

(社)日本ガスタービン学会名誉会員の紹介

(社)日本ガスタービン学会ではガスタービン及び関連技術に関し功績顕著な方、又は本学会に対し功労のあった方のうちから理事会の推薦により総会において承認された方が名誉会員となります。去る4月5日開催されました2005年通常総会において次の方が新たに本学会の名誉会員にられましたので、ご紹介いたします。



久保田 道雄 君
(1933年11月29日生)

昭和32年3月 新潟大学工学部機械
工学科卒業
昭和32年4月 (株)日立製作所 入社
昭和53年2月 同社 電力事業部
ガスタービン部長
昭和53年8月 同社 日立工場
ガスタービン設計部長
昭和54年8月 同社 電力事業部
ガスタービン部長
昭和56年10月 同社 電力事業部
火力技術部長

平成4年7月 (株)東京エネシス
理事 火力本部
ガスタービン技術担
当部長
平成9年12月 同社 退社

本会関係略歴

1972年入会
理 事 (5, 6, 9, 10, 13, 14,
16, 17期)
評議員 (1, 2, 4, 8, 11, 12,
15期)



白戸 健 君
(1930年11月12日生)

昭和28年3月 東北大学工学部機械
工学科卒業
昭和28年4月 三井造船株式会社
入社
昭和52年5月 同社 原動機・機器
事業本部 基本設計
部長
昭和60年3月 同社 動力エンジ
アリング事業部長
昭和61年4月 同社 大分事業所長

昭和62年6月 同社 取締役役に就任
平成5年4月 三井ドイツディーゼ
ル・エンジン(株)
社長就任
平成7年3月 同社 社長退任

本会関係略歴

1972年入会
理 事 (3, 8, 9, 13, 14期)
評議員 (7, 12期)



高原 北雄 君
(1933年7月15日生)

昭和32年3月 大阪府立大学工学部
機械工学科卒業
昭和32年4月 科学技術庁 航空技
術研究所 原動機部
入所
昭和41年10月 タービン研究室長
昭和60年10月 航空機公害研究
グループ 総合研究官
昭和61年3月 工学博士 (大阪府立
大学 工第429号)
昭和63年10月 名古屋大学教授
平成4年3月 名古屋大学退官
平成4年4月 高原総合研究所
所長
平成7年10月 TAMA市民塾 塾長

平成10年5月 地域文化学会(文系)
理事
平成13年11月 全国生涯学習ネット
ワーク 副会長
平成15年4月 稲城市社会教育委員
平成15年10月 いなぎ IC カレッジ
学長

本会関係略歴

1972年入会
理 事 (11, 12, 16, 17期)
評議員 (3, 4, 5, 6, 7, 8,
9, 10, 13, 14, 15, 18,
19, 20, 21期)

(社)日本ガスタービン学会刊行物のご紹介

*学会誌特集号バックナンバー

- Vol.33 No.2 2005年3月
- Vol.33 No.1 2005年1月
- Vol.32 No.6 2004年11月
- Vol.32 No.5 2004年9月
- Vol.32 No.4 2004年7月
- Vol.32 No.3 2002年5月
- Vol.32 No.2 2004年3月
- Vol.32 No.1 2004年1月
- Vol.31 No.6 2003年11月
- Vol.31 No.5 2003年9月
- Vol.31 No.3 2003年5月

2003年以前のものはGTSJ事務局までお問い合わせください。

- 特集「ガスタービン用センサ，計測技術」
- 特集「振動・ロータダイナミクス」
- 特集「ガスタービンと競合するガスエンジンシステム」
- 特集「環境適合型次世代超音速推進システム (ESPR)」
- 特集「ガスタービンに関連するCFD (数値流体力学) 解析の現状」
- 特集「ガスタービンの材料技術」
- 特集「ガスタービンの制御」
- 特集「燃焼器」
- 特集「新燃料」
- 特集「マイクロガスタービンに関する周辺機器」
- 特集「ガスタービン利用高効率エネルギーシステムの動向」

*その他刊行物

●講演会講演論文集

- 第30回定期講演会講演論文集 (334頁, 2002年)
- 創立30周年記念ガスタービン講演会講演論文集 (144頁, 2002年)
- 第31回定期講演会講演論文集 (298頁, 2003年)
- 第32回定期講演会講演論文集 (301頁, 2004年)

●ガスタービンセミナー資料集

- 第29回 21世紀のガスタービンへの期待 (85頁, 2001年)
- 第30回 ガスタービンの最新技術とシステムの展開 (135頁, 2002年)
- 第31回 ガスタービンの最新技術と分散電源への展開 (101頁, 2003年)
- 第32回 ガスタービン複合発電の最新技術と分散電源への展望 (115頁, 2004年)

●調査研究委員会成果報告書

- 第21期調査研究委員会

●ガスタービンの高温化と冷却技術 (256頁, 1997年)

- 第26期調査研究委員会

●ガスタービンにおけるモニタリング技術 (172頁, 2000年)

●技術情報センター運営委員会調査報告書

- 第20, 21期技術情報センター運営委員会

●水素燃焼ガスタービンにおける水素利用に関連した物性値の調査 (64頁, 1997年)

●国産ガスタービン・過給機資料集－統計・生産実績・仕様諸元－

- 2005年版 (2005年5月発行予定)

●日本のガスタービンの歩み ―日本ガスタービン学会30周年記念写真集 (155頁, 2002年)

●ガスタービン教育シンポジウムテキスト

●BULLETIN OF GTSJ (web 公開中)

●挨拶

(社)日本ガスタービン学会名誉会員の紹介
 第30期会長就任挨拶……………川口 修 ……143

●論説・解説

特集：航空機エンジンの整備と修理技術
 特集「航空機エンジンの整備と修理技術」の刊行にあたって……………高橋 栄 ……144
 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……………杉浦 重泰 ……146
 航空機エンジン整備の現状と展望……………山下 章・相原 弘明・長谷川 晃 ……153
 航空機エンジンの認証について……………高野 滋 ……160
 航空機エンジンの修理技術開発……………大井 成人・佐藤 亮一 ……167
 大型民間航空機用エンジン整備事業と修理開発について
 ………………貴志 公博・敦賀 利昭・下畠 幸郎 ……173
 航空用ガスタービンエンジンの整備・修理動向……………木村 秀雄・永留 世一・西 俊裕 ……178
 航空機エンジンの損傷と部材損傷データベース
 ………………福山 佳孝・橋本 良作・松下 政裕・北條 正弘 ……184
 民間機エンジン高温高圧タービン翼の損傷解析事例：材料学的アプローチ
 ………………大沢 真人・RUDDER Wu・原田 広史・横川 忠晴 ……191

●技術論文

超小型ラジアルタービンの実現に向けた空力的課題の検討
 第一部：レイノルズ数と熱伝達による影響……………渡辺 直樹・寺本 進・長島 利夫 ……196
 超小型ラジアルタービンの実現に向けた空力的課題の検討
 第二部：チップクリアランスの影響……………渡辺 直樹・寺本 進・長島 利夫 ……202
 熱音響的能動制御による燃焼騒音及び振動燃焼の抑制
 ………………井亀 優・岸 武行・春海 一佳・平岡 克英・岡 秀行 ……208
 ガス燃料の自動分配機構を備えた産業用ドライ低NO_xガスタービン燃焼器の改良
 ………………若林 努・守家 浩二・古賀祥之助・下平 一雄・黒澤 要治
 鈴木 和雄・岡崎 泰英・津村 淳一・川口 修 ……214
 Ultra Micro Gas Turbine 用 Flat-Flame 型超小型燃焼器の熱輸送評価
 ………………押味 加奈・湯浅 三郎 ……221

●喫茶室

航空エンジンの更なるNO_x低減は必要か？……………田丸 卓 ……230

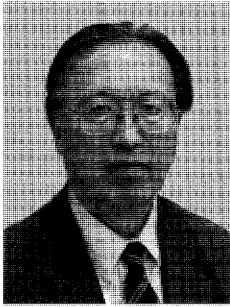
●報告

(社)日本ガスタービン学会評議委員会・総会報告……………総務理事 ……231

●会告・その他

本会協賛・共催・後援行事…152／入会者名簿…152／第33回ガスタービン定期講演会・講演論文
 募集…235／2005年第2回見学会および技術フォーラムのお知らせ…236／平成17年度見学会・技
 術懇談会のお知らせ…237／第11回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ…238／編集後
 記…239／事務局だより…239／

Message from President New Chairman's Comment	KAWAGUCHI Osamu	143
Special Issue "Maintenance and Repair Technologies in Aeroengines"		
● Technical Comments and Reports		
For the Special Issue on Maintenance and Repair Technologies in Aeroengines	TAKAHASHI Sakae	144
Aircraft Engine Development Strategy based on After Market Business	SUGIURA Shigehiro	146
Current Status of Aircraft Engine Maintenance and Horizons	YAMASHITA Akira AIHARA Hiroaki HASEGAWA Akira	153
Thoughts on the Certification of Aviation Engines for Civil Use	TAKANO Shigeru	160
Repair Development of Aero Engine Component	OHI Narihito SATO Ryoichi	167
Maintenance Business and Repair Development of Large Commercial Aircraft Engine	KISHI Kimihiro TSURUGA Toshiaki SHIMOHATA Sachio	173
Trend of Maintenance and Repair for Aircraft Gas Turbine Engine	KIMURA Hideo NAGATOME Seiichi NISHI Toshihiro MATSUZAKI Yuji	178
Aero-Engine Parts Damage and Failure Database	FUKUYAMA Yoshitaka HASHIMOTO Ryosaku MATSUSHITA Masahiro HOJO Masahiro	184
The Material Tells us Degradation Mechanism of 1st Stage Nozzle-Guide Vanes on Commercial Air-Pkaw	OSAWA Makoto RUDDER Wu HARADA Hiroshi YOKOKAWA Tadaharu	191
● Contributed Papers		
Feasibility Study of Ultra-micro Radial Inflow Turbine Part 1: Reynolds number and Heat transfer	WATANABE Naoki TERAMOTO Susumu NAGASHIMA Toshio	196
Feasibility Study of Ultra-micro Radial Inflow Turbine Part 2: Tip Clearance	WATANABE Naoki TERAMOTO Susumu NAGASHIMA Toshio	202
Suppression of Combustion Noise and Combustion Oscillation by Thermo-acoustic Active Control Using Secondary Flame	IKAME Masaru KISHI Takeyuki HARUMI Kazuyoshi HIRAOKA Katsuhide OKA Hideyuki	208
Improvement of a Dry Low NO _x Gas Turbine Combustor with an Innovative Fuel Supply Concept	WAKABAYASHI Tsutomu MORIYA Koji KOGA Shonosuke SHIMODAIRA Kazuo KUROSAWA Yoji SUZUKI Kazuo OKAZAKI Yasuhide TSUMURA Junichi KAWAGUCHI Osamu	214
Evaluation of Heat Transfer in Flat-Flame Ultra-Micro Combustor for Ultra Micro Gas Turbine	OSHIMI Kana YUASA Saburo	221
● Tearoom		
Does Aircraft Emission need further NO _x Reduction?	TAMARU Takashi	230
● GTSJ Activities		
● Notice		
		235



第30期会長就任挨拶

川口 修*1

KAWAGUCHI Osamu

4月5日に開催されました日本ガスタービン学会総会において第30期会長に推挙され、お受けすることと致しました。30年を越える学会の歴史の中で数多くの先生方、諸先輩方が務めてこられた会長の職務を引き継がせて頂くこととなり、その責務の重さを考えて身の引き締まる思いであります。第29期住川会長に至るまでの会長の皆様による学会発展のためのご努力を無にしないように副会長の吉野様および理事の皆様のご協力を頂きながら、努力して参りたいと考えております。

京都議定書がロシアの批准を受けて今年2月16日に発効の運びとなり、他の先進諸国に比してエネルギー消費効率が高い我が国にとって、エネルギー節減による温暖化ガスの排出低減は極めて難しい課題ですが、何としても解決の道を見出さねばなりません。エネルギー変換機器に関連した仕事をしている我々は、その研究や技術開発の成果を世の中に積極的に発進して活用させる努力をし、成果の啓蒙にも努めることで何らかの寄与が出来ると思ひ、ガスタービンシステムに関する専門家の集団である日本ガスタービン学会の果たす役割は極めて大きいものと考えます。

日本ガスタービン学会は、規模は決して大きくはありませんが、会員諸兄のこれまでの並々ならぬ努力のお陰で学会としての確固たる地位を築いております。本学会は1971年に開催されました国際ガスタービン会議を契機として設立された経緯もあり、常に海外の研究者との交流を目指して参りました。小規模な学会でありながら我が国で唯一のガスタービンに関する国際会議を4～6年置きに開催し成果を挙げて参りましたのもその証しと考えます。加えて今年は21世紀におけるアジアの経済発展を念頭に置き、また、これまでの国際会議の開催間隔では技術の発展速度に追いつかないという声に依りて、国際ガスタービン会議の中間年に当たる今年の11月に日本ガスタービン学会と韓国流体機械学会(KFMA)の共催でAsian Congress on Gas Turbine 2005を韓国ソウルにおいて開催することと致しております。ガスタービン技術に関してはアジア諸国のなかで先導的な役割を担う我が国ではありますが、アジア諸国が経済発展とともに日に日に技術力を身につけ、ガスタービン関係の研究

や技術開発においても我が国と対等な競争相手となる日も遠くないと思われまふ。これまで国際化というところから欧米のみに目を向けがちであった我が国の研究者、技術者も今後はアジアにも目を向けた国際交流を図ることが必要であると感じております。

学会は設立以来30年を越え、活発な活動によって国内外にその存在を広く知られておりますが、他の中小学会と同様に様々な問題を抱えていることも事実であります。ひとつは財政問題であります。経費節減の努力は必要ですが、学会活動に必要な経費に見合う収入は確保しなければなりません。会費収入は学会の大きな支えではありますが、近年の経済不況で賛助会員が漸減傾向にあり、学会の収入減につながっております。賛助会員としてガスタービン、ターボチャージャー関連のメーカーに加えて、電力、ガス、航空運輸、等のガスタービンユーザのご支援も頂いておりますが、これまでの学会活動の内容が若干メーカー寄りに偏っているように思われまふ。今後の学会の発展のためにはユーザを意識した企画を増やし、学会活動の幅を広げていく努力が必要と考えております。そうすることで賛助会員である各企業に多くの有用な技術情報を提供し、また、学会がメーカー、ユーザ、学界の橋渡しをすることが出来、賛助会員であることの意義を認識して頂けるものと考えまふ。

もうひとつの学会の問題は、学会の運営に関わってくださる方々の層の薄さであり、少数の方に多くの負担をお掛けしていることでもあります。学会の次の時代を積極的に支えくださる中堅、若手のガスタービン関連研究者、技術者が特に大学、研究機関に多くはありません。これからは種々の学会活動を通じて若手会員を増やすために、若手にも会員であることがプラスになる学会にするように活動の見直しが必要であろうと考えまふ。幸い学会の将来に向けて積極的に発言をしてくださる若い方々もおられますので、その声に耳を傾けて時代に即応した学会になるようにしていきたいと考えまふ。

以上、会長就任に当たりまして学会運営、学会活動に関しての私の考えと希望を申し述べてまいりましたが、会員の皆様のお力添えなしでは何事も出来ません。皆様のご意見を拝聴しながら学会運営に携わっていきたくて考えておりますので、ご支援とご協力をお願いし、会長就任のご挨拶といたします。

原稿受付 2005年3月8日

*1 慶應義塾大学 理工学部 機械工学科

〒223-8522 横浜市港北区日吉3-14-1

特集：航空機エンジンの整備と修理技術

特集「航空機エンジンの整備と修理技術」の刊行にあたって

高橋 栄*1

TAKAHASHI Sakae

この度、本誌において、国土交通省、国内のエアライン、エンジンメーカ、研究所等、航空機エンジンの整備・修理に関わる関係各位、並びに、学会誌編集関係各位のご尽力により、「航空機エンジンの整備と修理技術」と題する特集を發表することができましたことを大変嬉しく思います。

航空機エンジンに関する業務と言いますと、まず頭に思い浮かぶものは、新しいエンジンの設計・製造、および、製品の差別化につながる技術開発であり、我が国においても、これまで整備・修理と言いますと、それらに付随する副次的なもの、というイメージが強かったのではないかと思います。

近年、我が国の航空機エンジン業界においても、整備・修理が着目され、その重要性が認識されてきております。その理由として、一つ目は、航空機及び航空機エンジン全体の国産を推進しようとする経済産業省の施策が挙げられます。独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（以下、NEDO 技術開発機構）においても、経済産業省殿のご指導のもと、環境適応型小型航空機用エンジン研究開発（平成15年～21年の7年間）のプロジェクトを実施中であり、その成果を活用した50席クラス小型航空機用エンジンの実用化を目指しております。近年の航空業界の競争激化により、エアラインのコスト削減要求は非常に厳しく、エンジン売り込みの際には、本体価格の抑制のみならず、直接運航費の中で相当な割合を占める整備費が低いことをエアラインに提示すること、場合によっては、それを保証することが必要になっています。国産エンジンの場合にも、エアラインに対して販売交渉を行うことになれば、当然のことながら、当該エアラインでの運用を想定した適切な整備方法、想定される不具合、及び、それに対する修理方法を提示し、整備費の見積もりを的確に示すことが必要になります。特に、整備費の中で大きな割合を占める寿命部品のライフマネジメント技術や、消耗が激しい高温高压部の修理技術などは、ユーザであるエアラインにとって強い関心の的であり、製品本体の性能だけでなく、これらの技術を総合して、トータルライフサイクルコストが低いことをエアラインにどうアピールするかが、商談の成否を左右する重要なポイントになると思われまふ。国産を念頭

に置くとすれば、我が国においても、これまであまり着目されることがなかった整備・修理の分野、例えば、寿命評価技術や修理技術などの開発を推進することが肝要と考えられます。また、積極的な意味で、整備・修理まで十分考慮した設計を行うことで、これまでとは違ったコンセプトの競争力のあるエンジンを作り出せる可能性が出てきます。

二つ目は、世界規模で活性化しつつある航空機エンジン・アフターマーケットビジネスの国内展開が挙げられます。近年の航空機エンジンは、製品販売の売上よりも、むしろ、販売後の部品販売、もしくは、定額のメンテナンス契約等のアフターマーケットビジネスによって収益を確保しようとする傾向が益々強くなっており、米国では、このアフターマーケットをめぐる、OEM（製造を主管するメーカ）のみならず、部品供給や修理のみを行う企業が大小数百社もひしめき合っている状態です。中には、OEMに代わって、初段タービンノズルやタービンブレードなど、主要な部品を供給する技術力の優れた企業も現れており、一部でOEMとの摩擦が強まっています。これらの背景には、エアラインの生き残りを賭けた強いコスト削減圧力があることは言うまでもありません。我が国のエンジンメーカも、それぞれ独自にエアラインからエンジン整備を受注すると共に、本特集にも紹介している通り、独自の修理技術を開発して整備事業の拡大を図っていく必要があります。

このような流れを受け、NEDO 技術開発機構では、経済産業省殿のご指導のもと、国土交通省、エアライン、メーカ、研究所の実務担当者を委員とする「航空機/エンジン国産戦略委員会～アフターマーケットから国産を考える～」(委員長 杉浦重泰氏：全日本空輸株式会社)を平成16年4月に立ち上げました(図1. 委員会の構成図参照)。本委員会では、これまで本格的に議論することが無かったエアラインの視点に着目し、研究開発や設計製造にとどまらず、整備、修理、認証等、エンジン国産事業成立までの道筋と課題を、本音で議論していただいております。その際、ユーザであるエアラインと、技術開発を行う研究所やメーカとのディスカッションから、オリジナルなアイデアや技術開発課題が生れること、具体的には、整備を含む製品のトータルライフを考慮した設計コンセプトの創出や信頼性の向上、修理技術開発、新しい整備方式の考案などを期待しております。また、本委員会がきっかけとなり、我が国でも航空機エンジン

原稿受付 2005年4月22日

*1 独立行政法人 新エネルギー産業技術総合開発機構 理事
〒212-8554 川崎市幸区大宮町1310番 ミューザ川崎19F

のアフターマーケットの活性化を通じて業界全体が活性化すると共に、最終的には、エンジン自体の信頼性を含む運航・整備の面で、エアラインの満足度が格段に高いエンジンが開発されれば幸いであると考えております。

委員会では、委員独自の視点で作られたプレゼンテーションや、それを題材とする討論に加えて、国内の関係者、及び、海外 OEM 関係者を招聘しての議論等を行っております。また、委員会活動の一環として、国内エアラインでの運航・整備の実態調査、および、国内エアラインで使用した実機の不具合部品の原因調査、劣化分析等を実施しており、その結果については「航空機用エンジン部品不具合調査分科会」を設けて審議していただいているところです。このように、自ら現場の物を確認し、そこから研究開発のアイデアを得ることは、差別化につながる独自技術を開発する上で重要なことと認識しております。今回の特集の原稿作成の段階では、本委員会が中心となり、委員長を初めとする委員と、その所属機関の方々、及び、委員会でご講演いただいた方々に、委員会での議論を踏まえつつ原稿を執筆して頂いており、委員会活動の成果として得られた知見も数多く含まれております。

エンジンの国産を実現するには、他にも、上記の環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の着実な実施、事業費の確保、海外 OEM との提携、関係各位の協力、その他、課題が山積していると思います。弊機構としまし

ては、それらを一つ一つ丹念に解決するべく、現場の経験に基づいた積極的かつオリジナルなご意見は、一つでも多く吸収し、オープンな議論によって優れていると認められるアイデアについては、その具現化に全力を挙げていく所存でございます。

最後になりますが、他書にあるところを引用しますと、欧米では「論文」というのは、自分の思うところ、すなわち「論」を述べ、どうしてそのような論に至ったか、それをサポートする資料を他人が分かりやすいように適切に並べたものとされており、それが本当に正しいかどうかは神のみぞ知るところ、とされています。意図的に嘘を述べることは許されませんが、正確さというよりも、他人に対して、いかに自分の論をアピールするか、という所に力点が置かれていることは、活発な議論を誘発する上で非常に有益であると思います。学会とは、そういう論と論を自由に戦わせ、その中から新しい考え方が生れるすばらしい場であると認識しております。今回の特集に関しても、みなさんより、様々なご批判・ご指導を賜り、むしろ、我々の論に対して、真っ向から反対の論が述べられる、また、別の視点からご意見が述べられること等により、新しい展開が生れることを期待しております。このようなすばらしい機会を与えて下さったガスタービン学会誌編集委員殿各位への心からの感謝の意を持ちまして、巻頭の言葉とさせていただきますと思います。

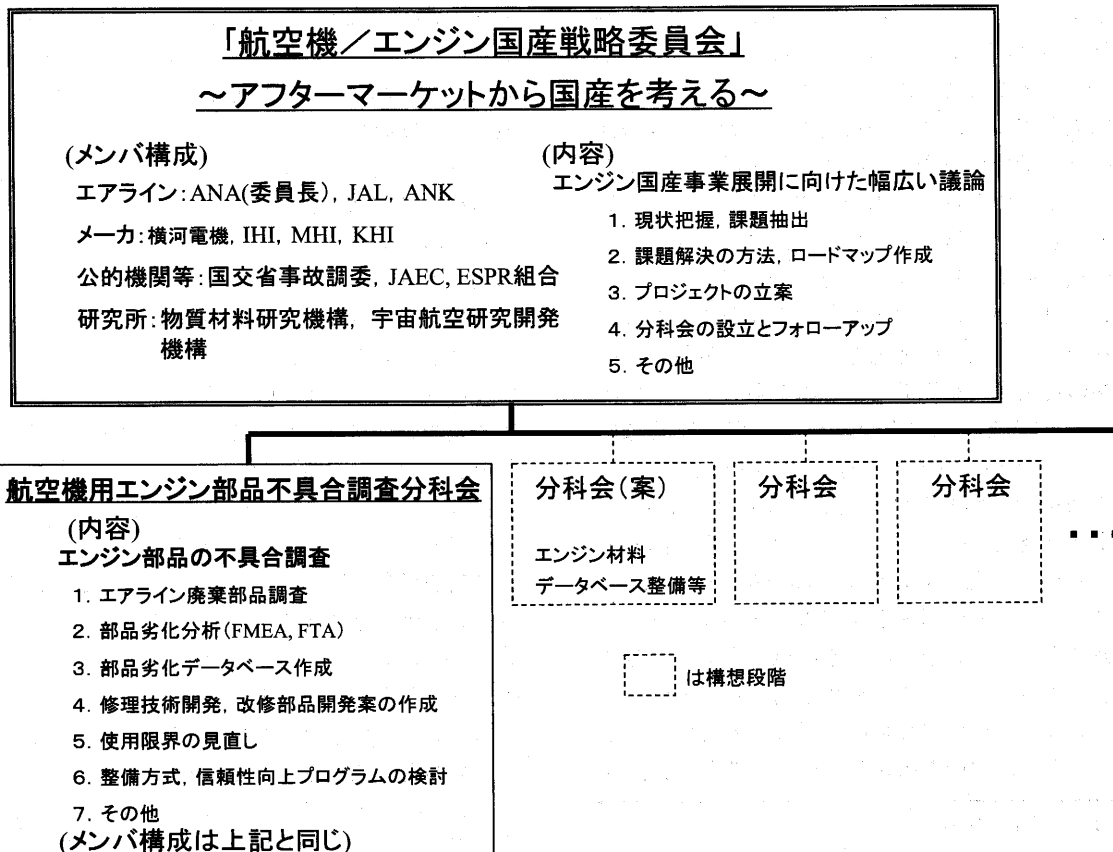


図1 委員会の構成図

特集：航空機エンジンの整備と修理技術

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

杉浦 重泰*¹

SUGIURA Shigehiro

キーワード：航空機エンジン開発，アフターマーケット・ビジネス，整備，修理開発，部品改修

Aircraft Engine Development, After Market Business, Maintenance, PMA, Repair Development

1. はじめに

国産航空機エンジンの開発は日本の航空産業界にとって長年の夢であり，これを実現すべく欧米のメーカーとの国際共同開発や，RSP (Risk & Revenue Sharing Partner)，下請け生産を行い，技術の蓄積を行ってきた。V2500は初めての国際共同開発エンジンとして Fan Module を担当し，CF34-8，CF34-10 等では LP Turbine，HP Compressor，Gearbox と徐々に担当分野を拡大しその経験を蓄積してきた。最近では HYPR，ESPR のプロジェクトを提案し，環境適合型の高い目標を掲げたエンジンを開発しようと欧米のエンジン・メーカーと共同研究も行ってきた。そしてこれらの技術をベースに50人クラスの航空機に装着する低燃費の整備性に優れた経済的なエンジン（通称；エコ・エンジン）を開発し，世界に売り出そうと考えている。

民間航空エンジンを開発し，世界市場に売り込む為には厳しい競争に勝たなければならず，後発の日本が世界の航空会社から選ばれる為には，他には無いセールスポイントを持つことが必要である。その為には現在のエンジンの問題点を克服し，新しい技術力で信頼性，経済性の向上を図り，世界の航空会社のニーズを満足させる必要がある。しかしながら，日本の航空産業はこれまで航空会社との接点を殆ど持って来なかった為，現在のエンジンの問題点，航空会社のニーズを充分把握しているとは言えない。日本が国産航空エンジンを開発する為には，もっと日本の航空会社との連携を深め，現在就航しているエンジンの使用実績を把握し，その問題点を通して航空会社のニーズを理解することから始めなければならない。

この様な観点から2004年4月にNEDO（新エネルギー・産業技術総合開発機構）主催による「航空機/エンジン国産戦略委員会—アフターマーケットから国産を考える—」が発足した。委員会では航空機/エンジンの開発からプロダクト・サポートまでの全体のライフサイクルを視野に入れ，これからの日本の航空産業のあるべき姿を描き，国産エンジンを開発する為のロードマップを作成し，それに基づいて具体的に活動する方針である。

ここでは日本の航空産業の現状を分析すると共にアフ

ターマーケットに焦点を当て，日本の航空産業がこれから「整備と修理技術」に対してどのような活動を行っていくべきなのか，その構想を述べると共にこれらの活動が国産航空機エンジンの開発にどの様に繋がるかを述べる。

2. 航空エンジン業界の現状分析

2.1 信頼性向上への取り組み

航空エンジンの信頼性はこの30年間に著しく向上した。この背景には不具合内容を木目細かく分析し，原因を探索し，改修を実施してきたこと，そしてこれらの改修の効果を評価し，新規に開発するエンジンの設計に反映してきたことが挙げられる。

例として図-1にRB211-22Bの信頼性の推移とその後開発されたRB211-524（第二世代），RB211-535（第三世代），及びRB211の派生型として開発されたTrent Familyの信頼性の推移を示す。1970年代に導入されたRB211-22BはそのOn Wing Lifeは1000時間にも満たなかった。その後改修を積み重ねることによってOn Wing Lifeは約10倍に改善されている。そしてその派生型として開発されたエンジンは導入当初より，初期故障も激減し，安定した信頼性を維持していることが判る。この様な傾向はGEやPWAのエンジンでも同じである。

欧米のあるエンジン・メーカーはエンジンの信頼性を向上する為にオペレーション・ルームを設置し，世界中の航空会社で運航している同社のエンジンの運航パラメータをモニターし，不具合の発生状況をリアルタイムで監視管理している。取り卸されたエンジンの内部状況は各航空会社に派遣されている技術駐在が細かくレポートをしており，航空会社のエンジンを定期的に詳細検査を行って不具合の傾向をモニターしている。運航している全てのエンジンの不具合内容を漏れなく把握し，必要な対策を早期に取ることがフリート全体の信頼性を向上させる最善策と考えているからである。更に特記すべきことは，エンジン開発に携わった技術者を当該エンジンのプロダクト・サポート部門に配置換えし，自ら開発したエンジンの使用実績を自分の目で確認させ，又次のエンジン開発を担当させると言うキャリアパスを作っている。この様にエンジンの使用実績を把握することが信頼性の高いエンジンを開発することに繋がるのである。

原稿受付 2005年3月4日

*1 全日本空輸(株)

〒144-0041 東京都大田区羽田空港3-5-4

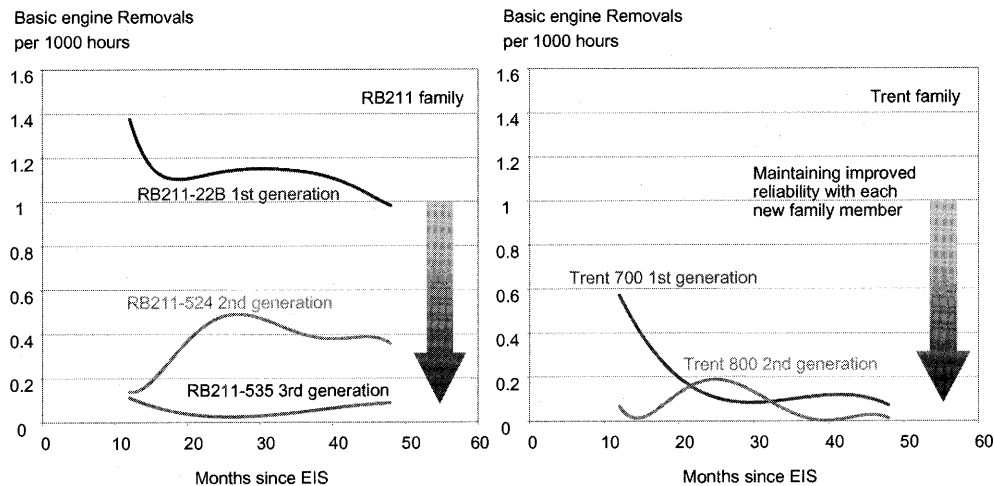


図-1

一方、日本の航空会社は欧米の最新鋭の航空機/エンジンを導入し、エンジン・メーカーとのWTT (Working Together Team) に参画し、より使い勝手のよいエンジンを設計するように開発段階から航空会社のニーズを述べている。又、発生した故障や新しい不具合に関しては原因を探索する為に不具合部品や解析に必要な詳細データをエンジン・メーカーに提供している。これらの正確なデータに基づき確実な技術対策を実施することが出来るのであり、後発のオペレータはこれらの技術対策によって信頼性を維持向上することが出来、フリート全体の信頼性向上にも繋がっている。

最近では国際共同開発や、RSPにより、日本の各重工(株)が設計/開発を行ったエンジンもあるが、これらの不具合情報は直接日本のメーカーには行かず、欧米のエンジン・メーカー経由で知らされる仕組み(契約)になっている。自ら開発した物がどのような状況で使用されているのかを自ら見極め、改善していくサイクルが無ければ信頼性は向上しない。この様な状況では日本の航空技術は欧米のメーカーの後追いしか出来ないのではないだろうか。

2.2 使用実績と派生型デザイン

信頼性に加えて、経済性は航空会社にとってエンジン選定の重要な要素である。

航空機の運航に必要な費用は、乗員の人件費、着陸料、空港管制に関わる費用、燃料費、整備費等がある。

ボーイング社はこれらを総称してCAROC (Cash Airplane Related Operation Cost) と定義づけ航空機の経済性の指標としている。航空会社毎に乗員の人件費(乗員、客室乗務員の人数、その訓練費、乗務手当等)、空港管制に関わる費用は決まってくるが、着陸料は機体の重量、騒音値などにより設定される為、燃料費、整備費と同様に機体、エンジンの設計により決まる。

使用実績のあるエンジンであれば、実績データの比較によってエンジン選定が可能になるが、開発段階でエン

ジンの選定を行う為にはWarranty/Guarantee条件を如何に設定するかが航空会社にとってリスク回避の手段となる。一方エンジン・メーカーにとっては競争力のある条件を提案しなければ勝てない為、当該エンジンの可能性を追求し、条件闘争を行うことになる。エンジンの性能は新しいテクノロジーの導入によって向上してきたが、実績の無い新しいテクノロジーの導入は新たな不具合モードや、予測が出来ない故障を引き起こすリスクがあり、運航阻害や整備コストに影響を与える可能性がある為Warranty/Guarantee条件の対象になる。航空会社は使用実績の無いテクノロジーの導入には慎重になるので、エンジン・メーカーは派生型設計を基本に、十分なテストを行いながら徐々に新たなテクノロジーを導入していくやり方を採用している。

この様に使用実績を蓄積し、これらの問題点を把握し改善をしていく体制がなければ世界市場に於いて競合することは難しい。

2.3 日本の航空機産業の現状と課題

日本の航空産業界は国際共同開発、RSP等、欧米の最新鋭の航空機エンジン開発に参画することで技術力を蓄積してきたが、実際に行われている国際共同開発、RSP等は、欧米の航空機・エンジン・メーカーの設計基準、材料のデータベースに基づいて行われており、日本独自の技術を採用しその実績を蓄積しているものではない。将来国産エンジンを開発し、世界市場で競合する為には他社よりも優位に立てる独自の技術の開発とその使用実績を蓄積することが不可欠である。しかしながら、この様な現状の国際共同開発、RSPを今後続けても独自の技術の適用、実績の蓄積に繋がらず、抜本的な対応策が必要である。それでは日本の航空産業はこれからどうするべきなのであろうか? 「航空機/エンジン国産戦略委員会」にて明らかになった問題点を含め、現状と課題について検証する。

A. 航空エンジンには、エンジン・メーカーの定めたスペックに基づき、一般に公開されている材料特性よりも品質の高い材料が使われている。これらの材料を用いて設計する場合、各種の機械的特性（引張強度、疲労強度、クリープ強度、等）に対し、精度の高いデータベースを保有していなければ厳密な設計を行うことは出来ない。

日本にはこれらのデータベースが無い為、エンジンの国際共同開発・RSPにおいては、欧米のエンジン・メーカーの定めた材料スペックとその材料のデータベース、及びそれに基づく設計基準を使って設計してきた。

例え日本独自の材料を採用しようとしても、エンジンの Type Certificate は欧米のエンジンメーカーの下で FAA (Federal Aviation Administration) /EASA (European Aviation Safety Agency) の承認を取得しているため、実績の無い日本独自の材料は認証取得が困難である事を理由に採用が見送られてしまうのである。こうして、日本では材料のデータベースを充実させることなく今日まで来ている。

これらの材料データベースを作る為には各種の実証試験を必要とし、期間と多額の研究開発費が必要である。欧米のメーカーは長い期間をかけてこれらのデータベースを作ってきており、更に新しい技術、材料に対するデータベースを蓄積するために多くのコストを費やしている。これらの材料、及びそのデータベースはエンジン・メーカーに帰属するものであり、日本が国産エンジンを開発する場合は独自の材料スペック、材料データベースを保有していなければ競争力のあるエンジンの設計は不可能であり、独自の材料データベースに基づき耐空性基準に適合することを証明することが必要である。

B. 日本では HYPR, ESPR のプログラムを初めとして各種の先端技術の研究開発を行っているが、その内の多くは成果主義に留まり、実用化に耐え得るかどうかも突き詰められていない。これらの技術を民間エンジンに適用するには更に多くの要求事項を証明しなければならない。その為にはコンポーネントのリグ試験、エンジン耐久試験、飛行試験等を実施しなければならず、更に多額のコストを必要とする。日本が独自で開発した技術はこのような実用化の証明を行って来なかった為、国際共同開発、RSP 等でも採用されず、結果的には陳腐化し、欧米の技術に追い越されてしまうのである。

C. エンジンの Disc や Shaft は Life Limited Parts と定義されており、その Life Limit は航空局の認可を得なければならない。Life Limit の設定手法には各エンジン・メーカーのノウハウがあり、使用実績を蓄積して徐々に寿命の延長を図ってきている。欧米のメーカーはこれらの手法を含めて航空局の承認を得ているため

最近では開発当初から 15,000 - 20,000 Cycle の Life Limit を設定している。国際共同開発や、RSP に於いて、日本は Type Certificate 取得を容易にする為に欧米の手法をそのまま採用してきており、日本独自の手法の確立は行ってこなかった。国産エンジンの開発では独自にこれらの手法を確立し、使用実績を蓄積するところから始めなければならない。この点では欧米のエンジン・メーカーに比べ 10 - 20 年以上の遅れをとっていると考えられる。

D. 開発テストや耐久テストを行って問題のないことを証明しても、実運航では予期せぬ故障や問題が発生する。新しいテクノロジーを開発しても、実際の航空機に装着して運航しなければ使用実績の蓄積にはならない。欧米のエンジン・メーカーとの国際共同開発、RSP は、日本にとって実運航の使用実績を蓄積できる有効な機会と考えるのであれば、独自の技術を適用できるような契約を結ばなければならない。そして欧米のメーカーにこれらの技術の採用を認めさせるには、航空局 (FAA/EASA) の承認が得られるだけのデータベース、試験結果を示す必要がある。(A, B, C 項参照)

E. 航空エンジンはその安全性、信頼性に対する要求が高い為 Type Certificate Product として、耐空性を満足する為の設計基準、製造基準が細かく定められており、航空法規によって製造国政府の航空局の承認を得なければならない仕組みになっている。日本に於いて航空エンジンを開発した場合は日本の航空局 (JCAB) の承認が必要である。更に世界に販売する場合は相手国の航空局の承認を得なければならない。一般的には FAA, EASA の Type Certificate 取得が前提になる。日本では YS11 以降航空機の開発を行っていない為 JCAB の認証体制は充分とは言えず、米国との互認協定 (Bi-Lateral Agreement) があっても簡単に FAA の承認は取得できないと考えられる。日本が航空機/エンジンを開発し、製造販売するためには JCAB の認証体制を充実することが求められ、現実的な運用を含めて検討が必要である。

F. 日本は独自の航空機/エンジンを造ってこなかった為、プロダクト・サポート、マーケティングが弱いと言われている。国際共同開発であっても就航後のプロダクト・サポートは Type Certificate Holder である欧米のメーカーが握っており、日本の航空産業は航空会社と直接接することが出来ない仕組み (契約) になっている。使用実績の把握、航空会社のニーズを把握するためにもプロダクト・サポートに参入し、経験を蓄積する必要がある。

CFM56, PW4000-112 の例から見ると、独自の技術で参画している SNECMA 社, MTU 社は、担当部位のプロダクト・サポートに参入している。独自の技術には責任も付いて来ると言うことであり、日本独自の

技術が採用されれば、それらに関わるプロダクト・サポートを日本が担当する道が開けてくる。このような経験を得る為にも独自の技術をベースに共同開発、RSP契約の見直しが望まれる。

G. 航空エンジンの開発には莫大な開発資金を必要とする。そして新たに市場に参入する為には技術力だけではなく、Warranty/Guaranteeなどの補償条件や、値引き、下取り等の購買条件を提示する必要がある、採算を得るためには長い年月を覚悟しなければならない。この間、政府の援助に頼るのではなく自分で資金を賄う為の財政基盤を確立する必要がある。

H. 開発資金は政府の助成金で行われているが、その額は実際に実証試験などで必要とする資金には満たない金額であり、結果的に成果主義の試験しか行われていないのが現状である。

実用化するためには (Type Certificate 取得を含む) 何をどの様にして証明し、どの程度の試験を必要とするのかを検証する必要がある。航空局との連携をとり、欧米のメーカーがどの様の実証試験を行っているのかを把握すると共にそれにかかる費用を算定する等、全面的な見直しが必要である。

これまで述べてきた様に現状のままでは国際共同開発、RSP等で航空機エンジンの開発を続けてもそれらを基盤として国産エンジンの開発を行うことは難しいと思われる。

又、今後中国市場は有望であることから、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ある。日本の品質は高いが、人件費が高い為、今後人件費の安い中国、韓国に共同開発、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無くなり、衰退していく可能性もある。

これを打破する為にはこれから日本の航空産業は何をすればよいのであろうか？

3. アフターマーケット・ビジネスの構想

製品を開発して販売する為には顧客のニーズを知るところから始めなければならない。近年、欧米の航空機/エンジン・メーカーにとってアフターマーケット・ビジネスは、航空機、エンジンの利益率の向上だけではなく、マーケティング戦略の重要な役割を占めるようになってきている。市場との接点を持って来なかった日本の航空産業にとってアフターマーケット・ビジネスに参入することは、航空会社のニーズを把握出来るだけでなく、プロダクト・サポート等、航空機/エンジンの開発サイクルの未経験領域を埋め、将来の航空機/エンジンの開発の基盤を作る重要な戦略と言える。欧米企業のアフターマーケット・ビジネス戦略に関する詳細は文献(1), (2)に掲載しているので参照されたい。

これまでも日本の重工(株)はエンジンのオーバーホール等の受託整備を行ってきているが、これらの整備は基本的にメーカーのマニュアルに従って行っている作業であり、部品はOEMから購入し、修理方法もメーカー・マニュアルに従って行っている。これでは人件費の高い日本に於いては東南アジアのFAA Repair Stationと比べ技術力の差を示すことが出来ず、受託整備は価格競争となり利益率は低くなる。

これからは独自の技術力を駆使してこれらのアフターマーケット・ビジネスを行う必要がある、将来の航空機エンジン開発サイクルを視野に入れて航空機エンジンの開発部門と整備部門が一体となり、使用実績の把握から、不具合の原因探求、修理開発、部品の改修等、技術の実証を踏まえて戦略的に考えていく必要がある。以下にこれからのアフターマーケット・ビジネスの構想を述べる。

3.1 航空エンジン部品の不具合調査

前述した様にエンジンの信頼性の向上は、発生した不具合を徹底的に原因追及し、改善の為の設計変更を行いその使用実績を見極め、更に派生型の設計に繋げてきたことによる。しかし、個々の故障を見てみると同じような不具合モードを繰り返しているものも多い。同じ不具合を繰り返さない為に過去の使用実績を設計に反映していくことが重要であり、既存のエンジンの中にそれらのヒントが隠されている。これらのデータをまとめていくと設計基準としてのノウハウが生まれてくる。

下記にいくつかの具体例を示す。

A. IGO (Inter-Granular Oxidation)

HP Turbine Blade/VaneにはCooling Air Passageの内壁にIGOが発生し、これを起点としてCrackが進展する。IGOに起因したHPT-1 Blade FailureはCF6-50/45, CF6-80Aで発生し、CF6-80C2ではHPT-1及びHPT-2 BladeでAirfoil Failureが発生した。対策としてCooling Passage内壁にCoatingを実施してきているが、その後HPT-1 NGVでもIGOに起因するAirfoil Distressが発生した。現在はGE社の全てのHPT Blade, NGVにInternal Coatingは実施されている。

B. Stress Corrosion Crack

PW4000-94/100に於いてHPT-1 & 2 BladeのUnder-PlatformにStress Corrosion Crackが発生し、Blade Failureを引き起こした。対策として当該部位にCoatingを塗布する改修を導入した。その後開発されたPW4000-112 HPT-1&2 Bladeにも同じ可能性があることが判明し、導入後暫くしてからCoating塗布の改修を発行している。しかしながら、PW4000-112はその後Bladeの後縁のU Channel部にもStress Corrosion CrackによるBlade Failureが発生し、Coatingの範囲を更に広げることとなった。Stress

Corrosion Crack は進行が早く Blade Failure を未然に防ぐことが難しいので Coating 等の対策は必須条件である。

C. Bird Strike

Bird Strike は航空エンジンにとって頭痛の種である。Fan Stream に抜ける場合は運航間でも損傷部位を点検し、必要により Fan Blade 交換を行うことで就航可能であるが、エンジン内部に入った場合は内部損傷によりエンジンを取り卸す必要が出てくる。コアに入らないようにする為の設計は過去にも色々検討されてきた。Wide Chord Fan Blade は Mid Span Shroud が無い為 Fan Stream に抜ける大きな改善となったが、皆無にはなっていない。Fan Blade と Core Intake との距離を広げることや、Spinner の形状からファンの空気の流れも色々検討されてきている。実際の内部損傷の発生率はエンジン・タイプによって違っており、その要因を明確に分析する必要がある。

このような観点から既存の航空エンジンの実情を詳しく調査するところから始める必要がある。最新のテクノロジーを駆使したエンジンの問題点を分析すると共に、航空会社が運航する上で何を問題視しているのかを議論することが必要である。その為には従来接点のなかった航空会社との連携を強化し、日本の航空業界が一体となって取り組むことが重要である。この様な観点から2004年8月に「航空機/エンジン国産戦略委員会」の下部組織として「航空エンジン不具合部品調査分科会」を設立した。

この分科会ではエンジンの各構成部品に対して Failure Mode Analysis (FMEA, FTA) を行い、航空会社はそれらの部品に対して実際に経験している不具合内容の紹介を行うことから始めている。

3.2 実用的な航空技術の研究と開発の促進

航空会社は不具合が発生すると不具合発生状況、履歴情報（運航条件、部品の使用時間/サイクル、修理経歴、等）と共に不具合部品をメーカーに送付し調査を依頼している。メーカーは原因を究明し、対策を出すことで航空会社と共に信頼性を維持向上して来ている。

「航空用エンジン部品不具合調査分科会」では、実機の廃棄部品の調査も行っている。これらの調査にあたってはエンジン・メーカーから得られない詳細な分析を期待している。即ち、不具合の原因、対策だけでなく、不具合の発生から故障に至るまでの進行のプロセス、進行速度など、運航条件をシミュレーションしながら応力解析を含めて調査する。これらの調査結果によって、航空会社はエンジン・メーカーのマニュアルに定められた使用限界ではなく、運航条件に見合った経済的な使用限界（寿命）を迫及することが可能になるであろう。又、故障を未然に防ぐ為に不具合の前兆を検出する新しい整

備手法を見出せる可能性もある。

これらの活動により航空会社との連携が深まる為、従来市場のニーズを把握しないで研究や開発に取り組んで来た日本の研究機構、重工(株)に、プロダクト・サポートとしての物の見方、考え方を養成し、経験を蓄積させることが出来る。更に、従来論文中心の研究を行ってきた研究機構に、実際の運航や整備を基盤としたより実用的な航空技術の研究や、新しいテクノロジーの開発を促進させることが出来る様になるだろう。そして、現状の不具合内容の把握と原因探求、改善案により、既存のエンジンを超えた高い信頼性、より経済的な国産エンジンの開発へと繋がることを期待している。

3.3 アフターマーケット・ビジネス参入による波及効果

「航空用エンジン部品不具合調査分科会」ではエンジンの構成部品の不具合分析 (FMEA, FTA) から、各部品にどの様な修理方法が必要になるのかを検討して行く予定である。このデータを通して、現状で修理方法があるもの、修理方法が無く廃棄になるものを分類し、今後どの様な不具合に対して修理開発を行っていく必要があるのかを見出すことが出来る。

従来メーカー・マニュアルに依存していた修理方法を日本の技術で新しく開発する。このためには従来にないテクノロジーの開発が必要であり、従来廃棄していた部品に対して経済的な修理方法が開発できれば既存のエンジンに対して世界に売り込むことが出来る。

又、不具合原因などの調査を通じてより信頼性の高い部品開発も可能になるであろう。材料の改善、最新のテクノロジーを駆使した設計により、既存の部品よりも信頼性が高く、経済的であれば航空会社は採用する可能性がある。

米国ではエンジン・メーカーに対抗して Compressor Blade, Turbine Blade 等の PMA 部品 (Parts Manufacturer Approval の略; FAA により製造・販売を承認された航空機用部品で、米国では機体/エンジン・メーカー以外が PMA を取得し商売を行っている。日本でも正規部品として認可されている。) が登場しており、欧米の主要航空会社に採用されている。しかしながら、PMA 部品を採用した場合、エンジン・メーカーのプロダクト・サポートを得られなくなる不安から採用に踏み切れない航空会社も多い。この点を鑑み、日本の航空産業界が力を結集して技術基盤を作り、既存の部品よりも信頼性が高い部品を新規開発し、サポート体制も充実させれば世界に売り込むことは可能であろう。

現在、日本で開発した第五世代の単結晶耐熱合金は世界的にも優れていると言われている。しかし、十分な材料データベースが無い為、欧米のエンジン・メーカーから興味をもたれても採用されるまでには至っていない。他社の耐熱合金に比べその優位性を証明し、実用化に必要な全ての材料データがなければ売り込みは出来ないの

である。このままでは日本が国産エンジンを開発しこの材料を採用しない限り、この耐熱合金開発の努力は報われず、時代と共にその価値は陳腐化してしまう。技術の実証を行ってもその適用がなされなければ開発費は無駄であるが、適用対象が決まるまで高額なコストをかけて実証試験を行わない様では何時まで経っても何も変わらないのである。

例えば、既存のエンジンの Turbine Blade, NGV 等に採用し、より信頼性が高く、経済的な改修部品を開発すれば世界に売れる可能性もある。これらのプロダクト・サポートには日本の研究所、重工(株)が当たり、不具合発生時の原因探求、メンテナンス・プログラムの立案、不具合対策、信頼性向上の為の改修、不具合発生時の補償、等を行っていく体制を作り経験を積む。実用化にはエンジンテスト等を含めて初期投資が必要であろうが、国際共同開発や、RSP では得られることが無い高圧タービンの技術を習得でき、米国の PMA 部品会社に比べサポート体制を充実し、更に優れたものを開発すれば航空会社からの信頼感を得られる。

こうする事によって、十分な使用実績が得られれば国産エンジンの高圧タービンの設計には自信を持って臨むことが出来るようになるのではないだろうか。

この様に日本の技術力を総合してアフターマーケット・ビジネスに参入することは、今までの不毛の議論を打ち壊し新しい世界を開くことが出来、エンジンを開発するよりもリスクは少なく、次のような波及効果を生み出してくれる。

A. 材料のデータベース、新しいテクノロジーの実証試験等は国産エンジン開発には必須項目である。しかしながら国産エンジン開発/量産化の可能性が不透明であることから、これらのデータベースや実証試験になかなか多額な資金調達道は開けなかった。修理開発、部品改修に向けて実用化される道が出来れば、材料のデータベース、新しいテクノロジーの各種実証試験は必須項目となり、開発費用は無駄にはならず、従来のように成果主義の試験で終わることはなくなる。更にこれらの技術を採用した部品/コンポーネントの実機運航実績により改善を加え、使用実績のデータベースを充実させることが出来る。

国際共同開発、RSP に於いてもこれらのデータベースを示すことによって日本独自の技術による開発をテーブルに乗せることが出来、採用されれば日本独自の技術の実績を更に蓄積出来るようになる。これらの実績をベースに国産エンジンの開発を行っていけば、実績に裏打ちされた信頼性の高いエンジンを作ることが出来る。

B. 修理開発、部品改修を通して世界にマーケットイング、プロダクト・サポートを行うようになれば市場との接点が出来、具体的なビジネスを通して各航空会社

のニーズや、考え方を知ることが出来る。各航空会社のニーズを知ることは国産エンジン開発の基盤となるだけでなく販売戦略にも役立つ。これらのニーズは色々なビジネス経験を通じて判るものであり、市場調査として各社を訪問しているだけでは決して得られない。アフターマーケット・ビジネスはこの点でも貴重な経験・ノウハウを得る重要な戦略と言える。

更に世界の航空会社の不具合状況を把握することによって、修理品目、改修品目を拡大して行けば日本の航空機産業の活性化に繋がる。

C. アフターマーケット・ビジネスを通して日本の重工(株)の技術とプロダクト・サポート体制が世界の航空会社に高く評価されれば、将来国産エンジン開発の暁にはポテンシャル・カスタマーとして日本のエンジン選定に有利になる。航空エンジンは退役するまでプロダクト・サポートを必要とする。過去に航空エンジンを開発してこなかった日本にとって、プロダクト・サポート体制をこのような形で示すことは航空会社からの信頼感を得る上で重要なポイントである。

D. 既存のエンジンに対して、設計の改善や、新しい材料の導入、又は修理開発等を導入する場合には航空局の承認を必要とする。従来日本の航空局はメーカーの承認があれば問題ないとしてきたが、これらの改修や修理方法はビジネスの観点から必ずしもメーカーが認めるとは限らない。現状では航空局の体制が弱いからこれらの開発/申請を行わないと言う風潮があるのも事実である。(現在でも修理開発を行った場合、メーカーの承認を得ることを前提に運用されている。)しかし、これでは何時まで経っても欧米のメーカーの傘下から脱皮できない。独自の技術による改修や修理開発が活発になり、申請件数が増えれば航空局も審査体制強化を積極的に検討することになるであろうし、これらをきっかけとして将来の国産エンジンの審査体制に向けて、航空法規を含め、世界に通用する審査体制のあるべき姿を議論し、日本の航空業界全体が盛り上がっていくことを期待出来る。

E. 近年、欧米の航空機産業はアフターマーケット・ビジネスに参入することによって開発資金の回収を図っている。後発の日本が国産エンジンを市場に出す為には、その実績が認められるまで赤字を覚悟で販売することになるであろう。従って採算を得るにはより長期の年月を要し、政府の援助資金だけでは賄うことは出来ず、独自の資金の確保が必要になってくる。アフターマーケット・ビジネスが利益を得るビジネスに成長すれば、これらによって得られた利益を国産エンジンの開発/運用資金として補填出来る可能性がある。

この様に日本の技術を結集し、アフターマーケット・ビジネスへ参入することにより、日本の重工(株)は従来参画できなかった高圧タービン部位等の経験を蓄積でき、

マーケティングや、プロダクト・サポート等、航空エンジンの開発サイクルの未経験領域を徐々に達成することが出来、国際共同開発や、RSP に優位な契約締結に繋がると考える。そして、これらの経験/実績は日本独自の技術力、ノウハウ、財源として蓄積され、将来日本が国産航空エンジンを開発するときに役立つものであると信じている。

参考文献

- (1) 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) pp.291-294
- (2) 杉浦重泰：航空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) pp.95-100



○ 本会共催・協賛・後援行事 ○

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276回講習会 実務者のための振動基礎 (計測機器のデモ紹介付き)	H17/6/16-17 大阪科学技術センター 4階401号室	協賛	日本機械学会関西支部 TEL:06-6443-2073 FAX:06-6443-6049 E-MAIL:jsme@soleil.ocn.ne.jp
日本エネルギー 学会・日本液体 微粒化学会	第1回微粒化セミナー	H17/7/28-29 慶應義塾大学 理工学部 機械工学科	協賛	日本エネルギー学会 http://www.jie.or.jp
ターボ機械協会	第19回フレッシュマン・サマーセ ミナー	H17/8/18-19 大阪大学豊中キャンパ ス シグマホール	協賛	ターボ機械協会 TEL:03-3944-8002, FAX:03-3944-6826, E-MAIL:turbo-so@pop01.odn.ne.jp
日本流体力学会	日本流体力学会年会2005	H17/9/5-7 工学院大学 新宿校舎	協賛	日本流体力学会事務局 TEL:03-3714-0427 FAX:03-3714-0434 E-MAIL:jsfm@rf7.so-net.ne.jp
可視化情報学会	可視化情報学会全国講演会 (新潟2005)	H17/10/31-11/1 朱鷺メッセ(新潟コン ベンションセンター)	協賛	新潟大学工学部 藤澤延行, 赤林伸一 TEL:025-262-6726, 025-262-7266
エコデザイン学 会連合	Eco Design 2005 4th Internation al Symposium on Environmen tally Conscious Design and In verse Manufacturing	H17/12/12-14 学術総合センター	協賛	エコデザイン学会連合シンポジウ ム事務局 TEL/FAX:03-5841-1171

特集：航空機エンジンの整備と補修

航空機エンジン整備の現状と展望

山下 章*¹
YAMASHITA Akira

相原 弘明*¹
AIHARA Hiroaki

長谷川 晃*¹
HASEGAWA Akira

キーワード：航空機エンジン整備，信頼性管理，エンジン・フリート・マネジメント・プログラム，整備コスト低減，Aircraft Engine Maintenance, Reliability Control, Engine Fleet Management Program, Maintenance Cost Reduction

1. はじめに

1970年に、ボーイング747が就航し大量輸送時代の幕が開けた。エンジンに関しては、ハード面では、機材の大型化に伴い一台のエンジン推力はそれまでの18,000ポンド（約8トン）から一気に2.4倍の43,500ポンド（約20トン）となり、ファンのサイズに代表されるようにエンジンを構成する主要部品は大型化した。材料の面から見ると軽量化の為、圧縮機にはチタニウム合金が多用され、FRPなどの複合材の使用も始まった。又、エネルギー効率を上げるためタービン入り口温度が高くなり、これに耐えられる様に外部には耐酸化皮膜コーティングが施され、内部は強制冷却された耐熱合金製の高圧タービン・ブレードが採用されるなど、現在の大型エンジンでは一般的になっている材料・技術の多くはこの時代にその基礎が築きあげられた。又、ソフト面では、それまでのエンジンを一定間隔で取卸しオーバーホールする整備方式から、使用中のエンジン性能をモニターし、定期的に内部各部品の劣化状況を監視し許容された範囲で使用し続けるオン・コンディション・モニタリング整備方式へと移行したのもこの時期である。

エンジンの信頼性・耐久性は、エンジンメーカーが推奨する様々な改修・対策効果により確実に向上してきたが、近年ではエンジンメーカーに部品状況の情報を提供したり、エンジン開発段階でユーザー側の立場で参画し意見を述べるなど、航空会社が保有する情報や経験を積極的にエンジンメーカーにフィードバックし更なる信頼性・耐久性向上に結びつける努力をしている。

いかに信頼性・耐久性が向上しようとエンジンはメンテナンス・フリーとはならずいずれ機体から取卸し整備されるが、残存寿命を考慮せず無作為に集荷した部品でエンジンを組み立てると次回の取卸し時期がランダムとなり、取卸しが重なるなどして、安定的な予備エンジンの確保および、平準化されたエンジン整備が出来なくなる事から、計画的な取卸しが可能となるエンジンの作り

込みに向けての様々なアプローチが試みられている。又、エンジン全体の品質を維持向上させながら整備材料費を低減させる取り組みは、各航空会社が競争力を高める観点から近年特に力を入れており、具体策として、部品廃棄率を下げる為の新たな修理方法の開発や、エンジンメーカー純正部品にかわる部品専門メーカー製部品の使用等がある。

本稿では、信頼性の高いエンジンを効率良く経済的に整備する手法の一例を紹介する。

2. 信頼性管理

1990年代の後半から航空機エンジンは、ボーイング777に代表される大型航空機の双発化に伴い高推力化が進み、10万ポンドを越えるGE90-115Bの様な大型エンジンも出現した。一方世界的に環境問題への取り組みが進む中で騒音規制、排出ガス規制も年々厳しくなり、これら規制に対応できる環境にやさしいエンジンを開発することが求められる時代となった。更に、昨今の原油価格の高騰といった航空業界の厳しい経営環境下では、低燃費のエンジン開発のニーズも高まっており、現在開発中のボーイング787ではエンジンに関して大幅な燃費の改善が求められている。

これら、高推力化、環境適合性、および低燃費を実現するためにエンジンメーカーは新技術の開発を盛んに行っている。一方双発機による長距離運航が日常的に行われる様になり、エンジンには今まで以上に高い信頼性が求められている。つまりエンジンメーカーは、新技術の導入に挑戦しつつも過去の経験を活かし、より高い信頼性の実現を求められているのである。このため各エンジンメーカーは、過去に実績のあるエンジンモデルをベースにした派生型エンジンを開発したり、ユーザーである航空会社にエンジン開発段階からの参画を求めたり、あるいは開発段階で長時間のエンジンテストを実施する等その信頼性の向上に努めている。

図1に示す過去10年間の日本航空のエンジン空中停止率の推移を見ても、過去に経験した故障に対する対策の実施、新技術の導入或いはエンジン・モニタリング手法の充実によりエンジンの信頼性は以前に比べ明らかに改

原稿受付 2005年4月4日

*1 ㈱日本航空インターナショナル
エンジン事業部 技術グループ
〒282-8610 成田市成田国際空港内

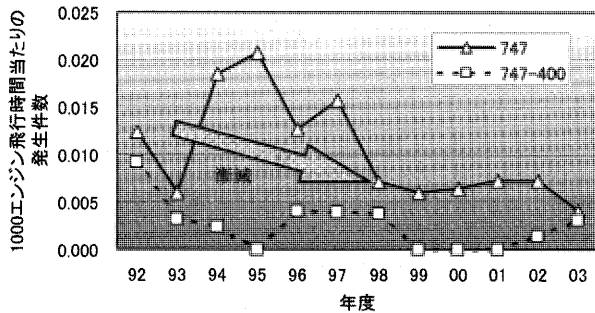


図1 エンジン空中停止率の推移

善している。しかしながら、依然開発段階では想定できなかった問題が発生したり、故障によるエンジン取卸しが発生しているのも事実である。これら現状ならびに今後の課題を踏まえ、当社では信頼性管理を的確に行うことによりエンジンの信頼性向上に取り組んでいる。

信頼性管理とは、エンジンの故障・不具合等のデータを収集、記録することによりエンジンの品質傾向を監視し、その結果明らかになった問題点について適切な評価・分析・原因調査を行いこれを除去するための是正対策を機能的に行う一連の活動である。信頼性管理は、いくつかの手法で構成されるが、当社では現在以下の手法を中心にエンジンの信頼性向上に取り組んでいる。

2.1 故障対策

日常の運航、エンジン整備中において発生・発見された故障・不具合事象の中から優先検討事象を取り上げ、分析・原因調査をおこない適切な処置・対策を講じるものである。対策に関しては航空会社が独自に設定するものもあるが、基本的にはエンジンメーカーに故障情報をフィードバックし、部品デザインの変更・改善も含め効果的な対策の設定検討を依頼するのが基本となっている。

故障対策を行う上では、故障・不具合の状況を的確に分析する必要があるが、これは単に壊れたハードウェアを分析のためにエンジンメーカーに送り原因調査を依頼すればいいというものではない。分析の過程においては故障・不具合の発生していない正常な状態との比較、あるいは使用と共に劣化するようなハードウェアの場合（例えばタービン・ブレード）は通常見られる劣化状態との比較検討も重要な情報となる。

このようなエンジンの使用環境・履歴あるいは故障・不具合発生時の状況等オペレーターにしか把握できない情報は、的確な故障対策を行う上で必要不可欠であり、これらに関しては航空会社の経験と技術力をベースにエンジンメーカーと原因分析・対策策定について十分に議論を重ねていかなければならない。特に日本の航空会社は、飛行時間の短い（1～2時間程度）国内線に大型航空機を使用しており、国外の航空会社に比べエンジンの使用環境が高サイクル・オペレーションになる傾向が強い。この為、高サイクル・オペレーションに起因する故

障・不具合については、特にエンジンメーカーに的確に情報のフィードバックを行い対策の必要性をしっかりと認識させる必要がある。

またある程度信頼性が向上した最近のエンジンでは、自社で経験した故障・不具合のみを対象とした故障対策だけでは不十分である。今後は、他社で発生した事例についても情報をタイムリーに入手し、よりプロアクティブに対策を設定して行かなければ更なる信頼性の向上は望めない。

2.2 エンジン・コンディション・モニタリング

かつてエンジン整備はオーバーホールを基本としていたが、現在使用されている大型エンジンでは、使用中のエンジン状態を確実に把握し、その状態に応じた適切な整備処置を施すオン・コンディション整備方式が採用されている。エンジンの状況を把握する手法がエンジン・コンディション・モニタリング (ECM) であり、いかに正確に把握するかがオン・コンディション整備方式の鍵となっている。ECMの代表的な手法には、定期的な検査（内視鏡を用いたエンジン内部の検査や潤滑油流路中に設置された磁石（マグネティック・チップ・ディテクタ）をチェックする事による金属片の探知など）やトレンド・モニタリング（飛行中のエンジンの各種パラメータの変化傾向のモニター、エンジンオイル消費量のモニター、エンジンから採取したオイル内に含まれる金属成分の分析とその含有量変化傾向のモニターなど）がある。トレンド・モニタリングでは、対象となるパラメータが日々変化する状況をモニターすることで、不具合が軽微なうちにその前兆を捉えることが可能となり、整備処置を行う上で非常に有効な手法となっている。

ここでは、GE社によって開発され当社で導入したトレンド・モニタリングシステム、Remote Diagnostics (RD) について説明する。このシステムでは、飛行中のエンジンの各種パラメータが、フライト毎に設定されたタイミング（離陸、上昇や巡航時など）で採取され飛行中に空地通信システム経由 GE社 RDセンターに送付される。GE社 RDセンターでは送付されたデータがリアルタイムで解析され、その結果、整備処置が必要と判断された場合は当社に通知される。このシステムの特徴としては以下の①～③が挙げられる。

- ①リアルタイムでデータ解析が行なわれる。
- ②24時間365日体制のサポート。早急な整備処置を必要とする不具合が懸念される場合は、電話、eメールなどで通知される。
- ③専用端末を必要とせず、インターネット経由でデータ閲覧が可能である。

図2に、他社エンジンでタービンガス温度マージンの急激な減少を捉えた例を示す。このエンジンの場合、データの解析結果をもとにGE社より運航者に通知があり、エンジンの健全性確認が行なわれた結果、エンジン

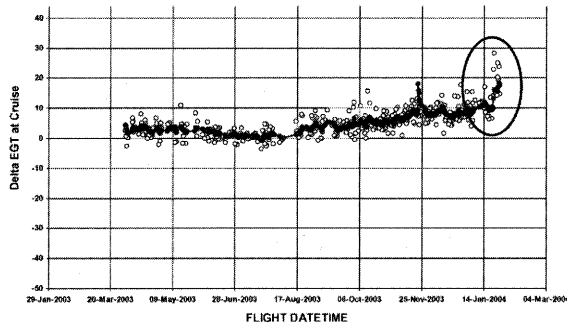


図2 RDのデータ解析例

に不具合が発見され是正処置が実施された。リアルタイムのモニター体制によって早期に不具合発生を察知し適切な整備処置を施すことが出来た一例である。

上述の通り最新のECMシステムは多くのパラメータをリアルタイムでモニターする事が可能となり、解析技術の向上とエンジンメーカーが蓄積した膨大なデータ・ベースと相まって、1980年代後半に登場した初期のECMシステムに比べ格段に早い段階でエンジンの様々な不具合の前兆を捉え適切な整備処置を施すことが可能となった。

内視鏡による部品の直接目視検査方法では、一人の検査員が接眼鏡を覗き判断した方法から、高解像度の映像をモニターに映し出し、又電子的に保存し多くの検査員が同時に不具合を見ることができるようになったが、部品の直接検査方法では、最近の高圧タービン・ブレードやベーンに実施されている遮熱コーティングの剝離の前兆を見つけ出すことは困難である。目視検査に加え新たな有効的手法の開発が望まれる対象の一つである。又、パラメータをモニターする事により得られたデータに定期的な検査で得られた結果を重ね合わせモニターする事ができる様になると、より一層の確かな不具合部位の特定及び適切な整備処置が指示できるシステムになるのではないかと考えられる。

3. エンジン・フリートマネジメント・プログラム

エンジン・フリートマネジメント・プログラム(EFMP)自体は信頼性向上のみを目的とした手法ではなく、エンジンモデル毎に適切なオンウイング・ライフを設定しエンジンの取卸しの平準化を図り効率的なエンジン整備を行うことを目的として近年取り入れられた手法である。エンジンの信頼性の向上はEFMPを成功させる為の必須条件であるとともに成果物でもあり、両者は切っても切れない関係となっている。

エンジン取卸しを要因別に分類すると、エンジンに組み込まれた個々の部品の使用限界(航空局が発行する耐空性改善通報:TCDによる限界も含む)による計画取卸し(Planned Removal:PR)と、予期せぬ故障による非計画取卸し(Unplanned Removal:UR)がある。

PRは部品の使用限界やTCD実施限界によってその

取り卸し時期は自ずと決まるが、URは突発的に発生する 경우가多く取卸し時期の予測が困難である為、ある時期に取卸しが集中する事がある。エンジン取卸しが集中した場合、安定的な予備エンジンの確保、平準化されたエンジン整備が出来なくなり、整備に必要な部品の不足あるいは、過剰な部品保有といった問題が生じる。

EFMP導入前ではURとなるエンジンの総台数は過去のUR発生率から算出可能であるが、どのエンジンがいつURとなるかの特定は困難であった。通常、エンジン整備に必要な部品はその整備の範囲及び深さによって異なり、PRエンジンでは取卸し時期が明確な事から必要部品の事前準備は可能であるがURエンジンは、取卸し時期が定まらない(即ち、使用時間が定まらない)為、整備の範囲・深さも事前に見極める事が出来ない為、どのような部品が必要となるかはエンジンが取り卸されるまでわからない。そこでエンジンを整備する際部品が不足しない様にする為の予防策として、余裕を持った在庫を保有する事となる。

EFMPでは、全エンジンに適切な取卸し時期を設定して計画的に取卸すことで、エンジン取卸しの平準化を図ることができると共に、どのエンジンをいつ取卸すかが決まる事で、必要な部品をむだなく準備することができるようになり、部品在庫数の適正化が可能となる。

エンジン毎の適切な取り卸し時期の決定は以下の手順で行なわれている。

- ①エンジンの取卸しに直接関与する構成部品の不具合に至るまでの予測寿命と、使用限界が決められている部品の残存寿命とからエンジン毎に保証寿命を決定する。
- ②機体に取り付けられた後は航空機の稼動状況とエンジン整備部門の受入可能台数とから長期間の取卸し順位が上記保証寿命の範囲内で決定される。
- ③取卸しが近づいた段階でECMデータ、運航スケジュールを見つつ最終調整が行なわれ取卸し計画が決定される。

この中で最も重要なのは、エンジン毎の保証寿命をいかに精度高く決定できるかである。保証寿命を決定する要素は、使用限界が決められている部品(Life Limited Parts)の残存使用可能時間と取卸しに直接関与する構成部品の寿命である。前者の残存使用可能時間はエンジンメーカーから提示された使用限界時間から現在までの累積使用時間を減じて求められる。後者については、検査された部品のコンディションと、使用時間、修理経験の有無等の様々な要素の関係から統計的に不具合が進行し許容限界を越えるまでの時間を予測し、その部品の品質・耐久性上の寿命を求めている。又、一般論として図3に模式図を示すが、部品は長時間使用するればするほど単位エンジン飛行時間当たりの部品費は二次曲線的に下がるが、一方では、長時間使用することで修理できず廃棄となる部品が多くなる事から同単位時間当たりの廃

棄補充+修理費用は二次曲線的に増加する。そこで整備材料費削減の観点からは、必ずしも品質・耐久性上の寿命限界まで使用する事が得策で無い場合もあるので、これら両二次曲線を合算した曲線の極小点を示す時間が整備材料費が最小となる経済的効果の大きい取卸し時期となる。これら品質・耐久性上の寿命と経済的効果が最大となる取卸し時期の両要素を考慮し最終的にエンジン毎の保証寿命が決定される。

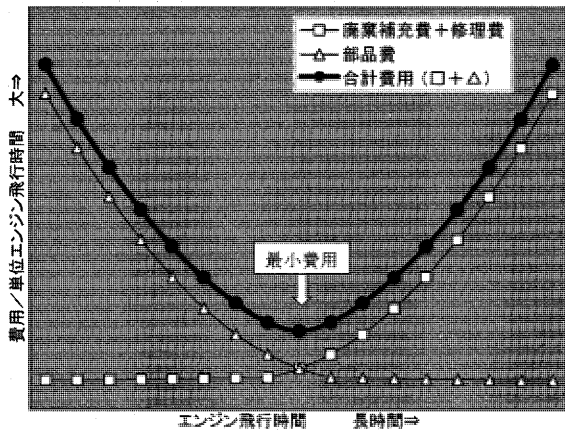


図3 エンジン飛行時間と費用の関係

図4に当社におけるエンジンの整備工場搬入率(1,000エンジン飛行時間あたりの台数, Shop Visit Rate: SVR)及び非計画取卸し率(1,000エンジン飛行時間あたりの台数, Unplanned Removal Rate: URR)の変遷を示す。エンジンが故障する前の早い時期に取卸せばURRは減少するが、SVRは増加してしまい、エンジンは安定的に整備される様になるものの、整備費は増加してしまう。図4ではURRのみならずSVRも減少している事から全体的に見ればEFMPの導入によりエンジンの寿命を的確に予測し取卸しを平準化することが可能となっていると考えられる。

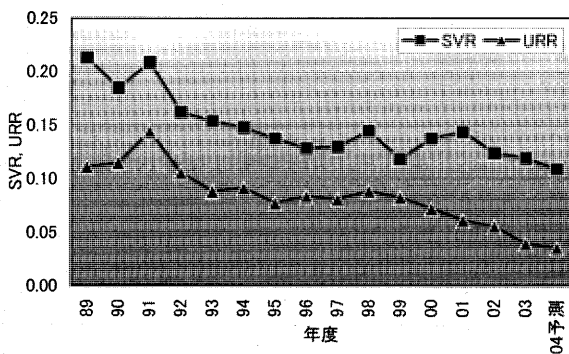


図4 SVR, URRの変遷

しかし、エンジン取卸しに直接関与する構成部品の中には不具合発生までの使用時間/サイクルのバラツキが大きく統計的処理された値では寿命予測が難しいものもある。図5は、当社CF6-80C2シリーズエンジンで、高圧圧縮機の特定期間に発生した不具合が原因でURとなったエンジンの分布である。使用時間/サイクルに関係なくURが発生しEFMP実施後の原因別URのトップとなっており、寿命予想が出来ていない代表例である。

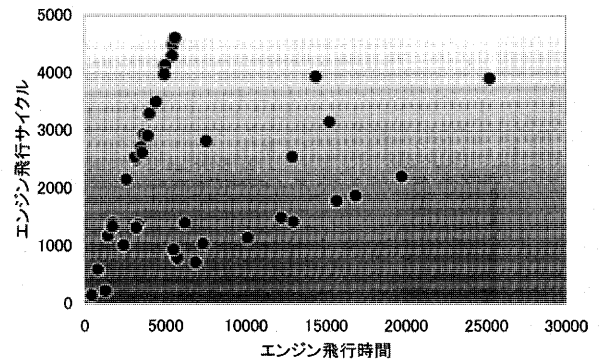


図5 UR発生エンジンの使用時間/使用サイクル

今後は、このような現行手法では予測が困難なUR発生を最小限にする為に、エンジン取卸しに関与する部品個々の寿命予測の精度を更に高める事が求められる。その為には、統計的手法の他、直接部品を検査することによる寿命予測等の新たな手法開発が必要であると考えられる。

4. 整備コスト低減策

4.1 Parts Manufacturing Approval (PMA) 部品

エンジンを構成する部品は、ディスク、ブレード、ケース等の重要部品からボルト、ナット、リベット等の小物部品に至るまで、エンジンメーカーが作成した部品表にその部品番号が指定されていて、整備を実施する際には、これら指定部品のみ使用が可能で、それ以外の部品の使用は原則認められていない。米国の連邦航空規則 Federal Aviation Regulation (FAR) Part 21-303には、これらエンジンメーカー指定部品を使用する方法の他、連邦航空局 Federal Aviation Administration (FAA) から直接承認を取得し部品を製造することができる Parts Manufacturing Approval 制度 (1964年に制定) に従い製作された部品、すなわち PMA 部品をエンジンメーカー指定部品の代替としてエンジンや装備品に組み込む方法もある。

PMA 部品を製造するためには、Aircraft Certificate Office (ACO) による設計承認取得後、製造者は検査/品質保証体制 (Fabrication Inspection System: FIS) を構築し Manufacturing Inspection District Office (MIDO) による製造者承認取得が必要である。

PMA の設計承認取得の代表的な方法は以下のように二種類に大別される。

• Test & Computation

Test や計算でデザインが耐空性基準に適合していることを示す方法で最近の PMA 部品の大部分がこの方法で設計承認を取得している。簡便な方法としてはエンジンメーカー純正部品 (Original Equipment Manufacture (OEM) 部品) を複数個購入しこれらから寸法を採取したり, 材料分析により材質を特定したり (いわゆるリバース・エンジニアリング) して PMA 部品のデザインを決定する方法が良く用いられている。

• Identity

デザインが既に型式証明等で承認されているデザインと同等であることを示す方法。型式証明保有者等と License Agreement を締結し, 同一デザインを使用する場合もこれに該当する。

PMA に対する国内での取り扱いは, 1993年に TCL-153-93 「PMA 部品の取り扱い」でサーキュラー化され, 現在は同件名のサーキュラー No.3-009 (2001年1月26日制定)¹⁾に移行している。本サーキュラーでは, 航空機の使用に対し下記の事項を確認する事を条件とし PMA 部品の使用を認めている。

- 当該 PMA 部品が FAA から承認されていること。
- 輸出耐空証明書 FAA Form 8130-3が付されていること。
- PMA 部品の使用に当たり, 航空機の整備方式及び整備内容に変更を加える必要性。
- 当該 PMA 部品の製造者が SB 等の技術情報を発行した場合の確実な入手方法。

しかし, 「PMA 制度が, 米国内の制度であり, 型式証明国の責任を明確にしておく観点から PMA 部点を装備する航空機 (含む, エンジン) が米国製である (型式証明の責任国が米国である) 場合に限る」との一定の制限を加えている。

エンジン関連では, ボルト, ナット, シール, ガasket はもとより高圧コンプレッサー・ブレード, 高圧タービン・ブレードやガイドベーンに至るまで様々な PMA 部品が存在している。その背景には一昔前の「安かろう, 悪かろう」の時代から, OEM 部品と同等もしくはそれ以上の品質を有する PMA 部品が多くなった事, ユーザー側の整備材料費低減に対する意識から高額で高消費部品に対するニーズの高まりがあると考えられる。

米国の Aero Strategy 社の調査結果²⁾では, 2003年にはエンジン関連だけで単価総合計で600億円になる種類の PMA 部品があり2008年にはこれが1,300億円相当分にも達し, 売上高では2003年の100~150億円が2.5倍にもなると予想している。

当社に於けるエンジン・APU 関連 PMA 部品の採用実績の推移を図 6 で見ると, 1993年度に第一号の PMA

部品を採用したもののその後2年間はほとんど採用はなく, 1996年から5年間は年20件前後程度であった。2001年度から急激に採用件数が増加した背景にも上述の様な意識の変化が挙げられる。

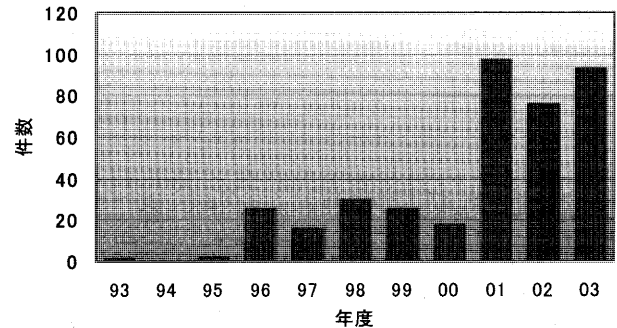


図 6 年度別エンジン, APU 関連新規採用 RMP 部品件数

PMA 部品の価格は OEM 部品の価格の70%から半額とユーザーにとって非常に魅力的であり, 個々の PMA 部品の品質が高まったことと相まって世界的に見ると, これからもユーザーのニーズに答えるべく PMA 部品は増加の一途をたどると考えられる。特に米国を中心にした航空会社は PMA 制度の恩恵を全て享受できより競争力を高めていく事になる。しかし, 本邦においては, 現行サーキュラーの制約事項から, エアバス社製航空機, ロールスロイス社製エンジンで代表される米国以外が型式証明責任国になっている製品に対し PMA 部品の使用は認められていない事から, PMA 制度の恩恵を十分に享受できているとは言えず, 他国の航空会社に対抗し競争力を高める上で大きな障害になっているのが現状である。この事を打開する為に, 現行サーキュラーの制約事項の早期撤廃が強く望まれるところである。

4.2 Designated Engineering Representative (DER) Approved Repair

部品の修理はエンジンメーカーが指定したマニュアルに従い実施するか FAA が承認した (FAA Approved な) 方法又は実施するに問題ないと判断した (FAA Acceptable な) 方法に従い実施する事が義務付けられている。実機で使用された部品を見るとその状態は千差万別で, 必要とされる修理内容や深さも様々であり, メーカー・マニュアルに書かれている修理方法や範囲では修復できないケースが往々にして発生する。昨今のエンジンメーカーが行う修理開発は, 傘下に配した修理専門会社の能力を活用し, 以前に比べよりスピーディに行われる様になったが, 新たに開発された修理方法に対しては, その技術流出を恐れるがゆえに詳細内容は公開されず一定の契約を締結した技術力のある会社のみ実施権を与える囲い込み策を取るようになってきた。エンジンメーカーがこの様な形で修理ビジネスに参入する以

前は、独立系の多くの修理会社はその専門的技術力を背景に修理開発を行いエンジンメーカーから承認され、場合によってはメーカー・マニュアルにその方法が反映される事もしばしばあった。エンジンメーカーの修理ビジネスへの参画が拡大するにつれ、独立系修理会社が開発した修理方法を直接エンジンメーカーが承認するケースは徐々に少なくなり、その代わりに台頭してきたのがエンジンメーカー非承認ではあるがDERが承認した修理方法である。

米国では古くからFAAがおこなう多くの検査、承認行為を民間の専門家に委任する制度が法的にも確立されており、委任された個人はDERと呼ばれる。DERは大修理や大改造に関する技術データの耐空性基準に対する適合性確認及び承認等をFAAの代行者として行っている。この様に代行者であるDERが承認した修理方法(DER Repair)はFAAが承認した修理方法となり米国内ではメーカー・マニュアルの修理と同等に扱われている。

米国におけるDER Repairには単純なピンの交換修理から、修理方法開発に数年かけ、実エンジンを使用した検証試験を経てようやく実用化された高度な修理まで様々あり、時としてエンジンメーカーの開発力をも上回る修理が存在する事もある。その一例として、CF6-80C2エンジンに使用されている高圧タービン第一段ノズルに発生した損傷修理方法がある。当該部品は、別々に一体精密鋳造された2個のノズルが中央部分で拡散接合によって結合されており、2個のノズル一組の単位で使用されている。エンジンで使用されると翼及び外側プラット・フォーム部分を中心に損傷が発生する。メーカー・マニュアルではその損傷に対し、溶接修理、拡散接合修理を主体にした通常修理と、図7に示す様な過度な損傷がどちらか一方のベーンにのみ発生した場合は、当該ベーンを切り離し新品のベーンを結合するSplit Vane Replacementを認めているが、これらいずれの方法でも修理ができないノズルは年間で平均約70個発生していた。新品の高圧タービン第一段ノズルは一個約200万円であるので、年間約1億4,000万円の部品購入費が必要となっていた。一方独立系のある修理会社は損傷を受けメーカー・マニュアルの方法では修理できないノズルを、図8に示す様に内側/外側プラット・フォームと翼部分とに切り離し、損傷の大きい翼部分と外側プラット・フォーム部分を同社で製作した新品の修理用部品に交換しそれぞれの部品をはめ込みろう付けで組み立てるAirfoil Replacementと呼ぶ修理方法を1999年に開発した。この方法によると比較的損傷の少ない内側プラット・フォームはメーカー・マニュアルの通常修理で修復が可能であるので損傷を受けたノズルのほぼ全数を修理することが可能となり廃棄部品をゼロにすることが出来るようになった。この結果修理代を差し引いて年間約1億円を超す整備材料費を節減することができるようになった。当社では3年間で200個を超えるAirfoil Re-

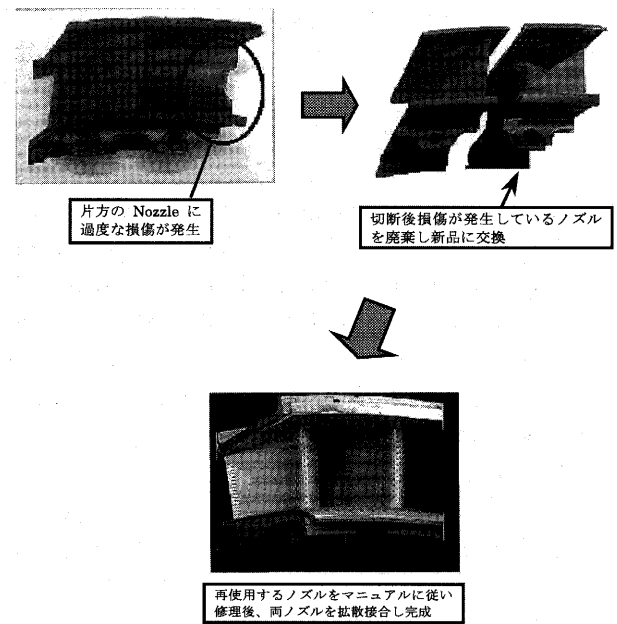


図7 Split Vane Replacement

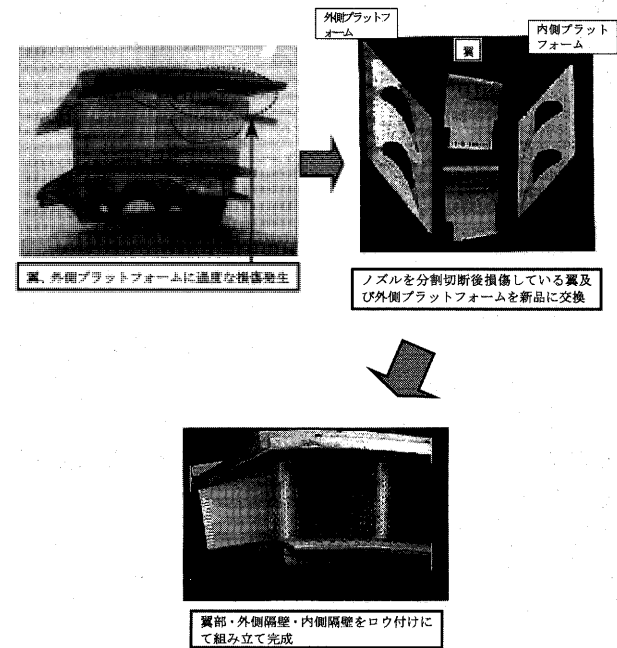


図8 Airfoil Replacement

placement を実施した高圧タービン第一段ノズルの使用実績がありその修理方法については十分満足のいく内容と評価されている。又、世界的に見るとすでに6,000個以上の修理実績があることから、その品質/耐久性は裏付けられていると考えられる。一方、エンジンメーカーでも同じ修理方法の開発が完了し、Airfoil Replacement が世にでてから5年目の2004年12月ようやくメーカー・マニュアルに反映された。新たな修理方法を開発するには多くの労力と時間を費やすことは十分理解できるものの、効果が大きい開発ほどより早い完了が待たれるものである。その観点からすると、上記独立系

修理専門会社の開発した修理は、豊富な経験と高度な技術力さらに DER という委任制度を活用し、ユーザーにとって大きな効果をもたらした良い例といえる。

国内で大型ジェットエンジンが使用されて今年で35年目、今までのようにエンジンメーカー、及び既存の欧米修理専門会社の技術力／開発力に依存した体質から十分蓄積された豊富な経験を背景にわが国の技術力を活用して独自の修理方法を開発し、利用する道を歩む時期に来ているのではないかと思える。その為には、修理開発技術力を高めることは必須条件であるが、それを後押しする為に開発された修理に対する当局による承認手続きの仕組みや、そのスピードを早める為の委任制度の確立が必要であり、世界に通用する為には、欧米との互認協定の締結も必要となってくる。

5. おわりに

これからもエンジンメーカーはエンジンの性能向上を目指しハードウェアの開発に多額の資金と多くの労力を傾注していけようが、信頼性・耐久性向上に対してはユーザーである航空会社から現有エンジンで発生する不具合・故障情報を発信し、エンジン開発段階でエンジンメーカーとユーザー間で実施されている意見交換

(Working Together) の場を活用し積極的に関与すべきであると考え。また取卸しを含めたエンジン整備全般を、平準化された計画の下で実施できる事が理想であり、これを実現するためには、さらなる IT の活用のみならず、より精度の高い新たなモニタリング技術・手法の開発が不可欠と考える。

日本における航空機エンジン産業及びアフター・マーケット・ビジネスは欧米のそれらと比較すると大きく遅れを取っており、法整備も遅れている。この遅れを取り戻し欧米各国より一歩も二歩も先を行く為には、乗り越えなければならない高いハードルが多くあるが、国内産業の技術力と航空会社が蓄積した経験を結集する事で必ずや達成できると確信している。

参考文献

- (1) 国土交通省航空局, サーキュラー整理番号 No.3-009, 平成13年1月
- (2) Aero Strategy 社, An Aviation Industry Commentary, September 2004
- (3) GE 社, Remote Diagnostics Review, February 26, 2004
- (4) GE 社, Component Repair Technology Symposium, February 2003

特集：航空機エンジンの整備と修理技術

航空機エンジンの認証について

高野 滋*¹
TAKANO Shigeru

1. はじめに

近年、民間航空機用エンジンの開発においては、我が国単独での開発はMG-5型エンジンが目につく程度であるものの、V2500、GE90型、PW4000型等に代表されるように、世界の主要な民間エンジンの開発に我が国エンジンメーカーがパートナーとしてプロジェクトに参画する事例が増加してきている。また、今後もB787型機用エンジンの開発にも我が国エンジンメーカーが参画することが決定しているなど、こうした傾向は続いていくものと予想されるが、これは、我が国メーカーの技術力、製造能力が世界的に見ても高いレベルにあると認められていることを示しているものと考えられる。

また、平成15年からは、経済産業省の主導により環境適応型小型航空機用エンジンの研究開発が進められているほか、ホンダがGEと合同出資した米国人が小型ジェットエンジンの開発に着手したところであり、前述のような技術力の高さも考慮すれば、我が国メーカーが主体となったエンジン開発プロジェクトも出現してくることも予想されている。

民間航空機エンジンの認証は、これを受けなければ開発したエンジンを航空機に搭載して使用することが認め

られないという重要なステップであり、その開発とは表裏一体ではあるものの、これまでの主要プロジェクトはIAE (International Aero Engines AG)、GE、P&Wといった外国メーカーが主体となったプロジェクトであり、これらの認証については、主体となった外国メーカーが認証について責任を持って対応してきていることもあり、我が国において認証に関する十分な経験や知見が存在するとは言い難い状況にある。

そこで、本稿ではその法的枠組みや具体的な要件、手続き等を概観するとともに、今後の認証のあり方等についての考察を述べることにしたい。

2. 航空機等の認証に関する国際的な枠組み

そもそも、航空機の安全性に関する最も基本的な枠組みは国際民間航空条約（通称シカゴ条約：1944年署名、加盟国188カ国、我が国は1953年に批准）に定められている。

シカゴ条約は、国際航空の安全かつ整然たる発達を目的として、第二次世界大戦終結直前に締結された条約であり、その内容は、航空機の安全性のみならず、領空主権や出入国の簡易化、国際民間航空機関の設立、国際標

表1 我が国企業が参画した主要エンジン開発プロジェクト

エンジン型式	主な分担	分担比率
IAE式 V2500系列型 (日、米、英、独、伊の5カ国合弁事業)	ファン・モジュール、低圧圧縮機、低圧シャフト、高圧圧縮機、高圧タービン(一部)、補機類	23%
GE式 GE90系列型 (B777型用の大型エンジン)	低圧タービンディスク・ブレード、シャフト	9% (RSP: リスク・シェアリング・パートナー)
GE式 CF34-8/10型 (小型ジェット旅客機用エンジン)	低圧タービン・モジュール、高圧圧縮機(一部)、アクセサリ・ギア・ボックス等	30% (RSP)
P&W式 PW4000系列型 (A300-600, B747-400, B767, A330, B777等に搭載)	燃焼機、低圧タービン・ブレード・ベーン、高圧圧縮機ケース、メインシャフト等	11% (RSP)
RR式 RB211/Trent 系列型	RB211-524 タービン・ケース、タービン・ディスク、ノズル・ガイド・ベーン、コンプレッサー・ディスク、タービン・ブレード、シャフト等 Trent500/700/800についても引き続き日本企業が参加	8% (RSP)

原稿受付 2005年3月11日

* 1 国土交通省航空局技術部航空機安全課
〒100-8918

準や勧告方式等の技術基準を定める附属書の採択等、国際航空全般にわたる事項を定めている。

シカゴ条約では、航空機の耐空性 (= 安全性) については次のように定めている。

- (1) 航空機は登録を受けた国の国籍を有すること (第17条)。
- (2) すべての航空機は登録国が発給又は有効と認めた耐空証明書を備え付けなければいけないこと (第31条)。
- (3) 登録国による耐空証明書は、この条約に従って最低標準と同等又はそれ以上の要件によるものである限り、他の締約国も有効と認めなければならないこと (第33条)。

このように、シカゴ条約では、個々の航空機の安全性については登録国政府が責任を持って担保すべきこと、耐空証明が最低標準に基づいて発行されれば、国際的な相互承認の対象となることが定められている。

なお、上記(3)の耐空性の最低標準については、シカゴ条約第8附属書「航空機の耐空性」(以下「第8附属書」という。)に定められている。第8附属書による要件は、飛行性、構造、エンジン、計器及び装備等、航空機全般をカバーしているものの、概括的なものに止まっており、各国がこうした概括的な基準を満足するような詳細かつ包括的な耐空性基準を定めることが求められている。

また、第8附属書には、航空機の設計国(設計者が所属する国)が型式証明を行うほか、耐空性を維持するために必要な情報を他の締約国に通報すべきこと等の設計国政府の責任を定義している。

このように、シカゴ条約とその附属書において、

- (1) 個々の航空機の耐空性については登録国政府が責任を負うこと。
- (2) 航空機の設計については設計国政府が責任を有すること。

が定められている。このような枠組みは直接エンジンについて言及されているわけではないが、現実にはエンジンについても同様の原則が適用されてきており、エンジンの認証については設計国政府が第一義的な責任を有して型式証明(我が国においては航空機については型式証明(航空法第12条)、エンジンについては型式承認(航空法施行規則第14条))を行うとともに、個々の航空機に装備されたエンジンの耐空性については登録国政府が責任を有することとされている。

また、シカゴ条約附属書では、騒音、排ガス等の航空機の環境適合性の基準も定められており(第16附属書)、環境適合性の認証も上述の原則の下で実施されてきている。

3. 具体的な設計の認証要件と手続き

3.1 世界的に見た航空エンジンの設計に係る認証基準の動向

上述したとおり、第8附属書の規定に基づき、各国は詳細かつ包括的な耐空性基準を国内法令で定めている。

航空機や航空機用エンジンの主要な設計・生産国は米国と欧州であり、それぞれ、FAR Part 33 (Federal Aviation Regulation: 連邦航空規則) と EASA CS-P (European Aviation Safety Agency Certification Specification) に耐空性基準が定められている。(注: 欧州においては、従来、JAA (Joint Aviation Authorities) が欧州各国における耐空性基準の統一を図るための作業を実施していたが、2003年9月にEUの専門機関としてEASAが設立され、EU加盟国における技術基準の設定と認証の実施を一元的に行うこととなった。)

世界的に見ると、従来から、米国、欧州以外の諸国は、いずれかの基準を採用してきているのが実情であり、我が国においてはFARの基準を採用してきている。(我が国の航空用エンジンの耐空性基準は耐空性審査要領第Ⅶ部に定められている。)

そのような状況の中で、2項において述べた登録国政府の責任を果たす観点から、各国が自国の基準に基づいて航空機、エンジン等の認証を行ってきたことから、メーカー(申請者)の立場から見ると、自らが設計した航空機、エンジン等が導入される国毎に基準への適合性を逐一証明する必要が生じ、同じ作業の繰り返しや、国に応じて設計変更する必要が生じてしまっていた。こうした二重認証やこれに伴う手戻り等をできる限り排除し、国際的な相互認証を進展させるため、欧米間では耐空性基準の調和と基準解釈の統一化のための作業が約20年前から進められており、現在では、FARの基準とEASA CSはほぼ同一の基準となっている。

このため、世界的に見ても航空エンジンの耐空性基準はFAR Part33 = EASA CS-Pにほぼ統一された状況にある。(正確に言えば、これ以外に機体側の要件として、燃料系統や火災防止等の動力装備に係る基準があるが、これらについても米欧間で基準の統一が進展した結果、米欧の基準はほぼ同一のものとなっている。)

また、環境適合性の基準はシカゴ条約第16附属書の基準を各国がほぼそのまま採り入れており、米欧も含め、世界的な基準の調和が図られた状態にある。

3.2 具体的な基準の内容

FAR Part33とEASA CS-Pの内容は主に次のようになっている。

- (1) 一般(耐空性を維持するための指示書、航空機への装備及び運用に関する指示書、定格及び運転限界等)。
- (2) 設計及び構造(起動—停止の繰り返し応力、材料、火災防止、耐久性、冷却、補機取付装置、ファン、

コンプレッサー、タービン等のローター、電気式又は電子式制御装置等)。

- (3) ピストン発動機的设计及び構造並びに試験。
- (4) タービン発動機的设计及び構造並びに試験。

ここでは、紙面の関係でこれらの詳細について論じることがはしないが、エンジン設計者においては、それぞれの基準毎に、適切な方法で適合性を証明することが求められる。

3.3 特別要件、同等性の証明、適用除外

個々の製品にどのような基準を適用するかは、設計国政府が決定することとなるが、世界的に見ると当該製品の認証(型式証明等)の申請があった時点において最新の基準を適用することを原則とすることが一般的である。ただし、認証に要する期間が一定期間(旅客機は5年間、その他の航空機、エンジンは3年間)以上を要した場合は、申請後に策定された基準の適用の検討を中心とした適用基準の見直しが行われる。

航空機やエンジンの耐空性基準については、事故やインシデント、その他の情報に基づいて随時基準の改定が行われていることから、こうした適用基準の設定に関するルールは極めて重要であり、設計国以外の国においては、設計国政府が定めた適用基準を尊重することが一般的である。

こうした、一般的に定められた基準に加え、個々のエンジンに応じて適用される、以下のようなバリエーションを加えられることもある。

- (1) 特別要件：エンジンの設計が特徴的な要素を含んでおり、既存の基準では適切な対応ができない場合に、こうした特徴的な設計の安全性を証明するために設定する追加的な基準。
- (2) 同等性の証明：エンジンの認証過程において、上述の適用基準をそのまま適用した場合適合性は証明できない場合であって、別の同等の基準を適用することにより安全性を低下させないことを証明できる場合、オリジナルの基準に代えて適用する同等な基準。
- (3) 適用除外：様々な事情により、オリジナルの基準を適用することが不合理な場合、当該基準の適用を行わないこと。

3.4 設計に係る認証の方法

航空機、エンジンを含む民間航空製品の認証に際しては、個々の適用基準への適合性については上述の通り、申請者がこれを証明する責任を有することとされている。この点については、例えば自動車の車検が、国(又はそれにかわる者)が直接検査を実施するのは大きく異なるものとなっている。

また、認証の方法については、個々の適用基準毎に、

図面、計算又は解析、試験等の適切な方法を設定して行われるが、証明方法の設定についても、申請者が提案し、当局がこれに合意することが必要とされている。こうした決定に際しては、基準そのものに証明方法が明確に記述されている場合もある(例えば、タービン・エンジンについては、振動試験、較正試験、耐久試験、機能試験等の多種多様な試験の実施が耐空性審査要領上求められている場合も多い。)

さらに、欧米では、適切な証明方法の決定、証明の具体的指針等に関するガイダンス・マテリアル(FAA Advisory Circular, EASA Acceptable Means of Compliance)等も定められており、申請者においてはこうした情報も踏まえて証明方法を策定することとなる。(参考：FAR Part33を含む米国連邦航空規則は、http://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations/から、Advisory Circularは、http://www.airweb.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/MainFrame?OpenFrameSetから、また、EASA CS-PやAMCを含むEASA関連資料はhttp://www.easa.eu.int/home/regul_en.htmlからアクセスできる。)

3.5 基準適合性の証明の具体的な進め方

個々の基準への適合性の判断は、原則として国において行うことが原則である。このため、具体的な証明の流れとしては、申請者が提出した基準適合性の証明について、国がこれを適切なものと認めるかどうかを審査することが中心となる。

具体的な国の業務としては、申請者が提出した設計図面、計算書、解析書については、その図面、計算方法、解析方法の適切性を審査した上で、その結果の妥当性を判断することとなる。

また、試験により適合性を証明する場合は、

- (1) 申請者が試験方案を作成し、国の承認を受ける。
- (2) 申請者が試験方案に従って試験設備のセットアップを行い、国の確認を受ける。
- (3) 試験に供される部品等について、図面通りであるかどうか申請者が検査し、国の確認を受ける。
- (4) 申請者が試験を実施し、これに国が立ち会い、適切な試験の実施を確認する。
- (5) 申請者が試験報告書を作成し、国がその適切性を確認する。
- (6) 申請者が試験結果を評価のうえ基準への適合性を証明する報告書を作成し、国が審査する。

といった手順をとることとなる。

このように、申請者が実施する基準適合性のそれぞれのステップに国が関与し、その適切性を確認するという方法が、世界的に見ても一般的な航空エンジンの認証方法である。

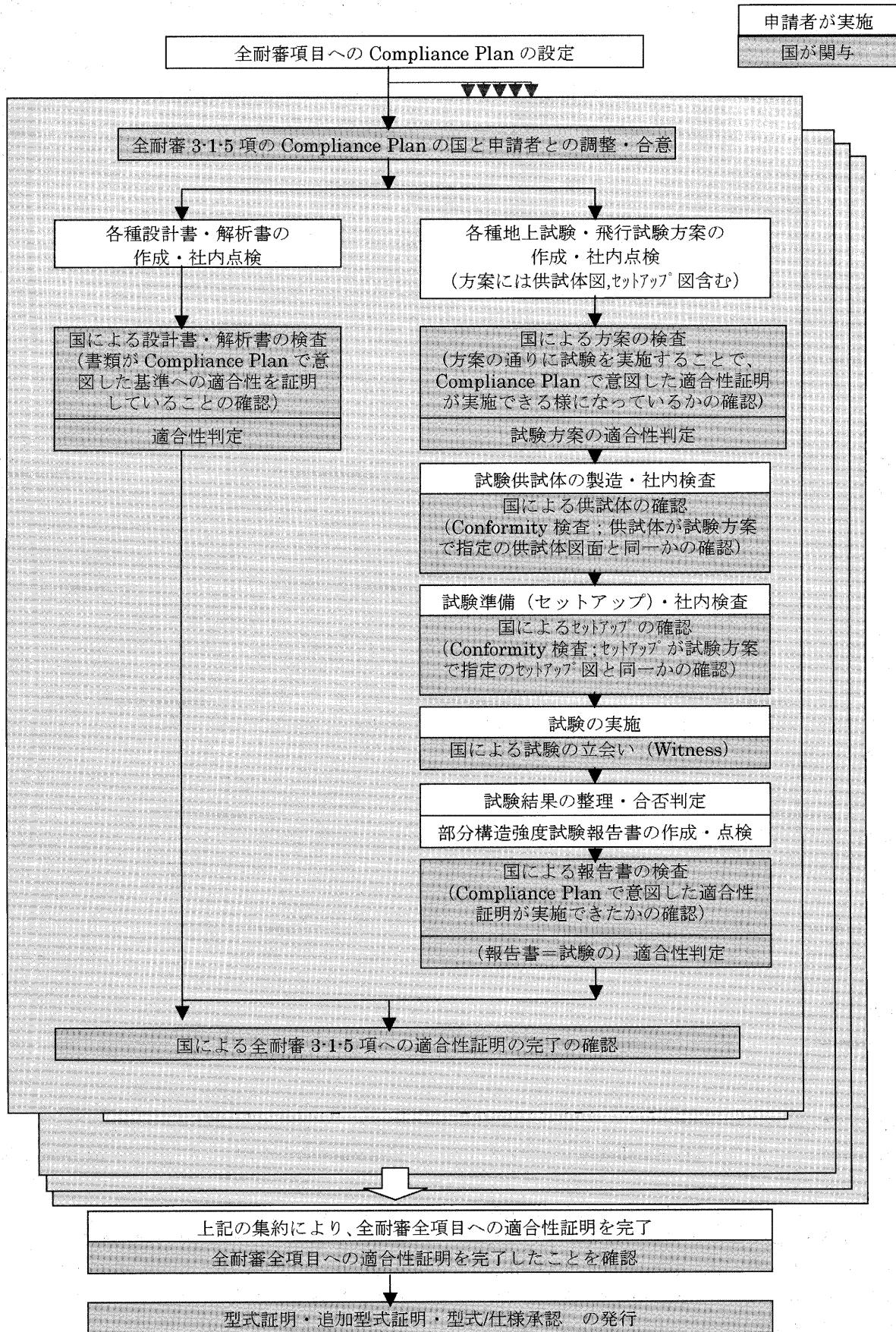


図1 具体的な基準適合性審査の流れ

上述のような、原則として国が行うべき基準適合性の判断等の国の業務については、その一部又は全部を一定の能力を有する民間に委任する仕組みを設けている国も多い。(米国の Designee 制度、欧州の設計認定組織制度等、我が国については6項で詳述。)

4. 製造の認証

エンジン等の製品の開発に際しては、設計について認証を受けることに加え、製造に関する認証を受けて初めて製品を出荷することが可能となる。

製造に関する認証については、完成品の製造国当局が責任を持ってこれを行うことが世界的な原則となっており、各国毎にそれぞれ類似の制度を構築して、製品の品質を担保しているのが現状である。

4.1 米国、欧州における製造の認証

米国では、航空エンジンの製造については、Production Under Type Certificate Only により製造する方法と Production Certificate を取得して製造を行う方法とが法令上定められている。(FAR Part21 Subpart F 及び G)

このうち、Production Certificate については、一定の品質要件を満足することが求められるが、定期的な FAA の監査の他は FAA の関与なしに製品の出荷が認められる。

一方、Production Under Type Certificate Only においては、製造過程における検査システムの構築に加え、エンジンの場合は一定の試運転や個々の製品について FAA による検査のために提示することが求められるなど、より FAA の直接の関与が大きいシステムとなっている。この方法で製造を行うのは原則として型式証明取得後6ヶ月までとされており、製造者はその間に Production Certificate を取得することが求められる。

また、欧州においては EASA IR (Implementation Rule) Part21 Subpart F 及び G に米国と類似の仕組み (Production Without Production Organization Approval 及び Production Organization Approval) が定められている。

4.2 我が国の製造認証

我が国においても、欧米と類似する仕組みが航空法体系で定められている。

まず、航空法第20条において「装備品の製造及び完成後の検査」の能力に係る能力の認定制度が定められており、エンジンメーカーが当該認定を受ければ国の検査を受けることなく完成したエンジン等を出荷することが可能となる。また、前記の認定を受けなくとも、個々のエンジンについて国の検査を受け、航空法第17条の予備品証明を受ければ、航空機への搭載が可能となる。

5. 基準適合性の維持 (設計変更, 整備, 修理等)

航空機や航空エンジン等の航空製品については、設計及び製造についての認証を受けた後においても、運用経験や顧客希望を踏まえた設計変更が頻繁に行われるのが常である。また、個々の航空機、エンジン等に着目すれば、その安全性=耐空性基準への適合性を維持するための整備、修理を適切に行う必要がある。

5.1 設計変更の承認

エンジンの原設計者においては、上述の通り運用経験を踏まえた設計の改善や顧客要望に基づく改修等のフォローアップ業務を日常的に行っていくこととなるが、こうした設計変更についても、規模の大小はあるものの、上述の設計認証と同様の手続きを踏んで国の承認を受けることが求められる。

また、原設計者以外の者が既に設計の認証を受けたエンジンについて改修を行おうとするときも同様に国の承認を受ける必要があり、原則として、こうした設計変更について STC (Supplemental Type Certificate: 我が国においては航空法第13条の2の追加型式設計承認) を受けることが求められる。

5.2 整備, 修理等

航空機やエンジンにおいては、設計の認証に際して、その設計者は、整備や修理の方法を定めた書類 (耐空性を継続するための指示書) を策定することが基準として要求されている。

一般的には、使用時間や使用回数に応じて実施すべき整備要目を定めるとともに、具体的な整備、検査、修理の方法を定める必要がある。また、耐空性を確保するために特に重要な整備要目については、「耐空性限界」として定めることが求められており、使用者はこれを遵守することが義務づけられる。

エンジンについては、こうした一般的な原則を踏まえ、上述の耐空性基準において、以下の事項を定めた書類を策定するよう要求されている。

- (1) エンジン・メンテナンス・マニュアル
 - エンジンの特性, データ
 - エンジン及びその構成部品の詳細な説明
 - 開梱, 防錆解除, 受入検査, 補機の取付方法等
 - エンジンの基本的な制御及び作動に関する情報
 - 給油, 潤滑する箇所, タンク, リザーバの容量等の保守点検に必要な情報
 - エンジン各部の整備計画に関する情報
 - 起こり得る故障及びその発見, 修理方法
 - 部品の取卸し, 交換の方法
 - 必要な設備, 工具に関する情報
- (2) エンジン・オーバーホール・マニュアル (オーバーホール方式で整備するもののみ)
 - オーバーホールのための分解, 洗浄, 検査の手順

- ・関係する全てのはめ合い、間隔等の寸度の基準
- ・摩耗等により許容以下となった部品の修理方法
- ・組み立て、試験、保管の手順
- ・必要な工具に関する情報

エンジンの整備は、このようにして定められた設計者のマニュアルに従って実施することが基本とされている。

エンジンメーカーの発行したマニュアルは、設計段階で認証を受けた耐空性基準への適合性を維持するための整備、修理の方法等を記載したものと位置付けられる。このため、部品の摩耗の程度がマニュアルの基準を上回っている場合の修理、マニュアルに記載されているのと異なる方法での修理等、マニュアルに記載されていない方法で修理をしようとする場合は、その都度、基準適合性が維持されていることを確認するため、国の承認を受けることが求められる。

近年では、エンジンメーカーはエンジン整備で収入を確保するケースが増加してきている。具体的には、自らエンジン整備を請け負うよう市場開発努力をしているほか、エンジン整備の際の部品交換による収入の割合が拡大傾向にある。

このような状況の中で、メーカーマニュアルに従えば交換しなければいけない部品を修理して再使用する修理方法を開発し、これを売り物にする修理事業者が数多く出てきている。こうした新たな修理方法の開発・承認 (Repair Data Approval) にどう対処していくかが最近の大きな課題となっている。

ここで、本稿の目的とは若干離れるが、エンジンの修理方法が関係した最近のトピックとして、JT-8D エンジンの高圧圧縮機の8段静翼の修理に起因する事例が記憶に新しいので、簡単に触れてみたい。

これは、日本エアシステム (JAS : 当時) が運航する MD-80 型機において、平成16年1月に、8段静翼の破断に起因するエンジン停止が2件連続して発生したことに端を発し、同社の JT8D エンジンの大多数に同種の亀裂が発見され、3ヶ月にわたって多数の運休便を出すなどの混乱をもたらしたものであった。これらの事例の原因調査については、JAS、我が国航空局、エンジンメーカー、FAA が協力して当たったが、最終的には JAS のエンジンにこれほど多くの亀裂が発生したことの理由は明らかにはできなかったものの、8段静翼を交換する際の修理方法 (ロウ付け修理) により疲労強度余裕が低下することが関与していたものとの結論が得られた。これを受けてエンジンメーカーでは、ロウ付けを行わない修理方法を新たに開発するとともに、既にロウ付け修理を行ったエンジンについても順次ロウ付け以外の方法で修理をし直すよう呼びかける計画である。また JAS のエンジンにおいては、ロウ付け修理を行った8段静翼は全てロウ付け修理のない形態に再修理してきて

おり、平成17年1月までに、全てのエンジンについて作業を終了した。

従来からエンジンのトラブルは高速回転体に関する事例が特に注目をされてきていたが、本事例は静翼であっても深刻な問題を引き起こす可能性があることを示したこと、修理方法についてもメーカーのマニュアル通りに実施してもこういった事態に陥る可能性があり、十分な注意を払って取り扱うべきものであることなど、非常に示唆に富んだ事例であったと言えよう。

6. 将来の認証のあり方

それでは、最後に、今後の航空エンジンの認証のあり方について述べてみたい。

6.1 国際共同開発への対応

既に述べたように、近年の大型ジェットエンジンの開発プロジェクトにおいては、その開発コストとリスク分散のため、複数の国にまたがる企業が RSP として共同でプロジェクトに参画する形が主流となっている。

国際共同開発プロジェクトにおいては、最終的な設計責任を負う企業が属する国が設計国となり、設計国政府が第一義的な責任を持って設計の認証を行うこととなる。

しかしながら、プロジェクト参加企業が個々にエンジンの各部品の開発、試験を行うことから、その認証のためには世界各国で試験立会等の業務が発生し、設計国政府にとっての負担は非常に大きいものとなっている。

こうした負担を軽減し認証を円滑に進めるためには、プロジェクト参加企業の属する国の協力は必要不可欠であり、我が国においても、これまで、様々なエンジン開発プロジェクトにおいて、試験供試体の適合性検査、試験セットアップの確認と試験立会、サプライヤーの監査等の業務を実施してきたところである。こうした政府間の協力関係は、お互いの信頼関係に基づくものであるが、今後はこうした協力関係をさらに進め、基準適合性の判定のための審査にまで拡大していくことが考えられる。

このようにして、関係する政府間で責任分担を進めていくことにより、認証のための審査がより円滑に進められていくものと期待できる。また、関係国政府にとってみれば、国際共同開発に係るエンジンはいずれ当該国にも輸入されることとなり、その過程で設計国政府の実施した設計の認証の Validation を行うこととなるが、設計国政府による設計認証に早い段階から関与することで、Validation 過程の円滑化が期待できる。

さらに、製造の認証についても、完成品の製造国政府が第一義的な責任を有することが原則であるが、個々の部品の製造は世界各国で行われることから、部品の製造を行う企業 (完成品を製造する企業のサプライヤーと位置付けられる) の監督は、当該サプライヤーが所在する国の政府が実施することが、製造国政府の負担の軽減、よりきめ細かい監督の観点から望ましいと考えられる。

このため、製造認証の面においても、関係国政府が協力して責任を分担していくことが考えられる。

6.2 国際的な相互承認の拡大

従来から、我が国においても国際的な相互承認を推進し、信頼の置ける製造国政府が証明した個々の製品については我が国における国の関与を最小なものとするべく努力を続けてきている。

例えば、日本と米国の間では航空製品の耐空証明の相互承認に関する協定を締結しており、米国がその耐空性について証明した新規製造エンジンについては予備品証明を受けたものとみなし、国の検査を受けることなく航空機に搭載することを認めている。また、ドイツ、フランス等の欧州諸国とも製品の受入れに関する取極めを結んでおり、同様の取り扱いを行ってきている。

今後は、こうした相互承認の範囲をさらに拡大し、整備、修理の分野にまで拡大すること、その際、Repair Data Approval まで含んだものとするなどにより、さらに事業者の負担の軽減やビジネスチャンスの拡大が図られるものと考えられる。

6.3 民間能力の活用

3項で既に述べたように、欧米では、設計、製造の認証において民間能力を活用する仕組みが整備されてきている。

例えば、米国においては、DER (Designated Engineering Representative: 試験立会や基準適合性審査などの技術判断を要する業務を担当)、DAR (Designated Airworthiness Representative: 製品の適合性検査 (Conformity Inspection)、試験設備のセット

アップの確認などの現物が仕様通りであるかどうかの検査業務を担当)等、FAAの権限を個人に委任する制度がエンジンの認証等において広く活用されているほか、こうした権限を組織に委任する仕組みも整備されている。

また、欧州においても、DOA (Design Organization Approval) や POA (Production Organization Approval) のような組織に対する能力認定制度がエンジン等の認証において広く活用されてきている。

一方、我が国においては、これまでに製造能力の認定制度は導入、活用されてきているものの、設計の認証については、諸外国に類する制度は設けられていなかった。

エンジンの国際共同開発プロジェクトのような大規模で、かつ、複数の国にまたがる設計の認証を円滑に進めるためには、諸外国に類する設計認証の一部について民間能力を活用していくような仕組みが必要不可欠である。このため、航空局では、航空法に新たに設計能力の認定を行い、設計認証の中で活用していく制度を盛り込むこととし、そのための航空法改正案を今次通常国会に提出したところである。当該法案が国会を通過すれば、平成17年10月から新制度が施行される予定である。

新制度は、従来国が実施していた設計の認証業務の一部について、能力のある民間事業者が実施した場合は国の検査を省略できることとするものであり、当面は、試験立会や適合性検査等の業務を民間に委ねることとし、逐次経験を積んでその範囲を拡大していくこととしている。

円滑、かつ、タイムリーな認証の観点からは、民間能力を活用していくことは必要不可欠であり、今後、官民ともに経験を積んで適切な業務・責任分担関係を構築し、最大限民間能力の活用を図っていくことが期待される。

特集：航空機エンジンの整備と補修

航空機エンジンの修理技術開発

大井 成人*1
OHI Narihito

佐藤 亮一*1
SATO Ryoichi

キーワード：修理開発 (Repair Development), 実証 (Substantiation), ファンブレード (Fan Blade), タービン部品 (Turbine Component),

1. はじめに

航空機の信頼性・安全性の向上, 空港等のインフラの整備, また, 特にアジア地域を中心とした経済成長に支えられ, 航空旅客の実績は図1に示すように過去20年間年率平均5~6%の成長を続けている⁽¹⁾。湾岸戦争, 同時多発テロ, イラク戦争などの世界的惨事は一時的に航空業界の成長に大きな影響を与えたが, 長期的には今後も年率平均5%の継続成長となる予想が一般的である^{(1),(2)}。この中でリージョナル・ジェット機と呼ばれる30席から100席クラスの小型ジェット旅客機の需要は, 1990年代後半に飛躍的に増大し, プロペラ機を駆逐しつつある。2000年代前半には50席機を中心としたリージョナル機が伸びてきたが, 2000年代後半から2010年代には70席, 90-100席が多数市場に出ると予想されている。

ところで, 図2に示すように日本の民間航空機エンジン開発は1970年代FJRに起源を有し, HYPR, ESPR等の国家プロジェクトが断続的に立ち上がっている。これらの国家プロジェクトにより得られた技術を結集し, 商業用民間航空機エンジンとしては, 5ヶ国共同開発のV2500をはじめとして, GE90-94B/-115B, CF34-8C/-10, GEnx等の国際共同開発へと継続的に展開されている。国家プロジェクトで培った開発および実証技術をベースとし, これと Revenue Share Partner (以後, RSPと呼ぶ) による実運行エンジン開発により育てた技術を両輪として, 新規民間航空機エンジン開発でのシェアを着実に増やしている。特にボーイングのドリームライナーに搭載されるGEnxエンジンプログラムでは, 整備事業までを含んだ国際共同開発事業となっている。

急成長が見込まれるリージョナル機の中で図3に示したCF34シリーズでは, 石川島播磨重工業が高圧圧縮機(後段部), 低圧タービン(モジュール全体), ファン動翼, パワー抽出軸モジュール, 補機1点を担当, 川崎重工業がアクセサリギヤボックスを担当し, エンジン全体として日本側担当はエンジン全体の約30%のシェアで開発・量産に参画している。

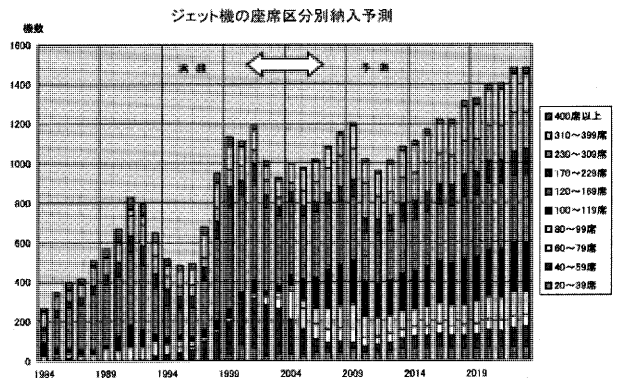


図1 世界の航空旅客の実績と今後の予測⁽¹⁾

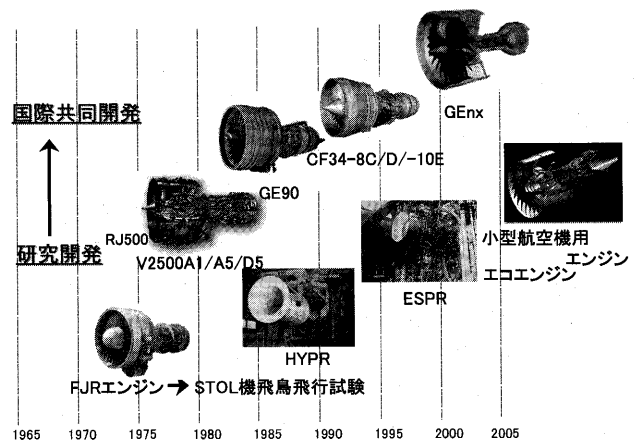


図2 日本の民間航空エンジン開発

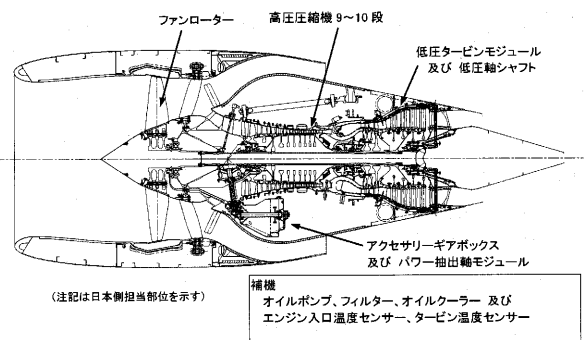


図3 CF34-8C エンジン断面図と日本担当部位

原稿受付 2005年3月23日

*1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部
民間エンジン事業部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

商業運行に入ると整備／修理が必要になるが、メンテナンスコスト削減のためスペア部品への交換より低コストである修理の適用が望まれ、商業運行早期から修理のメニューの充実が要求される。しかし、修理技術開発には時間がかかるため、必要とされるすべての修理を商業運行開始時期から準備することは困難である。エンジン開発時の耐久運転、既存エンジンの運用実績等から予想される損傷、運用中に発生した損傷に対する部品修理開発の要否、タイミング、損傷の発生率、修理コスト等を検討した上で、修理技術開発が行なわれる。

最近、石川島播磨重工業はRSPでタービン部品の設計・製造担当しており、担当部品の修理技術開発を行っている。CF34-10ではOriginal Equipment Manufacturing (以後、OEMと呼ぶ)として独自のタービン部品修理技術を施した部品を開発エンジンに組込、評価を行っている。以下では、RSPとして部品修理開発を実施し、エンジンマニュアルに記載されている修理の代表例の紹介、及びエンジンメンテナンスコストの中で占める割合の高いタービン翼の修理技術トレンドを紹介する。

2. 修理技術開発手法

2.1 航空エンジン部品修理の種類

部品修理は大別して3つに分けられる。1つはOEMが発行するエンジンマニュアルに記載されている一般修理である。新製部品製造時に用いる比較的簡単な技術を用い、かつ次項で示す修理実証を特別に要求されない修理である。マニュアルで要求される設備・工程能力がある場合、修理の実施は可能である。

2つ目はエンジンマニュアルには開示されていない認定修理である。認定修理とは、新製部品製造時と同じ工程を用いているが品質へ大きな影響を与える可能性のある工程を使用しているため修理供給元を制限する修理、もしくはOEMのProprietary技術を用いる修理である。OEMと技術契約を結んだ上でOEMが設定した修理実証計画に基づき修理デモンストレーションを行い、OEMが承認した上で初めて修理が可能になる。この場合でも修理量に応じてRoyaltyをOEMへ払うシステムになっている。

3つ目はOEMのエンジンマニュアルに記載されていない修理、もしくは独自の技術を使用した修理の認定をFAAから直接受ける修理である。この修理は、FAA (Federal Aviation Administration; 米国連邦航空局)から任命されたDER (Designated Engineering Representative)がFAAの代わりに修理を認定するDER修理である。商業運行では予想外の部品損傷も生じるため、このDER修理を用いれば短時間で部品修理を行なうことが可能である。この制度は米国では広く用いられている。欧州や日本ではこのような制度がないが、メンテナンスコスト削減のために国内においてもこのような認証制度の整備が望まれる。DER修理においても修理の実

証は必要であり、その実証項目については後述するようにOEMが提供する修理の実証手法と同じである。

2.2 修理実証項目

開発した部品修理をエンジンマニュアルに記載するためにはFAAの承認を得る必要があるが、この承認を受けるためには技術実証が必要である。実証の主項目としては、(1)設計解析、(2)修理プロセス、(3)実証試験、(4)他機種での経験である。当然、修理内容・技術により前述した実証4項目の検討量が異なってくる。例えば、新整備部品に塗布されているDry Filmが剥がれた場合、機能を回復するために新製部品とまったく同じDry Filmの再塗布が施される。この場合、実証は修理時に適用している工程と新製部品に適用している工程との同等性を示すだけで承認が得られる。一方、クラックや変形を修復する修理技術開発では、(1)修理設計的根拠、(2)修理工程の設定詳細、(3)実証試験計画及びその結果をFAAに提示する必要がある。さらに他のエンジンでの実績経験がない場合、エンジンでの耐久試験が要求される。

以下では、石川島播磨重工業で開発したCF34-8Cファンブレードの異物飛び込み損傷のための修理開発手法を具体的に説明する。

2.3 ファンブレード Patch 修理の技術開発手法

ファンブレードはエンジンの最前部に位置するため、外部から鳥、小石、砂等の異物が飛び込んでくる。これらの異物が吸い込まれてもファンブレード等が破損してもエンジン全体及び機体を損傷させない設計が施されている。しかし、ファンブレードは、大きな変形損傷を受け、運行上・性能上、使用不可となり修理が施される。図4-(A)に異物飛び込み損傷を受けたファンブレードを示す。このような損傷の場合、損傷部分を切り取り、新しい素材を電子ビームで溶接し(図4-(B))、翼形状に戻すPatch修理方法(図4-(C))が用いられている。

2.3.1 設計解析

新製部品設計時には、種々の振動及びその他の影響因子を考慮し図5に示すように応力解析が施されている。このデータを用いて修理の必要範囲を想定し、振動応力レベルの低い位置に翼切断位置を決定する。電子ビーム溶接部の疲労強度が母材よりも高いことは試験片レベル

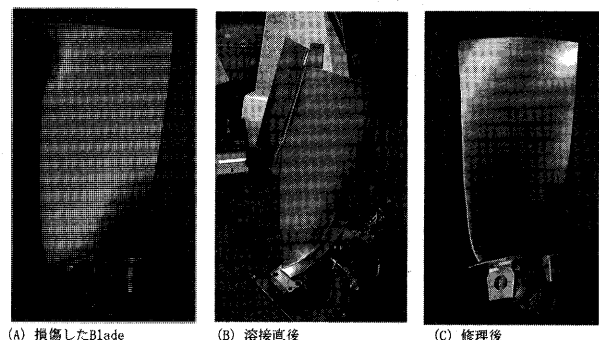


図4 Patch修理過程のCF34-8Cファンブレード

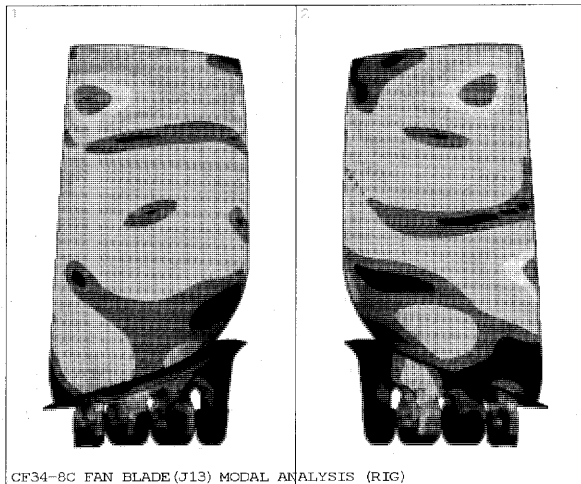


図5 CF34-8C ファンブレード Patch
修理開発における応力解析

で確認しているが、電子ビーム溶接時に発生する可能性のある欠陥を想定してできるだけ振動応力レベルが低い位置での切断・溶接を選択する。切断位置決定の際、上記項目の検討はもちろんのこと、溶接性・作業性も加味する。また溶接時に発生する欠陥を検出するための非破壊検査手法および欠陥検査基準も設定する。

2.3.2 修理工程

ファンブレードの Patch 修理の主な工程は、Patch 材準備→損傷部切断→電子ビーム溶接→加工→ストレスリリーフ→表面処理である。Patch 材はファンブレードと同材であるが、ファンブレードは精密鍛造で製作されるが、Patch 材は圧延板材が用いられる。ファンブレードが有する強度特性と同程度の品質が要求されるため、化学成分・製造方法を特別に限定した Patch 素材を製造・使用する。溶接工程では Tip の厚肉部（約 6 mm）から L/E の薄肉部（約 1 mm）までを溶接しなければならず、かつ融合不良や目はずれなど有害な欠陥が生じない電子ビーム溶接条件を選択しなければならない。その後、Patch 部を機械加工により翼形状に成形し、溶接部の残留応力除去のためのストレスリリーフをホットフォームもしくは真空熱処理炉で行い、非破壊検査、グラスビードピーニング等の表面処理を実施して修理工程は完了する。修理工程を確立するためにそれぞれの工程で条件の絞込みを行い、個々の修理工程を凍結する。

2.3.3 実証試験

修理開発された部品の耐空性実証のため、機能の回復の確認および修理工程中における影響の有無を確認する必要がある。そのため、修理部品・場所・技術に応じて個々に耐空性実証プランを設定し確認を行っていく。耐空性実証プランは、設計解析結果、用いられている修理工程、他機種経験の有無等により、Component 試験の要否、エンジン試験の要否が決定される。前述したように、新製部品に適用しているコーティングなどを再施工



図6 実証評価用高サイクル疲労 (HCF) 試験

する場合、修理工程の工程確認試験により耐空性の確認とされている。

ファンブレードの Patch 修理の場合は、振動応力分布が設計毎に異なるため、Component 試験が要求されることが多い。図6は、修理部にもっとも負荷がかかる振動モードを選択し、高サイクル疲労 (HCF) 試験を行なった例である。高サイクル疲労試験の結果は、評価基準となる設計時の応力解析結果、材料データベースと比較検討され、両者の基準を満足する場合のみこの修理の妥当性が実証される。

2.3.4 経験

航空エンジン部品修理の耐空性実証の上では他機種の実績・経験が非常に重要となる。一般に、他機種の実績がある場合は Component 試験のみで修理実証が認められることが多いが、他機種経験のない修理方法、修理技術を用いた場合は、エンジンでの耐久試験が要求される。エンジンでの耐久試験は莫大なコストがかかる上、修理が開発され市場に出回るまで長い年月が必要となるため、できるだけ Component 試験だけで耐空性を実証することが望まれる。このファンブレードの Patch 修理は、他機種経験を十分有するためエンジンでの耐久試験は要求されていない。

3. タービン翼の修理技術開発のトレンド

最近開発されている航空エンジンでは、効率向上のために図7に示すようにタービン入口温度は年々増加傾向にある。1600℃を越える高温の燃焼ガスにさらされているタービン部品は、コーティングやフィルム冷却などの技術により適切な温度範囲になるように設計されている。コーティングは部品の使用温度環境に応じてクロム拡散、アルミ拡散または熱遮蔽コーティングが使い分けられている⁷⁾。

運行で使用され種々の損傷を受けたタービンノズルを図8に示す。翼部には熱遮蔽コーティングの損傷、クラック、トレーリングエッジ冷却孔の溶損等が認められる。修理しては、コーティングの剝離及び再コート、

ロー付けによるクラック修理を施す。タービン部品修理では複合的な技術を用いられるため、修理価格は高価になる。ここでは、エンジンメンテナンスコストの中で占める割合の高いタービン部品の典型的な損傷と修理技術トレンドについて紹介する。

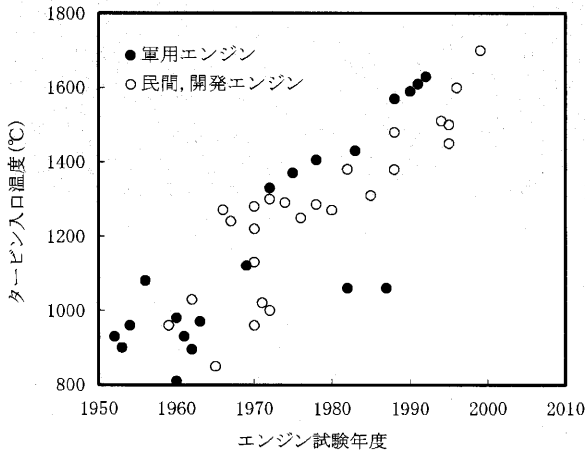


図7 エンジン開発年度とタービン入口温度⁽⁴⁾

3.1 拡散コーティング

新製部品にはアルミ拡散コーティングやクロム拡散コーティングが施されているが、修理ではコーティングの剝離、再コーティングが施される。一般的には拡散コーティング工程としてはハロゲン化合物を添加剤とした化学蒸着 (CVD: Chemical Vapor Deposition) が用いられる。アルミ拡散コーティングの一種である白金-アルミ拡散コーティングでは、翼面への白金メッキ後にアルミ拡散コーティングが実施される。図9にアルミ拡散コーティング及び白金-アルミ拡散コーティングのミクロ組織写真を示す。なお、一番外部の白い層は評価のためのニッケルメッキ層である。アルミ拡散コーティングは、付着層と呼ばれるニッケルアルミ金属化合物と母材との反応層である拡散層と呼ばれる2層組織からなる。白金-アルミ拡散コーティングでは、メッキで付着させた白金から形成させた白金アルミ金属間化合物をニッケルアルミ付着層内に析出させている。

部品はこのような化学蒸着の工程中に高温にさらされる。近年、タービン部品の素材として近年単結晶や一方向凝固合金が多く使われており、化学蒸着工程中等の高

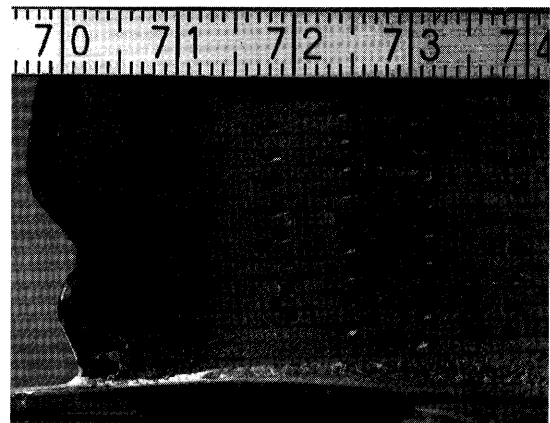
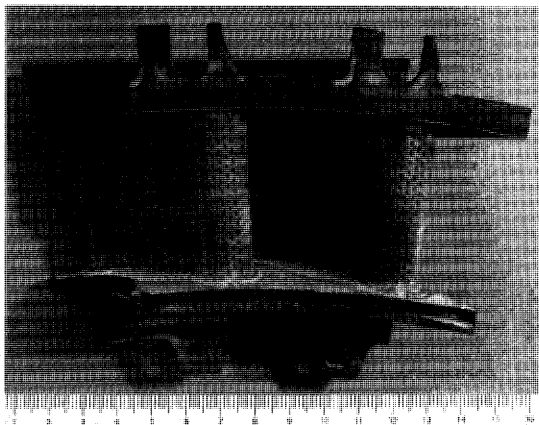
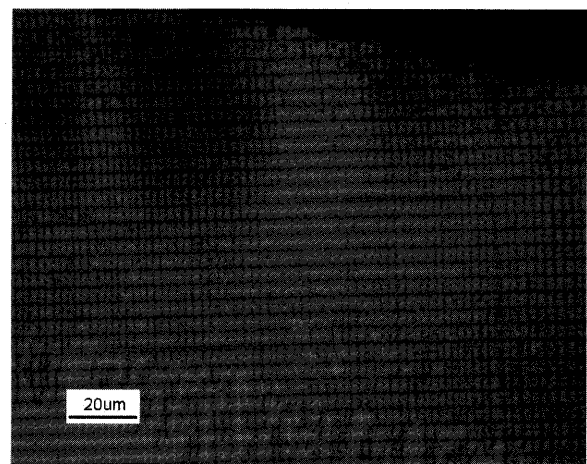
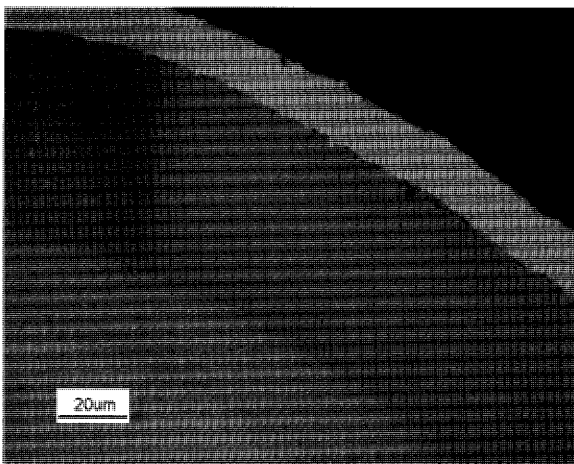


図8 損傷を受けたタービンノズル (左) 及びその拡大 (右)



(A) 局部的アルミ拡散コーティング

(B) 耐酸化性試験後

図9 タービン翼部品のアルミ拡散及び白金-アルミ拡散コーティング

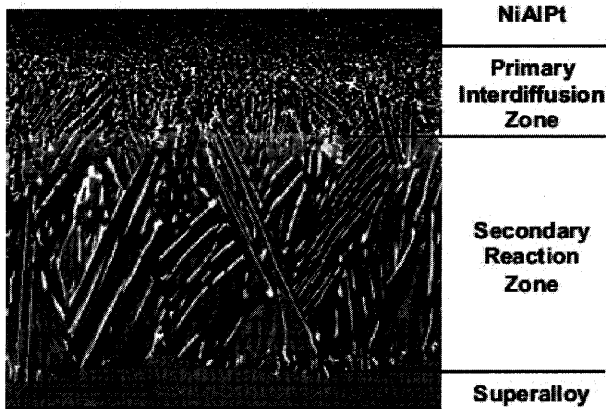


図10 タービン部品に発生するSRZ
(Secondary Reaction Zone)

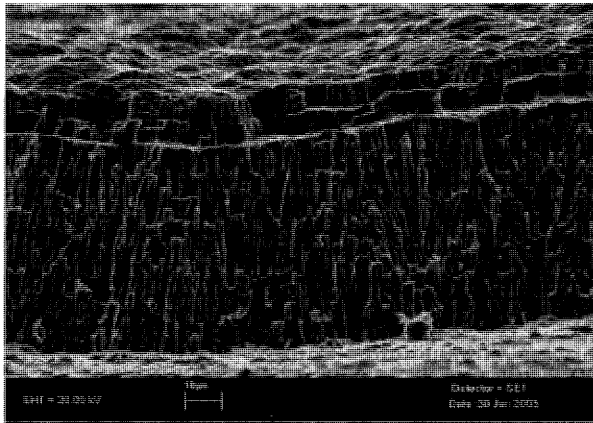
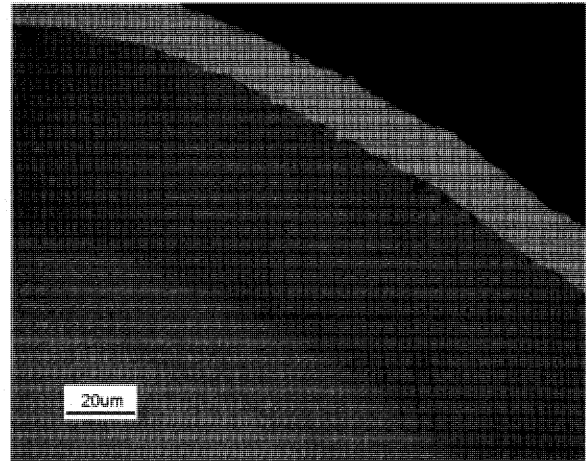


図11 化学蒸着 (CVD) による熱遮蔽コーティング

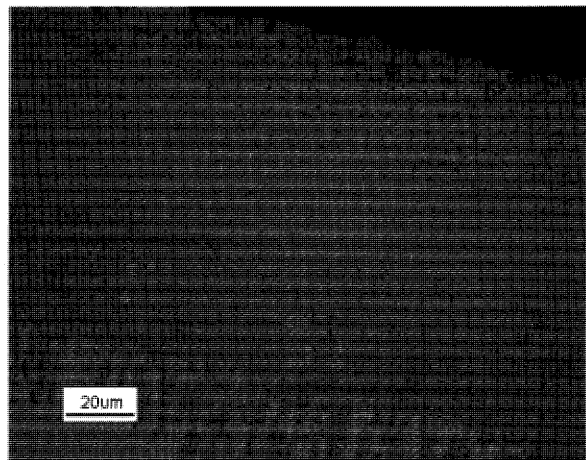
温環境下にて残留応力開放による有害な欠陥が生じる場合がある。単結晶合金中の修理工程中に生じたSRZ (Secondary Reaction Zone) と呼ばれる金属組織を図10に示す。修理技術開発途中にこのような欠陥が生じた場合、この欠陥が部品寿命に与える影響を検討しなければならない。そのために、材料試験片レベルの低サイクル (LCF) 疲労試験や高サイクル疲労 (HCF) 試験を実施して、強度低下量を把握し、設計応力上の要求を満足するように欠陥許容基準を設定する。

3.2 熱遮蔽コーティング

一般的には、タービン静翼の熱遮蔽コーティングとしては、MCrAlY ボンドコート及びジルコニアトップコートが大気プラズマ溶射 (APS: Air Plasma Spray) により施工される。厳しい条件下で高い耐久性を要求される場合には、減圧プラズマ溶射 (LPPS: Low Pressure Plasma Spray) による MCrAlY のボンドコートと大気プラズマ溶射 (APS) や物理蒸着 (PVD) 法によるジルコニアトップコートの熱遮蔽コーティングが施されている。高額設備を用いる物理蒸着法による熱遮蔽コーティングは修理単価が高いため、最近では低額設備を用いた化学蒸着 (CVD) 法による熱遮蔽コーティン



(A) 局部的アルミ拡散コーティング



(B) 耐酸化性試験後

図12 石川島播磨重工業が開発した局部的アルミ拡散コーティング組織と耐酸化性試験後のコーティング組織

グも開発されつつある。図11に、化学蒸着法で形成された熱遮蔽コーティングの柱状組織を示す⁸⁾。物理蒸着法による熱遮蔽コーティングと遜色のない柱状組織が化学蒸着法によっても開発されている。また、熱遮蔽コーティングの劣化の原因となるトップ/ボンドコーティング界面の酸化を遅延させるため、トップコートを施工する前にボンドコートにアルミ拡散コーティングを施した複合技術の熱遮蔽コーティングも適用されている。

3.3 局部的アルミ拡散コーティング

タービン翼部品でも異物衝突などにより局所的にアルミ拡散コーティングの損傷がたびたび認められる。この場合、翼面についているアルミ拡散コーティングを剝離し再コーティングを施すことは経済的に損失が多い。このためブレンド後にタッチアップと呼ばれる独自の局所的なアルミ拡散コーティングがOEMにより適用されている。最近、石川島播磨重工業もタッチアップアルミ拡散コーティングを開発中であり、耐久試験エンジンに組み込み、耐空性の実証確認試験を実施中である。図12に耐酸化性評価試験前後のタッチアップアルミ拡散コー

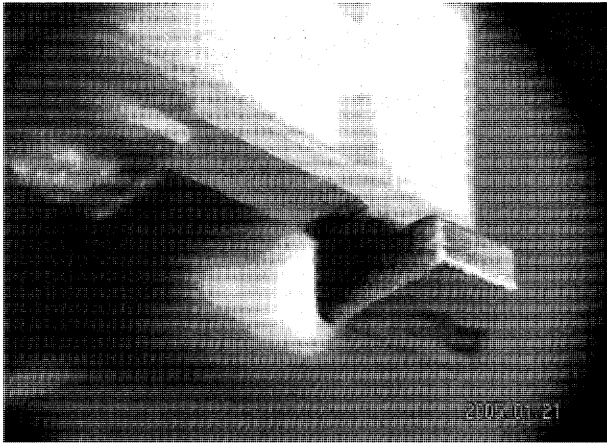


図13 CF34-10 LPT ノズル スロット部に適用された
マイクロスパークコーティング

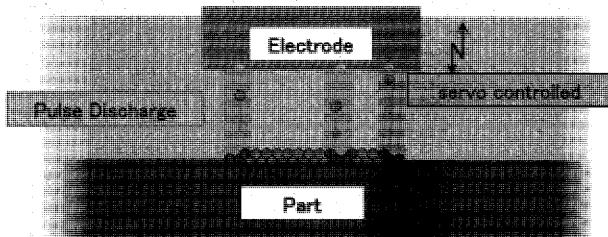


図14 マイクロスパークコーティングの原理

ティングの耐酸化性評価組織を示す。図9に示すアルミ拡散コーティングとほぼ等しいコーティング組織を有し、両者の界面が識別できないほど整合付着していることが確認できる。耐酸化性もアルミ拡散コーティングと同等の特性を示している。

3.4 クラック修理

図8に示したようにタービンノズル翼部には熱疲労でクラックが発生する。クラックが微小の場合は、クラック内の酸化物を除去し、母材成分に近い金属粉末とろう材粉末の混合粉末をクラックに塗布しろう付け処理する修理方法が採用されている。この修理も OEM の Proprietary Repair とされている。

最近、高温強度が高い単結晶合金や一方向凝固合金などがタービン翼材料として採用されているため、高温でより高い接合強度を有するろう材の開発が OEM などにより積極的に続けられている^{(9),(10)}。また、修理が不可能な大きなクラックや焼損した翼部を持つ場合、アウター/インナーバンド部から翼部をレーザー等で切断し、同一翼形状を有する精密鋳造品をろう付けやレーザー溶接等により接合する規模の大きな修理も適用されている。

3.5 耐磨耗コーティング

振動によりタービンノズルのバンド部や位置決めスロット部分が相手部品との間で磨耗する。バンド部については、クロムカーバイドやコバルト合金系の粉末を溶射する耐磨耗コーティングが施される。ピンと接触するノズルのスロット部の磨耗は深いため、適性溶射肉盛範囲を超えることが多いため、溶接にて肉盛を行なうことが多い。溶接性が悪い単結晶や一方向凝固合金用には代替肉盛修理方法の開発が必要となっている。

図13に石川島播磨重工業/三菱電機で開発したマイクロスパークコーティングを適用したノズルを示す。各種用途に応じた適用を対象として各種基礎試験を実施中であるが、一部の部品修理についてはエンジンを用いた試験検証を実施中である。図14にマイクロスパークコーティングの原理を示す。パルス放電により電極材料を母材に転移して積層するため、メッキ・溶接・溶射等に替わる耐久性・耐摩耗性に優れた機能性皮膜を安定的に形成できる利点があり、各種部品の磨耗部の修理方法としても広い範囲での適用が期待できる。

4. おわりに

設計・解析技術の飛躍的な進歩に支えられ最近の航空エンジン部品の信頼性は向上する一方、ガス燃焼温度が増加するなど部品への損傷の程度大きくなり、部品修理技術が難しくなりつつある。メンテナンスコスト削減のためには修理技術開発が不可欠であり、OEMは新しい修理技術開発を精力的に継続的に行っている。今後は、さらに航空会社ニーズを理解し、客先の期待にこたえられる修理メニューを早期に充実させる必要がある。その上で、修理技術を実際に適用するには検証に基づいた実績づくりや、法や制度面での国内環境づくりが強く望まれる。

参考文献

- (1) 西川秀次, 石戸利典, ガスタービンセミナー, (2002)
- (2) JADC Forecast, 2001
- (3) 館野 昭, 日本ガスタービン学会誌, 28, 18 (2000)
- (4) 石川島播磨技報, 34, (1994)
- (5) Technical Symposium, (2003)
- (6) Liburdi Engineering Ltd. Homepage
- (7) 原田良夫, 耐熱金属材料第123委員会研究報告, 36, p291 (1995)
- (8) A.D.Kennedy, F.Pedraza, C.Tuohy, L.Whelan, European Aero Engine Conference UK, 2003
- (9) R.D.Wustman, L.M.Hampson, J.S.Smith, M.E.Suneson, ASME, (1996)
- (10) W.A.Demo, S.Ferrigo, D.Budinger, E.Huron, TMS Super-alloys 2000, 713 (2000)

特集：航空機エンジンの整備と修理技術

大型民間航空機用エンジン整備事業と修理開発について

貴志 公博*1
KISHI Kimihiro

敦賀 敏昭*2
TSURUGA Toshiaki

下島 幸郎*3
SHIMOHATA Sachio

キーワード：PW4000, OEM(Original Equipment Manufacturer), MRO(Maintenance, Repair and Overhaul), RRSP(Risk & Revenue Sharing Program), TAT(Turn Around Time), FAA(Federal Aviation Administration), DER(Designated Engineering Representative), HVOF(High Velocity Oxygen Fuel), 単結晶 (Single Crystal)

1. まえがき

近年大型民間航空機用エンジン整備事業は、Pratt & Whitney 社 (P&W), General Electric 社 (GE), Rolls-Royce 社 (RR) 等のエンジン製造メーカ (OEM; Original Equipment Manufacturer) の進出が活発であり、また Lufthansa Technik 社 (LHT) 等の修理メーカ (MRO; Maintenance, Repair and Overhaul) も重視しており、航空機整備事業の中で最も競争の激しい分野である。エンジン整備は航空機整備の全体コストの約30%を占めるといわれており、これをどのようにマネジメントして行くかがエアラインの運航上、重要な課題のひとつである。

当社は、従来より日本航空 (JAL) 殿の A300-600R, MD-11に搭載されている大型エンジン PW4000の整備をこれまで120台以上実施してきた実績があり、これを基に北米やアジア地区のエアラインからの整備の受注も実現している。さらには最近、全日空 (ANA) 殿の B777用 PW4000の一部モジュール整備を担当する等、さらなる発展を目指している。PW4000エンジンは P&W 社が開発した最新鋭の大型ターボファンエンジンであり、その整備には高度な技術が要求されている。当社は PW4000エンジンプログラムに RRSP (Risk & Revenue Sharing Program) として10%のシェアで参画し、燃焼器、低圧タービン等の部品製造を担当しており、その製造設備を活用した修理も行っている。そのため当社はエンジン整備部門、部品製造部門、設計部門、研究所が保有する技術を結集してエンジン整備に取り組み、高い信頼性、低コスト、短い修理期間 (TAT; Turn Around Time) を実現させている。また、当社が保有する航空機用エンジンのみならず、産業用ガスタービンで培われてきた技術力を活用し、独自の修理技術開発も進めている。

本報では大型民間航空機用エンジン整備及び修理開発

原稿受付 2005年3月14日

*1 三菱重工業株式会社 名古屋誘導推進システム製作所
エンジン・機器技術部

〒485-8561 愛知県小牧市東田中1200番地

*2 三菱重工業株式会社 名古屋誘導推進システム製作所 工作部

*3 三菱重工業株式会社 技術本部 高砂研究所

製造技術開発センター

における当社の取り組みについて紹介する。⁽³⁾

2. エンジン整備コスト分析

従来エアライン各社では、いかにして航空機の運航コストを低減させるかが重要な課題となっている。運航コストは機体関連コストとエンジン関連コストに分類される (図1)。エンジン関連コストは主に、エンジン購入コスト、エンジン整備コスト、燃料コスト、その他に分類される。繰り返し発生するエンジン整備コストの中では工場整備コストが大部分を占めるので、これを低減することが運航コストを低減する上で重要である。エンジンの工場整備コストの構成は他の航空機整備コストと比較すると、交換部品コストが突出して高い (全体の1/2以上) という特徴がある (図2)。その中でも使用寿命が決められている LLP 部品 (Life Limited Parts) は、高額なものが多く、全体の25~35%を占めている。更に OEM 新品の価格は年平均3%~5%という高い割合で上昇しており、特に P&W 社, GE 社, RR 社製部品の価格はここ数年で約50%上昇している。つまりエンジン整備コストを低減させるためには、年々上昇していく交換部品コストの低減が必須の条件である。⁽¹⁾⁽²⁾

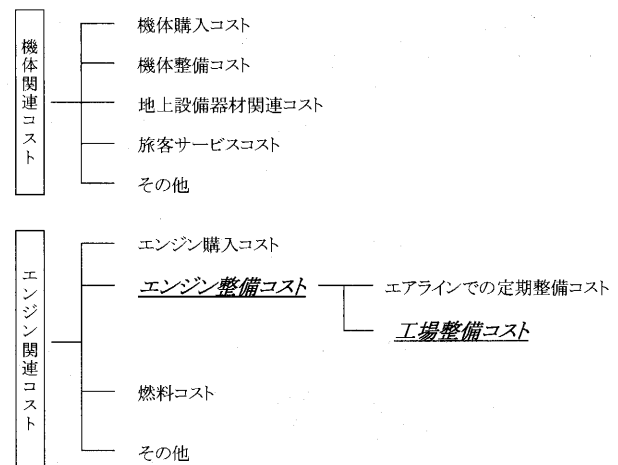


図1 航空機の運航コスト分類

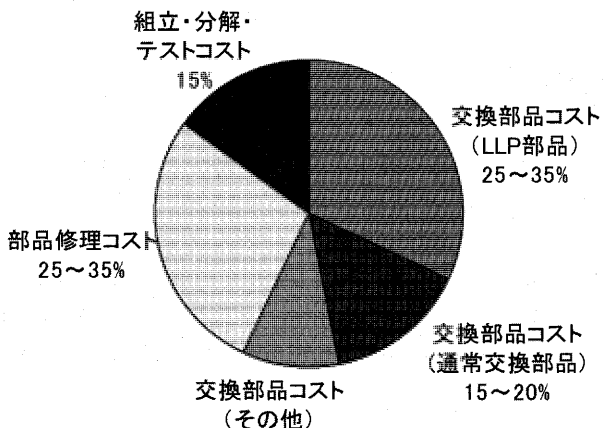


図2 エンジン整備コスト内訳

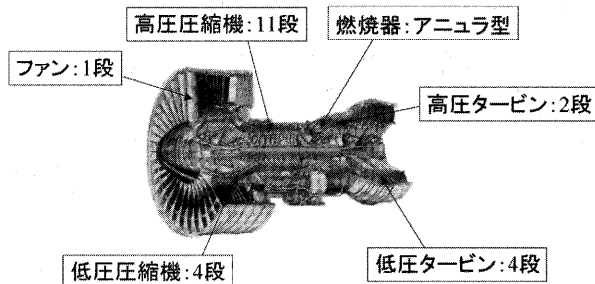


図3 PW4000エンジンの構造

3. PW4000エンジン整備事業

3.1 PW4000エンジン概要

当社が手掛けてきた JAL 殿の MD-11 とエアバス A300-600R 用 PW4000 エンジンの整備は、これまでに 120 台を越える実績がある。この実績により北米やアジア地区のエアラインからの整備の受注も実現している。さらには最近、ANA 殿の B777 用 PW4000 の一部モジュール整備も開始している。

PW4000 エンジンは、1987 年 6 月に運航が開始され、現在 2,600 台以上が製造され、2,000 台以上が運航されている信頼性の高いエンジンである。当社が主に整備している 94 インチファンシリーズといわれるエンジンは、高圧縮比・高バイパス比の 2 軸の軸流ターボファンエンジンであり、コンプレッサ 16 段、アニュラ型燃焼室、タービン 6 段から構成されている。低圧系は、5 段の低圧コンプレッサ (LPC) と 4 段の低圧タービン (LPT) からなり、高圧系は、11 段の高圧コンプレッサ (HPC) と 2 段の高圧タービン (HPT) から構成されている。図 3 にエンジン断面図を示す。

なお、前述のように当社は PW4000 プログラムに、シェア 10% のパートナーとして参画し、燃焼器、低圧タービン等の部品を担当している。

3.2 整備工程の概要

PW4000 エンジンの整備においては、エンジンが工場内に搬入されてから出荷されるまでの間、図 4 に示す様に分解、洗浄/検査、修理、組立、エンジン試運転を实

施しており、そのレイアウトも短納期かつ低コストで整備できるように流れ作業となるように配慮されている。また、治工具類や修理部品・交換部品等は作業しやすく整理して配置しており、徹底した工程管理と品質管理を心掛けている。ISO9001/ASO9100/JIS Q 9100, ISO 14001 の品質保証認定の他、PW4000 エンジンの修理工場として FAA 承認を取得し、定期的に認証を更新している。

3.3 当社におけるエンジン整備コスト低減への取組み

これまで PW4000 エンジンを 120 台以上整備してきた経験を活かして、当社では以下のようなエンジン整備コスト低減の取組みを実施している (図 5)。まず第一の取組みとしては、適確なエンジン整備時期及び整備範囲を設定することである。高温に曝される過酷な負荷条件の下で運用される燃焼器や動静翼の部品は、ある一定の劣化レベルを越えると修理不能となる。そこでエンジン整備時期を適確に設定して、部品修理可能な段階でエンジンを整備すると部品寿命の延長及び部品廃却率の低減が実現する。また、エンジン整備範囲を適確に設定することでエンジン分解範囲を最小限に限定することができ、その結果として、分解によって必ず発生する 100% 交換部品を抑えることが出来る。

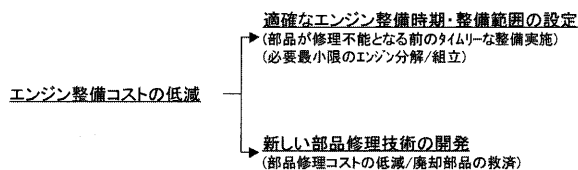


図5 エンジン整備コスト低減の取組み

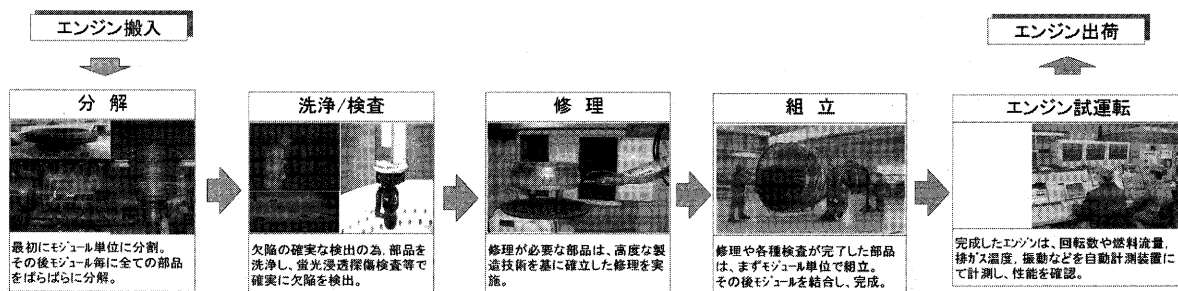


図4 エンジン整備工程

この目的でエンジン毎に性能データを監視し、適確な整備時期及び整備範囲を設定するシステムを適用している(図6)。このシステムにより、機上で取得したエンジンの性能データをエアライン各社より定期的に入手し、解析を行うことでエンジン全体及び各構成モジュールの性能劣化傾向を監視する。機上におけるエンジンの性能劣化をタイムリーにとらえて、エンジンの適確な整備時期を決定すると共にモジュール性能データの解析結果よりエンジンに対する適確な整備範囲を決定することが出来る。

エンジン整備コストを低減させる第二の方法は、新しい部品修理技術を開発適用することである。新しい部品修理技術を適用することで、部品修理コストそのものが低減出来ると共に従来廃却となっていた部品が修理で再使用可能となり、交換部品コストが大幅に低減出来る。しかしながら、近年OEMの一部では修理方法を非公開にして独占する動きが強まっており、そのため各MROは各社独自の新しい修理技術を開発することを重視している。当社では、OEMであるP&W社とパートナーである関係を活かし、当社において開発した修理技術をOEMの修理技術として認定してもらう方法を採用している。また、RRSPで部品製造している設備による修理や産業用ガスタービンで培った修理技術を活用して、独自の修理開発を行っている。

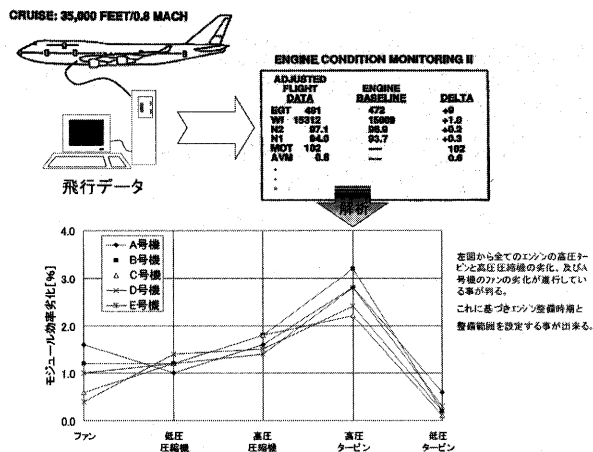


図6 機上性能解析システム活用によるエンジン整備時期/範囲の決定

4. 修理技術開発

部品修理技術は大きく分類すると4種類の区分に分類することが出来る(表1)。当社では各区分で従来技術の適用だけではなく、新しい技術の開発適用による交換部品コストの低減を目指している。以下にその代表的な事例を紹介する。

4.1 内視鏡ブレード修理

この修理技術は、エンジン整備における分解範囲を最小限にするため、組立状態で部品を修理する技術である。エンジン内部の動静翼に基準を超える損傷が発見された場合、通常では部品修理のためエンジン分解を行わなければならないが、この技術を用いると、エンジンを分解しなくて修理を実施することが出来る。例えば、エンジン内部のコンプレッサーの動静翼に欠損が発見された場合、この修理技術では、内視鏡と超小型グラインダーをエンジン内部に挿入することで、エンジンを分解せず動静翼をブレード修理する。これによりエンジンの分解を最小限にすると共に、分解によって発生する100%交換部品のコストを抑えることが出来る(図7)。

4.2 粉末供給溶接修理

従来廃却となっていた部品を救済するために適用する新しい技術である。加熱による変形と母材組織の劣化のため、熱影響を受けやすい薄肉部品の摩耗した部分は従来の溶接肉盛修理が適用出来ない。そこで、当社では熱影響が小さい粉末供給溶接修理(粉体プラズマ溶接/粉体レーザー溶接)を開発し、薄肉部品の溶接肉盛修理を可能とした(図8)。

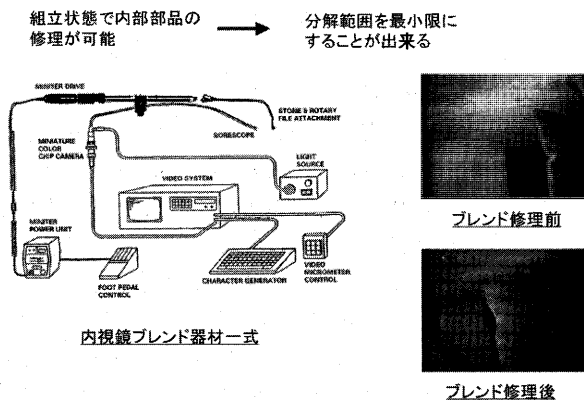


図7 動静翼の内視鏡ブレード修理

表1 主要部品修理技術

区分	内容	部品修理技術	
		従来技術の適用例	当社の新しい技術開発
除去	損傷部分を除去する。	手仕上、切削、研削	内視鏡ブレード
肉盛	寸法回復のため、修理材料を母材に付着させる。	TIG溶接、めっき、プラズマ溶射、フレーム溶射	粉末供給溶接、HVOFコーティング、単結晶補修
接合	修理用の部品を接合する。	ろう付、TIG溶接、レーザー溶接、電子ビーム溶接	拡散接合、リニアフリクション溶接、単結晶補修
更新	新品部品と同じ処理工程を再度適用する。(被覆、ハニカム、ショットピーニング等)	(劣化処理の除去技術) 化学溶液処理、グリッドブラスト	単結晶補修

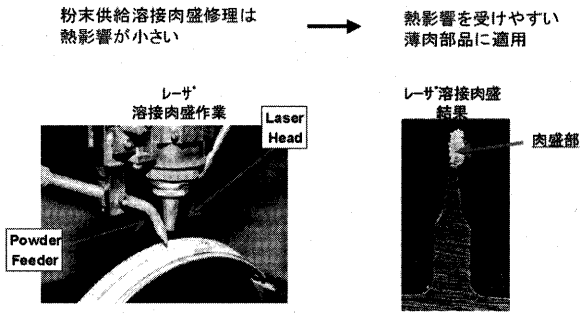


図8 粉末供給溶接肉盛り修理

4.3 HVOF (High Velocity Oxygen Fuel) コーティング修理

従来のプラズマコーティング修理では、密着強度が不足しているため、強度が要求される部分の肉盛り修理は実施出来ない。そこで当社では従来のプラズマコーティングよりも密着強度が高く、高密度コーティングが可能なHVOFコーティング修理を適用している。これにより、溶接方法とは異なり、母材に熱影響を与えずに緻密、厚膜、かつ高い密着強度の実現を可能とした(図9)。

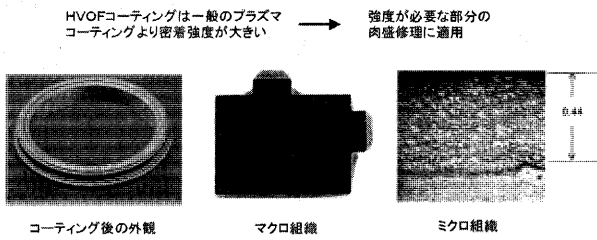


図9 HVOF コーティング修理

4.4 単結晶翼補修技術

航空エンジンの低燃費化のため、高負荷・高効率化、高圧・高負荷化が進み、3次元翼型や高効率冷却構造といった複雑形状の翼やガスパスが採用され、かつ単結晶材、一方向凝固材及び遮熱コーティングが適用されて来ている。しかし、単結晶材・一方向凝固材は溶接が不可能であるため、複雑形状部品の casting がより困難となりつつあり、製造コストが増加する傾向がある。また、補修が出来ないことから維持コストも大きくなっている。本技術は、単結晶・一方向凝固材料の局所的な結晶を制御して、従来、実現されていなかった溶接による形状付与、 casting 不具合の修正、使用済み部品の補修を可能とするものであり、タービン動静翼部品の生産性向上、耐久性向上および長寿命化を実現し、航空機用エンジンの低コスト化要求に応える革新的な技術として期待されている(図10)。

原理としては、単結晶材内部の異結晶部や部材どうしの接合部や形状付与部に対して、レーザー加熱を用いて局所の溶融と凝固を制御し、母材と同等の結晶組織、結晶方位及び強度を得るものである(図11)。現在のところ、

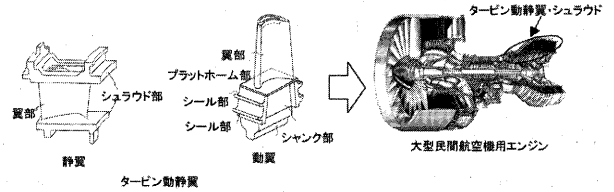


図10 タービン動静翼への単結晶補修技術適用構想⁽⁵⁾

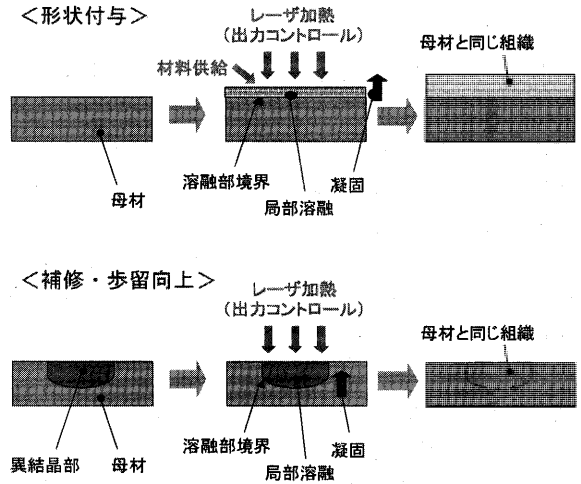


図11 レーザ加熱による単結晶補修技術の原理図

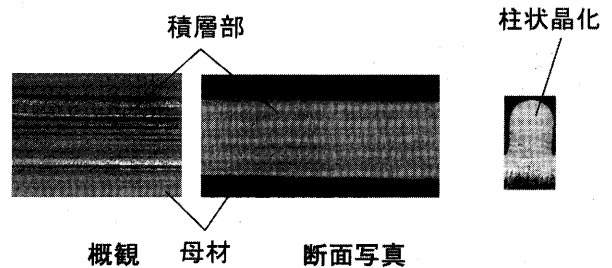


図12 単結晶積層試験結果⁽⁴⁾

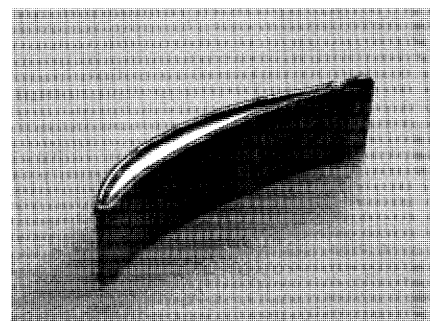


図13 チップ形状への単結晶積層試験結果

単結晶の平板試験片に対して単結晶組織の積層(図12)に成功しており、実用化が早いと想定されるチップ部への適用を想定した積層試験に着手している⁽⁶⁾(図13)。今後はモデル部品や実部品への試行や強度評価等を実施して、早期の実用化を図る予定である。本技術により、

タービン動翼チップ部の摩耗箇所への肉盛りや翼やシェラウド面の亀裂・損傷部位への溶接や補修が可能となるため、新製部品の生産性向上と使用済み部品の再使用化を実現し、大幅な低コスト化を図ることが可能となるものと期待している。

4.5 実用化への課題

前述の通り、修理市場においてOEMが独占する動きが強まっているため、我が国の整備事業者が優位な地位を占めるためには、独自の修理技術の開発が必要であるが、OEMの認定が得られにくく、かつFAA (Federal Aviation Administration) やDER (Designated Engineering Representative) の取得も困難となっている。このような状況を打開するためには、わが国独自の認定制度を確立し、FAAと相互に認定されるような環境を整備する等の支援が必要である。また、独自の修理技術の開発においては、OEMが設計データを保有している場合が多く、国内エンジンメーカーが判定基準を設定することが困難となるため、Reverse Engineering等の手法により、設計条件に遡って推定することが必要となることも想定される。特に材料データベースや設計基準の構築が必要不可欠と考えられる。したがって、国内エンジンメーカーのみならず、エアラインや国の研究機関が協力して進めるとともに、テーマによっては国の研究プロジェクトとして計画し開発していくことが重要であろう。

5. まとめ

エアラインの運航上重要な要素のひとつであるエンジン整備の十分なサポートが、大型民間航空機用エンジン整備事業の重要課題である。エアライン各社からは、航空機の運航コスト低減のため、エンジン整備費の低減を

要求されており、今回紹介した適確な整備時期及び整備範囲の決定や新しい修理技術の開発適用はそのための大きな柱である。当社ではエンジン整備部門の長年の経験に加えて、他社にない大型エンジン部品製造部門、設計部門、研究所の技術を結集して、今後もエアライン各社に満足して頂ける、より高い信頼性、より低いコスト、より短いTATの実現に取り組んでいく所存である。

なお、単結晶翼補修技術については、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO 技術開発機構) 殿の委託を受けて、基盤技術研究促進事業 (民間基盤技術研究支援制度) の一環として「革新複合機能化 casting プロセスの開発」プロジェクトの中で研究開発を実施しているので、関係各位に感謝申し上げる次第です。

参考文献

- (1) 松田紀男 (日本航空機整備本部品質保証部) “MRO マーケットの動向について (その2)” 航空技術 2001年3月号
- (2) 松田紀男 (日本航空機整備本部品質保証部) “MRO マーケットの動向について (その1)” 航空技術 2001年2月号
- (3) 田中良彦, 永井信一, 牛田正紀, 白井剛 (三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所工作部) “エアラインの運航を支える大型エンジン整備技術” 三菱重工技報 2003年3月号
- (4) 下島幸郎, 妻鹿雅彦, 石出孝 (三菱重工業株式会社技術本部高砂研究所製造技術開発センター), 貴志公博 (三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所エンジン・機器技術部) “単結晶翼の補修溶接技術の開発” レーザ加工学会第61次大会 (平成16年6月25日) 論文集
- (5) 超音速輸送機用推進システム技術研究組合 パンフレット <http://www.espr.jp/contents/project.html>
- (6) 超音速輸送機用推進システム技術研究組合 革新複合機能化 casting プロセスの開発成果報告書: NEDO 技術開発機構, 平成13~15年度

特集：航空機エンジンの整備と補修

航空用ガスタービンエンジンの整備・修理動向

木村 秀雄*¹
KIMURA Hideo

永留 世一*¹
NAGATOME Seiichi

西 俊裕*¹
NISHI Toshihiro

松崎 祐司*¹
MATSUZAKI Yuji

キーワード：ガスタービン，トランスミッション，整備，修理，コンディショナルモニタリング
Gas Turbine, Transmission, Maintenance, Repair, Conditional Monitoring

1. はじめに

航空用ガスタービンエンジンの整備・修理事業について、川崎重工の現状と、ヘリコプタ用エンジン、トランスミッション等の整備・修理を例としながら、昨今の主流であるオン・コンディション整備方式で重要となるコンディショナル・モニタリングの動向について紹介する。

2. 当社における整備・修理事業の歴史

当社における航空機エンジンの整備・修理事業は、昭和29年に米極東空軍のターボジェット・エンジン（J33-A-35, J47-GE-27）のオーバーホールを受注することにより再開された（図1）。

ターボジェット・エンジンのオーバーホールは我国で初めてのことであり、いろいろな困難に見舞われたが、これによってMIL規格にもとづく品質管理、それまでの腕と経験が頼りの作業方法に変わるTO（Technical Order）の利用などが我国に導入されたのである。

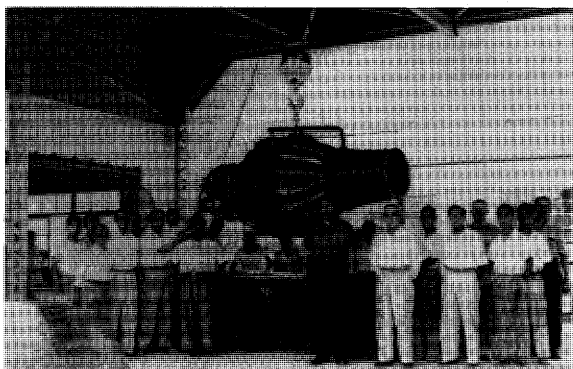


図1 オーバーホール第1号（J33-A-35の搬入）

昭和31年には防衛庁ターボジェット・エンジン（J33-A-35（図2）、J47-GE-27, J80506など）のオーバーホールも開始し、これまでにオーバーホールを行ったターボジェット・エンジンの納入実績は12,177台に達している。

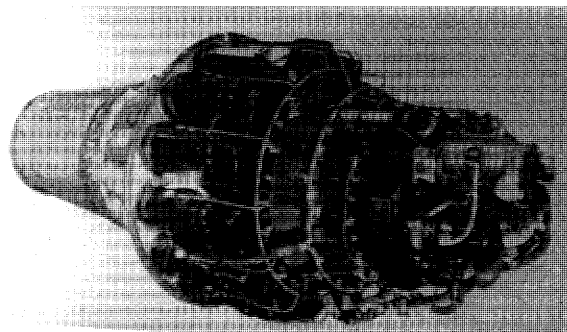


図2 J33-A-35ジェットエンジン

昭和40年から防衛庁ターボシャフト・エンジン（T53シリーズ（UH-1H, J/AH-1Sヘリコプタ用）、T55-K-712（CH-47ヘリコプタ用）など）のオーバーホールも行っており、当社における整備・修理の主力事業となっているが、今後、図3に示すRTM322ターボシャフト・エンジン（EH101ヘリコプタ用）、補助動力装置（APU：Auxiliary Power Unit）などがこれに加わる予定である。

また、F100ターボファン・エンジンのアフターバーナー・モジュールのオーバーホール等も行っている。

一方、民間用エンジンについては、T53シリーズ、LTS101ターボシャフト・エンジンのオーバーホールを行うと共に、BK117, MD900等のヘリコプタ・メイン・トランスミッションの整備・修理を実施している。

また、ターボファン・エンジンの整備・修理として、防衛庁のTAY小型ターボファン・エンジン（ガルフストリームIV用）のオーバーホールを行っている。

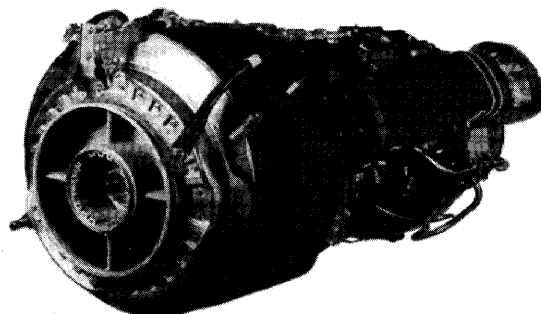


図3 RTM322ターボシャフトエンジン

原稿受付 2005年3月10日

*1 川崎重工(株) ガスタービン・機械カンパニー
ガスタービンビジネスセンター 航空エンジン技術部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1番1号

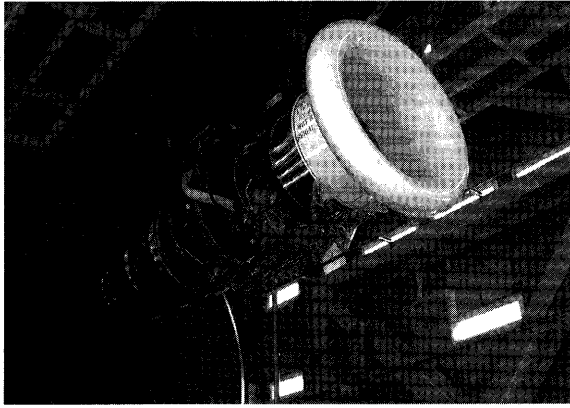


図4 TAY 運転試験

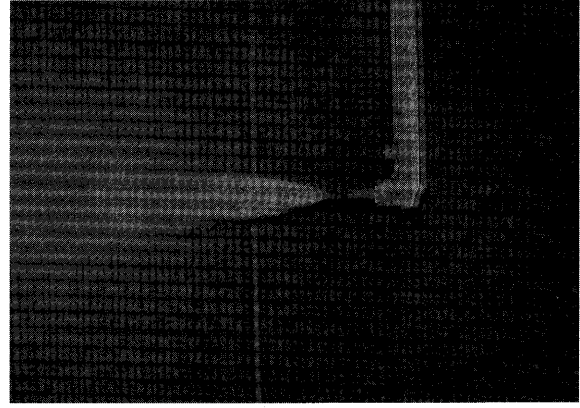


図6 耐熱コーティング剥離に用いるウォーター・ジェット

3. 当社における整備・修理事業の現状

当社における整備・修理の例として、修理頻度が高い高温部品のコーティング修理、ヘリコプタ・エンジン、トランスミッションの整備・修理について紹介する。

3.1 高温部品の修理・補修（コーティング）

高圧タービン動静翼や、燃焼器ライナー等は運用条件が厳しいために、修理頻度が高く、また、高額な部品のため、これらの部品の修理コストを低減できれば、顧客のエンジンメンテナンスコストの低減に大きく貢献できる。

これら高温部品の修理の大部分は、耐熱コーティングの剥離・再溶射（図5）、更にリベッティングによるパッチ修理、溶接補修などであるが、これらの工程を如

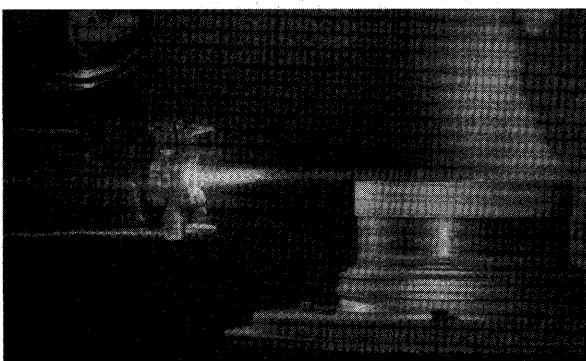
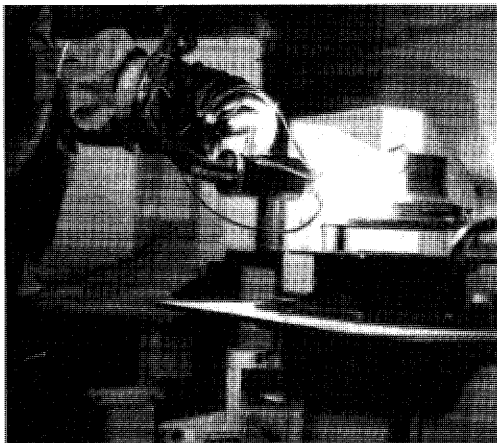


図5 耐熱コーティングの施工工程

かに短期間で行うかがコスト低減には重要となる。

例えば、耐熱コーティングの剥離工程については、従来のグリッド・ブラスト、または硝酸への浸漬による方法では工程数が多かったが、コスト低減のために当社製ロボットを用いたウォーター・ジェット装置（図6）を導入し工期の大幅な短縮を達成している。

当社では、ウォーター・ジェット装置に更に高精度なロボットを組み合わせる事により、動静翼等の耐熱コーティングの剥離工程に適用することも検討中である。

3.2 ヘリコプタ・エンジンの整備・修理

当社では、BK117、OH-1をはじめとするヘリコプタ機体の開発・製造を行っているが、先ずヘリコプタ用エンジンの整備・修理の現状について紹介する。

一例として、当社と独 MBB（現：ユーロコプタ）が共同開発した BK117ヘリコプタに搭載されている LTS101エンジン（米 Honeywell 社製）の整備においては、特に人件費が安い海外修理も活用しコストの低減に努めている。この海外修理においては、要修理部品を修理済部品と交換するイクスチェンジ方式が主流であるが、エンジン整備期間中の機体非稼働期間を最小限にとどめるため、当社が保有しているリース・エンジンの貸し出しを積極的に行ない、顧客における効率的な機体運用を支援している。

3.3 ヘリコプタトランスミッションの整備・修理

当社は保有するエンジンの開発・製造技術を生かし、ヘリコプタ機体の飛行安全に極めて重要なトランスミッションを自社開発・製造し、機体メーカーに納めてきた。当社航空宇宙カンパニーの BK117、OH-1、米国 MD Helicopters 社の MD900、イタリア Agusta 社の AB139 等である。このうち MD900については、当社が世界中で唯一の整備・修理業者であることから、国内の修理・改造事業場認定に加えて、海外顧客に対するサービス向上のため米国 FAA の修理工場認定を2003年7月に取得した。図7に MD900トランスミッションを示す。

FAA の規程は主に米国内に多数存在する整備・修理の専門業者を念頭に定められており、製造業者が修理も行うといった場合は例外的に扱われている。従ってトラ

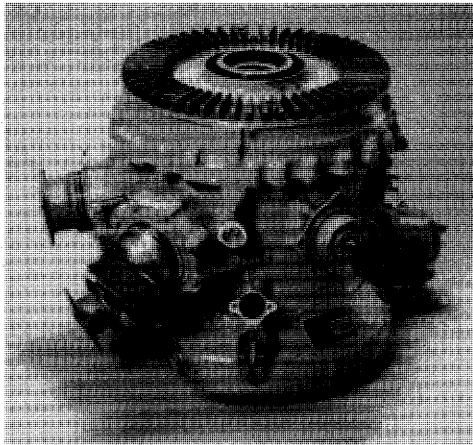


図7 MD900メイン・トランスミッション

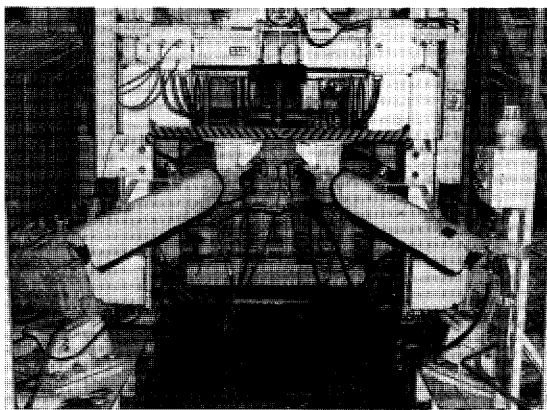


図8 ロードラン・テストスタンド

ンスミッションについて製造も行っている当社の場合、業務管理から交換用の部品・作業基準・設備の管理に至るまで製造事業とは全く別の法規に従う必要があり、その結果、当社では製造ラインとは別に独立した部品倉庫と分解・組立作業エリアを整備している。

トランスミッションの修理では、高荷重を受けるギヤやベアリングなどの修理は軽微なものに限られ、不具合のあるものはほとんど交換となる。例えば歯面のくもり（フロスティング）の損傷の進展は遅いが、いずれ歯面のはく離（ピッチング、フレーキング）や歯折損に進展するため、予防措置として新品に交換している。

修理・再組立されたトランスミッションは、図8に示すロードラン・テストスタンドにて飛行条件と同じ負荷及び回転数で運転し、機能・性能に異常のないこと、オイル漏れのないことを確認後、出荷している。

4. コンディショナル・モニタリング方式の動向

当社における整備方式は、ある定められた運転時間に達するとフル・オーバーホールを実施するTBO (Time Between Overhaul) 方式の時代が長く続いた。この方式は、エンジンが故障多発期に到達する前に整備を実施して信頼性を維持しようとするものであるが、その後のエンジン信頼性の著しい向上により本方式が必ずしも有

効ではなくなっていることはよく知られている。

これに変わって、現在主流となっているのが、定期的なエンジン分解はLLP (Life Limited Parts) の交換作業にとどめ、適切なコンディショナル・モニタリングを行うことによってエンジンの健康状態を常に把握し、必要な時期に必要な整備を行うオン・コンディション方式である。

当社がこれから整備を開始しようとしているRTM322エンジン、APUなどもこの方式を基本としている。

以下に、このエンジン及びトランスミッションのコンディショナル・モニタリングの動向を紹介する。

4.1 エンジンのコンディショナル・モニタリング方式

近年、航空用エンジンの整備に関する後方支援業務の改善において、オン・コンディション整備の採用などエンジンの運用におけるトータル・ライフ・サイクル・コストの低減を図ることを目的に、モニタリングデータを有効かつ経済的に活用することが積極的に進められている。現在の航空用エンジンにおけるモニタリングデータは、運転時間、始動回数、サイクル回数など履歴管理データにおけるログブックの電子化等として活用されているが、今後はさらに多くのデータを処理することでより広範囲の故障解析診断、運用制限監視、エンジン性能解析を可能にすることが検討されている。

さらに近年の航空用エンジンでは、高性能化と運用要求の高度化に伴いより複雑できめ細かい制御が要求されるようになり、また1980年代に入ってから電子部品の信頼性向上、演算の高度化、メモリ大容量化等の計算機技術の急速な進歩によって航空機用エンジンの制御装置の電子化が一気に進展し、エンジンの始動、定常運転、加減速、停止までの全ての制御をデジタル電子制御により行うFADEC (Full Authority Digital Electronic Control, 図9) が実用化されるようになった。

このFADECの出現により整備分野の電子化への対応も容易となり、FADEC搭載エンジン特有の整備方式として高度なコンディショナル・モニタリング手法が検討され始めている。

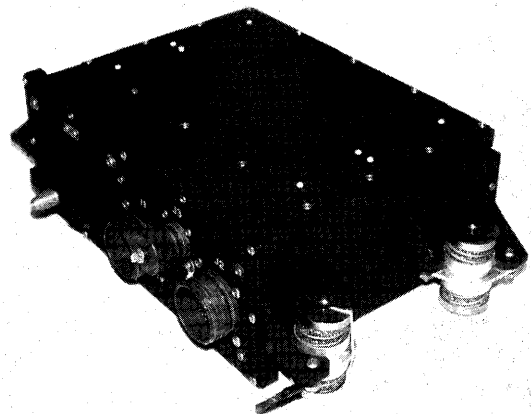


図9 FADECの概観

諸外国においてはすでに軍用ヘリコプタ用に運用が採用され始めた HUMS (Health and Usage Monitoring System) や民間航空機の大型固定翼機用に開発が進んでいる OMS (On-board Monitoring System) が導入されるようになり、安全性、整備性の面で効果が確認されている。これら HUMS や OMS におけるエンジン・コンディショナル・モニタリングによる整備においても、FADEC を核としたシステムが構成されており、各種エンジン管理のための飛行緒元等の運用データを活用する整備や、飛行中のエンジン状態を監視すると共に飛行中の不具合発生タイミングで記録されたデータを活用する整備、さらには一定間隔のデータを蓄積することにより傾向を把握してエンジン性能を解析及び予測する整備のロジック構築が急速に進められている。

ここでは、当社でエンジン整備に導入が検討されている HUMS の概要について示す。HUMS は機体及びエンジンに装備されているセンサにより検出したデータを機上の機器 (アビオニクスや FADEC) により自動的にデータを処理・記録することで機体におけるエンジン等の主構成品の使用状況を把握し、この情報を図10に示すように基地等の地上支援システムで処理・管理した後、統合したデータベースを構築して航空機の運用情報に活用するためのものであり、機体・地上支援・後方支援を含めたシステムで構成される。

HUMS で処理・管理される情報は次の項目である。

- (1)ステータス・モニタ/イベントレコーダ
 - ・機体へのエンジン状態の通知
 - ・始動回数、運転累積時間等の履歴管理
 - ・イクシーダンス・モニタ (運用制限監視)
- (2)ヘルス・モニタ
 - ・エンジン性能解析
 - ・エンジン振動解析

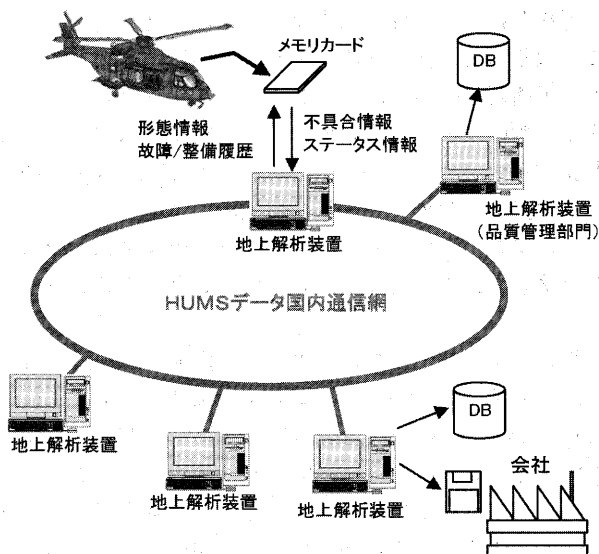


図10 HUMS の導入形態

- (3)ユーセージ・モニタ
 - ・低サイクル疲労カウンタ
 - ・クリープ寿命計算
- (4)システム故障診断/ビルトインテスト (BIT)
 - ・エンジン搭載 LRU (Line Replaceable Unit) の故障診断
 - ・FADEC の BIT (Build In Test) 機能 (セルフ診断機能)

このような情報を継続的に監視することにより、不具合防止及び飛行安全性の確保を図るだけでなく、蓄積したデータを統計的に分析及び評価して、その結果に基づき、MTBF (Mean Time Between Failure) 等の信頼性データや MTTR (Mean Time To Repair) 等の整備性データを把握し、定期点検間隔の最適化、計画外修理発生の予測、補用品の必要数量の算定、技術刊行物の改訂、適正な改善提案等を継続的に行っていくことが可能となってきた。

4.2 トランスミッションのコンディショナル・モニタリング方式

小型のターボシャフトエンジンやターボプロップエンジンでは出力ギヤボックスが装備されており、高速で回転する出力タービン軸の動力を適切な速度に減速して出力している。この出力ギヤボックスは高回転、高負荷で、故障した場合はエンジン出力を失うことになる重要部品であり、運転中はいくつかのセンサによりその健全性がモニターされている。主なものはエンジン本体と共通のものであり、潤滑油圧、給油温度、排油温度、振動およびチップデテクタなどである。

出力ギヤボックスの主要部品であるギヤとベアリングは鋼製であるため、損傷による破片を磁気で捕らえるチップデテクタが特に有効なセンサとなる。ところがチップデテクタは破片の大きさと量で警報を発するため、細かい破片を大量に発生するものの比較的損傷の進展の遅いピッチングやフレーキング等の表面損傷は早期に検知できるが、歯折損や軸のき裂など初期の破片が少ないにもかかわらず進展の速い損傷の検知は遅くなる欠点があった。よってチップデテクタが破片を検知した場合はすぐトラブルシューティングを行わなければならない。



図11 ギヤ歯元から軸部に進展した亀裂の例⁽¹⁾

また、軽量化のため薄肉化されているギヤの歯元なき裂が生じた場合、それがウェブ部に進展し、最終的に高速で回転する軸からの大きな塊の脱落となりエンジン並びに機体に破滅的な損傷を生じる恐れがある。図11にその例を示す。

このため、ギヤボックスに取り付けられた振動センサからの信号を処理することにより、故障部位及びモードの特定やその進展具合を検知する研究が、主としてヘリコプタ機体用ギヤボックスで進められている。

以下に例としてギヤ歯元なき裂を検知する方法を示す。

まず、いろいろな振動が混ざっている生データから目的とするギヤの振動を抽出するため、同期加算法が用いられる。これは軸の回転ピックアップからの信号によりギヤ1回転分の信号を切り出し、複数回重ね合わせることでノイズや他の部位からの信号を取り除く方法である。図12にその例を示す。

同期加算で得られたデータで、ある1歯にき裂を生じたギヤの信号例を図13に示す。損傷部位で波形が変化している事がわかる。この乱れを定量化し、あるしきい値を越えれば損傷とみなす様々な方法が検討されている。図14に提案されているパラメータの例を示す。

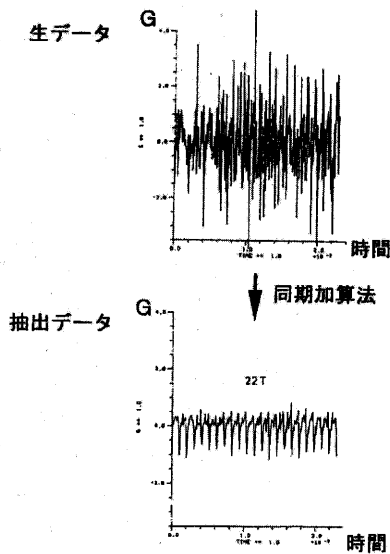


図12 同期加算法

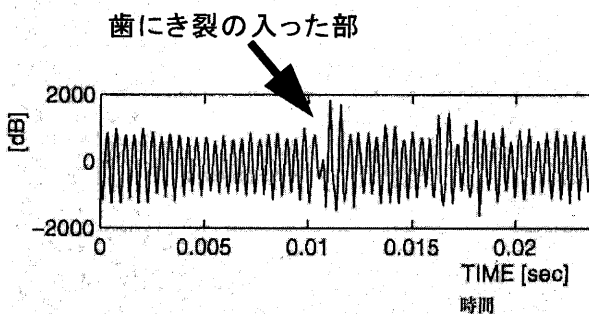


図13 1歯損傷時の振動波形

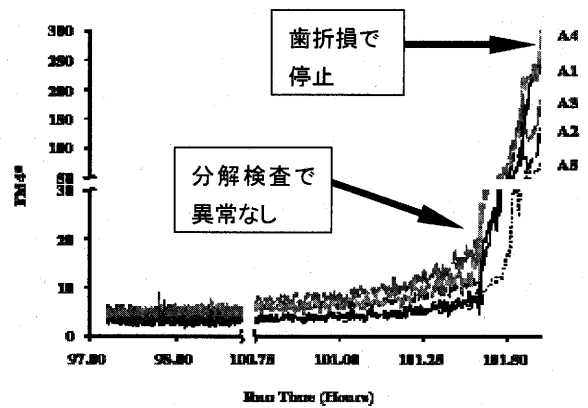


図14 損傷パラメータの例⁽²⁾

得られたデータは飛行中の安全性向上だけでなく地上での整備データとしての活用が着目されている。損傷のモードと進展具合を確認してそれが危機的ではないならば運航を継続し、計画的に整備に入れたり、また整備時には特定された損傷部位のみ分解・交換することで整備コストを低減したりする効果があるものと期待されており、ギヤボックスのTBO延長またはオン・コンディション化にも寄与すると考えられる。

また、このモニタリングデータは前出のHUMSに統合され、処理されることにより、さらなる効果が期待されている。

5. 当社における今後の取り組み

当社では、主として米国方式を中心に経験を積んできていたが、英国のロールスロイス社製TAYエンジンや、ロールスロイス・ターボメカ社（英仏の合弁会社）のRTM322エンジンの導入などでは、運用方法やエンジン整備の考え方について文化の違いに戸惑うことも多いものの、一方では固定観念に捉われないという意味で良い刺激となっている。

整備方式や修理の内容は、運用条件、運用者の組織・体制などによって様々に異なる。民間、防衛庁等との差などはその良い例である。但し、自衛隊への民間機の導入、民間用に開発されたエンジンの導入などにより、民間で一般的な整備方式の導入や、航空用ガスタービンでも発電用ガスタービンのcost/kWと同様、官民を問わず整備費用も含めたトータルの契約も増えてきている。

エンジンメーカーも、先入観、既存の体制にこだわらない整備方式の導入に対応していくことが必要と考えている。

従来民間エンジンでは、エンジン開発費を修理用部品販売で回収するというビジネス形態は、PMA (Parts Manufacturer Approval) 部品等、第三者が部品修理を供給するという圧力を受けて徐々に変わりつつあり、エンジンメーカーが修理方法を開発する時期も早まってきている。こうした背景からエンジン開発に参画するだけでなく、修理開発にも参画する、というような形態も今

後確実に増加するであろう。

機体開発、エンジン開発では、製造者とユーザーの Working Together が叫ばれているが、共同開発に参画する国内メーカーの技術者が国内ユーザーの整備・修理に関する経験を設計に生かすことも可能になって来ている。当社としても、共同開発で培った技術力・設備を活用し、整備・修理事業等を展開していきたいと考えている。

6. 終わりに

国内人件費の高騰、海外エンジンメーカーの修理ノウハウの囲い込みなどにより、国内での修理に対する条件は厳しくなっている。一方、国内エンジンメーカーのエンジン設計能力、エンジン試験、部品試験による開発部品の寿命評価能力などは世界に対抗できるレベルに達してきており、整備・修理を人件費だけの理由で海外に流出させることは、国内技術力向上のせっかくのチャンス逃すことにもなる。

こういった意味からも、国内での整備・修理の体制を充実させることは重要であろう。航空用ガスタービンの寿命・信頼性を支配しているひとつの大きな要素はサイクル数であり、世界でも有数の年間累積サイクル数の航空機・エンジンを運用するエアラインが間近に存在するという意味からも、その運用経験に基づく航空エンジンに対する要求を滋養として次のエンジン開発、整備、修理に生かしていくことが、ひとつのキーであろう。

参考文献

- (1) Miller, Ronnie K., Carlos, Mark, Finlayson, Richard D., "Helicopter Drivetrain Damage Detection and Classification Using Acoustic Emission and a Kinematic Variable", Proceedings of the AHS 57th Annual Forum, May 2001
- (2) Decker, Harry J., Lewicki, David G., "Spiral Bevel Pinion Crack Detection in a Helicopter Gearbox", Proceedings of the AHS 59th Annual Forum, May 2003

超小型ラジアルタービンの実現に向けた空力的課題の検討

第一部：レイノルズ数と熱伝達による影響

Feasibility Study of Ultra-micro Radial Inflow Turbine Part 1: Reynolds number and Heat transfer

渡辺 直樹*¹
WATANABE Naoki

寺本 進*²
TERAMOTO Susumu

長島 利夫*²
NAGASHIMA Toshio

Abstract

Feasibility of "finger-top" ultra-micro radial inflow turbine is studied numerically. The blades of such small turbine have constant cross-section from hub to tip and do not have twist, therefore three-dimensional optimize is not allowed. The Reynolds number will be one or two order of magnitude lower, the heat transfer will be predominant, and the relative tip clearance height becomes larger than conventional turbines. These aerodynamic concerns are discussed based on the numerical simulation of the flowfield inside two-dimensional turbine. The results showed that the two-dimensional blade shape does not deteriorate the flowfield within blade passage, but severe separation is observed at the exducer where the flow turns from radial direction to axial direction. The decrease in the Reynolds number does not have catastrophic effect except increase in the boundary layer thickness. The primary effect of the heat transfer is the deviation of rotor relative inlet flow angle, but the numerical results also indicated that the boundary layer over the isothermal wall separates easier than that over the adiabatic wall.

1. はじめに

携帯用電子機器の電源として用いることを想定して、ガスタービンを極小化しようという試みがさかんに行われている。⁽¹⁻³⁾ ウルトラマイクロガスタービンと呼ばれる超小型ガスタービンは、従来の電池に比べてはるかに高いエネルギー密度を有し、半導体加工技術であるMEMS (Micro Electro Mechanical Systems) により安価に大量生産されることが想定されている。しかし、その実現には克服すべき課題も多い。材料と加工技術、軸系、燃焼の問題などの他、圧縮機やタービンに関しては次のような空気力学上の課題が挙げられている。

まず、翼形状が2次元形状に制限されることによる損失がある。MEMSによる加工では複雑な3次元形状を扱うのは困難であり、ガスタービンの各要素は必然的に2次元形状となる。そのため、圧縮機やタービンでは翼がスパン方向に一樣な形状となり、3次元的な最適設計を行うことができない。また、圧縮機入口とタービン出口において流路が直角に曲げられる構造となるため、そこで損失を生じることが予想される。次に、レイノルズ

数の低下により境界層が相対的に厚くなり、粘性損失が大きくなることが予想されている。また、流れ場において層流境界層が支配的になることで、境界層の剥離などの問題が生ずる可能性がある。その他にも、極小化されたガスタービンではピオ数が非常に小さいため、各要素の温度が均一化されることの影響がある。これに代表長さの低下が加わることで、壁近傍で大きな温度勾配が生じ、熱伝達の影響が無視できないものとなる。さらには、チップクリアランスの相対的増大の影響も予想される。

過去の研究において、このような超小型ラジアルタービンを扱ったものは少ない。二部からなる本論文では、超小型ラジアルタービンの流れ場においてこれらの問題がどのような影響を及ぼすかについて数値計算を用いて議論する。

第一部では、まず2次元ラジアルタービン内の流れ場の性質を把握し、その上でレイノルズ数と熱伝達の影響について議論する。

2. 計算対象

計算対象としたタービンは加藤ら⁽⁴⁾が設計し、実験を行った2次元ラジアルタービンである。表1に設計仕様を示す(レイノルズ数はノズル入口密度、周速、ミリメートルに基づいている)。このタービンを以後“φ40モデル”と呼ぶ。また、“φ40モデル”の形状をそのままにサイズを10分の1にしたタービンを“φ4モデル”

原稿受付 2004年7月7日

校閲終了 2005年4月5日

*1 東京大学大学院

(現・石川島播磨重工業株式会社航空宇宙事業本部)

〒113-8656 東京都文京区本郷7-3-1

東京大学航空宇宙工学科

*2 東京大学工学系研究科

表1 設計仕様 (φ40モデル)

rotational speed	240,000 rpm
pressure ratio	2.5
mass-flow rate	30 g/sec
speed ratio	$U/C_0 \approx 0.63$
inlet total temperature	1223K
specific heat ratio	1.35
gas constant	287.4 J/kg/K
Nozzle	
outer diameter	52 mm
inner diameter	42 mm
number of blades	17
blade height	4.8 mm
Reynolds number	3.21×10^4
Rotor	
outer diameter	40 mm
inner diameter	26 mm
number of blades	15
blade height	4.8 mm
Reynolds number	2.42×10^4

とする。“φ40モデル”は、既存の乗用車用ターボ過給器と同程度の大きさであり、“φ4モデル”はMEMS加工を想定したサイズである。これら2つのモデルの流れ場を比較することで、レイノルズ数効果について議論する。

熱伝達の効果はφ4モデルにおいて断熱壁条件の結果と等温壁条件の結果を比較することで議論する。従来サイズのガスタービンでは各要素間での熱伝達が遅く、要素間の熱伝達が流れ場に及ぼす影響は小さいため、数値計算を行う際は断熱壁条件が適用されることが多い。ところが、ウルトラマイクロガスタービンのように非常に小さなサイズとなると、要素間の熱伝達速度が大きくなり、材料の温度はシステム全体で一様になる。この場合、壁付近の状態は断熱壁よりも等温壁に近くなる。等温壁の温度はONERA “Hot Button Software”⁽⁶⁾の検討結果に基づいて700Kから900Kの間で変化させた。本論文では、その中から熱伝達の効果が最も顕著に現れた700Kの結果について議論する。

作動条件のパラメータとしては、速度比 U/C_0 を0.4から0.8まで変化させて計算を行った。

性能の評価は断熱効率 η_{ad} とポルトロピック効率 η_p を用いて行う。断熱効率 η_{ad} は次のように定義される。

$$\eta_{ad} = \frac{W}{\dot{m}C_p T_{01} \left\{ 1 - \left(\frac{P_3}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}} \quad (1)$$

添え字0, 1, 3はそれぞれ淀み点状態、ノズル入り口、ロータ出口を示している。 W はタービン仕事であ

り、ロータ翼まわりの圧力と摩擦力を積分して求めた。

ロータ流路全体でポルトロピック効率が一定であると仮定すると、断熱条件のもとで以下の関係が導かれる。

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_p(\gamma-1)}{\gamma}} \quad (2)$$

添え字2はロータ入り口を示している。さらにロータ各部における仕事 dW と熱伝達量 dQ の比 $\lambda \equiv dQ/dW$ がロータ内で一定であると仮定して、熱伝達がある場合のポルトロピック効率を以下のように定義した。

$$\lambda \equiv \frac{Q}{W} \approx \frac{dQ}{dW} \quad (3)$$

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_p(\gamma-1)(1+\lambda)}{\gamma}} \quad (4)$$

熱伝達を伴う翼列流れでは η_p を流れ場の健全性を示す指標として考えることができる。

3. 計算法

支配方程式は薄層近似を施した3次元ナビエ・ストークス方程式である。対流項の評価にはMUSCLで3次精度に拡張したSHUSスキーム⁽⁶⁾を用い、時間積分にはLU-ADI陰解法⁽⁷⁾を用いた。レイノルズ数はφ40モデルで 10^4 から 10^5 であり流れ場全体が乱流であると考えられる。そこで、壁付近では乱流モデルとしてBaldwin-Lomaxモデル⁽⁸⁾を用いた。一方、φ4モデルではレイノルズ数が 10^3 から 10^4 で層流の領域が大きくなると考えられるため、乱流モデルを用いず全面層流と仮定した。

計算格子を図1に示す。ノズル部は $(88 \times 35 \times 35 : \phi 4, 88 \times 51 \times 51 : \phi 40)$ 、ロータ部は $(83 \times 35 \times 35 : \phi 4, 88 \times 51 \times 51 : \phi 40)$ に分割してH-H型の構造格子を張った。図は3ピッチ分を表示しているが、計算は翼間流路1ピッチ分に対して行った。なお、最小格子幅はφ4モデルで 1.0×10^{-7} m、φ40モデルで 2.0×10^{-7} m となっている。

境界条件として、ノズル入り口境界で全圧・全温を固定し、半径方向流入を仮定した。エクスデューサ出口境界では、静圧を固定した。ロータの翼面とハブ表面は回転しており、すべての固体壁で粘着壁条件を適用した。

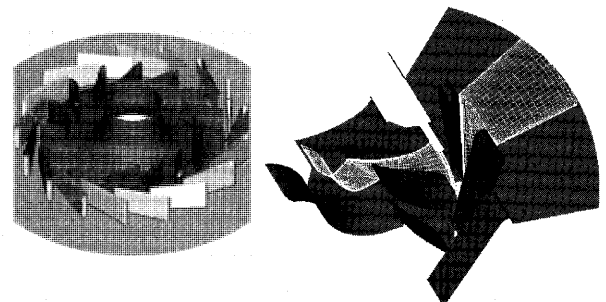


図1 計算格子

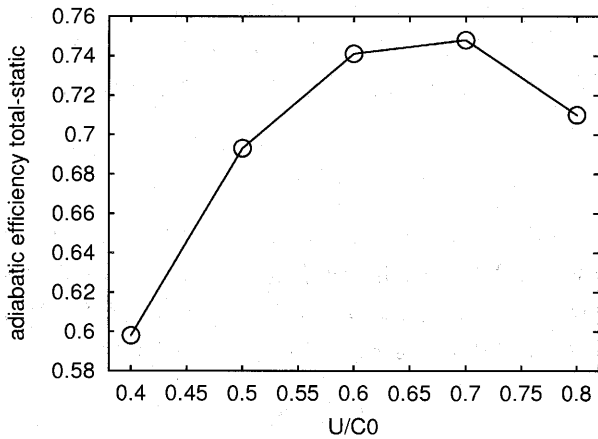


図2 断熱効率 ($\phi 40$, 0%cl, adiabatic)

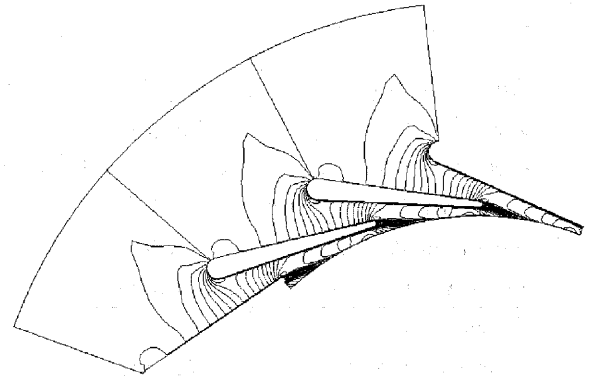


図3 ノズルミッドスパンでのマッハ数分布 ($\phi 40$, 0%cl, adiabatic, $U/C_0 = 0.6$)

翼面以外の周方向境界では周期境界条件を用いた。ノズル-ロータ間の境界では格子を3点分重ねており、そこで物理量の周方向平均値を交換するミキシング・プレーン法を用いている。

4. 結果

4.1 2次元ラジアルタービン内の流れ場

ここでは、 $\phi 40$ モデルの断熱壁条件を例にとり2次元ラジアルタービン内の流れ場について議論する。図2に各作動条件における断熱効率を示す。 U/C_0 が0.6から0.7の間でピーク効率をとり、高速度比側と低速度比側でそれぞれ効率が低下している。

次に、流れ場各部における損失の原因について詳細にみていく。図3はノズルミッドスパンでの絶対マッハ数分布を示している。ノズル内で流れは一様に加速され、大きな損失につながるような境界層の剥離は観察されない。したがって、ノズルでの主な損失源は分厚い後縁の下流に形成された Wake であると考えられる。

図4にミッドピッチでの絶対マッハ数分布と速度ベクトルを示す。翼形状が2次元に制限されているため、ロータ出口で半径方向を向いていた流れはエクステュー

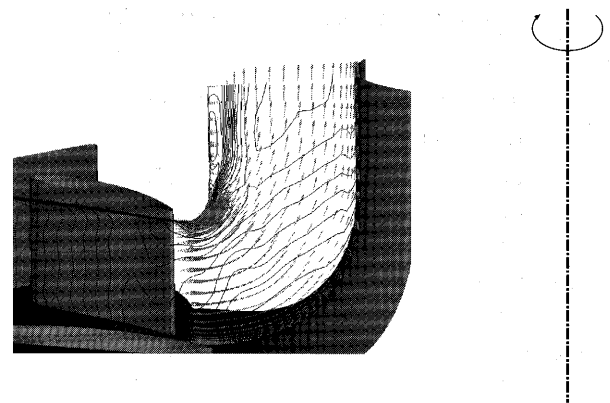


図4 エクステューサミッドピッチでのマッハ数分布と速度ベクトル ($\phi 40$, 0%cl, adiabatic, $U/C_0 = 0.6$)

サ部で一気に軸方向に曲げられる。この時、ケーシング側では曲率が大きくなるため、流れは完全には曲がりきれずに剥離が生じている。エクステューサでの損失は大部分がこの剥離によってもたらされていると考えられる。

図5は各作動条件におけるロータミッドスパンでの相対マッハ数分布を示している。それぞれの図には入口境界での相対速度ベクトルも示してある。これらの速度ベ

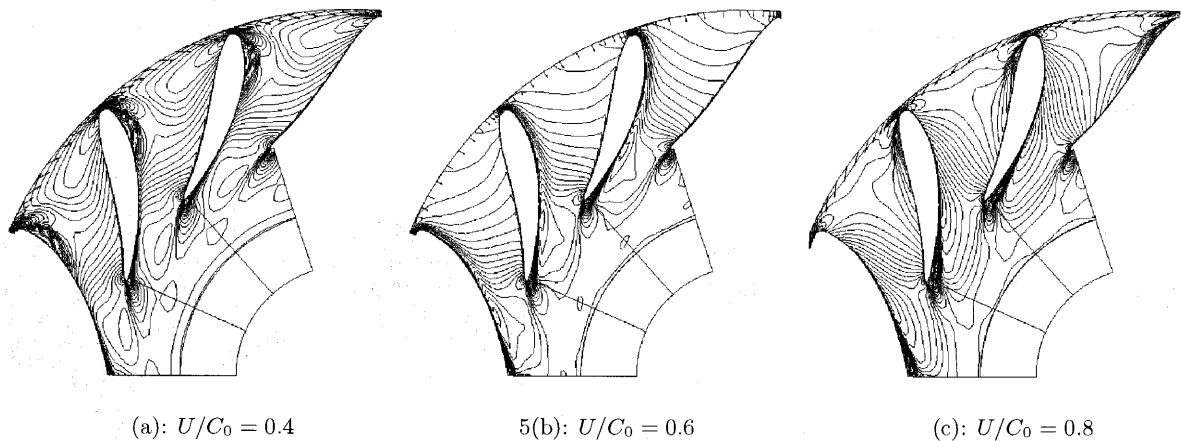


図5 ロータミッドスパンでの相対マッハ数分布 ($\phi 40$, 0%cl, adiabatic)

クトルから、低速度比側では正の流入角 (図 5(a)), 高速度比側では負の流入角 (図 5(c)) となっていることがわかる。低速度比では負圧面の前縁付近に、高速度比では正圧面の前縁付近にそれぞれ剥離が生じていることがわかる。また、すべての条件で負圧面の後縁付近に剥離が存在する。

以上の翼列内における損失発生メカニズムは 3 次元翼の場合とはほぼ同じであり、翼列内の流れ場に関する限り、翼形状を 2 次元形状に制限することの影響は小さいことが分かる。一方、翼列後のエクステューサ部では 2 次元形状の制約から転向が大きくなっており、損失が増大している。タービンでは流れ場が順圧力勾配であるため大規模な剥離には至らないものの、コンプレッサではさらに転向による損失増大が大きくなることが予想される。

4.2 レイノルズ数効果

レイノルズ数の低下による流れ場への影響を $\phi 40$ モデルと $\phi 4$ モデルの結果を比較することで議論する。先述したように、流れ場のレイノルズ数は $\phi 40$ モデルで 10^4 から 10^5 , $\phi 4$ モデルで 10^3 から 10^4 である。図 6 は 2 つのモデルの断熱効率を比較したものである。すべての作動条件で $\phi 4$ モデルの効率は $\phi 40$ モデルより低いことがわかる。図 7 のミッドスパンにおけるマッハ数分布 (ノズルでは絶対マッハ数をロータでは相対マッハ数をそれぞれ示している) を見ると、レイノルズ数の減少により ϕ

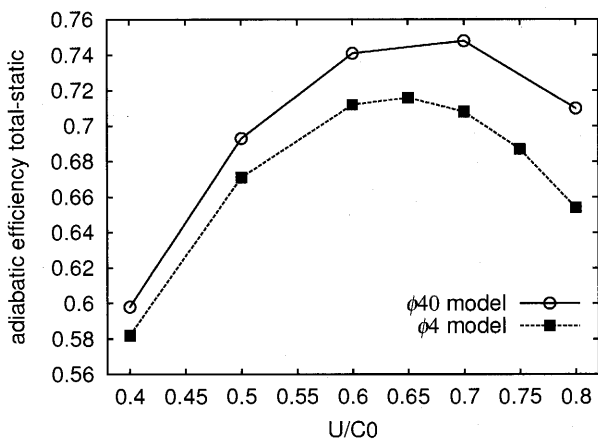


図 6 $\phi 40$, $\phi 4$ 各モデルにおける断熱効率 (0%cl, adiabatic)

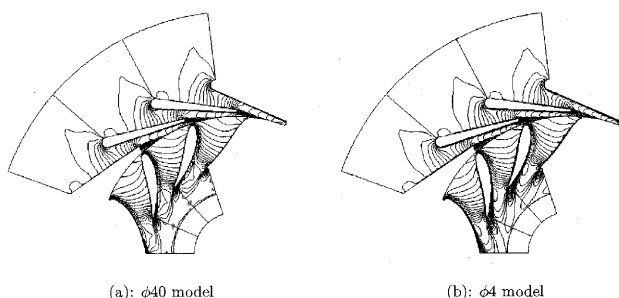


図 7 ミッドスパンでのマッハ数分布 (0%cl, adiabatic)

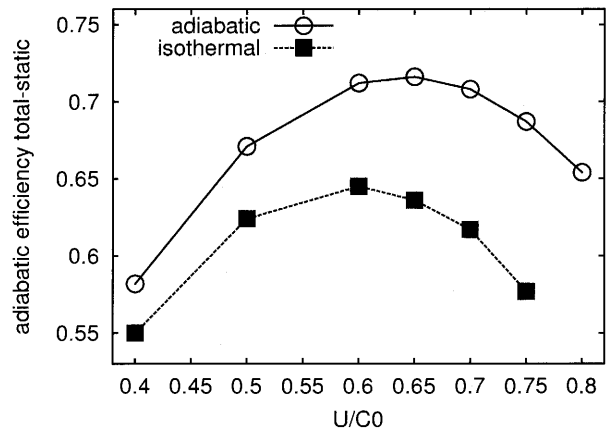


図 8 各壁条件における断熱効率 ($\phi 4$, 0%cl)

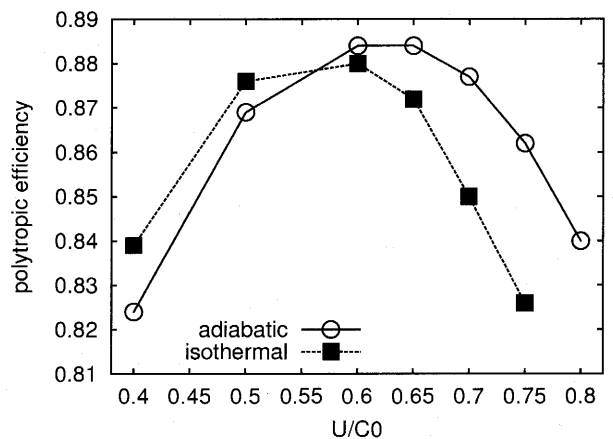


図 9 各壁条件におけるポリトロピック効率 ($\phi 4$, 0%cl)

$\phi 4$ モデルでは境界層と Wake が厚くなっているものの、それ以外に流れ場に顕著な違いは見当たらない。したがって、図 6 に示した効率の差は境界層の厚さによってもたらされたものであり、レイノルズ数の低下単独ではタービン内の流れ場を劇的に変化させないことがわかる。

4.3 熱伝達効果

次に断熱壁条件と等温壁条件の結果を比較することで、熱伝達の効果について議論する。

効率への影響 $\phi 4$ モデルにおいて断熱効率を比較したものを図 8 に示す。等温壁条件では熱損失の分翼列仕事 W が減少するため、等温壁条件での断熱効率は翼列内の損失とは係わり無く、すべての作動条件で断熱壁条件の場合よりも低くなっている。一方、熱伝達を考慮して定義したポリトロピック効率 (図 9) では、断熱壁と等温壁の効率が同程度になっており、ポリトロピック効率であれば、効率と翼列損失をある程度関連付けて議論することができると考えられる。

図 9 から、等温壁条件のポリトロピック効率は断熱壁条件のカーブを左にシフトしたものとなっている事がわかる。今回設定した等温壁の壁温は主流温度よりも低くなっているため、ノズル内の流れは冷却されている。こ

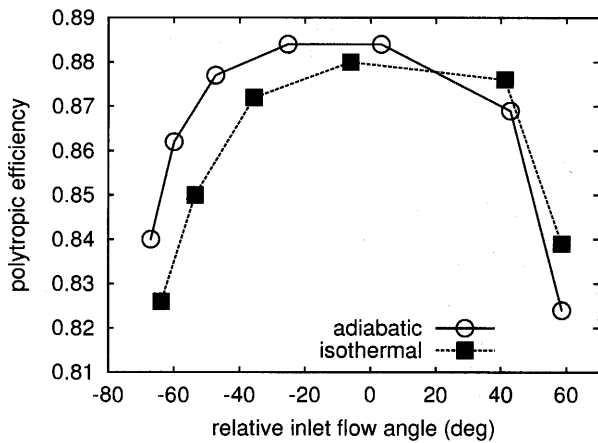


図10 各壁条件でのポリトロピック効率 ($\phi 4$, 0%cl)

の結果ノズル出口の体積流量および流速が減少し、ロータへの流入角が負側にずれたことが原因であると考えられる。同様の現象は $\phi 40$ モデルでも観察されるが、 $\phi 4$ モデルでは熱伝達量がタービン仕事に対して相対的に大きくなるため、熱伝達の影響が顕著に出たのだと考えられる。逆に言えば、超小型タービンの設計では伝熱による流入角の変化を見積もることが通常のタービン以上に重要であると言える。

境界層への影響 伝熱による流入角変化の影響を考慮するために、ロータ相対流入角に対してポリトロピック効率をプロットし直したものを図10に示す。両者のカーブはほぼ一致するが、依然として高速度比側（負の流入角）で等温壁条件の効率が著しく低下している。

そこで、 $U/C_0=0.7$ の流れ場を比較する。図11はミッドスパンでのマッハ数分布を、図12はロータ翼まわりの流線を示したものである。これらの図から、等温壁条件でのみ正圧面前縁に剥離域が存在し、また負圧面後縁の剥離域も等温壁条件のほうが大きいことが分かる。図13

は正圧面前縁付近の境界層内速度分布を示したものである。前縁付近では流れ角が大きく変化し、主流方向成分が定義できないので、速度の絶対値をプロットしている。断熱壁条件では境界層が翼前縁から徐々に発達しているが、等温壁条件では壁付近で急に速度が減少し、剥離に至っている。これらのことから、壁温度が低い条件では境界層の剥離が生じやすくなっているため、等温壁条件での作動範囲が断熱壁条件よりも狭くなっているのだと考えることができる。

この結果から熱伝達は境界層の発達と剥離に大きな影響を与えることがわかる。

5. 結論

超小型2次元ラジアルタービン内の流れを数値計算により解析し、特にレイノルズ数と熱伝達の効果について調べた。

極小化によりレイノルズ数が減少すると、境界層が厚くなり効率は低下する。しかし、その他に流れ場に顕著な違いは観察されなかった。したがって、この程度の小型化ではレイノルズ数単独での効果は小さく、流れ場を劇的に変化させるものではないことがわかった。

熱伝達はノズル出口での流速を減少させるため、ロータ相対流入角が変化する。この変化はタービンの作動範囲を変化させる。また、境界層の発達と剥離は壁での熱的条件に大きな影響を受けることがわかった。壁温度が低い場合、境界層内の流れは急速に減速するため、逆圧力勾配に敏感になり、剥離が生じやすくなる。これらの結果から、超小型タービンでは従来の断熱壁条件による性能予測は不十分であり、熱伝達の効果を考慮することが重要であると言える。

本研究の一部は、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の助成を受けて実施されたものである。ここに謝意を表す。

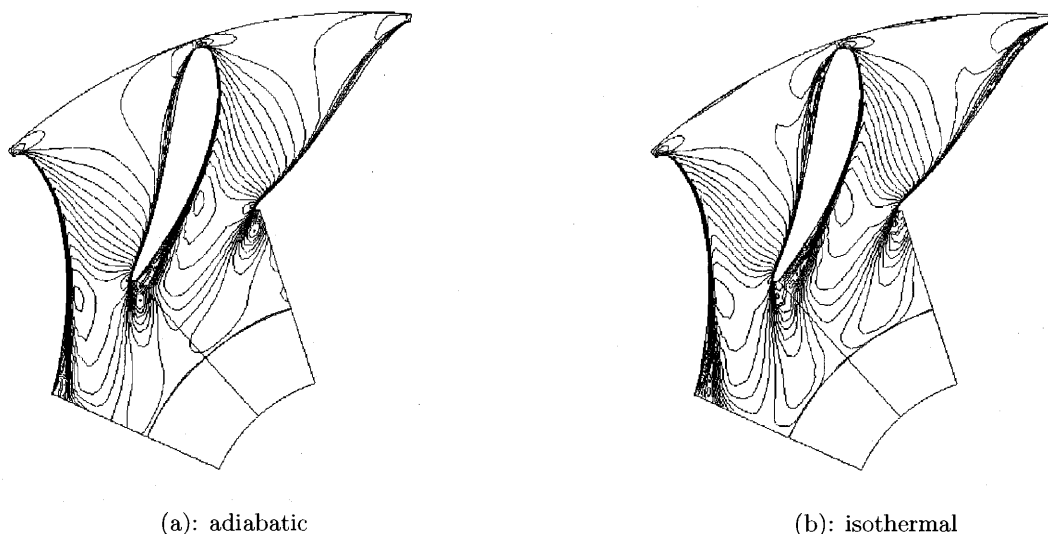


図11 ロータミッドスパンでのマッハ数分布 ($\phi 4$, 0%cl, $U/C_0 = 0.7$)

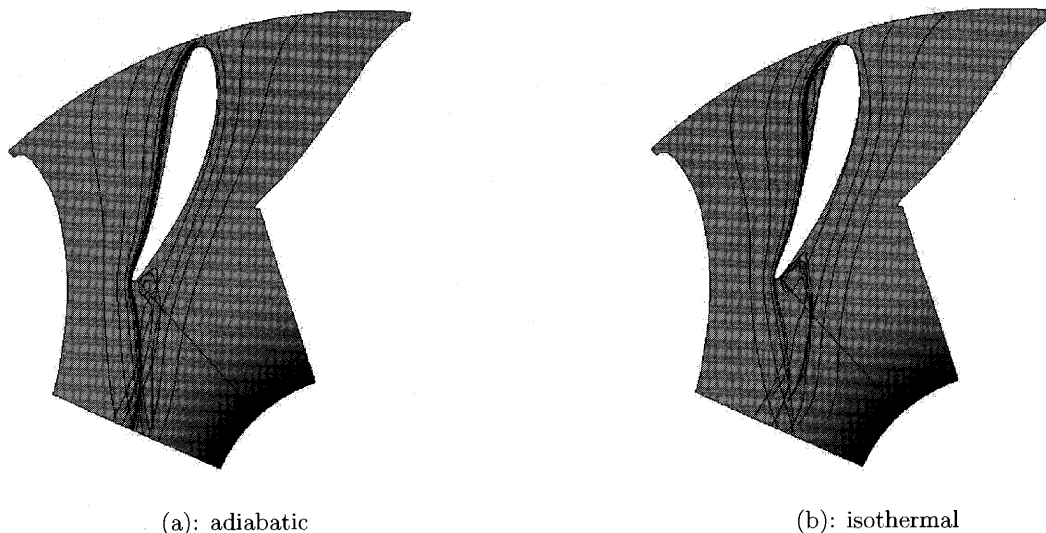


図12 ロータミッドスパンでの翼まわり流線 ($\phi 4$, $0\%cl$, $U/C_0 = 0.7$)

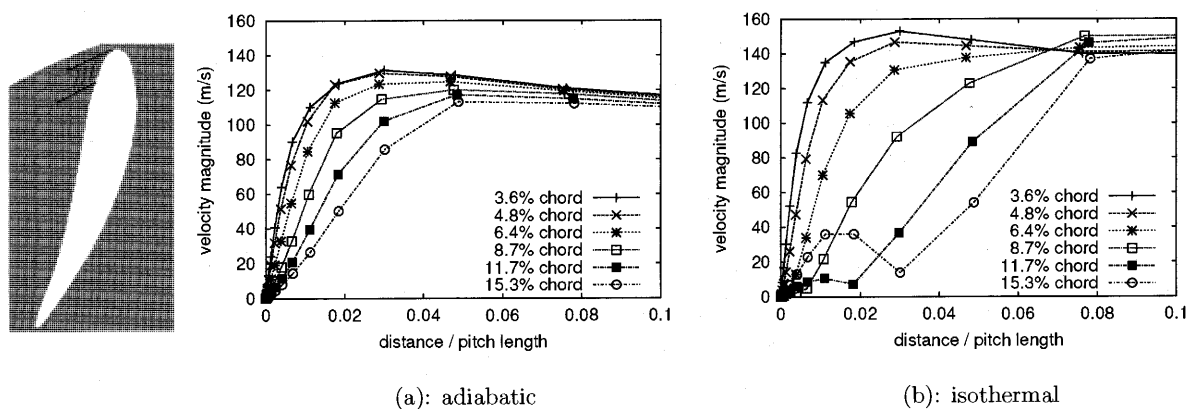


図13 ロータ正圧面前縁付近の境界層内速度分布 ($\phi 4$, $0\%cl$, $U/C_0 = 0.7$)

参考文献

- (1) 磯村 浩介. パワー mems の現状. ターボ機械, 32(2) : 65-72, 2004.
- (2) 長島 利夫. ボタン型ガスジェネレータの熱流体力学的視点. 日本ガスタービン学会誌, 29(4) : 242-246, 2001.
- (3) 吉識 晴夫 and 松尾 栄人. 超小型ガスタービンの開発に向けて. 日本ガスタービン学会誌, 30(4) : 247-252, 2002.
- (4) K. Matsuura, C. Kato, H. Yoshiki, E. Matsuo, H. Ikeda, K. Nishimura, and R. Sapkota. Prototyping of small-sized two-dimensional radial turbines. In *Proceedings of International Gas Turbine Congress 2003 Tokyo*, 2003.
- (5) Y. Ribaud. Internal heat mixing and external heat losses in an ultra micro turbine. In *Proceedings of International Gas Turbine Congress 2003 Tokyo*, 2003.
- (6) Eiji Shima and Tadamas Jounouchi. Role of CFD in aeronautical engineering (No.14)-AUSM type upwind schemes-. In *Proceedings of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics*, pages 7-12, 1997.
- (7) S. Obayashi, K. Matsushima, K. Fujii, and K. Kuwahara. Improvements in efficiency and reliability for navier-stokes computations using the LU-ADI factorization algorithm. AIAA Paper 86-0338, January 1986.
- (8) B. S. Baldwin and H. Lomax. Thin layer approximation and algebraic model for turbulent flows. AIAA Paper 78-257, January 1978.

超小型ラジアルタービンの実現に向けた空力的課題の検討 第二部：チップクリアランスの影響

Feasibility Study of Ultra-micro Radial Inflow Turbine Part 2: Tip Clearance

渡辺 直樹*¹
WATANABE Naoki

寺本 進*²
TERAMOTO Susumu

長島 利夫*²
NAGASHIMA Toshio

Abstract

Feasibility of “finger-top” ultra-micro radial inflow turbine is studied numerically. The blades of such small turbine have constant cross-section from hub to tip and do not have twist, therefore three-dimensional optimize is not allowed. The Reynolds number will be one or two order of magnitude lower, the heat transfer will be predominant, and the relative tip clearance height becomes larger than conventional turbines. These aerodynamic concerns are discussed based on the numerical simulation of the flowfield inside two-dimensional turbine. The results showed that decrease in the length-scale enlarge the relative clearance height and it significantly deteriorate the performance. Meanwhile, it strengthen the scraping flow which suppress the clearance flow. Therefore, it may be possible to operate the ultra-micro turbine with manageable performance if the clearance height is maintained smaller than the height of the scraping flow.

1. はじめに

携帯用電子機器の電源として用いることを想定し、ガスタービンを極小化しようという試みがさかんに行われている。⁽¹⁻³⁾しかし、その実現までには克服すべき様々な課題がある。圧縮機やタービンに関する空気力学上の課題としては“第一部：レイノルズ数と熱伝達による影響”で検討を行った2次元翼形状の制約に伴う損失増大やレイノルズ数の低下、熱伝達の影響などの他に、チップクリアランスの影響がある。すなわち、既存のガスタービン要素をスケールダウンして超小型ガスタービン要素を製作する場合、チップクリアランスを翼高さに対して同じ比率に保つことは難しいため、チップクリアランス高さが相対的に大きくなり、効率低下を引き起こすことが挙げられる。

チップクリアランスに関する過去の研究は豊富だが、そのほとんどが軸流タービンを対象としておりラジアルタービンに関するものは少ない。ラジアルタービンにおけるチップクリアランスを扱ったものとしては Futral らの実験が有名である⁽⁴⁾。彼らは半径方向のクリアランスが軸方向のクリアランスよりも効率に対する影響が大きいことを明らかにした。また、Dambach ら^(5,6)はク

リアランス部の流れ場を詳細に調べ、ケーシングの相対運動に誘起される“scraping flow”の働きを明らかにした。scraping flow は漏れ流れに対してブロッケージとして働く。ラジアルタービンの場合、周速の大きなロータ入り口では scraping flow が強くクリアランスの影響は小さいので、ロータ出口における半径方向のクリアランスが特に重要になることが示されている。一方、速水ら^(7,8)は可変ノズルを想定して、ノズルクリアランスがタービン性能に及ぼす影響について実験的に調べている。この他、Rodgers⁽⁹⁾は小型ターボ機械に関するレビューの中で、クリアランスによるラジアルタービンの性能低下は翼高さの10%のクリアランスの場合で3%と軸流タービンの場合の1/3程度であると述べている。

こららの研究はどれも3次元翼を持つ従来サイズ(cmまたはmオーダー)のラジアルタービンに関するものである。本論文では上の結果にもとづいて、超小型ラジアルタービンにおけるクリアランス高さの影響について議論する。

2. 計算対象

計算対象としたタービンは第一部と同じく、加藤ら⁽¹⁰⁾が設計し実験を行った2次元ラジアルタービンである。第二部では主にφ4モデルについて、クリアランス高さを翼高さの0%から10%まで変化させて計算を行い、タービン段性能と流れ場について比較を行う。表1に計算ケースを示す。以後、それぞれ0%cl, 2%cl, 4%cl, 6%cl, 10%clと呼ぶこととする。

原稿受付 2004年7月7日

校閲終了 2004年10月22日

*1 東京大学大学院

(現・石川島播磨重工業株式会社航空宇宙事業本部)

〒113-8656 東京都文京区本郷7-3-1

東京大学航空宇宙工学科

*2 東京大学工学系研究科

表1 計算ケース

case	clearance height in $\phi 4$ model	% passage height
0%cl	0 mm	0 %
2%cl	0.01 mm	2.1 %
4%cl	0.02 mm	4.2 %
6%cl	0.03 mm	6.3 %
10%cl	0.05 mm	10.4 %

3. 計算法

計算法についても基本的には第一部と同様である。主流部の計算格子を図1，クリアランス部の格子を図2に示す。クリアランス格子の最小格子幅はロータ主流路格

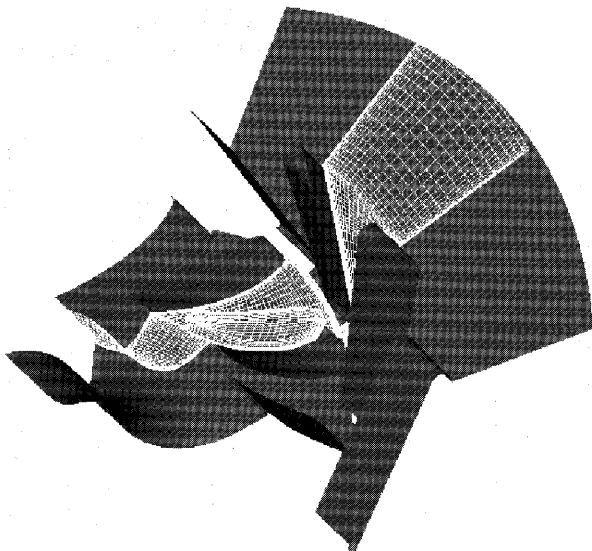


図1 計算格子

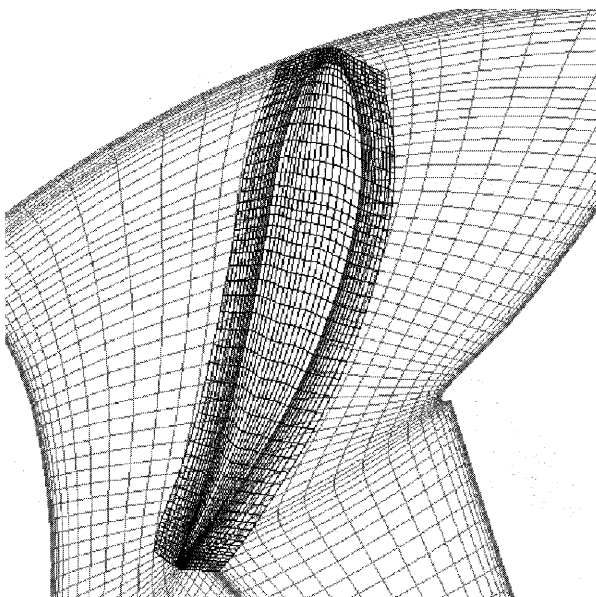


図2 ロータ主流路とクリアランス部の格子境界

子と一致するように決定し，格子数は各ケースで (51×34×19：2%cl, 51×34×21：4%cl, 51×34×23：6%cl, 51×34×25：10%cl) とした。

ロータ主流路格子-クリアランス格子の境界では格子点をいくつか重ねており，クリアランス格子の境界では主流路から，主流路格子の境界ではクリアランス格子からそれぞれ解強制置換法¹⁰⁾を用いて物理量を内挿している。

4. 結果

4.1 効率と漏れ流量

各ケースの断熱効率を U/C_0 に対してプロットしたものを図3に示す。クリアランスが大きいくほど効率が低下しており，チップクリアランスの存在により損失が増大することが分かる。ここで，2%clの効率低下は他に比べて著しく小さいことが注目される。

設計点付近である $U/C_0 = 0.6$ について，流れ場を詳しく比較する。図4は各クリアランスにおける漏れ流量 Q_L の主流流量に対する比率を示したものである。ここで漏れ流量 Q_L は，負圧面を通過してクリアランス部から主流部に流入する流量として以下のように定義した。

$$Q_L = \int_{L.E.}^{T.E.} \int_{tip}^{casing} \rho \vec{u} \cdot d\vec{S} \quad (1)$$

添え字 ρ ， \vec{u} ， $d\vec{S}$ はそれぞれ密度，速度，負圧面に垂直な面積ベクトルを表す。正の Q_L はクリアランス部を通過して正圧面から負圧面に流れが生じていることを意味している。図4からクリアランスが大きいくほど漏れ流量が大きくなっているが，2%clでは漏れ流量がほとんど0となっていることがわかる。図3と比較すると，効率の低下は漏れ流量と強い相関関係を持つことが分かる。

次にクリアランス部での流れ場を比較する。図5は10%clと2%clにおけるミッドギャップ (10%clでは94%スパン，2%clでは99%スパン) での速度ベクトルを示したものである。二つの流れ場は全く異なるものとなっており，特に2%clの前縁付近では流れが負圧面から正圧面へ向いている。

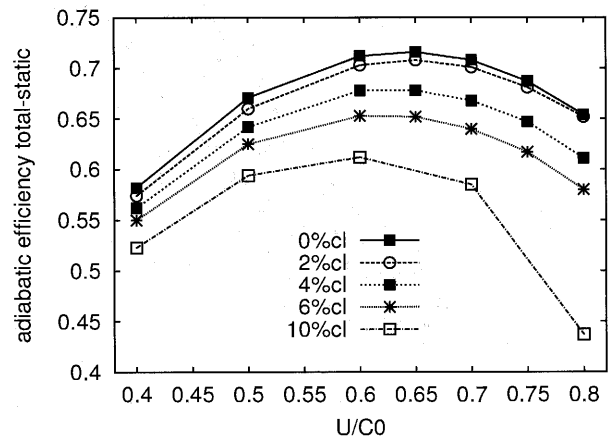


図3 各クリアランスでの断熱効率 ($\phi 4$, adiabatic)

図6, 7に0%cl(クリアランス無し)の場合の94%スパンおよび99%スパンにおける翼表面圧力分布を示す。10%clのミッドギャップに相当する94%スパンでは、前縁から後縁までの全ての位置で翼両面の圧力差がクリアランス流れを誘起する方向に作用しているのに対し、2%clのミッドギャップに相当する99%スパン位置では、

逆流の起きていた前縁付近で負圧面の圧力が正圧面より高くなっている。

これらから、2%clと10%clの漏れ流量の差異は、

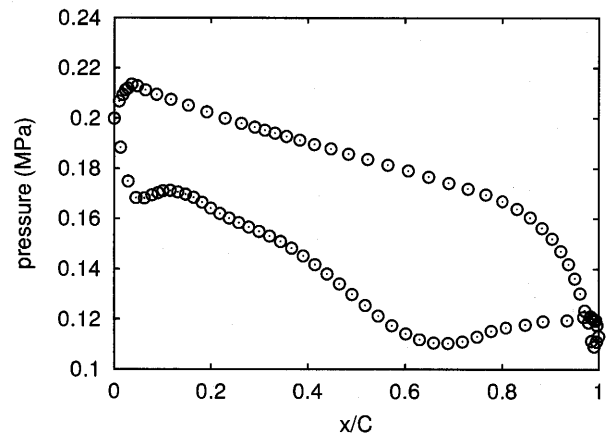
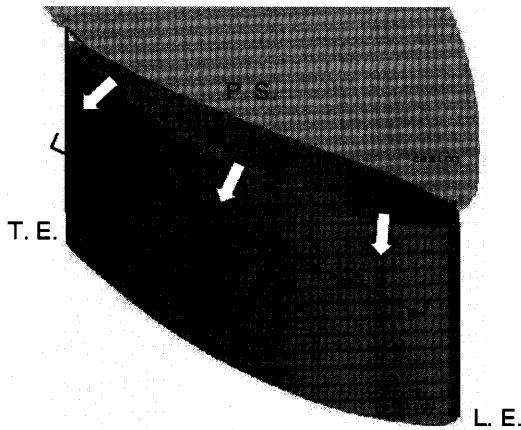


図6 94%スパンでの翼表面圧力分布 (φ 4, 0%cl, adiabatic, $U/C_0 = 0.6$)

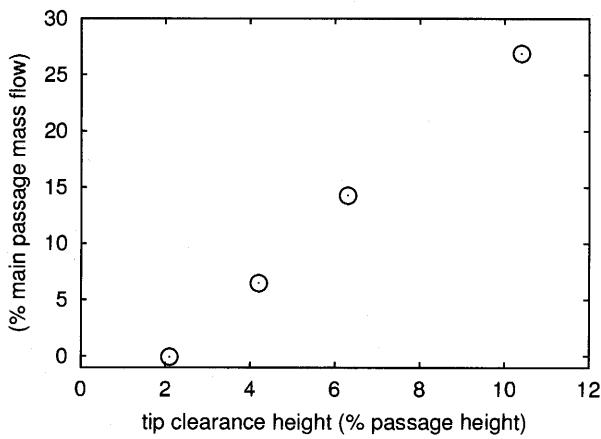


図4 各クリアランスでの漏れ流量 (φ 4, adiabatic, $U/C_0 = 0.6$)

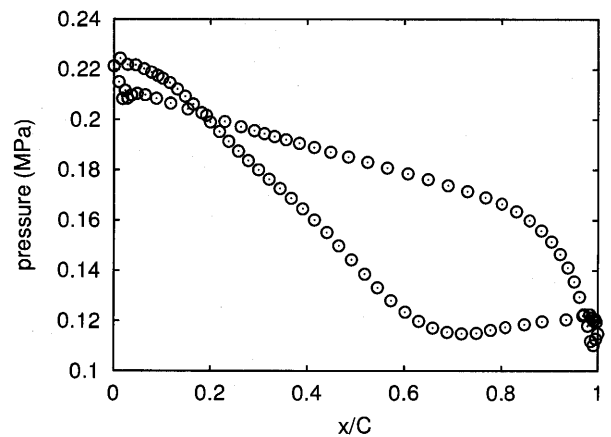
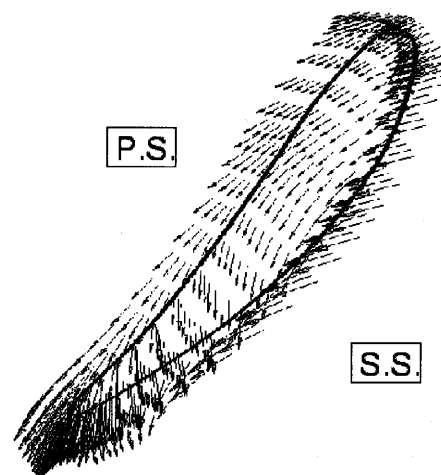
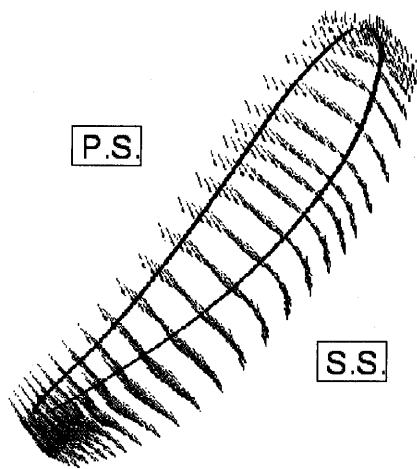


図7 99%スパンでの翼表面圧力分布 (φ 4, 0%cl, adiabatic, $U/C_0 = 0.6$)



(a): 10%cl (mid-gap=94% span)

(b): 2%cl (mid-gap=99% span)

図5 ミッドギャップでの速度ベクトル分布 (φ 4, adiabatic, $U/C_0 = 0.6$)

94%スパンと99%スパンにおける翼面圧力分布の違いの影響を強く受けていることが分かる。

4.2 Scraping flow

ロータ翼端付近の流れ場は、ロータに対して相対的に運動するケーシングに引きずられる流れ (scraping flow) の影響を受けることが知られているが、本研究に解析対象としているタービンは、scraping flow に関して

- ラジアルタービンで、かつ翼形状が2次元的事であること
- レイノルズ数が非常に小さいこと

という二つの特徴を持っている。

まず、ひとつめの特徴の影響として、翼周速が半径によって変化するために scraping flow の強さも半径によって変化することが挙げられる。Dambach⁽⁵⁾はラジアルタービンのクリアランス部の流れを、以下の式で定義される “scraping ratio” により説明している。

$$R = \frac{\Delta p}{\frac{1}{2}\rho U^2 \cos^2 \gamma} \quad (2)$$

この式において Δp は scraping flow の影響を受けない翼両面の圧力差、 ρ はケーシング付近の密度、 $U \cos \gamma$ はケーシングの翼表面に対する相対速度である。Dambach らはクリアランス流れにおいて、scraping ratio が大きな領域では翼両面の圧力差による漏れ流れが支配的であり、scraping ratio が小さな領域では scraping flow が支配的であると結論している。

$U/C_0 = 0.6$ における、2%cl と 10%cl の scraping ratio を図 8 に示す。ここで Δp としてはミッドスパンでの圧力差を採用した。2%cl の場合は、前縁付近では scraping ratio が小さく scraping flow が支配的であり、中央から後縁にかけて scraping ratio が増大して翼面圧力差が支配的になっていることが分かる。半径の大きな前縁付近では scraping flow が強く、これが翼面と衝突することが図 7 の圧力分布にも表れている。一方、半径が減少する後縁にかけては scraping flow は弱まる。

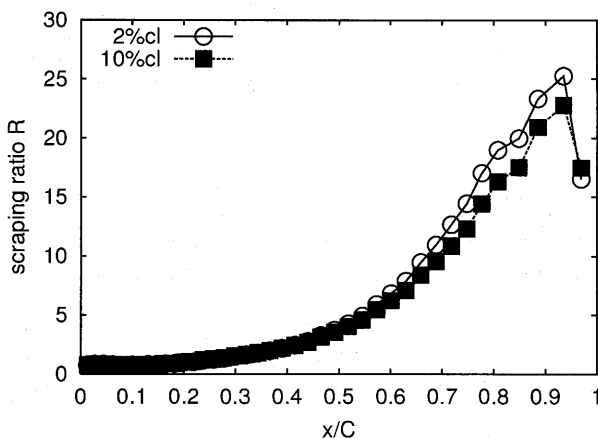


図 8 2%cl と 10%cl における scraping ratio ($\phi 4$, adiabatic, $U/C_0 = 0.6$)

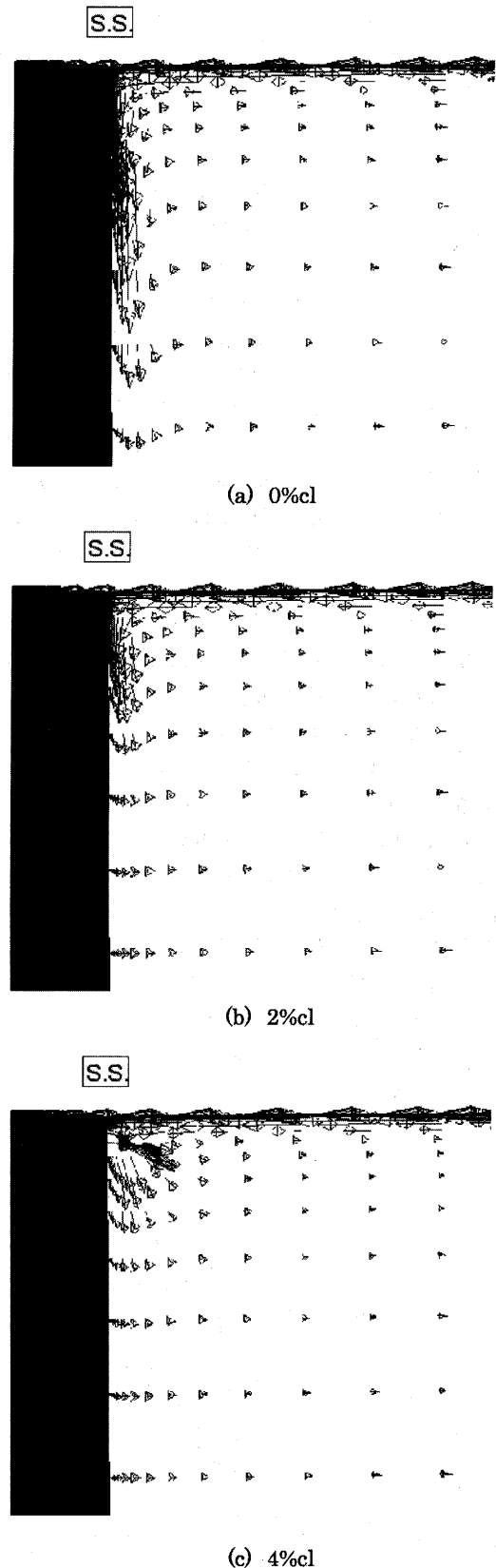


図 9 Scraping area ($\phi 4$, adiabatic, $U/C_0 = 0.7$)

scraping flow はクリアランス流れと逆向きなので、図 8 の傾向は図 5(b)の特徴と一致する。一方、10%cl の流れ場 (図 5(a)) は 2%cl と異なり、scraping ratio の傾向を反映していない。

両者の違いは、ミッドギャップの位置の違いにより生じていると考えられる。図9は $U/C_0 = 0.7$ の32%コード流路断面における速度ベクトルの、クリアランス高さによる変化を示したものである。0%clでは scraping flow が翼壁にぶつかり、負圧面に下向きの流れが生じている。2%clでは scraping flow の一部がクリアランス部に抜けるものの、一部は翼壁に衝突して、やはり負圧面に下向きの流れが生じている。さらにクリアランスの広い4%clになると scraping flow は完全にクリアランス部に抜け、左向きの scraping flow の下には右向きのクリアランスジェットが形成されている。scraping flow はケーシングの近くで強く、ケーシングを離れるにつれて弱くなるので、クリアランスが scraping flow の影響領域 (scraping area) 内にあるかどうかによって、クリアランス部の流れが変化していると考えられることができる。すなわち、2%clではクリアランス部の大部分が scraping area に含まれているため、scraping flow によりクリアランス流れが抑制され、その他のケースではクリアランス部の大部分が scraping area の外側に位置しているため、翼両面の圧力差が主に流れ場を決定している。2%clの場合だけ漏れ流量と効率低下が著しく小さいのは、このためであると考えられる。

この結果から、チップクリアランスを scraping flow の影響領域内に抑えることができれば、漏れ流量は非常に小さく抑えることができるといえる。したがって、scraping flow の影響領域を見積もることが重要となる。

先述したように、本研究で解析対象としているのは超小型でレイノルズ数の低いタービンであることから、scraping flow の影響は通常サイズのタービンよりも大きい。図10は $\phi 40$ モデル2%clのミッドギャップの流れ場を示したものである。図5(b)と比較すると、 $\phi 4$ モデル

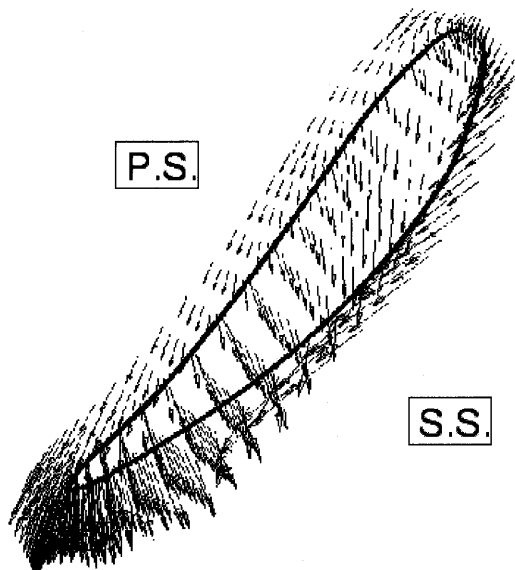


図10 ミッドギャップでの速度ベクトル分布 ($\phi 40$, 2%cl, adiabatic, $U/C_0 = 0.6$)

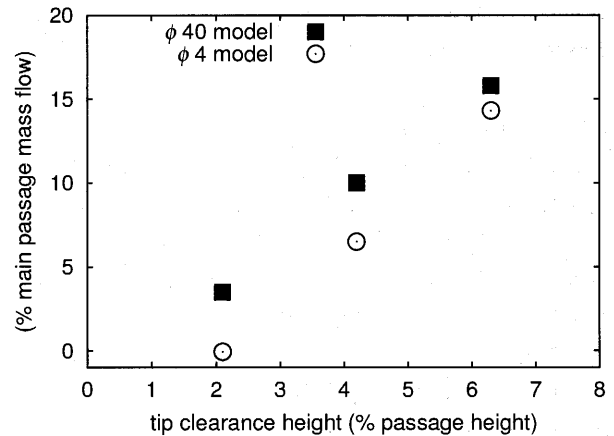


図11 各クリアランスでの漏れ流量 (adiabatic, $U/C_0 = 0.6$)

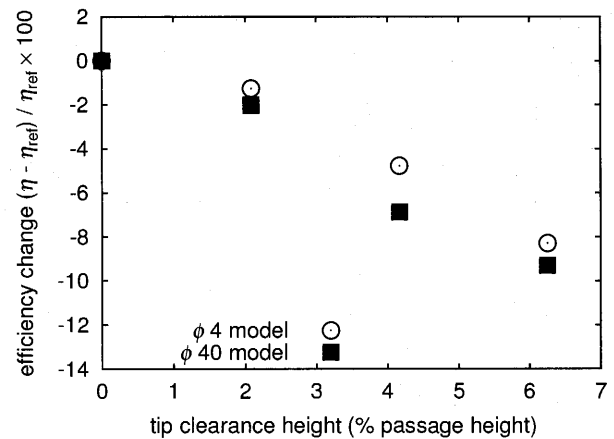


図12 各クリアランスでの効率低下 (adiabatic, $U/C_0 = 0.6$)

の方が scraping flow が強く、漏れ流れが抑えられていることがわかる。クリアランス高さで漏れ流量 (図11) や効率低下 (図12) との関係と比較すると、漏れ流量、効率低下共に $\phi 4$ モデルのほうが小さくなっている。

小型化に伴う相対的なクリアランス高さの増加はタービン性能を低下させる要因ではあるが、レイノルズ数の低下は逆にクリアランス流れを抑制する効果を持つ。これらの結果は、scraping flow を積極的に使うことで小型化に伴う性能低下を最小限に抑えることができる可能性があることを示している。

5. 結論

超小型2次元ラジアルタービン内の流れを数値計算により解析し、チップクリアランスの影響について調べた。クリアランス高さを0%から10%まで変えて計算を行い、流れ場と効率を比較した。結果、4%以上のクリアランスにおいては、漏れ流量と効率の低下はクリアランス高さに比例したが、2%のクリアランスの際は、ケーシングの相対運動のために漏れ流れが非常に小さく抑えられ、効率低下も非常に小さいものであった。

ケーシングの相対運動によって誘起される scraping flow は流れに対してブロッケージとして働く。ラジアルタービンにおいては、半径によってケーシングの速度が異なるため scraping flow の強さも半径によって異なる。また、超小型タービンにおいては、レイノルズ数が非常に小さいため粘性の効果が大きくなる。そのため、scraping flow は従来サイズのタービンに比べて強いものとなる。チップクリアランス 2% のケースでは、クリアランスの大部分がこの scraping flow の影響領域に存在するため、漏れ流量が抑えられる結果となった。

このことから、超小型タービンにおいてはチップクリアランスの制御が困難なものと予想されるが、クリアランス高さを scraping flow の影響領域内に抑えることができれば、効率の低下は小さなものとなる。したがって、scraping flow の影響領域を見積もることが重要であるといえる。

本研究の一部は、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の助成を受けて実施されたものである。ここに謝意を表す。

参考文献

- (1) 磯村浩介. パワー mems の現状. ターボ機械, 32(2): 65-72, 2004.
- (2) 長島利夫. ボタン型ガスジェネレータの熱流体力学的視点. 日本ガスタービン学会誌, 29(4): 242-246, 2001.
- (3) 吉識晴夫 and 松尾栄人. 超小型ガスタービンの開発に向けて. 日本ガスタービン学会誌, 30(4): 247-252, 2002.
- (4) S. Futral, Jr. M., and E. Holeski, D. Experimental results of varying the blade-shroud clearance in a 6.02-inch radial inflow turbine. NASA Technical Note D-5513, NASA, 1970.
- (5) R. Dambach, H. P. Hodson, and I. Huntsman. An experimental study of tip clearance flow in a radial inflow turbine. *J. Turbomach.*, 121:644-650, 1999.
- (6) R. Dambach and H. P. Hodson. Tip leakage flow in a radial flow turbine with varying gap height. *J. Propulsion and Power*, 17:644-650, 2001.
- (7) 速水洋, 玄谷翊, and 妹尾泰利. ラジアルタービンのノズル翼端すきまによるタービン性能の低下. 日本機械学会論文集 B編, 54(498): 414, 418, 1988.
- (8) H. Hayami, Y. Senoo, Y.I. Hyun, and M. Yamaguchi. Effects of tip clearance of nozzle vanes on performance of radial turbine rotor. *Journal of Turbomachinery*, 112:58-63, 1990.
- (9) C. Rodgers. The characteristics of radial turbines for small gas turbines. In *Proc. ASME Turbo Expo 2003*, 2003. ASME GT2003-38026.
- (10) K. Matsuura, C. Kato, H. Yoshiki, E. Matsuo, H. Ikeda, K. Nishimura, and R. Sapkota. Prototyping of small-sized two-dimensional radial turbines. In *Proceedings of International Gas Turbine Congress 2003 Tokyo*, 2003.
- (11) Kozo Fujii. Unified zonal method based on the fortified solution algorithm. *Journal of Computational Physics*, 118(1): 92-108, 1995.

熱音響的能動制御による燃焼騒音及び振動燃焼の抑制

Suppression of Combustion Noise and Combustion Oscillation
by Thermo-acoustic Active Control Using Secondary Flame井 亀 優*¹
IKAME Masaru岸 武行*¹
KISHI Takeyuki春海 一佳*¹
HARUMI Kazuyoshi平岡 克英*¹
HIRAOKA Katsuhide岡 秀行*¹
OKA Hideyukiキーワード：Combustion Control, Combustion Oscillation, Combustion Noise, Secondary Flame,
Heat Release Oscillation, Piezo-valve

Abstract

In order to suppress combustion noise in an experimental lean premixed dump combustor, a feed-back combustion control system was constructed based on the active noise control (ANC) principle. Secondary diffusion flames were used as a secondary sound source. The controller consists of a time-delay circuit, an amplifier and a band-pass filter, so that the control parameters are delay time, a gain and cut-off frequencies. The fuel flow rate for the secondary flames was modulated by the piezo-valves.

The influence of the control parameters on suppression of combustion noise was investigated. Through clear periodicity of suppression effect on delay time, experimental results confirm that the suppression is due to the acoustic interaction between the main flame and the secondary flames.

1. はじめに

近年、地球環境保護を目的としてNO_x等の大気汚染物質の削減、あるいは二酸化炭素に代表される温室効果ガスの削減が広く求められている。ガスタービンについても例外ではなく、さらなる低NO_x化と高効率化を目的とした高温化が求められている。高温化にともなうNO_x排出を最小限に抑えるための低環境負荷燃焼技術として希薄予混合燃焼があげられる。しかし、希薄予混合燃焼は逆火、吹き消え、燃焼騒音・振動燃焼といった不安定現象を生じやすく、運転範囲が限られてしまう。本研究では、これらの不安定現象のうち、機器の損傷にまで至る可能性がある燃焼騒音・振動燃焼を制御により抑制することを目的とする。

近年、能動制御により燃焼騒音・振動燃焼を抑制することを目的として、様々な制御手法を用いた複数の試みがなされている⁽¹⁻⁷⁾。本研究で、我々は音を音で打ち消す能動騒音制御(Active Noise Control: ANC)の手法に注目した。同手法では、騒音発生源からの圧力変動は、騒音発生源とは別に設けた二次音源(スピーカー)からの圧力変動との音響的な干渉により低減される。この方

法を応用するため、本研究では燃焼騒音・振動燃焼抑制のための二次音源として、発熱変動すなわち圧力変動を発生する二次火炎(拡散火炎)を利用することを考えた。さらに、本格的な制御システム構築のためには制御則(アルゴリズム)が不可欠だが、ANCで利用されている制御則の適用を容易にするためには、二次火炎の存在が燃焼器内の流れ場を変化させたりしないシステムが望ましい。すなわち、二次火炎を含む系が線形モデルとして記述でき、制御則が容易に構築できることが望ましい。そのため、十分に小さい微小拡散火炎又は火炎群を二次音源として用いることとした。また、このような微小火炎は、燃料流量の変動に対し高速な応答性を持つことが期待される。さらに、微小火炎を用いることで、拡散燃焼に伴うNO_x増大が抑制される効果も期待した。我々はすでに、二次音源として微小拡散火炎を想定し、開放大気中において高速比例応答の燃料流量制御弁(以下ピエゾバルブ)を用いて燃料流量を変動させ、微小拡散火炎からの燃焼音の周波数応答特性についての基礎的知見を得ている⁽⁸⁾。

本研究では、当所にある実験用希薄予混合燃焼装置に二次火炎用燃料ノズル、ピエゾバルブ及びフィードバック要素(遅延回路、バンドパスフィルタ、アンプ)を組み込み、制御実験を行った。制御方法は、燃焼室に導圧

原稿受付 2004年8月26日

*1 御海上技術安全研究所

〒181-0004 東京都三鷹市新川6-38-1

管を介して取り付けられたマイクロフォンで燃焼音を検知し、その音圧信号を遅延、濾波、増幅してピエゾバルブの制御信号とし、二次火炎の発熱変動により音を発生する。そして、その音響的な干渉効果により共鳴音を低減する。本研究では遅延時間やフィルタの通過周波数帯域等の制御パラメータが、燃焼騒音へどのように影響するかを調べた。実験の結果、二次火炎の燃料流量変動の制御パラメータを適切に設定することにより、燃焼器内の共鳴音を背景音レベルにまで低減できたのでその結果を報告する。

2. 実験及び計測

2.1 実験装置及び実験方法

〈実験装置〉 図1に制御装置を組み込んだ実験用急拡大希薄予混合燃焼装置の概要を示す。予混合気は、マルチベンチュリー型混合器（7ベンチュリー、燃料ノズル：孔径0.75mm×計56孔）で形成され、266mmの混合管を経て、燃焼管に流入する。

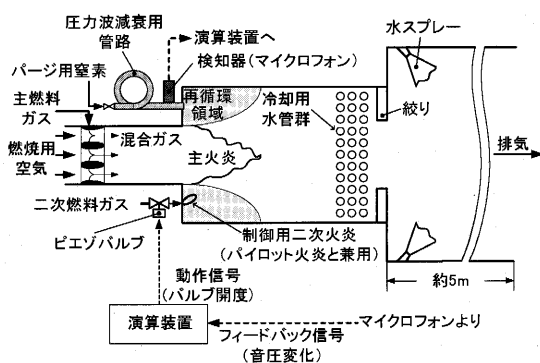


図1 実験用急拡大希薄予混合燃焼装置の概要

火炎は燃焼管（石英ガラス製、内径100mm、長さ300mm）の急拡大部再循環領域の高温ガスにより保持される。燃焼ガスは、水管群からなるガス冷却器、径60mmの絞りを経て、更に水スプレーで冷却され、長さ約5mの排気管を通して排出される。

二次火炎用の燃料は、燃焼室上流壁面上に設けたノズル（孔径1mm×4孔）から再循環領域内で中心方向に向かって噴射される。ノズル毎に二次燃料配管に取付けられたピエゾバルブ（MaxTec, MV-112）により燃料流量を変動させ、その変動によって生じる火炎の熱発生速度変動の熱音響効果によって音波を発生する。この制御された音波を人工的な減衰成分として燃焼装置の共鳴音に干渉させてそれを低減する。制御量としての燃焼騒音を検出するため、マイクロフォン（Bruel & Kjaer, Series 4138）を、導圧管（内径4mm、長さ126mm）を介して燃焼室につないだ。導圧管には反射波の影響を低減するため減衰管路（テフロン管、内径4mm、長さ20m）を取付けた。導圧管及び減衰管路の音圧計測値に及ぼす影響は、実験範囲（<500Hz）で二乗平均誤差

3dB以下であることを事前に確認した。なお、減衰管路を通じ約0.1NLMの窒素を供給し、マイクロフォン及び導圧管を連続的にパージし、燃焼器からの水蒸気の拡散・凝縮を防止した。

次に図2に制御装置の概要を示す。マイクロフォンで燃焼騒音を検出して電気信号に変換し、これを遅延回路により遅延させ、バンドパスフィルタ（NF回路ブロック、P-86（LP）およびP-87（HP））により濾波し、更に増幅器（NF回路ブロック、P-61）、バイポーラ電源（NF回路ブロック、HSA 4011）で増幅して制御信号とし、ピエゾバルブを駆動した。本実験で使用したフィルタでは、通過周波数帯域を〔共鳴周波数×（1/2）, 共鳴周波数×2〕のように設定したとき、フィルタによるこの共鳴周波数成分の位相変化は無視できる。基本的には流量振幅が平均流量に等しくなるようバイアス流量を設定するが、音圧信号の振幅が大きく変動すること、本実験で使用したピエゾバルブが、入力電圧に対し、20V以上でその流量が電圧にほぼ比例する特性を持つこと⁽⁸⁾から、制御信号（流量変動相当分）を常に35Vオフセットしてピエゾバルブに印加し、マイクロフォンからの信号が負の場合でも流量-電圧特性がおおよそ線形性を保つようにした。入力電圧が35Vでの二次燃料流量は、水素で約7NLM、メタンで約2.7NLMで、熱発生率基準で主火炎のおよそ5%である。

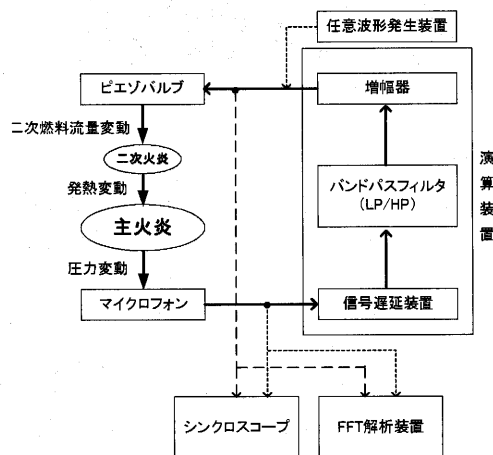


図2 制御装置の概要

〈実験方法〉 実験は大気圧下で行い、空気、主燃料、二次燃料とも室温（約25℃）で供給した。主火炎用の空気流量を1500NLM一定とし、主燃料には水素を用い、流量158NLMで行った（当量比：0.25、熱発生率：約28kW）。主燃料に水素を用いることは、二次火炎（メタン）の自発光のみを抽出できる利点がある。

前述の実験条件の下では排気管長さを3/4波長とする共鳴モード（約64Hz）が卓越するので、この共鳴モードについて制御実験を行った。本燃焼装置では、排気管長さ約5m、排気ガス温度約160℃で、排気管内の音速

はおよそ400m/sである。これらの数値から、排気管を片方開口端の音響管として共鳴周波数を概算すると、低い方から約20, 60, 100Hz・・・となる。

二次燃料にはメタンと水素を用い、燃焼特性の差が制御パラメータに及ぼす影響を検討した。図3に二次火炎の写真(燃料はメタン)を示す。

フィードバック制御実験で制御の効果を調べた。制御パラメータは信号遅延時間、ゲイン、バンドパスフィルタの通過周波数帯域である。実験では、非制御時(バイアス電圧を印加)と制御時(バイアス電圧+制御信号を印加)の共鳴音圧レベル、燃焼音のスペクトルの差を調べた。

一方、オープンループ実験では、任意波形発生装置(NF回路ブロック, WF 1945)でパルス状の電圧を発生し、増幅した後、ピエゾバルブに入力し、それに対する二次火炎の燃焼音及び非燃焼時の噴射音の応答特性を調べた。



図3 二次火炎の写真

2.2 計測方法

実験では、燃焼室音圧変化を、FFT解析装置(アドバンテスト, R9211B)により周波数領域で分析し、シンクロスコープ(Tektronix, TDS3032B)により時間領域で分析した。共鳴音は時間的に脈動するため、燃焼騒音の周波数スペクトルは20回加算平均したもので比較した。二次火炎の燃焼音及び燃料噴射音(非燃焼)の時間領域での分析にあたっては、背景にある流動音、乱流燃焼音の影響を除くため、ピエゾバルブの入力信号をトリガ信号として音圧変化を256回加算平均することにより、二次火炎の応答音を抽出した。マイクロフォンの感度は、音圧1kPa当たり出力電圧1Vになるよう調整した。

すでに開放大気中で二次火炎からの燃焼音の周波数応答特性について調べたが⁸⁾、燃焼器内における応答特性を把握するため、ICCDカメラ(Andor, iStar)を用い、燃料がメタンの場合、二次火炎の輝度の変化を測定した。火炎の撮影に際して、撮影レンズ前に2枚のガラスフィルタ(SCHOTT, BG39及びKV418)を取り付け、撮影波長範囲がおおよそ[420nm~600nm]となるように設定し、メタンの燃焼反応時に発生する活性種のCHとC₂の自発光を撮影した。

3. 実験結果及び考察

3.1 フィードバック制御実験

図4に、フィードバック回路を用いず、メタンを一定流量(入力電圧:35V)で二次火炎に供給した場合の、燃焼騒音の音圧スペクトルの変化を示す。燃料流量が一定の二次火炎を点火しただけで64Hzの共鳴音に約10dB程度の騒音低減効果が認められた。これは、二次火炎がパイロット火炎の役目を果たし主火炎を安定化したためと考えられる。

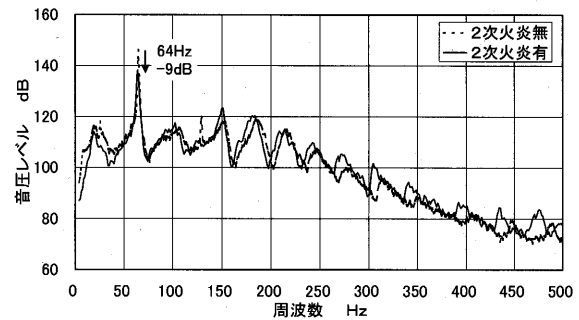


図4 音圧スペクトル(一定流量の場合)

図5にメタンを二次火炎の燃料に用い、正帰還でゲインは50倍、遅延時間2ms、バンドパスフィルタの通過周波数帯域を[15Hz, 240Hz]にした場合の音圧スペクトルの変化を示す。今回の実験では制御対象の共鳴モードに対してフィルタの位相差が0度になるよう設定した。64Hzのスペクトルは減少しているが、187Hzのスペクトルが逆に増大しているのがわかる。これは、64Hzの共鳴音成分に対しては、遅延時間が2msのとき二次火炎からの制御音が共鳴音を打ち消すような位相関係になっているが、187Hzの成分に対しては、遅延時間とフィルタによる位相変化を合算した効果により、逆に増幅する位相関係になっていると考えられる。このことから、遅延時間による制御方法では、バンドパスフィルタの通過周波数帯域を狭くして、低減を狙うスペクトル以外の成分をフィードバックさせないようにする必要があると考えられる。

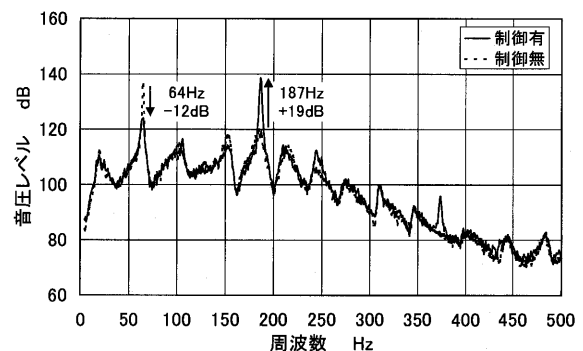


図5 音圧スペクトル(通過周波数帯域の設定が広い場合)

図6に二次火炎の燃料は同じくメタンで、正帰還、遅延時間2msでゲインは100倍に設定し、バンドパスフィルタの通過周波数帯域の設定を[30Hz, 120Hz]に狭くした場合の音圧スペクトルを示す。図5と異なり、187Hzのスペクトルは増加することなく、狙った64Hzのスペクトルだけがほぼ背景音レベルにまで低減していることがわかる。このパラメータ設定のまま、主燃料を増して卓越モードが3/4波長から5/4波長へ移行が始まる当量比0.37まで上げたが、3/4波長のモードは10dB以上の低減効果が見られ、制御効果は維持された。

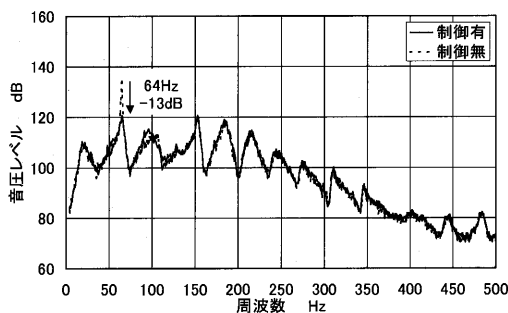


図6 音圧スペクトル (通過周波数帯域の設定が狭い場合)

図7に負帰還でゲインは100倍、遅延時間10ms、バンドパスフィルタの通過周波数帯域を[30Hz, 120Hz]にした場合の燃焼騒音と、ピエゾバルブに送られる制御用信号の波形を示す。制御装置がONになるとすぐに燃焼騒音が低減しているのがわかる。

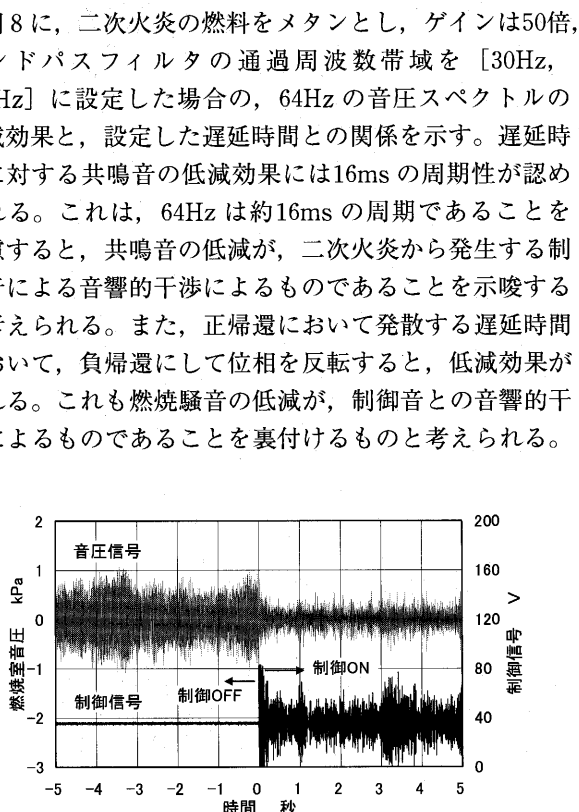


図7 音圧信号と制御信号の波形

図8に、二次火炎の燃料をメタンとし、ゲインは50倍、バンドパスフィルタの通過周波数帯域を[30Hz, 120Hz]に設定した場合の、64Hzの音圧スペクトルの低減効果と、設定した遅延時間との関係を示す。遅延時間に対する共鳴音の低減効果には16msの周期性が認められる。これは、64Hzは約16msの周期であることを考慮すると、共鳴音の低減が、二次火炎から発生する制御音による音響的干渉によるものであることを示唆すると考えられる。また、正帰還において発散する遅延時間において、負帰還にして位相を反転すると、低減効果が現れる。これも燃焼騒音の低減が、制御音との音響的干渉によるものであることを裏付けるものと考えられる。

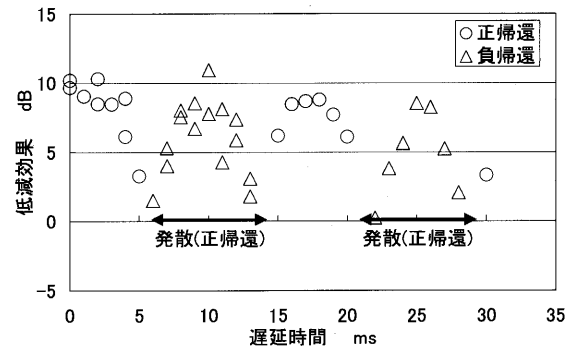


図8 燃焼騒音の低減効果と遅延時間との関係 (メタン)

図9に、水素およびメタンを二次火炎の燃料とし、正帰還でゲインは50倍、通過周波数帯域を[30Hz, 120Hz]に設定した場合の、64Hzにおける音圧スペクトルの低減効果の遅延時間に対する関係の、燃料による違いを示す。同じタイミングで圧力変化を発生させる場合、水素の方が燃焼遅れが少ない分、遅延時間を長くする(3ms)必要があるためと考えられる。

図10にバンドパスフィルタの通過周波数帯域を[30Hz, 120Hz]に設定した場合における、ゲインと64Hzの音圧スペクトルの低減効果との関係を示す。本研究においてはゲインは最大100倍まで行った。この範囲内では、ゲインを上げると燃焼騒音の低減効果は、ほぼ比例的に増大することがわかる。

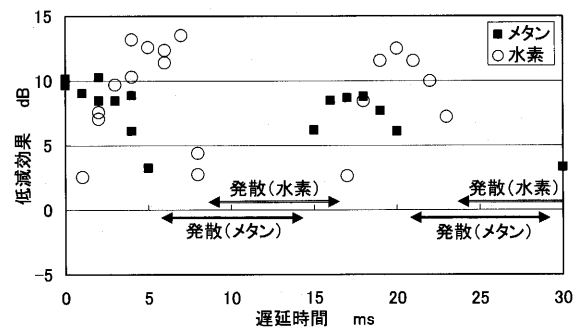


図9 燃焼騒音の低減効果と遅延時間との関係 (メタンと水素の違い)

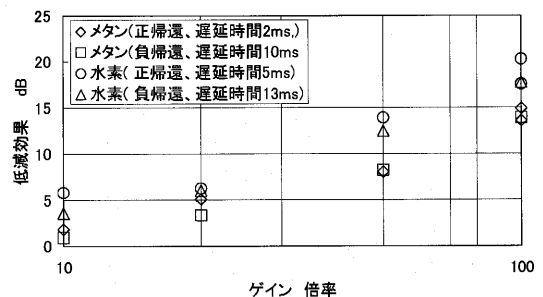


図10 ゲインと燃焼騒音の低減効果との関係

3.2 二次火炎の応答特性

二次火炎の応答特性を調べるため、矩形パルス信号をピエゾバルブに印加して音圧波形と火炎の自発光（二次燃料はメタン）を計測した。ここで圧力波形は、背景にある燃焼騒音から二次火炎の音を抽出するため、パルス信号をトリガ信号として256回加算平均した波形で、126mmの導圧管による伝播遅れを補正している。また、二次火炎画像は、パルス信号に同期させて15回積算したものである。

図11に、パルス幅3.3ms、振幅35Vの矩形パルス信号（バイアス電圧：35V）でピエゾバルブを駆動した場合の音圧波形を示す。燃料を点火せずに流した場合（非燃焼の噴射音）と、点火して流した場合（燃焼音）の音圧の波形の違いを示す。燃料はメタンで、この実験においては燃焼器に空気のみ流し、主火炎は無い。二次火炎の音圧変化は、燃焼による膨張効果のため、点火しないで燃料流量を変動させた場合の音圧変化の10倍以上となる。ただ、点火した場合、圧力がピークとなる時間が非燃焼の場合と比べ遅れている。これはメタンの燃焼遅れによるものと考えられる。

図12に、主火炎がある状態で、同じくパルス幅3.3ms、振幅35Vの矩形パルス信号（バイアス電圧：35V）でピエゾバルブを駆動した場合の、入力電圧の立ち上がりからの経過時間と、二次火炎の画像（個々の画像は輝度の

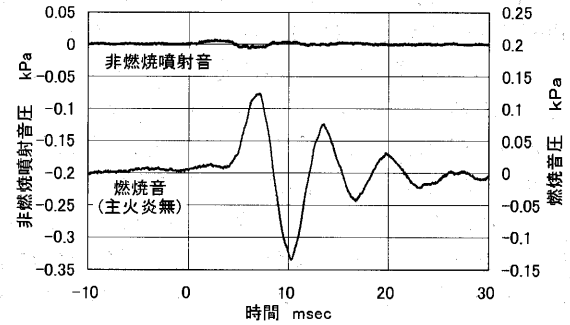


図11 非燃焼の噴射音と燃焼音との関係

15回積算)を示す。図13に、入力電圧の立ち上がりからの経過時間と、音圧波形、図12の二次火炎の画像のピクセルの輝度値を積算した値を示す。輝度の強さは熱発生率におおよそ比例するものとされ⁽⁹⁾、熱発生率の変動により音圧が発生するとすれば、図13に示した変化はこの関係をおおよそ表している。またこの図からメタンを燃料とした場合の応答遅れは約6msで、同様に水素を燃料とした実験では約3msの応答遅れが得られた。

以上の結果と図9の結果から、低減効果が最初に最大となる遅延時間（メタンの場合約2ms、水素の場合約5ms）と二次火炎の応答遅れ（メタンの場合約6ms、水素の場合約3ms）の合計はいずれも約8msになり、

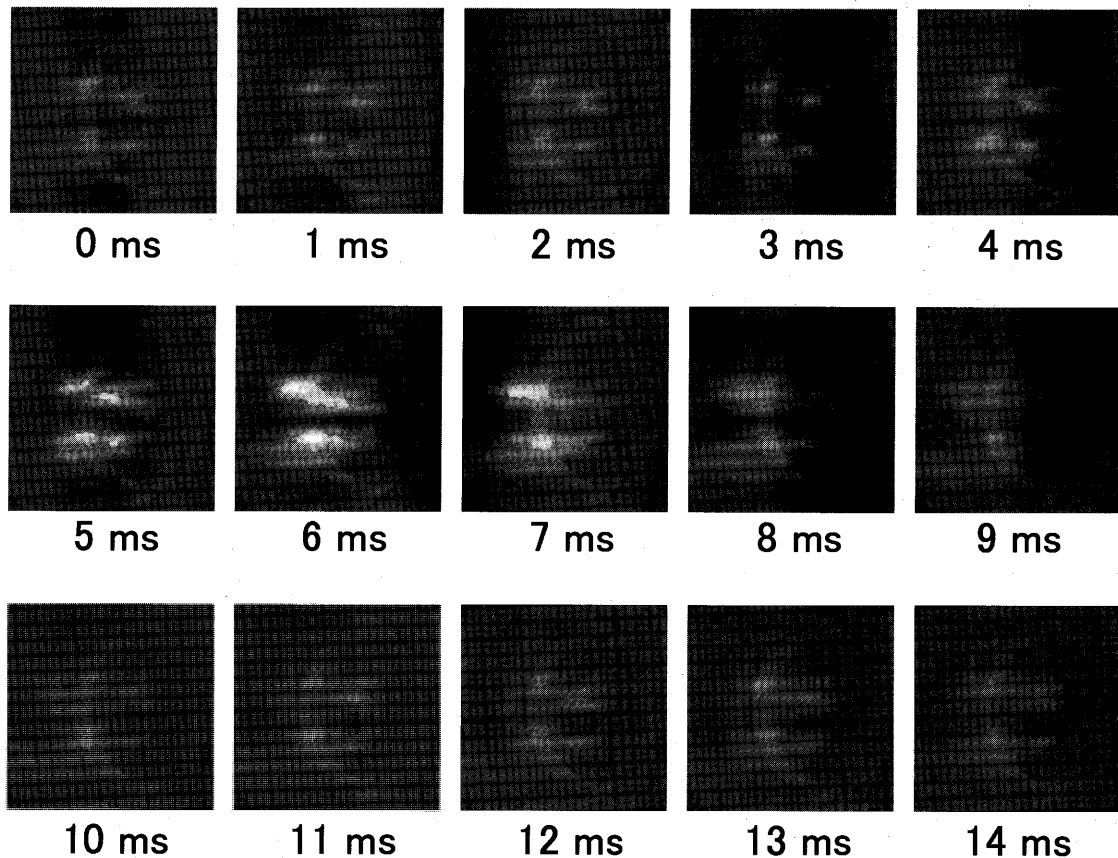


図12 二次火炎画像（数値はパルス入力信号（立ち上がり）後の経過時間）

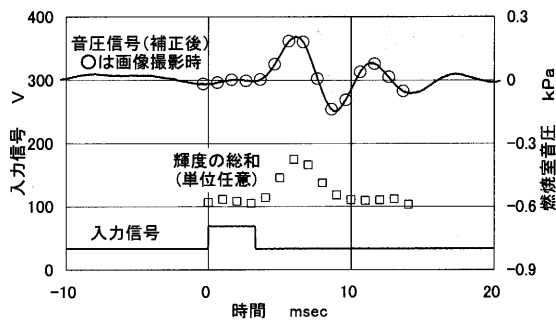


図13 圧力波形と火炎輝度との関係

64Hzの1/2周期に等しくなっている。このため二次火炎の音と共鳴音の位相差が180度となり低減効果が得られたものと考えられる。また図8における16msの周期性、正帰還、負帰還による効果もこの結果から説明できる。なお64Hzの成分に対するフィルタによる位相変化は前述したように無視できる。

4. まとめ

実験用希薄予混合燃焼装置を用い、大気圧下で二次火炎の熱音響効果を利用して燃焼騒音・振動燃焼の低減を試みた。そして、燃焼器に取り付けたマイクからの音圧信号を、遅延、濾波、増幅して高速比例応答の燃料流量制御弁に入力し、遅延時間や通過周波数帯域等の制御パラメータの燃焼騒音への影響を調べた。さらに、二次火炎の応答特性を調べるため、矩形パルス信号をピエゾバルブに印加して音圧波形と火炎の自発光を計測し、以下の知見を得た。

1. 遅延時間やバンドパスフィルタの通過周波数帯域等の制御パラメータを適切に設定することにより、燃

焼器内の共鳴音は背景音レベルにまで低減される。

2. 燃焼騒音の低減効果は、遅延時間に対して周期性を示した。
3. 燃焼音が発散する遅延時間領域において、正帰還/負帰還を切り替えることで低減効果が現れる。
4. 二次火炎の自発光輝度変化と圧力変動の位相関係を明らかにし、二次火炎の応答遅れと低減効果が最初に最大となる遅延時間の和が、メタン、水素供、共鳴モードの約1/2周期となることが確認された。
5. 上の結果から、二次火炎を使った燃焼騒音・振動燃焼の低減は単純な音響的干渉によって説明できることが確認された。

なお、本研究は文部科学省開放的融合研究「乱流制御による新機能熱流体システムの創出」に基づき、知的乱流制御研究センターの研究活動の一環として行われました。ここに謝意を表します。

参考文献

- (1) Hong, B-S., Yang, V., and Ray, A., Combustion and Flame, Vol.120 (2000), pp.91-106
- (2) Zinn, B. T. and Neumeier, Y., AIAA Paper 97-0461, 1997
- (3) Berenbrink, P. and Hoffmann, S., ASME Paper 2000-GT-79
- (4) Lee, J. G., Kim, K. and Santavicca, D. A., Proceedings of Combustion Institute, Vol.28 (2000), 739-746
- (5) Mawid, M. A., Park, T. W. and Sekar, B., ASME Paper 2000-GT-107
- (6) 吉田正平, 平田義隆, 大塚雅哉, 小林成嘉, 第15回ガスタービン秋季講演会講演論文集, pp.47-52 (2000)
- (7) 山中矢, 前田福夫, 土屋利明, 清水雅典, 第15回ガスタービン秋季講演会講演論文集, pp.53-58 (2000)
- (8) 春海一佳, 平岡克英, 井亀優, 岸武行, 岡秀行, 日本ガスタービン学会誌 (技術論文), Vol.31 No.4 (2003), pp.258-263
- (9) 平野敏右, 燃焼学-燃焼現象とその制御-, 海文堂, 1986

ガス燃料の自動分配機構を備えた 産業用ドライ低 NO_x ガスタービン燃焼器の改良

Improvement of a Dry Low NO_x Gas Turbine Combustor with an Innovative Fuel Supply Concept

若林 努*¹
WAKABAYASHI Tsutomu

守家 浩二*¹
MORIYA Koji

古賀 祥之助*²
KOGA Shonosuke

下平 一雄*³
SHIMODAIRA Kazuo

黒澤 要治*³
KUROSAWA Yoji

鈴木 和雄*³
SUZUKI Kazuo

岡崎 泰英*⁴
OKAZAKI Yasuhide

津村 淳一*⁵
TSUMURA Junichi

川口 修*⁶
KAWAGUCHI Osamu

キーワード：ガスタービン燃焼器，希薄予混合燃焼，NO_x，燃焼効率，燃料自動分配
Gas turbine combustor, Lean premixed combustion, NO_x, Combustion efficiency,
Automatic fuel distribution

Abstract

This paper describes the combustion performance of a dry low-NO_x gas turbine combustor designed with an innovative fuel supply concept using gaseous fuel. This concept uses spontaneous fuel distribution achieved by an interaction between the gaseous fuel jet and the airflow. Previously, we proved that fuel distribution based on the innovative fuel supply concept actually occurred according to the load by means of pressurized combustion tests using a prototype combustor. However, combustion efficiency was not high at medium and low loads. Further, the pressure loss of the combustor was high. Therefore, the prototype combustor was improved from the viewpoint of combustion efficiency and combustor pressure loss. This paper describes the detailed structure of the improved combustors and the results of the pressurized combustion experiments.

1. はじめに

産業用ガスタービンからの NO_x 排出の低減は，NO_x 規制への対応さらに環境保全の面から重要な課題である。現在は拡散燃焼場への水・蒸気噴射法や選択還元触媒による後処理法にて NO_x 低減を行っているものが多いが，これらの方法では，設備コストやランニングコストがかなり，またそれらの設備導入スペースも必要となる。

一方，希薄予混合燃焼は低 NO_x 化に有効な方法の一つであり，ドライ方式での低 NO_x ガスタービン燃焼器技術としてガスタービンメーカー等で開発が行われてき

ている⁽¹⁾。しかしながら，この燃焼方法を単純に利用しただけでは，安定燃焼可能な負荷範囲が狭くなるという問題があり，この問題を解決するために，燃料ステージング方式⁽²⁾⁻⁽⁷⁾や空気量調整方式⁽⁸⁾⁻⁽¹⁰⁾等の数多くの技術が開発されてきた。しかしながら，前者では燃料系統を複数独立に持たなければならないことや，後者では燃焼器等の構造が複雑になり可動部分の耐久性が問題となる。

そこで，これらの問題を解決するために，著者らは新しい燃料供給方式⁽¹¹⁾を考案してきた。この燃料供給方式では，ガス燃料噴流と燃焼用空気流の相互作用を利用して燃料の自動分配を行うものである。燃料供給方式の概念図を図1に示す。燃料分配混合部は，外側が低 NO_x 化のための希薄予混合燃焼を行う領域（メイン領域）であり，内側は燃焼安定化のための領域（パイロット領域）である。燃料系統は1系統のみである。燃料噴出管（図1のa）の外周部に燃料導入管（図1中のb）を配置し，両者の間にパイロット用の燃焼空気の一部が流れる隙間を設け，燃料噴流とパイロット用燃焼空気流とを

原稿受付 2004年11月19日

校閲完了 2005年4月20日

* 1 大阪ガス(株) エネルギー技術研究所

〒554-0051 大阪市此花区西島6-19-9

* 2 大阪ガス(株) エネルギー事業部 エネルギー開発部

* 3 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部

* 4 日立造船(株) 技術研究所

* 5 日立造船(株) エネルギー・プラント事業本部

* 6 慶応義塾大学 理工学部

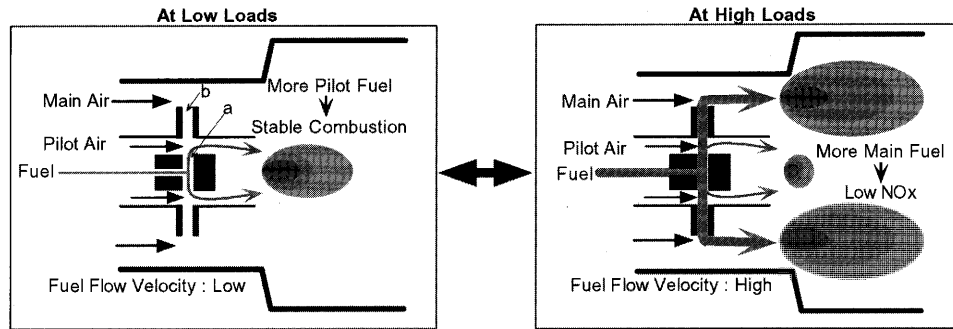


Fig.1 Diagram of the innovative fuel supply concept

意図的に衝突させるような構造となっている。この部分を「燃料分配モジュール」と呼ぶ。

低負荷時はガス燃料噴流の流速が遅くその運動エネルギーが小さいため、パイロット用燃焼空気流の影響を大きく受け、ガス燃料の多くはパイロット流路に供給され、燃焼器内上流の中心付近で安定して燃焼する。逆に、高負荷時にはガス燃料噴流の流速が早くその運動エネルギーが大きいため、パイロット用燃焼空気流の影響をほとんど受けずに、ガス燃料の大部分が燃料導入管（図1のb）を通してメイン流路に供給され、メイン空気と混合して燃焼器へと導かれて希薄予混合燃焼し、低NOx化が実現する。

これまで、この新しい燃料供給方式による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、この新しいコンセプトの実現可能性を示してきた¹¹⁾。しかしながら、この試作燃焼器には、燃焼性能の面からいくつかの課題があった。すなわち、高負荷時のNOx排出濃度はそれほど低くなく、また燃焼器全圧損失率が高く、中負荷以下の燃焼効率も高くなかったため、燃焼器の改良を進めてきた。その結果、高負荷時には、メイン領域の周方向の当量比分布を改善することにより低NOx化が可能になることがわかった¹²⁾。

本論文では、燃焼器全圧損失率の低減および中負荷以下における燃焼効率の改善のための燃焼器構造の改良効果および加圧燃焼性能等について実験の結果を述べる。

2. 燃焼器構造

表1に想定しているガスタービンの運転条件を示す。この燃焼器は6カンニュラ型燃焼器(3,240kW)のうちの1つ分を使用したものであり、定格の全当量比は約0.33である。

図2に使用したリグとともに試作燃焼器の構造を示す。上流側から、燃料分配混合部、ライナ部(内径約140mm)、尾筒部で構成されている。ライナ外周部には、外周空気流路側にリング上の突起を配置し、斜孔を分布させ、冷却効果を高めた冷却構造を採用した。またライナの遮熱性を向上させるために、ライナ内側にはヒート

シールドを取り付けた。

図3に、燃料分配混合部の詳細を示す。外側がメイン領域であり、内側がパイロット領域である。燃料分配モジュールが周方向に8個配置されており、燃料供給は1系統で行われている。

Table1 Operating conditions of the assumed gas turbine at rated power

Pressure ratio	-	10
Compressor discharged temperature	K	611
Air flow velocity at the liner	m/s	25
Combustor exit temperature	K	1330
Overall equivalence ratio excluding turbine cooling air	-	0.33
Load of each combustor	kW	540

Table2 Specifications of the opening area of the combustors

Combustor Type	Inner Diameter of Fuel Supply Unit	Cross Section of Dilution and Liner Cooling Air (including transition piece)
	mm	mm ²
Original	74	1660
Modified	90	2390

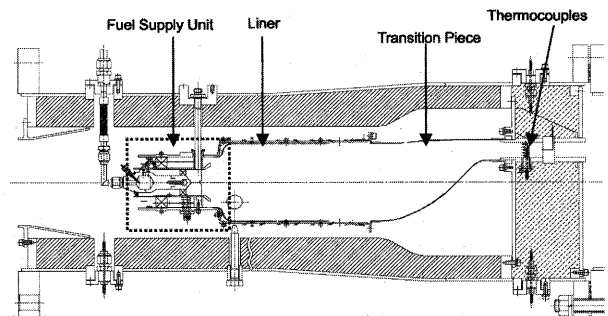


Fig.2 Cross-sectional view of the combustor and the pressurized com

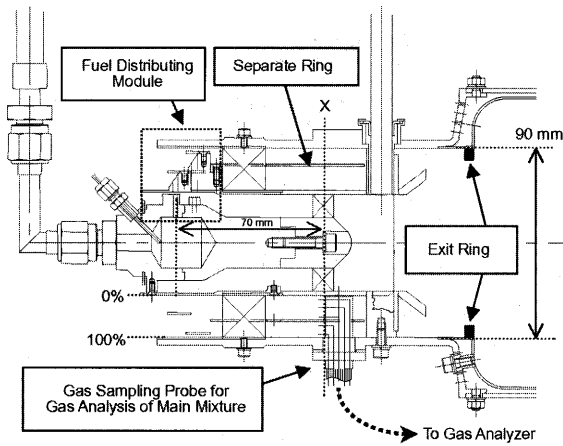


Fig. 3 Structure of the modified fuel supply unit

2.1 燃焼器低圧損化

燃焼器全圧損失率の低減のために、前報¹⁰⁾²⁾に述べた燃焼器構造・寸法を改良し、燃料分配混合部や希釈孔等の燃焼器の各開口部の面積を増加させた。表2に、改良前と改良後の燃料分配混合部の直径と、尾筒部も含めた燃焼器の壁面冷却孔と希釈孔の合計開口面積を示す。改良後は、改良前の約1.45倍の開口面積がある。

2.2 高燃焼効率化

中負荷の燃焼効率の改善のために、以下の2つの改良を実施した。

第1の改良は、「セパレートリング」と呼ぶ円筒形状のリングによりメイン領域を半径方向に2分割し、さらに異なった燃料分配特性を持つ燃料分配モジュールによりそれぞれのメイン領域へ燃料が出始める全当量比を変化させたものである。この第1の改良における負荷毎の燃料分配状態のイメージを図4に示す。燃料噴出孔は上流側と下流側に配置しており、上流側の燃料噴出孔から噴出した燃料はメイン領域の内側領域に供給され、下流側の燃料噴出孔から噴出した燃料はメイン領域の外側領域に供給されるような構造となっている。ただし、上流側と下流側との燃料分配特性の干渉をなくすために、上流側および下流側の燃料噴出孔は軸方向に対して千鳥配置としており、それに合わせて燃料導入管も千鳥配置としている。さらに、燃料分配モジュールの下流側の隙間

を上流側の隙間より大きくして、低負荷時により多くの燃料がパイロット領域に流れるようにしている。その結果、下流側の燃料噴出孔からの燃料がメイン領域に出始める全当量比 ϕ_s は、上流側の燃料の ϕ_s に比べて高負荷側になる。低負荷時は、改良前と同じように、上流側および下流側の燃料噴出孔から噴出した燃料は、すべてパイロット領域に供給され、安定に燃焼する。中負荷時は、上流側の燃料噴出孔から噴出した燃料はパイロット領域だけでなくメインの内側領域に供給されるが、下流側の燃料噴出孔から噴出した燃料は、隙間寸法を大きく設定しているため、すべてパイロット領域に供給される。このような燃料分配の状態になることによって、メイン領域に燃料が出始めた後のメイン混合気が極端に薄くなる状態を抑制することが可能になり、中負荷での燃焼効率の改善に繋がると考えられる。高負荷時は、下流側の燃料噴出孔から噴出した燃料もメイン領域の外側領域にも供給され、またパイロット側の燃料分配率は低下するため、燃料分配混合部全体で希薄予混合燃焼し、低NOxとなると考えられる。

第2の改良は、燃料分配混合部の出口部の流れ状態の改良である。改良前の燃料分配混合部の出口部の流れ状態のイメージを図5の左図に、改良後を図5の右図に示す。メインの外側（もしくは内側）領域に燃料が出始めた直後は、メイン外側の当量比は比較的lowく、まだその領域の出口部では燃焼は発生しない。さらに、改良前の燃料分配混合部の出口部メイン側の流れは、外向きになっていると考えられる。その結果、改良前の構造では、メイン外側（もしくは内側）領域に燃料が出始めた直後のメイン外側の当量比が薄い混合気は、そのまま燃料分配混合部出口部からライナ外側に向かって流れ、燃焼せずに排出されてしまう可能性が考えられる。そこで、燃料分配混合部出口部に流れを内向きに変える「出口リング」と呼ぶオリフィス形状のリングを取り付けた。この改良によって、メイン外側（もしくは内側）領域に燃料が出始めた直後のメイン外側の当量比が薄い混合気は、燃焼が発生している内側の領域に供給されやすくなるため、燃焼効率の改善に繋がると考えられる。

図3には前述の2つの改良を加えた燃料分配混合部の

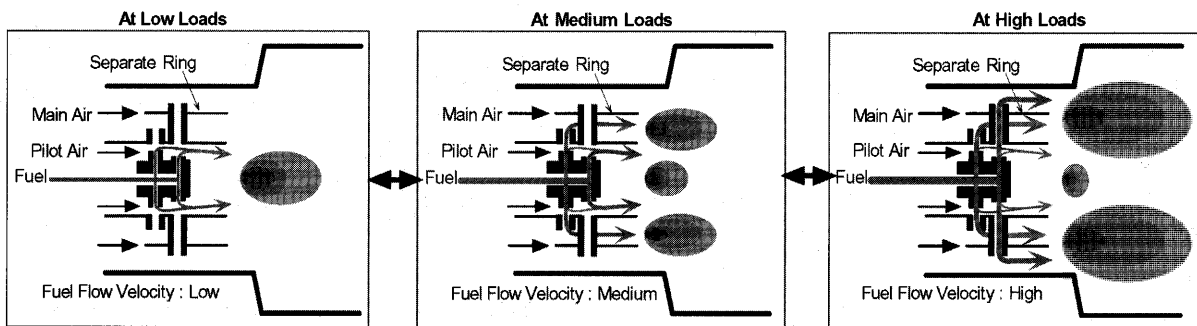


Fig. 4 Diagram of the first modification (division of the main region and change of fuel distribution)

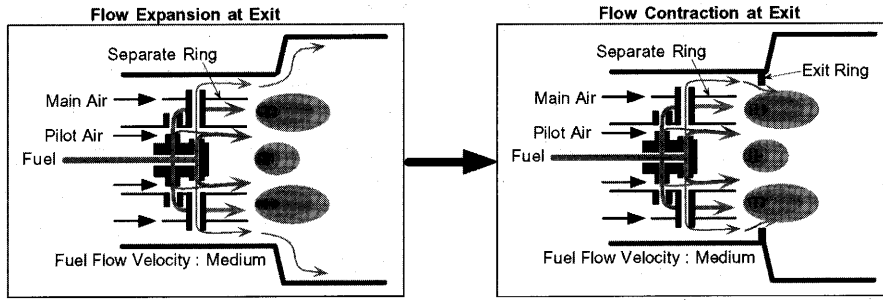


Fig.5 Diagram of the second modification (attachment of an exit ring to turn the flow inward)

断面を示す。上流側および下流側にはそれぞれ1セットずつの燃料噴出孔と燃料導入管を備えた燃料分配モジュールが周状に8個配置されている。メイン領域はセパレートリングにより2分割されており、メインの内側および外側の流路面積はほぼ同じになっている。

表3に、評価した燃焼器A, B, Cの3タイプにおける改良の有無を示す。

3. 実験装置および実験条件

加圧燃焼試験装置の系統を図6に、使用したリグを図2に示す。空気は圧縮機にて供給し、電気ヒータにより昇温し、燃焼器を収めているリグに供給した。燃料はカードルより供給される「13A」(メタン88%, エタン6%, プロパン4%, ブタン2%)を使用した。

燃焼器出口部には円筒形状のダクトが水平に接続されており、燃焼器出口部から下流側約1mの位置のダクト(内径約φ200mm)内に、高さ方向に均等配置した5点のφ2.0mmの採取口から等量を採取して混合する構造の水冷式ガスサンプリングプローブを取り付け、加熱導管にてガス分析計に導き、NOx・O2・CO・CO2・UHCの5成分を分析した。燃焼効率および全当

量比φtは実測された燃焼排ガス組成から計算した。

図4に示す燃焼効率改善のための第1の改良による燃料分配が実際に起こっているかどうかを評価するために、図3のX断面(上流側の燃料噴出孔中心から約70mm)のメイン領域内にガスサンプリングプローブを取り付け、燃焼前のメイン混合気的气体分析(THC・O2)を実施し、局所当量比を求めた。1つのガスサンプリングプローブには半径方向に5点のφ1.0mmの採取口があり、それぞれの採取口から独立して採取できる。半径方向の内側の3穴はメイン領域内側の流路にあり、外側の2穴はメイン領域外側の流路にある。180°対象位置にガスサンプリングプローブを2つ取り付けており、同半径位置の局所当量比は、この2つのガスサンプリングプローブの計測値の平均値を用いた。

燃焼器出口部の平均温度やパターンファクターは、図2に示す燃焼器出口部に取り付けた50点の直径1.6mmのインコネルシースのR熱電対(半径方向に5点、周方向に10箇所)により計測した。熱電対の取り付け位置を図7に示す。

表1に示す運転条件を考慮し、空気温度CDTは約610Kに、希釈および燃焼器壁面冷却空気量を含む空気が体積流量を燃焼器ライナ断面積で割った断面流速Uは約25m/sに、燃焼器入口全圧CDPは0.2~0.8MPaに設定した。

Table3 Combustor types for testing

Combustor Type	First Modification	Second Modification
	Separate Ring	Exit Ring
A	none	none
B	attached	none
C	attached	attached

4. 実験結果と考察

4.1 燃焼器低圧損化

図8に燃焼器全圧損失率の実測結果を示す。どのタイプでも燃焼器全圧損失率はほとんど同じであり(約4%), 燃焼器構造変更による差異はほとんどなかった。

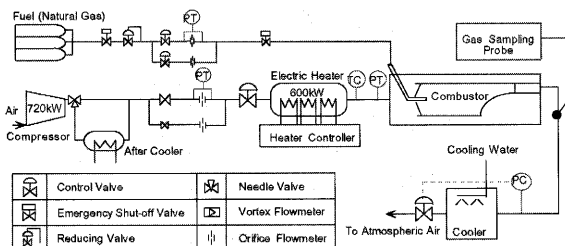


Fig.6 Pressurized test facility

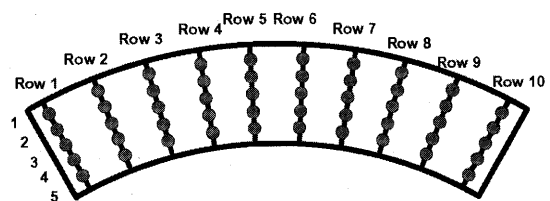


Fig.7 Position of thermocouples at combustor exit from downstream view

改良前の燃焼器全圧損失率(10~11%)と比べると、大幅な改善となっており、実用上問題ない性能と考えられる。

4.2 高燃焼効率化

まず燃焼効率向上に関する第1の改良の結果を述べる。

図9に、第1および第2の改良をしていないタイプA(表3)のメイン半径方向の局所当量比分布(図3のX断面位置)を示す。横軸はメイン領域の半径方向位置を示し、その0%はメイン領域の内側壁面に相当し、100%はメイン領域の外側壁面に相当する。メイン領域に燃料が供給され始めてからはどの全当量比 ϕ_t でもメイン領域の当量比分布はほぼフラットであり、 $\phi_t = 0.17$ では、当量比0.2程度の非常に薄い混合気がメイン領域の外側まで存在しており、燃焼効率低下の原因になると考えられる。

図10に、第1の改良を行ったタイプB(表3)のメイン半径方向の局所当量比分布(図3のX断面位置)を示す。セパレートリングは、メイン領域の約60%の位置に取り付けてある。 $\phi_t = 0.17$ では、セパレートリングがないタイプAでは燃焼効率低下の原因となりうる当量比0.2程度の非常に薄い混合気がメイン領域の外側まで存在していたが、セパレートリングがあるタイプBでは、メイン内側領域の当量比は0.2以上であるの対して、メイン外側領域の当量比はほとんどゼロとなっている。こ

れ以上に ϕ_t が増加していくと、メイン外側の当量比は増加していく。この現象は燃焼効率向上の第1の改良案として考えたコンセプトを実証していると考えられる。ただし、高負荷で、メイン外側に局所当量比が高い領域が存在するため、このガスサンプリングプローブより下流側で、メイン外側での半径方向における混合が不十分であれば、NO_xが増加する可能性はある。

図11に、燃焼効率改善に関する第1および第2の改良のNO_xと燃焼効率への影響を示す。まず、燃焼効率向上に関する第1の改良(表3のタイプB)の結果を述べる。NO_xに関してはタイプAとタイプBの顕著な差異は見られないが、燃焼効率に関しては ϕ_t が0.13から0.26と広範囲に渡ってタイプBの方が高くなっている。 ϕ_t が0.27以上では差異は見られない。図9および図10のメイン領域の当量比分布計測から、メイン領域内側に燃料が開始する全当量比 ϕ_{s1} は約0.12~0.13となっていた。前述したメイン領域の局所当量比分布の比較から考えられるように、第1の改良であるセパレートリングにより、メイン領域に燃料が開始してからメイン領域の外側での極めて低い当量比となる混合気の存在を抑制したため、 ϕ_{s1} 以上で燃焼効率の改善ができていていると考えられる。ただし、 ϕ_t が0.27以上では、メイン領域全体の当量比が高く、燃焼効率の差異は見られない。

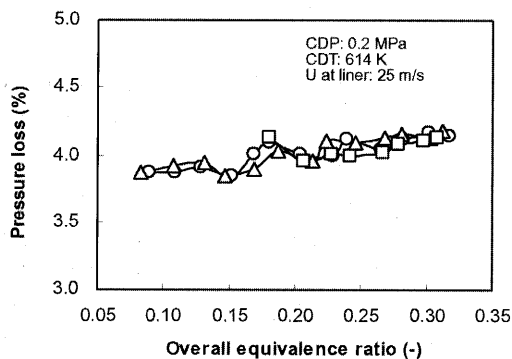


Fig. 8 Pressure loss of the combustors of types A, B and C

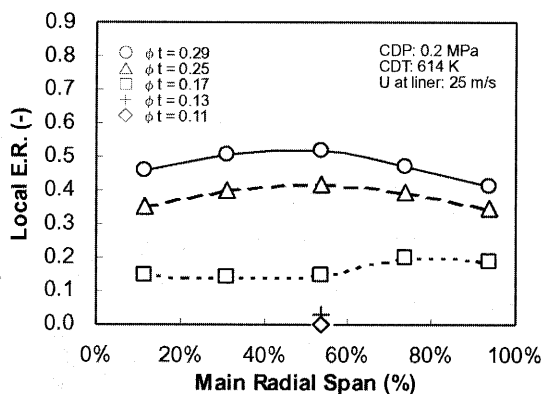


Fig. 9 Local equivalence ratio in main region of type A

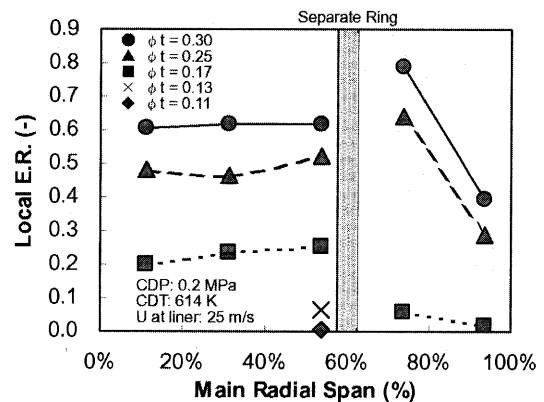


Fig. 10 Local equivalence ratio in main region of type B

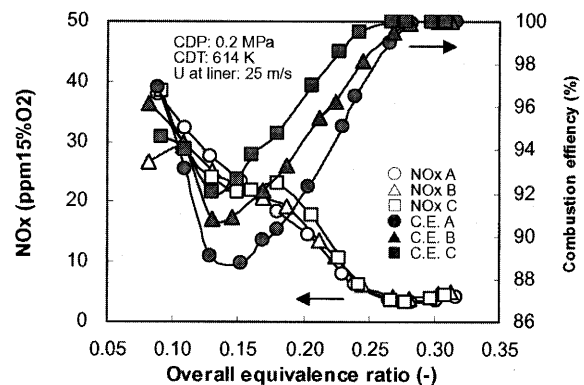


Fig. 11 NO_x and combustion efficiency of types A, B and C

次に、燃焼効率向上に関する第2の改良（表3のタイプC）の結果を述べる。NOxに関しては中負荷でやや差異が大きいものの、高負荷での差異は見られない。一方、燃焼効率に関しては、第1の改良と同様に ϕ_t が0.13からタイプCの方が高くなっているが、この第2の改良では第1の改良では効果のなかった ϕ_t が0.27以上でも見られる。燃料分配混合部の出口部の流れ状態を内向きにしてメイン混合気を燃焼が発生している内側の領域に供給することによる燃焼効率の改善効果は、メイン混合気が薄い時だけでなく、メイン混合気がある程度濃くなる時にもあることが明らかである。

図12に、燃焼効率改善に関する第1および第2の改良の燃焼器出口平均温度およびパターンファクターへの影響を示す。燃焼器出口平均温度に関しては顕著な差異は見られない。パターンファクターに関しては中負荷以上でタイプCが一番低くなっている。タイプAとタイプBの燃焼器出口温度プロファイルを見ると、高負荷時にヒートスポットが一部存在するが、タイプCではそのヒートスポットがない。ただし、構造変更との因果関係は、まだわかっていない。

以上より、燃焼効率向上に関して評価した第1および第2の改良には、燃焼器圧力損失率、NOx、燃焼器出口平均温度、パターンファクター等のガスタービン燃焼器の重要な特性に悪影響を及ぼすことなく、燃焼効率の向上効果があることがわかった。

4.3 燃焼器入口全圧の燃焼性能への影響

燃焼器タイプCは、NOx、燃焼効率、燃焼器全圧損失率等の燃焼性能が最も良かったもので、この仕様にて、燃焼器入口全圧を変えた燃焼試験を行い、燃焼器入口全圧の燃焼特性に及ぼす影響を評価した。

燃焼器入口全圧は0.2MPa、0.4MPa、0.8MPaと変化させた。どの圧力においても、逆火は発生せず、また問題となる燃焼振動は発生しなかった。

燃焼器入口全圧が燃焼器全圧損失率に及ぼす影響はほとんどなく、0.8MPaで定格全当量比に近い $\phi_t = 0.32$ の条件で約4.1%となっており、実用上問題ない性能と

考えられる。

図13に燃焼器入口全圧のNOxと燃焼効率への影響を示す。 ϕ_t が0.24以下の場合、燃焼器入口圧力の増加とともにNOxは顕著に増加しているが、0.25以上になるとその影響は小さくなる。燃焼器入口全圧が0.8MPaで定格全当量比に近い $\phi_t = 0.32$ の条件で、NOxは8 ppm (15% O₂)以下であった。 ϕ_t が低い場合は、パイロット領域の当量比が比較的高いが、 ϕ_t が高い場合はパイロット領域の当量比が低くなり、さらに定格全当量比において燃料分配混合部出口の当量比が均一かつ適切な状態になっていたためと考えられる。一方燃焼効率に関しては、負荷が変わると燃焼器入口全圧は異なる影響を及ぼしている。低負荷では燃焼器入口全圧の増加とともに燃焼効率は増加するが、 ϕ_t が約0.19から約0.25の中負荷の範囲では、逆に燃焼効率がわずかに低下している。燃焼器入口全圧が燃料分配特性やメイン領域の当量比分布等に何かしらの影響を及ぼしている可能性が考えられるが、今のところはっきりした原因は不明である。

図14に燃焼器入口全圧の燃焼器出口平均温度およびパターンファクターへの影響を示す。燃焼器入口全圧が0.8MPaの高負荷時のパターンファクターがやや高く

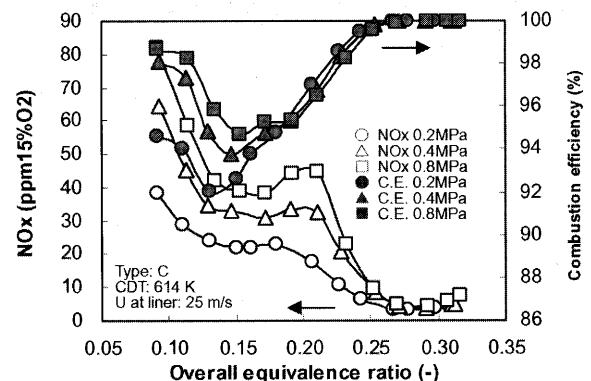


Fig. 13 Effect of CDP on NOx and combustion efficiency (type C)

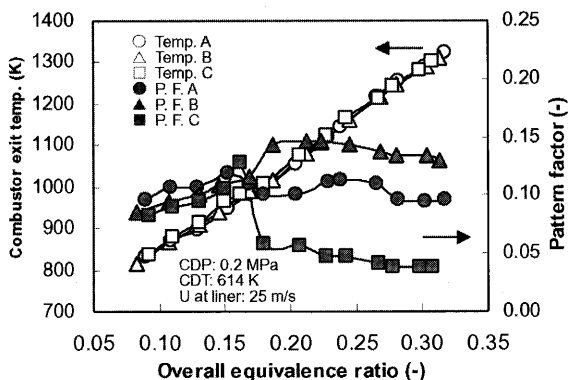


Fig. 12 Combustor exit temperature and pattern factor of types A, B and C

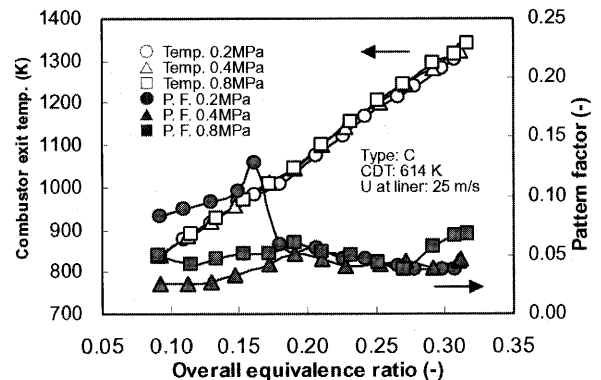


Fig. 14 Effect of CDP on combustor exit temperature and pattern factor (type C)

なっているが、燃焼器入口全圧が燃焼器出口平均温度やパターンファクターに及ぼす影響は大きくない。燃焼器入口全圧が0.8MPaで定格全当量比に近い $\phi_t = 0.32$ の条件で、燃焼器出口平均温度は約1340Kであり、表1で想定した定格値とほとんど差異はない。同条件でのパターンファクターは0.07であり、比較的均一な燃焼器出口温度分布であった。

5. まとめ

ガス燃料の自動分配機構を備えたドライ低 NO_x ガスタービン燃焼器の初期試作品の問題点を改良するため、燃焼器の改良を実施した。以下に実験の結果をまとめる。

- (1)燃焼器開口面積を増加させることにより、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た。
- (2)燃焼効率の改善として実施したメイン領域流路の2分割化および燃料分配混合部出口の流れの内向き化の改良により、燃焼器の重要な特性に悪影響を及ぼすことなく、中負荷の燃焼効率を大幅に改善することができた。
- (3)燃焼器入口全圧の増加により、低負荷および中負荷の NO_x は増加するが、高負荷の NO_x への影響は小さい。また、圧力増加とともに低負荷の燃焼効率は増加するが、中負荷では逆にわずかに低下した。燃焼器出口平均温度やパターンファクターには顕著な影響はなかった。

参考文献

- (1) Solt, J. C., and Tuzson, J., ASME paper No. 93-GT-270, (1993).
- (2) Aigner, M., and Muller, G., ASME J. Eng. Gas Turbines Power, Vol.115, p.533-536, (1993).
- (3) Kitajima, J., Kimura, T., Sasaki, T., Okuto, A., Kajita, S., Ohga, S., and Ogata, M., ASME paper No. 95-GT-255, (1995).
- (4) 石井潤治, ガスタービン学会誌, Vol.27, No.3 (1999-5) p.161-165.
- (5) 秋田栄司, 西田美紀, ガスタービン学会誌, Vol.27, No.3 (1999-5) p.138-145.
- (6) 山矢太, ガスタービン学会誌, Vol.29, No.1 (2001-1) p.22-26.
- (7) Sato, H., Amano, T., Iiyama, Y., Mori, M., and Nakamura, T., ASME paper No. 99-GT-236, (1999).
- (8) Smith, K. O., ASME paper No. 92-GT-116, (1992).
- (9) Etheridge, C. J., ASME 94-GT-255, (1994).
- (10) Smith, K. O., Holsapple, A. C., Mak, H. K., and Watkins, L., ASME paper No. 91-GT-303, (1991).
- (11) Wakabayashi, T., Ito, S., Koga, S., Ippommatsu, M., Moriya, K., Shimodaira, K., Kurosawa, Y., and Suzuki, K., ASME J. Eng. Gas Turbines Power, Vol.124, p.771-775, (2001).
- (12) Wakabayashi, T., Moriya, K., Ito, S., Koga, S., Shimodaira, K., Kurosawa, Y., Suzuki, K., and Kawaguchi, O., IGTC paper 03-TS-149, (2003).

Ultra Micro Gas Turbine 用 Flat-Flame 型 超小型燃焼器の熱輸送評価

Evaluation of Heat Transfer in Flat-Flame Ultra-Micro Combustor for Ultra Micro Gas Turbine

押味 加奈*¹
OSHIMI Kana

湯浅 三郎*²
YUASA Saburo

キーワード：UMGT (Ultra Micro Gas Turbine), Flat-Flame 型超小型燃焼器, 熱輸送, 熱損失, 熱設計

Abstract

This paper has investigated heat transfer phenomena in Flat-Flame ultra-micro combustor for Ultra Micro Gas Turbine (UMGT) experimentally by temperature measurements and evaluated its characteristics. Heat transfer at the combustor exit slit was the most dominant, which caused not only heat losses to the outside of the combustor but also recirculation of the exhausted gas enthalpy by exchanging heat with unburned pre-mixture upstream of the injector. Recirculation of the exhausted gas enthalpy and radiation from the nozzle prompted faster reaction within the combustion chamber by preheating the unburned pre-mixture, which was essential to obtain complete combustion and extremely high space heating rates with Flat-Flame ultra-micro combustors. In order to increase insulation performance of ultra-micro combustors, heat transfer at the combustor exit slit must be minimized, or it may be utilized as heat source of fuel reforming such as methanol and dimethyl ether (DME).

1. はじめに

近年、半導体技術の応用である MEMS (Micro-Electromechanical System) 技術を製造法とする、超小型ガスタービン UMGT (Ultra Micro Gas Turbine) が米国 MIT のグループにより提案された⁽¹⁾。超小型航空機の推進機としてや、携帯用超小型発電機としての応用も期待できる。

ガスタービンを小型化することにより、高出力比や材料強度の相対的増加などの利点が挙げられる。しかし熱機関である以上、装置の小型化は熱損失の増大に直結し、全体としての効率低下につながる。著者らは、UMGT 要素間熱移動がガスタービン性能に及ぼす影響をサイクル計算で評価し、燃焼器からの熱が外部に流出せず、単純にコンプレッサとタービンに移動した場合でも熱効率は顕著に低下することを示した⁽²⁾。

さらに著者らは、UMGT の燃焼器に着目し、燃焼器を小型化することによって生じる、消炎距離の相対的増加・熱損失の相対的増加・拡散特性時間の短縮・流れの層流化などの諸問題を考察した上で、Flat-Flame 燃焼

方式を提案した。この燃焼方式を採用した超小型燃焼器を試作し、その燃焼特性を実験的に求め、本燃焼方式が超小型燃焼方式に適しているとの結果を得た⁽³⁾⁻⁽⁵⁾。しかしながら、超小型燃焼器に宿命的な熱損失は、予備的実験により総発熱量の15%以上と推定され、本燃焼器を実際に UMGT に搭載しシステムを成立させるためには、外部への熱損失及び内部での熱移動に関する対策が重要な課題となっている。しかしながら、このような超小型燃焼器の熱損失・内部熱移動に関する実験に基づく報告は、著者らの知る限りなされていない。熱損失・内部熱移動を減らすためには理論的には、燃焼器全体を完全に断熱すればよいのだが、現在の技術では非常に難しい。ある程度の熱の流出・輸送は許容した上での、現実的な熱設計指針が必要となる。

そこで本論文では、火炎が安定に形成されている場合の Flat-Flame 型超小型燃焼器内外の温度分布を実験的に求め、熱の流れを全体的に把握し、評価する。それに基づき、本燃焼器を UMGT に搭載することを想定して、UMGT 用実機燃焼器に着目した熱設計指針を提案する。

2. 実験装置と実験方法

2.1 実験装置

Fig.1に本実験で用いた超小型燃焼器の概略図を示す。本論文では、燃料として水素を用いた。本燃焼器の設計

原稿受付 2004年12月15日

校閲完了 2005年4月21日

*1 東京都立科学技術大学 大学院

〒191-0065 東京都日野市旭が丘6-6

*2 東京都立科学技術大学

稼働条件は、大気圧条件下で空気流量 $m_a=0.037\text{g/s}$ 、当量比 $\phi=0.4$ (水素/空気) であり、本実験では設計稼働条件の前後を満たすように、 m_a を 0.006g/s から 0.086g/s 、 ϕ を 0.35 から 0.45 の範囲で変え、圧力・温度はそれぞれ大気圧・室温の下で実験を行った。

燃焼器の主な寸法は、MIT の初期 UMGT を参考にした⁽¹⁾。燃焼室は石英管 (熱伝導率 $\lambda=2.5\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ (at 600K)) とステンレス製中心軸リング ($\lambda=9.8\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ (at 600K))、(一部の試験では、アルミナ繊維断熱材製 ($\lambda=0.33\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ (at 600K)) 中心軸リングも用いている) に囲まれた、内径 6mm 、外径 10.5mm 、高さ 1mm の中空の空間である。このときの燃焼室容積は 58mm^3 であり、MIT の初期 UMGT 燃焼器の目標値 66mm^3 よりも小さい⁽⁶⁾。外径 5mm の中心軸は真鍮製 ($\lambda=146\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ (at 300K)) である。

燃焼器上流で予混合された水素と空気は、多孔質板インジェクタを通過し、その上表面に Flat-Flame を形成する。多孔質板インジェクタの材質や粒径等については後述する。燃焼器作製の簡便上、Flat-Flame 燃焼方式の第一段階として、排気ガスはノズルと石英管の間の排気スリット (高さ 0.3mm) を通過し、半径方向外側に排出される。実際の UMGT では排気ガスは内側に排出されることになる。ノズルとなる上部のふたは、Boron Nitride (BN) 製 ($\lambda=25.1\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ (at 600K)) もしくは MICROSIL (MS) 断熱材製 (Zircar 社製) ($\lambda=0.03\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ (at 600K)) を用いた。Fig.2 に本論文で想定している、本燃焼器を実際の UMGT に搭載する場合の、各要素との一般的な位置関係を示す。この位置関係は MIT 初期 UMGT 設計を参考にしている⁽¹⁾。

2.2 実験方法

Fig.3 に燃焼室内温度分布測定に使用した極細 K 熱電対 (素線径 0.05mm) の設置状況を示す。熱電対素線を通じての熱損失による誤差を減らすため、インジェクタ上表面に対し水平に挿入し、ジャンクションが燃焼室の中心にくるようにした。この時の素線を通じての熱伝導及び輻射による温度誤差は $10\sim 20\text{K}$ 程度と推定されるため、補正は行っていない。燃焼室高さ方向の温度分布測定では、熱電対を石英管に縦に開けた 2 つの縦溝 (幅 1mm 、深さ 0.7mm) から燃焼室内に水平に挿入した。半径方向の位置 r を 4.05mm に一定に保ったまま熱電対をインジェクタ上表面 ($h_+=0\text{mm}$) からノズル下表面 ($h_+=1.0\text{mm}$) まで上下に移動して測定を行った。半径方向の測定では、ノズルと石英管の間の排気スリットから熱電対を挿入し、高さ方向の位置をインジェクタ上表面から $h_+=0.85\text{mm}$ に一定に保ったまま熱電対を燃焼室中心軸表面 ($r=3.0\text{mm}$) 付近から排気スリット出口 ($r=6.45\text{mm}$) まで水平に移動して測定を行った。この場合、石英管に縦溝は開けていない。インジェクタに入る直前の予混合気温度測定では、石英管に開けた横穴

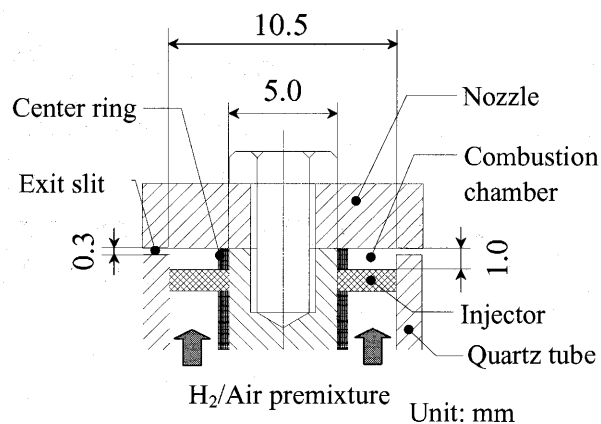


Fig.1 燃焼器概略図

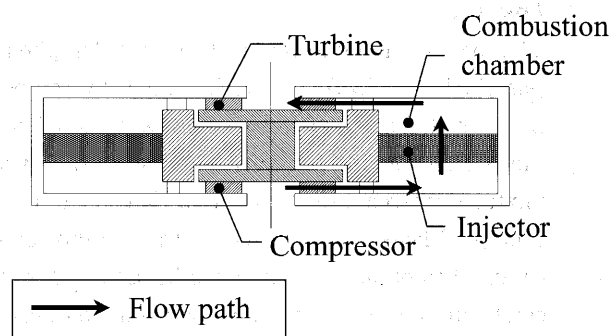


Fig.2 UMGT 燃焼器と他の要素との位置関係の概略図

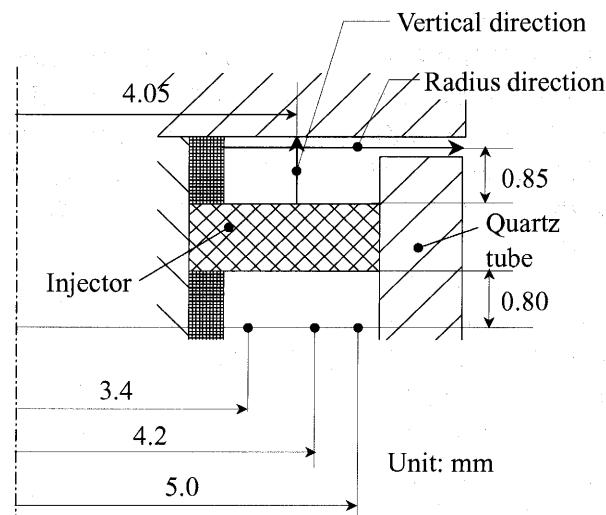


Fig.3 温度測定位置概略図

($\phi 1.0\text{mm}$) から K シース熱電対 (外径 0.25mm) を挿入した。Fig.3 に示すように、この場合、熱電対は高さ方向の位置をインジェクタ下表面から $h_+=0.8\text{mm}$ 、半径方向 r を 3.4mm 、 4.2mm 、 5.0mm の 3ヶ所に固定して測定を行った。熱電対挿入用の横穴は耐熱セメントでシールし、予混合気が漏れないようにした。

3. 実験結果と考察

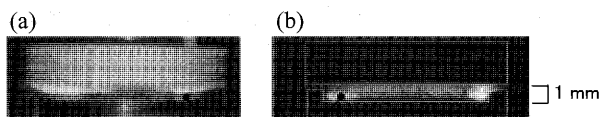
3.1 定常火炎の形状

Fig.4に $m_a=0.037\text{g/s}$, $\phi=0.4$ 一定の下で、燃焼室内（真鍮製焼結金属板インジェクタ（厚さ3mm）、BNノズル）に形成された水素/空気の火炎を、直接写真及びイメージインテンシファイアを通して撮影した写真を示す。目視する限りでは、火炎は非常に安定で燃焼室内全体を占めるように形成されている。これまでの未燃水素濃度の計測より、この条件では完全燃焼が達成されていることがわかっており、燃焼負荷率 SHR は約 $7100\text{MW}/(\text{m}^3\cdot\text{MPa})$ であり、非常に高負荷な燃焼器になっている⁽³⁾。本実験で用いた他のいずれのノズル・インジェクタ・中心軸リングの条件でも、Fig.4と同一形状の火炎の形成を確認している。

3.2 インジェクタの選定

一火炎安定限界と圧力損失一

これまでの実験では、加工のしやすさから、多孔質板インジェクタには真鍮製やステンレス製の焼結金属板を使用してきた。これら焼結金属板であっても、火炎安定限界は広く、燃焼効率も十分であった。しかし、インジェクタは火炎帯からの熱伝導などによりかなり高温に曝される。これら金属製のものには、耐熱温度が低く、焼損が激しいため、度々インジェクタを交換する必要があった。さらに真鍮製の焼結金属板では長時間の高当量比での燃焼実験のあと、インジェクタ内部で金属の酸化反応が起こっている可能性が示唆され、長時間の実験に



Stable flat-flame formed in combustion chamber

Fig.4 燃焼室内に形成された火炎の様子 ($m_a=0.037\text{g/s}$, $\phi=0.4$) (a)直接写真（露光時間180秒）(b)イメージインテンシファイアと CCD カメラ（露光時間1/30秒）

は不向きであることがわかった⁽⁴⁾。またステンレス製では、圧力損失が約18%（厚さ3mmの場合）と大きく、ガスタービン燃焼器のインジェクタとしては不向きである。そこで焼結金属板を、高温に耐え酸化反応を起こさないと考えられるアルミナ製多孔質セラミック板に替え、安定限界測定からその適正を評価した。Table 1に本実験で用いた、粒径・厚さの異なる6タイプのアルミナ製多孔質セラミック板とステンレス製焼結金属板の物性値をまとめて示す。Fig.5にそれぞれのインジェクタを用いた時の安定限界の比較を示す。測定 ϕ は希薄側のみであるが、 $\phi=1.0$ 付近でも逆火は観察されなかった。すべてのインジェクタで、目標空気流量 $m_a=0.037\text{g/s}$ を含む広い m_a 範囲で $\phi=0.3$ 弱でも安定な火炎が形成され、 m_a が 0.02g/s 以下では安定限界は急激に高 ϕ 側に移動するような傾向を示した。この低 m_a での安定限界の変化は、熱損失の増加が顕著になるために起こると考えられる⁽⁴⁾。低 m_a を除いた範囲では、粒径の大きい FA60 が比較的広い安定限界を示し、すべてのインジェクタで

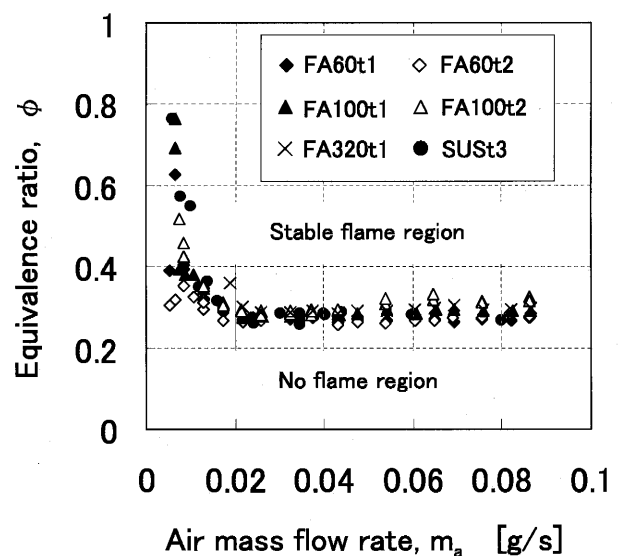


Fig.5 火炎安定限界

Table 1. 多孔質板インジェクタ物性値

	Material	Thickness [mm]	Mean particle diameter [μm]	Porosity [%]	Thermal conductivity*1 [W/(m·K)]	Pressure loss*2 [%]
SUST3	SUS316L	3	No data	40	9.83	18
FA60t1	Alumina	1	260	29	3.45	0.11
FA60t2	Alumina	2	260	29	3.45	0.22
FA100t1	Alumina	1	130	30	3.38	1.1
FA100t2	Alumina	2	130	30	3.38	2.2
FA320t1	Alumina	1	53	35	3.07	9.9

*1:SUST3はメーカー値。その他はアルミナの熱伝導率を5.3とし、多孔質板の熱伝導率計算式（木村の式⁽⁷⁾）を用いて求めた。

*2:SUST3はメーカー値。多孔質板の2次側を大気圧としたときの目標空気流量 $m_a=0.037\text{g/s}$ での著者らの実測値である。

設計稼働条件 ($m_a=0.037\text{g/s}$, $\phi=0.4$) を満たしていることがわかった。ガスタービンの燃焼器としては圧力損失が少ない方がよく、UMGT の燃焼器としてはコンパクトな方がよい。したがって、本実験では安定限界に問題がなく、圧力損失が最も小さく、厚さも薄い FA60 t1 をインジェクタとして用いることにした。

3.3 燃焼室内高さ方向及び半径方向温度分布

—BN ノズル—

Fig.6に燃焼室内 (BN ノズル) の(a)高さ方向と(b)半径方向の温度分布測定結果を示す。インジェクタ及びノズル表面での温度は、固体表面と気相の温度の平均値的な値と考えられる。

高さ方向の温度分布では、いずれの ϕ でも温度はインジェクタ上表面から徐々に上昇し、最高温度に達した後、

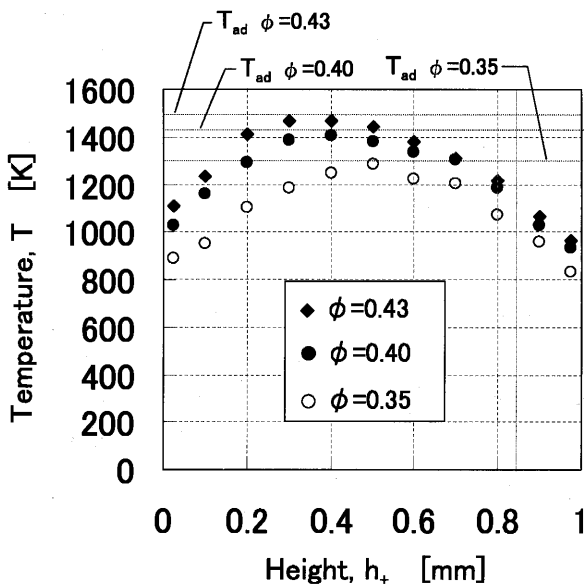


Fig. 6(a) 燃焼室内高さ方向温度分布 (BN ノズル)
 $m_a=0.037\text{g/s}$ $r=4.05\text{mm}$ 固定

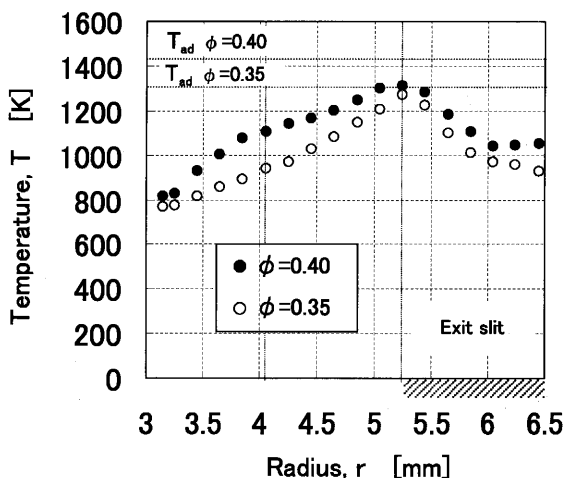


Fig. 6(b) 燃焼室内半径方向温度分布 (BN ノズル)
 $m_a=0.037\text{g/s}$ $h_+=0.85\text{mm}$ 固定

ノズル下表面に向かって低下するような山型の分布を示した。また、いずれの ϕ でも、最高温度は常温での水素/空気予混合火炎の断熱火炎温度 T_{ad} をほぼ達成している。また、高 ϕ ほど最高温度の位置はインジェクタ側に移動しており、インジェクタ側の温度も高くなっている。インジェクタは火炎帯からの熱伝導などによって加熱され高温になっており、燃焼器上流へも熱が移動していることが示唆される。また BN ノズル側へ向かって一律に温度が低下していることから、BN ノズルを通じての外部への熱損失や他要素への熱移動も顕著となっている可能性があることがわかった。

半径方向の温度分布はインジェクタ上表面からの高さ $h_+=0.85\text{mm}$ の位置で測定しているため、高さ方向の温度分布と比較すると、最高温度に達した後 BN ノズルへの熱損失のため温度低下し始めた排気ガスの温度を測定していることになる。半径方向の温度分布では、排気スリット入口 ($r=5.25\text{mm}$) で燃焼室内高温領域からの対流による熱輸送が顕著であるため最も高い温度を示すものの、排気スリットを通過するときの BN ノズル及び石英管への熱輸送のため温度低下が著しい。排気スリットでの熱輸送の分配の割合は、局所的な速度分布・温度分布・熱伝導率などに依存するのでここでは明らかではない。排気スリット出口 ($r=6.45\text{mm}$, $h_+=0.85\text{mm}$) での排気ガス温度 T_{ex} から、燃焼器外部へ流出する熱損失割合を以下の式を用いて概算した。

$$\text{熱損失割合} = 1 - \frac{(m_a + m_f) \cdot C_p \cdot (T_{ex} - T_{in})}{Q_{total}}$$

ここで、 m_f は燃料流量、 C_p は燃焼ガスの定圧比熱、 T_{in} は初期温度 (ここでは 300K としている)、 Q_{total} は流入する予混合気の所定 ϕ での総発熱量である。概算より、BN ノズルの場合、燃焼器全体の熱損失割合は、 $\phi=0.4$ のとき約 38% であることがわかった。また、燃焼室内では排気スリット入口から中心軸に向かってほぼ一定に温度が低下しており、BN ノズル以外に中心軸への熱輸送も存在するものの、その総量は面積 (中心軸: 18.8mm^2 , ノズル下面: 102.4mm^2) を比較しても小さいと考えられる。事実、中心軸近傍での半径方向温度勾配から中心軸への熱輸送量を概算すると、 $\phi=0.4$ で総発熱量の 1% 未満であることがわかった。また、火炎帯からのインジェクタへの熱伝導は流入する予混合気の予熱に使われ、ある程度回収されていると考えられる。このことから外部への熱損失要因として、BN ノズル及び石英管 (排気スリット経由) への熱輸送が大きいのと考えられる。

燃焼室内高さ方向の温度分布より、BN ノズルへの熱輸送は高温排気ガスの大きな温度低下を招いていると推測される。BN ノズルへ伝わった熱がすべて外部に熱損失として流出しているとする、BN ノズル表面温度測定から概算すると、その熱損失割合は $\phi=0.4$ のとき約 15% であることがわかり、燃焼器全体の熱損失の約半分を占めていることがわかった。また ϕ が増加するにつれ、ノズルからの熱損失は増加する傾向がある。したがって、

燃焼器の断熱性能を上げるには、BN ノズルへの熱輸送を減少させるのが有効な手段の1つである。

3.4 燃焼室内高さ及び半径方向温度分布

—MS ノズル—

Fig.7に、BN ノズルよりも λ が3桁小さい断熱材料であるMS ノズルを用いた場合の、 $\phi=0.4$ での燃焼室内高さ方向と半径方向の温度分布測定結果をBN ノズルの結果と合わせて示す。高さ方向の温度分布では、ノズルがなく (No Nozzle) 大気開放の状態での測定結果も示す。

高さ方向の温度分布では、ノズルの有無の違いを比較すると、ノズルが存在することによってインジェクタ側の温度が400Kほど上昇しており、この一因としてノズルからの熱輻射によるインジェクタの加熱が考えられる。また、最高温度位置も0.45mm程度インジェクタ側へ移動し、反応が早期に終了することを示している。すなわ

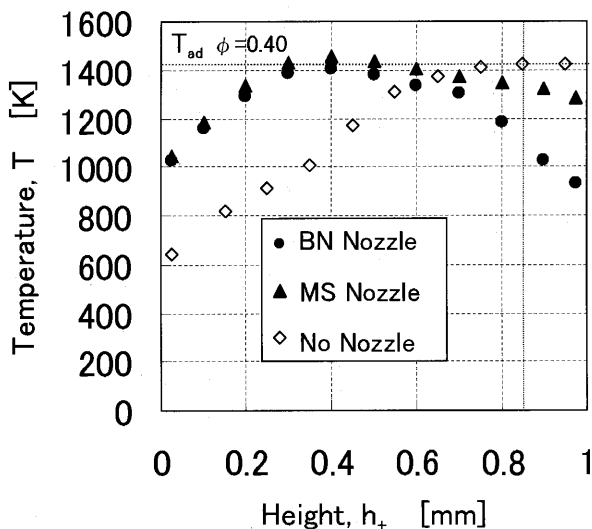


Fig.7(a) 燃焼室内高さ方向温度分布
 $m_a=0.037\text{g/s}$ $\phi=0.4$ $r=4.05\text{mm}$ 固定

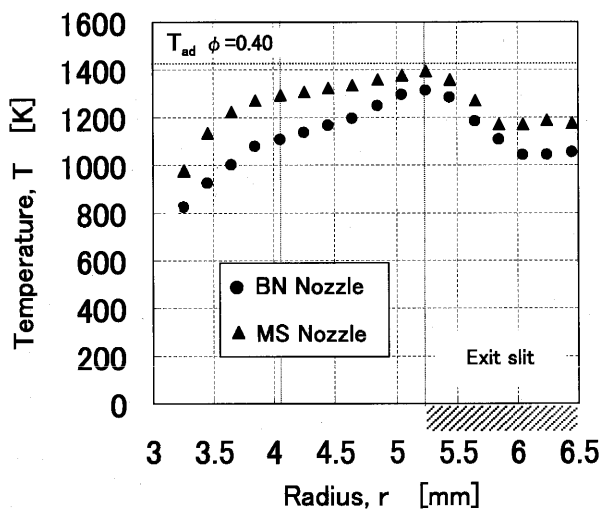


Fig.7(b) 燃焼室内半径方向温度分布
 $m_a=0.037\text{g/s}$ $\phi=0.4$ $h_+=0.85\text{mm}$ 固定

ち、微小空間内で燃焼を完了させるには、インジェクタの加熱即ち予混合気の予熱は効果的であると言える。

MS ノズルとBN ノズルを比較すると、インジェクタ付近の温度にほとんど違いは見られないものの、その後MS ノズルの方が若干高い温度を示し、BN ノズルよりも先に最高温度に達する。最高温度もMS ノズルの方が50Kほど高く、常温での水素/空気予混合火炎の T_{ad} よりも30Kほど高くなっている。さらにBN ノズルでは、最高温度に達した後、温度はノズルに向かって急激に低下するものの、MS ノズルでは最高温度からの温度低下は170K程度であり、BN ノズルよりも高温を維持したままノズル側に達している。事実、MS ノズル表面温度測定から、MS ノズルからの熱損失を見積もると、 $\phi=0.4$ で総発熱量の1%以下であることがわかり、ノズル材料に断熱材料を用いることで、ノズルからの熱損失を低減できることがわかった。

半径方向の温度分布を見ると、中心軸付近を除いた燃焼室内での温度低下は軽減されており、MS ノズルへの熱損失は低減したことがわかった。前述と同様に、排気スリット出口での排気ガス温度 T_{ex} から求めた燃焼器全体の熱損失割合は、 $\phi=0.4$ のとき約25%であることがわかった。BN ノズルと比較すると約13%熱損失割合が低減しており、これはBN ノズルから外部へ流出する熱損失割合(約15%)にほぼ対応し、ノズルからの熱損失が低減したと言える。しかし、排気スリットでの温度低下は、BN ノズルの場合と比べて改善されているものの依然著しい。排気スリットでの温度低下の原因となっているMS ノズルと石英管に輸送される熱量は、MS ノズルの λ が極端に小さいことから、石英管への熱輸送の絶対量がBN ノズルの場合に比べて増加していることが推測される。またBN ノズルの場合と同様に、MS ノズルの場合も中心軸付近で温度は低下しており、中心軸への熱輸送も依然として存在する。しかし、その割合は $\phi=0.4$ で高々2%と概算され、MS ノズルの場合、外部への熱損失要因として排気スリットでの石英管への熱輸送が最も支配的であると考えられる。

したがって、本燃焼器全体の断熱性能を上げるためには、単にノズル側を断熱するだけでは不十分であり、ノズルからの熱輻射によるインジェクタの加熱や、排気スリットでの石英管への熱輸送と中心軸への熱輸送も考慮する必要がある。ここで、本燃焼器の構造 (Fig.1) からわかるように、排気スリットでの熱輸送によって加熱された石英管は一部、上流の予混合気と熱交換し、予混合気を予熱していると考えられる。同様に中心軸への熱輸送は一部上流へ移動し、予混合気を予熱していると考えられる。このような熱の流れは、燃焼器内部で排気ガス熱量の再循環が実現していることになり、一般的な燃焼器には見られない、超小型燃焼器特有の一種の再生サイクル的な現象である。

3.5 予混合気予熱温度

排気ガス熱量の再循環経路として、主なものを Fig.8 に定性的に示す。どの経路がどの程度の割合を占めており、かつ予混合気を予熱する効果があるのかを定性的に評価するため、Table 2 に示す 4 つの実験条件での予混合気温度を測定した。

Fig.9(a) に予混合気温度測定結果（インジェクタ下表面からの高さ $h = 0.8\text{mm}$, $r = 4.2\text{mm}$ ）を示す。条件 1 では予混合気は単純に火炎帯からの熱伝導によるインジェクタの加熱によって温度上昇していると考えられ、 ϕ の増加により一様に上昇するものの $\phi = 0.4$ で 360K 程度である。しかし、条件 2 のように、下流にノズルが存在することによって予混合気温度は一気に 530K 程度まで上昇する。

条件 1 と条件 2 の差はノズルからの熱輻射と排気スリット経由及び中心軸経由の予熱効果と考えられる。また、中心軸リングをアルミナリングに替えることによって完全に中心軸が断熱されているわけではないが、条件 2 と条件 3 の差は、中心軸経由の予熱効果とみなせ、その効果は小さい。これは、前述のとおり、MS ノズルの場合中心軸への熱輸送が、 $\phi = 0.4$ で総発熱量の高々 2% と推定されることから裏付けられる。また条件 2 と条件 3 の温度差が ϕ によらずほぼ一定であることから、中心軸経由の予熱効果は ϕ にほとんど依存しないと考えられる。従って、条件 1 と条件 3 の差は、中心軸経由の予熱効果も入っているものの、主たるものはノズルからの熱輻射と排気スリット経由の予熱効果と考えられる。さ

らに条件 3 と条件 4 の差は、ノズル経由の予熱効果と考えられ、その効果は小さい。以上より、中心軸経由及びノズル経由の予熱効果は小さく、ノズルからの熱輻射と排気スリット経由の予熱効果が最も支配的と言える。

Fig.9(b) に半径方向の位置を変えた場合の予混合気温度測定結果を示す。この時の中心軸リングはすべてステンレス製のものをを用いている。ノズルがない場合、予混合気温度は、中央の $r = 4.2\text{mm}$ で最も低く、石英管側 $r = 5.0\text{mm}$ で最も高い温度を示すものの、両者の温度差は $\phi = 0.4$ で 20K 程度であり、半径方向位置による違いは小さい。一方、BN ノズルと MS ノズルでは、予混合気

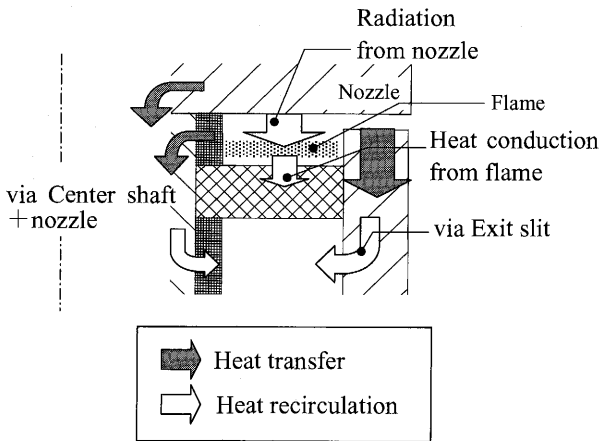


Fig.8 排気ガス熱量の再循環経路概略図

Table 2. 予混合気予熱温度測定実験条件

	Nozzle	Center ring
Condition 1	No	SUS ring
Condition 2	MS Nozzle	SUS ring
Condition 3	MS Nozzle	Alumina ring
Condition 4	BN Nozzle	Alumina ring

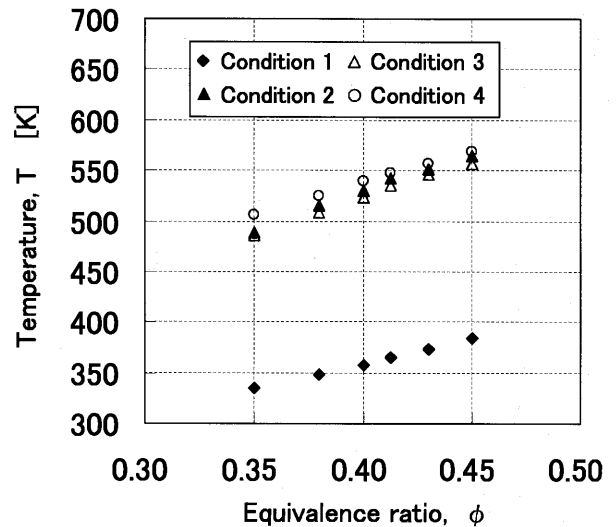


Fig.9(a) 予混合気予熱温度の変化
 $m_a = 0.037\text{g/s}$ $h = 0.8\text{mm}$ $r = 4.2\text{mm}$ 固定

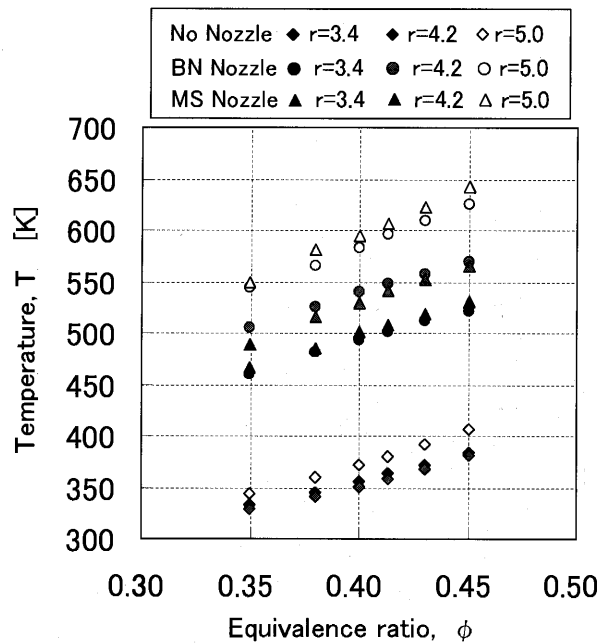


Fig.9(b) 予混合気予熱温度の変化
 $m_a = 0.037\text{g/s}$ $h = 0.8\text{mm}$ 固定

温度は、中心軸側 $r=3.4\text{mm}$ で最も低く、石英管側 $r=5.0\text{mm}$ で最も高い温度を示し、その差は $\phi=0.4$ で90 Kと大きくなっている。この結果より、排気スリット経由の熱輸送で加熱された石英管からの予熱効果が最も支配的であることが裏付けられた。また $r=5.0$ ではBN ノズルよりもMS ノズルの方が高い温度を示していることから、MS ノズルの方が排気スリットでの石英管への熱輸送の絶対量がBN ノズルの場合に比べて増加していると推測され、3.4節と同様な結果を示している。中心軸側で予混合気の温度は低いことから、中心軸経由の予熱効果はやはり小さいことがわかった。

3.6 水素/空気一次元層流火炎計算結果との比較

Fig.10にCHEMKIN[®]で計算した、 $\phi=0.4$ 水素/空気予混合気の一次元層流火炎（未燃予混合気温度300K）の(a)温度分布及び熱発生率分布、(b)化学種分布を示す。本計算では窒素 N_2 の反応は考慮していない。ノズルが

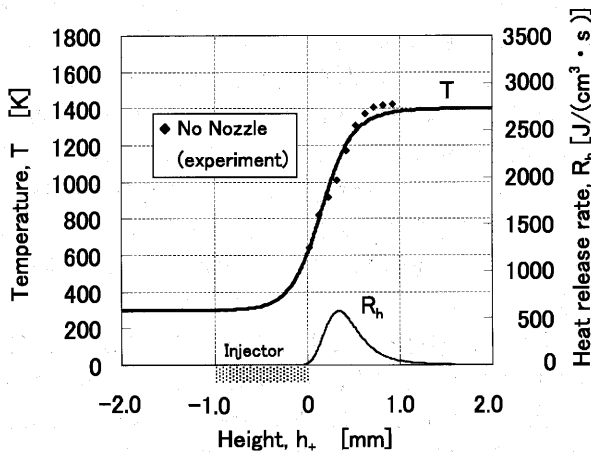


Fig.10(a) $\phi=0.4$ 水素/空気予混合1次元層流火炎温度分布・熱発生速度分布（未燃予混合気温度300K）と実測温度分布（ $r=4.05\text{mm}$ ）

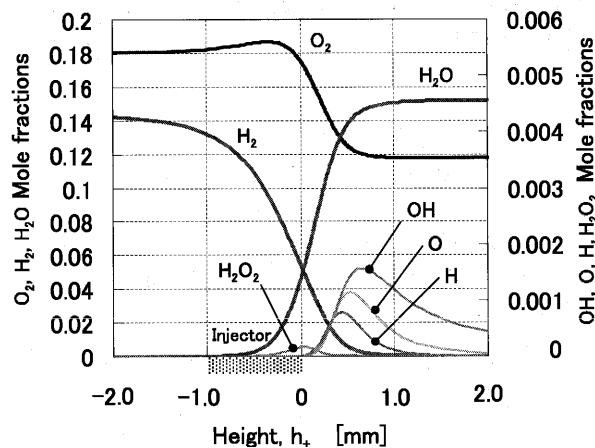


Fig.10(b) $\phi=0.4$ 水素/空気予混合1次元層流火炎化学種分布（未燃予混合気温度300K）

ない場合の実験で得られた $h_+ = 0.025\text{mm}$ での温度と計算で得られた温度を一致させるように、計算結果のインジェクタ上表面 $h_+ = 0\text{mm}$ の位置を定めた。

全体として、計算結果と実験で得られた温度分布はよく一致している。ノズルがない場合、計算結果よりも実験結果の方が最高温度に達するのが早いことから、ノズルがない場合でも若干の排気ガス熱量の再循環が行われていることが推測される。熱発生率分布から、主たる発熱領域はインジェクタ出口に対応する位置からほぼ1 mm以内 ($0 < h_+ < 1\text{mm}$) であると考えられ、化学種分布と比較しても、1.5mm以内には完全に反応が完了していると考えられる。

Fig.11に未燃予混合気を550Kまで予熱した場合の計算結果を示す。 $h_+ = 0\text{mm}$ の位置はFig.10と同様な方法で定めた。同じ図中に、MS ノズルの場合の代表的な実測温度分布を示す。実際の火炎は、一種の淀み領域に形成されているため、計算のような一次元とは異なる

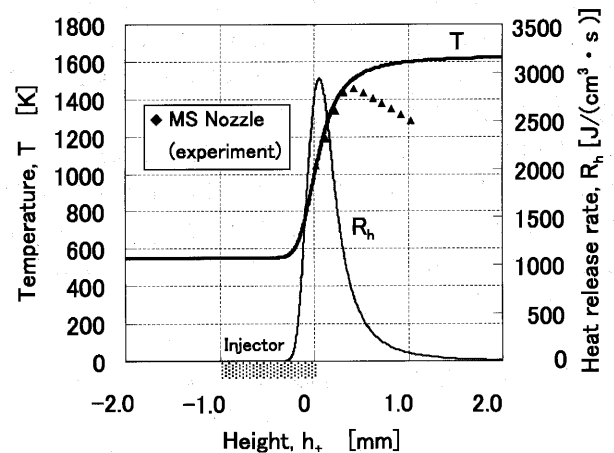


Fig.11(a) $\phi=0.4$ 水素/空気予混合1次元層流火炎温度分布・熱発生速度分布（未燃予混合気温度550K）と実測温度分布（ $r=4.05\text{mm}$ ）

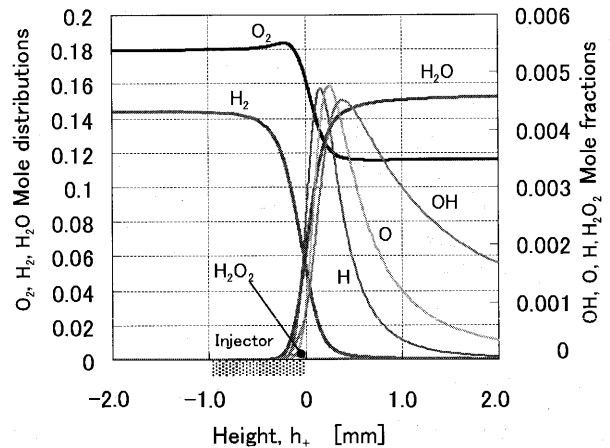


Fig.11(b) $\phi=0.4$ 水素/空気予混合1次元層流火炎化学種分布（未燃予混合気温度550K）

が、微小空間内火炎の構造を理解する一つの目安として比較を試みた。計算結果と MS ノズルでの実験で得られた温度分布を比較すると、1450Kまではよく一致しているが、その後、外部への熱損失のために、予熱がある場合の断熱火炎温度に達する前に温度低下している。計算結果より予混合気を予熱した場合、発熱領域の位置は、より上流側に移動しており、予熱がない場合と比較して主たる反応は早期に完了していると推測される。実際の燃焼器では、インジェクタ内部の固体壁中 ($-1 < h_+ < 0$ mm) では、化学種の失活のため反応はほとんど起こらず、単に予混合気の予熱のみが起こっていると考えられることから、実際の反応はインジェクタを出た直後 ($0 \text{ mm} < h_+$) で急激に起こっていると考えられる。化学種分布から推定される一次元火炎の主たる反応帯の厚さは1mm以下である。特に H_2 は1mm以内で完全に反応し終わっている。反応の遅い OH が計算では1mm以内では多くが反応途中であるが、実際の燃焼器内は2次元であるから、排気スリットへ向かう流れの中で反応し終わると考えられる。したがって、本燃焼器内で水素/空気の反応は完了し、十分に完全燃焼が達成されていると考えられる。したがって、ノズルからの熱輻射によるインジェクタの加熱や排気スリット経由などの排気ガス熱量の再循環による予混合気の予熱は、燃焼室内での早期反応を促進し、高負荷な超小型燃焼器を実現する重要な役割を担っており、Flat-Flame 燃焼方式が超小型燃焼器の燃焼方式に適している要因の1つであると考えられる。

4. UMGТ 用実機燃焼器の熱設計指針

Fig.12に、本実験で得られた本燃焼器 (MS ノズル) の熱の流れを概略的に示す。ノズルからの熱輻射によるインジェクタの加熱は予混合気の予熱に使われ回収されるため、外部への熱損失にはならない。むしろインジェクタの加熱による予混合気の予熱は、微小空間内で反応を完了するために重要な役割を担っている。

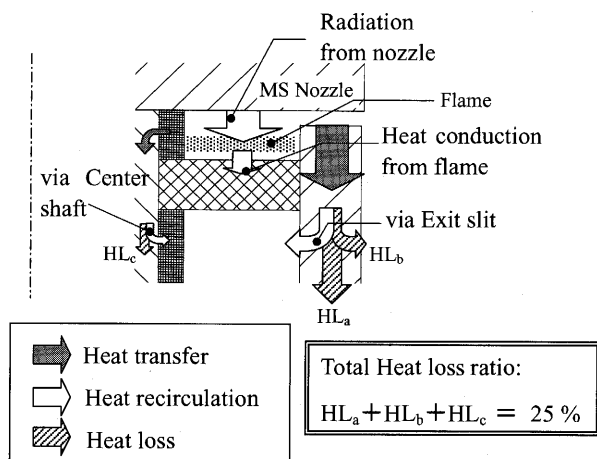


Fig.12 本燃焼器 (MS ノズル) の熱の流れ概略図

本燃焼器の場合、最終的に燃焼器出口で得られる排気ガスの持つ総エンタルピは総発熱量の約75%と考えられ、残りの約25%が熱損失として外部に流出している。主な熱損失の経路として、排気スリット経由で燃焼器上流に逃げるものを HL_a と、石英管外部へ逃げるものを HL_b 、さらに中心軸経由で燃焼器上流に逃げるものを HL_c と定義する。排気スリット経由での熱輸送による石英管の加熱は一部予混合気の予熱に使われ有効利用されているものの、 HL_a と HL_b のように外部へ熱損失として流出している量も多いと考えられ、重点的に低減する必要がある。一方中心軸経由での熱輸送量は排気スリット経由と比較して相対的に小さく、予混合気予熱効果及び熱損失全体に占める割合は小さい。

ところが、実際の UMGТ では Fig.2のように燃焼室の排気スリットは内向きであり、排気スリットからの熱輸送は中心軸側に最も多く移動すると予想され、燃焼器の断熱性を向上するためには中心軸側を重点的に断熱する必要がある。このような燃焼器出口流路での熱輸送が顕著であることを、モデル解析により指摘した報告もある⁽⁹⁾。中心軸側に伝った熱が一部コンプレッサに移動すると、UMGТ 全体の効率が急激に低下することから、UMGТ システム全体の効率を上げるためにも中心軸側を重点的に断熱することが不可欠である⁽²⁾。あるいは排気ガスから中心軸側へ輸送される熱で予混合気を予熱し、システム内で有効に回収できれば、一種の再生サイクルとなり、微小空間内で反応の完了する非常に高負荷な燃焼器となりうる。

本実験では燃料として水素を用いているが、実際に UMGТ の燃料として水素を用いることは、高密度貯蔵や安全供給・保存などの観点から現実的に難しいと考えられる。そこで、実際の UMGТ 燃料の候補として、常温で液体のメタノールや6気圧下で液体のジメチルエーテル (DME) などの炭化水素が挙げられる^(10,11)。メタノールは小型燃料電池の燃料としても有望視されており、燃料カートリッジのようなものに貯蔵して持ち歩くことが可能である。DME も低公害車の燃料としてなどとして近年注目を集めている燃料である。これらの燃料を用

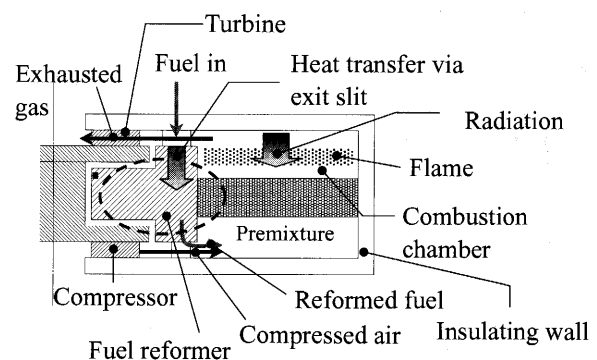


Fig.13 燃料改質器一体型 UMGТ 概念図

いる場合、中心軸側への熱輸送を有効利用する方法として、予混合気の予熱の他に、メタノールやDMEの改質熱源としての利用が考えられる。Fig.13に中心軸側的一部分で燃料を改質する、燃料改質器一体型UMGT概念図を示す。中心軸側に燃料改質層を設け、そこでメタノールやDMEを水素に改質してから圧縮された空気と混ぜて燃焼室内で燃焼させる。水蒸気改質は吸熱反応であり、メタノールの場合すべて水素に改質するとき、改質に必要な熱量は $\phi=0.4$ で総発熱量の18%程度であるため、中心軸を伝ってコンプレッサへ熱が伝わらないための吸熱層にもなりうる¹⁰⁾。さらに炭化水素系の燃料は、そのまま燃焼させようとする、水素に比べて燃焼速度が小さく消炭距離も大きい、燃焼器容積が大きくなってしまい、SHRが小さくなるという欠点がある。事実、メタンを燃料とする場合、安定な火炎を燃焼室内に形成させようとする、SHRは650MW/($\text{m}^3 \cdot \text{MPa}$) ($\phi=0.9$ のとき)程度と水素の場合よりも1桁低くなってしまっている⁵⁾。よって燃焼室に入る前にメタノールやDMEなどを水素に改質し、水素の状態で燃焼させることができれば、炭化水素系燃料でも水素燃料と同レベルの高負荷な燃焼器が実現できる可能性がある。さらにメタノールやDMEを燃焼室の壁に沿って供給すれば燃焼室の冷却兼熱回収といった、一種の再生冷却システムも考えられる。このようなシステムを成立させるためには、触媒を用いた上記のような燃料の改質速度や改質率の詳細なデータを取得する必要がある、これらはUMGTを開発する際の重要な今後の課題の1つとなると考えられる。

5. まとめ

- アルミナ多孔質セラミック板をインジェクタに用いた場合でも、設計稼働条件で十分に安定な火炎がFlat-Flame型超小型燃焼器内に形成され、広い火炎安定限界を示した。
- ノズルを断熱した場合、排気スリットでの熱輸送が最も支配的であり、熱損失として外部に流出するものと、予混合気と熱交換して、再生サイクル的な排気ガス熱量の再循環の役割を担うものがある。
- ノズルからの熱輻射及び排気スリット経由などの排気ガス熱量の再循環は、予混合気を予熱することで反応

の早期完了を促し、高負荷なFlat-Flame型超小型燃焼器を実現する重要な役割を担っている。

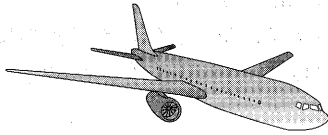
- 排気スリットでの熱輸送は、予混合気の予熱の他に、炭化水素系燃料の改質熱源としても有効利用できる可能性がある。

謝辞

なお、本研究は一部「2004年度東京都立の大学における傾斜的配分研究費」の補助を受けて行った。ここに記して謝意を表す。

参考文献

- (1) A.H.Epstein et. al., "Micro-Heat Engines, Gas Turbines, and Rocket Engines— The MIT Microengines Project—" (1997), AIAA 97-1773, 28th AIAA Fluid Dynamics Conference, 4th AIAA Shear Flow Control Conference
- (2) 押味加奈・湯浅三郎, 日本ガスタービン学会誌, 31-5, (2003-9), p.340-345
- (3) YUASA, S. and OSHIMI, K., "Concept and Experiment of a Flat-Flame Micro-combustor for Ultra Micro Gas Turbine", (2002), AIAA 2002-3771, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit
- (4) OSHIMI, K. and YUASA, S., "Combustion Characteristics of a Flat-Flame Micro-combustor for Ultra Micro Gas Turbine", (2003), ISABE 2003-1220, 17th International Symposium on Airbreathing Engines
- (5) YUASA, S. et. al., "Concept and Combustion Characteristics of Ultra-micro Combustors with Premixed Flame", Proceedings of the Combustion Institute, 30-2, (2004), p.2455-2462
- (6) A.Mehra and I.A.Waitz, "Development of a hydrogen combustor for a microfabricated gas turbine engine", (1998) Solid-State Sensor Actuator Workshop, Hilton Head, SC
- (7) 架谷昌信ら, 燃焼の基礎と応用, (1986), p.190-193, 共立出版株式会社
- (8) Kee, R.J. et. al., "A Fortran Program for Modeling Steady Laminar One-Dimensional Premixed Flames", (1985) Sandia National Laboratories Report SAND85-8240
- (9) RIBAUD, Y., "Internal Heat Mixing and External Heat losses in an Ultra Micro Turbine", (2003), IGCT OS-109, International Gas Turbine Congress 2003 Tokyo
- (10) 池田宏之助, 燃料電池のすべて, 第4版 (2002), p.158-161, 日本実業出版社
- (11) 竹本哲也ら, 第22回エネルギー・資源学会研究発表会講演論文集, (2003-6), p.233-236



航空エンジンの更なる NOx 低減は必要か？

田丸 卓*1
TAMARU Takashi

産業用ガスタービンでも航空エンジンでも排出ガス規制が強化される傾向にある。特に NOx については厳しい規制が設定され、現在のガスタービン燃焼器の設計はそれに応じるため多大の努力を強いられている。しかし、特に航空用の場合、本当にどれほどその規制強化の必要性があるのか、考えてみよう。

航空エンジンから排出される NOx の ICAO (国際民間航空機構) 規制値は高度900m 以下のアイドル、離陸、上昇、アプローチなどの飛行モードで、平均的出力と時間割合での NOx 排出量積算値 D_p [g] を定格推力 F_{oo} [kN] で除したもので決められている。一般にエンジン圧力比 π が大きいほど大きな D_p/F_{oo} の値を許容する。現在の製造中エンジンでは $D_p/F_{oo} = 32 + 1.6\pi$ [g/kN] 以下の NOx 排出であることが求められている。2004年以降の新規型式承認エンジンでは $\pi = 30$ を境に勾配が変わる規制となっている。

比較的多くのエンジンが存在する圧力比30での規制値の推移を見てみると図1のようである。同図に示すように1996年以降の新規型式承認エンジンについては20%、2004年以降はその更に16%の低減が決められている。2008年以降のものにはまた更に12%の低減が予定されている。すなわち1980年代に D_p/F_{oo} 値にして100であったものが、1996年、2004年および2008年にはそれぞれ80、67および60にまで低減が要求されている。

NOx の影響は健康被害と気象変動への寄与が懸念されている。前者は地上設置ガスタービンの場合と同じく空港などからの拡散が問題であるが、現在は自動車や発電所等の連続的排出と比べると、排出時間と頻度が少ないため深刻な問題となるほどの量ではない。後者については、航空機の飛行する対流圏上部/成層圏下部で NOx が強い温室効果ガスであるオゾンを生じ、光化学反応によって生成し、気候変動へ寄与することが懸念されている。航空機から排出される NOx の量は年間3百万トンと算出されている。ほぼ同等の量の成層圏起源窒素酸化物が混合作用によりその領域に流入し、また対流圏で雷により2百万から2千万トンの窒素酸化物が生成されているこ

ともわかってきている。人為起源の窒素酸化物総量は4千万トンを超えている。

航空機巡航時排出影響の実態は、欧米において1980年代後半から専用機や民間航空機を利用した観測キャンペーンや大規模な数値モデル計算によって徐々に明らかにされつつある。それで得られた結果によると、確かに北半球航空機幹線ルートではオゾン生成などの影響がみられるものの、航空機安全性を犠牲にしてまで NOx 排出を更に数十%低減させなければならない理由は見当たらない。航空エンジン燃焼器の更なる低 NOx 化をはかるには、燃料/空気の子混合を必要とし、常に逆火、自己着火、振動燃焼、火炎吹消え等の破滅的作動危険性やエンジン寿命短縮等の経済的損失が存在する。

米国に次ぐ航空輸送大国の日本は ICAO の場などで積極的に発言し、必要以上の規制強化を阻止する必要があるのではないであろうか。それには大気環境に対する研究にいま一層投資し、実態把握と将来予測に貢献する必要がある。極端な言い方をすれば ICAO の CAEP (航空環境保全委員会) 組織のある限り、また燃焼器技術者が努力する限り(?)、排出規制強化を強めてくると思われるが、真の安全な航空機運航を目指す道を誤ってはならないと思う。独自エンジンを作っていない、つくる気もないわが国は関係ない??

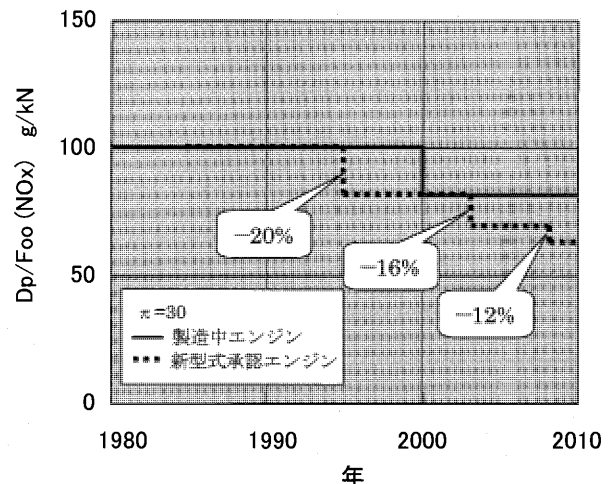


図1 ICAOによるNOx規制値の推移

原稿受付 2005年4月1日

*1 〒182-0012 調布市深大寺東町8-11-18

(社)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)に早稲田大学の久保キャンパス(理工学部)において開催された。

第29期第2回評議員会は同キャンパス62号館W棟1F大会議室にて安良岡淳君の司会で10時15分より開かれ、評議員の互選により太田有君が議長になり、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47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29期事業報告(案)、同収支決算報告(案)につき審議が行なわれ、何れも承認された。なお、同案については酒井俊道、佐藤玉太郎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30期事業計画(案)、同期予算(案)の審議が行われた。また、名誉会員推薦につき住川雅晴会長より提案があり、久保田道雄氏、白戸健氏、高原北雄氏を総会に推薦することが承認された。第30期第1回評議員会は安良岡淳君の司会で同日11時30分より同会場で開かれ、評議員の互選により太田有君が議長になり、議事が進められた。最初に、出席者10名、委任状提出者51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30期評議員選挙結果に基づく第30期役員候補者、第31期事業計画・予算案を2005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30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。2005年通常総会は、同日13時より同キャンパス62号館W棟1F大会議室で石井博之君の司会で開催された。第29期住川雅晴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。同会への出席者30名、委任状提出者989名(会員数1988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29期事業報告、同期収支決算報告につき、山本勝弘総務(主担当)理事および小松秀明総務理事による説明の後、酒井俊道、佐藤玉太郎両監事による監査の結果、適正である旨が佐藤玉太郎監事より報告され、それぞれ承認された。その後、名誉会員推薦につき住川雅晴会長より提案があり、久保田道雄氏、白戸健氏、高原北雄氏を名誉会員とすることが承認された。ついで、第30期事業計画、同予算案に関し、山本勝弘総務理事および小松秀明総務(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30期評議員選挙結果の報告の後、第30期役員を選任が行われ、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川口修君、副会長に吉野隆君が選出され、満場一致で承認された。ここで、川口修会長より、就任の挨拶が述べられ、あらためて川口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31期事業計画・予算案を2005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29期会長の住川雅晴君より退任ならびに閉会の挨拶があり、2005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、久保田道雄氏、白戸健氏、高原北雄氏に第29期住川雅晴会長より推薦状と記念品が贈呈された。これに応じて、各名誉員より挨拶が述べられた。

第29期(平成16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)

Table with 5 columns: 時期, 場所, 名称, 発表内容, 参加者数, 演題数. Lists various academic events and their details.

(2) 学会誌及び学術書の刊行(出版事業)

Table with 3 columns: 図書名, 発行年月日, 発行部数. Lists publications and their distribution.

(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)

2004年度に継続して協賛した行事は42件であり、新規のものは下記の4件である。

Table with 5 columns: 種類, 開催時期, 名称, 場所, 関連団体名. Lists international cooperation events.

(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)

Table with 3 columns: 名称, 実施期間, 調査内容. Lists research and survey activities.

(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、研究奨励賞)を授与している。2004年度は総会において学会賞の授与を行った。

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 住川雅晴
副会長 川口修
総務理事 山本勝弘(主担当), 飯田義亮, 小松秀明, 鈴木和雄, 水木新平
企画理事 佐藤幹夫(主担当), 杉山洋吉, 高木俊幸, 藤岡義行, 古島潔, 渡辺紀徳
編集理事 望月貞成(主担当), 杉本隆雄, 園田豊隆, 原田広史, 森下進, 盛田明男, 渡辺康之
監事 酒井俊道, 佐藤玉太郎

1.2 評議員

29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。

船崎健一, 鈴木和雄, 野崎理, 林茂, 柳良二, 辻本良信, 井亀優, 横井信哉, 佐々木正史, 井上雅弘, 速水洋, 吉田英生, 川口修, 山根隆一郎, 荻岐典彦, 筒井康賢, 鈴木健二, 藤岡義行, 梶沼次郎, 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, 渡辺紀徳, 白鳥敏正, 湯浅三郎, 中田俊彦, 山本悟, 本阿弥真治, 山本誠, 安達達雄, 原田広史, 水木新平, 工藤一彦, 亀本喬司, 太田有, 佐々木直人, 児玉秀和, 三塚健, 米澤史夫, 渡辺康之, 今福光雄, 片岡匡史, 一本松正道, 岩本敏昭, 杉本隆雄, 森建二, 山下直之, 中西幸夫, 力石正文, 小泉忠夫, 杉浦重泰, 池田和彦, 大原久宜, 相曾健司, 佐々木祥二, 古島潔, 土屋利明, 飯田義亮, 和泉敦彦, 松田健, 吉岡洋明, 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, 西嶋晴正, 園田豊隆, 安部利男, 鳥内克幸, 武石賢一郎, 岩佐照久, 西原昭義

2. 職員に関する事項

Table with 4 columns: 職務, 氏名, 就任年月日, 担当事務, 備考. Lists staff members and their roles.

3. 役員等に関する事項

3.1 理事会

7回開催され、第27期第2回評議員会議案、第28期第1回評議員会議案、平成15年度通常総会議案、第27期事業報告・決算案、第28期事業計画・予算案、第28期事業実施にともなう業務、第29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27期第2回評議員会、第28期第1回評議員会、平成15年通常総会、平成15年4月3日に開催された。既に学会誌 Vol.31, No.3, (2003.5) に詳細が報告されているので省略する。

4. 許可、認可、承認、証明等に関する事項

Table with 4 columns: 申請月日, 申請事項, 許可等月日, 備考. Lists application and approval items.

5. 契約に関する事項

Table with 3 columns: 契約年月日, 相手方, 契約の概要. Rows include 2004/5/13, 2004/6/1, and 2004/7/1.

6. 寄付金に関する事項

Table with 5 columns: 寄付の目的, 寄付者, 申込金額, 領収金額, 備考. Row: 学会運営, 会員有志, 69,370円, 69,370円.

7. 主務官庁指示に関する事項

Table with 3 columns: 指示年月日, 指示事項, 履行状況. Rows include 2004/6/28, 2004/10/6, 2004/9/6, 2004/11/2, 2004/11/15, 2005/1/19, 2005/2/7, and 2005/2/8.

8. 各委員会の活動

- 8.1 総務委員会
8.2 企画委員会
8.3 編集委員会
8.4 ガスタービン統計作成委員会
8.5 学術講演会委員会
8.6 ガスタービン技術情報センター運営委員会
8.7 地方委員会
8.8 Bulletin 編集委員会
8.9 選挙管理委員会
8.10 調査研究委員会

面・実施した。また、これと同様の主旨で特別講演会を開催した。

- 8.11 学会賞審査委員会
8.12 国際交流委員会
8.13 組織検討委員会
8.14 G T技術継続教育教材作成委員会
8.15 英文論文集発刊検討ワーキンググループ
8.16 国立科学博物館展示ワーキンググループ

Table: 会員の異動状況. Columns: 会員種別, 本年度末, 昨年度末, 増減数. Rows: 正会員, 賛助会員, 学生会員, 個人会員計.

社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

Table: 収支計算総括表. Columns: 科目, 合計, 一般会計, 特別会計1, 特別会計2. Rows: I. 収入の部, II. 支出の部.

2. 正味財産計算書総括表

2004年3月1日から2005年2月28日まで

2005年3月24日

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計 1	特 別 会 計 2
	円	円	円	円
【増加の部】				
資産増加額	12,365,890	1,324,384	11,041,506	0
増加額合計	12,365,890	1,324,384	11,041,506	0
【減少の部】				
負債増加額	15,923,083	800,000	0	15,125,083
減少額合計	15,923,083	800,000	0	15,125,083
当期正味財産増加額	△3,559,193	524,384	11,041,506	△15,125,083
前期繰越正味財産額	89,543,774	50,634,925	23,783,766	15,125,083
期末正味財産合計額	85,984,581	51,159,309	34,825,272	0

社団法人 日本ガスタービン学会
会長 住川 雅晴 殿

社団法人 日本ガスタービン学会

監事 酒井俊通

監事 佐藤王太郎

3. 貸借対照表総括表

2005年2月28日現在

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計 1	特 別 会 計 2
	円	円	円	円
【資産の部】				
流動資産	39,543,121	23,717,849	15,825,272	0
固定資産				
基本財産	10,000,000	10,000,000	0	0
その他固定資産	61,332,000	42,332,000	19,000,000	0
固定資産合計	71,332,000	52,332,000	19,000,000	0
資産合計	110,875,121	76,049,849	34,825,272	0
【負債の部】				
流動負債	190,540	190,540	0	0
固定負債	24,700,000	24,700,000	0	0
負債合計	24,890,540	24,890,540	0	0
【正味財産の部】				
正味財産	85,984,581	51,159,309	34,825,272	0
(うち基本金)	10,000,000	10,000,000	0	0
(うち当期正味財産増加額)	△3,559,193	524,384	11,041,506	△15,125,083
負債及び正味財産合計	110,875,121	76,049,849	34,825,272	0

7. 財産目録

2005年2月28日現在

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計 1	特 別 会 計 2
	円	円	円	円
【資産の部】				
(流動資産)				
現金預金	39,543,121	23,717,849	15,825,272	0
普通預金	31,583,829	15,758,557	15,825,272	0
みずほ銀行新宿西口支店	15,758,557	15,758,557	0	0
みずほ銀行新宿西口支店特別口	15,825,272	0	15,825,272	0
UFJ銀行新宿新都心支店	0	0	0	0
三井住友銀行新宿西口支店	0	0	0	0
郵便貯金	7,511,203	7,511,203	0	0
普通貯金	7,511,203	7,511,203	0	0
振替預金	448,089	448,089	0	0
流動資産合計	39,543,121	23,717,849	15,825,272	0
(固定資産)				
基本財産				
基本財産引当預金	10,000,000	10,000,000	0	0
中央三井信託銀行新宿西口支店	10,000,000	10,000,000	0	0
基本財産合計	10,000,000	10,000,000	0	0
その他の固定資産				
敷金	1,032,000	1,032,000	0	0
記念事業積立預金	4,500,000	4,500,000	0	0
UFJ銀行新宿新都心支店	4,500,000	4,500,000	0	0
助成事業積立預金	500,000	500,000	0	0
三井住友銀行新宿西口支店	500,000	500,000	0	0
退職給付積立預金	24,700,000	24,700,000	0	0
東京三菱銀行新宿中央支店	24,700,000	24,700,000	0	0
表彰基金	8,000,000	8,000,000	0	0
三井住友銀行新宿西口支店	8,000,000	8,000,000	0	0
事務所整備積立預金	3,600,000	3,600,000	0	0
三井住友銀行新宿西口支店	3,600,000	3,600,000	0	0
国際交流引当預金	19,000,000	0	19,000,000	0
みずほ銀行新宿西口支店特別口	19,000,000	0	19,000,000	0
その他の固定資産合計	61,332,000	42,332,000	19,000,000	0
固定資産合計	71,332,000	52,332,000	19,000,000	0
資産合計	110,875,121	76,049,849	34,825,272	0
【負債の部】				
(流動負債)				
前納会費	100,700	100,700	0	0
雇用保険	89,840	89,840	0	0
流動負債合計	190,540	190,540	0	0
(固定負債)				
退職給付引当金	24,700,000	24,700,000	0	0
固定負債合計	24,700,000	24,700,000	0	0
負債合計	24,890,540	24,890,540	0	0
正味財産	85,984,581	51,159,309	34,825,272	0

監 査 報 告 書

2004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 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、園田豊隆、野崎 理、原田広史、
盛田明男、渡辺康之
監事 本間友博、吉岡英輔
評議員 選挙結果のうち、上記理事に就任した方を除く72名

1. 事業の概要

2005年度(第30期:2005年3月1日から2006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(集會事業)

名 称	開催予定時期	開催予定場所	参加予定者
定期講演会	2005年9月	伊勢市観光文化会館	100人
見学会・技術懇談会	6月他	未定	60人
教育シンポジウム	7月	JAXA	80人
セミナー	2006年1月	東京ガス本社	115人
フォーラム	2005年7月	未定	30人
シンポジウム	未定	未定	30人

(2) 学会誌及び学術図書等の刊行(出版事業)

図 書 名	発行予定時期	予定部数
ガスタービン学会誌	2005年 3月, 5月, 7月, 9月, 11月, 2006年 1月	約2,300
定期講演会論文集	2005年 9月	200
セミナー資料集	2006年 1月	200
ガスタービン教育教材	2005年 7月	150
国産ガスタービン・過給機資料集	2005年 3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)

定期的な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、国際協力事業として Asian Congress on Gas Turbines2005を11月韓国ソウルにて開催する。

国内については昨年度と同様に、関連学協会(約25団体)との共催及び協賛により学術講演会、セミナー等を計画、実施すると共に、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)

2004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、学会誌に掲載すると共に過去5年(1999~2003)分のデータをまとめ「国産ガスタービン・過給機資料集」を発行する。また、2002年度末に「ガスタービンの技術の歴史とその継承」調査研究委員会を発足させたが、これを継続し、ガスタービン技術の伝承を図ると共に資料を作成する。

(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) その他

(社)日本ガスタービン学会
第30期(2005年度)収支予算書

1. 予算総括表

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1
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・入金収入	21,738,000	21,738,000	0
3. 事業収入	11,620,000	11,620,000	0
4. 補助金等収入	200,000	200,000	0
5. 雑収入	1,919,000	1,918,000	1,000
当期収入合計	35,480,000	35,479,000	1,000
前期繰越収支差額	39,357,581	23,532,309	15,825,272
収入合計	74,837,581	59,011,309	15,826,272
II. 支出の部			
1. 事業費	21,065,000	20,205,000	860,000
2. 管理費	18,030,000	17,480,000	550,000
3. 特定預金支出	800,000	800,000	0
当期支出合計	39,895,000	38,485,000	1,410,000
当期収支差額	△4,415,000	△3,006,000	△1,409,000
次期繰越収支差額	34,942,581	20,526,309	14,416,272

国立科学博物館展示のお知らせ

平成16年11月にオープンした国立科学博物館新館の2階で、日本ガスタービン学会が下記の通り展示を行うことになりました。ガスタービンを全く知らないお子さんから専門家まで、幅広い層の方に興味を持って頂ける展示を行いますので、是非、お誘い合わせの上ご来場ください。

1. 期間

平成17年7月5日(火)～10月2日(日) (9月7～12日を除く)

2. 場所

国立科学博物館 (<http://www.kahaku.go.jp/>) 新館2階

所在地 〒110-8718 東京都台東区上野公園 7-20

アクセス (http://www.kahaku.go.jp/visitor_info/ueno/access.html)

- ・JR「上野」駅公園口から徒歩5分
- ・東京メトロ銀座線・日比谷線「上野」駅から徒歩10分
- ・京成線「京成上野」駅から徒歩10分

3. 開館時間と入館料金

開館時間：火～日曜日の9：00～16：30 (入館は16：00まで)

入館料金：一般、大学生 500円

小・中・高校生、65歳以上の方、身体障害者の方 無料

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) その他

(社)日本ガスタービン学会
第30期(2005年度)収支予算書

1. 予算総括表

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1
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・入金収入	21,738,000	21,738,000	0
3. 事業収入	11,620,000	11,620,000	0
4. 補助金等収入	200,000	200,000	0
5. 雑収入	1,919,000	1,918,000	1,000
当期収入合計	35,480,000	35,479,000	1,000
前期繰越収支差額	39,357,581	23,532,309	15,825,272
収入合計	74,837,581	59,011,309	15,826,272
II. 支出の部			
1. 事業費	21,065,000	20,205,000	860,000
2. 管理費	18,030,000	17,480,000	550,000
3. 特定預金支出	800,000	800,000	0
当期支出合計	39,895,000	38,485,000	1,410,000
当期収支差額	△4,415,000	△3,006,000	△1,409,000
次期繰越収支差額	34,942,581	20,526,309	14,416,272

国立科学博物館展示のお知らせ

平成16年11月にオープンした国立科学博物館新館の2階で、日本ガスタービン学会が下記の通り展示を行うことになりました。ガスタービンを全く知らないお子さんから専門家まで、幅広い層の方に興味を持って頂ける展示を行いますので、是非、お誘い合わせの上ご来場ください。

1. 期間

平成17年7月5日(火)～10月2日(日) (9月7～12日を除く)

2. 場所

国立科学博物館 (<http://www.kahaku.go.jp/>) 新館2階

所在地 〒110-8718 東京都台東区上野公園 7-20

アクセス (http://www.kahaku.go.jp/visitor_info/ueno/access.html)

- ・JR「上野」駅公園口から徒歩5分
- ・東京メトロ銀座線・日比谷線「上野」駅から徒歩10分
- ・京成線「京成上野」駅から徒歩10分

3. 開館時間と入館料金

開館時間：火～日曜日の9：00～16：30 (入館は16：00まで)

入館料金：一般、大学生 500円

小・中・高校生、65歳以上の方、身体障害者の方 無料

《第33回ガスタービン定期講演会・講演論文募集》

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33回ガスタービン定期講演会を、伊勢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。今回は、昨年より開催時期が早まっている関係で、講演申込締切、原稿提出締切も若干早まっておりますので、ご注意ください。

開 催 日 2005年（平成17年）9月14日(水)、15日(木)
開 催 場 所 伊勢市観光文化会館

三重県伊勢市岩渕1丁目13番15号

見 学 会 講演会にあわせて、9月16日(金)に、愛・地球博(愛知万博)会場内エネルギー関連部門の技術見学ツアーを予定しています。奮ってご参加下さい。尚、事前登録が必要となりますので、お早めに講演会参加申込の際にお申し込み下さい。

講演申込締切 2005年（平成17年）5月31日(火)

講演原稿締切 2005年（平成17年）7月29日(金)

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で、講演者1人1題目に限ります。

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

(社)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、6月20日(月)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。

2005年度第2回見学会および技術フォーラムのお知らせ

地方委員会主催の見学会及び技術フォーラムを下記の通り開催いたします。参加要項に従い、奮ってご参加下さい。

1. 日 時 2005年7月15日(金) 13:00~16:00
2. 場 所 三菱重工業(株) 高砂製作所
〔所在地〕兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1 TEL(0794)45-6130(受付)
3. スケジュール

13:00	集 合 (三菱重工業(株) 高砂製作所 第二菱高ビル6階 921会議室)
13:10~13:30	主催者挨拶及び高砂製作所・研究所紹介
13:30~14:30	高砂製作所ガスタービン製品紹介
14:30~15:30	見 学 (ガスタービン複合サイクル発電プラント実証設備)
15:30~16:00	質 疑
16:00	解 散
4. 交 通 の 便
 1. JR西日本 明石駅にて山陽電鉄に乗換え、荒井駅下車
 2. JR西日本 姫路駅にて山陽電鉄に乗換え、荒井駅下車
荒井駅から正門まで400m 徒歩5分
5. 参 加 要 領
 - (1)定員50名。但し会員に限る(申込超過の場合は抽選し、結果を応募者全員にご連絡します。)
 - (2)申込方法;下記の申込書にご記入の上、FAX又は郵送にて学会事務局へお送り下さい。
なお、学会ホームページからも申込ができます。
申込み期限;2005年7月5日(火)
 - (3)参加費;3000円。当日受付にてお支払い下さい。

フォーラム参加申込書

申込締切日 (2005年7月5日)

開 催 日 (2005年7月15日)

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

氏 名			
会員番号			
勤務先			
勤務先 住 所	〒		
TEL		FAX	
連絡先	〒		
E-mail			

平成17年度見学会・技術懇談会のお知らせ

平成17年度の見学会・技術懇談を下記の通り(財電力中央研究所 横須賀地区)で開催致します。奮ってご参加下さい。

1. 日 時

平成17年6月17日(金) 13:00～17:00

2. 場 所

(財)電力中央研究所 横須賀地区
神奈川県横須賀市長坂2-6-1
(電話) 046-856-2121 (代表)

3. スケジュール

13:00～16:30

電力中央研究所の概要紹介

及び設備見学(下記を予定)

- ・溶融炭酸塩形燃料電池試験設備
- ・家庭用CO₂自然冷媒ヒートポンプ試験設備
- ・石炭燃焼特性実証試験設備
- ・石炭ガス化及びバイオマスガス化試験設備
- ・石炭ガス化燃料用ガスタービン燃焼試験設備
- ・ガスタービン材料暴露試験設備
- ・TBC 高熱流束試験設備
- ・ガスタービン用触媒燃焼器

16:30～17:00

技術懇談会(別館3階大会議室)

17:00 解散

4. 参加要領

- (1) 参加資格：ガスタービン学会員に限る。
- (2) 定 員：30名程度(申し込み多数の場合は抽選を行い、結果は全員にお知らせします。)
- (3) 参加費：¥3,000
- (4) 集合場所：電力中央研究所 別館3階大会議室へ直接お越し下さい。
守衛所には「GTSJの見学会参加。」の旨お申し出下さい。
- (5) 交通手段：『JR 逗子駅』または『京急新逗子駅』から路線バスで40分程度、タクシーでは30分程度。
- (6) 申込方法 下記の申込用紙にご記入のうえ5月31日(火)までにFAX、郵送またはE-mailにて学会事務局にお送り下さい。

詳細は学会ホームページをご覧ください。

(<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/index.html>)

見学会・技術懇談会参加申込書

申込締切日(平成17年5月31日(火))

開 催 日(平成17年6月17日(金))

(社)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		G T S J 会員番号	
勤 務 先			
勤 務 先 住 所	〒		
T E L		F A X	
連 絡 先	〒		
E-mail			

第11回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

近年ガスタービン技術の発展には目ざましいものがあります。航空機に搭載されるジェットエンジンをはじめ大規模発電やコ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17年7月7日(木)、8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：

7日(木)	8日(金)
9:30- 受 付	9:20-10:50 「ガスタービンと伝熱工学」 船崎健一 (岩手大学)
10:00-10:10 開会の挨拶	10:50-11:00 休 憩
10:10-11:40 「ガスタービン概論」 渡辺紀徳 (東京大学)	11:00-12:30 「ガスタービンと燃焼工学」 山中 矢 (㈱東芝)
11:40-13:00 昼 食	12:30-13:30 昼 食
13:00-14:30 「ガスタービンと流体力学」 本阿弥眞治 (東京理科大)	13:30-15:00 「ガスタービンと材料工学」 桜井茂雄 (㈱日立製作所)
14:40-15:30 「JAXAにおける航空用エンジン研究」 (JAXA)	15:00-15:10 休 憩
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)	15:10-16:40 「ガスタービンと制御工学」 松永 易 (石川島播磨重工業)
18:00-19:30 懇親会	16:40-16:50 アンケート記入
	16:50- 閉会の挨拶
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17年6月17日(金) (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：(社)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ください。(http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/)

第11回ガスタービン教育シンポジウム参加申込書

(平成17年7月7, 8日)

(社)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17年6月17日(金) (必着)

5月号特集「航空機エンジンの整備と修理技術」をお届けいたします。

川口先生の第30期会長ご就任挨拶に続き、NEDO 高橋理事の巻頭言に始まり、全日空、日本航空、国土交通省航空局、石川島播磨重工、三菱重工、川崎重工、宇宙航空研究開発機構、物質・材料研究機構の方々から、航空機エンジンの整備と修理技術の重要性、最新の技術開発や認証手続きの現状、将来への展望が語られています。

それぞれの立場から、整備と修理技術という枠を超えて航空業界活性化への思いが伝わってきます。まずはご一読いただければと存じます。ご執筆いただきました各位には、年度末のお忙しい時期にもかかわらずご執筆をご快諾いただきましたことにこの場をお借りして御礼申し上げます。

この特集号はNEDOの「航空機/エンジン国産戦略委員会—アフターマーケットから国産戦略を考える—」の2004年度の活動が結実したものと存じます。委員会では、各執筆者を含む立場の異なるメンバーが一堂に会し、組織や立場を離れて（時に思い出しながら？）航空産業、特にエンジンの国産戦略に関して熱い議論が交わされています。また活動の一環として、善は急げということ、国内エアラインでの使用済み部材の損傷評価解析やそのデータベース化の研究にも着手しています。このような航空産業の「国産」に向けた新たな胎動を本特集号のなかにご感じとっていただけたならば誠に幸甚と存じます。

喫茶室には、毎回味わい深い記事をいただいております田丸先生からNOx規制に関する含蓄ある文章を頂戴いたしました。御礼申し上げます。

本特集号の編集は、辻田委員（法政大）、中村委員

（荏原）、幡宮委員（日立）、と原田（物材機構）が担当いたしました。企画にあたって助言をいただきましたNEDO 藤原仁志様にこの場をお借りして御礼申し上げます。（原田）

〈表紙写真〉

実使用条件下での劣化機構

説明；この写真は、ボーイング777-300に使用されていたプラット & ホイトニー社製PW4090エンジンの第1段静翼である。この静翼は、内部より空冷された超合金基材上に、ボンドコートおよびセラミックス・トップコートより成る熱遮蔽コーティング（TBC）を施し、さらにフィルム冷却してある。比較的高い耐用温度を有する第2世代Ni基単結晶超合金（現在では、より耐用温度の高い第5世代がNIMSにより開発されている）基材と、電子ビーム蒸着（EB-PVD）による特異な柱状組織が低い実効弾性率を示し熱応力に強い部分安定化ジルコニア・トップコートの組み合わせにより、非常に高い温度で実使用可能となっている。写真の静翼は、通算4341時間・3510フライト使用により、静翼背側のTBCが剥離し超合金基材にクラックが発生したため、補修不能と判定され廃棄された。劣化メカニズムの詳細については、特集記事を参照されたい。

だより

✿事務局 ✉ ✿

今年は暖冬と言われていたのに寒くなり、天気予報もあてにならないと思っていたらスギ花粉の飛散量が去年の数十倍という予報はビックリ。

例年は桜の季節になると収まるのですが、今年は、ゴールデンウィークにまで持ち越しそうとのこと、これもビックリとあたるのでしょうか。

とにかく電車の中も街中を歩く人もマスクやサンングラス姿が多く、電車一車両の大体三分の一はマスク姿で、これでは花粉症も国民病だと痒い眼をこすりこすり思ったものでした。

さて、先日お願いしておりました総会の委任状も定足数に達し、皆様のご協力のおかげで無事通常総会を開催することが出来ました。ありがとうございます。

新しい年度がはじまり、各委員会の活動がはじまりました。行事も、7月7、8日の教育シンポジウム、9月14日からの伊勢市での定期講演会と既に確定しているも

のもいくつかありますので、お見逃しなきよう…。

行事もホームページからの参加申込が出来るようになり最近はこちらがかなり多くなりました。

今年度より広報委員会も設置され、これからはHPもかなり充実されてくると思いますので是非ご覧になってください。事務局と致しましても、学会誌のみならずHPにも力をいれ、出来る限り更新して新しい情報をお届けしたいと思っております。

この時期は、職場の異動やご自宅のお引越しをなさった方も多いと思います。郵便物が戻ってくる事もありますので、変更がございましたらFAXまたはE-mailで事務局あてご一報くださるようお願いいたします。

また、会費納入につきましては、是非“銀行自動引き落とし”にご協力下さいますよう重ねてお願い致します。用紙は巻末にごございますので、ご記入のうえ、事務局あてお送り下さい。お待ちしております。 [A]

5月号特集「航空機エンジンの整備と修理技術」をお届けいたします。

川口先生の第30期会長ご就任挨拶に続き、NEDO 高橋理事の巻頭言に始まり、全日空、日本航空、国土交通省航空局、石川島播磨重工、三菱重工、川崎重工、宇宙航空研究開発機構、物質・材料研究機構の方々から、航空機エンジンの整備と修理技術の重要性、最新の技術開発や認証手続きの現状、将来への展望が語られています。

それぞれの立場から、整備と修理技術という枠を超えて航空業界活性化への思いが伝わってきます。まずはご一読いただければと存じます。ご執筆いただきました各位には、年度末のお忙しい時期にもかかわらずご執筆をご快諾いただきましたことにこの場をお借りして御礼申し上げます。

この特集号はNEDOの「航空機/エンジン国産戦略委員会—アフターマーケットから国産戦略を考える—」の2004年度の活動が結実したものと存じます。委員会では、各執筆者を含む立場の異なるメンバーが一堂に会し、組織や立場を離れて（時に思い出しながら？）航空産業、特にエンジンの国産戦略に関して熱い議論が交わされています。また活動の一環として、善は急げということ、国内エアラインでの使用済み部材の損傷評価解析やそのデータベース化の研究にも着手しています。このような航空産業の「国産」に向けた新たな胎動を本特集号のなか感じとっていただけたならば誠に幸甚と存じます。

喫茶室には、毎回味わい深い記事をいただいております田丸先生からNOx規制に関する含蓄ある文章を頂戴いたしました。御礼申し上げます。

本特集号の編集は、辻田委員（法政大）、中村委員

（荏原）、幡宮委員（日立）、と原田（物材機構）が担当いたしました。企画にあたって助言をいただきましたNEDO 藤原仁志様にこの場をお借りして御礼申し上げます。（原田）

〈表紙写真〉

実使用条件下での劣化機構

説明；この写真は、ボーイング777-300に使用されていたプラット & ホイトニー社製PW4090エンジンの第1段静翼である。この静翼は、内部より空冷された超合金基材上に、ボンドコートおよびセラミックス・トップコートより成る熱遮蔽コーティング（TBC）を施し、さらにフィルム冷却してある。比較的高い耐用温度を有する第2世代Ni基単結晶超合金（現在では、より耐用温度の高い第5世代がNIMSにより開発されている）基材と、電子ビーム蒸着（EB-PVD）による特異な柱状組織が低い実効弾性率を示し熱応力に強い部分安定化ジルコニア・トップコートの組み合わせにより、非常に高い温度で実使用可能となっている。写真の静翼は、通算4341時間・3510フライト使用により、静翼背側のTBCが剥離し超合金基材にクラックが発生したため、補修不能と判定され廃棄された。劣化メカニズムの詳細については、特集記事を参照されたい。

だより

✿事務局 ✉ ✿

今年は暖冬と言われていたのに寒くなり、天気予報もあてにならないと思っていたらスギ花粉の飛散量が去年の数十倍という予報はピッタリ。

例年は桜の季節になると収まるのですが、今年は、ゴールデンウィークにまで持ち越しそうとのこと、これもピッタリとあたるのでしょうか。

とにかく電車の中も街中を歩く人もマスクやサンングラス姿が多く、電車一車両の大体三分の一はマスク姿で、これでは花粉症も国民病だと痒い眼をこすりこすり思ったものでした。

さて、先日お願いしておりました総会の委任状も定足数に達し、皆様のご協力のおかげで無事通常総会を開催することが出来ました。ありがとうございます。

新しい年度がはじまり、各委員会の活動がはじまりました。行事も、7月7、8日の教育シンポジウム、9月14日からの伊勢市での定期講演会と既に確定しているも

のもいくつかありますので、お見逃しなきよう…。

行事もホームページからの参加申込が出来るようになり最近はこちらがかなり多くなりました。

今年度より広報委員会も設置され、これからはHPもかなり充実されてくると思いますので是非ご覧になってください。事務局と致しましても、学会誌のみならずHPにも力をいれ、出来る限り更新して新しい情報をお届けしたいと思っております。

この時期は、職場の異動やご自宅のお引越しをなさった方も多いと思います。郵便物が戻ってくる事もありますので、変更がございましたらFAXまたはE-mailで事務局あてご一報くださるようお願いいたします。

また、会費納入につきましては、是非“銀行自動引き落とし”にご協力下さいますよう重ねてお願い致します。用紙は巻末にごございますので、ご記入のうえ、事務局あてお送り下さい。お待ちしております。 [A]

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(株) 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

2003.8.29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12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.33 No.3 2005.5

発行日 2005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 望月貞成
発行者 川口 修
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2005, (社)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、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。

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(株) 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

2003.8.29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12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.33 No.3 2005.5

発行日 2005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 望月貞成
発行者 川口 修
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2005, (社)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、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。

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(株) 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

2003.8.29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12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.33 No.3 2005.5

発行日 2005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 望月貞成
発行者 川口 修
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2005, (社)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、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。

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(株) 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

2003.8.29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12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.33 No.3 2005.5

発行日 2005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 望月貞成
発行者 川口 修
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2005, (社)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、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。