挨　拶

第31期会長就任挨拶

吉野　隆*1
YOSHINO Takashi

このたび日本ガスタービン学会2006年通常総会において第31期会長に選出されました。1972年の日本ガスタービン会議発足以来30余年，諸先輩のご努力の成果として今日ある日本ガスタービン学会の会長に推挙されお引き受けしたことは，たいへんな光栄でありますとともにその責務の重大さを考えると身の引き締まる思いであります。

今期の学会の運営につきましては，川口前会長の指針を受け継ぎ，経験豊富な吉識副会長に補佐を頂き，理事会，委員会との連携を密に保ちながら，学会のより一層の発展に努めて参りたいと思います。会員各位におかれましても，学会活動に変わらぬご理解とご協力を賜りますようお願い申し上げます。

さて今期は，日本ガスタービン学会の活動のなかでもとりわけ大きな行事であり2007年12月に開催が予定されている第９回国際ガスタービン会議東京大会 IGTC2007 の前年に当り，その準備という正念場の時期であります。周知のようにこの会議は，本学会が４年に一度の頻度で幹事学会として主催し，海外からの参加者との国際交流を通じて日本のガスタービンの学術・事業の存在を世界に発信するための重要な場であります。加えて，これを成功に導くことは学会の財政運営にとっても極めて重大であります。これらに鑑み，学会では組織委員会および実行委員会を立ち上げ，更に理事会が協力しながら最善の準備を行う所存でありますが，会員各位におかれましてもご自身の参加はもとより海外への情報発信などについて絶大なご協力を賜りたく，よろしくお願い申し上げます。

熱機関としてのガスタービンを取り巻く近年の状況は，地球温暖化対策としての CO_2 削減，NOx，SOx など汚染物質の排出量の削減などに関する更なる要求に加え，石油価格高騰による一層の燃費低減の要求や代替燃料の普及，新エネルギーへのシフトや原子力発電への回帰など世界的に激変しつつあります。この環境変化に対応するためには，いかにガスタービンを進化させその用途の多様化を促すかが重要であり，このためにいわゆる産官学の会員が一丸となって協力し，ガスタービンの将来を輝かしいものにしようではありませんか。

ジェットエンジンの誕生からの半世紀余を振り返ると，我国のガスタービン技術の進歩は FJR や AGTJ-100（ムーンライト計画）などの例に見えるように国家による研究開発投資に負うところが大きいといえます。ガスタービンのように技術の粋を集めた工業製品は，基礎研究から実用機開発を経て工業製品のレベルにまで仕上げ，さらに多様化する社会のニーズに応えるためには資金と人材の両面で多くの資源を必要とします。このため従来にも増して産官学の連携による国家的見地からの取り組みが重要となっています。すでに米国や EU ではガスタービンをキーとしたエネルギープラントの飛躍的な熱効率向上研究プロジェクトや次世代型航空エンジン開発に関して国家戦略的な研究開発投資が行われ，産官学の有機的連携によるめざましい展開をみることができます。

このような世界的状況の中で，日本ガスタービン学会を我国で唯一のガスタービンに関する産官学連携の場として捉えるなら，日本のガスタービンの進歩にとって何が必要かという議論を深め，さらにその具体的展開を行うことが学会に課せられた重要な使命のひとつと考えられます。

いまの日本ガスタービン学会は，30余年の歴史に裏打ちされた活発な活動によって国内外にその存在を知られておりますが，一方で活動を行うための財政的な基盤が強くないことも事実であります。そのためには新たな会員獲得が重要であり，学会活動や広報活動を通じて魅力ある情報の発信，産学共同研究の橋渡し役を行うことにより大学でガスタービンを専攻する若い優秀な人材を確保し，産業界へ受け入れるという流れを加速することが肝要でしょう。もうひとつはガスタービンの普及に伴い増加していくユーザーサイドへのサービスの充実であります。これに関してはガスタービンの利用技術，運用や修理技術，周辺機器の技術などの企画を増やし，学会活動の幅をさらに広げていく努力が必要と考えています。

終りに，第30期の川口会長をはじめ，理事・委員の皆様のご尽力に改めて感謝申し上げ，会員各位のますますのご発展を祈念し，会長就任挨拶と致します。

原稿受付　2006年４月３日
＊1　川崎重工業㈱　常務取締役
ガスタービン・機械カンパニー　プレジデント

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

特集：国産ジェットエンジンの新展開

国産ジェットエンジンの新展開特集号に寄せて

渡辺　紀徳[*1]
WATANABE Toshinori

キーワード：Jet Engine, R & D, Domestic Project

日本のジェットエンジンは発展途上にある。防衛用エンジンとしては純国産機が実用化されているが，民間用エンジンについては，残念ながら未だ純国産完成機が量産され，産業が成立している状況にはない。昨今の民間用エンジンは国際共同開発が普通になっており，開発のパートナー，いわゆるRSP (Risk and Revenue Sharing Partner)として，日本のエンジン各社は一定の地位を確立しているが，開発の中心的な役割を担っているとは言えない状況にある。2003年度の統計では，航空エンジン産業の日本の売上高は，米国，英国，フランスに次いで第４位に位置づけられるが，シェアとしては世界全体の5.8%にとどまっている(1)。

日本の実用ジェットエンジンは，周知の通り1945年に飛行試験に成功したネ20から系譜が始まる(2)。その後の航空関連研究開発の禁止期間を経て，防衛用エンジンとしては1950年代から60年代にかけてJ3ターボジェットエンジンが開発され，続いて1970年代から80年代にF3ターボファンエンジンが開発された。これらはいずれも練習機等に搭載され，純国産エンジンとして実用化されている。現在は次期対潜哨戒機用エンジンなどの開発に技術が引き継がれ，開発が進展しつつある。

一方，民間用エンジンとしては，1970年代から80年代はじめにかけて，国家プロジェクトとして推進されたFJR710エンジンが，本格的な高バイパス比ターボファンエンジンの開発として日本のスタートを飾るものであった。このエンジンは最終的に，短距離離着陸実験機「飛鳥」に搭載されて飛行に成功した。プロジェクトはこの時点で終了したが，このときに獲得された技術が核となって，ロールスロイス社とのRJ500エンジンの共同開発が始まり，その後５カ国共同開発エンジンV2500に発展して，今日の同エンジンの実用化に至っている。更に小型のCF34や大型のGE90, Trent1000等，欧米各社の国際共同エンジンに参画を果たし，V2500の派生エンジンも事業化されて，上述のように売上高で世界第4位を占めるまでになった。

以上の状況を見ると，日本のジェットエンジン産業が順調に成長しているかに見えるが，内容を考えてみると，国際共同開発の内実はRSPとしての参画であり，開発の上流，中枢部分には参入できていない。V2500の場合は，やや中心的な企画にもコミットしているが，その他のエンジンについては，素材や部品レベルを除き，日本の独自技術が十分発揮されるような状況には無いのが実情である。

このような状況から一歩進むために，まず考えられるのは，エンジン開発のためのキーとなる技術を日本が獲得・維持し，国際共同開発において不可欠のパートナーとなることである。これにより，世界のエンジン産業の上流部分にまで参画する可能性が生まれるであろう。

しかしながら，国際共同開発を主体的に行うこと，あるいは企画まで含めた中心部分にまで参画することを目指すならば，キー技術を磨くだけでは不十分である。エンジン全体をインテグレートする技術から，技術実証を行って認証を得る能力，プロダクトサポートを行う力，そして顧客情報を取得して次の製品企画を立案する能力までを身につけなければならない。ここにエンジン全体を設計製造することの必要性が生じる。

一昨年度から昨年度にかけて，経済産業省とNEDOにより，技術分野ロードマップが策定された。航空分野においても導入シナリオ，技術マップ，技術ロードマップがまとめられ，公表されている(3),(4)。これは2025年程度までの技術の進展をどのような技術項目に重点を置いて進めて行くか，どのようなシナリオで技術の開発から実用化までを進めて行くかを描こうとするものである。エンジンについて見ると，技術マップには要素技術として，低騒音化，クリーン燃焼，高性能化，高温化，軽量化，信頼性向上，低コスト化，基盤の各分野が挙げられている。一方，導入シナリオでは，現在実施されている「環境適応型小型航空機用エンジン」プロジェクト（通称小型エコエンジンプロジェクト）が2010年程度までで終了し，その後は民間による量産開発と事業化・シリーズ化が，グレーではあるが想定されている。シナリオは，機体，エンジンともに，まず中核的要素技術力の保持を謳い，続いて完成機開発能力を獲得し，同時に国際共同開発への高度な参画を行うことを目標として掲げている。

小型エコエンジンプロジェクトは本特集号でも取り上げられているが，50席機クラス用の先進的な小型ターボファンエンジンを研究開発し，平成15年度から７年間程度で飛行試験を含む技術実証を行おうとするプロジェクトである。エンジン全体のインテグレーション技術を獲

原稿受付　2006年４月20日
＊１　東京大学大学院工学系研究科　航空宇宙工学専攻
〒113-8656　文京区本郷７－３－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

得するとともに，環境適合技術や高効率化技術の点で更なる高度化を目指し，重工各社や研究機関が参加して進められている。当面はこのプロジェクトが民間エンジン開発の中心的な活動となるが，プロジェクト終了後には，事業化までを視野に入れた計画が練られている。

本年1月にガスタービン学会が開催した第34回ガスタービンセミナーにおいて，「民間機用エンジンの国産化の課題と展望」というテーマでパネルディスカッションを行った。ここでは日本航空機エンジン協会の安達竹雄氏，宇宙航空研究開発機構の林茂氏，物質・材料研究機構の原田広史氏，全日本空輸の杉浦重泰氏に登壇いただき，メーカー，研究所，エアラインそれぞれの立場から，国産エンジン技術に関する現状と問題点を明らかにし，今後の展望について討論をしていただいた。

様々な問題点が指摘されたが，それらを集約すると，以下の通りである。

(1) 国際共同事業への参画を継続するべきである。また，開発のより中枢部への参入を目指すことが是非必要である。
(2) そのためにも日本独自の全エンジン開発製造を行い，インテグレーション技術を獲得しなければならない。
(3) 更に事業展開の可能性を追及することが必要である。
(4) キーテクノロジーの確立，要素技術や素材技術の一層の発展を目指すことが重要である。そのために産学官共同による研究開発体制を強化すべきである。
(5) 一方で産業育成方策の一つとして，部品製造や保守などのMRO産業を大幅に発展させ，技術力を世界に向けて実証していく道も模索すべきである。

また，今後のアクションとして，以下の諸点が提起された。

(1) 技術実証能力を確保し，自前の設計データベースを構築する。そのために試験設備を充実させ，デモンストレータエンジンを確保する。
(2) 国内での認証体制を整備拡充する。
(3) 産学官連携や技術実証などのプログラムを統括する何らかの組織体をNEDOなどの傘下に立ち上げる。

国際情勢を見ると，日本の民間航空エンジン産業をこれから成立させるには，多大な困難が予想される。開発製造技術はともかく，データベースやノウハウといったものの蓄積不足だけでなく，プロダクトサポートに必要なインフラなどは，欧米の先行メーカーが整備して抑えており，後発国が容易に太刀打ちできる状況には無い。したがって，たとえ日本でエンジン全体を開発製造し，技術実証と認証を得ることが可能になったとしても，民間エンジン事業を産業として成立させるのは非常に困難であろう。日本の実情に合ったビジネスモデルの模索と構築が是非とも必要である。

このような状況の中，本田技術研究所が小型ビジネスジェット用ターボファンエンジンを自社開発するという快挙を成し遂げた。国家プロジェクトによる研究開発とは違った行き方であるが，自前の技術と資本でエンジン丸ごとを作り上げたことに，敬意を表したい。

今後の民間用エンジンの一つの方向として，次世代超音速機用エンジン，あるいは将来型極超音速機用エンジンがある。現在のところ世界中で具体的な機体開発の計画が無い状況ではあるが，今後の航空輸送の中で，必ず求められる技術であろうと予想される。日本では過去にHYPRプロジェクトとESPRプロジェクトにより，それぞれ極超音速飛行を目指したターボ・ラム複合エンジンと，環境適合性の高い次世代超音速機エンジンの基礎技術開発を行い，国際的にも高い評価を得て来ている。その後，本格的な研究プロジェクトは立ち上がっていないが，調査研究活動は継続されている。幸いなことに，昨年6月に日本とフランスの航空宇宙工業会が，超音速航空機関連の共同研究契約を締結し，特に環境適合性に関連する研究を共同で行うことになった。現在，このプログラムにしたがって低騒音化の研究などが，共同体制の構築を伴いつつ実施され始めている。

日本には今のところ航空機産業を発展させる明確な戦略がない。エンジンだけではもちろん不十分で，機体もエンジンも含めた産業戦略が必要である。例えば日本国内およびアジア域における航空交通網をどのように整備して行くか，といった観点も含め，市場創出をも視野に入れたプランを策定しなければならない。このためには経済産業省，国土交通省，文部科学省，防衛庁などの政府関連機関，エアライン，メーカー，研究所，大学といった広範な産学官の連携に基づき，航空産業全体の発展モデルを描くことが急務であろう。そしてそのような連携をつかさどる，何らかの高いレベルの組織が是非とも必要である。

ジェットエンジンは，その波及効果も含めて，科学技術立国の一つの典型的な技術項目と考えられる。前述のパネルディスカッションで，FJRプロジェクトの立役者のお一人である松木正勝先生は，エンジン国産化の動機の一つとして，技術先進国としての志という要素を挙げられた。もとより精神論のみで技術が成立するわけではないが，エンジン技術進展の背景として，技術マインドの重要性は認識されるべきであろう。

本特集号を契機として国産ジェットエンジン実現へのマインドが広い領域で醸成され，小型エコエンジンプロジェクト等を通じて実現への条件が整備されて行くこと，そして日本ブランドの民間ジェットエンジンで空を飛べる日が来ることを願ってやまない。

参考文献

(1) 安達竹雄，「日本の民間エンジン産業の現状と課題」，第34回ガスタービンセミナー／パネルディスカッション配付資料，日本ガスタービン学会，(2006－1).
(2) 高田浩之監修，「日本のガスタービンの歩み」，(2002)，日本ガスタービン学会.
(3) http://www.nedo.go.jp/roadmap/data/menu_general.pdf
(4) http://www.nedo.go.jp/roadmap/data/menu_rm2.pdf

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

特集：国産ジェットエンジンの新展開

航空機用エンジン開発の条件と国産戦略

杉浦　重泰[*1]
SUGIURA Shigehiro

キーワード：Aircraft Engine Development, After Market Business

1．はじめに

現在日本では50人乗りの航空機に搭載する環境適用型の小型国産エンジン（通称エコエンジン）の開発プロジェクトが進行中である。平成15年度から市場調査を行い，現在要素技術の研究開発と基本設計を行っており，平成22年以降には量産エンジンの開発に着手し実用化を目指している。

50～100人クラスのリジョナル・ジェットはこれから飛躍的に増加すると予想されており，新機種の開発が望まれる市場であることは間違いない。このクラスのエンジンは，現在GE社の開発したCF34がボンバルデイア，エンブレアのリジョナル・ジェット機のエンジンとして市場を独占している。

エコエンジンは環境に適合し，燃費の改善，整備コスト削減から直接運航費15%低減を目指し，CF34-3の後継を狙っている。しかし，世界を制覇しようとしているGE社が，黙ってCF34-3の市場を譲るとは思えず，競合するPWA，RR社もこれらの市場を狙ってくるであろう。果たしてエコエンジンはこれらの欧米のエンジン・メーカーと競争して世界市場に出て行くことが出来るのであろうか？

ここでは，エアラインの視点から日本が国産航空機エンジンを開発する為の課題とこれからの日本の航空機産業のあるべき姿について考察する。

2．日本における航空機用エンジン開発の歴史

2.1 FJR710からV2500エンジン開発

日本の民間航空機用エンジンの開発の歴史を見ると，1971年～1981年に通産省工学技術院所管の大型プロジェクトとして独自で開発した，高バイパス・ファンエンジン-FJR710-20は，推力11,000Lbs.クラスで，性能，耐空性を確認の為6台の試作エンジンを製作し，短距離離着陸（STOL）実験機「飛鳥」に搭載して試験飛行を行っている。これをきっかけとして1979年12月にロールス・ロイス社とXJB（RJ500）-推力20,000Lbs.（100～120席クラス）のターボファンエンジンを試作，そしてこれをベースに5カ国（日，英，米，独，伊*）で国際共同開発したV2500（推力：25,000Lbs.）エンジンが誕生した。

これが日本で開発を手がけ実用化された最初の民間航空エンジンである。この時日本はIHI，KHI，MHIの3重工からなる日本航空機エンジン協会（JAEC）を1981年10月19日に設立し，V2500エンジンの開発プログラムの23%をシェアし，Fanと低圧コンプレッサー等を担当した。現在110社（36カ国）のエアラインが運航し，3600台以上の受注台数を得た高性能な信頼性の高いエンジンである。

しかしながら，国際共同開発とはいえV2500はPWA，RRが主管したエンジンであり，日本が担当した部位の設計基準，材料スペック/データ・ベースはRRとPWAのものをベースとしており，日本の独自のものではない。エンジン開発を行う場合には製造国政府の型式証明を得る必要があり，V2500の場合はFAA（Federal Aviation Administration：米国連邦航空局）の型式証明（Type Certificate）を取得する為，従来から航空エンジンに使用された実績のある欧米の設計基準に基づき，使用実績のある材料スペック／データ・ベースを使う方が時間的な節約にもなり承認を得ることも容易である。従って日本の担当開発部位に関して，RRとPWAの設計基準，データ・ベースを使うこととし，FJR710で用いた日本独自の設計基準を確立し，材料スペック/データ・ベースを築き上げることは出来なかったのである。

日本が国産エンジン開発を行うにあたり重要な鍵となるは，独自の設計基準，材料スペック/データ・ベースによる使用実績の蓄積である。しかし，これらの技術基準をRRやPWAのエンジン・メーカーのものを使うことによって，むしろ，欧米のエンジンの設計基準がどの様なもので，どの様なプロセスでエンジン開発が行われていくのかを学ぶことに精一杯だったのであろうと推察する。

又，エンジンが完成し就航後，エアラインとの窓口はIAE（International Aero Engines）が担当し，プロダクト・サポートは担当者をIAEに出向させてはいるもののJAECとして日本の担当部位についても直接エアラインと情報交換することは出来ない仕組みになっている。

エンジンに不具合が発見された場合，エアラインはメーカーに不具合状況を連絡し，原因探求，技術対策等

原稿受付　2006年4月3日
＊1　全日本空輸㈱　整備本部
〒144-0041　東京都大田区羽田空港3－5－4

(Note：*その後，イタリアは撤退したため現在4カ国)

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

を話し合うが，この様な技術情報は全てIAEに伝えられ，そこからJAECに流れてくる仕組みになっている。

1990年1月，日本エアシステム（JAS）がMD90-30型機の導入を決定し，全日空も1995年12月にA321にV2500エンジンの搭載を決めたが，日本のエアラインであっても不具合状況等の生の情報をJAECは収集することが出来ない仕組みになっており，IAEからJAECへ伝えられている。

自ら設計したものが就航後どの様な状況にあるのかを把握するために，エアラインと直接情報交換することは，エアラインのニーズが判り，プロダクト・サポート体制や，設計改善に繋がるのでJAECは積極的に日本のエアラインと連携をとるべきであった。日本のエアラインにとっても，日本が開発に参画しているV2500を購入し運航する以上，欧米のエンジンとは違った日本の木目細かいプロダクト・サポート体制をJAECに期待したかった。しかしながら，プロダクト・サポートの内容は従来型の欧米のエンジンと何ら変わりは無く，日本のエアラインの技術情報はIAE OfficeのPWA，RRに全て吸い取られているのである。

2.2 CF34エンジン開発への参画

その後，1990年代に入り，JAECは次のエンジン開発を行う為の市場調査を開始した。

そして，1996年4月15日GE社とCF34-8（推力：14,000Lbs.クラス）の共同開発に合意した。

基本契約の主な概要は「航空機エンジン国際共同開発20年の歩み」（JAEC発行）に以下のように記されている。

- GEとJAECとが共同事業を行い，IHI，KHIがパートナーとしてこれに参画する。
- 米日の分担は70%：30%で，日本はファンローター，高圧圧縮機の一部，低圧タービン，アクセサリー・ギアボックス，補機類などを担当する。
- エンジンの組み立てはGEで行う。
- 日本側はGEの同意の上，販売活動に参加する。
- プロダクト・サポート作業として担当部位についての支援を行う。
- 開発事業の運営は，GEにCF34-8Cのプログラム・マネージメント・オフィスを設置して日本側メンバーもそこに常駐参画し共同で推進する。

この共同事業契約は，V2500共同事業契約と比較して次のような特徴がある。

- リスク・アンド・レベニュー・シェアリング・パートナー方式（RRSP方式）による参加であるが，日本側は，担当部位の設計責任を負っており，V2500共同事業の合弁方式とほぼ同等の責任を負うものといえる。他方，市場へのすばやい対応，迅速な問題解決に適したスピードと効率性の高い体制である。
- 日本側の分担比率は30%であり，V2500共同事業の23%より高くなっている。
- V2500で担当しなかった，コアエンジン部分や，高温部分に初めて参加し，高圧圧縮機の一部，低圧タービンなどに担当領域を広げることが出来た。

（JAEC発行「航空機エンジン国際共同開発　20年の歩み」より抜粋）

その後，CF34-8C（ボンバルデイア），CF34-8D（フェアチャイルド・ドルニエ），CF34-8E（エンブラエル）のRRSPによる開発に続き，推力を大幅に増加したCF34-10（推力：18,500Lbs.）の共同事業契約を締結した。担当部位，分担割合はCF34-8と変わらないが，機体とのインテグレーション作業，プロジェクト・マネージメントに参加することになった。

ここで，RRSPによる参画について補足説明を行うと，

- V2500は国際共同開発であり，イコール・パートナーとしての参画であった為，IAEという合弁会社を設立し，Type Certificate HolderはIAEである。CF34ではType Certificate HolderはGEであり，GE傘下の下で出資した分のリスクとレベニューを分担するもので，イコール・パートナーとは異なる。
- 下請け契約と異なり開発プログラム全体の利益に対する責任を負うことになるが，エンジンはGE社製である。

RRSPという概念の誕生は，V2500による国際共同開発が如何に困難であったかを物語っている。国際共同開発としてGE-SNECMAの合弁会社であるCFM International，PWA-GEの合弁会社であるEngine Allianceがあるが，これらは二社が50：50の分担を行っているものであり，開発担当部位の分担，アフターマーケットの分担は簡素化されている。3社以上での国際共同開発事業はその後出ておらず，RRSPがその後の主流となってきている。

このようにRRSPで開発しているCF34-8，CF34-10はGEのエンジンであり，GEの設計基準，材料スペック/データ・ベースで設計開発が行われている。FAAのType Certificateを取得するのはGEの責任の下に行われる為，彼等のリスクとなるような日本独自の設計基準や材料は採用されない。この点がイコール・パートナーとは異なり，RRSPで参加する限界である。

従って，日本は開発担当部位を30%に増加し，経験領域を広げているが，その使用実績を日本独自の技術の蓄積として評価することは出来ない。

欧米のエンジン・メーカーは，日本の製造技術，品質には一目置いており，彼等のプロダクトに採用するが，同時に日本が将来競争相手になることを恐れていると考えられる。従って，将来の競争相手にノウハウを提供し，日本の航空機エンジン産業を育成しようとは考えていない。

国際共同開発，RRSPを行うことによって欧米のエ

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

ンジン・メーカーの技術に触れ，学ぶことは多いが，現状のままでは彼らの後追いをしているに過ぎない。日本製のエンジンを開発し世界市場で競争していく為には，欧米のエンジンよりも優れた独自の技術を確立することが必要であり，それらの設計基準，材料スペックの使用実績を蓄積しなければならないのである。

2.3 HYPR/ESPRプロジェクト

工業技術院の産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」プロジェクト（HYPRプロジェクト）は，マッハ数5クラスの極超音速機を対象に，その推進システムに必要な技術を確立することを目的として，1990年より10年間の予定で発足した。

HYPR研究開発体制はNEDOの委託研究としてHYPR組合（IHI，KHI，MHI）に於いて実施されているが，日本のリーダーシップの下で，海外の大手エンジン・メーカー（RR，GE，UTC，SNECMA）がNEDOの委託契約により参画していることが特徴として挙げられる。

1999年にはRRに於けるターボ騒音試験，TIT（Turbine Inlet Temp.）1700℃試験，コンバインド・サイクル・エンジンのGE社における高空性能試験等を全て完了した。

その後これらの研究をベースにHYPRと同じ体制の下でESPRプロジェクトが発足し，更に超音速輸送機用エンジンのエネルギー使用効率の向上を図りつつ，NOx排出物の抑制，離着陸時騒音の低減等の環境適合性向上を実現する基盤技術の開発を目的とし，その要素技術の検証を行うこととなった。プロジェクトは5年間で，2004年その設計目的の達成を確認したとしてプロジェクトを完了した。

このプロジェクトには数々の新しい要素技術が組み込まれており，共同研究を行った外国のエンジン・メーカーに日本の技術力を示す結果となった。特に超音速輸送機用エンジンは，未だ確立されていない分野が多い為，欧米エンジン・メーカーと技術的には対等に議論し，日本がリーダーシップを持つことが出来たと考えられ，HYPR/ESPRプロジェクトは将来への大きな布石となった。

しかしながら，当時RRの燃焼器のエンジニアで，HYPR/ESPRプロジェクトに参加したある専門家は日本のプロジェクトのやり方に不満を漏らしている。

「ここで止めてしまうのか！開発された技術は未だ充分な検証が終わっておらず，問題点は解決されていない。」

「日本は成果があったとしてチャンピオン・データだけを評価してプロジェクトを終わらせている。」

確かにシステム全体の開発を終え，エンジンテストを実施しているが，エンジンを試験した総時間は100時間程度であり，各要素技術に対して耐空性の要求事項（FAR/耐空性審査要領の要求事項）を満足するかどうかという観点では評価されておらず，構成部品の設計に対しその寿命・信頼性に関して実証することはこのプログラムには組み込まれていない。従って，これらの要素技術を組み込んでエンジンとして実用化できるかを評価するまでには未だ至っていないのである。

以上述べたように国産エンジン開発に向けて着実に技術力を蓄積して来ているが，日本が航空機産業の地盤を固める為には次の様な課題を残してきている。

3．日本の航空機産業の課題

日本の航空機エンジン産業は欧米の航空機エンジンの開発に参画することにより技術力の蓄積を行ってきた。そして現在日本製の民間航空機エンジンの開発を行う技術力は充分に備わったと考えられる。しかしながら，日本で航空機エンジンの開発を行っても世界市場に向けて欧米の航空機エンジン・メーカーと競争し，対等にビジネスを行うには，次のような課題を克服しなければならないと考える。

A．世界市場から日本製の航空機・エンジンに対する信頼感の獲得

航空機はその安全性・耐空性を維持する為に販売した後，当該航空機が退役するまでエアラインの運航・整備をサポートすることが義務づけられている。従って，プロダクト・サポートは，航空機/エンジンが就航してから発生する不具合内容を把握し，信頼性を維持向上させる為のプログラムや改修を提案しエアラインと密接な関係を維持する必要がある。プロダクト・サポート体制が充分でなければ次期の航空機/エンジンを使ってもらえない可能性があると同時に，プロダクト・サポートはエアラインのニーズを知ることが出来る為，使用実績から次世代のプロダクトの設計仕様を検討する上で重要な役割を担っている。

日本の航空機産業は国際共同開発，RRSP等で，マーケテイング，プロダクト・サポートを通じて直接世界市場とのコミュニケーションを行うことを制限されており，航空会社からその実績や，能力を認められていない。しかも，連続的に航空機/エンジンの開発を行っていない日本が国産航空機エンジンの開発・製造を行っても欧米のエンジン・メーカーと対等に評価をされることは無いと考えられる。これらの経験は一朝一夕では蓄積することは出来ず，日本がこれらの領域に入り込めなかった理由は日本の航空機産業を育成させない為の欧米メーカーの策略であるとも考えられるのである。今後日本の技術力をベースに，プロダクト・サポート体制が満足出来る事を世界に示し，エアラインの信頼を得る方法を考えていかなければ後発の日本が世界市場で競争できる術はないと考える。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

B．日本独自の設計基準による使用実績の蓄積

国際共同開発に参画し経験を蓄積してはいるものの，最も重要な部位（HP Turbine Section）に関しては欧米の主管メーカーが担当している為，日本ではこれらに関する経験/実績が無い。航空機エンジンの中枢部位に対しては欧米のメーカーが他国に開発を依存することは考えられず，今後とも如何にこれらの未経験領域の経験と実績を蓄積できる道を開拓するか考えていく必要がある。また，２項で述べたように国際共同開発，RRSP で担当している部位について欧米の設計基準，材料スペック/データ・ベースを使ってきており，日本の技術基準での使用実績を蓄積しているとはいえない。早急に独自の設計基準，材料スペック/データ・ベースの確立とその使用実績の蓄積を行う方法を考えなければ欧米のエンジンの信頼性のレベルには到達出来ないと考える。

C．認証体制の充実

国産航空機/エンジンの認証は日本の航空局で取得する必要がある。しかしながら，世界に航空機/エンジンを販売する為には相手国の航空局の承認を得なければならない。多くの場合，米国の FAA，ヨーロッパでは EASA（European Aviation Safety Agency）の Type Certificate 取得が前提になる。日本では YS-11以来民間航空機を市場に出していない為，JCAB が世界に認められるだけの実績もなく信頼もないので，現在 BAA（Bi-Lateral Airworthiness Agreement）が結ばれている米国においても日本の航空局の承認は効果がなく，基本的には再度やり直しになってしまうと考えられる。

現在航空機／エンジン開発は航空機産業界と経済産業省との連携で行われているが，国土交通省・航空局との連携をもっと強化し，世界的に認められる認証体制を確立する事を考えていく必要がある。

D．開発資金の調達と回収

航空機/エンジンの開発には莫大な費用が必要である。近年欧米の航空機/エンジン・メーカーでも開発費の回収には長期間を要するようになってきており，それらをカバーする為アフターマーケット・ビジネスに参入してきた。

実績の無い日本の航空機エンジンを販売する為には競合他社よりも安い価格を提示しなければならないと予想される為，開発費の回収には，より長期間を必要とすると考えられる。

国家予算にのみ依存することなく利益を出す為には利益率の高い生産体制，及びアフターマーケット・ビジネスの体制を作ることが必要である。

E．革新的技術の開発

航空機エンジンは最先端の技術を駆使して設計･開発されており，更なる信頼性，経済性の向上，環境対策等，現状の問題点克服の為にも新たな技術の開発が必要とされている。

特に後発の日本の航空機産業が世界市場と競合する為には他にはない技術力をアピールすることが必須条件であり，最先端の技術を追求する研究開発は不可欠である。

日本には研究設備も充実しており，文部科学省/経済産業省からの支援の下で先端技術の開発が行われている。しかしながら，日本では国産航空機エンジンが無い為にこれらの技術を実用化する対象がなく，それが理由で予算がおりず充分な試験が出来ない為，チャンピオン・データの取得のみで終わり，結果的にはその技術は活かされることなく時代と共に陳腐化してしまうという悪循環にある。世界的に優位に立てる技術が開発された場合には徹底的に実用化できることを証明し，その技術を武器に国際共同開発，RRSP などに独自の技術を入れ込み使用実績を広げていくことが必要なのである。これらの実証試験は，現在の予算規模では賄いきれないと考えられる。

又，日本の航空機産業は，世界の航空機エンジン・メーカーの技術水準の現状を国際共同開発や，RRSP などを通じて把握しているが，それらに対しどのような課題があるのか，エアラインがどのような問題で苦労しているのか等，市場のニーズを把握していない。従って新たな技術として何に取り組むことが必要であるのか，それらの技術にどの様な問題を克服すれば顧客のニーズを満足させられるのかを把握できる状況とは言えないのである。

市場との接点がない為に，研究の為の研究で終わり，論文や特許が増えても実用化できる技術がないのが現状ではないだろうか？

4．航空機産業の今後のあり方

これまで述べてきた様に，現状のままでは国際共同開発，RRSP 等で航空エンジンの開発を手がけても，それらを基盤として国産航空エンジンを開発し，世界市場で競合することは難しいと思われる。

又，少量生産の航空機産業は労働集約的な性格を持つ為，人件費の安い韓国，中国が下請けとなることが考えられる。更に中国市場は今後有望である事から欧米の航空機/エンジン・メーカーは中国，韓国と下請け，共同開発契約を結んでいく可能性も有るだろう。日本は，品質は高いが人件費が高い為，今後韓国，中国に共同開発，下請け生産の仕事が移っていった場合，現状のままでは日本の航空機産業は仕事がなくなり，衰退していく可能性もある。

これを打破するためにはこれから日本の航空機産業は何をしていけば良いのであろうか？

A．エアラインとの連携

製品を開発し販売する為には顧客のニーズを知ること

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

から始めなければならない。

日本の航空機産業はこの出発点を誤っているのである。

日本の航空会社は世界でも有数の最新鋭機を保有するエアラインであり，信頼性向上のために重要不具合の確実なデータをメーカーに送っている。欧米のメーカーはこれらの貴重なデータを基に信頼性向上プログラムを立案し，他のエアラインをサポートしているといっても過言ではない。

しかしながら，これらのプロダクトを共同開発している日本の重工会社は欧米のメーカーからしか情報を得ていない。従って新しい技術のニーズは直接把握できず，常に欧米の企業の後追いになるのである。これでは何時まで経っても欧米の技術を超えることは出来ない。新しい画期的なテクノロジーを開発する為にも現在の航空機/エンジンの現状を把握することが重要であり，日本のエアラインとの連携を強化する必要がある。

このような観点から，エアラインと共同で既存のエンジン部品の不具合内容を調査·分析し，より信頼性の高い部品の設計基準の検討，修理方法の開発，新しいテクノロジーの開発を行うべく航空機部品不具合調査分科会をNEDO（独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構）の委員会として設立し現在活動を行っている。活動内容については，「航空機エンジン開発とアフターマーケット・ビジネスの構想」（ガスタービン学会誌 Vol.33 No.3 May 2005発行）に詳しく紹介している。

B．実用化の為の試験の充実と評価体制の確立

エアラインは使用実績の無い新技術には慎重である。特に信頼性/経済性が焦点となる販売合戦には Warranty/Guarantee 契約によって保証（補償）を強いられることにもなる為，信頼性/経済性に関しては充分な使用実績によって実証されていることが必要である。

欧米においては，多くの新技術は軍事産業によって実績を得て民間航空機/エンジンに採用されている。そして，これらの新技術はこれまでの充分な使用実績に裏づけされた派生型デザインのものに組み込まれていく。従って信頼性に対するリスクは低く，導入当初から安定した信頼性を維持することが出来ている。

使用実績のない日本の航空機産業では，実証の為の耐久試験を充実させることが最低条件である。しかしながら，これまでの日本の実情を振り返ってみると，例えば新しい耐熱材料を開発しても実用化する対象物がないことから実証試験を行う充分な予算がおりない。従ってチャンピオン・データだけ取って成果があったこととし中途半端で終わる。結果として，実用化の目処が立たないから何処にも採用されないまま海外他社に追い越されてしまうのである。

新しい耐熱材料が実用化され，国際競争力があれば，これを武器に国際共同開発，RRSP に日本の独自技術を入れ込んでいこうと言う戦略が生まれるのである。この一歩を踏み出さない限り，いつまで経っても国際共同開発，RRSP などでは欧米メーカーのデータ・ベースに頼らざるを得ないという状況は変わらない。

この様な観点から，NIMS（独立行政法人 物質・材料研究機構）が開発した耐熱材料を使って HP Turbine Disc 製造技術を開発することが検討されることとなった。これが成功すれば日本が HP Turbine Section の開発に参画できる可能性が出てくる。この様な材料技術，要素技術の開発により国際競争力が得られる技術を実用化し，国際共同開発，RRSP においても日本の技術が採用されることを期待している。

航空エンジンは実際に運航すると予期せぬ故障が発生し，新規開発エンジンでは導入当初に多くの改修を必要とするものである。充分な使用実績のあるデザインをベースに派生型のエンジンを開発することがそのリスクを最小限に出来る方法であるが，日本には自らの設計基準に基づく運航使用実績が無い為エアラインはこれらのリスクを回避する為，信頼性/寿命/性能等の保証（Guarantee）を要求することになるであろう。欧米のエンジン・メーカーと競合し，エアラインに競争力のある保証（補償）を提案する為には独自の設計基準に対する信頼性・寿命のデータ・ベースを充実しておかないと，補償により採算が取れなくなることも考えられる。使用実績の無い日本が，日本の設計基準に対する耐久性/信頼性/性能が目標通りに達成することを保証するには，あらゆる条件で試験（Run and Burst）を行い，それらを根拠として算定するしかない。欧米では新しいテクノロジーの実証に当たり，Demonstrator Engine を作り，各種の試験を実施している。実際の運航使用実績の無い日本は Demonstrator Engine を作り，要素技術の実証と共に，個々の部品の寿命解析に至るまで徹底的に Run and Burst のテストをやっていく必要がある。

これらの実証試験においては試験内容から実用化の要求事項を充分に満足していることを評価できる体制が必要になる。実証試験を充分に行っていても実際の運航において予期せぬ故障が発生する為，これらの故障を事前に把握できるような実証試験の内容を見直すことも重要である。この様な経験を蓄積し，各要素技術に対し TRL（Technical Readiness Level）の適切な評価が出来る体制がないとエンジンの開発段階の後半又は実運航において大きな問題が出て設計変更を余儀なくしなければならなくなる。大幅な設計変更は多額のコストがかかるため TRL の評価体制はエンジン開発全体のコストを左右する重要な機能であり，エンジン開発の経験の蓄積がなければ難しい。

C．国際共同開発，RRSP の契約の見直し

国際共同開発や RRSP は設計・製造に参画できる貴重な機会である。しかしながら，自らの設計基準/材料ス

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

ペック/データ・ベースを使わないで参画していては下請け生産とあまり変わりはない。これからはMTUや，スネクマ社のように独自の技術で参画出来るように方針を変更する必要がある。そのためには日本独自の材料スペック/データ・ベースの確立，Life Limited Parts のLife設定手法などを確立し，それらを採用出来るように契約を見直し，交渉していく必要がある。国際共同開発，RRSPでは自らの基準，データ・ベースで参画し，自らの力でFAAの承認を得，使用実績を蓄積していく必要がある。

エアラインに対しても自らの担当部位は，直接プロダクト・サポート業務を実施できるように現状の参画の仕方（契約内容）を変えていき，市場ニーズを把握し，エアラインからの信頼を得ることが必要である。

D．アフターマーケット・ビジネスへの参画

既存の航空機/エンジンに対し，部品の修理開発や，より信頼性/経済性の高い部品/コンポーネントの独自開発を行い，アフターマーケット・ビジネスへ参入することは，自らの技術を実証出来，使用実績を蓄積出来る有効な手段であると考えられる。

従って，現在のエアラインの抱えている問題点を把握し，従来行われていない新しい技術の領域を開発していくことが必要である。部品やコンポーネント，システムの改善を行う要素技術の開発，今までにないテクノロジーの研究などを地道に行って，修理開発や，改修型の部品を開発し，実機に装着出来れば自らの技術の実績を蓄積するだけでなく，将来国産航空機/エンジン開発の考え方のベースを作ることが出来る。

アフターマーケット・ビジネスへの参画は，世界市場ニーズを把握出来るだけでなく，プロダクト・サポートとしての実績が評価されることになる為，エアラインの信頼が得られれば，将来日本が国産航空機/エンジン開発を行った時にポテンシャル・カストマーとして対応してもらうことが可能になるであろう。

Note：

1．日本におけるアフターマーケット・ビジネスの構想についてはガスタービン学会誌2005年5月号の「航空機エンジン開発とアフターマーケット・ビジネスの構想」を参照されたい。

2．PWA社は2006年2月15日，CFM56（GE & SNECMA社）のアフターマーケット・ビジネスに参入し，交換用部品を全てPWA社で安く製造し，提供すると発表した。そしてユナイテッド航空がPWA社と長期の整備契約を締結することとなった。従来エンジン・メーカーはPMA*部品に対して批判的であり，PMA市場を潰す手段に出ていたが，今やエンジン・メーカーが競争相手のエンジン・メーカーのPMA部品を製造し，その販売によって利益を得る時代になったのである。

(PMA*：Parts Manufacturer Approvalの略。FAAはType Certificate Holder以外が航空機用部品を製造・販売する場合PMAを取得しなければならないと定めている。)

E．認証体制の充実

日本の航空機産業が既存の航空機/エンジンのアフターマーケット・ビジネスに参画し，部品製造，修理開発を独自の技術で始めることになれば，航空局は人員の確保，認証を行う為の人材育成を含めて検討する必要が出てくる。欧米にある委任制度を検討し具現化することも考えられる。法規制に関しても世界の動向に合わせて見直しが必要になるであろう。

こうして日本に於ける認証体制が充実すれば，将来の国産航空機/エンジンの認証が可能になり，欧米の航空局との互認協定も満足できる様になると考える。

F．日本の航空業界の一元化

米国では航空機産業の育成から航空機/エンジンの設計/製造/運航/整備/航空管制，等全ての航空に関わる業務をFAAが担当しているが，日本においては文部科学省，経済産業省，国土交通省に分割されており，必ずしも国産に向けて戦略のベクトルがあっているとは言えない。又，航空機産業として日本には3社以上の重工会社が航空機，又は航空エンジンを担当している。各社は得られたノウハウや，データ・ベースは企業機密として公開しないため，日本におけるテクノロジーはバラバラで効果的に活用されない。競争相手は世界にあり，国内でお互いを牽制していては欧米のメーカーに太刀打ちできない。

世界の航空機産業に勝つためにはエアラインを含め，日本の航空機産業界（重工，研究所，大学）は一つにまとまり協力する体制が必要である。

航空機エンジン産業部門は他の産業とは異なり，長期間に及ぶ戦略性の中で維持して行かなければならないことを充分に理解し，日本の航空業界が一致協力して力を一つにあわせていく必要がある。

この為には各社から航空機部門を統合して会社を作ることも考えられるが，エアバス社の様に各会社のまとめ役としてリーダーシップを持ち，各重工㈱をマネージメントする様な体制も考えられる。

G．適切な開発資金の算定と財政基盤の確立

航空機/エンジン開発には莫大な開発費を必要としている。

従来経済産業省の予算の範囲内で開発は行われてきた。この為実用化の為の試験は先送りされ，チャンピオン・データ取得のみの研究開発しか行われていない。

これまでに蓄積してこなかった材料のデータ・ベース，信頼性データを取得していく為には，各種の試験を充実していかなければならない。特に使用実績がない領域について欧米のメーカー以上に耐久試験で実証していくし

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

か方法がないのである。

欧米のメーカーが実施している試験内容を充分に吟味し，開発資金はどの程度の額が必要であるのかを算出する必要がある。そして，これらの資金をどの様にして調達するかが課題である。国産航空機エンジンを開発するには今まで以上に国家プロジェクトとしての財政支援が必要になるであろう。しかしながら，経済産業省の予算だけを当てにしている現状を打破し，独自の財政基盤を作っていく必要もある。即ち航空機産業として，国際共同開発，RRSP，アフターマーケット・ビジネス等によって得た利益を開発資金にまわすことが出来るような仕組みが必要である。

5．おわりに

これまで日本は航空機/エンジンの開発に多額の投資をしてきている。日本の航空機産業による生産高は毎年増加しており，平成8年以降では輸出額は2500～3000億円となっている。しかしながら，日本のエアラインは航空機/エンジン及び，それらの部品調達を全て欧米から輸入しているため，航空機産業の貿易収支で見ると3000～5000億円の輸入超過となっている。この中には国際共同開発，RRSP等により日本で設計/製造し輸出した部品を，欧米のメーカーから輸出価格の数倍の価格で再輸入している部品も含まれている。日本の製品を直接日本のメーカーから適正な価格で購入出来ずに再輸入し，欧米のメーカーを儲けさせているこの構図から脱皮する為には日本が主体となって航空機/エンジンを開発していく必要がある。

航空機/エンジンは安全性/信頼性が他のプロダクトよりも高く求められる為，設計品質/製造品質が重要であり，日本人の「ものづくり」の気質に適した産業であると考えられる。これまで欧米の航空機産業から学んで来たことは計り知れないが，これからは彼等の後追いではなく，独自の技術で日本製の航空機/エンジンを開発し，そして世界の航空機産業を日本がリードする日が来ることを願っている。

参考文献

「航空機エンジン国際共同開発　20年の歩み」(JAEC 発行)

21世紀型航空機国際共同開発振興に係る事業のライフサイクル高度化調査事業報告書（IADF)

杉浦重泰：「航空機エンジン開発とアフターマーケット・ビジネスの構想」日本ガスタービン学会誌 Vol.33 No.3 (May.2005) P.4-10

杉浦重泰：「エアラインの視点」 日本航空宇宙学会誌 Vol.50 (2002.12) P.291-294

杉浦重泰：「航空機産業とアフターマーケット・ビジネス」 日本航空宇宙学会誌 Vol.52 (2004.4) P.95-100

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

特集：国産ジェットエンジンの新展開

小型ビジネスジェット用 HF118ターボファンエンジンの開発

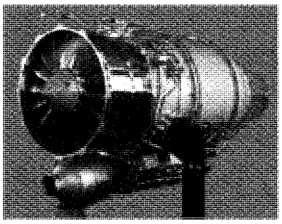
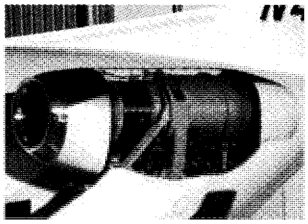
園田 豊隆[*1] 野田 悦生[*1]
SONODA Toyotaka NODA Etsuo

キーワード：ガスタービン，ターボファンエンジン，巡航燃費，推重比，ビジネスジェット，マーケット，空力性能，CFD，EFD，遺伝的アルゴリズム，最適化，設計コンセプト，衝撃波，三次元流れ，低レイノルズ数，乱れ

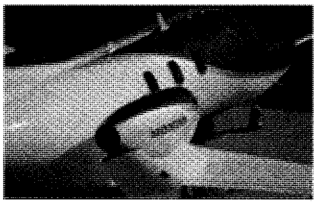
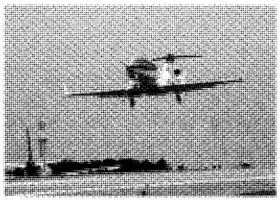
1．はじめに

弊社航空機エンジン開発センターでは，1986年に航空用ガスタービンエンジンに関する研究をスタートし，1999年より，小型・軽量・高効率・低エミッションを狙いとした，小型ビジネスジェット用ターボファンエンジン（以下，HF118エンジンと称す）の開発に着手した。エンジンの外観及び機体搭載時の様子をそれぞれ図1(a)，(b)に示す。

耐空性審査要領[(1)]（航空機を中心に装備品まで，安全確保のための技術上の基準を示したもの）で規定された150時間地上耐久試験，鳥吸い込み試験など，航空用エンジンとして要求される各種試験や，機体を用いた延べ200時間以上の各種飛行試験により，実機での信頼性を確認し，その後，ライト兄弟の初飛行から100年目にあたる2003年12月には，自社製ビジネスジェット実験機（HondaJet）に搭載し（図2参照：(a)離陸前，(b)初飛行），米国での初飛行に成功した。

(a) エンジン全体 (b) 機体搭載時
図1 HF118エンジン

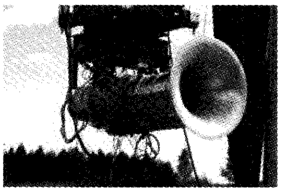
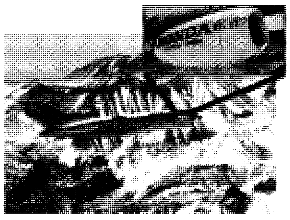
(a) 離陸前 (b) 初飛行
図2 HF118エンジンを搭載したHondaJet

2004年2月，ホンダは，世界最大のジェットエンジンメーカーである米国のゼネラル・エレクトリック・カンパニー（GE社）と小型ビジネスジェット用ターボファンエンジンの共同事業化で提携し，両者の強みを合わせることにより，小型ターボファンエンジンビジネスの新世代を開拓していくことになった。ここでは，HF118ターボファンエンジンの開発経緯，エンジン概要，市場（マーケット）動向，及び代表的空力要素の特徴・性能について述べ，最後に，エンジンの更なる進化のためにこれまで実施してきた空力研究の一端を紹介する。

2．ターボファンエンジンの開発

2.1 HFX-01エンジン

本田技術研究所における最初のターボファンエンジンの研究は1991年にスタートした。このエンジンは，2軸式ターボファンエンジンで，HFX-01と名付けられた。空力RIG試験機による各要素性能確認後の1993年には，エンジンによる地上試験（図3(a)参照）を実施し，推力1800ポンド（820kgf）を達成した。また，1995年から1996年にかけて，米国カリフォルニア州で，ボーイング727を用いたFTB（Flying Test Bed）により，延べ70時間以上の各種飛行試験を実施し（図3(b)参照），貴重なデータを取得した。その後，1999年には，HFX-01エンジン開発から得られた技術やノウハウをベースとして，いちだんと高負荷化・高効率化されたHF118ターボファンエンジンの開発をスタートした。

(a) 屋外試験 (b) B727によるFTB
図3 エンジン試験の様子

原稿受付 2006年3月22日
＊1 ㈱本田技術研究所 航空機エンジン開発センター
〒351-0193 和光市中央1丁目4番1号

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

表1 HF118主要諸元

エンジン形式	2軸式ターボファン (1FAN +1LPC +1HPC +1HPT +1LPT)
離陸 推力	757kgf (1,670lbf)
巡航 推力	191kgf (420lbf)
離陸 燃費	0.49kg/hr/kgf
巡航 燃費	0.75kg/hr/kgf
バイパス比	2.9
乾燥 重量	178kg (392lb)
ファン直径	441mm (17.4inch)
全 長	1,384mm (54.5inch)

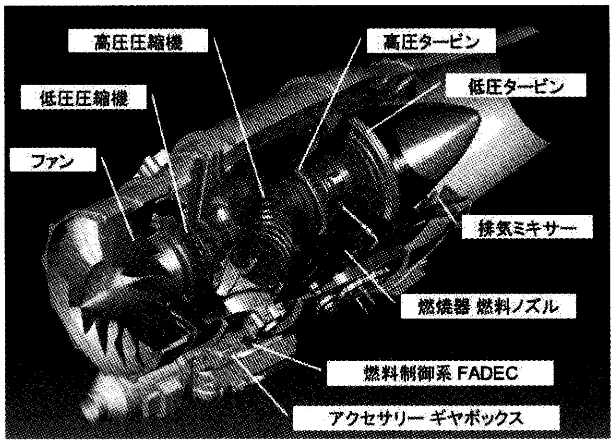


図4 HF118エンジンカットビュー

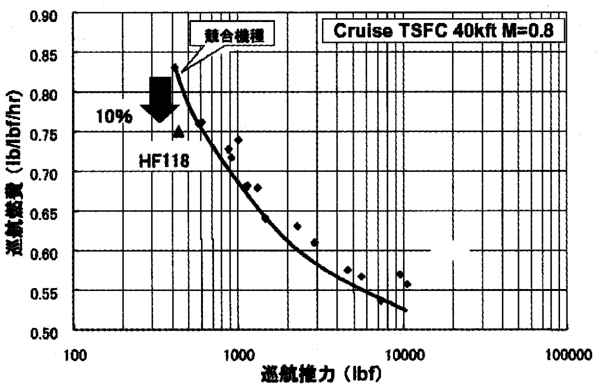


図5(a) 燃料消費率の比較

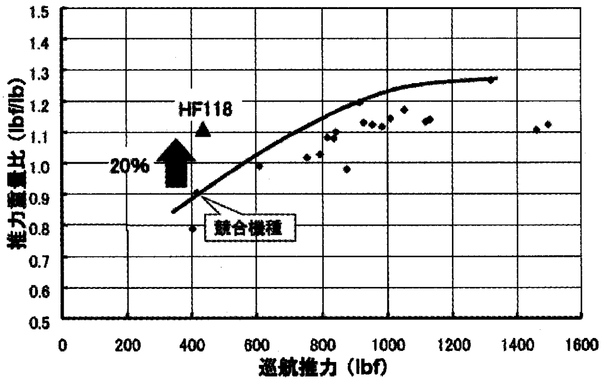


図5(b) 推重比の比較

2.2 HF118エンジン

HF118エンジンは，すでに述べたように，1999年に開発がスタートし，FTBによる飛行試験での信頼性確認後，2003年12月には，自社製ビジネスジェット実験機に搭載し，初飛行に成功した。このHF118エンジンはHFX-01と同様，2軸式ターボファンエンジンであるが，表1及び図4に示すように，各空力要素はすべてシンプルな単段構造となっている。特に低圧タービンは，出口案内翼（OGV）付の単段タービンとなっており，このクラスのエンジンがすべて2段タービンであることを考えると，非常に高負荷化され，アグレッシブな空力要素であることがわかる。

さらにこのエンジンは，一切の可変機構をもたず，自動車技術を応用したコンパクトな完全電子制御を採用している。また，空力要素の数をミニマムに抑えながらも，高効率高圧圧縮機や高負荷低圧タービンに代表されるように，各空力要素の性能を高めることで，シンプル・軽量ながらも，このクラス最高のエンジン性能（巡航燃費：0.75lb/lbf/hr，推重比：1.1lbf/lb）を達成していることが大きな特徴である（表1及び図5(a)，(b)参照)。

後述するが，高圧タービンは，運転レンジ内で無共振ブレードとなるよう，静翼の枚数が極端に少ない，いわゆる，超低アスペクト比の静翼を含む，独創的な高圧タービンである。また，静翼には，タービン入口温度高温化のためにインピンジメント冷却を施したMar-M247材の精密鋳造が，動翼には無冷却の単結晶材CMSX-4が，それぞれ適用され，ディスクには鍛造材で最も耐熱強度のあるUdimet720材が使用されている。

3．ビジネスジェット機市場動向

HF118ターボファンエンジンは，すでに述べたように，小型ビジネスジェット機用に研究開発されたものであるが，ここではその市場動向について紹介する。ビジネスジェット機の市場予測に関しては，米国のハネウエル社が有名であるが，彼らの最新の市場動向調査結果(2)（2005年11月）を図6に示す。

ビジネスジェット機の出荷機数は，90年代後半からのフラクショナル・オーナーシップ（共同所有方式）の増加により大幅に上昇したが，2001年のピーク以降，2年間前年割れを続けてきた。しかし，その後上昇に転じ，今後10年間（2005年から2015年まで）にわたるビジネスジェット機の出荷機数は，9900機に到達し（約17兆7千億円のマーケット；1ドル114円換算；$156 billion in sales)，今後，毎年800機から1000機という高い水準で推移すると期待されている。尚，この図では，最大離陸重量が約54トン（100,000lb）以上のジェット（“bizliners”）やターボプロップエンジン搭載の機体，並びに，後述するが，VLJ（Very light Jet）の分類に入る超小型の機体（ウル

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

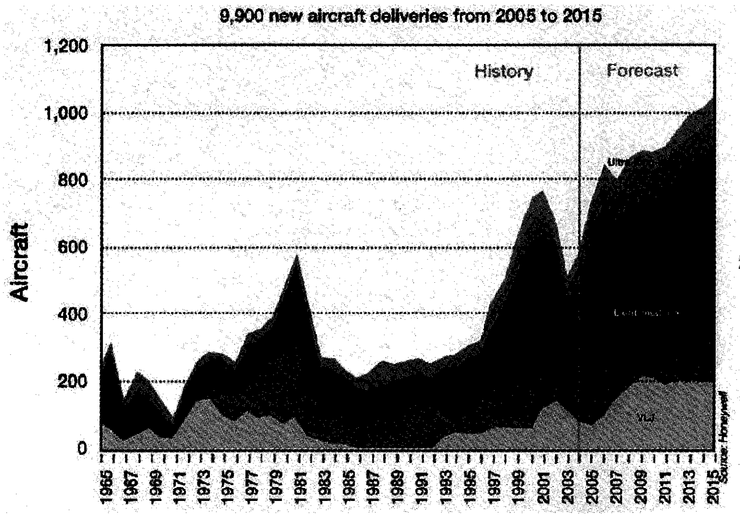


図6 ビジネスジェット機需要予測：ハネウエル社記事より引用[2]

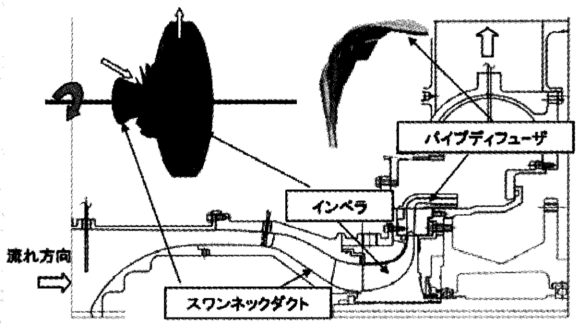


図7 高圧圧縮機（HPC）概要と空力試験装置

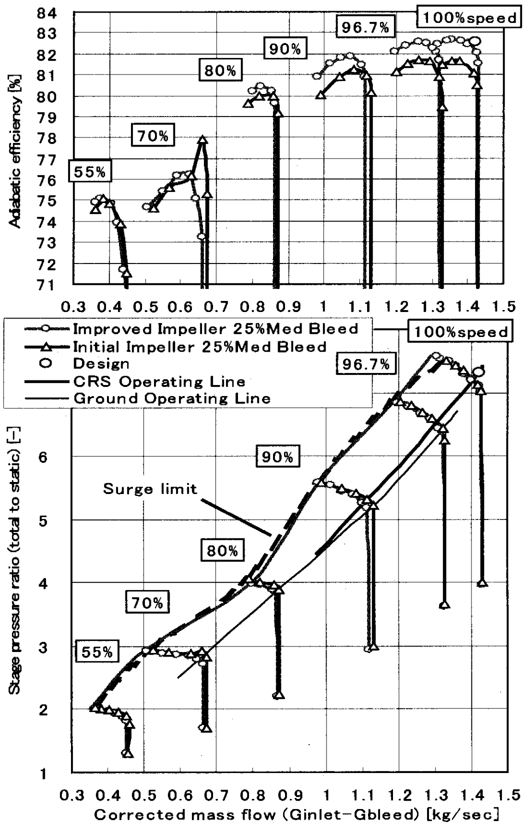


図8 遠心式圧縮機性能試験結果[5]

トラ・ライト・ジェット）は含まれていない。

図中の“Large”以上の3つの大型クラスには，大西洋はもちろんのこと，太平洋横断も可能となる機体が含まれ，今後10年で年250機以上の市場が予測されている。中型サイズ（図中の“Medium” and “Medium-range”）では，ノンストップでの米大陸横断が可能であり，大型と同様の伸びが期待されている。ライトクラス（図中の“Light-medium” and “Light”）では，2015年には年280機以上の高いマーケットが期待され，また，最も小型の機体の分野である VLJ（Very Light Jet）では，年200機程度の需要が見込まれている。この VLJ 分野で対象となるターボファンエンジンの推力は，ほとんどが3000lb（1350kg）以下であり，弊社 HF118エンジンは，この領域に含まれる。

コンピュータの世界におけるパソコンの出現と同様に，ビジネスジェットの世界でも機体のパーソナル化が始まり，近年次々といくつかの新機種開が発表されている。例えば，Eclipse 500，Adam A700，Diamond Jet などであり，これらは，最大離陸重量が7500ポンド（3375kg）以下，価格は約2億5千万円（2.2 million）以下となる，いわゆる超小型の機体（ウルトラ・ライト・ジェット）である。これらの機体は，将来，どの程度市場に受け入れられるかどうかが現在判然としないため，図6の統計予測には含まれていないが，もしこれらを含めるとなると，今後10年間で，前述した9900機から，1万5400機ものビジネス機&パーソナル機の需要が期待される[2]。

4．空力要素の性能と特徴

HF118ターボファンエンジンの各空力要素は，自社開発した数値流体計算ソフト[3]を主に用い，エンジン内部の流れを最適設計することにより，小型でかつ高性能な空力要素を実現している。以下，代表的要素について紹介する。

4.1 高圧圧縮機（HPC）

エンジン成立上，最も重要となる高圧圧縮機は，遠心式の1段（圧力比＝7.3）であり，図7に示すように，スプリッタ付のインペラとパイプディフューザで構成されている。インペラ入口チップの平均相対マッハ数は1.19であり，いわゆる遷音速インペラである。遠心圧縮機上流には，低圧系と高圧系を空力的に接続するスワンネックダクトがあるが（図7参照），このスワンネックは下流側遠心圧縮機の性能に大きく影響を及ぼすので，このスワンネックダクトの空力特性解明に関する研究も同時に実施された[4]。

図8は空力 RIG 試験機により得られたスワンネック損失を含む，インデューサブリード時における性能マップを示すが，改良型ではほぼ目標値を満足しており，82%以上の高い効率と十分な作動レンジを達成していることがわかる。また図9はスワンネックダクト損失を含

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

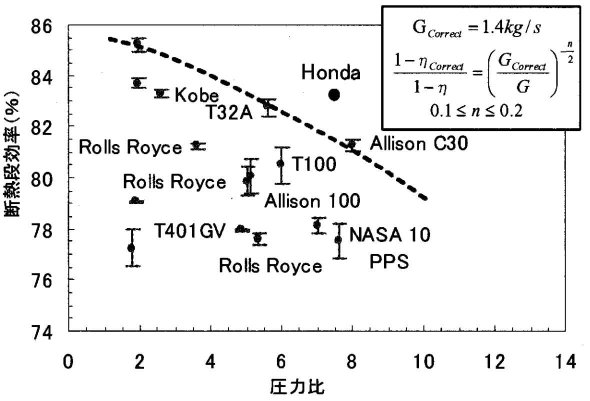


図9 遠心式圧縮機段効率のトレンドカーブ(5)

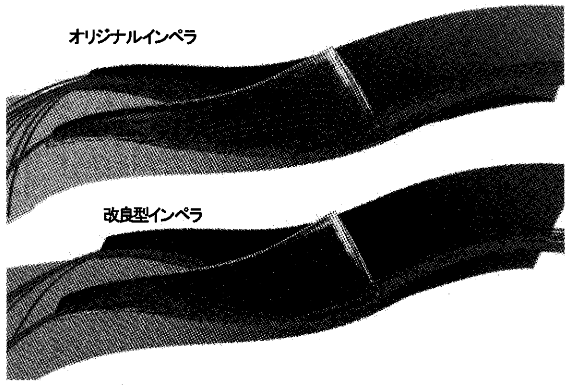


図10 空力負荷制御による二次流れの改善 (CFD)(5)

まない，かつ，レイノルズ数補正した時の遠心圧縮機段効率のトレンドカーブ(5)を示すが，HF118エンジンで達成された効率は世界最先端レベルにあることがわかる。

一方，図8からわかるように，改良型では初期型に比べ，効率で約1%の向上があるが，改良設計ポイントは，①インペラ前縁における速度のオーバーシュートの抑制，②インペラ HUB における圧力面から負圧面への静圧勾配制御による二次流れ駆動力の抑制，③スプリッタ翼による流量の均等配分等である。各ポイントに対する効率の増加分は，0.1%から0.5%程度であり，今後，このような地道な進め方がますます必要不可欠となるであろう。参考までに②に関する具体的効果例（CFD 結果）を図10に示す。インペラの負圧面形状修正により改良型インペラでは，明らかに二次流れが抑制されているのがわかる。

4.2 高圧タービン（HPT）

高圧タービンは単段の軸流式であり，膨張比3.04，静翼及び動翼出口平均マッハ数はそれぞれ1.04，0.99となる，いわゆる，衝撃波の発生を伴う遷音速タービンである。タービン動翼は，静翼伴流に起因する動翼の共振点が運転レンジ内に一切存在しないよう，すなわち無共振動翼とするために，静翼の枚数が極端に少ない（8枚）状態で空力設計され，従って，図11に示すように，静翼はアスペクト比が非常に小さく（AR =0.3），ユニーク

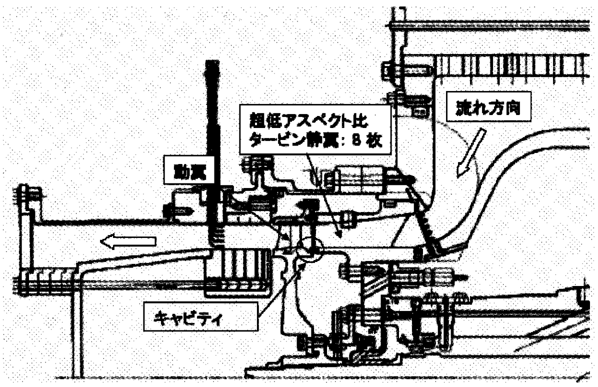
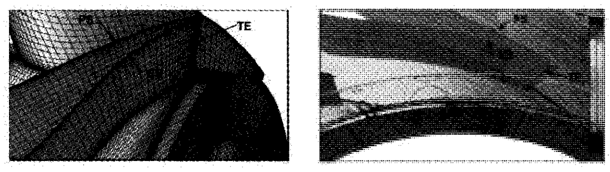
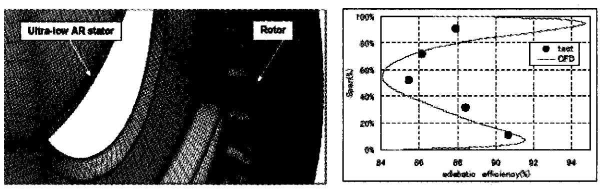


図11 高圧タービン（HPT）概要と空力試験装置(6)



(a) キャビティ付格子 (b) 圧力損失

図12 キャビティ付静翼計算格子と圧力損失コアの発生(6)



(a) 段解析格子 (b) 効率分布

図13 段解析用格子と翼高方向効率分布(6)

なものとなった。

初期設計では，超低アスペクト比翼のため，二次流れや衝撃波と境界層との干渉に起因する損失が非常に大きかったが，現象解析および最新の三次元空力設計技術の投入により，達成効率は約88%レベルとなり(6)，このサイズのタービンとしては，比較的高効率となった。

超低アスペクト比遷音速タービン静翼に関する重要な流体現象としては，静翼と動翼との間の HUB キャビティにより（図11&図12(a)参照），主流からキャビティの流れ込みやキャビティから主流への噴出しといった一連の流れの移動が発生し，圧力損失コアが形成されることである（図12(b)参照）。また図13は翼高方向の断熱効率分布を実験（EXP）と数値計算（CFD）とで比較したものであるが，計算値は実験値をおおむねシミュレートしていることがわかる。一方，その翼高方向の分布は非常に興味ある分布をしている。すなわち，大型の高効率タービンにおける効率パターンは，空気通路中央で最高効率をもつ凸の分布となるのに対して，HF118エンジンの高圧タービンでは，壁付近で効率が高く，中央部で低い，いわゆる逆（凹）のパターンとなっている。この原因はいくつか

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

考えられるが，現在，静翼単体そのものの HUB 側圧力損失の低減化のみならず，静翼後縁から発生する衝撃波と下流側動翼との非定常干渉損失にも着目し，小型クラスでも大型クラス並みの効率すなわち90%以上が達成できるよう，一段と高い目標に向かって研究を進めている。

5．最近の空力研究の状況

HF118エンジンの更なる進化をめざし，流体現象の解明や空力設計コンセプトの創出などを目的として様々な空力研究を展開しているが，ここでは，その一例として，研究のアプローチ方法を含め，これまでに得られたユニークな流体制御コンセプトを紹介する。

5.1 アプローチ

性能を更に向上させたい，あるいは技術的に常に最先端でありたい，等の要求を実現するためには，これまでになく，新たなかつ斬新な空力設計コンセプトの創出が必要となるであろう。このためには，大きく分けると二つのアプローチがある。

一つは，図14に示したように，設計者や研究者の知識・洞察力・アイデア（ここでは総称して，専門家知識：Expert-Knowledge と称す）に基づく従来からの進め方であり，CFD・EFD を通した流体現象の徹底的な特性究明により新たな設計コンセプトを創出する方法である。具体的例として LDV を用いたファンロータ先端の漏れ

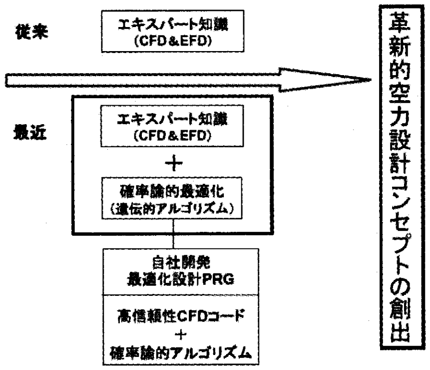


図14 空力研究のアプローチ

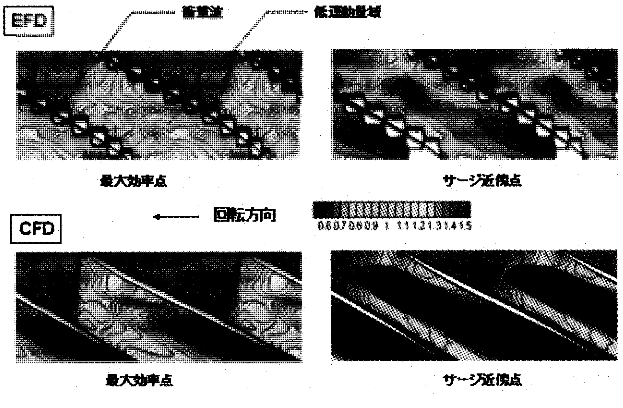


図15 ファンロータ先端漏れ流れのマッハ数分布[7]

流れの現象解析例を図15に示す[7]。最大効率点では，衝撃波が翼前縁に付着した斜め衝撃波構造を示し，衝撃波の下流では，漏れ流れと衝撃波との干渉により低運動量領域が形成され，翼後半部では正圧面側に到達している。一方サージ近傍点では，低運動量領域が広がり，衝撃波は離脱した垂直衝撃波となっている。この傾向は CFD においても認められ，実験結果と定性的に良く一致している。従って，専門家の知識（Expert-Knowledge）に基づく CFD ベースの高性能化研究が可能となる。

もう一つの手法は，最近の目覚しいコンピュータ技術の発展により，“CFD”と“確率論的最適化アルゴリズム”を組み合わせた最適化空力設計プログラムが速度三角形（フローパタン）の決定や翼型設計に威力を発揮しつつある。この手法は，基本的には専門家知識に頼らない進め方であるが，しかしながら，「なぜ性能が向上したのか」，「物理的に何が起こっているのか」，「その設計コンセプトは何だろう」といった疑問に答えるのは専門家知識を有する最前線の設計者・研究者であることは言うまでも無い。

当該研究所では，「専門家知識」と「確率論的最適化」の双方のアプローチにて研究を進めており，ここではこれまでに得られた興味ある流体制御コンセプトを紹介する。尚，CFD 及び最適化のアルゴリズムは，すべて自社開発したものである[8],[9]。

5.2 流体制御コンセプト

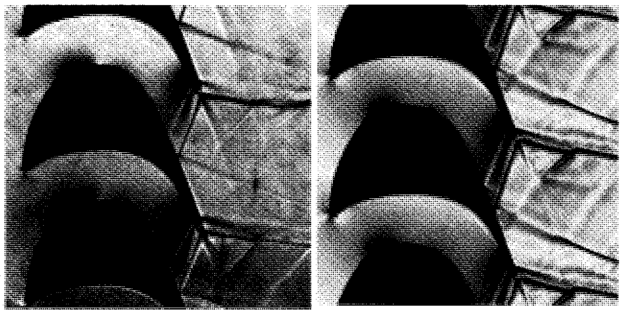
エンジンを更に小型化する際に大きな課題となるのは，①翼の相似設計が次第に困難となり，翼の後縁厚みが相対的に大きくなる（スロートブロッケージの増加），②健全な二次元領域が次第に小さくなり，性能低下をもたらす三次元領域が支配的になる，③レイノルズ数が低下し，ある臨界レイノルズ数以下では，境界層が層流剥離を起こす，などである。ここでは，特に上記それぞれの課題に対応する重要な流体現象となる「衝撃波」，「三次元流れ」，「層流剥離」の３点に焦点を当て，その制御コンセプトを紹介する。

5.2.1 衝撃波

最適化の対象となったのは，HF118エンジンの単段低圧タービンで代表されるような大転向角（120度）・超音速流出マッハ数（M=1.2）が要求される超高負荷タービン動翼のハブセクションである。超音速流出となるタービン翼の後縁側負圧面及び正圧面側からは，通常，衝撃波がそれぞれ発生し，翼列後流の翼や隣接する翼の境界層と干渉し，性能を低下させることが知られている。

図16は，衝撃波に起因する損失を最適化した際の流れ場（シュリーレン）の様子を示す。この図から明らかのように，最適化翼では後縁付近の圧力面側にて，従来翼には存在しないダブルショックシステムが形成され，さらに，ホットフィルムセンサーによる翼面近傍の圧力変動計測により，翼面境界層の遷移が翼前半部の減速領域

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.



(a) EXP　　(b) CFD

図16　高負荷タービン最適化翼の衝撃波パターン[10]

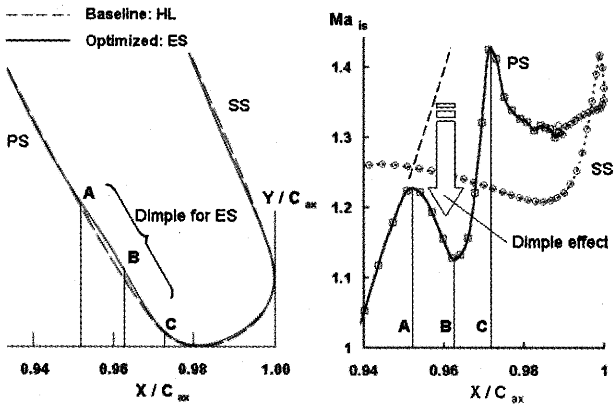


図17　ディンプルによる衝撃波制御の考え方[10]

にて発生し，結果的に衝撃波に強い乱流境界層が得られ，性能が大きく向上することがわかった[10]。

このダブルショックシステムは，図17に示すように，小さなディンプル（窪み）から形成されたものであり，衝撃波損失を弱める一つのユニークなコンセプトである。

5.2.2　三次元流れ

三次元流れの代表的例として二次流れ（Secondary flow）があるが，これに関する制御コンセプトとしては，Bowed-Stacking，End-wall contouring など，すでに幾つか提案されている。ここでは，HF118エンジンの超低アスペクト比である高圧タービン静翼の三次元流れの最適化を実施した。得られた最適化翼の形状は，図18に示すように，翼の後縁部にベント部を持つ，一見，性能が悪そうに見えるが，このベントにより，翼負荷の最大ピーク位置が下流側へ移行し，二次流れの駆動力が前半部で小さくなり，結果的に，三次元流れに起因する損失を低減するというユニークなコンセプトが得られた[11]。

5.2.3　層流剥離

最適化の対象となったのは HF118エンジンの単段低圧タービンの出口案内翼（OGV：減速（圧縮機）翼列）の平均径断面である。一般に航空用ガスタービンの低圧系は高圧系に比べ，レイノルズ数が低く，特に低圧タービン部の高空性能は層流剥離により効率が低下することが知られている。本ケースのように，減速（圧縮機）翼列をタービン部に採用する場合には，注意を要する。

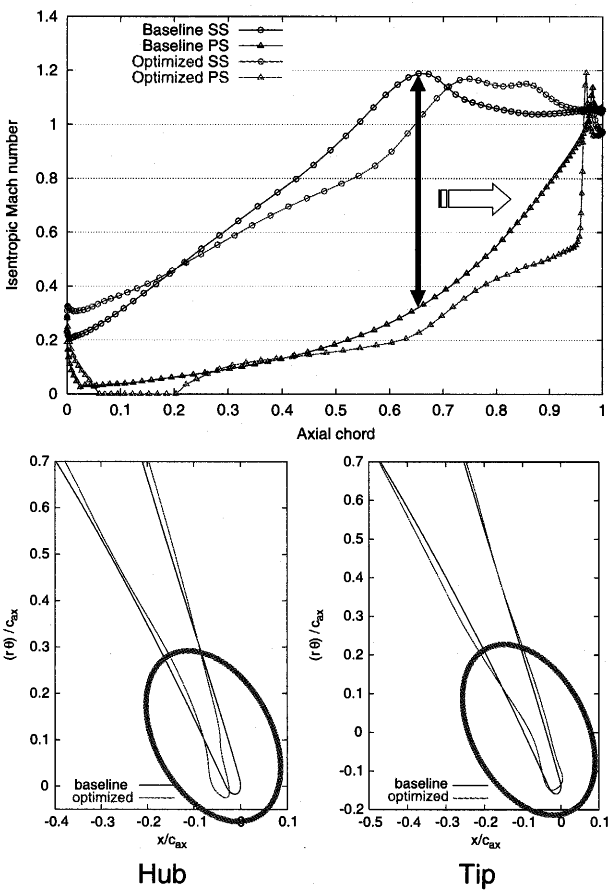
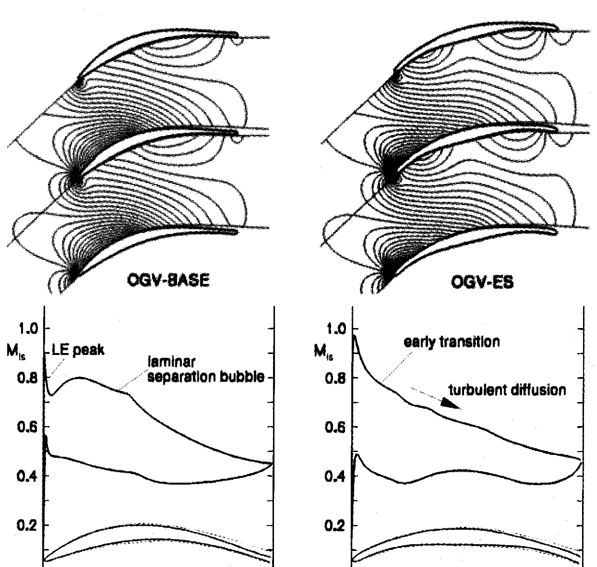


図18　新設計コンセプトと翼形状の比較[11]



ベースライン　　最適化翼

図19　翼形状及び翼面マッハ数分布の比較[12]

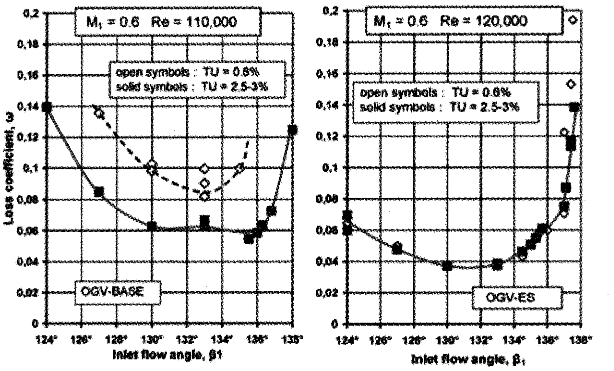
第一ステップとして，上述したように，2次元翼（翼素）として層流剥離を防ぐ（遅らす）にはどうしたらよいかということで最適化を実施した。図19(a)は OGV で採用した当初の翼型形状であり，ファン静翼でも用いられる典型的なコントロールディフュージョン翼（CDA）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

である。図19(b)は最適解として得られた翼であり，その形状は中央が膨らんだ，いわゆる編隊を組んで飛行するフラミンゴに似ており，翼前縁からの減速による境界層の遷移が低レイノルズ数における層流剥離を防止する上で有効であり，さらに低 Re 数から高 Re までの広範囲な領域で性能が優れていることが判明した[12]。

しかしながら，以下の疑問が生じるであろう。①乱れの影響は如何ほどか？②遷音速流入でもこのユニークな前縁にピークをもつ翼面マッハ数分布が成立するのか？

これらの疑問に答えたものが図20＆図21である[13]。主流の乱れを考慮しても最適化翼の CDA に対する優位性は歴然としており（図20参照），また遷音速流入に対してもそのマッハ数特性やレイノルズ数特性に対する変化は小さく（図21参照），近い将来，ファンの翼設計，特に静翼（OGV）設計にも，そのユニークな設計コンセプトの展開が可能となるであろう。



(a)　ベースライン翼　　　(b)　最適化翼

図20　圧力損失に及ぼす主流の乱れの影響[13]

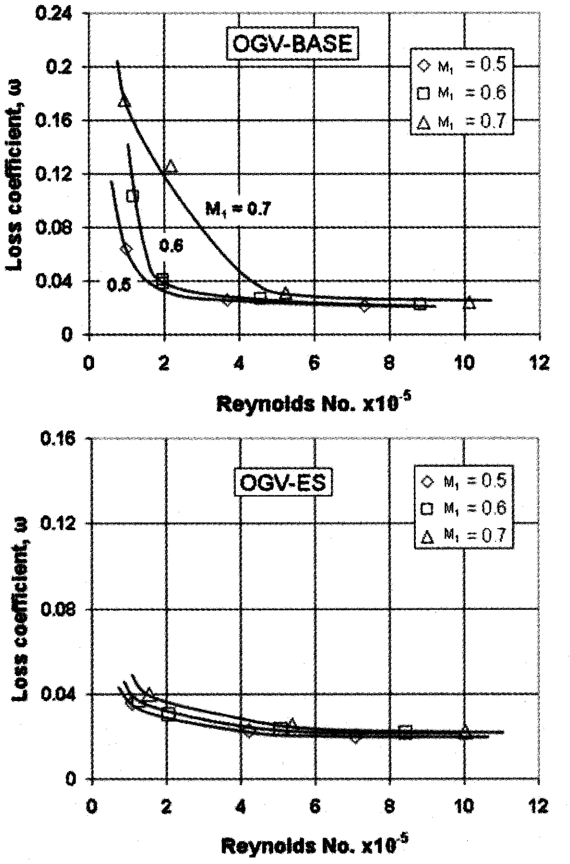


図21　マッハ数及びレイノルズ数特性の比較[13]
上段：ベースライン；下段：最適化翼

6．おわりに

HF118ターボファンエンジンには，独創的かつ挑戦的な空力要素がいくつか存在し，高性能化実現のために，最新の空力設計技術が投入されている。今後も高信頼性・高性能化への要求は高まるはずであり，斬新な空力設計技術の構築により，エンジンの更なる進化が進んでいくと確信している。

参考文献

(1)　国土交通省航空局航空機安全課監修，耐空性審査要領，2003，鳳文書林．
(2)　NBAA Convention News, Vol.37, No.21, page21, 2005
(3)　Arima, T., Sonoda, T., Shirotori, M., Tamura, A., Kikuchi, K., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.121, No.1, pp.44-58, 1999.
(4)　Sonoda, T., Arima, T., Oana, M., Journal of Turbomachinery, Vol. 121, No.3, pp.626-634, 1999.
(5)　Oana, M., Kawamoto, O., Ohtani, H., Yamamoto, Y., Journal of Propulsionand Power, Vol.20, No.1, pp.164-170, 2004.
(6)　Kuno, N., Sonoda, T., Journal of Propulsionand Power, Vol.20, No.4, pp.596-603, 2004.
(7)　星野，高堂，寺村，第16回ガスタービン秋季講演会講演論文集，pp.69-74，2001．
(8)　園田，有馬，第31回ガスタービン定期講演会講演論文集，pp.161-166，2003．
(9)　Sonoda, T., Yamaguchi, Y., Arima, T., Olhofer, M., Sendhoff, B., Schreiber, H. A., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.126, No.3, pp.350-359, 2004.
(10)　Sonoda, T., Arima, T., Olhofer, M., Sendhoff, B., Kost, F., Giess P.-A., ASME paper GT2004-53773, to be published in ASME Journal Turbomachinery, 2006.
(11)　Hasenjaeger, M., Sendhoff, B., Sonoda, T., Arima, T., ASME Paper GT2005-68680, 2005.
(12)　Schreiber, H. A., Steinert, W., Sonoda, T., Arima, T., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 126, 2004, pp.482-492.
(13)　Sonoda, T. and Schreiber, H.-A., ASME Paper GT 2006-90882, to be published in ASME Journal Turbomachinery, 2006.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

特集：国産ジェットエンジンの新展開

環境適応型小型航空機用エンジンの研究開発

船渡川　治[*1]　FUNATOGAWA Osamu
藤村　哲司[*1]　FUJIMURA Tetsuji
小林　健児[*1]　KOBAYASHI Kenji

キーワード：小型航空機用エンジン，低騒音，低 NOx，直接運航費用低減

1．まえがき

経済産業省の民間航空機基盤技術プログラムによる「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」（略称：エコエンジン・プロジェクト）は，次世代小型航空機用エンジンの実用化に向けた技術開発プロジェクトである。50席機クラス用エンジンを対象とし，高性能化要求や環境適応性要求に加えて，低コスト化や整備費用削減の要求にも対応できることを狙いとしており，石川島播磨重工業を代表会社として，川崎重工業，三菱重工業，日本航空機エンジン協会（JAEC）および超音速輸送機用推進システム技術研究組合（ESPR 組合）が研究開発を実施している。また，宇宙航空研究開発機構（JAXA），物質・材料研究機構（NIMS）等が共同研究として参加している。

本研究開発は平成15年度に開始され，第１期の調査研究（平成15年度），第２期の要素技術開発（平成16～18年度）および第３期のエンジン技術実証（平成19～21年度）の３つのフェーズから構成される。第１期の調査研究では，海外の市場動向調査に着手し，低コスト，整備費用削減，環境適応性が次世代小型航空機用エンジンの鍵になると見て，これらの特徴を実現するエンジン仕様を設定するとともに，国際舞台で差別化できる要素技術課題を抽出した。続く第２期の要素技術開発では，第１期で抽出された技術課題を克服すべく要素研究開発を実施するとともに，エンジン全体システムの基本設計や詳細な市場動向調査を実施している。

ここに，本研究開発の概要として，研究開発の目的・目標および最新の要素研究開発状況等について紹介する。

2．研究開発の目的・目標

本研究開発は，小型航空機用エンジンの実用化につながる差別化技術を確立し，エンジンの全機インテグレーション技術の高度化を目指した国家プロジェクトである。具体的な研究開発の実用化対象として，50席機クラス用のターボファンエンジン（推力は8000～12000ポンドクラス）を設定している。また，このクラスの現用エンジンである CF34-3や AE3007は，1960年代に基本設計がなされた古いタイプのエンジンであるため，最新の技術を適用して魅力的なエンジンを提供することで，競合優位性を発揮できる可能性が極めて高いと考えられる。

民間航空機用エンジンの一般的なトレンドとして，低燃費化を含む更なる高性能化，低騒音化や低 NOx 化に代表される環境適応性に対応した高バイパス比ターボファンが主流となっている。さらに，小型航空機用エンジンについては，中・小のエアラインで使用されることが前提とされるため，高性能化要求，環境適応性要求に加えて低コスト化，整備費用削減に対する要求も強い。

本研究開発では，これら全ての要求を満足するために，コスト削減，整備費用削減，燃料消費量削減を狙いとする直接運航費用低減技術，ならびに，低騒音化，低 NOx 化を狙いとする環境適応技術を開発している。並行して，これらの技術をエンジンシステムとして統合するために必要となるエンジンシステム技術を開発することを目指している。これらの技術開発項目と目標を図１に示す。直接運航費用低減技術および環境適応技術の研究開発内容は以下のとおりである。

①直接運航費用低減技術

ファン，圧縮機，タービンの各エンジン要素について，高性能化をはかりつつ，部品点数/段数を大幅削減するシンプル・高性能化設計技術を開発する。また，整備費用削減を狙いとするモデル・ベースド・モニタリング等のインテリジェント化技術を開発する。

②環境適応技術

環境適応要求を満足するため，ファン出口案内静翼（OGV：Outlet Guide Vane）とフレーム／ストラットを統合した構造で（以降，統合 OGV と呼ぶ），翼枚数を極力削減しながら，ファン動翼と統合 OGV の空力干渉等を考慮して低騒音化をはかるシンプル低騒音化技術を開発する。また，低 NOx 化と同時に全作動域での安定燃焼，軽量，低コスト化をバランス良く満足させるシンプル低 NOx 燃焼技術を開発する。

一方，図１に示す目標は以下の理由で設定した。直接運航費用は年率約0.5％の割合で低減するトレンドにあり，このトレンドに基づくと，10年後に予測される直接運航費用低減率は現状機種に対して約10％となる。約10

原稿受付　2006年３月13日
＊1　石川島播磨工業㈱
〒188-8555　西東京市向台町３－５－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

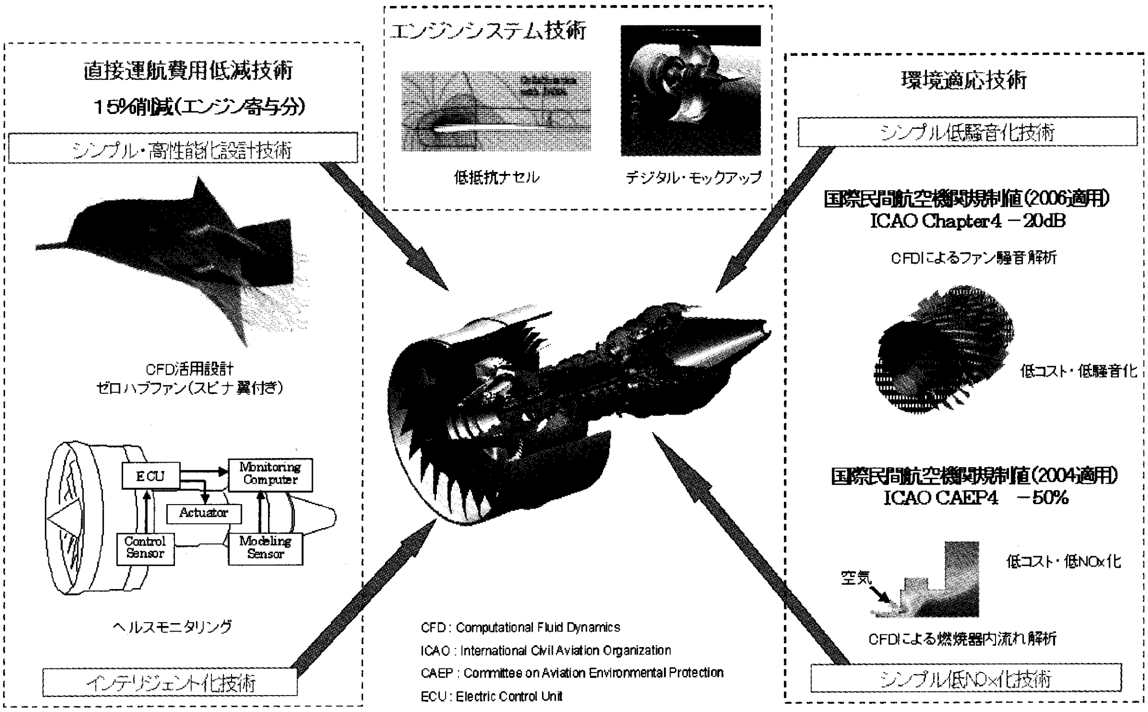


図1 技術開発項目および目標

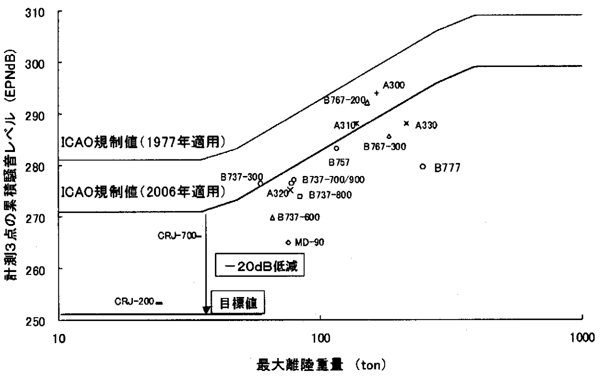


図2 騒音レベルと規制値の関係

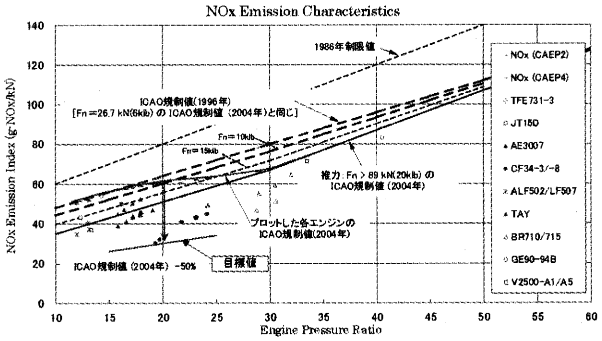


図3 NOx レベルと規制値の関係

年後の市場投入時に十分な競争力をもたせることを考慮して，小型航空機用エンジンの仕様としては，現状機種に対し直接運航費用15%削減を目標とした。

既存エンジンの騒音レベルと ICAO (International Civil Aviation Organization) 規制値の関係を図2に示す。騒音レベル低減の傾向は既存技術の限界から鈍化してきているが，空港騒音の低減要求は益々厳しく，低騒音化は航空需要獲得の前提条件となっている。したがって，騒音レベルの目標値として，運用開始時点でも規制値に対し十分なマージンを持ち，推力増強型などの派生型エンジン開発の場合にも余裕をもって対応できるように，ICAO 規制値（2006年適用）に対して，-20dB を目標とした。

既存エンジンの NOx レベルと ICAO 規制値の関係を図3に示す。低騒音化と同様に，NOx の低減要求は益々厳しく，低 NOx 化も航空需要獲得の前提条件となっている。したがって，低 NOx 化の目標値として，運用開始時点でも規制値に対し十分なマージンを持つことができるように，ICAO 規制値（2004年適用）に対して，-50%とした。

3. エンジン概念および仕様の検討

前記の技術開発項目を踏まえ，各要素性能および飛行条件を与えてエンジンサイクル計算を実施し，燃料消費量を算出した。さらに，コストデータと整備費データから直接運航費用（DOC：Direct Operating Cost）を算出し，エンジン形態の比較を行った。現行機種を1とした場合の直接運航費用の削減率を図4に示す。小型エンジンについては，大型エンジンに比べて相対的に低い全体圧力比（OPR：Overall Pressure Ratio）とタービン入口温度（TIT：Turbine Inlet Temperature）で，直接運航費用が最低となる比較的平坦な領域が存在し，直接運航費用の削減目標15%を満足することがわかった。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

この領域の中で，エアライン・機体メーカーの整備費用削減等の要求を受け，段数削減によるエンジンのシンプル化に重点を置き，エンジン全体圧力比が全体的に低いエンジン仕様を選定した。

図5にサイクル検討結果の詳細を示す。左端図のSFC (Specific Fuel Consumption) 低減率と比較すると，エンジン重量の影響も考慮した燃料消費量の低減率においては，中央に示す図のようにタービン入口温度が若干高いほうに最適点が移動する。これについては，全体圧力比が低いほど部品点数が少なく，また，タービン入口温度の高いほうがコアエンジンを小さくでき，重量軽減されるためである。さらに，整備費用，エンジン価格も考慮して直接運航費用削減率として比較すると，右端図のようにさらに全体圧力比の低いほうに最適点がシフトする。これは，整備費用，価格とも部品点数が少ない方が有利なためである。

後述の要素研究開発の結果も適宜反映しながら，エンジン基本設計も進めている。その設計においては，図6に示す3次元モックアップを活用して，補機・配管類も含めたエンジン組立・整備性の検討も実施しており，この結果をエアライン/機体メーカーに提示して，組立・整備に関する具体的エンジンニーズを把握しながら，エンジン設計に反映している。図7はJAXAとの共同で実施した飛行時におけるエンジンナセル周り流れのCFD解析結果である。推進システム全体としての性能，重量，コストを最適化できるよう，エンジン基本設計においてナセルを含めた全体性能を把握し，エンジン本体

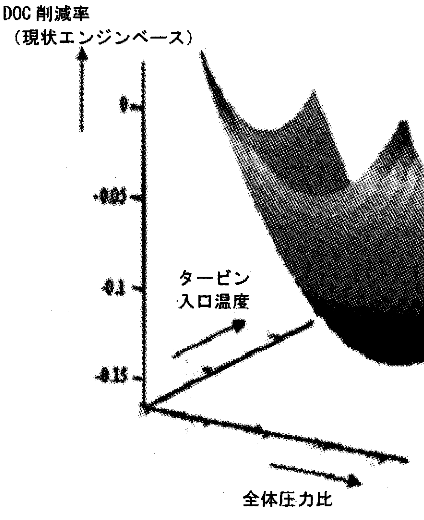


図4　直接運航費用（DOC）の削減率

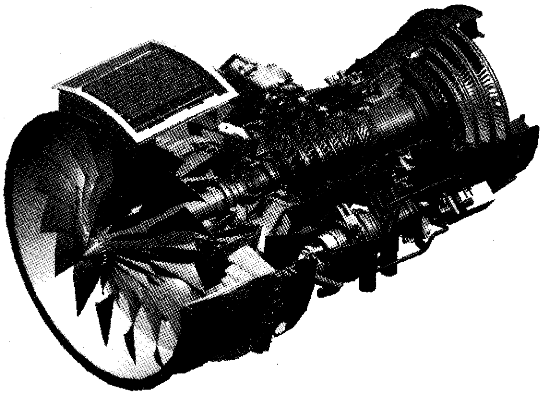


図6　エンジン鳥瞰図

図7　エンジンナセル周りCFD解析結果

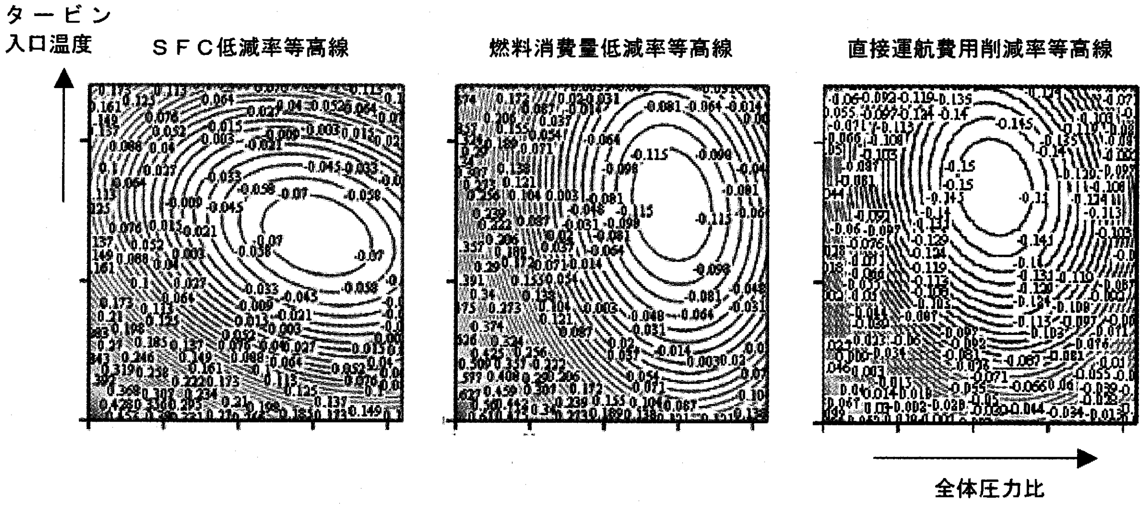


図5　エンジンサイクル検討詳細結果

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

の構造設計，マウント方法，補機配置等に反映している。

4．最新の要素研究開発状況

第２期において，国際舞台で差別化できる要素技術の研究開発を進めており，この成果は第３期のエンジン技術実証機の開発へ繋ぐために重要なものである。最新小型エンジンに対するエコエンジンの独自要素技術を表１に示す。この表の中においてイタリック体で示した技術が世界にない独自技術である。以下に技術の特徴および研究開発状況を主要要素ごとに説明する。

4.1 ファン要素

ファン動翼については，内径側の前縁部を上流に大きく張り出したゼロハブ・ファンを適用し，遠心力効果によりハブ側圧力比を高めることで低圧圧縮機部分の段数削減をはかった。また，統合 OGV については，翼枚数を極力削減して部品点数を削減するとともに，動翼との距離を極力短縮することで，低コスト化／軽量化をはかった。その際に，効率低下なしでファン動翼との空力干渉音の低減もはかった。

ゼロハブ・ファン動翼と統合 OGV について，それぞれ単体性能として目標性能を達成する翼形状を設計した。その後，動静翼間の空力干渉を確認するためにゼロハブ・ファン動翼と統合 OGV の流れ場を同時に解く非定常多段 CFD 解析を実施した。解析結果を図８に示す。ファン動翼後流が統合 OGV に衝突することで圧力変動が生じ，騒音を発生するが，統合 OGV をスイープ・リーンの形状にすることで，この圧力変動を小さくして低騒音化がはかれる。この非定常多段 CFD 解析を活用して，圧力変動も確認しながら統合 OGV のスイープ・リーン形状を設定した。

ゼロハブ・ファン動翼および統合 OGV を設計した後に，要素試験機の製作を行った。試験機の全体組立外観を図９に示す。今後，要素試験を実施して空力性能を確認する予定である。

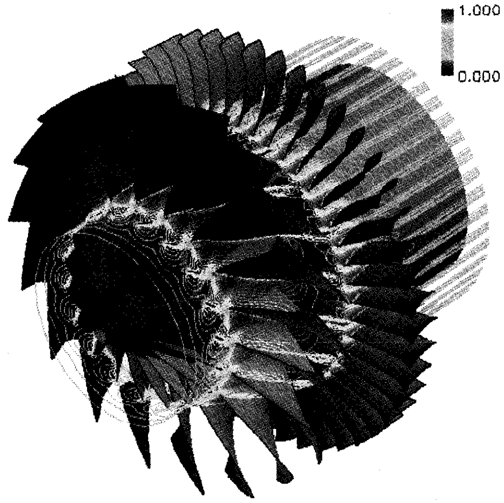


図８　ファン非定常 CFD 解析結果

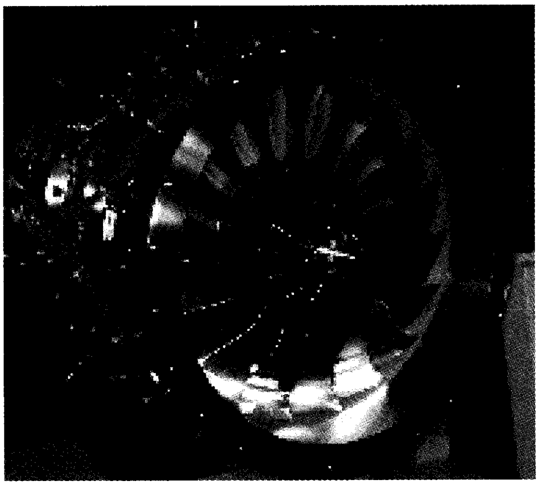


図９　ファン要素試験機

表１　小型航空機用エンジン技術の比較

	当該エンジン	ＳａＭ１４６	ＰＷ８００	ＣＦ３４－１０
段数	*合計１１段（ギア無し）*	合計１４段（ギア無し）	合計１１段（ギア付き）	合計１８段（ギア無し）
ファン	*・ゼロハブ・ファン* *・ｽｲｰﾌﾟ･ﾘｰﾝ統合ＯＧＶ* ・ファン動翼１８枚	・スウェプトファン	・スウェプトファン ・統合ＯＧＶ	・ｽｲｰﾌﾟ･ﾘｰﾝＯＧＶ ・ファン動翼２４枚
圧縮機	*・ﾃﾞｨﾌｭｰｻﾞ通路動翼* ・３次元設計翼 ・全段ブリスク	・３次元設計翼	・３次元設計翼 ・全段ブリスク	・３次元設計翼
燃焼器	*・部分予混合* *・急速混合* ・部分過濃	・従来拡散	・部分過濃	・従来拡散
タービン	*・反転タービン* ・高揚力化 *・先進単結晶*	・高揚力化	・高揚力化	・高揚力化

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

4.2 圧縮機要素

圧縮機部については，圧力比13程度を稼ぐのに現状の世界技術レベルでは８段かかる段数を６段に削減する高負荷化をはかった。小型エンジンでは，翼高さが小さくなる圧縮機後段において動翼チップクリアランスが相対的に大きくなるため，クリアランス漏れ流れの抑制が高性能を確保する上で重要になる。この課題を解決するため，図10に示すように，翼列内の空気の圧縮を従来のような流れの転向によらずに軸流速度の減速によって実現する，世界に例の無いディフューザパッセージ動翼（以後，DP 動翼と称す）を考案し適用することとした。これにより動翼正圧面と負圧面の圧力差に起因する漏れ流れを低減できる。動翼チップクリアランスを変えた場合の DP 動翼と従来動翼の性能比較を CFD 解析により検討した。クリアランスを２倍に拡大した場合，従来動翼では２％以上の効率低下が見られるのに対して，DP 動翼では効率低下が非常に小さいことが CFD 解析で判った。

まずベース形態として，DP 動翼のない高負荷多段圧縮機の要素試験機を製作し，性能を確認するための試験を実施した。図11に試験機の全体組立外観を示す。要素試験により所定圧力比の達成を確認した。今後はベース形態の改良を進めるとともに，DP 動翼を後段に置換した形態の性能試験を実施し，ベース形態との性能比較を行う予定である。

4.3 燃焼器要素

燃焼器部については，図12に示すように，部分希薄形態，部分過濃形態，急速混合形態の低 NOx 燃焼器候補の開発・評価を進めている。拡散燃焼のパイロットと希薄燃焼のメインを一つの噴射弁にコンパクトに組合わせた部分希薄形態，一つの燃料系統にて燃料過濃状態と燃料希薄状態にて燃焼させる部分過濃形態，強旋回流の強い乱れによる混合促進と再循環流を利用する急速混合形態，いずれの形態も予混合管等を必要とせず，単一の噴射弁にて低 NOx と安定燃焼性をシンプルな構造で実現している。

各形態において，CFD 解析を活用して燃焼器内の流れパターンの検討を行うとともに，燃料噴射弁単体試験等により良好な燃料微粒化特性を有する噴射弁を開発した後に，セクタ燃焼器を設計・製作して試験を実施している。その後，JAXA 高温高圧燃焼設備で３形態のセクタ燃焼器の評価試験を実施し，NOx 以外の排出特性も確認しながら燃焼器形態を選定して，最終的に選定された形態でフルアニューラー燃焼器試験を実施する予定である。

4.4 タービン要素

タービン部については，反転タービンの適用が大きな特徴である。まず，高圧タービンの高負荷単段化をはかるには，タービン出口に大きな旋回流を残す必要がある。

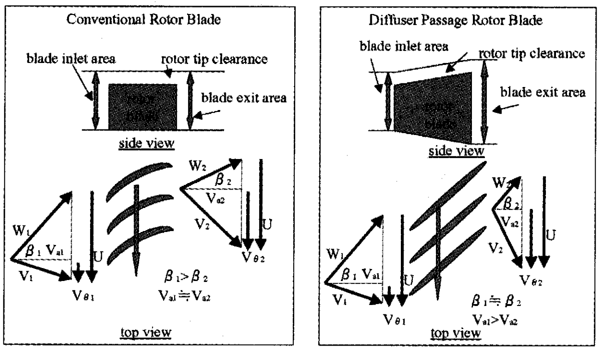


図10　ディフューザパッセージ動翼コンセプト

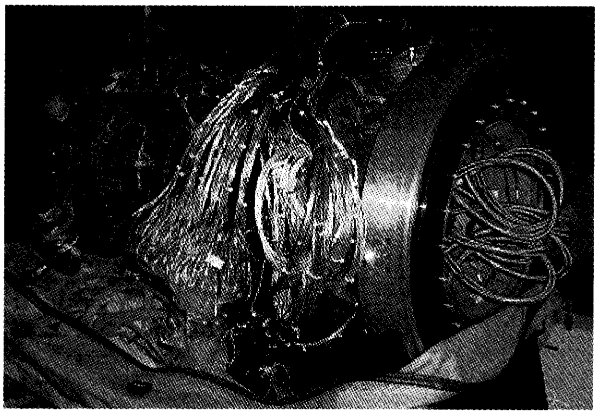


図11　圧縮機要素試験機

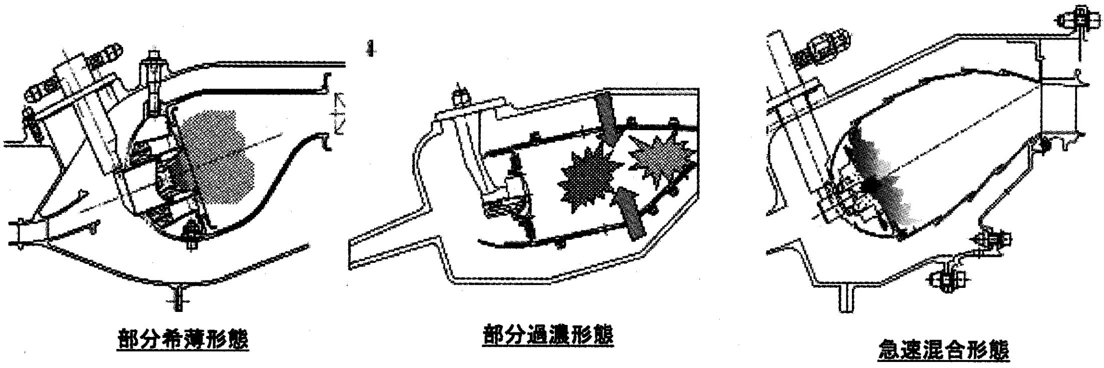


図12　低 NOx 燃焼器形態候補

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

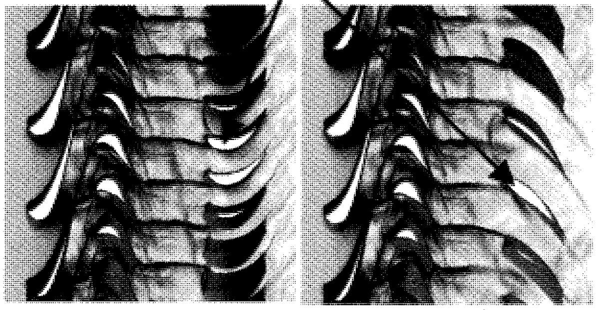


図13 タービン非定常CFD解析

その旋回流を有効に活用するために，低圧タービンを高圧タービンと逆方向に回転させる反転タービンが有望である。従来の高圧タービンは2段で膨張比4程度であるが，この膨張比を単段で達成する高負荷化を狙っている。

この高負荷化に伴い，高圧タービンのマッハ数も高くなるため衝撃波が発生して，低圧タービンとの干渉損失を招く。そこで，衝撃波を弱くする高圧タービン形状を開発するとともに，非定常多段CFD解析を用いて，その干渉損失の大きさを検討している。反転タービンの解析結果を，従来の同転タービンと比較して図13に示す。反転タービンにおいては，低圧タービンの初段ノズルの転向角が小さく，かつキャンバ-の向きが同転タービンのものと逆になる。反転および同転タービンの両方において，高圧タービン動翼出口から発生する衝撃波が，低圧タービン初段ノズルに到達しているのがわかる。但し，反転タービンの方が，初段ノズル腹側前縁付近で衝撃波が弱まりながら衝突している。この衝撃波が弱まる効果と，初段ノズル転向角現象による効果により，反転タービン効率が約1％高いことをCFD解析で確認している。

低圧タービンについては，従来に比べて1段減らした3段形態で膨張比3.6以上を狙う高負荷化技術に加えて，翼枚数を削減し軽量化・低コスト化をはかる高揚力翼設計技術を研究開発している。一方，タービン冷却空気量を減らして高効率化をはかるべく，先進単結晶材料(NIMSとの共同研究）および高効率冷却の技術開発も実施している。

高圧タービンと低圧タービンの翼設計を実施した後，反転タービンの干渉損失低減検証のために，高圧タービン後方に低圧タービンノズル1段を追加した形態の要素試験機を製作中である。今後は，低圧タービンに反転用と同転用の低圧タービン初段ノズルを組み替えた試験を実施して，損失低減を確認する予定である。

5．まとめ

50席クラスの小型航空機用エンジンを対象として，高性能化要求や環境適応性要求に加えて，低コスト化や整備費用削減もはかることを狙いとして，「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」が実施されている。現在，第2期の段階にあり，国際舞台で差別化できる要素技術の取得を目指している。この要素技術取得においては，平成11年度から約5年間実施された「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」(略称：ESPRプロジェクト）の技術成果のうち，亜音速機用エンジンに適用できるものについては最大限の活用をはかっている。

当該研究開発において，小型航空機の市場動向調査も並行して実施している。最近70～90席機の需要増が著しいが，2010年代中頃には現用50席機の代替が予想され，20年間で約2000機の需要がある見込みである。この需要に対して，エコエンジンが国際競争で優位性を勝ち取るには，先ず第2期にて国際舞台で差別化できる要素技術を開発することが重要であり，第3期エンジン技術実証を成功に繋げるためにも，鋭意技術開発に努力する所存である。

謝　辞

本研究は，経済産業省の民間航空機基盤技術プログラムによる「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」の一環として，独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から助成を受けて実施しているものです。また，非定常多段等のCFD解析は，宇宙航空研究開発機構（JAXA）のNSシステム設備を特別利用して実施されたものである。本研究の実施に当たり，ご指導とご協力をいただいたNEDO，JAXAおよび多くの関係各位のご厚誼に対し，深く感謝の意を表します。

参考文献

(1) 藤綱義行，辻 義信，“ESPRプロジェクトの概要”，日本ガスタービン学会誌，Vol.32，No.5 (2004)
(2) Osamu Funatogawa, “Research and Technology Development in Japanese Enviromentally Compatible Engine for Small Aircraft Project”, ISABE2005-1010, (2005)

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

論説◆解説

特集：国産ジェットエンジンの新展開

防衛庁におけるジェットエンジン研究開発の歴史と将来への展望

林　利光[*1]　高原　雄児[*1]
HAYASHI Toshimitsu　TAKAHARA Yuji

キーワード：ジェットエンジン，アフタバーナ，推力偏向ノズル，コアエンジン，デュアルユース

1．緒　言

F/A-18ホーネット等の米軍の艦載機も飛ぶ東京西部の上空で，4発のターボプロップエンジンを搭載し白色の機体に鮮やかな日の丸をつけたP-3Cが静かに上空を飛んでいるのを見かけることがある。方向からすると，海上自衛隊厚木基地に帰投するP-3Cであると思われる。P-3C（図1）はロッキード社（現，ロッキード・マーティン社）が開発した哨戒機であり，機体は川崎重工業㈱，エンジンは石川島播磨重工業㈱がそれぞれ主契約者（プライム）となってライセンス生産を行っている。P-3Cは1969年に配備が開始されて以来，30年近く運用されてきており，現在，次期固定翼哨戒機（P-X）に更新する国産開発が進んでいる。P-X用エンジンも国産開発であり，防衛庁技術研究本部が試作及び試験を実施しているXF7-10エンジン（石川島播磨重工業㈱がプライム）の開発も佳境に入っている。戦後，国産のジェットエンジンは練習機用や補助エンジンとして採用されてきたが，XF7-10エンジンは，正面装備に搭載されるエンジンとしては，陸上自衛隊の観測ヘリコプター（OH-1）用エンジンとして開発されたTS1-M-10以来，2番目のエンジンとなる。

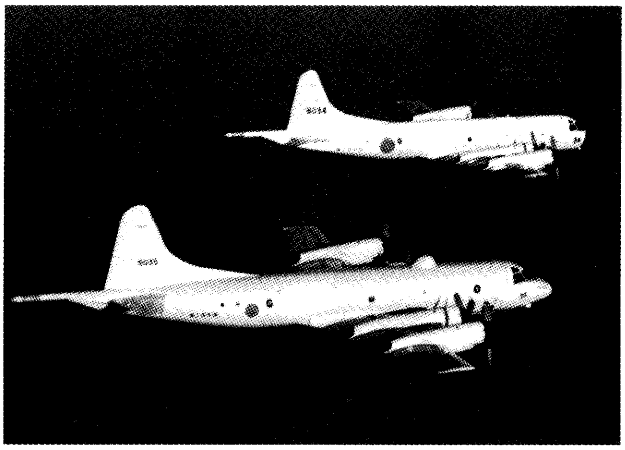


図1　海上を飛行する海上自衛隊P-3C[1]

原稿受付　2006年3月13日
＊1　防衛庁技術研究本部　第3研究所
〒190-8533　立川市栄町1－2－10

2．防衛庁技術研究本部第3研究所

防衛庁技術研究本部でのジェットエンジンの研究開発は，主に東京都JR立川駅から北に徒歩20分ほどの距離に位置する第3研究所にて行われている。第3研究所の属する技術研究本部は1952年（昭和27年）に発足した保安庁技術研究所が前身であり，1958年（昭和33年）に改称されて現在の名称となった。現在，第3研究所では機体・エンジン・誘導武器の3部門に分かれて航空機・誘導武器関係の研究を行っており，エンジンに関する部門はエンジンシステム研究室，エンジン熱空力研究室，エンジン構造強度研究室および無人機エンジン研究室の4つの研究室で構成されている。各研究室では，エンジンテストセルをはじめ，各種試験装置を用いてエンジンの性能評価及びエンジンの要素研究を行っている。

新規に研究開発されるエンジンは，第3研究所でPFRT（Preliminary Flight Rating Test）と呼ばれる「予備飛行定格試験」によって性能・安全性・耐久性といった観点から評価が行われ，合格したエンジンは航空機に搭載して飛行可能となる（PFRTに供試するエンジンをPFRTエンジンと呼んでいる）。PFRT後，エンジンを飛行試験用航空機に搭載し，機体性能と併せて性能が確認される。続いて，PFRTエンジンをベースにして，部隊に配備した後の整備性やライフサイクルコストを考慮して認定試験（QT：Qualification Test）用エンジンを設計・製作し，耐久性の評価等を実施することにより，量産エンジンとしての認定が行われる。

エンジンの評価設備としては，第3研究所内だけでなく，2001年3月に完成した北海道千歳市郊外に位置する札幌試験場の空力推進研究施設（図2）内にあるエンジン高空性能試験装置（ATF：Alutitude Test Facility）を用いて，高空・飛行条件におけるエンジン性能評価を行っている。エンジンが搭載された状態を図3に示す。エンジンの補機の評価は，防爆試験装置，温度・湿度環境を模擬する低温高温恒湿器，遠心加速度試験装置及び衝撃試験装置等により実施している。また，エンジン制御用試験装置によってデジタル電子制御装置の機体システムとの連接シミュレーションも可能となっている。また，構造健全性を評価する部品試験では，ディスクの低サイクル疲労試験や過回転試験等が可能な電動モーター

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

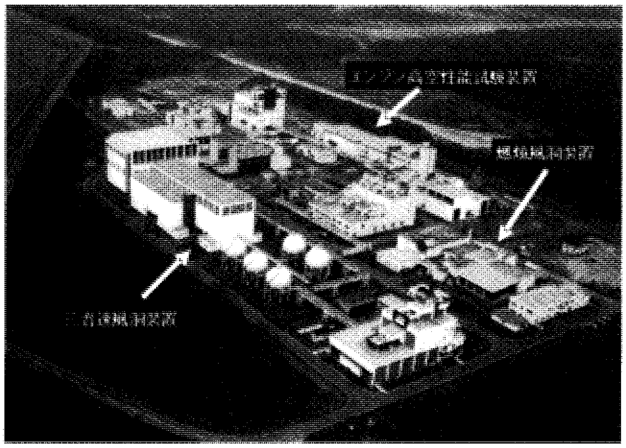


図２　空力推進研究施設[2]

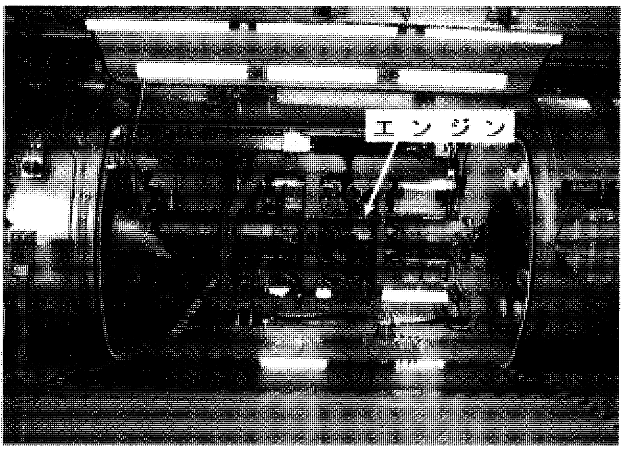


図３　エンジン高空性能試験装置

式スピンテスター，Ｇ荷重を静的荷重に置き換えてエンジンの外殻構造に負荷する静荷重試験装置等の設備により評価している。

これまでに，第３研究所では，1955～1962年に航空自衛隊中間練習機（T-1）用のJ3エンジン（１軸ターボジェットエンジン），1975～1985年にかけて航空自衛隊中等練習機用（T-4）のF3エンジン（低バイパス比２軸ターボファンエンジン），1992～1999年に陸上自衛隊観測ヘリコプター（OH-1）用のTS1エンジン（ターボシャフトエンジン）といった国産実用エンジンを研究開発してきた。現在は，1995年から着手した超音速機用エンジンXF5-1エンジン（アフタバーナ付き低バイパス比２軸ターボファンエンジン），そして，2001年より海上自衛隊次期固定翼哨戒機（P-X）用のXF7エンジン（高バイパス比２軸ターボファンエンジン），同じく2001年よりTS1エンジンの性能を維持しながら更なるコスト低減を目指した改良型エンジンの研究を行っている。このTS1エンジンの改良はフォローアップ事業と呼ばれ，防衛庁が研究開発した運用中の装備品のコスト低減を目指した事業として，近年の防衛庁の装備品研究開発への取り組みかたを示す好例である。

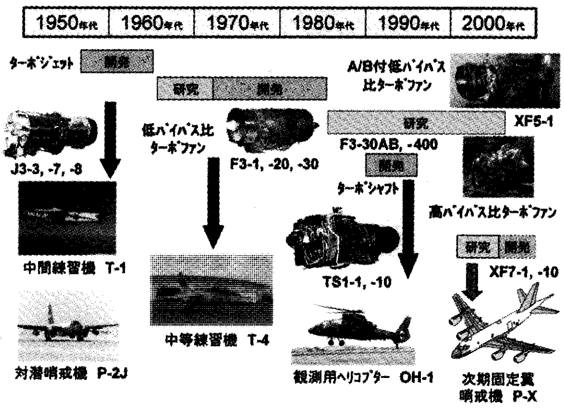


図４　航空機エンジンの研究開発状況（防衛庁）

３．防衛庁・自衛隊におけるジェットエンジン研究開発の歴史（図４）

戦後，連合国側から航空関係の研究が全面的に禁止された1945年～1952年の７年間については，世界のトレンドがレシプロエンジンからジェットエンジンへの移行期であったために，日本の航空機分野の技術の後れの主要因と言われ頻繁にクローズアップされてきているが，以降のエンジンの国内開発の歴史を振り返ると，期間だけを見れば，J3エンジンが終了した1962年からF3エンジンに着手した1975年の間は約13年も存在しており，この間，対潜飛行艇PS-1，C-1中型輸送機，T-2超音速高等練習機，F-1支援戦闘機の国産開発があったが，いずれもライセンス生産のエンジンが採用された。しかし，第３研究所では，この期間において小型のSJ3，S1といったエンジンを試作し，精密鋳造，電子式燃料制御装置などの基礎的な研究を行うことによって研究の空白を作ることなく，次のエンジンの開発に備えて技術の蓄積に努めてきた[3]。その後，ターボファンエンジンに限れば，F3エンジンとXF7エンジンの間（1985～2001年）に16年の期間があったが，その間にも１）F3をベースにとしたアフタバーナ付きターボファンエンジンXF3-400エンジンの研究試作，２）「将来エンジン主要構成要素の研究」と呼ばれたターボファンエンジンの先進的な要素に関する研究，３）そこで得られた成果を反映したXF5-1エンジンの研究試作等によって技術的空白を発生させることなく継続的に研究が実施された。このように，ジェットエンジン開発の為には，要素レベルの研究並びにその要素をシステムアップした実証型エンジンの研究試作を継続的に行うことによって初めて可能となるものである。

以下に防衛庁・自衛隊において研究開発したジェットエンジンの代表例について詳述する。

3.1　J3エンジン

防衛庁・自衛隊においては，中間練習機T1-Bに搭載されたJ3-3エンジンが，戦後，最初に実用化された国

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

産ジェットエンジンである。J3-3エンジンは推力1.2トン，圧力比4.5の軸流8段圧縮機とタービン入口温度（TIT：Turbine Inlet Temperature）が900℃の単段無冷却タービンを有するターボジェットエンジンである[4]。多くのトラブルがあったことと機体と同時の開発であったことから，機体への搭載が遅れ，第1期（20機），第2期（20機）のT-1Aには英国ブリストルシドレー社製オルフューズエンジンが採用され，第3期（20機）に間に合い採用された。J3エンジンは，戦後の7年間の航空機開発を禁止された時期を経て，初めてのジェットエンジン開発であったにもかかわらず，わずか5年で開発されたことは特筆されるべきであり，また，J3エンジンの開発がなければ，日本におけるジェットエンジンの研究開発の基礎を築くことはできなかったと言えるだろう。

研究用のJ3エンジンは派生型が11種類もあり，中にはアフトファンを有するXJ3-Fやアフタバーナ付きのエンジンも製作して評価した[3]。当時の第3研究所においては，エンジンの分解，洗浄，非破壊検査および組立などの整備作業やタービンの鋳造も可能であった。当時は，現在のエンジンのように1/1000mmのオーダーで製作する部品はなく，構造もシンプルで扱いも簡単であったからであると考えられる。

その後，J3エンジンは，推力を1400Kgまで増強したJ3-7エンジンがT-1B-10やロッキード社のP2V-7を改造した海上自衛隊の対潜哨戒機P-2Jの補助エンジンとして搭載された（量産台数は211台）。ちなみに，P-2JはP-3Cの導入により1994年に既に退役しているが，全機が無事故で引退した機体として有名である[5]。

3.2　F3エンジン及びXF3-400エンジン

現在開発中のXF7-10エンジンの原型は，同じく2軸のターボファンエンジンであるF3エンジンである。F3エンジンの開発はJ3エンジンの開発から約20年の後であり，時代はターボジェットエンジンから静粛で燃費の良いターボファンエンジンへと変わっていた。その間，J3アフトファンエンジン（XJ3-F）やT64-10エンジンにファンを付けたTF1002エンジンによってファンの特性研究を行っていたが，直接的には1975年から研究試作したターボファンエンジンXF3-1がF3エンジンの原形態である。XF3-1エンジンは，ファンの特性だけでなく，マッチング（低圧系と高圧系の2軸を有するエンジンの空力的特性等に関する問題）や2軸エンジンの振動特性について把握することを主眼にして研究された。次に，XF3-1をベースに純国産となるT-4中等練習機用のエンジンとしてバイパス比等を変更したXF3-20エンジンの研究試作を行ったが，ファンブレードのスナバー部による効率低下，ファンブレードの振動問題，異物損傷（FOD：Foreign Object Damage）に対する強度不足といった問題を解決するため，ワイドコードブレード

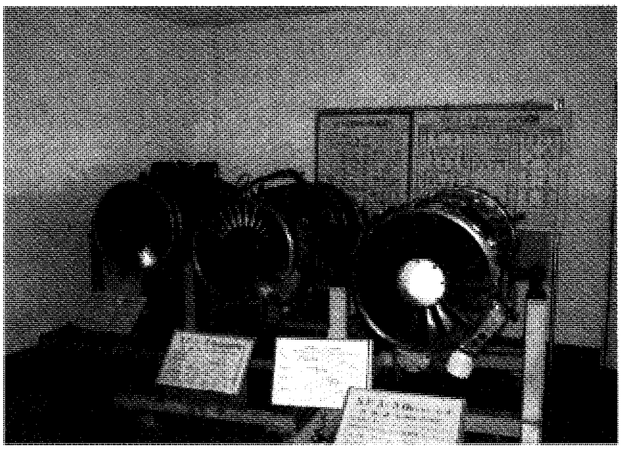


図5　XF3-1　XF3-20　XF3-30（左から）

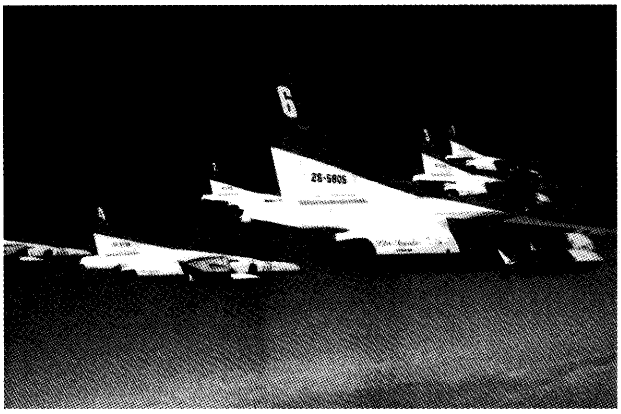


図6　T-4 BLUE IMPULSE

に変更したXF3-30エンジンにより，PFRT，QT及び飛行試験を成功裡に終了することにより量産となった。歴代のXF3エンジンを図5に示す。XF3-30エンジンは推力1.67トン，TITは1050℃であった。XF3-30エンジンはF3-30エンジンとしてT-4に搭載されて運用が始まった後も，寿命延長などの対策がとられ，F3-30Bエンジンとして運用されている。T-4中等練習機はその形状から「ドルフィン」という愛称で呼ばれ，静粛で軽快な運動性能を有する機体として評価の高い機体であり，ブルーインパルスの3代目の機体としても使用されている（図6）。また，F3-30Bは単結晶（Single Crystal：高温強度に優れている素材であり，ひとつの結晶からできている）ニッケル合金の高圧タービンブレードを採用した初めての国産実用エンジンである。さらに，後のエンジンの制御方式の主流となる電子式制御装置FADEC（Full Authority Digital Electronic Control）もXF3エンジンを用いて研究を実施した。このFADEC（JEC-20）は実用水準では国内では最初の試みであり，このときPFRT相当の評価も実施して成功を収めている。

F3エンジンの後には，F3をベースとしたXF3-400エンジンと呼ばれるアフタバーナ付きターボファンエンジンの研究が行われた。XF3-400エンジンはF3-30エンジンにアフタバーナを付けたものであり，さらに，単結

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

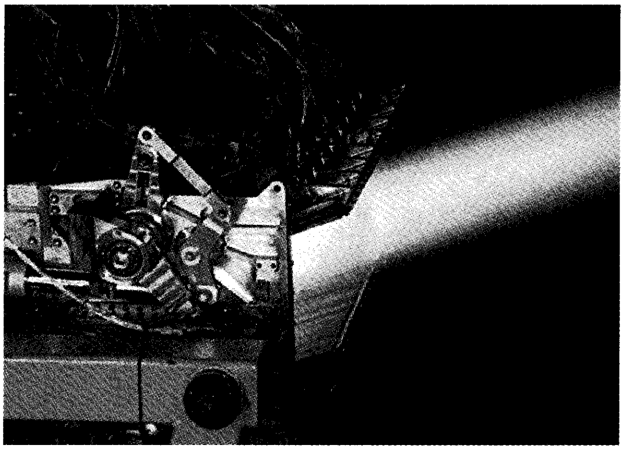


図7　2D推力偏向ノズル

晶ニッケル合金を用いてTITを1050℃から1400℃に増加させている。このため，F3エンジンと同等の空気流量にも拘わらず，通常の推力（ドライ推力）は1.67トンから2.1トンに増加し，アフタバーナ作動時には3.4トンの推力を発生させることができる。このことは，以降のエンジン研究開発のトレンドであるTITの上昇による効果が良く現れた一例となった。また，XF3-400エンジンでは，アフタバーナ部のファンによるバイパス流れと燃焼器から後方に流れるコア流のミキシング技術，着火特性，燃焼特性といったアフタバーナの基礎特性を取得するとともに，FADECによる制御技術もF3エンジンに続いて評価された。その後，XF3-400エンジンには図7に示す2次元（上下方向）の推力偏向ノズルが取り付けられ，推力偏向技術（ノズルフラップの冷却，機構，制御方式等）を取得した。XF3-400エンジンは1990年から1995年にかけて評価され，1995年から着手したXF5-1エンジンの研究試作においてアフタバーナやFADECの技術に引き継がれている。1990年代は，XF3-400エンジンによって将来のアフタバーナ付ターボファンエンジンに向けた基盤技術が確立しつつあった時期であるが，このとき，同時並行的にヘリコプター用エンジンTS1エンジンの開発がスタートしており，詳細を次に述べる。

3.3　TS1エンジン

我が国初のヘリコプター用エンジンTS1-M-10エンジン（図8）の基礎となるエンジンの研究開発が始まったのは1992年である。本エンジンは，陸上自衛隊の観測ヘリコプター（OH-6D）の後継である新小型観測ヘリコプター（XOH-1）に搭載することを目標に研究が開始された。国内初のヘリコプター用エンジンの国内研究開発であり，陸上自衛隊向けのエンジンであること，三菱重工業㈱がプライム（主契約社）となったことも有人機用エンジンとしては初めてであった。TS1を双発搭載したOH-1は川崎重工業㈱がプライムとなって製作された。OH-1の特徴としては，複合材製ヒンジレス・ハブ，耐戦闘損傷性の高い複合材ローターブレード，自動操縦装置，前方監視用赤外線装置（FLIR：Forward Looking Infrared），レーザ測距装置による索敵サイトなどを装備している最新鋭のヘリコプターであり，米国以外のヘリコプターでは初めて米国ヘリコプター学会のハワード・ヒューズ賞を受賞した[6]。OH-1の高い運動性能を支えているTS1エンジンは158kgの重量にも拘わらず，最高で約940shpを出すことができる小型高出力のエンジンである。TS1エンジンの特徴としては，単段ながら圧力比が約11の遠心式圧縮機，FADEC，可変圧縮機入口案内翼，入口粒子分離装置（IPS：Inlet Particle Separator），そして赤外線低減装置（IRS：Infrared Suppressor）を装備している。入口粒子分離装置IPSは空気取入口に設置され，不整地での低空飛行を可能にするため，砂等の粒子をエンジンが出来る限り吸い込まないようにする装置であり，赤外線低減装置IRSはエンジンの後方に取り付けられ，赤外線ホーミングミサイルを回避することを目的とした装置である。IPSやIRSは共に民間ヘリコプターとは異なる運用を行う自衛隊特有の装置と言える。また，TS1に搭載されたFADECは，出力制御はもちろんのこと，左右エンジンのパワーバランス制御，機体制御との連接機能を有している。TS1エンジンは，F3エンジンと同様にPFRT，QT，飛行試験によって性能，安全性及び耐久性などが評価された。1996年8月の初フライトは開発に着手してわずか4年後の出来事であり，1999年にはすべての評価を終了して2000年から部隊配備を開始している。

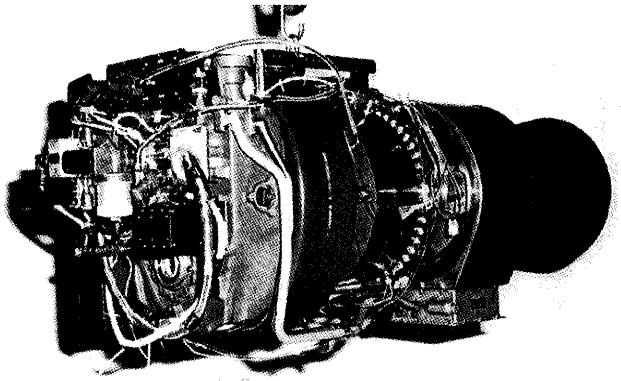


図8　TS1-M-10エンジン

4．現在研究開発中のジェットエンジン

4.1　XF5-1エンジン

XF5-1エンジンは防衛庁が研究したアフタバーナ付きエンジンとしてはXJ3A/B-1，XF3-400に続く3代目となるエンジンである。断面の模式図を図9に示す。超音速機用エンジンであり，XF5-1の研究の前には「将来エンジン主要構成要素の研究」の中で，ファン，圧縮機，燃焼器，タービンおよびFADECの要素研究を実施し，その成果を反映して超音速機用エンジンとして試

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

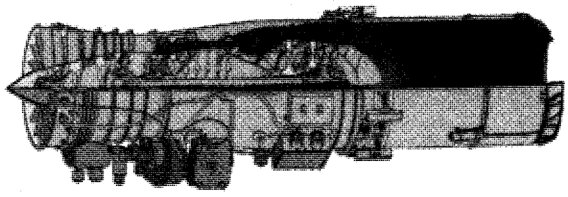


図 9　XF5-1エンジン

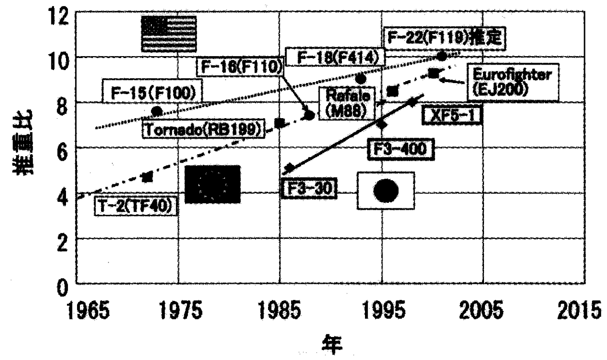


図10　推重比のトレンド

作したものである。軽量で大きな推力を出すことを目的としており，推力を重量で割った推重比というパラメータで示すと約 8 に達する。我が国のエンジンの推重比は図10に示すように諸外国のエンジンに追いつきつつある。諸外国のエンジンのうち，推力重量比が 8 を越えているエンジンはすべて推力が大きく，中でも小型の M88エンジン（仏国戦闘機 Rafale（ラファール）に搭載されている。）にしても，その推力は XF5-1の約1.5倍の7.6トンである。このことから，日本のエンジンの推力レベルが小さいことは明らかであるが，推力の小さいエンジンほど高温部の冷却設計が難しく，推重比を大きくすることが難しいことと，XF5-1の推重比約 8 は推力 5 トンクラスのエンジンでは世界最高の値であることを考えると，今後，我が国で推力の大きいエンジンの開発が進めば，欧米のエンジンの推重比に追いつくポテンシャルを有している。

XF5-1の主な特徴は，全体圧力比が約27のファン・圧縮機，気流微粒化燃料噴射器を有するアニュラー型燃焼器，タービン入口温度が1550℃以上（耐久試験や過温度試験ではさらに高温で評価する）の単段空冷高圧タービン，単段空冷低圧タービン，断面積を燃料圧力で調整可能な排気ノズル付きアフタバーナ，並びに，2 重系 FADEC（2 重系とは制御系統を 2 重に有する方式を指しており，万が一の際，もう片方の制御系でバックアップ制御が可能である）を搭載している。これまでに 4 台を試作しており，PFRT による評価を行うことで，定常性能，過渡性能，耐久性，耐環境性など実用化する際に重要となる基礎項目について評価している。

XF5-1では，国内では初めて図11に示すブリスクと呼ばれる翼とディスクの一体型のチタン製ローターを適用

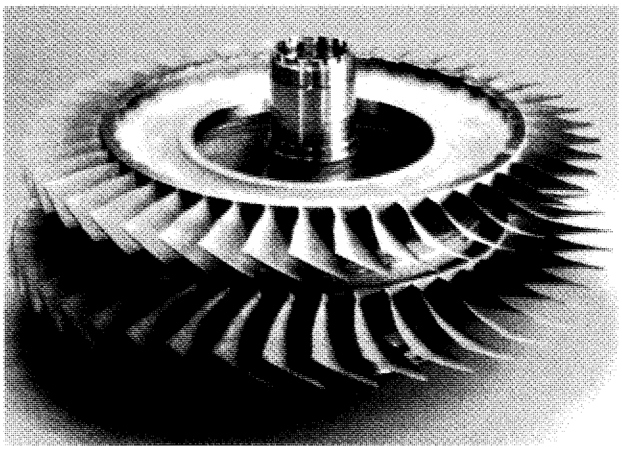


図11　チタン製ブリスクローター

した。ブリスクのメリットは，翼をディスクにはめ込む従来方式よりも一体型のほうが翼にかかる遠心力をディスクに分散させることが可能であり，ディスクの負担を軽くして軽量化できる点にある。

また，材料では高圧タービン翼に第 2 世代の単結晶ニッケル合金 CMSX-4，高圧タービンディスクに粉末冶金 AF115を用い，アフタバーナのフラップには耐熱性の高いセラミックス基複合材料（CMC：Ceramics Matrix Composites）を用いた。さらに，高圧コンプレッサーには耐熱チタン，ファン入口のガイドベーンには CFRP を採用しており，軽量で耐熱性も高い金属間化合物 TiAl を数カ所に用いるなど，エンジンの軽量化に役立つ材料は大胆に適用した。

XF5-1エンジンについては，航空機の運動性を高める推力偏向ノズル技術（ノズル用の耐熱複合材料の研究，軽量な偏向機構の研究），ステルス化に寄与するエンジン用電波吸収材料・構造を適用する研究を行いたいと考えている。

4.2 XF7-10エンジン

XF7-10エンジンは，「高バイパス比エンジン技術の研究（1998～2002年）」によって高バイパス比ファンの要素技術を蓄積することにより，設計・製作された高バイパス比ターボファンエンジンである。XF7-10の外観を図12に示す。XF7-10エンジンは，その中核となるコア部（高圧圧縮器，燃焼器，高圧タービン）を既存の研究用エンジンである XF5-1とほぼ共通化することで，研究期間の短縮が可能であったため，ファン部の要素研究の開始より僅か 5 年で地上据置型エンジン（XF7-1）の試作，地上運転試験，及び，目標性能達成（推力，燃料消費率，バイパス比）までを実施することができた。その後，2001年より，予備飛行定格試験（PFRT）用エンジンである XF7-10（計 5 台）を用いて，性能，強度，耐環境性等を評価しているところである。

XF7-10の主な特徴は，同等の推力を有する他機種に比べてバイパス比を約8.5と高く設定することにより約

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

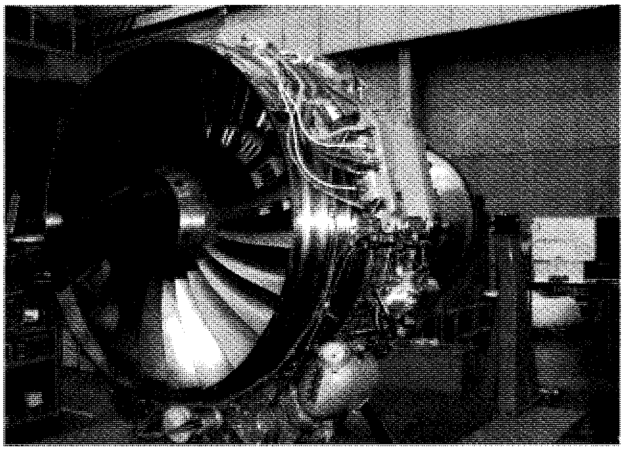


図12　XF7-10エンジン

10%の低燃費を実現している。また，基地周辺環境に配慮した低騒音化技術，並びに，哨戒機特有の海上運用を考慮して塩害対策を取り込んでいる。

5．今後のエンジン研究開発

5.1　将来エンジン技術

将来の軍用機には，更なる滞空時間の延伸や，増大する搭載電子機器に対する電力供給能力の向上，高速性能・運動性能の向上などが求められていくことに対応して，軍用エンジンに有望な新技術として，磁気軸受の採用による無潤滑化，発電機とエンジンの一体化，燃料改良などがあり[7]，日本としてもこういった新技術への対応が必要となると考えている。

一方，従来からジェットエンジンに用いられている要素技術についても今後も継続して，日本が得意とする精密な部品加工技術，耐熱複合材料技術，単結晶技術，制御技術を結集してこれらの要素技術を蓄積，発展させることが必要である。

上記に述べた技術については，必ずしも軍用エンジンにのみに有用なものでは決して無く，民間エンジンにも有用なものであると認識している。

5.2　コアエンジン技術

コアエンジン技術については，軍用，民間用を問わずエンジンにとって重要であり，いわゆるデュアルユースの分野として研究開発を進めることが効率的であると考えている。具体的なデュアルユースの研究テーマとしては，高圧タービンディスクに用いるニッケル合金，高圧タービンブレードに用いる単結晶材が挙げられる。新しいディスク素材の開発により，コア部の軽量化に役立つと共に，将来，大推力のエンジンが必要になる場合に備えることができる。また，単結晶材の耐熱性が増加すると，タービン入口温度を上昇させることができ，エンジンの推力が向上する。

高圧タービンディスクに関して，現状では粉末冶金を国内生産することができないこと，国内に粉末冶金用の製造設備を作っても需要が少なく維持が困難であることを考慮すると，設備投資を最小限にするべく従来のCast and Wrought方式で製造するニッケル合金（INCO718，U720等）の改良型が国内で開発されることに大変期待している。特に最近の国内動向として，独立行政法人物質・材料研究機構で開発されたU720をベースとした改良合金については内外から注目が集まっており，筆者らも大きな期待を寄せている。

6．結　言

技術の高度化に伴う研究開発のリスク低減や効率性の追求の結果，民間の航空機産業の分野では機体もジェットエンジンも国際共同開発が当然の時代となっているが，防衛用のジェットエンジンの研究開発においても，他機関と共同で研究開発に臨み，効率的な研究開発を目指す必要がある。第3研究所は2004年9月に独立行政法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）総合技術研究本部と航空分野における研究協力に関する取り決めを締結し，複合材とヘリコプター技術において研究協力を開始したことは，その方向に向けた第一歩である。ジェットエンジンは，その中核の技術（コア部分）が民間用と防衛用でまったく同一の技術で成り立っており，今後も，双方の垣根をはずすことにより，効率的に研究開発を実施して優れたエンジンを生み出したいと考えている。

参考文献

(1) http://www.jda.go.jp/JMSDF/gallery/aircraft
(2) 赤城正弘，エンジン高空性能試験装置の概要，日本航空宇宙学会誌，提出中
(3) 神津正男，防衛庁技術研究本部第3研究所におけるガスタービンの研究，日本ガスタービン学会誌，Vol.4，No.5，(1976)，p.49
(4) 三宅公誠，防衛庁におけるエンジン開発，日本ガスタービン学会誌，Vol.28，No.5，(2000)，p.8
(5) http://ja.wikipedia.org/wiki/P2V
(6) 貝原健二，永井正夫，萱場邦彦，中島規裕，神田謙，XOH-1の設計及び試験-飛行試験（エンジン適合性），第38回飛行機シンポジウム前刷，(2000)
(7) David A. Fulghum, Power Plans, AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, Vol.164, No.8, (2006), p.49

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

特集：国産ジェットエンジンの新展開

低 NOx 燃焼器開発

林　　茂*1
HAYASHI Shigeru

キーワード：低 NOx 燃焼，航空エンジン，燃焼試験設備，CAEP，TRL

1．まえがき

現在わが国では，国内航空エンジン企業3社（石川島播磨重工業（IHI），川崎重工業（KHI），三菱重工業（MHI）），エンジン協会，ESPR 組合によって新エネルギー・産業技術開発機構（NEDO）のプロジェクト，「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」（通称エコエンジンプロジェクト）[(1)-(3)]が進められている。宇宙航空研究開発機構（JAXA）と物質材料研究機構（NIMS）は，共同研究契約等により技術開発を支援している。このプロジェクトは，日本主導による航空エンジンの商品化を実現するために企画された最初のプロジェクトであり，そこで実証された技術をもとに，今後さらに増加すると予想されるリージョナルジェット向けに量産エンジンを開発することが期待されている。

一方，JAXA 航空エンジン部門においては「クリーンエンジン技術の研究開発計画（TechCLEAN）」[(4)]が進められている。この研究開発は当初，発足する宇宙航空研究開発機構における航空領域の新規事業として企画されたもので，重要度が高まる環境技術の開発において，わが国航空エンジン企業が優位に立てるよう先進的な航空エンジン環境技術の開発を行い，エンジンあるいはそれに近い環境で実証しようというものであった。平成15年度からエコエンジンプロジェクトが始まることが決まったことを受け，CFD による要素設計や燃焼器等の評価試験などを全面的に支援することも計画に加え，先進的な環境技術開発を進めている。

この度，「国産ジェットエンジンの新展開」の特集の1テーマとして「低 NOx 燃焼器」を執筆するようにという依頼を受けたが，肝心のエコエンジン燃焼器については開発の最中にあり，しかも3社間で競争的に進められているという事情があるので，この記事ではエコエンジン燃焼器については概要を記述するにとどめ，代わりに JAXA TechCLEAN においてエコエンジン燃焼器開発支援を目的に進めている低 NOx 燃焼器の開発と燃焼試験設備の整備，将来の国際共同開発に備えた高圧力比エンジン用燃料ノズルの開発，それらを支える噴霧計測・CFD 技術の開発について記述する。また，比較のため欧米のプログラムにおける低 NOx 燃焼技術の開発状況についても述べる。

2．航空エンジンの排出基準

航空エンジンからの有害成分の排出は，国際民間航空機関（ICAO）の定める基準によって規制されている。現行の規制は，空港近傍の大気環境保全を目的としたものである。乗用車の排出ガス規制における運転モードと同じように，航空エンジンの場合も空港における離着陸（高度約900m まで）を模擬した運転モード（ICAO LTO サイクル）が決められ，その間に排出される総量 Dp を最大離陸推力 Foo で除した ICAO パラメータ Dp/Foo（g/kN）で基準が定められている。規制成分は NOx，CO，HC とスモークで，このうち NOx については，1986年に導入された最初の基準から2008年より施行される CAEP6基準までに3回の強化が行われてきた。図1は中・大型エンジンに適用される基準の変遷を示している。縦軸は ICAO パラメータ，横軸は圧力比である。NOx の排出基準だけが強化されてきた背景には，大気環境への影響（地球温暖化）が他の成分に比べて大きいこと，エンジンの高圧力比化に伴い CO と HC の輸送量あたりの排出は減少の傾向が続いているのに NOx は漸増しているという事実がある。

図1において基準が高圧力比エンジンほど緩くなっているのは，現実の追認と燃料経済性に優れた高圧力比エンジンの開発が NOx 排出規制によって阻害されること

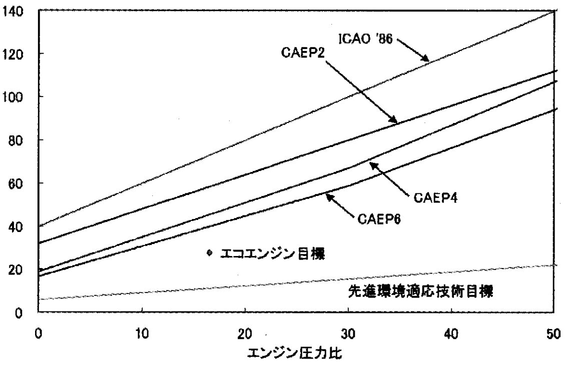


図1　航空エンジン NOx 排出基準の強化

原稿受付　2006年4月21日
＊1　宇宙航空研究開発機構　環境適応エンジンチーム
〒182-8522　調布市深大寺東町7－44－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

のないようにという配慮によるものである。それでも圧力比が40を超えるような超大型エンジンでは新基準に適合できないものが出ており，最新の基準に対する余裕は小さくなっている。一方，小型エンジンでは，大型エンジンとの比較において総排出量が少ない，先進的な低 NOx 燃焼技術を採用することが難しい等の理由で規制強化が緩かったこともあって，小型エンジンにはかなり余裕のあるものが多い。リージョナルジェットの割合が今後も増加し続けると，小型エンジンに対する NOx 排出基準が見直される可能性もある。また，CAEP (Civil Aviation Environment Protection) の委員会では，地球大気への影響の防止には，巡航時や高度900m 以上の飛行における NOx 排出の削減に効果のある規制の導入が必要との意見がでている。

後述するように，米国と EU は今後の環境基準の強化を見越して，種々の航空分野の技術開発プログラムを立ち上げ，絶え間なく低 NOx 燃焼技術の開発を進めてきている。共通しているのは，5年程度先の実用化を目指すプログラムでは CAEP2基準の50%削減が目標に掲げられ，そのさらに5～10年先の技術として同70%～80%削減が目標とされていることである。これらの目標を達成できる技術であれば，最新の CAEP6排出基準もかなりの余裕をもって適合できるが，航空エンジンは20年以上も使用されるので，新規投入時には，それくらいの余裕が必要との考えによる。ほぼ同推力の新エンジンに換装して規制強化に対応しようとするのは，コストがかさみ現実的ではないとされる。なお，環境技術で世界をリードしているわが国の自動車産業では，発売される乗用車のほとんどが最新の NOx 排出基準に対し75%以上の削減を達成している。

3．エコエンジンプロジェクトにおける燃焼器開発の概要

低 NOx 燃焼器技術の開発は，このプロジェクトにおいても重要な技術課題に位置づけられている。試作されるエンジンは推力50kN クラスとされており，航空宇宙技術研究所において1980年代初めに試作されたわが国最初のファンエンジン FJR710/600と同程度である。圧力比は20程度，タービン入口温度は1300℃を上回ると予想される。NOx 排出については，CAEP4基準の50%以下が目標に掲げられている。なお，CAEP2基準から CAEP4基準への強化は，推力の大きさによって程度が異なるが，50kN 推力程度の小エンジンでは実質的にはほとんど差がない。CO や UHC の排出についても，6章に述べる NASA の AST プログラムや UEET プログラムにおいて相当な改善が実証されている例があるので，それと同程度の削減が望ましい。

燃焼器は，MHI は部分可能形態（RBQL)，IHI は急速混合形態，KHI は部分希薄形態と自称する低 NOx 燃焼技術の適用を目指している。RBQL というのは，燃焼領域を燃料過剰にし，この領域の下流において大量の空気を導入し，酸素不足状態の燃焼領域で生成した中間生成物を空気過剰で燃焼させるものである。急速混合方式では，燃料ノズルと同軸に円筒混合室を配置し，その側壁にあけられた接線方向スロットから空気を円筒内に導入して旋回流を形成し，この旋回空気流中に燃料が噴霧される。この方式も RBQL も高推力作動においては現用の燃焼器と同じように燃焼領域は燃料過剰となる。一方，部分希薄形態は，気流微粒化パイロット燃料ノズルの周囲に予混合のメインノズルを配置したもので，前述の方式と異なり推力に応じてメイン・パイロットノズル間で燃料ステージングが行われる。常に燃料が供給されるパイロット領域は局所的には燃料過剰に，一方，高推力時に限って燃料が供給されるメイン領域は燃料希薄となるように，それぞれの領域に空気が配分される。どの方式の燃焼器においても燃料の微粒化，燃料噴霧と燃焼空気との混合促進，空気配分の適正化，それに加えてライナ冷却空気量の削減が未燃焼成分の排出を抑制し，NOx の大幅な削減を実現するカギである。精密鋳造によるタイル構造とエフュージョン冷却構造の燃焼器ライナが開発されている。

各社において燃料噴射弁を3本装着したマルチセクター燃焼器が開発されており，それらは昨年11月から順次，JAXA の高温高圧燃焼試験設備において予備性能評価試験が行われてきており，5月中旬から性能評価試験が実施される。

4．「クリーンエンジン技術の研究開発計画 (TechCLEAN)」おける燃焼器技術開発

この研究開発は，独立行政法人航空宇宙技術研究所が発足した頃，エンジン技術の研究開発を通して社会に貢献する途を探るなか，その計画の骨子が固められた。航空エンジンの排出規制は今後も強化が続くと予想されたこと，施行の決まった CAEP4の NOx 排出基準に適合できない大型エンジンがでてきたこと，ESPR プロジェクトにおける希薄予混合燃焼技術の開発実績，日本の燃焼技術開発力に対する高い評価（海外大手航空エンジン企業担当者の言），燃焼コンセプトを実温・実圧で検証する手段を持っていること，燃焼器技術で航空エンジンの国際共同開発に打って出ようとする企業があることなど，現状分析に基づき，低 NOx 燃焼技術の開発を中核に据え，騒音削減，CO_2削減（タービン高温化，圧縮機高性能化)，それらを支える先進材料適応技術の開発を加えて「クリーンエンジン技術の研究開発」とした。これまでのやり方では，新しい低 NOx 燃焼コンセプトを創出し，その特許を出すくらいのことはできるが，肝心の TRL (Technology Readiness Level, 6章参照）は大して上げられず，わが国の航空産業の競争力向上に貢献することができない。何とかエンジンを，中古でもいいから手に入れ，企業と協力してそのエンジンを低

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

NOx 燃焼器で回すくらいまでの技術実証をやろう，そうすれば国際共同開発において日本が燃焼器を担当できる途が拓けるるだろうと。幸いにして，FJR エンジンの開発に使用した環状燃焼試験設備があり，推力70kN程度までのエンジンなら性能試験が行える地上テストセルもある，タービンや圧縮機に比べればモデル試作や設備改修の費用も格段に少なくてすみ，高い TRL での技術実証ができるだろうと考えた。

エコエンジンプロジェクトの実施組織の幹事会社はＩＨＩで，上述のように燃焼器に限り 3 社が独自の低 NOx 燃焼コンセプトで参加するということがきまった。JAXA は燃焼器の性能評価試験を受託することになり，その実施に間に合うように既存燃焼試験設備の改修を進めてきている。このようにエコエンジンプロジェクトの発足は，TechCLEAN における実証エンジンが確定できていなかった状況にあって，図らずも燃焼分野の研究者らに自らが開発する技術の明確な適用先を与えてくれることとなった。

4.1 エコエンジン燃焼器

JAXA においては，改修を行った高温高圧燃焼試験設備の領収試験のために，エコエンジン燃焼器の寸法や形状の要求に合致した簡易構造の小型燃焼器を製作し，新規に開発した燃焼器出口トラバース機構の作動確認等に合せて，その排気特性を評価した。なお，この試験では，試験条件の設定やデータ取得が十分な精度でできることの確認のほか，装置の操作技術の習得など，企業の燃焼器の性能評価試験をスムーズに行うための訓練も行われた。

この燃焼器には燃料噴射手段として，燃料噴霧と空気との良好な混合が得やすい液膜微粒化方式の燃料ノズルを採用した。燃焼器ライナには，薄板壁に小さな冷却空気空気孔を多数あけたエフュージョン冷却壁を採用した。この予備的な設計の燃焼器による排気性能試験の目的のひとつは，燃料ステージングなしで NOx 排出を ICAO 基準に対しどの程度まで削減できるかの見通し，得ることであった。圧力比20程度の現用小型エンジンのなかには NOx 排出が CAEP2基準に対し40～50%程度も低いものがある。開発リスクの少ない上記の燃料ノズルとライナの組み合わせでも，微粒化や混合の促進，空気導入配分や導入の最適化などを行えば70%～80%の削減が可能か，それとも，そのような大幅な削減には，希薄予混合燃焼のメイン燃焼領域と過濃燃焼のパイロット燃焼領域とのステージングが不可欠なのかを見通しておくことは，戦略上重要である。

最初のマルチセクター燃焼器試験において，NOx についてはCAEP4基準の50%を上回る削減が確認されたが，カウル，ディフューザーを装着していなかったことや空気配分の適正化を行っていなかったことなどが原因で，圧損は規定よりも過大であった。途中，ディフューザーやカウルを装着した状態では HC の排出が規制値を大幅に超えたこともあったが，改良を施した燃焼器においては，圧力損失を要求値に近づけることができ，空気配分をより適正にした最新の形態では，NOx については約60%，HC は90%以上も低いレベルにあることが確認されている。この HC 排出の著しい低減は，燃料･空気の混合がいいという気流微粒化ノズルの特徴が空気配分の適正化により発揮されるようになったことによる。高空再着火の性能が不十分な点など，早急に解決すべき課題も残っているが，上記の結果は，エコエンジンプロジェクトの NOx 排出削減目標はステージングなしでも充分達成されることを示唆している。今後，残された課題の解決を図り，燃料微粒化の促進による燃焼領域の均質化を進め，NOx 排出の更なる低減を目指す予定である。一方，これまでに試験したセクター燃焼器の形態について CFD による流れの解析を行い，その結果と排出や圧力損失の実測データとの関係を分析している。この知見は，今年末に改修が終了する環状燃焼試験設備の領収試験に使用する環状燃焼器の基本設計を CFD の予測結果を利用して行う際に活用される。

4.2 先進燃焼器技術

上記の非ステージング燃焼器の開発と並行して，燃料ステージングバーナの開発が進められている。NOx 排出削減の目標は CAEP4基準に対し70%以上の削減である。予混合火炎のメイン燃焼領域と拡散火炎のパイロット燃焼領域とを備え，両燃焼領域への燃料配分を作動条件に応じて適切に調整することによって非燃料ステージングでは達成できないレベルにまで NOx 排出を低減することを狙っている。CO や HC の排出も，現排出基準に十分な余裕を残して適合できるレベルを目指している。

ステージング燃焼器では，燃料供給量を調整できることから，高出力作動における NOx の抑制と低出力時における CO や未燃焼成分の排出抑制を容易に実現できると思われがちである。ところが，航空エンジンでは，発電用大型ガスタービンのように定格出力で運転されるのと異なり，空気流量，温度などが広い範囲で変化するため，簡単ではない。航空エンジンでは，はじめてメインとパイロットの燃焼領域を備えたデュアルアニュラー燃焼器（DAC）を装着した CFM56 も例外ではない。DAC は従来からの単一アニュラー燃焼器（SAC）に比べ NOx は減っているが，CO と HC の排出は増加しており，DAC の NOx 排出と CO 排出の関係，NOx 排出と HC 排出との関係は，依然として SAC におけるそれらの関係の延長線上にあることが示されている。結局，この燃料ステージングでは，NOx と未燃焼成分間のトレードオフの関係を著しく変えるまでにはいたらなかったということである。

メイン領域とパイロット領域との干渉の程度やそれらの領域への燃料，空気の配分の最適化に関する研究は，

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

エンジンの作動線に沿った燃焼器入口空気温度，圧力，タービン入口温度が決まっていて始めて実戦的な研究が実施できるものである。このようにステージング燃焼器の技術開発にはデモンストレータが不可欠である。国内企業において設計，製作され，試験により詳細な特性データが完備することが期待できるエコエンジン試作機は，ステージング燃焼器技術開発をはじめ，要素技術開発用のデモンストレータとして最善のものになるはずである。我われは，そのように使用できることを大変期待している。

4.3 高圧力比エンジン用燃料ノズルの研究

燃料価格は長期的には上昇傾向にあると見られることから，燃料消費の少ない大型の高圧力比エンジンの開発が，これまでの予想よりも早く進む可能性がある。NASA は最近になって 6 MPa を超える圧力で試験ができるセクター燃焼器試験設備を整備した。圧力比50を超えるエンジンが10年程度で実用化されるとみたからであろう。

JAXA 環境適応エンジンチームは今年度から，川崎重工業，ロールス･ロイスと共同で，圧力比50程度の高圧力比大型エンジンへの適用を目指し，燃料噴射弁の研究開発を進めることになった。HYPR プロジェクト，ESPR プロジェクトの約15年間にわたる共同作業において培われた，これら 3 機関の相互信頼と ESPR プロジェクトにおける希薄予混合予蒸発燃焼器の開発の実績が，この共同研究の契機となった。

この共同研究における NOx 排出削減の目標は，海外の類似の低 NOx 燃焼技術開発プログラムに合わせ，CAEP2の80%減としている。コンセプト開発は日本側が担当し，TRL6での技術実証をスムーズに行えるように，基本仕様はロールス・ロイスが提示することになる。開発する燃料ノズルの基本形態は，予混合方式のメイン環状流路とその内側に配置された局所的には燃料過濃なパイロットノズルである。空気流路の形状やスワーラの設計には，後に述べる旋回流れ場の CFD が活用される。

大型航空エンジンの開発に豊富な経験と実績のある海外エンジンメーカとの共同研究は，JAXA の研究者はもちろん，国内エンジン企業の研究者や技術者にとっても非常に貴重な経験の場になることが期待される。この共同開発での経験や成果がエコエンジンやそれをベースとした日本主導の小型航空エンジンの燃焼器開発，国内企業と海外企業との大型航空エンジンの国際共同開発に生かされるよう研究を進めたいと思っている。

5．燃焼器開発を支える設備と技術

5.1 燃焼試験設備

JAXA は TechCLEAN において，航空エンジン技術の研究開発に必要な共用試験設備の整備を進めている。特に燃焼関係の試験設備については，エコエンジンプロジェクトにおいて平成17年度から18年度にわたって実施するマルチセクター燃焼器および環状燃焼器の性能評価試験を JAXA において実施できるよう整備を進めている。

（1） 高温・高圧燃焼試験設備

第 1 次，第 2 次の石油危機を経験し，発電分野における石油代替の促進のため，昭和53年度から62年度まで，通産省工業技術院のムーンライト計画における「高効率ガスタービンの研究開発」プロジェクトが実施された。このプロジェクトは，天然ガス焚きガスタービンと蒸気タービンとの複合サイクルによって総合熱効率50%（HHV 基準）を達成しようとするものであった。低圧圧縮機と高圧圧縮機の間に水噴霧方式の中間冷却器を設け，高圧ガスタービン（入口温度1300℃）と低圧タービン（同1200℃）の間に再熱燃焼器を配置した出力100MW のガスタービン AGTJ-100A が製作され，発電所における実証運転まで行われた。このプロジェクトで開発されたガスタービン技術は，その後の我国の大型発電用ガスタービン産業の飛躍的な発展の基礎となった。

このガスタービンの高圧燃焼器の開発のために，他に例を見ない最高試験圧力5.6MPa の燃焼試験設備が航空宇宙技術研究所に整備された。空気温度は700K，空気流量は4kg/s で，AGTJ-100A の高圧燃焼器の燃焼筒1本を実作動条件において試験できるものであった。この設備はその後，低 NOx 燃焼コンセプトの研究や民間企業との共同研究による小型産業用ガスタービン用低 NOx 燃焼器の開発に多用された。

しかし，最高700K の空気温度は，航空エンジンの低 NOx 燃焼コンセプトの検証には不十分であった。そこで平成12年，圧力に見合った空気温度で燃焼試験ができるように630kW の電気式空気加熱器を導入し，1.3kg/s の空気を1000K にまで加熱できるようにした。この改修によって，次世代超音速機用エンジンや将来の超高圧力比亜音速機用エンジンに必須な超低 NOx 燃焼器技術の基礎研究が可能になった。特に，平成11年度から平成16年度第 1 四半期まで行われた「環境適応型次世代超音速推進システム技術研究開発」（通称 ESPR プロジェクト）においては，この試験設備が大活躍することとなった。空気流量1.3kg/s は燃料ノズル 1 本のシングルセクター形態での試験が精一杯であったが，ごく短時間で設定空気に加熱でき，温度維持が容易なために信頼性の高い NOx 排出データを効率よく取得することができ，日本国内で性能の検証を十分に行うことができた。その甲斐あって，ロールス・ロイス社の環状燃焼試験設備を借りて行った試作燃焼器の性能試験では，一般に希薄予混合燃焼の問題とされている自発点火，逆火，燃焼振動のいずれも起きず，次世代超音速機エンジンの巡航時における NOx 排出目標（燃料 1 kg あたり 5 g 未満）を達成できる希薄予混合燃焼器技術を，欧米に先駆けて環状燃焼器試験のレベル（～ TRL 5）で実証することができた。この試験設備なしには，環状燃焼器での試験の成功

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

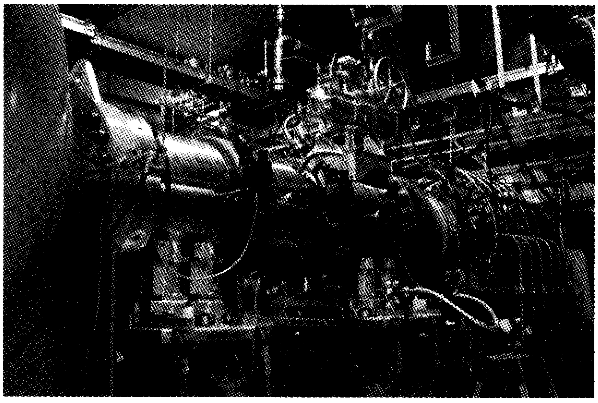


図２ 高温高圧燃焼試験設備の試験部

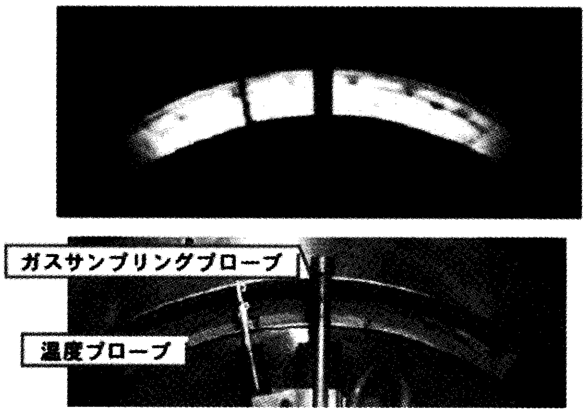


図３ CCD カメラで撮影したマルチセクター燃焼器内の火炎（上）と非燃焼時のガス採取／温度プローブ（下）

はおぼつかなかったと思う。

平成17年度には，空気源の供給できる最大流量4kg/s において入口空気温度1000Kまでの試験ができるように2000kW のヒータを導入し，エコエンジン燃焼器のマルチセクター形態での性能評価試験において燃焼器出口の燃焼ガス温度分布および排ガス濃度分布を測定できるように温度・排ガス採取プローブを0.5度の分解能で周方向に回転するトラバース機構を設けた。また，潜望鏡式の CCD カメラを設け，燃焼器出口から燃焼室内の火炎の挙動などを観測・記録できるようにした。図２は装置の試験部の写真，図３は CCD カメラで撮影したマルチセクター燃焼器の出口と燃焼の様子である。

（２）環状燃焼試験設備

この設備は，航空宇宙技術研究所が中心となり民間航空エンジン企業と共同で進めた工業技術院の大型プロジェクト「航空機用ジェットエンジンの研究開発」（昭和46年～57年）における燃焼器開発のために設置された。空気流量は16kg/s，圧力は１.2MPa であった。第１期（５年間）に試作された FJR71/20は昭和52年，英国王立ガスタービン研究所の設備を借用して我国初の高空性能試験が行われ，性能･試験，高空再着火・起動試験が計画通り行われた。第２期では，安定性，耐久性，信頼性に優れたエンジンの開発を目指し，FJR710/600が試作され，米環境保護庁が排出ガス規制を制定したことを受け，エンジン排出物や騒音低減の研究も実施された。同エンジンは昭和60年，STOL 実験機「飛鳥」に搭載され，初飛行を成功に導き，昭和63年には STOL 形態での離着陸飛行実証が行われた。

この環状燃焼試験設備は，FJR エンジンプロジェクト終了後，約25年の間，使用されないままになっていた。現在，高圧圧縮機の代替や老朽配管等の取替の工事が始まっており，18年末完成時には空気流量25kg/s，試験圧力2.5MPa に性能が向上し，エコエンジンクラスの小型エンジンの燃焼器の総合的な性能試験が実圧・実温において行えるようになる。

5.2 計測・CFD 技術

燃焼の基本は，燃料と空気の混合であり，航空エンジン燃焼器においては燃料ノズルにおける液体燃料の微粒化，微粒化された粒子の燃焼領域における分散，その蒸発，蒸気と空気との混合である。現在の航空エンジン燃焼器には，空気流による液体燃料の微粒化，燃焼器内での火炎の安定化，予混合管内の燃料粒子や燃料蒸気と空気の混合などに，例外なく旋回流れが利用されている。著者は，燃料ノズルや低 NOx 燃焼器の開発において，今最も必要とされている支援技術は，加圧流動雰囲気中での燃料噴霧の特性計測技術と旋回流れの CFD 予測であると考えており，TechCLEAN では，これらの開発にも力を入れている。

（１）噴霧の計測技術

航空エンジン燃焼器における燃料噴霧の挙動は，気流微粒化燃料ノズルはもちろんのこと，圧力微粒化ノズルにおいても空気流の特性によって大きな影響を受ける。燃料の微粒化やその後の液滴の分散には空気密度の影響が大きいことは認識されているが，加圧条件下では計測そのものが困難なことや，データの実用的価値が高いこともあって，公表されているものは非常に少ない。わが国では企業でも航空エンジン用燃料ノズルの設計データの蓄積がほとんどないと思われるので，TechCLEAN においては加圧流れ雰囲気中で燃料ノズルの性能評価ができる噴霧試験装置（図４）を整備し，そのような場での噴霧特性の計測に適用できる技術の開発を進めている。この噴霧試験装置は，雰囲気圧力は最大1MPa，空気流量は最大1kg/s である。最新の大型エンジンの燃焼器では圧力は4MPa を超えているが，当面はこの噴霧試験装置を用い，試作燃料ノズルの評価試験を行いながら，高圧雰囲気に適用できる計測技術を獲得する計画である。

計測技術手段としては，位相ドップラー粒子測定法，レーザー回折粒子径分布測定法，CT 噴霧構造解析法，画像干渉噴霧測定法による装置が整備されている。CT 噴霧構造解析装置は，航空宇宙技術研究所で開発されたレーザー回折粒径分布測定法を発展させ，コンピュータ断層撮影の手法に類似の，しかしもう少し複雑な方法で

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

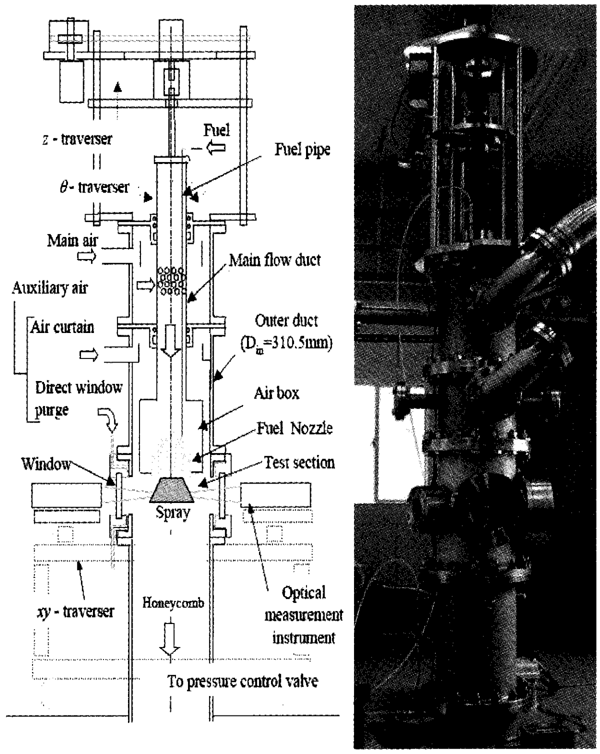


図4　中圧噴霧試験装置，概要図（左）概観写真（右）

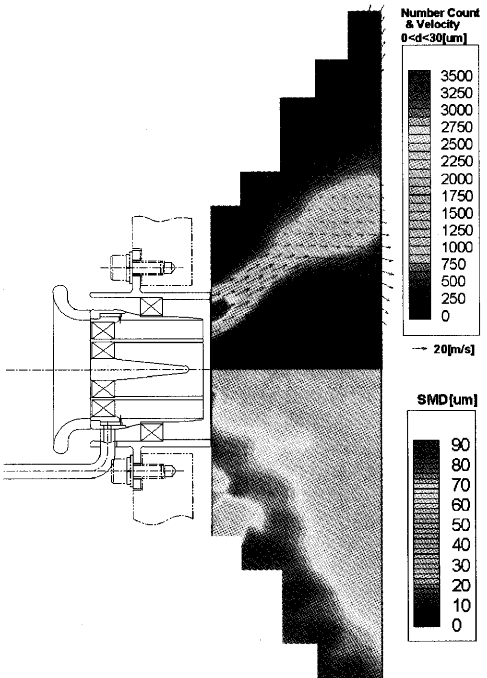


図5　干渉画像法による燃料噴霧内の粒子数と速度（上）および局所 SMD（下）の測定例

噴霧内の燃料分布に加え局所の粒径分布とを計測できるようにした装置である。すでに民間企業において商品化され，自動車用燃料インジェクターの開発などに使用されている。また，干渉画像噴霧測定法については3次元計測への拡張など，高度化が進められている。

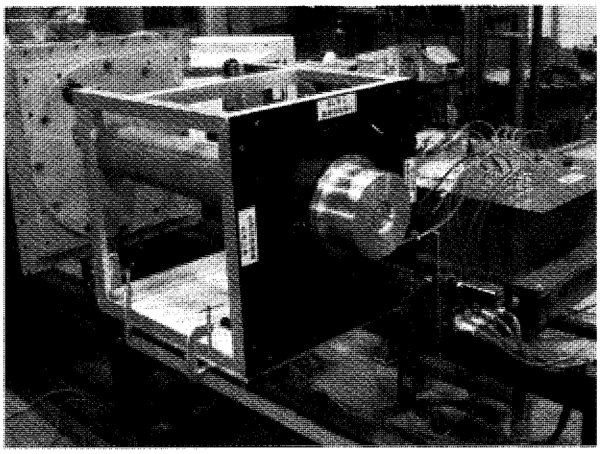


図6　旋回流れ場自動計測装置

図5は，干渉画法による JAXA 版エコエンジン燃焼器用液膜気流微粒化燃料ノズルからの噴霧の測定例で，照射面内の粒子濃度と速度（上）および体表面積平均径 SMD（下）が示されている。このような計測手段の使用によって，気流微粒化燃料ノズルにおける気流の旋回の強さ，液膜をはさむ内外気流の旋回方向の組み合わせ，膜吐出口の形状，液膜形成面の粗度などが微粒化や燃料の分散に与える影響が，定性的にでも把握できるようになれば，最適な形態を効率よく確実に見出すことができると考えられる。また，噴霧流の計測結果は，燃焼器 CFD による予測との比較を通して噴霧流のモデル等の検証や改良に利用されることが期待される。

（2） CFD の活用とその検証のための計測

現在，エコエンジン燃焼器の設計や燃料ノズルの空気流路設計には，CFD 解析技術が活用されている。これまで JAXA における燃焼器に関する CFD 技術は，先端を追いかける傾向が強く，また，実物を作って試験する機会が限られていることもあって検証は必ずしも充分なされていなかったというのが実情である。数年前に ESPR 燃焼器予混合管内の旋回流れの解析を依頼したが，収束しないという報告を受けて愕然としたことが思い出される。その反省に立ち，現在開発中の燃料ノズルについては試作品ができてきた段階で，あるいは改良を意図して形状に変更を加えた段階で流れを計測し，検証を同時に行いながら改良を進めている。時には CFD の予測が正しいかどうかを，オイルフローによる可視化により確認するということも行っている。

燃料ノズルの下流や予混合通路内の旋回流の計測のために微細5孔ピトー管を用いた旋回流れ場自動計測装置（図6）を製作し，開発に活用している。PIV や LDV のようなレーザーを用いた先進的な計測も魅力的であるが，あえてこのクラシックな方法を採用したのは，頑強なこと，装置が格段に安いこと，圧力データそのものが検出されるという特徴に加え，微細5孔ピトー管により翼列内の流れ場を自動で詳細に計測する技術やノウハウが JAXA 航空エンジン部門においても失われようとし

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

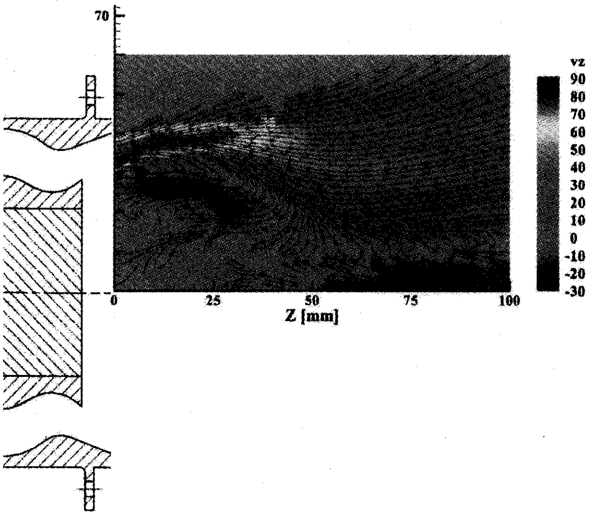


図7　微細5孔ピトー管による旋回環状空気噴流の測定結果

ているのを知って，この技術を維持したいと思ったことによる。図7は気流微粒化方式燃料ノズルの環状流路からの空気噴流の測定例で，ハブ下流に形成される再循環領域も含め，詳細な計測ができている。この逆流領域内の流れ測定にはプローブを反転させることが必要になるが，無人で自動計測を行わせるにはもう少し改良が必要である。

6．海外における低 NOx 燃焼器技術開発

米国においては NOx 低減は，NASA の AST (Advanced Subsonic Technology) プログラム[7] (1992-1997) において航空推進分野の重要技術実証課題と位置づけられ，それに続く UEET (Ultra Efficient Engine Technology) (1999-2007) プログラム[8]では燃料消費 (CO_2) 低減と並び2大目標の一つに位置づけられ，戦略的に技術開発が進められている。NOx 排出削減の目標は，前者では CAEP2基準の50%減，後者では同70%減である。

NASA では，ある技術が実用にどれくらい近いかを TRL (Technology Readiness Level) と呼ばれる1から9までの9段階の尺度を用いて規定し，研究開発プログラムの企画管理を行っている。この尺度は航空宇宙分野においては，米国以外でもよく使用されるようになっている。表1は，燃焼器開発の場合について TRL3から TRL6の各レベルで行うとされる検証項目をリストアップしたもので，TRL6までが政府の役割，それ以上は企業の役割とされている。なお，TRL1は現象に関する発見や理解，TRL2は技術コンセプトの創出と定義されている。ちなみに上述の AST プログラムの NOx50%削減は TRL6のエンジンでの検証，UEET の70%削減は TRL5の環状燃焼器での検証である。

EU では EEFAE (Efficient and environmentally friendly aeroengine) プログラム[9]においてれ，ロールス・ロイスと MTU がコーディネータとして昨年までの5年間，それぞれ ANTL と CLEAN のプロジェクトを実施した。前者においては CAEP2基準に対し60%減の低 NOx 燃焼技術が TRL6で検証され，後者では先進的な燃焼器により同80%減を目指して研究が行われたとのことである。[10]さらに，昨年5月，策定された SRA (Strategic Research Agenda)[11]においては20年先に達成すべき目標として CO_2 50%減，NOx80%減が掲げられている。

表1　燃焼器開発における各 TRL ごとの達成検証項目

Technology Readiness Level	燃焼器形態	検証項目
TRL－6	エンジン装着	・過渡運転 ・要素の相互干渉 ・サイクル効率 ・燃焼不安定性 ・エミッション
TRL－5	アニュラー燃焼器	・ステージング ・出口温度プロファイル /パターンファクター ・着火／火炎伝播 ・希薄側吹き消え性能 /高空再着火/運転性 ・燃焼音響 ・エミッション
TRL－4	セクター燃焼器	・壁面冷却 ・3D 効果 ・噴射弁の相互干渉 ・燃焼器／流路設計 ・ライナ設計/耐久性 ・高空再着火 ・エミッション
TRL－3	Flame Tube 燃焼コンセプト	・スワーラ/燃料噴射弁設計 ・希薄側吹き消え特性 ・エミッション ・火炎安定性 ・予備的音響 ・噴射弁の耐久性

表2　ICAO　CAEP 4基準に対する小型エンジンおよび開発中の燃焼器の排出レベル・TRL

	P.R.	NOX	CO	UHC	TRL
GE CF34-A1	～20	53%	85%	60%	9
CAEP-4 for Eco ENG	～17	55.6	19.6	118	
JAXA TechCLEAN	～17	24.5	45.5	0.2	4
Non-piloted Airblast/#2Liner		44%	39%	1%	
NASA AST Piloted Airblast FPC	～22	49%	32%	5%	6
NASA AST TAPS:TwinAnnular Premixing Swirler CFM56	30	38%			6
NASA AST PW4000	45	48%-50%	9%-12%	1%-6%	6

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

このように，米国と EU は，すでに50-60%削減の低 NOx 燃焼技術をエンジン環境（TRL6）で検証し終わっており，燃焼技術以外の新規技術もエンジンで検証されている。一方，上に述べた JAXA の燃焼器は，想定エンジンの作動線に沿った実温，実温条件において CAEP2基準比で50%以上の削減が確認されているが，高空再着火とライナの耐久性の検証が終わっていないので TRL4に到達していないということになる。

表２は規制対象成分の排出削減レベルに関し，小型エンジンの代表である CF34-A1エンジン，圧力比17のエンジンに適用される CAEP4基準，TechCLEAN における非ステージング燃焼器の最新の試験結果，AST プログラムにおける大・中・小型エンジンでの実証結果を比較している。数値だけを見ると上記 TechCLEAN 燃焼器は，燃料ステージング方式の Piloted Air Blast Fuel Premixing Chamber（PFC）形態の燃焼器とほぼ同等であるが，残念ながら前者はセクター形態での試験で TRL4未満，後者はエンジンでの実証済み（TRL6）で，その間には大きな差がある。しかし，前者は非ステージング方式であり，コスト面，メンテナンスの点でも有利なことからも，今後予定されている環状燃焼器試験，エンジン装着での試験結果が注目される。

7．あとがき

わが国では現在，小型航空機用エンジン開発の機運がかつてないほどの高まりをみせており，エコエンジンプロジェクトの進展とともに産業界と研究機関との技術開発における連携も深まりつつあり，さらにはエアラインとの情報交換も行われるようになってきた。

エコエンジンプロジェクトにおいては現在，ファン，圧縮機，低 NOx 燃焼器等の要素開発が進められており，平成19年度からはエンジンの試作，実証運転が行われる第３期が始まる。一方，JAXA の TechCLEAN においては，エコエンジンプロジェクトと連携して，本文に記述した低 NOx 燃焼器技術の開発や燃焼試験設備の改修設備のほか，エンジンナセルの CFD 解析，国産耐熱材料の評価試験，タービン冷却構造開発および関連試験設備の整備が進められている。

わが国における航空エンジン産業の飛躍的発展には，エンジン全体のシステム開発力の育成と並行して，今後予想される環境基準の強化や石油価格の高騰に対応できる先進的なエンジン要素技術についても TRL を早急に米国，EU と同程度にまで高めておくことが必須である。限られた資金と人員で，それらを短期間に達成するには，関係機関がさらに連携を緊密にし，協働していくしかない。

十分な準備なしに思いつくまま記したので JAXA の「クリンエンジン技術の研究開発（TechCLEAN）」における燃焼器開発や燃焼試験設備の整備の紹介に紙面のほとんどを割いてしまうというバランスの悪い記事となってしまい，今になって趣旨にそえなかったことを憂いている。ただ，これも国産エンジン開発にできる限りの貢献したいという，JAXA の TechCLEAN 実施責任者の強い思いから出たものとご理解いただければ幸いである。

参考文献

(1) http://www.nedo.go.jp/activities/portal/gaiyou/p03030.html
(2) 光岡次郎，環境適応型航空機用エンジンの研究開発，航空技術，No.586，(2004-1) pp.22-23.
(3) Osamu Funatogawa, "Research and Technology Development in Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft Project," ISABE2005-1010, (2005)
(4) S.Hayashi, "Overview of "Clean Engine Technology Development Project" at Japan Aerospace Exploration Agency," 第44回航空原動機・宇宙推進講演会（2004）
(5) 牧田光正，山田秀志，黒澤要治，山本武，松浦一哲，吉田征二，林茂，JAXA におけるエコエンジン燃焼器の研究開発，JAXA 総合技術研究本部・航空プログラムグループ公開研究発表会前刷り集（2005) pp.59-62.
(6) M. Makida, H. Yamada, Y. Kurosawa, T. Yamamoto, K. Matsuura and S. Hayashi, "Preliminary Experimental Reserches to Develop a Combustor for Small Class Aircraft Engine Utilizing Primary Rich Combustion Approach," ASME Turbo Expo, GT2006-91156 (2006)
(7) Advanced Subsonic Technology (AST) Project http://www.grc.nasa.gov./WWW/AST/
(8) Ultra-Efficient Engine Technology (UEET) http://www.ueet.nasa.gov/
(9) 'EEFAE'- efficient, eco-friendly aircraft engines, http://europa.eu.int/comm/research/aeronautics/info/news/article_2327_en.html
(10) EU-funded 'ANTLE' and 'CLEAN' Projects see successful conclusion, http://europa.eu.int/comm/research/aeronauticss/nfo/news/article_3825_en.html
(11) The Strategic Research Agenda (SRA), http://europa.eu.int/comm/research/aeronautics/agenda_en.html

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

特集：国産ジェットエンジンの新展開

物材機構における高温タービン部材開発の現状と展望

原田　広史[*1]
HARADA Hiroshi

横川　忠晴[*1]
YOKOKAWA Tadaharu

佐藤　彰洋[*1]
SATO Akihiro

川岸　京子[*1]
KAWAGISHI Kyoko

谷　月峰[*1]
GU Yuefeng

キーワード：単結晶超合金，EQ コーティング，タービンディスク合金，実用化戦略

1．はじめに

近年，エネルギー資源の節約，CO_2削減による地球温暖化防止などの観点から，ジェットエンジンや天然ガス燃焼複合発電などに用いるガスタービン機関のいっそうの効率向上が必要になっている。これらの効率向上にはタービン入り口温度上昇が最も有効であり，その実現に必要な耐熱材料，なかでも最も現実的に効果を期待できる次世代 Ni 基超合金の研究開発が内外で活発に行われている。

本稿では，ジェットエンジン高温タービン用 Ni 基超合金部材開発の現状を，新世紀耐熱材料プロジェクト（第一期1999-2005年度：文部科学省/物材機構）[1]の成果を中心に，海外の最新技術とも比較しながら紹介する。すなわち，タービン翼材に関しては，世界初の第５世代 Ni 基単結晶超合金や新たな発想に基づく EQ コーティング（熱力学平衡コーティング）について，またディスク材に関しては新規鋳造/鍛造ディスク合金開発の現状について述べる。他省庁や民間企業との協力によるこれらの材料の実用化研究についても可能な範囲で紹介したい。なお本稿は日本ガスタービン学会・第34回ガスタービンセミナー資料集（2006年１月26-27日）に掲載されたものに加筆したものである。

2．Ni 基超合金への期待

民間航空機用エンジンの離陸時のタービン入口ガス温度は1500℃を超えているが，新機種に搭載される次世代エンジンでは，いっそうの高温化，高効率化が必要となっている。今年2006年の超大型機エアバス380（A380）の就航に続き，2008年には250人乗り中型高効率機ボーイング787（B787），2010年には同じく中型高効率機エアバス350（A350）が就航予定である。これら新機種開発にあわせて，米国 GE[2]，英国 RR（ロールスロイス）[3]などで高効率ジェットエンジンの開発が行われている（図１）。

図１　2008年就航予定の Boeing787。高効率の新型エンジン開発が並行して進められている。

B787や A350などの高効率中型機は今後生産される機数も多いと予想され，したがってエンジンメーカーの受注競争は熾烈である。その際，CO_2削減という環境面に加えて経済的にも重要なファクターとなるのがエンジンの燃料消費効率（SFC：Specific Fuel Consumption）である。例えば国内エアラインの年間の燃料費は一社で数千億円に達し，１％ポイントの効率向上で百億円以上の節約になると試算される。特に近年の燃料費高騰を受けて SFC 向上は最重要課題となっており，その実現のため，燃焼ガス温度向上を可能にする優れた高温タービン部材が求められている。

国内でも，経済産業省/NEDO/重工メーカーを中心に50人乗り小型ジェット旅客機用の「環境適合型小型ジェットエンジン（エコエンジン）」プロジェクトが2003年に開始されている。このように海外国内で高性能エンジン開発が活発化しており，それらを可能にするための最も重要なキーテクノロジーの一つとして高温タービン部材，特に次世代 Ni 基超合金タービン翼，タービンディスクなどへの期待が高まると同時に，その要求はますます過酷になっているのが現状である。

なお，Ni 基超合金タービン翼は，通常，遮熱コー

原稿受付　2006年４月21日
＊1　物質・材料研究機構　超耐熱材料センター
〒305-0047　茨城県つくば市千現１－２－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

ティング（TBC：Thermal Barrier Coating）を施し，内部から空冷あるいは蒸気冷却することによってメタル温度を調節し，融点以上の高温のガス流中で使用可能になっている。しかし冷却はそれ自体熱効率の低下要因となるので，合金自体の耐用温度をできる限り高くし，冷却量を最小にすることが常に求められる。

3．タービン翼用 Ni 基超合金開発

3.1 単結晶超合金開発の現状

Ni 基超合金は，母相であるγ相（Ni 固溶体）中に60-70vol%のγ’相（Ni_3Al を基本組成とする $L1_2$ 規則相）が整合析出したミクロ組織を有し，整合界面が転位の移動の障壁となる効果や，Re，W，Ta などによる両相の固溶強化などにより，優れた高温強度を発揮する。典型的なミクロ組織を図2に示す。代表的なタービン翼用 Ni 基単結晶超合金の組成を表1に示す。

Ni 基超合金は，鍛造合金から普通鋳造合金，一方向凝固合金，単結晶合金へと進化してきた。単結晶合金も，初期の第1世代合金から，レニウム（Re）を3wt%程度含む第2世代合金，Re を5-6wt%含む第3世代合金，ルテニウム（Ru）など貴金属を2-3wt%含む第4世代合金，貴金属を5-6wt%程度含む第5世代単結晶合金へと開発が進み，その間約100℃の耐用温度向上が得られている。図3にこの間の耐用温度向上の経緯を示す[4]。図中「目標」は新世紀耐熱材料プロジェクトにおける開発目標である。

第4世代以降の単結晶超合金の開発は，米国 GE 社[5]，フランス ONERA[6]や，国内では著者らの新世紀耐熱材料プロジェクト[7]で進められてきた。貴金属元素の添加により，第3世代単結晶合金で問題点となっている組織安定性を向上させ，それによる高温長時間側でのクリープ強度向上を図っているのが第4世代合金の一般的な特徴である。新世紀耐熱材料プロジェクトでは，Ru 添加による組織安定化とあわせて添加元素によるγ/γ’格子定数ミスフィットの調節を行って，整合界面のミスフィット転位網を微細化するという方法で，耐用温度1080℃の第4世代合金 TMS-138[8]，同じく1100℃の世界初の第5世代合金 TMS-162などを開発し開発目標を

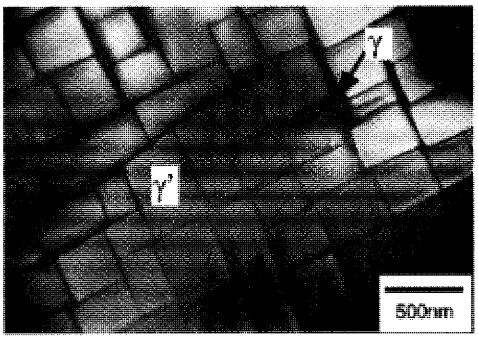


図2 Ni 基超合金の典型的なミクロ組織

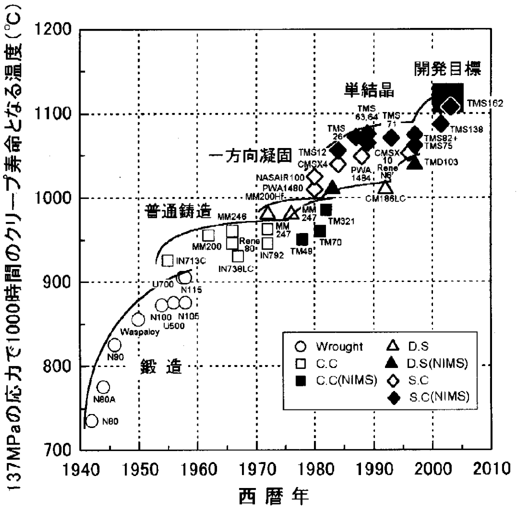


図3 Ni 基超合金の耐用温度向上の歴史
（塗りつぶしは物材機構および共同研究機関の開発合金）

表1 タービン翼用 Ni 基単結晶超合金の合金組成（wt%，残 Ni）

合金名	合金組成														世代
	Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Hf	Re	C	B	Zr	Others	
PWA1480	5	10	-	4	5	1.5	-	12	-	-	-	-	-	-	1st
CMSX-2	4.6	8	0.6	8	5.6	1	-	9	-	-	-	-	-	-	1st
TMS-26	8.2	5.6	1.9	10.9	5.1	-	-	7.7	-	-	-	-	-	-	1st
PWA1484	10	5	2	6	5.6	-	-	9	-	3	-	-	-	-	2nd
Rene'N5	8	7	2	5	6.2	-	-	7	0.2	3	-	-	-	-	2nd
CMSX-4	9	6.5	0.6	6	5.6	1	-	6.5	0.1	3	-	-	-	-	2nd
TMS-82+	7.8	4.9	1.9	8.7	5.3	0.5	-	4.4	0.1	2.4	-	-	-	-	2nd
YH 61	1	7.1	0.8	8.8	5.1	-	0.8	8.9	0.25	1.4	0.07	0.02	-	-	2nd
Rene'N6	12.5	4.2	1.4	6	5.75	-	-	7.2	0.15	5.4	0.05	0.004	-	0.01Y	3rd
CMSX-10	3	2	0.4	5	5.7	0.2	0.1	8	0.03	6	-	-	-	-	3rd
TMS -75	12	3	2	6	6	-	-	6	0.1	5	-	-	-	-	3rd
MC-NG	<0.2	4	1	5	6	0.5	-	5	0.1	4	-	-	-	4 Ru	4th
MX4/PWA1497	16.5	2	2	6	5.55	-	-	8.25	0.15	5.95	0.03	0.004	-	3 Ru	4th
TMS-138	5.8	3.2	2.8	5.9	5.9	-	-	5.6	0.1	5	-	-	-	2 Ru	4th
TMS-162	5.8	2.9	3.9	5.8	5.8	-	-	5.6	0.1	4.9	-	-	-	6 Ru	5th
TMS-196	5.6	4.6	2.4	5	5.6	-	-	5.6	0.1	6.4	-	-	-	5 Ru	5th

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

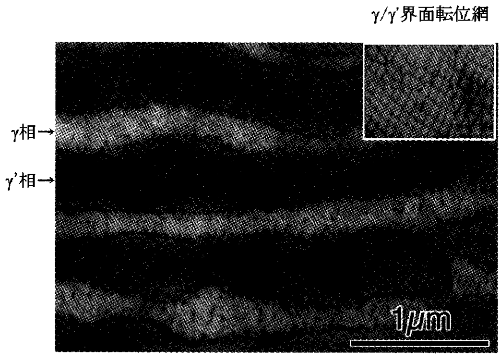


図4　高温クリープ中に Ni 基超合金の γ / γ ' 整合界面に形成されたミスフィット転位網

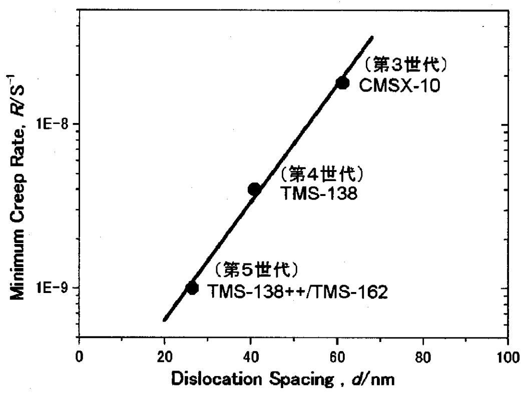


図5　転位網間隔とクリープ変形速度との関係

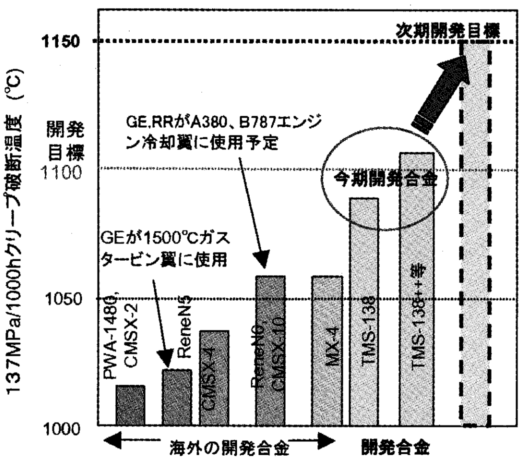


図6　Ni 基単結晶合金の耐用温度の比較

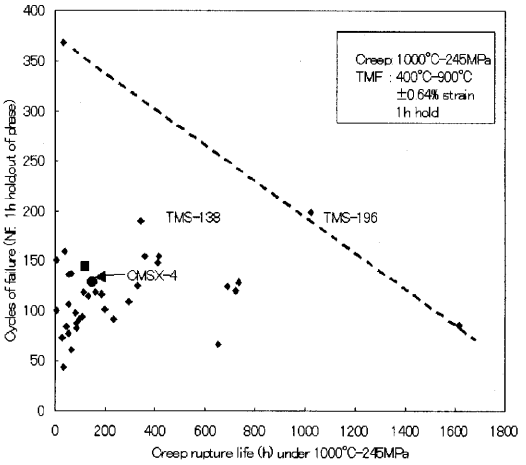


図7　クリープ強度と熱疲労強度との関係

達成している[9]。

図4はクリープ試験中に生じた TMS-138のミクロ組織を示したものである。立方体状であった γ '析出物が応力軸に垂直な方向に連結して板状組織（いわゆるラフト組織）を形成し，γ / γ '界面には微細な転位網が形成されている。転位の移動は材料の変形の素過程である。その転位が，界面にネットワークを形成することにより相互に拘束し，さらに新たに生成した可動転位が界面を横断することも妨げる効果によって優れたクリープ強度が得られたものである。図5に示すように界面転位間隔が小さくなるにつれてその効果は増し，クリープ強度が飛躍的に高くなる。

第1世代から第5世代までの代表的な単結晶超合金の耐用温度を世代別に示したのが図6である。ここで MX-4あるいは PWA1497と呼ばれる合金は，GE，P&W，NASA などが共同開発した第4世代合金であるが，1000℃以上の高温域でのクリープ強度は第3世代合金と同等レベルまで低下することが分かっている。

第4，第5世代合金は，クリープ強度だけでなく空冷翼を模擬した Out-of-Phase の熱疲労強度にも優れることが新世紀耐熱材料プロジェクトにおいて示されている。図7は，CMSX-4など実用／商用合金を含む各種単結晶合金を，クリープ強度と熱疲労強度にて整理して示したものである。この図から例えば第5世代単結晶合金 TMS-196はクリープ強度と熱疲労強度の両方に優れていることがわかる。TMS-196は，第4，第5世代合金の問題点であった耐酸化性の点でも，第2世代と同等程度の良好な特性を有するなど，バランスのよい第5世代合金として実用化が期待されている[10]。

3.2　ジェットエンジンへの適用の可能性

第4世代合金 TMS-138については，国内のジェットエンジンメーカーとの協力で，経済産業省の超音速エンジンプロジェクトの高温高圧タービン翼材としての実機試験が短時間ではあるが成功裏におこなわれ（図8），その成果を生かしてエコエンジンへの実用化が検討されている。また第5世代合金の国内，海外のジェットエンジンメーカーでの実用化も今後期待されるところである。

第4，第5世代合金に添加される Ru の価格は約40万円/kg と Re とほぼ同等であり，貴金属としては比較的廉価である。また Pt の副産物であるため供給も比較的安定している。TBC を施工した約300g のジェットエンジン用単結晶タービン翼1枚の購入価格が約100万円で

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

図8　第4世代単結晶超合金 TMS-138を用いて作製した単結晶動翼と超音速エンジンでの地上試験

あるのに対し，第5世代合金での5wt%程度の Ru 添加を行ったとしても，それによる価格上昇分は約0.6%（6千円）にすぎない。鋳造の際の押し湯などでの消費や鋳造歩留まりなども考慮すると，Ru 添加による製造原価上昇は当初この数倍になりうるが，これはリサイクルにより次第に抑えられる可能性がある。このように Ru 添加のタービン翼製造コストへの影響は比較的小さく，従ってエンジンとしてのコストパフォーマンス向上の観点から，次世代ジェットエンジンへの第4，第5世代合金の使用は必至と見られている。B787に搭載される GEnx や Trent1000には当面第2，第3世代の単結晶超合金が使用されると見られるが，どの時点で第4，第5世代合金が適用されるのか注目されるところである。

なお，発電用大型ガスタービンでも単結晶合金の導入が進んでおり，ヨーロッパ系の大型ガスタービンに第2世代単結晶合金 CMSX-4が用いられているほか，米国 GE の1500℃級のガスタービンの第1段動翼には第2世代単結晶合金 Rene'N5が用いられている。国内でも，資源エネ庁／三菱重工と物材機構の連携で進めている1700℃大型ガスタービン要素研究（2005-2008年度）では，熱効率56%（HHV）以上の複合発電を目指して，新合金を用いたタービン部材開発などの研究が進められている。

4．EQ コーティングの開発

ガス温度の向上など，運転条件が過酷になるにともなって，タービン翼，燃焼器など特に高温に曝される Ni 基超合金部材は，ほとんどが耐腐食，耐酸化，遮熱などのコーティングを行って空冷して使用されるようになっている。

金属系コーティングとしては，クロムやアルミを用いた拡散コーティングから，溶射による NiCoCrAlY コーティング，メッキ技術も用いた Pt-Al コーティングなどが広く用いられてきた。ガス温度の上昇にともなって特に重要性の増してきているのが遮熱コーティング（TBC）である。EB-PVD プロセスを用いると，トップコートのセラミックを金属系コーティング（ボンドコート）層の表面に垂直で互いに独立した微細柱状晶群として成長させることが可能で，母材合金及びボンドコート層とセラミックコーティング層との熱膨張差を柱状晶同士の間隙で緩和できる。このような EB-PVD コーティングも，長時間の使用中に焼結などにより徐々に遮熱特性が劣化するため，焼結速度を低下させたジルコニア系酸化物の開発や全く新しい酸化物の探索も行われている。

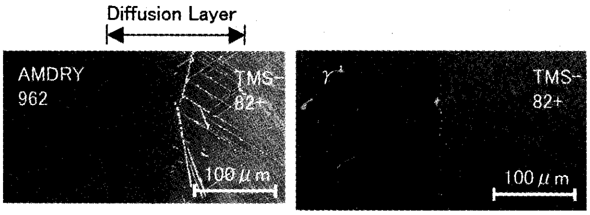
トップコートとボンドコートとの界面の酸化による剥離や，ボンドコートと基材 Ni 基超合金との相互拡散による部材劣化も解決すべき重要課題である。特に，1mm 以下の薄肉中空翼では，長時間使用にあたって相互拡散による基材の有効断面積の減少が大きな問題になる。さらにそのためリコートによる再生も1回あるいは2回などに限定される。相互拡散・劣化の問題を解決すべく，Re など拡散速度の小さい元素の化合物を拡散バリアコーティングとして基材とボンドコートの間に導入するアイデアも提案されている[11]。しかし，プロセスを複雑にすることと，高温，長時間では次第に拡散が生じ効果を減じるなどの問題点がある。

新世紀耐熱材料プロジェクトでは，このような問題点を解決する究極の方法として，基材 Ni 基超合金と熱力学平衡（Equilibrium）する EQ コーティングというコンセプトを提案している[12]。例えば，Ni 基超合金に析出する γ' 相は合金中で平衡状態で存在しているので，その組成のままコーティング材として用いれば，基材と熱力学的安定状態を保ち，その場合原理的に相互拡散を生じないはずである。拡散対による実験の結果，図9に示すように，1100℃，300時間加熱後も拡散層をほとんど生じないことが確認された。既存のボンドコート材（AMDRY962）では100数十ミクロンの拡散層を形成するのに対し，原理的に拡散層を形成しない EQ コーティングは格段の熱力学安定性を有することがわかる。また，

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

表2 タービンディスク用Ni基超合金の合金組成（wt%，残Ni）

種類	合金名	合金組成 Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Hf	Re	C	B	Zr	Others
P/M	MERL76	18.6	12.4	3.2	-	5.0	4.3	1.4	-	0.4	-	0.03	0.02	0.06	-
	AF115	15	10.5	2.8	5.9	3.8	3.9	1.8	-	0.8	-	0.05	0.02	0.05	-
	N18	15.7	11.5	6.5	-	4.4	4.4	-	-	0.45	-	0.02	0.02	0.03	-
	RR1000	18	15	5	-	3	3-6	-	2	0.5	-	0.03	0.015	0.06	-
	ME3	14-23	11-15	2.7-5	0.5-3	2-5	3-6	0.25-3	0.5-4	-	-	0.1	-	-	-
鍛造	Inconel 718	-	19	3	-	0.5	0.9	5.1	-	-	-	0.04	-	-	18.5Fe, 0.2Mn, 0.2Si
	WASPALOY	13.5	19.5	4.3	-	1.3	3	-	-	-	-	0.05	0.01	0.06	-
	U 720Li	14.6	16.2	3	1.3	2.5	5	-	-	-	-	0.02	0.01	-	-
	TMW-4	26.3	14.9	2.8	1.1	1.9	6.1	-	-	-	-	0.02	0.01	0.03	-



(a) AMDRY962/TMS-82＋　(c) TMS-82＋γ'/TMS-82＋
図9　1100℃，300h 拡散処理後の断面観察

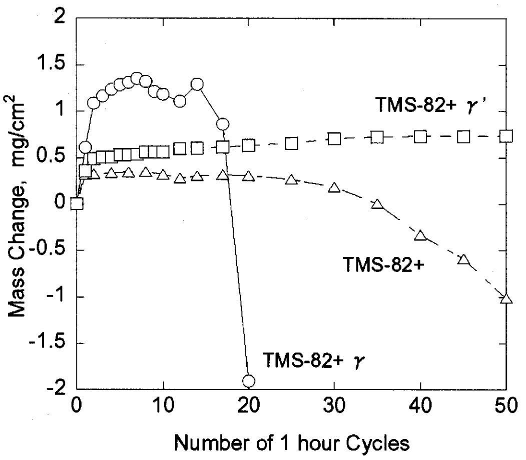


図10　TMS-82＋tie-line 合金の1100℃繰返し酸化特性

図10に示すように，Alをより多く含むγ'相は合金自体よりも耐酸化性に優れているので，耐酸化コーティングとして機能する。さらにAl量の多いB2相を，同様にEQコーティングとして用いることが可能であることも示されており[13]，EQコーティングの概念は今後より広範に利用されるものと期待している。

拡散対を用いたこれらの結果をもとに，米Sulzer Metco社にてEQコーティング材の粉末を作成し，溶射によるコーティング施工を行っており，今後，耐酸化性とともに組織安定性の評価を行う予定である。高価なタービン翼のコーティングの寿命が延長されるだけでなく，リコートが繰り返し可能になれば，エンドユーザーであるエアラインはじめ，発電ガスタービンを使用している電力メーカにおいてもメリットは非常に大きいものと考えられる。

5．タービンディスク用Ni基超合金開発

高圧タービンの高温化に伴って，タービンディスク用超合金にも，例えば700℃以上でも長時間使用できる次世代合金の開発が求められるようになっている。

ディスク用合金は，大きく鋳造/鍛造材と粉末プロセス（P/M）材に分けられる。鋳造／鍛造材としては，Ni_3Nb型のγ"（ダブルガンマプライム）相の析出強化を利用したInconel 718が普及しているが，高温化の観点から，より安定なNi_3Al型γ'相が析出する通常の超合金Waspalloy，Udimet 720などへ移行する傾向にあり，特に，炭素などの微量元素を低下させたUdimet 720Li（LiはLow interstitials）が主流となっている。

P/M材は，鋳造/鍛造材に比べて偏析の少ない均質なディスクが得られることから，高合金化して強度向上させやすいなどのメリットがある。一方で，異物混入などに対する高度の品質管理を要求され，3～4倍のコストアップにつながる。最新の合金として，RRの開発したRR1000，GEの開発したME3などがそれぞれ新エンジンに用いられようとしている。代表的な合金の組成を表2に示す。

一方，国内での高温タービンディスクの開発は，1981-88年の次世代産業基盤技術「高性能結晶制御合金」プロジェクト以来長期間行われておらず，いまだ実用可能な国産材料を有していないのが現状である。タービンディスク材は米国等海外で戦略物質として位置づけられているため，今後海外調達がより困難になることが予想され，国産技術の開発は急を要する。新世紀耐熱材料プロジェクトでは，2005年，図11の開発ターゲットを掲げて，鋳造／鍛造プロセスにて最新のP/W材レベルの強度を有する高温タービンディスク合金の開発を開始した[14]。合金設計には，図12に示すように，Co添加による組織安定性向上（と鍛造性向上）にあわせてTi添加による強度向上をはかる方法を用いている。図13はU720Li（TMW-1）と代表的な試作合金（TMW-4）を，米Special Metalsにて，20kgインゴットからローリング，熱処理したのち，引張り試験を行って得た結果である[15]。試作合金は，同じプロセスを経たU720Liに比べて650℃付近で約70℃の耐用温度向上を示している。ま

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

た，別途行っているクリープ試験においてもP/M材である ME3を超えるクリープ抵抗を示す結果が得られつつある。

現在，100kg レベルのダブルメルト材の作成，パンケーキへの鍛造などを米 Special Metals 社にて行うとともに，2005年度の NEDO の先導調査研究の一環として，三菱マテリアルにて1.5トンのトリプルメルト２本を行い，スケールアップした際のインゴットの性状の解析が行われている。

鋳造/鍛造による高強度 Ni 基超合金は，高温タービンディスクはもとより，高圧コンプレッサー翼，高圧コンプレッサーディスク，シール材などジェットエンジンの多くの部材として使用可能で，それぞれ出力・効率向上への寄与が期待される。また，産業用ガスタービン，ディーゼルエンジンや，将来の700℃超級蒸気タービンの実現など，各種熱機関等の高温化・効率向上に寄与することが期待される。

なお，中・大型タービンディスクの密閉鍛造プロセスには，３～７万トンクラスの鍛造プレスが必要となる[16]。現在国内にはこのような設備がなく，中，大型のディスク材はほとんどすべて輸入に頼らざるを得ない状況である。ジェットエンジンやガスタービン産業のいっそうの活性化のため，大型鍛造設備の早期導入が期待されるところである。

6．高温部材のジェットエンジンへの実用化戦略

新世紀耐熱材料プロジェクトにおいて開発を進めている高温高圧部材の実用化に関して，内外の環境や，それをふまえた実用化戦略について述べたい。その前に，新世紀耐熱材料プロジェクトが高温高圧（あるいは中圧）タービン部材を対象とする理由を挙げるとそれらは，

① 技術的に高度・困難であり，それだけに効率向上などの技術的効果が大きいこと，
② 我が国がこれまで参入できていない領域であること，
③ アフタマーケットでの付加価値が高く，産業界への寄与も大きいこと，
④ 以上から，研究者としてのモチベーションを高く保つことができること，

などである。

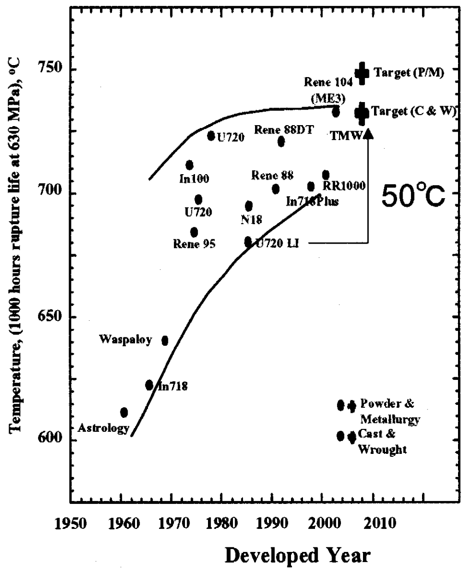


図11 代表的タービンディスク用材料の変遷と新世紀耐熱材料プロジェクトにおける開発ターゲット

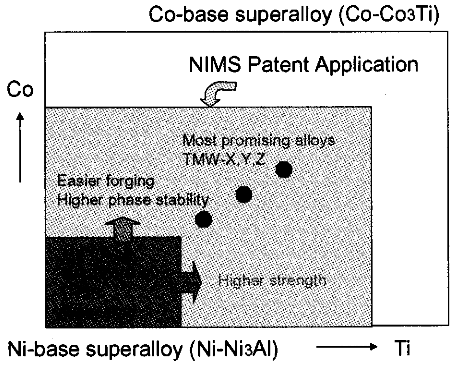


図12 ディスク合金設計の考え方

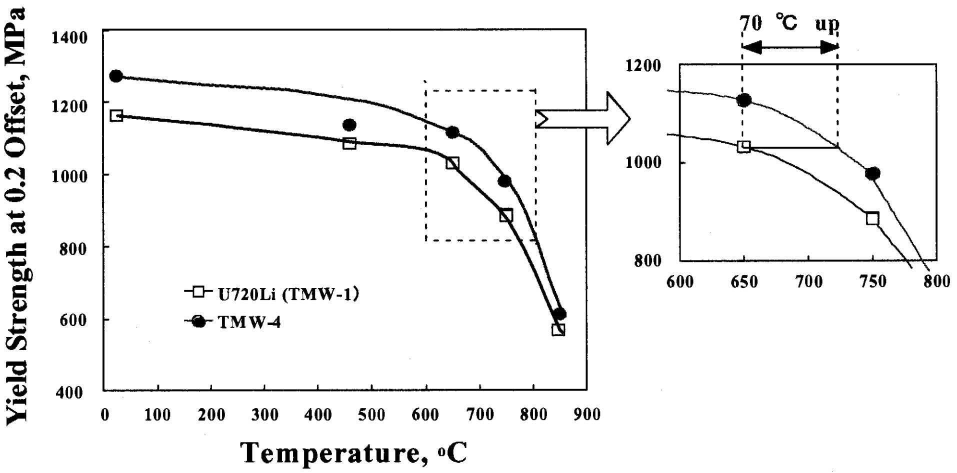


図13 U720Li（TMW-1）と開発合金（TMW-4）の引張り試験結果の比較

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

また，新世紀耐熱材料プロジェクトの研究開発・成果普及のスタンスとしては，

① 新しいコンセプトを提示する，
② 特許など知的所有権を国内・海外で確保する，
③ 成果は国内のみならず海外でも広く普及させ，資源節約，CO_2削減などの世界貢献を果たす，
④ 物材機構中期計画（第二期中期計画2006-10年度）に基づき，マイルストーンを明確にして具体的成果を得る，

などが挙げられる。

次に，開発材料の実用化の際の内外の環境を比較する。民間機エンジンに関しては，国内重工メーカーは，JV（ジョイントベンチャー），RSP（リスクシェアパートナーシップ）などの形態で海外のエンジンメーカと協力関係にある。ただしいずれにおいても，エンジンの心臓部である高温高圧（あるいは中圧）タービンへの参入は果たせていない。また，エンジン開発プロジェクトとしては，エコエンジンプロジェクトとして要素研究が開始されており，将来の純国産エンジン開発，実用化が期待されている。しかし，開発後の具体的実用化計画（機体・機種）がまだ明確になっていないため，現段階では開発材料が実用化されるという確信を持ちにくい。このように，国内ではこれまで，海外をリードする高温高圧部材が開発されてもタイミング良く実用化する機会に恵まれてこなかった。

しかし，新しい動きとして，本田技研のビジネスジェットおよびHF118エンジン開発が完全自社開発されて注目を集めている。また，防衛庁関係の新エンジン開発や既存エンジン改良なども開発材料実用化の機会として今後に期待されるところである。

一方，海外に目を転じると，2，3年ごとに新エンジンまたは派生型エンジンの開発があり，開発材料実用化のチャンスが豊富にある。また，対象機体・機種，実用化時期などが明確で，材料研究開発のモチベーションを常に高く保つことができる状況にある。

このような状況をふまえて，新世紀耐熱材料プロジェクトでの開発材料の実用化にあたっては，国内メーカとの連携を十分とりつつも，並行して海外エンジンメーカへの材料提供の可能性を探り，積極的に海外展開を図る方針である。海外の商用エンジンに実用化することにより，整備，補修などのアフタマーケットを含めて実機エンジン部材としての実績を積み，国内エンジン開発が現実的な段階に入るときにタイムリーに材料提供できる状況を作りたいと考えているところである。

7．まとめ

本稿ではジェットエンジンの高温タービン部材としてのNi基超合金やコーティングの開発の現状を，新世紀耐熱材料プロジェクトの最新の成果を中心に，海外技術とも比較しながら紹介した。これらの研究は，新世紀耐熱材料プロジェクト第2期（2006-10年度）に引継がれ，国内・海外メーカーとの協力により実用化に向けて展開される計画となっている。

化石燃料の節約，CO_2削減，地球温暖化防止など，地球規模での問題解決のために，ジェットエンジンをはじめとするガスタービン機関はじめ各種熱機関のいっそうの高性能化が求められている。その達成のため高温タービン部材，特にNi基超合金部材の耐用温度向上に対する期待は大きい。今後材料研究とエンジン設計研究の連携・協力が従来にも増して密接に行われ，国産の新開発材料が有効に利用されて，ジェットエンジンやガスタービンの高効率化による地球環境保全はもとより，国内産業の国際競争力向上にも大いに寄与することを期待するものである。

謝　辞

新世紀耐熱材料プロジェクト推進にご協力いただいている共同研究機関の研究者各位ならびに物材機構，超耐熱材料センターのメンバーに心より謝意を表します。

参考文献

(1) 新世紀耐熱材料プロジェクトホームページ，http://sakimori.nims.go.jp/
(2) GE社ホームページ，http://www.geae.com/engines/index.html
(3) ロールスロイス社ホームページ，http://www.rolls-royce.com/civil_aerospace/
(4) 原田広史，横川忠晴：まてりあ，Vol.42，No.9（2003），p.621.
(5) K. S. O'hara, W. S. Walston, E. W. Ross and R. Darolia: U. S. Patent 5, 482, 789A (1996).
(6) P. Caron: Superalloys 2000, Edited by T. M. Pollock, et. al. TMS (The Minerals, Metals & Materials Society), p.737.
(7) Y. Koizumi, T. Kobayashi, T. Yokokawa, H. Harada, "High Temperature Materials 2001", May 31- June 2, 2001.
(8) J. X. Zhang, T. Murakumo, Y. Koizumi, T. Kobayashi, H. Harada, S. Masaki, JR: Mat. and Mat. Trans. A, Vol.33A (2002), p.3741.
(9) 小泉裕，張建新，小林敏治，横川忠晴，原田広史，青木祥宏，荒井幹也：日本金属学会誌，第68巻，第3号（2004），p.206.
(10) 佐藤彰洋，原田広史，小林敏治，張建新，村雲岳郎，横川忠晴：日本金属学会誌，第70巻，第2号（2006），p.196.
(11) T. Natira, S. Hayashi, H. Yukawa, M. Noguchi, M. Miyasaki: U. S. patent 6830827(2004).
(12) A. Sato, K. Kawagishi, H. Harada: Met. Mat. Trans. 37A, Vol.3, (2006), p.789.
(13) 川岸京子，佐藤彰洋，原田広史：日本金属学会誌，第70巻，第2号（2006），p.188.
(14) 谷月峰ほか（物材機構），投稿中.
(15) 崔傳勇ほか（物材機構），投稿中.
(16) 新エネルギー・産業技術総合開発機構（委託先：財団法人素形材センター），平成14年度調査報告書，超大型鍛造用プレス機を利用した革新的部材開発に関する調査研究報告書（平成15年3月）.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

特集：国産ジェットエンジンの新展開

極超音速予冷ターボジェットエンジンの開発研究

佐藤　哲也[*1]　SATO Tetsuya
田口　秀之[*2]　TAGUCHI Hideyuki

キーワード：予冷ターボジェットエンジン、空気予冷却、宇宙往還機用、極超音速機用
Precooled Turbojet Engine, Precooling, Space Plane, Hypersonic Transportation

1．はじめに

将来型宇宙輸送機として，コスト，安全性，信頼性，運用性の面で優れている完全再使用型二段式スペースプレーン（TSTO：Two Stage To Orbit，図１左）を提案し，鍵技術である液体水素を燃料とした極超音速予冷ターボジェットエンジンの研究開発を進めている。また，宇宙航空研究開発機構（JAXA）の長期ビジョンとして「マッハ５クラスの極超音速実験機の開発」が示され，本エンジンを極超音速航空機用（図１右）として利用することも計画されている。

ジェットエンジンの飛行領域を極超音速域まで拡大した場合，最大の技術課題は，主流空気の高温化への対応である。マッハ６で飛行した場合，主流全温は1,670Kに到達し，金属製の圧縮機では耐えられない上，燃焼室内での燃焼生成物の解離が激しくなり，推進エネルギを取り出しにくくなる。そこで，燃料である液体水素の低温側のエネルギを活用する空気予冷却器（プリクーラ）を搭載した予冷ターボジェットを提案した。

1988年より，JAXA（当時の宇宙科学研究所）では，推力５kN級のエキスパンダサイクルATRエンジン（ATREX）の開発研究を実施し，地上燃焼試験による予冷サイクルの実証および極超音速可変要素（エアインテーク，ノズル）の基盤技術蓄積を進めてきた。これを反映して，現在は，高空高速環境下でのエンジンの実証を目標とした小型エンジン（Ｓエンジン）の開発研究へとフェイズアップしている。ここでは，ATREXおよびＳエンジンの研究状況と今後の計画について述べる。

図１　二段式スペースプレーンと極超音速航空機

原稿受付　2006年３月24日
＊1　宇宙航空研究開発機構　総合技術研究本部
航空エンジン技術開発センター
〒182-8522　東京都調布市深大寺東町７－44－１
＊2　宇宙航空研究開発機構　航空プログラムグループ
超音速機チーム

2．空気予冷サイクル

ジェットエンジンの基本サイクルであるブレイトンサイクルでは，空気の圧縮に必要な仕事が空気密度に反比例するため，予冷却によって空気密度を増加させ，圧縮仕事を低減することができる。特に，液体水素を燃料とするエンジンでは，液体水素の低温度，高熱容量という冷却剤としての優れた性質によって，空気の大幅な冷却・高密度化が可能である。この液体水素と空気との熱交換を行う装置を空気予冷却器（プリクーラ）と呼ぶ。

原理的には，液体水素によって，空気を液化温度まで冷却できるが，熱効率の面からは当量比1付近で作動させることが望ましい。このときの空気温度は，ほぼ160Kとなり，密度は約２倍，圧縮仕事は半分程度に抑えることができる（地上静止状態の場合）。

図２に理想的な予冷ブレイトンサイクル（011'2'3'4'5'6'7'0）と非予冷サイクル（012345670）のTS線図を示す。以下に単純な解析（空気と燃焼ガスの定圧比熱が等しいという仮定をおく）により，予冷却の効果を示す。

予冷サイクルでは圧縮機入口での空気密度が上がるため，非予冷サイクルに比べて同じ大きさの圧縮機仕事で，より高い燃焼室圧力を達成できる。それぞれのサイクル

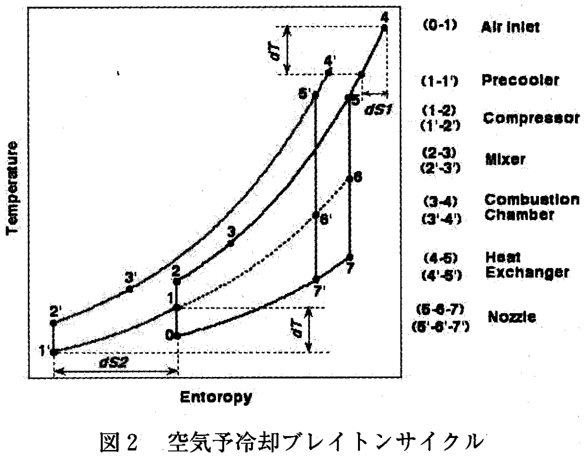


図２　空気予冷却ブレイトンサイクル

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

の熱効率をη_{th}, η'_{th}とするとその比は式(1)のように示される[1]。

$$\frac{\eta'_{th}}{\eta_{th}} = 1 + \frac{\left(\dfrac{\tau_B/\tau_I + 1}{\tau_B + 1}\right)}{(\tau_F/\tau_{PC} - 1)} \qquad (1)$$

ここで,

$\tau_B \equiv (T_4 - T_3)/T_0 = (T_4' - T_3')/T_0$, $\tau_I \equiv T_1/T_0$,

$\tau_F \equiv T_2/T_1$, $\tau_{PC} \equiv (T_1 - T_1')/T_1$

(1)式の右辺第2項は正の値であるから(負の値になる条件は$T_2 < T_1$となりありえない),空気予冷却によって熱効率は増加し,その度合いはτ_{PC}が大きくなる程(予冷却によって温度が下がるほど)大きい。また,インテークによる全温の上昇(τ_I),圧縮機の全温比(τ_F)が小さいほど予冷却による熱効率の増加が大きく,低速飛行時に圧縮機圧力比の小さいエンジンにおいて予冷却が有利であることを示している。

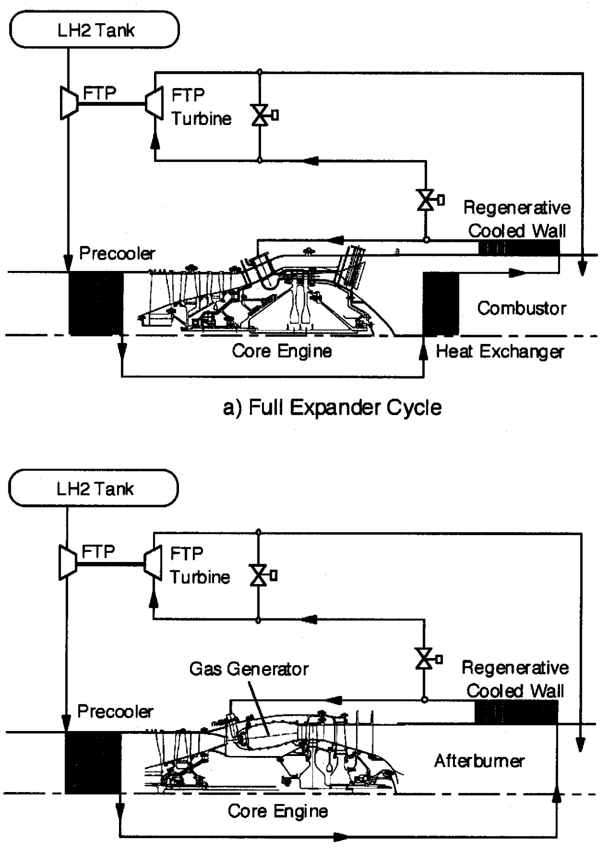


図3 エキスパンダATRと予冷ターボサイクル

図3に,2種類の予冷エンジンのフロー図を示す。元々のATREXエンジンは,制御性の簡便さから,燃焼室がひとつであるエキスパンダサイクル(図3上)を採用した。ATREXでは,燃料ターボポンプとコアエンジンのタービンは,プリクーラ,内部熱交換器,燃焼室の再生冷却壁という3つの熱交換器によって再生加熱された水素ガスのエネルギによって駆動される。エンジン性能は,タービン入口温度に依存し,当初は炭素/炭素複合材料(C/C)製熱交換器による高温化(目標温度1,700K)を想定していた。しかしながら,現地点ではC/C材料の技術が未成熟で,熱交換器に使用できる目処がたっていない。そこで,エンジンサイクルを見直すため,遺伝的アルゴリズムを用いた最適化解析を実施した。解析の一例を図4に示す。最も性能の良い予冷ターボサイクル(図3下)を新規開発の実証用小型極超音速ターボジェット(Sエンジン)のサイクルに選定した。このサイクルでは,主燃焼器(Gas Generator)とアフターバーナの2つの燃焼室をもち,燃料ターボポンプのタービンのみが再生加熱された水素エネルギで駆動され,圧縮機タービンは,主燃焼器による燃焼ガスによって駆動される。

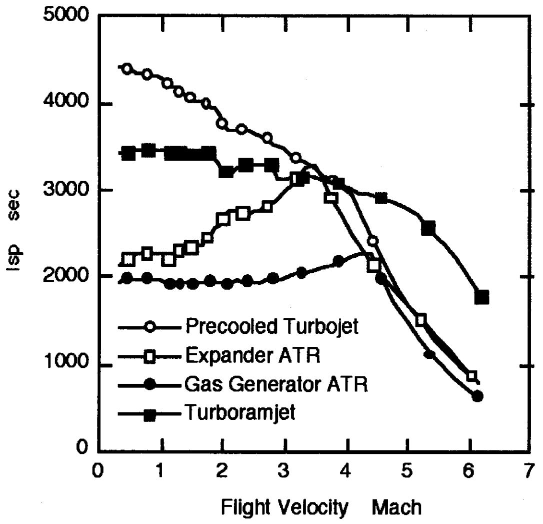


図4 各種TBCCエンジンの比推力の比較

3. ATREXエンジンの開発研究

ATREXエンジンの開発研究として,約15年間にわたり,地上システム燃焼試験,極超音速要素風洞試験,炭素/炭素複合材料の適用研究,システム検討を実施した。詳細は,参考文献[2]を参照されたい。ここでは,地上システム燃焼試験について述べる。

供試エンジン"ATREX-500"(図5)は,ファン入口直径30cm,長さ5m,推力5kN級で,可変エアインテークと可変ノズルは搭載されていない。チップタービン形式を採用し,軸受け部には無潤滑,無冷却構造のセラミックベアリングを使用した。基礎研究によって開発された要素を段階的にエンジン組み込み,合計67回,3,640秒間の燃焼試験を行い,最大推力4.8kN,最大比推力15.0kN-sec/kgを達成した。本試験によって,予冷サイクルを実証し,エンジン運転方法,起動制御方法を確立するとともに,ミキサー,ラム燃焼器,内部熱交換器,再生冷却型燃焼器,プリクーラ等の要素性能,機

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

能を実証した。後半は，ATREX の特徴とも言えるプリクーラの開発に重点がおかれ，計3基のプリクーラが製作，試験された。プリクーラは，外径2mm，肉厚0.15mm のステンレス管を13,000本以上環状に束ねた，シェル-アンド-チューブ型熱交換器であるが，ファン入口温度を180K まで下げることによって，エンジンの推力，比推力をそれぞれ1.8倍，1.2倍に増加することを実証した（図6）。近年は，プリクーラチューブ表面での着霜防止を目的とした研究を行い，液体酸素やメタノールを吸い込んだ空気に混入する方法を提案し，着霜量を80%以上軽減した。

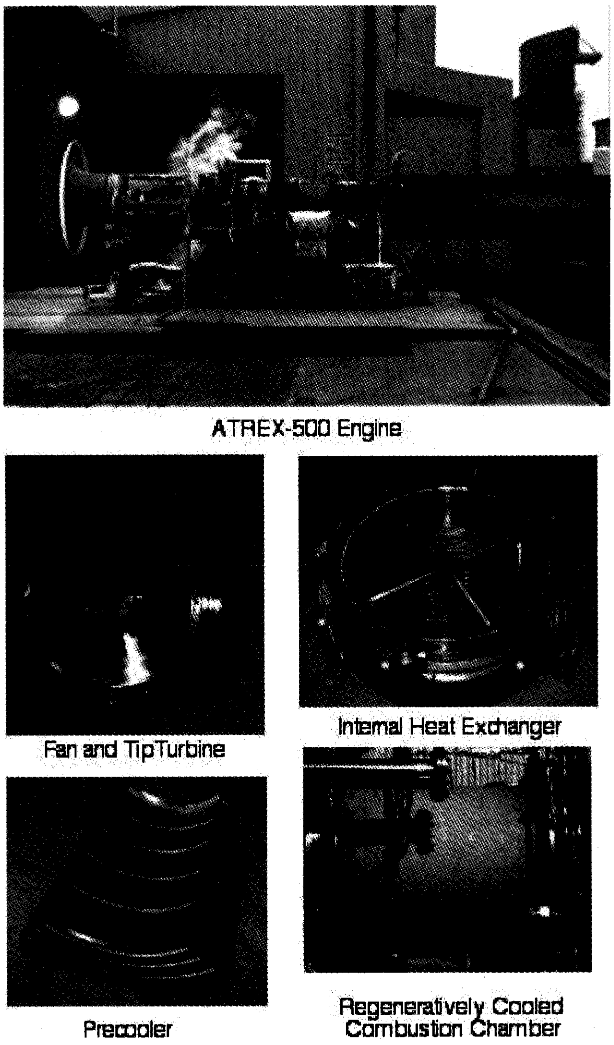


図5　ATREX-500エンジン

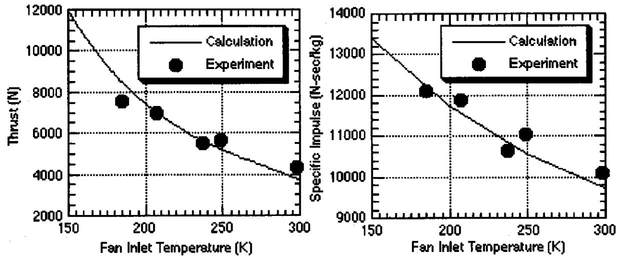


図6　予冷却によるエンジン推力，比推力の向上

4．実証用予冷ターボジェットエンジンの開発研究

4.1　システム概要

次のステップとして，実飛行環境における技術実証を目的とした小型予冷ターボジェットエンジン（Sエンジン）の開発を行なっている[3),4)]。Sエンジンの主要諸元を ATREX と比較して，表1に示す。図7に示すように，エンジンは断面23x23cm の矩形形状で，長さ2.4m，軽量化後の最終重量は100kg，推重比1以上を目標としている。コアエンジン部は円筒形であるため，前後の矩形要素とはS字型の丸角変換ダクトで繋がれる。Sエンジンでは，熱流体的なパラメタを実機エンジンとあわせているため，例えば，プリクーラ等の熱交換器の形状や燃焼室の長さ等の幾何学的寸法形状は相似にはならない。また，圧縮機は斜流型を採用しており，軸流型に比べて相対的に断面積が大きくなる。その結果，Sエンジンでは，エアインテークの正面面積は，プリクーラ以後の正面面積の1/2となり，エンジンの半分は，抵抗を減らすため機体に埋め込むような設計となっている。

また，Sエンジンは将来の極超音速の飛行試験にも対応するため，重量の軽減や加速条件での制御，熱的な管理をも念頭においた設計を行っている。エンジン要素のサイジングには，新規開発した包括型エンジン最適化ツールを用い，基本設計には3次元 CAD システムを用いることによって，重量管理を同時に行っている。

図8に開発スケジュールを示す。2004年度よりエンジ

表1　ATREX とSエンジンの比較

		ATREX-500 Engine	S-Engine (Design)
Engine System			
Engine Length	m	5.00	2.40
Engine Width, Height	m	0.70	0.23
Air Flow Rate	kg/sec	7.2	1.1
Fuel Flow Rate	kg/sec	0.30	0.06
Thrust	kN	4.5	1.2
Specific Impulse	sec	1,533	2,065
Compressor			
Type	-	two-stage, axial	single-stage, diagonal
Tip Diameter	m	0.30	0.10
Rotational Speed	rpm	17,800	80,000
Pressure Ratio	-	1.56	6.00
Efficiency	%	83	81
Material	-	Ti-alloy	Ti-alloy
Turbine			
Type	-	three-stage, impulse	single-stage, reaction
Driving Gas	-	hydrogen	combustion gas
Pressure Ratio	-	5.0	2.5
Efficiency	%	39	83
Turbine Inlet Temperature	K	650	1,223
Material	-	Ti-alloy	Inco
Precooler (ATREX-500: Type-III)			
Heat exchange area	m^2	44.4	2.64
Number of Tubes	-	13,464	1,296
Tube Diameter	mm	2	2
Heat Exchange	kW	1,315	120
Material	-	stainless steel	stainless steel
Inner Heat Exchanger (ATREX-500: Type-III)			
Heat Exchange Area	m^2	1.82	-
Number of Tubes	-	60	-
Heat Exchange	kW	1,500	-
Material	-	stainless steel	-
Regeneratively Cooled Chamber			
Gas Temperature	K	2,370	2,073
Heat Exchange Area	m^2	0.75	0.33
Heat Exchange	kW	676	230
Material	-	Inco	Inco

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

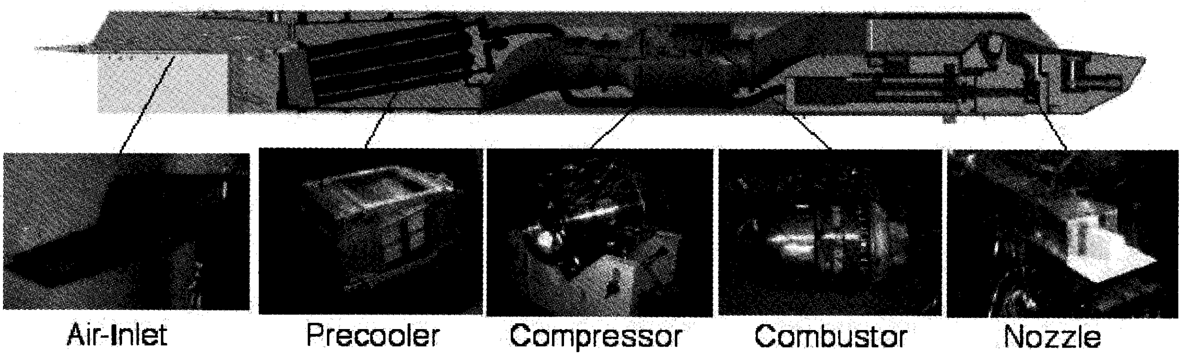


図7　小型予冷ターボジェットエンジン（Sエンジン）

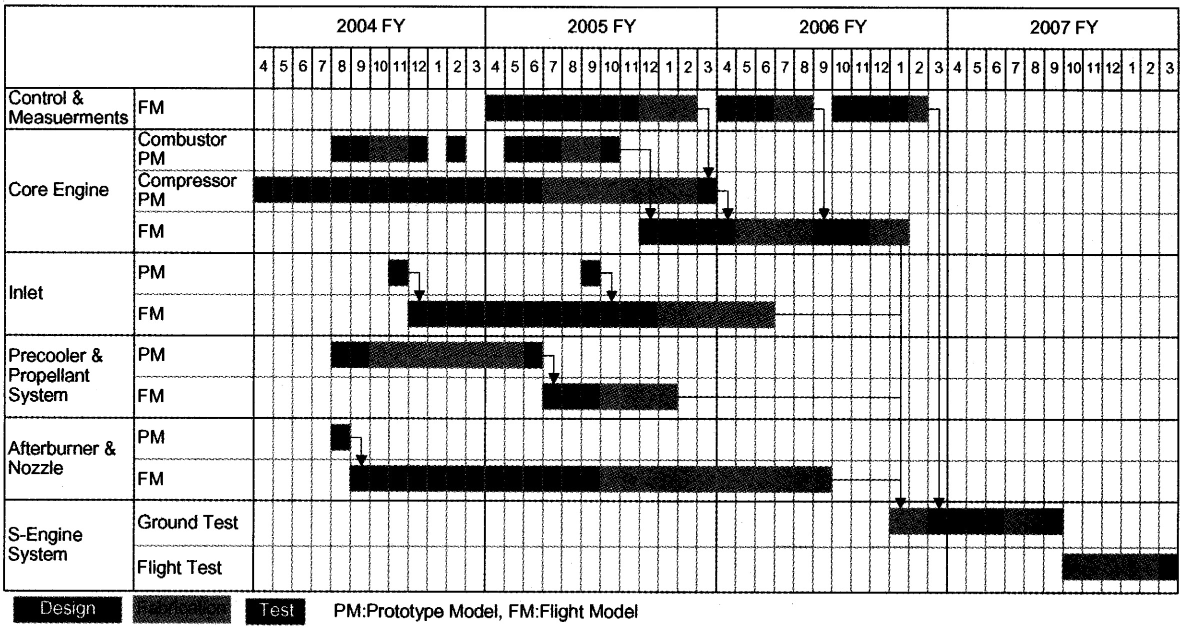


図8　極超音速予冷ターボエンジンの開発スケジュール（案）

ンの主要要素の設計製作を開始し，2006年度には地上システム燃焼試験に，2007～2008年度には気球落下型のMach 2飛行試験（後述）に供する計画である。その後，複合材料を適用することにより，エンジンの耐熱，軽量化を図り，2012年度には，JAXAの角田ラムジェット試験設備（RJTF）において，Mach 5環境下でのシステム実証試験を実施する計画である。以下に，各要素の開発状況について示す。

4.2　エアインテーク

エアインテークは，軸対称と矩形を比較し，小型でもスロート高さを比較的高くすることのできる矩形を選んだ。この形状は，入口/スロート面積比（Contraction Ratio）を容易に変化させやすく，全圧回復率も高いという利点をもつ。重量面でも比較したが，このサイズでは，駆動機構を含めるとほぼ同じであった。2つのランプを繋ぐリンク機構によって，形状変更時の駆動力をキャンセルできる構造となっている。入口断面は幅230mm，高さ75mm，スロート高さは38mm（地上静止）から6 mm（Mach 6）まで変化する。模型が小さくレイノルズ数が小さいため，大型のものと比べて全圧回復率が低いが，CFDによって設計された内部流路形状を風洞試験の結果を反映して改良した結果，Mach 5条件で全圧回復率21.7%を達成した（システム要求値は，15.8%以上）。また，気球落下型飛行試験を念頭におき，遷音速流中での性能取得およびバズに関する調査を行い，フライトモデルの設計を完了した。その他，高マッハ数飛行時における耐熱対策，機体との干渉を含めた性能解析を行っている。

4.3　プリクーラ

プリクーラはエアインテークと合わせて，矩形形状のシェル-アンド-チューブ型の熱交換器を新規設計した。ATREXのプリクーラ開発の経験を活かした設計となっており，外径2 mm，肉厚0.15mmの1,296本のSUS316Lのチューブから構成され，片端を曲げることによって，蝋付け箇所を減らしている。チューブ間隔はATREXのプリクーラより広い2 mmとし，試験時間内での着霜

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

による致命的な問題を回避した。2005年度に飛行試験用モデルの製作が完了し，JAXA 能代多目的実験場において，推薬供給系を含めた実液（液体水素）試験を実施した。プリクーラ出口面における，温度分布を図９に示す。温度ディストーションが最大40Kと多少大きいものの総熱交換量（115kW）および空気側，冷媒側圧損（それぞれ，４%と６%）ともエンジンシステム要求を満足した。今後の課題として，高マッハ数飛行時に生じるホットスポットへの対策とＳダクトの流路設計を実施する。

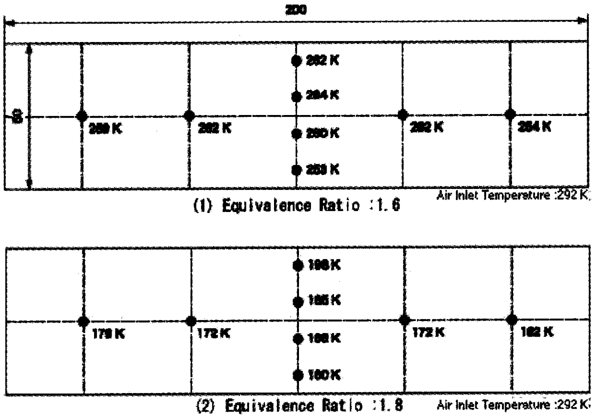


図９　プリクーラ出口温度分布

4.4 コアエンジン

Ｓエンジン用の圧縮機は，設計空気流量が１kg/s と小さく，高圧力比でかつ直径をあまり大きくとれないという制約をもつ。そこで実機で想定している多段軸流圧縮機とは異なる単段斜流圧縮機を選択した。図10にCFD により設計，解析された動翼列を示す。翼列内での剥離を押さえるためにスプリッタを配した。CFD の解析予測値は，圧力比６，断熱効率81%である。2005年度に一次試作モデルの製作を完了した。動翼列の前方に配置した小型モータによって始動し，現在，Mach 2飛行試験に対応した高々度環境における回転試験を実施中である。タービンに関しては，翼列設計，概念設計を終了した段階である。

燃焼器も同様に長さの制限があるため，逆流式のアニュラ型燃焼器にラジアルタイプの予混合器を導入し，短縮化を図った（図11)。2005年度には，実際の飛行環境を模擬した主流条件下で，水素ガスを用いた燃焼試験を実施した。図12に，試作モデルの試験結果（燃焼による温度上昇）を示す。全飛行領域において燃焼効率は設計値を概ね満足することを確認した。また，圧力損失特性や構造，機能面に関しても，問題はなかった。今後は，減肉設計による軽量化，圧縮機マップデータの取得ならびに圧縮機，タービン，燃焼器を組み合わせたコアエンジンの製作，試験を行う予定である。

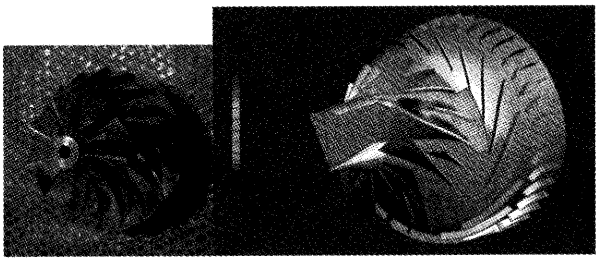


図10　圧縮機動翼列

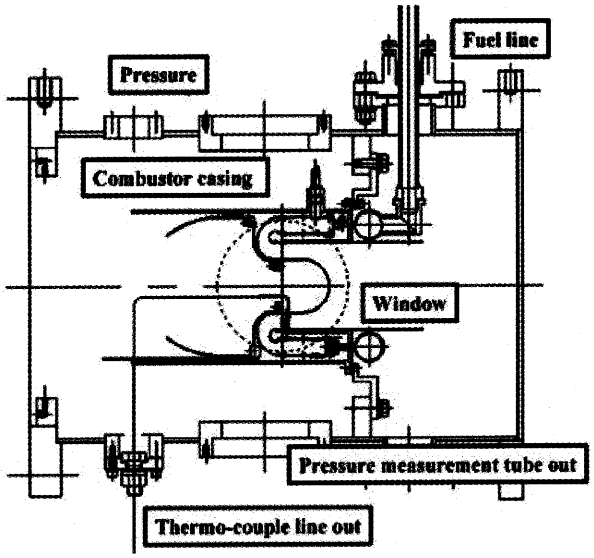


図11　逆流燃焼器試作模型

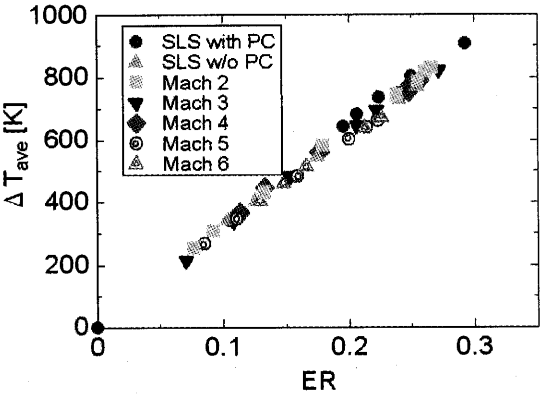


図12　逆流燃焼器の燃焼性能

4.5 アフターバーナ，ノズル

コアエンジンの後方には，Ｓ字ダクトを介して，アフターバーナと矩形プラグノズルが配置される。ノズルスロート面積は，飛行マッハ数に応じて，ランプを電動モータで駆動し，調整される。アフターバーナとノズル内部は，最高で2,100Ｋの燃焼ガスに曝されるため，燃料水素で冷却するための通路が配置され，先端部には複合材料を用いている。飛行試験時には，高々230kW の加熱量なので，60g/sec の水素ガスでノズルの壁面を1,150Ｋ以下に保つことができる。供給された水素ガス

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

はアフターバーナで空気リッチの燃焼ガス中に噴射され，燃焼する。これまでに，水冷式のプロトタイプモデルの燃焼試験を実施し，熱流体的な性能を確認し，2005年度には，ラム燃焼器と組み合わせた可変形状の再生冷却型ノズルの設計を完了した。また，機体を含めたノズル内部流のCFD解析により，カウル，側壁の形状の改良検討を行っている。再生冷却構造の製作技術，重量軽減，高温下での駆動機構の冷却手法等が技術課題である。

5．気球落下型飛行試験（BOV）によるSエンジンの飛行実証

Sエンジンの実飛行環境データ（Mach 1～2）を取得するために，大気球（B-300）を用いた飛行試験（BOV：Balloon-based Operation Vehicle）を計画している[5]。BOVとは，気球から機体を落下させ，ガスジェットと可動尾翼を用いて，自由落下時の空気力をキャンセルすることにより，30秒間以上の微小重力実験を実現することを目的とした機体である。このシステムを利用して，Sエンジンの飛行試験を行う。機体は，CFRP製で，およそ長さ5m，直径0.55m，総質量500kgである（図13）。図14にBOVの飛行軌道を示す。Sエンジンは機体の腹面に取り付けられ，落下後加速し，動圧が高くなったところで，着火，起動し，最高マッハ数2まで加速した後，エンジンを停止し，パラシュートで減速し，洋上回収する。現在，機体にエンジンを組み込んだ形状の数値解析，風洞試験を実施し，最終的な形状を決定する段階である。この試験で，エンジンの性能データ取得の他，推力最適化のための空気取入口，コアエンジン，ノズルの連動制御則の実証，飛行試験技術の構築を行う。BOVは，2006年5月に第1号機（Sエンジン非搭載）を試験し，合計4機試験する計画である（Sエンジンの試験機は，3号機を想定）。BOV試験終了の後には，本システムを発展させ，機体フライバックの実証やより速い速度でのエンジン実証を目的とした飛行試験を実施したいと考えている。

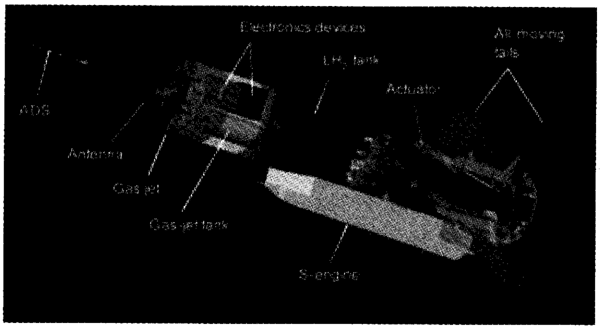


図13　気球落下型飛行試験機（BOV）

6．あとがき

将来の宇宙，航空輸送の鍵技術である，極超音速予冷ターボジェットエンジンの開発研究状況について概説した。水素燃料エンジン，空気予冷却，複合材料，高速気流の制御等の基盤技術は，工学的，産業的な派生効果が期待できる。

この様な大型システムは一朝一夕に構築できるものではなく，諸外国との競争と協力の中で積み重ねていくものである。空気予冷エンジンに関しては，目下欧米をリードしており，今後もフロントランナーを目指して，挑戦的かつ着実に研究を進めていくことが重要である。大学，産業界との強い連携が必要と考えており，ご支援，ご協力をお願いしたい。

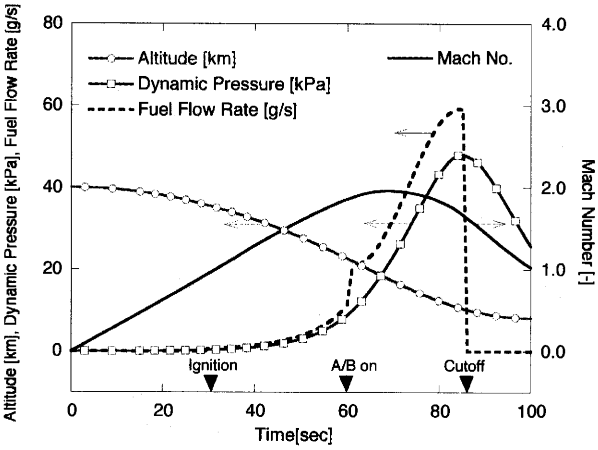


図14　BOVにおける軌道

謝　辞

本記事の作成にあたり，JAXA宇宙科学研究本部の橋本樹明氏，澤井秀次郎氏，本郷素行氏，総合技術研究本部の正木大作氏，藤田和央氏，小林弘明氏，岡井敬一氏，小島孝之氏のご協力を頂きました。お礼申し上げます。

参考文献

(1) 棚次亘弘他，ATREXエンジンを用いた2段式スペースプレーンの開発研究提案書，宇宙科学研究所（1998）.
(2) 棚次亘弘他，ATREXエンジンの研究開発，宇宙科学研究所報告 特集 第46号（2003）.
(3) Taguchi, H. et al,. Design Study on a Small Pre-cooled Turbojet Engine for Flight Experiment, AIAA Paper 2005-3419 (2005).
(4) Sato, T. et al., Development study of Mach 6 Turbojet Engine with Air-Precooling, Journal of the British Interplanetary Society, Vol. 58, No. 7/8, pp.231-240 (2005).
(5) Fujita, K. et al., Precooled Turbojet Engine Flight Experiment Using Balloon-Based Operation Vehicle, 56th International Astronautical Congress, IAC-05-C4.5.01 (2005).

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

軸流圧縮機でのアクティブストール制御の研究
第1報：あるストール警報手法
Active Stall Control on an Axial Flow Compressor
Part 1: A Stall Warning Technique

太原 信之[*1] TAHARA Nobuyuki
太田 有[*2] OHTA Yutaka
中島 卓郎[*1] NAKAJIMA Takurou
黒崎 正大[*3] KUROSAKI Masahiro
大田 英輔[*2] OUTA Eisuke

Abstract

This paper studies the stall warning technology for active stall control which explores the possibility of reducing current excessive stall margin requirement for compressor design based on accumulation of the worst case scenario. In order to obtain early and secure warning, a unique scheme which provides stall-risk index was developed based on pressure signals by high response transducers on the casing wall at a location of the rotor leading edge. The index is generated by computing correlation of pressure time histories of current and one previous revolution over each blade pitch. Tests on the low-speed, single-stage research compressor exhibited remarkable deterioration of the correlation value with proximity to stall sufficiently in advance of so-called spike inception. Extensive experiments showed that degree of the index deterioration depends on various factors such as flow coefficient, tip clearance and rotor incidence. In order to provide reliable stall warning in practical application, these effects must be carefully examined.

Key words：圧縮機，ストール，ティップクリアランス，漏れ渦，インレットディストーション
Compressor, Stall, Tip clearance, Leakage vortex, Inlet distortion

1．緒言

ガスタービンの圧縮機にはハードウェア劣化，加速燃料供給，インレットディストーションなどの諸要因が重なっても旋回失速あるいはサージ（以下，あわせてストールという）をおこすことのないよう設計段階で大きなマージン要求がある反面，圧縮機性能は十分に生かされてないと言える。アクティブストール制御は制御技術により圧縮機の低流量側への大幅な作動領域拡大を目指すブレークスルー技術であり，Epstein[(1)]らによる提案以来，欧米を中心として理論的，実験的研究が精力的に行われてきた。この適用により，設計点での大幅な効率改善のみならず始動或いは加速時におけるストールリスク低減が期待できる。アクティブストール制御にはストール警報及びストール抑制の2つの技術課題があるが，著者らはストール警報について動翼端まわり流れのミクロ的検討から，ストール抑制についてはシステム安定化のマクロ的見地からアプローチし，低速単段軸流圧縮機でアクティブストール制御実現の可能性を見出した。本論文は2部構成であり，この第1報ではストール警報技術として独自のストール危険指数を使った手法を紹介する。

原稿受付 2005年4月11日
校閲完了 2006年1月20日
＊1 石川島播磨重工業㈱ 航空宇宙事業本部
〒135-8710 東京都江東区豊洲三丁目1番1号
＊2 早稲田大学理工学部機械工学科
＊3 石川工業高等専門学校

記号

C_R	動翼のコード長	m
P	静圧	kPa
R	相関パラメータ	-
t	時間	sec
T_{rev}	ロータ回転時間	sec
U	動翼端速度	m/sec
ρ	空気密度	kg/m^3
ϕ	空気流量係数	-
ψ	圧力上昇係数 (出口静圧－入口全圧)/$1/2\rho U^2$	-
τ	遅延時間（ロータ回転時間にとる）	sec

補助記号

av	1翼間平均
n	対象とするサンプリングポイント
n-1	対象とするサンプリングポイントの1周前

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

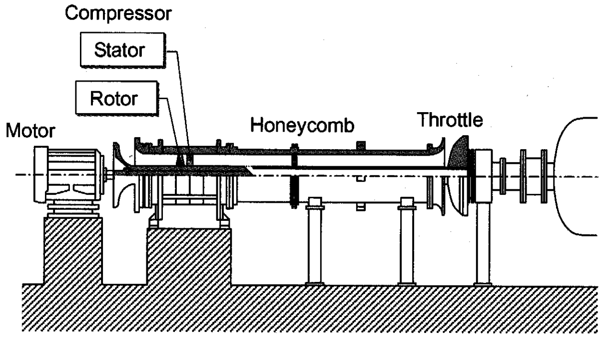


図１　試験装置

表１　試験圧縮機の設計諸元

Article	Specification
Diameter of rotor	130.0mm
Diameter of rotor hub	80.0mm
Number of rotor blades	12
Chord of rotor blade	30.0mm
Number of stator blades	15
Chord of stator blades	24.5mm
Airfoil configuration	NACA65
Rotational speed	12,000rpm
Airflow rate	0.37kg/s
Pressure rise	1.48kPa {151mmAq}

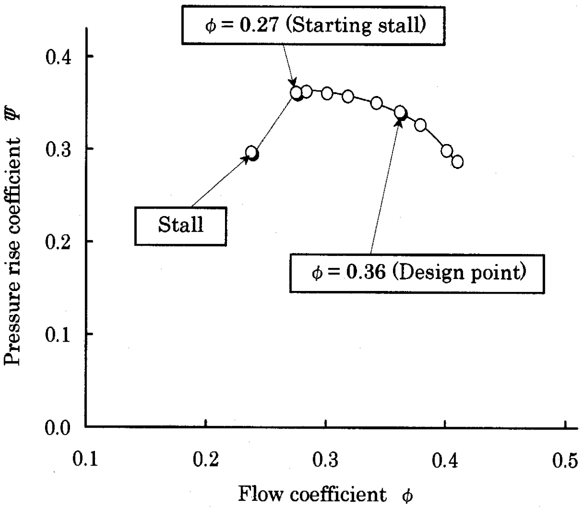


図２　試験圧縮機の流量圧力特性

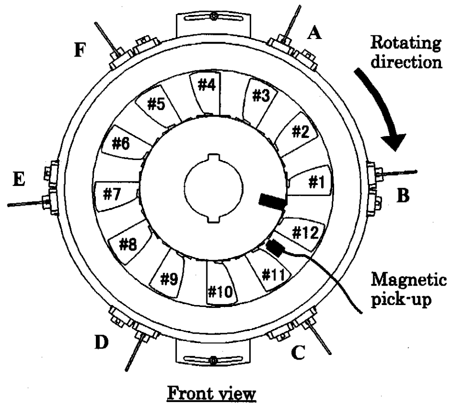


図３　試験圧縮機前景

2．試験装置

著者らの圧縮機は３相誘導電動機により駆動する，亜音速の動翼端速度をもつ低速軸流機である（以下，試験圧縮機という）。高速高負荷圧縮機を使った航空用ガスタービンにおいても始動時に発生するストールの実際問題があることから，圧縮機速度にかかわる流体の圧縮性はストールの必要条件とは考えられないため，アクティブストール制御の基礎研究に低速圧縮機を使用しても有効と判断した。本試験装置は平行通路をもつ同一段の繰り返しにより３段までの拡張が可能であるが，ストール警報技術の焦点であるスパイク型ストール予兆は局所的な原因により多段圧縮機においても特定の段で発生することが知られているので[2]，単段形態で研究を行った。試験装置の全体を図１に，流量圧力特性を図２に，設計諸元を表１に，圧力センサの周方向位置（Ａ～Ｆ）を図３に示す。

3．ストール危険指数の開発

3.1　動翼まわりの流れ

代表的なストール予兆として，翼間幅をもち回復不能なストールの数回転前に突然現れるスパイク型とストールの数十から100回転以上前から現れる長周期のモーダル型が知られており，それらの出現は圧縮機の設計および作動条件により異なる[3],[4],[5]。特にスパイク型予兆はこれを捉えてもストール抑制操作が間に合わないことから，これへの対応がアクティブストール制御の事実上の課題となっている。試験圧縮機も図４のようにスパイク型予兆を示すが，ストール警報技術の開発にあたり筆者らはスパイク型予兆そのものの認識では遅すぎると考え，その出現以前に変化する確実なストール危険指数の開発を焦点にした。

スパイク型予兆はティップリークなどの動翼端での流れに要因があることが指摘されている[2]。第２報[6]で述べるようにシステム安定性の見地からも動翼端の全圧損失の急激な増加がストール発生にクリティカルと考えられるため，動翼端付近の流れに特徴的な変化が現れることを期待して，図５のように試験圧縮機のケーシング壁面に高応答圧力センサを埋め込み，動翼まわりの流れを観察した。図６に示す圧力コンターにおいて，翼間に翼負圧面のリーディングエッジ近傍を起点としたトラフが存在し，流量低下にともないその向きが周方向にシフトし，ストール直前には隣接する動翼のリーディングエッジを向くことが認められた。Hoying ら[7]は，ティップリークの軌跡がストールに近づくにつれ隣接する動翼のリーディングエッジに向かうことを数値解析により明らかにしたが，試験圧縮機で観察されたトラフの移動はまさに流量変化によるティップリークの軌跡と考えられる。

3.2　信号処理方法

翼間におけるティップリークの向きは，ストール警報手法として利用できる可能性がある。ティップリークは翼間

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

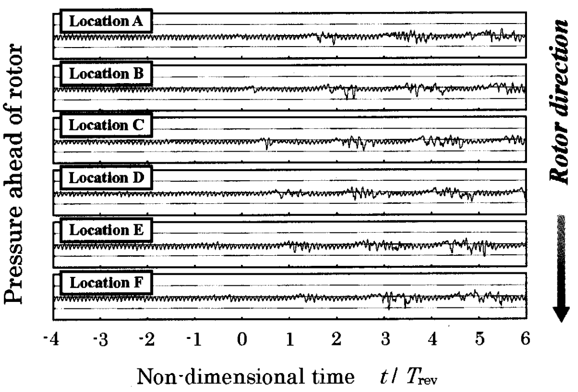


図4　試験圧縮機のスパイク型予兆

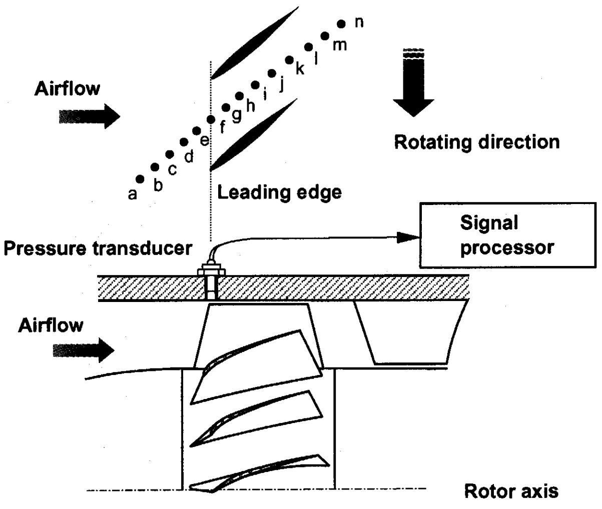


図5　圧力場計測

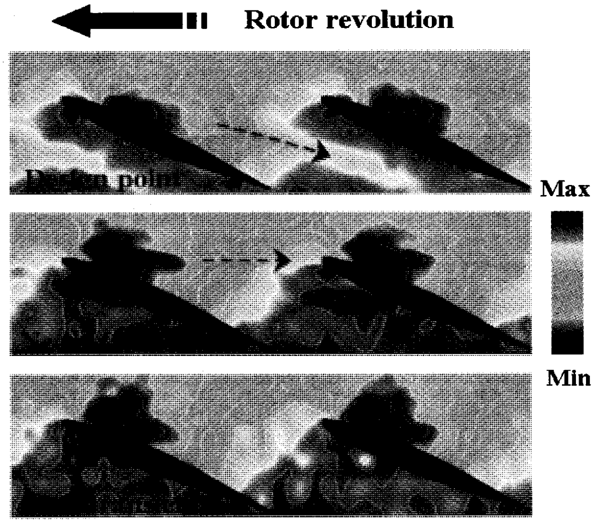


図6　圧力コンター（試験結果）

でメイン流れと干渉するため圧力センサの時系列信号は乱れ，乱れる位置は空気流量の減少にともない上流に拡大すると考えられる。圧力波形をその都度1周前の同一翼間のそれと比較し，以下の相関パラメータで乱れを定量化した。

$$R=\frac{\int(P(t)-P_{av,n})\,(P(t-\tau)-P_{av,n-1})\,dt}{\sqrt{\int(P(t)-P_{av,n})^2dt}\;\sqrt{\int(P(t-\tau)-P_{av,n-1})^2dt}}\qquad(1)$$

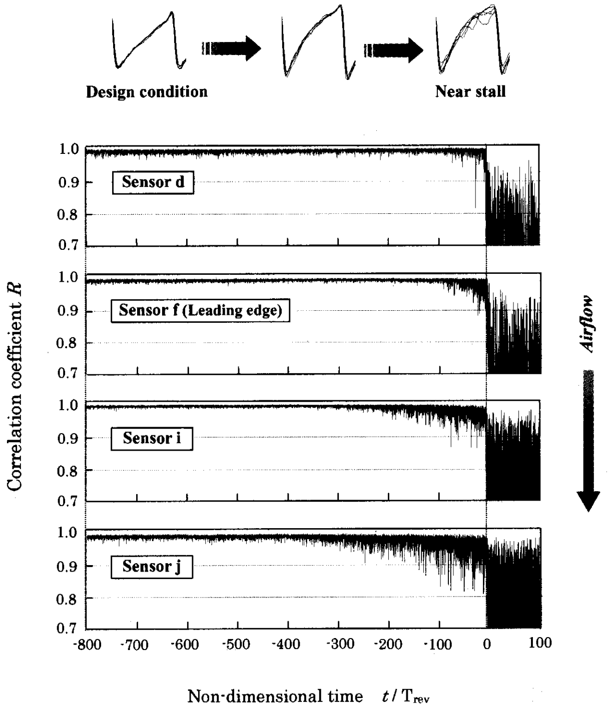


図7　信号処理手法の軸方向センサ列への適用

パラメータ R の値は設計点付近ではほぼ1を示すが，ストールが近づくと圧力波形が乱れ，0に向かうと考えられる。当該パラメータは1翼間を単位として計算するので，動翼間ごとに整理することで，1ヶ所の圧力センサデータからロータ上のパラメータ変化を翼個別に観察することも可能である。以後この信号処理方法を使った興味深い試験結果を紹介していく。

3.3 パラメータ低下の軸方向への拡大

設計点からストールまでスロットルバルブを一定速度で絞るダイナミック試験を実施し，先の信号処理手法の効果を確認した。図7は図5のセンサのいくつかに当該信号処理を適用したものであり，無次元時間の原点はスパイク予兆の最初の出現である。パラメータ R の値は設計点付近では全ての軸方向位置で1に近く，安定しているが，流量減少にともないミッドコードから変動をともなった低下が現れ，それは上流に拡大し，ストール直前にリーディングエッジに至る。完全にストールすると様相は全く変わり，リーディングエッジ上流を含む全ての軸方向位置で著しいランダム変化を示し，流れ全体が変動する。ストール前のパラメータ R の漸減はリーディングエッジより後流，すなわち翼間に限定され，ストールに近づくにつれ上流に進行することから考えて，ティップリークとメイン流れの干渉と判断するのが自然である。センサの軸方向位置により差はあるが，翼間に現れるパラメータ R の減少は最初のスパイク予兆（無次元時間の原点）に対して時間的余裕があり，ストール警報技術のシーズとして研究する価値がある。筆者らは，パラメータ低下がストール直前に現れたリーディングエッジ位置

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

の圧力センサ出力に先の信号処理を適用したものを「ストール危険指数」として，条件を変えてその特徴を調べた。

4．ストール危険指数の発達

4.1 ケーシング周方向変化

通常の均一入口条件におけるストール危険指数のケーシング周方向変化を図3に示す周方向等間隔6ヶ所で観察した。図8の試験結果において，指数低下は最初にD位置に現れ，空気流量の低下にともない周方向位置を変えずにその領域を両側に広げる。スパイク型及びモーダル型予兆と比較するとこれらはロータ回転方向にそれぞれロータの60～80%及び50%程度の速度で伝播する[2]のに対し，本ストール危険指数の低下は領域拡大が周方向両側であり，かつその進行速度が遅いことから，明らかに異質の現象である。

4.2 ロータ上における変化

本手法の大きな特徴のひとつは，ストール危険指数のロータ上での変化が動翼間ごとに観察できることである。基本的に1翼間を単位として計算するので，ある周方向位置での圧力センサデータを翼間ごとにソートすることによりそれが可能である。図9は，図8で指数低下が最初に現れ，最も著しい低下を示した周方向位置Dについての解析結果である。指数低下の現れる時間差はケーシング周方向のそれに比べ明瞭でなく，言い換えると，本ストール危険指数の変化は動翼の個体差よりケーシング位置の違いの方が顕著であると言える。

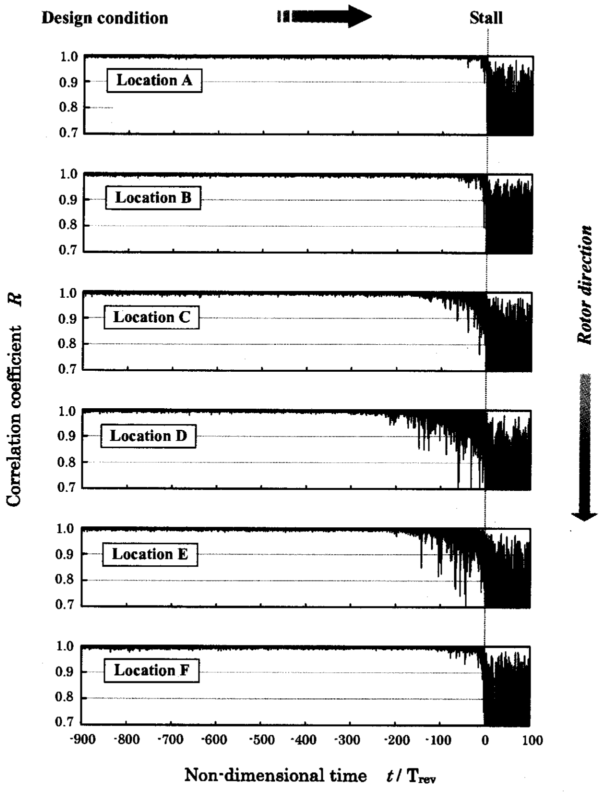


図8 均一入口条件におけるストール危険指数の周方向変化

4.3 ティップクリアランス計測

ティップクリアランスはストールマージンをはじめとする圧縮機性能への影響の大きいことが知られているので[8]，試験圧縮機について詳細な計測を行った。図10は各ケーシング位置にて全ての動翼とのクリアランスを計測し，ケーシング位置或いは翼ごとに平均した結果である。翼ごとの平均クリアランスはランダムな分布を示すのに対し，ケーシング位置のそれは分布がスムーズで，差が大きい。精緻な動翼のランダムな製造誤差より，ロータのケーシングに対する偏芯（組立誤差）の方が一般に大きいことが原因と考えられる。図8と図10を比較して，ストール危険指数低下のケーシング周方向への発達はケーシングのティップクリアランス分布と符合している。ストール危険指数低下がケーシングのティップクリアランス分布に対応した進行を示すということは，逆に本指数がティップリークのメイン流れとの干渉を捉えていることを裏付けているとも言える。

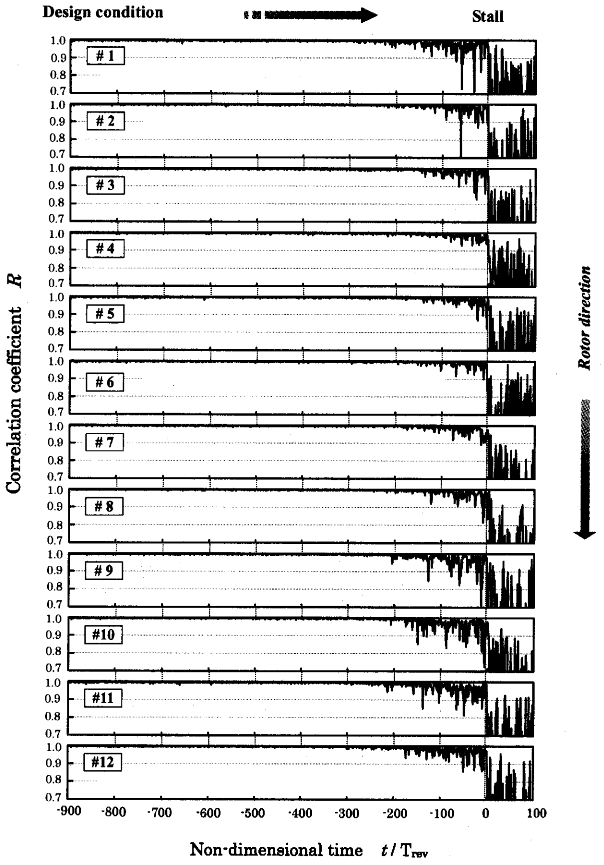


図9 ストール危険指数のロータ上の変化

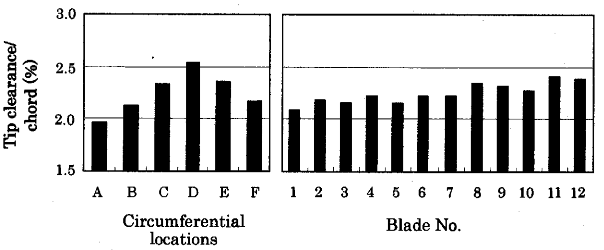


図10 平均ティップクリアランス

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

4.4　定常試験

スロットルバルブを一定速度で絞る先のダイナミック試験では，ストール危険指数低下はスパイク型予兆が失速セルに発達するように（図４参照）自己進行的なのか或いは空気流量に依存するのかの区別は困難である。これを明らかにするため，空気流量を固定した定常試験を実施した。図11に示す試験結果において，各ケーシング位置でダイナミック試験と同様なストール危険指数変化が定常値として記録された。このことから，ストール危険指数の低下は空気流量に依存することが明確になったとともに，ダイナミック試験でのストール危険指数の挙動の再現性が確認された。

4.5　ディストーション条件における変化

インレットディストーションはティップクリアランスとともに圧縮機のサージマージンを減少させることが知られているが[9]，この条件下での本ストール危険指数変化は興味深い。90度の扇形プレートをベルマウス入口に固定して厳しいディストーションを与え，プレートの周方向位置はケーシング上のティップクリアランスの最も小さい位置Aとしてティップクリアランスの影響と区別した。図12はこのような入口条件でスロットルバルブを一定速度で絞った時のストール危険指数の時系列変化である。ロータがプレートから出た直後の位置Bでは，設計点からディストーションの影響と考えられる著しい指数変動が認められ，空気流量低下にともないその領域がロータ回転方向に拡大する。本ストール危険指数低下は著しくてもその領域が限定していればストールは起きないが，領域拡大が進行し，ほとんどの周方向位置で指数低下が現れるとストールが発生した。

4.6　ディストーション状態での入口流れ

ストール危険指数低下は正常な入口条件では周方向両側に拡大したのに対し，ディストーション条件ではロータ回転方向のみに拡大した。この理由を明らかにするため，３孔ヨーメータを使って動翼直前における翼端近傍の流速および流れ方向を計測した。先の試験でティップクリアランスに比べインレットディストーションの影響が支配的だったことから，センサプローブをケーシングに固定した状態でベルマウスの扇形プレートを10°ごとにずらしてプローブとの相対位置を変え，流れの安定している270°にわたり定常計測を実施した。試験結果を図13に示す。周方向流速はロータがプレートから出た直後の周方向位置で負であるが，ロータ回転方向に単調に増加し，プレートに入る直前で最大を示す。数値解析でも明らかにされているように[10]，空気は欠損した部分を補い，均一な軸方向流速となるよう流れるので，このような周方向流速分布は理解に難くない。その結果，動翼のインシデンスはプレートから出た直後の周方向位置で最大となり，ロータ回転方向に減少する。

図14はインシデンスとストール危険指数をいくつかの流量係数にて比較したものである。ストール危険指数のプロットはロータ１回転分の平均であり，周方向位置１ヶ所について200プロット（1秒間）ある。指数低下の顕著な位置のインシデンスは大きく，その現れ始めるインシデンスは３～４°と判断される。インシデンスがその値を超えるケーシング上の領域が流量低下にともないロータ回転方向に拡大しており、これがディストーショ

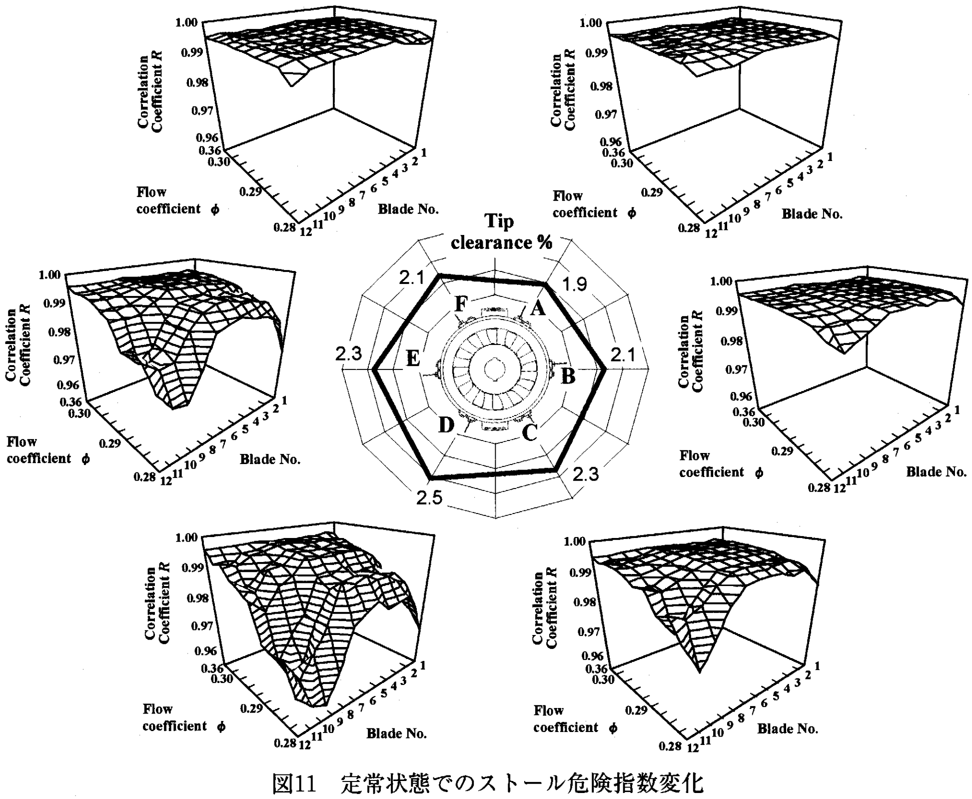


図11　定常状態でのストール危険指数変化

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

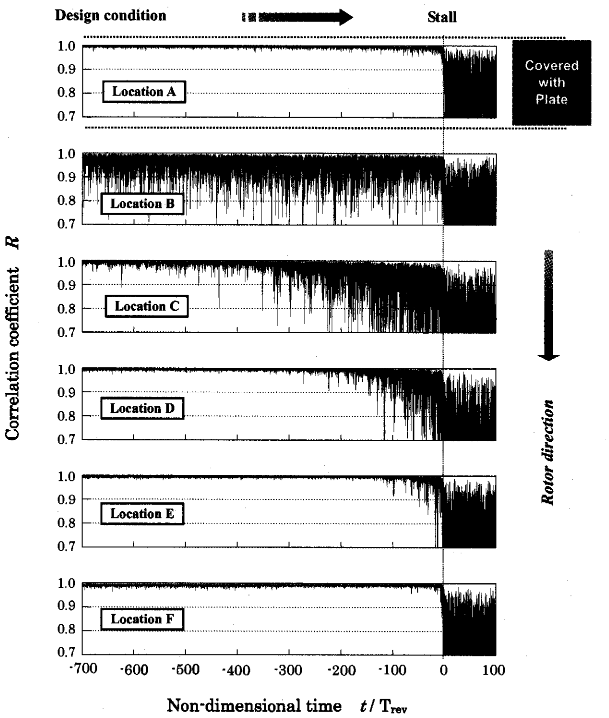


図12　ディストーション条件におけるストール危険指数の周方向変化

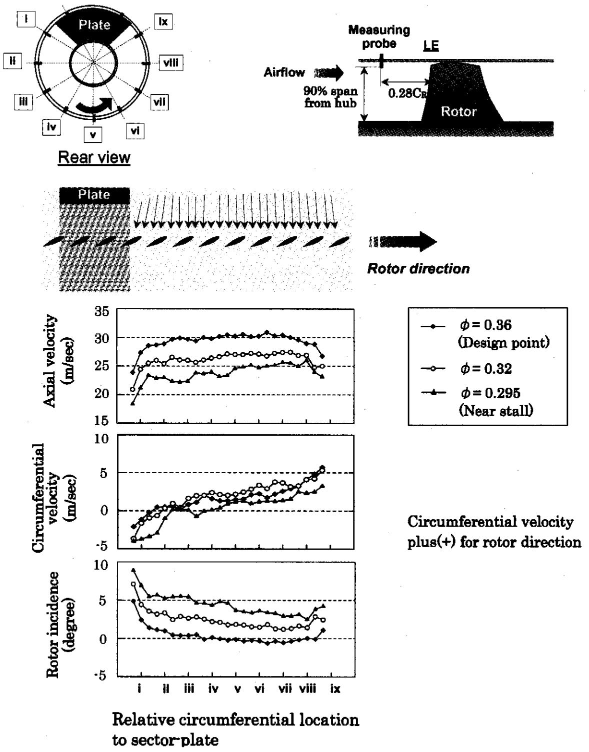


図13　ディストーション条件における動翼前の流れ

ン状態でストール危険指数低下がロータ回転方向に発達した理由と考えられる。

5．結言

紹介したストール危険指数は，１）スペクトル解析などに比べて計算負荷が軽い，２）１翼間ごとに計算するので製造誤差などによる動翼の個体差にロバストである，３）信号ノイズに対してアウトプットはストール回避の観点からフェールセーフ側であるといった実用的な特徴がある。本ストール危険指数はストール前に急激な低下を示すが，自己進行的ではなく，流量係数に依存する。その現れる時期，度合いは均一入口条件ではティップクリアランスによって変化するため，製造誤差の小さい動翼よりケーシング周方向位置に対する差が大きい。またディストーション条件では動翼インシデンスの影響が支配的であるが，これもケーシング周方向位置により異なるので，本ストール危険指数を使って確実なストール警報を得るにはケーシング周方向に複数のセンサが必要と考えられる。

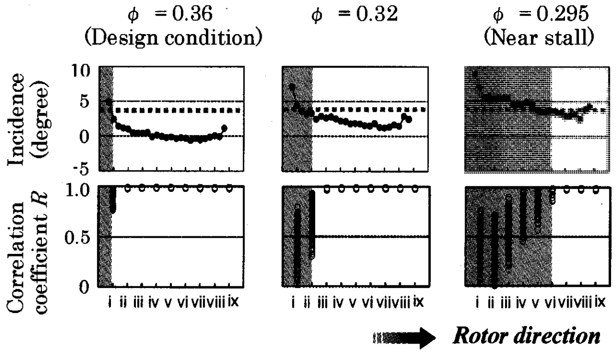


図14　ディストーション条件におけるインシデンスとストール危険指数

参考文献

(1) Epstein, A.H. et al., Active Suppression of Aerodynamic Instabilities in Turbomachines, AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol.5, p.204-211.

(2) Camp, T.R. et al., 1998, A Study of Spike and Modal Stall Phenomena in a Low-Speed Axial Compressor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.120, p.393-401.

(3) McDougall, N.M. et al., 1990, Stall inception in Axial Compressors, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.112, p.116-125.

(4) Day, I.J., 1993, Stall Inception in Axial Flow Compressors, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.115, p.1-9.

(5) Garnier, V.H. et al., 1991, Rotating Waves as a Stall Inception Indication in Axial Compressors, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.113, p.290-301.

(6) 太原信之，太田 有，黒崎正大，大田英輔，日本ガスタービン学会誌，Vol.34，No.３，2006.5，P.57-63.

(7) Hoying, D.A. et al., 1998, Role of Blade Passage Flow Structures In Axial Compressor Rotating Stall Inception, 98-GT-588.

(8) Koch, C.C., 1981, Stalling Pressure rise capability of Axial Flow Compressor Stages, ASME Journal of Engineering for Power, Vol.103, p.645-656.

(9) Bowditch, D.N. et al., 1983, A Survey of Inlet Engine Distortion Capability, NASA TM83421.

(10) Outa, E. et al., 2000, Hysteresis of Rotating Stall in a Compressor Stage under Uniform and Stationarily Distorted Inlet Flow Conditions, Proc. of 9th ISUAAAT, p.264-279.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

軸流圧縮機でのアクティブストール制御の研究
第2報：あるストール抑制手法
Active Stall Control on an Axial Flow Compressor
Part 2: A Stall Suppressing Technique

太原　信之*1　TAHARA Nobuyuki
太田　有*2　OHTA Yutaka
黒崎　正大*3　KUROSAKI Masahiro
大田　英輔*2　OUTA Eisuke

Abstract

A new technology of stall suppression has been developed to expand the stable range of axial flow compressor operation. A system stability consideration indicates that flow separation in the tip region is critical to compressor stall because of steep growth of the total pressure loss. In order to reduce the airflow rate of separation generation in this region, a standing stall was artificially formed in the hub-side part of the compressor passage by movable flaps set ahead of the rotor. By applying an actuator disk model on compressor flow disturbed by a radial distortion plate it was found that the forced stall did not grow in the hub side. Several tests of such hub-stall method showed considerable expansion of stable working range of the compressor as expected. The combined test with an early stall warning technique, developed originally by the authors, demonstrated that an active stall control is realized successfully.

Key words：圧縮機，ストール，圧力損失，安定性解析，アクチュエータディスクモデル，インレットディストーション
Compressor, Stall, Pressure loss, Stability analysis, Actuator disk model, Inlet distortion

1．緒言

圧縮機の旋回失速あるいはサージ（以下，あわせてストールという）を防止し，作動領域を低流量側に拡大することはガスタービン誕生以来の主要課題であり，特に高圧縮比化ニーズの高い航空エンジン分野において精力的に研究されてきた。アクティブストール制御もその範疇の研究であり，これによるストール防止には，切迫するストールを予兆段階で確実にかつ十分な時間的余裕をもって検知するストール警報，及びそのインジケーションから回復不能な本格的ストールへの発展を遅延させるストール抑制の2つの技術課題がある。筆者らは第1報(1)に設計諸元を記した低速単段軸流圧縮機（以下，試験圧縮機という）をベースとして研究を進め，それぞれの技術課題を考案した手法によって克服し，アクティブストール制御実現の可能性を見出した。2部構成の本論文の第2報は，剥離による全圧損失がスパン方向位置により増加が異なることに着目し，失速領域を増加率の小さいハブ周囲に集約することで安定化する一つのストール抑制手法の有効性を報告し，ストール発生メカニズムの研究に資することを目的とする。

原稿受付　2005年4月11日
校閲完了　2006年2月13日
＊1　石川島播磨重工業㈱　航空宇宙事業本部
〒135-8710　東京都江東区豊洲三丁目1番1号
＊2　早稲田大学理工学部機械工学科
＊3　石川工業高等専門学校

記号

α	xに関する渦度の発達係数	-
A	圧縮機流路面積	m^2
b	yに関する渦度の発達係数	-
DSP	Digital Signal Processor	
P	静圧	kPa
P_0	全圧	kPa
R	相関パラメータ(1)	-
s	翼列ピッチ	m
t	時間	sec
U	動翼端速度	m/sec
V	流速	m/sec
v_p	流れの擾乱の伝播速度	m/sec
x	軸方向座標	m
y	周方向座標	m
w	翼後縁での境界層剥離厚さ	m
W	ハブフラップの投影面積	m^2
Z	全圧損失係数（全圧損失/入口動圧）	-

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

α	流入角	rad
ρ	空気密度	kg/m³
ϕ	空気流量係数	-
ψ	圧力上昇係数	-
	(出口静圧－入口全圧)/1/2 ρU^2	
ζ	渦度	-
λ	tに関する渦度の発達係数	-

補助記号

REL	相対
1	入口
2	出口

2．ストール抑制技術

2.1 旋回失速への移行形態とストール抑制の要点

サージが発生する場合も旋回失速が先行していると考えられていることから[2]，サージへの対応も旋回失速の防止技術で可能と判断し，本検討では特に旋回失速の防止に焦点を絞る。旋回失速の発生メカニズムを考察し，その発生にクリティカルな圧縮機部位の特定から，旋回失速への発達を抑制する効果的な手段を考える。

旋回失速への移行形態には，圧力低下が徐々に進行するプログレッシブ型および不連続な著しい圧力低下が瞬時におきるアブラプト型がある[3]。問題となっているのはアブラプト型であり，試験圧縮機をはじめ多くの圧縮機がこの形態で旋回失速を起こす。単に翼失速だけで旋回失速の移行形態が分かれることの説明は困難であり，それらの発生メカニズムを図1に示す圧縮機とそれに続くスロットルで構成されるシステムで考える[4]。流入空気の十分な通常運用において圧縮機は右下がりの流量圧力特性で作動しており，常に安定である。流量減少にともない圧縮機出口圧力P_2は上昇するが，翼負圧面に境界層の剥離（以下，剥離という）が生じ，その全圧損失により作動点は圧力特性のピークに達する。更なる流量減少は剥離を強く発達させ，増大する全圧損失のため圧縮機特性は左下がりになり，スロットル特性を基準として3種類の場合分けができる。(図2－1参照)

1）圧縮機特性の傾きがスロットル特性より小さい場合
　空気量低下の擾乱に対して圧縮機出口圧P_2は瞬時低下するが，その作動点においてもスロットル特性を上回っているのでP_2は回復し，圧縮機は安定作動する。

2）圧縮機特性の傾きがスロットル特性と等しい場合
　空気量低下の擾乱により移行した作動点で圧縮機はスロットル特性と平衡しているので，その点で作動継続する。<プログレッシブ型>

3）圧縮機特性の傾きがスロットル特性より大きい場合
　空気量低下の初期擾乱に対して圧縮機が急激な圧力損失を示し，圧縮能力がスロットル特性を下回ると，P_2は低下し続ける。その過程で剥離は失速セルに発達し，圧縮機は同一スロットル線上の安定作動点まで自動移行する。<アブラプト型>

以上のように，旋回失速の移行形態は流量低下に対する圧力損失の傾きにより左右される。圧力損失増加に違いが生じる理由について，単段軸流圧縮機を対象として動翼および静翼に分けて，剥離の発生部位およびそれによる圧力損失から考える。剥離の発生に支配的であるインシデンスを決める入口軸方向流速は，図3に示す試験圧縮機の旋回失速直前の半径方向分布でも明らかなように，動翼では壁面境界層による影響のため翼端が低い。加えて，流体にエネルギを加える動翼は，より小さなサイズで要求性能を実現する動機から周速の速い翼端側の負荷を大きく設計するので，入口条件的あるいは設計的

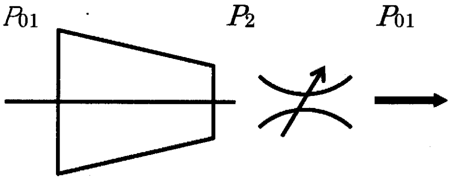


図1　システムモデル

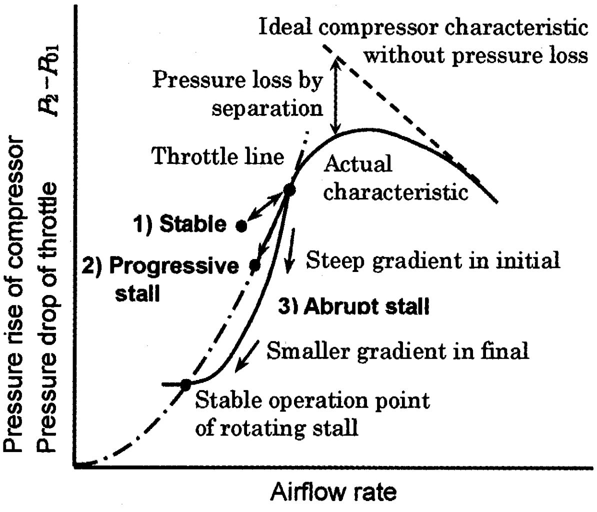


図2－1　圧縮機特性と旋回失速への移行形態

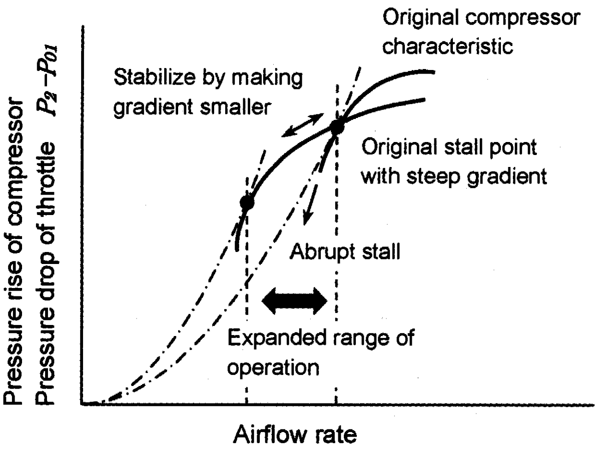


図2－2　圧力損失の傾きと安定性領域の拡大

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

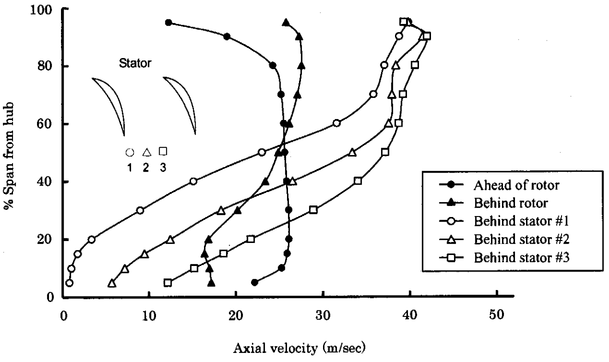


図3　試験圧縮機の旋回失速直前の軸方向流速

に一般的に翼端が剥離しやすい。

設計点で動翼の仕事入力がスパン方向に均一となるよう翼のキャンバが設計されており，この条件で出口軸方向流速はスパン方向に均一である。しかし流量低下にともない翼端側の仕事増加が大きくなり翼間でより加速される結果，動翼出口における軸方向速度に半径方向の勾配が生まれる。動翼出口では，圧力は流れの旋回が強い翼端側が高いので，静翼は反対にハブ側の圧力回復を大きく設計することが多く，ハブと翼端における流れの速度差は更に大きくなる[4]。このため試験圧縮機がそうであるが，一般の圧縮機でもストール前に静翼ハブでコーナ剥離を起こしている例がある。以上から，試験圧縮機のような案内翼のない動翼と静翼の組み合わせでは，動翼では翼端が，静翼ではハブが剥離しやすい位置と言える。

剥離による全圧損失とは具体的には正常流れとのミキシング損失であり，図4に示す2次元モデルでその大きさを考える。ブレードピッチ s の翼列に流れが相対速度 V_1，流入角 α で流入し，翼後縁における厚さ w の剥離が翼負圧面に形成され，一様流れとなって軸方向に流出しているとする。十分に拡散した一様流れの相対全圧で定義した全圧損失は，流体の圧縮性を無視すると質量および運動量保存により次式で表せる[4]。

$$\Delta P_{0,REL} = \frac{1}{2}\rho V_1^2 \left(\frac{w}{s-w}\right)^2 \cos^2\alpha \qquad (1)$$

全圧損失は剥離厚さ w が大きいほど，また，図4に示す剥離パターンが同じならば軸方向流速 $V_1 \cos\alpha$ が速いほど大きい。ここで $V_1 \cos\alpha$ は流出一様流れの速度も表している。

試験圧縮機について，剥離しやすい位置として抽出された動翼端および静翼ハブでの全圧損失を式(1)に基づき，それぞれの出口流速を基準に概算した結果を図4に示す。剥離厚さに対する全圧損失およびその増加は，静翼ハブより動翼端の方が大きい。前掲3）の議論に戻れば，アブラプト型の旋回失速は，流量低下すなわち剥離の発達に対する全圧損失増加が大きい動翼端がクリティカルであると判断でき，ここでの剥離を抑えることがストール抑制の要点と考える。

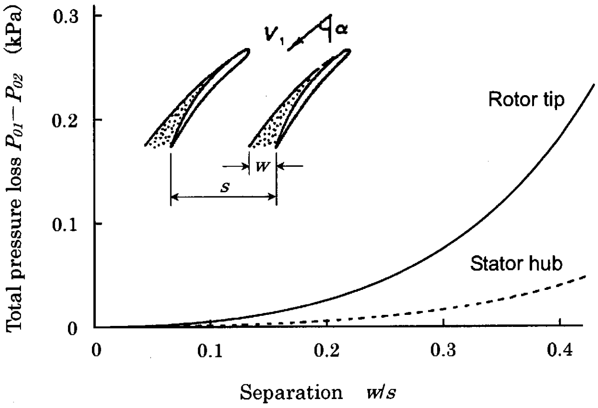


図4　試験圧縮機の全圧損失

2.2　低速圧縮機に対するストール抑制手法

従来研究において，いくつかのストール抑制手法によるアクティブストール制御の報告がある。初期の試みは貯気室の壁をバネとダンパーで可変にする[5]或いは出口バルブを操作して[6]，遠心圧縮システムのサージに対して行われた。次いで軸流圧縮機に対し，前兆的な流速変動に応じて入口案内翼を振らせたり[7]，周方向に配置した高応答バルブから高圧空気を吹き付ける手法（以下，ティップジェットと呼ぶ）[8]により，旋回失速の抑制を示した。

ティップジェットは，実機適用にあたって多段圧縮機後段の高圧空気をリサーキュレートすることにより圧力負荷低減の効果も期待できるが，基礎研究では外部供給源を利用した例が多い。本研究においてもプログラムの初期に試験圧縮機に高圧空気を外部供給して効果を試したが，作動領域の拡大を目指してジェット供給量を増加した時に認められる出口圧力上昇の解釈が困難であった。低速圧縮機では，動翼入口に吹き付けたジェットの影響が圧縮機出口に直接現れ，期待する剥離防止による圧縮機自体の圧力上昇との区別が難しい。

図2－1に戻りピーク後の圧力特性を形状的に考察すると，アブラプト型は流量擾乱に対する急激な圧力損失によりスロットル特性を離れ自動移行するが，同一スロットル線と再び交差するには進行にともない傾斜は減らなければならない。動翼先端に初生した剥離は失速セルとしてハブ方向に発達するにともない全圧損失の増加率が鈍化するので，自動移行が止まると考えられる。図2－2に示すように失速領域を操作することにより初期の全圧損失増加を抑えれば，安定化できる可能性がある。これを追求する基礎研究の動機から，本研究では外部エネルギを供給せず失速領域の操作によるストール抑制手法を模索した。

3．ハブ失速によるストール抑制

3.1　概念

軸流圧縮機は空気流量が不足した状態で旋回失速を起こす。この現象において圧縮機流路には剥離の発達した

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

失速セルが周方向に形成されて旋回しており，圧縮機は残りの正常流れ領域と失速セルが明確に分かれた状態となってシステム全体として安定作動している[4]。いわば圧縮機は低流量状態で限られた流れを流路全体で均一に分かち合うのでなく，自らの中に流れの欠損領域を作ることで不足した流れに対応していると考えられ，空気流量の絶対的に不足した条件では，むしろ失速領域を許容する方が自然と言える。失速領域の存在を許容し，その分布を周方向から半径方向に再配置し，全圧損失の増加率の小さいハブ周囲に集約することで圧縮機特性の左下がりの傾斜をスロットル特性より小さく抑えれば，図2－2を実現できると考える。この考えに基づき，図5に概念図を示すストール抑制手法を考案した。

通常，ハブフラップは全閉して運用される。切迫する旋回失速を検知したストール警報とともにハブフラップを開き，全圧損失増加率の小さいハブ周囲に失速領域を人為的に形成する。その分の気流は外周に偏向し動翼端側の流速低下を補うのでそこでの剥離が抑制され，旋回失速への自動移行を防止できる。

代表的なストール予兆のひとつとして旋回失速の数十から100回転前から持続する安定な長周期擾乱が知られているが，本手法によるストール抑制の成立性の確認は，長周期擾乱は失速領域がハブ側に存在する現象であることを強く示唆することにもなろう。

3.2 ハブストール状態の流れの安定性解析

動翼端の剥離が発達して旋回失速へ自動遷移するように，ハブストール状態でもハブ側の失速領域が自動拡大して旋回失速することが懸念される。そこで失速領域外側の正常な流れが全てのスパン位置で安定であるか，特に失速領域に隣接する周囲流れのロバスト性を定量的に明らかにするため，安定性解析を行った。試験圧縮機の動翼前に圧縮機流路面積の7.5%をカバーするラディアル・ディストーション・プレートを挟んだ定常試験を行い(図7)，この状態における安定性を高田，長島[9,10]らのアクチュエータ・ディスク・モデルにより解析した。

図6に示す相対系2次元モデルにおいて，翼列方向に速度 v_p で伝播する定常的な流速変動の波が存在する。翼列上流を渦なし，下流を渦ありとし，任意点 (x, y) における渦度 ζ を以下とおいた。

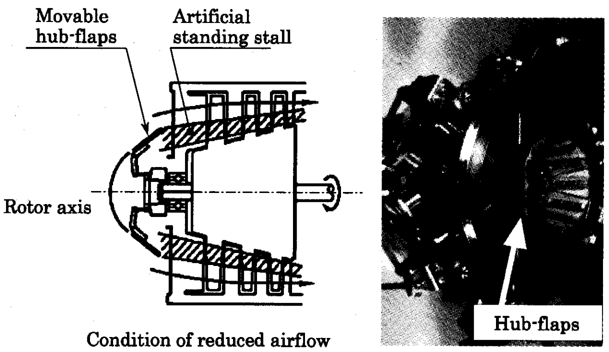


図5　ハブストール方式　概念と試験装置

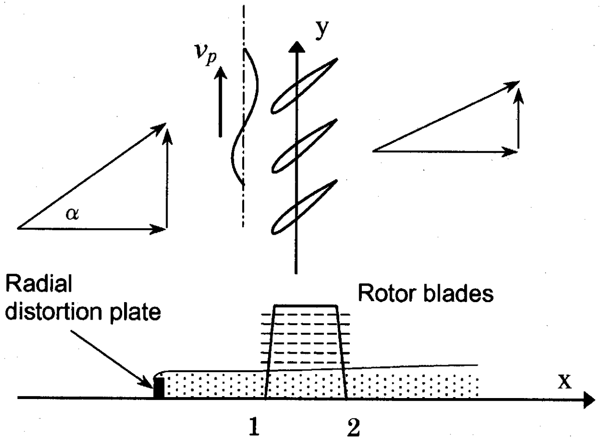


図6　アクチュエータ・ディスク・モデル

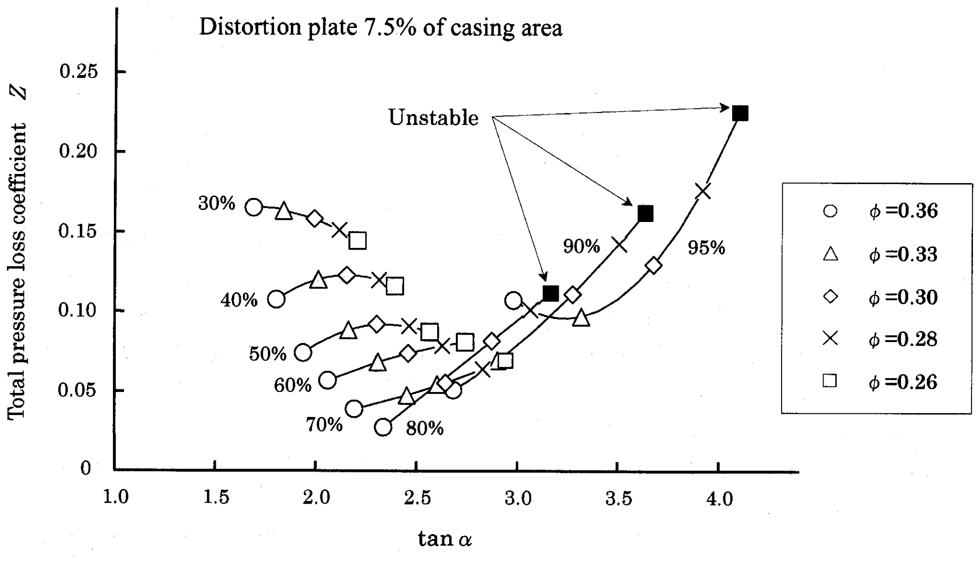


図7　ハブストール状態における全圧損失係数と安定性解析結果

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

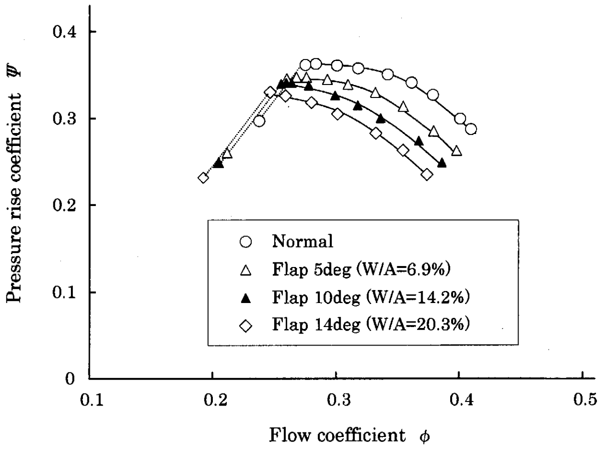


図8 ハブフラップ固定状態での流量圧力特性

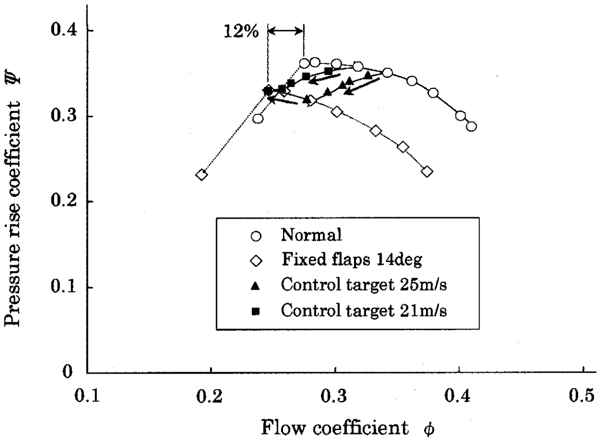


図9 動翼端軸方向流速一定制御での流量圧力特性

$$\zeta = \zeta_2 \exp(\lambda t + ax + by) \quad (2)$$

流れ関数のポアソン方程式の解と翼列の直前/直後のマッチング条件から渦度ζの時間tに関する発達係数λの実部の正負(渦度の拡大)を，各スパン位置における試験データで判別した。不安定となった点を図7にソリッドポイントとして示す。高流量条件では全スパンで安定であったが，旋回失速直前（ϕ=0.26）に不安定が現れたのは，流入角αに対する全圧損失係数Zの傾き，すなわち流量低下に対する全圧損失増加の大きい80%スパン以上の翼端であった。また，流れが安定し計測可能な最もハブ側である30%スパン位置の全圧損失係数Zの傾きは負であった。このスパン位置では全圧損失自体は大きいが，2.1で考察したように流量低下にともない流れの3次元性が強くなり，出口における軸方向流速が大きく減少する結果，損失は僅かながら減り，むしろ安定化する。定性的であったハブ失速によるストール抑制の可能性は，安定性解析により定量的にも支持された[11]。

3.3 予備試験

6枚のハブフラップを高速ステッピングモータで同期駆動する装置を組み込んだ試験圧縮機に対し，ハブフラップを固定した定常試験および，動翼端の剝離を防ぐよう操作するクローズドループ試験を行った。図8に示す定常試験結果において，圧力特性はハブフラップによる抵抗が加わって全体的に低めにシフトするが，予想どおりストール発生点は低流量側に延び，失速領域が大きいほどその傾向も大きかった。この定常試験から，空気流量すなわち軸方向流速に対しハブフラップを適切に開度設定することにより任意の圧力低下過程をそなえた圧縮機特性が得られる目処がついた。

圧縮機状態のフィードバック位置として動翼端を選び，ここにおける軸方向流速を一定にするように比例ロジックでハブフラップを制御するクローズドループ試験を行った。目標値を適切に選ぶことにより動翼端の剝離を防ぐことができると考え，当初これを旋回失速直前の値としたが，ハブフラップが安定しなかったため余裕を入れて21m/secおよび25m/secの2つのケースで試験した。図9に示す試験結果において，いずれのケースでも流量係数で12%の作動範囲の拡大を実現した。25m/secのケースではハブフラップは空気流量が絞り込まれない状態から開き始め，最大開度に開ききった状態(14deg)でオリジナル圧縮機の圧力特性のピークを迎えたのに対し，21m/secのケースでは制御状態でオリジナル圧縮機のストール発生点を超え，圧力低下を少なく抑えることができた[11]。理論的検討に次いで予備試験でも，試験圧縮機のハブ失速による安定化の可能性を確認した。

4．アクティブストール制御試験

予備試験で行った動翼端の流速制御も圧縮機の作動状態のフィードバックにより安定作動領域を拡大したということになり，エンジン回転数をベースとした可変静翼や始動抽気のような従来のスケジュール制御とは一線を画している。しかしこの流速制御を一般の圧縮機へ適用する場合，動翼端部の剝離を防ぐ流速目標値は個々の圧縮機で異なり，同じ圧縮機でも劣化により変化する。圧縮機への個別対応でなく，普遍的なストール警報技術でアクティブストール制御を実現するために，第1報[1]で紹介したストール危険指数を使ったストール警報手法とハブ失速手法を総合した試験を実施した[12]。システム構成を図10に示す。

本総合試験は，ストール警報からストール抑制操作によるストール回避までの時間的余裕の確認とその過程におけるハブフラップ挙動に対するストール危険指数の観察を目的とする。このため空気流量に対する定常試験でなく，第1報で使用した90度の扇形プレートをベルマウスに挿入することによるステップ的なディストーションに対する時系列データを記録した。試験開始の作動点として，旋回失速直前はストール危険指数が著しく低下しているので，指数低下の現れる直前状態（図12作動点A）を選んだ。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

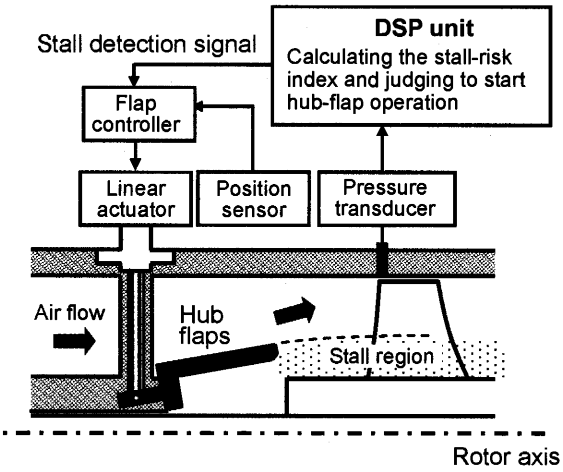


図10　アクティブストール試験のシステム構成

第1報で報告したように，ストール危険指数低下はストールが切迫するにつれケーシング周方向に進行するので，ストール抑制操作の時間的余裕は圧力センサの周方向位置とストール抑制操作の開始を判断するストール危険指数のしきい値により変化する。扇形プレートと180度対抗位置のセンサをフィードバックし，しきい値を0.84にした時のストール回避アクションの例を図11に示す。ステップ的な厳しい入口条件変化に対して確実なストール回避を行うために，ハブフラップはストール危険指数がしきい値以下になった時点で最大速度で開かせた。ストールの切迫を判断してからハブフラップ全開までの時間はロータ約10回転であり，この操作時間でストール危険指数の低下を止められ，旋回失速への自動移行を阻止できた。図12に示す流量圧力特性で追うと，ハブフラップ及びディストーションプレートによる損失のため圧縮機出口圧力はハブストール特性以下に低下するが，圧縮機はオリジナルストール発生点を超える低流量（作動点B）で安定作動を継続した。ディストーション状態を脱すると作動点はCに移行し，そこでストール危険指数の改善（0.96以上）を認識し，その後ハブフラップはストール危険指数を監視しながら段階的に閉じて，圧縮機はもとの作動点Aに復帰した。

5．結言

単に翼失速だけではアブラプト型の旋回失速が起きる説明は困難であり，システム安定性の観点からそのメカニズムを検討した。完全な旋回失速状態において失速領域は正常流れ領域と周方向に明確に分かれ，全体システムとして安定作動していることに注目し，これらを半径方向に再配置するストール抑制を考案し，その可能性を理論的および実験的に示した。その結果，ストールに対し失速領域そのものが有害なのではなく，それによる全圧損失増加が問題であり，これの大きい動翼端の剝離を抑えることで安定化できることが明確になった。本ストール抑制手法とストール危険指数との組み合わせにより，作動限界を超える低流量での安定作動を示した。

ますます高度化するガスタービンの圧力比要求に対し，成熟した空力設計技術だけでは行き詰まり状態にある現在，サージマージンの削減は避けられない歴史的トレンドと考える。アクティブストール制御は，ストールリスクの低い設計点におけるサージマージン削減を可能とするだけでなく，始動および加速時の信頼性も高め，効率面および信頼性の双方で大きなメリットがある。本分野の研究が推し進められ，新たな道が拓かれることを期待する。

謝　辞

本研究はAMG（先進材料利用ガスタービン技術研究所）の活動の一部に，その後の研究成果を加えたものである。

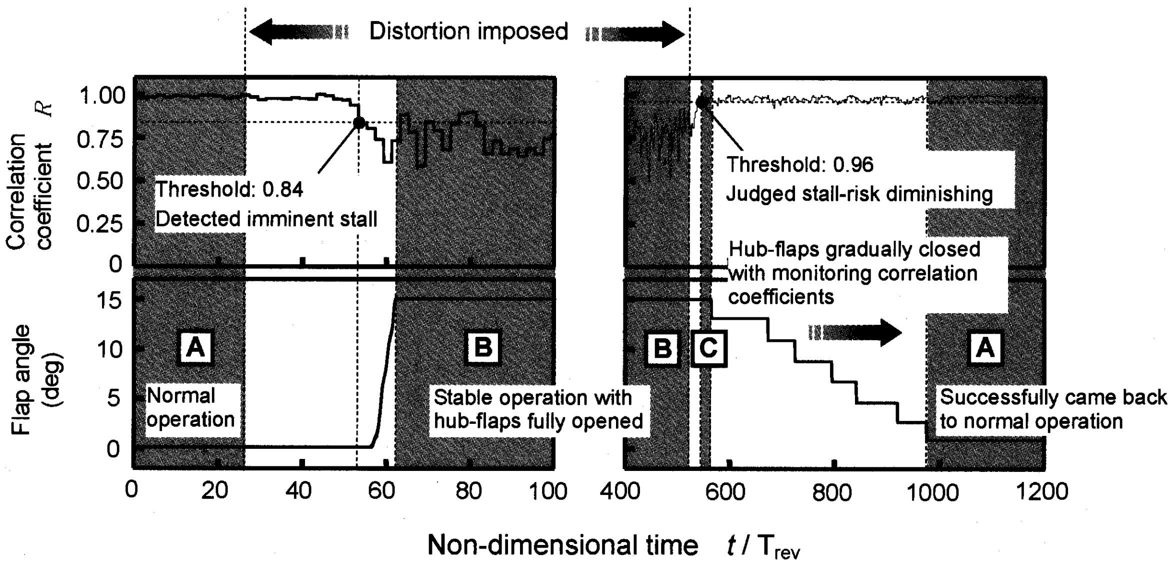


図11　アクティブストール試験の時系列変化

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

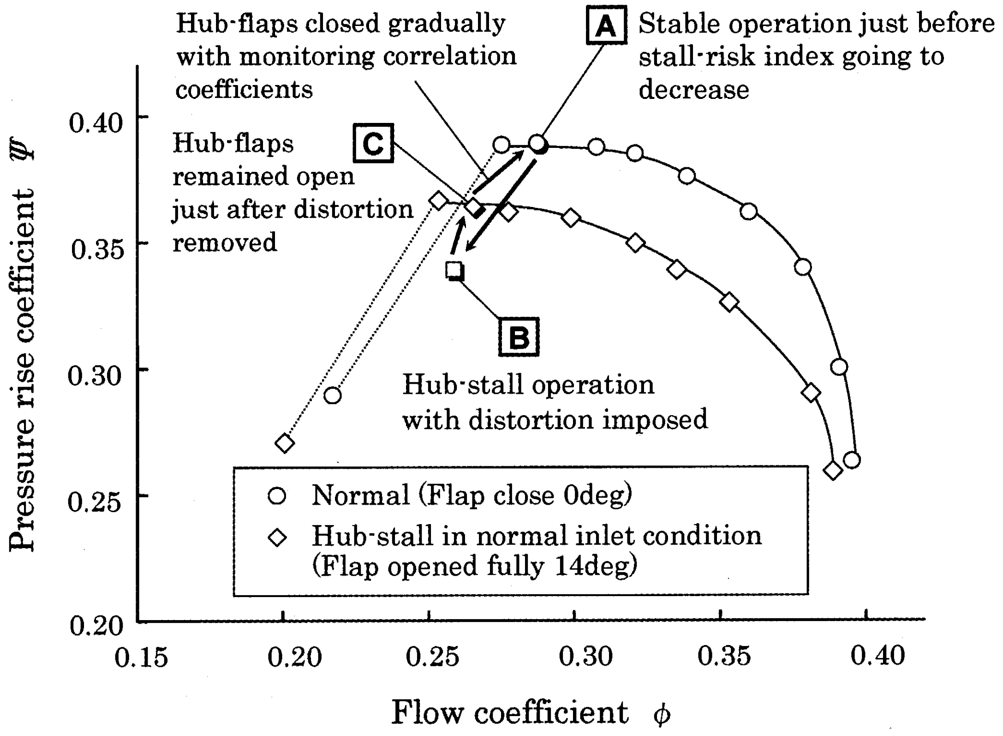


図12 アクティブストール試験の流量圧力特性

参考文献

(1) 太原信之，太田 有，黒崎正大，大田英輔，中島卓郎，日本ガスタービン学会誌，Vol.34，No.3，2006.5，P.51-56.

(2) Tryfonidis, M., Etchevers, O., Paduano, J.D., Epstein, A.H., Hendrics, G.J, Prestall behavior of several high speed compressors, Transactions of the ASME, 1995, vol.117, p62-80.

(3) Pampreen, R.C., Compressor Surge and Stall, p.2-4, 1993.

(4) Cumpsty, N.A., Compressor Aerodynamics, 1989.

(5) Gysling, D.L., Dugundji, J., Greitzer, E.M., Epstein, A.H., 1991, Dynamic control of centrifugal compressor using tailored structures, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.113, p.710-722.

(6) Pinsley, J.E., Guenette, G.R., Epstein, A.H., Greitzer, E.M., 1991, Active stabilization of centrifugal compressor surge, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.113, p.723-732.

(7) Paduano, J., Epstein, A.H., Valavani, L., Longley, J. P., Greitzer, E.M. and Guenette, G.R., Active Control of Rotating Stall in a Low Speed Axial Compressor, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.115, No.1, January 1993, p.48-56.

(8) Day, I., J., Active Suppression of Rotating Stall and Surge in Axial Compressors, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.115, 1993, p.40-47.

(9) 高田浩之，多段軸流圧縮機の旋回失速，東京大学航空研究所集報，第2巻 第6号，1961 6月，p.305-395.

(10) H.Takata and T.Nagashima, Rotating stall in three-dimensional blade rows subjected to spanwise shear flow, ISABE85-7088, 1985.

(11) N.Tahara, M.Kurosaki, Y.Ohta, E.Outa, Active Stall Control in Axial Flow Compressor Using Artificial Hub Stall, AIAA97-2656, 1997.

(12) N.Tahara, T.Nakajima, M.Kurosaki, Y.Ohta, E.Outa, T.Nishikawa, Active Stall Control with Practicable Stall Prediction System Using Auto-Correlation Coefficient, AIAA2001-3623, 2001.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

技術論文

直接加熱型高温触媒燃焼器の開発
（第1報　混合気形成および燃焼器構造の最適化）

Development of High-Temperature Catalytic Combustor with Starting Burner
(Part1: Optimization of Mixture Formation and Combustor Linar Parameter)

吉田　祐作[*1]
YOSHIDA Yusaku

キーワード：触媒燃焼，ガスタービン，燃焼器，触媒，低温始動，混合気形成
Catalytic Combustion, Gas Turbine, Combustor, Catalyst, Cold Start, Mixture Formation

Abstract

High-temperature catalytic combustor with starting burner has excellent features of shortening the cold starting time and the lowering pollutant emissions. Furthermore, the combustor with functioning cold starting burner in the vaporizing tube can be compact obviously. The possibility of realizing the conceptual combustor has been verified experimentally in a previous paper. This paper describes the optimum design parameters, such as vaporizing tube length, linar dimension and catalyst's type, obtained by the various experiments with varying the fuel spray, the atomizing air and the combustion air.

1．まえがき

触媒燃焼方式は，多種燃料対応の低NOx燃焼方式として高いポテンシャルを有することが知られており[(1)]，各種の触媒燃焼器の開発が行われている。筆者らは，先に，車両搭載が可能なように始動用バーナの機能を蒸発管の部分に持たせて小型化し，触媒が活性化しない冷態始動時において，触媒の暖機時間を短縮するとともに拡散燃焼と比較しHC，COやNOxをさらに低減可能な直接加熱型触媒燃焼器のコンセプトを提案し，その有効性と低公害性を実証した[(2)]。ガスタービンの高効率化のためには，タービン入口温度の高温化が不可欠であり，1300℃程度の燃焼ガス温度条件において低NOx化を図ることを目的とし，上記コンセプトを適用した燃焼器の開発を行った。

セラミックハニカムに貴金属を担持した触媒の耐熱温度はおおよそ1000℃である。この耐熱温度以上の燃焼ガスを発生し，なおかつ低NOx化を図るため，方式の異なる数種類の触媒燃焼器開発が行われている。これまでに開発が行われている方式として，触媒で過濃燃焼させたのち後流で希薄混合気を供給して高温燃焼させる方式[(3)]，触媒でパイロット燃焼を保持し希薄混合気を火炎燃焼させる方式[(4)]，触媒燃焼部では反応を抑制して燃焼ガス温度を低く抑え触媒後流の気相域で完全燃焼させる方式[(5)]などがある。最後の方式は，触媒支援燃焼方式(Catalytically Stabilized Thermal Combustion)[(6)]といわれている。この方式では，触媒反応を抑制するために，触媒の担持量や担持位置などを工夫する方法がとられている。本研究でも触媒支援燃焼方式を採用しているが，触媒担持量を適切に調整することに加え，ライナ構造の工夫により，流入混合気によって高温触媒部を部分的に冷却し反応を抑制するとともに触媒の耐久性向上を図る方法を取り入れた。

本報では，直接加熱型触媒燃焼器システムの特徴と要件，開発目標と開発手順，混合気形成およびライナ形状や触媒などの燃焼器構造の最適化について述べる。

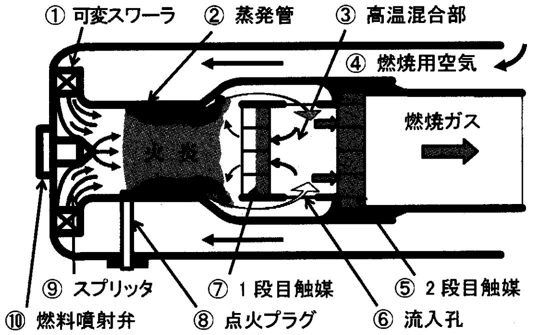
2．直接加熱型触媒燃焼器システムの特徴と要件

燃焼器の作動コンセプトは，冷態始動，定常および始動から定常にいたる過渡から構成される。これらのコンセプトについては既報[(2)]で詳述した。代表的な冷態始動時および定常時の作動状態を図1に示し，コンセプトの概要を以下に述べる。図1(a)で示すように，始動時には常温の燃焼用空気が可変スワーラ①によって強い旋回を付与され，スプリッタ⑨によって流れを分割して蒸発管②に流入する。蒸発管内で燃料噴霧に点火プラグ⑧で点火し，旋回火炎を形成させ始動用バーナとしての機能を確保する。燃焼ガスは流入孔⑥を通って高温混合部③に流入する。その一部は循環によって1段目触媒を急速に加熱するが，大部分の燃焼ガスは2段目触媒⑤を通過しそれらを加熱するとともに触媒作用により燃焼ガス中のCO，HCの未燃分を完全燃焼させて排出される。

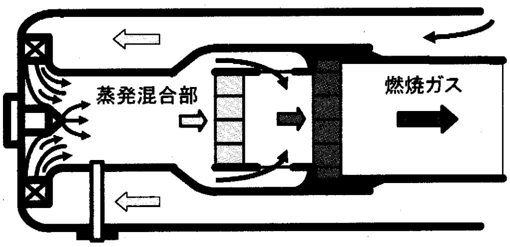
燃焼用空気が排気熱交換器などによって予熱され，触媒温度が着火温度（200℃）以上に加熱されると，図1(b)

原稿受付　2005年3月30日
校閲完了　2006年4月20日
＊1　㈶日本自動車研究所
〒305-0822　茨城県つくば市苅間2530

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.



(a)始動時



(b)定常時

図1 作動コンセプト

に示す定常時の作動状態に切り換える。通常の触媒燃焼器はこの状態で作動する。始動から定常への移行は燃焼用空気の旋回強度および微粒化用空気流量を切り換えて行う。

本コンセプトにおいて，これらの作動状態を得るために必要な混合気の流速，濃度の分布要件，および燃焼によって特徴づけられる燃焼ガス温度の半径方向分布モデルを図2に示す。中心軸の上面は始動時，下面は定常時の分布を表す。また，Ⓐは蒸発管内の燃焼用空気と燃料噴霧の混合発達過程，Ⓑは1段目触媒入口5 mm上流，Ⓒは1段目触媒出口5 mm後流，Ⓓは2段目触媒出口後流近傍の各断面位置を表す。

始動時においては，点火プラグ近傍での過濃混合気の形成，拡大管ⓐでの安定な保炎および1段目触媒中央部前後での逆流域の形成が重要である。そのため，Ⓐ，Ⓑ，Ⓒにおける流速および濃度分布の要件は，図に示すように管壁あるいはライナ壁側での流速および濃度の高い領域の形成と触媒前後での逆流の形成である。さらに，拡大管ⓐにおける逆流域の形成である。ここで，流速は軸方向流速(V_a)，濃度は空気過剰率(λ)で表す。

また，定常時においては，Ⓐ，Ⓑ，Ⓒのいずれにおいても均一性の高い流速および濃度分布が要求される。そのため，旋回強度を弱め，燃料噴霧の分散を最適化し混合気濃度の均一化をはかる。

2段目触媒出口Ⓓにおける燃焼ガス温度分布は，始動時においては流入孔から流入した燃焼ガスによってライナ壁側が高温となり，定常時においては流入した混合気によって触媒が部分的に冷却される結果，ライナ壁側がやや低温となる。

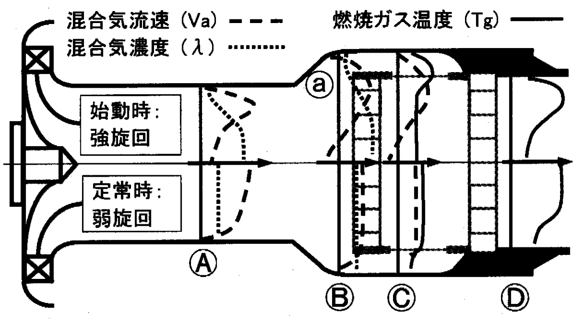


図2 始動時，定常時における流速，濃度，温度分布モデル

3. 開発目標と開発手順

3.1 開発目標

50～70kWクラスのマイクロガスタービンを対象に，熱効率40%に対応できる燃焼器出口温度条件において，低公害燃焼を実証し，モデル燃焼器を構築することを目標とした。表1に開発目標を示す。

3.2 開発手順

表2に開発手順を示す。

通常の触媒燃焼器では，均一性の高い濃度と流速を持った混合気の形成が要求される。本コンセプトでも定

表1 開発目標

燃料	灯軽油
燃焼器出口温度	1200～1350℃
NOx	20ppm(O_2=0%)以下
CO, HC	5ppm(O_2=0%)以下
セラミック燃焼器構造の健全性	100時間燃焼試験で実証

表2 開発手順

燃料噴霧と混合気形成
- 噴霧量分散の制御
- 噴霧粒径分布の把握
- 混合気濃度の均一化

↓

燃焼器構造の最適化
- ライナ形状の最適化（流速分布測定と逆流生成）
- 触媒選定
- 高温化と逆火防止

↓

モデル燃焼器の構築と燃焼特性
- セラミック部品構造のモデル燃焼器試作
- 冷態始動時，定常時における低公害燃焼実証

↓

セラミック燃焼器構造の健全性実証
- 100時間燃焼試験
- 燃焼の安定性，セラミック部品の信頼性実証

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

常時における要件は同一である。一方で，始動時においては蒸発管壁側で濃度の高い混合気形成が必要である。そこで，まず微粒化用空気流量を変化させ噴霧特性を調べるとともに，混合気濃度の均一化に必要な蒸発管長さを明らかにした。次に，始動時には１段目触媒前後に逆流域を生成する必要があり，ライナの寸法形状を各種変化させ流速分布を測定し最適な形状寸法を明らかにした。これらをもとにモデル燃焼器を試作し燃焼性能の評価を行うとともに，100時間の燃焼試験を行い燃焼器構造の健全性を明らかにする予定である。

４．燃料噴霧と混合気形成

4.1　燃料噴射弁

供試噴射弁には，ホローコーンタイプの渦巻式噴射弁構造を基本とし微粒化用空気を供給する外部混合方式のエアアシスト式噴射弁[9]を用いた。主な仕様は，灯油燃料について，燃料流量(G_f) 0.3～4g/s，微粒化用空気流量(G_{aa})最大３g/s，噴霧角60deg である。

4.2　噴霧・蒸発特性

蒸発管内の噴霧の挙動および噴霧と燃焼用空気との蒸発混合過程を明らかにするために，図３で示す燃焼器の蒸発管部分をモデル化した噴霧蒸発実験装置を用いて常温から600℃までの燃焼用空気②（G_a）を供給し，常圧における噴霧量分布，噴霧粒径，粒数流束などの噴霧特性を把握した。

蒸発管⑨には内径70mm の石英管を用い，スワーラの旋回角（α）は10deg とし流れを整える程度の弱い旋回を与え，スプリット比（(スプリッタ出口径)^2／(蒸発管内径)^2）は0.25で一定とした。まず，蒸発管内における噴霧の分散状態を調べた。噴射弁噴孔からの距離（L_{pv}）90mm において，内径５mm，外径６mm のステンレス管を水平面に10mm 間隔で取付けたサンプリングプローブ⑥を用いて灯油噴霧を捕集した。噴霧の吸引は，各プローブの吸引速度がほぼ一様となるように吸引速度を調節して行い，噴霧の捕集は各プローブに接続した気液が分離できる構造の捕集管を用いて行い，噴霧量は捕集管の計量目盛りで計測した。G_{aa} を40g/s に設定した常温空気流中に灯油を噴射し，微粒化用空気流量を１～３g/s まで変化させた場合の噴霧量流束分布を図４に示す。この場合の捕集効率は80%以上である。G_{aa}=３g/s の場合は中央部に大部分の噴霧が存在するソリッドコーンタイプの噴霧であり，G_{aa}=１g/s の場合は R=±20mm 位置に噴霧量のピークを有するホローコーンタイプの噴霧である。微粒化用空気流量を変えることにより，噴霧の分散状態を始動や定常などの作動条件に合わせて制御できることがわかった。

蒸発管内における噴霧の挙動を把握するために，図３で示す噴霧蒸発実験装置に位相ドップラー式粒径測定器（PDPA）を取り付け，噴霧の粒径，粒数などの特性を調べた。PDPA 計測システムの概略を図５に示す。レシーバの設置角は30deg の前方散乱を採用した。この実験では，図３で示す石英製蒸発管⑨のレーザ光が通過する光路部分はスリット状に切り取り，サンプリングプローブ⑥は取り外している。実験条件は，G_a=20～60g/s，G_f=0.4～0.8g/s，G_{aa}=１～３g/s，T_a=常温～600℃の範囲で設定した。T_a=常温，G_a=40g/s，G_f=0.8g/s の条件で G_{aa} を１～３g/s まで変化させ，L_{pv}=90mm おける蒸発管内の基本的な噴霧特性を調べた。ザウター平均粒径（d_{32}）および平均粒数流束（N_d）の半径方向分布を図６，

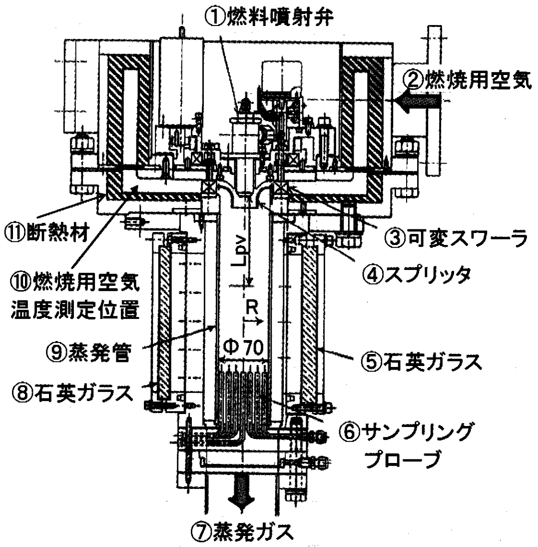


図３　噴霧蒸発実験装置の構造

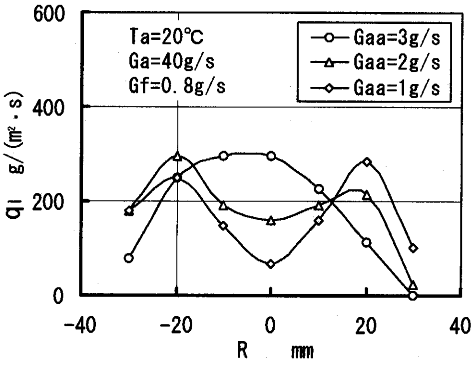


図４　噴霧量流束分布

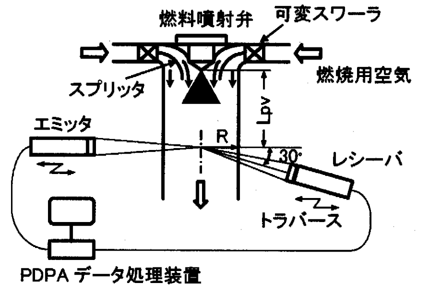


図５　PDPA 計測システム

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

7に示す。図6より，G_{aa}= 3 g/s では，d_{32}が20 μm 程度の微細な粒子が広い範囲にわたって形成された。微粒化用空気流量を2から1 g/s へ減少させることにより，半径10mm 以上の管壁側では，G_{aa} の減少に伴い d_{32}が増大し，貫通力の大きな噴霧が形成された。したがって，微粒化用空気流量を1 g/s に設定することにより始動時に適用可能な噴霧が得られることがわかった。図7より，G_{aa} を2 g/s から1 g/s に減少させた場合，N_d の分布傾向は同様であるが N_d の値は減少し，図4の噴霧量流束分布とよく対応することが確認できた。

燃焼用空気温度の上昇による噴霧の蒸発特性を調べるために，各半径位置でサンプリングした粒子の合計を用いて求めた d_{32}および N_d を燃焼用空気温度をパラメータとして示したものが，図8，9である。図8より，空気温度を上昇させても平均粒径はあまり変わらない。即ち，蒸発により微細な粒子が消失する結果，粒子の個数は減少するが平均粒径は大きく変化しないことがわかった。図9より，T_a を上昇させることにより平均粒数流束は減少し，T_a=400℃で N_d=1300 1/(mm^2· s)程度であった。同一試験条件において，やや下流の L_{pv}=140mm 位置では，T_a=400℃の場合，N_d=300～500 1/(mm^2· s)となり大幅に減少した。T_a=600℃では粒子数が減少し，PDPA による計測が不可能であり，蒸発はほぼ完了していると考えられる。

4.3 混合特性

定常時の作動条件においては，低 NOx 化を図るため，蒸発管内の限られたスペースで均一性の高い混合気を形成する必要がある。そこで，高温空気条件において，図3に示す噴霧蒸発実験装置を用いて蒸発管内における混合気濃度の分布と均一化過程を調べた。サンプリングプローブとしては，外径2 mm，内径1.5mm のステンレス管を用いた。混合気のサンプリングは半径方向に10mm 間隔で配置した7本のサンプリングプローブを電磁弁で切り換えて行った。混合気濃度の測定は図10に示す方法で行った。即ち，サンプリングプローブ⑥から採取した液滴と蒸発ガスを含む混合気を電気ヒータ⑦で280℃に加熱したサンプリング管を通して触媒リアクタ⑩に導入し，リアクタで完全に反応させた。反応後の生成ガスを除湿した後，テドラバッグ⑯で捕集し，排ガス分析計⑰を用いて CO，CO_2濃度を分析した。これらの生成ガス成分の容積割合をもとに，次式によって混合気濃度として空気過剰率（λ）を求めた[10]。

$$\lambda = \frac{2-[CO]+\dfrac{[CO_2]+[CO]}{2}\times\left\{\dfrac{2-\dfrac{2\times[CO]}{K\times[CO_2]}}{1+\dfrac{[CO]}{K\times[CO_2]}}\right\}}{14.292\times([CO_2]+[CO])}$$

ここで，K：水性ガス反応定数，3.8

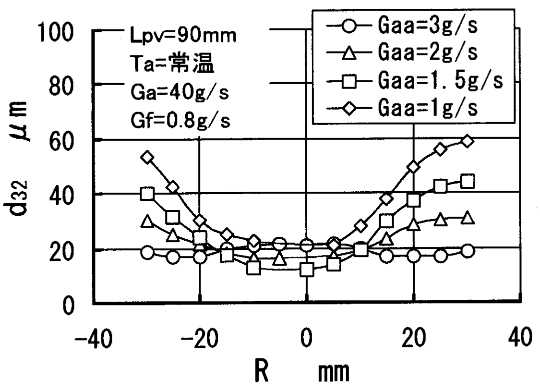


図6 平均粒径分布（G_{aa} の影響）

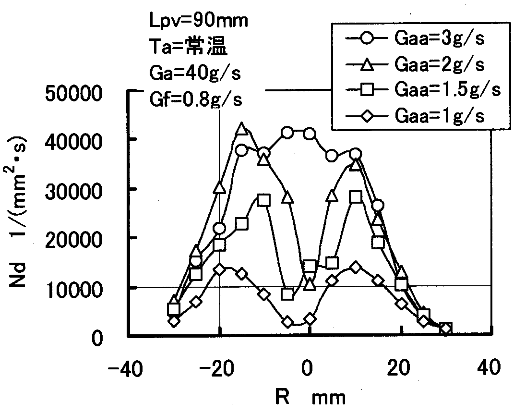


図7 平均粒数流束分布（G_{aa} の影響）

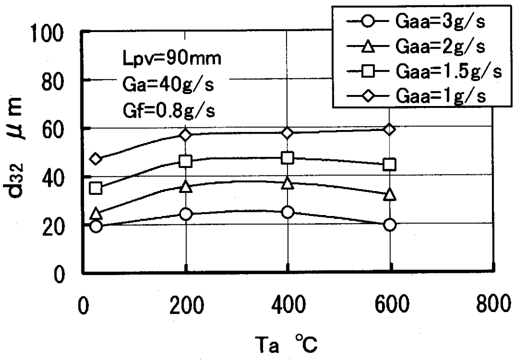


図8 平均粒径（T_a を変えた場合）

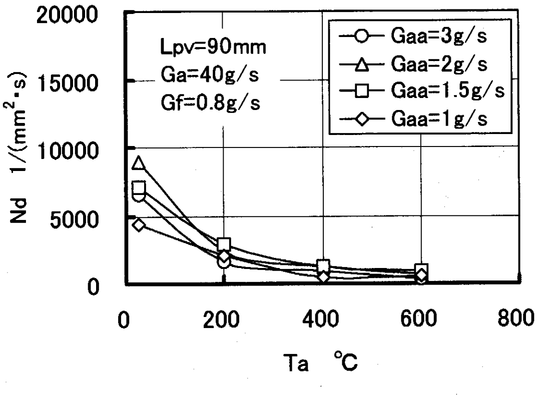


図9 平均粒数流束（T_a を変えた場合）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

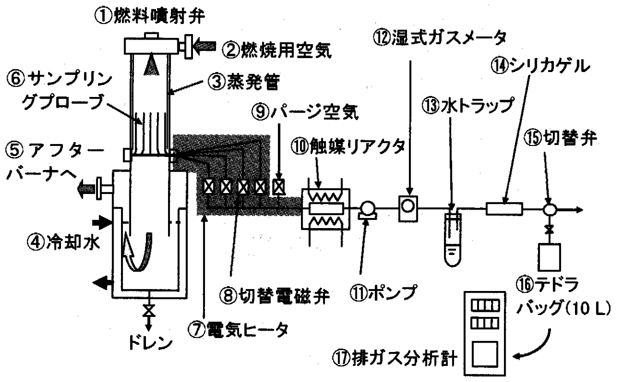


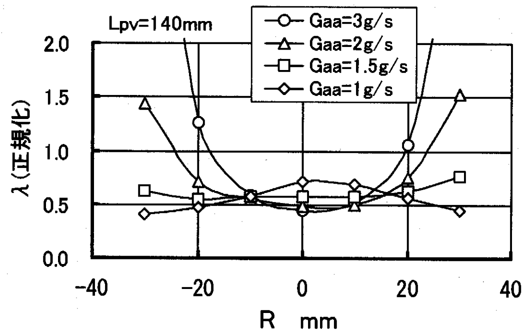
図10　混合気濃度測定装置系統図

プローブの吸引速度は常温換算で10m/s で一定とした。実験条件は，G_a=40g/s，G_f=0.8g/s，G_{aa}= 1 ～ 3 g/s，T_a=400～600℃，α =10deg とした。T_a=400℃の場合の L_{pv}=140，190，240mm における半径方向濃度分布を図11に示す。ここで，燃焼用空気流量を用いた設定 λ は3.4であるが，燃焼用空気流量と微粒化用空気流量を加えて求めたそれぞれの設定 λ は異なることから，比較のため，それぞれの設定 λ で正規化した値としての λ を示す。図より，L_{pv} の増加に伴い濃度分布が変化し，均一混合化の過程が明らかとなった。G_{aa}= 3 g/s の場合，L_{pv} が増加しても中央部は過濃域にあり，L_{pv} が190mm から240mm へ増加することにより，管壁側の λ が希薄域から１に近づき混合が促進した。これは，図４に示すように噴霧形状がソリッドコーンのためである。G_{aa}= 1 g/s の場合は，3 g/s の分布と対象的に管壁側の λ は過濃側に保持されている。L_{pv} が190mm から240mm へ増加することにより，中央部の λ が１より大きくなり希薄側に若干シフトした。G_{aa}=1.5g/s の場合，L_{pv}=240mm において半径方向の均一性がよい結果が得られ，定常時の作動条件に適することがわかった。各 L_{pv} において，半径方向の λ を平均して求めた平均 λ を図12に示す。図より，L_{pv}=240mm において，平均 λ が１となり混合の均一化が促進されていることがわかる。均一性の目安となる半径方向濃度分布の変動係数（標準偏差を平均値で除した値）は，L_{pv}=240mm において0.15～0.20であった。T_a=600℃の場合も同様の結果が得られ，L_{pv}=240mm における変動係数は0.2～0.27であった。これらより，蒸発管の長さは240mm とした。

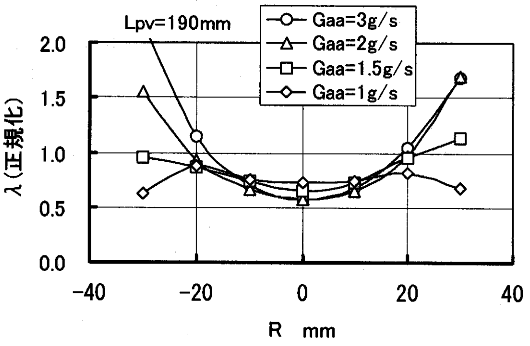
5．燃焼器構造の最適化

5.1　燃焼器の基本構造

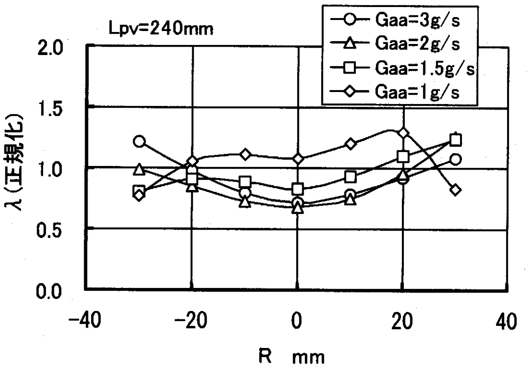
実験用燃焼器の基本構造を図13に示す。主要構成要素は図１と同様である。主要寸法は，蒸発管内径 ϕ70，噴射弁出口から１段目触媒入口までの距離240mm，燃焼器出口径 ϕ90である。蒸発管内の設計流速は常温換算で10m/s とした。蒸発管から触媒燃焼部分に接続する拡大管やライナおよび流入孔の形状寸法は流速分布を測定し，



(a) L_{pv}=140mm



(b) L_{pv}=190mm



(c) L_{pv}=240mm

図11　半径方向濃度分布

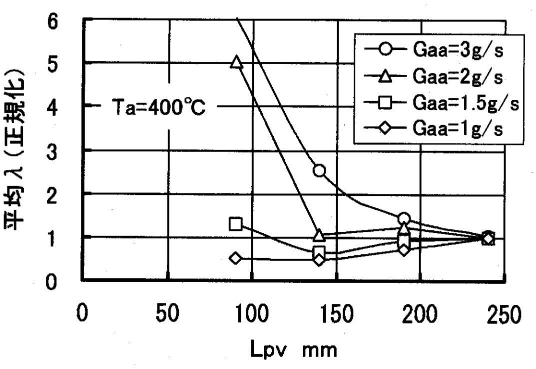


図12　濃度の均一化過程

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

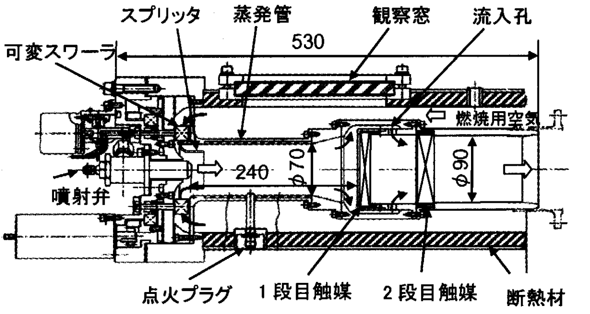


図13 実験用燃焼器の基本構造

図２に示す分布モデルと合致するよう選定することとした。触媒は既報では３段構成としたが，本研究では，高温化を図るため２段構成とした。触媒寸法は既報と同様に直径φ100とし，厚さは１段目12mm，２段目20mmを採用した。

5.2 ライナ形状寸法の最適化

始動時および定常時の安定燃焼に必要な１段目触媒まわりの拡大管や流入孔を含むライナ部位の形状寸法を選定するため，燃焼器断面の流速分布を測定し最適化を図った。ライナ部位の主要な形状寸法を図14に示す。最適化部位の形状寸法は図に示すように，拡大管長さL_d，拡大角α_d，拡大管直管長さL_s，流入孔形状と幅W_sである。所要の流速分布の特性は図２に示すように，始動時においてはスワーラの旋回角を30deg程度に設定し強旋回を付与して１段目触媒の中央部に逆流域を形成し，定常時においては10deg程度の弱旋回を付与して流れの偏りを防止するとともに蒸発の促進を図ることを狙いとしている。また，始動時の噴霧条件として，貫通力の大きい噴霧と管壁側で噴霧量が増加する特性が必要であることから，図４，６より微粒化用空気流量は１g/sを選定した。そこで，燃焼用空気温度が常温，燃焼用空気流量40g/s，微粒化用空気流量１g/sにおいて流速分布を測定し，ライナ形状の選定を行った。燃焼器内の流速分布のパターンはレイノルズ数への依存性が小さいので，測定には常温空気を用いた。流速の測定は，直径２mmのステンレス管に0.4mmの圧力検出孔をあけた円筒形ピトー管[11]をトラバースして行った。円筒ピトー管は図15に示すように，あらかじめ風洞によって検定し静圧孔位置が流れ方向に対して±42degのものを用いた。図中のα_aは空気流の旋回角を示す。測定位置は図14で示すように，蒸発管内Ⓐ，１段目触媒入口５mm上流Ⓑ，出口５mm後流Ⓒの水平断面である。Ｒ方向位置は上流側からみた座標軸で表す。なお，事前に２段目触媒の有無による流速分布を測定した結果，変化はほとんど見られないことから，２段目触媒は装着せずに後流からタフトを挿入し，フローパターンを確認した。

図２に示す始動条件において１段目触媒を貫通する逆流域を生成しうる触媒ライナの形状寸法を明らかにするため，流入孔として直径15mmの孔を10個等間隔で配置した丸形流入孔(10-φ15)を用いて，L_sを０～30mm，L_dを50～110mm，α_dを14～43degの範囲で変化させ，流速分布を調べた。L_d=60mmで一定とし，L_sを０～30mmまで変化させた場合の位置Ⓑにおける軸方向流速(V_a)

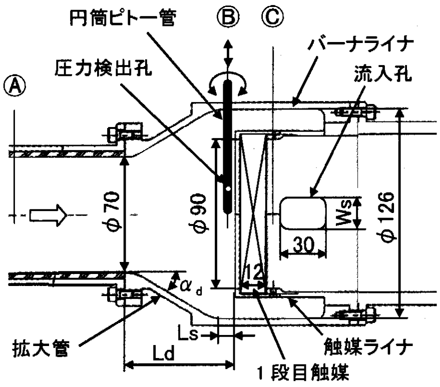


図14 ライナの形状寸法

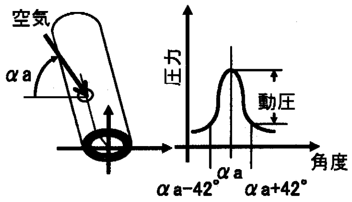


図15 円筒ピトー管

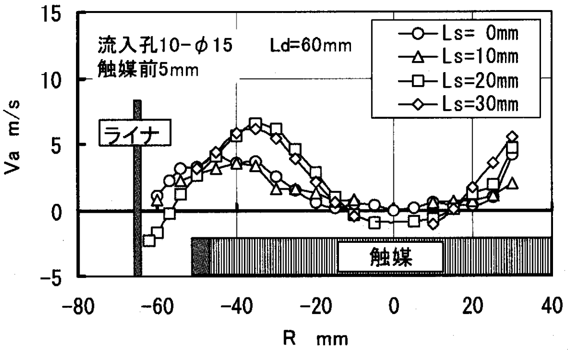


図16 軸方向流速分布（L_d一定でL_sを変化させた場合）

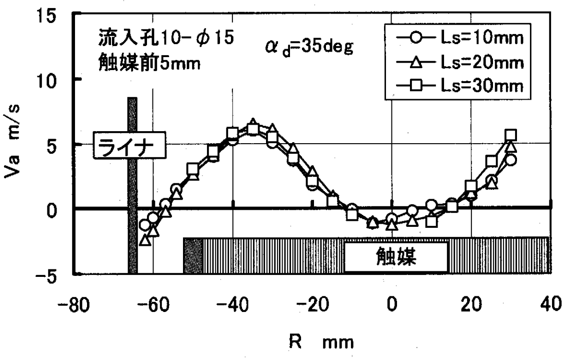


図17 軸方向流速分布（位置Ⓑ，L_sの影響）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

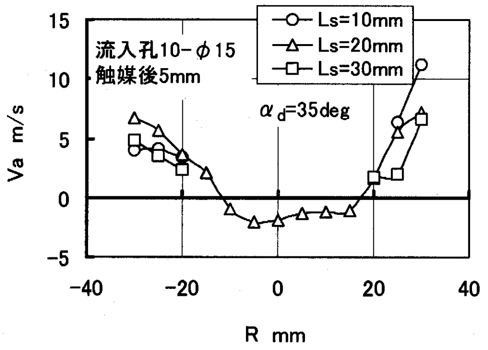


図18　軸方向流速分布（位置Ⓒ）

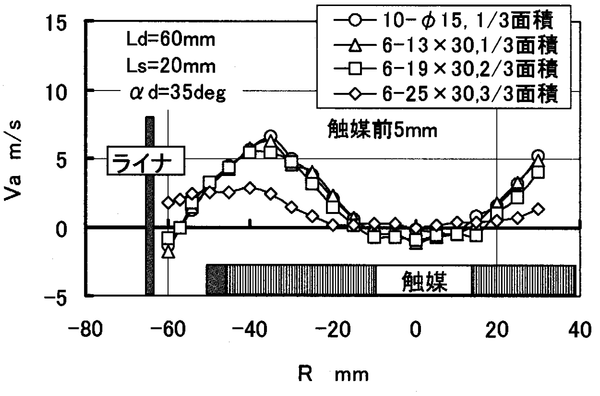
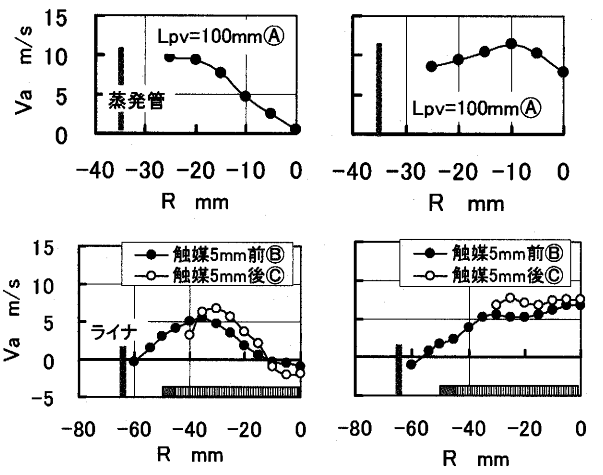


図19　軸方向流速分布（位置流入孔形状寸法の影響）

の分布を図16に示す。L_s=20,30mm の場合は同様の傾向を示し，R=-10〜15mm の範囲で逆流域が存在することがわかる。小型化を考慮し，L_s=20mm を採用することとした。この場合，拡大角 α_d は35deg である。α_d=35deg で一定とし，L_s の影響を調べた結果を図17に示す。L_s の影響はほとんどみられず，α_d =35deg が適することがわかった。図17と同一条件での位置Ⓒにおける軸方向流速分布を図18に示す。L_s=20mm の場合，触媒直後の位置Ⓒにおいても触媒直前と同様の R=-10〜15mm の範囲で逆流域の存在が確認された。L_s=10,30mm の場合は，後流から挿入したタフトによって逆流の存在は確認できたが，流れの変動が大きく定量的な測定はできなかった。したがって，L_s=20mm を選定することとした。

次に流入孔形状の検討を行った。触媒の耐熱温度を超える燃焼温度1200〜1300℃の高温化を図るためには，触媒支援燃焼方式の採用が不可欠である。そこで，定常時の条件において，2段目触媒の温度上昇を抑制する手段として流入孔から流入する混合気によって触媒を部分的に冷却し，触媒の高温部分の温度を低下させ反応を抑制する方法を取り入れた。それにより反応の完結を触媒後流の気相反応域にシフトする方法を採用した。そこで，積極的に触媒を冷却するために角形流入孔の検討を行った。図14で示す W_s の寸法を変化させた場合の軸方向流速分布を図19に示す。図中の面積割合は触媒ライナとバーナライナ間の流路断面積に対する割合を示す。図より，丸形流入孔10-φ15と角形流入孔 6-13×30，6-19×30の分布特性はほぼ同じであることから，冷却用の混合気流量を増加させるために面積割合の大きい 6-19×30を採用することとした。



(a)始動時　(b)定常時

図20　流速分布パターン

以上より，ライナの形状寸法は角形流入孔 6-19×30, L_s=20mm，L_d=60mm，α_d =35deg を選定した。この構造において，始動時および定常時の各条件における流速分布をまとめたものが図20である。位置Ⓐ，Ⓑ，Ⓒにおいて図2に示す始動時および定常時に要求される流速分布のパターンを得ることができた。

5.3 触媒の選定

触媒としては，ハニカム構造の2段構成を採用した。1段目触媒には，着火性に優れ耐熱1000℃で実績のある Pd/改質アルミナ/コーディエライトを用いた。2段目触媒としては，耐熱性1200℃以上でなおかつ繰り返し熱応力に対する信頼性が要求されることから，耐熱1200℃の SiC と耐熱1300℃のチタン酸アルミニウムを検討した。図13に示す構造の燃焼器を用いて高温燃焼試験を行い，その結果をもとに，耐熱性に優れたチタン酸アルミニウムを選定した。この担体は耐熱衝撃性に優れ加熱冷却時の熱膨張ヒステリシスがほぼ同じ特性曲線を示す特徴あるチタン酸アルミニウム[12]である。しかし，この担体の表面積は Pd を担持するのに十分でないため，活性担体として改質アルミナあるいは10%-wtMg 添加アルミナをウォッシュコートし，表面積の増加を図った。1200〜1400℃で焼成した結果，1200℃で Mg 添加アルミナの表面積が40m^2/g であるのに対し，約2倍の100m^2/g を有する改質アルミナを選定した。これらより，2段目触媒には Pd/改質アルミナ/チタン酸アルミニウムを選定した。ハニカムの主要寸法は1，2段目とも直径100φ，200セルであり，厚さは1段目12mm，2段目20mm である。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

6．まとめ

直接加熱型触媒燃焼器の開発に際し，始動および定常時の作動要件を満たす燃焼器設計を行うために噴霧・蒸発特性，混合気濃度，流速などの各種測定を行い，下記の結果を得た。

（１）微粒化用空気流量を変化させることによって蒸発管内の噴霧粒径，噴霧分散を制御することができ，始動時は１g/s，定常時は1.5g/s が適することがわかった。

（２）蒸発管内の所要の混合気濃度の均一性を確保するために，蒸発管長さは240mm が必要である。

（３）ライナ形状寸法の最適化を行い，始動時にはスワーラ旋回角35deg，定常時には10deg を設定することによって所要の流速分布パターンを得ることができた。

（４）高温用触媒として，Pd/改質アルミナ/チタン酸アルミニウムを選定した。

本研究は通商産業省（現経済産業省）資源エネルギー庁の補助金を得て，㈶石油産業活性化センターが実施している技術開発事業の一環として行われたものである。

参考文献

(1) L. D. Pfefferle and W. C. Pfefferle, Catalysis Reviews – Science and Engineering, Vol.29, No.2&3, (1987), 219-267.
(2) 吉田祐作，他：日本ガスタービン学会誌，Vol.27 No.６，(1999-11)，439-444.
(3) Kenneth O. Smith, et al, ASME TURBO EXPO 2003, GT-2003-38129, (2003).
(4) Hasan Karim, et al, ASME TURBO EXPO 2002, GT-2002-30083, (2002).
(5) Robert Corr, et al, ASME TURBO EXPO 2002, GT-2002-30093, (2002).
(6) A. Schlegel, et al, 25th Symposium on Combustion, (1994), 1019-1026.
(9) 吉田祐作，他：日本液体微粒化学会誌，Vol.８ No.24, (1999)，190-199.
(10) 細井賢三：日本自動車研究所，研究資料，No.１，(1991-1).
(11) 技術資料，"流体計測法"，日本機械学会，(1986)，78-95.
(12) 羽山清寿：第18回触媒燃焼に関するシンポジウム，(1994)，11-20.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

技術論文

Numerical Prediction of Turbulent Combustion Flows in Staged Combustor Using LES and Extended *G*-Equation

TOMINAGA Takuji* ITOH Yuichi** OSHIMA Nobuyuki***

KOBAYASHI Toshio** HAGARI Tomoko**** NONAKA Yoshiharu****

ABSTRACT

In this study, the Large Eddy Simulation with the *G*-equation model is performed in the geometry of an axially staged annular combustor of a gas turbine engine. The propagation of flames in the turbulent flow field depending on the equivalence ratios is represented by the extended *G*-equation model. The predicted results in the geometries of an experimental test piece and the modeled whole combustor are compared with each other, and are discussed using experimental data.

Keywords : CFD, Large Eddy Simulation, *G*-equation, Premixed Combustion, Staged Combustor

1. INTRODUCTION

Numerical prediction of turbulent combustion in a gas turbine combustor is an important technology for designing and developing a gas turbine system. In light of the need for accurate prediction, more accurate and effective simulations are expected.

For the reduction of harmful emissions such as NOx and CO, and for maintaining high efficiency of the engine system, lean premixed combustion is a key technology in recent research of the gas turbine combustor. The lean premixed combustion, however, has some problems, such as combustion oscillation or blowout, especially in changing power settings. Those difficulties can be reduced by employing staged combustor geometry and by controlling an output with the use of a number of combustion areas.

Efforts to counter the difficulties in the lean premixed combustion require an understanding of the physics in a combustor. Turbulence effects, which often characterize the flow designs and affect the flame propagation, should be calculated precisely. Large Eddy Simulation (LES), which needs no time-averaged modeling, is a suitable approach to analyze an unsteady turbulent flow field, whereas the *G*-equation approach [Williams, 1985], in which chemical reactions are simplified by the flamelet assumption, can simulate premixed combustion phenomena with finite computer resources. These methods are also feasible for use in the practical prediction of combustion flows because the small-scale phenomena, such as the effect of small vortices in the inertial range or the internal structure of flame, are generally modeled in the methods. Employing these approaches, a simulation methodology using a LES technique and the *G*-equation based on the flamelet concept to establish a simplified premixed combustion flow was proposed [Menon, 1992] and subsequently evaluated [Park *et al.*, 2001].

The objective of the present study is to validate the application of LES in the practical geometry of a gas turbine combustor and to simulate flame propagation using the *G*-equation model. The numerical simulations are performed in the geometry of experimental test piece sectors [Tsuru *et al.*, 2002] of a whole annular combustor without a circumferential periodicity assumption. A comparison of both results with experimental data revealed some differences between the performances of the whole annular combustor and its cutout model; these differences are also discussed.

---

*この論文は2003年に開催された IGTC で発表されたものの中で特に IGTC 論文委員長より推薦のあったものを再度校閲したものです。

* Graduate School of Engineering, Hokkaido University N13, W8, Kita-ku, Sapporo 060-8628, JAPAN
** Japan Automobile Research Institute
*** Graduate School of Engineering, Hokkaido University
**** Kawasaki Heavy Industry Co. Ltd.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

2. NOMENCLATURE

C_S	Smagorinsky constant
G	Index scalar to represent flame surface
p	Pressure
P	$P=p/\rho$
r	Radial distance
R	Reference value of r
s_L	Laminar burning velocity
s_T	Turbulent burning velocity
$\mathbf{S}$	Strain rate tensor
S_{ij}	Component (i, j) of strain rate tensor
S_c	Schmidt number
S_c^{SGS}	Turbulent Schmidt number
t	Time
u_i	Velocity in i direction
z	Axial distance
Z	Reference value of z
δ	Flame thickness
Δ	Filter length scale
ϕ	Equivalence ratio
ϕ_{main}	ϕ of the gas from main nozzle
ϕ_{pilot}	ϕ of the gas from pilot nozzle
μ	Viscosity
μ^{SGS}	Turbulent viscosity
θ	Central angle
Θ	Reference value of θ
ρ	Density
σ_G	Parameter defining turbulent diffusion of G
τ_{ij}^{SGS}	SGS stress tensor
ξ	Mixture fraction
$\bar{f}$	Spatial filtered value of variable f
$\tilde{f}$	Favre filtered value of f ($\tilde{f}=\overline{\rho f}/\bar{\rho}$)

3. NUMERICAL METHODS

In turbulent flows appearing in many industrial applications, combustion processes usually occur in a very small length and time scale compared to those of the turbulent flow field. According to the laminar flamelet concept [Menon, 1992], the flame can be assumed to have an infinitely thin structure relative to the length scale of turbulent structures. Also, we can consider that small parts of wrinkled flames in a turbulent flow, called 'flamelets', may have essentially the same characteristics as laminar flames do. Adopting these concepts, a turbulent premixed combustion can be described as the propagation and the convection of the filtered surface that separates burned and unburned gases on a LES grid system. The position of a flame surface is expressed by a contour surface of a scalar variable G, which depends on the spatially filtered G-equation [Menon, 1992]. When a pair of premixed gases of different fuel equivalence ratios are mixed in the calculation domain, a non-uniform distribution of the equivalence ratios appears. To simulate the flame propagation in such a situation, the G-equation is coupled with a conserved scalar equation.

3.1 Equations for Flow Field

The governing equations for LES of flow fields are written as follows:

$$\frac{\partial\bar{\rho}}{\partial t}+\frac{\partial\bar{\rho}\tilde{u}_i}{\partial x_i}=0, \tag{1}$$

$$\frac{\partial\bar{\rho}\tilde{u}_i}{\partial t}+\frac{\partial\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j}{\partial x_j}=-\frac{\partial\bar{p}}{\partial x_i}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu\frac{\partial\tilde{u}_i}{\partial x_j}-\tau_{ij}^{SGS}\right), \tag{2}$$

where τ_{ij}^{SGS}, which is generated by the filtering operation, represents the Sub-Grid Scale (SGS) stress, and is represented by the Smagorinsky model [Smagorinsky, 1961] as

$$\tau_{ij}^{SGS}\equiv\bar{\rho}\left(\widetilde{u_iu_j}-\tilde{u}_i\tilde{u}_j\right)=-2\mu^{SGS}\tilde{S}_{ij}, \tag{3}$$

$$\mu^{SGS}=\bar{\rho}(C_S\Delta)^2\left|\tilde{\mathbf{S}}\right|, \tag{4}$$

where $|\tilde{\mathbf{S}}|$ is the square norm of $\tilde{S}_{ij}$. The model parameter C_S (called the Smagorinsky constant) is set to 0.1, which value is known to provide a good prediction of a parallel channel flow or a circular pipe flow.

3.2 Equations for Flame Propagation

Following the laminar flamelet concept, the filtered G-equation for flame propagation is described as follows:

$$\frac{\partial\bar{\rho}\tilde{G}}{\partial t}+\frac{\partial\bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{G}}{\partial x_j}=\overline{\rho s_L|\nabla G|}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left\{\bar{\rho}\left(\widetilde{u_jG}-\tilde{u}_j\tilde{G}\right)\right\}. \tag{5}$$

The index scalar G is assigned the value of zero in the unburned region and of unity in the burned region with the thin flame identified by a fixed value of $0<G_0<1$.

The first term on the right-hand side of Eq.(5), which represents the flame propagation, is modeled using the turbulent burning velocity s_T as follows:

$$\overline{\rho s_L|\nabla G|}=\bar{\rho}s_T\left|\nabla\tilde{G}\right|, \tag{6}$$

$$s_T=\bar{s}_L\exp\left(\frac{u'^2}{s_T^2}\right), \tag{7}$$

$$u'=C_t\Delta\left|\tilde{\mathbf{S}}\right|, \tag{8}$$

where Eq.(7) for the evaluation of s_T is a model equation proposed by Yakhot [Yakhot, 1988], and u' is the turbulent velocity fluctuation determined by Eq.(8). Based on the assumption of C_s = 0.1 and the dimension analysis under an isotropic-turbulence condition, the parameter C_t is determined to be 0.15.

The second term on the right-hand side of Eq.(5) can be modeled as a SGS turbulent flux. Assuming a linear diffusion, it is evaluated as

$$\bar{\rho}\left(\widetilde{u_jG}-\tilde{u}_j\tilde{G}\right)=-\frac{\mu^{SGS}}{\sigma_G}\frac{\partial\tilde{G}}{\partial x_j}. \tag{9}$$

This term acts to eliminate cusps of the scalar G. The

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

coefficient σ_G appearing in this equation represents the diffusion intensity of G, and is set to 0.25 [Smith and Menon, 1994].

To close the system of equations for premixed combustion flows, we need a way to determine the local burning velocity s_L, which depends on the mixture fraction ξ. The conservation equation for the mixture fraction ξ is described as follows:

$$\frac{\partial \bar{\rho}\tilde{\xi}}{\partial t}+\frac{\partial \bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{\xi}}{\partial x_j}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left\{\left(\frac{\mu}{Sc}+\frac{\mu^{SGS}}{Sc^{SGS}}\right)\frac{\partial\tilde{\xi}}{\partial x_j}\right\}. \quad (10)$$

For the translation from ξ to s_L, the approximation equation proposed by Göttgens *et al.* [Göttgens *et al.*, 1992] is adopted. This equation was given theoretically, and the parameters in this are fitted to numerical data. Using the approximation equation and the spatial distribution of the equivalence ratio given by Eq.(10), s_L is determined.

Additionally, the flame extinction affected by flame stretching is modeled as follows. Following Inage's model [Inage and Ohtsuka, 1997], we assume the burning velocity to be zero in the condition of

$$|\bar{S}|\frac{\delta}{s_L}>Ka_q. \quad (11)$$

where Ka_q is a parameter like a Kalrovitz number when the extinction occurs. In the present calculation, Ka_q is set to 5.0. The flame thickness δ is evaluated by an approximated equation based on a theoretical analysis and numerical data [Göttgens *et al.*, 1992].

In this study, the calculations are performed using the incompressible assumption in both non-combustion and combustion cases. In the combustion turbulent flow field, a dilatation of a mixture gas caused by a combustion reaction should accelerate a burnt gas and change a flow field. Then the use of incompressible assumption and a neglect of this effect may cause quantitative errors in a prediction of combustion flow. Although an increase of viscosity caused by a high temperature also should affect the flow field, its effect may be small in this case because the turbulent viscosity is dominant in such a highly turbulent flow.

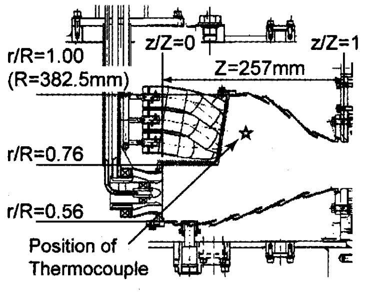
4. MODEL COMBUSTOR AND NUMERICAL CONDITION

The geometry of the model combustor built for an experimental study and assumed in the present study is shown in Figure 1 [Tsuru *et al.*, 2002]. This test piece is a 3-sector cutout model of a typical staged annular combustor that has 16 sectors in total. The pilot flame exists in the inner pilot stage, which propagates to the outer main stage when a higher power is needed. The pilot nozzle has a double-swirler to generate the recirculation region and to hold the pilot flame. The main nozzle consists of 6 twisting tubes in which the fuel and air are premixed. To protect the liner wall from hot burnt gases, a film-cooling method is used to cool it out. In the experiment, methane gas is chosen as fuel, in light of the fact that there are many difficulties in the prediction of combustion with liquid fuel spray. The premixed gas is pre-heated to 623 K in the experiment of combustion flow.

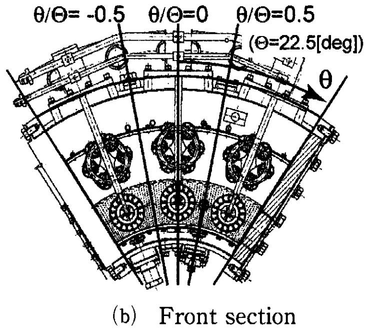
4.1 Experimental Data

In the experiment of non-combustion flow, the velocity distribution is obtained using hot-wire anemometry. The X-type probe is used to measure the axial and the circumferential velocity components simultaneously. z, r, and θ shown in Figure 1 are the axial, radial, and circumferential coordinates, respectively. These are non-dimensionalized by Z = 257 mm (the total length of the liner), R = 382.5 mm (the maximum radius of the outer liner), and θ = 22.5 degree (the center angle of a sector), respectively.

In order to investigate the limitation of the flame propagation from the pilot stage to the main stage, the equivalence ratio at the exit of the main nozzle ϕ_{main} is measured when the flame propagation occurs. The procedure of the measurement of ϕ_{main} is as follows: first, a certain amount of fuel is supplied only to the pilot nozzle, then, when a stable flame is formed in the pilot stage, fuel supply to the main nozzles is started and its amount is gradually increased to propagate the flame to the main stage. When the flame propagates, the amount of fuel supplied to the main fuel nozzles is measured and ϕ_{main} is determined. The flame



(a) Cross section (θ/Θ = 0)



(b) Front section

Fig.1 Schematic figures of the model combustor

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

propagation observed by a sudden temperature rise more of than 300 K is detected by a thermocouple located close to the exit of the main nozzles (Figure 1). This procedure is carried out several times for each value of ϕ_{pilot}, which represents an equivalence ratio at the exit of the pilot nozzle.

The results are shown in Figure 2. Some differences can be observed in the value of ϕ_{main} for different examinations under the same condition.

4.2 Computational Model

In the present study, two types of computational domain are defined for simulation. The grid systems of the two different domains are shown in Figure 3. The first domain is a single sector of the combustor (called the One-sector model in this paper). Assuming the circumferential periodic boundary condition, the calculation can simulate approximately the entirety of annular combustor geometry, although phenomena appearing in the true multi-sector cannot be observed. The second domain (called the Test piece model) has three sectors of the combustor, as did the experimental test piece mentioned above. The free-slip boundary condition is adopted to the circumferential boundaries. These two models are different in size but have the same grid resolution. The grid resolutions in each direction are Δz = 0.00197 Z − 0.021 Z, Δr = 0.00564 R, and $\Delta \theta$ = 0.0167 Θ, respectively. These grid widths in r and θ directions correspond to about a thirtieth of the pilot nozzle diameter. The grid points in the One-sector model number approximately 590,000, those in the test piece model 1,770,000.

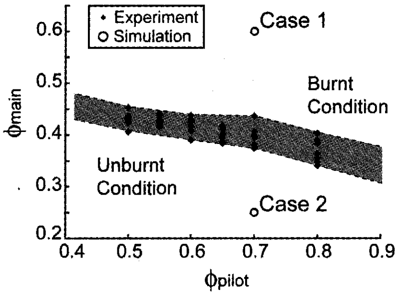
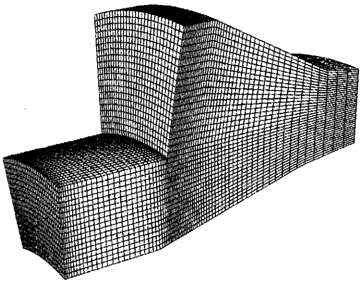
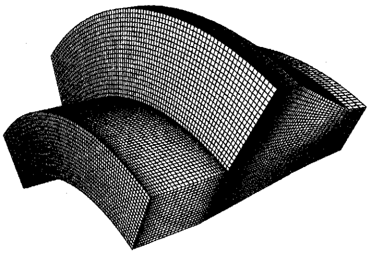


Fig.2 The equivalence ratio when the flame propagation was observed in experiments [Tsuru *et al.*, 2002] (The plots of simulation represent the condition in which the numerical simulation is demonstrated. The plots of Experiment represent the igniting ϕ_{main} values in the several trials with each of the ϕ_{pilot} values.)



(a) One-sector model



(b) Test piece model

Fig.3 Computational grid system
(The halves of the grids thin out in each direction.)

The other boundary conditions for the present calculations are as follows. The inlet velocity distribution from the pilot nozzle is determined using experimental results obtained by a stereo-PIV system at the exit of the nozzle. The inlet velocity distribution from the main nozzle is assumed to be uniform on the exit of the nozzle. The airflow entering through the cooling slot is modeled by the free-slip condition on the liner wall boundary. The convective boundary

Tab.1 Computational conditions

Reynolds Number		59,600
Pressure (MPa)		0.1013
Temperature (K)		623
Fuel		Methane
Equivalence ratio	ϕ_{main}	0.25,0.6
	ϕ_{pilot}	0.7

Tab.2 Computational methods

Methods for Filtered N-S equation (Kogaki (1999))	
Coupling algorithm	Fractional step method (Δt= 2.0×10^{-6}[sec])
SGS model	Smagorinsky model
Spatial differential scheme	Second-order central differential scheme
Time advancing scheme	
(advection term)	2nd-order Adams-Bashforth scheme
(diffusion term)	Crank-Nicolson scheme
Stabilizing method	6th-order explicit filter
Method for Scalar transport equations (G and ξ)	
Spatial differential scheme	
(advection term)	QUICK scheme
(diffusion term)	2nd-order central differential scheme
Time advancing scheme	2nd-order Adams-Bashforth scheme

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

condition is adopted for the outlet boundary condition.

The computational conditions listed in Table 1 are chosen to be the same as the physical conditions of the referenced experiment except for the equivalence ratio. The fuel equivalence ratios for the simulations of flame propagation are fixed in the two cases represented.

4.3 Computational Methods

In the calculation, the governing equations are spatially discretized based on the LES code with a Boundary Fitted Coordinate (BFC) scheme [Kogaki *et al.*, 1999]. The other computational methods are listed in Table 2. The computations are conducted by an in-house parallel code.

5. RESULTS AND DISCUSSION

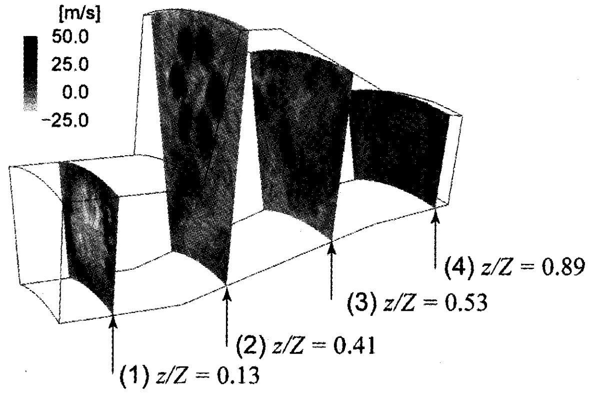
5.1 Non-combustion Turbulent Flow

First the non-combustion turbulent flow field in the combustor is calculated by LES. The contours of an instantaneous axial velocity are shown in Figure 4.

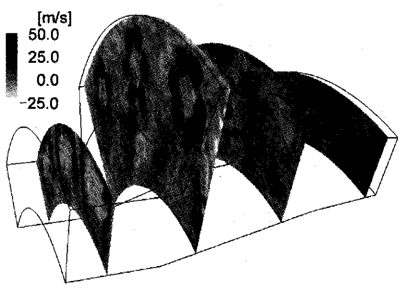
A difference between the results for the two models appears in a secondary flow. In the one-sector model with the periodic boundary condition, a circumferential flow around the whole annular combustor is predicted. However, in the test piece model such a flow is prevented by the sidewalls, and a clockwise flow around the domain is predicted. This difference can be observed clearly in Figure 5. In this figure, the circumferential velocities in the inner (down-side) region have the opposite directions in each model. Near the sidewalls of the test piece model, flows from outer to inner on the right side and from inner to outer on the left side are predicted.

Figures 6, 7, 8, and 9 display the profiles of the axial and the circumferential time-averaged velocities on the centerline (θ/Θ = 0) of the planes (1) and (2) shown in Figure 4. The experimental data is also plotted in these graphs.

In the pilot stage, the re-circulation region generated by the strong swirl is predicted as a negative value of an axial velocity (Figure 6) with a gradient of circumferential velocity (Figure 7) on plane (1) (z/Z = 0.13). The axial velocity profile predicted in the test piece model is in agreement with the experimental data, though the predicted peak values are larger by 25% than the measured values. The profile predicted for the one-sector model is also in agreement with the profile in the test piece model, whereas the positive peaks in the inner side (r/R = 0.57 - 0.6) differ in position between the models. In terms of the circumferential velocity (Figure 7), the curves predicted in the two models have a similar tendency. However, in the one-sector model, the curve shifts toward a higher velocity range from one predicted in the test piece model. In the one-sector model, the direction of swirling flow structure from the pilot nozzle is changed by the flow around the whole annular combustor in a circumferential direction.

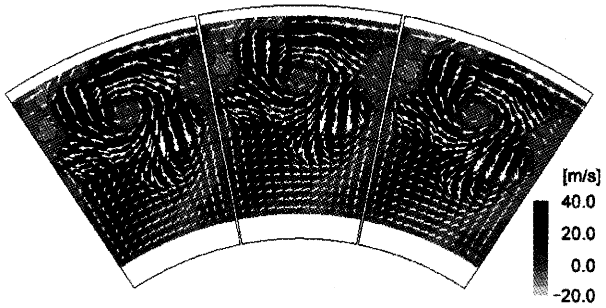


(a) One-sector model

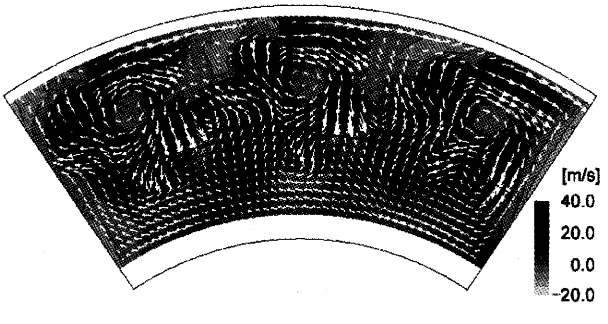


(b) Test piece model

Fig.4 Contour plot of instantaneous axial velocity



(a) One-Sector Model with Periodic Boundary



(b) Test Piece Model

Fig.5 Averaged velocity distribution on the center of the plane at z/Z = 0.65

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

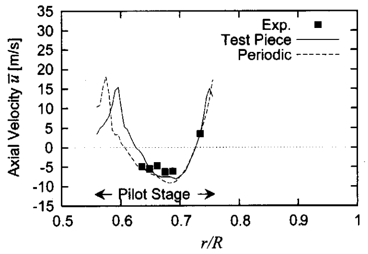


Fig.6 Comparison of the axial velocity at the center of plane (1)

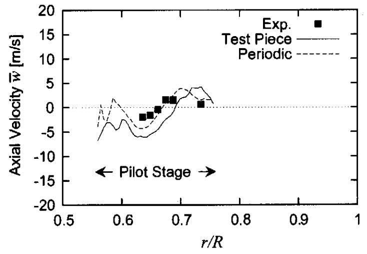


Fig.7 Comparison of the circumferential velocity at the center of plane (1)

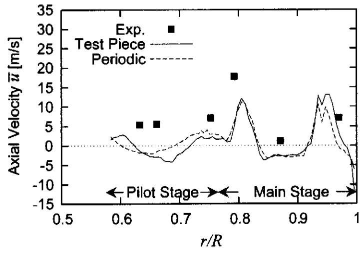


Fig.8 Comparison of the axial velocity at the center of plane (2)

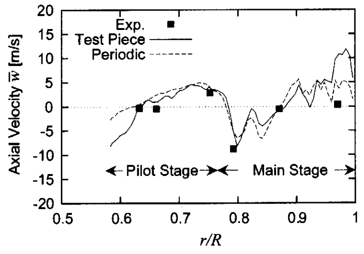


Fig.9 Comparison of the circumferential velocity at the center of plane (2)

On the other hand, in the test piece model, both the circumferential flow and the movement of the structure are prevented by the sidewalls. This difference results in the shift of the curve shown in Figure 7. In spite of these discrepancies, the predicted value in the one-sector model without the sidewalls is closer to the experimental data than the value in the test piece model is. This result indicates that the test piece model calculation over-estimates the sidewall effect. It is suspected that the distribution of the cooling-air flow rate could become too uneven in the circumferential direction to decrease the sidewall effect, because the flow prevented by the sidewalls causes the pressure gradient in the circumferential direction. In the present calculation, the uneven distribution of the cooling-air flow rate is not considered, because the cooling-air flow is modeled by the free-slip boundary. Thus, the modeled boundary condition might be a cause of the over-estimation.

The re-circulation region and swirling flow in the plane (2) (z/Z = 0.41) were also predicted. The experimental data indicates that the axial velocity becomes positive on plane (2), and thus the size of the re-circulation region is over-estimated in the simulation. The suspected origin of the above errors is under-estimation of the turbulent diffusion caused by neglecting the fluctuation in the inlet boundary. Near the inner walls (r/R = 0.58 - 0.67), the negative circumferential velocity is predicted in the test piece model because of the effect of the flow around the test piece; such a profile is not predicted in the one-sector model. The same situation exists in the region near the outer wall (r/R = 0.96 - 1.0) in the main stage, where the circumferential velocity in the test piece model becomes greater than that in the one-sector model.

In the main stage, the essential flow structures predicted in the respective models are in agreement. Furthermore, the effects of the sidewalls appear only near the outer wall. The experimental data at r/R = 0.79 and 0.97 are located in the jets from the upper and lower tubes, respectively, and the data at r/R = 0.87 is located at the center of the jets. The peaks of the predicted axial velocity cannot be evaluated, because the number of measured points is insufficient. According to the predicted axial velocity distribution in the plane (2), the discrete jets do not run through the center of the plane (θ/Θ = 0 shown in figure 8). Meanwhile, the velocity on the edge of the jets is shown as a predicted peak velocity in Figure 8; therefore, a difference in the direction of the jets may strongly affect the magnitude of the velocity. This may explain the different axial velocities between the simulation profile and the experimental data in the jets. The re-circulation region at the center of the jets was not observed clearly in the experimental data, whereas it has been predicted numerically for r/R = 0.84 - 0.92 and the swirl flow also predicted in the same position in the simulation. It may be that, because the time-averaged inlet condition is used for the main nozzle, over-estimation of the re-circular region occurs as it does in the case of the pilot stage.

5.2 Flame Propagation

As an objective of the present calculation for

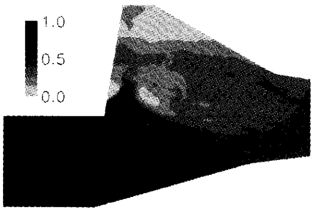
Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

combustion flows, the flame propagation from the pilot stage to the main stage is chosen. The fully developed turbulent flow field mentioned above is used for the initial condition.

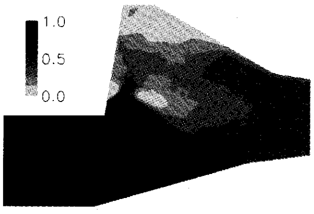
5.2.1 Mixture Fraction

The mixture fraction ξ represents the gases from the pilot nozzle and from the main nozzle with the values of ξ = 1 and 0, respectively. For the initial distribution of ξ, the preliminary calculation of the ξ-equation with a turbulent flow field is executed until the time-average of ξ converges.

The time-averaged ξ distributions on plane θ/Θ = 0 are shown in Figure 10. The pilot region is filled with the gas from the pilot nozzle, which is represented by ξ = 1 in each model. A comparison of the results for the two models shows that the effect of different flow fields is a difference in the ξ distribution near the inner (lower) wall. The predicted value of ξ in the test piece model is higher than that in the one-sector model. Near the outlet of the combustor, the value of ξ is slightly higher in the test piece model than in the one-sector model. The time-averaged ξ distributions on plane (4) (z/Z = 0.89) near the outlet are also shown in Figure 11. In the side sectors of the test piece model, not only the value of ξ but also its distribution are different from the results for the one-sector model. However, the profile of ξ in the central sector of the test piece model corresponds to the profile in the one-sector model, though the values are slightly different. In the same figure, we can observe that an uneven distribution is affected by the flow around the test piece mentioned above. The predicted clockwise flow around the test piece takes the main gas from the outer region (upper region) to the right side and it also takes the pilot gas to the left side. The ξ distribution should affect the results of the G-equation calculation for flame propagation, because it determines the local burning velocity in the G-equation calculation.

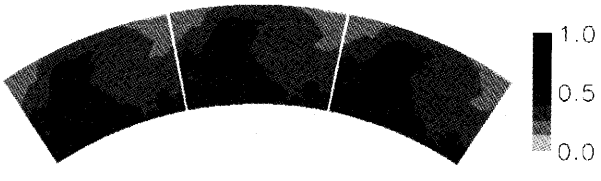


(a) One-sector model

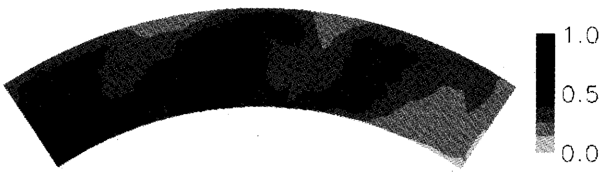


(b) Test piece model

Fig.10 Time-averaged distribution of mixture fraction ξ on plane θ/Θ = 0



(a) One-sector model with periodic boundary condition



(b) Test piece model

Fig.11 Time-averaged distribution of mixture fraction ξ on plane (4)

5.2.2 Flame Propagation

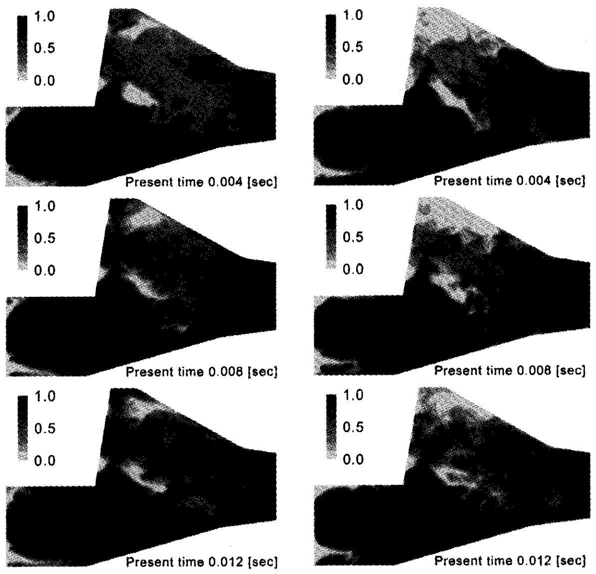
The preliminary calculation for obtaining the initial distribution of G is carried out as follows: the G-equation with the fixed flow field and the fixed ξ distribution is advanced in the condition of ϕ_{main} = 0.0, ϕ_{pilot} = 0.7 until the calculation converges; here ϕ_{main} and ϕ_{pilot} indicate the gases from the pilot nozzle and from the main nozzle, respectively, and an ignition point (G = 1.0) is set in the re-circulation region of the pilot stage. Starting from this initial condition, the calculations of the G-equation are conducted in two cases of the fuel equivalence ratio plotted in Figure 2. The experimental results reveal that the flame propagation from the pilot region to the main region does not occur in the case of ϕ_{main} = 0.25 and ϕ_{pilot} = 0.7 (Case 2), but does occur in the case of ϕ_{main} = 0.6 and ϕ_{pilot} = 0.7 (Case 1).

In Figures 12 and 13, the time evolutions of the scalar G on the central surface of the sector are illustrated from top to bottom at every 4ms after the simulations start.

The flames propagate to the main stage along two pathways. Along one, a flame propagates back from the downstream along the centerline of the main nozzle. Along the other, a flame propagates radially around the jets from the main nozzle, and it comes into the center of the main nozzle outlet between the jets, after which it is held in the re-circulation region of the main region.

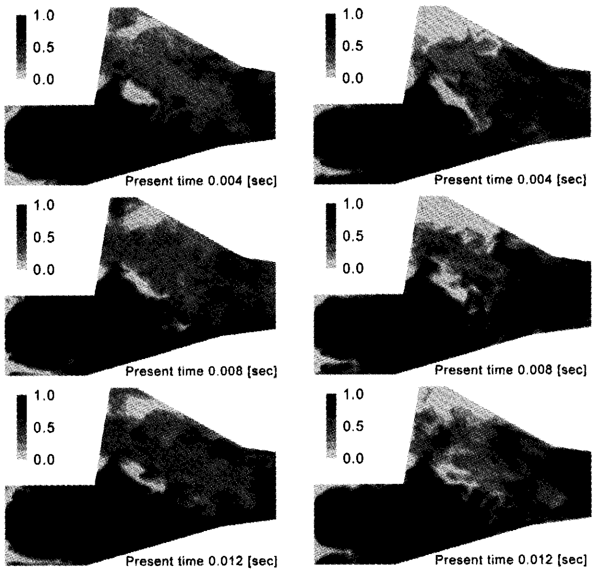
In case 1, the flame from the downstream joins with one that remains in the re-circulation region and

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.



(a) One-sector model (b) test piece model

Fig.12 Time evolution of flame (contour of scalar G) in case 1 (ϕ_{main} = 0.6, ϕ_{pilot} = 0.7)



(a) One-sector model (b) test piece model

Fig.13 Time evolution of flame (contour of scalar G) in case 2 (ϕ_{main} = 0.25, ϕ_{pilot} = 0.7)

spreads stably throughout the whole sector. On the other hand, in case 2, the burned gas from the downstream reaches the re-circulation region in the main stage; however, the burned gas has an intermittent role in the main stage, because the flame is unstable. We consider that the results in case 2 correspond to the experimental features in the shaded area of Figure 2. In this simulation, the predicted lean limit of the flame propagation to the main region is leaner than the observed limitation in the experiments. In case 2, the G distribution is not steep in the center of the six main jets, where the local burning velocity is slow compared to the turbulent velocity fluctuation. It is suspected that, in this region, the G distribution represents the mixture of the burned and the unburned gases rather than the thin flame propagation. To predict the limit for the flame propagation with improved accuracy, the G-equation model should be extended to include such a condition.

These typical flame behaviors can be observed in the one-sector model and in the central sector of the test piece model, and these flame behaviors show only slight differences between models due to the differences in the flow fields and in the ξ distributions. For the area near the outer wall, flame propagation is predicted only in the one-sector model. This difference is due to the difference in ξ distribution along the pathway of the flame propagation. However, considering that the results are instantaneous data taken from different instantaneous G distributions, we can consider that the flame behavior is not so different at the position of the thermocouple in the experiment. Furthermore, these results indicate that the limitation of flame propagation was not affected by the existence of the sidewalls in the test piece. Figure 14 shows the flame surfaces 0.012 seconds after the start of calculations in the test piece model. On the outlet surface, the amount of the burned gas in the left sector is much larger than that in the right sector. This uneven distribution of burnt gas in the side sectors of the test piece model is caused by the distribution of the gas from the pilot nozzle predicted by the equation of the mixture fraction ξ, and reflects the fact that the pilot gas has a higher equivalence ratio than that of the gas inflowing from the main nozzle.

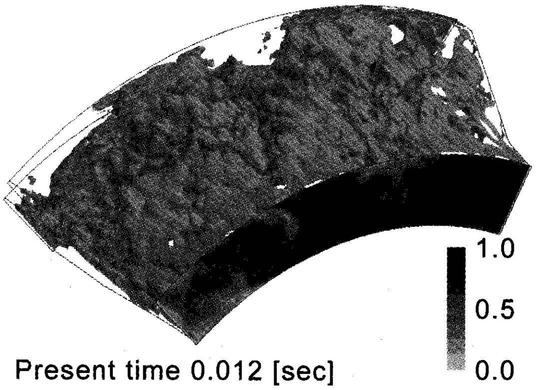
6. CONCLUSION AND PROSPECTS

The LES incorporating the G-equation model based on the flamelet assumption has been demonstrated to predict the unsteady turbulent flow and the flame propagation in practical combustor geometry. This simulation employing the extended model can predict the following essential characteristics essential to the design of an annular staged combustor:

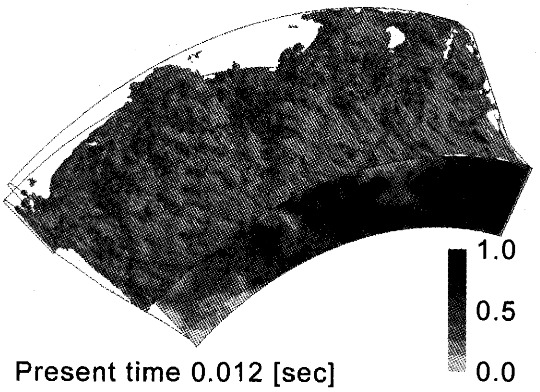
1. The gas from the pilot nozzle fills the pilot stage completely in all cases, and the equivalence ratio of the main nozzle does not affect the flame behavior in the pilot stage.

2. A difference in flame behavior in the main stage is predicted for various equivalence ratios, as observed in the experiment. However, the limit for the flame propagation toward the main stage is predicted to be

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.



(a) Case 1 (ϕ_{main} = 0.6)



(b) Case 2 (ϕ_{main} = 0.25)

Fig.14 Predicted flame surface (gray surface) and contour of scalar G on the outlet surface

leaner than that shown in the experimental data.

To predict flame propagation with improved accuracy, improvement of the flamelet model is needed in the region where the local burning velocity becomes slow compared to the turbulent fluctuation velocity like that at the center of the six main jets. Meanwhile, a consideration of a dilatation effect caused by a combustion reaction is also needed to achieve a quantitatively accurate prediction of turbulent combustion flow.

Comparison of results in the two different computational domains suggests that:

1. in the test piece model with the side-wall boundaries, the existence of the walls generates flow around the periphery of the test piece. This flow has, however, been overestimated. For more realistic simulation, the boundary conditions on the walls should be refined to facilitate a precise estimation of this effect.

2. in the central sector, the results for the mixture fluctuation distribution and flame propagation did not greatly differ from the predicted results in the one-sector model except near the exit of the main region.

The turbulent velocity field predicted by LES was also compared with the experimental data. To achieve accurate prediction of the re-circulating and swirling flow, further investigations concerning actual velocity fluctuation in the inlet boundary condition are needed.

7. ACKNOWLEDGEMENT

This study was supported by Frontier Simulation Software for Industrial Science under an IT program of MEXT. All computations were performed by the HITACHI SR8000/MPP and SR8000/128 in Computer Center, the University of Tokyo.

8. REFERENCES

Smagorinsky, J., "General circulation experiments with primitive equations", Monthly Weather Rev. 91-3, pp.99-164, 1963.

Williams, F. A., Combustion Theory (2nd ed.), Addison-Wesley, 1985.

Smith, T.M. and Menon, S, "The Structure of Constant Property Propagating Surfaces in a Spatially Evolving Turbulent Flow", 25th AIAA Fluid Dynamics Conference, 1994.

Menon, S., "Active Combustion Control in a Ramjet Using Large-Eddy Simulations Combustion Science and Technology.", vol.84, pp.51-79, 1992.

Müller, U. C., Bollig, M., and Peters, N., "Approximations for Burning Velocities and Markstein Numbers for Lean Hydrocarbon and Methanol Flames", Combustion and Flames, Vol. 108, pp. 349-356, 1997.

Park, N., Kobayashi, T., and Taniguchi, N., "Application of Dynamic Subgrid G-Equation Model to LES of Turbulent Premixed Flame over Backward Facing Step", Proceedings of Turbulence and Shear Flow Phenomena 3, 2001.

Kogaki, T., Kobayashi, T., and Taniguchi, N., "Conservative Finite Difference Schemes for Incompressible Turbulent Flow in Generalized Coordinates", Proceedings of Turbulence and Shear Flow Phenomena 1, 1999.

Inage, S., Ohtsuka, M., Transactions of JSME, 63-609, B (1997), pp. 1806-1813 (in Japanese).

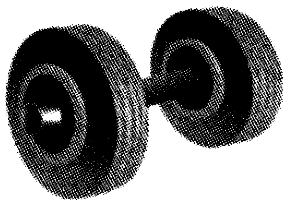
Göttgens, J. et al., "Analytic approximations of burning velocities and flame thicknesses of lean hydrogen, methane, ethylene, ethane, acetylene, and propane flames", Twenty-Fourth Symposium (International) on Combustion/The Combustion Institute, pp.129-135, 1992.

Yakhot, V., "Propagation Velocity of Premixed Turbulent Flames", Combustion Science and Technology, Vol. 60, 1988.

Tsuru, T., Imamura, A., Kinoshita, Y., Nonaka, Y., Itoh, Y., Taniguchi, N., "Numerical Simulation of Flame Propagation in a Staged Combustor", Proceedings of ASME Turbo Expo 2002, June 3-6, 2002, Amsterdam, The Netherlands.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

喫茶室



熱流体トレーニング（5）

刑部　真弘[*1]
OSAKABE Masahiro

配管内を液体と気体が流れる二相流において，平均的な気体の体積割合をボイド率（void fraction）と呼ぶ。脳のCT画像診断においてもこの言葉が出てくるようだが，空洞（実際には脳水で満たされている）の割合を示すようである。さて，このボイド率を用いると，以下の二相流の平均密度が定義できる。

$$\rho_m = \alpha\rho_G + (1-\alpha)\rho_L \qquad (1)$$

ここでρ_Gおよびρ_Lは，それぞれ気相および液相密度である。図1(a)のように高さhの，気泡を含む垂直な液柱の底部にかかる水圧Fは，この平均密度および重力加速度gを用いると

$$F = \rho_m gh \qquad (2)$$

で表すことができる。一方，図1(b)のようにこの気泡を質量が無視できる細線で底面に結ぶことができた場合，気泡は水中に存在する静止した構造物とみなせるので，底面に働く水圧は以下となる。

$$F = \rho_L gh \qquad (3)$$

また，糸には気泡の浮力による以下の張力が働く。

$$F_b = (\rho_L - \rho_G)g\alpha h \qquad (4)$$

式(3)と(4)より，底面に働く総合力は

$$\begin{aligned} F - F_b &= \rho_L gh - (\rho_L - \rho_G)g\alpha h \\ &= [\alpha\rho_G + (1-\alpha)\rho_L]\,gh \\ &= \rho_m gh \end{aligned} \qquad (5)$$

となり，二相流の平均密度を用いた水圧と同じになる。すなわち，二相流の平均密度を用いた水圧は，水の重さと浮力の合力としてでてくるものである。気泡の浮力が液体を持ち上げているので，気液混合物は軽いのである。

気体が液体を持ち上げることは，1979年に発生した米国スリーマイル島の原子炉TMI-2事故においても注目された．この事故では，原子炉の最上部に設置された加圧器の逃し弁が開固着した。図2に示したように，炉心で発生した蒸気がこの加圧器を通って系外へ排出され，このとき加圧器底部で発生した対向流制限（トップフラッディング）により，差圧測定による加圧器水位はほぼ満水に保たれた。これにより，原子炉系の最上部に位置する加圧器に十分な水が存在するので，それよりも下部の原子炉には水が十分にあると運転員が判断して，作動していた原子炉緊急冷却系（ECCS）を止めてしまった。この結果，原子炉炉心は蒸気中に露出し炉心溶融という重大事故が発生した。

我々も水を口に含んで”うがい”をするが，この時は，水が気管に入らないように，液相が完全に落下しなくなる流速以上の空気を吹き出していることになる。この流速は経験によって初めて知る。このため，一般的に小さな子供は，その流速がわからないので“うがい”ができない。TMI-2原子炉の運転員が，この“うがい”のメカニズムの思考トレーニングを受けていれば，あの重大事故は防げたかもしれない。

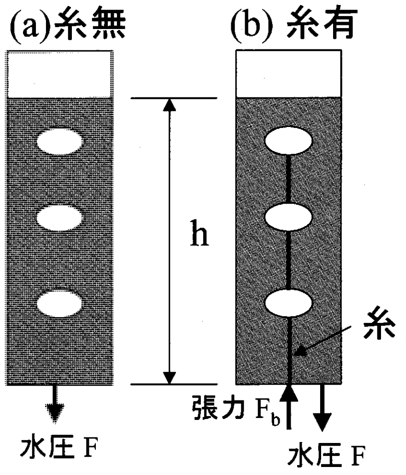


図1　二相流の平均密度を用いた水圧

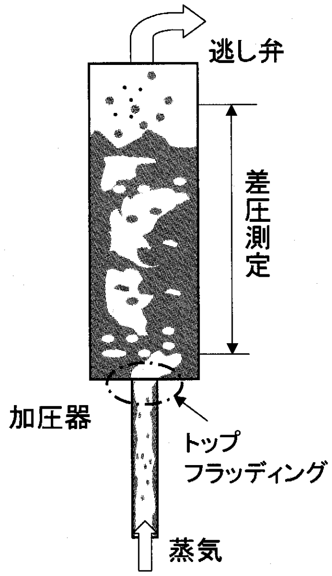


図2　加圧器内でのトップフラッディング

参考文献

(1) 刑部真弘，エネルギ技術者の熱流体トレーニング，海文堂出版，(2004)

原稿受付　2006年3月23日

＊1　東京海洋大学海洋工学部　海洋電子機械工学科
〒135-8533　東京都江東区越中島2－1－6

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

特集：国産ジェットエンジンの新展開

非接触ブレード評価システム　WIZblade

萱場　義隆*1
KAYABA yoshitaka

キーワード：三次元測定機，非接触計測，レーザプローブ

1．はじめに

三次元測定機は自動車，航空機業界をはじめ多くの産業分野で部品の品質保証に利用されている。発電機や航空機エンジンのタービンブレード測定にも数多く使用されているが，一般的には接触式のタッチプローブやスキャニングプローブを装着したCNC三次元測定機によるブレード評価が行われてきた。しかしながら，これらの接触式のシステムには以下の課題があった。

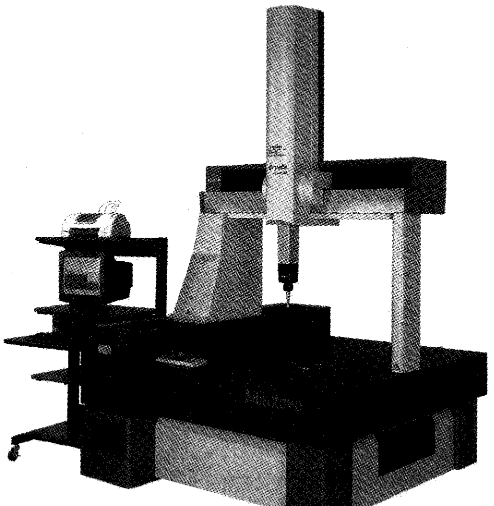


写真1　CNC三次元測定機

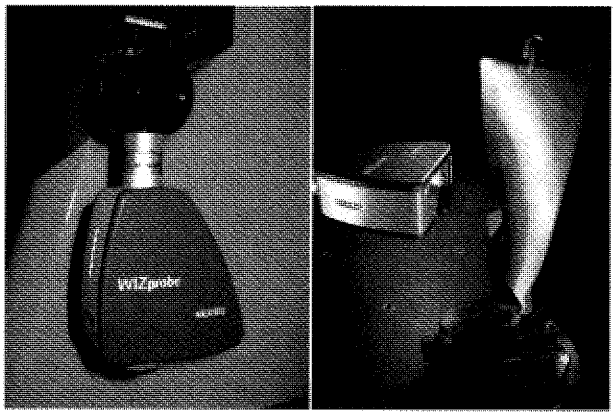


写真2　WIZprobe

原稿受付　2006年4月4日
＊1　㈱ミツトヨ　営業推進グループ
〒213-8533　川崎市高津区坂戸1－20－1

①プローブ補正に誤差を含んでしまう
②測定速度が遅い
③スキャニングプローブの場合，スタイラスの磨耗が早い。

これらの課題を解決するために，CNC三次元測定機に非接触式のレーザープローブを装着し，非接触測定でブレード評価ができるWIZbladeシステムを商品化した。このWIZbladeシステムの概要について紹介する。

2．システムの概要

本システムの構成は，以下の通りである。

①CNC三次元測定機（写真1）
②非接触式レーザープローブ「WIZprobe」(写真2)
③専用コントローラ
④CADモデルインポートシステム「Modeler」
⑤ブレード評価システム「WIZblade」

WIZbladeは，英国Renishow社製のプローブヘッドPH10Mに装着可能であるので自由に向きを変えることもでき，また接触式プローブと併用したシステムとしても構築できる。

3．非接触式レーザープローブ「WIZblade」の特長

WIZbladeを含めて，一般的なレーザープローブの測定原理は三角測量方式である（図1）。ただし，被測定物がブレードのような自由曲面形状の場合，図2に示すようにワークとの角度によって反射光のエネルギーが違ってしまい，測定誤差の要因となってしまう。

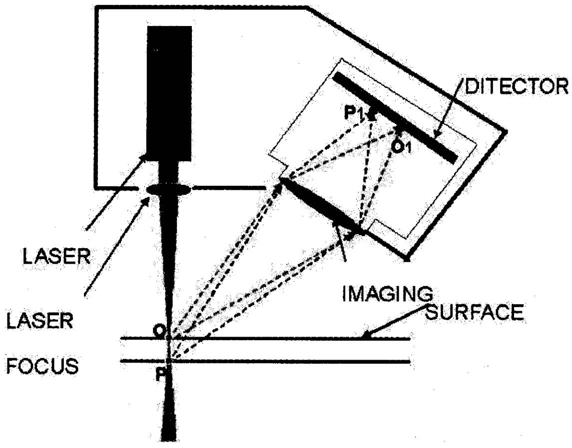


図1　測定原理

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

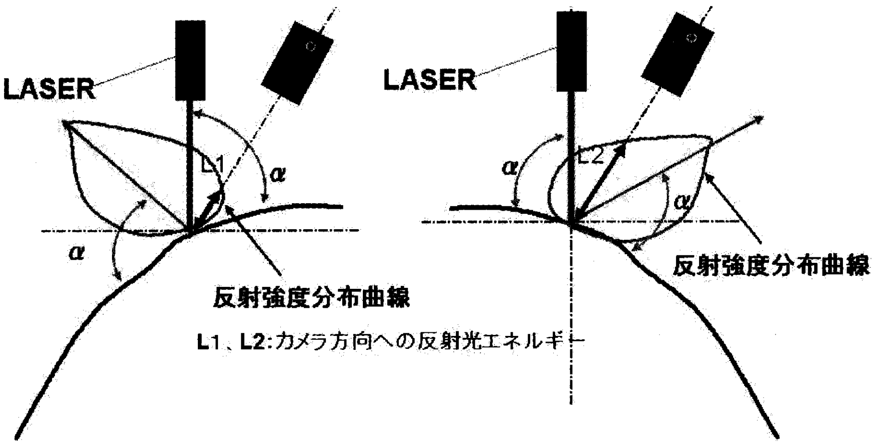


図2 ワークとの角度による反射光エネルギーへの影響

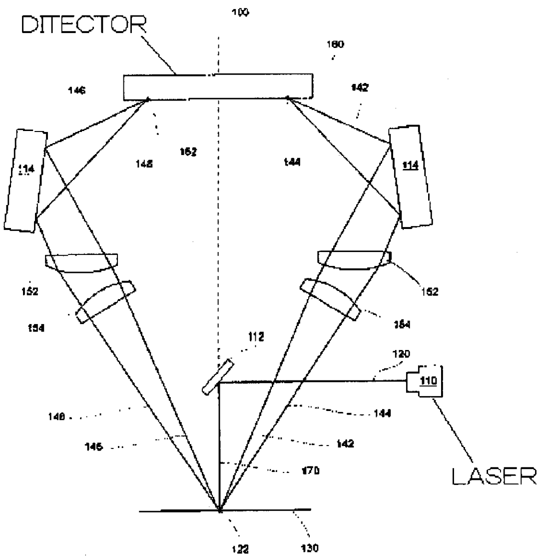


図3 WIZprobeの構造

そこで，WIZbladeは上記の問題を解決する方法として，図3に示す構造を採用している。さらに，レーザー強度を自動でリアルタイムに可変することができ，ワーク表面の色や表面粗さの変化による反射率の変化にも強い構造となっている。

また，スポット径が30μmと非常に小さい為，エッジ部の半径が約50μm以上のブレードであれば安定した測定が可能となっている。

WIZbladeの主な仕様は以下の通りである。

スタンドオフ	50mm
測定範囲	10mm
スポット径	30μm
ノイズレベル	5 μm
データ取得速度	50点/秒

4．CADモデルインポートシステム「Modeler」

本プログラムは，IGESによるCADデータを読み込み，任意の測定断面高さを指定することによって断面形状を生成したり，WIZbladeシステムで測定するためのパートプログラムを自動生成したりする機能を有している。図4にModelerによるIGESデータのインポートと測定断面計算例を示す。

5．ブレード評価システム「WIZblade」

本プログラムで使用するパートプログラムは，Visual Basic Scriptを基本とし，これにブレード評価用として独自に追加されたコマンド（最大翼厚，コード長，ツイスト角度，LE厚，TE厚等）を使用して作成する。Visual Basic Scriptを基本としているので，ユーザー独自の評価アルゴリズムも開発できる。

また，COMコンポーネントやOLEオートメーションもサポートしているので，Excel等の外部アプリケーションとの連携も可能である。図5にブレードの代表的な評価項目例を示す。

6．おわりに

近年，ブレード計測における高速・高精度な評価システムの需要が高まっている中で，従来のスキャニング式と比較しても10倍以上の効率で評価できるWIZbladeシステムが注目を浴びている。

これらのシステムが効率的で高品質なブレード生産に役立てば幸いである。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

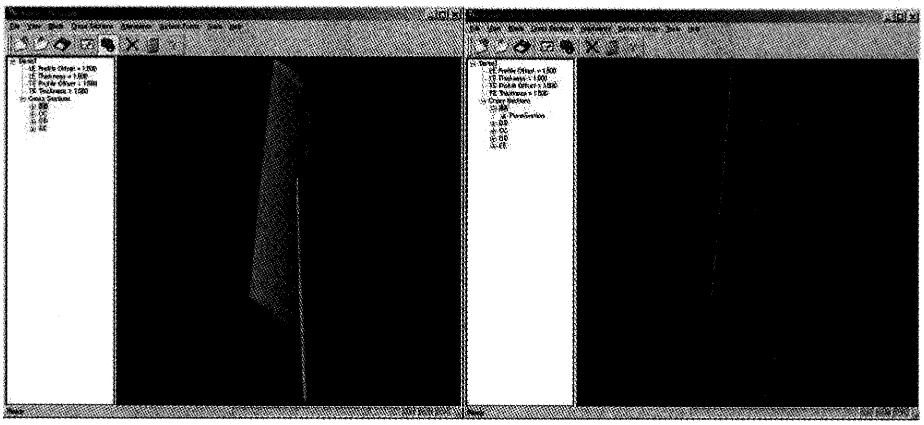


図4　Modeler による IGES データのインポートと測定断面計算

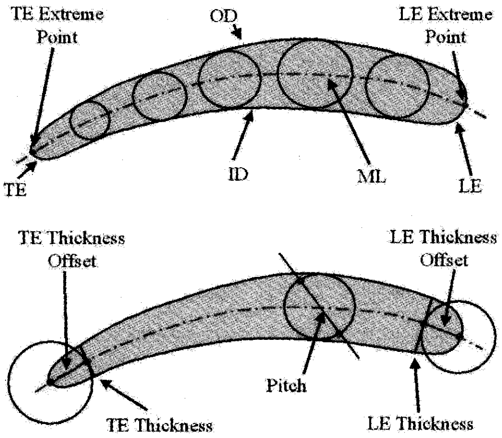


図5　ブレード評価の代表例

○ 本会協賛・行事 ○

主催学協会	会合名	開催日・会場		詳細問合せ先
日本機械学会 関西支部	第283回講習会　実務者のための振動基礎（計測機器・解析ソフトのデモ紹介付き）	H18/06/14-15 大阪科学技術センター　中ホール	協賛	日本機械学会関西支部 URL：http://www.kansai.jsme.or.jp/
日本エネルギー学会	第15回日本エネルギー学会大会	H18/08/03-04 工学院大学　新宿キャンパス	協賛	日本エネルギー学会「大会」係 URL：http://www.jie.or.jp/15taikai_0.htm
可視化情報学会	可視化情報学会全国講演会（神戸２００６）	H18/09/27-28 神戸大学百年記念館	協賛	可視化情報学会 URL：http://www.vsj.or.jp/kobe/KOBE2006.html
日本機械学会	第19回内燃機関シンポジウム　－世界をリードするエンジンシステム技術を求めて－	H19/01/09-11 東京工業大学　西９号館	協賛	日本機械学会　事務局 URL：http://www.jsme.or.jp/

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

研究だより

大阪大学 燃焼工学研究室における研究紹介

赤松 史光[*1]
AKAMATSU Fumiteru

1．はじめに

燃焼工学研究室は，大学院工学研究科 機械工学専攻 マイクロ機械科学部門 マイクロ熱工学領域に所属しており，構成メンバーは，赤松史光 助教授，瀬尾健彦 特任助手，安 鐵朱 特任研究員，岡田志津 事務員，博士後期課程学生２名，博士前期課程学生４名，学部４年次学生３名の計13名（2006年４月10日現在）である。研究対象は燃焼現象全般であり，計測手法の開発と詳細数値シミュレーションにより，火炎の燃焼機構を解明することに主眼を置いている。現在の具体的な研究テーマは以下の通りである。

(1) 噴霧火炎中の油滴群燃焼挙動に関する研究
(2) 噴霧火炎の光学計測
(3) 噴霧燃焼の数値シミュレーション
(4) 金属微粒子の燃焼合成
(5) 木質バイオマスのガス化
(6) 高温予熱空気を用いた乱流予混合火炎の詳細構造の解明
(7) 高圧純酸素燃焼火炎の燃焼特性
(8) ラジカル自発光による温度計測
(9) レーザ誘起ブレークダウンによる着火現象の解明

2．噴霧火炎中の油滴群燃焼挙動

液体燃料の燃焼形態としては，高負荷燃焼が可能で制御の応答性が良いという理由から，工業的には噴霧燃焼が多用されており，その用途は，ロケット，航空機，船舶，自動車等の各種エンジンおよび加熱炉など多岐にわたっている。噴霧燃焼は，燃料の微粒化，油滴の気相への分散，蒸発，燃焼といった素過程が同時に相互作用を及ぼしあいながら進行する反応性二相乱流であり，実際の噴霧火炎中では，液滴は個々の単滴としてではなく，互いに干渉しあいながら蒸発･燃焼している。そのような考えのもとで，Chiu ら[(1)]は何千，何万という数の油滴の集まりを群（クラスター）として扱い，その燃焼挙動を理論的に解析し，油滴の粒径および空間数密度によって，油滴群の燃焼挙動が異なることを予測した。しかし，この分野における過去の実験的研究は少なく，近年の急速なレーザ計測技術の発達を待って，ようやく多くの実験的知見が明らかになりつつある。本稿では，著者らが開発した噴霧断面像と局所ラジカル発光の同時時系列計測システムを用いた，噴霧火炎中での油滴群の燃焼挙動の観察結果を紹介する。

図１に，実験に用いた予混合噴霧火炎バーナ[(2)]と火炎の直接写真（露光時間1/15s）を示す。この写真に捉えられている火炎像は，目視による火炎の外観に対応している。バーナポートは内径52.7mmで，周囲に幅1.0mmの環状の水素拡散パイロットバーナを有している。その外周には同軸・同速の空気を流して火炎を安定化させるとともに，噴霧流線の広がりを抑える構造になっている。バーナポート上流440mmに設置された二流体噴射弁により微粒化された液体燃料（白灯油）は燃焼用空気と混合され，予混合噴霧としてバーナポートから上方に噴出する。その際に，前述したポート周囲に環状に配置されたパイロットバーナにより保炎され，噴霧火炎が形成される。本研究では，燃焼用空気の断面平均流速5.5m/s (Re=19400)，灯油－空気質量流量比0.045kg/kg（供給

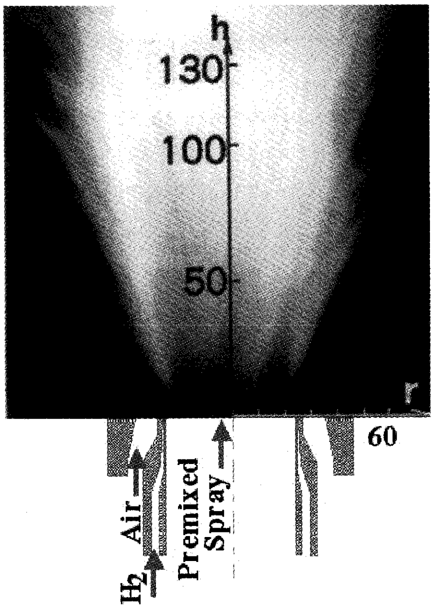


図１ 予混合噴霧火炎バーナと火炎の直接写真

原稿受付 2006年３月28日
＊１ 大阪大学大学院工学研究科機械工学専攻
〒565-0871 大阪府吹田市山田丘２－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

当量比0.75に相当），二流体噴射弁の霧化用空気圧力0.4MPaで実験を行った。計測の際の座標系としては，図中に示すように，バーナポート中心を原点とし，火炎下流方向にh軸を，半径方向にr軸をとった。

図2に，火炎の短時間露光（1/1000s）の直接写真[2]を示す。目視では，前述の図1のようになめらかな形状をもつように見える火炎も，瞬間的には多数の不均質な火炎塊から構成されていることが確認できる。実はこれこそが噴霧火炎中の油滴群燃焼[1]の存在を端的に示している。

図3は，予混合噴霧中にレーザシート光を照射して噴霧断面を可視化したもの[2]であり，(a)が非燃焼時，(b)が燃焼時のものである。非燃焼時には連続して存在していた噴霧流が部分的に消失して，燃え残った噴霧領域が油滴群（クラスター）として存在していることが分かる。したがって，このように時空間的に非常に不均一な構造をとる火炎中の噴霧の燃焼過程を議論する場合には，単独計測によって火炎中の一点における物理量の時間平均的な統計量を得るだけでは不十分であり，油滴クラスターの存在，その内部の噴霧特性，燃焼反応の有無といった複数の情報を，同時かつ時系列で計測することが必要不可欠である。

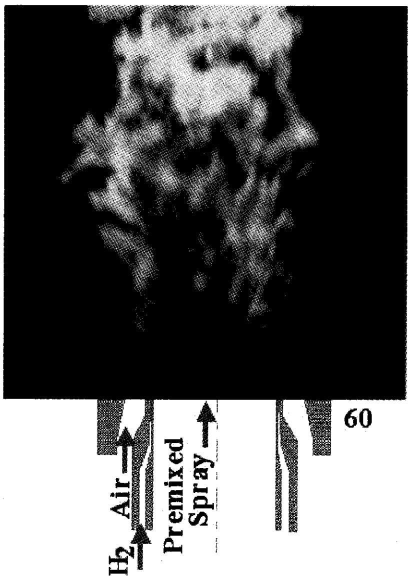
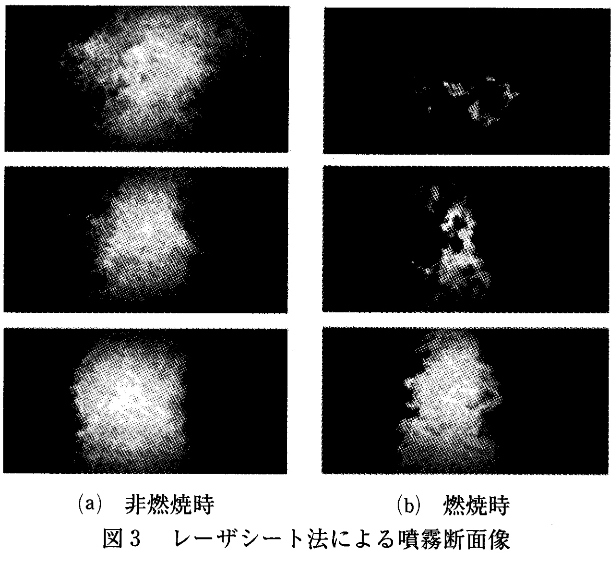


図2　火炎の短時間露光写真



(a)　非燃焼時　　(b)　燃焼時

図3　レーザシート法による噴霧断面画像

油滴クラスターの燃焼過程について考察を加えるための同時時系列計測システム[3]を図4に示す。本システムでは，高速度カメラによる噴霧断面像と，高空間分解能を有する集光光学系 Multi-Color Integrated Cassegrain Receiving Optics (MICRO)[4]を用いた火炎中の1点における燃焼反応の有無を示すOH自発光信号とCHバンドの発光信号，油滴からのMie散乱光信号と，位相ドップラー流速計 (Phase Doppler Particle Analyzer: PDPA)[5]による油滴粒径と速度の，計1画像と5つの局所信号の同時時系列計測が可能となっている。シート光により照射された油滴からのMie散乱光像は，光干渉フィルタ，イメージインテンシファイア（I.I.）を通して，レーザシートに垂直方向に設置された高速度カメラにより，13500駒/sで連続4096枚（撮影時間303msに対応）撮影される。得られた画像データは，有効画素数128×128pixel（実空間で30×30mmに対応）で256階調に変換されディジタル記録される。計測の際には，MICRO[4]とPDPA[5]による計測点である画像中心のh座標を代表高さh_rとした。画像撮影領域は，油滴群が頻繁に観察されるr=－15～15mm，h_r=100，110，120，130，140，150，160mmの7領域とした。

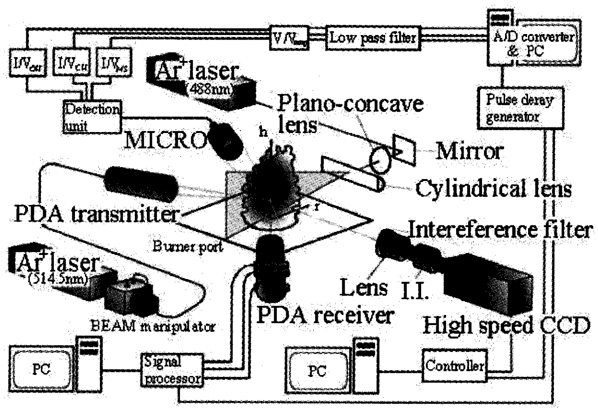


図4　同時時系列計測システム

図5に，h_r=110mmにおけるOH自発光信号，CHバンドの発光信号，油滴Mie散乱光信号，油滴粒径と速度，および噴霧断面画像の同時時系列データの一例を示す。画像中の＋印で示した点が画像中心，すなわちMICROとPDPAの計測点である。(a)の油滴群に注目してMICROの時系列データを見ると，全体的には，油滴群に対応する油滴Mie散乱光信号の持続期間の前後に，OHラジカル自発光，CHバンドの火炎発光信号が強く，油滴群内部では火炎発光信号は微弱であることから，油滴群を取り囲むように燃焼反応領域が存在し，そ

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

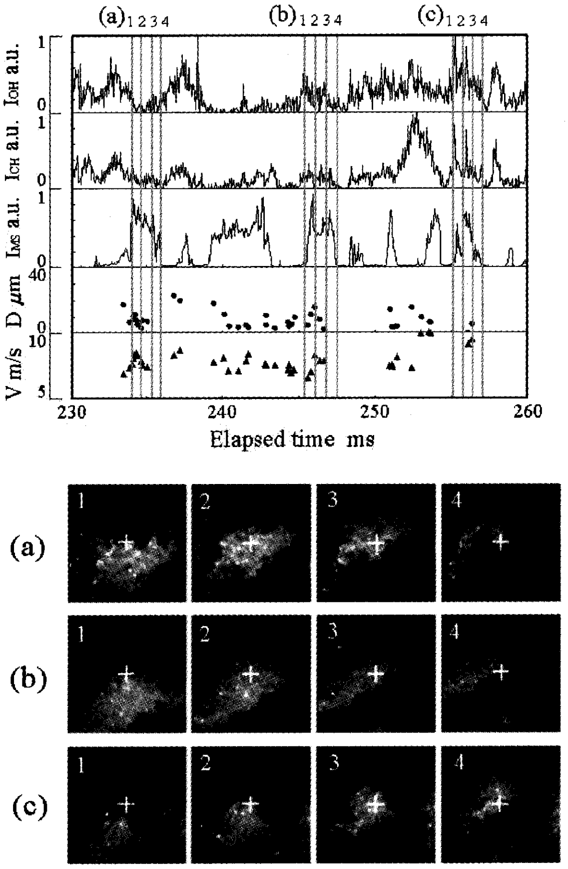


図5　同時時系列データの一例

の内部では燃焼反応がほとんど起こっていないことが分かる。また，油滴群の下端へいくにつれ，油滴 Mie 散乱光信号は弱くなっており，逆に火炎発光信号は強くなる傾向にある。このように，油滴群内の噴霧特性，あるいはその他の条件，例えば，雰囲気温度，燃料蒸気濃度，酸素濃度等の不均一さにより，同一の油滴群内部においても燃焼形態が大きく異なることが分かる。このような火炎の瞬間構造こそが，窒素酸化物（NOx）やすす等の有害物質の排出特性に直接的に関与しており，火炎の詳細燃焼機構を知ることは，高効率・クリーン燃焼を実現するためには必要不可欠である。

3．おわりに

本稿では，噴霧火炎中の複数の信号および画像の同時計測による油滴群燃焼挙動の観察手法について紹介した。近年では，このように様々な計測法を統合した同時時系列計測システムを構築することにより，詳細な火炎観察が可能となってきた。しかし，研究者にとってより重要なのは，このような高度な計測システムを用いて得られた大量のデータの中に潜む現象の本質を捉えることであり，そのためには，計測法や解析手法の原理に関する広範な知識が求められるばかりではなく，どのような物理量をいかなる理由で知りたいのかといった，はっきりとしたビジョンを持って研究を進めていくことが今後益々重要となるであろう。

文　献

(1) Chiu, H.H., Kim, H.Y., and Croke, E.J., Internal Group Combustion of Liquid Droplets, Proc. of The Combust Inst., 19(1982), 971-980.

(2) 赤松史光，水谷幸夫，香月正司，津島将司，趙　庸大，予混合噴霧流の油滴群燃焼挙動と群燃焼数，日本機械学会論文集B編，62(1996)，1622-1628.

(3) 赤松史光，石田　礼，斎藤寛泰，香月正司，予混合噴霧流の油滴群燃焼挙動，第40回燃焼シンポジュウム講演論文集，(2002)，491-492.

(4) Akamatsu, F., Wakabayashi, T., Tsushima, S., Katsuki, M., Mizutani, Y., Ikeda, Y., Kawahara, N. and Nakajima, T., Development of Light-collecting Probe with High Spatial Resolution Applicable to Randomly Fluctuating Combustion Fields, Measurement Science and Technology, 10(1999), 1240-1246.

(5) Bachalo, W.D., Experimental Methods in Multiphase Flows, Int. J. Multiphase Flow, 20(1994), 261-295.

◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇◇

▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

井原　慎一郎（ＩＨＩ）	藤本　　秀（ＩＨＩ）	早坂　　靖（日　立）
三ケ島　和　哉（ＩＨＩ）	加藤　能　規（ＩＨＩ）	四條　　歩（海上自衛隊）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

ターボ機械用ガステーブルの作成

岩井　益美[*1]
IWAI Masumi

キーワード：ガステーブル，サイクル計算，データ解析，相対圧力，一次元流れ関数

1．はじめに

ガスタービンの性能計算プログラムの開発を容易にする目的でターボ機械用ガステーブルを作成した。この度GTSJのホームページからダウンロードできる体制を用意して頂いたので，本テーブルの概要について報告する。なお，GTSJホームページからは，ユーザのプログラムに組み込みが可能なサブルーチンと説明書，VB版のプログラム（図1）およびこれを用いた計算例がダウンロード可能である。

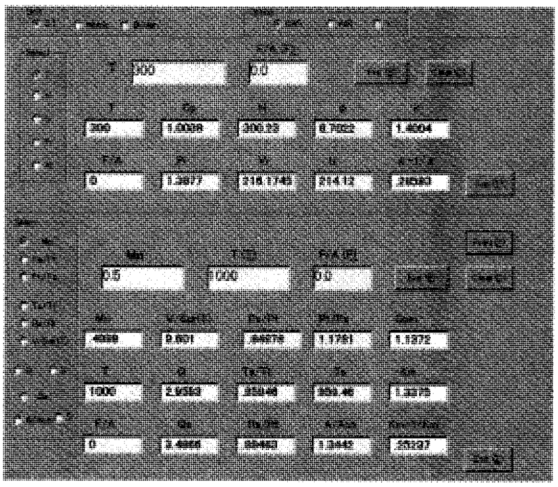


図1　ガステーブル/VB版

2．主な仕様

本テーブルは熱物性値だけでなく，ターボ機械の計算に便利な9種類のFlow Functionを容易に求めることができる。

(1)　単位系：SI，Metric，Britishから選択

(2)　対象とする流体：空気，燃焼ガス（燃料を$CH_{1.927}$として燃料と空気の割合Fを指定）

燃料割合；Fは入力値により以下の特性値をとる。

$0 \le F < 0.1$	燃空比；f/a
$0.1 \le F \le 1.4$	相対燃空比；$\phi \equiv \frac{f/a}{(f/a)_{st}}$
$1.4 < F$	a/f

さらに，比熱比；κ =一定を選択することもできる。

(3) 使用範囲；

温度；0～5000(K)

燃空比；f/a ＝0～0.06825（理論混合比）

マッハ数；Mn ＝0～25

(4) パラメータ

下記のThermodynamic FunctionとFlow Functionそれぞれについて，任意のパラメータを指定して，他のパラメータを算出することができる。

Thermodynamic Functions（図2）

定圧比熱；Cp [*kJ/kg*]

エンタルピー；h [*kJ/kg*]

内部エネルギー；u [*kJ/kg*]

エントロピー関数；ϕ [*kJ/kg K*]

比熱比；κ

比熱比割合；$(\kappa-1)/\kappa$

相対圧力；Pr

相対容積；Vr

・エントロピー；$s=\phi-R\ lnP$

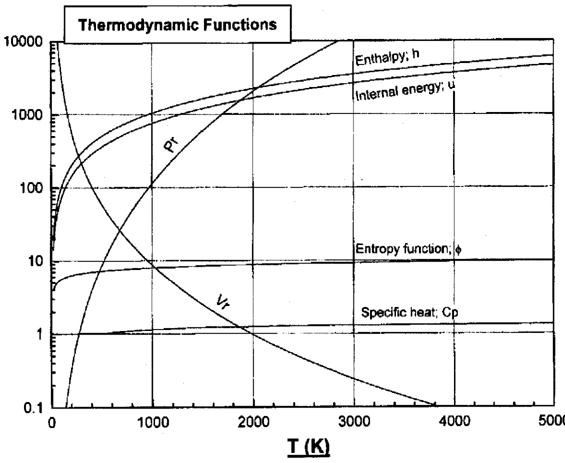


図2　Thermodynamic Functions

原稿受付　2006年1月12日

＊1　元トヨタ自動車㈱　東富士研究所
〒410-0011　静岡県沼津市岡宮807－3

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

Flow Functions (図 3)

マッハ数；Mn　　圧力比；Ps/Pt

圧力比；Pt/Ps　　温度比；Ts/Tt

密度比；ρ_s/ρ_t　　速度；$V/\sqrt{T_t}$ $[\frac{m/sec}{\sqrt{K}}]$

流量（全圧）；$q \equiv \frac{G\sqrt{T_t}}{A\,P_t}$ $[\frac{(kg/sec)\sqrt{K}}{cm^2\,MPa}]$

流量（静圧）；$q_s \equiv \frac{G\sqrt{T_t}}{A\,P_s}$ $[\frac{(kg/sec)\sqrt{K}}{cm^2\,MPa}]$

面積比(ラバール管)；A/A_{ch}

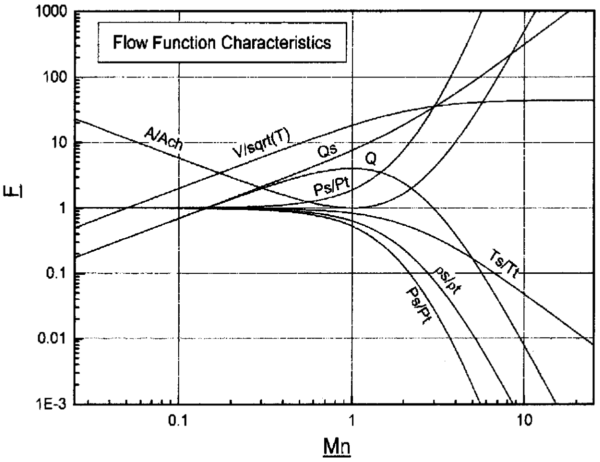


図 3　Flow Functions

3．演算例

Thermodynamic Functions

入り口温度；T_1=288.15[K]，圧力比；P_2/P_1=10.の空気圧縮機の断熱温度は；

$T_2 = T_1(P_2/P_1)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 288.15(10)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$ で与えられるが，実際にはκの値は一定ではないので繰り返し計算が必要になる。ところが本テーブルを用いれば，以下に示すように容易に計算を行うことができる（作動点1）。

作動点	T	Cp	h	u	ϕ	Pr	Vr
1	**288.15**	1.0032	288.33	205.62	6.6617	1.2052	239.074
2	552.3	1.0397	557.16	398.63	7.3226	**12.052**	45.8275
3	704.	1.0757	717.55	515.49	7.579	29.4465	**23.9074**

（太字が入力値）

圧縮後の相対圧力；Pr_2 は；

$Pr_2 = Pr_1(P_2/P_1)$=1.2052(10)=**12.052**

これより T_2=552.3(K)が求まる（作動点2)。

圧縮比；ε= 10　のピストンエンジンの場合は；

$T_3 = T_1\,\varepsilon^{\kappa-1}$ = 288.15(10)$^{\kappa-1}$ であり，VB版では；

$Vr_3 = Vr_1/\varepsilon$ = 239.074/10 = **23.9074** より

T_3 = 704(K)が得られる（作動点3)。

結果として圧縮機ではκ = 1.3938を，ピストンエンジンではκ = 1.388を用いたこととなる。

オットーサイクルの熱効率；η =1-1/$\varepsilon^{\kappa-1}$をVrを用いた演算結果と対比してみるのも興味のある問題である。

Flow Function

VB版の下段は流れ関数である。圧力比；P_s/P_t = 0.9に対する値を下表に示す。

M_n	P_s/P_t	P_t/P_s	T_s/T_t	ρ_s/ρ_t	$V/\sqrt{T_t}$	q	q_s	A/A_t
0.3907	**0.9**	1.1111	0.9703	0.92754	7.718	2.4943	2.7715	1.6206

（太字が入力値）

ここに；$\frac{V}{\sqrt{T_t}}$　　$q = \frac{G\sqrt{T_t}}{A\,P_t}$，$q_s = \frac{G\sqrt{T_t}}{A\,P_s}$

これらはいずれも次元を有する特性値である。

P_s/P_tがオリフィスの圧力比とすると，速度；Vは；

$V = (V/\sqrt{T_t})\sqrt{T_t} = 7.718\sqrt{288.15} = 131.01(m/sec)$

更に空気流量が G=1.(kg/sec)，圧力が P_t = 0.101325 (MPa) であったとすると；

$Q \equiv \frac{G\sqrt{T_t}}{P_t} = \frac{1.\sqrt{288.15}}{0.101325} = 167.53$ $[\frac{(kg/sec)\sqrt{K}}{MPa}]$

これよりオリフィスの有効面積；Aは次式で求まる。

$A = Q/q$ = 167.53/2.4943 = 67.165 $[cm^2]$

4．あとがき

- サブルーチンプログラムのバイプロダクトとして作成したVB版は，性能計算用の電卓としてデータチェックに有効である。ターボ機械分野の文献にはBritish単位が使用されていることが多い。VB版のBritish単位はこれらの文献の数値のチェックに便利である。

- 本テーブルには比熱比；κ=一定のオプションがある。κで表示された関係式と相対圧力；Pr，相対容積；Vrを用いた演算結果を対比することによりPr，Vrの使用法が理解できる（教育用)

- 燃空比の使用範囲は[空気～理論混合比]間である。この範囲を越えて作動するガソリンエンジンには使用できない。

- 本テーブルには熱解離の影響は入っていない。実際の燃焼ガスでは1600（K）以上では熱解離の影響が大きくなる。理論混合比以上の燃空比をカバーし，熱解離を考慮した同様のガステーブルを期待したい。

- GTSJ/HPにはサブルーチンプログラム用の説明書(SYTBL2.pdf)とファイル集(ExSY2.lzh)がセットになっています。ご利用下さい。
  尚VB版を用いた計算例としてガスタービンとピストンエンジンのサイクル計算を添付しました(CYCLE.pdf)。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

第11回 ISROMAC 回転機械の移動現象と動力学の国際シンポジウム

水木 新平[*1]
MIZUKI Shimpei

本年2月26日から3月2日にかけて，第11回 ISROMAC, 回転機械の移動現象と動力学の国際シンポジウムがハワイ，ホノルルの Sheraton Moana Surfrider において開催された（写真1）。スポンサーは Pacific Center of Thermal Fluid Engineering, U.S.A., International Journal of Rotating Machinery (IJRM), ASME International と Transaction of ASME である。議長は Naval Postgraduate School の Knox Millsaps 教授である。会議参加者は Millsaps 教授によると112名，論文数は96編であった。26日は6：00pm から8：00pm まで Welcome Reception が Grand Salon Room の外で開かれた。この会議は毎回参加する常連が多く，互いに顔見知りで，2年ぶりの旧交を温めた（写真2）。Millsaps 教授自身が参加登録の受付をしていたため，皆の話し合いに加われず，気の毒に思い，記念写真を一緒に撮った（写真3）。なお，参加登録時にはバッグ，ペン，ノート，Final Program, Banquet の招待券，論文の CD に加えて，Rotating Machinery と大きく会議のロゴが印刷された T シャツが渡された。

Session は Early Morning Sessions（8：00－10：00), Mid Morning Sessions (10：30－12：30) と Afternoon Sessions (14：00－16：00)の3つで，各3室用意され，

写真1 Sheraton Moana Surfrider

原稿受付 2006年3月17日
＊1 法政大学 工学部機械工学科
〒184-8584 小金井市梶野町3－7－2

Keynote Addresses は27日と28日の2件であった。朝早くから始まるため，会場入口には毎日，パン，ジュースおよびコーヒーが用意されており，朝食をそこで取る事ができるように配慮されていた。発表時間は20分，質問が5分と余裕を持った時間の割り振りがされていたので，ゆっくりと講演を聴き，討論が出来た。

以下に各 Session のタイトルを示す。

Advanced CFD Methods
Axial Turbomachines
Bearings
Cavitation Phenomena
Centrifugal Machines Ⅰ，Ⅱ

写真2 Welcome Reception

写真3 Millsaps 議長と筆者

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

Combustion Ⅰ，Ⅱ
Compressor Modeling and Stall and Surge
External Heat Transfer Ⅰ
Forced Response
Heat Transfer Phenomena
Hydraulic Machines
Instrumentation
Internal Heat Transfer
Magnetic Bearings and Electric Machines
Propellers
Rotordynamics Ⅰ，Ⅱ，Ⅲ，Ⅳ，Ⅴ
Rotating Flows Ⅰ，Ⅱ
Seals Ⅰ，Ⅱ
Self-Excited Vibrations
Special Turbomachines
Steam and Gas Turbines

これで解るように多様な回転機械の軸受と振動，気体と液体の内部および外部流れ，熱伝達，燃焼から測定までを含む幅広い論文が集まっていた。特別講演は27日が Aachen 大学の Bohn 教授の "Influence of Production Caused Deviations in Cooling Hole Geometry on the Cooling Efficiency of a Transpiration Cooled Multi-Layer Plate"，28日が Seoul National University の Han 教授の "A Pressure Output Feedback Control of Compressor Surge with a Thrust Magnetic Bearing Actuator" であり，このお二人は28日の Banquet で ISROMAC Award を受賞された（写真４）。この会議では，当学会の望月編集委員長が ISROMAC の議長である University of Michigan の Wei-Jei Yang 教授の依頼により，IJRM の編集委員長に就任された。IJRM は当学会の関係する英文論文集と位置づけられたことから，既に表紙には GTSJ のロゴも印刷されており，望月委員長と相談をして ASME の筆頭副会長で GE の Wisler 氏，Texas A&M の Shobeiri 教授と Concepts NREC の Japikse 博士，本会議の議長 Millsaps 教授（写真５）に国際編集メンバーに参加することをお願いした。

Session 終了後，夕方になると気の会った各国の参加者が思い思いにワイキキの浜辺に面したテラスでビールやワインを飲みながら語らうが，今回もドイツ，イタリア，フランスグループと共に楽しいひと時をすごした。研究成果は必要であるが，このような交流は研究情報の交換と親睦に非常に役立つので，特に若い方々には是非，参加をお勧めしたい。２年後の ISROMAC12はハワイで開催されるが，マウイ島で開催されることを望む参加者もいた。この会議の No.2である EPRI および KAIST の Kim 教授から意見を聞かれたので次回は日本で入試や会議が多い，２月末から３月初めを避けて開催して欲しいとお願いした。多くの参加者と本年６月のバルセロナにおける ASME，IGTI の会議での再開を約して別れた。

写真４　ISROMAC Award 受賞式　左から Jong Kim 教授，Wei-Jei Yang 教授，Bohn 教授，Han 教授，Millsaps 議長

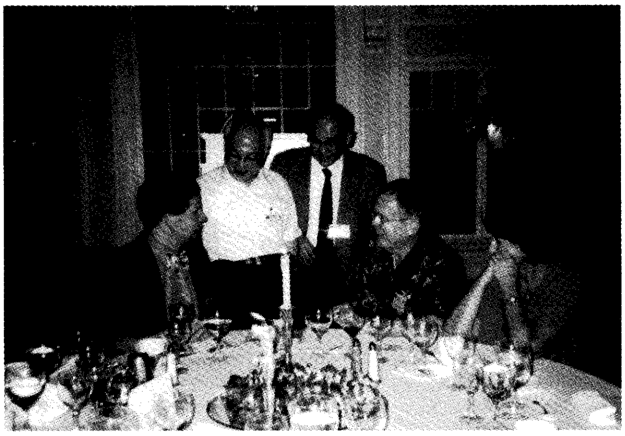


写真５　Banquet　左から Millsaps 議長，望月教授，筆者，Wisler 御夫妻

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

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５日（火）に浜松町の世界貿易センタービル38階，マリーンの間において開催された。

第３０期第２回評議員会は石井博之君の司会で１０時１５分より開かれ，評議員の互選により山本誠君が議長になり，議事が進められた。まず評議員会への出席者６名，委任状提出者４８名で同会が成立することが宣言された。次に細則変更（案）が審議され，承認された。引き続き第３０期事業報告・収支決算報告（案）につき審議が行なわれ，何れも承認された。なお，同案については本間友博，吉岡英輔両監事による監査結果が報告された。次いで，名誉会員推薦案を総会に諮ることが承認され，引き続き第３１期事業計画・予算（案）の審議が行われた。また，名誉会員推薦につき川口修会長より提案があり，表義則氏，谷村篤秀氏，宮地敏雄氏，梁玉龍氏を総会に推薦することが承認された。第３１期第１回評議員会は石井博之君の司会で同日１１時４０分より同会場で開かれ，評議員の互選により山本誠君が議長になり，議事が進められた。最初に，出席者１５名，委任状提出者４９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なわれた。すなわち，第３１期評議員選挙結果に基づく第３１期役員候補者，第３２期事業計画・予算（案）を２００６年度内に文部科学省へ提出するための審議手続きが審議され，これらの諸案を総会に諮ることになった。また，最後に予定されていた第３１期事業計画・予算（案）の説明は，前期評議員会で総会に諮ることがすでに承認済みのため報告は省略された。

２００６年通常総会は，同日１３時より評議員会と同じ，世界貿易センタービル38階，マリーンの間において塩原元哲君の司会で開催された。第３０期川口修会長の開会挨拶の後，同君を総会議長とし，議事が進められた。同総会への出席者４２名，委任状提出者１００１名（会員数１９２６名の過半数）で同総会の成立が宣言された後，以下の議案の審議が行なわれた。すなわち，細則変更，第３０期事業報告・収支決算報告につき，水木新平総務（主担当）理事および長谷川聰総務（財務担当）理事による説明の後，本間友博，吉岡英輔両監事による監査の結果，適正である旨が本間友博監事より報告され，それぞれ承認された。その後，名誉会員推薦につき川口修会長より提案があり，表義則氏，谷村篤秀氏，宮地敏雄氏，梁玉龍氏を名誉会員とすることが承認された。ついで，第３１期事業計画・予算（案）に関し，水木新平総務理事および長谷川聰総務（財務担当）理事より説明があり，別掲通り承認された。ついで，第３１期評議員選挙結果の報告の後，第３１期役員の選任が行われ，あらかじめ理事会及び評議員会で審議され選出された２０名の理事候補者が全員承認され，理事の互選により会長に吉野隆君，副会長に吉識晴夫君が選出され，満場一致で承認された。ここで，吉野隆会長より，就任の挨拶が述べられ，あらためて吉野隆会長より新理事に対して担当委員会の委嘱がなされた。引き続き，第３２期事業計画・予算（案）を２００６年度内に文部科学省へ提出するための審議手続きが審議され，承認された。議事録署名者の件が諮られた後，最後に第３０期会長の川口修君より退任ならびに閉会の挨拶があり，２００６年通常総会を終了した。

通常総会に続いて名誉会員推薦状及び記念品贈呈式が行われ，表義則氏，谷村篤秀氏，宮地敏雄氏，梁玉龍氏に第３０期川口修会長より推薦状と記念品が贈呈された。これに応えて，宮地敏雄氏，梁玉龍氏より挨拶が述べられた。引き続き１５時３０分より学会賞授与式が行われ，伊藤高根学会賞審査委員長より論文賞が船　健一氏，山田和豊氏，加藤能規氏と賀澤順一氏，渡辺紀徳氏，技術賞が藤綱義行氏（代表）と畦上修氏（代表），奨励賞が若林努氏，岩瀬識氏に授与された。

最後に１６時から１７時まで特別講演会が開催され，青木素直氏により「ガスタービンコンバインドサイクルの昨日・今日・明日」と題した講演が行われ一連の行事を終了した。

第３０期（平成１７年度）事業報告

Ⅰ．事業の概要

定款に定める諸事業を下記のように実施した。

（１）研究発表会及び学術講演会等の開催（集会事業・定款第５条１号）

時期	場所	名称	発表内容	参加者数	演題数
2005/6/17	㈶電力中央研究所 横須賀地区	第1回見学会・技術懇談会	設備見学及び技術懇談会	26名	
2005/7/7-8	宇宙航空研究開発機構 航空宇宙技術研究センター	第11回 ガスタービン教育シンポジウム	若手技術者および学生の教育（講義および施設見学）	69名	7
2005/7/15	三菱重工業㈱ 高砂製作所	第２回見学会及び技術フォーラム	設備見学及び技術懇談会	32名	1
2005/9/14-16	伊勢市観光文化会館	第33回定期講演会，見学会	会員の研究・開発成果の発表	113名	45
2005/11/16-18	ソウル国立大学 Hoam 国際会議場	Asian Congress on Gas Turbines 2005	会員の研究・開発成果の発表	143名	78
2005/12/15	慶應義塾大学 日吉キャンパス	平成17年度シンポジウム	「環境適合性に寄与する新燃料技術」	33名	5
2006/1/26-27	東京ガス㈱　本社	第34回 ガスタービンセミナー	「ガスタービンの最新技術動向と将来展望」	124名	11＋ パネルディスカッション
2006/2/3	大阪ガス㈱	第3回見学会	設備見学及び技術懇談会	18名	

（２）学会誌及び学術書の刊行（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	2005/3/20，5/20，7/20，9/20，11/20，2006/1/20	２，３００
国産ガスタービン・過給機資料集［2004年版］	2005/5/29	３００
第33回定期講演会講演論文集	2005/9/14	１５０
第34回ガスタービンセミナー資料集	2006/1/20	１８０

（３）内外関連学協会との連携並びに協力（国際交流事業等・定款第５条３号）

２００５年度に継続して共催・協賛した行事は３７件であり，新規のものは下記の６件である。

種類	開催時期	名称	場所	関連団体名
協賛	2005/4/17-22	第６回実験熱流体に関する世界会議(6th World Conference on Experimental Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics)	ホテル松島 大観荘	World Assembly
協賛	2005/6/1-3	VSTech2005　振動・音響新技術国際シンポジウム	宮島観光会館	日本機械学会
協賛	2005/7/28-29	第１回微粒化セミナー	慶應義塾大学 理工学部	日本エネルギー学会・日本液体微粒化学会
協賛	2005/8/4	第６６回セミナー「振動・騒音対策の基礎知識と応用技術」	大阪科学技術センター	ターボ機械協会
協賛	2005/9/11-15	第７回内部流れの実験・計算熱流体力学に関する国際会議	ホテルグランドパレス	7th ISAIF 組織委員会
協賛	2005/11/17-18	ステップアップ・セミナー2005「基盤産業と先端産業における技術経営ーものづくりによる関西経済の活性化ー」	新梅田研修センター・ホール	日本機械学会 関西支部

（４）ガスタービンに関する研究，調査（調査研究事業・定款第５条４号）

名称	実施期間	調査内容
「2004年ガスタービン及び過給機生産統計」の資料収集	毎年度継続して実施中	我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，纏めると共に，結果を学会誌に掲載した。
「国産ガスタービン・過給機資料集［2004年版］」の発行	継続して5年毎に実施中	我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，5年分（1999～2004年）を纏めると共に，結果を資料集として発行。
ガスタービン技術の歴史とその継承	2002年度より2005年度まで	我国におけるガスタービン技術の歴史を調査し，その継承につき，研究を行う。調査結果を技術資料として会員に供する。

（５）研究の奨励及び研究業績の表彰（表彰事業・定款第５条５号）

ガスタービンに関連した研究及び技術開発を奨励するため２年に一度，優れた研究，技術に対して，ガスタービン学会賞（論文賞，技術賞，奨励賞）を授与している。2006年総会において表彰すべく学会賞審査委員会が選考を行った。

Ⅱ．処務の概要

１．役員等に関する事項

１．１　役員（理事，監事）

理事・会長　　川口　修

副会長　　吉野　隆

総務理事　　水木新平（主担当），飯田義亮，太田　有，土屋利明，長谷川聰

企画理事　　佐藤幹夫（主担当），安部利男，武石賢一郎，菱沼祐一，藤綱義行，渡辺紀徳

編集理事　　望月貞成（主担当），青山邦明，圓田豊隆，原田広史，西嶋庸正，野崎　理，渡辺康之

監事　　本間友博，吉岡英輔

１．２　評議員

３０期評議員は，定款第15条，第16条，第17条，細則第21条から第27条により以下のように選出された。ただし，前記の理事は，定款第17条及び細則第21条により評議員から除かれた。

佐々木直人，児玉秀和，満岡次郎，三堀　健，米澤克夫，今福光雄，片岡匡史，合田泰規，杉本隆雄，長谷川聰，森脇　健，吉野　隆，山下直之，中西章夫，杉浦重泰，大原久宜，相曽健司，佐々木祥二，菱沼祐一，土屋利明，石井潤治，和泉敦彦，吉岡　洋明，斉藤　浩平，市川　薫，五十嵐喜良，川上雅由，吉岡俊彦，池口　隆，大田原康彦，中村昭三，大庭康二，有馬敏幸，青山邦明，島内克幸，福泉靖史，西原昭義，船崎健一，鈴木和雄，野崎　理，林　茂，柳　良二，武石賢一郎，辻本良信，井亀　優，横井信哉，佐々木正史，速水　洋，古川雅人，吉田英生，小尾晋之介，益田重明，井上雅弘，壹岐典彦，筒井康賢，梶昭次郎，吉識晴夫，高橋　毅，新田明人，伊藤高根，長崎孝夫，荒川忠一，加藤千幸，長島利夫，白鳥敏正，湯浅三郎，吉田豊明，本阿弥眞治，山本　誠，中田俊彦，山本　悟，安達竹雄，岡村隆成，藤岡順三，辻田星歩，工藤一彦，亀本喬司，黒川淳一，太田　有，山本勝弘

２．職員に関する事項

職務	氏名	就任年月日	担当事務	備考
事務局長	三浦　敦子	1991年４月１日	事務局の総括	常勤

３．役員会等に関する事項

３．１　理事会

７回開催され，第２９期第２回評議員会議案，第３０期第１回評議員会議案，平成１７年通常総会議案，第２９期事業報告・決算，第３０期事業計画・予算，第３０期事業実施にともなう業務，第３１期事業計画・予算案，次期役員候補者推薦等を審議し，決定した。

３．２　評議員会・総会

第２９期第２回評議員会，第３０期第１回評議員会，平成１７年通常総会は，平成１７年４月５日に開催された。既に学会誌 Vol.33,No.3,(2005.5)に詳細が報告されているので省略する。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

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
2006/02/17	鎌田　繁始	第3工新ビル402号室の賃借契約 (2006/2/22-2008/2/21)
2005/06/01	中島ビジネスソリューション㈱	経理・財務等経営全般の相談 (2005/6/1-2006/5/31)
2005/07/01	ニッセイエブロ㈱	学会誌編集事務業務委託契約 (2005/7/1-2006/6/30)
2005/07/14	大澤　毅士	学会ホームページの更新管理 (2005/7/14-2006/7/13)

6．寄付金に関する事項

寄付の目的	寄付者	申込金額	領収金額	備考
	なし			

7．主務官庁指示に関する事項

指示年月日	指示事項	履行状況
2005/04/06 (文書通知)	国家公務員出身者を役員に就任させようとする際の報告について（通知）	
2005/04/15 (文書通知)	公益法人の業務等の適正な運営について（通知）	
2005/05/13 (文書通知)	平成１８年度科学技術分野の文部科学大臣表彰科学技術賞及び若手科学者賞受賞候補の推薦について（依頼）	該当者なしのため推薦せず
2005/06/03 (文書通知)	公益法人の税制に関する調査（依頼）	2005/06/14回答
2005/09/01 (文書通知)	平成１８年度科学研究費補助金（研究成果公開促進費）の公募について	公募せず
2005/09/22 (文書通知)	貴法人の実地検査の実施について（通知）	2005/10/07回答
2005/9/28 (文書通知)	「平成１７年度公益法人概況調査」の実施について（依頼）	
2005/9/28 (文書通知)	「公務員制度改革大綱に基づく措置について」の推進状況調査（依頼）	2005/10/07（すべて対象外の為口頭にて）回答
2005/11/11 (文書通知)	11/9の実地検査の結果について（通知）	改善を要する事項について指導に基づき改善

8．各委員会の活動

8．1　総務委員会
委員長　水木　新平　　他９名　　開催７回
庶務，会計，渉外，その他学会運営に関する事項を担当した。

8．2　企画委員会
委員長　佐藤　幹夫　　他１７名　　開催６回
教育シンポジウム，見学会，シンポジウム，セミナー等の企画・実施を担当した。

8．3　編集委員会
委員長　望月　貞成　　他２１名　　開催６回
学会誌の編集に関する事項を担当した。

8．4　ガスタービン統計作成委員会
委員長　加藤　千幸　　他１１名　　開催４回
2004年の国産ガスタービン及び過給機生産に関する統計資料をまとめ，学会誌 Vol.33 No.5に掲載した。また過去５年分のデータを纏めた「国産ガスタービン・過給機資料集[2004年版]」の発行を行った。

8．5　学術講演会委員会
委員長　白鳥　敏正　　他８名　　開催３回
第33回定期講演会（伊勢市）の実施，および第34回定期講演会（弘前）の企画を行った。

8．6　広報委員会
委員長　山本　誠　　他１０名　　開催２回
ガスタービン学会ホームページを管理し，掲載内容の検討・追加・修正を行った。また，英文ホームページの充実を図った。

8．7　地方委員会
委員長　辻本　良信　　他１８名　　開催２回
見学会の計画と実施及びフォーラムの計画を行った。

8．8　選挙管理委員会
委員長　田丸　卓　　他６名　　開催２回
第３１期評議員選挙開票作業を実施した。

8．9　調査研究委員会
「ガスタービン技術の歴史とその継承」
委員長　渡辺　紀徳　　他４名　　開催１回およびメール会議
前期までの日本のガスタービン技術の歴史とその継承について調査した結果をまとめ，学会ホームページに掲載する準備を整えた。第33回定期講演会のオーガナイズドセッション「ガスタービン技術の歴史とその継承」を学術講演会委員会と合同で企画・実施した。また，これと同様の主旨で特別講演会を企画した。

8．10　学会賞審査委員会
委員長　伊藤　高根　　他１３名　　開催２回
学会賞候補の審査を行い，論文賞候補，奨励賞候補，技術賞候補それぞれ２件を選定した経緯，ならびに今後の審査業務改善のための意見をまとめて理事会に報告した。学会賞候補の審査を行い，理事会に報告した。

8．11　国際委員会
委員長　渡辺紀徳　　他１４名　　開催５回
Asian Congress on Gas Turbines 2005 (ACGT 2005) を韓国流体機械協会（KFMA）と共同でソウルにて開催した。また，次回2007年の IGTC について，会長からの諮問により基本計画を検討し，理事会に答申した。さらに IGTC 実行委員会との関係を含め，今後の国際活動のあり方について検討した。

8．12　ＧＴ技術継続教育教材作成委員会
委員長　吉田　豊明　　他１４名　　開催２回
本委員会は２８期に発足し，教材に関する自由討論を行った。また，ガスタービン教育シンポジウムの教材作成，講師推薦を行って企画委員会に協力した。本年度は第11回ガスタービン教育シンポジウムの教材として“ガスタービン”（A4版，360頁）を１５０部印刷製本した。また，講師推薦を行って企画委員会に協力した。この教材はシンポジウム後別途頒布もなされ，完売した。さらに教材の改訂，出版社からの出版物刊行に向け出版社調査，討論を行った。

8．13　英文論文集発刊準備委員会および英文論文集発刊検討ワーキンググループ
委員長　渡辺　紀徳　　他６名　　開催２回
昨期の検討を引き継ぎ，英文論文集の発刊形態について更に調査検討を行った。理事会にて英文論文集を電子ジャーナルとして発刊する方針で検討を進めることとなり，ワーキンググループを準備委員会に改組して，具体的な発行計画を立案した。

8．14　国立科学博物館展示ワーキンググループ
委員長　松木　正勝　　他８名　　開催１回
2005年7月5日～10月2日に国立科学博物館において国立科学博物館との共催で「ガスタービンってなんだろう？－ジェット機から発電所まで環境に優しいエンジン－」をテーマに，ガスタービンの紹介と展示を行った。

9．会員の異動状況

会員の異動状況書

会員種別	会員数		増減数
	本年度末 2006年2月28日現在	昨年度末 2005年2月28日現在	
正会員	１，９２６名	２，０００名	△７４名
賛助会員	１２２社（１６５口）	１２０社（１６３口）	２社（２口）
学生会員	７１名	９６名	△２５名
個人会員計	１，９９７名	２，０９６名	△９９名

㈳日本ガスタービン学会
第２９期（2003年度）収支決算

1．収支計算総括表

2005年３月１日から2006年２月28日まで

科目	合計	一般会計	特別会計
Ⅰ．収入の部	円	円	円
1.基本財産運用収入	4,900	4,900	0
2.会費・入会金収入	21,060,345	21,060,345	0
3.事業収入	10,432,500	10,432,500	0
4.雑収入	2,245,835	2,238,581	7,254
5.補助金収入	100,000	100,000	0
当期収入合計	33,843,580	33,836,326	7,254
前期繰越収支差額	39,352,581	23,527,309	15,825,272
収入合計	73,196,161	57,363,635	15,832,526
Ⅱ．支出の部			
1.事業費	19,320,590	18,488,665	831,925
2.管理費	19,729,343	19,290,343	439,000
3.特定預金支出	800,000	800,000	0
当期支出合計	39,849,933	38,579,008	1,270,925
当期収支差額	△ 6,006,353	△ 4,742,682	△ 1,263,671
次期繰越収支差額	33,346,228	18,784,627	14,561,601

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

2．正味財産計算書総括表

2005年3月1日から2006年2月28日まで

科目	合計	一般会計	特別会計
【増加の部】	円	円	円
資産増加額	800,000	800,000	0
増加額合計	800,000	800,000	0
【減少の部】			
資産減少額	6,006,353	4,742,682	1,263,671
負債増加額	800,000	800,000	0
減少額合計	6,806,353	5,542,682	1,263,671
当期正味財産増加額	6,006,353	4,742,682	1,263,671
前期繰越正味財産額	85,984,581	51,159,309	34,825,272
期末正味財産合計額	79,978,228	46,416,627	33,561,601

3．貸借対照表総括表

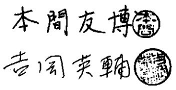
2006年2月28日現在

科目	合計	一般会計	特別会計
【資産の部】	円	円	円
流動資産	33,533,877	18,972,276	14,561,601
固定資産			
基本財産	10,000,000	10,000,000	0
その他固定資産	62,132,000	43,132,000	19,000,000
固定資産合計	72,132,000	53,132,000	19,000,000
資産合計	105,665,877	72,104,276	33,561,601
【負債の部】			
流動負債	187,649	187,649	0
固定負債	25,500,000	25,500,000	0
負債合計	25,687,649	25,687,649	0
【正味財産の部】			
正味財産	79,978,228	46,416,627	33,561,601
(うち基本金)	10,000,000	10,000,000	0
(うち当期正味財産増加額)	6,006,353	4,742,682	1,263,671
負債及び正味財産合計	105,665,877	72,104,276	33,561,601

２００６年３月１７日

社団法人　日本ガスタービン学会
会長　川口　修　殿

社団法人　日本ガスタービン学会

監事
監事


監査報告書

２００５年度事業報告書，収支計算書，及び財産目録等について，関係書類とともにその内容を監査した結果，法令および定款に照らして正当であることを認めます．

第３０期（２００５年度）役員及び評議員

理事・会長　吉野　隆
副会長　吉識晴夫
総務理事　土屋利明（主担当），石井潤治，加藤千幸，長谷川聡，山本　誠
企画理事　武石賢一郎（主担当），安部利男，壹岐典彦，久松　暢，菱沼祐一，吉岡俊彦
編集理事　野崎　理（主担当），青山邦明，太田　有，児玉秀和，小林利光，西嶋庸正，湯浅三郎
監事　本間友博，吉岡英輔
評議員　前期選挙結果のうち，上記理事に就任した方を除く７１名

１．事業の概要

2006年度（第31期：2006年3月1日から2007年2月28日まで）は，前年度と同様に定款に定める下記諸事業を行う計画である。学会及び事務局運営については引き続き一層の会員へサービス改善や合理化を行う予定である。

（1）研究発表会及び学術講演会等の開催（集会事業・定款５条１号）

名称	開催予定時期	開催予定場所	参加予定者
定期講演会	２００６年１０月	弘前市	100人
見学会・技術懇談会	６月他	産総研他	60人
教育シンポジウム	７月・９月	ＪＡＸＡ・ＭＨＩ	150人
セミナー	２００７年　１月	東京ガス本社	115人
フォーラム	２００６年　５月	京都大学	30人
シンポジウム	未定	未定	30人

（2）学会誌及び学術図書の刊行（出版事業・定款５条２号）

図書名	発行予定時期	予定部数
ガスタービン学会誌	２００６年　３月，５月，７月，９月，１１月，２００７年　１月	約２，３００
定期講演会講演論文集	２００６年１０月	２００
セミナー資料集	２００７年　１月	２００
ガスタービン教育教材	２００６年　７月	３００

（3）内外関連学協会との連絡並びに協力（国際協力事業・定款５条３号）

定常的に海外関連学協会との情報交換を密にすると共に，学会ホームページに活動状況を広く紹介する。また，2007年国際会議開催に向け組織委員会を立ち上げ実行委員会のもと準備を進める。

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

（4）ガスタービンに関する研究・調査（調査研究事業・定款５条４号）

2005年のわが国におけるガスタービン及び過給機の生産実績の統計資料を収集，集計し，学会誌に掲載する。

（5）研究の奨励及び研究業績の表彰（表彰事業・定款５条５号）

ガスタービンに関連する研究及び技術開発を奨励するために，優れた研究と技術に対して隔年でガスタービン学会賞を授与している。2006年４月に開催される総会で表彰する。

２．委員会の設置

以上の諸事業を実施するため，下記の常置及び臨時委員会を設置する。

常置委員会：
(1)総務委員会
(2)企画委員会
(3)編集委員会
(4)ガスタービン統計作成委員会
(5)学術講演会委員会
(6)広報委員会
(7)国際委員会
(8)地方委員会

臨時委員会：
(1)組織検討委員会
(2)選挙管理委員会
(3)調査研究委員会
(4)学会賞審査委員会
(5)ガスタービン技術継続教育教材作成委員会
(6)英文論文集発刊準備委員会
(7)国際会議組織委員会
(8)国際会議実行委員会
(9)その他

㈳日本ガスタービン学会
第31期（2006年度）収支予算書

１．予算総括表

2006年３月１日から2007年２月28日まで

科目	合計	一般会計	特別会計
Ⅰ．収入の部	円	円	円
１．基本財産運用収入	3,000	3,000	0
２．会費・入会金収入	20,908,000	20,908,000	0
３．事業収入	13,440,000	9,940,000	3,500,000
４．補助金等収入	200,000	200,000	0
５．雑収入	2,020,000	2,017,000	3,000
６．取崩収入	600,000	600,000	0
当期収入合計	37,171,000	33,668,000	3,503,000
前期繰越収支差額	33,346,228	18,784,627	14,561,601
収入合計	70,517,228	52,452,627	18,064,601
Ⅱ．支出の部			
１．事業費	24,172,000	18,872,000	5,300,000
２．管理費	17,580,000	17,580,000	0
３．特定預金支出	800,000	800,000	0
当期支出合計	42,552,000	37,252,000	5,300,000
当期収支差額	△ 5,381,000	△ 3,584,000	△ 1,797,000
次期繰越収支差額	27,965,228	15,200,627	12,764,601

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

報告

第30期（2005年度）日本ガスタービン学会賞審査報告

第30期学会賞審査委員会委員長 伊藤 高根
ITOH Takane

日本ガスタービン学会では，ガスタービンおよび過給機に関連する工学および技術の発展を奨励することを目的として優れた論文および技術に対して，２年に一度学会賞を贈り表彰をしております。学会賞には論文賞，技術賞ならびに奨励賞があります。

2005年度はその表彰の年にあたり，2005年度学会誌９月号の会告ならびにホームページを通じて学会賞候補の募集を致しました。今回は2001年12月以降2005年11月までに公表された技術，論文が対象となります。すなわち，論文賞・奨励賞候補としてはこの間に学会誌に技術論文として掲載された論文および2003年国際ガスタービン会議東京大会 Proceedings 等に掲載された論文，技術賞候補としてはこの間に完成した画期的な新技術を対象として，2005年11月30日を応募期限として募集を行いました。その結果，自薦，他薦を含めて論文関係が10件，技術賞関係が３件，合計13件の応募がありました。

学会賞審査委員会を組織して，委員長以下14名の委員により１次審査，２次審査の２段階方式の審査を行い，また技術賞に関しては書類審査のほかにヒアリングを実施しました。慎重な審査の結果，学会賞審査委員会として論文賞２件，技術賞２件，奨励賞２件（２名）を理事会に推薦することにしました。

理事会において審議の結果，学会賞審査委員会から推薦した受賞候補がすべて承認され，次に示す通りの授賞が決定されました。

論文賞

Studies on Effects of Periodic Wake Passing upon a Blade Leading Edge Separation Bubble : Transitional Behaviors of Separated Boundary Layer,

(Proceedings of IGTC '03 Tokyo, TS-069)

岩手大 船﨑 健一
山田 和豊
石川島播磨重工業㈱ 加藤 能規

本論文では，翼前縁近傍の剥離泡に対する周期的な後流通過効果に関する実験的・数値的研究を展開している。翼前縁での剥離泡は圧縮機翼失速現象等と深く関係する重要な現象であり，航空機翼などの単独翼では比較的詳細に調査が行われているが，ターボ機械内非定常流中での挙動はほとんど知られていない。本研究では，翼前縁を模擬した大型モデル及び水平円柱から成る後流発生機を製作し，移動円柱の後流の影響を受ける剥離境界層を熱線流速計で計測し，後流通過による剥離消失現象やその際に発生する乱流スポット状の流れ構造やその後に続くカーム領域を明らかにしている。さらに，高精度非定常流れ解析により剥離挙動と通過後流との干渉を調査している。境界層計測からアンサンブル排除厚さ，運動量厚さやアンサンブル乱れ度を算出し，通過する後流との時空間上での関係を調べた。その結果，従来考えられていた後流の乱れによる剥離抑制効果は存在せず，乱流スポット状流れ構造やカーム領域が直接剥離泡抑制に寄与していたことが明らかとなった。乱流スポット状の流れ構造は，剥離点近傍での逆圧力勾配領域から発生していた。また，非粘性的な negative jet 効果による剥離抑制も確認された。これらは最近低圧タービン翼でも観測され始めた現象であるが，翼前縁での剥離泡については始めて知られておらず，高性能，高信頼性のターボ機械の開発にとり貴重な知見である。加えて，LES などの CFD に対しても有益なデータベースを提供している。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

報告

第30期（2005年度）日本ガスタービン学会賞審査報告

第30期学会賞審査委員会委員長 伊藤 高根
ITOH Takane

日本ガスタービン学会では，ガスタービンおよび過給機に関連する工学および技術の発展を奨励することを目的として優れた論文および技術に対して，２年に一度学会賞を贈り表彰をしております。学会賞には論文賞，技術賞ならびに奨励賞があります。

2005年度はその表彰の年にあたり，2005年度学会誌９月号の会告ならびにホームページを通じて学会賞候補の募集を致しました。今回は2001年12月以降2005年11月までに公表された技術，論文が対象となります。すなわち，論文賞・奨励賞候補としてはこの間に学会誌に技術論文として掲載された論文および2003年国際ガスタービン会議東京大会 Proceedings 等に掲載された論文，技術賞候補としてはこの間に完成した画期的な新技術を対象として，2005年11月30日を応募期限として募集を行いました。その結果，自薦，他薦を含めて論文関係が10件，技術賞関係が３件，合計13件の応募がありました。

学会賞審査委員会を組織して，委員長以下14名の委員により１次審査，２次審査の２段階方式の審査を行い，また技術賞に関しては書類審査のほかにヒアリングを実施しました。慎重な審査の結果，学会賞審査委員会として論文賞２件，技術賞２件，奨励賞２件（２名）を理事会に推薦することにしました。

理事会において審議の結果，学会賞審査委員会から推薦した受賞候補がすべて承認され，次に示す通りの授賞が決定されました。

論文賞

Studies on Effects of Periodic Wake Passing upon a Blade Leading Edge Separation Bubble : Transitional Behaviors of Separated Boundary Layer,

(Proceedings of IGTC '03 Tokyo, TS-069)

岩手大 船﨑 健一
山田 和豊
石川島播磨重工業㈱ 加藤 能規

本論文では，翼前縁近傍の剥離泡に対する周期的な後流通過効果に関する実験的・数値的研究を展開している。翼前縁での剥離泡は圧縮機翼失速現象等と深く関係する重要な現象であり，航空機翼などの単独翼では比較的詳細に調査が行われているが，ターボ機械内非定常流中での挙動はほとんど知られていない。本研究では，翼前縁を模擬した大型モデル及び水平円柱から成る後流発生機を製作し，移動円柱の後流の影響を受ける剥離境界層を熱線流速計で計測し，後流通過による剥離消失現象やその際に発生する乱流スポット状の流れ構造やその後に続くカーム領域を明らかにしている。さらに，高精度非定常流れ解析により剥離挙動と通過後流との干渉を調査している。境界層計測からアンサンブル排除厚さ，運動量厚さやアンサンブル乱れ度を算出し，通過する後流との時空間上での関係を調べた。その結果，従来考えられていた後流の乱れによる剥離抑制効果は存在せず，乱流スポット状流れ構造やカーム領域が直接剥離泡抑制に寄与していたことが明らかとなった。乱流スポット状の流れ構造は，剥離点近傍での逆圧力勾配領域から発生していた。また，非粘性的な negative jet 効果による剥離抑制も確認された。これらは最近低圧タービン翼でも観測され始めた現象であるが，翼前縁での剥離泡については始めて知られておらず，高性能，高信頼性のターボ機械の開発にとり貴重な知見である。加えて，LES などの CFD に対しても有益なデータベースを提供している。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

論文賞

スマート構造を用いた翼列フラッターの能動制御
—第二報：ピエゾ素子を用いた制御法の検討—

（日本ガスタービン学会誌　33巻4号　2005年7月）

東大　賀澤順一
渡辺紀徳

ファンや圧縮機における空力弾性的自励振動である翼列フラッターに関しては，従来からその発生機構解明や発生限界予測の観点で，様々な研究が行われてきた。この不安定振動を何らかの方法で抑制することができれば，圧縮機の安全性や性能の向上に大きく貢献することが期待される。本研究では近年の流体や構造の制御技術の発達に鑑み，将来に向けた非定常流体技術の一つとして，スマート構造を応用した翼列フラッターの能動制御を試みた。遷音速圧縮機翼列において，翼間衝撃波が関連して発生する翼列フラッターを対象に，表面にピエゾ素子を装着した翼を用いて，フラッター発生時にピエゾ素子に通電し，翼後縁をわずかに能動的に加振することで，フラッターを抑制する技術を考案した。この制御手法を流体・構造連成数値解析により検討した結果，翼後縁を能動加振する位相と，翼自体の振動位相との位相差を適切に選択すれば，フラッターの不安定振動を有効に抑制できることが分かった。この効果は後縁のわずかな加振により，翼間衝撃波の振動位相がずれることに起因している。更に，数値解析と異なる条件ではあるが，直線振動翼列において，ピエゾ素子を装着した翼を実際に用いた振動翼列実験を行い，翼に働く空力励振力を減衰力に変化させ得ることを確認した。このような制御技術を実機に応用するには，まだ遠い道のりがあるが，将来のインテリジェント化要素技術として，一つの可能性を示せたと思われる。

技術賞

次世代超音速輸送機用推進システムの低 NOx 燃焼技術

（日本ガスタービン学会誌　33巻4号　2005年7月）

超音速輸送機用推進システム技術研究組合　藤綱義行
宇宙航空研究開発機構　林　茂
川崎重工業㈱　木下康裕
石川島播磨重工業㈱　小林健児
三菱重工業㈱　中江友美

次世代超音速輸送機の実現には，エンジンから排出する窒素酸化物（NOx）による成層圏オゾン層の破壊を抑制する技術が必要である。NOx の排出を大幅に低減する予混合予蒸発（LPP; Lean Premix Prevaporise）燃焼技術を研究し，従来の燃焼器に比べてマッハ2.2巡航時の NOx の排出を 7 分の 1，即ち排出指数値で5g/kg fuel，に低減する革新的な燃焼器を開発しました。また，この技術を適用したアニュラ燃焼器を製作して，高圧燃焼試験リグに供試し，マッハ2.2巡航時の燃焼器出口温度である1650℃の高温条件で技術の実用性を実証しました。以下に開発した個別の技術を挙げます。

LPP ステージ燃焼技術の開発

NOx の排出を大幅に低減する LPP Main バーナと安定燃焼を確保する Hybrid Pilot バーナを開発し，これらのバーナを取り付けた LPP ステージ燃焼技術を開発しました。NOx については，成層圏飛行時の5 g/kg fuel 実現と同時に，空港における離着陸時の排出ガス成分も国際規制値内に収まる目処が立っています。

耐熱複合材料適用技術の開発

LPP 燃焼器に必要となるライナ冷却空気の大幅な削減のため，セラミックス材料を用いた CMC（Ceramic Matrix Composite）燃焼器ライナの製造技術とシール技術を開発しました。

AI 燃焼制御技術の開発

LPP 燃焼器の短所である逆火・自己着火の発生を回避し，低 NOx と高燃焼効率の両立を狙った燃焼制御技術を開発しました。

高圧アニュラ実証試験

LPP ステージ燃焼技術を反映したフルアニュラ燃焼器を製作し，Rolls Royce の高圧燃焼試験設備でマッハ2.2巡航時の低 NOx 性能と安定燃焼を実証しました。LPP を採用したフルアニュラ燃焼器の実温実圧燃焼試験は，他に実施した例がなく世界初の成果です。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

論文賞

スマート構造を用いた翼列フラッターの能動制御
―第二報：ピエゾ素子を用いた制御法の検討―

（日本ガスタービン学会誌　33巻4号　2005年7月）

東大　賀澤順一
渡辺紀徳

ファンや圧縮機における空力弾性的自励振動である翼列フラッターに関しては，従来からその発生機構解明や発生限界予測の観点で，様々な研究が行われてきた。この不安定振動を何らかの方法で抑制することができれば，圧縮機の安全性や性能の向上に大きく貢献することが期待される。本研究では近年の流体や構造の制御技術の発達に鑑み，将来に向けた非定常流体技術の一つとして，スマート構造を応用した翼列フラッターの能動制御を試みた。遷音速圧縮機翼列において，翼間衝撃波が関連して発生する翼列フラッターを対象に，表面にピエゾ素子を装着した翼を用いて，フラッター発生時にピエゾ素子に通電し，翼後縁をわずかに能動的に加振することで，フラッターを抑制する技術を考案した。この制御手法を流体・構造連成数値解析により検討した結果，翼後縁を能動加振する位相と，翼自体の振動位相との位相差を適切に選択すれば，フラッターの不安定振動を有効に抑制できることが分かった。この効果は後縁のわずかな加振により，翼間衝撃波の振動位相がずれることに起因している。更に，数値解析と異なる条件ではあるが，直線振動翼列において，ピエゾ素子を装着した翼を実際に用いた振動翼列実験を行い，翼に働く空力励振力を減衰力に変化させ得ることを確認した。このような制御技術を実機に応用するには，まだ遠い道のりがあるが，将来のインテリジェント化要素技術として，一つの可能性を示せたと思われる。

技術賞

次世代超音速輸送機用推進システムの低NOx燃焼技術

（日本ガスタービン学会誌　33巻4号　2005年7月）

超音速輸送機用推進システム技術研究組合　藤綱義行
宇宙航空研究開発機構　林　茂
川崎重工業㈱　木下康裕
石川島播磨重工業㈱　小林健児
三菱重工業㈱　中江友美

次世代超音速輸送機の実現には，エンジンから排出する窒素酸化物（NOx）による成層圏オゾン層の破壊を抑制する技術が必要である。NOxの排出を大幅に低減する予混合予蒸発（LPP; Lean Premix Prevaporise）燃焼技術を研究し，従来の燃焼器に比べてマッハ2.2巡航時のNOxの排出を７分の１，即ち排出指数値で5g/kg fuel，に低減する革新的な燃焼器を開発しました。また，この技術を適用したアニュラ燃焼器を製作して，高圧燃焼試験リグに供試し，マッハ2.2巡航時の燃焼器出口温度である1650℃の高温条件で技術の実用性を実証しました。以下に開発した個別の技術を挙げます。

LPPステージ燃焼技術の開発

NOxの排出を大幅に低減するLPP Mainバーナと安定燃焼を確保するHybrid Pilotバーナを開発し，これらのバーナを取り付けたLPPステージ燃焼技術を開発しました。NOxについては，成層圏飛行時の5 g/kg fuel実現と同時に，空港における離着陸時の排出ガス成分も国際規制値内に収まる目処が立っています。

耐熱複合材料適用技術の開発

LPP燃焼器に必要となるライナ冷却空気の大幅な削減のため，セラミックス材料を用いたCMC（Ceramic Matrix Composite）燃焼器ライナの製造技術とシール技術を開発しました。

AI燃焼制御技術の開発

LPP燃焼器の短所である逆火・自己着火の発生を回避し，低NOxと高燃焼効率の両立を狙った燃焼制御技術を開発しました。

高圧アニュラ実証試験

LPPステージ燃焼技術を反映したフルアニュラ燃焼器を製作し，Rolls Royceの高圧燃焼試験設備でマッハ2.2巡航時の低NOx性能と安定燃焼を実証しました。LPPを採用したフルアニュラ燃焼器の実温実圧燃焼試験は，他に実施した例がなく世界初の成果です。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

技術賞

加圧型 MCFC/MGT ハイブリッドシステム

豊田中研 畦 上 修
トヨタタービンアンドシステム 岡 林 慶 一
トヨタ自動車(株)
石川島播磨重工業(株)

溶融炭酸塩形燃料電池（MCFC）とマイクロガスタービン（MGT）を組み合わせた加圧型ハイブリッドシステムを用いて，大型発電設備に匹敵する高い発電効率と NOx 等の排出がない優れた環境調和性を兼ね備えた小型自立分散型コージェネレーションシステムの開発を行った。

本システムでは，MGT 圧縮機により加圧された空気が燃料電池モジュールに送られ，約４気圧の作動圧力で発電する。そして，高温の燃料電池排ガスが MGT のタービンに導入され，直結の高速発電機で発電する。作動圧力を上げることにより燃料電池の効率が向上すると共に，燃料電池排熱を用いて発電を行うことにより従来の常圧型燃料電池システムの発電効率に対して約10ポイントの効率向上になる。さらに，従来の MGT 回転数制御方式から発電電力量を主体に制御する方法を新たに開発することで，高負荷発電運転時に MGT 燃焼器を消火させ，NOx がゼロのクリーンな排気を実現した点も特徴である。MGT は空気供給と排熱回収の役割とともにシステム全体の効率的な制御を担っている。

本システムの技術開発は平成13年よりトヨタ自動車・石川島播磨重工業・トヨタタービンアンドシステム・豊田中央研究所の４社でスタートし，まずトヨタ自動車元町環境センターにおいてシステム構築及び制御開発を行った。そして愛知万博会場で行なわれた実証試験*において，最大負荷303kW，最高効率52％を達成した。期間中，5200h 以上の運転時間を記録したが，トラブルなく運転を行うことができた。

今後さらに試験を実施し，より高い信頼性実現に向けて取り組んでいく予定である。

（*NEDO 技術開発機構の新エネルギー等地域集中実証研究事業において実施した実証実験）

奨励賞

高圧チップタービン駆動ファン

（日本ガスタービン学会誌 33巻1号 2005年1月）

宇宙航空研究開発機構 岩 瀬 識

近年，米国ではジェット機並みの速度とレシプロ機と同程度のコストで飛行できる小型機を多数使用して，Point-To-Point 旅客輸送を行う新しい交通システムの研究が進められた．その結果，既に推力数 kN 程度の小型ターボファン・エンジンを搭載した小型ジェット機が試験飛行を開始しており，今後は軽飛行機クラスのターボファン化がより進んでいくものと考えられる。宇宙航空研究開発機構では，コア分離型ターボファン・エンジンの構成を一部変更した、小型機用のクラスターファン・エンジンの研究を進めてきた。クラスターファン・エンジンは、将来の個人用航空機への搭載を目指し、効率よりも整備性、コスト、安全性を優先したエンジンである。本研究では、クラスターファン・エンジンについて、その詳細なサイクル解析を実施し成立性について検討した。その結果、エンジンの各要素の効率が低い場合でも、コア分離型構成のクラスターファン・エンジンは、小型機用エンジンとしては極めて大きなバイパス比を実現可能であり、燃料消費率（SFC）は、既存の小型ターボファン・エンジンと比較しても劣らないことを明らかにした。さらに、クラスターファン・エンジンの構成要素の一つである、リフトファンについて試作試験を実施した。リフトファンは、単段の翼列で複数段分の機能を持つ単動翼列多段チップタービンを駆動機構に用いており、本試験結果からその有効性を明らかにすると共に、単動翼列多段チップタービンの諸特性を明らかにした。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

技術賞

加圧型MCFC/MGTハイブリッドシステム

豊田中研　畦上　修
トヨタタービンアンドシステム　岡林慶一
トヨタ自動車㈱
石川島播磨重工業㈱

溶融炭酸塩形燃料電池（MCFC）とマイクロガスタービン（MGT）を組み合わせた加圧型ハイブリッドシステムを用いて，大型発電設備に匹敵する高い発電効率とNOx等の排出がない優れた環境調和性を兼ね備えた小型自立分散型コージェネレーションシステムの開発を行った。

本システムでは，MGT圧縮機により加圧された空気が燃料電池モジュールに送られ，約4気圧の作動圧力で発電する。そして，高温の燃料電池排ガスがMGTのタービンに導入され，直結の高速発電機で発電する。作動圧力を上げることにより燃料電池の効率が向上すると共に，燃料電池排熱を用いて発電を行うことにより従来の常圧型燃料電池システムの発電効率に対して約10ポイントの効率向上になる。さらに，従来のMGT回転数制御方式から発電電力量を主体に制御する方法を新たに開発することで，高負荷発電運転時にMGT燃焼器を消火させ，NOxがゼロのクリーンな排気を実現した点も特徴である。MGTは空気供給と排熱回収の役割とともにシステム全体の効率的な制御を担っている。

本システムの技術開発は平成13年よりトヨタ自動車・石川島播磨重工業・トヨタタービンアンドシステム・豊田中央研究所の4社でスタートし，まずトヨタ自動車元町環境センターにおいてシステム構築及び制御開発を行った。そして愛知万博会場で行なわれた実証試験*において，最大負荷303kW，最高効率52%を達成した。期間中，5200h以上の運転時間を記録したが，トラブルなく運転を行うことができた。

今後さらに試験を実施し，より高い信頼性実現に向けて取り組んでいく予定である。

（*NEDO技術開発機構の新エネルギー等地域集中実証研究事業において実施した実証実験）

奨励賞

高圧チップタービン駆動ファン

（日本ガスタービン学会誌　33巻1号　2005年1月）

宇宙航空研究開発機構　岩瀬　識

近年，米国ではジェット機並みの速度とレシプロ機と同程度のコストで飛行できる小型機を多数使用して，Point-To-Point旅客輸送を行う新しい交通システムの研究が進められた．その結果，既に推力数kN程度の小型ターボファン・エンジンを搭載した小型ジェット機が試験飛行を開始しており，今後は軽飛行機クラスのターボファン化がより進んでいくものと考えられる。宇宙航空研究開発機構では，コア分離型ターボファン・エンジンの構成を一部変更した、小型機用のクラスターファン・エンジンの研究を進めてきた。クラスターファン・エンジンは、将来の個人用航空機への搭載を目指し、効率よりも整備性、コスト、安全性を優先したエンジンである。本研究では、クラスターファン・エンジンについて、その詳細なサイクル解析を実施し成立性について検討した。その結果、エンジンの各要素の効率が低い場合でも、コア分離型構成のクラスターファン・エンジンは、小型機用エンジンとしては極めて大きなバイパス比を実現可能であり、燃料消費率(SFC)は、既存の小型ターボファン・エンジンと比較しても劣らないことを明らかにした。さらに、クラスターファン・エンジンの構成要素の一つである、リフトファンについて試作試験を実施した。リフトファンは、単段の翼列で複数段分の機能を持つ単動翼列多段チップタービンを駆動機構に用いており、本試験結果からその有効性を明らかにすると共に、単動翼列多段チップタービンの諸特性を明らかにした。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

奨励賞

ガス燃料の自動分配機構を備えた産業用ドライ低NOxガスタービン燃焼器の改良

（日本ガスタービン学会誌　33巻3号　2005年5月）

大阪ガス　若　林　　努

気体燃料を用いた希薄予混合燃焼による産業用低NOxガスタービン燃焼器は，低負荷時の燃焼安定性と高負荷時の低NOx性を両立するために，負荷に対応して複数バーナの燃料流量などを調整しているが，負荷による燃料流量の制御が適切でなければ，燃焼安定性の悪化などのトラブルが発生する可能性がある。

そこで，気体燃料を用いた燃焼器に単一の燃料系統を用い，燃焼用空気流とガス燃料噴流との相互作用により，負荷に応じて自動的に主燃焼領域とパイロット燃焼領域に燃料を分配する「燃料自動分配方式」による燃料流量制御を行う方式を考案し，これまでに試作燃焼器の加圧燃焼試験等により，所定の燃料分配が実際に発生することを確認してきた。

本論文では，本方式による試作燃焼器の全圧損失率や中負荷以下における燃焼効率の改善を目的に，燃焼器構造の改良効果について実験的に調べた。

実験結果から，(1)燃焼器開口面積の増加により，性能を低下することなく実用レベルにまで燃焼器全圧損失率を大幅に低減できること，(2)メイン領域流路の二分割化による3段の燃料ステージングや燃料分配混合部出口の流れの改良により，中負荷の燃焼効率が大幅に改善すること，などを明らかにした。実機条件に近い燃焼器入口全圧条件においては，燃焼器全圧損失率や燃焼効率は実用レベルにまで向上でき，さらに主な自治体のNOx指導基準値の半分レベルにまで高負荷時のNOx濃度を低減できることを示した。

技術論文投稿規定の学会誌超過掲載料につきまして，下記のように2005年12月８日の理事会において改定いたしましたのでご報告いたします。

（旧）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版刷り上り６ページ以内とする。ただし，１ページに付き<u>12,000</u>円の著者負担で４ページ以内の増ページをすることが出来る。

（新）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版刷り上り６ページ以内とする。ただし，１ページに付き<u>16,000</u>円の著者負担で４ページ以内の増ページをすることが出来る。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

第34回ガスタービン定期講演会・講演論文募集中

下記の日程で、日本ガスタービン学会（主催団体）と日本機械学会の共催による第34回ガスタービン定期講演会を，青森県弘前市で開催いたします。期日までに所定の手続により講演の申し込みをお願いします。

開　催　日　2006年（平成18年）10月25日(水)，26日(木)
開 催 場 所　弘前文化センター
青森県弘前市下白銀19－4
（HP：http://www.hi-it.net/~bunka/）
見　学　会　講演会にあわせて，10月27日(金)に，
見学を予定しています。

講演申込締切　2006年（平成18年）６月26日(月)
講演原稿締切　2006年（平成18年）８月28日(月)
募 集 論 文

応募論文は，ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で，未発表のものとします。

一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限ります。ガスタービン本体及びその構成要素のみならず，補機・付属品，ガスタービンを含むシステム，ユーザーの実績等に関する論文，さらに共通する理論や技術に基盤を持つ技術分野（ターボチャージャー，蒸気タービンなど）からの論文も歓迎します。

講演者の資格

本会会員もしくは日本機械学会会員に限ります。
（これまで１人１題目としてきましたが，今回よりこの制限をなくしました。）

講演申込方法と採否の決定

学会ホームページ（http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/）上からの講演申込受付を予定しております。また従来の方法でも申込みできます。その場合には本号掲載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。（先にFAXで申し込みを行った場合も，必ず申込書を郵送してください。）

締切後の申込みは受け付けません。

申　込　先
〒160-0023　東京都新宿区西新宿７－５－13
第３工新ビル 402
㈳日本ガスタービン学会
TEL：03-3365-0095　FAX：03-3365-0387

講演発表の採否は日本ガスタービン学会（主催団体）において決定し，７月21日(金)までに結果を連絡する予定です。

講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領（学会ホームページに掲載）に従って，Ａ４用紙２～６ページで作成し，所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。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連絡時に同封してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

(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投稿として受理され，校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は，講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し，さらに技術論文原稿表紙，論文コピー２部，英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。
(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。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

＊コピーしてご使用下さい。　(講演申込書)

第34回ガスタービン定期講演会講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション（　　）

著者氏名 (講演者に○印)	学校・勤務先 (略　称)	所属学会 (GTSJ・JSME・他)	会員資格 (正会員・学生会員)

連絡者氏名：　会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒　－

TEL：（　）　－　FAX：（　）　－

E-mail：

講演内容（100～200字）

講演申込期限は2006年6月26日(月)です。早めにお申し込みください。

プログラム編成，事前公表の点から，講演申込後の講演申込後の講演題目，講演者，連名者の変更は原則として受け付けませんが，軽微な変更，特段の理由がある場合には，事前にご相談ください。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

第12回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

近年ガスタービン技術の発展にはめざましいものがあります。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ー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，ガスタービンは小型高出力・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，学生及びガスタービン初心者の技術者を対象とした標記シンポジウムの開催を計画しました。会員・非会員を問わず積極的にご参加下さい。

1．日　時：平成18年7月6日(木)，7日(金)

2．場　所：独立行政法人　宇宙航空研究開発機構　総合技術研究本部　航空宇宙技術研究センター
(東京都調布市深大寺東町7－44－1)
(JR 三鷹，吉祥寺，京王線調布駅よりバスで約15分＋徒歩1分)

3．プログラム：

6日(木)

9：30-	受　付
10：00-10：10	開会の挨拶
10：10-11：40	「ガスタービン概論」 渡辺紀徳（東京大学）
13：00-14：30	「ガスタービンと流体力学」 山本 誠（東京理科大）
14：40-15：30	「JAXA における航空用エンジン研究」 柳　良二(JAXA)
15：30-17：45	航空宇宙関連研究施設見学(展示室，超音速エンジン試験設備，風洞等)
18：00-19：30	懇親会

7日(金)

9：20-10：50	「ガスタービンと伝熱工学」 福山佳孝（JAXA）
11：00-12：30	「ガスタービンと燃焼工学」 山中 矢（東芝）
13：30-15：00	「ガスタービンと材料工学」 桜井茂雄（日立）
15：10-16：40	「ガスタービンと制御工学」 松永 易（IHI）
16：50-	閉会の挨拶

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

4．定　員：80名（定員超過の場合は抽選）

5．対象者：大学，大学院，高等専門学校在籍者，技術者

6．参加費：学生（会員：¥2,500，非会員：¥5,500），社会人（会員：¥10,000，非会員：¥15,500）
（注：当日入会可，入会金¥500，年会費：学生会員(¥2,500)，正会員(¥5,000)）

7．懇親会：参加費　無料

8．受講修了証の発行：2日間の講義を受講された方には，「ガスタービン教育シンポジウム受講修了証」を発行します。

9．申込方法：下記の申込書に1）所属　学校名（専攻，学年），社名（部課名，入社年度），GTSJ会員は会員番号，2）氏名，3）連絡先住所、TEL,FAX，E-mail，4）懇親会参加の有無を明記し，学会事務局宛に，郵便，ファクシミリ，電子メールのいずれかにより平成18年6月20日㈫（必着）までに，お申し込み下さい。

10．参加費の支払：当日支払ですが，事前支払いも受け付けます。事前に支払う場合にはその旨学会事務局に連絡下さい。
○昼食：ＪＡＸＡ航空宇宙技術研究センター内に食堂があり利用できます。
○宿泊施設：斡旋はいたしませんので必要な方は各自手配してください。
○学会事務局：㈳日本ガスタービン学会　〒160-0023　東京都新宿区西新宿7-5-13第3工新ビル402
○振込先：銀行（みずほ銀行新宿西口支店　普通預金1703707）　郵便振替(00170-9-179578)
注：開催場所案内図及び詳細については当学会ホームページをご覧下さい。(http:/wwsoc.nii.ac.jp/gtsj/)

第12回ガスタービン教育シンポジウム参加申込書

（平成18年7月6，7日）

㈳日本ガスタービン学会　行
FAX：03-3365-0387　TEL：03-3365-0095　E-mail：gtsj@pluto.dti.ne.jp

氏　名		懇親会	出　欠	
所　属			学　年，入社年度	
連絡先	〒			
電　話		GTSJ会員番号(No.　　)		非会員
ファクシミリ		E-mail アドレス		

申込締切日：平成18年6月20日㈫（必着）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

編集後記

近年，天候不順のニュースが地球規模で報じられています。日本でも，４月になっても近畿地方で雪が降る状況でした。学校では新入生が，会社では新入社員が希望に胸を膨らませていますこの時期に，５月号特集「国産ジェットエンジンの新展開」をお届け致します。

吉野新会長の第31期会長ご就任挨拶に続き，渡辺先生，全日空，本田技研，石川島播磨重工，防衛庁，宇宙航空開発研究機構，物質・材料研究機構の方々から，本号の特集記事である「国産ジェットエンジンの新展開」についての，論説・解説記事を寄せて頂きました。戦後一時期遠ざかっていた航空機エンジンの開発について，国産エンジンの開発の歴史と現在開発中のジェットエンジンについて貴重な記事を寄せて頂きました。昨年2005年5月号ではユーザの立場に立った特集を組み幸いご好評いただきました。今回はユーザの期待に応える国産エンジンおよび要素開発に関わる記事を提供することができ，学校，企業の研究者，技術者の皆様に満足頂けたのではないでしょうか。

新会長からは，今期は，来年12月に開催予定の第９回国際ガスタービン会議東京大会の準備という時期であり，大会を成功させるため会員皆様へ協力の御願いがありました。また，日本のガスタービンの進化を担っている学会の活動を活発化するために，減少傾向にあります会員の獲得を是非とも御願いします。

喫茶室は，刑部先生に継続して執筆して頂いておりますが，スリーマイル島の記事は特に企業に勤める技術者には興味いものではないでしょうか。研究便りは，昨年の７月号の関西大学・松本先生のジメチルエーテルの低 NOx 燃焼に続き，大阪大学大学院・赤松先生に，燃焼現象全般の計測手法・数値シミュレーション等についての紹介をして頂きました。新製品紹介は，非接触式の３次元精密計測器をミットヨ様に執筆して頂きました。ガスタービンになじみの深い翼型形状を非接触で計測する装置です。最後に法政大学の水木先生にISOROMAC11の見聞録を寄せていただきました。この会議では，当学会の編集委員長である望月先生が，IJRM (International Journal of Rotating Machinery：当学会の英文論文集の位置付け）の編集員長の就任されました。

国産ジェットエンジンが今後世界中の空を飛ぶことを期待したいと思います。

最後になりましたが，本号の刊行に当たり，執筆者の皆様には年度末のお忙しい中，原稿依頼を引き受けていただき，編集委員一同，心より御礼申し上げます。尚，本号の企画編集は，原田理事（物材機構），刑部委員（東京海洋大），服部委員（三井造船），木下（ダイハツディーゼル）が担当いたしました。

■2006年度の日本ガスタービン学会誌は，下記の理事・委員によって編集致します

理事（委員長）：
野崎　理（JAXA）
青山邦明（ＭＨＩ）
太田　有（早大）
児玉秀和（ＩＨＩ）
小林利充（荏原）
西嶋庸正（日立）
湯浅三郎（首都大学東京）

委員：
有村久登（ＭＨＩ）
市川　薫（東邦ガス）
伊東正雄（東芝）
刑部真弘（海洋大）
加藤千幸（東大）
柏原宏行（ＫＨＩ）
木下茂樹（ダイハツ）
佐々木直人
（アイ・エイチ・アイ エアロスペース）
塩原元哲（東京電力）
辻田星歩（法政大）
中村修三（荏原）
幡宮重雄（日立）
服部学明（三井造船）
平田　豊（ＩＨＩ）
山本政彦（ＩＨＩ）

〈表紙写真〉

HF118ターボファンエンジン

説明；Honda は自社製ビジネスジェット実験機「HondaJet」に搭載する，小型軽量，低燃費，低エミッションが特徴の小型ターボファンエンジン「HF118」を自社開発した。この「HF118」は，Honda 独自開発の数値流体計算ソフトを用い，エンジン内部の空気の流れを最適設計することにより，小型で高性能なエンジンを実現している。

右下にあるのは以前に表紙を飾った日本最初のジェットエンジン「ネ20」ターボジェットエンジンである（学会誌 Vol.26 No.101)。新旧の国産ジェットエンジンをご覧いただき開発の歴史を感じていただければ幸甚に存じます。

（提供：本田技術研究所 航空機エンジン開発センター）
（〃：㈳日本ガスタービン学会）

事務局（だより）

今年は東京の桜もずいぶん早く咲き始め３月末には満開を迎えました。その後花冷えなのでしょうか肌寒い日が続き，クリーニングに出すつもりの冬物を取り出して着たりと不順な天気です。例年の事ながら，桜の季節は年度の行事と重なりゆっくりお花見をというゆとりはありませんでしたが，事務局近くのコンクリートのビルに囲まれた桜で，十分満足いたしました。

今年も総会の委任状がきちんと集まるか心配で皆様に mail でお願いしたりしましたが，おかげさまで定足数に達し，４月５日無事総会を終了することが出来ました。

今年の総会は終了後，名誉会員授与式や学会賞授与式また青木素直氏の特別講演などが開催されましたので，会場満席となり狭いくらいでした。

これからは会告にございますように，５月・６月は見学会，７月には教育シンポジウムと行事が次々と予定されていますので，会告や学会のホームページ（wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/）をお見逃しなきよう。

また，２月から新年度に入りましたが，会費をお送りいただいていない方は会費自動引き落としの手続きをなさるか，学会あてお送りくださいますようお願いいたします。

ご案内を E-mail にてお送りすることもございますので，mail アドレスを登録されていない方は，gtsj@pluto.dti.ne.jp までお知らせください。　［A］

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

編集後記

近年，天候不順のニュースが地球規模で報じられています。日本でも，４月になっても近畿地方で雪が降る状況でした。学校では新入生が，会社では新入社員が希望に胸を膨らませていますこの時期に，５月号特集「国産ジェットエンジンの新展開」をお届け致します。

吉野新会長の第31期会長ご就任挨拶に続き，渡辺先生，全日空，本田技研，石川島播磨重工，防衛庁，宇宙航空開発研究機構，物質・材料研究機構の方々から，本号の特集記事である「国産ジェットエンジンの新展開」についての，論説・解説記事を寄せて頂きました。戦後一時期遠ざかっていた航空機エンジンの開発について，国産エンジンの開発の歴史と現在開発中のジェットエンジンについて貴重な記事を寄せて頂きました。昨年2005年5月号ではユーザの立場に立った特集を組み幸いご好評いただきました。今回はユーザの期待に応える国産エンジンおよび要素開発に関わる記事を提供することができ，学校，企業の研究者，技術者の皆様に満足頂けたのではないでしょうか。

新会長からは，今期は，来年12月に開催予定の第９回国際ガスタービン会議東京大会の準備という時期であり，大会を成功させるため会員皆様へ協力の御願いがありました。また，日本のガスタービンの進化を担っている学会の活動を活発化するために，減少傾向にあります会員の獲得を是非とも御願いします。

喫茶室は，刑部先生に継続して執筆して頂いておりますが，スリーマイル島の記事は特に企業に勤める技術者には興味いものではないでしょうか。研究便りは，昨年の７月号の関西大学・松本先生のジメチルエーテルの低 NOx 燃焼に続き，大阪大学大学院・赤松先生に，燃焼現象全般の計測手法・数値シミュレーション等についての紹介をして頂きました。新製品紹介は，非接触式の３次元精密計測器をミットヨ様に執筆して頂きました。ガスタービンになじみの深い翼型形状を非接触で計測する装置です。最後に法政大学の水木先生にISOROMAC11の見聞録を寄せていただきました。この会議では，当学会の編集委員長である望月先生が，IJRM (International Journal of Rotating Machinery ：当学会の英文論文集の位置付け）の編集員長の就任されました。

国産ジェットエンジンが今後世界中の空を飛ぶことを期待したいと思います。

最後になりましたが，本号の刊行に当たり，執筆者の皆様には年度末のお忙しい中，原稿依頼を引き受けていただき，編集委員一同，心より御礼申し上げます。尚，本号の企画編集は，原田理事（物材機構），刑部委員（東京海洋大），服部委員（三井造船），木下（ダイハツディーゼル）が担当いたしました。

■2006年度の日本ガスタービン学会誌は，下記の理事・委員によって編集致します

理事（委員長）：
野崎　理（JAXA）
青山邦明（ＭＨＩ）
太田　有（早大）
児玉秀和（ＩＨＩ）
小林利充（荏原）
西嶋庸正（日立）
湯浅三郎（首都大学東京）

委員：
有村久登（ＭＨＩ）
市川　薫（東邦ガス）
伊東正雄（東芝）
刑部真弘（海洋大）
加藤千幸（東大）
柏原宏行（ＫＨＩ）
木下茂樹（ダイハツ）
佐々木直人
（アイ・エイチ・アイ エアロスペース）
塩原元哲（東京電力）
辻田星歩（法政大）
中村修三（荏原）
幡宮重雄（日立）
服部学明（三井造船）
平田　豊（ＩＨＩ）
山本政彦（ＩＨＩ）

〈表紙写真〉

HF118ターボファンエンジン

説明；Honda は自社製ビジネスジェット実験機「HondaJet」に搭載する，小型軽量，低燃費，低エミッションが特徴の小型ターボファンエンジン「HF118」を自社開発した。この「HF118」は，Honda 独自開発の数値流体計算ソフトを用い，エンジン内部の空気の流れを最適設計することにより，小型で高性能なエンジンを実現している。

右下にあるのは以前に表紙を飾った日本最初のジェットエンジン「ネ20」ターボジェットエンジンである（学会誌 Vol.26 No.101)。新旧の国産ジェットエンジンをご覧いただき開発の歴史を感じていただければ幸甚に存じます。

（提供：本田技研究所 航空機エンジン開発センター）
（　〃　：㈳日本ガスタービン学会）

☘事務局だより☒☘

今年は東京の桜もずいぶん早く咲き始め３月末には満開を迎えました。その後花冷えなのでしょうか肌寒い日が続き，クリーニングに出すつもりの冬物を取り出して着たりと不順な天気です。例年の事ながら，桜の季節は年度の行事と重なりゆっくりお花見をというゆとりはありませんでしたが，事務局近くのコンクリートのビルに囲まれた桜で，十分満足いたしました。

今年も総会の委任状がきちんと集まるか心配で皆様に mail でお願いしたりしましたが，おかげさまで定足数に達し，４月５日無事総会を終了することが出来ました。

今年の総会は終了後，名誉会員授与式や学会賞授与式また青木素直氏の特別講演などが開催されましたので，会場満席となり狭いくらいでした。

これからは会告にございますように，５月・６月は見学会，７月には教育シンポジウムと行事が次々と予定されていますので，会告や学会のホームページ（wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/）をお見逃しなきよう。

また，２月から新年度に入りましたが，会費をお送りいただいていない方は会費自動引き落としの手続きをなさるか，学会あてお送りくださいますようお願いいたします。

ご案内を E-mail にてお送りすることもございますので，mail アドレスを登録されていない方は，gtsj@pluto.dti.ne.jp までお知らせください。　［A］

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し，著作者自身または著作者が帰属する法人等が，自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載，翻訳・翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157　Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブロ㈱第二制作部デジタル編集課
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当　佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1) 主たる著者は本学会会員であること。

2) 投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3) 投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿（コピー）2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.34 No.3 2006.5
発行日　2006年5月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　野崎　理
発行者　吉野　隆
〒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㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157　Fax. 03-5733-5168

©2006，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は，㈳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方でない限り，著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
（中法）学術著作権協会
TEL：03-3475-5618　FAX：03-3475-5619
E-mail：jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような，複写以外の許諾は，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し，著作者自身または著作者が帰属する法人等が，自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載，翻訳・翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5168
ニッセイエブロ㈱第二制作部デジタル編集課
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当　佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿（コピー）2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7．および8．を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.34　No.3　2006.5

発行日　2006年5月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
　編集者　野崎　理
　発行者　吉野　隆
　〒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㈱
　〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
　Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5168

©2006，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は，㈳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方でない限り，著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
（中法）学術著作権協会
TEL：03-3475-5618　FAX：03-3475-5619
E-mail：jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような，複写以外の許諾は，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し，著作者自身または著作者が帰属する法人等が，自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載，翻訳・翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5168
ニッセイエブロ㈱第二制作部デジタル編集課
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当　佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1) 主たる著者は本学会会員であること。

2) 投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3) 投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿（コピー）2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.34 No.3 2006.5

発行日　2006年5月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　野崎　理
発行者　吉野　隆
〒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㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5168

©2006，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は，㈳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方でない限り，著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
（中法）学術著作権協会
TEL：03-3475-5618　FAX：03-3475-5619
E-mail：jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような，複写以外の許諾は，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの３区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，１編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記１に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し，著作者自身または著作者が帰属する法人等が，自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載，翻訳・翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5168
ニッセイエブロ㈱第二制作部デジタル編集課
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当　佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA４版刷り上がり６ページ以内とする。ただし，１ページにつき16,000円の著者負担で４ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿１部副原稿（コピー）２部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定７．および８．を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.34 No.3 2006.5

発行日　2006年5月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　野崎　理
発行者　吉野　隆
〒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㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5168

©2006，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は，㈳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方でない限り，著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
（中法）学術著作権協会
TEL：03-3475-5618　FAX：03-3475-5619
E-mail：jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような，複写以外の許諾は，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

広告掲載会社一覧

表紙２　㈱日立製作所

　〃　３　石川島播磨重工業㈱

　〃　４　㈱東芝

以下掲載順

三菱重工業㈱

川崎重工業㈱

三井造船㈱

㈱不二越

丸和電機㈱

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.