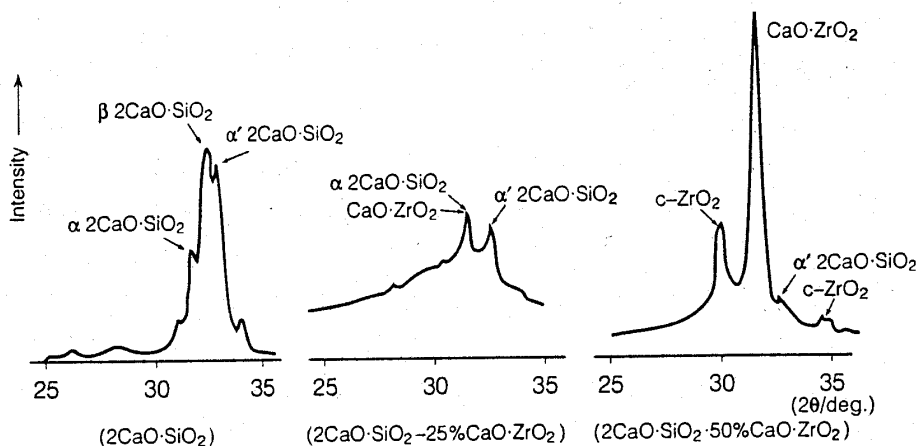


図3 代表的供試溶射皮膜のX線回折像

の存在が大きな役割を果たしているものと考えられるが、これらについては、さらに詳細な調査と検討が必要である。

また、図5は皮膜の結晶化の状態と縦割れ発生状況を、 $2\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2 - \text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 中の SiO_2 及び ZrO_2 含有量との関係で整理したものである。この結果から、溶射成膜過程のプラズマ環境中において、 $\text{C}_2\text{S}-\text{CZ}-\text{C}_3\text{S}_2\text{Z}$ が生成し非晶質相と多数の縦割れ現象が認められる成分範囲は、 SiO_2 約25%~30%、 ZrO_2 約7~20%、 CaO 残り%の領域に存在することがうかがえる。

3.2 熱衝撃試験結果

$2\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2 - \text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 系溶射皮膜を加熱・冷却した際に検出される AE カウント数を取纏め図6に示した⁽¹¹⁾。31% $\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 、 $2\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2 - 75\%\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ のように、 SiO_2 成分を含まないか、あるいは含んでいてもその量が少ない皮膜は、初回の熱サイクル時から AE が検出され、31% $\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ は初回、 $2\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2 - 75\%\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 皮膜は3回目で剥離した。また ZrO_2 を含まない 65% $\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2$ 単体皮膜では、3回目の熱サイクルから AE が検出され、その後試験回数の増加に伴って徐々に増加したが、外観上からは皮膜の剥離は認められなかった。これに対し、多数の微細な縦割れを有する $2\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2 - 25\%\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 皮膜は、12回目までの熱サイクルには、AE は殆ど検出されず、13回目以降になって僅かに検出された程度であり、また皮膜も健全な状態を示し、この種の熱衝撃に対し極めて安定であることが確認された。なお、このような微小 AE 検出現象は、 $2\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2 - 10\sim 30\%\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 皮膜全体に認められることから、微細な縦割れの存在が、熱衝撃に対し、有効に作用していることがうかがえる。

3.3 高温腐食試験結果と腐食反応機構

ここでは、微細な縦割れを発生する $2\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2 - 10\sim 30\%\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 系から、 $2\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2 - 15\%\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 皮膜を選定して高温腐食試験を行い、写真3に試験後の外観状況を10% $\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 皮膜⁽¹²⁾と比較して示した。10% $\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 皮膜は、すべての腐食灰成分と激しく反応し、特に Na_2SO_4 成分の多い腐食灰に対しては、腐食灰塗布部は勿論のこと、非塗布部を含め皮膜全体がアンダーコート部から剥離する一方、微細

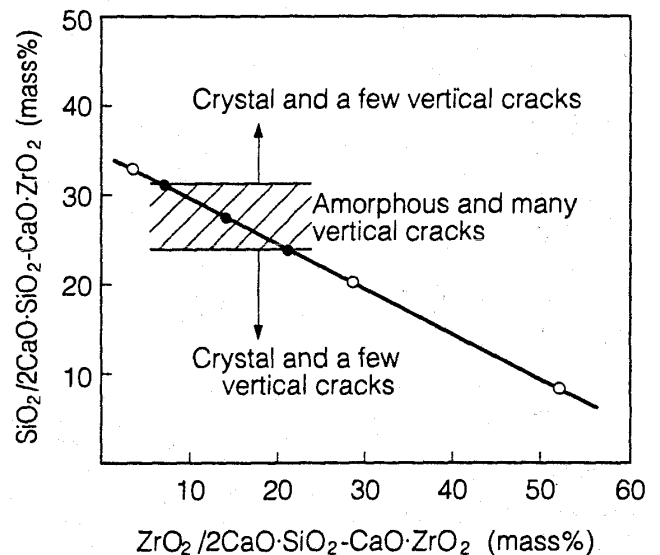


図5 溶射皮膜の結晶化状態と縦割れ発生現象に及ぼす $2\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2 - \text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 中の SiO_2 と ZrO_2 含有量の関係

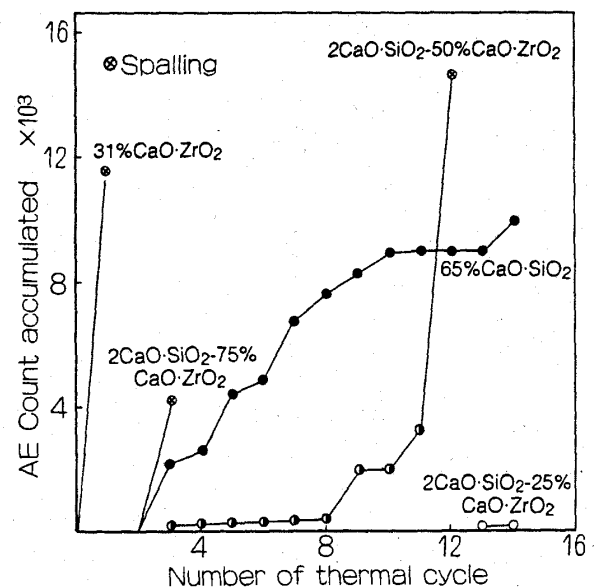


図6 溶射皮膜の熱衝撃回数と AE カウント数

な板状となって脱落し、耐高温腐食性に乏しいことがわかる。これに対し、 $2\text{CaO}\cdot\text{SiO}_2 - 15\%\text{CaO}\cdot\text{ZrO}_2$ 皮膜は V_2O_5 含有量の多い腐食灰に対しては、白色化を呈するものの皮膜の剥離は全く認められなかった。また腐食部の断面を観察すると、写真4に示すように腐食灰との反応は極く表層部にのみに限定され、アンダーコートとの接合部を含め、ほぼ全体が健全な状態を維持しており、優れた耐高温腐食性を有することが確認され

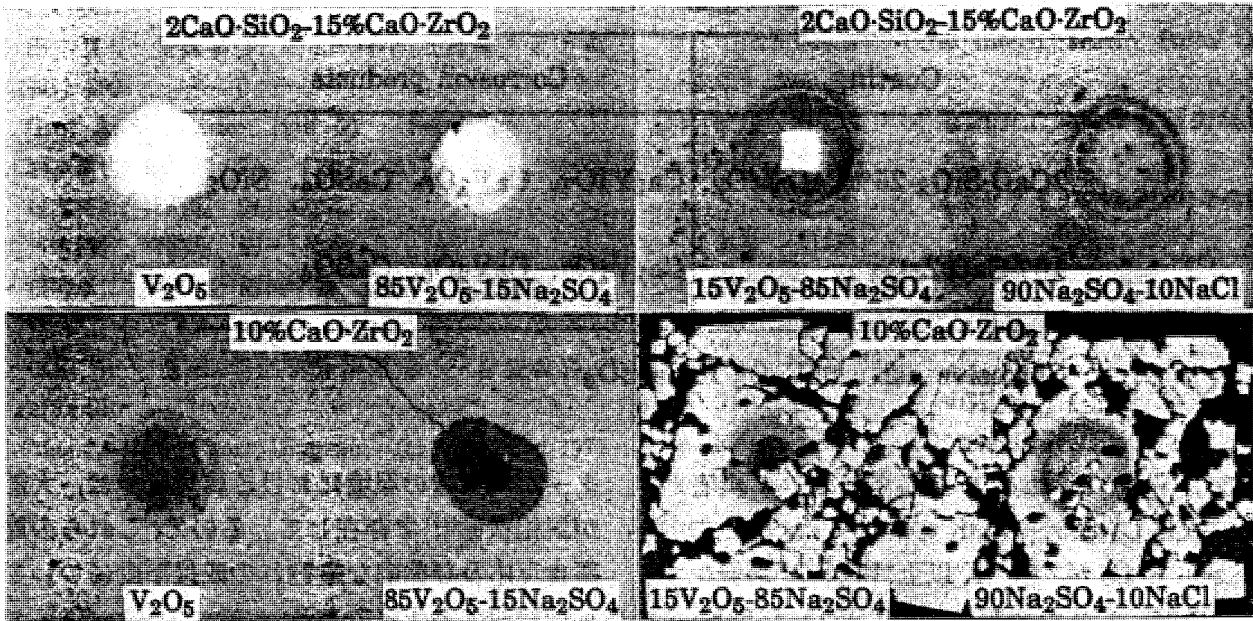
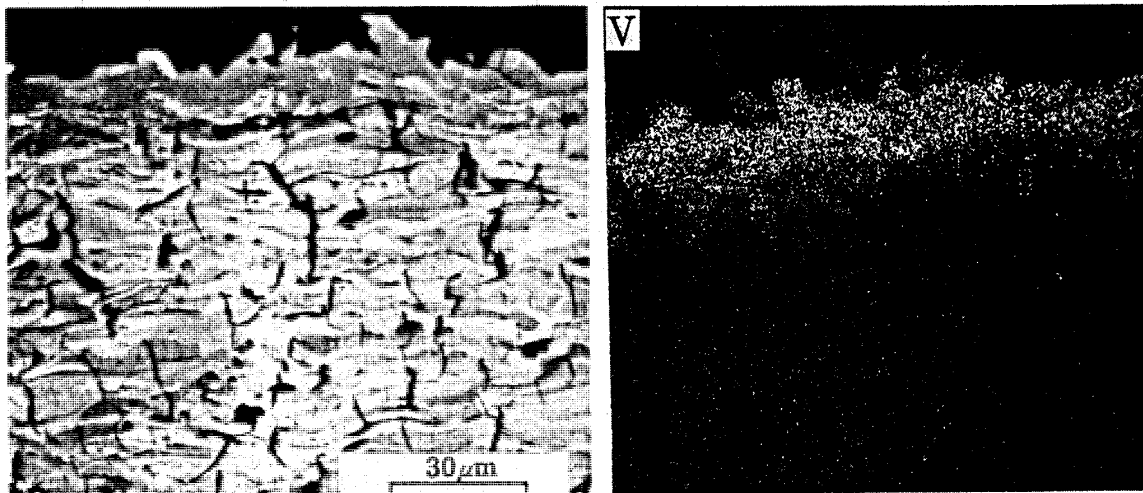
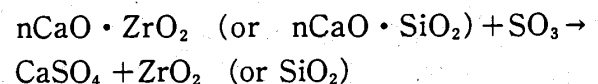
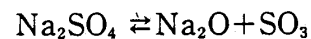
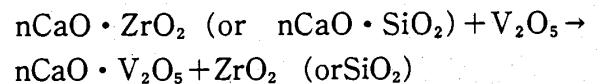


写真3 高温腐食試験後の溶射皮膜の外観

写真4 高温腐食試験後の2CaO·SiO₂-15%
CaO·ZrO₂ 皮膜の断面とEPMA像

た。

表3は腐食灰(85V₂O₅-15Na₂SO₄)と接触していた皮膜部のX線回折結果を示したものである。腐食部ではZrO₂の相安定化成分のCaOと腐食灰成分が反応したCa₂V₂O₇, CaV₂O₆, CaSO₄が検出され、この傾向は10%CaO·ZrO₂と2CaO·SiO₂-15%CaO·ZrO₂ともほぼ同様である。このようなCaOの腐食灰成分との反応は概略次のように考えられる。すなわち、V₂O₅, Na₂SO₄は、それぞれ皮膜中のCaOと直接反応して、nCaO·V₂O₅及びCaSO₄を生成する。



ここで生成するnCaO·V₂O₅には、n=1~3の化合物⁽¹³⁾が知られ、nの増加とともに融点が高くなる。(n=1, 891K n=2, 1051K n=3, 1289K) また、V₂O₅は腐食反応生成物のCaSO₄とも反応する。

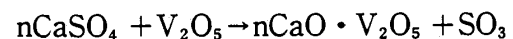


表3 溶射皮膜の高温腐食反応生成物のX線回折結果

Coating	Corrosion products
2CaO·SiO ₂ -25%CaO·ZrO ₂	Ca ₂ V ₂ O ₇ , CaV ₂ O ₆ , CaSO ₄ , SiO ₂
10%CaO·ZrO ₂	Ca ₂ V ₂ O ₇ , CaV ₂ O ₆ , CaSO ₄

Corrosive ash : 85V₂O₅-15Na₂SO₄

さらに、V₂O₅とNa₂SO₄は高温において両者が相互に反応し、823~1173Kの範囲では、酸化力の強いSO₃とO₂が、1273K以上ではSO₃が発生するとともに、いずれの場合にも、V₂O₅(963K)より低融点で腐食性の強いV化合物(Na₂VO₃, 907K, 5NaO₂·V₂O₄·11V₂O₅, 808K, Na₂O·V₂O₄·5V₂O₅, 893K)を生成する特徴がある⁽¹⁴⁾。したがって、V₂O₅とNa₂SO₄が共存すると、各種の反応生成物をつくり、これらが繰返しTBCを化学的に損傷させることとなる。

一方、今回の高温腐食試験において確認されたn=1および2のnCaO·V₂O₅(CaV₂O₆, Ca₂V₂O₇)の融点は、前述したように腐食試験温度(1273K)よりはるかに低いので、試験中は溶融状態で存在し、冷却時に固相となることが考えられ、このような固液変態に伴う体積変化や局部応力の発生などの物理的現象によっても、皮膜の破壊が進行する可能性がある。

以上のような腐食反応から供試皮膜の損傷機構を観察すると、10%CaO·ZrO₂皮膜ではCaOの反応消費によって、ZrO₂の立方晶⇌正方晶転移を防止する作用を消失した結果、皮膜が微細な板状となって脱落したものと考えられる。これに対し、2CaO·SiO₂-15%CaO·ZrO₂皮膜では、ある程度のCaOの消費は伴うものの、共存する非晶質成分(SiO₂)が、CaOの過剰反応を抑制するとともに、腐食成分そのものの内部拡散の障壁となっていることが考えられ、皮膜全体として優れた耐食性を維持していることがうかがえる。

なお、今回の実験では、2CaO·SiO₂-15%CaO·ZrO₂皮膜に見られる微細な縦割れ部には、腐食成分の進入は殆ど認められなかったが、ガス

タービン実機の環境における腐食成分は、大部分が気相状態⁽¹⁵⁾で存在しているので、これらの局部腐食反応及び微細な縦割れの成長挙動については、別途検討する予定である。

4. 緒言

ガスタービンの高温化対策の一つとして、2CaO·SiO₂-CaO·ZrO₂系プラズマ溶射皮膜の高温安定性について実験研究し、次のような結果を得た。

- (1) CaO·ZrO₂を10~30%含む2CaO·SiO₂-CaO·ZrO₂皮膜には、溶射状態のまま多数の微細な縦割れが発生し、加熱・冷却の繰返しによる熱衝撃試験において極めて安定した状態を示し、優れた耐剥離性が認められた。
- (2) 微細な縦割れを示す皮膜は、α, α', β2CaO·SiO₂, CaO·ZrO₂及び非晶質成分から構成され、溶射環境中におけるCaOの昇華に伴う低融点の2CaO·SiO₂-CaO·ZrO₂-3CaO·2SiO₂·ZrO₂3成分系の生成によって、液相化した溶射粒子が成膜時に急冷され、固相化する際に発生した可能性が大きい。
- (3) 燃料及び海洋大気中に含まれているV, Na, S化合物などの腐食成分との反応によって、CaO成分は消費するものの、その範囲は腐食灰と接触する部分のみに限定され、皮膜全体として良好な耐高温腐食性を示し、熱遮蔽皮膜として有望である。

なお、本研究用のAE法を利用した熱衝撃試験装置は、新日鉄(株)設備技術本部、ファインセラミック応用開発室、池田順一前室長、田村信一室長、平初雄掛長のご好意によるものであり、ここに深く感謝申し上げます。

参考文献

- (1) 田中良平; 金属学会 昭和56年秋期講演大会予稿 (1981) 209
- (2) Grot. A. S.; Ceram. Bull. 60 (1981) 807
- (3) 岩本信也; 鉄と鋼 73 (1987) 2187
- (4) 日本特許; 特開昭 58-87273
- (5) 日本特許; 特開昭 59-140377
- (6) 根崎孝二 他5名; 溶接学会 全国大会講演概要 第47集 (1990) 184
- (7) 玉虫文一 他編; 理化学辞典第3版 (岩波書店) (1979) 510
- (8) Ing. A. C.; Phase Diagrams for Ceramics 1975 Supplement 230
- 9) Gitzhofer, F.; Proc. Intern. Therm. Spray Conf. (1987) 269
- (10) 植月 徹 他2名; 旭硝子工業奨励会研究報告45 (1984) 186
- (11) 今若 寛 他5名; 日本セラミック協会1991年会講演予稿集 (1991) 577
- (12) 中平 宏 他3名; 材料 40 (1991) 989
- (13) 腐食防食協会編; 金属材料の高温酸化と高温腐食 (丸善) (1982) 97
- (14) Pollman. Von S.; VGB 94 (1965) 7
- (15) Fletcher. A. W; Oxford University Press (1954)40

副室式渦巻燃焼器の排気特性

(株)豊田中央研究所 大久保 陽一郎
(株)豊田中央研究所 野村 佳洋
(株)豊田中央研究所 井戸田 芳典
トヨタ自動車(株) 郡司 善壽

Abstract

The exhaust emission characteristics of spray combustion have been investigated experimentally using a pre-chamber type vortex combustor developed for a 300kW large-bus gas turbine engine. These were evaluated with 3 dimensional numerical simulations taking account of spray combustion, soot formation, the extended-Zeldovich thermal-NO formation and radiation. For example, it has been estimated that, with no or a little secondary air, the NOx emission index dose not increase in proportion to the fuel/air ratio, because both the gas temperature and residence time decrease due to the radiative heat loss caused by soot formation and reduction of a recirculation region in the combustion chamber.

1. まえがき

従来、車両用ガスタービンは部分負荷運転における燃費が悪いため、排熱回収用の熱交換器を改良することで燃費を改善するくふうをしてきた。今後、高温耐熱セラミックを適用して、さらに熱効率の向上が期待できる。また、多種類の燃料に対応できる、比出力が大きい、低振動・低騒音である等、車両用エンジンとして優れた特性を有している。しかし、将来の車両用エンジンには第一に急激な加速・減速に対応できるとともに排気がレシプロエンジンと同等またはそれ以上にクリーンであることが要求される。

我々は300kW級バス用ガスタービンに副室式

渦巻燃焼器⁽¹⁾を適用することを試みてきた。前報⁽²⁾では軽油等の液体燃料を噴霧して拡散燃焼させる場合に着火限界と火炎安定化限界に影響する要因を検討し、冷間始動時の確実な着火や加速・減速時の火炎安定化を達成できることを明らかにした。このように、車両用エンジンとして要求される着火や火炎安定範囲を考えると噴霧燃焼方式を採用する利点が多い。ところで、この燃焼器は基本的には拡散燃焼であるために排気清浄化、特にNOx低減化に限界があると考えられている。例えば、ディーゼル重量車両(2.5t以上)の長期排気規制値がNOxについて4.5g/kWh以下となっているので、燃焼器としてはNOx排出指数を10g/kg-fuel程度以下に抑えなければならない。従来、副室式渦巻燃焼器で軽油を噴霧燃焼させた場合に希薄化によるNOxやCO等の排出特性を調べた研究報告は少なく、十分にその特性が把握されているわけではない。そこで、車両用ガスタービンの研究開発とともに燃焼器単体の燃焼試験と3次元シミュレーション計算を実施し、排気清浄化の可能性を模索している。

本研究では、副室式渦巻燃焼器で軽油を噴霧燃焼させたとき、主燃焼室への空気導入効果と二噴孔型渦巻噴射弁と多噴孔型気流噴射弁の噴霧特性が排気に及ぼす影響を調べた。

2. 供試燃焼器

図1に今回研究対象とした副室式渦巻燃焼器の形状を示す。この燃焼器は、副燃焼室(副室)に1次空気、主燃焼室(主室)に2次空気、さらにその下流の希釈混合室に希釈空気が導入されるものである。燃焼器寸法と空気導入面積割合を表1に示す。なお、この燃焼器はガスタービン作動条

(平成3年7月8日原稿受付)

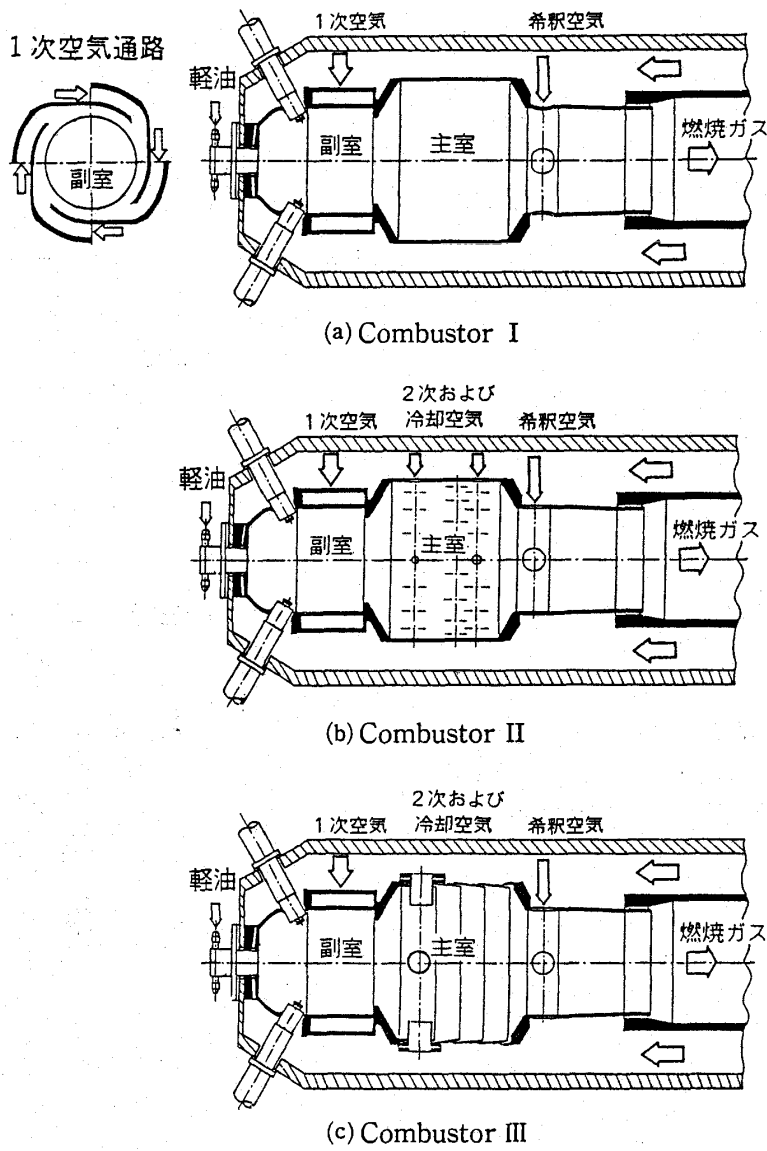


図1 供試燃焼器の形状

表1 供試燃焼器の寸法

部位名称	直径	長さ/直径	容積	空気開口面積		
				Combustor I	Combustor II	Combustor III
副燃焼室	D	1.1	20%	45%	45%	45%
主燃焼室	1.5D	0.9	60%	0%	38%	33%
希釈混合室	D	1.2	20%	55%	26%	26%
合計	-	-	100%	100%	109%	104%

件の最大燃焼負荷時に 4×10^7 Kcal/m³・h・atm 程度になる。本報では、2次空気の効果を調べるために以下の3タイプの燃焼器を比較した。Combustor Iは、主室壁に2次空気を導入する空気孔がない構造である。Combustor IIは、主室壁の円周上に設けられた多数の丸孔を通して2次空気が導入される構造である。Combustor IIIは、主室壁を膜冷却構造とするとともに2次空気導入管を対抗的に4個配置した構造である。この3つの燃焼器は、副燃焼室への1次空気開口面積を同じにして、全開口面積もほぼ同等にしてある。2次空気と希釈空気開口面積割合をそれぞれ表1のように振り分けた。このため、面積割合から計算される副燃焼室の平均燃空比は、最大でも約0.04（当量比約0.6）以下となり、燃料リーン燃焼になっている。

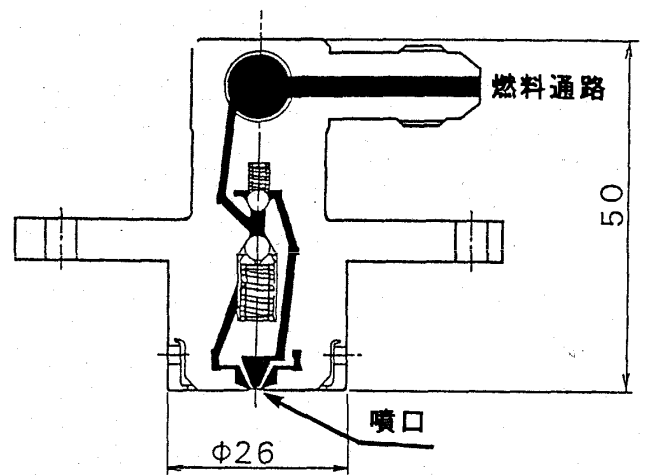
供試した燃料噴射弁は同軸二噴孔型渦巻噴射弁 (InjectorA) と多噴孔型気流噴射弁 (InjectorB) で、その概略構造を図2に、噴霧特性を図3に比較して示す。使用した燃料はJIS 2号軽油である。InjectorBは微粒化用空気流量を2g/sとしたとき、噴霧角が70°、噴霧の平均粒径 (SMD) が50 μ m以下となり、InjectorAよりも微粒化性能が優れている。また、噴霧内部構造をフェーズドップラ粒径・流速計で大気条件下の測定をした結果を図4に示す。InjectorAは噴霧外周領域で粒径が相当に大きくなっているのに対し、InjectorBは半径方向の平均粒径分布が比較的小さく、均一で燃料分散が良好であると言える。

3. 燃焼排気特性

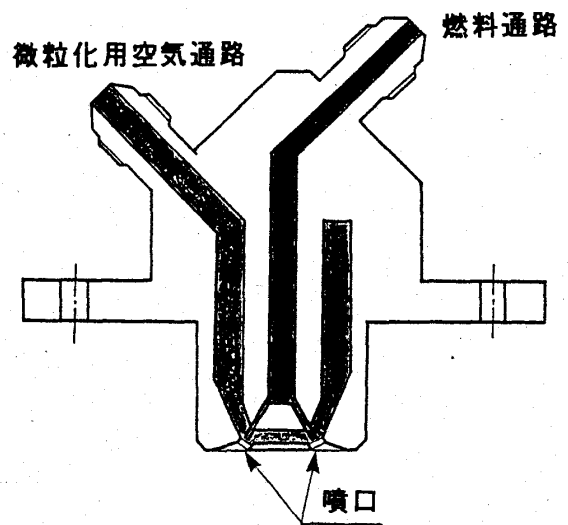
3.1 Combustor IIの排気特性

Combustor IIでInjectorAを使った場合について、図5に全燃空比F/Aを横軸にして燃焼不完全率 $1-\eta$ とNOx排出指数EINO₂の傾向を示した。燃空比が大きくなると燃焼不完全率が低減し、NOx排出が増加する。

しかし、燃空比 $F/A \geq 0.007$ でNOx排出指数と燃焼不完全率の値が頭打ちになる傾向を示す。燃焼不完全率については $F/A \geq 0.012$ で再び減少する。次に、燃焼器入口空気温度Taが上昇すると、NOxと燃焼不完全率は図の上でほぼ上方と下方にそれぞれ平行移動しただけで、燃空比に対する排出傾向はほとんど同じである。この傾向は



(a) InjectorA



(b) InjectorB

図2 供試燃焼噴射弁の構造

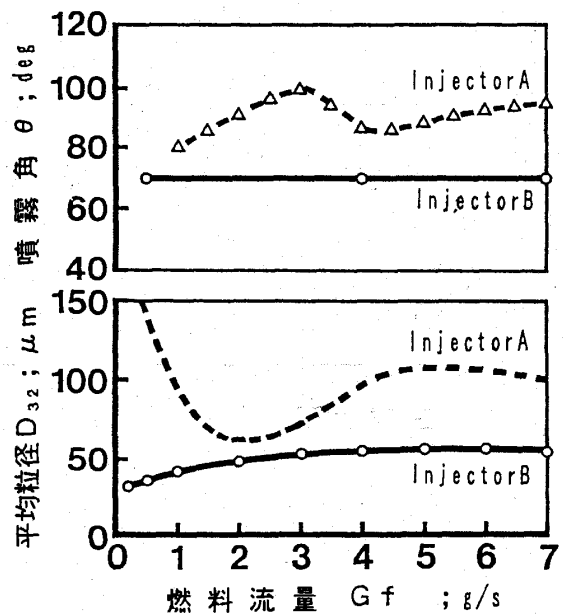


図3 供試燃料噴射弁の噴霧特性

Combustor I と Combustor IIIでも同様である。

3.2 燃焼排気特性の比較

Combustor I, Combustor IIおよび Combustor IIIで InjectorAを使った場合と Combustor IIIで InjectorBを使った場合について、燃空比に対する NOx 排出指数を図6に比較して示した。燃空比が0.007を境に NOx 排出傾向が変化する。Combustor I と Combustor II では燃空比が0.007付近まではほとんど差がなく、それより大きい燃空比で2次空気のない Combustor Iの方が NOx排出指数が高くなる。一方、4本の空気導入

管で2次空気を主室に導入した Combustor IIIは、NOx 排出指数が他のものより低くなる。さらに、InjectorBを使った場合には Combustor IIIで主室の2次空気導入効果に副室における燃料分散が改善される効果が重なり、NOx 排出が減少したものと推察される。ところで、NOx 排出量は燃焼が悪化しても減少するため、燃焼効率 η_b を高く保った条件で NOx 排出量を比較する必要がある。そこで、図7に示すように燃焼不完全率に対する NOx 排出指数を比較した。Combustor IIIで InjectorBを使った場合が最も NOx 排出量が少ないことがわかる。

3.3 燃焼器入口温度と圧力の影響

Combustor IIIで InjectorAを使った場合について、図8に燃焼器入口空気温度 T_a に対する CO, THC と NOx 排出指数を示す。さらに、図9に燃焼器圧力 P_a に対する CO, THG と NOx 排

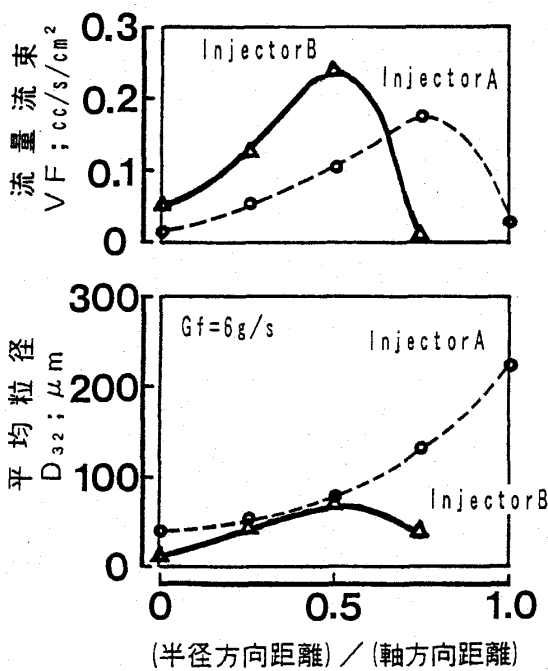


図4 供試燃料噴射弁の噴霧特性

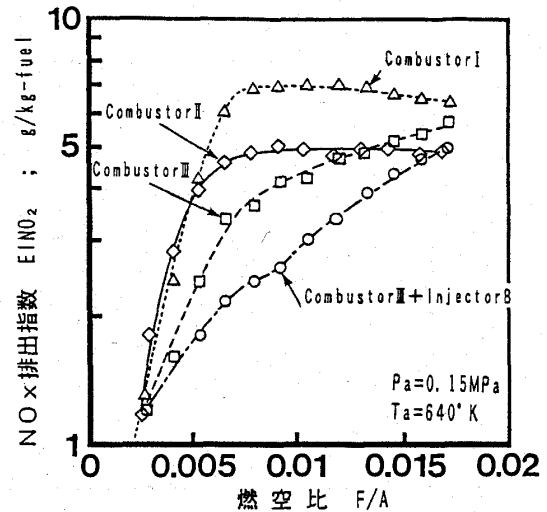


図6 NOx 排出特性の比較

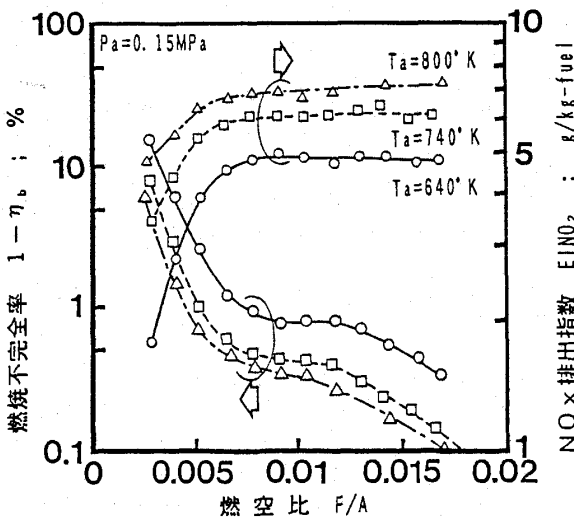


図5 Combustor IIの排気特性

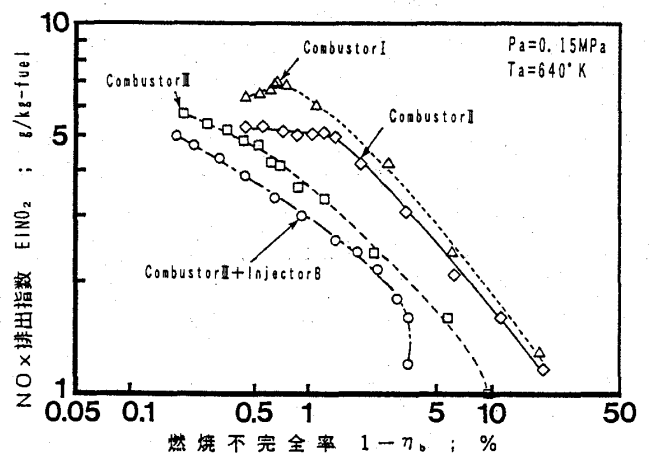


図7 燃焼排気特性の比較

出指数を示す。温度と圧力が各成分ガスの排出指数 EI におよぼす影響を式(1)で表したとき、係数 k と指数 n を表 2 に示した。

$$EI/EI \cdot \text{ref} = (Pa/Pa \cdot \text{ref})^n \cdot \exp\{k(Ta \cdot Ta \cdot \text{ref})\} \quad (1)$$

図 8 からわかるように NOx の温度依存性は $k=2 \sim 3 \times 10^{-3}$ となり、温度が 100°C 上昇すると NOx 排出量は 1.22~1.35 倍に増加することを意味する。CO は軽負荷 (F/A=0.005) のときに $k=-2 \times 10^{-3}$ となり、温度が 100°C 上昇すると CO 排出量は 0.82 倍に減少することを意味する。次に、NOx の圧力依存性は軽負荷 (F/A=0.005) のとき $n=3$ 、高負荷 (F/A=0.015) のとき $n=0.6$ となり燃空比により少し異なる。

4. 燃焼室内温度と NOx 排出の予測

上記燃焼室内の温度分布と NO 排出量を 3 次元シミュレーション計算⁽³⁾ で検討した。この計算プログラム (FIRE3D-GT) の基礎式は、非定常 3

次元 Navier-Stokes 方程式と k-ε 乱流モデルで、燃焼噴霧を Discrete Droplet Model (DDM) で扱う。燃料蒸気の燃焼を 1 ステップの反応として、反応速度が燃料と酸素の混合速度 (渦消散モデル) と化学反応速度 (アレニウス型反応モデル) の値のどちらか小さい値に律速されるとする。さらに、スス排出量を生成量 (生成モデルとして、Farmer モデル⁽⁴⁾ と Tesner モデル⁽⁵⁾ の小さい値を適用) とその再燃焼 (燃焼モデルとして化学反応律速と混合律速の小さい値を適用) の差で計算する。生成したスス等の輻射は 4 方向熱流束として扱い、各計算セルで輻射吸収と放射量を計算する。また、各セルでは 10 の化学種 (O₂, N₂, CO₂, H₂O, H₂, H, O, N, OH, CO) の平衡濃度を求め、拡大 Zeldovich 機構により NO 生成量 (結果は NO₂ 換算値を表示) を計算するものである。

4.1 Combustor II の場合

Combustor II について、図 10 に燃空比 F/A

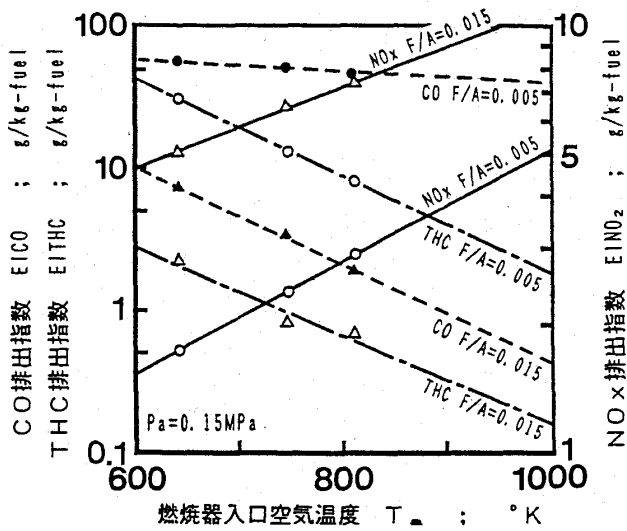


図 8 燃焼器入口空気温度の影響 (Combustor III の場合)

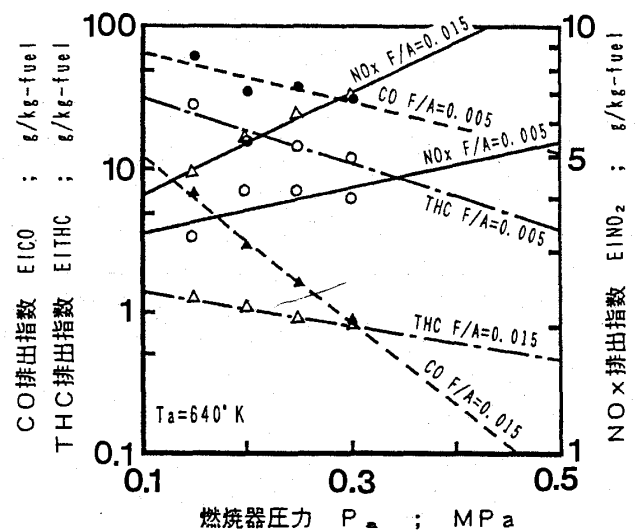


図 9 燃焼器圧力の影響 (Combustor III の場合)

表 2 係数 k と指数 n (Combustor III の場合)

F/A	係数 k				指数 n			
	NOx	CO	THC	1-η _b	NOx	CO	THC	1-η _b
0.005	3×10 ⁻³	-2×10 ⁻³	-8×10 ⁻³	-5×10 ⁻³	0.3	-1	-1	-1
0.010	3×10 ⁻³	-7×10 ⁻³	-9×10 ⁻³	-8×10 ⁻³	0.3	-2	-1	-1.5
0.015	2×10 ⁻³	-8×10 ⁻³	-7×10 ⁻³	-8×10 ⁻³	0.6	-3	-0.6	-1.5

=0.004, 0.008, 0.017の計算結果を示す。F/A=0.004では副室に相対的に多量に導入される1次空気と燃料が混合・蒸発しつつ燃焼して、副室内の温度がもっとも高い。火炎の観察結果でも副室内の火炎は剛体渦中に形成される柱状火炎となり、主室には火炎がほとんどない。F/A=0.008になると火炎の一部が主室に伸びて広がる。このとき、副室出口の絞り部で火炎が一旦絞られて、引き伸ばされるために火炎中央領域の高温領域が主室に広がり、F/A=0.004の場合の燃焼とは少し異なったものとなる。さらに、F/A=0.017になると火炎は主室の下流にまで大きく伸びて、主室の軸中央付近に広く高温領域が形成される。図11に、燃焼室軸上で噴射弁から下流方向のスス生成とその酸化の反応率を示す。生成と酸化の差として、ススが主室の下流領域に多く存在する。つまり、燃焼室内の分布でみると図12に示すようにスス濃度がこの主室下流領域でもっとも高くなる。同時に、NO濃度もこの領域で高くなっている。ところで、実際に観測される火炎は主室でチューリップ状に開くとともに先端が激しく揺れ、目視出来ないほど強い輻射(黄白色の輝炎)を放出している。このため、計算でもススからの輻射放熱を考慮した。この輻射の効果の評価するために、ススからの輻射を考慮しない場合と考慮した場合を図13に比較した。その結果、ススからの輻射放熱を考慮することで最高燃焼ガス温度が200°C程度低く見積もられるとともに温度が均一化する傾向にある。サーマルNO_xの生成は主室の温度分布とガスの滞在時間に大きく依存するため、主にススからの輻射放熱の効果で温度上昇が抑制されるとNO_xの生成が抑制されることになる。燃空比の増加とともにスス生成が増えるために結果的にNO_xの排出量が頭打の傾向を示し、NO_x排出の実測値と傾向が一致してくることがわかる。

このように、NO_x排出指数の定性的な排出傾向はスス生成と輻射を考慮した計算で良く説明できる。しかし、この状態では主室に導入される2次空気が効果的に温度上昇を抑制していないし、生成したススの再燃焼を十分促進していないことがわかる。

4.2 Combustor IIIの場合

Combustor IIIでF/A=0.017の場合を図14の

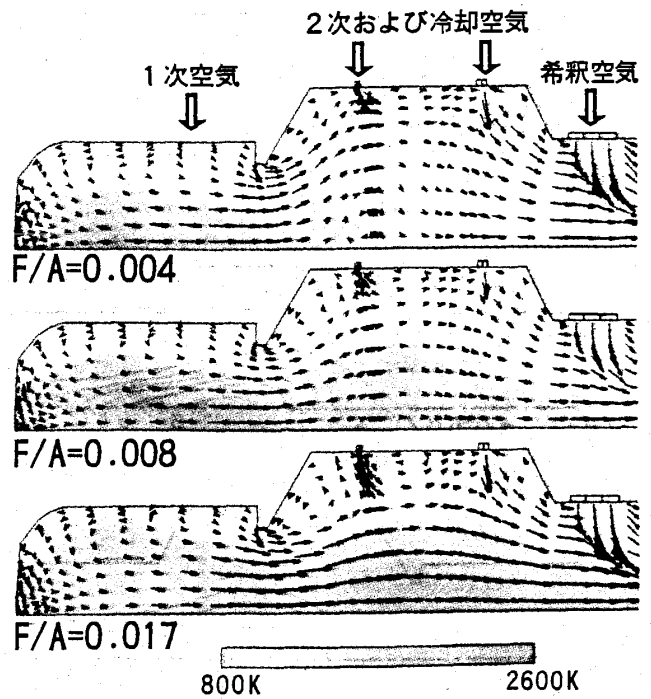


図10 Combustor IIの温度分布

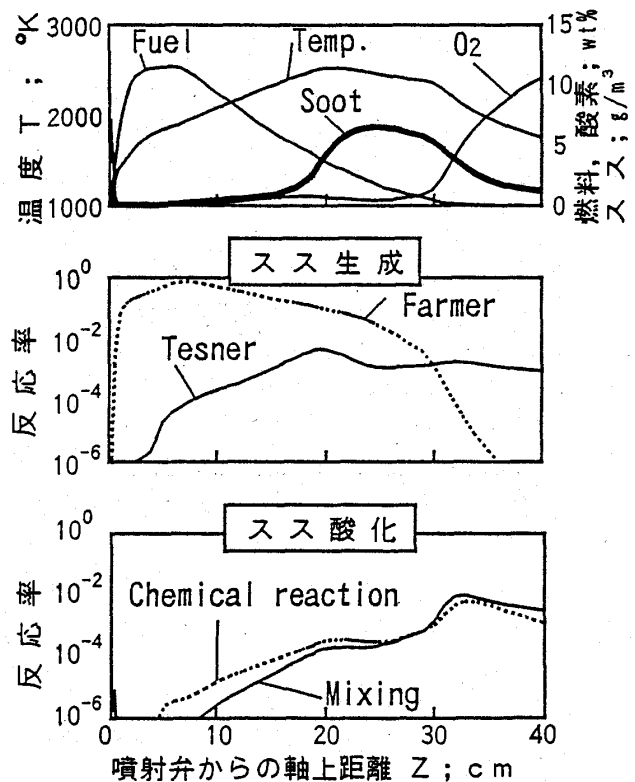


図11 燃焼室中心軸上のスス生成と酸化

(b)に示す。空気導入管により2次空気が主室の軸中央付近まで到達して、燃焼ガス温度の上昇を抑制している。図14の(a)に示すように丸穴1つから導入される空気の運動量が少なく、導入された空気が燃焼室壁近傍を沿って流れる場合とは異なる

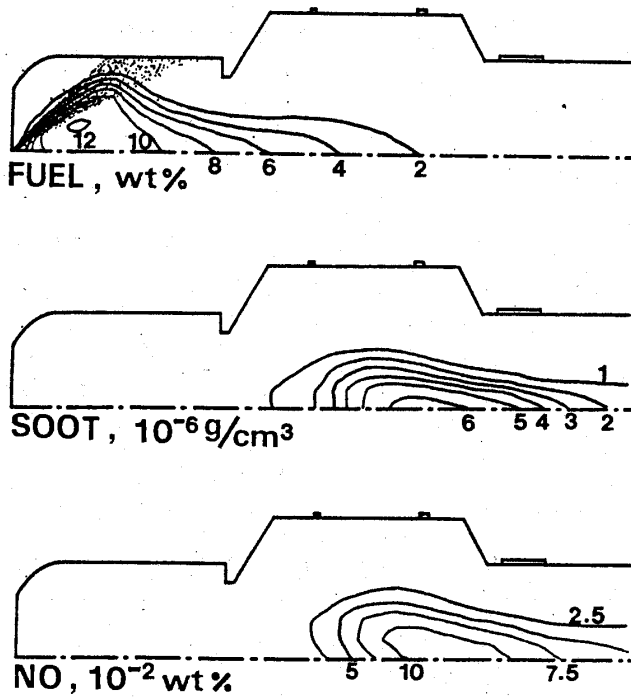


図12 Combustor IIの燃料, ススとNO分布(F/A=0.017の場合)

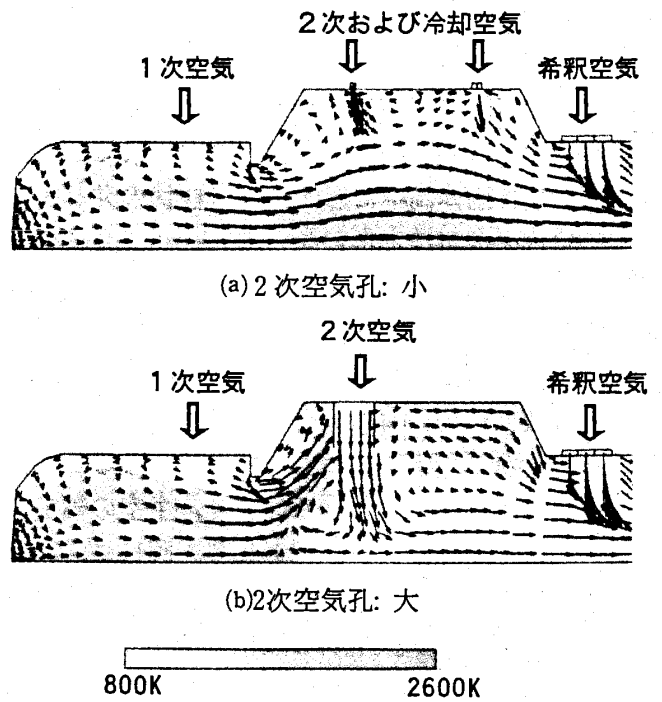


図14 2次空気導入効果の比較 (F/A=0.017の場合)

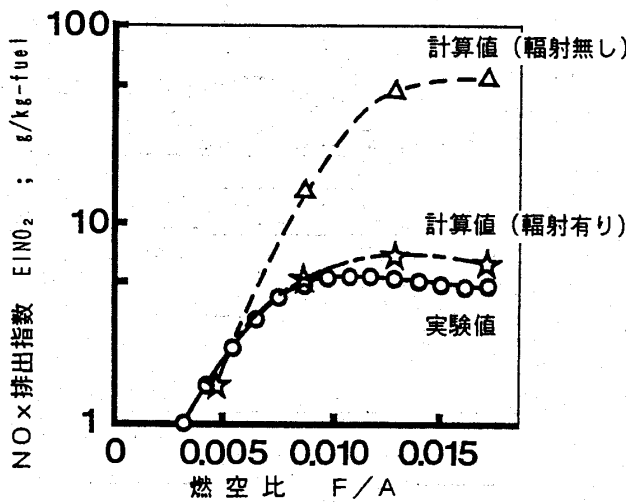


図13 輻射放熱の影響

ことがわかる。しかし、実際にはこの計算ほどには温度低下がないようで、図6に示すように、F/A=0.017では空気混合が促進されてスス等の燃焼が促進されるためにNOx排出が逆に増加する結果となっている。

5. まとめ

副室式渦巻燃焼器で軽油を噴霧燃焼させたとき、主燃焼室への2次空気導入効果と燃料噴射弁の噴霧特性が排気特性に及ぼす影響を調べた。

(1) 副室式渦巻燃焼器においては、燃空比が低い

場合には柱状火炎が副燃焼室に形成されて、主燃焼室には火炎がほとんどない。一方、燃空比が高くなると火炎は主燃焼室に広がり、主燃焼室の燃焼が支配的になる。このため、ある燃空比を境にして燃焼排気のCO, THCやNOxの排出傾向が変化する。

(2) 主燃焼室の燃焼が支配的となる燃空比以上で、主燃焼室に2次空気を導入しないかまたは少ないと、主にNOx排出指数が5g/kg-fuel程度(空気温度Ta=640K, 燃焼圧力Pa=0.15MPaの時)と頭打ちになる傾向を示す。この現象は、主燃焼室の軸中央領域で生成されるススの濃度が燃空比とともに増加して、そのススからの強い輻射放熱により燃焼ガス温度の上昇が抑えられてサーマルNOxの生成が抑制されるためである、と輻射を考慮した3次元計算結果から推定した。

(3) 主燃焼室に2次空気が効果的に導入されて燃焼ガス温度の上昇が抑制されると、燃焼不完全率1%の条件でNOx排出指数が3.5g/kg-fuelとなり、20~30%程度低下する。

(4) 従来の渦巻噴射弁から燃料微粒化特性を改善した気流噴射弁に変更するとNOx排出指数が3.0g/kg-fuel(燃焼不完全率1%の時)となり、さらに10~20%程度低くなる。これは、副燃焼室

内に噴射される噴霧の半径方向分布が改善されて温度が比較的均一化した結果であると考える。

(5) 各成分ガスの排出指数 EI について温度と圧力依存性を(1)式で表したとき、高負荷時の NOx 排出は $k=2 \times 10^{-3}$, $n=0.6$ となる。ここで、 $EINO_2 \text{ ref}=3.0\text{g/kg-fuel}$ とすれば現状の車両用ガスタービン (300kW 級) の最高燃焼負荷条件 ($T_a=850\text{K}$, $P_a=0.6\text{MPa}$) では $EINO_2=10\text{g/kg-fuel}$ 程度となり、副室式渦巻燃焼器で希薄燃焼による排気清浄化 (特に、NOx 低減) の可能性が示唆された。

参考文献

(1) Tanasawa, Y. & Nakamura, K., "On the Vortex Combustor as Applied to the Gas Turbine", Tokyo

Joint International Gas Turbine Conference, 1971

- (2) 大久保・野村・井戸田・渡辺・郡司, "副室式渦巻燃焼器の特性" 日本機械学会講演論文集 (第68期全国大会) Vol. C, 1990, pp119-121
- (3) Nomura, Y., Ohkubo, Y., Idota, Y., Ohsawa, K., "Characteristics of NOx Formation in a Pre-chamber Type Vortex Combustor", Yokohama International Gas Turbine Congress, 1991, Vol III, pp.99-104
- (4) Farmer, R., et al, "Modeling soot Emission in Combustion System" Particulate Carbon, Plenum Press, 1981, pp.229-320
- (5) Tesner, P. A., et al, "Kinetic of Dispersed Carbon Formation", Combustion and Flame. Vol. 17 pp.253-260



改良型 $k-\epsilon$ 乱流モデルを使用した 遷移境界層の数値解析

(1)改良型 $k-\epsilon$ 乱流モデルの提案

(株)東芝総合研究所 デバシス・ビスワス

(株)東芝総合研究所 福山 佳孝

武蔵工業大学 荒木 達雄

Abstract

Calculations of transitional flat plate boundary layer without pressure gradient have been carried out by various well known versions of low Reynolds number $k-\epsilon$ model and after examining apparent problems associated with the modeling of low Reynolds functions used in these models, an improved version of $k-\epsilon$ model is proposed by defining the damping factor f_μ as a function of some quantity (turbulence Reynolds number R_t) which is only a rather general indicator of the degree of turbulent activity at any x or y location in the flow rather than a specific function of location itself, and also by taking into account the wall limiting behavior and the free-stream asymptotic behavior. Finally, the present model along with the other considered models are used to predict the experimental flat plate transitional boundary layer data for 3% and 6% free-stream turbulence intensity and the present model reproduced the experimental effect of free-stream turbulence on transition the best.

1. 序論

ターボ機械の翼面上境界層は、通常、層流境界層として始まりほとんどの場合下流部分で乱流に遷移する。ターボ機関の作動効率に大きく影響する場合もあるこの層流から乱流への境界遷移は主流乱れと圧力勾配の影響を強く受ける事が知られている。

境界層遷移を解析する最も良く知られ、活用されている方法の一つは低レイノルズ数バージョン

$k-\epsilon$ 乱流モデルを使用した境界層解析であると思われる。この方法では低レイノルズ数の影響を考慮する関数を使用して層流境界層への主流からの乱流諸量の浸透が解析され乱流への遷移が予測される。

$k-\epsilon$ 乱流モデルに対して提唱されている低レイノルズ数関数は発達した乱流境界層の中で低レイノルズ数効果が支配的となる壁近傍に対しては非常に有効であるが⁽¹⁾、層流から乱流への遷移現象の予測精度は十分に検討されているとは言い難い。本研究では、まず、代表的な低レイノルズ数バージョン $k-\epsilon$ 乱流モデルを適用して境界層遷移の解析を行いこれらモデルの遷移流れへの適用上の難点を実験結果との比較から検討した。次に、これらの難点を克服できる改良型モデルを提唱した。改良型モデルのポイントは、乱流諸量の壁への漸近挙動が正確に模擬されること、遷移に先立つ層流的境界層と遷移後の発達した乱流境界層の性格が遷移領域において流れ方向にうまく混合されること（言い換えれば、主流乱れや圧力勾配の影響を含めて遷移域の中間的な流れ場を再現できること）である。

2. 解析モデル

解析の基礎方程式は2次元非圧縮性の質量、運動量、エネルギー保存則を境界層近似したもので概報⁽²⁾と同様であり詳細は省く。

2.1 $k-\epsilon$ 乱流モデル

解析座標系は x, y で表わし、それぞれが流れ方向と壁に垂直方向に対応する。 U, V 及び u, v はそれぞれ x, y 方向の主流平均速度成分と速度変動量である。

$k-\epsilon$ モデルでは乱流剪断応力 ($-\rho uv$) は次式のように Boussinesq の渦粘性係数仮定で与えられる。

(平成3年12月20日原稿受付)

$$-\rho \overline{uv} = \mu_t (\partial U / \partial y) \quad (1)$$

ここで、 ρ は流体の密度、 $\overline{\quad}$ はアンサンブル平均を示す。渦粘性係数 μ_t は乱流運動エネルギー k とその散逸率 ϵ から次式で与える。

$$\mu_t = \rho C_{\mu} f_{\mu} k^2 / \tilde{\epsilon} \quad (2)$$

$$\tilde{\epsilon} = \epsilon - D \quad (3)$$

k と ϵ の値は次に示す輸送方程式を解いて得る。 ϵ 方程式には通常の勾配拡散型に仮定された方程式を使用する。

$$\rho U \frac{\partial k}{\partial x} + \rho V \frac{\partial k}{\partial y} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial y} \right] + P_k - \rho \epsilon \quad (4)$$

$$\rho U \frac{\partial \tilde{\epsilon}}{\partial x} + \rho V \frac{\partial \tilde{\epsilon}}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left[\left(\chi + \frac{\mu_t}{\sigma_{\epsilon}} \right) \frac{\partial \tilde{\epsilon}}{\partial y} \right] + \frac{\tilde{\epsilon}}{k} (C_{\epsilon 1} f_1 P_k - \rho C_{\epsilon 2} f_2 \tilde{\epsilon}) + E \quad (5)$$

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)^2 \quad (6)$$

ここで μ は分子粘性係数、 P_k は乱流運動エネルギーの生成項である。

本研究で比較の対象とする従来の低レイノルズ数バージョン乱流モデルは、Launder-Sharma モデル (以下 LS) ⁽³⁾、Lam-Bremhorst モデル (以下 LB) ⁽⁴⁾、Nagano-Tagawa モデル (以下 NT) ⁽⁵⁾、Kasagi-Sikasono モデル (以下 KS) ⁽⁶⁾ の4種類である。これらのモデルは発達した乱流領域の壁面近傍を最も良く予測する事ができるモデルと言われており^{(1),(5)} 本報ではこれらのモデルを遷移流れに対してもう少し詳細に検討することにした。

$k-\epsilon$ モデルに使用される5つの経験定数、 C_{μ} 、 $C_{\epsilon 1}$ 、 $C_{\epsilon 2}$ 、 σ_k 、 σ_{ϵ} の値を表1に示す。低レイノルズ数バージョンでは壁近傍など低レイノルズ効果を与える為に標準 $k-\epsilon$ モデルに加えて関数 (f_{μ} 、 f_1 、 f_2) を使用する。上記異なったモデルに於いて関数の形は異なっているも関数を使用する目的は同様である。関数型、方程式の付加項 (D、E)、 ϵ の壁面境界条件も表1に示す。

2.2 解析境界条件

層流域の速度初期分布はポールハウゼンの速度分布で与え、温度分布は速度分布と相似として全エンタルピの初期分布を計算した⁽²⁾。乱流運動エネルギー k の初期分布は壁近傍で壁からの距離の2乗に比例し、主流条件に漸近するように次式で与えた。

$$k = k_e (U/U_e)^2 \quad (7)$$

添字 e は主流側境界の値である。 ϵ の初期分布は式(1)の局所平衡表現と壁境界条件を満たす事、主流境界値 ϵ_e 以下にならない事から次式で与えた。

$$\epsilon = \max[Ak(\partial U / \partial y), \epsilon_e] \quad (8)$$

ここで $A = -\overline{uv}/k$ は構造係数で実験結果から0~1の値を取る。局所平衡流れでは、代数応力モデルから A は0.3の値を取る。壁面境界では粘着条件、主流側境界では実験で得られた主流速度分布と解析開始点の主流乱れ度を条件として与えた。

2.3 数値解析手法

数値解析には2次元境界層方程式を有限体積法

表1 各種 $k-\epsilon$ 乱流モデルの定数値及びモデル関数

Model	C_{μ}	$C_{\epsilon 1}$	$C_{\epsilon 2}$	σ_k	σ_{ϵ}	f_{μ}	f_1	f_2	D	E	$\epsilon_w - B.C.$
L-S	0.09	1.44	1.92	1.0	1.3	$\exp\left[\frac{-3.4}{(1+R_t/50)^2}\right]$	1.0	$1-0.3\exp(-R_t^2)$	$2\nu\left(\frac{\partial k}{\partial y}\right)^2$	$2\nu\nu_t\left(\frac{\partial^2 U}{\partial y^2}\right)^2$	0
L-B	0.09	1.44	1.92	1.0	1.3	$\frac{[1-\exp(-0.016R_y)]^2}{x(1+\frac{19.5}{R_y})}$	$1+(0.05/f_{\mu})^3$	$1-\exp(-R_t^2)$	0	0	$\frac{\partial \epsilon}{\partial y} = 0$
N-T	0.09	1.45	1.90	1.4	1.3	$\frac{[1-\exp(-\frac{y^+}{26})]^2}{x(1+\frac{4.1}{R_t^{0.75}})}$	1.0	$\frac{[1-0.3\exp(-(\frac{R_t}{6.5})^2)]}{x[1-\exp(-\frac{y^+}{6})]^2}$	0	0	$\nu \frac{\partial^2 k}{\partial y^2}$
K-S	0.09	1.32	1.80	1.4	1.3	$\frac{[1+(\frac{13.5}{R_t})\exp(-R_t^{0.25})]}{x[1-\exp(-\frac{R_e}{150})-(\frac{R_e}{25})^2]}$	1.0	$\frac{[1-2/9\exp(-(\frac{R_t}{6})^2)]}{x[1-\exp(-\frac{R_e}{3.7})]^2}$	0	0	$\nu \frac{\partial^2 k}{\partial y^2}$
Present	0.09	1.46	1.90	1.4	1.3	$\frac{[1-\exp(-\frac{R_t}{150})]}{x(1+\frac{18.5}{R_t})}$	$1+0.3\exp(-(\frac{R_t}{50})^2)$	$\frac{[1-0.3\exp(-(\frac{R_t}{6.5})^2)]}{x[1-\exp(-\frac{R_y}{10})]}$	0	0	$\frac{\partial \epsilon}{\partial y} = 0$

$$R_t = \frac{k^2}{\nu \epsilon} ; R_y = \frac{\sqrt{k} y}{\nu} ; y^+ = \frac{U_{\tau} y}{\nu} ; R_e = y / (\nu^3 / \epsilon)^{0.25}$$

で徳 Patankar-Spalding の方法⁽⁷⁾を使用した。境界層厚さ方向メッシュ分割は約100で解析メッシュ依存性の無い解を得られる事を確認し解析に使用した。さらに、流れ方向の粘性底層内部の変化を十分に解像するために流れ方向の積分幅 (Δx) は粘性底層厚さ以下に制限 ($\Delta x < \nu/U\tau$) した。

2.4 遷移境界層予測の数値実験

図1はゼロ圧力勾配の平板境界層遷移に関して Abu-Ghanam⁽⁸⁾ のデータと解析結果を比較したもので、形状係数 $H_{12} (= \delta_1/\delta_2, \delta_1: \text{排除厚さ}, \delta_2: \text{運動量厚さ})$ の流れ方向変化を示している。解析は $x=0.025\text{m}$ から開始し、開始点での乱れ強さは1.9%である。図a~cに ϵ の初期分布を与える前記Aの値を変化させた影響を比較する。図中のシンボル, $\Delta, +, \times$ 及び \diamond はそれぞれLS, LB, NT, KSモデルに対応し, \circ は実験データを示す。図1 a~c から, Aの値を増加することでLBモデルの遷移点は強く, LSモデルの遷移点は弱く下流に移動することが分かる。LBモデルでは $A \sim 0.165$, LSモデルでは $A \sim 0.3$ 程度で実験との一致が良い。一方NT, KSモデルでは遷移位置は実験に比較してかなり上流に予測され, Aの影響は非常に小さいことが分かる。

このNT, KSモデルの境界層遷移位置が ϵ の初期値分布に使用するAに因らない理由は次の様な事であると考えられる。NT, KSモデルは関数 f_μ を y^+ または y (壁からの距離) の関数として与えている。両モデルは発達した乱流の壁近傍で生じる低レイノルズ数効果を正確に表わす様に開発されたモデルであるため、遷移流れに於ける低レイノルズ数効果と発達した乱流の壁効果が同じ方法で取り扱えると仮定した解析を行っていることを意味する。この二つの低レイノルズ数効果は必ずしも同じ形で書き表される必要はなく、直観的にも別の物であるように思われる。

実際, NT, KSモデルはいずれも発達した乱流域の粘性底層(実質的に層流であるような)と発達した乱流に支配される境界層の外層の間の流れの混合を理想的に表現するが⁽⁵⁾, 境界層遷移に特徴的な流れ方向の混合、遷移に先立つ準層流的な境界層から発達した乱流境界層への変化は十分に表現できないことがわかる。

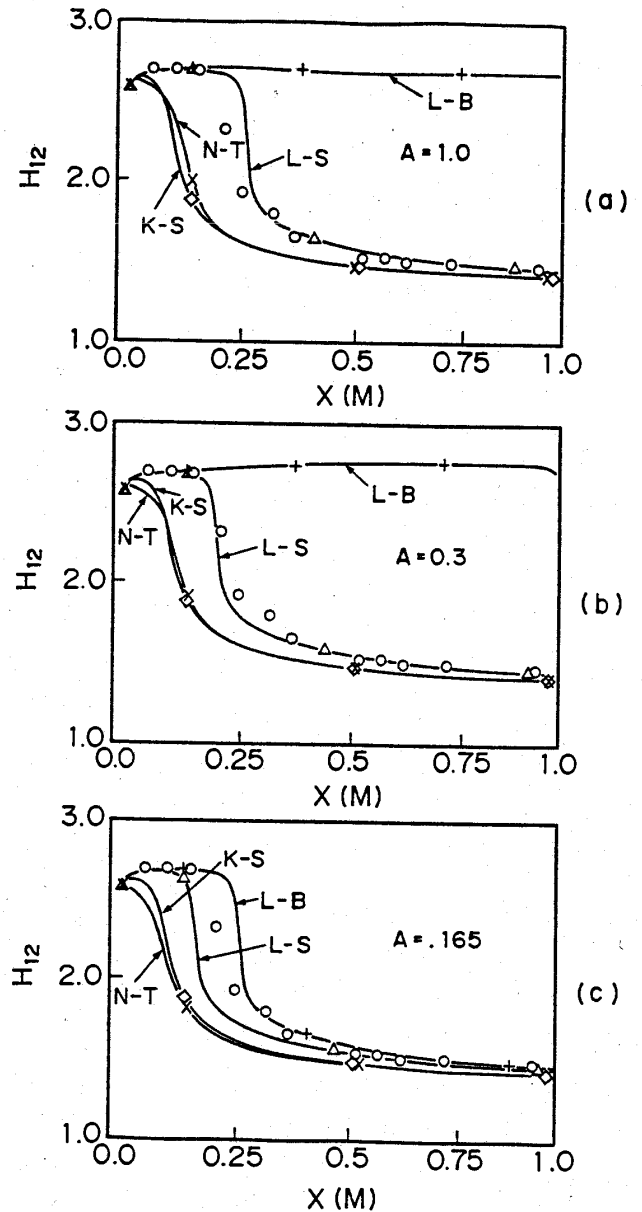


図1 遷移境界層における形状係数 H_{12} の変化 ($\circ \rightarrow \text{EXP}; \Delta \rightarrow \text{L-S}; + \rightarrow \text{L-B}; \times \rightarrow \text{N-T}; \diamond \rightarrow \text{K-S model}$)

遷移を含む流れの変化を正確に表現するためには, f_μ は壁からの距離の直接の関数ではなく、境界層内部の点 (x, y) に於ける乱流の状態を一般的に取り扱え、上流からの輸送の影響を含む量、例えば乱流レイノルズ数 $R_t (= k^2/\nu\epsilon)$ の関数として考えられる。実際、従来のモデルの中では f_μ を R_t の関数として定義されるほうが有効ではないかと考えられる。実際、従来のモデルの中では f_μ を R_t の関数で定義しているLSモデルが境界層遷移の予測に関しては実験との一致が良い。但し、LSモデルでは、後述するように、 ϵ の生成、

散逸項に使用される関数の壁への漸近傾向が適切にモデル化されていないために主流乱れの高い条件や圧力勾配のある流れの境界層遷移の予測に問題がある事も事実である。

さて以上示したような現状のモデルの持つ問題点を理解するために低レイノルズ数関数の性質を詳細に検討し、改良モデルの開発に繋げたい。

3. 壁面への漸近傾向のモデル化

渦粘性係数 ν_t は k と ε の関数として定義される。よって壁近くの乱流粘性の変化は k と ε の壁への漸近傾向に依存するから先ずこの点を検討する。壁面上で k は 0 であるが、 ε は 0 になる必要はなく壁面上である値 ε_w に達する。LS モデルでは計算の便宜上輸送方程式の従属変数を $\varepsilon = \varepsilon - D$ として、壁面上で 0 の境界条件を使用できるように工夫している。もちろん、 D は壁面では ε_w に漸近し、壁から離れた場所では 0 となる関数である。しかし、本モデルではその他 3 種類のモデルと同様に ε を輸送量とし、又、数値解析上都合の良い ($\partial \tilde{\varepsilon} / \partial y = 0$) の壁面境界条件を与える方法を取る。

3.1 モデル定数

表 1 にモデル化に使用される 5 つの経験定数を示す。壁から十分に離れた場所の流れは関数 f_μ , f_1 , f_2 が 1 となるため主にこれら実験定数の値に支配される。

定数 C_μ は実験データから 0.09 の値を持つ。 C_μ 以外の定数はモデルによって若干異なった値が使用される。 ε の生成と散逸に関連する定数 C_{e1} , C_{e2} は等方性乱流の消滅に関連付けて決定する事ができる。等方性乱流の消滅は次式の様に表わす事ができる。

$$k \sim x^{-n} \quad (9)$$

x は流れ方向距離で、消滅の初期段階で $n = 1 \sim 1.25$, 消滅の最終段階で $n = 2.5$ である事が実験的に知られている⁽¹⁾。乱れの生成の無い等方性乱流では前記式(4), (5)は次のように単純化される。

$$U \frac{\partial k}{\partial x} = -\tilde{\varepsilon} \quad (10)$$

$$U \frac{\partial \tilde{\varepsilon}}{\partial x} = -C_{e2} f_2 \frac{\tilde{\varepsilon}^2}{k} \quad (11)$$

式(9), (10), (11)から次の関係式が得られる。

$$C_{e2} f_2 = (n+1)/n \quad (12)$$

消滅の初期段階を仮定して $n=1.1$, $f_2=1$ を与えるとモデル定数 C_{e2} は 1.90 となる。さらに C_{e1} と C_{e2} の間には、対数域速度分布に対し ε 方程式が局所等方性になるためには次のような関係が必要となる。

$$C_{e1} = C_{e2} - (\kappa^2 C_\mu^{0.5} / \sigma_\varepsilon) \quad (13)$$

$C_{e2} = 1.90$, カルマン定数 $\kappa = 0.41$, $C_\mu = 0.09$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$ から $C_{e1} = 1.46$ となり本モデルではこの値を使用する。

一般には乱流プラントル数 σ_k , σ_ε の値にはそれぞれ 1.0, 1.3 が使用される。しかし、もし $\sigma_k < \sigma_\varepsilon$ とすると壁領域からの k の拡散は ε の拡散を圧倒する事になる。Hanjalic-Launder の応力方程式のモデル化⁽⁹⁾ に従えば $\sigma_k / \sigma_\varepsilon \sim 1.09$ であり、本モデルでは $\sigma_\varepsilon = 1.3$ に対して、 $\sigma_k = 1.4$ を使用する。

3.2 レイノルズ応力ダンピング関数 f_μ

ダンピング関数 f_μ は渦粘性係数に直接作用させ分子粘性の影響を模擬しようとする関数で、モデル化は粘性応力歪相関項を含めて行う。壁の極近傍では次のような関係が成り立つと考えられる。

$$y \rightarrow 0, \varepsilon \rightarrow \varepsilon_w, U^+ = y^+, u \sim y, v \sim y^2, w \sim y$$

結果として乱流運動エネルギーとレイノルズ応力の壁への漸近挙動は次のように書き表す事ができる。

$$y \rightarrow 0, k \sim y^2, -uv \sim y^3$$

ところで一般に良く使用される Van Driest のダンピングスキームでは $-uv \sim y^4$ の形となり上記傾向と一致しない。式(1)にこれらの関係を適用すれば $\nu_t \sim y^n$ に於いて、 $n=3$ 又は 4 となり、式(2)に於いては $f_\mu \sim y^n$ の関係は $n=0$ 又は -1 を取る事がわかる。残念ながら現状ではこの n の値を決定するに十分な情報が得られていない。

さて、本モデルでは f_μ をモデル化する上で 2 つの長さスケールの関係を考えてみる。一つは壁の近傍で重要な長さスケール (テイラーマイクロスケール), もう一つは発達した乱流域でエネルギーを有する渦のスケールである。

大きな渦の長さスケール, l_{dn} , は次式で定義する。

$$l_{dn} = C_{dk}^{1.5} / \varepsilon \quad (14)$$

壁近傍の長さスケール, テイラーマイクロスケール $= l_{dt}$ は次式で与えられる。

$$l_{d1} = C_1(\nu k/\epsilon)^{0.5}, C_1 = 2^{0.5} \quad (15)$$

これら二つの長さスケールの比が乱流レイノルズ数 R_t で表現される。

$$l_{dn} \sim l_{d1} \sim R_t^{0.5} \quad (16)$$

$$R_t = k^2/(\nu\epsilon) \quad (17)$$

よって本モデルでは R_t で上記した2つの長さスケールの関係を代表させ f_μ のモデル化に使用した。 f_μ は次式で定義する。

$$f_\mu = \left[1 - \exp\left(-\frac{R_t}{150}\right)\right] \left(1 + \frac{18.5}{R_t}\right) \quad (18)$$

式18の意味は式2から明らかである。壁から遠い (R_t の大きい) 場所では $f_\mu \sim 1$ で $u_t \sim k^{0.5} l_{dn}$ の関係が維持される。逆に壁近傍では上記 f_μ を $y \rightarrow 0$ で展開すると $f_\mu \sim y^0$ の関係が得られ、式1, 2から本モデル化では $-\overline{uv} \sim y^4$ の関係を使用している事となる。乱流諸量の壁面漸近傾向を各モデルに対して比較し表2に示す。本モデルはLBモデルと同様の傾向を持つことが分かる。式18に使用した定数150, 18.5はそれぞれ代数応力モデル⁽¹⁰⁾及び数値最適化の結果与えた。

表2 乱流パラメータの壁近傍におけるべき指数

Model	L-S	L-B	N-T	K-S	Present
$\tilde{\epsilon}$	1	0	0	0	0
$k^2/\tilde{\epsilon}$	3	4	4	4	4
f_μ	0	0	-1	-1	0
$-\overline{uv}$	3	4	3	3	4
$k^{3/2}/\tilde{\epsilon}$	2	3	3	3	3

3.3 関数 f_2

関数 f_2 はもともと ϵ の消滅に対する低レイノルズ数効果を記述するもので壁から離れた領域では次式を満足する⁽⁵⁾。

$$f_2 = 1 - 0.3 \exp\left[-(R_t/6.5)\right] \quad (19)$$

一方近傍では ϵ 方程式 (式5) は次式のように書ける。

$$\nu \frac{\partial^2 \epsilon}{\partial y^2} = C_{\epsilon 2} f_2 \frac{\epsilon^2}{k} \quad (20)$$

式20と乱流の壁面漸近挙動を満足するためには $f_2 \sim y^0$ の関係が必要になる。しかし、式19は $f_2 \sim y^0$ の関係を与えるため、本モデルでは壁への漸近挙動と主流の ϵ の消滅を同時に満たすように乱流

レイノルズ数 $R_y = k^{0.5} y/\nu$ を使用して次式を提案する。

$$f_2 = \{1 - 0.3 \exp[-(R_t/6.5)]\} \times \{1 - \exp[-(R_y/10)]\} \quad (21)$$

上式によれば壁面近傍では $R_y \sim y^2$ であり、 $f_2 \sim y^2$ の関係が維持される。定数10は数値最適化の結果与えたものである。

二次元, 3次元のナビアストークス解析への適用を念頭に置けば乱流のモデル化に於いて局所の変数以外の量は使用したくないが現状では R_y を使用せざるを得ない。

3.4 関数 f_1

壁近傍の低レイノルズ数効果と境界層遷移を同時に問題とする解析では、特に ϵ 方程式の生成項と消滅項の間のバランスを正確に維持する必要がある。本モデルでは f_1 を R_t の関数として与え ϵ の生成項を増加してバランスを取ることを試みた。

$$f_1 = [1 + 0.3 \exp\{- (R_t/50)\}] \quad (22)$$

壁近傍では式22は $f_1 \sim y^0$ となり壁への漸近傾向が維持される。上式の定数0.3及び50は代数応力モデル⁽¹⁰⁾を基に決定した。

4. 解析結果

本報ではモデルの比較, 評価をゼロ圧力勾配下の層流境界層の乱流遷移の実験データを基にして行った。実験データは ERCOFTAC (European Research Community On Flow Turbulence And Combustion) ワークショップ91⁽¹¹⁾ に使用されたもので2種類の主流乱れ条件の境界層遷移過程を計測した結果である。

解析開始点に於ける速度, 乱れ度分布は実験データとして与えられた。 ϵ の初期値分布は式8を使用し, $A=0.3$ から計算した。但し, ϵ の主流側境界条件は長さスケールの計測値に基づいて与えた。流れ方向の主流流速と乱れ度の分布も実験データが与えられ, ϵ に関しては $U(dk/dx) = -\epsilon$ の関係を流れ方向に積分し与えた。

図2, 図3は主流乱れ度がそれぞれ3%と6%の場合の解析結果を各モデルで比較したものである。図2a, 3aは摩擦係数の流れ方向(レイノルズ数 Re_x で整理)変化を, 図2b, 3bは形状係数 H_{12} の流れ方向変化を示す。図中のシンボル, +, ×, ◇, ●, △はそれぞれLS, LB, NT, KS及び本モデルの計算結果を示し, ○は実験データを示す。

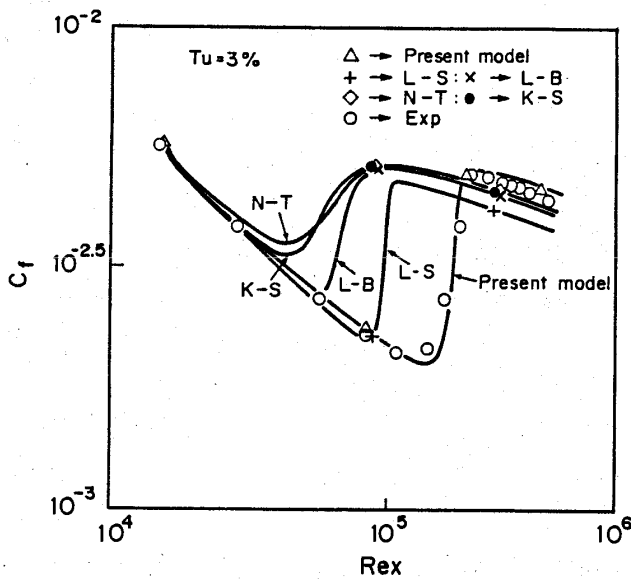


図2 (a) 遷移境界層における摩擦係数の変化 (乱れ度 3%)

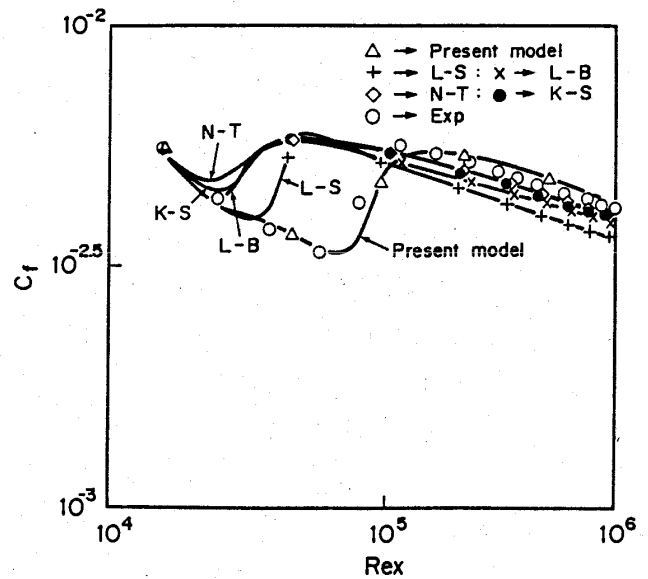


図3 (a) 遷移境界層における摩擦係数の変化 (乱れ度 6%)

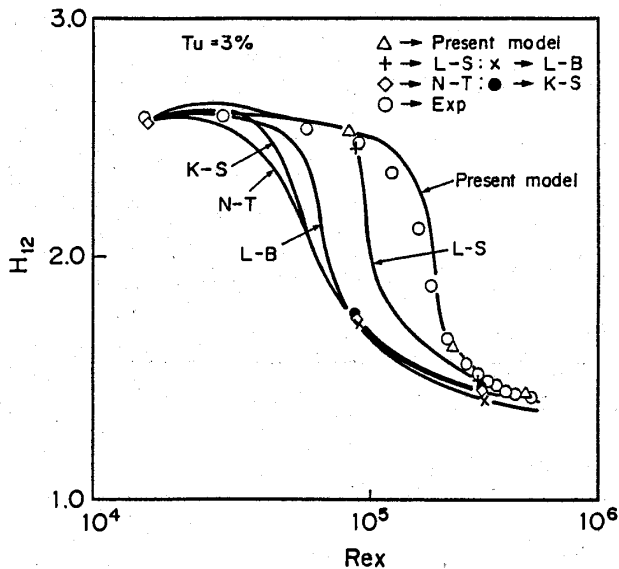


図2 (b) 遷移境界層における形状係数 H_{12} の変化 (乱れ度 3%)

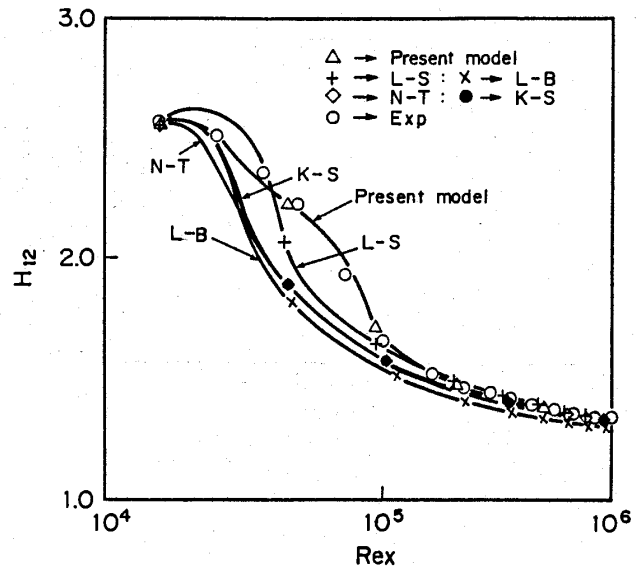


図3 (b) 遷移境界層における形状係数 H_{12} の変化 (乱れ度 6%)

図から乱流遷移がモデルに依存し非常に幅広いレイノルズ数で生じることが分かる。NT 及び KS モデルでは主流乱れ度にかかわらず実験と比較して非常に早く遷移が予測される。主流乱れ度 3% の場合、LS, LB モデルともに遷移を若干早く予測するが LS モデルの方が実験に近い傾向がある。但し、LS モデルでは発達した乱流域の c_f を少し低めに予測する傾向がある。主流乱れ度 6% の場合 LS, LB モデルともに遷移を非常に早く見積もることが分かる。これら全てのモデルに共通する点として主流乱れ度の増加による遷移点の上

流への移動は定性的に表現できるが移動が主流乱れ度に過度に敏感であることが理解される。本モデルは遷移点の位置及び主流乱れによるその変化を非常に良く記述し、遷移途上の H_{12} の変化も正確に、流れ方向の境界層の変化を良く捕らえている。もちろん十分に発達した乱流境界層の c_f も実験データとの一致は良い。

図4, 図5 は発達した乱流に於ける主流方向速度変動成分 u の境界層内分布を比較したものである。図4 a, b は主流乱れ度 3%, 流れ方向位置 0.995 m ($Re_x = 3.35 \times 10^5$) と 1.495 m ($Re_x =$

5.04×10⁵)の比較を、図5 a, bは主流乱れ度6%, 流れ方向位置0.895m (Re_x = 5.50×10⁵)と1.495m (Re_x = 9.10×10⁵)の比較を示す。ここで主流方向速度変動成分u²は次式で計算した⁽¹²⁾。

$$u^2 = \frac{2}{3}k + \frac{1}{3}(2C_1 - C_3)\nu \frac{k}{\epsilon} \left(\frac{\partial U}{\partial y}\right)^2 \quad (23)$$

ここで、C₁ = 0.8, C₃ = -0.15である。

図4, 5からNT及びKSモデルはuの境界層内分布を非常に良く予測することが分かる。LBモデルでは分布形は実験値に相似に近いが全体的にuを低く見積もる。LSモデルは3%乱れ度の場合には比較的良いが乱れ度6%の場合も含めて壁面近傍のuの分布形にかなりの違いがある。本モ

デルでは境界層外層, 内層を含めて非常に良くuの分布を予測しており, 流れ方向の境界層の変化(前記)に加えて発達した乱流域の境界層厚さ方向の流れ場の変化も十分に予測できることが分かった。

5. 結論

本報の改良モデルを含めて5種類の低レイノルズ数バージョンk-ε乱流モデルを使用し, 境界層遷移を含む流れの解析と評価を行った。

低レイノルズ数バージョンk-ε乱流モデルの内ダンピング関数にy或いはy⁺といった壁からの距離を直接使用する最近のモデル化は発達した乱流境界層の乱流諸量の境界層厚さ方向分布は非

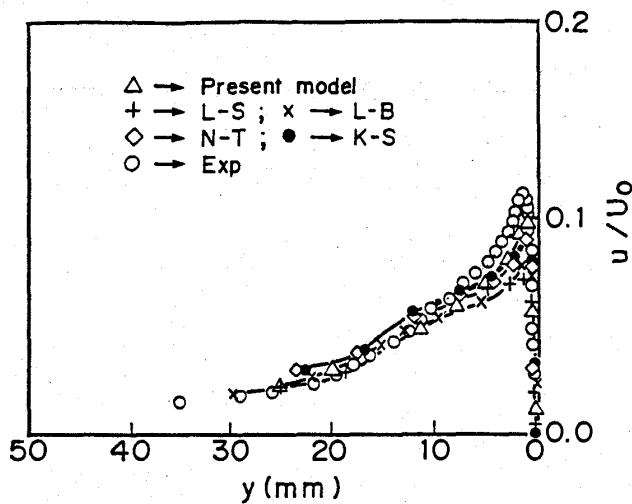


図4 (a) 境界層内の乱流速度分布 u/U₀ (x=0.995m, 乱れ度3%)

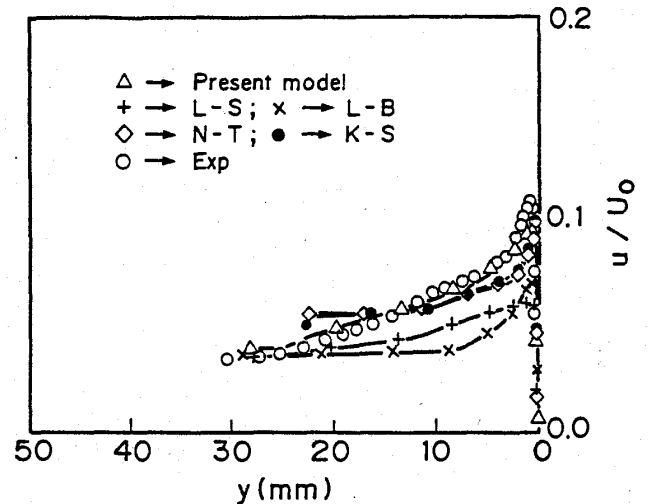


図5 (a) 境界層内の乱流速度分布 u/U₀ (x=0.895m, 乱れ度6%)

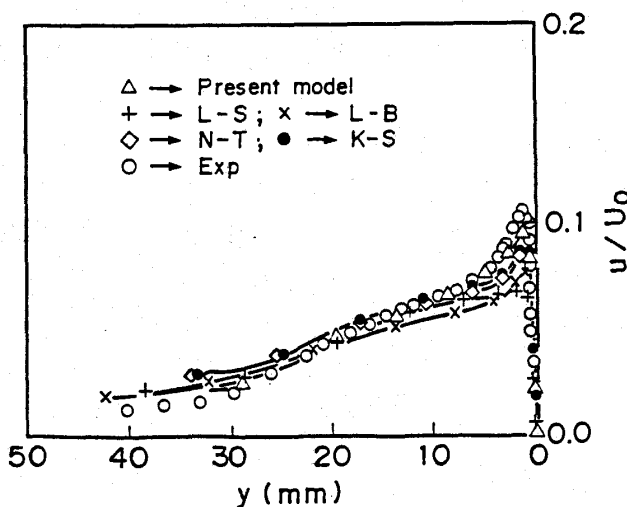


図4 (b) 境界層内の乱流速度分布 u/U₀ (x=1.495m, 乱れ度3%)

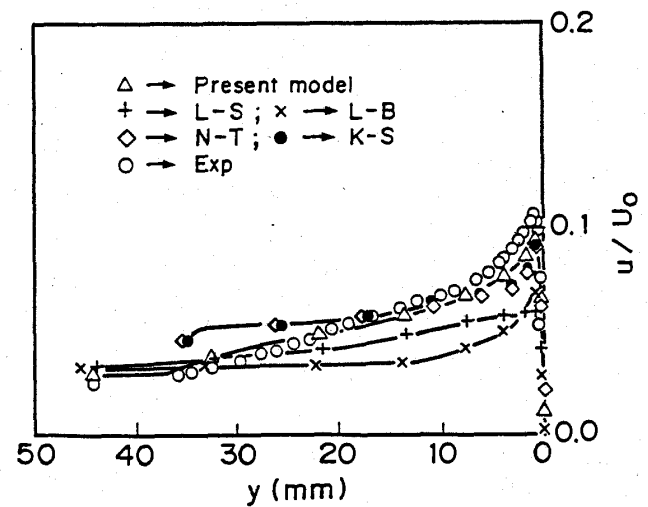


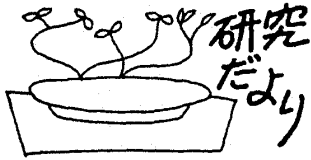
図5 (b) 境界層内の乱流速度分布 u/U₀ (x=1.495m, 乱れ度6%)

常に良く説明するが、境界層遷移（流れ方向の性質の変化）をうまく説明できない。よって解析領域全体で局所の流れの性質の変化を記述するにはもう少し一般的な量ではあるが乱流レイノルズ数等を使用したダンピング関数のモデル化がより有効である。本報では以上の点、壁面と主流への乱流諸量の漸近傾向を満たすこと及び乱流運動エネルギーの散逸率の方程式に於いて生成と消滅のバランスが保たれることをポイントとして改良モデルを提唱した。

主流乱れの異なった平板境界層の遷移解析を行い実験データとの比較から本モデルが境界層遷移と発達した乱流の壁近傍の両方に充分適用できることを示した。

参考文献

- (1) Patel, V. C., Rodi, W. and Scheuerer, G., AIAA Journal, 23 (1985), 1308-1319.
- (2) Biswas, D., Fukuyama, Y. and Araki, T. Journal of Gas Turbine Society of Japan, 17-66 (1989), 11-18.
- (3) Launder, B. E. and Sharma, B. I., Letters in Heat, and Mass Transfer, 1 (1979), 131-138.
- (4) Lam, C. K. G. and Bremhorst, K., Trans. ASME Journal of Fluid Engng., 103 (1981), 456-460.
- (5) Nagano, Y. and Tagawa, M., Trans. ASME Journal of Fluid Engng., 112 (1990), 33-39.
- (6) Personal Communication with Prof. N. Kasagi, Tokyo University.
- (7) Crawford, M. E. and Kays, W. M., NASA CR-2742 (1976).
- (8) Abu-Ghanam, B. J., Journal of Mech. Engng. Sci., 22 (1980), 213-228.
- (9) Hanjalic, K. and Launder, B. E., Journal of Fluid Mechanics, 74 (1976), 593-610.
- (10) So, R. M. C., Lai, Y. G. and Hwang, B. C. AIAA Journal, 29-8 (1991), 1202-1213.
- (11) Savil, A. M., Research Report of ERCOFTAC Workshop 1991, (1991).
- (12) Myong, H. K. and Kasagi, N., International symposium on Computational Fluid Dynamics, Nagoya, (1989), 269-274.



三菱重工業(株)高砂研究所のガスタービン研究

三菱重工業(株)高砂研究所 佐藤友彦

1. 研究の概要

三菱重工業(株)が製作するガスタービンは、大型・小型産業用、航空用があり、その研究は、性能・信頼性を中心に幅広い分野に亘っている。中でも大型産業用については、高性能で、信頼性の高いエンジンを世に出すため研究開発として要素研究からコンプリートな試験までを実施している。

当所では、開発研究をより効果的に進めるため、その技術専門分野毎に仕分けし、長期的な取り組みを行なっている。以下にその内容を紹介する。

2. 研究内容

高砂研究所では、ガスタービンを構成する要素毎に研究開発計画を作りこれに必要な基礎技術の確立を図っている。特に実機から得られる情報は研究開発を進める上で重要なものであり、実機レベルのテスト、及び実機テストを実施し、技術の向上を図っている。またこれにより、実機対応にも万全の体制を確立している。

<高温化研究>

当社の大型産業用ガスタービンのタービン入口温度の推移を図1に示す。最新の501Fガスタービンでは1350°Cに達している。高温ガスタービンのキーテクノロジーの一つは、冷却翼であり、空力から材料までの全ての要素技術を駆使して開発する必要がある。図2は、実燃焼器を使った実機レベルの高温翼列試験設備で、これにより冷却性能の研究が行なわれている。

一方、翼の耐熱温度・強度の向上の為には、新材料開発と共に、複雑な冷却構造を有する精密鑄造技術の開発が必要である。図3は、大容量ガスタービン用一方向凝固翼を示す。

<高性能化研究>

高性能圧縮機・タービンを開発するために、最新の数値解析技術を用いた3次元粘性流動解析を

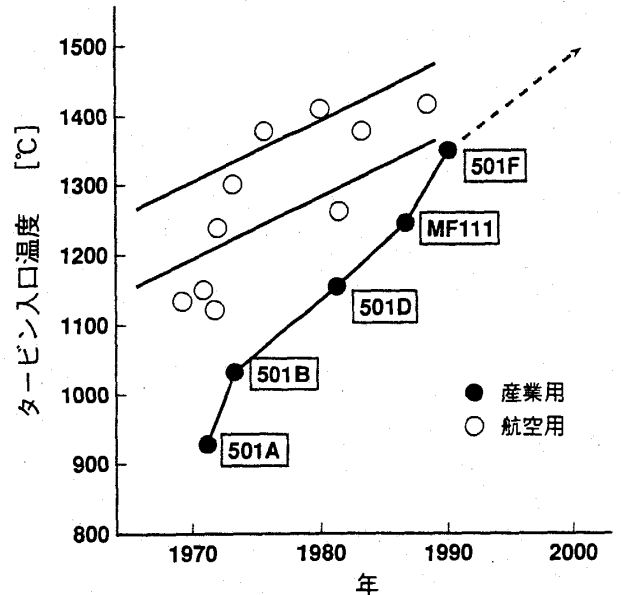


図1 産業用ガスタービンのタービン入口温度の推移

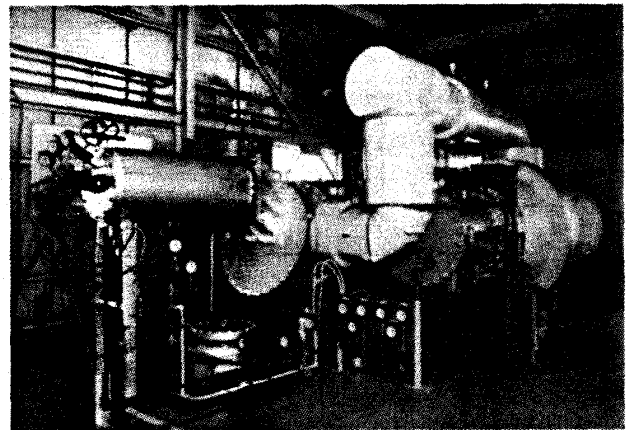


図2 高温翼列試験設備

適用し、内部流れの計算を進めると共にモデル実験を実施し、その検証を行なっている。特に軸流圧縮機では、4000kWの単段、3段要素テスト装置に加え、圧力比14、流量50kg/sの圧縮機を用いて高性能化の研究を進めている。

高温タービンでは、冷却空気のパフォーマンスへの影響把握が重要であり、冷却空気と主流の干渉が扱える

(平成4年5月8日原稿受付)

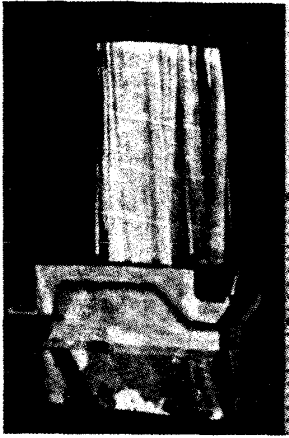


図3 試作大型一方向凝固翼 (150MW 級)

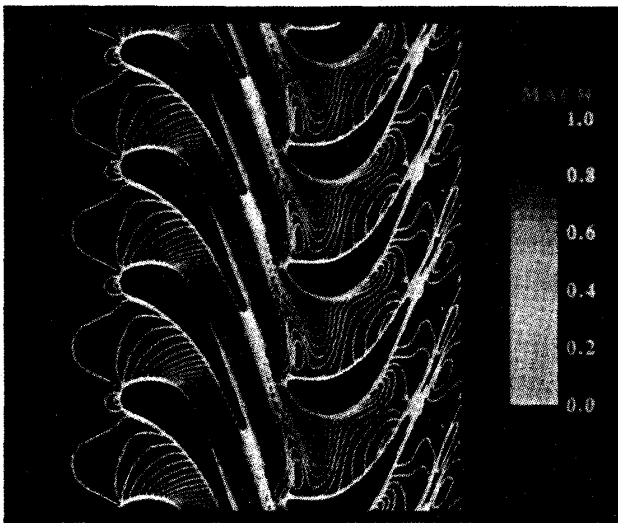


図4 翼列干渉のCFD解析例

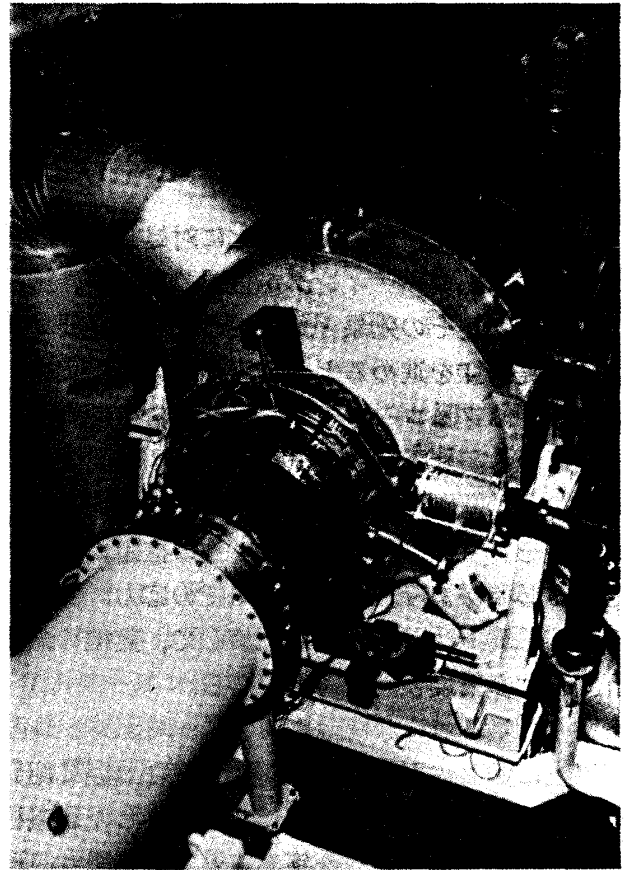
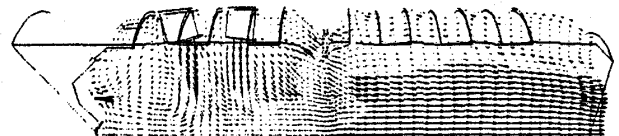
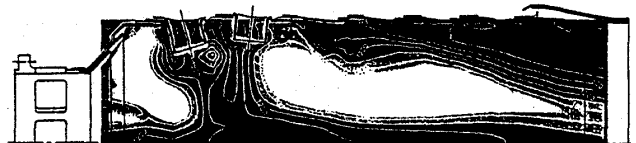


図5 空気タービン試験装置



(速度分布)



(ガス温度分布)

図6 燃焼器内流動・燃焼の解析例

多段の3次元流れの解析コードの開発検証を進めるとともに、各種翼列風洞や空気タービンによる実験的研究を推進している。

<低公害化研究>

NO_x レベルは、高温化に伴い益々厳しくなる状況にある。三菱重工は、世界に先駆けて、東北電力(株)東新潟発電所向コンバインドプラントに予混合燃焼器を採用し、低 NO_x 化に成功したが、その後も1350°C級、将来形高温ガスタービン用低 NO_x 燃焼器の開発を目指して研究を推進している。より低 NO_x 化のためには内部の燃焼シミュレーション、ラジカル計測に基づく現象の解明が必要であり、それらの要素研究を実施する事により高温においても安定で低 NO_x である燃焼器の開発に取り組んでいる。

一方、燃料の多様化に対してはBFG、石炭ガス化ガス等低カロリーガスの安定燃焼を始め、灯・

軽油、アルコール、重油等の燃焼についても研究を実施している。

<信頼性向上研究>

耐熱材料の高温長時間使用後の劣化の問題については、ガスタービンの信頼性確保のため、古くから研究を進めており、各種材料のクリープ破断、高サイクル疲労、熱疲労等の強度データを集積す

ると共に、抜取り検査による実翼の調査結果を反映しデータの充実を図っている。また、同時に、FEMによる熱応力解析、およびモデルによる局所熱応力のテストを行い寿命評価技術を確立している。

一方、高温化、燃料の多様化に対処して、耐食、耐酸化、遮熱コーティングが重要であるが、施工法の研究と、その効果・信頼性の実証が必要であり、基礎研究を進めると共に実機での運用実績をきめ細かくフォローアップし、その信頼性向上を図っている。

翼の振動問題については、特に最新の複雑な冷却構造を有する冷却翼の振動特性の推定精度向上を図る必要があり、高温雰囲気での応力計測技術や非接触翼振動計測技術を駆使して、実機の振動計測により精度検証を行っている。

以上に個々の要素技術の研究状況について紹介したが、これらの技術を駆使して開発した新機種は、工場実負荷テストを実施することにより、その信頼性が確かめられる。501F ガスタービンにおいては、1500点以上に及ぶ計測を実施し、その性能、信頼性を確認した。図8は、工場実負荷テスト設備の鳥瞰図である。

3. あとがき

以上高砂研究所におけるガスタービン研究の一端を紹介した。コンバインドサイクルを始めとするガスタービンの社会的役割は大きくなっておりガスタービンに対する要求は、更に高くなっている。より一層の高性能化、高信頼性化を目指して技術開発を推進する所存である。

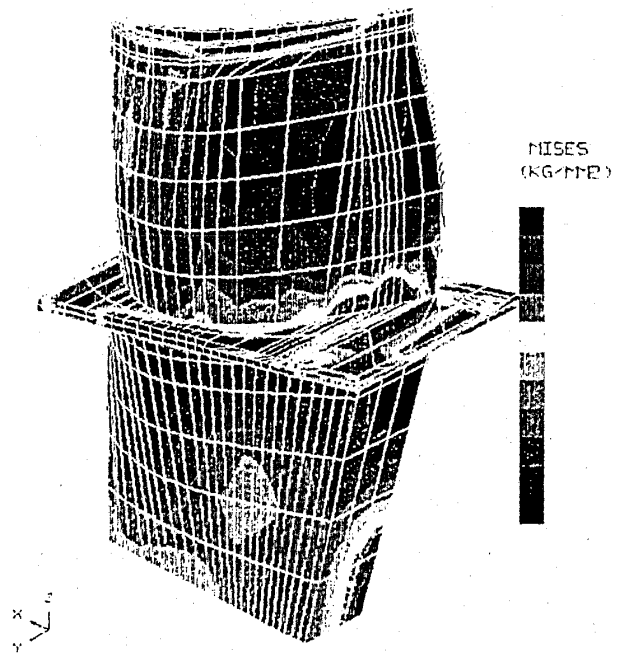
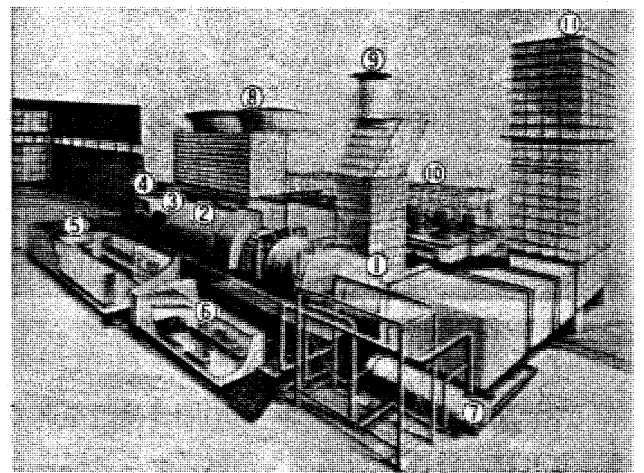


図7 3次元 FEM 熱応力解析例



- | | | |
|--------------|-----------|--------|
| ① ガスタービン | ⑤ 制御室 | ⑨ 吸気塔 |
| ② 発電機 (水素冷却) | ⑥ 計測室 | ⑩ 水抵抗器 |
| ③ 励磁機 | ⑦ 冷却空気クーラ | ⑪ 排気塔 |
| ④ 起動装置 | ⑧ 冷却塔 | |

図8 工場実負荷試験設備

“ガスタービンに関連する数値解析上の諸問題” — 調査研究概要 —

航空宇宙技術研究所 田村 敦宏

1. まえがき

ターボ機械における CFD 技術の走りとして流線曲率法がその設計に活用されて20年以上が経過している。タービンや圧縮機的全システムの設計、解析に用いられる流線法に対し、翼間流れ解析法としてポテンシャルや、オイラー方程式を基礎とした非粘性翼列解析が使われ出してから十数年が経過している。これらの非粘性解析は実験データの補間的役割を果たしたり、近似的予測手段として重要な働きをしてきた。このような非粘性解析を CFD 技術の青年期とすれば、最近の乱流、熱伝達、化学反応を含む三次元粘性解析は、CFD 技術の成熟期への移行のきざしを見せているといえる。これは、CFD 技術がターボ機械設計の補助的な役割から主役に躍り出ることを意味し、将来、設計システムが、流体、熱伝達、化学反応、構造強度等を包括した数値シミュレーション技術を柱とする体系に移っていく曲がり角にあると考えられる。数値シミュレーション技術による設計システムを構築するには、数値シミュレーション技術の、精度、計算効率の向上と、信頼性の確立、そのための精度の高い実験検証など、なお一層の研鑽が必要である。この時期にあたって、ガスタービン学会において、“ガスタービンに関連する数値解析上の諸問題”として調査研究が行われたことは、非常に意味深いものがある。もとよりこのような大きな課題を短期間に数少ない委員によって調査することは、極めて困難であったが、多忙な委員及びその他の執筆者の協力を得て、一応の形を整えることができた。

本調査報告はあくまでもガスタービンに関連する数値シミュレーション技術の一部の実態と将来

の方向を示したにすぎないものと御理解願いたい。これは CFD 技術が発展途上の技術であるため、断定的で明快な方向を見出すことが困難であったためである。

本稿では、平成4年3月31日に完成したガスタービン学会第16期調査研究委員会成果報告書“ガスタービンに関連する数値解析上の諸問題—基礎と実施例—”の概要の紹介を行なう。

2. 調査研究委員会の構成

調査研究委員会は、以下に示すようなターボ機械の研究並びに設計に詳しい、大学、国立研究機関、ガスタービン関連企業からなる総数14名の委員で構成された。

第16期調査研究委員会

委員長	田村 敦宏	航空宇宙技術研究所
幹事	渡辺 紀徳	東京農工大学
	橋本 雅方	三井造船
委員	青木 素直	三菱重工業
	荒川 忠一	東京大学
	井上 雅弘	九州大学
	児玉 秀和	石川島播磨重工業
	小林 正	東芝
	井上 建二	航空宇宙技術研究所
	鹿野 芳雄	日立製作所
	大宮司久明	東北大学
	藤 秀実	石川島播磨重工業
	永山 猛彦	三菱重工業
	橋本 啓介	川崎重工業

なお特殊な課題に対しては、かなり多くの委員以外の諸兄にも調査を依頼し協力を得ることができた。大学側の委員には、CFD 技術の基本的課題を、又企業側委員には、その豊富な実施例をもとに現状の CFD 技術の問題点を浮き彫りにしていただいた。

(平成4年4月13日原稿受付)

3. 調査研究の課題

調査研究の内容はCFD技術の基本的な問題を第1章で、又第2章は広範囲にわたる実施例に基づいて、問題点の指摘と将来の課題を示すと共に、第3章では、CFD技術の発展に欠かせない周辺関連技術の問題を取り上げた。最後に第4章では全体のまとめとして、CFD技術の実用化への課題と将来展望に触れている。参考のため以下に調査研究委員会成果報告書の目次内容を示しておく。

1. 数値流体力学の基礎的な問題点

- 1-1 基礎方程式と境界条件
- 1-2 数値解法
- 1-3 計算格子
- 1-4 乱流モデル
- 1-5 反応モデル

2. 現段階における実施例とその問題点

- 2-1 圧縮機翼列の空力解析
- 2-2 タービン翼列の空力解析
- 2-3 燃焼器の数値解析
- 2-4 圧縮機翼列の空力解析
- 2-5 タービン翼列の非定常流れ解析
- 2-6 翼列数値解析と乱流モデル
- 2-7 化学反応を伴う流れ解析
- 2-8 翼端間隙の数値解析
- 2-9 ガスタービン冷却翼の伝熱解析
- 2-10 翼列流れ解析法の高精度化
- 2-11 翼列空力解析法の比較と応用
- 2-12 タービン翼列の空力解析と実験検証
- 2-13 タービン翼列の空力設計システム
- 2-14 タービン翼列の空力解析と実験検証

3. 周辺関連技術の問題点

- 3-1 大型計算機ハードウェアの動向
- 3-2 EWS
- 3-3 ソフトウェア管理
- 3-4 画像処理

4. 実用化への課題と将来展望

- 4-1 CFD技術の基礎的な問題点
- 4-2 実験による検証と応用における問題点
- 4-3 CFD技術の実用化

4. 調査研究の課題について

調査結果の詳細は、調査研究委員会成果報告書

にゆずるものとして大まかな問題点と方向付けにふれてみる。

最近のCFD技術の進歩は、三次元の複雑な流れや化学反応を含んだものも対象となり、そのカラフルな出力結果を見せられると、もはや何でもCFD技術によって解析できるような錯覚を覚える人もいるかも知れない。又CFD技術がかなりの程度実用に供せられるようになってきたこともまた事実である。CFD技術が本格的な実用技術として設計システムの中核を担うようになるには、まだまだつめなければならない問題や未解明な問題が山積みしており、散発的でバラバラな研究開発体制では、対処しきれないのが現状である。

調査研究項目の一つの主な側面は現状のCFD技術が立脚している純粋にCFD的技術の問題点、即ち方程式と境界条件、又これを離散化して数値的に解く解法についてメスをあてる視点である。近年、高亜音速から上のマッハ数の流れの時間依存解法に著しい進歩があり、中心差分に人工粘性を付加して安定性を保つ解法からTVD型に進み安定性および衝撃波の捕獲精度も格段に改善されている。詳細については成果報告書の第1章、“1-1.基礎方程式と境界条件”，及び“1-2.数値解法”の項に、各解法の関係及びその特質が系統的に論じられているのでそれを参照されたい。このように著しい発展を遂げた時間依存解法ではあるが、計算時間が余分にかかる点などまだまだ改良の余地がある。きわめて低いマッハ数になると、現行の時間依存解法は本質的な理由から収束せずMAC法やSMAC法、又はSIMPLE法などに頼らざるを得ないが、計算の安定性、効率、精度などに多くの問題を残している。又、圧縮性流れの時間依存解法からのアプローチとしての疑似圧縮性の解法などが提案されているが、未だ実用の域に到達してはいない。とにかく圧縮性流れに関してはTVDを取り入れた時間依存解法の最新のものは、実験事実を良く説明でき、その有用性は一般に認められているようである。今後コンピュータが並列演算機となる可能性が大であるため、数値解法アルゴリズムも、並列計算機に適したものに改良する必要がある。

次に数値解法と並んで重要な計算格子の問題にふれるならば、計算格子には大別して構造格子系

と、非構造格子系があり、差分方程式がおもに構造格子系を、又有限要素法等は、非構造格子を採用するのが一般的である。後者は形状適合性に優れていると考えられるが、有限要素法等の計算効率のあまり良くない解法を用いなければならないデメリットがある。しかしこれも並列コンピュータの本格的な出現と相まって、このデメリットが減少する可能性は大きい。ただ有限要素法は境界条件の扱いに高精度を期待することが難しく、あまり将来を楽観できない。一方、差分解析の方は、構造格子系を用い、計算効率の良さや高精度というメリットを有するが、複雑な形状の流れを扱う場合に応用上難点があるように思われていたが、最近の新しいトポロジによる格子生成法を用いることによって難点がかなり緩和されつつある。特に構造格子系でも、領域分割法としての複合格子系によって、形状適合性については、非構造格子系にひけをとらないようにすることが可能になった。解の精度、効率性から領域分割法の複合格子による構造格子系の方が将来性があると考えられる。実用上のネックとなっている格子自動生成法の確立が今後ますます力を入れるべき対象であろう。実際に適用するさい、NS 三次元解析時間より、人的依存性が大きいことから、格子生成の方が時間がかかっているため、格子自動生成法が実務家の最も改善したい問題の一つである。又計算格子のタイプとして、C型やO型の格子は物体表面近くの流れを正しく捕らえるのに適し、H型は入口、出口条件の設定がやり易いなどの特徴をもつと共に、それぞれ相反する欠点をもっている。これらの良い点をうまく活用する領域分割法が将来のやり方になる。当然のことながら差分計算の精度や安定性は強く計算格子の善し悪しに左右され、物理量の変化の激しい所で格子を細かく、又出来得る限り直交に近い計算格子が精度も安定性にも優れている。解依存計算格子は確かに必要な所を細かくする優れた性質を持つが、現在の所あまり用いられていないのは、大規模計算では格子の作り直しをあまり頻繁にやることの手間と時間の問題であろうか。

乱流モデルと遷移モデルに関しては、多くのケースに妥当な結果を与えるモデルはないが、ターボ機械においては、翼列の入口からも乱れが

流入し、下流の翼列にその乱れが輸送されることから、2方程式型の $K-\epsilon$ モデルでしかも低 Re 数型の適用範囲が広いようである。しかしこれとて、圧縮性や逆圧勾配がある場合にも実状に合うようモデルの改良が必要である。ターボ機械では上に述べたように、代数型のモデルはあくまで便法にすぎないし、応力方程式モデル等はその扱いのやっかいさに比べてほとんど優れた面がでないのが現状である。又遷移モデルはまったく研究不足で今後の研究を待たねばならない。化学反応のある場合の反応モデルや、電離、解離、又物理量の実在気体効果などシミュレーション技術が進歩するにつれ、扱う問題の幅が広がると共に、物性モデルの妥当性が定性的にも定量的にも問われ始めており、対象とする現象毎に再吟味しなくてはならない。

実際の応用例と問題点という観点から、指摘された点について以下に述べる。翼列に関しては、CFDと実験の比較をする場合、はたして二次元翼列試験に問題はないのか。特に高負荷の場合の翼列試験の二次元性に疑問があることなど、CFDと比較の条件が異なっているのではないかという問題がある。この疑問に対しては、二次元翼列試験と称せられる実験を三次元的に計測し、三次元CFDシミュレーションと比較することによって解明しなければならない。上述のような疑問が生じたのは、衝撃波とそれによる剥離を伴う減速翼列のCFDシミュレーションが、実験とあまりに合わなすぎるという事態が生じているためである。この点に関して筆者がオーガナイザをつとめた機械学会主催翼列ワークショップの結果を引用してみると、課題は図1に示すような翼配備と計算条件で行われた数値シミュレーション結果図2が実験と大きくずれ、現在の所その要因を特定できないという事実がある。ちなみに上記の減速翼列に対し、増速翼列の数値実験は同じワークショップの結果の翼配備図3、圧力分布のシミュレーション結果は図4のように、ほとんどの解答者が実験ときわめて良い一致を見ている。このケースに関して流出角や圧力損失のシミュレーション結果と実験結果を比較したものが図5及び図6で、流出角はかなり良く一致するが圧力損失は定量的議論ができないほど実験と一致しないこ

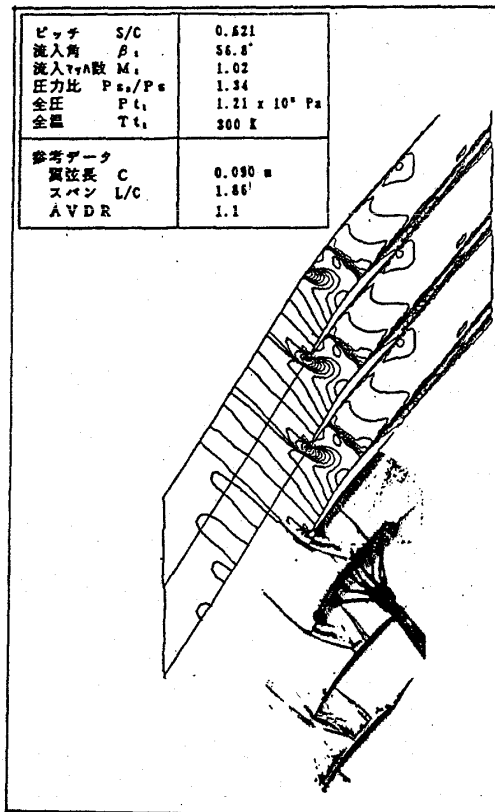


図1 遷音速圧縮機翼列の翼配備, 等マッハ線とシュリーレン写真

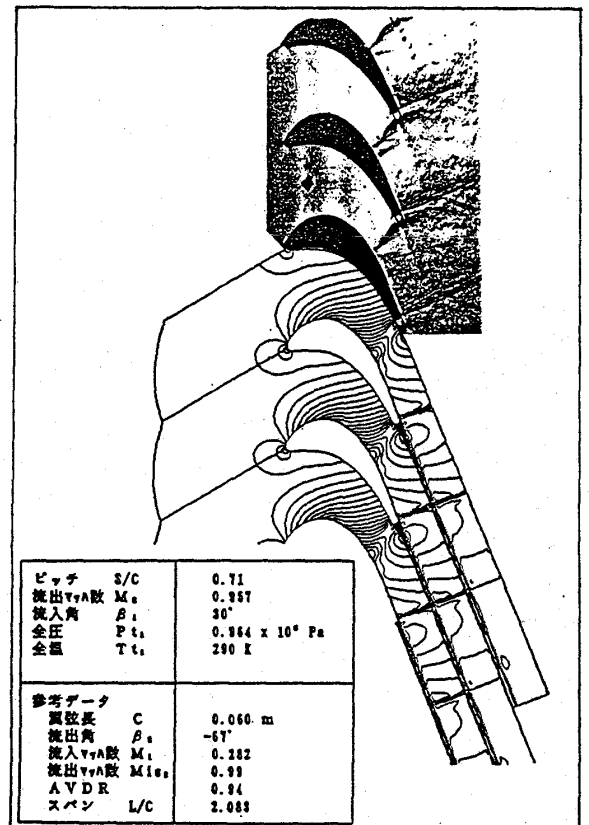


図3 遷音速タービン翼列の翼配備, 等マッハ線とシュリーレン写真

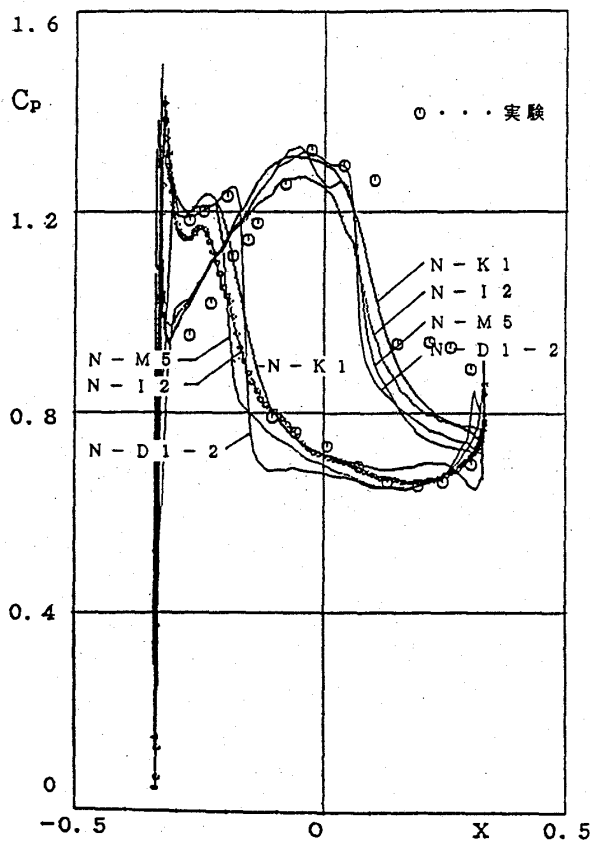


図2 遷音速圧縮機翼列 (強い衝撃波がある場合) NS解析の C_p 分布の比較 (乱流)

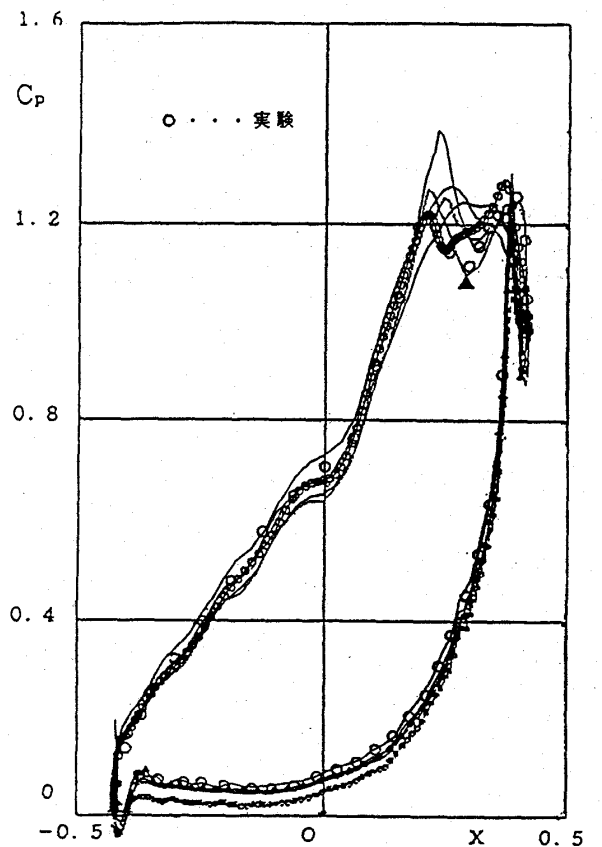


図4 遷音速タービン翼列 NS解析の C_p 分布の比較

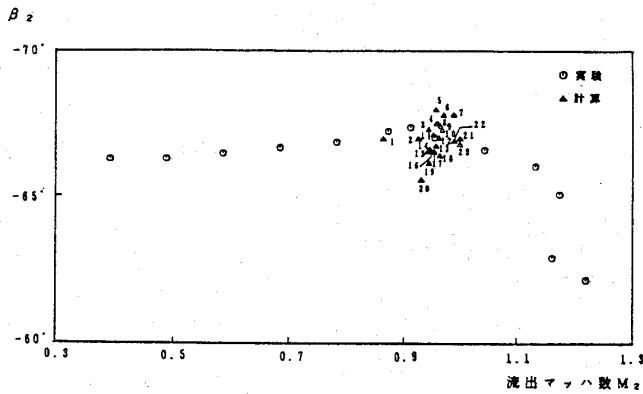


図5 遷音速タービン翼列の流出角 β_2
($\beta_1 = 30.0^\circ$)

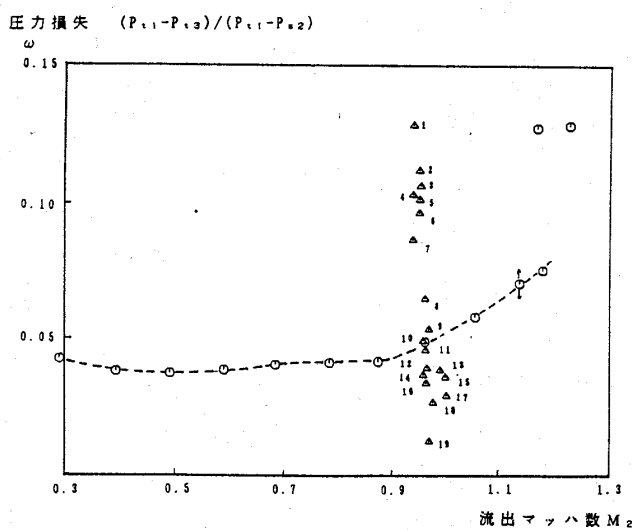


図6 遷音速タービン翼列の圧力損失
($\beta_1 = 30.0^\circ$)

とが知られる。ターボ機械に対するCFD技術の応用で最も重要な損失の予測精度がこのようにきわめて悪く、その原因は解法の精度と遷移を含む乱流モデルの不完全さにあるものと思われ、これらに関する基礎的、独創的な研究が待たれる。上述のように衝撃波による剥離を含む減速翼列のように複雑でシミュレーションが現象論的に実験と一致しにくいものはまだしも、同じワークショップにおいて、図7の翼配備及び計算条件の課題は最もシミュレーションがやり易く、その結果も実験結果と良く一致することが期待されるものであった。ところがその結果は図8に見られるように、実験とはかなり大きくずれると共に、シミュレーション相互の余りに大きな不一致に驚かされる。これらの不一致の原因も今の所特定できないが、これらは、個々に開発されたソフトウ

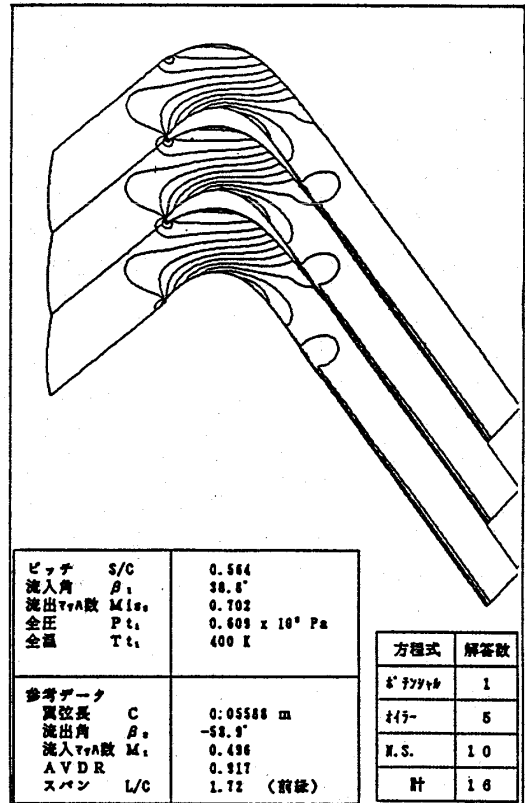


図7 亜音速タービン翼列の翼配備と等マッハ数

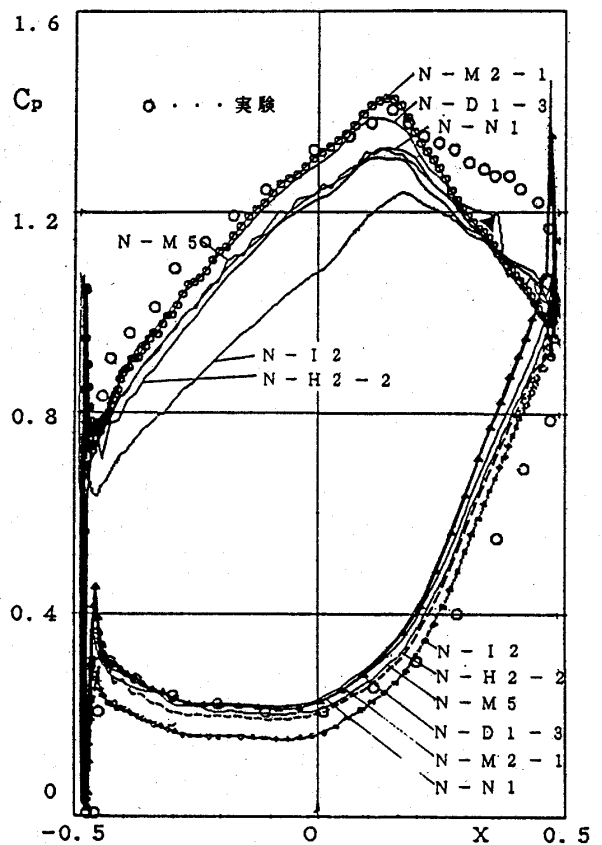


図8 亜音速タービン翼列 NS 解析 (乱流) の比較

エアがきびしい相互比較なしにはその信頼性を確立できない事実をものがたっているとも云える。実施例では、このほか二、三次元翼列、段解析、非定常翼列干渉、燃焼器に及んでおり、基礎技術の急速な応用への展開には驚かされるものがある。

調査研究のあらましを述べてきたが、詳しいデータや検討については調査研究委員会成果報告書を参照されたい。

5. 結 び

本調査研究委員会に御協力下さった委員並びに執筆者の方々に心から感謝すると共に、本調査研究成果を土台として数値シミュレーション技術が更に発展し強力な実用技術となることを願ってやまない。なお調査研究委員会成果報告書には前半

に基礎的な問題が後半に数多くの実施例が含まれており、ガスタービンに関連するCFD技術に関心のある諸氏には何かと参考になると思われる。成果報告書は、既に出版されており、関連分野に有料で頒布されることになっている。御希望の向きは学会事務局に申し込まれたい。

参考文献

- (1) 田村, 翼列数値解析の現状-実用化への課題, 第4回数値流体シンポジウム
- (2) ガスタービンに関する数値解析上の諸問題-基礎と実施例-, ガスタービン学会調査研究委員会成果報告書 1992年3月
- (3) 第三回CFDワークショップ成果報告集 No.900-16, 平成2年10月 日本機械学会

1991年ガスタービン及び過給機生産統計

統計作成委員会⁽¹⁾

I. 生産統計の概要

1. 統計作成委員会の活動について

(1) 1991年のガスタービン及び過給機を生産統計に関し、統計資料の収集及び集計を行い統計を作成し本号に掲載した。この統計は英文 Bulletin にも掲載する予定である。

2. 1991年ガスタービン生産統計

2.1 陸船用ガスタービン

(1) 総台数は前年比4%増の416台、全出力は54%増の2,771MWと共に過去最大となった。全出力の大巾な増加は1990年の出力が前年比17%減少したためであり、1991年は1989年と比べると29%増加しており図1に示すようにここ5年間の長期増加線に戻ったと言える。

大型(30,000PS以上)は台数で50%、出力で70%以上増加し全出力の大巾な伸びの95%を占める。中型(1,000PS以上30,000PS未満)は台数で18%、出力で14%伸びたが、小型(1,000PS未満)は5年ぶりに台数で7%、出力で5%減少した。

(2) 小型は全て自家用で、非常発電用が殆どである。200~500PSの出力範囲のものが18%減少したが、平均単機出力は417kWで前年とほぼ同じである。

(3) 中型は台数の約90%を占める6,000PS未満のものが増加が著しく出力は27%増加した。用途別では非常発電用が台数で11%、出力で9%増加しベースロード発電用は台数では12%増えたが、出力は10%減少した。前年無かった艦艇主機用に4台出荷された。中型機の平均単機出力は2,784kWで前年比100kW減少した。

(4) 大型は60,000PS以上の台数・出力が略倍

増し、特に事業用複合サイクル用は、国内向け3台、輸出向け13台が出荷され出力も1,882MWと前年に比べ2.5倍と急増した。自家発電用は輸出が減り、出力は前年の1/4に減少した。大型の平均単機出力は104,739kWと初めて10万kWを越えた。

(5) 国内向けは台数で3%増の375台であるが、電力需要増に応じ事業用3台、自家発電用2台の大型機の出荷により出力は前年に比べ61%増の841MWとなった。小型は5年ぶりに台数・出力共に前年を下回ったが中型は台数で16%出力では3%増加した。関東、中部、近畿の3地域は前年同様小型の70%以上を占めたが中型では前年の83%から65%に減り、東北、四国で中型が増えた。

中国地方は事業用大型3台の他、小型が3倍増し合計台数は2.5倍、出力は11倍と著しく伸びた。

(6) 輸出は総台数の10%、全出力の70%と前年と同じ割合を占めたが、伸びを見ると台数14%増の41台と6年ぶりに40台を突破し、出力は52%増の1,930MWを記録した。仕向け先では複合サイクル用に最新鋭機(出力163MW)4台、ピーク

-
- (1) 委員長 本間 友博(東芝)
 委員 青木 千明(石川島播磨重工業)
 村尾 麟一(青山学院大)
 吉識 晴夫(東大生研)
 池上 寿和(三菱重工業)
 清野 隆正(日立製作所)
 白井 俊一(日本鋼管)
 杉浦 裕之(川崎重工業)
 八島 聡(石川島播磨重工業)
 駒形 正敏(新潟鉄工所)
 菱川 明(三菱重工業)
 綿貫 一男(石川島播磨重工業)

(平成4年5月6日原稿受付)

ロード用2台の大型機が出荷された北米向け出力が前年比77%増加し輸出の47%を占め国内向け総出力を上回った。アジアと欧州向けにも複合サイクル用に大型機がそれぞれ3台、2台出荷され合計出力は輸出の35%を占めた。中南米向けは急減し中近東、旧ソ連、アフリカ向けは無かった。なお仕向け先未定の複合サイクル用大型機4台も輸出の17%を占めている。

(7) 燃料の種類別出力比率は、前年と大巾に変わりガス燃料が、1.6倍の74%、液体燃料は半減し26%を占めた。中小型機ではガス燃料使用の台数出力とも前年と比べ顕著な相違は無いが、大型機ではガス燃料使用の台数・出力とも2.5倍以上増加したことに起因している。ガス燃料の中でも、輸出向け大型機の増加で天然ガスの出力比は前年の36%から47%へ3年連続増加した。一方、前年0.4%に急減したLNGの出力比は国内向け大型機の増加により21%まで回復した。都市ガスは中型機で使用が増え出力は55%増加した。液体燃料の中では灯油と重油1種の出力がそれぞれ38%、10%増加したが、軽油は輸出向け大型機が2/5に減った為、出力は半減した。

2.2 航空用ガスタービン

(1) ターボジェット/ターボファン・エンジンは前年と比べてターゲットドローン用の小推力エンジンTJM3が微増、T-4中等練習機用の中推力エンジンF3-30が微減、一方F-15戦闘機用の大推力エンジンF100-100は前年同数であった為、合計台数も推力もほぼ前年並であった。国産開発のF3-30は53台生産され4年連続して最大の生産台数を占めた。

(2) ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンは生産が開始されたUH-60J用のT700の40台を含め台数は91%、出力は74%増加し、出力の大きな固定翼機用ターボプロップエンジンは対潜哨戒機P-3C用T56-14が台数で40%減りターボシャフト/ターボプロップ・エンジン全体では台数で15%増加したものの出力は10%減少した。

(3) 5ヶ国共同開発エンジンV2500ターボファン・エンジンのファン部(日本担当部分)は、66台生産され累計184台となった。(これはエンジン組立ではない為、生産統計には加えていない。)

3. 1991年過給機生産統計

(1) 圧縮機翼車外径100mm未満(CLASS 1)の台数は、資料提供社数が前年より1社減ったこともあり、前年より約17%減少し、概数で145万台となり、型式数も14減り126型式となった。

(2) 翼車外径101mm以上の合計台数は2%増加し、型式数も69から71へ増えたが特に翼車外径801~900mm(CLASS 9)の大型過給機の台数及び型式数がそれぞれ前年より20%、50%増加した。

(3) 翼車外径201~600mm(CLASS 3~6)の各々の台数は前年より減少しており、特に外径301~400mm(CLASS 4)については、台数及び型式数がそれぞれ前年の87%、82%となっている。

(4) 翼車外径701~800mm(CLASS 8)および901~1000mm(CLASS 10)は1991年も生産実績は無かった。

〔備考〕

(1) 暦年(1~12月)に納入されたガスタービンまたは過給機を対象とした。

(2) 出力及びスラストの基準状態は、入口空気条件を圧力1.013bar、温度15°Cとした。

(3) 出力は、陸船用ガスタービンでは常用出力で、ターボジェット/ターボファンエンジンでは海面上静止最大スラストで、ターボシャフト/ターボプロップエンジンでは海面上静止常用出力で集計した。

(4) メートル馬力(PS)、英馬力(HP)とキロワット(kW)との間の換算は下記によった。

$$1 \text{ PS} = 0.7355 \text{ kW}$$

$$1 \text{ HP} = 0.7457 \text{ kW}$$

$$= 1.0139 \text{ PS}$$

(5) 各統計表の間で、四捨五入により最少桁が異なっているものもある。

II. 統計

1. 最近5年間のガスタービン生産推移

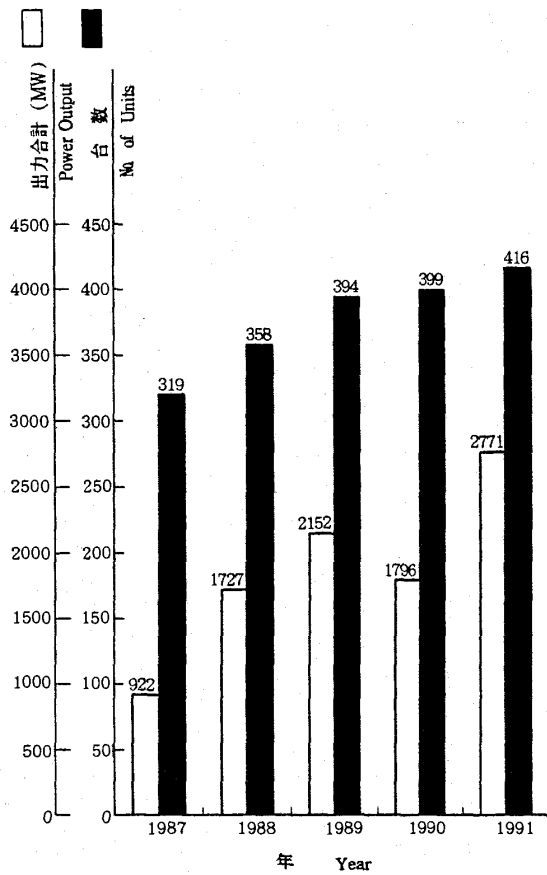


図1 陸船用ガスタービン

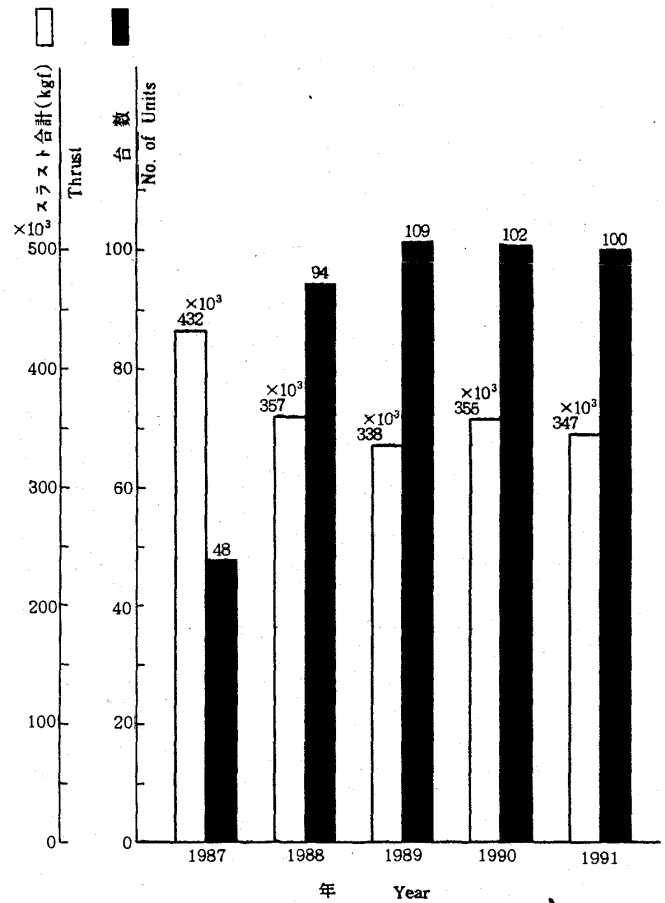


図2 ターボジェット/ターボファン・エンジン

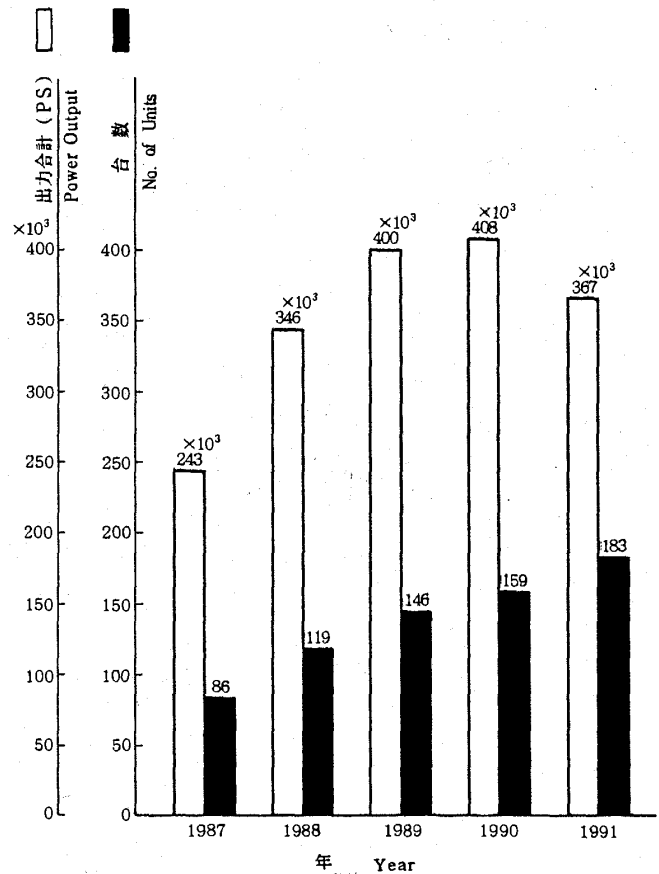


図3 ターボシャフト/ターボプロップ・エンジン

2. 陸船用ガスタービン

表1 1991年用途別生産台数及び出力 (kW)

用途 Application	区分 Size コード Code	小型 Small Unit 0~999PS		中型 Medium Unit 1,000~29,999PS		大型 Large Unit 30,000PS~		全出力 Total	
		台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)
ベースロード発電用 Generator Driver for Base Load	BL	1	699	53	198,318	19	1,996,780	73	2,195,797
ピークロード発電用 Generator Driver for Peak Load	PL	0	0	4	10,360	2	202,800	6	213,160
非常用発電用 Generator Driver for Emergency	EM	221	91,795	109	205,329	0	0	330	297,124
艦艇用 Military Marine	MM	0	0	4	51,014	0	0	4	51,014
その他プロセス用 Miscellaneous Chemical Process	PR	0	0	0	0	0	0	0	0
教育用 Education	ED	0	0	1	12,754	0	0	1	12,754
実験用 Experiment	XP	0	0	0	0	0	0	0	0
その他 Miscellaneous	MC	1	441	1	1,145	0	0	2	1,586
合計 Total		223	92,935	172	478,920	21	2,199,580	416	2,771,435

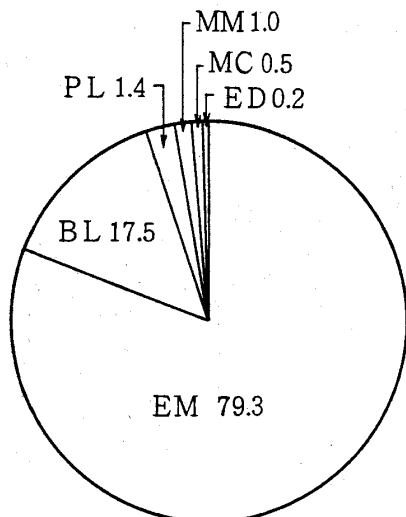


図4 1991年用途別台数割合 (%)

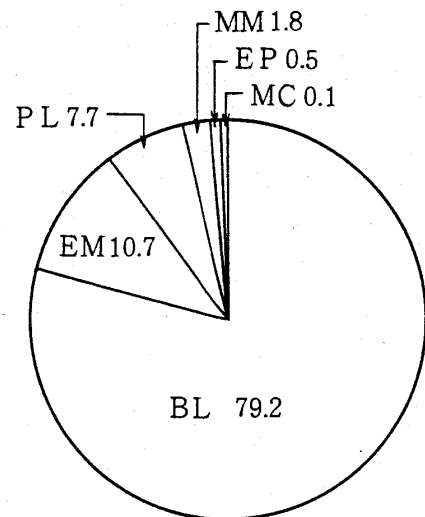


図5 1991年用途別出力割合 (%)

表2 1991年燃料別生産台数及び出力 (kW)

区分 Size		小型 Small Unit 0~999PS	中型 Medium Unit 1,000~29,999PS	大型 Large Unit 30,000PS~	全出力 Total		
燃料種類 Kind of Fuel	コード Code	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)
ガス燃料 Gaseous Fuel	天然ガス Natural Gas	GNG	1 699	9 12,643	10 1,283,580	20	1,296,922
	液化天然ガス Liquefied Natural Gas	LNG	0 0	1 1,145	7 573,200	8	574,345
	都市ガス Town Gas	GTW	0 0	25 77,146	0 0	25	77,146
	プラントオフガス Plant Off Gas	GOG	0 0	4 64,700	0 0	4	64,700
	液化石油ガス Liquefied Petroleum Gas	LPG	0 0	0 0	1 40,000	1	40,000
	プロパンガス Propane Gas	GPR	0 0	1 1,145	0 0	1	1,145
	小計 Sub Total		1 699	40 156,780	18 1,896,780	59	2,054,258
液体燃料 Liquid Fuel	灯油 Kerosene	T	37 12,846	17 42,419	1 49,100	55	104,364
	軽油 Gas Oil	K	29 9,764	14 76,713	2 253,700	45	340,176
	重油1種 Heavy Oil No. 1	H1	156 69,627	101 203,009	0 0	257	272,636
	小計 Sub Total		222 92,236	132 322,140	3 302,800	357	717,176
固体燃料 Solid Fuel			0 0	0 0	0 0	0	0
合計 Total			223 92,935	172 478,920	21 2,199,580	416	2,771,435

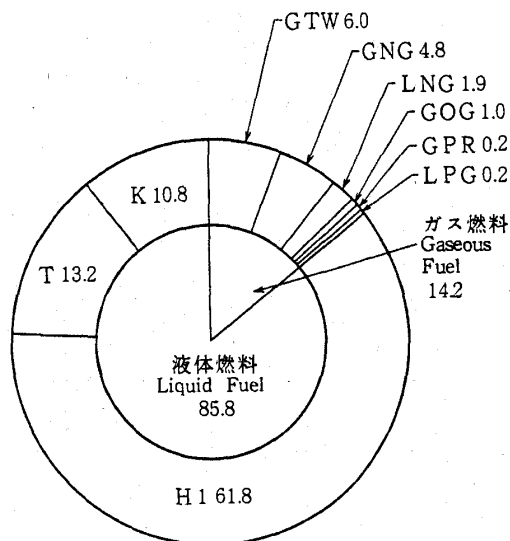


図6 1991年燃料別台数割合 (%)

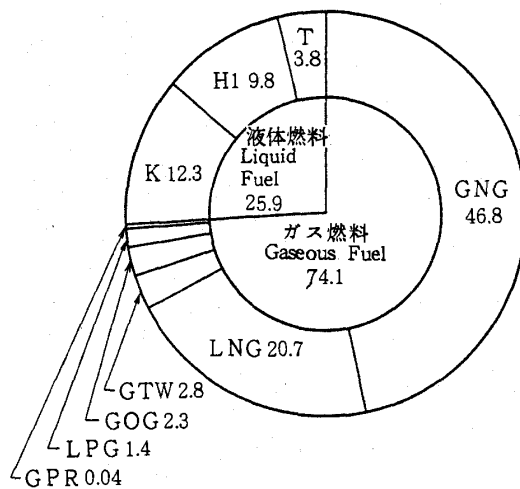


図7 1991年燃料別出力割合 (%)

表3 1991年地域別納入台数及び出力 (kW)

区 分 Size 地 域 別 Location		小型 Small Unit 0~999PS		中型 Medium Unit 1,000~29,999PS		大型 Large Unit 30,000PS~		全 出 力 Total	
		台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)
国 内 向 け Domestic Use	北海道 Hokkaido	7	2,486	3	6,767	0	0	10	9,253
	東北 Tohoku	19	8,771	8	11,165	0	0	27	19,936
	関東 Kantoh	84	36,011	64	149,527	1	40,000	149	225,538
	中部 Chuubu	39	15,494	22	50,648	1	49,100	62	115,242
	近畿 Kinki	31	13,071	31	77,696	0	0	62	90,767
	中国 Chuugoku	19	8,085	5	22,271	3	240,000	27	270,356
	四国 Shikoku	4	1,151	7	29,039	0	0	11	30,190
	九州 Kyuushuu	10	3,277	9	23,218	0	0	19	26,495
	沖縄 Okinawa	2	456	0	0	0	0	2	456
	船用主機 Marine Propulsion	0	0	4	51,014	0	0	4	51,014
	船用補機 Marine Auxiliaries	0	0	2	2,148	0	0	2	2,148
	小 計 Sub Total	215	88,802	155	423,493	5	329,100	375	841,395
輸 出 向 け For Export	北 米 North America	2	883	9	41,947	6	856,000	17	898,830
	中南米 South and Central America	1	699	0	0	0	0	1	699
	ア ジ ア Asia	2	927	2	5,296	3	402,300	7	408,523
	大洋州 Oceania	0	0	0	0	1	25,280	1	25,280
	欧 州 Europe	3	1,625	6	8,184	2	253,700	11	263,509
	ソ 連 USSR	0	0	0	0	0	0	0	0
	中 東 Middle East	0	0	0	0	0	0	0	0
	アフリカ Africa	0	0	0	0	0	0	0	0
	未 定 Unknown	0	0	0	0	4	333,200	4	333,200
小 計 Sub Total	8	4,134	17	55,427	16	1,870,480	41	1,930,041	
合 計 Total	223	92,936	172	478,920	21	2,199,580	416	2,771,436	

表4 1991年被駆動機械別生産台数及び出力 (kW)

被駆動機械 Driven Machinery	区分 Size コード Code	小型 Small Unit 0~999PS		中型 Medium Unit 1,000~29,999PS		大型 Large Unit 30,000PS~		全出力 Total	
		台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)
発電機 Electric Generator	G	222	92,494	166	412,504	21	2,199,580	409	2,704,577
動力計 Driven Meter	DM	0	0	1	12,754	0	0	1	12,754
水ポンプ Water Pump	W	1	441	1	2,648	0	0	2	3,089
軸出力 Shaft Power	SP	0	0	4	51,014	0	0	4	51,014
合計 Total		223	92,935	172	478,920	21	2,199,580	416	2,771,435

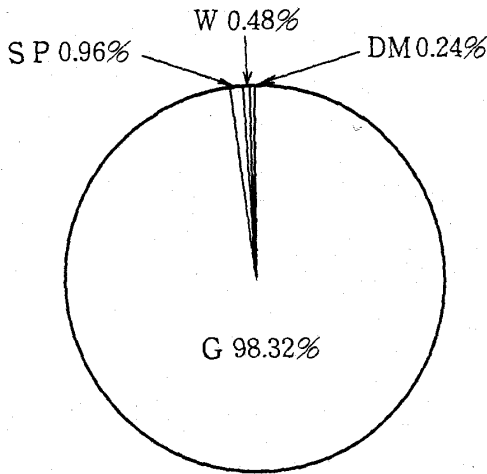


図8 1991年被駆動機械別台数割合 (%)

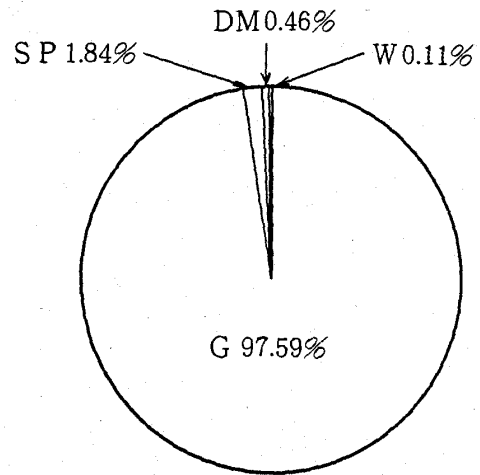


図9 1991年被駆動機械別出力割合 (%)

表5 1991年出力区分別生産台数及び出力 (kW)

出力区分 (PS) Unit Output		台数 Units	出力 Output (kW)
小型 Small Unit 0~999PS	0~ 199	2	247
	200~ 499	82	18,730
	500~ 999	139	73,958
	小計 Sub Total	223	92,935
中型 Medium Unit 1,000~ 29,999PS	1,000~ 5,999	158	319,394
	6,000~13,999	5	31,058
	14,000~21,999	7	94,168
	22,000~29,999	2	34,300
	小計 Sub Total	172	478,920
大型 Large Unit 30,000PS~	30,000~59,999	2	65,280
	60,000~	19	2,134,300
	小計 Sub Total	21	2,199,300
合計 Total		416	2,771,435

表6 1991年発電用ガスタービン用途別生産台数及び出力 (kW)

発電用 Generator Drive		区分 Size	小型 Small Unit 0~999PS		中型 Medium Unit 1,000~29,999PS		大型 Large Unit 30,000PS~		全出力 Total	
			台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)
用途 Application		コード Code	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)
国内 事業用 Domestic/Public Use	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	3	240,000	3	240,000
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	小計 Sub Total		0	0	0	0	3	240,000	3	240,000
国内 自家用 Domestic/Private Use	ベースロード発電用	BL	0	0	42	154,921	2	89,100	44	244,021
	ピークロード発電用	PL	0	0	4	10,360	0	0	4	10,360
	非常用発電用	EM	214	88,360	101	189,648	0	0	315	278,008
	小計 Sub Total		214	88,360	147	354,929	2	389,100	363	532,389
国内合計 Domestic Use Total			214	88,360	147	354,929	5	329,100	366	772,389
輸出 事業用 For Export/Public Use	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	13	1,642,400	13	1,642,400
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	2	202,800	2	202,800
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	小計 Sub Total		0	0	0	0	15	1,845,200	15	1,845,200
輸出 自家用 For Export/Private Use	ベースロード発電用	BL	1	699	11	43,396	1	25,280	13	69,375
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	非常用発電用	EM	7	3,435	5	10,885	0	0	12	14,320
	小計 Sub Total		8	4,134	16	54,281	1	25,280	13	83,695
輸出合計 For Export Total			8	4,134	16	54,281	16	1,870,480	40	1,928,895
事業用 Public Use	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	16	1,882,400	16	1,882,400
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	2	202,800	2	202,800
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	合計 Total		0	0	0	0	18	2,085,200	18	2,085,200
自家用 Private Use	ベースロード発電用	BL	1	699	53	198,317	3	114,380	57	313,396
	ピークロード発電用	PL	0	0	4	10,360	0	0	4	10,360
	非常用発電用	EM	221	91,795	106	200,533	0	0	327	292,328
	合計 Total		222	92,494	163	409,210	3	114,380	388	616,084
総計 Grand Total			222	92,494	163	409,210	21	2,199,580	406	2,701,284

Note : Code Explanation BL : For Base Load PL : For Peak Load EM : For Emergency

3. 航空用ガスタービン

表7 1991年ターボジェット/ターボファン・エンジン
生産台数及びスラスト (kgf)

生産台数 No. of Units	100*1	スラスト合計*2 Thrust (kgf)	347,270
----------------------	-------	--------------------------	---------

* 1 V2500ファン部 (66台) は含まない。
Excluding 66 Units of V2500 Fan Modules

* 2 海面上静止最大スラスト
Maximum Thrust at Sea Level Static Condition

表8 1991年ターボシャフト/ターボプロップ・エンジン
生産台数及び出力 (PS)

区分 Size	0~999PS		1,000~PS		全出力 Total Output	
	台数 Units	出力*3 Output (PS)	台数 Units	出力*3 Output (PS)	台数 Units	出力*3 Output (PS)
固定翼機用 Fixed Wing Aircraft	0	0	41	181,425	41	181,425
ヘリコプタ用 Helicopter	0	0	94	182,809	94	182,809
補助機関駆動 Aux. Drive Units	48	2,870	0	0	48	2,870
合計 Total	48	2,870	135	364,234	183	367,104

* 3 海面上静止常用出力
Normal Output at Sea Level Static Condition

4. 過給機

表9 1991年過給機生産台数及び型式数

区 分 Size		台 数 No. of Units	型 式 数 No. of Model
Class	圧縮機翼車外径(mm) Outside Diameter of Compressor Impeller		
Class 1	0~ 100	概数 Approx. 1,450,000	55
Class 2	101~ 200	11,074	26
Class 3	201~ 300	977	12
Class 4	301~ 400	393	9
Class 5	401~ 500	83	5
Class 6	501~ 600	147	8
Class 7	601~ 700	183	5
Class 8	701~ 800	0	0
Class 9	801~ 900	89	6
Class 10	901~1,000	0	0
合 計 Total		12,946*5	126*4
資料提供社数 No. of Companies which supplied Data		12	

* 4 型式はいずれも排気タービン式である。
Every model is an exhaust turbine type supercharger.

* 5 圧縮機翼車外径100mmを越す分を示す。
This shows total number of superchargers over 100mm in impeller diameter.

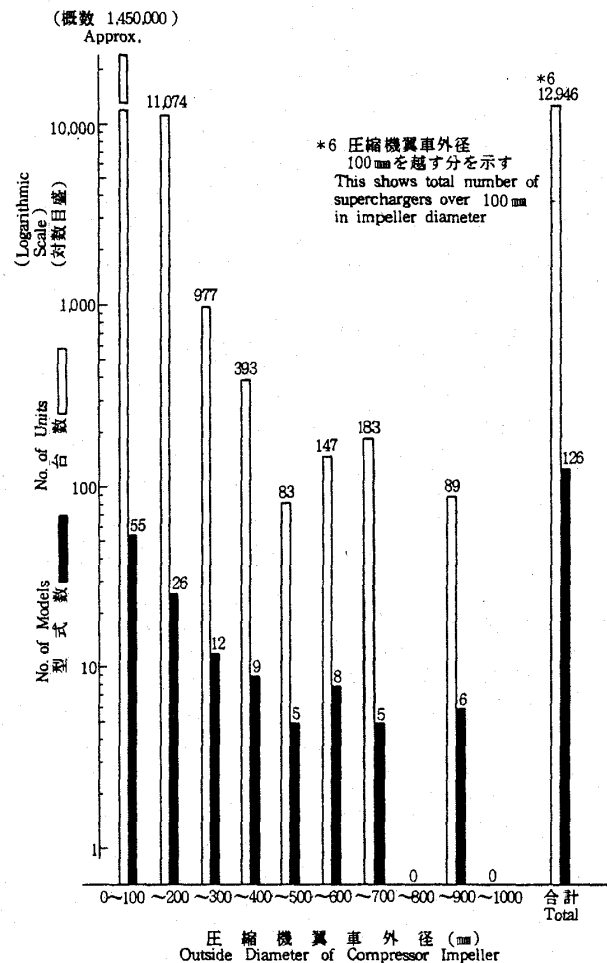
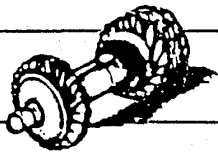


図10 1991年過給機生産台数及び型式数



社日本ガスタービン学会
評議員会・総会報告

総務理事

去る4月24日(金)、本学会の評議員会および通常総会が東京、機械振興会館において開催された。

まず、第16期第2回評議員会は10時30分より開かれ、評議員の互選により、田中英穂君が議長となり、議事が進められた。第16期平山直道会長による開会挨拶があり、引き続き、同評議員会への出席者8名、委任状提出者50名で同会が成立することが宣言されたのち、以下の議案につき審議が行われ、いずれも承認された。すなわち、第16期事業報告、同期収支決算報告の各案を総会にはかることが認められた。同上の決算案については妹尾泰利、松木正勝両監事による監査結果が松木監事より報告された。次いで、名誉会員推薦案を総会にはかることが承認された。

第17期第1回評議員会が11時20分より同会場で開催され、上記評議員会に引き続き、第17期評議員となった田中英穂君を議長に選任、議事が進められた。まず、出席者21名、委任状提出者48名で評議員会が成立することが宣言されたのち、以下の議案の審議が行われ、いずれも承認された。すなわち、第17期役員、第17期評議員、監事選挙結果報告、第17期事業計画、同期予算などの諸案を総会にはかることになった。

同日、13時より第17期通常総会が機械振興会館地下2階ホールで開催された。すなわち、第16期平山会長の開会挨拶のあと、同君を総会議長に選出し、議事が進められた。同総会への出席者34名、委任状提出者527名(会員数1650名の1/5以上)で同総会成立が宣言されたのち、以下の議案の審議が行われた。すなわち、第16期事業報告、同期収支決算報告につき、有賀一郎総務(主担当)理事および久保田道雄総務(財務担当)理事より説明があり、承認された。収支決算については、妹尾、松木両監事による監査結果として適正であるむね松木監事より報告された。次いで、第17期役員選出の件では別掲どおり議決された。さらに、第17期評議員・監事選挙結果もあわせて報告された。このあと名誉会員推薦につき平山会長より説明があり、飯田庸太郎君および佐藤豪君を名誉会員とすることが承認された。

以上により第17期会長に丹羽高尚君が選出され、ここで平山、丹羽両新旧会長より、退任、就任の挨拶がそれぞれ述べられた。以後、丹羽君が議長の任にあたり、以下の議事が進められた。まず、総会の成立につき再確認が行われ、第17期事業計画、同期予算に関し、有賀一郎総務(主担当)理事および久保田道雄(財務担当)理事(いずれも第17期)より説明があり、別掲どおり承認された。

引き続き、議事録署名者の件がはかられ、最後に第17期副会長の高田浩之君より閉会の挨拶が述べられ、総会を終了した。

総会に続いて、名誉会員推薦授与式が行われた。すなわち、上記、飯田庸太郎君(当日欠席のため、丹羽高尚君代理出席)および佐藤豪君に第16期平山会長より推薦状と記念品が贈呈され、これに応じて佐藤君より挨拶が述べられた。

第16期(平成3年度)事業報告

1. 役員に関する事項

1.1 役員・評議員

1.2 監事・評議員の選出

第16期監事・評議員の選出は定款第15条、第16条、細則第20条、第22条、第23条、第24条、第25条、第26条により選出した。

2. 会務処理に関する各種会合

2.1 理事会

会長・副会長他18名(内、総務担当5名、企画担当6名、編集担当7名)、開催9回。

会議事項; 第16期総会報告、第16期評議員会報告、第16期事業実施にともなう業務、第16期事業報告案、同決算案、第17期総会議案、第17期評議員会議案、同事業計画案、同予算案、などの件の審議、承認。

2.2 評議員会

評議員85名(含、役員候補者)、開催2回(内訳: 第16期第1回評議員会(出席30名、委任状提出者48名)(3. 4. 26)、第16期第2回評議員会(4. 4. 24))

会議事項; 第16期役員案、第16期事業計画案、同予算案、第16期事業報告案、同決算案、などの件の審議、承認。

2.3 総会

正会員1,578名、開催1回(内訳: 第16期通常総会(出席45名、委任状提出者578名(会員数1,578名の1/5以上))(3. 4. 26))

会議事項; 第15期事業報告、同決算、第16期役員選出、評議員選挙報告、第16期事業計画、同予算、などの件の審議、承認。

2.4 部門別理事・委員会

1) 総務

主担当理事 有賀一郎 他14名 開催8回

2) 企画

主担当理事 和田正倫 他16名 開催6回

3) 編集

主担当理事 永野三郎 他18名 開催8回

2.5 学術講演会委員会

委員長 田中英穂 他13名 開催6回

会議事項; 第19回定期講演会の実施、第6回秋季講演会の企画および実施、第20回定期講演会、第7回秋季講演会の企画。

2.6 地方委員会

委員長 高原北雄 他11名 開催1回

会議事項; 地方における見学会、技術懇談会の企画、地方行事に関する打ち合せ。

2.7 組織検討委員会

委員長 森下輝夫 他3名 開催2回

会議事項; 出版事業、学会の将来像、外国人会員、評議員選挙に関する会長からの諮問の検討並びに答申。

2.8 Bulletin編集委員会

委員長 梶昭次郎 他7名 開催9回

会議事項; "Bulletin of GTSJ 1991" の企画、編集、発行。前期組織検討委員会よりの答申について、編集委員会と協議、検討。

2.9 会員委員会

委員長 松木正勝 他9名 開催1回

会議事項; 個人会員、賛助会員の増強および賛助会員口数増に関する検討と実施。

2.10 選挙管理委員会

委員長 一井博夫 他7名 開催2回

2.11 学会賞審査委員会

委員長 高田浩之 他19名 開催1回

会議事項; 論文賞・技術賞・奨励賞選定のため学会賞候補について審査。

2.12 20周年記念事業委員会

委員長 平山直道 他13名 開催6回

会議事項; 設立20周年にあたり記念事業に関する協議並びに検討。

3. 調査研究事業

3.1 ガスタービン統計作成委員会

委員長 本間友博 他12名 開催1回

会議事項; わが国ガスタービン及び過給機生産に関する統計資料の蒐集および集計、その結果を学会誌とBulletinに掲載。

- 3.2 ガスタービン技術情報センター運営委員会
委員長 益田 重明 開催1回
会議事項：特記事項なし。
- 3.3 調査研究委員会
委員長 田村 敦宏 他13名 開催2回
会議事項：ガスタービンに関する数値解析上の諸問題の調査をまとめ成果報告書を作成。

会 場：パシフィコ横浜展示会場
出展会社：団体 40
参加者：3,200名
○見学会
開催日：平成3年11月1日
見学場所：東芝・京浜事業所、電力中研横須賀研究所
参加者：38名

- 4. 集会事業
特別講演会1回、学術講演会2回、技術懇談会2回、見学会2回、ガスタービンセミナー1回。

名 称	講 師	年月日	場 所
1 特別講演会	今井兼一郎 (元石川島播磨重工業)	平成 3. 4. 6	機械振興会館
2 第19回定期講演会	発表者24名	3. 5. 31	同上
3 第1回見学会		3. 6. 6	防衛庁技術研究本部第3研究所
4 第1回技術懇談会	菊池秀勝(防衛庁)	"	"
5 秋季講演会(札幌)	発表者39名	3. 8. 26	北海道大学
6 第2回見学会		3. 9. 13	川崎重工業 明石工場西神工場
7 第2回技術懇談会	上村隆夫(川崎重工業)	"	"
8 第20回セミナー	小川芳樹(エネルギー 経研)他9名	4. 1. 23 24	川崎産業振興会館

7. 会員数の移動状況

摘 要	正 会 員	学 生 会 員	賛 助 会 員
本期末会員数	1,657	31	152
前期末会員数	1,565	29	140
差引増減	92	2	12

第16期(平成3年度)収支決算

1. 収支計算書総括表

自平成3年4月1日
至平成4年3月31日

科 目	合 計	一般会計	特別会計
	円	円	円
(収入の部)			
基本財産運用収入	445,956	445,956	
入会金収入	86,000	86,000	
会費収入	42,184,929	22,267,150	19,917,779
事業収入	10,920,968	8,875,118	2,045,850
雑収入	4,379,710	3,338,553	1,041,157
繰入金収入	9,500,000		9,500,000
当期収入合計	67,517,563	35,012,777	32,504,786
前期繰越収支差額	15,631,489	15,057,700	573,789
収入合計	83,149,052	50,070,477	33,078,575
(支出の部)			
出版事業費	8,029,312	6,107,368	1,921,944
集会事業費	3,510,208	3,510,208	
調査研究事業費	653,349	653,349	
表彰事業費	433,570	433,570	
管理費	19,111,298	16,418,846	2,692,452
敷金・保証金支出	100,000	100,000	
特定預金支出	800,000	800,000	
国際会議分担金	20,000,000		20,000,000
当期支出合計	52,637,737	28,023,341	24,614,396
当期収支差額	14,879,826	6,989,436	7,890,390
次期繰越収支差額	30,511,315	22,047,136	8,464,179

5. 出版事業

5.1 会誌

本期発行した会誌は19巻73号(1991-6)、19巻74号(1991-9)、19巻75号(1991-12)、19巻76号(1992-3)で、内容は下表の通りである。

(頁数、カッコ内は編数)

分 野	技 術	講 義	論 評	資 料	展 覧	見 聞	研 究	新 産 品	新 産 品	報 告	行 内	後 記	そ の	他	編 頁 数
巻 号	術 文	義 義	評 料	展 覧	見 聞	研 究	新 産 品	新 産 品	報 告	行 内	後 記	そ の	他	編 頁 数	
19巻73号 特集1)	14 (2)	43 (9)	8 (1)	6 (2)					7 (1)	6 (7)	1 (2)	1 (3)		86	
19巻74号	26 (3)	10 (1)		2 (1)	20 (13)	2 (1)	2 (1)	0.5 (1)	4.5 (6)	1 (2)	1 (3)			69	
19巻75号 特集2)	24 (3)	47 (10)		2 (1)	4 (2)	2 (1)	3 (1)	4 (3)	5 (9)	1 (2)	1 (3)			93	
19巻76号 小特集3)	27 (3)	62 (11)				2 (1)		18 (4)	16 (15)	1 (2)	4 (4)			130	

- 注 1) 特集「ターボチャージャー」
- 2) 特集「材料・新素材」
- 3) 小特集「旋回失速・サージング・フラッタなど」

- 5.2 ガスタービン講演論文集
第19回定期講演会の講演論文集(182頁)及び第6回秋季講演会の講演論文集(278頁)を発行した。
- 5.3 ガスタービンセミナー資料集
第20回ガスタービンセミナーのセミナー資料集(84頁)を発行した。
- 5.4 Bulletin of GTSJ
海外関連機関に国内ガスタービン及び過給機の情報、並びに本学会と会員の活動状況を紹介する目的で「Bulletin of GTSJ 1991」(90頁)を発行した。
- 5.5 GTSJニュースレター
会員の間の情報交換を中心とした、ニュースレターを発行した。

6. 1991年国際ガスタービン会議の開催

○学術講演会

会 期：平成3年10月28日～10月31日
会 場：パシフィコ横浜国際会議場
発表論分数：122件(海外50件)
参加者：国内 501名 海外 78名

○展 示 会

会 期：平成3年10月28日～10月31日

2. 正味財産計算書総括表

平成3年4月1日から平成4年3月31日まで

科 目	合 計	一般会計	特別会計
	円	円	円
(増加の部)			
資産増加額	15,779,826	7,889,436	7,890,390
増加額合計	15,779,826	7,889,436	7,890,390
(減少の部)			
負債増加額	800,000	800,000	
減少額合計	800,000	800,000	
当期正味財産増加額	14,979,826	7,089,436	7,890,390
前期繰越正味財産額	36,277,755	28,703,968	7,573,789
期末正味財産合計額	51,257,581	35,793,402	15,464,179

3. 貸借対照表総括表

平成4年3月31日現在

貸借対照表総括表 (平成4年3月31日現在) 表の概要: 資産の部 (流動資産 31,335,662円, 固定資産 27,746,266円), 負債の部 (流動負債 824,347円, 固定負債 7,000,000円), 正味財産の部 (正味財産 51,257,581円).

4. 一般会計の部

4.1 収支計算書

平成3年4月1日から平成4年3月31日まで

収支計算書 (平成3年4月1日から平成4年3月31日まで) 表の概要: 収入の部 (基本財産運用収入 330,000円), 支出の部 (出版事業費 6,089,000円), 繰越収支差額 (前期繰越収支差額 15,057,700円).

収支計算書の詳細 (平成3年4月1日から平成4年3月31日まで) 表の概要: 収入の部 (印刷製本費 300,000円), 支出の部 (給与手当 8,700,000円), 繰越収支差額 (前期繰越収支差額 18,362,200円).

4.2 正味財産増減計算書

平成3年4月1日から平成4年3月31日まで

正味財産増減計算書 (平成3年4月1日から平成4年3月31日まで) 表の概要: 増加の部 (当期収支差額 6,989,436円), 減少の部 (退職給与引当金繰入額 800,000円), 期末正味財産合計額 35,793,402円.

4.3 貸借対照表

平成4年3月31日現在

科 目	金 額		
	円	円	円
資産の部			
流動資産			
現金預金	22,871,483		
流動資産合計		22,871,483	
固定資産			
基本財産			
基本財産引当預金(計上額)	6,014,268		
基本財産合計	6,014,268		
その他の固定資産			
第3工新ビル敷金	732,000		
退職給与引当預金	7,000,000		
表彰事業基金たる資産	7,000,000		
その他の固定資産合計	14,732,000		
固定資産合計		20,746,268	
資産合計			43,617,749
負債の部			
流動負債			
前納金費	750,550		
その他預り金	12,000		
雇用保険料預り	61,797		
流動負債合計		824,347	
固定負債			
退職給与引当金	7,000,000		
固定負債合計		7,000,000	
負債合計			7,824,347
正味財産の部			
正味財産			35,793,402
(うち基本金)			(6,014,268)
(うち当期正味財産増加額)			(7,089,436)
負債及び正味財産合計			43,617,749

4.4 会計方針

1.

(1) 引当金の計上基準について

退職給与引当金……期末退職給与の要支給額に相当する金額を計上している。

(2) 資金の範囲について

資金の範囲には、現金預金、前受会費、預り金を含めることにしている。なお、前期末及び当期末残高は、2.に記載するとおりである。

2. 次期繰越収支差額の内容は次の通りである。

科 目	前期末残高	当期末残高
現金・預金	17,376,245	22,871,483
前受会費及び預り金	2,318,545	824,347
次期繰越収支差額	15,057,700	22,047,136

3. 前受会費及び預り金は下記の通りである。

科 目	金 額	預り金の種類
前受会費	762,550	4年度会費、その他
雇用保険料	61,797	3年度雇用保険料
合 計	824,347	

5. 特別会計の部

5.1 収支計算書

平成3年4月1日から平成4年3月31日まで

科 目	予 算 額			決 算 額			差 異	備 考
	円	円	円	円	円	円		
(収入の部)								
会 費 収 入	20,400,000	19,917,779	482,221					
特別賛助会費収入	(20,400,000)	(19,917,779)	(482,221)					
出版事業収入	1,200,000	2,045,850	△ 845,850					
プレティン広告収入	(800,000)	(854,000)	(△ 54,000)					
プレティン販売収入	(400,000)	(1,191,850)	(△ 791,850)					
雑 収 入	701,500	1,041,157	△ 339,657					
普通預金受取利息	(1,500)	(32,739)	(△ 31,239)					
定期預金受取利息	(300,000)	(483,518)	(△ 183,518)					
国際交流基金受取利息	(400,000)	(513,400)	(△ 113,400)					
雑 収 入	(0)	(11,500)	(△ 11,500)					

科 目	予 算 額	決 算 額	差 異	備 考
(収入の部)つづき				
繰入金収入	9,500,000	9,500,000	0	
国際会議作業受託金	(4,500,000)	(4,500,000)	(0)	
送 済 金	(5,000,000)	(5,000,000)	(0)	
当期収入合計 (A)	31,801,500	32,504,788	△ 703,288	
前期繰越収支差額	573,789	573,789	0	
収入合計 (B)	32,375,289	33,078,575	△ 703,288	
(支出の部)				
出版事業部				
プレティン製作費	(1,000,000)	(1,545,000)	(△ 545,000)	
プレティン発送費	(320,000)	(224,114)	(△ 95,886)	
プレティン原稿料	(300,000)	(88,890)	(△ 213,170)	
プレティン編集委員会費	(50,000)	(68,000)	(△ 18,000)	
管 理 費	2,700,000	2,892,452	7,548	
給 与	(2,500,000)	(2,500,282)	(△ 282)	
通 信 費	(100,000)	(4,006)	(△ 95,994)	
雑 費	(100,000)	(188,164)	(△ 88,164)	
国際会議分租金	20,400,000	20,000,000	400,000	
当期支出合計 (C)	24,770,000	24,614,398	155,604	
当期収支差額 (A) - (C)	7,031,500	7,890,390	△ 858,890	
次期繰越収支差額 (B) - (C)	7,605,289	8,464,179	△ 858,890	

5.2 正味財産増減計算書

平成3年4月1日から平成4年3月31日まで

科 目	金 額		
	円	円	円
(増加の部)			
資産増加額			
当期収支差額	7,890,390		7,890,390
増加額合計			7,890,390
当期正味財産増加額			7,890,390
前期繰越正味財産額			7,573,789
期末正味財産合計額			15,464,179

5.3 貸借対照表

平成4年3月31日現在

科 目	金 額		
	円	円	円
資産の部			
流動資産			
現金預金	8,464,179		
流動資産合計		8,464,179	
固定資産			
その他の固定資産			
国際交流基金積立預金	7,000,000		
その他の固定資産合計	7,000,000		
固定資産合計		7,000,000	
資産合計			15,464,179
負債の部			
流動負債			
正味財産の部			
正味財産			15,464,179
(うち当期正味財産増加額)			(7,890,390)
負債及び正味財産合計			15,464,179

5.4 会計方針

1. 資金の範囲について

資金の範囲には、現金・預金、預り金を含めることにしている。なお、前期末及び当期末残高は、2.に記載するとおりである。

2. 次期繰越収支差額の内容は次の通りである。

科 目	前期末残高	当期末残高
現金・預金	2,613,789	8,464,179
預り金(特別賛助会費)	2,040,000	0
次期繰越収支差額	573,789	8,464,179

6. 財産目録

平成4年3月31日現在

(資産の部)

1. 銀行預金		
貸付信託	三井信託銀行新宿西口支店(注1)	20,000,000 円
定期預金	三井信託銀行新宿西口支店(注2)	14,266 円
普通預金	第一勧業銀行西新宿支店(注3)	3,224,121 円
	第一勧業銀行西新宿支店(注4)	376,870 円
2. 中期国債ファンド	野村証券(注3)	26,431,360 円
中期国債ファンド	野村証券(注4)	8,087,309 円
3. 振替預金	(注3)	186,002 円
4. 権利金	(注5)	732,000 円
5. 日本工学会年金	(注3)	30,000 円
	計	59,081,928 円

(負債の部)

1. 預り金		824,347 円
2. 退職給与引当金		7,000,000 円
		7,824,347 円
差引正味財産	計	51,257,581 円

(注1) 基本財産たる資産(600万)

国際交流基金たる資産(700万)

表彰事業基金たる資産(700万)

(注2) 基本財産たる資産

(注3) 一般会計運用財産たる資産

退職給与引当金たる資産(700万)

(注4) 特別会計資産

(注5) 第3工新ビル4F402号室敷金

監査の結果、ここに報告された決算報告書は、適正に表示していることを認める。

監事 妹尾泰利

松木正勝

第17期(平成4年度)役員および評議員

(敬称略,五十音順)

理事

会長 丹羽高尚
 副会長 高田浩之
 総務 有賀一郎(主担当) 久保田道雄(財務担当)
 酒井逸郎 高橋進
 吉岡英輔

企画 酒井俊道(主担当) 秋山哲郎

伊藤文夫 河田康男
 高原北雄 山本肇

編集 梶昭次郎(主担当) 池田隆
 伊藤源嗣 菅進 手島清美 藤川泰雄
 養田光弘

監事

安藤常世 石井孝之助

評議員

青木千明 秋葉雅史 荒井利治 荒木 巍 荒木達雄 伊佐
 治強彦 石野寿生 一色尚次 稲葉興作 井上雅弘 今井
 鉄 岩崎晃二 榎木康夫 大槻幸雄 大橋秀雄 奥原 巖
 表 義則 川口 修 久野勝邦 倉田公雄 黒田倫夫 神津
 正男 小竹 進 斉藤浩平 酒井善正 阪口哲也 佐々木誠
 佐藤友彦 沢田照夫 塩入淳平 大宮司久明 高木圭二 田
 中英穂 谷村輝治 谷村篤秀 田丸卓 竹矢一雄 筒井康賢
 辻村玄隆 永野 進 野田廣太郎 難波昌伸 能瀬弘幸 壇
 須寿雄 浜田邦雄 浜田義次 浜中全美 萬代重実 葉山真
 治 日浦治也 平田 賢 平山直道 福江一郎 星野昭史
 本間友博 松木正勝 水谷幸夫 宮地敏雄 三輪光砂 村島
 完治 森 建二 森 義孝 森 康夫 安井 元 山田修義
 山崎慎一 吉識晴夫 和田正倫

第17期(平成4年度)事業計画

1. 概要

前年度に引き続き、学術講演会、特別講演会、技術懇談会、見学会、セミナーなどを開催すると共に学会誌の定期的刊行並びに上記諸事業に関連した資料を刊行する。

また、わが国におけるガスタービン及び過給機の生産統計の作成、並びにガスタービン及び過給機に関する特定課題の調査、研究を行う。

本年度は学会設立20周年記念事業を行う。

2. 調査・研究事業

- (1) 平成4年におけるわが国のガスタービン及び過給機の生産に関する統計資料を蒐集、集計し、その結果を学会誌およびBulletin of GTSJ等に掲載発表する。
- (2) 調査・研究に関しては、ガスタービン及び過給機に関する特定課題につき行う。

3. 出版事業

(1) 定期刊行物

学会誌：年4回刊行する。

(2) 不定期刊行物

講演論文集：講演会における講演論文集を刊行する。

セミナー資料集：ガスタービンセミナーにおける資料集を刊行する。

GTSJニュースレター：会員の間の情報交換を目的に、ニュースレターを発行する。

Bulletin of GTSJ：学会の活動状況を海外に紹介するためのBulletinを刊行する。

会員名簿：平成5年3月発行を目標に1993年版会員名簿を作成する。

4. 表彰事業

内規に従い、すぐれた論文・技術の表彰を行う。

5. 集会事業

以下の集会を行う。

	(予定回数)	(予定開催年月日)
(1) 学術講演会	2回	平成4年6月、11月
(2) 特別講演会	2回	" 4月、6月
(3) 技術懇談会	4回	" 5月、7月、9月、11月
(4) 見学会	4回	" 5月、7月、9月、11月
(5) 特別講座	1回	平成4年9月
(6) シンポジウム	1回	" 11月
(7) セミナー	1回	平成5年1月

6. 学会設立20周年記念事業

- (1) 設立20周年を迎えるにあたり、式典等記念行事を実施する。
- (2) 学会誌記念特別号他。

7. 委員会活動

以下の委員会を設け、各事業の実施にあたる。

- (1) 総務委員会(常置)
- (2) 企画委員会(常置)
- (3) 編集委員会(常置)
- (4) 学術講演会委員会(常置)
- (5) 地方委員会(常置)
- (6) ガスタービン統計作成委員会(常置)
- (7) ガスタービン技術情報センター運営委員会(常置)
- (8) 組織検討委員会
- (9) Bulletin編集委員会
- (10) 会員委員会
- (11) 選挙管理委員会
- (12) 学会賞審査委員会
- (13) 調査研究委員会
- (14) 20周年記念事業委員会
- (15) 次期国際会議検討委員会

第17期(平成4年度)予算書

1. 予算書総括表

自 平成4年4月 1日
至 平成5年3月31日

Table with 4 columns: 科目, 合計, 一般会計, 特別会計. It details income and expenditure for the budget period.

2. 一般会計

平成4年4月1日から平成5年3月31日まで

Table with 5 columns: 科目, 予算額, 前年度予算額, 増減, 備考. It provides a detailed breakdown of the general account budget.

Table with 5 columns: 科目, 予算額, 前年度予算額, 増減, 備考. This is a continuation of the budget breakdown, listing various specific items and their financial details.

3. 特別会計

平成4年4月1日から平成5年3月31日まで

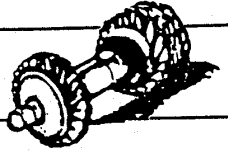
科目	予算額	前年度予算額	増減	備考
(収入の部)	円	円	円	
会費収入	0	20,400,000	△20,400,000	
特別賛助会費収入	(0)	(20,400,000)	(20,400,000)	
20周年記念事業収入	353,000	0	353,000	
20周年記念事業費	(353,000)	(0)	(353,000)	
出版事業収入	1,200,000	1,200,000	0	
プレティン広告収入	(800,000)	(800,000)	(0)	
プレティン販売収入	(400,000)	(400,000)	(0)	
雑収入	702,000	701,500	500	
普通預金受取利息	(2,000)	(1,500)	(500)	
定期預金受取利息	(300,000)	(300,000)	(0)	
国際交流基金受取利息	(400,000)	(400,000)	(0)	
繰入金収入	9,664,049	8,500,000	164,049	
国際会議作業受託金	(0)	(4,500,000)	(△4,500,000)	
返済金	(0)	(5,000,000)	(△5,000,000)	
国際会議受入金	(9,664,049)	(0)	(9,664,049)	
当期収入合計 (A)	11,919,049	31,801,500	△19,882,451	
前期繰越収支差額	8,464,179	573,789	7,890,390	
収入合計 (B)	20,383,228	32,375,289	△11,992,061	
(支出の部)				
出版事業部	1,970,000	1,670,000	300,000	
プレティン制作費	(1,300,000)	(1,000,000)	(300,000)	
プレティン発送費	(32,000)	(320,000)	(0)	
プレティン原稿料	(300,000)	(300,000)	(0)	
プレティン編集委員会費	(50,000)	(50,000)	(0)	
20周年記念事業費	3,367,000	0	3,367,000	
会場備品費	(200,000)	(0)	(200,000)	
記念出版費	(50,000)	(0)	(50,000)	
式典費	(1,500,000)	(0)	(1,500,000)	
式典費	(1,417,000)	(0)	(1,417,000)	
雑費	(200,000)	(0)	(200,000)	
管理費	2,000,000	2,700,000	△700,000	
結算費	(1,500,000)	(2,500,000)	(△1,000,000)	
会議費	(300,000)	(0)	(300,000)	
通信費	(100,000)	(100,000)	(0)	
雑費	(100,000)	(100,000)	(0)	
国際会議分租金	0	20,400,000	△20,400,000	
国際会議分租金	(0)	(20,400,000)	(△20,400,000)	
当期支出合計 (C)	7,337,000	24,770,000	△17,433,000	
当期収支差額 (A)-(C)	4,582,049	7,031,500	△2,449,451	
次期繰越収支差額 (B)-(C)	13,046,228	7,605,289	5,440,939	

第17期(平成4年度) 監事・評議員・役員候補選挙結果

(勤務先:五十音順・敬称略)

番号	氏名	勤務先	番号	氏名	勤務先
28	塩田 淳平	法政大学	64	黒田 倫夫	日立製作所
30	神津 正男	防衛大学校	65	浜田 邦雄	日立製作所
31	秋葉 龍史	横浜国立大学	66	久野 勝邦	日立製作所
32	大田 英輔	早稲田大学	67	和田 正倫	日立製作所
33	青木 千明	石川島播磨重工業	68	三輪 光砂	元日造船
34	荒木 義	石川島播磨重工業	69	伊佐治 強彦	三井造船
35	伊藤 源嗣	石川島播磨重工業	70	表 義則	三井造船
36	稲葉 興作	石川島播磨重工業	71	高木 圭二	三井造船
37	倉田 公雄	石川島播磨重工業	72	手島 清美	三井造船
38	永野 進	石川島播磨重工業	73	酒井 逸朗	三菱自動車工業
39	浜中 全英	石川島播磨重工業	74	岩崎 晃二	三菱重工業
40	榎 須寿雄	大阪ガス	75	河田 原男	三菱重工業
41	大橋 幸雄	川崎重工業	76	佐藤 友彦	三菱重工業
42	酒井 善正	川崎重工業	77	高橋 進	三菱重工業
43	阪口 哲也	川崎重工業	78	辻村 玄陸	三菱重工業
44	谷村 篤秀	川崎重工業	79	丹羽 高尚	三菱重工業
45	谷村 輝治	川崎重工業	80	日浦 治也	三菱重工業
46	星野 昭史	川崎重工業	81	福江 一郎	三菱重工業
47	森 謙二	川崎重工業	82	萬代 重実	三菱重工業
48	山本 肇	川崎重工業	83	森 義孝	三菱重工業
49	秋山 哲郎	東京工業	84	野田 廣太郎	明電舎
50	伊藤 文夫	東京電力	85	浜田 義次	ヤママディーゼル
51	荒木 達雄	東京芝	次点者		
52	池田 陸	東京芝	1	藤川 泰雄	日産自動車
53	奥原 巖	東京芝	2	谷田 好通	東京大学
54	斎藤 浩平	東京芝	3	甲藤 好郎	日本大学
55	本間 友博	東京芝			
56	安井 元	東京芝			
57	山田 修義	東京芝			
58	山崎 慎一	日産自動車			
59	橋本 康夫	日立エンジニアリング			
60	荒井 利治	日立製作所			
61	石野 寿生	日立製作所			
62	今井 鉄	日立製作所			
63	久保田 道雄	日立製作所			

投票総数 819票			
	評議員	監事	
有効票	810	792	
無効票	5	8	
白票	4	19	



平成4年度 第1回見学会報告 川崎製鉄(株)千葉製鉄所

企画委員 小林 豊 明

心配された天候もまずまずの中、5月15日(金)の午後、平成4年度の第1回見学会が61名の多数の参加を得て、実施された。正門の受付を通過して集合場所となっている見学ホールへ行く途中に電気仕掛けの掲示板があり、その板にガスタービン学会のマークを入れた歓迎の案内が表示されてた事に先づ我々企画委員は、大変感銘を受けた。

当企画の和田委員の挨拶の後、始めにエネルギー部の島田部長より歓迎の挨拶を受けた。その後、鉄鉱石・石炭等の受入れから高炉で銑鉄となり更に転炉で鋼となった後圧延機で薄板等の製品となる迄の鉄作りを紹介した千葉製鉄所のビデオが上映された。ビデオ上映の後、相馬課長より製鉄所全体のエネルギーバランスについて又、天野掛長より今回見学の対象となっているコンバインドプラントについてOHPを使った概要説明を受けた。千葉製鉄所は操業以来約40年経ち、粗鋼生産能力850万トン有する主力製鉄所であり現在負荷価値が高い製品を作る製鉄所へと変貌しているとの事であった。

概要説明後、2台のバスに分かれて、コンバインドプラントとエネルギーセンターを見学した。本プラントは高炉から発生する低カロリーの高炉

ガスを燃料とするものであり、この種の燃料を使用するガスタービンとしては世界最大容量のものである。又、燃料以外の特徴として、ガスタービン、蒸気タービン、発電機及びガス圧縮機が一軸上に配列されコンパクトな配置となっている事である。昭和62年12月の運開以来、現在迄に32,000時間以上の運転時間を有しており、当日も定格出力近くで順調に運転されていた。この発電所から数百メートル離れた場所に設置されているエネルギーセンターは本製鉄所全体のエネルギーバランスの運転・管理を行っている場所であり、今回のコンバインドプラントもこの場所より操作されている。こんなに広い製鉄所をこれだけの人数でと驚くほどCRTオペレーション等を導入する事により少人数の完全遠隔自動化が図られていた。

この見学の後、見学センターへ戻り参加者からの活発な質問に対する有意義な質疑応答が行なわれ、無事終了した。

今回の見学会への参加者の特徴としては、若い人、特に多数の女性の参加者を得た事である。

終わりに、準備段階から貴重な時間を割いて頂いた川崎製鉄(株)の関係者の方々に深く感謝申し上げます。

後記

4年ぶりに表紙の色が変わり、読者の皆様には多少新鮮な気持ちで本誌を手にしたのではないかと思います。例年、この6月号は前期(16期)編集委員会の企画編集で、新时期(17期)委員会の発行です。

本号は、小特集「超音速輸送機用推進システムの研究開発」を中心に編集しました。本文で詳細に紹介されているように、この研究開発は工業技術院のいわゆる大型プロジェクト制度で行われているもので、国立試験研究機関の支援のもとに、わが国のジェットエンジンメーカー3社に加えて、海外のトップ・エンジンメーカー4社が参加した、国際的にも注目されているプロジェクトです。その目標は、マッハ5まで飛行可能な将来の超音速輸送機用コンバインドサイクルエンジンの技術開発です。コンバインドサイクルエンジンというとガスタービンと蒸気タービンのような異種サイクルの複合エンジンを想像しますが、ここでは、マッハ3程度まで作動するターボジェットとそれ以上のラムジェットを複合したエンジンを指しています。最近の東西社会構造の激変と国際交流の緊密化のなかで、長距離航空輸送の時間の短縮が願望されるところであり、夢のあるプロジェクトと思います。

今年は日本ガスタービン学会設立20周年の節目の年に当たり各種記念行事が予定されています。思い立っ

て、10年前(1982年)の6月号を再読してみました。この号は学会設立10周年記念特別号となっており、ムーンライト計画による高効率ガスタービンの研究開発や日英共同開発によるRJ500エンジン、小型ターボ過給機開発などの記念講演の内容が収録されていますが、これらの技術開発のその後の発展を振り返って興味深いものがあります。また記念パネル討論会「21世紀を目指すガスタービン」のなかで、燃料の多様化やガスタービンによるエネルギーの有効利用が取り上げられています。現在はエネルギーの有効利用とともに、地球環境にやさしいクリーンなガスタービン技術がより強く求められています。さて10年後(2002年)には、ガスタービン技術はどこまで発展しているのか、思いをはせると興味は尽きません。

本小特集号は、16期編集委員会の梶理事(東京大学)、池上(三菱重工業)、柏木(石川島播磨重工業)、宮地(川崎重工業)及び佐々木(航空宇宙技術研究所)の各委員が担当しました。小特集のほか、研究だよりと、資料として生産統計及び調査研究委員会報告が収録されています。ご多忙中にもかかわらず原稿をお引き受け戴いた各執筆者に厚くお礼申し上げます。

(佐々木 誠)

〔事務局だより〕

この狭い新宿のビルの一室にも初夏の風が流れはじめ、誘われてふと窓の外を見上げるとビルの谷間にのぞく空は、もうすっかり夏。

学会設立20周年を迎える今年は、6月19日に記念式典を開催するほか、昨年国際会議でお休みした特別講座・シンポジウムなども復活し、行事はまたまたもりだくさんです。

それに加えて昨秋大好評だった川崎重工業明石、西神工場の見学も見学先のご好意で再度開催される運びとなりました。特別講座も今年は三重県の鈴鹿。サーキット場として有名ですが、イメージとは違って機能的な研修会場が何棟もある閑静な場所ですので、きっと有意義な時を過ごすことが出来ることと思います。これらの行事は会告のページ(今回から色が変わりましたのでご注意ください)をお見逃しなくご覧になってどうぞお早目にお申し込み下さいますよう。

今は定期講演会と20周年の準備でごった返している事務局からのお願いです。〔A〕

【第16期調査研究委員会の成果報告書の頒布について】

ガスタービンに関連する数値解析上の諸問題－基礎と実施例－

ガスタービンの開発・設計に対して、現在の数値流体力学（CFD）の応用はどこまで実用に耐え得るか、どのような問題点があるか、実験との比較・相互補完はどうであるのか、さらには将来 CFD 技術を主体とした設計が可能となるのか、これらをテーマに掲げて平成元年度より約二年半に亘って実施した当学会第16期調査研究委員会の成果報告書が最近まとめられました。

同報告書（A 4判 170ページ）は、その標題が示す通り、第1章で CFD 技術の数学的基礎である基礎方程式、境界条件並びに数値解法など、および物理的基礎としての乱流モデル、反応モデルについて述べた後、第2章では大学・研究所等の研究機関と企業各社の設計現場での実際の計算例・応用例を多数、掲載しました。第3章では CFD 技術を支えとともに相補いながら発展する大型計算機、EWS 等のハードウェアの動向、およびソフトウェア管理、画像処理について、そして最後の第4章では、CFD 技術の基礎的問題点、実験による検証と応用における問題点、CFD 技術の実用化について述べられています。

本報告書は、ガスタービンの研究、設計、実験、開発に携わる各位に有益な情報を提供するものと期待しております。購入御希望の方は、

¥5,500（梱包、送料込）

を添えて、学会事務局までお申し込下さい。

日本ガスタービン学会誌 Vol.19, No.76（平成4年3月号）に以下の誤りがありましたので、お詫びして訂正させていただきます。

正 誤 表

	正	誤
P. 37 右欄 式(1)	$\sqrt{V_p/(AcLc)}$	$\sqrt{V_p}/(AcLc)$
// 18行目	$\sqrt{Ac}/(LcV_p)$	$\sqrt{Ac}/(LcV_p)$

【第16期調査研究委員会の成果報告書の頒布について】

ガスタービンに関連する数値解析上の諸問題－基礎と実施例－

ガスタービンの開発・設計に対して、現在の数値流体力学（CFD）の応用はどこまで実用に耐え得るか、どのような問題点があるか、実験との比較・相互補完はどうであるのか、さらには将来 CFD 技術を主体とした設計が可能となるのか、これらをテーマに掲げて平成元年度より約二年半に亘って実施した当学会第16期調査研究委員会の成果報告書が最近まとめられました。

同報告書（A 4判 170ページ）は、その標題が示す通り、第1章で CFD 技術の数学的基礎である基礎方程式、境界条件並びに数値解法など、および物理的基礎としての乱流モデル、反応モデルについて述べた後、第2章では大学・研究所等の研究機関と企業各社の設計現場での実際の計算例・応用例を多数、掲載しました。第3章では CFD 技術を支えとともに相補いながら発展する大型計算機、EWS 等のハードウェアの動向、およびソフトウェア管理、画像処理について、そして最後の第4章では、CFD 技術の基礎的問題点、実験による検証と応用における問題点、CFD 技術の実用化について述べられています。

本報告書は、ガスタービンの研究、設計、実験、開発に携わる各位に有益な情報を提供するものと期待しております。購入御希望の方は、

¥5,500（梱包、送料込）

を添えて、学会事務局までお申し込下さい。

日本ガスタービン学会誌 Vol.19, No.76（平成4年3月号）に以下の誤りがありましたので、お詫びして訂正させていただきます。

正 誤 表

	正	誤
P. 37 右欄 式(1)	$\sqrt{V_p/(AcLc)}$	$\sqrt{V_p}/(AcLc)$
// 18行目	$\sqrt{Ac}/(LcV_p)$	$\sqrt{Ac}/(LcV_p)$

〈平成4年度特別見学会・技術懇談会のお知らせ〉

昨年9月13日に開催致しました川崎重工業明石・西神工場見学会が大好評で、定員50名のところ3倍を上回る180余名の参加申込があり、多くの方々が選にもれご迷惑をおかけ致しました。再度開催をという強いご要望と見学先のご好意により、昨年と同一スケジュールで下記の通り開催する運びとなりましたのでご案内申し上げます。

記

1. 日 時：平成4年7月17日(金)13:00～17:00
2. 見 学 先：川崎重工業(株)明石工場（明石市川崎町1の1）及び
西神工場（神戸市西区高塚台2-8-1）
3. 技術懇談会：「ガスタービン部品製造工程の自動化について」
上村隆夫氏（川崎重工業ジェットエンジン事業部生産技術部長）
4. スケジュール：13:00 集合
13:10～13:30 概要説明
13:30～14:30 明石工場見学
14:30～15:00 西神工場へ移動
15:00～16:00 西神工場見学
16:00～16:40 技術懇談会、質疑応答
16:45 解散
5. 参加要領：
 - 1) 定員50名（申し込み超過の場合は抽選、但し昨年選にもれた方を優先。
応募者全員にご連絡します）
 - 2) 参加ご希望の方は往復はがきに「川崎重工見学」と書き、氏名、所属、役職、年齢、連絡先住所（返信ハガキにも）、TELを明記の上、事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受け付けかねますのでご注意ください。（〆切 平成4年6月12日(金)消印有効）
 - 3) 参加費 3,000円（当日受付にてお払い下さい）

〈平成4年度 ガスタービン特別講座開催のお知らせ〉

実用的なガスタービンが世に出て半世紀有余しか経過していないにも拘らず、その技術進歩は急速であり、用途も陸に、空に、海にと拡大してきました。最近の地球環境の保護に関連し、エネルギー変換効率の高いガスタービンは益々重要性を増してきております。この機会にガスタービン技術を客観的にふり返り、それをベースに最新技術の手法を学び、将来動向を探るために本特別講座を企画しました。

本講座は今回で第7回目を迎え、ガスタービン関連の各分野における造詣の深い方々を講師としてお迎えして、最新の話題を提供していただくと共に、講師を囲んでの自由な討論と懇親の場を持つもので、講師や他の参加者の方々と個人的にも親交を深めていただき、今後の技術活動に役立てていただくことを意図しております。奮って御参加下さい。

記

- 1) 日 時：1992年9月17日(木)午後1時より
18日(金)午後1時まで
- 2) 場 所：鈴鹿サーキット研修センター
- 3) テーマ名：「ガスタービン技術の温故知新」
—開発設計技術の将来を考える—
- 4) 講演内容及び講師
 - (1) ガスタービンの歴史 高原北雄氏
 - (2) ガスタービン全体設計 徳島大学 竹矢一雄氏
 - (3) 圧縮機設計法 (I)：軸流型 石川島播磨重工業(株) 千葉 薫氏
 - (4) 圧縮機設計法 (II)：遠心型 三井造船(株) 井上良雄氏
 - (5) タービン設計法 (I)：軸流型 三菱重工業(株) 青木素直氏
 - (6) タービン設計法 (II)：ラジアル型 石川島播磨重工業(株) 湯本正友氏
 - (7) 燃焼器設計法 (株)東芝 前田福夫氏
 - (8) ガスタービン応用技術 (株)日立製作所 星野和貞氏
- 5) 参加者数：約50名
- 6) スケジュール：第1日目午後 講演
〃 夜 グループ別討論会 (3グループ)
第2日目午前 講演及び総括討論会
- 7) 参加登録費：会員 25,000円
会員外 35,000円
(注) 交通費、宿泊費は別
(注) 払込み方法については後日連絡致します。
- 8) 参加要領： 参加希望者は、往復ハガキに連絡先住所、氏名、所属をご記入の上、7月31日(金)までに日本ガスタービン学会あてにお申し込み下さい。希望者多数の場合は抽選で決めさせていただき抽選の結果は応募者全員にお知らせ致します。また、参加決定者には後日詳しいスケジュールをお送り致します。

〈平成4年度第2回見学会・技術懇談会のお知らせ〉

平成4年度第2回見学会・技術懇談会を下記の要領で開催致しますので奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時：平成4年9月29日(火)13：10～16：00
2. 見 学 先：東京ガス(株)根岸工場（横浜市磯子区新磯子町34，TEL 045-751-1411）
ACT90高効率ガスタービン発電所及びLNGタンク
3. スケジュール：13：00 集合
13：30～14：00 概要説明
14：00～15：30 見 学
15：30～16：00 質疑応答
4. 参加要領
 - 1) 定員50名（申し込み超過の場合は抽選，応募者全員にご連絡します）
 - 2) 参加ご希望の方は往復ハガキに「東京ガス見学」と書き，氏名，所属，連絡先住所（返信ハガキにも），TELを明記の上，事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受け付けかねますのでご注意ください。（〆切 平成4年9月10日(木)消印有効）
 - 3) 参加費 3,000円（当日受付にてお払い下さい）

〈第3回見学会 技術懇談会 予告〉

日 時：平成4年10月22日(休)
場 所：小松ハウメット(株)（大阪府枚方市上野3-1-1）

〈シンポジウム 予告〉

日 時：平成4年11月下旬
場 所：日本航空 成田

*詳細につきましてはニュースレター及び学会誌9月号でお知らせします。

〈ガスタービン秋季講演会（長崎）・見学会のお知らせ〉

【共催 日本ガスタービン学会（幹事学会） 日本機械学会】

開催日 平成4年11月5日(木)、6日(金)

講演会場 三菱重工業(株) 長崎造船所 教育センター
長崎市飽の浦 菱重興産ビル内

講演会 平成4年11月5日(木)

一般講演

特別講演：越中哲也（純心女子短大）

オーガナイズドセッション

「コージェネレーションおよびコンバインドサイクルシステムとその運転上の諸問題」

オーガナイザ：大槻幸雄（川崎重工）

見学会 平成4年11月6日(金)

三菱重工業(株) 長崎造船所 香焼工場，タービン工場他

オプション・ツアー 平成4年11月7日(土)

ハウステンボス エネルギー棟（コージェネシステム）

講演申込締切 平成4年7月20日(月)

原稿締切 平成4年9月18日(金)

講演者の資格 本会会員もしくは日本機械学会会員

講演申込方法 日本ガスタービン学会事務局宛て巻末の申し込み書にてお申込み下さい。

申込書送付先：〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

日本ガスタービン学会事務局

* 申込後の講演題目の変更，講演者・連名者の変更は受け付けません。

提出原稿

(1) 執筆要領にて作成。1292字詰原稿用紙2～8ページ。

(2) 講演発表の採否は両学会において決定。

学会誌への投稿

(1) 原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は，筆者の希望により講演会終了後に日本ガスタービン学会の技術論文の原稿として受理され，校閲を経て学会誌に掲載されます。

(2) 日本機械学会会員（講演者）で，日本機械学会の出版物（論文集および International Journal）への投稿希望者は，日本機械学会の所定の手続きを経て投稿が出来ます。

応募論文内容は最近の研究で未発表のもの。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限ります。

オーガナイズドセッションへの応募につきましては，講演数の制約により，あるいは講演の内容により，一般講演への変更をお願いする場合がありますので，予めご承知おき下さい。

事前参加申込（講演会・見学会）

事前申込の期限は平成4年10月2日(金)ですが，参加申込要領に関しては，8月発行のニューズレターにてお知らせします。なお，宿泊，航空便の手配等につきましては，旅行業者に依頼予定です。

学会誌編集規定

1. 本学会誌の原稿は依頼原稿と会員の自由投稿原稿の2種類とする。依頼原稿とは本学会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼した原稿、自由投稿原稿とは会員から自由に随時投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説、解説、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、見聞記、ニュース、新製品の紹介及び書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。また、用済み後は執筆者に返却する。
4. 原稿用紙は、原則として本会指定の横書440字詰（22×20）を使用する。本原稿用紙4枚で刷り上がり約1頁となる。ワードプロセッサを使用する場合はA4版用紙に横書きで22字×20行とする。
5. 刷り上がり頁数は1編につき、図表を含めてそれぞれ次のとおりとする。論説4～5頁、解説及び技術論文6～8頁、見聞記、速報及び寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース、新製品紹介、書評等1頁以内。超過する場合は短縮を依頼することがある。技術論文については別に定める技術論文投稿規定による。
6. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
7. 自由投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
8. 自由投稿原稿には原稿料は支払わない。
9. 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。
10. 原稿は下記宛に送付する。
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13、
第3工新ビル402
(株)日本ガスタービン学会事務局

技術論文投稿規定

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) 投稿原稿は邦文で書かれた著者の原著で、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。
 - 2) 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に限る。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. 投稿原稿の規定頁数は原則として図表を含めて刷り上がり8頁以内とする。ただし、1頁につき15,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は原稿執筆要領に従って執筆し、正原稿1部、副原稿（コピー）2部を提出する。
4. 投稿原稿の採否は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で決定する。
5. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権は原則として本学会に帰属する。

日本ガスタービン学会誌
第20巻 第77号

平成4年6月10日

編集者 梶 昭次郎

発行者 丹羽 高尚

(株)日本ガスタービン学会

〒160 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

振替 東京7-179578

印刷所 ニッセイエプロ(株)

東京都港区西新橋2の5の10

©1988(株)日本ガスタービン学会

本誌に掲載したすべての記事内容は(株)日本ガスタービン学会の許可なく転載・複写することはできません。

複写をされる方に

本誌（書）に掲載された著作物は、政令が指定した図書館で行うコピーサービスや、教育機関で教授者が講義に利用する複写をする場合等、著作権法で認められた例外を除き、著作権者に無断で複写すると違法になります。そこで、本著作物を合法的に複写するには、著作権者から複写に関する権利の委託を受けている次の団体と、複写をする人またはその人が所属する企業・団体等との間で、包括的な許諾契約を結ぶようにして下さい。

学協会著作権協議会内

日本複写権センター支部

〒107 東京都港区赤坂9-6-42-704

TEL 03-3475-4621・5618

FAX 03-3403-1738

ガスタービン秋季講演会 (長崎) 講演申し込み

講演題目：

講演種目 (一般講演・オーガナイズドセッション) (いずれかを○で囲む)

著者氏名 (講演者に○印)	勤務先 (略称)	所属学会 (GTSJ・JSME・他)	会員資格 (正員・学生員)

連絡者氏名：

勤務先：

所在地：〒_____

TEL ()

FAX ()

講演内容 (100~200字)

(注) 講演題目, 著者氏名等の申込後の変更は認められませんのでご承知おき下さい。