㈳日本ガスタービン学会名誉会員の紹介

㈳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となります。去る平成10年4月17日，第23期通常総会において次の方があらたに本学会の名誉会員になられましたのでご紹介します。

木　下　啓次郎　君

（昭和2年3月4日生）

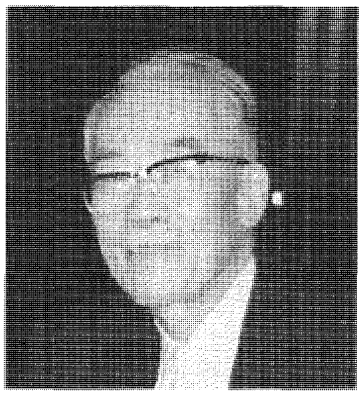
昭和24年3月	東北大学工学部工業力学科卒業
昭和24年4月	株式会社宮田製作所
昭和28年12月	石川島重工業株式会社
昭和31年7月	日産自動車株式会社
昭和46年12月	同社中央研究所新動力研究部主管研究員
昭和50年6月	同　　新動力研究部長
昭和56年1月	同　　研究管理部長
昭和58年7月	同　　研究企画室長
昭和60年6月	カルソニック株式会社取締役研究部長
昭和61年6月	同社常務取締役開発本部長
平成元年11月	宇都宮大学客員教授
平成2年5月	カルソニックエンジニアリング株式会社取締役社長
平成6年5月	同社顧問を経て退職現在に至る

本会関係略歴

昭和47年	入会
	幹　事（GTCJ 4期），理事（GTSJ 1.2.5.6期）
	評議員（GTCJ 1.3.4期）
	（GTSJ 1.3.4.7.8.9.10期）
平成9年	終身会員

現住所　横浜市港南区日野2-40-1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.



村　尾　麟　一　君

（大正 15 年 9 月 15 日生）

昭和 27 年 3 月　　東京工業大学機械工学科卒業
昭和 28 年 5 月　　運輸省運輸技術研究所船舶機関部入所
昭和 36 年 7 月　　運輸省技術研究所原動機部空力性能研究室長
昭和 36 年 9 月～38 年 2 月　スイス国立工科大学（ETH）留学
昭和 47 年11月　　船舶技術研究所機関開発部長
昭和 50 年 8 月　　工学博士授与（名古屋大学）
昭和 51 年 4 月～9 月　慶應義塾大学工学研究科非常勤講師
昭和 53 年 4 月　　青山学院大学理工学部教授
昭和 57 年 4 月～60 年 9 月　名古屋大学工学部航空学科非常勤講師
昭和 58 年 4 月～61 年 9 月　東京工業大学理工学部研究科非常勤講師
平成 7 年 3 月　　青山学院大学退職
平成 7 年 4 月～平成 9 年 3 月　青山学院大学理工学機械工学科非常勤講師

本会関係略歴
昭和 47 年　　入会
　　幹　事（GTCJ 2.3.4 期），理事（GTSJ 1.3.5.9.10 期）
　　評議員（GTCJ 3.4.期）
　　（GTSJ 1.3.4.6.7.8 期）
平成 9 年　　終身会員

現住所　東京都小金井市東町 2-29-27

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

挨　拶

第23期会長就任挨拶

佐藤　文夫*1
SATO Fumio

4月17日の日本ガスタービン学会総会で会員の皆様のご推挙により，第23期会長に選出されました。誠に光栄に存じますとともに，その責任の重さを感じております。殊に長期にわたる不況が一段と厳しくなる中で，金融ビッグバンをはじめ我が国の経済の大変革期を迎え，本学会も少なからぬ影響を受けていると推測される難しい時でもあり，身の引き締まる思いであります。

1972年に本学会の前身である日本ガスタービン会議が発足してから昨年で学会創立25周年を迎えました。

発足当時から，ガスタービンに関する工学と技術の橋渡しをし，実務的な技術経験も重視し，会員各位に馴染み易く，役立ててもらえる情報の発信・収集・交換活動を行い，また広く世界に目をむけた国際交流活動を行うことを基本方針として，諸活動の実績を積み上げてきました。過去6回の国際会議を成功裡に完遂し，今や会員も2,000名到達を目前にし，学会として確固たる礎を築いて参りましたが，これもひとえに歴代会長はじめ運営に携わってこられた方々のご尽力の賜物であり，また会員皆様のご理解とご協力があったればこそと思います。

私自身は，昨年度から副会長として本学会運営に係わらせて頂いておりますが，今期は，菅副会長ならびに経験豊かな理事や委員の皆様のご支援を得て，これ迄の歴代会長をはじめ諸先輩の築かれた偉業を汚すことなく，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。会員各位の絶大なるご支援ご協力をお願いする次第です。

さて，昨今，地球環境保全とエネルギー問題は人類の生存にもかかわる最重要問題として世界的に大きな関心を集めており，熱機関の高効率化，省資源化，クリーン化さらには合理化等多くの課題を抱えています。

その中にあって，急速に高温化・高性能化・大容量化されてきたガスタービンは，事業用を主に高効率コンバインドプラントの主機として国内外において広く採用されてきており，一方，一般産業用として電気と熱を同時に発生するコージェネレーションプラントの主機としても，高性能かつコンパクトで運転のし易い小中容量ガスタービンが多数利用され，IPP化の拡大に伴う分散電源として需要の拡大が期待されます。

また，液体燃料，ガス燃料，更にはガス化装置と組合わせて低質重油や石炭など多様な燃料が利用できるガスタービンは，クリーン化推進とエネルギー資源確保のセキュリティの観点からも，将来の原動機として位置付けられ，国内電力会社を中心に石炭ガス化複合発電実証プラント用の計画が現在鋭意進められています。

地球環境問題では，昨年暮れに京都で開催されたCOP－3の結果，我が国にも温暖化ガスや窒素酸化物等の発生に対し厳しい削減要求が定められました。その目的に適合する原動機として，前述の高効率化や燃料多様化と共に低NOx燃焼技術の確立されたガスタービンへの期待は，発電用に限らず，航空用，自動車用，舶用と多方面にわたり益々大きくなると予測されます。再生エネルギーとして将来期待される水素を直接燃焼して利用し，炭酸ガスを排出しない原動機として水素燃焼ガスタービンの開発を目指す国家研究も推進されています。

今後も高温化・高性能化が進められるガスタービンは，益々重要な21世紀の原動機として更なる発展が期待され，より高度な技術の開発はエネルギー問題・環境問題解決の為にも益々重要度が高まるといえましょう。

これら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分野と製造技術など応用技術の有機的結合が必要であり，多くの分野の方々の力の結集がなければなりません。学会の使命はそれらの方々に，情報や研究成果を交換し忌憚ない意見交換をし合う場を提供し，将来の人類のエネルギー問題・環境保全問題の解決に貢献することに有るといえます。その使命を達成するには産・学を問わずガスタービンに興味をお持ちの多くの方々に本学会に参加頂くことが望ましく，その為にも学会活動を更に充実させ，また「より開かれた学会」にし，会員にとり魅力あるものとすることが肝要です。

来年秋に初めて関西地区で開催される国際会議も既に組織委員会が発足し，その支援も重要であり，一方，この不況の続く中，学会活動の活発化と同時に学会の財務の健全化も喫緊の重要課題と考えております。

21世紀に向けて我が国自身が変革しようとする環境の下で，事業内容の充実・賛助会員を含む会員増強ならびに若返り推進を図るなど，新世紀に向けて学会の改革の方向を皆様と共に考えていきたいと思います。

終わりに，有賀一郎会長をはじめ第22期の役員・委員の皆様のご尽力に対し心から感謝申し上げ，会員各位の益々のご活躍を祈念申し上げ会長就任の挨拶と致します。

原稿受付　1998年4月22日
＊1　㈱東芝本社　〒105－8001　東京都港区芝浦1－1－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

随　筆

私とジェットエンジン研究開発

村島　完治*1
MURASHIMA Kanji

1．もともと模型鉄道と真空管ラジオを趣味としていたので，電気工学を目指して大学に入ったのだが，教養学部時代に航空学科が復活した掲示を見て何気なく専門課程に航空原動機を選んだのが私のジェットエンジンとのかかわりの始まりとなった。

IHI豊洲の研究所を見学して面白そうな実験をやっているなと就職先にIHIを選んで入社した。指導教官であった岡崎卓郎先生からは「ここ数年石川島には機械工学科から優秀な学生が行っているので君が行っても役に立つかどうか？」ときついお言葉をいただいた。後年，今でもGTSJで活躍しておられる青木千明氏の下で数年間仕事をしたが，先生のこのコメントに思いあたった。

入社したらちょうどジェットエンジン専門の田無工場が出来たばかりでまだ工場は建て屋だけ，新入社員を含めて60人に満たない状態であったが，工場長はあの「ネ－20」の永野治氏で何か雲の上の人を感じさせる存在だった。工場ではまず，ライセンス生産のJ47ターボジェットの図面の和訳と治工具設計から始まった。

2．一年が過ぎて，当時通商産業省の肝いりで設立された日本ジェットエンジン㈱がT1ジェット中練用にJ3ターボジェットを開発中のところへ出向，圧縮機の天井サージ（高回転域で発生するサージで高空作動を制限してしまう）が解決して生産先行型の設計がたけなわのところで竹矢一雄氏の圧縮機空力グループに参加した。1年たって，J3の量産化をIHIが担当することとなったので日本ジェットエンジンは業務を終了することとなり，IHIに帰った。以来40年近くになるが当時のNJE在籍者は今でも年1回の会合を持ちつづけている。

しかしながら，T1用に最初に導入された推力の大きい英国製のオルフュースエンジンに合わせて機体が出来てしまったようで，J3は量産に入った当初より推力増強の必要が生じ，圧縮機の圧力比を上げて風量を増加させることにより推力増大を図ることとしてJ3－7エンジンの設計にとりかかった。厳しい今井兼一郎氏の下，入社4年目の身でうまく出来るかの不安とともにかくやらねばとの気持ちが入り混じったのを覚えている。

このエンジンはT1中練のみならずP2J対潜哨戒機のブースタとしても使用されて，戦後のわが国で初めて実用化されたJ3シリーズエンジンとして最近まで使用されてきた。またこの開発試験を通じて防衛庁の筒井良三氏や神津正男氏の知遇を得た。

J3エンジンを利用してその後，タービン翼の2階にファン翼をつけたアフトファン形式のエンジンの試作や，アフターバーナをつけた試験などが研究として行われ，実用には遠かったがいろいろな設計データを得ることが出来た。

3．J3が実用化に入ったので次のステップを狙って研究を進めることとし，通商産業省から鉱工業補助金を得てきわめて軽量化・コンパクト化を目指したターボジェットをXJ11と名づけて試作研究を始めた。しかし当時は社内に利用できる要素試験設備は皆無の状態で，いきなりエンジンとしての運転試験を始め，旋回失速，フラッタ，後燃え，クリープラプチャなど教科書に出ているような殆どの現象を経験した。

この研究を中途から引き継ぐこととなったが，ヨーメータ，ホットワイア，熱電対などの計測器を新しく作って検定しては使ってみたが，いきなり実機状態での使用にはこれらの計器はまだ経験が不足し計測法の研究から始めなければならなかった。

当時瑞穂工場にはエンジン運転場が敷地の一隅にあるだけで広く茶畑の後が空いていたので，勝手に陣取りをして要素試験場を次々と建設していった。中古のヘリコプタ用ターボシャフトを安く入手して，駆動源とした圧縮機試験装置，倉庫に転がっていた遠心圧縮機を修理してこれまたヘリ用エンジンで駆動して空気源として燃焼器やタービン試験場も作り，一歩一歩回転翼列，冷却翼などの基礎的な設計データを収集していった。これらのデータや経験は後に大いに役立つこととなった。研究プロジェクトそのものは要素研究に重点を移したので，エンジンの研究として不成功とした報告書を通産省に出して終了させてしまった。

この時代は大学の実験室と同様な発想で手に入るものを工夫して使うやり方だったが，技術者としては自由な発想が発揮できる，ある意味での良き時代であったと思う。しかし，ライセンス生産で力をつけ企業化に懸命の工場側からは，生産に寄与せずにものになるかどうか分からないことをやっている集団と見られていた。

4．航空宇宙技術研究所のVTOL研究が始まったのでその一環であるVTOL用リフトエンジンJR100シリーズの試作試験に参加した。エンジンの設計製作試験から高度制御，フライングテストベッドへの搭載による飛行の試験にも参加し，軽量化構造やチタン合金などの軽量材料の利用の経験を積むことが出来た。

原稿受付　1998年3月26日
＊1　元石川島播磨重工業㈱／
超音速輸送機用推進システム技術研究組合

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

当時の航技研角田支所において，民宿を根城に屋外での試験などを通じて，松木正勝氏や鳥崎忠雄氏のご指導を受けた。特に鳥崎氏には最近のHYPRプロジェクトでもお世話になっている。

5． 航空エンジンがターボジェットからターボファンへと向かい始めたので，航技研のフロントファン研究に参加し，これをベースにターボシャフトエンジンT 64のコアを利用したTF 1002ファンエンジンの試験を防衛庁の第三研究所と進めた。

これを発展させて高バイパスターボファンエンジンの研究を航技研のご指導の下に通商産業省の大型プロジェクトとしてスタートしたのがFJR 710である。我々は実用化への希望も持ってこのプロジェクトを進めたが，国産開発航空機の計画はなかなか実現せず，ようやく航技研のSTOL実験機「飛鳥」に搭載された。

しかし，国内に高空飛行状態をシミュレートする試験設備（ATF）がなく，英国の設備を借りて飛行前の確認試験を行った。このATFについては，その後の開発エンジンF 3ターボファンでは米国，また最近ではHYPRプロジェクトのターボラムジェットでも米国の設備を利用している。現在北海道に建設中の設備の稼動開始が待たれる。

「飛鳥」は岐阜を拠点に飛行試験を行ってきたが最後に民間空港へ飛びたいと計画し，岡山空港へ行って歓迎を受けたものの帰りは制御装置の不調でエンジンがかからず大いに慌てたが，予定より長く岡山の人たちを楽しませる結果となった。

FJRエンジンはその後外国から引き合いを受けたこともあったが，型式証明を受ける実用化計画は無く，この経験は次の国際共同エンジンへと引き継がれた。

6． J 3の後継となる練習機用エンジンを目指して社内研究をIHI－13と名づけてエンジン要素の開発からスタートさせてコアエンジン試験を行い，防衛庁三研の再熱ターボファン研究に取り上げられて，F 3ターボファンエンジンの開発官試作へと繋げることが出来た。このF 3エンジン仕様の設定にあたり，数種の機体計画への対応を続けて最終的に機体要求が高性能化の方向となって，当初計画より低バイパス化，高出力となった。これによりコストアップとなることを懸念する意見もあったが，競争相手であった外国のエンジンにも差をつける選択であったと思っている。

7． 英国におけるFJRエンジンのATF試験をきっかけにRR社より声がかかり，日英国際共同開発RJ 500がスタートした。古巣の要素開発部門に戻っていた私は，その発展のV 2500にもわたってこれのファン要素開発を中心に関わることとなり，ファン回転性能試験，バードストライク試験，翼破断試験なども担当していった。

このころ，次の機会にはエンジンの中心要素である高圧系圧縮機，燃焼器，高圧タービンや制御系などにも参加できるよう力をつけておきたいと願ったものである。あわせて超音速機用の要素として，アフターバーナや超音速インテーク，FADECについても基礎研究を方向付けたが，この間，戦車用ガスタービンの試作や宇宙往還機用のATRエンジンの試作にもプロマネとして関与し，研究開発畑にどっかりと腰を据えていた。

あわせて1971年頃からと思うが九州大学の航空工学科でジェットエンジンの設計について講義を灘波昌伸先生の下で行ってきたが，居心地がよかったのか20年以上も勤めてしまい，なんとも長い非常勤講師であった。

8． 1989年には通商産業省の大型プロジェクトとして次世代超音速輸送機用エンジンについての技術研究を進めることが決まり，いわゆるHYPRプロジェクトがスタートした。

近い将来のSST/HSTは国際共同開発になることを考え，これに参加できる力をつけようと勇躍準備を進めたが，驚いたことに通産省は先端技術研究の国際開放の政策をとり，外国企業を対等の資格で参加させると言う。かつての先生と生徒が一緒になって日本の主導の下でどのようにプロジェクトを進めればよいか苦慮した。

公募の結果，GE，P&W，RR，SNECMAと世界の航空エンジンメーカの上位4社が参加することとなり，官民協力して研究分担の調整に入った。当初の心配に反して彼らはまことに紳士的でお互いの得意分野で協力し合うことになり，頻繁な相互の技術打ち合わせを行いながらプロジェクトが進められた。その間，日本におけるだけでなく，米・英・仏にて技術連絡会議が定期的に開かれ，若手技術者も参加してまことに円滑な交流が出来たことは将来のために大きな喜びであった。

英語中心のこのプロジェクトで，私は語学の勉強不足を露呈して，海外企業との連絡会議の議長をはらはらの連続で勤めたが，うまくごまかせたであろうか。

このプロジェクトは予定通り本年度で終了することとなっているが，プロジェクトの成果はいろいろと発表されているのでここでは触れない。

9． このような経過を経て私は，1989年から携わっていたHYPR研究組合を1997年に退職してジェットエンジン業界から去ったが，振り返ってみると，1957年にIHIに入社して以来40年間の大部分をジェットエンジンの研究開発に関与できたことになる。この間，関係の方々にはいろいろとご迷惑をかけ，また励ましをいただいてきたが，まことに得がたい経験をさせていただいたと思っており，特に最後の8年間は世界のトップ企業の研究開発エンジニアとの交流の下に仕事が出来たことが楽しい思い出となった。

戦後の航空研究の禁止が解けて技術の遅れを取り戻そうと懸命に努力した諸先輩とともに，練習機のエンジン程度ならば出来るかもと言われながら何とか国の支援も受けて一歩一歩を進めて来たが，最近は外国の研究者と積極的に討議できる若手のエンジニアが増えてきたことをまことに頼もしく思う今日この頃である。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

航空用ガスタービンの信頼性向上と開発動向

遠藤　征紀[*1]
ENDOH Masanori

キーワード：信頼性，航空用エンジン，HSCT，VTOL

1．はじめに

航空用ガスタービンの信頼性向上についての特集号として，本号では信頼性向上の要求，耐空性審査基準，高信頼度設計・製作技術，信頼性維持のための点検・整備技術等について各方面で活躍されている方々の解説記事を掲載することになった。また，航空用ガスタービンの開発動向については，本学会誌1994年3月[(1)]に特集号が発刊されて以来紹介されていないので，その解説記事も合わせて掲載することとなった。ついては，本特集号の最初の解説記事として，航空用ガスタービンの信頼性向上と航空用ガスタービンの開発動向について書くようにとの依頼があったので，浅学を省みず引き受けることになった。

最初に航空用ガスタービンの信頼性向上についての概観を述べ，つづいて航空用ガスタービンの開発動向について上記特集号に述べられていない開発計画についてその近況を紹介する。

2．航空用ガスタービンの信頼性向上について

2.1　信頼性向上の要求

航空輸送の需要は今後着実に増大し，2010年には現在の約2倍の航空機が運航されるものと予測されている。このような状況下で事故発生件数を現状以下に抑えるには，航空機の安全性を飛躍的に高めなければならない。そしてそのためには，航空用エンジン，なかんずく航空用ガスタービンの設計・製作技術とその点検・整備技術を総合的に向上させ，航空事故全体の12%を占めると言われるエンジン関係事故を減らすことが必要不可欠である。表1に航空エンジン関係事故の内容とその発生件数を示す[(2)]。

航空機の安全性を高めるうえでのエンジンの信頼性の重要性を最も鮮明に示したのが，ETOPS（Extended Range Operation with Two-Engine Airplanes）運航である。ETOPSとは，「双発機により，エンジンの1基が飛行中に停止した場合には着陸に適した最寄空港までの飛行時間が1時間を超えてしまう経路を飛行する運航をすること」である。ETOPSについては，本号において中田氏が詳しく述べておられる。1発のエンジンで洋上を2時間も3時間も飛行することを可能にした（事故の確率を10^{-8}以下にした）航空用ガスタービンの信頼性の高さと信頼性向上のスピードに驚嘆すると同時に，信頼性向上の努力に終点がないことを改めて思い知らされる。

表1　エンジン関係事故および故障
（1982年から1996年，全世界）

事故または故障の内容	件　数
ディスク、スペーサの破裂後飛び出し	26
推進システム誤動作と不適正対応	21
Multicommon- Environment	15
ブレード破断後飛び出し	10
スラストリバーサ	9
Multicommon-Other	9
出火（カウル内）	9
誤操作による燃焼器吹消	8
Multicommon-Unrelated	7
エンジン分離	6
誤操作	6
ケーシング破裂	6
原因不明	1
Multicommon-Related	1
カウル分離	1

近年，航空エンジンのコスト低減や保守整備費の低減の必要性が強く叫ばれているが，その理由の一つとして，次のようなことが言われている。従来，航空会社の経営陣には元航空関連技術者が多かったが，航空輸送の発展とともに近年では経営，財務畑の人が多くなってきた。前者の場合，エンジンの性能向上に重点を置く傾向にあったが，後者の場合は収益に明確な結果の出る低コスト化に重点を置く傾向にあり，航空エンジンメーカのエンジン開発方針もこれにならうようになってきている。低コスト化のためには，エンジン価格の低減だけではなく，エンジンの寿命や点検・整備費用に直結する信頼性の向上が必要不可欠になる。

2.2　エンジン固有の信頼性の確保

航空エンジンの信頼性を高め航空機の安全性を確保す

原稿受付　1998年4月28日

＊1　科学技術庁航空宇宙技術研究所航空推進総合研究グループ
〒182－8522　東京都調布市深大寺東町 7－44－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

るために，航空100年の歴史における貴重な経験と反省に基づいて改訂を重ねつつ定められた安全性判定基準が耐空性基準であり，我が国では運輸省航空局が定める耐空性審査要領他，米国では連邦航空局（FAA）が定める耐空性基準（FAR），ヨーロッパの19ケ国共同（JAA）が定める耐空性基準（JAR）がそれである。これらは，航空エンジンそのものの信頼性を設計，製作の段階で確保し，各種運転試験により実証し，運用時にこれを維持するための整備・運用法について規定している。近年，航空機の安全性向上に対する国際的な気運の高まりと，様々なレベルでの国際共同研究開発の一般化につれて，FARとJARの相互調整が活発に進められている。

本号において井上氏は，IAE（International Aero Engines）のV2500ターボファンエンジンの開発を例に，耐空性基準に基づく型式承認取得のための各種試験，信頼性確保のための部品寿命割付等を興味深く述べておられる。与えられた性能・機能と耐空性基準を同時に満たすエンジンの具体的な設計・製作技術は極めて高度かつ多岐にわたる。その開発のためには，膨大な投資と経験の蓄積，そして不断の努力が不可欠であり，それ故に航空エンジン技術は世界の先進工業国のシンボルとなっているのである。これらの技術は，容易には真似できるものでもないし，たとえできたとしても一流国（企業）にはなれない。自らの努力で収得する以外に道はない。それらの技術のうち，本号では竹中氏と内田氏がエンジンの信頼性に最も関連の深いタービン翼材料の選定，コーティングおよび精密鋳造について，また大鍋氏が寿命管理と損傷許容設計を，石川氏が複合材エンジン構成要素材料の信頼性について，藤本氏がエンジンの信頼性設計について，田中氏と當山氏らはディジタル式エンジン制御装置（FADEC）の信頼性設計技術について述べておられる。また，タービンや燃焼器等の高温部冷却技術等もエンジンの信頼性確保に極めて重要な技術であるが，本誌でも度々とりあげられているのでここには含めなかった。これらの解説記事を読むと，1000飛行時間当たりの飛行中エンジン停止率0.01という極めて高い信頼度が依って立っているところの技術的基盤を垣間見ることができ，実に楽しい。

さて，本解説の3.において紹介する様々な最先端技術は，各プロジェクトの目標エンジン性能を達成することを直接の目的として開発されているが，一方でそれらの技術はエンジンの信頼性向上に効果的に利用される。例えば，1500℃の燃焼ガスに耐える超高温タービン翼の技術をサイクル最高温度1400℃のエンジンに適用すれば，タービン翼の寿命を飛躍的に延ばし信頼性向上に振り向けることができる。また，圧縮機やタービンの高負荷空力設計技術を，サイクル最高圧力を上げ燃料消費率を下げるためではなく，段数を減らし部品数を減少するために使用すればエンジンの信頼性を向上させることができる。新技術をエンジンの性能向上に利用するか信頼性向上に利用するか，興味深い問題である。近年の新開発エンジンの運用開始直後の信頼性は，従来の新開発エンジンと異なり，運用当初から非常に高いと言われている。これはもちろん，これまでの技術の蓄積によるのであろうが，上に述べたような最先端技術の影響も大きいと考えられる。

2.3　信頼性の維持

航空機の安全性を高めるためには，耐空性基準をはじめとする種々の要求，基準を満たすためのエンジン設計・製作技術を向上させ，エンジン固有の信頼性を確保するだけでは十分ではない。エンジンを規定の方法で運用，点検，整備してエンジン固有の信頼性を維持する能力と実績がなくてはならない。ETOPS運航の許可条件の一つとして，申請した航空会社が当該機体とエンジンとの組合せで12カ月以上の運航経験を有することを要求しているのは，この能力を実証するためである。本号では，吉岡氏が航空会社における運航整備体制とエンジンモニタリングの実状を紹介されている。

次に，新しい点検・整備技術を研究開発することによって航空機の安全性を向上させようとするプロジェクトを紹介する。直接の対象は運航年数の長くなった機体の点検・整備にあるが，エンジンにも適用できるものが多い。FAAとNASAは，航空会社，大学，研究所等の協力を得てNDE（Nondestructive Evaluation Systems）を研究開発中であり，最先端の科学技術を総動員しようとしている。またアイオワ州立大学が中心となって1997年からAACE（Airworthiness Assurence Center of Excellence）計画が進められており，今後2004年までに金属腐食，クラック，複合材の内部欠陥，電気配線の絶縁不良等の検知技術を開発して事故の発生抑止を実証することにしている。米国の航空安全に対する意気込みがうかがえる。

2.4　欧米における動向

最後に航空機の安全性および航空エンジンの信頼性向上のための欧米の動向について述べる。

その一つは，民間航空輸送に関する国際機関であるICAO（International Civil Aviation Organization）が，世界の航空安全の確保に向けて従来より一歩踏み出して安全基準の作成や勧告を行うSafety Oversight Programを打ち出したことである。その内容は広い範囲にわたるが，とくに，発展途上国（保有航空機数は世界全体の12%）の航空事故率が，先進国の10倍にも達していることに注目し，発展途上国に安全基準の遵守等を勧告してゆく方針といわれている。

もう一つは，米国のFAAと欧州のJAAとが，各々の型式承認関連規定の相互調整作業やETOPSに絡む話し合いを共同で行う中から生まれたと言われている。これらの政府機関は，現在でも十分に低いエンジンによる事故率を今後一層低減させるための努力を，エンジンメーカや航空会社に要求するようになった。具体的には，

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/05.

重要回転部の点検技術の向上，ディスクの強度確保，非破壊検査技術の向上，寿命管理技術の改良，チタン材の品質管理と点検法の改良等が対象となっている。最近デルタ航空のMD－88機で2名の死者を出した事故で，その原因となったJT8Dエンジンのファンディスク破損については，同エンジンのメーカであるP&W社の品質管理(外注先での品質管理も含む)の問題点が指摘されている。これらの動きに対し，欧米のエンジンメーカ各社は，微妙なデータも出し合って積極的に取り組んでいるといわれる。その中で，整備・運用を考慮した設計の徹底，事故の予兆検知と警告，ETOPSに係わる議論の成果の耐空性審査基準への反映等の意見が出されている。

3．航空用ガスタービンの開発動向

航空用ガスタービンについては，文献(1)に小形ターボシャフトエンジンから大型ターボファンエンジンにいたるまで，広く最近の開発動向が紹介されている。また，主要エンジン構成要素の技術進歩も併せて紹介されている。そこでここでは，その後発表された代表的エンジン開発計画についてその進展を紹介することとした。紙面の関係で，米国のIHPTET（Integrated High Performance Turbine Engine Technology）計画，仏国DGAのAMET計画，進行中のCF34－8Cエンジンの開発等について言及できなかったのは残念である。

航空用ガスタービン技術は，今新材料技術とCFD技術とを基盤として大きく飛躍しつつある。

3.1　HSCT（High-Speed Civil Transport）用エンジン

米国がNASAを中心に実施している次世代超音速機HSCT技術の研究計画HSRP（High Speed Research Program）において研究開発中の機体およびエンジンの最新の状況が文献(3)に紹介されている。

図1はそこに提示されたエンジンの断面である。形態はmixed-flow turbofan cycleと呼ばれるターボファンエンジンであり，ファンジェットと排気ジェットを混合させて騒音の低減を図っている。低騒音化のため大きくなった排気ノズルが目立つ。また，ソニックブームを発生させないため大陸上を亜音速で飛行する時の燃料消費率を下げる目的で，従来は可変サイクルエンジンと称してバイパス比を飛行モードに応じて調整していたが，この形態ではそれを行っていない。この点についての考え方が不明である。

エンジンの研究開発について，以下のような理由で試験計画の見直しが行われている。実機搭載エンジンは，長さ50フィート，外径50～60インチ，タービンディスクの直径は亜音速エンジンの2倍と，現用の民間，軍用エンジンよりはるかに大きくなる。そこで当初は，サブスケール要素を既存の軍用エンジンで試験することを考えていた。しかし，要素の寸法効果が予想外に大きいことが判明したため，2006年にエンジンメーカが第1次の量産決定を出し，2010年に量産決定という既定のタイムスケジュールに間に合わせることは困難であることがわかってきた。そのため，エンジンメーカやNRC(National Research Council）は，リスク低減のため2基の実機大実証エンジンの製作のみならず飛行試験（機体／エンジン統合，環境適合性等の試験）を行うことを要求している。

現時点で採用が予定され開発されている主な技術は以下のとおりである。

インレットは2次元であり，排気ノズルは2次元コンヴァージェント・ダイヴァージェント型のミキサ・エジェクタ・ノズルである。インレットでは，亜音速ディフューザ部分の長さの短縮が課題になっている。2001から2002にかけて50%スケールモデルを製作して試験する。排気ノズルでは，現在計画している2次元ノズルにより離陸時の騒音規制値をクリアできることがわかったが，寸法効果が懸念されている。2次元ノズル試作研究は始まったばかりで，CMC(silicon carbide-silicon carbide ceramix matrix composite）製の吸音パネルを装着している。F100エンジンを使用して試験する予定である。ミキサとノズル・フラップは超合金製である。燃焼器については，P&W社はRQL(rich burn/quick quench/lean burn)方式　を，またGE社はLPP(lean premixed/prevaporized）方式を研究中である。はじめ考えていたよりは難しいが，特に障害はないということらしい。当初はF119エンジンでスケールモデル試験を予定していたが，2001年に実物大のモデル試験を行うことになった。理由は，エミッションに対する寸法効果であり，計算による予測に問題があることがわかったためと言われている。エミッション・インデックスの目標値は約5 g/kgfuelであり，セクタ模型試験では4～7 g/kgfuelの見通しが得られている。材料は，単結晶材またはCMCを検討中である。タービンディスク，ブレード用材料は粉末冶金超合金を使用する可能性は高いが未定である。亜音速エンジンの2～3倍の大きさのタービン・ディスクが製作できるか不明である。空冷技術はIHPTET計画で開発した技術等を使用する予定である。

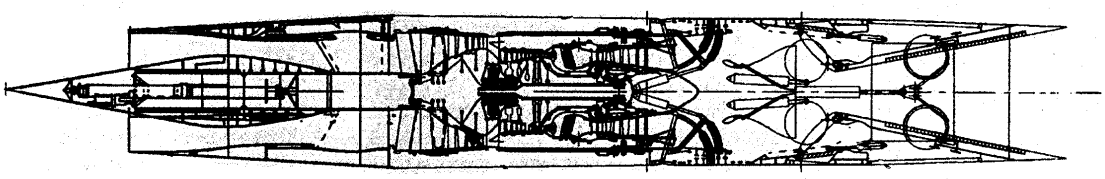


図1　HSCT用エンジン断面(3)

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

3.2　ギアド・ターボファンエンジン[4]

P&W社は，米国GE社／仏国SNECMA社共同開発のターボファンエンジンCFM 56が支配的（1997年までの販売台数はCFM 56が約8,500基，IAEのV 2500が約1200基）な推力15,000～23,000ポンドの市場向けとして通常のターボファンエンジンPW 6000を，また推力22,000～30,000ポンドの市場向けとしてギアド・ターボファンエンジンPW 8000の開発に乗り出すことを発表した。図2にPW 8000の断面を示す。今後非常に大きな需要が見込まれる100人乗り前後の航空機を有力な市場としている。同社は，これまでギア付可変ピッチ超高バイパス比ターボファンエンジンADP（Advanced Ducted Prop）の開発を強力に押し進めてきた。しかし，推力53,000ポンド，ファン外径118インチ，40,000馬力のギアボックスを装備した実証エンジンを製作し，1993年以来総計82時間の地上試験を行った後に開発を中断している。理由としては，軽量化に欠かせない複合材製ナセルのコスト高を挙げている。今回は，より小さな推力のエンジンでの再挑戦ということになる。

同社によればPW 8000により，このクラスの通常のターボファンエンジンと比較して8～10%のDOC低減（双発機の経費を年間，600,000ドル節減）が可能となる。今年6月までに初期開発を行い，10ヶ月後に試験運転，20カ月後に型式証明を取る予定である。

ギアについては，同社は過去10年間，3億5000万ドルをかけ950時間試験してきた。ギヤ効率は99.7%，ギアに使用する潤滑油量はターボファンエンジンの2倍には達しない。また，潤滑油冷却用熱交換器も非常に小さくなる。これらの技術には，ADP開発によって得られた技術成果が活かされている。

PW 8000ではADPより小型であるので高価な複合材に頼らないこととし，また，複雑な可変ピッチファンを使用せず，通常のスラストリバーサを使用する。20枚のシュラウド無しファンブレードは，高価な中空翼としない。ファン直径は76～79インチとなる。ギア比は3で，回転速度は3,050 rpmである。

遅くとも6月から詳細設計を開始する。CFD計算技術の検証を積み重ねた成果を利用して開発費を大幅に低減し，同時に性能を向上させた。同クラスのエンジンと比較して，全段数が40%減少し，全翼枚数は50%減少する。ファン先端速度は1,050フィート／秒と遅くして騒音をステージ3規制値より大幅に低くする。しかし，

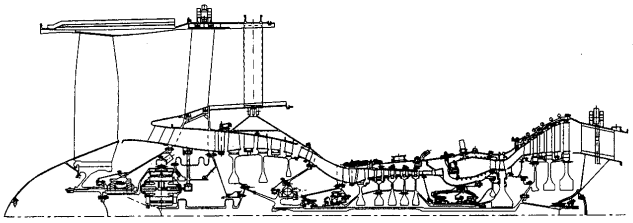


図2　ギアド・ターボファンエンジン断面[4]

ファンの仕事量は変わらない。ファン空気流量は1,369ポンド／秒，圧力比は不明だが，ブースト段も入れて3.33である。CFDによりファンチップ形状を改良し，アスペクト比2.2を保ったまま成し遂げた。圧縮機も5段で圧力比12という高負荷設計になっている。燃焼器はTalonと呼ばれる低NOx　技術が使用されている。ここでもCFDが本格的に使用されている。高圧タービンも1段の高負荷タービンであり，一部のガス流速は超音速になる。この状態での衝撃波を制御することによって，2段タービンと比較した効率低下を1～2%に抑えることができた。衝撃波による高周波疲労や高回転速度下でのタービン翼の強度を確保するために，Superと称する冷却空気通路加工技術によって翼先端にテーパをつけることを可能にし，翼先端重量を軽減させている。また，翼の材料をイットリウムをベースとする単結晶合金とすることにより，セラミック遮熱コーティングを母材に直接付着することができた。低圧タービンには3段の反回転タービンが採用されている。初段は空気冷却される。これらの技術には，米軍のATEGG（Advanced Turbine Engine Gas Generator）計画の成果やPW 4084，PW 4098等の大型エンジンで実証済みの最新技術が取り入れられている。

エンジンのサイクル圧力比は40，バイパス比は11である。

3.3　VTOL機用エンジン

近年，VTOL機が注目を浴びている。現時点では軍用機が主であるが，今後は自然の流れとして，民間機にもVTOL機が多用される時が来ると考えらる。

3.3.1　V－22およびTYPE 609の開発動向

米軍がその前身であるXV－15を含め過去20年以上の間開発を続けてきたティルトロータ型VTOL機V－22オスプレイの正式採用が決まった。これまでに開発機と量産試作機を併せて10機製作し，このほど最初の量産機の製作が始まった。これは，LRIP（Low Rate Initial Production）の最初のものであり，今後海兵隊に360機，特殊部隊に50機，海軍に48機が納入されるという。エンジンは，V－22専用に開発されたアリソン社のターボシャフトエンジンT 406エンジン，6,000 shpの双発である。この種のエンジンは，軽量であることは当然であるが，エンジン全体が回転するため，エンジン全体の剛性，潤滑システムの問題等，難しい問題を解決する必要がある。

1996年にベル／ボーイング社によりローンチされたティルト・ローター形式の商用VTOL機TYPE 609は，現在60機以上の受注を得ていると言われている（図3）。2年後には初飛行し耐空証明を取得する計画である。当面の主な用途は，石油基地への往来，救難，社用，緊急医療，警察等である。向こう20年間に1000機の販売が予定されている。6～9人乗りで，飛行速度は510 km/hr，航続距離は1,380 kmと言われている。エンジンとしては，現在のところP&W Canada社のPT 6－67Aターボ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/07

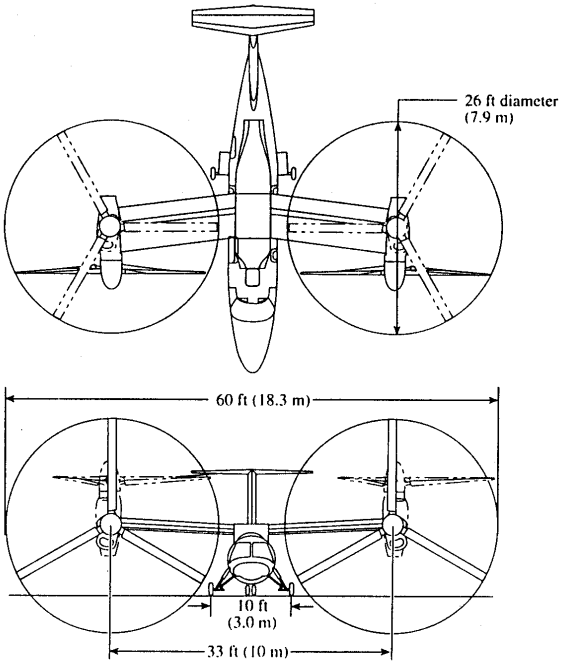


図3　TYPE 609 民間用 VTOL 機

シャフトエンジン，1,848 shp の双発が考えられている。

3.3.2　JSF（Joint Strike Fighter）の開発動向

米国および英国の次世代戦闘機開発計画 JAST（Joint Advanced Strike Fighter）において開発中の JSF は，将来 3,000 機の需要が見込まれているだけに，関連企業は激しい競争を繰り広げている。この計画は，ミッションの異なる空軍，海軍，海兵隊等用戦闘機に 70% 以上の互換性を持たせることによって経費を節減することを狙っている。具体的には，現在残っている 2 つの開発チームに 1999 年までに通常型機と STOVL（Short Takeoff and Vertical Landing）機の概念を実証させて 1 チームを選択し，2001 年には量産開発を開始するものである。現在，ロッキードマーチン社を中心とするチームと，ボーイング社を中心とするチームが実証機開発のための生き残りをかけて開発を競っている。図 4 にロッキードマーチン社の JSF のエンジンシステム概念を示す[5]。実証機の主エンジンは，P&W 社の F 119 エンジンに決定しており，STOVL 機の場合これにリフトファンや偏向ノズル等を装着する。ただし，量産に入った後の主エンジンとしては，P&W 社の F 119 エンジンと GE 社の YF 120 エンジンの両方が採用される予定と言われている。欧米のエンジンメーカは，リフトファン，偏向ノズルを含めて複雑な開発競争を行っている。その一つとして，Rolls－Royce 社はチタン製のリフトファンを開発しているが，これはこれまでで最大のブリスクであり（図 5），1.5 トンのインゴットから削り出して 220 ポンドの製品にしている[5]。また，GE 社は，インレットディストーションに強い前進翼ファンを開発している。

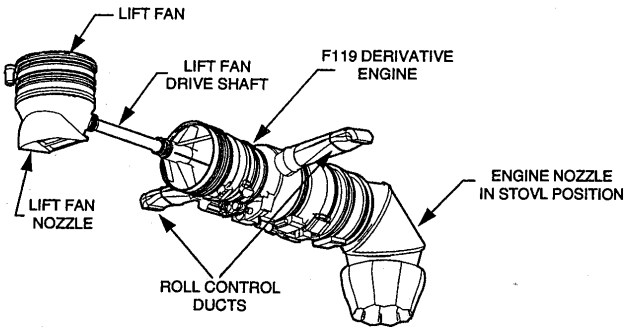


図4　ロッキードマーチン社の JSF（STOVL）用エンジンシステム[5]

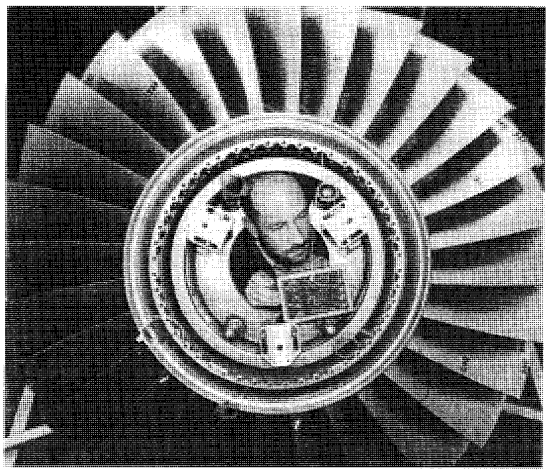


図5　Rolls－Royce 社リフトファンのチタン製ブリスク[6]

4．おわりに

航空用エンジンの信頼性管理は，ユーザである航空会社にとっても，またメーカであるエンジン製造会社にとっても今後益々重要になると思われる。そして，両社の協力関係はより一層緊密になると考えられる。ETOPS が一般化している中で，私たち利用者にとってはまさに生命に係わる問題であり，この分野の発展を期待したい。

航空エンジン技術は，再び飛躍的な進歩を遂げつつある。その原動力は，耐熱材料技術，CFD 技術，環境適合技術の実用化にある。我が国もこの潮流に遅れることのないよう，従来にも増して努力する必要がある。

参考文献

(1)　日本ガスタービン学会誌 1994 年 3 月号
(2)　AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, March 30, 1998, pp. 72
(3)　AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, October 13, 1997, pp. 70-74
(4)　AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, February 23, 1998, pp. 32-34
(5)　AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, November 25, 1996, pp. 25-26
(6)　AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, March 2, 1998, pp. 39

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

論説◆解説

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

ETOPSの動向と信頼性要求

中田　秀樹[*1]
NAKATA Hideki

1．ETOPSの概要

1.1　ETOPSとは

双発機が，飛行中に発動機が1基停止し緊急着陸をしようとする場合に，着陸に適した最寄りの飛行場までの飛行時間が1時間を超えてしまう経路を飛行する運航をETOPS（Extended Range Operation with Two-Engine Airplanes／双発機による長距離進出運航）と言います。

1.2　ETOPSの現状

我が国では，1989年に全日空によって成田－バンコク線でETOPSによる定期便の運航が開始されたのを皮切りに，日本航空，ワールド・エア・ネットワーク，日本アジア航空の4社がB767型機による120分ETOPS（注）の運航経験を有しています。各社の運航実績を合計すると，昨夏までのデータで約6,900便になります。なお，現在ETOPSによる定期便の運航を行っているのは日本航空と全日空だけで，日本航空はサイパン線で，全日空はアジア，オセアニア路線で，B767による120分ETOPSを行っています。

（注）飛行中に発動機が1基停止し，残りの1基の発動機で最寄りの飛行場までの飛行時間が120分を要するETOPS

世界的に見てみると，ボーイング社の航空機ではB767を運航する航空会社77社のうち56社がETOPSを行っており，約802,000飛行の実績を有しています。同様にB757では105社のうち36社で約76,000飛行，最新のB777では9社のうち2社が既にETOPSを開始しており，近日中に2社が加わると見られています。エアバス社の航空機では，A310を運航する航空会社23社で約173,000飛行，A300－600では7社で約21,500飛行，A320では3社で約600飛行，またA330では3社で約11,000飛行の実績が積み重ねられています。（表1に航空機の型式／装備エンジン毎のETOPS実施状況を示す。）

航空会社名で見てみると，ユナイテッド航空，アメリカン航空，デルタ航空，エアカナダ，英国航空，エアフランス，ルフトハンザ，スイス航空，SAS，サベナ航空，カンタス航空，エアインディア等々といったように，欧米，アジアの主要航空会社をはじめ多くの航空会社が世界各地でETOPSを実施しています。特に北大西洋路線においてはETOPSが最も普及しており，米国航空会社について見てみると，双発機による運航が既に3，4発機の運航数を上回っており，欧州の航空会社でも双発機の運航数が3，4発機の運航数に近づきつつあります。

このように，ETOPS　は今日ではその安全性が十分に示されて，世界的に広く普及しています。

表1　主要民間ジェット旅客機によるETOPS実施状況

航空機の種類		ETOPS実施航空会社数		
型式	装備エンジン	120分	180分	その他［（ ）内分］
B767	PW4000 RB211-524H JT9D-7R4 CF6-80A, 80C2	26	26	4（105, 127, 138）
（合計802, 247 回）				
B757 （合計 75, 875 回）	PW2037/2040 RB211-535	22	9	5（138, 150）
B777 （合計 3, 652 回）	PW4000 GE90		1	1（138）
A310	PW4152 PW4156 CF6-80 CF6-80C2 JT9D-7R4	4 1 8 2	2 1 1	1（90） 1（90） 2（90, 170）
（合計173, 257 回）				
A300-600 （合計 21, 542 回）	PW4158 CF6-80C2	1 	2 2	 2（90）
A320 （合計　662 回）	V2500			3（75, 90）
A330 （合計 11, 144 回）	Trent-772 CF6-80E1 PW4168		1 1 	 1（90）

（1996年12月31日現在）

2．ETOPSの歴史

2.1　ETOPSの導入

1950年代までのレシプロ機は発動機の信頼性が低く，飛行中に1つの発動機が停止し，引き続いて残りの発動機も停止すると全推力を失うことになる双発機では，緊急着陸を行える飛行場から遠く離れて飛行することを制限する必要があると考えられました。このため，航空運送事業に使用する双発機は，原則として着陸可能な飛行場から1発動機不作動時の速度で60分以上離れて飛行してはならないと米国連邦航空規則に定められました。

この60分という数字は1940年代後半から1950年代前半のピストンエンジンの信頼性に基づくもので，当時のピストンエンジンの信頼性の低さから，飛行中に1つの発動機が停止した場合に残りの発動機が停止する前に

原稿受付　1998年4月3日
＊1　㈶航空輸送技術研究センター
〒108－0073　東京都港区三田1－3－39

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

安全に最寄りの飛行場に着陸できるためには，着陸を行える飛行場から常に60分以内を飛行せざるを得ないというものでした。(図1にETOPS概念図を示す。)

その後，民間旅客機にジェットエンジンが採用されるようになり，ピストンエンジンに比べて発動機の信頼性が大きく向上しました。特に1980年代に入って，B767型機等の長距離運航性能を有し，信頼性が高いジェットエンジンの双発機が出現するにおよび，航空会社ではこれらの飛行機を大西洋横断飛行等の長距離洋上飛行に就航させたいと希望するようになってきました。最近のボーイング社の報告では，ピストンエンジンの場合，発動機（出力）が大きくなるにつれて信頼性が低下するが，ジェットエンジンでは信頼性は発動機（推力）の大きさに関係してこないとしています。

これを受けて，FAA（米国連邦航空局）では1985年6月に着陸可能な飛行場から最大120分離れる運航についての承認基準を定め，英国，オーストラリア等の各国でもこれに追随して同等の承認基準を定めました。また，ICAO（国際民間航空機関）においても1986年11月に第6附属書「航空機の運航」が改正され，双発機が1発動機不作動の速度で各国当局が定める時間（ICAOは60分を推奨）以上飛行場から離れて飛行する場合には承認を要することとして，概括的な承認基準が定められました。

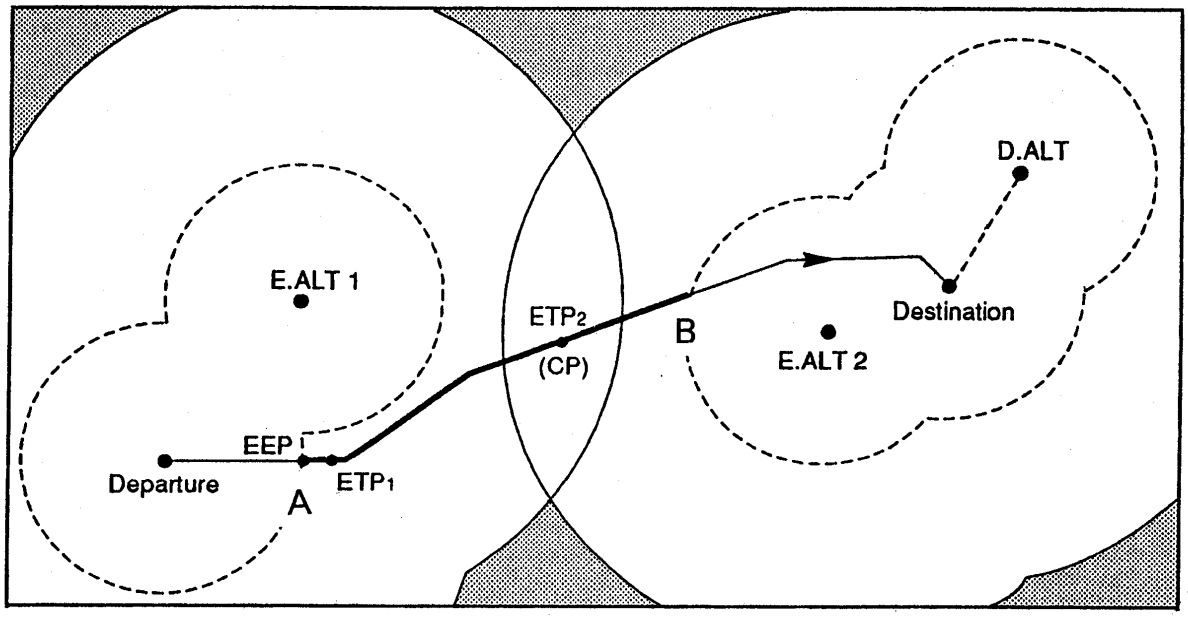
我が国においては，既述のように全日空がB767型機を使用して成田－バンコク路線を計画した際，当該路線が着陸に適した飛行場から1発動機不作動の速度で60分を超える飛行になることから，運航の基準を設定する必要が生じました。また，その他の航空会社からも基準の設定を望む声があり，運輸省航空局は，1989年にICAO，FAA等の基準に準拠して「双発機による長距離進出運航承認審査基準」及び細則を定め，120分までのETOPSが承認されるようになりました。

2.2　180分ETOPSへの拡張

120分でのETOPSが普及し，その実績が蓄積されるにつれて，120分を超えるETOPSを求める声がでてきました。

図2－1～2－3に，太平洋域を例にとって，着陸に適した飛行場から1発動機不作動での飛行時間を各々60分，120分，180分とした場合の双発機の飛行可能領域を示してあります。この図から明らかなように，60分では中国大陸沿いあるいはフィリピンやインドネシアなどの島伝いに東南アジアやオセアニアの一部までしか飛行できなものが，120分では東南アジア全域と南太平洋の島々まで，さらに180分となるとハワイを含めてほぼ太平洋の全域が双発機で飛行可能となります。その結果，従来は3，4発機に限られていた路線に双発機を就航させることが可能となり，低コストで新規路線を開設したり，既存路線については旅客需要の変動に応じて使用機材を変更でき，航空会社にとってその利点は大きなものがあります。

また，陸地沿いに飛行するとしても，国によっては大型の双発旅客機が着陸できるような飛行場が経路上に数少ないこと，例え存在しても空港の天候等の理由から使用できない時があります。120分のETOPSで目的地までの経路がカバーされていても，島伝いに迂回経路を飛行せざるを得ず，直行経路に比べて飛行経路が長くなってしまい，飛行時間が長く旅客の利便性に欠ける，消費燃料が増大するといった不都合も考えられます。こうした理由からも，技術的に可能ならばETOPSの制限時間



----- 飛行時間が飛行場から60分の範囲　——— 飛行時間が飛行場からETOPS最大飛行時間の範囲

図1　ETOPSの概念図

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

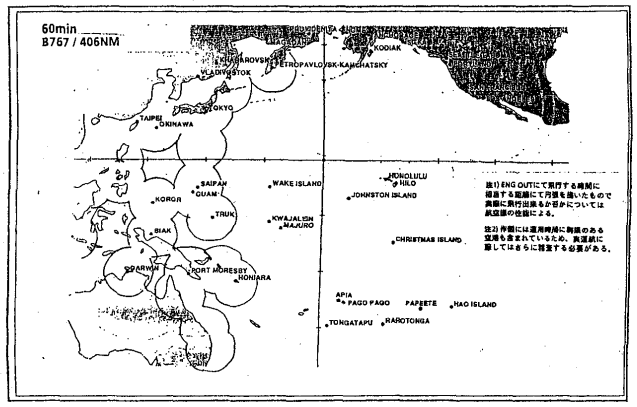


図2－1　各飛行時間に応じた飛行可能地域（60分）

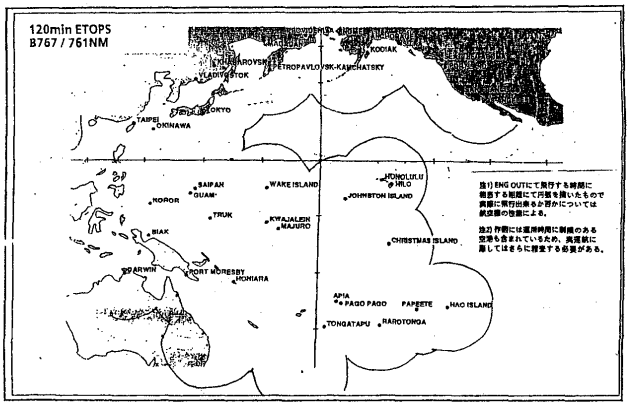


図2－2　各飛行時間に応じた飛行可能地域（120分）

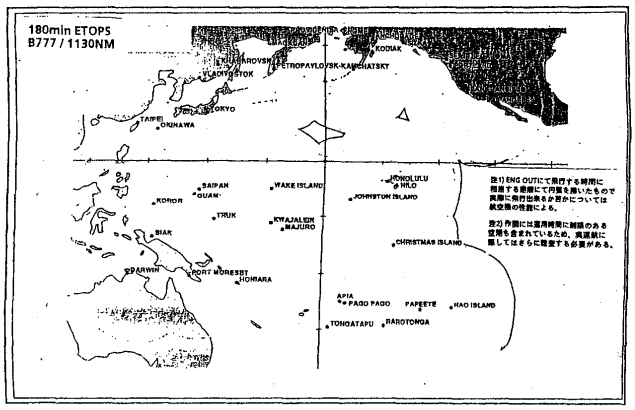


図2－3　各飛行時間に応じた飛行可能地域（180分）

は長いほうが有利と言えます。

このような要望に応えるべく，FAAは従来からの運航実績を踏まえて検討を行った結果，1988年に承認の範囲を180分まで拡大する承認基準の改正を行いました。欧州やオーストラリアの国々もこれに追随しており，表1に見られるように，現在では180分ETOPSを行う会社が増えてきています。

我が国については，1989年に120分ETOPSを導入した当時，FAAでは既に180分までの運航を認める基準の改正を行っていましたが，米国においてもまだ実際に180分の運航を行っている実績が無かったことから，当面承認範囲は120分までに限定され，180分までの拡大は運航実績により安全性を確認のうえ需要動向を見て検討するとされていました。その後，我が国においても120分ETOPSの運航実績が順調に積み重ねられて，その安全性が示されていること，また世界的にもETOPSは日常的な運航として定着し，現在では既に180分ETOPSが主流になりつつあることなどから，本年3月に上述の運輸省航空局発行の「双発機による長距離進出運航承認審査基準」及び細則が改定され，180分ETOPSを行うことが可能となりました。

3．ETOPSと発動機の信頼性

3.1　ETOPSの実施要件

洋上飛行中に1基の発動機が停止すると，残りの1基の発動機で最寄りの着陸可能な飛行場に飛行し，緊急着陸しければならないETOPSでは，当然ながら機体／発動機の信頼性が何よりも重要です。したがって，機体／発動機そのものに厳しい信頼性が求められるとともに，その信頼性を維持するためのしっかりした整備体制が必要となります。

また，陸地から遠く離れた洋上を飛行中に発動機が停止するなど緊急事態が発生した場合の影響を考え，3，4発機の運航にはない次のような様々な要件が課せられています。

①飛行経路沿いに，承認された最大飛行時間内に到達できる緊急着陸可能な飛行場を確保し，かつ気象状態など各飛行場の状況が緊急着陸に適していることを常時把握しつつ飛行するなどの運航方式の設定
②緊急降下をした場合に備えた燃料，緊急着陸用飛行場に到達するまでの風を補正する燃料，飛行場で待機する場合の燃料を追加搭載するなど飛行計画上の対応
③緊急事態への対応策の設定
④上述の必要な手順を含む運航乗務員への教育
⑤全発動機が停止した場合の操縦性を確保するために電気系統や油圧系統の冗長性の追加，等々

さらに，これらの要件が満たされていることを検証する手段として，該当する機体／発動機の組み合わせでの実運航経験と実証飛行が求められています。

なお，我が国を含め世界各国のETOPS基準はFAAの基準をベースとしており，以後，FAAの考え方に基づいて説明を進めます。

3.2　ETOPSの型式設計承認を得る場合の要件

民間のジェット旅客機では，同型の航空機でも航空会社によって装備する発動機の選定や機体仕様が異なるため，ETOPSに使用する機材は，その特定の機体と発動機の組み合わせでETOPSの型式設計承認を得ている必要があります。

FAAは，この型式設計承認を得る場合の発動機の信頼性基準として次の要件を定めています。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/08

3.2.1　120分以下のETOPS

・原則として，同じ機体と発動機の組み合わせで全世界的に250,000時間以上の運転実績を有すること

・全世界的なデータに基づくIFSD（In-Flight Shut-down／空中停止）率が1000時間当たり0.05を超えないこと

3.2.2　120分を越えるETOPS

・120分を超えないETOPSの運航経験を1年以上有すること

・全世界的なデータに基づくIFSD率が1,000時間当たり0.02を超えないこと

3.3　ETOPSの運航承認を得る場合の要件

全世界的なデータから特定の機体と発動機の組み合わせについてETOPSの型式設計承認が得られた機材を用いてETOPSを行おうとする航空会社は，各航空会社毎にさらに次の実績，信頼性，さらに信頼性管理プログラムを求められます。

3.2.1　120分以下のETOPS

・当該機材の運航経験を1年以上有すること

・全世界的なデータに基づくIFSD率0.05／1,000時間の水準を維持できる能力を有していること

・ETOPS開始後，運航会社におけるIFSD率の12ケ月の移動平均が0.05／1,000時間を超えた場合は，直ちに適切な是正措置を講じること

3.2.2　120分を越えるETOPS

・当該機材での120分を超えないETOPSの運航経験を1年以上有すること

・全世界的なデータに基づくIFSD率0.02／1,000時間の水準を維持できる能力を有していること

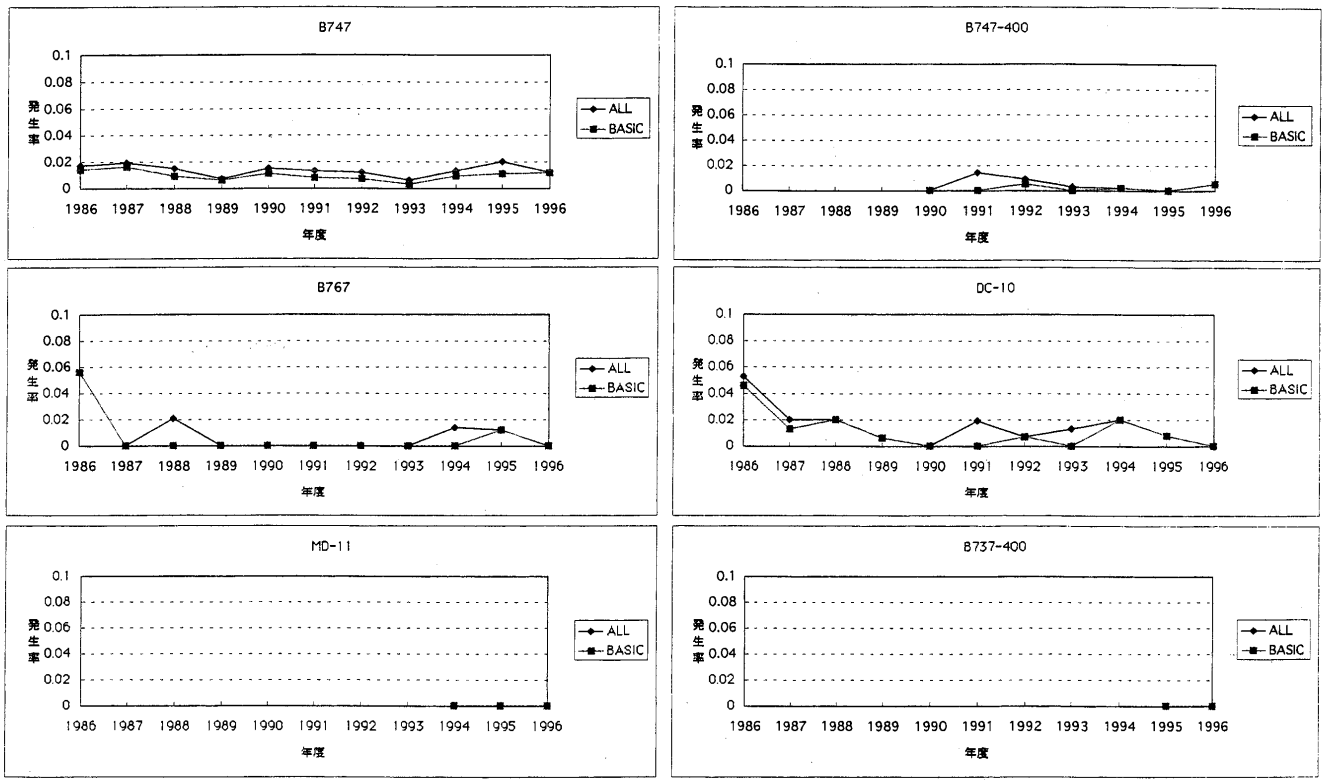
・ETOPS開始後，運航会社におけるIFSD率の12ケ月の移動平均が0.03／1000時間を超えた場合は，直ちに適切な是正措置を講じること

3.4　求められる発動機の信頼性

FAAは，最大飛行時間とそれに応じた発動機の信頼性基準を定めるに当たって，基準設定当時の過去10年間の民間の大型双発ターボファン輸送機の実績を調べたところ，IFSD率が0.02／1,000時間に達していました。FAAは，大きな母集団を有する双発輸送機の安全記録がこの数字によって支えられていると高く評価し，ETOPSの発動機にもこの水準の信頼性は不可欠として，この値を目標値として採用しました。

ただし，FAAは,250,000時間の運転実績を得た後であれば，整備対応などによる将来的なIFSD率の改善効果として0.03／1,000時間が期待できるとの理由から，0.02／1,000時間にこの値を加えた0.05／1,000時間を，ETOPS開始時点（120分を超えないETOPS）での信頼性基準として設定しています。

一方，ICAOはETOPSの検討に関する報告書の中で，事故の発生率を10^{-8}以下に抑えると想定して双発機の両発動機が飛行中に停止する確率を求めることから，ETOPSに要求される発動機の信頼性を算出しています。この計算では，120分ETOPSのIFSD率が0.05／



NOTE1:1996年度は上期まで
NOTE2:発生率は1000飛行時間当りの数値
NOTE3:ALLは機体システムに起因するIFSDを含む,BASICはエンジン本体に起因するIFSDのみ

図3－1　IN-FLIGHT SHUT DOWN発生率の推移　A社

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

1,000時間，180分ETOPSのIFSD率が0.04／1,000時間となり，FAAは米国の基準値の方が安全サイドであるとしてその妥当性を主張しています。若干の差はありますが，日本を始め多くの国はFAAの数値を採用しているようです。

図3－1～3－3に，最近10年間の主要国内航空会社の各型式機毎のIFSD率を示してます。この資料から，最近のジェットエンジンの信頼性は非常に高く，IFSD率

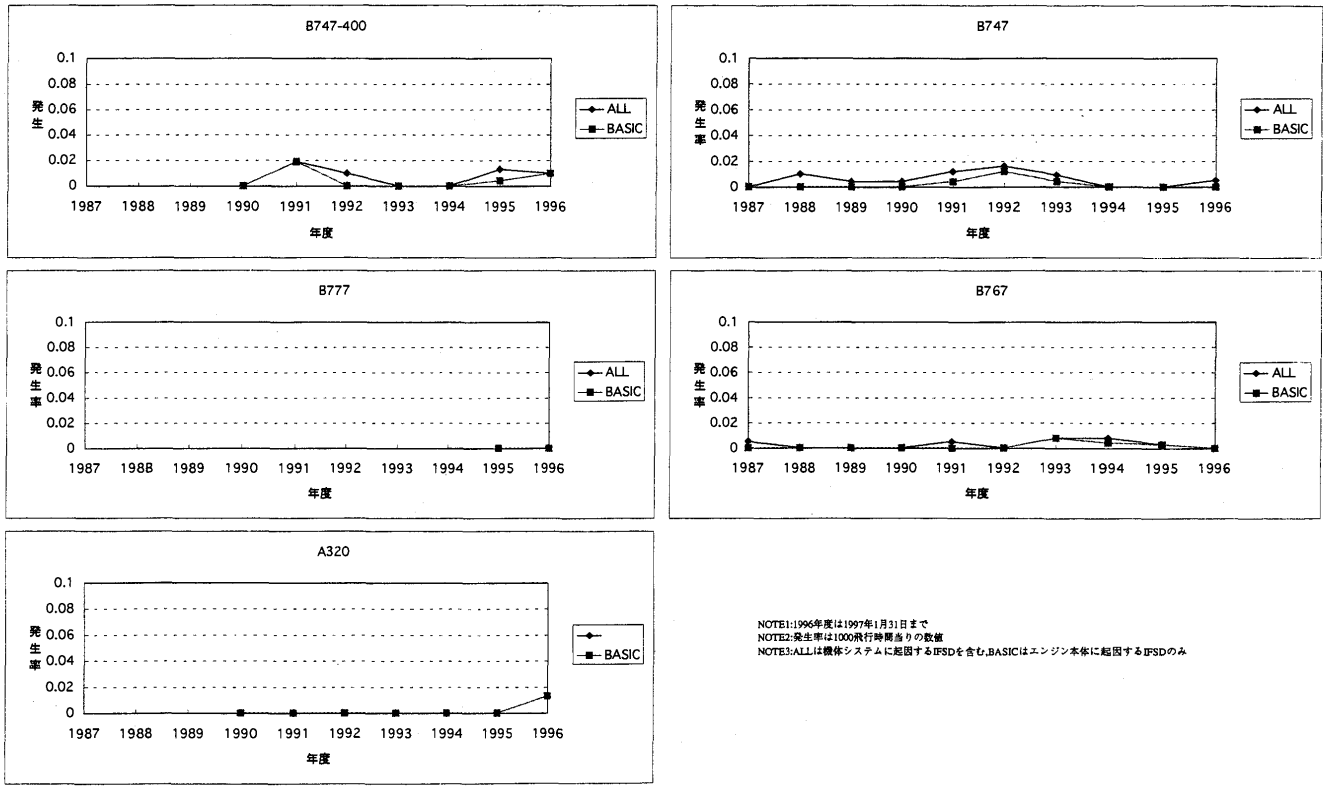


図3－2　IN-FLIGHT SHUT DOWN発生率の推移　B社

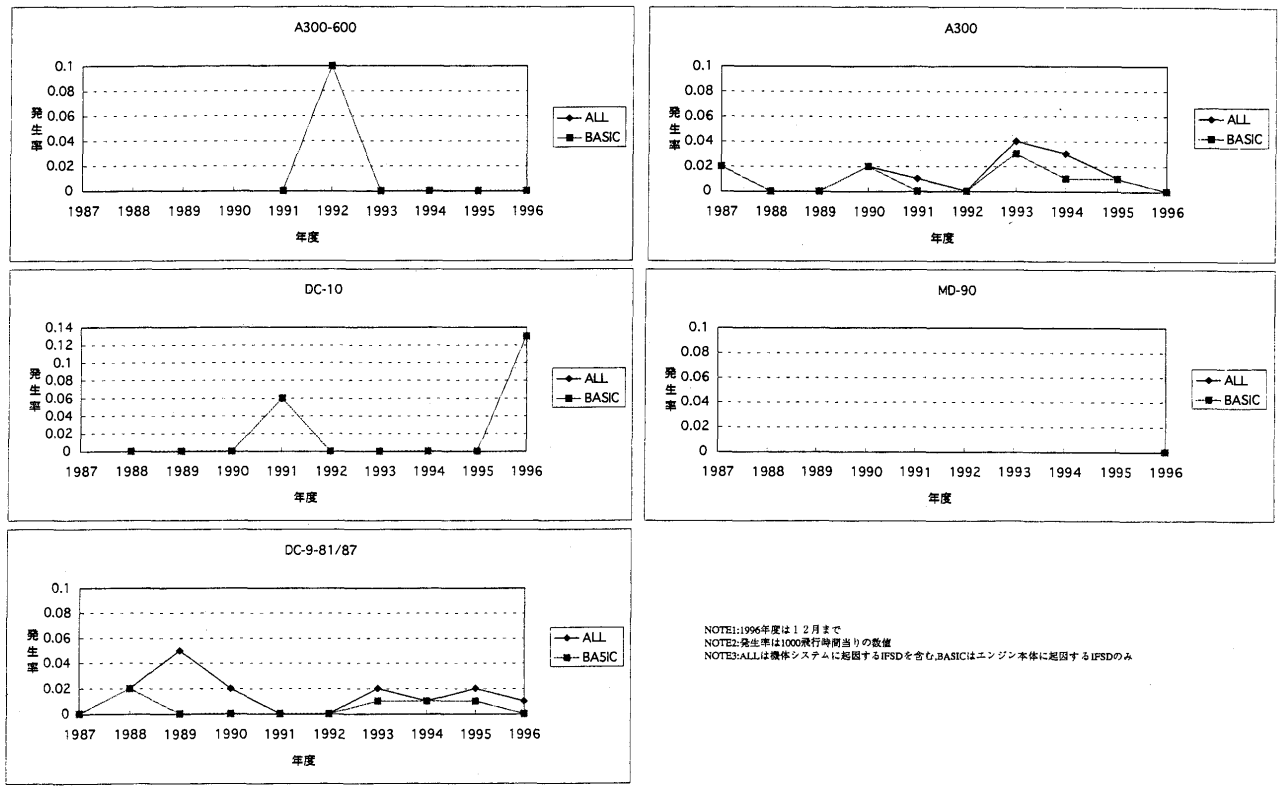


図3－3　IN-FLIGHT SHUT DOWN発生率の推移　C社

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

を0.02／1,000時間に設定したFAAの主張の妥当性が裏付けられるとともに，国内のETOPS対象機材が180分ETOPSに必要な基準を十分に満たしていることが分かります。

4．将来の課題

近年のジェットエンジンとそれを装備した航空機の信頼性の向上により，かっては考えられなかった双発旅客機で広大な洋上を越えて行く旅が，もはや特殊なことではなく，ごく一般的な空の旅として定着しています。

このような実績から，最近では，ETOPSに必要な運航・整備体制を確実に整える能力を有する航空会社については，特定の機体と発動機の組み合わせでの事前の運航経験を短縮してETOPSの承認が与えられるようになってきています。特に，最近のB777では，設計段階から様々なトラブルの可能性に対する対策が採られているため，就航時点からETOPSの型式設計承認が得られています。さらに米国の航空界では，制限時間を180分から240分に延ばそうという声も出始めており，FAA，ボーイング社などが検討を開始しているようです。

参考資料

(1) 運輸省航空局サーキュラー「双発機による長距離進出運航実施承認審査基準」

(2) 運輸省航空局サーキュラー「双発機による長距離進出運航に係わる運航体制の審査基準細則」

(3) 運輸省航空局サーキュラー「双発機による長距離進出運航に係る飛行機及び整備体制の審査基準細則」

(4) 国際民間航空条約第6付属書第1巻4.7項“Additional requirements for extended range operations by aeroplanes with two turbine power-units”

(5) 国際民間航空条約第6付属書第1巻添付E“EXTENDED RANGE OPERATIONS BY AEROPLANES WITH TWO TURBINE POWER-UNITS”

(6) 国際民間航空機関発行 Airworthiness Technical Manual Chapter 1“Systems Performance and Reliability Assessment for Extended Range Operations by Aeroplanes with Two Turbine Power-units”

(7) 国際民間航空機関発行 Continuing Airworthiness Manual Chapter 1“Continuing Airworthiness Requirements for ETOPS”

(8) 米国連邦航空規則 FAR Part 121.161“Airplane limitations: Type of route”

(9) 米国連邦航空局発行 Advisory Circular AC 120-42 A“EXTENDED RANGE OPERATION WITH TWO-ENGINE AIRPLANES (ETOPS)”

(10) 英国航空局発行 CAP 513“Extended range twin operations (ETOPS)”

(11) 欧州Joint Aviation Authorities発行 INFORMATION LEAFLET No. 20“Temporary Guidance Material for Extended Range Operation with Two-Engine Aeroplanes ETOPS Certification and Operation”

(12) ボーイング社ETOPS解説資料

(13) エアバス社発行“GETTING TO GRIPS WITH ETOPS”

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

エンジン整備から見た信頼性要求

吉岡　俊彦*1
YOSHIOKA Toshihiko

1．はじめに

航空機のエンジンは構造が複雑で，高温かつ高回転で運用される厳しい装備品である。また，飛行になくてはならない推力を発生させるという観点から，最も重要な装備品のひとつである。したがって，航空機のエンジンには高い信頼性が要求されている。

現在の多くのエンジンは，いくつかの変遷を経てオン・コンディション方式という整備方式を採用しているが，これはモニタリングを中心とする信頼性の管理の上に成り立っている。そこで，航空エンジン，主として大型のガスタービン・エンジンに関して，整備の概要と信頼性改善のための手法を紹介し，ユーザの立場からメーカーへの期待等について述べたい。

2．エンジンの整備方式

さきに述べたように，現在のエンジンの整備方式は，オン・コンディション整備方式が主流となっているが，ガスタービン・エンジンが誕生してからしばらくの間は，全てのエンジンがオーバーホール方式という方式で整備されていた。しかしながら，技術の進歩に伴なって，高バイパス比のターボファンエンジンの出現とともに順次オン・コンディション整備方式になり，現在では全ての高バイパス比のターボファン・エンジンはオン・コンディション方式で整備されている。以下に，これらの整備方式について説明する。

2.1　オーバーホール整備方式

オーバーホール方式とは，その名のとおり，定期的にエンジンを総分解してオーバーホールを行う方式で，レシプロエンジンに始まりターボジェット，それから低バイパス比のターボファンまではこの方式で整備が行われている。

現在の航空法では，航空機用発動機の整備方式としてはこの方式が指定されており，日本国内においては全ての航空機用エンジンは原則としてこの方式で整備を行うことになっている。この方式では，使用実績によりオーバーホール間隔の延長が認められるため，航空各社は徐々に間隔の延長を行ってきた。また，後にオーバーホールではなく，定められた内容の重整備を行うEHM (Engine Heavy Maintenance) 方式に変更された機種もある。

日本航空が1960年に導入したダグラスDC－8型機に装着したJT 3Dエンジンや1966年に導入したボーイング727のJT 8Dエンジンは2000～3000時間から始まったが1987年に退役する時にはJT 3Dが10000時間JT 8Dが5000時間まで間隔の延長が認められていた。

2.2　オン・コンディション整備方式

しかしながら，1970年代に入り，ボーイング747のデビューとともにバイパス比が高く推力も従来のものの2倍以上もあるガスタービン・エンジンが誕生するにあたり，その整備の方式についても見直しが行われた。その結果生まれたのがオン・コンディション整備方式で，現在，大型の航空機に使用されているエンジンは，全てがこの方式で整備されている。

オン・コンディション整備方式は，その名のとおり，コンディションすなわち状態に応じて必要な整備を行う方式である。そのためには，常にエンジンの状態を把握しておく必要があり，エンジンのモニタリングシステムの充実が前提となる。

エンジンのモニタリングシステムについては，後の整備と信頼性に関する項で詳しく紹介する。

日本国内では，先に述べたように，航空法により航空用発動機に対しては，原則としてオーバーホール方式が指定されているため，オン・コンディション整備方式を採用するためには，運輸省航空局サーキュラーL－121Aに基き，発動機等整備方式指定書にてその方式の指定を受けることが必要である。

2.3　エンジン・サンプリング検査

オーバーホール方式と異なり，オン・コンディション方式では，一部の回転体に定められた部品の寿命あるいは，何らかの故障によりエンジンが取おろされるまで分解検査を実施する機会がない。このため，この整備方式を採用するにあたっては，一定時間使用した後に数台のエンジンを強制的に取おろし，分解検査を行って整備のプログラムを設定することが要求されてきた。この検査をエンジン・スレッシュホールド・サンプリング検査と呼ぶ。

この整備方式を採用するためには，エンジンメーカーに対しても，フリート全体で数台のエンジンをサンプリング検査することが義務づけられている。

最近では，エンジンの開発技術が進歩し，信頼性が更に改善するとともに，エンジンメーカーのサンプリング検査に基くメーカー推奨の整備プログラムも充実してきた

原稿受付　1998年4月1日

＊1　日本航空㈱技術部システム技術室
〒144－0041　東京都大田区羽田空港1－9－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/08.

ことから，航空会社が行うサンプリング検査は，強制取おろしではなく，何らかの理由で取おろされたエンジンで実施することが認められるようになってきた。

3．エンジンの整備と信頼性の維持

最近の航空用ガスタービン・エンジンは，その信頼性が非常に高いため，オン・コンディション方式による整備が認められており，高い信頼性を維持・改善していくことが要求されている。日本航空では信頼性管理方式と呼ぶ手法でそれを実現している。この信頼性管理方式では，航空機の状態の把握と，故障に対する処置の検討，処置の整備要目化及びその実施が基本のループとなっている。中でも，状況の把握すなわちモニタリングを的確に行うことがこの手法のもっとも重要な部分である。

エンジンの整備方式が，オーバーホール方式からオン・コンディション方式に移行できた背景には，設計や製造の手法の進歩及び材料の改善があることはもちろんであるが，もう一つの重要な要素として，以下に述べるエンジン・モニタリング手法の進歩があげられる。

4．エンジンのモニタリング

エンジンのモニタリングは多岐にわたり，その分類に明確な方法はない。ここでは，それを実施するタイミングと手法から，不具合事象のトレンド・モニタリング，定例整備時の検査によるモニタリング，潤滑油のモニタリング及び飛行中のデータによるモニタリングに分類してみた。

4.1　不具合事象のトレンド・モニタリング

モニタリングの原点は，日頃どのような不具合が発生し，それらの傾向がどうであるかを把握することである。これにより，新たな問題の発生を早期に認識し，早急に対応を図ることが可能となる。日本航空では，グループ内の航空会社も含めて現在約150機の航空機を運航しているが，軽微なものも含めると，日々発生する不具合の数は非常に多いため，MINS（Maintenance Information Network System）と呼ぶコンピュータのデータベース・マネジメントシステムを構築し，これらを管理している。

MINSにはエンジン関連専用のメニューがあり，機番，機種，エンジン・シリアル番号，不具合発生日等をキーとして，瞬時に必要な情報が取り出せるようになっている。また，予めシステム分類を指定しておくと，プログラムが自動的に分類別の不具合件数を定期的に集計し，出力するようになっている。これにより，システム別の不具合発生状況をマクロに捉えることができ，迅速な対応が可能となる。

4.2　定例整備によるモニタリング

定期的に行われる機体のA整備（約1ヵ月に1回実施）や，C整備（約1年に1回実施）等の機会にエンジンの検査も行われる。その内容は主として以下に示すようなものである。

4.2.1　ボアスコープ検査

ボアスコープ（内視鏡）を使用して，エンジンの内部を目視で検査する手法である。この手法は，初期のガスタービン・エンジンの頃から使用されているが，技術の進歩とともに，検査の精度は著しく改善している。

現在，機体の定例整備時にボアスコープによる検査を実施している部位は，タービン第1段ノズルガイドベーン，第1段及び第2段タービンブレードおよび燃焼室である（図1参照）。検査の間隔は機種により異なるが，大体1000時間から2000時間，飛行回数にして250から600飛行回数毎に実施している。図2は定例整備時のボアスコープ検査で発見されたタービンブレードの亀裂の例である。また，機種によっては，定例整備とは別に機種固有の問題を持つ部位に対し，ボアスコープを使用した特別の検査を実施しているものもある。

ボアスコープ検査の結果取りおろされるエンジンの数は年間約50台にのぼる。

4.2.2　潤滑油系統の検査

定例整備時に実施する潤滑油系統の検査には，マグネチック・プラグの検査と潤滑油フィルターの検査がある。マグネチック・プラグは250時間から1500時間毎に検査し，潤滑油フィルターは600時間から5000時間毎に検査及び交換を実施している。検査の間隔に大きな幅があるのは，設計上の問題で機種により潤滑油系統の信頼性に大きな差があるためである。

参考として図3にPW 4000エンジンの潤滑油系統を示す。また，図4にマグネチック・プラグ検査により発見された事例としてベアリングのスポールの状況を示す。

4.2.3　燃料系統の検査

定例整備時に実施する燃料系統の検査は，主として燃料ポンプのフィルターの検査で，この時にフィルターの交換も実施している。検査間隔は3000時間から4000時間である。また，機種によっては，燃料制御装置に設けられたフィルターについても合わせて検査を実施しているものがある。

4.3　潤滑油系統のモニタリング

機体の整備時に実施する潤滑油系統の検査は先に述べたとおりであるが，日本航空ではこれらに加え次のようなモニタリングを実施している。

4.3.1　潤滑油消費量のモニタリング

潤滑油の量は操縦室内に表示されるが，この表示が異常値を示した時には，既にエンジンの潤滑油系統に不具合が発生し，何らかの破損が生じている場合が多い。操縦室内の潤滑油量表示は，エンジンの出力や潤滑油の温度により変化するため，微妙な消費量の増減をみることは不可能である。

このため，航空機が到着してエンジンを止め，潤滑油を補給する際に追加した量を記録し，飛行時間とあわせてコンピュータで処理を行う。このシステムでは各エン

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

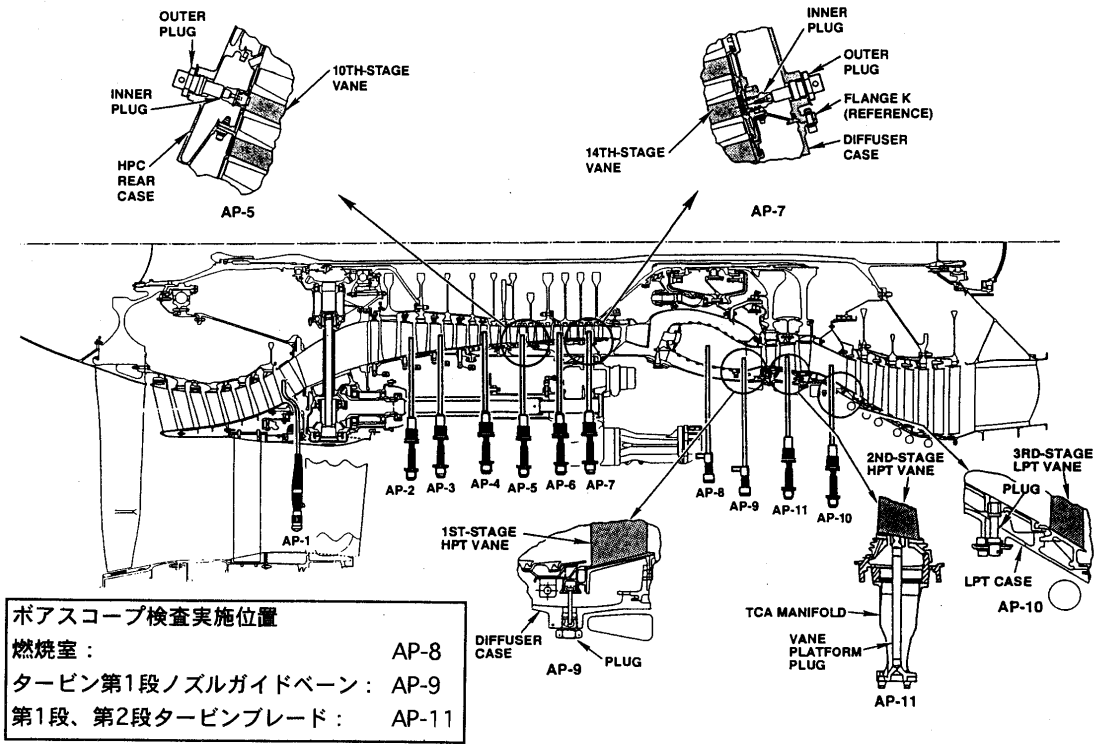


図1

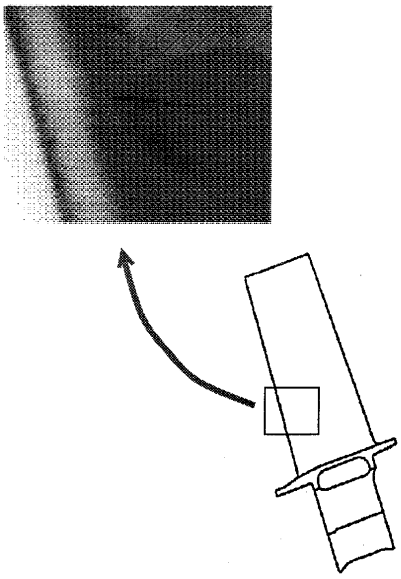


図2

ジン毎に1日に1回,1時間あたりの消費率を算出するが，同時に最近のフライトを含む最後の30時間と最後の15時間の消費率を計算することにより，消費率の変化についてもモニターしている。その結果，いずれかの値が予め設定した値を超えると警告が出されるようになっている。

計算の結果は，図5に示す書式で出力され，上記のMINSシステムのデータベースに保存され，どこからでも随時最新の状況が把握できるようになっている。

4.3.2　潤滑油の分光分析

ベアリング，シール，ギア等エンジン内部の潤滑された部分に異常が発生すると，磨耗した金属片が潤滑油中に混入する。従って，潤滑油を定期的に採取し，分光分析して，含まれる金属成分を調べることにより，それらの部品の異常を早期に発見することが可能となる。

一般的にこの手法はSOAP（Spectrometric Oil Analysis Program）と呼ばれ，日本航空では約28年前にこの手法を導入し，日常のエンジン・モニタリングに活用している。

この手法にはさまざまな利用方法があるが，日本航空では潤滑油の中の金属成分の濃度と消費した潤滑油の量から，各成分毎に累積の磨耗量を算出し，図6に示すようなグラフを出力して，磨耗の状況をモニターしている。これはディアレータ・インペラーのスプラインが磨耗してアルミニウムの濃度が上昇した事例である。本プログラムは全ての機種に適用され，一部の機種を除いて200時間毎に潤滑油を採取して分析を行っている。日本航空の1年間のエンジン使用時間が約160万時間であることを考慮すると，年間約8000回もの検査を実施していることになるが，年間数件の不具合がこのモニタリングにより未然に発見されていることを考慮すると，十分コストに見合った手法であると考る。ただし，機種によってはベアリング，シール，ギア等潤滑された部分の信頼性が非常に高いものもあり，これらについては潤滑油採取間隔の見直しや本プログラムの適用の廃止も検討している。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

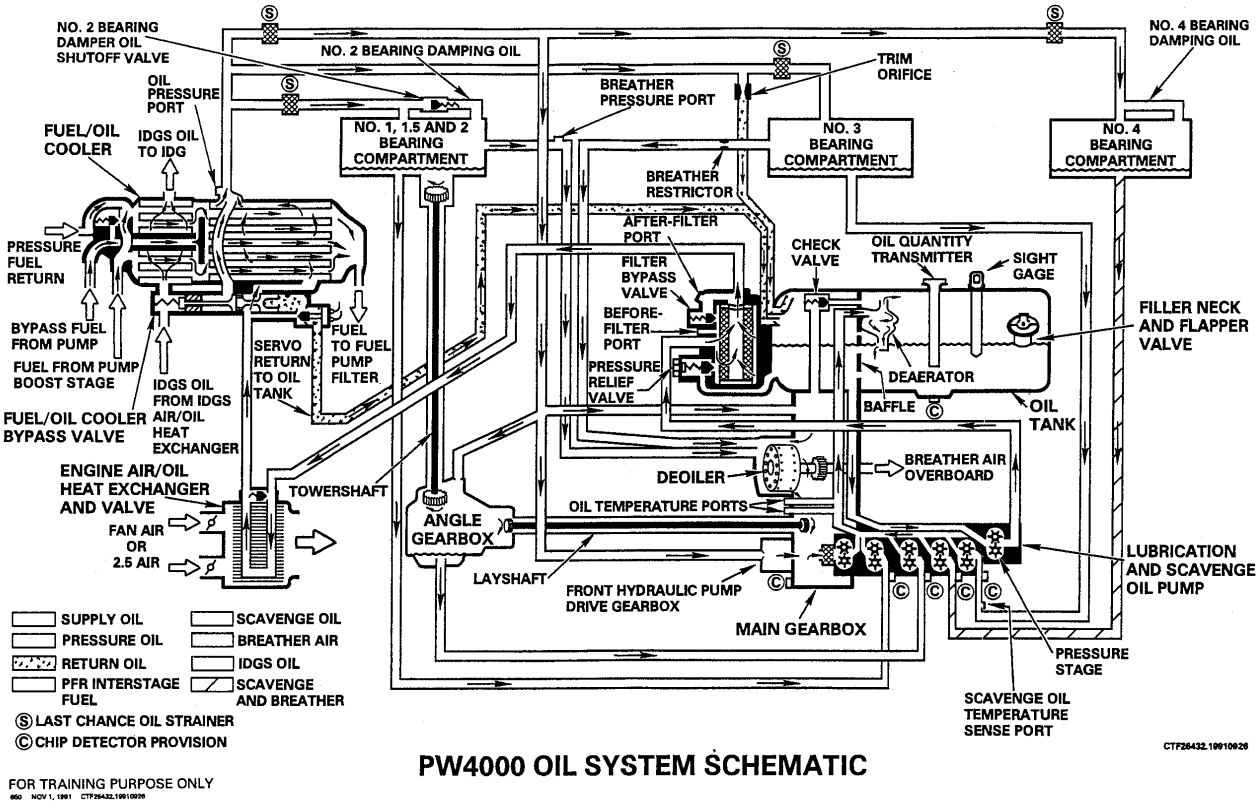


図 3

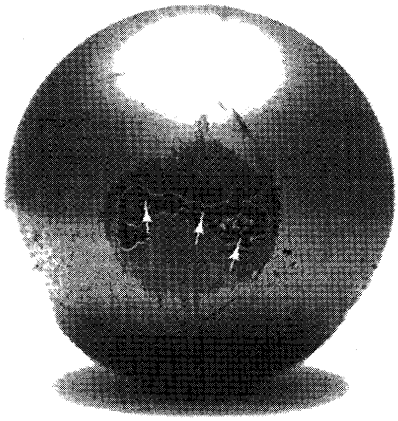


図 4

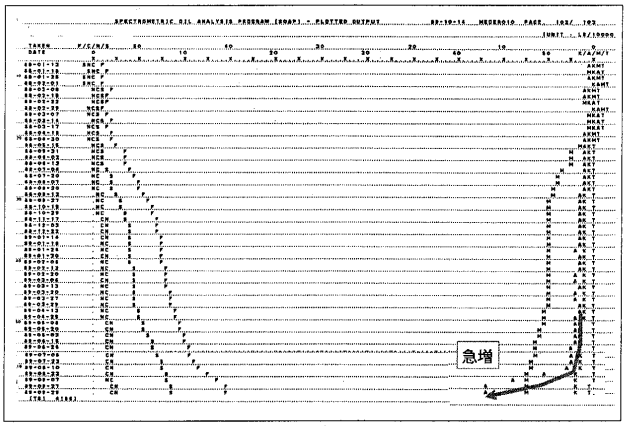


図 6

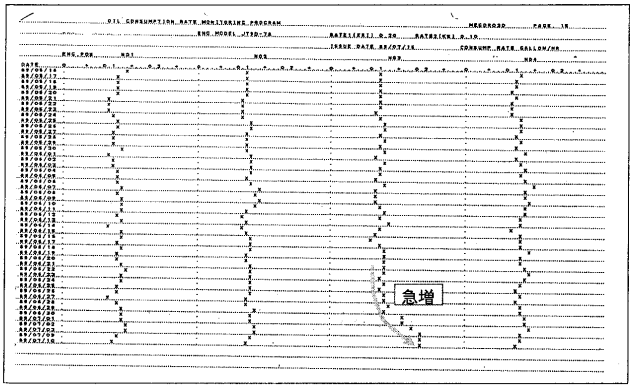


図 5

4.4　飛行中のデータを用いたモニタリング

これまでに紹介した手法は，地上で得られるデータをもとに行うモニタリングの手法であるが，飛行中に得られるデータをもとに実施するモニタリングの手法もある。

4.4.1　エンジン・パラメータのトレンド・モニタリング

巡航中の安定した状態における機速，外気の圧力，温度およびエンジンの回転数，出力，各部の圧力，温度，燃料流量等のパラメータを測定し，基準となる状態に修正して，その変化の傾向をモニターする手法をエンジン・コンディション・モニタリングと呼んでいる。

対象としている基本パラメータは，低圧軸の回転数，高圧軸の回転数，排気ガス温度，排気ガス温度マージン

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

(最も厳しい運転状態における排気ガス温度の制限値に対する余裕) および燃料流量である。計算，修正されたこれらのパラメータは統計処理が行われた後，図7に示す書式で出力される。

この手法で重要なのは，いかに安定したデータを採取するかということであるが，当初は，巡航中に乗務員が安定していると判断した時にデータ取りを行っていたが，現在では，機上のコンピュータに安定状態 (Engine Stable Condition) を判定するロジックを組み込んで，採取させている。この手法でも，データの処理を行うのは地上のコンピュータである。

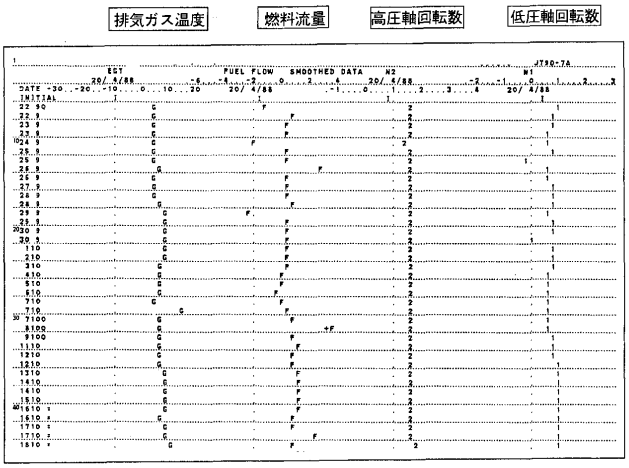


図7

4.4.2　モジュール性能モニタリング

エンジン・パラメータのトレンド・モニタリングに加え，新しい機種では巡航中の安定したデータをもとにエンジンの各モジュールの性能の変化をモニターすることができる。このモニタリング手法をモジュール性能モニタリングと呼び，日本航空では，現在約7割のエンジンに対してこのモニタリングを実施している。この手法はエンジンメーカーのプログラムをベースとしており，モニターできる内容は，メーカーにより若干異なるが主としてモジュールの効率，流量，タービンのノズル面積である。図8に出力例を示す。

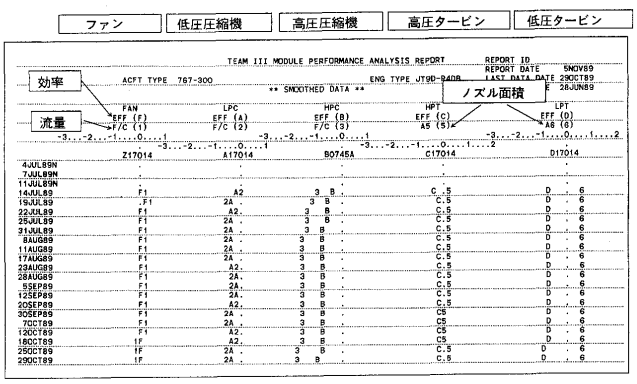


図8

エンジンの健康状態をモニターするにはエンジン・パラメータのトレンド・モニタリングでも十分であるが，故障の解析や，取おろしたエンジンの処置の決定，フリート全体の性能劣化の予測等を行う際には，この手法が有効に活用される。

4.4.3　リアルタイム・モニタリング

これまでに述べてきたモニタリング手法でも，十分なモニタリングは可能であるが，最近の2マン・コックピット機では，飛行中に生じる急激なパラメータの変化についても，モニターを行うようにしている。2マン・コックピット機は2人の乗員で安全に運航できるように設計がなされており，異常が発生するとそれがコックピットに表示され，乗務員に適切な処置を促すようになっている。しかし，それ以前に整備部門で異常を認識し，迅速で適切な処置ができるよう，独自のプログラムを開発して飛行中にも異常のモニタリングを行っている。

この手法はExceedance Monitoringと呼ばれ，飛行中のデータを記録するための AIMS (Airborne Integrated Monitoring System) あるいはACMS (Aircraft Condition Monitoring System) と呼ばれるシステムの一つの機能であるが，日本航空では，欧州の航空会社とともに世界に先駆けてこのシステムの開発を行ってきた。その結果，10年ほど前から一部の機能を実用化し，ボーイング747－400型機から全面的に運用を始め，ボーイング777型機では標準機能の一つに採用されている。

表1にボーイング747－400型機で使用している異常

表1

項目	内容
EGT Exceedance	排気ガス温度が既定の値を越えた場合。既定の値は基準値も含め3段階。
EGT Divergence	他のエンジンに対する排気ガス温度の相対値が既定の値を越えた場合。
Engine Stall	高圧圧縮機の出口圧の降下率が既定の値を越えた場合
Hung Start	始動時に高圧軸の回転数が規定の時間内に既定の値に達しない場合。
Engine Vibration	エンジン振動の値が基準値よりも低く設定した既定の値を越えた場合。
Oil Pressure Low	潤滑油圧が基準値を下回った場合。
Oil Temp High	潤滑油温度が基準値を越えた場合。
High Oil Consumption	潤滑油消費量の相対値が規定の時間を越えて規定の値を越えた場合。
Low Oil Quantity	潤滑油量が規定の時間を越えて規定の値を下回った場合。
Oil Hiding	エンジン始動前後の潤滑油量の差が規定の値を越えた場合。
High Oil Quantity	潤滑油量が規定の時間を越えて規定の値を越えた場合。
Sudden Oil Pressure Increase	高圧軸の回転数が一定で潤滑油圧の増加率が規定の値を越えた場合。
Fuel Boost Stage Pressure Low	燃料ポンプのブースト圧が規定の時間を越えて規定の値を越えた場合。
In Flight Shutdown	飛行中に燃料遮断バルブが閉じられた場合。
Nacelle Temp High	ナセル温度が既定の値を越えるか、その相対値が規定の時間を超えて規定の値を上回った場合。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

感知ロジックの一部を紹介する。これらの異常が感知されると，その状況は空地通信システム経由で地上の整備システムに送られ，当該便の到着前に処置の検討が行われる。また，故障解析のために既定の時間だけさかのぼって連続記録が行われる。

4.4.4　データの故障解析への利用

大型航空機には，フライト・データ・レコーダの搭載が義務づけられているが，先に述べたAIMSやACMSのようなシステムを搭載した機体では，それらによりさらに詳細なデータが記録されている。これらのシステムでは，離着陸中や降下開始時，また前項のExceedance発生時には連続記録を行うようになっており，不具合発生時の原因究明に役立っている。

対象となるパラメータは，747－400の場合では約500もあり，磁気テープや磁気ディスクに記録されて地上の解析用コンピュータ・システムで処理される。このシステムでは，任意のパラメータを指定して記録されたデータの必要な部分をグラフ化できるようになっている。

また，4.4.1.項で紹介したエンジン・パラメータのトレンド・モニタリングに用いるデータもこのシステムによって記録されている。

5．エンジン・メーカーへの期待と要望

信頼性の観点からエンジンを評価する場合，IFSDR（In Flight Shut Down Rate）すなわち空中停止率と，URR（Unplanned Engine Removal Rate）すなわち故障取おろし率がその指標として通常用いられる。

いずれの指標値も技術の進歩とともに著しく改善してきたが，特に空中停止率の改善は顕著で，ボーイング747型機が誕生したころは1000時間あたりの発生率が0.4もあったものが，最近では新機種でも就航当初から0.01程度のものが多い。

このように信頼性が改善した背景には，まず設計技術の進歩や製造技術の進歩が考えられるが，異常を早期に発見し，不具合を未然に防ぐためのモニタリング技術の進歩も大きな要素であると考えられる。従って，エンジンメーカーに対しては，設計技術と製造技術の更なる改善を望むとともに，モニタリング・システムについても新たな手法の開発を検討していただきたい。

777型機の開発の中で，ボーイング社はサービスレディという考えを打ち出してきた。これは，開発時に十分な検討と試験を行い，就航時には十分満足のできる信頼性を確保しようというものである。この背景には過去の機種において，就航当初は問題が多く，使用しながら改善してきたものが多かったという経緯がある。エンジンに関して言えば，空中停止率という観点からは良好な成績を収めているが，故障取おろしの原因となる様々な問題に対しては，サービスレディの考えに基く取り組みが十分機能していないと思われる。早急にこれらの問題を解決し，サービスレディのエンジンを提供してくれることを期待する。

6．信頼性から見たエンジンの選定

整備費用，整備性とならんで信頼性はエンジンを選定する際に最も重要な要素の一つである。当然ながら信頼性を改善することにより安全性も向上する。また，信頼性の高いエンジンは整備コストも低くなるはずであり，故障による引き返しや，便のキャンセルによる損失も少なくなる。従って，導入しようとする機種の信頼性を正しく予測することは，エンジン選定において極めて重要な作業である。

新しい機種の信頼性の予測は，まずメーカー別，推力別に過去のエンジンの導入当初から現在までの信頼性指標値の推移を調べることから始める。そして，圧力比やタービン入り口温度の違いにより，それらを補正し，その傾向を把握した上で対象とする機種の信頼性指標値を予測する。また，整備性の改善点も，信頼性の改善を予測する上で重要なポイントとなる。過去の経験から，新たに設計された機種は派生型の機種と比べて，就航当初は信頼性が低い傾向があるが，最近ではそれがあまり顕著ではなくなったように思われる。また，派生型はベースとなる機種の実績により問題点のデバッグがなされていると同時に，未解決の問題がそのまま引き継がれている可能性があることにも注意が必要である

7．おわりに

エンジンの整備と信頼性について，紹介ならびに航空会社として考えるところを述べた。エンジンの信頼性は，既にほぼ満足できるレベルまで改善しているとはいえ，今後さらに航空需要が拡大し，総飛行時間および飛行回数が伸びるであろうことを考慮すると，完全を目指してさらに信頼性を改善していくことが必要である。航空会社として，完全な整備を行い不具合の発生を最小限にとどめなければならないことは言うまでもないが，ハードウエアの不具合を改善していくループの重要な一員であることを認識し，今後ともメーカーともに安全性と信頼性の改善に努めていきたい。

参考文献

(1)　United Technologies, Pratt & Whitney, PW 4084 Training Manual

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

論説◆解説

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

エンジン開発における信頼性の確認

井上　利昭*1
INOUE Toshiaki

キーワード：Aircraft Engine, Airworthiness, Reliability

1．まえがき

航空機に搭載されるエンジンは高空を高速で飛行する運航形態から高い信頼性が要求される。就航開始前にその信頼性を確立するため，前段階の設計作業から実際のエンジンを使って行う運転試験等で実証する確認作業の概要を民間航空機用エンジンの開発を例として紹介する。

2．準拠基準

民間航空機が準拠すべき規定は国毎に定められている。その代表的なものにアメリカ航空局（FAA）の耐空性基準（FAR）やヨーロッパ諸国のEECを主体とした19ヶ国共同（JAA）で定めた耐空性基準（JAR）がある。我が国では運輸省航空局が定めた耐空性審査要領他がある。（参照：表1　耐空性基準）

ここではV2500やCF34－8Cエンジンの開発で申請した経験のあるFARに準拠した開発作業と信頼性の確認行為について述べる。

2.1　耐空性基準

FARは人を乗せて空を飛行する全ての飛行体の設計・製造から運航まで全ての場面を総合的に規定している。手順を定めたPart 21とエンジンおよびそれを搭載する輸送機に関連する代表的な基準にエンジンを直接規制するPart 33やエンジンが主体的に関わるPart 34のEmission，Part 36のNoiseおよびPart 25の輸送機および運航に関するPart 121がある。

表1　耐空性基準

	地域	監督官庁	法規	申請機種－エンジン／機体の例
	ＪＰＮ	ＪＣＡＢ	耐空性審査要領他	
	ＵＳＡ	ＦＡＡ	ＦＡＲ	Ｖ２５００－Ａ１／Ａ５／Ｄ５
				ＭＤ９０
				ＣＦ３４－８Ｃ
※	Europe	ＡＡＳＣ	ＪＡＲ	Ａ３２０／３２１／３１９
	Canada		ＡＷＭ	ＣＲＪ－７００

ＪＣＡＢ：Japan Civil Aviation Beauraw（運輸省航空局）
ＦＡＡ；　Federal Aviation Administration（連邦航空局）
ＦＡＲ；　Federal Aviation Regulation（連邦航空規制）
ＡＡＳＣ；Airworthiness Authorities Steering Committees
ＪＡＲ；　Joint Airworthiness Requirements
※Austria,Belgium,Denmark,Finland,France,Germany,Italy,Netherlands, Norway,Sweeden,Switzerland and United Kingdom 他 合計19ヶ国

2.2　認定の手順

その中で製品の認定を行う手順を定めたPart 21の骨子を以下に紹介する。

FAR part 21－Certification Procedures for Products and Parts

Subpart A－General

適用範囲，不具合・故障・欠陥の報告義務を規定。

Subpart B－Type Certificates（TC）

一般に設計・製造品質が個々の製品の耐空性要求（輸送機;Part 25，エンジン;Part 33　他）を満しているかを審査される。そのためType Design（製造図，規格類，材料と加工工程の情報および耐空性要求を継続して満足させるための制限を受ける部分を示す指示書を含む），実験報告書と計算書を提出しなければならない。また耐空性の制限を受ける部分の維持管理のための整備マニュアルを提供しなければならない。

Subpart D－Change to Type Certificates

Type Certificationに対する変更をエンジンその他の機能に影響を与えるもの（Major Change）と与えないもの（Minor Change）に分けて各々について承認方法を規定し，更にPart 39で耐空性改善命令が発行された場合は設計変更などを行わなければならない。

Subpart G－Production Certificates（PC）

量産用の製品を製造する場合Type Certificationを受領した時と同等の品質の製品を製造し続けるための確立され，持続できる品質管理システムを保有していることを実証して製造認可（Product Certificate）を受ける必要がある。製造者はType Designを満たし安全な運航状態にあることを確実にするための検査とその試験方法を記述したデータとそれらの品質管理の役割の関係と責任範囲を示す組織図や素材・購入品・組立品等の検査方法と受け入れ基準などを提出しなければならない。

この手順に従い，当協会（JAEC）はV2500エンジンではIAE（International Aero Engines AG）の下で日本のエンジンメーカー3社（IHI/KHI/MHI）と共に開発に参画しTCとPCを取得した。

また，現在GE社と共同開発中のCF34－8Cエンジンでもこの TC/PC取得に向けて開発が進行中である。

原稿受付　1998年3月30日
＊1　㈶日本航空機エンジン協会
〒105－0001　東京都港区虎ノ門3－2－2　第30森ビル

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

2.3　エンジンに対する要求基準

FAAがエンジン設計にTCを発行するために型式設計(Type Design)の審査を行うFAR Part 33 Airworthiness Standards: Aircraft Enginesの構成を表2に示す(ピストンエンジンの規定Subpart CおよびDは省略)。

3．エンジン開発[1]

民間航空機用エンジンの開発はFAAの承認を受けるために申請することで正式に始まる。

エンジンの開発とは，通常，耐空性基準への適合性を評価されるTC取得までの期間とTC取得後の3年間程度を掛けて開発段階での安全性の実証が正しかったことを実際の運航の過程で確認し必要に応じて設計にフィードバックして設計手法を確立するPost Certificationと称する期間をいう。これらの期間に民間航空機のパワープラントとしての健全性を効率良く確認することが求められる。

3.1　Type Certification（TC）の取得

新しいエンジンがPart 33の耐空性基準の要求に合致することを証明する必要がある。先ず，申請を受けたFAAがPreliminary Type Boardを召集して，メーカーは新しいエンジンモデルとFARの個々の要求に対する適合性の証明方法を説明する。エンジンの設計がFAR 33の要求を満足することを示すためには以下の方法で実証する必要がある。

適合証明方法

a. 実エンジン試験
b. 実部品を使った要素（リグ）試験
c. 過去に承認された設計との類似性
d. 解析，または上記方法の併用

これらの適合の方法の選択はエンジンメーカーとFAAの間の協議で決められる。V2500エンジンの開発時にPart 33の各項目に対応して上記実エンジン試験，リグ試験，要素試験および解析による実証方法の選択例を表－3に提示した。個々の試験に対してFAAが承認を与えるまでの審査の手順を図1に示す。

3.2　エンジン試験（Engine Tests）

FAR Part 33のsubpart Fで実エンジンによる各種試験が要求されている。これらの試験を行うため，申請するエンジンの運用限界内での作動状態を把握し，評価の対象となる部位が最も厳しくなる作動条件を特定する。この条件を特定するため，エンジン内部の応力分布や金属温度分布の確立した解析手法が求められる。これらの手法の妥当性を証明するためにも実機エンジン試験が必要になる。これらの中で代表的なエンジン試験を下記に紹介する。

3.2.1　耐久試験

FAR 33.87で要求されている耐久試験（Endurance Test）は図2の6 Hrサイクルを25回繰り返す。この試験では推力・排気ガス温度・高圧系／低圧系のシャフトの回転数を各々最大許容値に設定することを求められる

表2　Part 33 Airworthiness Standards: Aircraft Engines

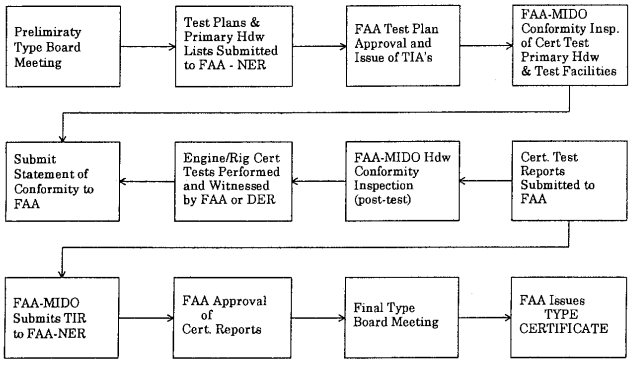
SECTION NUMBER	TITLE
	SUBPART A
	GENERAL
33.1	APPLICABILITY.
33.3	GENERAL.
33.4	INSTRUCTIONS FOR CONTINUED AIRWORTHINESS.
33.5	INSTRUCTION MANUAL FOR INSTALLING AND OPERATING THE ENGINE.
33.7	ENGINE RATINGS AND OPERATING LIMITATIONS.
33.8	SELECTION OF ENGINE POWER AND THRUST RATINGS.
	SUBPART B
	DESIGN AND CONSTRUCTION; GENERAL
33.11	APPLICABILITY.
33.14	START-STOP CYCLIC STRESS (LOW-CYCLE FATIGUE).
33.15	MATERIALS.
33.17	FIRE PREVENTION.
33.19	DURABILITY.
33.21	ENGINE COOLING.
33.23	ENGINE MOUNTING ATTACHMENTS AND STRUCTURE.
33.25	ACCESSORY ATTACHMENTS.
33.27	TURBINE, COMPRESSOR, FAN, AND TURBOSUPERCHARGER ROTORS.
33.28	ELECTRICAL AND ELECTRONIC ENGINE CONTROL SYSTEMS.
33.29	INSTRUMENT CONNECTION.
	SUBPART C
	DESIGN AND CONSTRUCTION: RECIPROCATING AIRCRAFT ENGINES
	省略
	SUBPART D
	BLOCK TESTS: RECIPROCATING AIRCRAFT ENGINES
	省略
	SUBPART E
	DESIGN AND CONSTRUCTION: TURBINE AIRCRAFT ENGINES
33.61	APPLICABILITY.
33.62	STRESS ANALYSIS.
33.63	VIBRATION.
33.65	SURGE AND STALL CHARACTERISTICS.
33.66	BLEED AIR SYSTEM.
33.67	FUEL SYSTEM.
33.68	INDUCTION SYSTEM ICING.
33.69	INDUCTION SYSTEM.
33.71	LUBRICATION SYSTEM.
33.72	HYDRAULIC ACTUATING SYSTEMS.
33.73	POWER OR THRUST RESPONSE.
33.75	SAFETY ANALYSIS.
33.77	FOREIGN OBJECT INGESTION.
33.79	FUEL BURNING THRUST AUGMENTOR.
	SUBPART F
	BLOCK TESTS: TURBINE AIRCRAFT ENGINES
33.81	APPLICABILITY.
33.82	GENERAL.
33.83	VIBRATION TESTS.
33.85	CALIBRATION TESTS.
33.87	ENDURANCE TESTS.
33.88	ENGINE OVERTEMPERATURE TEST.
33.89	OPERATION TEST.
33.90	INITIAL MAINTENANCE INSPECTION.
33.91	ENGINE COMPONENT TESTS.
33.92	WINDMILLING TESTS.
33.93	TEARDOWN INSPECTION.
33.94	BLADE CONTAINMENT AND ROTOR UNBALANCE TESTS.
33.95	ENGINE-PROPELLER SYSTEMS TESTS.
33.96	ENGINE TESTS IN AUXILIARY POWER UNIT (APU) MODE.
33.97	THRUST-REVERSERS.
33.99	GENERAL CONDUCT OF BLOCK TESTS.
APPENDIX A INSTRUCTIONS FOR CONTINUES AIRWORTHINESS.	

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

表3　V2500 Certification Programme Requirements

FAA Test/Certification Plan Attachments	Reference FAR paragraph (FAR-33-10)
I ENGINE TESTS	
A Rated Thrust(150hr)	33.87
B Max Exaust Gas Temp(150hr)	33.87
C Max Low Rotor (N_1)(150hr)	33.87
D Max High Rotor (N_2)(150hr)	33.87
E Initial Maintenance Inspection (2000Cycles)	33.90
F Sea Level Operation	33.65, 73, 89
G Altitude Operations	33.65, 73, 89
H1 ・HPC Rotor Stress	33.83
H2 ・HPT Rotor Stress	33.83
I Engine Overtemperature	33.88
J Fan Blade Containment and Rotor Unbalance	33.19, 94
K1 ・LPT Rotor Stress	33.83
K2.1 ・Fan Strain Gauge	33.83
K2.2 ・LPC Rotor Stress	33.83
L Foreign Object Ingestion	
L1 ・Medium Bird Ingestion	33.77
L2 ・Large Bird Ingestion	33.77
L3 ・Water Ingestion	33.77
L4 ・Hail Ingestion	33.77
L5 ・Ice Slab Ingestion	33.77
H Icing	33.68
N False Start	33.87
O Bleed Air Quality	25.831
P Sea Level Cooling (Lube System)	33.21
Q Altitude Cooling (Lube System)	33.21
R Reverser	33.97, 25.933, 934, 939
II RIG TESTS	
S Disk/Drum Overspeed (Representative Stage)	
S1 ・FAN	33.27
S2 ・LPC	33.27
S3 ・HPC	33.27
S4 ・HPT	33.27
S5 ・LPT	33.27
T Blade Vibratory, Fatigue (Representative Stage)	
T1 ・Fan	33.15, 83
T2 ・LPC	33.15, 83
T3 ・HPC	33.15, 83
T4 ・HPT	33.15, 83
T5 ・LPT	33.15, 83

FAA Test/Certification Plan Attachments	Reference FAR paragraph (FAR-33-10)
III COMPONENT TESTS	
U1 Fuel System Components	33.67, 91
・Electric Engine Control	
・Software	
・Hardware	
・Fuel Control Unit	
・Fuel Pump and Filter	
・EEC Alternator	
・Fuel Distribution Valve	
U2 Miscellaneous Components	33.67, 91
・N_1 Pickup	
・P_2/T_2 Probe	
・Active Clearance Control Valve	
・Station 2.5 Bleed Actuator	
・Stator Vane Actuator	
・Turbine Cooling air Valve	
・Starting Bleed Valve	
V1 Gear Box Endurance	33.25, 87
V2 Oil Tank	33.71
W Lubrication System Components	33.91
・Fuel Oil Cooler	
・Bypass Valve	
・Air-Oil Cooler	
・Air Valve	
・Solenoid Valves	
・45cavenge Valve	
・Oil Pump Module	
X Ignition System Components	33.91
・Exciters	
・High Tension Leads	
・Ignitors	
IV ANLYTICAL REPORTS	33.17, 62, 75
Y Summary Compliance	33.1, 3, 11, 61, 81
Engine and Component Manuals, Installation and Operating Handbook	33.4, 5
* Installation Load and Electrical Drawing	33.23
* Maintenance Document	33.4
* Stress Analysis	33.14, 62
* Life Limited Part Summary	33.14, 62
* Engine Safety Analysis	33.17, 75
Fire Prevention	33.17, 71, 75
* Control System Safety Analysis	33.75, 33.67
New Material/Process	33.15
Z Smoke/Gaseous Eaissions	SFAR No.27
V NACELLE COMPLIANCE	part25



NER　: New England Region　　TIA　: Type Inspection Authorization
MIDO : Manufacturing Inspection District Office　　DER　: Designated Engineering Representative

図1　エンジン型式承認の手続

ので場合によっては条件設定のために複数回の試験が必要になる。また，ギア・ボックスは機体の装備品の負荷を最大にすることが難しい場合には単体の要素試験を行うことになる。

3.2.2　IMI（Initial Maintenance Inspection）試験

FAR 33.90で要求のエンジンの完成度を総合的に評価し，最初の整備点検を実施するまでの時間を決めるために，FAAが承認した実際の運航状態を模擬したサイクルで耐久試験を行う。分解検査の結果，整備マニュアルで規定した許容限界内で合格すればFAAが認定した時間をもって最初の点検間隔が設定できる。

3.2.3　振動試験

FAR 33.83で要求される振動試験はローター系の有害な振動特性がないことを確認すると共に動静翼の振動応力を計測する。特に最大回転数の域外にある共振点に

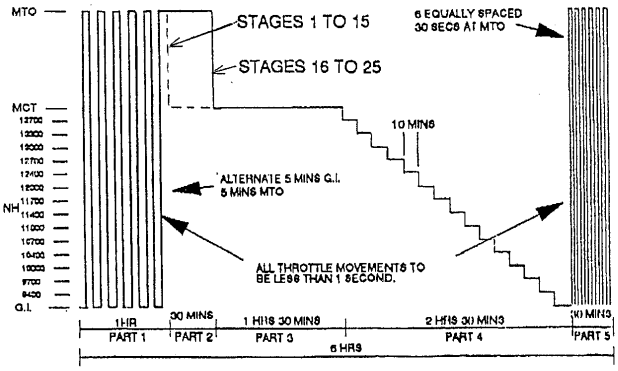


図2　150時間耐久試験サイクル

ついてはエンジン部品の不具合等で作動範囲内に共振点が低下して来ないか詳細な吟味を求められる。また，エンジン外部に装着された補機・配管・配線類は別途共振の有無を詳細に確認するためにエンジン全体を加振機に乗せてストロボライトで確認する。

3.2.4　ファンブレード・オフ試験（Fan Blade Containment and Rotor Unbalance）

FAR 33.94で要求されているContainment試験はケーシング強度に対して動翼で最も飛散エネルギーの大きい段のブレードで実施し，さらに飛散後のローターのアンバランスによるエンジンマウント等への影響が最も大きい位置で飛散させることが求められる。

従って，一般的には最も重いファンブレードを爆薬で飛散させる試験が行われ。

3.2.5　異物吸い込み試験（Foreign Object Ingestion）

FAR 33.77で要求されている異物吸い込み試験では運航中にエンジンが吸い込む可能性のある鳥・氷・雹・雨（水）などを対象とした試験が行われる。この中で鳥についてはLarge Birdでは1.8 kg（4 lb）をMedium Birdsでは0.68 kg（1.5 lb）の鳥について規定されているが，運航中の被害実績からもっと大きい鳥にも対応できるように規定は改定中で，エンジン入り口面積によってはLarge Birdsでは2.72 kg（6 lb）または3.63 kg（8 lb），Medium Birdsでは1.13 kg（2.5 lb）と0.68 kg（1.5 lb）の組み合わせでの実証試験を要求される。なお，これらの鳥の打ち込み位置は解析によってもっとも厳しい位置を申請し，そこに打ち込むことを要求される。

3.3　リグ試験（Rig Tests）

エンジン全体では作動条件を模擬できないものや計測が困難なものでは対象となる部分の部品を取り出して局部的な試験を行うことが出来る。FAR 33.27のローターの健全性を実証するために許容最大回転数に対して15%の余裕を持っていることを実証するために最も厳しい条件のローターを解析で特定すると同時にその妥当性を示すために該当するローターで残留歪みが確認できるまで回転数を段階的にあげて試験を行う。

また，回転翼類に使った材料の機械的強度や振動特性の把握と共に解析による疲労寿命の妥当性を実証するた

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/02.

めに代表的な翼を使って振動疲労試験を行う。これらの翼には運航中に異物の吸い込み等で発生が予想される打痕を模擬した打ち傷を最も厳しい箇所につけて行われる。

3.4　要素試験（Component Tests）

油圧ポンプや発電機等のエンジン装着補機類など単独で機能する部品では最大負荷状態を再現することが容易なため単独で試験を行うことが出来る。

3.5　解析（Analytical Reports）

FAAが過去のエンジンでの実証作業で認めた解析手法を使った類似の解析によってエンジンの健全性を実証することが出来る。しかし，FAAは通常その手法の妥当性を検証するために代表的な部位での実機試験を併せて要求することが多い。

なお，構造強度解析の基礎をなす材料強度データは過去に実績のある十分信頼性のあるものを使う必要がある。

3.6　材料・加工工程

材料については，材料特性を厳密に再現するため材料スペックを定め，そのスペックに合致していることを保証する仕組みを確立する。実際の加工に使う材料が素材の各部分で解析に使った材料データを決められた加工工程で再現できていることをMPA（Material Properties Assessment）やSSPP（Source Substantiation Program Plan）と称する手続で実体から切り出した試験片を使った試験を行い，確認しその加工工程を凍結する。部品の加工工程も同様に管理し，その後の長年にわたる生産時の品質を維持する仕組みを確立する。

また，過去に航空機の部品として使用実績のない材料についてはNew Materialとして材料スペック，使用環境，設計評価計画と共に膨大な取得データから統計処理したデータを添付してFAAに申請し承認を得なければならない。

3.7　TC/PC　の認定

以上の各種確認作業の後，エンジンが要求事項を満たして安全に運航できることを各々Reportにまとめて FAAへ提出し，Final Type Boardで承認の後TC/PCが授与される。

4．エンジン信頼性指標[2]

公共輸送手段として提供される民間輸送機では安定した運航を約束するためにその基盤となる安全運航を実現するための検討を行う。

不具合の発生確率と安全運行への影響度に対するJARの判断例を以下に示す。

<u>発生確率のランキングとその影響度</u>

（Failure Probability Ranking）

Frequent　—　Minor

ある型式の航空機1機を考えたとき，数回発生すると判断される確率。10^{-3}件／飛行時間以上の発生確率

Reasonably Probable　—　Minor

ある型式の航空機1機を考えたとき，そうしばしばではないが，その機体寿命の内には数回発生する程度の確率。10^{-3}～10^{-5}件／飛行時間

Remote　—　Major

ある型式の航空機1機の寿命の内には発生しそうにないが，その型式の航空機全体では総寿命の中では数回発生する程度の確率。10^{-5}～10^{-7}件／飛行時間

Extremely Remote　—　Hazardous

ある型式の航空機の総寿命時間内には発生しそうにないが，発生する可能性が残っていると見なされる場合。10^{-7}～10^{-9}件／飛行時間

Extremely Improbable　—　Catastrophe

故障が発生するとは考える必要のない程度の発生確率。10^{-9}件／飛行時間以下

4.1　エンジン信頼性指標の設定

まず，エンジンが搭載される航空機全体での安全性を一般の公共輸送機関と同等以上のものにするため，前記の判断例から，死亡事故の発生確率を1×10^{-9}以下に押さえる目標として，エンジンの信頼性指標のミニマム要求値を設定する。

ミニマム要求値と達成目標値の例を表4に示した。

4.2　エンジン部品へ寿命の割付

このエンジン指標を達成するためにエンジンの構成要素（モジュール）に故障確率を割り付けていき，さらに，全ての構成部品の要求寿命にまで展開する。

ガイドラインとして同様な型式のエンジンの過去の実績から主要構成要素が信頼性指標へ与える影響の度合は表5のようになっており，各々のワイブル確率によるモジュール寿命（B10寿命・10%が故障する確率）と分布を図3の様に割り付ける。さらに，各要素の主要構成部品の部品寿命と共に修理可能な部品については修理を必要とするまでの寿命の目標値を図4に割り付ける。

4.3　故障モード・影響解析

一方，全ての構成部品について故障モード・影響解析（FMECA）を行い破損モードの洗い出しを行う。さらに，個々の部品の破損による連鎖を確認するため故障の樹解析（FTA－Fault Tree Analysis）を行う。この結果から信頼性指標を算定し，目標の指標値を達成するために，必要に応じて個々の破損の連鎖をどの段階で検知できるか，または，その連鎖を阻止できるかを判定し安全性解析を行う。更にこれらの結果および故障の検知の前提条件を実現するためにMSG－3（Maintenance

表4　エンジン信頼性指標

		ミニマム要求値	達成目標値
IFSD（飛行中エンジン停止）*)	≦	0．02件	0．005件
SVR（工場搬入率）*)	≦	0．2　件	0．1　件
UER（計画外エンジン取り卸し率）*)	≦	0．1　件	0．1　件
Dispatch Reliability（定時出発率）（エンジンに起因して15分以上の遅れ）	≧	99．9%	99．95%

注 *）　1000飛行時間当たり

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

表5　Contribution of Major Element to Reliability

Fan / L. P. Compr.	4%
Intermediate Case	11%
H. P. Compr.	18%
Comb.	27%
H. P. Turb.	19%
L. P. Turb.	5%
External Gear Box	1%
Accesories	15%

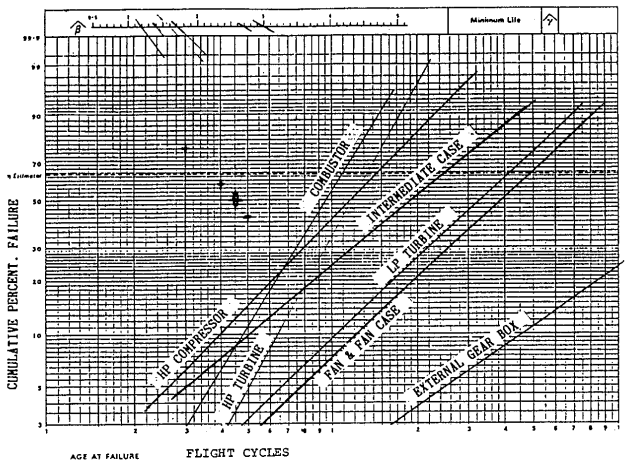


図3　モジュール寿命の影響

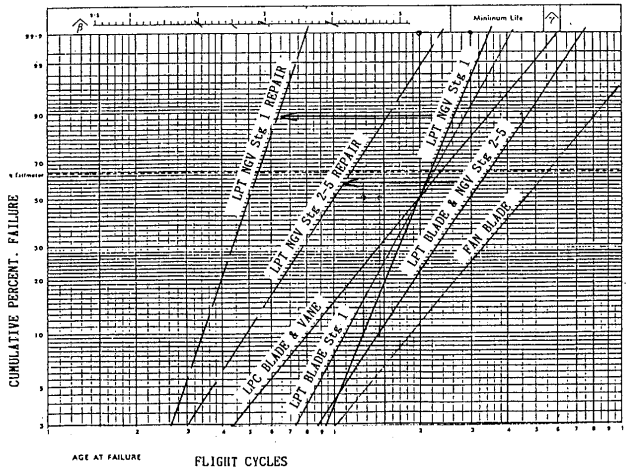


図4　部品の目標寿命

Steering Group が第3次整備技法として定めた手法）の手順に従って必要な整備作業を規定する。

これらの解析の考え方とその展開は以下のようになる。

DETAIL FMEA の目的

対象；エンジンの全部品

原則として分解可能な範囲で最も細かいレベルで実施

目的；

1）発生する可能性のある不具合を識別する

2）不具合の発生及び進展に伴うエンジンへの影響を明確にする

3）不具合の発生及び進展を防止，またはその確率を減らす方法及びエンジンへの影響を軽減する方法を明確にする

4）不具合の発生する確率，重要性を明確にし，許容可能か否かを評価する

5）必要な整備活動を明確にする（MSG－3）

6）コックピットへの指示の可否を明確にする

解析の流れ；

FMEA　→　FTA　→　Safety Analysis

上記解析の結果，個々の部品の不具合が飛行の安全に及ぼす影響の度合いにより部品の管理水準を決める目安となる格付けを行う。

部品の格付け（Classification）

Critical Item

故障の影響が Hazardous（飛行機の乗員・乗客の一部が重傷を負うか死ぬような危険な状態になる）で，製造の管理を行うことで故障の発生確率を許容できる水準まで下げている場合を言う。

Critical Group A Item

上記 Critical Item の内で，回転する部品でサイクル寿命制限のある部品を言う。

Sensitive Item

Critical ではないが，その故障がエンジンの性能，信頼性，運用コストに大きく影響し，供給元や製造方法の管理によって故障の発生確率を下げる必要のある部品を言う。

4.4　エンジン信頼性指標の確認

上記デスクワークで算定した信頼性指標が実際のエンジンで達成できていることを実証するために実際のエンジンまたは部品を使って航空機の運航状態を模擬した IMI 試験等の耐久試験を行い，エアーラインで実際に運航した場合の信頼性を予測評価して達成度を確認する。更に，運航に入ってからもエアーラインでの運航時間に先行する形で LTF（Lead The Fleet）と称する耐久試験を続けて，エアーラインでの安全運航の確認と予期しない不具合の洗い出しを行う。この耐久試験では目的別に LCF，HCF または高温部のクリープ寿命等図5に示すような運転サイクルを選定して効率良く評価する必要がある。これらの実証作業のためにエンジンを運転する合計時間は膨大なものになり V2500 の A1／A5／D5 エンジンの合計で約 25,000 時間，離着陸サイクルでは約 81,000 回に相当する。また，飛行試験機でのエンジン作動時間は約 10,700 時間に及んでいる。

4.5　エアーラインでの運航成績[3]

開発期間中に得た信頼性指標が個々のエアーラインでの実際の運航でも達成されているか確認するため，運航データを常時モニターし続ける。V2500 エンジンの現在の信頼性指標は表6に示すようにほぼ目標値を達成しているが，更に向上させるべく努力が続けられている。

5．不具合対策[4]

開発期間中（量産に入っても同様に）発生した全ての

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/02

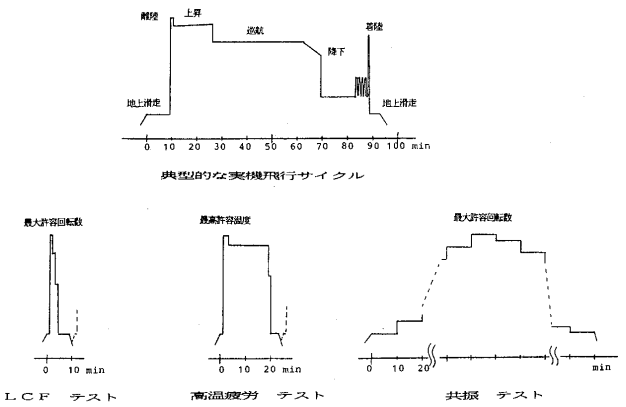


図5　エンジン耐久性評価＆確認試験サイクル

不具合は将来トラッキングが出来るように記録に残して判定・再発防止対策を取るための仕組みを設定する。

先ずは不具合記録用紙 TSF（Trouble Shooting Form）に不具合発生の事実を記録し，Safety Level を判定するために FTA で予期した不具合のロジックと対比して発生のメカニズムと安全運航への影響を確認をする。

SAFETY LEVEL

1．人命や航空機への有害な影響がない
2．安全運航に何らかの制限を課す必要がある
3．人命や航空機に影響を与える可能性がある
4．人命に影響する

また，航空機の運航への影響度は下記選別し，深刻な度合いにより対策を策定する。

IFSD　飛行中エンジン停止
IFPL　飛行中推力喪失
UER　定期外エンジン取り卸し
Minor　影響は軽微
Non　影響なし

以上の作業から，設計・生産工程・整備方式等へのフィードバックが確実に掛かっていることを確認した後に TSF はクローズさせることが出来る。

表6　V2500 SERVICE STATISTICS - FEB. 11, 1998 -

	V2500-A5	V2500-A1	V2500-D5
Number of Aircraft Delivered	126	143	57
Number of Engine Delivered	281	370	125
Operators with V2500 Powered Aircraft	19	23	8
Total Engine Hours	1520737	4298213	374804
Total Engine Cycles	764733	2306071	266686
High Time Engine Hours	14429	23784	8538
High Time Engine Cycles	7633	12199	4529
Basic Engine In-flight Shut-down Rate	0.003	0.012	0.004
Basic Engine Shop Visit Rate	0.027	0.109	0.037
Dispatch Reliability (%)	99.90	99.91	99.84

Rate are 12 month rolling average , average-events per 1000 hours

6．あとがき[5],[6]

民間航空機用エンジンの開発現場で行われている信頼性の確立およびその評価の方法についてのあらましを紹介した。言葉足らずのところも多々あると思いますが何かの参考になるところがあれば幸いである。

これらの信頼性を確立するための手法は確実に実行するため，ISO 9000 series の認証，Boeing 社が推進しているエアーラインから下請け業者までを一堂に集めた“Working Together”の活動や Motorola 社等に始まり GE 社でも活発に推進されている 6 Sigma Quality 活動等の下に具体的な活動指針として積極的に展開され成果を上げている。

参考文献

(1) IAE－Airworthiness Presentation　他
(2) FMEA　実施手順　他，JAEC　部内資料
(3) Concourse V2500, March　1998 IAE
(4) TSF　運用要領他，JAEC　部内資料
(5) J.T. フィッシュジェラルド，平原誠訳，ボーイング 777 の開発 日本航空宇宙学会誌，45-516（97－1），p. 1
(6) The Goal and The Journey, 6 シグマ・クォリティ　目標とその達成に向けて，GE 社

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

論説◆解説

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

制御／モニタ技術
a）航空用エンジンの制御技術と信頼性向上

田中 泰太郎*1　TANAKA Yasutaro
根来　威利*1　NEGORO Taketoshi

1．まえがき

航空用ガスタービンエンジンの制御装置は，燃料を作動油として用いる油圧機械（ハイドロメカニカル）方式が長い間主流であった。その後，他産業システムの制御装置が電子化されていく中で，航空用エンジン分野では，厳しい耐環境性と高い信頼性が要求されることから，制御装置の電子化は遅れていた。しかし，図1に示すようにエンジンの高性能化と運用要求の高度化に伴い，より複雑できめこまかい制御が要求され制御変数の数も増加するようになった。このため，油圧機械方式では構成部品増加による重量増，信頼性の低下により対応が困難になってきた。

1970年代には油圧機械式による制御の微調整と監視をディジタル制御により行うスーパーバイザリ方式が出現したが十分な信頼性を達成できたとはいえなかった。その後，1980年代に入ってからの電子部品の信頼性向上，演算の高速化，メモリの大容量化等の計算機技術の急速な進歩により，航空機用エンジンの制御装置の電子化が一気に進展し，現在は，エンジンの始動，定常運転，加減速，停止の全ての制御をディジタル電子制御により行うFADEC（Full Authority Digital Electronic Control）が実用化されている。このFADECの出現により，エンジン制御装置は高い信頼性を確保した上での高精度化，高機能化の著しい進展に寄与するようになってきている。

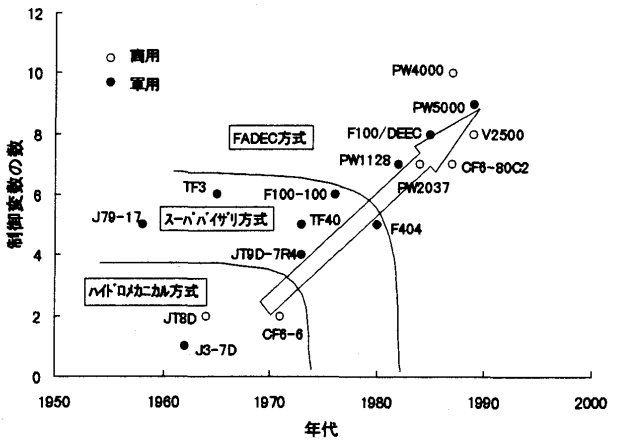


図1　制御変数の数の変遷

原稿受付　1998年5月12日
＊1　川崎重工業ジェットエンジン事業部
〒673－8666　兵庫県明石市川崎町 1－1

本報では，制御対象としてのエンジンの特徴とFADECによるディジタル電子制御技術の特徴，ならびに高性能，高信頼性を実現するための制御系設計技術，さらに，将来のエンジン制御システムの展望について解説する。

2．航空用エンジン動特性の特徴

ガスタービンエンジンの動特性は，負荷変化をはじめとして種々の要因により大きく変化するという大きな非線形性を有する。航空用エンジンの場合，飛行高度や速度などがエンジン特性の変動要因として加わり，その特性変動範囲は非常に広いものとなる。

制御を扱う場合，時間応答特性を明確にするために制御対象であるエンジンの動特性を伝達関数の形でモデル化して表現することが多い。一例として，図2にエンジンの燃料弁開度指令に対する回転数応答の近似伝達関数のパラメータ変化をまとめた動特性試験結果を示す。ゲイン，時定数のパラメータは，負荷に相当する回転数(N)および飛行条件の変化により大きく変動することがわかる。[1]

従って，エンジン制御においては，信頼性を向上させるため，このような制御対象の動特性変動に対しても常に要求仕様を満足する制御性能を維持することが重要となる。

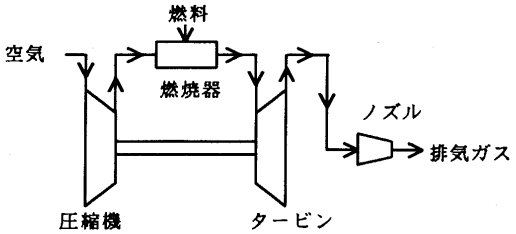
さらに，ガスタービンエンジンでは図2のモデルで省略した空気や燃焼ガスの蓄積遅れ等の高周波（数十Hz）の動特性モードが存在する。この高周波特性は，サージ（空力的不安定現象）あるいは吹き消え（燃焼停止）等のエンジンにとって有害事象に至るような応答速度に相当するため航空用エンジンの安全性に重要な影響を与える。従って，エンジン制御システムの設計上，この高周波特性に対する配慮も必要となる。

3．航空用エンジンの制御技術

3.1　エンジンの制御要求

航空用も含めてガスタービンエンジン制御の主目的は回転数の制御である。これに加えて，エンジンの急加速時のサージや急減速時の吹き消えなどを防止しながら加減速を行う加減速制御，圧縮機の過回転やタービン翼温度の過上昇などから機械強度上のエンジン保護を行うための制限値制御がある。これらの制御は主に一つの燃料

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/25.



$$\frac{N(\text{回転数\%})}{X_V(\text{燃料弁開度指令\%})} = \frac{K_E}{1+T_E s}$$

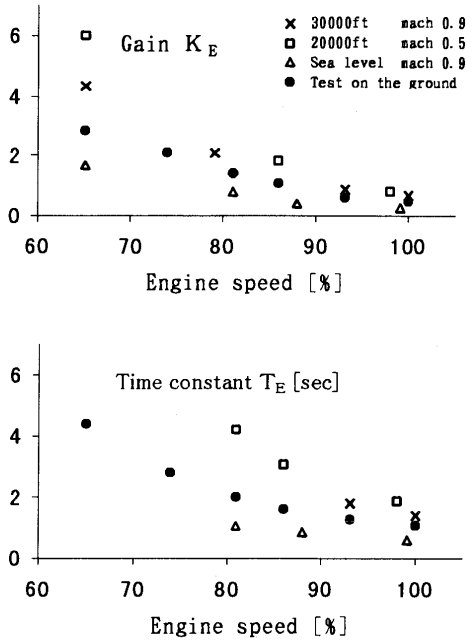


図２　１軸ターボジェットエンジンの動特性

流量操作で行われる。さらにエンジンの形態にもよるが安定作動範囲を拡大させるための可変静翼制御，抽気制御，可変ノズル制御等が加わる。

図３にヘリコプタ用２軸ターボシャフトエンジンの燃料制御ブロック図の主要部分を示すが，制御系はいくつかのフィードバック制御のうち，運転状態に応じて必要な制御が自動的に切り替えられて機能するように構成されている。エンジン制御の特徴は，切り替えられて機能する多くの独立した制御ループが集合している点にあり，

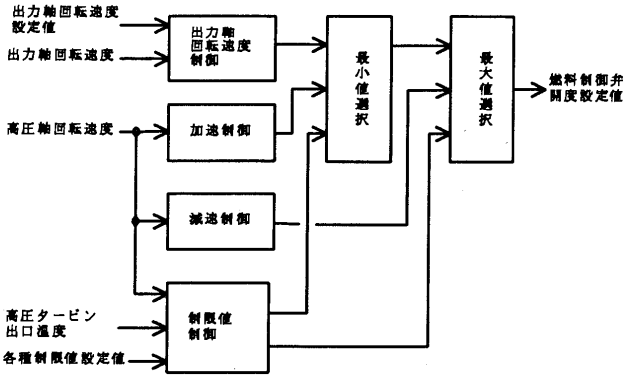


図３　２軸ターボシャフトエンジンの基本制御ブロック図

航空用では，各制御ループに対し，安全上の理由から機能および性能に対して高い信頼性が要求されることになる。

3.2 ロバスト制御の必要性

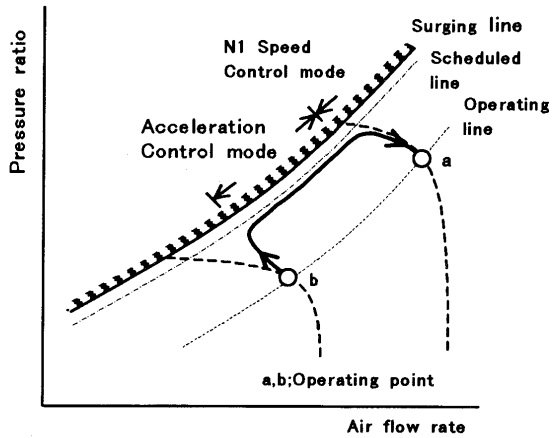
ガスタービンエンジンの制御対象モデルとしての特性は，2章で示したようにパラメータの大きな変動や高周波特性の不確かさを有しており，常に要求性能を満足するような制御系を実現するには，ロバスト制御技術を必要とする。ロバスト制御とは制御対象の特性が変化したり，外乱が混入した場合でも制御系の安定性や応答性を保証する，その名の通りロバスト（頑健）な制御のことであり，以下にその必要性を示す。

(1)　基本制御系の信頼性向上

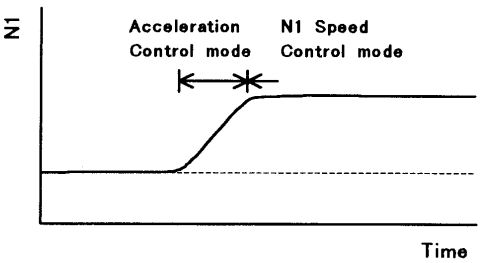
エンジンの持つ大きな動特性変動に対応するには計測値をもとにしたパラメータスケジュールなどの適応的な方法も考えられるが，計測精度，急激な負荷変動を考えるとモデル変化の予測が困難であり信頼性としては不十分である。従って，負荷や外気変化に対して不確実さを考慮したロバスト制御を基礎に置く必要がある。

(2)　加減速性能の向上と過回転速度の防止

エンジンの加速時は，通常，図３に示す基本制御系の中の回転速度制御から加速制御に切り替わり，回転速度制御にもどるように制御される。ここで，急加速時の加速性能においては，図４に示すように回転速度制御モードよりも加速制御モードの時間が長いため，加速制御モードにおいてサージ限界にいかに近付けて運転できる



a）圧縮機マップ上での加速の軌跡



b）回転数応答

図４　急加速時の制御モード

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

かで加速性が決まる。したがって加速性能を向上させるとともに，回転のオーバーシュートを確実に防ぐような参照モデルに近い応答を維持するように制御系の設計を行うことが重要である。

(3)　負荷範囲の増大

航空機の運動性能は，エンジンの最大出力と最小出力の差が大きいほど良い。しかるに，動特性変動の大きさは，図2でもみられるように一般に負荷が小さいところで著しい。したがって，機体の運動性能を高めるエンジン制御系を構成するには，低負荷での確実なロバスト制御が必要とされる。

3.3　ロバスト制御系設計技術

エンジンの制御では，ロバスト制御が必要であることを示したが，これは，制御対象のエンジンモデルが不確かでもよいということではない。制御装置の運用に至るまでには制御性能要求仕様は確実に満足させなければならないし，不確かな部分を明らかにするためのモデル化も必要であり，そのための試行錯誤を伴う可能性もある。従って，ロバスト制御に基づくエンジン制御系の設計にあたっては，不確かさを含む制御対象に関する知識として，不確かさの範囲を明らかにして調整を容易とすることが実用的な設計法として重要となってくる。

ここでは，制御系設計法の一例として，パラメータ変動が大きいというガスタービンの特性と，高い機能信頼性が要求される各制御ループが集合している制御系というガスタービン制御の特徴に適した，シンプルな制御系を実現するαパラメータ制御系設計法を紹介する。

本手法は，制御系の特性多項式の部分項からつくられるパラメータ（これをαと呼ぶ）について，望ましい応答が得られるようなαの目標値からのばらつきを小さくするように制御装置のパラメータを調整する。これにより，ガスタービンの想定されるパラメータ変動範囲においてロバスト性を有する制御系を設計するものである。このロバスト性を有する設計により信頼性が高く演算要素の少ないシンプルな制御系を構成できる。

αパラメータとは，

伝達関数の分母多項式（n 次）

$$F(s)=a_0+a_1\cdot s+a_2\cdot s^2+\cdots+a_n\cdot S^n$$

の係数から次式のように

$$\alpha_i=a_{i-1}\cdot a_{i+1}/a_i^2(i=1,2,\cdots,n-1)$$

で定義される（n－1）個の量である。

制御系が適切な応答をもつように，各αの設計目標値として，

$$a_{si}=0.5$$

と設定する。ガスタービンの特性は飛行条件や負荷範囲に応じて変化するので，実際の設計においては，想定される飛行条件，負荷範囲に応じたいくつかのエンジン動作点（$j=1,\cdots,m$）にわたり以下の評価関数：

$$J=\sum_{i,j}\left\{log\left(a_i/a_{si}\right)\right\}^2:i=1,\cdots,n-1,\ j=1,\cdots,m$$

が最小となるように制御ゲインを求めていく。

すなわち，a_1 について評価関数を計算しその値が0.5に近くなるように制御ゲインを調整するという簡単な設計法である[2]。

実際に図3に示すような各制御と最小値選択（低位選択）／最大値選択（高位選択）を組み合わせたエンジンの制御方式としては，図5に示すIESF（Integrated Error plus State Feedback）制御方式が有効である。

このIESF制御方式は，積分制御と状態フィードバック制御の2重の制御ループにより制御系設計の自由度を増し，通常トレードオフの関係にある応答特性と外乱特性の両立を図るものである。

IESF制御方式とαパラメータ制御系設計法により，応答波形の変化しにくい低感度ロバスト制御系の設計が可能であり，航空用エンジン制御装置に適した調整の容易な信頼性の高い制御系を実現できる。

3.4　エンジンの信頼性を高める適応機能

FADECでは，エンジン状態を把握し，それに応じて制御を働かす適応機能を可能にしたことにより，エンジンの信頼性を高め，飛行安全性の向上をもたらすことになった。ここではそのような機能について解説する。

(1)　サージ検知・回避機能

エンジンの加速中のサージを防止するため，加速制御では，加速時にサージに入らないように制御しているが，FADECでは飛行状態の変化により軽微なサージに入っても，速やかに回避し深いサージに入らないようにする。これは，圧縮機出口圧力の負の変化率がノーマル状態を超えた場合サージと判断し，燃料流量の増加率を減少させることで加速時に要求される回転数の増加を一時的に減少させることで深いサージを防止する。

(2)　吹き消え検知・再着火機能

ガスタービンは，一度始動させると燃焼器内で連続燃焼を続けるが，水吸込み，異種ガス吸い込み，エンジン入口乱れ等で一時的に火炎が吹き消えた場合エンジン出力が急激に低下し，飛行安全性が損なわれる。FADECではこのような吹き消え現象を検知し，自動で再着火す

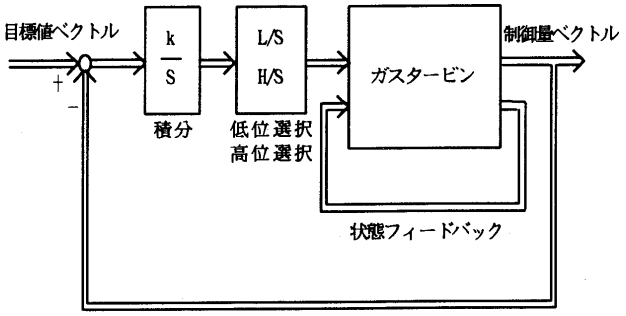


図5　ガスタービンのIESF制御方式

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/02

ることにより出力を回復できる。

(3)　トーショナルスタビリティ機能

航空機用エンジンの中で特にヘリコプタ用エンジンの場合は飛行安全性に影響する重要な問題として，エンジンの出力軸とロータとの結合軸系のねじれ振動不安定現象（トーショナルインスタビリティ）の問題がある。これはエンジン制御の応答性を高めようとしたとき，機体ロータとエンジン出力軸との間のねじれ振動をエンジン制御が拡大する現象であり，機体とエンジンとのインターフェース問題の代表的なものである。この問題に対し，FADECではコンピュータによる高速演算機能を活かしてソフトウェアで解決を行うことが可能である。[4]

4．アドバンスト制御技術

近年，制御工学の分野において，より実用的な性能要求を反映できる制御系設計手法として，適応制御の研究が活発になされるようになってきている。ここでは，近年盛んに研究されている性能追求制御[5]についてのべる。

現用のエンジンでは，エンジンの劣化や機差による性能の違いに対処するため，温度マージンやサージマージン等は最悪のケースに対して設定され安全性を確保している。このため，通常の運用では多くの場合，性能が犠牲になっている。性能追求制御では，飛行状態においてエンジン特性からのずれを逐次同定し，制御パラメータの最適調整をおこなってマージンを常に適切に保つことで，エンジンが潜在的に有している性能を十分発揮させ最適な性能（燃費，推力等）を引き出すものである。

性能追求制御は，図6に示すように特性変化の同定や制御パラメータ調整のために，制御装置内部にエンジンモデルを有していることが特徴であり，このエンジンモデルを同定結果に応じて逐次更新し最適な制御を行う。

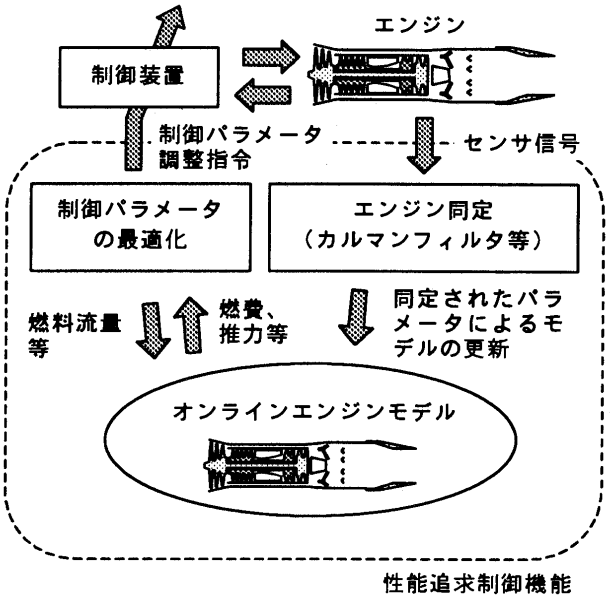


図6　性能追求制御機能

5．あとがき

航空機用エンジンの制御装置は，FADECを中心に今後も多種・多様の機能を付加し，さらには，エンジン制御と飛行制御とを計算機上で統合化していくことで，従来以上に複雑で大規模なシステムへと発展していくと考えられる。

システムが大規模になればなるほど，潜在的な危険性が増し，安全性の低下をまねくおそれがあるため信頼性技術が重要となってくる。そこで，このような大規模システムを取り扱う上では，対象を不必要に大規模なものとして認識しないで，設計／解析／調整等の取り扱いが可能な規模のサブシステムに分解し，サブシステムの信頼性を確実なものにした上で，個々のサブシステムを集約して全体システムを考えるという思想が重要である。本稿でのべたようなロバスト制御に基づく簡易で応用範囲の広い制御系設計法は，制御系をサブシステムとしてとらえた時の設計／調整に適した技術のひとつといえる。

参考文献

(1)　田中泰太郎他，“ガスタービンモデルの同定とαパラメータ制御系設計法”，日本ガスタービン学会誌，22［88］，(1995)

(2)　田中泰太郎他，“ガスタービンの低感度ロバスト制御”，計測自動制御学会論文集，28［2］，(1992)　p. 255～263

(3)　D.A.Baker and C.J.Maday：“Design of Noninteracting Multivariable Feedback Control Systems without Decoupling Filters”，Trans.ASME，(1985) Vol. 107

(4)　吉川淳他，“αパラメータ制御系設計法による2慣性系の防振制御”，第4回中国支部計測自動制御学会学術講演会論文集，(1995) p. 416

(5)　G.Gilyard and J.Orme：Subsonic Flight Test Evaluation of a Performance Seeking Control Algorithm on an F－15 Airplane, AIAA－92－3743, (1992)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

論説◆解説

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

制御／モニタ技術
b）航空用エンジンの二重系FADECについて

當山　清彦[*1]
TOUYAMA Kiyohiko

キーワード：航空，ガスタービン，ターボシャフト，エンジン，制御，二重系，FADEC，冗長性
AERO, GAS TURBINE, TURBOSHAFT, ENGINE, CONTROL, DUAL, FADEC

1．はじめに

エンジンの制御システムは，旅客機用ターボファンエンジン分野において二冗長度（二重系）を有するFADEC（Full Authority Digital Engine Controller：デジタル式エンジン制御装置）が主流になっており，従来のハイドロ・メカニカル式手動制御機能を持たない全電子式となっている。

一方，ヘリコプター用等の小型エンジン分野ではハイドロ・メカニカル式制御装置にスーパーバイザーとしてのデジタル式エンジン制御装置を装備したもの，あるいは一重系FADECにバックアップとしてのハイドロ・メカニカル式手動制御系統を有した制御システムが主流である。しかし，近年の新規開発エンジンにはターボファンエンジン同様に二重系FADECを装備する全電子式制御システムに移行する傾向にある。

弊社ターボシャフトエンジン「MG 5－100」の開発においても，機能，信頼性，開発／量産コストの観点から，全電子式二重系FADECと必要最小限の機能を有したハイドロ・メカニカル式燃料制御装置の組み合わせによるエンジン制御システムを採用し，「MG 5－100」として1997年6月にエンジンとしては国内初の装備品等型式承認を運輸省より取得した。ここでは「MG 5－100」ターボシャフトエンジン用FADECの例も交えて，航空エンジン用二重系FADECの変遷や設計について解説する。

2．航空用ガスタービンエンジン制御装置の変遷

航空用ガスタービンエンジンには低燃費，高信頼性，応答性等の高機能が求められてきた。このためには従来のエンジン制御システムより正確で複雑な制御が必要となるため，電子技術の発展に伴い，従来のハイドロ・メカニカル技術による制御から電子技術による制御へと転換してきた。

エンジン制御は，航空機の運用範囲及びパイロットによるいかなる出力要求に対しても，コンプレッサーストールを避け，かつエンジンの温度，速度，推力又は出力，圧力等の設計限界を超えないようにしなければならい。このために1940年代後半から1950年代にかけて，ハイドロ・メカニカル式及び真空管を使用したアナログ電子式制御が開発された。しかし当時の電子技術レベルではハイドロ・メカニカル式制御の信頼性には打ち勝てず，ハイドロ・メカニカル式制御が主流となった。

1950年代から1970年代における半導体技術の発展により，エンジンの設計限界を保護するために電子式制御装置が使用されるようになった。これはハイドロ・メカニカル式制御装置の補足手段（スーパーバイザー）として用いられたもので，電子式制御装置としてはエンジンの始動から停止までを制御する機能，いわゆるフル・オーソリティは有していなかった。

1970年代なかばより，フル・オーソリティを有するFADECの開発が始まり，飛行試験を含めた技術開発を経て，1983年にアメリカPratt & Whitney社製PW 2037ターボファンエンジンがフル・オーソリティを有するFADECを装備して，アメリカ連邦航空局の型式証明を取得するに至った。

この状況に各国航空局も対応し，アメリカでは1993年，日本でも1995年に航空機の安全性（耐空性）に関する要求に電気式及び電子式エンジン制御システムに関する証明要求を追加している。

3．設計

3.1　安全性要求

FAA（Federal Aviation Administration：アメリカ連邦航空局）の電気式及び電子式エンジン制御システムに対する耐空性要求の中に，以下のような要求が挙げられている。

①航空機側が供給する電力またはデータの不具合により，エンジンの継続的な安全作動を妨げることがないこと

②エンジン制御システムの単一／複合故障や誤作動により，不安全な状態にならないこと

③ソフトウェアは不安全な状態につながるエラーのな

原稿受付　1998年4月1日

＊1　三菱重工業㈱
名古屋誘導推進システム製作所
〒485－0826　愛知県小牧市東田中1200

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

いこと

①及び②の要件は，機体及び制御システムの故障状態に対して，制御機能の喪失，不安定，予期しない出力又は推力の大きさ／方向の変更あるいは重要な制御機能の予期しない誤作動が発生しないことを求めている。つまり単一故障では故障個所の分離あるいは故障状態への適応を行ってエンジン制御を継続でき，重大な故障に対してはフェイル・セーフとなる設計が要求されている。単一あるいは複合故障下でもエンジン制御を可能とするために，二重系FADEC，あるいは一重系FADEC＋ハイドロ・メカニカル・バックアップという，エンジン制御として二重系システムが採用されている。

更に①の要件における機体からの電力不具合に対応するためには，FADEC専用電源をエンジンに搭載して電源をも二重系にすることが必要である。

③の要件は，制御システムに搭載する全てのソフトウェアに対して上記同様の安全性を求めるものである。しかしソフトウェアの不具合を完全に防止することは不可能である。そこでFAAはRadio Technical Commission for Aeronautics発行のRTCA/DO－178「Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification」によるソフトウェア設計／開発ガイドラインに従うことを推奨している。つまり，不具合の防止とは，本ガイドライン中の最高度レベルの基準に従ってソフトウェアを開発することとしている。

3.2　冗長度設計

3.1項①及び②を実現するために，エンジン制御に多重系システムが採用されている。

故障検出率の向上，及び故障による制御機能損失を防止するためにはシステムの冗長度を上げることで改善できる。一方，冗長度を上げるとシステム規模／部品点数の増加によりMTBF（Mean Time Between Failure：平均故障間隔），製造コストが悪化してしまう。多重系における系統当たりの故障率は，航空用のエンジン制御装置で有れば10^{-4}［1／Hr］程度であるから，システムとしてのMTBFは

MTBF＝1／（冗長度×系統当たりの故障率）

と考えると，冗長度が高くなると10,000時間に満たない。これを図で示すと図1の様になる。つまり，同一のシステム機能損失率を確保しようとすると冗長度が高いほどMTBFが悪化する。

宇宙や原子力システムの場合ではMTBFを多少犠牲にしてもシステム機能の維持を重視するために三，四重系のシステムを構築するが，航空用エンジンでは運行コストの観点からMTBFも重視されるため，一般的に二重系システムが採用されている。この時，制御システムを二重系FADECにより構築するか，既存のハイドロ・メカニカル式制御系統をバックアップとして利用して一冗長系FADECとするかは，エンジンメーカーの開発コスト及び機体メーカー／ユーザーからの要求にもよる。単発運用においては，制御機能を喪失すると航空機の安全な着陸に支障をきたす恐れがあるために，ハイドロ・メカニカル・バックアップを装備する場合が多い。

信頼性に関する設計で，もう一つのポイントはFADEC制御とハイドロ・メカニカル式制御との機能分担である。一例を挙げると，エンジンの故障モードの中で最も危険な状態はエンジン暴走（過回転）であり，FADECの制御機能喪失状態においても，エンジンの危険な状態への暴走を防止しなければならない。そこで多くの場合，FADEC内部あるいは外部に通常の制御系統とは別に過回転検出回路を備え，アイドル回転速度まで燃料をリリーフさせたり，エンジン燃料系統に取り付けたシャット・オフ・バルブを作動させてエンジンを緊急停止させる手法が取られている。また，過回転検出／バルブ作動を保証するためのテスト回路を組み込み，定期的に作動確認を行うことで，システムの信頼性を確保している。

MG5－100エンジンでは，最もクリティカルな出力タービン回転速度をハイドロ・メカニカル式にピックアップし，規定値以上になった場合に燃料制御装置内でハイドロ・メカニカル的に燃料流量を減少させて，エンジン暴走を防止している。この様なFADEC／燃料制御装置間の機能分担により，電気／電子式装置に比較して信頼性を向上させることができる。更に，自動停止を採用せずにエンジン停止自体はパイロットが判断する余地を残したことで，過回転誤検出等による無用なエンジン

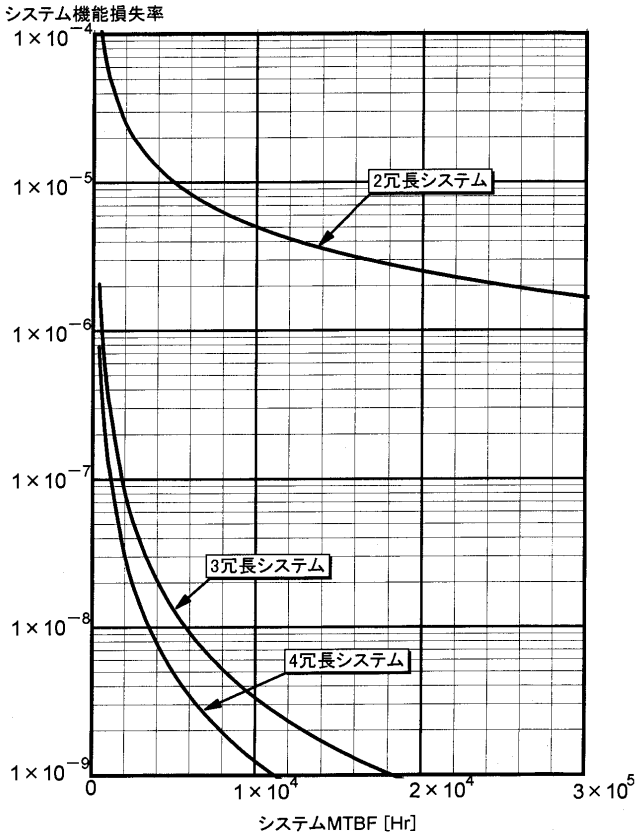


図1　多重系システムにおけるMTBF vs 機能損失率

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

停止を防ぐことができる。

3.3　故障検出／分離手法

二重系 FADEC システムにおける故障検出方法は一般的に以下の手法がとられている。

(1)　各系統毎のシステムチェック

冗長系の各系統毎に，CPU やメモリ等のコンピュータ機能のチェック，ウォッチドッグ・タイマによるソフトウェア周期処理の監視，機体／FADEC 間等のデータ通信状態の監視，電源監視，等のシステム故障診断を実施する。

システムの故障を検出した場合は，当該系統を制御から切り離し，残存した系統で制御を継続させる。

(2)　各系統毎の入力チェック

FADEC に入力されるデータが許容範囲内であるかを，各系統毎にチェックする。入力値が異常と判定される場合には当該入力を制御から切り離し，残存した入力により制御を継続する。この時，ノイズ的な一瞬の異常に対して故障と判定しないよう，正常／異常状態の変化をフィルタリング処理し，異常状態が規定時間継続した場合に故障を確定させる処理を行う。

(3)　系統間の入出力比較

各系統に入力されたデータや制御演算結果を系統間で比較し，許容値内にあるかをチェックする。比較した結果が異常であれば，故障と考えられる系統を制御から切り離し，残存した系統により制御を継続する。

ここで問題となるのは，各系統で正常と判定されたにも係わらず系統間で比較差があるデータの，故障系統特定方法である。重要データについては入力を三重系にして，多数決で故障系統を特定するのが最良である。また，他のエンジンパラメータを使用して解析的に故障系統を特定する手法や，機体データや双発以上の機体における他エンジンデータの利用により，多数決で故障系統を特定する手法が取られる。

故障系統を特定することができない場合には，当該データを使用しない，あるいは安全側のデータを用いることができれば故障適応制御を行う。故障適応すらできない場合には，初めて FADEC 制御を停止して制御をパイロットに委ねる（ハイドロ・メカニカル式制御装置による手動制御やエンジン停止の判断）ことになる。

3.4　ソフトウェア

3.1 項③のソフトウェアエラーに対する更なる信頼性向上手法として，同一仕様に基づきながら設計の異なる二つのソフトウェアを，二重系の各系統に搭載する手法がある。各系統に同一のソフトウェアを搭載した場合，ソフトウェアに内在する不具合が各系統同時に発現してしまう可能性がある。この時は系統間の比較でも不具合状態を検出することができない。この様な不具合に対して，同一動作をする異なるソフトウェアを搭載すると，同時に不具合が発現する可能性を低減することができ，系統間の比較などで故障状態を判定することが可能となる。

設計したソフトウェアが正しく動作することを検証するためには，故障状態の模擬が必要であり，また故障発生のタイミングについても検証しなければならない。通常，極力，実機のセンサや制御機器を使用して，故障状態や飛行状態を模擬したベンチ（シミュレータ）試験が行われる。想定される故障状態を様々なタイミングで発生させて検証する必要があり，中には飛行任務をランダムに設定し無人運転により検証していくことも行われている。

3.5　MG 5−100 ターボシャフトエンジン用 FADEC

FADEC の開発は要素試作からスタートし，回転翼実験機 RP−1／MG 5−10 エンジンによる飛行試験を行い，その成果を盛り込んで MH 2000 ヘリコプタ／MG 5−100 エンジン用 FADEC を開発した（図 2）。

MG 5 エンジンの開発では，機能／信頼性／開発コストの観点から 2 重系 FADEC は入力／出力／コンピュータ部を独立した 2 重系で構成すると共に，制御に必須のセンサを全て 2 重系で構成した。この内，エンジン制御上，最重要である高圧タービン回転数センサを 3 重系で構成し，多数決による故障系統の特定ができるようにして信頼性を向上させている。制御対象となる燃料制御装置のステッピングモータについても 2 重系で構成している。また，FADEC 専用の電源をエンジンに搭載し，機体電源と合わせて 2 重系とした。故障検出手法は 3.3 項で述べた方法を，各入出力系統の特性に基づいて組み合わせて用いた。また，ソフトウェアの開発手法は先に述べた RTCA/DO−178 に基づき，5 段階中の最高レベル（レベル A）の開発／検証／管理を行い，ソフトウェアの不具合防止を図っている。

制御系統を FADEC により構成することで高性能なエンジン制御に加えて，例えば 1 エンジンの故障を模擬してパイロットの訓練を行う OEI トレーニング機能や，万が一のエンジンフレームアウトに備えた自動再着火機能等を実現してパイロットの好評を得ており，従来のハイドロ・メカニカル式と比較して大きな付加価値を付け

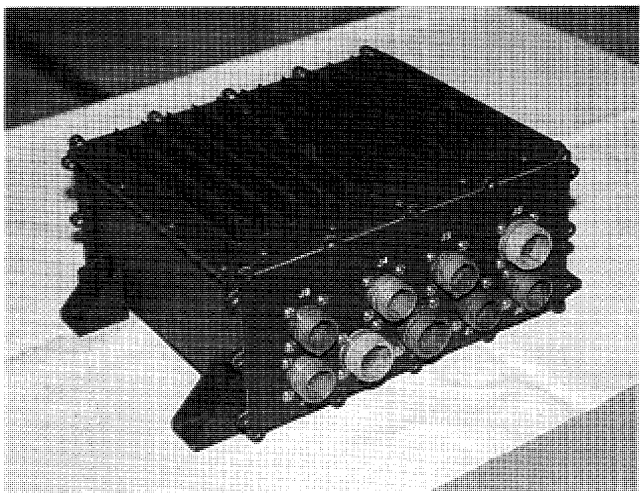


図 2

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

ることができた。

4．今後の動向

現時点では小型エンジンにおいてハイドロ・メカニカル式制御装置を中心に据えた制御システムが使用されているエンジンもあるが，今後登場する新規開発エンジンでは機能，性能，信頼性，開発コストの観点から全電子式 FADEC システムへ移行することになる。FADEC システムの採用によりこれまでのハイドロ・メカニカル式ではできなかった付加機能，例えばパイロット訓練のためのエンジン故障模擬や機体電子機器とのインテグレーション，エンジンの整備性向上やヘルス・モニタリング等が実現されており，ユーザーの好評を得ている。

今後，この FADEC システムを改善していくための技術的課題としては，以下が挙げられる。

①機体システムとの積極的なインテグレーション

機体の操縦系統によらずにエンジン推力の調整だけによる着陸等が実験的に行われたり，機体運動に応じたエンジン推力の偏向等が積極的に開発されており，機体全体システムの機能，信頼性向上のために，エンジンと機体システムを積極的にインテグレートする技術が必要である。

②耐電磁環境性の向上

これまでも広く電磁波妨害への対策がなされてきたが，近年，電子技術の発展に伴う電波源の増加により HIRF（高強度放射電磁場：High Intensity Radiated Fields）への対策が求められている。これはレーダーや他機からの電波，身近なところでは携帯電話等からの電波による誤作動が問題となっている。一般的に高空を飛行する旅客機よりも低空を飛行するヘリコプターの方が高強度の電波を受けやすい。電波環境自体も年々厳しさを増しており，FADEC の耐電磁環境性の向上が必要となる。

機体の操縦系統では，これまでの機械的リンクから電気的接続である FBW（Fly By Wire）へ移行してきたが，これを光技術で置き換える FBL（Fly By Light）技術は耐電磁環境性向上への一つの手段である。

③計測技術の向上と多変数制御

例えばタービンのチップクリアランスの計測技術やタービン静翼の可変化技術が実用化されれば，エンジンの効率を向上させることができる。一方で制御の入力パラメータ及び制御対象が増加するため，多入力多出力系の制御や故障状態への適応制御等，最新の現代制御技術の適用が必要である。

5．おわりに

電子技術の進歩により航空機の電子化が急速に進展しており，ここ数年で固定翼機，回転翼機共に新世代機の出現が進んでいる。これは性能の向上もさることながら，ユーザーにとって使い易い機体／エンジンが求められていることの現れであり，FADEC はこの流れを支えるシステムインテグレーションのための中核技術の一つである。今後，この分野における日本の技術の発展を期待したい。

参考文献

(1) FAA Advisory Circular No. AC20-115 A
(2) FAR Part33
(3) 耐空性審査要領
(4) Radio Technical Commission for Aeronautics, RTCA/DO-178B

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

Retirement for Causeと損傷許容設計

大鍋　寿一*1
OHNABE Hisaichi

キーワード：航空用エンジン，RFC，損傷許容設計，DTD

1．はじめに

航空用ガスタービンの信頼性向上の点から，ロータ・ディスクのRetirement for Cause[注1]と損傷許容設計(Damage Tolerant Design)[注2]について解説する。

歴史的に，ガスタービンエンジンロータ部品の寿命設計に使用されて来た方法は保守的なものである。大部分のロータ部品の寿命は，ミッションの等価サイクル又はエンジンの運航時間で表わされる低サイクル疲労(LCF)によって制限されている。

ディスクの様な代表的ロータ部品の疲労破壊は図1のように説明出来る。全疲労寿命は微小き裂の発生とそれに続く微少き裂の成長，さらに微少き裂の連結よりなっている。その結果としてのマクロき裂(a)は使用荷重（応力）とき裂形状より決まる応力拡大係数が材料の破壊じん性値を超えるまで伝播する。

このようなカタストロフィックな損傷を避けるために，ディスクは代表的に1000個の内1個が検出可能な疲労き裂（0.03インチ，約0.8 mm）が発生した時同じロットより製作された1000個のディスクは廃却となる。これはディスクの99.9%はまだ寿命があるのに廃却することを意味している。全てのディスクが固有のバラツキを持っており，図2に示される如く寿命分布カーブにプロットされた時，これは約-3σの下限値に相当している。いわゆる安全寿命設計（Safe Life Design (SLD)）である。

この手法は成功裡に使用中のディスクのカタストロフィックな損傷を防いできた。しかしながら一個のディスクのき裂のため廃却する1000個のディスクのうち，999個の残り廃却ディスクの多くは図3に示す如く極めて使用可能な残余寿命を持っている(約95%のディスクが少なくとも2倍の残余寿命)[2]。

Retirement-for-Cause（RFC）はこの安全寿命設計されたディスクを決められた寿命を超えて，検査においてき裂が発見されるまで安全に使用して行こうとする部品の寿命管理手法である。

近年の破壊力学の発達と資源を有効利用して行こうとする力はRFC手法の採用を可能とした。

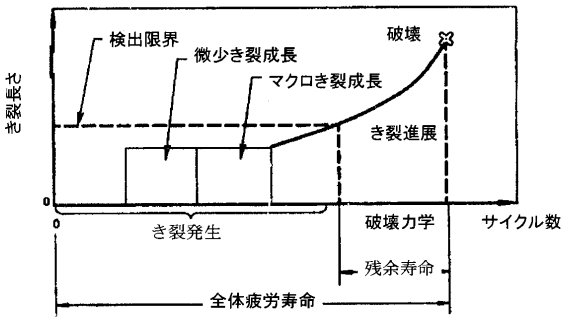


図1　き裂の発生進展

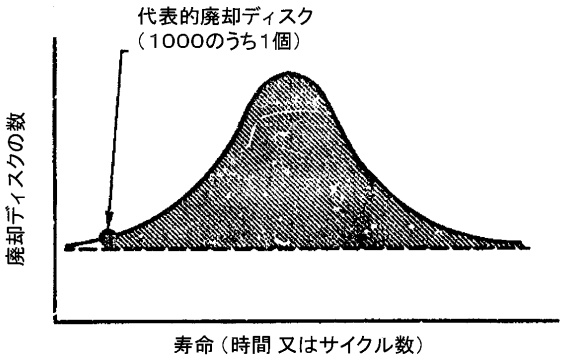


図2　ディスク寿命の分布（安全寿命設計）

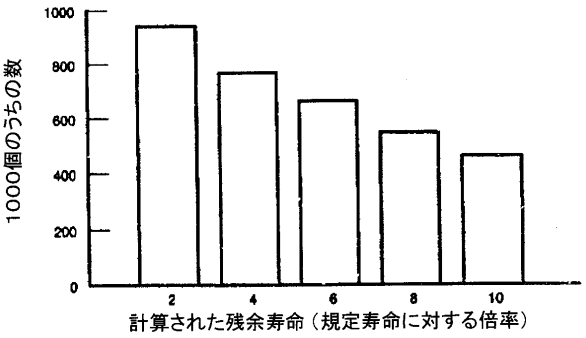


図3　廃却ディスクの残余寿命[2]

注1) この語の訳は「原因による廃却」と訳している場合もあるがここでは英文そのままとした。この言葉はアメリカで使用されているが，イギリスでは同じ概念に対して“on-conditioning lifing”が使用されている。

注2) Damage Tolerant Designを日本機械学会学術用語集[1]では損傷許容設計と訳されているが，一部には「耐損傷設計」とも言う。

原稿受付　1998年4月23日

＊1　石川島播磨重工業㈱技術開発事業部
〒188－8555　東京都田無市向台町3－5－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

損傷許容設計はこの概念を設計の段階から取り入れるものである。なお安全寿命設計と損傷許容設計の関係を図示すると図4のごとくなる。従ってここでは特にRFCを中心に述べる。

2．Retirement-for-Cause（RFC）

米国空軍では1972年以来RFCの研究開発活動を行って来た[2]。RFCの基本概念を図5に示す。この図において，初期検出可能き裂長さa_0（例えば0.8 mm）から限界き裂長さa_cまで進展するに要するサイクル数がN_cである。検査間隔N_1は非破壊評価の信頼性，オーバーホールによるコスト，き裂進展寿命での平均値と最小値のばらつき等によりN_cを数等分（図では3等分）することにより決められる。すなわちリスクとコストから図6のごとく全生涯コストが最低になるように決める。

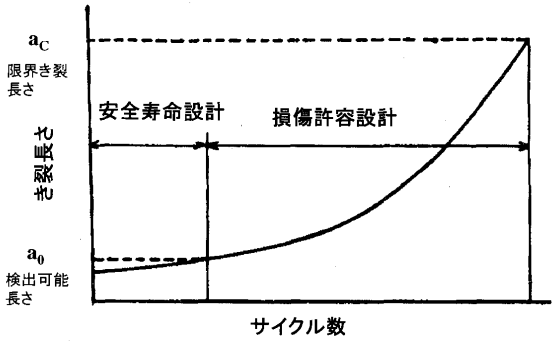


図4　き裂の進展

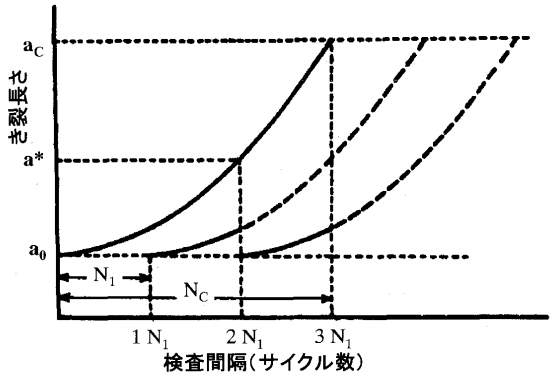


図5　Retirement-for-Causeの基本概念図

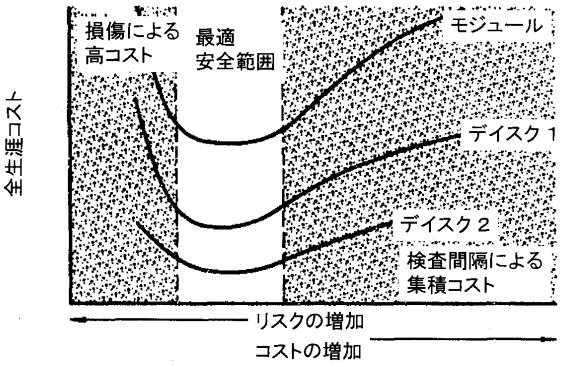


図6　全生涯コストと検査間隔の関係

このシステムによると，すべてのディスクはN_1サイクル後検査され，き裂（a_0に等しいかa_0より大きなき裂）が検出されたものは廃却されるが，残りはすべて再び使用される。さらにN_1サイクル（合計では2N_1サイクル）後再び全てのディスクは検査され，a_0又はそれ以上のき裂のあるものは廃却されるが，残りはさらに使用される。もし1N_1検査時見落としがあった場合，次の検査時すなわち2N_1後き裂長さはより大きなa^*になっており，限界き裂長さa_cになる前に検出されるチャンスがある。

ジェットエンジン・ロータ・ディスクの代表的な寿命を決める部分としては，特に応力の高い図7に示す個所[3]が考えられる。

ディスクのRFCに確率統計的手法がどのように応用されているかについては，文献(4)にYangら[5],[6]の方法が紹介されている。図8にモンテカルロ法を利用したRFCシステムを示す。

RFC手法を使用するための技術的要求事項としては，応力解析，き裂進展解析，非破壊検査，試験の4つの分野が重要である。

2.1　応力解析

応力解析にあたっては有限要素法が使用される。図7

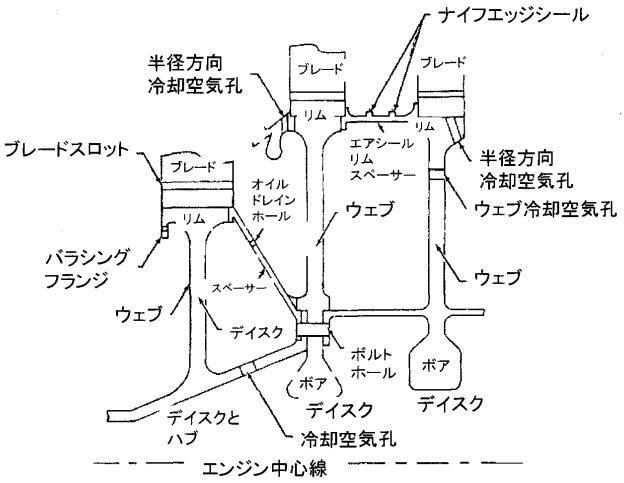


図7　ロータディスクの寿命評価部位[3]

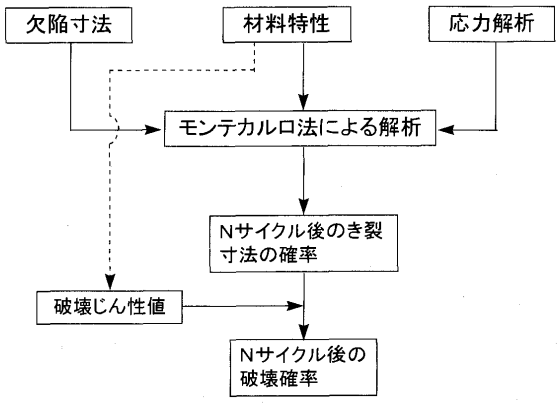


図8　確率を評価に入れたロータディスクの寿命評価システム

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

に示すような高応力が考えられる個所には要素分割，掛かる荷重，環境条件等に細心の注意が必要である。一例として，ジェットエンジン・ロータ・ディスクのブレードスロット部の要素分割を図9に示す[7]。

2.2　き裂進展解析

欠陥のタイプ，大きさ，形状，位置はRFCに対する非破壊評価要求事項を形作っている。図10はき裂形状の例のスケッチを示す[3]。これから分かるごとくき裂は一般に応力集中部の表面やコーナ部に起こる。

なお非破壊検査より発見されたき裂進展を計算にのせるための手法が提案されている[7]。き裂のモデル化のためにASME Boiler and Pressure Vessel Code, Sec. XIの手法を使用して，図11に示すような半楕円表面き裂に置き換え，指標になるき裂寸法 a および c を決める。き裂の残余寿命を計算する。まず，き裂が相似形で進展した後のき裂の新しい寸法 a を次式により求める。

$$a = a_0 + \Delta a = a_0 + \int_0^N C(\Delta K)^m dN$$

Δa は N 回の繰り返しによるき裂の進展量である。き裂の新しい寸法 a より次式に従って応力拡大係数 K が計算出来る。

$$K = (M_m \sigma_m + M_b \sigma_b)\sqrt{\pi a / Q}$$

ここで σ_m，σ_b は引張り，曲げ応力，M_m，M_b は引張りと曲げに対応する修正係数，Q はき裂寸法 a，c によって定まる第2種の完全楕円積分の二乗である。

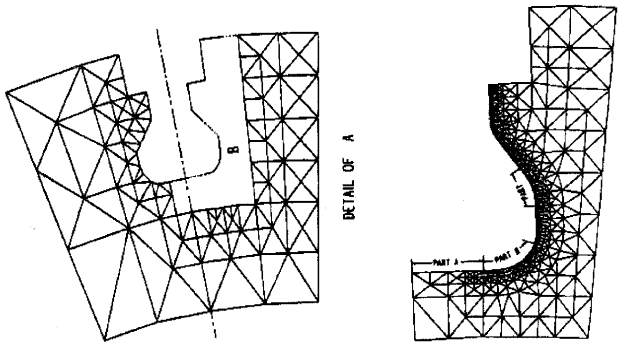


図9　有限要素分割[7]

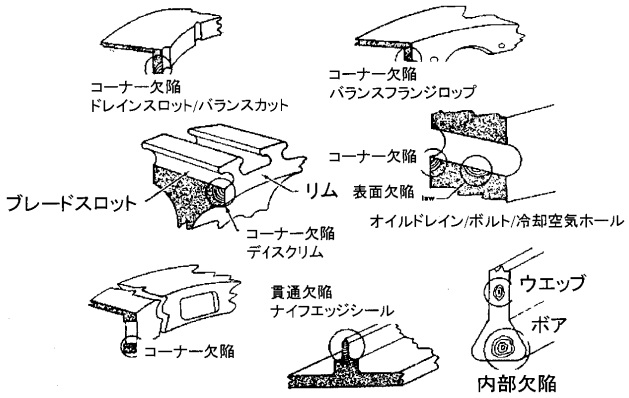


図10　欠陥の例[3]

2.3　非破壊評価要求事項

先進渦流探傷非破壊検査システム使用の検出確率（probability of detection, POD）カーブを図12に示す。勿論，ある「しきい値」以上では100%の検出感度となることが理想である。要求仕様としては，特定のクラック長さに対し90%検出確度（detection probability）で95%信頼度（confidence level）で検出できることが要求されている。この検出確率の累積確率におよぼす影響を図13に示す。図中の0～4の数字は欠陥検出確率がいろいろ変った場合を示している。

1989年7月19日のUnited 232便（DC 10）がアメリカ，Iowa州Sioux Cityでファンディスクのバーストにより112名の死亡者を出す事故を起こして以来，その事

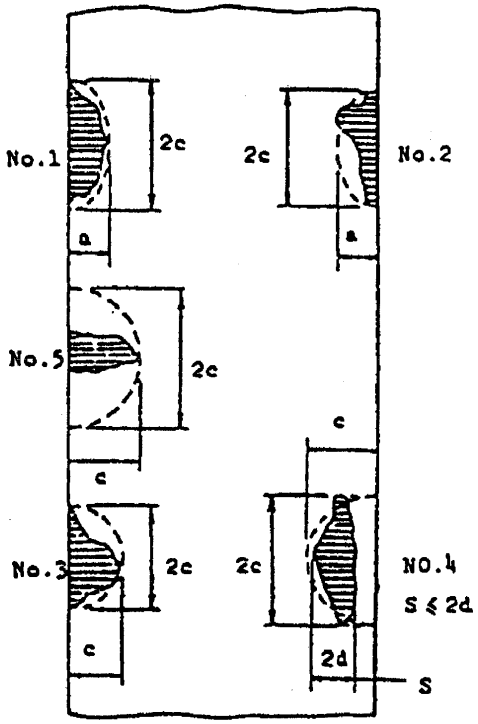


図11　実欠陥の楕円表面欠陥への置換え例[7]

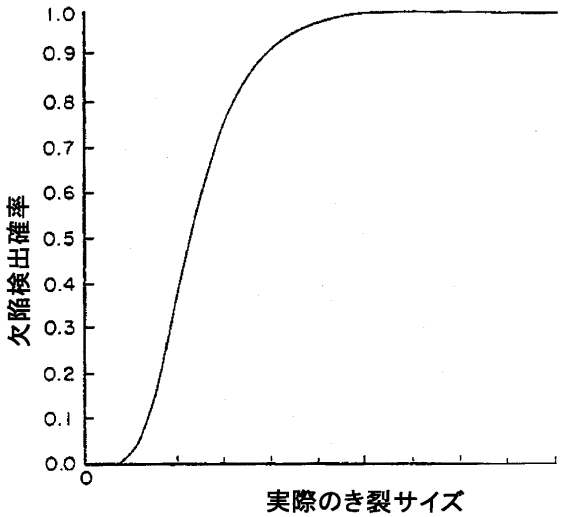


図12　欠陥検出確率

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

故調査チームはチタン介在物を信頼性を持って発見する技術を研究開発することを要求して来た[8]。

最近FAAではSynchronous X-Ray Sinography(SXS)が回転エンジンの内部，特にタービンディスクや関連の部位を分解する事無く検査する方法がLycoming T 53のタービン第2段を使用して可能性のデモンストレーション研究された。この手法は0.2 mm（0.008インチ）のき裂の検出を示した。回転中のき裂開口に対するエンジンスピードの影響を示すためにGE F 101エンジンの第1段ファンディスクが計算機モデル化された。長さ7.6 mm（0.3インチ），深さ3.8 mm（0.15インチ）のき裂は回転荷重下0.04 mm（0.0015インチ）開くことが予測され，これはSXSによって検出されるだろうとしている[8],[9]。そのシステムを図14に示す。

2.4 試験ー手法のデモ／立証[2]

開発された予測モデルの統計的状態を立証するために試験片とサブ部品のデモ試験が実験室でおこなわれた。加えてタービンや圧縮機の回転リグ試験が破壊力学による手法の正しさを立証した。人工欠陥を入れた部品を組んだF 100エンジン全体の加速運用試験が行われた。この試験は，実際のエンジンの現場における4年以上の運用に等しい状態での破壊力学／寿命解析手法をデモし，試験室での試験片と部品の試験結果を裏づけている。

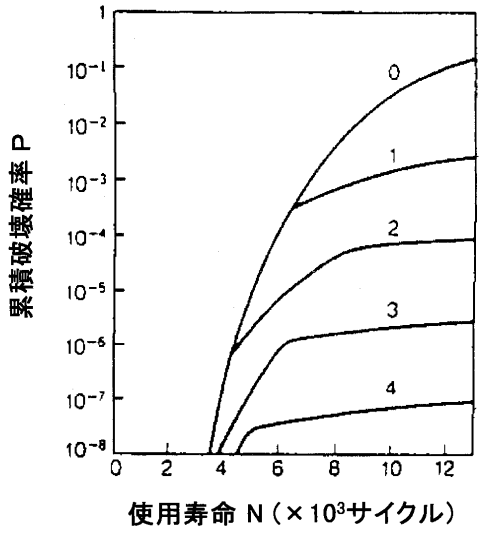


図13　RFCの解析的方法によるロータディスクの寿命評価例[4]

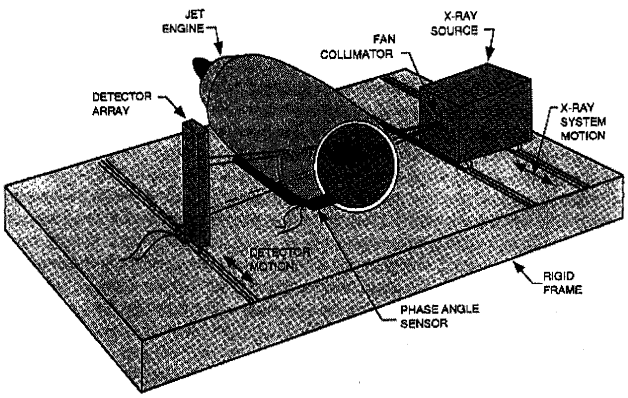


図14　回転同期X線サイノグラフィ システム[8]

2.5 経済性解析[2]

全生涯コスト（Life Cycle Cost, LCC）について，投資額は5250万ドル（86会計年度ドルで）（約70億円）で，非破壊評価装置やクライオスピン装置も含んでいる。USAF F 100全フリートの改良型コアへのRFCの採用で全生涯コストの節約は12.1億ドル（約1600億円）となると報告している。

また，コスト／リスク感度解析においては，LCC解析での基本原則や仮定における変化の影響が評価された。

RFCの適用で，LCCの節約に加えてF 100エンジンだけで3500トンの戦略的材料の節約となったと報告されている[2]。

3．RFCとENSIP

RFCとENSIP（Engine Structural Integrity Program，エンジン構造完全性プログラム）[10],[11]で取り上げられているDTD（Damage Tolerance Design）の関係に関して時々混乱がある。

ENSIPはUSAFのMilitary Standard 1783によって定義されたものであり，ガスタービンエンジンやその部品の設計に対する仕様，クライテリア，方法を確立するための基礎を準備している。含まれているのは，疲労き裂の発生，寿命（低サイクル），き裂伝播寿命クライテリアに対する仕様である。加えてある非破壊検査クライテリアを規定している。

RFCは部品の寿命管理手法である。その部品の設計に使用されたクライテリアに関係なく，どんな寿命制限エンジン部品にも適用される。

4．損傷許容設計（DTD）

損傷許容設計は先進エンジンの耐久性のリスクを減少させるプロセスであり，それは十分な計画で開始され必要である。

ジェットエンジン・ロータ・ディスクの損傷許容設計のために2つのき裂進展モデルが提案[12]されている。それらはHyperbolic sign（SINH）とModified sigmoidal equation（MSE）であり，紙面の関係でモデルの数式は割愛するが，計算結果を実験結果と共に図15に示す。図で縦軸はき裂進展速度を横軸は応力拡大係数の変動範囲を示す。エンジンの荷重スペクトルによる疲労寿命部位での応力が計算され，そこでのき裂進展がAF 115，IN 718，IN 100，RENE 95などで計算され，データと共に紹介されている[12]。

DTDによって設計した場合と従来の安全寿命設計（SLD）の場合の形状を図16[13],[14]に示す。図に示した如く，DTDは主な荷重経路での応力集中やノッチを少なく（ボルト孔の数が減り），形状がシンプルになっている。また検査間隔も2倍長くなっている。クラック発

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

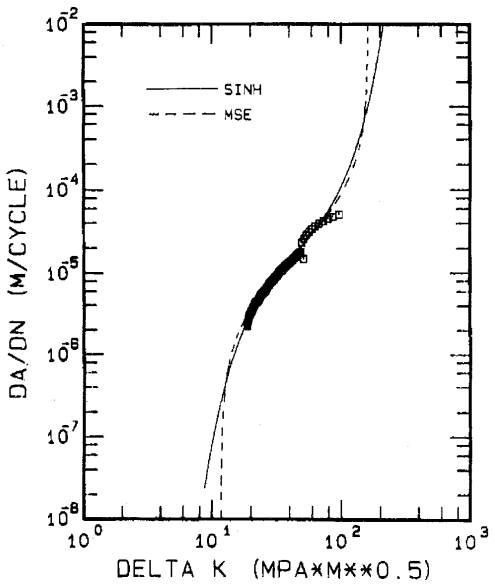


図 15　649℃ での IN 718 のき裂進展モデルと試験データ[12]

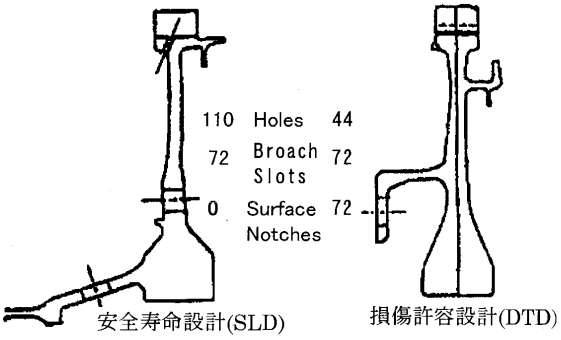


図 16　損傷許容設計が部品形状に与える影響例[14]

生に加えてクラック進展寿命の解析から応力傾斜を小さく簡単な形状となっている。一方表面のノッチに対しては要求が緩くなっている。

損傷許容設計（DTD）によって開発された部品は従来の安全寿命設計（SLD）に対して耐久性，信頼性，検査性を改良している。しかしこのシステムは SLD より，より多くの解析と試験を必要とする。

DTD のやり方に関しては，機体を対象としているが USAF から出ているハンドブック USAF Damage Tolerant Design Handbook[15] がエンジンの実設計においても参考になるであろう。

5．まとめ

RFC の適用にあったてはエンジン毎に材料挙動の十分な知識と理解，部品の運転状態，エンジン使用やロジステック／保守システムなどの検討が好ましくない結果を避けるために必要である。

破壊力学手法の進歩とその適用によって，材料性状，欠陥の判定基準を定量化し，脆性破壊に対する評価を具体的に認定出来るようになったことが極めて大である。

RFC や DTD は軍用エンジンにおいて，特に USA において採用されている。民間エンジンにおいても無傷のまま廃却にする高価なディスクを有効に，かつ安全に使用して行きたいとするニーズがある。民間エンジンのディスクの設計においてもまだ安全寿命設計であるが，安全性信頼性の上からもき裂があったとしても残余寿命はいくらかという計算と試験が最近のエンジンではなされている。

USA においては，軍民一体で確率を考慮したディスクの寿命設計手法を確立していこうとする動きがある[16]。

謝辞

貴重な FAA 関係資料収集にご協力下さいました FAA Technical Center の Mr. B. Fenton，鹿児島大学工学部機械工学科の岡田　裕助教授に感謝致します。また FAA Technical Center 訪問の際ご紹介の労を取っていただき，DTD に対しても貴重なご意見をいただいた航空宇宙技術研究所構造材料総合研究グループ企画調整室長寺田博之氏に感謝致します。

参考文献

(1) 文部省，学術用語集 機械工学編，増訂版，(1991)，p. 455，日本機械学会
(2) J. A. Harris, AFWAL-TR-87-4069, Aug. 1987
(3) J. A. Harris, D. L. Sims, C. G. Annis, AFWAL-TR-80-4118, (1980-9).
(4) 日本機械学会，機械・構造物の安全性，(1988)，p. 33，丸善
(5) Yang, J. N. and Chen, S., AIAA Paper 84-1220, (1984).
(6) Ohnabe, H, Funatogawa, O, Yang, J. N., ICOSSAR 85, (1985), p. Ⅱ-371
(7) 三好俊郎，座古　勝，大鍋寿一，機械学会論文集（A 編），49-441（昭 58-5）p. 634
(8) FAA Tech. Center, AIRCRAFT CATASTROPHIC FAILURE PREVENTION RESEARCH PROGRAM 1994
(9) Fabry, M. F., Airworthiness Assurance R&D Branch 1996 Research Accomplishments, 1997
(10) USAF, ENSIP, MIL-STD-1783, 1984-11
(11) 日本航空宇宙工業会，エンジン構造完全性プログラム，(平 3-3)
(12) Nicholas, T., Laflen, J.H., Van Stone, R. H., Proc. Conf. Life Predict High Temp Gas Turbine Mater, (1985), p 4.1
(13) Farmer, T. E., ASME 86-GT-274
(14) Farmer, T. E., AIAA-88-3165, AIAA/SAE/ASME, 24th Joint Propulsion Conference, July 11-13, (1988)
(15) Wood, H. A. and Robert M. E. Jr., AFFDL-TR-79-3021, (1979)
(16) FAA/USAFWL, Pro. APPLICATION OF PROBARILISTIC DESIGN METHODOLOGIES TO GASTURBINE ROTATING COMPONENTS, Atlantic City, (1995)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

論説◆解説

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

航空エンジン材料の信頼性
a）タービン翼材料の信頼性

竹中　剛[*1], 武　浩司[*1]
TAKENAKA Tsuyoshi　TAKE Koji
西本　文一[*2], 岡本　隆治[*2]
NISHIMOTO Fumikazu　OKAMOTO Takaji
秋川　尚史[*2]
AKIKAWA Naoshi

キーワード：・耐熱超合金：Superalloy
・単結晶合金：Single crystal
・耐食コーティング：Corrosion resistant coating
・耐酸化コーティング：Oxidation resistant coating
・遮熱コーティング：Thermal barrier coating
・補修：Repairing

1．はじめに

航空機用にジェットエンジンが開発されて以来，小型，軽量，高出力のエンジンが要求され，タービン入口温度（TIT）は年々上昇してきた。図1にTITの変遷を示す[(1)]。TIT 1400℃級のジェットエンジンが既に実用化され，現在，1600℃級の研究開発が行われている。TITの上昇に伴い，タービン翼の強度とともに，翼材に対する高温腐食・酸化の問題が益々深刻さを増しており，翼材を高温ガスから保護するコーティング技術の重要性が高まっている。更に，最も温度の高くなる1段静翼には，セラミックスによるいわゆる遮熱コーティング（TBC：Thermal Barrier Coating）が広く適用されている。TBCは高温化による冷却空気の増大を抑えつつ，熱効率の向上と翼材の長寿命化を図れる技術として，1段静翼のみならず，動翼，更には後段翼にその適用範囲を広げつつある。

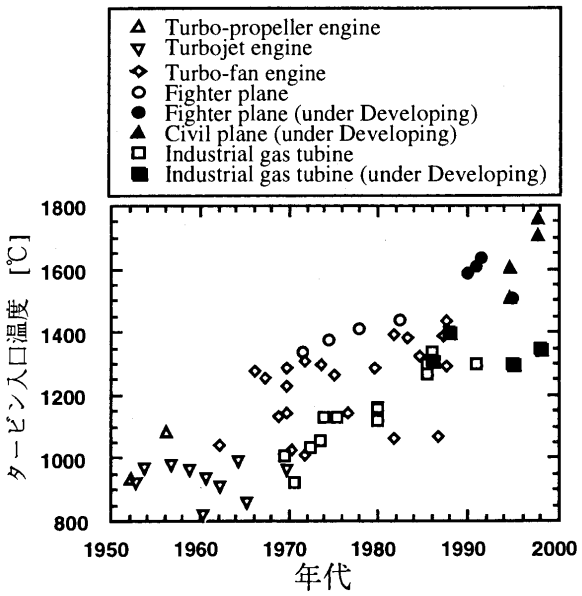


図1　タービン入口温度の変遷[(1)]

本稿では，航空機エンジン用タービン翼材料の現状について述べた後，タービン翼の信頼性を確保する上で極めて重要なコーティング技術について，コーティング材料，施工法，剥離寿命推定法および補修について概説する。

2．耐熱超合金

図2に耐熱材料の開発動向を示す。1950年代に真空精密鋳造法による耐熱鋳造合金が開発されて以来，普通鋳造（CC：Conventional Cast）合金，一方向凝固（DS：Directionally Solidified）合金，単結晶（SC：Single Crystal）合金へと粒界を制御しながら耐用温度を上昇させてきた。現在，SC合金においては，Re添加等の組成改善による一層の高強度化が指向されており，Reを約6wt%添加した第3世代SC合金CMSX－10，RenéN 6の動翼への適用が図られつつある。表1に代表的な第3世代SC合金の組成を示す。一方，多量のReの添加は，合金の組織安定性を低下させ，例えば，1050℃を越える高温で使用すると，数百時間程度で強度上有害となるTCP（Topologically Closed Packed）相が生成される。また，合金によっては，完全溶体化温度幅が小さいために多段で複雑な熱処理工程が必要とされている。国内では，金属材料技術研究所において，熱処理の容易さ，高温での組織安定性の観点から，合金設計プログラムとク

原稿受付　1998年4月14日
＊1　川崎重工業㈱　明石技術研究所
〒673-8666　兵庫県明石市川崎町1－1
＊2　川崎重工業㈱　ジェットエンジン事業部

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

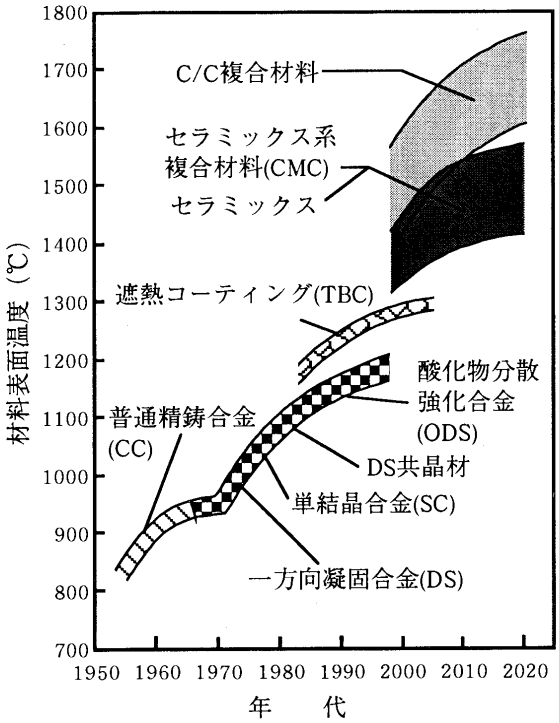


図２　耐熱材料の開発動向

表１　代表的な第３世代SC合金の組成（wt%）

Alloy	Cr	Co	Mo	W	Ta	Re	Nb	Al	Ti	Hf	Ni	Ir
CMSX-10	2	3	0.4	5	8	6	0.1	5.7	0.2	0.03	Bal.	-
René N6	4.2	12.5	1.4	6	7.2	5.4	-	5.75	-	0.15	Bal.	-
Alloy 5A	4.5	12.5	-	5.75	7	6.25	-	6.25	-	0.15	Bal.	-
TMS-75	3	12	2	6	6	5	-	6	-	0.1	Bal.	-
TMS-80	2.9	11.6	1.9	5.8	5.8	4.9	-	5.8	-	0.1	Bal.	3

ラスター変分法計算を用いて設計されたTMS－75，TMS－80と呼ばれる第３世代に属するSC合金の開発が行われている[2]。特に，TMS－80では，組織安定性のため，Irの添加が世界で初めて試みられている。

SC合金へのReの添加は，組織安定性の面から現状の約６wt%でほぼ上限に達したように思われる。今後，合金設計を駆使し，Irなどの今までにない元素の添加による合金開発が期待されるところである。

３．コーティング技術

3.1　コーティング材料

ガスタービン翼へのコーティングの変遷を図３に示す[3]。耐食・耐酸化コーティングは，Al等の拡散コーティングから電子ビーム蒸着（EB-PVD：Electron Beam Physical Vapour Deposition）によるMCrAlY（M=Ni, Co，NiCo，CoNi等）に移行し，現在では，組成の自由度が大きくかつ緻密なMCrAlY皮膜が得られる減圧プラズマ溶射（VPS：Vacuum Plasma Spraying）（図４）あるいは低圧プラズマ溶射（LPPS：Low Pressure Plasma Spraying）が主流となっている。

一方，TBCは大気プラズマ溶射（APS：Atmospheric Plasma Spraying）（図５）による多層コーティングから，現在，ボンドコーティングとしてVPS施工によるMCrAlYと，トップコーティングとして主にイットリア安定化ジルコニア（YSZ：Yittria Stabilized Zirconia）をAPS施工したセラミックコーティングの２層コーティングおよびEB-PVDによるMCrAlYとYSZの２層コーティングが適用されている。（図６）

ここで，TBCに要求される特性をまとめると以下のようになる。

(1)　トップコーティングの熱伝導率が小さいこと
(2)　トップコーティングと基材・ボンドコーティングとの熱膨張係数が近いこと
(3)　熱応力に対して十分な密着力を持ち剥離しないこと
(4)　使用温度範囲内で結晶構造が安定していること
(5)　ボンドコーティングに十分な耐食・耐酸化性があること
(6)　コーティングの補修（リコーティング）が容易であること

これらの特性を満足し，TBCの信頼性を向上させるための様々な対応がなされている。皮膜自体に熱応力緩和機構を持つEB-PVDによるセラミックコーティングがその有力な一つである。図６にEB-PVDによるコーティング皮膜の断面組織を示すが，基材表面から垂直方向に成長した特徴的な柱状組織が認められる。この柱状組織間の隙間により熱ひずみを吸収し熱応力が緩和されるため，APSによるコーティングよりも剥離特性が優れる。しかし，装置が高価で成膜速度もAPSに比べて遅いなどコスト面での改善が望まれる。最近では，VPSの代わりに高速ガス炎溶射（HVOF：High Velocity Oxygen Fuel）によるMCrAlYの適用も実施されている。HVOFはVPSのようにAr雰囲気中でなく，大気中でも緻密な皮膜が得られるため，コスト面で有利な施工法である。その上，ある条件（高酸素分圧）下ではHVOFで施工された皮膜の酸化速度のほうがVPSによるものより遅いという報告もある[4]。最適なTBCの施工法は，メンテナンスを含めたコスト面と性能面とを総合的に判

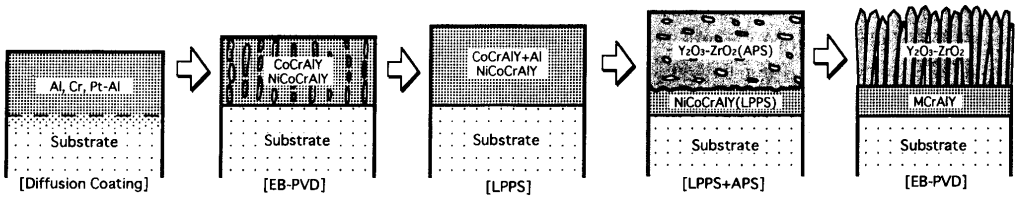


図３　ガスタービン翼のコーティングの変遷[3]

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/16

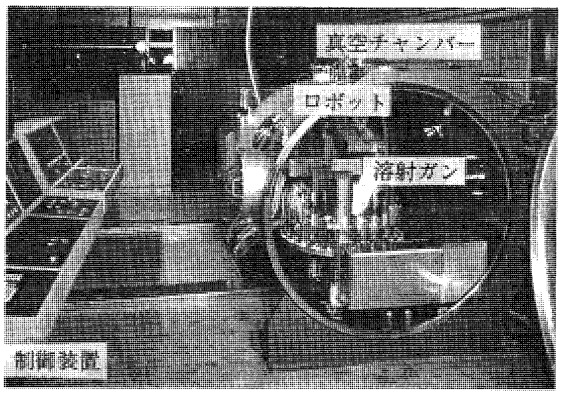


図4　減圧プラズマ溶射装置の外観

図5　大気プラズマ溶射装置の外観

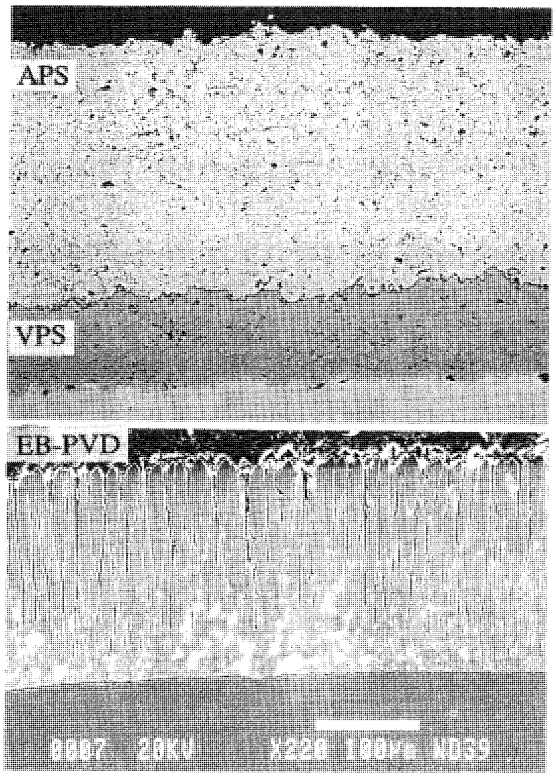


図6　TBC皮膜の断面図

断して決まっていくが，複雑な形状のタービン翼に施工し，安定した品質を確保するには，図4，5に示すようなロボットによる自動制御システムも重要である。

ところで，航空機用ガスタービンの場合には，ボンドコーティングの耐食性よりむしろ耐酸化性が問題となるので，耐酸化性を向上させる目的でMCrAlYに添加元素（Re，Ta，Hf，Si，Pt等）が加えられる場合もある。例えば，Reを添加したMCrAlYでは950℃／20000 H大気中暴露試験において，皮膜の約30%しか酸化の影響を受けなかったという報告もある[5]。

また，ボンドコーティングをMCrAlYより小さな熱膨張係数を持つNi-Cr-Al-Ti-Siに代えることによって，コーティングにかかる熱応力を小さくし，TBCの剥離を防止することも試みられている[6]。逆にトップコーティングにYSZよりも大きな熱膨張係数のセリア安定化ジルコニア（CSZ : Ceria Stabilized Zirconia）を用いることにより，同様の効果を狙っている例もある[7]。

3.2　TBCの剥離寿命推定

TBCは，通常約0.1 mm厚のボンドコーティング（MCrAlY）の上に，トップコーティングとして約0.2～0.3 mm厚のYSZが施工されている。皮膜構造，冷却方式にもよるがYSZ 0.025 mm（0.001 inch）あたり約17～33℃（30～60－℉）の温度降下が期待できる[8]。しかし，ホットスポット等による予想以上の酸化や熱疲労クラックのために，期待される寿命より早くTBCが剥離してしまうケースがある。TBCの信頼性を向上させるためには，精度の良い剥離寿命推定法が不可欠である。TBCが剥離する主なメカニズムとして，トップコーティング／ボンドコーティング界面での酸化皮膜の形成モデルが考えられている[9,10]。Co基合金／NiCoCrAlY／YSZで行った検討例によると[9]，界面での酸化皮膜の成長は，式(1)に示すアレニウス型の速度式で表わされることが実験的に確認されている。

$$\delta = \left(\left(8.93\times10^{8} exp\left(-22900/T\right)\right)t\right)^{0.234} \qquad (1)$$

ここで，δ：酸化皮膜厚さ[μm]，T：温度[K]，t：時間[hr]である。また，繰り返しの熱衝撃試験により，TBCの剥離を引き起こす酸化皮膜の限界厚さは約11 μmであり（図7），この限界厚さを式(1)に代入することにより，剥離寿命（時間）は温度をパラメータとして式(2)で表される。

$$t = exp\left(22900/T - 10.4\right) \qquad (2)$$

実際の翼では，界面での酸化皮膜の形成の他にもTBCの剥離が生じる要因として，下記のようなものが考えられ，これらを考慮した正確な寿命推定モデルの確立に向けた研究が行われている。

(1)　温度勾配によるセラミックス層内の熱応力の影響
(2)　セラミックスの焼結
(3)　翼形状・界面粗さによるトップコーティング／ボンドコーティング界面での応力集中
(4)　エッジ・コーナーでのトップコーティング／ボンド

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

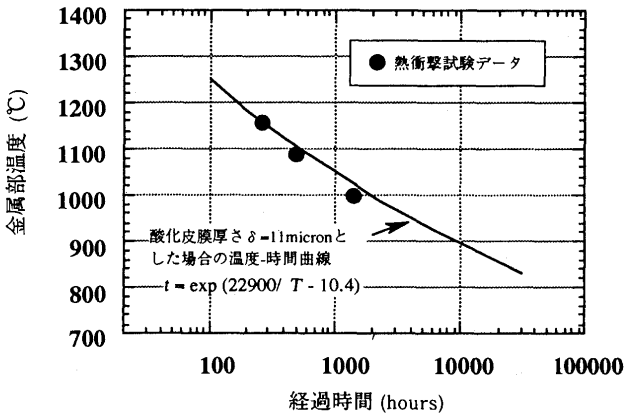


図７　熱衝撃試験による限界酸化皮膜厚さの決定とTBC 剥離寿命推定曲線

コーティング界面での２次的な応力

(5)　飛来物による損傷

４．タービン翼の補修

航空機にとって，エンジンは極めて重要な装備品であり，エンジンの信頼性を維持向上するためにはエンジンの使用状況をきめ細かくチェックし，整備していかなければいけない。機体装着状態で，ボアスコープ，エンジンパラメータトレンド等のモニタリング[13]により，タービン翼のクラック等の損傷を早期に発見することができるようになってきた。不具合部品は交換しなければいけないが，高価なタービン翼をむやみに交換することはできない。そこで，軽微な損傷については決められた手順に従って補修をして再使用する場合がある。タービン翼の補修は以下の手順で行われる。

(1)　非破壊検査（蛍光浸透探傷検査，渦電流探傷検査，超音波探傷検査等）

(2)　コーティングおよび損傷部の除去（グリッドブラスト，エッチング，研磨等）

(3)　寸法回復（肉盛り溶接，VPS 等）

(4)　リコーティング（VPS，APS，EB-PVD 等）

(5)　熱処理（拡散熱処理，時効）

(6)　表面仕上げ

(7)　非破壊検査

リコーティング以降は基本的に新品を作るときと同じ工程である。補修方法にもいろいろな試みがなされており，局所的にリコーティングする方法[12]や１cm 以上のワイドギャップに適応する方法[13]などがある。

５．おわりに

タービン翼材料の信頼性についてコーティング技術を中心に記述してきた。耐食・耐酸化コーティングの場合は，日頃の点検（非破壊検査）で比較的容易に損傷を発見できるが，セラミックスによる遮熱コーティングの場合，初めからクラックが内在しており，損傷の発見はより困難である。また，コーティングによる温度降下を期待して基材の許容温度の上限で使用すると，予想外のコーティングの剥離（例えば，異物の衝突による損傷（FOD：Foreign Objects Damage））が生じた場合，基材の温度上昇によるタービン翼（特に動翼）の破壊が起こりかねない。コーティングの信頼性を高め，どこまで高温化が達成できるかが今後の課題である。

参考文献

(1)　吉田，ガスタービン学会誌，Vol. 20, No. 80 (1993), p. 4

(2)　小林，小泉，横川，中沢，原田，山懸，耐熱金属材料第123委員会研究報告，Vol. 39, No. 1（1998），p. 9

(3)　吉葉，ガスタービン学会誌，Vol. 25, No. 98 (1997), p. 80

(4)　W.Brandl, D.Toma, J.Kruger, H.J.Grabke, G.Matthaus, Surface and Coatings Technology, 9495（1997），P 21

(5)　W.Beele, N.Czech, W.J.Quadakkers, W.Stamm, Surface and Coatings Technology, 94－95（1997），P 41

(6)　Leyens, C.,Fritscher, K.,Peters, M.,KaysserW.A., International Coference on Metallurgical Coatings and Thin Films,San Diego（1997），p. 1

(7)　小野，袖岡，鈴木，上野，川島，溶射，Vol. 32, No. 2（1995），p. 15

(8)　D.M.Nissley, J.Thermal. Spray Tech., Vol. 6 (1997), P 91

(9)　川村，松崎，田中，岡崎，秋川，岡本，耐熱金属材料第123委員会研究報告，Vol. 36, No. 3（1995），p. 475

(10)　S.M.Meier, D.M.Nissley, K.D.Sheffler, T.A.Cruse, J.Eng.Gas Turbines Power (Trans.ASME), Vol. 114 (1992), P 258

(11)　杉浦，ガスタービン学会誌，Vol. 21, No. 84 (1994), p. 54

(12)　Guerreschi, U.,Rebora, E.,Gandini, E.,ASME, 95－GT－423（1995）

(13)　Ellison, K.A.,Liburdi, J.,Stover, J.T.,Supwralloys 1996,（1996），p. 763

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

論説◆解説

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

航空エンジン材料の信頼性
b）複合材の信頼性と検査

石川　隆司[*1]
ISHIKAWA Takashi

キーワード：層間剥離，マトリックスクラック（母材割れ），超音波探傷，X線探傷，逆配置X線探傷，シアログラフィー

1．はじめに

複合材が航空用ガスタービンに実際に適用されるようになってから，相当の時間が経過した。当初は，ノーズコーンや，ナセルカウル等の二次構造部材ばかりであったが，GE社によって開発され，最近路線投入されたGE 90に至って，初めて主要構造部材であるファンブレードに，高靭性エポキシを用いたCFRP複合材が適用された。この他，最近では低圧タービンのステータ部分に使用する耐熱樹脂CFRP部品が開発されている。これらの動向の背景には，複合材の信頼性確保のための実際的な理論の発達と，その基盤となる検査技術の確立がある。

航空用ガスタービンへの複合材の適用に関しての全く新しい動向は，セラミックス基複合材（CMC）の研究開発の進展と，それに伴なうCMC部品の開発と応用である。こちらは，CFRPと異なり，生産部品として実用されたものは今のところなく，例えばアフタバーナー部品が飛行実証試験に供されるところまで来ている段階である。しかし，今後，やはり製造法・信頼性確保手法の確立がなされれば，徐々に航空用ガスタービンへの適用がなされるものと想定される。

2．複合材の欠陥の特徴と信頼性との関連ー金属との相違

いうまでもなく，金属材料であれば，材料が確定すれば，ほとんどの材料について，欠陥サイズと作用負荷の種類に応じて，確率的な挙動まで含めて，残存寿命の精度の高い推定が可能となっており，部品・部位に応じて発生しやすい欠陥の特徴，それに対応した非破壊検査法が，詳細に至るまで規格化されている場合も多い。しかし，特に航空エンジンにおける複合材部品の場合に，そのほとんどを占める長繊維強化型複合材料では，各層毎の非均質性（0.1 mmのオーダー），層内の繊維／母材の非均質性（ミクロンのオーダー），異方性，というような要因があるため，さまざまの負荷下で生ずる欠陥の状況が極めて複雑となり，残存寿命の推定が比較的容易な金属ないし純セラミックスと異なり，正確な材料信頼性解析を行うことが非常に困難な状況にある。もう少し砕いて言えば，欠陥そのものの幾何学的構造も巨視的均質材とはまったく異なるし，欠陥の進展から部品の破壊に至る過程を支配する力学もはるかに複雑である。この欠陥の状況を模式的に説明したものが図1であり，金属の代表的欠陥である穴周りのき裂に比較して，複合材板材の代表的欠陥形状を示してある。この挙動の複雑さは容易に想像がつくと思われる。実際にこの種の欠陥の検査からどのような状況が把握されるかについては後述する。

このような事情があるにもかかわらず，複合材部品の適用は着実に拡大している。その理由を考察すると，第1には，金属のように破壊力学と確率論を駆使して残存寿命を推定するような手法はとりあえず放棄して（この確立を待っていると使えないので），現実の部品と同じものを製作して，これを使用環境と負荷を極力摸擬して試験を行って，設計を確認するという原始的な手法へのコンセンサスが成立し，この手法をとっても十分軽量化率が稼げることが航空機機体への応用から証明されてきたことが挙げられる。これが引き金となり，航空用ガスタービンへの適用も加速されたものと考えられる。このような試験では，最初から人工欠陥を入れて行うのが普通であり，損傷進展を十分追跡できる検査技術の確立が，この考え方を成立させる基盤となっている。第2の理由は，複合材の損傷下の挙動の理論解析もかなり進展し，

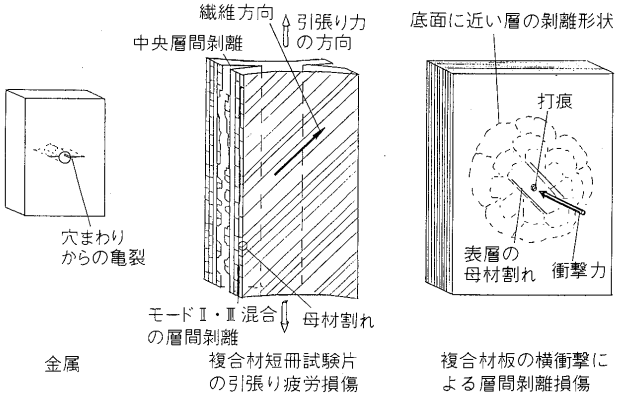


図1　複合材板に生ずる損傷の模式的説明

原稿受付　1997年4月9日
＊1　科学技術庁　航空宇宙技術研究所
〒181－0015　東京都三鷹市大沢 6－13－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

欠陥の強度への影響の致命度が明らかになってきたことが挙げられる。この背景にも精度の高い検査技術の成熟がある。但し，繰返しになるが，理論の成熟度合いは均質材に比べれば著しく低い。

上記のように考察してくると，現段階で複合材とその構造の信頼性確保のためには，各々の部品に即した最適な検査法，特に非破壊検査法を確立した上で，環境・負荷を模擬した試験を行うとともに，もっともクリティカルな状況について，可能な限り計算証明を行うというのが，現実的手法であり，これ以外の解はないものと考えられる。そこで，ここではまず複合材に適した非破壊検査法について説明する。

3．複合材に適した非破壊検査法の概要と検査実例

3.1　超音波探傷法

長繊維強化複合材の普通の成形法は，母材樹脂を含浸させたシート状中間素材を重ねて成形するものなので，硬化後に衝撃負荷などで層間に生ずる剥離は，複合材にとって致命的な欠陥の典型である。しかも困るのは，この型の欠陥は表面からの目視ないし，これに類した簡単な方法では発見することが非常に困難なことである。複合材板の片側から超音波を入射して，反射ないし透過特性の変化を調べる超音波探傷法は，板表面に平行な層間剥離の検出には最適であり，研究用途・製造時品質保証に広く用いられている。その測定方法に，大別して上記のように反射，透過法があり，研究には主に反射法，品質管理には主に透過法が用いられている。航空機機体の運航では，日常的には超音波は用いられておらず，将来へ向けての課題となっている。ここでは，主に，反射法を例にとって，測定概念などを概括的に述べることとする。

図2に，超音波探傷・反射法の概念の模式図を示す。これは，実際の探傷時の時間－振幅線図（Aスコープ）に被検査板の板厚方向の説明図を書き加えたものである。左の健全部のAスコープでは，表面以外での大きな反射波（エコー）は底面まで観測されていないが，右の剥離部では，剥離面でほとんどの波が反射してしまう。図中の台形で示したところは欠陥ゲートと呼ばれており，この中だけで反射波の情報を処理するよう設定した区間である。図からわかるように，表面近傍では高いエコーが生じてS/N比が悪くなり，欠陥かどうかの判定不能となるので，ここを外してゲート設定を行う。この領域を表面不感帯とよび，この存在が反射法の難点となっている。ゲート内でのエコーの振幅，厚み方向音速から計算した損傷の深さ（ビーム路程）と，ビーム軸の空間位置を組合わせて計算処理すれば，損傷を可視化した画像（Cスコープ）を得ることができる。最近では，計測は常にディジタル化されており，コンピューター，画像処理ソフトウェアの能力向上と相まって，損傷の透視・立体像の描写が手軽に行えるようになっている。注意したいことは，超音波探傷において決定的に重要なのは，どの程度の損傷に対応してどのようなエコーが出るかという絶対測定を行う場合は，あらかじめ性質，形状のわかった損傷に対する計測系の較正が必要なことである。

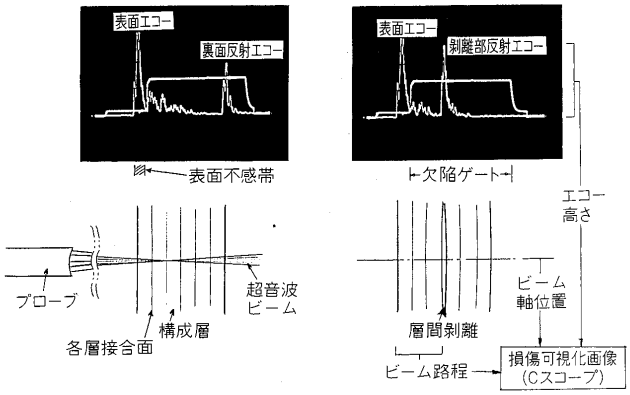


図2　反射法超音波探傷の測定概念

実際に航空機機体用と同等のCFRP板（48プライの厚板）が落錘による比較的低速の衝撃を受け，層間剥離が生じた後に反射法超音波探傷を用いて層間剥離損傷を可視化した結果を図3[1]に示す。ここで用いた装置（日本クラウトクレーマー㈱製；SDS－6500）は，図2のAスコープ波形を各点に関してすべてメモリし，これを処理してCスコープをつくるという概念に基づいている。処理モードは剥離面深さを表すビーム路程モードである。剥離深さ分布の精密なパターンを認識することができる。実際の手順で言えば，これらの可視化情報をもとに剥離の様相を模式化したのが前述の図1の右側の図である。これから，衝撃点直下には巨視的に円錐とみなせる層間剥離の集積が生じていることがわかる。また，その損傷の投影面積は，目視で観測される陥没部分面積の100倍程度大きい値であることも明らかとなった。

このような剥離が生じているところに圧縮荷重が作用すると，強度が激減する[2]ということがよく知られており，この現象をCAI（Compression after Impact）とよんでいる。このCAI強度は層間剥離面積と密接な関係

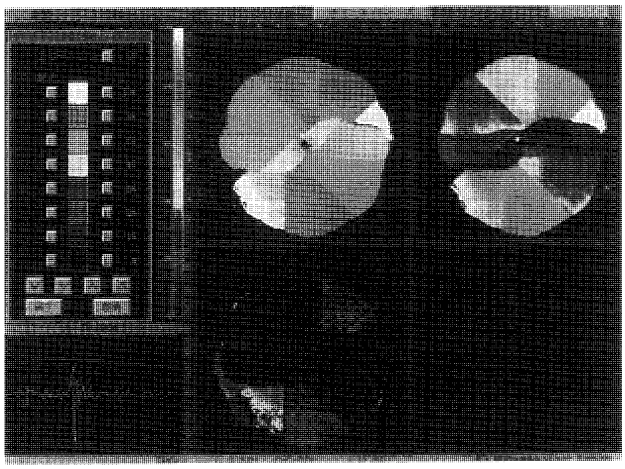


図3　CFRP厚板（48層擬似等方）が衝撃により層間剥離を生じた場合の精密反射法超音波探傷の映像

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/04

がある。従って，衝撃を受けた構造の損傷状況の把握は，複合材構造の信頼性確保の上から決定的に重要である。航空用ガスタービンのファンブレードでは，異物の衝突（FOD）により，このような状況が起こることは想像に難くなく，仮に最初の衝突で構造がとりあえず生存したとしても，次に受ける曲げ振動負荷で，ブレードが破壊する確率は高く，この種の複合材構造の信頼性確保の観点からは，もっともクリティカルな状況となっている。

3.2　X線透過探傷法およびX線CT探傷法

X線透過探傷法は，単純なX線写真に相当する方法であり，部品の製造時の品質管理あるいは研究でも広く用いられている。研究時には造影剤を使用することが多い。図4に，CFRP複合材の短冊型（クーポン）試験片の引張り－引張り疲労試験時にこの試験片に入った損傷の，造影剤を用いたX線透過探傷結果[1]を示す。試験片長手方向に引張り荷重をかけた時の例であり，荷重直角方向の繊維の層（90°層）と±45°層に入った細かい黒い線が，いわゆる樹脂割れないし横割れ（トランスバース　クラック）と呼ばれる損傷である。この図で中央の白い帯でつながっているところは，層間剥離していない領域，その上下の黒いところは，層間剥離を起こして，その中に造影剤が入っている状態（但し自由縁近くでは造影剤空隙あり）を表わしている。このように，X線透過探傷法は，簡便な割に，樹脂割れを鋭敏に捕らえられるので，研究手法としては大変に有効である。ただ，少なくも，静的引張り強度の点だけからみると，このような樹脂割れは，ほとんど強度低下に寄与しないので，これを信頼性解析に含めるか含めないかは，荷重の種類・回数・環境条件により異なる。このあたりが，金属などとまったく異なる，複合材独特の考え方である。

X線CT探傷は，物体について，全ての方向からあてたX線の吸収係数を数学的に求めるよう考案された装置で，医療の現場でおなじみである。航空用ガスタービン部品においては，複合材のみならず，金属部品でもこの検査法は重用されている。図5に航空宇宙技術研究所に導入されているトラバース・ローテーション方式のX線CT式探傷装置の概念図[3]を示す。この探傷法は，複雑な形状を持つ部材，多孔質ないし厚肉で超音波が通らない部材などでのほぼ唯一の検査法であり，実際にも多用されているが，残念なことに，まだ空間分解能が十分でなく，き裂先端の位置特定などの点で，いっそうの技術開発が必要である。一つの可能性は，X線透過探傷と同じく，造影剤を併用することであり，航空宇宙技術研究所で，航空機機体構造用CFRP複合材補強パネル構造に適用した例を図6に示す。厚さ1.4 mmの平板スキンに幅42 mmのT型補強材が一体成形された供試体に，スキンの方から衝撃荷重を加えて，層間剥離を生じさせた例である。単にX線CT探傷を適用しただけでは，この剥離は検出できないが，ここでは造影剤の存在により明瞭に検出できている。剥離の幅は超音波探傷で計測したものとほぼ同一である。このように，供試体表面に欠陥の開口があれば，この方法は適用可能である。

この欠点を補う，新しい概念のX線探傷法が米国Digiray社により開発され，最近話題になっている。それを逆配置ミニプローブ探傷技術と称し，本節初めに述べた従来型のX線透過探傷と比較[4]して図7に示すように，スキャンする電子ビームをブラウン管状の陽極面にあてて発生させたX線を物体に透過させ，直接透過線を点検出素子で受ける方式である。点素子の位置・X

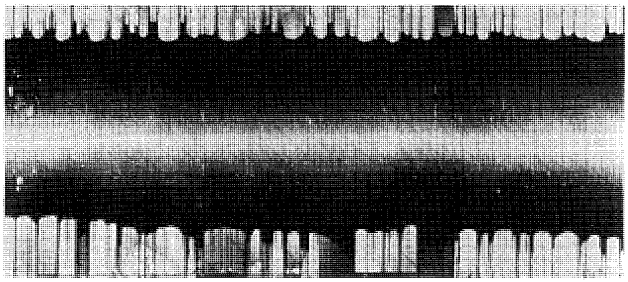


図4　CFRP薄板（8層擬似等方）に引張－引張疲労荷重を与えた場合の損傷の造影剤を用いた軟X線透過探傷映像

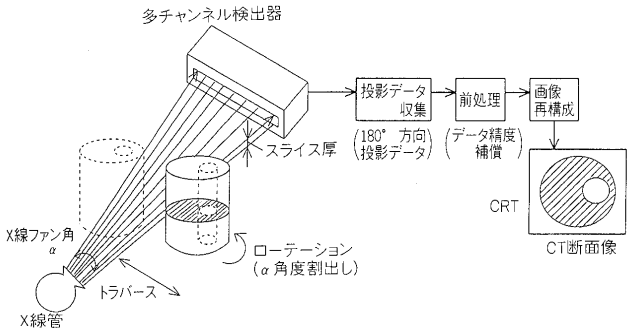


図5　トラバース・ローテーション方式のX線CT探傷の動作概念

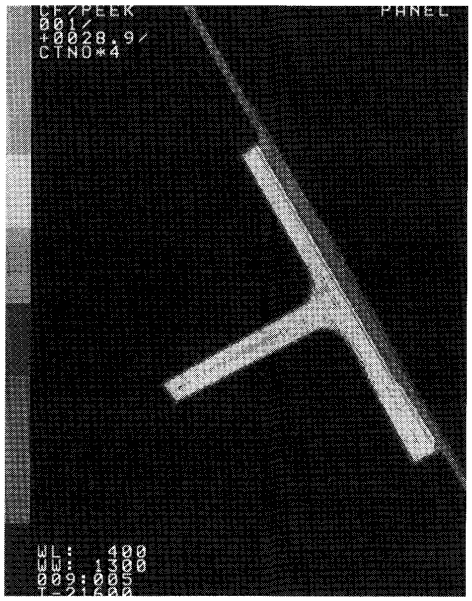


図6　造影剤を併用した場合のCFRP補強平板構造の剥離のX線CT探傷例

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

線強度信号とスキャン信号を同期させて探傷映像を作り出すものである。このような逆配置により，従来の問題であった散乱X線によるボケは最小となり，また，フィールド作業，小さな部位の探傷など，従来のX線の難点をいろいろ克服できるので，大きなポテンシャルのある技術と考えられる。この装置により，図3に示したのと類似のCFRP複合材のCAI試験用積層板の衝撃損傷による層間剥離を検査したところ，図8の結果を得た。これは，造影剤を用いないX線探傷映像としては，解像度・感度ともに申し分のないものであり，今後の発展が期待される。

3.3　その他の実用的非破壊検査法

超音波とX線が，複合材構造の信頼性確保のために用いられる非破壊検査手法としての，2本の柱となる手法であるが，ここではこれ以外の探傷法のうちの，実用的なものについて簡単に展望しておく。その最初はシアログラフィー探傷法であり，ホログラフィーと類似の概念から成立しているが，その実運用面での障害をとりのぞける手法[5]として注目されている。その概念図と画像処理シーケンスを図9に示す。基本的にはレーザーと横ずらしした観測光学系から成る。この被検査体に温度，荷重，減圧その他で変形を生じさせると，その歪み分布が捕らえられ，それから欠陥の存在を知ることができる。ここには，研究段階の金属基複合材使用の航空用ガスタービン部品（ステータ）を20.7 kPaの減圧に曝して実施した人工未接着部（約3 mm直径）の検出例を図10に示す。左が部品形状で，右がシアログラフィーによる探傷像である。このように，この程度の欠陥は十分に検出される。

この方法は他の明るさ，振動などにも強いため，ある条件を満たせば整備現場・工場での探傷にも使用できる。問題は作用させる外負荷で，減圧の場合は大きな装置を要するので，非定常加熱，力学負荷などとの組み合わせに関する基礎的な研究を要することである。この方法も，今後の展開に注目していきたい。

その他の実用的検査法には，カナダで開発されたD-Sightなどがある。これは，いわば特殊なスクリーンを利用した，一種の目視法であるが，ここでは文献6のみをあげて，詳細には触れない。

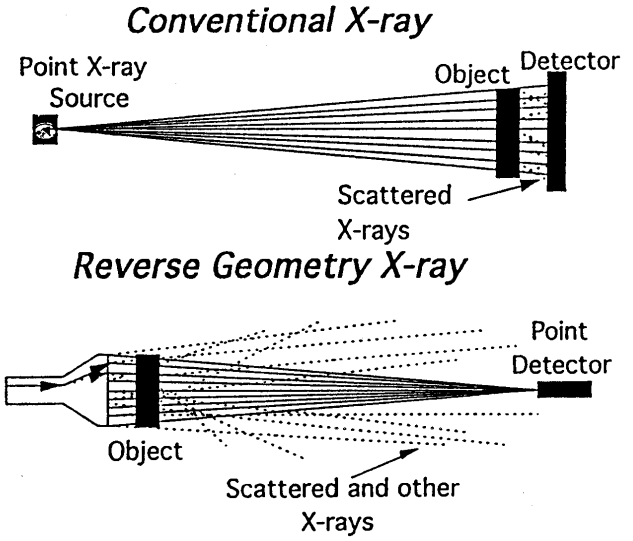


図7　逆配置ミニプローブX線探傷の測定概念と通常法との比較

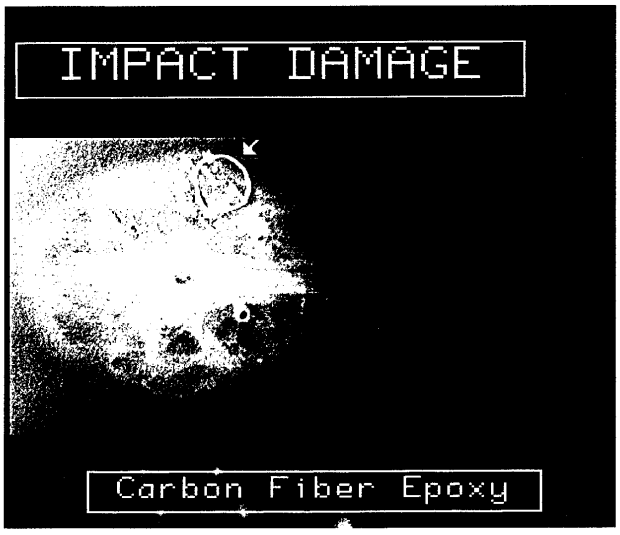


図8　CFRP厚板（32層擬似等方）の衝撃層間剥離の逆配置ミニプローブX線探傷を用いた探傷例

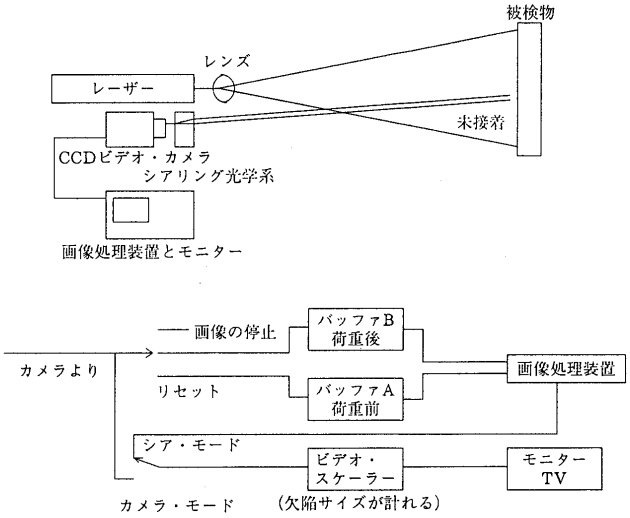


図9　シアログラフィー探傷法の測定概念

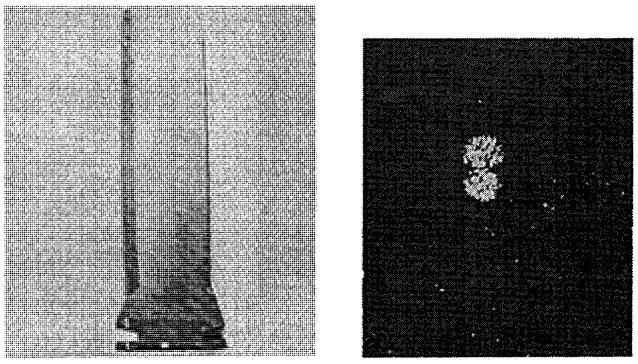


図10　航空用ガスタービン部品（FRM製，研究段階）のシアログラフィー探傷結果の実例

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

4．複合材の信頼性確保のための数値解析について

複合材の強度に関する信頼性設計の基盤となる理論解析，数値解析について一言説明しておく。はじめに述べたように，航空機翼程度のスケールの複合材構造になると，まだ，最後は現物モデルについての実験証明という考え方が支配的であるが，そのエレメントである桁・補強材などでは，最近では相当に数値解析の手法が確立してきた。局所破壊がシークエンス的につながるというモードでない場合（最終破壊が一度に起こる場合）ならば，相当精度の高い解析が可能であり，ここでは，著者らがCFRP製T型補強材について行った，非線型挫屈後数値解析の結果[7]を例にとって示す。解析対象は図11のような補強材であり，これが軸圧縮を受けて挫屈し，大変形を示した後，瞬時に破壊するまでのシミュレーションである。図12に非線形有限要素解析による変形

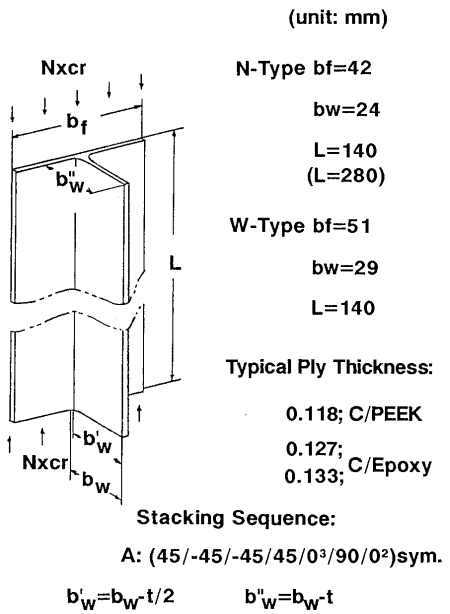


図11　非線型数値解析による強度予測対象としたCFRP補強材

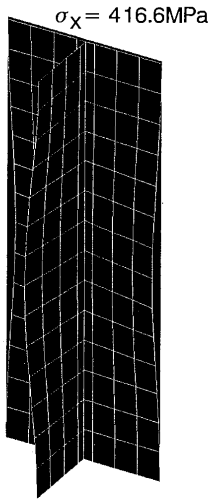


図12　挫屈後の大変形予測（実験とよく一致）

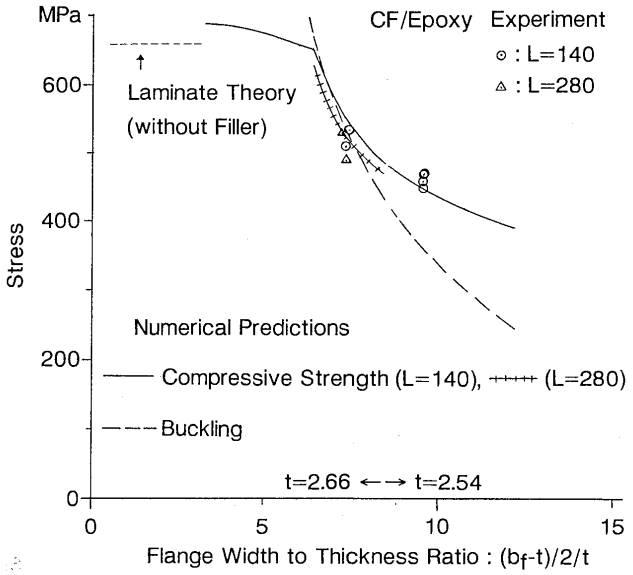


図13　補強材の挫屈後破壊強度解析値と実験の比較

予測を示す。繊維方向の圧縮強度ないし歪み限界値を仮定すると，図13のような，実験値とよく一致する設計チャート（横軸を板幅／板厚比にとって最終破壊値を予測するもの）を引くことができる。この入力限界値を確率化していけば，最終強度の確率挙動も，明らかになるものと考えられる。ただ，それには確率有限要素法の適用など，さらに掘り下げた研究が必要である。

5．まとめ

航空用ガスタービン部品，あるいは航空機機体に用いられる複合材部品の信頼性確保の考え方と，その基盤である検査，それと最後に理論解析の現状について概括的に展望した。長繊維複合材は金属／純セラミックスなどの均質材と異なる複雑さを持つため，理論的にすっきりとした予測を与えることはほぼ不可能であるが，多くの実験事実の蓄積と理論の進歩により，ある程度事態が見通せるようになってきたというのが妥当なところであろう。複合材部品の適用拡大につれて，いっそうの努力を要することを述べて，結言とする。

参考文献

(1)　石川隆司，カラー表現による可視化技術，(1996)，p. 515，フジテクノシステム
(2)　石川隆司，日本航空宇宙学会誌，32-370（1984-11），p. 612
(3)　㈱東芝，技術資料
(4)　T. M. Albert, Materials Evaluation, (1993. 9), p. 1020
(5)　伊藤　満，光アライアンス，2-8（1991-8），p. 25
(6)　J. P. Komorowski, et al., Proc. of 40th Int. SAMPE Symp., (1995)
(7)　石川隆司　ほか，日本複合材料学会誌，22-2（1996-3），p. 64

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

航空エンジン材料の信頼性
c）航空エンジン用精密鋳造部品における信頼性

内田　洋[*1]
UCHIDA Hiroshi

1．はじめに

1930年代に，ロストワックス精密鋳造法は，先ず医療分野で商用化が進み，ほぼ同時期に開発された航空用ガスタービンへも適用が始まった。第二次大戦中にGE社は初めて航空機のピストンエンジン用スーパーチャージャのタービン翼に精密鋳造翼品を適用し，終戦まで，実に3500万枚ものタービン翼を生産したといわれている[(1)]。以後，今日までロストワックス精密鋳造技術は主に航空用ガスタービンと共に発展し，航空エンジンの信頼性に大きく寄与してきている。

本稿では主に航空エンジン用タービン翼の信頼性改善に関連したロストワックス精密鋳造技術および関連技術の発展を顧みると共に，精密鋳造品の品質維持・評価について述べる。

2.1　合金の発展

主要材料の化学成分を表1に示すが，最初に実用化された合金はコバルト基のバイタリウムであった。その後，1950年代前半に，X－40, WI－52と続いて開発された。これらの合金は大気溶解材であり，タービン入口温度は845℃程度に限定されていた。その頃，チタン，アルミニウムを添加したニッケル基の耐熱合金が開発されていたが，これらの元素は溶解中に酸化し，ドロス（溶融金属の湯面に凝集した金属酸化物）が発生するため，実用化されなかった。1950年代後半に精密鋳造用の真空溶解炉が開発され，先ずGMR－235が開発され，続いてIN 713 Cが開発され，実用化された[(2)(3)]。

1960年代には現在でも実用化されているIN 100，B 1900，Mar－M 247等の材料が次々と開発された。また，この時期には特に陸用ガスタービンの高温腐食が問題となり，高クロムのIN 738，IN 792，Rene′80等の材料が開発された。耐蝕性の悪い材料に関してはクロム，アルミニウムを含む材料を拡散コーティングするようになった。

アメリカに於ける材料の開発状況を図1に示すが，等軸晶材料（CC）の開発は1970年の初めには停滞し始め，エンジン性能は鋳造翼の内部冷却に依存するようになっていった[(1)]。

表1　代表的鋳造合金の化学成分

合金名称	Ni	Co	Cr	Mo	Ta	W	Ti	Al	Hf	その他
Vitallium	1	Bal	28	6						
X-40	10	Bal	25		7.5					
GMR-235	Bal		15.5	5			2	3		10Fe
IN713C	Bal		12.5	4.2			6.1	0.8		2Nb
IN100	Bal	15	10	3			4.7	5.5		1V
Rene'77	Bal	18	15	5			3.5	4.2		
Rene'80	Bal	9.5	14	4		4	5	3		
MM-247LC	Bal	9.3	8	0.5	3	9.5	0.7	5.6	1.4	
PWA1422	Bal	10	9			12	2	5	1.8	1Nb
MM-002	Bal	10	9		2.5	10	1.5	5.5	1.5	
Ren'142	Bal	12	7	1.5	6.4	5		6.2	1.5	3Re
PWA1480	Bal	5.3	10		12	4.1	1.4	5		
N4	Bal	8	9	2	4	6	4.2	3.7	0.1	0.5Nb
SRR-99	Bal	5	8		3	10	2.2	5.5		
CMSX-2	Bal	5	8	0.6	6	8	1	5.6		
CMSX-4	Bal	10	6.5	0.6	6	6	1	5.6	0.1	3Re
PWA1484	Bal	10	5	2	9	6		5.6	0.1	3Re
N5	Bal	8	7	2	6	5		6.2	0.2	3Re
CMSX-10	Bal	3	2	0.4	8	6	0.2	5.7	0.03	6Re

原稿受付　1998年3月23日

＊1　石川島精密鋳造㈱
〒188－0012　東京都田無市南町4－6－4（れいせんビル）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

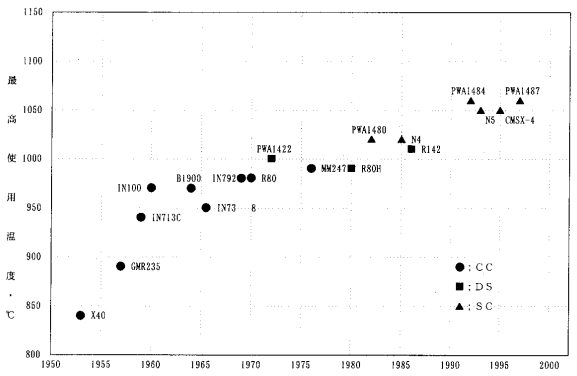


図１　鋳造合金のエンジンへの適用時期[1]

2.2　溶解・鋳造

近年のタービン翼は殆どが真空溶解・真空鋳造により製造されている。

溶解用インゴットは一般にインゴットのメーカから入手している。メーカ選定の際は，先ずメーカの製造実績と品質管理状況をチェックすると共に，供給元認定用の材料を購入して実際に製品を製作する。化学成分，機械的性質および製品の品質の確認を行った後，供給元として認定される。

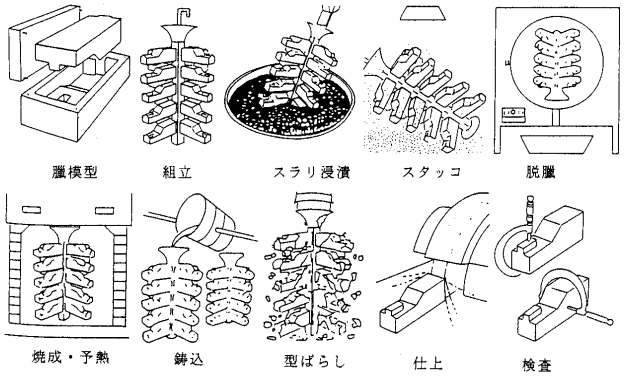


図２　精密鋳造品の製造工程[3]

インゴットの原材料は品質に応じて選定され，厳密に管理されている。インゴットは鋳造後全品表面を研磨し，介在物の原因となる表面欠陥を除去し，定性分析を行って異材の混入を防止している。また，インゴットは全品，溶解番号，材質，供給元符号等が識別され，間違いがないように管理されている。

近年，精密鋳造用インゴットの溶解技術が進歩し，殆どの材質について湯口，湯道，鋳物のスクラップ等の材料は再製して使用されている。これらのリターン材は品質との関連から50%ぐらいまで配合されている。

再生したインゴットは材料の成分により酸素，窒素含有量が多くなる。特に，高クロム合金では窒素が多くなり，ポロシティが多くなる傾向にあるので，品質を維持するため，これらの含有量を管理している。

溶解用るつぼは一般に，高品質のアルミナ，ジルコニヤ，マグネシヤが使用されている。るつぼの清浄度を維持するため，通常，数十回ぐらい溶解した後に交換する。

一般に，溶解は高真空で行う。所定の温度に達したら，湯面のドロスを凝集させ（通常，面積で数%）から鋳込む。

鋳込後の冷却方法は製品の品質に大きく影響する場合があるので，製品毎に定められた手順で冷却する。各々の鋳型には定性分析用のテストピースを付けており，各鋳型について定性分析を行い，材質の確認を行う。

2.3　一方向凝固柱状晶（DS），単結晶（SC）化

通常の多結晶翼より合金の高温特性を向上するため，結晶を制御した翼として一方向凝固柱状晶（DS）と単結晶（SC）の２種類がある。DS/SC翼の製造方法を図3，当社での試作翼のマクロ組織を図4，DS/SCの高温特性を図5に示す。先ず鋳型室の中のチルプレート（水冷した銅板）に鋳型をセットし，鋳型加熱炉に鋳型を移動し，金属の融点以上100～200℃の温度に加熱する[4]。鋳型が適正な時間加熱されたら金属の溶湯を鋳込む。

チルプレートの直径は140～610 mmのものが実用されている[5]。近年，大型ガスタービン翼にDS/SC翼が

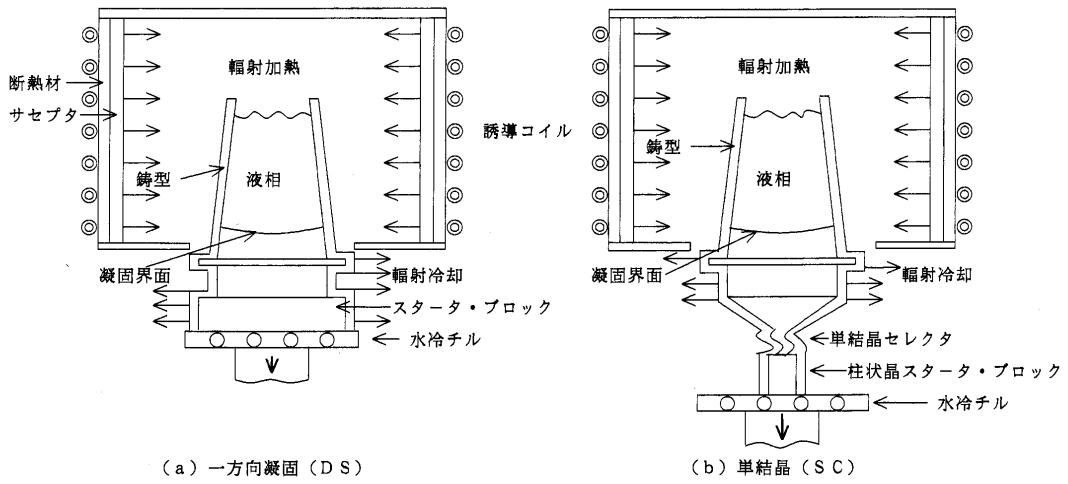


図３　DS/SC翼の製造方法

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

適用されるようになり，チルプレートも益々大きくなる傾向にある。

鋳型の焼成温度は通常1000℃以上で，セラミックコアの焼成温度は通常1200℃程度であるので，DS炉の鋳型加熱炉の温度で約30分保持し，これらの材料を焼結し，強度をもたせた後に鋳込む[4]。セラミックコアの強度が不足し，変形が生じる場合は，セラミックコアを金属ピンで支え，変形を低減する。

中空部が複雑になると，精密鋳造品は，金属の凝固・収縮時にセラミックコアの拘束力による応力が発生する。セラミックコアの高温強度が強すぎるとこの応力が大きくなり，溶体化処理時に再結晶を発生する。弱すぎると変形が大きくなる。従って，セラミックコアの高温強度はこれらの問題に対して，バランスがとれていなければならない。実際には，コアの高温強度は主にコア材料で決まるので，前もって試験を行い，これらの問題が無い材料を使用する。

鋳型はヒート・トランスファを増し，鋳型からの断熱効果を少なくするため，比較的薄めの鋳型を使用する[4]。

鋳型を1時間に100～500 mmの速度で加熱炉から引き抜いて冷却する[4]。製品の形状により引抜速度を変化させ，凝固界面の温度勾配が出来るだけ大きくなるように調節する。最近では，コンピュータを使用して，自動制御をできるようになっている。

凝固界面の温度勾配は炉の構造，特性により影響を受けるので，厳密に管理・維持されている。更に，鋳型の材質，肉厚により熱的に大きく影響されるので，これらも厳密に管理されている。また，製品形状により大きく影響されるので，設計段階で設計者と鋳造技術者により十分に検討することが大切である。

DSはスタータブロックを銅のチルプレートに接触させて，一方向の柱状晶を成長させるが，単結晶ではスタータブロックに連続して，単結晶のセレクタを設けるところが，基本的な違いである。

DS翼の製造方法はP&W社で1960年代に開発された。Mar－M－200合金の評価で，クリープの伸びが小さいこと（1％以下）が問題となり，その解決策としてDS法が開発された[1]。初期の材料では，熱応力による粒界のクラックが問題であったが，ハフニウムを0.75～2％添加すると粒界クラックが改善されることが発見され（PWA 1422），1970年代に広く使用されるようになった。ハフニウムが多くなるとハフニウムは鋳型，コアと反応し，金属と比重差の少ない酸化ハフニウムの介在物が生成され，品質上の問題が発生し，余り多く添加することはできない。また，特に鋳型の内面にバインダのシリカゾルの被膜があると，著しく反応するので，健全な鋳型を製作することが重要である[6]。

その他の材料として，Rene′80 HはGEにより，Mar－M 002はRolls－Royceにより，Mar－M 247はGarretにより開発され，適用されていった[5]。

SC翼は1960年代に開発されたが，工程の複雑さ，冶金的な特性とコストの面から1982年まで実用化されなかった。

DS翼では，合金の主要成分は在来の合金と大きく変わっていない。SC翼では，DS材のように炭素，ジルコニウム，硼素，ハフニウムのような粒界強化元素を必要としないため，合金の融点を上げることが可能となり，高温強度を向上することができる。

最初に開発されたSC合金はPWA 1480で，第1世代合金といわれている。その後，第1世代合金より約31～36℃高い温度までの能力のある第2世代合金が開発され，実用化されている。近年では，更に22～31℃高い温度までの能力のある第3世代合金が開発されている[7]。

高世代になる程，Reのような拡散の遅い合金元素が多くなるため，溶体化処理時間は第1世代合金では約10時間であるが，第2世代合金は約20時間，第3世代合金では約30時間を必要とするものもある[5]。

単結晶ではγ′相およびγ－γ′共晶の固溶化温度が高く，部分溶融温度との温度範囲が非常に狭いので，各材料ロットの融点と熱処理温度は厳密に管理されなければならない。溶体化処理では，部分溶融，再結晶等を防止するため，高温域では徐々に昇温し（ステップ加熱），温度がオーバーシュートしないようにすることが大切で

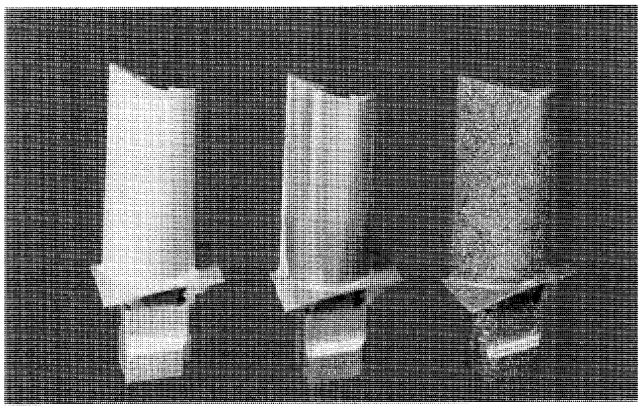


図4　SC/DS/CCの試作翼

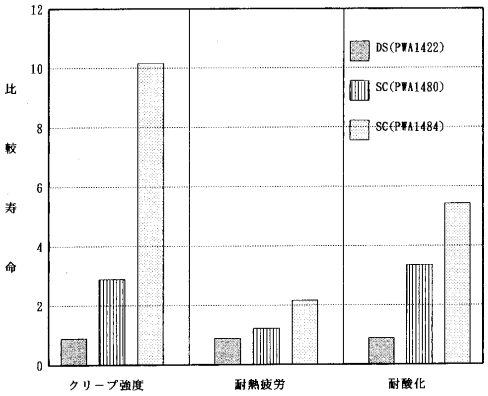


図5　DS/SCの高温特性[1]

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/03.

ある。

熱処理炉の温度管理は勿論，熱処理炉の温度分布特性を考慮してテストピースを配置し，各熱処理ロット毎に顕微鏡によりミクロ組織を評価し，品質を保証している。

2.4　鋳造方案の改善

鋳造方案とは一般に図2の組立を示す。製品に溶湯を注入するせきは，一般に製品の最終凝固部，或いは引け巣発生部に取り付け，製品の鋳造欠陥を防止するのが普通である。

近年，航空機用タービン翼は大型，薄肉・軽量化の傾向にあり，例えば，翼長が300 mmを越えるブレードでは，翼面を通しての指向性凝固が難しくなってきている。中空翼では翼肉厚が一様で薄いため，翼面にせきを取り付けることがあるが，一般に中実翼では翼面にせきを取り付けることは許されていない。

精密鋳造メーカーは，例えばシュラウド付き中実ブレードの場合，翼底部と翼先端部の2か所から給湯する鋳造方案で製造する技術を開発し，対応している。

2.5　鋳型

初期の鋳型はソリッドモールド法と呼ばれる方法で，鋳造方案に従ってろう模型を組み立てたもの（ツリーという）を型枠に入れ，粘結剤（主にエチルシリケート）とシリカの微粉と粗粒およびゲル化（コロイド状の液体が固まって，半固体状になる）を促進する酸化マグネシウムを混合したスラリを流し込み，ゲル化反応で固め，低温で長時間加熱して脱ろうする方法である[1]。

当時の材料は主に大気溶解のコバルト合金であり，タービン動翼のような薄肉品の製作は困難であった。また，金属を鋳込んだ後の冷却速度が遅く，鋳型と金属の反応が問題であった。

1950年代後半には，今日の主流であるセラミックシェルモールド法が開発された。その製造方法を図2に示す。

この方法は，ろう模型のツリーを細粒の耐火物と粘結剤（主にコロイダルシリカ）からなるスラリに浸漬し，その上に粒状の耐火物を付着させて乾燥する。一般に，この工程を数回繰り返し，強度的に十分なシェル肉厚の鋳型を製作する方法である。鋳型材料としてはシリカ，ジルコン，アルミナ等の金属酸化物系の耐火物が使用される。

鋳型が完成したら，鋳型を加熱炉，或いは蒸気オートクレーブで脱ろうする。次に鋳型を1000℃以上の高温に加熱し，耐火物を焼成してから溶解して金属を鋳込む。必要に応じて，鋳型の焼成後，鋳型内部の汚れを水，空気等で洗浄し，高温に予熱してから金属を鋳込む。

鋳型が冷却したら，振動等でシェルを破損し除去する。次に，鋳物を切断機，プラズマアークで溶断するなどしてツリーから除去する。

セラミックシェルモール法は次の特徴をもっている。

1．鋳型が薄く，短時間で昇温することができるので，生産性がよい。更に，通気性がよく，ガス欠陥等が少ない。
2．鋳型の高温強度が強く，高温まで昇温できるので，薄肉の製品を製作することができる。
3．鋳型が薄いので，全体，或いは部分的に保温し，鋳込み後の冷却速度を調整することができ，ミクロ組織の改善と強度を上げることができる。更に，鋳造欠陥を少なくすることができる。

今日ではタービン翼の精密鋳造メーカはすべてセラミックシェルモールド法を採用している。鋳型耐火物としては溶融金属との反応をできるだけ少なくするため，金属面に接触する初層コーティングには高品質のジルコン，或いはアルミナ等の高級耐火物が主に使用されている。バックアップコーティングは適切な高温強度と鋳型の崩壊性等からジルコン，アルミナ，ムライト，アルミノ・シリケート等が使用されている。

航空エンジンが大型化するに従い，タービン翼は薄肉，大型化の傾向にある。また，材料も高温強度が強くなるに従い，高温の延性が少なくなってきている。製品の形状を維持するため，鋳型の高温強度を強くしすぎると，ホットテア（高温亀裂）を発生しやすくなる。また，弱くすると形状が維持できない。

一方，鋳型材料の熱的性質と鋳型の肉厚が，製品の内部引け巣，或いはポロシティに微妙に影響する。従って，これら欠陥を防止すると同時に形状を維持するために，各社で鋳型材料，コーティング方法および工程に工夫を凝らし，鋳型特性を厳密に管理して，製品の信頼性を維持している。更に，コーティング作業は専用ロボットを使用することにより，バラツキの少ない鋳型ができるようになってきている。

2.6　セラミックコア

セラミックコアが開発されるまでは，中空鋳物は単純な形状のものが多く，中空部に直接耐火物スラリをインベストして，鋳型を製作していたが，歩留，生産性，設計上のニーズ等から大量に，且つ安価にできるセラミックコアの開発が望まれていた。

当初は，機械的な成型法ではなく，石膏型を使用した鋳込法，またはプレス成型によるコアが使用されたが，形状は単純で，鋳物の用途としては，冷却よりはむしろ重量減が主で，コアの肉厚も厚く単純であった。

しかし，ガスタービン性能の向上から，冷却翼が盛んに採用されるようになり，コアの形状も複雑になり，従来の成型方法では対応できなくなった。1950年代末には，射出成型法によるセラミックコアの製造法が開発された[2]。

今日では，翼の冷却構造は益々複雑になり，型としては寸法精度の高い金型が使用され，0.4 mm程度の薄肉のセラミックコアも製作できるようになってきている。

一般に等軸晶翼（CC）のセラミックコアの主成分は溶融石英で，それにアルミナ，ジルコン等が配合されているが，精鋳品の高温強度に悪影響を及ぼすビスマス，

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

鉛，銀等の微量元素は厳密に管理されている。

DS/SC翼用セラミックコアの主成分はCCのコアと基本的に変わらないが，高温強度の維持および昇温中のコアの熱膨張による割れ防止のため，成分と結晶構造が厳密に管理されている。

近年は高温環境で生成した酸化被膜のクラックおよびスポーリングの抑制など固着性の改善，或いは硫黄の固定等の改善のため，イットリウムを微量添加した合金が使用されるようになっている[9]。イットリウムは耐火物材料の酸化物との反応が強いため，溶融石英のような材料は使用されず，アルミナ，イットリアのような耐火材料が使用されているが[4]，アルカリ液に溶解し難いため，コア除去に色々な工夫がなされている。

表2に主なコア成型法と用途[10]，図6にセラミックコアの製造方法，図7に当社で使用した中空翼のセラミックスコアの例を示す。

ガスタービン翼は益々大型化の傾向にあり，タービン翼の冷却構造も益々複雑化してきている。中空翼のセラミックコアは射出成型法の進歩により，今日では熱硬化性樹脂，或いは熱可塑性樹脂をバインダとした中・高圧射出成型法で製作できるようになってきている。

2.7　結晶粒の微細化

初期の精密鋳造翼の品質は合金成分，寸法，健全性のみで決定され，結晶粒度はランダムであった。しかし，振動疲労強度の改善から細かい結晶粒度の製品が望まれていた。従って，初期の段階では，できるだけ鋳込温度を下げることにより対応していたが，当然湯流れが悪くなり，薄肉の製品を製作することが困難であった。

1960年頃に，鋳型の初層スラリに核発生材（当初は酸化コバルト，後にアルミン酸コバルト等）を添加し，鋳物の結晶粒度を細かくする方法が開発され[2]，鋳込温度を高くすることが可能となり，これらの問題が解決された。今日では，すべての等軸晶翼は結晶粒微細化処理が施されている。

1960年半ば頃，特に小型のガスタービンに使用されている翼とディスクが一体になっているタービンロータの厚肉部の低サイクル疲労が問題となり，改善が期待されていた。

鋳型と金属溶湯を攪拌すると，結晶粒が細かくなることが発見されていたが，内部にポロシティが発生するために，実用化しなかった。その後，HOWMET社で工程の改善（GRAINEX法）とHIP（熱間静水圧プレス）により鋳造品のポロシティを潰すプロセスが開発され，ポロシティの問題は解決し，実用化されていった。また，その後，同社は金属の融点直上で鋳込む技術（MICRO-CAST－X法）を開発し，実用化している[1]。

表2　セラミックコアの成型方法と用途[10]

成型法	方　　法	用　　途
鋳込成型 (Slip Cast)	石膏型、ゴム型に耐火物スラリを流し沈降により固める	比較的単純な形状に適用。肉厚の薄いものには適用できない
鋳込成型 (Chemical Set)	バインダを加えたスラリを型に流し込み、化学的に固める	上記で成型困難なコアに適用
押出成型	可塑性のセラミック原料を高圧でダイスを通して押し出す。	丸棒、板、管等簡単な形状に適用
プレス成型	バインダを含んだセラミック原料を金型に装入し、直圧で加圧成型する	肉厚差の少ないコアに使われ、鋳込の生産性を向上するために適用する。
射出成型 (含 Transfer 成型)	熱可塑性、または熱硬化性バインダを用い、低圧、或いは高圧で原料を金型に圧入し、固化する。	薄肉、複雑形状のコアが成型可能。複雑な冷却形状の翼鋳物に適用する。

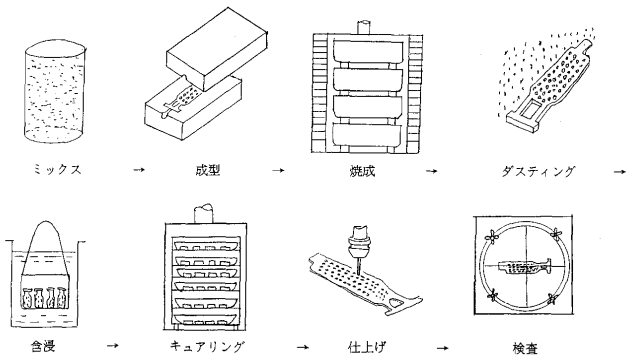


図6　セラミックコアの製造工程

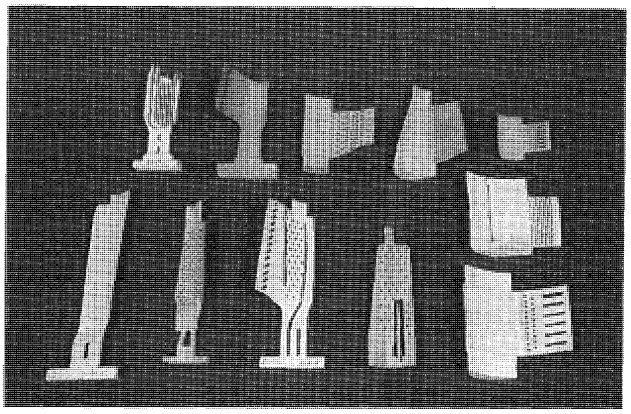


図7　中空翼のセラミックコア

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

3．品質の評価

航空用ガスタービン翼の場合は，精密鋳造品の品質基準およびその評価方法が一般部品に比較すると明確に規定されている。

先ず試作を実施し，工程が確立したならば，工程認定用の製品を製作する。認定用のロットの大きさは必ずしも確定していないが，一般的に数型以上の鋳型を製作し，その製品について品質評価試験を実施し，合格したならば量産に移る。この段階で，製造工程が凍結される。軍用のタービン翼の場合は，エンジン耐久試験用の供試翼を機械加工後運転試験に供試し，運転後の供試翼を検査し，異常がない場合に正式に認定される。

次に一般的な品質基準について述べる。

(1)　機械的性質

通常，機械的性質を評価する試験片は製品とは別の鋳型に鋳込んで製作する。製品の実体から試験片を機械加工することはない。DS/SC の場合は製品の鋳型に試験片を取り付けて製作する場合もある。試験片は規定された熱処理を施した後，引張試験(常温，高温等)，クリープ・ラプチャー試験等を実施する。開発段階では，疲労試験等を実施する場合もある。

通常の機械的性質の試験はマスターヒート毎（2～3トン）に実施する。また，鋳型は製品と同じ鋳型材質のものを使用し，製品と同じ溶解方法で溶解し，鋳込む。

(2)　ミクロ組織

ミクロ組織は CC 翼では一般に組織に対する特別の要求はないが，熟練した金属技術者が評価する。

金属の表面については一般に表面の変質層，脱元素層，粒界浸蝕等の規定があり，一般に一定の範囲で許容されている。

DS/SC の場合はミクロ組織は厳密に規定されている。粒界浸蝕・酸化，コア面の酸化，部分溶融，粗大ガンマプライム，再結晶，炭化物の大きさ等の許容限度が標準写真で示されている。DS 合金はハフミウムを含んでおり，その酸化物はベース合金に含まれやすい。従って，よく観察し，製造工程が適切であるかどうかを評価することが大切である。

DS/SC 翼の再結晶層は鋳造品の残留応力，熱処理前のサンドブラスト等の機械的応力により発生するので[11]，工程は厳密に管理されなければならない。

(3)　結晶粒度／マクロ組織

結晶粒度の評価は混酸による腐食，或いは電解腐食後に実施する。粒界を過度に腐食し，品質上の問題が発生しないように，専門の技術者立会のもとで作業を実施し，工程の安定性を確認する。次に一般的な基準を示す。

等軸晶；結晶粒の大きさが規定されると同時に，柱状晶の許容範囲が規定されている。

ＤＳ翼；一般に，DS の粒界の翼の半径軸に対する角度の規定があり，更に，隣り合った結晶粒界の角度，翼の中の結晶の数，1 個の結晶の幅が規定されている場合もある。一般にフレッケル欠陥（鎖状の等軸晶）は重要部位では許されない。

ＳＣ翼；SC 翼の代表的な結晶欠陥を次に説明する[12]。

Low Angle Boundary；結晶粒間の角度差が 5～6° 程度の粒界

Equiax；等軸晶，或いは再結晶

Striation；結晶粒間が僅かな Low Angle Boundary の集合体で結晶成長方向に並んでいる

Sliver；結晶成長方向に細長く延び，独立して存在する結晶粒

Zebra Grain；結晶粒間の角度差が僅かな Low Angle Boundary の集合体で縞模様に現れる結晶粒

これらの欠陥は SC 翼では発生しやすいものであるが，Low Angle Boundary，Striation は許容されている。Sliver，Zebra Grain はある範囲で許されている。等軸晶と再結晶は介在物と同程度許されている。

中空部の再結晶は通常の検査では検査できないので，工程確立時に破壊検査により検査する。中空部の再結晶は主に材料，中空部の形状およびセラミックコアの強度により発生するので，これらが管理されていれば，量産では発生しない。

次に結晶方位は DS 並みの基準であるが，治具で製品をセットし，X 線解析により正確に測定される。

(4)　内部ポロシティ

製品からミクロ試験片を採取し，顕微鏡でポロシティの面積率を測定する。一般に重要部位でも或る程度許容され，重要部位以外では数%程度許容されている。標準写真で基準が示される場合もある。

(5)　セラミックコアの残り

通常は目視で検査するが，コアをアルカリで溶解した後，洗浄水の電気伝導度を測定してコア残りを検査する場合もある。形状が非常に複雑で狭い中空翼の場合は重金属液に浸漬した後中性子放射線で検査する場合もある。

(6)　非破壊検査

浸透探傷検査および X 線透過検査が通常行われる。検査基準と許容基準は明確に指示されている。一般に製品の部位により欠陥基準が異なっている。X 線透過検査に関しては欠陥の種類と大きさが ASTM E 192 の標準写真，或いは数値で示される。

DS/SC 翼の場合，判定基準は CC とほぼ同様であるが，結晶の成長方向に垂直な面（例えばプラトホーム）ではデンドライト間にポロシティが発生しやすいので，浸透探傷検査ではある範囲でポロシティが許されている。

実際にはフィーダ等でポロシティを発生しないように対応するが，完全に除去することは困難な場合が多い。

(7)　壁厚測定

中空翼の翼壁厚測定は超音波測定器で実施している。特に，DS/SC 翼では翼厚方向は凝固方向に対して弾性率の異方性があるため，各材質毎に実際の製品の肉厚に

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

近い肉厚の試験片で厳密に補正を行い，壁厚を測定している。

4．あとがき

精密鋳造翼の信頼性に関連して，精密鋳造技術の発展と品質評価に関して記述した。近年では，介在物減少のためのインゴットの電子ビーム溶解，金属間化合物の開発，金属の凝固解析，第4世代のSC翼等の開発が進められている。セラミックス，複合材料等の新材料の研究も盛んであるが，精密鋳造翼は信頼性，経済性から今後とも発展して行くものと考えられる。

参考文献

(1) Joseph L. Mallardi "From Teeth to Jet Engines", Technical Paper of HOWMET, P1-P16

(2) L. E. Dardi, R. P. Dalal,C.Yaker "Metallurgical Developement in Investment Casting Technology", Technical Paper of HOWMET, P25-P39

(3) G. L. Erickson "Polycrystalline Cast Superallys", Metal Handbook Vol. 1, 10 th Edition, P981-994

(4) D. A. Ford "Impact of second generation singlecrystal superalloys on foundry technology", Proc Instn Mech Engrs, Vol 210, 1996, P147-P155

(5) K. Harris, G. L. Erickson and R. E. Schwer "Directionally Solidified and Single Crystal Superalloys" Metals Handbook, 1989, P995-1006

(6) 伊藤公雄，田中照司，福迫達一，"一方向凝固材に特有の HfO_2 表面欠陥の生成及び防止に関する研究"鋳物，第62巻7号，1990，P505-509

(7) Cannon Muskegon Technical Informations, March/April 1994

(8) G. L. Erickson "The Developement of CMSX-10 Third Generation SX Casting Superalloy, Technical Paper, June 18, 1995

(9) 石井不二夫・萬谷志朗"溶融鉄およびニッケル中のイットリウムと酸素の平衡" 鉄と鋼，Vol 80，1994，p359

(10) 三木勝信，私信"鋳造冷却翼の中子の変遷について"，1997/12

(11) 太田芳雄，村上一夫，中川幸也，"柱状晶，単結晶材における表面再結晶層が引張・クリープ強度に及ぼす影響"，IHI技報，第26巻，第5号，昭和61年9月，P1-P5

(12) 本多 弘"耐熱合金単結晶タービン翼の製造技術"，ガスタービン秋季講演会，1990，P267

伝言板

伝言板

PSFVIP-2 開催のお知らせ

The 2 nd Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing（略称：PSFVIP-2）が来年5月にハワイにて開催されます。扱う内容は可視化に関連した幅広い領域で，流れの可視化およびそれに基づく計測法のみならず，様々な物理量の可視化，種々のデータの画像表示，ディジタル画像処理，その他関連する可視化手法の基本原理からその応用までを含みます。ProceedingsはCD-ROMとして発行され，動画やカラー画像を載せることができます。研究者同士のホットな情報交換をハワイにて満喫出来る機会ですので，ふるって論文を投稿・発表下さいますようお願い致します。

・開催期日：1999年5月16日(日)～19日(水)
・開催場所：Sheraton Princess Kaiulani Hotel, Honolulu, Hawaii, USA
・論文募集範囲：Flow-Field Visualization, Surface Flow Visualization, Computer-Assisted Flow Visualization, Graphical Display of Data Sets, Digital Image Processing and Others.
・アブストラクト期限：1998年8月1日（英文500 words程度。3部郵送またはE-mail。）
・原 稿 期 限：1998年10月31日
・詳細は以下にお問い合せ下さい。

〒184-8588 東京都小金井市中町2-24-16
東京農工大学 工学部 機械システム工学科 教授 望月貞成
TEL/FAX：0423-88-7088 E-mail : psfvip-2@mmlab.mech.tuat.ac.jp
ホームページ：http : //www.cc.tuat.ac.jp/~psfvip-2

・送 信 者：望月貞成（東京農工大学） TEL/FAX：0423-88-7088

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/03

近い肉厚の試験片で厳密に補正を行い，壁厚を測定している。

4．あとがき

精密鋳造翼の信頼性に関連して，精密鋳造技術の発展と品質評価に関して記述した。近年では，介在物減少のためのインゴットの電子ビーム溶解，金属間化合物の開発，金属の凝固解析，第4世代のSC翼等の開発が進められている。セラミックス，複合材料等の新材料の研究も盛んであるが，精密鋳造翼は信頼性，経済性から今後とも発展して行くものと考えられる。

参考文献

(1) Joseph L. Mallardi "From Teeth to Jet Engines", Technical Paper of HOWMET, P1-P16

(2) L. E. Dardi, R. P. Dalal,C.Yaker "Metallurgical Developement in Investment Casting Technology", Technical Paper of HOWMET, P25-P39

(3) G. L. Erickson "Polycrystalline Cast Superallys", Metal Handbook Vol. 1, 10 th Edition, P981-994

(4) D. A. Ford "Impact of second generation singlecrystal superalloys on foundry technology", Proc Instn Mech Engrs, Vol 210, 1996, P147-P155

(5) K. Harris, G. L. Erickson and R. E. Schwer "Directionally Solidified and Single Crystal Superalloys" Metals Handbook, 1989, P995-1006

(6) 伊藤公雄，田中照司，福迫達一，"一方向凝固材に特有の HfO_2 表面欠陥の生成及び防止に関する研究"鋳物，第62巻7号，1990，P505-509

(7) Cannon Muskegon Technical Informations, March/April 1994

(8) G. L. Erickson "The Developement of CMSX-10 Third Generation SX Casting Superalloy, Technical Paper, June 18, 1995

(9) 石井不二夫・萬谷志朗"溶融鉄およびニッケル中のイットリウムと酸素の平衡" 鉄と鋼，Vol 80，1994，p359

(10) 三木勝信，私信"鋳造冷却翼の中子の変遷について"，1997/12

(11) 太田芳雄，村上一夫，中川幸也，"柱状晶，単結晶材における表面再結晶層が引張・クリープ強度に及ぼす影響"，IHI技報，第26巻，第5号，昭和61年9月，P1-P5

(12) 本多 弘"耐熱合金単結晶タービン翼の製造技術"，ガスタービン秋季講演会，1990，P267

伝言板

伝言板

PSFVIP-2 開催のお知らせ

The 2 nd Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing（略称：PSFVIP-2）が来年5月にハワイにて開催されます。扱う内容は可視化に関連した幅広い領域で，流れの可視化およびそれに基づく計測法のみならず，様々な物理量の可視化，種々のデータの画像表示，ディジタル画像処理，その他関連する可視化手法の基本原理からその応用までを含みます。ProceedingsはCD-ROMとして発行され，動画やカラー画像を載せることができます。研究者同士のホットな情報交換をハワイにて満喫出来る機会ですので，ふるって論文を投稿・発表下さいますようお願い致します。

・開催期日：1999年5月16日(日)～19日(水)
・開催場所：Sheraton Princess Kaiulani Hotel, Honolulu, Hawaii, USA
・論文募集範囲：Flow-Field Visualization, Surface Flow Visualization, Computer-Assisted Flow Visualization, Graphical Display of Data Sets, Digital Image Processing and Others.
・アブストラクト期限：1998年8月1日（英文500 words程度。3部郵送またはE-mail。）
・原 稿 期 限：1998年10月31日
・詳細は以下にお問い合せ下さい。

〒184-8588 東京都小金井市中町2-24-16
東京農工大学 工学部 機械システム工学科 教授 望月貞成
TEL/FAX：0423-88-7088 E-mail : psfvip-2@mmlab.mech.tuat.ac.jp
ホームページ：http : //www.cc.tuat.ac.jp/~psfvip-2

・送 信 者：望月貞成（東京農工大学） TEL/FAX：0423-88-7088

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/03

特集・航空用ガスタービンの信頼性向上

信頼性向上の方法

藤本　良一*1
FUJIMOTO Ryoichi

1．はじめに

航空エンジンの世界では，早い時期に製品を試作してTest Analyze And FixのTAAFサイクルにより信頼性を改善・成長させる開発方式が行われてきた。TAAFサイクルでの改善がどれだけ可能かは，設計段階の信頼性活動に大きく依存する。本稿では，TAAF開発サイクルにおける信頼性成長管理を中心に信頼性向上の手法について述べる。

2．信頼性の歴史

今日の品質管理の考え方は既に戦前に米国ででき上がっていたが，信頼性は戦後になって米国で生まれた考え方である。信頼性の語源は，1942年にMIT Radiation Laboratoryで調査・開発された高信頼性電子管（真空管）からきているといわれる。太平洋戦争，朝鮮戦争を通しての電子装置の故障が発端で信頼性の調査・研究が進み，米国政府の委託で1952年にAGREE（Advisory Group on Reliability of Electronic Equipment）が発足，1957年のAGREE REPORTで，現在の信頼性の考え方のほとんどが提案されている。その後，その提案は順次MIL-SPEC化され今日の信頼性体系ができ上がったと言える。

図1にMIL-SPECを中心とした信頼性の歴史を示す。各MIL-SPECは初版発行の年代をベースに示している。

3．信頼性向上の考え方

3.1　運用開始時での信頼度の確保

信頼性とは，与えられた条件で，規定の期間中，要求された機能を果たすことのできる性質と定義される。信頼性の80%は，それが設計されたときに決まると言われているが，設計時点でその製品に作り込まれたた信頼性のことを固有信頼度（Inherent Reliability）という。設計上の故障を潜在させた試作エンジンは，各種の試験を経て改善され実用に耐えうる量産エンジンへと信頼性を成長させるが，これには長い開発期間を必要とし，通常運用開始時点において固有信頼度を達成するのは難しい。そこで運用段階での信頼度を運用信頼度（Operational Reliability）といって区別する。

エンジンは，通常運用段階においてもTAAFサイクルによって技術変更を継続し，約100万飛行時間で完熟状態，即ちほぼ固有信頼度に到達する。

1963年，NASAは信頼性プログラムNPC 250－1の中で，開発終了直後のモデルと運用後期のモデルとの信頼性は同等であること，即ち，開発終了時点で信頼性成長は終了し，固有信頼度を達成していることを要求した。これは生産数量が少なくタイトなスケジュールでのリスクを考慮しての要求であった。

信頼性の向上は，運用開始以前に実施しておくことが望ましいことは言うまでもない。1990年に入って開発されたGE 90は，量産初期から固有信頼度が発揮出来るよう意図して開発されたエンジンである。

3.2　Proven Reliability

GE 90エンジンは，過去に確立された技術の利用によって極めて短期間で開発された。具体的にはCF 6－82 C 2, CFM 56－3, －5の技術転用であるが，これらのエンジンはIFSD率が0.01から0.02の実績を持ち，既にFAAのETOPS要求であるIFSD率0.02を達成していた。これらのエンジンの信頼性の源流は，更にTF 39やJ 79エンジンに溯る。

J 79は，信頼性・整備性が考慮された最初のエンジンであり，例えば後述のFMEAには50名の信頼性技術者が従事したと言われる。このエンジンは，量産開始後の30年間で17000台を超すベストセラーとなり，今尚戦闘機用として使用されて最高レベルの信頼性を示している。このJ 79の信頼性設計をモデルとしてB 1爆撃機搭載用に開発されたのがF 101エンジンであり，F 101からCFM 56（F 101　Core）が生まれ，更にGE 90につながっている。GE 90は1995年末から運用に入り今日までIFSD：0, Dispatch Reliability：99.98%の高い信頼性を示している。

高い信頼性の製品を短い期間で作る最良の方法は，信頼性が証明された既存の技術を使って確実な製品を設計することである。先行開発によって確立された既存の技術を使う思想は，既に民生品では主流を締めており，航空宇宙の分野にも浸透してきている。

4．信頼性向上の手法

以下に製品企画から設計，開発，量産，運用の流れにそって，信頼性向上の手法について示す。（図2参照）

4.1　信頼性プログラム

MIL-STD-756の考え方がベースになっており，開発

原稿受付　1998年4月30日

＊1　石川島播磨重工業㈱品質保証部
〒190－1212　東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

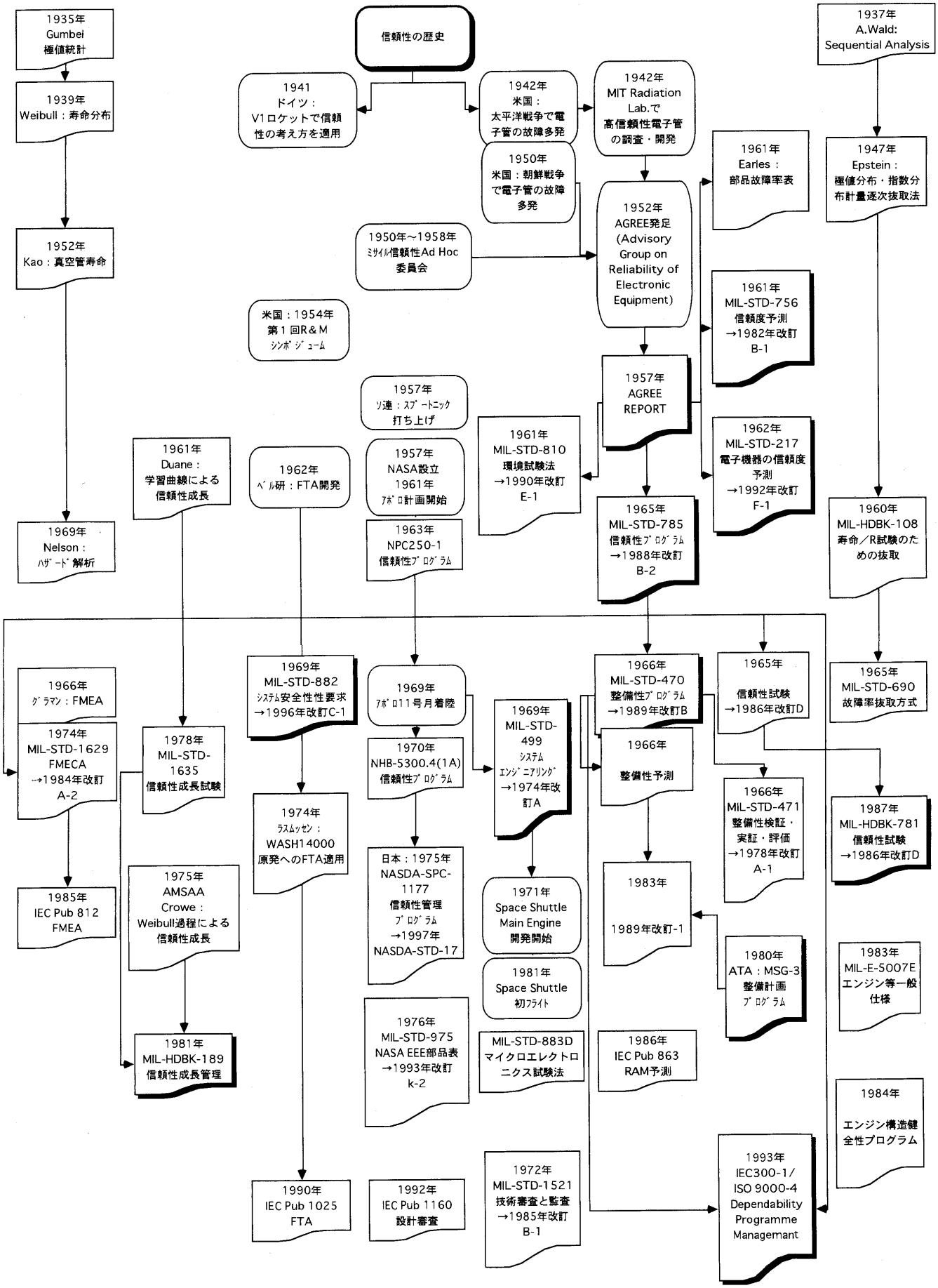


図1　信頼性の歴史

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/05.

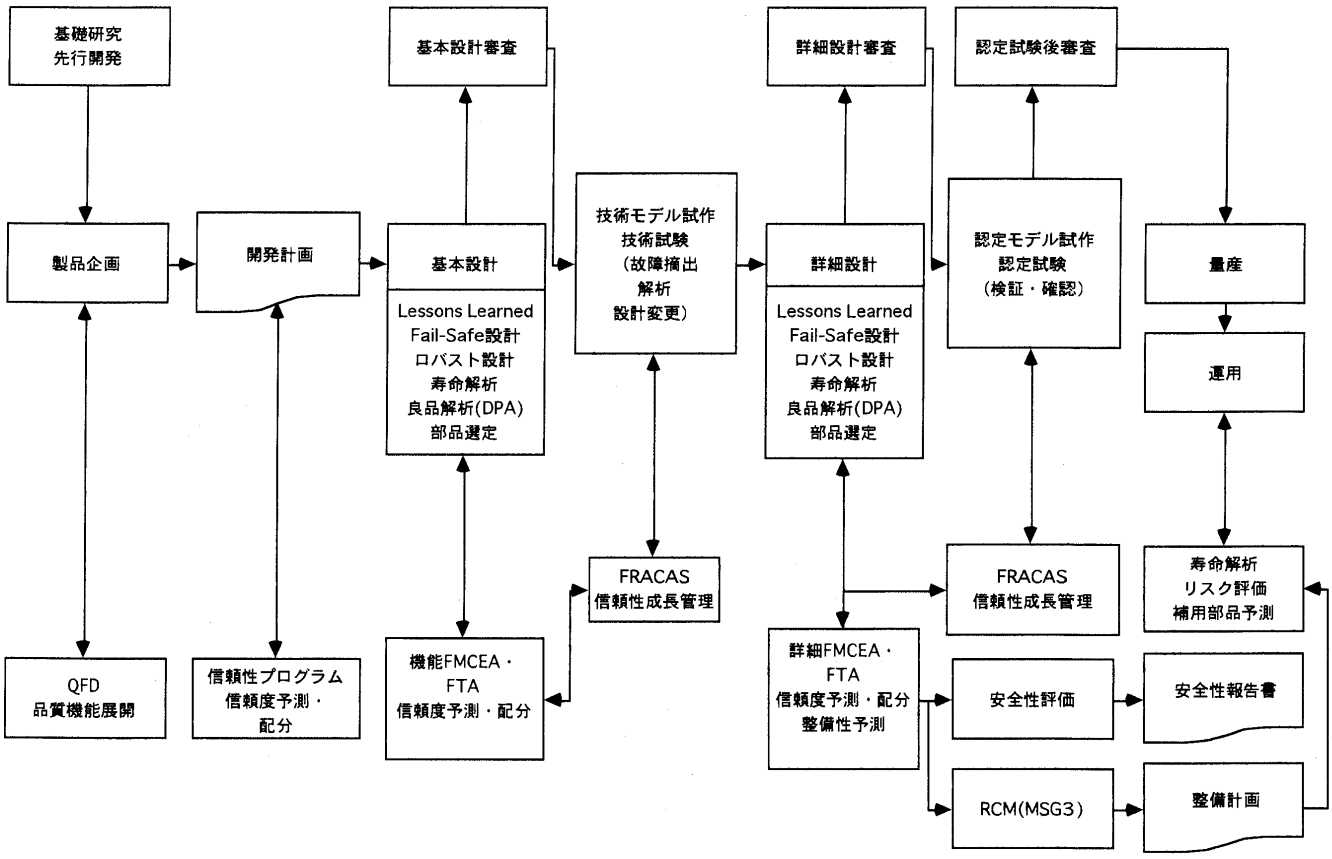


図2　開発フェーズにおける各種信頼性手法

でいかにして信頼性を向上させるかを示す計画書を作成し，これにそって信頼性向上活動を行う。GE 90 の場合は，プログラム管理，設計，確認・検証，製造・品質保証，初期運用を含む信頼性実施計画（Early ETOPS Implementation Plan）が作られた。

4.2　信頼度予測・配分

(1)　信頼性指標

開発の初期においてはエンジン使用目的に応じて故障の定義を明確にし，どの指標を使うかをあらかじめ定める。目標値は他機種の実績に基づいて設定し，開発を通して目標値達成に向けて信頼性成長を管理する。エンジン信頼性指標には以下の様なものがある。

運用コストに関するものとして

①Shop Visit 率＝（計画外＋計画）／1000 EFH

②UER（Unscheduled Engine Removal）率＝計画外エンジン取卸件数／1000 EFH

③ENGINE　MTBF＝累計エンジン飛行時間／(LRU 取卸件数＋UER 件数－LRU 取卸のための UER 件数)

④品目 MTBF＝累計エンジン飛行時間×使用品目数／計画外故障件数

⑤LRU（Line Replaceable Unit）率＝計画外 LRU 交換数／1000 EFH

⑥MMH（Maintenance Man Hour）＝アクセスのためのエンジン取卸を含む整備工数／1000 EFH

⑦MMH＝補給処整備を含む整備工数／1 EFH

⑧地上試験時間／1000 EFH

⑨部品消費と人工費用／1000 EFH

即応性に関するものとして

①稼動エンジン率＝即使用可能なエンジン数／総エンジン数

②MTBMA（Mean Time Between Maintenance Action）＝飛行時間／(計画整備件数＋計画外整備件数)

任務達成に関するものとして

①Mission Abort 率＝Air Abort 件数／1000 EFH

②Dispatch Reliability＝予定から 15 分以内の発進数／発進予定数

③始動信頼度＝始動成功回数／始動回数

④IFPL 率（In Flight Power Loss 率）＝推力ロス 10% 以上の件数／1000 EFH

⑤IFSD 率（In Flight Shutdown 率）＝（回復不能＋回復可能飛行中エンジン停止件数）／1000 EFH

寿命，耐久性に関するものとして

①特性寿命，B 10 Life, 1% Life=Weibull 分布で全体の 63.2% が故障する寿命, 10% が故障する寿命, 1% が故障する寿命

②ATTFSV（Average Time To First Shop Visit）

③MTTFF（Mean Time To First Failure）

上記の指標のうち，回復不能な IFSD は安全性に大き

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

く関わっており，最近では，民間エンジンで10^{-5}，軍用エンジンで10^{-4}のオーダの発生確率が標準である。ただし破局的故障（エンジン外火災，高エネルギー・コンテインメント喪失，エンジン制御不能，エンジン脱落，有毒ガスの客室抽気への混入等）については，安全性に直接影響するため，10^{-8}以下の発生確率が要求される。

(2) 信頼度目標値配分

エンジンの信頼度目標を類似機種の実績に基づき各コンポーネントに配分する。

(3) 信頼度予測

逆に各部品の故障率の予測積み上げから配分された目標の達成が可能どうか検討する。予測検討後の信頼度再配分も有り得る。

部品・コンポーネントの故障率予測についは，電子部品についてのMIL-HDBK-217（部品点数法，部品ストレス法），Bellcore法（実験室データやフィールドデータと部品点数で算出）が使われる。機械部品に対する信頼度予測については，自社のデータベースあるいはRAC（Reliability Analysis Center）等からの出版データを利用するが，これらは市販のコンピュータソフト（故障率データベースを備えている）により信頼度予測がかなり容易になっている。

この他，強度分布と荷重分布から破損確率を計算するStress-Strength法，HCFで使用可能な荷重限界を求めるStair-Case法（ワンショット火工品の信頼度を求める方法としてブルーストン法，薬物の有効致死量を求めるDixson/Mood法に同じ），ごく少数のデータから寿命や強度を推定する最尤推定法等の統計的手法も使われる。

システムの信頼度予測計算法は，MIL-STD-756 Bにほぼ集約されている。ただ，制御システムに関わる部分は，FTAあるいはMarcov解析によるアプローチが使われる。

4.3 システム設計

設計について，FAA Fail-Safe Design Concept（AC-25.1309-1 A 5.）では次の11の考慮点を挙げている。このほか，⑫も大切である。

①設計健全性及び品質，寿命限界
②冗長系あるいはバックアップ
③故障の隔離：一つの故障が他の故障の原因にならない様にする。
④証明された信頼性
⑤故障の警報・表示
⑥故障発見後の乗員の対応手順
⑦コンポーネントの状況をチェックできる能力
⑧故障の影響の限界を設計：故障の影響や安全性インパクトを制限するため，損傷許容の能力を含める。
⑨故障の経路を設計：安全性インパクトを抑止するように故障の影響を制御し，方向づける。
⑩安全に対する余裕あるいは係数：全ての不確定あるいは予測不能な不利な条件を考慮に入れる。
⑪エラー許容：設計・試験・製造・運用・整備の予測できないエラーの不利な影響を考慮する。
⑫故障再発防止：過去に発生した故障と対策あるいは経験者の記憶に基づくLessons Learnedを設計に反映して故障の再発防止をはかる。

4.4 信頼性解析

(1) FMECA（故障モードと影響及び致命度解析）

FMECAとは，エンジンの全ての品目の故障モードを予測し，そのメカニズム（原因）とシステムに対する影響を検討して，致命的品目と故障モードを摘出し，さらに致命度を検討する解析で，基本設計と詳細設計で各々行う。

FMECAの利用目的は多岐にわたり，以下の6つがある。

①隠れた機能の摘出と定期点検間隔の検討
②設計改善とフォロー
③信頼度予測
④MSG 3／RCMへのインプット
⑤致命品目表の作成と重点管理項目（キー特性）の設定
⑥故障解析：発生した故障とFMECAとの比較

航空エンジンのFMECAは，下記の3段階のFMECAに分けて行われる。

①FADEC担当のエンジンメーカが実施するFADEC及びエンジンシステムのFMECA
②それ以外のエンジンメーカが実施するエンジンサブシステムのFMECA
③補機メーカが実施する補機のFMECA

これらのFMECAをつなぎ合わせるためには，そのインタフェースを明確にしておく必要があり，各FMECAのOUT/INの故障状態はコード化・共通化されている。

各品目の担当はMIL-STD-1629に代表される手順でFMECAを実施し，システム・インテグレータは個々のFMECA間のインタフェースが共通化される様にとりまとめをする。各FMECAが完成すると，インテグレータはこれを用いて安全性評価を行なう。安全性評価（Safety Assessment）には，運用ハザード解析（Operational Hazard Analysis）やFTA（Fault Tree Analysis）が用いられている。

図3に各FMECA, FTA間の関連性を示す。

(2) FTA（故障の木解析）

FTAは，破局的事象を頂上事象として，論理ゲートを介してその原因となる根元事象へとツリーを展開してシステムの持つ弱点を摘出する手段である。

制御システム（人間が制御する場合も含む）を持つ様な複雑なシステムに適用するものである。FMECAがハードウエア（あるいは図面）依存で，広く浅く解析するのに対し，FTAはソフトウエア依存型で，狭く深く解析する特徴があり，FMECAとFTAは臨機応変な使い分けが必要である。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/09

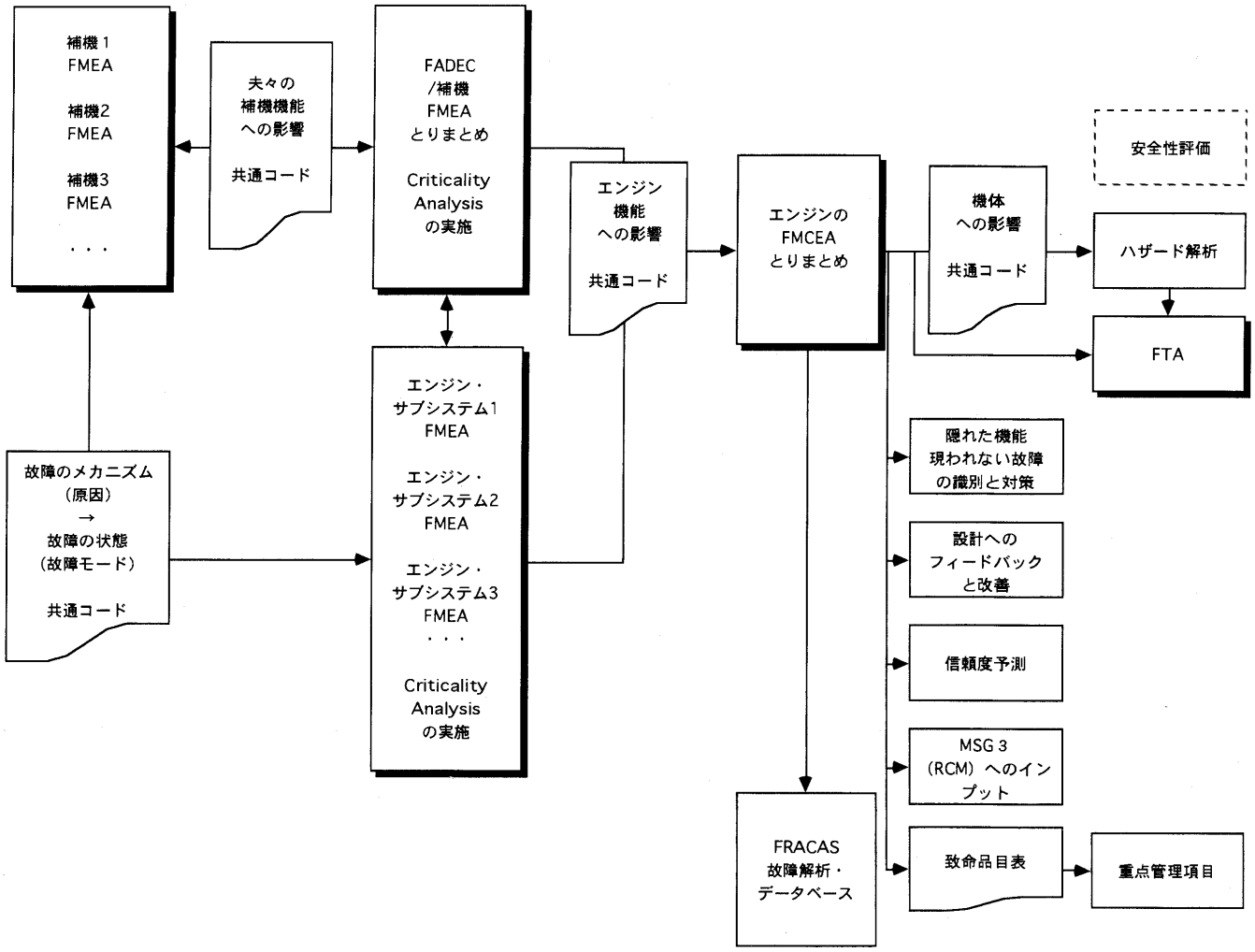


図3　FMECAのインタフェース

FTAは，FT（故障の木）を作成する手法と，そのFTを評価する手法に分けられる。

一般に，FTの作成は良く使用されるが，評価手法は次の3段階よりなる。

①最小カット集合，最小パス集合計算

②頂上事象の発生確率評価

③各事象の重要度評価

例えば，③の重要度評価は，構造重要度と確率重要度に別れさらに確率重要度には，7種類の事象重要度と2種類のカットセット重要度が提案されている。これにより重要度を数量的に算出して重要度の高いものから順に並べ（ランキング），対策の優先順序を明らかにできる。また，対策前後の重要度の評価により，対策の効果を予測できる。

GE, NASA, Boeing, General Dynamics, Lockheed Martin他，米国の航空関連各社のほとんどがコンピュータによるFTA（Computerized Automated FTA）を使用している。

以下にFTAコンピュータプログラムを紹介しておく。

①CAFTA for Windows（http://losaltos.saic.com/html/cafta.html）

②FaultTree＋（http://www.itemuk.mcmail.com/pro_ftp.html）

③CARA（http://www.sintef.no/sipaa/prosjekt/cara/）

④/Importance（National Energy Software Center）

［補足］

事象iの確率重要度とは，

＝{事象iを含めたFTの頂上事象の生起確率}－{事象iを除いたFTの頂上事象の生起確率}

$= g(q_1(t), q_2(t), \cdots\cdots q_i(t) \cdots\cdots\cdots q_n(t)) - g(q_1(t), q_2(t), \cdots\cdots q_{i-1}(t), q_{i+1}(t) \cdots\cdots q_n(t))$

g：FT頂上事象計算のための評価関数

$q_i(t)$：時間tにおける事象iの生起確率

で定義される。

確率重要度のFTの頂上事象の生起確率の計算で，全ての事象の生起確率を0.5として計算したときが構造重要度であり，生起確率が不明にときの重要度ランキングに使われる。

(3)　Sneak Circuit Analysis（蛇の回路解析）

電子回路の弱点摘出に使用されるる。全てのデバイス・コンポーネントが正常に機能していると仮定して，

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

意図しない動作や望ましい動作を抑止する潜在的パス（スニーク回路）を識別するための手法である。1967年Boeing社が開発標準化し，MIL-STD-785 B　TASK 205で参照されている。

SoHaR社のSCAT for Windowsでは，リアルタイムでアナログあるいはデジタル設計におけるスイッチ回路の中のsneak pathsと設計考慮点を得ることができる。

4.5　信頼性試験

航空エンジンで必要な試験は，民間ならFAR 33,軍用ならMIL-E-5007やMIL-STD-1783で指定される。しかし，実際には開発期間の短縮化をはかるために，各種の追加試験を実施しているのが実情である。

GE 90では，FAAのAC 120－42 A　ETOPS運用180分ルールに対する要求を早期に満たすために,2年間の実運用シミュレートを含む3000サイクルの地上耐久試験とBoeing 777に搭載しての1年間の実運用シミュレートを含む1000サイクルのエンジン飛行試験が追加されている。

一方，軍用エンジンでは，AMT（加速ミッション試験；実運用パターンを圧縮した試験）や，各種の飛行試験が追加される。

4.6　信頼性成長

信頼性成長の概念は，TAAFサイクルの問題識別と問題解決（Closed-Loop対策）手順そのものである。図4に，あるエンジンコンポーネントの信頼性成長曲線の事例を示す。信頼性成長モデルにより，コンポーネントとエンジン試験からの試験問題報告，その妥当性判断，状況のトラッキング，技術変更が改善に有効に働いているかを管理して，エンジン開発終了・運用開始時点のMTBFとIFSDの目標達成が可能かどうか，早い時期に検討することができる。

適用事例としては民生品，航空エンジンの補機に多く用いられており，Space ShuttleのMain Engineでも利用されている。GE 90　Early　ETOPSでは，新しい手法として信頼性成長管理を取り入れている。図4にTAAFサイクルと信頼性成長管理の位置付けを示す。

［補足］

1961年，開発期間中に発生する故障件数が学習曲線にそって減少する事実をGEのJames T. Duaneが発表したのが始まりで,1975年にはAMSAAのLarry T. Croweが，ワイブル過程を用いて，開発試験フェーズの間の信頼性成長をモデル化して，広範囲の各種システムに対応可能な開発期間中における信頼性改善を適切にあらわした。GE 90では修正Crowe法が使われている。

4.7　FRACAS

これは故障報告，解析，対策，システム（Failure Reporting, Analysis, and Corrective Action Systems: MIL-STD-785 B　Task 104）のことで,4.6項のTAAFサイクルに他ならない。（図4参照）

Advanced Logistics Development社のFRACAS Programsは，開発及びフィールドでの故障データを収集，管理，解析し，信頼性成長（Duane）及び報告書作成機能を持つ。再発故障の識別，新システム設計についての情報，整備品質の検査，部品・サブシステムの評価ができ，ロジスティク計算についてのデータを与える。GE 90でも，同様なシステムが使用された。

4.8　MSG 3/RCM

信頼性／安全性と経済性を考慮しながら，合理的な計画整備方式(定期整備，モニタリング整備，オンコンディション整備，修理，定期交換，最設計）を決定する手段

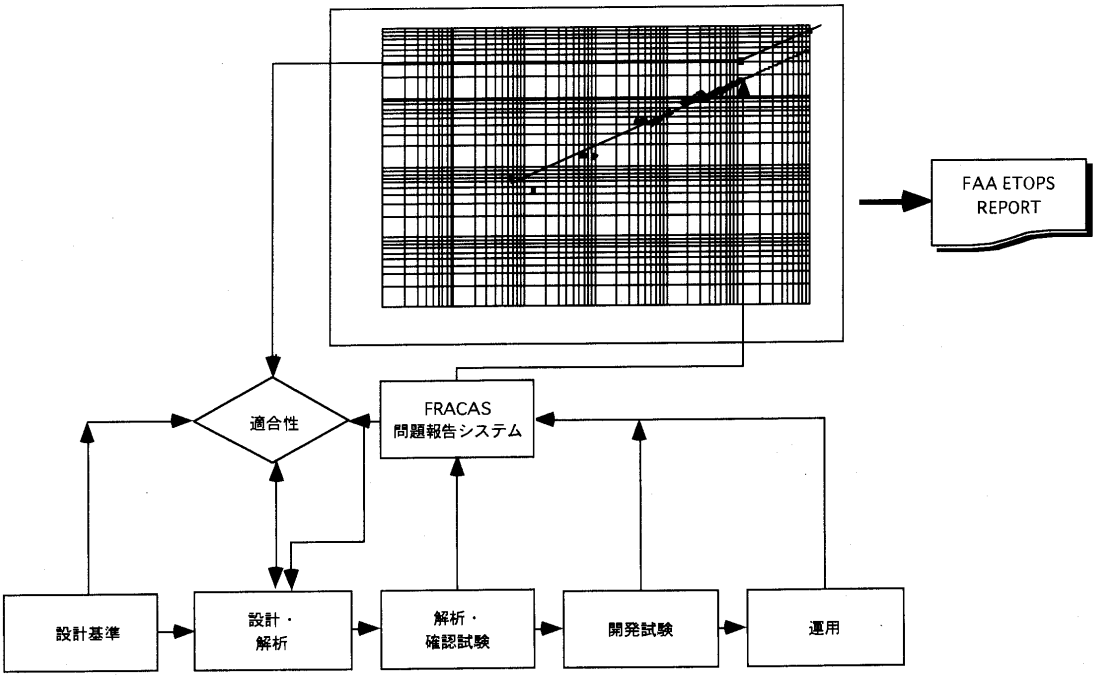


図4　TAAFサイクルと信頼性成長管理

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

である。GE 90 では Simplified MSG 3 が用いられた。

コンピュータプログラムとしては，Boeing の予防保全プログラムや Item Software 社の RCMCost がある。後者は，シミュレーションモデルによりコスト，リスク，環境による故障の結果を考慮して何種類かの整備方式を比較検討して，システムの全寿命に対する整備タスクとモニタリングを最適化するプログラムである。

4.9 その他

上記以外にも，例えば以下のような有効な手法がある。

(1) 設計審査

開発の各区切りで設計担当者以外の専門家・経験者（第3者）による審査を行い，設計の問題有無や妥当性を確認する。

(2) QFD（品質機能展開）

客先要求を製品の機能に展開して製品の企画・仕様作成に役立てる。単純化された QFD が使われている。

(3) ロバストデザイン（タグチメソッド）

各種のノイズに対して安定した機能・性能が得られる最適設計を行う方法。日米の自動車業界を中心に普及しており，航空宇宙の分野でも適用が始まっている。

5．まとめ

TAAF サイクルのことを TFF（Test Fail Fix）サイクルともういが，最近では開発試験で故障を摘出して是正する開発方式は開発期間が長くかかり現状にそぐわなくなりつつある。上記に述べた信頼性向上の方法を，設計の初期段階に重点を置いて実施することで，設計の早い段階での故障の摘出と是正が可能となり，開発期間を短縮することができる。

参考文献

(1) 日本信頼性学会編：信頼性ハンドブック，日科技連出版社
(2) 塩見弘：信頼性工学入門，丸善
(3) 日科技連信頼性工学シリーズ全15巻，日科技連出版社
(4) GE AIRCRAFT ENGINE HOME PAGE（http://www.ge.com/aircraftengines）
(5) Bellcore Standard TR-332 Issue 5 DEC 95
(6) NSWC Standard 94/L 07 Handbook of Reliability Prediction, Procedure of Mechanical Equipment
(7) FNPRD-3 Non electronic Parts Reliability Data: Reliability Analysis Center
(8) NPRD-95 Non electronic Parts Reliability Data: Reliability Analysis Center
(9) RAC-NRPD: Reliability Analysis Center
(10) RADC-TR-85-91：Impact of Non operating Periods on Equipment: Reliability, Rome Air Development Center
(11) Duane：1964 "Learning Curve Approach to Reliability Monitoring" IEEE Transaction on Aerospace. 2：563-566
(12) Crowe: On Tracking Reliability Growth, Proceedings of the 1975 Annual Reliability and Maintainability Symposium, pp. 438-443

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

ガスタービン用耐熱コーティング（4）

吉葉　正行[*1]
YOSHIBA Masayuki

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，耐熱コーティング，遮熱コーティング，超合金，高温腐食，高温酸化，損傷解析
Gas Turbine, Jet Engine, Heat-Resistant Coating, Thermal Barrier Coating, Superalloy, Hot Corrosion, High-Temperature Oxidation, Failure Analysis

5．コーティング技術の将来展望と課題

5.1　先進型コーティング

ガスタービン用耐熱コーティングの目的は元来，AlやMCrAlY系合金による耐熱・耐食性の向上にあった。しかし最近では，ジェットエンジンはもとより発電用ガスタービンにおいても高効率化を目指したTITの著しい上昇傾向に伴い，基材合金の耐用温度限界をカバーするために優れた遮熱機能が同時に要求されるようになり，必然的に耐熱・耐食性と断熱性を兼ね備えた遮熱コーティング（TBC）システムが高圧タービンの動静翼部に導入される傾向にある。事実，プラズマ溶射によるTBCが現在すでに1500℃級ガスタービン（501 G/701 G）において実証段階にあり[75]，本TBCシステムの信頼性を中心とする性能保証が当面の重要な技術課題と位置づけられている。

しかしその一方で，多数の発電用ガスタービン技術者が現在抱いている最大の関心事の一つは，ジェットエンジンの動静翼において実績を重ねつつある電子ビーム物理蒸着法（EB－PVD）によるTBCの発電用ガスタービンへの適用性であろう。Y_2O_3安定化ZrO_2（YSZ）セラミックスを　EB－PVDによりトップコートに適用した先進型TBCシステムの断面組織の例を図32に示す[76]。本TBCは，セラミックトップコートがコーティング厚さ方向に優先的に成長した柱状晶組織を呈することが特徴的であり，厚さ方向に規則正しく配向した結晶粒界が熱ひずみを収容する機能（セグメンテーション機能）を果たして熱応力の緩和に寄与する。したがって，毎離着陸時のエンジンの起動停止や出力変動等により頻繁な熱サイクルを受けるジェットエンジン用コーティングシステムには最適である。事実，図33に示したように，EB－PVDによるYSZ系TBC（PWA 266）は，大気プラズマ溶射（APS）により多孔質なセラミックトップコートを有する同系TBC（PWA 264）よりも格段に優れたはく離（spallation）抵抗性を発揮する[36],[77]。

このような状況から，ジェットエンジンメーカ各社の技術戦略により，例えばPW 4000，GE 90，TRENTなど最新の高推力エンジンの高温部材には表4に示すような各プロセッシング技術を組み合わせたTBCシステムが採用されているが[78]，第1段動翼ではEB－PVDによるTBCが現在の主力になっている。

しかし一方では，以下のようなEB－PVD特有の製造

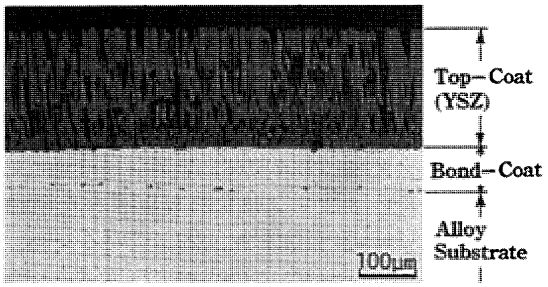


図32　EB-PVDによるYSZ系TBCシステムの断面組織[76]

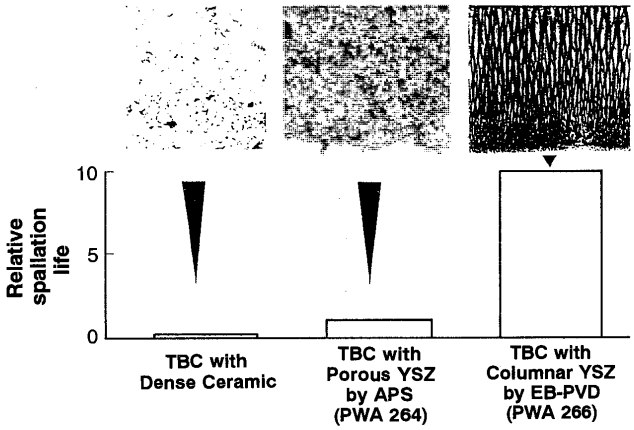


図33　TBCのはく離抵抗性に及ぼすYSZセラミック層性状の影響[77]

表4　先進型ジェットエンジン第1段動静翼におけるTBCシステムの構成とプロセシング[78]

Top-Coat	Bond-Coat	Alloy Substrate
EB-PVD YSZ*+	VPS MCrAlY	Ni-Base SC*+
APS YSZ*	EB-PVD MCrAlY	Co-Base CC*
	Al or Pt/Al Diffusion	

*: NGV, +: Blade

原稿受付　1998年4月28日
＊1　東京都立大学大学院工学研究科
〒192－0397　東京都八王子市南大沢1－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

面や性能面で克服すべき課題もある[78]。

(1) EB－PVDによるセラミックトップコートの成膜速度は大出力の電子ビーム銃を用いても現在 5～20 μm/min 程度で，プラズマ溶射に比べると生産性が低い。したがって，生産性向上のために約10枚以上の翼基材を同時に処理できるような装置の大型化が不可欠な状況にある。

(2) 健全な柱状晶トップコートを成長させるために，基材合金を1000℃程度に予熱するとともに，蒸着中も高温保持が必要である。さらに所定の膜厚分布を得るために，蒸着過程で基材に回転や揺動を加える必要があり，このための高度なシステム化が必要で，装置が非常に複雑かつ高価である。

(3) トップコートの柱状晶を規則正しく配向させるために，金属系ボンドコートの表面を研磨等により平滑に仕上げる必要がある（図34）[37]。ボンドコート表面が平滑でないと，同右図に示したように柱状晶の配列が乱れた，いわゆる“spitting”を生じる。ボンドコート表面の平滑化と生産性の向上を目的として，ボンドコートにAl拡散浸透処理またはPt/Al複合処理（第2報，表3参照）を採用しているエンジンメーカもある。

(4) 予熱時やセラミック（YSZ）蒸気の初期堆積過程においてボンドコート表面には厚さ約1 μm以下の緻密なAl_2O_3皮膜（Thermally Grown Oxide, TGO）が生成し，これの健全性が柱状セラミック層とボンドコートの密着性を支配する[77],[79],[80]。それゆえ，セラミックトップコートのはく離に基づくTBCの耐用寿命はTGO皮膜の性状と耐久性に強く依存し，例えば高濃度Sを含んだ腐食環境中で作動するような発電用ガスタービンにおいては寿命低下が相当深刻化する可能性がある。

(5) セラミック柱状晶の結晶粒界は，環境成分のボンドコートへの容易侵入経路を提供するため，溶融塩が関与するような厳しい腐食環境中ではボンドコートの腐食損傷が促進される危険性が高い[81]。このような場合には，例えば柱状セラミック層の最表面のみを緻密化させる複合蒸着法の採用などにより，溶融塩の侵入を抑止できるような組織制御が必要になる[81]。しかし，緻密化されたセラミック最外層は逆に，熱衝撃抵抗の劣化という新たなリスクを背負うことになる。

(6) 個々のセラミック柱状晶は緻密で，気孔などの欠陥密度も相当低いので，熱伝導率はAPSによるTBCよりも一般に大きい[82]。したがって，APSによるTBCと同等の遮熱効果をEB－PVDによって得るためには，YSZ層の相当の厚肉化を図る必要がある。

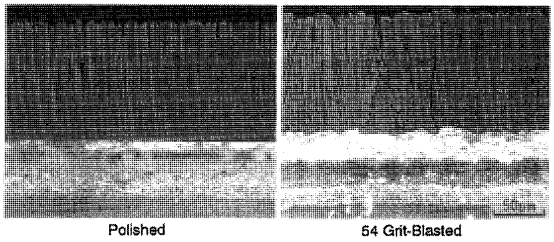


図34　EB－PVDによるYSZトップコートの成長組織に及ぼすボンドコート表面性状の影響[37]

これらの問題のうち特に，陸用ガスタービン特有の技術課題として，(4)と(5)のような耐環境性に着目した検証が急務と考えられる。この場合，トップコート／ボンドコート界面におけるTGO皮膜制御の成否がTBCシステム全体の性能を支配するものとみてよい。

5.2　将来に向けての技術課題

TBCを中心とする次世代の耐熱コーティング技術の確立に不可欠な要素技術として，(1)新TBCシステムの探索と開発，(2)補修・再生技術の確立，(3)損傷・寿命評価技術などがコーティングプロセスの開発と並んで重要である。これら各局面を概観して以下に述べる。

5.2.1　新TBCシステムの探索・開発

TBCトップコート材の現在の主力であるYSZ系セラミックスは，高温作動中に自己焼結が進むので，これに基づく耐用温度が存在する。この耐用温度は，YSZの組成，プラズマ溶射やEB－PVDのプロセス条件，およびこれらと密接に関連したYSZトップコートの密度などに依存して変化するが，例えば7％Y_2O_3添加のPSZではAPS，EB－PVDのいずれによっても約1050℃以上で自己焼結による緻密化が無視できなくなり，これに伴い熱伝導率が急速に増大することが報告されている[82]。当然，APSによる低密度YSZトップコートの方が緻密化に伴う熱伝導率の増加率は大きい。

したがって，高温化ガスタービン耐用の先進型TBCシステムの探索・開発に際し，トップコートに対する要求特性として以下の各項目が挙げられる。

1）熱伝導率がYSZ系よりも小さく，しかも高温でも劣化（増大）しない。
2）基材合金や金属系ボンドコートに近い熱膨張係数を有する。
3）上記1)，2）とも密接に関連するが，優れた耐熱衝撃特性を有する。
4）耐熱性や燃焼ガス雰囲気中での耐食性に優れている。
5）表面の熱放射率が大きい。

このような条件を満たす新TBCシステムは現在まで見当たらないが，候補とみなせる代表的酸化物セラミックスの熱伝導率と熱膨張係数の関係を図35に示す[45],[83]。基材のNi基超合金やMCrAlY系ボンドコートの熱膨張係数は概ね14～18×10^{-6}（$℃^{-1}$）にあるので，図の右下にあるセラミックスほどトップコート材には好適といえる。

SiO_2は，ZrO_2には及ばないながらも優れた断熱性と基材合金に近い熱膨張係数を兼ね備えているため，例えば$ZrSiO_4$（＝ZrO_2・SiO_2），Ca_2SiO_4（＝2 CaO・SiO_2）などがTBC材料の候補に上がった時期があった[84]。しかし，これらは一般にSO_3ガスや特定の溶融塩と高い反応性を示すため[84],[85]，厳しい腐食環境中での適用性には問題がある。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

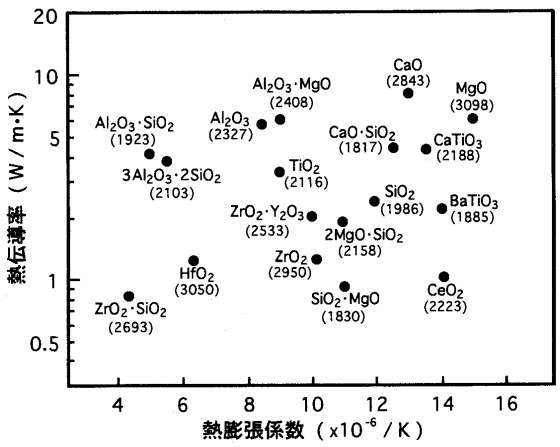


図35　代表的酸化物セラミックスの熱伝導率と熱膨張係数[45],[83]
（　）内の数字は融点（℃）

また，高温腐食が問題となる陸用ガスタービンでは，トップコートの主成分だけでなく，安定化剤を主体とする添加剤成分の熱化学的安定性も重要である。3.2.3(3)項（第2報）で述べたようにPSZにおけるY_2O_3とV_2O_5との選択的反応によるZrO_2の脱安定化現象をはじめ，従来の安定化剤では特定の腐食性成分との高い反応性が問題となった。このような観点に立って，例えばCeO_2，Sc_2O_3，In_2O_3，Yb_2O_3などの希土類酸化物を中心として，熱化学的反応性評価に基づいた安定化剤としての有効性が検証されている[84]。

TBCシステムにおけるセラミックトップコートの諸特性はまた，微細組織にも強く依存するので，APSやEB−PVDなどのコーティング法やプロセス条件の最適化により特性向上を図ることも可能である。とりわけ気孔率の増大は，遮熱特性と耐熱衝撃特性の観点からは好ましいが，耐食性の面でかえってリスクを増大させるので，トップコート内で気孔率を連続的に変化させて双方の特性を満足させるような傾斜機能化あるいはハイブリッド化も選択肢としてある[81]。例えば，熱レーザ利用によるセラミック表層部の溶融改質（Laser glazing）によって封孔または緻密化を図る方法（Seal coats）などが提案されているが[86]，残念ながら実績はまだない。

5.2.2　補修・再生技術

前報（第4章）で紹介したように，ガスタービン作動中に高温部材は多様な形態の損傷劣化を受ける。このため，運転中の綿密な性能モニタリングや合理的な点検マニュアルに基づいて損傷の部位と程度を見極め，究極的破損に至る以前に耐熱コーティングを中心とする補修・再生処理を施すことが，安全性の確保はもとより部品寿命の延長（コスト）などの面からも必須である。例えばガスタービン動静翼部では，コーティングの劣化損耗，コーティングならびに基材合金部のき裂生長，コーティングならびに基材合金部の腐食，翼の伸び・湾曲・ねじれ変形，翼端部の摩耗・焼損などが主要な損傷様式であるが，これらに対処すべき補修・再生技術の確立と自動化を中心とした高度化が急務となっている[87]。

ジェットエンジンの場合を例にとって，動静翼部材に対する標準的補修工程を表5に示す[87]。静翼では，高温作動中の熱機械的応力に起因した変形が問題となるが，これの修復のために金型を利用した熱間プレス成形や液相拡散接合による肉盛などが再コーティングに先立って行われる。その後，劣化コーティング皮膜の溶解除去が強酸浴中で行われるが，ここでは健全なコーティング部や翼ルート部のように皮膜を保存すべき部位に対するマスキング技術が重要である。また動翼を中心として内部冷却流路に対しては，アルカリ溶液を利用した高圧洗浄による堆積物の除去が行われるが，内面側のコーティング（Al拡散浸透処理など）を健全に保つために，洗浄後のアルカリ溶液の完全な除去も重要である。その後，損傷の部位や規模，形態などに応じて溶接，拡散接合，溶射肉盛等の各種補修法が採用されるが，その詳細についてはここでは割愛する[87]。

ブレンディングは，マスキング部分の残存皮膜の除去，溶接・接合・肉盛部の仕上げ工程などであり，複雑な翼の3次元曲面に対して健全な基材部を削ることなく仕上げなければならないため，現在でも熟練と勘を頼りの高度な手作業技術で支えられている。今後，精度と効率の向上を図るためにロボット化をはじめとする自動化を推進する必要がある。

溶接や拡散接合などの補修によって埋められた冷却孔は再穿孔しなければならない。ここでは，従来の放電加工よりも格段に高速化が可能なレーザ穿孔（1〜2 s／孔）が普及しつつあるが，まだ多くの局面で放電加工の重要性も残っている。その後，耐熱コーティングの更新や種々の完成検査が行われるが，基本的には新造品に対するものと同様である[87]。

陸用ガスタービン部材の溶接補修技術もまた基本的に航空機エンジン分野からの転用に基づいているために共通性が高い[88]。しかし陸用ガスタービン動静翼の特殊性

表5　ジェットエンジン動静翼に対する標準的補修工程[87]

静　翼	動　翼
受入検査（目視，寸法，蛍光探傷）	受入検査（目視，寸法，蛍光探傷，X線）
⇩	⇩
変形修正	旧皮膜除去
⇩	⇩
旧皮膜除去	翼内部の化学的洗浄
⇩	⇩
き裂・溶損部の溶接	翼先端き裂の機械的除去
⇩	⇩
き裂の拡散接合	翼先端溶接又は溶射肉盛
⇩	⇩
溶接・接合部のブレンド	肉盛部のブレンド
⇩	⇩
冷却空気孔の再穿孔	耐熱皮膜の更新
⇩	⇩
耐熱皮膜の更新	皮膜表面仕上げ
⇩	⇩
バッフル溶接	析出硬化処理
⇩	⇩
完成検査（目視，寸法，蛍光探傷，空気流量）	完成検査（目視，寸法，蛍光探傷，空気流量，X線）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

として，腐食損傷が基材合金内部にまで進展している場合には，補修の際に損傷部分（組成・組織的影響部分をすべて含める）を完全に除去しておかないと，再使用中に合金内部から腐食や破損が再発する危険性がある。またジェットエンジンの場合と共通して，Ni基超合金の単結晶材（SC）や一方向凝固材（DS）の補修において主応力方向に垂直な結晶粒界が新たに導入されると，この部分が高温破壊の起点を提供するため，単結晶合金本来の強度特性が得られなくなる危険性がある。したがって現状では，これら結晶制御合金の補修・再使用は極めて難しい状況にあるが，今後やはり補修技術の確立が強く求められるものとみられる[88]。

5.2.3　評価技術

TBCを含めた耐熱コーティングがガスタービン高温部材の必須要素と位置づけられてきている以上，今後コーティングシステムの特性評価データや損傷解析情報を蓄積して，コーティングの寿命予測やガスタービン設計に十分反映できるよう整備を進めることが急務の課題である。ガスタービン実機使用に伴うコーティングならびに基材合金の組織変化や強度劣化に着目してコーティングシステムの劣化診断と寿命評価を試みる研究が最近報告され[89],[90]，さらに前報において筆者が取上げた損傷事例解析もその一翼をなすものである。今後，これらの”臨床学的”な事例解析情報をベースに，研究室レベルでのコーティングシステムの特性評価ならびに損傷解析に関する”病理学的”研究を精力的に展開する必要があるように思う。とくに評価技術に関して重要と思われる以下の3項目について筆者の所見を述べたい。

(1)　非破壊評価

耐熱コーティングシステムの健全な運用のためには，合理的な点検マニュアルに基づいて，損傷劣化状況を常時把握できるシステムを確立することが重要である。ジェットエンジンの場合，フライト毎の目視点検から全般検査による全部品の非破壊評価（NDE）まで多段階の定期チェックが綿密に設定されており，これによってエンジン部材の損傷状況が十分把握できるような体制になっている。しかし，ベースロード用の発電ガスタービンのように長時間の連続運転が避けられない場合には，運転中の劣化診断を可能にする何らかの性能モニタリングが必要となるが，コーティング自体を対象としたものは見当たらない。

最近，コーティングの健全性の即時モニタリングや余寿命評価のためにコーティング内部にセンサを組み込んだ知能化コーティング（Smart coatings）の概念が提案された[91]。残念ながら，具体的システムはまだ開発されていないが，もしこれが実現すれば，センサからの情報に基づいてコーティングの劣化状況に応じた運転条件の制御（例えば出力低減など）や，補修スケジュールの調整（例えば停止時期の先送りなど）が可能になるため，不必要な停止を避けることにより安全かつ効率的な運用と経費削減が期待できる。

(2)　熱機械的疲労損傷評価

ガスタービン用耐熱コーティングの高温強度特性評価に関する解析的研究は最近活発に展開され，プラズマ溶射によるMCrAlYコーティングあるいはTBCシステムを対象としてクリープ[92]，高温高サイクル[93],[94]ならびに低サイクル疲労[72],[74],[95],[96]における強度特性と損傷挙動に関する重要な基礎的知見が次第に蓄積されつつある。

しかしながら，ガスタービン実機作動中に高温部材が受ける熱機械的負荷は極めて複雑であり，単純な条件によるクリープ，高温疲労あるいは熱疲労等の試験だけでは実機翼の負荷状況が十分シミュレーションされたとはいえない。例えば，ガスタービン動翼のリーディングエッジが受ける熱機械的履歴は図36のように表せるが[70]，これによれば引張，圧縮いずれの場合もひずみのピークは中間温度域で発生する。それゆえ，最高温度と最大ひずみが一致する同位相（in-phase），あるいは最高温度と最小ひずみが一致する逆位相（out-of-phase）による熱疲労試験の負荷条件とは著しく異なる。この問題は当然，DSSやWSSのように起動停止が頻繁に繰返される場合に深刻化し，逆にベースロード用などで長期間連続運転するガスタービン部材ではむしろクリープ主導型の損傷を考慮する必要がある[97]。

さらに図37に示したように，動翼の部位によっても熱機械的履歴は大きく異なる[98]。このような熱機械的負荷様式の材料部位による相違は，発電用ガスタービンのような大型翼ではいっそう顕著になると考えられる。したがって，このように複雑で多様な負荷様式を合理的に試験条件に反映させた熱機械的疲労（Thermo-Mechanical Fatigue, TMF）試験に基づいて特性評価と損傷解析を行う必要がある。図37に破線で示したようなモデル矩形ループによるTMF試験サイクルを実際に出力するには，ひずみ制御疲労試験においてそれぞれ三角波による熱サイクルと機械的ひずみサイクルの間に適当な位相差を与えてプログラムを組めばよい[98]。このようなTMF試験によれば，例えば動翼のホットスポットに相当するような圧縮ひずみ（ひずみ比＝－∞）条件下

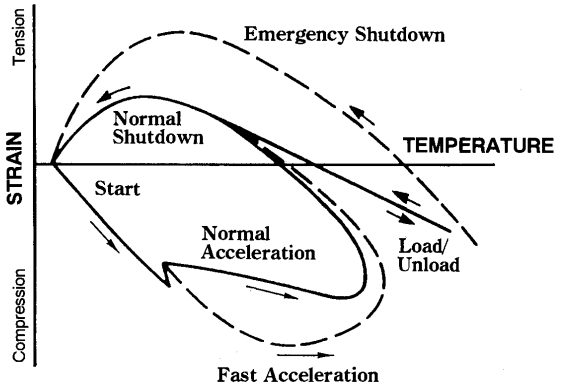


図36　ガスタービン動翼リーディングエッジにおける熱機械的負荷サイクル[70]

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

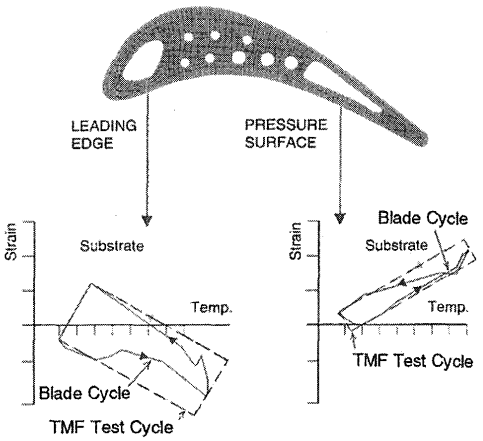


図 37　ガスタービン動翼部で受ける熱機械的負荷サイクル（実線）と TMF 試験サイクル（破線）[98]

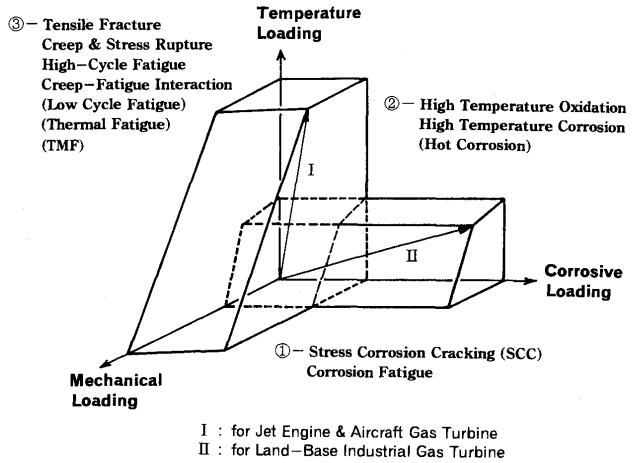


図 38　熱的－機械的－化学的負荷空間[7),(14)]

では NiAl 拡散コーティング，MCrAlY オーバーレイコーティング双方のシステムにおいて基材合金 SRR 99 よりもき裂発生が早期化し，かつ成長速度も著しく増大することが見出されている[98]。

金属系コーティングの熱機械的損傷は一般に，コーティング材の延性－脆性遷移温度（DBTT）以下の低温域で大きな引張ひずみを受ける場合に深刻化することが知られている[99]。また，ガスタービン実機作動中に高温部材が受ける複雑な TMF 条件下での材料システムの損傷劣化挙動を考慮した寿命予測・管理システム（Life Prediction and Management System, LMS）が現在開発されつつある[99]。

このようなコーティングシステムの熱機械的損傷解析を進める前提として，各種コーティング皮膜等の各構成要素の基本的な材料物性値が必要となる。しかし，多様なコーティングプロセスにより作製された皮膜に関する信頼性の高い特性データの蓄積はほとんど進んでいないのが現状であり[100)－(102)]，それゆえ基礎的材料物性値のデータベース化も今後の重要課題である。

(3)　熱的－機械的－化学的複合損傷評価

発電用ガスタービンで高温腐食が問題となる場合，S や Cl を高濃度含んだ燃焼ガス中で作動する高温部材は上記(2)のような熱機械的損傷に加え，熱化学的損傷をも同時に受ける。したがって，熱的－機械的－化学的損傷要因の下でのコーティングシステムの特性評価が重要となる。この問題の基本的考え方を図示すると図 38 のように，温度（熱的）－応力（機械的）－腐食（化学的）からなる 3 軸の負荷空間内の問題として取り扱うことになる[7),(14)]。これによれば，従来の研究分野はいずれも 2 軸の面内に限定されていたと言わざるを得ない。これまでに得られてきた高温強度特性情報（図 38 の③面領域）と腐食情報が単に加算的に取り扱うことができれば，これよりも簡便な評価法が利用可能である。しかし現実には，これら 3 者の相互作用効果が無視できない場合が多く，それゆえ 3 タイプの負荷要因の同時作用下での解析研究が必要である。先進型発電用ガスタービン部材の温度－応力条件は次第にジェットエンジンのそれに接近してきているが，とくに第 4 章（第 3 報）で紹介したように，複合損傷（タイプⅢ）条件下ではコーティングシステムといえども腐食問題は無視できない。

このような 3 軸の負荷空間内でコーティングシステムの特性評価データの整備を進める場合，考慮すべき影響因子は複雑多岐にわたるが，これを外的要因と内的要因とに分けて整理すると表 6 のように要約できる[14]。結局，これら諸因子に対して適切なパラメータを設定し，合理的特性評価法によって解析データを整備することが将来のガスタービン用高温部材の開発ならびに有効利用を図るうえで重要課題の一つと言えよう。この局面に立った複合損傷劣化要因の下での超合金ならびに耐熱コーティングシステムの強度特性評価と損傷解析に関する研究は，筆者らの研究も含めて鋭意進められているが，決して十分とは言えない[71),(103)]。

最後に，将来の TBC の性能目標と，これを達成するためのアプローチを総括すると図 39 のように表せる[80]。

表 6　高温腐食環境強度問題に対する各種影響因子[14]

外的要因	
(1) 応力因子（熱機械的応力）	
・静的応力 ……	クリープ
・動的応力 ……	疲労
・両者の複合 ……	クリープ－疲労相互作用
(2) 温度・環境因子	
・腐食環境の種類 ……	ガス腐食 溶融塩・複合腐食 腐食性成分の組成と量など
・雰囲気条件 ……	ガス組成（特に pO_2, pS_2 など） ガス流速
・圧力，その他（水分 …… ）	
内的要因	
(3) 材料因子	
・組成因子 ……	合金系，添加元素，強化機構など
・組織因子 ……	析出状態，結晶粒径，粒界性状など
・コーティング ……	プロセス，組成，組織（層構造），界面性状など

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

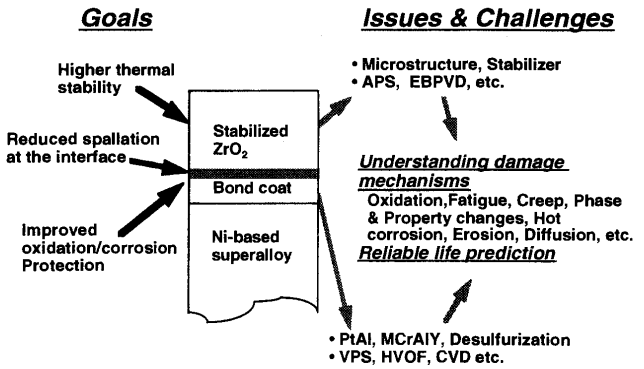


図 39　先進型 TBC システムの性能目標と開発アプローチ[80]

6．おわりに

近年のガスタービンの高温化に伴う波及効果として，動静翼を中心とする高温部材の耐環境性問題が単に高温側に移行したというよりもむしろ，後段側にまで広域化したととらえるべき事例が表面化しつつあるという情報を最近よく耳にする。このため，耐熱耐食コーティングに対する依存度も従来以上に拡大し，これに伴いコーティングの信頼性に対する要求もますます厳しくなりつつあると言えよう。

さらに，21 世紀の早期に実用化が期待されている WE－NET 計画における水素燃焼タービンでは，従来とは異なる新たな高温耐環境性問題が提起されており，ここでも新タイプの超高温材料と耐環境性コーティングシステムの開発評価がキーテクノロジーの一つとして位置づけられている[104]。

さて，「木を見て森を見ず」という諺がある。本講義では，ガスタービンシステムの要素技術としての材料技術のうち耐熱コーティングに関する話題を 4 回に分けて取り上げてきたが，ミクロ的視野にこだわり過ぎて，システム全体のマクロ的視野との整合性に欠けた講義であったかも知れないと懸念している。とくに後半の 2 回の講義は，材料分野の研究者・技術者を相当意識してアップデートに心掛けたので，特化し過ぎた嫌いがある。しかし，将来のガスタービンの発展に対して TBC を主体とする先進型コーティング技術と先進材料技術のもつインパクトは大きく，これらの革新によってさらに 3～4％の効率向上が期待できるとの試算もある[80]。さらに翼端部のクリアランス（シーリング）の改善により約 0.4～0.6％の効率向上も可能とみられるが[80]，ここでも APS 等によるアブレージョン用コーティングの適用性が重要な鍵を握っている。

多少「我田引水」的な内容になったことをお詫びするが，本講義が材料分野はもとより，それ以外の分野の方々にも何らかの役に立てれば幸いである。

おわりに，本稿の執筆に際し，貴重な情報を提供していただいた関連企業の関係各位，また図表データならびに分析情報の整理に協力いただいた東京都立大学大学院　高橋　智助手，及び高田真子大学院生に謝意を表します。

参考文献

(75) 塚越敬三，秋田栄司，西田美妃：日本ガスタービン学会誌，25-100（1998），p. 2
(76) 中森正治：腐食防食協会第 15 回技術フォーラム資料，（1997）
(77) S. M. Meier, D. M. Nissley, K. D. Sheffler and T. A. Cruse: ASME Paper, 91-GT-40, (1991)
(78) 山口　紘：高温学会誌，23（1997），p. 203
(79) S. Bose and J. DeMasi-Marcin: J. Thermal Spray Tech., 6 (1997), p. 99
(80) W. P. Parks, E. E. Hoffman, W. Y. Lee and I. G. Wright: J. Thermal Spray Tech., 6 (1997), p. 187
(81) T. E. Strangman and J. L. Schienle: Trans. ASME, JEGTP, 112 (1990), p. 531
(82) R. B. Dinwiddie, S. C. Beecher, W. D. Porter and B. A. Nagaraj: ASME Paper, 96-GT-282, (1996)
(83) 伊藤義康：機械の研究，47（1995），p. 848
(84) R. L. Jones: J. Thermal Spray Tech., 6 (1997), p. 77
(85) M. Yoshiba, K. Abe, T. Aranami and Y. Harada: J. Thermal Spray Tech., 5 (1996), p. 259
(86) R. A. Miller: NASA TM 87288, (1987)
(87) 山口　紘：日本ガスタービン学会誌，21-82（1993），p. 3
(88) 佐伯博文，広田法秀，高尾幸三郎，高橋孝二：同上，24-93（1996），p. 43
(89) 吉岡洋明，斉藤大蔵，村上　格，藤山一成，岡部永年：材料，41（1992），p. 1724
(90) J. Kameda, T. E. Bloomer, Y. Sugita, A. Ito and S. Sakurai: Mater. Sci. & Eng., A229 (1997), p. 42
(91) W. J. Brindley: J. Thermal Spray Tech., 6 (1997), p. 3
(92) 伊藤義康，斉藤正弘，石渡　裕：溶接学会論文集，15（1997），p. 657
(93) 伊藤義康，斉藤正弘，石渡　裕：同上，15（1997），p. 359
(94) 貞末昭輝，岡崎正和，武藤睦治，伊藤義康，斎藤正弘：材料，46（1997），p. 32
(95) 高木圭介，坂根政男，大南正瑛，岡部永年，藤山一成：同上，46（1997），p. 58
(96) 伊藤義康，斉藤正弘，石渡　裕：溶接学会論文集，15（1997），p. 141
(97) 佐近淑郎：日本ガスタービン学会誌，25-97（1997），p. 41
(98) Mechanical Performance of Advanced Materials, Inst. Annual Report 95, Joint Research Centre, EC, (1995), p. 4
(99) Gas Turbine Life Management System, Final Report on EPRI Project RP 2421-2, EPRI, Palo Alto, CA, (1988)
(100) K. Schneider and H. W. Grünling: Thin Solid Films, 107 (1983), p. 395
(101) M. I. Wood: Mater. Sci. & Eng., A121 (1989), p. 633
(102) 伊藤義康，斉藤正弘，宮崎松生：日本機械学会論文集（A 編），60-579（1994），p. 2538
(103) R. Viswanathan: Damage Mechanisms and Life Assessment of High-Temperature Components, ASM Int'l., (1989), p. 415
(104) 例えば，新田明人：学振 123 委研究報告，38（1997），p. 157

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

小型ガスタービン用低NOx燃焼器の開発

Development of a low NOx Combustor for Small Size Gas Turbines

佐藤 浩[*1], 森 雅晶[*1]
SATO Hiroshi MORI Masaaki
中村 恒明[*1]
NAKAMURA Tsuneaki

Abstract

A dry low NOx gas turbine combustor for cogeneration systems has been developed. In the series of development, a double swirler combustor was first developed. To achieve lower NOx emissions in wider operating range, a three-staged combustor has been newly developed, whose concept is based on the lean premixed multi-staged combustion. The combustor is controlled only by controlling fuel flow without employing complex variable geometries for air flow control. Atmospheric combustion test has demonstrated a superior performance of the three-staged combustor. Less than 13 ppm (O_2=0%) and more than 99% combustion efficiency are maintained over the wide range of 25% and 100% engine load. This NOx emissions level is expected to meet the development target of 40 ppm (O_2=0%) if converted empirically to the actual operating pressure. Theoretical consideration of lean premixed multi-staged combustion is made by comparing the temperature distribution measured in the atmospheric combustion test.

1. はじめに

コジェネレーションシステムは，原動機廃熱を有効に利用するため，その高い経済性と二酸化炭素削減効果から普及が拡大している。環境への負荷をより一層軽減するには，窒素酸化物（NOx）の削減が必要であると考え，筆者らは，コジェネレーションシステムの原動機に用いられる小型のガスタービンを対象に，希薄予混合燃焼法を用いた都市ガスを燃料とする低NOx燃焼器の開発を進め，これまでに二重環状予混合ノズルを持つダブルスワラ燃焼器と称する燃焼器[(1),(2)]と，ダブルスワラ燃焼器を基にさらに広い負荷範囲でよりNOxを低減したダブルスワラ多段燃焼器と称する燃焼器[(3)]を開発した。昨今，コージェネレーションシステムでは，NOxのこれまで以上の低減とともに使用負荷範囲の拡大が要求されている。この要求に応えるべく，希薄予混合多段燃焼技術を積極的に活用して，広い負荷範囲において40 ppm（O_2= 0％）以下のNOx性能を有すると推定される三段燃焼器を新たに開発した。この燃焼器の大気圧燃焼試験の結果について報告する。

原稿受付 1997年11月8日

＊1 東京ガス㈱
〒105－0023 東京都港区芝浦1－16－25

2. 供試燃焼器の概要

2.1 希薄予混合多段燃焼の燃焼条件

図1に示すような上流部で安定な一次燃焼を行い，その一次の既燃焼ガスに下流から二次の予混合気を供給して燃焼させる希薄予混合二段燃焼において，NOxと未燃焼生成物を抑制する条件を考察する。二次混合気の燃焼によるサーマルNOxを抑制するためには，混合気の不均一性を考慮して，供給する二次予混合気の断熱火炎温度を1700 K以下にすることが必要である[(4)]。一方，火炎温度を低下させると未燃焼生成物として，まずCOが排出され，さらに低い温度でUHCが排出される。都市ガスの主成分であるメタンを燃料として，一次の既燃焼ガスと二次の未燃予混合気が燃焼反応を起こす前に瞬時に混合したと仮定したときの混合後の温度と燃料のメ

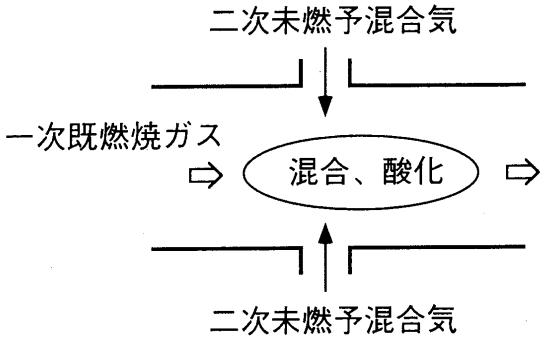


図1 希薄予混合二段燃焼

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

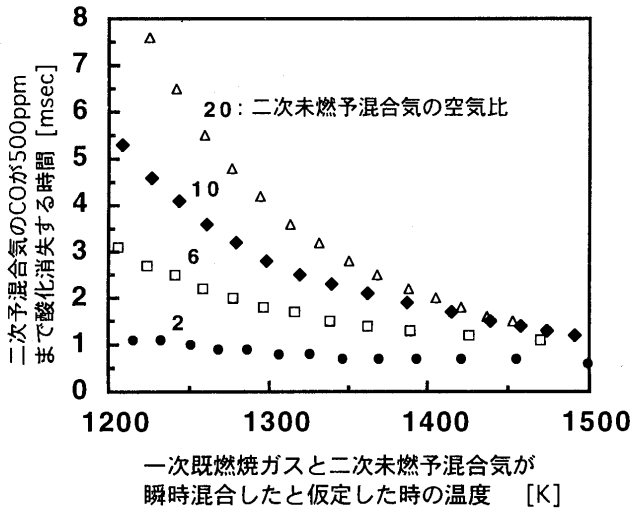


図 2　混合後の温度と CO 消失時間の関係（計算値）

タンが酸化して生成した CO が 500 ppm まで消失する時間の関係を算出した結果[5] を図 2 に示す。計算には，CHEMKIN[6] を用いた。CO の消失する時間は，混合後の温度と，混合後の温度が低い条件では二次の未燃混合気の濃度に依存する。混合後の温度が 1300 K の条件においては，二次混合気の空気比が 6 以下ならば 2 ms 以内に CO は 500 ppm 以下まで酸化されるが，空気比が 20 の条件では，酸化時間はおよそ 4 ms 必要である。広い負荷範囲を得るには混合後の温度は低いことが望ましく，燃焼器をコンパクト化するには酸化時間の短縮が求められる。

以上より，ガスタービン燃焼器に希薄予混合多段燃焼を適用する場合，負荷範囲の拡大と燃焼器のコンパクト化を共に考慮すれば，1700 K 以下の断熱火炎温度を持つ予混合気を，前段で発生させた燃焼ガスとの混合後の温度を 1300 K 以上に保つよう混合させた後，4 ms 以上の滞留時間を与えながら段階的に供給することによって，低 NOx かつ未燃焼生成物の少ない燃焼が得られると考えられる。

2.2　供試燃焼器の仕様

この希薄予混合多段燃焼法を適用して設計した三段燃焼器を図 3 に，本試験における各部の開口面積割合を表 1 に示す。この燃焼器は，燃焼器上流に配置される一次予混合ノズルと燃焼器のライナの中間に二段に配置された二次と三次の予混合管で構成される。一次予混合ノズルは半径流スワラを持ち，ノズルの内側には軸流スワラを持つパイロットノズルが配置され，その中心には点火栓が組み込まれている。パイロットスワラと一次スワラの旋回方向は同一である。二次と三次の予混合管はそれぞれ八本ずつ千鳥に配列される。

本燃焼器は，パイロット，一次，二次，三次の 4 系統の燃料供給系を持つ。燃料ガスの供給スケジュールの概略を図 4 に示す。パイロットノズルと一次ノズルの空気比は，すべての負荷範囲で安定燃焼が得られ，かつ NOx 排出量が大きくない一定の値に設定する。燃料の制御は，負荷によって低モードと高モードに分けられる。低モードでは，パイロット，一次燃料ガスを一定量供給する一方二次燃料ガス量を制御しエンジン負荷に対応する。二次予混合気の燃料ガス濃度をサーマル NOx が生成しない範囲でモードを切換え，高モードに移行する。高モードでは，パイロット，一次，二次燃料ガスを一定量供給し，三次予混合管に供給する燃料ガス量を制御する。三

表 1　燃焼器の開口面積割合

パイロットノズル	9.2 %
一次ノズル	14.8 %
二次予混合管	19.6 %
三次予混合管	37.2 %
小計（燃焼用空気）	80.8 %
冷却空気	3.6 %
希釈空気	15.6 %

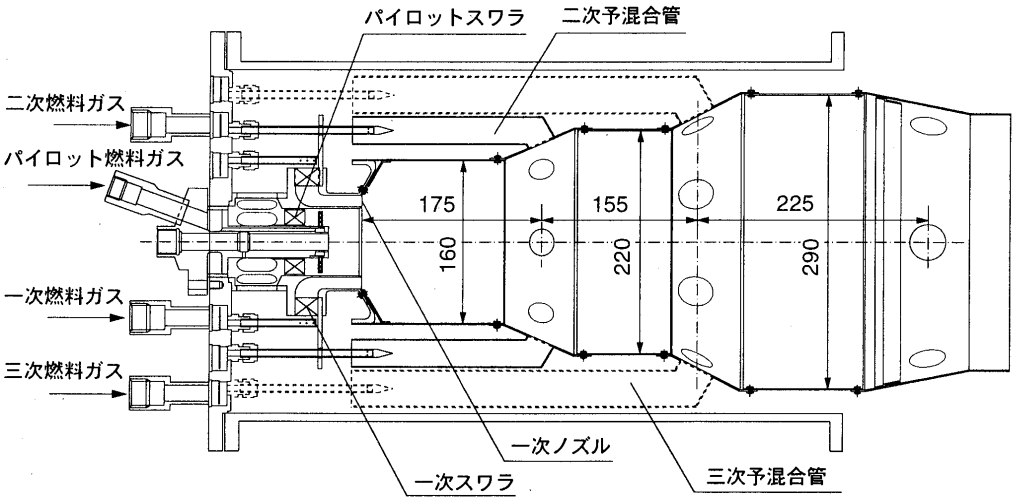


図 3　三段燃焼器

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

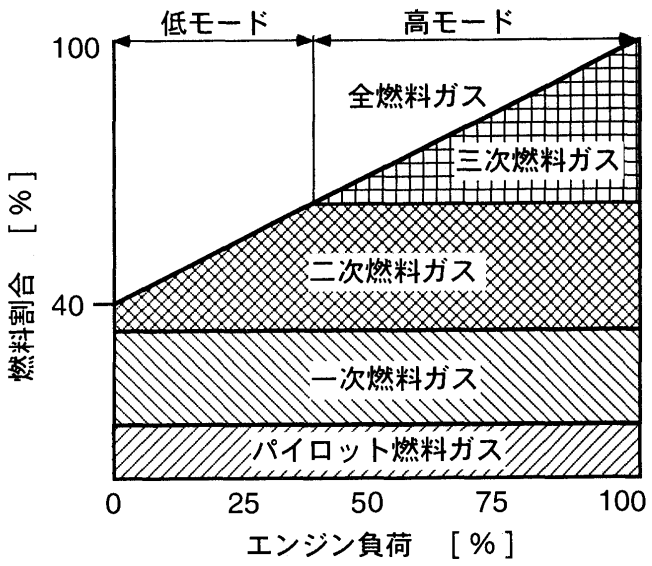


図4　燃料供給スケジュール

次予混合気の空気比は，二次混合気と同様，NOx をほとんど生成しない範囲で制御される。

三段燃焼器は，燃料の供給量のみを制御するだけで，広い負荷範囲において NOx と未燃分を抑制した運転が可能となる。また，空気量の制御も必要なく，大きさも従来燃焼器とあまり変わらないため，エンジン本体を改造することなくレトロフィットが可能である。

2.3　作動条件と開発目標

本燃焼器の開発に当たって，一般的なコジェネレーションシステムで使われているガスタービン燃焼器を参考に作動条件を決定した。この燃焼器がガスタービンに搭載されたときの作動条件および開発目標を表2に示す。燃焼器出口温度は，今後の高効率化によるタービン入口温度の上昇を考慮し，1473 K（1200℃）とした。

NOx の目標は，最近のコジェネレーション用ガスタービンの運転負荷範囲の拡大要求を踏まえ，エンジン負荷 25% 以上において，40 ppm（O_2= 0 %）以下とした。

表2　作動条件と開発目標

燃焼器入口圧力	（実エンジン）911 kPa (abs) （大気圧試験）101 kPa (abs)
燃焼器入口温度	644 K
燃焼空気量	（実エンジン）6.24 kg/sec （大気圧試験）0.693 kg/sec
定格時燃焼器出口温度	1473 K
定格時燃焼器出口空気比	2.7
燃料　（低位発熱量）	都市ガス 13A (41.6 MJ/m^3_N)
NOx 目標 (25-100% エンジン負荷)	（実エンジン）40 ppm (O_2=0%) 以下 （大気圧試験）13 ppm (O_2=0%) 以下
燃焼効率目標 (25-100% エンジン負荷)	99 % 以上
燃焼器出口温度不均一率	0.15 以下
燃焼器圧力損失率	4 %

希薄予混合燃焼について，NOx は雰囲気圧力の 0.5 乗以下に比例する[7]とされている。本開発においては，NOx の圧力依存性を高めに見積もり，NOx が雰囲気圧力の 0.5 乗に比例すると推定して大気圧試験の目標値を 13 ppm に設定した。燃焼効率は，エンジン負荷 25% 以上の範囲において 99% 以上とした。また 25% 以下の負荷範囲においてはエンジンの安定な運転を妨げない程度とした。NOx，燃焼効率以外の性能は，通常のガスタービン燃焼器に要求されるレベルとした。

3．試験装置

本試験で使用した燃焼試験装置の概略を図5に示す。燃焼試験装置は，空気ブロワ，空気予熱器，テストセクション，計測部，そして排ガス冷却塔で構成される。

空気ブロワから吐出された空気は，予熱器で予熱され燃焼器に供給される。燃料の都市ガス（13 A）は，オリフィス式流量計で流量を計測する。燃焼ガスは，燃焼器出口から 450 mm 下流に設けた5点の採取口を持つ水冷サンプリングプローブで採取し，NOx，O_2，CO，CO_2，UHC の5成分を連続分析計で測定する。測定に使用した連続分析計は，NOx は真空化学発光式分析計，O_2 は磁気圧式分析計，CO，CO_2 は非分散赤外型分析計（NDIR），UHC は水素炎イオン化検出器（FID）である。　燃焼器出口温度は，燃焼ガス採取位置とほぼ同じ位置において，固定されたシース径 3.2 mm の K 熱電対で測定する。燃焼器下流には観察窓があり，テレビカメラで常時火炎を観察する。燃焼器内部の温度計測は，この観察窓の部分から，表面をシリカコーティングした素線径 0.3 mm の R 熱電対を取り付けたプローブを入れて計測する。

以下に示す試験結果における燃焼器出口空気比は，排ガス分析値から求めた燃焼器出口における燃焼ガスの平均空気比である。燃焼器出口空気比とエンジンの推定負荷の関係は，エンジン負荷 100% における燃焼器出口温度は 1473 K（燃焼器出口空気比 2.7）であり，エンジン

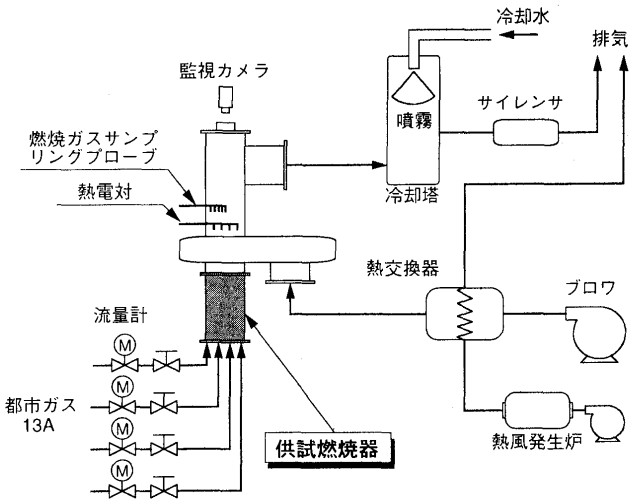


図5　試験設備

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/07

負荷 0％の時にはエンジン負荷 100％の燃料ガス量の 40％が供給されると仮定して算出した。ノズルおよび予混合管の各空気比は，各部の開口面積と通過する空気量が比例関係にあると仮定して各ノズルの空気量を推定し，この空気量とそれぞれのノズルに供給したガス量から算出した。

4．試験結果

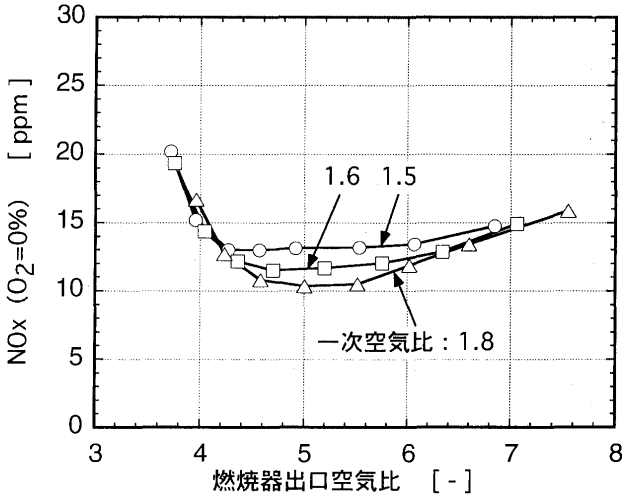
4.1　混合気の空気比が燃焼性能に与える影響

4.1.1　一次予混合気の空気比の影響

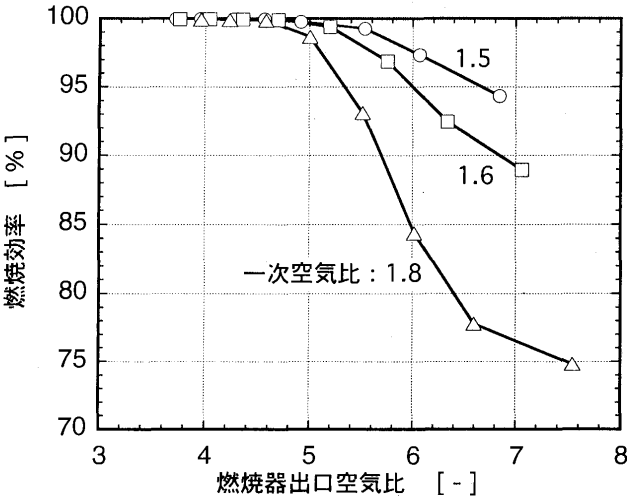
パイロットノズルの空気比を 2.4，一次ノズルから供給される予混合気の空気比（以下一次空気比と記す）を 1.5，1.6，1.8 に設定し，二次予混合管に供給するガス量を変えて燃焼試験を行った。すべての試験条件において安定した燃焼が得られ，目と耳で判断する限り燃焼振動や共鳴は生じなかった。燃焼器出口空気比と NOx，燃焼効率の関係を図 6 に示す。

燃焼器出口空気比 7 付近のグラフの最も右の点は，パイロットノズルと一次ノズルのみにガスを供給した条件である。この点から左に移るにつれて二次予混合管に供給するガス量が増加し，二次予混合管から供給される混合気の空気比（以下二次空気比と記す）は低下する。出口空気比が 5 付近で NOx 排出量は極小値をとる。これは，二次予混合管から供給したガスの燃焼により酸素濃度が低下する一方，二次予混合管から供給される混合気は十分に希薄であり NOx をほとんど生成せず計測される NOx 値はほぼ変わらないために，換算 NOx 値は低下するからである。また，一次空気比が 1.8 の条件での NOx 低下量が最も大きいのは，一次ノズルに供給されるガス量が最も少なく，二次予混合管に供給されたガスの効果が相対的に大きいためである。燃焼器出口空気比 4 付近で NOx 排出量が急増している。これは，二次予混合管の混合気の断熱火炎温度がサーマル NOx を生成するだけの温度に達しているからである。グラフの最も左側の点における二次予混合気の断熱火炎温度は，開口面積比と二次予混合管に供給したガス量から，いずれも 1960 K 程度と算出される。

燃焼効率は，一次空気比と二次予混合管の空気比の双方の影響を大きく受ける。グラフ右側の二次ノズルに供給するガス量が少ない条件では，燃焼効率は大きく低下し，一次空気比が大きいほど燃焼効率の低下も著しい。この理由として，一次ノズルから噴出された混合気が十分に燃焼する前に二次予混合管から供給される希薄な混合気で冷やされていることと，燃焼器内部の強い旋回により，二次予混合管あるいはさらに下流から供給された空気（混合気）が燃焼器中心に形成される逆流に運ばれ，一次予混合気の燃焼を妨げていることが考えられる。



(a)　NOx に与える影響



(b)　燃焼効率に与える影響

図 6　燃焼性能に与える一次空気比の影響

4.1.2　二次予混合気の空気比の影響

パイロットノズルの空気比を 2.4，一次空気比を 1.5，二次空気比を 2.0，2.2 に設定し，三次予混合管に供給するガス量を変えて燃焼試験を行った。すべての試験条件において安定した燃焼が得られ，燃焼振動や共鳴は生じなかった。図 7 に NOx，燃焼効率性能を示す。

二次予混合管にガスを供給したときと同様の理由によ

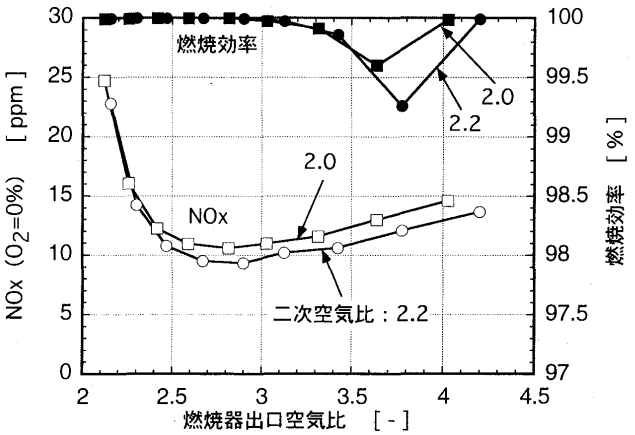


図 7　燃焼性能に与える二次空気比の影響

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

り，NOx は下に凸の曲線を描く。

燃焼効率は，燃焼器出口空気比 3.7 付近で落ち込みが見られるものの概ね高い値を示す。二次空気比 2.2，燃焼器出口空気比約 3.8 の条件における CO は 522 ppm である。このとき三次予混合管から供給される予混合気の空気比（以下三次空気比と記す）は約 16 である。またパイロット，一次，二次の燃焼ガスと三次予混合気が瞬時に混合したと仮定したときの温度は，1310 K と算出される。図 2 に示す計算では，CO 500 ppm まで酸化される時間は，混合後の温度が 1310 K のとき約 3.5 ms である。一方，燃焼試験における三次予混合管と希釈空気口の間の滞留時間は，5 ms 程度と推定される。実機における滞留時間とは，燃焼ガスと予混合気の混合時間と酸化時間を含むものであるから，混合のための酸化反応開始の遅れ時間を考慮した上で，瞬時混合を仮定した計算により必要滞留時間を推定して燃焼器の設計に反映することは有効であると考えられる。

4.2　代表性能

4.2.1　排気ガス特性

目標の NOx と燃焼効率の両方の性能を満足すべく，パイロットノズルの空気比を 2.4，一次ノズルの空気比を 1.5，高モードでの二次ノズルの空気比を 2.2 に設定して燃焼試験を行った。図 8 に NOx と燃焼効率の性能を，図 9 に CO と UHC の排出特性を示す。横軸は，燃焼器出口空気比と，その空気比から推定したエンジンの負荷である。定格条件である燃焼器出口空気比 2.7 において，NOx は 9.5 ppm（O_2= 0 %），CO は 8 ppm，UHC は 0 ppm であった。

エンジン負荷 25～100% に相当する燃焼器出口空気比範囲で，大気圧燃焼試験の目標 NOx 13 ppm をほぼ満足している。

燃焼効率は，燃焼器出口空気比 3.8 付近のみにおいて，99.3% まで落ち込んでいる。本試験では燃焼器出口から 450 mm 下流で燃焼ガスを採取しているが，エンジン搭載状態では，燃焼ガスはこの後のスクロール部で数十 ms の滞留時間がある。燃焼器出口空気比 3.8 での燃焼ガス温度は 1270 K と計算されるから，CO，UHC はスクロール内で酸化され，ガスタービン出口おける燃焼効率はより高くなることが期待できる。

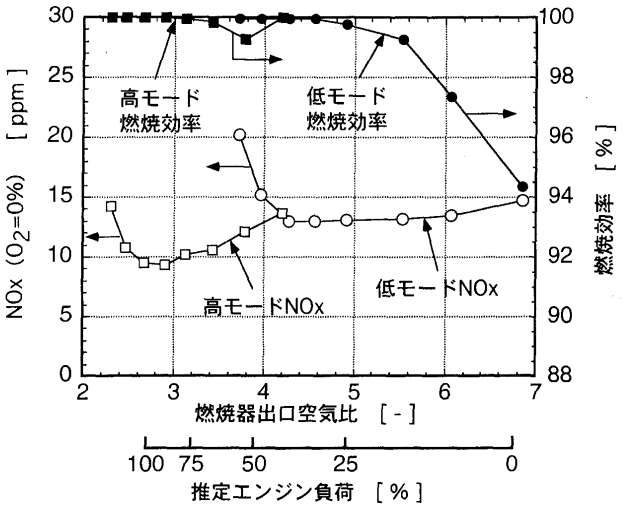


図 8　NOx・燃焼効率の代表性能

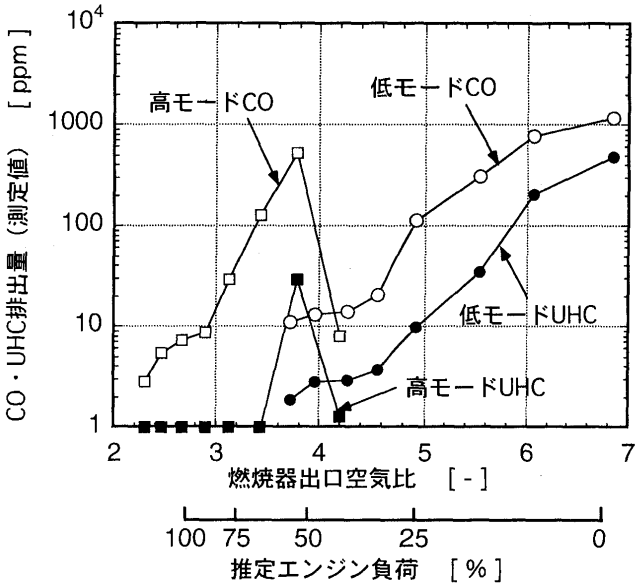


図 9　CO・UHC 排出特性

4.2.2　燃焼器内部の温度分布

燃焼器出口空気比 2.7 のときの燃焼器内部の温度を測定した結果を図 10 に示す。測定した断面は，二次予混合管と希釈口があり，三次予混合管が振り分けられた断面である。輻射補正はしていないので，実際のガス温度は測定値より高いと考えられる。

測定値 1700 K 以上の高温部分は，パイロット付近にわずかに存在するだけであるが，輻射による誤差を考慮すれば，実際の 1700 K 以上の高温部分はより大きな範囲で存在し，NOx は主にこの部分で生成しているものと推定される。

一次ノズルと二次予混合管の間のライナ壁近傍の温度は 1100 K 以下で，一次ノズルから噴出された予混合気の燃焼が緩慢であることを示している。

このため，一次予混合気が完全燃焼する前に，二次予混合管から供給される予混合気で冷やされて燃焼反応が妨げられ，パイロットと一次ノズルのみに燃料ガスを供給した条件での燃焼効率の大幅な低下を引き起こしている。一次ノズルと二次予混合管の距離を大きくすることにより，滞留時間が延びて NOx が増加するおそれはあるが，低い負荷での燃焼効率をさらに向上することが可能と考えられる。また，一次ノズルと二次予混合管の距離を大きくすると同時に，一次予混合気を希薄にすれば，低い負荷での燃焼効率の向上と全負荷範囲での NOx の低減を同時に満たすことができる可能性が残されている。

二次と三次の予混合管噴出口近傍の温度分布から，二次と三次の予混合管から噴出された予混合気は，上流か

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/07

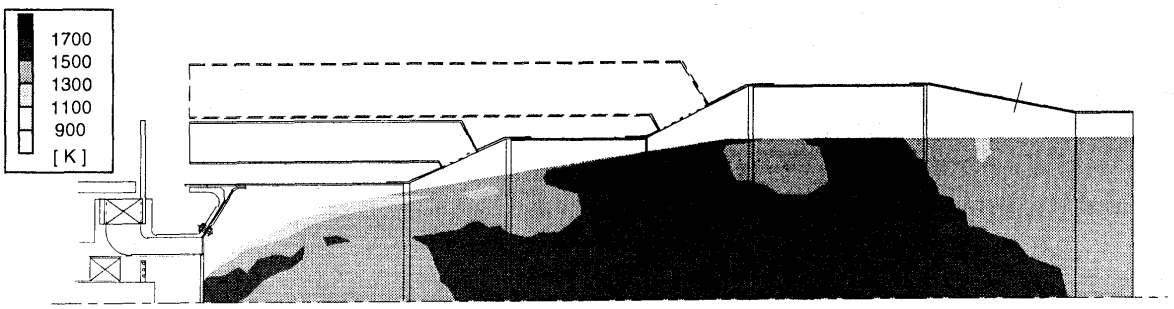


図10　燃焼器内部の温度分布（定格条件）

ら供給される燃焼ガスと混合し，短時間で温度上昇しており，ほぼ設計通りの希薄予混合多段燃焼が行われていることが確認された。

4.2.3　ライナ壁温度，燃焼器出口温度分布

図11に定格時（燃焼器出口空気比2.7）のライナ外壁の温度分布を示す。横軸は，図3に示す一次ノズル噴出口を0 mmとした中心軸方向の距離である。シース径1.0 mmのK熱電対をライナ外側にステンレス板で固定して測定した。三次予混合管が取り付けられている部分の前後に相当する200～470 mmの温度が相対的に高い。ライナ壁温度の許容限度は使用材料と設計寿命から与えられるが，コージェネレーション用ガスタービンでは，1070～1080 Kが一般的な値である。本燃焼器のライナを冷却する空気の量は極めて少なく，ライナ外部とケーシング間を流れる空気による対流冷却が支配的である。240 mm付近に見られる最高温度は約1110 Kで，許容温度より30～40 K高いだけであるから，ライナ外側にフローガイドを取り付けるなどの手法により冷却を改善すれば，許容範囲内に収まると考えている。このときライナ内に直接冷却空気が浸入しなければ，ライナ壁温度の低下だけによる燃焼効率への影響は小さいものと予想している。

図12に定格時の燃焼器出口ガス温度を示す。燃焼器下流420 mmの位置に取り付けたK熱電対の指示値で

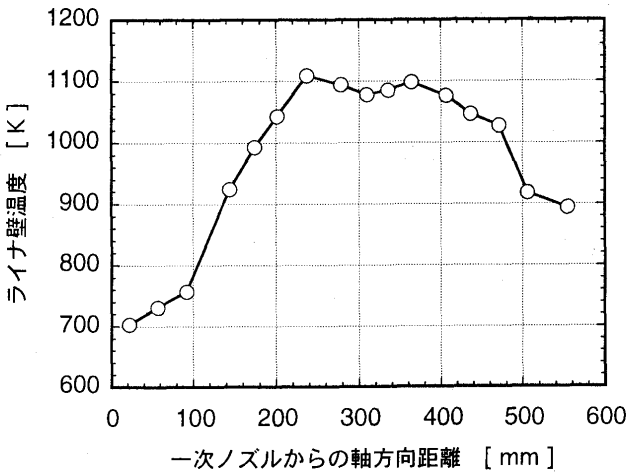


図11　ライナー壁温度（定格条件）

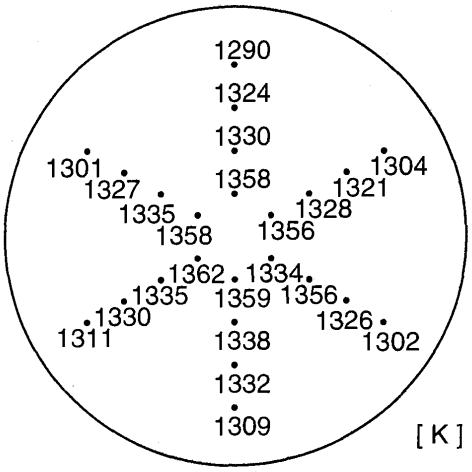


図12　燃焼出口ガス温度分布（定格条件）

ある。中心部や周囲に高い温度は観測されていない。式(1)に定義を示す燃焼器出口温度不均一率は，0.033で目標の0.15以下を大幅に下回った。

$$\text{温度不均一率}=\frac{\text{出口最高ガス温度}-\text{出口平均ガス温度}}{\text{出口平均ガス温度}-\text{入口空気温度}} \quad (1)$$

5．まとめ

広い運転負荷範囲でNOxを低減する三段燃焼器を製作し，大気圧ベンチ試験を行った。その結果，燃料ガス量のみの制御によって，25%以上の推定エンジン負荷で約13 ppm（O_2＝0%）以下のNOxと99%以上の燃焼効率を両立した。このNOxの値は，実際のエンジンでは40 ppm（O_2＝0%）を下回る性能を示すと推定される。またライナ壁温度，燃焼器出口温度不均一率も概ね実用上十分なレベルを達成した。

参考文献

(1)　佐藤　他，“ガスタービン用低NOx希薄予混合燃焼器の研究開発”，第8回ガスタービン秋季講演会（盛岡）講演論文集，(1993)
(2)　細井　他，”コジェネ用ガスタービン低NOx燃焼器の研究開発”，第10回ガスタービン秋季講演会（新潟）講演論文集，(1995)
(3)　Sato, H. and Mori, M. “Development of a Dry Ultra Low NOx Double Swirler Staged Gas Turbine Combustor,” ASME

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

96-GT-134

(4) Hase 他," Effect of Premixing of Fuel and Air on NOx Formation," Pacific Rim International Conference on Environmental Control of Combustion Processes, AFRC/JFRC Joint Conf., Hawaii, (1994)

(5) Fujisaki, W., Takei, M., Amano, T., and Hase, K., "Combustion Characteristics of an Ultra Low NOx Two-Stage Premixed Combustor," The 8 th International Symposium on Transport Phenomena in Combustion, San Francisco, (1995)

(6) Kee, J. R., Grcar, F. J., Smooke, D. M. and Miller, A. J., Sandia Report, SAND 85-8240, (1988)

(7) Correa, M. S., "A Review of NOx Formation Under Gas-Turbine Combustion," Combustion Science and Technology, Vol. 87, (1992) など

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

技術論文

感温液晶による冷却翼内部流路熱伝達分布の計測法に関する研究

Measurement of Surface Heat Transfer inside a Serpentine Passage by Use of Liquid Crystal

船﨑　健一[*1], 石澤　浩平[*2]
FUNAZAKI Ken-ichi　ISHIZAWA Kohei
山脇　栄道[*3]
YAMAWAKI Shigemichi

Abstract

The objective of this study is to reveal heat transfer characteristics of a three-pass serpentine cooling channel inside a 10 : 1 scaled model of an actual turbine blade. A transient method using Thermochromic Liquid Crystal (TLC) is employed to measure the surface heat transfer distribution inside the model. Prior to the measurement, the soundness of the measurement technique adopted in this study is verified through heat transfer measurements of straight-duct models with and without turbulence promoting ribs. Great attention is paid to the streamwise decrease in the mainstream temperature due to the heat absorption into the test model, which otherwise results in indetermination of the reference temperature inside the model. To overcome this problem, the present study estimates the local air bulk temperature by linear interpolating or arithmetic averaging of the inlet and outlet flow temperatures. It follows from the heat transfer distribution of the serpentine model that streamwise variation in cross-section of the cooling passage substantially affects the heat transfer characteristics in comparison with that of the straight duct model.

1．緒言

航空エンジンや発電用ガスタービンにおけるタービン入口温度は実用レベルでも 1,500℃ に到達しているが，今後更なる上昇が見込まれている。このような超高温化を達成するためには種々の研究開発が必要であるが[(1)]，タービン翼内部の冷却構造に関する研究は特に重要である。タービン動翼内部の冷却には，一般に乱流促進体付きのサーペンタイン流路が用いられているが，タービン動翼は翼断面のスタガ角や形状の半径方向への変化が大きいため，冷却流路断面形状が流れ方向へ著しく変化する。そのような流路に対し，流路面積の変化しない矩形流路で得られた実験データをそのまま適用することは困難であり，これが冷却設計の精度向上を妨げる要因の一つとなっている。このような複雑な流路における熱伝達特性を把握する方法として，近年 CFD の利用が試みられている[(2)(3)(4)]。CFD を用いた方法は，計算精度や計算機資源への要求度の高さなどの点からまだ実用段階とは言いがたいが，近い将来冷却設計ツールとなるポテンシャルを有している。パソコンクラスの計算機でも数年前のスパコンクラスの計算が可能になりつつある現在，CFD による冷却設計を現実のものとするためには，実際の流路形状に近いモデルで得られた良質の実験データと CFD による評価値との比較を行い，計算コードや格子生成コードの検証と改良を行うことが重要である。

本研究では，航空エンジン用高圧タービン冷却翼のサーペンタイン流路部のスケールモデルを用い，その流路内面における熱伝達率を感温液晶（Thermochromic Liquid Crystal or TCL）を用いて計測した。同種のモデルを用いて計測した例としては，Abuaf, Kercher[(5)] の研究がある。彼らは計測面側を断熱材である木材で製作し，その表面を金属箔で覆い，通電加熱法による熱流束一定の条件下で計測面温度を感温液晶により計測している。しかし，彼らの方法には熱損失の評価や供試体の製作の点で難があるため，今回の研究では計測法として感温液晶による非定常法（TCL-based transient method）を採用した。この計測法は著者ら[(6)(7)]の他多くの研究者[(8)(9)]により採用されており，計測法の改良も進められているが，乱流促進体付きサーペンタイン流路への適用例は少ない。その理由の一つとしては，Chyu ら[(10)]が指摘したように，流れ方向への主流温度の変化を合理的に推定することが困難であることが挙げられる。そこで，

原稿受付　1997 年 10 月 23 日
＊1　岩手大学工学部
〒020－8551　岩手県盛岡市上田 4－3－5
＊2　岩手大学大学院（現アルプス電気㈱）
＊3　石川島播磨重工業㈱

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

本研究では，主流温度の直接計測を行うことにより，主流温度の流れ方向への変化を推定し，熱伝達特性の評価精度の向上を図った。

2．計測法

2.1　非定常法の原理

半無限物体表面（初期温度 T_i）に接する流体の温度をステップ状に温度 T_g まで上昇させる。熱伝達率を h とすると，半無限物体表面の温度の時間的変化は次式で与えられる。

$$\tilde{\theta} \equiv \frac{T-T_i}{T_g-T_i} \tag{1}$$

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

ここで，t は時間，ρ，c 及び λ はそれぞれ物体の密度，比熱及び熱伝導率である。非定常法による熱伝達率計測では，計測面温度の時間的変化を感温液晶等を用いて計測し，所定の温度に達するまでの時間 t を式(1)，(2)に代入し，ニュートン法などを用いることにより熱伝達率 h を推定する。しかし，実際に試験を行うと，後述するように，主流側の温度変化は必ずしもステップ状には変化しない。この場合には，主流の温度変化を微小なステップ変化（計測開始からの時間遅れ τ_j）の重ね合わせで近似し，Duhamel の定理を用いることにより，表面温度の変化に関する次式が得られる[11]。

$$T-T_i = \sum_{j=1}^{N} U(t-\tau_j)(T_g-T_i)_j \tag{3}$$

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

また，Gillespie ら[8]は，主流温度が時定数 τ の指数関数的な変化をするとき，表面温度の時間変化に関する解析解を導いた。即ち，

$$T_g = T_i + (T_{g,e}-T_i)(1-e^{-t/\tau}) \tag{5}$$

$$\begin{aligned}\frac{T-T_i}{T_{g,e}-T_i} = 1 &- \frac{\frac{\rho c \lambda}{h^2 \tau}}{1+\frac{\rho c \lambda}{h^2 \tau}}\exp\left(\frac{h^2 t}{\rho c \lambda}\right)\mathrm{erfc}\left(\frac{h\sqrt{t}}{\sqrt{\rho c \lambda}}\right) \\ &- \frac{\exp(-t/\tau)}{1+\frac{\rho c \lambda}{h^2 \tau}}\left(1+\frac{\sqrt{\rho c \lambda}}{h\sqrt{\tau}}\left(\frac{1}{\pi}\sqrt{\frac{t}{\tau}}\right.\right. \\ &\left.\left.+\frac{2}{\pi}\sum_{n=1}^{\infty}\frac{1}{n}\exp\left(-\frac{n^2}{4}\right)\sin \mathrm{h} n\sqrt{\frac{t}{\tau}}\right)\right)\end{aligned} \tag{6}$$

ここで，$T_{g,e}$ は主流温度の最終到達値である。主流温度の変化が式(5)で近似可能な場合には，式(6)は式(3)，(4)よりも正確な表面温度変化を与えるものと考えられるが，残念ながら，以前の研究で，温度上昇は指数関数には従わない例の存在も確認されているので，今回の研究では式(3)，(4)を用いることとする（ただし，$N=20$）。

2.2　主流温度降下への対応

上で述べたように，非定常法は主流側から物体への熱移動を伴うため，主流温度の流れ方向への降下が避けられない。流路内面での熱流束が既知であれば，主流（平均流速 U）のバルク温度の推定は可能であるが，非定常法の場合には熱流束自身が非定常熱伝導方程式の解で与えられるため，主流温度の変化の評価は容易ではない。この難点を克服するため，Chyu ら[9]は4つの方法を検討し，その検討結果を基に次の補正方法を推奨した。

$$\frac{h_b(x,y)}{h_e(x,y)} \approx \frac{C}{C-1} \quad , \quad C = \frac{\rho_{air} c_{air} U}{\int_0^P \int_0^x h_e(x',y')dx'dy'}A \tag{7}$$

ここで，$h_b(x,y)$，$h_e(x,y)$ は局所バルク温度及び流路入口温度で定義された熱伝達率，A は局所流路断面積，ρ_{air}，c_{air} は流体の密度及び定圧比熱である。この方法では流路全内面での熱伝達特性を把握する必要がある。しかし，本研究で対象としているサーペンタイン流路の場合，必ずしも全ての流路内面が観測可能ではないため，式(7)による評価法の適用は困難である。また，Saabas ら[12]は，非定常効果を考慮した検査空間における熱平衡に基づき，主流温度の流れ方向への変化に関する式を得たが，必ずしも厳密な式ではなく，また計算に要する手続きが煩雑である。そこで，今回の研究では，主流温度をサーペンタイン流路の数カ所で直接計測し，その温度データを基に流れ方向への主流温度を推定する方法を採用する。同様の方法は前述の Chyu らの他，Ekkad, Han[13]が採用している。

2.3　感温液晶による温度計測

感温液晶からの色情報と温度とを関係づける方法については，単色光源法[14]や狭帯域フィルタ法（RGB 法）[15]，インテンシティ法[16]などがあるが，本研究では，現在広く用いられている色相法（Hue Capturing 法[17]）を採用する。これは，感温液晶からの反射光を R，G，B に分解し，それぞれの光の信号から計算される色相 H と温度との関係を用いる方法である。ここで，色相は RGB 値から次式で計算される。

$$H = \frac{255}{360}\left[90^\circ - \tan^{-1}\left(\frac{F}{\sqrt{3}}\right) + \begin{pmatrix} 0^\circ \text{ for } G \geq B \\ 180^\circ \text{ for } G < B \end{pmatrix}\right], \quad F = \frac{2R-G+B}{G-B} \text{ for } G \neq B \tag{8}$$

上式の 255／360 という因子は色相値を 256 階調で現すためのものである。所定の色相値と温度との関係付けは，後述の較正試験で行われる。

3．実験

3.1　実験装置

図1に本研究で使用した実験装置の概観を示す。ブロア入口に取り付けられたヒータにより加熱された空気は整流部，オリフィスを経て三方切り替えバルブに流入する。計測を開始する前に，切り替えバルブを迂回側にしておき供試体入口温度を調整する。この時，迂回側出口

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

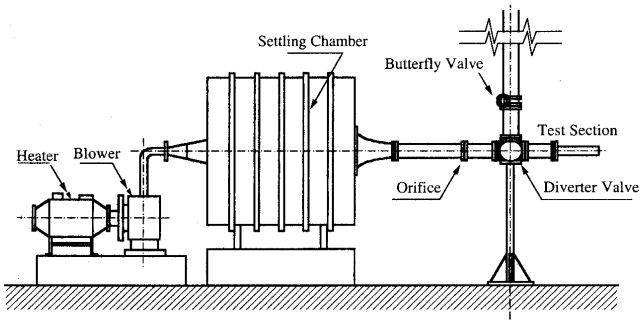


図1　実験装置外観

に取り付けたバタフライバルブの角度を調整し，供試体側にバルブ切り替え時に起こりうる，流動抵抗の変化による流量変化が発生しないようにする。切り替えバルブは手動式であるが，瞬時（0.5 sec 程度）にバルブの切り替えが可能である。

3.2　供試体

図2には試験に供したサーペンタイン流路モデルを示す。これは航空用エンジン高圧タービン動翼及び根元部の内部冷却流路の一部の10倍スケールのアクリルモデルであり，翼面冷却孔を除き，ほぼ正確に実機内部流路を再現している。サーペンタイン通路の入口レイノルズ数は約25,000である。計測が容易になるように，モデル外面の一部（計測側）を平坦面にしている。モデル内には3つの流路があり，各流路内面には主流に対し60°角度を有する突起が計測面及びその対向面に取り付けられている。計測面には，発色温度幅が2℃の感温液晶（日本カプセルプロダクツ製）をスプレーで塗布し，その上から黒色塗料が塗られている（図3参照）。なお，液晶の厚みにむらが生じないように細心の注意を払っている。供試体の入口及び出口には，非定常温度計測用の抵抗温度計（単線式熱線プローブをcold-wireモードで使用）が設置されている。また，供試体自身には，主流温度計測用の合計4本のK熱電対（T1～T4）を図中に示す位置に取り付けている。熱電対では急激な温度変化を把握することは困難であるが，流路での温度降下の大きさを把握することは可能であると考えている。

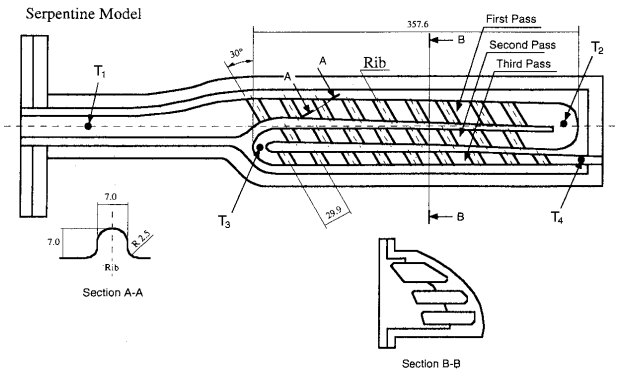


図2　供試体

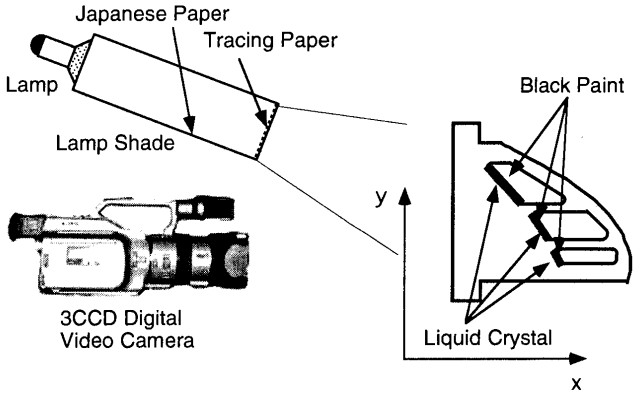


図3　温度分布計測

3.3　温度分布計測

図3に，供試体に塗布された液晶の色（即ち，計測面の温度）の計測の状況を示す。色情報は3CCDデジタルビデオカメラ（SONY DCR－VX 1000）にビデオレート（30フレーム／秒）で録画される。この時，フレーム単位の時間も記録され，これを利用して計測開始時刻からの経過時間の算出が可能となる。試験終了後録画された色情報はビデオ信号としてパソコンに取り込まれ，画像処理が行われる。照明には3台のハロゲンランプを用いた。ランプからの光の一部は計測面手前の垂直面で反射するが，この反射光の存在により計測可能な範囲がかなり限定されてしまう。そこで，ランプに円筒状に巻いた和紙製の笠を被せ，さらにトレーシングペーパーで光路を遮ることによりランプの光を散乱させ，特定の強い反射光の発生を抑制した。

3.4　較正試験

較正試験の詳細については既報[6]に譲り，以下に簡単に手順を述べる。アクリル板に感温液晶を塗布した台形状のステンレス箔を貼り，箔を通電加熱することにより表面に温度分布を発生させる。温度分布はアクリル板に埋設した熱電対で計測する。照明やビデオカメラを実際の計測とほぼ同じ状態に設定した状態で液晶の色を録画し，画像処理により対象とする色相が現れている箇所を同定し，熱電対の温度分布から色相値と温度との対応関係を求める。さて，図3の供試体断面図からもわかるように，サーペンタイン流路には，計測面とビデオカメラの光軸とのなす角度φが45°以上にも達する箇所が存在する。このため，較正試験では，較正用アクリル板表面とカメラ光軸とのなす角度を変えることにより，色相－温度の関係に対する角度依存性も把握しておく。一方，サーペンタインモデルの計測面は長手方向に必ずしも一定の角度ではないので，角度特性を温度評価の手続きに組み込むことは現時点では困難である。そこで，今回は，$\varphi=0$の時の較正データを用いることとし，角度特性の影響は計測値の不確かさ解析の中で考慮するものとする。

3.5　不確かさ解析

感温液晶を用いた非定常熱伝達率計測では，熱伝達率

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

が陽的に定義されていないため，計測の不確かさの評価には，定常的な計測法と比較すると，複雑な手続きを必要とする。Saabas ら[12] は，式(1)及び式(2)から熱伝達率の誤差 Δh に関する次式を導いた（ただし $k \equiv \rho c \lambda$）。

$$\Delta h = \frac{\frac{\partial \tilde{\theta}}{\partial T}\Delta T + \frac{\partial \tilde{\theta}}{\partial T_g}\Delta T_g + \frac{\partial \tilde{\theta}}{\partial T_i}\Delta T_i - \frac{\partial \tilde{\theta}}{\partial t}\Delta t - \frac{\partial \tilde{\theta}}{\partial k}\Delta k}{\partial \tilde{\theta}/\partial h} \quad (9)$$

ここで，上式右辺の感度係数 $\partial\tilde{\theta}/\partial T$，$\partial\tilde{\theta}/\partial T_g$，$\partial\tilde{\theta}/\partial T_i$ の評価には式(1)の $\tilde{\theta}$ を，それ以外の感度係数の評価には式(2)の $\tilde{\theta}$ を用いる。式(9)での各量の誤差は必ずしもランダムではないが，簡単のため全ての誤差をランダム誤差であると仮定して熱伝達率の誤差 Δh を算出し，不確かさを評価した。その結果，主流温度降下が十分小さい突起なしの矩形ダクトモデルの場合では約 5％の不確かさであった。しかし，突起ありの矩形ダクトモデルやサーペンタイン流路モデルでは，後述するように主流温度降下が顕著であり，線形補間法等の評価法を採用した場合でも，突起ありの矩形ダクトモデルで約10%，サーペンタイン流路モデルで最大18%程度の不確かさが熱伝達率に含まれることが分かった。以上のことからも，内部流路における熱伝達率分布の計測精度の向上には，主流温度のより正確な評価が重要であることが理解できる。

4．実験結果

4.1　計測精度の検証

サーペンタインモデルによる計測の前に，本研究で採用した感温液晶による計測法の妥当性を確認するため，角度付き乱流促進体を有する正方形流路での熱伝達率の計測結果[18] との比較を行った。供試体は一辺 D 50 mm の正方形断面流路を持ち，流れ方向から 60° 傾いた高さ 2.35 mm の突起がピッチ比 10：1 で対向する二面に取り付けられている。突起は二面間で対向している（in-line）。この供試体の入口，出口に設置した cold wire で計測した主流温度の変化をに示す。ここで，バルブ切り替え時（温度が急上昇する瞬間）以前の温度が入口，出口で異なっているが，これは入口温度を配管内で計測している一方，出口温度は外気中に設置されているためである。供試体入口温度はバルブ切り替え後約 1 秒でほぼ一定温度に到達している。一定温度に速やかに到達していることから，迂回側バルブの調整が適切であったことがわかる。出口温度は入口温度と同様の上昇カーブを示すが，絶対値は約 8℃ 低くなっている。計測位置は供試体のほぼ中央付近であったので，各瞬間における入口及び出口温度の算術平均を求め（図 4 参照），その温度を計測位置における主流温度として熱伝達率を算定した。図 5 には，供試体中心線上でのヌセルト数分布について，Han, Park[18] の熱電対による計測結果と本研究で得られた結果との比較の1例を示す。レイノルズ数 $Re_D (= UD/\nu)$ は 30,000 である。ヌセルト数分布は，入口効果を考慮した滑面でのヌセルト数 Nu_{smooth} との比で現している。ここで，滑面でのヌセルト数は次式で算出する[19]。

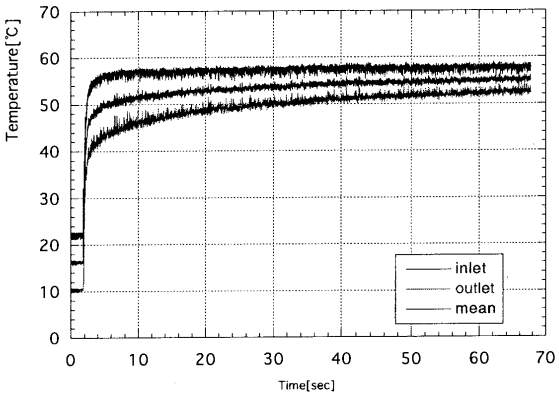


図 4　主流温度の変化

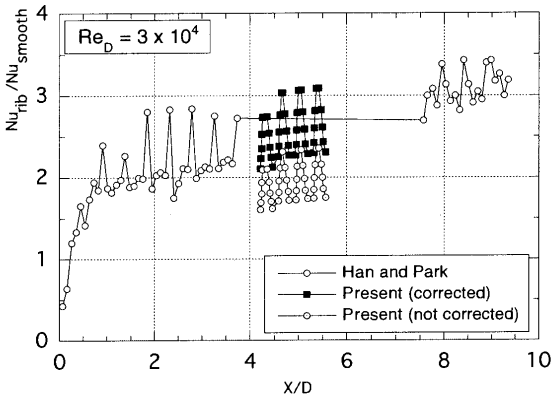


図 5　ヌセルト数分布の比較

$$Nu_{smooth} = \frac{hD}{\lambda_{air}} = 0.022 C Re_D^{0.8} Pr^{0.5}, \quad C = 1 + 0.7\frac{D}{x} \quad (10)$$

ただし，λ_{air}，Pr は空気の熱伝導率，プラントル数，x は供試体入口からの距離である。また，感温液晶による計測結果については，入口温度で評価した場合と温度補正をした場合の結果が示されている。計測箇所が異なっているため直接的な比較はできないが，温度補正を施したデータはほぼ熱電対による計測値と一致している。一方，温度補正を施さないデータは，主流と供試体初期温

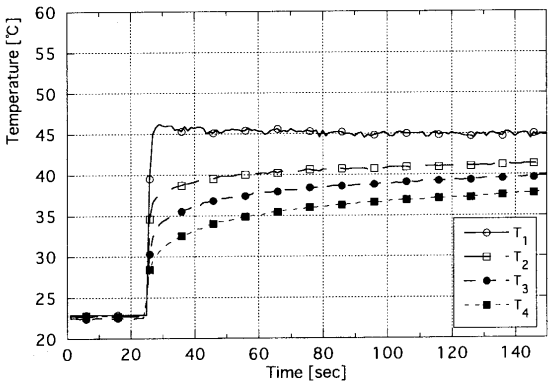


図 6　サーペンタイン流路内各位置での温度変化

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

度との温度差が実際よりも大きくなっているため，熱伝達率を低めに見積もる結果になっている。

4.2　サーペンタインモデル

図6に熱電対によるサーペンタインモデル内での温度計測の結果を示す。供試体入口断面での水力直径に基づくレイノルズ数は約23,000であり，実機のレイノルズ数（約25,000）とほぼ一致している。図中の入口温度のカーブはcold wireのデータとほぼ一致していることを確認しており，熱電対による時系列データは熱伝達率の計測上十分な精度を有していると考えられる。熱伝達率を評価する際の主流温度の評価法としては，突起間の平面毎に主流温度を線形補間で求めることが考えられるが，現有の熱伝達率解析プログラムでは対応できないため，ここでは簡単のため3つの各流路の入口，出口温度の平均値をそれぞれの流路に対する主流温度としている。

図7にはサーペンタインモデルでの熱伝達率分布を示す。ここで，計測面は，図3に示したように，モデルの平坦部に面した部分である。また，図中の斜めの空白領域は突起を表す。突起表面にも感温液晶は塗布されているが，加工時の不具合により良好な視野がこの部分では得られなかったため，ここの部分の熱伝達率の計測は断念した。流路断面積が場所によって変化する効果が結果に含まれているため，熱伝達分布の解釈は容易ではないが，次のような点が特徴として挙げることができる。

1）第一流路では熱伝達率のピークが明瞭に観測されるが，サーペンタイン流路と同じ60°の角度の突起を有する矩形ダクトの場合と異なり，熱伝達率のピーク（P1）が流路中央部に現れている（矩形の場合は突起稜線と仕切面とがなす角が鋭角である領域－図ではy方向－に偏る傾向にある）。この原因は図3に示されているモデル断面図から次の様に理解できる。即ち，第一流路の断面形状は，モデル先端側（右側）に行くにつれ，正方形に近い形状から下に広くy方向に縦長の台形になる。そのため，流路断面の下側に多くの流体が流れることになり，熱伝達のピークが下側（流路面積の広くなる側）に移動したものと判断される。この結果は，三角形流路に関するDuttaら[20]の数値計算の結果ともある程度符合している。

2）最初の曲がり部直後に熱伝達率の高い領域が現れている。曲がり部での高い乱れが原因であると思われる。

3）第二流路では，突起下流に発生する熱伝達のピーク（P2－1）が突起稜線と仕切面とが鋭角をなす位置（下側）に現れている。これは矩形ダクトで観測されるピークの位置とほぼ同じであり，流路断面形状が平行四辺形に近づいたことがその理由と考えられる。一方で，これと反対の位置にも熱伝達のピーク（P2－2）が観測されており，曲がり部で生じた二次流れが関与しているものと思われる。

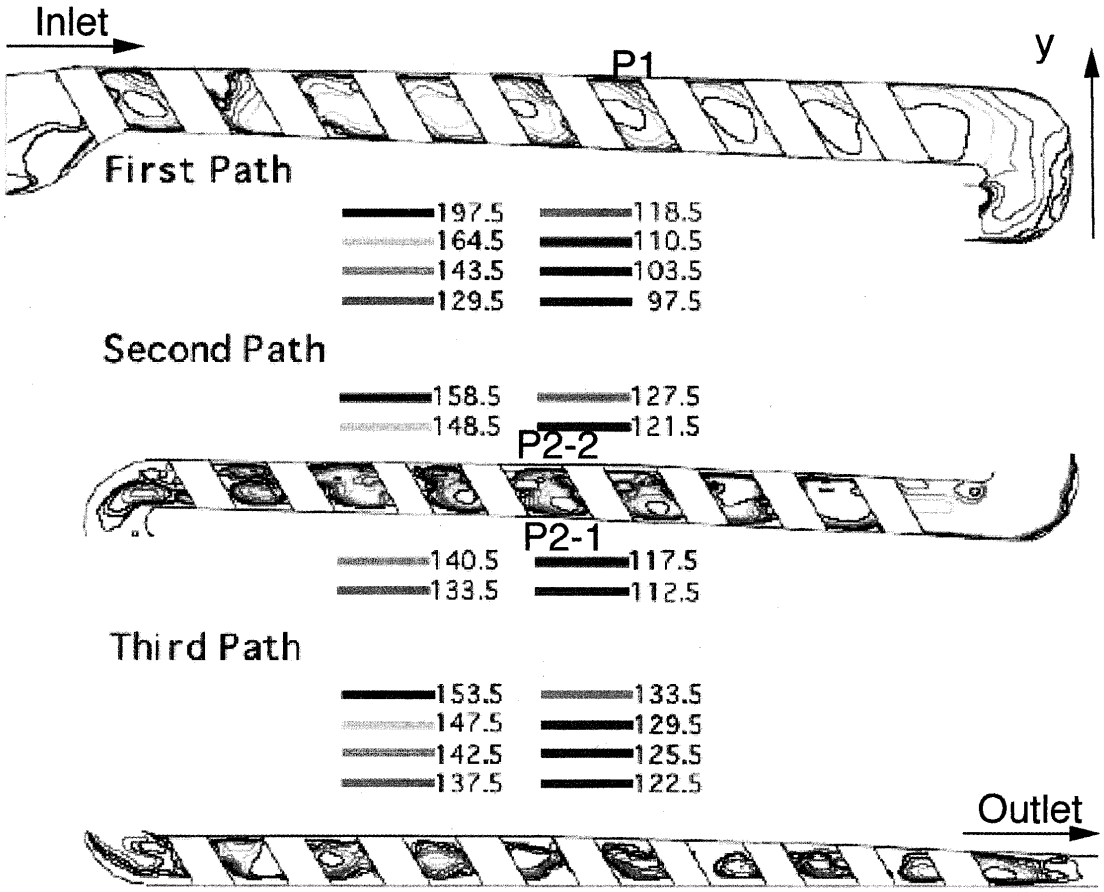


図7　サーペンタインモデルでのヌセルト数分布

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

4）第三流路では，曲がり部直後の高熱伝達領域の発生以外は際だった特徴が見られない。これは，上流側で発生した乱れや二次流れの効果が累積して，強い乱れを含む流れになっているためと思われる。また，流路断面のアスペクト比の効果も影響していると考えられる。しかし，全体に熱伝達率が低めになっていることから，計測精度が影響している可能性があり，今後の検討課題である。

最後に，今回のモデルは動翼モデルであるが，実機中で作動する動翼の内部冷却流路での熱伝達をより正確に理解するためには，レイノルズ数の他に回転場に関するいくつかのパラメータ（Rotation numberや回転Rayleigh number）[21]を実機での値に一致させた試験が必要である。動翼のスケールモデルを用いた回転試験は，技術的困難さのため過去にほとんど研究例を見ないが，翼冷却設計またCFDの解析精度向上のために重要な試験であり，現在モデルを回転させた試験を行うことを検討中である。

5．結論

航空エンジン用高圧タービン冷却翼のサーペンタイン流路部のスケールモデルを用い，その流路内面における熱伝達率を非定常感温液晶法を用いて計測した。供試体への吸熱効果に基づく計測法であり，主流温度の流れ方向への低下の効果を評価する必要があり，今回は直接主流空気を供試体内数カ所で計測し，その線形補間法または算術平均法により局所的な主流温度を推定した。試験精度を検証するために行った角度付き乱流促進体を有する矩形モデルに関する試験では，既存の試験データとほぼ一致する結果を得た。サーペンタイン流路モデルに関しては，直接比較検討できるデータがなく計測精度の検証が十分ではないが，その複雑な流路で得られる熱伝達率をある程度定量的に捕捉できたものと思われる。しかし，計測精度は必ずしも十分であるとは言えず，特に主流温度のより正確な評価法の確立が必要とされる。

謝辞

本研究の遂行に当たっては，本学卒業生小貫亜希子君の協力を得た。また，本研究で使用した装置の製作に当たっては，岩手大学工学部工作センター佐々木圭一技術職員にご尽力頂いた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

(1) 吉田，高温化の意義，日本ガスタービン学会調査研究委員会成果報告書「ガスタービンの高温化と冷却技術」，1997，p. 4.

(2) 川池，山根，翼冷却設計に対するCFD適用と課題，同上，p. 65

(3) 大北ら，非構造格子を用いた曲がり管内乱流熱伝達の数値解析，第24回ガスタービン定期講演会講演論文集，1996，pp. 71-76

(4) Rigby et al., Numerical Prediction of Heat Transfer in a Channel with Ribs and Bleed, ASME Paper 97-GT-431, 1997

(5) Abuaf and Kercher, Heat Transfer and Turbulence in a Turbulated Blade Cooling Circuit, J. Turbomachinery, 116, 1994, pp. 169-177

(6) 船崎ら，感温液晶を用いたタービン翼冷却流路内熱伝達率計測法に関する研究，第24回ガスタービン定期講演会講演論文集，1996，pp. 159-163

(7) 船崎ら，翼内部冷却流路内の流れと熱伝達に関する研究，第25回ガスタービン定期講演会講演論文集，1997，pp. 71-75

(8) Wang et al., An Advanced Method of Processing Liquid Crystal Video Signals from Transient Heat Transfer Experiments, ASME Paper 93-GT-282, 1993

(9) Gillespie et al., Full Surface Local Heat Transfer Coefficient Measurements in a Model of an Integrally Cast Impingement Cooling Geometry, ASME Paper 96-GT-200, 1996

(10) Chyu et al., Determination of Local Heat Transfer Coefficient Based on Bulk Mean Temperature Using a Trasient Liquid Crystals Technique, ASME Paper 97-GT-489, 1997

(11) Metzger and Larson, Use of Melting Point Surface Coatings for Local Convection Heat Transfer Measurements in Rectangular Channels with 90-degree Turns, Trans. ASME J. Heat Transfer, 108, 1986, pp. 48-54

(12) Saabas et al., Application of the Transient Test Technique to Measure Local Heat Transfer Coefficients Associated with Augmented Airfoil Cooling Passages, ASME Paper 87-GT-212, 1987

(13) Ekkad and Han, Detailed Heat Transfer Distributions in Two-Pass Square Channels with Rib Turbulators, Int'l Heat and Mass Transfer, 40, 1997, pp. 2525-2537

(14) 笠木，液晶による温度計測，「伝熱研究における温度計測法」，養賢堂，102，1980，p. 102

(15) 功刀ら，色彩感覚に依存しない液晶温度計測，機論（B編）53-485，1982，pp. 241-249

(16) Zuolan et al., An Advanced Method of Processing Liquid Crystal Video Signals from Transient Heat Transfer Experiments, ASME Paper 93-GT-282, 1993

(17) Camci and Glezer, Liquid Crystal Thermography on the Fluid Solid Interface of Rotating Systems, J. Heat Transfer, 119, 1997, pp. 20-29

(18) Han and Park. Measurement of Heat Transfer and Pressure Drop in Rectangular Channels with Turbulence Promotors, NASA CR 4015, 1986

(19) Kays and Crawford, Convective Heat and Mass Transfer, McGraw-Hill, 1980, p. 140

(20) Dutta et al., Local Heat Transfer in a Rotating Two-Pass Triangular Duct with Smooth Walls, J. Turbomachinery, 118, 1996, pp. 435-443

(21) Mochizuki et al., Detailed Measurement of Convective Heat Transfer in Rotating Two-Pass Rib-Roughnened Cooling Channels. ASME paper 96-TA-6, 1996

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

技術論文

ターボ機械設計への非線形最適化手法の適用
—第2報　多重円弧翼型の設計—

Application of Nonlinear Numerical Optimization to the Design of Turbomachinery
Part 2: Multiple Arc Airfoil Design

小林　正[*1]
KOBAYASHI Tadashi
新関　良樹[*1],
NIIZEKI Yoshiki
佐々木　隆[*1],
SASAKI Takashi
福山　佳孝[*2]
FUKUYAMA Yoshitaka
岡　明男[*3]
OKA Akio

キーワード：ターボ機械，最適化，軸流圧縮機，多重円弧翼，ナビエ・ストークス解析
Turbomachinery, Optimization, Axial-flow compressor, Multiple circular-arc airfoil, Navier-Stokes analysis

Abstract

A new design technique for the two dimensional transonic compressor airfoil is presented, in which a non-linear numerical optimization algorithm is combined with a compressible Navier-Stokes flow solver. The total pressure loss and the error of the outlet flow angle are chosen as the objective functions. To each objective function, the flow solver is directly used to estimate the most efficient correction direction of the design parameters. The weighed summation of the correction directions is used to determine the correction vector for the next optimization step. Also, the optimization is accelerated by directly adjusting the camber angle to the flow angle.

The new design system is applied to the multiple circular arc airfoil (MCA). Three examples show that, within only ten steps, the total pressure losses and the error of the outlet flow angles are greatly reduced.

1．まえがき

従来，軸流圧縮機翼列には系統的な実験データにもとづく設計方法が利用できるNACA 65翼型や二重円弧（DCA）翼型などの系列化された翼型が広く用いられてきた。これらの翼型は，限定された条件では優れた性能が得られるが，たとえば，NACA 65系列の翼型では流入マッハ数0.7を越えると急激に性能が悪化するなどの限界があることが知られている。この問題を解決するため，個々の使用条件に適合するように生成した，いわばカスタムメードの翼型を用いることが提案されている。ポテンシャル逆解法によって理想的な翼面マッハ数分布が得られるように設計された拡散制御翼型は，翼列内部での衝撃波発生が回避され，さらに減速領域での損失が低減されることによって流入マッハ数0.8程度までの領域で従来翼型よりも高い性能を示す[1,2など]。

一方，さらに流入マッハ数が高く，翼列内部での衝撃波発生が避けられない前方段落動翼のような領域では，多重円弧（MCA）翼型が用いられることが多い。多重円弧翼型自体は新しいものではなく[3]，形状も単純である。しかしながら，上述のような系列翼型に比べて形状の自由度は大きく，また，亜音速翼型のように低速風洞実験によって系統的なデータを網羅的に整備することは難しい。したがって，特定の条件に対して多重円弧翼型を設計する場合には，粘性流計算コードを駆使して個々の仕様にあった翼型を生成する必要があり，最も単純な形状のカスタムメード翼型といえる。

近年，圧縮性・粘性を考慮したいわゆるナビエ・ストークス式にもとづく数値解析技術は，ターボ機械の流体設計のなかで，標準的に使われるようになってきている。しかしながら，解析法では直接的に理想的な形状を得ることはできず，ターボ機械の性能向上のためには設

原稿受付　1997年7月15日
＊1　㈱東芝　重電技術研究所
〒230－0045　横浜市鶴見区末広町2－4
＊2　㈱東芝　京浜事業所
＊3　㈱東芝　情報システム部

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

計法の充実が重要である。

カスタムメードの翼型を生成するための方法としては，いわゆる純粋な逆問題を扱う方法もあるが，圧縮性，さらに粘性の影響を直接考慮することはまだ困難である。これに対し，本報では，非線形最適化手法を利用し，ナビエ・ストークス式にもとづく順解析と形状修正の繰り返しによって，解析問題を設計問題に帰着させた。この方法により，衝撃波の発生する流入マッハ数領域で，多重円弧翼型の最適化を試みた結果について報告する。

2．翼型の最適化

2.1　最適化の手順

非線形最適化には多くの方法が提案されているが，ここでは，最も単純な降下法[4]を採用した。これは，最適化の過程を操作しやすいこと，最適化1ステップあたりの計算量が少なくてすむ点などを考慮したためである。翼型最適化の基本的なアルゴリズムを図1に示すが，設計変数の全て，あるいは一部について，変数毎に翼形状を微小修正して順解析を実施し，その結果得られた目的関数の変化から，各変数の効果を判定し，最も効果的な修正方向を求めて，これを次ステップの翼形状とする。本操作を繰返し，目的関数の変化量が十分小さくなったときに解が得られたことにする。

一般に最適化問題は目的関数を最小化する問題となる。最適化の手順を示すと以下のようになる。

いま，設計変数を d_j ($j=1,2,\cdots,k$: k は設計変数の総数とすれば，

$$\Pi = f(d_1, d_2, \cdots\cdots, d_k) \tag{1}$$

なる目的関数 Π を最小化すればよい。いま，設計変数 d_j を微小変化したことによる Π に対する効果は $-\partial\Pi/\partial d_j$ で得られる。ここで負符号は Π が減少する操作を意味する。さらに相対的な効果を評価するために，

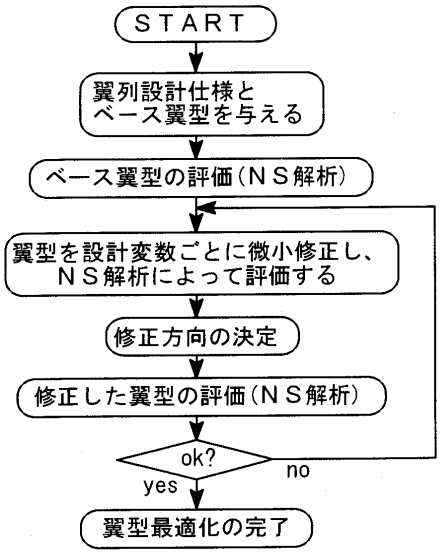


図1　　最適化手法による翼型設計フロー

$$vj = \frac{\partial\Pi}{\partial d_j} \Big/ \sqrt{\left(\left(\frac{\partial\Pi}{\partial d_1}\right)^2 + \left(\frac{\partial\Pi}{\partial d_2}\right)^2 + \cdots\cdots + \left(\frac{\partial\Pi}{\partial d_k}\right)^2\right)} \tag{2}$$

とすれば，δ_j は各設計変数に対する重みとして，修正方向ベクトルは次式であらわせる。

$$\{g\} = \begin{Bmatrix} g_1 \\ \vdots \\ g_j \end{Bmatrix} = -\begin{Bmatrix} \delta_1 \times v_1 \\ \vdots \\ \delta_j \times v_j \end{Bmatrix} \tag{3}$$

後述のように多重円弧翼型の最適化においては目的関数は一つではない。このような場合には，各目的関数に対する修正ベクトルに重みを与えたものの和を総合的な修正ベクトル $\{g\}_{total}$ とする。すなわち，n を目的関数 $\Pi_1, \Pi_2, \cdots, \Pi_n$ の総数として目的関数に対する修正ベクトルを $\{g\}_1, \{g\}_2, \cdots \{g\}_n$ であらわせば，$\{g\}_{total}$ は次式で求められる。

$$\{g\}_{total} = \sum_{i=1}^{n} (w_i \cdot \{g\}_i) \tag{4}$$

ただし，w_i は各目的関数に対する重みである。

いま，を最適化操作の繰り返し回数とすれば，次式で次ステップの形状修正をおこなう。

$$\{d\}^{m+1} = \{d\}^m + \{g\}_{total}{}^m \tag{5}$$

2.2　順解析手法と目的関数

翼型の設計条件は通常，第1報[5]で述べたような準三次元設計法を用いた通路部設計の結果として与えられる。最適化作業の内容は，与えられたこの流入条件（全圧，全温，流入マッハ数，流入角度）の下で，与えられた流出角を実現し，さらに最も性能の高い翼型を得ることである。得られた翼型の流出角と損失は，再び通路部設計法にフィードバックされる。

目的関数の選定は，順解析手法の能力や特性と密接に関係する。ここでは，翼列の性能を直接的に評価する全圧損失係数 ζ と設計値に対する流出角の差 $\Delta\beta_2$ の2つを目的関数として選定した。

これらを評価するため，順解析には時間平均ナビエ・ストークス方程式にもとづく解析コードを使用した[6]。本コードは，直交座標系または円筒座標系における二次元または三次元解析が可能である。計算量の低減の観点から，衝撃波捕獲のための特別なスキームは採用していないが，全圧損失を精度良く求めるために対流項には3次精度の上流差分を採用している。また，乱流モデルとしては標準の $k-\varepsilon$ モデルを採用し，壁関数を用いている。

本方法においては，解析格子を頻繁に生成する必要がある。このため，できるだけ単純な方法で生成される格子を用いることが望ましい。圧縮機遷音速翼列では，前・後縁半径およびそりともに小さいことから，生成に時間のかかる直交格子ではなく，単純なH型の解析格子とした。また，少なくとも相対的な損失が実用的精度で得られる最低限の格子サイズとして $47 \times 117 = 5499$

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

[mesh]を選定した。解析格子の一例を図2に示す。このサイズの計算格子を用いて，第0ステップ　から実用的な解を得るまでの実行CPU時間は，高速ベクトル計算機を用いた場合で500[sec]程度である。ただし，実際には目的関数の勾配を求めるための設計変数の微小変更による解析結果の相違はわずかであるため，前回の収束解を初期値に使用することで計算量の軽減をはかった。

2.3　設計変数

このような最適化手法では，設計変数の数は直接的に作業規模に影響を与える。順解析手法としてナビエ・ストークス解析を採用したうえで，本手法を実用的なレベルとするためには，設計変数の数を極力少なくする必要がある。多重円弧翼は，図3に示すように，前・後縁をあわせて6つの円弧で形成され，d_1～d_8の8個の設計変数で規定できる[7]。ここで，d_4はスタガ角ξまたは幾何学的流入角β_{1g}である。両者は幾何学的な条件により次の関係にある。

$$\xi = \beta_{1g} - \theta_1/2 - \phi$$

ただし，θ_1はキャンバ線をなす2つの円弧のうち前側の円弧のキャンバ角，ϕはキャンバ線をなす2つの円弧の交点Jと前縁を結んだ線と翼弦のなす角である。

また，二重円弧翼は多重円弧翼において次の条件が満足された特殊な場合と考えることができる。

d_5（最大厚み位置）＝　0.5

かつ　d_6（そり分布）　＝　0.5

多重円弧翼型の設計パラメータは，任意形状の翼型を規定することに比べればはるかに少ない。しかしながら，

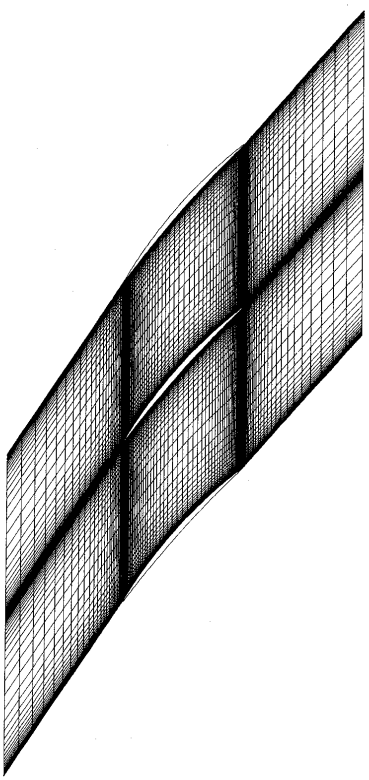


図2　順解析計算格子の例

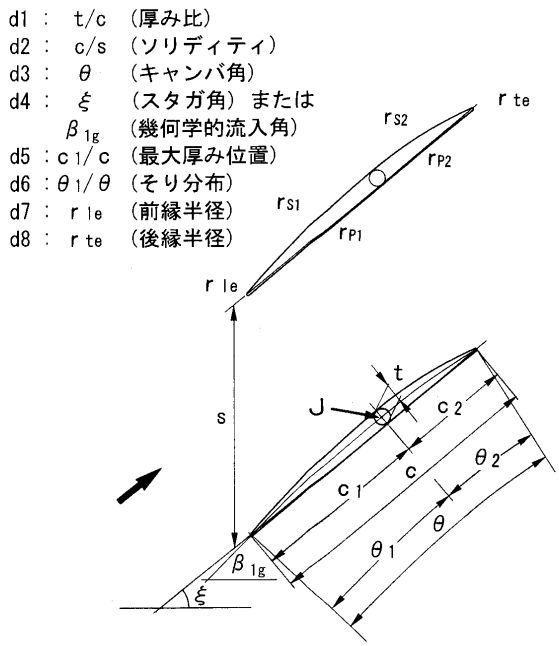


図3　多重円弧翼型

キャンバ線や翼厚み分布があらかじめ規定されているNACA 65翼型などの系列翼型が，スタガ角，キャンバ角，翼厚み比，ソリディティの4つのパラメータで規定されることにくらべれば，設計の自由度は大きい。

2.4　ワークフローシステム

多重円弧翼を対象とすることで，設計変数の数は限定されるが，本最適化方法ではモデルの変更とナビエ・ストークス解析を多数回反復する必要があり，一つの翼型に対して最適化が完了するまでの作業は繁雑であり，また，長時間にわたる。作業効率を向上し，複雑な手順を誤りなく進行させるために，ワークフローシステムを利用して最適化の各プロセスで使用する複数の独立したソフトウェアを統合・管理する最適化システムを構築した。

ワークフローシシステムの概念を図4に示すが，あらかじめ設定された作業フローのユニットに，ツールをあてはめることで，所定の作業を実現できるものである。作業フロー自体も階層化が可能であり，ユニットの中にさらにフローを書き込むこともできるが，最下層のユニットの内容は解析コードや各種処理ツールそのもので

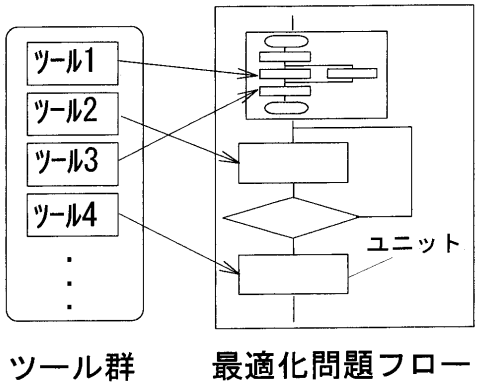


図4　ワークフローシステムの概念

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

あり，既存のソフトウェアをそのまま生かして，より大規模なシステム構築が可能である。

また，実行にあたっては，全ての作業を自動実行することも，あるいは，任意の位置で停止することもでき，さらにデータ管理や上位のシステムとのリンクなどの面でも有利であって，今回のような大規模なシステムを実用的なものとするうえで大きく貢献している。

3．最適化例

3.1 二重円弧翼の最適化

まず，多重円弧翼の最適化の最も簡単な例として二重円弧翼に対して本最適化手法を適用した。二重円弧翼は先に示したように多重円弧翼の設計変数 d_5，d_6 が0.5に固定された場合である。さらに残りの変数のうち翼厚み比，ソリディティ，前縁半径は構造上の制約などから規定される。このため，d_3 のキャンバ角 θ と d_4 の幾何学的流入角 β_{1g} の2つを設計変数とした。

順解析に対する流入・出境界条件としては，入口全圧，全温，流入角度および出口静圧を与えた。ここで，出口静圧を固定すると最適化の過程での損失変化に伴って流入マッハ数も変化してしまうため，異なる出口静圧で順解析を実施し，結果を内挿することによって流入マッハ数を固定した。

目的関数としては，全圧損失係数 ζ と流出角誤差 $\Delta\beta_2$ の2つを選び，両者に対して得られた修正ベクトルを(4)式のように線形結合したものを最終的な修正ベクトルとして用いた。このようにして最適化を実施した例の設計変数および目的関数の変化を図5および図6に実線で示す。ただし設計変数と目的関数は初期値で無次元化してある。

図6に示すように損失，流出角誤差ともにある程度のところまで急速に低減することができているが，第6ステップからはむしろ損失はわずかながら増加している。これは，2つの目的関数に対して得られた修正ベクトルを線形結合しているため，最適化が進行して目的関数の勾配が小さくなると，両方の目的関数を同時に低減することが難しくなるためである。ここでは，次のようにキャンバ角を直接調整することによって流出角を再修正してこの問題を解決することを試みた。

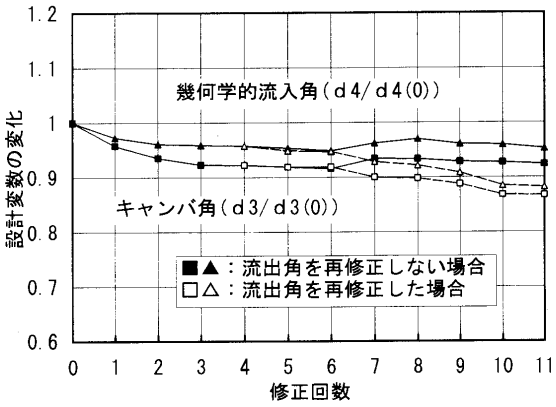


図5　設計変数の変化（二重円弧翼の最適化例）

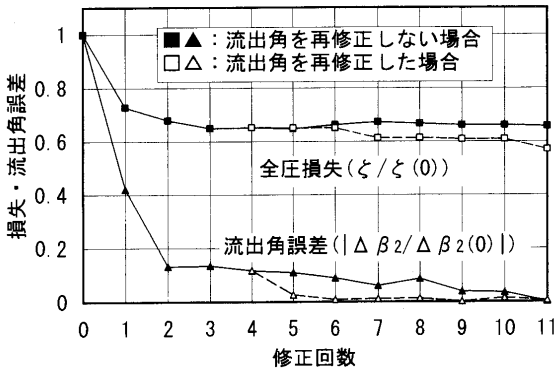


図6　目的関数の変化（二重円弧翼の最適化例）

i．修正した翼型を評価。（キャンバ角 θ_{OLD}，幾何学的流入角 β_{1gOLD}）

ii．得られた流出角誤差 $\Delta\beta_2$ からキャンバ角 θ を次式によって調整する。幾何学的流入角 β_{1g} は修正しない。

$$\theta_{NEW} = \theta_{OLD} - \Delta\beta_2$$

$$\beta_{1gNEW} = \beta_{1gNEW}$$

iii．θ_{NEW}，β_{1gNEW} に対して微小修正をおこなって目的関数の勾配を求め，修正ベクトルを求める。

iv．i．に戻り，次の最適化ステップに進む。

本方法を適用した結果を図5および図6に破線で示す。流出角を再修正しない方法でも第4ステップまでは問題なく最適化が進行していたので，本方法を第4ステップから実施したが，流出角を再修正しない場合に比べて，流出角誤差を小さく押さえたまま，損失を低減できることがわかる。

本方法では，最適化1ステップあたりの計算量は設計変数を1つ増やした場合と同じだけ増加するが，少ないステップで翼型の最適化を進めるためには有効と思われる。

次に，キャンバ角 θ と幾何学的流入角 β_{1g} の2つの設計変数に対する損失，流出角の特性を順解析手法によって求め，これと最適化を実施した結果を比較した例を図7に示す。

先に図5，6に示した例と同じ設計条件に対して異なる初期形状を用いた計算例であるが，先の例と同様に第4ステップまでは流出角誤差 $\Delta\beta_2$ が大きかったため流出角を再修正することはせず，$|\Delta\beta_2|$ があらかじめ指定した値よりも小さくなった第5ステップ以降に対して流出角を再修正する方法を用いた。図7には流出角誤差が±0.1[deg]以内となる範囲をハッチングで示してあるが，本最適化手法を用いることによって流出角誤差が十分小さく，かつ損失最小の条件に到達していることがわかる。

3.2 多重円弧翼の最適化

従来の設計手法によって選定した二重円弧翼を初期形状とし，多重円弧翼型の最適化を試みた例について述べ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/05

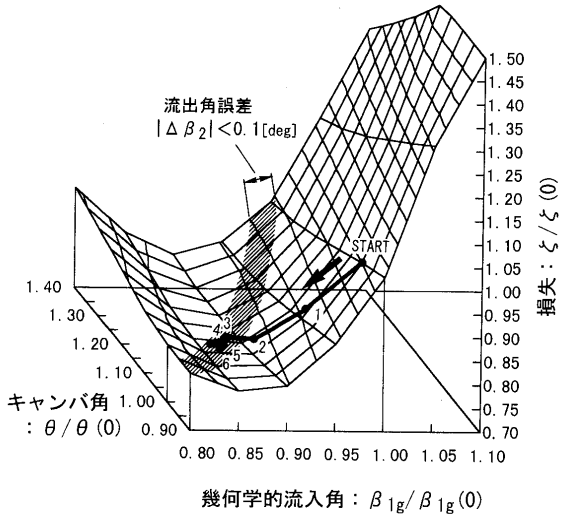


図7　　二重円弧翼の特性と最適化例

る。設計条件と設計変数を表1に示す。図3に示した設計変数のうち，二重円弧翼の場合と同様に翼厚み比，ソリディティ，前縁半径は構造上の制約などから規定されるため，これらを除いた5つを最適化の対象とした。d_4は幾何学的流入角β_{1g}を用いた。

図8には，初期形状の解析結果をマッハ数分布によって示す。流出角が準三次元通路部設計結果に対して0.88[deg]小さくなっているため，これを設計値と一致させた上で損失を最小化することが最適化の目的となる。

図9には，最適化過程における設計変数の変化を示し，図10には，目的関数の変化をそれぞれ初期形状の値に対する相対値で示した。

ここでは，初期値の流出角誤差が比較的小さいこともあり，最適化第2ステップまでで流出角誤差はほぼ満足できる範囲まで低減され，損失も大きく低減されている。このため，第3ステップ以降は流出角を再修正する方法によって最適化を進めたが，第8ステップを基準として正負両側に設計変数を微小修正して評価したところ，目的関数はいずれの方向にも増大する結果が得られた。このため，この時点で最適化が終了したものと判定した。

なお，図10によれば第7ステップに対して第8ステップの目的関数がわずかながら増加してしまっているが，これは解析精度に起因するものと考えている。

図11には最適化後の内部流れをマッハ数分布で示す。

表1　　多重円弧翼最適化例の設計条件と設計変数

流入マッハ数	0．99
目的関数	全圧損失係数 流出角誤差
設計変数	d3：キャンバ角 d4：幾何学的流入角 d5：最大厚み位置 d6：そり分布 d8：後縁半径

多重円弧翼として形状を最適化することによって図8の初期形状の場合に比べて衝撃波が弱まっている。図12には次式で定義される翼背側の境界層形状係数H_{12}の変化を初期形状と比較して示す。

$$H_{12}=\delta_1/\delta_2$$

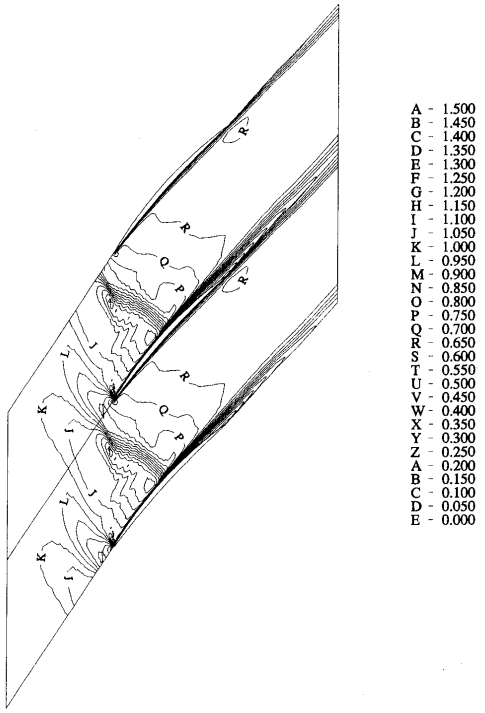


図8　　初期形状解析結果（マッハ数分布）

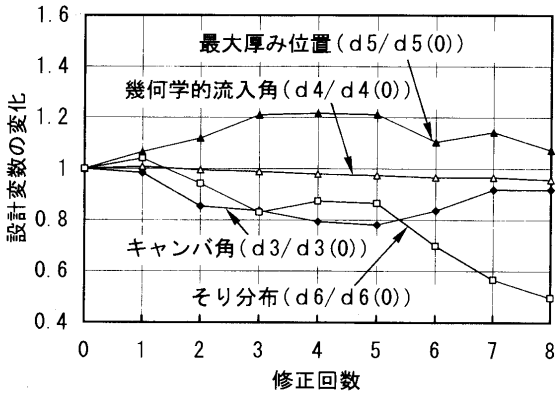


図9　　最適化による設計変数の変化

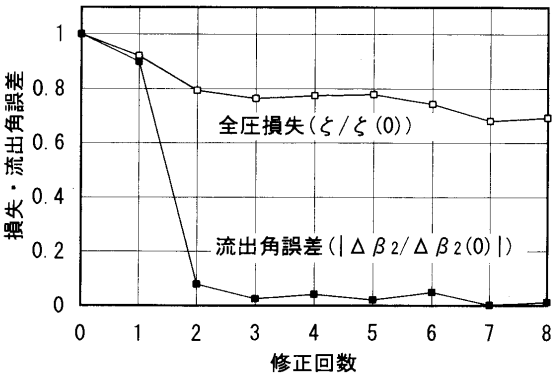


図10　最適化による目的関数の変化

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

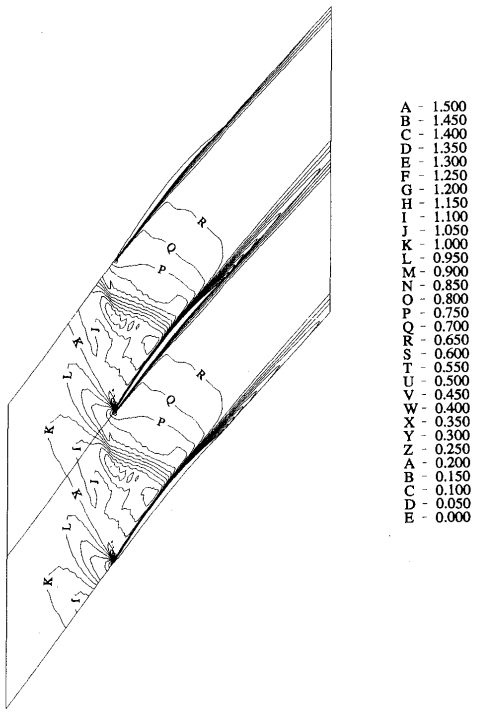


図11 最適化形状の解析結果（マッハ数分布）

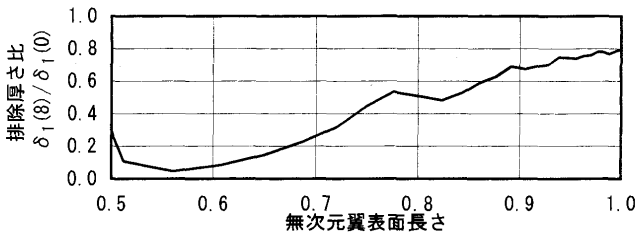


図13 翼背側境界層排除厚さ（最適化形状と初期形状の比）

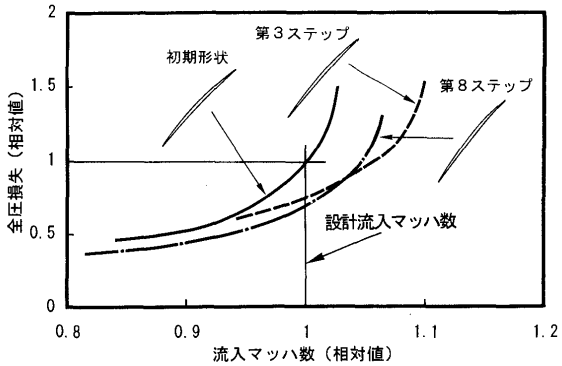


図14 損失特性の変化

ただし δ_1：排除厚さ，δ_2：運動量厚さ

初期形状では衝撃波の足の位置から，形状係数が急増して2.0を越えているが，最適化結果では低い値に押さえられている。境界層厚さが増大する翼背側後半について境界層排除厚さの比を図13に示すが，最適化結果では表面長さの80%まで初期形状の1/2以下であり，衝撃波との干渉による境界層の増加が抑制されていることがわかる。

図14には最適化で求めた翼型の流入マッハ数に対する損失特性の変化を示す。損失係数は設計流入マッハ数における初期形状の値で無次元化してある。第3ステップで得られた翼型は，設計流入マッハ数における損失が先に図10で見たように低減されているとともに，損失が急増するマッハ数も高くなっている。第8ステップで得られた翼型は，設計流入マッハ数における損失は一層低減されているが，損失が急増するマッハ数は第3ステップよりも小さい。これは，本最適化が設計流入マッハ数における損失と流出角誤差の低減を目的としていることによる。この問題を解決するためには，オフデザイン点を含む複数の条件を考慮した最適化手法の導入が必要であり，今後の課題であろう。

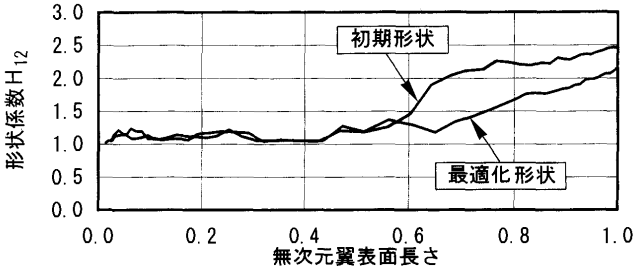


図12 翼背側境界層形状係数

4．あとがき

ナビエ・ストークス解析と非線形最適化手法を用いた多重円弧翼型の最適化手法を提案し，具体例について述べた。最適化による翼型の設計は，順解析を多数回反復するために要する時間やコストの問題から，設計変数の数を極端に多くすることは難しい。しかし，いわゆる純逆解析による設計手法に比して制約が少なく，多重円弧翼程度の設計変数の数であれば十分実用的であることがわかった。

解析時間・コストが低減されれば，さらに複雑な形状の設計問題にも適用が可能な手法と考える。

参考文献

(1) Hobbs, D. E., Weingold, H. D., Trans, ASME, J. Eng. Power, Vol. 106, (1984), p. 271

(2) Schmidt, E., Trans. ASME, J. Eng. Power, Vol. 102, (1980), p. 68

(3) Seyler, D. R. and Smith, Jr. L. H.: NASA CR-54581, (1967)

(4) 日本機械学会編，逆問題のコンピュータアナリシス，(1991)，コロナ社

(5) 小林正ほか，ガスタービン学会誌，25-100，(1998)

(6) Fukuyama, Y., et. al., ASME Paper, 95-GT-25, (1995)

(7) 生井武文，井上雅弘，ターボ送風機と圧縮機，(1988)，コロナ社，p. 397

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

周期的後流と翼面境界層との干渉現象に関する研究

Effect of Periodic Wake Passage over Flat-Plate Boundary Layers Experiencing Favorable and Adverse Pressure Gradients

船﨑　健一*1
FUNAZAKI Ken-ichi

小藪栄太郎*2
KOYABU Eitaro

渡邊　　喬*1
WATANABE Takashi

Abstract

The purpose of this study is to investigate the interaction between the periodic wakes and the boundary layers on a flat plate with elliptic leading edge, which is subjected to favorable and adverse pressure gradients. Detailed boundary layer measurements are performed by use of a hot-wire probe. A spoked-wheel-type wake generator is used to simulate the unsteady flow field over the suction surface of a turbine blade or a compressor blade by changing the direction of the rotation of the wake-generator. A noticeable difference in forced transition appears between the two wake-generating conditions. It follows that effect of velocity deficit and relative motion of the fluid inside the wake, so-called negative jet, plays an important role in the transition process. It is found that the wake passage tend to delay boundary layers transition at decelerating flow region.

1．緒言

航空エンジンなどのターボ機械内での流れ場は，動・静翼列干渉等により複雑な非定常流になっている。特に上流側翼列から生じる周期的な後流は，下流側翼列の翼まわりの境界層に空力的，伝熱的影響を与える。そのため高性能，高信頼性のエンジン開発には，翼まわり流れの動的挙動の把握が重要である。例えば，船﨑ら(1)~(3)は，平板翼と上流側ノズル翼列から発生する後流を模擬するための後流発生装置を用いて，周期的後流が平板境界層に与える影響に関する研究を行い，後流による強制遷移は後流通過周波数が最も影響することを明らかにしている。そこでは，後流発生装置の回転方向を変えることで，タービン翼および圧縮機翼負圧面上での後流通過によって生ずる速度変動の効果が強制遷移に与える影響を調べた。その結果，回転方向の違いにより強制遷移の発生状況に明瞭な違いが確認されたが，その違いの発生機構はまだ十分に解明されていない。一方，翼面境界層の挙動を予測するためには，圧力勾配の効果の把握が重要である。翼面上の流れは加速流から減速流へと変化するが，特に，減速流中での周期的後流の効果に関する研究例が従来から少なく，精密な実験が求められている。

従って本研究では，上流側翼列から生じる周期的後流が翼面境界層に与える影響，つまり非定常性が境界層遷移に与える効果を，楕円前縁を有する平板翼を用いて実験的に解明する。平板翼表面上の圧力分布は実際のタービン翼での圧力分布を模擬し，これにより圧力勾配の効果を明らかにする。加えて，後流発生装置の回転方向を変えることで，後流に伴う速度変動の効果の影響も調べる。

2．実験

2.1　試験装置

図1は，試験装置概要を示す。この装置では，翼面境界層を模擬するためアクリル製の平板翼を用いる。過去の研究(1)~(3)では前縁がsharp-edgedであったが，流れが前縁近傍で局所的に非対称になり，上記の回転方向の違いによる強制遷移の発生状況の差の原因とも考えられた

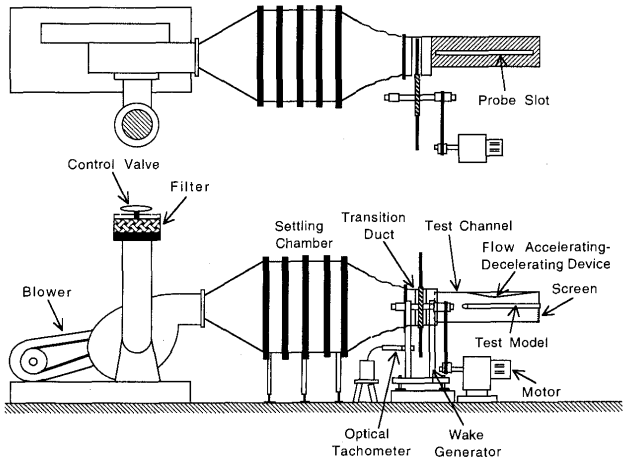


図1　Test apparatus

原稿受付　1997年12月8日

＊1　岩手大学工学部
〒020－0066　岩手県盛岡市上田4－3－5
＊2　岩手大学大学院

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

ため，翼先端部を楕円形(長軸：75 mm，短軸：15 mm)に変更した。平板翼の計測面の対向面には，ダクト上板から2枚の傾斜板を組み合わせた加減速装置を取り付けて流れを加速・減速させて平板境界層上にタービン翼負圧面上の圧力分布[4]を模擬する。加減速装置は平板翼上側にしか取り付けられていないため，供試流体が平板翼に平行に流入しない。そのためダクト下側下流に流量調節用の網を取り付け，入口流れが平板翼にほぼ平行に流入するようにした。油膜法による流れの可視化により，平板翼の先端がよどみ線になることを確認している。後流発生装置は後流発生用円柱（直径5 mm)，回転円盤(直径400 mm)，フレーム，誘導モータおよびモータと直結の無段階変速器からなる。円柱は回転円盤の外周に最大6本まで取り付け可能であり，円柱中心軸が平板翼よどみ線と平行になるように設置した。また円盤の回転数は900～1500 rpmの間で自由に設定でき，回転数は接触式回転計で計測した。今回の計測では全て回転数を1200 rpmに限定した。ノズル出口に取り付けたアクリル製のトランジションダクトには，後流発生装置の円柱列が通過するスロットを設けている。供試ダクト(断面：200 mm×300 mm）とトランジションダクトとの間には10 mm程度の間隔を設け，絞りノズル境界層の影響が供試部に及ばないように配慮した。

2.2　計測システムおよびデータ処理方法

図2は，計測システムを示す。非定常境界層計測には，I型熱線プローブ，定温度型熱線流速計，熱線プローブの温度補償ユニット，A/D変換用のデジタイザおよびデジタイザのトリガー信号を発生する光電式回転検出器を用いる。I型熱線プローブはコンピュータ制御の電動トラバーサに取り付け，原点は注意深く平板部表面に十分に近づけた位置とする。計測範囲は，どちらも不等間隔で流れ方向（x_{surf}）に25点，高さ方向（y）にはx_{surf}方向各点に対して21点の計525点で計測する。回転円盤からトリガパルスを発生させ，回転に同期したトリガー信号により熱線流速計からのリニアライズされたアナログ信号が，サンプリング周波数50 KHzで，2048 wordサンプリングされる。このように取得された100個（k＝1，2，...，100）の流速の生データv_kをハードディスクに記録し，アンサンブル平均速度およびアンサンブル平均乱れ度$\tilde{Tu}$を以下の式で算出した。

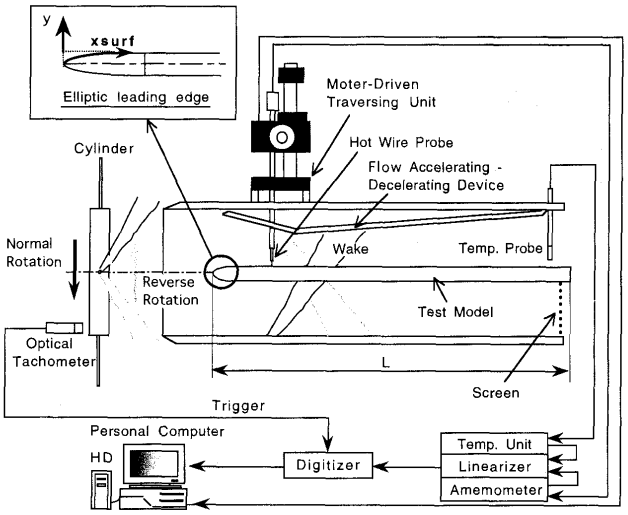


図2　Test model and measurment system

$$\tilde{v}(x_{surf},t)=\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}v_k(x_{surf},y,t) \tag{1}$$

$$\tilde{Tu}(x_{surf},y,t)=\frac{1}{U_e(x_{surf})}\sqrt{\frac{1}{N-1}\sum_{k=1}^{N}\{v_k(x_{surf},y,t)-\tilde{v}(x_{surf},y,t)\}^2} \tag{2}$$

ここでU_eは静圧分布から算出した局所主流速度である。次にアンサンブル平均速度$\tilde{v}$を用い，後流の影響を受けて時間的に変化するアンサンブル平均した排除厚さδ_1および運動量厚さδ_2を以下の式で求めた。

$$\delta_1(x_{surf},t)=\int_0^{\tilde{\delta}(x_{surf},t)}\left\{1-\frac{\tilde{v}(x_{surf},y,t)}{U_e(x_{surf})}\right\}dy \tag{3}$$

$$\delta_2(x_{surf},t)=\int_0^{\tilde{\delta}(x_{surf},t)}\frac{\tilde{v}(x_{surf},y,t)}{U_e(x_{surf})}\left\{1-\frac{\tilde{v}(x_{surf},y,t)}{U_e(x_{surf})}\right\}dy \tag{4}$$

ここで$\tilde{\delta}$はアンサンブル平均した瞬間的な境界層厚さで，高さ方向にトラバースしたときに最大流速となる点の高さと定義する。式(3)，(4)からアンサンブル平均した形状係数$\tilde{H}$が次式のように定義される。

$$\tilde{H}(x_{surf},t)=\frac{\delta_1(x_{surf},t)}{\delta_2(x_{surf},t)} \tag{5}$$

3．結果

3.1　試験条件

後流の影響を受ける平板翼まわりの非定常流れ場に関するパラメータは，入口速度に基づくレイノルズ数Re_{in}と，後流の影響を示すストローハル数（無次元周波数）Sで表す。

$$Re_{in}=\frac{U_{in}L}{\nu} \quad (6) \qquad S=\frac{fL}{U_{in}}=\frac{nn_c}{60}\frac{L}{U_{in}} \quad (7)$$

ここでU_{in}：入口速度（＝20 m/s)，L：平板翼長さ（＝1.075 m)，f：後流通過周波数，$T(=1/f)$：後流通過周期，：円柱本数（＝2，3または6本)，n：後流発生装置の回転数(＝1200 rpm)，ν：動粘性係数である。式(6)，(7)より$Re_{in}\cong1.43\times10^6$，そして$S$＝2.15，3.23，6.45となる。また主流の乱れ度はおよそ0.8%である。図2に示す後流発生装置の回転円盤の回転方向を，それぞれ正回転の方向（Normal Rotation）および逆回転の方向(Reverse Rotation）と呼ぶ。これらはそれぞれタービン翼および圧縮機翼負圧面上における後流を再現する。

3.2　圧力分布

図3は平板翼表面で計測した圧力分布および，ポテンシャル流解析コードで行った計算結果を，そして今回の研究で参考にしたタービン翼表面上の圧力分布[4]も示す。それらの圧力分布C_pは式(8)で示される。

$$C_p=\frac{P_0-p}{1/2\rho U_{in}^2}=\left\{\frac{U_e(x)}{U_{in}}\right\}^2 \tag{8}$$

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

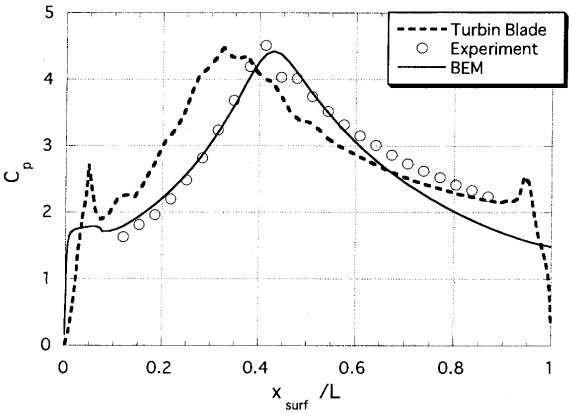


図3　Comparison of the measured pressure distribution with the target pressure distribution

ここで，P_0：入口全圧，p：平板翼表面上圧力，ρ：空気の密度である。計測結果から圧力分布のピーク値以降で，わずかな圧力平坦部があり，剥離泡の存在が示唆される。

3.3　定常流における速度・乱れ度分布

図4中央には定常流での瞬間的な速度・乱れ度分布を示す。横軸は平板部表面距離を代表長さで無次元化した距離，縦軸は平板部表面からの垂直距離を表す。瞬間図のまわりには流れ方向に8箇所（$y=0.2\times10^{-3}$ m）での生波形による流速の時間的変化[5]も合わせて示す。時間的変化図の縦軸は，代表長さを代表速度で無次元化した時間率 $t^*=L/U_{in}$ を示している。また，計測位置の前縁からの表面距離を表1に示す。ここでは，加速流から減速流になる領域での計測結果を中心に示す。上流側では加速の影響を受け境界層は安定するが，加速領域直後の $x_{surf}/L\cong0.50$ 付近で乱れ度が急激に発達し，下流まで定常的な高乱れ度領域が存在している。乱れ度の最大領域は $0.50<x_{surf}/L<0.55$ である。計測点6の流速の生波形からは，遷移開始を示すspikeが現れている。このことから，この場合の境界層遷移は減速開始直後での剥離泡に起因するものと考えられる。

3.4　後流の影響を受ける境界層の瞬間図

図5に正回転，円柱が3本の場合の境界層と後流との干渉の状況をアンサンブル平均した乱れ度分布で示す。各瞬間図の座標は図4と同じである。この各瞬間図の右上には後流通過周期 T で無次元化した時間率 $t^*=t/T$ を示す。ここでは反時計の向きに1周期分の図の配置をしている。後流通過は $t^*=0.0$ のとき，計測点の最上流である $x_{surf}/L=0.144$ を通過し，t^* の増加と共に下流に進む様子が確認できる。また $t^*=0.2$ で平板近傍の後流内では，乱流パッチ（図中領域A）が生じているため

表1　Raw velocity traces measured for several locations over the test model at $y=0.2\times10^{-3}$ m

	vsurf/L		vsurf/L		vsurf/L		vsurf/L
1	0.144	3	0.444	5	0.477	7	0.514
2	0.440	4	0.458	6	0.495	8	0.606

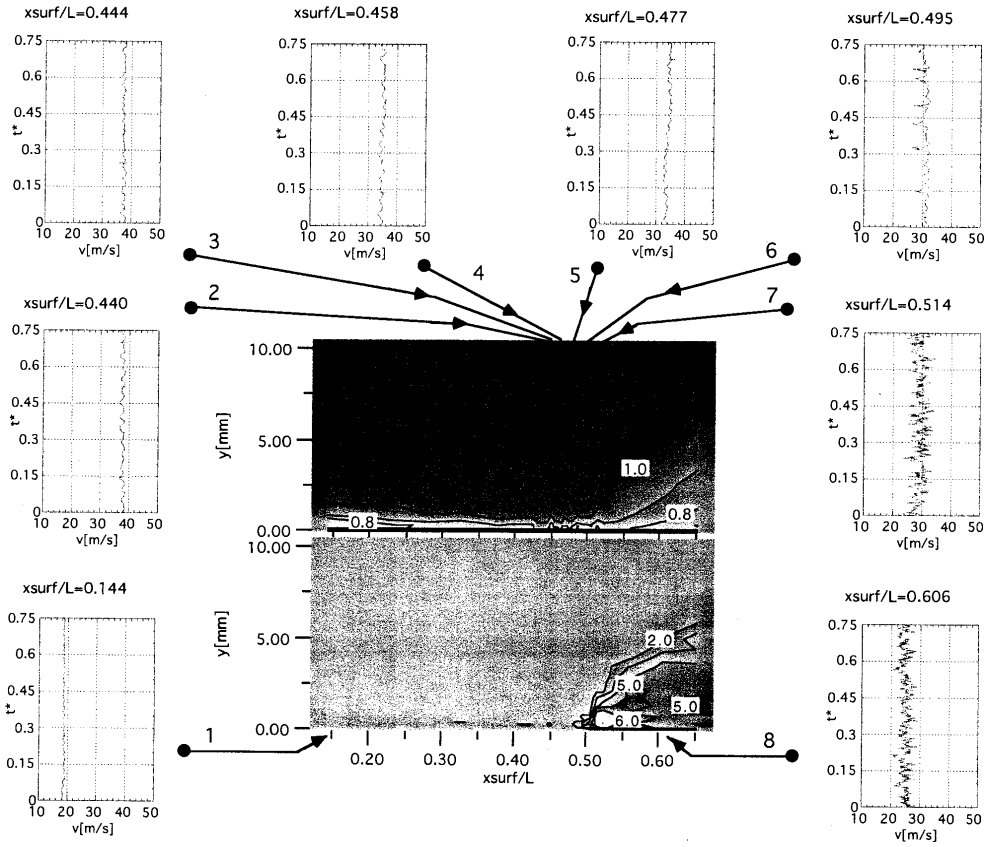


図4　Contours of velocity and turbulence intensity in undisturbed flow and raw velocity traces taken within the boundary layer at $y=0.2\times10^{-3}$ m

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

高い乱れ度が存在している。上流から入射した後流の乱れ度は加速領域の為に弱まるが，後流が減速領域（$t^*=0.6$：$x_{surf}/L=0.45$）を通過すると，その乱流パッチが急成長（図中領域B）し下流へさらに拡大（図中領域C）する。図6は逆回転の場合の各瞬間図を示す。図5と図6を比較すると，同様に平板翼近傍の後流内で乱流パッチが発生（図中領域A）し，減速領域で成長（図中領域B），更に下流側で発達（図中領域C）する様子が確認できる。しかしこの逆回転の場合は，後流と乱流パッチから作られる空間的な乱れの領域の発達が正回転に比べて小さい[6]。この原因は，後流内の速度欠損およびnegative-jetの効果[7]であると考えられる。

次にこれらの効果について説明する。図7は計測面から見た後流通過による相対的な流れ方向を示し，左図が逆回転，右側が正回転を示す。状態1の逆回転の場合，後流の速度欠損は計測面から見て物体表面から上昇する

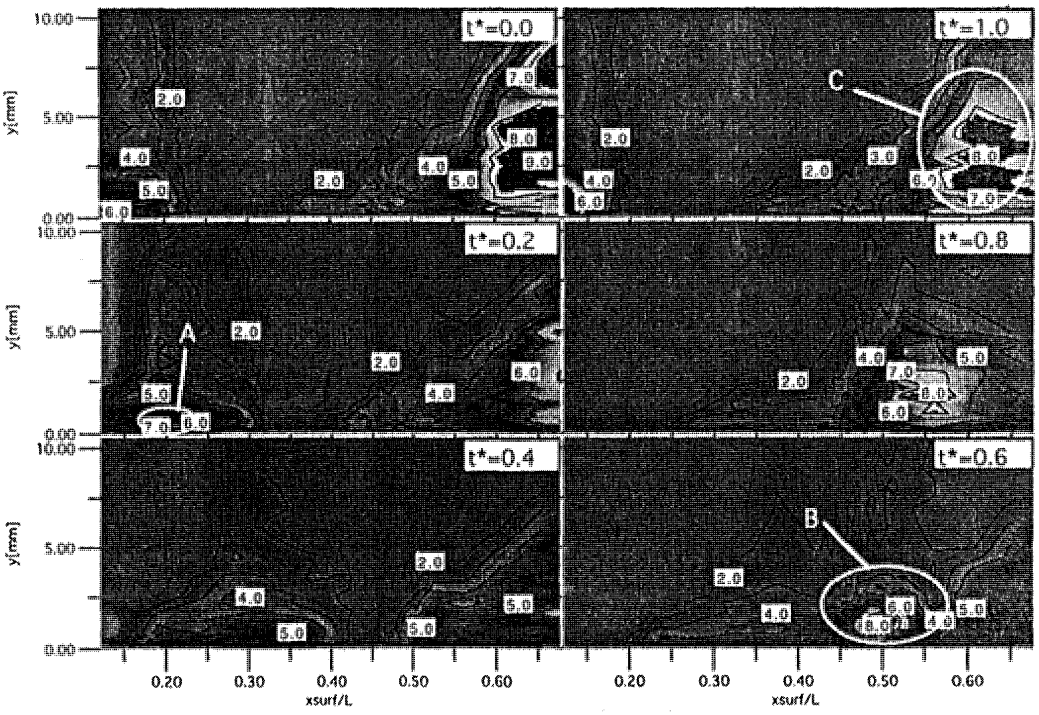


図5　Snapshots of the ensemble-averaged turbulence intensity contours of the wake-disturbed boundary layer（S＝3.23/normal rotation）

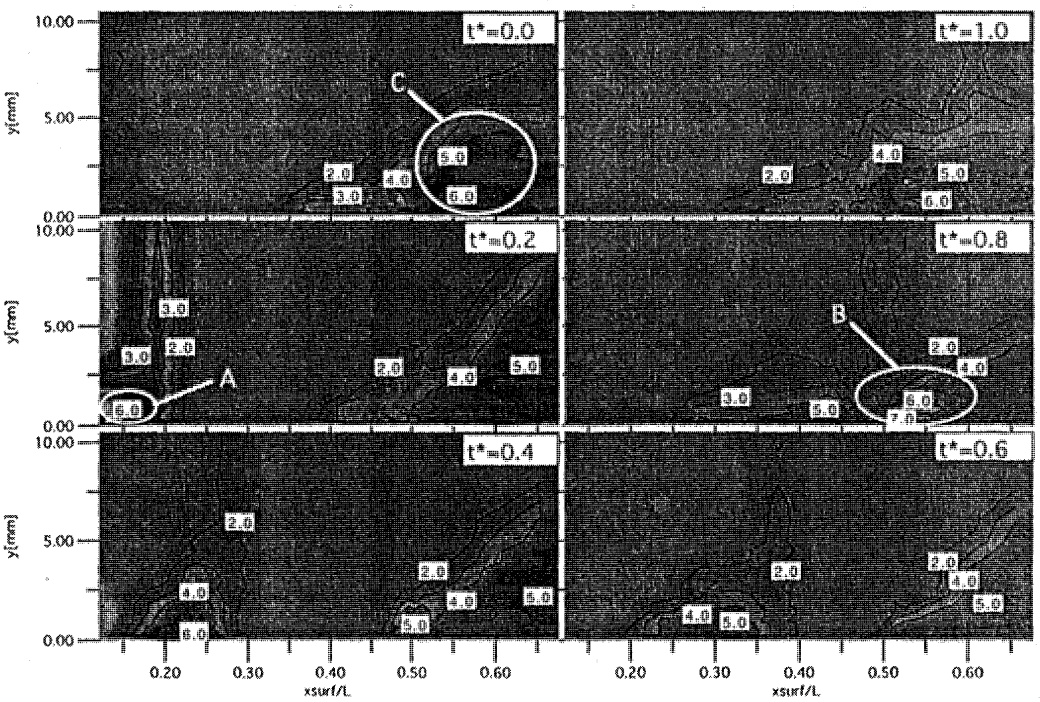


図6　Snapshots of the ensemble-averaged turbulence intensity contours of the wake-disturbed boundary layer（S＝3.23/reverse rotation）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

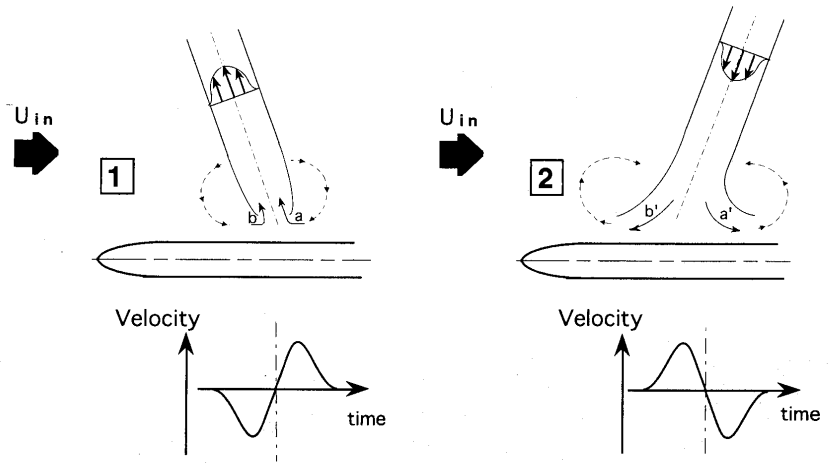


図7　Negative jet model of the wake-blade interaction phenomena
(left) reverse rotation　(right) normal rotation

成分を有している。この速度成分の存在により壁と干渉した後流内の流体は壁面から離れ，その離れた流体を補うためにまわりの流体が侵入し，循環流が生じる（図中a，b)。後流通過に伴い後流前方では，主流と対向する流体aにより局所的に流速が減少し，続いて後方の主流と平行な流体bにより加速する。そしてこの加速流により乱流パッチが抑制される。一方状態2の正回転の場合には，後流が壁面に衝突する成分を有しているため状態2と逆の現象が生じる。つまり局所的に流速はa'により加速され，続いてb'により減速される。このように，後流と壁面との干渉の状況は円柱の移動方向に影響を受け，結果として後流の影響を受けた境界層内の乱れの発達に顕著な差が生じ，逆回転の場合の後流幅（後流持続時間）は短くなることが確かめられた。

3.5　乱れ度分布の時空間図

図8中央には正回転，円柱3本の場合の平板翼上の後流通過の影響をアンサンブル平均した乱れ度分布の時空間図（$y=0.2\times10^{-3}$ m）で示す。図横軸は無次元距離を，縦軸は時間率を示す。また時空間図のまわりには図4と同様に流速の生波形の結果を示す。まず図8の時空間図の計測最上流点 $x_{surf}/L=0.144$（矢印1）では，円柱後流による乱れ度の高い領域（図中wake）が時間的変化と共に交互に存在している。流速の生波形中には，周期的に低下する速度欠損から後流の存在が確認できる。後流通過により乱れ度分布がくさび状に発達し，$x_{surf}/L\cong0.50$ 以降では時間的変化によらず，乱れ度分布が常に高い。逆回転の場合の図9も図8と同様の傾向を示すが，後流通過時間が短いことが時空間図および流速の生波形から確認できる。

3.6　形状係数の時空間図

後流通過の影響を三次元的な形状係数の時空間図で示す。全てのデータ整理には，それぞれの条件下（円柱本数および回転方向）のデータから定常流におけるデータを差し引いた値(「後流あり」－「後流なし」)を用いている。図10は円柱本数が3本に対する時空間図で，左図が正回転，右図が逆回転を示す。後流通過により平板翼表面上では，形状係数の負の領域（図中wake）が時空間上でくさび状に拡大していき，その傾向は正回転が顕著である。これは，3.5節の乱れ度分布の時空間図の図8，9でも明らかにされている。同様に，圧力勾配がない形状係数の時空間図[2]からもくさび状に拡大していく傾向があるため，加速状態が乱流スポットの流れ方向の成長に与える効果は小さいと思われる。次に加速から減速にかけての領域（$0.40<x_{surf}/L=<0.50$）では，形状係数の分布が極端な減少傾向を示している。これは，「後流あり」の場合が「後流なし」の場合と比べて形状係数が減少したためであるが，後流通過の直接の影響を受けるか受けないかで形状係数が変化している。例えば，図中の領域A（後流の影響を受けている領域）を注目すると，形状係数の分布は回転方向によらずほぼ等しい。しかし後流の影響を受けていない領域Bでは，形状係数の分布が領域Aと比べてわずかに増加し，さらに下流（$x_{surf}/L\cong0.50$）では形状係数が一時的に増加している（図中領域C)。後流の影響がない場合にはほぼ乱流の状態に達していることから，領域Cの発生は，Calmed Regionの効果と思われる。ここでCalmed Regionは，下流へ移動する乱流スポットの後方に現れる一種の非平衡状態であり，Schubauer, Klebanoff[8]の乱流スポットについての先駆的研究が報告されている（Solomon[9]）。その研究の中では，Calmed Regionにおいて境界層内の速度の変動波形が層流に近いパターンを示し，また不安定波の発生が抑制されることが見いだされている。また最近のターボ機械に関するCalmed Regionの研究では，境界層を安定させる効果や翼表面上の剥離や遷移を抑制するなどの現象[10]がある。即ち領域Cの発生原因は，減速領域で生じる遷移をCarmed Regionが抑制したために形状係数が一時的に増加したと考えられる。同様に円柱本数が2本の場合でも，図10の領域A，B，Cに対応する形状係数の分布が確認された。次に図11には，円柱本数が6本で正回転の結果を示す。円柱本数が

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

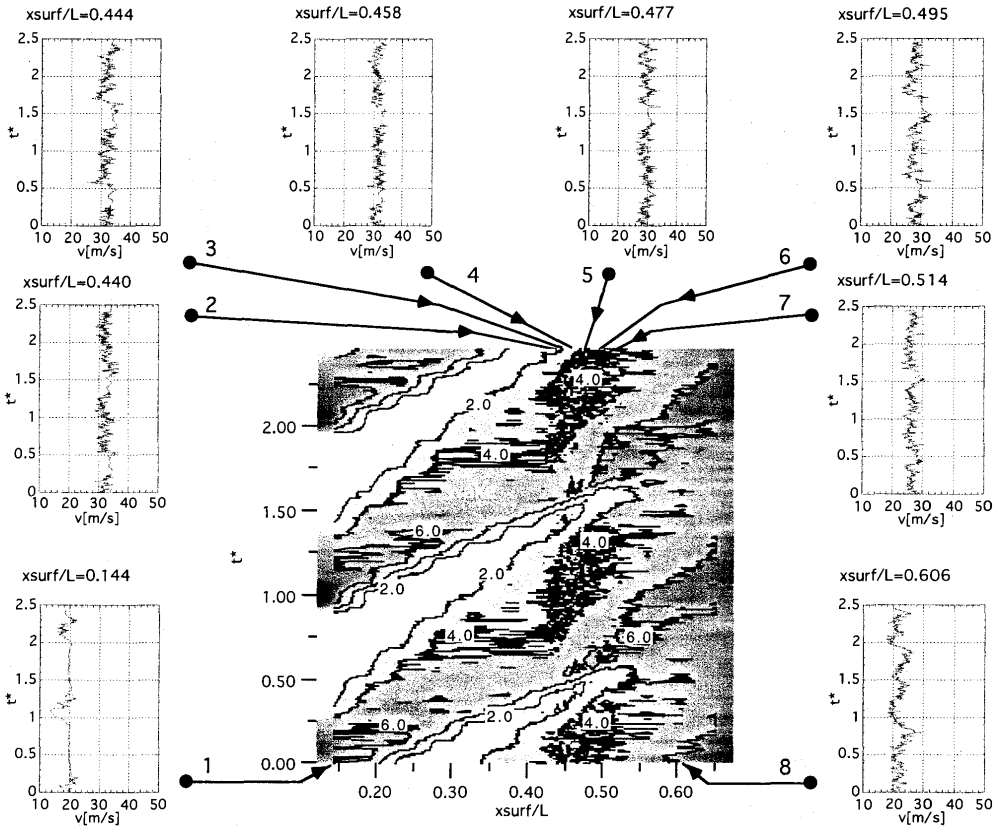


図 8　Distace-time plots of ensemble-averaged turbulence intensity and raw velocity traces taken within the wake-disturbed boundary layer at $y = 0.2 \times 10^{-3}$ m　(S = 3.23/normal rotation)

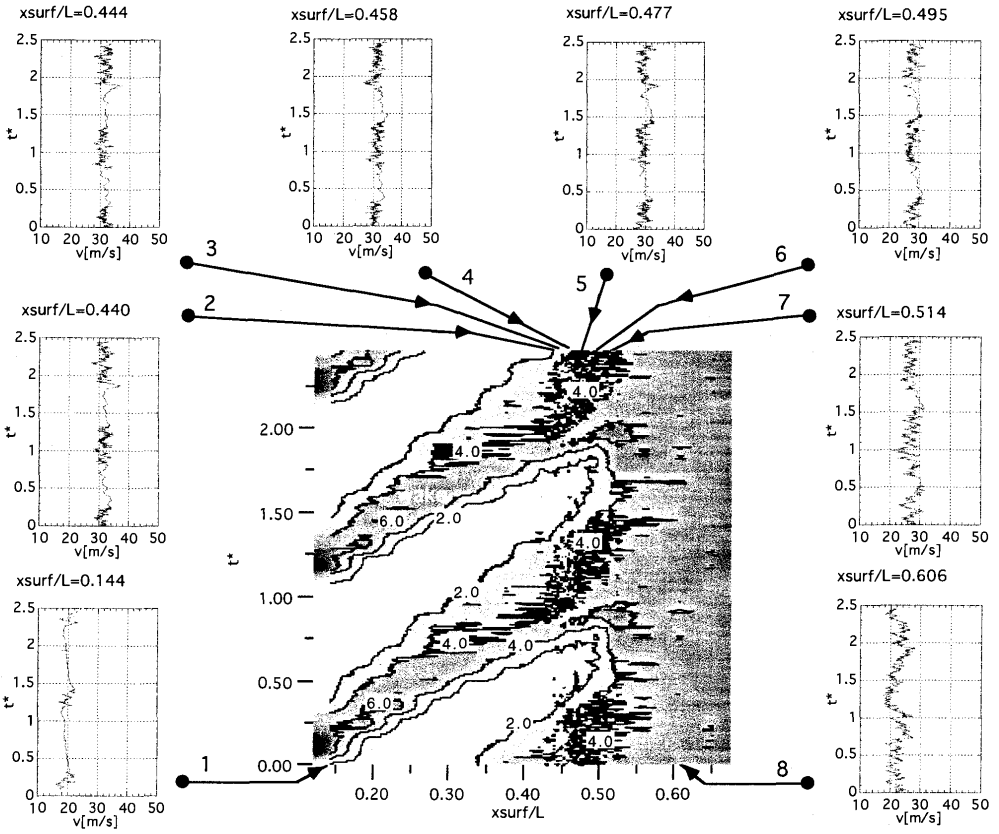


図 9　Distance-time plots of ensemble-averaged turbulence intensity and raw velocity traces taken within the wake-disturbed boundary layer at $y = 0.2 \times 10^{-3}$ m　(S = 3.23/reverse rotation)

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

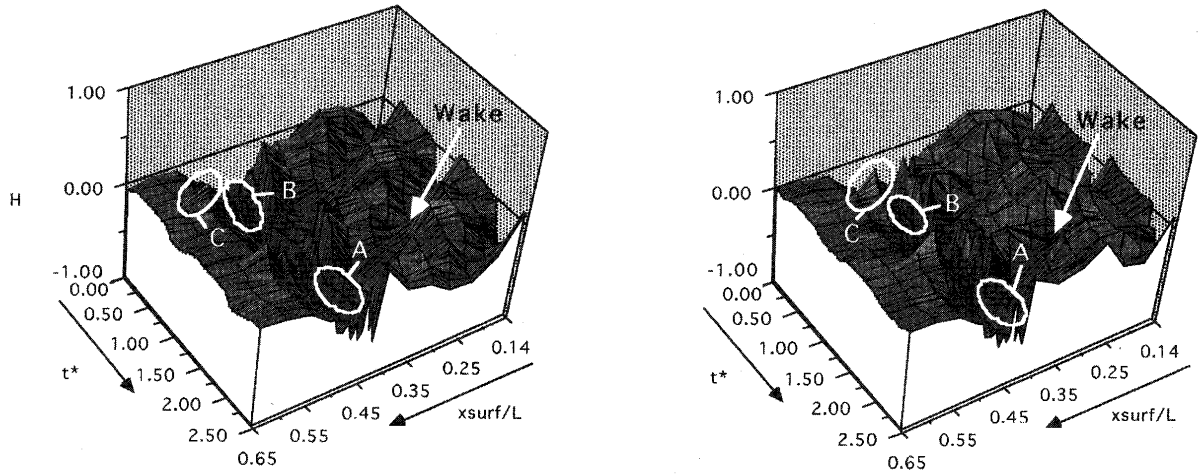


図10　Distance-time disgrams of ensemble-averaged shape factor in the case of S＝3.23
(left) normal rotation　(right) reverse rotation

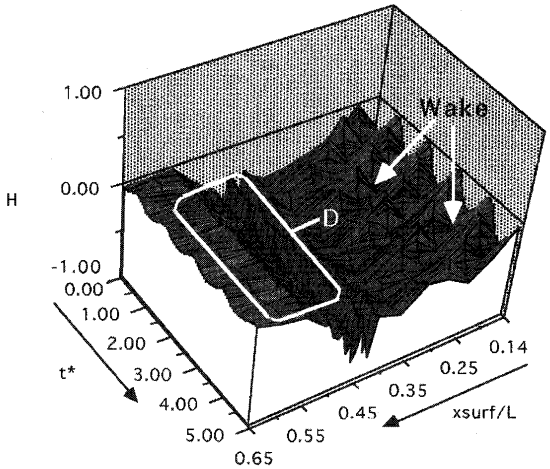


図11　Distance-time of ensemble-averaged shape factor in the case of S＝6.45 normal rotation

3本の場合と違い，図11の領域Dから，図10の領域B，Cに対応する形状係数の増加は確認できない。これは，この領域ですでに後流同士が干渉し合っているために強い乱れが生じたためと考えられる。また逆回転の場合も同様の傾向が確認できた。

4．結言

本研究では上流側ノズル翼列から発生した周期的後流が下流側翼列の翼面境界層に与える干渉現象を，後流発生装置の円柱列と平板翼および加減速装置を用いて非定常境界層計測を行った。以下に得られた知見を示す。

(1)　周期的後流により壁面付近で発生している乱流スポットは，後流が減速領域を通過すると急激に発達する。その乱流スポットは，下流側の減速領域に存在している高い乱れ度領域と合併する。そして，合併後も乱流スポットは成長しつづけており，高い乱れ度は次第に強くなりその領域も拡大する。

(2)　後流通過による後流内の速度欠損およびnegative-jetが強制遷移に与える効果は，前縁形状に左右されない。

(3)　乱れ度分布の時空間図から回転方向の効果を，また形状係数の時空間図からは回転方向および周波数効果の違いが確認された。

(4)　形状係数の時空間図からストローハル数が増加すると，減速開始直後の境界層の状況に影響を与えることが確認された。

謝辞

実験遂行に当たっては本学大学院生楠城達雄君の協力を得た。また，本研究で使用した装置の製作に当たっては，岩手大学工学部工作センター佐々木圭一技術職員にご尽力いただいた。合わせてここに感謝の意を表す。

参考文献

(1)　Funazaki, K., Kitazawa, T., Koizumi, K., and Tanuma,T., ASME Paper 97－GT－452, 1997
(2)　目黒，岩手大学修士論文, 1992
(3)　船崎ら，日本機械学会論文集B編, 61－558, 1995, pp. 90－97
(4)　船崎ら，ガスタービン学会誌, 24－95, 1996, pp. 74－80
(5)　Orth,U., ASME Paper 92－GT－283, 1992
(6)　Addison, J.S. and Dong, Y., Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines and Propellers (Beijing), pp. 239－253, 1989
(7)　Kerrebrock,Jack L., Second Edition, The MIT Press,pp. 246－249, 1992
(8)　Schubauer, G.B., Klebanoff, NASA TN　3489, 1955
(9)　Solomon, W J., Doctoral dissertation, University of Tasmania, pp. 121－122, 1996
(10)　Cumpsty, N.A., Dong, Y., and Li, Y.S., ASME Paper 95-GT-443, 1995

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

技術論文

ガスタービンのNOx低減のための非予混合・希薄燃焼：排出特性

Lean-Non-Premixed Combustion for Low-NOx Emission Gas Turbines: Emission Characteristics

寺崎　岳[*1]，　林　茂[*2]
TERASAKI Takashi　HAYASHI Shigeru

キーワード：ガスタービン，低NOx排出，非予混合，希薄燃焼，燃焼効率，燃料と空気の混合，DSバーナ，SSSバーナ，LSSバーナ
Gas Turbine, Low-NOx Emission, Non-Premixed, Lean Combustion, Combustion Efficiency, Fuel-Air Mixing, Double-Swirler Burner, Small-Hub Swirler Burner, Large-Hub Swirler Burner

Abstract

This paper describes the low-NOx emissions of a non-premixed, direct fuel injection double-swirler burner which is being developed for high-temperature combustors of methane-fueled gas turbines and supersonic aero engines. The burner has concentric, circular and annular air channels to which swirlers are fitted. The circular channel on the burner axis is converging into a throat and then diverging downstream. Fuel is injected by a multi-hole fuel nozzle in the inner air channel. Gaseous species were measured at the flame tube exit by using a gas-sampling rake, at atmospheric pressure, at inlet air temperatures of 650, 950, and 1,100 K. Emissions measurements were made for conventional swirl burners equipped with single axial swirlers of different hub sizes. The double-swirler burner achieved the lowest NOx emissions levels over the range of equivalence ratios tested while the conventional, large-hub swirler burner showed the highest NOx emissions levels the difference being larger at leaner conditions. The difference between the NOx emissions characteristics of these burners was discussed, based on the fuel-air mixing in the region near the burner exit under non-burning conditions. At 950 K inlet air and 1,800 K gas temperatures, emission indices of 0.5, 1.1 and 2.2 g NO_2/kg fuel were measured for the double-swirler burner, conventional small-hub and large-hub swirler burners, respectively.

1．はじめに

航空機や定置ガスタービン設備からの大気汚染物質の排出については，すでに国際的あるいは地域的な基準が設けられている。これらの規制は，今後も強化されることはあっても緩和されることはないであろう。これらのエンジンにおいては，燃費低減，ひいてはCO_2排出抑制のために，高温化，高圧化が進められているが，そのいずれもNOxの生成を促進するので，NOxの排出を一層抑制できる技術が求められている。

現在，高温化が進められている定置用ガスタービンでは，予混合燃焼方式を用いた圧力比15程度の大型ガスタービンが実用されているが，この場合は燃焼器入り口空気温度は燃料の自発点火が問題になるほど高くはない。しかし，今後も高温化は進められていくことが予想され，自発点火や逆火の問題を考えると，予混合燃焼方式では厳しい条件になってくる。また，航空用ガスタービンでは，圧力比36，燃焼器入り口温度860 K，タービン入り口温度1,700 Kのエンジンが実用されており，さらに，燃焼器入り口温度を900～1,000 Kに想定した次世代の超音速輸送機や，圧力比が40の高バイパス比のエンジンの研究が始まっている。[(1)(2)] このような高温高圧化は今後も続くことが予想される。

サーマルNOxの生成機構から考えると，ガスタービンに適した基本的な低NOx化のアプローチとして希薄予混合燃焼が考えられる。[(3)] しかし，前述したような作動条件では，予混合燃焼が本質的に持っている自発点火や逆火の安全に関わる問題が生じてくる。

著者らは，予混合燃焼が本質的に持っている自発点火

原稿受付　1997年9月24日
＊1　㈱ノーリツ　基礎研究所
〒192－0032　東京都八王子市石川町728－8
＊2　航空宇宙技術研究所

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

や逆火の危険性のない方式で，このような高温においてどこまでNOxが低減できるのかを明らかにすることを目的に研究を続けている。[4][5] ここでは，エンジンの燃料にメタンを想定し，マッハ3巡航時には燃焼器入り口空気温度は1,000～1,100 K，圧力比8～10，出口ガス温度2,000 Kの運転条件を設定している超音速輸送機の研究開発プロジェクトであるHYPR計画[2]の一環として行った，従来のスワーラ保炎のバーナとは，流れ，したがって燃焼室内での燃料と空気の混合が異なるバーナについての大気圧排出評価試験について報告する。比較のため，従来型のハブ付きのバーナ形態について，燃料空気の混合の速さを変えるためにハブ径が著しく異なる2種類のバーナの排出実験も行った。

2．実験装置及び方法

2.1　バーナの構造

この実験研究では，スワーラの形態が異なる3種類のバーナ（図1）の排出特性を調べた。LSSバーナとSSSバーナは，従来からガスタービン燃焼器に広く用いられている形態で，単一の軸流スワーラの中心軸上に燃料ノズルが配置され，燃料は，スワーラのハブの後流に形成される循環領域を貫通するように，燃料ノズルの孔から噴射される。SSSバーナとLSSバーナのスワーラは，環状通路断面積と羽根角（45度）は同一であるが，ハブ径に大きな違いがある。羽根角と環状通路の内外径比から計算される公称スワール数[6]は，それぞれ，0.8，0.87である。DSバーナは，軸流スワーラと円形通路が同軸に配置されている。この円形通路の上流には軸流スワーラ（羽根角45度），燃料ノズルが配置され，旋回の与えられた空気流は通路のスロート部で一旦絞られたあと燃焼室内に噴出する。ハブ付きスワーラを備えたバーナではハブの後流から発達する燃焼ガスの循環領域を形成することをねらっているのに対し，DSバーナは軸中心上に速度の大きな領域を設けることを意図した構造になっている。環状通路と円形通路を流れる空気流量の比は，それらを交互に閉じて行った流量測定によるとほぼ2：1と推定される。

排出評価試験では，燃料ノズルの設計パラメータがNOx排出特性にどのような影響を与えるかをみるために，噴射孔の大きさ・個数・配置・噴射角の異なる多孔燃料ノズル（表1）を用いて排ガス測定を行なった。噴射孔は，燃料ノズルN4では直径3，5，7 mmの各円周上に，それ以外の燃料ノズルでは直径7 mmの円周上にあけられている。燃料ノズルN1～N4はDSバーナに，燃料ノズルN5，N6はSSSバーナとLSSバーナに用いた。燃料ノズルN1とN2は，DSバーナのスロート部と燃料噴射孔との相対的な位置関係が異なる。燃料ノズルN2～N4は，噴射孔までの代表距離Lと噴射角は同じで，燃料の噴射孔の数，孔径，位置が異なる。これらによる結果の比較から，噴射孔の数や燃料の噴射速度，スロート部と噴射孔との距離がNOx排出特性に及ぼす影響をみることができよう。また，SSSバーナとLSSバーナに用いた燃料ノズルN5，N6では，燃料の噴射速度がNOx排出特性に及ぼす影響をみることができよう。

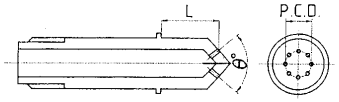
2.2　燃焼装置及び実験方法

図2は燃焼器の概要である。DSバーナは，末広の通路を加工したフランジ（厚さ16 mm）を介して燃焼筒に取り付けられる。一方，SSSバーナとLSSバーナは，それらの出口がフランジの下流側の面と面一になるように取り付けられる。燃焼用空気は，オリフィスで流量が測定され，電気ヒーターで加熱されてバーナに供給される。燃料(メタン)は，ボンベから供給され，マスフローメーターによって流量が測定される。燃焼器ダクトは，内径80 mm，長さ300 mmの炭化けい素製円筒で，熱損失を小さくするために，その外側は断熱材で覆われている。

実験は，DSバーナとSSSバーナについては入り口空気温度（T_{in}）650，950，1,100 K，代表流速（U）10，15

表1　燃料ノズルの形態

Fuel nozzle	噴射孔数－孔径 3 mm-P.C.D.	5 mm-P.C.D.	7 mm-P.C.D.	L mm	θ°
N1	－	－	16-φ0.6	7.0	60
N2	－	－	16-φ0.6	13.2	
N3	－	－	16-φ0.8		
N4	4-φ0.6	8-φ0.6	16-φ0.6		
N5	－	－	16-φ0.8	7.0	120
N6	－	－	8-φ1.6		80



Lは燃料ノズルのフランジからP.C.D. 7mm円周上の噴射孔中心までの距離

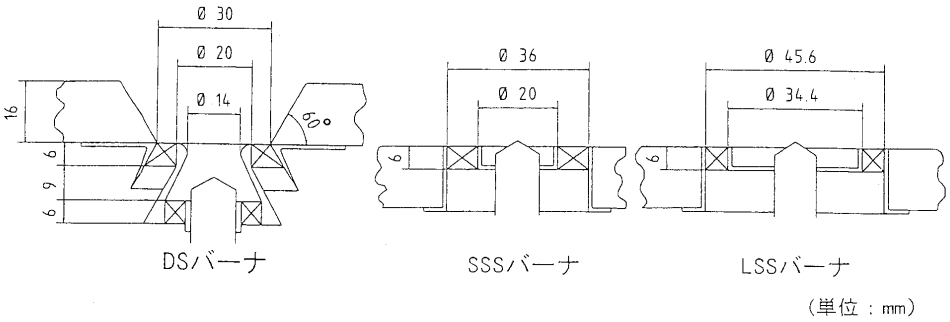


図1　バーナの形状

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

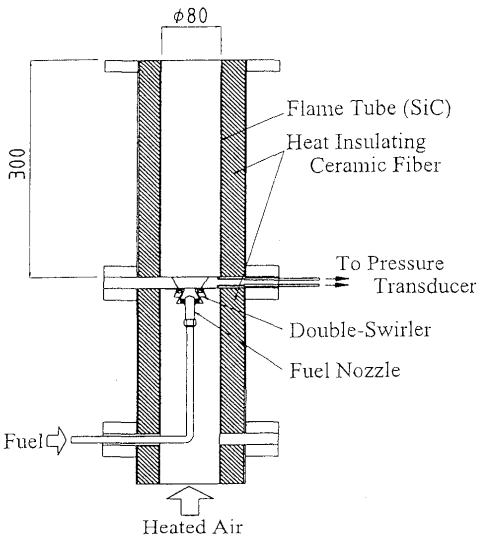


図2　燃焼器概要図

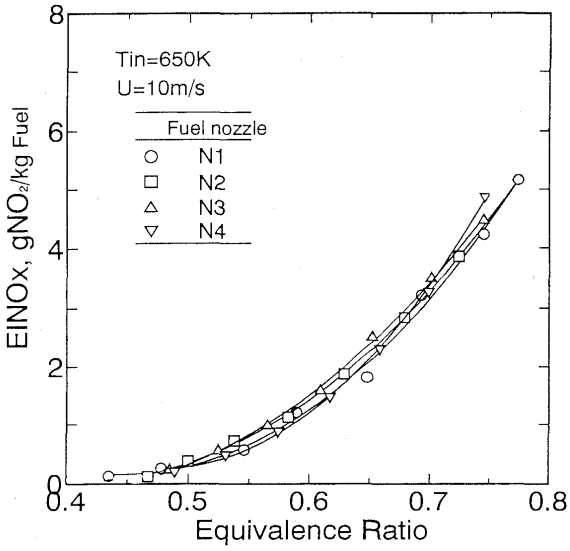


図3　DSバーナにおいて各ノズルを用いたときのNOx排出特性

m/sで，また，LSSバーナについては$T_{in}=950$ K，$U=10$，15 m/sで行なった。ここで，代表流速Uは，燃焼器入り口における空気の体積流量を燃焼器断面積で割ったものである。

排気成分分析用の試料は，スワーラ出口面から300 mm下流の位置において，直径0.6 mmの孔を36個持つ十字形温水冷却集合サンプリングプローブで採取された。化学種のうち，COとCO_2は非分散赤外分析法，HCは水素炎イオン化検出法，NOxは化学発光法，O_2は磁気圧法により分析された。なお，この報告における当量比はガス分析による組成から求めた値である。このように求めた当量比と燃料と空気それぞれの質量流量から求めた設定当量比との差は，当量比0.6のとき最大約2％，当量比0.9のとき約5％であった。

バーナの形態の違いによる空気と燃料の混合過程の違いをみるために，DSバーナとLSSバーナについて，非燃焼の状態（$T_{in}=350$ K，$U=5$ m/s）で燃焼筒上流部の燃料濃度分布を測定した。燃料の代わりにメタン・空気混合気（約1％）を燃料ノズルから噴射し，外径1 mm，内径0.5 mmのステンレス製サンプリングプローブを用いて燃焼器内部のガスを採取し，水素炎イオン化検出法による炭化水素濃度計で採取試料中のメタン濃度を測定した。

3．実験結果及び考察

3.1　DSバーナの排出特性

3.1.1　燃料ノズル形態の影響

このバーナの排気特性に及ぼす燃料ノズル形態の影響は，燃料ノズルN1～N4を用いて$T_{in}=650$ K，$U=10$ m/sで調べた。そのときの当量比に対するNOx排出指数EINOx（g NO_2/kg Fuel）の変化を図3に示す。この結果から，燃料ノズルの形態，燃料噴射孔とDSバーナのスロート部との距離の違いがNOxの排出特性に及ぼす影響は非常に小さいことが分かる。このことは，スワーラからの流れが支配的であることを示している。ただもう少し詳しく見ると，燃料ノズルN4を使用したときは他のノズルを使用したときに比べて，EINOxの当量比に対する依存性が強いことが分かる。これは，この燃料ノズルは噴射孔が多いので，空間的によい均質な混合気が形成されたことによると考えられる。

COの排出特性を図4に示す。全体的に，燃料ノズルN2の場合に排出濃度は低いが，NOx排出特性同様，燃料ノズルの形態による差は小さいといってよい。HCの排出濃度については，DSバーナの場合，測定を行なった範囲において1 ppm前後の低い値だったので，この報告ではHCについては述べない。

以上の結果から分かるように，NOxとCOの排出特性は使用した燃料ノズルにほとんど依存しないことから，燃料と空気の混合はスワーラからの旋回流によって支配されていると考えてよい。以下に述べるDSバーナの結

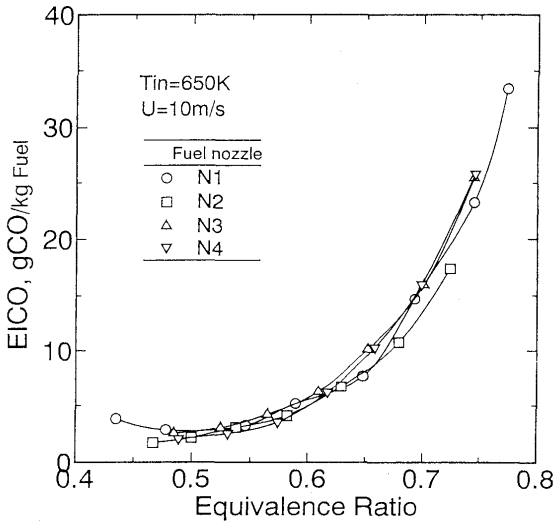


図4　DSバーナにおいて各ノズルを用いたときのCO排出特性

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

果は燃料ノズルN3を使用して得られたものである。

3.1.2　入り口空気温度の影響

図5はEINOxを当量比に対して示したものである。EINOxの当量比と入り口空気温度に対する増加率は，それらが高いほど大きい。希薄燃焼によるNOxの抑制効果は，入り口空気温度が高いほど顕著であることを示している。COの排出濃度と当量比の関係を図6に示す。図から明らかなように，同一当量比でのCO濃度は入り口空気温度が高いほど高いが，この傾向は平衡組成から考えて妥当である。

燃焼効率とEINOxとの関係を示したのが図7である。この図中のデータ点の脇の数値は，その点の当量比を表す。すでに述べたように，燃焼ガス中のHCは非常に少ないので燃焼効率はCOの排出によって決まる。一般に，NOxの排出を低減しようとして燃焼領域を希薄にすると，未燃焼成分であるCOやHCの排出が増加するので，低NOx化と高燃焼効率の両立は難しい[7]。ガスタービンに広く用いられている循環領域をハブの下流に形成するスワーラ保炎の燃焼器においては，入り口空気温度が低い場合にそのことが一層顕著になる。ところが，同図の曲線の傾向から明らかなように，それほど高くない入り口空気温度においてもこのバーナは，かなり希薄な状態でも燃焼効率を犠牲にすることなくNOx排出を著しく低減できる特徴を持っている。

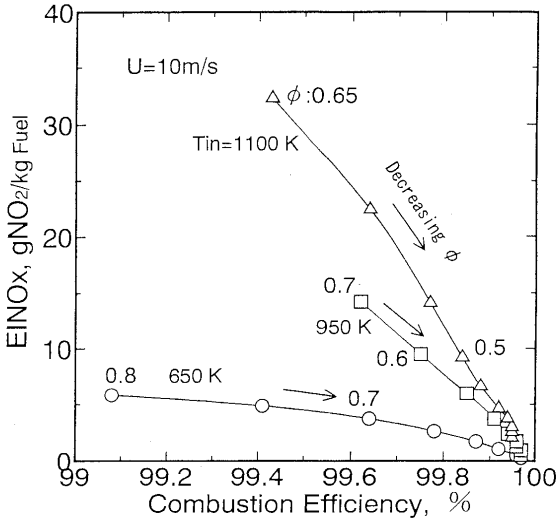


図7　DSバーナにおけるNOx排出特性と燃焼効率の関係

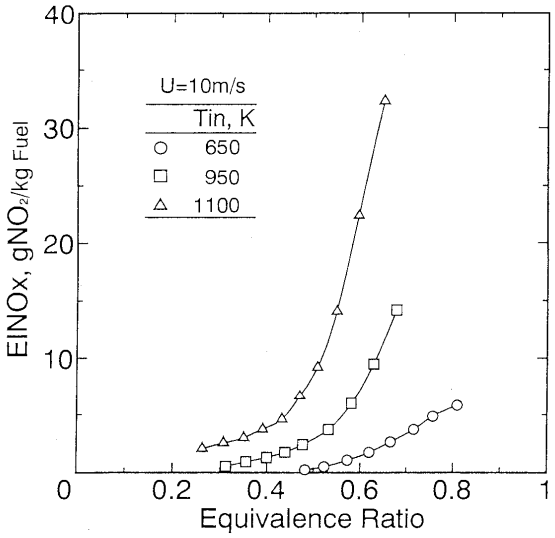


図5　DSバーナにおけるNOx排出特性

3.2　SSSバーナとLSSバーナの排出特性

これらのバーナのU =10 m/sにおけるEINOxの当量比に対する変化を図8に示す。燃料ノズルの形態がNOx排出特性に及ぼす影響については，LSSバーナを用いてT_{in}=950 Kで調べた。T_{in}=950 Kでのデータの比較から，DSバーナの場合と同様に，NOx排出特性に及ぼす燃料の噴射速度や噴射角度の影響は小さいといえる。SSSバーナについては実験していないが，同じことが言えるであろう。また，HCの排出濃度は最大でも数ppm程度であり，COの排出特性についても，DSバーナの

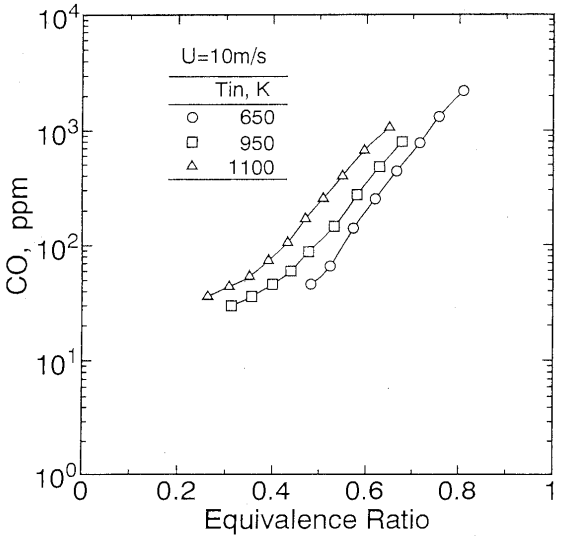


図6　DSバーナにおけるCO排出特性

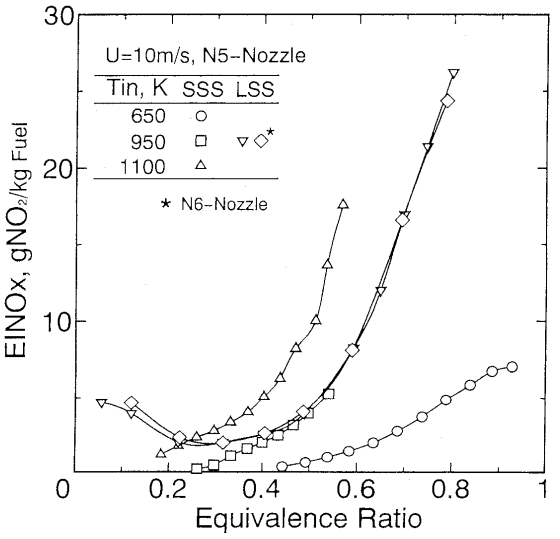


図8　SSS，LSSバーナにおけるNOx排出特性

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

場合と同様にノズルの影響は小さかった。そのため，SSSバーナとLSSバーナの排出特性には燃料ノズルN5を用いて調べた。$T_{in}=950$ Kの条件で，SSSバーナとLSSバーナのNOxの排出レベルを比較すると，明らかに当量比の小さいところでSSSバーナの方が低い。LSSバーナでは，EINOxは当量比0.3付近で極小になる。それよりも当量比の大きい条件では広がったコーン状の青炎が，他方，それよりも小さい条件では中心軸上に棒状の輝炎が形成された。この輝炎の発生は，燃料噴射速度が小さくなりすぎて燃料と空気の混合が悪くなったためである。上記の比較から，従来型のハブ付きのバーナ(SSSバーナ，LSSバーナ）においては，当量比の小さい，つまり燃料流量が少なく，そのために燃料の噴射速度が小さい条件ほど，スワーラのハブサイズのNOxに与える影響が顕著になることが分かった。このことからこのようなバーナにおいては，スワーラ下流に形成される再循環領域の小さいハブサイズの小さい形状がNOx排出の抑制には有効であることが結論される。

図9はSSSバーナとLSSバーナのCO排出濃度と当量比との関係を示す。SSSバーナの特性をみると，COの濃度は当量比が小さくなるにつれて減少し，ある当量比のところで最小値をとり，さらに希薄になると増加している。この傾向はLSSバーナにも見られる。CO濃度の極小位置は，入り口空気温度が高くなるにつれて希薄側に移り，その濃度も低い。また，当量比が相対的に大きいところでCOの排出が，当量比が大きくなるに伴って増加し，入り口空気温度が高くなるに伴って増加している傾向は，平衡組成の当量比あるいは初期温度に対する変化を考えれば理解できる。一方，希薄側での当量比の減少に伴うCOの増加は，当量比の減少に伴い火炎温度が低下し，COの酸化反応が遅くなり，反応しきれないまま排出される割合が増加するためである。

燃焼効率とEINOxとの相関を示したのが図10である。SSSバーナはDSバーナ（図7）と同様に，希薄化に伴って燃焼効率を犠牲にすることなくNOxの排出を減少しているが，LSSバーナに関しては，火炎形状が遷移する当量比0.3より希薄な領域で燃焼効率は低下しているのに，EINOxは増加している。燃焼効率が低下するこの領域では，CO及びHCの排出濃度が増加している。NOxの排出レベルは，燃焼効率が一番高い状態で比べると，SSSバーナの方がLSSバーナよりも低い。

3.3.1　3種類のバーナのNOx排出特性の比較

3種類のバーナのNOxの排出特性とそれらに及ぼす流速の影響を比較するために，EINOxを断熱火炎温度に対して示したのが図11である。$T_{in}=950$ K，$U=10$, 15 m/sでの結果を10 EINOx以下の範囲に限って示した。図から明らかなようにEINOxは，どの条件においてもDSバーナが最も低い。どのバーナでも，NOxの排出レベルは代表流速が速いほど低い。軸流スワーラタイプのSSSバーナとLSSバーナのEINOxを比べた場合，その差は断熱火炎温度が低いほど顕著であり，断熱火炎温度1,600 KではSSSバーナの方のEINOxが約一

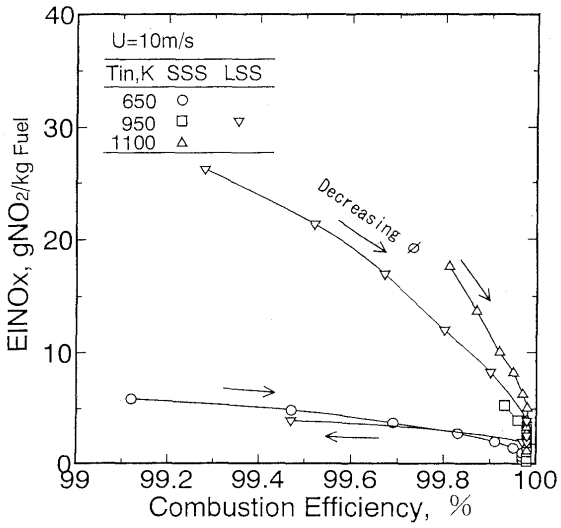


図10　SSS，LSSバーナにおけるNOx排出特性と燃焼効率の関係

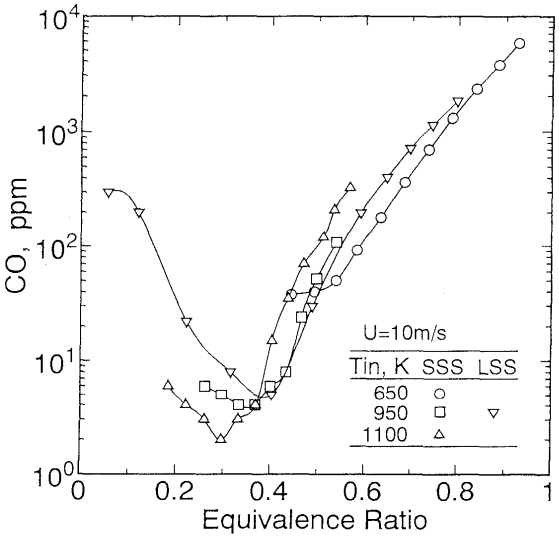


図9　SSS，LSSバーナにおけるCO排出特性

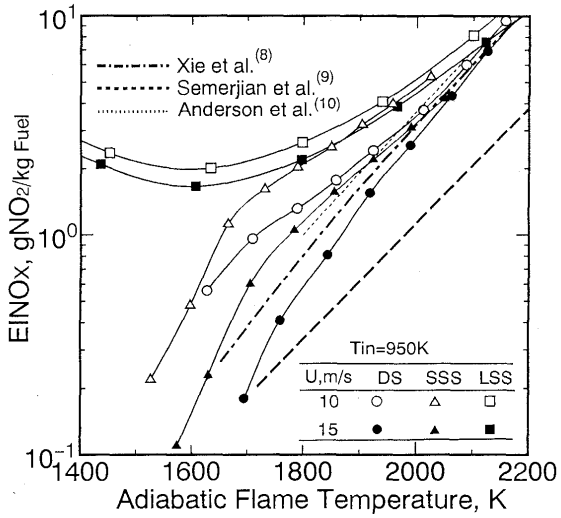


図11　3種類のバーナにおけるNOx排出特性と断熱火炎温度の関係

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

桁低い。DSバーナ，SSSバーナの排出特性を見ると，EINOxの当量比に対する依存性の強さを表すグラフの傾きは，断熱火炎温度1,700 K付近を境に著しく変化し，高温側で小さく，低温側で大きい。この様な排出特性は，他の入り口空気温度でも認められる。また，LSSバーナの排出特性は断熱火炎温度1,600 K付近で二つに分けられ，高温側では，他の二つのバーナと同様，EINOxは断熱火炎温度の上昇に伴って増加するが，先にも述べたように，火炎形状が変化する当量比0.3付近で最小値になり，それよりも断熱火炎温度の低いところではまた増加し始めている。EINOxの断熱火炎温度に対する依存性は，DSバーナ，SSSバーナ，LSSバーナの順に強く，DSバーナ，SSSバーナに関しては代表流速が上がるとさらにその依存性が強くなり，特にDSバーナは顕著である。さらに，DSバーナ，SSSバーナにおいて全体的な排出特性を見たときに，代表流速が速い方のEINOxの火炎温度に対する傾きがより直線的になる。この様に代表流速によってグラフの傾きに差異が生ずることから，流速が燃料と空気の混合に関係していると考えられる。さらに，DSバーナ，SSSバーナのNOx排出濃度の流速，あるいは見かけの滞留時間への依存性は，断熱火炎温度の低い条件で非常に強いが，断熱火炎温度が高くなるにつれて差異は小さくなり，2200 K付近ではほとんどない。

DSバーナ，SSSバーナにおけるEINOxの当量比に対する依存性が，断熱火炎温度が低い方で大きくなっている原因は今回の結果からだけでははっきりしたことは言えないが，以下のようなことが考えられる。DSバーナの場合，環状通路と円形通路を流れる空気流量の比（2：1）を考慮すると，EINOxの火炎温度に対する傾きが変化する付近では，円形通路内の燃料／空気の混合比は化学量論比に近く，それよりも火炎温度が高くなるとその混合比は大きくなり，一方それよりも火炎温度が低くなるとその混合比は小さくなる。それによって，NOxの生成にも何らかの変化が生じていると推測できる。SSSバーナにおいても傾きが変化する付近から火炎温度の低い条件において，燃料の噴射速度が非常に小さくなり，燃料ノズルのすぐ下流での空気と燃料の混合状態がDSバーナの円形通路内のその状態と同様な現象が起こっているのではないかと推測する。引き続きこの問題については検討していきたい。

3.3.2　予混合燃焼におけるNOx排出特性との比較

この研究で得られたNOxの排出特性とこれまでに公表されている予混合燃焼におけるそれとを比較するために，メタン－空気希薄予混合燃焼によって得られたXieら[8]のデータ，液体燃料（Jet－A）の予蒸発希薄予混合燃焼によって得られたSemerjianら[9]のデータ，プロパン－空気希薄予混合燃焼によって得られたAndersonら[10]のデータを図11に示す。

Semerjianらの実験では，滞留時間は2 msで一定に保たれているが，他は当量比あるいは燃焼ガス温度によって変化している。XieらとSemerjianらのデータの傾きを比較すると，大体は同じような傾きをしているが，若干Semerjianらの方の傾きが小さい。Xieらの実験では熱損失は小さいのに対し，他の文献[11]に指摘されているようにSemerjianらの実験では燃焼器からの熱損失が大きいことが，上記の傾きの違いの一因と考えられる。

そこで，熱損失がSemerjianらの実験よりも小さいとされる[11]AndersonらとXieらの実験のデータとの比較を行なった。双方の試験圧力は異なるが，断熱火炎温度1,800から2,100 Kの範囲で双方のデータの傾きが良く合っていることが分かる。この傾きが，希薄予混合燃焼におけるEINOxの火炎温度への依存性の代表的なものと考えられる。

本実験でのデータとXieらのデータの滞留時間は比較的近いので，Xieらのデータの傾きと本実験でのデータの傾きを断熱火炎温度1,700 K以上のところで比較する。DSバーナ，SSSバーナ共に，流速の大きい方が当量比に対するEINOxの増加率は，予混合燃焼における増加率に近い。これは，燃料と空気の混合は流速が速い方が促進されることを示している。また，DSバーナの方がSSSバーナよりも燃料と空気の混合が速いことが示唆される。

3.5　非燃焼時の燃料濃度分布

燃焼ダクト内の燃料濃度分布を無次元濃度C/C_Aを用いて示したのが図12である。ここで，Cは測定された濃度，C_Aは燃焼器に流入する燃料と空気の流量から求めた濃度である。このC/C_Aの分布は，燃料ノズルからの燃料ジェットの半径方向への広がりと，燃料と空気の混合過程を示している。なお，図中でHはスワーラ出口から測定断面までの距離を表す。

DSバーナでは，C/C_Aは$H=1$ mmでは中心軸上に

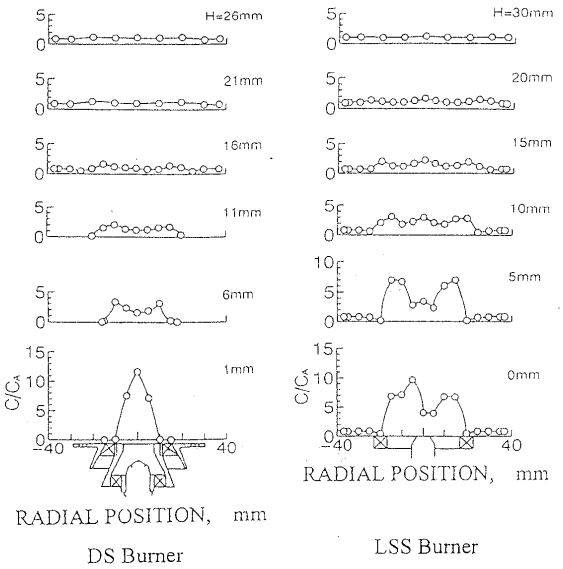


図12　DS，LSSバーナにおける燃料濃度分布

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

ピークを持ち，円形開口部の縁ではゼロである。この分布は，内側の通路の中では，燃料と空気の混合がまだ完全でない状態であることを意味しており，狙いどおりである。下流へ行くに伴い燃料濃度の高い部分は急速に半径方向に拡がり，$H=16\sim20$ mmではほぼ均一な分布になっている。

LSSバーナの場合，燃料ノズルのすぐ下流の断面では燃料噴流の影響が残り，濃度のピークが環状の濃度分布になっている。下流に行くに従い，燃料濃度の高い部分は，半径方向に拡がり減衰し，$H=30$ mm付近でほぼ均一な分布になっている。LSSバーナでは濃度分布が均一になるのは，DSバーナの場合よりも約10 mm下流である。このことから，LSSバーナの測定結果との比較から，DSバーナの出口から非常に短い距離で均質性の高い混合気が形成されていることが示唆される。

詳細なことは第2報に報告するが，燃焼領域の燃焼ガス温度分布測定の結果は，DSバーナでは火炎はスワーラ出口から約10 mm下流の位置からできていることを示している。LSSバーナでは火炎は燃料ノズル近傍から形成されており，その領域では燃料濃度分布の結果からも分かるように，濃度分布はまだ均一でない。そのような燃焼領域では，化学量論比付近の混合気が燃焼し高温領域を形成する割合が多く，NOxの生成が促進される。その結果，LSSバーナはNOxの排出量がDSバーナよりも多くなると考えられる。

4．結論

非予混合方式によるターボジェットエンジンやガスタービンの燃焼器からのNOxと未燃焼成分の同時排出低減を目的として，従来の単一軸流スワーラを用いたバーナとは循環領域をはじめとする流れ場の異なる新規なバーナの排出特性を大気圧で評価した。また，比較のために，従来型バーナについてもスワーラハブ径の著しく異なる2種のバーナの排出測定を行い，NOx排出に及ぼす形態の影響を調べた。これらの結果は予混合均質混合気の排出と比較した。

主な結論は次のとおりである。

1）燃料・空気の混合が速いDSバーナでは，NOxの排出指数の燃焼ガス温度への依存性は均質混合気におけるのと同じ程度に強かった。このことから，燃焼室での燃料と空気の混合を促進できるバーナでは，非予混合方式でも，燃料希薄化によって予混合希薄燃焼と同程度にまでNOxの排出を低減することが可能である。従来型バーナと比較しても，DSバーナの低NOx効果は明らかに大きい。

2）従来型バーナにおいて，スワーラのハブの後流に比較的大きな循環領域を形成するバーナでは，かなりの希薄条件でNOxの排出指数は当量比に対して減少しなくなり，未燃焼成分の排出が増加した。これに対して，従来型バーナではあるが，ハブ径を小さくしハブの後流に形成される循環領域を小さくしたバーナでは，希薄化に対し高い燃焼効率を維持したままNOxの排出は単調に低減することができた。

3）試験した範囲では，NOx，COの排出に対する燃料ノズルの噴射孔径・個数・配置・噴射角の影響は無視できる程度に小さかった。

参考文献

(1) William L. Webb and James D. Hill, ISABE 93-7015, 1993.

(2) Show, R. J., Samuel Gilkey and Richard Hines, ISAAC 93-7064, 1993.

(3) Edward, J. M., NASA TM-79148, 1979.

(4) 寺崎岳，林茂，ガスタービン秋季講演会（盛岡）講演論文集，p. 31，1993.

(5) Terasaki, T. and Hayashi, S., 95-YOKOHAMA-IGTC, II-p. 353, 1995.

(6) Beer, J. M. and Chigier, N.A., Combustion Aerodynamics, Applied Science and Wiley, 1972.

(7) Koff, B.L., ASME 95-GT-422, 1993.

(8) Xie, L. and Hayashi, S., Twenty-Sixth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, p. 2155-2160, 1996.

(9) Semerjian, H. and Vranos, A., Sixteenth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, p. 169-179, 1977.

(10) Anderson, D., NASA TMX-71592, 1975.

(11) Tacina, R. R., AIAA-90-0550, 1990.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

技術論文

セラミックス系複合材料（CMC）製燃焼器ライナの開発

Development of the Combustor Liner Composed of Ceramic Matrix Composite (CMC)

西尾　光司*1, NISHIO Kozi
井頭 賢一郎*1 IGASHIRA Ken-ichiroh
武　治司*1, TAKE Koji
末光　毅*2 SUEMITU Takeshi

Abstract

The Advanced Material Gas-Generator (AMG) R&D Project was initiated in 1993 as a ten-year project funded jointly by the Japan Key Technology Center and the fourteen participating domestic companies. The objectives of the project are to develop techniques for maunfacturing advanced materials and to design and test the components of a gas generator. The three main technological targets of the project are to produce a gas generator that weighs 50% less, uses 20% less fuel, and emits 70% less NOx than its most refined counterpart as of 1993.

As our contribution to the project we studied the use of a ceramic matrix composite (CMC) as the combustor liner with the aim of developing the combustor, which is one of the components of a gas generator. We confirmed the appropriateness of using the selected a SiC^F/SiC ceramic matrix composite as the combustor liner through the process of evaluating the CMC combustor liner produced on trial on the combustion test, and by performing thermal stress analvsis of model CMC liners.

1．まえがき

高効率化を目指す産業用ガスタービンの開発、超音速化を目指す航空用エンジンの開発等では、燃焼器出口（タービン入口）温度の高温化が計画されており[1]、このため高温耐用材料の開発が求められている。この要求に応えて、これまでDS（一方向凝固超合金）、SC（単結晶超合金）が実用化され、現在金属間化合物、酸化物分散超合金等の開発が行われている[2]。さらに、金属系材料の耐用限度を越えた高温での耐久性が求められる段階となっており、この要求に応える材料としてセラミックス系複合材料（CMC）の開発が国内外の多数の機関で盛んに行われており、優れた特性の材料が開発されつつある。

基盤研究促進センターおよび国内企業14社の共同出資により設立した㈱先進材料利用ガスジェネレータ（AMG）研究所では、CMCをはじめとする先進材料の適用により燃費低減20%、重量軽減50%、NO_x削減70%の将来型ガスジェネレータの技術開発を、平成4年度末より行っている。このガスジェネレータの構成要素の1つである燃焼器の開発において、CMC製燃焼器ライナの開発研究を行っている。

前報で、燃焼器ライナ用CMCの材料特性評価、CMC製燃焼器ライナの定常応力解析評価等を行った結果について報告した[3]。

本稿では、CMCライナモデルの非定常熱応力解析・評価、実部品形状のCMCライナの燃焼評価等によりCMCの燃焼器ライナへの適用性評価を行った結果について述べる。

2．CMC製燃焼器ライナの非定常熱応力解析

(1) 解析モデルおよび解析方法

AMG用燃焼器では、燃焼器構成要素の燃焼器ライナ、燃焼ガスの旋回導入用スワーラにそれぞれSiC^F/SiC、TiAlを適用することを計画している。図1に燃焼器の構成概念図を示す。このCMC製燃焼器ライナの燃焼器運転中に発生する熱応力を、試作複合材の代表的特性値を用いて、数値解析により予測し、燃焼器ライナへの複合材料の適用上の強度面の課題を明らかにすることとした。

解析対象の燃焼器ライナは軸対称塊体要素でモデル化した。ライナとスワーラとの取合部はSiC^F/SiCとTiAlの熱膨張率の差に起因する熱応力の緩和を目的として、バネ式取付構造を採用し、線形バネ要素でモデル化した。図2に解析モデルを示す。

原稿受付　1997年11月13日
＊1　㈱先進材料利用ガスジェネレータ研究所
〒651－2271　兵庫県神戸市西区高塚台2－8－1
＊2　川崎重工業㈱明石技術研究所材料研究部

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

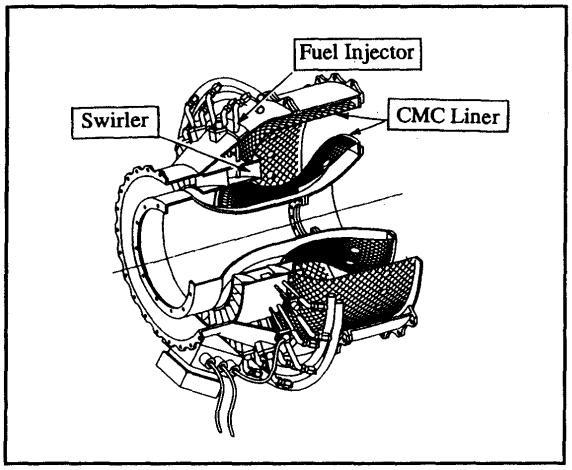


図1　AMG燃焼器の構成概念図

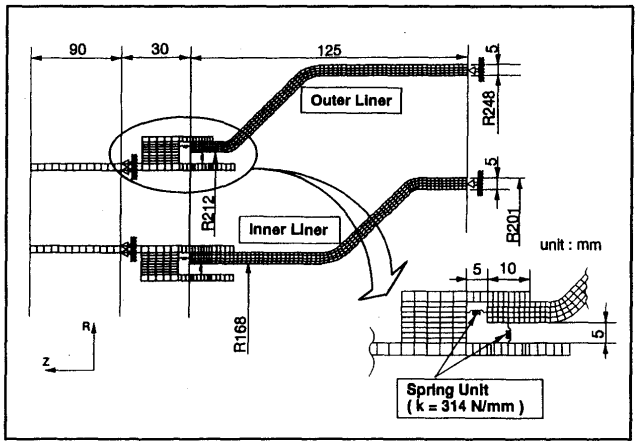


図2　複合材ライナの熱応力解析モデル

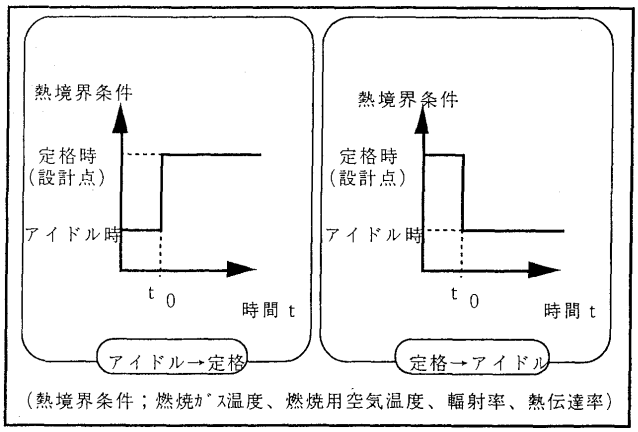


図3　熱境界条件の変化

表1　解析に用いた材料物性データ

Materials		SiC^F / SiC			TiAl	
Properties	Units	Temperature	Orientation: In Plane	Orientation: Through the thickness	Temperature	
Tensile Young's Modulus	GPa	1273K	100	50	973K	150
Tensile Poisson's Ratio	—	1273K	0.16	—	973K	0.3
Thermal Expansion Coefficient	x10^{-6}/K	1273K	4.3	6.9	973K	11.5
		1573K	4.2	5.0		
Thermal Conductivity	W/mK	1273K	—	1.59		—
		1573K	—	2.34		
Specific Heat	J/kgK	1273K	1.47			—
		1573K	1.62			
Application Parts		Combustor Liner			Swirler	

燃焼器運転中を模擬した熱応力解析として、燃焼状態がアイドル燃焼から定格燃焼および定格燃焼からアイドル燃焼に移行する間の非定常熱伝導熱応力解析を実施した。ライナの軸方向および板厚方向の温度分布については、金属製ライナの燃焼試験結果により推定した熱境界条件を用いて、熱伝導解析により求めた。スワーラの温度は700℃均一と仮定した。解析では、アイドル燃焼、定格燃焼間の燃焼状態の移行は瞬時に行われるものとして、熱境界条件をステップ状に変化させた。図3に熱境界条件の変化を示す。熱伝導熱応力解析は、試作材料の特性試験より取得した材料データを用いて、解析ソフト；ABAQUSを用いて行った。表1に解析に用いた材料データを示す。

(2) 解析結果と考察

燃焼ガス温度が最も高温になると仮定した領域の中心部およびライナとスワーラーとの取付部を着目点として、熱伝導、熱応力解析結果を整理した。図4に着目点の位置を示す。熱伝導解析の結果、ライナ温度は着目点（燃焼ガス温度が最も高温になる領域の中心部）で最も高温になることが確認された。

アイドル燃焼、定格燃焼間の非定常熱応力解析により、アウターライナおよびインナーライナの火炎面側で各燃焼状態から移行する数秒後に、ライナ表面と板厚内部との温度追従差による熱応力のピークが発生することを確認した。このピークの熱応力は、SiCF/SiC適用に設定した200 MPa以下であり、適用可能性を示唆するものである。適用基準応力については、本研究に先立って、静的引張強さが約250 MPaの試作材を用いた、応力比0.1、周波数1 Hzの条件での室温疲労試験で、最大荷重が静的強度の80%以下で10万回以上の疲労寿命をもつことを確認し、この結果から適用基準応力として200 MPaを設定している。また、ライナの破壊の検討では、ライナ表面に過大な応力が発生し、これにより亀裂が発生し、進展して破壊する場合が考えられるが、解析で得られたピーク応力は試作複合材の特性評価[3]で得た引張強さ（約250 MPa）、曲げ強さ（約300 MPa）と比較しても過大な応力とは考えられない。これらの結果より、SiC^F/SiCを燃焼器ライナに適用する上で、問題はないと考えられる。図5および図6に非定常熱応力解析の一例として、インナーライナおよびアウターライナの着目点における熱応力の時間変化を示す。今回の解析では、周方向の温度分布は考慮しておらず、希釈空気孔付近での温度変化等を考慮した3次元熱伝導熱応力解析では、ピーク応力が変化する可能性があると思われる。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

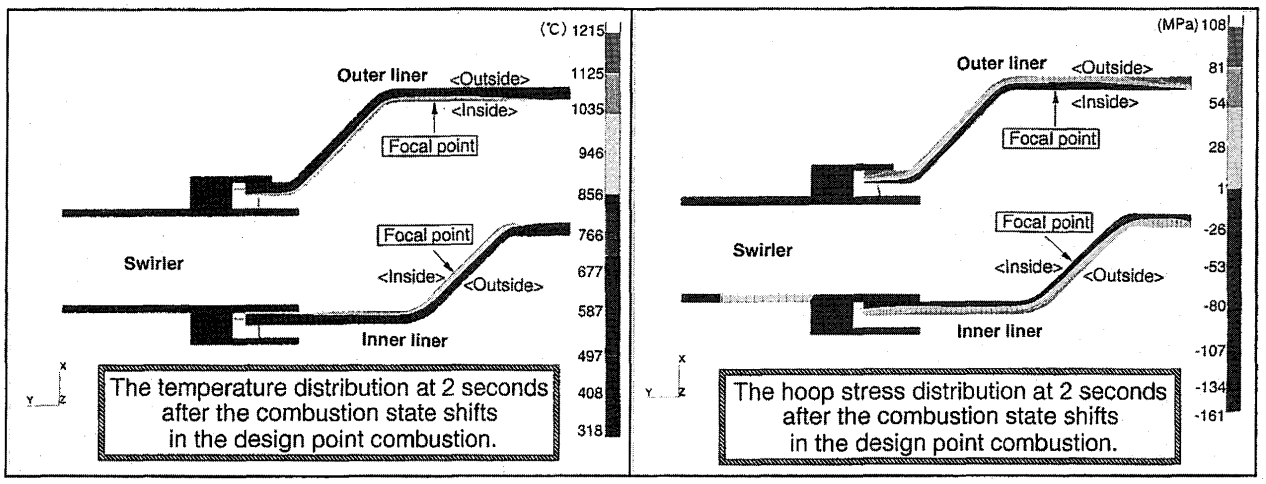
3．CMC 製燃焼器ライナの燃焼試験評価

(1)　ライナ作製方法

CMC 製燃焼器ライナは、強化繊維に宇部興産㈱製低酸素炭化ケイ素繊維（品名：Tyranno LoxE）、マトリックス前駆体ポリマーに日本カーボン㈱製ポリカルボシラン（品名：ニプシ）を用いて、フィラメントワインディング成形・ポリマー含浸・転化（PIP）法により作製した。

(2)　燃焼試験評価方法

試作した CMC 製燃焼器ライナを燃焼器の運転試験に



(A)非定常熱伝導解析結果（アイドル→定格 2 sec 後）　(B)非定常熱応力解析結果例（アイドル→定格 2 sec 後）

図 4　温度および応力着目点

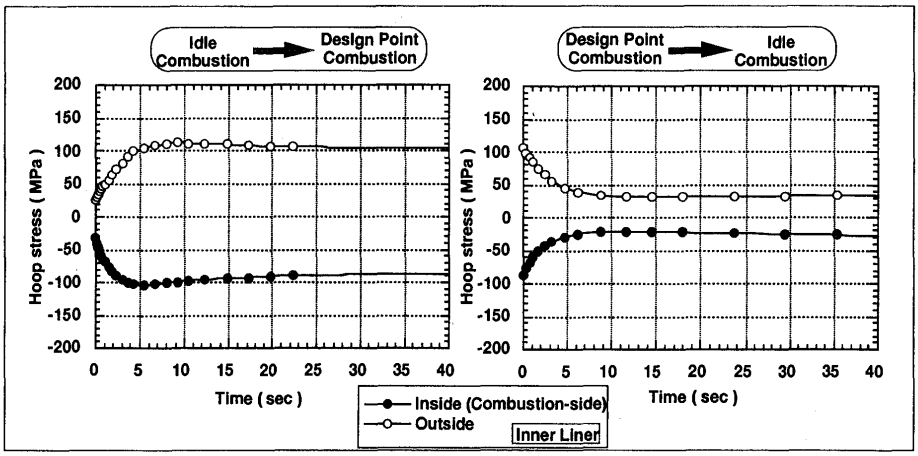


図 5　非定常熱応力解析結果（インナーライナ）

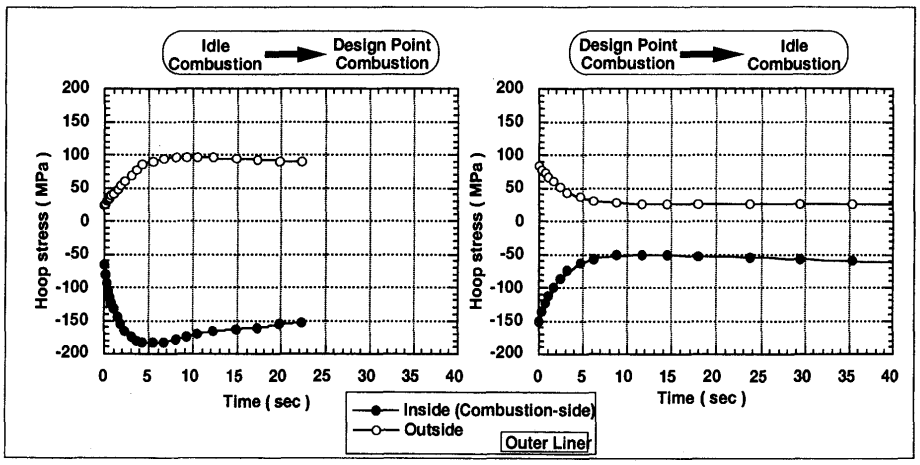


図 6　非定常熱応力解析結果（アウターライナ）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

供試し、燃焼試験前後の試作複合材ライナの外観調査、寸法、重量計測により、燃焼試験による形態変化を調査し、選定・試作した複合材の燃焼器ライナ適用性を評価した。

試作複合材ライナを板バネを用いて燃焼器本体に組み込み、燃焼試験を行った。図7および図8に燃焼器組立状況を示す。燃焼試験は、燃焼器出口ガス温度がAMG目標の1,600℃となる燃焼条件の下で、メタン燃焼にて行った。図9に試験条件を示す。燃焼が10分毎の繰り返しとなったのは、各燃焼で燃料のボンベ取り替えを要した為である。燃焼・停止の繰り返し回数は18回、高温保持時間がほぼ3時間の試験とした。図10に燃焼器出口後方から観察した燃焼状況を示す。燃焼試験中のライナ温度は、アウターライナ内面（燃焼ガス側）の希釈孔付近に取り付けた熱電対により計測した。

(3) 燃焼試験評価結果と考察

試験後、外観調査、寸法・重量計測を行い、試験前の形態からの変化を調査した。図11に外観調査結果を示す。外観調査の結果、燃焼ガス側の面が酸化物層の生成により青色に呈色した以外、割れ、層間剥離等の異常は認められなかった。寸法計測はライナ入口、出口の外径、厚みおよび全長について、周方向8個所の点で計測を行い、試験前後の値を比較した。図12に寸法計測結果を示す。試験前後とも、各寸法の周方向のばらつきが大きい。これは、強化繊維束の起伏に起因した凹凸が表面に表れ、周方向寸法がばらついたためと考えられる。厚み計測にはマイクロメータ、内径計測にはインサイド・マイクロメータ、長さ計測にはノギスを用いて、試験前後で同一個所の寸法変化を求めたが、試料表面の凹凸（±1 mm程度）に合わせて、計測器先端と試料との接触状況を試験前後で完全に一致させる事はできなかった。このため計測寸法には、凸部と凸部間を計測した場合と凹部と凹部間を計測した場合との差として最大±2 mm程度の計測誤差を含んでおり、今回の計測精度は±2 mm程度と考えられる。計測精度を考慮して、寸法計測結果を検討すると、試験前後の変化量は計測誤差範囲内に収まっており、燃焼試験による変形は生じなかったと考えられる。図13に重量計測結果を示す。僅かに重量変化が認められるが、これは試作複合材ライナの吸湿状態の差による重量変化、燃焼器組み込み時に行われた熱電対の接着等による重量増加、ライナ内面に粒子状に合成されたマトリックス成分の高温ガス流による飛散等による重量減少によるものと考えられる。燃焼試験前後の重量計測は、乾燥処理後に行ったが重量が安定する間での吸湿は避けられなかった。これは試作複合材ライナ

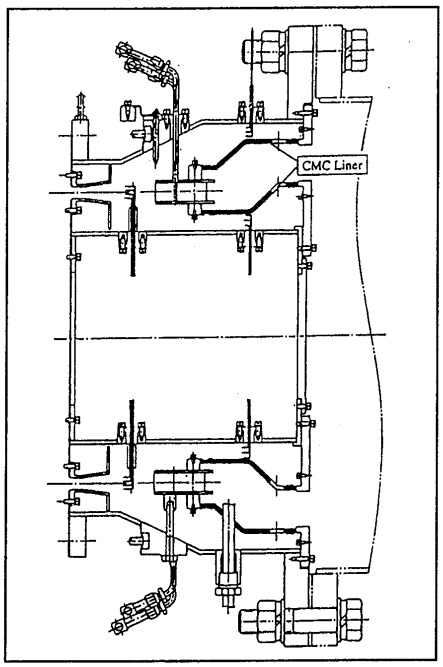


図7　燃焼試験装置組立図

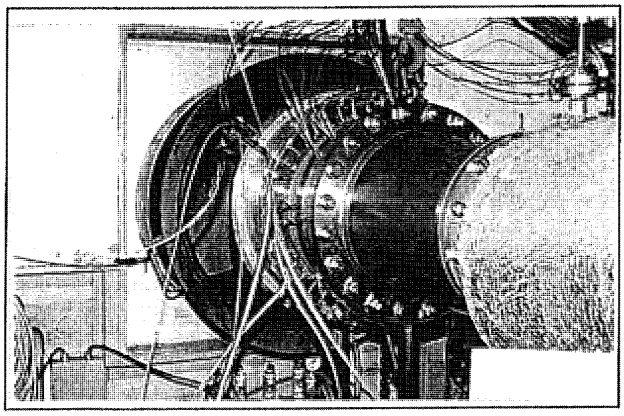


図8　燃焼試験装置外観

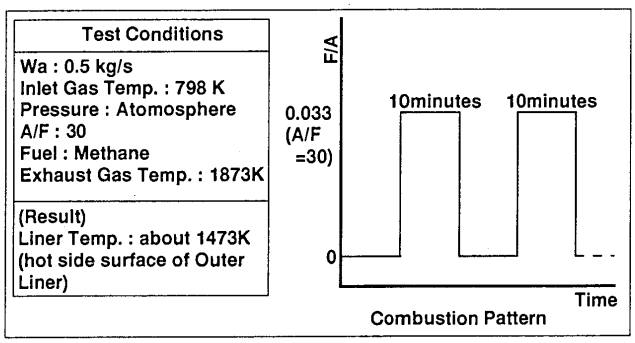


図9　燃焼試験条件

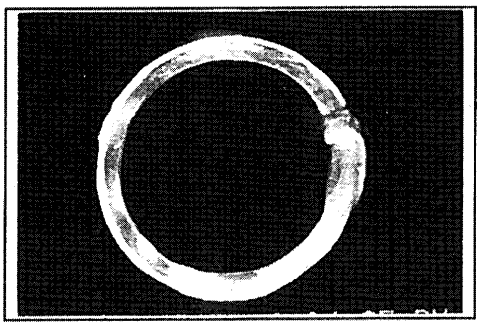


図10　燃焼試験状況

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

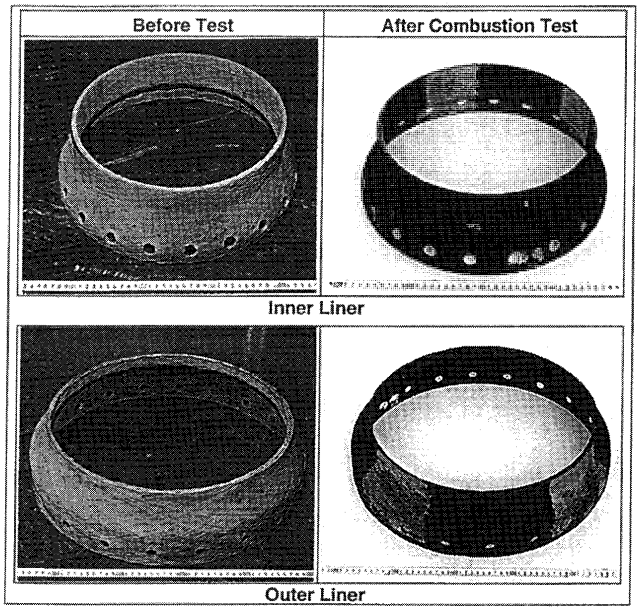


図 11　燃焼試験結果（外観）

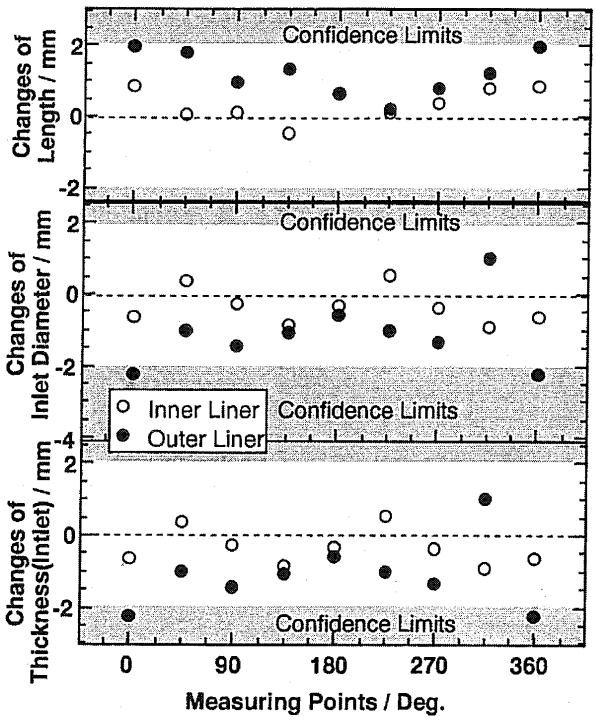


図 12　燃焼試験結果（寸法計測結果）

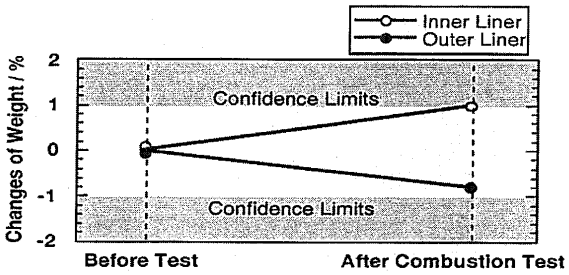


図 13　燃焼試験結果（重量計測結果）

が約 10 vol%の気孔を含んでいるためと考えられる。試作ライナには燃焼器組込後に、ライナ温度計測用熱電対がセラミックス接着剤で取り付けられた。このため、燃焼試験後に接着剤を除去した後に重量測定を行ったが、材料内部にまで含浸された接着剤の除去は行えず、計測不能の重量増加を含む結果となった。また、PIP 法で製造した複合材料の表面には粒子状のマトリックス成分が合成されており、容易に脱離する粒子を取り除いた後燃焼試験に供試したが、燃焼試験中の高温ガス流によりさらに脱離・飛散された可能性がある。重量測定で認められた僅かの重量変化は、これらの要因によるものと考えられ、燃焼試験時間が試験片を用いた酸化試験においても重量変化を示さない短時間（約 3 時間）であることも考慮すると、SiC^F/SiC の酸化および分解による重量変化は殆どなかったものと思われる。これを確認するためのミクロ組織調査については、試作ライナを用いた燃焼試験が引き続き予定されたため、試料の切断・破壊を要する組織調査は実施できなかった。

上記の燃焼試験の結果、短時間試験ではあるが、ガス燃料を用いた燃焼試験において SiC^F/SiC 製ライナに形態変化は生じず、SiC^F/SiC の燃焼器ライナ適用の妥当性が確認された。

4．まとめ

燃焼器ライナへの CMC 適用性を評価するために、SiC^F/SiC 製燃焼器ライナモデルの非定常燃焼時の熱応力解析により発生応力を求めた。また SiC^F/SiC 製燃焼器ライナの燃焼試験により適用評価を行った。この結果以下のことが明らかになった。

(1)　非定常熱伝導熱応力解析では、SiC^F/SiC 製複合材のアイドル燃焼・定格燃焼の移行時の非定常時に発生するピーク熱応力は材料強度を越えた過大な応力とはならず、適用基準として設定した応力以下である。

(2)　燃焼器出口ガス温度が 1,600℃ の条件で約 3 時間の燃焼試験では、SiC^F/SiC 製複合材ライナには形態変化は生じない。

今後、SiC^F/SiC の疲労特性評価等の耐久性評価、強度向上のためのプロセス改良、熱応力低減のための構造改良、試作ライナの液体燃料を用いた燃焼評価等により強度信頼性の高い CMC 製燃焼器ライナの開発を行っていく予定である。

参考文献

(1)　吉田豊明，日本ガスタービン学会誌，vol. 20, No. 80（1993），p. 4

(2)　D. W. Petrasek, D. L. McDanels, L. J. Westfall and J. R. Stephens, Metal Progress, vol. 130, No. 2（1986），p. 27

(3)　西尾光司，井頭賢一郎，武浩司，末光毅，日本ガスタービン学会誌，vol. 25, No. 98（1997），p. 1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

タービン内再熱水素燃焼ガスタービンの研究

Study on Internal Hydrogen Reheat Gas Turbine

春海　一佳[*1], 菅　進[*1]
HARUMI Kazuyoshi, KAN Susumu
平岡　克英[*1], 井亀　優[*1]
HIRAOKA Katsuhide, IKAME Masaru
城田　英之[*1], 森下　輝夫[*2]
SHIROTA Hideyuki, MORISHITA Teruo

Abstract

We developed an experimental single stage turbine for demonstration of an internal hydrogen reheat gas turbine, in which hydrogen is discharged from the trailing edges of the nozzle vanes into the turbine passage to reheat the working gas. A series of experiments with this turbine were carried out and the results showed the possibility of its realization.

Almost complete combustion efficiencies of the hydrogen for the internal reheat are achieved in a wide range of hydrogen bleeding rate. The increments in the output power by the internal reheat indicate 30% to 70% of those by a one-dimensional turbine performance analysis. The reheat does not affect the amount of NOx in exhaust gas in the experiment at temperature of 1240 K, but the ratio of NO to NOx is diminished by the reheat process and its tendency has a correlation with the concentrations of the unburned hydrogen gases in the exhaust gas. After the operation with reheat by hydrogen for eleven and a half hours in total, considerable problems associated with the internal reheat are not observed in the turbine structures.

1．はじめに

エネルギの消費において，エネルギ源の将来的確保と地球環境に対する配慮は今や例外なく求められている。水素は再生可能な2次燃料であり，二酸化炭素による地球の温室効果を軽減する次世代燃料として，また，その燃焼がSO_2，炭化水素，COを発生させず，NOx低減も容易と考えられることから，大気汚染をもたらさないクリーンな燃料として期待されている。

水素は燃料としては，単位質量あたりの発熱量が高く，また燃焼速度が速い。また，高い比熱と熱伝導率を有し，冷却材としての優れた特徴も併せ持っている。水素の持つこれらの特徴を生かして，我々は，タービン内再熱水素燃焼ガスタービンを提案した。[1]

我々の提案したタービン内再熱の概念図を図1に示す。再熱燃料（水素）はタービン翼を冷却しつつ翼内部を流れ，翼後縁から主流ガス中に噴き出され，タービン流路内で着火・燃焼する。この方式では，複数回の再熱を実現することが容易であり，カルノーサイクルと同じ熱効率を有するエリクソンサイクルの等温膨張過程を近似的に実現することができる。

図2に多段再熱再生ガスタービンサイクルの熱効率と比出力の計算例[2]を示す。タービンの冷却は排熱ボイラで発生させた蒸気を使用する。図中の(a)は再熱再生サイクル，(b)は余分な蒸気を蒸気タービンで利用するコンバインドサイクルの結果である。再熱再生サイクルでは再熱回数を増すとともに熱効率，比出力が改善される。コンバインドサイクルでは比出力は増加するものの，熱

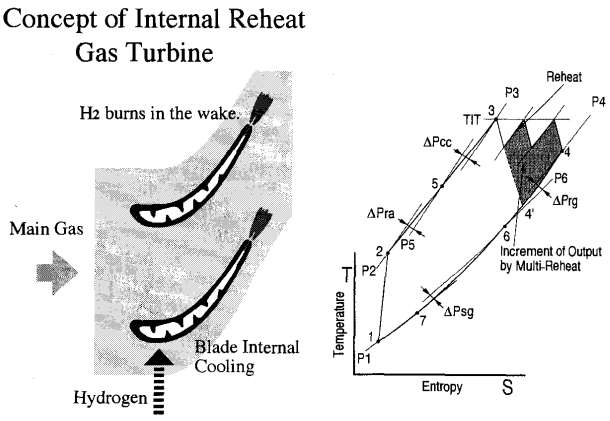


図1　タービン内再熱概念図

原稿受付　1997年10月9日

＊1　運輸省船舶技術研究所機関動力部
〒181－0004　東京都三鷹市新川6－38－1
＊2　元運輸省船舶技術研究所

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

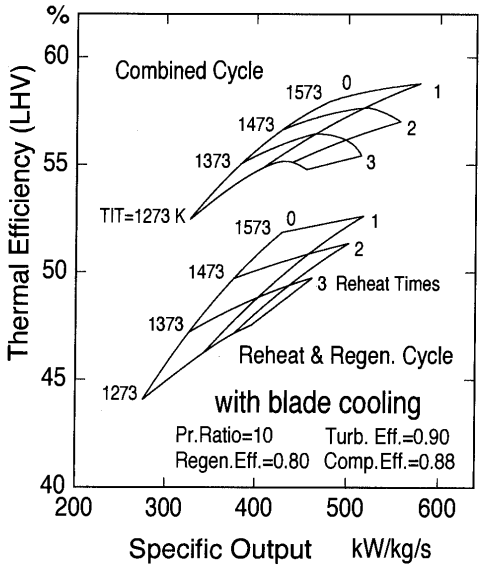


図２　多段再熱再生ガスタービンサイクルの性能

効率に関してはタービン入口温度に依存した最適な再熱回数が存在する。

翼後縁から噴き出す水素の高温高速気流中での燃焼について，高温風洞を用いた２次元翼列の水素噴き出し燃焼実験によって確認した後，タービン内再熱を実機により実証するため，我々は単段の試験タービンを製作した。

製作した試験タービンでは，当初十分な燃焼効率が得られなかったが，改善の方策を講じた結果，再熱用水素がタービン内部でほぼ完全燃焼することを確認し，出力，NOx 排出特性等についての試験データを得た。[(3), (4)～(7)] その後，タービンを分解点検して，内部に異常が生じていないことを確認した。[(8)] 本論文では，試験タービンの運転試験結果および運転終了後の分解点検結果についてまとめて報告する。

２．試験装置

2.1　試験タービン

タービン内再熱は多段タービンにおいて動翼またはその下流で水素を噴き出し燃焼させるのが本来の姿である。しかし，高速で回転するロータへの水素の供給が技術的に困難であることと当所の試験設備の能力の制限から，水素はノズル翼から噴き出し，試験タービンは単段とすることにした。主流ガス速度は動翼下流よりノズル翼下流が早いため，ノズル翼から噴き出した水素の燃焼が可能であれば，動翼から噴き出す場合も十分燃焼が可能と考えることができる。試験タービンの設計時の基本要目を表１に示す。

図３に試験タービンの断面を示す。主空気はタービン

表１　試験タービン設計要目

タービン入口温度	1173K
ロータ入口平均温度	1233K
再熱入力	435kW
タービン入口圧力	0.196MPa
タービン平均出口温度	1153K
タービン出口圧力	0.106MPa
主空気流量	2.6kg/s
回転速度	20,000rpm
タービン出力	405kW

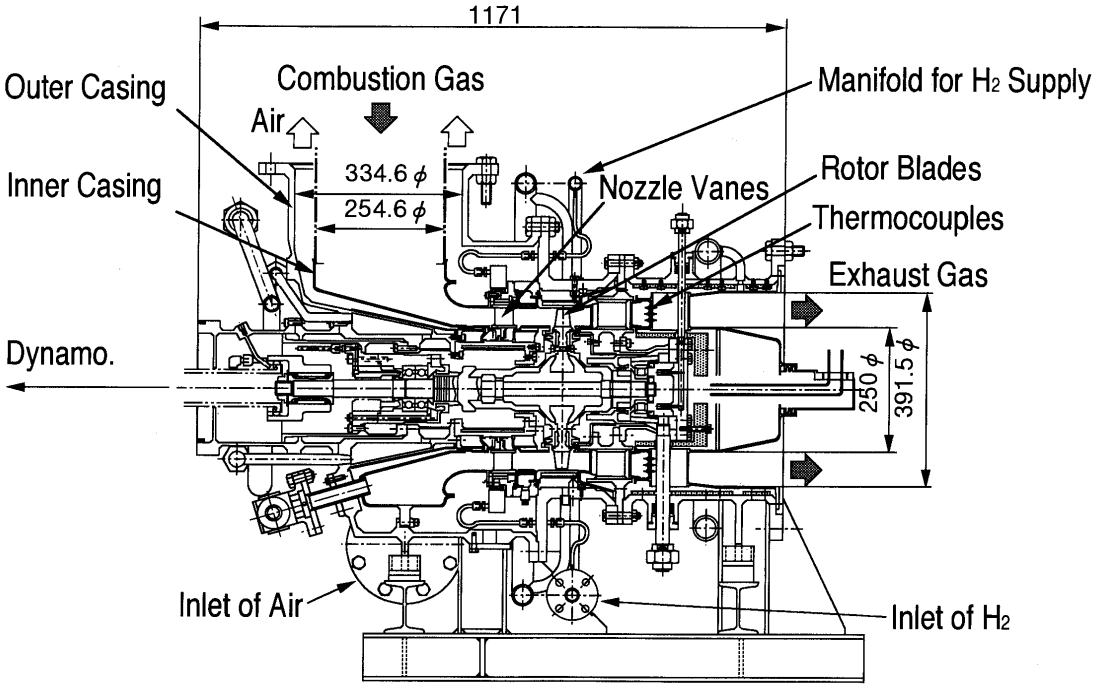


図３　試験タービン断面

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

下部の空気取り入れ口から入り，外部ケーシングと内部ケーシングの間を通って，タービンの上部に置かれた主燃焼器へと導かれる。主燃焼器の燃料には灯油を用いる。再熱用の水素は外部ケーシングの外側にある水素供給用マニフォールドから個々のノズル翼に導かれる。

図4にノズルアセンブリを示す。ノズルアセンブリは25枚のノズル翼で構成される。5枚の翼には測温塗料を塗布した（写真中，白い翼）。ノズル翼は内部に冷却孔を持つ精密鋳造製であり，当初，後縁には等間隔に7つの水素噴出孔（1×3 mm）を設けた。しかしこの翼を用いて環状翼列燃焼試験を行ったところ，翼下流の内周壁を強く加熱することが分かったので，内周側の4つの孔を溶接により塞いだ（図5）。ノズル翼材料はIN 939を使用した。

ロータはロータ翼37枚とディスクを一体鋳造した。材料はIN 713 LCを使用した。デイスクと翼は空気で冷却する。冷却空気はロータディスクの両面から供給され，ロータ翼に設けられた6つの孔を通って翼先端から放出される。

ロータとノズル翼の間で水素は燃焼する。ロータとノズル翼間の距離は，燃焼空間として確保するため，軸方向にノズル翼コード長の2倍の80 mmをとった。図6にこの高温通路の細部を示す。高温通路の内外周壁面はそれぞれ裏側から空気によるインピンジング冷却を行う。

2.2　試験装置

図7に試験装置系統図を示す。主空気は1000 kW圧縮機から供給され，オリフィス型流量計，緊急遮断弁，調整弁を通過した後にタービンに入る。タービンから出た排気ガスは水噴霧により冷却されたのち，消音器を通り，屋外に排出される。主燃焼器はタービンの上方に設置されている。ロータ翼，ベアリング及び内部ケーシングの冷却には圧縮機からの空気を分岐し，約40℃に冷却して使用する。

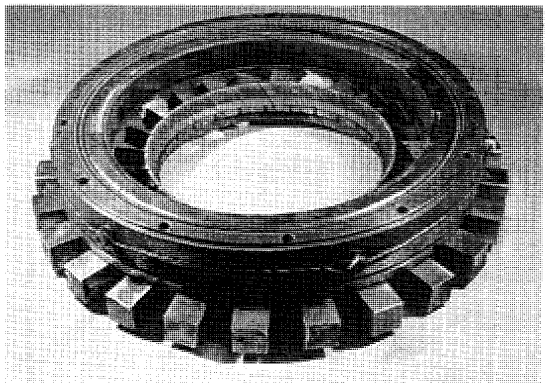


図4　ノズルリング

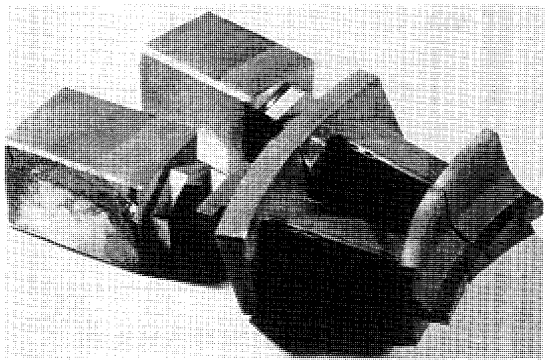


図5　ノズル翼

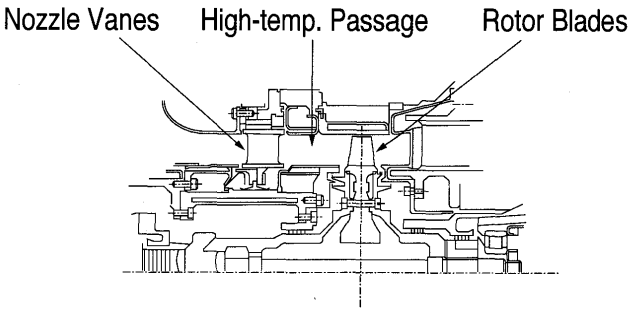


図6　水素燃焼通路部断面

再熱用の水素は15本の高圧水素ボンベから供給する。水素流量は渦式流量計により計測する。試験タービンの運転中，水素を供給しない場合は，ノズル翼は空気で冷却する。水素から空気，および空気から水素への切り替えの間は，窒素ガスを流して管路をパージする。

タービン出力はWard-Leonard式直流電気動力計により測定する。

図8にテストベッドに据え付けられた試験タービン（写真中央），主燃焼器（左上方）動力計（左，写真外）排気ダクト（右方）を示す。

図9に，主空気と冷却空気のタービン内部における流量配分を示す。主空気の約6％はノズル及びロータ翼の間で冷却のために使われる。また，主空気の一部は，燃焼器とタービンの間およびタービンの内部ケーシングの接合部から，圧力差によって高温ガス流路側に漏れ込む。この漏れ込み量は燃焼器入口出口温度差と燃料消費量から計算すると主空気流量の10～12%であった。

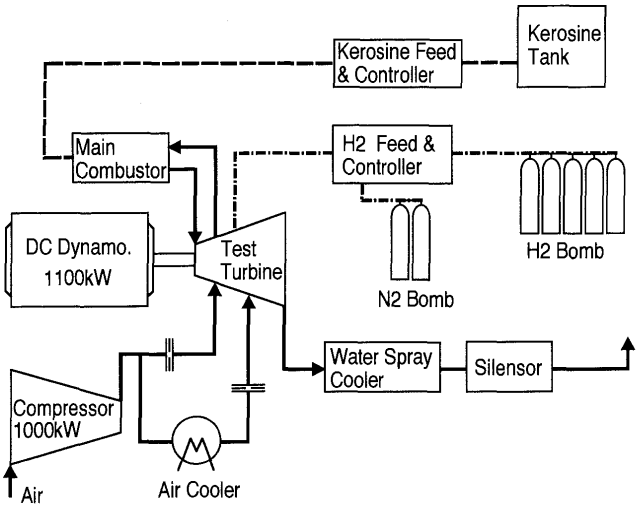


図7　試験装置系統図

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

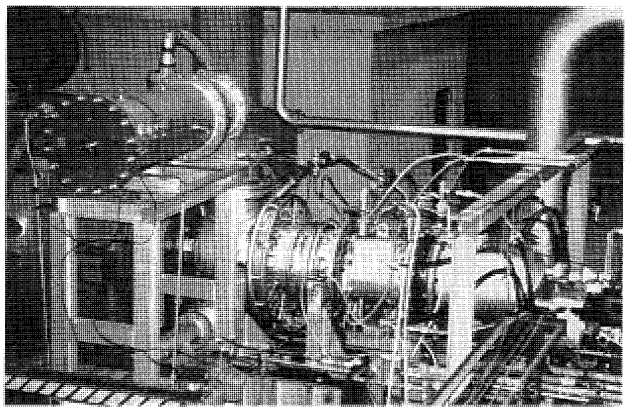


図8　試験装置全景

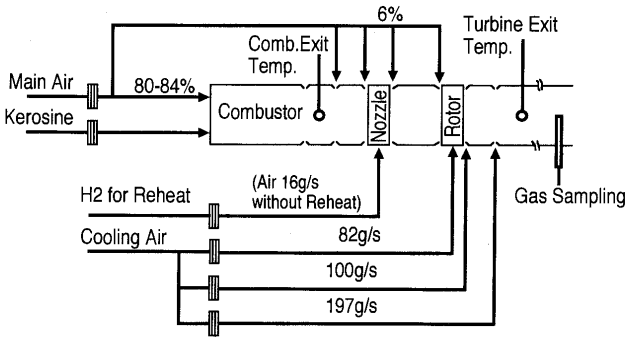


図9　主空気および冷却空気流量配分

2.3　測定系

図10に測定系の概要を示す。タービン入口圧力と入口温度（TIT）はタービンの燃焼器側フランジに近い高温ダクトに取り付けた全圧管と,2重に輻射遮蔽されたK熱電対6本で測定する。タービン出口温度はタービン排気側の4本のストラットに設けた12本のK熱電対により測定し，出口圧力は排気側フランジに接続した排気管の中で全圧管により測定する。

ガスサンプリング管は，L型曲がりを2回経て断面内でガス成分が十分に一様になっていると考えられるタービン出口から約2m下流の排気ダクトの中央に挿入した。使用したガス分析計の形式は図10に併せて示す。

ガス中に含まれる水蒸気がガスサンプリング管及び導管内で凝縮しNOx計測に誤差を生ずることがないように，サンプリング管の冷却水入口温度は60℃以上に保ち，NOx計測ガス導管は約100℃に保温した。

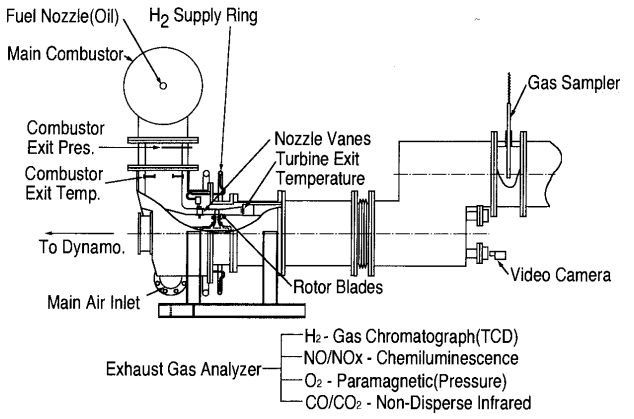


図10　計測系統図

ノズル翼下流の再熱用水素の燃焼状況は，排気管のL型曲がり部に設けたのぞき窓から回転するロータ翼を通して，全ノズル翼のうちストラットで隠れた部分を除く約2／3を見ることができる。再熱試験中は2台のビデオカメラを用いて燃焼状況を観察した。

3．試験結果及び考察

3.1　試験条件

試験タービンの運転は，タービン入口温度1215Kおよび1240Kの2シリーズについて実施した。オリフィス型流量計で計測される主空気流量は設計値2.6kg/sおよび，±10%に対応する2.9，2.3kg/sとした。回転速度は16,000rpm～20,000rpmとし，再熱水素流量は1.5g/sから3.0g/sの範囲で変えた。冷却空気流量は全ての試験で一定とした。水素と主燃焼ガスの質量流量比が0.1%の場合，燃焼効率100%として再熱によるガス温度上昇は約100Kとなる。

3.2　再熱用水素燃焼効率

図11に再熱水素の燃焼効率を示す。図には，タービン入口温度1215Kの試験結果と，次に述べる方策を講じタービン入口温度を1240Kとした最終運転試験結果をあわせて示した。

タービン入口温度1215Kで実施した試験では，燃焼効率は95%から83%の間にとどまった。この試験では，特定の数枚のノズル翼下流で，火炎が着火したり消えたりする不安定な燃焼が観察された。この原因として，主燃焼器出口のガス温度分布の不均一が大きいため，あるいは，ノズル翼手前の高温ケーシングの組み合わせ部で局所的に隙間の大きい場所があり，低温空気がノズルリ

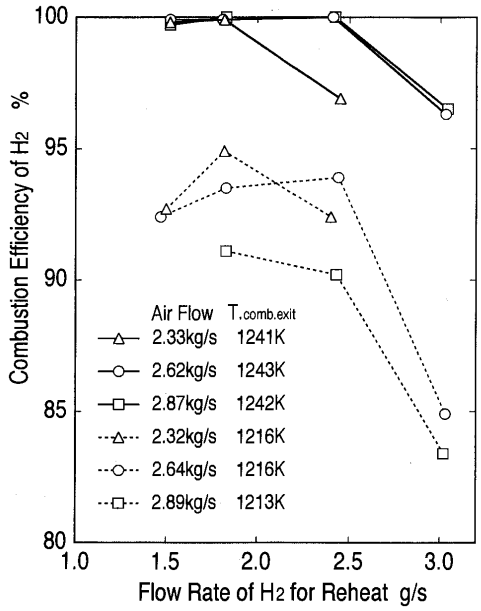


図11　水素燃焼効率

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

ング手前で主ガス中に漏れ入ることによって，一部のノズルでは主流ガス温度が著しく下がっているのではないかと考えられた。

このため，燃焼器出口温度分布の均一化をはかるとともに，ケーシング組み合わせ部の隙間に厚さ 0.3 mm のシムを挿入した。また，主流ガスの温度レベルを 25 K 上昇させた。

このような対策の結果，タービン入口温度 1240 K の試験では，すべてのノズル翼下流で安定した火炎が観察され，水素流量が特に多い場合を除いて，ほぼ 100% の燃焼効率が得られた。水素流量が多い場合は，次節で述べるように，火炎がリング状に連なって見えるようになり，燃焼効率は 96% に低下した。

3.3　水素ガス燃焼観察結果

図 12 にノズル翼後縁から放出された水素の燃焼の様子を示す。試験条件は，主空気流量 2.6 kg/s，タービン入口温度 1240 K である。また，前節に述べた対策後，すなわち水素燃焼効率がほぼ 100% の場合の観察結果である。水素流量は図 12(a)では 1.5 g/s，図 12(b)では 3.0 g/sec である。図 12(a)では観察可能な全てのノズル翼下流に安定した火炎が見える。翼後縁の内周側が光って見えるのは，火炎によって加熱されたためではなく，この部分の溶接跡をグラインダ加工したため，光を反射しやすくなった結果と思われる。水素流量の少ないときは各ノズル毎に分かれて見えた火炎は，水素流量の増加とともに長くなり，図 12(b)のようにリング状に連なって見えるようになる。これは，火炎が下流に伸びてロータ翼まで達したことを示すと思われる。

3.4　NOx 排出量

図 13 は排出ガス中の NOx 濃度測定結果を示す。試験範囲における酸素濃度は 15.5% から 16.1% でその差は比較的小さいので，NOx 測定値の酸素濃度による修正は行わなかった。図に示すすべての場合について，非再熱時（水素流量 0）と再熱時で NOx 総量は変らない。

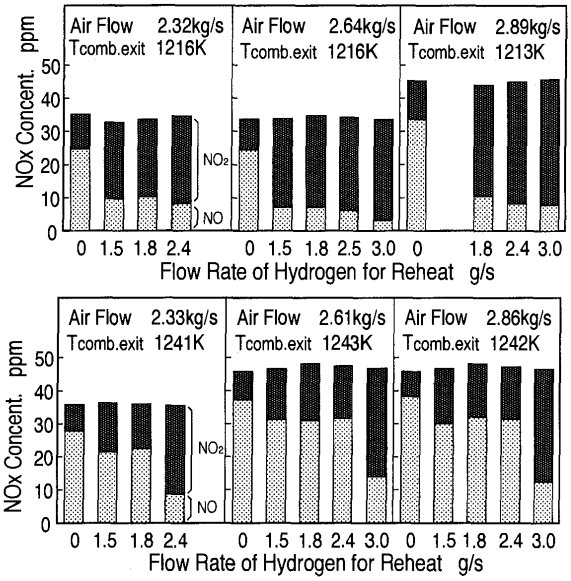


図 13　排気中の NOx 濃度（残存酸素濃度 15.5%～16.1%）

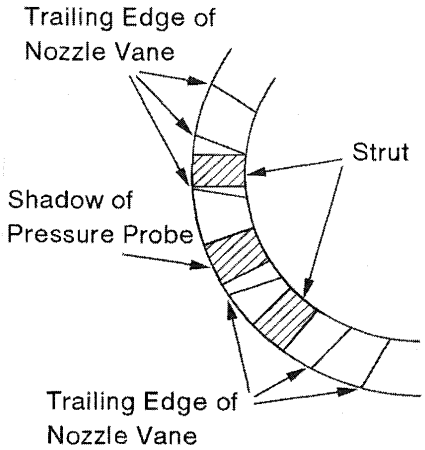
一方，NOx 総量に占める NO の比率は水素再熱により著しく変わり，本試験中に得られた種々の試験条件における測定結果を整理すると，図 14 に示すように再熱時の NO/NOx と残存水素濃度に密接な関係のあることがわかった。

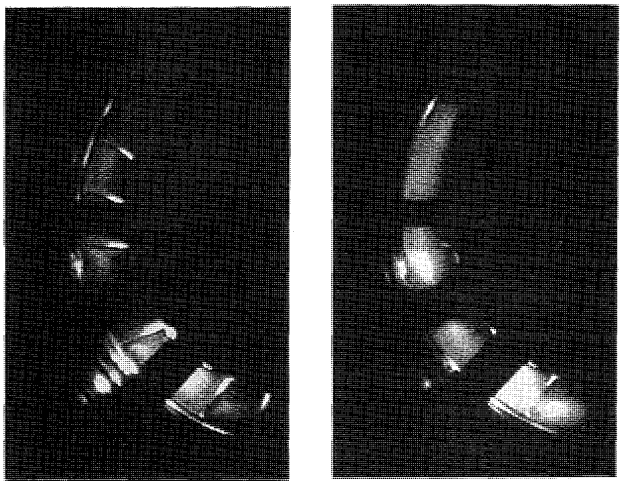
3.5　出力計測結果

図 15 に，タービン入口温度 1240 K の試験における出力を示す。ここで出力は動力計出力を主空気流量で割った比出力で表示した。図では水素流量は低発熱量換算で示した。再熱水素 0 kW は非再熱を意味する。

主空気流量を変えたいずれの場合も，非再熱に比し再熱時の比出力は増加する。しかし，水素流量を変えても出力の変化は小さい。なお，主空気流量の増加に伴い比出力が増加するのは，圧力比が増加するためである。

試験タービンの設計出力と試験結果には大きな差が生じた。すなわち，主空気流量 2.6 kg/s, 20000 rpm にお





a）水素流量 1.5 g/s　　b）水素流量 3.0 g/s

図 12　水素燃焼状況

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

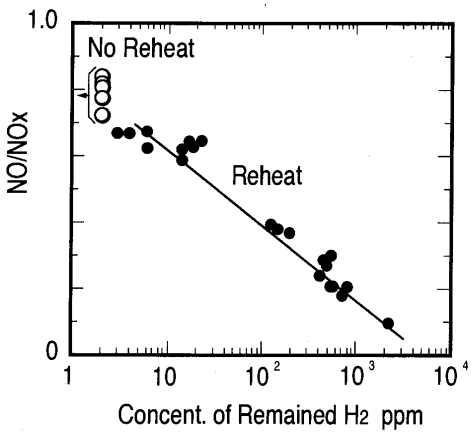


図 14　NO/NOx と残存水素濃度（残存酸素濃度 15.5%～16.1%）

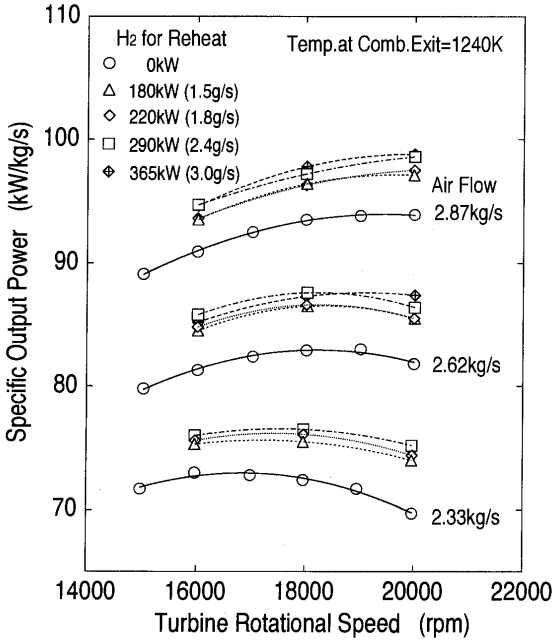


図 15　試験タービン出力

ける比出力は設計値が 155 kW/(kg･s)であるのに対し，試験結果は 86 kW/(kg･s)にとどまった。これは試験タービンの圧力流量特性が設計から大きくずれ，所定の流量に対する膨張比が不足した結果と考えられる。膨張比が設計値に至らなかった理由として，新形式タービン設計にあたって翼列設計データが不十分であったこと，また試験タービンの構造の特性，すなわちノズル・ロータ間の高温流路部が長いこと，再熱による過熱防止を重視したため，主空気流量の 16～18% が燃焼器を通らずに高温ガス側に流入する結果になったこと等が考えられる。

再熱水素流量と出力の関係を簡単なタービン 1 次元計算により求め，試験結果と比較した。計算では，主空気流量，再熱用水素流量，燃焼効率，タービン入口圧力，入口温度を試験条件と一致させた。水素の燃焼はロータ翼の前で完全に終了するとした。ノズルおよびロータ翼列流出角は，圧力・流量特性が試験結果とほぼ一致するように設計値を修正した。

図 16 に水素流量と再熱による出力増加の関係を示す。実線は計算値を示す。計算では水素流量にほぼ比例して出力は増加する。一方タービン試験結果は水素流量の増加と共に出力はわずかに上昇するものの，水素流量に対して頭打ち傾向を示し，計算で予測された値の 70 から 30% にとどまった。水素流量に比例した出力結果が得られなかった理由としては，3.3 節の燃焼観察結果で述べたように，水素流量が増加した場合水素の燃焼反応がロータ翼の前で完了せず，従って出力の増加につながらなかったことが考えられるが，タービン内の流れの 3 次元解析を含む詳細な検討は今後の課題である。

3.6　タービン分解・点検結果

総計 11 時間の水素再熱運転を終了後，試験タービンを分解し，各部の点検を行った。以下に，再熱燃焼部のノズルリングからロータまでについての観察結果を述べる。その他の部分（軸受，ロータ，タービン内外ケーシング，水素供給管など）に異常は見られなかった。

3.6.1　目視による観察

ノズル翼内周側エンドウォール上には，図 17 に示すように，高温ガス流によると思われる変色跡が見られた。変色域はノズル翼後縁部から始まって下流に広がり隣接するノズル翼（写真右側）エンドウォールまでわたっている。しかし，この変色域に変形や溶融といった物理的変化は認められなかった。水素噴き出し孔が開けられている側の，外周側エンドウォールでは一部に変色跡は見られたが，変色の程度はわずかでその範囲も小さい。ノズル翼後縁の再熱水素の噴き出し孔近傍及び噴き出し孔を塞いだ溶接部に異常は全く観察されなかった（図 18）。

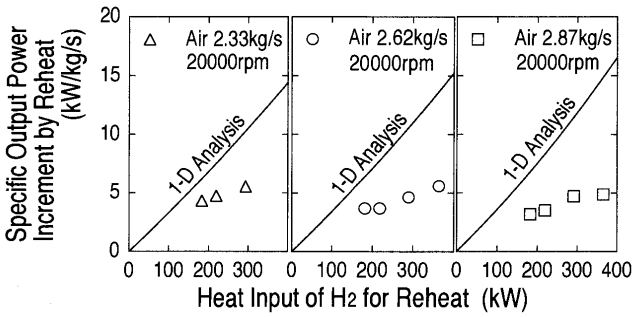


図 16　水素流量と出力増加

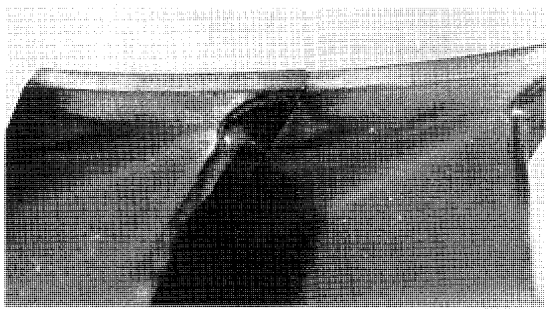


図 17　ノズル翼内周側エンドウォール

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

ノズル翼表面温度は，測温塗料の色の変化から825℃～670℃と推定される。ノズル翼からロータまでの高温通路部の内周側及び外周側ケーシングには，水素燃焼による過熱跡は見られなかった。ロータ翼にも異常は見られなかった。

3.6.2　EPMAによる観察

ノズル翼エンドウォールに見られた変色部の材質変化の有無を調べるため，ノズル翼から図19に示す7カ所を切り出し，EPMA（電子プローブX線マイクロアナライザ）を用いて，断面の元素濃度分布を調べた。ノズル翼材料の組成を表2に示す。検査部位は以下の通りである。

A部：再熱用水素導入部（燃焼ガスにはさらされない）
B部：外周側エンドウォールの比較的軽微な変色部
C部：翼後縁の溶接補修部（図18）
D部：内周側エンドウォールの濃い変色域（隣接翼からの加熱）(図17)
E部：内周側エンドウォールの濃い変色部（図17）
F部：翼後縁の水素噴き出し孔（図18）
G部：翼前縁部

図20に目視で変色の程度が顕著であったD部のEPMA画像を示す。(a)が酸素，(b)がクロム，(c)がコバルトの濃度分布であり，明るい領域ほど相対的濃度が高い。(d)は反射電子像である。(a)，(b)に見られる部

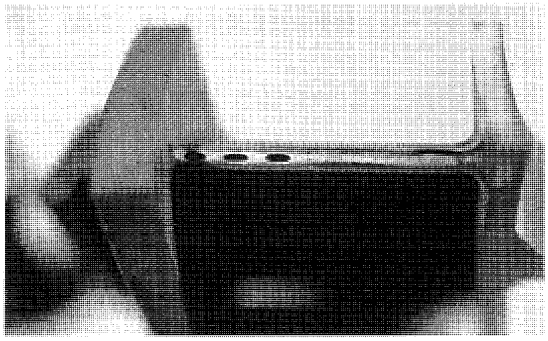


図18　ノズル翼後縁

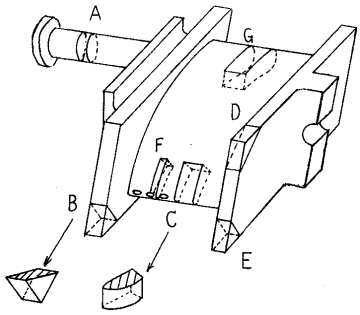
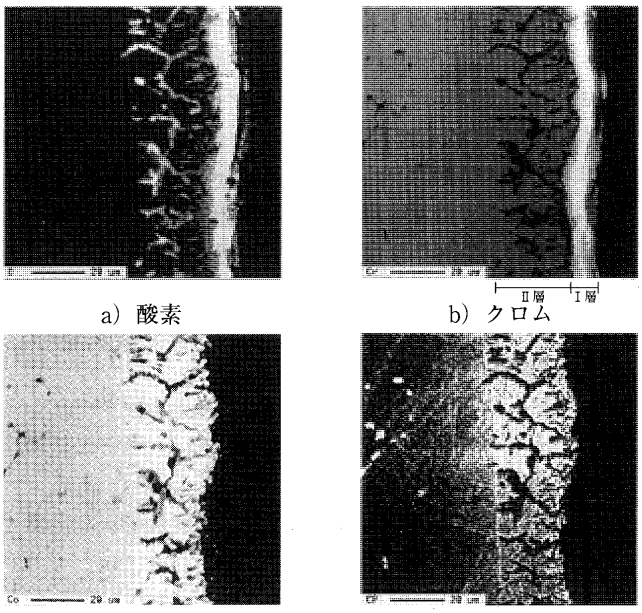


図19　EPMA試験片位置

表2　　ノズル翼材料（IN 939）組成

成分元素	C	Cr	Ni	Co	W	Cb	Ti	Al	Z	Ta
成分比(%)	0.15	22.4	Bal	9.0	2.0	1.0	3.7	1.9	0.009	1.4



a）酸素　　b）クロム
c）コバルト　　d）反射電子像

図20　EPMA写真

材表面に近い酸素及びクロムの高濃度の領域（I層）は，クロムの酸化膜が保護膜として形成されたことを示している。(b)では，クロム原子が表面のI層に移動したことによって生じたクロム濃度の低い層がI層の下に観察される（II層）。さらにその内部に再び濃度の高い層が見られるが，この層が本来のクロム濃度を示している。(c)では，II層の濃度が低下したクロムを補う形で内部からコバルトがII層に移動し，コバルト濃度の高い層を形成している。ニッケルの分析結果においても，コバルトと同様にII層に高濃度のニッケル層が見られる。II層ではまた(a)～(d)のすべての観察像において，組成の一様性が失われた縞状の元素の分布が見られる。このようにI層とII層は，加熱によって生じた酸化影響層と考えることができる。この酸化影響層の厚さはD部では約30 μmであった。D部以外については，以下のようになっている。

A部：酸化影響は全くない。
B部：10 μmに達しない程度の非常に薄い酸化影響層が見られる。
C部：10 μmに達しない程度の非常に薄い酸化影響層が見られる。
E部：D部と同程度の酸化影響層が見られる。
F部：水素吹き出し孔側及び翼外面側とも全く酸化影響は見られない。
G部：酸化影響は全くない。

㈱東芝の今井はIN 939に近い組成を有するニッケル基超合金IN 738 LCについて，放物線則及びWagner理論に基づき，材料温度と酸化層の厚さの時間的な変化の関連を考察している[9]。その結果を本報告のケースに適用すると，酸化影響が顕著に見られたD及びE部では表面温度はおよそ1143 K程度に，B及びC部では1113

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

K程度に達したものと推定され，測温塗料により推定される翼表面温度（1098 K～943 K）より高い。従って，内周側エンドウォールの変色域はタービン内の旋回流れによる半径方向圧力分布によって水素燃焼による高温ガスの一部が翼後縁に沿って内周側に流れた結果と考えられる。しかし，この領域の酸化影響層の厚さは高々30 μmであり，溶融跡もないことから強度的には問題はないと考えられる。

4．結論

タービン内再熱を実証するために単段試験タービンを制作し，その水素再熱運転試験を実施し，以下の結果を得た。

1) 水素流量の広い範囲にわたってほぼ100%の再熱水素燃焼効率が得られた。
2) 再熱による出力増加を確認した。しかし，得られた出力増加は計算値の30～70%に止まった。
3) 排気中のNOx総量は水素再熱によっては変わらない。しかし水素再熱によってNO/NOx比は低下する。NO/NOx比は残存水素濃度と強い相関関係を有する。
4) ノズル翼内周側のエンドウォールに水素再熱による変色跡が見られた。しかし変色域の酸化影響層の厚さは30ミクロン程度であり，強度的な問題を生ずるものではない。
5) ノズル翼下流の流路の高温ケーシングとロータに異常は認められなかった。

謝辞　試験タービンの製作および分解・点検に際しては，㈱東芝京浜事業所に多大な御協力をいただいた。ノズル翼のEPMA観察結果の解析については㈱東芝重電技術研究所岡村隆成氏及び今井潔氏に多大なる御協力をいただいた。深く感謝の意を表します。

参考文献

(1) Kan, S., Morishita, T., Hiraoka, K., Proc. of 83-TOKYO-IGTC, vol. I, (1983), p. 205
(2) 平岡克英，森下輝夫，菅進，日本ガスタービン学会秋季大会鹿児島地区講演会講演論文集，(1985)，p. 91
(3) Hiraoka, K., Kan, S., Kumakura, T., Ikame, M., Harumi, K., Shirota, H., Morishita, T., Proc. of 95-YOKOHAMA-IGTC, vol. III, (1995), p. 197
(4) 森下輝夫，菅進，平岡克英，井亀優，ガスタービン秋季講演会（長崎）講演論文集，(1992)，p. 181
(5) 菅進，平岡克英，熊倉孝尚，井亀優，城田英之，森下輝夫，ガスタービン秋季講演会（盛岡）講演論文集，(1993)，p. 263
(6) 平岡克英，菅進，熊倉孝尚，井亀優，春海一佳，城田英之，森下輝夫，ガスタービン秋季講演会（松江）講演論文集，(1994)，p. 169
(7) 春海一佳，菅進，平岡克英，井亀優，城田英之，森下輝夫，第10回ガスタービン秋季講演会講演論文集（新潟），(1995)，p. 169
(8) 春海一佳，菅進，平岡克英，井亀優，城田英之，森下輝夫，第11回ガスタービン秋季講演会講演論文集（宮崎），(1996)，p. 165
(9) 今井潔（㈱東芝重電技術研究所），私信

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

東海大学工学部におけるガスタービン関連研究

伊藤　高根[*1], ITOH Takane
高田　浩之[*1] TAKATA Hiroyuki
谷田　好通[*2], TANIDA Yoshimichi
佐野　妙子[*2] SANO Taeko
弓野　崇[*2], YUMINO Takashi
鈴木　六郎[*2] SUZUKI Rokuro

キーワード：流体力学，フラッタ，旋回失速，セラミックガスタービン，ハイブリッドシステム，インレットディストーション，燃焼速度，水素，NOx，剥離
Fluid Dynamics, Flutter, Rotating Stall, Ceramic Gas Turbine, Hybrid System, Inlet Distortion, Burning Velocity, Hydrogen, NOx, Separation

東海大学の建学は1943年，その前身である航空科学専門学校が清水市に開校したのに始まるが，1946年旧制大学，1950年文学部，工学部を置く新制大学として新たなスタートをきり，現在12学部を持つ総合大学となっている。工学部はその後，清水市より東京都渋谷区富ヶ谷に移転，さらに1963年に平塚市の湘南校舎の開設により現在の地に移転した。キャンパス内は欅やメタセコイヤの並木，幾つものグランドの周囲に植えられた桜花等，四季折々の木々の花，緑，紅葉が美しく，富士山，箱根，丹沢の山並みが間近に眺められ，また近くを流れる金目川には魚を追う白鷺の姿，冬には翼を休めるカモの群れが見られるなど周囲を自然に囲まれて大変恵まれた環境に位置している。機械関連学科としては動力機械工学科，生産機械工学科，精密機械工学科の3学科があるが，大学院は機械工学専攻という単一の専攻の形で教育・研究が行われている。また，東海大学ではいわゆる講座制はとっておらず，一人一人の教員がそれぞれの独立した研究室を運営する体制で教育，研究がなされている。

ところで，ガスタービンは大変広い分野の工学を結集したシステムであるから，何らかの形でガスタービンの研究に関与している研究室は他にもあると思われるが，機械工学系学科として比較的ガスタービンの研究に重点を置いている研究室には生産機械工学科の高田研究室，伊藤研究室，動力機械工学科の谷田・弓野研究室，佐野研究室，鈴木研究室がある。以下にそれぞれの研究室において現在行われている研究の概要を紹介する。

原稿受付　1998年3月13日
＊1　東海大学工学部生産機械工学科
〒259－1292　神奈川県平塚市北金目1117
＊2　東海大学工学部動力機械工学科

1．高田研究室

高田浩之教授以下大学院修士学生2名，学部学生4名が在籍し，以下のように主として翼列の流体力学に関連する研究が行われている。

1.1　失速フラッタの数値解析および翼列風洞実験

振動翼列を伝播する旋回失速の数値解析を行い，流れ場の渦度分布，翼面非定常圧力変動，フラッタ励振仕事などを求め，失速フラッタと旋回失速の関係を調べるとともに，翼列風洞実験による検証が行われている。その結果，失速渦と回復渦の挙動を通じて失速が翼列を伝播する機構とそれらの渦が振動翼の非定常空力特性に与える効果との関係や，旋回失速の伝播と翼振動の位相伝播とが同期するとき激しい失速フラッタ励振が行われる事などが明らかにされ，また実験によって数値解析法の妥当性が示された。図1に渦度分布の計算例を示す。

1.2　3次元翼列の非失速フラッタ特性の数値解析

任意形状を有する3次元翼列について，各翼は各固有振動モードに従い振動するものとしてその非失速フラッ

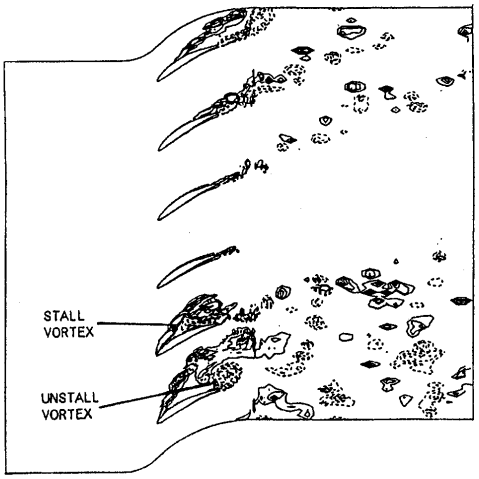


図1　振動翼列の流れ場の渦度分布

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

タ特性を数値解析により求めている。その結果，例えば並進振動モードにおいて翼スパン中央部でフラッタが励振され，翼端部はむしろ減衰側に働くなど，振動モードによっては必ずしも翼端断面の非定常空力特性がフラッタ特性を支配しない場合がある事などがわかった。

1.3　高食違角・低そり角翼列の旋回失速の研究

ファン先端部の2重円弧翼列など，食違角が大きく，そり角の小さい翼列では失速の発生やその後の旋回失速への推移などの状況が低食違角，大そり角の翼列と大分異なる可能性があり，負失速した蒸気タービン終段の動翼列などにおいても同様である。これらの翼列の失速特性を調べるための研究を数値解析および翼列風洞を用いる実験によって行っている。

2．伊藤研究室

伊藤高根教授以下大学院修士課程学生2名，学部学生10名が在籍する。将来のエネルギ問題，地球温暖化等の諸問題に関連して，エネルギ需要の伸び率の大きい民生部門，運輸部門のエネルギ利用システムの効率向上が重要との認識から，その解決には「高効率小型ガスタービンの実現とそのシステム的有効利用法」がキーになるとの信念を持って関連の研究に取り組んでいる。何れも研究の初期段階として専用のシミュレーションプログラムを開発し，コンピュータを用いてシステムの最適化解析等を実施している。

2.1　小型ガスタービンを用いた自動車用ハイブリッドシステムの最適化研究

現行のレシプロエンジンに代わる新しいシステムが強く望まれており，当面はハイブリッドエンジンが最も現実的な解決策と思われる。しかしながらハイブリッドはシステムが複雑で大型化する傾向にあり，高速小型，高効率で多種燃料性に富み，排気もきれいなガスタービンが適用できるならば最も適したシステムとなりうる。そこで，都市バスへ小型セラミックガスタービンを適用する場合を例に，エンジンの制御法も含めてシステムの最適化を検討している。現用システムに対して走行燃費3倍程度が可能なシステムが得られている。また，タービンと圧縮機の機械的結合に換えて電気的パワートランスファを用いたガスタービンシステムを考えこれを適用しさらに燃費を向上する研究も併せて進めている。

2.2　家庭用エネルギ供給システムの最適化研究

一般家庭の契約電流は30Aであるから，100kW程度の小さな自動車エンジンがあれば集合住宅1棟30世帯分以上の電力をまかなうことができる。しかもその排熱を利用して小型コージェネレーションシステムとして組み入れるならば，総合的エネルギ効率はかなり改善されるはずである。現在は電力会社以外が一般家庭に電力を供給することは法的に認められていないが，どのようなシステムにすればエネルギ利用上有効であるかについて検討を進めている。この場合エンジンは振動が無く静かで排気がきれいで，多種燃料性に富み，メンテナンスが容易なものでなければならず，小型ガスタービン以外には無いと信じている。将来どこの家でも小さなガスタービンが元気良く回っている世の中を想像するだけでも楽しい。(一緒にやる人いませんか)

2.3　再生式セラミックガスタービンの動特性の研究

小型ガスタービンは圧力比が高くとれないから高効率化にはTITの上昇と熱交換器による排熱回収が必要となる。しかし加減速の多い自動車用ガスタービンの場合には熱交換器の熱的遅れ特性がエンジン動特性に影響を及ぼし，静的には優れていても，動的な熱効率が悪化するおそれがある。そこでその影響を事前に調べ，エンジンシステムとしてどのように制御すべきかの検討を行っている。

2.4　容積形ガス発生機を有する小型ガスタービンの研究

小型ガスタービンは高効率化のためには熱交換器が不可欠とされているが，熱交換器は大型化しやすく，コスト，信頼性，耐久性の面からも必ずしも十分な要素とは言えない。そこで熱交換器を用いずに高効率化をはかる手段の一つとして，ガス発生機部に高圧力比化が容易なレシプロ式エンジンを用いたガスタービンを考え，エンジンとして成り立つ条件や性能向上に対する最適化の研究を行っている。熱効率50%達成を目標に，それに近い条件が見いだされつつある。

3．谷田・弓野研究室

谷田好通教授，弓野崇助教授以下大学院修士課程学生4名，学部学生12名で構成され，両研究室が合同して学生指導に当たっている。現在は生体流体力学に関する研究を主としており，生体の呼吸における脈動流とガス交換に関する研究，いびきに関する研究，植物種子の飛翔に関する研究を行っているが，以前から卒業研究の一環として軸流圧縮機のインレットディストーションに関する研究も行っており，Semi-Actuator Disk法を用いた解析および図2に示すような環状翼列試験機を用いた実験を通じインレットディストーションの動翼通過後の形状変化およびその減衰，旋回失速発生への影響等について研究を進めている。

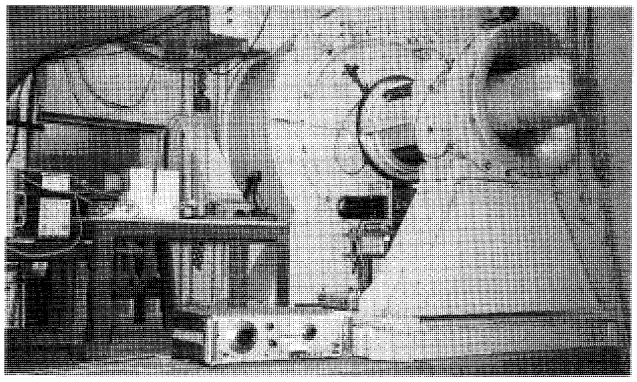


図2　環状翼列試験機

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

4．佐野研究室

佐野妙子教授以下大学院修士課程学生3名，学部学生8名が在籍し，着火，消炎などの燃焼現象，燃焼速度，環境汚染物質の生成などについて，より正確に現象を把握，記述できると言う理由から層流燃焼場を対象とし，最近はもっぱら理論的な研究を行っている。

4.1　水素のrich-lean 2段燃焼によるNOxの排出低減化と燃焼器内でのNO_2生成促進

水素はrich燃焼させてもススが発生しないためrich-lean 2段燃焼によりNOxを低減させうる。また　NO_2は水やアンモニアに吸収させたり，活性炭に吸着させて除去する事が可能になるため，燃焼により生成したNOを燃焼器内でNO_2に変換させる研究を行っている。

4.2　水素，炭化水素燃料の燃焼速度の温度，圧力依存についての検討

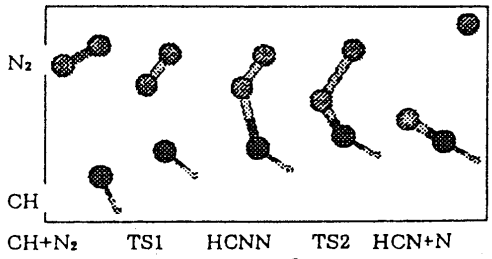
燃焼速度の圧力依存性については，メタンなど燃焼速度の比較的小さな燃料では圧力の上昇とともに燃焼速度は小さくなるが，水素のように燃焼速度の大きな燃料では逆に圧力の上昇とともに大きくなるという式が燃焼の教科書に示されている。水素の理論的推定値は必ずしもこの式では説明できない。当量比$\phi=1$では，圧力の上昇とともに燃焼速度は低下し，$\phi=2$では0.2　MPaまでは圧力の上昇とともに燃焼速度は増加するが，その後は低下する。現在水素の燃焼速度の当量比，圧力依存について検討をしている。

4.3　燃料の燃焼反応機構の構築

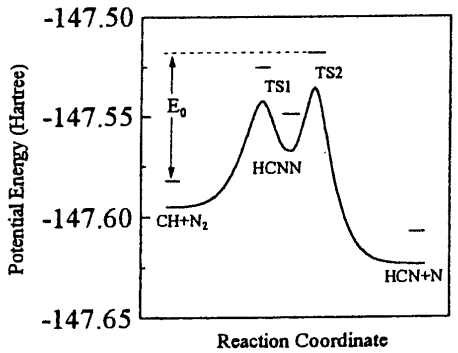
プロパン，メタノール等については，今まで報告されている反応機構では燃焼速度等の実測値を十分説明できない。そこで新たな燃焼反応機構の構築と，燃料によるNOxの生成特性の比較を行っている。

4.4　分子軌道法による素反応の速度定数の評価

計算機能力の増大にともないab　initio分子軌道法により分子の挙動を計算できるようになってきており，この方法を用いて素反応の速度定数の評価を行っている。図3に$CN+N_2 \rightarrow HCN+N$の反応について計算した結果の1例を示す。(a)はCHとN_2とが反応して遷移過程(TS)を経て変化していく過程，(b)はポテンシャルエネルギ曲線を示している。



(a) 反応過程



(b) ポテンシャルエネルギー曲線

図3　CN+ N_2→HCN+Nの反応の計算例

5．鈴木研究室

鈴木研究室は1995年3月に退職された田中英穂先生の研究室を引き継ぐ形で鈴木六郎講師によってすすめられており，ガスタービン関連では以下の研究がなされている。

5.1　剥離を伴う翼列翼の振動時における非定常空力特性

二次元翼列翼を風洞試験部に設置し，曲げ振動，およびねじり振動を与えて翼面圧力分布を計測し，その結果から剥離泡内のエネルギがフラッター発生に及ぼす影響を調べている。

5.2　翼面に生じる剥離泡の制御機構

前縁に曲率を有する平板翼を一様流に置き翼面流れの岐点，剥離点，再付着点等を油膜法で可視化するとともに，翼面上の圧力計測，流速および，乱れの計測から剥離泡の制御機構について検討している。図4に実験用風洞装置を示す。

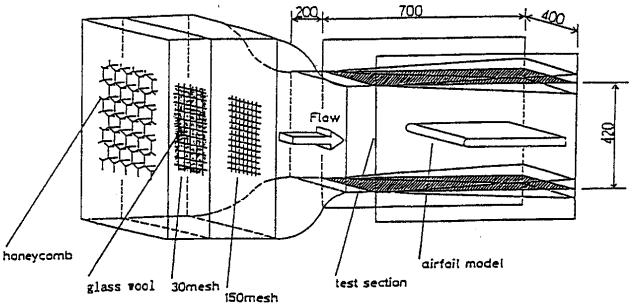


図4　剥離泡の制御実験用風洞

以上，簡単に東海大学工学部におけるガスタービン関連の研究概要を紹介した。21世紀に向けエネルギ問題，環境問題等重要な課題を世界中が抱えており，ガスタービン関連技術はこれらの問題解決にとって益々重要な位置を占めることになると思われる。18才人口の減少，理工系離れ等がいわれている昨今であるが，将来のガスタービンを支え，ひいては地球を支える元気な若者を育てていきたいものである。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

THE MIT GAS TURBINE LABORATORY

A.H. Epstein*1, E.M. Greitzer*1, G. Guenette*1
J. Kerrebrock*1, J. Paduano*1, C.S. Tan*1
I. Waitz*1

1. An Overview

The MIT Gas Turbine Laboratory (GTL) has had a worldwide reputation for research and teaching at the forefront of gas turbine technology for almost 50 years. The laboratory is a reflection of the shared interest of its faculty and staff in both working at the frontiers of aeropropulsion and turbomachinery and in educating graduate students in this discipline.

2. A Brief Historical Perspective

The concept of a MIT Gas Turbine Laboratory was formulated not long after the first jet engines were successfully run. Shortly after the end of the Second World War, Professor J. C. Hunsaker, who was one of the pioneers of aviation in this country, brought together a group of American industries who donated funds for the construction of a laboratory devoted to jet propulsion.

From the beginning, the GTL evolved into what we believe is a world-class institution for teaching and researching aeropropulsion and turbomachinery technology. The research carried out in the laboratory has changed with the interests of the participants, but we have always sought to carry out the type of work that leads, rather than follows, the state of the art. Examples in the past include the first implementation of a three-dimensional computation of the flow in a transonic compressor and the concept of blowdown testing of transonic compressors and turbines. Two current examples are the work on smart engines, in particular active control of turbomachine instabilities, and the work on micro engines.

The laboratory maintains strong ties with industry and government research in the area of propulsion and turbomachinery technology, as well as with other academic institutions who are leaders in the field. We have, for example, collaborative projects with almost all the major American aeroengine manufacturers, as well as European and Japanese companies. The result is that the work in the MIT Gas Turbine Laboratory has many connections to real world problems. Research support also comes from several military agencies, various NASA centers, and industry. Current sponsors of research include: Aerodyne, AlliedSignal Engines, Air Force Office of Scientific Research, Asea Brown Boveri, Allison Engine Company, Army Research Office, DARPA, General Electric, IHI, Lincoln Laboratory, NASA (Lewis Research Center and Langley Research Center), Mitsubishi Heavy Industries, Nissan, Northrop-Grumman Corporation, Office of Naval Research, Pratt & Whitney, South Carolina Energy R&D Center (DOE), and United Technologies Research Center.

3. An Overview of Research Activities

The Gas Turbine Laboratory (GTL) applies a wide range of analytical, numerical, and experimental techniques to problems in aeropropulsion, gas turbine engines, and turbo machinery. The GTL provides unique experimental facilities for research on fluid mechanics, heat transfer, and control of these devices. Current active facilities include: transonic blowdown compressor and blowdown turbine, single and multistage low speed axial compressors, a facility for investigating centrifugal compressor diffusers at realistic Mach numbers, a facility for development of optical techniques for flow state variable determination, water and wind tunnels for mixing and vortical flow investigations, a facility for examination of turbine internal heat transfer processes, an annular hydrogen burner, and an engine test stand for (helicopter) gas turbine engines, a

原稿受付 1998年4月16日

＊1 The Gas Turbine Laboratory,
Department of Aeronautics and Astronautics
Massachusetts Institute of Technology
Cambridge, MA 02139, U.S.A.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

shock tube facility, a facility for investigating flow in radial turbomachines operating in the low Reynolds number regime. Work is also being carried out on company (e.g. at the General Electric Low Speed Research Compressor Facility), and government facilities (e.g. NASA Lewis Research Center).

3.1 Specific Research Areas

1) Turbomachinery

The MIT Gas Turbine Laboratory has long been engaged in the investigation of various approaches towards the improvement of turbomachinery performance and design methodology through basic research into compressor and turbine aerodynamics and heat transfer for axial and centrifugal machines. This core area of competency is complemented by the ongoing development of unique diagnostic instrumentation and testing methodologies.

Current research projects include:

Aerodynamics

- Fluid Mechanics of Compressor Endwall Flows and Casing Treatment
- Active Tip Leakage Flow Control in Axial Turbomachines using MEMS Technology
- Vortical Structures in Turbomachinery Tip Clearence Flows
- Effects of Rotating Tip Clearance Asymmetry on Axial Compressor Performance, Stability, and Stall Control
- Role of Tip Leakage/Endwall Flow on Compressor Instability Inception
- Numerical Investigation of Unsteady Blade Loads Generated By Convecting Density Non-Uniformities
- Aerodynamic Performance of a Scaled Turbine Stage in a Short Test Duration Rig
- An Investigation of Rotordynamic Aerodynamic Interaction in Axial Compressors
- Compressor Performance Enhancement Using Suction
- A Computational Model for Multistage Axial Compressor Design
- Impact of Endwall Flows and Blade Wakes on Multistage Compressor Performance and Design
- Aerodynamics of Advanced Fan Bypass Duct Exhaust System

Heat Transfer

- Heat Transfer Performance of a Turbine Stage
- Internal Heat Transfer in Cooled Turbine Blades
- Internal Cooling of Turbine Blades based on Evaporation

Diagnostics

- Film-Cooled Turbine Testing Performance

Centrifugal Turbomachinery

- Fluid Dynamics of Torque Converters
- Effects of Impeller-Diffuser Interaction on Time-averaged Performance of Centrifugal Compressor Stage

2) Environmental

Research in combustion and environmental topics within the Gas Turbine Laboratory is organized under the closely integrated Aero-Environmental Research Laboratory (AERL) directed by Professor Ian A. Waitz. MIT established the AERL to provide a focus for research directed at quantifying and reducing the environmental impact of aerospace systems. Major research efforts are exerted in pollutant emissions and community noise, two areas of significant concern for current and future aircraft.

Current projects include:

Aircraft Noise

- Experimental Investigation of Streamwise Vorticity Enhanced Compressible Mixing
- Suction and Blowing Strategies for Reduction of Fan Noise
- Mixer-Ejector Noise Suppressor Design
- Transient Testing of Engine Exhaust Nozzles

Combustion

- Combustor Primary Zone Modeling

Aircraft Emissions

- Chemical Processes in the Turbine and Exhaust Nozzle
- Effects of Engine Aging on Aircraft Cruise NOx Emission

3) Smart Engines

The MIT Gas Turbine Laboratory (GTL) embarked on the 'Smart Engines' research program in the mid 1980's, to investigate the benefits of advanced control on aeroengine performance optimization. The program's hallmark has been repeated demonstration that engine component performance limitations can be fundamentally altered through collaborative application of fluid mechanics, control theory, structural dynamics, and experimental methods. Principal applications have been compression system instabilities: rotating stall, surge, and compressor blade flutter; performance improvements sought include higher efficiency, inlet distortion tolerance translating to lighter aircraft, and improved engine safety.

Several recent technology developments motivate this new approach to engine performance optimisation. The microelectronic revolution makes possible increas-

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/03/06.

ing by orders of magnitude onboard engine-control computational capacity. The reliability and fault tolerance of control systems has also improved dramatically. Actuation technology, such as Samariumcobalt and switch-reluctance motors, piezo-electric materials, and magnetic bearing technology, allow relatively lightweight, high-bandwidth effecters to be considered as possible additions to the engine design. Sensor technology has also advanced dramatically. Finally, models of the performance-limiting instabilities that plague engine components are becoming more mature.

Taken together, these technology advances motivate a new concept in engine control, which we term 'smarts engine' technology. The idea is that through active feedback control (which involves the incorporation of new sensors, processors, and actuators) component level performance can be enhanced. This enhancement takes the form of either adaptation to off-design conditions for better performance, or stabilization of previously unattainable regimes, which allows either higher performance or less restrictive component matching requirements. In either case, active control technology allows the engine designer new degrees of freedom for optimization of overall engine performance.

Current projects include:

Surge and Stall

- 3-D Nonlinear Analysis of Rotating Stall
- Modeling of High Speed Axial Compressors with Inlet Distortions
- 3-D Linear Analysis of Rotating Stall Inception
- Identification and Control of Rotating Stall in High Speed Compressors
- Control of Rotating Stall and Surge on a 3-Stage Low-Speed Compressor
- Active Control of Rotating Stall in a Single-Stage Transonic Compressor with Magnetic Bearings
- Active Surge Control of Helicopter Engines

Flutter

- Flutter Modeling for Control
- Articulated Rotor Design for Flutter Diagnostics

4) Power MEMS

A major new project in the laboratory is aimed at the development of high power microfabricated electromechanical systems, or "Microengines", such as gas turbine engines with flow path diameters of one to several millimeters and rocket engines which look like a computer chip. The gas turbine engines have the potential, when coupled with a micro electric generator, to provide a compact device with power density considerably higher than current battery sources. The project has as objective the design and construction of a working micro gas turbine generator. Intermediate objectives are to develop a microfabricated motor-driven compressor and also a micro turbine-generator. These devices, along with microcombustors, allow the development and testing of the major components forming the gas turbine generator. In parallel, the micro rocket engine is being developed, which will use the turbomachinery and bearing expertise from the other devices for its fuel pressurization. The project is multidisciplinary in nature, and brings together a team of researchers at MIT in the areas of aerodynamics, combustion, structural dynamics, materials, electronics, and micromachining and fabrication. The devices developed and the main areas of research pursued as part of this project are described below:

Current devices include (may not be complete) a micro gas turbine generator, a micro motor-driven compressor, a micro turbine-generator, and a micro rocket engine.

Current R&D areas include system design and integration, turbomachinery, combustion, bearings, microfabrication, structures and materials, and electrical machinery.

4. Visitors

The Gas Turbine Laboratory has had visitors from industry (US, European as well as Japanese) and other academic institutions (Cambridge University, Caltech, University of Warrick, BUAA and Qinghua University of China). The visitors are in residence for a period ranging from a month to a year. They are expected to be involved in the ongoing research and intellectual activities at the Gas Turbine Laboratory.

5. Summary

The activities encompass basic, applied, multidisciplinary types as well as those focus on the development of leading edge engineering/technological device (that could potentially change the "landscape"). It is also often the case that a particular research activity is undertaken to resolve (short term as well as long standing) technical issues that impact the performance and operation of modern gas turbine engines.

In addition to research activities the MIT Gas Turbine Laboratory also undertake teaching of graduate and undergraduate courses pertaining to aeropropulsion and gas turbine engines in the Department of Aeronautics and Astronautics.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

三菱式 MG 5－100 ターボシャフトエンジン

内田　誠之[*1]，　河合　道雄[*1]
UCHIDA Seishi　KAWAAI Michio

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

概要

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

このエンジンは，単段で世界最高の圧力比 11 を実現した遠心圧縮機を用い，同じく単段の空冷高圧タービン，出力タービン，更に環状逆流式燃焼器，二段減速式ギアボックス，国内初の民間用二重系電子コントローラ（FADEC）等を組み合わせた小型，軽量で高性能の 800 馬力級ターボシャフトエンジンである。
現在当社で開発中の民間ヘリコプタ MH 2000 に搭載され飛行試験が実施されている。

MG 5—100 の特徴

(1) 軽量・小型・頑丈で整備性が良い
圧縮機，高圧タービン，出力タービンが各 1 段で最少のロータ構成，部品点数となっている上，モジュール構造の採用により整備性が良い。

(2) FOD，エロージョン耐性が高い
単段遠心圧縮機の超ワイドコード翼の特徴により従来エンジンに比較し耐 FOD，耐エロージョン性を大幅に向上。

(3) 高い信頼性
冗長性を高めた 2 重系 FADEC の採用に加え，手動バックアップ制御装置を有し，部品点数最少化とあいまって高い信頼性を実現。

(4) 出力軸回転数設定変更が可能
FADEC に出力軸回転数の変更機能を有し，100%・90% の設定が可能。これにより，メインロータの回転を下げ低騒音飛行が可能になる。

(5) 完成された統合システム
吸気ダクト，滑油クーラ・ブロア等エンジンとして必要な全ての要素を一体化した統合システム。

エンジン要目・構造

MG 5－100 エンジンの主要目を表 1 に，外観を図 1 に，エンジン本体の断面を図 2 に示す。

圧縮機は 2 段のスプリッタを有するチタン合金製削り出しのインペラと，チャンネルタイプのラジアル及びベーンタイプのアキシャルの両ディフューザ，更にアルミ合金製の 32 枚の可変入口案内翼から構成され，1 段で圧力比 11：1 の能力を有する。

燃焼器は環状逆流式の耐熱鋼板金製で，12 本のハイブリッドタイプ燃料ノズルと，2 本のイグナイタプラグを有している。

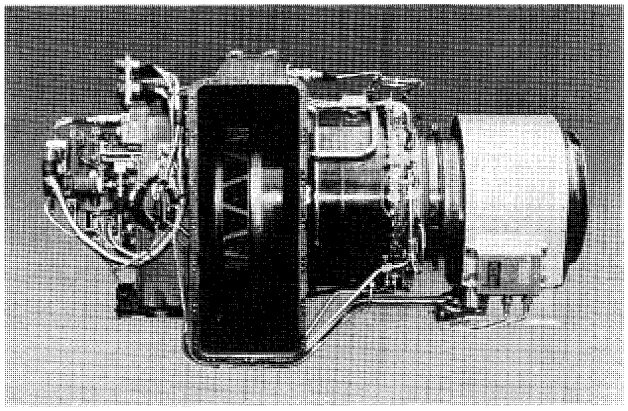


図 1　MG 5－100 エンジン外観

表 1　MG 5－100 エンジン主要目

出力	離陸定格	800馬力
	30分片発定格	840馬力
	連続定格	780馬力
回転数	高圧タービン軸	51600rpm
	出力タービン軸	32500rpm
	出力軸	5700rpm（100%） 5140rpm（ 90%）
寸法		1154L＊574W ＊675H（mm）
乾燥重量		154Kg
構成	圧縮機	遠心1段
	燃焼器	環状逆流式
	高圧タービン	空冷軸流1段
	出力タービン	軸流1段
	減速機	2段減速式
	コントローラ	2重系FADEC（別置）
	その他	入り口・排気ダクト、滑油冷却システム内蔵
燃料		JET－A1
潤滑油		合成油

原稿受付　1998 年 3 月 23 日
＊1　三菱重工業㈱　名古屋誘導推進システム製作所
〒485－8561　愛知県小牧市東田中 1200

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

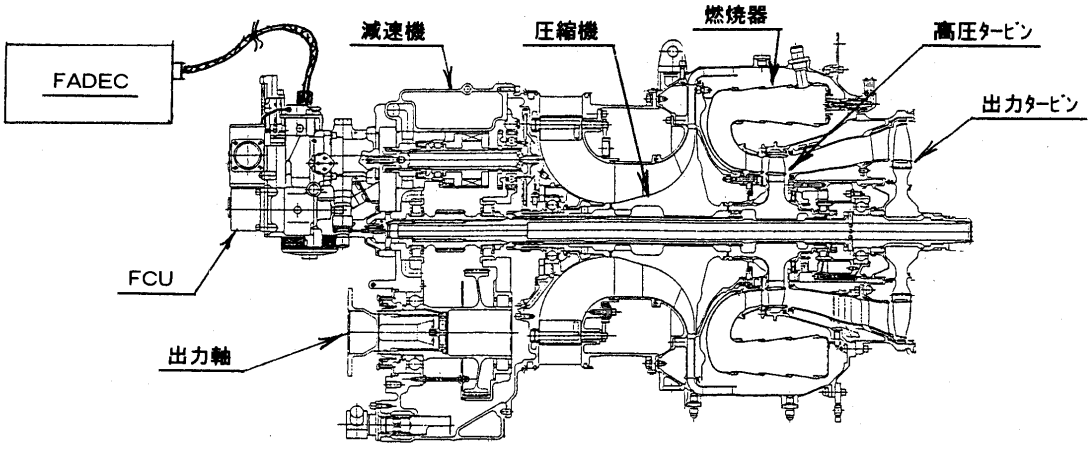


図 2　MG 5－100 エンジン本体断面図

高圧タービンは 17 枚の精鋳空冷ノズルベーン，33 枚の精鋳空冷ブレード，鍛造ディスク，更にブレードを抑えるサイドプレートで構成され，ロータはタイロッドで圧縮機インペラと結合されている。タービン入口温度は 1150℃ クラスである。

又出力タービンはリング状精鋳一体ノズル，46 枚のシュラウド付精鋳ブレード，鍛造ディスク及びロングシャフトから構成される。ロングシャフトはインペラ，高圧タービンディスクの内径を貫通し，前方で減速機に結合され，二段の歯車で減速されて出力軸に結合される構造となっている。

減速機は減速ギアの他に，潤滑油の給油・排油ポンプを内蔵し，又スタータジェネレータ（機体補機），燃料ポンプ・メータリングバルブ・可変案内翼アクチュエータの機能を有する FCU 等を駆動する補機系ギアも内蔵している。

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

FADEC

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

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

その他の機能として

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

等を有している。

ハードウェアはマルチチップモジュール（MCM）化により高集積度を実現しており，小型軽量，低コストで耐電磁放射（HIRF）も含め，世界レベルの耐環境性を実証済である。FADEC の設置はエンジンとは分離し，機体の電子機器室に置く方式を取っている。

又ソフトウェアについても世界的に認知された体系に基づいて開発，確認されている。

型式承認試験

航空エンジンは飛行の安全を確保するため，法に規定された厳しい試験に合格し承認を得なければならない。民間エンジンの場合，我が国では航空法に基づく耐空性審査要領（米国 FAA の FAR/PART 33 と同等）に定められており，150 時間耐久，鳥・氷・水吸込，過回転・過温度，振動，ディストーション，高・低温，環境氷結試験，高空機能試験，オーバーホール間隔を規定する IMI 試験等々のエンジン試験，更には要素・部品レベルの機能・性能・強度試験等により数百項目に亘る規定を実証する必要がある。

本エンジンの場合も，約 1 年間の各種試験と，平行して実施した約 90 回の適合性審査会の後，平成 9 年 6 月に型式承認を取得したものである。

其の後飛行試験を継続し，平成 10 年 3 月現在で MH 2000（図 3）として累計エンジン時間約 2700 Hr に達している。

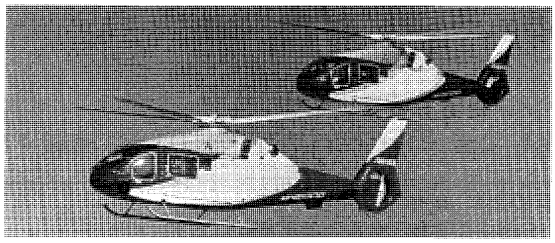


図 3　MH 2000 ヘリコプター

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

ABB　11 N 2　LBTU ガスタービンを用いた高炉ガス専焼 150 MW コンバインドサイクル発電設備

中洲　　晧[*1]
NAKASU Ko

キーワード：重構造型，ABB 11 N 2, 高炉ガス，BFG，複合発電設備，CCPP，宝山鋼鉄

1．はじめに

世界最大の高炉ガス専焼 150 MW コンバインドサイクル発電設備（CCPP）は，ABB 社の最新型発電用ガスタービンである 11 N 2 ガスタービンを基に低カロリの高炉ガス（BFG）焚き用に新開発された 11 N 2 LBTU ガスタービンを原動機として，中国上海宝山鋼鉄公司殿に初号機が納入された。

今回，昨年 11 月末にこの設備が引渡しされ営業運転に入ったので，設備の概要を紹介する。

2．ABB 11 N 2 LBTU ガスタービン

ABB 社は 1950 年頃小型の高炉ガス焚きガスタービンの実績が 21 台あり，今回大容量の高炉ガス焚きバーナの開発に当たって KHI と共同で約 5 分の 1 の大きさの試験バーナを製作し，製鉄所で高炉ガスを使った燃焼試験を実施してバーナ及び燃焼器開発の基本データを得た。

11 N 2 LBTU ガスタービンは ABB 社製の天然ガス，液体燃料焚き 11 N 2 ガスタービンのバーナ，燃焼器部分を低カロリ燃料である高炉ガス焚き用に新開発したもので，燃焼器以外の空気圧縮機，タービン部分は 11 N 2 ガスタービンと同じである。

バーナは高炉ガス燃料バーナと液体燃料バーナを一体に組み合わせた構造で，夫々専焼及び混焼運転が可能である。

燃焼器は単筒のサイロ型で，燃えにくい高炉ガスの安定燃焼を達成する為標準サイズより大きく設計された。11 N 2 LBTU ガスタービンの断面図と 11 N 2 ガスタービン標準燃焼器を図 1 に，主要目を表 1 に，据付時の写真を図 2 に示す。

3．高炉ガス焚き CCPP の特徴

高炉ガスは N_2 ガス，CO_2 ガス分を 70% 以上含む低カロリガスでガスタービンの燃料として使用する為にはその特性に合わせて次のような設備が必要である。

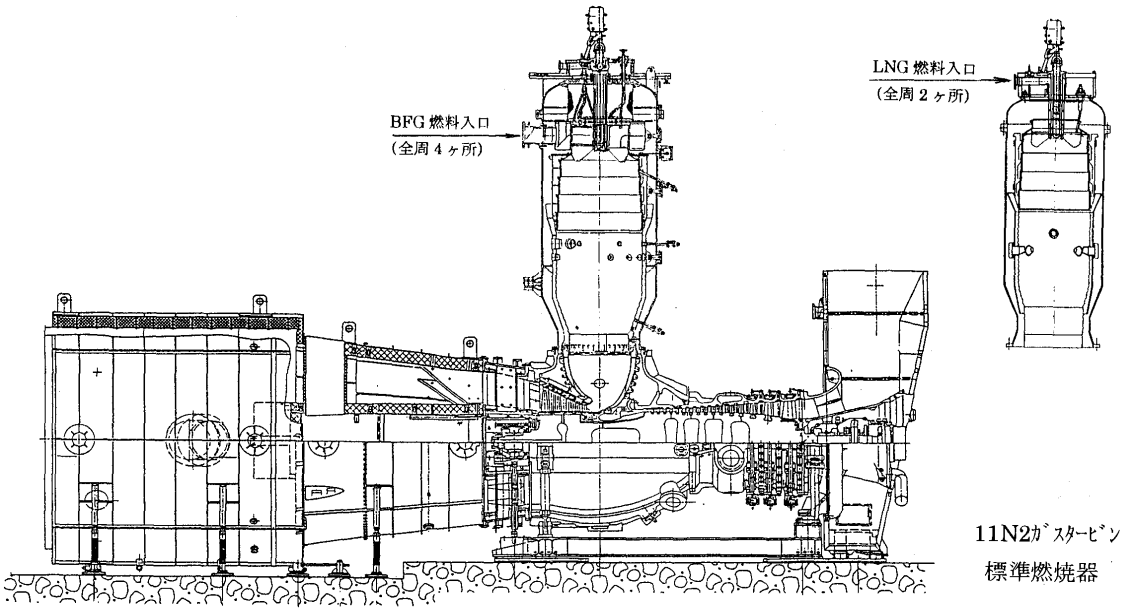


図 1　11 N 2 LBTU ガスタービン断面図と 11 N 2 ガスタービン標準燃焼器

原稿受付　1998 年 3 月 5 日

＊1　川崎重工業㈱　原動機事業部タービン部
〒650－8670　兵庫県神戸市中央区東川崎町 3－1－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

表 1　11 N 2 LBTU ガスタービンの主要目

表1．11N2LBTUｶﾞｽﾀｰﾋﾞﾝの主要目

形式	開放ｻｲｸﾙ単軸重構造型
型式	GT11N2LBTU
軸端出力	144MW
ISO 熱効率（軸端、LHV）	38.71%
ﾀｰﾋﾞﾝ入口ｶﾞｽ温度(ISO 定義)	1060℃
排気ｶﾞｽ温度	540℃
定格回転数	3600rpm
回転方向	出力軸側から見て右回り
高炉ガス燃料発熱量（LHV）	3170kJ/Nm³(wet)
起動燃料	軽油
タービン段数	4
圧縮機段数	16（入口 3 段可変静翼）
ロータ	溶接構造一体型
軸受個数、タイプ	2、滑り軸受
燃焼器	単筒サイロ型
燃焼器内 NOx 低減水噴射装置	無し

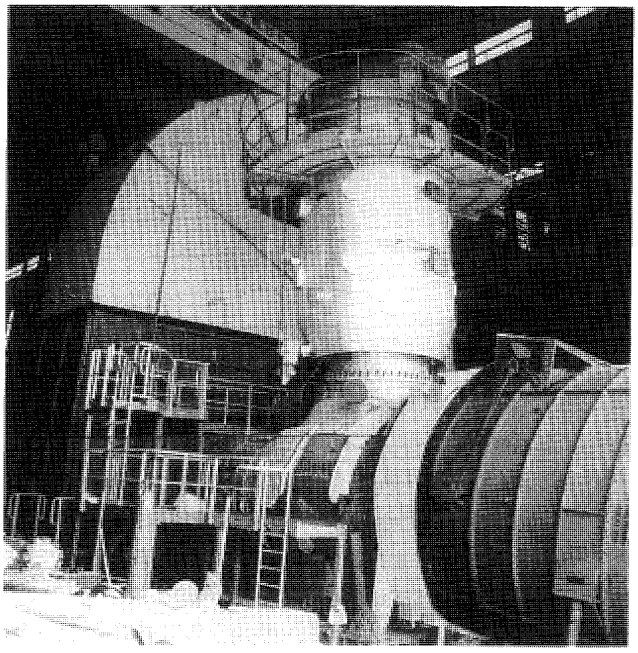


図 2　据付中のガスタービン

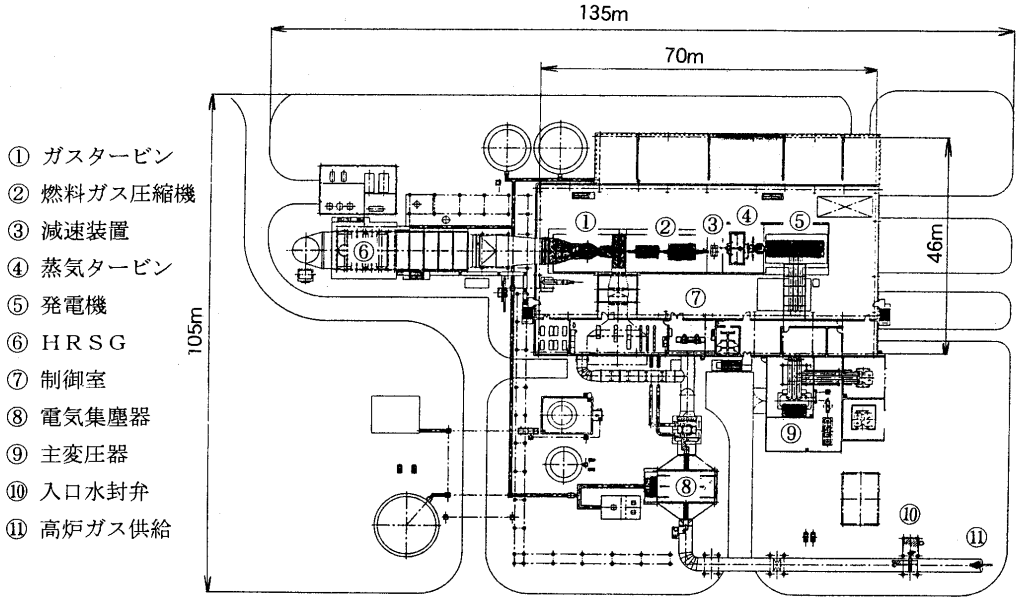


図 3　設備平面図

① 製鉄所内の低圧ラインから高炉ガスをガスタービンの燃料として供給する為の大容量の燃料ガス圧縮機

② 高炉ガスは通常 100% 湿りで，水滴（ミスト），ダストを含んでおり，これらを除去する装置

③ 燃料の体積流量が大きく燃料配管サイズが大きくなる為配管設備のスペース

4．宝山鋼鉄殿向 CCPP

客先の要求仕様に従い今回の設備は図 3 の設備平面図に示すように 3,600 rpm のガスタービン，燃料ガス圧縮機と 3,000 rpm の蒸気タービン，発電装置を減速機で 1 軸にした構成で，高炉ガスの清浄の為燃料ガス圧縮機の上流に湿式電気集塵器を設置した。熱効率を上げる為排熱回収ボイラは 3 段圧を採用した。制御装置は分散型制御装置を採用し，起動条件確立後ワンタッチボタンで回転上昇から最大負荷まで全自動シーケンスで運転されている。運転制御，監視は制御室に設置の CRT 画面でマウスを使って行われている。又，本設備は中圧蒸気を製鉄所内に送気出来る。

本 CCPP の設備能力を表 2 に示す。

本設備は 1997 年 11 月に計画性能を上回る成績で客先に引渡し，現在営業運転中である。高炉操業による特有の変動で高炉ガスカロリは設計値の 10% 以上低い場合もあるがガスタービンの燃焼は安定している。

また最大負荷時，排気ガス中の実測 NO_x 値は 3 ppm

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

表2　宝鋼向高炉ガス焚き CCPP の設備能力

発電端出力	１４９．６　MW
発電機端熱効率	４５．５２　%
高炉ガス流量	３７３．２　KN m^3/h (wet)
工場送気量	０～１８０　T/h 可変

以下（15% O_2 換算）であった。

本設備は高炉ガス専焼としては最新の大型ガスタービンを使った開発初号機で営業運転が始まったばかりであるが幸い大きなトラブル無しに運転されている。

しかしながら今後長期運転で予期しない高炉ガス燃料使用特有のトラブルの発生も考えられるが客先の信頼に応えて運転実績をあげていきたい。

参考文献

(1)　今井和夫，他，火力原子力発電誌 Vol. 46, No. 10（Oct. 1995）p. 1146

▶ 入 会 者 名 簿 ◀

正会員

神本武征（東工大）
有馬敏幸（本田技研）
前川隆裕（関西電力）
岡林慶一（トヨタ自動車）
鈴木伸寿（東芝）
由井秀人（先進材料利用ガスジェネレータ研）
南政美（先進材料利用ガスジェネレータ研）
松本謙司（先進材料利用ガスジェネレータ研）
藤井幸生（先進材料利用ガスジェネレータ研）
八谷耕一（先進材料利用ガスジェネレータ研）
丹下昭二（日本電動車両協会）
藤田英之（川崎重工）
筒井弘（日産自動車）
斉藤大蔵（東芝）
高橋三餘（機械技研）
劉峰（ダイハツ）
藤川卓爾（三菱重工）
小山大祐（三菱商事）
池崎隆司（先進材料利用ガスジェネレータ研）
波江貞弘（船研）
伊神雄行（スネクマ）
香月靖生（電中所）
岡田泰弘（海上アクセス）
森川弘美（海上アクセス）
大塚正義（豊田中研）
鍋潟鋭而（佐渡汽船）
荒川正美（日立）
富岡守（山洋電気）
下村純司（日立）
前田光一（川崎重工）

学生会員から正会員へ

吉岡光博（海上自衛隊）
斉藤弘順

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/02

表2　宝鋼向高炉ガス焚き CCPP の設備能力

発電端出力	１４９．６　MW
発電機端熱効率	４５．５２　%
高炉ガス流量	３７３．２　KN m^3/h (wet)
工場送気量	０～１８０　T/h 可変

以下（15% O_2 換算）であった。

本設備は高炉ガス専焼としては最新の大型ガスタービンを使った開発初号機で営業運転が始まったばかりであるが幸い大きなトラブル無しに運転されている。

しかしながら今後長期運転で予期しない高炉ガス燃料使用特有のトラブルの発生も考えられるが客先の信頼に応えて運転実績をあげていきたい。

参考文献

(1)　今井和夫，他，火力原子力発電誌 Vol. 46, No. 10（Oct. 1995）p. 1146

▶ 入 会 者 名 簿 ◀

正会員

神本武征（東工大）
有馬敏幸（本田技研）
前川隆裕（関西電力）
岡林慶一（トヨタ自動車）
鈴木伸寿（東芝）
由井秀人（先進材料利用ガスジェネレータ研）
南政美（先進材料利用ガスジェネレータ研）
松本謙司（先進材料利用ガスジェネレータ研）
藤井幸生（先進材料利用ガスジェネレータ研）
八谷耕一（先進材料利用ガスジェネレータ研）
丹下昭二（日本電動車両協会）
藤田英之（川崎重工）
筒井弘（日産自動車）
斉藤大蔵（東芝）
高橋三餘（機械技研）
劉峰（ダイハツ）
藤川卓爾（三菱重工）
小山大祐（三菱商事）
池崎隆司（先進材料利用ガスジェネレータ研）
波江貞弘（船研）
伊神雄行（スネクマ）
香月靖生（電中所）
岡田泰弘（海上アクセス）
森川弘美（海上アクセス）
大塚正義（豊田中研）
鍋潟鋭而（佐渡汽船）
荒川正美（日立）
富岡守（山洋電気）
下村純司（日立）
前田光一（川崎重工）

学生会員から正会員へ

吉岡光博（海上自衛隊）
斉藤弘順

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/02

ネ20エンジン

石澤　和彦[*1]
ISHIZAWA Kazuhiko

1．表紙写真のエンジン

日本が太平洋戦争末期に開発し，飛行試験にまで成功した「橘花」のエンジンと同型のネ20ターボジェットの実物である。現在，このエンジンはIHI（石川島播磨重工業株式会社）田無工場の史料館に展示されており，工場見学者の注目の的となっているが，ここに落ち着くまでの経緯は次のようなものである。終戦後，日本の優秀な，又は特筆すべき航空機及びエンジンは米国に接収され，本国に送られて各種の技術調査が行われたが，当該エンジンはその一環として米国に渡ったものと考えられる。1961年，元全日空取締役で当時，航空局の検査官であった舟津良行氏[(1)]がNorthrop Institute of Technologyで研修を行っていた際，教材庫の中から発見し，学生のエンジン運転実習のために野外でアイドル運転したとのことである。この話をしても当初はこのエンジンの存在を信じてくれる人が少なかったが，1973年に埼玉県の入間基地で国際航空宇宙ショーが開催されることになったのを契機に関心が高まり，舟津氏の尽力によりショーへの展示を目標に里帰りが実現し，永久無償貸与という形でIHIの史料館に保管展示されることになった訳である。このエンジンは1982年頃に分解し，内部の調査を行ったが，特にタービンブレードのディスク接合部にクラックの発生が著しく，運転の計画は断念せざるを得なかった。

2．ネ20エンジンの誕生の経緯[(2),(3),(4)]

1942年頃，タービン・ロケットの頭文字を取りTRエンジンの開発が開始され，ターボ過給器を改作して目標推力300 kgのターボジェットを啓蒙実験したのが日本のジェットエンジン時代の始まりとなった。これを改良してTR 10（遠心圧縮機1段＋軸流タービン1段）の増加試作が海軍空技廠独力で進められ，名称も陸軍との共通化を狙ってネ10となった（ネは燃焼発動機）。一方，同時平行的に進められたツ11（カンピーニ型エンジン）で得られた軸流圧縮機の経験を反映してネ10に4段の軸流段を付加してネ10改を経てネ12を設計し，折りから急務となっていた「橘花」用のエンジンとして更に改良を加えたネ12Bを1944年末までに出図するところまで進んだ。しかし，ネ12Bにも自信が持てなかったため，同じ推力レベル（320 kg）のネ15を8段の軸流圧縮機でまとめることで計画したが，機体側からの要求で推力を480 kgにスケールアップしたネ20を開発することになった。ネ20はドイツのBMW 003エンジンの空技廠独自バージョンというべきものであり，ドイツからの資料はその輸送に当たっていた潜水艦イ29及びイ52[(5)]が撃沈されたことによって大部分が失われてしまったが，イ29の撃沈直前に下船していた巌谷技術中佐が1944年7月にBMW 003 Aの縮小断面図やJumo－004を含む見聞録等を日本にもたらせた。ドイツからの技術導入に当たっては見返りとして大量の金塊やドイツでは入手難の各種原材料が潜水艦の往路便で運ばれたという。入手資料に関する疑問点はドイツに問い合せるなどして関係者が一丸となって研究をした。種子島大佐を中心に試験研究と実用機としての完成に向けての作業が進められた。同年10月永野技術少佐の作成した計画図を基に同年のクリスマスの日からネ20の設計作業が開始された。作業には2人の技師，5人の補佐，5人の作図者及び20～30人の女性トレーサーが空技廠内に居住させられ，日夜を問わず作業に当たった。作業の速さは驚くべきものがあり，翌年3月1日には全ての出図が完了したが，その途中の1月中旬には一部の部品の製作が開始され，3月20日にはすべての部品が完成したという。そして3月26日には最初のエンジンの組立が完了し，運転試験が開始されている。このような速さのため実大の要素試験をする余裕はなかったが，圧縮機翼については風洞試験が行われ，Clark“Y”翼が選定された他，燃焼器も1／12セクター模型を造って燃焼実験を繰り返して設計を固めて2月頃には実機用の図面を完成させている。[(5)] 4月中旬には「橘花」にネ20を搭載することが決定した。開発には付きものの不具合として，圧力比が低いこと，タービン・ブレードのクラック及びスラスト・ベアリングの焼損等があったが，これらは後述の対策を打って解決した。折から，米軍による空襲が激しくなって来たことから，予てから用意してあった神奈川県秦野町に運転試験関係を疎開した。その後，特に大きな不具合もなく，6月22日には5号機による耐久試験も無事終了した。7月27日にはネ20を2発搭載した「橘花」が木更津にて地上滑走を行い，8月7日には高岡少佐の操縦によって高度600 mで，約12分間の初飛行に成功した。8月11日には正式の試験飛行ということで離陸時に火薬ロケットを補助推力に使って飛行することになり，離陸を開始したが，火薬ロケットが計画通りに燃焼

原稿受付　1998年3月30日
＊1　超音速輸送機用推進システム技術研究組合
〒112－0006　東京都文京区小日向4－2－6
小石川ISビル2階

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

したにも拘らず，燃焼終了による行き足の鈍りがパイロットの判断を狂わせたらしく，離陸を断念する操作に入ったため，既に滑走路の半分を過ぎていた機体は必死のブレーキ操作にも拘らず停止できず，水際の砂地に突入してしまった[(6),(7)]。パイロットは無事であったものの，機体及びエンジンは相当の損傷を受けてしまったため，直ちに2号機の整備に入ったが，時既に遅く，その完成を待たず8月15日には終戦を迎えた。ネ20は「桜花43型」にも搭載が計画されたが，実現にまでは至らなかった。「橘花」／ネ20の初飛行は終戦の僅か1週間前とは言え，これにより終戦までにターボジェットエンジンで自力飛行まで成功させた国として日本はドイツ，イギリス，アメリカに次いで4番目の国となった。(イタリーのファン・バーナー方式も入れると5番目)。このような先輩諸兄の熱意と願望は終戦後の日本の航空再開を機会に1960年に開発が開始されたJ3ターボジェット（T－1B練習機／P－2J対潜哨戒機搭載）や1975年のF3－30ターボファン(T－4練習機搭載／現ブルー・インパルスにも使用）へと受け継がれてきたものと思う。

3．ネ20エンジンの特徴[(3)]

図1に断面図を示す。これは手本としたBMW 003Aの約3/4の大きさであり，搭載機体の「橘花」も外見はMe 262に似ているが，大きさはかなり小さくなっており，日本的な設計になっているとされている。

エンジン諸元

- 推力：490 kg　（静止状態）
- 燃料消費量：735 kg/h
- 重量：474 kg
- 回転数：11,000　rpm
- 空気流量：14 kg/s

圧縮機：軸流8段（外径一定型）

- 圧力比：3.45
- チップ径：480 mm
- 第1段内径：334 mm
- 入口軸流速度：134 m/s
- ポリトロピック効率：0.85
- 開発途上では圧力比が2.5しか上がらないという問題があったが，動翼の角度を変更し，静翼のキャンバーを変更することで解決している。また，推力軸受が焼損するという不具合が発生したが，球軸受2個をタンデムに配置して輪バネの列を介して推力を配分分担するというユニークな構造に変更して解決している。図2[(8)]

燃焼器：直流アニュラー（燃料ノズル：12本）

- ネ20の燃焼器は冷却孔がほとんどなく，図3[(8)]のように大きな逆スクープが飛び出したようなユニークな形をしている。開発当初はバックファイアの不具合が発生したが，2次空気出口を絞ることで解決している。

タービン：軸流1段の衝動形

- タービン入口温度：973℃
- ポリトロピック効率：0.715
- タービン動翼は現在のような植え込み方式ではなく，ディスクへ直接溶接する構造で，言わばブリスクの発想であった。図4。ここにクラックの発生が集中したが，寸法的な改良による翼断面強度の増加，溶接方法の変更により改善が計られた。タービン動翼先端にはスキーラーが付いていたり，タービンノズルは変形対策のためにスロットが数箇所に入っていたり，又，タービン動翼の振動対策のためにノズルベーンが不均等配置になっているなど，現代においても通用するような技術が採用されていた。

推力（排気面積）は排気コーンの位置を前後することによって調整したが，調整後はその位置に固定さ

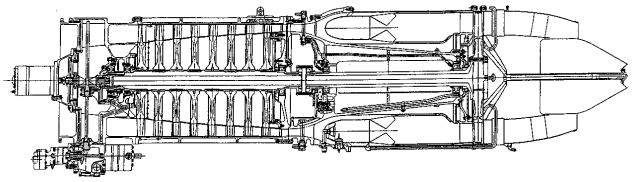


図1　ネ20エンジン断面図

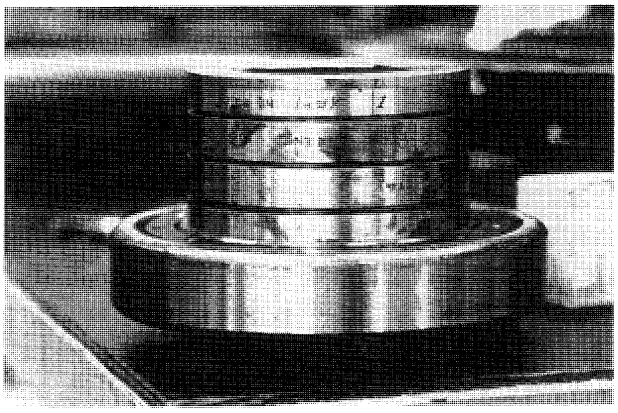


図2　輪バネを使った軸受構造
（もう1個の軸受が対称位置に組付けられる）

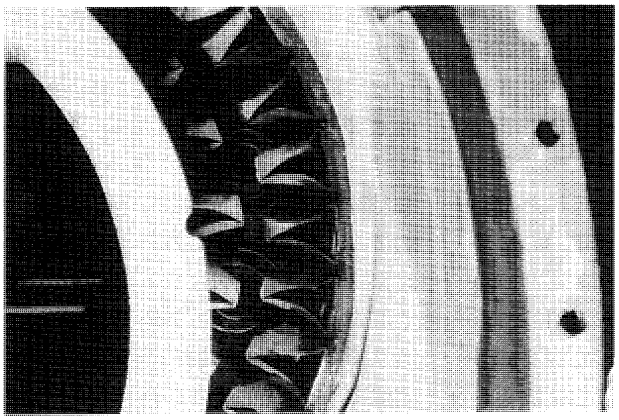


図3　逆スクープのある燃焼器（後方から見る）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/02

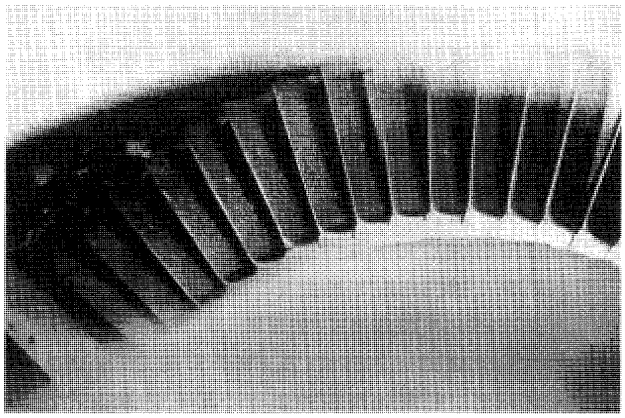


図4　タービン動翼の溶接式取付け部

れたまま使用された。

エンジンの設計寿命は約10時間と言われている。

終戦までに10台のネ20が完成しており，更に10台が製造中であったが，その中の4台のみが領収されていた。最初の10台の中，2台は「橘花」1号機と共に損傷し，残りのエンジンも試験その他で全て破壊されたという。従って，ネ20は1台も残っていないものと信じられていたので，舟津氏による本エンジンの発見は貴重なものであった。

4.「橘花」及びネ20エンジンのその後[7]

終戦後，米軍は日本の優れた各種機体145機を米国に輸送したが，その中に3機の未完成の「橘花」が含まれていたという。米国に輸送された機体は整備されて各種の飛行評価試験に供されたが，「橘花」の完成機の存在を知らなかった米軍は日本のジェットエンジン技術は低いと見て，「橘花」については未完成機を完成させてまで飛行試験に使うことはしなかった。「橘花」の塗装済みの1機は米海軍Norfolk基地の貯蔵庫に長い期間保管されており，1960年に米国立航空宇宙博物館の別館（現Paul E. Garber Facility）に移籍されたものの，倉庫ができるまで数年間，屋外で雨曝しの状態であった。この機体は別館の見学コースで天井から吊り下げられた状態で見ることができる。しかし，この機体のエンジンポッド（エンジンなし）はネ20を搭載するにはあまりにも小さく，このポッドが当初から付いていたものか，米国で誰かが追加したのかは定かでない。ネ20エンジンも確かに米国に移送されていたはずであるが，長い間消息が掴めなかった。参考文献(7)に米国Patuxent Riverで撮影されたらしいとされる写真があり，ネ20が2基搭載された未完成・未塗装の「橘花」が写っているので表紙写真のものとは別のエンジンが米国のどこかに存在すると見ていた。それがごく最近になって上記航空宇宙博物館別館の担当者で筆者がボランティア的に情報交換をしていて知り合った人からネ20が同館に保管中であることを知らされ，同館の特別の厚意でこれを確認する機会を得た。見学コースから外れていて日頃はあまり人が立ち入らない薄暗い倉庫の高い棚の上に2台の「ネ20」が並列に並べて保管されていた。全体が油漬けでアルミ箔でシールされており，保存状態はかなり良好であった。エンジンにはオイルタンクを背負った機体のインテークが取り付けられており，そのノーズ・コーンにはオイル・クーラーらしきハニカム構造のものが付いている。図5。表紙写真のネ20には巨大な電動スターターが付いているが，これは12 kWの米国製の大きなもので，米国で運転の際，取り付けたものらしい。本来のネ20は5 kWの小さい直流電動スターターがこのハニカム構造体の後ろに装着されるようになっている。しかし，当該エンジンのスターターは取り去られたままになっているようである。エンジン前方から圧縮機1段及び後方からタービンの翼枚数を確認したところ，表紙写真のエンジンのものと同数であることが確認された。上記2台のネ20の中，1台を良く観察すると赤ペンキで手書きされた「ネ20」と「2」という字が見られた。この「2」という数字はその形及び位置が上記のPatuxent River及び小泉の組立工場で撮られたという写真のものに酷似している。これらのエンジンがどのような経緯を経てこの博物館別館に保管されるようになったかは，現時点で筆者の調査した限りでは明確にすることはできなかったが，この「2」という数字は本エンジンの遍歴を追跡するのに有効な手がかりとなるものと期待される。これらのエンジンは今後，正規のドーリーに移されて保管されることになるが，ワシントン・ダレス空港南東端に西暦2001年に開館が予定されている新航空宇宙博物館の開設によって展示スペースが倍増することからエンジンの展示も期待できると言われている。又，いつの日にか「橘花」のエンジン搭載状態での復元ということも考えられるが，このクラスの機体1機の復元には20,000工数以上の熟練者による作業と数年の年月を要することから，簡単には実現しないようだ。いずれにせよ，専門的な設備の中での専門家による保管が重要であり，関連資料も含め，

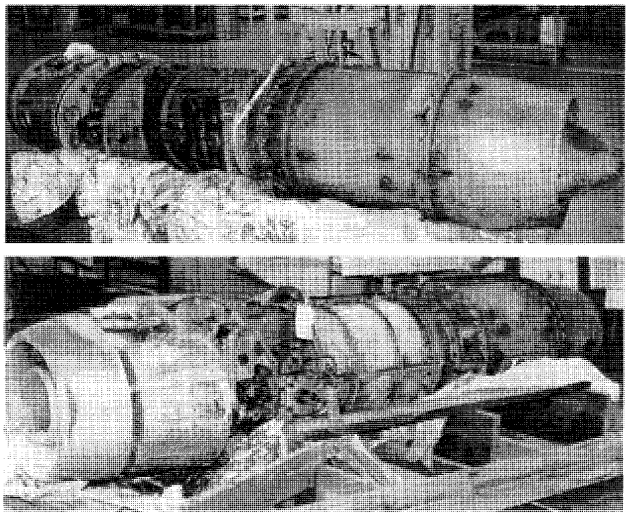


図5　米国航空宇宙博物館別館にある2台のネ20（筆者撮影）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

この別館に集約することが貴重な技術遺産を保護する最適な手段であると信じてやまない。別途，IHI史料館のものも国内唯一のネ20として現状以上の適切な保存の継続を期待したい。尚，本稿の作成に当たって協力頂いたPaul E. Garber Facilityの諸氏及びIHI史料館の大岡氏に深く感謝の意を表したい。

参考文献

(1) 舟津良行，空の安全へのメッセージ，(1997)，p. 123，日本航空技術協会

(2) 永野治，戦時中のジェット・エンジン事始め，鉄と鋼，64-5，(1978)，p. 137～，

(3) 永野治，ガスタービンの研究，(1953)，p. 83～，鳳文書林

(4) Tokiyasu TANEGASHIMA, The Technical History of the Development of the Jet Engine in Japan, (1970), p. 45, Memories of the Defence Academy, Japan

(5) 新延明，佐藤仁志，消えた潜水艦イ52，(1997)，p. 236，177，NHK出版

(6) 福井静夫他，機密兵器の全貌，(1952)，p. 62，72，興洋社

(7) Robert C. Mikesh, KIKKA, (1979), p. 4, 11, 13, 26, 27, Monogram Close-up 19

(8) 大岡富士雄，ネ20分解時の写真集，(1983)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

資　料

1997年ガスタービン及び過給機生産統計

ガスタービン統計作成委員会

ガスタービン統計作成委員会（射延功委員長，他委員11名）は，関係各社の協力を得て1997年1月から12月の間におけるガスタービン及び過給機の生産状況を調査・集計し，生産統計資料を作成した。資料提供は，陸舶用ガスタービンについては14社，航空用ガスタービンは4社，過給機は12社に依頼した。過給機はすべて排気タービン方式のターボチャージャであり，機械駆動によるものではない。

Ⅰ．概要

1．1997年陸舶用ガスタービン生産統計概要

(1) 総台数は前年に比べ小型・中型が半減，大型は30%増加したが結果として47%の大幅減少となった。出力は逆に大型台数増加の影響を受け前年比46%の増加となった。

小型（735 kW以下）は台数が前年と比べて55%の大幅な減少をし，出力も20%の減少を示した。この原因は，146 kW以下の特殊用途である5 kWクラスの台数減少（90%減）が大きく影響を与えていることによる。

中型（736～22,064 kW）は台数が34%，出力も22%減少した。

大型（22,065 kW以上）は台数が33%，出力も68%増加した。

(2) 用途別にみると，台数では74%が非常用発電用で，出力では77%がベースロード発電用であり，さらに大型のピークロード発電用を加えると91%に達した。

非常用は前年に比べ台数で25%，出力で40%と共に減少している。この原因は推定であるが本年が，生産の谷間に当たっているためであり各製造メーカの新規受注は，他の資料から見ると前年と比べ減少していない。小型，中型を比べると台数で小型が23%減少しているのに対し，中型は30%の減少，出力では，小型が19%の減少，中型は49%の大幅減少となっており，小型より中型の減少が目立つ。

(3) 燃料の種類別生産台数では，前年より39%減少しているが，燃料種類におけるガス燃料の比率は前年の比率と比べ，台数比率で1.5%の増加となった。このうち液化天然ガスは229%，都市ガスは，37%増と大幅に台数比率を増やし，台数が少ないものの石油プラントオフガスが台数比率で10倍となったが，一方天然ガスは，46%の減となった。また出力では，前年と比べ中型では減少したものの大型の増加影響が大きいため，全体として53%の増加となった。燃料種別では，ガス燃料の出力比率が前年の比率と比べ3.8%増加し87.2%を占めた。出力比率の内訳では，前年の比率と比べ液化天然ガスが57%増加したが天然ガスは，9.5%の減少となった。

液体燃料の生産台数は，前年と比べて47%の減少になっており特に灯油の小型が80%と大幅な減少を示し，液体燃料の減少分の約60%を占めている。燃料比率においては，前年の燃料比率と比較し，重油が15.9%増加し，灯油は17.3%，軽油は0.6%減少し，副生油が再登場した。出力では，台数が減ったものの減少の大部分が小型のため，前年と比べ13%の増加となった。燃料種別の生産台数比率を多い順に並べると，小型では重油1種・灯油・軽油が64・21・13%となり中型では重油1種・灯油・軽油が44・17・16%，大型では液化天然ガス・天然ガス・重油1種が38・30・17%の割合となった。一方出力比率では，小型では重油1種・灯油・軽油が73・20・8%，中型では軽油・重油1種・都市ガスが31・20・19%，大型では液化天然ガス・天然ガス・高炉ガスがそれぞれ55・35・4%の割合となった。

(4) 国内向けは台数で，前年と比べ46%減の378台で大幅減少したが，減少分は小型であり，出力で見ると大型の増加が大きく影響し前年比35%の増加となった。大型は前年と比べ，台数で4台増，出力で641 MW増加した。近畿で200 MW減ったものの関東で496 MW，中部で318 MWと増加したのが大きく前年の結果と全く反対の結果となった。中型は前年と比べ台数では46台の減少であったが出力では20 MW（4%）の減少に留まった。地域的には，減少している中でも関東が台数で13台，出力43 MW，近畿で台数23台，出力37 MWの減少が目立つ。小型は台数278台の減少，出力で21%減少と特に台数が前年と比べ55%の大幅な減少になっており関東での203台減少，中部での37台の減少が目立つ。これは，前述したように5 kWクラスの大幅な減少が原因であり，95年の水準に戻っただけであると見る事が出来る。輸出は総台数の5.2%，全出力の44%を占めたが，前年より台数では27台（56%）の減少，出力では712 MW（65%）の

原稿受付　1998年5月11日

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

増加となった。中型で激減(台数で80%，出力で82%の減少)，大型で大幅増（台数で22%，出力で86%の増加）となり，大型の増加が大きく影響している。輸出仕向先別では，アジアが台数で5年連続してトップを続けたが，出力では中東が前年比313%の増加をしトップを占めた。また今回は，欧州，大洋州向けが実績無しとなった。全体として台数は前年と比べ47%減の399台，出力は46%増の4,158 MWであった。国内，輸出とも大型の増加が今回の特長である。

(5) 被駆動機械別ではこれまでと同様に，台数，出力ともに発電機がほとんどを占め95%であった。表5に示す出力区分では，前年とは異なり0～146 kWクラスの大幅減で，台数の多い順では，736～4,412 kW，147～367 kW，368～735 kWとなった。出力の多い順では44,130 kW以上，22,065～44,129 kW，736～4,412 kWと2番手，3番手が逆転している。

(6) 発電用ガスタービンの台数と出力を前年と比較すると，事業用では国内（5台／870 MW→13台／1,671 MW），輸出（7台／857 MW→10台／1,598 MW）とも台数及び出力で倍増した。自家用では逆に国内(435台／756 MW→330台／474 MW)，輸出（41台／242 MW→11台／214 MW）とも台数及び出力で減少した。総計では台数が減少（488台→364台）したにも係わらず，国内・輸出事業用大型の増加により出力合計は増大（2,725 MW→3,966 MW）しており，前年と全く逆の結果となった。

2．1997年航空用ガスタービン生産統計概要

(1) ターボジェット／ターボファン・エンジンは，前年に比べて合計台数で7%増加し，合計推力では3%の減少であり，全体としては横這いの傾向を示している。台数の増加はターゲット・ドローン用の小推力エンジンTJM 3の増加によるが，中推力エンジンF 3の台数が4台減少したことで，合計推力が若干減っている。

(2) ターボシャフト／ターボプロップ・エンジンは，前年に比べて合計台数で5%の減少，合計出力で2%の減少であり，こちらも横這いの傾向を示している。大出力エンジンであるT 53，T 55，T 56，T 700の合計台数は，昨年と殆ど変化がないことから，合計出力にも大きな変化がない結果となっている。

(3) 5カ国共同開発エンジンであるV 2500ターボファン・エンジンのファン部（日本担当部分）は，193台生産され，1988年の生産開始以来の累計は904台になった。前年比で見れば59台の増加であり，民間航空業界の需要は昨年に引き続いて堅調である。なお，V 2500はエンジン組立ではないため，生産統計には加えていない。

3．1997年過給機生産統計概要

(1) 生産されている形式数は前年より増加し141形式であった。

(2) コンプレッサ翼車外形100 mm以下の過給機の生産台数は前年比約23%増加した。

(3) コンプレッサ翼車外形100 mm以上の過給機の生産台数は前年比約3%増加した。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

Ⅱ．統計

1．最近5年間のガスタービン生産推移

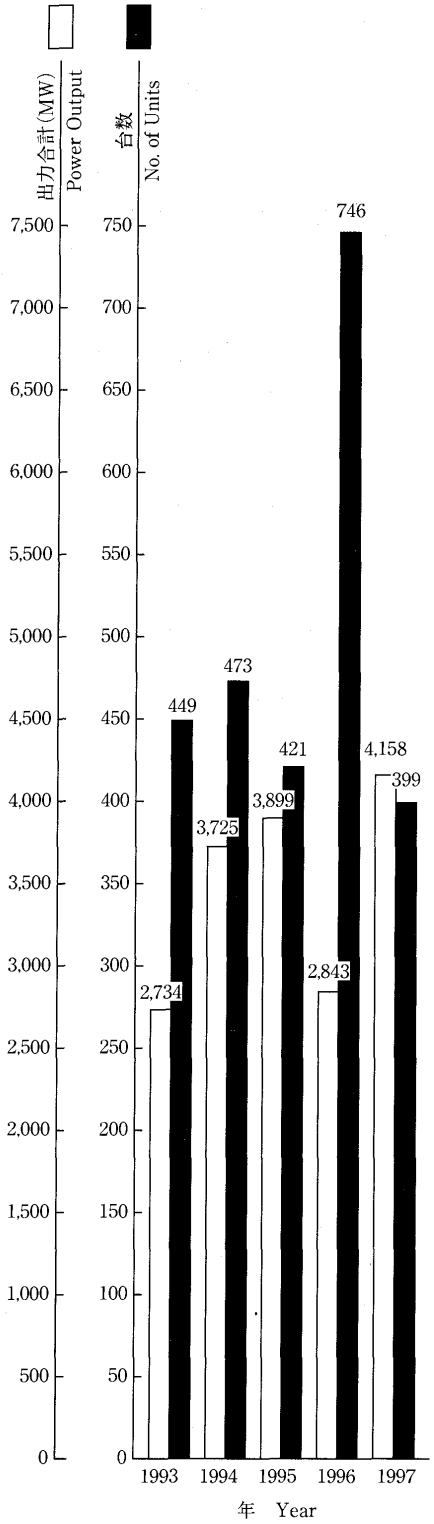


図1　陸舶用ガスタービン

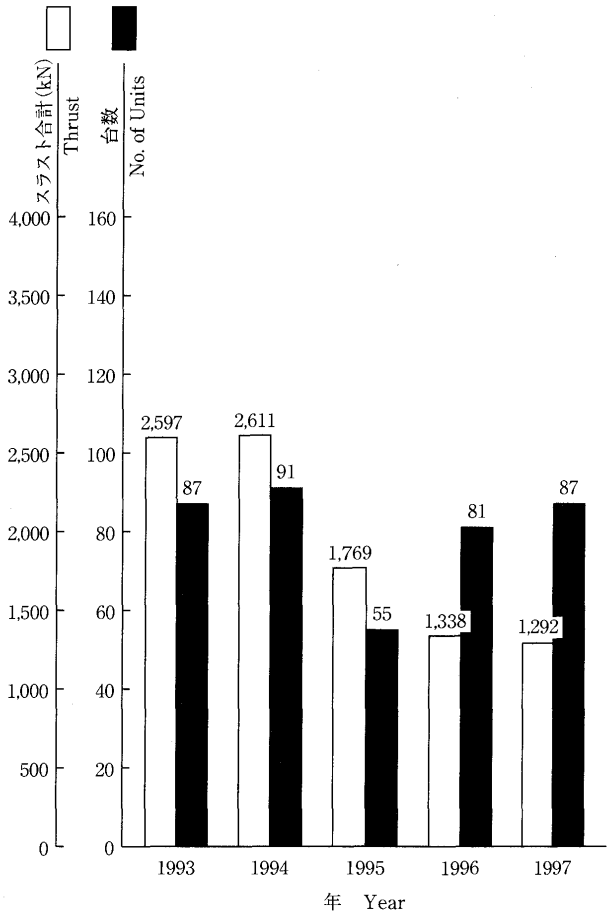


図2　ターボジェット／ターボファン・エンジン

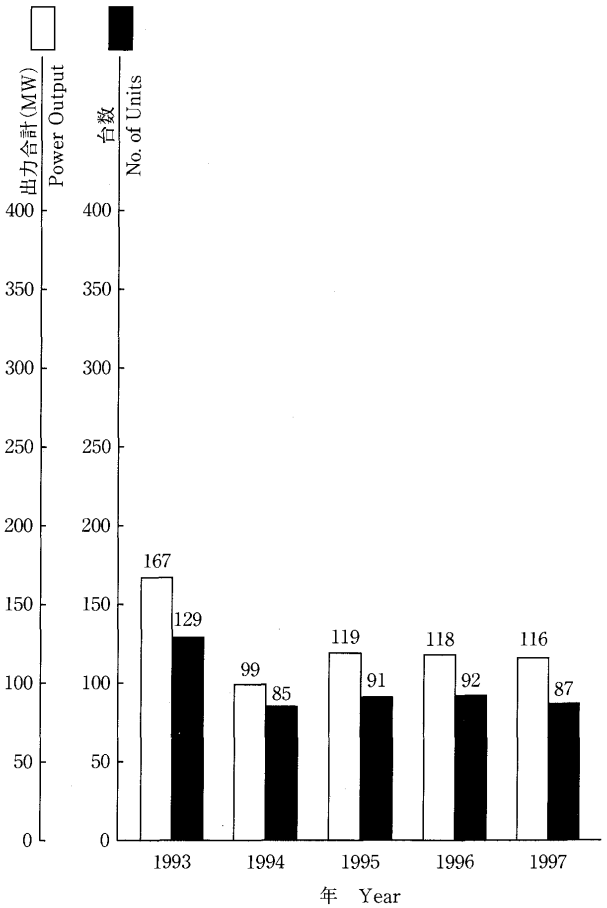


図3　ターボシャフト／ターボプロップ・エンジン

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

2．陸舶用ガスタービン

表1　1997年用途別生産台数及び出力（kW）

区分 Size		小型 Small Unit 0～735 kW		中型 Medium Unit 736～22,064 kW		大型 Large Unit 22,065 kW～		全出力 Total	
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)
ベースロード発電用 Generator Drive for Base Load	BL	0	0	39	211,105	18	2,985,050	57	3,196,155
ピークロード発電用 Generator Drive for Peak Load	PL	0	0	6	9,800	4	580,000	10	589,800
非常用発電用 Generator Drive for Emergency	EM	205	71,243	92	109,260	0	0	297	180,503
商船用 Merchant Marine	M	0	0	0	0	0	0	0	0
艦隊用 Military Marine	MM	0	0	8	124,552	0	0	8	124,552
その他プロセス用 Miscellaneous Chemical Process	PR	0	0	1	12,550	0	0	1	12,550
教育用 Education	ED	0	0	0	0	0	0	0	0
その他 Miscelanneous	MC	24	648	0	0	2	53,560	26	54,208
合計 Total		229	71,891	146	467,267	24	3,618,610	399	4,157,768

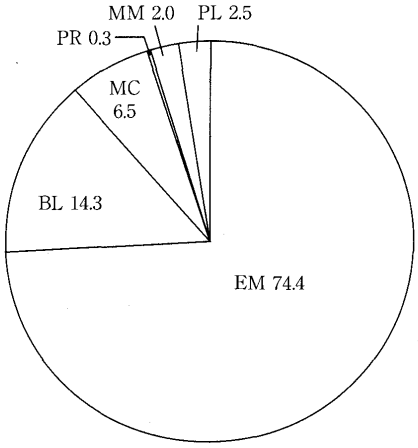


図4　1997年用途別生産台数割合（%）

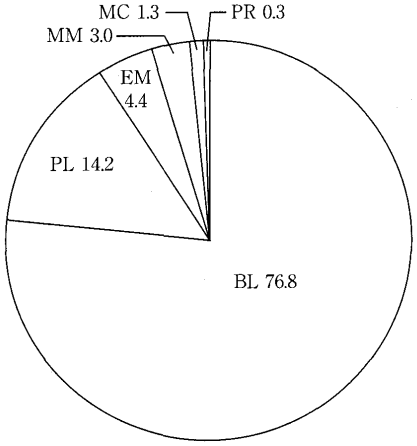


図5　1997年用途別出力割合（%）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/08.

表2　1997年燃料別生産台数及び出力（kW）

区分 Size			小型 Small Unit 0～735 kW		中型 Medium Unit 736～22,064 kW		大型 Large Unit 22,065 kW～		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)	台数 Units	出力 Output(kW)
ガス燃料 Gasous Fuel	液化天然ガス Liquified Natural Gas	LNG	0	0	4	14,400	9	2,001,800	13	2,016,200
	天然ガス Natural Gas	GNG	0	0	3	4,000	7	1,264,700	10	1,268,700
	石油プラントオフガス Plant Off Gas	GOG	0	0	2	21,600	2	52,150	4	73,750
	液化石油ガス Liquified Petroleum Gas	LPG	0	0	3	29,600	0	0	3	29,600
	都市ガス Town Gas	GTW	0	0	21	87,360	0	0	21	87,360
	高炉ガス Blast Furnace Gas	GBF	0	0	0	0	1	150,000	1	150,000
	プロパンガス Propane Gas	GPR	0	0	0	0	0	0	0	0
	小計 Sub Total		0	0	33	156,960	19	3,468,650	52	3,625,610
液体燃料 Liquid Fuel	灯油 Kerosene	T	47	14,220	25	66,290	0	0	72	80,510
	軽油 Gas Oil	K	36	5,506	23	143,352	1	40,000	60	188,858
	重油1種 Heavy Oil No. 1	H1	146	52,165	64	95,025	4	109,960	214	257,150
	副生油 By Product Oil	BPO	0	0	1	5,640	0	0	1	5,640
	小計 Sub Total		229	71,891	113	310,307	5	149,960	347	532,158
合計 Total			229	71,891	146	467,267	24	3,618,610	399	4,157,768

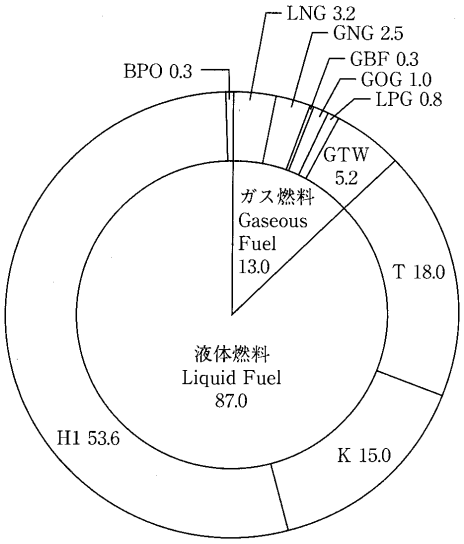


図6　1997年燃料別生産台数割合（%）

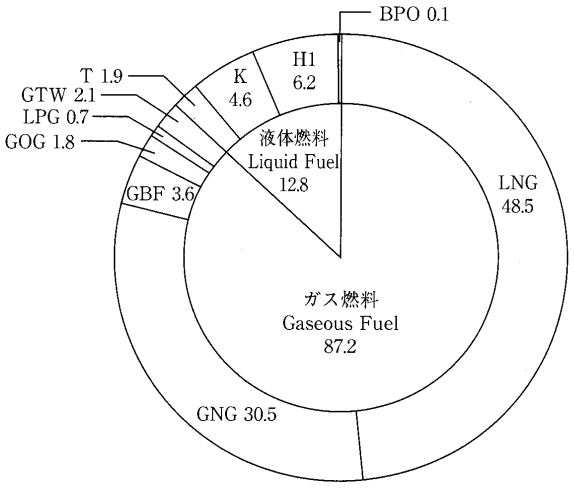


図7　1997年燃料別出力割合（%）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

表3　1997年地域別納入台数及び出力（kW）

地域 Location	区分 Size	小型 Small Unit 0～735 kW 台数 Units	小型 出力 Output (kW)	中型 Medium Unit 736～22,064 kW 台数 Units	中型 出力 Output (kW)	大型 Large Unit 22,065 kW～ 台数 Units	大型 出力 Output (kW)	全出力 Total 台数 Units	全出力 Total 出力 Output (kW)
国内向け Domestic Use	北海道 Hokkaido	8	2,335	4	18,150	0	0	12	20,485
	東北 Tohoku	20	7,280	8	38,210	0	0	28	45,490
	関東 Kantoh	70	22,175	55	109,720	6	593,760	131	725,655
	中部 Chuubu	51	15,023	23	78,305	5	1,188,000	79	1,281,328
	近畿 Kinki	37	11,208	16	35,570	1	24,800	54	71,578
	中国 Chuugoku	14	4,395	6	12,400	0	0	20	16,745
	四国 Shikoku	7	2,680	3	2,600	0	0	10	5,280
	九州 Kyuushuu	20	5,644	10	16,560	1	27,350	31	49,554
	沖縄 Okinawa	0	0	5	6,200	0	0	5	6,200
	舶用主機 Marine Propulsion	0	0	8	124,552	0	0	8	124,552
	舶用補機 Marine Auxilliaries	0	0	0	0	0	0	0	0
小計 Sub Total		227	70,691	138	442,267	13	1,833,910	378	2,346,868
輸出向け For Export	北米 North America	0	0	1	2,000	0	0	1	2,000
	中南米 South and Central America	0	0	0	0	1	240,900	1	240,900
	アジア Asia	2	1,200	7	23,000	4	633,800	13	658,000
	大洋州 Oceania	0	0	0	0	0	0	0	0
	欧州 Europe	0	0	0	0	0	0	0	0
	旧ソ連 Fomer Soviet Union	0	0	0	0	0	0	0	0
	中東 Middle East	0	0	0	0	6	910,000	6	910,000
	アフリカ Africa	0	0	0	0	0	0	0	0
	未定 Unknown	0	0	0	0	0	0	0	0
小計 Sub Total		2	1,200	8	25,000	11	1,784,700	21	1,810,900
合計 Total		229	71,891	146	467,267	24	3,618,610	399	4,157,768

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

表4　1997年被駆動機械別生産台数及び出力（kW）

区分 Size		小型 Small Unit 0～735 kW		中型 Medium Unit 736～22,064 kW		大型 Large Unit 22,065 kW～		全出力 Total	
被駆動機械 Driven Machinery	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)
発電機 Electric Generator	G	220	69,566	137	330,165	22	3,565,050	379	3,964,781
推進機 Propeller	PRR	0	0	8	124,552	0	0	8	124,552
水ポンプ Water Pump	W	9	2,325	0	0	2	53,560	11	55,885
空気圧縮機 Air Compressor	AC	0	0	1	12,550	0	0	1	12,550
その他 Miscellaneous use	MC	0	0	0	0	0	0	0	0
合計 Total		229	71,891	146	467,267	24	3,618,610	399	4,157,768

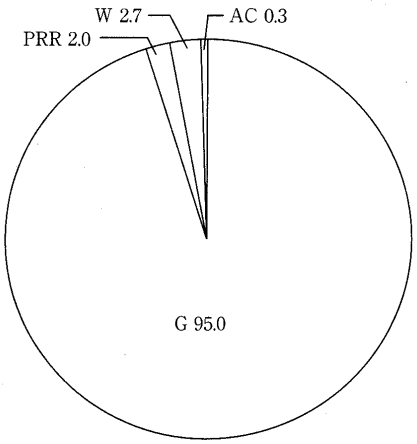


図8　1997年被駆動機械別生産台数割合（%）

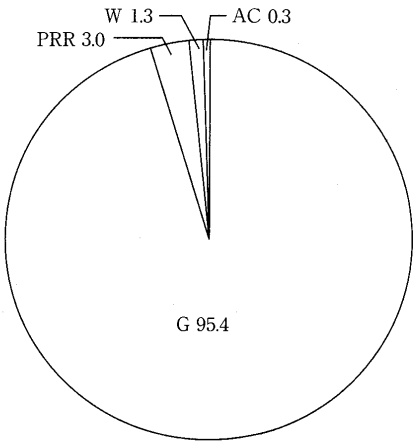


図9　1997年被駆動機械別出力割合（%）

表5　1997年出力区分別生産台数及び出力（kW）

出力区分（kW） Unit Output		台数 Units	出力 Output（kW）
小型 Small Units 0～735 kW	0～ 146	26	408
	147～ 367	110	25,383
	368～ 735	93	46,100
	小計 Sub Total	229	71,891
中型 Medium Units 736～22,064 kW	736～ 4,412	115	159,340
	4,413～10,296	18	112,925
	10,297～16,180	8	104,450
	16,181～22,064	5	90,552
	小計 Sub Total	146	467,267
大型 Large Units 22,065 kW～	22,065～44,129	7	202,110
	44,130～	17	3,416,500
	小計 Sub Total	24	3,618,610
合計 Total		399	4,157,768

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

表6　1997年発電用ガスタービン用途別生産台数及び出力（kW）

区分 Size			小型 Small Unit 0～735 kW		中型 Medium Unit 736～22,064 kW		大型 Large Unit 22,065 kW～		全出力 Total	
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	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	7	1,671,800	7	1,671,800
	ピークロード発電用	PL	0	0	6	9,800	0	0	6	9,800
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
Domestic/Public Use 小計 Sub Total			0	0	6	9,800	7	1,671,800	13	1,681,600
国内自家用	ベースロード発電用	BL	0	0	35	192,505	4	108,550	39	301,055
	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	203	70,043	88	102,860	0	0	291	172,903
Domestic/Private Use 小計 Sub Total			203	70,043	123	295,365	4	108,550	330	473,958
国内合計 Domestic Use Total			203	70,043	129	305,165	11	1,780,350	343	2,155,558
輸出事業用	ベースロード発電用	BL	0	0	1	2,000	5	1,014,700	6	1,016,700
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	4	580,000	4	580,000
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
For Export/Public Use 小計 Sub Total			0	0	1	2,000	9	1,594,700	10	1,596,700
輸出自家用	ベースロード発電用	BL	0	0	3	16,600	2	190,000	5	206,600
	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	2	1,200	4	6,400	0	0	6	7,600
ForExport/Private Use 小計 Sub Total			2	1,200	7	23,000	2	190,000	11	214,200
輸出合計 For Export Total			2	1,200	8	25,000	11	1,784,700	21	1,810,900
事業用	ベースロード発電用	BL	0	0	1	2,000	12	2,686,500	13	2,688,500
	ピークロード発電用	PL	0	0	6	9,800	4	580,000	10	589,800
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
Public Use 合計 Total			0	0	7	11,800	16	3,266,500	23	3,278,300
自家用	ベースロード発電用	BL	0	0	38	209,105	6	298,550	44	507,655
	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	205	71,243	92	109,260	0	0	297	180,503
Private Use 合計 Total			205	71,243	130	318,365	6	298,550	341	688,158
総計 Grand Total			205	71,243	137	330,165	22	3,565,050	364	3,966,458

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

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

3．航空用ガスタービン

表7　1997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(kN)

生産台数 No. of Units	87*1	スラスト合計*2 Thrust (kN)	1,292

*1　V 2500 ファン部（134台）は含まない。
Excluding 134 Units of V 2500 Fan Modules
*2　海面上静止最大スラスト
Maximum Thrust at Sea Level Static Condition

表8　1997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（kW）

区分 Size	0～735 kW		736 kW～		全出力(kW) Total Output	
用途 Application	台数 Units	出力*3 Output	台数 Units	出力*3 Output	台数 Units	出力*3 Output
固定翼機用 Fixed Wing Aircraft	0	0	8	29,288	8	29,288
ヘリコプタ用 Helicopter	0	0	53	85,235	53	85,235
補助機関駆動 Aux. Drive Units	26	1,238	0	0	26	1,238
合計 Total	26	1,238	61	114,523	87	115,761

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

4．過給機

表9　1997年過給機生産台数及び形式数

区分 Size		台数 No. of Units	型式数 No. of Models
Class	圧縮機翼車外径(mm) Outside Diameter of Compressor Impeller		
Class 1	0～ 100	2,179,647	75
Class 2	101～ 200	13,003	27
Class 3	201～ 300	622	13
Class 4	301～ 400	232	7
Class 5	401～ 500	47	5
Class 6	501～ 600	68	6
Class 7	601～ 700	134	4
Class 8	701～ 800	0	0
Class 9	801～ 900	61	4
Class 10	901～1,000	0	0
合計 Total		14,167*5	66*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。
The figure shows total number of superchargers over 100 mm in impeller diameter.

*6　圧縮機翼車外径 100mmを越す分を示す
The figure shows the total number of superchargers over 100 mm in impeller diameter.

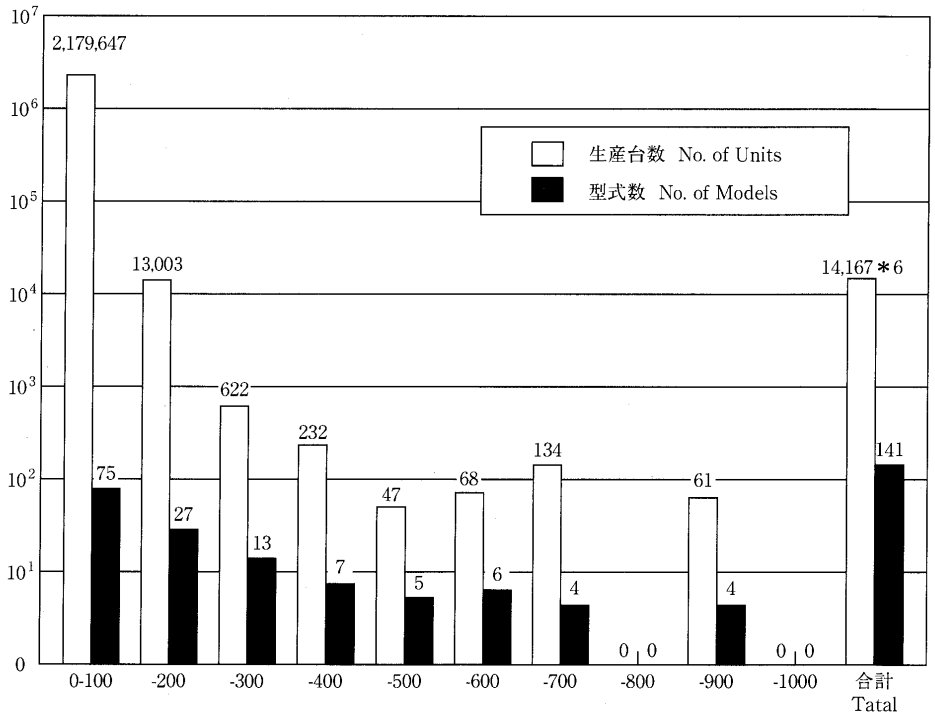


図10　1997年過給機生産台数及び型式数

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

報　告

㈳日本ガスタービン学会 評議員会・総会報告

総　務　理　事

本学会の評議員会および通常総会が，去る4月17日（金）に東京の機械振興会館において開催された。

第22期第2回評議員会は同会館6階会議室にて10時30分より，有賀一郎第22期会長の挨拶によって開会され，評議員の互選により酒井俊道君が議長になって，議事が進められた。評議員会への出席者12名，委任状提出者30名で同会が成立することが宣言され，第22期事業報告（案），同期収支決算報告（案）につき審議が行われ，何れも承認された。なお，同案については青木千明，高田浩之両監事による監査を受けており，青木監事から監査結果が報告された。次いで，名誉会員推薦案が提出され，これを総会に諮ることが承認された。引き続き第23期事業計画（案），同期予算案の審議が行われて，いずれも承認され，議事録署名者が選任されて閉会となった。

第23期第1回評議員会は，同会場で11時35分より開催され，評議員互選により伊藤高根君が議長になって，議事が進められた。最初に，出席者19名，委任状提出者42名で評議員会が成立することが宣言され，以下の議案の審議が行われた。すなわち，第23期監事・評議員選挙結果が第22期会長より報告され，第23期の会長，副会長および理事の役員候補者が審議され，総会へ諮ることが承認された。さらに，第24期事業計画・予算案を平成10年度内に文部省へ提出するための審議手続きが審議され，承認された。最後に予定されていた第23期事業計画・予算案の説明と報告は，すでに第22期評議員会の議事と重なることから，賛成多数により省略された。議事録署名者を選び第1回評議員会を終了した。

第22期第2回通常総会は，同日13時より機械振興会館6階の会議室で開催された。有賀一郎第22期会長の開会挨拶に続き，同君を総会議長として議事が進められた。出席者24名，委任状提出者644名（会員数1922名の1/5以上）で同総会の成立が宣言された後，以下のように議案審議が進められた。すなわち，第22期事業報告，同期収支決算報告につき，吉岡（大田）英輔総務主担当理事および斎藤正泰総務（財務担当）理事による説明の後，青木千明，高田浩之両監事による監査の結果，適正である旨が青木監事より報告され，それぞれ承認された。次いで，名誉会員推薦につき有賀会長より提案があり，木下啓次郎氏と村尾麟一氏を名誉会員とすることが承認された。第23期事業計画，同期予算に関し，吉岡英輔総務主担当理事，斎藤正泰財務担当総務理事より説明があり，別掲通り承認された。議事録署名者を選任した後，有賀一郎会長より閉会の挨拶があって，第22期第2回通常総会を終了した。

第23期第1回通常総会は同日14時10分より，同会議室で開催された。第23期会長が選出されるまでは第22期会長が議長を代行することが承認され，有賀一郎君を議長として議事がすすめられた。出席者42名，委任状提出者649名（会員数1922名の1/5以上）で同総会の成立が宣言された後，以下の議案の審議が行われた。先ず第23期監事・評議員選挙結果の報告の後，第23期会長の選出が行われ，評議員会で候補者として推薦された佐藤文夫君が選出されたので，有賀，佐藤の旧新両会長より，退任，就任（菅進君代読）の挨拶がそれぞれ述べられた。以後，第23期会長の代理として有賀一郎君，つづいて新副会長が議長の任にあたり，副会長以下の第23期役員選出の件が別掲通り議決された。

引き続き，第24期事業計画・予算案を平成10年度内に文部省へ提出するための審議手続きについて審議され，原案通り承認された。第23期事業計画および同期予算案については，既に第22期第2回通常総会にて承認されていることから，報告の省略が承認された。議事録署名者の件が諮られた後，第23期副会長の菅進君より閉会の挨拶があり，第23期第1回通常総会を終了した。

期総会の終了後，名誉会員推薦状及び記念品贈呈式が行われ，木下啓次郎氏，村尾麟一氏に第22期有賀会長より推薦状と記念品が贈呈された。これに応えて両氏よりそれぞれ挨拶が述べられた。

最後に，学会賞授与式が行われ，酒井俊道学会賞選考委員会委員長より，論文賞（2件），技術賞（2件），奨励賞（1件）の選考経過が説明された後，第22期有賀一郎会長より受賞者に学会賞が授与された。

なお，以上の通常総会及び名誉会員推薦状・学会賞授与式に引き続き，松木正勝名誉会員による特別講演が行われた。

第22期（平成9年度）事業報告

Ⅰ．事業の状況

第21期事業計画に基づき，定款に定める諸事業を下記のように実施した。

(1)　研究発表会及び学術講演会等の開催（集会事業）

時　期	場　所	名　称	発表内容	参加者	演題数
H9/04/21	機械振興会館	特別講演会	ガスタービンに魅せられて	39名	1
H9/05/30	早稲田大学国際会議場	第25回定期講演会	会員の研究・開発成果の発表	140名	35
H9/05/29	機械技術研究所，金属材料研究所，日本自動車研究所	見学会・技術懇談会	CGT見学，水素燃焼GTの技術懇談，各種超合金の講演	24名	2
H9/07/22	航空宇宙技術研究所	第3回GT教育シンポジウム	主に学生対象の教育（講義と見学）	80名	5
H9/10/16	奈良県新公会堂	第12回秋季講演会・見学会	会員の研究・開発成果の発表	115名	35
H10/1/22 23	東京ガス本社	第26回ガスタービンセミナー	21世紀を担うガスタービンを目指して	162名	8
H10/2/13	九州大学機能物質科学研究所	第2回ガスタービンフォーラム	ガスタービンにおけるターボ機械	21名	3
H10/2/18	化学会館	ガスタービンシンポジウム	ICADGT，水素燃焼GTについて討論	19名	2

(2)　学会誌及び学術図書の刊行（出版事業）

図　書　名	発行年月日	発行部数
日本ガスタービン学会誌	H9/6/10, 9/10, 12/10, H10/3/10	2,300
第25回定期講演会講演論文集	H9/5/15	200
調査報告書：「水素燃焼ガスタービンにおける水素利用に関連した物性値の調査」	H9/6/15	100
GTSJニュースレター	H9/8/01	2,300
第12回秋季講演会論文集	H9/9/25	200
第26回ガスタービンセミナー資料集	H9/12/25	230
Bulletin of GTSJ	H10/3/10	800
25周年記念誌	H10/4/17	400

(3)　内外関連学協会との連携並びに協力（国際協力事業等）

次期国際会議準備委員会を発足させて，ガスタービンに関する国際会議を1999年に神戸で開催する計画と準備を進め，日本機械学会との共催のほか，海外の関連学協会8団体へ協力を要請した。国際交流委員会により，ASME-IGTIとの関係改善の努力がなされ，1995年国際ガスタービン会議横浜大会にて組織されたInternational Advisory Committee（IAC）の役割が具体化された。

国内については，新たに協賛し平成9年度に実施した行事は以下の7件であり，その他継続して協賛をしたものは24件である。

連携の種類	開催時期	名　称	場　所	関連団体名
後援	H9/10/14 −16	コージェネレーション&分散型発電システム総合展	有明・東京国際展示場	MESAGO ジャパン(株)
協賛	H9/07/15 -23	日本機械学会創立100周年記念機器展示会	東京国際フォーラム	日本機械学会
協賛	H9/09/03 -05	第14回内燃機関シンポジウム	名古屋国際会議場	自動車技術会
協賛	H9/09/05	高温学会環境部会シンポジウム「二酸化炭素の低減化」	大阪科学技術センター	高温学会
協賛	H9/11/30 − 12/03	第10回輸送現象国際会議	京都リサーチパーク	輸送現象国際会議委員会
協賛	H10/02/17	内燃機関による発電プラントの動向と展望(地球環境へのインパクト)	機械振興会館	日本内燃機関連合会
協賛	H10/02/18 -20	燃焼反応と流れの数値計算	工学院大学	先端科学技術・情報教育センター

(4)　ガスタービンに関する研究・調査（調査研究事業）

名称	実施期間	調査内容
ガスタービンの高温化と冷却技術に関する調査研究	平成6年度より3年間(終了)	ガスタービンの性能向上のために最も重要な高温化と冷却技術を調査し，報告書としてまとめ，会員に頒布した．
水素ガスタービンにおける水素利用に関連した物性値の調査	平成7年度より2年間(終了)	エネルギ，環境問題に関連して将来の普及が期待される水素ガスタービンの燃焼ガス特性等に関する物性値を調査し報告書にまとめた．
平成9年度ガスタービン及び過給機の生産統計資料収集	毎年度継続して実施中	我が国におけるガスタービン及び過給機の生産に関する資料を収集してまとめ，学会誌に掲載した．
ガスタービンのモニタリング技術に関する調査研究	平成9年度準備，平成10年度より実施．	ガスタービンの健全な運転状態を判断するために必要な諸物理量の長期計測・監視の技術的諸問題と将来動向を調査する．

(5)　研究の奨励及び研究業績の表彰（表彰事業）

ガスタービンに関連した研究及び技術開発を奨励するために2年に一度，優れた研究と技術に対してガスタービン学会賞を授与してきているが，平成9年度は授与年度に該当し，論文賞2件，技術賞2件，奨励賞1件を選考した。

(6)　その他目的を達するために必要な事業

集会事業で述べた「ガスタービン教育シンポジウム」を，会員以外のガスタービンに関心のある学生や若手技術者を対象として，参加費無料で実施し，関連技術の啓蒙，啓発を行った。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/08

Ⅱ．処務の概要

1．役員等に関する事項

1.1　役員（理事，監事）

理事　会　長　　有賀一郎

副会長　　佐藤文夫

総務理事　　吉岡（大田）英輔（主担当），斎藤正泰（財務），岡村隆成，佐々木正史，本阿弥眞治

企画理事　　荒木達雄（主担当），勝田　直，酒井善正，坂田公夫，新田明人，宮坂　明

編集理事　　山根隆一郎（主担当），荒川忠一，大田原康彦，高木俊幸，谷島昶，塚越敬三，中沢則夫

監事　　青木千明，高田浩之

1.2　評議員

監事及び評議員の選出は定款第15条，第16条，細則第20条，第22条から第27条の各条に基づきおこなわれ，第22期監事は上記2名が選出された。評議員に選出された者の内，前項1.1に記載の役員は定款第16条及び細則第20条により評議員からのぞかれた。第22期評議員は以下の67名である。

伊藤源嗣，宇治茂一，永野進，中村昌雄，宮下和也，綿貫一男，彦坂陞，城敏彦，三宅裕，射延功，星野昭史，森建二，山本肇，筒井康賢，井上雅弘，難波昌伸，鮫島康郎，池上詢，鈴木健二郎，水谷幸夫，川口修，長島昭，益田重明，大橋秀雄，小林紘，佐々木誠，田丸卓，吉田豊明，外山浩介，手島清美，平田賢，藤江邦男，弘松幹雄，長谷川好道，大原久宜，村島完治，佐藤幹夫，伊藤高根，宮川建男，梶昭次郎，永野三郎，長島利夫，吉識晴夫，土屋利明，古瀬裕，宮地敏雄，酒井俊道，中台宏太，檜佐彰一，本間友博，森国稔，猪木恒夫，荒川忠男，川池和彦，住川雅晴，星野和貞，水木新平，伊佐治強彦，磯辺信一，小泉忠夫，中島賢一郎，梅村直，中神靖雄，長谷川清，日浦治也，浜田義次，秋葉雅史

2．職員に関する事項

平成9年度末現在

職務	氏名	就任年月日	担当事務	備考
事務局長	三浦　教子	１９９１年４月１日	事務局の総括	常勤

3．役員会に関する事項

3.1　理事会

8回開催され，第22期総会報告，第22期評議員会報告，第22期事業実施に伴う業務，第22期事業報告案・決算案，第22期第2回及び第23期第1回総会議案，第22期第2回及び第23期第1回評議員会議案，第23期事業計画・予算案等の審議。

3.2　評議員会

第22期第1回評議員会は平成9年4月21日に開催され，第22期評議員選挙結果，第22期役員案，第22期事業計画・予算案等の審議がなされ，承認された。

第22期第2回評議員会は平成10年4月17日に開催され，第22期事業報告・決算案，名誉会員候補者推薦，第23期事業計画・予算案の審議がなされ，いずれも承認された。

3.3　総会

第22期第1回総会は平成9年4月21日に開催され，第22期評議員選挙結果，第22期役員案，第22期事業計画・予算案等の審議がなされ，承認された。

第22期第2回総会は平成10年4月17日に開催され，第22期事業報告・決算案，名誉会員推薦，第23期事業計画・予算案の審議がなされ，いずれも承認された。

4．許可，認可，承認，証明等に関する事項

申請月日	申　請　事　項	許可等月日	備　考
	なし		

5．契約に関する事項

契約年月日	相手方	契約の概要
H9/07/01	(株)ニッセイエブロ	学会誌編集事務委託契約 (H9.7.1 - H10.6.30)
H10/02/22	第3工新ビル	学会事務局及び会議室の賃借契約 (H10.2.22 - H12.2.21)

6．寄付金に関する事項

寄付の目的	寄付者	申し込み金額	領収金額	備考
	なし			

7．主務官庁指示に関する事項

指示年月日	指示事項	履行状況
H8/03/18	法人の運営に係る届出・報告書の提出について(8学情第5号)	平成8年度事業報告及び収支決算報告書並びに平成9年度事業計画・予算書より実施.

8．各委員会の活動

8.1　総務委員会
委員長　吉岡　英輔　他9名　　開催8回

8.2　企画委員会
委員長　荒木　達雄　他16名　　開催7回

8.3　編集委員会
委員長　山根隆一郎　他19名　　開催9回

8.4　ガスタービン統計作成委員会
委員長　射延　功　他11名　　開催1回

8.5　学術講演会委員会
委員長　川口　修　他10名　　開催5回

8.6　ガスタービン技術情報センター運営委員会
委員長　柏原　康成

8.7　地方委員会
委員長　三宅　裕　他14名　　開催1回

8.8　Bulletin編集委員会
委員長　遠藤　征紀　他9名　　開催3回

8.9　組織検討委員会　　今年度休会。

8.10　会員委員会　　今年度休会。

8.11　選挙管理委員会
委員長　山崎　慎一　他7名　　開催3回

8.12　調査研究委員会
委員長　手島　清美

8.13　学会賞審査委員会
委員長　酒井　俊道　他17名　　開催2回

8.14　国際交流委員会
委員長　田丸　卓　他8名　　開催2回

8.15　次期国際会議準備委員会
委員長　葉山　眞治　他16名　　開催：幹事会5回，ほか小委員会

8.16　25周年記念誌準備委員会
委員長　阿部　安雄　他11名　　開催　11　回

8.17　各種ワーキング委員会
事務合理化W.G.（委員長　斎藤正泰），
会誌6回体制検討W.G.（委員長　菅　進），
学会活動分野検討W.G.（委員長　吉識　晴夫）

9．会員数の移動状況

会員種別	会員数 本年度末：平成10年3月31日現在	会員数 前年度末：平成9年3月31日現在	増減数	摘要
正会員	1,922　名	1,868　名	+54名	
賛助会員	142　社	141　社	+1社	10年度末198口
学生会員	68　名	52　名	+16名	
計	2,132	2,061	+71	

第22期（平成9年度）収支決算

1．収支計算総括表

平成9年4月1日から平成10年3月31日まで

（単位：円）

科　目	合計	一般会計	特別会計
Ⅰ．収入の部			
1．基本財産運用収入	51,334	51,334	0
2．会費・入会金収入	21,682,990	21,682,990	0
3．事業収入	11,855,045	10,915,500	939,545
4．補助金等収入	128,000	128,000	0
5．雑収入	2,765,894	2,604,732	161,162
6．繰入金収入	1,000,000	1,000,000	0
当期収入合計	37,483,263	36,382,556	1,100,707
前期繰越収支差額	47,417,095	33,304,808	14,112,287
収入合計	84,900,358	69,687,364	15,212,994
Ⅱ．支出の部			
1．事業費	20,488,082	18,257,555	2,230,527
2．国際交流事業費	200,957	0	200,957
3．管理費	23,566,006	22,084,371	1,481,635
4．敷金・保証金	0	0	0
5．繰入金支出	1,000,000	0	1,000,000
6．特定預金支出	4,000,000	3,500,000	500,000
当期支出合計	49,255,045	43,841,926	5,413,119
当期収支差額	−11,771,782	−7,459,370	−4,312,412
次期繰越収支差額	35,645,313	25,845,438	9,799,875

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

2．正味財産計算書総括表

平成９年４月１日から平成10年３月31日まで

（単位：円）

科　目	合　計	一般会計	特別会計
【増加の部】	円	円	円
資産増加額	4,653,887	4,153,887	500,000
増加額合計	4,653,887	4,153,887	500,000
【減少の部】	0		
負債増加額	13,771,782	9,459,370	4,312,412
減少額合計	13,771,782	9,459,370	4,312,412
当期正味財産減少額	9,117,895	5,305,483	3,812,412
前期繰越正味財産額	74,563,361	51,451,074	23,112,287
期末正味財産合計額	65,445,466	46,145,591	19,299,875

3.賃借対照表総括表

平成10年３月31日現在

科　目	合　計	一般会計	特別会計
【資産の部】	円	円	円
流動資産	36,210,367	26,410,492	9,799,875
固定資産			
基本資産	6,014,266	6,014,266	0
その他固定資産	42,185,887	32,685,887	9,500,000
固定資産合計	48,200,153	38,700,153	9,500,000
資産合計	84,410,520	65,110,645	19,299,875
【負債の部】			
流動負債	565,054	565,054	0
固定負債	18,400,000	18,400,000	0
負債合計	18,965,054	18,965,054	0
【正味資産の部】			
正味資産	65,445,466	46,145,591	19,299,875
（うち基本金）	6,014,266	6,014,266	0
（うち当期正味財産減少額）	9,117,895	5,305,483	3,812,412
負債及び正味財産合計	84,410,520	65,110,645	19,299,875

4．一般会計

4.1　収支計算書

平成９年４月１日から平成10年３月31日まで

（単位：円）

科　目	予算額	決算額	差　異	備　考
(収入の部)				
＊基本財産運用収入	120,000	51,334	68,666	
基本財産利息	120,000	51,334	68,666	
*入会金収入	53,000	56,500	-3,500	
正会員	40,000	38,500	1,500	
学生会員	8,000	12,000	-4,000	
賛助会員	5,000	6,000	-1,000	
＊会費収入	23,175,000	21,626,490	1,548,510	
正会員	9,400,000	8,149,990	1,250,010	
学生会員	125,000	108,000	17,000	
賛助会員	13,650,000	13,368,500	281,500	
＊事業収入	11,893,000	10,915,500	977,500	
（集会事業）	5,095,000	6,489,000	-1,394,000	
定期講演会	900,000	811,000	89,000	
見学会技術懇談会	270,000	252,000	18,000	
シンポジウム	150,000	59,000	91,000	
セミナー	2,200,000	3,958,000	-1,758,000	
秋季講演会	1,455,000	1,350,000	105,000	
フォーラム	120,000	59,000	61,000	
（出版事業）	6,798,000	4,426,500	2,371,500	
会誌広告	3,560,000	2,591,200	968,800	
25周年誌広告収入	120,000	0	120,000	
25周年誌販売収入	300,000	108,000	192,000	
名簿広告	1,068,000	1,133,300	-65,300	
名簿販売	1,750,000	594,000	1,156,000	
＊補助金収入	110,000	128,000	-18,000	
補助金	110,000	128,000	-18,000	
＊雑収入	1,780,000	2,604,732	-824,732	
（受取利息）	780,000	453,609	326,391	
運用財産定預金	600,000	375,289	224,711	
運用財産普通預金	5,000	8,820	-3,820	
表彰事業基金定期預金	175,000	69,500	105,500	
（雑収入）	1,000,000	2,151,123	-1,151,123	
雑収入	1,000,000	2,151,123	-1,151,123	
＊繰入金収入	1,000,000	1,000,000	0	
特別会計より繰入金	1,000,000	1,000,000	0	
＊＊当期収入合計（A）	38,131,000	36,382,556	1,748,444	
＊＊前期繰越収支差額	33,304,808	33,304,808	0	
＊＊収入合計　（B）	71,435,808	69,687,364	1,748,444	
(支出の部)				
＊出版事業費	11,748,000	13,580,314	-1,832,314	
（会議費）	264,000	345,549	-81,549	
編集委員会	132,000	122,131	9,869	
25周年誌委員会	132,000	223,418	-91,418	
（通信運搬費）	960,000	999,418	-39,418	
会誌	720,000	843,842	-123,842	
25周年誌郵送	100,000	9,500	90,500	
ニュースレター	140,000	146,076	-6,076	
（印刷製本費）	9,566,000	11,429,219	-1,863,219	
会誌	5,856,000	7,209,844	-1,353,844	
学会広報資料	180,000	99,750	80,250	
25周年誌製本	3,380,000	3,970,630	-590,630	
ニュースレター	150,000	148,995	1,005	
（原稿料）	958,000	806,128	151,872	
会誌	688,000	793,560	-105,560	
ニュースレター	20,000	12,568	7,432	
25周年誌	250,000	0	250,000	
＊集会事業費	5,158,000	4,260,884	897,116	
（会議費）	400,000	150,778	249,222	
学術講演会	70,000	54,000	16,000	
企画委員会	130,000	69,000	61,000	
地方委員会	200,000	27,778	172,222	
（臨時雇賃金）	64,000	0	64,000	
定期講演会	20,000	0	20,000	
秋季講演会	20,000	0	20,000	
ＧＴセミナー	24,000	0	24,000	
（旅費交通費）	160,000	29,640	130,360	
定期講演会	0	2,680		
ＧＴセミナー	40,000	0	40,000	
特別講演会	20,000	26,960	-6,960	
教育シンポジウム	100,000	0	100,000	
（通信運搬費）	344,000	190,963	153,037	
定期講演会	25,000	10,000	15,000	
秋季講演会	40,000	0	40,000	
ＧＴセミナー	154,000	124,643	29,357	
見学会技術懇談会	30,000	0	30,000	
フォーラム	15,000	0	15,000	
シンポジウム	10,000	0	10,000	
教育シンポジウム	50,000	56,320	-6,320	
特別講演会	20,000	0	20,000	
（印刷製本費）	1,420,000	1,239,216	180,784	
定期講演会	410,000	391,860	18,140	
秋季講演会	490,000	354,900	135,100	
ＧＴセミナー	220,000	231,000	-11,000	
見学会技術懇談会	60,000	0	60,000	
フォーラム	40,000	12,126	27,874	
シンポジウム	40,000	3,000	37,000	
教育シンポジウム	120,000	246,330	-126,330	
特別講演会	40,000	0	40,000	
（賃借料）	620,000	350,580	269,420	
定期講演会	80,000	89,775	-9,775	
秋季講演会	240,000	228,250	11,750	
ＧＴセミナー	200,000	0	200,000	
シンポジウム	40,000	24,255	15,745	
教育シンポジウム	20,000	0	20,000	
特別講演会	40,000	8,300	31,700	
（諸謝金）	605,000	389,735	215,265	
定期講演会	25,000	23,111	1,889	
秋季講演会	40,000	22,222	17,778	
ＧＴセミナー	270,000	222,216	47,784	
見学会技術懇談会	90,000	0	90,000	
フォーラム	40,000	30,538	9,462	
シンポジウム	40,000	19,427	20,573	
教育シンポジウム	60,000	61,110	-1,110	
特別講演会	40,000	11,111	28,889	
（雑費）	1,545,000	1,909,972	-364,972	
定期講演会	470,000	390,370	79,630	
秋季講演会	760,000	825,827	-65,827	
ＧＴセミナー	100,000	108,800	-8,800	
見学会技術懇談会	50,000	148,563	-98,563	
フォーラム	25,000	22,345	2,655	
シンポジウム	20,000	8,662	11,338	
教育シンポジウム	100,000	405,405	-305,405	
特別講演会	20,000	0	20,000	
＊調査研究事業費	390,000	207,156	182,844	
（会議費）	80,000	0	80,000	
生産統計委員会	40,000	0	40,000	
技術情報ｾﾝﾀｰ委員会	20,000	0	20,000	
調査研究委員会	20,000	0	20,000	
（通信運搬費）	100,000	33,906	66,094	
生産統計委員会	10,000	0	10,000	
技術情報ｾﾝﾀｰ委員会	10,000	11,880	-1,880	
調査研究委員会	80,000	22,026	57,974	
（資料費）	170,000	173,250	-3,250	
技情ｾﾝﾀｰ委員会	170,000	173,250	-3,250	
（雑費）	40,000	0	40,000	
生産統計委員会	10,000	0	10,000	
技術情報ｾﾝﾀｰ委員会	10,000	0	10,000	
調査研究委員会	20,000	0	20,000	
＊表彰事業費	160,000	209,201	-49,201	
委員会費	50,000	21,000	29,000	
通信運搬費	10,000	8,000	2,000	
雑費	100,000	180,201	-80,201	
＊管理費	26,549,000	22,084,371	4,464,629	
給与	11,450,000	10,475,110	974,890	
手当	130,000	66,800	63,200	
事務委託費	1,512,000	1,512,000	0	
社会保険費	950,000	996,164	-46,164	
理事会	400,000	214,651	185,349	
評議員会	150,000	111,298	38,702	
総会	250,000	264,917	-14,917	
総務委員会	130,000	91,180	38,820	
組織検討委員会	30,000	0	30,000	
会員委員会	30,000	0	30,000	
選挙管理委員会	20,000	29,200	-9,200	
評議員選挙	460,000	400,614	59,386	
旅費	350,000	188,120	161,880	
交通費	100,000	40,480	59,520	
什器備品	1,000,000	997,939	2,061	
図書費	5,000	0	5,000	
消耗品	1,400,000	1,176,886	223,114	
印刷費	250,000	101,850	148,150	
通信運搬費	600,000	713,349	-113,349	
事務所借用費	4,000,000	4,190,000	-190,000	
事務合理化	2,500,000	0	2,500,000	
光熱水道費	300,000	203,832	96,168	
諸謝礼金	45,000	59,600	-14,600	
日内連会費	140,000	140,000	0	
共催分担費	10,000	0	10,000	
日本工学会会費	37,000	33,900	3,100	
雑費	300,000	76,481	223,519	
＊特定預金支出	4,000,000	3,500,000	500,000	
退職金給与引当預金支出	2,000,000	2,000,000	0	
表彰事業基金積立	500,000	0	500,000	
記念事業準備金積立	500,000	500,000	0	
助成事業準備金積立	500,000	500,000	0	
事務所整備準備預金支出	500,000	500,000	0	
＊＊当期支出合計　（C）	48,005,000	43,841,926	4,163,074	
＊＊当期収支差額　（A）－（C）	-9,874,000	-7,459,370	-2,414,630	
＊＊次期繰越収支差額（B）－（C）	23,430,808	25,845,438	-2,414,630	

4.2　正味財産増減計算書

平成９年４月１日から平成10年３月31日まで

（単位：円）

科　目	金額		
【増加の部】			
資産増加額			
什器備品購入額	653,887		
記念事業準備積立金増加額	500,000		
助成事業準備積立金増加額	500,000		
事務所整備準備金増加額	500,000		
退職給与引当預金増加額	2,000,000	4,153,887	
増加額合計			4,153,887
【減少の部】			
資産減少額			
当期収支差額	7,459,370	7,459,370	
負債増加額			
退職給与引当金繰越額	2,000,000	2,000,000	
減少額合計			9,459,370
当期正味財産減少額			5,305,483
前期繰越正味財産額			51,451,074
期末正味財産合計額			46,145,591

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

4.3　貸借対照表

平成10年3月31日現在

（単位：円）

科　目	金額		
【資産の部】			
流動資産			
現金預金	26,410,492		
流動資産合計		26,410,492	
固定資産			
基本資産			
基本財産引当預金	6,014,266		
基本財産合計	6,014,266		
その他固定資産			
什器備品	653,887		
敷金	1,032,000		
記念事業準備積立預金	500,000		
助成事業準備積立預金	500,000		
退職給与引当預金	18,400,000		
表彰事業基金	8,000,000		
事務所整備準備金	3,600,000		
その他固定資産合計	32,685,887		
固定資産合計		38,700,153	
資産合計			65,110,645
【負債の部】			
流動負債			
前受会費	528,700		
雇用保険預り	36,354		
流動負債合計		565,054	
固定負債			
退職給与引当金	18,400,000		
固定負債合計		18,400,000	
負債合計			18,965,054
【正味資産の部】			
正味資産			46,145,591
（うち基本金）			（ 6,014,266 ）
（うち当期正味財産減少額）			（ 5,305,483 ）
負債及び正味財産合計			65,110,645

4.4　会計方針

1．⑴引当金の計算基準について

退職引当金…期末退職給与の要支給額を充当できる金額を計上している。

2．⑵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.に記載する通りである。

2．次期繰越収支差額の内容は次の通りである。

（単位：円）

科　目	前期末残高	当期末残高
現金・預金	33,710,870	26,410,492
前受会費及び預り金	406,062	565,054
次期繰越収支差額	33,304,808	25,845,438

5．特別会計

5.1　収支計算書

平成9年4月1日から平成10年3月31日まで

（単位：円）

科　目	予算額	決算額	差異	備考
（収入の部）				
＊出版事業収入	1,190,000	939,545	250,455	
ブレ広告収入	890,000	799,545	90,455	
ブレ販売収入	300,000	140,000	160,000	
＊雑収入	281,000	161,162	119,838	
普通預金受取利息	1,000	1,046	−46	
定期預金受取利息	140,000	77,840	62,160	
国際交流基金受取利息	140,000	82,276	57,724	
＊＊当期収入合計(A)	1,471,000	1,100,707	370,293	
＊＊前期繰越収支差額	14,112,287	14,112,287	0	
＊＊収入合計　(B)	15,583,287	15,212,994	370,293	
（支出の部）				
＊出版事業費	2,960,000	2,230,527	729,473	
ブレティン編集委員会費	60,000	18,000	42,000	
ブレティン製作費	2,300,000	1,814,347	485,653	
ブレティン発送費	460,000	319,170	140,830	
ブレティン原稿料	140,000	79,010	60,990	
＊管理費	1,700,000	1,481,635	218,365	
給与	850,000	776,471	73,529	
会議費	300,000	481,200	−181,200	
印刷費	150,000	55,650	94,350	
通信費	100,000	150,072	−50,072	
雑費	300,000	18,242	281,758	
＊国際会議準備金	1,000,000	50,790	949,210	
国際会議準備金	1,000,000	50,790	949,210	
＊国際交流事業費費	500,000	150,167	349,833	
国際交流会議費	100,000	120,000	−20,000	
雑費	400,000	30,167	369,833	
＊特定預金支出	1,000,000	500,000	500,000	
国際交流基金積立	1,000,000	500,000	500,000	
＊繰入金支出	1,000,000	1,000,000	0	
一般会計繰入金	1,000,000	1,000,000	0	
＊＊当期支出合計　(C)	8,160,000	5,413,119	2,746,881	
＊＊当期収支差額　(A)−(C)	−6,689,000	−4,312,412	−2,376,588	
＊＊次期繰越収支差額(B)−(C)	7,423,287	9,799,875	−2,376,588	

5.2　正味財産増減計算書

平成9年4月1日から平成10年3月31日まで

（単位：円）

科　目	金額		
【増加の部】			
資産増加額			
国際交流基金積立金増加額	500,000	500,000	
増加額合計			500,000
【減少の部】			
資産減少額			
当期収支差額	4,312,412	4,312,412	
減少額合計			4,312,412
当期正味財産減少額			3,812,412
前期繰越正味財産額			23,112,287
期末正味財産合計額			19,299,875

5.3　貸借対照表

平成10年3月31日現在

（単位：円）

科　目	金額		
【資産の部】			
流動資産			
現金預金	9,799,875		
流動資産合計		9,799,875	
固定資産			
その他固定資産			
国際交流基金積立預金	9,500,000		
その他固定資産合計	9,500,000		
固定資産合計		9,500,000	
資産合計			19,299,875
【正味資産の部】			
正味資産			19,299,875
（うち当期正味財産減少額）			（ 3,812,412 ）
負債及び正味財産合計			19,299,875

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.に記載する通りである。

2．次期繰越収支差額の内容は次の通りである。

（単位：円）

科　目	前期末残高	当期末残高
現金・預金	14,116,287	9,799,875
前受会費及び預り金	4,000	0
次期繰越収支差額	14,112,287	9,799,875

6．財産目録

平成10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）	23,500,000 円
定期預金	三井信託銀行新宿西口支店（注2）	20,794,266 円
普通預金	第一勧業銀行西新宿支店（注3）	4,035,756 円
	第一勧業銀行西新宿支店（注4）	266,297 円
	さくら銀行北新宿支店（注3）	0 円
	三井信託銀行新宿西口支店（注3）	0 円
2．中期国債ファンド	野村証券（注3）	22,046,556 円
	野村証券（注4）	9,533,578 円
3．振替預金	（注3）	328,180 円
4．権利金	（注5）	1,032,000 円
5．日本学会年金	（注2）	2,220,000 円
6．什器備品	パソコン	653,887 円
	資産合計	84,410,520 円

負債の部

1．預り金	565,054 円
2．退職給与引当金	18,400,000 円
負債合計	18,965,054 円

差引正味財産　65,445,466 円

（注1）基本財産	6,000,000	円
国際交流基金	9,500,000	円
表彰事業基金	8,000,000	円
（注2）基本財産	14,266	円
退職給与引当金	18,400,000	円
事務所整備準備金	3,600,000	円
記念事業準備金積立金	500,000	円
助成事業準備金積立金	500,000	円

（注3）一般会計運用財産

（注4）特別会計運用財産

（注5）第3工新ビル301号、402号室敷金

監　査　報　告

平成9年度事業報告書，収支決算書，及び財産目録等について，関係書類と共にその内容を監査した結果，法令及び定款に照らして正当であることを認めます。

監事　青木千明　印

監事　高田浩之　印

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

第23期　監事・評議員選挙結果

・監事
（氏名：五十音順・敬称略）

番号	氏名	勤務先
1	秋葉　雅史	早稲田大学
2	大槻　幸雄	川崎重工業㈱

・評議員
（勤務先：五十音順・敬称略）

番号	氏名	勤務先
1	伊藤　源嗣	石川島播磨重工業㈱
2	宇治　茂一	石川島播磨重工業㈱
3	斎藤　正泰	石川島播磨重工業㈱
4	永野　進	石川島播磨重工業㈱
5	宮下　和也	石川島播磨重工業㈱
6	中村　昌雄	石川島汎用機械㈱
7	綿貫　一男	石川島汎用機械㈱
8	三宅　裕	大阪大学
9	射延　功	川崎重工業㈱
10	酒井　善正	川崎重工業㈱
11	星野　昭史	川崎重工業㈱
12	森　建二	川崎重工業㈱
13	山本　肇	川崎重工業㈱
14	水野　孝則	関西電力㈱
15	筒井　康賢	機械技術研究所
16	濱　純	機械技術研究所
17	池上　詢	京都大学
18	鈴木健二郎	京都大学
19	手島　清美	京都大学
20	水谷　幸夫	近畿大学
21	井上　雅弘	九州大学
22	難波　昌伸	九州大学
23	速水　洋	九州大学
24	川口　修	慶応義塾大学
25	長島　昭	慶応義塾大学
26	益田　重明	慶応義塾大学
27	大橋　秀雄	工学院大学
28	小林　紘	航空宇宙技術研究所
29	坂田　公夫	航空宇宙技術研究所
30	佐々木　誠	航空宇宙技術研究所
31	田丸　卓	航空宇宙技術研究所
32	吉田　豊明	航空宇宙技術研究所
33	平田　賢	芝浦工業大学
34	弘松　幹雄	㈱先進材料利用ガスジェネレータ研究所
35	菅　進	船舶技術研究所
36	大原　久宜	中部電力㈱
37	石澤　和彦	超音速輸送機用推進システム技術研究組合
38	佐藤　幹夫	電力中央研究所
39	伊藤　高根	東海大学
40	山根隆一郎	東京工業大学
41	荒川　忠一	東京大学
42	梶　昭次郎	東京大学
43	長島　利夫	東京大学
44	永野　三郎	東京大学
45	吉識　晴夫	東京大学
46	宮地　敏雄	東京電機大学
47	土屋　利明	東京電力㈱
48	古瀬　裕	東京電力㈱
49	酒井　俊道	東京理科大学
50	本阿弥眞治	東京理科大学
51	飯田　義亮	㈱東芝
52	岡村　隆成	㈱東芝
53	檜佐　彰一	㈱東芝
54	本間　友博	㈱東芝
55	松田　健	㈱東芝
56	斎藤　浩平	東芝エンジニアリング㈱
57	奥原　巌	東芝プラント建設㈱
58	三賀　憲治	東電設計㈱
59	大島亮一郎	東北学院大学
60	斎藤　哲郎	東北電力㈱
61	猪木　恒夫	㈱新潟鉄工所
62	佐々木直人	日産自動車㈱
63	田辺　清	日本航空機エンジン協会
64	青木　千明	日本内燃機関連合会
65	大田原康彦	㈱日立製作所
66	柏原　克人	㈱日立製作所
67	川池　和彦	㈱日立製作所
68	住川　雅晴	㈱日立製作所
69	星野　和貞	㈱日立製作所
70	水木　新平	法政大学
71	菱沼　孝夫	北海道大学
72	伊佐治強彦	三井造船㈱
73	磯部　信一	三井造船㈱
74	小泉　忠夫	三井造船㈱
75	高木　俊幸	三井造船㈱
76	中沢　則雄	三菱自動車工業㈱
77	梅村　直	三菱重工業㈱
78	塚越　敬三	三菱重工業㈱
79	中神　靖雄	三菱重工業㈱
80	長谷川　清	三菱重工業㈱
81	日浦　治也	三菱重工業㈱
82	荒木　達雄	武蔵工業大学
83	浜田　義次	ヤンマーディーゼル㈱
84	亀本　喬司	横浜国立大学
85	吉岡　英輔	早稲田大学

次点者

番号	氏名	勤務先
1	宮坂　明	東京ガス㈱
2	荒川　光夫	君津共同火力㈱
3	藤川　泰雄	日産自動車㈱

投票数	826票	
	評議員	監事
有効票	814	807
無効票	8	7
白票	4	12

第23期（平成10年度）役員および評議員

理事　会　長　佐藤文夫
　　副会長　菅　進
　　総務理事　吉識晴夫（主担当），土屋利明（財務），本間友博，水木新平，吉岡（大田）英輔
　　企画理事　荒木達雄（主担当），酒井善正，佐藤幹夫，水野孝則，宮坂　明，吉田豊明
　　編集理事　山根隆一郎（主担当），荒川忠一，佐々木直人，谷島昶，塚越敬三，星野和貞，宮下和也
監事　秋葉雅史，大槻幸雄

第23期（平成10年度）事業計画

1．事業の概要

前期に引き続き，定款に定める下記諸事業を行う計画である。特に第23期においては，次期（1999年）国際ガスタービン会議の準備と実施を目的とする「1999年国際ガスタービン会議神戸大会組織委員会」の設立，学会誌の年間6回発行への準備と実施，新しい課題での調査研究などを行うほか，学会及び事務局の一層の事務合理化を進める予定である。

(1) 研究発表会及び学術講演会等の開催（集会事業）

名　称	予定回数	開催予定時期
特別講演会	1　回	平成10年4月
定期講演会	1　回	5月
見学会・技術懇談会	1～2回	6月他
教育シンポジウム	1　回	7月
秋季講演会	1　回	10月
セミナー	1　回	平成11年1月
シンポジウム	1　回	未定
フォーラム	1　回	未定

(2) 学会誌及び学術図書の刊行（出版事業）

平成11年度より学会誌発行を年6回とするが，移行措置として今年度は5回の発行を行う。

図書名	発行予定時期	予定部数
ガスタービン学会誌	平成10年6月，9月，12月，平成11年1月，3月	約2，300
定期講演会論文集	平成10年　5月	200
GTSJニュースレター	平成10年　8月	2，300
25周年記念誌	平成10年　4月	400
秋季講演会論文集	平成10年10月	200
セミナー資料集	平成11年　1月	230
調査研究資料集	未定	100
Bulletin of GTSJ	平成11年　2月	500

(3) 内外関連学協会との連携並びに協力（国際協力事業等）

ガスタービンに関する国際会議を1999年に神戸で主催して開催すべく「1999年国際ガスタービン会議神戸大会組織委員会」を設立すると共に，同組織委員会および実行委員会と協力して海外関連学協会および同国際会議の海外アドバイザリコミティとの連携をはかる。また，Bulletin of GTSJを刊行して海外関連学協会へ配布し，学会の活動状況を紹介し情報交換を密にする。

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

(4) ガスタービンに関する研究・調査（調査研究事業）

ガスタービンの健全な運転を確保し維持管理を円滑にする目的で，「ガスタービンのモニタリング技術に関する調査研究」を開始し，遠隔モニタリングに関する動向と技術の研究を行う。また，平成10年度における我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収集，集計し，学会誌およびBulletin of GTSJに掲載する。

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰（表彰事業）

ガスタービンに関連する研究及び技術開発を奨励するために，優れた研究と技術に対して隔年でガスタービン学会賞を授与している。今年度は授与年度に該当せず，表彰のあり方等を検討する。

(6) その他目的を達するために必要な事業

ガスタービンに関心のある学生や若手技術者への関連技術の啓蒙，啓発のために，集会事業として「ガスタービン教育シンポジウム」を計画し，参加無料で実施する。

2．委員会の設置

以上の諸事業を実施するために，下記の常置及び臨時の委員会を適宜設置する。

常置委員会：(1) 総務委員会
　　(2) 企画委員会
　　(3) 編集委員会
　　(4) ガスタービン統計作成委員会

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

(5) 学術講演会委員会
(6) ガスタービン技術情報センター運営委員会
(7) 地方委員会

臨時委員会: (1) Bulletin 編集委員会
(2) 組織検討委員会
(3) 会員委員会
(4) 選挙管理委員会
(5) 調査研究委員会
(6) 学会賞審査委員会
(7) 国際交流委員会
(8) 次期国際会議準備委員会
但し,「1999 年国際ガスタービン会議神戸大会組織委員会」の発足までとする。
(9) その他

第 23 期（平成 10 年度）予算

1．予算総括表

平成 10 年 4 月 1 日から平成 11 年 3 月 31 日まで

科　目	合　計	一般会計	特別会計
Ⅰ．収入の部			
1. 基本財産運用収入	80,000	80,000	0
2. 会費・入会金収入	23,478,000	23,478,000	0
3. 事業収入	9,900,000	8,710,000	1,190,000
4. 補助金等収入	0	0	0
5. 雑収入	1,711,000	1,510,000	201,000
6. 繰入金収入	1,000,000	1,000,000	0
7. 特定預金収入	5,000,000	0	5,000,000
当期収入合計	41,169,000	34,778,000	6,391,000
前期繰越収支差額	35,645,313	25,845,438	9,799,875
収入合計	76,814,313	60,623,438	16,190,875
Ⅱ．支出の部			
1. 事業費	18,265,000	13,785,000	4,480,000
2. 管理費	26,374,000	25,014,000	1,360,000
3. 敷金・補償金	0	0	0
4. 国際会議貸出金	5,000,000	0	5,000,000
5. 繰入金支出	1,000,000	0	1,000,000
6. 特定預金支出	1,500,000	1,500,000	0
当期支出合計	52,139,000	40,299,000	11,840,000
当期収支差額	-10,970,000	-5,521,000	-5,449,000
次期繰越収支差額	24,675,313	20,324,438	4,350,875

2．一般会計

2.1　収支計算書

平成 10 年 4 月 1 日から平成 11 年 3 月 31 日まで

単位：円

科　目	予　算　額	前年度予算額	差　異	備考
(収入の部)				
＊基本財産運用収	80,000	120,000	-40,000	
基本財産利息	80,000	120,000	-40,000	
＊入会金収入	53,000	53,000	0	
正会	40,000	40,000	0	
学生会	8,000	8,000	0	
賛助会	5,000	5,000	0	
＊会費収入	23,425,000	23,175,000	250,000	
正会	9,600,000	9,400,000	200,000	
学生会	175,000	125,000	50,000	
賛助会	13,650,000	13,650,000	0	
＊事業収入	8,710,000	11,893,000	-3,183,000	
(集会事業)	5,310,000	5,095,000	215,000	
定期講演会	900,000	900,000	0	
見学技術懇談会	270,000	270,000	0	
シンポジウム	150,000	150,000	0	
セミナー	2,200,000	2,200,000	0	
秋季講演会	1,670,000	1,455,000	215,000	
フォーラム	120,000	120,000	0	
(出版事業)	3,400,000	6,798,000	-3,398,000	
会誌広告	3,000,000	3,560,000	-560,000	
25周年誌広告収入	0	120,000	-120,000	
25周年誌販売収入	300,000	300,000	0	
名簿広告	0	1,068,000	-1,068,000	
名簿販売	100,000	1,750,000	-1,650,000	
＊補助金収入	0	110,000	-110,000	
補助金	0	110,000	-110,000	
＊雑収入	1,510,000	1,780,000	-270,000	
(受取利息)	510,000	780,000	-270,000	
運用財産定預金	400,000	600,000	-200,000	
運用財産普通預金	10,000	5,000	5,000	
表彰事業基金定期預金	100,000	175,000	-75,000	
(雑収入)	1,000,000	1,000,000	0	
雑収入	1,000,000	1,000,000	0	
＊繰入金収入	1,000,000	1,000,000	0	
特別会計より繰入金	1,000,000	1,000,000	0	
＊＊当期収入合計(A)	34,778,000	38,131,000	-3,353,000	
＊＊前期繰越収支差額	25,845,438	33,304,808	-7,459,370	
＊＊収入合計	60,623,438	71,435,808	-10,812,370	

科　目	予　算　額	前年度予算	差　異	備考
(支出の部)				
＊出版事業	8,317,000	11,748,000	-3,431,000	
(会議費)	139,000	264,000	-125,000	
編集委員会	139,000	132,000	7,000	
25周年誌委員会	0	132,000	-132,000	
(通信運搬費)	1,140,000	960,000	180,000	
会誌	900,000	720,000	180,000	
25周年誌郵送	100,000	100,000	0	
ニュースレター	140,000	140,000	0	
(印刷製本費)	6,170,000	9,566,000	-3,396,000	
会誌	5,900,000	5,856,000	44,000	
学会広報資料	120,000	180,000	-60,000	
25周年誌製本	0	3,380,000	-3,380,000	
ニュースレター	150,000	150,000	0	
(原稿料)	868,000	958,000	-90,000	
会誌	848,000	688,000	160,000	
ニュースレター	20,000	20,000	0	
25周年誌	0	250,000	-250,000	
＊集会事業	5,028,000	5,158,000	-130,000	
(会議費)	300,000	400,000	-100,000	
学術講演会	70,000	70,000	0	
企画委員会	130,000	130,000	0	
地方委員会	100,000	200,000	-100,000	
(臨時雇賃金)	64,000	64,000	0	
定期講演会	20,000	20,000	0	
秋季講演会	20,000	20,000	0	
GTセミナー	24,000	24,000	0	
(旅費交通費)	245,000	160,000	85,000	
定期講演会	5,000	0	5,000	
秋季講演会	80,000	0	80,000	
GTセミナー	40,000	40,000	0	
特別講演会	20,000	20,000	0	
教育シンポジウム	100,000	100,000	0	
(通信運搬費)	314,000	344,000	-30,000	
定期講演会	25,000	25,000	0	
秋季講演会	10,000	40,000	-30,000	
GTセミナー	154,000	154,000	0	
見学技術懇談会	30,000	30,000	0	
フォーラム	15,000	15,000	0	
シンポジウム	10,000	10,000	0	
教育シンポジウム	50,000	50,000	0	
特別講演会	20,000	20,000	0	
(印刷製本費)	1,380,000	1,420,000	-40,000	
定期講演会	410,000	410,000	0	
秋季講演会	490,000	490,000	0	
GTセミナー	220,000	220,000	0	
見学技術懇談会	40,000	60,000	-20,000	
フォーラム	40,000	40,000	0	
シンポジウム	40,000	40,000	0	
教育シンポジウム	120,000	120,000	0	
特別講演会	20,000	40,000	-20,000	
(貸借料)	630,000	620,000	10,000	
定期講演会	250,000	80,000	170,000	
秋季講演会	100,000	240,000	-140,000	
GTセミナー	200,000	200,000	0	
シンポジウム	40,000	40,000	0	
教育シンポジウム	20,000	20,000	0	
特別講演会	20,000	40,000	-20,000	
(諸謝金)	590,000	605,000	-15,000	
定期講演会	25,000	25,000	0	
秋季講演会	25,000	40,000	-15,000	
GTセミナー	270,000	270,000	0	
見学技術懇談会	90,000	90,000	0	
フォーラム	40,000	40,000	0	
シンポジウム	40,000	40,000	0	
教育シンポジウム	60,000	60,000	0	
特別講演会	40,000	40,000	0	
(雑費)	1,505,000	1,545,000	-40,000	
定期講演会	470,000	470,000	0	
秋季講演会	720,000	760,000	-40,000	
GTセミナー	100,000	100,000	0	
見学技術懇談会	50,000	50,000	0	
フォーラム	25,000	25,000	0	
シンポジウム	20,000	20,000	0	
教育シンポジウム	100,000	100,000	0	
特別講演会	20,000	20,000	0	
＊調査研究事業費	370,000	390,000	-20,000	
(会議費)	260,000	80,000	180,000	
生産統計委員会	40,000	40,000	0	
技術情報センター委員会	20,000	20,000	0	
調査研究委員会	200,000	20,000	180,000	
(通信運搬費)	40,000	100,000	-60,000	
生産統計委員会	10,000	10,000	0	
技術情報センター委員会	10,000	10,000	0	
調査研究委員会	20,000	80,000	-60,000	
(資料費)	0	170,000	-170,000	
技情センター委員会	0	170,000	-170,000	
調査研究委員会	0	0	0	
(雑費)	70,000	40,000	30,000	
生産統計委員会	10,000	10,000	0	
技術情報センター委員会	10,000	10,000	0	
調査研究委員会	50,000	20,000	30,000	
＊表彰事業	70,000	160,000	-90,000	
委員会費	50,000	50,000	0	
通信運搬費	10,000	10,000	0	
雑費	10,000	100,000	-90,000	
＊管理費	25,014,000	26,549,000	-1,535,000	
給与	12,000,000	11,450,000	550,000	
手当	130,000	130,000	0	
事務委託費	1,512,000	1,512,000	0	
社会保険費	950,000	950,000	0	
理事会	300,000	400,000	-100,000	
評議員会	150,000	150,000	0	
総会	250,000	250,000	0	
総務委員会	130,000	130,000	0	
組織検討委員会	30,000	30,000	0	

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

科　目	予算額	前年度予算	差異	備考
会員委員会	30,000	30,000	0	
選挙管理委員会	35,000	20,000	15,000	
評議員選挙	460,000	460,000	0	
旅費	350,000	350,000	0	
交通費	100,000	100,000	0	
什器備品	500,000	1,000,000	-500,000	
図書費	5,000	5,000	0	
消耗品	1,400,000	1,400,000	0	
印刷費	250,000	250,000	0	
通信運搬費	600,000	600,000	0	
事務所借用費	4,000,000	4,000,000	0	
事務合理化費	1,000,000	2,500,000	-1,500,000	
光熱水道費	300,000	300,000	0	
諸謝礼金	45,000	45,000	0	
日内連会費	140,000	140,000	0	
共催分担費	10,000	10,000	0	
日本工学会会費	37,000	37,000	0	
雑費	300,000	300,000	0	
＊特定預金支出	1,500,000	4,000,000	-2,500,000	
退職金給与引当預金支出	1,500,000	2,000,000	-500,000	
表彰事業基金積	0	500,000	-500,000	
記念事業準備金積立	0	500,000	-500,000	
助成事業準備金積立	0	500,000	-500,000	
事務所整備準備預金支出	0	500,000	-500,000	
＊＊当期支出合計　(C)	40,299,000	48,005,000	-7,706,000	
＊＊当期収支差額　(A)－(C)	-5,521,000	-9,874,000	4,353,000	
＊＊次期繰越収支差額(B)－(C)	20,324,438	23,430,808	-3,106,370	

3．特別会計

3.1　収支計算書

平成10年4月1日から平成11年3月31日まで

単位：円

科　目	予算額	前年度予算額	差異	備考
(収入の部)				
＊出版事業収入	1,190,000	1,190,000	0	
ブレ広告収入	890,000	890,000	0	
ブレ販売収入	300,000	300,000	0	
＊雑収入	201,000	281,000	-80,000	
普通預金受取利息	1,000	1,000	0	
定期預金受取利息	100,000	140,000	-40,000	
国際交流基金受取利息	100,000	140,000	-40,000	
＊特定預金収入	5,000,000	0	5,000,000	
国際交流基金取り崩し	5,000,000	0	5,000,000	
＊＊当期収入合計(A)	6,391,000	1,471,000	4,920,000	
＊＊前期繰越収支差額	9,799,875	14,112,287	-4,312,412	
＊＊収入合計　(B)	16,190,875	15,583,287	607,588	
(支出の				
＊出版事業費	2,730,000	2,960,000	-230,000	
ﾌﾟﾚﾃｨﾝ編集委員会費	60,000	60,000	0	
ブレティン製作費	2,070,000	2,300,000	-230,000	
ブレティン発送費	460,000	460,000	0	
ブレティン原稿料	140,000	140,000	0	
＊管理費	1,360,000	1,700,000	-340,000	
給与	680,000	850,000	-170,000	
会議費	240,000	300,000	-60,000	
印刷費	120,000	150,000	-30,000	
通信費	80,000	100,000	-20,000	
雑費	240,000	300,000	-60,000	
＊国際会議準備金	0	1,000,000	-1,000,000	
国際会議準備金	0	1,000,000	-1,000,000	
＊国際交流事業費	1,750,000	500,000	1,250,000	
国際交流会議費	1,550,000	100,000	1,450,000	
雑費	200,000	400,000	-200,000	
＊国際会議貸出金	5,000,000	0	5,000,000	
国際会議貸出金	5,000,000	0	5,000,000	
＊特定預金支出	0	1,000,000	-1,000,000	
国際交流基金積立	0	1,000,000	-1,000,000	
＊繰入金支出	1,000,000	1,000,000	0	
一般会計繰入金	1,000,000	1,000,000	0	
＊＊当期支出合計　(C)	11,840,000	8,160,000	3,680,000	
＊＊当期収支差額　(A)－(C)	-5,449,000	-6,689,000	1,240,000	
＊＊次期繰越収支差額(B)－(C)	4,350,875	7,423,287	-3,072,412	

本会協賛・共催行事

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
蒸気サイクルシステムの将来	H 10/6/25 日本機械学会会議室	日本機械学会 TEL 03-5360-3506　FAX 03-5360-3508
計算機シミュレーションを用いた材料開発の基礎と応用	H 10/6/24-25 日本私学振興財団5階講堂	日本金属学会 TEL 022-223-3685
第230回講習会（流体、熱工学部門）	H 10/7/15-16 大阪科学技術センター　中ホール	日本機械学会関西支部 TEL 06-443-2073　FAX 06-443-6049
第2回実践集中講義：PIVの要点	H 10/9/22 横浜国立大教育文化ホール	東京大学原子力工学研究施設　岡村孝司 TEL 029-287-8411　FAX 029-287-8488
可視化情報学会全国講演会（三重）	H 10/9/24-25 三重大学　三スイホール	三重大学工学部機械工学科　加藤、丸山 TEL 059-231-9383、9386
第6回動力・エネルギー技術シンポジウム	H 10/11/10-11 川崎市産業振興会館	日本機械学会 TEL 03-5360-3506　FAX 03-5360-3508
第36回燃焼シンポジウム	H 10/11/18-20 グリーンホテル札幌	第36回燃焼シンポジウム事務局 TEL 011-706-6385、6784、6386　FAX 011-706-7889

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

科　目	予算額	前年度予算	差異	備考
会員委員会	30,000	30,000	0	
選挙管理委員会	35,000	20,000	15,000	
評議員選挙	460,000	460,000	0	
旅費	350,000	350,000	0	
交通費	100,000	100,000	0	
什器備品	500,000	1,000,000	-500,000	
図書費	5,000	5,000	0	
消耗品	1,400,000	1,400,000	0	
印刷費	250,000	250,000	0	
通信運搬費	600,000	600,000	0	
事務所借用費	4,000,000	4,000,000	0	
事務合理化費	1,000,000	2,500,000	-1,500,000	
光熱水道費	300,000	300,000	0	
諸謝礼金	45,000	45,000	0	
日内連会費	140,000	140,000	0	
共催分担費	10,000	10,000	0	
日本工学会会費	37,000	37,000	0	
雑費	300,000	300,000	0	
＊特定預金支出	1,500,000	4,000,000	-2,500,000	
退職金給与引当預金支出	1,500,000	2,000,000	-500,000	
表彰事業基金積	0	500,000	-500,000	
記念事業準備金積立	0	500,000	-500,000	
助成事業準備金積立	0	500,000	-500,000	
事務所整備準備預金支出	0	500,000	-500,000	
＊＊当期支出合計　(C)	40,299,000	48,005,000	-7,706,000	
＊＊当期収支差額　(A)－(C)	-5,521,000	-9,874,000	4,353,000	
＊＊次期繰越収支差額(B)－(C)	20,324,438	23,430,808	-3,106,370	

3．特別会計

3.1　収支計算書

平成10年4月1日から平成11年3月31日まで

単位：円

科　目	予算額	前年度予算額	差異	備考
(収入の部)				
＊出版事業収入	1,190,000	1,190,000	0	
ブレ広告収入	890,000	890,000	0	
ブレ販売収入	300,000	300,000	0	
＊雑収入	201,000	281,000	-80,000	
普通預金受取利息	1,000	1,000	0	
定期預金受取利息	100,000	140,000	-40,000	
国際交流基金受取利息	100,000	140,000	-40,000	
＊特定預金収入	5,000,000	0	5,000,000	
国際交流基金取り崩し	5,000,000	0	5,000,000	
＊＊当期収入合計(A)	6,391,000	1,471,000	4,920,000	
＊＊前期繰越収支差額	9,799,875	14,112,287	-4,312,412	
＊＊収入合計　(B)	16,190,875	15,583,287	607,588	
(支出の				
＊出版事業費	2,730,000	2,960,000	-230,000	
ﾌﾟﾚﾃｨﾝ編集委員会費	60,000	60,000	0	
ブレティン製作費	2,070,000	2,300,000	-230,000	
ブレティン発送費	460,000	460,000	0	
ブレティン原稿料	140,000	140,000	0	
＊管理費	1,360,000	1,700,000	-340,000	
給与	680,000	850,000	-170,000	
会議費	240,000	300,000	-60,000	
印刷費	120,000	150,000	-30,000	
通信費	80,000	100,000	-20,000	
雑費	240,000	300,000	-60,000	
＊国際会議準備金	0	1,000,000	-1,000,000	
国際会議準備金	0	1,000,000	-1,000,000	
＊国際交流事業費	1,750,000	500,000	1,250,000	
国際交流会議費	1,550,000	100,000	1,450,000	
雑費	200,000	400,000	-200,000	
＊国際会議貸出金	5,000,000	0	5,000,000	
国際会議貸出金	5,000,000	0	5,000,000	
＊特定預金支出	0	1,000,000	-1,000,000	
国際交流基金積立	0	1,000,000	-1,000,000	
＊繰入金支出	1,000,000	1,000,000	0	
一般会計繰入金	1,000,000	1,000,000	0	
＊＊当期支出合計　(C)	11,840,000	8,160,000	3,680,000	
＊＊当期収支差額　(A)－(C)	-5,449,000	-6,689,000	1,240,000	
＊＊次期繰越収支差額(B)－(C)	4,350,875	7,423,287	-3,072,412	

本会協賛・共催行事

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
蒸気サイクルシステムの将来	H 10/6/25 日本機械学会会議室	日本機械学会 TEL 03-5360-3506　FAX 03-5360-3508
計算機シミュレーションを用いた材料開発の基礎と応用	H 10/6/24-25 日本私学振興財団5階講堂	日本金属学会 TEL 022-223-3685
第230回講習会（流体、熱工学部門）	H 10/7/15-16 大阪科学技術センター　中ホール	日本機械学会関西支部 TEL 06-443-2073　FAX 06-443-6049
第2回実践集中講義：PIVの要点	H 10/9/22 横浜国立大教育文化ホール	東京大学原子力工学研究施設　岡村孝司 TEL 029-287-8411　FAX 029-287-8488
可視化情報学会全国講演会（三重）	H 10/9/24-25 三重大学　三スイホール	三重大学工学部機械工学科　加藤、丸山 TEL 059-231-9383、9386
第6回動力・エネルギー技術シンポジウム	H 10/11/10-11 川崎市産業振興会館	日本機械学会 TEL 03-5360-3506　FAX 03-5360-3508
第36回燃焼シンポジウム	H 10/11/18-20 グリーンホテル札幌	第36回燃焼シンポジウム事務局 TEL 011-706-6385、6784、6386　FAX 011-706-7889

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

報告

日本ガスタービン学会賞（第9回）報告

平成9年度学会賞審査委員会委員長　酒井　俊道
SAKAI Toshimichi

日本ガスタービン学会賞は，本会創立10周年を記念して1982年に制定されて以来，2年毎に表彰を行ってきております。学会賞には，ガスタービン及び過給機に関する優れた論文と技術に対する論文賞及び技術賞ならびに創立20周年を記念して設けられた奨励賞の3つの賞があり，今回は9回目の表彰にあたります。

学会賞候補に関しては，平成9年12月1日を応募期限として，平成9年の学会誌6月号及び9月号で募集を行いました。

論文賞は，過去4年間に学会誌に掲載された技術論文および1995 YIGTCのProceedingsに掲載された技術論文計208編のうち，すでに受賞ずみの6編を除いた202編が対象候補となります。この中から，学会編集委員会から推薦を受けた候補論文12件と，応募申請／推薦のあった候補論文2件とを対象にし，合計14件の候補から推薦候補を選考しました。

技術賞は，推薦・申請による応募を対象としました。

奨励賞は，論文賞と同じ対象の技術論文著者のうち，36歳未満で研究の中心的役割を果した会員を対象としました。

審査は，委員長を含め官学産の18名からなる審査委員会によって慎重かつ厳密・公正に行いました。今回も，論文賞候補には優れた論文が多く，厳しい審査となりました。

審査の結果，論文賞2件，技術賞2件，奨励賞1名を理事会に推薦し，下記の通りの授賞が決定いたしました。

今後とも，会員の皆様がさらに多くの優れた論文や技術を発表され，レベルの高い学会賞候補が数多く出てくることを望むと共に，我が国のガスタービン技術のますますの進歩・発展に貢献されることを期待いたします。

論文賞

水素－酸素－水蒸気量論混合気の燃焼速度

機械技術研究所　壹岐典彦
古谷博秀
濱　純
筑波大学　劉　峰
機械技術研究所　高橋三餘
倉田　修

日本ガスタービン学会誌　25巻97号（1997.6）

水素燃焼タービンを用いたクリーンな発電用プラントは将来の水素利用技術として期待されており，その基盤技術の研究・開発が進められている。その燃焼器内では入口温度600℃，圧力4 MPa程度の高温高圧の水蒸気雰囲気下で水素－酸素燃焼を行うが，その基礎データとして水素－酸素－水蒸気および水素－酸素－アルゴンの量論比混合気の燃焼速度を調べた。まず大気圧下の燃焼速度をバーナー法で測定し，chemkin IIを用いた理論計算と測定データがほぼ一致することを確認したうえで，初期混合気温度，希釈ガス濃度，圧力の影響を検討し，水素燃焼タービン燃焼器相当の高温高圧雰囲気下での層流燃焼速度を推定した。その結果以下のことがわかった。水素－酸素－水蒸気混合気は水素－酸素－アルゴン混合気よりも層流燃焼速度が小さく，希薄側で半分以下となる。両混合気ともに燃焼速度は初期混合気温度や水素濃度とともに増大するが，水素－酸素－水蒸気混合気のほうが水素－酸素－アルゴン混合気よりも初期混合気温度上昇による燃焼速度の増加割合が大きい。圧力上昇により層流燃焼速度は著しく減少する。また，高圧雰囲気下での層流燃焼速度の推定精度は大気圧雰囲気下に比べて悪いが，水素燃焼タービン燃焼器相当の600℃，4 MPaの雰囲気下では水素－酸素－水蒸気混合気の層流燃焼速度は大気圧条件下での値の1/30～1/10に低下する。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

報告

日本ガスタービン学会賞（第9回）報告

平成9年度学会賞審査委員会委員長　酒井　俊道
SAKAI Toshimichi

日本ガスタービン学会賞は，本会創立10周年を記念して1982年に制定されて以来，2年毎に表彰を行ってきております。学会賞には，ガスタービン及び過給機に関する優れた論文と技術に対する論文賞及び技術賞ならびに創立20周年を記念して設けられた奨励賞の3つの賞があり，今回は9回目の表彰にあたります。

学会賞候補に関しては，平成9年12月1日を応募期限として，平成9年の学会誌6月号及び9月号で募集を行いました。

論文賞は，過去4年間に学会誌に掲載された技術論文および1995 YIGTCのProceedingsに掲載された技術論文計208編のうち，すでに受賞ずみの6編を除いた202編が対象候補となります。この中から，学会編集委員会から推薦を受けた候補論文12件と，応募申請／推薦のあった候補論文2件とを対象にし，合計14件の候補から推薦候補を選考しました。

技術賞は，推薦・申請による応募を対象としました。

奨励賞は，論文賞と同じ対象の技術論文著者のうち，36歳未満で研究の中心的役割を果した会員を対象としました。

審査は，委員長を含め官学産の18名からなる審査委員会によって慎重かつ厳密・公正に行いました。今回も，論文賞候補には優れた論文が多く，厳しい審査となりました。

審査の結果，論文賞2件，技術賞2件，奨励賞1名を理事会に推薦し，下記の通りの授賞が決定いたしました。

今後とも，会員の皆様がさらに多くの優れた論文や技術を発表され，レベルの高い学会賞候補が数多く出てくることを望むと共に，我が国のガスタービン技術のますますの進歩・発展に貢献されることを期待いたします。

論文賞

水素－酸素－水蒸気量論混合気の燃焼速度

機械技術研究所　壹岐典彦
古谷博秀
濱　純
筑波大学　劉　峰
機械技術研究所　高橋三餘
倉田　修

日本ガスタービン学会誌　25巻97号（1997.6）

水素燃焼タービンを用いたクリーンな発電用プラントは将来の水素利用技術として期待されており，その基盤技術の研究・開発が進められている。その燃焼器内では入口温度600℃，圧力4 MPa程度の高温高圧の水蒸気雰囲気下で水素－酸素燃焼を行うが，その基礎データとして水素－酸素－水蒸気および水素－酸素－アルゴンの量論比混合気の燃焼速度を調べた。まず大気圧下の燃焼速度をバーナー法で測定し，chemkin IIを用いた理論計算と測定データがほぼ一致することを確認したうえで，初期混合気温度，希釈ガス濃度，圧力の影響を検討し，水素燃焼タービン燃焼器相当の高温高圧雰囲気下での層流燃焼速度を推定した。その結果以下のことがわかった。水素－酸素－水蒸気混合気は水素－酸素－アルゴン混合気よりも層流燃焼速度が小さく，希薄側で半分以下となる。両混合気ともに燃焼速度は初期混合気温度や水素濃度とともに増大するが，水素－酸素－水蒸気混合気のほうが水素－酸素－アルゴン混合気よりも初期混合気温度上昇による燃焼速度の増加割合が大きい。圧力上昇により層流燃焼速度は著しく減少する。また，高圧雰囲気下での層流燃焼速度の推定精度は大気圧雰囲気下に比べて悪いが，水素燃焼タービン燃焼器相当の600℃，4 MPaの雰囲気下では水素－酸素－水蒸気混合気の層流燃焼速度は大気圧条件下での値の1/30～1/10に低下する。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

論文賞

ガスタービントランジションピースの劣化・損傷予測法の検討

㈱東芝　吉岡洋明
斎藤大蔵
藤山一成
岡部永年

日本ガスタービン学会誌　23巻91号（1995.12）

ガスタービンのトランジションピースは，燃焼ガスを燃焼器からタービン部に導く通路に当たるためメタル温度は比較的高い。このため運転中に顕著な材料劣化および損傷が生じている。本論文では，本部品の寿命診断技術開発のための基礎的検討として，まず燃焼器点検ごとに行った非破壊調査結果を元に本部品の劣化・損傷の実体を検討している。この結果，クリープ変形が本部品では寿命を支配していることを明らかにした。次に，このクリープ変形の予測法として組織変化を用いる評価手法の検討を行っている。まず，長時間の高温時効試験を行いトランジションピース材 Nimonic 263 の組織変化は，金属間化合物である γ' 相と η 相の2つの析出相の変化の内 γ' 相の粒径がパラメータとして利用できること，粒径の変化は η 相の析出が顕著でない場合時間の1/3乗に比例する体積拡散律速を示すことを明らかにし，この粒径の変化からメタル温度を推定する式を提案した。また，組織変化とクリープ特性との相関については，クリープ速度は γ' 相の周りに集積した転位の上昇過程が律速するという仮説をたて，その相間距離と粒径をパラメータとした推定式を提案した。この推定式は，時効材を用いたクリープ試験結果を用いて評価し，良く一致することを確認した。

技術賞

携帯用ガスタービン発電機の開発

日産自動車㈱　筒井　弘
丹下昭二
佐々木直人
藤川泰雄
高村東作

このガスタービン発電機は出力3.3kWで，世界で最も出力の小さい商用のガスタービン発電機である。従来はこの出力範囲ではレシプロエンジンが原動機として用いられているが，携帯用を目的とするため重量と体積が小さく，低振動，低騒音であること，特に車載用に用いる場合は低振動で車載対策が不要なことが要求されている。さらに最近はエレクトロニクス機器に用いられるように電気の品質がよいことも要求されている。本ガスタービン発電機ではレシプロ型と比較して重量，体積が2分の1，振動が殆どなく低騒音，マイナス25℃の低温度でも起動，直後の負荷投入が可能，負荷投入耐力が大きいなどの優れた性能を達成している。ガスタービンとしては出力が非常に小さいため，効率の低下を防ぐための新たな技術的な研究開発がなされている。再生熱交換器に関しては小型軽量構造，排気ガス温度が650℃と高いため，耐酸化性，耐粒界腐食性，蝋付け性が両立する材料が開発されている。さらに毎秒10万回転の高速発電機と電力変換，スタータ機能，制御機能を統合したインバータが開発されている。耐久性に関してはベアリングで決まり，3000時間と考えられており，これはレシプロエンジンの寿命と同じである。また低価格を実現させるため自動車用部品の製品を活用する工夫がなされている。1995年から販売が開始されており，1997年10月現在で約300台が販売されているが，メンテナンス上特別な問題は生じていない。世界的にマイクロガスタービンが注目されるようになっており，今後の発展が期待される。

なお，この開発は1997年12月に㈶機械振興協会賞を受賞し，通産省より1996年度のグッドデザイン選定商品としてGマークを受けている。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

論文賞

ガスタービントランジションピースの劣化・損傷予測法の検討

㈱東芝　吉岡洋明
斎藤大蔵
藤山一成
岡部永年

日本ガスタービン学会誌　23巻91号（1995.12）

ガスタービンのトランジションピースは，燃焼ガスを燃焼器からタービン部に導く通路に当たるためメタル温度は比較的高い。このため運転中に顕著な材料劣化および損傷が生じている。本論文では，本部品の寿命診断技術開発のための基礎的検討として，まず燃焼器点検ごとに行った非破壊調査結果を元に本部品の劣化・損傷の実体を検討している。この結果，クリープ変形が本部品では寿命を支配していることを明らかにした。次に，このクリープ変形の予測法として組織変化を用いる評価手法の検討を行っている。まず，長時間の高温時効試験を行いトランジションピース材 Nimonic 263 の組織変化は，金属間化合物である γ' 相と η 相の2つの析出相の変化の内 γ' 相の粒径がパラメータとして利用できること，粒径の変化は η 相の析出が顕著でない場合時間の1/3乗に比例する体積拡散律速を示すことを明らかにし，この粒径の変化からメタル温度を推定する式を提案した。また，組織変化とクリープ特性との相関については，クリープ速度は γ' 相の周りに集積した転位の上昇過程が律速するという仮説をたて，その相間距離と粒径をパラメータとした推定式を提案した。この推定式は，時効材を用いたクリープ試験結果を用いて評価し，良く一致することを確認した。

技術賞

携帯用ガスタービン発電機の開発

日産自動車㈱　筒井　弘
丹下昭二
佐々木直人
藤川泰雄
高村東作

このガスタービン発電機は出力3.3kWで，世界で最も出力の小さい商用のガスタービン発電機である。従来はこの出力範囲ではレシプロエンジンが原動機として用いられているが，携帯用を目的とするため重量と体積が小さく，低振動，低騒音であること，特に車載用に用いる場合は低振動で車載対策が不要なことが要求されている。さらに最近はエレクトロニクス機器に用いられるように電気の品質がよいことも要求されている。本ガスタービン発電機ではレシプロ型と比較して重量，体積が2分の1，振動が殆どなく低騒音，マイナス25℃の低温度でも起動，直後の負荷投入が可能，負荷投入耐力が大きいなどの優れた性能を達成している。ガスタービンとしては出力が非常に小さいため，効率の低下を防ぐための新たな技術的な研究開発がなされている。再生熱交換器に関しては小型軽量構造，排気ガス温度が650℃と高いため，耐酸化性，耐粒界腐食性，蝋付け性が両立する材料が開発されている。さらに毎秒10万回転の高速発電機と電力変換，スタータ機能，制御機能を統合したインバータが開発されている。耐久性に関してはベアリングで決まり，3000時間と考えられており，これはレシプロエンジンの寿命と同じである。また低価格を実現させるため自動車用部品の製品を活用する工夫がなされている。1995年から販売が開始されており，1997年10月現在で約300台が販売されているが，メンテナンス上特別な問題は生じていない。世界的にマイクロガスタービンが注目されるようになっており，今後の発展が期待される。

なお，この開発は1997年12月に㈶機械振興協会賞を受賞し，通産省より1996年度のグッドデザイン選定商品としてGマークを受けている。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

技術賞

自動車用セラミックガスタービンの開発

㈶石油産業活性化センター　代表者　丹　羽　　鼎
㈶日本自動車研究所　代表者　森　本　　克

エネルギ消費，CO_2排出に占める輸送部門の割合は大きい。また，地球温暖化対策のために昨年の京都会議で具体的な目標値が設定されたCO_2の削減も急務となっている。

石油産業活性化センターが中心となって開発した自動車用セラミックガスタービンは，1軸再生式のガスタービンであり，高温部にセラミックスを適用して無冷却でタービン入口温度は1350℃を実現し，熱効率35.6%，出力92.3 kWの性能を発揮し，排出ガスは10・15モード規制値をクリアしている。

本ガスタービンは，最終の100時間耐久試験時に破損し，本来の目標値である熱効率40%，出力100 kWは達成していないが，熱効率35.6%は自動車用ガスタービンとしては世界最高であり，将来のハイブリッド自動車用等のエンジンとして低燃費とCO_2削減の高いポテンシャルを示している。これらの成果は，ガスタービン学会の国際会議や，海外の際会議で発表され，300 kWのコージェネレーション用セラミックガスタービンの開発成果とともに，「セラミックガスタービンは日本の技術」という評価を受け，日本のガスタービン技術の名声を高める効果も大であった。また，エンジンの開発成功をきっかけとして企業化の動きも見られ，小型ガスタービンのセラミックス化を刺激するものとして期待される。

奨励賞

CFDによる過給機用タービンスクロールの内部流れ解析

石川島播磨重工業㈱　峯　岸　裕　明

日本ガスタービン学会誌　24巻93号（1996.6）

小型過給機に多く用いられているベーンレス型ラジアルタービン及び斜流タービンのタービン効率向上を目的として，タービンスクロールの内部流れ解析を実施した。また，スクロール出口部の流れ計測を実施し，解析結果と比較した。

流れ解析には，汎用プログラム“PHOENICS”を用いた。ラジアルタービン用シングルエントリ及びツインエントリスクロール，斜流タービン用ツインエントリスクロールの3種類の内部流れ解析を実施した。これら解析結果から，スクロール内部の周方向速度は外側が遅く内側が速い自由渦流れの速度分布に近い流れとなっていることが分った。また，スクロール出口部の軸方向速度分布はラジアルタービン用スクロールの場合はほぼ均一な流れとなっているが，斜流タービン用スクロールの場合は分布を持つ流れとなっていることが分った。

解析を実施した3種類のスクロールの中から斜流タービン用ツインエントリスクロールについて，スクロール出口部の流れ計測を実施した。プローブを回転しないダミーローターに設置し，スクロール出口部全周にわたって流れ計測を実施した。解析と計測結果のスクロール流出角度を比較したところ，舌部近傍を除いて両者には良い一致が見られた。これによって，過給機用タービンスクロールの内部流れ解析について目途がついた。今後も，これらの解析を推進し，また，流れの検証を実施してタービンスクロールの数値シミュレーション技術を構築してゆく。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

技術賞

自動車用セラミックガスタービンの開発

㈶石油産業活性化センター　代表者　丹　羽　　鼎
㈶日本自動車研究所　代表者　森　本　　克

エネルギ消費，CO_2排出に占める輸送部門の割合は大きい。また，地球温暖化対策のために昨年の京都会議で具体的な目標値が設定されたCO_2の削減も急務となっている。

石油産業活性化センターが中心となって開発した自動車用セラミックガスタービンは，1軸再生式のガスタービンであり，高温部にセラミックスを適用して無冷却でタービン入口温度は1350℃を実現し，熱効率35.6%，出力92.3 kWの性能を発揮し，排出ガスは10・15モード規制値をクリアしている。

本ガスタービンは，最終の100時間耐久試験時に破損し，本来の目標値である熱効率40%，出力100 kWは達成していないが，熱効率35.6%は自動車用ガスタービンとしては世界最高であり，将来のハイブリッド自動車用等のエンジンとして低燃費とCO_2削減の高いポテンシャルを示している。これらの成果は，ガスタービン学会の国際会議や，海外の際会議で発表され，300 kWのコージェネレーション用セラミックガスタービンの開発成果とともに，「セラミックガスタービンは日本の技術」という評価を受け，日本のガスタービン技術の名声を高める効果も大であった。また，エンジンの開発成功をきっかけとして企業化の動きも見られ，小型ガスタービンのセラミックス化を刺激するものとして期待される。

奨励賞

CFDによる過給機用タービンスクロールの内部流れ解析

石川島播磨重工業㈱　峯　岸　裕　明

日本ガスタービン学会誌　24巻93号（1996.6）

小型過給機に多く用いられているベーンレス型ラジアルタービン及び斜流タービンのタービン効率向上を目的として，タービンスクロールの内部流れ解析を実施した。また，スクロール出口部の流れ計測を実施し，解析結果と比較した。

流れ解析には，汎用プログラム“PHOENICS”を用いた。ラジアルタービン用シングルエントリ及びツインエントリスクロール，斜流タービン用ツインエントリスクロールの3種類の内部流れ解析を実施した。これら解析結果から，スクロール内部の周方向速度は外側が遅く内側が速い自由渦流れの速度分布に近い流れとなっていることが分った。また，スクロール出口部の軸方向速度分布はラジアルタービン用スクロールの場合はほぼ均一な流れとなっているが，斜流タービン用スクロールの場合は分布を持つ流れとなっていることが分った。

解析を実施した3種類のスクロールの中から斜流タービン用ツインエントリスクロールについて，スクロール出口部の流れ計測を実施した。プローブを回転しないダミーローターに設置し，スクロール出口部全周にわたって流れ計測を実施した。解析と計測結果のスクロール流出角度を比較したところ，舌部近傍を除いて両者には良い一致が見られた。これによって，過給機用タービンスクロールの内部流れ解析について目途がついた。今後も，これらの解析を推進し，また，流れの検証を実施してタービンスクロールの数値シミュレーション技術を構築してゆく。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

報　告

ガスタービンシンポジウム報告

酒井　善正
SAKAI Yoshitada

1998年2月18日，平成10年度のガスタービンシンポジウムがお茶の水の化学会館において，19名の参加を得て開催された。今回は「21世紀のガスタービンに何を期待するか」をテーマとして，2件の発表及び質疑応答・討論が行われた。まずはじめに21世紀当初の完成を目ざしてアメリカを中心として開発計画が進行中の100 Mw級高効率航空用転用型（ICAD－Inter Cooled Aero Derivative）ガスタービンの概要及び開発計画の進捗状況について，アメリカの本開発計画の推進者であるG.A.HayⅢ氏から発表があり，引き続いて21世紀の燃料として期待のかかる水素を取り上げ，水素燃焼タービンシステムの解析結果とその評価について電力中央研究所の幸田氏から発表があった。

それぞれの発表は日頃我々が接している製品や技術からは少し先をゆく斬新な内容であり，今後さらに計画や研究が進んで近い将来主要テーマの一つとして登場することを期待したい。

開催時期が年度末に近かったこともあって，参加者は多くはなかったが，そのことがかえってアットホームな雰囲気を醸し出し，講師と参加者の間で非常に活発かつ熱心な質疑応答及び討議が交わされ成功裡に終了した。

シンポジウムのあり方については学会（企画委員会）内でも検討がなされているがシンポジウムは講師と参加者が対等の立場で討議できる数少ない場であり，今後より充実した内容を企画して会員各位のご期待に応えられるようしてゆきたい。

最後に講師の方々およびご熱心な討議を行っていただいた参加者の皆様に厚くお礼申し上げます。

（企画理事）

学会誌年間6回発行のお知らせ

当学会もおかげさまで設立25周年を迎えることができ，会員数も年々増加しており，21世紀へ向けて更なる発展を目指し活発な活動を行っております。当学会誌は現在3,6,9,12月の年間4回発行し，当学会の関係各位にご愛読頂いております。しかしながら，近年のガスタービンの利用分野の拡大に伴い，提供できる情報量が増加しており，1号分の内容が過剰気味となっております。この状況を緩和するため，1999年1月から1,3,5,7,9,11月の年間6回発行することとなりました。学会誌発行回数の増加は，多くの情報の迅速な提供を可能にし，また，当学会の活動の活発化につながるものと考えておりますので，どうぞ宜しくご理解のほどお願い致します。

1998年度会費納入のお願い

1998年度の会費をお納めいただく時期となりました。下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚，既に銀行引落しの手続きをなさっている方は，1998年度は1998年4月23日に貴口座により引落しさせていただきました。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便為替	00170－9－179578
銀　行	第一勧業銀行西新宿支店
	普通預金口座　1703707

いずれも口座名は㈳日本ガスタービン学会です。

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが，未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上，事務局宛お送り下さい。自動振替をされますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願い致します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

報　告

ガスタービンシンポジウム報告

酒井　善正
SAKAI Yoshitada

1998年2月18日，平成10年度のガスタービンシンポジウムがお茶の水の化学会館において，19名の参加を得て開催された。今回は「21世紀のガスタービンに何を期待するか」をテーマとして，2件の発表及び質疑応答・討論が行われた。まずはじめに21世紀当初の完成を目ざしてアメリカを中心として開発計画が進行中の100 Mw級高効率航空用転用型（ICAD－Inter Cooled Aero Derivative）ガスタービンの概要及び開発計画の進捗状況について，アメリカの本開発計画の推進者であるG.A.HayⅢ氏から発表があり，引き続いて21世紀の燃料として期待のかかる水素を取り上げ，水素燃焼タービンシステムの解析結果とその評価について電力中央研究所の幸田氏から発表があった。

それぞれの発表は日頃我々が接している製品や技術からは少し先をゆく斬新な内容であり，今後さらに計画や研究が進んで近い将来主要テーマの一つとして登場することを期待したい。

開催時期が年度末に近かったこともあって，参加者は多くはなかったが，そのことがかえってアットホームな雰囲気を醸し出し，講師と参加者の間で非常に活発かつ熱心な質疑応答及び討議が交わされ成功裡に終了した。

シンポジウムのあり方については学会（企画委員会）内でも検討がなされているがシンポジウムは講師と参加者が対等の立場で討議できる数少ない場であり，今後より充実した内容を企画して会員各位のご期待に応えられるようしてゆきたい。

最後に講師の方々およびご熱心な討議を行っていただいた参加者の皆様に厚くお礼申し上げます。

（企画理事）

学会誌年間6回発行のお知らせ

当学会もおかげさまで設立25周年を迎えることができ，会員数も年々増加しており，21世紀へ向けて更なる発展を目指し活発な活動を行っております。当学会誌は現在3,6,9,12月の年間4回発行し，当学会の関係各位にご愛読頂いております。しかしながら，近年のガスタービンの利用分野の拡大に伴い，提供できる情報量が増加しており，1号分の内容が過剰気味となっております。この状況を緩和するため，1999年1月から1,3,5,7,9,11月の年間6回発行することとなりました。学会誌発行回数の増加は，多くの情報の迅速な提供を可能にし，また，当学会の活動の活発化につながるものと考えておりますので，どうぞ宜しくご理解のほどお願い致します。

1998年度会費納入のお願い

1998年度の会費をお納めいただく時期となりました。下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚，既に銀行引落しの手続きをなさっている方は，1998年度は1998年4月23日に貴口座により引落しさせていただきました。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便為替	00170－9－179578
銀　行	第一勧業銀行西新宿支店
	普通預金口座　1703707

いずれも口座名は㈳日本ガスタービン学会です。

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが，未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上，事務局宛お送り下さい。自動振替をされますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願い致します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

報　告

ガスタービンシンポジウム報告

酒井　善正
SAKAI Yoshitada

1998年2月18日，平成10年度のガスタービンシンポジウムがお茶の水の化学会館において，19名の参加を得て開催された。今回は「21世紀のガスタービンに何を期待するか」をテーマとして，2件の発表及び質疑応答・討論が行われた。まずはじめに21世紀当初の完成を目ざしてアメリカを中心として開発計画が進行中の100 Mw級高効率航空用転用型（ICAD－Inter Cooled Aero Derivative）ガスタービンの概要及び開発計画の進捗状況について，アメリカの本開発計画の推進者であるG.A.HayⅢ氏から発表があり，引き続いて21世紀の燃料として期待のかかる水素を取り上げ，水素燃焼タービンシステムの解析結果とその評価について電力中央研究所の幸田氏から発表があった。

それぞれの発表は日頃我々が接している製品や技術からは少し先をゆく斬新な内容であり，今後さらに計画や研究が進んで近い将来主要テーマの一つとして登場することを期待したい。

開催時期が年度末に近かったこともあって，参加者は多くはなかったが，そのことがかえってアットホームな雰囲気を醸し出し，講師と参加者の間で非常に活発かつ熱心な質疑応答及び討議が交わされ成功裡に終了した。

シンポジウムのあり方については学会（企画委員会）内でも検討がなされているがシンポジウムは講師と参加者が対等の立場で討議できる数少ない場であり，今後より充実した内容を企画して会員各位のご期待に応えられるようしてゆきたい。

最後に講師の方々およびご熱心な討議を行っていただいた参加者の皆様に厚くお礼申し上げます。

（企画理事）

学会誌年間6回発行のお知らせ

当学会もおかげさまで設立25周年を迎えることができ，会員数も年々増加しており，21世紀へ向けて更なる発展を目指し活発な活動を行っております。当学会誌は現在3,6,9,12月の年間4回発行し，当学会の関係各位にご愛読頂いております。しかしながら，近年のガスタービンの利用分野の拡大に伴い，提供できる情報量が増加しており，1号分の内容が過剰気味となっております。この状況を緩和するため，1999年1月から1,3,5,7,9,11月の年間6回発行することとなりました。学会誌発行回数の増加は，多くの情報の迅速な提供を可能にし，また，当学会の活動の活発化につながるものと考えておりますので，どうぞ宜しくご理解のほどお願い致します。

1998年度会費納入のお願い

1998年度の会費をお納めいただく時期となりました。下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚，既に銀行引落しの手続きをなさっている方は，1998年度は1998年4月23日に貴口座により引落しさせていただきました。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便為替	00170－9－179578
銀　行	第一勧業銀行西新宿支店
	普通預金口座　1703707

いずれも口座名は㈳日本ガスタービン学会です。

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが，未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上，事務局宛お送り下さい。自動振替をされますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願い致します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

第4回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

近年ガスタービン技術の発展には目ざましいものがあります。航空機に搭載されるジェットエンジンをはじめ大規模発電やコジェネレーション用としても用途が広がっております。また，ガスタービンは高効率であること，NOx排出を抑えることが比較的容易である等の理由で，環境に優しい原動機として，将来の人類のエネルギー問題に寄与する大変重要な役割を担っております。

一方，ガスタービンはまだまだ発展途上にあると言われており，高効率化・大容量化等多岐にわたる研究・開発分野で若い技術者の活躍が期待される分野です。

そのような状況下で，学生及び若手技術者を対象とした標記シンポジウムの開催を計画しました。会員・非会員を問わず積極的にご参加下さい。

日　　時：1998年（平成10年）7月16日（木），17日（金）

場　　所：三菱重工業株式会社　高砂製作所内
（兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1）
山陽電鉄，荒井駅下車徒歩5分

プログラム：

16日（木）　13：00－14：30　「ガスタービン概論」
竹矢一雄（元徳島大）
14：30－17：00　工場見学
17：30－19：30　懇談会

17日（金）　9：00－10：30　「ガスタービンと流体工学」
青木素直（三菱重工）
10：30－12：00　「ガスタービンと伝熱工学」
手島清美（京都大）
13：00－14：30　「ガスタービンと燃焼工学」
北嶋潤一（川崎重工）
14：30－16：00　「ガスタービンと制御工学」
神立文夫（三菱重工）

定　　員：80名（定員超過の場合は抽選）

対 象 者：大学，大学院，高等専門学校在籍者，若手技術者（入社3年以内）

参 加 費：シンポジウム　無料
テキスト代　会員（無料），非会員（学生：¥3,000，社会人：¥5,500）
（注：当日入会可，入会金¥500，年会費：学生（¥2,500），社会人（¥5,000）
懇親会　有料（¥3,000）

申 込 み：下記の申込書に1）所属　学校名（専攻，学年），社名（部課名），GTSJ会員は会員番号，2）氏名，3）連絡先住所TEL，FAX，E－mail，4）懇親会参加の有無を明記し，学会事務局宛に平成10年6月19日（金）（必着）までにお送り下さい。

注）開催場所案内図及び宿泊情報（高砂近郊のビジネスホテルリスト）は学会ホームページをご覧下さい。（http://www.pluto.dti.ne.jp/~gtsj）

第4回ガスタービン教育シンポジウム参加申込書（1998年7月16，17日）

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

氏　　名		GTSJ会員（No.　　）	非会員
所　　属			
連 絡 先	〒		
電　　話		懇親会参加の有無	出　欠
ファクシミリ		E-mailアドレス	

申込締切日：1998年6月19日（金）（必着）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

第13回ガスタービン秋季講演会・見学会(北海道大沼)・講演論文募集のお知らせ

日本ガスタービン学会（幹事学会）と日本機械学会の共催による第13回秋季講演会・見学会を下記のように開催します。講演の申し込みをお願いします。

開 催 日　1998年（平成10年）10月8日（木）（講演会）
9日（金）（見学会）

開催場所　北海道七飯町　大沼国際セミナーハウス

講 演 会　一般講演，オーガナイズドセッション，特別講演

日　時：1998年10月8日（木）9：00〜17：00

会　場：大沼国際セミナーハウス

懇 親 会

日　時：1998年10月8日（木）18：30〜20：30

会　場：フィットネスホテル330函館（予定）

見 学 会　講演会参加登録者に限る。定員は45名程度，先着順。

日　時：1998年10月9日（金）9：00〜17：00

見学先：北海道電力森地熱発電所，他

参加登録費等

講演会（講習論文集と懇親会を含む）

	共催学会正会員	9,000円
	同　学生会員	4,000円
	会員外	12,000円

ただし学生は，論文集，懇親会なしで1,000円で参加できます。

見学会	6,000円（昼食代を含む）	
その他	懇親会のみの参加費	3,000円
	バス代(函館－会場の往復)	2,000円
	弁当代（講演会場）	1,000円

《講演申込と原稿提出について》

講演申込締切　1998年7月10日（金）
早目にお申し込み下さい。

講演原稿締切　1998年9月4日（金）

募 集 論 文

応募論文は，ガスタービンおよびターボ機械に関する最近の研究で未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限ります。

(1)　一般講演セッション

ガスタービンおよび過給機ならびにそれらの応用に関する理論や技術を扱ったもの。ガスタービン本体のみならず，補機・付属品，ガスタービンを含むシステムおよびユーザーの使用実績等も歓迎します。

(2)　オーガナイズドセッション

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。

(a)　高空性能試験とその設備

(b)　航空転用ガスタービン

講演者の資格　本会会員もしくは日本機械学会会員で，1人1題目に限ります。

講演申込方法と採否の決定

巻末の申込書に必要事項を記入し，日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着（事故）の場合もありますので，送付されたことを電話・FAX等でご連絡ください。FAXで申し込みを行った場合は，郵便でも申込書をお送りください。

なお，講演申込後の講演題目，講演者，連名者の変更は受け付けません。

申込先

〒160-0023　東京都新宿区西新宿7-5-13-402
㈳日本ガスタービン学会
TEL：03-3365-0095　FAX：03-3365-0387

講演発表の採否は両学会において決定し，7月末頃までに結果をご連絡します。

講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領に従って，A4用紙44字×40行（1ページ）2〜6ページで作成し，所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し，学術講演会講演論文集(A4版)を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否の連絡に同封してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

(1)　原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は，著者の希望により，講演会終了後に技術論文として受理され，校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は，講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し，さらに技術論文原稿表紙，論文コピー2部，英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。

(2)　講演者が日本機械学会会員であり，同学会出版物(論文集およびInternational Journal）への投稿を希望される場合は，日本機械学会の所定の手続きを経て投稿することとなります。

《宿泊の予約について》

函館市内の一部のホテルでは特別割引が適用されます。9月7日(厳守）までにホテルに直接予約して下さい。ホテル一覧，参加申込書等は8月上旬発送予定のニュースレターに添付します。又，学会のホームページもご参照下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06

＊コピーしてご使用ください。　　（講演申込書）

第13回ガスタービン秋季講演会（北海道大沼）講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション（　　）

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

連絡者氏名：　　会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒＿＿＿－＿＿＿＿＿

ＴＥＬ：（　　）　　－　　ＦＡＸ：（　　）　　－

講演内容（100~200字）

講演申込期限は1998年7月10日(金)です。早めにお申し込みください。

講演申込後の講演題目，著者氏名等の変更は受け付けませんのでご注意下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.

編集後記

航空用ガスタービンの特集は，1994年以来取り上げられていませんでしたので，久々に，本6月号で取り上げることとしました。当初，メーカ及びユーザの関心事の一つであるエンジンの低価格化についても議論して，「航空用ガスタービンの信頼性向上及び低価格化」の特集を検討しました。しかしながら，エンジンの低価格化について，具体的に論文を纏めるとなると，執筆者にとって大きな負担が予想されたため，今回は見送ることとしました。

本特集では，最初に航空用ガスタービンの開発動向を紹介し，実機に対しては，ユーザ側からの信頼性の要求，それに対するメーカ側の信頼性向上対策（信頼性向上の方法，制御／モニタ技術，翼材料／複合材料等）について，纏めてみました。

航空用ガスタービンでは，常に最先端技術の開発・実用化を実施して来ました。高温化設計，高性能タービン設計，及び高負荷圧縮機設計等の技術は，順次陸用ガスタービンに適用されて，大容量・高効率化を達成し，大型コンバインドプラントが可能となりました。本特集の信頼性向上技術においても，航空用ガスタービンでは，言うまでもなく高い信頼性を維持するように，開発・運用されてきました。

ガスタービンの信頼性向上と言えば，エンジン本体の信頼性が高いことは勿論のことですが，そのエンジンをいかに高信頼性を維持して運用するかと言うことが重要となります。運用面での信頼性は，運転時又は停止時にいかに多くの情報を得る装置を装備するかにかかっています。停止時には，ガスタービンの内部をボアスコープで点検し，多くの精度の高いデータを得て，運転管理データとすることが重要となります。運転時においても，最近の高温ガスタービンでは，タービン翼のメタル温度を計測し管理データに使用することも検討されています。また，運転時の検出装置の二重化や三重化による冗長化により，信頼性向上を図っています。

本特集で紹介した航空用ガスタービンの信頼性向上技術が，最近需要が著しいコンバインドプラント用ガスタービンに適用されて，更なる信頼性向上を達成し，プラントの運用効率の改善に，大いに役立つものと考えます。

なお，表紙には我国最初のジェットエンジンネ20を取上げましたが，このエンジンの開発を中心となって推進された永野治氏が他界され奇しくも本号でお知らせすることになりました。ここに御冥福をお祈り申し上げます。

最後に，本特集を組むに当り，御多忙中にもかかわらず原稿を取りまとめて頂いた著者の方々と，編集を担当された，安部委員，遠藤委員，中村委員，北嶋委員並びに関係者の方々に，改めて御礼申し上げます。

（塚越　敬三）

〈表紙紹介〉

ネー20ターボジェットエンジン

ネ20は，第2次世界大戦中に開発された日本で最初のジェットエンジンで，軸流8段の圧縮機，単段の軸流タービンを持ち，全長約2.7 m，直径0.62 m，推力490kg，重量474kgのターボジェットエンジン。東京石川島造船所（現石川島播磨重工）により1945年1月に製作が開始され、8月7日にはこのエンジンを搭載した特別戦闘攻撃機「橘花（きっか）」は木更津航空基地で，高度600 m，12分間の初飛行に成功した。

（提供　石川島播磨重工株式会社）

☘事務局だより✉☘

今年こそお花見をと思いつつ，またまた来年持ち越しとなってしまった春もアッという間に過ぎ去り，そろそろ梅雨の季節，当学会も新しい23期の行事が予定通り順調に行なわれ，5月29日の名古屋での定期講演会（この学会誌が皆様のお手元に届く頃には終了していますが），6月26日の見学会，7月16，17日の教育シンポジウム，10月8，9日の函館での秋季講演会等の準備も着々とすすめられています。

今年度は事務局といたしまして会員の皆様方に一人でも多く会費を納入していただくこと。又，銀行の自動引落しにより一層ご協力いただけるようにすることを目標としていきたいと思っております。

正会員会費5,000円を郵便局，銀行で振込まれるには，手間も時間もお金もかかります。どうぞ会誌巻末に添付の“振替依頼書”にご記入の上，事務局へご返送下さい。又どうしても自動引落しに出来ない場合はすみやかにご送金下さいますようお願い致します。例年の如く，講演会等の行事の際にも年会費を受け付けておりますので，その折を利用してお払いいただいてもかまいません。

事務局として学会の財政に寄与出来るのは，いかに未納会費を少なくするかということだと思いますので，会員の皆様にも是非ご協力いただいて今年度は目標を達成させていきたいと，今張り切っています。〔A〕

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/08.

編集後記

航空用ガスタービンの特集は，1994年以来取り上げられていませんでしたので，久々に，本6月号で取り上げることとしました。当初，メーカ及びユーザの関心事の一つであるエンジンの低価格化についても議論して，「航空用ガスタービンの信頼性向上及び低価格化」の特集を検討しました。しかしながら，エンジンの低価格化について，具体的に論文を纏めるとなると，執筆者にとって大きな負担が予想されたため，今回は見送ることとしました。

本特集では，最初に航空用ガスタービンの開発動向を紹介し，実機に対しては，ユーザ側からの信頼性の要求，それに対するメーカ側の信頼性向上対策（信頼性向上の方法，制御／モニタ技術，翼材料／複合材料等）について，纏めてみました。

航空用ガスタービンでは，常に最先端技術の開発・実用化を実施して来ました。高温化設計，高性能タービン設計，及び高負荷圧縮機設計等の技術は，順次陸用ガスタービンに適用されて，大容量・高効率化を達成し，大型コンバインドプラントが可能となりました。本特集の信頼性向上技術においても，航空用ガスタービンでは，言うまでもなく高い信頼性を維持するように，開発・運用されてきました。

ガスタービンの信頼性向上と言えば，エンジン本体の信頼性が高いことは勿論のことですが，そのエンジンをいかに高信頼性を維持して運用するかと言うことが重要となります。運用面での信頼性は，運転時又は停止時にいかに多くの情報を得る装置を装備するかにかかっています。停止時には，ガスタービンの内部をボアスコープで点検し，多くの精度の高いデータを得て，運転管理データとすることが重要となります。運転時においても，最近の高温ガスタービンでは，タービン翼のメタル温度を計測し管理データに使用することも検討されています。また，運転時の検出装置の二重化や三重化による冗長化により，信頼性向上を図っています。

本特集で紹介した航空用ガスタービンの信頼性向上技術が，最近需要が著しいコンバインドプラント用ガスタービンに適用されて，更なる信頼性向上を達成し，プラントの運用効率の改善に，大いに役立つものと考えます。

なお，表紙には我国最初のジェットエンジンネ20を取上げましたが，このエンジンの開発を中心となって推進された永野治氏が他界され奇しくも本号でお知らせすることになりました。ここに御冥福をお祈り申し上げます。

最後に，本特集を組むに当り，御多忙中にもかかわらず原稿を取りまとめて頂いた著者の方々と，編集を担当された，安部委員，遠藤委員，中村委員，北嶋委員並びに関係者の方々に，改めて御礼申し上げます。

（塚越　敬三）

〈表紙紹介〉

ネー20ターボジェットエンジン

ネ20は，第2次世界大戦中に開発された日本で最初のジェットエンジンで，軸流8段の圧縮機，単段の軸流タービンを持ち，全長約2.7 m，直径0.62 m，推力490kg，重量474kgのターボジェットエンジン。東京石川島造船所（現石川島播磨重工）により1945年1月に製作が開始され、8月7日にはこのエンジンを搭載した特別戦闘攻撃機「橘花（きっか）」は木更津航空基地で，高度600 m，12分間の初飛行に成功した。

（提供　石川島播磨重工株式会社）

☘事務局だより✉☘

今年こそお花見をと思いつつ，またまた来年持ち越しとなってしまった春もアッという間に過ぎ去り，そろそろ梅雨の季節，当学会も新しい23期の行事が予定通り順調に行なわれ，5月29日の名古屋での定期講演会（この学会誌が皆様のお手元に届く頃には終了していますが），6月26日の見学会，7月16，17日の教育シンポジウム，10月8，9日の函館での秋季講演会等の準備も着々とすすめられています。

今年度は事務局といたしまして会員の皆様方に一人でも多く会費を納入していただくこと。又，銀行の自動引落しにより一層ご協力いただけるようにすることを目標としていきたいと思っております。

正会員会費5,000円を郵便局，銀行で振込まれるには，手間も時間もお金もかかります。どうぞ会誌巻末に添付の“振替依頼書”にご記入の上，事務局へご返送下さい。又どうしても自動引落しに出来ない場合はすみやかにご送金下さいますようお願い致します。例年の如く，講演会等の行事の際にも年会費を受け付けておりますので，その折を利用してお払いいただいてもかまいません。

事務局として学会の財政に寄与出来るのは，いかに未納会費を少なくするかということだと思いますので，会員の皆様にも是非ご協力いただいて今年度は目標を達成させていきたいと，今張り切っています。〔A〕

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/08.

学会誌編集規定

1996.2.8 改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。

8．著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を，本学会誌に掲載されたことを明記したうえで，転載，翻訳，翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0003 東京都港区西新橋 1-17-5
Tel. 03-3508-9061　Fax. 03-3580-9217
ニッセイエブロ㈱　制作部編集室
ガスタービン学会誌担当　越司　昭

技術論文投稿規定

1997.1.28 改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿（コピー）2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol. 26　No. 101　1998. 6

発行日　1998年6月10日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　山根隆一郎
発行者　佐藤文夫
〒160－0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13
第3工新ビル 402
Tel. 03-3365-0095　Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0003　東京都港区西新橋 2-5-10
Tel. 03-3501-5151　Fax. 03-3501-5717

©1998, ㈳日本ガスタービン学会

複写をされる方に

本誌に掲載された著作物を複写したい方は，日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は，著作権者から複写権等の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。なお，著作物の転載・翻訳のような複写以外許諾は，直接本会へご連絡下さい。

〒170-0052　東京都港区赤坂 9-6-41 乃木坂ビル 3F
学協会著作権協議会（Tel/FAX：03-3475-5618）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.117.79.92, 2025/05/06.