巻 頭 言

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

日本ガスタービン学会40周年記念特集号発刊にあたって

佃　嘉章[*1]
TSUKUDA Yoshiaki

あけましておめでとうございます。

日本ガスタービン学会40周年記念号の発刊に当たり一言ご挨拶申し上げます。この特集号では，“ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年”として，ガスタービンの技術と製品の両面から，研究者，技術者，ユーザーの視点で解説すると共に，今後の動向，将来技術を展望します。

日本ガスタービン学会は，ガスタービンが航空用エンジンの中核として，また発電用・自動車用等での発展が大いに期待されるなか，ガスタービンに熱い思いをもたれる諸先輩のご尽力により，1972年に日本ガスタービン会議が設立され，これを母体に1976年に文部省認可の社団法人の学会として発足しました。

当時の我が国のガスタービンは，燃焼温度は，800℃級で，やっと国産ガスタービンとして歩きはじめたばかりでした。その後，国産ジェットエンジン開発を目指したFJRエンジンの共同開発，高効率発電用ガスタービンの開発を目指したムーンライト計画でのリヒートガスタービンの開発等を通じて技術の向上，蓄積をはかり，現在では世界に伍するまでになりました。これはひとえに，会員各位のそれぞれの専門分野でのご尽力によるものと思います。

ガスタービンは，試験機が生まれてから，まだ100年余の若い機械ですが，空力・熱力・燃焼・材料・構造・振動・制御・計測・機械要素・生産技術など，その時代の最先端技術を適用しながら進化を続けてきました。とりわけ空力を主体とする数値解析技術の貢献は非常に大きいものがあったと考えます。

この結果，航空機のエンジンはガスタービンが中核となって久しく，また発電用設備でも，ガスタービンコンバインドサイクルの熱効率は60％（低位発熱量基準発電端効率）を超えるところまで向上しており，地球温暖化抑制，エネルギーの効率的利用に大きく貢献しています。近年では，更なる効率向上を目指して，航空エンジンでは30％以上の燃費改善，発電用ガスタービンコンバインドサイクルでは70％（低位発熱量基準発電端効率）以上の熱効率を目指す研究開発が推進されています。

ガスタービンの開発設計・製作には高度な技術力と幅広い産業基盤が必要であり，このようなガスタービンの進化は，開発される技術自身の波及効果を含め，我が国の産業発展に大きく貢献しています。

当学会では，40周年の記念企画として，ガスタービンに関する様々な技術分野を網羅した教科書を発行します。当学会の専門家が熱をこめて執筆されますので，若い人たちのガスタービンへの理解を深めると共に，次への発展の原動力となってくれることを信じます。

また国際交流も学会の発足当初から活発に推進してきており，国際ガスタービン会議の開催は昨年11月の大阪大会で10回を数えるにいたっています。最近では韓国・中国とともに，アジア地域でのガスタービン・エネルギー関連技術の情報交換の場として更なる拡大発展が期待されており，引き続きその中核を当学会が担ってゆかねばならないと考えます。

本号の発行が，次の世代を担う人たちへのメッセージとなり，更なるガスタービンの発展に役立つことを願ってやみません。

原稿受付　2012年11月19日
＊1　三菱重工業㈱
〒108-8215　港区港南 2-16-5

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

寄　稿

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

日本ガスタービン学会を支えてきたIGTCと日本のガスタービン産業界

大田　英輔*1　OUTA Eisuke
川口　　修*2　KAWAGUCHI Osamu
藤岡　照高*3　FUJIOKA Terutaka
長谷川武治*3　HASEGAWA Takeharu

キーワード：国際ガスタービン会議・展示会，論文数，名誉会員とIAC，国家プロジェクト，自動車用GT，可搬・非常用GT，電力GT，TSLと舶用GT，航空機エンジン

1．まえがき

日本ガスタービン学会の設立40周年に際し，その設立を促し学会の基盤事業として位置付けられてきた国際ガスタービン会議（IGTC），そして学会の活動に大きく寄与し貢献してきた国内ガスタービン産業界の業績を点描する。本稿は2011年11月に大阪国際会議場にて開催された第10回会議（IGTC11）の開会式の場で,第１回会議からの足跡を述べたものである。関連して，本会会員企業の業績の一端を，30周年編纂の「ガスタービン写真集」[1]ほか各種資料により採録し紹介した。

1971年秋，ASME-Gas Turbine Divisionと日本機械学会（JSME）の共催で，国際ガスタービン会議東京大会・展示会がパレスホテルと東京科学技術館で開催された［Preface 1］。ASME-GTDの創設者でもあるThomas Sawyer氏らの積極的な協力の下で，渡部一郎慶応義塾大学教授を委員長とする実行委員会が設立され，ASME側と綿密に協議し実行されたとのことである。

その成果を将来に引き継ぎ，ガスタービン研究・開発の母体となるべく，1972年６月に日本ガスタービン会議が発足，1976年６月に㈳日本ガスタービン学会（GTSJ）が設立された。その経緯は「日本ガスタービン学会25年史」に詳述されている[2]。

2．第１回IGTCとその後のガスタービン開発

［Preface 2］に示すように，第１回IGTCに相当するこの東京大会・展示会では，ASMEおよびJSMEで選定されたそれぞれ24編および41編の論文が普通形式，短縮形式，およびパネル形式で発表された。特別講演では，研究状況や産業界での開発や運転実績と利用目標など日本の現況の紹介，米国から小型GTの将来展望がなされた。パネル討論では，航空用，舶用，重油炊き，高出力GT，圧縮機，自動車用などが紹介された。展示会に関連するフォーラムでは自動車用，舶用，発電用につき海外４件の講演があった[3]。

展示会［Preface 3］では，ガスタービン開発と技術への関心が深く広範囲にわたることで国内20社，海外14社の展示があり，延べ３千人以上の来場者があった。こ

Preface 1　**In Autumn of 1971,**
Tokyo Joint International Gas Turbine Conference and Product Show was held in Tokyo, organized and executed by **the Gas Turbine Division of ASME** and **the JSME.**

Prof. Watanabe, the chairman, are expressing the gratitude to **Dr. Thomas Sawyer**, ASME-GTD, for the distinguished contribution to the conference.

- In view of the success, the **GTSJ** was founded one year later in 1972, and the Conference has been taken as the First **IGTC**.

Preface 2
- **Contributed papers**: 24 from ASME & 41 from JSME incl. 4 from abroad
  Number of participants : 459 incl. 73 from abroad

Special Lectures

Prof. K.Hatta and Prof. T. Okazaki, "The Recent **Problem** of Gas Turbine **Research**"
Prof. I. Watanabe, "The **Development of** Gas Turbine **Industries** in Japan"
Prof. I. Koizumi, "Gas Turbine Operating **Experiences** and **Application** in Japan"
Mr. S. B. Williams, "Future of **Small Gas Turbine**"

Panel Session

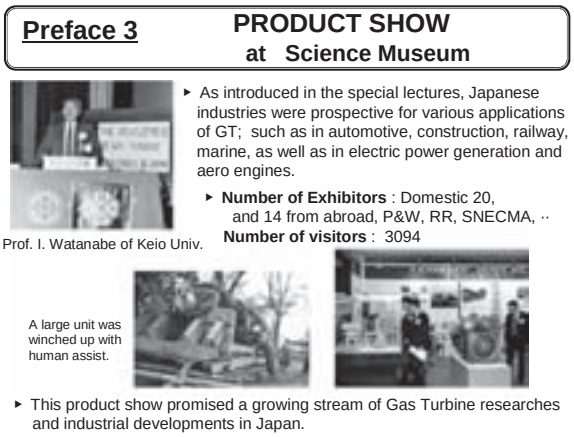
Postwar Development of **Aircraft Gas Turbines**; T. Iijima, IHI,
Development of **Marine Gas Turbine**; T. Araki and M. Hamanaka, IHI,
High Temp. **Heavy-Duty GT Burning Heavy Oil**; C. Aoki and K. Yamazaki, IHI,
Two 8 MW Gas Turbines; Y. Omote, Mitsui Shipbuilding & Engineering,
Gas Turbine **Compressor GCM1B**; K. Miwa, Mitsubishi Heavy Industries,
Automotive Gas Turbines; K. Kinoshita and S. Yamazaki, Nissan Motor

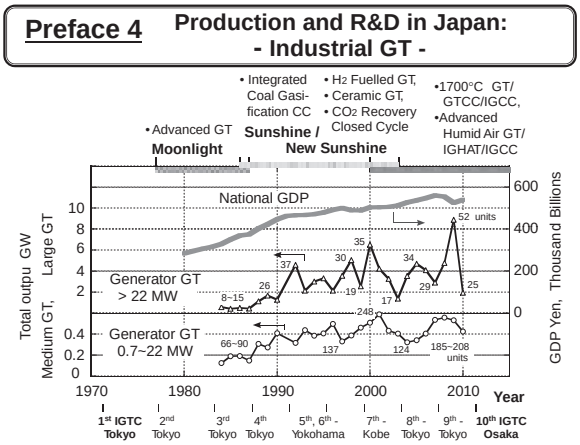
Technical Forum on "Future Scope of Gas Turbine Application"

Automotive Power System Program at EPA; G.M. Thur (EPA)
Automotive Gas Turbine; G. M. Kahle (Chairman of ASME-GTD Tokyo Conf.)
Marine Gas Turbine; J. W. Sawyer (ASME-GTD)
Electric **Power Generation** Gas Turbine; T.E. Stott (ASME-GDT Chair)

原稿受付　2012年11月１日
＊１　早稲田大学名誉教授，本学会名誉会員
＊２　慶應義塾大学名誉教授，本学会名誉会員
＊３　（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 216.73.216.204, 2025/07/04.





の展示会はガスタービン研究への洋々たる流れと産業界での発展を約束するものでもあった[4]。

さて，GTSJ創立１年後の1977年５月，GTSJ，JSMEおよびASME共催の第２回国際ガスタービン会議東京大会が東京プリンスホテルで開催された。今回の第10回に至る約40年にわたるガスタービン産業には着実な進展がみられる。[Preface 4] には，各年次に生産された大型および中型の発電用GTの総出力と生産台数の変遷を示しておく[5]。1980年代には大型ユニット総出力は500MW程度であったが，2010年には52ユニット計9GWにまで増加し，その傾向は，中型と同様に，我が国GDPの傾向に類似している。この実績には，Moonlight, Sunshine, New Sunshine, 最近の高性能複合発電などの国家プロジェクトの成果が強く反映していよう。産業界での業績が多岐にわたる研究を刺激し，国内外研究者からの関心を集め，“IGTC”の継続的な推進力となっている。

3．IGTCにおける国際交流ー文化，学術と技術ー

各回会議ではWelcome Reception，Banquet，Accompanying Person's Programが企画されている。[IGTC 1] に見られるような雰囲気で各国参加者とその同伴家族との友好を新たにし，我が国文化の一端を伝え，また組織委員長や学会々長，各国代表者からの祝辞に接する重要な行事として実施されてきた。

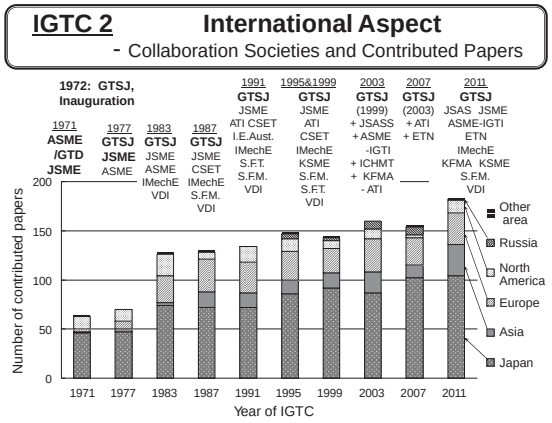
3.1　学術講演と海外共催学協会

[IGTC 2] に示すように，1977年の第２回以降はガスタービン学会が主催することになる。第３回（1983年）には，IMechE（英）とVDI（独）が共催学会として参加，以後CSET（中国），S.F.M.（仏），ATI（伊），I.E.Aust（豪），S.F.T.（仏），KSME，KFMA（韓），ICHMT（中国）が参加し，第９回にはEU圏のETN，第10回にはATIに代わるUIT（伊）が加わり，現在，日本機械学会に加えて海外10学協会から共催協力を得ている。ASME-IGTIの協力は一時中断されていたが，各方面での努力もあり，積極的な協力関係が再現されている。

このような国際性が定着して，論文数は150編前後で推移し，わが国および韓国や中国などアジアの若手研究者による参加が活発になっている。ドイツなどの欧州諸国，米国主に北米，またロシアからの継続的な投稿や討論はガスタービン研究開発の展望を拓くことにも貢献している。査証申請や通貨事情などの問題に対応して，各回実行委員や賛助企業による努力があったことも記憶しておくべきことであろう。

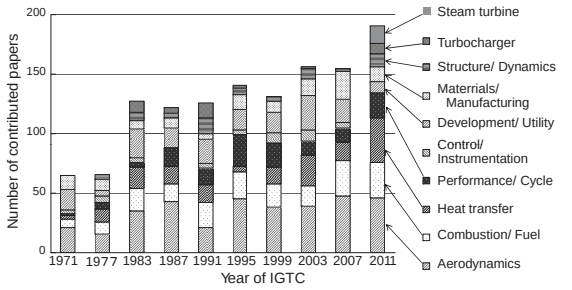
投稿論文は [IGTC 3] に示すように，概ね，空力，燃焼，熱伝達，性能と運転実績やサイクル，計測制御，開発，材料と製造技術，構造と力学系，過給機などに分類され，第10回には蒸気タービンが加わった。

空力と燃焼，熱伝達に関する論文総数は常に投稿数の過半を超える。耐熱材料も高温燃焼への挑戦から絶えず



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

IGTC 3　Contributed Papers in Fields of GT Technology



開発されてきた。第３回での論文数倍増は，活発な国家プロジェクトにも影響されていよう。

さて，学術講演会の全体会議として特別講演，フォーラム，パネル討論が企画されるが，各国の研究開発状況を総覧する場として，そのテーマは各回会議の論点を特徴付けている。第10回会議に至るまでの特別講演では，42名の方々による卓抜なガスタービンR&Dへの俯瞰と展望が述べられた［IGTC 4］。学界，行政そして実業界から，ライフワークとも言える研究に基づいた知見や展望，国家のエネルギー政策と動向，先端企業活動の成果と可能性などが400名を超える参加者に強い感銘を与えてきた。スライドには，日，独，英，米の講演者の写真を随意に掲載した。

学術講演会を締めくくるパネル討論の主題は，［IGTC 5］に示すように，エネルギー問題と社会的関心に適うように選ばれてきた。第１回では，わが国における開発状況と実績が紹介され，第２回には車両用GT，第３回と第4回には，“Moonlight”計画を反映して，高効率GTによるCombined Cycleが議論された。その後，石油問題やCO_2削減の環境問題にあわせてガスタービンの役割や将来展望が討議されている。航空エンジンについても，第10回では，環境とCO_2削減に対応する技術動向が議論された。

3.2　IACと海外名誉会員

IGTCの国際性をあらわす重要な一面として，この会議とガスタービン研究に顕著な功績があった海外の方々にガスタービン学会の承認を経て学会名誉会員の称号を授与してきた。［IGTC 6］には，第１回会議・展示会に尽力されたThomas Sawyer氏，2000年のTH AachenのGallus教授，2004年における VKIのBreugelmans教授とLeibnits U. HannoverのRautenberg教授，Ningha 大学のYang教授（2006），TH AachenのBohn教授（2008），中国CSETのChen Naixing教授（2009）およびGE社のWisler博士（2011）の写真を示しておく。これらの方々は，学会との交流に加え，第６回会議（1995）に発足したInternational Advisory Committee（IAC）の主要メンバーとしての功績によって推薦されている。

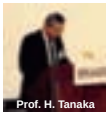
IACはIGTCと本学会の活動を支援する委員会で，活動地域での論文投稿を促し，各回の会議運営について有益な評価を行い，また次回会議への種々の提言をしてきた［IGTC 7］。初回11名の委員会から次第に増強され，この第10回には，23名に及ぶ委員から有益な議論と助言を得るに至った。初回からの委員は，唯一，Breugelmans教授で，これまで，また将来にも期待される貢献に謝意を表しておく。

IGTC 4　42-Special Lectures as Keynotes

[1971, Tokyo]
Prof. K. Hatta, ISAS, University of Tokyo
Prof. I. Watnabe, Keio Uni.
Prof. I. Koizumi, Uni.Tokyo
Mr. S. Wiliams, Wiliams Research Co

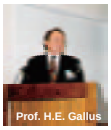
[1977, Tokyo]
Dr. M. Matsuki, NAL,
Mr. I. G. Rice, ASME-GTD

[1983, Tokyo]
Prof. H.Tanaka, Uni.Tokyo
Mr. M.J. Hartmann, NASA



[1987, Tokyo]
Mr. K. Yamagishi, MITI
Prof. E. Greitzer, MIT
Mr. H. Maghon, Kraft Union

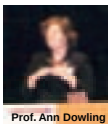
[1991, Yokohama]
Mr. K. Honjo, MITI
Mr. R.F. Hoeft, GE
Prof. W. Endres, Uni. Stellenbosch
Prof. V.A. Sosounov, Central Institute of Aviation Motors



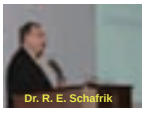
[1995, Yokohama]
Prof. H.E.Gallus, RWTH
Mr. S. Waslo, DOE
Mr. M. Kondo, MITI

[1999, Kobe-
Mr. I. Fukue, MHI
Mr. T. Honma, Toshiba
Mr. D. W. Bahr, GE

-1999]
Prof. E. M. Greitzer, MIT & Dr. D.C. Wistler, GE
Prof. J.D. Denton, Uni. Cambridge
Mr. M. Ito, IHI



[2003, Tokyo]
Prof. T. Simon, Uni. Minnesota
Dr. H. Harada, NIMS
Dr. T. Watanabe, CRI-Electric Power
Mr. H. Ino, TEPCO
Prof. Ann Dowling, Uni. Cambridge
Prof. M. Namba, Sojo Uni.
Dr. M. Benzakein, GE



[2007, Tokyo]
Mr. I. Fukue, MHI
Prof. P. Moin, Stanford Uni.
Dr. R. E. Schafrik, GE
Prof. K. Broichhausen, Bauhaus Luftfahrt
Mr. S., Sugiura, Aviation Engineering & Business
Dr. D. C. Wistler, GE

[2011, Osaka]
Mr. R. Lugo, NASA
Dr. J. Fujino, NIES
Prof. R. J. Parker, RR

IGTC 5　Panel Discussions

1) 1971-Tokyo: “Gas Turbine **Development and Experience** in Japan
2) 1977-Tokyo: “**Vehicular** Gas Turbine”
3) 1983-Tokyo: “**Combined Cycle** Power Generation Systems with Use of **High Performance Gas Turbines**”
4) 1987-Tokyo: “Operating Experiences of **Combined Cycle Plants**”

5) 1991-Yokohama: “Future Role of Gas Turbines for Power Generation - **Energy Saving** and **Environmental** Aspect”
6) 1995-Yokohama: “**Efficiency**, User Friendliness and **Environmental Compatibility** for the Advanced Gas Turbine System of the Next Generation”.
7) 1999-Kobe : “Gas Turbine Contribution to **Environmental Concern**”
8) 2003-Funabori : “Gas Turbines **in the future**”
9) 2007-Shinjuku : “**Global Environment Problems**, **Energy Consumption** and Contribution of Gas Turbine Power Systems”
10) 2011-Osaka: “CO_2 Reduction in Power Plant and Designing a **Low Carbon Society into the Future**”
“Trends in **Aero Engine** Technology Associated with **Environmental Issues** an CO_2 Reduction (Short term strategy)”

3.3　技術展示会とPlant Tour

毎回，学術講演会にあわせて技術展示会とプラントツアーが開催されてきた。技術展示会ではガスタービンとシステム，部品，材料，計測制御機器，ソフトウェアなど企業や政府研究機関から最新の技術が展示され，各社のイベントもあって，毎回延べ4000名に近い入場者を記

IGTC 6　Honorary members invited to GTSJ, acknowledging their distinguished contributions to IGTC and IAC

Mr. R. Thomas Sawyer. (1979)

Prof. F. Breugelmans (2004)

Prof. Dr. Ok Yong Yan (2006)

Prof. Chen Naixing (2009)

Prof. Dr.-Ing. H. Gallus (2000)

Prof. Dr.-Ing. M. Rautenberg (2004)

Prof. Dr-Ing. D. Bohn (2008)

Dr. David C. Wisler (2011)

Year　2000　2005　2010

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

IGTC 7　IAC: International Advisory Committee

IAC was organized at 6th IGTC, 1995, as an overseas voluntary committee supporting IGTC and GTSJ activities:

- Call for papers,
- Give critical comments on the current IGTC meeting,
- Ideas for the next IGTC scheduling and places

11-Members at 6th, 1995

Prof. G. Andrews (UK)
Mr. P. Avran (France)
Prof. F.A.E. Breugelmans (Belgium)
Prof. Cai Ruixian (China)
Prof. H.E.Gallus (Germany)
Prof. M. Kurosaka (USA)
Prof. E. Macchi (Italy)
Prof. M. Rautenberg (Germany)
Prof. V. Sosonov (Russia)
Mr. D. Todd (USA)
Prof. Ok Yang (Korea)

9th IGTC,2007 and 10th IGTC, 2011

Twenty three members are invited from: Belgium, China, France, Germany, India, Italy, Korea, Russia, Switzerland, UK and USA. The names are listed in the Congress Program.

IGTC 8　Post Congress Plant Tours

3rd-1983,
at TEPCO - Sodegaura Station:
100MW Reheat Gas Turbine,
(AGTJ 100A in Moonlight Project)

7th-1999 at MHI:
G-type 1500°C GTCC

録している。第８回以来，各大学での研究成果もポスター展示され，また小，中，高の生徒達への教育も試みられている。

会議最終日には，希望者に対するプラントツアーが実施され，わが国の産業技術や国家研究機関の成果を紹介してきた。[IGTC 8] は，“Moonlight”計画の実施状況や1500℃級GTCCの見学風景である。

次章ではこれらの産業界の成果を概述する。

4．ガスタービン産業界の活動と国家プロジェクト

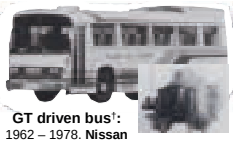
ガスタービンと関連技術の開発はわが国工業界の積極的な時代背景を投影して多方面で展開され，貴重な教訓を残す成果を創出したといえる。そのような意味で，一部の抜粋であるが，各国の研究者や技術者が集う会議の場でその成果を紹介することとした。

4.1　自動車用GT，非常排水用GT　[Industry 1]

初回と第２回の国際会議では，自動車動力への応用と小動力GTが議論された。第５回会議（1991）では，２軸再生式GTを動力とするバス[1]が横浜市内を通りバンケット会場へ参加者を輸送した。そのスムーズな乗り心地と軽快なエンジンサウンドから，遠距離高速バスに使用されることも期待された。展示会場にはガスタービン乗用車が出展されていたが，小出力GTと蓄電池の混成系[1, 6]で，そのシステムは今日のハイブリッド乗用車技術に繋がるものであろう。

Industry 1　Automotive GT, Emergency Pump Driver

▸**Automotive GT** was among the main topics at the first and second IGTCs:



GT driven bus†:
1962 – 1978. **Nissan**

Twin shaft / regenerator GT: 200kW

22kW-GT / Battery Hybrid car†: 1969, **TOYOTA**

▸**Various Small GTs** have been applied for drainage pumps to prevent flood:

Drainage pump driver GT DFL-4†:
1982,
367 kW-
horizontal shaft

Drainage pump driver GT:
2004,
222kW-
vertical shaft

小動力GTは，小河川の急激な溢水を本流や海洋へ急速排水するポンプの動力としても，わが国の地勢上有用であり，多くの企業で開発され広く利用されている。ディーゼル機関に比して，軽量で設置面積が小さく，冷却水系が不要で始動時間が短く，また重油を利用できる。水平軸形とポンプ同軸の縦軸形に分けられるが，図中の222kW縦軸GTは筆者の一人が見学の機会を得た設備である。

4.2　移動形GT発電機と非常用発電機稼働実績

固定式，移動型共にGT発電機が多数利用されている。[Industry 2] には，世界最小の2.6kVA可搬型[1, 7]と車両搭載型[8]を示しておく。2.6kVA機は高速発電機に直結，軽量で始動容易，教育実験にも適している。

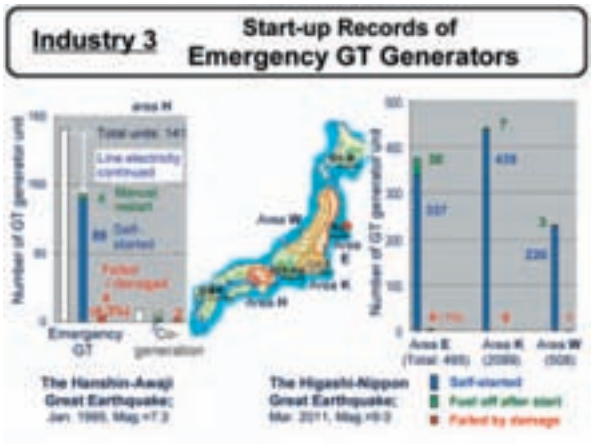
車両搭載型ではCogeneration用を含め，多様な緊急性に対応する形式が準備されている。軽量で耐振性，無冷却，短い起動時間など，車両搭載に適している。

ところで非常用GTが大災害時の系統電力遮断に対してどの程度機能したか，その調査結果は２次被害対策に有意であろう。特にこの会議同年の東日本大地震と第6回会議同年1995年の阪神淡路大地震での実績は，参加者の関心事項の一つでもある。

[Industry 3] には両大地震におけるKHI社製品の調査結果を示しておく[8]。阪神淡路大地震では，影響地

Industry 2　Mobile Generator GT

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

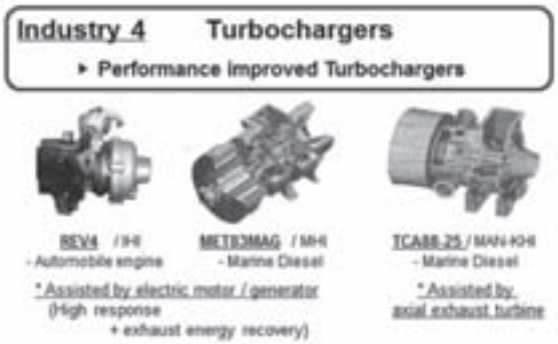


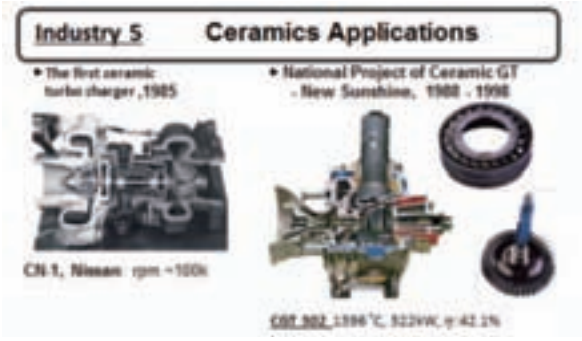
域Hに141基が設置されていたが，停電時に89基が自動起動，４基が手動起動，不起動や破壊ユニットは４基（４％強）であった。一方，東日本大地震では，東北太平洋岸域Eでは津波被災や倒壊したユニットを除き，375基が起動，うち38基が燃料切れで停止した。不起動や破損ユニットは４基（約１％）のみであった。首都圏Kでも全基が起動している。日本海側Wでは229基が起動，破損は１基に留まっている。非常用電源としての信頼性を示す貴重な資料であると共に，この16年間，信頼性向上に努めた企業努力が伺える。

4.3　ターボチャージャー

飛来するB29爆撃機はターボチャジャー過給により高々度飛行に圧倒的な優位性を持っていたと伝え聞く。乗用車，トラックやバス，船舶と広く使用されているターボチャージャーは初回よりIGTCの主要議題の一つであり，わが国では小型乗用車エンジンの出力向上のため，その開発と生産は非常に積極的であった。作動域，応答性，材料などの向上もあり，欧州でのディーゼルターボ搭載車の普及もあって，わが国生産量は世界シェアの過半を占めるに至っている。

最近の動向を［Industry 4］に示しておく。応答性向上とエンジン排気エネルギーの再利用を兼ねて電動モータ・ジェネレーターを援用する形式や排気タービンを軸流形とする形式など，種々開発されている[9]。





4.4　セラミックスタービンの開発

比重が耐熱合金比1/2以下のセラミックスはまずターボチャージャーの高速応答化に利用された。［Industry 5］に示すCN-1[1]は，焼結体の製造や金属部との接合，信頼性などの技術課題を克服して，世界に先駆けて実用化された。ニッサン スカイラインなどの乗用車に100万台程度供給されたと聞く。

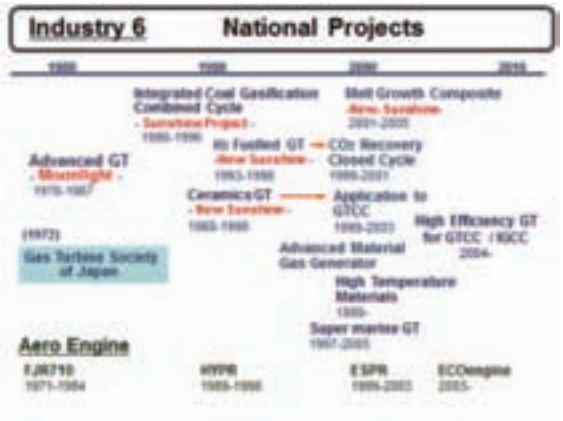
小型ガスタービンでは，1990年代に100kW級「自動車用セラミックスガスタービンの開発」プロジェクト[10]が進み，その後，無冷却で熱効率の飛躍的向上とNOx低減を図るプロジェクト“ニューサンシャイン計画”の中で300kW級が目標となった。コジェネレーション用の単軸CGT301と２軸CGT302，可搬２軸CGT303が３企業集団のもとで開発され，CGT302ではTIT1396℃，最高効率42.1%を達成した[1, 11]。

4.5　ガスタービン関連の国プロジェクト

ガスタービン開発への国家プロジェクトの貢献は大きく，［Industry 6］に一部を記しておく。

1970年代終わり，“Moonlight 計画”によるAdvanced GTプロジェクトが産業用GTの発展に大きく影響した。“Sunshine”，“New Sunshine”では，IGCC，セラミックスGT，水素燃焼GTとCO_2回収GT，先進材料の利用[12]や超高温材料に関するMGC超高効率GTシステムなどが多くの成果を挙げてきた。

舶用では，Techno Super Linerに関連する“Super Marine GT”プロジェクトにより舶用エンジンの環境対応と高効率化に大きな前進があった。



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

FJRに始まる航空エンジンでは，当時話題の超音速エンジン開発を目標として，HYPRプロジェクトが国際協力もあり10年間実施された。その成果は，環境への関心が高まるなか，ESPRへ引き継がれる。現在は小型システムのECOエンジン開発が進んでいる。これらについては第4.8節で触れる

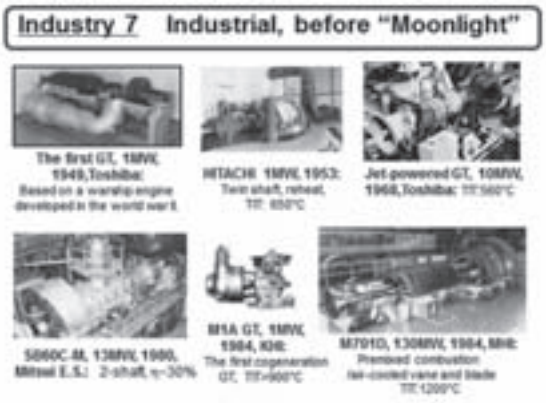
4.6　産業用ガスタービン

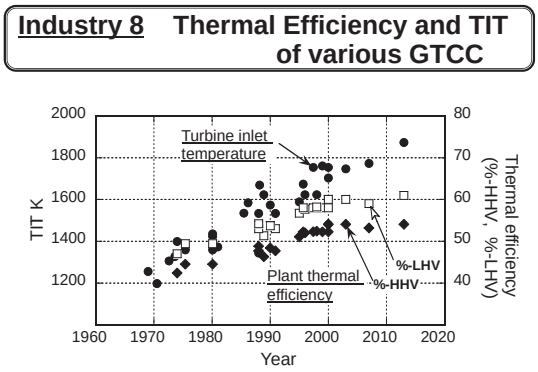
［Industry 7］に“Moonlight計画”前後までの製造例を示しておく。国産１号[1, 13]は太平洋戦争末期の魚雷艇エンジンを発電用に再整備したものであり，その後，種々のGTが開発されるようになった。80年代に入ると，効率とTITも上昇し，純国産技術による商用発電用SB60，コジェネレーション用M1A，予混合燃焼と空気冷却翼を導入した複合発電用M701D[14]などが実用に供されるようになる。

［Industry 8］には，複合サイクル効率とタービン入口温度の変遷を示しておく。高効率化と燃焼器・タービンの耐熱化が進み，最新のGTCCではTITは1600℃を超え，熱効率も61%（LHV）に達している。

この発展には“Moonlight計画”の貢献が大きい。［Industry 9］に示すAGTJ100[1, 15]とそのプロトプラントの開発にはGT関係６社，材料７社，電力中央研究所が約10年間にわたって参画し，種々の先進技術が開発され，複合発電効率55%の可能性が示された。その成果は多方面で活用され，大型に限らず，M7A[8]などの中型のコジェネレーションや複合発電用のユニットにも反映されている。

最新の高効率・大出力で環境に優しい複合発電システムの開発も進められてきた。「高効率GT実用化技術開発」の国家プロジェクトの成果を基に，世界初のTIT1600℃級M501J[16]が開発された。このGTは2011年に既設発電プラントに設置されており，複合発電出力は460MW（60Hz），効率は61.5%超（LHV）とのことである。また，高湿分空気を利用するAHATシステム[17]の有用性も89MW，TIT1300℃級のH-80 GT[18]により実証される事が期待される。なお，H80を使用してリプレースされたプラントでの効率は51%超（LHV）となっている。





4.7　舶用ガスタービン

戦後の舶用GTは，1954年に運輸省訓練船「北斗丸」の主蒸気機関に併置された500馬力エンジンに始まる[1]。1961 年には1000馬力密閉サイクル中間冷却再生GTが艦艇主機用に開発されている[1]。

ガスタービン推進は高速運航に適するが，浮力確保や搖動安定性などの面で革新的な造船技術を必要とする。［Industry 10］に示す表面効果船は離島航路用の世界最大級のTechno Super Liner（TSL）で，写真は三井造船㈱の提供による。航空転用のLM2500+が駆動するウオータージェットによって推進され，波高２mの洋上運転で最高速度42.8knotに達した[19]。これに先立ち，旧運輸省では，双胴・ファン浮上のTSL-A（飛翔）と全没型水中翼TSL-F（疾風）の開発が計画され[21]，「飛翔」の試験運航では54 knotを記録している。

ガスタービンは軽量・低振動で，低NOX化が期待できる。ディーゼル機関同等以上の効率を有するSMGTが旧運輸省，造船業基盤整備事業協会，日本財団の支援で開発された［Industry 11］。再生サイクルと希薄予混合予蒸発燃焼を導入し，出力2560kW，TIT1200℃で熱効率38.2%，NOX 排出１g/kWh（200ppm, 0%O_2）が地上試験で確認されている[21]。

4.8　航空エンジンプロジェクトと国際共同事業

ジェットエンジン開発は太平洋戦争末期に「橘花」に搭載されて約12分間の飛行に成功した“ネ20ターボ

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

ジェット”にさかのぼる[1, 22, 23]［Industry 12］。この“ネ20”復刻の熱意は戦後初純国産のJ3-IHI-7エンジン[1]の誕生に引き継がれてゆく。

旧航空宇宙技術研究所（NAL）のもとで，1963年よりリフトエンジンJR100-220の開発が行われ，その成果は，同研究所とエンジン３社による高バイパス比ファンエンジンFJR710－600S[1, 24]の開発に繋がった。実験機「飛鳥」に搭載されて飛行に成功している。

1989年，超音速輸送機時代の到来に備え，エンジン3社で構成される「超音速輸送機用推進システム技術研究組合（HYPR組合）」が設立されて，10年間の“HYPRプロジェクト”が開始された。マッハ数３以下でターボジェット，2.5～5でラムジェットが作動する複合サイクルエンジン（CCE）をめざす挑戦的な事業である[23]。HYPR組合，NALおよび工業技術院３研究所に加

え，UTC, SNECMA, RR, GEが参加し，設計推力の発生，作動範囲でTIT1700℃，低燃費可変形状ターボジェット，多変数制御，騒音低減，高空性能試験でのCCE成立など，多くの成果を残した。

これは“環境適合型次世代超音速推進研究開発（ESPR）”に引き継がれる。ミキサーエジェクターによる低騒音化目標，希薄予混合予蒸発燃焼技術と先進材料部品の開発によるTIT1650℃でのNOx とCO$_2$の低排出目標が達成された。

これらの成果も考慮し，“環境適応型小型航空機用エンジン開発（ECO engine）”が進められる。ゼロハブファン，ディフューザーパッセージ圧縮機翼などの新概念要素で構成され，低騒音，低NOxの軽量エンジンの実用化が目標となっている[23]。

さて，FJRエンジンの英国NGTEでの高空性能試験で得た高い評価が国際共同開発の契機となる。1979年，RR社とわが国エンジン３社のもとでRJ500の開発が進み，81年に㈶日本航空機エンジン協会（JAEC）が設立されて，V2500開発の国際事業が出発する［Industry 13］。このシリーズはA320やMD90の航空機に搭載され，2011年までの累計受注台数は6000台をこえている[25]。96年にはGE社とJAECによりやや低バイパス比低推力のCF34シリーズが開発製造される。さらに，JAECの参加事業は高バイパス比大推力で，ファン径111インチの GEnxと112インチのTrent1000の製造に及んでいる。このほかにIHI社は，世界最大で最大推力のエンジンでB777機に搭載されるGE90の開発製造に参加している[23]。

5．あとがき

ガスタービン国際会議の歴史とその背景にある産業界の活動を断片的に述べるに終わった。研究機関や多くの企業における成果を紹介出来なかったことをお詫びする。と共に，それらを支えた我が国の学術研究や開発研究，要素技術開発に英知を集め，膨大なエネルギーが注がれてきたことを思うと，改めて深い感銘を覚える。将来に引き継がれ，社会に拡散して，動力・エネルギーの諸課題に有力な解答をもたらすものと確信する。

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

最後に，多数の写真と資料の掲載許可を頂いた賛助会員各団体と企業各社に謝意を表しておく。

引用資料

(1) 日本ガスタービン学会30周年記念写真集，㈳日本ガスタービン学会編，(2002)

(2) ㈳日本ガスタービン学会25年史，㈳日本ガスタービン学会編集，(1998)

(3) “1971年国際ガスタービン会議東京大会を省みて”，1971年国際ガスタービン会議東京大会組織委員会実行委員会，日本機械学会誌，第75巻，第645号，昭和47年９月，pp.1329－1337。

(4) 岡村健二，三輪光砂，“1971年国際ガスタービン会議東京大会における特別技術集会報告－ガスタービンの利用に関する展望－，日本機械学会誌，75-645（昭47-5），p.1338

(5) ガスタービン及び過給機生産統計資料，㈳日本ガスタービン学会誌，各年７月号。

(6) 岩井益美，“研究だより－トヨタ自動車東富士研究所”，日本ガスタービン学会誌，16-61（1989-3），p.102

(7) 藤川泰雄，“携帯用ガスタービン発電機”，日本ガスタービン学会誌，23-90（1995-9），p.111

(8) 大槻幸雄氏（川崎重工業㈱）　提供。

(9) 山口諭，“IHI製車両用過給機の技術動向“日本ガスタービン学会誌，38-6（2011-10），p.3
白石啓一，“三菱重工製舶用過給機の動向”，同上，p.21
深町操，塚原亮，“MAN型過給機の動向”，同上，p.26

(10) 日本ガスタービン学会誌，特集［100kW自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト］，25-5，(1997-9)

(11) 竹原，他，“セラミックスガスタービン（CGT302）の研究開発“，日本ガスタービン学会誌，27-5（1999-9），ｐ.12

(12) 弘松幹雄，栗山正史，“AMGプロジェクトの概要”，日本ガスタービン学会誌，130-3（2002-5），p.4

(13) 三輪光砂，“国産１号ガスタービン”，日本ガスタービン学会誌，25-97（1997-6），p.108

(14) 塚越敬三，“三菱産業用ガスタービンの開発の歴史”，日本ガスタービン学会誌，36-3（2008-5），p.74

(15) 松木正勝氏（日本工業大学）提供。

(16) 羽田哲ほか3名，“世界初の1600℃級M501J　ガスタービンの実証発電設備における検証試験結果”，三菱重工技報，49-1（2012-1），p.19

(17) “高湿分空気を利用した新型ガスタービンの発電システム検証を完了“，日立ニュースリリース，2010年６月16日

(18) 村田英太郎ほか３名，“高効率ガスタービンH-80 の開発”，平成22年度火力原子力発電創立60周年記念大会論文集，火力原子力発電201202 号，p.187

(19) 松村竹実，“空気圧力浮上式大型高速船（テクノスーパーライナー）における動揺制御技術”，計測と制御，47-10（2008-10），p.1

(20) 菅井和夫，“テクノスーパーライナー用ガスタービン”，日本ガスタービン学会誌，22-85（1994-6），p.45

(21) Arai, Masashi,　et al,“Research and Development of Gas Turbine for Next-Generation Marine Propulsion System（Super Marine Gas Turbine）”，IGTC2003Tokyo OS-202, Proc. IGTC2003, Tokyo, Nov. 2-7, 2003.

(22) 石沢　和彦，“ネ20エンジン”，日本ガスタービン学会誌，26-101（1998-6），p.126-129

(23) “ＩＨＩ　航空宇宙50年の歩み”，石川島播磨重工業㈱航空宇宙事業本部編，(2007-6)

(24) “航空エンジン研究50年の歩み”，（独）航空宇宙技術研究所航空推進研究センター編，(2003-7)

(25) “航空機エンジン国際共同開発30年の歩み”，㈶日本航空機エンジン協会編，(2011-10)
および㈶日本航空機エンジン協会事業概要，(2007-11)

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

寄 稿

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

The Importance of Archival-Quality, Peer-Reviewed Technical Journals

David C. Wisler, PhD, NAE[*1]
Honorary Member, Gas Turbine Society of Japan
Editor, ASME Journal of Turbomachinery
MIT CDIO Engineering Education Initiative

The Gas Turbine Society of Japan (GTSJ) is one of the world's leading technical societies whose members are dedicated to advancing the state of the art of gas turbine engines and the associated technology. It was indeed a very high honor for me to be elected an honorary member of the GTSJ and I extend my heart-felt congratulations as they celebrate their 40th anniversary.

The GTSJ provides significant benefits to its members and to students and participants, especially in the areas of international networking, technical presentations, educational workshops and exhibitor/attendee interactions that occur during conferences.

But one of the society's most important contributions is publication of its technical journal. Providing a world-class resource for original, archival-quality, peer-reviewed technical papers is a crowning achievement. It provides a forum for researchers, professors, scientists, engineers and students from academe, industry and government to create a knowledge reservoir that provides comprehensive understanding of the broad spectrum of technology issues that face those in the gas turbine community. This fosters innovation in the design, analysis, modeling, testing and performance of gas turbine engines.

The major features that separate mediocre journals from excellent ones are: (1) originality, (2) archival quality, (3) peer-review of papers and (4) a relevant mixture of academic, industry and government contributions. I would like to discuss each of these.

Originality. To be world class, the papers a journal provides its readers must be technically original documents that report results of significant and archival value to the scientific and engineering community. This means that the work should incorporate substantial information not previously published. Such originality keeps the journal fresh and useful as a resource for new findings and an inspiration for innovation and future advancement of these new findings.

Readers are hungry to learn about new discoveries and advances in understanding that push forward the frontiers of science. They are also eager to learn about advancements in design and manufacturing techniques that make products safer and more reliable.

It's the newness, freshness, and originality that make readers eager to receive your journal.

Under certain circumstances, reviews, collations, or analyses of information previously published may also be acceptable.

Archival quality. An archive consists of records that have been selected for permanent or long-term preservation based on their enduring cultural, historical, evidentiary or technical value. To be trustworthy and of value, archival papers must have authenticity, reliability, integrity, and usability and they must be readily accessible.

The usefulness of having a vast technical reservoir that documents the discoveries, the advancements in the state-of-the-art, improved engineering processes, etc. that have occurred over the decades is of immense value. Such archival records become a resource for educating new students who want to enter the field.

Peer review of papers. A peer is your equal. The peer-review process is at the heart of what is necessary to create high journal quality. Therefore, reviewers must not only be selected with great care but must also exercise great care in conducting the review process.

It is extremely important that the anonymity of each reviewer be preserved because this allows honest examination and constructive criticism of the manuscripts submitted for publication.

Unfortunately, I have found that too often a technical manuscript is assigned to be reviewed by a technical "peer" of the author (s), but the "peer" then assigns it to an inexperienced graduate student or subordinate. This usually occurs because the "peer" is too busy. Occasionally the "peer" thinks he or she is providing an opportunity for the student or subordinate to gain experience in the journal review process. However, without significant supervision, this degrades the peer-review process and lowers the value and prestige of the journal.

Reviewing technical papers has both objective and subjective

原稿受付 2012年12月19日
*1 GE Aviation, Retired
davewisler@mac.com

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

elements.

Reviewer objectivity involves unbiased fairness and scholarship with respect to the subject, the author (s), and author (s) affiliation, nationality, gender, etc. A journal should have well-defined standards of scholarship and ethics to which a reviewer can refer during the review process.

Reviewer subjectivity is often more difficult to harness. It means that a reviewer's own personal experience, understanding of technical issues and success relative to that of the technical contribution is used in evaluating whether the paper being reviewed is of journal quality. How well reviewers harness the perceptions of their stature, understanding, success and experience relative to that of the author (s) can be difficult. But reviewers must do this with integrity.

Relevant mixture of Academic, Industry, Government Contributions.

In my forty years in the gas turbine industry, I have learned that the thought process, capabilities, focus of work, areas of technological interest and reward system differ significantly between academe and industry. In addition, government brings its own perspective of regulations and issues of national relevance. While each of these perspectives is important, too often the various parties don't always appreciate the value of these differing perspectives.

Academe tends to focus on the science of gas turbine technology and whether that area of technology is of personal interest. Their work tends to be more individually oriented since graduate students must produce original scientific work for their theses. This often leads to diving into the technical details and not stopping until these details are completely understood. Also, whether an academic's research papers make journal publication is critical to their success and promotion.

The academic reward system typically focuses on the number of publications in archival journals, the amount of research contract money brought in and the individual's standing amongst their peers. The old expression "publish or perish" does have validity. Fortunately, some university administrators have started to create a more balanced and diverse reward system that includes other aspects of academic achievements.

Industry tends to focus on the engineering and business aspects of gas turbine design and technology. The focus is on customers and on whether the project or product is worthwhile to do financially. Their work must be team oriented because you can accomplish very little in industry by yourself.

In addition, an industry engineer must learn when to stop in product or process development because there comes a point when continued investigation and analysis does not lead to product and process improvement or additional safety and just drives in unnecessary cost. Whether an engineering product or process makes it to the production phase, is sold and brings financial reward are critical to both company success and an individual's success and promotion.

The industrial reward system focuses on success in applying engineering practice skills to achieve a design, product or process that beats the competition. Publishing papers in archival journals is often not rewarded and is sometimes discouraged or prohibited. The old expression "sell your product or perish" has major validity.

To quote Theodore von Karman, "The scientist discovers that which exists, the engineer creates that which never was.

Government tends to have an interesting mix of the two worlds described above while at the same time issuing publically-funded contracts for research and certain product development, regulating by law such things as product safety, export control, tariffs, commerce, etc., and then overseeing the compliance with the regulations. Government serves both academe and industry and when functioning properly can serve as a bridge between the two.

The relevance of the differences in the three entities described above, especially those between academe and industry, usually plays out noticeably in the journal peer-review process. I've experienced this too frequently as editor of a major technical journal.

The academic community views scholarship to be critically important in creating prestige for the journal. As a consequence, the filters for their reviews are tuned to the classical research standards often used in mathematics and physics. Too often industry contributions for archival journal publication are viewed as not meeting these classical standards and therefore not worthy of archival journal publication. This assessment is made despite the findings being worthy from an engineering practice viewpoint.

The industrial community views engineering achievements as relevant for the journal. As a consequence, the filters for their reviews are tuned to whether authors applied appropriate engineering practice skills and whether the findings are of value to industry. This can lead to academic contributions being judged as not having much practical value.

Clearly a balance of these differing perspectives described above is needed in order to maintain journal quality. Academic, industry and government contributions can have excellent archival value, so journal editors, associate editors, conference session organizers and reviewers must work together to keep a balance of perspectives in the process of keeping journal quality high.

Summary thoughts.

The following quote from ASME technical publications is especially relevant to summarize my thoughts. "It is the responsibility of editors, associate editors, authors, and

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

reviewers to maintain high ethical standards relating to the submittal, review, and publication of manuscripts. These ethical standards derive from a Society's definition of the scope of the journal and from the community's perception of standards of quality for engineering and scientific work, and its presentation. The observance of high ethical standards is so vital to the entire engineering and scientific enterprise that a definition of those standards should be brought to the attention of all concerned.”

I applaud and congratulate the Gas Turbine Society of Japan for defining and maintaining high standards for the GTSJ journal. I encourage them to continue to be leaders in this regard.

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

寄 稿

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

Congratulatory Message on the 40th Anniversary of GTSJ

Thomas Sattelmayer, Chair[*1]
Seung Jin Song[*2]
Board of Directors
International Gas Turbine Institute
American Society of Mechanical Engineers

On behalf of the International Gas Turbine Institute (IGTI) of the American Society of Mechanical Engineers (ASME) , it is our great honor and pleasure to extend our heartiest congratulations for the Gas Turbine Society of Japan (GTSJ) on its 40th Anniversary.

Since its invention in the early 20th Century, gas turbine technology has revolutionized and enhanced virtually all aspects of the modern society, especially in transportation and energy conversion. Jet aviation powered by gas turbines has significantly increased interactions among nations, promoting trade and bringing people together. Gas turbines have also contributed greatly to oil and gas exploration as well as generating electricity all over the world.

GTSJ has been a global leader for the dissemination of scholarship and innovation in gas turbine technology. International Gas Turbine Congress (IGTC) has, since 1971, been the flagship conference of GTSJ, and it has undergone tremendous growth in both scope and global reach. Thus, at IGTC 2011 held in Osaka, over 20% of the participants were from outside Japan.

Collaboration between ASME and GTSJ dates back to 1971 when R. Tom Sawyer participated in the very first IGTC. More recently, David Wisler, Reza Abhari, and the late Dilip Ballal of IGTI contributed greatly to bringing IGTI and GTSJ even closer together. Since 2003, IGTI has been a collaborating society for IGTC, and GTSJ has been a participating organization for Turbo Expo since 2007.

Such close collaboration can be seen in the increasingly important roles GTSJ members play at IGTI's annual Turbo Expo. Between 2007 and 2012, the following changes have taken place at Turbo Expo. The number of Turbo Expo papers from Japan has increased significantly from 39 to 53. The number of registered Japanese participants has almost doubled from 58 to 104. More importantly, more GTSJ members are playing leadership roles at Turbo Expo. The number of Session Organizers has jumped from 4 to 9, and Turbo Expo 2013 will feature the first Vanguard Chair from GTSJ.

IGTI has a strong interest in continuing and strengthening its collaboration with GTSJ. IGTI can contribute to making IGTC even more international and would welcome more GTSJ members to play leading roles at Turbo Expo and within IGTI. Thus, IGTI can continue to connect Japanese gas turbine community with the global gas turbine community.

As for the future, remarkable global economic progress has been made recently, especially in Asia and Latin America. In addition, world-wide growth in population continues unabated. Consequently, the global demand for energy (especially in air transportation and electricity) is expected to significantly increase in the coming decades.

On top of this, the global energy supply is undergoing transformative changes. Increased environmental concerns have led to a significant push for renewable energy sources. On the other hand, the uncertainty regarding nuclear energy has increased due to the 2011 tsunami in Japan. On the oil front, substantial additional sources, along with increased technical and political challenges, have been identified. Finally, the global gas supply is undergoing a "revolution" with the introduction of shale gas.

All of these trends pose tremendous challenges as well as exciting opportunities for those of us associated with gas turbines, which still provide the highest power density of all the existing energy systems. To successfully address such challenges, continued education of engineers and research to advance the gas turbine technology are critical. In these regards, GTSJ can continue to play a key role by providing forums for experts in the field.

In the name of ASME and IGTI, we would like to congratulate GTSJ on your 40th Anniversary. We also thank GTSJ for your contributions over the years and look forward to continued success of GTSJ in the future.

原稿受付 2012年12月17日

*1 TU München, Lehrstuhl für Thermodynamik, D-85747 Garching, Germany
*2 Mechanical and Aerospace Eng., Seoul National University, Seoul 151-744, Korea

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

ガスタービン　これまでの40年，これからの40年：総論

渡辺　紀徳*1
WATANABE Toshinori

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，技術動向，ロードマップ，産学官連携

1．はじめに

日本ガスタービン学会の創立から40年を迎え，これまでの40年におけるガスタービンの発展を振り返り，さらに今後40年を展望する解説特集が企画された。技術と製品の両方の観点で技術の進展や産業の発展，学術研究の進歩を研究者・技術者・ユーザーの目から概観し，また将来を各分野の目から展望するということで，意義の深い企画と思われる。

日本の発電用ガスタービンは1940年代後半の黎明期から技術導入の時期を経て，高効率ガスタービンの国家プロジェクトを経験し，1980年頃から急速な発展を遂げてきた。その後のコンバインドサイクル発電の広範な導入や非常用発電の普及，コージェネレーションの広まり等に対応して，現在の日本は世界のトップランナーとしてエネルギー技術を生み出し続けている。2011年の東日本大震災の後，エネルギー構想は未だ明確ではないが，ガスタービンを中心とする発電システムは当分の間基幹的な役割を担うものと思われ，関連するエネルギー技術と合わせて将来的にも重要な技術であり続けるであろう。

一方ジェットエンジンは，やはり1940年代の黎明期から技術導入期を経て，防衛エンジンの自主開発や民間用ターボファンエンジンFJR710開発の国家プロジェクト等を経験し，現在では欧米メーカーによる国際共同開発の重要なパートナーとして確固たる位置を占めるに至っている。今後は共同開発にこれまでより高いレベルで参画するとともに，独自性の高い技術を積極的に研究開発し，自前の民間エンジン開発をも実現できるような発展が期待される。

本稿では特集の前置きとして，日本における産業用および航空用ガスタービンの発展を若干振り返るとともに，今後の発展の方向性について，「ガスタービンを考える会」の検討内容を紹介する形で展望する。これまでの発展については特集の各記事で詳しく解説されるので，ここでは今後の展開の概念を中心に述べることとしたい。

2．これまで

10年前の創立30周年記念事業として，学会では記念写真集「日本のガスタービンの歩み」を刊行した[(1)]。その後，ガスタービンの歴史と技術伝承をテーマとする調査研究委員会が2003年度から３年間設置され，国内で開発・製造された機種の情報がまとめられている。この節では調査資料を参考にしつつ，古い年代も含めてごく大まかにこれまでの産業用と航空用のガスタービンの発展を振り返る。ただし，全体の活動を網羅するものではないことをご容赦されたい。

2.1　産業用（発電用）ガスタービン

記録に残る最初のガスタービンは1949年に遡る。第２次大戦末期の試作エンジンをもとに戦後運輸省により開発・試験が行われ，石川島芝浦タービン（現東芝）が製作した１号ガスタービンが最初である。この時期，三井造船や三菱日本重工（現三菱重工），日立製作所などで，黎明期の精力的な研究開発・試験が実施されている。続いて東芝，富士電機などの製品が実運用に供された。

その後，大型ガスタービンについては外国メーカーとの技術提携が盛んになり，1960年代，70年代と技術提携のもとに各社とも技術力を涵養し，実績を積み重ねた。

1978年から通産省工業技術院のプロジェクトで実施された高効率ガスタービン研究開発（ムーンライト計画）ではAGTJ-100A，-100Bが開発され，先進的な技術目標の設定により日本のメーカーの技術力を飛躍的に高めた。

1980年代に省エネルギー・エネルギー有効利用の機運が高まり，コンバインドサイクルが取り入れられるようになった。日立製作所の排熱回収型コンバインドサイクルがこの用途に先鞭をつけ，三菱重工が納入した東新潟３号により本格的なコンバインド発電の時代に入った。

以後，高圧力比化・高温化・熱効率向上・大容量化といった高性能化の追求が海外メーカーとの競争のもと継続的に行われている。更に環境適合性の要求から低NOx化が重要課題となり，各社とも燃焼器技術の向上に鎬を削ってきた。また近年はCO_2削減のため，熱効率の向上という基本特性への要求が益々厳しくなるとともに，CO_2回収や貯蔵技術の研究開発が行われている。現在は国家プロジェクトとして，次世代の高温化を目指す1700℃級ガスタービンの研究開発が三菱重工を中心に実施されており，また高湿分空気を利用した高効率ガスタービンシステムAHATの研究開発が，日立製作所を

原稿受付　2012年11月26日
＊1　東京大学大学院　工学系研究科　航空宇宙工学専攻
〒113-8656　文京区本郷 7－3－1

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

中心に実施されているところである。

中・小型発電用ガスタービンの分野では，1974年の消防法改定で非常用発電設備の設置が多数の人の出入りする建造物に対して義務付けられたことにより，ガスタービンが一般に普及するようになった。川崎重工の発電システムが草分けであるが，その後，国内各社で開発・製造が活発に実施されている。東日本大震災での非常用ガスタービン発電システムの非常に高い信頼性が，学会の調査研究委員会による調査で明らかになっている[2]。1980年代後半からは，エネルギー有効利用の観点からコージェネレーションシステムが普及するようになり，これに組み込まれる中・小型ガスタービンが飛躍的に増大した。川崎重工，三井造船，ダイハツディーゼル，ヤンマーディーゼル，新潟鐵工所，ＩＨＩ，荏原製作所などが主たる製造メーカーである。

独自性の高い国家プロジェクトとしてセラミックガスタービンの開発が1988年から1999年まで実施された。無冷却でタービン入口温度1,350℃を達成し，小型ガスタービンとしては画期的な高効率を実現した。

以上のように産業用ガスタービン分野では1980年代以降，国産技術が大きく発展し，現在では先端的な技術を開発して国際的な競争を行っている状況にある。

2.2　航空用ガスタービン

航空用ガスタービン，ジェットエンジンは第２次大戦中に軍の方針で開発研究された様々な機種に起源を遡ることができる。その中で飛行試験にまで至ったのはネ20である。1945年８月７日に飛行試験が成功裡に行われたが，８月15日の終戦で開発が終了となり，以後日本では航空関連の研究開発がすべて禁止された。

1952年に航空関連活動が再開されてから，大宮富士工業によりJO-1の試作が開始された。その後日本ジェットエンジン株式会社が国内４社（石川島重工，富士重工，富士精密，新三菱重工）により設立され，更に川崎重工が加わってJO-1の試作試験が1954年から1955年に実施された。この後，同社によってJ3エンジンが開発され，これを石川島播磨重工がT-1練習機用エンジンとして量産している。1976年にはXF3-1の研究開発が防衛庁により開始され，石川島播磨重工が製作を担当した。このエンジンはF3-30へと発展し，中等練習機T-4に搭載されている。現在は防衛省のXF-7エンジンが次期対潜哨戒機P-1用エンジンとして飛行試験中であり，技術実証エンジンXF-5も種々の試験に供されているところである。

民間エンジンとしては航空技術研究所（現JAXA）が1963年からVTOL（垂直離着陸機）用リフトエンジンJR100の開発を実施し，JR200，JR220と順次性能を向上させてFTB試験による飛行実証を行った。1971年からは通産省の大型プロジェクトとして，高バイパス比ターボファンエンジンFJR710の研究開発が行われ，STOL実験機「飛鳥」に搭載された。このエンジンの成果に基づいて，Rolls-Royce社と日本航空機エンジン協会（JAEC：IHI・川崎重工・三菱重工により設立）の間にRJ500エンジンの共同開発が実施され，その後５カ国共同開発エンジンであるV2500のプロジェクトに発展して実用化へと展開されて来ている。現在は後継エンジンである150席機用のギアードターボファンPW1100G-JMの国際共同開発がスタートしたところである。また，IHIは米国GE社とのGE90大型エンジンやボーイング787用のGEnx，リージョナルジェット機用のCF34エンジンの共同開発に参画して来ており，川崎重工はRolls-Royce社のボーイング787用エンジンTrent1000の共同開発を行っている。三菱重工はPratt ＆ Whitney社のPW4000やRolls-Royce社のTrent1000，Trent-XWBの共同開発に参画し，また国産リージョナルジェット機MRJの開発ではギアードターボファンPW1200Gの共同開発も実施している。このように民間ジェットエンジンの開発は国際共同開発への参画という形で発展充実の時期に来ていると言える。

国家プロジェクトとして，マッハ５までの極超音速飛行を想定したHYPRプロジェクトが実施され，地上でターボ－ラム複合サイクルエンジンの実現性を実証して1999年成功裡に終了した。続いて環境適合性を重視した超音速エンジンを研究するESPRプロジェクトが実施され，これも成功の裡に2004年に終了した。その後は環境適合性を重視して50席機用小型ターボファンエンジンを研究開発するエコエンジンプロジェクトが実施され，期間の見直しなどを経て近く完了しようとしている。

3．これから

ガスタービンのこれからを考えるに際し，産業用については今後のエネルギー情勢やエネルギー戦略の中での位置づけを考察する必要がある。東日本大震災を踏まえたエネルギー戦略が確定していない現段階では今後の動向を見るのに困難なところもあるが，基本的に安全で安定した電力の供給，省エネルギーの更なる推進，CO_2削減やNOx削減など環境負荷の低減，化石燃料の将来的な枯渇に向けた対策，といった現在の方向性は変わらずに技術が進められて行くであろう。航空エンジンについては国際共同開発におけるパートナーとしての役割を高めつつ，独自技術を生かした民間エンジン開発の可能性を模索する過程から，産業の育成や国の経済活動への貢献を発展させて行く道筋が措定されると思われる。

ガスタービン学会ではガスタービンの将来を考えるワーキンググループの活動が2005年度から始まり，2007年度には「ガスタービンを考える会」（以下，考える会）という会が発足した。この会では産学官から参加者を募り，産業用と航空用のガスタービンそれぞれに関して技術や業界の現状・周辺状況・今後の展開・国際戦略などについて自由な雰囲気で話し合っており，経済産業省・防衛省・NEDOなど官界からも参加してもらい，年に５

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

～６回会合を開催している。公益法人化後の現在は産官学連携委員会が設置されており，考える会はこの委員会のもとで活動している。

考える会では当面の具体的な成果として，学会版ロードマップの策定や，研究開発プロジェクトの共同提案支援などの実施を目指して活動している。これまでに産業用，航空用の技術ロードマップを作成し，学会ホームページや学会誌で一部を公開しており[(3),(4)]，現在はロードマップをもとに研究開発プロジェクト案を作る検討を行っているところである。

ここでは考える会における検討の紹介を通じて，今後のガスタービンについての展望を試みることにする。

3.1　産業用ガスタービン

産業用（発電用）ガスタービンの技術ロードマップ策定においては，まずエネルギー供給の将来の姿から議論を始め，それにガスタービン技術がどのように貢献できるかという視点で検討を進めた。将来社会のモデルとしては，検討開始当時に日本政府の発表した長期ビジョンをベースとしている。エネルギー消費の将来動向については2008年５月に経済産業省から発表された「新・国家エネルギー戦略」を参照している。またCO_2の排出量削減については「美しい星Cool Earth 50」を参照した。削減目標はその後変遷を経ているが，現在のロードマップは2050年に50％削減という目標を踏まえたものである。東日本大震災の後は不透明な要素が存在するが，ロードマップについては微修正を行ったものの，大筋は変わらないものとしている。ただ，緊急性の高い技術項目については中期ロードマップを別途検討している。

図１に未来に向けた省・脱化石燃料シナリオと必要な技術及び相関関係をロードマップとして示す。横軸を年代として大きく３つの分野に分けており，一番上の帯で示した分野は現在CO_2を排出しているエネルギー変換に関わるもの，その下の帯で示した分野は，再生可能エネルギーなど今後増やすべきエネルギー変換に関わるもの，一番下の分野は炭化水素燃料への依存度の高い輸送のようなエネルギー消費に関わるものである。

各々の分野で活躍する技術項目は，横軸のタイムスケールに合わせて大体の普及時期に置いているが，時期は概略である。各技術を点線で結ぶ線は，技術の関係を示している。

図２は将来のエネルギー循環のイメージを示した相関図であり，ガスタービンの活躍が予想される分野に丸印を付している。

一番左の点線で囲まれた分野は，CO_2を発生しない自然エネルギー等のエネルギー発生源である。この中では高温ガス炉などへのガスタービンの適用が考えられる。

その右側には大気中のCO_2を固定して得られた各種のバイオ燃料をガス化させ，それを電力エネルギーに変換するものがある。

バイオマスガス化の右に位置する点線の中は，主としてエネルギーの消費を示している。家庭や店舗など消費地に分散設置される電力源では，バイオ燃料とCO_2を出さない電力で作った水素を加えて化学合成された合成炭化水素燃料を使用することができるが，ここで活躍するのはガスタービンと燃料電池を組合せた発電設備である。

一番右側に位置する点線の中は，現在の火力発電設備である。この中で高効率化と発生するCO_2の処理は，今後も継続的に努力されるべき技術分野である。発生するCO_2を燃焼の希釈媒体として再利用するセミクローズドや，排ガス中のCO_2の回収を容易にし，CO_2の回収動力の低減を狙ったフルクローズドのサイクルも今後期待される。化石燃料ほど経済的な燃料は無く，エネルギー密度の高いガスタービンとの組合せは現状で最も経済的かつ高効率なエネルギー変換手段である。この技術を更に進化させ，かつ低CO_2化することは低炭素社会を構築するために必須と言え，日本にとって重要な戦略的な技術と思われる。

現在，考える会ではこのロードマップに基づき，東日本大震災後の状況を踏まえて中期ロードマップを新たに作成し，研究開発プロジェクト提案をまとめる議論を行っている。再生可能エネルギーを導入したエネルギー供給網を想定し，その中でガスタービンの急速起動停止特性を生かし，部分負荷特性の改善などを目指す，負荷変動対応型大規模発電設備の調査が候補として挙がっており，引き続き検討を行っていく予定である。

図２にも見られるように，ガスタービンやターボ機械がエネルギーシステムの中で担う役割は今後も多大である。また，日本の現況を踏まえると，ガスタービンコンバインド発電が相当の期間にわたり電力供給の主要な手段であり続けるであろう。ガスタービンに関わる技術者・研究者には，低炭素・低環境負荷で安全な，かつ経済性を有するエネルギー供給を今後の地球上に実現して行くことが技術的なチャレンジとなる。とりわけ若い世代の人たちに未来に向けた挑戦が期待される。

3.2　航空用ガスタービン

ジェットエンジン技術については2010年度までに経済産業省・NEDOによる技術戦略ロードマップの策定がなされ，深い議論が行われた[(5)]。このロードマップでは比較的短期の技術動向に軸足を置き，主として産業技術ベースの現実的な検討を行った。そこで考える会による学会版ロードマップとしては，産業用と同様に長期展望を視野に入れて議論を開始し，そこから重要な技術を抽出する検討を行って来た。

図３に航空用ガスタービンのロードマップを示す。日本の航空エンジン技術の第一目標を，従来の経産省や産業界の意識より一歩踏み込んで「エンジンの完成機開発と市場の獲得」に置き，従来からの重要課題である「国際共同開発における役割の拡大」を併記した。この目

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

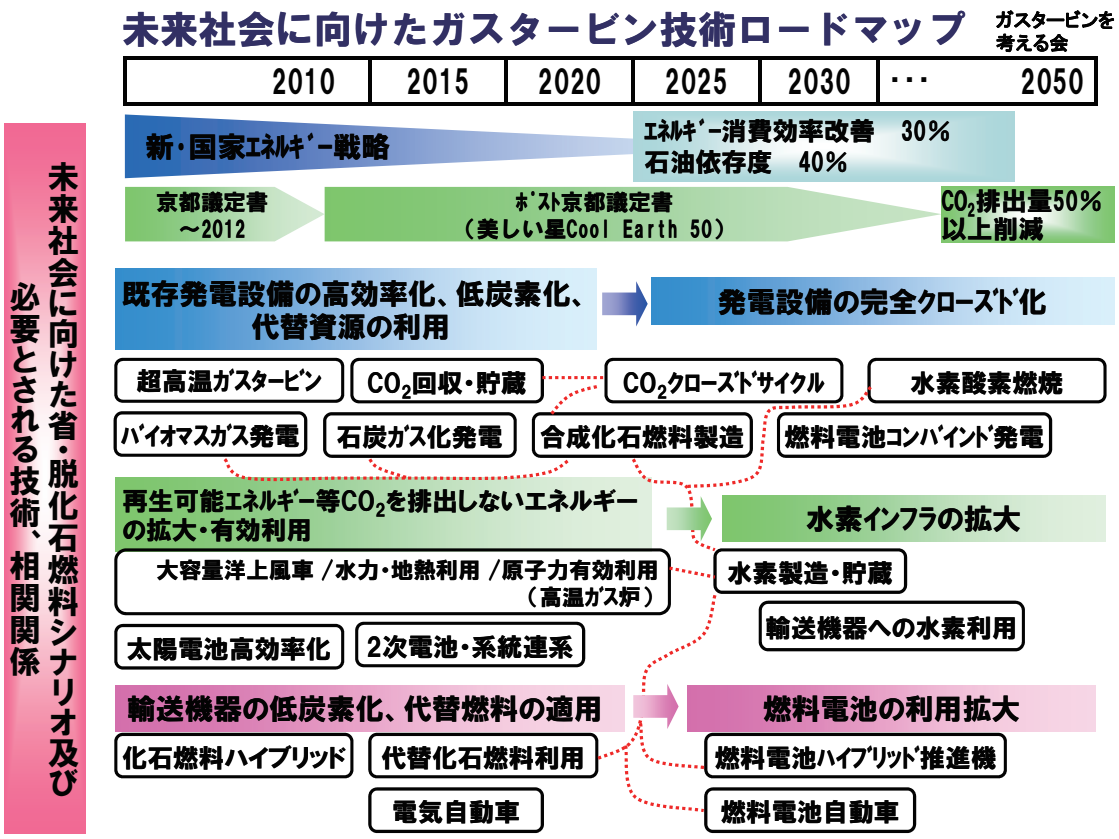


図１　未来社会に向けたガスタービン技術ロードマップ

図２　未来社会のエネルギー循環イメージ

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

標のもとで技術の方向を「環境適合への道」を土台として「低燃費化・低CO_2化への道」と「高速化への道」に整理し，「新しい推進システム」や「機体全体のエネルギーマネジメント」も取り入れ，革新的な技術開発を目指すロードマップとしている。

低燃費化・低CO_2化への道では現在の開発機種である超高バイパス比ターボファン，ギアードターボファン，オープンローターを次期技術として載せ，続いて熱交換器を組み込んだ中間冷却・再生サイクルエンジン（ICRエンジン）やBWB（Blended Wing Body）に組み込まれるクラスターエンジンを選択肢として考えた。また中央の帯にあるように，燃料電池や太陽光を組み込んで機体全体のエネルギーマネジメントを高度化する方向を考えている。更に将来の化石燃料枯渇に際しては，水素による推進に向かうことを想定している。一方，下段の帯にある高速化への道では，環境適合性を満たす次世代超音速機エンジンを経て，極超音速，スペースプレーン用エンジンを漸次開発実現して行く方向を明確化した。

このロードマップに基づき，研究開発プロジェクト案を考えるため，日本の現状を踏まえて今後に想定される研究開発プログラムの基礎的な線表を図４のように作成した。大きく４つの横方向の帯が分野別のプログラムに対応し，横軸は年代で2030年程度までを想定している。一番上の帯は現在のエコエンジンプロジェクト後に，産学官連携により民間エンジン技術を進展させていくプログラムである。防衛エンジンとの連携も視野に入れている。ここではプロジェクトを通じ，国際共同開発への参加レベルの高度化を，ものづくりや材料など日本の得意とする分野を中心に実現して行く。その後プロジェクトで培った技術をもとにエンジン市場獲得へと進んで行くことを目指している。２番目の帯はJAXAのクリーンエンジンプロジェクトを引き継ぎ，大学も参加して実機適用が可能な要素技術を研究開発して行くプログラムとなっている。早期に技術実証エンジンを獲得整備し，要素技術が実証できる環境を整える。また，型式証明を得るための基盤技術研究開発も必要となる。３番目の帯では大学を中心としてJAXA等との連携により基盤技術を研究し，将来のシーズを創出するプログラムを描いている。上方へ向かう矢印でそれらを実際に応用する方向性を示し，民間航空機開発に適用できる種々のシーズを生み出すことを目指す。４番目の帯は極超音速エンジンを開発するプログラムで，当面はJAXAが中心となって推進することを想定している。

現在は考える会でこの基礎線表をもとに，着手すべき具体的な技術項目を絞り込み，５項目程度の研究開発プロジェクト案を策定する検討を進めている。今年度末くらいまでに案をまとめる予定である。

欧米の先行する大メーカーとの関係の中で民間ジェットエンジン技術と産業を発展させて行くには多大な困難が伴うが，これまでの技術の進展を踏まえれば，展開の可能性は大きいと思われる。国際的な戦略性を持ちつつ産学官連携体制の構築発展を進め，有効な研究開発プロジェクトを推進していくことが非常に重要である。そのためには技術を担う若い人材が多数必要であり，プロジェクトを通じての育成が期待される。

４．おわりに

日本のガスタービンのこれまでをごく簡単に概観し，これからの方向をガスタービン学会の考える会による検討に基づいて展望した。今後の発展方策については様々な見解があり，エネルギー戦略の行方や国際情勢にもよるので，検討は継続的に行う必要がある。

日本のガスタービン技術を進展させるために，産学官の連携は必須である。それぞれのセクター内での有効な連携も含め，技術進展の枠組み・体制を適切に整備し，情報交流のもとプロジェクト等を遂行していくことが重要である。ガスタービン学会は連携を促進するために極めて適した立場にあるので，考える会のような活動を展開して行く中で，日本の技術と産業の発展に資することが期待されると思う。

一方，技術の進展のためには人材育成も鍵を握る活動である。日本が科学技術立国を行う国であり，ほぼ人材のみが貴重な資源という事情を踏まえて，将来のガスタービン技術，エネルギー技術を担う人たちを，筆者としては大学において育成することに精進するが，学会でも産学官の連携のもと，育成策を積極的に企画遂行していくことが望まれる。

若い人たちには，上で述べたようにガスタービン関連分野の工学・技術が今後のエネルギー供給にとって引き続き中心的な役割を担うこと，環境適合性を確保して安全に人類のエネルギーを生み出すことが大きな挑戦であることを強調し，関係する分野で活躍してもらうよう念願する次第である。

参考文献

(1) 日本ガスタービン学会編，日本のガスタービンの歩み－日本ガスタービン学会30周年記念写真集－，2002.

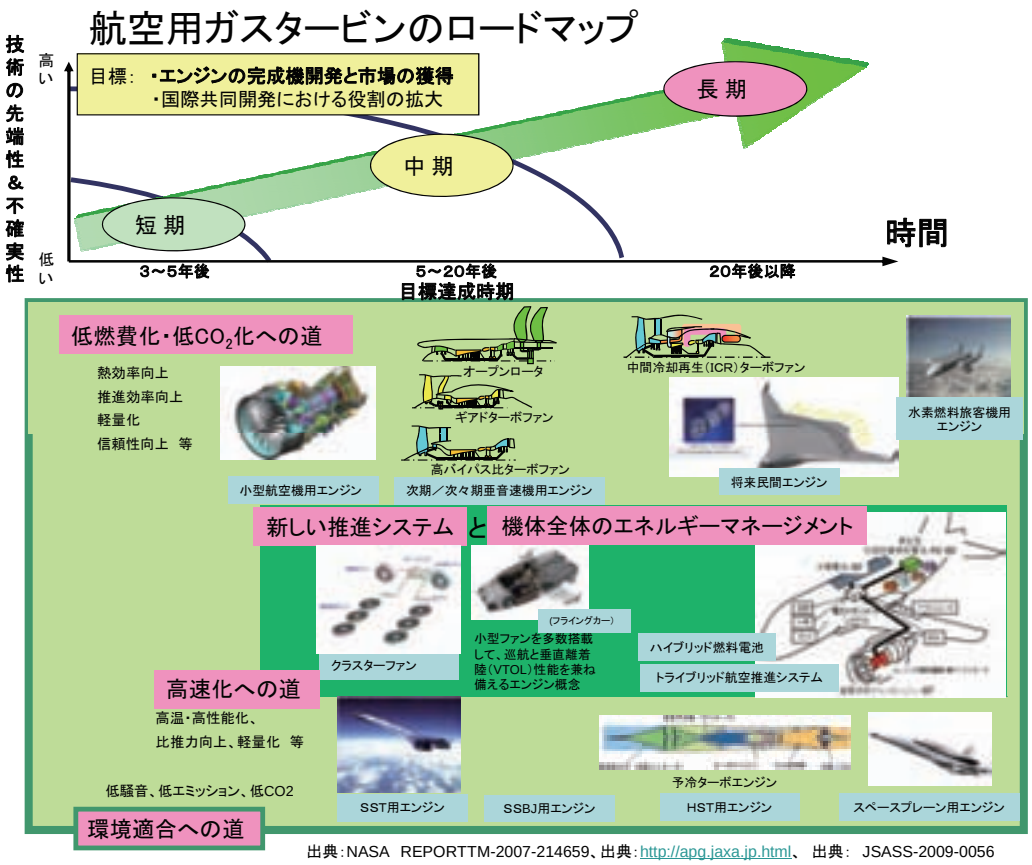
(2) 日本ガスタービン学会調査研究委員会，東日本大震災におけるガスタービン設備の信頼性の調査研究結果，日本ガスタービン学会ホームページ http://www.gtsj.org/html_link/gtsj-tyosahoukoku2012-sec.pdf，2012.

(3) 日本ガスタービン学会ホームページ http://www.gtsj.org/html_info/about_roadmap2008.html

(4) 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―」，第37回ガスタービン定期講演会講演論文集，pp.1-4，2009.

(5) 経済産業省ホームページ http://www.meti.go.jp/policy/economy/gijutsu_kakushin/kenkyu_kaihatu/str2010/a3_4.pdf

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



出典：NASA　REPORTTM-2007-214659、出典：http://apg.jaxa.jp.html、 出典：　JSASS-2009-0056

図３　航空用ガスタービンのロードマップ

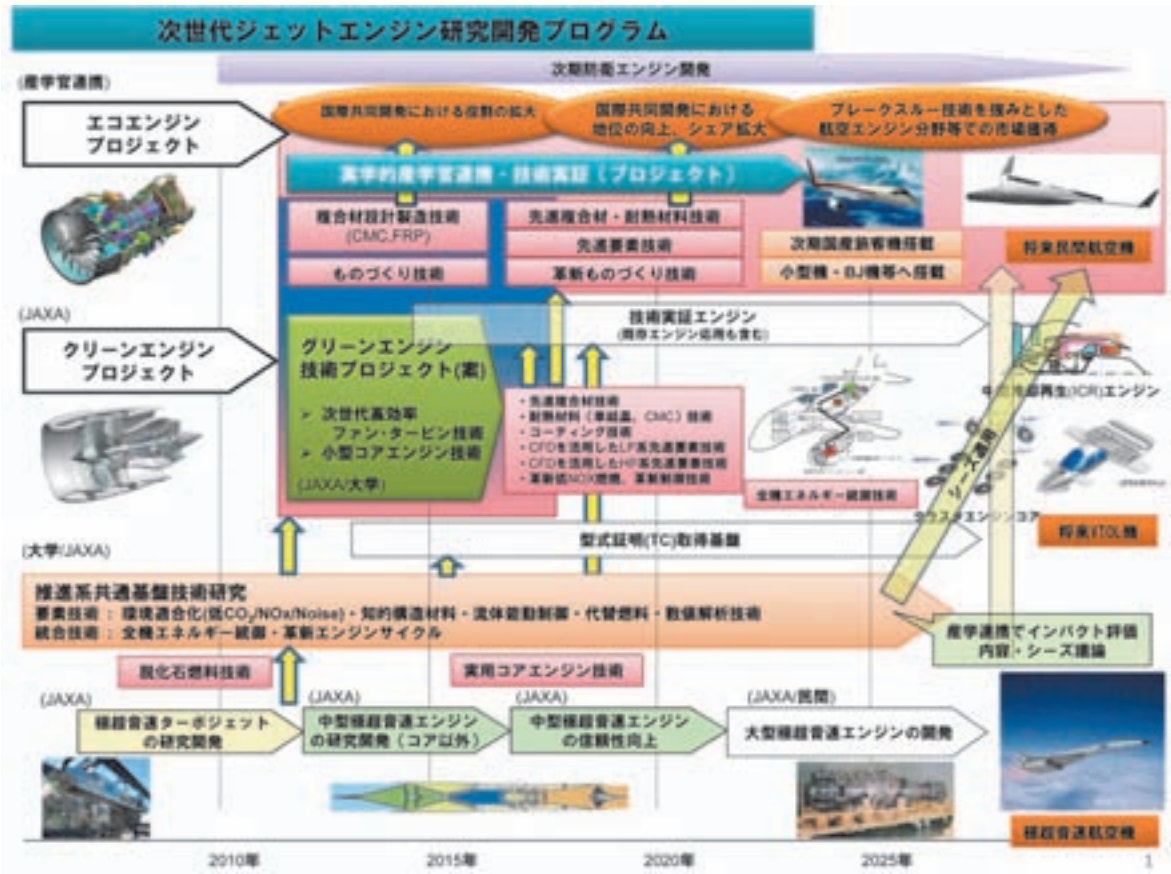


図４　次世代ジェットエンジン研究開発プログラム案

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

航空エンジン40年の進展と将来：技術と設計の歴史と展望

吉中　司*1
YOSHINAKA Tsukasa

キーワード：ターボファン・エンジン，トータル・オーナーシップ・コスト，製造コスト，燃料消費率，部品寿命，信頼性，鳥の吸い込み，氷結，火山灰，代替燃料，サイクル圧縮比，タービン入り口温度，要素効率

1．はじめに

本学会創立以来40年目と言う一つの節目にあたり，亜音速民間航空機用ガスタービン・エンジンにつき，開発側から見た技術と設計の，現在までの進展を振り返る。その後，現在のエンジンが直面している問題と，次の40年への方向を展望したい。

航空用ガスタービン・エンジンは，他の産業製品と同様，売れなければならない。売れるエンジンとは，エンジン・オーナーにとって有益なエンジンの事なので，メーカーとしては，オーナーに掛かる，エンジンの購入から売却までのトータル・オーナーシップ・コスト（TOC）が最低になる様に，エンジンを設計せねばならない。ここでは，TOC＝(エンジン購入コスト＋直接運航費－売却値段）とする。なお，最近，飛行機やエンジンをリースするエアラインや個人・民間会社が多くなりつつある。こうした個人や組織はオーナーではなくユーザーだが，ここでは彼等もオーナーとして含んでいる。

TOCを下げるのに，メーカーとして出来る事は，1．エンジンの製造コストを下げる，2．燃料消費量を低くする，3．部品寿命を長くする，4．信頼性を高くする，などである。そこで，この歴史と展望は，こうした点に的を絞る。

2．過去40年間の技術の進展

本会が設立されたのが 1973年。JT9D-3A高バイパス比（5：1）ターボファン・エンジンを４基搭載のジャンボ・ジェット，B747機が営業飛行に投入されてから３年目に当たる。その頃は，アメリカ，イギリス，フランスで開発された航空用ガスタービン・エンジンが民間機用に使われ始めてから既に20年も経ち，その種類もターボジェット・エンジンとターボファン・エンジンの推力型エンジンだけでなく，400馬力級のターボシャフト・エンジンから1,500馬力級のターボプロップ・エンジンまでの，いわゆる軸馬力エンジンも出揃っていた。

更に一歩後戻りしよう。第二次世界大戦中に軍事用ターボジェット・エンジンとして誕生した航空用ガスタービン・エンジンは，それ以降，僅か４半世紀の間に，あらゆる可能性を打診した観がある。つまり，ターボファン・エンジンの誕生やマッハ数３以上の飛行を可能にしたターボジェットとラムジェットのハイブリッド・エンジンの開発，ターボプロップやターボシャフトと言った軸馬力型ガスタービンの出現，更には熱交換器付きのターボシャフト・エンジンの性能デモンストレーションや原子炉をエネルギー源とする外燃式ガスタービン・エンジン，リフト・エンジンの研究などである。燃料についても，ケロシンだけでなく，水素，メタン・ガス，石炭，化学剤ボロン添加燃料も試験された。これら全ての努力が，この短い時期に集中していたのである[1]。航空用ガスタービン・エンジンにとって，この時期は正に遥動期であった。

若しそう考えるなら，今日までの 40年間は，軽さ（勿論，相対的な話ではあるが）と信頼性の高さから単純サイクルに戻った航空用ガスタービン・エンジンにとって，ターボファン・エンジン，ターボプロップ・エンジン，ターボシャフト・エンジンに的を絞っての成長期だったと言えそうである。

では，航空用ガスタービン・エンジンがどの様に成長して来たのだろうか。

2.1　製造コストの低減

エンジン製造コストに関する資料を持ち合わせていないので，製造コストを下げるため，又は上げないために，どんな手段が打たれてきたかを話す。エンジンの燃料消費を今までよりも低くする，軽量化を計る，信頼性を高める，という努力には，新しい技術の導入が必要となる。そして新しい技術の開発には，研究，新技術の立証，そしてエンジンへ導入する以前のリスク低下，などが必要だが，それらにはコストが掛かる。そして，技術の進歩につれて，このコストが高くなって行く傾向にある。そこで，高くなるコストを抑えるために，幾つかの手段が

原稿受付　2012年11月29日
＊1　〒H3R 1Z2 202-1100 Laird Boulevard, Town of Mount Royal, Quebec, Canada

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

打たれる。

例えば，エンジン部品の中で，一番コストが高く寿命の短いのが高圧タービン（HPT）なので，既存エンジンの推力（または馬力）増強型を開発する場合，なるべくその部品には触れず（理想的）または触れても僅かに済まし，圧縮機側の流量と圧力比を増やしてゆく，という手段が取られる。

また，推力（または馬力）の大きく違った新しいエンジンを開発する場合にも，既存のエンジンの中に優秀な要素があれば，それをスケール・アップ（またはダウン）する，最終段を取り除く，新しい段を付け足す，などで開発上のリスクを低くし，開発時間を短くする。例えばGE社のGE90，GEnx，Leap，GE/P&W社共同開発のGP7000　エンジンなど。これらのエンジンの高圧圧縮機（HPC）は，元を正せば1970年代末から1980年初頭のNASA/GE社のEキューブ・エンジン[2]のHPCをスケールしたり，最終段を取り除いたりしたものである。勿論，30年経った今でも優秀な圧縮機と言われる程の技術水準でないと，こうは出来ない。RR社のトレント・エンジンの幾つかのモデルにも，似た様な手段が使われている[3]。

ファン動翼も，エンジン製造コストの約10%にもなるとの噂がある程の高価な部品なので，メーカーとしては，出来る事なら，推力増強型モデルには再設計を避けて，既存のファン動翼を使いたい。図１にターボファン・エンジンの燃料消費率（SFC）がバイパス比（BPR）の関数として示されている。ここではサイクル圧力比（CPRまたはオーバーオール圧力比，OPR）とHPT入り口温度（TIT）は一定，そしてファン圧力比が変動パラメーターとして使われている。この図で分かる様に，SFCを最低にするなら，図上の包絡線に来る様なファンを使えば良い。しかし，ファンを一つだけ設計する場合には，SFCの曲線が最低になる程度のところで先ず設計しておき，推力増加要求に従って，BPRを少しずつ下げ，その分コアへの流量を増やし，低圧圧縮機（LPC）で圧力比を上げ，既存のHPCをできる事ならそのまま使う，という手段が取られる。こうしてバイパス比をすこしずつ下げて行き，コアのジェット速度を上げてゆく訳である。

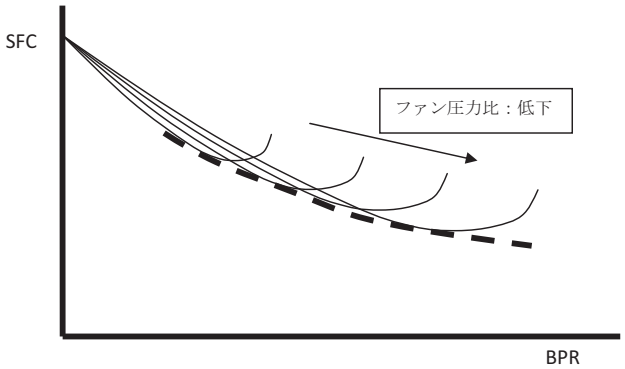


図１　SFCに与えるBPRの影響

そうすれば，これが性能限界に達するまで，新しいファン動翼の設計・開発を控える事が出来る。

2.2　SFCの低下

SFCを下げるには，ファン，圧縮機，タービンなど，各要素の効率を上げる，CPRを上げる，ファン・エンジンではBPRを上げる，などが必要である。要素の効率は各メーカーとも極秘中の極秘なので知る由もないが，文献(4)に，プラット・エンド・ホイットニー・カナダ社のPT6ターボプロップ・エンジンの圧縮機と圧縮機駆動用タービンの効率が，1990年代前半までの30年間どの様に上がってきたかを示すグラフがあったので，それらを図２と図３に示す。常に，留まる事なく上昇しているのが分かる。この傾向は，何もこのエンジンに限った事ではなく，どのエンジンについても言えよう。私の拙見では，1980年代の末期以降の要素効率上昇は，三次元N - S CFDの目覚ましい進歩に因るところが多い。しかし，設計ツールが良くなっただけで，より効率の高いターボ機械が設計できる訳ではない。CFDの能力と限界を良く理解し，正しいプリ・プロセスをした上で正しい入力を入れ，出てきたアウトプットを正しく判断できる能力を，現在の空力設計技術者は要求されている。

CPRが過去40年間どう増加されてきたか，ターボファン・エンジンのものを図４に示す[5]。この傾向は将来も続きそうである。しかし，航空用エンジンは軽くなくてはならない。またエンジンの信頼性は，基本的には部品の少ないエンジン程，高くなり易い。となると，圧縮機の段負荷は増加せざるを得ず，ここでも3D N - S CFDの能力に依存する事になる。

BPRの増加傾向についてはどうか。旅客機用ターボファン・エンジンの場合，大きなファン動翼を使ってBPRを増やすとSFCが低下する事は分かっていたが，それを妨げていたのが，ファン円板に掛かる高応力であった。そこで，GEは複合材を動翼に使う事で，円板に掛

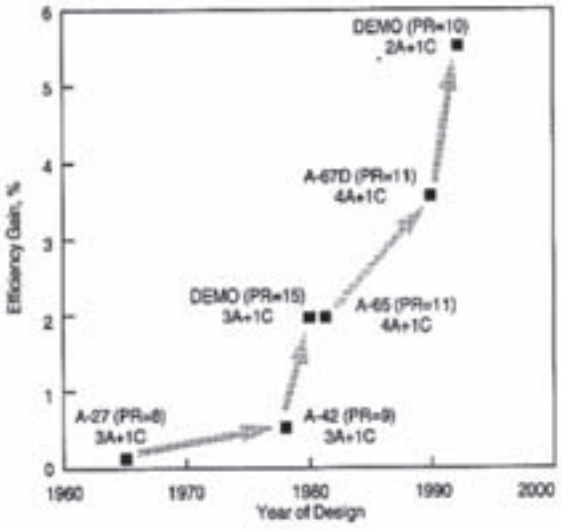


図２　PT6ターボプロップ・エンジン圧縮機の効率上昇傾向[4]

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

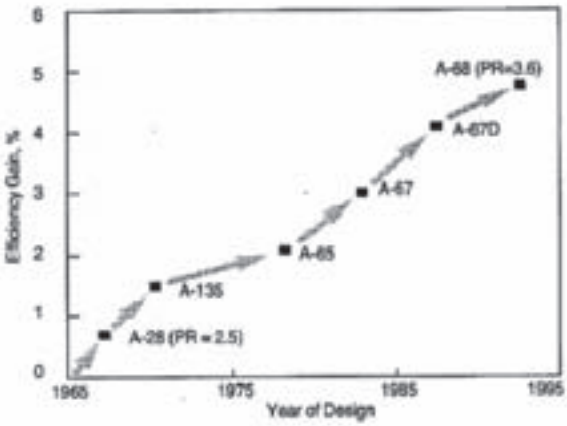


図３　PT6ターボプロップ・エンジン圧縮機駆動タービンの効率上昇傾向[4]

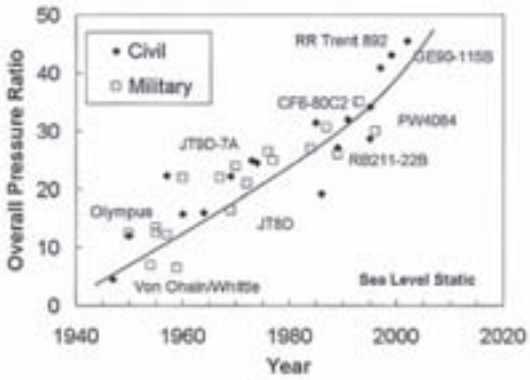


図４　ターボジェットとターボファン・エンジンのサイクル圧力比増加の傾向[5]

かる遠心応力を下げ，その分，BPRの増加にあてた。ただ，複合材はエンジン外部から飛び込んでくる異物によって簡単に損傷するので，動翼前縁にチタン合金の板を貼り付けて，強化している。実は，ゲルハルト・ノイマン氏という，GEで軸流圧縮機用可動静翼機構を発明したり，CF6やCFM56などの優秀なエンジンの開発責任者になったりした大ベテランが，1979年に書いた寄稿文[1]の中で，複合材の使用を既に予測している。 逆に言うと，GEでは，それだけ長年，エンジン用複合材について研究が為されてきた，と言えよう。

一方，P&WとRR社はファン動翼はチタン合金製だが，中空にする事によって円板に掛かる遠心応力を下げ，その分，BPRを上げる事にした。

こうした新技術の利用で，図５[5]に示されている様に，今日，BPRは９から11前後にまで増加している。

2.3　部品寿命の増加

航空用ガスタービン・エンジンには，軽量さを要求されるところから，寿命が有限に設計されている部品がある。ファン，圧縮機，タービンの動翼と円板などの回転部品，そしてガス発生機ケーシングである。これらの部品寿命を長くするには，部品に掛かる局所的な応力値を正確に算出しうる能力を持つ，高応力に耐える新しい材

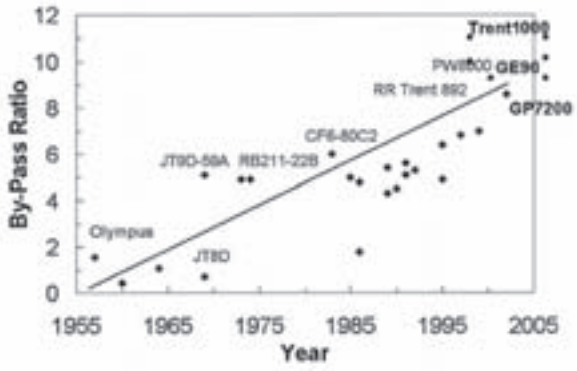


図５　ターボファン・エンジンのBPR増加の傾向[5]

料を開発する，材料表面温度を下げる様に設計する，などが必要となる。正確な算出能力については，1970年代初頭に開発された有限要素解析法（FEA）やそれに続く境界要素法によって飛躍的な進展を見た。これらを駆使して，部品の軽量化と寿命の増加が得られるようになった。またその後，コンピューターの計算速度が更に高くなり，容量が更に増した事もあって，エンジン全体の応力・振動・剛性解析が可能となった。

過去40年間の目標だった新材料の開発は，ファンや圧縮機などの低温側では，チタン合金の改良と，GEによるファン動翼用の複合材料の開発，であろう。一方，高温側ではニッケル合金の方向性凝固材（DS材）や単結晶凝固材（SC材），高温遮蔽（TBC）用セラミック材などで代表されよう。これらの新材料を使う事によって，タービン動翼のクリープ寿命が長くなった。エンジンの種類によっては，DS材やSC材を使う事によって，タービン動翼の熱と応力の相乗効果による疲労（TMF）寿命が向上された。

1973年以降現在までの間に，内部冷却設計技術の逐次改良と，フィルム冷却法の確立があり，TBCとの共用で燃焼筒やタービン・ノズルと動翼のクリープ寿命が長くなった。また，こうした新材料とフィルム冷却の使用で，TITを更に上げる事が出来，それによるエンジンの軽量化，馬力型エンジンのSFCの低下にも貢献している。図６にタービン入り口温度が，今日までどれだけ上昇してきたか，示す[6]。

勿論，技術の向上は，成功ばかりではなかった。RR社を倒産に追いやったファン動翼用複合材の開発失敗は1973年以前なので無視する事にしても，ブリングと称する圧縮機動翼，円板，シュラウドの一体複合材を使う事によって，圧縮機円板寿命を長めるなり，圧縮機回転数を更に上げエンジン重量を減らす努力は，未だ実用化されていない。また，タービンや燃焼筒の浸出冷却も，アイディアは古いにもかかわらず，未だ陽の目を見ない。セラミックによるタービン動翼というチャレンジも，随分の努力が為されたにも拘らず，セラミックの引っ張り応力の弱さと隣接する金属材料との熱膨張率の違いの壁を破る事は出来なかった。

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

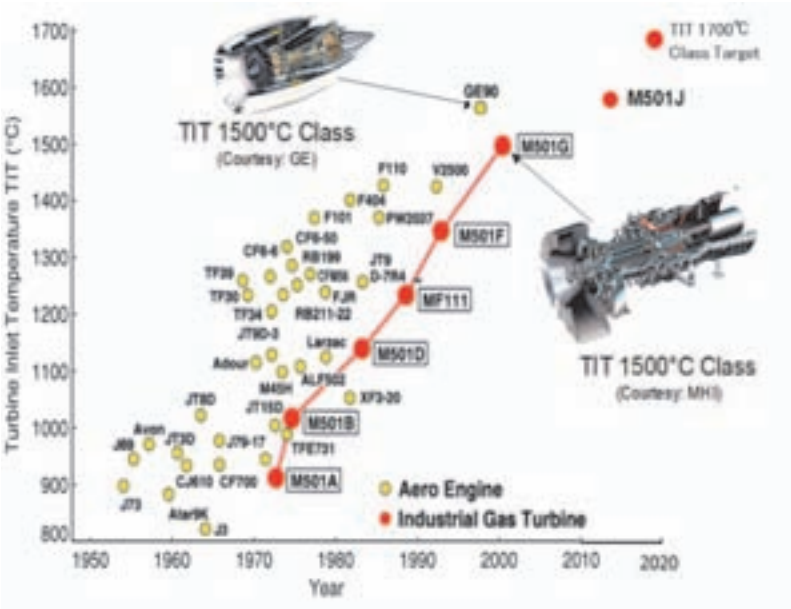


図６　タービン入り口温度の傾向[6]

2.4　信頼性の向上

過去40年間のエンジン信頼性の向上は著しい。アメリカの西海岸から太平洋を超えて日本へ飛んできた最初のジェット旅客機B707も，またその後継機B747も，４発機 であった。それが，今日のB777やB787では双発になっている。この変化こそ，その間にターボファン・エンジンの信頼性が高くなった事の証しである。

エンジンの信頼性を示す指標は幾つかあるが，その中で最もクリティカルなものはエンジンの飛行中停止率（IFSD率）である。或るエンジン・タイプについて，例えば過去一年間，何時間飛行中何回のIFSDが発生したかという記録から，この割合からだと，飛行1,000時間中に何回IFSDが発生するか，と計算された値がIFSD率である。1950年代の初期ジェット旅客機ではIFSD率が1.0程度であったのが，奇しくもFEAによる解析法確立時期と同じ1970年初めより下がり始め，1980年までには0.2程度，今日では新しいエンジンでも0.05，成熟したエンジンでは0.02程度にまで減っている[7]。

図７にPT6ターボプロップ・エンジンのIFSD率が，どう変わってきたかを示す。生産開始が1963年だったこのエンジンでも，IFSD率が長期的に見て低下し始めたのは，やはり1970年の半ばである。このエンジンのIFSD率は，1980年中ごろからの十年間，0.01以下で維持され，大型エンジンに勝っても劣らない位である[4]。

ではどの様にして，この目覚しい信頼性の向上が得られたのか。設計側から見ると，これは上に「奇しくも」と書いた様に，FEA法の確立と，それによる正確な応力・振動解析能力の向上が大きく貢献している。特に，その頃からの低周波疲労（LCF）による部品損傷の著しい減少は，如実にFEA法の貢献の大きさを物語っている。また，その後のエンジン全体の振動・剛性解析の実用化によって，エンジンの加速・減速時の部品の変位・変形，隣接部品との相対位置などが確認できるようになった。しかし，それらだけでは，IFSD率を現在の値まで低下させ，維持する事は出来ない。そこには，製造側と運航側の，新しい技術の導入による寄与が必要であった。

製造側の寄与は，何と言っても非破壊検査法の顕著な進歩であろう。渦電流探傷検査法や超音波探傷法の使用は，その二例に過ぎない。

一方，運航側の寄与は，飛行中エンジンのヘルス・モニタリングという概念の導入であろう。ヘルス・モニタリングは，飛行中のエンジン・データーを人工衛星を通してメーカーの遠隔モニタリング・センターに送り，即座にエンジンの健全性を解析する事と，飛行中に記録したエンジン作動上の各種データを，着陸後ユーザーのコンピューターへダウン・ロードし，ユーザーがエンジン健全性のトレンドをモニターする事からなる。

前者においては，メーカーのモニタリング・センターは，それの持つ解析エンジン・モデルと飛行エンジンからのデータを照らし合わせる事によって，エンジン部品の健全状態を判断し，健全性を失いつつある部品を見極

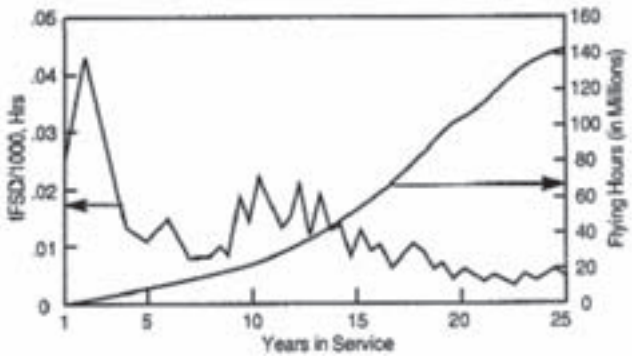


図７　PT6ターボプロップ・エンジンのIFSD率の変遷[4]

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

め，実際にエンジン部品が飛行中損傷する以前に，ユーザーに適当な処置を促す。また後者では，ユーザーは自分のエンジンの健全性モニタリングによって，過去の実績から，エンジンが健全性を失う以前にメンテナンスや部品交換・修理などのアクションを適時に取る[8]。

3．現在，エンジンの直面している技術的課題

3.1　環境関係

2011年に，世界中でジェット旅客機だけでもほぼ２万機が約28億人の旅客を輸送し，旅客数と飛行距離（km）の積は５兆２千億（pk）にも及んだ[9]。その間にエンジンが発生したCO_2の量は，人類のあらゆる活動で年間発生されるCO_2量の２から３％程度。交通機関の発生するCO_2だけに限っても，航空用ガスタービン・エンジンの発生量は12％程度でしかない。とは言え，地球温暖化という深刻な問題を抱えているなか，エンジンのCO_2発生量低減の努力が為されなければならない。この課題については，次の章で改めて話すことにする。

航空用ガスタービン・エンジンが現在直面している，もう一つの環境関係の課題は，飛行場周辺でのNOx発生量を減少することだ。燃焼器内で燃焼温度を下げ，燃焼時間を長くとればNOxの発生を抑えることが出来るのだが，容積の小さい航空用ガスタービンの燃焼器では，燃焼ガスの滞在時間が短すぎ，そういう燃焼方法は使えない。

そこで，NOx発生量を減らすのに，航空用ガスタービンは，地上用ガスタービンと違い，豪雨や強風などを突き切って飛んだり，横風による圧縮機出口空気の非定常性にも対処せねばならないので，一次領域をリーン状態にするよりむしろリッチにして燃焼器内での吹き消え易さを防ぎ，一次と二次領域の境界に多量の空気を吹き込む事によって二次領域をリーンにする，いわゆるリッチ―リーンによる燃焼温度低下を狙っている。

3.2　安全性・信頼性関係

目下，航空用ガスタービンのかかえている安全性と信頼性に関する技術的課題は三つある。鳥の吸い込み，氷結（アイシング），そして火山灰である。

鳥の吸い込み

現在の鳥の吸い込みに対するFAA耐空基準は，小さい鳥（85g）程低空を群れになって飛び，大きい鳥（3.7kg）程高空を単独で飛ぶ，という鳥の自然な習性に基づいているのか，離陸条件で大きい鳥を何羽も同時に吸い込む，という要求はない。また，大きい鳥の吸い込み時に，エンジン停止が条件付きで許されている。これは双発機の場合，両方のエンジンに同時に大きい鳥が吸い込まれ，両エンジンが共に停止せざるを得ないと言う可能性はすこぶる低い，との仮定からか，と思われる。

ところが，ごく稀にではあるが，FAAの基準以上の事が実際には起こる。2009年１月15日にニューヨークで起こったインシデントは，その一例である。事後調査で，双発機の両エンジンに，ほぼ同時にカナダ・ギースが吸い込まれ，それらの鳥は，FAAのエンジン耐空基準に規定されていた鳥より重かったと推測されている[10]。

それならファン動翼や円板，軸受け支持部を強化すれば良かろうと思うのだが，ファン効率かBPRが落ちる，円板の寿命が短くなる，エンジンの重量が増えるなどのディメリットがある。

アメリカン・フットボール選手の使うヘルメットには，前に軽金属製のグリッドがついていて，鼻や口を保護している。エンジンでも，離陸時にはファン・カウリングから何本かの軽金属製の棒状のものが，ニョキッと円錐状に出てきてファン動翼を保護する事は出来ないものだろうか。

氷結（アイシング）

飛行中エンジンのカウリング前縁やファンのノーズ・コーンに氷結の起こる気象条件や結氷の成長率は，今までの経験とデータから良く理解されており，エンジンでは，圧縮機内の暖気の一部を抽気し，氷結し易い所を暖めて，問題発生を防いでいる。FAAの耐空基準にも試験規定があり，エンジンの型式証明を取得するには，これをパスせねばならない。

ところが，FAAの規定をパスしたエンジンが，飛行中，稀ではあるが突然エンジンのサージ，燃焼器のフレーム・アウト，推力の激減に遭遇する。原因はどうやら氷結らしい。しかし，アメリカの国家交通安全局（NTSB）が，こうした事例を過去30年間に昇って調査してみると，その内60％もの飛行条件が，今まで理解されていた氷結気象条件の外だった。それも気温の高い東南アジアでの発生が多い。そして，カウリングの前縁やファンのノーズ・コーンには結氷がない。何とも不可思議な現象である。

そこで，NASAを中心に調査を進めた結果，どうも熱帯での嵐で吸い上げられた湿気の多い暖気が上空で急冷され，過飽和した水滴がレーダーで捉えられないほどの小さい氷の結晶となるらしいことが分かってきた。それらがエンジンに吸い込まれてコアへ入り，暖められて水となって圧縮機翼の表面に付着し，それが次に来る氷の結晶を「捕まえ」て成長し，何らかの条件下でそれらが再氷結し成長し続けるのではないか，との推測にまで至っている。今後，NASAを中心としたアメリカとカナダの研究チームがフロリダやオーストラリアのダーウィンで飛行試験をしてデータを取り，この現象を解明する計画である[11]。

火山灰

火山の噴火で空中に吹き上げられたマグマは，大気中で冷却され，ガラスの破片の様に鋭い角を持つ金属粒と

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

なる。そして，大きいものは数分から数時間内に火口周辺に落ちるが，粒が小さくなると，ジェット機が巡航するほどの高度を，何日間も空中に浮遊するものもある。これが火山灰である。火山灰は，絶対量は多くとも，粒が小さく大気という大きな空間に散らばると，コックピットにある気象用レーダーで捉えられない。そこを飛行機が高速で突っ切ると，色々面倒な事が起こる。

エンジン内では，ファンや圧縮機の翼列のエロージョンや燃料ノズルの詰り，潤滑油や抽気への混入を起こすだけでなく，燃焼温度下では火山灰は再溶解するので，タービン通路内やタービン翼面に付着する，タービン冷却孔をふさぐ，などの問題を起こす。つまり，火山灰の散在する地域を飛行すると，余儀なくエンジンの飛行中停止をせざるを得ない確率が高くなる。目下のところ，火山灰に対する最良の策は，火山灰の中を飛行しない事である[12]。

4．将来の技術と設計の展望

4.1　近い将来

さて，航空用ガスタービン・エンジンは，今後どの様に発展して行くのだろうか。近い将来に的を絞ると，石油から精製されるジェット燃料の消費量が減る方向に，先ず発展のプライオリティーが置かれる，と思われる。その理由は，１．地球温暖化を促進するCO_2排気量を減らさねばならないからと，２．ジェット燃料は，いつかは枯渇するのが分かっており，しかも原料の供給を政治的に不安定な地域に依存しているから，である。

この問題に対しては，二つの対策が取られつつある。一つは同じエネルギー発生量にたいしてCO_2発生量の少ない燃料に代える（代替燃料）こと。もう一つはエンジンのSFCを低くすることである。

目下，一番現実性のある代替燃料は，地面に埋められるか焼却炉で燃されるようなバイオマスをフィッシャー・トロピシュ法によって燃料にするもので，2014から2015年には実用化が始まるとの予測がある。それ以外にも天然ガスからの生成も2015年量産開始に向けて活動が始まっている。世界中のエアラインによるCO_2発生量は，年間約６％の旅客数成長率にも拘らず，2020年にCO_2年間発生量の増加ゼロ。2050年には2000年のCO_2発生量の半分にする事が約束されており，この実現には，代替燃料の多量の使用が必須である[13]。

一方SFC低下に対しての近い将来の対策は，BPRの更なる増加とBPRの飛行条件に合わせた可変性である。BPRの更なる増加は，LP軸に減速ギヤを入れる事によって，高い遠心応力を発生するファン動翼の回転数を低くする方法（P&W）か，複合材の軽量・強靭性を更に一歩進める方法（GE）によって得られる。また，BPRの可変性は，バイパス・ノズルに可変機構を加えることによって，実現される。

4.2　遠い将来

超高圧力比エンジン

もっと遠い将来のエンジンとは，どんなものだろうか。先ず，エンジン生産の目的が今までのものと変わらなければ，エンジンの設計は，将来も今まで同様TOCが最低になる様に為されるであろう。つまり製造コストを低くする，燃料消費を低くする，部品寿命を長くする，信頼性を高くする，などである。しかし，上の要素を別々に考慮すると，間違った答えが出てくる場合があるので，気をつけねばならない。例えば，表１の例。これは文献14にある８例のうちの３例だけを取り出したものだが，ただ製造コストだけを考える場合と，エンジン・オーナーが計画どおりエンジンを使い切るまでのTOCを考える場合とでは，最良の設計オプションが違ってくる。

表２にTOC を低くする為の要素と，それらに影響を及ぼす五つのパラメーターとの関係を，ターボファン・エンジンについて示した。ただし，この表は完成されたものではなく，私の限られた見聞の結果である点，ご理解頂きたい。

CPR増加は，一般には圧縮機とそれを駆動するタービンの段数を増やすことによって，得られる。これは，燃料消費量を下げるのには役立つが，エンジンの製造コストを上げ，潜在的にエンジン信頼性を落とすことにもなる。また，CPR増加によるメリットを最大化しようとすると，TITも上昇させねばならない。TIT上昇は次に話す様に，技術的問題を含んでおり，このあたり，新しい工夫が必要である。

TITを上昇させても，CPRを一定に保ったままの場合は，エンジンを軽く小さくする利点を持つので，それを飛行機に搭載した場合，それなりのメリットは望める。しかし，SFC値は，タービン冷却量増加を無視しても，高くなる。一方TIT上昇はタービン動翼やノズルの寿命を短くする。寿命を一定に保とうとすると，能力のより高い新耐熱材料（製造コスト上昇），または冷却量増加（燃料消費量増加）が必要となる。また，TIT上昇が影響を与えるのは，タービン・ノズルと動翼だけではなく，タービン・シュラウド，円板，ダクトなど，高温側にある全ての部品をも含める。従って，潜在的にエンジンの信頼性に悪い影響を与えることになる。

BPRの更なる増加は，SFCの低下に結びつく。しかし，BPR増加に伴ってファン動翼が大きく，遠心応力が高くなるので，何らかの対策が取られねばならない。ギヤド・ファンや複合材利用が対策例であるが，両例とも製造コストを上げる。

要素効率の上昇は，研究・実証・リスク低下の為の努力が必要であり，全て製造コストの上昇となる。効率上昇の部品寿命やエンジン信頼性に及ぼす影響は少ないと考えられる。

圧縮機やタービン段数の減少は，製造コストを下げ，潜在的にエンジンの信頼性を高める。しかし，段負荷を

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

表１　冷却タービン動翼のコスト比較[14]

	Design Option	Option I	Option II	Option III
	Blade Material	Conventional Alloy	Single Crystal	Single Crystal
A	Casting Cost ($/blade)	200	300	300
	Blade Metal Temperature (deg.C)	1,000	1,050	1,020
	Film Cooling Holes	EDM, shaped	EDM, shaped	Laser, round
B	Cooling Hole Drilling Cost ($/blade)	200	200	100
C	Estimated Blade Life (hrs)	8,000	12,000	12,000
	Cooling Flow Amount (%)	1.0	0.67	0.77
	Required Cooling Effectiveness	0.49	0.39	0.44
D	User's Intended Total Engine Life (hrs)	24,000		
E = D/C	Required Number of Blade Sets throughout the engine life	3	2	2
F = [A+B]*E*50	**Total Blade Manufacturing Costs ($) (50 blades on this rotor)**	**60,000**	**75,000**	**40,000**
G	Fuel Cost for 24,000 hrs ($)	750,000	502,500	577,500
H = F+G	**Total Ownership Cost for 24,000 hr Operation ($)**	**810,000**	**577,500**	**617,500**

表２　TOCと性能パラメーター及び信頼性に影響を及ぼす要素との関係（ターボファン・エンジンの場合）

	CPR 増加	TIT 上昇	BPR 増加	要素効率上昇	圧縮機・タービンの段数減少
製造コスト	－	－	－	－	＋
燃料消費量	＋	＋/－（注 1）	＋	＋	－（注 2）
部品寿命	？	－	？	？	－
信頼性	－	－	？	？	＋

注：＋：良い影響を与える，－：悪い影響を与える，？：強い影響なし
注１：適度な CPR の上昇を伴えば＋，CPR 一定なら－
注２：段数の減少は段負荷の上昇となり，要素効率の低下に結びつく

あげざるを得ず，その結果，往々にして要素効率の低下を招く。それを最小限に喰い留めようとすると，動翼の周速を上げざるを得ない。それは部品の寿命短縮の原因になる。

こう見てくると，唯一つのパラメーターを追っかけても，良い答えは得られなさそうである。では，二つ以上のパラメーターを適当に組み合わせるとどうなるか。

例えばHPCの場合，若しCPRの増加と段数の減少を結び付けることが出来れば，HPCモジュールの効率が現在の技術水準レベル程度でも，非常に「面白い」圧縮機が出来そうである。では，この圧縮機，一体どういう形態を持つのだろうか。

その問いに答えるのには，一歩戻って，ターボ圧縮機の種類とその基本的な性能特性を思い出す必要がある。単段軸流圧縮機は比速度の高いところで高効率を出すが，比速度が十分低くなると，多段にしても，単段遠心圧縮機ほどの効率を出せない。そして斜流圧縮機の最適比速度値は，軸流機と遠心機の間にくる。図８にその傾向を概念的に示す。つまり，多段の圧縮機を同軸上に置く場合，軸流圧縮機は体積流量の多い上流側，遠心圧縮機は下流段に，そして，斜流圧縮機を中間段におくのが合理的である。そして，現在の技術レベルから見てリスクの高過ぎない，圧力比２：１の単段軸流，圧力比３：１の単段斜流，圧力比４：１の単段遠心を組み合わせると，たった３段で24：１の圧力比が得られる。そして，1980年代半ばまでに実証されたレベルの効率を使っても，全HPC断熱効率は0.830（文献⒂から⒄，斜流段の効率は軸流段と遠心段の実証値から内挿）となる。それも入り口全圧から出口静圧（マッハ数0.15）までの値である。他方，多段軸流圧縮機だと，現在，23：１の圧力比をだすのに，少なくとも10段の軸流機が必要であり，効率は入り口全圧から出口全圧（マッハ数，約0.3）で0.85程度である。これをディフューザーでマッハ数0.15まで減速した（全圧損失２％，静圧回復係数0.66）後，入り口全圧から出口静圧に変えると，圧力比22.2で断熱効率0.836となる。こう考えると，遠心圧縮機や斜流圧縮機の大型航空機用ガスタービン・エンジンへの応用を検討する価値は，今や十分あると言うべきだろう。

上のHPCにファン＋LPCの圧力比を掛け合わせると，70：1から100：1のCPRを得るのは夢ではない。この形態を持つ圧縮機の問題点は何かというと，出口温度（T_3）が高くなり過ぎる事と，遠心段インペラの周速が高くなり過ぎ，今ある材料では不可能になる事である。これに対処しようとすると，斜流段と遠心段の間，

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

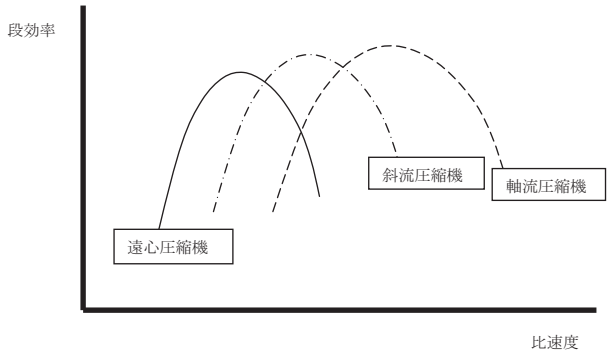


図８　単段圧縮機の達成しうる段効率（概念的）

またはHPC入り口で，流入空気を冷却する必要が出てくる。これは，バイパス側の空気との熱交換によって可能である。つまるところ，中間冷却式ターボファン・エンジンである[18]。これによって，タービン側の過高温化を避けることができそうである。バイパス側に付けられた熱交換器は確かに重量ペナルティーとなるが，交換効率を高く取らねば，熱交換器のボリュームはおおむね1/（1－Eta）に比例（ここにEtaは熱交換効率）するので，重量ペナルティーを最小限に留める事が出来る。例えばEtaを0.95に取ろうとすると，上の指数は20にもなるが，0.7だと3.3で納まる。また，熱交換器も金属製でなくカーボン/カーボンにすれば重量低減（ただし製造コスト増加）が出来るという話もある。

また，中間冷却器を入れる事でT_3が下がり，現在ある金属材料でインペラが出来そうだし，HPC出口からの圧縮空気をそのままタービンの冷却空気として使える，という便利さもある。それでも遠心段の比速度が低くなり過ぎるなら，遠心段だけを別の軸で回転させる，三軸エンジンが考えられる。これも今日の技術範囲内である。

一方，こうした圧縮系を持つタービンとはどんなものか。ここでも，ターボ機械の性能特性から見ると，HPTの第一段は求心タービンになっても不思議ではない。ただ，有人機用航空エンジンには，遠心応力が高過ぎるため，求心タービンは使われておらず，今までより更に高くなるTITのもとでは，避けておくのが賢明である。HPTもLPTも軸流タービンとなろう。しかし，これ程高いCPRだと，最適なTITは現在のエンジンの値より100度Cから150度Cほど高くなろうから，それに適した高温材料の開発は必須である。

随分の紙面を取って，超高圧比エンジンについて話してきたが，何もここで将来のターボファン・エンジンのサイクルを示す積もりは無い。単に「今までの要素やサイクル」にとらわれず，視野を広げて（ガスタービン・メーカーという枠を超えても）将来のエンジンのサイクルを考察すれば，或いは良い回答が見つかるのではないか，との疑問を投げたいに過ぎない。

最適化設計

最後に，要素効率の上昇について，展望したい。1980年末期以降，3D N-S CFDの急速な発展が，要素効率の上昇の一つの大きな要因になってきた。現在，非定常CFDの逐次改良が続いており，現在のエンジン部品損傷の大きな原因である高周波疲労の予測ツールとして，使われ始めている。では，その後に来るのは何か。

従来の設計プロセスを踏襲し続けるならば，要素効率が上昇するにつれて，更なる上昇にはより長い時間と高価なリソースが必要となる。そして，それらは結局，製造コストの増加となる。では，このジレンマを打ち破るのは何か。私が想像するに，それは設計の最適化である。それも，新しいエンジンの設計点を決めるためのサイクル計算段階のものから，初期設計，詳細設計と，幾段階にもわたり，また各段階において，最適目標，拘束条件，変動パラメーターなどが異なる。また最適目標が複数の場合もある。

最適設計という概念は昔からあり，誰でも使ってきた。ただ，設計者の判断で多数ある設計パラメーターの変動を毎回の計算結果をベースに決めてきたので，限られた設計時間の中では，毛頭，最適設計を終えたとは言えない状態にある。しかし，今では高速・大容量のコンピューターが安価で得られる。それでも不足なら，クラウドを使って同時に多数のコンピューターを使う，という手段もある。

今，最適設計ソフト（オプティマイザー）や最適設計システムは，未だ要素設計レベルではあるが，急速に発展している。表３の例で見られるように，一旦設計者が従来のプロセスで設計終了した時の要素性能に対し，最適設計ソフトを利用する事により，更なる向上が得られている。

また，JAXAでは液体ロケット用ターボポンプ駆動タービンの設計を，遺伝的アルゴリズムによる多目的最適化により，タービンの性能を上げ，同時に重量を減らし，トマス・フォースによる振動問題をも解決している[20]。

５．おわりに

世界のガスタービン関係の学者やエンジニア達は，彼等の英知と創造性を駆使し，過去40年間に航空用ガスタービン・エンジンのコア側の熱効率を45%以上にまで向上させてきた。今後40年間，地球温暖化の条件の下に，これが更にどれ程向上されるか，今現役で活躍しておられる諸氏に大きな期待を抱きながら，この小文を終える。

６．謝辞

この文を書くに当たって，コンセプツ・NREC社のオレグ・デュビツキー氏から最適化設計ソフトとシステムについて詳しい話を伺い，資料を頂いた。ここに感謝の意を表したい。

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

表３　最近の最適設計ソフトを使った例[19]

	IGV+単段遷音速 軸流圧縮機	単段高圧 軸流タービン	遠心圧縮機 段間戻り通路
パラレル計算機台数	1	8	8
各計算機の CPU/GHz	4CPU/3GHz	4CPU/3GHz	4CPU/3GHz
計算時間	8 週間	4 日間	12 時間
最適化パラメーター数	1	2	2
変動パラメーター数	29	52	33
拘束条件	?	14	4
設計ソフト	3D N-S CFD	3D N-S CFD	3D N-S CFD
設計ソフト・ラン数	240	700	?
最適化による性能向上	段効率上昇：3.1 ポイント	段効率上昇：1.5 ポイント	全圧損失低下：35%

参考文献

(1) Gerhard Neumann,「Power Plants - Past, Present, and Future」in「The Jet Age」Edited by W. J. Boyne and D. S. Lopez, National Air and Space Museum, Smithsonian Institution (1979)

(2) Johnston, R. P., et al.,「Energy Efficient Engine - Flight Propulsion System Preliminary Analysis and Design」NASA CR-159583 (1979)

(3) ロールス・ロイス社広報 「The Rolls-Royce Trent Sets the Pace on the A380」(2007)

(4) M. Badger et al.,「The PT6 Engine: 30 Years of Gas Turbine Technology Evolution」ASME Paper (1993)

(5) 林茂,「特集：ガスタービンの将来展望―ガスタービンは生き残れるか―航空エンジン」日本ガスタービン学会誌 Vol. 35, No. 2 (2007)

(6) 武石賢一郎,「特集：ガスタービン高温化対応最新技術動向（その1：発電用），ガスタービン翼冷却技術の最新動向」，日本ガスタービン学会誌 Vol.38, No.2, (2010)

(7) 吉中司,「ジェット・エンジンの仕組み」，講談社, (2009)

(8) 山下章ほか,「航空機エンジン整備の現状と展望」，日本ガスタービン学会誌Vol. 33, No. 3, (2005)

(9) Boeing_Current_Market_Outlook_2012.pdf, Boeing (2012)

(10) Wikipedia on US Airways

(11) G. Norris et. al.「Cold Comfort〕Aviation Week & Space Technology (April 23/30, 2012)

(12) Marianne Guffanti et. al.「Reducing the Threat to Aviation from Airborne Volcanic Ash」55th Annual International Air Safety Seminar (2002)

(13) J. Morris, 「Fueling Progress」Aviation Week & Space Technology, (September 17, 2012)

(14) Mark Zelesky,「Turbine Durability and Cooling」Lecture at Concepts ETI, Inc. (1997)

(15) A. J. Wennerstrom, 「Experimental Study of a High-Throughflow Transonic Axial Compressor Stage」Trans. Of the ASME, Jour. Of Engrg for Gas Turbines and Power, Vol. 106, No. 3, (1984)

(16) A. R. Wadia et al., 「Low Aspect Ratio Transonic Rotors: Part 2 - Influence of Location of Maximum Thickness on Transonic Compressor Performance」Trans. Of the ASME, Jour. Of Turbomachinery, Vol. 115, No. 2, (1993)

(17) D. P, Kenny,「The History and Future of the Centrifugal Compressor in Aviation Gas Turbines」SP-602, SAE (1984)

(18) United States Patent No. 6,134,880,「Turbine Engine with Intercooler in Bypass Air Passage」(2000)

(19) O. B. Dubitsky 「Optimization with Agile Design System - Examples」Concepts NREC (2012)

(20) 瀧田純也ほか,「ロケットターボポンプ用タービンのパラメーター設計（第三報　翼体格の成立性を考慮した最適設計）JAXA論文 (2012)

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

航空エンジン40年の進展と将来：民間機用エンジン研究開発

二村　尚夫*1　FUTAMURA Hisao
西澤　敏雄*1　NISHIZAWA Toshio

キーワード：歴史，航空再開，ターボファン，環境

1．まえがき

日本ガスタービン学会が設立40周年を迎え，ガスタービン技術が航空輸送，エネルギー供給に深く関わっていることが社会に認識されてきており，先達のたゆまぬ努力が実を結びつつあることは大いに変喜ばしい。30周年の折には，「日本のガスタービンの歩み」[1]が当学会より出版されており，1940年代の黎明期より苦難の時代を越えての道のりが細かく紹介されており，読み返すことも多い。

ガスタービンはその新規開発に莫大な時間と費用を要することから製品寿命も長く，この10年分を追記するだけでは物足りないと考えられるので，過去40年のスパンで国内外の民間機用エンジンの研究開発について現在，将来とのつながりを明らかにしたいと思う。

2．これまでの歴史

2.1　遅れてのスタート

ジェットエンジンの歴史はよく知られているようにプロペラの超音速失速による飛行速度の壁を打破すべくドイツのオハイン，英国のホイットルによる発明から始まり，日本においても独自技術にドイツの技術を参考にしてネ20ターボジェットエンジンが開発され，終戦直前に「橘花」による初飛行が成功している（1945）。以降，戦後のGHQによる航空産業，研究禁止措置による７年間の空白を経て，航空自衛隊T1B練習機にJ3ターボジェットが搭載された（1959）ところから再開される[1]。とはいえ，敗戦による産業基盤の喪失とジェットエンジン自身が全く新しい推進システムであったため，総理府航空技術研究所では，1956年から研究設備の整備を進め，圧縮機，タービン，燃焼器，翼列，回転振動，熱衝撃などの技術研究を開始し，1961年からジェット推進によるVTOLとSTOLのシステム研究を並行して進めていた[2]。実用開発では戦後初の国産旅客機YS-11（1962年初飛行）のエンジンは国産ではなくロールスロイス社のDart.542-10ターボプロップを装備していた。本機は製造180機で1973年に生産終了している。

原稿受付　2012年12月21日
＊1　宇宙航空研究開発機構
〒182-8522　調布市深大寺東町７-44-１

2.2　時代の要請

本学会が誕生した1970年ごろは，政治的にはベトナム戦争の終結，東西冷戦の継続する緊張から，米中，日中の国交回復と世界経済における貿易の自由化が始まった時期である。日本でも1964年の東京オリンピックを契機に，海外渡航の自由化から1970年の大阪万博，1972年の札幌冬季オリンピックと国際イベントが続き，高度経済成長の波に乗っていた。1969年の「STOL機による近距離航空輸送」[3]なる民間からの提言では，日本の国土の狭さ，人口密度の高さ，都市間の近接，道路・鉄道の輸送力不足を挙げ，VTOLに関してはヘリコプターを含めた欧米の開発動向に触れたうえで騒音の問題を指摘し，むしろ2000ft滑走路で運用可能なプロペラ旅客機の開発を薦めている。これはYS-11の要求滑走路の約半分である。

世界に目を転じると民間航空輸送では，1970年にボーイング747がニューヨーク～ロンドン間に就航し，その後，ダグラスDC-10，ロッキードL1011と高バイパス比エンジン搭載のワイドボディ機の普及が始まった時期である。元々米国の長距離大量輸送戦略から生まれた航空機システムは瞬く間に旅客輸送に拡がったことになる。一般的にジェットエンジンはバイパス比を大きくすることで推力の増加と燃費の向上が図られるので，以降この組み合わせは中，長距離輸送機の基本となった。

YS-11の後，日本航空機製造が手掛けた，航空自衛隊

図１　FJR710 ターボファンエンジン

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

向けC-1輸送機もP&W社のJT8Dターボファンを装備し1970年11月に初飛行している。我が国において日本航空工業会は1970年３月に「航空機開発の方向」と題し，世界の航空機産業を調査に基づいて，国際共同開発が主流になりつつあることを指摘しながら，日本には技術基盤，財政支援の能力が欠けており，防衛需要に頼りつつ技術力と体制の整備を急ぐべきことを述べている[4]。総理府航空宇宙技術研究所では，1971年に通商産業省大型工業技術開発制度によるファンジェットエンジン（FJR710）の研究開発の開始に合わせて航空技術審議会の諮問第８号に基づき，これに全面的に協力することとなり，官民一体の研究開発が開始された。推力５トンと小型ながら，バイパス比６，全体圧力比20という画期的な物である[5]。

当時，中，短距離輸送では，ビッカース・バイカウント，フォッカー・フレンドシップセブン，YS11などのターボプロップ機と低バイパス比エンジン搭載のボーイング727，737，ダグラスDC-9等が使用されていた。エアバスがワイドボディで双発のA300を1974年に就航させたところ，1973年，79年のオイルショックにより，小型旅客機にも低燃費を求める声が大きくなり，エアバスがA320の新規開発を決めるとボーイング737-300，マグダネルダグラスMD-90など既存機についても高バイパス比エンジンへの切り替えが起こった。これら150人乗りクラスの旅客機に適する10～15トン推力の高バイパス比民間エンジンは1970年代の登場である。研究面ではFJR710エンジンの改良と耐空性試験が続いていた1976年から，NASAではACEE（Aircraft Energy Efficiency）計画として

・ECI（Engine Component Improvement），
・E3エンジン（Energy Efficient Engine），
・Advanced Turbopropsの3テーマに関し，

高効率ファン，高負荷高効率圧縮機，２段燃焼型低エミッション燃焼器，改良型冷却タービンの研究が実施された[6]。FJR710エンジンの開発時期はちょうどこの時期に重なり，STOLによる飛行試験を目指して日本初の民間耐空性の技術開発と試験を進める中で，英国のNGTEで実施した高空性能試験が契機となり，当時，複合材ファンの開発失敗から国有化されていたRR社と日英国際共同開発のRJ500エンジン，その後のV2500の５カ国共同開発につながった有名な話である[7]。

この時期，『我が国は，FJRエンジンの研究開発により1970年代の技術レベルに到達し…現在我々が知る資料の問題については既に諸外国が工業所有権を有しており，我々としてはこれを凌駕する新技術の建機有開発を早急に進め，工業所有権を早期に確立しておく必要がある。』と審議会では述べられている[8]。1980年代はV2500の共同開発と並行してFJR710搭載のSTOL実験機「飛鳥」の飛行試験が実施された。ATP（Advanced Turbo Prop）については米国ではエンジンの試作，飛行試験まで行われた。GEの試作したプロップファンGE36では，炭素繊維複合材がファンに用いられ，その後GE90，GEnxエンジンで実用化されている。日本では1980年に日本航空宇宙工業会が革新航空機技術開発センターを設立し，調査研究を継続して実施しており，1986年には㈱次世代航空機基盤技術研究所が基盤技術研究促進センターと民間企業37社の共同出資により設立されエンジン要素の研究が実施された。

2.3　高速化の模索

高速飛行はジェットエンジン実用化の最大の要因であったが，米英ソの超音速機開発競争は1964年に初飛行した米国のSR-71偵察機による3,523km/hの速度世界記録（1976年）が現在でも最速である[9]。我が国でも遅れて1967年から航空自衛隊の高等練習機として三菱T-2の開発が開始され1971年に初飛行しているが，搭載エンジンはRR/TurbomecaのAdour（TF40-IHI-801A）である。この時期に英仏のコンコルド，ソ連のTU144の２機種の超音速旅客機が1975年に就航したが，経済性，環境問題が更なる実用化の壁となった。1986年の米国のレーガン大統領によるNASP（National Aero-Space Plane）構想により世界的にスペースプレーンおよび極超音速機研究の機運が高まり，1989年より通商産業省大型プロジェクトとして「超音速輸送機用推進システムの研究開発」が実施された。研究には，海外のエンジンメーカー４社と国内エンジンメーカー３社，航技研などの国立研究所が参加し，世界に類を見ない国際共同研究となった。

このエンジンは，マッハ３までを可変サイクルターボファン，マッハ３から５までをメタンを燃料とするラムジェットとし，飛行速度域でエンジンシステムを大胆に切り替えるコンバインドサイクルを採用しており，高圧系と低圧系の回転方向を逆にするとともに低圧タービンの入り口に可変静翼を備えるなど革新技術が試作エンジンに盛り込まれた。ファン，圧縮機，タービンなどの空力部品の設計には全面的にCFDが利用されている。

また，エンジン開発と並行して，システム要素として超音速飛行に必須となる超音速インテーク，超音速排気ノズルの研究が積極的におこなわれ，国内，国外の風洞，無響室で模型実験が行われた。図２の試作エンジンはＩＨＩ瑞穂工場での地上運転試験のほか，米国GE社でのマッハ３までの高空性能試験，英国RR社の屋外エンジン騒音試験などが実施された。HYPRプロジェクトの後1999-2003年の間，このエンジンはラム燃焼器部

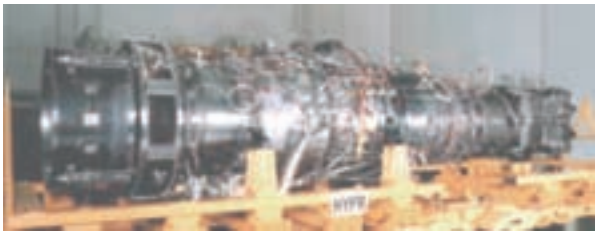


図２　HYPR コンバインドサイクルエンジン

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

を除いた形態に変更されて，高温燃焼の特徴を活かして超音速旅客機の実現に必要となるNOx低減と騒音低減の研究を目的に「環境適応型超音速推進システムの研究開発」としてNEDOのプロジェクトに供された。現在は，JAXAにおいて後述のクリーンエンジン技術の研究開発に活用されている。

科学技術庁航空宇宙技術研究所では，1997年より飛行速度域と機体規模を絞り込み，SSTに関連する技術の研究を進め，豪州における無推力の超音速飛行実験，小型ジェットエンジンを動力とする無人の超音速飛行計画を立て，エンジンの高空性能確認を実施した。その後JAXAにおいてはソニックブームの低減を目指しての研究に加えてエンジン低騒音化等の研究が続けられている。

2.4　最近10年間の主な成果

ターボファンエンジンの技術が成熟するにつれ，双発機の長時間海上運航，ETOPSが認められるようになり，ソ連崩壊（1989年）以降，大圏航路運航を目指してエアバス330，ボーイング767，777などの大型長距離機の双発化が進んでいる。日本のエンジンメーカーもこれらの旅客機用エンジンの開発に参画し，重要なパートナーとなっている[10]。

21世紀に入ってから，東アジア諸国の経済発展は目覚ましく，域内の航空輸送量は米国，欧州に加えて第３極となることが予想され，より低燃費で低公害の機材が要求されるようになった。一方でエアラインの採算は悪化し，より小型のリージョナルジェット機を集中的に運航する航空会社が現れるようになった。2003年から宇宙航空研究開発機構では，FJR710の時代から培ってきた要素技術，システム技術を元にリージョナルジェット機に適したサイズでの研究を「クリーンエンジン技術の研究開発」として開始し，同年にスタートした経済産業省/NEDOの「小型航空機用環境適応エンジンの研究開発」プロジェクトに協力してエンジンメーカー，大学，研究機関の間で精力的に研究開発が進められている。

最近開発された技術を少し詳しく見ておこう。

ファンでは古典的な２軸ターボファンにおいて部品点数，重量増加の元凶となっている低圧圧縮機段に関し，ハブ側の高負荷化によりこれを不要とするゼロハブファンが試作試験され，またファンの高精度なCFD解析をさらに進めて，計算された圧力場から変動分のみを抜き出して，ファンの動翼とOGVの間で生じる干渉音を解析することに成功している（図４）。ジェット騒音についてもLES （大規模渦解析）での解析，排気ノズルに付加するノッチ，ネイル等の低騒音化デバイスの研究が進み，両者の成果を合わせて，エンジン遠方場での騒音分布を求め，さらに機体搭載効果を加味することで，国際的騒音基準に照らし合わせた騒音の推定が可能となっている。ファン材料もチタン合金から炭素繊維複合材に転換が進み，ギヤードターボファンの形態が増加すると考えられる。

図３　環境適応型小型航空機用エンジン概念[11]

バイパス比の増加とともに小型化，高圧化が進む高圧圧縮機では，最終段の翼高さが極端に短くなり，また燃焼器との間のディフューザー通路の短縮を計るため，圧縮機最終段から減速を開始する，ディフュージョンパッセージとした圧縮機が圧縮機全段にわたるCFD解析と試作試験が進んでいる。

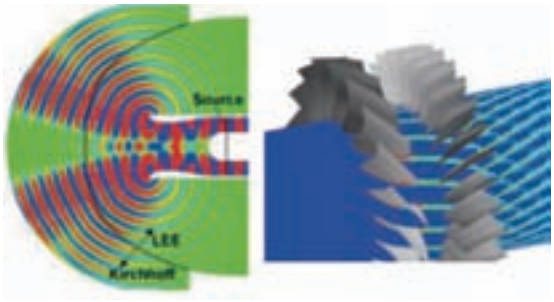


図４　ファンの圧力擾乱と放射音場

航空輸送量の増大に対応し強化される排ガス規制に対応するため，低NOx燃焼機の研究が進められた（図５）。燃料の微粒化と燃焼，壁面冷却，希釈などの現象解明のため，光学的診断，CFDによる燃焼器内流れの解明，実条件におけるバーナー試験，セクター燃焼器試験，環状燃焼器試験が実施されており過濃燃焼急速希釈（RQL）方式でICAO　CAEP４基準の60%減，希薄予混合方式で同80%減が達成されている。

図５　低NOx 燃焼方式概念，左から部分希釈，部分過濃，急速混合[11]

タービンに関しては燃焼ガスの高温高圧化とタービン翼の小型化から内部冷却構造と冷却空気量の削減が重要な技術課題となっており，空力性能と冷却性能を同時に解析するCFDコードの開発，冷却効率を高めるインピンジ冷却孔の形状，孔配置の改善などで冷却空気の削減を目指している（図６）。

運航事業としてではなく，個人ユーザーをターゲットとした小型のビジネスジェット機用エンジンとして

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

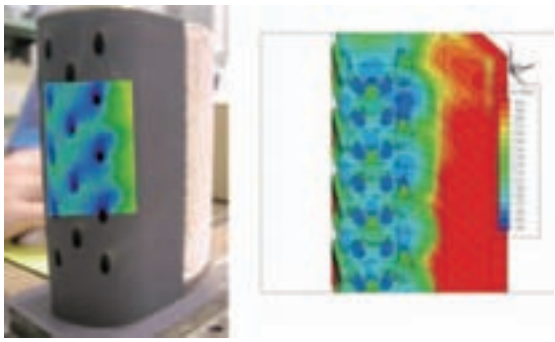


図６　伝熱冷却模型と空力伝熱連成解析[12]

HF180, HF200の研究開発が民間で進められ，米国でHondajetの開発に成功し，すでに飛行試験まで完了している。

３．今後の展望

航空機の低燃費化はエンジンの熱効率や推進効率の向上だけでなく，複合材適用等による機材の軽量化や揚抗比向上（抵抗低減），運航方式の改善等による必要推力の削減によっても一層進むであろう。エンジンについては主として熱サイクルの高温化・高圧化や各構成要素の効率向上および高バイパス化によって達成されてきたが，我が国が進める小型航空機用エンジン開発においては大型エンジンに比べて技術的に難しい面も多く，今後の重要な技術課題となっている。

一方，地球温暖化防止に向けた京都議定書等国際協定によってCO_2排出削減の取り組みが進められる中，航空エンジンについてもCO_2排出規制化の議論が進んでいる。低燃費化だけでは達成し得ない削減レベルを睨んで，代替燃料の利用やファン駆動力の電動化という革新的技術の研究が進められており，本章ではこれらの技術研究や展望を紹介する。

3.1　超高バイパス比エンジンの研究

米国では，2010年から次世代の環境適応型航空機コンセプト提案を目的としたNASAによる Environmental Responsibility Aviation（ERA）プロジェクト[13]が開始された。2020年をターゲットとする中期目標（N+2）として燃費削減50%，NOx削減75%，騒音削減42dBを目指して６年計画（2010-2015）で推進されており，更に2025年の長期目標（N+3）としては燃費削減70%，騒音削減71dBを目指した野心的な取り組みである。エンジンの高効率化だけでなく，エンジンと機体との高度形状統合による大幅な改善を狙っているという。

欧州委員会（EC）が公募する第７期フレームワークプログラム（FP7）においてClean Skyプロジェクト[14]が進められており，欧州航空研究諮問委員会（ACARE）のVision2020の目標（CO_2削減50%，NOX削減80%，騒音削減50%等）を達成する技術を実機サイズで飛行実証すべく，６年計画（2008-2013）で推進中である。推進効率を大幅に向上させるひとつの形態としてオープンロータエンジンに関する技術も含まれている。

我が国では，文部科学省の航空科学技術委員会より「航空科学技術に関する研究開発の推進のためのロードマップ（2012）」[15]が2012年８月に発表され，我が国のあるべき姿とそれを実現するために求められる方向性，強化すべき技術とその優先度が提言された。エンジン分野については短・中期的に，国際共同開発において引き続き日本がリスクシェアリングパートナーとして高い地位にあるため，ファンの革新軽量複合材，高効率層流空力技術，タービンのセラミック基複合材，圧縮機後段の耐熱金属材料等の材料系技術，高温高圧系要素技術，コアエンジンシステム設計技術等の推進系技術，低騒音化等の空力系技術，空力･伝熱･構造･振動統合解析技術等のインテグレーション系技術に注力すべきとされている。また，上記技術力を活用して価格を含む競争力をもつ製品として結実させるため製造･加工系技術や認証系，整備系技術等に取り組み，我が国の技術領域拡大を図るべきとされている。国際共同開発で超高バイパス比化が急速に進む中にあって，JAXAを含む我が国の研究開発機関が重点化すべき研究開発を示したものである。

一方，我が国独自の革新的エンジンコンセプトとしては，JAXAにおいてコア分離・分散配置ファン形式による超高バイパス比エンジンのコンセプトやチップタービン駆動方式の小型軽量ファンの研究がなされるとともに[16]，楕円形状の空気取入口とタンデム配置ファンを特徴とする高バイパス比エンジンが提案されており，いずれも特許取得済みである（図７，図８）。

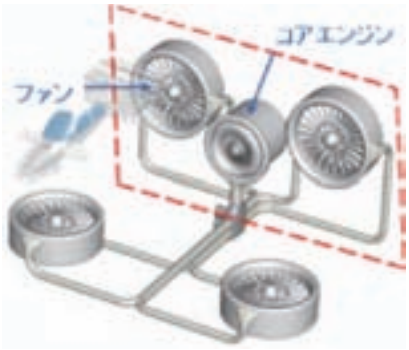


図７　コア分離・分散配置ファン形式の高バイパス比エンジンコンセプト

図８　チップタービン駆動ファン[16]

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

3.2　脱化石燃料エンジンの研究

低炭素社会に対する航空分野の対応が世界的に議論されており，国際航空輸送協会（IATA）では独自のCO_2排出削減目標に関する提案を行っており，短期的には年率1.5%で削減し，長期的には2050年に50%削減（2005年比）を目標としいる。バイオ燃料を中心とした代替燃料はカーボンオフセットの観点からCO_2削減効果が高く，かつ上記の長期目標を実現するために必須の技術とされており，このためバイオ燃料の規格化や認証の動きも活発である。

航空エンジン用の燃料については，ASTM（米国試験材料協会）が50%を上限にバイオ合成パラフィンケロシン（Bio-SPK）を混合したジェット燃料を2011年７月に認証し，エンジンや機体を改修せずに使用できることとなった。これに続いてICAO（国際民間航空機関）では，航空機のCO_2排出基準を制定すべく2012年７月，CAEP（航空環境保全会議）においてCO_2排出の評価（測定）指標に関する合意に至っており，基準化に向けた今後の動きが進むものと注目されている。

我が国でも，大学発の廃食油や微生物などを利用したバイオ燃料生成技術を実用化すべく幾つかの企業的活動が始まるとともに，大手メーカでも藻類を中心とする生産技術開発の取り組みが活発化している。大量生産を可能とする実用化技術の獲得が燃料生産事業の成否のポイントとなるが，航空機燃料として認証される我が国独自技術が生まれることを期待したい。

上述の我が国のロードマップにおいても，長期的には水素燃料技術のような将来ビジネスに繋がる戦略的な基礎・基盤研究にチャレンジする必要があると提言されており，水素燃料利用技術の研究開発を我が国が世界に先駆けて進めることが期待されている。

長期的な将来航空機のひとつの候補として，欧州ではマッハ５クラスの極超音速機を2050年頃に実現する構想があり，空気吸込み式エンジンの研究開発が進行中である。JAXAでも長年にわたる基礎的研究の成果を実証するものとして，2007年度に液体水素燃料を用いた予冷方式の極超音速ターボジェットの地上試験燃焼実験を世界で初めて成功し，この分野での技術的優位性を保持している[13]（図９，図10）。

欧州委員会の公募研究に対して，欧州航空宇宙企業大手のEADSはZero Emission Hypersonic Transportation（ZEHST）[17]と称し，水素燃料を用いた最高速度マッハ５の高速航空機に関するシステム研究の日欧共同研究計画を提案している。この共同研究には我が国から東京大学，JAXA等が参加する予定である。

3.3　電動化エンジンの研究

究極のゼロエミッションを目指す航空機技術としてエンジンの電動化があり，その電源として期待されるのが燃料電池である。航空機用燃料電池は，重量・使用環境（燃料貯蔵安全性）等の観点から自動車などに比べると開発が遅れているものの，燃料電池の搭載を想定した機体システムの研究開発が進められている。長期的なシステム構築の一環として，ボーイング社では小型有人機での燃料電池推進系の飛行実証を2008年に実施し，2012年10月には日本のＩＨＩエアロスペース社との共同研究により再生型燃料電池を使用した飛行試験を実施した。独国DLRは燃料電池を推進系とした有人機動力飛行を2009年に成功させている。

図９　予冷ターボエンジン地上燃焼実験[4]

図10　水素燃焼ターボジェットエンジン

JAXAでは大口径のファンにも適した軽量な駆動方式として外周駆動型電動モータを独自開発し[18]（図11），現在リグ試験により高効率制御法の要素実証を進めている。更に，この外周駆動電動ファンを推進力の発生源とし，燃料電池とガスタービンとをエネルギー源とするハイブリッドエンジンシステム（図12）や，このファンを分散配置方式で搭載する全翼機（BWB: Blended Wing Body）（図13）の検討を進めており，今後の発展が期待されるところである。

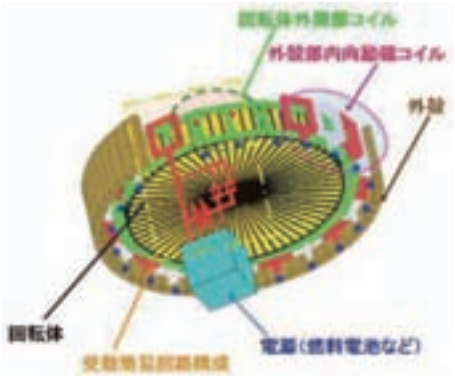


図11　外周駆動型電動モータおよびファン[5]

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

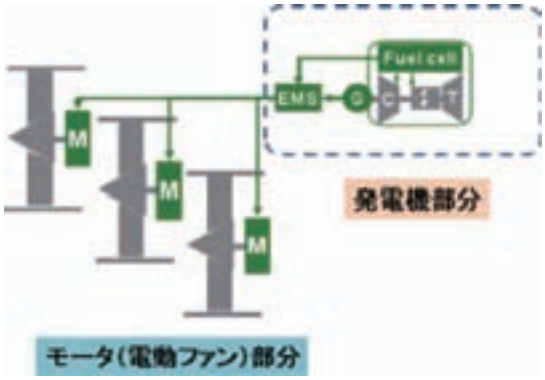


図12　ハイブリッドエンジンシステム構成

図13　分散配置ファン全翼機（BWB）案

4．あとがき

航空エンジンについて，これまでの40年間の民間エンジン研究開発の歴史を振り返り，また今後40年の将来の展望について私見を述べた。

産業規模では我が国の民間エンジンは防衛用を上回り，この産業を支える規模にまで大きく成長した。国際共同開発における技術開発競争はますます激しくなり，新しいエンジン形態についても開発計画を耳にすることが多くなってきた。先進技術をいち早く実用エンジン開発に取り込むことが出来るかどうかが勝敗を決する時代となりつつあると言えよう。我が国としても国・研究所や大学の研究成果と産業界の実用技術との距離を縮める活動に力を注ぐべき40年となりそうである。

参考文献

(1)　日本ガスタービン学会:日本のガスタービンの歩み,日本ガスタービン学会,（2002）.
(2)　航空推進研究センター:航空エンジン研究50年の歩み，独立行政法人航空宇宙技術研究所,（2003）.
(3)　近距離航空輸送研究会:STOL機による近距離航空輸送,（1969）
(4)　日本航空工業会:航空機開発の方向,（1970）
(5)　（独）航空宇宙技術研究所:航空宇宙技術研究所史（2003）
(6)　Bowles, M. D.: The Apollo of Aeronautics, NASA,（2010）
(7)　㈶日本航空機エンジン協会:航空機エンジン国際共同開発30年の歩み（2011）
(8)　杉山佐太雄: 超高バイパス比エンジンの動向と技術課題,日本ガスタービン学会誌 16（61）, 18-26,（1988）
(9)　日本航空宇宙学会:航空宇宙工学便覧第3版:pp.313（2005）
(10)　日本航空宇宙工業会: 航空宇宙産業データベース， http://www.sjac.or.jp/common/pdf/toukei/7_database_H24.6.pdf
(11)　船渡川，藤村，小林：環境適応型小型航空機用エンジンの研究開発，日本ガスタービン学会誌34巻３号pp.172-177,（2006）
(12)　野崎，課ざわ，牧田，山根，榎本：JAXAにおける航空用ガスタービンへのCFD技術の適用，日本ガスタービン学会誌，第40巻第６号（2012）pp.274-281.
(13)　http://www.aeronautics.nasa.gov/isrp/era/index.htm
(14)　http://www.cleansky.eu/category/tags/acare
(15)　http://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/004/houkoku/1325817.htm
(16)　岩瀬，齊藤，松田：高圧チップタービン駆動ファン，日本ガスタービン学会誌33巻１号（2005）pp.44-51.
(17)　Taguchi, et.al., Firing Test of a Hypersonic Turbojet Engine Installed on a Flight Test Vehicle, AIAA 2009-7311（2009）.
(18)　岡井ほか３名，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（2008）.

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

航空エンジン40年の進展と将来：防衛用エンジン研究開発

山根　秀公*1
YAMANE Hideaki

キーワード：ジェットエンジン，ターボファン，ターボシャフト，アフターバーナ，ファミリー化，PFRT，QT

1．はじめに

我が国で最初に実用化されたジェットエンジンJ3-3は，航空自衛隊の練習機T-1Bに採用された後，性能や耐久性向上のための改良が加えられ，推力は1.2トンから1.4トンに増強された。さらに，J3-3では果たせなかった国産燃料管制装置の開発がエンジン本体の改良と並行して進められ，海上自衛隊の対潜哨戒機P-2Jの補助エンジンやT-1Bのエンジン換装用として制御装置を含めた純国産J3-7エンジンが完成したのは，1970年と約40年前に遡る。

この時期，輸送機C-1，超音速練習機T-2等の防衛用機体の開発が行われているが，外国エンジンが搭載された。自衛隊機用エンジンとして次に国内開発したのはF3エンジンであり，防衛用エンジン技術の飛躍は1975年に開始したXF3-1基礎研究に端を発している。

本稿では，F3エンジン以降のエンジン研究開発の概要について，要素研究の流れにも着目して述べるとともに，最近の動向を踏まえて将来を展望する。研究開発の手法や試験評価については，文献(1)，(2)を参照されたい。

2．小型亜音速機及び超音速機用ターボファン

2.1　F3-30

戦闘機や練習機等の防衛用小型機では，幅広い速度領域や高い飛行運動性が要求されるとともに，エンジン重量が機体全備重量に対して占める割合が大型機に比べて大きいことから，エンジンにはより軽量であることが重要となる(3)。

また，J3はターボジェットであったが，1970年代においてはターボファンが主流であったため，「運動性を要求される小型亜音速機用エンジン」の技術資料取得を目的としてXF3の研究に着手した。研究開発の経緯を図1に示す。第1段階は，XF3-1（推力1.2t）を1基試作し，

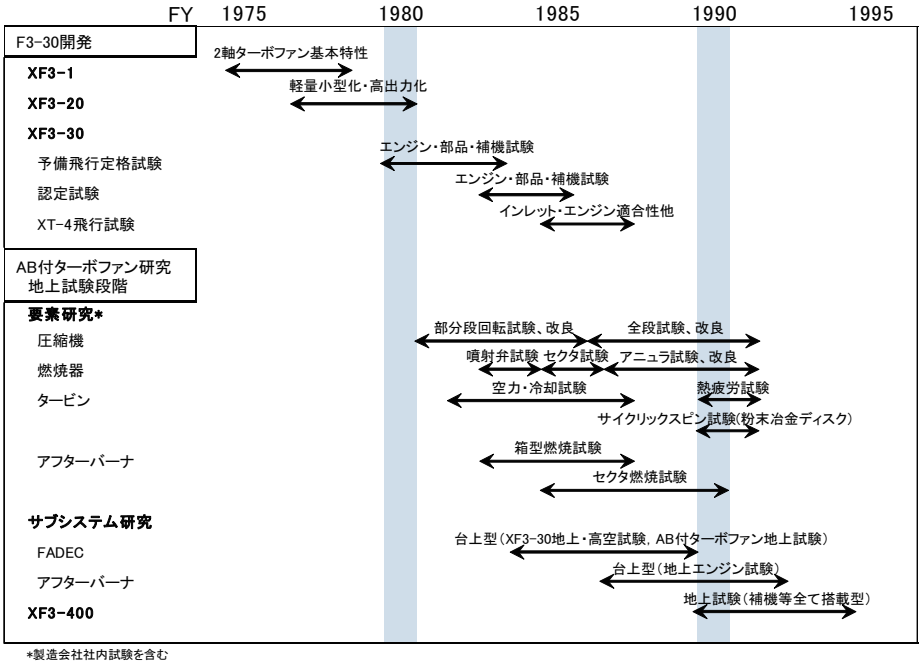


図1　研究開発経緯（ターボファン開発～ AB付ターボファン地上試験）

原稿受付　2012年11月28日
＊1　防衛省　技術研究本部
〒190-8533　立川市栄町1－2－10

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

２軸エンジンの空力マッチング，振動及び加減速に関する基本特性を，第２段階（XF3-20）では，軽量小型化，高出力化を図った推力1.6tのエンジン１基を試作し，到達最大推力では1.8tを計測するなど，種々の地上試験によりエンジン本体及び燃料管制装置に関するデータを取得した。

これらの結果を反映させて，第３段階（XF3-30）では-20を基本として設計／製作したが，後期型ではファンを改良（ワイドコードブレードの採用等）した６基のエンジンを用い，飛行試験に供し得ることを保証する予備飛行定格試験（PFRT）及び５基のエンジンを用いて量産が可能であることを認定する認定試験（QT）を完了し，F3-30としてT-4中等練習機に搭載された（図２）[4]。なお，-30の改善のための活動は運用開始後も継続実施され，TBO（オーバーホール定期点検整備間隔）延長が進められており，累積飛行時間は2010年時点で150万時間を超えている[5]。

図２　F3-30

2.2　XF3-400

F3-30開発に続いては，超音速機用エンジンを目指したAB（アフターバーナ）付ターボファンの研究を実施した。形式はターボファン＋ミックスドフロー・アフターバーナとし，コア圧力比とタービン入口温度の上昇によって，F3-30のファン，すなわち同一の空気流量のままで２倍の推力を得ることとし，推重比７を目標とした。図１に示すように，F3-30開発段階に開始されたコア部要素などの基礎研究は，燃焼器とタービン部の高温化，高負荷化，FADEC（電子制御装置），ABのサブシステム研究等を経て，搭載型XF3-400エンジンに統合された。XF3-400の地上試験では，AB性能，電子→油圧バックアップ制御切換特性，過渡制御特性等に関するデータ取得，改善等を実施し，XF3-30のグロスポテンシャル性を実証した。

さらに，XF3-400では２次元推力偏向ノズルを装着した形態での試験等での運転も行われ，AB付ターボファンエンジンの技術基盤の確立に貢献している（図３）。

３．高推重比ターボファン

３.１　推重比

研究用エンジンとして，より大推力化を念頭に置き，機体の高運動に対応した飛行実証用AB付ターボファンエンジンがXF5-1である。エンジンのスケーラビリティと経費効率を考慮して推力５tクラスとし，推重比については，図４に示す動向より約８を目標に設定した。

３.２　要素研究

XF5エンジン試作の前段階には，エンジンへの適用を目標に，熱空力，構造強度・材料，伝熱，制御といった要素技術力を獲得するため，高負荷化・小型軽量化・高温化を図ったファン，圧縮機等のエンジン構成要素のリグ試験モデルやファン・タービン翼の部品を試作し，各要素を試験評価するエンジン主要構成要素の試験研究を行った。図５に各要素の技術課題と実施した試験の概要を示す。要素研究では，各種リグ試験を実施して要素単体での詳細データを取得した[6]。

３.３　XF5-1

XF5の外観及び概略断面を図６に示す。各要素の研究成果を反映しつつ，それらがシステムとして統合されている。

エンジンの特長としては，

a. 高い推重比

推重比８を超えている諸外国エンジンは大型である。電気系補機はエンジン規模にかかわらず重量がほぼ一定なため，規模を考慮するとXF5は技術的に高いレベル

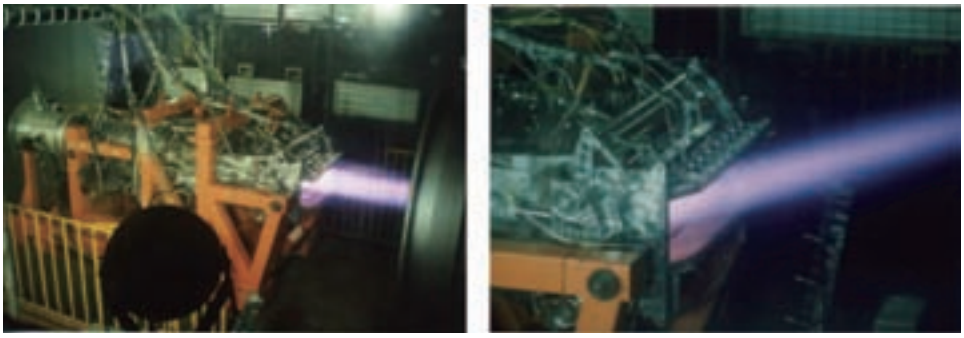


図３　XF3-400推力偏向試験

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

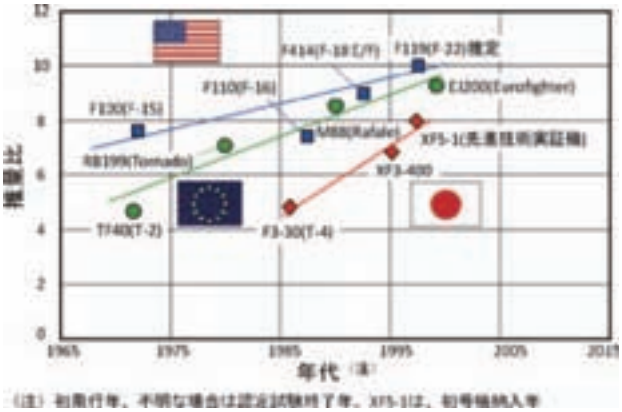


図４　推重比動向

図５　研究経緯（高推重比AB付ターボファン）

b. IFPC（飛行推進統合制御）対応
　エンジン制御は，国内開発の２重系FADECにより，機体側フライトコントローラと連携し，エンジン推力及び推力偏向機構（推力偏向排気ノズルやパドル）を積極的に制御するIFPC技術に対応

c. 高いディストーション耐性
　ポストストール機動を行う高運動機への搭載を考慮し，耐ディストーション性をF3-30に比べて大きく向上

が挙げられる。

XF5の試験評価では，計測形態1基を含む4基のエンジン並びに構造強度（部品）及び補機試験用供試体を試作し，PFRTに規定される各種試験を実施した。空力推進研究施設内のエンジン高空性能試験装置（ATF）を用いた高空性能試験も実施している。ディストーション試験では，エンジン入口に飛行状態でのエンジン入口空気乱れを模擬するディストーションプレートを設置し，エンジン機能確認を行った（図７）。

図７　ディストーション試験

３.４　XF5-1（FT）

機体形状，機体構造，飛行制御，エンジン，アビオニクス等の先進技術のシステムインテグレーションを図って実験機を製作し，実飛行環境下で技術の成熟度や技術の運用上の有効性を検証する事業「先進技術実証機（高運動ステルス機）」には，XF5の成果が適用されており，本実証機の搭載用エンジンとして機体とのインテグレーションを図りつつXF5-1（FT）エンジンの設計・製作が現在進捗中である（図８）。エンジンと機体との適合性については，最新の機体設計を反映した形態でのATF試験で確認する予定である。

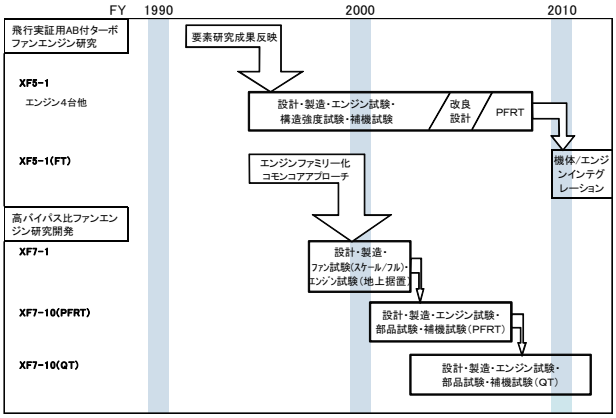


図８　研究開発経緯（飛行実証用AB付ターボファン～高バイパス比ターボファン）

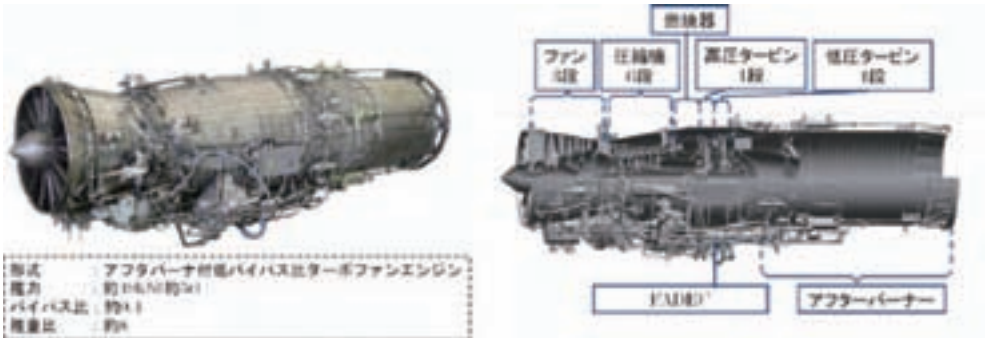


図６　XF5-1外観及び概略断面

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

4．高バイパス比ターボファン

4.1　エンジン諸元と概略仕様の設定

将来の大型亜音速機への適用を目指して，高バイパス比ターボファンエンジンの研究開発を開始するにあたり，期間，経費及びリスクの観点から既存の低バイパス比エンジンコア部を利用することが最も効率的であると考えられた。そこで，XF5のコア部を基本とするエンジンファミリー化（コモンコアアプローチ）の研究開発手法を採用することとした。

エンジンの諸元設定のためのシステムスタディでは，まず想定する大型機の機体諸元及び飛行ミッションに基づき，飛行性能解析により求めた航続性能，エンジン推力，バイパス比の各パラメータの関係と運用上の制約条件を考慮して，エンジンの存在領域を定めた。次に，ファンを含む低圧系の作動上の観点，想定機体規模と推力の関係等を検討して諸元を絞り込み，概略仕様を設定した。なおエンジン形態とその性能については，XF5コア部を基本に運用条件を加味した変更を行ったコア部と可変なファン部の組み合わせから設定した。その結果，バイパス比８～９，XF5圧縮機に前置２段追加した高圧圧縮機等の諸元と仕様を得た。

4.2　XF7-1

ファンの要素研究から着手することとし（図８），諸元設定で得た概略性能と空力的に等価な1/2スケールファンのリグ試験を行ったのち，フルスケールファンでの構造健全性確認を経て，低圧圧縮機のストール余裕を改善したXF7-1エンジン（地上据置型）１基を試作した。図９にXF5-1コア部からの変更点とその要因を示す。地上試験でエンジン推力，燃料消費率，バイパス比は目標を達成した[7]。

4.3　XF7-10

XF7-1の基本性能を発展させ，耐久性，信頼性を向上，耐環境性や整備性にも配慮して軽量化を図ったエンジンがXF7-10（PFRT）である。特長として，

a. 推力60kN（6.1t），高バイパス比（約８）による低燃費
b. 海上運用での塩害に対する耐食性を考慮
c. 多数の搭載機器を想定した大電力発電機に対応
d. NOx等の排出は国際基準を満足
e. 騒音低減技術を適用

を備える。

５基のエンジンを試作してPFRTを実施したが，空力推進研究施設で実施したコアエンジンATF試験の搭載状況を図10に，航空自衛隊C-1FTB（フライングテストベッド）機を使用して，姿勢変化や荷重（G旋回，ダイブなど）を負荷した試験の状況を図11に示す。

量産仕様を確定するため，製造性，整備性の観点から材料，構造，艤装配置等を見直したエンジンがXF7-10（QT）であり，５基を試作してQTを実施した。エンジン外観及び横風試験状況を図12に示す。この他，エンジンを長時間運転するAMT（加速ミッション試験）も並行して実施し，現在実施中の次期固定翼哨戒機の飛行試験で必要なエンジン信頼性を確認している。

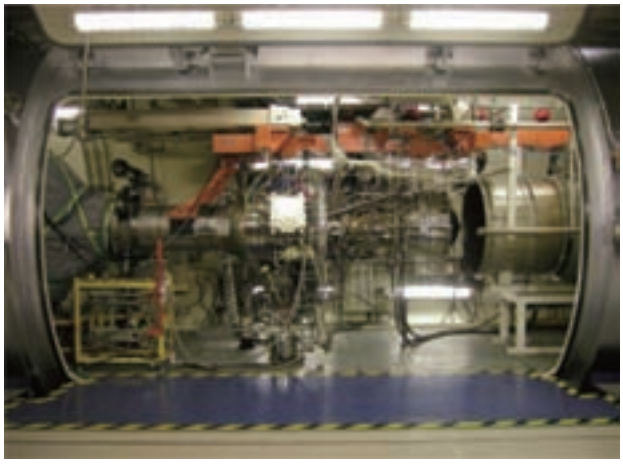


図10　コアエンジンATF試験

図11　C-1 FTB試験

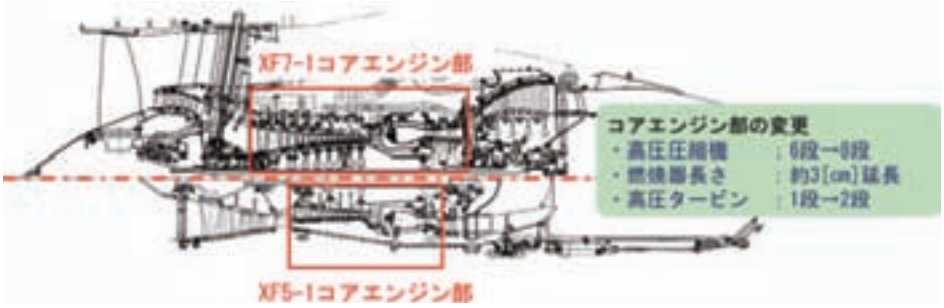


図９　ファミリー化におけるコア部の変更

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

図12　XF7-10（QT）

5．ターボシャフト，小型エンジン

固定翼機以外に，ガスタービンを搭載する防衛用プラットフォームとしては，誘導弾やヘリコプターがあり，それらのエンジンについて述べる。

5.1　J4-1

図13は，陸上自衛隊が装備する88式地対艦誘導弾用ターボジェットエンジンJ4-1である。エンジンは，ブースターロケット燃焼後に空中始動する。作動時間が短い使い捨てであるが，単純な構造と部品点数削減の工夫によって高い信頼性と低価格を両立させた。その後，艦対艦誘導弾，対潜哨戒機及び戦闘機から発射する空対艦誘導弾，標的機用エンジンとしても採用されている。また，本エンジンの発展型は，12式地対艦誘導弾用エンジンとして採用されている。

図13　J4-1

5.2　TS1-10

図14は，陸上自衛隊のOH-1小型観測ヘリコプターに搭載されているTS1-10ターボシャフトエンジンである。ヘリコプター用エンジンとして国産初の研究開発であり，高圧力比単段遠心圧縮機，FADEC，IPS（入口粒子分離装置），IRS（赤外線低減装置）などを備えている。1999年度から部隊運用を開始した。その後，ライフサイクルコストの低減を目指したエンジンの耐久性向上や燃料消費率低減のためのフォローアップ活動を実施した。

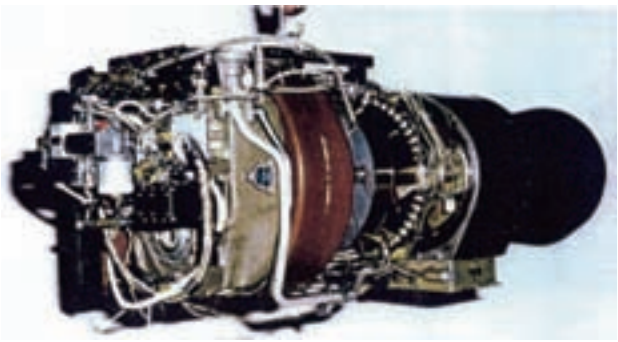


図14　TS1-10

5.3　XTS2

2006年度から，TS1エンジンを基礎として，圧縮機の２段化（斜流インペラ＋遠心インペラ），出力タービンの２段化並びに燃焼器出口温度を高温化し，高出力化を図ったXTS2エンジン（図15）の試作研究を実施している[8]。

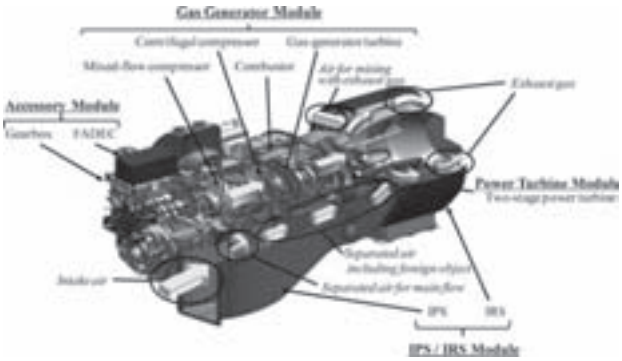


図15　XTS2

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

6．今後の展望

6.1　米国の動向－第6世代へ向けて

米国では，推重比，燃料消費率，CCI（能力コスト指数=Δ（エンジン能力向上）／Δ（開発・生産・維持経費））などを飛躍的に向上させることを目指したIHPTET（Integrated High Performance Turbine Engine Technology）計画が2005年に完了し，性能目標を再設定したVAATE（Versatile, Affordable, Advanced Turbine Engines）計画に移行している。VAATE計画の大目標は，CCIを10倍にすることであり，エアビークル・システムレベルからのトップダウンアプローチを指向するところが，エンジン要素技術からのボトムアップアプローチであったIHPTETと大きく異なる[9],[10]。重点を置く分野は，

a. 汎用コア技術
　システム要求の変更に適合可能（マルチ/デュアルユース）
b. インテリジェントエンジン技術
　アクティブ制御，エンジン健全性管理，機体・推進系統合（パワー/熱収支，サブシステム，インレット/エグゾースト）による自己最適化，自己診断，ミッション適応性
c. 耐久性向上技術

コンポーネント寿命延伸，開発・整備・維持経費削減などであり，ターボファンの性能目標は2017年フェーズⅡ完了時点で推重比20，燃料消費率25%低減などとしている。図16にそのエンジン構想を示す[11]。低バイパス比ターボファンを対象とするADVENTは，F-35や長距離攻撃機等への反映を目指している技術であるが，高推重比化のみならず可変バイパス機構を付加することによって，コア及びバイパスフローに加えて流量調節可能な第3のフローを設ける構想である。第3のフローは，エンジン熱管理や超音速飛行時のスピレージ抵抗及び機体ブートテール抵抗低減のためにも有用なことから，F-35を本技術適用エンジンに換装し，航続性能や超音速行動半径を大幅向上することさえも期待されている[12]。HEETEは高バイパスターボファンの燃料消費低減と低被視認性の両立を目標としている。

第5世代戦闘機の搭載エンジンF119/F135の源流をたどると，1980年代半ばのATF（Advanced Tactical Fighter）搭載エンジンとしての開発決定が一つのマイルストーンであるが，さらに遡ると1970年代に起源を有するATEGG（Advanced Technology Engine Gas Generator）及びJTDE（Joint Technology Demonstrator Engine）計画に至る[13]。こうした技術熟成のスパンやEMD（Engineering and Manufacturing Development）の所要期間を考えた時，第6世代機の姿はまだ見えないが，エンジン技術に関しては今その萌芽の時期を迎えているとの見方もある[12]。

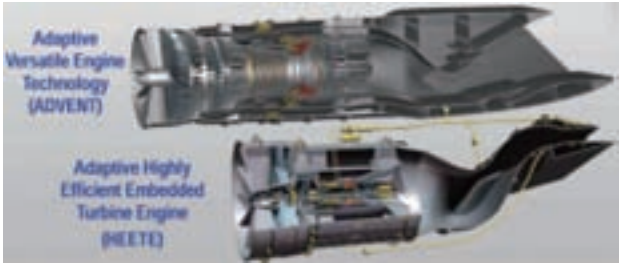


図16　VAATEエンジン構想

6.2　将来戦闘機コンセプト

防衛用ジェットエンジンのうちでも戦闘機用エンジンには，高度かつ特殊な装備品技術が集積し，その育成は一朝一夕に行えるものではないことから，中長期的視点に立った戦略的検討を実施することが必要である。昨今の防衛関係費の減少や高性能化に伴う高価格化等の生産技術基盤を取りまく環境の変化を踏まえ，従来以上に戦略的な研究開発投資が必要とされている。そこで，シーズ・ニーズを踏まえた将来の戦闘機に関する研究開発ビジョンが検討・策定された[14]。

ビジョンは，20ないし30～40年後の将来戦闘機コンセプトと必要な研究事項を整理しており，情報優越，知能化，瞬間撃破力といった新たな戦い方での対応を示すとともに，コンセプトを支える中核技術の一つとして，次世代ハイパワー・スリム・エンジンを20年後に実現すべきコンセプトとして提示している。

6.3　戦闘機用エンジン

次世代ハイパワー・スリム・エンジンへの適用を目標として，2010年度より着手している次世代エンジン主要構成要素の研究の構想を図17に示す。本研究では，エンジンに係る上記コンセプトに基づき方向付けを行っており，コア部構成要素のうち圧縮機，燃焼器，高圧タービンを対象として，軽量化，高温化，耐熱材料適用，冷却能力向上，高効率化等の技術課題の解明に取り組んでいる。

さらに，将来の戦闘機においてステルス性と高高度／高速戦闘能力を確保するために必要となるスリム化と大推力化を両立させた戦闘機用エンジン要素に関する研究についても，現在計画中である。

6.4　基礎研究・要素技術・インテグレーション

エンジン性能の飛躍的向上を図るためには，揺籃あるいは萌芽期にある技術を着実に成長させる必要がある。このために，大規模なプロジェクトの実施と並行して，基礎研究にも鋭意注力している。近年の事例としては，材料・構造分野でのCMC（セラミックス基複合材料）の適用研究[15]，制御分野での性能追求制御等のIFPC機能の研究[16]などをリグあるいはシミュレーションレベルで実施している。

前述の次世代エンジン主要構成要素研究事業において

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

図17　次世代エンジン主要構成要素の研究構想

は，コアエンジンの構想検討をエンジン全体の構想検討へ進化させるとともに，低圧系システム，コアエンジン，そしてプロトタイプエンジンへと発展させていくことが目標である。この過程では，我が国の優れた耐熱材料技術を含め，エンジン本体個別要素における熱空力・冷却新技術や熱管理，整備性といった制御関連技術などの検討も実施する計画である。検討した各要素技術をエンジンに適用するか否かは，システムインテグレーションの検討に依っているが，環境変化に柔軟に対応するためには，ボトムアップ及びトップダウンの両アプローチを併用する必要があろう。

7．おわりに

実機エンジンの研究開発の現場では，様々な事象が発生する。例えば，ある既存要素と別の要素を組み合わせたときの総合性能実測値が，個別の要素特性からの予測値と異なっていたりする。原因は，熱空力的な境界条件の差異，構造強度的な要因の複合など様々であるが，これらはエンジン開発を行うことによって得られる貴重な技術資料である。現在進めている事業では，これまでに得られた教訓への対応も積極的に行い，円滑な技術の継承・発展に努めている。

航空エンジン技術のうち，防衛用特有の技術は防衛省独自で研究を進めることが必須であるが，デュアルユース技術について，国内関連機関と協力して研究開発を進めることができれば効率的である。

我が国の資源を最大限に活用した研究開発を行い，日本の空を飛翔する画期的に優れたエンジンを実現したい。

参考文献

(1) 三宅公誠: 防衛庁におけるエンジン開発,日本ガスタービン学会誌, 28-5（2000-9）, pp.352-356.
(2) 林利光,高原雄児: 防衛庁におけるジェットエンジン研究開発の歴史と将来への展望,日本ガスタービン学会誌, 34-3（2006-5）, pp.178-183.
(3) 神津正男: XF3ターボファンエンジンについて,防衛技術（1983-5）, pp.2-26.
(4) 神津正男: F3ターボファンエンジンについて,日本ガスタービン学会誌, 14-55（1986）, pp.24-35.
(5) 荒中崇: F3-IHI-30BエンジンのTBO延長プログラム,ガスタービンセミナー第39回資料集（2011-1）.
(6) 山根秀公: 高推重比ターボファンエンジン構成要素の試験研究,ガスタービンセミナー第40回資料集（2012-1）.
(7) 秋津満: 高バイパス比ターボファンエンジンについて, 日本ガスタービン学会誌, 40-3（2012-5）, pp.80-88.
(8) Uejima, T. et al.: A Study of XTS2 Turbo-shaft Engine, Proceedings of Heli Japan 2010（2010）.
(9) Gahn, S. M. and Morris, R. W. Eds.: Turbine Engine Technology - A Century of Power for Flight, Turbine Engine Div., AFRL, Wright-Patterson AFB, OH, U.S.A.（2002-9）.
(10) AIAA: The Versatile Affordable Advanced Turbine Engines（VAATE）Initiative - An AIAA Position Paper, AIAA（2006-1）,［http://www.aiaa.org（2012.10.23）］.
(11) Thompson, D. E.: Versatile Affordable Advanced Turbine Engines Provide Game Changing Capability with Superior Fuel Efficiency, 11th Annual Science & Engineering Technology Conference/DoD Tech Expo（2010-4）.
(12) Warwick, G.: The Third Way, Aviation Week & Space Technology（2012-9-24）.
(13) Moxon, J.: Goals Set for ATF Engine, Flight International（1984-4-14）.
(14)「将来の戦闘機に関する研究開発ビジョン」について:http://www.mod.go.jp/j/press/news/2010/08/25a.html.
(15) Suzuki, Y. et al.: Combustion Test Results of an Uncooled Combustor with Ceramic Matrix Composite Liner, ASME J. Eng. Gas Turbines Power, 125（2003-1）, pp.28-33.
(16) 山根秀公他: 飛行推進統合制御対応航空エンジン制御装置の研究 第2報:飛行推進統合制御,日本航空宇宙学会論文集,56-654（2008）, pp.299-307.

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

航空エンジン40年の進展と将来：エンジン開発・設計と製造

桑原　達雄[*1]　KUWABARA Tatsuo
今村　満勇[*1]　IMAMURA Mitsuo
坂井　栄治[*1]　SAKAI Eiji

キーワード：民間航空機用ジェットエンジン，国際共同開発，高バイパス比化，GTF，設計技術，複合材，生産技術，品質技術，MRO，展望

1．緒言

航空機エンジン工業は，我が国の経済を担う基幹産業の一つとして発展が期待される産業である。

民間航空機用ジェットエンジンの開発は，長い期間と一国あるいは一社単独では負担しきれないほど膨大な資金が必要な為，この30年来，資金負担とビジネスリスクの分散，市場の確保，最先端技術の集積を主な目的として，国際共同開発が主流となっている。

日本航空機エンジン協会（JAEC）は，民間航空機用ジェットエンジンの国際共同開発計画の推進を目的とし，通商産業省（現・経済産業省）のご指導の下に，石川島播磨重工業株式会社（現・株式会社IHI），川崎重工業株式会社（KHI）及び三菱重工業株式会社（MHI）の３社の協力を得て昭和56年10月に設立された。（2012年４月１日付けで一般財団法人化）

今回，当協会が携わっている民間航空機用ジェットエンジンの開発，設計，生産を中心に，この40年を振り返り将来の展望について述べたい。

2．民間エンジン開発の歴史

1970年代以降の民間エンジン開発の歴史は，我が国初の高バイパス比ターボファンエンジンFJR710の研究開発に始まる。1977年に行われたFJR710の英国国立ガスタービン研究所（当時）における高空性能試験をきっかけに英ロールスロイス社（RR社）からRJ500の日英国際共同開発の申し入れがあった。これが1980年に始まった我が国における初めての国際共同開発である。

RJ500以降，当協会の携わる国際共同開発の事業形態は，合弁事業，RSP事業の２種である。

合弁事業（JV: Joint Venture）は，参画パーティーが共同で合弁企業を設立し，事業全般において，平等な義務と権限を持てることが基本である。事業の全段階，すなわち，開発作業，プロジェクト運営，販売，マーケティング，整備の全分野で参画権利があり，海外パートナーとの事業である為，グローバルで柔軟なコミュニケーション・調整能力が重要な要素である。

RSP（Risk & Revenue Sharing Partner Program）事業は，事業リスクを負担する代わりに参入比率に応じて収入の配分も受ける方式である。ビジネスをとりまとめ，自社の製品として販売する主体会社がプロジェクト運営，販売，マーケティング，整備等を主導し，参画会社は，設計・開発段階をプログラムシェア分の作業，または費用で分担し，量産段階ではシェア分の部品の生産等を行い，シェア相当の収入配分を受ける。

以下，当協会が携わるJV及びRSP事業について述べる。

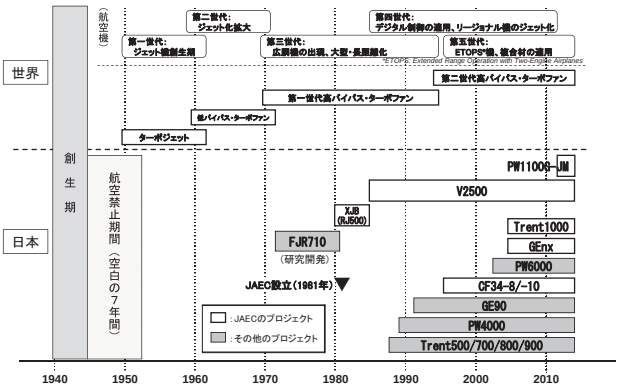


図１　民間エンジン開発の推移

2.1　RJ500エンジン（JV，国内参画：IHI，KHI，MHI）

RJ500エンジン（定格推力20Kポンド）事業は，RR社がエンジンの高圧系，日本側が低圧系を担当し，日英50%シェアで開発，設計，製造，ビジネスを平等な立場で分担するJVであった。1980年早々に共同開発を開始したが，第二次オイルショックと市場環境の変化で，実質的に２台の開発エンジンによる短期事業として終了し，1983年に5ヶ国の企業が参画したインターナショナルエアロエンジンズ（IAE）を合弁会社としたV2500エンジン事業に引き継がれた。RJ500は，エンジンの開発試験の大半を日本側で担当し，初期改良の後は極めて順調な開発進捗であったので，開発を継続できなかったことが非常に惜しまれた。

原稿受付　2012年11月20日
＊1　（一財）日本航空機エンジン協会
〒105-0001　港区虎ノ門３－２－２

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

2.2　V2500エンジン（JV：IHI，KHI，MHI）

V2500は，5ヶ国7企業（米プラット・アンド・ホイットニー社（P&W社），独MTU社，伊Fiat社，RR社，JAEC：IHI/KHI/MHI）からなるJVで，当初はパーティー間のインターフェイス，コミュニケーションが複雑であるとの観点から，円滑でスピーディーなプロジェクト運営を疑問視する声もあった。しかし，逆に5ヶ国というメリットを最大限に生かし，デメリットを最小にする全パーティーの努力と協力により，多くの困難を乗り越え，既に2012年前半で販売台数5,000台を超え，受注残を含めると8,000台に迫るベストセラーエンジンとなっている。当協会の担当はファン，低圧圧縮機，低圧シャフトと補機の一部でプログラムシェアは23%である。

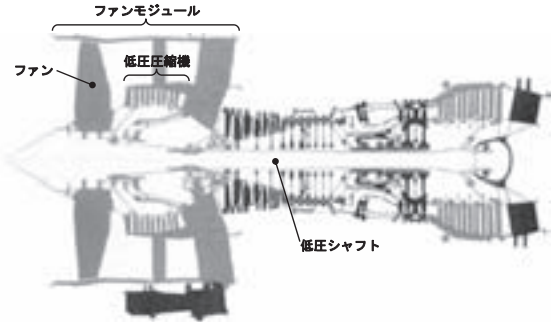


図2　V2500エンジン断面図（JAEC担当部位）

初期型A1形態（定格推力25Kポンド）エンジンの開発は1983年末に始まり，FAA型式承認取得が1988年6月で，開発エンジン13台（公称12台）による54ヶ月の開発プログラムである。エンジン設計の健全性確認はエンジン試験によるのが開発の基本であることを叩き込まれたプログラムで，開発の中半を過ぎてもなお，エンジンのコアを中心に多くの設計変更が必要であった。当協会担当部でも，低圧圧縮機及び開発段階のみ担当した艤装配管において繰返しの設計変更を余儀なくされ，極めて厳しい開発プログラムであった。その後派生型A5形態（最大推力33Kポンド，搭載機体A320），D5形態（最大推力28Kポンド，搭載機体MD90）の開発が1989年4月に始まり，1992年11月にFAA型式承認を取得したところで基本的な開発は完了した。以後，信頼性向上，更なる性能改善等を目的とした開発作業は続いており，現在，運航しているV2500エンジンは上述のA5形態が大半を占める。

2.3　RSP事業

その後2011年までの当協会が参画した事業は，欧米のエンジンメーカー（OEM: Original Engine Manufacturers）とのRSP事業であり，その概要を以下に記す。

2.3.1　CF34エンジン（IHI，KHI）

加ボンバルディア社（BA社）と伯エンブラエル社（EMB社）の70～90席機の機体開発決定を受けて，当協会は1996年からGE社をパートナーとして，リージョナル・ジェット機用エンジンの開発に参画した。プログラムシェアは30%で，担当部はファン，高圧圧縮機の一部，低圧タービン，アクセサリー・ギアボックス及び補機等である。1996年に，BA社のCRJ700（70席クラス）向けにCF34-8C1の開発を開始し，1999年にFAA型式承認を取得，2001年商業運航を開始した。その後，1999年からCRJ700の胴体を延長したCRJ900（86席クラス）用エンジンとしてCF34-8C1の推力を増やしたCF34-8C5の開発を開始し，更に，CRJ1000（100席クラス）にもこのエンジンを選定し，2010年商業運航を開始した。一方，EMB社のEMBRAER 170（70席クラス）向けにCF34-8Eの開発を1999年に開始し，2002年にFAA型式承認を取得した。続いて，90席クラスのEMBRAER 190用エンジンとしてCF34-8の推力を飛躍的に増大させたCF34-10Eの開発を2000年より開始し，2004年にFAA型式承認を取得，2005年商業運航を開始した。2004年には，中国のCOMAC社が開発を進めていたARJ21-700（78席クラス）用エンジンとしてCF34-10Eの派生型CF34-10Aの開発を開始し，2010年にFAA型式承認を取得した。現在機体の型式証明取得に向けて飛行試験が続いている。

2.3.2　ボーイング787用エンジン（Trent 1000：KHI，MHI，GEnx：IHI，MHI）

21世紀に入り，中型広胴機767の後継としてボーイング社が開発を進めていた次世代機787用エンジンには，経済性，環境適合性の大幅な向上が求められていた。主要OEMは，新規エンジンの開発を提案し，2004年4月にRR社のTrent 1000エンジンとGE社のGEnx エンジンの2機種が選定され，同時にこれらの事業に当協会の枠組みで参画することが決定された。

Trent 1000では，中圧圧縮機モジュール，燃焼器モジュールと低圧タービン動翼を担当しており，当協会のプログラムシェアは約15%である。2007年8月7日（英国表記で07-08-07）にエンジン型式承認を取得し，2011年11月に商業運航を開始した。

GEnxでは，高圧圧縮機後段の動・静翼，燃焼器ケース，低圧タービン回転部と後部ベアリング室，及び低圧タービンモジュール全体の組立を担当しており，当協会のプログラムシェアは約15%である。2008年3月にエンジン型式承認を取得し，2012年4月から商業運航を開始した。

2.4　PW1100G-JMエンジン（JV：IHI，KHI，MHI）

2010年12月に，エアバス社はA320後継機用エンジンとして，P&W社のPW1100G-JMとCFM International社が開発するLEAP-1Aの採用を決定した。当協会は，

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

2011年９月に共同開発覚書に調印し，V2500のパートナーであるP&W社及びMTU社と共に，V2500以来30年ぶりの新規JVに参画することを決定した。プログラムシェアは，P&W社が59%，JAECが23%，MTU社が18%である。日本側担当部位は，V2500エンジンでの実績と各パートナーの得意分野を考慮の上，ファンモジュール，低圧圧縮機モジュール，低圧シャフト及び燃焼器とした。

エンジン選定からFAA型式承認2014年10月まで4年弱，初号機運転開始が2012年11月，開発エンジン９台の開発プログラムである。2012年10月26日にP&W社のWest Palm Beach工場で，全パーティー参加のもと，初号機組立完了式が行われたが，当協会にとっては，JVへの正式参画決定から１年余りで，担当部品の設計，生産を完了するという厳しい日程であった。

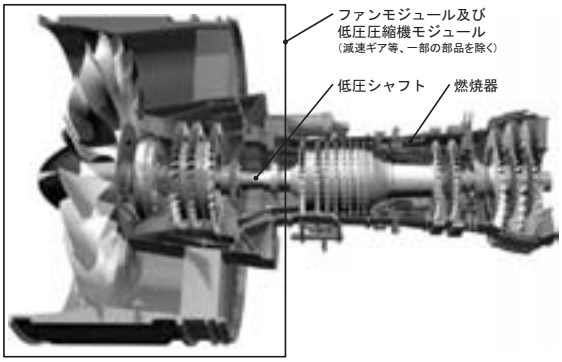


図３　PW1100G-JMエンジン断面図（JAEC担当部位）

３．技術の発展：高バイパス比化とその課題

今から約40年前，1970年代前半にボーイング747，マクドネル・ダグラスDC-10，ロッキードL-1011が相次いで就航した。これらの機体にはRB211，JT9D，CF6などのエンジンが搭載されており，高バイパス比エンジンの幕開けの時代である。それ以前は，低バイパス比エンジンのJT8Dを搭載したボーイング727，737，マクドネル・ダグラスDC-8，DC-9が代表的な旅客機で，バイパス比は2程度であった。これが，1970年代の高バイパス比エンジンの出現によりバイパス比が５程度に引き上げられ，燃費及び騒音の低減等に大きく貢献した。

過去40年間の民間航空機用エンジン技術の進展は，ガスタービンとしての高温・高圧化による熱効率の向上と推進効率の向上の歴史になるが，本稿では民間航空機用エンジンにおいて顕著な高バイパス比化による推進効率の向上について振り返り，今後の発展について考察する。

3.1　バイパス比（BPR）

エンジン最前部のファンから取り込まれた空気は，エンジン内側の圧縮機を経て燃焼器へ導かれる空気と，バイパス部を通り放出される空気の二つに分かれ，両者の流量比がBPRである。

より大量の空気を吸い込み，より低速で押し出す高バイパス比化は，推進効率を向上させ，燃費向上，騒音低減に大きく貢献する。40年前のBPRは２程度であったが，最近の民間エンジンは10を超えるBPRが実用化されており，今後も更なる高バイパス比化が追及される。

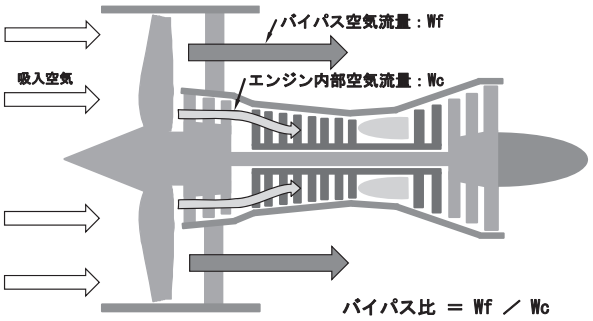


図４　バイパス比

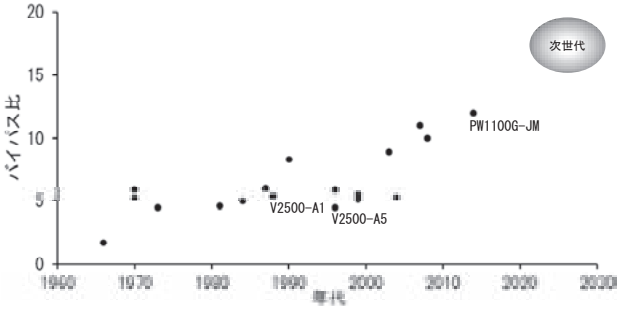


図５　バイパス比の変遷

3.2　高バイパス比化の課題

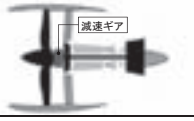
高バイパス比化において，ファン径拡大による重量増と，ファンと低圧タービンの最適回転数ミスマッチへの対応が課題となる。重量増への対応としては複合材などの最新材料技術を適用して軽量化を図るなどの技術開発が進められてきた。一方ファンと低圧タービンの最適回転数のミスマッチへの対応として，低圧系と高圧系の２軸方式に加えて，中圧系を設けて回転数を調整する３軸方式と，ファンと低圧タービン間に減速ギアを設け，回転数を調整するGTF（Geared Turbo Fan）方式などがある。

1980年代に就航したV2500は２軸方式でファン径が約1.6メートル，バイパス比は約５であった。一方，現在開発中のV2500の後継機であるPW1100G-JMではGTF方式を採用し，ファン径を約2.1メートル，バイパス比を約12まで拡大している。ファン径の拡大によりV2500のチタン製ファンケースをそのまま大型化した場合には重量が約20%増加するところ，PW1100G-JMでは当協会が開発した複合材を用いることによりファンケースの重量増をゼロに抑えている。

また，PW1100G-JMではファン出口翼にも複合材を採用し大幅な重量減に貢献している。V2500のファン出口翼はアルミ製でファンケースをチタン製のストラットで支持しているが，PW1100G-JMではストラットを廃し出口

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

表１　２軸，３軸，GTFの概念図と特徴

方式	概念図	特徴
2軸		利点：最も簡素な形態 難点：ファンと低圧タービンと最適回転数のミスマッチ
3軸		利点：中間軸追加による最適回転数のミスマッチ緩和 難点：構造の複雑化
GTF		利点：減速ギアによる最適回転数のミスマッチ解消 難点：構造の複雑化

翼でファンケースを支持する設計とした。構造機能を持ったファン出口翼としては，複合材の適用は世界初である。

3.3　GTF方式の技術的特長

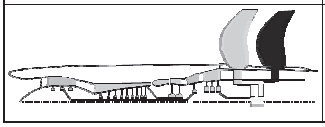
従来エンジンは，ファン先端速度は空力的な制限からある速度以上にはできず，ファンを駆動する低圧軸の回転数は小さくなり，低速での回転を余儀なくされる低圧タービンは，段数を増やさざるを得なくなり重量増加を招いていた。従って，ある限界以上にファン径を大きくすると重量増加の為かえって燃費が悪化していくことになり，ファン径の大型化には限界があった。GTF方式のエンジンでは，ファンと低圧タービンの間に減速ギアを組み込むことにより最適回転数のミスマッチを解消し，ファンを最適な速度（低速）にする一方，低圧タービンを高速化しタービンの段数を減らすことにより軽量化し，更なる燃費改善が図れる。即ち，ファン径大型化に伴う重量増加を，減速ギアの採用で抑えることにより大幅な燃費の改善を図ることを可能とするエンジンである。

3.4　オープンローターの特長と課題

既述の方式ではバイパス比20程度が限界とされている。この限界を超えるものとして検討されているのが，オープンローター方式である。これはダクトで覆われたファンの代わりにダクトなしの大型の２重反転ファンを推力発生源とするもので，ターボファン並みの高速でターボプロップより優れた推進効率の実現を目指し，現在のレベルより燃費で25～30%の改善が期待できる方式である。この方式は２回にわたる石油ショック後の1980年代に米国を中心に研究されたもので，試作エンジンによる飛行試験を実施して巡航速度マッハ0.78程度までは，その優れた燃費性が確認されている。一方でオープンになった高速ファンからの騒音や，複雑なファンピッチの可変機構や２重反転のファン駆動システムの成立性などの技術的課題が残されている。

オープンローター方式は，欧米での政府支援のプログラムのなかで技術開発・実証が進行しているが，当協会も，2020年代後半以降と目されるその出現に備えて基礎的な要素開発を進めている。

表２　オープンローターの形態概念図と特徴

概念図	特徴
	利点：燃費の革新的向上 課題：騒音低減、2重反転ファン駆動システム、可変ピッチの設計・制御

4．設計技術の変遷

エンジン設計・開発のプロセスは，現在においてもV2500開発当時と基本的に変っておらず，図６に示すように機体からの要求仕様に対しエンジンサイクル検討，概念設計から始まり，各要素の性能・空力設計を進め，引き続いて構造設計と詳細設計を行い，試作，エンジン・要素試験を実施する一連の流れで構成されている。

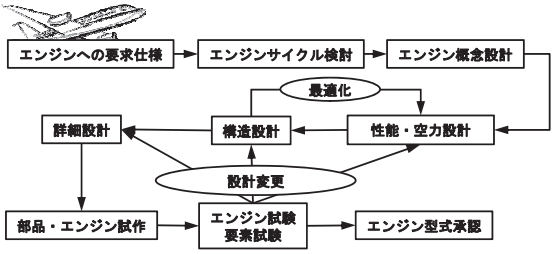


図６　エンジン設計・開発の流れ

従来は多数の要素試験や長期間のエンジン試験による設計立証が必要であったが，現在は，Computational Fluid Dynamics（CFD）解析，構造解析等の進歩によりエンジン運用状態を模擬し，多数の要素試験・エンジン試験も代替可能となり，開発の大幅な期間短縮・費用削減及びリスク低減に貢献している。今後さらに解析の大規模・高度化を目指した解析手法の研究が行われていく。

上記の技術力向上により，当協会はモジュール全体を取り纏める能力を付け，重要なパートナーとしての地位を確保している。更に，PW1100G-JM開発では独自の設計手法及びスペックを適用することを進めており，将来的にはエンジン全体を取り纏めるインテグレーション力を強化していく。

他方，製図作業では，V2500設計当初は手書きで２次元図面を描いていたが，現在はComputer Aided Design（CAD），Computer Aided Manufacturing（CAM）が進歩し３次元形状ベースの設計となり，３次元モデルは解析作業と共用，効率化が図られている。更に，製造部門とも共有し設計と製造部門のコンカレントエンジニアリングが導入され，製造準備期間の大幅な短縮が図られている。

4.1　空力設計

コンピューターの発展は解析の大規模化や計算の高速化を実現し，CFD技術の向上をもたらした。図７に

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

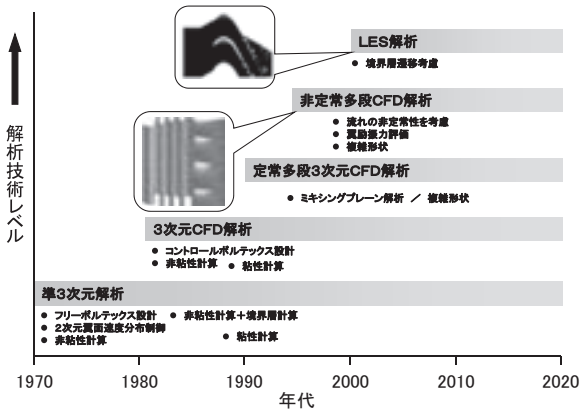


図７　CFD技術の変遷

CFD技術の変遷を示している。

V2500の空力設計を実施した1980年代は，３次元粘性解析による単翼のCFD解析が設計に適用され始め，解析に数週間を要した。2000年頃には，並列計算機を用いたファン動翼，ファン出口翼，パイロンを含めた全周非定常CFD解析が可能となり，大規模解析の先駆けとなった。本解析は数ヶ月を要していたが，現在の空力設計では，多段非定常CFD解析，翼振動応答解析等，大規模／異分野統合CFDさえも１週間程度で実施可能となっている。

４.２　構造設計

構造解析技術では，静的な構造強度解析，応答解析，き裂進展解析，衝撃応答解析，２次空気及び伝熱解析等のシミュレーション技術力が大きく進歩している。

静的な構造強度の弾性解析では，数十万節点での解析が可能になり，２次元軸対称要素やシェル要素を用いた簡略化したモデルの解析からソリッド要素を用いて３次元形状を忠実に模擬した形状での解析が行われている。また，弾塑性解析やクリープ解析，大変形解析などの非線形解析も行われている。

動的応答解析の技術向上も目覚ましく，当協会における複合材ファンケース，ファン動翼，ファン出口翼の技術開発においても，衝撃応答解析によりファンブレード飛散時の挙動，翼に異物が衝突した状態を模擬し耐衝撃性，靱性の評価を行っている。ファン動翼やファン出口翼には，空気取り入れ口からの異物吸い込みによる部品損傷に対する健全性の確保が要求されており，設計上考慮しなければならない。図８は，ファン動翼に対する鳥吸い込み時のシミュレーションであるが，実翼による基礎試験等による評価を行い，十分に設計に反映できる段階となっている。

ジェットエンジンの重要な要求である信頼性においても設計技術の進歩が改善に大きく貢献している。信頼性指標の一つであるIn Flight Shut Down Rateは，1980年以前には1,000時間当たり0.9程度であったものが，現在では0.02程度まで向上した。これはエンジン設計初期から，Fault Tree Analysis ／ Failure Mode and Effects Analysis手法を取り入れた為であり，就航当初からの高い信頼性確保と，運航・整備コスト削減に貢献している。

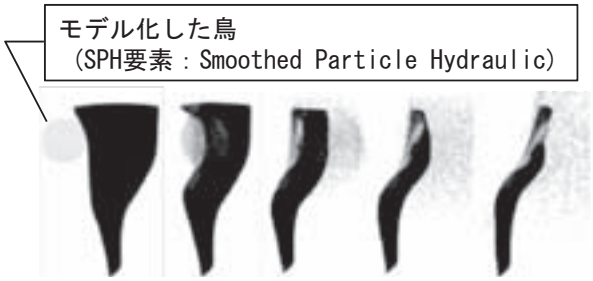


図８　鳥吸い込み解析の例

４.３　材料

PW1100G-JMで適用を進めている複合材に注目し記述する。大型エンジンGE90及びGEnxのファン動翼やファンケースには既に導入されたが，当協会も中小型エンジンへの適用を目指しCFRP（炭素繊維強化複合材）技術開発を実施，その成果を活用しPW1100G-JMのファンケース及びファン出口翼への適用を進めている。引き続きファン動翼への適用を目指し技術開発を継続している。図９にV2500以降の適用状況を示す。

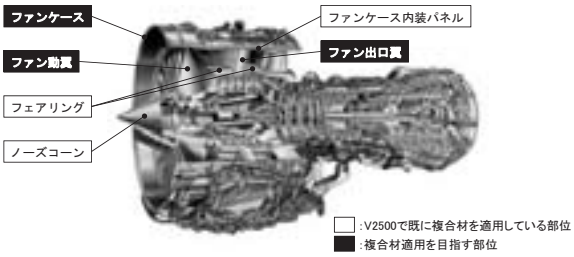


図９　CFRP適用状況

今後更なるCFRPの適用拡大に向け，より高温で使用できる材料の開発が期待される。

他方，タービン等の高温部においても軽量で優れた耐熱性を持つCMC（Ceramic Matrix Composite）の適用を目指し技術開発が進められている。現状ニッケル基合金が使用されているが，CMCは比重が約1/4程度と軽く重量の軽減とともに，冷却空気量削減も期待され，実機への適用に向けた技術開発が続いている。

５．生産技術・品質技術の変遷

生産技術，品質技術は，エンジンの軽量化，高温高圧化，信頼性向上に対応する為に開発され，変遷してきている。これを図10から図12にキーワードで示す。

軽量化では，新材料と構造の複雑化に対応する形で技術が進化している。特にファンケース，ガイドベーン等に使用されるCFRPの成形･加工技術は進歩した。また，CFRPと電位差が少なく相性の良い比強度の高いチタン

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

合金が，CFRP構造体のファスニング・補強・シース材として多用されるので，チタン合金の熱間成形技術も進歩し，部品一体化で設計されたブリスク等の複雑形状回転体の切削加工には，高機能CAMソフト，高機能NCコントロール装置付の高精度高速の同時5軸加工マシニングセンターが使われ，回転体を接合する技術ではイナーシャボンディングに代表される接合品質の高い摩擦圧接（固相接合）が採用されてきた。

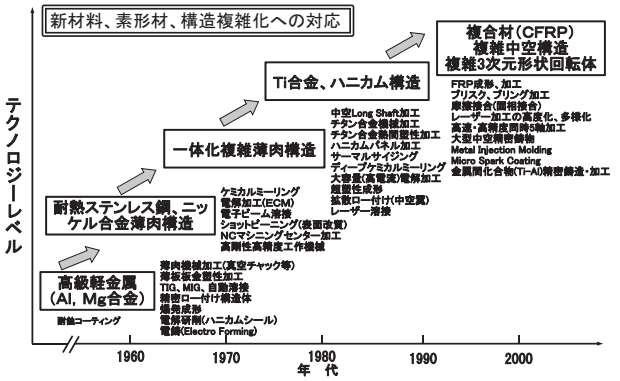


図10　軽量化への対応

高温化，高圧化では，タービンディスク，ブレード等に粉末冶金新型ニッケル合金，酸化物分散強化型ニッケル合金，新世代結晶制御合金等が採用され，これらの切削の為に，難削材機械加工，研削加工技術が，加工設備，切削工具，工具ホルダー，高圧大容量クーラント供給装置等を総合的に発展させる形で進化してきた。

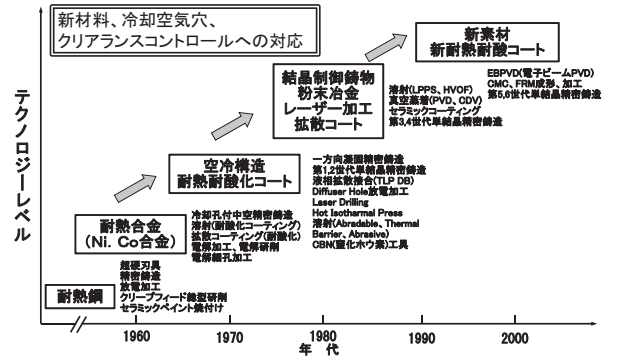


図11　高温高圧化への対応

高温化対策として，空気冷却が重要な手段であるが，DS･SCなど結晶制御精密鋳造素形材の空冷中空部の形成，タービンブレード・ベーン，燃焼器に細丸穴や特殊な形状の空冷冷却穴を加工する為，新世代のレーザー加工，放電加工が必要となった。また，耐酸化と遮熱を目的として，耐酸化・サーマルバリアーコーティング（拡散，溶射，PVD，CVD等）が適用されている。エンジン性能向上を目的に，チップクリアランスや各部位のクリアランスコントロールに，新世代のアブレイダブル・アブレッシブコーティングが適用されている。

信頼性向上（部品寿命の延長）の為のダメージトレラントデザイン（破壊許容設計）に対応する為，各種非破壊検査技術，加工面（被切削面）の健全性管理技術，統計的品質管理技術が進化した。非破壊検査では，超音波，エディカレント，X線の各検査技術が進み，欠陥発見確度は飛躍的に向上した。超音波，エディカレントはプルーブがフェーズドアレイ化（断面可視化）し，波形で欠陥を見ていたものが可視化され，X線はCT化，フイルムレス化が進んでいる。近年，高速回転体の機械加工面の健全性を確保する為，機械設備，工具，加工条件等を細かく管理し，主軸モーターにかかる切削抵抗を常時モニターし，工具の切れ味を一定に保つ管理が実施されるような管理も実施されるようになっている。

経営的な観点からは，棚卸資産の圧縮が大きなテーマで，加工リードタイム短縮，工程の無駄取り等，製造技術を駆使した改善活動が必須となった。航空業界もトヨタ生産方式を取り入れたライン化，セル化でリードタイムの短縮と小ロット生産に取り組み，難削材用消耗工具の一部内製化等あらゆる無駄取りに取り組んできたが，統計的な品質管理（Cp，Cpk管理）を行う為にも，トヨタ生産方式は非常に有効な手法で，統計的品質管理を実施しているか否かは，その工場の品質能力を判断する重要な指標となっている。

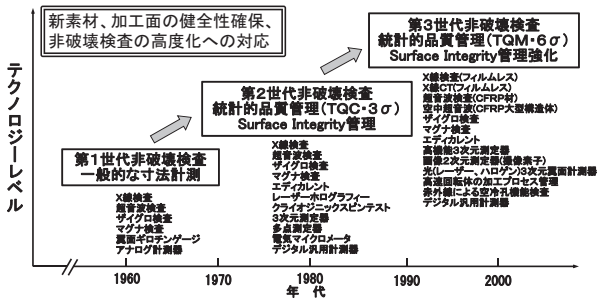


図12　信頼性向上への対応

6．MROビジネスの変遷

航空エンジンのMRO（Maintenance, Repair & Overhaul）は，1990年代半ばまでは航空会社が自社整備工場で実施することが主流で，OEMは航空会社の運航支援の為，エンジン整備マニュアルの提供，ライセンス契約のもとでの修理技術提供，交換部品供給が主要ビジネスであった。一方，1970年代半ばから始まった米国航空業界規制撤廃は，航空業界再編やLCCの出現をもたらし，航空会社は旅客輸送に注力し，1990年代半ばからMROをOEM委託へと方向転換していった。また契約形態も，Time & Material（エンジン整備時に費用支払）からPBTH（Power by the hour。エンジン運航時間当たり固定額を時間に乗じて支払）へと変ってきた。PBTHでは，単なるエンジン整備にとどまらず，OEMがエンジンの取卸計画・整備内容管理・費用とい

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

うエンジン・ライフサイクルに責任を持ち，顧客は支出を計画的に，かつ平準化できる。更にOEMには，開発・生産及び補用部品販売というハードのビジネスから，アフターマーケットまでの事業領域を拡大することができ，独立系整備会社やPMA（Parts Manufacturer Approval）事業まで取り込める等，顧客・OEM双方にメリットがある。

７．今後の展望

当協会は，設立以来，RJ500を引き継いだV2500で事業基盤を作り，RSPであるCF34，Trent 1000，GEnxで事業規模を拡大してきた。　そして，昨年30年ぶりに新たにJVとしてPW1100G-JMの開発が始まった。

A320neo，737Maxの後継機も2020年代後半までには始動すると予想され，この事業にもJVの枠組みで参画する準備を進めている。また，現在，777Xなど広胴機の新規開発の話題もあり，民間航空機業界は活気を見せている。

今後30～40年先の業界を展望すると，３つの様相が考えられる。従来型エンジンについては，更なる熱効率の向上・要素効率の改善・複合材や新材料の適用，GTFエンジンについては，これらの改善の上に，更に高バイパス比化による推進効率の向上，また，基本構造を大幅に変更したオープンローターエンジンについてはその研究開発を進めていかなくてはならない。

当協会は，開発・設計・生産の3分野において，これらの技術向上に地道な対応を続け，開発プログラムに継続して関わり，更に新規提案があれば積極的に参画していきたい。

民間エンジンの売上高は40年前と現在を比べると隔世の感があるものの，グローバルなシェアは，この20年来５～６％の推移を余儀なくされている。今後，日本の民間エンジンビジネスを発展させる為には，まず，これまで担当できなかった高温・高圧部位を担当することによるシェアの拡大が必要である。

また，我が国が世界のOEMに肩を並べる為に，システムインテグレーターとして将来プログラムをリードする心構えが必要である。

技術の分野では，複合材，製造技術などの得意技術の維持発展は言うまでもなく，エンジンの高温・高圧部も含めた先端・先行技術への取り組みが重要な課題で，技術・生産の両分野において，確固たるプログラムを組んで開発に取り組まなければならない。更に，基盤技術に係ることであるが，材料・生産・設計の基本スペック等も整備は十分とは言えず，基礎データの地道な蓄積により，自前のスペック化も重要な課題である。この基礎・基盤技術は大学や特定研究機関との協力，先端・先行技術は，国の助成制度のもとで産官学と機体・機器メーカー・素材メーカー，工作機械メーカー，銀行も含めた協力体制，国際共同開発での対応も重要な手段として進めるべきである。

次に，プログラムマネジメント，販売・マーケティング，ファイナンス（販売金融含む），プロダクトサポート，MROといった，今後の充実化が必要な分野で，グローバルなプロフェッショナルを育て，国内に組織的に機能できる体制が必要である。幸い，新規JVにてOEMのノウハウを吸収できる機会はあるので，これらの機会をうまく使うことが基盤づくりとなろう。

1970年代初頭から始まった民間航空輸送の大衆化により，民間航空の輸送量は，長期的に見れば年率平均で約４～５％程度の成長を遂げている。今後もこの成長傾向は継続し，その輸送量をまかなう為に，今後20年で約３万機の新規航空機需要が見込まれている。

また，運航エンジンの燃費改善・耐久性向上を継続して実現し，顧客にとってエンジンの付加価値を上げること，金融・リース業界とのアライアンスによるファイナンス・ソリューションを提供していくこと，OEMとMROビジネス双方を見据えた上でグローバルネットワークを提供していくこと，ライフサイクル全体で魅力的な製品・サービスを航空会社・リース会社に提供していくことも必須となる。

更に，これまでの主要市場である日本，欧米先進国（及びブラジル）に，中国・ロシアが加わり，これらの国々からビジネスに参入してくる新規メーカーも多くなっており，航空エンジンに対するビジネス要求は一層多様化し，高度化していくことが見込まれる。今後は，このようなグローバル市場において，競合相手に対応する企業力をつけていかなければならない。

「環境にやさしく，低燃費でより速い，完璧な信頼性のある民間航空機エンジンの一流インテグレーター」を目指すことが，今後とも我々のテーマであり続けるであろう。

８．謝辞

本稿の執筆に際してご協力いただいた，元IHI技師長山崎潔氏（現 株式会社 吉増製作所）に心から感謝する。

参考文献

⑴　石川島播磨重工業株式会社　航空宇宙事業本部，「IHI　航空宇宙50年の歩み」

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

航空エンジン40年の進展と将来：エアラインでの整備と運航

齊藤　徹[*1]　SAITO Tohru
桂田　健[*2]　KATSURADA Takeshi
松木　猛[*2]　MATSUKI Takeshi

キーワード：HMU, ECU, ACMS, CMC, JT8D, JT9D, ボーイング，エアライン，整備

1．はじめに

1969年にボーイング747型機が初飛行してから，今年で43年目を迎えた。日本航空では747-400型機を含めて747各型式を計102機購入したが，既に全機退役し，燃費，信頼性ともに隔世の感のある新世代エンジンを搭載した双発機ボーイング777型機並びに787型機が長距離路線の主役として活躍している。本稿では当時と比較して航空機エンジンの信頼性や性能，整備がどのように変化してきたのか，また今後，エアライン，エンジンメーカー，MROビジネスがどのような関係を目指していくのかなど，パイロットの視点を含めて展望する。

2．ジェットエンジンにおける進歩

2.1　エンジン整備方式の変遷

初期のエンジン整備は，定期的に機体から取卸し，分解するオーバーホール整備方式が採用されていたが，747導入と前後してオンコンディション整備方式が提唱されるようになった。これはエンジンの状態を常にモニタリングしながら，必要時に整備を行うことで信頼性を維持するという考え方であり，エンジンの取卸し，分解間隔を伸ばすことが可能になり，経済性が大きく向上した。

エンジンの整備要目は，新規設計時にメーカー，FAA，航空会社が協議し，信頼性を維持する為にどのような整備を，どの程度の間隔で実施するかについて記載した指針であるMSG-3（Maintenance Steering Group 3）によって評価され，新機種が開発される度に新たに策定される。その後，製造国の航空当局により承認されるが，航空会社として一層の信頼性向上を目指す為には，就航後の不具合状況を勘案し，オンウィングでの整備要目とともに，分解時の整備要目についても適宜見直していく必要がある。

2.2　P＆W社JT8DとJT9D

上述の内，これまでの40年間，民間航空を支えてきたエンジンのうち，主なものとしては，JT8DとJT9Dシリーズが思い出される。

JT8Dは，ボーイング727型機に搭載するべく，1964年に米国P&W（Pratt & Whitney）社が開発した低バイパス比ターボファンで，ボーイング737型機，ダグラスDC-9型機にも搭載され，全世界で15億時間以上運転されているベストセラーである。日本航空ではボーイング727でJT8Dを使用した後，2004年の日本エアシステムとの経営統合以降，発展型のJT8D-200シリーズを搭載したMD-80型機を2010年まで運航した。

一方，JT9Dは同じくP&W社がボーイング747型機用に開発したもので，初期型の-3Aから-7A, -7Q, -7R4G2と発展しつつ747に搭載され続け，其の後，日本航空が使用したDC-10にはJT9D-59Aが，767にもJT9D-7R4Dが搭載された。出現当時，初の民間用高バイパス比ターボファンであり，高い圧力比，タービン入口温度を引き上

図1－1　ボーイング747型機に搭載されたJT9D-7A

図1－2　ダグラスMD-80型機に搭載されたJT8D

原稿受付　2012年11月22日
＊1　㈱JALエンジニアリング　エンジン整備センター
〒282-8610　成田市成田国際空港内
JALエンジンメンテナンスセンター
＊2　日本航空㈱　運航技術部

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

げるためのニッケル基耐熱超合金材製のタービンブレード等，数々の新技術が採用されていた。

どちらのエンジンも，エアラインとして定時性を適切に維持するためには入念な整備と，故障原因を迅速に探り当てることが出来，且つ整備方法を熟知した整備士と技術者が欠かせなかった。しかし，それ故に整備士，技術者が日々，貴重な経験を積むことが出来る，良き題材でもあったように思う。

2.3　新旧ジェットエンジンの信頼性

40年以上前に設計されたJT8D，JT9Dと現代の最新エンジン，PW4000, GE90とを比較すると，推力，燃費等の性能差が歴然であるのみならず，信頼性も大きく向上している。図２－１は日本航空における1986-1989年度の，図２－２は2008年～2011年の1,000エンジン飛行時間あたりエンジン取卸率（Shop Visit Rate:SVR），及び1,000エンジン飛行時間あたりエンジン空中停止率（In-Flight Shut Down Rate: IFSDR）を示したものである。一見したところ，新旧エンジン間で取卸率に大きな差異は無いように見えるが，空中停止率は大きく低下していることが分かる。尚，昨年度の図中エンジン型式のエンジン空中停止率はゼロ（０）であったが，エンジン空中停止率1,000飛行時間あたり0.002とは，50万エンジン飛行時間に１回，停止することを意味している。これは，国際線機で年間4,000時間飛行（8,000エンジン飛行時間）すると仮定した場合，エンジン停止は63年に一度の確率でしか発生しないことを意味しており，極めて小さいことが分かる。近年，双発機による長距離進出運航が一般的になってきているが，このようなエンジンの信頼性の大幅な向上が背景にあることが理解出来よう。尚，北太平洋における207分を超えるETOPS（長距離洋上飛行），及び他の地域における180分を超えるETOPSを行う場合，1,000エンジン飛行時間あたりエンジン空中停止率が0.02を下回ることが法的に要求されている。

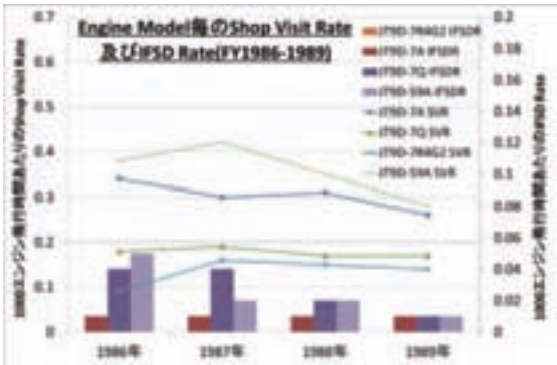


図２－１

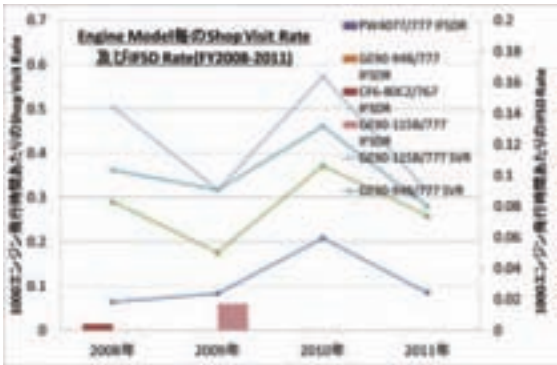


図２－２

1980年代，不具合発生が少ないとは言えないJT9Dを装備する747，DC-10で高い信頼性を得る為，過去の不具合原因を徹底的に調査，解析し，メーカー推奨の整備に加えて，独自の整備要目を追加するとともに，一定時間毎の検査，部品交換対応等を積極的に実施したことが懐かしく思い出される。エンジン取卸率に大差が見られないので，このような日本航空 技術者の，見えない努力によるところが大きいと思われる。

2.4　エンジンの整備性向上

JT8Dは現在の最新エンジンに当然のように採用されている圧縮機ストール防止用の可変静翼（VSV: Variable Stator Vane），低圧圧縮機抽気バルブ（Bleed Valve），燃費向上のためタービンブレード先端とケースの間隙を適切に制御するタービンケース冷却システム（TCCS: Turbine Case Cooling System）等を持たない極めてシンプルな構造をしている。

一方，JT9DはJT8Dに装備されていない上記システムを全て備えていたが，現在の最新エンジンが装備するエンジン制御コンピュータ（Engine Control Unit: ECU）ではなく，機械式燃料管制器（FCU: Fuel Control Unit）によって制御する極めて複雑な構造を持っていた。JT8Dでも同様であるが，機械式燃料管制器はフライトデッキのスロットルレバーとプッシュプルケーブルで接続されているため，交換した場合，所定の推力が正しく得られるよう，ケーブルを調整する必要があり，かなりの熟練と離陸推力での試運転が要求されるために多量の燃料が必要であった。

また，JT8D装備のMD-80ではエンジンデータはエンジン回転数，排気ガス温度，燃料流量，等の最も基本的なデータしか採取出来なかった。JT9D装備の747，DC-10ではエンジンデータを解析することは可能であったが，燃料管制器の持つ機能，構造の複雑さがあり，いずれも原因追究にはかなりの熟練が必要であった。初期型のJT9Dでは圧縮機ストールをよく経験したものであるが，原因を突き止め，短時間で整備を完了させる為に，過去の不具合事例を一つ一つ整理し，勉強を重ねたことが思い出される。

これに対して，777に搭載されるPW4000，GE90エンジンでは，HMU（Hydro Mechanical Unit: 電子制御式燃料管制器），VSV, Bleed Valve，TCCS等は全てECUにて制御されている。スロットルレバーはエンジンとはフライバイワイヤで接続されており，HMU交換時も

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

特別な試運転は不要である。また各所に取り付けられたセンサーからのデータも機体コンディションモニタリングシステム（ACMS: Aircraft Condition Monitoring System）に保存されるとともに，整備用コンピュータ（CMC: Central Maintenance Computer）にも送られており，不具合発生時には，CMCに保存されたデータを活用して，故障探究を容易に行うことが出来，また必要とあればACMSからエンジンデータを抽出し，技術者が更に詳細な解析を行うことが出来る。

最新のエンジンでは，上記に加えて，飛行中に機体から各エンジンデータをACARS（空地データ通信）を使ってメーカーに伝送し，24時間体制でモニタリングを行うことも出来るようになり，不具合が顕在化する前に，検査，部品交換を行うことにより信頼性が飛躍的に向上している点も特記すべき点であろう。

3．パイロット視点でのジェットエンジン進化

この40年間でジェットエンジンは大きく進化したが，パイロットがジェットエンジンに求めていることは，①信頼性 ②性能 ③扱いやすさ の三つで，基本的にずっと変わっていない。今回は主に③「扱いやすさ」という観点でこの40年を振り返って見る。

ボーイング747が登場した1970年代前半に使用していたP&W社の初期JT9Dシリーズ（-3A，-7A）は，明らかに推力が不足していた。所定の離陸性能を確保するための苦肉の策として，大量の水を燃焼室に噴射するWater Injection Systemを常時使用して離陸していた。（離陸推力2.5分間使用中に合計5,000ポンドの水を噴射）

国際線のメインベースが滑走路の長い成田に移ったことと新しいエンジンの登場で使用する機会は減ったが，バンクーバー空港，メキシコ空港，夏場の伊丹空港発ホノルル行きでは必須のシステムとして90年代まで装備され続けた。このシステムがついているがために，シミュレーターを利用した定期審査，訓練では常に水噴射の使用を前提に行われ，また水噴射系の故障を想定した審査，訓練がいつも行われ，パイロット訓練の負荷となっていた。さらに推力不足は巡航性能にも影響していた。燃料効率の良い高度まで上昇できず，結果として燃費まで悪くなってしまっていた。

JT9D-3Aエンジンの時代は，高高度ではコンプレッサーがサージングを起こし易いことから，スラストレバーを絞れないようなメカニカルなロックがついていたこともあり，随分と使い勝手の悪いエンジンだった。JT9D-7Aエンジンになってからは，このようなオペレーションの制限はなくなり，その後，JT9D-7Qに続いてJT9D-7R4G2が導入されたことで，推力不足に悩まされることはほぼなくなった。燃費もかなり改善されて，1983年には 補助燃料タンクを増設したJT9D-7R4G2装備の747-200の登場で，成田−ニューヨーク間をノンストップで飛行することまで可能になった。更にこのエンジンを装備した国内線機材まで導入されたが，ハイパワーのエンジンを短距離路線に投入することによって生じた余裕を活用して，幅のあるオペレーションも可能にもなり，後に登場する747-400も含めて国内線では推力面では随分と楽になったものである。

1990年頃に導入した747-400に装備されたGE社CF6-80C2B1F エンジンは，CF6 シリーズの最終進化形といえるほど完成されたエンジンとの印象を持っている。16年以上の同型機の乗務の中でも，これといった大きなトラブルには遭遇したことがない。高推力，低燃費もさることながら，エンジンを電子的に制御するFADEC（Full Authority Digital Electronic Control）が新たに装備され，その威力には驚かされたものである。FADECによりエンジンAuto Startが可能になったのも大きな進歩であるが，４発のエンジンスラストを揃えることとスラストのコントロールが格段に進歩し，パイロットへの負担が大幅に軽減された。４発機の747では離陸スラストのセットと微調整は航空機関士の役割であったが，-7Aの水噴射時と-7Qの離陸スラストのセットはかなり難しく，両手両指を駆使しての調整が必要であった。また，着陸前進入時のスラストコントロールも４つのエンジンのスラストを揃えるのが難しい状況で，乗員として，もっとも苦労する点でもあった。エンジンのスラストが揃わないとヨー（yaw）やロール（roll）に直接影響を及ぼし，結果として飛行機が真っ直ぐに飛んでくれない。FADECではスラストを揃えることを自動で行ってくれるので，その分操縦に専念することができ，安全性向上に寄与したと考えられる。747から747-400移行直後は操縦技術が向上したと錯覚したほどであった。

エンジンの運転状況を EICAS（Engine Indicating and Crew Alerting System）によるシステムの監視に頼り，「Dark and Quiet」というフィロソフィーが一般化したのも747-400からである。常時表示させるエンジン計器はN1（低圧系回転数）とEGT（排気ガス温度）だけ。他の数値はLimit Outしたときに自動的にポップアップするため，通常はエンジンパラメータのモニターは必要ない。不具合が発生したときに表示されるEICAS Messageと共に747の2 Man化（航空機関士なしの編成）に欠かせないフィロソフィーとシステムとなった。

以後ボーイングで製造される777，787はこのフィロソフィーを基本的に踏襲している。

90年代後半以降はエンジンの信頼性が向上したことと，高推力エンジンの登場に加え，燃油費の大幅な上昇で必然的に運航コストの低い双発機全盛の時代に突入することになる。運航管理体制も整い，ETOPS（長距離洋上飛行）も拡大されていった。747-400（４発機）に替わるべく777-300（双発機）が開発されたが，当初装備されたPW社 PW4090エンジン（最大出力90,000ポンド）ではまだまだパワーが不足していたが，のちに開発された777-300ERのGE社 GE90-115Bエンジン（最大出力

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

115,000ポンド）は，前述の747 におけるJT9D-7R4G2エンジンと同じようなパワーの余裕を得ることができた。エンジン双発化とともに，エンジン自体が大口径，高出力となってきたが，このコントロールには少々コツがいる。大型化とともにエンジンの加速，減速にやや遅れがあるのでこれらを加味してコントロールする必要がある。ただし操縦系統がフライバイワイヤーになり，エンジンの出力増減がピッチ（pitch）のモーメントに影響を及ぼさない様自動にコントロールされるのでマニュアル・フライト（手動操縦）はさらに楽になった。また，大口径，高出力のエンジンはEngine Distortion 効果（*）が顕著にあらわれ，横風が強い時の離陸初期に今までの飛行機と異なるラダー操作が必要となる。速度の増加につれて通常のラダー操作に戻るが，ラダーの踏み替えが発生する。

就航当初より長距離路線を飛んでいる787（2012年４月より就航）ではパワー不足を感じることは全くない。これは飛行機のサイズに対して十分に余裕のある，高出力エンジンが装備されているからである。このような高出力エンジンでは飛行機の操縦性や離着陸性能に影響を及ぼすことが多いが，787ではコンピュータを駆使した操縦系統の制御によって解決している。高出力エンジンにより離陸性能もさることながら，巡航性能でも威力を発揮している。飛行機自体の空力特性に依存する部分もあるが，巡航初期より燃料効率の良い高い高度まで上昇することができ，燃費性能の向上に貢献している。なお高高度の方が比較的揺れが少ないことが多く，客室内快適性も向上している。客室内空調にエンジンのブリードを使用しないという画期的な構造のため，エンジンの出力を大きく変化させた時も客室内気圧に変化が生じず，乗客が耳に違和感を覚えることはない。これも快適性向上に一役買っている点である。

パイロットとして今後のジェットエンジンに求めることは，やはり①信頼性 ②性能 ③扱いやすさ の更なる向上である。機械である以上長年の使用で劣化は止むを得ないが，出来るだけ劣化の影響の少ないエンジンであることを望んでいる。

4．エンジンメーカー，MROのビジネス展開とエアラインの今後

4.1　エンジン整備の現状

エンジンメーカーは新規開発時に要する膨大な開発コストを回収する為，アフターマーケットビジネスを重視しており，これまで航空会社が行っていた自社整備に対して，より低いコストで整備サービスを提供してきている。一方，世界のエアラインは，規制緩和の波に揉まれて価格競争を余儀なくされ，結果として一層のコスト削減を迫られてきており，この両者の思惑が一致し，多くのエアラインが従来行ってきた自社整備を断念したり，整備部門を分社化してコスト，主に人件費の一層の削減を促す等の措置を講じてきている。

エンジン整備コストの大半は部品費（交換部品購入費と部品修理費）であり，エンジンメーカーは系列会社も含め製造部門とのスケールメリットも利用し部品費の効率化を図っている。また，エアライン各社が整備を行うための大きな設備投資の負担に対して，メーカーは既存の施設設備の有効活用，またはスケールメリットを生かした設備投資を行なうことが出来るので，エアラインにとっては非常に厳しい競争に直面する事になる。従って，エアラインがエンジンメーカーに対抗して自社整備を維持する為には，コストの多くを占める部品費を下げる必要がある。一般的に部品修理費は部品購入費の30%程度となることが多いので，メーカーが修理出来ない部品を自社で修理する技術力を身に着け，PMA部品（Parts Manufacturer Approval：FAAが製造販売を承認した航空機／エンジン用部品）やDER（Designated Engineering Representative: FAAに代わってTechnical Documentの承認が出来る資格）による Approved Repairを積極的に採用して，コスト削減を図る必要があるが，PMAやDER Repairが適用出来るのは，全体の極僅かに過ぎず，決定打に欠けるのが実情である。

4.2　エンジン整備におけるエアラインの活路

それでは，世界のエアラインはエンジン整備を断念するしか道はないのであろうか。例えば，ルフトハンザ航空の整備部門が分社化したLufthansa Technik社はDOA（Design Organization Approval：FAA DERとほぼ同等）と呼ばれる航空当局に代わって会社組織として，設計や製造の承認行為が出来る委任制度を活用して，エンジンメーカーが行わない修理を自社で開発して，活路を見出している。またエールフランスの整備部門が独立したAir France Industries社では，世界中で自社整備する航空会社が極めて少ないGE90に着目して，自社修理可能な部品も幅広く揃え，修理外注に伴うコスト増を抑制することで，メーカーであるGE社を相手に，ヨーロッパや中東の航空会社からエンジン整備受託を増やしている。

日本では，現状EASA（ヨーロッパ航空安全局）が採用しているようなDOA制度はなく，自社でエンジン部品の修理を考案，開発しても，メーカーの承認を得なければならないことから，自社修理可能部品を増やすことで，外注費を抑えコストメリットを出す必要がある。日本でもDOAと同様の制度が導入されれば，エンジン整備海外外注による資本流出を防止し，且つ雇用の拡大も見込まれることから，今後，規制緩和について活発な議論が行われることを期待したい。

（*）：Engine Distortion 効果
横風による斜め方向からのInlet Airを，Engine内部で機軸に平行に整流することで，反作用の力がEngineに加わり，風下側へYawing Momentが発生する。
なおGE社GEnx-1B70エンジンを装備した787ではさらに顕著にこの影響が現れる。

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

発電用ガスタービンの高温・高効率化の進展と将来展望

塚越　敬三*1
TSUKAGOSHI Keizo

キーワード：ガスタービン，高温・高効率化，予混合燃焼器，GTCC，IGCC，SOFC

1．まえがき

日本ガスタービン会議が発足した1972年当時，日本のガスタービンメーカの多くは，海外メーカとの技術提携によりガスタービンを製作していた。三菱重工業㈱の発電用ガスタービンは，米国ウエスティングハウス社との技術提携の下に，1960年代にタービン入口温度700℃級ガスタービンの製作から始まり，1970年代に900℃級に上昇して効率向上を図り，ガスタービンの特徴を生かした水の少ない中近東の発電設備として活用された。

その後，二度のオイルショックをうけて石油価格が暴騰し，従来型火力に比べて効率が低いガスタービンの需要は顕著に低下した。この状況を打破し，世界から求められていた省エネルギー化・低公害化を達成するために，当社で蓄積した開発技術を基に，1150℃級のM701D形ガスタービンを自主開発した。その初号機は，1984年より天然ガスを主燃料とする大容量・高効率コンバインドプラント発電設備の主機として，その実力を大いに発揮し，従来型火力より約10％の効率向上を達成した。この結果，コンバインドプラントが，地球に優しい高効率発電設備として脚光を浴び高く評価され，ガスタービンの更なる高温・高効率化が期待された。

図１　ガスタービンの高温・高効率化の変遷

当社は，ガスタービン高温化設計の独自技術を基に，1989年に1350℃級M501F形を，1997年に，1500℃級M501G形を開発し，長期間の運転実績により高効率・高信頼性を確立した。

このような実績を背景に，2004年度から国家プロジェクト「1700℃級ガスタービン要素技術開発」に参画した。このプロジェクトで得られた要素技術の成果を当社の高温化設計技術に組込んで，世界最高温度1600℃級M501J形を開発し，2011年に当社高砂製作所の実証発電設備（T地点）で実負荷試験を実施し，その性能，燃焼特性，機械的特性，信頼性を確認した（図１）。

日本独自技術で確立した高温・高効率化技術は，今後，日本のみならず全世界へ波及効果をもたらし，CO_2削減による地球温暖化対策に大いに貢献するものと思われる。

本文では，発電用ガスタービンの高温・高効率化の進展と将来展望について述べる。

2．高温・高効率化の進展

ガスタービンは，その特性を生かしてタービン入口温度を上昇させ，適切な高温化設計を実施することにより高効率化を達成してきた。高温化設計としては，主に冷却翼の冷却効率の向上，耐熱材料の材料強度の改良及び熱遮蔽コーティング（TBC）の改良などがある。

1970年代に，タービン入口温度900℃級のタービン１段静翼に初めて冷却翼が採用され，1976年に開発した1000℃級M701B（50Hz機）では，タービン１段動静翼に採用された。

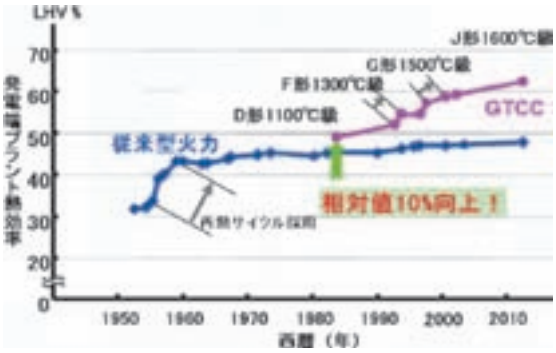


図２　国内発電プラントの効率の変遷

原稿受付　2012年12月12日
＊１　三菱重工業㈱　高砂製作所所長室
〒676-8686　兵庫県高砂市荒井町新浜２－１－１

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

この年代にオイルショックを経験し，発電設備の高効率化の要求により，顕著な効率向上が期待できるガスタービンコンバインドサイクル（GTCC）が検討され，その主機として，1150℃級のM701D形を1981年に当社独自で開発した。初号機は，1984年に東北電力㈱東新潟火力発電所第３号系列に納入され，世界最高効率を達成し，また，燃焼器は当社が世界に先駆けて実用化した予混合式低NOx燃焼器が採用され，最低NOx値を達成した。この効率は，図２に示すように従来型火力を凌ぐ発電効率となり，GTCCプラントの幕開けに寄与した。

更なる高温化を目指して，当時の発電用としては世界最高のタービン入口温度1250℃級MF111形をコージェネレーション用として開発した。MF111形の開発には，1978年から1987年に実施した国家プロジェクト（ムーンライトプロジェクト）に参画して得た技術が活かされており，その後の高温化技術の基礎となっている。

MF-111形の開発で培った高温化技術を基に，1350℃級M501F形を開発し，工場全負荷試験を経て，1991年に初号機を米国のフロリダ電力に納入した。

その後も，更なる高温・高効率化を目指し，1500℃級M501G形を開発した。M501G形は，燃焼器の尾筒に世界で初めて蒸気冷却方式を採用し，更なる低NOx化を達成し，タービン翼は自社開発したクリープ強度に優れたMGA1400/2400超合金，斬新な冷却方式や全面遮熱コーティング（TBC）等の最新技術を駆使して信頼性を確立した。初号機は，1997年に高砂製作所のT地点で長期検証後，世界各国に納入され，順調な運転を続けている。

このような実績を背景に，2004年度から国家プロジェクト「1700℃級ガスタービン要素技術開発」に参画し，プロジェクトで得られた要素技術の成果を当社の高温化設計技術に組込んで，世界最高温度1600℃級M501J形を開発した。2011年にT地点で実負荷試験を実施し，その性能，燃焼特性，機械的特性，信頼性を確認した。

図３に示す大型ガスタービンコンバインドサイクル（GTCC）プラント性能は，最新形の1600℃級M501J/M701J形では，各々，単体出力327/470MW，一軸GTCCプラント（1GT＋1ST）出力470/680MW，GTCC効率61％以上（LHV）である。

発電用ガスタービンがコンバインドプラントの主機となった後，そのプラント効率は，1150℃級M701D形初号機の48.5%からM501J形で61%以上まで改良されてきた。

３．要素研究

高温・高効率化ガスタービンの開発・実用化のためには，長年に亘り地道に蓄積して来た高温化技術を更に高度化するための要素研究が必須である。

3.1　低NOx燃焼器

一般に燃焼方式としては，拡散方式と予混合方式があり，拡散方式では火炎は安定しているが，火炎温度が高温となりNOx低減効果が少ない。一方，予混合方式では，火炎温度を低温に抑えNOxを効果的に低減出来るが，安定燃焼範囲が狭い。初期のガスタービンは，拡散燃焼器が主であり，NOx低減のために水噴射や蒸気噴射を併用した。

当社は，東北電力㈱東新潟火力発電所第３号系列の公害数値の目標値75ppmという高い目標を与えられ，ポテンシャルの高い予混合燃焼器の開発を開始した。開発当時の1980年代は，実用化に至ったメーカはなく，唯一NASAで航空機用として基礎研究が実施されていただけであった。開発の基本コンセプトである⑴燃焼安定のためのパイロットバーナーの設置，⑵燃空比調節のための空気バイパス弁の設置の採用により，1984年に世界初のM701D形予混合燃焼器を実用化した。

図４に，拡散燃焼器とF，G，J形用の予混合燃焼器，およびNOx値の変遷を示す。予混合燃焼器では，燃焼器尾筒に設置したバイパス弁の開度を調節することにより，安定燃焼を維持して低NOx化を達成している。

タービン入口温度上昇により燃焼器のNOx値は指数関数的に増加するため，高温ガスタービンの開発はNOx値をいかに抑えるかが重要である。予混合燃焼器の設計では，燃焼用および壁面冷却用の空気が必要である。1500℃級G形では，壁面冷却をボイラから抽出した蒸気で行い，冷却後の蒸気をボイラに回収するシステム（回収型蒸気冷却システム）を開発し

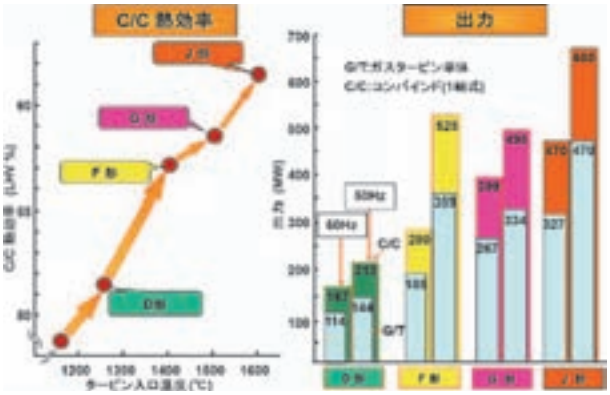


図３　ガスタービン性能比較

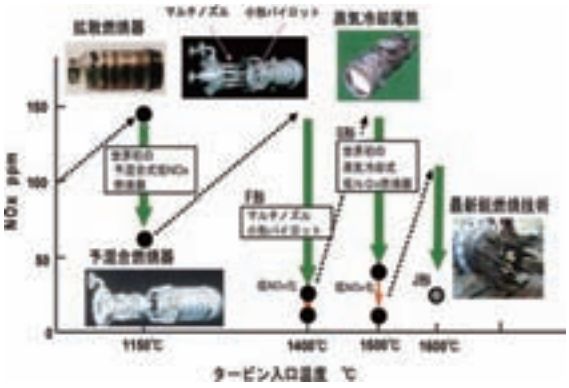


図４　拡散燃焼器と予混合燃焼器

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

た。この蒸気冷却システムの採用により，燃焼用空気を増やすことができ，G形のNOxの発生量はF形と同等レベルに抑えることが可能となった。

1600℃級M501J形燃焼器は，G形から更にメイン予混合気燃料濃度分布の最適化，パイロットバーナー火炎温度低減および空気配分の最適化により，NOx発生量を抑えG形と同レベルに低減できた。また，低NOx化に伴う燃焼不安定に対して燃焼振動抑制装置を改良することで，燃焼安定性を確立している。

3.2　冷却翼

タービン部の高温化設計としては，タービン空力解析技術および耐熱技術（翼冷却設計技術，遮熱技術，耐熱材料強度技術）が必要であり，調和のとれた総合設計が重要である。図５はタービン入口温度の上昇に対する耐熱材料技術・冷却技術・遮熱コーティング（TBC）技術の寄与度について示す。タービン入口温度上昇に見合う冷却効率の高い冷却翼を開発することにより，必要冷却空気量を抑制でき高効率達成が可能となる。1600℃級M501J形は，M501G形の高温化設計から，冷却技術およびTBCの更なる改良により100℃上昇が可能となった。

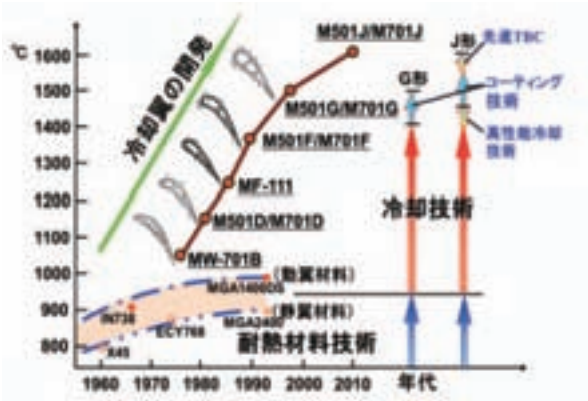


図５　高温化に対する冷却技術の寄与度

初期冷却翼は単純な対流冷却であったが，加工技術の進歩によりフィルム冷却が可能となり，タービン入口温度は顕著に上昇した。1600℃級M501J形では，翼全面に高性能シェイプトフィルム冷却を適用し，冷却効率の高い冷却翼が実用化された。図６に，当社が開発したD，F，G，J形のタービン第１段静翼の冷却構造の変遷を示す。

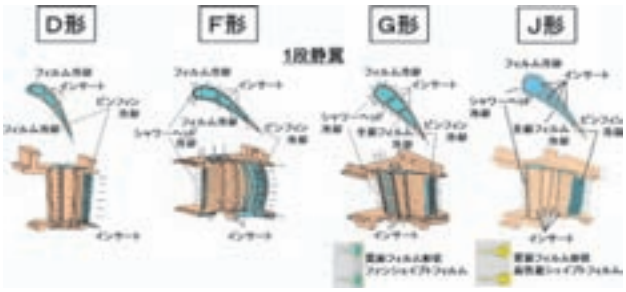


図６　冷却翼設計の変遷

3.3　耐熱材料

ガスタービン用耐熱材料として，静翼材料はタービン入口温度1200℃級までは，溶接性を考慮してCo基合金（ECY768,X-45）を採用していたが，タービン入口温度の上昇に伴いクリープ疲労強度の優れた材料が要求され，溶接性の優れたNi基合金MGA2400を開発した（図７）。

動翼材料は，従来のNi基合金（IN738，U520）からクリープ強度を改良したMGA1400を開発し，F，G，J形では一方向凝固翼（DS翼）を採用している。

また，高温化設計対応として，熱伝導率の低いTBCを燃焼器及びタービン動静翼に適用して，冷却効率を高めてきた。国家プロジェクトで開発したTBCは，熱伝導率が更に低く，且つ信頼性の高いTBCである。

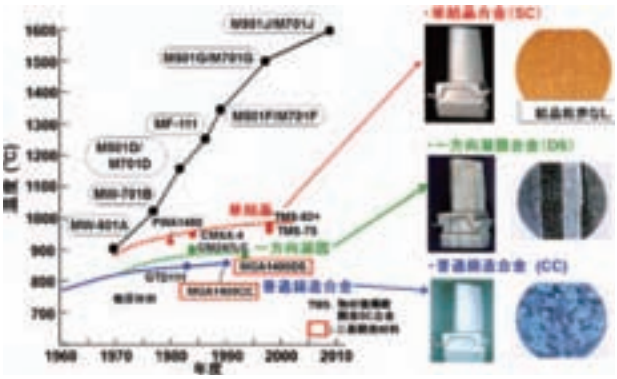


図７　タービン入口温度および翼材料耐熱温度の推移

3.4　空力性能

ガスタービンの高温化に伴い，タービン効率がコンバインドサイクルの効率向上への寄与度が増加し，空力・冷却設計間の高度な最適化を考慮した新しい空力設計技術が開発されている。更に，翼の冷却・構造設計の設計境界条件の精度向上のために，数値流動解析技術（CFD）によるタービン流れ解析や，非定常性を考慮した解析技術が不可欠である。当社は，従来の定常流れ解析に加え，非定常流れ解析技術及び，翼列流れとキャビティを含めた二次流れ系統とを一体として解く大規模解析技術等を実用化している。

図８には，タービン設計に適用されるCFD技術と空

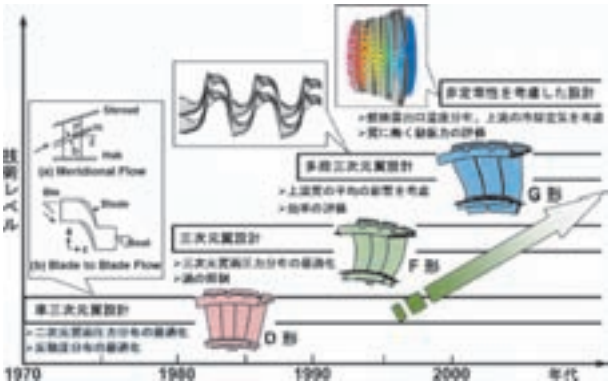


図８　CFD 解析技術と空力設計技術の進歩

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

力設計技術の進歩を示す。現在，タービン入口から出口までを同時に解く多段CFDが設計ツールの中心になっている。

非定常の流れ場を定量的に実機条件で確かめることが難しいため，回転リグ試験による現象の把握や検証を経て，実機評価を行っている。特に，超高温化に伴い設計条件が更に過酷になっているため，高温部品の伝熱境界条件をより正確に求め，励振力を定量的に評価することが求められている。

4．全負荷実証試験設備

当社ガスタービンが，GTCCプラントの主機として発展できた理由は，前章で述べた要素技術の実証試験および以下に述べるガスタービンの初号機全負荷試験等により，徹底した事前検証を実施し，高信頼性を確立したことによる。

1976年，1000℃級M701B形の開発の時に，水抵抗器で負荷吸収する世界最大級の工場実負荷試験設備（図9）を建設した。当社が独自開発したガスタービンの初号機は，この設備に組込み全負荷試験を実施し，多数の特殊計器により各部の圧力，温度，応力，振動，燃焼特性などを実測し，性能，機械的特性，信頼性を確認して来た。

その後，この設備は，1150℃級D形，1250℃級MF111形及び1350℃級F形の工場全負荷試験に使用され，初号機の特性確認に大いに役立った。

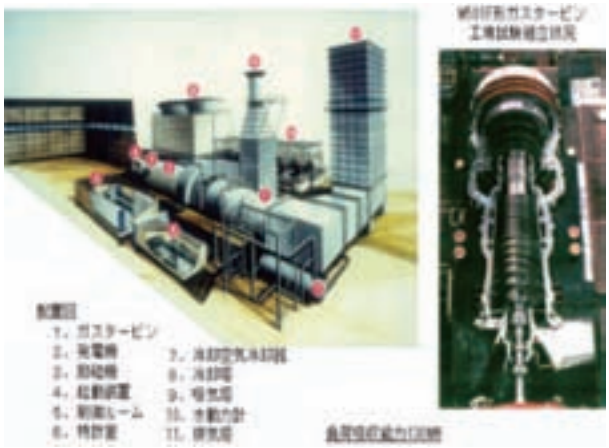


図9　工場実負荷試験設備

更に，1997年，1500℃級M501G形の開発では，将来の更なる高温・高効率化および低公害化を予想して，M501G形を主機とした出力330MWの長期実証コンバインドプラント設備（図10）を工場内に建設した。M501G形は，10年以上に亘る過酷なDSS（Daily Start and Stop）運転から得られたデータを分析し高信頼性を維持してきた。

図10　高砂製作所コンバインドサイクル実証設備

5．1600℃級M501J形の開発

M501J形は，豊富な運転実績のある1400℃級F形，1500℃級G形・H形で実証済みの要素技術を集大成するとともに，国家プロジェクトで開発された最先端技術の開発成果を適用して，1600℃級ガスタービンとして開発された．

図11にM501J形ガスタービンの特徴を示す。圧縮機は，圧力比23の15段軸流方式であり，H形圧縮機（圧力比25）の技術に3次元先進設計を適用して，衝撃波損失および摩擦損失を低減している。実機のスケールモデルを用いた高速回転試験装置により各部の特性を実測し，設計計画性能を満たすことを確認した。

燃焼器は，G形で実績のある回収型蒸気冷却方式を採用し，ノズルの改良により燃料と空気の更なる均質混合

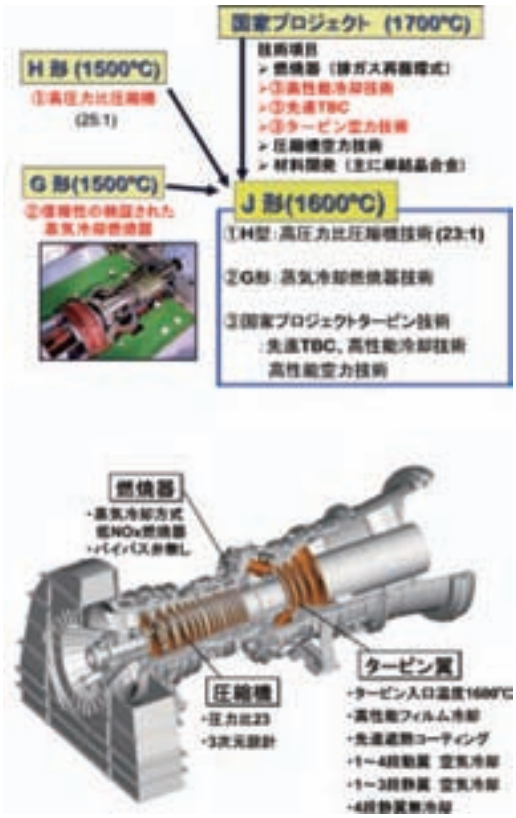


図11　M501J 形ガスタービンの特徴

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

を可能とし，局所火炎温度の低減などの低NOx化技術を適用し，G形と同等レベルのNOx濃度に抑えている。

1600℃級の冷却翼は，G形で確立した高温化設計技術に，国家プロジェクトで開発した改良シェイプトフィルム冷却などの高性能冷却技術と低熱伝導率で熱サイクル耐久性を向上させた先進TBCを適用した。

タービン翼は，従来の完全３次元設計に加え，流れ場の干渉や翼前縁からの馬蹄渦の影響などを考慮し，エンドウォール部で発生する二次流れを抑制する3次元エンドウォール形状を採用した。

M501J形の開発は，基本設計において各要素の特性検証試験を実施し，その結果を詳細設計に反映し初号機を製作した。

M501J形初号機は，2011年２月７日に初着火した後，７回の起動でタービン入口温度1600℃運転を達成し，各種の試運転パターンの試験を完了した。初号機に対しては，2300点に亘る特殊計測を実施し，性能，機械特性，燃焼特性が，目標値を満足することを確認した。

その後，長期信頼性実証運転に入り，2012年11月末時点で起動回数110回，運転時間8340時間に達して，信頼性を維持して順調に実証運転を継続している。

M501J形の商用機の初号機は，関西電力㈱姫路第二発電所に納入され，2013年秋に運開する予定である。発電設備容量は総出力291.9万kW（48.65万kW×６基）である。

６．将来展望：エネルギー利用の高効率化

6.1　更なる高温・高効率化を目指して

2004年から実施してきた国家プロジェクトでは，更なる高効率化・低公害化達成のために，低NOx燃焼システム，高性能冷却システム，高負荷・高性能タービン，高圧力比高性能圧縮機，低熱伝導率遮熱コーティング及び超耐熱材料を開発し，目標成果を得た。

燃焼システム：高温化に伴いNOx発生量が指数関数的に増大するため，排ガス再循環システム（図12）の導入により燃焼器の入口酸素濃度を低減し，NOx発生量を抑制する。これに加え，最新の燃焼解析技術を駆使して新型燃焼器を開発し目標NOx達成の目処を得た。

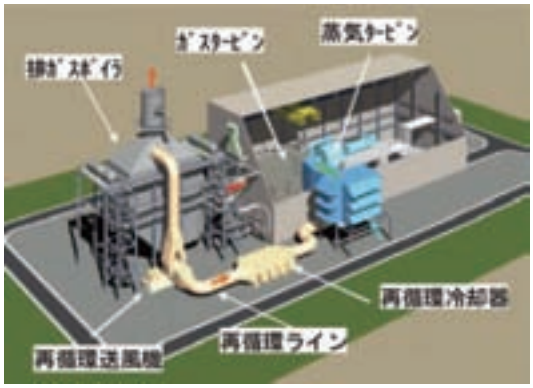


図12　排ガス再循環システム

冷却システム：各種要素試験により，翼内部のサーペインタイン冷却，インピンジメント冷却及びシュラウド部の冷却改良，翼表面の改良シェイプドフィルム冷却などの冷却効率を改良した。

超耐熱材料：高温クリープ強度・熱疲労強度及び耐酸化性に優れ，また良好な鋳造性及び大型翼としての経済性を兼備する単結晶材を開発した。今後材料特性データを充実させ，実機検証試験を実施する。

遮熱コーティング：現状の遮熱コーティングYSZと比較して約20％低い熱伝導率であるコーティング材料を開発し，熱サイクル耐久性は従来以上の寿命が得られた。

圧縮機：一軸で圧縮比30以上での高効率を達成するため，モデル圧縮機試験により，前方段の遷音速翼列に対しては衝撃波制御を，中後方段の亜音速翼列に対しては二次流れ制御を意図した３次元設計技術を開発し，従来より約１％以上の効率改善が得られた。

タービン：超高温高負荷において，３次元エンドウォールなどの先進３次元設計技術や，燃焼器や排気ディフューザも含めた一体設計技術などを開発し，従来より約１％以上の効率改善が得られた。

今後の計画と期待される効果：

現在，1700℃級の開発は，高効率ガスタービンの開発設計のための実機適用技術の開発フェーズに入り，新たな効率目標として，63%超のレベルを設定した。実証に向けた技術開発として，従来の主要コンポーネント技術に，振動・構造・軸受などを加え，さらに開発プロセスとして欠くことのできない製造・特殊計測・検査技術まで含めることにより，1700℃での実機開発・実証の準備を進めていく（表１）。

高効率1700℃級ガスタービンを主機とした天然ガス焚コンバインドプラントが実用化され，現状の石炭焚火力発電（125万kW，熱効率44％と仮定）と置換えられると，CO_2排出量の62％以上の削減が期待でき，その削減効果は，１プラント当たり，2003年度の我が国のCO_2総排出量の0.4%に相当する。

表１　高効率ガスタービン開発のロードマップ

6.2　高効率SOFCトリプルコンバインドサイクル

当社は，SOFC（固体酸化物形燃料電池：Solid Oxide Fuel Cell）の大規模発電システム としての可能性に注目して，1980年代より要素・システム両面から開発を進めて来た。2004年度から（独）新エネルギー・産業技術

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

総合開発機構（NEDO）の委託研究にて，SOFCとマイクロガスタービン（MGT）を組合せた200kW級SOFC-MGTコンバインドサイクルシステムの製作・運転を実施し，送電端効率52.1%を達成した。

更に，2010年度から，ガスタービンコンバインドサイクル（GTCC）にSOFCを組合せたトリプルコンバインドサイクルの開発を開始した。将来，1600℃級 LNG焚GTCCのトッピングに組込むと，送電端で70%以上（LHV）の超高効率発電が期待できる（図13）。

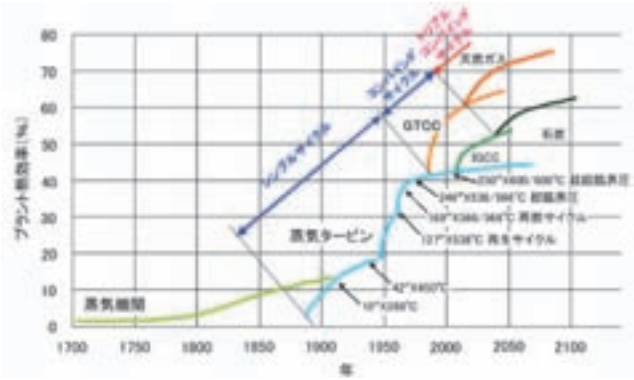


図13　発電効率の変遷と今後の展望

6.3　燃料多様化によるエネルギー利用の高効率化

エネルギーの有効利用の観点から，燃料多様化に対応したガスタービンを開発してきた。

製鉄所の高炉から出る低カロリーBFG（Blast Furnace Gas）燃料に適応した燃焼器を開発し，1982年に1000℃級BFG焚M151S形，1987年に1150℃級M701DS形，1994年に1250℃級M501DAS形を開発した。そして2004年に開発した1300℃級M701FS形のBFG焚GTCCは，世界最大出力の300MWを達成し，効率は，BFG焚従来形火力に比べて10%以上改善し，エネルギー効率向上に貢献してきた。

この低カロリー燃焼技術を活用して，石炭をガス化した燃料で発電するGTCC設備が，石炭ガス化複合発電（IGCC:Integrated Coal Gasification Combined Cycle）であり，従来型石炭火力を超える高効率発電で，環境性に優れている。我が国では，より高効率，高信頼性の空気吹きIGCCの実現に向けて，9電力会社，電源開発㈱および㈶電力中央研究所が共同で国家プロジェクトとして開発を進めて来た。2001年6月に㈱クリーンコールパワー研究所が設立され，250MW実証機の開発が完了した。IGCC実証機は2007年9月にガス化炉点火を行い，すべての目標を達成し，2013年4月からは常磐共同火力㈱の商用プラントとして運転される予定である（図14）。

図14　CCP 研IGCC 実証プラントの外観

実証機の成功により，電力の安定供給と廉価な発電原価を達成できる高効率石炭火力の最新技術BAT（Best Available Technology）としてIGCCの商用機プラントの建設に注目が高まっている。また，IGCCとSOFCコンバインドプラントを組合わせたIGFCは究極の石炭火力として，将来の実用化が期待されている。

7．あとがき

日本ガスタービン会議が発足した1972年当時の発電用ガスタービンのタービン入口温度は900℃級であり，タービン翼に初めて冷却翼を採用し，高温化設計の始まりとなった。その後，耐熱材料，遮熱コーティング及び冷却技術などの高温化技術の改良により，現在は1600℃級まで開発され，コンバインドプラントの主機として，高効率化及び低公害化を達成している。

エネルギー資源の乏しい我が国において，エネルギー利用の高効率化および地球環境に優しい発電プラントの確立が求められており，高効率化に対してポテンシャルの高いガスタービンは今後も重要な役割を果たして行くものと思われる。

現在推進中の国家プロジェクト「1700℃級ガスタービン実用化技術開発」は，産学官の連携により世界の最先端技術を確立して来た。今後，これらの最先端技術を反映した次世代高効率ガスタービンを開発し実用化する時には，信頼性を高めるために実機レベルでの事前検証が不可欠となる。温暖化防止という地球的ニーズに対して，CO_2削減効果の高い次世代高効率ガスタービンの実用化は，産学官が一体となり，国家プロジェクトレベルで取組むことが望まれる。

この1700℃級次世代高効率ガスタービンが実現すると，その波及効果は大きく，GTCC,IGCCおよびSOFCトリプルコンバインドの主機として，プラント効率が飛躍的に向上し，大幅なCO_2削減により地球環境改善に大いに貢献するものと期待されている。

参考文献

(1)　塚越，GTSJ，Vol.36，No.3　(2008-5)
(2)　塚越，電氣評論（2008-7），p. 19-25
(3)　Takeishi, Tsukagoshi他, Trans.ASME, 1992, Vol114
(4)　T. Hino, H. Harada　et al., IGTC 1990　Kobe,
(5)　伊藤他，三菱重工技報, Vol.47, 低炭素社会特集
(6)　小林他，GTSJ,Vol.40，N0. 3 , (2012-5)
(7)　羽田他，三菱重工技報, Vol.48, 新製品・新技術特集

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

日立におけるガスタービン燃焼器の開発について

吉田　正平*1　YOSHIDA　Shohei
笹尾　俊文*1　SASAO Toshifumi
林　明典*2　HAYASHI Akinori

キーワード：ガスタービン，　燃焼器，　低NOx，　燃料多様化，　水素含有燃料，　低カロリー燃料

1．はじめに

国内では1980年代に電力需要の急激な伸びに対応するため，多数の複合サイクル発電所が建設された。大容量高効率化が重視され，ガスタービンの燃料にLNG（Liquefied Natural Gas）を用いたコンバインドサイクルに注目が集った。しかし，高効率化のためガスタービンの燃焼温度を上昇させると，排気ガス中のNOx（窒素酸化物）濃度が上昇し，従来のNOx低減法である蒸気噴射や水噴霧では効率が低下するため，乾式の低NOx燃焼器の開発と実用化が国内外のメーカにて実施されてきた。

日立製作所においても，乾式の低NOx燃焼器を開発し，1990年から多数の発電用大容量ガスタービンに適用するとともに，その天然ガスの燃焼技術を中容量のH-25やH-80ガスタービンへ展開してきた。

シェールガスの生産量増加により天然ガスの安定供給は期待できるものの，資源の有効利用や低炭素社会実現のためには，ガスタービン燃料の多様化を図ることが重要である。燃料の多様化としては，製鉄過程で発生する低カロリーの高炉ガス，水素を含むコークス炉ガスや石炭ガス化ガスなどがあるが，それぞれ低NOx化や安定燃焼性の維持に特有な課題があり，対応する技術が異なる。さらに，油を含む液体燃料に対しても高効率で環境保全型の燃焼技術の開発が重要な課題である。

本稿では，これまでに実用化してきた天然ガス焚き乾式低NOx燃焼技術を紹介するとともに，資源の有効活用と低炭素社会実現のため，近年取り組みつつある燃料多様化に対応した燃焼技術の開発動向について報告する。

2．天然ガス焚き乾式低NOx燃焼器の開発経緯

弊社における大容量ガスタービン対応の乾式低NOx燃焼器の開発は，大別するとフェーズⅠ～Ⅲ[(1),(2)]に渡って実施されてきた。図1に示すように，燃焼器は安定燃焼に優れた拡散燃焼する1段目燃焼部と，低NOx化のために予混合燃焼する2段目燃焼部で構成される。

原稿受付　2012年12月14日
＊1　㈱日立製作所　電力システム社　日立事業所
〒317-8511　日立市幸町3-1-1
＊2　㈱日立製作所　日立研究所

2.1　フェーズⅠ燃焼器

フェーズⅠ[(3)]では，予混合燃焼によるのNOx濃度の低減量や燃焼安定性を検討し，予混合燃焼する2段目燃焼部の燃空比を制御するため，2段目燃焼部の燃焼用空気量を調整する空気流量調整機構（IFC:Internal Flow Control）を設置し，NOx濃度を標準燃焼器の40％（以下，例えばNOx比 0.4と記載）程度まで低減した。

ここで，燃焼器のNOx生成機構と基本構造を説明する。図2は低NOx燃焼器の作動燃空比範囲と，それに対応するNOx濃度の傾向を示したものである。

NOx生成量は，燃焼器内の火炎温度によって支配されるため，均一混合気の希薄燃焼状態に近い予混合燃焼

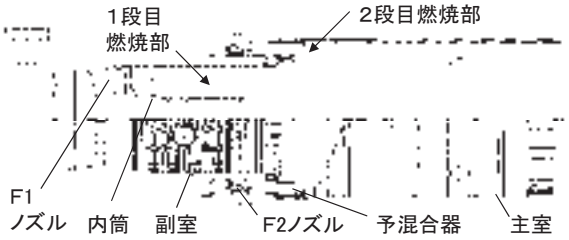


図1　フェーズⅠ燃焼器構造

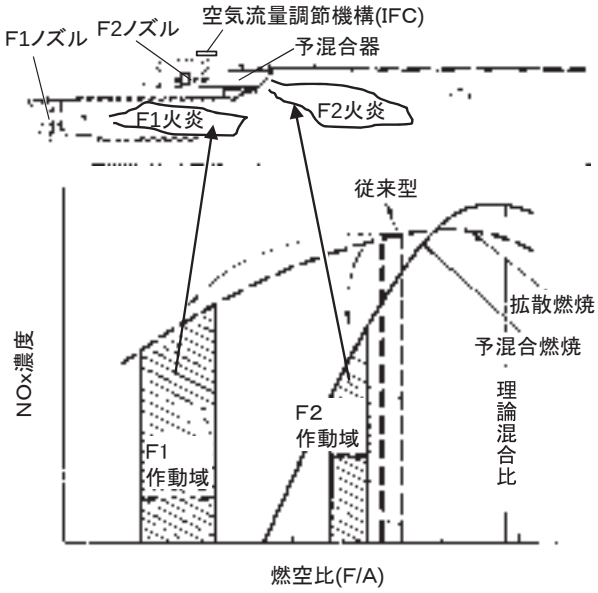


図2　低NOx燃焼器の燃焼方式

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

が低NOx化に有利となる。しかし，予混合燃焼は安定燃焼可能な燃空比範囲が狭いので，ガスタービンの全作動域を安定燃焼させるための技術が必要となる。このため，フェーズⅠでは前述のように，拡散，予混合（以下，F1，F2と記載）の２段燃焼方式とし，F1単独燃焼時におけるNOx濃度低減と，F2火炎の安定燃焼のため，IFCによる燃空比制御方式を採用している。具体的には図３に示すように，F1単独燃焼の高負荷時にIFC開度を小さくして，F1部に流入する燃焼空気量を増加させてNOx濃度を低減し，F2燃料を投入する時点からIFCを開け始め，負荷上昇とともに開度を大きくし，ある負荷以上で一定となる。この燃料とIFCの制御により，F2の予混合燃空比を適正化を図るものである。

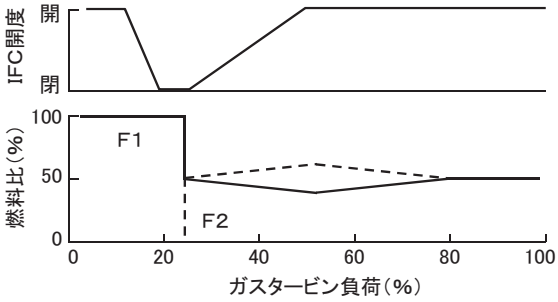
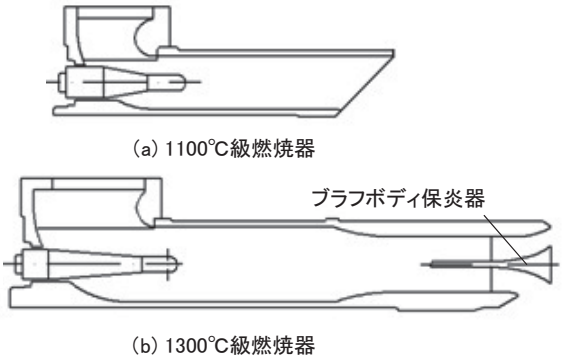


図３　燃料及びIFC制御

2.2　フェーズⅡ燃焼器

コンバインドプラントの効率向上のため，弊社においても1994年から1300℃級のガスタービンを用いたコンバインドプラントを導入し始めた。低NOx燃焼器のNOx濃度は，燃焼温度に依存するため，燃焼温度の上昇によりNOx濃度は増加する。NOx濃度を抑制するには予混合の燃空比を低下し，より希薄に燃焼させることが必要である。しかし，希薄側で燃焼させると燃焼が不安定になる場合があるため，フェーズⅡ燃焼器では，図４に示すように予混合器を大幅に拡大し，保炎性能を改善したブラフボディタイプの保炎器を採用した。これにより予混合で燃焼する燃焼割合を拡大し，燃焼温度が1100℃級から1300℃級に上昇したにもかかわらずNOx濃度は同等以下と低NOx化を実現した。



(a) 1100℃級燃焼器

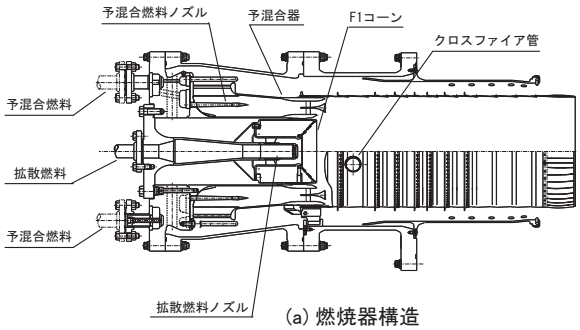
(b) 1300℃級燃焼器

図４　予混合器の改善

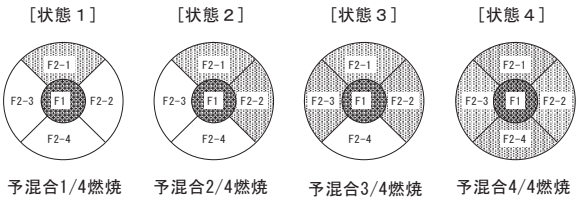
2.3　フェーズⅢ燃焼器

フェーズⅠ，Ⅱの燃焼器は，拡散燃焼と予混合燃焼の２段燃焼方式を採用し，予混合燃焼の燃空比制御にIFCを用いた構造としていた。フェーズⅢ燃焼器[4]では，この２段燃焼方式を踏襲し，予混合燃空比制御をメカニカルな燃焼空気流量制御から，燃料流量の制御方式に改良したものである。

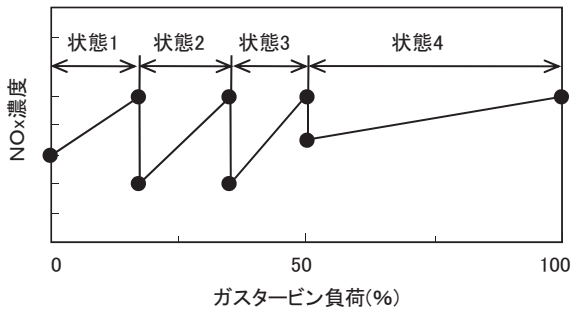
図５にフェーズⅢ燃焼器の構造，部分負荷における予混合ノズルの切替方法およびNOx排出特性を示す。燃焼器は中央に拡散燃料（F1）ノズルが配置され，周囲の予混合器（F2）は４つのセクタに分割されている。また，予混合器はフェーズⅡ燃焼器よりもさらに拡大し，予混合燃焼する割合を増加している。この構造により，各セクタでの最適燃空比範囲で燃料を投入し，ガスタービンの負荷に応じてセクタ数を増減させ，広い運転範囲で低NOx化を可能としたものである。NOx濃度の排出特性は，負荷上昇に応じ各セクタに燃料が投入されるため，階段状に変化していく。予混合の安定燃焼性の改善により，比較的低い負荷から全セクタで予混合燃焼しており，NOx濃度を低減した運用負荷帯は，この燃焼器では約50％から100％負荷で，そのNOx濃度は比較的フラットな特性を有している。



(a) 燃焼器構造



(b)負荷に対する予混合ノズルの増減数



(c) NOx排出特性

図５　フェーズⅢ燃焼器構造

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

2.4　中容量ガスタービンへの展開

近年の地球温暖化問題の深刻化を受け，ガスタービンは一層の高効率化と高い環境保全性が求められる。中容量ガスタービンもNOx濃度の低減は必須で，弊社においても大容量ガスタービンで培ってきた燃焼技術を中容量ガスタービンに展開している。

図６にこれまでに多数の納入実績のあるH - 25ガスタービン乾式低NOx燃焼器[5]を示す。本燃焼器はフェーズⅢ燃焼器を比例縮小して開発したもので，その構成や部分負荷の燃焼切替方法も同様である。予混合器内部で燃料と空気の混合促進を図り，NOx濃度をNOx比 0.2程度に低減した。同様にH - 25燃焼器を比例拡大してH - 80燃焼器を開発[6]し，実機に搭載して運転中である。さらに，H - 25については，図７に示すように，従来の拡散燃料ノズルを多孔同軸噴流バーナ[7]（以下，クラスタバーナと記載）に換装することでNOx濃度をNOx比 0.1程度まで低減した。

クラスタバーナは多数の小さな空気孔に同軸上に配置した燃料ノズルを持つ構造で，バーナ全体に燃料と空気を均一に分散供給でき，短い距離で燃料と空気が混合するため低NOx化が可能である。一方，燃料流量を増加すれば拡散燃焼と同様に高温の火炎を形成し，安定性の高い運用が可能となる。クラスタバーナは，燃料配分によって拡散燃焼的な安定性を重視した運用と，予混合燃焼的な環境性能を重視した運用のどちらも可能になり，燃焼安定性と環境保全性の両立に好適なバーナである。

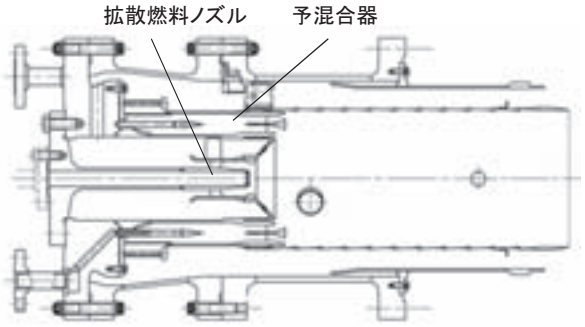


図６　H-25乾式低NOx燃焼器構造

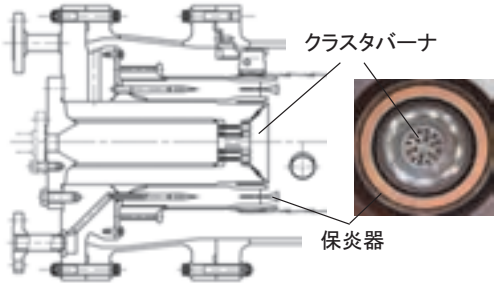


図７　H-25改良型乾式低NOx燃焼器構造

2.5　次世代乾式低NOx燃焼器の開発

環境保全の観点から更なる高効率化，低NOx化が必要である。このため弊社では，燃焼器の全バーナをクラスタバーナに換装したマルチクラスタ燃焼器[8]を開発している。図８に数値流体解析により検討した単一同軸噴流ノズルの燃料と空気の混合進行状況を示す。空気孔入口近傍で発生した乱れが，空気孔出口の拡大部で急速に成長し混合が進行している。クラスタバーナは混合部で燃料と空気が共存する領域が狭く，主たる混合は空気孔出口から火炎までの燃焼室内で進行することから，高温化，高圧力比化に伴って増大する自着火および逆火のリスクを回避でき，信頼性を保ちながら低NOx化を実現することが可能である。

図９に水流モデルを用いたレーザシート法による空気孔内部の混合状況の可視化例と，実機圧力場でのクラスタバーナの火炎写真を示す。改良型燃料ノズルでは燃料噴出方法を改善し空気孔内部で混合を促進させている。また，円錐状の火炎を形成することで，バーナの外周部では空気孔から火炎までの距離が延長され，燃焼室で混合が促進する。このように，レーザ計測やCFDを用い大気圧や高圧力場での要素バーナ燃焼試験により燃料ノズル形状や空気孔仕様の改良を重ね，燃焼器全体に希薄予混合火炎を形成することが可能となった。

図10に現在開発中の天然ガス焚きマルチクラスタ燃焼器を示す。燃焼器の中央に１個（パイロットバーナ），その周囲に６個（メインバーナ）のクラスタバーナを配置した構造である。単缶燃焼試験における定格負荷条件でのNOx濃度は，10ppm以下を確認しており，乾式低NOx燃焼器としての実用化を推進している。

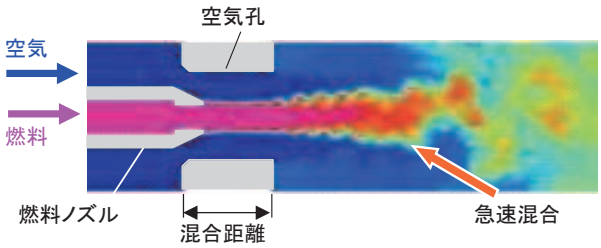


図８　クラスタバーナの構造と混合状況（CFD）

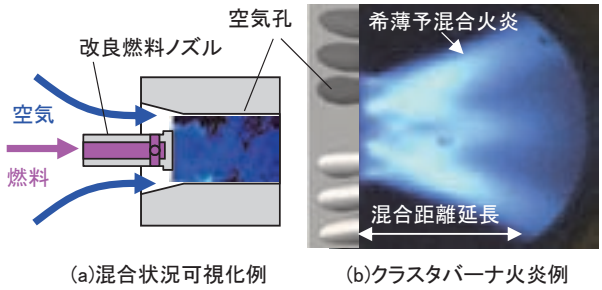


図９　クラスタバーナの要素試験結果の一例

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

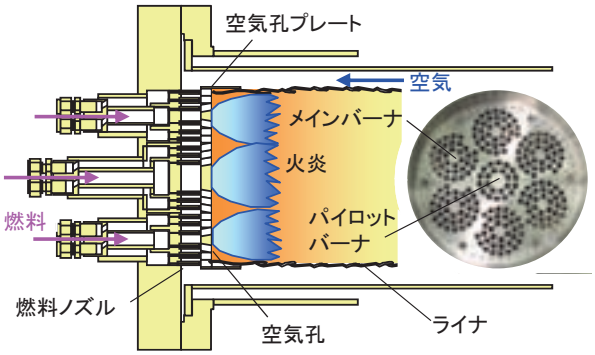


図10　天然ガス焚きマルチクラスタ乾式低NOx燃焼器構造

3．燃料多様化対応の環境保全型の燃焼技術

前述したクラスタバーナの低NOx化と耐逆火性を活かし，燃料多様化に対応する環境保全型の燃焼技術を構築している。以下に，クラスターバーナを適用した燃焼器を中心に，その内容を紹介する。

3.1　ジメチルエーテル焚き乾式低NOx燃焼技術

ジメチルエーテル（以下，DMEと記載）は多様な炭化水素原料からの合成が可能であり，次世代の代替燃料として期待されている。しかしDMEは自発火温度が350℃で，高効率（高圧力比）ガスタービンの圧縮機吐出空気温度より低く，従来の予混合器では自発火の問題があり適用が難しい。このため，クラスタバーナの耐逆火性能を活かして，石油天然ガス・金属鉱物資源機構（JOGMEC）殿から委託を受け，DME・天然ガス焚き乾式低NOx燃焼器[9]を開発した。燃焼器は天燃ガス焚きマルチクラスタ燃焼器と同様に，クラスタバーナ７個で構成されている。図11にDME（純度100％）と天然ガスの実負荷単缶燃焼試験におけるNOx排出特性を示す。DME，天然ガス運転ともに25ppm以下の見込みを得ている。

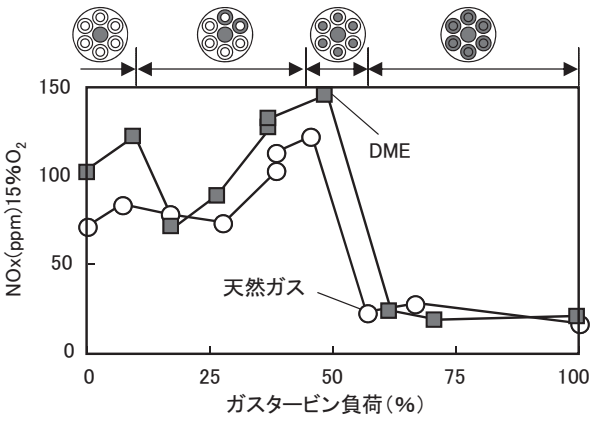


図11　DME/天然ガス焚き燃焼器のNOx排出特性

3.2　水素リッチ燃料焚き乾式低NOx燃焼技術

水素含有燃料を用いるプラントの中でも，燃焼前にCO_2を回収（以下，CCSと記載）する石炭ガス化複合発電（以下，IGCCと記載）は，国内外で注目を集めている。わが国でも2008年から新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）殿によるプロジェクトが開始され，ゼロエミッション石炭火力発電の実現に向けた開発を推進しており，弊社もクラスタバーナの耐逆火性能を活かして水素リッチ燃料に対応する乾式低NOx燃焼器の開発に参画している。

CCS－IGCCプラントにおいて，ガスタービンに供給される燃料の水素濃度はCO_2回収率により約27vol.％から84vol.％程度まで変化し，回収率の増加とともに水素濃度は高くなる。水素含有燃料は，水素の燃焼速度が速く，最小着火エネルギが低いため，予混合で燃焼させると予混合器内で自発火したり火炎が逆流したりする可能性が高い。

一方，拡散燃焼ではNOx濃度が高くなり環境規制値を満足するために，蒸気や水などの希釈剤を燃焼器に噴射する必要があり効率が低下する。このため，高効率ゼロエミッション石炭火力発電の実現には，CO_2回収率により水素濃度が変化する水素含有燃料に対して，同一のバーナ構造によりNOx濃度を低減する乾式低NOx燃焼器の開発が必要である。

図12に開発中の燃焼器[10]の概要を示す。試作燃焼器は，その中央にパイロットバーナを配置し，周囲に６個のメインバーナとなるクラスタバーナから構成される。パイロットバーナの中央には，起動から部分負荷までの運用を可能とする油燃料ノズルを備え，その外周に空気孔と燃料ノズルが一対となった同軸噴流バーナを２列配置し，油専焼，油/ガスの混焼，ガス専焼が可能である。一方，凸型のメインバーナは同心円状に３列の同軸噴流バーナで構成し，メインバーナの保炎用である最内周（第１列：F内周）と，低NOx燃焼用の外周（第２，３列：F外周）の同軸噴流バーナで構成し，メインバーナの下流に円錐の浮上火炎を形成させている。

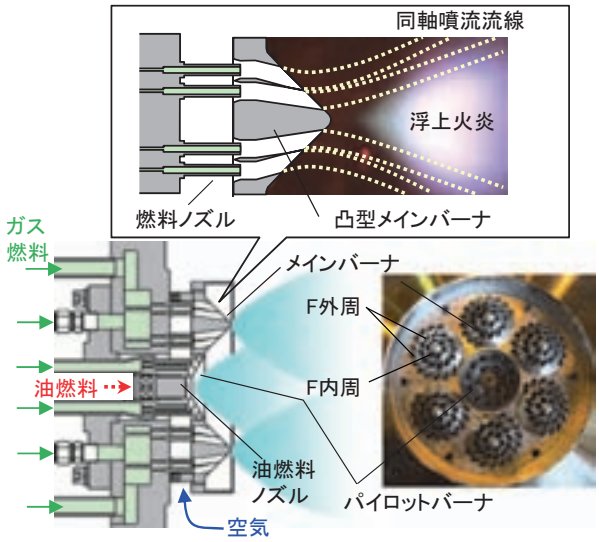


図12　CCS-IGCC用乾式低NOx燃焼器構造

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

CCS－IGCCプラントの合成ガスはCOを含むが，COの大量調達ができないため本研究では，H_2，CH_4，N_2の３成分から成る試験燃料を用いた。試験用燃料はCO_2回収率０％，30％，50％条件における組成を想定し，単位体積あたりの低位発熱量を合わせる方針で成分を調整した。

図13に開発中の燃焼器の単缶燃焼試験における定格負荷条件のNOx排出特性を示す。試験した全ての条件で燃焼効率は99.99％以上で，水素濃度が65vol.％となるCCS 50％条件でも，火炎の逆流や吹き消えなど発生せず安定に燃焼した。横軸の外周燃料比率（F_R）は，メインバーナに供給する燃料（F内周＋F外周）に対し，外周側２列（F外周）の空気孔に供給する燃料流量比で80％が計画値である。いずれの燃料に対してもNOx濃度は10ppm以下であり，世界初の水素リッチ燃料での乾式低NOx安定燃焼を確認した。今後は起動，運用を含めより一層の安定範囲の拡大と低NOx化を図り実用化を目指している。

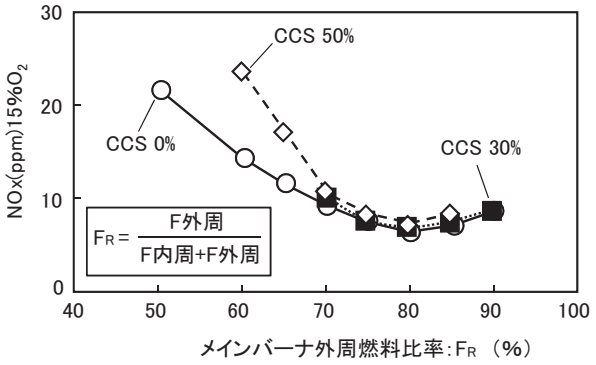


図13　CCS-IGCC用乾式低NOx燃焼器のNOx排出特性

3.3　低カロリーガス燃焼技術

ガスタービン燃料の多様化では，資源有効利用の観点から低カロリーガスの有効利用も重要である。弊社では1990年代に図14に示す空気吹きIGCCプラント用ガスタービン燃焼器[11]を開発しており，近年ではその燃焼器をベースに製鉄プロセスで発生するBFG（Blast Furnace Gas）焚き燃焼器の開発に取り組んでいる。

表１に低カロリーガスの組成例を示す。IGCCガスの主要可燃成分はH_2とCOであり，その濃度の合計は約30％で，残りはCO_2を５％，N_2を約64％含む。また，BFGはCO_2を21％含むのが特徴的である。いずれも発熱量が３～3.8MJ/m^{3}N程度で，LNGに比べ1/10以上低いため，LNGと同等の燃焼ガス温度を得るためには燃料流量が10倍以上必要となる。燃料流量の増加に伴い燃焼器に供給される空気流量が少なくなるため，低カロリーガス焚き燃焼器の開発課題は低カロリーガスの安定燃焼技術と，少ない空気で燃焼器を冷却する高効率冷却技術である。このため，弊社では低カロリーガス焚き燃焼器のライナの冷却にはインピンジメント冷却方式を採用している。

表１　低カロリー燃料の組成比較

		LNG	空気吹き IGCC	BFG
H_2	vol.%	—	6.5～8.0	3.0
CO	vol.%	—	16.0～23.0	21.0
CH_4	vol.%	88.8	0.2～2.0	—
CO_2	vol.%	—	5.0	21.0
N_2	vol.%	—	63.5	55.0
その他	vol.%	11.2	—	—
LHV	MJ/m^{3}N	40.9	3.3～3.8	3.0

図15に低カロリーガスの可燃範囲の上下限比を示す。燃料の燃えやすさを表す一つの指標として可燃範囲があり，広い方が燃えやすいことを意味し，可燃範囲の上下限界の比率で燃焼性を表すこともある。

LNGの上下限比は4.0，IGCCガスは3.5に対しBFGは2.1で，他の燃料に比べて可燃範囲の上下限比が小さく燃え難いガスである。このためBFG焚き燃焼器の開発においては，図14に示す内外周スワラの燃料配分の適正化し，燃焼安定性を改善している。

なお，現在は，2012年から新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）殿の公募研究として採択され三菱重工業㈱殿と共同で研究を進める「固体酸化物形燃料電池を用いた事業用発電システム要素技術開発」において，SOFC（Solid Oxide Fuel Cell）とガスタービン，蒸気タービンの連携運転に対応する低カロリーガス焚き燃焼器の開発にも着手している。

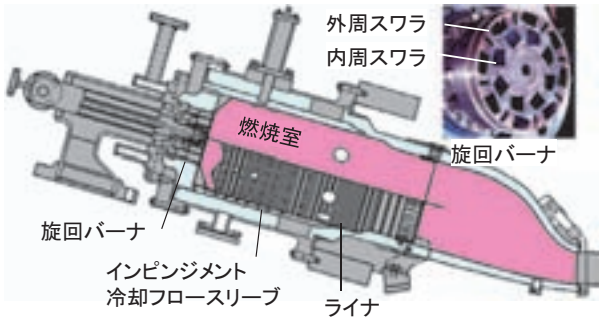


図14　空気吹きIGCC燃焼器構造

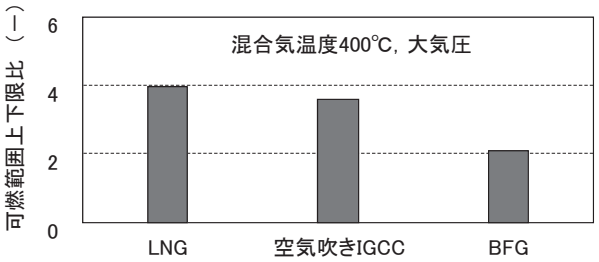


図15　低カロリーガスの可燃範囲の上下限比

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

3.4　デュアル燃料対応乾式低NOx燃焼技術

油焚きの低NOx化には予混合に加え予蒸発技術が必要となるため，天然ガス焚きに比べ技術的に難しく商用化された例は多くない。弊社ではGTW（Gas to Wire）の提案を背景に石油天然ガス・金属鉱物資源機構（JOGMEC）殿の委託研究によりA重油と天然ガスを対象としたデュアル燃料対応乾式低NOx燃焼器[12]の開発を進めてきた。

図16に現在開発中の燃焼器を示す。その構造はクラスタバーナを応用したもので，中央に拡散燃焼するパイロットバーナを配置し，その周囲に予蒸発予混合燃焼する６個のメインバーナを備え，各バーナの軸中心には油燃料ノズルを設置した。

図17に低NOx化のキー技術となるメインバーナの構造を示す。バーナの上流部には円錐形状の混合室を有し，多量の空気を導入できるよう多数の空気孔を配置し，その下流には液体燃料を蒸発する蒸発室を設けた。蒸発室の下流には，予混合火炎を安定化する目的で，強い旋回流を付与するための空気孔を配置した。ガス燃料は，１，２列空気孔の壁面に設けたガス噴出孔から混合室に供給した。油燃料は，バーナ上流部に設けた油燃料ノズルから微粒化して混合室，蒸発室内部に噴射した。

図18に実圧単缶燃焼における定格負荷条件のNOx排出特性を示す。NOx濃度は天然ガス，A重油ともにメインバーナの燃料比率の上昇に伴い低下し，最小値は天然ガス焚きで22ppm，A重油焚きは，60ppmとなることを確認した。

このように弊社では，ガス焚きのみならず，油焚きにおいてもガスタービン効率を損なわずに，環境保全性を確保可能な乾式低NOx燃焼器の開発を推進している。

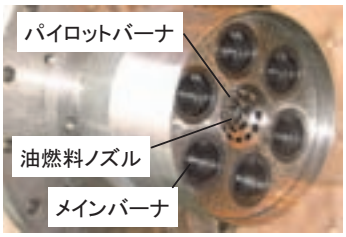


図16　デュアル燃料対応の乾式低NOx燃焼器構造

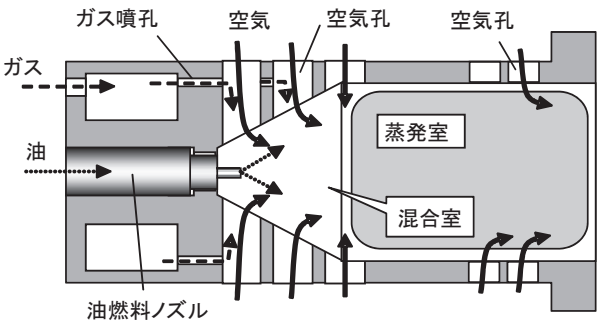


図17　メインバーナの構造

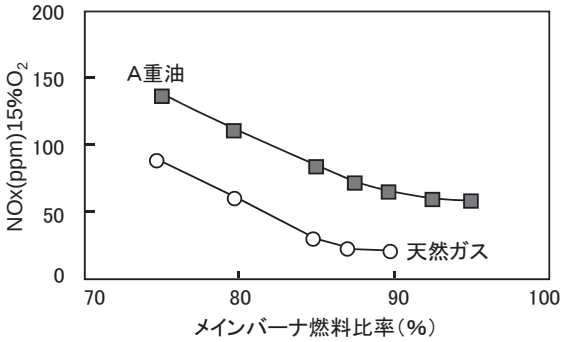


図18　デュアル燃料対応燃焼器のNOx排出特性

4．おわりに

以上，弊社がこれまでに実用化してきた天然ガス焚き乾式低NOx燃焼技術を紹介するとともに，資源の有効活用と低炭素社会実現のため，近年の燃料多様化に対応した燃焼技術の開発動向について紹介した。

今後ともガスタービンは高温化，高圧力比化により一層の高効率を目指すとともに，高い環境保全性が求められるものと考えられる。このような情勢に応えるべく，今後とも各機関において一層のガスタービン燃焼技術の革新が図られるものと期待される。弊社もその一端を担うべく，より一層の技術開発に努めていく所存である。

参考文献

(1)　竹原勲，他３名，日本ガスタービン学会誌，Vol.32, No.1（2004），pp.10-14
(2)　井上洋，日本ガスタービン学会誌，Vol.36, No.3（2008），pp.67-73
(3)　村田重人，他２名，日立評論，Vol.32, No.1（2004），pp.10-14
(4)　荒巻康博，他５名，火力原子力発電，Vol.52, No.535（2001），pp.60-67
(5)　笹尾俊文，他３名，日立評論，Vol.85, No.2（2003），pp.19-22
(6)　村田英太郎，他３名，日立評論，Vol.92, No.4（2010），pp.53-56
(7)　小山一仁，他２名，平成21年度火力原子力大会予稿集
(8)　三浦圭祐，他４名，第38回ガスタービン定期講演会論文集，(2010)，183-188
(9)　Takeo Saiou, et al., ASME Turbo Expo 2005, GT2005-68647
(10)　百々聡，他５名，第38回ガスタービン定期講演会講演論文集，（2010），pp.177-182
(11)　小泉浩美，他３名，第24回ガスタービン定期講演会講演論文集，（1996），pp.59-64
(12)　吉田正平，他４名，第35回ガスタービン定期講演会論文集，（2007），pp.63-68

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

産業用中小型ガスタービンの進展と将来展望

井上　俊彦*1
INOUE Toshihiko

キーワード：産業用ガスタービン，コージェネレーション，非常用ガスタービン，消防法，エネルギーの有効利用，エネルギーセキュリティ，電源セキュリティ，再生可能エネルギー，水素

1．はじめに

2011年３月11日に東日本大震災が発生し，その直後に発生した広域停電やその夏の計画停電で，非常用発電設備やコージェネレーション設備が幅広い分野で活躍した。これらの自家発電設備の主要原動機が，本稿の対象とする産業用中小型ガスタービンである。非常用ガスタービンの場合は，軽量・小型・高起動信頼性・短期間で導入可能等の特長が，コージェネレーション用ガスタービンの場合はエネルギーセキュリティ（エネルギーの安定供給）・排熱利用による省エネルギー性等が評価されて採用されたものである。最近では特に，災害時の事業継続性（BCP），電源セキュリティ及び節電・ピークカットの効果が重要視される傾向にあり，産業用ガスタービンはこれらの要求にも十分役立つものである。

国内における産業用中小型ガスタービンの開発の歴史は比較的新しく，1974年に行われた消防法の大改正がきっかけとなって非常用発電用ガスタービンの開発が開始され，オイルショック以降の省エネルギーや環境問題への関心が拡大した1980年代後半からコージェネレーション用ガスタービンが開発され実用化された。最近は非常用発電，コージェネレーション，いずれの用途でも大容量化の傾向にある。

本稿では，主に30MW級までの産業用中小型ガスタービンを対象とし，前半では現在に至るまでの開発経緯やコージェネレーション設備等の新しい用途開拓の歴史をたどり，後半では政策面からの普及促進動向や今後の展望について述べる。

2．産業用中小型ガスタービンの進展

2.1　産業用中小型ガスタービンの位置づけ

日本ガスタービン学会では陸舶用ガスタービンの国内生産データを毎年取りまとめて集計している。この生産統計は，戦後間もない1948年に研究用として納入された出力1.64MWの陸舶用ガスタービンから始まり現在に至る。この間の生産台数及び生産容量（出力）の推移を図１に示す。

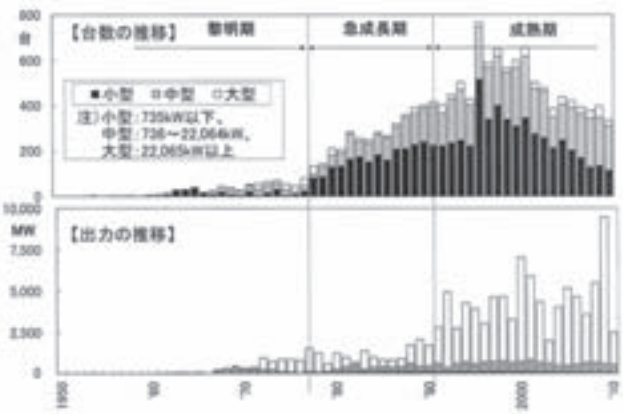


図１　陸舶用ガスタービンの生産実績（台数・容量の推移）
出典：参考文献(1)を基に作成

陸舶用ガスタービンの生産統計データの2001年から2010年の過去10年間のデータ(1)を見ると，陸舶用ガスタービンの大半（容量ベースでは約98%，台数ベースで約89%）は発電用である。さらに発電用として用いられている陸舶用ガスタービンは，主に電力会社で使用されている「大型ガスタービン」と，停電時や災害発生時の防災用途に用いられる非常用発電設備や工場や地域冷暖房等のコージェネレーション設備に用いられる「産業用中小型ガスタービン」に大きく二極化している。

具体的には，容量ベースでは陸舶用の約87%を「大型ガスタービン」が占め，台数ベースでは全体の約84%を本稿の対象とする「産業用中小型ガスタービン」が占めている。なお日本ガスタービン学会の生産統計データでは小型を出力735kW以下，中型を出力22.064MW以下としている。

2.2　産業用中小型ガスタービン発達の歴史(2),(3),(4)

陸舶用ガスタービンの国内生産は，1970年代後半までは年間１～30台のペースで細々と続いてきたが，1977年頃が一つの契機となり，特に非常用発電用を中心に生産台数が急増し，年間数百台のペースまで生産規模が拡大してくる。その後，1990年代に入ると陸舶用ガスタービンの生産台数はほぼ現状のペースに落ち着き，この時期からコージェネレーション用の新市場開拓が活発に行

原稿受付　2012年11月16日
＊１　川崎重工業㈱　ガスタービン・機械カンパニー
エネルギーソリューション営業部
〒673-8666　明石市川崎町１-１

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

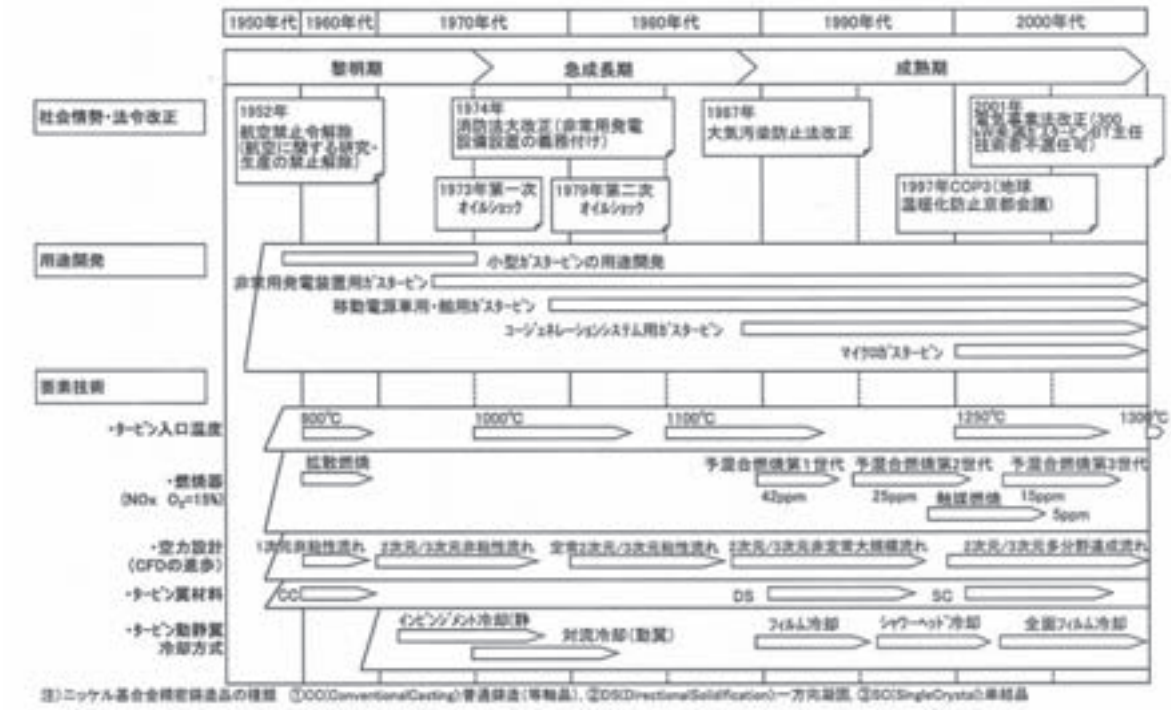


図２　産業用中小型ガスタービンの開発の推移
出典：参考文献[4]の抜粋

われるようになった。また，次第に生産台数の中心が中型機種に移り，１台当たりの容量が増えた分だけ台数の伸びが鈍化する傾向もみられる。

本稿では参考文献[4]に倣い，戦後間もない時期に始まり現在に至るまでの時代を３分割し，1977年頃までを「黎明期」，それ以降を「急成長期」，1990年代以降を「成熟期」として整理し，それぞれの期間における産業用中小型ガスタービンを取り巻く時代背景や市場動向及びガスタービンの開発動向について紹介する。

また，この間の社会情勢，法令改正と産業用中小型ガスタービンの開発の推移を図２に示す。

2.2.1　黎明期

ガスタービンは第二次世界大戦後，航空機用原動機として目覚ましく発達した。航空分野におけるガスタービンの目覚しい進歩に刺激され，1940年代後半頃からはこれらの成果を陸舶用途に広く応用しようとして，いわゆる航空転用形と呼ばれている航空用ガスタービンを陸舶用として使う方法と，航空用で培った技術を生かして新たなガスタービンを作るという，二つの異なる手法で研究開発が進められた。

前者としては，航空用と比較的使用条件が似通った発電用・舶用として開発が進められ，1960年代後半から航空転用形等の輸入ガスタービンを舶用や非常用発電用の原動機として採用するケースが増えてきた。この傾向は1970年代後半まで続いたが，国産ガスタービンの台頭に伴って徐々に入れ替わっていくことになる（以下，メーカー名は一部省略させていただいた）。本ケースの代表的な航空転用形ガスタービンとしてはIHIのIM100型（米GE社製1MW級）やIM1500型（米GE社製10MW級）が，中小型陸舶用ガスタービンとしては神戸製鋼のKG2-3C型（ノルウェーのコングスベルグ製1.2MW級）等がある。

また後者の例としては，大手の自動車メーカーが競って車両・機械駆動用ガスタービンの研究開発を行った。トヨタ自動車は1970年代後半から出力22kWの１軸形再生式ガスタービンを開発し，バッテリーと組み合わせたハイブリッド車を開発して走行試験を実施した。当時の技術レベルではガソリン車の燃費を超えることはできなかったがこの自動車は今日の「ハイブリッドカー」の先駆けとなり，ガスタービンにおける成果は関連会社の小型ガスタービンに活かされている。

2.2.2　急成長期

1972年に大阪千日前デパートで，1973年には熊本大洋デパートで多くの死傷者を出す大災害が連続して発生した。これらがきっかけとなり1974年に消防法の改正が行われ，火災による人命損失危険の特に高い百貨店，地下街，病院等不特定多数の者が出入りする建造物には，既存のものであっても防災用途の非常用発電設備の設置が義務付けられた。この消防法の大改正により非常用自家発電設備の市場規模が一気に拡大した。

当時，まだ自家発電設備用途に適した中小型の国産ガスタービンは無く，国内メーカーは欧米の先進ガスタービンメーカー（米ソーラー，英セントラックス等）から輸入したガスタービンを使って自家発電設備として販売した。自家発電設備の原動機としてそれまでディーゼル

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

エンジンがほぼ独占していたが，設置スペースが限られ周辺環境への制限が多い既設ビルを中心にして，小型・軽量で環境にやさしいガスタービンの評価が高まっていった。

非常用発電設備の市場が拡大し多様化するにつれて，品揃え・コスト・アフターサービス等の点で輸入ガスタービンの問題点が目立つようになり，その解決策として国産中小型ガスタービンの開発が各所で活発に行われた。主要メーカーの開発動向はおおむね次の様なものであった。

１）航空機用ガスタービンのオーバーホールで得られた技術やディーゼルエンジン用過給機の設計技術を活用して開発（川崎重工業，ダイハツ）

２）海外メーカーとの提携技術で力をつけて開発（神戸製鋼，ヤンマー，新潟原動機）

３）自社開発の航空機用ジェットエンジンを転用（三菱重工業）

この時期の代表的な産業用中小型ガスタービンには，川崎重工業のS1A-01型（150kW級，1976年市場投入（以下同様）），神戸製鋼のGT1型（800kW級，1983年），ヤンマーのAT600S型（450kW級，1983年），ダイハツのTS-01型（500kW級，1985年），新潟原動機のNGT2型（1MW級，1988年）等がある。これらのガスタービンの代表例を図３に示す。なお，S1A-01型ガスタービンは，「非常用発電用小型ガスタービンの祖」として国立科学博物館の2011年度の「重要科学技術史資料（未来技術遺産）」に登録された。

国内では1977年頃から定置用の非常用自家発電設備用として中小型ガスタービンの需要が急速に拡大していった。この動きに影響され，移動電源車，ポンプ駆動等，産業用中小型ガスタービンは新しい用途が開拓され，更に広く普及していった。

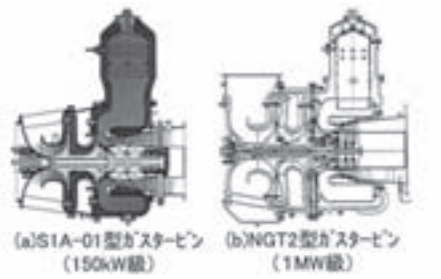


図３　急成長期に開発されたガスタービンの例[4]

2.2.3　成熟期

1970年代後半の第二次オイルショック以降，省エネルギー及び環境問題への関心が急速に拡大していった。また1980年代後半からコージェネレーションに係わる様々な電気事業法の規制緩和が開始され，1990年代から中小型ガスタービンが小規模コージェネレーション用の低公害の原動機として注目された。ガス会社の後押しもあり，各社が競って中小型ガスタービンの開発を行い，また海外よりガスタービンの輸入も行われた。更に1990年代後半からは，国際的な地球温暖化問題への関心が高まり，新エネルギーの活用や省エネルギーの推進が強化されていく。

これらの規制緩和やコージェネレーション推進施策の効果と優れた省エネルギー性や環境保全性が認められたことにより，1995年から2000年頃にかけてガスタービンコージェネレーション設備の導入が加速的に進んだ。

この時期に国内でコージェネレーション用に開発された代表的な高性能ガスタービンとしては，三井造船のSB5型（1MW級，1988年），川崎重工業のM1A-13型（1.5MW級，1989年），M7A-01型（6MW級，1993年），ＩＨＩのIM270型（2MW級，1998年），新潟原動機のRGT3R型（300kW級，1998年），トヨタタービンアンドシステムのTG312型（300kW級，2000年）等があり，代表例を図４に示す。これらのガスターンビンの発電効率はおよそ25～30%（低位発熱量（LHV）基準発電端）であるが，コージェネレーションの総合熱効率（＝発電効率＋排熱回収効率）は80%程度（LHV基準）に達する。

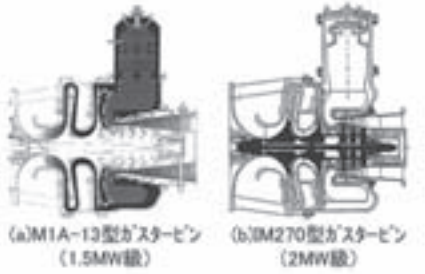


図４　成熟期に開発されたガスタービンの例[4]

一方，1990年代後半から2000年代半ばにかけてガスタービン内部にコージェネレーション設備の余剰蒸気を噴射して発電電力を増大できる「熱電比可変型ガスタービン」の開発及び導入が進んだ。当時は天然ガスコージェネレーション設備が新エネルギー事業者支援対策補助事業の支援対象に指定されていたため，６～7MW級の熱電比可変型ガスタービンの普及に大きな影響を与えたものと考える。

更に，1990年代の終り頃から国内においても「マイクロガスタービンコージェネレーション設備」が注目を浴びるようになった。マイクロガスタービンとは，一般には300kW未満の小型ながら再生器を採用する等の方法で大幅に熱効率を改善したガスタービンのことである。現在では燃料費の高騰や世界的な不況の影響もあり，2000年代前半の勢いはトーンダウンしている。

2.3　最近の進展

主に2000年代から現在に至るまでの産業用中小型ガスタービンの進展を以下に紹介する。

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

2.3.1　コージェネレーション用高効率中型ガスタービンの開発

1980年代後半から1990年代初めに頃にコージェネレーション用として国内で開発されたガスタービンはいずれも3MW級以下の小規模なものであった。非常用と異なりこれらのガスタービンは研究開発費の負担が大きく，すべてを自社開発で対応するメーカーは限られ，多くのメーカーは欧米のメーカーとの提携で中型ガスタービン本体を輸入し，自社製のコージェネレーション設備に組み込んで市場に供給した。

2000年以降になると，急激な原油価格の高騰やリーマンショックを契機とした設備投資意欲の後退により小型のコージェネレーション設備の採算性が悪化し，より高効率な6～30MW級の中型ガスタービンが開発された。

この時期に国内でコージェネレーション用に開発された代表的な中型ガスタービンとしては，川崎重工業のL20A-01型（18MW級，2004年 ），M7A-03型（8MW級，2006年），L30A-01型（30MW級，2012年）等があり，代表例を図５に示す。

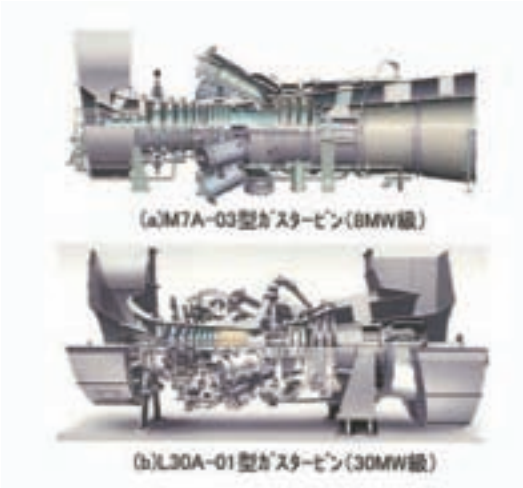


図５　高効率中型ガスタービンの例

これらのガスタービンは，多段の軸流圧縮機の採用，タービン入口温度（TIT）の高温化，要素技術の発展等により発電効率の向上を図っている。現在ではTITは1250℃レベルに達し，発電効率40%（LHV基準発電端）を達成したガスタービンも世の中に出ている。

2.3.2　低NOx燃焼器の開発

コージェネレーション用ガスタービンの燃焼器は，当初，拡散燃焼方式の燃焼器に蒸気噴射や水噴射を行うことで低NOx化を図っていた。1990年代後半には更なる環境対応性改善が求められ，より低NOxでしかも蒸気・水を使わない希薄予混合燃焼方式の燃焼器が実用化された。この後も希薄燃焼技術は進化し，最近は酸素濃度15%換算値で１桁の超低濃度まで低NOx化が進んだ燃焼器も商品化されている。

2.3.3　非常用ガスタービンの大型化

1990年代に入ると銀行等の金融関連企業の大型電算センターの新設が増え，非常発電設備として3MW級といった大容量のガスタービン発電設備を複数台設置する案件が増えた。さらに1990年代半ば以降からは，インターネットや携帯電話の急速な普及によりIT関連の大手企業によるデータセンターのバックアップ電源として大容量の非常用ガスタービン発電設備の納入が増加傾向にある。

3．将来展望

今後を展望して，エネルギー政策の動向，ガスタービンの高性能化の将来技術，ガスタービンによるエネルギーの有効利用の促進等について紹介する。

3.1　エネルギー政策によるコージェネレーションの普及促進

東日本大震災以降の日本のエネルギーミックス（電源構成）の見直しの中で，コージェネレーション設備は今までの省エネルギー・省CO_2の観点から，分散型電源としてのセキュリティ強化・節電・ピークカット機能や，短期で導入可能な特長等が再評価されつつある。

現在行われているエネルギー基本計画の見直しでは，2030年度の国内の総発電電力量は省エネルギー対策を実行して約１兆kWhと想定し，コージェネレーション導入量は電源構成比率の15%（約1,500億kWh）を担い，内燃機関型コージェネレーションの設備容量は約2,200万kWを占めると想定している（図６参照）[5]。ちなみに2010年度のコージェネレーションの発電容量の実績値は約940万kWであり，そのうち約43%がガスタービンを原動機とする設備であった[6]。このように2030年度にコージェネレーション設備容量を2010年度の約2.3倍まで拡大するため「革新的エネルギー・環境戦略[5]」では，「燃料電池を含むコージェネ（熱電併給）を最大普及させ，エネルギーの有効利用を促進する。そのため，コージェネによる電力の売電を円滑に行い得る環境を整備し，またコージェネ設備の導入支援策の強化を図る。」とし

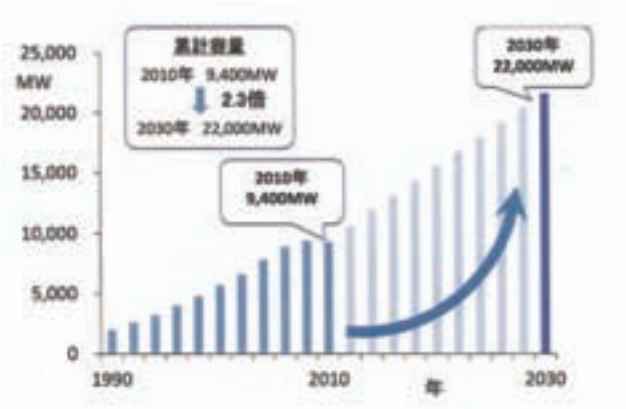


図６　2030年度の内燃機関型コージェネレーションの導入量想定
出典：参考文献[5]を基に作成

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

ており，中小型ガスタービンもコージェネレーション設備の主要原動機として今まで以上に普及促進されることが期待される。またそのためには，産業用中小型ガスタービンの更なる高性能化や低ライフサイクルコスト化が必要とされている。

3.2　ガスタービンの更なる高性能化

産業用ガスタービンの出力・発電効率（LHV基準発電端）の推移を図７に示す。ガスタービンの発電効率は発電出力が大きくなるにつれて，また年代を経るにつれて高くなっている。

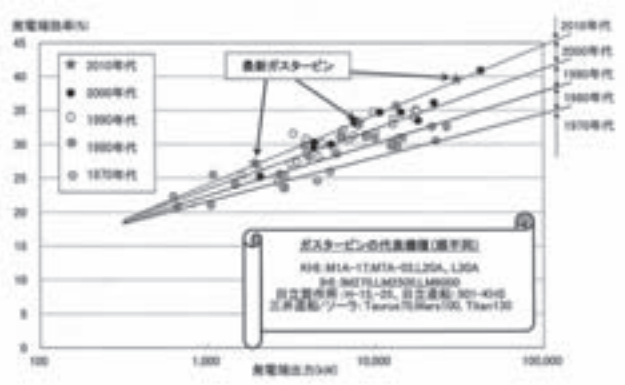


図７　産業用ガスタービンの出力・発電効率の推移
出典：参考文献[7]を修正・追加

ガスタービンについてはこれまでもTITの高温化や圧力比の上昇による高効率化が図られてきたが，今後もTITの高温化が高効率化の大きな柱である。TITの高温化はタービン動静翼の冷却技術，耐熱材料技術，遮熱コーティング技術等の発展に依っている（図２参照）。従来，中小型ガスタービンでは普通鋳造翼が多かったが，冷却構造の複雑化に寸法的な限界があることから，最近はクリープ強度の高い一方向凝固翼や単結晶翼を採用するケースも出てきた。また，最近著しく発達してきた数値流体力学（CFD）を活用して圧縮機やタービン部の流れや冷却の最適化を行い，損失を協力抑えた設計により効率向上が可能になった。

TITの高温化対応技術やCFDを用いた要素性能の向上により，更に高効率なガスタービンが開発されていくものと考える。

一方，環境負荷の低減もますます重要な課題となっている。排ガス量の多いガスタービンにとっては，大気汚染防止法の枠に留まらず総量規制の対象になる可能性が高いこともあり，低NOx化の技術革新は今後も続いていくものと考える。

3.3　エネルギー有効利用の促進

エネルギーの有効利用の観点やCO_2排出量の削減の観点から，太陽熱やバイオマス等の再生可能エネルギーの利用や，現在は利用方法が無いために廃棄されている未利用エネルギーの有効利用の研究開発が行われており，これからも技術革新が進んでいくものと期待される。

以下に，将来有望と考えられる事例を紹介する。

１）太陽熱の利用　太陽熱集熱設備と中型クラス以上のガスタービンコンバインドサイクル発電設備とを組み合わせた太陽熱複合サイクル発電設備（GTCC）が開発されている（図８参照）[8]。本設備は排熱回収ボイラで製造され太陽熱で加温された蒸気を用いて蒸気タービンで発電し，GTCCと太陽熱加温のお互いの長所と短所を補完しシステム効率を向上させたハイブリッドシステムを採用している。このような太陽熱発電システムは，いわゆるサンベルト地域で今後市場が拡大すると予想されている。

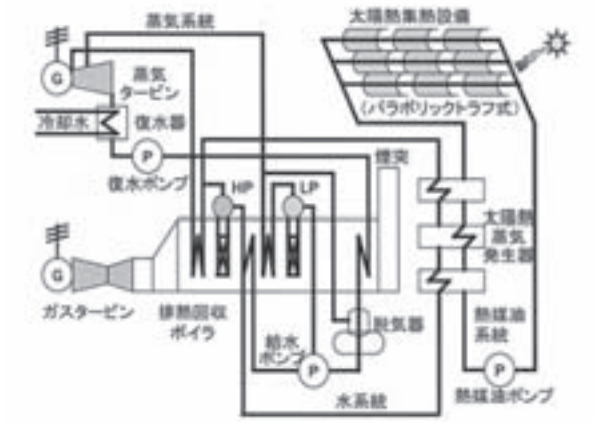


図８　太陽熱複合サイクル発電設備[8]

また高効率ガスタービンの保有技術を活用して，集熱した太陽熱で直接空気を加温し，製造された高温空気によって直接タービンを回して発電する，太陽熱利用の空気ガスタービン発電方式が開発・実証試験中である[9]。今後200kW級の発電試験を実施し，その後高効率な太陽熱ガスタービン発電を実用化する計画とのことである。

２）未利用燃料の利用　中小型ガスタービンの燃料としては，液体燃料では灯油・軽油・A重油が，ガス燃料としては都市ガス・天然ガス・LPGが一般的に使用されるが，最近，下水処理場の消化ガス等のバイオガスや揮発性有機化合物（VOC）を燃料とする産業用小型ガスタービンが実用化に至るようになった。また石炭採掘時に大量に湧出するメタン濃度１％未満の希薄な炭坑通気メタン（VAM）は，通常の可燃範囲（メタン濃度５～15％）から外れているために現状では大気放散されている。この低濃度メタンを燃焼するために開発されたのが触媒燃焼器を搭載する800kW級のガスタービン（図９参照）[10]で，VAMやランドフィルガス等を燃料として発電し，同時に温室効果ガスの削減にも寄与する。このように中小型ガスタービンの燃料多様化は更に推進されていくものと考える。

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

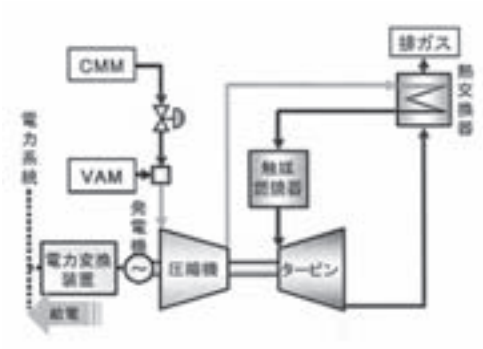


図９　低濃度メタン燃焼ガスタービン
出典：参考文献[10]を基に作成

3.4　次世代燃料である水素への対応[8]

これからのエネルギー需要を担う再生可能エネルギーとして太陽光発電や風力発電等が期待され開発が進められているが，これらのエネルギーは変動が大きく，かつ発電適地も地域的に限定されており，利用拡大が進むにつれて輸送・貯蔵技術が重要になる。電気エネルギーの貯蔵物質として中長期的に期待されているのがクリーンなガス燃料「水素」である。

1990年代前半に水素を媒体としてグローバルなエネルギーのネットワーク構築を目指した国家プロジェクト，通称WE-NETが開始されたが，水素の製造コストが高く大量の水素を輸送・貯蔵するためのインフラ整備が進んでいなかったため水素燃焼ガスタービンの開発は第Ⅱ期の計画から外されることになった[11]。

現在のLNG技術を水素の輸送・貯蔵へ応用する技術の進歩やガス化技術の進歩等により，水素の貯蔵や貯蔵した水素の長距離輸送が容易に，水素の大量・安定・低コストな供給が可能になれば，水素は蓄電池より低コストで普及する可能性がある。水素の製造方法としては，太陽光発電や風力発電の余剰電力で水を電気分解する方法が開発中であり，未利用資源である「褐炭」のガス化による製造方法は実証技術開発が開始された。

水素はすでにプロセス利用や燃料電池の燃料等に使われているが，将来的には発電所，エネルギー機器，輸送用機器等の燃料として利用が拡大していくものと考えられ，今後，水素を燃料とするガスタービンの開発も進んでいくであろう。

3.5　スマートエネルギーネットワークとの融合

2012年９月にエネルギー・環境会議で決定された「革新的エネルギー・環境戦略」[5]では，再生可能エネルギーの大量導入や，都市排熱の効率的利用・スマートコミュニティ等地域や都市における省エネルギーの促進等が挙げられている。

スマートエネルギーネットワークとは，スマートコミュニティ等の都市や地域内で電気・熱・燃料を含むエネルギーの統合制御や地域自給も可能とするネットワークのことである。

スマートエネルギーネットワークに太陽光発電や風力発電等の再生可能エネルギーを大量に導入するためには，これらの不安定な出力が既存の電力系統へ悪影響を及ぼさないように，変動を補完するための周波数調整電源を一定量導入することが不可欠である。

ガスタービンコージェネレーションは排熱回収を含めた総合熱効率が高いために，省エネルギーでミニマムカーボンな周波数調整電源として活用することが期待でき，急速起動や急負荷変動が可能なガスタービンが要求されている。

3.6　事業継続へのガスタービンの利用[12]

東日本大震災以降，大震災や大事故等の想定しない事態が発生しても，事業を中断させない，あるいは中断しても可能な限り短時間で事業を再開させるという，事業継続性の促進を図る必要性が増している。

特に電源確保の目的のためには，燃料供給系統を二重化して信頼性を高めた非常用デュアルフューエルガスタービン発電設備や分散型電源としての常用非常用兼用ガスタービンコージェネレーション設備が，将来的にもますます重要度を増すものと考える。

4．終わりに

本稿では主に30MW級までの産業用中小型ガスタービンを対象とし，前半では現在に至るまでの非常用発電用としての開発経緯やコージェネレーション設備等の新しい用途開拓の歴史をたどり，後半では政策面からの普及促進動向や今後の展望について述べた。

2011年３月11日に発生した東日本大震災以降，電源セキュリティやBCPへの対応，エネルギーの有効利用や環境性が重要視されるようになってきたが，産業用中小型ガスタービンはこれらの要求に十分役立つ，将来性のある原動機であると考える。

参考文献

(1)　ガスタービン統計作成委員会，2010年ガスタービン及び過給機生産統計，日本ガスタービン学会誌，Vol.39 No.4（2011-7）他
(2)　日本のガスタービンの歩み　30周年記念写真集，(2002)，日本ガスタービン学会
(3)　産業技術歴史継承調査報告書　我が国のガスタービン技術の独創性と創造性に関する調査編，(2003)，新エネルギー・産業技術総合開発機構
(4)　星野昭史，平成21年度　技術の系統化調査報告　汎用中小型ガスタービンの技術系統化調査，技術の系統化調査報告，Vol.15，国立科学博物館（2010）
(5)　革新的エネルギー・環境戦略，エネルギー・環境会議，国家戦略室（2012-9）他
(6)　コージェネレーション・エネルギー高度利用センターHP
(7)　川崎重工業，天然ガスコージェネレーションの現状と課題，第２回天然ガスの高度利用・燃料転換に関するワー

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

キンググループ資料，資源エネルギー庁（2010-12）
(8) 井上俊彦，川崎重工業の分散型エネルギーシステムへの取組みと戦略，第11443回特別セミナー配布資料，(2011)，日本計画研究所
(9) 小森豊明，山上展由，島村裕，三菱ガスタービンの燃料多様化，日本ガスタービン学会誌，Vol.39 No. 6（2011-11）
(10) 柏原宏行，緒方正裕，木下康裕，川崎重工業における燃料多様化への取り組み，日本ガスタービン学会誌，Vol.39 No. 6（2011-11）
(11) 高橋　毅，進化する火力発電，(2012)，日刊工業出版社
(12) 大槻幸雄，乃村春雄，井上俊彦，中安稔，西谷理，社会に貢献する中・小形ガスタービン発電装置，(2012)，日本工業出版

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

自家発電設備用ガスタービンの進展と将来展望 -日本ガスタービンユーザー会の20年-

池上　作三[*1] IKEGAMI Sakuzo
金子　清隆[*2] KANEKO Kiyotaka
寺澤　秀彰[*3] TERASAWA Hideaki
佐藤　尊道[*4] SATOU Takamichi
村重　友昭[*5] MURASHIGE Tomoaki
高山　和彦[*6] TAKAYAMA Kazuhiko
田辺　俊明[*7] TANABE Toshiaki
村田美紀雄[*8] MURATA Mikio
山田　孝士[*9] YAMADA Takashi

キーワード：産業用ガスタービン，自家発電設備，保守管理，ユーザー

1．はじめに

1990年ガスタービン動翼破断事故を契機に，同じメーカー・機種のガスタービンを運用する自家用発電設備ユーザーが集まり，情報交換を開始したことを起点として，日本ガスタービンユーザー会（以下ユーザー会）が1991年に発足された。現会員50事業所（累計入会事業者数91）から構成される本会は各ユーザーの手弁当で，20年以上の活動を続けており，会則にて本会の目的を『ガスタービンユーザーが相互に技術情報交流をすることにより，自社のガスタービンの運用技術の向上と，会員の技術の向上を図る。』と宣言し，ガスタービン自家用発電設備の信頼性向上と経済性向上を両立させるべく，ユーザーおよびメーカーとの交流を進めることで我が国の自家発電設備の運用技術の向上に寄与してきたものと自負している。

日本ガスタービン学会40周年の記念号にあたり，ユーザー会の足跡をたどりながら，我が国の産業用ガスタービンユーザーの運用技術向上と将来展望について述べる。

原稿受付　2012年11月14日

＊1　東燃化学合同会社　川崎工場　エンジニアリング部　設備技術課
〒210-8523　神奈川県川崎市川崎区浮島町７－１
＊2　ＪＸ日鉱日石エネルギー㈱　川崎製造所　製造４グループ
＊3　東京ガス㈱　ソリューション技術部　コージェネレーション技術グループ
＊4　富士フイルム㈱　富士宮工場　事務部動力課　設計保全グループ
＊5　旭化成ケミカルズ㈱　水島製造所　動力部　動力課　環境安全課
＊6　出光興産㈱　千葉工場　化学品一課　動力係
＊7　出光興産㈱　徳山工場　動力課
＊8　住友化学㈱　千葉工場　動力用役部
＊9　富士石油㈱　袖ケ浦製油所　製造部　製造三グループ

2．ユーザー会の活動概要

2.1　20年間のユーザー会の活動概要

ユーザー会は会の運営を行う幹事会にて年間活動が決定される。現在の幹事会社は会長：東燃化学（川崎），副会長：JX日鉱日石エネルギー（川崎），事務局長：東京ガス，代表幹事：富士フィルム（富士宮），幹事：旭化成ケミカルズ（水島），出光興産（千葉，徳山），住友化学（千葉），富士石油（袖ケ浦）の９事業所にて運営されている。

ユーザー会の年間活動の中心は技術交流会の開催である。1991年の第１回技術交流会から2012年の第18回技術交流会までの年表を表１に示す。90年代は産業向けガスタービン自家発電設備が臨海コンビナートの工場向けに多数導入された。

90年代はユーザー会の創成期であり，信頼性を維持するための運用技術，性能低下を防ぐための吸気フィルタ技術や経済性を高めるための高温部品の寿命管理などの多方面の議論が行われた（ユーザー会で知見を得られた成果については『３.ユーザー会で得られた成果』にて詳細を説明する）。2000年代に入り，過去のユーザー会で議論された懸案項目に対して，各ユーザーが真剣に取り組んだ結果，改善の成果が表れ始めたユーザー会の安定期に入る。このため，技術交流会で発表される題材は改善事例を手本として取り組んだ成果が中心になり，先行して改善に取り組んできたユーザーにとって，新規性の少ない状況が続いた。そのため，2006年以降，技術交流会を毎年開催から隔年へ変更し，討議する内容を厳選してレベルの高い状態を維持している。

2011年３月11日の東日本大震災後，ガスタービン自家発設備への関心や期待が高まる一方，10万時間を超えた発電設備のユーザー会員が多数を占めるようになってきた。信頼性と経済性を両立させ，かつ老朽化にも対応する

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

難しい対応を各自家発電設備ユーザーは求められている。ユーザー会としても老朽化した設備の保全方法など，新たな技術向上を構築する新たなステップに進みつつある。

2.2　技術交流会

技術交流会開催に先立ち，各ユーザーには各種アンケートが配布される。アンケートは定型化されたフォーマットで，各社の設備仕様，運用状況，定期点検実績・修繕費実績，稼働率（不具合）実績，高温部品の寿命など多岐にわたる調査が毎年行われる。これらのアンケートデーターは幹事会社の調査班が回収・整理を行い，各社別の推移，機種別動向（例えば，不具合停止回数の増減）を技術交流会にて報告を行い，特定の機種，サイトに異変がないかなどの意見交換が行われる。参考として，前回調査班報告の中から高温部品の使用年数調査結果を図１に示す。

定型化フォーマットとは別に，本ユーザー会の最も特長とする『Give & Take』の精神に基づく，事例調査が行われる。これはユーザーが経験したヒヤリハット，深刻な事故・不具合に関する原因調査と改善，計画外の定期点検内容などを中心としたフリースタイルの事例紹介である。幹事会では集められた『Give & Take』を会員別，部位別に整理した上で，技術交流会で取り上げるべき項目の抽出を行う。初期の技術交流会では会員番号順に事例報告を発表するスタイルであったが，第５回技術交流会（1995年東京）から部位別の技術討論のスタイルに改めた。座長は，その分野を得意とする幹事が務め，会場から関連する『Give & Take』情報の引き出しや過去に報告された事例紹介など，参加者が事象をより深く把握できるよう努めている。参考までに2012年技術交流会での技術討論項目を表２に示す。討議内容はガスタービン構成部品，計装・電装品，付帯設備の仕様改善など，多岐にわたる。今回の技術交流会は東日本大震災後，初めての技術交流会であるため，震災の教訓として震災対策も盛り込んだ。

『Give & Take』討論の充実に合わせて，技術交流会ではガスタービンメーカーとの間で仕様改善に関する各種協議が定期的に実施されており（表１　メーカー講演参照），隔年開催となった2008年以降は毎回メーカーとの協議を行うようになった（図２ 2010年技術交流会におけるメーカー討議風景 参照）

3．ユーザー会で得られた成果

3.1　信頼性を維持するための運用技術

ガスタービン自家発電設備の運用技術の向上はユーザーの日々の試行錯誤の努力によるところが大きい。ユーザー会で作成してユーザーが共有する主なデーターベースとしては下記項目が挙げられる。

① 会員別ガスタービンデーターベース

② 機種別の定期点検実績・修繕費実績，稼働率（不具

表１　ユーザー会技術交流会年表

年	技術交流会	代表幹事	交流会場所	メーカー講演／（トピックス）
1991	1	住友化学 千葉	東京	
1992	2	東燃化学 川崎	川崎	
1993	3	出光興産 愛知	愛知	三菱重工
1994	4	旭化成 水島	水島	日立製作所、三菱重工、三井造船
1995	5	東京ガス 浜松町	東京	（座長セッション方式開始）
1996	6	富士フィルム 足柄	足柄	（定期検査、不具合回数、高温部品寿命の定型アンケート開始）
1997	7	出光石油化学 徳山	徳山	
1998	8	コニカ 日野	日野	日立製作所、三菱重工
1999	9	新日石化学 川崎	横浜	
2000	10	東燃化学 川崎	東京	日立製作所、三菱重工（新技術紹介　吸気冷却ほか）
2001	11	出光石油化学 千葉	東京	
2002	12	旭化成 水島	水島	
2003	13	東京ガス 浜松町	東京	日立製作所、三菱重工
2004	14	富士フィルム 足柄	小田原	
2005	15	出光興産 徳山	徳山	
2006	休会	新日石化学 川崎	―	
2007	休会	住友化学 千葉	―	
2008	16	東燃化学 川崎	東京	IHI、日立製作所、三菱重工
2009	休会	旭化成 水島	―	
2010	17	東京ガス 浜松町	東京	川崎重工、三菱重工
2011	休会	富士石油 袖ケ浦	―	
2012	18	富士フイルム 富士宮	東京	三菱重工

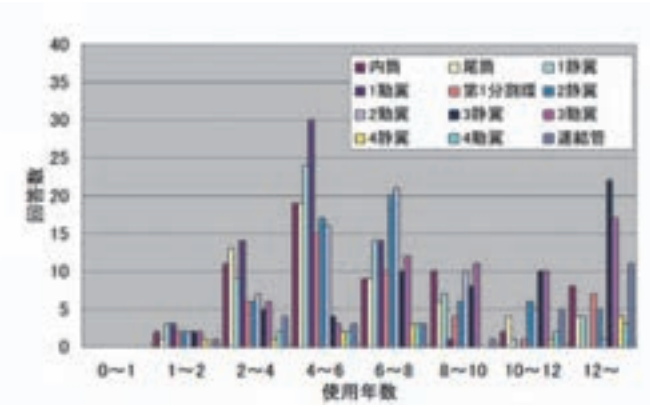


図１　高温部品の使用年数調査結果

図２　2010年技術交流会におけるメーカー討議風景

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

表２　2012年技術交流会での技術討論項目

技術討論	テーマ
事例報告－1 ガスタービン本体及び付帯機器の改善	・圧縮機ディスク及び翼
	・燃焼器内筒及び連結管
	・旋回失速
	・翼の共振対策
	・ロータ精密点検
	・排気エキスパンション
	・燃料ポンプ及び燃料制御弁
	・定期検査
事例報告－2 補機・排熱ボイラ・計装制御の改善	・排熱ボイラ老朽化
	・エコノマイザ老朽化
	・燃焼器失火
	・ガス圧縮機仕様
	・潤滑油管用伸縮継手
	・ガスタービンパッケージ仕様
事例報告－3 東日本大震災の影響、対策	・津波対策
	・タービンサポート冷却水ジャケット漏れ
	・東日本大震災の対応
事例報告－4 小型ガスタービン	・静翼冷却の改善
	・ガスタービン潤滑油漏れ
	・希薄燃焼器の制御改善
	・燃料流量調節弁

図３　会員GT計画外停止推移

合）実績，高温部品の寿命

③ ガスタービン補機整備インターバル周期一覧表

④ トラブル事例検索データーベース

これらの活動の成果として，計画外停止回数の低減効果がユーザー会の発足以降見られる（図３　会員GT計画外停止推移）。

3.2　仕様改善

ユーザーからの提案によって仕様検討が行われ，メーカー標準となった技術も多数ある。その代表と考えられるのは吸気フィルタである。90年代前半，サージ裕度の少ないガスタービンを保有するユーザーにとってはコンプレッサーの汚れは性能低下に留まらず，ガスタービンサージによる損傷の懸念があった。コンプレッサーの各種洗浄方法が試されたが，洗浄剤などによる不具合事例も多数報告され，決定打に欠けていた。ユーザーアイデアとして空調用クリーンルームに使用するHEPAフィルタの利用事例が紹介され，コンプレッサー汚れに敏感なガスタービンユーザーを中心に普及が広まり，我が国の産業用ガスタービン発電の業界では今や標準仕様となり，事業用ガスタービン発電設備にも導入が進められている。本件については日本ガスタービン学会の吸気フィルタ特集号にて報告を行っている[1]。

3.3　経済性を高めるための運用技術

ガスタービン自家発電設備の信頼性と経済性の両面を成立させることが各ユーザーの目標とするところであり，経済性を向上させるための多数の改善事例が技術交流会で報告された。

ガスタービンは，既知のとおり，外気温が上昇する夏季に出力が低下する。ユーザーアイデアとして第５回技術交流会にて，『夏季のガスタービン出力低下対策』として初めて『散水による吸気冷却』の事例が紹介された。夏季のガスタービン出力の回復目的として，現在では，各メーカーが追認する形で多種多様な吸気冷却システムを検討しており，第10回技術交流会にてメーカーから紹介された（表１　トピックス『新技術紹介』参照）。この方法は，吸気ダクト内部に霧を噴霧したり，吸気室内部に冷却器を置いたりするものであり改造工事費が高価である。

しかし，ユーザーアイデアでは，吸気室外側に水を噴霧する安価な方式で，あたかも雨を降らせる状況を作り出すことで，吸気温度を下げ，ガスタービン出力の大幅な回復を達成した。散水冷却により，80kW/℃の出力改善を達成したユーザー事例を図４，５に紹介する。

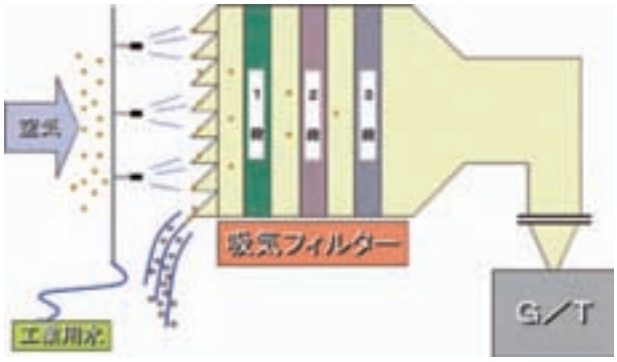


図４　散水吸気冷却システム概要

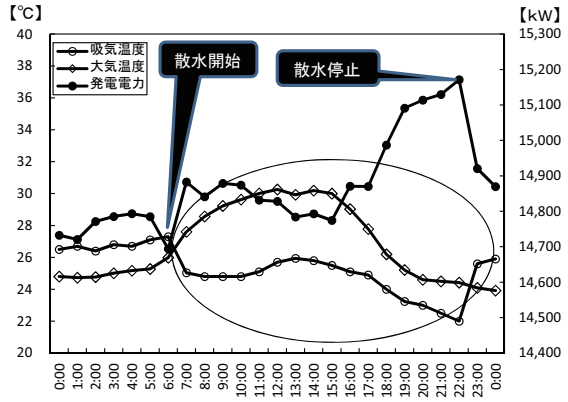


図５　散水吸気冷却の効果例

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

大きな改善事例では，他に定期点検期間の短縮が挙げられる。

毎回の技術交流会では定期点検の内容や点検方法の改善などが事例を上げて意見交換が行われた。その結果，定期点検期間を１ヵ月以内に短縮することで，自家発補給費用の軽減を図ったユーザーや平成７年の法改正によって，法定点検周期が毎年から２年周期に緩和されたことを受けて，工場の２年間連続運転に対応すべくユーザー会で議論されたガスタービン補機整備インターバル周期一覧表を参考に定期点検での内容や仕様を改善（例えば，吸気フィルタ仕様や高温部品寿命延長対策など）したユーザーなど，会員相互の運用技術向上が図られた。事例として，ユーザー会会員のMF111定期点検日数の年度別推移と２年周期の定期点検へ移行したユーザー数の推移を図６に示す。

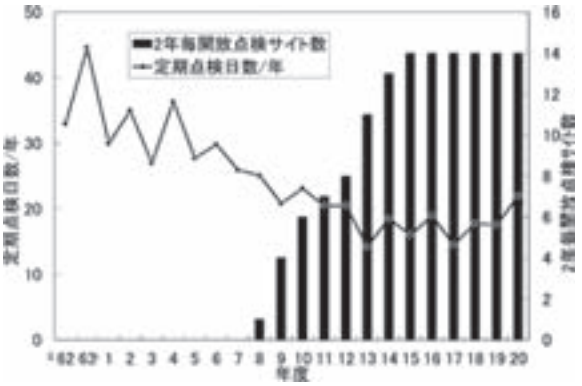


図６　定期点検の日数と２年周期点検ユーザー数推移

経済的な効果が大きいものとして，ガスタービン高温部品の余寿命診断が挙げられる。ユーザー会では第１回技術交流会より動翼の寿命評価が議論に挙がり，技術交流会の事前アンケートでは毎回高温部品の交換実績の調査が行われ，交流会では動翼クリープ寿命の推定方法が討議された。ユーザー会で議論されてきた内容について，日本ガスタービン学会の高温部品の保守管理技術特集号にて報告を行っている[2]。報告の一部を図７に示す。

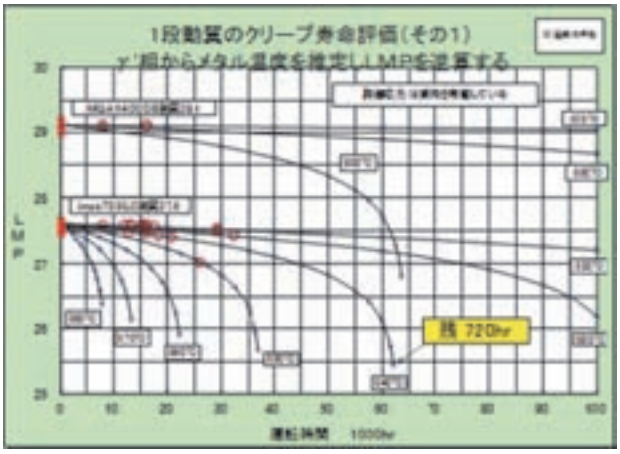


図７　１段動翼クリープ寿命評価（LMP）事例

静翼や燃焼器などの非回転系高温部品についてはon conditionでの交換であるが，動翼に関しては基本的にはクリープ依存のため，非破壊検査では適切な交換時期を判断することができない。同じ型式のガスタービンであっても稼働状況（TITや起動回数）によって動翼の寿命は異なってくる。そのため，最近の技術交流会では動翼交換周期の延長を検討する場合，他社での実績はあくまでも参考であり，自らの実績を考慮して，自己責任での交換周期を決定するよう求めている。

これまで紹介してきたユーザー会で得られた貴重な情報はボイラー・タービン主任技術者会の技術発表大会や発電設備技術保安講習会にて情報発信を行なってきた[3],[4],[5]。

3.4　人材育成，データーベース化

ユーザー会の役割には人材の育成もある。各社とも設備を運用する人員の世代交代が進んでおり，幹事会社を含めて初期に参加したメンバーから２世代，３世代目に移っている。そのため，『Give & Take』を見ると過去に十分議論され，改善されたはずの不具合事象が再び現れることがある。この理由は過去に議論された技術情報の内容が十分に若い世代に引き継がれていないために発生している。このため，幹事会では過去に発生した古典的な不具合事例と改善について，定期的に技術交流会にて紹介を行っている。古典的な事象が中心のため，内容は計装・電気，補機類などが多い。最近幹事が報告した古典的な不具合事象紹介の中で，計装関係の不具合事象の分類を図８に紹介する。

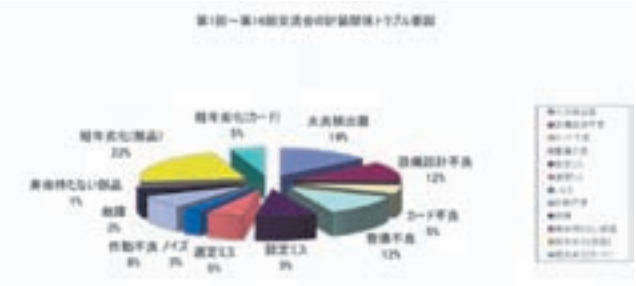


図８　計装品の不具合分類

具体的に事例を挙げると，火炎検知器の耐熱ガラス選定ミス，抽気弁の保全不良，ケーブル類の養生不良，電装品の選定ミス，潤滑油フレキシブル配管の破損，ガス圧縮機メカシール漏れ，ガス圧縮機腐食性燃料による軸受損傷，吸気フィルタ詰まり，換気ファン軸受損傷，排気伸縮ダクトの破損，配管共振による計装誤動作，主潤滑油ポンプストレーナー点検不良など，言われてみれば，なるほどと思う失敗例が多数挙げられている。

技術交流会で得られた技術情報は大変貴重なユーザーノウハウであるため，幹事会では手分けをしてユーザーから発信された『Give & Take』事例を整理し，検索機能を設けたトラブルデーターベースとしており，毎回交

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

流会後に更新を行っている。この検索ソフトを用いて，新たに発生した不具合と過去に発生した同様事象を検証することにより，早期改善の糸口を見つけることが容易となっている。参考にデーターベースの検索例として，『動翼』を検索した際に得られる約50事例の内，ユーザー会初期の事例数点を表３に示す。

表３　データーベースの検索例『動翼』の一例

発生年	月	トラブル・改善事例名称	発生源種別	発生源部位	詳細情報（技術交流会資料）
1990	7	1段動翼の振動重故障	高温部品	1段動翼	第 1回
1990		1段動翼の振動重故障	高温部品	1段動翼	第 1回
1991	3	圧縮機動翼の後縁先端部にヘアークラック	圧縮機	圧縮機動翼	第 2回
1991	9	タービン1段動翼先端ロー付部焼損	高温部品	1段動翼	第 3回
1992	7	発電機の逆過電流によるタービン重故障	高温部品	3段動翼ディスクキャップ	第 3回
1992	6	タービン1段動翼プラットホーム部へのガス巻き込み防止	高温部品	1段動翼	第 3回
1991		サージングによる重故障	圧縮機	サージング	第 3回

４．将来展望

４.1　求められる産業向けガスタービン像

産業向けの自家発電設備は構内の電力需要とプロセスへの廃熱（基本的には高圧蒸気）供給を使命としており，工場プロセスの一翼をなす。工場の運用スタイルは業種によって異なるが，化学製品向けの工場の場合，２年間の連続操業が一般的である。機器の故障や工場操業中の点検停止は生産調整を余儀なくされ，工場の生産性の低下に直結する。自家発電設備は生産設備の動力源でもあり，効率の低い原動機では製品単価の上昇を招く。そのため，他業種にもまして，産業用ガスタービン自家発電設備は信頼性と経済性の両立が強く求められる。

多くのユーザーでは電力系統の不具合時には自家発電設備による構内重要負荷への単独供給を行うシステムが採用されている。このシステムは震災以降，BCP（Business Continuity Planning：事業継続計画）として注目されており，災害時などで操業を継続するための切り札として位置づけられている。このため，ユーザー会では会の発足当初から故障の部位，事象にこだわりを持って協議を行なってきた。例えば，重故障に至る可能性がある制御については，計測機器は故障や劣化することを前提に2 out of 3の冗長化を図ること。フィルタ類については，２年間の連続運用を前提に容量の最適化や切換などを行うことなどである。新たな部位の不具合がユーザー会で報告された時には重故障を未然に防ぐ方法について協議が行われる。

１万kW以上の産業用ガスタービンの場合，サイトで定期点検を行うことを前提に設計されている。工場全体の定期点検に合わせてガスタービンの開放点検を行うのが原則であるため開放点検の結果，想定外の高温部品の損傷が見られた場合，補修などに費やす期間が許容できない場合もある。このため，高温部品の予備を各サイトで保有し，点検毎にローテーションで取替を行い，下ろした高温部品は次回の点検までに補修を行うのが一般的である。このように，定期点検の期間を計画通りに進めるためのメンテナンス手法が求められる。

４.2　ガスタービンメーカーへの要望

１）高効率ガスタービンの開発

国内外のガスタービンメーカーによって，２万～３万kWクラスの産業向け高効率ガスタービン（発電端効率40%）が登場してきた。

産業向けガスタービン自家発電設備はガスタービン廃熱の高度利用（高温高圧蒸気など）を行う需要家が多いため，ガスタービンの排ガス温度が高いことが望ましい。CFD解析の高度化，DS翼や単結晶翼の採用などによって，今後もタービン温度の高温化，高効率のガスタービンの市場投入を期待したい。

２）環境低減技術の開発

小型ガスタービンの市場では最新技術の希薄予混合を行う低NOx燃焼器を搭載したガスタービンが国内の市場の過半数を占める状況になってきた。これは水・蒸気噴射を使用することでの効率低下やランニングコスト上昇を嫌うことや空燃比制御を使用することにより部分負荷時の効率低下抑制が期待できるためである。数万kWクラスの産業向けガスタービンについても，今後は蒸気噴射によるNOx低減方式から希薄予混合方式を採用するケースが増えてくるものと思われる。ただし，系統から切り離した単独運転を行う場合，急負荷変動に対する追従性に関する信頼性など，さらなる技術開発が求められる。また，コンビナート内での回収蒸気の熱融通など，環境負荷を低減する技術の進展が望まれる。

３）信頼性向上のための活動

ガスタービン本体の信頼性はもちろんのこと，自家発電設備全体としての信頼性を維持することが重要である。ガスタービンメーカーには発電設備，廃熱回収機器などを含めた総合エンジニアリングが要求されている。そのため，ユーザーニーズを把握した上での仕様決め，定期点検の内容，老朽化対策など，ユーザーとの間の各種信頼性向上のための協議を継続することが重要である。

例えば，長年の経験・点検履歴に基づく計画的な保全管理，監視データーの傾向管理手法に基づく予防保全，老朽化に伴う部分更新計画や精密点検などの適切な提案が求められている。

また，ガスタービンの多くはICT（Information and Communication Technology）を駆使した監視システムによって綿密な運転管理が行われているため，運転データーと経験に基づく知見を故障予知やCBM（Condition Based Maintenance）に活用し，更なる信頼性向上を図りたい。

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

4）経済性向上を念頭に置いた開発

定期点検コストの主要な費用はガスタービンの高温部品補修費や部品交換費用である。ガスタービンの高効率化に伴うタービン温度上昇によって，材料の高度化（部品材料の高額化）が予想される。ユーザー観点からガスタービン自家発電設備の経済性を評価する場合，初期投資，ランニングコスト，運用期間のメンテナンスコスト，そして不具合に伴う損失などを踏まえたトータルコストの最小化が図られるガスタービン自家発電設備が望ましい。

5）相互の技術向上のための活動

ユーザー会には様々なガスタービンを保有するユーザーが参画している。既に記載したとおり，運用技術の向上のため，ユーザー会ではあらゆる改善内容が議論され，情報交換が行われている。ガスタービンメーカーにとって，経験の乏しい自家発電設備の運用技術や他機種の改善手法など，ユーザー会と情報交換を行うメリットは大きい。一方ユーザーの立場からも，運転管理ノウハウの深化のみならずメーカーから提供される最新技術情報によって設備更新や省エネ改修を検討する契機となる。この様なユーザー，メーカー相互の技術向上のため，今後ともユーザー会主催の技術交流会ではメーカーとの間の意見交換の場を設けていく所存である。

5．おわりに

震災以降の新たなエネルギー・環境政策において，分散型電源の代表格であるコージェネレーションは我が国のエネルギーセキュリティーを担保する電源構成の中で明確に位置づけられており，比較的大容量のガスタービンが，今後ともしっかりとその一翼を担っていくべきである。

こうした中で，日本ガスタービンユーザー会は創成期，安定期を過ぎて現在は変革期にさしかかった。長年の実績により運用技術の改善は行われてきたものの，設備老朽化による信頼性低下を防止するための新たな技術にチャレンジしていく必要がある。各サイトの経年による計画外停止の推移を調査した結果を図９に示す。図から分かるように，長年運用しているユーザーでは20年前後から電装品を中心とした老朽化によって，計画外停止の増加が見られる。ユーザー会会員各社はそれぞれ老朽化対策を実施することで，その後の計画外の停止軽減に至っている。これから老朽化に向かうユーザー各社にとって，計画外の停止を回避する活動が重要である。

具体的にはガスタービン本体では工場へ持ち帰って行う精密点検や付帯設備，電装品などの老朽化に伴う設備更新など，信頼性を維持するための各種検討が開始されている。

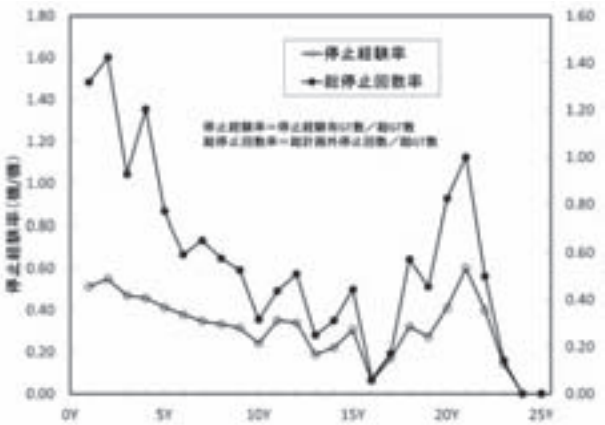


図９　経年による計画外停止の推移

多くの諸先輩の試行錯誤の経験を基盤として，貴重な運用技術という財産を現在のユーザーが共有している。我々幹事も次世代のユーザーへの橋渡しとなるよう，ユーザー会の活動を継続して行くつもりである。この活動が我が国の産業用ガスタービンのさらなる発展の一助となることを期待している。

末筆ながら長年ユーザー会活動にご理解を頂き，ともに運用技術の向上のため，ご協力を頂いてきたガスタービンメーカーおよび関連メーカーの方々に感謝するとともに，今後ともユーザー会の発展のため，ご支援を期待している。

参考文献

(1)　三浦　千太郎,“特集・ガスタービンにおける吸気フィルタ総論（吸気浄化技術へのユーザーの取組みと実績),日本ガスタービン学会誌, Vol.25, No.99（1997), pp.　3-10.

(2)　平山　幸治,“産業用ガスタービンの高温部品の保守管理技術”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29 , No. 5 ,（2001), pp.371-376.

(3)　池上　作三，岩間　秀司,“日本ガス タービンユーザー会の活動内容とその成果”, 関東経済産業局管内　ボイラー・タービン主任技術者会第８回技術発表大会　平成13年７月13日

(4)　平山　幸治,“ユーザーによるガスタービンの余寿命診断”, 関東地区第５回　発電設備技術保安講習会　（財）発電設備技術検査協会, 平成13年1月22日

(5)　池上　作三,“ガスタービンの高温部品のメンテナンス”, 関東地区第９回　発電設備技術保安講習会　（財）発電設備技術検査協会, 平成17年１月21日

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

蒸気タービンの進展と将来展望

野本　秀雄*1
NOMOTO Hideo

キーワード：蒸気タービン，超々臨界圧力，先進超々臨界圧力，最終段，チタン翼，12Cr鋼，Ni基合金，溶接ロータ

1．はじめに

蒸気タービンはジェットエンジンや発電用ガスタービンと並び典型的な高速回転機械である。この技術が成熟した技術と呼ばれて久しいが，いまだに集中電源方式の主力機器として，発展を続けている。蒸気タービンの進展と一言で表現してもそこには多くの側面がある。発電形式に応じて進展を分類すると，ひとつには従来呼ばれるランキンサイクルによる石炭火力や油だきの火力分野がある。この分野は主に大容量化と蒸気条件の向上の歴史といっても過言ではない。次に産業的に重要な分野は原子力発電所用の蒸気タービンであろう。この分野は大容量化が大きな社会的貢献を果たしており，それを支えているのは最終段の長翼化である。三つ目の大きな，そして次第に主要な分野となりつつあるのはガスタービンと組み合わせたコンバインドサイクルに使われる蒸気タービンである。本稿では原子力，従来汽力，コンバインドサイクル用の蒸気タービンのラインアップと特徴，そして，これらの発展を支えた蒸気条件の向上や最終段の進歩などについて述べる。また，これらの進歩には各種試験設備の貢献も大きい。これについても本稿の最後に述べることとする。

2．コンベンショナル火力用蒸気タービンの蒸気条件の変遷

図1に蒸気タービンの蒸気条件変遷を示す。蒸気タービンの発展を語る際に蒸気条件の向上は忘れてはならない。1980年代の終わりから1990年台にかけてはまさに蒸気条件発展の時代であった。同図に見られるように1980年代の終わりに566/566℃のプラントが営業運転を開始している。その後，この時代は新しい発電所が営業運転を開始するたびに高い蒸気温度となった時代であった。この傾向は当社のみならず，わが国の蒸気タービンメーカに共通した技術成果である。この時の技術力の蓄積がその後の世界各国での日本メーカの活躍につながった。現在では蒸気温度が600℃から620℃に達した段階で

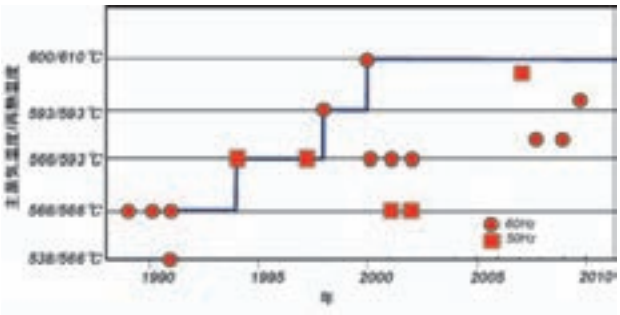


図1　蒸気条件の変遷

現在の材料の高温強度の限界に達し，ほぼ一息ついている。この発展に最も大きく寄与したのは12Cr鋼と呼ばれる材料の開発と実機への適用である。今後の更なる発展にはNi基合金の適用が不可欠であり，本件については後に，第6項，A－USC（Advanced Ultra Super Critical）の項で述べる。

3．各機種のラインアップ

3.1　原子力用蒸気タービン

図2は典型的な原子力用タービンである。複流型の高圧部と，同じく複流型で3車室の低圧部からなる。蒸気条件は原子炉の制約のため，低く抑えざるを得ない（6.7MPa，280℃程度）。しかるに，出力は非常に大きくなるため，必然的に蒸気量が多くなる。例えば同じ出力の火力用タービンに比べると，蒸気量は2倍程度必要である。その代わりに圧力・温度が低いため，原子力タービンの場合は高圧部といっても圧力は火力用タービンの中圧部よりやや高い程度，温度は低圧部程度となる。したがって，火力用タービンと異なり中圧部が存在しない。膨大な蒸気量を処理するためには二つの方策が考えられる。ひとつは，長い最終段を使用すること，そして，もうひとつは低圧部の数を多くすることである。原子力タービンの場合はこの両者を使う必要がある。実際，現在の主力機である1350MW級の原子力タービンの場合52インチ級の最終段が必要である。1500MW級，もしくは海水温度が低い北欧に設置する場合は70インチ超級の最終段が必要となる。長い最終段がもたらす大きな遠心力に対処するのに，最も現実的な方法は回転数を低くする

原稿受付　2012年11月2日
＊1　㈱東芝　電力システム社
〒230-0045　横浜市鶴見区末広町2－4

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

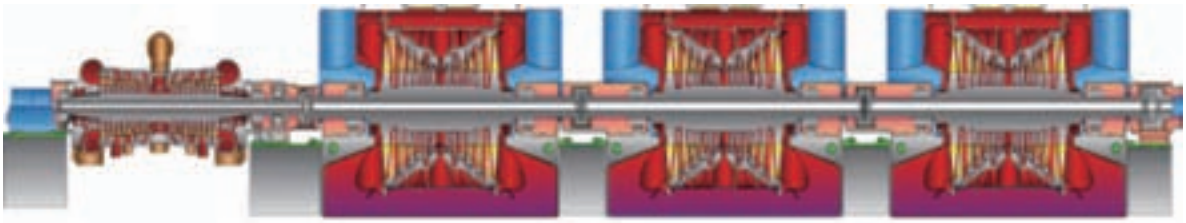


図２　原子力タービン

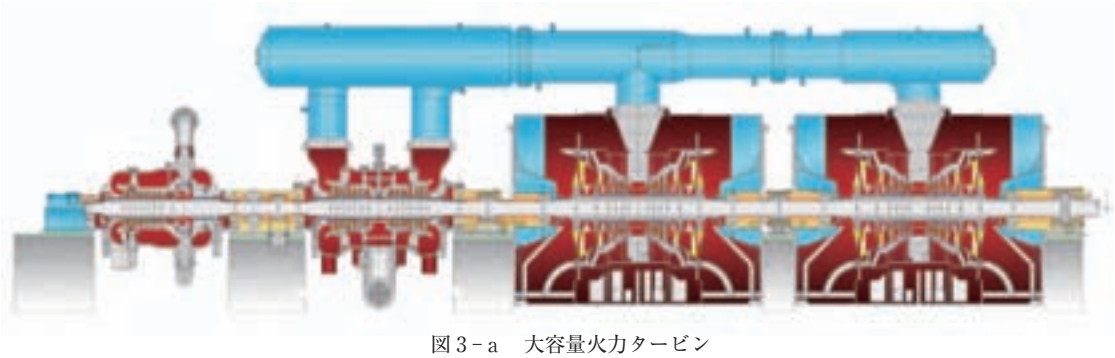


図３－ａ　大容量火力タービン

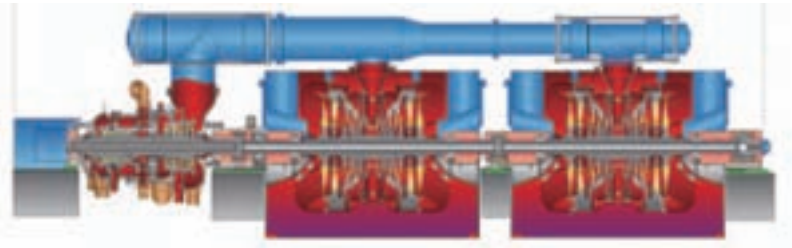


図３－ｂ　中容量火力タービン

ことである。かくして，回転数を半分（半速回転）にして発電機の極数を倍にするという設計が採用された。この思想は火力用タービンにも一部使われており，低圧部のみを半速にし，発電機を２個有するいわゆるクロスコンパウンド機に応用された。もうひとつの方策である低圧部の数を多くすることについては，高圧部１車室，低圧３車室（６排気）の形式が最も標準的なものとして定着した。原子力用タービンの進展は，基本的にはこの標準形式を守り，最終段の翼長をいかに長くするか，換言すればいかに大容量化に対応したかという歴史であろう。また，主蒸気入り口は飽和蒸気となっており，高圧部は湿り蒸気中で運転される。かつては低圧の入り口も飽和蒸気であったが，最近では湿分分離加熱器（MSR；Moisture Separator Reheater）により，低圧入り口は過熱領域として性能改善を図っているものが主流である。とはいえ，大半の部分が湿り蒸気中で運転されるため，数々の湿り度対策が採られている。

3.2　火力用タービンのラインアップ

3.2.1　大容量機

火力用の蒸気タービンは原子力用に比べその形式も様々である。長い最終段が設計できない時代には上述のように高・中圧部と低圧部を別軸にし，低圧部のみを半速回転とするクロスコンパウンド式の物も多かったが最近は最終段の設計技術の進歩により，高圧部から低圧部までを接続し，全速とするタンデムコンパウンドのものが増えている。以下の図ではタンデムコンパウンドの例を示す。図３-aは最も出力が大きいタイプのもので，高圧部と中圧部が別体となる。この設計の場合は高圧部と中圧部が独立しているため，段落数を増やせ，より高い性能を得ることができる。一般的には800MW以上の出力に使われ，石炭火力のようないわゆる従来汽力用のものである。

3.2.2　中容量機

出力が400MWから800MWになると図３-bの形式のものが多く使われる。この場合は高圧部と中圧部がひとつの外部車室の中に入っており，よりコンパクトな設計となり，高中圧対抗流と呼ばれる。設計的には当然こちらのタイプの方が難しく，特に高圧部と中圧部の間の軸シール，温度差などに注意した設計となる。また，一般的には中圧の排気段（中圧最後の段落）の長さがこの構造の制限となることもある。この出力帯は従来汽力が主体であるが，3-3-1（ガスタービン３台，廃熱回収ボイラ３台，蒸気タービン１台の構成）のような多軸型コンバインドサイクル用の蒸気タービンにも使われる。

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

3.2.3　中・小容量機

図３-cは低圧部が一つの場合で出力帯は150MWから400MW程度である。このクラスになると従来汽力よりも2-2-1程度のコンバインドサイクル用の蒸気タービンが多くなる。高中圧対抗流であることは同じであるが，このセクションは全体的に小型の設計となり，部分的には一重車室となることが多い。

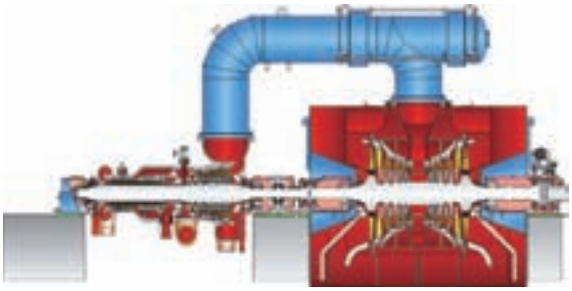


図３-c　中・小容量火力タービン

3.2.4　小容量機

図３-dは出力150MW以下に使われるタイプのものである。ほとんどの場合が1-1-1のコンバインドサイクルに適用される。低圧最終段以降は下方排気のものもあるが，最近はこの図のように軸流排気のものも増えてきている。この構造はタービンの基礎台を低くすることにより建屋全体の建設コストを下げることが可能となる。実はこのタイプのタービンの設計には最終段の開発が密接に関係している。すなわち，長い最終段の設計が可能になったことにより，それまで複流構造であった最終段を単流にすることができるのである。後述するチタン40インチ，ステイール40/48インチそしてチタン48/57.6インチなどの開発はすべてこの構造のタービンの設計を現実的なものとした。また，最近では中圧部と低圧部の異なるロータ材料を溶接でつなぐ技術も実用化されている。

図３-d　小容量火力タービン

４．最終段の変遷

4.1　開発の原型翼

最終段は蒸気タービンの最も重要な要素の一つであり，タービンの変遷に深い関わりがある。図４に1980年代以降の全速回転用の最終段の進歩を示す。最終段の構造には色々なものがあるが，1980年代から全速回転用のものは全部の翼を連結する全周一群と呼ばれる構造のものが主流となっている。この傾向は当社のみならず，国内

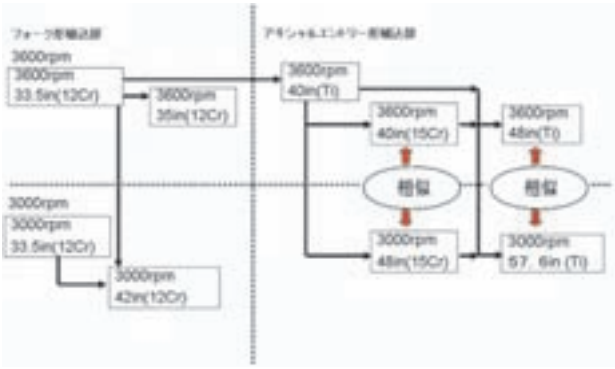


図４　最終段の変遷

の他メーカも同じ傾向のようである。この構造の利点は最も低次である接線方向一次の振動応力が非常に小さくなり，実質上問題にならないところにある。したがって，ここでは全周一群に限ってその進歩を論じることにする。図４は４つの象限に分かれている。上の象限は3600rpm，下は3000rpm，左はフォークと呼ばれる植え込み部を有する最終段，そして右はアキシャルエントリーと呼ばれる植え込み部を待つ最終段である。当社にとって技術的に大きな意味を持つ最終段は三つある。一つは3600rpm用33.5インチ翼である。この翼は500MW機，600MW機，そして700MW機に使用され，現在までに最も数多く製作された最終段である。この翼の豊富な実績により，全周一群という構造がその後の全速回転の最終段に広く適用されるようになった。50Hz地区，60Hz地区を通してこの最終段と同じ設計思想を持つものが，3600rpm用35インチ，3000rpm用33.5インチ，42インチ翼などである。

4.2　チタン翼の開発

1980年代の材料技術，設計技術では全速回転の最終段は60Hz地区では33.5インチ程度が限界といわれていた。しかるにこの翼長では700MW機には低圧が２車室でもやや小さかった。この翼長にブレイクスルーをもたらしたのはチタン材料の採用である。この最終段の開発に関して特殊なことは，わが国の他の有力タービンメーカがそろってほとんど同じ仕様で新しい700MW機用のチタン40インチ翼の開発に取り組んだことである。1980年代には既にジェットエンジンのファンブレードにはチタン翼が使われており，工業的には既に確立した材料であった。チタン材の特徴はもちろんその軽量さにある。質量と引っ張り強度の比，即ち比強度は鉄鋼材料の２倍であり，これにより長翼の設計が可能となる。構造的には3600rpm用33.5インチ翼の実績を踏まえ，全周一群翼ではあるものの，実際にその全周一群を実現するにはスナッバ構造という異なる設計手法を採用した。また，植え込み部も従来のフォーク型と異なり，アキシャルエントリー型植え込み部を採用した。今振り返ると，少なくとも当社にとっては，このチタン40インチ翼の開発がその後の更なる最終段開発の基礎となった。このチタン翼

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

は従来火力の700MWから1,000MW機に適用されるとともに，コンバインドサイクル用の単流排気のタービンにも適用された。

4.3　ステイール翼への回帰

このようにチタン翼は大きな技術進歩をもたらしたが，最大の欠点はそのコストであった。同時にチタン翼の運転実績の蓄積，そして設計・開発ツールの更なる進歩はより安価な最終段開発の機運を高めていった。こうやって開発されたのが15Cr鋼を使用した3600rpm40インチ翼と3000rpm48インチ翼である。この二つの最終段は流体，振動，遠心応力に相似性を有しており，50Hz地区と60Hz地区の両者をターゲットとして同時開発されたものである。この翼は遠心力を減じるために，チップ付近の翼型を極力薄いものとした。これは，チップ付近の流体性能を向上させるためにも有効な手段であった。また，局所応力の低下のために，翼面，植え込み部の応力の平均化，最適化に多くの開発期間が費やされた。2000年代に設計製作された1000MW級のタービンにはこの最終段が使われている。

4.4　更なる長翼化の達成

最新の最終段は更に長翼化が進んでいる。図５は3600rpm用48インチ翼である。これは相似の3000rpmでは57.6インチとなる。なお，もしこれを半速機に適用すると50Hz地区では，実に115.2インチ翼に相当する。この翼の開発にあたっては，更に大きな遠心力に対処するため，材料を15Cr鋼からチタンに戻した。構造的にはチップ部にスナッバ構造，植え込み部はアキシャルエントリーという全速回転の最近の長翼構造を踏襲している。この翼は2011年にはすべての検証試験を終了し，1000MW機の性能向上に既に採用されており，今後の同出力機用の標準翼となる。

図５　チタン48インチ翼

５．火力用タービンの変遷

5.1　1970年代の標準機種

タービンと限らず，工業用製品の進化はその構成部品の要素開発が積み重なったものである。しかしながら，最終的にはその成果がどのような形で製品に組み込まれているかが最も重要である。ここでは，図６に示されるように，60Hz用700MW機を例に取り，その進化を振り返ってみたい。図６-aに示される1970年代の60Hz地区向け700MW機は蒸気条件が24.6MPa，主蒸気/再熱蒸気がそれぞれ538/538℃，車室数が高圧，中圧，２つの低圧の４車室の構成であった。回転部の材料としては，翼が12Cr鋼，高温部，即ち高圧ロータと中圧ロータはCrMoV鋼，低圧ロータはNiCrMoV鋼を使うのが一般的であった。最終段の長さは33.5インチである。この時既にわが国は超臨界の時代に入っている。米国，東南アジア，中国，豪州などで超臨界のタービンが至極一般的になったのは1990年代からである。前述のようにその頃わが国では既にUSC（Ultra Super Critical;超々臨界圧力）に突入していた。それを考えるといかにわが国の技術が先行していたか明らかであろう。

5.2　再熱部の高温化

話をもとに戻し，その後の進化を見てみよう。最初の進化は図６-bに示される再熱温度の高温化である。これは1980年代に入り実現しており，具体的には再熱温度が538℃から566℃になっている。これを実現したのはロータ材料の進化である。Crの割合を増やし，高温強度を向上させた12Crロータの適用がこの頃から可能となった。蒸気タービンに使われる高温材料は常に小さい部材から大きい部材へと，そして，鍛鋼から鋳鋼へと適用が進んでいく。この12Crロータ材料も既に高温部の翼に使われていた12Cr鍛鋼をより大きな部材であるロータ用にしたものである。この段階ではタービンのケーシング数，最終段などの基本的形式は変わっておらず，組み立て図上の差異は認められない。

5.3　超々臨界圧化（USC）

その後，この機種は1980年台の終わりから1990年台の初頭にかけて大きく分けると二つの方向で進化していくことになる。一つは前述のUSC化を実現した蒸気条件の向上，そしてもう一つは最終段の長翼化である。まず前者について詳述したい。図６-cは世界初の本格的な商用超々臨界圧機である。蒸気条件は，31.6MPa，566/566/566℃となっている。先行機との大きな違いは，

１）主蒸気圧力が31MPaに向上
２）主蒸気の566℃化
３）二段再熱の採用と超高圧・高圧部の一体化

である。したがって，このタービンは超高圧部と高圧部に開発要素が集中していた。それに対し，中圧部と低圧部は開発の負担とリスクを低減するため，極力先行機の設計を踏襲する方針となった。したがって，最終段も先行機と同じ33.5インチが採用された。材料面からみると，この超高圧・高圧部を実現するために必要なものは，意外にも回転部に使う材料ではなく，静止部用の材料であった。これは，566℃という温度が主蒸気としては初

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

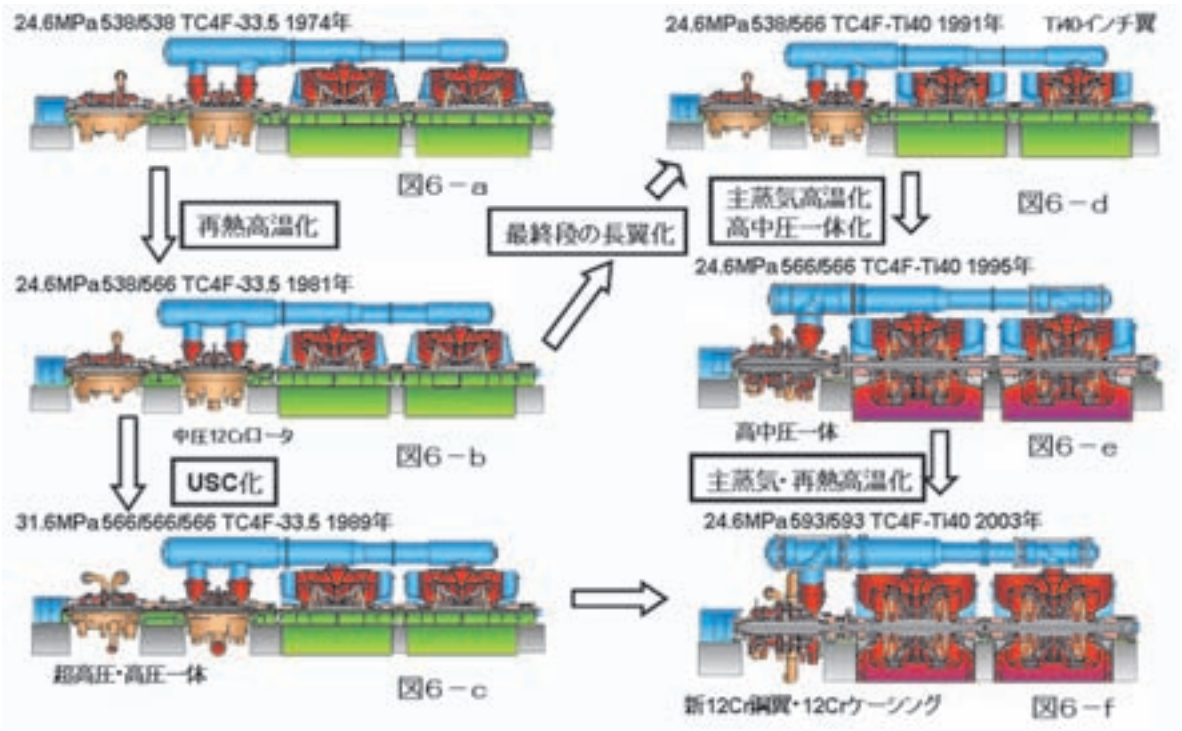


図６　火力700MW機の変遷

めてであるが，再熱部では既に達成されていたからである。回転部については，温度は材料選定に非常に大きな影響を与えるが，圧力はそれほど大きな支配因子ではない。したがって，幸いなことに回転部に関する材料開発はあまり必要なかった。これに対し，静止部に対する温度と圧力の影響は非常に大きかった。それゆえ，翼およびロータで培った12Cr鋼の技術と知見を最大限に利用し，新たに12Cr鋳鋼が開発され，この材料はノズルボックス，超高圧内部車室，超高圧・高圧外部車室といった重要部位に適用された。このわが国初のUSCタービンの開発成功がその後のわが国のUSC化に火をつけ，それが現在世界中に広まっているのは間違いないといえよう。

5.4　最終段の長翼化

このようにUSC化が進む一方で，最終段を中心とする低圧部の改良も加えられていった。図６-dは前述のチタン40インチ翼を搭載した700MW機である。この新しい最終段の採用により，低圧部全体も新設計となった。チタン40インチ翼の採用だけで当時の700MW機は約1.6％の性能向上を果たしている。また，この場合は開発要素を低圧部に集中させるため，蒸気条件は控えめに押さえ高圧，中圧部は既に豊富な実績を有していた図６-bのものを採用した。

5.5　コンパクト化

次の進歩の方向性はコンパクト化であった。1990年代の半ばになると，図６-a，b，dに見られるような高圧部と中圧部別体構造を高中圧一体の対抗流構造にすることが可能となった。これを図６-eに示す。この構造を可能にするには二つの技術的課題を解決することが必要だった。一つ目は高圧初段の信頼性検証，二つ目は中圧の排気段の信頼性検証である。この当時の700MW機において，高圧部全体は単流なるも高圧初段だけは複流としていた。また，中圧部は複流構造であったものを単流構造とする必要がある。複流のものを単流にすると翼長が長くなる。この信頼性検証のために種々の設計検討を行った後，最終的には実機サイズの翼にて回転振動試験を実施した。

5.6　蒸気温度の更なる向上

2000年代にはいると同じ構造をとりながらの蒸気条件の向上が達成された。これを図６-fに示す。それまでの蒸気温度566/566℃から593/593℃にすることが可能となった。この進歩にはまた材料開発の成果が寄与している。この当時になると，12Cr鋼が進歩し，改良12Cr鋼，更には新12Cr鋼といった更に高温強度を改良した鋼種が適用可能となり，蒸気条件を上げることができるようになった。現在の蒸気タービン用材料ではこの後600℃級まで適用が可能となっており，これが現状技術の最終形といえよう。

６．先進超々臨界圧力タービンの開発

今後の蒸気タービン技術の発展を語る時に先進超々臨界圧力（A－USC；Advanced Ultra Super Critical）を避けては通れないであろう。A－USCについては欧州では現在その研究が石炭火力の建設の困難さゆえに若干下火になっているが，わが国では国の研究援助も受け，積極的に進められている。CCS（Carbon Capture

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

and Storage）と組み合わせることによりいずれは大きな技術分野を形成するであろう。図７には年代別の蒸気条件の進展計画予想を示す。また，図８には二段再熱の場合の圧力と温度の上昇による熱効率の上昇を示す。A－USCの実現のためにはもちろん種々の技術の蓄積が必要であるが，その中で最も重要なものは高温材料の開発である。蒸気温度が700℃を超えるとNi基合金の使用が不可欠となる。この材料も既にジェットエンジンや発電用のガスタービンには使われている。ただし，蒸気タービンにNi基合金を適用するときに克服すべきことはその重量が非常に大きくなることである。また，蒸気タービンの場合にはジェットエンジンやガスタービンのように遮熱コーテイングを併用した積極的で複雑な冷却は行わないため，材料自体の高温強度に対する依存度が大きい。図９-aには蒸気タービン用ロータの試作途中のロータ，また図９-bにはその完成した状態を示す。また，図10にはそのクリープ強度を示す。同図には比較のため，従来の蒸気タービンロータ材料との強度と，“ALLOY617”[1)]の強度も合わせて示す。当社は，“ALLOY617”[1)]から出発して，最初に“TOS1X－1”[1)]と称する蒸気タービンロータ用のNi基鍛鋼を開発し，

図９－a　試作中のNi基ロータ

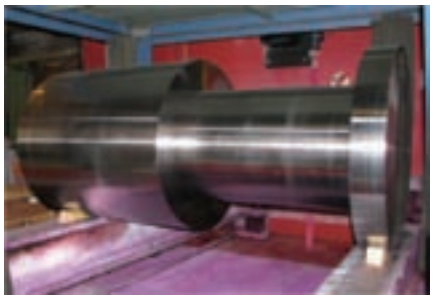


図９－b　試作されたNi基ロータ

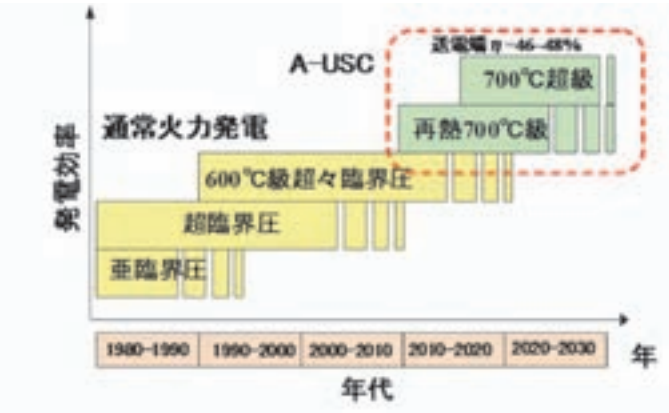


図７　A-USCの進展計画

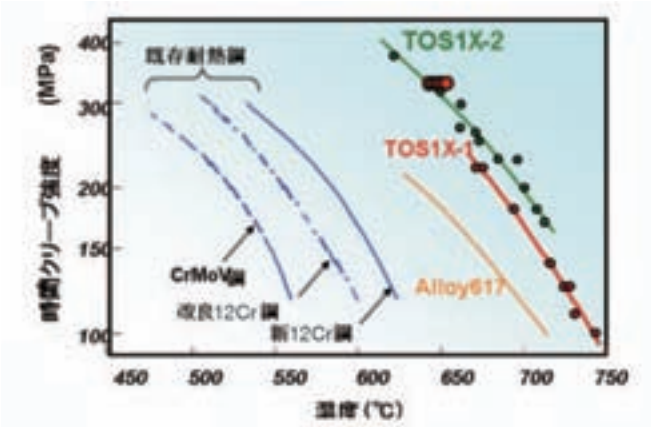


図10　A-USC用材料

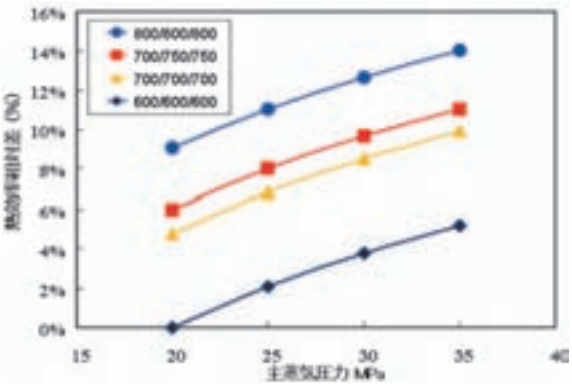


図８　蒸気条件と効率

実機大のロータを試作した。更にこの鋼種を改良した，“TO1S1X－2”[1)]を開発し，このロータも試作した。最終的には高温化での長期間回転試験を行うためのロータを試作中である。

７．試験設備

最後に蒸気タービン技術の発展を支える試験設備について述べる。最近の計算機と解析コードの発達は目覚しく，多くの技術課題が解析により解決するようになった。しかし，まだ最終検証の段階では実験の頼る場合も多い。ここでは３種類の主要な検証設備について紹介する。図11は空気タービンである。空気は取り扱いが簡単なため，過熱域にある一般段の翼型やシール構造の試験には有効な設備である。図12は縮小モデルの蒸気タービンである。このタービンは主に最終段の検証に使われる。縮

注１）本稿に掲載の商品の名称はそれぞれ各社が商標として使用している場合があります

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

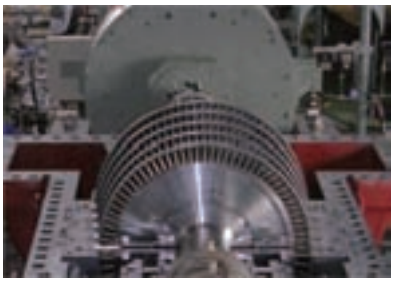


図11　試験用空気タービン

図12　試験用蒸気タービン

小比は全速回転の最終段の場合は1/3程度が多い。蒸気タービンのため，湿り域の試験が可能であり，広い範囲の実機相当の蒸気流量で試験が可能である。図13は当社が所有する三川発電所の写真である。この発電所には２台の蒸気タービンが設置されており２号機は主に発電をしながら各種の新技術を検証することに使われる。図14に示すように，ボイラや給水系統は１号機，２号機の共通設備になっており，２号機で試験を行う際は１号機を停止し，全量の蒸気を２号機に供給する。２号機はクロスコンパウンド機になっており，高圧部と低圧部の性能が完全に分離できるように設計されている。シール構造，軸受，溶接ロータ，蒸気弁などあらゆる新規技術がこのタービンにて試験される。特筆すべきことは低圧部がフルスケールになっていることで，このタービンを使って発電を行いながら最終検証ができることである。

８．最後に

以上，過去の蒸気タービン技術の進展から最近の成果，ならびに将来の技術などについて包括的に記述した。今後の国際的な集中電源方式の発展は，原子力がこのまま続くのか，石炭の更なる有効活用に道が開けるのか，それともますますコンバインドサイクル化が進むのかは不透明ではある。しかしながら，地熱を含む再生可能エネ

図13　三川発電所

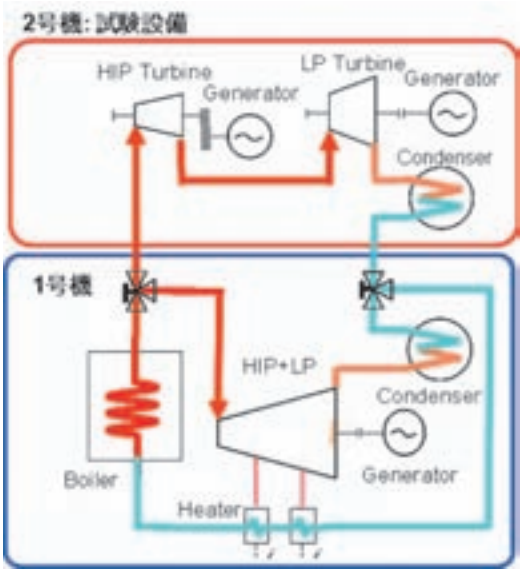


図14　発電所系統図

ルギの比率は高まるとしても，それだけに頼ることもできないのも自明といえよう。そのような状況の中で，蒸気タービンの電源確保のために果たす役割は今後も大きいものと考えられる。

参考文献

(1) Ikeda, Y., et., all, ASME Paper, PWR-Vol. 7, (1989), p69
(2) Suzuki, A., et. all, Proceedings of IMechE International Conference on Steam Plants for 1990's, (1990), p31
(3) Nomoto, H., et. all, Proceedings of IMechE Conference C423/053, (1991), p.275
(4) Nomoto, H., et. all, EPRI, 3rd International Conference on Improved Coal-fired Power Plants, (1991)
(5) Suzuki, T, et., all, ASME paper, PWR-Vol. 21, (1993), p153
(6) Nomoto, H., et., all, JSME Int. Journal, Vol. 49 No. 2, (2006) May, p218
(7) Shibukawa, N., et., all, Proceedings of Int. Conf. on Power Eng. 09 (ICOPE09), (2009), Vol-3, p365
(8) Murata, Y., et., all, Proceedings of the ASME 2011 ower Conf., (2011)

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

ガスタービンの技術革新を支える材料技術の過去40年の進歩と将来動向

原田　広史*1 HARADA Hiroshi
鉄井　利光*1 TETSUI Toshimitsu
谷　月峰*1 GU Yuefeng
藤岡　順三*1 FUJIOKA Junzo
川岸　京子*1 KAWAGISHI Kyoko
松本　一秀*1 MATSUMOTO Kazuhide

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，耐熱合金，Ni基超合金，Ti合金，TiAl，CMC，コーティング，過去40年の進歩，将来動向

1．はじめに

燃費低減の観点から，そして特に近年，エネルギー資源の節約，CO_2削減による地球温暖化防止などの観点から，複合発電やジェットエンジンなどに用いられるガスタービン機関の効率向上が常に求められている。効率向上にはタービン入口温度上昇が最も有効であり，また，特に航空機用ジェットエンジンでは軽量化も燃費低減の観点から求められる。タービン入口温度上昇や軽量化を実現するためには耐熱材料や軽量材料の開発が必要で，過去40年間の材料技術開発はタービン入口温度上昇や軽量化の実現に大きな役割を果たしてきた。

本稿では，Ti合金や複合材料などの軽量耐熱材料，ガスタービン機関の高温高圧部に使用されるNi基超合金を中心とした耐熱合金および熱遮蔽コーティング技術について，過去40年の進歩と将来動向について述べる。

2．軽量耐熱材料

特にジェットエンジンにおいては部品の軽量化が燃費等の性能向上に直接結び付くことから，これまで多くの金属系ならびに非金属系軽量耐熱材料がジェットエンジンへの適用を目指して開発されてきた。一方，発電用ガスタービン等では部品軽量化による直接的なメリットは小さいが，例えば動翼等の回転体では発生する応力は材料の密度に比例することから，軽量材料適用によって他の部品への負荷応力が低減するなどの波及効果が生じるためタービン全体としての効率向上に結びつく。ここでは軽量耐熱材料の開発について，これまでの40年の歴史と将来動向について述べる。

2.1　過去40年の進歩

金属系軽量耐熱材料において，これまで主に開発，実用化されてきた材料はTi合金である。多くのTi合金がジェットエンジンのファン，コンプレッサー等の中低温部材において，高強度化，軽量化を目的にAl合金や鉄基合金に代替して使用されている[1]。一般にフレーム等の静止部品には鋳造材料が，またディスク，動翼等の回転部品には鍛造材料が使用されている。鍛造Ti合金ではその特性は組織に大きく依存する。βトランザス以上の溶体化処理で得られる針状組織を有する材料は，クリープ強度は高いが疲労強度が低いため上限600℃程度の動翼に使われることが多い。一方，βトランザス以下の溶体化処理で得られる等軸組織を有する材料は，クリープ強度は低いが，靱性，疲労強度等が高いため上限500℃程度のディスクに使われることが多い。

従来の軽量耐熱金属材料であるTi合金は耐用温度に限界があるため，これまではコンプレッサー等での鉄基合金への代替が主であった。そこで，近年，タービンや燃焼器中のNi基超合金，あるいはそれ以上への代替を目指した新規軽量耐熱金属材料の開発が盛んに進められている。具体的にはAlまたはSi等の軽量元素を主成分とする金属間化合物材料，たとえばTiAl，NiAl, $NbAl_3$, $MoSi_2$などが精力的に開発されている。金属間化合物とは複数の金属元素が一定の比率で結合した化合物であり，これらでは軽量元素の比率が従来の合金より大幅に大きいため，比重が従来合金の1/2程度となることもある。また，その結合の特徴から通常の合金に較べて高温強度は高いがその反面脆いという特徴を有している。この金属間化合物材料の中で最も盛んに研究されてきたものはTiAlである。TiAlは例えば$MoSi_2$と較べると高温強度は低いが，より軽く，また比較的脆くないため，低リスク部品から実用化が図られている。近年，ジェットエンジンの低圧タービン動翼に初めて使用され[2]，燃費等の性能向上に大きく寄与している。図1にTiAl製低圧タービン翼の外観を示す[2]。

一方，非金属系材料では超高温域での実用化を目

原稿受付　2012年12月13日
＊1　（独）物質・材料研究機構　環境・エネルギー材料部門
〒305-0047　つくば市千現1－2－1

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

図１　TiAl 製低圧タービン翼[2]

指し，炭素や炭化物を主原料とするC/Cコンポジット（Carbon Carbon Composites)）　やCMC（Ceramic Matrix Composites）が積極的に開発されている。CMCはセラミックマトリックスとセラミック繊維の複合材料であり，ニオブ合金等の高融点金属に較べると大幅に軽量であるとともに，モノリシックセラミック材料と較べると靱性が大幅に高いという特長を有する．特に，長繊維SiC/SiC 複合材料の実用化検討が進んでおり，軍用エンジンの静翼にはすでに実用化されている[3]。

2.2　将来動向

まず，これまで開発されてきた金属系，非金属系の軽量耐熱材料が部品軽量化の効果がより大きいジェットエンジンにおいて，順次実用化ならびに利用拡大されていくものと期待される。ただし，この場合，設計等の利用技術の進展は無論必要であるが，材料自身にも低コスト化，大型化，信頼性向上等の工業材料としての特性改善が求められることは言うまでもない。その後，徐々に発電用ガスタービン等にも適用が拡大されると期待できる。

また，より高性能な新材料開発も必要である。例えば，金属系軽量耐熱材料では靱性や高温強度が現状より大幅に改善された金属間化合物材料の開発が望まれる。また，非金属系材料では現在のSiC/SiC系CMCでは耐環境性の観点から使用温度に限界があり，利用が制限されている。そこで，例えば耐環境性に優れた酸化物を主原料とするCMCについても開発が望まれる。

3．鍛造超合金

タービンディスクは最新のターボファンエンジンの重量の20%，価格の10%を占める重要部品であり[4]，その破壊がエンジンの重大トラブル等に繋がるので最もクリティカルな部品である。

民間航空機エンジン開発の重要課題である燃料消費率（SFC）改善に向けてタービン入口温度（TIT）向上や冷却空気量低減を達成するためにタービンディスク材料の耐用温度の向上が求められている。タービンディスク用超耐熱合金はこれまで全て海外で開発されたが，国内で製造可能でコスト的に有利な鍛造合金の耐用温度は1980年代以降改善されておらず，耐用温度向上のためには粉末冶金合金を使用するのが趨勢となっている。

ここでは鍛造超合金の開発について，これまでの40年の歴史と将来動向について述べる。

3.1　過去40年の進歩

最新の航空機用ジェットエンジンのTITは1600℃以上に達して高圧タービンディスクの外周部は700℃程度になるためクリープ強度が要求される。またエンジンの回転数は離陸時に10,500rpmに達して内周部の応力は1000MPa程度になるため，引張強度と低サイクル疲労強度が要求される。さらに損傷許容設計の適用が必要なことから亀裂伝播特性が重要となる。

表１に代表的なディスク材料の化学組成を示す。ディスク製造法には鋳造・鍛造（Cast-and- wrought, C&W）法と粉末冶金（Powder metallurgy, P/M）法がある。組成はNiをベースとし，10 ～ 20%のCr，20%までのCo，10%までのMo，６%までのAl，５%までのTi，少量のB，Zr，Cを含む。その他，W，Ta，Hf，Nbなどを含む合金もある。これらの合金はAlとTiの添加によるγ’相［Ni_3（Al, Ti，他)］の析出で強度を向上させている。

図２に高温ディスク用合金開発の歴史を示す[5]。C&W法による合金は1950年代から約70℃耐用温度が向上したが，1980年代のU720Li以降耐用温度は改善されていない。U720Li以上の合金はP/M法により開発され，最新のP/M合金はU720Liを50℃上回る耐用温度を有する。国内でも1980年代に国家プロジェクトでP/M超合金の開発やパンケーキ試作が行われたが[6]，その後実用化までには至らず現在国内に設備，技術のポテンシャルは無い。一方海外ではRR社がTrent800以降P/M合金を使用しTrent1000には独自開発したRR1000をHPコンプレッサーの後段２段とHPタービンディスクに採用した[7],[8]。また，GE社はエアバスA380のGP7282エンジンでME3を始めて実用化する[9]。

上記のように，Ni基超合金は高温強度を高めるためにγ’相の体積率を増やす努力がなされ，U720Liは45vol%のγ’相を有する。しかしながらγ’相の体積率がこれ以上増えると鍛造ができないために，C&W法で製造する限り耐用温度はU720Liが限界でこれ以上の合金の開発は不可能であると長い間世界中で考えられてきた。これ

表１　タービンディスク用超合金の化学組成（wt%，Bal:Ni）

Cast-and-Wrought (C&W) alloys

Alloy	Cr	Co	Mo	W	Nb	Ti	Al	C	B	Zr	Other
Rene41	19	11	10	-	-	3.1	1.5	0.09	0.01	-	
Astroloy	15	15	5.25	-	-	3.5	4.4	0.06	0.03	0.06	
Inconel718	19	-	3	-	5.1	0.5	0.5	0.08	-	-	18.5Fe, 0.15Cu
Waspaloy	19.5	13.5	4.3	-	-	3	1.4	0.07	0.006	0.09	
U720Li	16	15	3	1.25	-	5	2.5	0.025	0.018	0.03	
TMW-24	13.8	25.0	2.6	1.1	-	5.6	2.2	0.015	0.015	0.03	
TMW-4M3	13.5	25.0	2.8	1.2	-	6.2	2.3	0.015	0.015	0.03	

Powder Metallurgy (P/M) alloys

Alloy	Cr	Co	Mo	W	Nb	Ti	Al	C	B	Zr	Other
Rene95	14	8	3.5	3.5	3.5	2.5	3.5	0.16	0.01	0.05	
IN100	10	15	3	-	-	4.7	5.5	0.15	0.015	0.06	1.0V
Rene88DT	16	13	4	4	0.7	3.7	2.1	0.03	0.015	0.03	
N18	11.5	15.7	6.5	-	-	4.35	4.35	0.015	0.015	0.03	0.45Hf
RR1000	15	18.5	5	-	1.1	3.6	3	0.027	0.015	0.06	0.5Hf, 2Ta
ME3	13.1	18.2	3.8	1.9	1.4	3.5	3.5	0.03	0.03	0.05	2.7Ta

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

に対し，（独）物質・材料研究機構（NIMS）では新しい概念にもとづいて世界最高の耐熱特性を持ち粉末冶金合金に匹敵するNi-Co基鍛造合金（TMW合金）を開発した[5]。図２にNIMSにおける開発ターゲットとTMW合金の特性を示す。TMW-4M3は鍛造合金であるが，P/M合金に匹敵する耐用温度を有する。

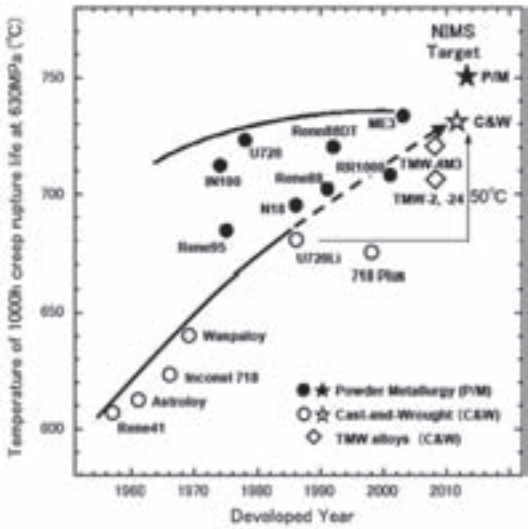


図２　タービンディスク用超合金開発の歴史

3.2　将来動向

今日，新しいエンジンの高温タービンディスクは欧米エンジンメーカーがP/M法を中心に独自に合金設計とプロセス開発をしている。今後，国産の民間エンジン開発を推進するとともに，大型民間エンジン国際共同開発においても競争力強化を図るためには，世界トップレベルにある国内素材メーカ・研究所を活用し，先進の国産のエンジン部材を開発して，材料の面から重要部位への参入の切り口を開くことは有効な手段と考えられる。

高温ディスク用合金の開発については，先に述べたようにNIMSにおいてP/M合金の特性と同等で低コストの合金が開発され，この合金の実用化が進み国産のエンジン部材となることが期待される。

国産の高温ディスク部材を開発するためには国内での溶解，ビレッティング技術，鍛造技術の確立が今後必要である。品質の安定性を重視するディスク鍛造では型鍛造が必須技術であるが，高温においても強度の高いNi基耐熱合金を金型内で密閉鍛造するには大きなプレス力が必要となる。表２に世界の鍛造プレス機の状況を示すが，３万トン以上の大型鍛造プレス機はこれまで日本にはなかったが，2011年３月，日立金属㈱，㈱神戸製鋼所，㈱ＩＨＩ，川崎重工業㈱ の４社は，経済産業省の補助金を受けて，航空機・電力プラント向け大型鍛造品を製造する日本エアロフォージ株式会社（Jフォージ）を共同で設立した。Jフォージは国内で初めてとなる能力５万トン級の最新鋭大型鍛造プレスを導入し，世界で需要拡大が見込まれる航空機向けを中心に大型鍛造品の製造事業を行う。５万トンプレス機はJフォージ・倉敷工場（倉敷市玉島乙島）への搬入が始まり，2013年４月に同工場が稼働する。

以上のように，我が国において高温タービンディスク用合金の開発が行われ，大型鍛造プレス機が間もなく稼働することになり，今後日本がエンジンの高温タービンディスク製造への参入の切り口が開かれていくことが期待される。

表２　世界の鍛造油圧プレス機

Country	Hydraulic Press (ton)			
	≧ 50,000	30,000 - 50,000	10,000 - 30,000	Total
U.S.A.		7	11	18
China	3*	1	6	10
Russia	2	4	2	8
France	1		3	4
Germany			3	3
Sweden	1			1
U.K.		1		1
Austria		1		1
Japan	1*		2	2
Korea			2	2

* Under Construction

4．鋳造超合金

エネルギー起源排出CO_2の削減による地球温暖化防止などの観点から，熱効率56％（HHV基準）以上の1700℃高効率複合発電や，低燃費の次世代ジェットエンジンなどの開発に期待が寄せられている。それらの実現には，カルノーサイクルの頂点に位置するタービン入口ガス温度のいっそうの高温化が最も効果的であり，これを可能にするための耐熱合金特にタービン翼やタービンディスクに用いるNi基超合金の開発が進んでいる。

4.1　過去40年の進歩

Ni基超合金の耐用温度向上の経緯を図３に示す[10]。図中「Target」は文部科学省/NIMSの新世紀耐熱材料プロジェクト（第Ⅰ期：1999-2005年度，第Ⅱ期：2006-2010年度）における開発目標である。代表的なタービン翼用Ni基超合金の組成を表３に示す。

Ni基超合金は，母相γ相（Ni固溶体）中にγ’相（Ni_3Alを基本組成とするL12規則相）が析出した２相整合組織を有している。整合界面が転位の移動を妨げる効果により，γあるいはγ’相の単相合金よりもはるかに高いクリープ強度を発揮するという点がNi基超合金の最大の特徴である[11]。

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

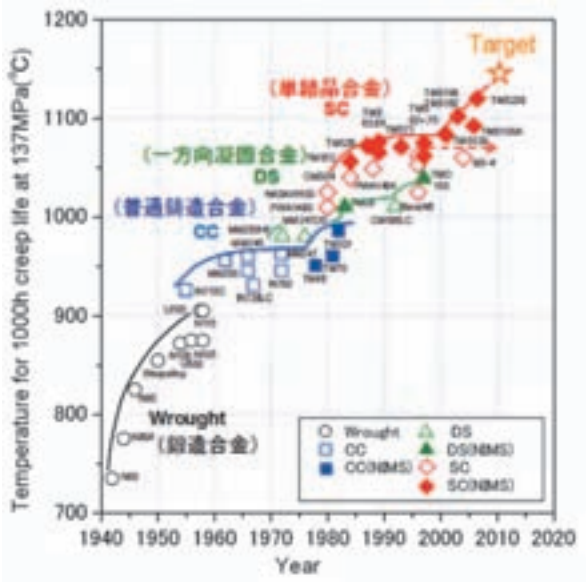


図３　Ni基超合金の耐用温度向上の歴史。NIMS等による国内開発の実験合金を併せて示す。(耐用温度は137MPa の応力下でのクリープ破断寿命が1000h となる温度，○：鍛造合金，□：普通鋳造合金，△：一方向凝固合金，◇：単結晶合金を示す。塗りつぶしはNIMS 単独，またはNIMS と共同研究企業の開発合金)

Ni基超合金は，鍛造合金から普通鋳造合金，一方向凝固柱状晶合金，単結晶合金へ，さらに単結晶合金は，1980年頃の初期の第１世代合金から，レニウム（Re）を３wt%程度含む第２世代合金，Reを５－６wt%含む第３世代合金へと開発・実用化が進んできた。第３世代単結晶超合金CMSX-10[12]は，現在，ボーイング777など大型民間機用のジェットエンジンタービン翼材として用いられている。

第４世代合金としては，GE（ゼネラルエレクトリック）社，P&W（プラット・アンド・ホイットニー）社およびNASAの協力で開発された耐用温度1060℃級のMX-4（PWA1497）がある。一方，国内では新世紀耐熱材料プロジェクトにて，1080℃級の第４世代合金TMS-138/138Aや，世界に先がけて1100℃級の第５世代合金TMS-196，1120℃級の第６世代合金TMS-238なども開発され[13],[14]さらに改良が進められている。これらTMS合金は，Ru（ルテニウム）のような白金族金属の添加による組織安定化とあわせて，整合界面の格子定数ミスフィットを負（$a_{\gamma'}<a_{\gamma}$）に大きくする合金設計により，ラフト化（応力時効効果でγ'相が引張り応力方向＜100＞方位と垂直な板状に連結する現象）を促進させるとともにそのγ/γ'界面に，より微細な転位網を導入して，クリープ強度向上が図られている（図４）。

これら国内開発の第４，第５，第６世代単結晶超合金

表３　代表的なタービン翼用Ni 基超合金の合金組成

種類	合金名	合金組成 (wt%, 残Ni) Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Hf	Re	C	B	Zr	Others	世代	開発機関
CC	Inconel 713C	-	12.6	4.7	-	6.8	0.8	2.1	-	-	-	0.16	0.012	0.1	-	-	INCO
	IN 738	8.5	16	1.7	2.6	3.4	3.4	-	1.7	-	-	0.17	0.01	0.1	-	-	INCO
	IN 792	9	12.4	1.9	3.8	3.1	4.5	-	3.9	-	-	0.12	0.02	0.2	-	-	INCO
	René'80	9.5	14	4	4	3	5	-	-	-	-	0.17	0.015	0.03	-	-	GE
	MarM247	10	8.5	0.7	10	5.6	1	-	3	-	-	0.16	0.015	0.04	-	-	M. Marietta
	TM-321	8.2	8.1	-	12.6	5	0.8	-	4.7	-	-	0.11	0.01	0.05	-	-	NIMS
DS	GTD111	9.5	14	1.5	3.8	3	4.9	-	2.8	-	-	0.1	0.01	-	-	1st	GE
	MGA1400	10	14	1.5	4	4	3	-	5	-	-	0.08	?	0.03	-	1st	MHI
	CM247LC	9	8	0.5	10	5.6	0.7	-	3.2	1.4	-	0.07	0.015	0.01	-	1st	Cannon Muskegon
	TMD-5	9.5	5.8	1.9	13.7	4.6	0.9	-	3.3	1.4	-	0.07	0.015	0.015	-	1st	NIMS
	PWA1426	12	6.5	1.7	6.5	6	-	-	4	1.5	3	0.1	0.015	0.03	-	2nd	P&W
	CM186LC	9	6	0.5	8.4	5.7	0.7	-	3.4	-	3	0.07	0.015	0.005	-	2nd	CM
	TMD-103	12	3	2	6	6	-	-	6	0.1	5	0.07	0.015	-	-	3rd	NIMS
	TMD-107	6	3	3	6	6	-	-	6	0.1	5	0.07	0.015	-	2.0Ru	4th	NIMS
SC	PWA1480	5	10	-	4	5	1.5	-	12	-	-	-	-	-	-	1st	P&W
	René'N4	8	9	2	6	3.7	4.2	0.5	4	-	-	-	-	-	-	1st	GE
	CMSX-2	4.6	8	0.6	8	5.6	1	-	9	-	-	-	-	-	-	1st	Cannon Muskegon
	TMS-6	-	9.2	-	8.7	5.3	-	-	10.4	-	-	-	-	-	-	1st	NIMS
	MC2	5	8	2	8	5	1.5	-	6	-	-	-	-	-	-	1st	ONERA
	MDSC-7M	4.5	10	0.7	6	5.4	2	-	5.4	-	0.1	-	-	-	-	1st	NMC/CRIEPI
	PWA1484	10	5	2	6	5.6	-	-	9	-	3	-	-	-	-	2nd	P&W
	René'N5	8	7	2	5	6.2	-	-	7	0.2	3	-	-	-	-	2nd	GE
	CMSX-4	9	6.5	0.6	6	5.6	1	-	6.5	0.1	3	-	-	-	-	2nd	Cannon Muskegon
	TMS-82+	7.8	4.9	1.9	8.7	5.3	0.5	-	6	0.1	2.4	-	-	-	-	2nd	NIMS/Toshiba
	TH 61	1	7.1	0.8	8.8	5.1	-	0.8	8.9	0.25	1.4	0.07	0.02	-	-	2nd	Hitachi
	René'N6	12.5	4.2	1.4	6	5.75	-	-	7.2	0.15	5.4	0.05	0.004	-	0.01Y	3rd	GE
	CMSX-10	3	2	0.4	5	5.7	0.2	0.1	8	0.03	6	-	-	-	-	3rd	Cannon Muskegon
	TMS-75	12	3	2	6	6	-	-	6	0.1	5	-	-	-	-	3rd	NIMS
	MX-4/PWA1497	16.5	2.0	2.0	6.0	5.6	-	-	8.3	0.15	6.0	-	-	-	3.0Ru	4th	GE/P&W/NASA
	MC-NG	<0.2	4	1	5	6	0.5	-	5	0.1	4	-	-	-	4.0Ru	4th	ONERA
	TMS-138	5.8	3.2	2.8	5.9	5.9	-	-	5.6	0.1	5.0	-	-	-	2.0Ru	4th	NIMS/IHI
	TMS-138A	5.8	3.2	2.8	5.6	5.7	-	-	5.6	0.1	5.8	-	-	-	3.6Ru	4th	NIMS
	TMS-196	5.6	4.6	2.4	5.0	5.6	-	-	5.6	0.1	6.4	-	-	-	5.0Ru	5th	NIMS
	TMS-238	6.5	4.6	1.1	4.0	5.9	-	-	7.6	0.1	6.4	-	-	-	5.0Ru	6th	NIMS

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

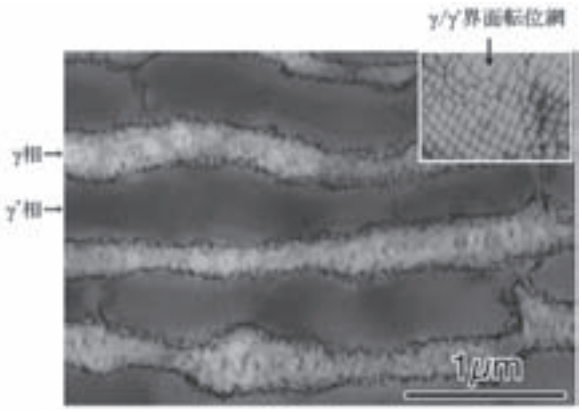


図４　単結晶超合金のクリープ試験中に生じたラフト構造。応力は上下方向。γ/γ'界面には微細な転位網が生成されている。

は，CO_2排出量20％削減を目指して開発中の次世代高効率旅客機ボーイング787やエアバス350XWBやさらに未来型の航空機の新エンジンなどに順次適用されるものと期待されている。高価な元素を用いた新合金開発にあわせてタービン翼材のリサイクルも重要性を増している。またRe，Ruを含有しない合金の開発も盛んに行われている。

Ni基超合金をジェットエンジンあるいはガスタービンの第一段動静翼として高温の燃焼ガス中で長時間繰返し使用するにあたって，空冷機構と合せ耐酸化・遮熱コーティング材の改良も必要である。例えば，新しいコンセプトとして，長時間にわたって基材との界面に組織変化を起こさない熱力学平衡金属系耐酸化コーティング“EQ（Equilibrium）コーティング”が提案され，実用化に向けて研究が進捗している[15]。

4.2　将来動向

Ni基超合金の耐用温度は今後さらに向上の可能性がある。コストや資源量の面で使用量が制限されてきたReやRuなどの金属のリサイクル体制が整えば，次世代合金開発と普及の大きな助けになると期待される。しかしながら，大局的に見れば，使用温度が合金の融点1350℃（単結晶超合金）に近づきつつあることから，今後，大幅な耐用温度向上は次第に困難になってくるであろう。

機械的合金化法により製造される酸化物分散強化（ODS: Oxide Dispersion Strengthened）Ni基超合金開発はこの20年間ほとんど行われてこなかった。しかし1200℃を超える温度域で，例えば無冷却タービン翼材として実用化の可能性があり，新たな研究開発が期待されている。

Ni基以外の超合金の実用化の可能性もある。高融点の白金族金属，例えばIr（イリジウム）やPt（白金）をベースとして用いた高融点超合金は，高コストと大比重が実用化を妨げているが，Ni基超合金との融合設計（例：Ni-Ir基超合金）などによるコスト，比重，特性などのバランス調整により，無冷却タービンの1200℃～1800℃での超高温部材として使用される可能性がある。

5．コーティング

5.1　過去40年の進歩

タービン入口ガス温度（Turbine Inlet Temperature: TIT）の高温化は，動静翼等の高温部品の材料劣化を促進するため，耐酸化・耐食コーティングの適用が必須となってきた。1950年代には酸化腐食によるタービン翼の肉厚減少を防ぐため，溶融Alめっきが使用され，さらに基材表面に数ミクロン厚さのAl，Crの高濃度領域（リザーバー層）を作り，保護性酸化膜を形成する拡散浸透処理が適用された。この拡散浸透処理は，動静翼の冷却孔内面にもコーティング可能な方法であることから，現在でも適用されている。しかし高強度超合金開発の発展に伴い，合金中のCr濃度は減少傾向を示し，腐食に対する抵抗が低下し始め，表面リザーバー層のみでは対処が困難となった。1960年頃には，タービンの高温化に伴う腐食環境の変化に対して，拡散浸透処理では処理元素が限定されるためMCrAlX合金が開発され，オーバーレイコーティングとして使用されるようになった。MはNi，Coなどの基本構成成分，CrとAlは基材表面に保護性の高い酸化皮膜を形成する成分，元素XはY，Hf，Si，Taなどの保護性酸化皮膜の補強維持機能を果たす成分であり，現在多くの種類がある。

更にTITの高温化が進むに伴い，遮熱コーティング（Thermal Barrier Coating: TBC）が開発されてきた[16]。TBCシステムは，翼基材に耐酸化性を有する金属ボンドコートと低熱伝導率のセラミックトップコートの構成となっており，その機能は燃焼ガスから翼への熱流束を低減して翼基材の温度上昇を抑制することであり，その分だけ燃焼ガス温度の高温化を図ることができる。遮熱コーティングを施した空冷タービン動翼の例を図５に示す。1963年にPratt&Whitny社がフレーム溶射によりNiAlボンドコートと22wt%MgO-ZrO_2セラミックトップコートをエンジンの燃焼器に適用したのが始まりである[17]。この後，1970年代にタービン部品に使われ，1980年代にトップコートのセラミックスとしてイットリア部分安定化ジルコニア（YSZ: 7－8 wt%Y_2O_3-ZrO_2）が適用されて以来[18]，30年間その低熱伝導率，結晶の安定性および高靭性を有することから広くスタンダードの材料として使われてきている。金属ボンドコートには，翼基材の耐酸化性や耐食性を向上させ，さらにセラミックトップコートとの密着性を確保することが要求されるが，1970年代にPtを電気めっきした後にアルミナイズ処理を施すPt-Alの拡散コーティングに始まり，CoCrAlY，CoNiCrAlY，NiCoCrAlYなどのMCrAlY合金がプラズマ溶射で施工されるようになってきた[19,20]。

溶射装置は1910年頃に初めて開発され，1959年にはプラズマトーチの製作，1979年に減圧プラズマ溶射（LPPS:

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

図５　遮熱コーティングを施した単結晶空冷タービン動翼の例

Low Pressure Plasma Spray）が発表された。プラズマ溶射プロセスにはLPPSの他，大気プラズマ溶射（APS: Air Plasma Spray），高速ガス炎溶射（HVOF: High Velocity Oxygen Fuel）等があり，使用環境や経済性により使い分けられている。セラミックトップコートは，現在，APSと電子ビーム物理蒸着（EB-PVD: Electron Beam-Physical Vapor Deposition）が主流となっている。EB-PVDによるトップコートの組織は柱状晶となるため，1980年代初頭に熱・機械的特性が高く要求される航空機エンジン翼で成功を収めて以来，広く受け入れられてきた。表4に世界におけるEB-PVD技術の状況を示す。EB-PVD装置は日本では３台しかないが，欧米では大型の生産装置が稼動している。APSによるトップコートは，その経済性と大型部品への適用が可能な事から，発電用ガスタービンで使われている。

5.2　将来動向

5.2.1　TBCの金属ボンドコート開発

超合金基材上に施工される金属ボンドコートは，それ単体で耐酸化コーティングとして用いられる場合もあり，多くの特性が要求される重要な部材である。この材料に必要な特性は，繰返し酸化による皮膜剥離の長寿命化，耐腐食性以外に熱応力抵抗があること，基材の変形に対してクラックを発生しない程度の延性を持つこと，基材の機械的特性を劣化させないことなどが挙げられる。金属ボンドコートの問題点の一つとして，Pt-AlやMCrAlYなどの耐酸化コーティングを適用すると，高温においてコーティングと基材間での元素の相互拡散に起因する二次反応層（Secondary Reaction Zone, SRZ）が生成し，基材の強度低下およびコーティングの耐酸化性劣化を生じる[19],[20]。SRZは高温強度が基材に比べて極端に低いため，特に１mm以下の薄肉中空翼では，長時間使用に当たって基材の有効断面積が減少することになる。また使用済みタービン翼の再利用に際しては，生成したSRZを取り除く必要があるため，再コーティングによる再生も１回あるいは２回などに限定される。このSRZの生成を防ぐために，いくつかの技術が提案されている[21]–[25]。しかしこれらの提案はいずれも内部拡散を本質的に防ぐものではなく，高温化での長時間使用においては最終的に劣化を避けられない。またプロセスの複雑化も工業的に問題となると考えられる。筆者らは，このような問題点を解決する方法として，Ni基超合金基材と熱力学平衡（Equilibrium）するEQコーティングを開発した[26],[27]。γおよびγ'の２相構造をとるNi基超合金に析出するγ'相は合金中で熱力学的に安定に存在しているので，その組成のままコーティング材として用いれば，基材と熱力学的平衡状態を保ち，コーティング/基材間で各元素の化学ポテンシャル差が生じないことから相互拡散を生じない。この知見を基に，原理確認試験を行った結果を図６に示す[28]。基材としてNIMS開発の第４世代Ni基超合金TMS-138Aを用い，ボンドコートとして合金設計で組成を決定したEQコーティングをLPPSで施工し，YSZをトップコートとしてEB-PVDにより作製したTBCシステム（図７）は，基材間との間にSRZは発生せず，熱サイクル試験による皮膜剥離寿命は，従来のTBCに比べ格段の寿命を有していた[29]。このTBCシステムはジェットエンジン等の実翼適用に十分可能と考えている。

5.2.2　TBCのセラミックトップコート開発

Ni基超合金材に耐酸化性を有する金属ボンドコートと低熱伝導率のセラミックトップコートのTBCシステムは，今後とも標準システムであると考えられる。７－８wt%YSZは正方晶ZrO_2により部分安定化され，強度，破壊靭性，熱サイクル抵抗に優れた材料である。しかしながら，TITの高温化が更に進展するに従い，TBC表面温度が1200℃を超えると焼結の発生や相安定性が劣化し，熱伝導率の増加，柱状晶の応力緩和作用の低下，クラック発生やTBCの剥離が生じてくる[30]。これらの問題に対し，セラミックトップコートの開発課題は，(1)低熱伝導率化，(2)高温下での相安定性，(3)耐エロージョン性向上，(4)耐焼結性向上，(5)ボンドコートとの熱膨張差の低減，さらにエンジン特有の現象であるが，(6)トップコート表面に付着する溶融CMAS（Ca-Mg-Al-Si）粉塵や火山灰による耐食性向上がある。最近ではTITの高温化に加え，ライフサイクルコストの低減も求められてきている。このため，ジルコニア系酸化物の開発や全く新しい酸化物の探索，ポア組織制御，多層構造，プロセス改良などが精力的に行われている。例えば，低熱伝導率と高温安定性を目指したDy_2O_3-ZrO_2系やY_2O_3-HfO_2系[31]，耐食性やCMAS対策として$Gd_2Zr_2O_7$系や$La_2Hf_2O_7$，その他CeO_2-ZrO_2系[32]，Gd_2O_3-ZrO_2系[33]，La_2O_3-ZrO_2系[34]，$Sm_2Zr_2O_7$など多くの酸化物が溶射あるいはEB-PVDによ

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

表４　世界におけるEB-PVD 装置・技術の状況

メーカ／研究所	内　　容
アメリカ：P&W（Aircraft）	独自のプロセスを開発し、これをSPECとしている
アメリカ：GE（Aircraft Engines）	独自のプロセスを開発し、これをSPECとしている
アメリカ：Praxair Surface Technologies	大型装置４台を所有、GEにｾﾗﾐｯｸｺｰﾃｨﾝｸﾞ装置を供給
アメリカ：Alcoa Howmet	大型装置を所有
アメリカ：ﾍﾟﾝｼﾙﾊﾞﾆｱ州立大学ＡＲＬ	パトン溶接研究所と契約し、装置とプロセスを開発
アメリカ：TACR社(旧クロマロイ)	ＥＢ－ＰＶＤの最大Ｊｏｂ Ｓｈｏｐ
アメリカ：Honeywell	大型装置を所有　コーティング翼の補修
イギリス：TACR社(旧クロマロイ)	R&Rのジェットエンジン、ＧＴ高温部品の製造・補修
オランダ：Interturbine社	ＧＴ補修 Job Shop
ドイツ：ALD(旧ライボルト)社	大型ＥＢ－ＰＶＤ装置メーカ
ドイツ：アルデンヌ社	大型、小型EB-PVD装置メーカ（電子銃に実績あり）
ドイツ：ＤＬＲ（German Aerospace Research）	ＥＢ－ＰＶＤ技術開発（長年の実績あり）
ドイツ：ＳＩＥＭＥＮＳ・Westinghouse	170MW model V84.3A（1300℃級）第１段動静翼に適用
フランス：Ceramic Coating Center	大型生産装置所有、MTU Aero Engines & Snecma JV
オランダ：Interturbine社	ＧＴ補修 Job Shop
ﾎﾟｰﾗﾝﾄﾞ：Rzeszow University of Technology	ALD製小型装置（SMART）
ｳｸﾗｲﾅ：パトン溶接研究所	EB-PVD装置を開発（シンプルで低コストの装置）
ｳｸﾗｲﾅ：P&W-PATON Joint Research Center	コーティング材、施工、装置販売
ｼﾝｶﾞﾎﾟｰﾙ：Praxair Surface Technologies	大型装置３台を所有、GEにｾﾗﾐｯｸｺｰﾃｨﾝｸﾞ装置を供給
日本：東芝	小型実験装置でハフニア TBC を開発
日本：ＪＦＣＣ	アルデンヌ社 EB-PVD装置(TUBA150)で技術開発
日本：ＮＩＭＳ	独自 EB-PVD装置（低コスト、基材加熱・多孔に特徴）

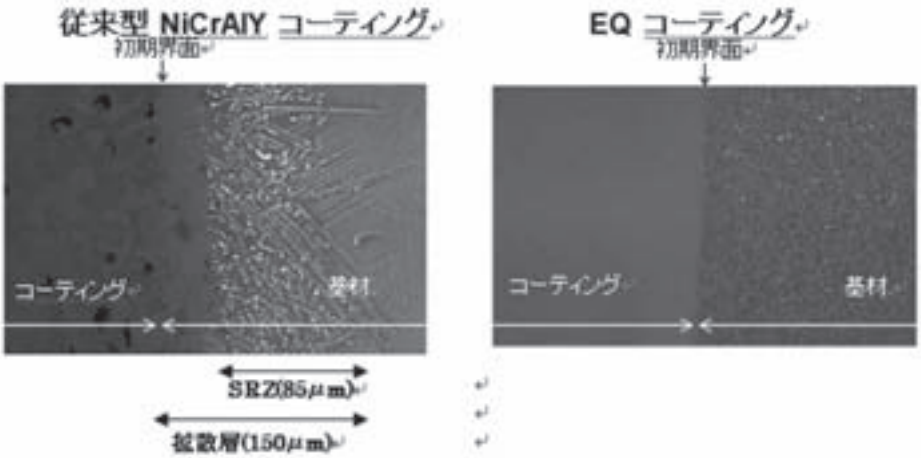


図６　原理確認試験結果

りトップコートとして施工され，熱サイクル耐久性や機械的特性，耐食性等について評価が行われている。

金属コーティングである拡散コーティング，オーバレイコーティング，さらにセラミックスを用いたTBCシステムと発展していくに伴い，材料の耐用温度と寿命は向上してきた。しかしボンドコート，トップコートはそれぞれ単独の特性のみが重要なのではなく，基材合金に合わせたコーティング，コーティングに合わせた合金開発を行い，材料の使用条件に即したTBCシステムとして最適な構造を構築することが望ましい。

６．おわりに

本稿ではガスタービン機関に使用される軽量耐熱材料，超耐熱合金および熱遮蔽コーティング技術について，過去40年の進歩と将来動向について述べた。

化石燃料の節約，CO_2削減，地球温暖化防止など，地球規模での問題解決のために，ガスタービンやジェットエンジンの一層の高性能化が求められている。その達成

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

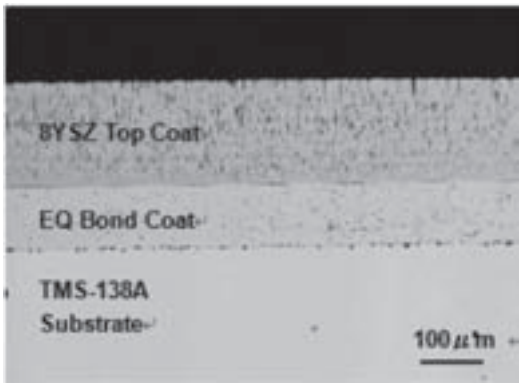


図7　EQ コーティングを用いたTBC システム

のために材料の耐熱性向上や軽量化に対する期待は大きい。今後材料研究とシステム研究の連携・協力が行われ，新材料が有効に利用され，ガスタービン機関の高効率化による地球環境保全，ならびに国内産業の国際競争力向上に寄与することを期待するものである。

参考文献

(1) 錦織貞郎：軽金属，11（2005),557-560.
(2) 藤村哲司，西川秀次，守屋信彦，今村満勇：IHI技報，3（2008-9),153-158.
(3) GE Reports, http://www.gereports.com/taking-top-gun-technology-to-market/（2012/11/12アクセス）
(4) R.C.Reed：The Superalloys - Fundamentals and Applications, Cambridge University Press, Cambridge UK（2006）
(5) 藤岡順三，谷 月峰，崔 傳勇，横川忠晴，小林敏，原田広史，福田 正，三橋 章：日本ガスタービン学会誌，Vol.40, No. 2（2012.3). pp.107-112.
(6) 山崎道夫：高性能結晶制御技術ハンドブック，日本規格協会（1991).
(7) I.Molyneux：”Rolls-Royce Ti Supply Chain”, CBM Global Trends Conference 2005（Oct. 2005）
(8) Flight International, 2006年 9 月26日
(9) UEET（Ultra-Efficient Engine Technology Program）：Fiscal Year 2002 Performance Report.
(10) 原田広史，谷　月峰，川岸京子，横川忠晴，小林敏治，藤岡順三：（日本金属学会），ふぇらむ，Vo.16（2011）717.
(11) 原田広史，山崎道夫，小泉裕：鉄と鋼，Vol.65,（1979）1049.
(12) G.L.Erickson：Superalloys 1996, Ed. By R.D.Kissinger et al,（1996）35.
(13) J.X.Zhang, T.Murakumo, Y.Koizumi, T.Kobayashi, H.Harada, S.Masaki Jr.：Met.Mat.Trans.A，33A（2002）3741.
(14) K.Kawagishi, A-C.Yeh, T.Yokokawa, T.Kobayashi, Y.Koizumi, H.Harada：Superalloys 2012, Ed. By E.S.Huron et al,（2012）189.
(15) 川岸京子，佐藤彰洋，原田広史：日本金属学会誌，70（2006）2,188.
(16) 佐藤彰洋，松永康夫，吉澤廣喜，高橋耕雲，森信儀：石川島播磨技報，47（2007）1，1.
(17) S.Bose, J.DeMasi-Marcin：J. of Therm. Spray Technol., 6（1997）pp.99-104.
(18) R.Burgel, I.Kvernes：edited by W.Betz et al., D. Reidel Publishing Company, 1986, Dordrecht, NL, pp.327-356.
(19) J.Stringer: Gas Turbine Materials Tchnology, 1998. p.11
(20) Turbomachinery, 5/6, 1996.
(21) I. E. Locci, R. A. Mackay, A. Grag, F. J. Ritzert：NASA/TM-2004-212920, March（2004).
(22) Y. Matsuoka, Y. Aoki, K. Matsumoto, A. Sato, T. Suzuki, K. Chikugo, K. Murakami：Superalloys 2004（2004), 637.
(23) T. Narita, S. Hayashi, H. Yukawa, M. Noguchi, M. Miyasaka：U. S. Patent 6830827（2004).
(24) I. T. Spitzberg, R. Darolia, M. R. Jackson, J. C. Zhao, J. C. Schaeffer：U. S. Patent 6306524（2001).
(25) R. G. Wing：U. S. Patent 6080246（2000).
(26) A. Sato, K. Kawagishi, H. Harada：Met. Mat. Trans. A, 37A（2006), 790.
(27) K. Kawagishi, A. Sato, K. Matsumoto, T. Kobayashi, H. Harada, Y. Aoki, M. Arai：J. Japan Inst. Metals, 71（2007), 226.
(28) K.Kawagishi, A.Sato and H.Harada: JOM（2008, 7), pp.31-35.
(29) 松本一秀, 川岸京子, 原田広史：第38回日本ガスタービン学会定期講演会　講演論文集，（2010.10), pp.259-263.
(30) Y. Itoh：J. Soc. Mat. Sci., Japan, 47（1998), 672.
(31) K. Matsumoto, Y. Itoh, T. Kameda：Science and Technology of Advanced Materials, 4（2003), 153,.
(32) U. Schulz, K. Fritscher, M. Peters：Surface and Coating Technology, 82（1996), 259.
(33) R.M. Leckie, S. Krämer, M. R?hle, C.G. Levi：Acta Materialia, 53（2005), 3281.
(34) M. Matsumoto, N. Yamaguchi, H. Matsubara：J. Japan Inst. Metals, 69（2005), 43.

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

ガスタービン関連産業技術研究の進展と将来展望（産総研の取り組み）

倉田　修[*1] KURATA Osamu
井上　貴博[*1] INOUE Takahiro
鈴木　雅人[*1] SUZUKI Masato
松沼　孝幸[*1] MATSUNUMA Takayuki
壹岐　典彦[*1] IKI Norihiko

キーワード：産業用ガスタービン，マイクロガスタービン，ジェットエンジン，セラミックス，コージェネレーション，試験運転

1．はじめに

独立行政法人産業技術総合研究所（以下，産総研）は，経済産業省所管の独立行政法人で2001年に旧工業技術院の15の研究所が再編されて誕生した。環境・エネルギー，ライフサイエンス，情報通信・エレクトロニクス，ナノテクノロジー・材料・製造，計測・計量標準，地質という多様な６分野の研究を行う我が国最大級の公的研究機関であり，ガスタービンに関連する多くの国家プロジェクトや研究開発に関わってきた。

産総研の前身の１つである通産省 工業技術院 機械技術研究所は，1937年に商工省 工務局 機械試験所として設立された。この機械試験所では，1951年からガスタービンの研究に取り組み始めている。４段軸流圧縮機，単段軸流タービンを組み合わせた空力試験装置や二次元翼列風洞を製作し，翼列の空力特性，フラッタ現象，タービン翼の冷却，燃焼器特性，流体計測法など，様々な研究が実施された[(1)]。1955年に航空技術研究所（現JAXA）が設立され，機械試験所のガスタービン研究者の大部分が航空技術研究所に移籍し，機械試験所でのガスタービン研究は中止されることになった。その後，1978年から始まったムーンライト計画の高効率ガスタービン研究開発の中で，高圧燃焼試験が行われ，ガスタービンの研究が20年以上の時を経て復活した。ほぼ同時に，風力発電の研究も復活し，低速風洞の整備が進められ，単独翼の実験などが始められた[(2)]。

工業技術院 大阪工業技術研究所（古くは大阪工業技術試験所，以下，大工試）においては，PAN系炭素繊維の発明に代表される炭素材料研究および耐火物開発に端を発するセラミック材料開発の数十年来のポテンシャルを活かし，ガスタービン関連の研究では主に耐熱金属に替わる新たなタービン用材料開発を進めてきた[(3)]。

原稿受付　2012年11月26日
＊1　（独）産業技術総合研究所　つくば東事業所
エネルギー技術研究部門
〒305-8564　つくば市並木１-２-１

現在，産総研のガスタービン関連の研究開発は，つくば東事業所とつくば西事業所において主に行われている。本稿は学会40周年を記念して過去を振り返って，いくつかの研究開発をご紹介するとともに，今後発展させていきたい研究開発テーマをご紹介する。

2．高効率ガスタービン

1973年の第一次オイルショック，1979年の第二次オイルショックを背景として，1978年に工業技術院の研究制度として，エネルギー効率の向上や省エネルギー化を目的とした，省エネルギー技術研究開発制度（ムーンライト計画）がスタートした。ムーンライト計画のもと，1978年から1988年まで，出力100MW級の高効率ガスタービンのプロジェクトが実施された。

当時の火力発電所における発電効率は40%であったが，計画では，タービン入口温度1500℃，総合効率55%の複合発電のプロトタイプの完成を目標とした[(4)]。機械技術研究所は1981年からこのプロジェクトに参加し，火炎輻射計測技術と55気圧までの火炎輻射実測を中心に研究を行なった[(4)]。科学技術庁　航空宇宙技術研究所の鈴木邦男氏を招聘し，筑波第２研究センター（現在のつくば北サイト）において燃焼実験を実施した。低輻射燃焼器の設計・試作，55気圧の高圧燃焼実験装置の設計・試作と極低濃度煤計測器の試作などを行なった[(4)]。関連論文として，ガスタービン燃焼器設計・開発の一方法[(5)]と，ガスタービン燃焼器の高負荷化のための構成要素の研究とそれに基づく高負荷燃焼器の設計法に関する研究[(6)]が出版されている。

3．セラミックガスタービン

大型のガスタービンに比べ，小型のガスタービンの熱効率は低いいっぽう，連続燃焼を採用したガスタービンでは，レシプロエンジンに比べて多種燃料性に優れており，化石燃料を有効に利用できる。しかも，排ガス中のCO，NOx，すすなどの排出量が少ない。そこで，ター

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

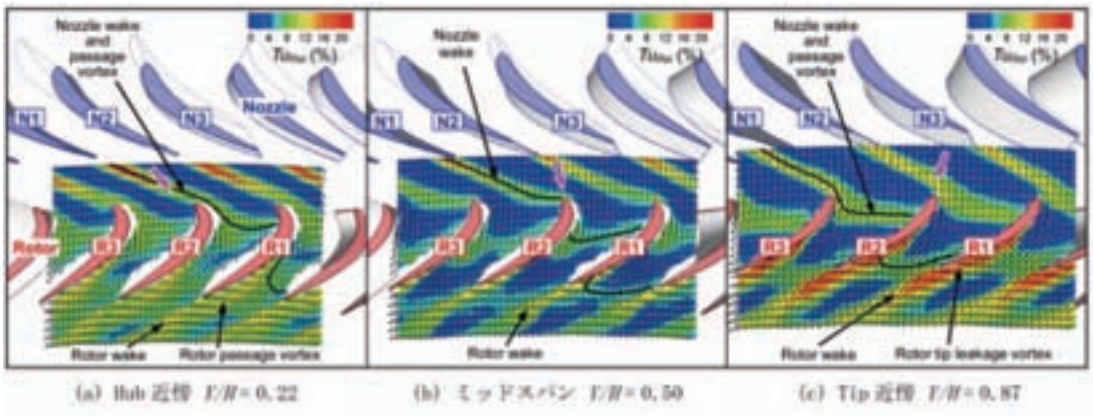


図１　LDVによるタービン動翼周りの非定常流れの測定（乱れ度の分布）[9]

ビン入口温度の高温化により高効率を達成することを目的として，ムーンライト計画のもと，1988年から出力300kW級のセラミックガスタービンのプロジェクトが実施された[7]。

計画では，タービン入口温度1350℃，熱効率42%以上，法令基準値以下の排ガス特性，セラミック部品の最低保証強度400MPa以上（1500℃），ワイブル係数20以上（1500℃），破壊靭性15MPa・√m以上（室温）を目標とした。工業技術院，NEDOの支援のもと，石川島播磨重工業 ㈱（CGT301），川崎重工業 ㈱（CGT302），ヤンマーディーゼル ㈱（CGT303）などの産業用ガスタービンメーカ，日本碍子 ㈱，日本特殊陶業 ㈱，京セラ ㈱などのセラミックメーカからなるエンジン開発グループと，㈶ファインセラミックスセンター，㈳日本溶接協会，㈳日本ファインセラミックス教会からなる支援グループ，さらに，工業技術院　名古屋工業技術試験所（現在の産業技術総合研究所　中部センター），航空宇宙技術研究所が加わり，研究開発体制を敷いた。

機械技術研究所はエンジンシステムの要素研究を担当し，低レイノルズ数領域におけるタービン翼の空力特性，機能性多層膜コーティング技術，異物衝撃（FOD）試験技術，燃焼器の研究と再生器の研究について要素研究を実施した[8]。

低レイノルズ数領域におけるタービン翼の空力特性の要素研究においては，タービン入口温度の上昇にともない低下するレイノルズ数に起因する主流の乱れの剥離に対する乱れ度の効果を，単独翼と環状翼列について風洞を用いて計測して特性を明らかにしている。300kW級セラミックガスタービンの研究開発から，直線翼列風洞および環状翼列風洞を用いたタービン翼列の空力特性の研究が行われ，ガスタービンの空力研究が30年以上の時を経て復活した。この研究では，低レイノルズ数域におけるタービン翼列特性に着目し，熱線流速計やレーザードップラ流速計（LDV）を用いた非定常流れの詳細計測（図１）などが実施された[9],[10]。

機能性多層膜コーティング技術の要素研究においては，レーザ・プラズマハイブリッド溶射法により，耐酸化性，耐エロージョン・コロージョン性，耐熱性などを向上させる多層膜コーティングにより1500℃における試作に成功している。異物衝撃（FOD）試験技術においては，高温・応力負荷状態下での粒子衝撃試験装置により，1500℃，引張り荷重２トンの状態下で，微小粒子を最大1000m/sの速度で衝突させ，セラミックメーカから提供されたタービン用セラミック部材の衝撃特性のデータを蓄積した（図２）。燃焼器の研究においては，予熱温度800℃に達する雰囲気下の低NOx燃焼として予混合希薄燃焼を実用化するために必要な，混合気予熱温度の上昇による燃焼速度の増大とブンゼンバーナの吹消え・逆火限界の依存性，および単管に比べ吹飛び限界の拡大する予混合二重管バーナを試作した。

なお，工業技術院のムーンライト計画とサンシャイン計画は1994年に統合され，ニューサンシャイン計画として引続きプロジェクトの実施に当たった。セラミックガスタービンのプロジェクトは1999年まで実施された。

産総研になってからもJSTのCREST，経産省予算委託費，産総研内部資金にてセラミックガスタービン関連の研究は継続されている（図３）[11]。またコージェネレーションについては，セラミックガスタービンではないが，札幌市立大学における分散型エネルギーシステムの実証研究においても産総研オリジナルの蓄熱槽を組み込んだマイクロガスタービンコージェネレーションが試

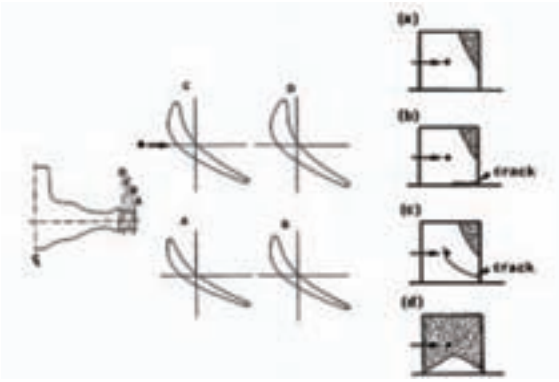


図２　ロータの衝撃破壊形態
(a) 室温545ms^{-1}，(b) 室温709ms^{-1}，
(c) 1,350℃ 714ms^{-1}，(d) 室温778ms^{-1}

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

図３　セラミックタービンローターとセラミックベーン

作され，運転方法を実証試験を通して検討した[12]。

４．水素燃焼タービン・作動媒体循環型ガスタービン

水素利用技術はサンシャイン計画の中で取り組まれ，水素吸蔵合金タンク付き水素自動車が試作され，走行テストも行われた。その後，水素燃焼タービンの研究が開始され，作動媒体循環型のコンセプトがまとめられ，アルゴンを作動媒体とする水素－酸素燃焼タービンが開発された（図４）。実験室レベルの運転により，システムが機能することが実証された[13]。

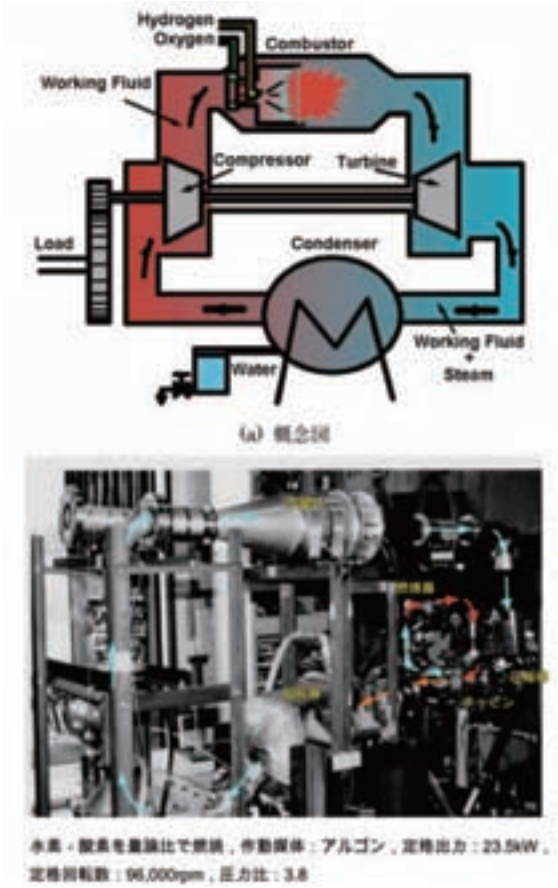


図４　作動媒体循環型水素－酸素燃焼ガスタービン
(a) 概念図
(b) 試作ガスタービン

1994年には水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術（WE-NET：World Energy　Network）プロジェクトが通産省工業技術院のニューサンシャイン計画の一環として開始された。このプロジェクトでは，太陽，水力などの再生可能エネルギーを水素等に変換し，これを消費国に輸送して発電・運輸等の広範囲な分野で利用するための世界的なエネルギーネットワークの構築を目指している。第Ⅰ期には利用技術の柱の一つに水素燃焼タービンが取り上げられ，発電所用のタービン入口温度1700℃級500MWの水素－酸素燃焼タービンシステムの研究開発が進められた。作動媒体としては水蒸気が採用され，グラーツ工科大学のサイクルを発展させたトッピング再生サイクルが最適システムに選択された。しかし，第Ⅱ期では水素燃料の大量供給インフラの未整備であることから，一般的な天然ガスを燃料とする高効率ガスタービン開発へ移管され，二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービン技術第Ⅰ期研究開発が1999年に開始された。事業目的は，500MW級のアドバンスドコンバインドサイクルシステム（ACC）を開発することであり，システムのクローズド化により排出CO_2を全量回収可能，タービン入口温度を飛躍的に向上（1700℃→高効率化）という特徴を持つ。このプロジェクトではWE-NET研究開発の水素燃焼タービン技術開発より研究成果・技術を転用することになっていた。当初５年計画であったが，2002年に終了した。これらのプロジェクトにおいて，機械技術研究所は水蒸気中における水素－酸素燃焼の基礎研究を進めてきた（図５）[14]。また，作動媒体循環型ガスタービンのサイクル計算を進めてきた。これらの研究は，後のMEPS（Multiple Energy Production System）[15]，ワルシャワ工科大学との科学技術協力協定による共同研究[16]，SINTEFとの共同研究[17]，次世代高効率石炭ガス化技術STEP- CCTにおけるシステム解析などにも反映されている[18]。

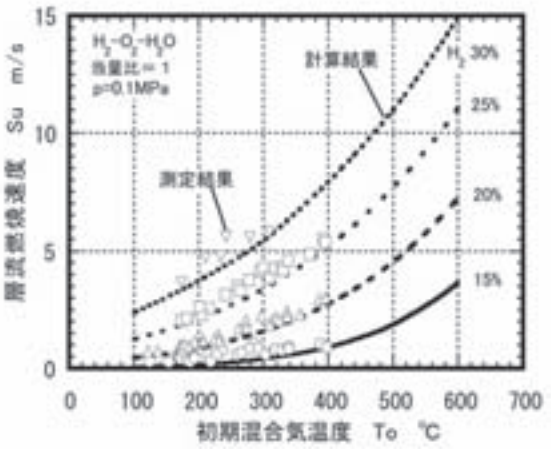
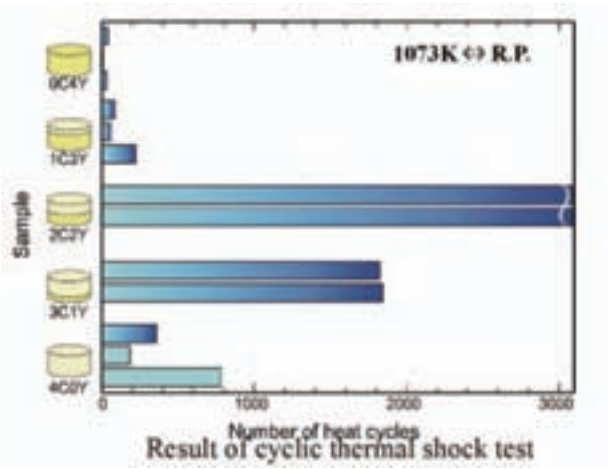


図５　水素－酸素－水蒸気混合気の層流燃焼速度

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

5．材料プロセス技術

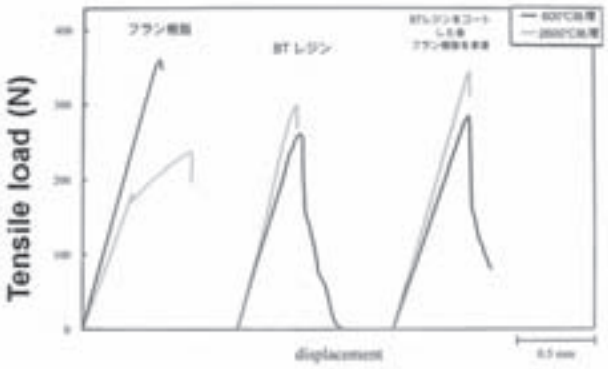
ガスタービンに関連した国家プロジェクトとしては，1989年度から超音速輸送機用推進システムの研究開発（HYPR）プロジェクトに参加し，開発ジェットエンジンの燃焼器や高圧タービンを高温から保護するための遮熱コーティング（TBC）の研究開発を担当した。大工試では80年代後半からセラミックコーティング技術としてプラズマ溶射法の研究開発を実施していた。本プロジェクトにおいてはプラズマ溶射技術を応用し，従来材であるイットリア安定化ジルコニア（YSZ）によるTBCよりも遮熱能力と耐熱性に向上させる研究を行った。遮熱特性の向上のために，低熱伝導率を有するセリアをYSZに添加したCeYSZ材を開発し，プラズマ溶射法により形成したCeYSZ被膜の熱伝導率をYSZ被膜のおよそ1/2に低下させることに成功した。しかしながら低強度のセリアの添加はCeYSZの機械的特性を従来材よりも低下させ，TBCの耐熱疲労特性等の信頼性に欠けたため，強度に優れるYSZを金属上に薄くコーティングした上に，遮熱性に優れるCeYSZのコーティングを行い複層化した構造を形成することにより，非常に優れた耐熱衝撃性を示すことを見出した（図６）。



室温⇔800℃繰り返し熱衝撃による剥離に至るまでの回数。縦軸中のCはCeYSZ，YはYSZを示し，数字は各層の厚さの比を示す。CeYSZとYSZの複層構造とすることで，単層よりも耐熱衝撃性が大幅に向上している。

図６　複層TBCの耐熱衝撃性試験

また，大工試時代から炭素繊維研究の一環として炭素繊維強化炭素複合材料（C/Cコンポジット）の開発を実施してきた。この中で，90年代には水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術（WE-NET）プロジェクトに参加し，水素燃焼タービン用部材としてのC/Cコンポジット開発に取り組んだ。特にC/Cコンポジットの材料力学特性は繊維/マトリックス界面近傍の結晶構造や組織に大きく支配され，特に界面での結合強度の制御によって大きく左右されることを見出した。高弾性タイプのピッチ系炭素繊維を強化材とした条件では，マトリックスの炭素が等方性組織であった場合に優れた機械的特性を示すことが判明した。この様な等方性組織を得るには，マトリックス原料としてビスマレイミド-トリアジン樹脂（BTレジン）を用いることが最適であることを見出したが，BTレジンは高価でマトリックス全体の原料とすることは工業的には問題があった。そこで，BTレジンを炭素繊維上に薄くコーティングし，その後に安価な熱硬化性樹脂を含浸･熱分解してマトリックス炭素とすることで，機械的特性を飛躍的に向上させることに成功した（図７）。



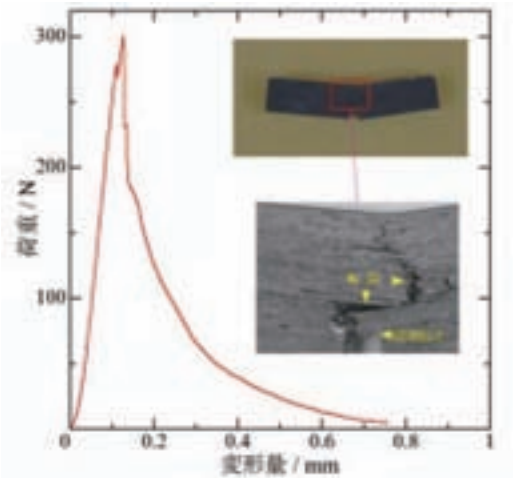
フラン樹脂のみを原料とした場合は，直線的で脆性的な破壊挙動を示しているが，BTレジンをマトリックスやコーティングに用いたものは，より曲線的で急激な破壊を生じにくいことが判る。

図７　C/Cコンポジットの破壊挙動とマトリックス原料の関係

セラミック基複合材料（CMC）に関するガスタービン研究としては，1999年に開始された環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発（ESPR）プロジェクトにおいて，耐熱金属を代替するための，高温大気中で長期間使用可能なCMCの開発を担当した。耐熱性に優れ，かつ軽量なセラミック材料は，本質的に脆性材料であるため，ガスタービンやジェットエンジンの高温部材とするには機械的信頼性が大きく不足しているが，セラミック繊維を強化材とするCMCは，その破壊挙動を非脆性的なものに変換させることが可能で，将来の耐熱材料として有望である。その機械的特性や破壊挙動は，C/Cコンポジットと同様に，その繊維/マトリックス界面の結合強度に強く支配されることが知られており，繊維による強化機構を発現させるためには界面で弱い結合を実現する必要がある。このためには，従来強化繊維表面に炭素あるいは窒化ホウ素のコーティングが行われてきたが，これらの物質は高温大気による酸化に弱く，ジェットエンジンの高温部で長期間使用するには安定性に不安がある。そこで本プロジェクトにおいては，SiC繊維強化SiC複合材料を対象に，繊維に対して酸化物セラミックスをコーティングすることで，同様な弱い結合と非脆性的破壊の実現を目指した。併せてCMC部材全体の耐酸化保護として，部材表面への耐環境コーティング（EBC）の開発も行った。界面での弱結合を実現する酸化物としては，アルミナが最適であることを見出し，従来材と同

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

様な非脆性的な破壊と大きな破壊エネルギーを示すことを確認した（図８）。またEBCの材料として，SiCと熱膨張率の近いムライトを選択し，プラズマ溶射法を用いてCMC上に緻密なコーティングを形成する技術の開発に取り組み，コーティングの際にCMCを高温に加熱することでガスシール性を有する緻密なムライトコーティングを形成することに成功した。アルミナ界面とムライトEBC技術を併用したCMCは，1200℃の大気中で100時間の曝露試験を行った後も，酸化前の90%以上の曲げ強度を維持しており，従来材より高い耐酸化性を示した。



セラミック材料特有の急激な脆性破壊では無く，最大荷重点を過ぎても強度を有している。また，その亀裂も繊維の複合により非常に複雑な破面を形成していることが判る。

図８　アルミナ界面SiC繊維/SiC複合材料の破壊挙動

６．今後の展開

現在，産総研では，ガスタービンを主役としたプロジェクトはおこなわれておらず，ガスタービンの研究開発としては過去に比べれば盛んとはいえない状況にある。しかし，将来のエネルギー技術を見据えたときに，ターボ機械の役割は重要でその技術的なブレークスルーは大きな意義がある。産総研では分散エネルギーシステムの実証研究やSOFC等の燃料電池システムの研究開発を積極的に推進しており，IGFCなどの燃料電池とのハイブリッドシステムについてサイクル検討なども行っている。ターボ機械技術の改良はシステムの性能向上や信頼性向上において重要であり，ガスタービンにも共通する基盤技術として，ターボ機械の要素技術・製造プロセス技術について継続的に取り組んでいる。

1999年のCGTプロジェクト終了後も，空力研究は続けられ，流れの能動制御技術についてセンサ開発，アクチュエータ開発，システム構築・評価を進めてきた。その結果，可動部分がなく軽量であることから，誘電体バリア放電（dielectric barrier discharge: DBD）を用いたプラズマアクチュエータ（PA）に着目することとなり，様々な研究開発を進めている。翼型における能動剥離抑制が可能である（図９）だけでなく，ジェットエンジンのノイズ抑制用デバイスとしても注目されるようになっている。ターボ機械への適用を目指して，現在は，新型ひも状プラズマアクチュエータ（図10）[19]をタービン翼列の剥離抑制に適用する研究に取り組んでいる。

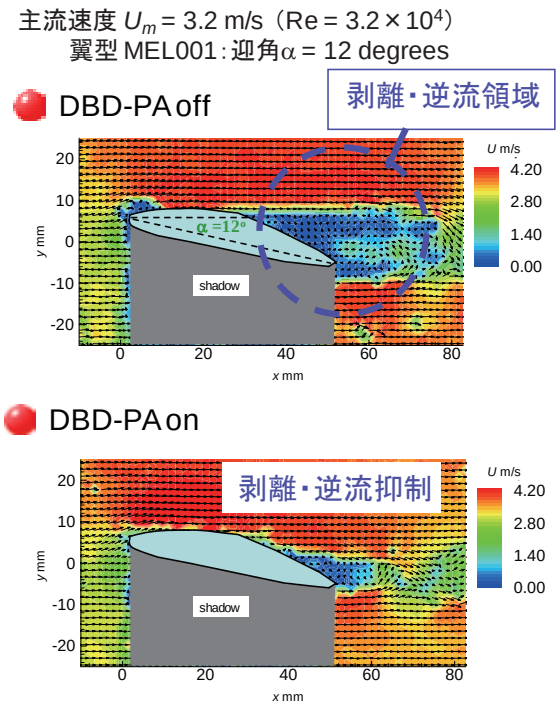


図９　DBDプラズマアクチュエータによる能動剥離抑制

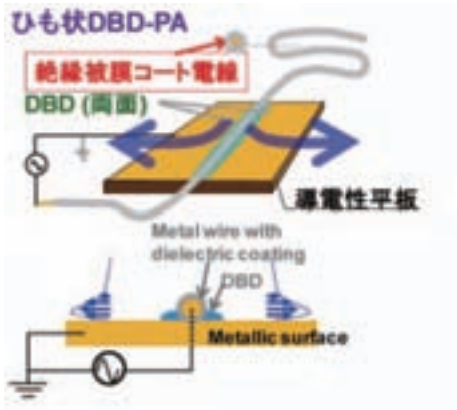


図10　ひも状プラズマアクチュエータ[19]

一方，セラミックコーティング技術としてサスペンションプラズマ溶射法（Suspension Plasma Spray: SPS法）に取り組んでいる[20]。従来のプラズマ溶射では，積層する粒子のサイズが大きいがために急冷凝固中に熱応力によりクラックが発生することが主な原因であり，セラミックコーティング中の構造欠陥が生じる。よってこれを抑制するためには積層する粒子の径すなわち溶射材料の粒径を小さくすることが必要である。しかし溶射材料の粒径は細かくなると連続的な送給が困難となる。そこで粒径に制限のある粉末材料にかわって，ナノ～サブ

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

ミクロンサイズの微粉末をエタノール等の溶媒に分散したサスペンション（液相）を直接プラズマジェットに投入して溶射成形を行うSPS法が開発中である（図11）。この実用化に向けて研究開発を進めており，緻密なコーティング膜から多孔質コーティング膜まで構造の異なる膜の作成に成功しており，遮熱コーティング以外の用途も期待されている。

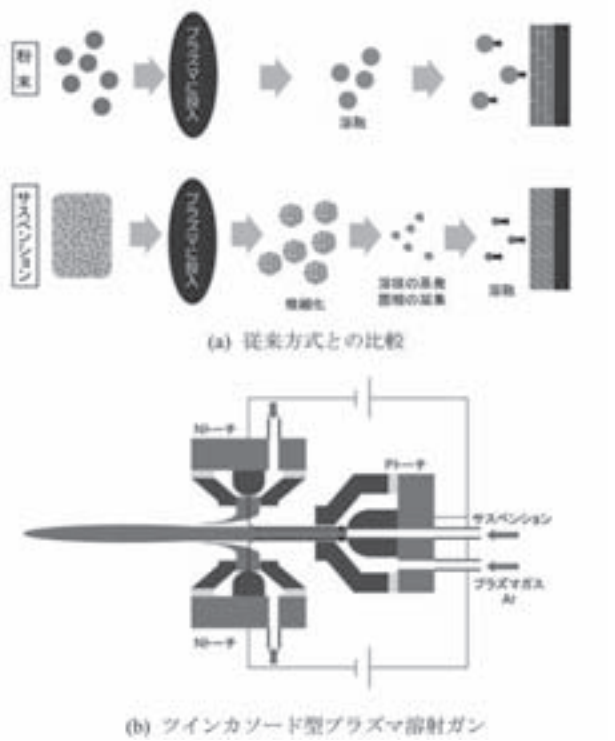


図11　サスペンションプラズマ溶射

産総研は，「21世紀型課題の解決」と「オープンイノベーションハブ機能の強化」をミッションとして経営されている。環境エネルギー分野では，経済と環境を両立する「グリーン・イノベーション」を重点として推進している。その中で，ガスタービン関連研究者はエクセルギー再生技術，自己熱再生技術などを適用したシステムの検討などを進め，関連する基盤技術を研究している。その過程で，CMCその他の継続的に取り組んでいる基盤技術をシーズとして提供できるように研究を進めていきたい。「オープンイノベーションハブ機能」とは，産学官が結集して研究・技術評価・標準化を行うために，産総研の「人」又は産総研という「場」を活用する機能であり，ガスタービン関連技術でもこの機能を発揮していけるよう，務めて参りたい。

参考文献

(1) 松木正勝ほか，“ガスタービンに関する研究”，機械試験所報告，第26号，1956，p. 1 ～ 127.

(2) 筒井康賢，“機械試験所から産総研でのガスタービン研究”，第32回ガスタービン定期講演会（高知）講演論文集，2004，p. 1 ～ 6.

(3) 工業技術院大阪工業技術研究所，大阪工業技術研究所八十年史，（平10）

(4) 工業技術院機械技術研究所，機械技術研究所六十年史－最近十年間の歩み－，（平９）

(5) 鈴木邦男，機械技術研究所報告，110，（昭56－２）

(6) 鈴木邦男，機械技術研究所報告，129，（昭58－11）

(7) 特集　300kWセラミックガスタービン，日本ガスタービン学会誌，27－5，（平11－９），p.297

(8) 筒井康賢，吉田博夫，佐々木信也，阿部裕幸，倉田修，松沼孝幸，機械技術研究所報告, 187,（平12－３）

(9) Matsunuma，T.，Trans. ASME，Journal of Turbomachinery，128－1（2006），p.166.

(10) Matsunuma，T.，Trans. ASME，Journal of Turbomachinery，129－2（2007），p.360

(11) 壹岐典彦，松沼孝幸，吉田博夫，袖岡賢，井上貴博，鈴木雅人，日本ガスタービン学会誌，.38－.4（平22－７），p.259

(12) Kurata,O., Iki,N., Matsunuma,T., Maeda,T., Hirano,S., Kadoguchi,K., Takeuchi,H., Yoshida,H., Proc. of ASME 2011 Power Conference（POWER 2011）and International Conference on Power Engineering（ICOPE-11）, POWER2011-55372（2011－５）

(13) Hama,J., ASME-JSME Int. Conf. on Power Eng.-93,（1993－9）, p.475

(14) 壹岐典彦，古谷博秀，濱純，劉峰，高橋三餘，倉田修，日本ガスタービン学会誌，25－97（平22－７）, p.259

(15) Furutani,H., Uzunow,N., JSME Int. Journal Ser. B -Fluids and Thermal Engineering, 47-2（2004－５）, p.249

(16) Miller，A.，Lewandowski,J.，Badyda，K.，Kiryk,S.，Milewski,J，Hama,J.，Iki,N.，14th World Hydrogen Energy Conference A207 e（2002－６）, p.1

(17) Iki,N., Gruber,A., Yoshida,H., Journal of Power and Energy Systems, 2-3（2008－３）, p.921

(18) Kawabata,M.，Kurata,O.，Iki,N.，Furutani,H.，Tsutsumi,A., Journal of Power Technologies, 92-2（2012－７）, p.90

(19) 瀬川武彦，湯木泰親，前田茂，前田哲彦，阿部裕幸，小方聡，武川信也，第40回日本ガスタービン学会定期講演会（釧路）講演論文集，（平24－10），p. 307

(20) 鈴木雅人，微粒化，19－67（平22-９），p.91

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

新サイクル発電技術の進展と将来展望

幸田　栄一*1
KODA Eiichi

キーワード：Power Generation Cycle, Cycle innovation, Efficiency improvements

1．はじめに

1950年代はじめには20%（高位発熱量基準，以下同じ）台前半であったわが国の火力発電の（最高）熱効率は，1950年代後半の数年のうちに30%台後半まで飛躍的な向上を遂げた。この時は蒸気条件の向上や大容量化とともに再熱や再生が採用されたことが，熱効率の向上に大きく寄与した。その後，引き続き蒸気条件の向上や大容量化，要素機器性能の向上などの努力が続けられ，１%/10年程度で熱効率は着実に向上したが，1980年代半ばに本格的な導入が開始されたコンバインドサイクル発電は，それまでの最高熱効率を約１割も上回る熱効率を達成した。さらに，90年台，ガスタービンの高温化が急速に進展するとともに，ボトミングサイクル（蒸気系）の複圧化，材料や空力設計など要素技術の向上により，現在ではコンバインドサイクル発電の熱効率は55%に達している。このように，熱効率の向上には，高温化による理論熱効率の向上とともに，新しいサイクルの採用が大きく寄与してきた。

現在もアドバンスド型超々臨界圧発電（A-USC）や1700℃級ガスタービンの開発，石炭ガス化複合発電（IGCC）など，さらなる高温・高効率化を目指した研究開発が鋭意進められているが，本稿ではこれら高温・高効率化とは別の観点から研究・開発が進められている新しいサイクルを用いた発電技術について紹介する。これらのサイクルは目的や特徴などが多岐にわたり，明確に分類することが難しいが，ここでは一次エネルギー源毎に分けて，天然ガス，石炭，再生可能エネルギー，その他の順に紹介する。

2．天然ガスを用いた新サイクル発電技術

2.1　超臨界圧CO_2を用いた酸素燃焼セミクローズドサイクル

図１に示すのは，超臨界圧のCO_2を主要な作動ガスとするセミクローズドのガスタービンシステムである。超臨界圧のCO_2中で天然ガスと酸素を理論当量比燃焼することで，燃焼生成物をH_2OとCO_2だけとし，排ガスを冷却してH_2Oを凝縮分離することで容易にCO_2を回収することができる。

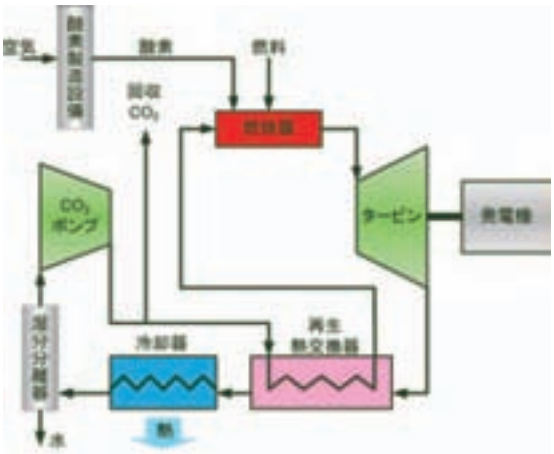


図１　セミクローズド型超臨界圧CO_2 タービンシステム[2]

本システムについて，㈱東芝は2012年６月のプレスリリース[1]で，米国ベンチャー企業のネットパワー社，米国大手エンジニアリング会社ショー・グループ，米国大手電力会社のエクセロンと共同で開発を進め，25MWのパイロットプラントの早期実証を目指すと発表した。

2.2　CO_2回収対応クローズド型高効率ガスタービン

前節で紹介したシステム同様，天然ガスを理論当量比の酸素で燃焼することで容易にCO_2回収を実現するサイクルであるが，図２に示すようにセミクローズドのブレイトンサイクルとランキンサイクルを統合することで，さらに高い熱効率の達成を狙ったシステムである。

本システムについては，三菱重工，東芝，電中研がNEDOからの受託研究として共同でシステムの最適化検討を進め，最終的に表1に示すように1700℃級ガスタービンを用いたシステムで発電端熱効率60%を達成する見通しが得られた。

本システムは，後述のWE-NETプロジェクトで最適システムに選定されたトッピング再生サイクルをもとに，燃料を水素から天然ガスに変更したものである。

2.3　トリプルコンバインドサイクル発電

将来の超高効率発電の実現を可能とする技術の一つと

原稿受付　2012年11月27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 216.73.216.204, 2025/07/04.

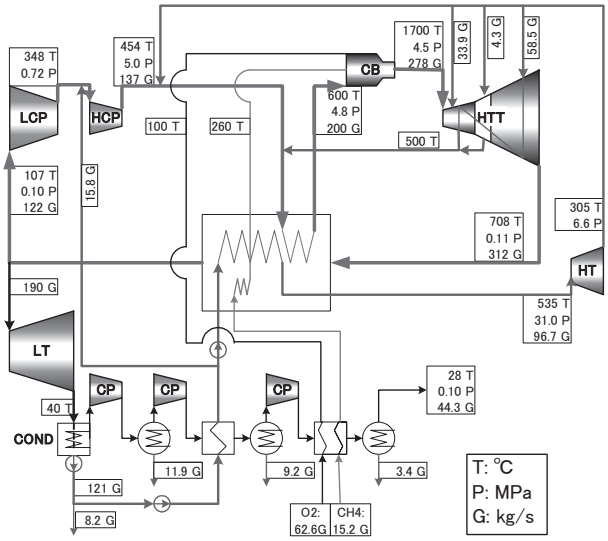


図２　CO_2 回収対応クローズド型高効率ガスタービンシステムの構成と各部状態量[3]

表１　プラント性能計算結果概要[3]

項目	値
高温タービン(HTT)出力	566.6 MW
低圧圧縮機(LCP)動力	−50.9 MW
高圧圧縮機 (HCP) 動力	−68.8 MW
高圧タービン(HT)出力	32.2 MW
低圧タービン(LT)出力	53.3 MW
CO_2 排出圧縮機(CP)動力	−17.3 MW
機械損失	−3.3 MW
ギア損失	−2.8 MW
発電機損失	−4.1 MW
CH_4 高位発熱量	55380 kJ/kg
CH_4 投入量	15.19 kg/s
燃料入熱	841.2 MW
発電端出力	504.8 MW
発電端効率	60.01 %

して大きく期待されているのが燃料電池である。燃料電池とは燃料の持つ化学エネルギーを直接，電気エネルギーに変換する装置であり，その理論効率はギッブス自由エネルギー変化（ΔG＝ΔH−TΔS　ΔH：エンタルピー変化，T：絶対温度，ΔS：エントロピー変化）をΔHで割った値となることから，温度が低いほど理論効率は高くなる。しかし，化学反応やガスの拡散は温度が高いほど活発なため，実際の運転状態の燃料電池の効率は温度に寄らず概ね40～60%程度である。一方，燃料電池では発電に伴って電力とほぼ同量の熱を発生するが，この熱は温度が高いほどエクセルギー率が高い。そこで，高温型の燃料電池を用い，発電に伴って発生する熱を熱機関で利用することで，システム全体としてさらに高い熱効率を得ることができる。

現在，燃料電池発電システムとしては数百Wから数百kW程度の中小型のシステムの導入が始まった段階であるが，将来，大容量化することで，大規模で高効率な火力発電技術と組み合わせ，より高い熱効率を達成するこ

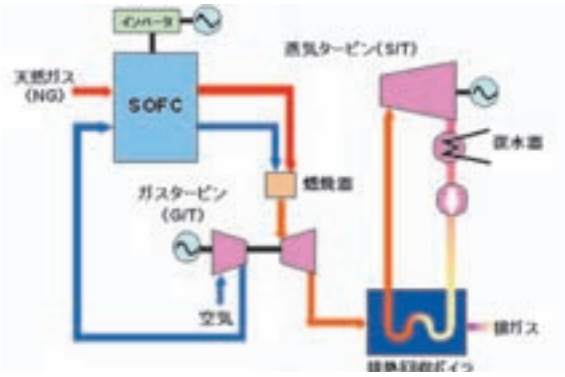


図３　トリプルコンバインドサイクルのフロー図[4]

とが期待されている。中でも，現在最も高い熱効率を達成しているガスタービン/蒸気タービンのコンバインドサイクル発電に，さらに高温型の燃料電池をトッピングしたトリプルコンバインドサイクル（図３）が現在考えうる最も効率の高いシステムの一つであり，大規模なものでは70%（LHV）を超える熱効率が期待されている。

このトリプルコンバインドサイクルについては，本年から２年間の計画で三菱重工業㈱がNEDOからの受託研究として要素技術開発を開始した[4]。

2.4　酸素吹きMCFC-GTハイブリッドシステム[5]

ここまで紹介した将来の発電サイクルの特徴を表すキーワードとして高効率化，クローズド化，CO_2回収の３つが挙げられるが，これらをさらに追及したシステムとして，図４に示すシステムを紹介する。

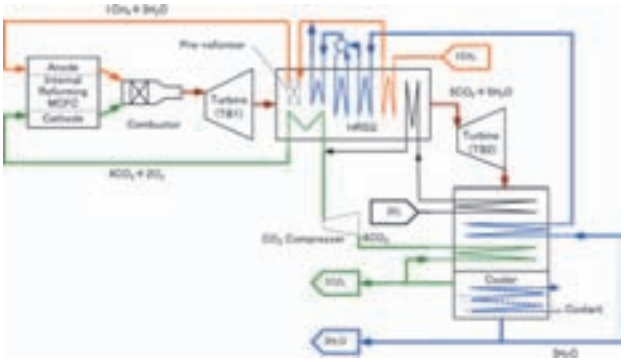


図４　酸素吹きMCFC-GT ハイブリッドシステム[5]

システムに供給されるのは理論当量比の天然ガスと酸素のみであり，天然ガスは水蒸気と混合，酸素は二酸化炭素と混合してMCFCへ供給される。MCFCの排ガスはそのまま燃焼器へ供給され，高温の燃焼ガスはタービンを駆動した後，熱回収され，最終的には凝縮水と二酸化炭素に分離される。凝縮水および二酸化炭素のうち燃焼で生じた分は系外に排出し，残りは加圧後，再び燃料や酸素と混合してMCFCへ供給される。このような構成とすることで，MCFCへ理想的な組成のガスを供給することができるので，燃料電池の発電効率が非常に高くなり，

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

発熱が少ないので冷却用に過剰な媒体を流す必要がなくなる。また，系外に捨てる熱は最終的に水分を凝縮させる際の冷却熱のみであるため，非常に高い熱効率を達成可能である。表２に示すように，高位発熱量基準でも70%近い送電端効率を達成可能であるとともに，MCFCの出力密度を通常の（空気と燃焼排ガスを混合して酸化剤と用いる）システムと比べ，約２倍に高めることができるので，低コスト化も期待できるシステムである。

本システムの実現には，高CO_2分圧下でのMCFCの耐久性の確保などの大きな課題はあるが，発電システムの熱効率をどこまで高めることができるかを考える上で，一つの参考となるものである。

表２　熱効率解析結果概要

item	result	unit
Fuel utilization ratio	77.0	%
Oxygen utilization ratio	77.0	%
Current density	250	mA/cm^2
OCV	1124.8	mV
Nernst loss	79.97	mV
Internal resistance	71.40	mV
Cathode overvoltage	32.98	mV
Anode overvoltage	6.76	mV
Unit cell voltage	933.67	mV
Power density	2.33	kW/m^2

３．石炭を燃料とした新サイクル発電技術

3.1　CO_2循環型IGCC

IGCCについては，海外では既に複数の商用プラントが稼働しており，国内でもさらなる高効率化を狙ったシステムの開発が進められ，既に実証プラントの長期運転が達成されている[6]。今後，商用化され最新鋭のガスタービンを用いたシステムが稼働すれば，熱効率は48～50%にも達し，CO_2排出原単位も石油火力並みになると期待されている。一方で，地球温暖化防止の観点から石炭火力からのCO_2排出量のさらなる抑制への要求も強く，石炭火力からのCO_2回収が各方面で検討されている。しかし，CO_2回収を行うためには大量の熱または動力を要するため，表３に示すように大幅な出力低下とコスト上昇の要因となる。

そこで当研究所ではCO_2回収による出力低下やコスト上昇をできる限り抑えた石炭火力について検討を進め，図５に示すように酸素とCO_2で石炭をガス化するとともに，ガスタービンもCO_2と酸素で燃焼するセミクローズドのシステムを提案し，研究を進めている。

このシステムでは，燃料の全量を酸素で燃焼することとなるため，通常の酸素吹きIGCCと比べて酸素制動力が約2.5倍となってしまう一方，比熱の大きいCO_2を主成分とした再生ブレイトンサイクルを採用することで高

表３　CO_2 回収型発電システムの効率およびコスト[7]
（新設ベース）

発電システム	微粉炭焚き	IGCC	酸素燃焼	Coal IGFC
CO_2回収オプションなし				
効率[%]*1	43	45	(44)*2	
発電コスト [US$/MWh]	46	45	(44)*2	
CO_2回収オプションあり				
CO_2回収方法	MEA, KS-1	Selexol	Oxy-fuel	Oxy-fuel
CO_2回収率[%]	89	88	91	95
効率[%] ※	34 (-23%)	38 (-16%)	35	61
発電コスト [US$/MWh]	71 (+54%)	61 (+37%)	61	54
CO_2回収コスト [US$/t$CO_2$]	38	26	27	-

*1　効率については、LHV(低位発熱量)を用いて算出
*2　比較した微粉炭焚きの値
出典：IPCC Special Report on Carbon dioxide Capture and Storage 2005/12 Cambridge Univ. Pr.

効率化しているため，表４示すようにCO_2全量を回収しても通常のIGCC並みの熱効率を達成することができる。さらに，通常のIGCCではガス化反応に寄与しない窒素が微粉炭搬送用などとして大量にガス化炉に投入されるのに対し，窒素に代えてCO_2を用いることで，CO_2もガス化剤として作用するためガス化炉のコンパクト化なども期待できるものである。これまでにシステムの最適化検討を実施するとともに，ガス化炉投入ガス中のCO_2濃度を上げることにより，ガス化反応が促進されることを実験により確認している。

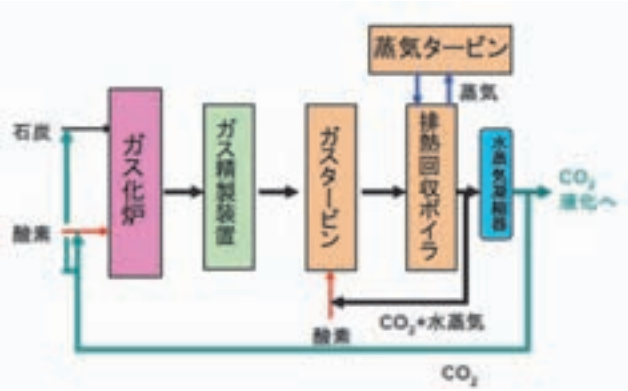


図５　CO_2 循環型IGCC システムの構成[8]

表４　CO_2循環型IGCC システムの熱効率解析結果[9]

項目		単位	本システム	
CO_2回収率		%	0	99以上
発電端出力		MW	587	
発電端効率	HHV	%	59.2	
	LHV	%	62.1	
所内動力		MW	116(140)	147(170)
送電端出力		MW	472(447)	441(416)
送電端効率	HHV	%	47.5(45.0)	44.4(41.9)
	LHV	%	49.8(47.2)	46.6(44.0)

※酸素製造動力については、高効率酸素製造設備を想定し、動力原単位として 0.33[kWh/kg-O_2][10]を使用。なお、()内は実機 FS 等で使用される文献値 0.44[kWh/kg-O_2][10]を使用した場合。

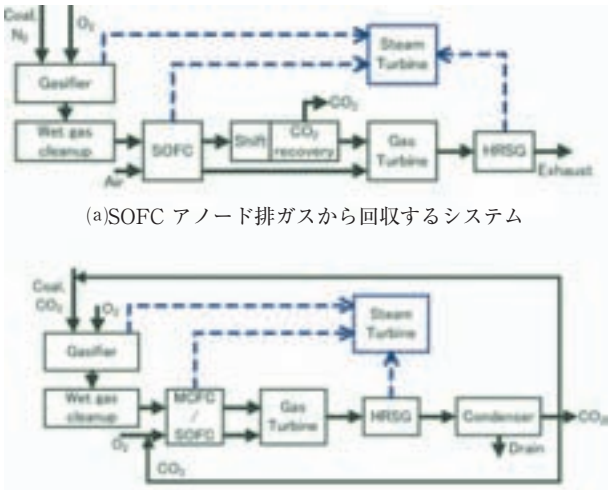
3.2　CO_2回収型石炭ガス化燃料電池複合発電（IGFC）

さらに将来の石炭火力技術として，IGCCに燃料電池をトッピングしたIGFCシステムの検討が行われている。

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

特に，IGFCとCO_2回収を組み合わせたシステムは，現在考えうる石炭火力の究極の形の一つとして，国内外で広く検討が進められている。しかし，例えばCO_2回収位置についても，脱硫設備出口の燃料ガスからの回収，アノード排ガスからの回収，HRSG出口排ガスからの回収が考えられるなど，システム構成のバリエーションが広く，未だ将来像は明確になっていない。例として図6にCO_2回収型IGFCシステムの構成例を示す。(a)に示す構成は通常の酸素吹きガス化炉を用いたIGFCシステムのアノード排ガスからCO_2を回収するシステムである。燃料電池の発電反応でH_2Oが生成するので，外部から蒸気を供給しなくとも十分にシフト反応（$CO+H_2O \rightarrow CO_2+H_2$）が進むため，燃料電池供給前の燃料ガスから回収するシステムよりも熱効率面で有利である。また(b)に示す構成は，前述のCO_2循環型IGCCに燃料電池を加えたシステムであるが，この場合，電池冷却を行ってもカソードガス中の反応成分濃度が低下しないMCFCを用いたシステムの方が有利となる。

これらのシステムでは電池冷却のために大量のカソードガスをリサイクルする必要があり，そのためのブロワ動力が膨大になるため，熱効率解析の精度を上げるためには電池周りの圧力損失の正確な見積もりが重要であり，また，HRSG入口ガス温度が低くなる一方で，燃料電池の冷却用循環系から大量の高温の熱を回収可能であることから，蒸気系の設計最適化も重要である。様々なシステム構成のバリエーションがあることに加え，これらの条件設定によっても熱効率解析結果が大きく異なることから，文献では40%台から60%台まで幅広い値が報告されている[11]。



(a)SOFC アノード排ガスから回収するシステム

(b)CO_2循環型IGCC と組み合わせたシステム

図6　CO_2回収型IGFC システム構成の例[10]

3.3　エクセルギー再生型次世代IGCCシステム(A-IGCC)

石炭のガス化反応は吸熱反応であるが，これまで開発が進められてきたIGCCでは，この熱を得るために燃料の一部を燃焼し，その熱で残りの燃料をガス化する方式

表5　IGFC システムの検討例[11]

Researcher	Gasifier type	Syngas cleanup*	Fuel cell	Carbon capture	Efficiency
Janssen et al. [2]	Shell gasifier (oxygen blown, entrained-flow, dry feed)	HTGC	MCFC	Downstream of the fuel cell, water gas shift reaction followed by ceramic membrane for CO_2 separation	53.1% (LHV basis) without carbon capture; 47.5% (LHV basis) with carbon capture
Janssen et al. [3]	Texaco gasifier (oxygen blown, entrained-flow, slurry feed)	HTGC or LTGC	MCFC	No carbon capture capability	53.2% (LHV basis) with HTGC; 49.2% (LHV basis) with LTGC
EAGLE [4]	Oxygen blown, entrained-flow, dry feed	LTGC	MCFC	No carbon capture capability	53.3% (HHV basis)
EPRI [3]	Shell gasifier (oxygen blown, entrained-flow, dry feed)	HTGC	SOFC	No carbon capture capability	49% (LHV basis)
Lobachyov and Richter [9]	Conoco CO_2 acceptor gasification	No syngas cleaning process	SOFC	No carbon capture capability	63.1% (HHV basis)
Kivisaari et al. [10]	Prenflo gasifier (oxygen blown, entrained-flow, dry feed)	LTGC	SOFC	No carbon capture capability	46.7% (LHV basis) electricity efficiency; 84.8% (LHV basis) overall efficiency for CHP
Kuchonthara, et al. [11]	Oxygen blown, fluidized-bed gasifier	Not specified	SOFC	Upstream of the fuel cell, water gas shift reaction followed by membrane for CO_2 separation	46.3% (HHV basis)
Rao et al. [15]	Air blown, fluidized-bed gasifier	HTGC (warm gas cleaning)	SOFC	No carbon capture capability	60.1% (HHV basis)
Rao et al. [15]	Oxygen blown, fluidized-bed gasifier	HTGC (warm gas cleaning)	SOFC	Downstream of the fuel cell, water gas shift followed by H_2 separation membrane	49.6% (HHV basis)
Verma et al. [16]	Oxygen blown, fluidized-bed gasifier	HTGC (warm gas cleaning)	SOFC	Downstream of the fuel cell, water gas shift followed by H_2 separation membrane	50.3% (HHV basis)
Ghosh and De [12,13]	Oxygen blown, entrained-flow gasifier	HTGC	SOFC	No carbon capture capability	30% fuel energy savings (reference is electricity efficiency of 40% and boiler efficiency of 90%)
Gordes et al. [17]	Catalytic hydro-gasifier	HTGC (humid gas cleaning)	SOFC	Downstream of the fuel cell, oxygen combustion followed by water condensation	56.2% (HHV basis) with carbon capture; 61.8% (HHV basis) without carbon capture

* Due to lack of standardization of designations used in defining the operating temperature range of the various elevated temperature gas cleanup technologies, the cleanup technologies in the above summary have been divided into two categories: the high-temperature gas cleaning (HTGC) with operating temperature in excess of 250°C; and low-temperature gas cleaning (LTGC) operating near ambient temperature. The designations used by the original authors are listed in parentheses.

図7　Block flow sketch—IGFC power only plant with pressurized SOFC and anode exhaust recycled to gasifier.[11]

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

となっていた。ここでガスタービン排ガスなどの熱をガス化反応に利用することができれば，トッピングであるガスタービンでより多くの発熱量を利用することができる。このように，排ガスの熱を用いて燃料を改質する方法は，天然ガスを用いた化学再生サイクル[12]と同様，排ガスの熱を吸熱反応に利用することで，燃料の発熱量を増加するとともに，燃料をエクセルギー率の低い燃料に転換することで，ガスタービン燃焼器におけるエクセルギー損失を低減していることから，エクセルギー再生[13]とも呼ばれている。本システムの実現には700 ～ 1000℃という低温で石炭をガス化する技術等の確立が必須であるが，実現すればA-IGCCシステムで56%，A-IGFCシステムで65%程度の熱効率の達成が見込まれている。

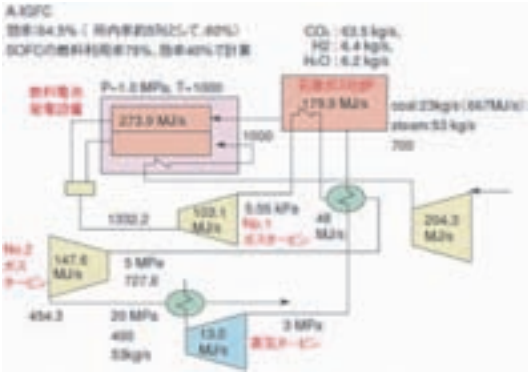


図８　A-IGFC システムの基本構成

４．再生可能エネルギーの活用を図った発電技術

4.1　水素燃焼タービン[14]

再生可能エネルギーの豊富な地域，例えばカナダの水力や砂漠地帯の太陽光などを用いて２次燃料である水素を製造し，これを需要密集地へ輸送して利用するというグローバルなシステムの構築を目指し，1993年から水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術（通称WE-NETプロジェクト）が実施された。その第Ｉ期研究開発（1993 ～ 1998）の中で，水素利用技術の大きな柱の一つとして実施されたのが水素燃焼タービンの開発である。

水素と酸素を理論当量比で燃やすと，超高温の水蒸気を生成できるという特徴を活かし，ランキンサイクルの超高温化やランキンサイクルとブレイトンサイクルを統合したサイクル等が提案され，最適化検討および概念設計を進められた結果，図９および図10に示す２つのサイクルで60%を超える熱効率達成の可能性が示される（表６）とともに，1700℃級燃焼器や第一段静翼などの要素試験にも成功した。

4.2　圧縮空気エネルギー貯蔵（CAES）発電システム

ガスタービンでは，タービンで発生した動力のうち２分の１から３分の２程度が空気圧縮動力として費やされ，残りが発電出力となる。そこで，図11に示すように深夜電力などで空気を圧縮して貯蔵しておき，必要な時にこ

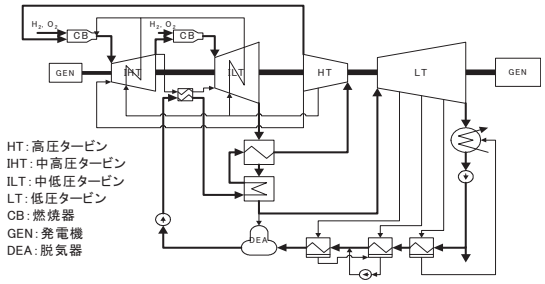


図９　トッピング再生サイクル

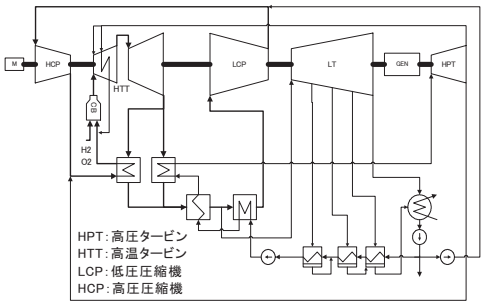


図10　新ランキンサイクル

表６　500MW 級プラント概念設計結果

トッピング再生サイクル		新ランキンサイクル	
HPT	35.5 MW	HT	55.6 MW
HTT	537.1 MW	IHT	171.8 MW
LT	63.0 MW	ILT	211.2 MW
LCP	−28.6 MW	LT	67.9 MW
HCP	−100.4 MW		
機械損失	−2.5 MW	機械損失	−2.5 MW
発電機損失	−4.0 MW	発電機損失	−4.1 MW
発電端出力	500.0 MW	発電端出力	500.0 MW
発電端効率	61.80%	発電端出力	61.70%

の圧縮空気を燃焼器に供給して発電を行えば発電時の出力を倍増することができる。これを圧縮空気エネルギー貯蔵（Compressed Air Energy Storage, CAES）発電という。

海外ではドイツと米国で各１基ずつCAESプラントが商用運転中であり，我が国でも1990年代には昼夜の負荷平準化を目的にCAESの開発が進められた[15]。しかし，ガスタービンの圧縮機とタービンの間にクラッチを介して発電機を設置するなど，ガスタービンに大幅な設計変

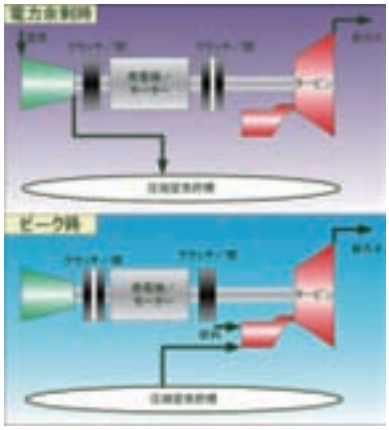


図11　CAES システムの概念

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

更が必要であることなどの技術的課題や，系統の負荷率の改善などにより2000年以降，CAESの研究は中断している状態にあった。

しかし，近年，再生可能エネルギーによる発電の導入量の大幅な増加が見込まれる中，自然エネルギーの変動抑制の観点から，自然エネルギーを電力の形態で貯蔵するのではなく，図12に示すように圧縮空気の形で貯蔵しておき，必要な時にこの圧縮空気をガスタービンに供給するAir InjectionタイプのCAESシステムの検討が米国を中心に行われている。また，カナダでは洋上風力とCAESの組み合わせを想定した海底設置のエアバッグ型空気貯槽が開発されている。

さらに，別途開発が進められているAHATシステムは圧縮機出口空気温度が低く，圧縮空気全量を一度ガスタービン外部へ取回す構成であることなど，CAESシステムに好適な特徴があり，図13に示すようにAHATを利用してCAESシステムを構成することで，従来提案されていたCAESシステムよりも遥かに高い効率が期待できることが示されている[16]。

5．おわりに

ここで紹介した他にも，未利用エネルギーなど様々なエネルギー源の活用に有効なバイナリー発電やクローズド型の超臨界圧CO_2タービン[17]など，多くの新型発電サイクルの研究開発が進められている。将来に向けた新サイクル発電技術の研究開発の方向性として，これまでも将来の発電技術として有望視されてきた燃料電池と熱機関を統合したサイクルのみならず，最終的にゼロエミッション化を目指したサイクルのクローズド化，さらには近年研究例が増えてきた火力発電技術を応用した再生可能エネルギーの活用など，より多様性を増してきている。今後，これらの新型の発電技術が実用化され，より良い世の中の実現に資すること，さらには，より魅力的な発電サイクルが提案され，実用化されることを期待している。

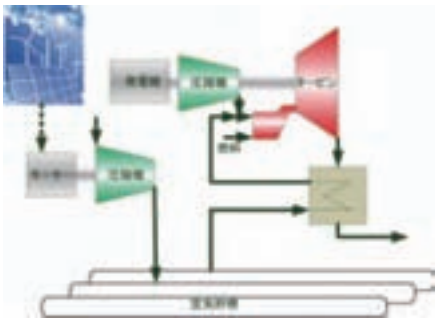


図12　自然エネルギーを活用したAir Injection タイプのCAES システムの構成

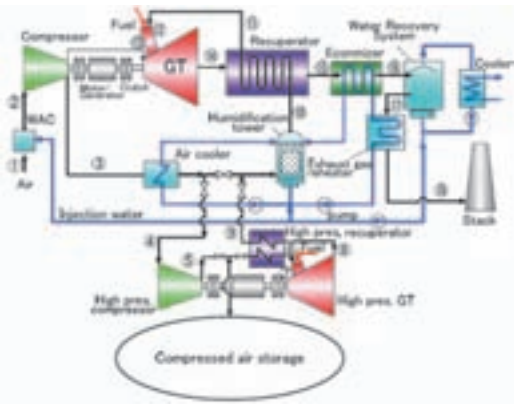


図13　AHAT-CAES システムの構成[16]

参考文献

(1) ㈱東芝ニュースリリース（2012年６月15日）
(2) 高橋毅「進化する火力発電－低炭素化・低コスト化への挑戦」B&Tブックス，日刊工業新聞社（2012）
(3) 幸田ら，「CO_2回収対応クローズド型高効率ガスタービンシステムの研究」，第30回ガスタービン定期講演会講演論文集，P.151，（2002）
(4) 三菱重工Press Information 2012年６月１日（第5214号）
(5) 幸田ら，「超高効率MCFC－GTハイブリッドシステムの熱効率解析」，第10回動力・エネルギー技術シンポジウム講演論文集，P.81，（2005）
(6) クリーンコールパワー研究所プレスリリース（2010年11月10日）など
(7) Bert Metz, et. al., ” IPCC Special Report on carbon dioxide capture and storage”, Cambridge Univ. Press, (2005)
(8) 白井ら，「CO_2回収型高効率石炭ガス化複合発電システムの提案とその課題」，電力中央研究所研究報告書W07003，（2007）
(9) 中尾ら，「CO_2回収型次世代IGCCシステムの開発－高効率化に向けたシステム構成及び運転条件に関する検討」，電力中央研究所研究報告書W08006，（2008）
(10) 幸田，「CO_2回収型IGFCシステムの検討」，第39回ガスタービン学会定期講演会講演論文集，p.187，（2011）
(11) Mu Li, et. al.,“Design of highly efficient coal-based integrated gasification fuel cell power plants”, J. of Power Sources 195, pp5707?5718 , Elsevier, (2010)
(12) 中垣，「化学再生発電：化学反応による廃熱のエクセルギー増進」，化学工学　第72巻（第718号B編），P.513，（2009）
(13) 堤，「エクセルギー再生技術による次世代IGCC/IGFC」，CCT Journal 11, (2004)
(14) 「水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術（WE-NET）サブタスク8水素燃焼タービンの研究開発（1）最適システムの評価」平成８年度成果報告書，NEDO-WE-NET-9681，平成９年３月
(15) 幸田，「圧縮空気エネルギー貯蔵（CAES）発電技術の新しい展開」，日本機械学会 動力エネルギーシステム部門ニュースレター 44号，（2012）
(16) 高橋ら，「高湿分空気利用再生サイクル型ガスタービンを用いた圧縮空気エネルギー貯蔵発電システムの研究」エネルギー資源学会論文誌Vol.32 No.6（2011）
(17) 蓮池ら，「超臨界CO_2ガスタービン発電システムの効率特性評価」第38回ガスタービン定期講演会講演論文集，P.275，（2010）

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

東芝でのガスタービン技術者としての経験

鈴木　伸寿*1
SUZUKI Shinju

1．はじめに

ガスタービン学会40周年記念特集として，40歳前後のガスタービン技術者として少しばかりですがガスタービン学会に入会した16年間での活動と，現在の技術的取り組みについて報告します。

2．業務内容

東芝に入社以来ガスタービンに関わりつづけ，中小型ガスタービンの開発設計，GE製ガスタービンの東芝所内製造・据付試運転，海外におけるガスタービン据付試運転，東芝ジーイー・タービンサービス㈱へ出向しガスタービン部品修理，東芝へ帰任し燃焼器開発・燃焼試験などに従事してきました。その他にガスタービン学会での活動や日本内燃機関連合会でガスタービンに関する規格作成に参画しております。

3．ガスタービン学会での活動

IGTC2002では行事委員を担当し，ガスタービン学会事務局の三浦さん，中村さんにお世話になり，実にアットホームな雰囲気で和気藹々と準備をさせて頂きました。その際に一番面白かったのは，バンケットの会場選定および余興の計画において，日本（東京）らしさを前面に押し出した雰囲気があり料理が提供できる場所であるべきという期待に応えるため，色々な場所を見て廻ることでした。特に事務局側で色々と調査頂き，予算の関係から公共の機関で協力して頂ける場所として東京都葛西臨海水族園にて開催することとなりました。その際には前述の三浦さんより言葉巧みに水族園様にお願いをして頂いたこともあり，園長の特別のはからいで杵による餅つきまで実施して頂くこととなりました。ガスタービン国際会議，マグロの泳ぐ夜の水族園そして餅つき・大正琴の演奏と，何とも面白い組み合わせの大変印象深い行事となりました。

4．ドイツDLRでの燃焼試験

東芝にて自主開発した7FA型GT対応1300℃級低NOx燃焼器は，初着火以来寿命更新過程を経て約12年以上順調に運転されています。昨今の社会情勢によりコンバインドサイクル発電の出力増加ならびに高効率化が求められているとともに，LNG燃料の供給元の変化に応じて，よりメタン濃度の高い軽質ガス燃料に対する燃焼性が問われていることから，燃焼器の開発を行いました。その燃焼試験を行うに当たり，産業用ガスタービンの条件として大容量の空気流量（約24kg/s），圧力（1.5MPa abs）ならびに多種燃料の供給可能であるドイツDLR（Institute of Propulsion Technology which is part of the German Aerospace Center）の協力を得て，2011年に燃焼試験を実施しました。本設備では多種類の燃料供給を可能とするなど将来を見据えた設備導入を進められています。

燃焼試験の準備としてDLRとの電話会議，打合せにて試験装置の安全審査，取り合い点確認など十分な検討を行い，計画通りに試験を完了することができました。

燃焼試験においては，試験用燃料ノズルや燃焼器ライナーを交換し様々な条件による燃焼試験を行いました。低NOx燃焼器では予混合部での耐保炎性確認も実施し，予混合部に点火器を挿入しスパークによる強制着火を行い，保炎有無を燃焼器内部映像や燃焼器メタル温度にて確認しました。試験中には予期せぬ装置の故障や事象が発生するもので，限られた時間の中で如何に修理し試験計画の変更などに苦慮しましたが，日本からの緊急物品供給の支援や現地出張者の献身的な努力によりどうにか乗り切ることができました。

全体的にドイツでは「無駄なく効率的に」という精神が随所に感じられ，業務時間に関しては一般に朝7：00頃から勤務を始め午後の早い時間に帰宅するものの，業務は驚くほど整然と進んでいました。またエネルギーの消費については，滞在したケルン市やボン市では街中でも街路照明はあるもののネオン・店看板の照明などは無いので夜間は暗く感じ，節電中でも大きな看板がきらびやかに輝いている日本とは対照的な印象を受けました。他にも車の殆どがマニュアル車であり，私が運転したディーゼル車の燃費は驚くほど良くハイブリッド車なみでした。その車は運転中に燃費の良い運転をするためにギアチェンジを促す信号がフロントパネルに点滅するのですが，その指示通りにギアチェンジしていると自動車学校で教習をうけている気分になりました。

5．ガスタービン部品の修理

ガスタービンの燃焼器や動静翼などの修理工場である東芝ジーイー・タービンサービス（株）にてガスタービ

原稿受付　2012年11月21日
＊1　㈱東芝 電力システム社京浜事業所原動機部ガスタービン設計
〒230-0045　横浜市鶴見区末広町２－４

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

ン部品修理業務に4年半携わりました。そこでは東芝とGE社から修理を受注し，国内のみならず海外案件についても対応をしておりました。私は技術部門として修理技術の確立，運用ならびに品質維持，さらには生産性の向上と多岐にわたって担当させて頂きました。などと文章に書きますと非常にスマートで問題無きが如きですが，実際には生産現場に行くと大変な足手まといとなってしまい「おまえは技術が無いから，技術部ではなく奇術部だ」「自分では機械加工も溶接もできないくせに，どうして技術指示ができるのだ」と尤もな言葉に何も言い返せない状況でした。それでもめげずに現場に行って長く仕事を一緒していると色々なことを教えて頂き，ものづくりの奥深さを少しずつ解ったような気になったものでした。

修理業務では，ガスタービンの運転状況（運転時間・起動回数・使用燃料など）によって欠陥のでてくる部位や形態が異なるため画一的な方法では対応できない事が多々ありました。初めての修理方法の適用においてはテストピースやスクラップ品を使用した事前検証試験による品質確認を経て実機へ新プロセスを適用します。ある時には事前検証試験はうまくいったのに実機適用を進めていくと欠陥がでてくるといった事象があり，現場には土・日・正月休みも対応して頂き大変な迷惑をかけ今でも頭が上がりません。これは事前検証では概ね良い結果だったのですが，他にも欠陥の兆候があったのに見過ごした（「現場に流せば上手くやってくれるんじゃないか」と安易に考えていた）ためと強く反省しています。

6．若手技術者へ伝えたいこと

16年間の技術者経験で感じるところは，製造現場や建設現場では必ず何かしらの問題が生じているのですが，多くの現場担当者は優秀であるため大方を現場で処理しています。大きな組織にいて，現場と事務所が遠かったりすると技術者個人レベルまで問題が共有できず同じ間違いを繰り返してしまいます。先に述べたような問題の兆候を見逃さないようになるには，是非現場に出て経験し，担当者の生の声を聞いて頂きたいと思います。

図1　東京都葛西臨海水族園でのIGTC2002バンケット

図2　IGTC2002バンケットでの餅つき風景

図3　DLR燃焼試験設備にて記念撮影
This test is done at the Institute of Propulsion Technology which is part of the German Aerospace Center (DLR)

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

ガスタービン設計技術者として

由里　雅則*1
YURI Masanori

1993年に入社以来，発電用ガスタービンの設計に携わってきた。設計者としてはまだ若輩であるが，今回，中堅技術者として業務紹介の機会を戴いたので，これまでの経歴を振り返るとともに，現在の業務の一部をご紹介したい。

1．設計者としての経歴

私が見習い設計者となった1990年代前半，発電用ガスタービンはタービン入口温度1350℃級のF形ガスタービンが主流となり始めた頃であり，現ガスタービン学会の佃会長が当時の設計課長として開発設計の指揮をとっておられた。私の初仕事はF形ガスタービンの改良設計であり，実機データの分析とそれに基づく設計といった設計者としての基本を一から指導された事をよく覚えている。それから20年が経過した現在ではタービン入口温度1600℃級のJ形ガスタービンが実用化されており，コンバインドサイクル熱効率もF形の55％（LHV）前後から60％を超えるまで飛躍的に向上した。単純計算で，１年当たり10℃以上の入口温度上昇，約0.3％の熱効率向上である（図１）。これは空力，燃焼，冷却，材料，コーティング，製造といった要素技術の進歩によるところが大きいが，入社以来ガスタービンの設計に携わりながら，これらの要素技術の進歩を肌身で感じられたことは，一

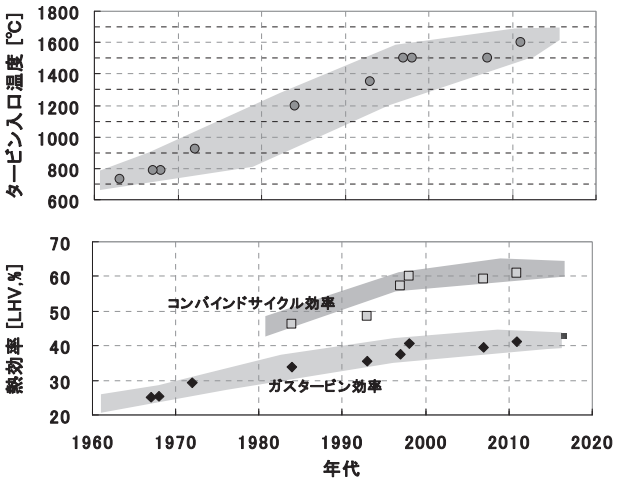


図１　タービン入口温度と熱効率の変遷

原稿受付　2012年11月22日
＊１　三菱重工業㈱　原動機事業本部
ガスタービン技術部　ガスタービン統合開発グループ
〒676-8686　兵庫県高砂市荒井町新浜２－１－１

ガスタービン設計技術者として大変貴重な財産になっている。

私の専門分野は，主にサイクル性能及び二次空気系統の設計であるが，最近は，あるガスタービンの開発を取り纏めるプロジェクトマネージャとして設計に関わっているので，以下では現在の立場から業務内容を紹介したい。

2．ガスタービン開発設計の取り纏め者として

私が取り纏めとして多くの時間を割いているのが，圧縮機，燃焼器，タービン，構造といった各要素の設計者との技術討議である。要素設計者は試行錯誤を繰り返しながら設計を進めていくが，ガスタービン全体として捉えた場合に，一つの要素単位で行った設計が最初から最適となっているとは限らない。私の役割の一つは，ガスタービンという纏まりで全体最適化を考えて，個々の要素設計にタイムリーにフィードバックをかけることである。例えば，燃焼器の出口条件は下流側に位置するタービン翼の設計に影響を及ぼすが，設計進捗に応じて燃焼器の仕様が一部変更になることもありうる。そのような場合は，迅速にタービン技術者と情報を共有しタービン側の設計に変更を反映させる必要がある。

また，性能，信頼性，コストといった要求品質に対してもガスタービン全体としてバランスとっていかなければいけない。いくら最先端の技術を駆使して性能の優れた要素を設計しても，信頼性が悪く設計寿命を満たしていなかったり，製造が困難でコストが高くては，バランスのとれた良いガスタービンとはいえない。

すなわち，私の役割はガスタービン全体の最適化を考えた統合開発（Engine Integration）であり，これが設計プロジェクトマネージャとしてのやりがい，醍醐味であると感じている。

3．人とのつながり

ガスタービンの開発は実に多様な分野の人々と関わり合いながら進めていくものである。設計者間の連携はもちろんであるが，最先端の要素技術を提供する研究所，設計意図を製作図面に落とし込む図面部門，実際のものづくりに関わる製造部門，資材部門，パートナー各社，更には営業，品質保証，プラント技術，サービスといった多くの人の支えがあって成り立っている。従って，取り纏め者としては，プロジェクトに関わる全ての人が，

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

それぞれの持ち場でモチベーションを高く保って開発に参加できるように，情報の風通しを良くすることを心掛けている。

なお，日々の設計実務は20～30代の若手技術者とやりとりしながら行うことが多いが，ガスタービンの開発設計は，機械工学の知識をフルに活用して行うので，機械系の学校を卒業した優秀な若手技術者が能力を発揮できる絶好の環境がととのっている。因みに私のチームでは３名の女性若手技術者が活躍しており，うち一人は本誌の昨年９月号で業務紹介している弊社技術者である。ただし，ガスタービンの設計は，経験や実績がものをいう極めて高度な機械設計であり，先輩ベテラン技術者にレビューを仰ぎながら設計を進めることが不可欠であることも強調しておきたい。

４．仕事の考え方に影響与えた出来事

一つ目は，設計者であれば誰もが経験するトラブルシューティングである。私の場合も大小合わせ幾度となくトラブルに遭遇してきた。機械の不具合は起こしてはならないが，その問題解決を通して新たな発見があり技術者として成長するということもまた事実である。この時の苦しい体験は体に染みついた糧となり，少なからず現在の設計業務にいかされている。

もう一つは，海外での業務経験である。私は過去合計すると４年余り欧米に滞在し，欧米技術者と共に研究や設計業務を行ったことがある。彼らとの交流を通じて，技術を学んだだけでなく，仕事の進め方においても日本人との違いを実感した。どちらが良いということではなく一長一短があったが，この時，日本人の強みはチームワーク，組織力を生かした仕事がうまいことであると感じた。特にガスタービンの開発設計においてはチームワークによる相乗効果によってより良い設計ができるので，今後もこの強みを生かして設計の取り纏めをしていきたい。また，我々のガスタービンの開発は，世界を相手に行っており，技術においては“井の中の蛙”にならないように常に世界レベルを意識していきたい。

５．今後の抱負

以上，業務経験と現在の業務の一端をご紹介させて戴いた。ガスタービン開発設計は常に工程に追われながら緊張感を維持して進めなければならず，決して生易しいものではないが，真剣勝負で打ち込める機械設計技術者としては大変やりがいのある仕事である。今後も世界一のガスタービンを目指して，設計に専念し設計を通じて社会貢献していきたいと思う。

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

技術者として成長する機会

本田　達人*1
HONDA　Tatsuhito

キーワード：ジェットエンジン，ロータダイナミクス，Jet Engine，Rotordynamics

1．現在の業務について

まずは今，従事している業務について説明させていただく。現在，私自身は航空機用ジェットエンジンのエンジン全体や様々な部品の構造解析，評価の業務に従事しており，中でも特に回転機械では問題となるロータダイナミクスの解析とそれに関わるエンジン全体構造解析を専門としている。ジェットエンジンは試作の繰り返しにより開発すると膨大なコストと期間が必要となるため，早くから数値解析を積極的に活用した設計，いわゆるComputer Aided Engineering（CAE）が適用されている。このためジェットエンジン開発におけるシミュレーション技術の果たす役割は大きくやりがいのある仕事だと考えている。

2．大学での研究

大学ではボルツマン方程式を扱った希薄気体力学というジェットエンジンとは関わりがなく，ましてや構造とは全く関係のない分野の研究を行っていた。当時，指導教官も大学での研究が就職後の業務に直接役立つとは考えておられず，物事を“腹の底“で理解すること，論理的に思考することの重要性を厳しく指導していただいた。ただ機械的に覚えるのではなく，理解することを教育されたおかげで，応用力のようなものも身に付いたと思う。大学での研究は希薄気体の不安定性を扱った数値解析を中心としたことを行っていたため，そのときに得た数値解析に対する勘のようなものは今の仕事でも生かせている。

3．技術者としての第一歩

入社時から現在と同じジェットエンジンの構造解析，評価の業務に従事している。入社した当時は，大学での専門とは全く違っておりゼロから始めなければならないという不安な気持ちで技術者としての一歩を踏み出したことを覚えている。最初の仕事として，すでに運用されているエンジンのロータの改良設計という仕事を「これは君の仕事だから」といきなり与えられ，なんと社会人とは厳しいものかと思いながら必死に働いた。しかし，このときの頑張りが，当時いろいろと助けていただいた周囲の方々の信頼を得ることにつながり（勝手にそう思っているが），今でもその恩恵を受けている。技術者としての第一歩はまずは成功だったと今でも思う。

このあとも貴重な機会に恵まれた。前述の仕事は設計だけにとどまらず，その後，自分自身の手で設計した部品を要素試験により検証する機会も与えていただいた。自分で設計しておきながらと思われるかもしれないが，試験を横で見ながら失敗するかもしれないと不安で祈るような気持ちで試験に立ち会った。この業務の完了後，間をおかずF3エンジン以来の国産量産エンジンの開発にも従事することができた。開発初期の段階から最終段階まで通して関わることができ，自分の手で設計したエンジンが機体に搭載され始動し空を飛ぶ姿まで見ることができた。こういった十年に一度あるかないかの機会にその初期から通して関与できたことも幸運だったと思う。

4．海外の技術者との仕事

この国産エンジンの設計に目途がついたころ，今度は米国メーカーでの技術駐在という機会をいただいた。それまでの経験で自分のもつ技術に少し自信がついてきたときに，業界ではトップを行くメーカーの技術者との仕事である。ロータダイナミクスの技術者としてその会社内のチームに入り仕事をするということで駐在したのだが，最初はなかなか仕事をもらえなかった。こちらから「仕事をください。」と言わなければ仕事が来ないのである。日本で働いていると，黙っていても仕事が来るのだが，そこではその逆。最初は小さな仕事をもらって，相手の期待を少しでも上回るアウトプットを出そうと，解析結果の図示の仕方ひとつにも工夫した。そうこうするうちにそのチームのリーダに呼び出され，「振動励振荷重が矩形波をしているときの応答解析を簡単に実施するにはどうすればよいか。」と提案を求められた。このときも，ここで提案できるかどうかが勝負だと思い，その

原稿受付　2012年10月30日
＊1　㈱ＩＨＩ　航空宇宙事業本部　技術開発センター
エンジン技術部
〒196-8686　昭島市拝島町3975-18

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

場で内製プログラムを使った方法を提案し採用された。この提案した方法は普段そのツールを使用しているその会社の技術者たちも行ったことがないような活用方法で，一連の検討作業が終わった後，チーム内で紹介されることとなった。結果として，その一度くらいしか認められるようなことはできなかったが，自ら提案し機会を得ることの大切さを知る経験となった。

帰国後，ほどなくして次はまた欧州メーカーとの共同開発の機会。ロータダイナミクスのようなエンジン全体構造に関わる設計は通常，開発の中心となるメーカーが行い，他のパートナーはそこからインターフェース情報をもらうだけという形が一般的である。しかし，このときはこのロータダイナミクスを含む全体構造設計で開発の中心となるメーカーとのコラボレーションを提案することとなった。最初の提案は電話会議で行われた。相手の反応は冷たく提案も軽くあしらわれたが，そこでなんとかしがみつき現地に赴き直接説明する機会を得，試しにコラボレーションすることになった。業界でトップを争うこのメーカーから見れば大した実績もない自分たちを認めさせなければならない。相手の期待，予想を超える成果をどうやって出していくか，週に一度行う電話会議での互いの進捗報告毎に必死にもがいた。先方のメーカーからはこちらが必要とする情報のすべては提供されず，制限されたものしか出てこなかった。それでも，「だから出来ない。」と答えるのではなく代替案を提案しながらなんとか検討を進めていく，そんなことの繰り返しだった。この奮闘を半年ほど続けた後，この相手メーカーの技術者に「この開発だけでなくこの後の量産設計もいっしょにやろう。」と言われた時の喜びは，今でも忘れることができない。残念ながらこのプロジェクトは我々担当者の与り知らぬところで中断することになってしまったが，大きな自信となったのは確かである。

4．これからの役割

上述のような機会はただ偶然巡り合えたわけではなく，上司や先輩の配慮があったおかげだと思っている。確かに当時は仕事量の多さに愚痴を言うこともしばしばであったが，今にして思えばこの周囲の方々の配慮，支援により多くの機会に恵まれたことが今の自分の自信につながっているのである。今，関わっているプロジェクトで前述とはまた別の海外メーカーの技術者と食事をしたときに，彼に今の会社に転職してきた理由を尋ねると，「以前の会社も仕事は面白かったが，時間の流れが遅くいろいろな経験する機会が少なかったから。」と話してくれた。技術者として成長するために，機会というのはやはり貴重なのである。私の上司や先輩は数々の貴重な機会を自分に投資してくれたのだと考えている。

そして今，立場は変わり十数名からなるチームをまとめリードする立場となった。これまでは自分自身の技術力を向上させることに重点を置き働いてきたが，改めて考えてみるとやはり組織で取り組まなければ何もできないのである。ジェットエンジンは当然ながら構造強度のみで設計されているわけではない。圧縮機などの要素，性能，制御，生産，材料など数多くの技術から成り立っており，またプログラムを進めていくためにそれを取りまとめる人たちもいる。構造解析一つをとっても，静解析，動解析，衝撃解析，伝熱解析など種々の解析があり，自分一人だけがいくら成長しても出来ることには限界があり，チーム，組織で取り組まなければ大きなことは達成できないのである。このため，ともに働く後輩たちの成長を促すために，自分がそうしていただいたように彼らに機会を提供することが目下の自分の役割であると考えている。幸い，今現在，開発/研究プログラムが多数あり，未熟な自分でも数多くの機会を与えることが出来る恵まれた状況にある。この貴重な機会をきっかけにして，いかに自信につなげそして成長していくか，その大切さを後輩たちに自分なりに訴えているつもりである。

昨今，ジェットエンジンでも複合材の適用範囲が広がりつつあり，構造強度の面だけをとっても技術的な難度はさらに増しつつある。直面する様々な技術課題を仲間とともに克服しながら顧客に喜ばれるエンジンをつくることが自分の目標である。技術者としてこの先まだ約20年の時間がある。どんな機会に巡り合い自分自身も成長できるのか，期待しているところである。

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

私も40歳を迎えて

姫野　武洋*1
HIMENO Takehiro

1．はじめに

ガスタービン学会創立40年。私もまた，第２次ベビーブームの最中，昭和47年に産声を上げた40歳という理由で，表題のような記事の執筆を拝命した。以下では，若干の主観を交えながら，研究室における最近の研究活動と今後の抱負を述べてみたい。

2．研究室における日々の活動

筆者は現在，本郷キャンパスの端に構える東京大学工学部７号館の地下実験室を本拠地として，ジェット推進機関およびガスタービン内部の熱流動に関する研究と教育に取り組んでいる。研究室には，渡辺紀徳教授を筆頭として，准教授（筆者），助教，専門技術職員，秘書を加えた５名の教職員と，約20名の学生（博士課程４名，修士課程10名，学部５名）が所属している。同世代の御多分に漏れず，筆者も中間管理職の立場にあるが，研究室の中では，理解ある上司の下で随分と好きなことをやらせていただいていると思う。

約70坪の地下実験室には，遷音速翼列風洞，多段軸流圧縮機（図１），無響室（図２）など，数十年に亘って継承されたジェットエンジン関連の気流実験装置が稼働している。加えて近年では，液体噴霧装置，スロッシング試験機など，ロケットエンジンに関連した二相流実験装置の導入が精力的に進められている。

研究手法としては，実験と並んで数値計算にも力を注いでいるが，学部4年生の卒業論文には，実験を課す方針を堅持している。調べたい流れを実験装置の中に作り出し，これを至近距離から観察することは，自然現象に対する直観力を育むうえで極めて有効と思う。更に，実験装置の新設や改修の機会に巡り合った学生は幸運であって，正直言って苦労するのだが，幾度もの駄目出しを乗越えて自分のアイデアを図面に結実させ，製造業者に設計意図を伝達するという過程を実地で経験できる。筆者の場合は，博士課程に進学した頃，上述した多段軸流圧縮機の新設に巡り合った。同期の青塚瑞穂氏（現・㈱ＩＨＩ）と一緒になって，自分たちの研究課題とは直接関係しない数十枚の図面を描き上げた。当時はまだ

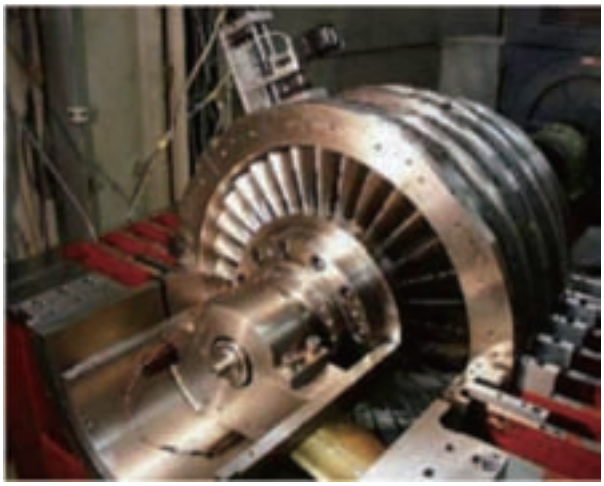


図１　多段軸流圧縮機

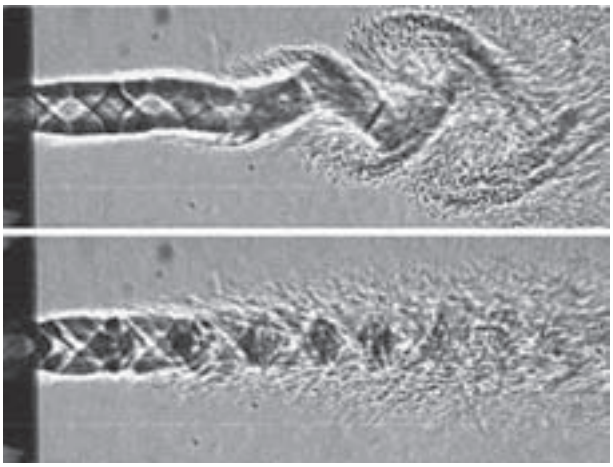


図２　無響室で撮影された超音速ジェット[1]
（上）スクリーチ音を伴って大規模構造渦を伴う例
（下）マイクロジェット噴射によるスクリーチ音の消失

我々も素直で，「いい勉強になっただろう」と言われて，学費の元を取ったような気になっていたのを思い出す。

実験を通じて自然現象と計測精度に対する感覚を身に付け，現象の本質を見極めるために次の実験を構想するという知的作業の大切さは，幸い，現在の学生も理解しているようだ。資金調達に加え，装置の維持と計測技能の伝承など，不断の努力が必要となるが，今後も実験の活度を継続し発展させようと決めている。

一方で，大学院生の多くは，数値流体力学（CFD）

原稿受付　2012年12月25日
＊1　東京大学　工学部
〒113-8656　文京区本郷７－３－１

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

図３　二相流コードによる微粒化現象の数値解析例
（左）旋回流型液膜微粒化の数値解析
（右）流体解析と離散粒子法による衝突液膜微粒化解析

を応用した研究課題にも取り組んでいる。筆者が院生だった頃は，各々が一から計算コードを構築していたが，解析規模が拡大した現在では，圧縮性流体，低速流体，二相流[2]に対応した３種類の研究室標準コードを雛形として用意している。院生は，文献といずれかのソースコードを読んで解法を理解し，独自の改変や物理モデルを加えたうえで，各々の研究課題に取り組む。近年の成果として，圧縮性流体コードに重合格子法を加えた解法により周方向溝型ケーシングトリートメントの失速抑制効果を調べた研究[3]や，移動格子法を加えた流体構造連成解法により翼列フラッターのモード減衰率の同定を試みた研究[4]などを報告している。また，元来はスロッシング現象の解析[5]を目的として構築された二相流コードについても，微粒化現象の流動構造の解明に応用され（図３），成果を上げつつある[6],[7]。

数値流体解析は，様々なスケールが重畳した複雑現象を解明する分析科学的な使い方ができる一方で，理論や実験も含めて獲得された知見を，適切な数理モデルで記述できたなら，比較的小規模な計算により，工学的価値のある情報を獲得するという設計科学的な使い方もできる。研究者として二兎を追うべきか悩ましいところだが，筆者としては，少なくとも設計に繋げるという視点を失わずに，研究方針を決めようと思っている。

３．今後へ向けた抱負

研究に関する今後の展望として，ガスタービンの空力要素だけでなく，混相流体や超臨界流体を伴う流体機械の内部熱流動現象に関心を持っていて，斬り込んでみたいと思っている。非定常翼列内部流や空力音響現象が，ターボポンプやブルーム音響と関連して，ロケットエンジンにも共通する研究分野なのと同様に，二相流や相変化現象もまた，燃料噴射や潤滑系統，湿分添加サイクル等と関連して，ジェットエンジンやガスタービンとより深く関わる研究分野になるだろうと認識している。更に，宇宙や深海など，フロンティア領域での人類活動を日常的に支える輸送技術や発電装置を実現するためには，内部流体力学や熱エネルギー工学および計算流体力学などの学問分野を，超高圧，高真空，極低温，無重力などの極限環境を扱う方向へ発展させることが必要であり，この分野に関わる方々と共にその一翼を担うことができれば嬉しく思う。

当然の話，ガスタービン学会が創立50周年を迎えると，私も50歳ということになる。その時，充実した10年だったなぁと思えるよう自身の精進を誓うとともに，そろそろ厄年なので健康にも気を付けたいと思う。

参考文献

(1) R.Okada, T. Watanabe, S. Uzawa, T. Himeno, T. Oishi, “Influence of Microjet Condition on Characteristics of Supersonic Jet Noize and Flow Field”, ASME Turbo Expo 2012, GT2012-68821.

(2) 姫野 武洋, 根岸秀世, 野中 聡, 井上智博, 渡辺 紀徳, 鵜沢聖治, “様々な加速度環境における自由表面流の数値解析（CIP法，MARS法，Level Set法を協調した解法の改良）”, 日本機械学会論文集, 76-765, B (2010), pp.778-788.

(3) 佐久間康典,渡辺紀徳,姫野武洋,加藤大,周藤由香里,"周方向単一溝型ケーシングトリートメントが遷音速圧縮機性能に及ぼす影響", 第40回日本ガスタービン学会定期講演会,釧路, 2012年10月17-18日,No.A-7,講演論文集（CD-ROM）

(4) 立石敦,渡辺紀徳,姫野武洋,井上智博, "流体-構造連成法による多自由度翼列フラッターの数値解析",第40回日本ガスタービン学会定期講演会,釧路,2012年10月17-18日,No.B-4,講演論文集（CD-ROM）

(5) T. Himeno, T. Watanabe, S.Nonaka, Y. Naruo,,Y. Inatani and H. Aoki, “Numerical and Experimental Investigation on Sloshing in Rocket Tanks with Damping Devices”, AIAA 2007-5557, The 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cincinati., 8-11 July 2007.

(6) 井上 智博, 渡辺 紀徳, 姫野 武洋, 鵜沢 聖治, "噴射器内部流れが自由液膜挙動と微粒化特性に与える影響とその機構（液体噴射速度分布の効果）", 日本機械学会論文集, 76-765, B (2010), pp.755-762.

(7) 宮下陽輔, 姫野武洋, 井上智博, 渡辺紀徳, 鵜沢聖治,"衝突型噴射器における微粒化と噴霧特性に関する研究", JSASS-2011-0058, 日本航空宇宙学会第51回航空原動機・宇宙推進講演会, 広島, 2011年３月３-４日, 講演論文集（CD-ROM）

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

特集：ガスタービンのこれまでの40年とこれからの40年

ガスタービン教科書の発行

福山　佳孝*1
FUKUYAMA Yoshitaka

1．はじめに

公益社団法人日本ガスタービン学会の40周年記念事業としてガスタービンの教科書を発行する事が決定されました。現在，技術普及委員会にて発行に向けた作業が進められています。この教科書は従来にない幅広い工学分野を含む章立てにより，主として発電用および航空用ガスタービンとそこに使われている技術を総合的・体系的に学べるものとなっております。本稿ではこの教科書作成の経緯などを記しておきます。

2．教科書作成のきっかけ

きっかけと成ったのは「技術者の継続教育の重要性が増加しており，ガスタービン分野に特化した本学会の特性を活かした教育プログラムの提供が必要である」と言う本阿弥教授（東京理科大（当時））の着眼でした。

そこで，教育プログラムの提供とその教育に必要な教材（教科書，プレゼン資料等）の構築を目的とした委員会設置のための打合せを2003年11月17日に実施し，実質的なスタートを切りました。その後2003年12月３日の理事会にて臨時委員会設置が承認され，吉田委員長（JAXA（当時）），福山幹事（JAXA）及び委員12名で委員会を発足し，ガスタービン教科書作成に関する検討を開始しました。

3．教育シンポジウム教材作成と教科書の初期検討

ガスタービン学会では1995年から企画委員会（当時）がガスタービン教育シンポジウムを開催し，大学の講義より実務に近くかつ幅広いガスタービン関連工学の教育を実施していました。しかし，教育シンポジウムでは講師それぞれが講義内容を決め，独自の資料を使用して講義をしている状態でした。

この点を踏まえて2003～４年度には現状の教育の問題点や教材作成に向けた実作業の内容等を議論し，以下の全体の方向性を定めました。

・委員会は教材を作成し，教育シンポジウムではこのガスタービン学会標準教材+αで講義してもらう。ここで，教育シンポジウム教材は，将来の学会の教科書に至る教材内容の評価機会と考える。

・委員会はガスタービン技術に関する実務修習プログラムや高等継続教育プログラムを想定して検討を継続する。

・従来の教科書にない幅広い分野構成をカバーし，ガスタービンを総合的・体系的に学べるものとする。

・教育シンポジウムの講義立てに従った区分で教材を作成，実際に使用しながら，アンケート等の意見も反映して内容の改訂を進めて行く。

・分野分けは，１）総論，２）流体，３）伝熱，４）燃焼，５）材料，６）制御とし，７）振動・構造，８）補機に関しては今後検討する。

このような基本方針の下，分野担当委員に目次案を提案していただき，教材内容の検討をいたしました。

・教材は教育シンポジウム用を想定するが，新規作成する教材原稿では幅広く技術内容を紹介するものが良い。

・学部卒業後数年程度の受講者を想定し，基礎編（学問的な基礎ではなくガスタービン技術の学習に必要な基礎）と応用編の構成とし，演習を入れる。

・大学で受講できる基礎は最小限の記載とする。

・逆に大学の講義に含まれないガスタービン全体が概観できる内容，実務知識，実機情報や問題点，最新の技術情報等を重要視する。

・メーカーの技術者でも知識レベルに開きがあり，特に担当分野以外の基礎知識を得るための教育は必須である。

大学では，ガスタービンの全体（関連する多くの分野）を学ぶカリキュラムがない。この辺りを総合的・体系的に学べる場を学会が提供し，その為の統一教材が必要であり，この教科書がその部分に相当する。

・原稿のボリュームは各分野30頁程度を想定するが，頁数の制限よりは内容の充実を優先する。

これらは，ガスタービンの専門家集団である学会が作る事を意識し，他にない教科書を作る事と解釈できます。

目次案に沿って学会内外の専門家の方々（この時点で39名）に執筆を依頼し初版原稿のまとめを進めました。その結果，教材の頁数は膨れ上がり，初版の教材は本文だけで349頁と当初予定を大幅に上回る頁数となりました。

委員会の正式名は“ガスタービン学会継続教育教材作成委員会”と決まり，2005年の第11回教育シンポジウムに“ガスタービン”初版を提供したのがガスタービン学会の教科書の始まりです。

教科書化に関しては，この時点では教科書出版の外部委託を考えていたため，2005年度に出版社の方々と打合せを持ちました。しかし，出版社の描く教科書像と学会

原稿受付　2012年11月20日
＊1　宇宙航空研究開発機構
〒182-8522　調布市深大寺東町７-44-１

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

が発行したい教科書像の間にはかなりの隔たりがありました。出版社では，内容の濃い専門書（学会員が買うレベル）ならば事業として成立するかも知れないと言う事でしたが，出版社の事業が成立するためにはかなりの部数が売れ続けると言う条件が必須で，同時に価格が高くなる事が予想されました。そのため，教科書化の検討は一時棚上げとしました。

4．教育シンポジウム教材の維持改訂

2005年度の初版発行以降も教材は，2006年，2008年，2010年に改訂を実施しました。当初原稿の軽微な誤り等の修正もありましたが，ガスタービンのようにまだまだ技術や製品が発展する分野で最新の技術情報に拘る事は頻繁な改訂を必要とします。

教材維持と並行して教科書化の議論も進めました。その議論の中で主要な部分を以下に抽出しておきます。

・ガスタービン設計を講義できれば非常に有用である。企業から最新の設計法の情報を出すことは困難だが，一般的な（クラシカルな）設計法でも教育には充分だろう。
・振動・潤滑の内容がガスタービンには重要。
・ガスタービン関係者にはユーザーが居る。ユーザーの技術者に役立つ内容を検討し拡充する必要がある。
・教科書では自分で発展的に勉強できるように参考文献等の拡充（入手容易なもの）が望ましい。

これらの指摘の多くが未対応であり，今後も検討をすべき内容と考えています。

さて，教材と共に重要なのが教育シンポジウムで使用される講義用資料です。最近ではパワーポイントが活用されますので講義用資料は教材の内容に準拠し，新しいトピックスを加味したものを使用してもらう事，分野毎に講師が共有して発展させていく事をお願いし現在に至っています。

教育シンポジウムの参加者は概ね学生と企業人が半々であり，アンケートからも教材の内容は高く評価されているように思われます。この維持改訂の委員会活動では延べ24名の委員の方々にお世話になりました。

5．教科書出版に向けて

教育シンポジウム用教材の作成に着手して約10年，学会の40周年記念事業として出版計画の実現作業に入ったのは昨年度でした。公益法人化に伴う組織改変のため，教科書出版事業は技術普及委員会の下で実施される事となり，現在，山根委員長（防衛省技術研究本部）及び12名の委員と原稿改訂に伴う10名以上の新規執筆者で作業を進めています。

教科書の発行はガスタービン学会が担当し，編集・印刷等を外注する方式といたしました。この決定は，作りたいものを作る，販売価格を下げる，の二点を重視して委員会が下したものです。

今回の教科書化では，教育シンポジウム教材をベースとするものの，これまで中々実施できなかった以下のような改訂を行いました。

・教育シンポジウム教材で適用していた基礎編／応用編の分割は，基礎編が他の教科書と重複する記載も多くあるため廃止し，統合する。
・最新の技術情報，技術研究動向を反映させるために執筆内容追加・削除を含む大幅な目次の見直し，章毎の記載内容の整理・再編成を実施する。
・分野構成は維持し，概論には最新トピックスと補機等に関する記載，材料工学には信頼性，特に，構造強度と振動に関する記述を充実させる。
・これまで教材に無かったカラー口絵を導入し，歴史的に重要な我国のガスタービン，各社の製品を紹介する。

ここで，基礎編の廃止は章毎のバランスと頁数削減を目的としましたが，その反面，貴重な記載内容の削除につながるため大きな決断でありました。

本教科書はＡ４版ソフトカバー 350頁で定価3000円とし，2013年度の教育シンポジウムから教材として採用すると共に学会から一般への販売も開始する予定ですので，ご期待ください。

6．おわりに

日本ガスタービン学会の40周年記念事業として発刊するガスタービンの教科書に関して記してきました。本教科書は，ガスタービン学会と言うガスタービンの専門家集団のガスタービンの教科書を強く意識して作りました。委員会には委員として，また，執筆者として非常に多数かつ各分野の第一線で活躍されている方々の御協力を得て事業が進んできました。これまでの全ての関係者の方々に賜りました御助力に深謝いたしますと同時に，今後もさらなる改訂事業等への御協力を心からお願いいたします。

最後に，本教科書は初版でもあり，編集として至らないところも多々あるかとは思いますが，御購入・御活用いただけますようお願いいたします。

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

技術論文

中沢メソッドを用いたガスタービン圧縮機ダブテール溝形状の最適化手法の検討

Use of Nakazawa Method to Optimise Dovetail Joint Structure in Gas Turbine Compressor

関原　傑*1　SEKIHARA Masaru
長埜　浩太*1　NAGANO Kouta

ABSTRACT

To find a way of providing a more reliable dovetail joint structure in a gas turbine compressor, two methods, experimental design and the Nakazawa method, were investigated.

Specifically, how shape and tolerance as control and errors factors respectively affect the distribution in the structure was investigated. S-N Ratio and sensitivity was calculated for each evaluated stress by using each shape parameter. We found that no shape parameter can be used to reduce all stress components.

The Nakazawa method was used to provide multifunctional optimization using multivariate parameters, and the shape optimization method was developed to minimize the spread between the allowable and the design stress. Results of an evaluation using an error function show that a -10°smaller θ is preferred to the basic angle, and a 10% larger depth is preferred to the basic length, and a width 5% smaller showed a small difference from the basic width.

Key words：Nakazawa method, dovetail, optimization

1．緒　言

ガスタービンの回転部品としては，圧縮機およびタービンの動翼が代表的である。これらの動翼は，ホイール外周に加工された翼植込み用のダブテール構造に嵌合され締結される構造が主流である。この翼植込み構造は接触構造であることから，その信頼性は応力と接触状態に影響され，評価技術向上のために検討すべき課題は多い。したがって，新構造の開発時には，荷重などの条件に対して最適なダブテール構造を開発する必要がある。このためには，ダブテール構造を決定する複数の形状パラメータが，複数の評価応力へ及ぼす影響を定量的に明らかとする必要，すなわち多数の制御変数を用いた多目的関数の同時最適化を行う必要がある。

従来の最適化手法の例として，筆者らは中心孔の最大応力値を低減できるロータディスク構造について検討を行ってきた。その結果，逆テーパ状のロータディスク形状では不均一な応力場が是正され，遠心応力が均一化される最適構造であることを提案し，実験により検証を行った研究結果を報告してきた[(1)-(5)]。また服部らは，ロータディスク内周部の形状最適化について，どの半径においても周方向応力が等しくなる等応力構造となる最適手法について報告している[(6)-(9)]。さらに最適化手法の一つとして，中沢らは設計開発の段階で，複数の評価項目を全体最適化する手法である中沢メソッドを提案している[(10)]。具体的には，直交表を用いて設計変数の水準を振った実験を行い，得られた結果から各評価項目についてレクサットと呼称されるある情報量を算出し，得られたレクサットを合計した総合レクサット（総情報量）が最小値を取る設計変数を最適値として求める手法である。ここで直交表とは，制御因子どうしの間に交互作用の有無を調べる目的で用いる表であり，品質工学では２水準系でL12，3水準系でL18を用いることが推奨されており，一般的な品質工学の文献に記載されている[(11)]。選定した設計変数が変動する範囲を水準として決定し，表に割り付けることで直交表を作成できる[(11)]。

前述したようにダブテール構造の設計は，多数の制御変数を用いた多目的関数の同時最適化であることから，中沢メソッドとの親和性が高いと考えられる。

一方，ダブテール構造の構造強度評価についてRuitzら及びCiavarellaらはフレッティングに着目した評価手法を提案している[(12),(13)]。Kennyらはダブテール部の応力分布について，光弾性計測と有限要素法により検討を行っている[(14)]。Petrovらは翼の振動に対するダブテール構造のダンピング特性予測について報告している[(15)]。

原稿受付　2012年４月27日
校閲完了　2012年12月29日
＊1　㈱日立製作所　日立研究所
〒317-8511　茨城県日立市幸町３－１－１

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

本研究は，ガスタービン用軸流圧縮機の動翼植込みダブテール構造に対する形状最適化を目的として，①実験計画法を用いて形状パラメータが発生応力へ及ぼす影響の評価，②中沢メソッドを用いた複数制御因子の同時最適化，について解析的手法により検討を行い，低応力化に有効なダブテール構造を検討した。

2．形状パラメータの影響評価

2.1　解析モデル

動翼は３次元構造であり，本来は３次元形状として最適化を図るべきである。しかしながら，多数の評価形状に対してすべて３次元解析モデルを作成し，評価すること現実的に困難であったため，本研究では，図１に示すように本来３次元構造である動翼を２次元解析モデルに簡略化することで，解析と評価の効率向上を図った。すなわち，軸方向長さの中央断面をダブテール構造の評価断面とし，解析モデルの２次元化を図った。２次元解析モデルでは翼軸方向の３次元的な応力分布が平均化された値として算出されるが，ダブテールの基本形状を決定する段階では軸方向の分布は無視できると仮定した。解析モデルには，翼部の遠心力を翼側ダブテールの上面に均一な面圧として負荷し，回転による遠心応力を付与するとともに，ホイール側ダブテールとの接触面には接触要素を設けて，荷重の伝達をモデル化した。

図２に対象とした評価応力を示す。評価応力としては，ダブテール構造の代表的な損傷形態に関連性の高い，翼側の引張応力（Neck tensile stress），せん断応力（Shear stress）および角部主応力（Maximum stress at corner），ホイール側の引張応力（Hook tensile stress），せん断応力（Shear stress）および底部応力（Maximum stress at notch　root）の６つを選定した。応力の算出は，有限要素法により得られた解析結果を用いて，断面の公称応力および応力集中部の応力を解析の後処理により算出した。これらの評価応力へ影響を及ぼす形状パラメータとしては，図３に示すように，ホイール側の首幅（Neck width），根上寸法（Height），深さ（Depth），肩角度（θ），底部R（Root R）および翼側の戻角度（α），が形状パラメータの中で独立変数となる。また翼側とホイール側の間隙を，別途独立変数として考慮することとした。以上より，６つの評価応力が６つの形状パラメータに依存する評価モデルを作成した。

2.2　実験計画法の適用

形状パラメータが評価応力へ及ぼす影響を評価するには，一つのパラメータを変化させた解析をパラメータの組み合わせ数だけ繰り返すことで明らかとすることができる。しかしながら，一般にその解析ケースはパラメータの増加に伴い，極めて多くなることが難点である。そこで本研究では，実験計画法を導入することで解析ケースを厳選しつつ，要因分析を精度良く行なうこととした。

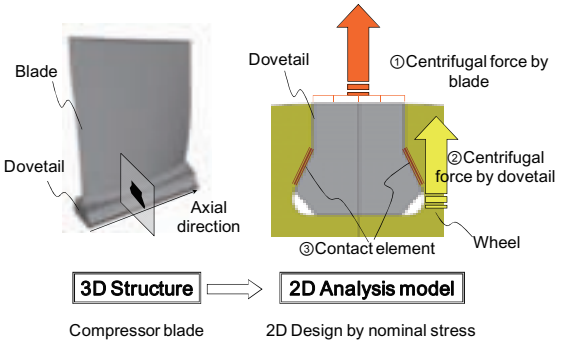


Fig. 1. Analysis model of dovetail joint structure.

最初に，前節で定めた６つの形状パラメータを制御因子として用いた直交表（L18）と３つのパラメータを誤差因子として用いた直交表（L9）を組み合わせた直交表を表１に示す。表２には各制御因子の水準を，表３には各誤差因子の水準をまとめて示す。各制御因子は３水準系で評価することとし，寸法は④基準となる初期値に対して－5%～＋5%の範囲で，角度については－5°～＋5°の範囲で変動すると仮定して選定した。

また本研究では，誤差因子として，肩角度，深さ，首幅および摩擦係数について，表３に示すように公差の範囲でそれぞれ３段階の水準を仮定し，直交表（L9）を用いて割り当てることとした。寸法に関係する因子の水準は公差の最大・最小値の範囲内で値がばらつくことを仮定して選定し，摩擦係数は0.15間隔で増減するように選定した。

制御因子，誤差因子の選定により，ロバストデザインを適用するために必要な有限要素法を用いた解析ケースは表1のように162ケース（18×9）となり，全通りの組み合わせ729ケース（36，３水準の６制御因子）に対して有限要素法を用いた解析ケースを低減しつつ，感度の評価を効率的に行うことができた。

3．結果及び考察

3.1　要因分析

162ケースにおよぶ解析結果を用いて，制御因子である各形状パラメータが評価応力に及ぼす影響について要因分析を行った。評価にあたっては，望目特性の評価式を用いた。

図５には翼およびホイールの引張応力に対する分析結果を，図６には同じくせん断応力に対する分析結果を，図７には局部応力に対する評価結果を示す。図中，左側の縦軸はSN比ηを，右側の縦軸は感度Sを示す。また，図中右上の左側の枠で囲まれた値はSN比ηの平均値を，右側の枠で囲まれた値は感度Sの平均値を示す。ここで感度は応力に正比例する値であることから，以下感度について分析を行う。

図５(a)より，翼側の引張応力に対しては，首幅（Width）を広くすることが低応力化に効果的であることが明らかとなった。これは翼の重量が一定であれば，

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

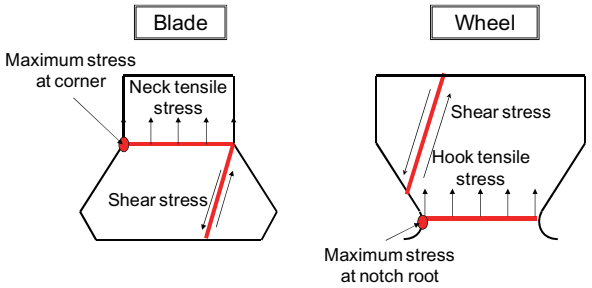


Fig. 2. Schematic image of stress distribution.

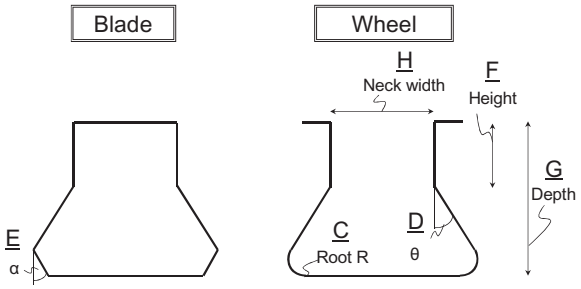


Fig. 3. Typical dimensions of dovetail.

Table 1. Orthogonal diagram.

					Error factors *2	O	1	2	3	3	1	2	2	3	1
						P	1	2	3	2	3	1	3	1	2
						Q	1	2	3	1	2	3	1	2	3
	Control factors*1					R	1	1	1	2	2	2	3	3	3
No.	C	D	E	F	G	H	Case1	Case2	Case3	Case4	Case5	Case6	Case7	Case8	Case9
1	1	1	1	1	1	1	Stress 1-1	Stress 1-2	Stress 1-3	…	…	…	…	…	Stress 1-9
2	2	2	2	2	2	2	Stress 2-1	Stress 2-2	…	…	…	…	…	…	…
3	3	3	3	3	3	3	Stress 3-1	…	…	…	…	…	…	…	…
4	1	1	2	2	3	3	…	…	…	…	…	…	…	…	…
5	2	2	3	3	1	1	…	…	…	…	…	…	…	…	…
6	3	3	1	1	2	2	…	…	…	…	…	…	…	…	…
7	1	2	1	3	2	3	…	…	…	…	…	…	…	…	…
8	2	3	2	1	3	1	…	…	…	…	…	…	…	…	…
9	3	1	3	2	1	2	…	…	…	…	…	…	…	…	…
10	1	3	3	2	2	1	…	…	…	…	…	…	…	…	…
11	2	1	1	3	3	2	…	…	…	…	…	…	…	…	…
12	3	2	2	1	1	3	…	…	…	…	…	…	…	…	…
13	1	2	3	1	3	2	…	…	…	…	…	…	…	…	…
14	2	3	1	2	1	3	…	…	…	…	…	…	…	…	…
15	3	1	2	3	2	1	…	…	…	…	…	…	…	…	…
16	1	3	2	3	1	2	…	…	…	…	…	…	…	…	…
17	2	1	3	1	2	3	…	…	…	…	…	…	…	…	…
18	3	2	1	2	3	1	Stress 18-1	…	…	…	…	…	…	…	Stress 18-9

*1 Control factors : L18,　*2 Error factors : L9

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

Table 2. Control factors.

No.	Factor	Parameter	Level 1	Level 2	Level 3
1	H	Neck width	×1.0	×1.05	×1.1
2	F	Height	×0.9	×0.95	×1
3	G	Depth	×1.0	×1.05	×1.1
4	C	Root R	×1.0	×1.05	×1.1
5	D	θ	-10°	-5°	±0°
6	E	α	-10°	±0°	+10°

Table 3. Error factors.

No.	Factor	Parameter	Level 1	Level 2	Level 3
1	O	θ'	-0.3°	±0°	+0.3°
2	P	Depth'	-0.06mm	±0mm	+0.06mm
3	Q	Neck width'	-0.05mm	±0mm	+0.05mm
4	R	Friction coefficient	0.15	0.3	0.45

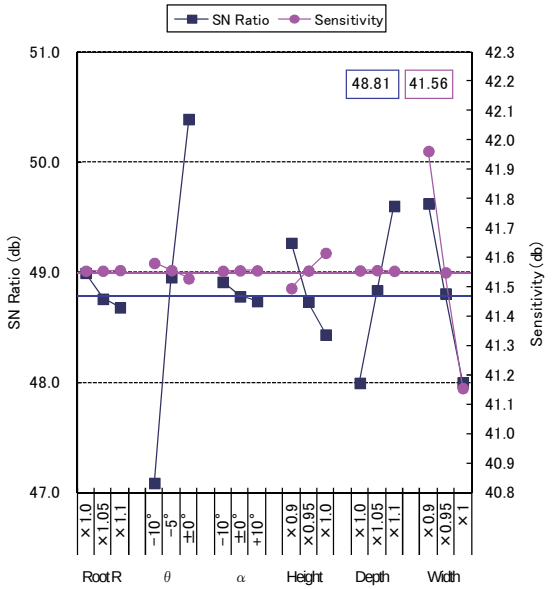
首幅が広い方が断面の公称応力が低減されるためである。

図5(b)よりホイール側の引張応力の低応力化に効果的な形状パラメータは，肩角度（θ），深さ（Depth）および首幅（Width）であり，いずれも減少させることが応力低減に効果的であった。肩角度の影響については，接触面の法線方向と接線方向の荷重分担のバランスに依存していると考えられる。深さと首幅については，翼が相対的に縮小され，軽量化されるためであると考えられる。根上寸法（Height）も翼の軽量化にともない低応力化には効果的であり，増加させることでホイール側の剛性も増加し，応力低減に効果的であった。

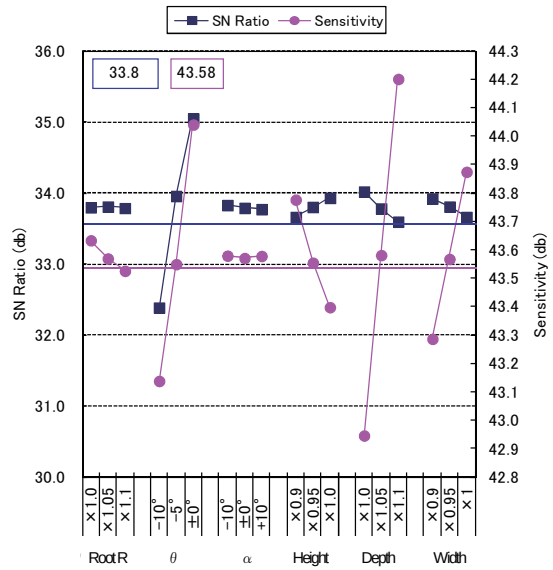
図6より，翼側のせん断応力の低応力化に効果的な形状パラメータは，肩角度（θ），根上寸法（Height）および深さ（Depth）であり，肩角度（θ）と深さ（Depth）は増加させることが，根上寸法（Height）は減少させることが効果的であると考えられる。またホイール側のせん断応力に対しては，肩角度（θ）と深さ（Depth）が低応力化に特に効果的であり，根上寸法（Height）および首幅（Neck width）も効果的ことが明らかとなった。

図7より，翼側の角部主応力の低応力化に効果的な形状パラメータは，肩角度（θ），根上寸法（Height）および深さ（Depth）であり，肩角度（θ）と根上寸法（Height）は減少させることが，深さ（Depth）は増加させることが効果的であると考えられる。またホイール側の底部主応力に対しては，際立って効果的な形状パラメータは見当たらないものの，底部R（Root R）と肩角度（θ）が比較的影響が大きいと考えられ，増加させることが低応力化に効果的であることが明らかとなった。

以上，各形状パラメータと各評価応力の関係を表4に



(a) Blade

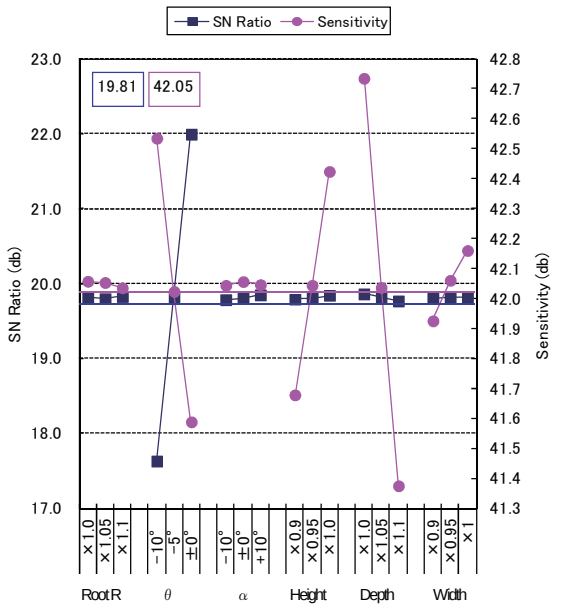


(b) Wheel

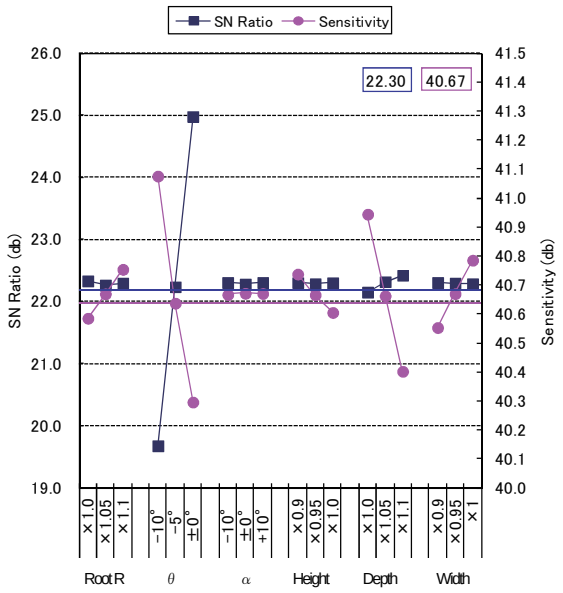
Fig. 5 Analysis result of tensile stress.

まとめる。表中の○印は，応力低減に効果的なケースを示す。表より，底部R（Root R）を増加させることがホイール側の引張応力と底部主応力の低減に効果的であるものの，減少させることもホイール側のせん断応力の低減に効果的であることから，底部R（Root radius）の増減を一意的に決定することは困難である。これは他の形状パラメータでも同様であった。このように，複数の制御因子（形状パラメータ）を用いて複数の評価値（評価応力）を同時に適正化するには，トレードオフ等を考慮しつつ決定する必要があり，一般に煩雑となることが多い。以下次節では，上記課題を解決する手法として中沢メソッドを適用し，検討を行なう。

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

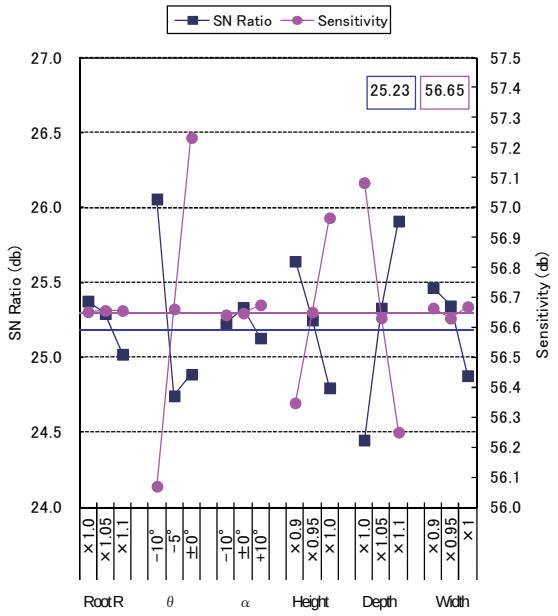


(a)Blade

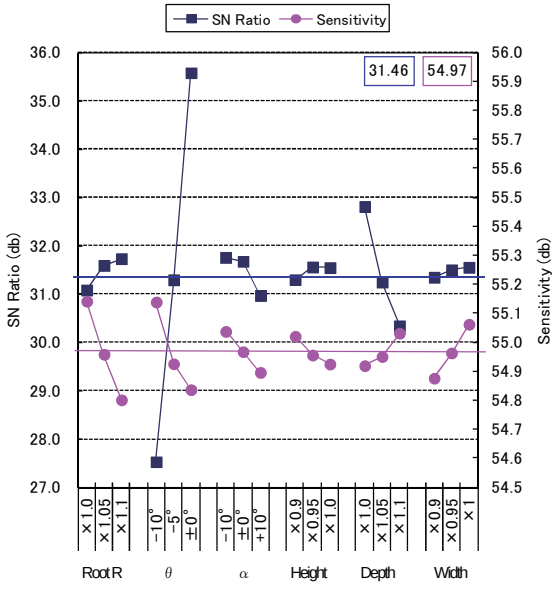


(b) Wheel

Fig. 6 Analysis result of shear stress.



(a) Blade



(b) Wheel

Fig. 7. Analysis result of maximum stress.

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

Table 4. Effect of factors.

	Stress	RootR up	RootR down	θ up	θ down	α up	α down	Height up	Height down	Depth up	Depth down	Width up	Width down
Blade	Tensile							○				○	
	Shear			○					○	○			○
	Max				○				○	○			
Wheel	Tensile	○			○			○			○		○
	Shear		○	○			○	○		○			○
	Max	○		○		○		○			○		○

3.2　中沢メソッドの適用による形状最適化

中沢メソッドの評価手法を図８に示す。制御因子（形状パラメータ）毎に，翼側のネック引張応力などの評価応力について，平均値mを中央値とし，±３倍×分散σで求められる範囲をSystem Rangeと定義する。分散σに乗じる倍数は３以外でも良い。さらに，応力値０から許容応力値までの範囲をDesign Range，両Rangeが重複している範囲をCommon Rangeと定義する。ここで機能誤差は次式にて定義できる。

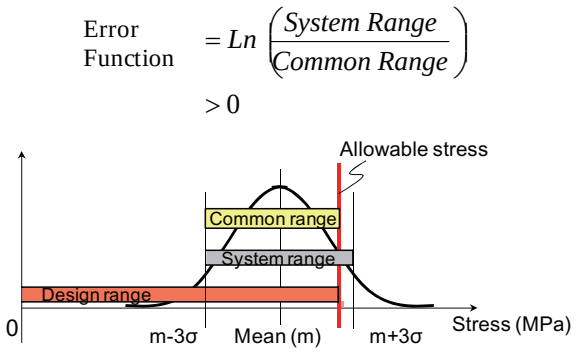
$$\text{機能誤差} = \mathrm{Ln}\left(\frac{\text{System Range}}{\text{Common Range}}\right) \tag{1}$$

図８に示したように，許容応力が評価応力のm+3σよりも小さな値であれば，(1)式は正の値となり，m+3σよりも大きな値であれば，(1)式は０となる。
制御因子（形状パラメータ）毎に，すべての評価応力に対して機能誤差を算出し足し合わせた値が，その制御因子（形状パラメータ）の機能誤差和と定義され，この値を最小とする制御因子（形状パラメータ）を選定することで，許容応力に対するマージンを十分に確保できる最適形状を求めることができる。

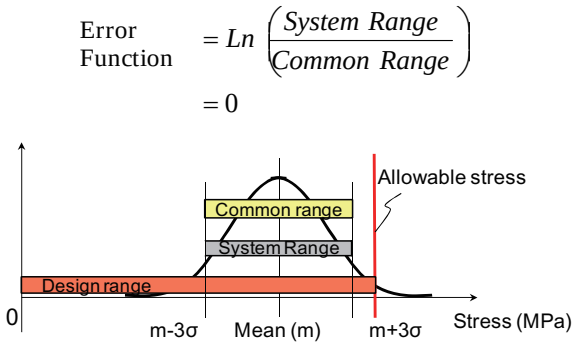
図９に対象としたダブテール構造に対する，制御因子（形状パラメータ）毎の機能誤差の和を示す。機能誤差の和が最小となることから，肩角度（θ）については現行から低減することが望ましいとの結果が，深さ（Depth）については初期値よりも深さを増した形状が，また根上寸法（Height）については，初期値に対して0.95倍した形状が望ましいとの結果が示された。一方で底部R（Root R），戻角度（α）および首幅（Neck width）については，初期値に対して有意な差が見られなかった。

以上より，初期値に対して肩角度（θ）を－5°，根上寸法（Height）を0.95倍し，また底部R（Root R），戻角度（α）を1.0倍し，図５(b)のホイール側の引張応力に対する感度への影響から深さ（Depth）は1.0倍のままとし，同様に図６(b)のホイール側のせん断応力，図７(b)のホイール側の底部応力に対する影響から首幅（Neck width）を0.95倍した形状を最適形状とし，有限要素解析を行った。

初期値の形状に対する応力低減効果を図10に示す。図



(a) Allowable stress < Mean stress+3σ



(b) Allowable stress > Mean stress+3σ

Fig. 8. Schematic image of Nakazawa method.

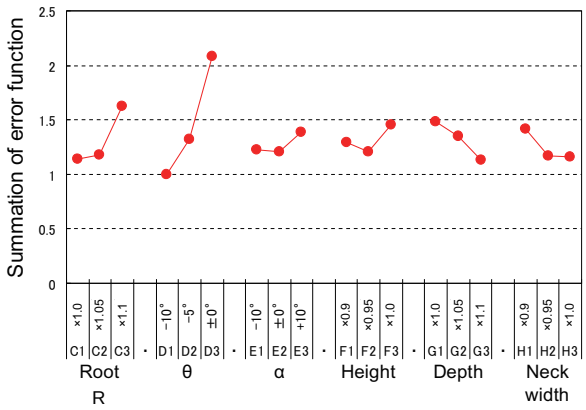


Fig. 9. Results of Nakazawa method.

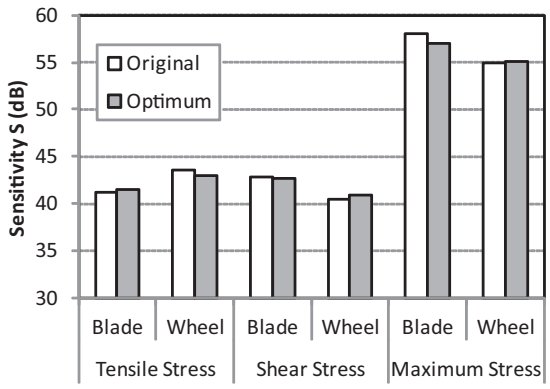


Fig. 10. Stress reduction effect.

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

より，応力に対応する感度について，引張応力，せん断応力および最大応力ともに，翼とホイール側でより感度の高い側の引張応力，せん断応力および最大応力の感度を低減できており，低応力化に有効であると考えられる。

4．結　言

ガスタービン用軸流圧縮機の動翼植込みダブテール構造の形状最適化を目的として，ロバストデザインおよび中沢メソッドを用いた解析的な検討を行い，以下の結論を得た。

(a)首幅（Neck width），根上寸法（Height），深さ（Depth），肩角度（θ），戻角度（α），底部R（Root radius）からなる形状パラメータを制御因子，公差の影響を誤差因子として，ダブテール構造の破損に関係の深い６つの評価応力へ及ぼす影響について要因分析を行い，すべての評価応力を同時に低減できる形状パラメータの選定は困難であることを明らかとした。

(b)複数の評価パラメータの同時最適化を図るべく，機能誤差を主パラメータとする中沢メソッドを適用し，許容応力に対する６つの評価応力のマージンを最小にできる形状最適化手法を提案した。

(c)機能誤差および主にホイール側の感度に対する評価より，肩角度（θ）を－5°，根上寸法（Height）および首幅（Neck width）を0.95倍し，底部R（Root R），戻角度（α）および深さ（Depth）を1.0倍した形状を最適形状とした。

(d)有限要素解析より，翼とホイール側でより感度の高い側の引張応力，せん断応力および最大応力の感度を低減できることが明らかとなった。

文　　献

(1) 関原傑，町田隆志，過回転による中心孔周りの圧縮残留応力均一化を目的としたタービンロータディスク構造の最適化，GT学会誌，(2004)

(2) 関原傑，町田隆志，中心孔残留応力分布の均一化を考慮したロータディスク形状の最適化，M＆M'98材料力学部門講演会，(1998)

(3) 関原傑，町田隆志，ガスタービンロータ構造，特開平9-250301

(4) Sekihara, M., Machida, T., Gas Turbine Rotor, United States Patent No. 5860789

(5) Sekihara, M., Machida, T., Optimization of Rotor Disk Shape Considering Equalization of Residual Stress Distribution around Central hole, 99-GT-231, ASME (1999)

(6) 服部敏雄，大西紘夫，非定常熱負荷を受ける回転体の最適設計，機械学会論文集，A編，第55巻，511号，p.671 (1989)

(7) de Silva, B. M. E., Minimum Weight Design of Disks Using a Frequency Constraint, vol. 91, p. 1091, J. Eng. Ind. (1969)

(8) Smith, R., et al., Shape Representation for Optimization, No. 414, p. 112, IEE. Conf. Publ. (1995)

(9) Song, J. O., et al., Application of Optimization to Aircraft Engine Disk Synthesis, p. 5-15, Proc. Int. Sym. Struct. (1981)

(10) 中沢弘，デザイン・ナビゲーション・メソッドによる製品開発法の研究，機械学会論文集，C-編，第67巻，658号 pp. 2090 ～ 2097 (2001)

(11) 田口玄一，開発・設計段階の品質工学，日本規格協会 (1988).

(12) Ruitz C., Boddington P.H.B., and Chen K.C.：An Investigation of Fatigue and Fretting in Dovetail Joint：Experimental Mechanics (1984)

(13) Ciavarella M., Demelio G.：A Review of Analytical Aspects of Fretting Fatigue, with Extension to Damage Parameters, and Application to Dovetail Joints：International Journals of Solids and Structures (2001)

(14) Kenny B., Patterson E.A., Said M., and Aradhya K. S. S.：Contact Stress Distributions in a turbine Disc Dovetail Type Joint - A Comparison of Photo elastic and Finite Element Results：Strain (1991)

(15) Petrov E, Ewins D：Prediction of Inherent Damping and Forced Response of Bladed Discs with Root Joints：10th National Turbine Engine High Cycle Fatigue Conference (2005)

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

技術論文

正方配列十字形衝突噴流の熱伝達特性と壁噴流の流動機構

Flow Structure of Wall Jet and Heat Transfer by Square Array of Multi-impinging Cross-shaped Jet

山根喜三郎*1　YAMANE Yoshisaburo
山本　誠*2　YAMAMOTO Makoto
元祐　昌廣*2　MOTOSUKE Masahiro
本阿弥眞治*2　HONAMI Shinji

ABSTRACT

Multi-impinging cross-shaped jet is expected to enhance flow mixing owing to the vortex structure of jet shear layer. The flow structure among adjacent impinging jets on the target surface has been investigated. 3×3 square arrays of circular and cross-shaped jet were tested at jet diameter Reynolds number of 4,680, normalized nozzle to impingement distance of 2 and 4, and jet-to-jet spacing 4 and 6. Both flow visualization and measurement of near-wall flow using micro flow sensor have been conducted. The location of the flow separation on the target surface and the flow behavior in cross-shaped jets are different from those in circular jets. It has been also found that the distinguishing flow field with the flow intermittency is induced by the effect of jet shape and the flow interaction among adjacent impinging jets along the diagonal line. Cross-shaped jets generating these phenomena contribute to the enhancement of the heat transfer at the intermediate area enclosed by four impinging jets compared with circular jets at the short injection distance.

Key words：Cross-shaped jet, Flow visualization, Heat transfer, Impinging jet, Micro flow sensor, Flow intermittency

1．緒言

衝突噴流を利用した冷却技術は，70年代から航空用ジェットエンジンをはじめとして，ガスタービンの高温部品を構成する燃焼器やタービン等に採用されて現在に至っている。衝突噴流が今なお冷却手法として利用されるのは，高い運動量を有し,比較的簡単な構造であることによる。近年，冷却性能の向上を図るために膜冷却や乱流促進体（リブ，ディンプル等）との複合構造[1]で利用される場合が多く，複合型衝突噴流による伝熱性能の評価ならびに最適化に関する検討が盛んに行われている。そのため，冷却構造の複合化に伴って，衝突噴流の流れ構造も複雑化の様相を呈しており，伝熱特性に及ぼす流動機構を明らかにすることは，冷却性能の向上を検討する上で重要な研究課題といえる。

衝突噴流の伝熱特性は，噴流のRe数，衝突距離，噴流孔間隔，孔形状，配列，クロスフロー等の条件設定により変化する。これらの吹出変数が熱伝達に及ぼす影響は，Kercher & Tabakoff[2]，Martin[3]，Obot & Trabold[4]らにより系統的に調査されてきた。その結果，多くの実験に基づく相関式から冷却設計に必要な伝熱性能が予測されている。また，伝熱特性に影響を与える流動特性のメカニズムについては，Geersら[5]による噴流間の流れ構造をPIV（Particle Image Velocimetry）で壁面近傍まで計測し，渦構造と噴流衝突面Nu数分布との関連を示された研究等あるが，未だ十分に解明されていない。そのため，壁面上の流動を定量的に計測することが可能であれば，流動構造が伝熱特性に及ぼす影響の解明に繋がるといえる。本研究では，壁面上の流れの方向とせん断力の大きさが計測可能なMFS（Micro Flow Sensor）により，噴流せん断層の渦構造が円形噴流と異なる十字形噴流を用いて，比較的短い衝突距離で噴流間の流れ場の解明を試みた。

十字形噴流は，曲率の異なる非円形の噴流形状を有するため，スイッチング現象[6]によりせん断層の渦輪は変形と干渉を伴う乱れの強い流れ構造を有する。そのため，噴流衝突板上の熱伝達率は特徴的な分布形状を示すことが親川ら[7]の研究で確認されている。また，著者らの従

原稿受付　2012年９月27日
校閲完了　2012年12月５日
＊１　東京理科大学大学院 工学研究科
〒102-0073　千代田区九段北１-14-６
＊２　東京理科大学 工学部

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

来の研究[8]において3×3正方配列衝突噴流の伝熱実験より，円形噴流と比較して開口面積が等しい十字形噴流を用いた場合，噴流孔間隔6Dかつ衝突距離2 ～ 4Dで隣り合う噴流に囲まれた領域の熱伝達率が約25%増加することを確認している。

本研究では，MFSで得られた壁噴流の流れの方向と剥離位置，壁近傍流れの間欠性と相関を持つMFS出力変動を可視化画像（スモークワイヤ法と油膜法）と比較し，噴流衝突板上の伝熱促進に影響を及ぼす壁噴流の挙動を明らかにすることを目的とする。

2．実験装置および方法

2.1　実験装置

本実験では作動流体に空気を用いた。実験装置は，吹出型ブロワからの空気をサージタンク，整流装置を組み込んだ直径155mmの流路の順で導き，流路最下端にノズル板を取り付ける構造とし，水平方向に噴流を放出する。図１に試験部とノズル部の概略を示す。噴流衝突板にはアクリル板を使用し，MFSと直径0.5mmの圧力孔が衝突板中央に段差なく取付けられる構造とした。ノズル板には噴流孔が正方配列で９孔配置され，噴流は衝突板に垂直に衝突する。座標系は，中央噴流の幾何学中心を原点として流れ方向をX軸，ノズル板に平行方向をY, Z軸とし，Y，Z軸の間の原点からの距離をrで表す。噴流衝突距離はL，噴流孔間隔はSとする。噴流孔形状は図２に示す円形と十字形の２種類を使用し，開口面積は円形と十字形で等しい。そのため，十字形の水力直径は円形の0.8倍となる。噴流孔の上流には，円形と十字形ともにa/D = 0.67，t/D = 1となる面取りを施した。十字形は長軸側でこの比率とした。衝突板上の圧力計測には差圧計（DM-3501，㈱コスモ計器）を用いた。MFSは図３(a)に示すアズビル㈱の低流速用MFS[9]を使用した。MFSは1.7mm角で厚さ0.5mmのシリコンチップであり，上面中央に白金薄膜で形成されたヒータ（Rh），ヒータ上流と下流の温度センサ（Ru，Rd），外縁の周囲温度センサ（Rr）で構成され，ヒータ温度が周囲温度センサより一定温度高く保たれるように定温度制御がなされる。センサ出力は，センサ近傍の流速変化に対応したヒータ上流と下流に設置された２つの温度センサ間の電位差を示すTTS（Thermal Tuft Sensor）である。TTSから壁面上の流れの方向と順流率を計測し，壁近傍の流れの間欠性と相関を持つTTS変動成分も計測した。データ計測は圧力，MFS出力ともに図３(b)に示すセンサプラグを衝突板のセンサソケットに差し込み，衝突板を移動させてデータ収録ボード（BNC-2120，NI）を介し，サンプリング周波数1kHzで10,000点を記録した。Nu数算出の詳細は既報[8]に示しているため，ここでは省略する。

実験条件は円形，十字形の２形状を用いて隣り合う噴流に囲まれた領域の熱伝達率が顕著に変化する噴流孔間

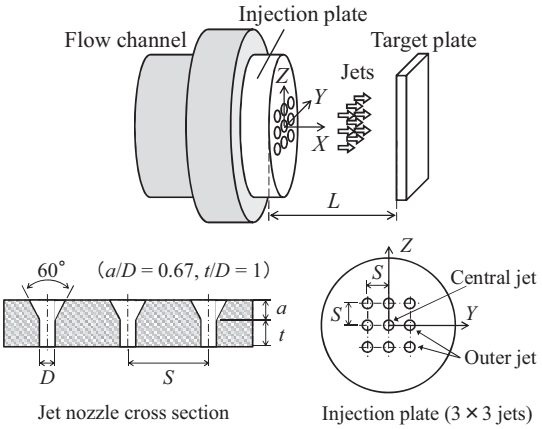


Fig. 1 Test Section

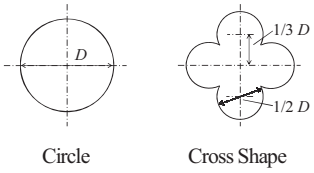


Fig. 2 Jet Hole Shape

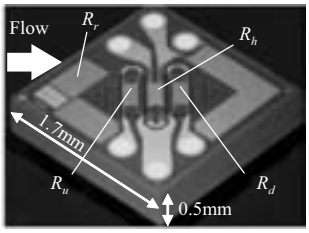


Fig. 3(a) MFS

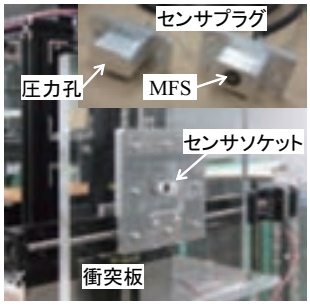


Fig. 3(b) Sensor Setup

隔S/D = 6，衝突距離L/D = 2 と 4 に設定し，Re数はノズル出口流速と孔径D = 4 mmを基準とするRe = 4,680で行った。

2.2　壁面圧力係数

壁面圧力係数C_pは，噴流衝突面の圧力P_wと基準圧力の差をノズル出口平均流速による動圧で除した式(1)で定義する。

$$C_p = \frac{P_w - P_{ref}}{\frac{\rho}{2} U_{ref}^2} \tag{1}$$

2.3　時間平均順流率

時間平均順流率γは，計測時間において流れが順流となる割合を示し，式(2)で表される。

$$\gamma = \frac{\text{順流時間}}{\text{データ計測時間}} \times 100\,[\%] \tag{2}$$

2.4　TTS変動成分

TTS変動成分ΔEは，式(3)に示すMFS出力電圧から計測された10000点の平均値との差をとりRMSを算出した。

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

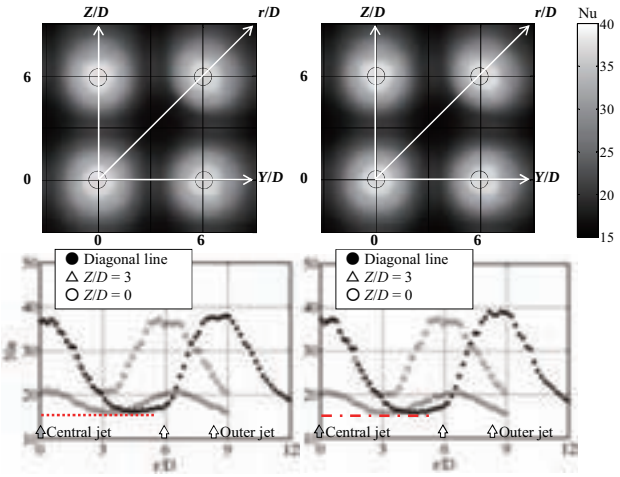
$$\Delta E = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(E_i - \overline{E})^2} \qquad (3)$$

3．実験結果および考察

3.1　噴流間の熱伝達特性と可視化流れ場の対応

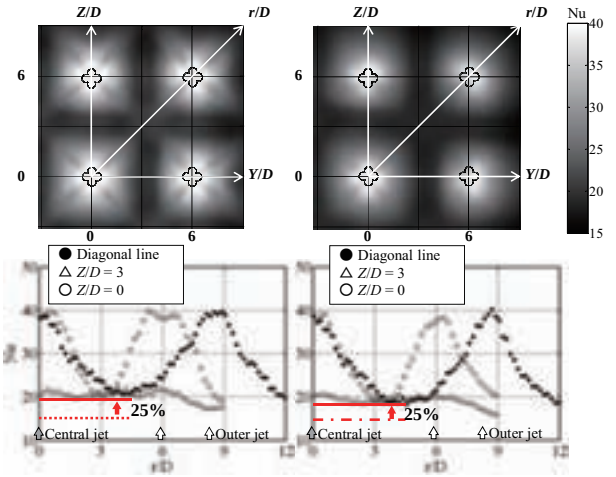
図４と図５に既報[8]の円形噴流と十字形噴流によるNu数分布を示す。噴流よどみ点を中心としてNu数は最大値を示し，噴流衝突点から遠ざかるに従いNu数は減少する。十字形噴流では隣り合う噴流に囲まれた領域のNu数は円形に比べ，約25%の熱伝達促進が確認される。これは図６の模式図に示す噴流間の流れにおいて壁噴流の干渉や壁噴流の衝突により生じる巻き上がり流れと巻き下がり流れが伝熱特性に影響するためである。

図７および図８に噴流間のスモークワイヤ法による流脈線を示す。画像上端に噴流孔があり，噴流はX方向へ吹出して画像下端の衝突板により左右に偏向し，壁噴流として流れる様子を時系列に３枚で表す。図７は$L/D=2$における$Z=0$上の円形と十字形の流脈線を示す。$3 \leq Y/D \leq 4$の範囲で中心噴流と外周噴流の壁噴流同士が衝突し，巻き上がり流れとそれに伴う再循環流れが確認できる。また，巻き上がり流れと衝突板に挟まれた領域に巻き下がり渦が存在する。これら円形衝突噴流間の流れの挙動は，Bernardら[10]の可視化とレーザ流速



(a) $L/D=2$　　(b) $L/D=4$

Fig. 4　Nu Distribution of Circular Jet



(a) $L/D=2$　　(b) $L/D=4$

Fig. 5　Nu Distribution of Cross-shaped Jet

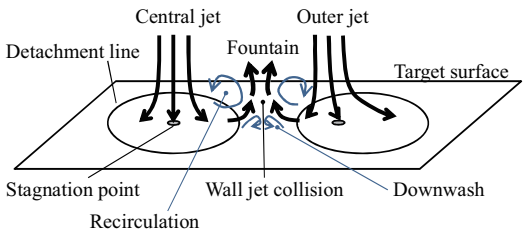
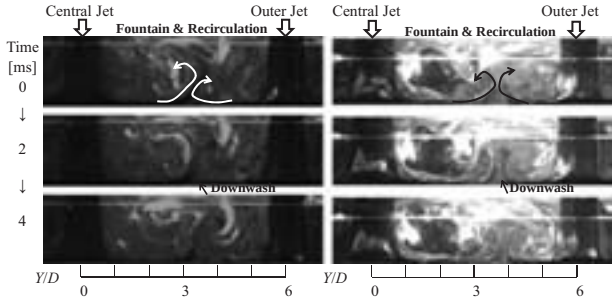
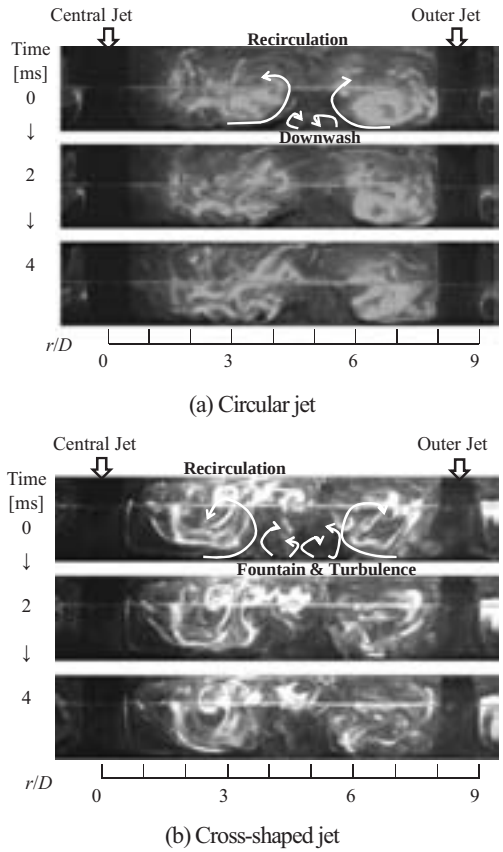


Fig. 6　Schematics of Interaction of Wall Jets



(a) Circular jet　　(b) Cross-shaped jet

Fig. 7　Streakline along $Z=0$ ($L/D=2$)



(a) Circular jet

(b) Cross-shaped jet

Fig. 8　Streakline along Diagonal Line ($L/D=2$)

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

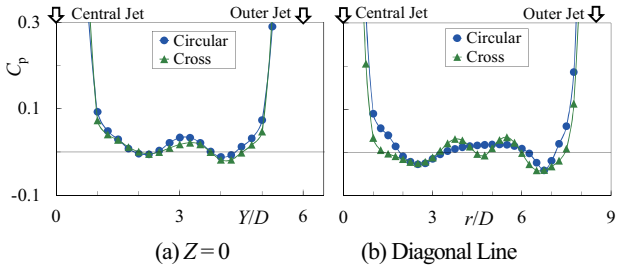


Fig. 9　C_p Distribution of L/D = 2

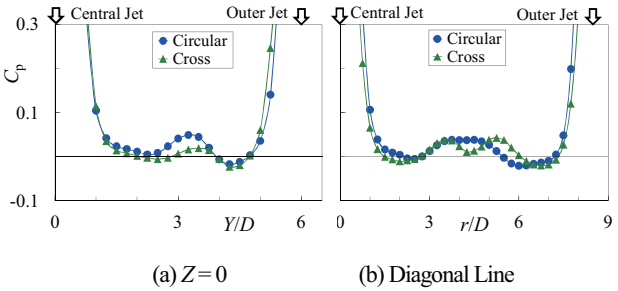


Fig. 11　C_p Distribution of L/D = 4

計の計測結果に基づく流れの模式図やGeersら[5]のPIV計測結果と類似した傾向を示す。ところが図８のYZ面のY軸から角度45°（以降,「斜め方向」という）線上の画像において，円形では壁噴流の影響が$4 \leq r/D \leq 6$の範囲で弱く，壁面付近での流動は弱く，僅かに巻き下がり渦が見られるのに対し，十字形では巻き上り流れが強く，壁面付近の乱れの強い挙動が見られる。この流動機構の違いは図９に示すC_p分布にも見られる。図９(a)の$Z = 0$上では円形と十字形は同じ傾向を示す。両サイドからの壁噴流は$Y/D = 2$と4.5付近で$C_p = 0$を示す剥離を生じ，$C_p < 0$で巻き上がり，$Y/D = 3.3$付近の位置に向かって再び$C_p > 0$で巻き下がる渦流れを示す。図９(b)の斜め方向に沿って円形は$Z = 0$と同じ傾向を示すのに対し，十字形では，両サイドからの壁噴流は円形より噴流に近い位置の$r/D = 1.5$と7.5付近で$C_p = 0$を示す剥離が起こり，$C_p < 0$で巻き上がり，$C_p > 0$の二つのピークが示す二組の巻き下がる渦流れを生じ，そして$r/D = 4.8$付近で再び$C_p < 0$となり巻き上がり流れが生じることを示す。

図10に$L/D = 4$における$Z = 0$上の流脈線を示す。図10のZ = 0上の流れの挙動は，衝突距離の増加に伴う噴流のポテンシャルコアの減少により再循環流れのエントレインメントの影響を受け易くなり，よどみ点周囲で流

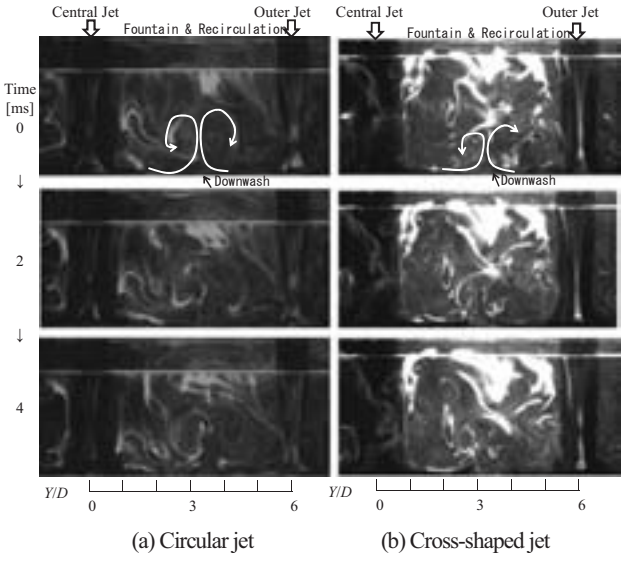


Fig. 10　Streakline along $Z = 0$ ($L/D = 4$)

れの乱れが増加する。これは既報[11]の衝突面上の油膜画像において，外周噴流のよどみ点が外側方向にわずかに移動することからも確認されている。全体として衝突板上の流れの挙動は図７の$L/D = 2$の場合と類似の傾向を示し，そのことは図11のC_p分布からも確認される。なお，図には示さないが，斜め方向の流脈線は$L/D = 2$の場合と類似した流れの挙動を示す。

3.2　壁噴流の挙動

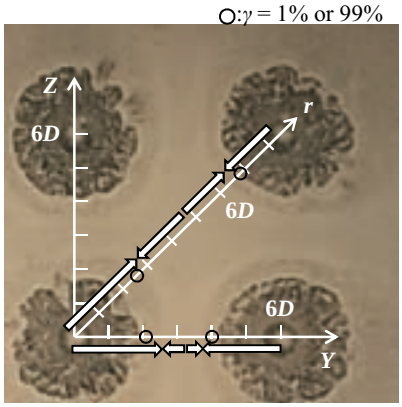
(1)時間平均順流率

図12と図13に油膜法による円形と十字形噴流の流跡線を示す。十字形は円形に比べて噴流間の剥離線が噴流よどみ点から遠く離れた領域まで矩形状に広がる傾向を示し，その傾向は$L/D = 2$で特に顕著に見られる。

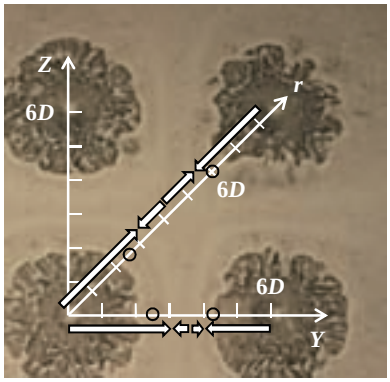
図14と図15に時間平均順流率分布を示す。$Z = 0$上の場合は噴流形状による順流率の差はほとんどなく類似した傾向を示す。それに対して斜め方向の場合は傾向が異なる。円形の場合，$r/D = 2.8$と6.5付近で壁噴流は剥離し，循環流れに挟まれる形で一対の巻き下がり流れが存在して，$r/D = 4.5$付近で再付着する流れ構造を持つ。十字形の場合は油膜が示す噴流よどみ点を中心とした矩形状の剥離線が広がるため剥離位置は噴流間領域へ伸長する。また$r/D = 3.5$と5.8付近で順流率が一旦50%付近に近づき再び同じ流れ方向に折り返す挙動を示す。これは壁面上に二対の巻き下がり流れが存在することを意味する。

順流率の評価にSimpsonら[12]が示した乱流境界層の剥離構造の分類を当てはめると，順流率$\gamma = 99\%$（1%）は1%の時間割合で逆流を有するIncipient Detachment（ID），$\gamma = 80\%$（20%）は時間割合で20%の逆流を有するIntermittent Transitory Detachment（ITD），$\gamma = 50\%$は50%の時間割合で逆流を有するTransitory Detachment（TD）となる。そこでID，ITDおよびTDの定義に基づいて，壁近傍の流れを検討する。図12および図13の油膜画像には順流率分布をもとに流れの時間平均方向を白抜き矢印，ID（$\gamma = 99\%$ or 1%）の位置に○印を付記した。矢印の両端部はTD（$\gamma = 50\%$）に対応する。IDの位置は油膜顔料の二酸化チタンの白い粒子が集まって形成された白い帯状の剥離線の内側（噴流衝突側）近傍に位置する。また白い帯状の剥離線は白抜き

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

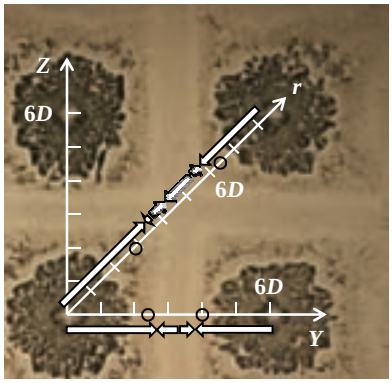


(a) $L/D=2$

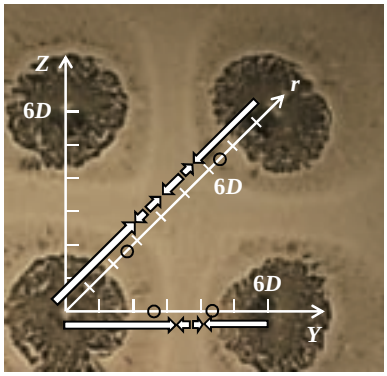


(b) $L/D=4$

Fig. 12 Path Line of Circular Jet

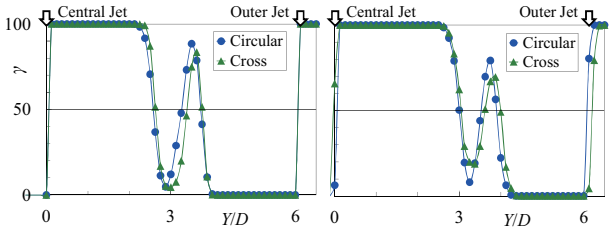


(a) $L/D=2$



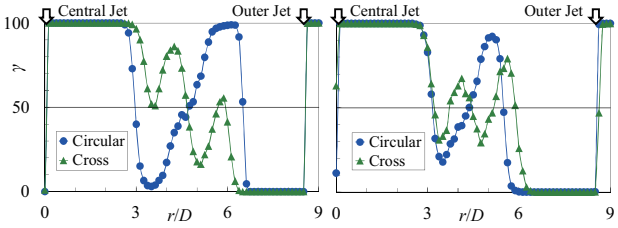
(b) $L/D=4$

Fig. 13 Path Line of Cross-shaped Jet



(a) $L/D=2$　　(b) $L/D=4$

Fig. 14 Time Averaged Forward Flow Fraction on Target Surface(Cross section along $Z=0$)



(a) $L/D=2$　　(b) $L/D=4$

Fig. 15 Time Averaged Forward Flow Fraction on Target Surface (Cross Section along Diagonal Line)

矢印の端点に位置し，順流率と油膜の剥離位置はよく一致する。図13の十字形噴流の斜め方向では小刻みに流れの方向が変化する。図15(a)を見ると円形はY/D = 3.5付近でID形態となり，Y/D = 4.7付近ではその前後の順流率勾配が僅かに小さくなりながらTD形態を示したのちY/D = 6.2付近でID形態となる。図8(a)のスモーク画像と併せ考えると，壁噴流衝突後の再循環流れの渦構造によって流れ方向は固定されるため順流率がID形態となり，渦が周期的な流れのためにγ = 100%とはならない間欠的な挙動を示すことがわかる。TD形態付近の順流率勾配が僅かに小さくなるのは巻き上がり流れと壁面に挟まれた領域に生じる巻き下がり流れの渦構造が壁面と平行方向に僅かに変動することに起因し，併せて壁面上の乱れの強い流れ構造が存在することがわかる。図15(a)と図15(b)を比べると，γの値に相違はあるが，噴流形状が同じ場合は$L/D=2$と$L/D=4$のγの傾向は類似している。しかし，十字形の噴流間壁噴流の流れ場が円形と明らかに異なる。円形に比べて十字形は，γ = 50%に近い順流率の極値を有し，流れの間欠性が強いことがわかる。これは，図8(b)の十字形噴流間の流れ構造に巻き上がり流れと壁面上の乱れが強い様子からも確認できる。衝突距離が離れた$L/D=4$では噴流間の順流率の極値はγ = 50%のTD形態に近づく傾向を示す。これは図14および図15の比較からも明らかで，衝突距離が長くなると噴流間の流れの間欠性が強くなることを示す。噴流間の流れ構造や渦構造はノズル板と衝突板に挟まれる状態であるが，衝突距離が長い$L/D=4$では，図8の$L/D=2$のような再循環流れの拘束状態は弱まり，図10で見られるような流れ構造の不安定化を促している。

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

(2)TTS変動成分

図16と図17に壁面上のTTS変動成分を示す。図16(a)の十字形の分布を見ると図14(a)の順流率分布のTD（γ = 50%）位置のY/D = 2.6，3.3，3.7を示す黒塗り矢印付近で極大値をとる。TDでは流れの変動が最も大きく，TTS変動成分も最も大きくなる。白抜き破線矢印の4か所の極値はY/D =0，0.5，5.5，6付近に位置し，噴流中心軸と噴流外縁位置に相当する。灰色矢印の２か所は図13(a)のZ = 0 上の噴流により油膜顔料が激しく移動した画像の黒色に見える花弁状先端位置に相当する。今回の実験では詳細確認はできなかったが，流れ構造が明らかに変化している位置であり，流れのTTS変動成分の極値を示す。またΔEの極値の位置については，このケース以外のΔE分布図でも先に述べた同様の位置に存在することを確認した。図17(a)および図17(b)より円形と十字形のNu数分布に差が表れる壁噴流に囲まれた斜め方向$3 \leq r/D \leq 6$ のΔEでも違いが見られる。これは図８のスモーク画像おいて十字形噴流間の巻き上がりと壁面上の乱れが円形噴流よりも強い流れ構造によるものである。このように十字形噴流の隣り合う噴流に囲まれた領域での巻き上がり流れと壁面上の間欠的な流れ構造が伝熱促進に影響した要因と考えられる。

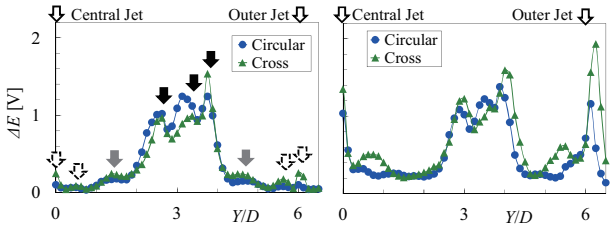


Fig. 16 ΔE Distribution at Cross Section along Z = 0

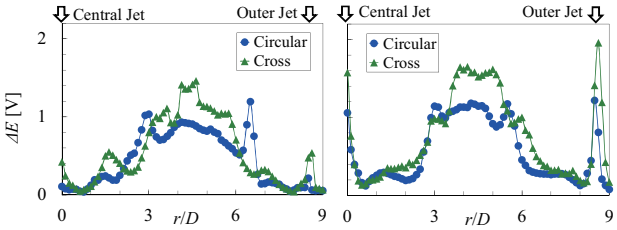


Fig. 17 ΔE Distribution at Cross Section along Diagonal Line

4．結言

正方配列十字形衝突噴流の熱伝達特性に及ぼす壁噴流の流動機構を可視化，壁面圧力計測，熱伝達率計測，Micro Flow Sensor（MFS）を適用して多角的に検討し，以下に示す結論を得た。

(1)MFSによる時間平均順流率とTTS変動成分の大きさは流れの可視化と良い一致を示し，流れの間欠性を定量的に評価可能である。

(2)十字形噴流の斜め方向の壁噴流の構造には間欠的な流れ構造が円形噴流よりも多く存在し，円形噴流とは異なる巻き上がり流れを有する。

(3)十字形噴流の隣り合う噴流に囲まれた領域の熱伝達が促進するのは，壁噴流の干渉により生じた巻き上がり流れが円形噴流よりも強くなるためである。

記号

a	：噴流孔入口面取り長さ，m
C_p	：壁面圧力係数
D	：噴流孔径，m
$\bar{E}$	：MFS平均出力電圧，V
E_i	：MFS出力電圧，V
ΔE	：TTS変動成分，V
h	：熱伝達率，W/m^2/K
k	：熱伝導率，W/m/K
L	：噴流衝突距離，m
Nu	：局所ヌッセルト数（$=h \cdot D/k$）
P_{ref}	：基準点圧力（=大気圧），Pa
P_w	：壁面圧力，Pa
r	：半径方向距離，m
Re	：レイノルズ数（$=U_{ref}\,D/\nu$）
S	：噴流孔間隔，m
t	：噴流孔スロート長さ，m
U_{ref}	：噴流出口平均流速，m/s
X, Y, Z	：座標系
γ	：時間平均順流率，%
ν	：動粘度，m^2/s
ρ	：密度，kg/m^3

参考文献

(1) 福山佳孝，中俣千由紀，“インピンジメント冷却，”日本ガスタービン学会誌，Vol. 35, No. 3,（2007.5）pp. 169-174.

(2) Kercher, D. M. and Tabakoff, W.,“Heat Transfer by a Square Array of Round Air Jets Impinging Perpendicular to a Flat Surface Including the Effect of Spent Air,” ASME Journal of Engineering for Power, Vol. 92,（1970）pp. 73-82.

(3) Martin, H.,“Heat and Mass Transfer Between Impinging Gas Jets and Solid Surfaces,” Advances in Heat Transfer, Vol. 13,（1977）pp. 1-60.

(4) Obot, N. T. and Trabold, T. A.,“Impingement Heat Transfer within Arrays of Circular Jets: Part 1 - Effects of Minimum, Intermediate, and Complete Crossflow for Small and Large Spacings,” ASME Journal of Heat Transfer, Vol. 109,（1987）pp. 872-879.

(5) Geers, L.F.G., Hanjalic, K. and Tummers, M. J.,“Wall Imprint of Turbulent Structures and Heat Transfer in Multiple Impinging Jet Arrays,” Journal of Fluid

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

Mechanics, Vol. 546, (2005) pp. 255-284.
(6) 豊田国昭, Fazle Hussain,“十字形噴流流の渦構造に関する研究,”日本機械学会論文集（B編）, Vol. 55, No. 518, (1989) pp. 3205-3209.
(7) 親川兼勇, 屋我実, 那須謙一, 瀬名波出, 松田昇一, 安座間工,“十字形噴流の衝突熱伝達,”日本機械学会論文集（B編）, Vol. 63, No. 607, (1997) pp. 979-985.
(8) Yamane, Y., Yamamoto, M. and Honami, S.,“Effect of Cross-shaped Circular Jet Array on Impingement Heat Transfer,”Proceedings of ASME Turbo Expo, (2012) GT2012-68199, Copenhagen Denmark.
(9) 上運天昭司,“マイクロフローセンサとその応用,”計測と制御, Vol. 42, No. 12, (2003.12) pp. 998-1004.
(10) Bernard, A., Brizzi, L. E. and Bousgarbies, J. L.,“Study of Several Jets Impinging on a Plane Wall: Visualizations and Laser Velocimetry Investigations,”ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 121, (1999) pp. 808-812.
(11) Yamane, Y., Ichikawa, Y., Yamamoto, M. and Honami, S.,“Effect of Injection Parameters on Jet Array Impingement Heat Transfer,”International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems, Vol. 4, No. 1, (2011) pp. 27-34.
(12) Simpson, R. L., Chew, Y.-T. and Shivaprasad, B. G.,“The Structure of a Separating Turbulent Boundary Layer. Part 1. Mean Flow and Reynolds Stresses,”Journal of Fluid Mechanics, Vol. 113, (1981) pp. 23-51.

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

報　告

第40回日本ガスタービン学会定期講演会報告

渡邊　裕章
WATANABE Hiroaki

1．市民フォーラム

定期講演会の前日である10月16日に，釧路市内の釧路工業高等専門学校において，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，釧路工業高等専門学校および社団法人釧路観光協会との共催で行った。

今回の市民フォーラムの講演は，宇宙航空研究開発機構（JAXA）の野崎理氏による，「空飛ぶガスタービン-より環境に優しいジェット機の実現に向けて-」であった。釧路高専および釧路観光協会の多大なご協力もあり，46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・技術者にとっても最新の航空用ガスタービンエンジン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，学生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。

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17日から18日にかけて，釧路市観光国際交流センターにて，「第40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，釧路観光協会が入っており，同協会の全面的な協力の下，円滑に講演会運営を行うことができた。周辺には，釧路の土産物が揃っている和商市場や釧路フィッシャーマンズワーフMOO等の施設があり，参加者にとって，便の良い場所であった。講演会の参加登録者は，123名と，例年同様の規模となった。

講演会１日目には，特別講演が行われた。今回は，釧路コールマイン株式会社の松本裕之氏による「釧路コールマインの事業活動と将来」であった。松本氏から，釧路コールマインの前身である太平洋炭礦の歴史から，現在なお国内の火力発電所へ石炭を供給している状況や，海外からの研修生受け入れの様子など，直接的な燃料供給のみならず，人的資源の供給を支えている側面についても詳しくお話し頂いた。石炭火力が日本の電力の約４分の１を担っているにも関わらず，普段あまりなじみのない石炭産業について，一同理解が深まったものと感じた。

また，１日目には，特別講演に加えて，「噴霧と燃焼-モデリングとシミュレーションの最前線-」と題するオーガナイズドセッションが行われた。これは，２部構成となっており，第1部は，ガスタービン燃焼器内の噴霧と燃焼に関わる最新の研究動向として，東京大学の井上智博氏から「微量の気体噴射を付加した衝突微粒化促進方策の提案」を，JAXAの新城淳史氏から「詳細数値解析のアプローチによる噴霧形成および初期蒸発反応過程の解明」を，大阪大学の林潤氏から「平均粒径および粒径分布が噴霧火炎構造に及ぼす影響」を，および京都大学の黒瀬良一氏から「乱流噴霧燃焼のラージ・エディ・シミュレーション」をそれぞれご講演頂き，引き続く第２部において，講演者と会場を交えた総合討論を行うものであった。総合討論では，講演者と会場との間で，講演で紹介された最新の数値解析技術等の研究成果が，実機ガスタービンの設計に広く活用されるためのブレークスルーに関する密な議論が交わされていた。

２日目には，「将来のエネルギー動向と需給システム」と題するパネルセッションが行われた。こちらも２部構成となっており，３件の講演に引き続き，パネルディスカッションが行われた。講演では，東京工業大学の赤井誠氏から「我が国のエネルギー需給見通し-新たなる神話の時代とエネルギー選択-」を，電力中央研究所の幸田栄一氏から「発電技術開発の現状とこれから」を，および三菱重工業の小森豊明氏から「メーカにおけるエネルギー機器開発の動向-コンバインド発電の現状と今後-」をそれぞれご講演頂いた。引き続き行われたパネルディスカッションでは，東日本大震災以降の我が国のエネルギー・環境政策の策定作業の中で，如何に冷

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

静かつ健全な議論を構築するか，という点に多くの関心が寄せられていた。

また，2日目は，パネルセッションに引き続いて，特別セッションが行われた。これは，東日本大震災を受けて，日本ガスタービン学会調査研究委員会からの報告を行うもので，壹岐典彦委員会幹事から「東日本大震災におけるガスタービン設備の信頼性の調査研究結果」の報告がなされた。

一般講演は，63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：17件，伝熱：７件，燃焼：９件，材料：11件，サイクル：８件，蒸気タービン：４件，エンジン・振動・騒音・構造：７件であった。内訳を見ても分かるとおり，今回は，それぞれの分野に偏りなく発表申し込みを頂いたこともあり，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。

講演会の様子

３．懇親会

懇親会は，会場に隣接する釧路全日空ホテルにおいて開催された。佃嘉章会長の挨拶，名誉会員の有賀一郎氏による乾杯の挨拶で始まり，釧路の名産である海産物や畜産物に舌鼓を打ちつつ，会員同士の交流が図られた。今年，13件もの対象講演を集めた学生表彰では，東京大学の立石敦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沖縄での再会の呼びかけの後，坂田公夫副会長による中締めの挨拶で散会となった。

４．見学会

今回の見学会は，釧路コールマインの炭鉱への入坑が１日20名に制限されているため，釧路コールマインに入坑するA班と，炭鉱展示館，福司酒造，および釧路湿原を巡るB班に分かれて実施された。A班は，太平洋の海底下数キロに渡って拡がる坑道を進み，日本唯一の国内炭である太平洋炭を採炭している現場を見学した。狭い坑道内を効率よく採炭するための自動化技術や坑内の人員の安全を確保するための様々な技術やノウハウ等を詳しく学んだ。これらの先進的な技術は海外からも高く評価されており，多くの海外研修生を受け入れているとのことであった。一方，B班も，炭鉱展示館にて，太平洋炭礦の歴史に加え，最新の採炭技術についても実物の採炭機の展示物を炭鉱OBに詳細に説明して頂き，理解を深めることができた。両班は，昼食時に合流し，午後からは，全員が日本製紙釧路工場と丹頂鶴記念公園を見学した。日本製紙では，新聞紙用パルプの生産現場を見学した。国内消費量の３分の１を賄っているとのことで，製紙用機械の巨大さと精密さに一同感心しきりであった。

炭鉱見学時の記念撮影

５．謝辞

市民フォーラムを共催頂いた釧路工業高等専門学校の方々，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釧路コールマイン殿，福司酒造殿，日本製紙殿，市民フォーラムから講演会，見学会に至るまで多大なご協力を頂いた釧路観光協会殿他，関係各位に御礼申し上げます。

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

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

2012年10月17日㈬，18日㈭に釧路市観光国際交流センターで開催されました第40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：４件，燃焼関係：４件，伝熱・冷却関係：１件，サイクル・材料関係：1件の合計13件でした。審査は，発表内容に関して５項目，発表態度に関して３項目の評価項目を設け，複数の審査員によって厳正に行われ，全ての審査対象講演の終了後に審査会を開催しました。その結果，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 博士後期課程１年　立石 敦 君
講演題目「流体－構造連成法による多自由度翼列フラッターの数値解析」

授賞式は，当日の夕方に開催された懇親会にて行われ，佃嘉章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13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

流体-構造連成法による多自由度翼列フラッターの数値解析

東京大学大学院　工学系研究科
航空宇宙工学専攻
立石　敦

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，翼列に生じる振動現象の１つである翼列フラッターについて，流体-構造連成法を利用して多自由度の翼列フラッターを解析する方法に関して報告いたしました。本研究は未だ発展途上ではありますが，この受賞を励みにして，ガスタービンにおける翼変形および振動の解析法の高度化にむけて，日々の研究に精進していきたいと考えております。

最後に，渡辺教授，姫野准教授，井上助教をはじめ，日頃よりご指導を頂いている皆様に，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

2012年10月17日㈬，18日㈭に釧路市で開催された第40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10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８名（首都大学東京２名，拓殖大学１名，東京大学２名，法政大学１名,早稲田大学２名）に対しては各２万円，大阪地区からの参加者２名（大阪府立大学）に対しては各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 216.73.216.204, 2025/07/04.

ガスタービン学会が全てのガスタービンエンジニアに贈るテキスト

ガスタービン工学

日本ガスタービン学会がガスタービンの教科書を発行します。本教科書は他にない幅広い工学分野を含む章立てに基づき，我が国ガスタービンの研究，製造や運用の最前線で活躍する多くの技術者が最新の専門知識を活かして執筆し，発電用および航空用ガスタービンとそこに使われている各種技術を総合的・体系的に学べるように作られたものです。

ガスタービンを少し専門的に学びたい学生さん，業務に必要な知識を得たい初級エンジニアの方々，さらには，専門とは少し離れた分野に知識を拡げたい中級エンジニアの方々にも最適な教科書です。

主要目次

［第一章］　概論
1.1はじめに/1.2ガスタービンの構成要素/1.3ガスタービンのサイクル論/1.4ガスタービン要素の特性とマッチング/1.5ガスタービン要素とシステム/1.6環境適合技術/1.7ガスタービンの実際と将来展望/1.8おわりに

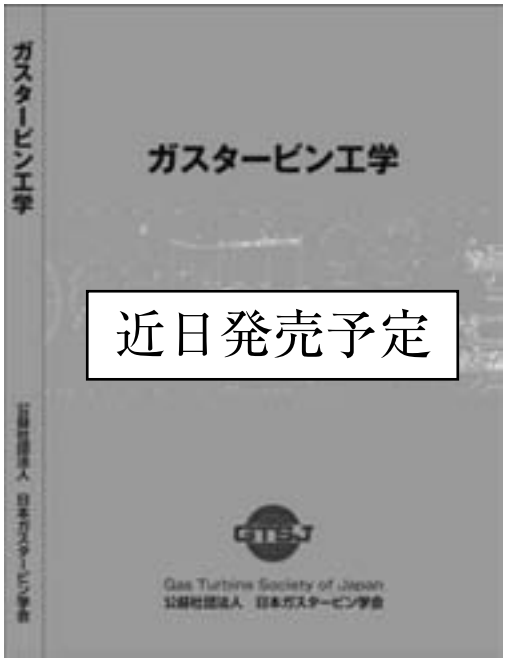
［第二章］　流体工学
2.1はじめに/2.2ガスタービンと流体工学/2.3ガスタービン要素における流れ/2.4圧縮機及びタービンの空力設計/2.5ガスタービンにおける特異現象/2.6ガスタービンの流体力学解析/2.7おわりに

［第三章］　伝熱工学
3.1はじめに/3.2ガスタービンにおける伝熱問題/3.3タービン翼外面の熱伝達/3.4内部冷却/3.5フィルム冷却/3.6回転部分の伝熱/冷却/3.7伝熱数値解析/3.8 伝熱計測技術の応用/3.9おわりに

［第四章］　燃焼工学
4.1はじめに/4.2燃焼器の概要と特徴/4.3燃焼の基礎/4.4燃焼器の基本設計/4.5燃料と燃料供給法/4.6燃焼計測/4.7燃焼解析/4.8低NOx燃焼器/4.9低カロリーガス燃料用燃焼/4.10その他の燃焼器例/4.11おわりに

［第五章］　材料工学と信頼性
5.1はじめに/5.2ガスタービンと材料工学/5.3ガスタービンの構造・材料と強度・振動/5.4ガスタービンの寿命評価と保全/5.5おわりに

［第六章］　制御工学とモニタリング
6.1はじめに/6.2発電用ガスタービンの制御システム/6.3航空用ガスタービンの制御システム/6.4ガスタービンのシミュレーション技術/6.5ガスタービンの動特性/6.6発電用ガスタービンのモニタリング・システム/6.7航空用ガスタービンのモニタリング・システム/6.8おわりに



A４版ソフトカバー
本文350頁（予定），カラー口絵付
定価　　（本体5,000円＋税）
会員価格（本体3,000円＋税）
送料別

GTSJ　お申込み，お問い合わせ

公益社団法人　日本ガスタービン学会
〒160-0023　東京都新宿区西新宿７－５－13
第３工新ビル402
Tel. 03-3365-0095　Fax. 03-3365-0387
http://www.gtsj.org/
なお書店では販売しておりませんので本会へ直接お申込ください

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

会　告

会　員　各　位

公益社団法人日本ガスタービン学会
会長　佃　嘉章

正会員会費改定のお知らせ（再録）

日頃は学会活動へのご理解，ご協力をいただき，厚く御礼申し上げます。

さて，日本ガスタービン学会は2011年度にそれまでの社団法人から公益社団法人に衣替えし，同時にその技術範囲も「ガスタービン及びエネルギー関連技術」に拡充し，現在注目されているエネルギー需給全般に係わり，より公益性の高い学会活動の充実・展開が期待されています。しかし，その基盤となる学会の財政状況は必ずしも健全とは言えません。

図１に示すように，学会の経常的な収入である個人会費・賛助会費と学会誌の広告収入では，経常的な支出である学会事務経費・人件費と学会誌作成費を負担できず，集会行事の参加費等を含めた総収入で収支のバランスをとっています。そのため，各行事の企画・運営経費を抑制せざるを得ない等の制約も一部に生じており，今後期待されている学会活動充実・展開に対する懸念が生じております。

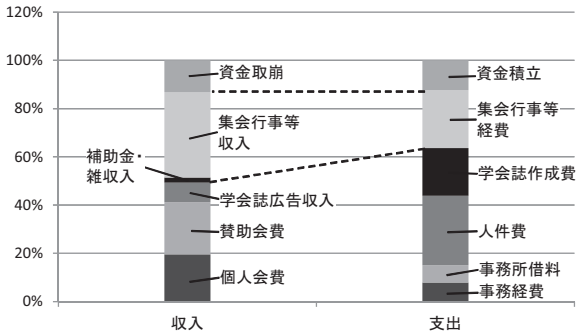


図１　学会財政収支の概要（４年間平均）

学会では財政健全化委員会を立ち上げ，将来の健全な学会財政を目指して，有効な対策を検討してまいりました。その結果，経常的な経費は他学協会と比較して低く抑えられていることや，これまでの賛助会費や広告費の増額などの収入面の改善努力もあり，更なる大きな収支の改善は困難と認められ，会費の値上げが避けられない状況であるとの答申を得ました。学会定款第３章第８条に基づき，理事会ではさらに慎重に議論を重ね，**来年度以降の会費を5000円から8000円に値上げ**することを正会員の方々へお願いすることに致しました。図２に示すように値上げ後の会費でも，他学協会平均より低く抑えております。なお，これまで学会活動に貢献されたシニア層にも引き続き学会を支えていただくよう配慮し，会計年度開始の３月１日時点で**65才以上の会員**(注)**と，今後の活躍が期待される学生会員の会費は，現行の金額に据え置きます。**値上げを行うことで経常的な収入と支出のバランスがとれ，図３に示すように，いわゆる運転資金となる流動資産を10年程度は維持できる見通しとなります。

健全な学会財政のもと，公益事業の充実や会員サービスの更なる向上に努めて参りますので，正会員諸氏のご理解を賜りたいと存じます。

（注）会員に関する規程（2012年12月11日付け改定）に基づく

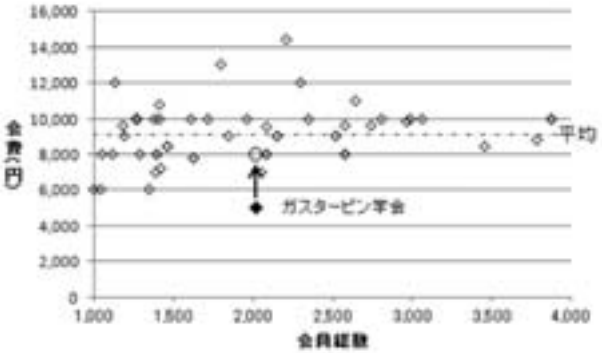


図２　各学協会の個人会費の比較
（データ出典：日本工学会年報H23年度版）

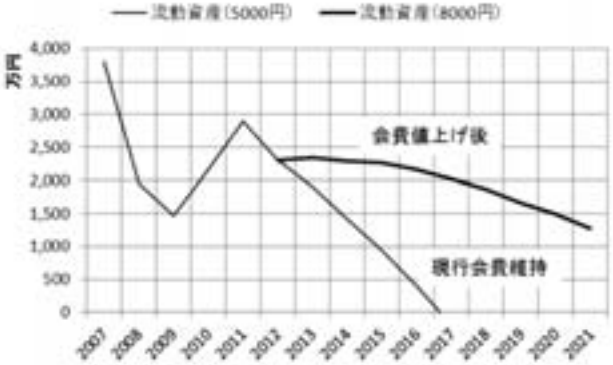


図３　流動資産の予測
（これまでの実績をもとに財政健全化委員会で予測）

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

2012年度 第２回見学会・技術懇談会のお知らせ

2012年度第２回見学会・技術懇談会を，京都市南部クリーンセンターにて，下記の通り開催いたします。奮ってご参加下さい。

１．日　時
2013年２月26日㈫　13：30 ～ 16：30

２．場　所
・京都市廃食用油燃料化施設（京都市伏見区横大路千両松町447京都市南部クリーンセンター内）
http://www.city.kyoto.lg.jp/kankyo/page/0000065549.html

３．スケジュール
13：00　　京都南部クリーンセンター正門集合
13：30 ～ 14：20　講演：
「京都バイオサイクルプロジェクトについて」
財団法人京都高度技術研究所
バイオマスエネルギー研究部長
中村　一夫　氏
14：30 ～ 15：30　見学：
「京都市の廃食用油燃料化事業について」
DVD視聴（廃食用油燃料化施設）
同施設見学，質疑応答
15：30　現地解散

４．参加要領
⑴参加資格：日本ガスタービン学会員に限る。
⑵定　　員：30名（申し込み多数の場合，お断りする可能性があります。）
⑶参 加 費：（交通費は各自ご負担下さい）
正会員 3,150円，学生会員 1,050円
⑷集合場所：後日参加者にご連絡します。
⑸申込方法：下記の申込書に必要事項をご記入の上，２月15日㈮までにFAX・郵送・E-mailにて学会事務局にお送り下さい。

第２回見学会・技術懇談会参加申込書

申込締切日　2013年２月15日㈮
開　催　日　2013年２月26日㈫

公益社団法人　日本ガスタービン学会　行
FAX：03-3365-0387　TEL：03-3365-0095　E-mail：gtsj-office@gtsj.org

氏 名		ＧＴＳＪ 会員番号	
自宅住所 （身分証の住所）	〒		
勤務先 / 学校名			
勤務先 / 学校 住　所	〒		
ＴＥＬ			□自宅　□携帯　□勤務先
ＦＡＸ			
E-mail			

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

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20回超音波による非破壊評価シンポジウム	協賛	2013/1/28-29	きゅりあん 小ホール	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53回航空原動機・宇宙推進講演会	協賛	2013/3/4-5	倉敷市芸文館	日本航空宇宙学会 E-MAIL:propcom@jsass.or.jp http://www.jsass.or.jp/propcom/
日本計算工学会	第18回計算工学講演会	協賛	2013/6/19-21	東京大学生産技術研究所	日本計算工学会事務局 E-MAIL:office@jsces.org http://www.jsces.org/koenkai/18/
日本機械学会	第18回動力・エネルギー技術シンポジウム	協賛	2013/6/20-21	千葉大学 西千葉キャンパス	日本機械学会 http://www.jsme.or.jp/pes/Event/symposium.html

▷入　会　者　名　簿◁

〔正会員〕

平塚　真二(IHI)　笹尾　泰洋(帝京大学)　野本　秀雄(東芝)　上原　利弘(日立金属)

谷口　健太(三菱重工業)　村上　昌之(三菱重工業)　中橋　大輔(東芝プラントシステム)

設楽　貞弘(フォーラムエンジニアリング)

◇2013年度会費納入のお願い◇

2013年度会費をお納めいただく時期となりました。
下記金額を所定の口座または事務局宛お送りください。
尚，既に銀行引き落としの手続きをされている方は，2013年3月25日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。

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

＊2013年3月1日現在

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

※会費の納入には，簡単，便利な「口座引き落とし」をお勧めいたします。未だ手続きをされていない方は，巻末の預金口座振替依頼書にご記入の上，事務局までお送り下さい。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。
事務手続き合理化のため，皆様のご協力をお願いいたします。

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

会　告

2012年度役員名簿

会長	佃　嘉章（三菱重工）
副会長	坂田　公夫（JAXA）
法人管理担当執行理事	幸田　栄一（電中研），六山　亮昌（三菱重工），山脇　栄道（ＩＨＩ），渡辺　紀徳（東大）
公益目的事業担当執行理事	畔津　昭彦（東海大），太田　有（早大），加藤　泰弘（日立），永井　勝史（川崎重工），二村　尚夫（JAXA），船崎　健一（岩手大），古谷　博秀（産総研），村田　章（東京農工大），山根　秀公（防衛省）
理事	高西　一光（関西電力），田沼　唯士（帝京大），寺本　進（東大），新関　良樹（東芝），宮原　忠人（エネルギーアドバンス）
監事	本阿弥眞治（東京理科大），吉田　豊明（JAXA）

2012年度委員名簿（順不同）

2012年12月11日現在

○は委員長

倫理規定委員会　○加藤　泰弘（日立），太田　有（早大），幸田　栄一（電中研），六山　亮昌（三菱重工），山脇　栄道（ＩＨＩ），渡辺　紀徳（東大），二村　尚夫（JAXA），山本　武（JAXA），伊藤　高根（前　日本ガスタービン学会事務局長）

自己点検委員会　○六山　亮昌（三菱重工），太田　有（早大），加藤　泰弘（日立），幸田　栄一（電中研），山脇　栄道（ＩＨＩ），渡辺　紀徳（東大），二村　尚夫（JAXA），山本　武（JAXA），伊藤　高根（前　日本ガスタービン学会事務局長）

運営委員会　○渡辺　紀徳（東大），伊藤　高根，太田　有（早大），笠原　公輔（ＩＨＩ），加藤　泰弘（日立），山田　貴哉（東京電力），幸田　栄一（電中研），小森　豊明（三菱重工），酒井　義明（東芝），村田　章（東京農工大），山脇　栄道（ＩＨＩ）

企画委員会　○幸田　栄一（電中研），太田　有（早大），加藤　泰弘（日立），六山　亮昌（三菱重工），山脇　栄道（ＩＨＩ），渡辺　紀徳（東大）

国際委員会　○中村　良也（アイ・エヌ・シー・エンジニアリング），石田　克彦（川崎重工），太田　有（早大），岡井　敬一（JAXA），小森　豊明（三菱重工），廣光　永兆（ＩＨＩ），福田　雅文（物材研），藤綱　義行（ESPR），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），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　○二村　尚夫（JAXA），岡　芳彦（三井造船），加藤　泰弘（日立），木村　武清（川崎重工），酒井　英司（電中研），澤　徹（東芝），谷光　玄行（ＩＨＩ），細川　哲也（ＪＡＬエンジニアリング），中村　友行（防衛省），西村　英彦（三菱重工），古谷　博秀（産総研），細川　哲也（JAL），松沼　孝幸（産総研），藤井　達（日立），水野　拓哉（JAXA），山形　通史（富士電機），山根　秀公（防衛省），山本　誠（東京理科大），吉田　英生（京大）

ガスタービン技術普及委員会　○山根　秀公（防衛省），秋山　陵（日立），伊藤　栄作（三菱重工），賀澤　順一（JAXA），木村　武清（川崎重工），齊藤　大蔵（東芝），細川　哲也（JAL），福山　佳孝（JAXA），古川　洋之（ＩＨＩ），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　○船崎　健一（岩手大），荒木　秀文（日立），壹岐　典彦（産総研），刑部　真弘（東京海洋大），柏原　宏行（川崎重工），加藤　千幸（東大），川上　龍太（東京電力），岸根　崇（三菱重工），櫻井　一郎（元 日本航空），佐藤　哲也（早大），鈴木　伸寿（東芝），鈴木　康文（防衛省），田沼　唯士（帝京大），辻田　星歩（法大），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）

英文論文集編集委員会　○渡辺　紀徳（東大），山根　敬（JAXA），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），姫野　武洋（東大），船崎　健一（岩手大），山本　武（JAXA），山本　誠（東京理科大），吉岡　洋明（東芝）

ガスタービン統計作成委員会　○永井　勝史（川崎重工），山上　展由（三菱重工），井出　琢磨（ＩＨＩ），荒木　伸二（日立），米田　幸人（ヤンマー），澤　徹（東芝），恵比寿　幹（三菱重工），原田　純（川崎重工），野村　藤樹（ターボシステムズユナイテッド）

産官学連携委員会　○渡辺　紀徳（東大），赤城　正弘（防衛省），壹岐　典彦（産総研），石井　潤治（東芝），岡崎　正和（長岡技術科学大），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），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　○杉本　隆雄（兵庫県立大），村田　章（東京農工大），船崎　健一（岩手大），寺本　進（東大），姫野　武洋（東大），東部　泰昌（川崎重工），松沼　孝幸（産総研），山根　敬（JAXA）

表彰委員会　○坂田　公夫（JAXA），太田　有（早大），加藤　泰弘（日立），二村　尚夫（JAXA），船崎　健一（岩手大），村田　章（東京農工大），渡辺　紀徳（東大）

財政健全化委員会　○坂田　公夫（JAXA），山脇　栄道（ＩＨＩ），渡辺　紀徳（東大），幸田　栄一（電中研），六山　亮昌（三菱重工），鈴木　健（ＩＨＩ）

創立40周年記念事業実行委員会　○筒井　康賢（高知工科大），太田　有（早大），幸田　栄一（電中研），福山　佳孝（JAXA），二村　尚夫（JAXA），船崎　健一（岩手大），山本　誠（東京理科大），渡辺　紀徳（東大）

ACGT2012実行委員会　山根　敬（JAXA），福田　雅文（物材研），船崎　健一（岩手大），松田　寿（東芝），山本　誠（東京理科大），渡辺　紀徳（東大）

調査研究委員会　○濱　純（産総研），壹岐　典彦（産総研），岸部　忠晴（日立），小森　豊明（三菱重工），辻田　星歩（法大），永井　勝史（川崎重工），満岡　次郎（ＩＨＩ），山本　悟（東北大）

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），福山　佳孝（JAXA），山根　敬（JAXA）

IGTC2015準備委員会　○渡辺　紀徳（東大），井上　洋（日立），大石　勉（ＩＨＩ），太田　有（早大），西澤　敏雄（JAXA），松田　寿（東芝）

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

編集後記

あけましておめでとうございます。本稿を書いている時点では，東京でも地球温暖化はどこへ行ったのか，というような寒さですが，皆様いかがお過ごしでしょうか。

本号は，ガスタービン学会40周年記念特集号，ということで，この40年間の学会，そしてガスタービン関連技術の歩みと，今後について，各分野のオーソリティの方にいろいろな角度からまとめていただきました。お忙しい中，執筆頂いた方にはお礼の言葉もありません。日本のガスタービンの歴史が凝縮された内容といっても過言ではないと思いますので，ガスタービン技術者の方以外でも面白い内容になっていると思います。ぜひ会員外の方にも一読をお勧めいただき，これを機会にガスタービンに興味を持つ方が一人でも増えれば，と思う次第です。

今回の企画の中で，40歳前後の技術者４名に業務内容と抱負を書いていただきました。皆さんいろいろと幅広い経験をされており，これがガスタービン技術者・研究者の強さか，と思いました。自分は一回り上の世代で，会社の事情もあって一時期ガスタービンとは縁が切れましたが，再びガスタービンに関わることができました。自分のたどってきた道と見比べてみると，いまさらながら感慨深いものがあります。

原動機・ターボ機械はどれもそれぞれ技術的には面白いと思いますが，ガスタービンの面白さはやはり流体・構造・材料などの高度なマッチングかと思います。今回の特集をまとめながら，ガスタービンがこれらの技術を牽引しながら育ってきたことを改めて感じました。昨今の環境は，ガス燃料からのより高度なエネルギー変換技術を求めており，今後もガスタービンは重要な位置を占めるでしょう。今回の特集が，40年前に日本にガスタービンの礎を築いた世代から，今を支える世代までの架け橋のようなものになれば望外の慶びです。

（新関良樹）

本号の40周年記念特集では，航空エンジン，発電用ガスタービン，産業用中小型ガスタービン，蒸気タービン，更にはタービンを用いた新サイクル発電のこれまでの技術の進展と今後の展望を各分野を代表する研究者，技術者そしてユーザーの皆さんに執筆して頂きました。日本ガスタービン学会の広範な製品・技術領域と最先端の研究開発の成果，そして若手技術者や学生の皆さんを必要としている取り組み甲斐のある研究課題の一部でも本特集でお伝えできれば幸いです。

日本ガスタービン学会創立当時から関係が深く，共に発展してきた米国機械学会International Gas Turbine Instituteを代表してSattelmayer教授（TU München）とSong教授（Seoul National University）からの祝辞を掲載しました。更に，米国機械学会Journal of Turbomachinery編集責任者のWisler博士（元　GE Aviation），元Pratt & Whitney Canada社航空エンジン設計責任者の吉中司氏にも本記念号向けに執筆して頂きました。海外からの執筆者の皆様にも深く感謝申し上げたいと思います。

（田沼唯士）

（表紙写真）

今回の表紙については，【論説・解説】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。

・**日本ガスタービン学会を支えてきたIGTCと日本ガスタービン産業界**……（P.2～9）

・**航空エンジン40年の進展と将来：防衛用エンジン研究開発**……（P.35～41）

・**航空エンジン40年の進展と将来：エアラインでの整備と運航**……（P.49～52）

事務局だより

明けましておめでとうございます。会員の皆様の年越しは如何でしたでしょうか。

さて，昨年，理事会は大きな決断をしました。1990年より維持してきた正会員会費を来年度から値上げ致します。これにより，ここ数年来続いていたマイナス予算を解消する見込みですが，引き続き会員の皆様のご理解とご協力がなければ絵に描いた餅になってしまいます。どうかよろしくお願い致します。

これも大きなニュースです。学会創立40周年記念事業の一環としてガスタービンの教科書が３月に発行予定です。A4版350ページ，執筆陣入魂の大作です。現在約５cm厚さの原稿ファイルが事務局に鎮座しています。会員価格は他の専門書と比較しても破格値ですので，皆様には是非お手元に備えて頂くとともにお近くの友人にも勧めて頂きますようお願い申し上げます。

お金のかかる話題が続きましたが，懸案であった事務局のADSL通信と電話を遅まきながら光通信に切り替えました。これにより複雑なマイライン料金システムから解放され，年間経費も約５万円削減できる見込みです。会費値上げの折にささやかですが経営努力をしました。もっとも，ご多聞に漏れず，WEBには繋がるけれど共用ファイルと印刷機にアクセスできないというトラブルもございましたが。

事務局の体制も大きく変わりました。当学会事務局は女性スタッフに支えられていますが，高齢化社会の世の常として女性に負担がかかっています。当事務局も例外ではなく，主として会計と学会誌編集事務を担当して頂いてきた高田さんが退職されました。その後任にお二人をパートタイムスタッフとしてお迎えしました。皆様とは，電話で，メールで，あるいは事務局会議室や会場でお会いする機会があるかと思いますがよろしくお願いいたします。

最後に，今年一年の皆様のご健勝とお仕事の発展を祈念して筆を置きます。

（平岡克英）

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

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

１．本学会誌の原稿はつぎの３区分とする。
Ａ．投稿原稿：会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
Ｂ．依頼原稿：本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
Ｃ．学会原稿：学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

２．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，１編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報記事欄	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㈱ 制作部 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.41　No.1　2013.1
発行日　2013年１月18日
発行所　公益社団法人日本ガスタービン学会
編集者　船﨑　健一
発行者　佃　　嘉章
〒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

©2013，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 216.73.216.204, 2025/07/04.