巻 頭 言

特集①：ガスタービンに関連する標準規格

巻頭のことば
特集「ガスタービンに関連する標準規格」

坂田　公夫*1
SAKATA Kimio

工業製品を標準によって評価し，あるいは規格によって統一することは，商品の質を保証し，他の製品との組み合わせや代替が可能であることを証明しているばかりでなく，騒音や排気ガスなどの環境基準，燃費や寿命，耐環境性などの性能や機能の証明でもあり，商品価値の表現ともなっている。更に，製品の製造法や適用材料，扱い法などにも規格を課す分野もある。

これらの認証の取得や規格への適合性は結果的に商品の競争力の一端を形成することになる。特に国際市場においては，商品のグローバル化を担保するために必要な国際認証となり，欧米では国の戦略の一つとして，技術の標準化や規格の設定が大変重視されている。近年我が国においても，これまで不得意とされてきた技術標準や認証についての議論が盛んになりつつあり，自動車などでは，東南アジアの市場獲得を舞台とした新たな認証制度の導入に向けて欧米との熾烈な競争が始まっている。技術は先端であるがその標準化に関心が薄かったために，規格化と標準化をいち早く進めてきた欧米に何度となく苦杯を味あわされてきた我が国産業界がようやく立ち上がり始めたと言える。一方，航空機では，国連機関であるICAO（国際民間航空機関）が定める認証制度に合格しなければ，製品にもならず，現存する航空機でも飛行運用が許可されないという国際制度になっており，規格と技術標準は，製品をつくり，販売し，運航する者にとっては60年以上前から必須の条件である。いわば，製品と技術の規格化や標準化，その認証制度は国および企業にとっての成長戦略策定の前提となるこれからの重要な取り組みでもある。

また，現在の我が国の産業構造には，高度技術とシステムとソフトとが有機的に連携した技術革新と構造改革が求められている。具体的には，自動車の分野での質の向上，電気電子産業の革新，先端技術工業としてのエネルギー機械製品や航空機・ジェットエンジン産業の拡大，あるいはソフトウエアやサービスを含む総合システム産業などといった，体質や構造の革新，イノベーションの創生につながる，将来性に富む分野への展開を必要としている。従って，今後この様な産業革新を効果的に実現し，産業に根付かせるためには，自主開発した新技術やシステムの標準化，さらには規格の策定への活動が重要となる。

事業者向けの工業製品であるガスタービン及びジェットエンジンにおいてもこの状況は同様であり，規格や技術基準を体系的に考えることはますます重要となっている。特に航空機用ジェットエンジンでは，前述したICAOの国際基準である耐空性証明あるいは開発品に課せられる型式証明が認証制度として課せられている。これらの制度や内容は，本特集中の国土交通省からの寄稿で詳説されているのでご参照願いたいが，殊に，今後日本ブランドの航空機やジェットエンジンあるいはそれらの部品やコンポーネントを製造し，販売・運航サポートに進出を考えている我が国としては，この認証システムを十分に我が手のものとするばかりでなく，技術の標準化の重要な担い手となることが求められていると言える。

ガスタービンには，このように広範な国際標準制度が整備されるには至っていないが，試験法や性能評価法には一定の決まりがあり，今後の動向を考えると，技術の信頼性，安全性の証明，さらには，品質の基準化などの進展が容易に想像できる。我が国は世界で第３位の高度なガスタービン生産国であり，今後の世界のエネルギー事情を考えれば，システムの効率と燃料の多様性，場所を選ばない立地の容易さなどからマーケットの拡大が予想でき，高まる国際競争や，ユーザの広がりを見通して今後の規格化や技術の標準化への活動が戦略的に進められると予想される。

そこでこの学会誌で規格と技術標準化の特集を組むことになった。本特集では，わが国のガスタービンとジェットエンジンにとって，規格や技術標準がどのような状況にあり，今後どのように重要性が増し，また産業政策や技術戦略の上でどう捉え，企画すべきかを考察することを目的に，それぞれの関係方面の有識者に解説をお願いした。産業用ガスタービンと航空機用ジェットエンジンにおいては，これらの企業の第一線で活躍する技術者にお願いし，ジェットエンジンを含む航空機の認証制度について国土交通省の担当官にまとめていただいた。新技術動向も含め，深い内容になったものと思う。これらの解説記事が，今後のわが国のガスタービン，ジェットエンジンの技術と製品開発，販売と利用の分野の活動充実に役に立てばと願うものである。

原稿受付　2013年12月24日
＊1　SKYエアロスペース研究所
〒160-0023　新宿区西新宿７-21-１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

論説◆解説

特集①：ガスタービンに関連する標準規格

ガスタービンの標準化の歴史と現況

安田　耕二*1
YASUDA Koji

鈴木　章夫*2
SUZUKI Akio

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，原動機，コンバインドサイクル

1．緒言

ガスタービンは，航空用ジェットエンジンの第二次大戦中に研究開発された様々な機種に起源をたどる事が出来る。ガスタービンを利用した商業用発電，機械駆動，舶用向けにビジネスが拡大していき，日本ガスタービン学会が発足した時期にガスタービンに関する国際規格の作成作業が行われた。ガスタービンの標準化の歴史と現況について紹介する。

2．ガスタービンに関する国際規格の起源

国際標準化機構（International Organization of Standardization, ISO）は万国規格統一協会（ISA）を発展させ1947年に設立された。日本から日本工業標準調査会（JISC）が1952年に加盟している。

ISOは主要な産業分野の標準化を技術委員会（TC: Technical Committee）の下で規格の作成を行っている。ガスタービンに関しては，当初，1969年発足のTC70（Technical Committee on Internal Combustion Engine）が担当し，日本内燃機関連合会が日本の審議団体として参加した。

1988年にTC70からガスタービンを分離し，TC192-Gas turbine が組織され，ガスタービンに関する国際規格の制定，改定の作業を行っている。

ガスタービンに関するISO規格は日本ガスタービン学会発足（1972）とほぼ同じ時期1970年前半から順次作成作業が行われた。日本は，経済産業省の日本工業標準調査会（JISC）が，ISO規格策定のPメンバー（投票義務を負うメンバー）として参画，ISO規格として発行された後，基本的にはそれに整合した日本工業規格（JIS）の作成作業には日本内燃機関連合会が主として携わっている。

ガスタービン技術は欧米技術が先行していた経緯から，ISO規格制定以前に日本独自の規格は存在せず，JISはISO規格の整合規格という位置付けである。（一致規格又は一部修正規格）

原稿受付　2013年11月21日

＊1　㈱日立製作所　電力システム社　火力事業統括本部
〒101-8010　千代田区外神田４-14-１　秋葉原UDX
＊2　日本内燃機関連合会
〒105-0004　港区新橋１-6-６　木村ビル

3．ガスタービンに関する国際規格，国家規格，団体規格

次にガスタービンに関する，国際規格，国家規格，団体規格の一覧並びにその制定来歴を示す。ISO規格とJISが並列記載されているものは一致規格又は一部修正規格である。

Table 1　ガスタービンの国際規格，国家規格及び団体規格

No.	規格 No.（最新）	規格タイトル	来歴/審議団体
ISO Standard 及び対応 JIS			
1	ISO2314:2009	Gas Turbines – Acceptance Test (ｺﾝﾊﾞｲﾝﾄﾞｻｲｸﾙ不含)	ISO2314: 1973 ISO2314; 1989 TC192
	JIS B8041: 2012	ガスタービン–受渡試験方法 附属書 A ｺﾝﾊﾞｲﾝﾄﾞｻｲｸﾙﾌﾟﾗﾝﾄ　受渡試験方法　含む	JISB8041-1972 JISB8041-1989 JISB8041-2000
2	ISO/NP 18888 ;	Gas Turbine Acceptance Tests – Combined cycle power plants	ISO　TC192 WG14 2013 より原案作成作業進行中
3	ISO 3977　シリーズ Gas turbine – Procurement JIS B 8042 シリーズ　ガスタービン　– 調達仕様		
	3977-1:1997 8042-1:2001	Part 1 General Introduction 第１部：一般事項及び定義	ISO3977: 1978 ISO3977: 1991 TC192 JISB8042-1981 JISB8042-1994 日本内燃機関連合会（日内連）
	3977-2:1997 8042-2:2001	Part 2: Standard reference conditions and rating 第２部：比較基準条件及び定格	
	3977-3:2004 B8042-3:2007	Part 3 Design Requirements 第３部：設計要求事項	
	3977-4:1999 B8042-4:2002	Part 4 : Fuels and environment 第４部：燃料及び環境	
	3977-5:2000 B8042-5:2001	Part 5:Applications for petroleum and natural gas industries 第５部：用途–石油及び天然ガス工業用用途	
	3977-6:2000 B8042-6:2003	Part 6: Combined-cycles 第６部：ｺﾝﾊﾞｲﾝﾄﾞｻｲｸﾙ	
	3977-7:1999 B8042-7:2001	Part 7: Technical information 第７部：技術情報	
	3977-8:1999 B8042-8:2001	Part 8: Inspection, testing, installation and commissioning 第８部：検査，試験，据付及び完成	

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

（Table 1 続き）

No.	規格 No.（最新）	規格タイトル	来歴/審議団体
	3977-9:1999 B8042-9:2003	Part 9: Reliability, availability, maintainability and safety (RAMS) 第 9 部：信頼性，稼動性，保全性及び安全性	
4	ISO 11042 シリーズ　Gas turbine - Exhaust gas emission JIS B 8043 シリーズ　ガスタービン　－排気排出物		
	11042-1:1996 B8043-1:2000	Part 1:Measurement & evaluation 第 1 部：測定及び評価	TC192 日内連
	11042-2:1996 B8043-2:2000	Part 2:Automated emission monitoring 第 2 部：排出物の自動監視	
5	ISO 10494:1993 JIS B8044:2001	Gas Turbines & Gas Turbine sets-Measurement of emitted airborne noise-Engineering/survey method ガスタービン及びガスタービン装置 空気音の測定 実用測定方法及び簡易測定方法	TC192 日内連
6	ISO 19860:2005 JIS B 8045:2006	Gas Turbines-Data acquisition and trend monitoring system requirement for gas turbine installation ガスタービン ガスタービン装置用状態監視装置に対する要求事項	TC192 日内連
7	ISO 11086:1996 JIS B 8045:2006	Gas Turbines-Data acquisition and trend monitoring system requirement for gas turbine installation ガスタービン ガスタービン装置用状態監視装置に対する要求事項	TC192 日内連
8	ISO 11086:1996 JIS B 0128:1995	Gas Turbines –Vocabulary 火力発電用語–ガスタービン及び附属装置	初版の ISO11086 は火力原子力発電協会作成の JIS B0128-1970/ /1983 を元に作成。
	JIS B 8040:2005	ガスタービン　―　用語	日内連 ISO 改定後。
9	ISO 21789:2009	Gas turbine applications - Safety	TC192 現状 JIS 化の予定無し。
10	ISO 26382:2010 JIS B 8123; 2004	Cogeneration systems Technical declarations for planning, evaluation and procurement コージェネレーションシステムの導入評価	日本の提案による JIS B 8123 を基にした ISO 規格策定。 ISO TC192 WG13 日内連 &（旧）日本コージェネレーションセンター
11	新規 ISO 規格　（策定作業中）		
	ISO/DIS 19859	Gas turbine applications – Requirements for power generation	ISO TC192 WG9 2009 年より審議継続中。 2014/04 FDIS 予定。

（Table 1 続き）

No.	規格 No.（最新）	規格タイトル	来歴/審議団体
			ISO 発行はその後 2015。
	ISO/NP 18888	Thermal Acceptance Test for Combined Cycle Power Plants	ISO TC192 WG14 2013 より原案作成作業進行中。
ANSI Standard (American National Standard)			
1	ANSI B 133 シリーズ		
	B133.1M – 1983	Gas Turbine Terminology	
	B133.2 - 1977	Basic gas Turbine	
	B133.3 – 1981 (R1994)	Gas Turbine Auxiliary Equipment	B133.3 1981
	B133.4 – 1978	Gas Turbine Control and Protection Systems	
	B133.5 – 1978	Gas Turbine Electrical Equipment	
	ANSI B133.6 – 1978	Gas Turbine Rating and Performance	
	ANSI B133,7M – 1985 (R2001)	Gas Turbine Fuels	B133.7 1986
	B133.8 – 2011	Gas Turbine Installation Sound Emissions	B133.8 1977
	B133.9 – 1994 (R2001)	Measurement of Exhaust Emissions from Stationary Gas Turbine Engines	B133.9 1994
	B133.10 – 1981	Gas Turbine Information to be Supplied by User and Manufacturer	
	B133.11 – 1982	Gas Turbine Preparation for Shipping and Installation	
	B133.12 – 1981	Gas Turbine Maintenance and Safety	
ASME (American Society of Mechanical Engineers)(アメリカ団体規格)			
1	ANSI/ASME PTC 22 – 2005	Gas Turbines Performance Test Codes	PTC 22-1985 PTC 22-1997
2	ASME PTC 46 – 1996	Performance Test Code on Overall Plant Performance	
3	ASME PTC 4.4 – 2008	Gas Turbine Heat Recovery Steam Generators Performance Test Codes	PTC 4.4-1981
4	ASME PTC 19.1 – 1998	Performance Test Codes Test Uncertainty	改定審議中。
API (American Petroleum Institute) (アメリカ　団体規格)			
1	API RP11 PGT 1992	Recommended Practice for Packaged Combustion Gas Turbines	
2	API 616 5th 2011	Gas Turbines for the Petroleum, Chemical, and Gas Industry Services API 616 の ISO 化の提案あったが，現状否決されている。 再提案の可能性は未知数。	API 616 1st 1968 API 616 4th-1998 ISO TC192 / API Co-Blanding 提案。
3	ANSI/API 614 5th 2008	Lubrication, Shaft-sealing and Oil-control Systems and Auxiliaries	API614 1st 1973 API614 4th 1999 ISO TC67 / EN / API Grovel
	ISO 10438:2007, (Identical)	Petroleum, petrochemical and natural gas industries – Lubrication, Shaft-sealing and oil-control systems and	

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

（Table 1 続き）

No.	規格 No.（最新）	規格タイトル	来歴/審議団体
		auxiliaries	Standard Adoption 協定に基づき ISO 化。
4	API 613 5th Ed. 2003 EN/ISO 13691 : 2002	Special Purpose Gear Units for Petroleum, Chemical and gas Industry Services	API613 1st 1968 API613 4th 1995 5th より ISO 規格化 ISO TC60 にて審議。
5	API 671 4th Ed. 2007	Special Purpose Couplings for Petroleum, Chemical and Gas Industry Services	API671 1st 1982 API671 3rd 1998
	ENISO 10441: 2007 (Identical)	Petroleum, petrochemical and natural gas industries – Flexible couplings for mechanical power transmission – Special purpose application	ISO TC67 / EN / API Grovel Standard Adoption 協定に基づき ISO 化。
6	API 670 4th Ed. 2000	Machinery Protection Systems	API670 1st 1976 API670 2nd 1986

4．規格とその発行機関の体系

規格の制定に携わる代表的な発行機関と協定の体系などを列記する。

Table 2　規格と発行機関

分類	規格発行機関	備考
国際規格	ISO (International Organization for Standardization) 国際標準化機構	ウイーン協定（1991年） ISO と CEN の協力。 規格開発における相互の技術協力。 ドレスデン協定（1996年） IEC と CENELEC の協力。 新規業務及び並行投票の共同立案。
	IEC (International Electro technical Commission) 国際電気標準会議	
地域規格	CEN (European Committee for Standardization) ヨーロッパ標準委員会	
	CENELEC (European Committee for Electro Technical Standardization) ヨーロッパ電気標準化委員会	
国家規格	JIS (Japanese Industrial Standard) 日本工業規格/日本工業標準調査会 JISC	ISO 各 TC に参加 定期的会議を開催し整合を図る。
	ANSI (American National Standard Institute) アメリカ規格協会	
	CAN (National Standard of Canada) カナダ国家規格	
	DIN (Deutche Institut fur Normen) ドイツ規格協会	

（Table 2 続き）

分類	規格発行機関	備考
	BSI (British Standards Institution) イギリス規格協会	
団体規格	ASME (American Society of Mechanical Engineers) アメリカ機械学会	圧力容器，材料等に関する規格として実質的 DEFACT STANDARD になっている。
	ASTM (American Society for Testing and Materials) アメリカ材料試験協会	
	VDE (Verband Deutscher Elektrotechniker) ドイツ電気技術者協会	
	IEEE (Institute of Electrical and Electronics Engineers) アメリカ電気，電子技術者協会	IEEE 規格の多くは ANSI 規格（アメリカ国家規格）として制定されている。
	API (American Petroleum Institute) アメリカ石油協会	石油，ガス分野に使われるガスタービン用規格は実質的な DEFACT STANDARD の地位を占めており，近年 API 規格の ISO 化の動きが顕著。

4.1　欧州の標準化動向

欧州標準化機関～ CEN，CENELEC，ETSI ～

CEN（欧州標準化委員会）

電気・通信分野を除くあらゆる分野の欧州規格の策定，

CENELEC（欧州電気標準化委員会）

電気・電子分野の欧州規格の策定，

ETSI（欧州電気通信規格協会）

通信分野，放送・情報技術を中心とした欧州規格を策定する欧州レベルの地域標準化機関である。

CEN，CENELEC，ETSIの標準化プログラムに関与する当事者（国家政府当事者，欧州委員会，欧州自由貿易連合，製造者，ユーザーなどにより構成）は何百もの技術グループに分かれて欧州規格を開発している。その活動の原則は，公開制と透明性，コンセンサスの形成，国家の関与（欧州規格の履行と矛盾する国家規格の排除），国家レベルと欧州レベルでの技術一貫性，国際標準化機関の活動と矛盾を生じない世界一貫性である。

CEN, CENELECの戦略

- 規格利用者の利便性向上（EU指令に関する例示規格制定の充実）
- ISO, WTO 等における欧州統一ポジションの形成
- EU拡大円滑化への貢献

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

4.2　ISOとCENの協力関係＜ウィーン協定＞

ウィーン協定は，ISOとCENの間で1991年５月17日に結ばれた，規格開発における相互の技術協力に関する協定である。共同で規格を検討することを定め，CENによるDIS（国際規格原案）の作成を認めた。

ウィーン協定では，CENはISOと次のような体制で協力をすることになっている。

１）．CENは，原則としてISO規格を採用し，規格策定作業がISOと重複する場合はISOに規格開発を委ねる。CEN/TCは，情報交換によりEN（欧州規格）として採用可能であると判断したISO規格をENとして採用する。

２）．重複する規格開発についてISO/CENが作業分担を行った場合，その成果は所定の手続に基づいて，ISO規格化・欧州規格（EN）化される。CENにおいて規格案が策定された場合，規格案はISOの国際規格原案（DIS）として迅速手続で投票に付される（迅速法［Fast-track procedure］）。同時にCENにおいて規格案はEN原案として投票に付される（並行投票制度）。

そのほかCEN主導のWG（ワーキンググループ）には同協定とCEN内部規約に従ってCENの会議にISOメンバーの参加を認めている。しかしながらその影響力には限りがあるのが現実である。

4.3　ウィーン協定の問題点

CENがPrEN（国際規格原案）を作成する場合，日本を含む非欧州諸国は，CENがISOにPrENを提出するまで国際規格策定に関与することができない。下記のEN規格制定のステップ３EN原案に対してコメントを提出することができるが，投票権はない。

欧州連合（EU）には多くのEU指令が発効されており，当然のことながらそれらの指令（Directive）の内容を踏襲した標準を作る動きをしている。EUの政策執行機関である，欧州委員会がその任を担っており，欧州委員会の主導の下，CEN, CENELECによるEN規格をEU指令の技術基準に援用するアプローチをしている。

EU指令は域内の強制法規ではあるが，欧州連合以外の地域の国々には拘束力は無い。その内容を国際規格として記載，運用することへの懸念が少なからずある。

4.4　ISO及びCENのEN規格制定プロセス

ガスタービンに関するISO規格は，規格制定をTC192が担当しており，'P'メンバー12カ国及びオブザーバー国'O'メンバー５カ国から構成され，次に示すステップにて規格の制定作業が行われている。

一方，EN規格はCENメンバー；CEN/TC，欧州委員会又はEFTA事務局，国際機関，産業界などにより構成される。

Table 3　ISO規格とEN規格の制定プロセス

Step	ISO Standard	EN Standard
1	新作業項目 NP(New Work Item Proposal)を TC192 事務局に提案。 通過条件：　Pメンバーの過半数の賛成，5 カ国以上のPメンバーが審議に参加すること。	Technical Committee (TC) 規作業項目提 (委員会メンバーとオブザーバーによる提案の検討
2	TC の承認後，作業グループ発足。 作業原案 WD (Working Draft) の作成。 通過条件：1 次 CD 原案が登録された段階で終了。	TC の承認後，作業グループ発足 作業原案 WD (Working Draft 作成)
3	委員会原案　CD (Committee Draft)　作成 通過条件：通常，Pメンバーの 2/3 の賛成 (TC 内のコンセンサス。投票は必須ではない。）最近，Convener の判断で CD を省略できることに改正された。	規格提案　(EN 原案 PrEN)。CENマネージメントセンター　(CMC)に提出，意見を求める回付。
4	国際規格原案 DIS (Draft of International Standard)作成，DIS 投票 通過条件: Pメンバーの 2/3 の賛成, 反対が O メンバーを含めた投票総数の 1/4 以下。 否決された場合は DIS 原案修正後再投票。	２回目紹介を経て　PrEN 原案作成。 規格として早期に合意に至らない場合，あるいは技術が十分に成熟していない場合に，CEN 技術仕様書 (CEN/TS)として発行される。
5	最終国際規格原案 FDIS (Final Draft of International Standard) 作成，　FDIS 投票 通過条件: Pメンバーの 2/3 の賛成, 反対が O メンバーを含めた投票総数の 1/4 以下。	最終版 PrEN に対して投票権を持った国家メンバーによる投票。 (加重投票：メンバー国は自国の規模に応じた加重投票数をもつ)
6	フランス語版作成。	承認された規格 EN（European Standard 欧州規格）を国家メンバー等に送付。
7	IS (International Standard)として発行。 （発行期限は NP 提案承認後 36 カ月以内）	国家メンバー；国家規格として採用，発行。

5．最近の ISO規格策定事案の動向紹介

ガスタービンに関わるISO規格で最近制定された事案を紹介する。

ISO 21789:2009　Gas turbine applications - Safety

この規格の制定に当たってはCD提案2004年から様々な議論を重ね延べ40回超の国際会議を経て2009年に発行された。本規格の提案元は英国BSI であり，EU諸国で有効なATEX指令他の安全に関する指令，条例を余すところなく取り入れた内容にしているものである。

その為，原案時点ではISO規格でありながらNormative Reference（拘束力のある参照規格）に多くのEN規格が列記されており，国際規格としては問題があろうとの議論や，規格本文の文言の審議に多くの時間を費やした。

当初よりウィーン協定を念頭に置いており，ISO規格

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

として制定した後，それをEN 規格にFast Track させることを予定していた。その具体的な動きとして，2013年２月に EN/ISO Versionとしての新作業項目提案が提示され５月の投票締め切りで承認され具体的な修正作業に入っている。

TC192の投票権を持ったPメンバー中の欧州諸国は英国，フランス，ドイツ，スウェーデン，イタリア，スイス，オランダと過半数を占めており，ISO規格はいずれ欧州規格に席巻されるのは火を見るより明らかと思われる。

６．最近のAPI（アメリカ石油協会American Petroleum Institute）の動向紹介

一方，アメリカの団体規格作成元であるAPIも彼らの規格を一足飛びに国際規格化する動きを活発に行っている。ガスタービンに関するAPI規格は API616 Gas Turbine for the Petroleum, Chemical, and gas industry serviceがあり，最新版は5th edition -2011である。API規格は石油，ガス分野で使用される機械駆動用，発電用途のガスタービンに対する実質のデファクトスタンダードの地位を保っており，それをISO化する動きを行っている。ISOではTC67‘石油，石油化学及び天然ガス工業用材料及び装置’が担当しており，ガスタービンに関しては TC192 にCo-Brand （API →ISO化 及び ISO →API化）の提案がなされた。特にAPI616に対しての提案で有ったが，現状は否決されている。

但し，TC67との協調のもと，既に多くのAPI規格がISOとCo-Brandされている。ガスタービンの補機に対する次のAPI規格は既にISO化されている。

API614 Lube Oil→ISO 10438:2007

API613 Gear Unit→EN/ISO 13691 : 2002

API616 Gas turbineに関しては，ISO化は見送られているが，現在ISO TC192 WG9で審議中のISO19859発電用ガスタービンの審議メンバーにAPIのメンバーも兼ねている方もおり，少なからずAPI規格の影響を受ける状況である。

７．ガスタービン規格の適用状況と企業の対応

ガスタービン設備に対する，プロジェクトの購入仕様書に適用規格として列記されている規格としての状況は概ね次の様な傾向であろうと思われる。

7.1 発電設備向け（事業用，産業用）

顧客の基本要求事項に加え，ISO 3977, Gas turbine - Procurement（JIS B 8042 が対応JIS） 及びISO 2314 Gas turbine - Acceptance Test（JIS B8041が対応JIS）が呼び込まれることが多い様に見受けられる。ISOの場合には，詳細な機器仕様，構成についての記載がさほど多くないこともあり，供給者としてデビエーションを提示しなければならぬ項目は少ない。

2009年に改定されたISO2314 3rd（JIS B 8041-2012）ガスタービン受渡試験方法は，ASME Power Test Code 22 の規定内容の影響を大きく受けており，ほとんど同等の規定内容になっている。

特に議論の対象となる項目としては，計測計器類の不確かさの程度がある。規格では小形，中形，大形に関係なく一義的に測定項目，各測定の不確かさのターゲットが記載されているが，機器付属の測定計器類では要求を満たさないケースもあり，具体的な受渡試験法案については，受渡当事者間で，具体的な法案作成を行い合意する様にしている。

7.2 石油化学，天然ガス工業向け

機械駆動（圧縮機駆動ほか）発電用共にAPI 616がデファクトスタンダードとしてほぼ例外なく適用規格として指定されている。

合わせてASME Power Test Code 22 - Gas Turbine Acceptance Testが受渡試験方法として指定されることが多い。

API-616の場合には，引合時点に顧客が仕様，範囲等プロジェクトの特性に応じて，要求事項を指定あるいは選択する項目が多く含まれており，一般的にはプロジェクトごとに規格のそれら判断を要する項目ごとに要求内容を記載するアメンドメントと組み合わせた引合になっている（例えば，現地の条件を加味した吸気フィルターのタイプの指定，環境規制を加味した燃焼器に対する要求事項など）。

API 616 はISO 3977 よりも，構成される補機類の要求事項の内容が詳細であり，全ての要求内容を満たすことが出来る標準仕様のガスタービンは多分存在せず，少なからずデビエーション付きで応札することになる。APIを作成している委員も，全てを満たすガスタービンは存在しないと判っていて作っている模様。

顧客も，このあたりの状況は理解しており，メーカーの実績のある標準仕様をある程度認めている。

石油化学，天然ガス工業向けでない産業用発電設備向けガスタービンについてもAPI616を要求する顧客が増えている状況であるが，顧客が規格の要求内容を十分理解せずに，プロジェクトごとに規定すべき要求事項を指定せず単純に規格番号だけで適用要求しているケースも散見される。

前述したが，現在策定中のISO 19859 Gas turbine applications - Requirements for power generation の ISO/DISは少なからずAPI 616の影響を受けている。

7.3 国際標準化をめぐる企業の対応

ガスタービンについて言えば，世界最高水準の技術力を育成してきているが，それを国際競争力に結びつけようとして，我が国に有利になる規格制定の動きは特にしていない。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

エレクトロニクス産業の製品の様にアーキテクチャーの変化に対する対応が重要で，国際標準化による部品間のインターフェイス等のオープン化により，特異性が無くなり結果的にシェアを失うことがある様な製品に関しては注意を傾注する必要があるが，ガスタービンに関する規格では，ガスタービン設備のメインのコア製品であるエンジンそのものに対する開発技術，製造技術等の規定は行なっておらず，ブラックボックス的な取り扱いをしている。ガスタービンに関する規定の内容は基本的な項目と使用者と供給者間のインターフェイスの取り決めの範疇が大半であり，製造者として，規格をその製品に特化して優位にしようとする動きはしていないのが実情である。

8．日本の立場

日本工業標準調査会のホームページによると，国際規格への整合化の説明として次の文章で紹介されている。『我が国の国家規格である日本工業規格（JIS）については，1980年（昭和55年）に定められたガットスタンダードコードに基づき整合化の推進に努めていたところですが，1995年（平成７年）１月のWTO（世界貿易機関）／TBT協定（貿易 の技術的障害に関する協定）の発効に伴い，内外の要望に対処するため，「規制緩和推進計画」（平成７年３月）などにおいて，早急な整合化の実施が決定されました。』とあり，基本的に，JISは国際規格への整合性を図る方向付けで推移している。前述の様にガスタービンに関する規格は欧米が先行しているので，現状のJISは一部を除きISO規格に整合したものとなっている。今後もその動きは変わらないと思われ，いずれ国際規格は欧州規格に席巻される流れになることが考えられる。規格制定作業中に規定の内容が，日本の法規，基準等と矛盾することのない様十分に規格原案の検討を行い，国際会議の場又は投票に付随するコメントなどで，日本の意見を主張する必要がある。

9．ガスタービンの標準化に対する国内の取組み

現在，ISO国際標準化事業に関わる国内の業務は，通常，次のような体制で実施されている。

すなわち，日本では参加したTCごとに，国内での国際規格原案に対する調査・審議・回答・提案などの活動を行う「国内審議委員会」がJISCの下に置かれている。ISOでは，この委員会をISO/TCに対応する各国のNational Mirror Committee（NMC）と呼んでいる。

国内審議委員会の事務局には，TCのテーマに近い位置にあり，国際会議への参加者派遣などが可能な団体等がなり，経産省産業技術環境局の事業委託を日本規格協会経由で受けている。

「ISO/TC192国内審議委員会」は，TCの発足以来，国内審議団体である日本内燃機関連合会（日内連）が事務局であり，経産省の担当部署は，産業技術環境局の産業基盤標準化推進室である。日内連は，ISOの往復動内燃機関の審議団体も担当していて，現在，次のような組織で，内燃機関の標準化作業を実施している。

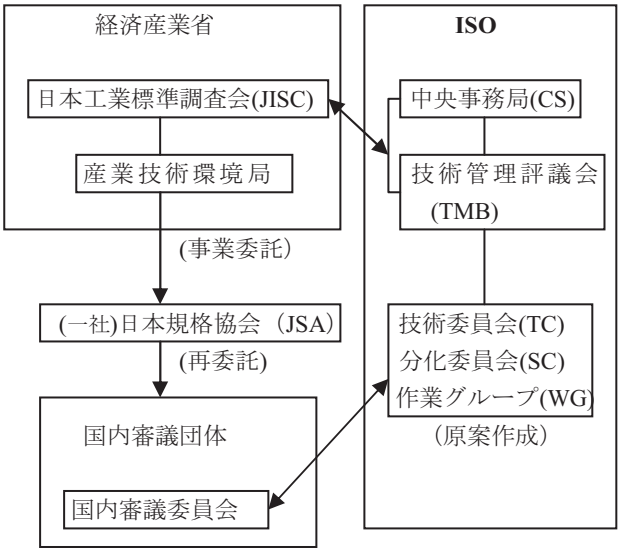


Fig. 1　ISO国際標準化事業の体制

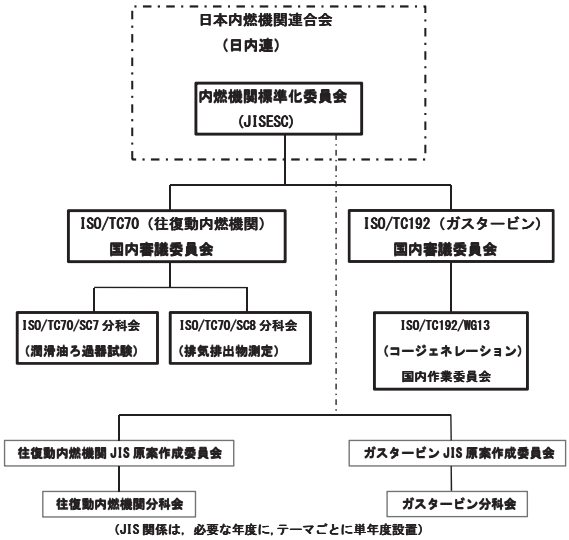


Fig. 2　日内連における内燃機関標準化の組織

また，日本工業規格（JIS）については，専ら，工業標準法第12条に基づく，JIS原案公募制度により，日本規格協会との案件ごとの単年度契約によって実施している。ISO/TC192国内委員会の委員を中心に，テーマごとに適宜，委員を決めて，単年度のJIS原案作成委員会を設置して原案の作成を行なっている。

最近では，平成22年度に原案を作成した，JIS B8041 ガスタービン受渡試験方法 ［第３版］ が，規格協会及び経産省産業技術専門委員会の審査を終えて，平成24年２月に制定・発効されている。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

論説◆解説

特集①：ガスタービンに関連する標準規格

民間航空機用ジェットエンジンに係る安全・環境基準と最近の動向について

藤巻　吉博[*1]
FUJIMAKI Yoshihiro

キーワード：ジェットエンジン，安全基準，環境基準，騒音，発動機の排出物，航空法，国際民間航空条約，International Civil Aviation Organization，Federal Aviation Administration, European Aviation Safety Agency

1．はじめに

現在，航空会社が運航している100席以上の航空機は，一般的にジェットエンジン（ターボファンエンジン）を装備しており，また，リージョナル機と呼ばれる100席未満の航空機においても，ジェットエンジンの装備が拡大している。

民間航空機用ジェットエンジンには，航空会社による経済性の要求から，燃料消費量の低減が求められる一方，年間に数百～数千回のフライトを支障なく実施するための高い安全性が要求される。また，空港周辺地域の住民や大気環境に対する悪影響を防止するため，環境基準に適合することも求められる。

本稿では，民間航空機の安全性・環境適合性の確保のための制度，民間航空機用エンジンに係る国際的な安全基準・環境基準の枠組み，民間航空機用ジェットエンジンの安全基準・環境基準におけるこれまでの改正経緯及び国際的に検討が進められているCO_2排出量に係る規制の動向について概説する。

2．民間航空機の安全性・環境適合性の確保のための制度

2.1　航空機の耐空証明

国際航空の安全は，1944年12月にシカゴで採択された国際民間航空条約（シカゴ条約）に基づき，国際的に標準化された技術的な基準により確保されている。

シカゴ条約第31条では，国際航空に従事するすべての航空機は，登録を受けた国が発給し，又は有効と認めた耐空証明書を備え付けることを義務付けられている。

我が国の登録を受けた航空機については，航空法第10条に基づき，安全性を確保するための強度，構造及び性能についての基準，騒音の基準及び発動機の排出物の基準に適合するか否かを設計，製造過程及び現状について検査し，これらの基準（耐空性基準）に適合する場合には，航空機1機ごとに耐空証明が行われる。一方，有効な耐空証明を受けていない航空機は，同法第11条の規定に基づき，原則として航空の用に供することができない。

2.2　航空機の型式証明

航空機の耐空証明を行うに当たり，同一の型式の航空機であれば，その設計及び製造過程は航空機１機ごとに異なるものではない。したがって，航空法第12条に基づき，あらかじめ航空機の型式の設計について，耐空性基準に適合するかどうかを検査し，適合する場合には当該型式の航空機１機ごとの耐空証明に係る検査の一部を省略できる制度が型式証明である。

シカゴ条約第37条に基づき，国際標準並びに勧告される方式及び手続きを定めている同条約附属書のうち，航空機の耐空性に関する第８附属書では，航空機の設計国が，その航空機の型式の設計に対して耐空性基準に適合していることを確認した上で，型式証明を行わなければならないとされている。なお，設計国以外の国は，設計国における型式証明の検査の内容を確認し，必要に応じて追加の検査を行った上で，型式証明を行っている。

具体的には，ボーイング式787-8型機は，航空機の設計国が米国であるため，米国の航空当局であるFederal Aviation Administration（FAA，連邦航空局）が，図面審査，解析，地上試験及び飛行試験などにより耐空性基準に適合していることを確認し，初めに型式証明を行った。一方，我が国で現在開発が進められている三菱式MRJ-200型機については，国土交通省航空局が同様の審査を現在進めているところである。

2.3　エンジンの型式証明

シカゴ条約第８附属書では，前項の航空機の型式証明のほか，エンジンについても同様に型式証明を行っている国があることが記載されており，実際に米国，カナダ，欧州はエンジンの型式証明を行っている。

これらの国々において，エンジン自体に係る耐空性基

原稿受付　2013年11月29日
＊1　国土交通省航空局　航空機技術審査センター
〒480-0202　愛知県西春日井郡豊山町豊場
県営名古屋空港管理庁舎内

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

準への適合性は，エンジンの型式証明のための審査において確認され，航空機の型式証明ではエンジンの型式証明を前提として，航空機へのエンジンの装備に係る耐空性基準への適合性が確認される。

我が国では，航空法施行規則第14条の２に基づき，耐空性基準への適合性が確認された航空機の装備品に対し，型式承認を行っている。型式承認を有するエンジンを装備した航空機は，その型式証明において，エンジン自体に係る耐空性基準に適合しているものとして審査が行われる。

3．民間航空機用エンジンに係る国際的な安全基準・環境基準の枠組み

3.1　International Civil Aviation Organization

シカゴ条約第43条では，International Civil Aviation Organization（ICAO，国際民間航空機関）を組織することが定められている。この規定に基づき，1947年４月，国際連合の専門機関の1つとしてICAOが設立され，本部はカナダのモントリオールに設置されている。

ICAOの組織図[1]を図１に示す。ICAOは，すべての締約国（2013年10月現在191カ国）の代表者による総会，総会が３年ごとに選出する36カ国の締約国の代表者からなる常設機関の理事会，締約国が指名した者の中から理事会が任命した19名の専門家からなる航空委員会のほか，各種の部会やパネルなどの専門家会合で構成されている。

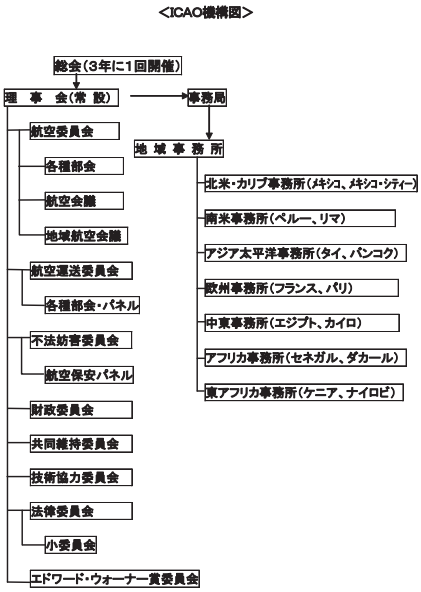


Fig. 1　Organizational Chart of ICAO

3.2　安全基準の枠組み

2.2項に記載したとおり，航空機の耐空性に関する国際標準並びに勧告される方式及び手続きは，シカゴ条約第８附属書に定められている。第８附属書の構成は，第Ⅰ部が用語の定義，第Ⅱ部が初回の証明と継続的な耐空性確保のための手続き，第Ⅲ部が大型飛行機についての基準，第Ⅳ部が回転翼航空機についての基準，第Ⅴ部が小型飛行機についての基準，第Ⅵ部がエンジンについての基準，第Ⅶ部がプロペラについての基準となっている。

第８附属書の改正を行う場合，一般的にはAirworthiness Panel（AIRP，耐空性パネル）において，初めに議論が行われる。取りまとめられた改正案は，各締約国に対する意見照会（ステートレター）を行う前に，航空委員会において審議が行われる。各締約国は，ステートレターに定められた期日までに，改正案に対する同意，コメント付き同意又はコメント付き不同意を回答する。その後，締約国からの同意又は不同意の回答数及びコメントの内容を基に，航空委員会において再度審議が行われ，必要な修正を加えた改正案の採択が理事会に勧告される。勧告された改正案の採択は，理事会の３分の２以上の賛成を必要とし，採択後，各締約国へ送付してから一定期間内に締約国の過半数から不承認の届出がない限り，効力を生ずる。

前述のとおりシカゴ条約第8附属書の第Ⅵ部にはエンジンについての基準が定められているが，その内容は極めて抽象的な内容に留まっている。このため，各航空当局では，より具体的な基準を定め，エンジンに対する耐空性の検査を行っている。具体的には，米国のFAAはFederal Aviation Regulations（FAR，連邦航空規則）のパート33としてエンジンについての具体的な基準を定めており，欧州の航空当局であるEuropean Aviation Safety Agency（EASA，欧州航空安全庁）はCertification Specifications（CS)-33として同様の具体的な基準を定めている。

我が国では，航空法施行規則の附属書第１に航空機及び装備品の安全性を確保するための強度，構造及び性能についての基準を定めており，より具体的な内容を耐空性審査要領として規定している。エンジンについての具体的な基準を定めている耐空性審査要領の第Ⅶ部は，FARのパート33に対応し，その内容に必要な評価及び修正を行った上で，我が国の基準として採用しているものである。

3.3　環境基準の枠組み

航空機の環境保護に関する国際標準並びに勧告される方式及び手続きは，シカゴ条約第16附属書に定められている。さらに，第16附属書は，航空機の騒音に関する事項を定めた第１巻と，発動機の排出物に関する事項を定めた第2巻に分かれ，それぞれの基準が規定されている。

第16附属書の改正を行う場合，Committee on Aviation Environmental Protection（CAEP，航空環境保全委員会）及びそのWorking Groupにおいて，初めに議論が行われる。改正案が取りまとめられた後，航空委員会における審議やステートレターなどの手続きについては，3.2項に記載した安全基準の場合と同様である。

第16附属書の内容は，第８附属書の内容と比べた場合，かなり詳細なものとなっている。このため，EASAの環

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

境基準は，第16附属書を直接的に引用しており，また，我が国の騒音の基準及び発動機の排出物の基準を定めている航空法施行規則の附属書第２及び附属書第３についても，第16附属書の第１巻及び第２巻の内容にそれぞれ対応している。

FAAの騒音の基準を定めているFARのパート36については，過去には進入騒音の測定における基準速度をはじめとして第16附属書の内容と数多くの差異があったものの，現在までの改正により，その多くは解消されている。また，FAAの発動機の排出物の基準を定めているFARのパート34については，ジェットエンジンを装備した飛行機に関し，原則として第16附属書の内容に対応しているほか，煤煙に係る規制の対象にターボプロップエンジンを装備した飛行機が含まれている。

４．民間航空機用ジェットエンジンの安全基準・環境基準におけるこれまでの改正経緯

4.1　安全基準の改正経緯

3.2項に記載したとおり，我が国におけるエンジンについての具体的な安全基準は，FARのパート33に対応し，その内容に必要な評価及び修正を行った上で，我が国の基準として採用している。このため，以下ではFARのパート33における主要な改正経緯について述べる。

FARのパート33は，1965年に制定された後，2012年までに33回の改正が行われている。そのうちのジェットエンジンに関する主要な改正としては，1974年の第６回改正，1984年の第10回改正，1993年の第15回改正，2007年の第21回改正が挙げられる。

1974年の第６回改正では，抽気系統に関する規定や吸気系統への着氷に関する規定の追加をはじめとして，幅広い改正が行われた。

1984年の第10回改正では，ブレード飛散時の閉じ込めを実証する試験の追加をはじめとして，技術の進歩を反映するための全般的な改正が行われた。

1993年の第15回改正では，エンジンの電子制御装置に関する規定が明記された。その後この規定は，2008年の第26回改正において，保護機能に係る事項などが大幅に追加されている。

2007年の第21回改正では，Extended Operations（ETOPS，長距離進出運航）に関する規定が追加され，一定の運用実績を有しないエンジンを飛行機に装備してETOPSの承認を受けようとする場合には，代表的な運航における始動から停止までのミッションの耐久試験を3,000サイクル以上行うことなどが定められた。

近年では，主にEASAのCS-33との基準調和を目的とした改正が頻繁に行われている。

4.2　環境基準の改正経緯

3.3項に記載したとおり，我が国における具体的な環境基準は，シカゴ条約第16附属書に対応している。このため，以下では第16附属書における主要な改正経緯について述べる。

第16附属書は，航空機の騒音に関する国際標準並びに勧告される方式及び手続きとして，1971年に制定された。その後，４回の改正を経て，1981年の第５回改正時に，発動機の排出物に関する事項を併せて規定するため，航空機の環境保護に関する国際標準並びに勧告される方式及び手続きとなるとともに，航空機の騒音に関する事項を定めた第１巻と，発動機の排出物に関する事項を定めた第２巻の構成となった。

このうち騒音基準については，1971年以降，2011年までに15回の改正が行われている。ジェットエンジンを装備した航空機については，1976年及び2001年の改正において，騒音の基準値が順次強化されてきている。

現在の第16附属書第１巻では，1971年に定められた基準が第２章，1976年に定められた基準が第３章，2001年に定められた基準が第4章として，それぞれ離陸，側方及び着陸の３測定点に関し規定されている。

離陸の騒音について，第２章と第３章の基準の比較を図２に示す。評価にはEquivalent Perceived Noise Level（EPNL，実効感覚騒音レベル）が使用されるが，これは騒音レベルの最大値と，最大値から一定範囲内の騒音レベルの継続時間などを考慮したものである。

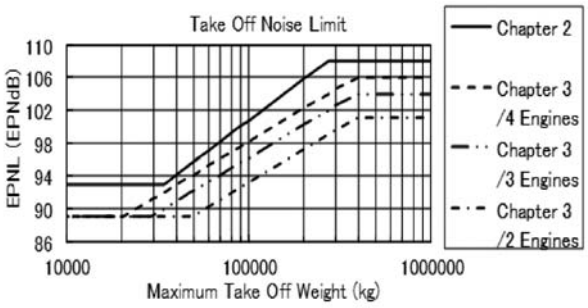


Fig. 2　Chapter 2 Noise Limit vs Chapter 3 Noise Limit

第３章の基準では，離陸，側方又は着陸のうちの１つ又は２つの測定点において基準値を超過した場合であっても，その超過がいずれも2EPNdB以下であり，超過の合計が3EPNdB以下であって，かつ，３つの測定点における合計が基準値の合計以下であれば，基準に適合していると認められる（トレードオフ）。一方，第４章の基準では，第３章の基準に対し，トレードオフが認められないほか，いずれの２つの測定点における合計が当該基準値の合計に対し2EPNdB以上の余裕を有しなければならず，かつ，３つの測定点における合計が基準値の合計に対し10EPNdB以上の余裕を有しなければならない。

2013年２月のCAEPでは，第４章の基準をさらに強化する新たな基準案がとりまとめられた。この基準案は，第３章の基準に対し，いずれの測定点においても基準値に対し1EPNdB以上の余裕を有し，かつ，３つの測定点における合計が基準値の合計に対し17EPNdB以上の余裕を有しなければならないとするものである。第３章，

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

	Excess or margin to noise limit of each measuring point (Take off, Lateral and Approach)	Excess or margin to noise limit of each combination of two measuring points	Excess or margin to total noise limit of three measuring points
Chapter 3	No more than 2 EPNdB excess is acceptable.	No more than 3 EPNdB excess is acceptable.	No excess is acceptable.
Chapter 4	No excess is acceptable.	2 EPNdB margin or more is required.	10 EPNdB margin or more is required.
Chapter 14 (draft)	1 EPNdB margin or more is required.	Not specified. (The left requirement needs 2 EPNdB margin or more.)	17 EPNdB margin or more is required.

Table 1 Comparison between Chapter 3, Chapter 4 and draft of Chapter 14

第４章及び新たな基準案の比較を表１に示す。この新たな基準案は，第14章として2017年12月31日以降に型式証明を申請する航空機に適用されることが予定されている。

一方，発動機の排出物基準については，1981年以降，2011年までに７回の改正が行われている。これらのうち，1993年，1999年，2005年及び2011年の４回の改正にわたり，窒素酸化物（NO_X）の基準値が順次強化されてきている。

2010年２月のCAEPで改正案がとりまとめられ，2011年に改正された最新のNO_Xの基準値は，2014年以降に１台目が生産されるエンジンに適用され，2008年～2013年に１台目が生産されるエンジンの基準値と比較して，５～15パーセント程度の低減となっている。また，2013年以降に生産されるエンジンについては，１台目の生産日に関わらず，2008年～2013年に１台目が生産されるエンジンと同じ基準値が原則適用されることが定められた。

５．CO_2排出量に係る規制の動向

全世界のCO_2排出量のうち，航空機から排出されるCO_2はその約２パーセントに過ぎない[(2)]。しかし，航空旅客輸送量は，図３に示すとおり，2010年と比べて，2020年では約1.7倍，2030年では約2.6倍，2040年では約3.9倍に増加することが見込まれている[(3)]。

温室効果ガスの削減に関する国際的な枠組みとして1997年に締結された京都議定書において，旅客輸送量が国内航空の約２倍である国際航空については，国ごとの削減目標の対象外であり，ICAOでの活動に委ねられることとなった。

これを受け，ICAOにおいて，航空機の技術革新，運航方式の改善及び排出量取引等の経済的手法等の総合的な方策が検討されていた中，EUは欧州発着の航空会社を独自の排出量取引制度（EU-ETS）の対象とする提案を行い，他国はこの提案に強く反発した。ICAOは検討を加速させるため，2007年９月の第36回総会において，温室効果ガスの削減に関する行動計画を策定するGroup on International Aviation and Climate Change（GIACC，国際航空と気候変動に係るグループ）の設置を決議した。このGIACCで2009年５月に策定され，同年10月にICAOの国際航空と気候変動に関するハイレベル会合で承認された行動計画では，2050年まで燃料効率（燃料消費量／輸送量）を毎年２パーセント改善することを目標とするとともに，より野心的な目標として，2020年以降の総排出量を一定とするよう努力することとされた。

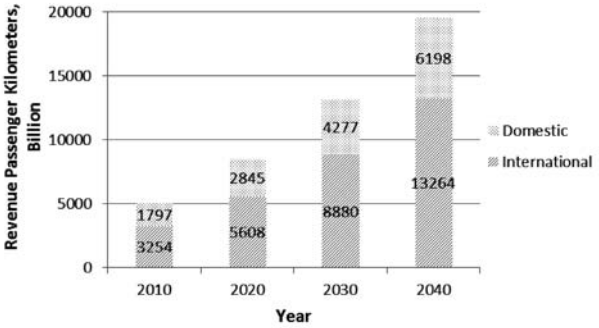


Fig. 3 Passenger Traffic Forecast（Most Likely Senario）

燃料効率の毎年２パーセント改善のための対策の１つとして，CAEP及びその排出物Working Groupでは，CO_2排出基準の策定を進めている。2013年２月のCAEPにおいて，我が国の提案を基としたCO_2排出指標と，その計測手法が設定され，現在，具体的な基準値を決定するために基準値の厳しさや費用対効果等に関する議論が行われている。取りまとめられるCO_2排出基準は，第16附属書第３巻（新設予定）として2020年又は2023年以降の新たな型式の航空機に適用される見込みである。

６．まとめ

本稿では，民間航空機用ジェットエンジンの安全基準と環境基準の概要を述べた。民間航空機に装備されるジェットエンジンは，安全基準と環境基準に適合していることについて，設計国の航空当局による証明を受ける必要がある。また，その安全基準と環境基準は，これまでに順次強化されてきており，今後は，現在検討が進められているCO_2排出量に係る規制の導入も，民間航空機用ジェットエンジンの開発に影響するものと考えられる。

７．引用文献

(1) 外務省，“ICAO機構図”，外務省ウェブサイト，http://www.mofa.go.jp/mofaj/gaiko/icao/pdfs/icao.pdf.
(2) IPCC,“IPCC Special Report, Aviation and the Global Atmosphere”, 1999
(3) ICAO,“Environmental Report 2013”, 2013

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

論説◆解説

特集①：ガスタービンに関連する標準規格

我が国における航空機に関する標準化への取り組み

藤貫　泰成*1
FUJINUKI Yasunari

キーワード：航空機，ジェットエンジン，規格，標準，JIS，JISW，ISO，IEC，SAE，ASTM，FAA，EASA

1．緒言

標準化は生産効率を上げ，品質を維持するために欠かせない手法である。今日ではグローバル生産体制のもと，国境を越えて産業における共通言語としての標準が必要となった。

航空機製造においてはそれが特に顕著であり，最近まで，米国の軍用規格（United States Military Standard，以下MIL規格）が事実上の標準として使われており，米国もそれを許容していた。しかし，政府業務の民間移転を目指す米国政府の方針により，MIL規格も多くが民間移転され[1]，移転先の業界規格制定団体の参加企業の多くが米国企業であることに伴う米国の利益の確保の顕在化が起こり，エアバスなどと競いあわねばならない現在では，如何に米国に利益を誘導するかが重要なものになってきている。それに対し，欧州は自分たちの規格である欧州規格（European Standard，以下EN）を国際的に認めて利用してもらうために国際規格にENを格上げする方策を採っている。これらに対し，連続した民間航空機製造環境を持っておらず，一次及び二次下請けをしている我が国の航空機及びエンジン製造関連会社は，発注元の製造仕様に従うのみであった。

国内には日本工業規格（航空）（以下JISW）があるが，これらは海外の下請けを行う際に要求される仕様内に記載されている海外規格の日本語訳が中心である。JISWから国際規格などに格上げしたものはない。従って，同じような部品などを作っても各社の要求が違っている上に同様なことに対して呼び出される標準が違っているため，製造・試験に各社ごとに対応する手間がかかる。また，我が国の会社が改良案を提案しても，それが欧米の規格及び製造仕様に反映されるのみで，作成者の著作権は保護されていない。

今後は我が国の技術が世界を先導する場面も多々現れる状況で，あらためて，標準化への取り組み戦略が必要となってきている。

原稿受付　2013年12月４日
＊1　一般社団法人　日本航空宇宙工業会　技術部
〒107-0052　港区赤坂１－１－14　NOF溜池ビル２階

2．航空機に関する標準化とは

航空機は様々な部品でできあがる，（部品点数）機械である。その部品点数は自動車の10倍以上に及ぶ（約300万点と言われる。[2]）。それらについて一つ一つが空を飛ぶ特性上，高い安全性が求められる（１つの部品の不具合で，車などは停車するだけのところが飛行機では墜落のおそれがある。）。それを担保するためには，高い技術力が必要であるが，それを継続的に反映するための標準化が必要となってくる。なお，飛行機は１社とその関連会社でできるものではなく，何十何百という会社から生まれる製品を組み合わせてできるので，最終的な飛行機を組み立てる会社の仕様書で定義できる範囲を大きく超えている。そこで必要となるのが基本となる技術用件などを定義した標準である。以降，これを文書かしたものを規格と呼ぶ。

後述するいわゆる空白の７年の後，我が国が取り組んだ最初の仕事は米国軍の機体整備であった。その次に，自衛隊に導入した米国製機体の整備である。それらの製造・評価にはMIL規格が厳然として存在し，それを習い，吸収して戦後の飛行機を学んでいったのである。

3．戦後の日本工業規格における航空標準化の歴史[3]

日本工業規格（JIS）は，戦前の日本標準規格を基に1938年（昭和13年）に航空機製造事業法が制定されると同時に日本航空機規格が制定された。その後，1943年（昭和18年）に航空機関係の規格を日本航空機規格（航格）と総称し，拡大していった。この後，終戦を迎え，航空機製造が禁止されるとともに規格の制定，使用はなされなかったと思われる。一方，一般産業においては，規格に対する積極的活動がGHQより要請され，活発な組織再編とともに1949年（昭和24年）に工業標準化法が施工され，日本工業規格，略称JISの制定運用が開始された。

航空については，1952年（昭和27年）になり，工業技術院（旧工業技術庁）の下に航空規格室が新設されるとともに，日本工業標準調査会の下に航空部会が設置され（９月12日），航空規格の制定運用についての環境整備が始まった。翌年1953年（昭和28年）には航空規格課も新設され（４月１日），日本工業規格の航空関係規格

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

（JISW）の制定環境が整った。

戦後の我が国における航空機産業への本格的な取り組みはGHQの管理下にあった戦後の７年間いわゆる空白の７年をすぎてからである。三菱，川崎をはじめとした各社が米国の戦闘機の整備，新たに作られた1950年にできた警察予備隊，それを改組した保安隊が1952年に，そして現在に続く自衛隊になったのが1954年であるが，その自衛隊の装備の整備及び導入協力を経て力を付けていった。同時に日本の標準化の制度も固まり，日本工業規格（JIS）の制定が開始された。

航空においても昭和27年９月12日より日本工業標準調査会の下に航空部会が制定され，JISWとして航空関係の標準化を進めていった。このときの作業主体は通産省工業技術院標準部が行い，各団体に事務局を委託し，運用者，製造者，学識経験者が集まり，規格作りを開始した。但し，ここで制定したJIS規格は直接航空機製造には使われることは想定していなかったようである。当時米軍にて使われていた米国軍用規格「MIL規格」を訳したものが多い。

その後，ISOやIECなどの国際規格制定団体が設立し，WTOへの日本の加盟とともに貿易障害を排除する意味で国際規格と各国の規格が極力同一であることを要求され，それにあわせるように，JISでも開発が進んだ。航空JISも他の規格と争うようにして，一気に規格の制定が進むことになる。

４．国際標準化の歴史

標準化は，大量生産を行う為，また品質を維持するために当然の帰結として進められてきた。はじめは生産現場での約束ごととして，次に設計の共通化，簡素化を進めるために企業内で進められてきた。その後，下請けを含むピラミッド構造の生産体制ができるにつれ，各国では自国の生産活動の効率化を図るため，標準化を推し進めていった。それにより，大量生産が可能になっていくのである。

戦後には，それに品質管理が組み合わされ，より品質の高いものを安定的に生産することに寄与した。

運輸・交通の発達，国際ルールの明確化がすすみ，輸出産業が発達したが，同じものを多数の国に売るツールとして国際標準化が重要になってきた。

加えて，国々のお互いの時間距離・コスト距離が短くなったことで国際分業が発達してゆく。そのために必要なのが標準であった。

現在の国際標準は必然から生まれたものといえる。しかし，標準化をすることは，その技術を無償かそれに近い条件で世界中の国々に解放することであるため，先行者利益を確保したい国にとってはあまり芳しくない。加えて，内容について国力の差があっても１国１票が原則の国際標準の会議では，優位であるはずの国が何ら利益を生むことができず，技術を与えるのみとなってしまう可能性がある。このことから，欧米では自国，自地域での規格開発を積極的に進め，米国は国内団体規格であっても国際規格を凌駕するまでに作成規格数を増やし，制定・改訂速度を早め，会員を海外からも受け入れ，自ら国際規格を作っていると言っている。

欧州は地域規格であるENを国際規格に格上げして，米国に対抗している。その結果，こと航空においては，米国の団体規格である米国移動体技術者協会の作る規格（以下SAE規格）及び米国試験・材料協会（以下ASTM規格）が主要なものとして航空機メーカーなどに採用され，ISOやIECはごく一部にとどまっている。ENは欧州で積極的に採用している。

ISOでの国際会議では上記のスタンスの違いが如実に現れており，欧米以外はISOにてまとまって，それが唯一の標準となってほしいと願っているが，そうなっていないのが現状である。

なお，国際標準はIECやISO，ITUが代表的である。

ISO：国際標準化機構
IEC：国際電気標準会議
ITU：国際電気通信連合

どれも戦後すぐに非営利の国際組織として確立した。特に航空関係ではISOにおいて，TC20「航空機及び宇宙機」が早々と設立され，それに対して日本からの参加もまもなく行われた。

IECについては，航空機関連として，TC107「航空用電子部品のプロセスマネジメント」という組織ができ，MIL規格が民間の規格団体などに移管されたあと，航空機用電子部品の品質を維持するため，（航空機用電子部品は民間機用であってもMIL規格に準拠していた。それにより，より軽量で信頼性の高い飛行機などが作られてきた。）信頼性向上に向けての規格制定を行っている。ITUについては無線通信と電気通信関連の規格を制定している。航空関係もその中に組み込まれている。

５．我が国の取り組み体制

ISOについては，主に直接航空機宇宙機システムとして規定を策定しているTC20について，TC20本体及びその下のSC1「航空宇宙電気系統」，SC9「航空貨物及び地上機材」，SC10「航空宇宙用流体系統」，SC13「宇宙データおよび情報伝送システム」，SC14「宇宙システム及び運用」，SC4「航空宇宙ボルト，ナット」に日本からPメンバー（投票権のある積極参加国）として参加をしている。

SC1ではWG3「半導体電源遮断器」及びWG15「LEDパワーライト」で我が国が議長（正式にはコンビナー）となっている。

IECについてはTC107「航空宇宙用電子部品のプロセスマネジメント」に日本も参加しており，特に空中放射線，鉛フリーはんだについては世界をリードできる。空中放射線では我が国が議長（正式にはコンビナー）とな

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

ることになった。

その他，炭素繊維強化複合材（以下CFRP）ではISOのTC61「プラスチック」の下のSC13「繊維強化複合材及び繊維」に参加している。議長及び国際事務局は日本が受け持っている。

セラミック基複合材（Ceramic Matrix Composites，以下CMC）においては，ISOのTC206「ファインセラミックス」の下のWG4「CMC」に参加し，新規規格策定を目指している。本TCの国際事務局は日本である。

システムマネジメント規格に於いては，我が国は「国際航空宇宙品質グループ」（International Aerospace Quality Group, IAQG）の主要メンバーであり，そこで作成された品質管理規格を，我が国がリーダーを務める「アジア太平洋航空宇宙品質グループ」（Asia Pacific Aerospace Quality Group, APAQG，他に南北アメリカのAAQG,欧州のEAQGというセクターグループがある。）が受け，それを「日本航空宇宙品質グループ」（Japanese Aerospace Quality Group, JAQG）がJIS化及び団体規格化を行い，国内に展開している。[4] これはJIS Q 9100及びSJAC規格として知られている。この規格は南北アメリカではAS9100シリーズとして，欧州ではEN9100シリーズとして，全く同じものとして扱われる新しい形式の国際標準である。

6．問題点

航空産業における標準化の点においての大きな問題点は，国際標準が発達する前に米国の「事実上の標準」であるSAE規格やASTM規格が業界を席巻してしまったことである（欧州はENも使う。）。その標準に基づき世界の主要航空機製造会社（具体的にはボーイング，エアバス，エンブラエル，ボンバルディアなど）は製造仕様書を作成している。

加えて，完成した航空機に対して，飛行してよいことを許可する，「耐空証明」が飛ぶために必要となり，それを発行するところは各国の国土交通省に相当するところであるが，先行する米国の運輸省航空局，一般にFAA（Federal Aviation Administration，連邦航空局）の技術水準に追いつくことができず，事実上，FAAにて耐空証明をとった結果を以て各国が耐空証明を出す結果になっている。

万が一，一国の責任で耐空証明を出してもFAAで取得していないと，他の国々が耐空証明を出さず，それらの国々の領空を飛ぶことができなくなる。

これらの結果，アメリカの業界標準であるSAE規格やASTM規格，またはそれらの標準団体が政府より移管された規格を呼び出しているFAAのFederal Aviation Regulation，連邦航空法（以下FAR）などの規定を守って製造し，FAAに申請することになる。

米国の団体規格を採用し，FARを守って作ることは，自国のまたは国際規格を無視していることになり，その結果，ますます米国にノウハウが集中し，我が国などはその一部分を利用させていただくのがやっととなってしまう。

これから新造機用に機体メーカーおよびエンジンメーカーに製品を供給するメーカー（Original Equipment Manufacturer，以下OEM）なり，一次下請けを目標とするのであれば，この体制から抜け出す必要がある。

今，安易にSAEなどに参画し，規格作成に加わる動きがみられるが，できあがった規格の権利国は米国のみであり，著作権もSAE，つまり米国が持つ。ISOやIECはスイスに本部を持ち，主要国家間での了解に基づき設置された非営利団体である。つまり，参加国は必要経費を払えば規格を参照し，利用することができる。著作権はそれぞれの非営利団体に属すことになる。自分たちの著作権を放棄せずに国際規格を作る場合はRecognitionという手法で作成することができる。これは，承認プロセスは簡略化され，オリジナルの規格が尊重されるものである。しかし，運用面で問題が多く，オリジナルと改訂がシンクロしない問題（たとえばISOが５年に１度の改訂サイクルに対し，オリジナルが短い期間での改訂サイクルであったり，臨時改訂を行った場合，それがISO側に反映されない。）があり，著作権を持つ規格制定団体側からもこの手法をやめたいとの意見が出て，ISO／TC20では今後について，採用しないことになった。同時に米国の規格制定団体はより強力に世界のDeFacto Standard（事実上の標準）になろうとして各国への攻勢を強めている模様である。

今後も下請けに甘んじ，OEMを目指さない，またはOEMに物言える一次下請けとして事業を成り立たせるのであれば現状に倣うことですませるが，より高いレベルの製造を行い，利益も得ることを考えるならば，標準化を我が国が戦略を持って推進する必要がある。

7．海外の戦略

現在大型機を作っている北米，欧州，近距離路線用機材を作っているブラジル，ロシア，中国に分けて考えてみる。

7.1　北米

標準体系は，前述の通り，主に民間の規格制定団体（SAEやASTMなど）が制定した規格が主体である。その規格をFAAのFARや，Boeingの仕様書が参照していることが多い。参照規格としてISO，IECを積極的には使用しない。

カナダの航空局は，米国のFAAと広い範囲にわたって相互認証を結んでおり，米国と同条件と考えられる。

7.2　欧州

欧州標準であるENをISOなどの国際規格にすることで，自分たちを優位に導いてゆく。欧州航空安全局

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

（European　Aviation Safety Agency，以下EASA）でも彼らの航空法やAirbusの仕様書でENを参照している。しかし，ENはあくまでの地域規格であるため，欧州ではENを国際規格に格上げする活動が盛んである。

7.3　ブラジル

自国での近距離ジェット機の生産も盛んに行っているが，基本的に現実路線として米国の規格を活用している。

7.4　ロシア

軍用規格はたくさんあるものの，民間では使えず，国際規格を頼りにしつつも，現実路線である米国規格活用に動いている。

7.5　中国

基本的に米国と同等のシステムをくみ上げてゆきたいが，飛行機のすべてを作る能力は現在のところなく，近距離ジェット機の開発に於いてもFAAの協力を仰いでいる。それにより，自動的に米国規格を利用せざるを得なくなっている。将来的には自国規格での認証に向けて進むと思われる。

8．我が国の戦略

航空機製造については経済産業省，認証及び運航については国土交通省の２省の監督を受けて製造する体制となっている。国としてはISOなどの国際規格を採用し，日本製品の国際化を図ってきたが，航空に於いては初めに述べたように米国の技術に追従していることなどが大きく，事実上米国規格を使用している状態である。今後，航空産業の発展のためにも対等な立場での規格開発利用が行われるべきと認識しているものの，現時点では分野ごとで最適と思われる位置が取れるよう，国際標準化を進めたり，米国規格の支援を行っている。

9．まとめ

今まで我が国では，航空の規格については欧米を追随するのみであったが，近距離ジェット旅客機の開発製造を通して，今後は我が国の意見も評価されてゆくであろう。現状ではやむを得ず欧米の規格に従うしかなかったものが，我が国独自のものが萌芽し始めており，その努力を無駄にしないためにも長期的戦略を以て航空機関連の標準化に取り組む必要がある。非常に長期的には国際規格での統一，認証システムの統一により，無駄な作業の大幅減少及び先行技術の正しい評価及び拡販を狙うのであるが，それまでは，どのようなプロセスを踏んでいくべきか，今一度立ち止まって検討し，中長期的影響を常に考えつつ，標準化を進めてゆく必要がある。

参考文献

(1)　The Federal Acquisition Reform Act of 1994

(2)　海上　泰生，“航空機産業にみられる部品供給構造の特異性”日本政策金融公庫論集　第11号（2011年５月），pp.21-46

(3)　工業技術院標準部編　“工業標準化のあゆみ”（1989年10月）

(4)　“航空宇宙品質センター”http://www.sjac.or.jp/jaqg

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

特集①：ガスタービンに関連する標準規格

ジェットエンジンへの新素材適用における国際標準化の重要性

高梨　正祐[*1]　TAKANASHI Masahiro
中村　武志[*2]　NAKAMURA Takeshi
今成　邦之[*2]　IMANARI Kuniyuki

キーワード：ジェットエンジン，新素材，国際標準化，材料認定，材料試験規格
Jet Engine，Advanced Material，International Standardization, Material Qualification, Material Test Standard

1．緒言

財団法人日本航空機開発協会によれば，全世界の航空旅客量は年率約５％で増加し，20年後には現在の約2.5倍になるとされている[(1)]。堅調な市場拡大が予測される航空業界であるが，原油の高沸，LCC（Low Cost Carrier）の市場参入，高まるCO_2削減要求など，業界を取り巻く状況は近年ますます厳しくなっている。こうした状況を反映し，航空機用エンジンの低燃費化や軽量化の要求が高まりつつある。一般にエンジン性能を向上させるにはタービン入口温度を上げる必要があり，耐熱材料が不可欠となる。現在の主流な耐熱材料はNi基合金であるが，その適応も限界に近づきつつあるため，Ni基合金に代わる新素材が開発されている[(2),(3)]。

しかしながら，航空機用エンジンには高い信頼性が要求されるため，新素材を開発したとしても，一般の産業機器のように直ちに実機に使用することはできない。まず，エンジンの型式証明を受ける必要がある。新素材を用いる場合には，型式証明取得の一環として，材料認定も受けなければならない。材料認定を取得するには，長期に渡り多数の物性や機械的特性のデータを取得する必要がある。この材料データが十分に信頼たるものであることを証明するために，設備や作業工程等に対する認定やトレーサビリティも要求される。さらに，データの客観性を示すために，試験は国際的な試験規格に基づいて実施することが望ましい。ところが，新素材については必ずしも十分な国際標準が完備されていなく，場合によっては国際標準の作成から開始することになる。

このように航空機に新素材を適用する際には特有のプロセスが存在し，各プロセスで国際標準が必要となる。本稿では，Ni基合金に代わる耐熱材料として有望視されているセラミックス基複合材料（CMC：Ceramics Matrix Composite）を例にとり，航空機用エンジンに新素材を適用するといった観点から，国際標準化の重要性について述べる。

原稿受付　2013年11月28日
＊1　㈱ＩＨＩ 技術開発本部　R&Dテクノセンター
〒235-8501　横浜市磯子区新中原１
＊2　㈱ＩＨＩ 航空宇宙事業本部　技術開発センター

2．航空機用エンジンの耐熱材料と新素材の必要性

本題から多少外れるが，新素材適用における国際標準化の重要性を述べる前に，航空機用エンジンの耐熱材料の変遷と，新素材の必要性について簡単に述べておく。

2.1　従来の耐熱材料

現在，航空機用エンジンの耐熱部材には，主としてNi基合金が用いられている。航空機用エンジンを対象とした場合，耐熱材料に必要とされる特性は，高温強度と耐酸化性である。この両特性をバランスよく満足する従来材料が，Ni基合金とCo基合金であるが，価格面や入手性に勝る前者のほうが良く用いられる。用途はタービン翼とタービンディスクに大別される。図１はタービン翼用材料の変遷を示した図である。1940年代に欧米で始まったエンジン開発競争を皮切りに，添加元素や製造法を改良することによりNi基合金の耐用温度は年代とともに上昇してきた。現在では，単結晶合金を用いることによりタービン翼の耐用温度は1100℃程度まで高められている。

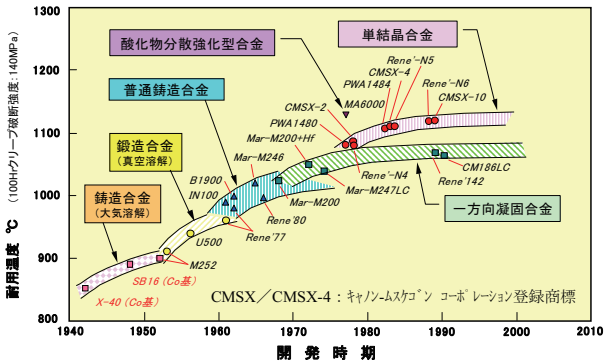


Fig. 1　タービン翼用材料の変遷[(4)]

2.2　新たな耐熱材料とその必要性

このように，Ni基合金には様々な改良が重ねられ，耐用温度を向上させてきた。材料面だけでなく，構造面からの改良も重ねられている。たとえば，翼の冷却効率を上げるために，翼内部に複雑な冷却構造が導入され，耐用温度を上げる検討がなされている。また，熱伝導率の低いセラミックスで翼表面を遮熱コーティング施工し，

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

メタル温度を低く抑えることにより，耐用温度を上げる方法も採用されている。しかしながら，Ni基合金自体の融点が1400℃以下であるため，現状から大幅に耐用温度を高めることは難しく，Ni基合金は適用限界に到達しつつある。

以上のような経緯から，航空機用ジェットエンジンの高性能化には新素材が必要となる。耐用温度と比重といった観点からは，古くからセラミックスの存在が知られていた。だが，セラミックスはじん性に劣り，サイズが大きくなると欠陥発生確率が上がるため，強度面での信頼性に難があった。このため，航空エンジン部品をセラミックス化するには大きな課題があった。

これを解決する手段として，繊維によってセラミックスを強化したセラミックス基複合材料 CMC（Ceramics Matrix Composite）の開発が積極的に行なわれている[(2),(3)]。なかでも炭化ケイ素（SiC）を用いたSiC（繊維）/ SiC（マトリックス）系のCMCは，比重が2.5g/cm^{3}以下と小さく，耐用温度は1200 ～ 1400℃であるため，航空機用エンジンのNi基合金代替え材料として，最も注目されている。

3．材料認定プロセス

航空機の場合，新素材の開発が完了しても，ただちに実機適用することはできない。新素材を航空エンジンに適用する際には，エンジンの型式証明取得の一環で，その素材の認定試験が行われる。認定を得ようとする事業者は，材料試験計画を作成し，この試験計画を航空局に承認してもらった上で，試験データの取得が行われる。新素材を航空機エンジンに適用するまでのおおまかなプロセスは，図２に示すビルディングブロックアプローチが用いられることが多い[(5)]。ビルディングブロックアプローチとは，試験片レベルの評価から始まり，次いでこれらの試験片を組合せた要素レベルでの評価，さらに要素試験片を組合わせたサブコンポーネントレベルでの評価と順次ピラミッド形式で試験データやその評価結果を積み上げていく方法である。

CMCは民間エンジンでの適用例がなく，認定のための材料試験計画の前例がない。アメリカ国防省の制定するMIL-HDBK-17-5[(6)]にCMCの材料試験プログラムが例示されているため，これが一つの目安となる。なお，MIL-HDBK-17は航空局へ移管され，Composite Material Handbook 17（CMH-17）[(7)]として発行されつつある。樹脂系の複合材料など一部の巻（Vol.１～３）についてはすでに発行済みである。MIL-HDBK-17によれば，複合材は製造バッチ間による材料特性のばらつきが比較的大きいため，材料認定に向けては５バッチの材料を準備する必要がある。各バッチから無作為に３～６本程度の試験片を採取する。採集する試験片の数は，試験の内容による。

材料認定取得に推奨される試験項目の例も，MIL-HDBK-17に記載されている。その例を表１に示す。これらすべての項目に対して５バッチが必要となるので，その試験数は膨大となる。CMCは高温で使用されることが前提であるため，室温と高温のデータを取得する必要がある。また，繊維配向により異方性が生じるのであれば，各方向の材料データを取得する必要がある。このような膨大な試験マトリクスを消化してはじめて，材料認定が得られる。

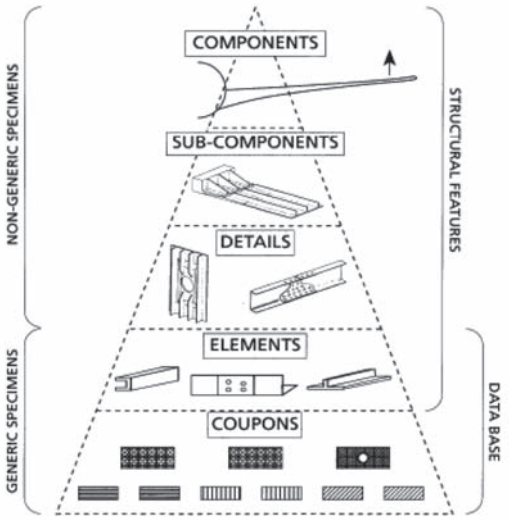


Fig. 2　Building block approach.[(5)]

材料認定を取得した後は，エンジンの型式承認を得るための設計データが必要となる。疲労破壊やクリープ破壊に対する許容応力を決定するために，材料認定と同様に多数の試験が必要となる。

なお，ここで示されている試験項目や数量は一例にすぎず，本章の冒頭で述べたとおり試験計画には航空局の了承が必要である。

Table 1　Example of Test Matrix for Material Qualification.[(6)]

Item	Number of test per Batch	Number of test per Batch	Total Number
	Room Temp.	High Temp.	
Fiber Volume	3	N/A	15
Matrix Volume	3	N/A	15
Density	3	N/A	15
Diffusivity	3	N/A	15
Expansion	3	N/A	15
Specific Heat	3	N/A	15
In-plane Tension	6	6	60
Trans-thickness Tension	6	6	60
Tension	6	6	60
Compression	6	6	60
In-plane Shear	6	6	60
Interlaminar Shear	6	6	60

4．標準化の重要性

試験計画の了承が得られたら，その計画にしたがって試験を実施する。試験の実施は，認定を受け

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

た事業所で行われなければならない。航空機業界にはNadcap（National Aerospace and Defense Contractors Accreditation Program）という特殊工程認定制度が存在する。材料試験は特殊工程となるので，その品質を保証するために，認定試験を実施する試験室はNadcapを取得していることが望ましい。試験の実施にあたっても，一定の品質が要求されるため，ISO規格やASTM規格といった公的な試験規格に基づいて実施するのが一般的である。もちろん自社の社内規格で材料認定を申請することも可能であるが，その場合は社内規格の妥当性を，事前に航空局に説明し，了解を得る必要がある。認定試験中は，供試材の製造，加工，試験の各プロセスを航空局が立会い，試験が適切に行われたことを確認する。

航空機には高い安全性と信頼性が要求されるため，新素材を適用するとなると，あらゆるプロセスでの徹底した品質管理を受けることになる。この際，品質管理の拠り所となるのが国際標準である。国際標準に頼らず，自社基準のみで認証を得ようとすると，自社基準の作成，維持管理からその技術的根拠の説明など，多大な労力と時間が必要となる。試験計画提出時には試験法（準拠する規格）も提示する必要もあるため，試験計画の承認にも時間を取られかねなく，新素材適用時期も遅くなる。前章で示した通り，材料認定には莫大な数の試験が必要となり，時間もかかるため，新素材の適用を急ぐのであれば，材料試験に注力するのが得策である。このような理由から，新素材を航空機用エンジンに搭載するには，国際標準が非常に重要となる。

しかしながら，CMCのような新しい材料では，かならずしも認証に十分な国際標準試験規格が完備されている訳ではない。規格が十分に完備されていない場合は，国際標準を作成してしまうほうが，結果的には実用化への近道となる。なぜなら，新素材に関しては航空局自体，認証の経験がないため，多数の専門家による審議やラウンドロビン試験などを得て制定された国際標準規格のほうが，自社の基準よりも審査が簡素化できる可能性があるためである。材料認定，型式証明という特殊なプロセスが存在するため，航空機用エンジンにとっては，国際標準化は新素材開発のゴールであると同時に，実機適用へむけたスタートとなる。次章では新素材であるCMCの試験規格化状況を説明し，国際標準化に向けた取組みを紹介する。

5．CMC標準化に向けた取組み

5.1　CMC標準試験規格化状況

CMCは現在も開発中の材料であり，精力的に開発を行っているのは日本，フランスおよびアメリカである。フランスでは，Herakles（旧Snecma）が中心となり，軍用エンジンM88-2のアフターバーナーフラップにC/SiCを適用している。アメリカではGeneral Electric（GE）が，より信頼性の要求されるタービン動静翼を対象としたCMCの開発を進めている[8]。

各社，材料認定に向けて，規格の整備も並行して進めている。アメリカではGEが中心となり，ASTM規格の整備を進めている。ヨーロッパでは，フランスのHeraklesが中心となり，欧州規格をISO規格とすべき提案を積極的に行っている。こうした状況の中，日本でも経済産業省の掲げる戦略的国際標準化加速化事業の１つのテーマである「軽量耐熱複合材料の材料試験に関する国際標準化」の一環として，2013年に６件の標準化提案を行なった。CMCの規格化状況を表２に示す。規格化を急ぐ背景には，材料認証のほかに，次のような点が挙げられる。すなわち，同じCMCといっても，各国，各製造メーカによってその長所，短所は異なる。したがって，少しでも先を争い，自国に有利な規格の提案を行ない，国際競争力を高めようとする。たとえば，標準的に製造している試験片の板厚が薄いのにもかかわらず，国際標準規格ではそれ以上の板厚の試験片が規定されたとすると，その規格を適用できないか，あるいは材料認定のために，わざわざ別の素材を作成しなければならない。このように国際競争力といった観点からも，標準化は非常に重要な意義を持つ。

Table 2　Current status of standardization.

Standard		ISO	CEN	JIS	ASTM
Thermal expansion		**France**	EN 1159-1		C1470
Thermal diffusivity		**France**	EN 1159-2	R1667	C1470
Specific heat		**France**	EN 1159-3	R1672	C1470
Thermal conductivity			EN 1159-4		C1470
Fiber volume		**Japan**			
Matrix volume		**Japan**			
Density		**Japan**			
Tensile strength	Room temp.	**France***	EN 658-1	R1656,1644	C1275
	High Temp.	**France**	EN 1893	R1687	C 1359
Transthickness tensile strength	Room temp.				C 1468
	High Temp.	**Japan**			
Compressive strength	Room temp.	France*	EN 658-2	R1673	C1358
	High Temp.	**France**	EN 12291	in progress	
In-plane shear strength	Room temp.	France*	EN 12289		C1292
	High Temp.	**Japan**			
Interlaminar shear strength	Room temp.	France*	EN 658-4	R1643	C1292
	High Temp.		EN 1894		C1425
Flexural strength	Room temp	**France**	EN 658-3	R1663	C1341
	High Temp		EN 12789		

Note
・The items with asterisk have already published as ISO standard.
・The country name in cells shows the proposal country.

5.2　CMC規格化へ向けた取組み

新素材であるCMCの国際規格策定は，材料開発と並行して行われている。国際標準規格であるISO規格の場合は，TCとよばれる専門委員会，あるいはSCとよばれる分科委員会で規格作成が行われる。CMCの場合，TC206委員会の Work Group 4（複合材料）で審議される。審議開始には５か国以上の参加メンバーが必要となる。５か国以上のメンバーが集まるとNWIP（New Work Item Proposal）として登録され，審議が開始される。規格成立までには，一般に３年以上の年月を要し，参加メンバーの2/3以上の賛成が必要となる。前述のとおり，CMC開発に積極的に取り組んでいるは日本，フ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

ランス，アメリカの３か国である。このうちアメリカは，すでにTC206を脱退して，ASTM規格作成に専念している（アメリカの場合，連邦航空局が自国の規格であるASTM規格を，材料認定に使用することを認めている）。

したがって，日本とフランス以外で３か国以上のメンバーが必要となる。CMCを開発中の国や，将来導入を検討している国に審議の参加を呼び掛けることになる。このため，ある程度の開発技術情報の公開は不可欠となる。必要となれば，特許出願や論文投稿を事前に済ませ，他国による権利化や既存技術に基づいた改良技術などが独占化されるのを防止しておくなどの対応が迫られる。何をどのように標準化するのかを，企業あるいは国家として，戦略的に取り組まなければならない。

日本では経済産業省が中心となり，CMCの標準化に向けて，軽量耐熱複合材の材料試験に関する国際標準化フィージビリティスタディ（FS）を昨年度実施した。１年間に渡るFS検討の結果，ASTMやISO規格に存在せず，付加価値の高い標準化技術を抽出し，戦略的に標準化を提案している（表２参照）。

5.3　標準化に必要とされる要件

標準化技術を提案するからには，少しでも自国に有利な規格を作成するというのが基本的な考え方となる。しかし国際標準規格の場合，５か国以上による投票となるので，あまり我田引水になると，他国の同意が得られない。その結果，国際標準制定までが長期化する。そこで重要となるのが，各国標準との調和である。特に国内に既存標準規格が存在する場合，各国にとって「自国標準＝国際標準」が望ましい形となる。なぜなら，自国の標準が国際舞台でそのまま使用可能となるからである。結果的に，各国の標準技術との妥協点を探すことになり，各国標準との調和が国際標準に求められる第一の要件となる。ただし，このような標準規格作成法には，国際標準が甘くなってしまうという問題点を含んでいる。別な見方をすれば，各国の標準が完成する前に，先んじて国際標準を提案できれば，標準化を有利に進めることが可能となる。

第二に国際規格に求められる要件は，特殊な装置や設備類，あるいは特殊な技能を必要としないことである。技術の進歩にともない，新たな装置が次々に開発されている。計量を伴う国際標準では，精度や校正法を規定しなければならない。天秤やノギスのような一般的な計量機器では，すでに国際標準が存在するためこれを引用すればよい。だが，特殊な装置に対して国際標準が存在しないため，一般には受け入れられ難い。計量結果が装置に依存したり，測定者の技能に依存する場合も同様である。

最後に国際標準としての妥当性を確認する必要がある。最も有効な方法は，標準化原案に対するラウンドロビンテストである。したがって，第三の要件は，ラウンドロビンテストの完了である。複数機関でテストを実施することにより，原案に潜在する問題点を摘み取ることが可能となり，評価結果のばらつき幅や再現性なども確認できる。

なお，ここで述べてきた要件はあくまでも，一般的な規格化のプロセスである。標準化に向けた要件が明確に規定される訳ではなく，国際機関の審議を得て規格となる。

６．おわりに

本稿では，耐熱Ni基合金の代替え材料として注目されているCMCを例にとり，国際標準化の重要性について述べた。航空機業界には材料認定というシステムがあり，独自の特殊性が存在する。だが，産業のグローバル化の勢いは増すばかりであり，国際標準化の重要性は一般の産業機械分野にも徐々に広がっていくであろう。かつてはこうした標準作成作業は，メーカの技術者や大学教員の方々が，多忙な業務のかたわらボランティアで行っているのが現状である。しかし，国際市場を開拓し，その市場での競争を有利に勝ち抜くためにも，こうした体制を見直す時期に来ている。本稿で紹介したように，CMCの国際標準に関しては官民共同で戦略的に行われつつある。今後，国際標準化は，研究開発成果の副産物ではなく，企業や国家の戦略に基づいた研究開発のゴールとし位置付けられるであろう。

本稿で紹介した標準化研究の一部は，経済産業省からの研究委託を受けて2012年度より実施した成果に基づくものである。本研究を進めるにあたって，関係各位から多くのご協力をいただいた。ここに記し，感謝の意を表す。

７．参考文献

(1) 財団法人 日本航空機開発協会，民間航空機に関する市場予測 2013-2032（2013),http://www.jadc.or.jp/jadc13.pdf
(2) 村田裕茂，中村 武志，田中康智，“航空エンジン用CMCの新製造法の研究”，石川島播磨技報，Vol.46，No.3（2006），pp.101-108
(3) 田村崇，中村武志，高橋耕雲，荒木隆人，夏村匡，“CMC材タービン適用研究”，石川島播磨技報，Vol.44，No.4（2004），pp.261-265
(4) 正木彰樹，“航空エンジン”，月刊JADI，601（1997），pp.1-21
(5) Rouchon, J.,“Certification of Large Aircraft Composite Structures, Recent Progress and New Trends in Compliance Philosophy”, 17th Congress of the International Council of the Aeronautical Science（ICAS）（1990）
(6) MIL-HDBK-17-5, Department of Defense Handbook, Composite Material Handbook, Volume 5 Ceramic Matrix Composites（2002）
(7) CMH-17, Composite Materials Handbook（2012），SAE International
(8) AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, March 9（2009），pp.36-38

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

第41回日本ガスタービン学会定期講演会報告

渡邊　裕章*1
WATANABE Hiroaki

1．市民フォーラム

定期講演会の前日である10月15日に，琉球大学工学部において，ガスタービン市民フォーラムを開催した。このフォーラムは，ガスタービン産業の振興やガスタービン技術について，一般の方々に広く知って頂くことを目的としており，今回は，琉球大学工学部機械システム工学科の屋我実教授の全面的なご協力のもとで実施された。

今回の市民フォーラムの講演は，㈱東芝の新関良樹氏による，「ガスタービンを使って効率良く発電-コンバインドサイクルって何？-」であった。琉球大学の流体力学を学ぶ学生の熱心な参加もあり，68名の参加者を得た。学生向けに平易な表現で講演頂き，一般の研究者・技術者にとっても,ガスタービン技術を中心として，最新のコンバインドサイクル発電技術を分かり易く知ることができ，大いに刺激を受けた。フォーラム終了後にも，聴講者が個別に講師に質問する姿も見られ，実りあるフォーラムができたと感じた。

Fig. 1　市民フォーラムの様子

2．定期講演会

市民フォーラムに続き，10月16日から17日にかけて，沖縄産業支援センターにて，「第41回日本ガスタービン学会定期講演会」を開催した。この会場は，那覇空港からモノレールで２駅５分，那覇市の中心部である県庁前から４駅７分という参加者にとって，大変便の良い場所であった。講演会は，一般参加者を含め143名と，例年に比して多くの参加者を得て行われた。

講演会１日目には，特別講演1が行われた。今回は，沖縄考古学会副会長の當眞嗣一氏による「沖縄の世界遺産」であった。當眞氏から，沖縄本島に点在する中世の城郭建築について，当時の日本本土の築城技術に比べて，かなり先進的な技術が採用されていること，それは中国を中心に東南アジアや日本との交易を通じた技術の伝搬によってもたらされたこと等が紹介された。特に，明治政府により廃藩置県が為されるまで沖縄地方は公式には独立国として存在していたとの話や，人類学的にも日本本土とは一線を画しているとのこと等，近世以前の普段あまりなじみのない沖縄の歴史について，一同理解が深まったものと感じた。

講演会２日目には，東北電力㈱古沢昌二氏による「東日本大震災による火力発電所の被災と復旧について」と題する特別講演２が行われた。古沢氏からは，太平洋沿岸の火力発電所が主として津波によって如何に甚大な被害を受けたか，それを１日も早く復旧させ，地域に電力を供給するためにどのような方法を採用したのか，さらには，今回の被災とその復旧作業を通じて何を学び，今後の防災に向けて，どの様な対策を講じたのか，といった点について，丁寧な説明が為された。厳しい状況の中，迅速な復旧を成し遂げた活動に，感銘を受けるとともに，実際に激甚災害を経験したからこそたどり着く，様々な示唆に富む内容に，頷かされることしきりであった。

特別講演２に引き続いて，パネルディスカッション「航空エンジンの電動化とエネルギーマネージメント」とユーザセッション「電力安定供給と地域共生のためのガスタービンユーザの取り組み」がパラレルセッションとして実施された。パネルディスカッションでは，オーガナイザである東京大学の岡井敬一氏ならびに渡辺紀徳氏による基調講演「航空エンジン電動化に向けた現状と将来展望」が行われ，引き続いてＩＨＩ㈱森岡典子氏から「'More Electric' Engineの現状と動向」が，川崎重工業㈱五井龍彦氏から「MEA化と航空機発電装置」が，JAXA西沢啓氏から「航空機用電動推進システムの研究事業」が，ボーイング社Howard Osa氏から「Future Aircraft Power System Trends」が，日本航空㈱桂田健氏から「航空機システムの電動化-エアラインからの

原稿受付　2013年11月26日
＊1　電力中央研究所
〒240-0196　横須賀市長坂２-６-１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

視点-」が講演された。それぞれの講演後，航空用エンジンの今後の開発の方向性について，研究者，エンジン・機体メーカおよびユーザと，様々な立場からの熱心な意見交換が行われた。一方，ユーザセッションでは，中部電力㈱小林大輔氏から「補修技術，設備診断技術開発に関する中部電力の取組み」が，沖縄電力㈱比嘉光志氏から「地域共生と安定供給のためのガスタービンユーザの取組み-沖縄電力における取組み-」が，東北電力㈱古沢昌二氏から「火力部門における安定供給と地域共生のための取組み」が講演された。それぞれの講演後には，ガスタービン技術の活用方法から将来の電力需給見通しから考えられる必要な機能に至るまで，会場との間で熱心な議論が行われた。

一般講演は，66件と近年で最も多くの発表件数を集めた。その内訳は，空力：28件，伝熱：８件，燃焼：14件，材料：５件，サイクル：８件，産業用GT：３件であった。内訳を見ても分かるとおり，今回は，空力分野と燃焼分野の発表が多い傾向にあった。各セッションでは，多岐にわたる分野からの参加者を得て，大変闊達な議論が展開されていた。

Fig. 2　パネルディスカッションの様子

３．懇親会

懇親会は，会場から車で５分程度のロワジールホテル那覇において開催された。坂田公夫会長の挨拶，早稲田大学大田英輔氏による乾杯の挨拶で始まり，沖縄の特産物に舌鼓を打ちつつ，会員同士の交流が図られた。今年，15件もの対象講演を集めた学生表彰では，東京大学の渡辺浩史君に優秀発表賞が授与された。年々学生の発表のレベルが上がっており，実力伯仲の中での受賞との審査員からの報告があった。学術講演会委員会の山本武委員長からの次回の開催地熊本での再会を呼びかけの後，藤谷康男副会長による中締めの挨拶で散会となった。

３．見学会

今回の見学会は，沖縄管内において初めてのコンバインドサイクル発電設備である沖縄電力㈱吉の浦火力発電所と沖縄県企業局海水淡水化センターを中心に，2000年に世界遺産に登録された首里城，ひめゆりの塔，および比嘉酒造を巡るコースであった。吉の浦火力は，最新鋭のコンバインドサイクル発電システムを採用しており，１号機（251MW）が2012年11月に，２号機（251MW）が2013年５月にそれぞれ営業運転を開始している。発電所では，ガスタービン設備の細部にわたる説明とともに，沖縄本島管内への電力の安定供給のためのガスタービンの運用方法等，参加者による熱心な質疑応答がなされ，沖縄電力におけるガスタービン利用について理解を深めることができた。午後からは，海水淡水化センターを見学した。水不足が頻繁に発生する沖縄では，海水の淡水化は悲願であり，本設備は水の安定供給に大いに役立っているとのことであった。その規模の大きさに，一同感心しきりであった。

Fig. 3　吉の浦火力２号機建屋の見学の様子

４．謝辞

市民フォーラムの開催に多大なご協力を頂いた屋我教授を始めとする琉球大学工学部機械システム工学科の方々，定期講演会の開催に多大なご協力を頂いた講演者および参加者の方々，見学会の開催にご協力を頂いた沖縄電力㈱殿，沖縄県企業局殿他，関係各位に御礼申し上げます。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

論説◆解説

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

パネルディスカッション：航空エンジンの電動化とエネルギーマネージメント概要

渡辺　紀徳*1
WATANABE Toshinori

キーワード：航空エンジン，電動化，エネルギーマネージメント
Aero-Engine，Electric Engine，Energy Management

1．はじめに

航空エンジンの低燃費化とCO_2排出削減を推し進める将来技術の方向として，ジェットエンジンシステムの電気化や推力発生手法の電動化，あるいはエンジンの電動化を前提とした航空機全体のエネルギーマネージメントの高度化などが有力と考えられ，これらに関連する様々な技術が研究開発されている。

今回のガスタービン学会定期講演会では，この技術について，大学，研究所，エンジンメーカー，機体メーカーおよびエアラインのそれぞれの立場から，現状と将来の展望を紹介していただき，討論を行うパネルディスカッションを実施した。この小特集では本稿でセッション全体の概要を報告した後，パネリスト各位から寄せられた記事を掲載する。

2．開催の経緯とねらい

日本ガスタービン学会では，既に学会誌で紹介している通り，産官学連携委員会・ガスタービンを考える会により，航空用ガスタービンの技術ロードマップおよび研究開発プログラム案が検討・策定されている(1)。一方，これも学会誌で紹介しているが，東京大学に昨年から「将来航空推進システム技術創成」社会連携講座が設置されている(2)。そのいずれにも重点研究開発技術として，電動化とエネルギーマネージメントが挙げられており，将来技術としての重要性が強く意識されている。海外のメーカー等関連機関でも将来展望の中で強く打ち出されている技術分野である。しかし，一般にジェットエンジンの何がどのように電気化されるのか，エネルギーマネージメントとは何を意味するのかといったことは，あまり知られていないようである。

そこで，東京大学の上記講座を担当する渡辺と岡井が学術講演会委員会にお願いしてパネルディスカッションを企画させてもらい，様々な機関の現場で現在どのような活動が行われているか，今後の計画をどのように考えているかを明らかにし，技術開発の方向について議論する機会とすることを目指した。幸い，エンジンメーカー，研究機関とともに，機体メーカーとエアラインからもパネリストの参加が得られ，広範な分野で討論を行うことができた。

3．セッションの概要

本パネルディスカッションのセッションは10月17日㈭の午後２時10分から４時30分まで行われた。はじめに司会の渡辺からセッションの目的や経緯について説明した後，パネリストによる６件の講演があった。その後，フロアからの質問を中心に，約25分の総合討論を行った。最終日の最後のイベントであったが，60名ほどの出席者を得て，活発なセッションとなった。

3.1　パネリストおよび講演

・基調講演：航空エンジン電動化に向けた現状と将来展望
　岡井敬一，渡辺紀徳（東大）
・‘More Electric’Engineの現状と動向
　森岡典子（ＩＨＩ），大依仁（IA）
・MEA化と航空機発電装置
　五井龍彦（川崎重工）
・航空機用電動推進システムの研究事業
　西沢啓（JAXA）
・Future Aircraft Power System Trends
　Howard Osa（ボーイング ジャパン）
・航空機システムの電動化 - エアラインからの視点
　桂田健（日本航空）

まず岡井准教授からの基調講演で，電動化の全体像を示す解説がなされ，各パネリストの講演がどのように位置づけられるかが提示された。また，各国の現状や将来計画などが紹介された。

ＩＨＩの森岡氏はいわゆるMEE（More Electric Engine）

原稿受付　2013年12月３日
＊1　東京大学大学院　工学系研究科　航空宇宙工学専攻
〒113-8656　文京区本郷７－３－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

技術の開発例として，現在進行中の燃料ポンプの電動化と，それを用いたシステム検討の詳細を紹介され，また，電動化技術の今後の展望を示された。この分野で装備品メーカーを含む関連メーカー等が集まって，「航空機・エンジン電動化システム研究会」を立ち上げ，開発計画について検討されていることも紹介された。

続いて川崎重工の五井氏が，電動化に必要な発電システム技術の現状と問題点を論じられた。独自のトラクションドライブ機構を用いたCVT（Continuously Variable Transmission）を内蔵する発電システムが紹介された。また，将来の電動化航空機には，地上の発電と同様に平準化が求められ，スマートグリッドやロードマネージメントの概念が必要になるのではないかとの指摘があった。

JAXAの西沢氏からは，GA（General Aviation）を中心とする小型機の推進について，JAXAが実施している電動推進，モーター駆動プロペラ推進の飛行実証プロジェクトが紹介され，この技術の将来展望が示された。

一方，ボーイングジャパンのOsa氏は，ボーイング787の電動化状況を紹介され，どの部分が電気に置き換えられているか，従来の機体とどう違うか，などを分かりやすく示された。将来展望では，やはりグリッド的なシステムの考え方が重要とのことだった。

最後に日本航空の桂田氏から，電動化に対するエアラインの期待が示された。燃料効率の大幅な向上だけでなく，安全性・信頼性の向上，運航面での効率化，整備性の改善など，いろいろな面で期待があるとのお話だった。

各講演の詳細については，本稿以降の記事を参照いただきたい。

3.2　総合討論

ガスタービンを考える会のメンバーを中心に，参加者から質問が出され，パネリストとの間で活発な意見交換がなされた。

エンジンの電動化が進むと，機体システムとして総合的にマネージすることが必要となるため，機体メーカー側とのインターフェースが重要となるとの指摘があり，上述の研究会などでその点についても検討を加え，機体側に積極的に働きかけて行こうとしている旨のコメントがあった。ボーイング社もエンジンメーカーとの協力が重要と考えているとのことだった。

電動推進に関する耐空性などの規準がどのような状況にあるか質問が出されたが，今のところ未整備で，検討が進められているところとのことだった。今後の規準作成過程に日本が深く関与して行くことが，将来の技術進展に向けて極めて重要と指摘された。

また，今後の電動化に向けて，従来のいわゆるエンジン屋は何をなすべきか，という質問があり，現段階ではあまり明確な回答はなかったが，今後技術開発に関する検討を進める中で課題が絞り込まれるであろうとの見通しが感じられた。

最後に桂田氏から，電動化に期待しており，日本の技術が大きく発展して世界をリードするよう，エアラインとしても協力したいとの力強いコメントがあり，時間一杯で閉会した。

4．おわりに

計画段階で期待した通り，関連各分野からの講演をいただいたおかげで，電動化の全貌が見渡せると同時に，技術開発の現状を把握することができた。今後の重要技術であるという認識は世界中で広範に共有されている。これからも今回のような情報交換の機会を積極的に作って，日本の技術の国際的な発展に資するよう努力したい。

パネリスト各位をはじめ，出席いただいた会員の方々，企画を実現していただいた学術講演会委員会の皆様，および様々なご協力をいただいた皆様に，心より御礼申し上げたい。

参考文献

(1)　渡辺紀徳，「ガスタービン　これまでの40年，これからの40年：総論」，日本ガスタービン学会誌，Vol.41, No.1 (2013)，pp.14-19.

(2)　渡辺紀徳，「東京大学　将来航空推進システム技術創成社会連携講座」，日本ガスタービン学会誌，Vol.41, No.6 (2013)，pp.525-527.

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

論説◆解説

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

航空エンジン電動化に向けた現状と展望

岡井　敬一*1　OKAI Keiichi
渡辺　紀徳*1　WATANABE Toshinori

キーワード：航空機システム電動化，航空エンジンシステム電動化，エネルギーマネジメント，電動推進
More Electric Aircraft, More Electric Engine, Energy Management, Fuel Cell Hybrid Propulsion

1．緒言

民間航空機においては直接運航費の多くを燃料費が占めるため，従来から航空業界では燃料消費削減に向けた技術開発の取り組みが自助努力としてなされてきた。航空機の運航が環境に与える影響としては従来から空港周辺の騒音やNOx等の有害排気物が問題視され，国際民間航空機関（ICAO）により環境規制が定められているが，近年の気候変動と温室効果ガスの関係への懸念からCO_2削減に向けた環境規制についても，先の第38回総会（2013年10月）において，2020年までに航空機排出ガス削減策を導入し2016年にはCO_2排出基準の策定を行うことが表明されたところである。

航空業界で燃料消費削減に向けた取り組みは，ここに来てCO_2排出削減に向けた取り組みとして強化されつつある。航空分野でのCO_2排出予想と削減目標としてたびたび参照されるのが，国際航空運送協会（IATA）の技術ロードマップ[(1)]である。それには，増大する航空輸送量を前提にする場合，バイオ燃料等の（広義の）低炭素燃料の導入や，加えて飛躍的な技術革新が，目指すCO_2排出低減（2050年までに2005年比で50%低減）の達成に必要とされることが示唆されている。このような観点から，近年航空機の代替燃料導入や既存のシステムとは異なる視点での技術革新の適用に関する模索がなされており，航空機装備品システム・エンジンの電動化や電動推進系の適用も有望視されている[(2)]。実際，航空機の機体システムも，燃料消費ならびに環境負荷のさらなる低減を目指して，自動車等地上用輸送機器におけると同様にシステムレベルでの従来にない規模での電動化度の向上に関する技術開発が行われて最新機材で適用されつつある。この傾向を明確に知ることが出来るのが，図１に示される航空機のシステム駆動用発電容量の変遷である[(3)]。Airbus A380とBoeing B787における増大傾向が顕著であり，機体規模を考えると，B787は後述するMEA（More Electric Aircraft）の時代の幕開けを示す機材であるといえる。B787の電動化度向上には，エンジンの役割も大きい。また，エンジンの制御に用いられる動力系統の電動化度向上は，MEE（More Electric Engine）と呼ばれ注目されている。さらに，将来航空機の環境性能目標としてNASAが提示するN+3 NRA目標の達成のためには，現状技術の延長線上では解決が困難であり推進系の電動化が一つの解として提示されている[(4)]。

本稿では，航空用エンジンの電動化度向上，ならびに長期的視野にたった推進系の電動化の観点でエンジン電動化に関する研究開発状況と展望について概説する。

2．航空機・エンジン電動化向上と推進系電動化

航空用エンジンに関わる電動化は大きく２つの視点で研究開発が行われている。一つはMEEの視点であり，他方は推進機構の電動化である。ここに，航空機の電動化度向上に関連する用語であるAll Electric Aircraft（AEA），More Electric Aircraft（MEA），More Electric Engine（MEE）の関係を述べる。

AEAはいわゆる航空機装備品システムの全電動化，すなわち，推進力以外の駆動手段として，電気・抽気・油圧の組み合わせを電気化するという取り組みである。現時点での技術背景では単純な電気化には不利な点も多いため，電気化代替が有用な範囲に限って電動化度向上を図ることを示す用語としてMEAがあり[(3),(5)]，90年代以

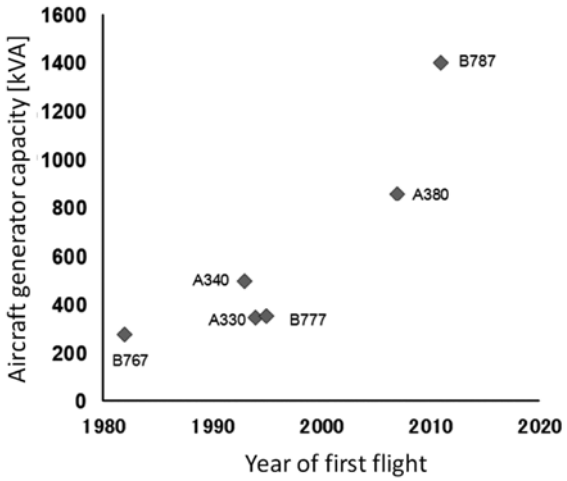


Fig. 1 Commercial aircraft generator capacity trend.

原稿受付　2013年11月25日
＊1　東京大学大学院　工学系研究科　航空宇宙工学専攻
〒113-8656　文京区本郷７－３－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

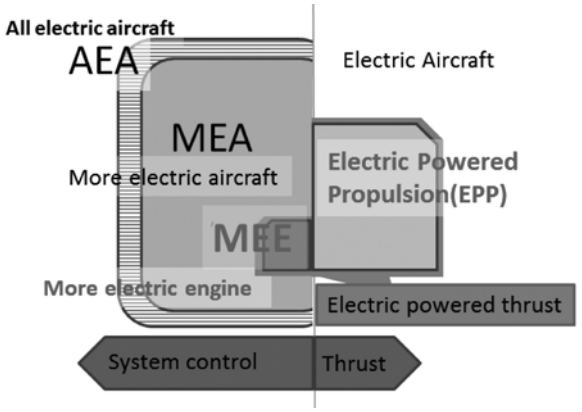


Fig. 2 MEA（AEA）, MEE and Electric Aircraft.

降盛んに使われるようになった。これに対し，MEEは，エンジンの制御要素，燃料ポンプや従来機械的に駆動されているアクチュエータなどを電動化するエンジンとして規定される[6]。

このため，MEEは推進機構の電動化とは異なる概念である。これに対し，推進機構を電動化する検討も活発になされている。旅客機等の航空機の推進を電動にするとは，推進力の一部または全部を電動モータで駆動するファン等で担うものを想定する。推進力を電動化した航空機を電動化航空機Electric Aircraftと呼ぶ。電動推進そのものは，Electric Powered Propulsion（Engine）と称する。Electric Aircraftは通常電力生成源として，内燃機関を除く二次電池や燃料電池を想定することが多いが，将来の旅客機への適用を想定すると，後述する燃料電池ガスタービンハイブリッドなども含めるべきである。図２はこれらの関係を示す。

エンジンの電動化についてみると，一つは，航空機装備品システムの全電動化の要素としてのエンジン電動化度の向上であり，他方は，推進系の電動化である。実用化により近いと考えられるのが前者であるが，後者においてもGeneral Aviationレベルでは実用化段階に来ており，長期的視点に立った航空機の環境適合性の飛躍的向上にとっては技術開発が求められるものである[7]。いずれにおいても，従来のシステムを大きく変えるものであり，要素の卓越性が研究の中心であったが，今後は機器全体のシステム設計での優位性を具体的に示していくことが重要である。また，図２に示すように，現状でエンジンに関する電動化は二つが独立しているが，後述する機器システムのグリッド化などと合わせ，推進系も含めたエネルギートータルマネジメントシステムの構築が長期的には望まれる。以下，それぞれ節を分けてMEEと電動推進の視点での現状と展望を示す。

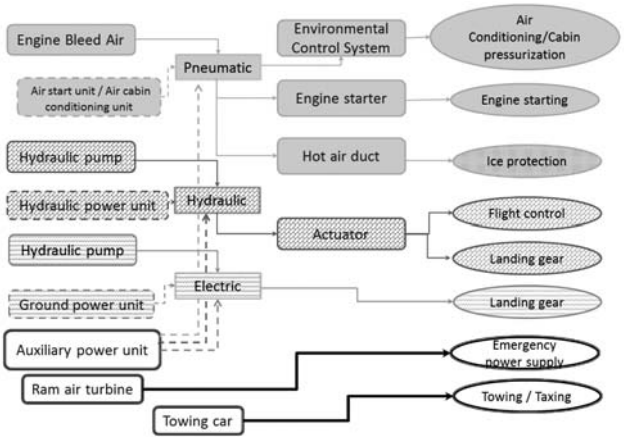


Fig. 3 Conventional Aircraft System

３．MEA（AEA）とMEE

3.1　MEAの概要

従来の航空機装備品システムとMEA航空機装備品システムの最終形態（AEA航空機装備品システム）の比較を図３，図４に示す[8]。エンジンは機体システムの一部だが，ここでは特にエンジン駆動を除く機体システムに関する事項で概要として示してある。システム電動化が大幅な構成簡素化につながることがわかる。

実用化されたMEAであるB787においては，エンジン抽気を廃し，エンジン軸出力による発電機を大規模化し，客室内与圧と空調には電動圧縮機を用いており，防除氷装置や車輪ブレーキが電化されている。補助動力装置の電動化には至っていないものの，結果として電力負荷は従来機に比べ大幅に増加している。A380では，スラストリバーサのアクチュエータの電動化を実現している。このような電動化の進展の一方で，B787の競合機にあたるA350では，防除氷装置等にエンジン抽気を用いるなど，電動化の採用についてはシステム設計思想など現時点で考え方がまちまちである[5]。

図４に記されているように，補助動力装置電力源として，将来的には燃料電池を用いることが期待されている。Airbus, Boeingともに，現時点では技術的に困難ではあるものの長期的視点に立つと固体酸化物形燃料電池（SOFC）の導入が求められるとしている[9],[10]。SOFCを導入する場合，地上の発電にて適用されるようにガスタービンとのハイブリッドサイクルを用いることが望ましい[11]。こうしたSOFC-GTハイブリッドサイクルのAPU適用について，300PAX規模の旅客機用を想定した

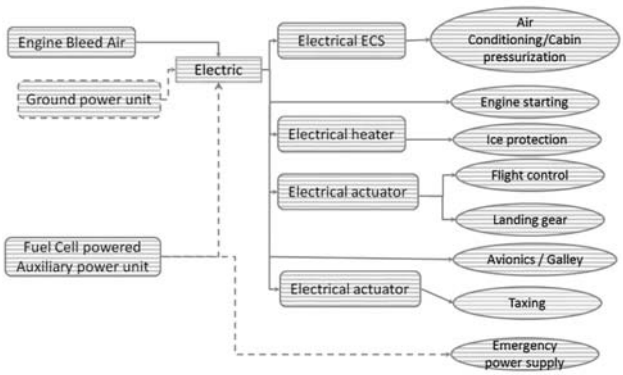


Fig. 4 More/All Electric Aircraft System.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

440kW-APUの初期設計検討がNASAによりなされ，現状技術での課題が指摘されている[12]。燃料電池の航空機への適用実証としては，後述のように再生型燃料電池の飛行環境実証を例として挙げることが出来る。

3.2 MEEに期待される項目

いわゆるMEAに比べ，エンジン電動化の取り組みは実用化の視点で初期の段階であるといえる。エンジン電動化における期待される効果の例を下記に示す[3]：

- アクセサリギアボックスの削除・簡素化
- オイルレスエンジン（電磁軸受の導入，潤滑系統局在化等）
- IGV ／ VSV制御等の駆動機構電動化
- 分散エンジン制御
- 電動燃料ポンプの導入
- スタータの電動化とジェネレータとの統合

3.3 海外取り組み例

米欧とも電動化への取り組みは継続して行われている。国家レベルのプロジェクトとしては，欧州のEEFAE（Efficient and Environmentally friendly Aircraft Engine），POA（Power Optimized Aircraft），MOET（More Open Electrical Technologies）が挙げられる。米国では，空軍のINVENT（Integrated Vehicle Energy Technology）がある。興味深いのは，欧米とも，国家プロジェクトと合わせて，メーカ独自の取り組みや実用化がみられることである。

エンジンからの電力抽出の要求レベルと，エンジン作動プロファイルにおける回転数のミスマッチがエンジンとしての課題[6]であり，このため補助電源装置が検討された。とりわけ着陸・タキシング時の非効率を解決する手段として，航空機全機レベルでの見地から電動車輪に関する研究が日米欧でなされており，Wheel Tug社は，電動車輪のB737，A320等への装備を決めている[13]。

エンジンから供給しうる電力と各飛行フェーズで機体システムが必要とする電力の不整合を解消する手段としては，Boeing社と日本のIHIによる再生型燃料電池を用いたオフピーク化への試み[14]も興味深い。これは，IHIエアロスペースがJAXA成層圏プラットフォームプロジェクトの一環で開発した水素・酸素再生型燃料電池技術を発展させ旅客機への搭載試験を行ったものである。再生型燃料電池を含むエネルギーマネジメントシステムを持つことで発電と利用の需給平滑化を図ることが期待される。また，2012年10月にB737を用いて行われた飛行試験（第１期Eco Demonstrator）では，世界で初めて実利用される旅客機に水素燃料を用いる試験がなされたことでも画期的な出来事であった。

MEEの観点では，POAの一環として，Rolls Royce Trent 500をベースラインとしたMEE適用の実証研究がなされた[3],[15]。種々の電動アクチュエータ適用もなされ，先に述べたようにA380では初めて電動スラストリバーサが搭載されている。

3.4 国内取り組み例

我が国では，経済産業省とNEDOの技術戦略ロードマップに航空機分野，装備品（システム）技術分野の項目として全電気化を主体とする低燃費化／整備性向上技術の重要性が記されており，また，エンジン要素技術分野でも，エレクトリックエンジン要素技術およびシステム技術の確立が課題に挙げられている[16]。また，経済産業省とNEDOの技術戦略ロードマップを参照にしながら，ガスタービンを中心としたガスタービン技術ロードマップの検討が本学会により行われている[17]。学会の航空用ガスタービンロードマップでは，新しい推進システムと機体全体のエネルギーマネジメントがキーワードとして掲げられている。

こうした課題の重要性を踏まえ，産業界も技術研究開発を行っているところである。

先に3.2で示したMEEとして適用が期待される項目は，現状のエンジンシステムをベースとする限り，今後大きく変わることは考えにくい。技術開発に必要となるのは，要素技術としての差別化技術と，機体全体として評価した際に得られる現状技術に比した優位性をあらゆる面で確実にするためのシステム技術である。

最近の開発事例として，たとえば，航空機電源安定化システムに関する研究開発がある[18]。MEA-MEEを全機システムとして効率化を図るには，電源供給の視点で電気利用の利点を踏まえた一元化等のシステム構築が重要であり，こうした観点にたった電源安定化に関する研究開発は重要である。発電容量の増大にともなった発電機の要求仕様に応えるためには多くの技術課題がある。

また，MEEの取り組みとして，森岡・大依[19]は，提案するMEE要素研究（電動燃料システム・電動化技術・発電システム）にあたりシステム規模を規定した上でのメリットを想定するとともに，上述したように，機体システム規模での統合による高効率化・整備性向上・信頼性向上を目指している。現状ではMEEはMEA技術の一部としてとらえられるものの実際にはMEEがMEAとしてシステム構築された上での電動化全体の効果は未だ議論されていない。電動化にはそれのみで性能の大幅向上を望める要素もあるが，システム重量としての成立性などを踏まえた開発が必要である。

4．推進系の電動化

4.1 これまでの取り組み

航空機の推進系は永く内燃機関が用いられ，推進系の電動化に関わる研究開発が推進されたのはMEAに比べると歴史は浅い。これは，ガスタービン等内燃機関の重量に対する出力が大きいのに比べ，電動システムはいずれも航空機に適用するには重量が過大であったことによ

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

Table. 1 Comparison of aircraft propulsion concepts.

	NASA N3-X TeDP (Turboelectric Distributed Propulsion)	NASA Boeing Sugar Phase-II LNG+2045GT+SOFC+BLI (Boundary layer ingestion)	JAXA Emission-Free Aircraft (FC-GT powered distributed propulsion)	EADS-Rolls Royce E-Thrust
Airframe	Blended Wing Body	Tube and Wing (with BLI fan)	Blended Wing Body	Tube and Wing
Propulsion	Superconducting electric motor fan	Turbofan propulsion +BLI (electric) fan	Tip-drive motor fan + Fuel Cell hybrid generator	Superconducting electric motor fan
Features	-Wing-tip mounted gas-turbine generator -Superconducting electric motor fans	-BLI separately located - BLI electric power supplied from SOFC	-Tip-drive motor concept - Fuel cell hybrid generator	-Gas-turbine generator -Energy intermediate storage -Superconducting electric motor fans

る。しかし，近年の関連要素技術（動力源，モータ等原動機，インバータ等の制御器）の発展が1990年代以降に著しく，電気自動車の実用化や小型電動化航空機の実現に大きく寄与している[8]。

4.2　小型機の推進系電動化

小型のスポーツやレジャー用途の有人航空機の商業化はすでになされており，主としてLi-Ion二次電池を動力源としている。これは，用途をスポーツやレジャーに限っているために，一回の飛行時間を制限することが出来，機体の要求規模と出力が小さく，使用するLi-Ion二次電池のエネルギー密度が近年向上していることが実現を可能にしているといえる。

最近では，小型実験航空機にも新しい動向がみられる。これは，将来の旅客機の補助電源として有望視される燃料電池を推進用電力源とした機体であり，2008年にBoeing社が，続いて2009年にはドイツ航空宇宙センターDLRもAntares20Eの改造機による燃料電池モータグライダAntaresDLR-H2の飛行に成功している。両者とも，これらのプロジェクトにあたっては将来の旅客機の主動力源として用いられる技術となることは期待しておらず，燃料電池が将来旅客機の補助動力装置として有望であるとの観点から，燃料電池システムを実際の飛行環境下で実際に試験し，燃料電池適用を踏まえた研究開発プロセスを構築することが主眼であった。とはいえ，実際に推進システムとして燃料電池が適用された経験は，長期的視野に立って開発されることが期待される旅客機用電動推進システムの開発にあたっても参照になることが期待される。

JAXAにおいては，電動航空機技術の研究開発の一環として，独自開発モータによる電動推進システムを改修モータグライダに適用した飛行実証への取り組みが，FEATHER事業として現在進められている[20]。

4.3　旅客機推進系電動化に向けた研究状況

最近活発に提案検討がなされている旅客機向け電動推進系については，初期の検討としては，NASAの2000年初頭の航空推進ビジョンに掲げられた革新推進の概念検討[21]やGuynnらによる翼胴機体（Bleuded Wing Body；BWB）に燃料電池推進系を適用した概念検討[22]が挙げられる。燃料電池利用，液体水素燃料，極低温超電導モータ技術など，現在のプログラムで検討されている技術の萌芽がみられる。

推進系の電動化にあたっては，各要素の高効率・大出力と軽量化の両立が困難なことが主要な技術課題として挙げられていた。この課題を解決するために，JAXAでは，ファン駆動用軽量モータ概念・コア分離ファンエンジンシステムの提案とモータ原理実証[23-24]が行われた。NASAによるN+3 NRA（NASA Research Announcement）は，2030-2035年に技術的インパクトを与える航空機機体コンセプトのアイデアを募る公募事業である。N+3で定められた環境性能目標は現用技術の適用では達成が困難であり，革新的な機体・推進系のコンセプトとそれらを実現する要素技術の提示が求められた。Boeingが提案した機体コンセプトの一つが，SUGAR Voltと呼ばれるものであり，騒音目標以外の数値を達成した。燃費性能達成の寄与は，ガスタービンとバッテリのハイブリッド推進系によるところが大きく，重要技術の上位にハイブリッド推進系を掲げている[25]。また，NASAインハウスのBWB機体とガスタービン発電機・超電導モータ駆動分散推進系コンセプト（Turboelectric Distributed Propulsion =TeDP）もN+3目標を達成するものとされた[26]。

Roth-Giffin IIIは旅客機用推進用にSOFC-GTハイブリッドサイクルを解析評価した[27]。JAXAでは，コア分離型ファンエンジンシステムの動力源として，ガスタービン発電機，SOFC-GTハイブリッド発電機の適用を提案[23-24]しているが，この内SOFC-GTハイブリッド発電機構の初期検討を行っている[28]。

Boeingは，先のSUGAR Voltでの検討に続き，2040-2050年まで運航開始想定を延ばし，意欲的な技術適用の検討を行った（N+4）[29]。この提案では，機体の抵抗低減のために電動モータ駆動による境界層吸い込みファンを配するが，電源として，推進用ジェットエンジンを

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

SOFC-GTハイブリッドとし，SOFCの電力を境界層吸い込みファンに供給することとしている。

こうした電動推進システムの実現にあたっては，発電機とともに，モータや送電機構の高性能化・軽量化が重要である。モータの軽量化にあたっては，JAXAでは新しいモータコンセプトを提示して検討を行っているが，NASAのTeDPでは，水素超電導モータを導入することで大型機向けのファン駆動を実現させるとしている[4]。超電導モータに関する初期検討も行われており[30]，TeDPにおけるパワーグリッド解析に関する取り組みも現在行われている[31-32]。NASAの最新の取り組み状況はHathawayら[4]にまとめられている。

EUでは，MEAに関する研究が主体であるが，電動推進に関する概念検討は断続的に示され，たとえば，ごく最近，EADSとRolls Royceが，E-Thrustという電動ハイブリッド推進コンセプトを提示している[33]。これは，NASAのコンセプトと同様の超電導駆動分散電動ファン，ターボエンジン発電から構成されるが，蓄電池の配置によるエネルギマネジメントが強調されている。しかし，E-Thrustについて現時点で詳細は不明である。代表的なコンセプトを表１に示す。

５．まとめ

航空機，特にエンジンにまつわる電動化に関わる技術開発の状況と展望を概説した。

MEEは現時点で実証されている新技術を適用することで実現することは可能だが，新しいシステム技術であり，システムとしての検証が重要である。MEEは広義にはMEAの一部をなすものであり一体として扱われるべきものであるが，これまでこうした視点で扱われることは少なかった。MEEをMEAの中核として全機システムレベル（AEA）として開発することが求められる。一方，長期的視野に立った旅客機用電動推進システムは多くの技術革新を必要とするが，MEE技術で培われる技術の適用発展が期待され，求められる環境性能を満足させるためには研究開発が活発になされる必要がある。エンジンの電動化は，従来の認識からは異分野との連携が不可欠であり，エンジンシステムの革新の視点での課題構築と分野横断的な研究開発の促進が我が国のエンジン技術の新たな強みとなることが望まれる。

６．引用文献

(1) IATA Technology Roadmap, 2008.

(2) 岡井敬一：国際社会における航空業界の低炭素化の取り組みと今後の動向, S8, 平成24年電気学会全国大会シンポジウム, 広島（2012）

(3) Moir,I. and Seabridge, A., Aircraft Systems, Third Ediion, Willey, 2008.

(4) Hatheway, M. D., Rosario, R. D. and Madavan, N. K.: NASA Fixed Wing Project Propulsion Research and Technology Development Activities to Reduce Thrust Specific Energy Consumption, AIAA 2013-3605, 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.

(5) MacIsaac, B., Langton, R., Gas Turbine Propulsion Systems, AIAA Education Series, Wiley, 2011.

(6) McLoughlin, A., Engine Powerplant Electrical Systems, More Electric Aircraft Forum, MOET project consortium, 2009.

(7) 西沢啓, 小林宙, 岡井敬一：電動化航空機の可能性と課題,C09, 日本航空宇宙学会第41期通常総会講演会, 2010.

(8) 西沢啓, 小林宙, 岡井敬一, 藤本博志：電気自動車技術の進歩と電動化航空機の将来, B6, 日本航空宇宙学会第43期通常総会講演会, 2012.

(9) Friedlich, K. A., Kallo, J., and Schmitthals, G: Fuel Cell Systems for Aircraft Application, ECS Transactions 25（1）, pp. 193-202, 2009.

(10) Daggett, D., Commercial Airplanes for Fuel Cell APU Overview, SELA Annual meeting, 2003.

(11) 小林由則, 加幡達雄, 安藤喜昌, 西浦雅則, SOFCとGTのハイブリッドおよびトリプルコンバインドシステムについて, 論説・解説,特集：航空用，発電用エンジンシステムの最近の開発動向, 日本ガスタービン学会誌,Vol. 40 No. 3 pp. 11-15, 2012.

(12) Steffen,Jr., C. J., Freeh, J. E. and Larosiliere, L. M.: Solid Oxide Fuel Cell/ Gas Turbine Hybrid Cycle Technology for Auxiliary Aerospace Power, NASA/TM-2005-213586, 2005.

(13) WheelTug plc, press release: Icelandair Reserves WheelTug Delivery Slots; Becomes 737MAX Launch Customer, June 12, 2013.

(14) Okaya, S., Arastu, A. H. and Breit, J., Regenerative Fuel Cell（RFC）for High Power Space System Applications, AIAA 2013-3923, 11th International Energy Conversion Engineering Conference, 2013.

(15) Raimarckers, N., Mignon, A. and Saive, G. : ADVANCED OIL SYSTEM FOR THE ANTLE/POA DEMONSTRATION PLATFORMS, ICAS 2006-7.4.5, 25th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 2006.

(16) 経済産業省・NEDO技術戦略ロードマップ／航空機技術，2010.

(17) 渡辺紀徳, 産業用および航空用ガスタービンの技術ロードマップについて―GTSJ「ガスタービンを考える会」の検討―, 特別講演I, 第37回ガスタービン定期講演会講演論文集,2009.

(18) 航空機システム革新技術開発（電源安定化システム）の概要について, 第１回航空機関連分野技術に関する施策・事業検討会資料5-3-7, 2002.

(19) 森岡典子, 大依仁, ’More Electric’Engineの現状と動向―PropulsionとPower plantを担う将来の航空機エンジン制御―,第41回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, 2013.

(20) 渡辺安, 吉田憲司, 牧野好和, 村岡浩治, 岡井敬一：JAXAにおける航空新分野創造（スカイフロンティア）プログ

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

ラムの概要，3B04, 第51回飛行機シンポジウム，2013.
(21) Wickenheiser, T. J., Sehra, A. K., Seng, G. T., Freeh, J. E., Berton, J. J.: Emissionless Aircraft: Requirements and Challenges, AIAA 2003-2810, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100Y.
(22) Guynn, M. D., Freeh, J. E. and Olson, E. D., Evaluation of a Hydrogen Fuel Cell Powered Blended-Wing-Body Aircraft Concept for Reduced Noise and Emissions, NASA/TM-2004-212989.
(23) 岡井敬一, 野村浩司, 田頭　剛, 柳　良二，航空機推進用外周駆動ファンに関する実験および解析，日本航空宇宙学会論文集，56-650，131-142, 2008.
(24) 岡井敬一, 将来の航空機エンジン適用をめざした大口径軽量外周駆動モータ概念, 日本機械学会誌トピックス, 日本機械学会誌2009年11月号, pp.919, 2009.
(25) Bradley, M. K., and Droney, C. K.: Subsonic Ultra Green Aircraft Research Phase I Final Report, NASA/CR-2011-216847, 2011.
(26) Kim, H., Brown, G. and Felder, J.: Distributed Turboelectric Propulsion for Hybrid Wing Body Aircraft, International Powered Lift Conference, 2008.
(27) Roth, B. and Giffin III, R.: Fuel Cell Hybrid Propulsion Challenges and Opportunities for Commercial Aviation, AIAA 2010-6537, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Cenference & Exhibit, 2010.
(28) Okai, K., Fujiwara, H., Tagashira, T., Yanagi, R. and Nomura, H.: Investigation on the Potential of Hybrid Aero-Engine System woth Electromagnetic-Driving Fan, AIAA 2011-5976, 9th International Energy Conversion Engineering Conference, 2011.
(29) Bradley, M. K., and Droney, C. K.: Subsonic Ultra Green Aircraft Research Phase II: N+4 Advanced Concept Development, NASA/CR-2012-217556, 2012.
(30) Luongo, C., A. A., Masson, P. J., Nam, T., Mavris, D., Kim, H. D., Brown, G. V., Waters, M. and Hall, D., Next Generation More-Electric Aircraft: A Potential Application for HTS Superconductors, IEEE Transaction on Applied Superconductivity, 19, No. 3, Part 2, pp. 1055-1068, 2009.
(31) Armsrong, M., Ross, C., Blackwelder, M. and Rajashekara, K., Trade Studies for NASA N3-X Turboelectric Distributed Propulsion System Electrical Power System Architecture, SAE International Journal of Aerospace, 5（2）pp. 325-336, 2012.
(32) Armsrong, M., Ross, C., Phillips, D. and Blackwelder, M., Stability, Transient Response, Control, and Safety of a High-Power Electric Grid for Turboelectric Propulsion of Aircraft, NASA CR-2013-21785, 2013.
(33) E-Thrust, EADS-website, 2013.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

‘More Electric’ Engineの現状と動向
—PropulsionとPower plant を担う将来の航空機エンジン制御—

森岡　典子*1　MORIOKA Noriko
大依　仁*2　OYORI Hitoshi

キーワード：MEE, MEA

1．はじめに

More Electric Engine（MEE：エンジンシステムの電動化促進）は，次世代の航空機用エンジンへの適用をめざした制御コンセプトである。現在，当社においても研究，技術開発を開始し，「世界一，人と地球にやさしいジェットエンジン」を目標としている。本稿では，MEEの現状と動向を推進システムと発電システムの観点で紹介する。

2．MEEの現状と動向

2.1　MEEの役割

MEEには航空機における電動化の促進（MEA: More Electric Aircraft）と連携した２つの役割がある。１つは，MEAに呼応しエンジンの燃費改善，整備性向上，より高い信頼性・安全性を目指すPropulsionとしてのMEEであり，システムの無駄を省きSFC（Specific Fuel Consumption）の改善を目指す技術である。もう一つは，MEAの大きな電力需要を担う，Power PlantとしてのMEEである。MEAは従来の航空機に比べ4倍以上の電力を必要とし，将来の全電動化航空機（AEA: All Electric Aircraft，図１）では，従来機の5倍以上となると予想される（図２）。この1000kWという電力規模は，日本における電力需要者数の0.1%以下という希な規模の中小ビルや中規模工場に相当する（図３）。すなわち，Power Plantとしてのエンジンは，機体の電力システムにおける役割が極めて大きくなったと言える。

このようにPropulsionおよびPower PlantとしてのMEEは，エンジン単独の技術という範疇を超え，機体システムとの統合を経て航空機・エンジンの電動化システムを担い，機体全体の燃費改善，整備性向上，環境負荷物質の撤廃および，更なる安全・信頼を高める革新的技術となることを期待されている。

原稿受付　2013年11月15日
＊1　㈱ＩＨＩ
〒190-1297　西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229
＊2　㈱ＩＨＩエアロスペース
〒370-2398　群馬県富岡市藤木900

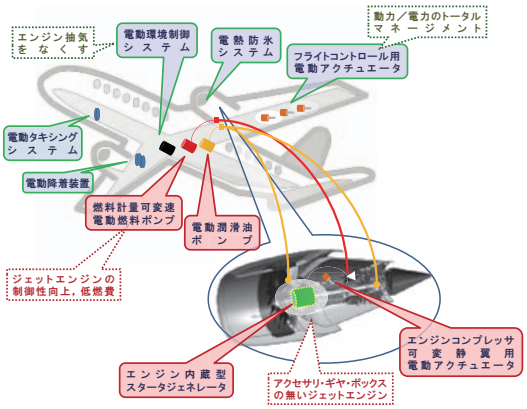


Fig. 1　Concept of the AEA

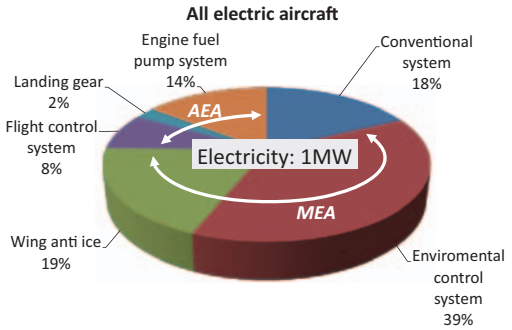


Fig. 2　Electricity demand of the MEA and AEA

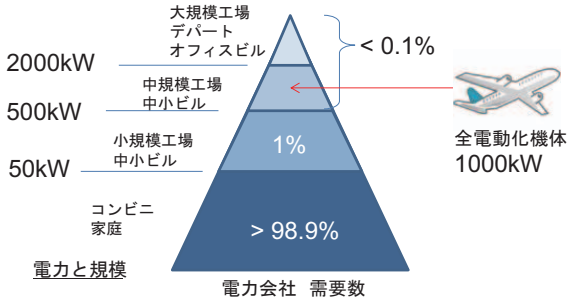


Fig. 3　Comparison of electric power demand between ground facilities and the AEA

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

2.2　IHI MEE の開発ステップ

MEEの開発ステップとして以下に示す３段階を想定する。

(1)　ステップ１：電動燃料システム

燃料ポンプの電動化は，補機用ギヤボックスで駆動される燃料ポンプを電動モータ駆動に代える。ギヤボックスの燃料ポンプ取付用パッドには発電機を搭載し，発電機からの電力によって電動式燃料ポンプを駆動する。さらに燃料を使用した，可変静翼などを駆動する油圧アクチュエータも電動化する（図４）。

(2)　ステップ２：スタータ・ジェネレータと全電動化

全電動化によって補機用ギヤボックスは不要になり，エンジン抽出力は直接発電機に接続される。発電機はスタータ・ジェネレータとして，① エンジン始動 ② 機体電力の発電 ③ エンジン補機電力の発電，の三つの機能を担う（図５）。

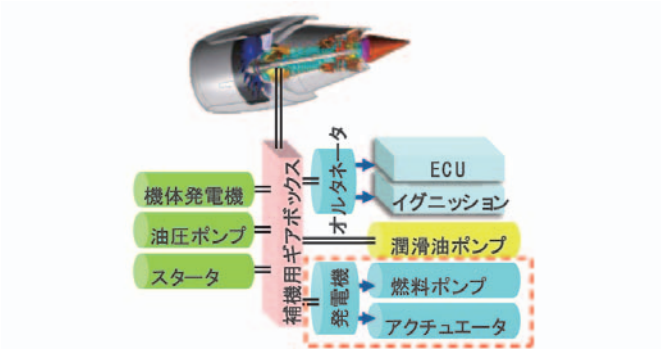


Fig. 4　IHI MEE development step1

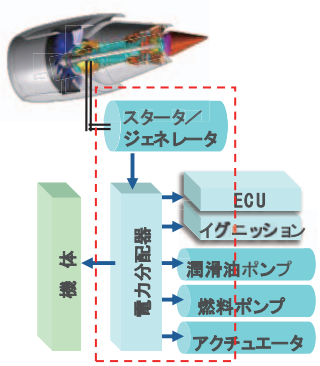


Fig. 5　IHI MEE development step2

(3)　ステップ３：組込みスタータ・ジェネレータとシステム統合

スタータ・ジェネレータは，エンジンの内部に組み込まれる。エンジン補機類の艤装も分散され，エンジン投影面積が小さくなり機体ドラッグの低減にも貢献する（図６）。さらに，電動化によって航空機システムとの連携が密となったシステムは統合化が可能となり，より高機能で安全性の高いシステムを実現する。

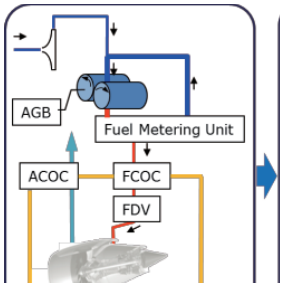


Fig. 6　IHI MEE development step3

2.3　MEE の効果

(1)　エンジン効率向上

電動モータ駆動の燃料ポンプ回転数を直接制御してエンジン燃料流量を制御することによって，従来のギヤボックス駆動システムで発生していた余剰燃料の循環をなくす。これによって燃料ポンプ駆動に必要なエンジン抽出馬力を削減し，エンジン効率を向上させる。

(2)　補機用ギヤボックスレス，空気圧レス

従来システムにおいてポンプ，発電機などは補機用ギヤボックスを介してエンジン抽出力によって駆動され，また，エンジン始動は補機用ギヤボックスに搭載された空気スタータによって行われている。これらの機器の電動化によって補機用ギヤボックスによる機械伝達や，空気圧系統を不要とする。

(3)　機体空気抵抗の低減

補機用ギヤボックスレスに併せてスタータ・ジェネレータをエンジン内部に設置することによって，エンジンの前面投影面積を減少し，機体の空気抵抗を低減させる。

(4)　地上におけるアイドル回転数の最適化

地上駐機や地上走行時は，エンジン出力の大部分が機体システムで消費される。機体システムで発生する負荷変動を吸収するためにエンジン回転数を高めに設定しなければならないが，電力マネジメントで負荷変動を補うことができれば，エンジン回転数をより低く設定でき，燃料消費削減や騒音低減が期待できる。

(5)　補機整備作業の容易化

電動化によって油圧配管の取付け・取外し作業が減少し，補機交換時間が短縮できる。また，電動化によって油圧機器・油圧配管の削減およびドレイン油の廃棄が減り，環境に優しいクリーンな整備作業が実現できる。

2.4　MEEの実用化研究

(1)　電動燃料システム[(1)-(6)]

従来の燃料システムは，AGB（Accessory Gear Box）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

で駆動される定容積型燃料ポンプからの吐出燃料をFMU（Fuel Metering Unit）で計量して燃焼器に供給しエンジンを制御している。ポンプ吐出流量はAGBの回転数に比例するため，特に高空での巡航時には多量の余剰燃料をポンプ入口に循環させるという無駄があった。MEE電動燃料システムは，燃料ポンプを可変速モータ制御とすることにより，この無駄を排除することが可能である（図７）。また，燃料循環は燃料温度を上昇させるため，エンジン潤滑油を冷却する能力が燃料冷却オイルクーラ（FCOC: Fuel-Cooled Oil Cooler）だけでは不足し，従来はファン出口空気を用いた空気冷却オイルクーラ（ACOC: Air-Cooled Oil Cooler）を併用している。電動燃料システムは燃料温度を抑制できることから，空気冷却をなくしファン空気のロスを低減できる。さらに，燃料圧力を利用して駆動していた可変静翼用アクチュエータを電動化することによりシステム圧力低減も可能となる。システムとして電動化を進めることによって小型エンジンの想定で約１％のSFC低減を図れると試算している。

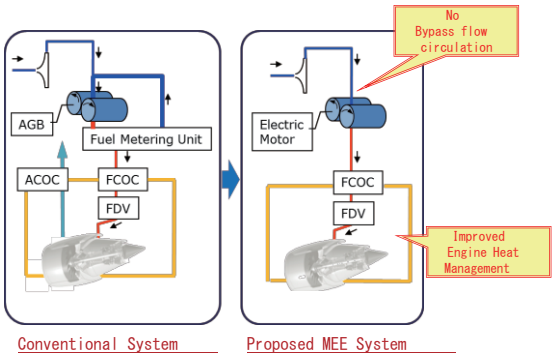


Fig. 7　The electric fuel system

(2)　電動化技術[7]-[9]

航空エンジンシステムを含む輸送システムにおける安全には，設計様式としての冗長設計が必要である。そのエンジン制御に適用される電動ポンプ，電動アクチュエータの冗長設計は，瞬時でも動力が途切れることが急速な燃料吐出停止や舵角の急速な変化を発生し，致命的なシステムフェールに至る可能性があることを考慮しなくてはならないという特徴がある。

まず，エンジン電動燃料ポンプ（図８）では，ワンフェールオペレーショナル／ツーフェールセーフを実現する次のような冗長方式を研究している。冗長構成の二つの巻線の，片側が故障すると瞬時に正常な巻線の電流を２倍に増やすことができるアクティブ／アクティブ制御方式による電流制御技術がその１つであり，２つの巻線の電流を加算して電流サーボにフィードバックすることで，ワンフェールオペレーショナルにおいて電流低下を瞬時に補完し制御できない故障許容時間を短縮する。さらにフェールセーフを実現する応急運転システムとして，３相交流モータの１相が故障しても残りの２相で電流位相を制御する技術を開発した。

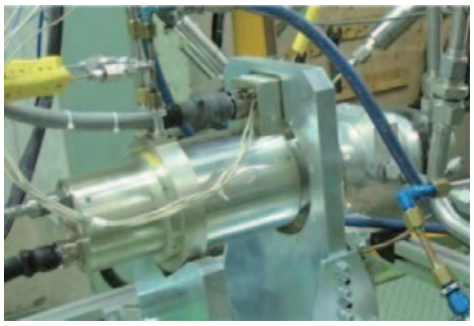


Fig. 8　The electric motor-driven fuel pump with a two channel redundant motor

次に電動アクチュエータ（図９）ではアクティブ／アクティブ制御とともに，ジャミングを回避するための冗長突き合わせ方式として速度サミング方式を選定し，その実現課題を明らかにし，リニアアクチュエータのボールスクリュウ速度サミング方式を研究している。アクチュエータ出力速度が２つのモータの速度加算となるようにボールスクリュウで構成した機構で速度サミングアクチュエータの制御が可能であることを実験によって実証している。

また，電動化に不可欠な電源の検討では，エンジン始動時の回転数からテイクオフ時の最高回転数までの広速度範囲で，所要の電力を発電する発電機の研究を行っている。

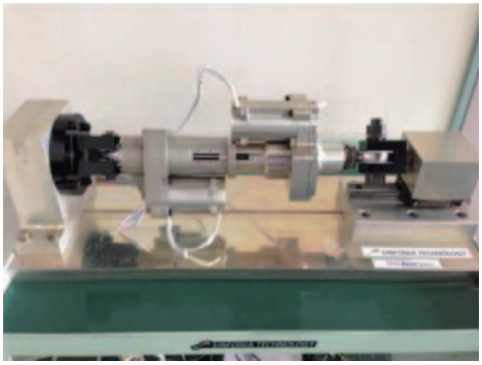


Fig. 9　A velocity summing redundant actuator

(3)　発電システム[10]

MEAにおいては，従来エンジン抽気を用いていたECS（Environmental Control System）や防氷システムが電動化あるいは電熱化されることなどによって必要電力が増加する。これに伴い発電量を増大するために，発電機によるエンジン抽出力も増加する。従来の航空機用エンジンでは高圧軸からの抽出力で駆動する発電機から電力を供給しているが，この場合，抽出力増加は低圧圧縮機のサージマージンを低下させる（図10）。その対策として低圧軸抽出力で発電するシステムを研究している。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

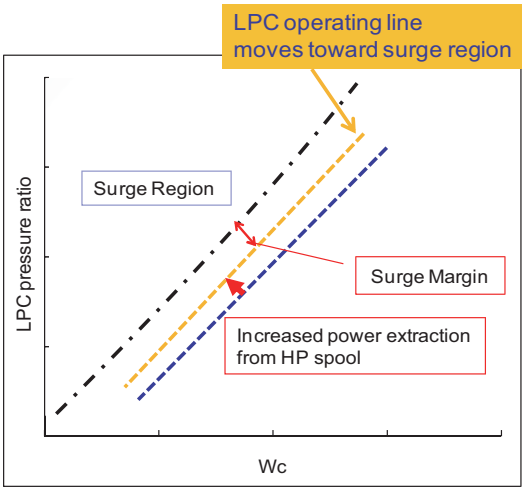


Fig.10 LPC surge margin reduction with increased power extraction from HP spool

低圧軸からの抽出力で駆動する発電機から電力を供給した場合，抽出力増加は低圧圧縮機のサージマージンを増加させる（図11）。このシステムの課題は低圧軸回転数が高圧軸回転数よりも広い回転数域を持つことや，高圧軸抽出力とは逆に急激な負荷低下が発生するとサージマージンが低下するという点にある。

また，MEA，AEAでは舵面アクチュエータの電動化も進むが，舵面からのエネルギーによってアクチュエータから電力が逆流する回生電力による電源バスの過電圧問題がある。その解決策として，スタータ・ジェネレータでエンジンのモータリングを可能とすることによってエンジンを回生電力の吸収先とするための研究も行っている。

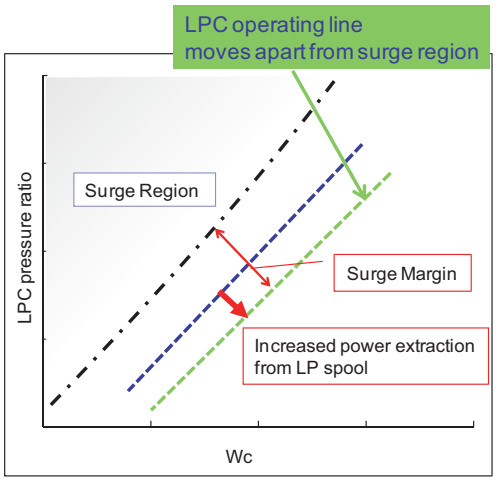


Fig. 11 LPC surge margin increment with increased power extraction from LP spool

2.5　MEEと機体システム統合

(1)　燃料システムとの統合[11]

電動燃料システムは，燃料ポンプの搭載場所の制約を取り払い，機体全体として最適なシステム構成の実現を可能とする。例えば，機体ブーストポンプとエンジン燃料ポンプの共用化によって，部品点数の削減やシステム全体のシンプル化を図りつつ，燃料供給システムの冗長構成等によって，機体の安全性や信頼性の向上に貢献することが可能となる。（図12）

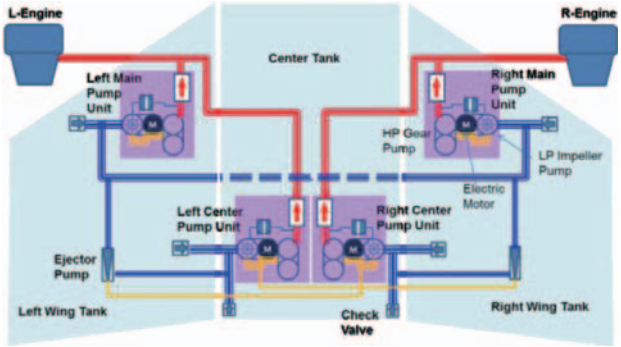


Fig.12 The integrated electric fuel system

(2)　電力システムとの統合[12]

MEA，AEAでのさらなる電力需要の増加に対応するためには発電機の多重化が必須であると考える。しかし，先に述べたとおり，エンジン高圧軸と低圧軸の両方からの抽出力を併用することが，それぞれの得失を考慮したうえで必要となる。ここでは電流制御がトルク制御となる電動モータの特徴を生かし，出力電流配分による抽出力の調整によりエンジン運転の安定化を図り，機体デマンド情報の共有化により電力安定需給のバランスをとることが必要と考える。これらの実現には，機体とエンジンで統合管理された電力システムが必須となる。（図13）

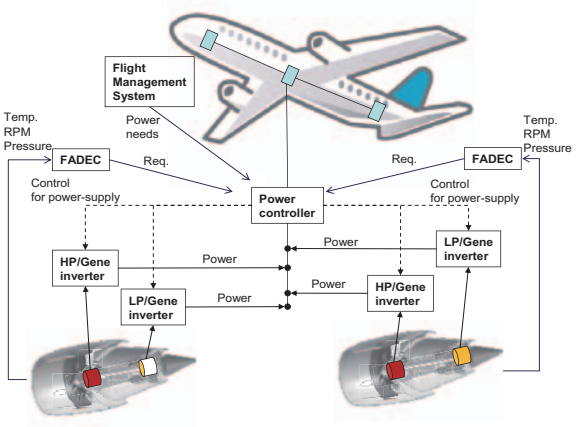


Fig.13 The integrated power generation system

(3)　制御システムとの統合[13]

燃料・電力など機体システムとの統合は，MEEの制御システムがより密接に機体システム情報と連携することを可能とする。情報交換が密となることは機体姿勢や推力制御との連携も深化することとなる。緊急時などに，エンジンの応答性を極力高めて対応することにより，航

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

空機の安全性を高めることも可能と考えられる。エンジンの高応答性はエンジン高温部の熱負荷を増加するため通常運転では抑制されているが，機体とエンジンの情報が密となれば，緊急時に一時的に制約条件を取り払い，応答性を上げる判断が可能になると想定される。通常の加減速時はエンジン加速率を適切にするNdot制御を行い，緊急時には加速スケジュールによる制御へと切り替える方法（図14）も，MEEの導入さらに機体システムとの統合により実現可能である。

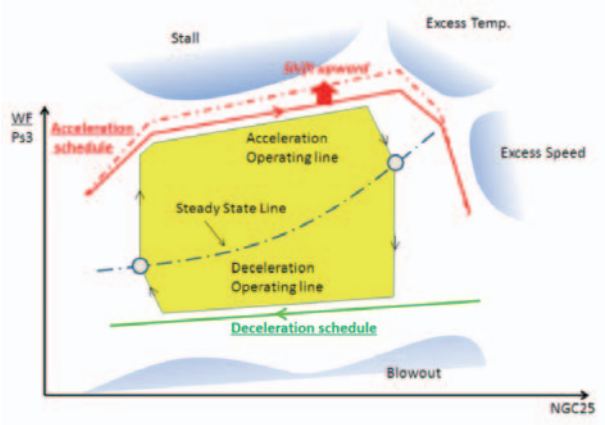


Fig.14 Enhanced thrust response control

(4)　航空機・エンジン電動化システム[14)–16)]

航空機・エンジン電動化システム（MEAAP: More Electric Architecture for Aircraft and Propulsion）は，将来的に航空機のスマートグリッド，システムサーマルマネージメントや推進系制御，機体制御が連携した機体システムを構築するためのアーキテクチャを提案する（図15）。このなかには，Green Airports を目指した電動タキシングによる誘導路でのエンジン停止や与圧・空調システムの効率化，燃料電池や電力アキュムレータとの連携，4DT（4D Trajectory）や緊急時の推力飛行制御にむけた推力の精密制御なども含まれる。PropulsionとPower PlantとしてのMEEは，これらの将来的な航空機システムの技術革新を支える重要な役割を担う。

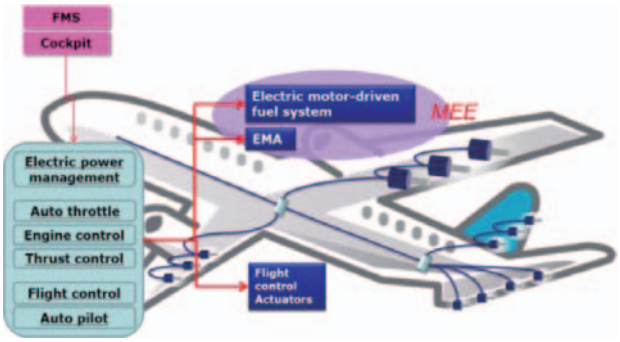


Fig.15 The integrated propulsion/aircraft control system (proposed)

2.6　実用化に向けた課題

(1)　機体メーカの視点

機体システム電動化（MEA）においてCTQ（Critical To Quality）という視点が盛んに言及されている。電動化は開発・取得・運用・整備・廃棄まで至るライフを通してその価値が評価されるべきとの概念である。エンジン電動化システムとて例外ではなく，MEAと同様にMEEにもその概念が入り込み開発が加速されることが推測される。Airbus社がMEEの導入についての予備検討を始め，実用化に向けた機体メーカの視点として，電動化の導入の是非は，SFC改善というような一面のみの評価ではなく，質量や性能への影響，開発費用，取得価格，整備コストなども含めて総合的に論じるべきと述べた。さらに，エンジンの各システムをそのような観点で評価すると，100kWくらいまでのパワーで動き，かつ制御精度が要求されるシステム（エンジンの燃料システムはその代表例）の電動化はメリットが大きいとの検討結果を示した[17)]。これらを踏まえた，機体メーカとの連携を図るための研究開発が今後実用化に向けて必要となっている。

(2)　エアラインの視点

第41回日本ガスタービン学会定期講演会において，「航空機システムの電動化－エアラインの視点」と題して，エアラインからAEAについての期待が述べられた[18)]。まず，電動化の効果として「軽量化」，「信頼性の向上（モニタリング，冗長化）」，「環境負荷軽減」「整備性，整備時間短縮」があげられた。次に最新のMEAにおける電動化は限定的であり，エアラインが期待する効果を得るにはさらなる電動化促進が期待されることが示された。更に期待として，品質指標の維持向上（フライトイレギュラリティ，出発信頼性，IFSD率），操作性におけるエンジン応答性の向上（緊急時【気流が悪い時のスピード維持，ゴーアラウンド時，対地接近警報装置作動時】に機敏に応答するエンジン制御），故障診断の容易さと交換時間の短縮，冗長性，モニタリングの向上が示された。

それぞれの技術課題の解決とともに，「人と地球」にとっての受益最大を達成するには，お互いに企業価値を高め，社会の発展に貢献していく理念のもと，電動化システムのハード面とエアラインのソフト面の連携が重要であるとの認識を示し，電動化のシステム設計段階から相互の意見交換とその解決が重要であると指摘されている。このような日本発の航空機・エンジン電動化システムの開発がユーザ・ニーズとしても求められている。

3．まとめ

MEEは，Propulsionとしてシステム効率向上によって燃料消費削減を可能にするとともに，機体の安全性・信頼性向上に貢献する。また，Power PlantとしてMEA，

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

AEAの電力システムを支えるための重要な役割を果たす。さらに電動化をキーとして，機体システムとの統合化を図ることによって，航空機全体のシステム最適化を可能とする。

このようにして実現される将来の航空機電動化は，航空機運航の安全と安心をもたらし，燃料節約とエミッション削減，整備性向上などによって「人と地球にやさしい」航空機の実現に貢献する技術革新となるであろう。その技術革新に向けて，これからもMEE技術開発を推進していきたい。

参考文献

(1) N. Morioka et al. "More electric engine architecture for aircraft engine application," ASME Turbo Expo 2011, Vancouver, CANADA, GT2011-46765.

(2) N. Morioka et al. "Improved engine efficiency via the more electric engine", 50th AIAA ASM, AIAA, Nashville, TN, AIAA 2012-0110

(3) N. Seki et al. "More electric engine architecture for fuel system of aircraft gas turbine engine" IGTC2011-0041

(4) N. Morioka et al. "Fuel System Design for the More Electric Engine," ASME Turbo Expo 2012, Copenhagen, DENMARK, GT2012-68374.

(5) N. Morioka et al. "Fuel pump system configuration for the more electric engine" SAE Technical Paper 2011-01-2563

(6) T. Nakayama et al. "Effect of the More Electric Engine on Aircraft Fuel Burn" 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (accepted for publication)

(7) H. Oyori et al. "A motor control design for the more electric aero engine fuel system" SAE Technical Paper 2011-01-2619.

(8) H. Oyori et al. "Fault-tolerant control for more electric engine", 50th AIAA ASM, AIAA, Nashville, TN, AIAA 2012-0111

(9) H. Oyori et al. "Fault-tolerant and resilient electrification for the More Electric Engine", 51st AIAA ASM, AIAA, Grapevine, TX, AIAA 2013 -1068

(10) H. Oyori et al. "System Design for the More Electric Engine Incorporated in the Electrical Power Management for More Electric Aircraft" SAE Technical Paper 2012-01-2169,

(11) N. Morioka et al. "More Electric Architecture for Engine and Aircraft Fuel System" SAE Technical Paper 2013-01-2080

(12) H. Oyori et al. "Integrated power management system for the More Electric Aircraft", 51st AIAA ASM, AIAA, Grapevine, TX, AIAA 2013 -1071

(13) N. Morioka et al. "Contribution of the MEE Toward an Integrated Propulsion System" SAE Technical Paper 2012-01-2100

(14) H. Oyori et al. "Power Management System for the Electric Taxiing System Incorporating the More Electric Architecture" SAE Technical Paper 2013-01-2106

(15) H. Oyori et al. "High-voltage DC power grid system for the More Electric Architecture" AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2014 (accepted for publication)

(16) N. Morioka et al. "All Electric System Architecture for Aircraft and Propulsion" AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2014 (accepted for publication)

(17) R. Ambroise et al. "Power Electronics and Powerplant Environment" SAE Technical Paper 2013-01-2081

(18) 桂田健：航空機システムの電動化－エアラインの視点 第41 回日本ガスタービン学会定期講演会（那覇）講演論文集，2013年10月

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

MEA化と航空機発電装置

五井　龍彦*1
GOI Tatsuhiko

キーワード：ジェットエンジン，発電機，CVT , MEA，Jet Engine，Generator，CVT, MEA

1．緒言

航空機のMEA（More Electric Aircraft）化は今後確実に展開していくと考えられるが，本稿ではその主役である航空機発電システムの概要を紹介するとともに，MEAを実現するにあたってのエンジン・発電機インテグレーション上の問題点を提起する。

2．航空機用発電システム概要

2.1　旅客機の発電システム

現在，旅客機（50人乗以上）で使用されている代表的発電システムを表１にまとめる。現在でも，一定周波数・CVT速度変換方式（IDG）が主流であるが，新型機（B787やA380）では可変周波数方式（VF）も増えてきている。いずれにも一長一短があるため，どちらを採用するかは，今後もケースバイケースと考えられる。

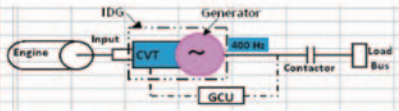
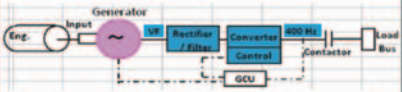
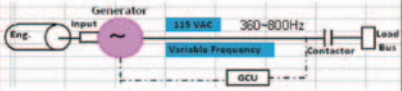
2.2　航空機用交流発電機

旅客機に使用される発電機は３相交流(400Hz/115V；最近は230Vもある）・同期発電機が一般的で，近年は軽量化のためローターを２極とし，24,000rpmで回転させる例が増えてきているが，ローターの共振，強度，軸受寿命，損失増大等の問題を抱えている。２極発電機の例を図１に示す。

2.3　T-IDG[(1),(2),(3)]

T-IDGはエンジン速度変換用CVTとして，従来の油圧式にかわりトラクションドライブCVTを採用した画期的装置で，エンジン速度に拘わらず発電機を一定回転で駆動し一定周波数を得る方式である。これにより従来型より高い動力伝達効率ならびに信頼性を得ることができる。図２にT-IDGの構成・主要諸元をしめす。T-IDGは国産航空機に搭載され，高い性能・信頼性を示している（図３にエンジンへの搭載状態を示す）。

なお，トラクションドライブCVTは図４に示す構成で，向かい合う富士山型のディスクの間に一組のローラーを挟み，このローラーを図のように頃転させること

電源方式		解説	特徴	評価
一定周波数電源方式 (CF; Constant Frequency)	IDG(CVT)方式 (Integrated Drive Generator/Continuously Variable Transmission)	 変動するエンジン回転を、CVTで一定にして発電機を駆動することで一定周波数の発電ができる。	一定周波数なので、機体内機器構成がシンプルになる。 コンパクトな発電システム 従来型の油圧式変速機の場合、信頼性に限界 1990年代までの主流で、運行中旅客機のほぼ全てがこの方式。(米国社が市場独占)	○
	電力変換(VSCF)方式 (Variable Speed Constant Frequency)	 発電機はエンジン直結なので発電直後の周波数は変化するが、これをコンバーター/インバーターで一定周波数に変換する方式。	電力変換器が大きく、かさばる(本体のみならず、冷却機構が巨大)。熱や湿気に弱く、航空機用としての信頼性確保困難。 MD90で大問題を起こして以降新規民間航空機に採用なし。	×
可変周波数電源方式 (VF;Variable Frequency)		 変動周波数電源をそのまま使うことにした方式。一定周波数が必要な機器(モーター関係)には個別に小型コンバーター/インバーターを搭載。	メカを排除することで信頼性向上をコンセプトとしているが、分散型インバーターの数が多い面は、信頼性低下の要因になっている。また、かさばるので小型機、貨物機への搭載に困難が生じる場合も。 最新機種に採用相次ぐ(A380,B787)	○

※未だ航空機電源方式には「決定版」が無いのが現状。

Table 1　Aircraft Power Generation System

原稿受付　2013年12月５日

＊１　川崎重工業㈱ガスタービンビジネスセンター
〒673-8666　明石市川崎町１－１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

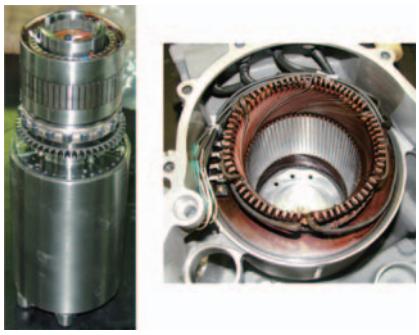


Fig. 1　Two Pole Generator Rotor and Stator

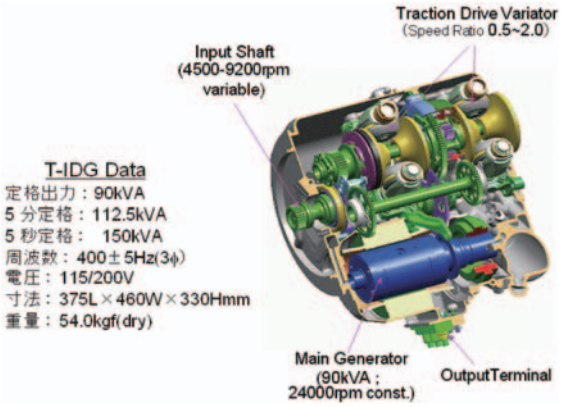
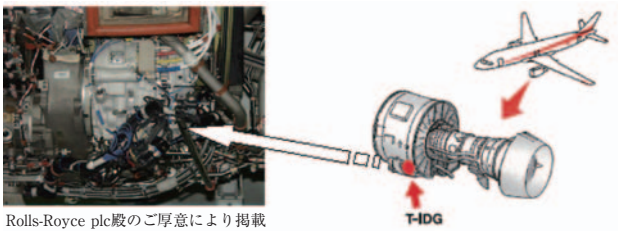


Fig. 2　T-IDG



Rolls-Royce plc殿のご厚意により掲載

Fig. 3　T-IDG Installation of the Aircraft Engine

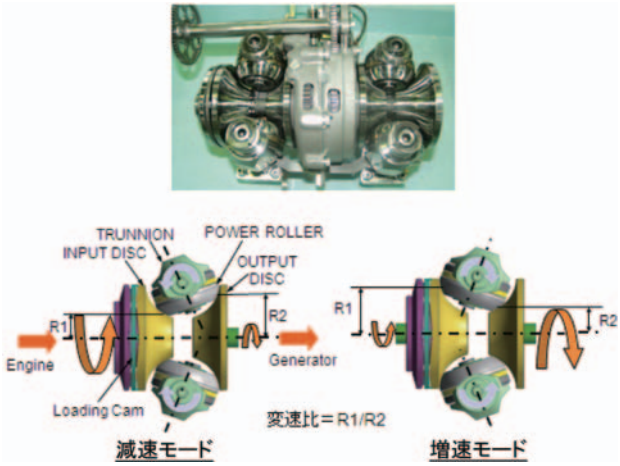


Fig. 4　Traction Drive CVT

で入出力変速比を無段階に変えることができる。この場合，動力伝達は油の粘性により行われる。

3．MEA化を実現するためのエンジン・発電機インテグレーション上の問題点

他項でも紹介されているようにMEAの場合，発電容量が従来型に比べ数倍に達する（たとえば同じ250席クラスのB767とB787では270KVA→1450kVAと約 5 倍）。次世代機ではさらなる発電容量増大が予想されるが，以下にあげる問題点の解決なくしてはMEAは絵にかいた餅となりかねないため，この方面の技術開発にも注力する必要がある。

3.1　エンジン側問題点

・抽出馬力増大によるエンジン作動性問題
・抽出馬力増大によるSFCの低下。ギアボックスにおける損失増大（MEA効果を相殺）
・大発電機（慣性モーメント大）とシャフト系（柔かい）の共振問題

3.2　発電機側問題点

・大発電機の排熱クーリング問題（クーラーが過大となり，搭載性の問題，エンジン効率低下を招く）
・発電機が大型化しすぎ，重量，艤装，整備性の問題やエンジン前面面積（抵抗）増大を生じる。
・発電機が大型化するとローターダイナミクスの問題で高速化が困難で，さらに重量増加を招く。
・小型軽量化の切札と目される永久磁石発電機は，緊急時電力遮断方法の目途がたたないと実用化は難しい。

4．結言

MEA化に向けた課題解決の補助手段として，他のエネルギーソース，たとえば燃料電池や蓄電池の組み合わせ，機内にスマートグリットを作り電力ピークカット，エネルギー最適化を行う構想もある。MEAは燃費ならびに整備性向上に多大なる利点をもたらすが，しかし，現状以上の発電機容量増大を求める場合，発電機そのもの並びにエンジン構造・サイクル設計にもその対応のための技術開発が求められることを忘れてはならない。

6．引用文献

(1)　五井龍彦，中島健一，川上浩司，田中謙一郎，“航空機用トラクションドライブ技術”，川崎重工技報，161号（2006），pp. 16-19.
(2)　Goi, T. and Tanaka, H.,“Traction Drive CVT Technologies for Aircraft Equipment”, Proceedings of the 2007 ASME International Design Engineering Technical Conference DETC2007-34116 (2007).
(3)　五井龍彦，田中裕久，中島健一，渡辺浩二，“航空機発電機用・高速トラクションドライブCVTの安定性に関する研究”，航空宇宙学会論文集，第58巻，第678号（2010），pp. 17-23.

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

航空機用電動推進システムの研究事業

西沢　　啓[*1]
NISHIZAWA Akira

キーワード：電動化航空機，電動推進システム，電動モータ，燃料電池
Electric Aircraft，Electric Powered Propulsion System，Electric Motor，Fuel Cell

1．はじめに

航空機は重量に対する制約が厳しいため，あらゆる乗り物の中でも最後まで化石燃料に依存せざるを得ないだろうとも言われる。しかし，最近は電気のみを動力源として飛行できる航空機も一部で開発されつつあり，航空機の電動化にも一定の実現性が生じている。本稿では，航空機の電動化が可能になってきた技術的背景及び，宇宙航空研究開発機構（JAXA）における航空機用電動推進システムの研究事業について紹介し，電動化航空機の課題と将来の可能性について述べる。

2．電動化航空機の動向

現用の航空機は原油由来の燃料を用いているが，昨今は航空用燃料に対しても多様化が模索されている[(1),(2)]。そのため，化石燃料を搭載しないか，または，その使用量を従来に比べ著しく減少させるような新技術を導入した脱化石燃料航空機（図１）[(1)]に対する関心が世界的にも高まりつつある。電動化航空機（Electric Aircraft）とは，脱化石燃料航空機のうち推進器の原動機として電動機（以下，電動モータ）を用いたもの（熱機関と電動モータの組み合わせも含む）と定義する。図２に電動化航空機のシステム構成を示す。電力源として二次電池のみを用いる純電動推進システムと，二次電池以外の電力源（内燃機関発電機，燃料電池，それらの組み合わせ等）と組み合わせたハイブリッド電動推進システムに大別できる。前者の構成は電気自動車のパワートレインとほとんど同じで，駆動対象が車輪の代わりにプロペラとなっているだけである。実際，電動化航空機の動向において，電気自動車技術の果たしてきた役割は非常に大きい。図３に1980年代以降の代表的な世界の電動化航空機の規模と初飛行年を示す。また，表１に電動化航空機の技術動向をまとめる。1990年代まではほとんど成立性が無く，電力源は太陽電池であり，出力が小さいため，小規模な機体を低速で飛行させるしかなかった。しかし，基幹技術（電動モータ，電力源）の進歩により，2000年代以降性能が飛躍的に向上した。特に，Li-Ion電池及び

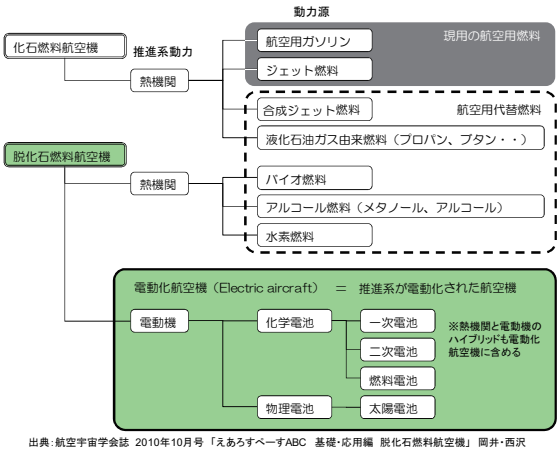


Fig. 1　Definition of electric aircraft

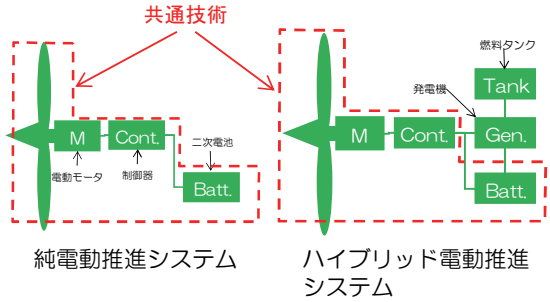


Fig. 2　Component of electric powered propulsion system

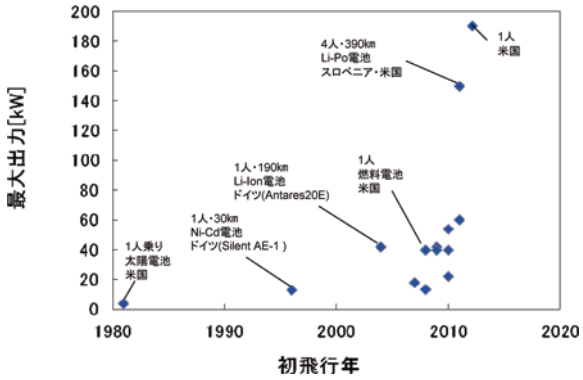


Fig. 3　Progress of electric aircraft

原稿受付　2013年11月29日
＊1　（独）宇宙航空研究開発機構
〒181-0015　三鷹市大沢６-13-１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

Table 1　Trend of electric aircraft

年代	～1990	1991～2000	2001～2010	2011～
離陸質量	100kg以下	300kg以下	1000kg以下	2600kg以下
乗員	1人	1人	～2人	～4人
速度	～50km/h	～100km/h	～250km/h	～330km/h
距離	～260km	～30km	～190km(Li-Ion) ～750km(燃料電池)	～320km(Li-Ion) 2000km超(燃料電池)
モータ最大出力	～2.5kW	～13kW	～92kW	～192kW
電動モータ	DCモータ	DCモータ	永久磁石形同期モータ(ネオジウム磁石)	永久磁石形同期モータ(ネオジウム磁石)
電力源	太陽電池	Ni-Cd電池	Li-Ion電池、燃料電池	Li-Ion電池、燃料電池、太陽電池
代表例	Solar Challenger(米)	Silent AE-1（独）	ANTARES 20E(独), Rapid200FC（伊） electric SkySpark(伊)	e-Genius(独), Taurus G4(米) Long-EZ（米）

永久磁石形同期モータの適用が大きく寄与した。これらの基幹技術の進歩は電気自動車の市場拡大が促進したものであり[3]，電動化航空機の主要な基幹技術は当面の間，電気自動車技術に牽引されて発展していくことが予想される。

3．電動化航空機の利点と課題

電動化航空機の最も優れた利点は，電動モータの効率の良さに由来する燃費の良さである。図4に従来のガソリンエンジン航空機を電動化した場合における，運航コスト削減量の試算例[4]を示す。電動化によってエネルギ費と整備費が劇的に低下し，トータルでも40%近いコスト削減が期待できる。従って，航空機の電動化は環境適合性を向上するだけでなく，経済性も向上する効果を持つと言える。また，電動推進システムの高い信頼性，低騒音性，低振動性等も重要な利点である。

しかし，実際にはガソリンエンジンの推進器を電動化するには，ペイロードや航続距離を大幅に犠牲にしなければならず，基幹技術が急速に進歩したおかげで電動化航空機が成立するようになってきたとはいえ，化石燃料航空機との運用面における得失差は依然として大きい。

図5に電動化航空機の成立性予測を示す。水素を燃料とし，固体高分子型燃料電池（PEFC）とLi-Ion電池を電力源に持つ電動推進システムを搭載した3種類の規模の電動化航空機について，従来の航空機と同様な飛行

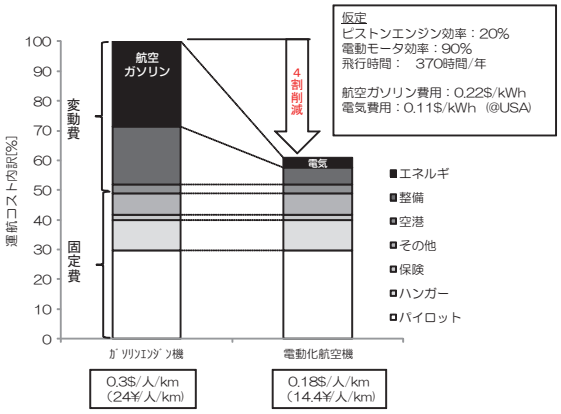


Fig. 4　Comparison of operating cost

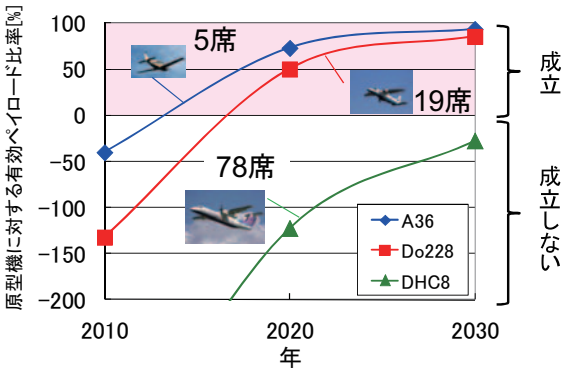


Fig. 5　Feasibility of electric aircraft

ルートを想定した場合に，重量（ペイロード）の成立性がどの程度確保されるのかを，搭載機器類の将来的性能向上も考慮して予測した例である。検討内容の詳細は文献[5]を参照されたい。長期的将来予測であるから誤差は大きいが，比較的小さな規模の機体は成立性が高いのに対し，78席クラスの規模では2030年時点でも成立性が見込めないという結果である。つまり，いわゆる“旅客機”の電動化は困難であることを示している。これは推進システムの重量が大きすぎることと，ガスタービンエンジンと異なり，電動推進システムの場合は，規模を大きくしても単位重量当たりの出力が増える効果が少ないことによる。従って，電動化航空機の航続距離やペイロードを従来の化石燃料航空機並みに確保するためには，二次電池や燃料電池，電動モータ等の革新的な軽量化が最大の技術課題である。

4．JAXAにおける電動化航空機の研究事業

JAXAでは，航空機の電動化は環境適合性や経済性を飛躍的に向上できる革新的技術の重要な候補の一つと捉え，航空機用の電動推進システムを中心とした研究活動に取り組んでいる。その一例を下記に紹介する。

4.1　FEATHER事業

JAXAでは2014年度の飛行実証を目標に“FEATHER”（Flight-demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution）という名の下，

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

電動モータグライダの飛行実証に関する研究事業を実施している[4]。本事業では，既存の動力滑空機（２人乗りモータグライダ）のガソリンエンジンを電動モータに換装して電動化を図り，独自開発による電動推進システムの性能及び新しい機能を飛行実証することを目的としている。図５の結果も示す通り，電動化航空機は小型の規模のものから実用化していかざるを得ないことは容易に予想でき，このクラスの機体規模で電動推進システム技術を蓄積していくことは，将来の電動化航空機発展のためにも重要な第一歩であると考えている。

図６に試験機の概要を示す。大容量のLi-ion電池を動力源とし，水冷式の永久磁石形同期モータでプロペラを駆動する純電動推進システムを搭載する。システム構成自体は電気自動車と同一であるが，離陸上昇時に最大出力60kWを維持する設計であり，700A程度の電流を１分以上継続して放電できる。このような大電流かつ長時間の放電は通常の電気自動車では行われないため，航空機特有の仕様であり，技術課題の一つでもある。従って，離陸上昇時における電池やモータシステムの発熱は著しく，それを管理するための各種の工夫が施されている。また，電気自動車に搭載されている電動モータシステムに比べて，軽量化も図られている。

Fig. 6　Outline of FEATHER research in JAXA

航空機は安全性に対する要求が他の乗り物に比べて厳しく，試験飛行であっても航空法に従った手続きは必須であり，安全性を証明するための技術的なデータを示すことが要求される。特に，電動化に関してはまだ明確な耐空性の基準がないため，各国とも行政と開発機関が協力しながら手探りで進めているのが現状である。本事業を通じて，電動化航空機開発や耐空性等，電動化航空機の安全性を評価する技術及び，安全に飛行させる技術を習得するとともに，種々の技術課題を抽出し，次のステップに寄与する知見を得ることも重要と考えている。

4.2　エミッションフリー航空機技術の研究

機体の規模がある程度大きくなると，電力源として二次電池だけを用いることはほぼ不可能であり，エネルギ重量密度が大きい燃料と発電機を搭載することが必要となる。その有力なシステムの一つがガスタービンと燃料電池を組み合わせた複合サイクルの発電システム（燃料電池 - ガスタービンハイブリッドエンジンシステム）である。図７にJAXAで検討しているハイブリッド電動推進システムの構成を示す。燃料電池としては，PEFCに比べて非常に高い温度で作動するSOFC（固体酸化物型燃料電池）を用い，その排熱を回収してガスタービンを駆動し，さらに発電することにより，発電効率を高めるものである。理論的には80％近い発電効率が得られ，燃料電池やガスタービンを単体で使用する場合に比べ飛躍的な効率向上が期待できる。SOFCは水素燃料で駆動することが可能なだけでなく，高温作動のため内部改質もできるので，ジェット燃料をそのまま使用できる可能性がある。燃料を完全に変更することは，空港における大規模なインフラ変更を要してしまうため，現用の燃料も使える技術は，技術の遷移期間を支えるものとしても有効である。

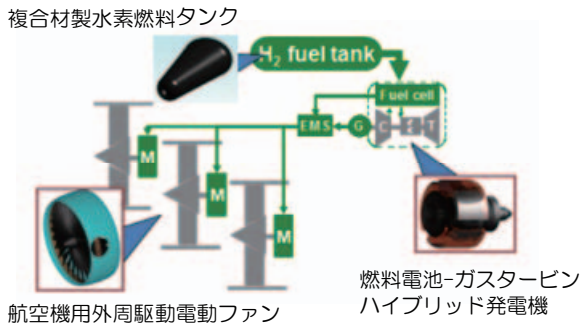


Fig. 7　Fuel cell - Gas turbine hybrid engine system

電動モータにも新しい工夫が必要である。現在の電動モータの性能は非常に高く，単位重量当たりの出力は既にガソリンエンジンを凌いでいるが，旅客機に使われるようなガスタービンエンジンに比べるとまだ1/3以下程度でしかない。一方，効率は既に90％を超えており，今後の伸び代はそれほど多くはない。従って，いかに単位重量当たりの出力を増加するかがより重要である。JAXAでは大口径で効率的運用が可能な外周駆動電動ファン[6],[7]を提案している（図８）。このモータは駆動トルクを生じるコイル部分がファンの外周上に配置されているため，比較的小さな駆動力でもファンの回転に必要なトルクを得ることが可能である。ファン外周部に８の字型コイルが配され，さらにその外殻部に配されたO字型のコイルに通電することにより，駆動力を生じる。O字型コイルに直結されたコンデンサには未使用の磁気エネルギを蓄えることができ，コンデンサからO字型コイルに大電流をパルス的に流すことで，鉄心や磁石なしでも損失の小さいモータを実現することができ，重量軽減が可能となる。図９に外周駆動電動ファンを多数配置した搭載機（エミッションフリー航空機[8]）のイメージを示す。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

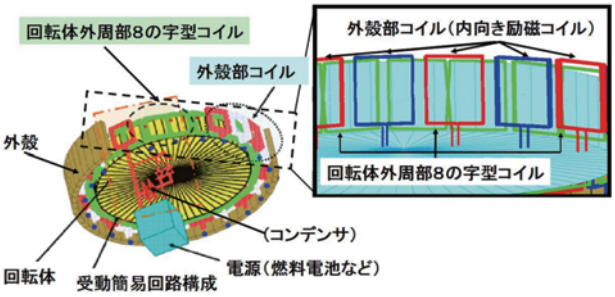


Fig. 8　Electromagnetic Driving Fan Concept[6],[7]

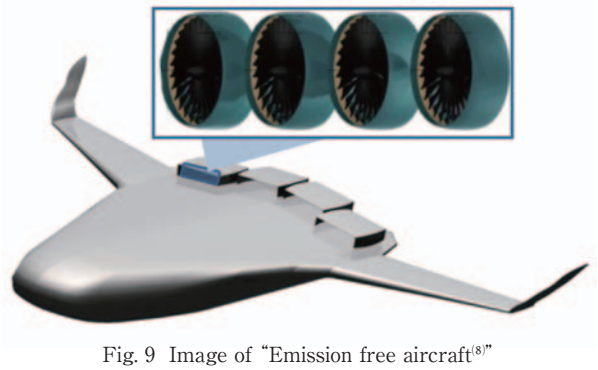


Fig. 9　Image of "Emission free aircraft[8]"

5．電動化航空機の将来

航空機の電動化がもたらす変化についてはいくつかの側面が期待できる。一つは，飛躍的な低燃費化によって，今後20年間で2.7倍の増加と言われる大幅な輸送需要拡大に対しても，CO_2排出量をこれ以上増加させない技術的な解となることである。ただし，CO_2排出量の主要因となっている旅客機の規模は，長期的に見ても電動化が浸透するには大きすぎることから，まだ何段階かの技術的ブレークスルーは必要と考えられる。もう一つの側面は，航空機製造業の立場である。電動化により航空機の基幹技術が装備品も含めて劇的に変わることになり，新規参入のビジネスチャンスともなり得る。

米国の連邦航空局（FAA）は，今後５～10年以内にスポーツ機のような小型のクラスの電動化航空機が実用化すると予測しており，現在耐空性基準策定のための準備を進めている[9]。二次電池のみを電力源として成立可能な小型の電動化航空機においては，設計・製造の自由度が格段に向上するだけでなく，維持・運用コストも低下することから，エアタクシーのように航空輸送の大衆化をもたらす新しい利用形態が創出される可能性もある。さらに，電気自動車の運動制御技術[10]として注目されているように，電動モータの高速応答特性を活用した制御技術の高度化・高機能化を図る[11]ことにより，電動化航空機は安全性や利便性においても従来の航空機に対して優位性を持つことが期待できる。

6．おわりに

電動化技術は航空機にとって新しい推進技術であり，低CO_2のみならず，低騒音，低振動，低コスト，メンテナンスフリー等様々な利点がある。旅客機の推進器に適用されるまでには非常に長期的な取り組みと何段階もの技術革新が必要であるが，小型の電動化航空機が普及すれば，適用可能な要素技術のレベルが急速に向上する可能性もある。国内には電動化航空機技術に必要不可欠な要素技術に関して強力な企業が多数存在しており，高度な技術で構築された国産の電動化航空機が実現されるポテンシャルも高く，今後，国内においても電動化航空機に対する取り組みが一層活性化することが望まれる。

7．引用文献

(1)　岡井敬一，西沢啓，" 脱化石燃料航空機技術"，えあろすペーすABC，日本航空宇宙学会誌，Vol. 58, No. 681 (2010)，p. 331.

(2)　岡井敬一，本郷素行，小林弘明，田口秀之，藤原仁志，"航空用代替燃料の動向"，日本航空宇宙学会第42期講演会，(2011)，B15.

(3)　西沢啓，小林宙，岡井敬一，藤本博志，"電気自動車技術の進歩と電動化航空機の将来"，日本航空宇宙学会第43期年会講演会講演集，(2012)，B06.

(4)　西沢啓，"電動化航空機の動向とJAXAにおける研究開発の概要"，航空プログラムシンポジウム，(2012)，pp.105-110.

(5)　野村聡幸，高橋則之，久真司，宮原啓，高桑真，"燃料電池航空機に関する基礎的な成立性検討"，第47回飛行機シンポジウム講演集，(2009)，2A5，pp.235-240.

(6)　岡井敬一，野村浩司，田頭剛，柳良二，"航空機推進用外周駆動ファンに関する実験および解析"，日本航空宇宙学会論文集，第56巻第650号，(2008)，pp.131-142.

(7)　Okai, K., Yanagi, R., Tagashira, T. and Nommura, H., "Aircraft Propulsion System", US Patent US7555893, (2009).

(8)　渡辺安，吉田憲司，牧野好和，村岡浩治，岡井敬一，"JAXAにおける航空新分野創造（スカイフロンティア）プログラムの概要"，第51回飛行機シンポジウム講演集，(2013)，3B04.

(9)　ASTM International Committee F37 on LSA," International Workshop for Electric Aircraft Standardization", (2012).

(10)　堀洋一，寺谷達夫，正木良三編，自動車用モータ技術，(2003)，日刊工業新聞社

(11)　Takahashi, K., Fujimoto, H., Hori, Y., Kobayashi, H. and Nishizawa, A., "Modeling of Propeller Electric Airplane and Thrust Control using Advantage of Electric Motor"，The 13th International Workshop on Advanced Motion Control (AMC), (2014).

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

論説◆解説

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

航空機システムの電動化－エアラインからの視点

桂田　健*1
KATSURADA Takeshi

キーワード：MEA, Airline, Safety, Reliability, Fuel Saving, Environment

1．はじめに

航空機・エンジンの電動化システムについて研究開発が行われている。現在の航空機システムはその作動源として，油圧，エンジンブリードエア（高圧圧縮空気），電力が使われているが，技術の進歩とともに電化する傾向にある。航空機の安全性/信頼性向上，燃料効率化，環境負荷の軽減を目的としたこれらの技術の進歩，活用について，エアラインからの視点で，期待，要望，懸念事項等について本稿にて紹介する。

2．エアライン視点での電動化効果

2.1　航空機システムの電動化

従来型の航空機システムでは，油圧は主に動翼，ランディングギア，ブレーキ等の作動源として使用されている。エンジンブリードエアはエアコン，着氷防止装置等に使用されているが，ここではそれらが電気駆動式に変換されていくこと等を主に想定していく。

2.2　電動化の効果として考えられるもの

電動化の効果として，まず航空機の軽量化が考えられる。油圧装備品が電動化されることにより，油圧アクチュエータ，油圧配管，油圧ポンプ，油圧作動油等が電動アクチュエータ，電気配線に置き換えられ軽量化が図られる。電力需要増に伴う発電機，バッテリー重量増は想定されるものの，エネルギーマネジメントにより発電，蓄電機能効率化で軽量化が期待できる。

システムの信頼性については，電動化による冗長性向上，各種機能のモニタリング向上等が考えられる。軽量化に加え，エンジンのエネルギー効率向上による燃料効率化が図られ，環境負荷軽減（Noise/Emission低減）が考えられる。整備性向上については，油圧作動油漏れに対する修理が不要となり，整備作業量減が考えられる。

また，装備品交換の場合，作動油の処理，交換後のリークチェック等が不要となること，取り付け後の確認が電気的な試験の実施により可能となることより，整備性向上，整備所要時間短縮が期待できる。

原稿受付　2013年12月２日
＊1　日本航空㈱　運航本部　運航技術部
〒144-0041　大田区羽田空港３－６－８

3．787型機における電動化

787型機は軽量化・燃費改善のため，777型機に比べ電動化された装備品が増えている。一部の油圧システム及びエンジンブリードエアを使用していたシステムは電動化された。

＜高圧圧縮空気→電動化の例＞
- ・エンジンスタータ
- ・客室内エアコン，与圧
- ・主翼前縁着氷防止装置

＜油圧→電動化の例＞
- ・ブレーキ
- ・スポイラ　アクチュエータ（片側２枚ずつ）
- ・水平尾翼　アクチュエータ

787では，片翼に７枚あるスポイラの内，２枚は電動，残りの５枚は油圧で駆動する。777では一部のスポイラコントロールにケーブルコントロールが残されていたが，787ではフライトコントロールはすべてFly by Wireとなり，777から787への進化にあたっては，Redundancyを確保しながら電動化に向けて着実に少しずつ進歩させていることが窺える。

4．エアラインとしての期待，要望

4.1　航空機システムの品質指標・信頼性

航空機品質指標として目標管理しているものの内，一例を以下に示す。航空機システムが電動化されたとしても，これと同等あるいはこれ以上の高い品質，信頼性が維持されなければならない。

品質指標の例：

⑴フライトイレギュラリティ（発生回数）

出発した航空機が機材不具合により元の空港に戻る，目的地以外の空港に着陸，離陸中断等の異常運航発生回数を指標とするもの。例として，100出発あたり0.016回以下など。

⑵出発信頼性（％）

定刻の出発時刻に対して，機材不具合による15分以上の出発遅延の発生率。例として，99.5% 以上の出発信頼性など。最近では，定刻に対し+15分以内に到着する定時到着率について全世界主要エアラインの実績統計を取り，公表及び表彰する機関があり，各エアラ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

インはその数値向上に凌ぎを削っている。

⑶エンジン空中停止率

1,000エンジン運転時間（例えば，双発機材の場合は，エンジン運転時間は飛行時間の２倍）あたりのエンジン空中停止回数。例として，0.002回以下など。尚，180分ETOPS（双発機による長距離進出運航）を実施するための設計要件として，エンジン空中停止率0.02以下がFARに規定されている。

4.2　操作性

操作性については，既存機と比較し大きな変更はないものと考えられるが，特筆すべきこととしてエンジンの応答性は挙げておく。エンジン制御方式の変更が考えられているが，パイロットの視点より，緊急時（気流が悪い時のスピード維持，ゴーアラウンド時，対地接近警報装置作動時，等）に機敏に応答するエンジン制御が必要である。

4.3　整備性

整備性の観点で期待するところは，故障診断の容易さ，故障個所の修理，装備品の交換に関わる工数が削減されること，所要時間が短縮されること，システムの冗長性が十分確保されていること，システムの有効なモニタリングが可能な事，等である。

5．燃料効率化

航空機システム電動化推進の目的の一つとして，燃料効率化がある。JALにて現在各種燃料効率化施策を実施中であるが，主に運航面で実施しているものを以下に紹介するとともに，消費燃料の規模感を得る為に，いくつかの具体的数値を紹介する。

5.1　燃料効率化施策（運航面）

地球環境に優しいオペレーションを目指して，現在運航面で実施している燃料効率化施策の一例を示す。

⑴ EOT（Engine Out Taxi）

着陸後の地上走行時に一部のエンジン（双発機の場合は一つのエンジン）を停止し，消費燃料の削減を図る方法。その効果を表１に示す。

⑵ Reduced & Delayed Flap Operation

着陸時に使用するフラップ（高揚力装置）は機体の抵抗となるため，浅い角度のフラップを使用する，またはフラップの展開するタイミングを遅くし，消費燃料の削減を図る方法。

⑶ Idle Reverse Operation

着陸後の制動においてエンジンを逆噴射して減速効果を高めるが，状況が許す場合には逆噴射の推力を上げずにアイドル状態のまま逆噴射とする方法。

⑷ Continuous Descent Approach

巡航高度からの降下に際しエンジンの推力を絞りながらほぼ一定の率で降下していく運航方式。従来はステップダウン方式で降下と水平飛行を繰り返しながらの降下でありそれを改善する方法。

Table 1　エンジンのアイドリング消費燃料
（単位：lbs/All Eng / 分　括弧内はkg）

MD90	737-800	767/PW	767/GE	777/PW	777/GE	747-400
32（14）	25（11）	50（23）	44（20）	57（26）	72（33）	100（45）

5.2　航空機の重量軽減と消費燃料の関係（表２）

航空機の重量軽減と消費燃料減の関係の一例として，1,000lbs（450kg）の軽量化により777-300ER型機では長大路線で320lbs（145kg）の消費燃料減となる。１便の量としては320lbs（145kg）だが，年間の量を考えると大変大きな数字となる。

Table 2　1,000 lbs（450kg）の重量減による消費燃料減
（単位：lbs　括弧内はkg）

	1,000NM	3,000NM	5,000NM
767-300ER	90（41）	230（104）	410（186）
777-300ER	60（27）	170（ 77）	320（145）
747-400	70（32）	230（104）	410（186）

航続距離のイメージ：
1,000NM　東京 – 上海
3,000NM　東京 – シンガポール/ホノルル
5,000NM　東京 – サンディエゴ
※NM：Nautical Mile（海里）

5.3　燃料の航空機重量に占める割合

燃料効率化が与える影響の度合いの見方の一つとして，航空機総重量の内，燃料が占める割合を紹介する。例として，米国ニューヨークから成田に飛行する777-300ERの場合，以下の数値となる。

・路線距離：6,438 nm（11,923 km）
・飛行時間：13時間23分
・離陸前機体総重量：750,000 lbs
　内，燃料重量：277,800 lbs（37%）

尚，JAL総費用の中で燃料代の占める割合は20数%である。

このように，燃料はその重量，コスト，環境負荷のあらゆる面でエアラインにとっては低減/効率化を求めるところである。当社独自に実施している燃料効率化施策をソフト面での効率化とすれば，システム電動化による燃料効率化はハード面での効率化である。これら，ハード/ソフト両面を組み合わせ，実施可能な項目から燃料効率化を図っていくことが，地球環境負荷低減にとって大切な事と考える。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

6．まとめ

航空機システムの電動化，更にはその先の航空機エンジンの電動化に対してエアラインの期待するところは，安全性，信頼性の向上に加え，操作性，整備性の向上，Noise/Emissionをミニマイズした地球環境に優しいオペレーションの実現である。多く想定される技術的課題を克服し新たなシステムを構築するに当たり，エアラインとしては，特に安全性，信頼性の実証されるシステム作りが重要と考えている。また，ユーザとしての意見を各システム設計段階よりインプットしていく必要があると考えている。今後も，ユーザとして積極的に関与し，お役に立てることがあれば協力していきたい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

論説◆解説

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

【ユーザーセッション報告】
電力安定供給と地域共生のためのガスタービンユーザーの取組み

藤岡　照高*1
FUJIOKA Terutaka

キーワード：電力安定供給，一般電気事業者，地域共生，自然災害
Stable Electric Power Supply, General Electricity Utility, Regional Co-existence, Natural Disaster

1．はじめに

科学技術を環境・人類の価値ある持続に反映する上では，科学技術がもたらす便益を受ける一般市民の視点での検討や，研究成果や製品を創出する人と，製品を買う人・使う人との「双方向でのコミュニケーション」が必要との認識が広まりつつある[1]。

ものづくり（技術サービスやインフラ維持を含む）の（選ばれるための）競争力確保にあたり，製造現場における経験等の暗黙知の活用のほか，地域共生による社会的受容性確保，地道な努力による品質安定化など，価格や性能のような顕在化がなされにくい「裏の競争力[2]」の重要性が認識されつつある。

2011年３月11日に発生した東日本大震災とそれに続く電力エネルギー危機を契機として，電気事業のあり方を含めたエネルギー問題に国民的な関心が高まっている中で，ガスタービン電源の有用性が従来以上に認知されつつある。また，電力システム改革[3]が国レベルで議論され，市場原理の活用と安定供給とをいかにして両立させるかが課題と見込まれている。

こうした状況の下で，電力安定供給に直接関与されている一般電気事業者３社社員から講師を迎え，災害対策を含む安定供給や地域共生にかかわる取組みを紹介いただいた上で，参加技術者との双方向コミュニケーションを図る目的で，本セッションを企画・実施した。

2．各社の講演

狭い島国とはいえ気候や自然災害の特質等が著しく異なる日本の特質を踏まえ，それぞれの特徴のあるお話が伺える東北電力㈱，中部電力㈱，沖縄電力㈱の３社に話題提供と講師を依頼し，講演を行った。

講演は，各社の電源構成とその近年での変化に始まり，各社における災害対策や設備診断等の安定供給のための取組みが写真を交えて説明された。

各社ともベース電源，負荷変動対応，あるいは非常用電源としてのガスタービンの地位が高まっており，使い分けやライフサイクルでの活用方法が開発側で意識されるべきかも知れない。

地域共生に関連して，仙台火力リプレイスにあたっての景観配慮など，コンパクトなLNG複合発電を活用した事例が紹介され，社会的受容性を重視する現代の社会的風潮に合致する動向として展開が期待される。

3．会場からの質疑・討論

講演の後，会場から今後の需給見通しや電源構成の考え方，負荷変動への対応等，今後の市場に関連した質問が寄せられ，活発な討論がなされた。電源構成戦略には，様々な不確かさや地域性や経営戦略が反映され，一概に言えない部分があり，研究機関やメーカがユーザと，営業部門や資材部門だけでなく現場同士が，常時対話しつつ最適解を探索し続けることには意義がある。

メーカ以外，例えば大学と協力した研究開発については，事業上の付加価値を伴う情報の取り扱いには注意を要するが，手法の研究など，学術性の高い部分では大学での素材分析の実績もあり，相互の利益を尊重しつつも協力が図られることが望まれる。

4．謝辞

講師，参加者をはじめご協力いただいた電力会社および日本ガスタービン学会員関係者の皆様に感謝します。こうした立場の異なるステークホルダー間での意見交換活動が活性化され，ガスタービン技術の社会的受容性向上につながれば幸いに思います。

5．引用文献

(1) 奈良由美子，伊勢哲治，生活知と科学知，(2009)，放送大学出版会.
(2) 藤本隆弘，製品開発力―自動車産業の「組織能力」と「競争力」の研究，(2009)，ダイヤモンド社.
(3) 経済産業省，「電力システム改革専門委員会報告書」について，http://www.meti.go.jp/committee/sougouenergy/sougou/denryoku_system_kaikaku/report_002.html（2013）.（2013年12月３日確認）

原稿受付　2013年12月４日
＊1　（一財）電力中央研究所・エネルギー技術研究所
〒240-0196　横須賀市長坂２－６－１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

電力安定供給と地域共生のための東北電力火力部門における取組み

古沢　昌二*1
FURUSAWA Shoji

キーワード：安定供給，地域共生，火力発電所，ガスタービン，環境
Stable supply，Coexistence region，Thermal power plant，Gas Turbine，Environment

1．はじめに

当社の企業行動指針では「安全確保を最優先にエネルギーの安定供給」，「地域との協調と地域社会への貢献」を掲げており，火力部門としても，発電所と地域の方々との信頼関係を築き上げるとともに，エネルギーセキュリティー，価格，および環境などの側面からバランスのよい電源構成を目指し発電設備の立地を進め，安定した電気を発電するよう日々努めてきている。

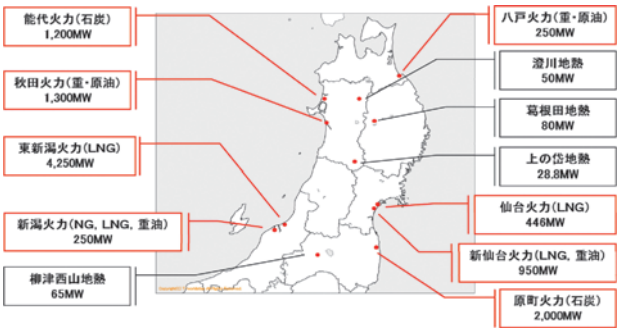


Fig. 1　当社管内の火力・地熱発電設備（東日本大震災前）

しかし，東日本大震災により，国による原子力政策の見直しや電気事業のあり方を含めたエネルギー政策の見直し，世論の再生可能エネルギーへの期待，さらには燃料費コストの増大など多くの課題がもたらされ，新しい経営環境に向けた新たな取組みが求められている。

そこで，これまでの当社火力部門における取組みを踏まえた上で，震災以降の供給力確保や安定供給に向けた取組み状況について紹介する。

2．これまでの安定供給と地域共生の取組み

2.1　当社火力発電設備の歴史

当社は，当初水力電源の開発により供給力を確保してきたが，昭和30年代に将来の需要増加に対処するために，質と量の両面で安定供給が可能となる火力電源の導入に着手し，昭和33年６月と10月に単機出力7.5万kWの八戸火力１，２号機が運開した。その後，昭和34年10月に仙台火力１号機が運開し，新潟地区，秋田地区へも相次いで火力電源が導入され，電源の主体が水力から火力へと移行するとともに，更なる需要増加に対応するため，火力電源の大規模化を図ってきた。

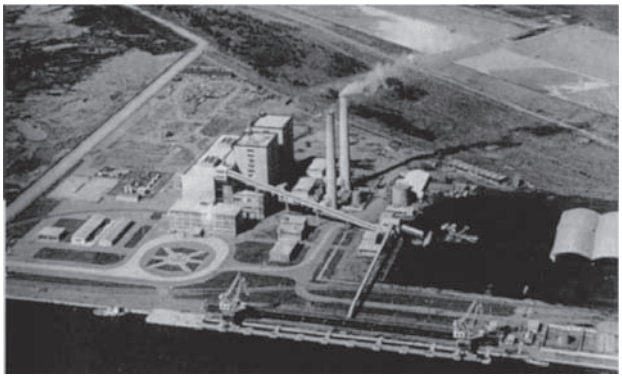


Fig. 2　八戸火力発電所（1，2号機完成当時）

その後，石油危機を経て，当社は昭和50年代後半から脱石油化を進め，脱石油化の更なる推進とベストミックス，エネルギーの効率的利用を図りながら，エネルギーセキュリティーとともに環境にも十分配慮した電源開発を行ってきた。

そこで，昭和59，60年に日本初の大容量高効率コンバインドサイクル発電プラントを東新潟火力３号系列で実用化した。さらに，この知見を活かし，平成11年には当時世界最高のガスタービン入口温度1,450℃級，熱効率55％（LHV）以上を達成した東新潟火力４－１号系列を完成させた。

また，近年では，仙台火力発電所において当社初の火力発電所リプレース工事が行われ，経年化した１～３号機を廃止・撤去して，天然ガスを燃料とする高効率コンバインドサイクル発電設備である４号機が平成22年７月に営業運転を開始した。

原稿受付　2013年11月22日
＊1　東北電力㈱　火力原子力本部　火力部
〒980-8550　仙台市青葉区本町１－７－１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

Fig. 3　仙台火力発電所４号機

2.2　地域共生と環境への対応

火力発電所が地域社会と共生していくためには，地域の方に当社の環境保全に対する姿勢について理解を得ることが大切である。

環境問題は，これまでの特定発生源による大気汚染，水質汚濁などの公害問題から，日常の国民生活・経済活動により発生する廃棄物や化学物質など都市・生活型の問題へと質的に変化するとともに，アメニティ志向に示されるように景観，緑化，自然保護にも関心が高まってきている。

そこで，仙台火力発電所のリプレース工事においては，松島の景観を損なわないよう和風の景観を採用するとともに，ビオトープ整備により生態系などの周辺環境へ配慮するなどの取組み行った。

また，能代火力発電所には，地域の方や訪れた方が憩いや楽しみを感じながらエネルギー問題と石炭火力の仕組み等を理解してもらえるようPR施設としてエナジアムパークを設置した。この施設には憩いの場としての付加価値を高めるために熱帯植物園や冒険広場などの施設も設置しており，開館してから20年が経過しているが，現在では地域の方々に親しまれ，年間約８万人の方が来訪する施設となっている。

さらに，地球温暖化などの地球環境問題がクローズアップされ，その対応策が国際条約等に基づき取組まれており，火力発電所においては，化石燃料を消費していることから，CO_2削減に向けて日常のきめ細やかな運転管理や高効率ガスコンバインドサイクル発電の導入などにより，熱効率の維持・向上に努めてきている。

Fig. 4　能代火力発電所　エナジアムパーク

3．震災以降の安定供給の取組み

3.1　緊急電源の設置

平成23年３月11日に発生した三陸沖を震源とする大地震により，当社火力発電設備は甚大な被害を受けるとともに，原子力発電所も停止した。このため，需要ピーク時における供給力確保が喫緊の課題となり，この対応として，緊急電源の設置を計画した。

早期に供給力を確保する必要があったため，工事着工から１年以内に営業運転が開始できるようシンプルサイクルガスタービン発電設備を採用した。大型機としては，八戸火力５号機（定格出力：27.4万kW），秋田火力５号機（定格出力：33.3万kW），東新潟火力５号機（定格出力：33.9万kW）の３機を設置し，その他の新潟火力６号機，東新潟火力港３号系列を含め，総出力約100万kWの緊急電源を設置し，平成24年７月までに全ての電源が運開した。

Fig. 5　東新潟火力発電所５号機（緊急電源）

また，八戸火力５号機については，排熱回収ボイラ，蒸気タービンおよび発電機を追加設置し，高効率コンバインドサイクル発電設備（定格出力：39.4万kW）とすることで，恒久的な電源とするよう工事を進めており，平成26年８月に営業運転を開始する計画である。

3.2　既設火力発電設備の対応

既設火力発電設備においては，震災前は低稼動であった油焚き火力や経年火力も含め，全てのプラントが高稼働運転を行っており，需要ピーク時の追加供給力対策として，保安上の管理値および公害防止協定値を超えない範囲，かつ安定運転が可能な範囲において，定格出力を超えて運転する増出力運転を実施している。

また，東新潟火力３，４号系列では，ガスタービン入口温度を上昇させての増出力運転やIGV開度の増加，ガ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

スタービン吸気部へのミスト噴霧などを行い，ガスタービン出力の増加に努めている。

このように，既設発電所においても，可能な限りの対策を行い，供給力確保に向けて取組んでいる状況である。

運用面においても，全社大および火力部門大で非常時に迅速かつ的確に対応が行えるよう体制を構築し，関係箇所との情報共有化と連携強化を図っている。

また，安定運転に向けた取組みとして，運転データのグラフ表示による傾向監視強化や重要設備のパトロール頻度増加などで異常兆候の早期発見に努めており，その他，夏季・冬季の需要ピーク前の予防保全点検の実施やトラブル発生時に早期復旧できるよう人員を確保するとともに資材の事前準備を行っている。

以上のように，震災以降は，供給力確保に向けた取組みを重点的に実施してきているが，この対応を通して，火力部門として安定運転，安定供給の重要性を再認識するとともに，意識高揚が図られてきている。

謝辞

日本ガスタービン学会定期講演会におきまして，中部電力株式会社，沖縄電力株式会社および弊社の３社によるユーザーセッションの機会をいただき，弊社における電力安定供給の取組みを参加者の皆様にお伝えすることができ，また，各電力会社と参加者においてガスタービン設備に求められる運用性等について討論することができたことは非常に有意義でありました。

ガスタービン学会におきまして，このような機会を頂き，ガスタービン学会に感謝を申し上げます。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

補修技術，設備診断技術開発に関する中部電力の取組み

小林　大輔[*1]
KOBAYASHI Daisuke

伊藤　明洋[*1]
ITO Akihiro

宮部　正道[*1]
MIYABE Masamichi

阿知波　雅宏[*1]
ACHIWA Masahiro

キーワード：HIP，再生処理，ホールドタイムクラッキング，ECI，EBSD，クリープ損傷
HIP, Refurbish, Hold time cracking, ECI, EBSD, Creep damage

1．緒言

当社は1990年代以降，ガスタービンを用いたコンバインドサイクル発電プラントの導入が進んでおり，電源構成の上でもコンベンショナル機からの置き換えが進みつつある。最近では1500℃級プラントである新名古屋火力８号系列，新規立地点である上越火力発電所に加え，コンベンショナルプラントからリプレイスされる西名古屋火力発電所（平成29年度運転開始予定）の建設準備が進んでおり，平成29年度末でガスタービン総軸数は47軸に達する。

運用面では，石炭火力である碧南火力に加え，上記の最新高効率プラントはベース運転が主で，既設の1100℃級（四日市火力４号系列）および1300℃級（川越火力３，４号系列等）プラントがベース～ミドル火力として位置づけられ，ともに当社の主力発電設備として高い信頼性が求められている。

これら重要設備の信頼性を維持するため，当社ではプラントメーカ等と共同で，または自社で，様々な補修技術や設備診断技術の開発を行ってきている。そこで本稿では，補修技術として熱間等方加圧（Hot Isostatic Pressing：HIP）処理によるガスタービン動翼の特性回復技術およびガスタービンロータのレーザピーニング技術を，また設備診断技術として，ガスタービンロータの渦流検査（Eddy Current Inspection：ECI）技術ならびにガスタービン動翼材の電子後方散乱回折（Electron Backscatter Diffraction：EBSD）法による損傷評価技術について紹介する。

2．補修技術開発

2.1　HIP処理によるガスタービン動翼の特性回復

ガスタービン動翼は実機運転中，非常に高い温度に晒されているため，長時間使用によって材料劣化が生じる。従来，再生処理の効果や材料特性回復メカニズムに関する報告はあったが，実機動翼で実証した事例はほとんどなかった。そこで当社はプラントメーカと共同で，ガスタービン動翼材の特性回復を目的とし，HIPによる再生処理の実機適用性を検討した。その結果，実機で長時間使用した動翼に再生処理を適用し，劣化した動翼材の材料特性が回復することを確認[(1)-(2)]した。さらに，再生処理翼を実機で約4年間運用し（図１），材料組織および機械的特性を評価することで，再生処理翼の実機適用に伴う健全性およびHIPによる材料特性回復技術の有効性を明らかにしている[(3)-(4)]。

Fig. 1　Appearance of the treated blades installed in the turbine rotor before trial operation[(1)].

2.2　ガスタービンロータのレーザピーニング

ニッケル基超合金Inconel® Alloy 706製ガスタービンロータは，複雑形状部にき裂が発生する事例が報告されている（図２）[(5)]。当該ロータは圧縮空気によって冷却され，450℃以下に保たれているため，クリープ等の劣

原稿受付　2013年11月28日
＊１　中部電力㈱　技術開発本部　電力技術研究所
材料技術グループ
〒459-8522　名古屋市緑区大高町字北関山20-１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

化は生じないと考えられてきており，材料設計的にも時間依存の劣化は想定されていなかった[6],[7]。実機ロータのき裂は高応力部の結晶粒界に発生しており，定格運転による遠心応力保持中の粒界酸化等による脆性き裂と考えられている[8]。

このようなき裂の発生を防止するため，加工による引張残留応力の緩和のためショットピーニング（SP）が施工されるようになり，き裂発生頻度が大幅に減少した。しかし，クリープ領域に近い高温でのピーニング効果の耐久性等については不明な点も多く，最近になってもき裂が発生することがある[9]。

そこで当社はプラントメーカと共同で，粒界酸化現象の解明とともに，SPよりも圧縮残留応力付与効果が高いと言われているレーザピーニング（LP）のガスタービンロータ材への適用性および耐久性を検討している。

SPおよびLPが材料に与える影響を調査したところ，SPに比べてLPは与える圧縮残留応力が大きいにもかかわらず，EBSD法によって評価された残留ひずみは極めて小さく，高い高温耐久性が期待できることがわかった。

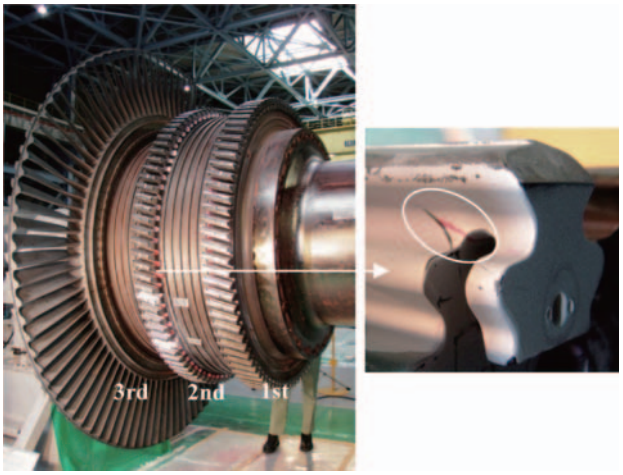


Fig. 2 Appearance of the gas turbine rotor and the part of the "lock wire tub" [9].

3．設備診断技術開発

3.1　ガスタービンロータのECI技術

前項で述べたガスタービンロータは，現在においても新たにき裂が発生するリスクがあり，高応力部を中心に，定期的に非破壊検査による健全性確認が必要とされている。しかし，実機ロータのき裂はほとんど塑性変形を伴わず，閉口したままき裂が進展する[5],[9]ため，浸透探傷検査では発見が遅れるリスクがあった。そこで当社は，ECIによる複雑形状部の表面欠陥検査技術を開発し，自社技術として定期点検時に適用している（図３）。

3.2　ガスタービン動翼のEBSD法による損傷評価

近年，EBSD法を応用したクリープ損傷評価に関する研究事例が増えている。特に，脆性材料であるガスタービン動翼用ニッケル基超合金は，マクロな変形やクリープボイドといった劣化の兆候が見つかりにくい[10]と同時に，実機のメンテナンス上，代表翼のサンプリングによる破壊調査が可能であることから，EBSD法を用いた結晶方位解析により，微視欠陥発生以前の高精度な損傷評価への期待が高いと言える。

Fig. 3 Eddy Current Inspection of a gas turbine rotor.

そこで当社はニッケル基超合金を対象としたクリープ試験およびその過程を間欠的にEBSD観察することで，き裂が発生する前のクリープ寿命前半において，後にき裂が発生する応力集中部で，クリープひずみが特徴的に増加していく様子を捉えることに成功している（図４）。

さらには，EBSD法に対する応力集中部の形状の影響や環境温度の影響，起動～定格運転～停止の繰返し過程で作用するクリープ・疲労現象の力学効果を明らかとしてきた[11]–[15]。また，破面のフラクトグラフィーからは推定が難しいニッケル基超合金の破壊原因を，破断面の結晶方位解析によって推定する方法を提案[15]しており，結晶凝固方向制御合金を含めて，実機動翼の健全性および

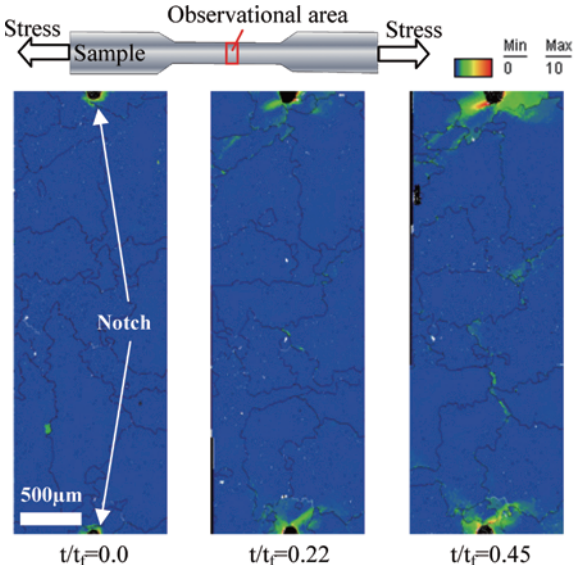


Fig. 4 Intragranular misorientation maps of crept specimens[13].

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

損傷を評価できる技術の開発に努めている。

以上の成果は，実験室にとどまらず，すでに実機動翼の損傷評価・余寿命評価等にも応用されてきているとともに，新しい材料評価手法として標準化を目指した活動[16]にも生かされ，鋭意進められている。

4．まとめ

本稿では，当社の補修技術，設備診断技術開発の一例を紹介した。今後も実機ガスタービンの安定運用と補修費削減の両立に貢献するため，新規補修技術の開発や劣化・損傷データのさらなる蓄積および分析による設備診断技術の向上に努めたい。

5．謝辞

平成25年10月に行われた第41回日本ガスタービン学会定期講演会（那覇）では，東北電力株式会社殿，沖縄電力株式会社殿と共同のユーザーセッションを企画いただいた。各社，電源構成や経営環境が異なる中，インフラ中のインフラと言われる電力の安定供給への思いは共通しており，災害からの早期復旧や経営効率化を目指し，最善を尽くしていることの一端でも伝われば幸いである。また，質疑応答を通じて技術的なニーズとシーズが掘り起こされ，産学で交流できたことは非常に有益であった。

最後に，貴重な機会をいただいた日本ガスタービン学会の関係者に感謝します。

6．引用文献

(1) 伊藤，篠原，斎藤，吉岡，近藤，「HIPによるガスタービン動翼材の特性向上に関する研究」，火力原子力発電大会，研究発表要旨集（2000），pp18-19.

(2) A. Ito, Y. Kagiya, H. Watanabe, H. Takagi, D. Saito, Y. Yoshioka, H. Ito, J. Ishii, “Recovery of Material Properties in Service-Degraded Gas Turbine Blades”, Proc. of IGTC’03, Tokyo, TS120.

(3) 伊藤，鍵谷，石上，安藤，高久，斎藤，吉岡「実機使用後のガスタービン動翼再生処理材の特性」日本材料学会第57期学術講演会論文集（2008），pp349-350.

(4) 伊藤，鍵谷，石上，安藤，高久，斎藤，吉岡「再生処理したガスタービン動翼の実機使用による劣化」日本機械学会第13回動力・エネルギー技術シンポジウム講演論文集（2008），pp.289-290.

(5) D. Kobayashi, A. Ito, M. Miyabe, Y. Kagiya, Y. Yoshioka, “CRACK INITIATION BEHAVIOR AND ITS ESTIMATION FOR A GAS TURBINE ROTOR BASED ON THE EBSD ANALYSIS”, Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, GT2012-68226.

(6) A. M. Johnson and K. E. Fritz, 1976, “The properties and Microstructure of a Large Forged SuperAlloy Turbine Wheel,” Superalloys-Metallurgy and Manufacture, AIME, pp.25-35.

(7) P. W. Schilke, J. J. Pepe and R. C. Schwant, 1994, “Alloy 706 Metallurgy and Turbine Wheel Application,” Superalloys 718, 625, 706 and Various Derivatives, ed. by E. A. Loria, The Minerals, Metals & Materials Society, PP.1-12.

(8) Y. Yoshioka, D. Saito, R. Sumiya, K. Ishibashi, S. Ito, D. Kobayashi, A. Ito, M. Miyabe, Y. Kagiya, “EFFECTS OF ENVIRONMENTS AND SURFACE CONDITIONS ON CREEP AND CREEP-FATIGUE BEHAVIORS OF NI-BASE SUPERALLOY INCONEL® ALLOY 706”, Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, GT2012-68313.

(9) D. Kobayashi, A. Ito, M. Miyabe, Y.o Kagiya, K. Ishibashi, D. Saito, Y. Yoshioka, “Characteristics of Crack Initiation in an Inconel® Alloy 706 Gas Turbine Rotor”, Proceedings of Int. Gas Tur. Cong., IGTC2011-199.

(10) 小林，鍵谷，坂野「ガスタービン動翼の実機運転下における劣化傾向の研究」火原協，第56巻，第591号（2005）pp.1205-1209

(11) 小林，宮部，鍵谷，南雲，杉浦，松崎，横堀「EBSD法によるIN738LC切欠き材のクリープ損傷評価」，日本材料強度学会誌，第45巻，第１号（2011），pp.1-7

(12) D. Kobayashi, M. Miyabe, Y. Kagiya, Y. Nagumo, R. Sugiura, T. Matsuzaki and A. T. Yokobori Jr., Strength, Fracture and Complexity, Vol.7, No. 2 （2011），pp157-167.

(13) D. Kobayashi, M. Miyabe, Y. Kagiya, Y. Nagumo, R. Sugiura, T. Matsuzaki, A. T. Yokobori Jr., “Geometrical Influence for Creep Damage Evaluation of IN738LC using the EBSD method”, Mate. at High Temp., Vol.29, No.4 (2012), pp.301-307.

(14) D. Kobayashi, M. Miyabe, Y. Kagiya, R. Sugiura, A. T. Yokobori Jr., “An Assessment and Estimation of the Damage Progression Behavior of IN738LC under Various Applied Stress Conditions Based on EBSD Analysis”, Metallurgical and Materials Transactions A, Vol.44 (2013), pp.3123-3135

(15) D. Kobayashi, M. Miyabe, Y. Kagiya, Y. Nagumo, R. Sugiura, T. Matsuzaki and A. T. Yokobori Jr. “Analysis of Damage Behaviour Based on the EBSD Method under Creep-Fatigue Conditions for Polycrystalline Nickel-base Superalloys”, Mate. Sci. Tech., (2013), DOI：10.1179/1743284713Y.0000000327

(16) 日本材料学会，高温強度部門委員会，損傷評価ワーキンググループ，主査：大谷湘南工科大学教授

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

特集②：第41回定期講演会（那覇）報告

電力安定供給と地域共生のための沖縄電力における取組み

比嘉　光志*1　HIGA Mitsushi
仲本　亮*1　NAKAMOTO Ryo

キーワード：沖縄，吉の浦火力発電所，台風災害，安定供給
Okinawa，Yoshinoura Thermal Power Plant，Typhoon disaster，Stable power supply

1．緒言

沖縄電力では，東西約1,000km，南北約400kmに及ぶ広大な海域に点在する沖縄本島および37の有人離島に電力を供給している。平成24年度の沖縄県の電力使用量は約73億kWhで最大電力は1,373,000kW（送電端）となる。図１に沖縄電力における需要電力量および最大電力量（送電端）の推移を表す。

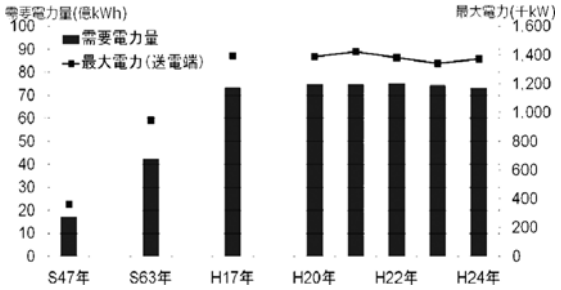


Fig. 1　需要電力量,最大電力量（送電端）の推移

2．沖縄電力の電源構成

2.1 沖縄本島および離島における発電所について

沖縄電力は，沖縄本島に５ヶ所の汽力発電所，２ヶ所のガスタービン発電所，離島においては13ヶ所の内燃力発電所，２ヶ所のガスタービン発電所を有する。認可最大出力は2,434,550kW（H25年９月30日現在，新エネ除く）となる。

沖縄県は地形的に他電力の系統と連系されておらず，また規模的制約などから水力・原子力の開発が困難であり，石油・石炭などの化石燃料に大きく依存している。図２において燃料種別における電源構成の比較を表す。

2012年度と2022年度見込みの燃料種別電源構成の大きな変化としてLNGの割合が大きくなっている。これは，次に紹介する吉の浦火力発電所（１号機：H24年11月，２号機：H25年５月に運用開始）等におけるLNG消費の拡大を考慮している。

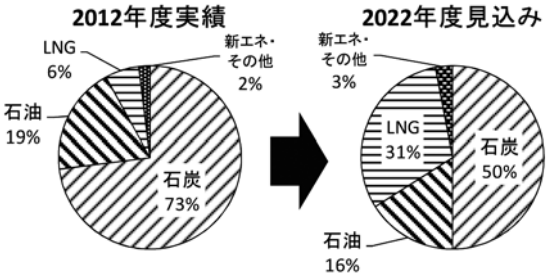


Fig. 2　燃料種別電源構成の比較

2.2　吉の浦火力発電所について

当社初のLNGを燃料とする１軸形コンバインドサイクル発電方式を採用し，１軸の発電出力は251MW（大気温度25℃）である。プラント総合効率は，約51％を達成している（発電端，高位発熱量ベース）。図３に吉の浦火力発電所の全景および，表１に主要設備の概要を表す。

Fig. 3　吉の浦火力発電所 全景写真

2.3　ガスタービン発電所の位置付け

沖縄県は，独立系統で他社融通が無く，地理的特性から水力発電のように短時間で起動できる電源がないことから，短時間で起動可能な非常用電源として牧港火力発電所（60,000kW×１基，103,000kW×１基），石川火力発電所（103,000kW×１基）にシンプルサイクルガスタービンを有している。また，離島では宮古島には5,000kW×３基，石垣島には5,000kW×２基のシンプルサイクルガスタービンを設置（図４に表す）しているほ

原稿受付　2013年11月22日
＊1　沖縄電力㈱
〒901-2602　沖縄県浦添市牧港５－２－１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

Table 1　吉の浦火力発電所 主要設備概要

項目			吉の浦火力1号機	吉の浦火力2号機
運開年月			2012年11月	2013年5月
発電出力(大気温度25℃)			251MW	
ガスタービン	種類		開放サイクル一軸形	
	入口ガス温度		1230℃	
	燃焼器数量		24個	
蒸気タービン	種類		単車室単流排気再熱混圧復水式	
	蒸気圧力・温度	高圧	10.35MPa・547.8℃	
		中圧	2.65MPa・549.7℃	
		低圧	0.38MPa・232.4℃	
ボイラ	種類		排熱回収三重圧再熱自然循環形	
	蒸発量	高圧	約200t/h	
		中圧	約40t/h	
		低圧	約30t/h	
発電機	種類		横軸回転界磁三相交流同期発電機	
	容量		300,000kVA	
排煙脱硝装置	種類		乾式アンモニア選択接触還元法	
	脱硝率		90%以上	

Fig. 4　宮古島ガスタービン発電所

か，発電設備の故障・事故時など緊急時に備え，移動用ガスタービン発電機車（シンプルサイクル）を配置している。

2.4　新エネルギーの導入について

日本初となる可倒式風力発電設備（245kW，図５）や，宮古島メガソーラー発電設備（4,000kW，図６）及び本島北部名護市の安部メガソーラー発電設備（1,000kW）の導入など，新エネルギーを積極的に取り入れ，RPS義務量の達成とCO_2排出量の低減，離島における燃料費低減にも貢献している。

Fig. 5　可倒式風力発電設備

Fig. 6　宮古島メガソーラー発電設備

3．夏季重負荷期の取組み

夏季の重負荷期に備え，より一層の電力の安定供給を図るために６月１日から９月30日の間に『夏季電力安定供給強化期間』を設定し，主任技術者を中心に期間中の発電設備事故及び労働災害事故の防止に取り組んでいる。

期間中６月は「設備点検・整備」期間として設備の総合点検，不具合箇所の早期補修を重点的に実施し，７～９月は「設備巡視」期間として巡視点検の強化に努めている。離島においても通常の巡視点検をより強化するほか，主任技術者による各離島発電所の保安パトロールを実施している。また，使用頻度の高い部品や，後述する台風対策用資材を事前に確保している。

4．災害への取組み

4.1　台風による被害

沖縄県は台風が頻繁に接近する地域であり，平成24年度は８～10月にかけて大型台風が立て続けに襲来した。中でも平成24年９月の台風17号は総需要家戸数の約６割となる33万戸で停電となり，甚大な被害をもたらした。発電設備では，屋外設置の制御盤の損壊（図７に表す），建屋の屋根・外装板の破損等が発生した。

配電設備では105本の電柱の折損，高・低電圧あわせて705条の電線が断線する等の被害を受けた（図８に表す）。復旧にあたっては災害対策本部を設置し，当社要員に加え，本島内の関連会社，電気工事会社，先に停電が復旧した宮古・八重山両支店管内からも応援を動員し，総勢1,000名体制で昼夜作業を行い，早期復旧を目指した。

Fig. 7　損壊した制御盤

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

Fig. 8　配電設備の復旧作業

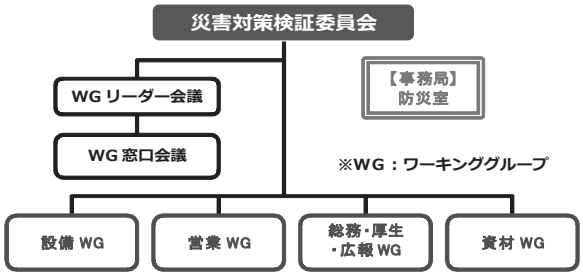


Fig. 9　災害対策検証委員会体制図

4.2　災害対策体制（台風接近時の体制）

4.2.1　準備指令

原則として台風がおおむね８時間後に襲来すると予想される場合に発令され，必要に応じて台風対策業務を行う。

4.2.2　警戒指令

台風がおおむね２時間以内に襲来すると予想される場合に発令され，台風要員により復旧対応にあたる。

4.2.3　処置指令

原則として，警戒指令の解除と同時に発令し，必要に応じ停電等の復旧作業を行う。

4.2.4　非常災害時の情報提供

平成25年８月，当社と県内全てのコミュニティ FM 局において「台風等の災害時における停電情報の提供および放送に関する協定」を締結した。これまでも県域のラジオ・テレビ局へ市町村単位の停電戸数や，復旧見込み等の総括的な情報を提供していたが，今回の協定締結により地域情報に特化したコミュニティ FM 局より，更に詳細な地域（字単位）へ停電情報・復旧見込み情報等が発信できる。また，台風のみならず地震･津波等の非常災害時においても同様な効果を期待できる。なお，供給エリア全てのコミュニティ FM 局と協定を締結することは全国初となる。

4.3　東日本大震災をふまえた対応

大規模災害に対する設備などの災害対策の見直しを図るとともに，さまざまな状況を想定した災害復旧に万全を期するため2011年３月に社長を委員長とする「災害対策検証委員会」を設置した。下部組織として関係部門毎に構成されたワーキンググループを設置し，実践的・組織的な災害対策の様々な再検証を行うとともに，必要な処置を行っている。

再検証の結果，主な取り組みとして様々な災害対策に活用可能で非常用電源となる，燃料多様型ガスタービン35,000kW（シンプルサイクル）を吉の浦火力発電所構内へ建設することを決定し，平成26年度の運用開始を目指している。

5．結言

沖縄は小規模独立系統で多くの有人離島を有しており系統運用上不利な点が多いが，当社初のコンバインドサイクル機となる吉の浦火力１・２号機のみならず，短時間起動可能な非常用電源として，ガスタービンを活用し安定供給の一端を担っている。また，台風や地震等災害に対しても常に対策を講じ，電気エネルギーを通して沖縄の更なる発展に貢献していく。

謝辞

今回，ガスタービン学会沖縄講演会にて，それぞれ特徴の異なる，東北電力株式会社，中部電力株式会社，弊社の３社にてユーザーセッションを行った。セッションを通して，各電力会社におけるガスタービン発電設備の位置付け，災害への取り組み状況の知見を得る良い機会となった他，講演会参加者との質疑応答を通じてユーザー側視点からみた設備の運用等についてお伝え出来たことは有益であった。ガスタービン学会においてユーザーセッションの機会を頂き，ガスタービン学会へ感謝を申し上げます。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

技術論文

ガスタービン翼後縁部ディンプル付きカットバック面フィルム冷却のLES解析（ブロー比１でのディンプル形状の影響）

Large Eddy Simulation of Film Cooling over Dimpled Cutback Surface at Trailing Edge of Gas Turbine Airfoil (Effects of Dimple Shape on Film Cooling Performance at Blowing Ratio of Unity)

村田　章*1　MURATA Akira
伊藤　宏典*1　ITO Kousuke
岩本　薫*1　IWAMOTO Kaoru

ABSTRACT

Cooling at trailing edge of gas turbine airfoil is one of the most difficult problems because of its thin shape: high thermal load from both surfaces, hard-to-cool geometry of narrow passages, and at the same time demand for structural strength. In this study, both heat transfer coefficient and film cooling effectiveness on pressure-side cutback surface were numerically simulated by using Large Eddy Simulation with a dynamic Smagorinsky model. Three different cutback geometries were examined: smooth surface and two roughened cutback surfaces with spherical and teardrop dimples. The Reynolds number of the main flow defined by the mean velocity and two times of the channel height was 20,000 and the blowing ratio was at 1.0. The LES results were verified by the experimental results measured for the same geometry. Within the present experimental range, the teardrop-dimpled surface was the most favorable cutback-surface geometry, because it gave higher film cooling effectiveness and Nusselt number than the spherical-dimpled and smooth surfaces.

Key words : Film Cooling, Large Eddy Simulation, Heat Transfer Enhancement, Dimple, Finite Volume Method

１．緒言

ガスタービンの高効率化に伴いタービン入口ガス温度の高温化が進んでおり，材料の高温強度を考えるとタービン翼の冷却技術の向上が必須である。翼後縁部では厚さが薄く内部冷却が困難である上に，両面から主流による熱流入があり，構造強度を保つ必要もある翼冷却において最も厳しい条件の部位である。そこで，後縁部スロットからカットバック面にフィルム冷却空気を吹き出して熱遮蔽をすると同時に，カットバック壁を対流熱伝達によって冷却することで背面からの熱流入を処理する方式が，航空用および産業用ガスタービンで広く採用されつつある。フィルム冷却カットバック面での伝熱促進では，乱流促進・２次流れ効果が冷却空気膜を崩してしまうとフィルム冷却効率を大きく低下させるので，高フィルム冷却効率維持という従来とは異なる制約条件下での新たな伝熱促進問題としてとらえる必要がある。翼後縁部フィルム冷却についてはこれまでに平滑カットバック面でのブロー比や密度比の影響を調べた伝熱実験[(1),(2)]，Large Eddy Simulation（LES）[(3)]の例がある。最近著者らはカットバック面に凹み形状であるディンプルを設けることでフィルム冷却効率をあまり低下させずに熱伝達率を向上できることを示した[(4)–(7)]。２次元スロット流路において球状またはティアドロップディンプルをカットバック面に設けて行われた過渡応答法による伝熱実験[(4)]では，ディンプル面は平滑面に比べてフィルム冷却効率を同程度に保ったまま熱伝達率が20～30%向上した。さらに実機のようにランド部のある３次元スロット流路においてリブや球状ディンプルをカットバック面に設けた場合の伝熱実験[(5)]においても，ディンプル面が平滑面に比べて高い性能であった。また，同一流路形状に対する２次元２成分[(6)]，３成分[(7)]粒子追跡流速計による乱流計測も行った。

一般的なチャネル内部流での乱流促進体としてのディンプルの伝熱性能評価は過去に数多く行われており，球状ディンプルについて流路高さ・投影直径比[(8)]や深さ・投影直径比[(9)]の影響などが調べられている。また，現在最も性能が良いと報告されているのはChyuら[(10)]のティアドロップディンプルで，前縁傾斜により流れの剥離が抑制されるので熱伝達率の低下が抑制される[(11),(12)]。

本研究ではディンプル付きカットバック面のフィル

原稿受付　2013年５月22日
校閲完了　2013年10月18日
＊１　東京農工大学大学院工学府機械システム工学専攻
〒184-8588　小金井市中町２-24-16

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

ム冷却性能におけるディンプル形状の影響をLES解析によって評価することを目的とする。チャネル内部流におけるディンプルの研究[8]–[12]を参考に，高密度にディンプルを敷設し，熱伝達性能を高くした上で性能比較を行うため，内部流で高い熱伝達性能を示す配列形状として冷却流の流路高さ・投影直径比を0.5，深さ・投影直径比を0.27で一定とし，平滑カットバック面に加えカットバック面に２種類のディンプル（球状，ティアドロップ）を敷設した場合のLES解析を行った。数値解析方法・結果の検証は，３次元熱伝導を考慮した過渡応答法を用いた高精度な伝熱実験結果[13]および２次元２成分粒子追跡流速計の乱流計測結果[6]を用いて行った。そしてブロー比1での３次元非定常速度・温度解析結果からディンプル形状の違いがカットバック面フィルム冷却効率と熱伝達率へ与える影響を明らかにした。

２．数値解析手法

図１に球状ディンプル付きカットバック面の場合の計算領域を示す。座標系はカットバック面上での幅方向中央冷却流吹き出し位置を原点としてカットバック面に沿って流れ方向をx軸，カットバック面垂直方向をy軸，幅方向をz軸とした。冷却流と主流の流路高さはそれぞれH，$4H$であり，幅$6.9H$は共通である。主流流路高さの影響については，同一形状流路での２次元乱流計測結果[6]からカットバック面側$2H$の高さ領域には上壁の影響が無いことを確認している。冷却流吹き出し角度は10度，リップ厚さはHであり，カットバック面の長さはx方向に$11.3H$とした。また，平滑面，ディンプル面における冷却流路入口から冷却流吹き出し部（x/H=0）までの距離はそれぞれ$12H$，$27.2H$とした。ディンプル面での距離が$27.2H$と長いのは，冷却流路におけるディンプルの流れ方向個数を小西らの伝熱実験[13]と揃えたためである。ディンプルの形状と配列を図２に示す。投影直径D=$2H$，曲率半径$0.6D$の球状ディンプル（図２(a)）と球状ディンプル前縁部に18.4度の角度で直線傾斜を設けたティアドロップディンプル（図２(b)）の２種類を，図２(c)のように千鳥配列で敷設した。ディンプル間のピッチは流れ方向に$1.2D$（=$2.4H$），スパン方向に$1.15D$（=$2.3H$）である。

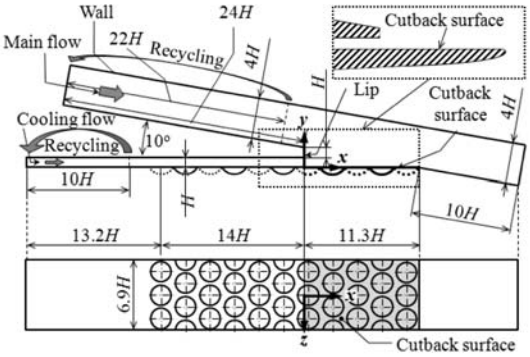


Fig. 1 Computational domain of film cooling at airfoil trailing edge（cutback surface with spherical dimples）.

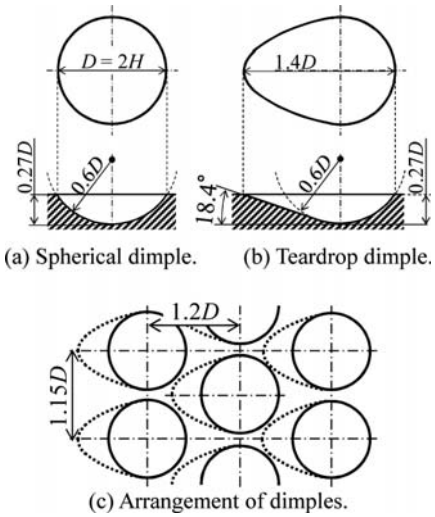


Fig. 2 Schematic of dimple geometry.

このディンプル形状，配列も小西らの伝熱実験[13]と同一である。

熱遮蔽性能はフィルム冷却効率η（式(1)），伝熱促進性能は代表寸法を$2H$としたヌセルト数Nu（式(2)）を用いて評価した。

$$\eta = \frac{T_h - T_{aw}}{T_h - T_c} \tag{1}$$

$$Nu = \frac{2Hq}{\lambda\left(T_w - T_{aw}\right)} \tag{2}$$

ここで，T_hとT_cは主流と冷却流の流体温度，T_{aw}は断熱壁温，T_wは等熱流束条件における壁面温度，qは壁面熱流束（$q=-\lambda\,\partial T/\partial n$，$n$は表面垂直方向座標），$\lambda$は流体の熱伝導率である。

本研究では先ず全ての壁を断熱壁として計算を行い，断熱壁温T_{aw}を求めた。次に，冷却流路下面（但し，ディンプル面の冷却流路入口から$12H$は断熱），カットバック面，出口流路下面に等熱流束条件を与えた計算を行い，壁温T_wを求め，式(1)，(2)よりηとNuを求めた。つまりηとNuの両方を求めるために熱的境界条件を変えた２回の計算を行った。速度の境界条件は壁面（上部境界も壁面）で滑りなし，主流と冷却流は平均流速をそれぞれU_h，U_c（添字h：主流，c：冷却流）とし，入口から流れ方向にそれぞれ$22H$，$10H$の区間で下流境界での速度場を上流境界に戻して再利用することで入口条件の流れ場を発達させた。出口境界では諸量の勾配をゼロとした。計算条件は主流レイノルズ数Re_h（=$8HU_h/\nu_h$）を2.0×10^4とし，下式で示すブロー比Mを1.0一定とした。

$$M = \frac{\rho_c U_c}{\rho_h U_h} \tag{3}$$

この時，冷却流レイノルズ数Re_c（=$2HU_c/\nu_c$）は5.8×10^3である。ここでνは動粘度，ρは密度を表す。主

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

流と冷却流の入口温度をそれぞれ350K, 300Kとし，この温度は密度比（ρ_c / ρ_h）1.14に対応する。また，ヌセルト数は下式（Kays and Crawfordの式[14]）で表される平滑管内完全発達乱流のヌセルト数で規格化した。

$$Nu_{\infty,M=1.0} = 0.022 Pr^{0.5} Re_{c,M=1.0}^{0.8} \tag{4}$$

ここで，Prはプラントル数，$Re_{c,M=1.0}$はM=1.0における冷却流レイノルズ数である。$Nu_{\infty,M=1.0}$で規格化したのは，冷却流吹き出し部近傍では冷却流の影響が支配的であるので，M=1.0の場合に規格化した値が１付近の値をとることと，次報で議論するブロー比変化によるヌセルト数Nuの増減を明確に示すためである。但し本論文ではM=1.0の場合だけを扱う。ここで実機と本計算との条件の違いを説明しておく。実機では翼外面主流は外部流で発達過程の境界層を形成し，冷却流は未発達の内部流として吹き出すが，本計算では比較対象実験と同一条件とするために内部流での完全発達乱流を主流と冷却流の入口条件として与えた。また実験に合わせ実機よりも１桁程度低い主流レイノルズ数となっている。流体温度レベルも実機より低く，実機での密度比の影響は再現出来ていない。

計算には，有限体積法を用いたOpenFOAM-2.1[15]を使用した。基礎方程式は格子幅のフィルタを施された非圧縮流体の連続の式，Navier-Stokes方程式，エネルギー方程式であり，下式に示す。

$$\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_i} = 0 \tag{6}$$

$$\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \overline{u}_i \overline{u}_j}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left\{\left(\nu + \nu_{SGS}\right)\left(\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u}_j}{\partial x_i}\right)\right\} \tag{7}$$

$$\frac{\partial \overline{T}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{u}_j \overline{T}}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left\{\left(\frac{\nu}{Pr} + \frac{\nu_{SGS}}{Pr_{SGS}}\right)\frac{\partial \overline{T}}{\partial x_j}\right\} \tag{8}$$

ここで，

$$\nu_{SGS} = C_S^2 \Delta^2 \sqrt{2\overline{S}_{ij}\overline{S}_{ij}}, \qquad \overline{S}_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial \overline{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u}_j}{\partial x_i}\right), \tag{9}$$

ただし，Pr_{SGS}はSGS乱流プラントル数（Pr_{SGS}=0.9），C_SはSmagorinsky係数，Δは格子セル体積の三乗根である。圧力場には３段階のPISO法[16]を用い，C_S^2の計算にはGermanoら[17]のダイナミックSGSモデルを用い，Lilly[18]の方法で算出した。ただし，計算安定化のためC_S^2が負になる場合はC_S^2=0で置き換えた。離散スキームは空間に２次精度線形補間，時間には粘性項と対流項を含め全ての項に２次精度陰解法を用いた。

本研究ではGAMBIT2.4[19]を用いマルチブロック，六面体要素で非構造格子を作成した。ノード数は平滑面334万点，球状ディンプル面757万点，ティアドロップディンプル面1490万点とした。格子間隔，時間刻み，統計時間を表１に示す。表中の添字＋が付いた格子間隔はカットバック面平均摩擦速度$u_{\tau,m}$と動粘度νを用いた内層長さスケール（$\nu / u_{\tau,m}$）で無次元化した値であり，時間刻みΔt^+および統計時間t^+は内層時間スケール（$\nu / u_{\tau,m}^2$）で無次元化した値である。また，表中球状ディンプルの括弧内の値は高格子解像度（ノード数1667万点）における値である。但し，平均摩擦速度は壁面せん断応力のみを考慮した（形状抵抗を考慮していない）値である。表中Δ_1^+, Δ_2^+, Δ_3^+は要素の辺の向きがそれぞれx, y, z方向に一番近い場合の格子幅を表す。統計時間はリップ後端からの大規模放出渦31周期分の時間を最低でも確保している。計算は東大情報基盤センター HA8000の32ノード512コア並列で行った。

Table 1 Grid resolution, time step, and averaging time normalized by inner scale (values in parentheses are for higher grid resolution case).

Shape	M	Δ_1^+	Δ_2^+	Δ_3^+	Δt^+	t^+
Smooth	1.0	13~38	1.2~59	14~19	0.048	6093
Spherical dimple	1.0	1.4-32 (0.53-23)	0.42~23 (0.065~7.6)	1.6-10 (0.91-8.5)	0.0072 (0.0015)	703 (141)
Teardrop dimple	1.0	0.62~10	0.24~15	0.66~38	0.0023	111

本研究では予備計算（平滑カットバック面）において入口直線部長さについて流れ方向２点相関係数のDNSデータベースとの比較で，流路幅と出口直線部長さについてはそれぞれ２倍にしての計算を別途行い，結果に影響を与えないことを確認した。さらに，球状ディンプル面での格子解像度変化による面平均フィルム冷却効率の差は1.3%と格子解像度依存性が小さいことを確認した。

３．結果及び考察

3.1 後縁部フィルム冷却流の流れ場と温度場

図３に平滑カットバック面での変動圧力（灰色）と変形速度テンソルの第二不変量（白色）の等値面で可視化した瞬時渦構造を示す。図中，カットバック面と幅方向境界面では局所無次元温度θ_L（$=(T-T_c)/(T_h-T_c)$）の

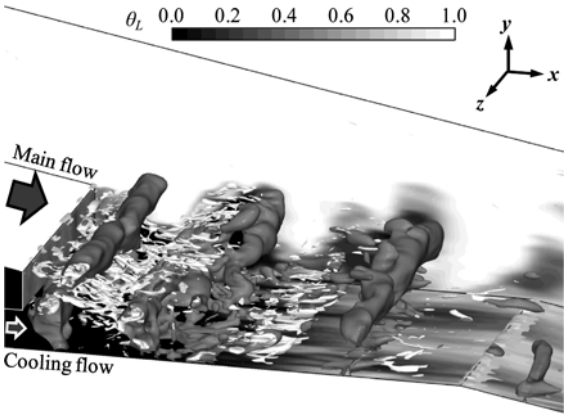


Fig. 3 Large-scale vortices shed at lip-trailing-edge visualized by contour of pressure fluctuation (p' =−0.028, gray) and second invariant (Q =−1.15, white) for M=1.0 (smooth cutback surface case).

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

値を示す。主流と冷却流の隔壁（リップ）の後流では幅方向に軸を持つ大きな横渦（灰色）と，流れ方向に軸を持つ比較的小さな縦渦（白色）からなる大規模渦が周期的に放出される。この大規模放出渦はSchneiderら[20]による後縁部フィルム冷却流のLESでもM=0.95で発生することが報告されており，これにより主流と冷却流は混合し，フィルム冷却効率が低下する。

図４に各カットバック面形状のx/H=1.5，z/H=0における時間平均無次元温度θ_L（左上），時間平均流れ方向速度u/U_h（中央上），壁面垂直方向速度v/U_h（右上），流れ方向乱れ強度u_{rms}/U_h（左下），壁面垂直方向乱れ強度v_{rms}/U_h（中央下），Reynolds応力$-\overline{u'v'}/U_h^2$（右下）の壁面垂直方向分布を示す。図中の実験値は渡邉ら[6]による２次元２成分PTV（Particle Tracking Velocimetry）の結果である。図４でLESとPTVの結果を比較すると，全体的にほぼ一致しており，LES解析が妥当な結果を与えていることが分かる。また，実験同様（図省略）LES解析でのカットバック面形状の違いの影響はカットバック面近傍に限定されており，リップ後流の大規模放出渦には影響を与えないことが分かる。

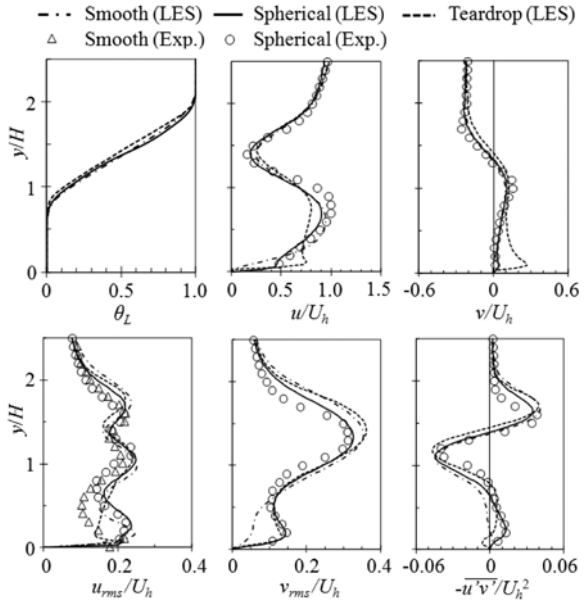


Fig. 4 Dimensionless statistical values: θ_L (upper left), u/U_h (upper middle), v/U_h (upper right), u_{rms}/U_h (lower left), v_{rms}/U_h (lower middle), and $-\overline{u'v'}/Uh^2$ (lower right) at x/H=1.5 and z/H=0 for M=1.0 (Experimental results are from Watanabe et al.[6]).

3.2　フィルム冷却効率分布とヌセルト数分布

図５に(a)球状ディンプル面と(b)ティアドロップディンプル面の局所フィルム冷却効率η_Lの分布を示す。ここで各図の上・下半分は実験値[13]と計算値である。下流に行くに従ってのη_Lの低下やティアドロップディンプル内部での分布の様子などLES解析結果は実験結果を良く再現していることがわかる。

図６に各形状の幅方向平均フィルム冷却効率η_zの分布を示す。LESと実験の結果を比較すると，η_zの低下が始まる位置（x/H=4），球状ディンプル面におけるディンプル前縁でのη_zの急激な低下という特徴的な傾向は一致している。しかし，全形状でLESは実験より最大14%低い値となった。図４でもLESは実験よりもリップ後流における乱れ強度が高く，主流と冷却流の混合がより促進されたため実験よりも低いη_zとなったと考えられるが，現時点で乱れ強度が高くなる理由は不明である。

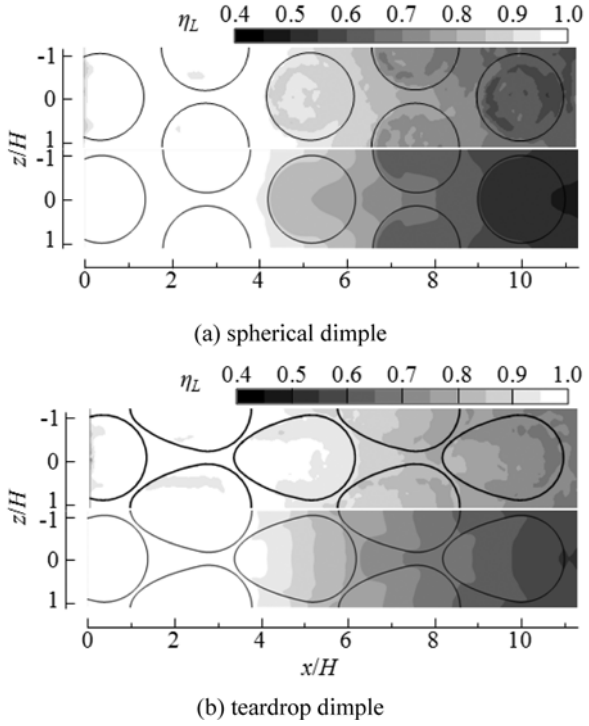


Fig. 5 Contour of local film cooling effectiveness, η_L, of experiments[13] (upper half) and LES (lower half) for M=1.0.

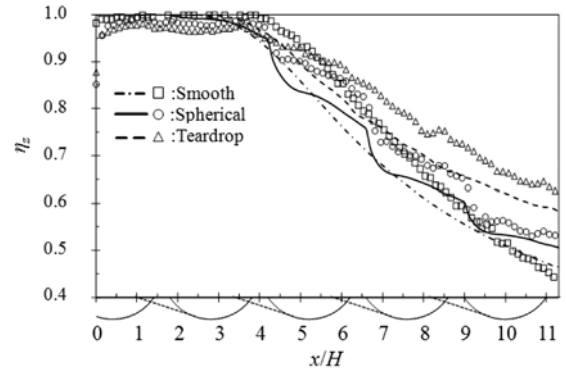


Fig. 6 Streamwise variation of laterally averaged film cooling effectiveness, η_z, for M=1.0. (Lines and symbols are for LES and experiments[13], respectively.)

図７に各ディンプル面におけるカットバック面近傍のx-y断面内時間平均速度ベクトル（ディンプル中央断面）を示す。図７（上）の球状ディンプルでは，ディンプル前縁（破線矢印）で剥離した流れがディンプル後縁部内

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

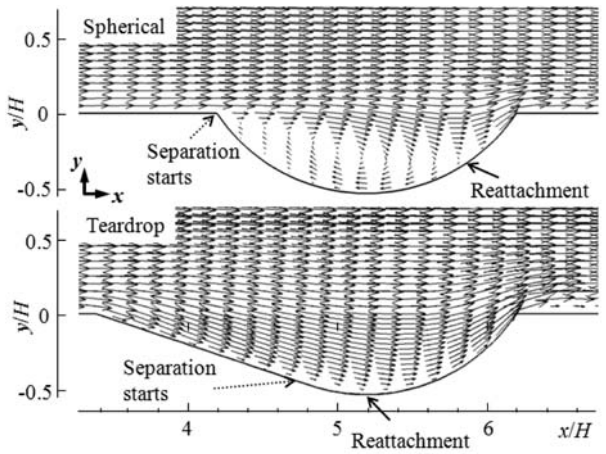


Fig. 7 Time-averaged velocity vectors for spherical dimple (top) and teardrop dimple (bottom) for M=1.0.

側のx/H=5.8（実線矢印）に再付着し，ディンプル内部上流側に再循環領域が形成される。一方，図7（下）のティアドロップディンプルではディンプル前縁部の直線傾斜によって剥離が抑制され，最深部付近に狭い再循環領域が形成されるだけである。この流れ場の違いによって図6に示したように球状ディンプル面では再循環領域のあるディンプル前縁部でη_zが大きく低下するが，ティアドロップディンプル面ではディンプル位置に依らず滑らかに減少する。

図8に各ディンプル面の局所フィルム冷却効率η_Lと平滑面の局所フィルム冷却効率$\eta_{L,smooth}$との差$\eta_L-\eta_{L,smooth}$の2次元分布を示す。図8（上）の球状ディンプルではディンプル内部前縁側で$\eta_L-\eta_{L,smooth}$が負であり，η_Lは平滑面の$\eta_{L,smooth}$より低い。これは前述したように，ディンプル内部前縁側の再循環領域のためである。一方，図8（下）のティアドロップディンプルではほぼ全面において，$\eta_L-\eta_{L,smooth}$が正であり，前縁傾斜での剥離抑制効果が効いている。図9に各ディンプル面での幅方向平均値$\eta_z-\eta_{z,smooth}$の流れ方向分布を示す。図中のdimpled area，smooth areaはそれぞれディンプル部，平滑部を面積の重み付け平均した値であり，total areaはディンプル部と平滑部の区別無く幅方向平均した値である。図9の球状ディンプル面では，total

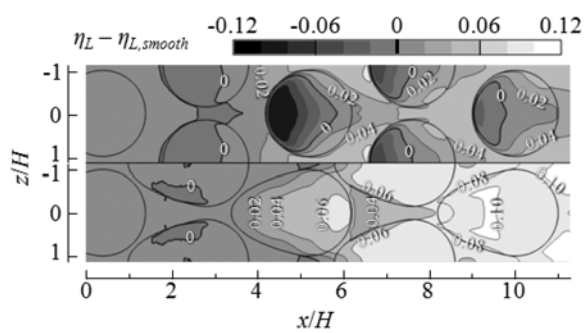


Fig. 8 Contour of $\eta_L-\eta_{L,smooth}$ for spherical dimple (upper half) and teardrop dimple (lower half) for M=1.0.

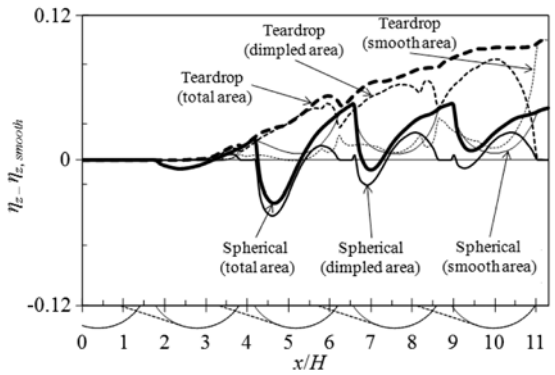


Fig. 9 Streamwise variation of laterally averaged $\eta_z-\eta_{z,smooth}$ for M=1.0.

areaで下に凸のピークがあり，これはdimpled areaの分布から分かるように球状ディンプル内部前縁側でのη_Lの低下が大きいためである。また，total areaの上に凸のピークではsmooth areaでの値が支配的である。ティアドロップディンプル面のtotal areaは常に正であり，dimpled areaが支配的である。

図10にM=1.0における各ディンプル面の局所ヌセルト数比$Nu_L/Nu_{\infty,M=1.0}$の2次元分布を示す。図5と同様に各図の上・下半分は実験値[13]と計算値である。図10(a)の球状ディンプル面の$Nu_L/Nu_{\infty,M=1.0}$はディンプル内部前縁側で低下し，後縁側で上昇している。これは流れの剥離と再付着によるものであり，実験と計算で良い一致を示している。一方，図10(b)のティアドロップディンプル面の$Nu_L/Nu_{\infty,M=1.0}$は前縁部での低下が球状ディンプルより抑制されるが，ディンプル最深部付近の狭い剥離領

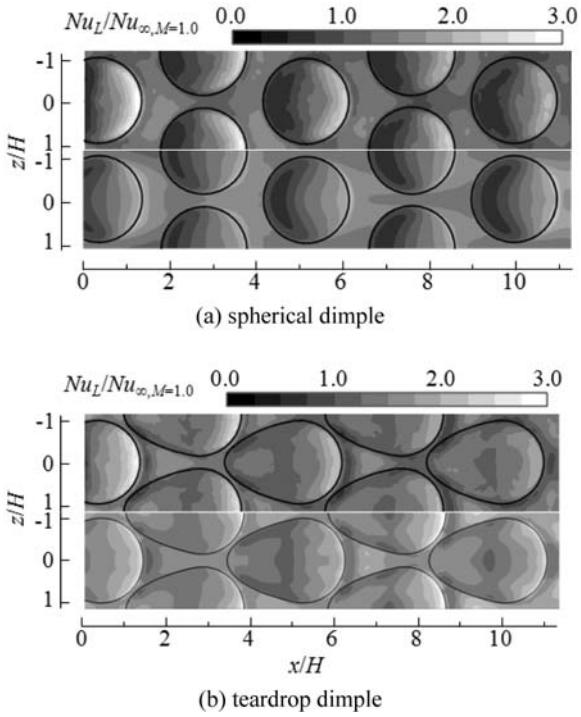


Fig.10 Contour of local Nusselt number, $Nu_L/Nu_{\infty,M=1.0}$, of experiments[13] (upper half) and LES (lower half) for M=1.0.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

域で値が低下する。ティアドロップディンプルでも実験と計算の一致は良好であることがわかる。

図11に幅方向平均ヌセルト数比$Nu_z/Nu_{\infty,M=1.0}$の流れ方向分布を示す。球状ディンプル面とティアドロップディンプル面においてLESと実験の結果は概ね一致している。一方，平滑面ではx/H=2.0まではよく一致するが，それより下流でLESの結果は実験値より高くなった。この領域はリップ後流で発生する大規模放出渦の影響を強く受ける領域であり，図４で見たようにLESでは実験よりリップ後流での乱れ強度が高く出たことがLESのヌセルト数が実験値より高くなった理由の一つと考えられるが，現時点では明確な理由を特定できていない。

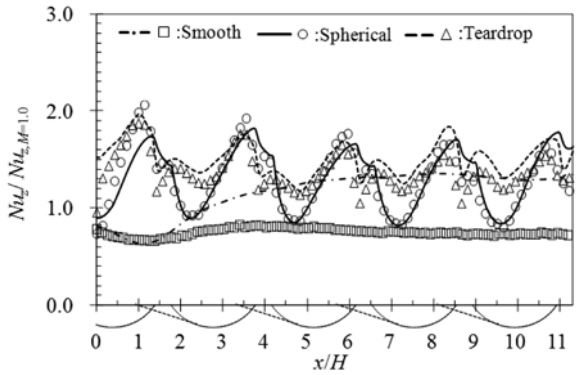


Fig.11 Streamwise distribution of laterally averaged Nusselt number, $Nu_z/Nu_{\infty,M=1.0}$, for M=1.0. (Lines and symbols are for LES and experiments[13], respectively.)

４．結論

ブロー比１において３種類のカットバック面（平滑面，球状ディンプル面，ティアドロップディンプル面）でのフィルム冷却のLES解析を行い，以下の結論を得た。

１．LES解析結果は同一流路形状の伝熱実験結果（フィルム冷却効率とヌセルト数）およびPTV速度計測結果と定量的に一致した。

２．ティアドロップディンプル面では，前縁傾斜による剥離の抑制によって球状ディンプル面よりも高いフィルム冷却効率を示す。さらに，剥離による低熱伝達域が無くなるのでティアドロップディンプル面ではヌセルト数も高い値を示し，翼後縁のフィルム冷却に適したカットバック面形状であると言える。

謝辞

本学大学院生森愛奈君にデータ整理等を行ってもらった。ここに記して謝意を表す。

参考文献

(1) Martini, P., Schulz, A., and Bauer, H.-J., “Film Cooling Effectiveness and Heat Transfer on the Trailing Edge Cutback of Gas Turbine Airfoils with Various Internal Cooling Designs”, Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol.128 (2005), pp.196-205.

(2) Taslim, M. E., Spring, S. D., and Mehlman, B. P., “Experimental Investigation of Film Cooling Effectiveness for Slots of Various Exits Geometries”, J. of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 6 (1992), pp.302-307.

(3) Schneider, H., von Terzi, D., and Bauer, H.-J., “Large-Eddy Simulations of Trailing-Edge Cutback Film Cooling at Low Blowing Ratio”, Int. J. of Heat and Fluid Flow, Vol.31 (2010), pp.767-775.

(4) Nishida, S., Murata, A., Ito, K., Saito, H., Iwamoto, K., Okita, Y., and Nakamata, C., “Film Cooling Performance over Dimpled Cutback Surface at Airfoil Trailing Edge”, Proc. of Int. Gas Turbine Congress 2011 (IGTC), Osaka, Japan, Nov. 13-18, 2011, IGTC2011-0195 (7pages).

(5) Murata, A., Nishida, S., Saito, H., Iwamoto, K., Okita, Y., and Nakamata, C., “Effects of Surface Geometry on Film Cooling Performance at Airfoil Trailing Edge”, Trans. ASME, J. of Turbomach., Vol.134 (2012), 051033 (8pages).

(6) 渡邉要, 村田章, 齋藤博史, 小川厚, 岩本薫，ガスタービン翼後縁部カットバック粗面上２次元スロット・フィルム冷却流の２次元PTV計測，第48回日本伝熱シンポジウム講演論文集，Vol.II (2011), pp.299-300 (A233).

(7) 渡邉要, 村田章, 齋藤博史, 岩本薫, ガスタービン翼後縁部ディンプル付きカットバック面上フィルム冷却流の２次元３成分PTV計測，第53回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集, 岡山, (2013) , JSASS-2013-0048 (2pages) .

(8) Moon, H.K., O’Connell, T., and Glezer, B., “Channel Height Effect on Heat Transfer and Friction in a Dimpled Passage”, Trans. ASME, J. of Eng. for Gas Turbines and Power, Vol.122 (2000), pp.307-313.

(9) Burgess, N.K. and Ligrani, P.M., “Effects of Dimple Depth on Channel Nusselt Numbers and Friction Factors”, Trans. ASME, J. of Heat Transf., Vol.127 (2004), pp.839-847.

(10) Chyu, M.K., Yu, Y., Ding, H., Downs, J.P., and Soechting, F.O., “Concavity Enhanced Heat Transfer in an Internal Cooling Passage”, ASME Paper, 97-GT-437 (1997).

(11) Nishida, S., Murata, A., Saito, H., and Iwamoto, K., “Measurement of Heat and Fluid Flow on Surface with Teardrop-Shaped Dimples”, Proc. of the Asian Congress on Gas Turbines (CD-ROM), Tokyo, Japan, Aug. 24-26, 2009, ACGT2009-TS41 (4pages).

(12) 小西孟, 村田章, 齋藤博史, 岩本薫，３次元熱伝導を考慮した過渡応答法によるディンプル面の熱伝達特性の計測（ディンプル前縁・後縁傾斜の影響），日本ガスタービン学会誌, Vol.40, No. 6 (2012), pp.331-336.

(13) 小西孟, 村田章, 齋藤博史, 岩本薫, 大北洋治，３次元熱伝導を考慮した過渡応答法によるディンプル付きカットバック面のフィルム冷却性能評価（球状ディンプルと傾斜有無ティアドロップディンプルの比較），日本ガスター

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

ビン学会誌, Vol.41, No.5（2013）, pp.401-407.
⒁ Kays, W. and Crawford, M., Convective Heat and Mass Transfer, 3rd ed.（1993）, p.316, McGraw-Hill.
⒂ OpenFOAM Foundation, OpenFOAM-2.1.0, User's Guide,（2011）.
⒃ Issa R. I., "Solution of the Implicitly Discretised Fluid Flow Equations by Operator-Splitting", J. of Comp. Phys., Vol.62（1985）, pp.40-65.
⒄ Germano, M., Piomelli, U., Moin, P., and Cabot, W.H., "A Dynamic Subgrid-scale Eddy Viscosity Model", Phys. Fluids, Vol.A3, No.7（1991）, pp.1760-1765.
⒅ Lilly, D.K., "A Proposed Modification of the Germano Subgrid-scale Closure Method", Phys. Fluids, Vol.A4, No.3（1992）, pp.633-635.
⒆ ANSYS, Inc., GAMBIT2.3 User's Guide,（2006）.
⒇ Schneider, H., von Terzi, D., and Bauer, H.-J., "Turbulent Heat Transfer and Large Coherent Structures in Trailing-edge Cutback Film Cooling", Flow, Turbulence and Combustion, Vol.88（2012）, pp.101-120.

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

技術論文

ガスタービン翼後縁部球状ディンプル付きカットバック面フィルム冷却におけるブロー比の影響のLES解析

Large Eddy Simulation of Blowing-Ratio Effects on Film Cooling over Spherical-Dimpled Cutback Surface at Trailing Edge of Gas Turbine Airfoil

村田　章*1　MURATA Akira
伊藤　宏典*1　ITO Kousuke
岩本　薫*1　IWAMOTO Kaoru

ABSTRACT

Cooling at trailing edge of gas turbine airfoil is one of the most difficult problems because of its thin shape: high thermal load from both surfaces, hard-to-cool geometry of narrow passages, and at the same time demand for structural strength. In this study, both heat transfer coefficient and film cooling effectiveness on pressure-side cutback surface were numerically simulated by using Large Eddy Simulation with a dynamic Smagorinsky model. Two different cutback geometries were examined: smooth and spherical-dimpled cutback surfaces. The Reynolds number of the main flow defined by the mean velocity and two times of the channel height was 20,000 and the blowing ratio was varied in the range of 0.5-1.5. The LES results were verified by the experimental results measured for the same geometry. The increase of the blowing ratio resulted in different tendencies between film cooling effectiveness and Nusselt number. The spherical dimple case showed 17% higher Net Heat Flux Reduction (NHFR) at most than the smooth case. The installation of dimples on cutback surfaces enhances film cooling performance.

Key words : Film Cooling, Large Eddy Simulation, Heat Transfer Enhancement, Dimple, Finite Volume Method

1．緒言

ガスタービンの高効率化に伴いタービン入口ガス温度の高温化が進んでおり，材料の高温強度を考えるとタービン翼の冷却技術の向上が必須である。翼後縁部では厚さが薄く内部冷却が困難である上に，両面から主流による熱流入があり，構造強度を保つ必要もある翼冷却において最も厳しい条件の部位である。そこで，後縁部スロットからカットバック面にフィルム冷却空気を吹き出して熱遮蔽をすると同時に，カットバック壁を対流熱伝達によって冷却することで背面からの熱流入を処理する方式が，航空用および産業用ガスタービンで広く採用されつつある。フィルム冷却カットバック面での伝熱促進では，乱流促進・２次流れ効果が冷却空気膜を崩してしまうとフィルム冷却効率を大きく低下させるので，高フィルム冷却効率維持という従来とは異なる制約条件下での新たな伝熱促進問題としてとらえる必要がある。後縁部フィルム冷却についてはこれまでに平滑カットバック面でのブロー比や密度比の影響を調べた伝熱実験[(1),(2)]，Large Eddy Simulation（LES）[(3)]の例がある。また，最近著者らはカットバック面に凹み形状であるディンプルを設けることでフィルム冷却効率をあまり低下させずに熱伝達率を向上できることを示した[(4)–(7)]。２次元スロット流路において球状またはティアドロップディンプルをカットバック面に設けて行われた過渡応答法による伝熱実験[(4)]では，ディンプル面は平滑面に比べ，フィルム冷却効率を同程度に保ったまま熱伝達率が20 ～ 30%向上した。さらに実機のようにランド部のある３次元スロット流路においてリブや球状ディンプルをカットバック面に設けた場合の伝熱実験[(5)]においても，ディンプル面が平滑面に比べて高い性能であった。また，同一流路形状に対する２次元２成分[(6)]，３成分[(7)]粒子追跡流速計による乱流計測も行った。さらに前報[(8)]にてLES解析を行い，ブロー比１での球状ディンプル面，ティアドロップディンプル面でのフィルム冷却効率とヌセルト数においてLES解析結果と実験結果[(9)]は良い一致を示した。

本研究では前報[(8)]に続きディンプル付きカットバック面のフィルム冷却性能のLES解析を行い，ブロー比の影響を調べることを目的とする。チャネル内部流におけるディンプルの研究[(10)–(14)]を参考に，高密度にディンプルを敷設し，熱伝達性能を高くした上で性能比較を行うため，内部流で高い熱伝達性能を示す配列形状として冷却流の流路高さ・投影直径比を0.5，深さ・投影直径比を0.27で

原稿受付　2013年５月22日
校閲完了　2013年10月18日
＊1　東京農工大学大学院工学府機械システム工学専攻
〒184-8588　小金井市中町２-24-16

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

一定とし，カットバック面に球状ディンプルを敷設した場合のLES解析を行った。３次元非定常速度・温度解析結果からブロー比の変化がカットバック面フィルム冷却効率と熱伝達率へ与える影響を明らかにした。

２．数値解析手法

計算対象形状，計算手法は前報と同一であるので以下に簡単に説明する。図１に計算領域と球状ディンプル付きカットバック面の形状を示す。座標系は冷却流吹き出し口を原点としてカットバック面に沿って流れ方向をx軸，カットバック面垂直方向をy軸，スパン方向をz軸とした。冷却流と主流の流路高さはそれぞれH，$4H$であり，幅$6.9H$は共通である。主流流路高さの影響については，同一形状流路での２次元乱流計測結果[6]からカットバック面側$2H$の高さ領域には上壁の影響が無いことを確認している。冷却流吹き出し角度は10度，リップ厚さはHであり，カットバック面の長さはx方向に$11.3H$とした。また，平滑面，ディンプル面における冷却流入口から冷却流吹き出し部（x/H=0）までの距離はそれぞれ$12H$，$27.2H$とした。ディンプルの形状および配置を図２に示す。投影直径D=$2H$，曲率半径$0.6D$の球状ディンプル（図２(a)）を，図２(b)のように千鳥配列で敷設した。ディンプル間のピッチは流れ方向に$1.2D$（=$2.4H$），スパン方向に$1.15D$（=$2.3H$）である。このディンプル形状，配置は小西らの伝熱実験[9]と同一である。

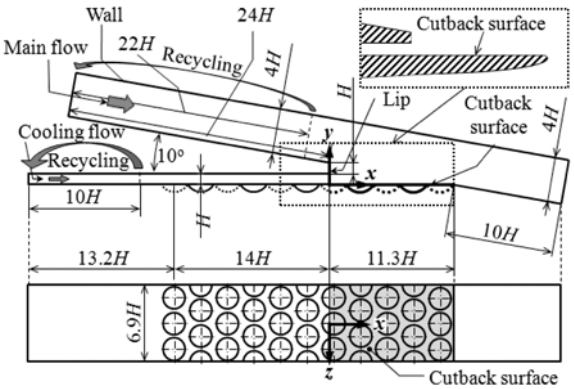


Fig.1　Computational domain of film cooling at airfoil trailing edge（cutback surface with spherical dimples）.

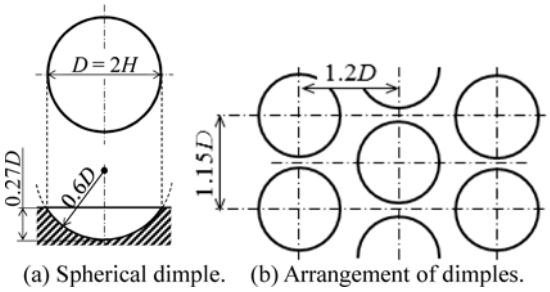


Fig. 2 Schematic of dimple geometry.

熱遮蔽性能はフィルム冷却効率η（式(1)），伝熱促進性能は代表寸法を$2H$としたヌセルト数Nu（式(2)）を用いて評価した。

$$\eta = \frac{T_h - T_{aw}}{T_h - T_c} \tag{1}$$

$$Nu = \frac{2Hq}{\lambda\left(T_w - T_{aw}\right)} \tag{2}$$

ここで，T_hとT_cは主流と冷却流の流体温度，T_{aw}は断熱壁温，T_wは等熱流束条件における壁面温度，qは壁面熱流束（$q=-\lambda\,\partial T/\partial n$, nは表面垂直方向座標），λは流体の熱伝導率である。

本研究では先ず全ての壁を断熱壁として計算を行い，T_{aw}を求めた。次に，冷却流路下面（但し，ディンプル面の冷却流入口から$12H$は断熱），カットバック面，出口流路下面に等熱流束条件を与えた計算を行い，壁温T_wを求めた。そして式(1)，(2)よりηとNuを求めた。つまりηとNuの両方を求めるために壁面熱的境界条件を変えての２回の計算を行った。速度の境界条件は壁面（上部境界も壁面）で滑りなし，主流と冷却流は平均流速をそれぞれU_h，U_c（添字h：主流，c：冷却流）とし，入口から流れ方向にそれぞれ$22H$，$10H$の区間で下流境界での速度場を上流境界に戻して再利用することで入口条件の流れ場を発達させた。出口境界では諸量の勾配をゼロとした。

計算条件は主流レイノルズ数Re_h（=$8HU_h/\nu_h$）を2.0×10^4一定とし，下式で示すブロー比Mを0.5，1.0，1.5と変化させた。

$$M = \frac{\rho_c U_c}{\rho_h U_h} \tag{3}$$

この時，冷却流レイノルズ数Re_c（=$2HU_c/\nu_c$）は2.9×10^3～8.7×10^3である。ここでνは動粘度，ρは密度を表す。主流と冷却流の入口温度をそれぞれ350K，300Kとし，この温度は密度比（ρ_c/ρ_h）1.14に対応する。また，ヌセルト数は下式（Kays and Crawfordの式[15]）で表される平滑管内完全発達乱流のヌセルト数で規格化した。

$$Nu_{\infty,M=1.0} = 0.022\,Pr^{0.5}\,Re_{c,M=1.0}^{0.8} \tag{4}$$

ここで，Prはプラントル数，$Re_{c,M=1.0}$はM =1.0における冷却流レイノルズ数である。$Nu_{\infty,M=1.0}$で規格化したのは，冷却流吹き出し部近傍では冷却流の影響が支配的であるので，M=1.0の場合に規格化した値が１付近の値をとることと，ブロー比の変化によるヌセルト数の増減を明確に示すためである。

フィルム冷却総合性能評価には下式で表される正味熱流束低減率$NHFR$（Net Heat Flux Reduction）[16]を用いた。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

$$NHFR = 1 + \frac{h}{h_0}(\eta\Theta - 1) \tag{5}$$

ここで，h_0はKays and Crawfordの式[15]に主流レイノルズ数Re_hを用いた場合の熱伝達率，Θは無次元温度で実機の代表的作動温度条件からΘ＝（T_h-T_c）/（T_h-T_w）=1.44とした。*NHFR*の物理的意味はフィルム冷却無しの場合に比べての熱流束低減量を示す指標であり，値が高いほど，高いフィルム冷却総合性能であることを示す。通常の翼面フィルム冷却での*NHFR*は０～１の値をとるが，本研究での*NHFR*はカットバック面での熱流束が壁面から流体へ向いている（負の熱流束となる）のでカットバック面冷却の場合に１以上の値をとること，また，フィルム冷却なしの場合の熱流束を平滑面完全発達域の熱伝達率h_0で推定しているので適切に規格化されたものではない点に注意が必要である。

ここで実機と本計算と条件との違いを説明しておく。実機では翼外面主流は外部流で発達過程の境界層を形成し，冷却流は未発達の内部流として吹き出すが，本計算では比較対象実験と同一条件とするために内部流での完全発達乱流を主流と冷却流の入口条件として与えた。また実験に合わせ実機よりも１桁程度低い主流レイノルズ数となっている。さらに流体温度レベルも実機より低く，実機での密度比の影響は再現出来ていない。

計算には，有限体積法を用いたOpenFOAM-2.1[17]を使用した。基礎方程式は格子幅のフィルタを施された非圧縮流体の連続の式，Navier-Stokes方程式，エネルギー方程式である。圧力場の解法には３段階のPISO法[18]を用いた。Germanoら[19]のダイナミックSGSモデルを用い，Lilly[20]の方法でSGSモデルの係数を算出した。離散スキームは空間に２次精度線形補間，時間には粘性項と対流項を含め全ての項に２次精度陰解法を用いた。

本研究ではGAMBIT2.4[21]を用いマルチブロック，六面体要素で非構造格子を作成した。ノード数は平滑面334万点，球状ディンプル面757万点である。格子間隔，時間刻み，統計時間を表１に示す。表中の添字＋が付いた格子間隔は平均摩擦速度$u_{\tau,m}$と動粘度νを用いた内層長さスケール（$\nu/u_{\tau,m}$）で無次元化した値であり，時間刻みΔt^+および統計時間t^+は内層時間スケール（$\nu/u_{\tau,m}^2$）で無次元化した値である。但し，平均摩擦速度は壁面せん断応力のみを考慮した（形状抵抗を考慮していない）値である。表中Δ_1^+，Δ_2^+，Δ_3^+は要素の辺の向きがそれぞれ*x, y, z*方向に一番近い場合の格子幅を表す。統計時間はリップ後端からの大規模放出渦31周期分の時間を最低でも確保している。計算は東大情報基盤センターHA8000の32ノード512コア並列で行った。本研究では前報[8]で説明したように，入口直線部長さ，流路幅，出口直線部長さ，格子解像度依存性についての検証を行い，本研究の結論に影響を与えないことを確認済みである。

Table 1 Grid resolution, time step and averaging time normalized by inner scale.

Shape	M	Δ_1^+	Δ_2^+	Δ_3^+	Δt^+	t^+
Smooth	0.5	6.6~20	0.60~30	6.9~10	0.013	553
	1.0	13~38	1.2~59	14~19	0.048	6093
	1.5	18~53	1.6~82	19~27	0.08	1627
Spherical	0.5	0.75~18	0.23~13	0.88~5.5	0.0021	64
	1.0	1.4~32	0.42~23	1.6~10	0.0072	703
	1.5	1.8~43	0.55~31	2.1~13	0.010	241

３．結果及び考察

図３に各ブロー比での球状ディンプル面の局所フィルム冷却効率η_Lの分布を示す。ここで各図の上・下半分は実験値[9]と計算値である。下流に行くに従ってのη_Lの低下やディンプル内部での分布の様子などLES解析結果は実験結果を良く再現している。ブロー比の影響を見

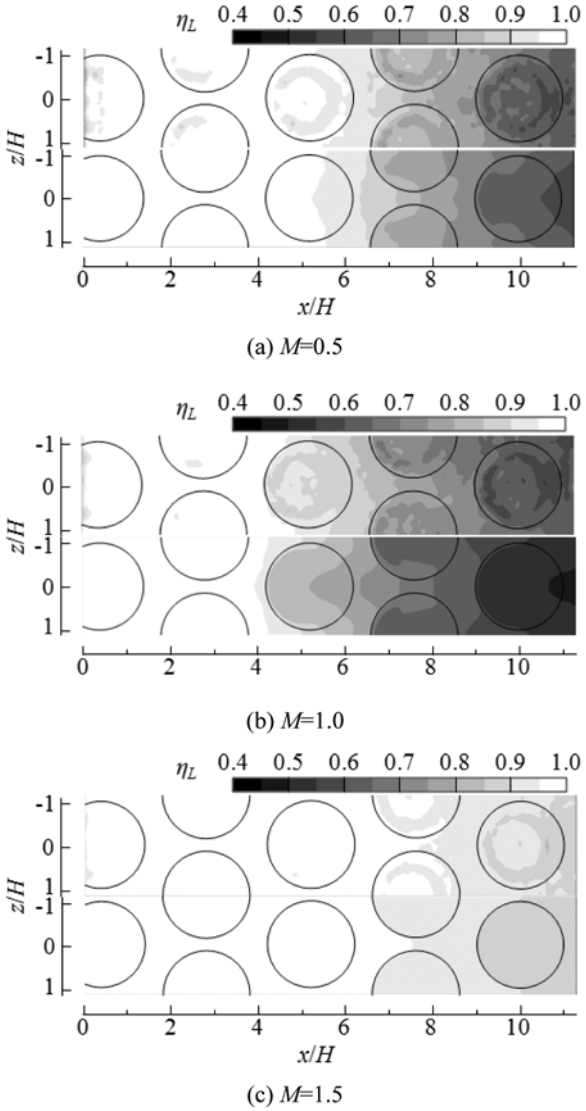


Fig. 3 Contour of local film cooling effectiveness, η_L, of experiments[9] (upper half) and LES (lower half) for spherical dimple.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

るとM=1.0の場合に下流部で値が低く，M=0.5とM=1.5を比較するとM=1.5の方がη_Lは高い。図4の幅方向平均フィルム冷却効率η_zの分布でこの様子はより明確になる。前報[8]で説明したようにリップ後端からの大規模放出渦はM=1付近で発生することが報告されており[22]，この渦による効果で主流と冷却流は混合し，フィルム冷却効率が低下する。図は省略するがM=1.0以外の場合には大規模放出渦の強度が大きく低下することを計算結果で確認している。

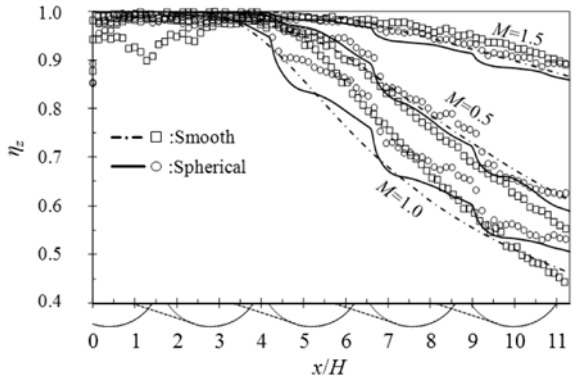


Fig. 4 Streamwise variation of laterally averaged film cooling effectiveness, η_z. (Lines and symbols are for LES and experiments[9], respectively.)

図5に各ブロー比での球状ディンプル面の局所ヌセルト数比$Nu_L/Nu_{\infty,M=1.0}$分布を示す。図3と同様に各図の上・下半分は実験値[9]と計算値である。球状ディンプル面の$Nu_L/Nu_{\infty,M=1.0}$はディンプル内部前縁側で低下し，後縁側で上昇する。これは流れの剥離と再付着によるものであり，実験と計算で良い一致を示している。ブロー比の影響を見るとブロー比が高くなると$Nu_L/Nu_{\infty,M=1.0}$も高くなり，熱伝達がフィルム冷却流流速の影響を強く受けていることが分かる。M=0.5の時に実験値に比べ計算値が特に上流側で低い値を示している。M=0.5は冷却流レイノルズ数が$Re_c=2.9\times10^3$と低く，実験とは異なり，擾乱の無い計算では入口条件が十分乱れた乱流にならなかったためである。

図6に幅方向平均ヌセルト数比$Nu_z/Nu_{\infty,M=1.0}$の分布を示す。球状ディンプル面ではLESと実験の結果は概ね一致している。一方，平滑面では上流側ではよく一致するが，下流側でLESの結果は実験値より高くなった。平滑面の下流領域はリップ後流で発生する大規模放出渦の影響を強く受ける領域であり，前報で見たようにLESでは実験よりリップ後流での乱れ強度が高く出たことがLESのヌセルト数が実験値より高くなった理由の一つと考えられるが，現時点では明確な理由を特定できていない。

図7-図9にカットバック面平均値を示す。図7の面平均フィルム冷却効率η_mでLESと実験を比較すると，M=1.0以外は実験の不確かさ（95%包括度で最大8.5%）の範囲内で一致した。M=1.0でLESと実験で差がでたの

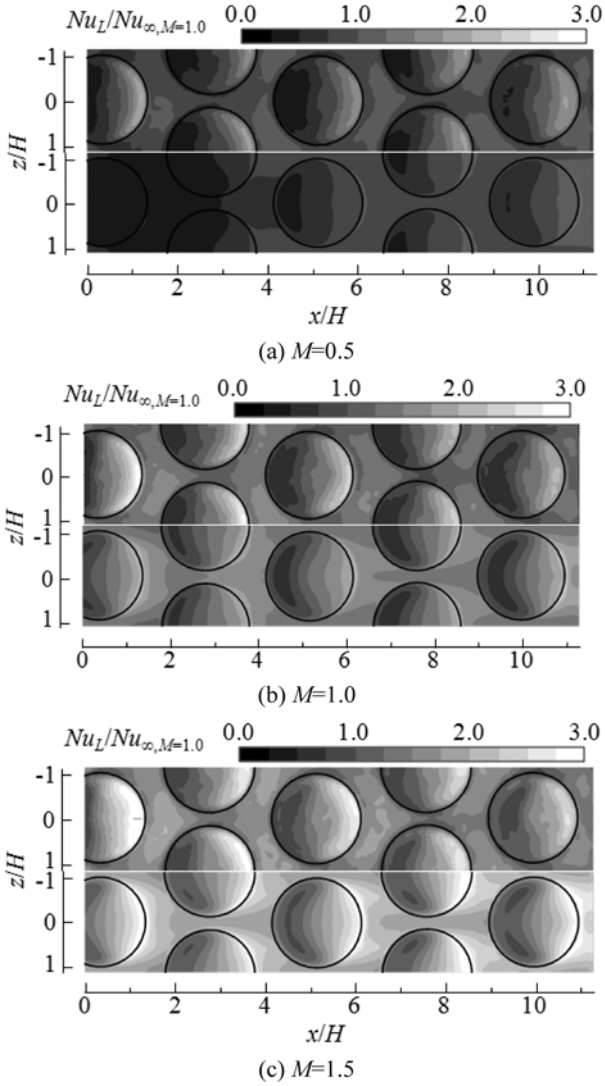


Fig. 5 Contour of local Nusselt number, $Nu_L/Nu_{\infty,M=1.0}$ of experiments[9] (upper half) and LES (lower half) for spherical dimple.

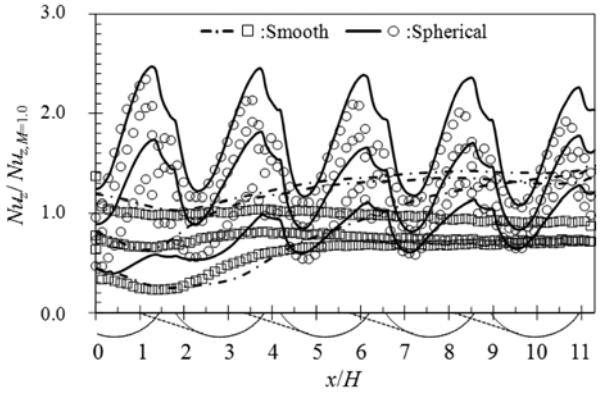


Fig. 6 Streamwise distribution of laterally averaged Nusselt number, $Nu_z/Nu_{\infty,M=1.0}$. (Lines and symbols are for LES and experiments[9], respectively. Plots from bottom to top are for M=0.5, 1.0, and 1.5, respectively.)

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

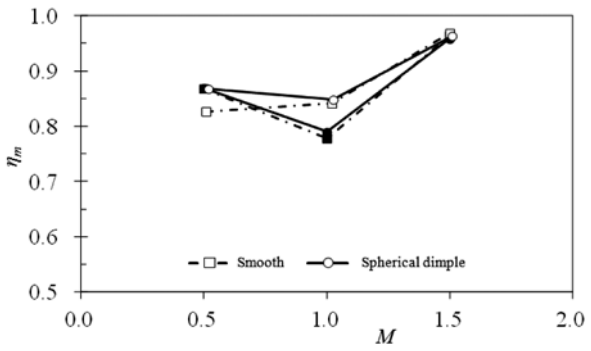


Fig. 7 Surface averaged film cooling effectiveness, η_m, versus blowing ratio, M. (Filled and open symbols are for LES and experimental[9] results, respectively.)

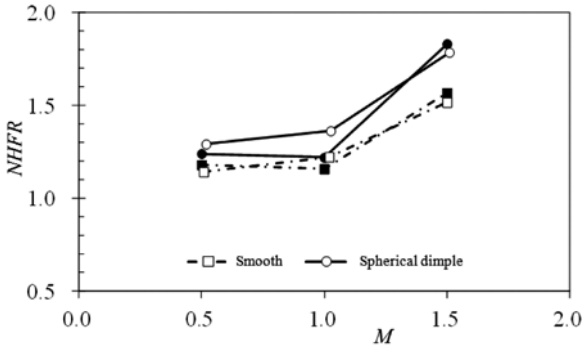


Fig. 9 $NHFR$ versus blowing ratio, M. (Filled and open symbols are for LES and experimental[9] results, respectively.)

は，前述したようにLESではリップ後流の乱れがより大きく，主流と冷却流の混合を過大評価したためである。M=1.0で球状ディンプル面は平滑面とほぼ同じ値となった。また，平滑面，球状ディンプル面でのη_mはM=0.5よりM=1.0が約10%低い。前述の通りM=1.0付近ではリップ後端からの大規模放出渦が成長し，主流と冷却流の混合が促進される。このM=1.0付近でのη_mの低下はSchneiderら[22]によるLESでも報告されている。

図8の面平均ヌセルト数比$Nu_m/Nu_{\infty,M=1.0}$でLESと実験を比較すると，平滑面のM=1.0以外は計測の不確かさ（95%包括度で最大15.5%）の範囲内で一致した。主流と冷却流の混合程度が強く影響するフィルム冷却効率に比べ，ヌセルト数（熱伝達率）ではディンプルによる乱流促進が熱伝達促進につながるので，LESと実験で大きな差が現れなかったと考えられる。

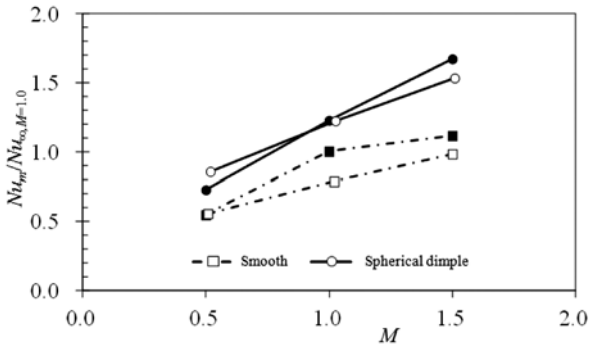


Fig. 8 Surface averaged Nusselt number ratio, $Nu_m/Nu_{\infty,M=1.0}$, versus blowing ratio, M. (Filled and open symbols are for LES and experimental[9] results, respectively.)

図9の$NHFR$は熱遮蔽と熱伝達の両者を合わせたフィルム冷却総合性能の指標である。まず，LESと実験を比較すると全形状，全ブロー比で計測の不確かさ（95%包括度で最大14.3%）の範囲内で一致した。平滑面と球状ディンプル面ではM=0.5とM=1.0はほぼ同じ値となった。平滑面のη_mはM=0.5よりM=1.0が約10%低い一方，$Nu_L/Nu_{\infty,M=1.0}$はM=0.5よりM=1.0が約83%高いにも関わらず，$NHFR$の差が約1.8%とほぼ変わらない。これは，$NHFR$に対する感度係数がヌセルト数Nu（熱伝達率h）よりフィルム冷却効率ηの方が大きいためである。球状ディンプル面は，η_mが平滑面とほぼ同程度であったが，$Nu_L/Nu_{\infty,M=1.0}$が平滑面より高かったため，$NHFR$は平滑面より5%（M=0.5, 1.0）～17%（M=1.5）高くなった。

4．結論

ブロー比を変化させて2種類のカットバック面（平滑面，球状ディンプル面）でのフィルム冷却のLES解析を行い，以下の結論を得た。

1．LES解析結果は同一流路形状の実験結果（フィルム冷却効率とヌセルト数）のブロー比の変化の影響を定量的に再現した。

2．3種類のブロー比M=0.5, 1.0, 1.5での結果比較から，M=1.0はリップ後端からの大規模放出渦が成長する特別な条件となり，主流と冷却流の混合が強く影響するフィルム冷却効率を大きく低下させるので，面平均フィルム冷却効率はM=1.0で最小値をとる。一方，ヌセルト数比はブロー比の増加に対して単調増加を示す。フィルム冷却総合性能を示す正味熱流束低減率$NHFR$は全ブロー比で平滑面より球状ディンプル面が高く，特にM=1.5では17%平滑面よりも高い値となった。

謝辞

本学大学院生森愛奈君にデータ整理等を行ってもらった。ここに記して謝意を表す。

参考文献

(1) Martini, P., Schulz, A., and Bauer, H.-J., "Film Cooling Effectiveness and Heat Transfer on the Trailing Edge Cutback of Gas Turbine Airfoils with Various Internal Cooling Designs", Trans. ASME, J. of Turbomachinery, Vol.128 (2005), pp.196-205.

(2) Taslim, M. E., Spring, S. D., and Mehlman, B. P., "Experimental Investigation of Film Cooling Effectiveness for Slots of Various Exits Geometries", J. of Thermophysics and Heat Transfer, Vol.6 (1992), pp.302-307.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

(3) Schneider, H., von Terzi, D., and Bauer, H.-J., "Large-Eddy Simulations of Trailing-Edge Cutback Film Cooling at Low Blowing Ratio", Int. J. of Heat and Fluid Flow, Vol.31 (2010), pp.767-775.

(4) Nishida, S., Murata, A., Ito, K., Saito, H., Iwamoto, K., Okita, Y., and Nakamata, C., "Film Cooling Performance over Dimpled Cutback Surface at Airfoil Trailing Edge", Proc. of Int. Gas Turbine Congress 2011 (IGTC), Osaka, Japan, Nov. 13-18, 2011, IGTC2011-0195 (7pages).

(5) Murata, A., Nishida, S., Saito, H., Iwamoto, K., Okita, Y., and Nakamata, C., "Effects of Surface Geometry on Film Cooling Performance at Airfoil Trailing Edge", Trans. ASME, J. of Turbomach., Vol.134 (2012), 051033 (8pages).

(6) 渡邉要, 村田章, 齋藤博史, 小川厚, 岩本薫, ガスタービン翼後縁部カットバック粗面上2次元スロット・フィルム冷却流の2次元PTV計測, 第48回日本伝熱シンポジウム講演論文集, Vol.II (2011), pp.299-300 (A233).

(7) 渡邉要, 村田章, 齋藤博史, 岩本薫, ガスタービン翼後縁部ディンプル付きカットバック面上フィルム冷却流の2次元3成分PTV計測, 第53回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集, 岡山, (2013), JSASS-2013-0048 (2pages).

(8) 村田章, 伊藤宏典, 岩本薫, ガスタービン翼後縁部ディンプル付きカットバック面フィルム冷却のLES解析 (ブロー比1でのディンプル形状の影響), 日本ガスタービン学会誌, Vol.42, No.1 (2014), pp.55-61.

(9) 小西孟, 村田章, 齋藤博史, 岩本薫, 大北洋治, 3次元熱伝導を考慮した過渡応答法によるディンプル付きカットバック面のフィルム冷却性能評価 (球状ディンプルと傾斜有無ティアドロップディンプルの比較), 日本ガスタービン学会誌, Vol.41, No.5 (2013), pp.401-407.

(10) Moon, H.K., O'Connell, T., and Glezer, B., "Channel Height Effect on Heat Transfer and Friction in a Dimpled Passage", Trans. ASME, J. of Eng. for Gas Turbines and Power, Vol.122 (2000), pp.307-313.

(11) Burgess, N.K. and Ligrani, P.M., "Effects of Dimple Depth on Channel Nusselt Numbers and Friction Factors", Trans. ASME, J. of Heat Transf., Vol.127 (2004), pp.839-847.

(12) Chyu, M.K., Yu, Y., Ding, H., Downs, J.P., and Soechting, F.O., "Concavity Enhanced Heat Transfer in an Internal Cooling Passage", ASME Paper, 97-GT-437 (1997).

(13) Nishida, S., Murata, A., Saito, H., and Iwamoto, K., "Measurement of Heat and Fluid Flow on Surface with Teardrop-Shaped Dimples", Proc. of the Asian Congress on Gas Turbines (CD-ROM), Tokyo, Japan, Aug. 24-26, 2009, ACGT2009-TS41 (4pages).

(14) 小西孟, 村田章, 齋藤博史, 岩本薫, 3次元熱伝導を考慮した過渡応答法によるディンプル面の熱伝達特性の計測 (ディンプル前縁・後縁傾斜の影響), 日本ガスタービン学会誌, Vol.40, No.6 (2012), pp.331-336.

(15) Kays, W. and Crawford, M., Convective Heat and Mass Transfer, 3rd ed., (1993), p.316, McGraw-Hill.

(16) Basav, S., Schmidt, D.L., and Bogard, D.G., "Film Cooing with Compound Angle Holes: Heat Transfer," Proc. of the International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 94-GT-311 (1994).

(17) OpenFOAM Foundation, OpenFOAM-2.1.0, User's Guide, (2011).

(18) Issa R. I., "Solution of the Implicitly Discretised Fluid Flow Equations by Operator-Splitting", J. of Comp. Phys., Vol.62 (1985), pp.40-65.

(19) Germano, M., Piomelli, U., Moin, P., and Cabot, W.H., "A Dynamic Subgrid-scale Eddy Viscosity Model", Phys. Fluids, Vol.A3, No.7 (1991), pp.1760-1765.

(20) Lilly, D.K., "A Proposed Modification of the Germano Subgrid-scale Closure Method", Phys. Fluids, Vol.A4, No.3 (1992), pp.633-635.

(21) ANSYS, Inc., GAMBIT2.3 User's Guide, (2006).

(22) Schneider, H., von Terzi, D., and Bauer, H.-J., "Turbulent Heat Transfer and Large Coherent Structures in Trailing-edge Cutback Film Cooling", Flow, Turbulence and Combustion, Vol.88 (2012), pp.101-120.

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

報　告

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞選考結果について

表彰委員会
学術講演会委員会

2013年10月16日㈬，17日㈭に那覇市沖縄産業支援センターで開催されました第41回日本ガスタービン学会定期講演会で実施いたしました「日本ガスタービン学会学生優秀講演賞」の選考結果についてご報告いたします。

本年この学生優秀講演賞の対象となった講演は，空力関係：９件，燃焼関係：２件，サイクル・材料関係：３件の合計14件でした。発表内容・発表態度等について，複数の審査員により厳正な評価を行い，全ての審査対象講演の終了後に審査会を開催し，以下のとおり授賞が決定されました。

東京大学大学院 工学系研究科 修士課程２年
渡辺 浩史 君
講演題目「感圧塗料を用いたねじり振動翼列に生じる非定常空気力の計測」

授賞式は，当日の夕方に開催された懇親会にて行われ，坂田公夫会長より賞状及び副賞が授与されました。

今回，学生優秀講演賞の対象講演14編の発表はいずれも素晴らしく，積極的にご参加頂いた学生の皆様に感謝申し上げると共に，審査をお願いした方々には，全ての審査対象講演の聴講や審査会の開催など貴重なお時間を頂戴いたしましたことを，この場を借りて御礼申し上げます。

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞

感圧塗料を用いたねじり振動翼列に生じる非定常空気力の計測

東京大学大学院　工学系研究科
航空宇宙工学専攻
渡辺　浩史

この度，日本ガスタービン学会定期講演会において学生優秀講演賞をいただきまして，大変光栄に思っております。

今回の講演では，翼列翼面上の非定常空気力分布の計測に感圧塗料を適用し，従来の圧力センサや歪みゲージとの比較を通してその計測精度の評価を行った結果について報告いたしました。本計測技術を用いることによる振動翼列周りの流れ場に関する更なる現象理解に向けて，今後も研究に精進していきたいと思います。

最後に，渡辺教授，姫野准教授をはじめ，日頃ご指導をいただいている皆様に，この場をお借りして心より御礼申し上げます。

学術講演会発表助成について

表彰委員会

2013年10月16日㈬，17日㈭に那覇市で開催された第41回日本ガスタービン学会定期講演会に参加して講演を行った学生（大学院生も含む）に対して，本人からの申請に基づき，交通費の助成を行った結果についてご報告いたします。

本助成制度は，ガスタービン学会定期講演会で講演する学生発表に対して，往復交通費の半額相当の旅費を助成することで，ガスタービン関連分野の若手人材の育成と技術の発展を奨励することを目的としたものです。今回の講演会では申請を行った８名に対して，表彰委員会で慎重審議を行い，「学術講演会発表助成に関する内規」に則り，以下のように助成を行うことを決定いたしました。

東京地区からの参加者７名（拓殖大学１名，東京大学４名，早稲田大学２名）に対しては各２万円，中部地区からの参加者１名（金沢工業大学）に対しては３万円。

本助成制度を有効に活用して頂き，来年度以降のガスタービン学会定期講演会においても，学生諸君の積極的な講演発表を期待しております。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

報　告

2013年度 第２回見学会報告

松沼　孝幸
MATSUNUMA Takayuki

2013年11月８日㈮の午後に，茨城県日立市の株式会社日立製作所（電力システム社日立事業所）の見学会が，参加者26名（社会人21名，学生５名）で開催された。集合場所となったJR日立駅は，海と山に挟まれ，豊かな自然に恵まれた駅である。山側の駅前広場には，日立事業所が寄贈した原子力発電用の蒸気タービン動翼（1985年製，直径5.4 m，翼長1.3 m，重さ40 t）が，工業都市の日立を象徴するモニュメントとして設置されている（写真１）。一方，海側出口には太平洋が広がっていて，晴天に恵まれて美しい海岸線の景色を楽しむことができた。

初めに，駅からバスで10分程度の海岸工場を訪問した。火力事業部の竹原事業部長にご挨拶をいただいた後，日立事業所の紹介DVDが上映された。日立事業所は，1910年の創業から100年以上の歴史を持つ日立製作所の「発祥の地」として，電力発電設備・一般産業用機器からパワーデバイスまで幅広い製品を送り出していることが説明された。次に，ガスタービン設計部の村田部長による「日立ガスタービン紹介」のご講演で，1966年のGE社との提携から始まり，1988年に独自開発したH25型ガスタービン（出力32MW）から，H15型（17MW，1991年），最新のH80型（出力99MW，2010年）までの開発経緯や，性能・累積台数などを詳しく教えていただいた。

そして，本館前で記念撮影（写真２）をした後，広大な工場内をバスで移動し，蒸気タービン・ガスタービン組立工場を見学した。H25型のタービン静翼の組立をしている製造ライン，５台を同時に組み立てできるガスタービン総合組立場，H80型の組立工場などを見て回った。蒸気タービンに関しては，原子力発電用1,300MWクラスの高圧段・低圧段のロータ翼の展示で，50インチ超の翼の大きさを実感した後，加工が終わった巨大なロータシャフト，さらにはシャフトを両側から加工できる２軸対向型アキシャル加工機を見学した。

次に，水力・原子力・火力・ガスタービンで使う様々な発電機を製作している発電機工場を見学した。タービン発電機のロータ組線室で，実際にコイルを回転子に組み込んでいる様子を見た後，固定子組線・バランス試験・振動確認試験などの施設を見学した。

続いて，バスに50分ほど乗って，ひたちなか市の勝田地区に移動した。会議室でエンジニアリング本部の麻尾主管技師にガスタービン研究開発センタの紹介をしていただいた後，３班に分かれて高湿分空気利用ガスタービン（AHAT）の試験装置を見学した。AHATシステムは，吸気噴霧冷却による中間冷却器効果と水回収装置による加湿水の回収，再利用システムを備えたHAT（Humid Air Turbine）システムであり，2004年度から2006年度の経済産業省「高効率ガスタービン実用化要素技術開発」プロジェクトで3MW級のAHATパイロットプラントを開発，続く2008年度～2011年度に実用化に向けた40MW級のAHATプラントを開発し，2012年度から２年間の実証運転を進めている。AHATシステムは，コンバインドサイクルと同等の熱効率のシステムをガスタービン単独で構築できる長所を持っており，3MW級と40MW級のプラント両方を間近で見ながら，活発な質疑応答が相次いだ。４時間で２つの工場を訪問し，ガスタービン・蒸気タービン・発電機の組立や，最先端のAHATシステムを見学することができて，時間の経つのが早く感じる極めて充実した見学会となった。

最後に，本見学会を実施するにあたり多大なご尽力・ご協力をいただいた日立製作所の関係者の皆様，そして参加してくださった皆様に，心よりお礼を申し上げます。

（集会行事委員会委員）

写真１　JR日立駅前の蒸気タービン動翼

写真２　海岸工場の本館前での記念撮影

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

会　告

Asian Congress on Gas Turbines 2014（ACGT2014）開催のお知らせ

ACGT2014実行委員会

日本ガスタービン学会では2005年にアジア地区のガスタービン国際会議Asian Congress on Gas Turbines（ACGT）を立ち上げ，この年に第１回を韓国ソウル国立大学で，韓国流体機械協会Korean Fluid Machinery Association（KFMA）との共催により実施しました。その後，共催団体に中国科学院工程熱物理研究所（CAS）が加わり，第２回を日中韓３カ国の共催により2009年に東京大学にて開催しております。当初は４年ごとに実施する計画でしたが，その後の検討により第３回を2012年８月に上海交通大学において開催し，その後は２年ごとに３カ国持ち回りで行う計画に変更となっています。

第４回のACGT2014は，すでに学会ホームページやE-mailでお知らせしておりますように，韓国流体機械学会（Korean Society for Fluid Machinery（KSFM），KFMAより改組）が中心となって2014年８月にソウルで開催します。アジア地域のガスタービン・エネルギー関連分野の情報交換の場として貴重な機会ですので，皆様奮ってご参加下さいますよう，よろしくお願い致します。

なお，会議の詳細は下記ウェブサイトをご覧下さい。

記

会　　議　　名：アジア・ガスタービン会議2014（Asian Congress on Gas Turbines 2014, ACGT2014）
会　　期：2014年８月18日㈪～20日㈬
場　　所：ソウル国立大学（ソウル，韓国）
スケジュール：アブストラクト締切　　３月28日
　　アブストラクト採否通知　４月11日
　　最終論文締切　　５月30日
共催団体：韓国流体機械学会 Korean Society for Fluid Machinery（KSFM）
　　日本ガスタービン学会（GTSJ）
　　中国科学院工程熱物理研究所Institute of Engineering Thermophysics/ Chinese Academy of Sciences（CAS）
会議ウェブサイト：http://www.acgt2014.com　（本会ホームページにもリンクしています。）

次号予告　**日本ガスタービン学会誌2014年３月号（Vol.42 No.２）**

特集「ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について」
巻頭言　高橋　毅（電力中央研究所）
中小型の発電用GTのモニタリング　植木允啓（川崎重工業）
センサー技術　河部 佳樹（GEエナジージャパン）
発電用大型ガスタービン向け遠隔監視システムについて　三上　尚高（三菱重工業）
PW：Monitoring of Jet Engine　Jeffrey Minor（Pratt & Whitney Commercial Engines）
航空機エンジンのモニタリングについて　多田 暁（JALエンジニアリング）　　ほか

※タイトルは変更する可能性があります。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

会　告

○本会共催・協賛・行事○

主催学協会	会合名	共催/協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本非破壊検査協会	第21回超音波による非破壊評価シンポジウム	協賛	2014/1/20-21	東京都立産業技術研究センター	日本非破壊検査協会　学術課 TEL:03-5821-5105,FAX:03-3863-6524
日本機械学会関西支部	第330回講習会「実務者のための振動基礎と制振・制御技術」	協賛	2014/1/27-28	大阪科学技術センター中ホール	日本機械学会関西支部 TEL:06-6443-2073,FAX:06-6443-6049 E-MAIL: jsme@soleil.ocn.ne.jp
日本非破壊検査協会	第9回放射線による非破壊評価シンポジウム	協賛	2014/2/6-7	東京都立産業技術研究センター	日本非破壊検査協会　学術課 TEL:03-5821-5105,FAX:03-3863-6524
日本航空宇宙学会	第54回航空原動機・宇宙推進講演会 Asian Joint Conference on Propulsion and Power 201	協賛	2014/3/1-4	Jeju Grand Hotel（韓国，済州島）	日本航空宇宙学会 E-MAIL:propcomm@jsass.or.jp, http://www.ajcpp2014.org
日本マリンエンジニアリング学会	第58回特別基金講演会「舶用機器の将来像　次世代に向けた舶用機器メーカーの取り組み　Part 2」	協賛	2014/3/14	三宮研修センター	日本マリンエンジニアリング学会 http://www.jime.jp

▷入会者名簿◁

〔正会員〕

山本　卓史（ＩＨＩ）　三浦　聡允（川崎重工業）　延本　健（全日本空輸）　鹿園　直毅（東京大学）　屋我　実（琉球大学）

Ye Lin Oo（Jurong Engineering Limited）　Cho Weon（Korea District Heating Corporation）

◇2014年度会費納入のお願い◇

2014年度会費をお納めいただく時期となりました。

以下の通り右記口座または事務局宛お送りください。

なお，すでに銀行引き落とし（自動振替）の手続きをされている方は，2014年３月24日に貴口座より引き落としさせていただく予定です。ここにあらためてご連絡させていただきますので，ご了承ください。

≪2014年度会費（不課税）≫

正会員	8,000円
正会員（65才以上*）	5,000円
学生会員	2,500円
賛助会員　1口	70,000円

*2014年３月１日現在

（送金方法）

郵便振替　00170-9-179578
銀行振込　みずほ銀行　新宿西口支店
普通預金口座　1703707
いずれも口座名は**シャ）ニホンガスタービンガッカイ**です。振込手数料は貴方にてご負担願います。

※会費の納入には，簡単・便利な自動振替をお勧めいたします。自動振替をご利用されますと，振込手数料は学会負担となります。自動振替をご希望の方は，巻末の「預金口座振替依頼書」にご記入の上，学会事務局までお送りください。

◇学会誌の送付先について◇

お引越しやご所属の変更に伴い，学会誌の送付先に変更が生じる場合には，事務局までご連絡ください（gtsj-office@gtsj.org）。「あて所不明」で学会誌が返送されてくることがございますので，ご協力のほどよろしくお願いいたします。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

2013年度役員名簿

会長	坂田　公夫（JAXA）
副会長	藤谷　康男（日立）
法人管理担当執行理事	太田　有（早大），幡宮　重雄（日立），正田淳一郎（三菱重工），山脇　栄道（ＩＨＩ）
公益目的事業担当執行理事	畔津　昭彦（東海大），岡崎　正和（長岡技科大），武　浩司（川崎重工），田沼　唯士（帝京大），辻田　星歩（法政大），寺本　進（東大），春海　一佳（海技研），村田　章（東京農工大），山根　敬（JAXA）
理事	桂田　健（JAL），高西　一光（関電），新関　良樹（東芝），古谷　博秀（産総研），渡辺　和徳（電中研）
監事	塚越　敬三（三菱重工），藤綱　義行（東京農工大）

2013年度委員名簿（順不同）

2013年12月11日現在

○は委員長

倫理規定委員会　○幡宮重雄（日立），太田有（早大），春海一佳（海技研），正田淳一郎（三菱重工），山根敬（JAXA），山脇栄道（ＩＨＩ）

自己点検委員会　○幡宮重雄（日立），太田有（早大），春海一佳（海技研），正田淳一郎（三菱重工），山根敬（JAXA），山脇栄道（ＩＨＩ）

運営委員会　○太田有（早大），笠原公輔（ＩＨＩ），小森豊明（三菱重工），酒井義明（東芝），幡宮重雄（日立），春海一佳（海技研），正田淳一郎（三菱重工），村田章（東京農工大），山田貴哉（東京電力），山根敬（JAXA），山脇栄道（ＩＨＩ），渡辺紀徳（東大）

企画委員会　○正田淳一郎（三菱重工），太田有（早大），幡宮重雄（日立），春海一佳（海技研），村田章（東京農工大），山根敬（JAXA），山脇栄道（ＩＨＩ）

国際委員会　○中村良也（アイ･エヌ･シー･エンジニアリング），岡井敬一（東大），太田有（早大），小森豊明（三菱重工），仲俣千由紀（ＩＨＩ），葉狩智子（川崎重工），福田雅文（高効率発電システム研），船崎健一（岩手大），松田寿（東芝），三好市朗（日立），山根敬（JAXA），山本誠（東京理科大），渡辺紀徳（東大）

学術講演会委員会　○山本武（JAXA），壹岐典彦（産総研），内田竜朗（東芝），太田有（早大），斉藤圭司郎（三菱重工），高橋康雄（日立），武田淳一郎（富士電機），東部泰昌（川崎重工），仲俣千由紀（ＩＨＩ），春海一佳（海技研），姫野武洋（東大），平野孝典（拓殖大），渡邊裕章（電中研）

集会行事委員会　○山根敬（JAXA），木村武清（川崎重工），酒井英司（電中研），澤徹（東芝），辻田星歩（法政大），中村友行（防衛省），西江俊介（三井造船），西村英彦（三菱重工），浜辺正昭（ＩＨＩ），古谷博秀（産総研），松沼孝幸（産総研），藤井達（日立），細川哲也（JALエンジニアリング），水野拓哉（JAXA），山形通史（富士電機），山本誠（東京理科大），吉田征二（JAXA）

ガスタービン技術普及委員会　○岡崎正和（長岡技科大），秋山陵（日立），賀澤順一（JAXA），木村武清（川崎重工），齊藤大蔵（東芝），檜山貴志（三菱重工），福山佳孝（JAXA），古川洋之（ＩＨＩ），細川哲也（JALエンジニアリング），宮原忠人（エネルギーアドバンス），村田章（東京農工大），屋口正次（電中研），山本誠（東京理科大），渡辺紀徳（東大）

学会誌編集委員会　○田沼唯士（帝京大），荒木秀文（日立），壹岐典彦（産総研），石川揚介（東芝），刑部真弘（東京海洋大），桂田健（JAL），加藤千幸（東大），阪井直人（川崎重工），櫻井一郎（元JAL），佐藤哲也（早大），潮崎成弘（三菱重工），鈴木康文（防衛省），辻田星歩（法政大），寺澤秀彰（東京ガス），寺本進（東大），中野健（ＩＨＩ），新関良樹（東芝），服部学明（三井造船），早田陽一（ダイハツ），北條正弘（JAXA），三鴨正幸（中部電力），山下一憲（荏原），山田貴哉（東京電力），吉野展永（ＩＨＩ），渡辺和徳（電中研）

論文委員会　○船崎健一（岩手大），壹岐典彦（産総研），石田克彦（川崎重工），太田有（早大），加藤大（ＩＨＩ），幸田栄一（電中研），柴田貴範（日立），田頭剛（JAXA），寺本進（東大），姫野武洋（東大），山根敬（JAXA），山本武（JAXA），山本誠（東京理科大），吉岡洋明（東芝），渡辺紀徳（東大）

ガスタービン統計作成委員会　○武浩司（川崎重工），井出琢磨（ＩＨＩ），恵比寿幹（三菱重工），澤徹（東芝），野村藤樹（ターボシステムズユナイテッド），原田純（川崎重工），山上展由（三菱重工），吉田知彦（日立），米田幸人（ヤンマー）

産官学連携委員会　○渡辺紀徳（東大），壹岐典彦（産総研），石井潤治（東芝プラントシステム），岡崎正和（長岡技科大），幸田栄一（電中研），永留世一（川崎重工），西澤敏雄（JAXA），幡宮重雄（日立），平野篤（防衛省），福泉靖史（三菱重工），藤岡順三（物材研），船崎健一（岩手大），古川雅人（九州大），本阿弥眞治（東京理科大），満岡次郎（ＩＨＩ），吉田英生（京大）

広報委員会　○村田章（東京農工大），酒井義明（東芝），佐藤哲也（早大），東部泰昌（川崎重工），姫野武洋（東大），福山佳孝（JAXA），松沼孝幸（産総研），山根敬（JAXA）

表彰委員会　○藤谷康男（日立），春海一佳（海技研），田沼唯士（帝京大），太田有（早大），幡宮重雄（日立），山根敬（JAXA），村田章（東京農工大）

情報システム化推進委員会　○村田章（東京農工大），酒井義明（東芝），佐藤哲也（早大），東部泰昌（川崎重工），姫野武洋（東大），福山佳孝（JAXA），松沼孝幸（産総研），山根敬（JAXA）

IGTC2015実行委員会　○渡辺紀徳（東大），井上洋（日立），大石勉（ＩＨＩ），太田有（早大），北山和弘（東芝），寺本進（東大），西澤敏雄（JAXA），日比野昭一（日立），姫野武洋（東大），牧田光正（JAXA），松田寿（東芝），山上舞（ＩＨＩ）

産業用ガスタービン研究開発プロジェクト調査研究委員会

○壹岐典彦（産総研），松沼孝幸（産総研），伊藤栄作（三菱重工），岸部忠晴（日立），高橋徹（電中研），合田真琴（川崎重工），米澤克夫（ＩＨＩ），渡辺紀徳（東大）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

編集後記

新年明けましておめでとうございます。１月も半ばを過ぎましたが，会員の皆様におかれましては，お正月モードから年度末モードに切り替わり，忙しさが増している今日この頃ではないでしょうか。

今月号では，ガスタービンに関連する標準規格と昨秋に開催された定期講演会の２つについて特集いたしました。巻頭言でも述べて頂きましたように，我が国が国際競争を勝ち抜くためには，標準化への対応は重要な意味を持ってまいります。しかしながら，ガスタービンおよび航空機用ジェットエンジンともに，欧米が主導権を握り，標準化が図られている現実があります。そのような状況に鑑み，我が国，各メーカ，各研究機関として技術開発戦略を構築していく上で，非常に興味深い解説記事が揃ったと思います。ご執筆賜りました皆様に，心より御礼申し上げます。このような話をまとめてご覧になる機会は少ないと思いますので，実務に直接関係しない方も入門編としてご一読いただけますと幸いです。

また，例年１月号では定期講演会の実施報告を行っておりましたが，これまでは概要を紹介するにとどまっておりました。今回，講演会１週間後に開催された学会誌編集委員会におきまして，参加できなかった会員の皆様へのサービスの向上を狙い，盛況であった２つの特別セッションについては学会誌で取り上げ，内容を紹介する方向で話がまとまり，急遽，特集を組むこととなりました。記事のご執筆を賜りました皆様には，時間がない中で多大なるご協力を頂き，この場を借りまして厚く御礼申し上げます。これが前例となり，2014年度からは定期講演会特集が１月号の恒例企画になるものと思い描いております。

さて，学会誌編集委員会では，会誌の質的向上の観点から，原稿をご提出いただいた後の校正時間の確保に努めるため，従来よりも執筆依頼と提出〆切を２週間程度早めるスケジュール運用への移行に着手しております。委員一同，会員の皆様にとって有用な会誌となるよう，委員会活動に鋭意取り組んでまいる所存ですので，引き続き皆様のご協力ならびにご指導ご鞭撻をよろしくお願い申し上げます。

（渡辺和徳）

●１月担当アソシエイトエディター
渡辺　和徳（電力中央研究所）
●１月号担当編集委員
石川　揚介（東芝）
北條　正弘（宇宙航空研究開発機構）
山田　貴哉（東京電力）

（表紙写真）
今回の表紙については，【論説・解説】の著者より流用しております。
詳細については，各記事をご参照ください。

・**「第41回日本ガスタービン学会定期講演会報告」** ……（P.20 ～ 21）
・**「MEA化と航空機発電装置」** ……（P.36 ～ 37）
※Rolls-Royce plc殿のご厚意により掲載
・**「電力安定供給と地域共生のための沖縄電力における取組み」** ……（P.52 ～ 54）

☘事務局だより✉☘

新しい年がスタートしました。本年もどうぞよろしくお願い致します。

2014年の幕開けを皆様はどのように迎えられたでしょうか？私はといえば，この年末めずらしく「NHK紅白歌合戦」をしっかりと見ました 。例年どおり，とりあえずつけておくだけのつもりが，いつしか「あまちゃん」ワールドに引き込まれ，“潮騒のメモリー”をうっかり口ずさんでしまうほどに。ドラマは見ていなかった私ですが，国民的人気ドラマとなったわけがちょっとわかった気がします。そして，出演者全員による「地元に帰ろう」の熱唱を聞いたときは，年末年始に帰省しなかったことを少し後悔し，近々地元に帰ろう！と固く心に決めて，新年を迎えたのでした。（あまちゃん効果，おそるべし？）

さて，１月もすでに半ばを過ぎ，１年で最も寒い時期になりました。空気が乾燥し，インフルエンザなどの感染症も心配です。事務局でも冬場は暖房による室内の乾燥に悩まされてきました。そこで，年末に待望の（？）加湿空気清浄機なるものを設置しました。加湿と空気清浄の１台２役こなしてくれるすぐれものです。花粉症患者の増加と健康志向により，空気清浄機の需要は増え続け，昨年の統計によると普及率は５世帯に２世帯を超えたそうです。PM2.5の影響もあり，今後もますます需要は高まりそうですね。

事務局の加湿空気清浄機は，連日“おまかせ”モードで運転中です。加湿は，湿度表示と体感で，まぁそれなりにできているようです。空気はというと，目に見えるものでもないですし，効果のほどは今のところ疑問です。とりあえず，きれいな空気の中で仕事をしていると信じ，今年も１年頑張っていきたいと思います。（山本）

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.

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
情報記事欄	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程を定める。

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，当該著作物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
ニッセイエブロ㈱ PM部 ガスタービン学会誌担当
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5158　Fax. 03-5733-5164
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp

技術論文投稿規定

2010.8.27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。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてＡ４版刷り上がり６ページ以内とする。ただし，１ページにつき16,000円の著者負担で４ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿１部副原稿（コピー）２部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定７.および８.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.42　No.1　2014.1

発行日　2014年１月20日
発行所　公益社団法人日本ガスタービン学会
　　編集者　田沼　唯士
　　発行者　坂田　公夫
　　〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
　　第３工新ビル402
　　Tel. 03-3365-0095　Fax. 03-3365-0387
　　郵便振替 00170-9-179578
　　銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
　　㊐ 1703707
印刷所　ニッセイエブロ㈱
　　〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
　　Tel. 03-5733-5158　Fax. 03-5733-5164

©2014，公益社団法人日本ガスタービン学会

複写をご希望の方へ
本学会は，本誌掲載著作物の複写に関する権利を一般社団法人学術著作権協会に委託しております。
本誌に掲載された著作物の複写をご希望の方は，一般社団法人学術著作権協会より許諾を受けて下さい。但し，企業等法人による社内利用目的の複写については，当該企業等法人が公益社団法人日本複写権センター（一般社団法人学術著作権協会が社内利用目的複写に関する権利を再委託している団体）と包括複写許諾契約を締結している場合にあっては，その必要はございません（社外頒布目的の複写については，許諾が必要です）。

権利委託先　一般社団法人 学術著作権協会
〒107-0052　東京都港区赤坂９－６－41　乃木坂ビル３F
FAX：03-3457-5619　E-mail：info@jaacc.jp

複写以外の許諾（著作物の引用，転載，翻訳等）に関しては，㈳学術著作権協会に委託致しておりません。直接，本学会へお問い合わせください。

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.187, 2025/09/09.