巻頭言

特集：ガスタービンのImprovement/Modification

「ガスタービンのImprovement/Modification」特集の企画にあたって

新関　良樹*1
NIIZEKI Yoshiki

キーワード：ガスタービン，改良，改修
Gas Turbine，Improvement，Modification

9月号は「Improvement/Modification」特集としました。微妙なニュアンスの違いにこだわって，このようなタイトルとしましたが，ちょっとわかり辛かったでしょうか。

“ガスタービン”はターボ機械の中にあって，それなりの数が量産される機械であり，一方，ひとつの基本設計が寿命を終えて，最終バージョンの機械が運転を停止するまでにはかなり時間があり，その期間さまざまな改良・改修がほどこされ，多くのサブバージョンが存在する，といった特徴があるように思います。新しく開発されたガスタービンが世の中にリリースされると，客先での実際の運転における不具合の対策，客先の要求やニーズの変化などに応えるべく様々な改良や見直しを施されることが通常でしょう。また，技術の進歩が日進月歩であることは他の多くの機械と同じですから，新たに開発された技術の適用なども可能な範囲で適用されて競争力の維持がはかられます。このような，マイナーな改良を繰り返して熟成された結果，ベストセラー機と呼ばれるような機械では，初期のものとは比較にならない耐久性，安定性を備えたものとして完成され，その結果，さらに多くのユーザーを獲得することに成功しています。

また，このようにして熟成された技術は次世代の機種に継承されながら，さらに磨かれてゆく，というのが典型的なガスタービンの発展のあり方かと思います。

今回の特集では，ある機種について，開発完了からその後の改良の経緯，さらに今後の可能性も含めて記述いただく記事と，特定の技術や機種，あるいはユーザー視点でのガスタービンのあり方について，これまでの発展経緯，すなわち，どのような技術がどんな背景で開発・適用されたかを振り返るとともに，今後の展望について，「Improvement/Modification」の視点にたって記述いただく記事を執筆いただきました。

今回，「Improvement/Modification」と銘打ったのも，このような主旨が，従来ガスタービン学会誌でこれまでさまざまな技術について組まれてきた「…の動向」あるいは「…の最新技術」といった特集とは，一味違う切り口の企画である，という思いがあります。

ところで，読者の方は目次をごらんになってすぐにお気づきになったかと思いますが，今回特集では航空機用エンジンに関しては直截的な記事を用意することができませんでした。機械が（機械に限った話ではないかもしれませんが…）が発展，成熟するためにはトラブルを経験することが不可避なので，この辺がハードルとなってなかなか執筆いただけなかったものと思われますが，企画を具体化するにあたってもう少し時間をかけて練り上げる必要があったかと反省しています。次に同様企画の機会が在りましたら，この辺についても触れられれば読者のご興味に応えられるかと思いますが，いかがでしょうか。

「Improvement/Modification」は経験やチャレンジの数に比例して深まっていくものと思います。今回特集の記事は，それぞれの立場からの貴重なメッセージが盛り込まれているもので，ちょっと書き難いところもあったかと思いますが，今回企画に賛同して筆をとっていただいた皆様には深く感謝申し上げたいと思います。

これらの内容は，ガスタービン学会誌読者にとって貴重なアドバイスや今後の開発のヒントにつながると信じていますので，ぜひご一読ください。

原稿受付　2015年8月2日
＊1　㈱東芝　電力システム社　火力・水力事業部
〒212-8585　川崎市幸区堀川町72-34

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

論説◆解説

特集：ガスタービンのImprovement/Modification

大型ガスタービン高温化，高効率化の歩みと今後の展望

桑原　正光[*1]　KUWABARA Masamitsu
羽田　哲[*1]　HADA Satoshi

キーワード：ガスタービン，コンバインドサイクル，低NOx，実機検証，次世代，強制空冷システム
Gas Turbine，Combined Cycle，Low NOx，Verification，Next Generation，Forced Air Cooling System

1．緒言

ガスタービンコンバインドサイクル発電（GTCC）は，化石燃料を使用する発電設備の中で，有害な温室効果ガスの排出量が最も少なく，高効率な発電設備である。GTCCの熱効率向上にはタービン入口温度の上昇が大きな役割を果たし，排ガス温度の上昇により蒸気タービンの出力をも増やすことができる。三菱日立パワーシステムズ（MHPS）は，1980年代に1150℃級大容量ガスタービンM701D 形を開発し，天然ガス焚きコンバインドサイクル発電プラントである東北電力㈱東新潟火力発電所３号系列において，高いプラント熱効率と信頼性および低公害性を実証した。その後1989年にタービン入口温度1350℃のM501F 形，1997年に蒸気冷却式燃焼器を採用したタービン入口温度1500℃のM501G形を開発し，効率向上および信頼性向上に取り組んできた。

また，更なる高温・高効率化に必要となる最新技術の開発のため，2004年から国家プロジェクト“1700℃級超高温ガスタービン要素技術開発”に参画，その開発成果をいち早く活用して，世界初のタービン入口温度1600℃，コンバインドサイクル発電端熱効率60％を達成するM501J形を開発し（60Hz機，図１），その運転実績を着実に積み重ねてきている。

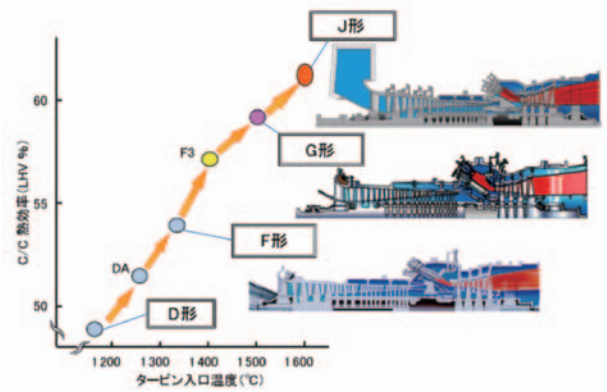


Fig. 1　Developmenal trend of large gas turbine models

その後，このJ形ガスタービンの更なる効率向上を目指し，MHPSは強制空冷システムの検証を実施した。これは，蒸気冷却方式を採用しているJ形ガスタービンの燃焼器をタービン入口温度を維持したまま空冷化し，GTCCの更なる高効率化と運用性改善を狙うものである。本稿では，産業用ガスタービンの高温化技術の歩みについて述べるとともに，M501J 形の検証状況及び強制空冷システムの検証について紹介する。

2．大型GTCC高温化とそれを支える技術

2.1　大型GTCC高温化の歩み

図２に，東北電力東新潟発電所３号系列のGTCCの全景を，その後1450℃級G形ガスタービンを用いた４号系列のGTCCと共に示す。

本３号系列は世界で初めて運転されたLNG焚き大型GTCCで，タービン入口温度1154℃の701D形ガスタービン３台と蒸気タービン１台から成る発電設備２系統（定格出力109万kW）の発電所であり，1984年12月の商用運転開始が今日のGTCC発展の起点となったと言えるものである。

GTCCプラントの構成は，図３に概念的に示す通り，ガスタービンの排ガスを用いて排ガスボイラーで蒸気を

Fig. 2　GTCC at the Higashi Niigata thermal power station of Tohoku Electric Co.

原稿受付　2015年７月17日
＊１　三菱日立パワーシステムズ㈱　ガスタービン技術本部
高砂ガスタービン技術部
〒676-8686　高砂市荒井町新浜２－１－１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

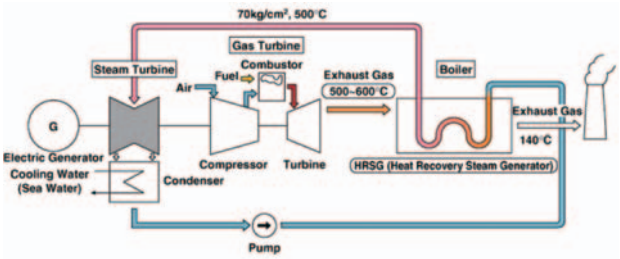


Fig. 3 Schematic diagram gas turbine combined cycle

生成して蒸気タービンを駆動するシステムである。東北電力東新潟発電所３号系列のLNG炊きGTCCは熱効率44%以上（HHV基準）であり，当時の最新鋭火力発電に比べて約10%高い熱効率を達成した[1]。このGTCCの成功を契機に，産業用高温ガスタービンの開発が世界のガスタービンメーカーで本格化した。

MHPSではさらに，1350℃級の501F形ガスタービンの開発に成功し，また，1500℃級のガスタービンの鍵となる技術の開発を進め，501Fの実績と研究成果を用いて1500℃級501G形ガスタービンの開発に成功している。D形，F形，G形ガスタービンを用いたGTCCの熱効率（LHV基準）の変化を図１に示す。1500℃級G形ガスタービンを用いたGTCCの熱効率は53%（HHV基準）に達し[2]，その熱効率の高さとLNGを燃料とすることにより，最新鋭の石炭火力に比べCO_2の排出量を半分以下にすることが出来た。

MHPSでは引き続いて，1500℃級G形ガスタービンまでのGTCCの実績と，国家プロジェクト1700℃級産業用ガスタービンの開発研究の成果を取り入れ，1600℃級501J形ガスタービンの開発に成功した[3],[4]。

以下では，これらの産業用高温ガスタービンを成立させる最も重要な鍵となる技術である燃焼器とタービン冷却技術の進歩について述べる。

2.2　低NOx燃焼技術の進歩

MHPSでは1154℃級のD形ガスタービンの開発当時，米国ウエスティングハウス・エレクトリック社（WEC: Westinghouse Electric Cooperation）との技術提携で，当時世界的に採用されていた拡散燃焼器を製造していた。しかし，本燃焼器では東北電力東新潟発電所３号系列の環境規制を満足できなかったことから，当時まだNASA等で研究段階にあった予混合燃焼器の独自開発が行なわれた。予混合燃焼器は局所火炎温度を下げNOxを低く抑えるため燃料と燃焼用空気をあらかじめ混合してから燃焼させるが，これにより拡散燃焼に比べて安定燃焼域が狭く，燃焼振動など不安定現象を起こしやすい。さらに，燃料を混合している箇所まで火炎が戻る逆火現象も生じる，など困難な課題があった。これに対し，拡散燃焼器を小型化したパイロット燃焼器による安定燃焼と，逆火を生じさせない燃料混合部形状の最適化，バイパス弁の採用などによって，世界で初めて安定燃焼と規制値を満足して商用運転された701D形ガスタービンの予混合燃焼器を図４に示す[5],[6]。D形ガスタービン用予混合燃焼器では全燃料の30%を拡散燃焼器で，残り70%の燃料を予混合燃焼器で燃焼させている。

さらに温度が1350℃まで上昇したF形ガスタービンのマルチノズル形予混合式燃焼器を図５に示す。スワーラーにより旋回流を発生させ燃料と燃焼用空気を均一に混合する８個の予混合器と，燃焼器の中央で拡散燃焼を行い保炎するパイロット燃焼器を有する。中央のパイロット燃焼器は拡散燃焼であるため，ここで生成されるNOxが燃焼器全体のNOxの大部分を占めるが，パイロット燃焼の燃料量を数%にまで減らすことにより，希薄予混合燃焼の火炎安定性と低NOx化の両立に成功した。なお，希薄予混合燃焼の平均火炎温度は1500℃程度，燃焼器の冷却空気混入により燃焼ガスが希釈されタービン１段静翼入口での平均ガス温度は，1350℃となる[7]。

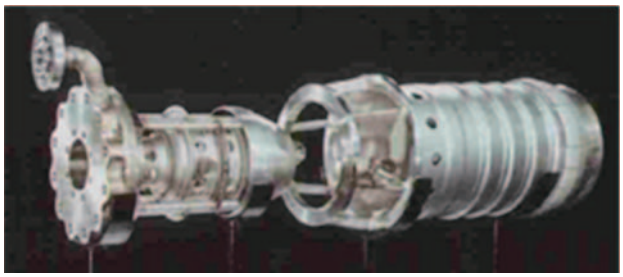


Fig. 4 Pre-mixed combustor for 1150℃ class D-type gas turbine

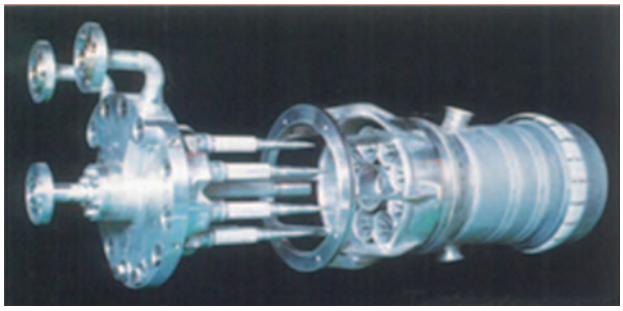


Fig. 5 Pre-mixed combustor with multi-mixers for 1350℃ class F-type gas turbine

更に，G形ガスタービンでは燃焼器の基本的な原理をF形から変更することなく，燃焼器にボトミングサイクルの蒸気を用いた蒸気冷却を採用したため，燃焼ガスが冷却空気によって希釈されない。これによって，希薄予混合燃焼における平均火炎温度は1500℃のままタービン入口に達し，排出されるNOx量をF形ガスタービンと同等に保ったままタービン入口温度を1500℃まで上昇させた。

図６にD形からF形，G形を経て，J形の予混合燃焼器の開発した経緯を示すが[8]，同じ予混合燃焼器でも，ガスタービンの高温化に呼応して低NOx化技術を熟成させて来たことがわかる。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

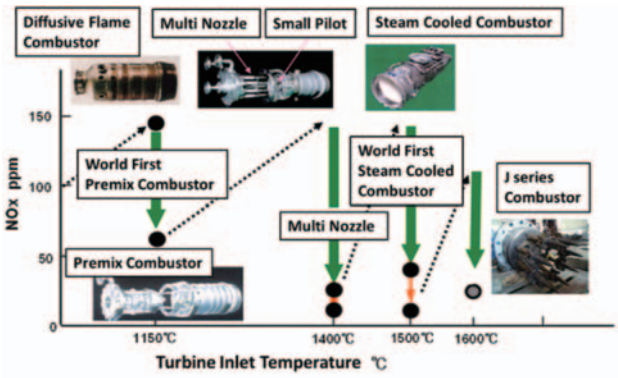


Fig. 6 Development history of MHI's low NOx combustors for industrial gas turbines

2.3　タービン翼冷却技術の進歩

タービン翼に用いられている耐熱超合金は，材料の強度および耐酸化限界からその温度を約900～950℃以下に保つ必要がある。よってタービン入口温度の上昇に伴って必要な冷却空気量が増加するが，それはガスタービンの熱効率及び出力の低下に繋がることから，より高効率の冷却方式が必要とされる。このため，ガスタービンの高温化の歴史は，より高度な冷却技術開発の歴史でもあった（図７）。

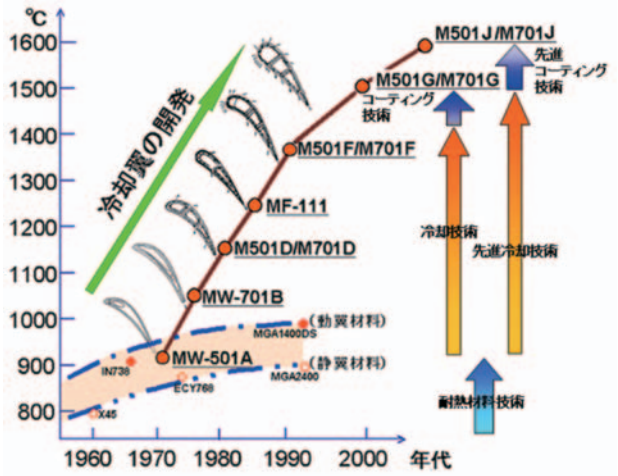


Fig. 7 Evolution of cooling technology

大型産業用ガスタービンのタービン１段動静翼冷却構造の変遷を図８に示す。タービン１段静翼では，D形では翼を３個のキャビティーに仕切った上でインピンジメント冷却と円孔フィルム冷却にて冷却し，インサートの挿入出来ない翼後縁にはピンフィンが配されている。これがF形では，同様の構造に加え，翼前縁にはシャワーヘッド冷却が用いられている。更にG形では加工法の進歩により，出口を広げたシェイプトフィルム冷却孔による全面フィルム冷却が採用されている。

一方，タービン１段動翼の冷却では，D形では単純なマルチホール冷却であったのに対し，1350℃級F形のタービン１段動翼ではタービュレーター付きサーペンタイン流路を採用し，また，世界で初めて産業用ガスタービンとしてタービン動翼にフィルム冷却が採用されている。G形ではタービン１段動翼においてもシェイプトフィルム冷却が採用され熱負荷の低減を図っている。

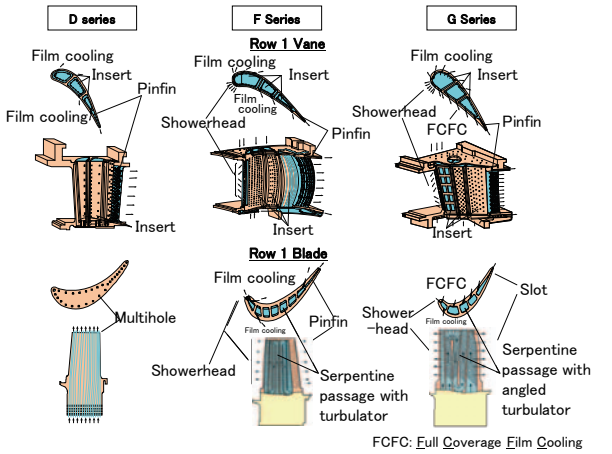


Fig. 8 Cooling configuration of 1st vane and blade of MHPS's gas turbines

2.4　1600℃級ガスタービンの開発[4]

M501J形は，豊富な運転実績のあるタービン入口温度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1700℃級の最先端の技術開発の成果を適用することにより，タービン入口温度1600℃が達成可能となった（図９）。なお，図９に示すH形はタービン動静翼にも蒸気冷却を採用した1500℃級ガスタービンであり，圧力比25の高圧力比圧縮機を採用し実証されている。タービン入口温度の上昇及び最新の要素技術の採用により，GTCC発電端熱効率は従来機と比べて大きく上昇し，M501J形では61.5％以上（ISO，標準条件，低位発熱量基準）も達成可能となる（表１）。また，CO_2排出量は，従来型石炭焚き火力発電所を天然ガス焚きJ形コンバインドサイクル発電所に置き換えた場合，約６割の削減が可能となる。以下では，図10に示すM501J形の技術的な特徴について紹介する。

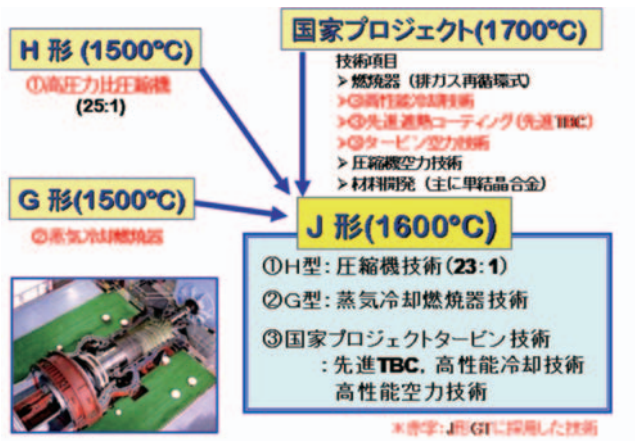


Fig. 9 Technologies applied to M501J type GT

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

Table 1　Performance comparison of M501G and M501J

型式	M501G	M501J
タービン入口温度	1500℃	1600℃
回転数	3600rpm	3600rpm
GT 出力(発電端)	267MW	327MW
CC 出力(発電端)	399MW	470MW
CC 効率 (発電端, LHV, ISO ベース)	58%以上	61.5%以上
圧縮機/圧力比	17 段/20	15 段/23
燃焼器	16 缶	16 缶
タービン	1～3段動静翼　空気冷却 4段動静翼　無冷却	1～4段動翼　空気冷却 1～3段静翼　空気冷却 4段静翼　無冷却

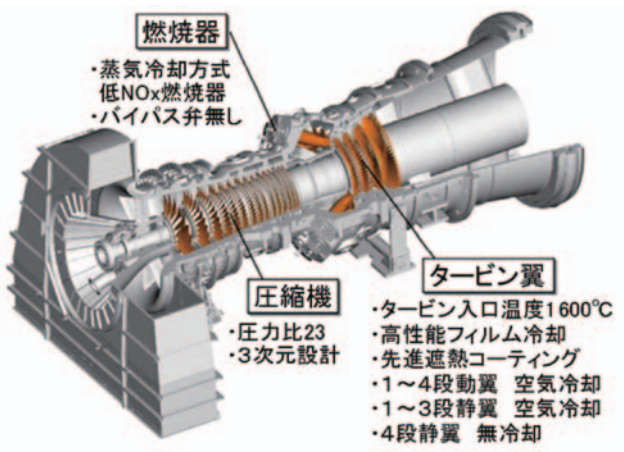


Fig. 10　Characteristics of applied to M501J type GT

2.4.1　全体構造

M501J形の基本構造は，実績のあるF/G形をベースとした設計としており，①発電機との接続は，熱伸びなどの影響が小さく，フレキシブルカップリング等が不要な圧縮機軸端駆動方式，②ローターは，圧縮機側軸受とタービン側軸受に支えられた２軸受構造，③GTCCプラントの配置に最適な軸流排気タービン，④圧縮機ローターはトルクピンを挟んだディスクをボルト結合し，タービンロータはカービックカップリングを持つディスクをボルトで結合し，トルクを確実に伝えるローター構造，などの特徴を継承している。

2.4.2　圧縮機

M501J形圧縮機は圧力比23の15段軸流方式であり，圧力比25のH形圧縮機の技術を基に設計された。性能向上のために，３次元先進設計を適用し，前方段の衝撃波損失及び中後方段での摩擦損失を低減している。このコンセプトは３次元CFDにて評価後，実機スケールモデルでの高速試験圧縮機（HSRC）にて検証を行った。また，圧縮機の起動中は，低圧・中圧・高圧の３段から抽気が行われ，入口案内翼（IGV）と前方３段の可変静翼（VV）を制御することで，起動中の旋回失速を抑えるとともに，GTCCの部分負荷性能の改善を図っている。

2.4.3　燃焼器

M501J形燃焼器は，G形にて実績のある回収型蒸気冷却方式を採用した。タービン入口温度はG形の1500℃から1600℃に100℃上昇しているが，燃料と空気のより均質な混合を目的とした燃焼器ノズル周りの改良（図 11）により燃焼領域の局所火炎温度を低減するなどの低NO_X化技術を適用し，G形と同等のNO_X排出濃度に抑えている。燃焼器は，気流試験，大気圧燃焼試験，高圧燃焼試験にて性能，信頼性を検証し詳細設計に反映している。

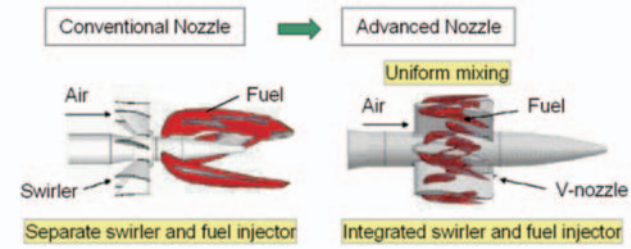


Fig. 11　Fuel nozzle improvement for M501J combustor

2.4.4　タービン

タービンは，軸流形４段の高負荷・高性能タービンである。性能向上のためG形に採用した完全３次元設計に加え，国家プロジェクト1700℃級ガスタービンにて開発されたタービン空力技術，すなわち，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。G形からの温度上昇100℃のうち，国家プロジェクトにて開発された技術，すなわち高性能冷却技術により約50℃，より遮熱性を高めた先進遮熱コーティング（先進TBC：Thermal Barrier Coating）により約50℃の温度上昇に寄与している（図７）。

タービン１～４段動翼及び１～３段静翼には空冷翼であり，G形の４段動翼は無冷却翼であったが，J形ではタービン入口温度上昇に伴い冷却翼とした。翼材料は，F/G形でも使用された実績のあるもので，動翼にMGA1400（Mitsubishi Gas Turbine Alloy 1400），静翼にMGA2400を採用，１～３段動翼は一方向凝固翼（DS）としている。

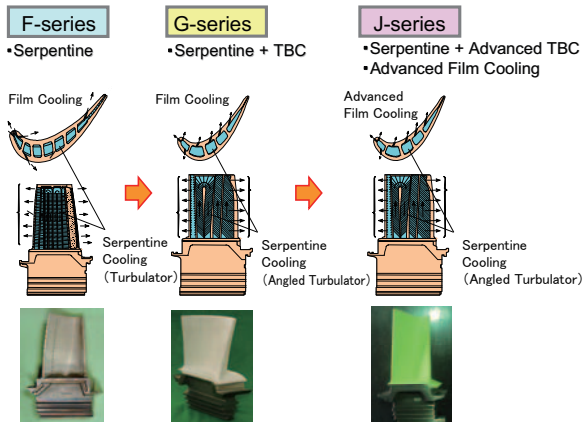


Fig. 12　Comparison of 1st blade cooling configurations

図12に示すとおり冷却構造は，F形，G形と年々高度化され，J形は先述のとおり国家プロジェクトにて開発

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

された高性能冷却技術である高性能フィルム冷却や先進TBCを採用している。高性能フィルム冷却については，平板での要素試験にて最適なフィルム形状を絞込み，大型低速回転試験や中圧翼列試験にてフィルム効率の検証を実施した後，MHPS高砂工場内実証設備（T地点）のM501G形に採用し有効性を確認した。これらの試験結果を反映してJ形のタービン翼は設計され，実圧高温翼列試験を実施後，M501J形初号機にて最終試験を行った。また，先進TBCについても，T地点M501G形のタービン翼に施工し長期実機検証した後，J形タービン翼の実圧高温翼列試験にて検証した。

3．1600℃級ガスタービンの実証発電設備での検証[9]

M501J形の開発においては，基本設計段階における各要素の検証試験結果を，詳細設計に反映し，最終的に実証発電設備にて実機検証後，商用機を製作している。

図13はMHPS高砂工場所内にあるガスタービン複合サイクル発電プラント実証設備（通称T地点）の外観である。T地点は，M501Gガスタービン，蒸気タービン，排熱回収ボイラ（HRSG）を備えた実証設備複合サイクル発電所として建設され，1997年１月から2010年10月まで39253時間，起動回数2301回の運転を行い，M501G形の性能向上及び信頼性向上に大きく寄与した。

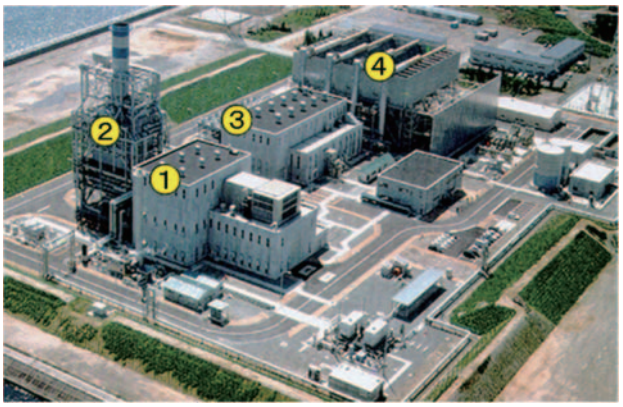


Fig. 13　Bird's-eyeview of T-point verification plant

T地点では2011年７月よりM501J形の長期信頼性実証運転を行っており，2015年３月末時点で運転時間20722時間，起動回数186回に達し，順調に実証運転を継続している。図14は，2015年３月の点検結果を示しており，各部品の健全性を確認した。

T地点で実証したM501J形の商用機は，これまでに合計34台を受注して順次出荷されており，2012年より試運転を開始した。すでに順調に運転実績を重ね，現在まで累計11万時間以上の運転時間，1800回以上の起動回数を達成した。特に韓国ではその電力需要に応じて，既にM501Jガスタービンを14台受注しており，うち４プラント10台が運開している（2015年３月現在）。

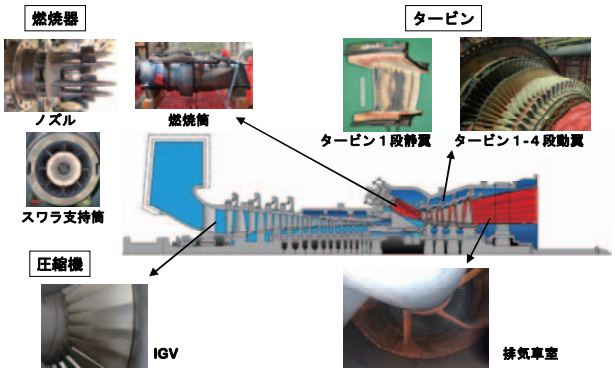


Fig. 14　Inspection result of M501J at T-point as of Mar. 2015 (20722hrs/186starts)

4．次世代のガスタービン開発[9],[10]

J形GTでは，燃焼器に蒸気冷却方式を採用しているが，高いタービン入口温度を維持したまま空冷化できれば，GTCCの更なる高効率化と運用性改善が期待できる。MHPSでは，次世代GTCC技術の開発としてT1Tの高温化を指向した強制空冷システムなど空冷式1650℃級ガスタービンの要素技術開発に着手し，目標複合発電効率63%，2020年代の実用化を目指して取り組んでおり，今般，T地点にてシステム全体の実機検証試験を完了した。

図15に強制空冷システムの概略図を示す。

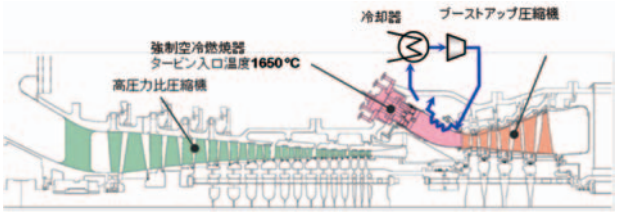


Fig. 15　Forced air cooling system

このシステムは圧縮機出口（燃焼器車室）から抽気した空気を強制冷却空気冷却器にて冷却し，その後強制冷却空気圧縮機で昇圧して燃焼器の冷却に用いたのち車室に戻す冷却系統としており，以下の特徴を持つ。

(1)強制冷却空気冷却器の排熱をボトミングサイクルに回収することで効率のよいシステムとすることが可能

(2)燃焼器冷却構造を最適化することで蒸気冷却と同等以上の冷却性能にすることが可能

(3)蒸気冷却に比べ起動時間の短縮が可能

強制空冷システムを採用した次世代GTCCの効率向上には，少ない冷却空気量で効率的に冷却可能な燃焼器を開発し，強制冷却空気冷却器排熱及び強制冷却空気圧縮機動力を低減することが重要である。

図16に強制空冷燃焼筒の冷却構造の概略を示す。冷却構造は，J形が採用している蒸気冷却同様に対流伝熱を利用したMT-FIN構造を採用した。燃焼器の上流側は，燃焼器室内の空気により冷却し，下流側に強制冷却範囲を限定することにより，強制冷却空気量の最小化を図っ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

た。この強制空冷燃焼器は，高圧燃焼試験設備にて冷却性能及び燃焼性に問題ないことを確認した上で，図17に示すとおりT地点での実機検証でも冷却空気量変化時の挙動も含め問題無いことを確認した。その他，燃焼振動特性，排ガスエミッションも特に問題なく，安定運用可能であることを確認した。

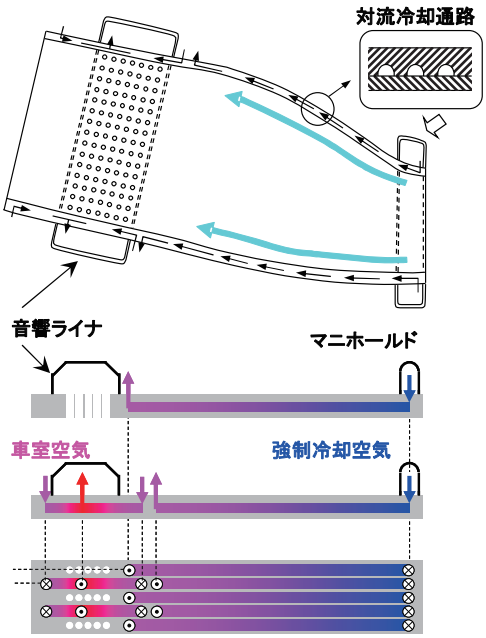


Fig. 16　Combustion liner of forced air cooled combustor

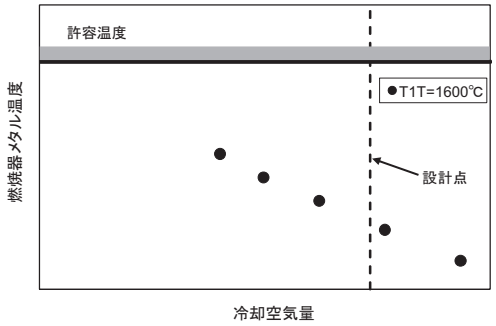


Fig. 17　Combustion liner metal temperature

また，システム全体としてはT地点での試験では，強制空冷システムの運用性，すなわち起動停止，負荷変化，負荷遮断，トリップといった過渡的な変化に対する追従性を検証し，すべて問題ないことを確認した。

今後は，この強制空冷システムを中核とした1650℃級次世代GTCCの開発を進め，更なる省エネルギー・低公害化の社会的ニーズに応えていく。現在，2020年の実証開始を目標に開発を進めており，G形，J形同様，新たな実証設備にて着実に検証を行っていく予定である。

5．まとめ

ガスタービンコンバインドサイクル発電（GTCC）は化石燃料を使用する最もクリーンかつ高効率な発電設備として，環境，経済の両面に優れ，社会での期待が大きい。当社は，2004年から参画した国家プロジェクト“1700℃級超高温ガスタービン要素技術開発”の開発成果を活用して，世界初のタービン入口温度1600℃の高効率機M501J形を開発，実証に成功した。さらに，その先の1650℃級強制空冷燃焼器を採用したさらなる高効率機の開発をも進め，システム全体の実機検証試験を完了した。これらのガスタービンは，高い性能と運用性を兼ね備えた高効率機として，今後電源の多様化・分散化が進む中で，世界の電力安定供給に貢献していく。

6．引用文献

(1)　武石賢一郎，“発電用ガスタービンエンジン技術の発展，”日本機械学会誌，112，pp.876-879，2009.
(2)　K.Kawakami，J.Kawai and M.Nagai，Design and Operating Experience of GTCC Power Plant（Kawasaki Thermal Power Station Group1 of Tokyo Electric Power Company）with Gas Turbine Inlet Temperature of 1500 ℃，Mitsubishi Heavy Industries Technical Review，vol. 46，pp. 31-35，2009.
(3)　Hada,S.,Yuri，M.Masada,J.,Ito,E.，and Tsukagoshi，K,” Evolution and Future Trend of Large Frame Gas Turbines:A New 1600 Degree C, J class Gas Turbine,” ASME Paper GT2012-68574，(2012).
(4)　羽田哲，他，“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，Vol. 49，No. 1（2012），pp.19-24.
(5)　K. Aoyama and S. Mandai，“Development of a Dry Low NOx Combustor for a 120-MW Gas Turbine,” J. of Engineering for Gas Turbines and Power，106，pp.795-800，1984.
(6)　福江一郎，“予混合式低NOx燃焼器，”日本ガスタービン学会誌，29，2，pp.105-106，(2001).
(7)　福泉靖史，他，“大容量ガスタービンの最新技術動向，”三菱重工技報，40，pp.194-199，(2003).
(8)　田中優佑，他，“1700℃級ガスタービンにおける排ガス再循環 低NOx 燃焼システムの開発，”三菱重工技報，50，1，(2013)，pp. 2-7.
(9)　羽田哲，他，”発電用高効率ガスタービンとその運転実績”，三菱重工技報，Vol. 52，No. 2（2015），pp.2-9
(10)　羽田哲，他，“次世代ガスタービンコンバインドサイクル発電設備の開発”，第43回日本ガスタービン学会定期講演会（米子）講演論文集，(2015).

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

特集：ガスタービンのImprovement/Modification

シーメンス大型ガスタービンの継続的開発について

エドウィン・ヴォルト*1
Edwin WOLT

大築　康彦*1
OTSUKI Yasuhiko

キーワード：ガスタービン，継続的改良，負荷応答性，高効率，高出力，高柔軟性
Gas Turbine, Continuous Improvement, Load Response Rate, High Efficiency, High Output, High Flexibility

1．はじめに

シーメンスの大型ガスタービンの系譜は，1998年にウェスティングハウスを買収したことにより，両社の固有の技術の融合で作られている。各社の起源に遡ると，共に第二次世界大戦中に辿り着き，シーメンスは世界初のジェットエンジン戦闘機向けに開発されたユンカースユモ004ガスタービンに始まり，ウェスティングハウスはFH1ファントム艦上戦闘機向けのJ30ガスタービンにつながるWE19ガスタービンから始まっている[1]。

図１に参考まで，そのガスタービンを示すが，推力・重量共に１トン以下と言うとても小型なものであった。

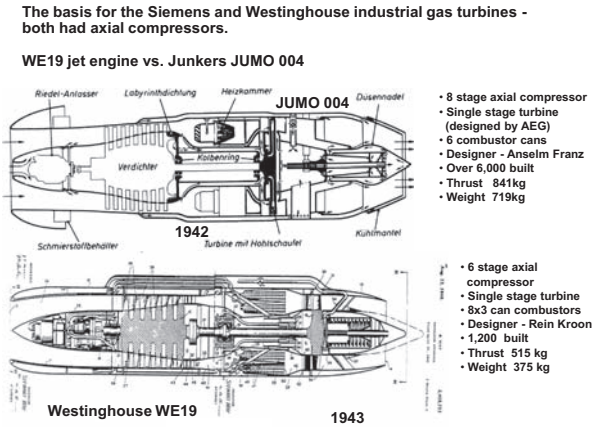


Fig. 1　GT origin of Siemens & Westinghouse

それから約70年，出力400MW，重量450トンにまでなり，現在では，顧客ニーズに応えるべく，産業用GT，航空機転用GT含めて，出力５MWから400MWまでカバーするラインアップを揃えるに至っている[2]。（図２）

本稿では，弊社の大型ガスタービン（SGT5/6-2000E, SGT5-4000F, SGT5/6-8000H）を中心に，これまでの開発経緯と各機の改良の流れを紹介するものである。

原稿受付　2015年７月２日
＊１　シーメンスジャパン㈱　パワー＆ガス事業部
エナジーソリューション
〒141-8644　品川区大崎１-11-１

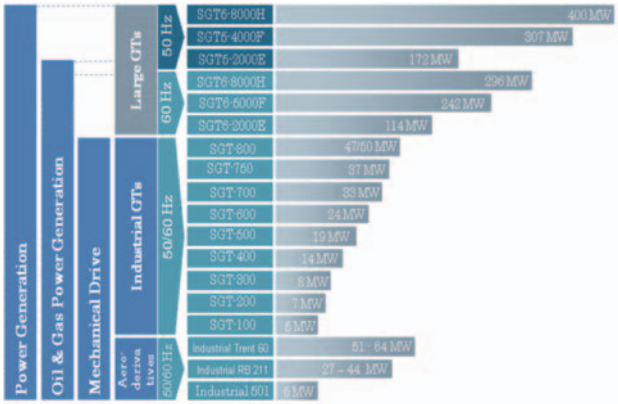


Fig. 2　Siemens gas turbines portfolio

2．大型ガスタービンのラインアップ

2.1　ラインアップの考え方

前述の通り，1998年にウェスティングハウスを買収したことにより，両社のガスタービン機種の整理統合を行っている。現時点での新規販売については，Eクラス機としては50Hz/60Hzともにシーメンス設計機（SGT5/6-2000E:この略称のSGTの後の５は50Hz向け，６は60Hz向け），Fクラス機としては，50Hzはシーメンス設計機（SGT5-4000F），60Hzについては，シーメンス設計機（SGT6-4000F）についても対応しつつ，ウェスティングハウス設計機（SGT6-5000F）を主力としている。また，最新鋭機であるHクラスについては両社技術を融合/改良を施して設計を行った完全融合設計機（SGT5/6-8000H）を戦略販売機種としている。（図３）

この戦略販売機種の中の下位機種においては，開発後も顧客ニーズやその後のR&Dの成果，上位機種技術の取り込みを行い，継続的に高効率化，高出力化，高柔軟性を主眼としてマイナーチェンジが行われながら，競争力を維持している。これら各機の継続的なマイナーチェンジの活動を説明する。

2.2　SGT5/6 -2000Eガスタービン[3]

２缶の大型のサイロ型燃焼器を大きな特徴とするEクラスのガスタービンである。（図４）

本機は1981年の初号機が商用運転開始後，500台以上が運転を行っており，未だに一定の受注量が見込める

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

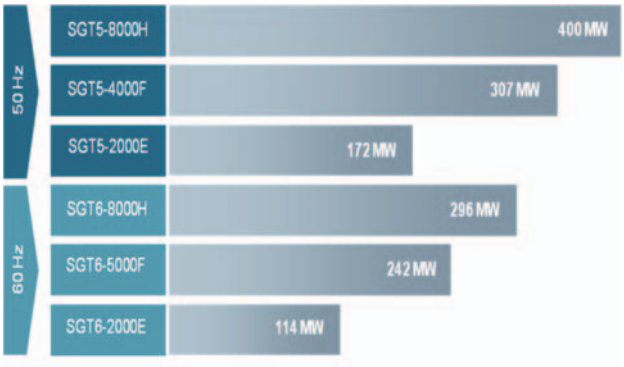


Fig. 3　Siemens large GT line-ups

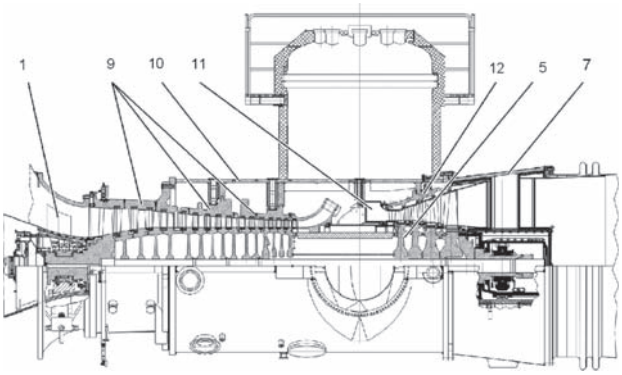


Fig. 4　SGT5/6-2000E[1]

ベストセラー機の１つである。最上位機種と比較し，効率/出力で劣るにも関わらず，依然受注を得る理由は，様々な顧客ニーズ（高効率化/高出力化/高柔軟性）に合わせた継続的マイナーチェンジに他ならない。この各目的に対するマイナーチェンジの展開について説明する。

2.2.1　高効率化，高出力化

Fクラス，Hクラスと言った上位機種で確認された技術を移転することで，高効率・高出力化を図っている。また，ケーシングやロータ等の主要大型部品を変更することなく適用できることを考慮しながら，マイナーチェンジを行うことで，既に運転中のガスタービンの競争力維持に貢献している。（図５）

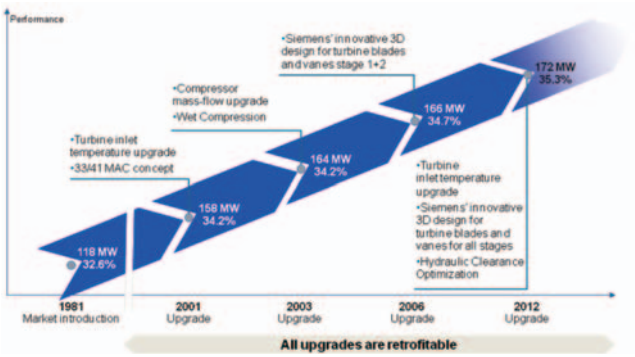


Fig. 5　SGT5/6-2000E continuous evolution

主要な技術移転は，

・拡散CrコーティングからMCrAlY溶射へ変更
・タービン動静翼冷却の最適化
・圧縮機第１～４段に対して３次元CDA翼設計導入による吸込み流量増
・油圧式翼隙間調整装置の追加
・DLN燃焼器開発

など，1990年代，2000年代に著しく技術的な向上があったものが挙げられる。これらの最新技術を移転することで，競争力向上を図り続けている。

2.2.2　高柔軟性

しかしながら，どんなにマイナーチェンジを展開しても，効率/出力の面では最新鋭機種に敵うことは無い。ここで重要になってくるのは，様々な顧客ニーズに対応できる柔軟性を向上するためのマイナーチェンジ，オプションの提供である。ここでは，その柔軟性のオプションのいくつかを紹介する。

まずは，低NOx化である。燃焼器のDLN化は当然であるが，更なる燃焼器の形状改善を行い，若干の出力低下での運用で，NOx濃度を一桁にまで抑えることのできるオプションを提案している。運転される地域の環境規制値に依存するが，ここまでのNOx濃度が実現できれば，脱硝装置を不要で運転できる場合もあり，その際には非常に魅力的なオプションとなっている。（図６）

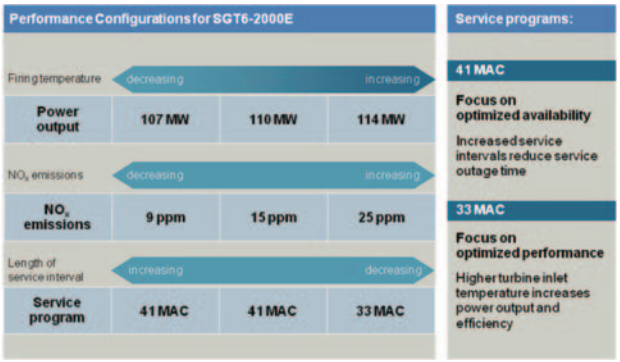


Fig. 6　NOx/Service interval option – SGT5/6-2000E

ガスタービンの場合，定検周期も重要な要素となる。効率よりも稼働率を重視する顧客のために，低NOxオプションと同様に若干出力を絞ることで（図６），高温部品点検を行うことなく，５年に一度，本格点検を行うのみで運用をしていくオプションを提供している。これにより，長期停止は５年間不要であり，メンテナンスコストの大幅削減だけではなく，停止期の代替電力の手配の面倒も非常に少なくなる。（図７）

加えて，柔軟性と言う意味では，特殊な燃料を燃やして発電したいと言うニーズも多くある。SGT5/6-2000Eのサイロ型燃焼器は非常に大型の燃焼器であり，燃焼火炎の制御が容易であるために，様々な燃焼速度の燃料を燃やすことができる特徴を活かし，IGCC向けのシンガ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

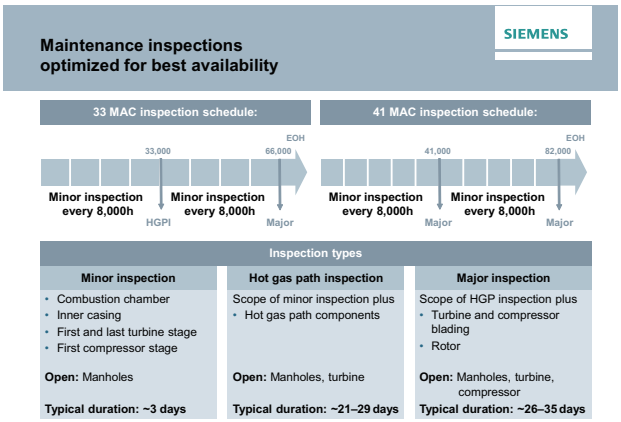


Fig. 7　Maintenance interval option – SGT5/6-2000E

ス，低カロリー燃料，硫化水素リッチ等の特殊なガス燃料からナフサや重油等の液体燃料までの対応が可能である。（図８）

他にも，緊急の出力増強対策としての運転点の燃焼温度を上昇させるピークモード運転，夏場出力増強対策の吸気冷却，全般的な出力増強対策として，100%湿度以上の水を噴霧するウェットコンプレッション，部分負荷効率向上対策の吸気加温システム等，様々なオプションを展開することで，顧客ニーズに合わせた提案ができる機種に仕上がっている。特に，燃料を安価で手配でき，効率を比較的重視していない顧客にとっては，依然，魅力的な機種と見做されており，コンスタントに発注を頂いている。

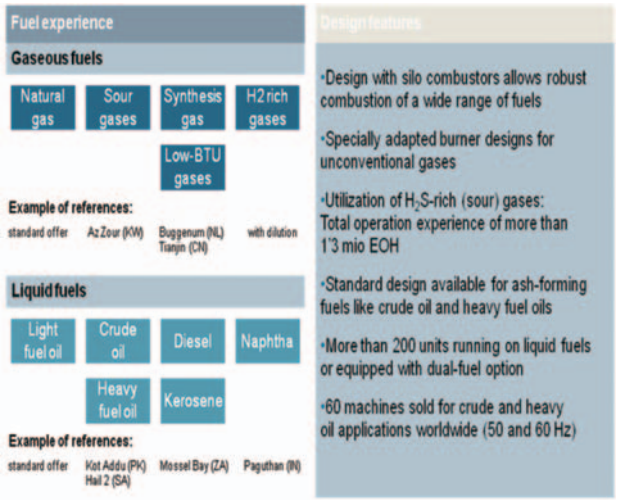


Fig. 8　Fuel flexibility – SGT5/6-2000E

2.3　SGT5 -4000Fガスタービン[4]

Fクラスの代表例としてSGT5-4000Fを取りあげる。SGT5/6-2000Eの上位機種として設計されたガスタービンであり，初号機は1998年より営業運転を開始し，累計約700台が50Hz/60Hz含めて運転中である。SGT5/6-2000Eとして比較して以下の技術特徴がある。（図９）

・圧縮機全段落３次元CDA翼設計の導入
・前４段落までに可変静翼の導入（第１世代以降は，圧縮機効率の最適化を図り，IGVのみへ変更）
・24のバーナーを持つアニュラー燃焼器
・セラミックタイルを施した燃焼器ライナ

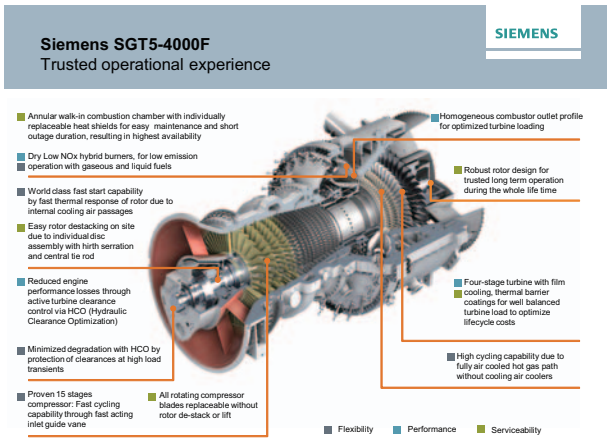


Fig. 9　Technical features – SGT5-4000F

初号機導入後，SGT5-4000Fも同様に継続的なマイナーチェンジが展開されている。この上位機種であるSGT5/6-8000Hの開発実績やその時期のR&D成果を基に，圧縮機の性能向上，タービンの冷却性能を向上させることで，高効率/高出力化を図っており，初号機は効率37.0%，出力240MWであったが，現在では40.0%、307MWにまで性能向上が図られている。（図10）

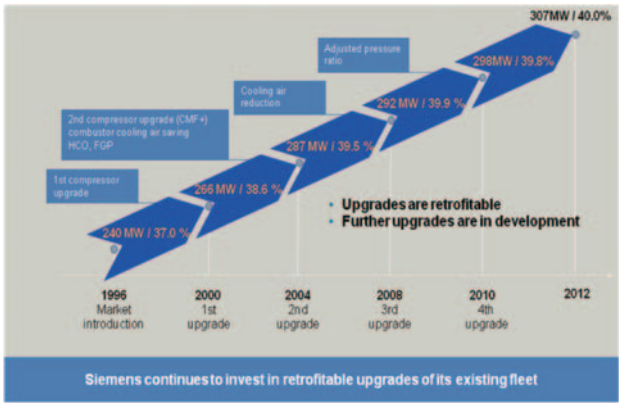


Fig.10　SGT5-4000F continuous evolution

図11に初号機から現在に至るまでの性能向上に寄与する技術開発を示しているが，高出力/高効率化だけではなく，SGT5/6-2000E同様に，燃料性状の柔軟性，短期起動性能，高負荷応答性と言った様な柔軟性についても改善を続けている。

また，顧客へのオプションとして，低NOxを維持した運用負荷帯の拡大やIGV開度Upによるピークモード運転と言ったものも追加され，様々なニーズに応えるべく，日々改良，改善を継続している。（図12）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

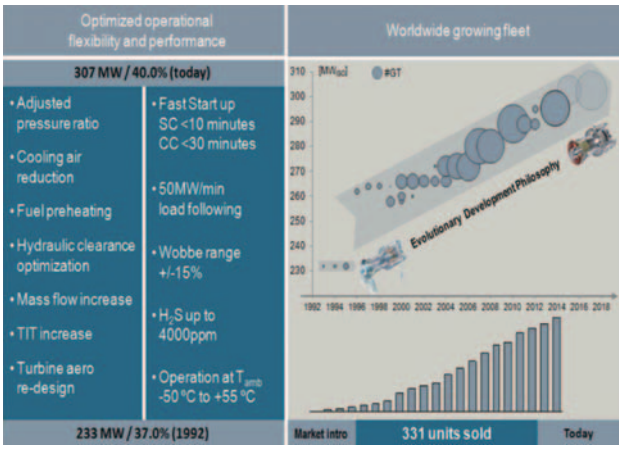


Fig.11　Technical evolution – SGT5-4000F

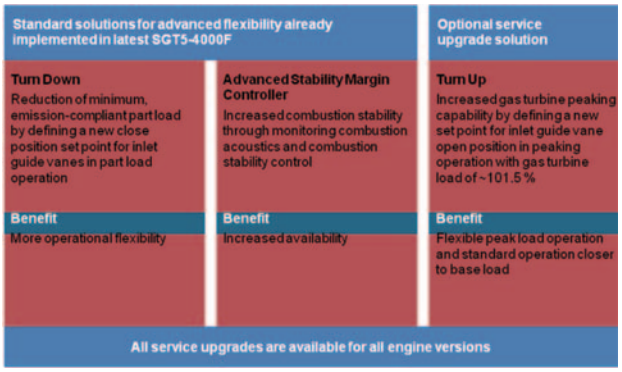


Fig.12　Further options – SGT5-4000F

2.4　SGT5/6 -8000Hガスタービン[5]

前述の通り，SGT5/6-8000Hはシーメンス技術とウェスティングハウス技術の融合で開発された初めての機種であり，2007年にシンプルサイクルとして試験運転を始め，コンバインド化工事を経て，2011年に営業運転へと突入した。この技術融合を説明する前に，まずは図13にシーメンス買収当時の各社の最新鋭機（シーメンス：旧称V94.3A/V84.3A[現在のSGT5-4000F]，ウェスティングハウス：旧称W701F/W501F［現在のSGT6-5000F］）の断面図を示す。

両社の大きな設計的な違いは以下である。

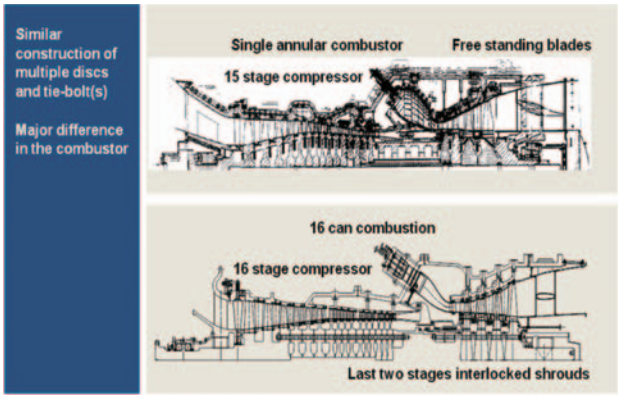


Fig.13 V84.3A / V94.3A and W501F gas turbines 1990's [1]

・圧縮機側の軸受構造
・ロータディスク組立方法
・燃焼器
・タービン動翼後段のシュラウド構造

この両社の技術的経験や設計の考え方を総合的に判断した上で，最適な技術を採用し，既存技術の延長線上で開発を行うものとした。

また，この開発時期において，将来の電力市場環境を見越し，再生エネルギー増加による影響を考慮し，高出力，高効率だけではなく，短期起動性，高負荷応答性，信頼性を非常に重視し，以下の様な特徴を有するガスタービンとなった。（図14）

（各設計特徴についてシーメンス起源をS，ウェスティング起源をWと記載する）

・短期起動性，高負荷応答性を重視し，ウェスティングハウスW501Gガスタービンで培った蒸気冷却方式ではなく，完全空気冷却方式を採用（S/W）
・ガスタービン外部に一切の補助冷却器を有すること無く運転可能とし，自立性の高い短期起動性を実現（S）
・温度変化への追従性の高いシーメンス技術であるセンタータイボルトによるハースセレーションによるディスク積層構造ロータを採用（S）
・部分負荷効率低下を防止するために，４段落までの可変静翼の再採用（S/W）
・油圧式翼隙間調整装置の採用（S）
・構造を簡易化できるように圧縮機側のジャーナル軸受，スラスト軸受別体化（W）
・燃焼試験設備に容易に模擬することが可能なキャニュラー燃焼器（W）
・動翼の強度の観点からタービン4段動翼にのみシュラウド付構造を採用（W）
・試運転結果から，単結晶材は不要と判断し，一方向凝固材にてタービン動静翼を開発（S/W）

これらの技術は全てシーメンスもしくはウェスティングハウスにて培った技術の延長線上にあるものであり，

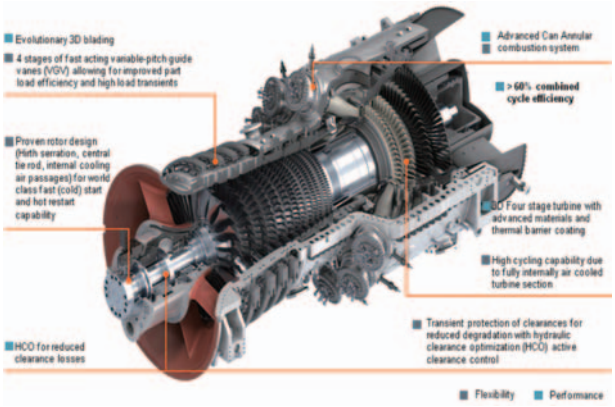


Fig.14　Technical features – SGT5/6-8000H

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

新規技術を導入すること無く，あくまで，既存技術を磨きあげて高効率/高出力ガスタービンを設計した。（図15）特に，完全空冷式を採用したことによる性能低下は，各高温部品の冷却方式の最適化，冷却空気量の最小化を図ることで，極力燃焼温度を上げることなく克服している。

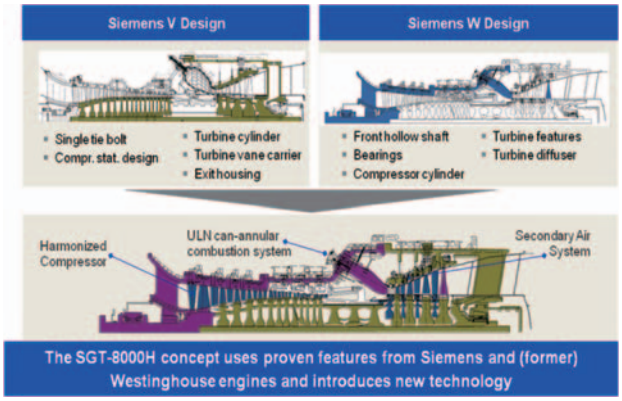


Fig.15 SGT5/6-8000H design concept

これらにより，新規技術による未知なるリスクを取ること無く，ガスタービン単体にて熱効率40%，コンバインドにて送電端60%超の高効率を実現している。また，高負荷応答性として，ホットスタート時に30分にて着火からベース負荷への到達を可能とし，ベース運用からピーク運用まで様々用途に対応可能なガスタービンに仕上がっている。

2015年７月現在，50Hz/60Hz向け合計して，73台を受注しており，このうち16台が営業運転に供している。運転時間としては累積130,000時間にまで到達しており，大きな不具合も無く，Fクラスガスタービンと同等の高い信頼性/稼働率を維持しながら運転を続けている。

このSGT5/6-8000Hについても2011年運開後，様々な運転データ・試運転結果を基にマイナーチェンジ，更なる全体最適化を行い，高負荷応答性を維持しながら，高効率/高出力化を進めている。2015年中には，コンバインドサイクル発電として，世界最高である送電端熱効率61%超の発電所が運開予定であり，現在，鋭意試運転中である。当然のことながら，今後も更なる出力/効率向上を目指し，弛まず開発を進めていく予定である。

加えて，これまで積み重ねてきた運転実績，点検結果を基に，定検間隔の最適化や部品の改良を行いながら，メンテナンスの観点における改善も継続的に進められている。

3．まとめ

シーメンスにおける大型事業用ガスタービンの開発，改良のこれまでの流れを説明してきた。販売しているどの機種においても，その技術で立ち止まることは無く，継続的にUpgradeを展開していることをご理解頂けると思う。このUpgrade展開は，基本的に，最新鋭/上位機種において確認された技術を下位機種に落とし込んでいくことで下位機種の顧客にも更なる競争力をご提案していく流れと，確立された技術を落とし込む時に産み出される設計裕度を違う形に変えることで，顧客の選択肢の柔軟性を産み出していくと言う流れを持っていることが分かる。

前者の流れは高効率/高出力と言った非常に分かりやすいメリットではあるが，後者の流れは，顧客のニーズに合致するアイデアに設計裕度を用いることとなるので，顧客ニーズひいては電力市場の変化に大きく依存するものである。昨今の全世界的な再生エネルギーの急激な拡大，原子力発電に対する環境の変化，地球温暖化によるCO_2規制強化に伴い，エナジーミックスの考え方・方向性も各国様々な動きをみせており，将来の顧客のニーズをしっかり掴むことが非常に重要なファクターとなっている。

加えて，この10～20年の間に，ガスタービン技術は急激に進み，高出力/高効率化が進められてきた。不意なガスタービンのトラブルは電力の需要供給へのインパクトがより大きなものとなり，運転信頼性が今以上に重要なものとなりつつある。

シーメンスとしては今後共，信頼性を維持した高効率/高出力化を目指しつつも，電力市場の将来を見越しながら，国内外含めた顧客ニーズにあったガスタービン新規開発，既存ガスタービン改良を進めていく所存である。

4．引用文献

(1) Diakunchak, I, Kiesow, H.J., and McQuiggan, G., 2008, “The History of the Siemens Gas Turbine”, ASME IGTI Turbo Expo Conference, ICONE14 GT2008-50507.
(2) シーメンスホームページ http://www.energy.siemens.com/hq/en/fossil-power-generation/gas-turbines/（参照2015-7-2）.
(3) シーメンスホームページ http://www.energy.siemens.com/hq/en/fossil-power-generation/gas-turbines/sgt5-2000e.htm#content=Description（参照2015-7-2）.
(4) シーメンスホームページ http://www.energy.siemens.com/hq/en/fossil-power-generation/gas-turbines/sgt5-4000f.htm（参照2015-7-2）.
(5) シーメンスホームページ http://www.energy.siemens.com/hq/en/fossil-power-generation/gas-turbines/sgt5-8000h.htm（参照2015-7-2）.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

特集：ガスタービンのImprovement/Modification

H-25(42)ガスタービンの開発と実機検証試験

松井　智之[*1]　MATSUI Tomoyuki
秋山　　陵[*1]　AKIYAMA Ryo

キーワード：ガスタービン，コンバインドサイクル，Ni基ロータ，TBC，クリアランスコントロールシステム
Gas Turbine，Combined Cycle，Nickel Based Alloy Rotor，Thermal Barrier Coating，Clearance Control System

1．はじめに

H-25形ガスタービンは，1988年に28MW級として三菱日立パワーシステムズ（MHPS，当時日立製作所）が開発した中小型産業用ガスタービンである。H-25形ガスタービンは，1988年の初号機運開以降，国内外で合計171台の納入実績を有し，ほとんどのユニットが現在も継続して運転しており，高い信頼性が確認されている。

図1にH-25形ガスタービンの初号機運開以降の改良経緯を示す。H-25形ガスタービンは1988年のH-25(28)初号機運開から現在までに，燃焼温度上昇や空力，冷却性能改善などによる改良を実施しており，性能及び信頼性の向上を図っている。2003年に開発したH-25(32)[(1)]では，オリジナルのH-25(28)から燃焼温度を40℃上昇し，2008年に初号機を出荷したH-25(35)では，高効率空気圧縮機の採用によりH-25(32)に対してガスタービン出力で+16.7%，同効率で+0.6%の向上を達成した。

一方，同出力帯のガスタービンに対する顧客からの性能向上のニーズは高く他社の開発速度も速いため，H-25ガスタービンについても更なる性能と信頼性の向上を図る必要があった。

以上のことからMHPSでは，2013年からH-25(35)に対してタービン部高効率化，冷却構造改良及び材質改善による冷却空気削減により性能向上を図ったH-25(42)を開発した。開発にあたり新採用技術については要素試験にて検証すると共に，実機による実負荷試験を行いガスタービン全体としての性能向上効果及び信頼性を実証した。実負荷試験の結果，H-25(35)に対してガスタービン出力は10.4%，同効率は4.9%向上した。これにより，40MW級ガスタービンとしては高効率のコンバインド効率53.6%（LHV，2-2-1構成，ISO標準大気条件）となることを確認した。

本稿では，H-25(42)の概要及び各適用技術，要素試験及び実機による実負荷試験の内容を紹介する。

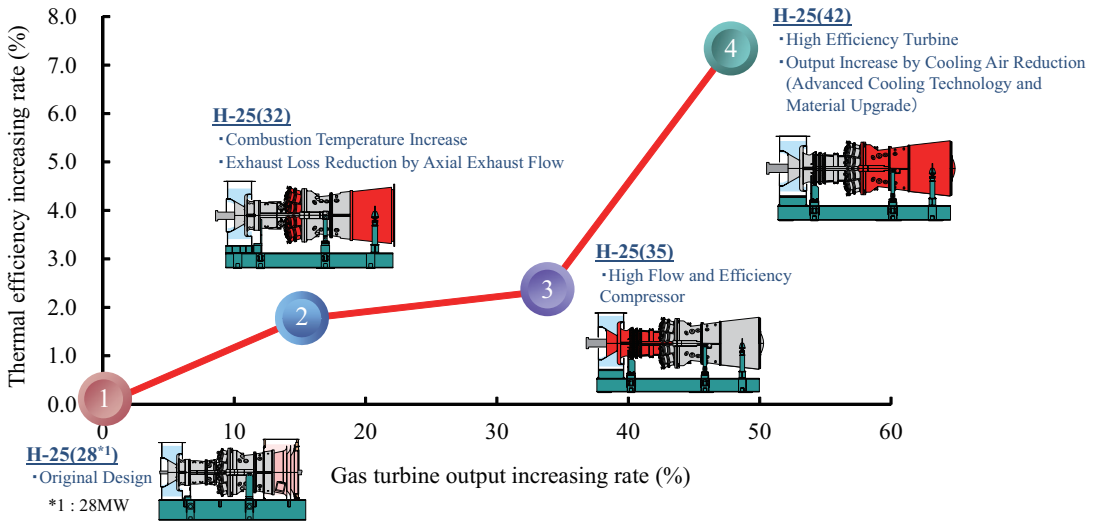


Fig. 1　H-25 gas turbine upgrade history

原稿受付　2015年7月29日
＊1　三菱日立パワーシステムズ㈱
ガスタービン技術本部　日立ガスタービン技術部
〒317-0073　日立市幸町3－1－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

2．H-25(42)の改良点

2.1　H-25(42)の改良方針

H-25(42)では，H-25(35)に対して性能と信頼性の向上を両立する必要がある。そこでH-25(42)では，高温部品の信頼性維持のために燃焼温度はH-25(35)と同一とした。また，H-25(35)にて性能と信頼性が実証されている空気圧縮機についても同一とし，タービン部を中心に性能向上技術を適用した。

図2にH-25(42)におけるH-25(35)からの改良点を示す。H-25(42)では，主にタービン部の冷却構造の改善及び材質の向上により冷却空気を削減し性能向上を図った。適用技術については，TBC（Thermal Barrier Coating）やDS材（Directionally solidified material），ケーシング冷却装置など，弊社のH-100形ガスタービン[2]などで適用実績のある技術を中心に，Ni基ホイールやタービン1段静翼前縁フィルム冷却，エンドウォールコンタリングといった新採用の技術も適用し，性能向上を図った。H-25(42)にて初めて適用する技術については，まず要素試験にて各技術の妥当性を確認し，最終的には実機による実負荷試験によりガスタービン全体としての性能向上量と信頼性を検証した。

2.2　Ni基タービンホイールの適用

H-25(42)では冷却空気削減のため，タービンホイール及びスペーサの材質をH-25(35)の12Cr鋼からジェットエンジン等で適用実績のあるIN718に変更した。

図3に示す通りガスタービンでは，タービンロータ外周側を圧縮機の抽気空気などにより冷却する必要があるが，冷却空気が多いとガスタービン性能が低下する。IN718は析出強化型のNi基合金であり，12Cr鋼に対して優れた高温強度及び粒界強度を有する材料である。

図4にIN718と12Cr鋼のクリープ強度の比較を示す。IN718の方が12Cr鋼に比べてクリープ温度が高いため，タービンロータ外周側の制限温度を上昇することができ冷却空気を削減できる。

図5にタービンの1～3段ホイール及びスペーサにIN718を適用した場合のタービンホイール外周側の冷却空気削減量を示す。IN718の適用によってタービンロータ外周側の冷却空気を50%程度削減している。

タービンホイールへのIN718適用の妥当性を確認するため，図6に示すようにタービンホイールから切り出した試験片にて材料試験を実施し，材料強度を確認した。

試験結果を図7に示す。IN718は12Cr材に対して引張

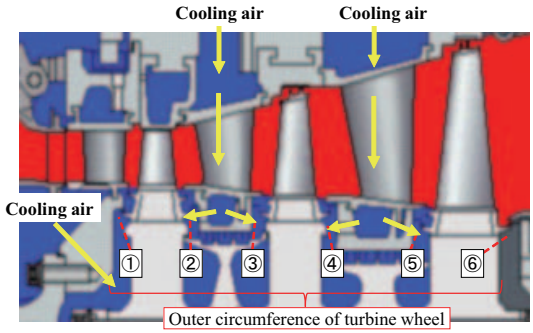


Fig. 3　Cooling air of turbine rotor outer circumference

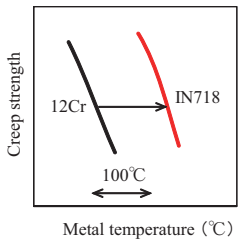


Fig. 4　Creep strength

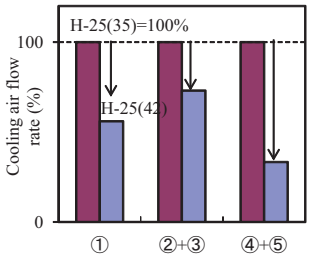


Fig. 5　Comparison of cooling air flow

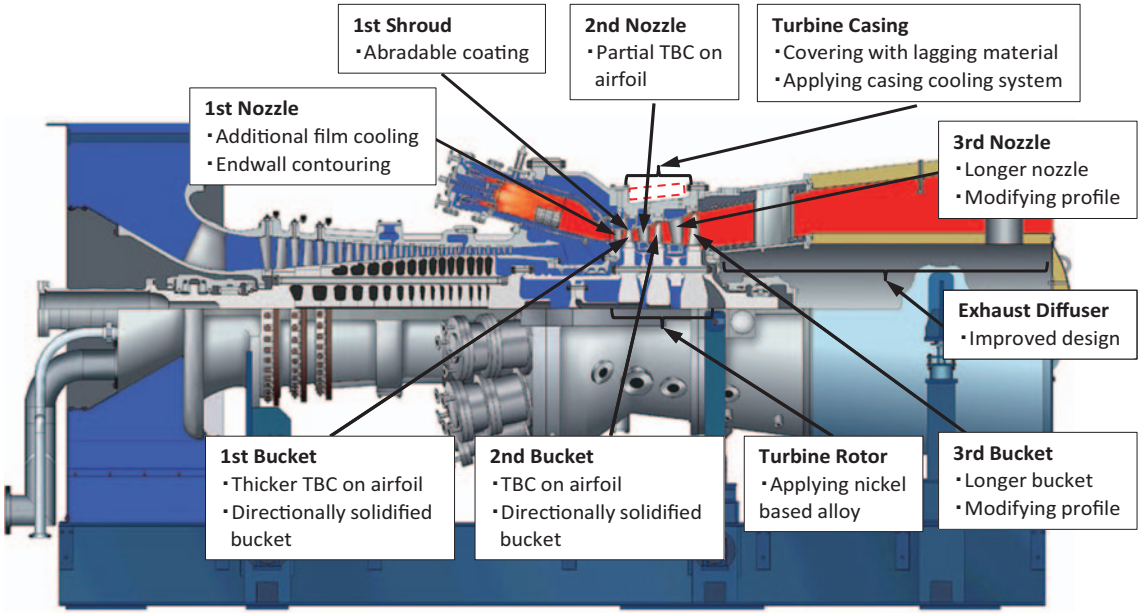


Fig. 2　General H-25 cross section drawing and main design modification item of H-25(42)

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

強度は+60%増加し，クリープ温度は120℃上昇することを確認した。また疲労強度についても，低サイクル疲労強度で+76%，高サイクル疲労強度では+26%と各強度ともに向上することを確認した。

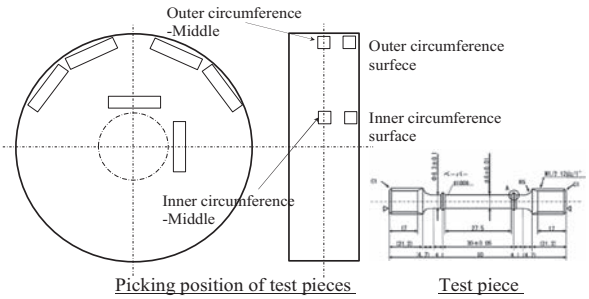


Fig. 6　Test pieces picked from turbine wheel

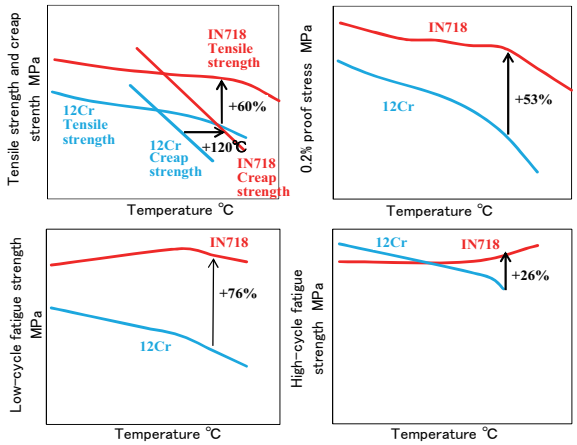


Fig. 7　Result of material test

2.3　タービン１段静翼

2.3.1　前縁フィルム冷却

タービン１段静翼については，熱負荷の高い前縁部にH-25(35)の１段静翼に対してフィルム冷却孔を追加し，前縁から腹側の冷却を強化した。また，翼背側及び後縁部の冷却空気の流量配分を見直した。以上により１段静翼全体としてはH-25(35)に対して15%以上の冷却空気を削減した。

前縁フィルム冷却については，CFDにて冷却孔位置を検討し，PSP（Pressure Sensitive Paint）を用いた翼列風洞試験によりフィルム冷却性能を確認した。PSP試験とは酸素分圧に応じて蛍光強度が変化する塗料を使用して壁面の酸素分圧を計測する試験方法であり，酸素濃度の異なる主流ガスとフィルムガスを使用することで主流ガスとフィルムガスの混合割合を計測し，フィルム冷却効率を評価することができる。

図８に要素試験翼を，図９に翼面上のフィルム冷却効率の計測結果を示す。CFDにより決定したフィルム冷却孔位置において，計画通り前縁から腹側・背側にフィルム冷却空気が流れ十分に冷却されている。

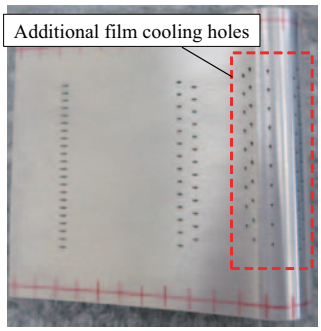


Fig. 8　Additional film cooling holes of 1st nozzle

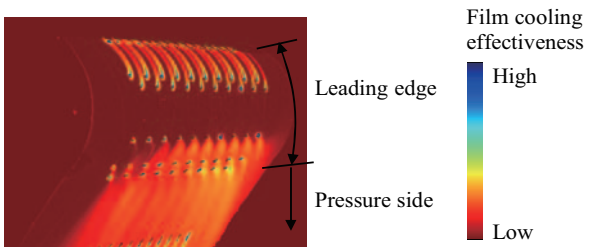


Fig. 9　Result of PSP test

2.3.2　エンドウォールコンタリング

タービン１段静翼の空力性能改善として，図10に示すようにエンドウォールコンタリングを適用し，二次流れ損失の低減を図った。

CFDにより求めたエンドウォールコンタリング適用時の１段静翼の全圧損失のスパン方向分布を図11に示す。エンドウォールコンタリングにより全スパンにおいて全圧損失が低減されている。

図11に示すエンドウォールコンタリングの全圧損失低減効果を検証するため，弊社の所有する空気タービン設備にて要素試験を実施した。図12に空気タービン設備及びエンドウォールコンタリングを施工した１段静翼の模擬翼を示す。要素試験では，静翼入口及び出口，動翼出口に設置した５孔ピトー管（静翼出口は周方向38点，径方向20点計測）により圧力を測定した。また，静翼入口及び動翼出口に設置した３孔及び５孔全温管により全温を測定し，エンドウォールコンタリングの効果を検証した[3]。

図13に試験結果としてエンドウォールコンタリングを適用した１段静翼及び未適用翼での全圧損失のスパン方向分布の比較を示す。エンドウォールコンタリングの適用により，１段静翼の全圧損失がCFD結果と同様に低減されている。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

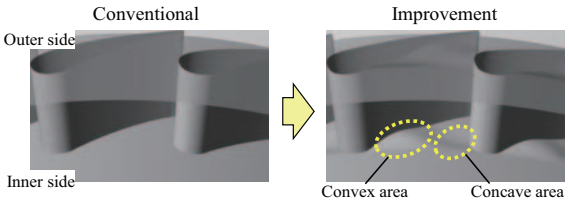


Fig.10 End wall contouring of 1st nozzles

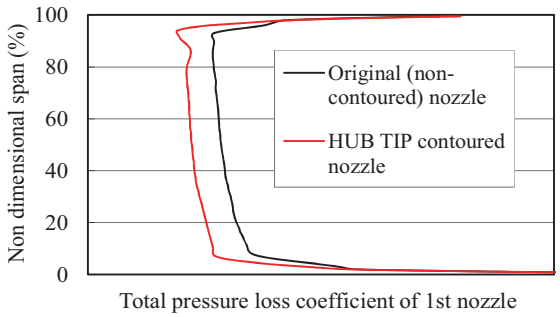


Fig.11 Total pressure loss coefficient of 1st nozzle

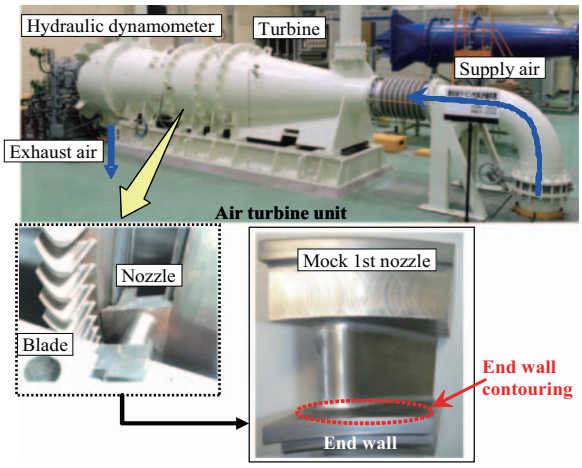


Fig.12 Air turbine unit and mock 1st nozzle with contouring

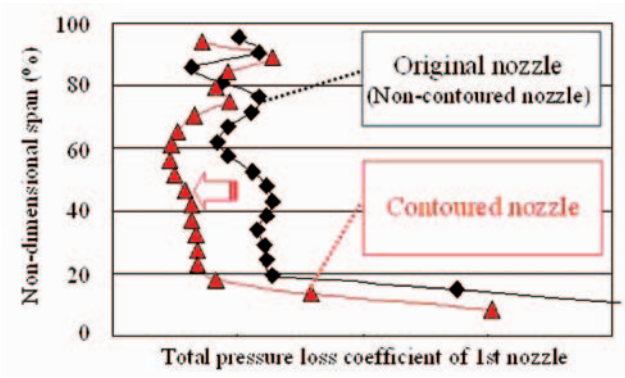


Fig.13 Result of component test of 1st nozzle contouring

2.4　タービン１段動翼

タービン１段動翼については，材質をH-25(35)のCC材（Conventional Cast）からクリープ強度の高いDS材に変更（材料は共にNi基合金）し，冷却空気削減時の強度及び寿命に対する裕度を確保した。また，TBCの厚さをH-25(35)に対して厚くすることによりメタル温度の低減を図った。

以上により，H-25(35)に対して１段動翼全体としては15%以上の冷却空気を削減した。

2.5　タービン３段動静翼

タービン３段動静翼については，出力向上のためH-25(35)に比べて３段静翼で4.7%，３段動翼で8.2%翼高さを増加させた。また，その他の性能向上技術適用による影響も考慮し，翼形についてもH-25(35)の翼から調整した。

2.6　クリアランスコントロール

H-25(42)では，H-100形ガスタービンで採用実績のあるケーシング冷却装置をH-25用に開発し，１段シュラウドに適用したアブレイダブルコーティングと共に，クリアランスコントロールシステムとして適用した。

図14にアブレイダブルコーティングを，図15にH-25(42)に適用したケーシング冷却装置を示す。図16に示す通り，ガスタービンが定格負荷に到達した後にケーシングを冷却空気によりインピンジメント冷却し，タービン動翼先端の間隙を縮小することでガスタービン性能を向上させる。

Fig.14 Abradable coating

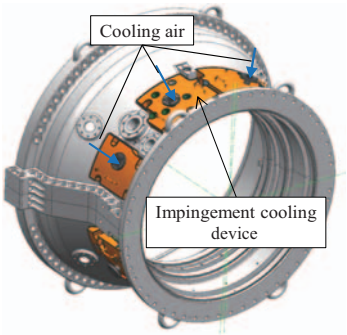


Fig.15 Casing cooling system

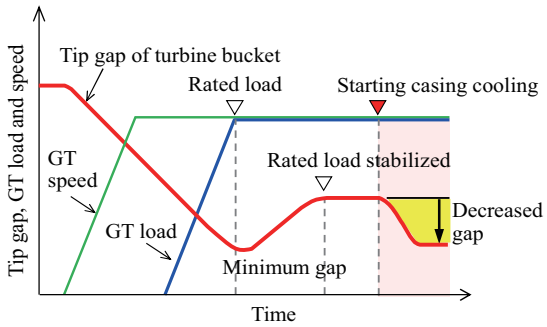


Fig.16 Tip gap behavior of turbine bucket

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

3．実機実負荷試験

弊社のガスタービン開発では，ガスタービン全体としての性能及び信頼性を実証するため，各要素試験に加え実機による実負荷運転試験を実施している。H-25(42)では，2014年から2015年にかけて弊社の日立工場に設けた実負荷試験設備にてH-25(42)実機による実負荷試験を実施し，ガスタービン全体としての性能向上量及び信頼性を検証した。

3.1　実負荷試験概要

図17にH-25(42)実負荷試験を行った試験設備と試験機器構成図を示す。日立工場の実負荷試験設備では，負荷装置としてガスタービンの軸流空気圧縮機を改造した負荷圧縮機を使用している。負荷圧縮機の負荷は負荷圧縮機入口に設けたIGV（Inlet Guide Vane），または吐出系統に設けた負荷調節弁により調節する。試験時の機器構成としては，負荷試験時では増速機を介してH-25(42)ガスタービンと負荷圧縮機，負荷試験用の起動装置を接続する。無負荷試験では，無負荷試験用起動装置と増速機間のカップリングを切り離して無負荷試験用起動装置とガスタービンの構成で試験する。

H-25(42)実負荷試験では，まず無負荷試験により起動特性等を確認した。その後，定格負荷試験によりH-25(42)の定格性能，性能向上技術の効果及び各部の信頼性を確認した。定格負荷試験後は部分負荷試験や大気温度特性試験などを行い，運転条件が変化した場合の各部の信頼性を確認した。

3.2　特殊計測

H-25(42)に適用した各性能向上技術の効果と信頼性を検証するために，実負荷試験では各部に特殊計測を実施した。図18に実負荷試験における主な特殊計測項目を示す。主な性能向上技術を適用したタービン部を中心にメタル温度や翼間の温度圧力分布，翼先端間隙など合計600点以上を計測した。

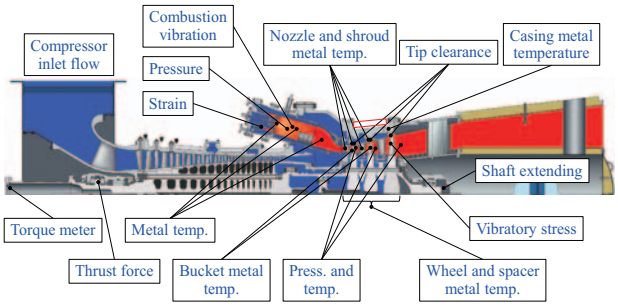


Fig.18　Main measuring points

3.3　特殊計測結果

実負荷試験結果の例としてタービン１段静翼のメタル温度の測定位置と測定結果を図19及び図20に示す。翼の各部ともにメタル温度は制限温度に対して余裕があり，H-25(35)に比べて冷却空気を削減したH-25(42)の１段静翼の信頼性に問題がないことを確認した。

また，タービン１段及び２段動翼については，パイロメータ[4]を使用して翼表面の温度分布を測定した。図21にタービン１段動翼における翼表面の温度分布を示す。各部共に翼表面温度は計画通りであり，メタル温度は制限温度に対して低く良好な結果を得た。

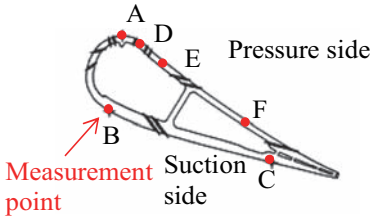


Fig.19　Measurement point of turbine 1st nozzle

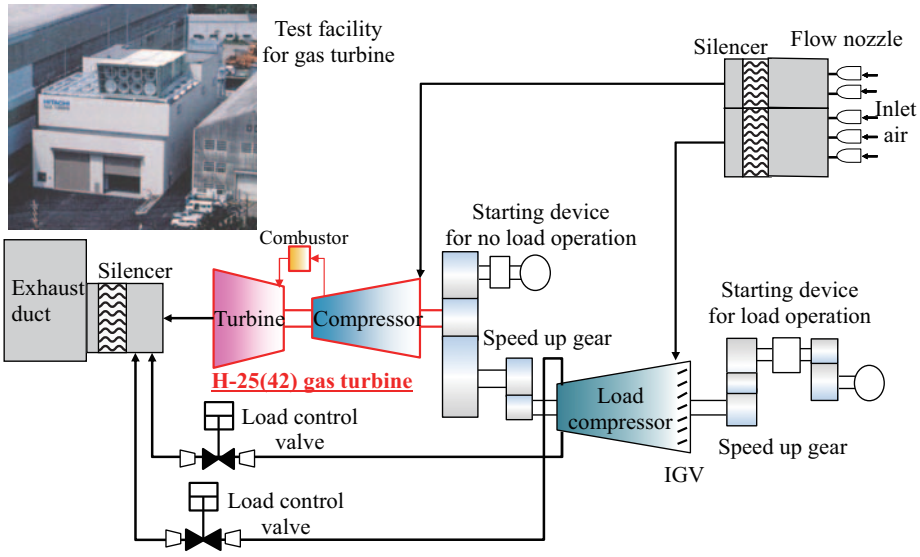


Fig. 17　Test facility and H-25(42) full load test composition

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

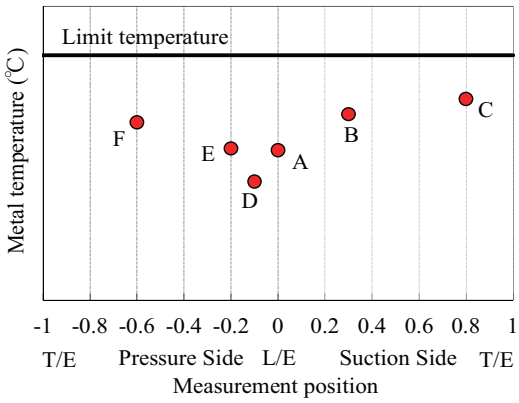


Fig.20 Metal temperature of turbine 1st nozzle

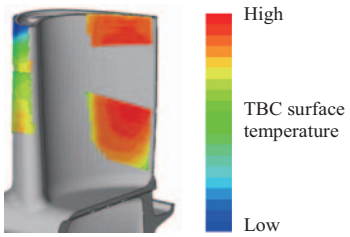


Fig.21 Surface temperature of turbine 1st bucket

3.4 H-25(42)性能評価結果

表1に実機実負荷試験より得られたH-25(35)に対するH-25(42)のガスタービン性能の向上量を纏める。

H-25(35)に対してタービンの高効率化，冷却構造の改良及び材質改善による冷却空気削減により，ガスタービン出力で10.4%，ガスタービン効率で+4.9%，ガスタービン性能が向上する試験結果を得た。また今回の性能向上により40MW級ガスタービンとしては高効率のコンバインド効率53.6%（LHV，2-2-1構成，ISO標準大気条件）となることを確認した。

Table 1 Result of H-25(42) development

No.	Item	Unit	H-25(35)	H-25(42)
1	GT Output	%	Base	+10.4
2	Thermal Efficiency	%	Base	+4.9

4．おわりに

H-25形ガスタービンは，シンプルサイクル，コンバインドサイクルともに高い信頼性と高効率を有する発電プラントとして多くの実績を積み重ねてきた。

H-25(42)の開発では，H-100形ガスタービンで適用実績のある技術とH-25(42)で新採用の技術を適用することにより，性能と信頼性の向上を図った。そして，実機による実負荷試験により，各性能向上技術の妥当性とガスタービン全体としての性能向上量及び信頼性を実証した。

今後も更なる性能向上と信頼性向上に向けて技術開発を進めると共に，燃料の多様化など顧客の様々なニーズに対応した汎用性の高いシステムの開発を進め，社会の発展と地球環境の改善に貢献していく所存である。

5．引用文献

(1) 荒井修，寺西光夫，永井信一，廣瀬俊一，鵜瀬真二，神野賢治“日立H-25ガスタービンの特徴と適用例”，日立評論，Vol.90，No.02（2008），pp34-39.

(2) 村田英太郎，齊藤希，岩本祐一，佐藤鑑三，“高効率ガスタービンH-80の開発”，日立評論，Vol.92，No.04（2010），pp53-56.

(3) Ichiro Miyoshi, Shin'ichi Higuchi, Tadaharu Kishibe, “Improving the Performance of a High Pressure Gas Turbine Stage Using a Profiled Endwall”, ASME Turbo EXPO2013, GT2013-95148,（2013）.

(4) 堀内康広，森崎哲郎，田川久人，“高湿分空気利用ガスタービンにおける動翼温度計測”，第41回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集，A-7，（2013）.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

特集：ガスタービンのImprovement/Modification

非常用中小型ガスタービンの技術改良

楠本　吉昭*1
KUSUMOTO Yoshiaki

キーワード：ガスタービン，非常用発電装置，M1T-26型，ピークカット電源
Gas Turbine，Emergency Power Unit，Type M1T-26，Power Source for Peak Shaving

1．緒言

我が国においては，中小型ガスタービンの適用分野として非常用発電装置用が一大勢力を成し，2013年度のガスタービン出荷統計[1]では台数ベースで８割を占めるに至っている。非常用ガスタービン普及の祖は，1974年の消防法改正による非常用発電装置の設置義務化を背景に，川崎重工が1976年に製品化したPU200型発電装置とその駆動源であるS1A-01型ガスタービン（図１）に遡ることができる。PU200の成功を受け，1980年代に入ると多くの国内メーカーが非常用ガスタービン分野への参入を果たし，1970年代の半ばまでは用途研究の段階にあった小型ガスタービンの実用化が一気に華開いた。

本稿では，我が国で独自の発展を遂げた非常用ガスタービンを中心に，中小型ガスタービンの発展の歴史と設計技術の変遷について，川崎重工での事例を紹介するとともに，今後の方向性についても考察したい。

Fig. 1　Kawasaki S1A-01 gas turbine and its generator set PU200 as the pioneer of emergency power unit in Japan

原稿受付　2015年７月９日
＊１　川崎重工業㈱ガスタービンビジネスセンター
産業ガスタービン技術部
〒673-8666　明石市川崎町１－１

2．発展の歴史

我が国の中小型国産ガスタービンの歴史は参考文献[2]に詳しいが，我が国独特の事情として，非常用発電機向けガスタービンの市場が大きく発展していることがあげられる。これは冒頭で触れたとおり，1974年６月の消防法の改正により遡及して設置が義務付けられることになった非常用発電装置用の原動機として，小型軽量，かつ，冷却水やダミー負荷装置を必要としないガスタービンの特性が我が国の既設建築物に好適であったこと，建設計画の初期段階から基本仕様がスペックインされることの多い非常用発電装置において，その市場拡大の黎明期から参入できたこと，国内の複数メーカーに技術蓄積があり，各社特色のある製品が市場投入され健全な競争がなされてきたこと等の幾つかの好条件が重なった結果と言える。複数のディーゼルエンジンメーカーがこぞってガスタービン事業に参入したことも，非常用ガスタービンの市場認知を高めた事柄としては見逃せない。

出力200kWという小型のS1A-01型から始まった非常用ガスタービンは，その後，相似設計法を用いた出力レンジの拡大とシリーズ化が極めて短期間のうちになされた（図２）。それが可能であった背景には，当時の関係者の努力もさることながら，耐久性や燃費性能よりも起動信頼性に重きを置かれる非常用動力源としての製品特性が影響しているものと思われる。

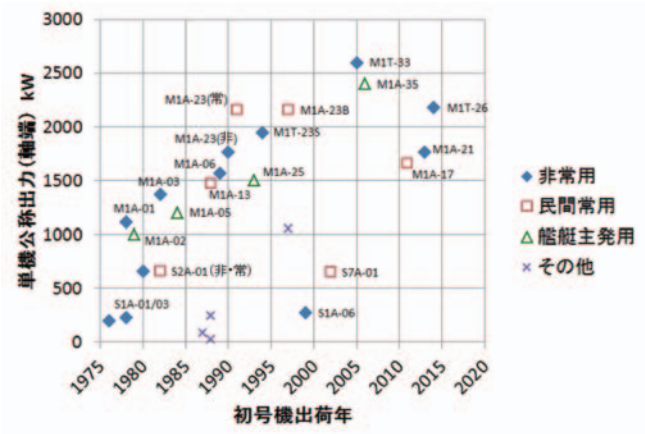


Fig. 2　History of Kawasaki small-middle class Gas Turbine

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

出力レンジの拡大とともに，その用途も消防法の要請による防災用から，情報通信機器のバックアップ電源，排水ポンプの駆動源，移動電源車用などへと幅広く拡大していったが，中でも1979年に護衛艦「はつゆき」の主発電装置として初号機を納入したM1A-02型ガスタービンは，非常用途ではそれまで経験しなかった長時間耐久性という大きな技術課題に挑むことになり，軸受や歯車部品，タービンブレード等の耐久性に関わる深刻なトラブルを経験することになる[3]。国産ガスタービンの育成という顧客の理解を得てトラブルを克服したM1A-02型は，その後M1A-05型，M1A-25型，M1A-35型へと出力を拡大しながら，艦艇用発電装置向け国産ガスタービンの系譜を現在に伝えるとともに，長時間耐久性という大きな技術飛躍を成し遂げ，本格的な国産ベースロード常用機の端緒を開くことになった。

M1A-02での経験を通じて常用ガスタービンの技術的難度を痛感した当社は，その後の新機種開発は常用機が中心となり，非常用機種はその派生型として商品化される流れが出来た。しかしながら，両差の間には要求される製品特性や技術的特徴は大きく異なる。即ち，常用分野では初期導入費用に加えて燃費とメンテナンスコストを含めたライフサイクルコストや環境特性が重視される一方で，非常用分野では起動信頼性を第一に，初期費用の削減圧力が非常に強いが，燃費や環境特性は余り重視されない傾向にある。このため，近年は常用機や航空分野の設計開発で培った高度な設計技術を適用しながら，非常用機の要求特性にマッチした専用機を開発することが行われている。

次節からは，当社における中小型ガスタービンの設計技術の変遷について紹介する。

3．設計技術の変遷

3.1　基本構造と全体計画

S1型の開発に先立ち，川崎重工では輸送機器の動力源を想定したフリータービン式二軸機の試作エンジンKG-72型を自主開発し，各種試験に供してその特性を把握した。この経験を活かし，S1型は発電機駆動用に好適な一軸式とし，遠心圧縮機と軸流タービンを一本のメインシャフトで締め上げ，その両端に軸受を配した簡素なロータ構造と，単筒缶型燃焼器＋スクロールという燃焼器構造を採用した。この構造は，一部の特殊機を除き，5000kW以下の当社製中小型ガスタービンに現在まで連綿と受け継がれている。S1A-01型と後述する最新鋭非常用ガスタービンM1T-26型のコア部断面構造を回転速度比でスケールを合せて図３に示す。

一般に，タービン入口温度（TIT）の高温化が，ガスタービンの技術発展の一つの指標として認識されているが，当社でもM1A-03型で初めて簡易的な中空冷却タービン翼を採用し，それをコージェネレーション用に発展させたM1A-13型の比較的スムーズな量産化を通じてTITの高温化設計に自信を深め，その次のM1A-23型では更なる高温化に挑むことになる。しかしながら，単筒缶型燃焼器の宿命ともいえるスクロールを筆頭に高温部品の耐久性確保に苦労することとなり，その後はTITの高温化は慎重に，空力設計と冷却設計の高度化による高性能化がより強く志向されるようになった。図４に１段タービン動翼の内部冷却通路の変遷を示す。

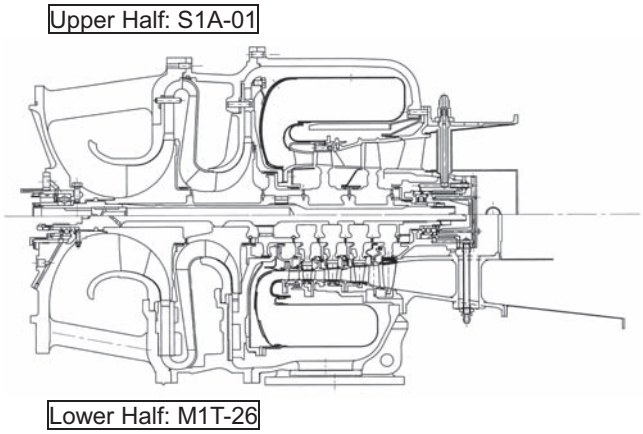


Fig. 3　Cross sections of the core for archaic S1A-01 and latest M1T-26

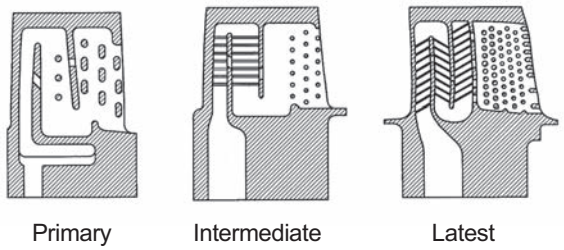


Fig. 4　Development of cooling structure of 1st turbine blade for M1 series Gas Turbine

3.2　最新の非常用専用機の開発手法

ガスタービンの開発試験においては，高温部品の耐久性確認とその検証に大半の労力が割かれると言っても過言ではない。過去，常用機においては高温耐久性の問題に関わる幾多のトラブルを経験しているが，製品寿命の大半を運転待機状態で過ごす非常用機においては，高温耐久性に関わるトラブルは極めて稀である。つまり，非常用ガスタービンは，有事の際にはあらゆる条件下でも確実に稼働して所定の出力を発揮する必要があり，決して高温耐久性も疎かにすることはできないものではあるが，通常の稼働実績を持ってしてもその大半は無負荷の待機運転にて部品寿命を消費してしまうこととなり，真の高温耐久性の評価は正しく出来ないというジレンマを抱えている。このことが，非常用専用機の新規開発をその製品価格に見合う低廉な開発コストで短期間に成し遂げようとする際の大きな壁となっていた。

そこで，大きな開発資源を必要とする高温部材（燃焼器，スクロール，タービン上流段の動・静翼）は常用機

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

との部品共通化を図った非常用専用機種の開発の取り組みが近年行われている。これは，常用機での長時間運用実績を元に非常用機として求められる耐久性に見合うタービン入口温度を再選定した上で，高温耐久性を問われない圧縮機，タービンの下流段動・静翼，及び，それに続く排気ディフューザを新規設計することで，ベース機の性能向上と出力増強を図り，小型化とコストダウン（出力単価の低減）を目指すものである。この手法を用いて開発された最新鋭の5000kVA用非常用ガスタービンであるM1T-26型の事例を紹介する。

ベース機は常用M1A-23/25型の非常用派生型であるM1T-23S型（4500kVA用）とし，軸受，ケーシング，燃焼器，スクロール，１～３段タービン動・静翼，タービンノズルサポート等をベース機と共通とする一方で，圧縮機と最終段タービンの動・静翼，排気ディフューザを，後述する最新の要素設計技術を適用して新設計し，TITをベース機と同等に抑えたまま１割強の出力増強を達成した（図５，及び，表１）。これによって，非常用機として十分な耐久性を維持したまま，エンジンサイズが従来の5000kVA用に用いられていたM1T-33A型に比べて一回り小さいM1T-23S型と同レベルにまでコンパクト化され大幅な小型・軽量化を実現すると同時に，要素性能の改善による低燃費化も達成された。図３のS1A-01との回転速度比でスケールを合わせたサイズ比較では両者は概ね一致し，回転速度と寸法の相似則は保たれているが，相似則によれば回転速度比の二乗に逆比例して5.8倍となるべき出力については，12.5倍にまで増加しており，出力密度が大きく向上していることが分かる。

なお，当機が組み込まれた新型PU5000非常用発電装置は，2014年より販売活動を開始し，2015年内の初号機納入を予定している。

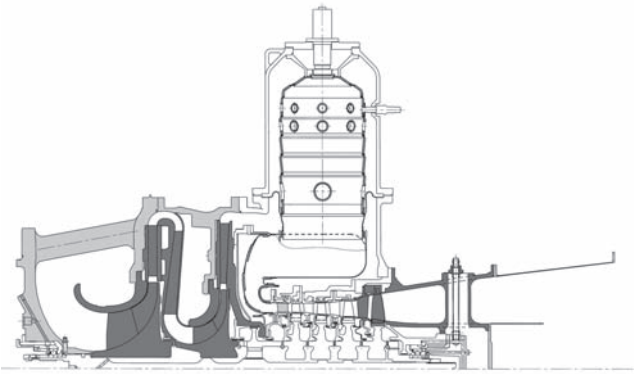


Fig. 5 Cross sections of M1T-26 gas turbine
New design parts and minor changing parts are painted dark and light respectively. The others are same as M1T-23S.

Tabel 1 Specification of M1T-26 comparing with conventional M1T-33A and fundamental M1T-23S

Item	unit	M1T-33A	M1T-26	M1T-23S
Power (*1)	kW	4,000		3,600
Fuel consumption (*2)	L/h	1,810	1,750	1,500
Air flow	kg/s	12.6	9.4	7.8
Exhaust gas temp.	℃	540	630	655
Engine Weight	t	14.70	7.95	7.70

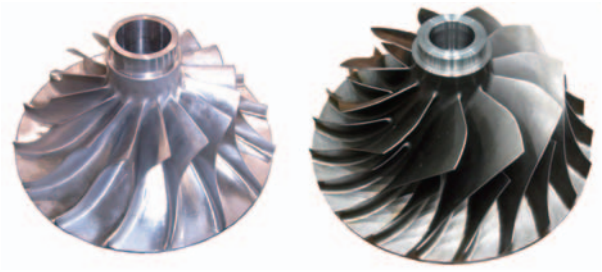
Notes; All items are calculated in the condition at ambient temp.:40℃, altitude:150m, Inlet/Exhaust duct loss: 0.98/2.94kPa.
*1)at Generator End, *2) with Heavy Oil type-A

3.3 遠心圧縮機

中小型ガスタービンに採用されている遠心圧縮機は，三次元性の強い流れであり，比較的早くからCFD設計技術の適用が試みられてきた軸流圧縮機とは対称的に，長らく一次元流れ理論と経験に基づく幾何法則に従って翼形の設計が行われ，試作された試験部品に修正を加えながら，実機試験でトライ＆エラーを繰り返して形状を追い込んでいく手法が採られていた。

2000年頃より三次元NSコードの急速な発展を受けて，二次流れや衝撃波損失の把握が正確に出来るようになり，圧縮機翼の大流量・高負荷化と断熱効率の向上が成されている。また，インペラとディフューザのマッチング評価も机上でかなりの精度でもって行えるようになったことで，実機試験段階における手直し範囲が小さくなり，これに関わる費用や期間はそれ以前の旧来手法から比べると格段に圧縮できるようになった。さらに近年は，遺伝的アルゴリズムを用いた自動最適化設計ツールを活用して，設計者の経験と勘に頼った設計改善手法では成し得なかったような高性能設計が実現するようになってきている。

自動最適化設計手法を用いて設計された最新鋭の小型ガスタービン用インペラの試作品を初期のS1A-01型のものと比較して図６に示す。インペラ翼形状については，初期のフルブレード形から，近年は標準的にスプリッター形が採用されている。また，風量増加のためにインデューサ部のハブ比が縮小するとともに，入口から出口まで曲率変化の少ない滑らかな翼形状となっている。



for S1A-01 for the latest model

Fig. 6 Comparison of 1st impeller for archaic S1A-01 and for the latest model

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

3.4 燃焼器

非常用燃焼器の技術開発は，起動信頼性の確保と燃料多様化を中心に行われてきた。エンジンが大型化・高圧力比化するにつれて，停止後の燃料ノズルの高温化が進行して残留燃料のコーキングが生じやすくなる問題に対して，燃料掃気システムや低回転冷却運転の技術が開発されている。また，液体燃料とガス燃料のいずれもがシームレスに切換え使用できるDUAL燃焼システムは，1000kVA以上の発電装置においてオプション対応が可能となっている。

一方，常用燃焼器の分野では低エミッション化に向けた熾烈な技術競争がなされており，近年の燃焼器技術開発の中心となっている。川崎重工でも1995年より独自の希薄予混合燃焼器の製品化を行っているが，非常用では，商用系統から切り離された単独の電力網にぶら下がる負荷の急激な変化を受動的に背負いながら運転継続をしなければならないという特性から，繊細な燃料制御が要求される希薄予混合燃焼方式や動作範囲の限られる排ガス浄化装置の適用は技術的に困難であり，日常的なメンテナンスが必要となる水噴射式低NOx燃焼技術の適用もコスト的に現実的なものではない。このような背景から，ガスタービンを含む非常用発電装置については，大気汚染防止法の排出規制適用を猶予されている一方で，商用系統と切り離した非常時の運転しか認められていない。

近年，2011年の東北大震災以降の電力供給不安への対応や，太陽光発電の急速な拡大による商用グリッドの不安定化を受けて，低廉な非常用発電装置をピークカット電源として活用する機運が急速に高まりつつあるが，エミッション規制への対応の必要性から，非常用ガスタービンをそのままピークカット用に用いることはできなかった。こうした中，川崎重工ではM1A-17をベースにした単独DLE運転対応可能な防災兼用常用発電装置を開発し，2014年より販売を開始した[4]。この技術を非常用ガスタービンにも適用させることができれば，ピークカット兼用機の新たな市場が開かれることが大いに期待されるが，非常用途に見合う低コスト化や液体燃料対応等，非常用分野への適用にはまだまだ大きな技術課題も残されており，非常用分野の技術開発としては今後注力していくべき課題のひとつである。

3.5 タービン

タービンの空力設計の基礎となる一次元流れ設計手法は，1970年代のS1A-01型の開発当時からAinley-Mathieson法[5]として既に確立されていたが，そこから導き出される速度三角形を実現する翼形の設計・評価手法は手探りの状態で，独自のCFDコードの開発や等角写像法の適用といった様々な取り組みがなされるが，実用には程遠いものであった。1980年代半ばになって，ようやく当時の計算機能力でも設計実務に供しうる軽快な作業性をもつ二次元EulerコードであるDENTON法[6]が導入され，これと相前後して，一次元流れ設計から空力・強度・伝熱計算まで，タービン設計に供せられる様々な設計ツールを統合した設計システムの構築がなされたことで，タービン設計の作業能率が飛躍的に改善するとともに，要素効率の向上も達成された。更に，2000年頃からは三次元NSコードによる動・静翼一体解析ツールが導入され，翼間のマッチングや二次流れの把握が机上で行えるようになり，三次元形状を適用して二次流れの改善を図った翼形が非常用機種でも採用されるようになった（図７）。また，古典的な一次元計算法では限界のあった遷音速から超音速域にかけての流れも実用上十分な精度で計算できるようになり，高負荷タービン翼の飛躍的な性能向上に繋がっている。最近では，圧縮機と同様に自動最適化設計の導入も進められ，更なる性能向上が図られている。

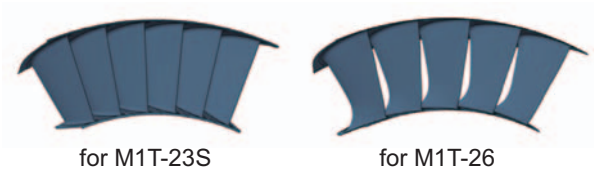


Fig. 7 Comparison of 4th turbine nozzle for preceding M1A-23S and for latest M1T-26

タービンの開発においては，高温部材のメタル温度を正確に把握することが，その耐久性を評価する上で何よりも重要であり，数値計算技術が発達した現在でも，その重要性は衰えていない。回転体の温度計測手法は，過去から様々な方法が試行され，その精度が高められてきた。古くは析出硬化型ステンレス鋼の時効硬度変化を利用した温度計測方法が，タービンディスク等の比較的低温の厚肉部材の温度計測に使用されてきた。示温塗料による薄肉高温部材の温度計測も広く行われている。更に，軸流圧縮機を採用する大型機においては放射温度計を用いた回転翼の非接触温度計測の技術も確立されているが，タービンの外周部にスクロールを有する中小型機種への放射温度計の適用は極めて困難であり，大型機で得られた計測データを活用した温度計測精度の向上が図られている。

3.6 補機・減速機

ガスタービンの作動特性を左右する燃料制御装置は，古くは機械式のガバナ・アクチュエータから，近年は電気式の燃料制御弁が用いられている。デジタル式のエンジン制御装置と電気式燃料制御弁の組合せにより，停止途中からの急速再始動といった各種運転シーケンスの組込が容易となり，顧客要求へのきめ細かな対応がしやすくなった。

非常用機種の主燃料ポンプや潤滑油ポンプを含む配管機器類は，実績を重視して積極的な改良は行われていないが，始動時の着火性の更なる改善を目的に，機付きの始動用燃料ポンプを燃料圧力の立ち上がりがより速くな

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

る電気モータ駆動式への変更が行われている。

減速機については，常用分野では航空機用トランスミッションの高効率設計技術[7]を応用した最新の設計技術が導入されているが，非常用分野では燃費性能は余り重視されないこともあり，実績を重視した保守的な設計が適用されている。

4．中小型ガスタービンの今後の展望

近年，非常用発電装置は，インターネット・データセンター等の大規模情報機器のバックアップ電源用として，大型分野の伸長が著しい反面，1000kVA未満の小型分野でのガスタービンの採用が伸び悩んでおり，急速に大型機へのシフトが進んでいる。これは，大型分野では，小型・軽量というガスタービンのメリットが他の原動機に対して存分に発揮されるのに対し，小型分野では高速ディーゼル機関の技術発展もあり，この利点が薄れてしまったことに主因があると考えられている。しかしながら，最初期のS1型は製品化から40年を迎えようとしているにもかかわらず，その基本設計は初期設計から大きく変化していないという，我々メーカー側の努力不足を指摘する声もある[2]。

2000年前後に一大ムーブメントを巻き起こしたマイクロガスタービンは，残念ながら当初の期待程には普及するに至っていないが，多くの機種で採用されていた高速発電機をガスタービンと同軸で直結・一体化するという先進的な構造に対する親和性は，レシプロ機よりも高く，電力変換装置の発展と相まって，非常用小型ガスタービンの将来の姿の一つとして発展する可能性がある。基礎技術は既に10年以上も前に実証されたものであるから，普及のカギは蓄電池などの他技術に伍して如何に製品機能に見合うコストを実現できるかにかかっていると言ってよい。

メガワットクラスの中型ガスタービンについては，小型軽量という非常用原動機として傑出した特徴を持っており，これに取って代わりうる原動機や電源機器は今しばらく出現しそうにはない。現在，再生可能エネルギーの急速な発展に伴い，世界的に電力供給網の大変革期を迎えているが，高い起動信頼性と急負荷投入・遮断に対する耐性，良好なメンテナンス性といったガスタービンの利点は再生可能エネルギーとの高い親和性を有するポテンシャルを秘めている。現状では系統連系の可否，つまりはエミッション規制への対応可否によって，常用と非常用には厳然たる製品特性の違いが存在するが，再生可能エネルギーの拡大は両者の垣根を取り払う可能性がある。内燃機関を用いた常用自家発電の用途が再生可能エネルギーのバックアップ用に向かうことになれば，燃費や長時間耐久性よりも製品コストが今以上に重要視されるようになり，現在の非常用と常用の長所をあわせ持つガスタービンが求められることになるであろう。

5．おわりに

川崎重工において防災用非常用原動機として産声を上げた僅か200kWの小型ガスタービンは，40年の歳月を経て今や10kW ～ 30MWまでの幅広い用途と出力レンジを擁する一大製品群に発展した。その一方で，自社開発ガスタービン事業の黎明期を支えた関係者はすべて社からは引退されるに至った。事業発展の基礎を築かれた諸先輩方の努力に，ここに改めて敬意を表したい。

ガスタービンの設計開発手法は，その時代時代の最新技術を適用して着実に発展を遂げてきた。今後，あらゆる分野で数値計算ツールの更なる高度化と自動最適化手法の適用範囲拡大が進むことは自明に思われる。そうした中で，設計技術者とその組織には，物事の本質を見極め，新しい問題に柔軟に対応できる課題解決能力がより強く求められることになるであろう。そのためには，基礎理論の理解と技術的経験の蓄積が，これまで同様に重要であり続けることには違いない。

6．引用文献

(1) ガスタービン統計作成委員会，“2013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.42 No. 4 (2014)，pp. 367-377.

(2) 星野昭史，“汎用中小型ガスタービンの技術系統化調査”，国立科学博物館　技術の系統化調査報告，第15集 (2010)，pp. 319-380.

(3) 大槻幸雄，純国産ガスタービンの開発 (2011)，pp. 400-426，三樹書房.

(4) Nishi, M., Hosokawa, Y., Douura Y. and Yamasaki Y., “Development of DLE Combustion System for Kawasaki M1A-17D Gas Turbine”, ACGT2014-0148.

(5) Ainley, D.G., and Mathieson, G.C.R., “A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbines”, Aeronautical Research Council R&M, No. 2974 (1951).

(6) Denton, J.D., “An improved Time-Marching Method for Turbomachinery Flow Calculation”, Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, Vol.105 (3) (1983), pp.514-521.

(7) Arisawa, H., Nishimura M., Imai, H. and Goi, T., “CFD Simulation for Reduction of Oil Churning Loss and Windage Loss on Aeroengine Transmission Gears”, ASME Turbo Expo 2009, No.GT2009-59226, pp.63-72.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

論説◆解説

特集：ガスタービンのImprovement/Modification

ガスタービン自家発電設備の改善事例（日本ガスタービンユーザー会）

岩間　秀司[*1]　IWAMA Hideshi
金子　清隆[*2]　KANEKO Kiyotaka
寺澤　秀彰[*3]　TERASAWA Hideaki

キーワード：産業用ガスタービン，自家発電設備ユーザー，不具合改善，信頼性向上，保守管理
Industrial Gas Turbine，Power Generation for Industrial Users，Failure Improvement，Reliability Improvement，Maintenance Management

1．はじめに

1990年ガスタービン動翼破断事故を契機に，ガスタービンを運用する自家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年に発足した。現在では国内外11社のメーカーのユーザーが参加する会に発展した。過去24年間のユーザー会活動概要については学会40周年記念特集に掲載した[(1)]。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。ユーザー会によって確立した技術は多々あるが，吸気フィルタ及び吸気冷却に関する自家発電設備の最適化については昨年のガスタービン吸気系の最新技術特集も概要を紹介した[(2)]。

ガスタービンのImprovement/Modification特集号を発行するにあたり，自家発電ユーザーが長年ガスタービン自家発電設備の維持管理，不具合改善，信頼性向上，経年対策，経済性向上などの使命に対して試行錯誤を繰返し確立した各種改善事例について紹介する。

2．過去に発生した古典的不具合と改善事例

2.1　ユーザー会調査の不具合概要

ユーザー会では定期的に技術交流会を開催しており，交流会での議論を深めるため，毎年各種アンケートが事前に行われる。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，稼働率（不具合）実績，高温部品の寿命など多岐にわたる。

昨年開催された第19回技術交流会で集計したアンケート内容のうち，最近の計画外停止状況について概要を図1に説明する[(3)]。最近の傾向として再び電装品の不具合が多くなっている。電装品の不具合頻度についてはバスタブカーブで論じられることが多いが，ユーザー会の調査でも初期稼動物件と20年を超える稼動物件の両方において電装品の不具合発生頻度が高い。また，補機類として燃料制御，ガス圧縮機といった燃料系の不具合頻度も高い。

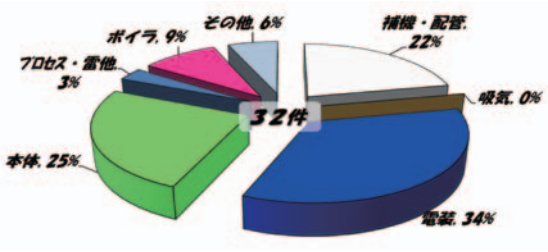


Fig. 1　Factor ratio for unscheduled stop
(2014 survey summary)

つぎに計画外停止の回数について，要因別推移を図2に示す。ユーザー会の活動によって計画外の停止回数は減少基調にあるものの，電装品の計画外停止回数頻度については増加傾向にある。

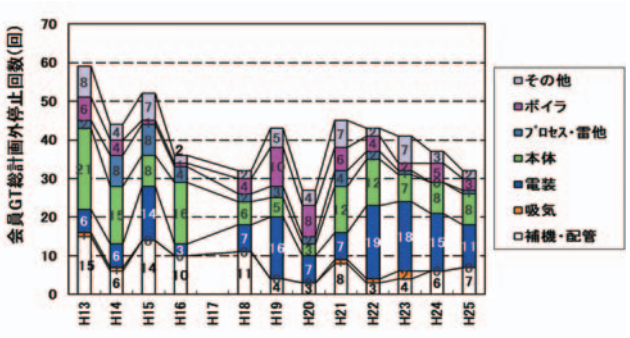


Fig. 2　Transition of unscheduled number of stop

原稿受付　2015年7月6日
＊1　富士フイルム㈱　富士宮工場　事務部
〒418-8666　富士宮市大中里200
＊2　JX日鉱日石エネルギー㈱　製造部
〒100-8162　千代田区大手町2－6－3
＊3　東京ガス㈱　ソリューション技術部
〒105-8527　港区海岸1－5－20

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

2.2　系統，部位別の古典的不具合概要

技術交流会ではアンケート結果に基づき，例えば高温部品の損傷，補機や附帯設備の不具合，計装・制御系の信頼性向上などについて討議を行う。この中で解決していった内容が，人の入れ代わりや技術の伝承不足によって再発してしまうことがままある。これをユーザー会では古典的な不具合と呼んでいる。

表１は過去の技術交流会で議論された古典的な不具合事例一覧を示す。これらの事象は各ユーザーの改善事例を参考に再発防止に至った。表中に記載した部位の箇所については図３の標準的な発電設備レイアウト内に示す。各種改善検討を行った代表的な事例については次章で述べる。

Table 1　List of typical failures in the past

系　統	部　位	番号	不具合事項
吸気～圧縮機	吸気フィルタ	1	性能低下、サージ、圧縮機打痕
	吸気冷却	2	夏季出力低下
	雪害	3	ルーバー・フィルタ差圧上昇
	バイパス扉	4	シール用ガスケット劣化
	吸気室入口扉	5	シール不全
	吸気サイレンサ	6	老朽化による錆
	IGV	7	リンク機構老朽化変形、サージ
	コンプレッサ翼	8	ピッチング腐食
	ローター	9	冷却空気配管腐食
	抽気弁	10	Oリング、グリース耐熱不良
	シール	11	水分による錆閉塞
	ターニングモーター	12	軸受損傷
燃料系～燃焼器	ガス圧縮機	13	燃料ガスによる軸受損傷
		14	スライド弁誤動作（ポテンショメーター）
		15	オイルミストによる燃料ノズル固着
		16	鉱物油ではなく合成油を使い振動
		17	油中のガス溶け込み
		18	LO供給温度制御
		19	インターロックの改善
	燃料ノズル	20	不飽和炭化物ガス燃料による固着
	燃焼器	21	連結管異常減肉
		22	失火
	点火栓	23	ドレンによるトランスBOX損傷
ｶﾞｽﾀｰﾋﾞﾝ高温部品	動・静翼	24	高温酸化、クリープ損傷
		25	パターンファクターによる部分損傷
	ローター	26	冷却不良
		27	老朽化に伴うディスク熱歪み
		28	ディスクキャビティ温度不良
	マーマンカップリング	29	カップリング連結ボルト部破損
	ワイヤリング方向不備	30	運転中ボルト緩み（最悪飛散により翼破損）
	ローター冷却空気フィルター発錆	31	フィルタ本体、ドレン配管穴あき
	水洗浄	32	冷却空気穴閉塞
排気系	排気温度計	33	シース破断
	排気エキスパンション	34	バースト、エンクロ内計器類損傷
ｶﾞｽﾀｰﾋﾞﾝ補機	減速機、トルクコンバーター	35	軸受損傷
軸受、油圧系	振動計	36	コネクター不良による誤動作
		37	断線
	潤滑油配管	38	フレキ配管損傷
	オイルミストファン	39	炭化による軸受損傷、シール圧上昇
換気系	換気ファン	40	ﾍﾞｱﾘﾝｸﾞ損傷

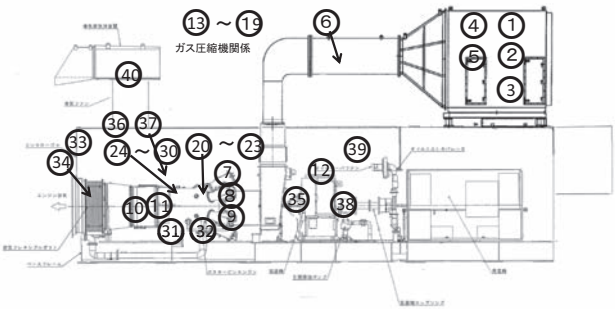


Fig. 3　Places of typical failures in the past

3．ユーザーニーズとメーカー仕様のギャップ改善事例

各ユーザーにとってガスタービン自家発電設備の位置づけはそれぞれ異なる。国内では工場内の動力，熱源供給設備として絶対に計画外の停止を回避することを至上命令とするユーザーが多い中，メーカーの設計は必要最低限の機能のみを装備させることが多い。そのため，導入検討時や稼働後のフィードバックとして信頼性向上や冗長化といった改良を行うことが多い。この章ではユーザーニーズから改善を行った代表的な事例を紹介する。

3.1　信頼性向上

計画外停止の要因は，高温部品のような主要部分のトラブル以外にも，ガスタービン周辺の補機など，高温部品と比べその管理優先度が低い部位でのトラブルによる停止も多く，連続運転が使命であるユーザーにとっては補機類の信頼性向上も大きな課題である。以下高温部品の改善事例と，ユーザーが主導で進めた補機類の改善事例を紹介する[4]。

3.1.1　ガスタービン高温部品

ユーザー会発足の契機となった高温部品の変遷について，簡単に触れる。90年代前半のオリジナル翼は，タービン入口温度（TIT）のアップレートに対して，冷却技術の確立が遅れており，多くのサイトで翼の損傷・減肉が発生し，期待寿命を満足できない部品が多く発生した。このため，ユーザー会としてメーカーと協議を重ね，材料・コーティングの改善や冷却構造の強化に取組み，現在では期待寿命を十分に満足できるようになった。当時の翼損傷事例を図４～図７に示す。

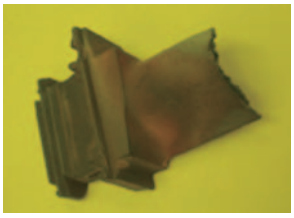


Fig. 4　High-cycle fatigue in blade

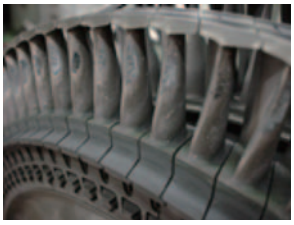


Fig. 5　Thinning of high-temperature oxidation in blade

Fig. 6　Damage of high-temperature oxidation in vane

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

Fig. 7 Damage of high-temperature oxidation in vane

3.1.2　オイルミストファン

ガスタービンの潤滑油は蒸気タービンと比べ高温度で使用されオイルミストの量も多い。オイルミストは排気ファンにて系外に排出されるが，このファンが停止するとオイルミストが軸受シール部などより漏れ火災の危険性があるため，ガスタービンを停止せざるをえない。標準ではこのオイルミストファンは単機で設置されるケースが多いが，ファン故障によるガスタービン停止を避けるため，冗長化したユーザーもある。図８にガスタービンパッケージ室内に設置されたオイルミストファンの冗長化のため室外に追設されたオイルミストファンを示す。また，オイルミスト系の他の改善事例として，オイルミスト炭化による排出管詰まり防止のためのベーパー吸引圧力最低値管理強化や，同ミスト排出口がガスタービン吸気口に近く，吸気フィルタ差圧上昇の原因となるため，ミスト排出口の位置を変更した例もある（図９参照）。

Fig. 8 Additional oil mist fan

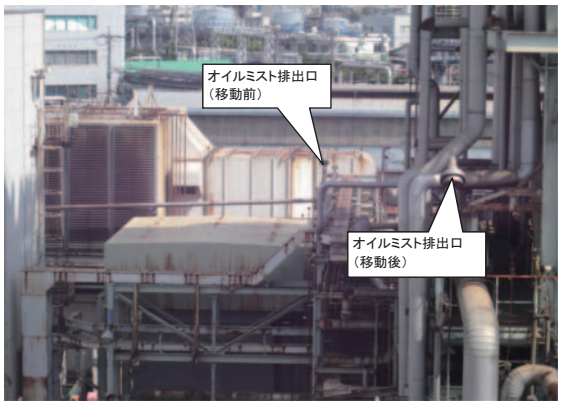


Fig. 9 Relocation of oil mist vent

3.1.3　排気エキスパンション

1990年代，排気エキスパンションは雨水対策などによりガスタービンパッケージ室内に設置されるケースが多かった。ただし，ガスタービンパッケージ室内のエキスパンション上部は換気性が悪く，熱劣化により実際にエキスパンションが破損した事例が紹介された。（図10参照）このため，換気効率アップのための換気口設置や温度計設置による温度管理（図11参照），エアーによる強制冷却（図12参照）などによりユーザーにてエキスパンションの信頼性向上を図る改善事例が紹介された。現在はユーザー会提案もあり排気エキスパンションは屋外仕様が一般的である。その他トラブル事例としてエキスパンション内部の保温材劣化による外側シール破損など，設計に起因するトラブル事例もあったが，保温材やシール材のグレードアップにより現在信頼性は向上している。

Fig.10 Break in exhaust expansion

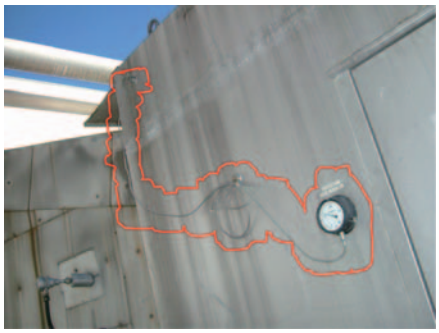


Fig.11 Temperature measurement in exhaust expansion

Fig.12 Forced cooling in exhaust expansion

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

3.1.4　計装品，ケーブル類

２章で記載したとおり，電装品の不具合はバスタブカーブで論じられる。初期不具合としては熱に伴うケーブル焼損，計装品の劣化や振動によるねじれ，端子緩みなどが挙げられる。この種の対策としては強制冷却や遮蔽板・保護筒施工，コネクターの廃止，定期的な端子の増締めやロックペイント施工などの対策が行われた。

ガスタービン特有の事象として，ガスタービンからの輻射熱による抽気弁の動作不良がある。これに対しては環境温度の改善と周囲温度などに応じたOリングやグリス仕様の選定が重要である。

古典的な事例として，振動に伴う配線被覆の摩耗による地絡が挙げられる。対策としては従来電線管エルボ部分のみに施工されていたテフロンスパイラルチューブを直管部にも施工する改善が行われた（図13参照）。

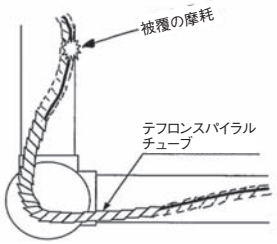


Fig.13　Improvement of cable wear in conduit

3.2　点検周期の延長

ユーザー会の大多数の会員は自家発電設備の連続運転を大前提としているため，平成７年の電気事業法の規制緩和によって，自家発電設備についても２年連続運用を行うための各種検討（高温部品余寿命評価と履歴管理，補機類の仕様整備と保全管理，フィルタ類の交換周期など）が行われ，現在では多くのユーザーが２年連続運転を達成している。事例として，三菱重工業製MF-111を使用しているユーザー会会員の２年周期の定期点検へ移行したユーザー数の推移を図14に示す（図中の定期点検日数の年度別推移に関しては項目3.3にて紹介する）。

吸気フィルタについてはガスタービン圧縮機の汚れによる性能低下やサージ不具合を防止するため，ユーザー会として1992年から取り組んできた。また，点検周期を２年とするため設置環境に適した多段の吸気フィルタ仕様が各ユーザーにて試行錯誤されて現在の仕様確立に至った。詳細については昨年のガスタービン吸気系の最新技術特集を参照願いたい[2]。

3.2.1　ガスタービン高温部品の余寿命評価と履歴管理

ガスタービン自家発電設備の定期点検周期を延ばすうえでガスタービン高温部品の余寿命管理は重要である。この管理は保全費用の低減を行ううえでも，最も重要な管理と考えられる。ユーザー会では第１回技術交流会より動翼の余寿命評価が議論され，交流会に向けて毎回実施される事前アンケートでは高温部品の交換実績の調

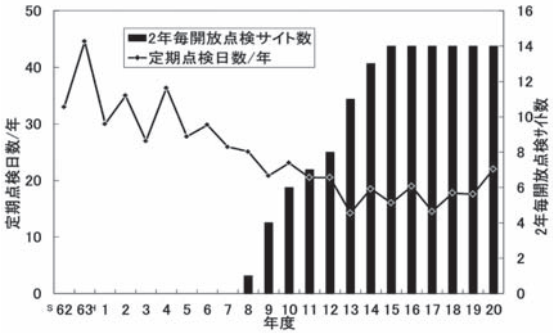


Fig.14　Transition of the number of users about 2 year interval inspection

査が行われた。ユーザー会では従来から余寿命評価手法として採用されていたクリープ試験片を使用した破壊試験の限界を指摘した。理由は大型ガスタービンと異なり，小型ガスタービンの翼が小さく，１枚の動翼から棒状試験片が取れないことと必要サンプル数が取れないことである。これに代わる方法として，動翼材料のγ'相の特性データーで判断する方法をメーカーと共同で確立した。

具体的には，γ'相の形状と使用時間から平均的なメタル温度を推定し，材料別のLMP（ラーソンミラーパラメーター）から余寿命を推定する手法である。LMPの事例を図15に示す。詳細な推定手法は学会誌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のでここでは割愛する[5]。

同じ型式のガスタービンであっても稼動状況（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。このため，各ユーザーは自社の保全管理に適した高温部品の履歴管理票を作成して，高温部品の最適な交換時期を判断している。表２は高温部品の履歴管理台帳の一例である。

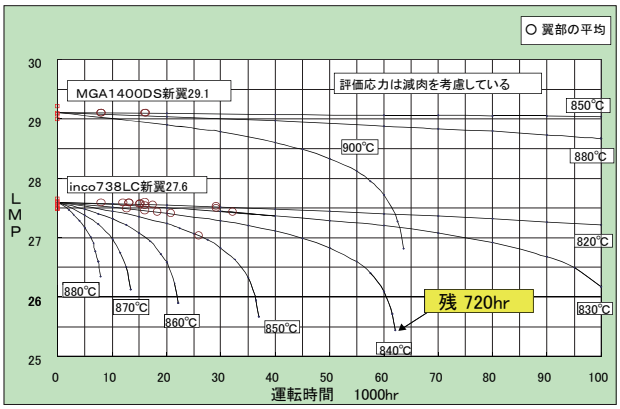


Fig.15　Example of Larson-Miller parameter for 1st blade

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

Table 2　Example of history management sheet for hot parts of gas turbine

平成４年２月運開　運転時間；千時間　○更新　☆旧品使用　△破壊検査　塗りつぶしは実績

項目		年月	4.9	5.11	6.9	7.9	8.9	9.9	10.9	11.9	12.9	13.9	14.9	15.9	16.9	17.9	18.9	19.9	20.9	21.9	22.9	23.9
部品名		メーカー推奨寿命 運転時間	5	14	20	29	37		54		71		89		106		123		140		157	
		×1,000h 定検種別	O/H	O/H	簡易	O/H	O/H	－	O/H	－	O/H	－	O/H	－	O/H	－	O/H	－	O/H	－	O/H	－
燃焼器内筒		25				●			○継続使用		○継続使用				○点検状況により継続使用可能							
〃　尾筒		25		●継続次期		●			○継続使用		○継続使用				○点検状況により継続使用可能							
1段　静翼		30				●			○継続使用		○継続使用				○点検状況により継続使用可能							
〃　動翼		30 / 50	CC減/DS翼			●			●DS減化						☆		☆					
〃　分割環		30					●				×20		○改良品						○フィンを改良品実装するため延長が期待できる			
2段　静翼		40					●										○点検状況により継続使用可能					
〃　動翼		50					●		●						△						○CC減化	
3段　静翼		100																				
〃　動翼		100											ZS 無冷却翼にあり一度メタル温度を確認しておけば済分OKである									

また，静翼については場所によって翼寿命の違いが発生する。開放点検では図16に示すように部分的な損傷が生じる。そのため，溶接補修を行いつつ翼環のローテーションを行うことで，部材の寿命延長を図る。ローテーション履歴管理の事例を表３に示す。

Fig.16　Vane appearance in inspection

3.2.2　補機類仕様整備と保全管理

２年周期の定期点検へ移行させるためには補機類，電装品，計装品などの周辺機器についての仕様や信頼性を担保するための冗長化，定期点検時の点検内容などを検討することが重要である。ユーザー会では補機及び計装品保全周期一覧表を作成し，機種別に全会員の点検周期と不具合による点検周期見直しなどのデーターを定期的に収集・整理し，会員への情報提供を行なっている。表４に補機及び計装品保全周期一覧表の一部を示す。各ユーザーは同型機種での他サイト実績などを見ながら適切な点検内容と点検周期の修正を行うことで計画外停止を防止する。

ガスタービン高温部品の管理や補機類などの適切な管理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発足以降見られる（図17参照）。

Table 4　Maintenance interval list for auxiliaries' equipment and instruments（partial）

事業所名	運開	減速機	主油ポンプ	補助油ポンプ	非常用油ポンプ	ターニング装置	トルコン	点火装置	起動装置（モーター他）	排気EXP交換
A	H1.8	8	8	>20	>20	8	8	2	5	>20
B	H1.8	8	8	>20	>20	8	8	2	5	>20
C	H1.12	>15	2	>15	>15	2	>15	1	6	＊8
D	H3.6	9	2	＞17	＞17	15	15	2	＞17	7
E	H3.6	9	2	＞17	＞17	15	15	2	＞17	7
F	H4.6	4	4	>16	>16	2	9	4(スパーク2)	>16	>16
G	H9.1	4	4	>11	>11	2	11	>4(スパーク2)	>11	>11
H	H10.5	9	4	6	6	4	4	1	4	>10

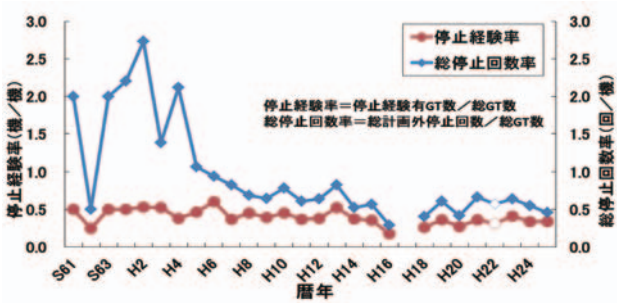


Fig.17　Transition of unscheduled number of stop

3.3　点検期間の短縮

3.3.1　作業環境改善

多くのサイトでは，設備は屋外に設置されているため，点検工程は，季節・気象など作業環境に大きく影響を受ける。ガスタービンの点検は，極めて繊細なきめ細かい仕上げ作業が主体となるため，点検期間の短縮はここに焦点があてられた。

雨天時にも作業影響が出ないために，簡易のテントの展張設備（図18参照）やローター吊り出し後の作業床の天井設置，夜間でも手元が明るいように，直接光が目に入らない位置を工夫してのスポットライトの設置，さらに作業エリア近傍への電動工具用電源の設置により，作業環境の改善・日数短縮となる工夫がなされた。

3.3.2　治具などの改善

開放点検及び組立時の作業を効率的に行うため，技術交流会では多数のアイデア事例が報告された[6]。例えば，ボルトの焼付を防止するための各種防止剤の実績紹介，手作りアイデア工具の紹介，取付ミスを防止するための手作りマニュアルなどである。参考までに手作りアイデア工具の幾つかを図19に示す。また，車室水平部の磨きとして従来砥石を使用していたが，オービダルサンダーを使用することで作業効率の改善を行った事例を図20に示す。

Table 3　Example of history management sheet of combination change for vane

			建設時	第１回定期点検			第２回定期点検			第３回定期点検			第４回定期点検			第５回定期点検		
運転時間（h）			0	6,975	新翼	TBC	14,480	新翼	TBC	22,184	新翼	TBC	29,912	新翼	TBC	37,707	新翼	TBC
		組込No			0	0		0	0		1	1		0	1		2	3
上半部	#2	16	#11	#11			#15			#15⇒#13			#21		○	#13		
		17	#12	#12			#14			#14			#14			#14		
		18	#13	#13			#13			#21	○	○	#13			#21		○
		19	#14	#14			#12			#12			#12			#12⇒#31	○	○
		20	#15	#15			#11			#11			#11			#11⇒#32	○	○

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

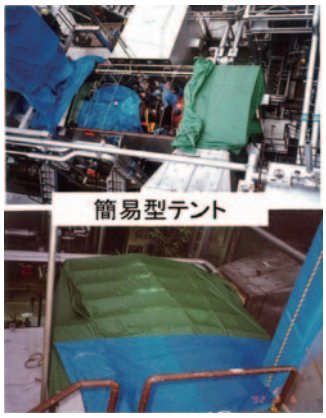


Fig.18　Portable tent for inspection in the rain

Fig.19　Hand-made tool for assemble

Fig.20　Improvement of assemble work by electrical operation

4．長期間運用での改善事例

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21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，その後の計画外停止の軽減に至っている。

また，長期間運用のガスタービンにおいて，ケーシングの熱歪による翼の接触や高温ガスの漏れが顕在化している（図22参照）。これらの事象有無の点検を行うためにはガスタービンを工場へ持ち帰って，精密点検を実施することが必要になる。ユーザー会の調査では長期間運用しているユーザーを中心に精密点検の実績が増えつつある（図23参照）。

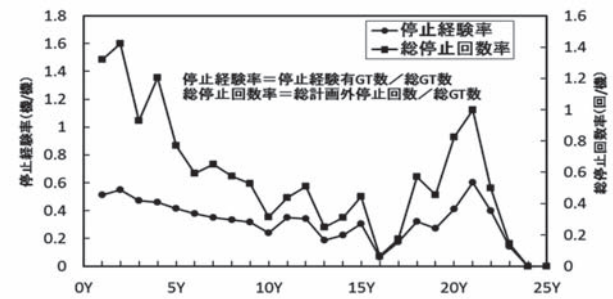


Fig.21　Transition of the number of unscheduled stop by aging

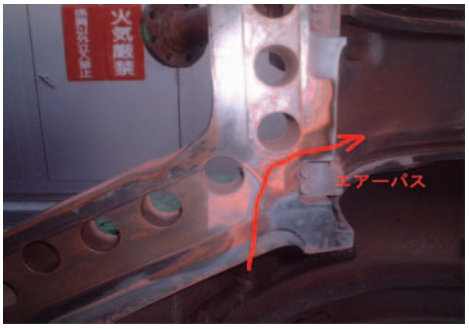


Fig.22　Thermal distortion of the gas turbine casing

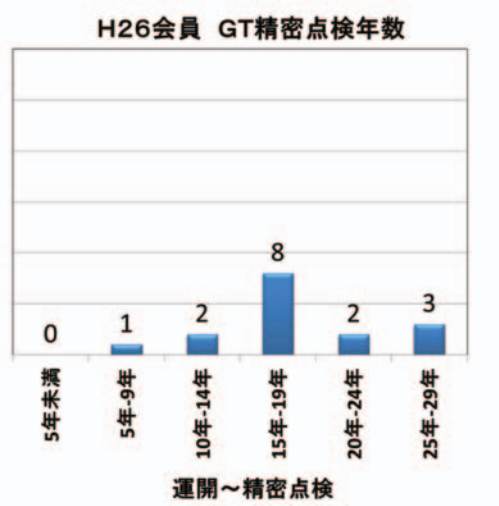


Fig.23　The number of overhaul inspection versus operation years

5．おわりに

約25年前，ガスタービン動翼破断事故を契機にユーザー会が発足し，会員各自はユーザー会が主催する技術交流会などを通じて安定的な運用と日々の改善を使命にガスタービン自家用発電設備を長年稼働させてきた。そのためにはガスタービン本体の維持管理にとどまらず，発電設備の補機類，電装品など周辺機器を考えたトータルな保全管理が極めて重要である。

東日本大震災以降，国内の自家用発電設備に対する各種期待は高まっている。信頼性，経済性，高効率維持など，数多くのキーワードが並ぶ。今回ユーザー会として取り組んできた改善事例の一部を紹介したが，今後特に取り組んでいくべき課題は第１に設備の老朽化対策である。既にユーザー会としてもガスタービン本体をはじ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

めとして各種対策事例が報告されている。第２にさらなる経済性の追求である。ユーザー会会員の一部では定期点検周期を３年にする検討が開始された。ガスタービンメーカーなどとともに自家発電設備の技術向上のため，ユーザー会として情報発信を続けていく所存であり，これらの事例については次回の機会に紹介したいと考えている。

最後に，技術交流会を通じてユーザー会への支援を賜っている国内外のガスタービンメーカーにこの場を借りて厚く御礼申し上げる。

６．引用文献

(1) 池上作三，金子清隆，寺澤秀彰ほか，“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-”，日本ガスタービン学会誌，Vol.41，No.１（2013），pp72-77.

(2) 金子清隆，岩間秀司，寺澤秀彰“自家発電設備用ガスタービンの吸気系改善事例（日本ガスタービンユーザー会）”，日本ガスタービン学会誌，Vo.42，No.３（2014），pp22-29.

(3) 日本ガスタービンユーザー会第19回技術交流会報告書，(2014).

(4) 日本ガスタービンユーザー会第15回技術交流会報告書，(2005).

(5) 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.

(6) 日本ガスタービンユーザー会第14回技術交流会報告書，(2004).

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

論説◆解説

特集：ガスタービンのImprovement/Modification

舶用過給機の信頼性向上

小向　智司*1　KOMUKAI Satoshi
石綿　孝臣*1　ISHIWATA Takaomi
中野　賢治*1　NAKANO Kenji

キーワード：過給機，コンプレッサ，タービン，軸受，シール，ノズル，メンテナンス
Turbocharger，Compressor，Turbine，Bearing，Seal，Nozzle，Maintenance

1．初めに

排気ターボ過給機は内燃機関の排気ガスを利用し圧縮空気を供給する機器であり，機関の性能向上，燃費向上といった目的のうえで有効である。1905年にスイスのAlfred J. Büchiが排気ターボ過給機を発明し，1938年に国産初の過給機が生産されて以来[1]，今日に至るまで，舶用，車両用，発電用等，多くの用途に使用されてきた。その間，要素技術の向上，市場トラブルへの対応，ユーザーニーズの反映，実機運用データの蓄積等を通じ，改良を繰り返すことによりその信頼性は大きく向上してきた。

本稿ではＩＨＩ製舶用過給機を例に，信頼性向上技術の変遷を紹介する。

2．舶用過給機概要

ＩＨＩ製舶用過給機AT14のカットモデルを，図１に示す。排気ターボ過給機は，機関からの排気エネルギーを回収するタービンと，そのタービンと回転軸を介し連結され，回転することにより空気を圧縮するコンプレッサと，回転軸を支える軸受等の部品から構成される。

舶用過給機は燃料として不純物を多く含む重油が用いられる場合が多く，かつ運転時間が長時間にわたる等，厳しい条件で用いられる。また，舶用過給機の損傷は船の運航に大きな影響を与えるため，舶用過給機には高い信頼性が求められる。車両用過給機の場合，不具合が生じた場合は部品交換ではなく，過給機全体を交換する方式がとられている。一方，舶用過給機の場合は，ユーザー側で定期的なメンテナンス（分解・整備・再組立）を実施し，寿命を迎えた部品を交換しつつ運用する方法が一般的である[2]。メンテナンス間隔は各過給機メーカーにより設定されており，AT14形過給機の場合はメンテナンス間隔を8,000時間に設定している。以下に，メンテナンス間隔8,000時間を実現させるために用いられている信頼性向上技術の一部を紹介する。

原稿受付　2015年７月22日
＊１　㈱ＩＨＩ　回転機械セクター開発部
〒253-8501　横浜市磯子区新中原町１番地
横浜エンジニアリングセンター

3．信頼性向上技術

3.1　シール構造

過給機では，ラジアル軸受，スラスト軸受に，内燃機関で用いられている潤滑油を供給する方法がよく用いられている。この潤滑油が翼車背面を伝い翼側へ漏れ出すのを防ぐため，翼車と軸受の間にはシール構造が設けられる。シール構造としては，往復機関に用いるピストンリングを利用した方式がよく用いられる。ピストンリングを用いる場合，長時間の運転により，ピストンリングだけではなく，ピストンリングを挿入するシール溝部も摩耗する。長時間の使用により摩耗した状態のシール溝構造を，図２に示す。このように摩耗が進行した状態では，シール性能を保てなくなり，潤滑油の流出というトラブルに発展する。このような理由により，シール性を維持するためには，ピストンリングの定期的な交換だけではなく，シール溝部の摩耗を防ぐこと，また，摩耗した場合には交換することが必要となる。タービン側シール溝部の構造は，タービン翼車と摩擦溶接により一体となった回転軸に，直接機械加工することにより形成する方式が一般的である。ＩＨＩ製舶用過給機で当初用いられていた構造もこの方式である。この方式の場合，シール溝交換の際にタービン翼車と回転軸の交換が必要とな

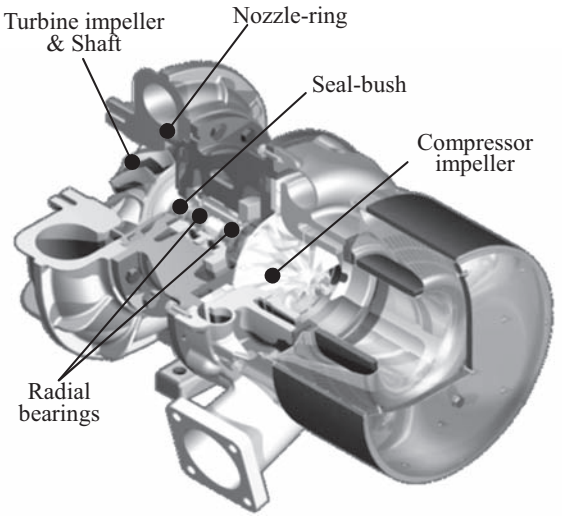


Fig. 1　Cross-sectional image of AT14 turbocharger

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

るため，ユーザーのメンテナンスコストが増加してしまうという問題があった。また，シール溝の耐摩耗性を向上させるためにはシール溝に表面処理を施す方法が考えられるが，回転軸にシール溝が設けられている場合，翼車と軸が一体となった形状の制約上，表面処理が困難であった。

これら問題を解決するため，AT14形過給機ではタービン側シール溝部を回転軸とは別体とする，シールブッシュ構造を採用した。シールブッシュの写真を，図３に示す。シール溝加工を施したブッシュを回転軸に圧入することにより，回転軸にシール溝を形成している。なお，シールブッシュの圧入については，設計段階で図４に示した有限要素法を用いた解析等を用いることにより，圧入時の応力分布や，運転時のブッシュ抜けの可能性について，問題がないことを確認している。また，シールブッシュとして別体化することにより，製造時に容易に表面処理を施すことが可能となり，シール溝の耐摩耗性が向上した。加えて，長時間運転によりシール溝が摩耗した場合も，部品交換はシールブッシュのみでよく，タービン翼車を含むは継続使用が可能である。このため，ユーザーメンテナンスコストの削減にも成功している。図５に，10,000時間運転後のシールブッシュを示す。シールブッシュ周辺には，シール構造の摩耗に影響を及ぼす，潤滑油由来のカーボンが多く堆積している。カーボン洗浄後のシールブッシュを図６に示す。シール溝部に過大な摩耗は確認されず，良好な耐摩耗特性を有していることが確認できる。

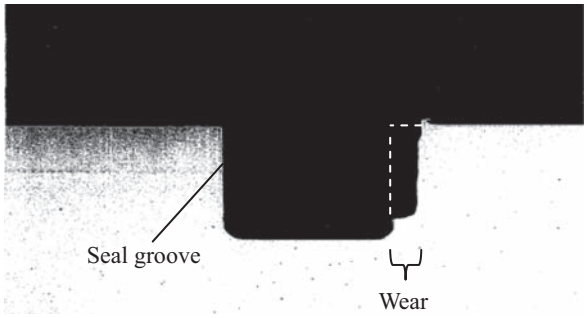


Fig. 2 Wear of seal groove

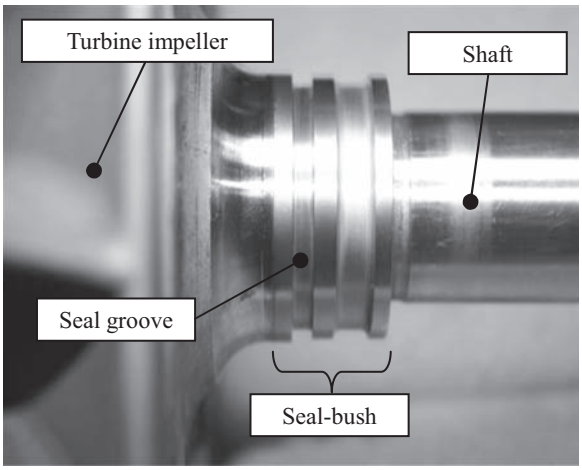


Fig. 3 Seal-bush

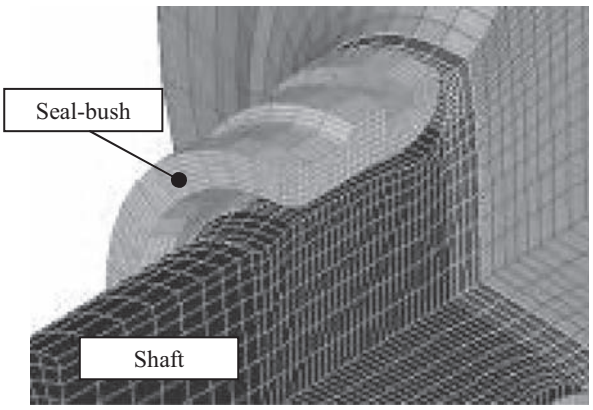


Fig. 4 FEM（Finite Element Method）model of Seal-bush

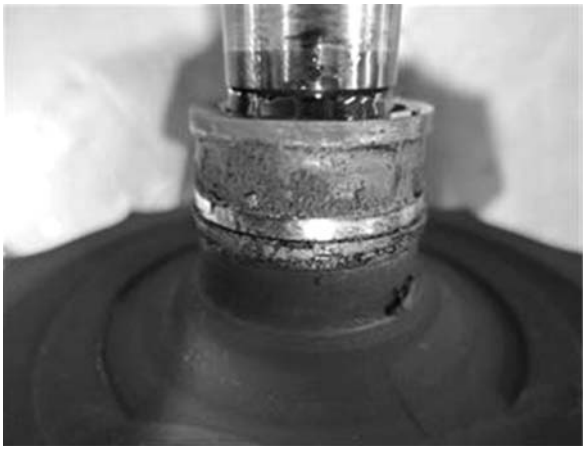


Fig. 5 Seal-bush after 10,000 hours use（before cleaning）

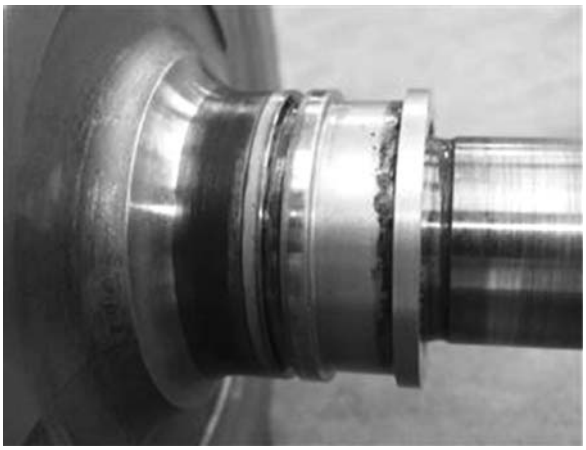


Fig. 6 Seal-bush after 10,000 hours use（after cleaning）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

3.2　回転安定性

8,000時間という長時間のメンテナンス間隔や，高い信頼性を実現するためには，回転安定性は重要な要素である。舶用過給機を長時間使用する場合，軸受や回転軸の摩耗による軸受特性変化や，翼車表面堆積物による回転体アンバランスの増加等，回転安定性を阻害する要素が多い。舶用機関では低質燃料を使用することが多く，ＩＨＩでは排気ガスによる堆積物に起因した過給機の振動問題を経験している。このため，回転安定性をより向上させた改良型の軸受をAT14形過給機では採用した。

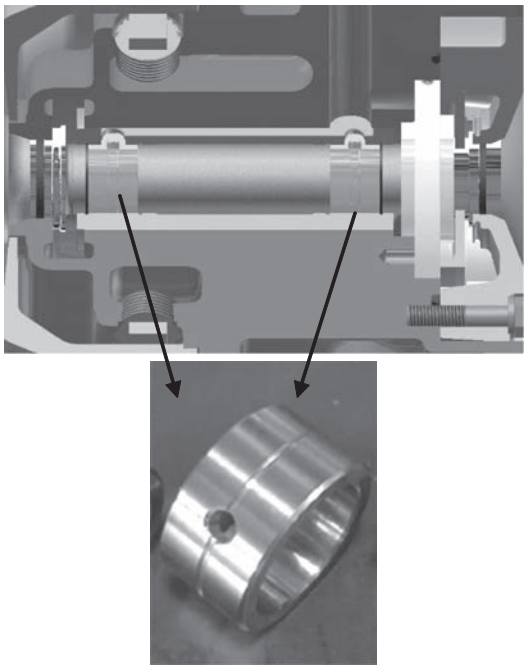


Fig. 7　Full-floating bearing

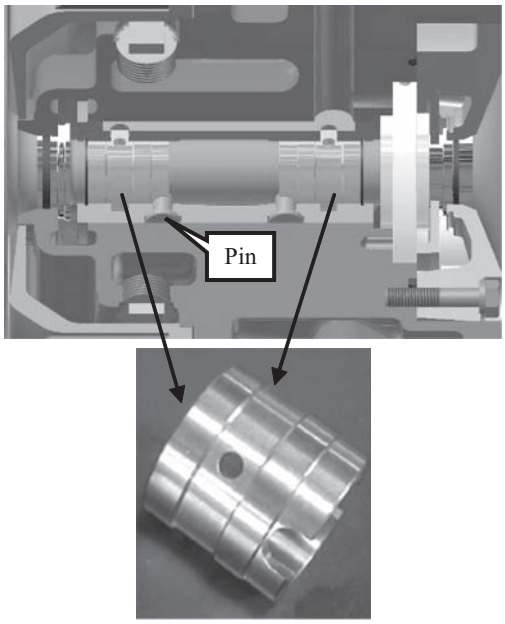


Fig. 8　Semi-floating bearing

図７に改良前軸受構造を，図８に改良後の軸受構造をそれぞれ示す。図７はフルフロート軸受と呼ばれるすべり軸受である。この軸受は静止部であるケーシングと回転部である軸との間に位置し，軸が回転することにより，潤滑油の粘性で軸につれられ回転する軸受である。一方，図８はセミフロート軸受と呼ばれるすべり軸受である。フルフロート軸受と異なり，軸受の回転を抑制するためのピン構造が設けられている。AT14形過給機では，回転安定性をより高めるため，振動特性に優れるセミフロートベアリングを採用した。各種評価試験や市場での運用実績により，長時間の使用に伴い翼表面に付着する堆積物によるアンバランスの増加や，潤滑油介在物により軸受摩耗が促進される状況下にあっても，高い回転安定性を保つことが確認されている。

3.3　翼振動

過給機のコンプレッサ・タービンに用いられている翼は，機関からの排気脈動や静翼干渉，スクロール舌部等の影響により，翼振動が発生する。共振点予測や減衰設計が不十分な場合，翼が損傷し，重大な事故につながる可能性がある。過給機が開発された当初は電子計算機が普及しておらず，1970年代まではは理論による伝達マトリックス法を利用した解析法[3]が翼振動設計には用いられてきた。計算機の能力が向上した1980年代以降は有限要素法を用いた解析手法が普及し，この手法は今日でも用いられている。有限要素法を用いた翼固有振動数解析結果の一例を，図９に示す。このような解析技術の発達により，設計段階において高い精度で翼共振点の予測ができるようになった。

翼振動の計測技術も，信頼性の評価には欠かせない技術である。翼振動の計測には，図10のように翼表面に施工したひずみゲージにより翼振動応力を計測し，スリップリングあるいはテレメータにより静止部へ信号を伝達する手法が古くから用いられている[4],[5]。しかし，スリップリング方式は回転部と静止部が接触していることから回転体への影響が大きく，また，高回転では電気ノ

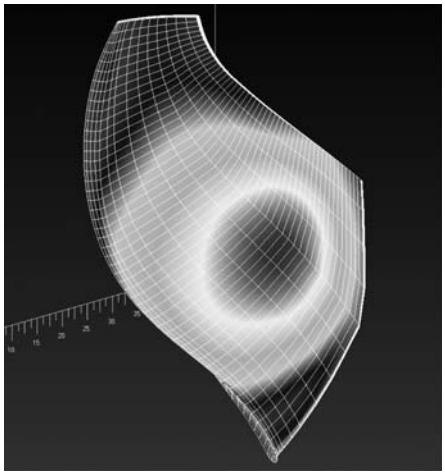


Fig. 9　FEM analysis of blade vibration

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

イズが混入するという問題があった。一方，テレメータ方式においても，回転体側に信号発信部・バッテリーが取り付けられことにより回転体端部での重量が増加し，回転安定性が損なわれる場合があった。近年では電磁誘導式・小型・高速回転対応のテレメータが普及しており，過給機の翼振動計測に安定し使用できるようになっている。

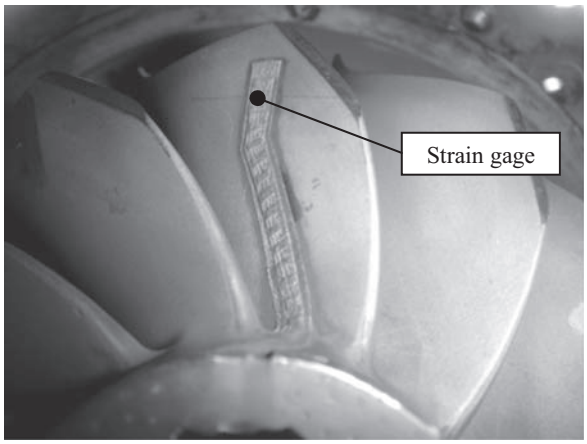


Fig.10 Strain gage for blade vibration test

3.4 エロージョン

舶用過給機が搭載される舶用機関では，燃料として重油を用いている。重油はその特性や硫黄含有量により，JIS K 2205[6]により種類が分けられている。舶用機関および舶用過給機では，HFO（Heavy Fuel Oil）等といった不純物を多く含むC重油を燃料として用いられることが多い。このような燃料の残差物に含まれる高硬度粒子の影響により，空力部品のエロージョン[7]や，翼車への堆積物付着が発生し，過給機の性能や回転安定性が低下するという問題がある。図11にノズルレス仕様の過給機断面図を，図12にAT14形過給機で採用されている，ノズルリング仕様の過給機断面図を，それぞれ示す。内燃機関からの排気ガスは過給機のタービンスクロールを通過した後タービン翼車へ流入し，タービン翼車によりエネルギーを回収され，過給機の外へと排気される。ノズルレス仕様の場合，スクロールの直下にタービン翼車が存在するため，翼車が燃料残差物の影響を受けやすい。その結果，図13に示すように翼車表面に堆積物が多量に付着し，過給機性能の変化や回転安定性の低下へとつながる。そのため，C重油で使用されているノズルレス仕様舶用過給機では，一般的には頻繁にメンテナンスを実施する必要がある。一方ノズルリング仕様の場合，スクロールと翼車の間にノズルが設置されていることから，燃料残差物が翼車へ与える影響は少なくなる。そのため，C重油対応ノズルレス仕様と比較して，長いスパンでのメンテナンス間隔で運用することが可能となる。AT14形過給機では，ノズルリング仕様を採用することにより，メンテナンス間隔8,000時間を実現している。しかし，ノズルリングが燃料残差物の影響を受けるため，ノズルにエロージョンが生じ，性能低下につがなってしまう場合がある。

この問題を解決するため，AT14形過給機ではノズルリング表面に耐摩耗性溶射を施した。図14に溶射後のノズルリングを，図15と図16に10,000時間運転後の溶射後ノズルリングを，それぞれ示す。図15のノズルでは一部にカーボンの堆積が見られる。また，図16では一部の特定の翼のみに軽微なエロージョンが見られる。いずれも状態も運用上は問題のない程度であり，また，溶射コーティングの剥離も確認されないことから，溶射ノズルリングは良好な耐久性を備えていることが確認できる。加えて，AT14形過給機ではノズルリングの周方向取り付け位相を変更できるような構造を採用している。図17に示すように，スクロール舌部近傍のノズルが特に強く排気ガスの影響受けるため，各ノズル翼のエロージョン発

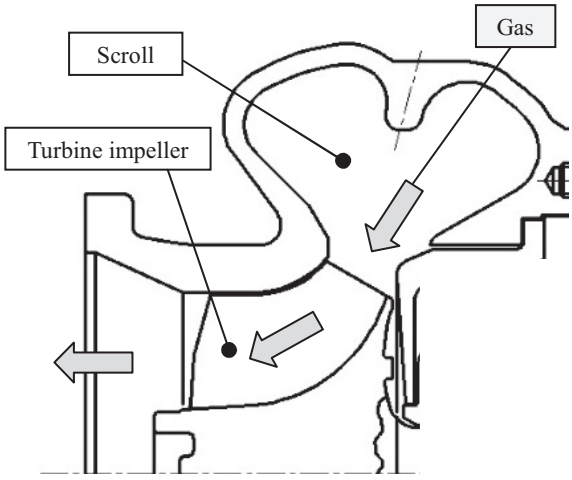


Fig.11 Nozzle less type

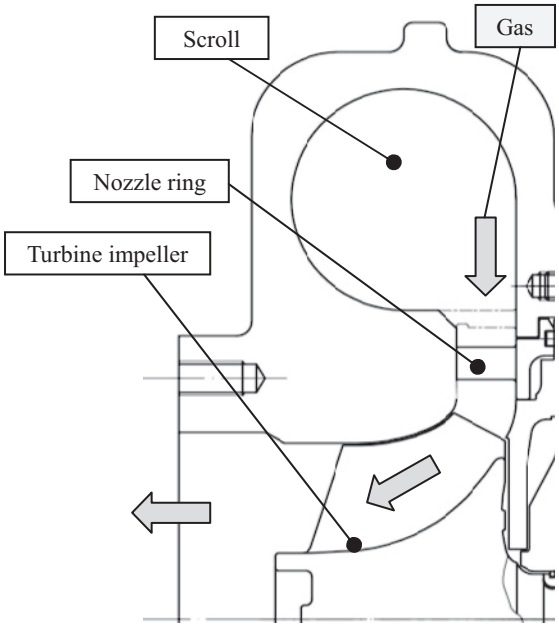


Fig.12 Nozzle ring type（AT14 turbocharger）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

生具合は均一ではない。8,000時間間隔のメンテナンスの度にノズルリング取り付け位相を変更し使用し，排気ガスの影響を分散させることにより，ノズルリングが長寿命化し，ユーザーのメンテナンスコストを抑えることが可能となる。

Fig.13 Deposit at turbine impeller

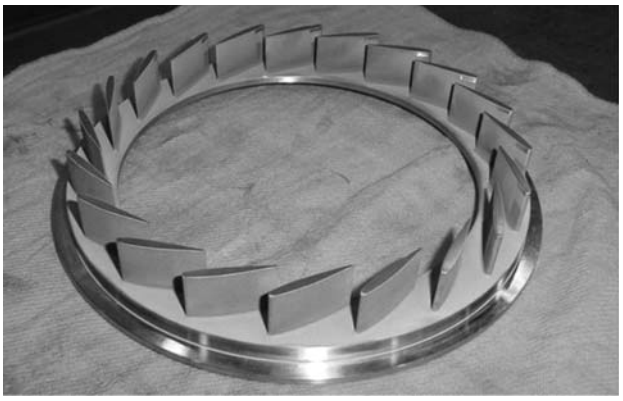


Fig.14 Nozzle ring with thermal splay coating

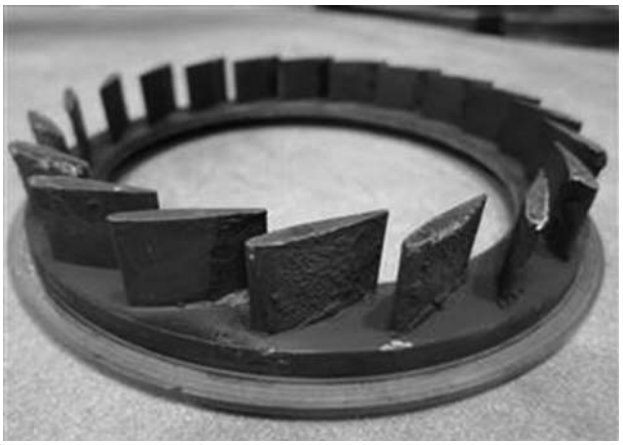


Fig.15 Nozzle ring with thermal splay coating after 10,000 hours use（before cleaning）

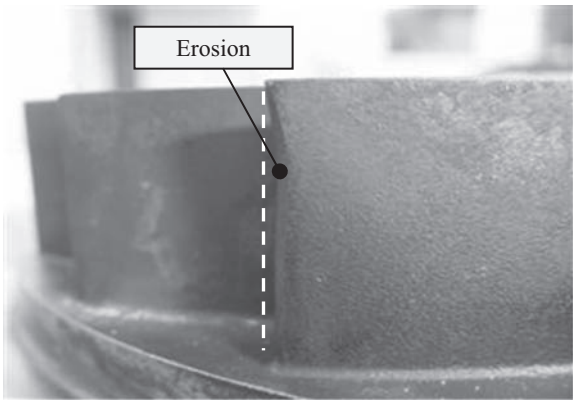


Fig.16 Nozzle ring with thermal splay coating after 10,000 hours use（after cleaning）

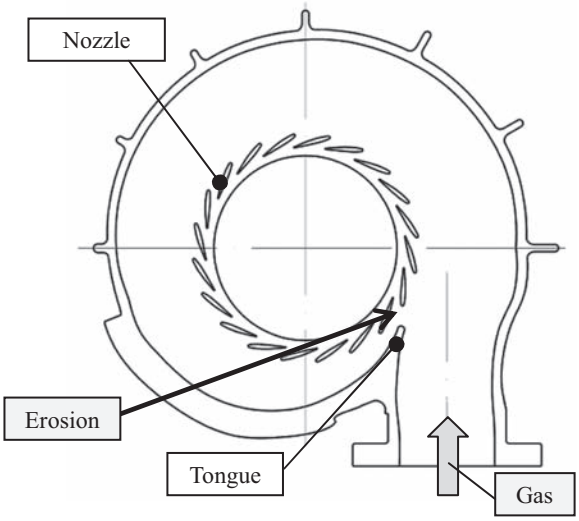


Fig.17 The location where erosion is intense

3.5　ユーザーフレンドリ設計

図18に分解状態のAT14形過給機を，図19にAT14形過給機の部品構成を，それぞれ示す。2項で述べたように，舶用過給機はユーザー側でメンテナンスを行う方法が一般的である。そのため，分解・組立が容易な構造となっていることが望ましい。このような背景を踏まえ，AT14形過給機では，シンプルな部品構成や各種誤組付防止構造採用し，整備方法をマニュアル化することにより，特殊な技術を有していなくとも容易に分解・整備・再組立が可能な過給機となっている。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

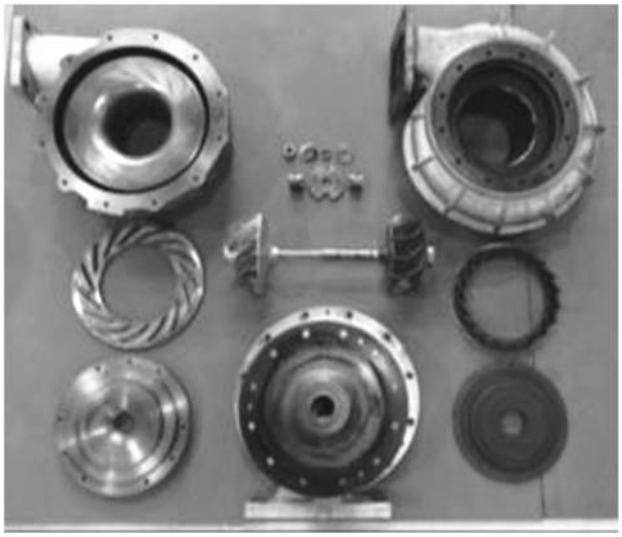


Fig.18 Parts of AT14 turbocharger

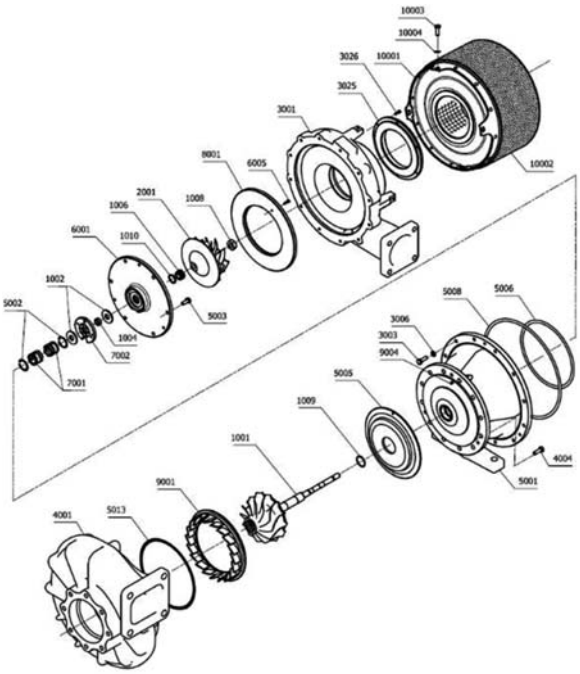


Fig.19 Parts structure of AT14 turbocharger

4．おわりに

本稿ではＩＨＩ舶用過給機AT14を例に，信頼性向上技術の変遷を紹介した。長年の実績に基づいた開発設計により，AT14形過給機ではメンテナンス間隔8,000時間を実現している。近年，内燃機関は環境問題に対する関心が高まっており，舶用機器ではこの環境問題に対応した開発が進められている。今後の舶用過給機の開発においても，環境問題に関連する新たなニーズやトラブルに対応しつつ，信頼性のさらなる向上を目指す所存である。

5．引用文献

(1) 門脇徳一郎，“初期排気ターボ過給の歴史”，日本舶用機関学会誌，第14巻，第１号（1979），pp.12-22.
(2) 荒木巍，“舶用と自動車用ターボ過給機について”，日本舶用機関学会誌，第23巻，第９号（1988），pp.61-69.
(3) 金子康智，“最近の翼振動解析技術”，ターボ機械，第27巻，第８号（1999-8），pp.14-21.
(4) 青野比良夫，近田哲夫，“高温ガス中の高速回転動翼の振動応力計測技術とその応用”，ターボ機械，第11巻，第９号（1983），pp.32-39.
(5) 白木万博，梅村直，“タービン翼の振動測定法”，日本舶用機関学会誌，第９巻，第８号（1974），pp.88-95
(6) 日本工業規格，JIS K 2205（1991）.
(7) 林正夫，“舶用過給機のタービン部における浸食損傷の発生状況に関する調査報告”，日本舶用機関学会誌，第25巻，第７号（1990）.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

特集：ガスタービンのImprovement/Modification

航空機エンジン用高耐食性アルミハニカムコア

小峰　孝也*1
KOMINE Takaya

キーワード：リン酸陽極，アルミ，ハニカム，コア，吸音
Phosphoric Acid Anodize (PAA)，Aluminum，Honeycomb，Core，Sound Absorption

1．諸言

エンジンナセル・ファンケースは環境（騒音）対策のため，内面側に吸音特性を有したハニカムサンドイッチパネルが適用されている。そのパネルは，六角形状のハニカムコアをパンチングプレート（パーフォレート）とプレートでサンドイッチした構造であり，ヘルムホルツ型共鳴の原理により吸音を行っている。

エンジンナセル・ファンケースの内面は３次曲面のため，現状は６角形状のハニカムコアに加熱成形を行い３次曲面化し，サンドイッチパネルを製作しているが，室温で３次曲面への成形性のあるアルミダブルフレキシブルコアを用いることで加熱成形が不要となり，コストダウンとなる。更に，高温多湿の環境下における耐食性及び接着耐久性の優れたリン酸陽極処理を行うことにより，ライフサイクルコストも削減可能である。

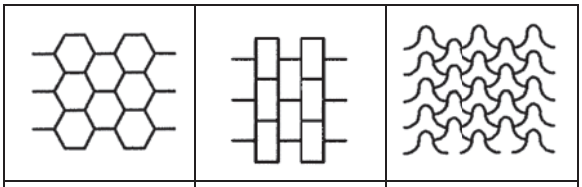
本誌では，一般社団法人日本航空宇宙工業会からの委託を受け，弊社が開発した高耐食性リン酸陽極処理アルミダブルフレキシブルハニカムについて紹介する。

2．従来のアルミハニカムコア

2.1　形状

展張法による６角形コアが代表的であるが，６角形状を更に展張したオーバー展張形状コア（OXコア）や，吊鐘状をしたフレキシブルハニカムコア（フレックスコア）等もある。表１にアルミハニカムコア形状の代表例を示す。エンジンナセル・ファンケース等には，６角形状のアルミハニカムコアを加熱成形し，３次曲面化した物が使われている。

Table 1　Typical shape for aluminum honeycomb core

		
Hexagonal	Over expand	Flexible

原稿受付　2015年７月７日
＊１　昭和飛行機工業㈱
〒196-8522　昭島市田中町600

2.2　製造方法

大別すると展張方式とコルゲート方式に区別される。基本的にアルミ箔同士を接合することで作られる。

2.2.1　展張方式

アルミ箔に接着剤を等間隔で条線状に塗布した後，アルミ箔を所定の寸法に切断し，条線状接着剤の位置を半ピッチずらして積み重ねブロック状にする。このブロックをホットプレスで加熱加圧し接着剤を硬化させ，アルミ箔同士を接着する。その後，ブロックを必要な厚さに切断し，ブロックをW方向に展張させるとハニカム形状が得られる。図１に展張方式を示す。

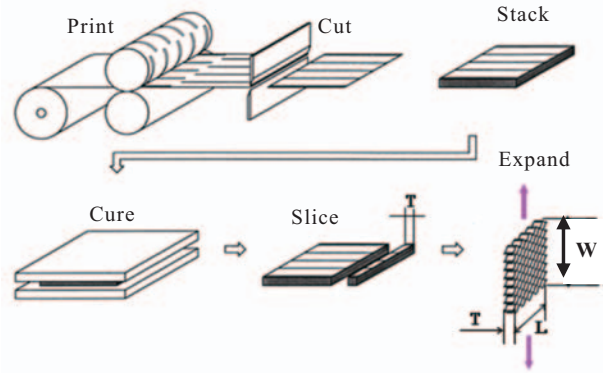


Fig. 1　Expansion method of aluminum honeycomb core

2.2.2　コルゲート方式

コルゲートギアでアルミ箔をコルゲート（波型成形）し，コルゲートシートを作る。このコルゲートシートに接着剤を塗布し積み重ね，加熱加圧により接着剤を硬化させる。その後，必要な厚さにコルゲートブロックをスライスしてコルゲートパネルにする。図２にコルゲート方式を示す。

2.3　耐食性

エンジンナセル・ファンケース等，耐食性が要求される部位への適用の場合，従来からクロム酸コーティング処理を施したアルミ箔を使用したハニカムコアが使用されてきた。しかし，クロムによる環境影響の面で問題視されている部分もある。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

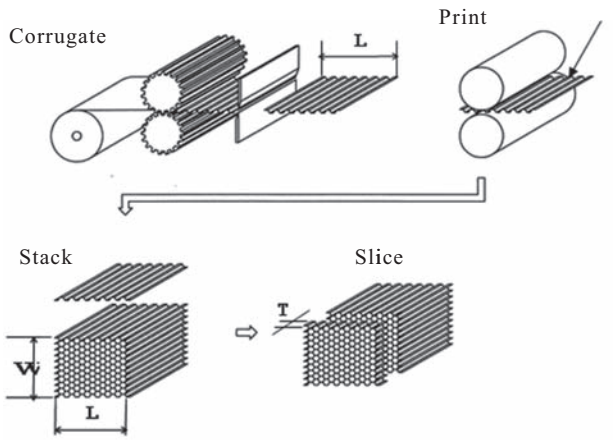


Fig. 2 Corrugate method of aluminum honeycomb core

3．PAAアルミダブルフレキシブルハニカムコア

PAAアルミダブルフレキシブルハニカムコアは，一般社団法人日本航空宇宙工業会からの委託を受け，弊社が開発した物である。このハニカムは，従来品と比べ，耐食性に優れ，環境影響が少なく，同等の強度，吸音特性を有している事が特徴である。

3.1　形状

形状は壁面が波打った形で，フレキシブルハニカムコアに近いが，ハニカムのセルが大きく，セルの中心に対し，点対称構造を取っている事が特徴である。図３に形状を示す。

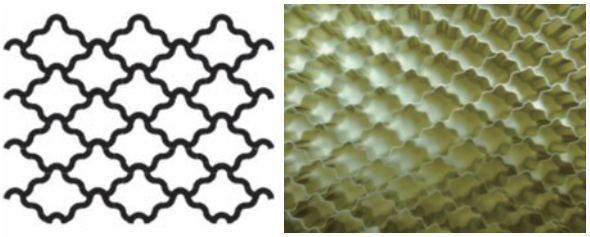


Fig. 3 Shape of double flexible honeycomb core

3.2　PAA

PAAとは，Phosphoric Acid Anodizeの略語であり，リン酸陽極処理のことをいう。リン酸陽極処理とは，リン酸浴中で被処理物となるアルミ箔を陽極にして通電することにより，アルミ箔の表面に強制的に酸化皮膜を形成させる表面処理である。クロムを使用しない事で，環境影響を低減できる耐食処理方法である。本処理によって形成された多孔質の酸化皮膜は水分の浸入を防止し，耐食性を向上する。更に，接着表面積が増大することで接着結合に適した被着材となり，接着性及び高温多湿の環境下での接着耐久性が向上する。多孔質酸化皮膜は，アルミニウムの表面から垂直に孔が形成され，その孔の大きさは縦方向に無数に存在する線の太さであり，約30 nmとなる。この孔の中に接着プライマーが入り込むことにより，強固な接着性及び高温多湿の環境下での接着耐久性が生み出されるのである。図４にPAAアルミ箔の断面図を示す。

3.3　製造方法

製造方法は，図２に示したコルゲート方式であり，フレキシブルハニカムコアと基本的には同じであるが，唯一の違いは条線接着剤をアルミ箔に塗布する時の間隔である。従来のフレキシブルハニカムコアは，アルミ箔のコルゲート板の山部に１山おきに接着剤を塗布しているが，ダブルフレキシブルハニカムコアでは３山置きに接着剤を塗布している。図５にダブルフレキシブルハニカムコアの製造方法フローを示す。

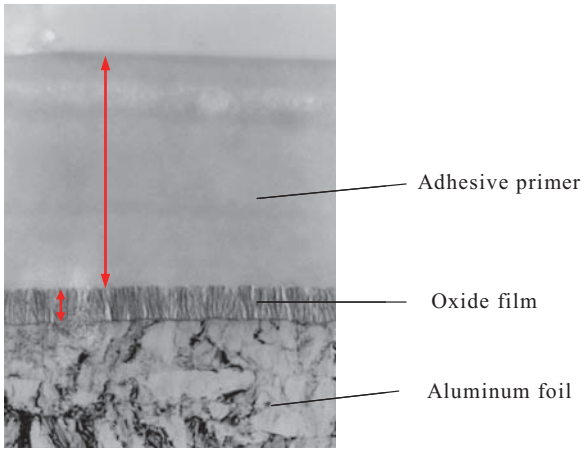


Fig. 4 PAA aluminum foil

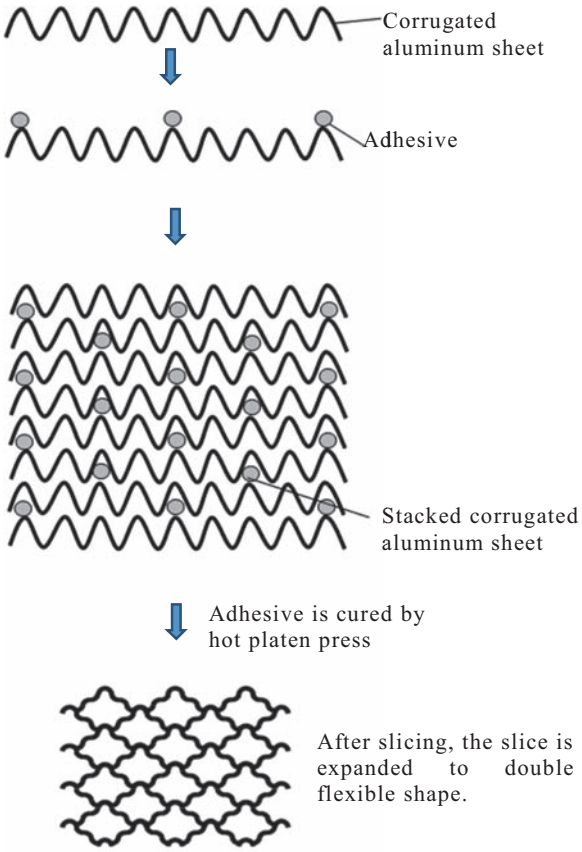


Fig. 5 Manufacturing flow for double-flexible honeycomb core

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

3.4　曲面成形性

図６に示す通り，アルミダブルフレキシブルコアは，室温にて３次曲面に容易に成形する事が可能である。

3.5　物理的性能

図７にダブルフレキシブルハニカムコアのセル形状及び各部の呼称を示す。表２には物理的性能を示す。

3.6　機械的性能

ハニカムの基本的な機械的性能について評価試験を行った。試験結果は表３にまとめる。

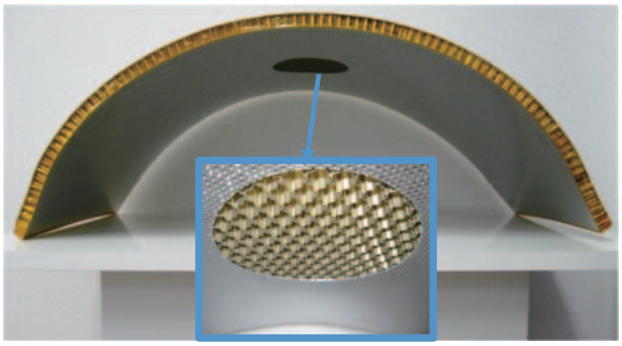


Fig. 6　Formability for three - dimensional curved surface

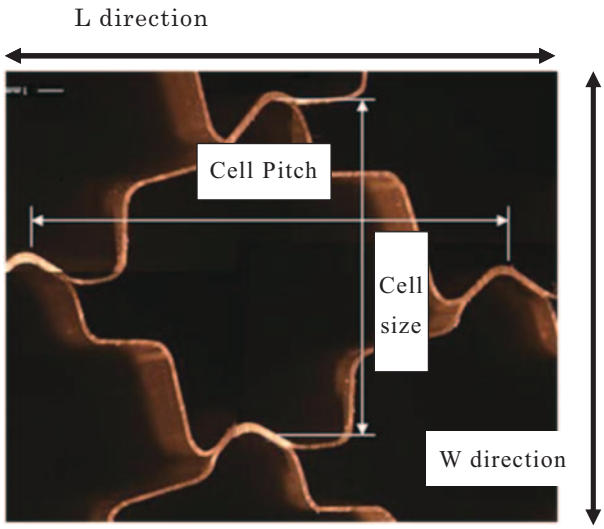


Fig. 7　Cell of Double flexible honeycomb core

Table 2　Physical properties for AL-double-flex. core

	Type5.9	Type7.1
Cell size	11.3mm	13.6mm
Cell pitch	21.5mm	25.9mm
Density	71kg/m^3	54kg/m^3

3.6.1　表面板無しの圧縮試験

50.8mm角で厚み16mmの試験片を準備し，試験速度0.5mm/分で試験を行った。試験方法を図８に示す。

3.6.2　プレート剪断試験

幅50.8 mm，長さ190.5 mm，厚み16 mmの試験片をL方向とW方向について準備し，鉄製のプレートに加熱硬化型エポキシ樹脂系フィルム接着剤を介し接着し，試験片とした。試験速度１mm/分で試験を行った。試験時の写真を図９に示す。

3.6.3　条線接着剤の剥離試験

L方向127 mm，W方向254 mm，厚み16 mmの試験片を準備し，25.4mm/分で試験を行った。試験時の写真を図10に示す。

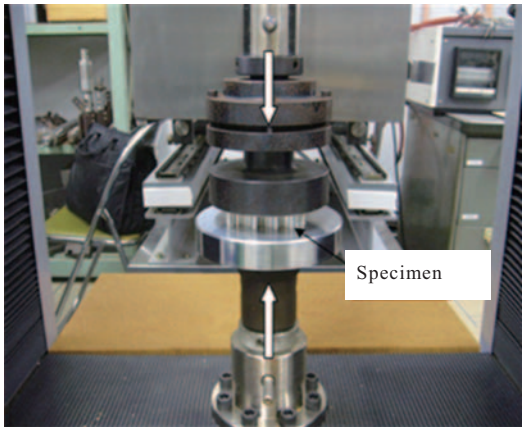


Fig. 8　Honeycomb bare compression test

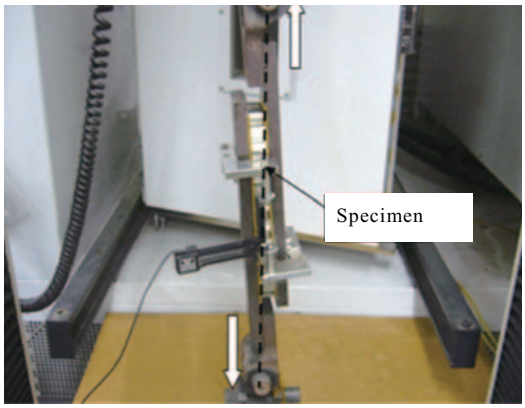


Fig. 9　Plate shear test

Fig.10　Delamination test

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

Table 3 Mechanical properties for aluminum double flexible honeycomb core（PSI）

	Type5.9	Type7.1
Bare Compression	910	602
L direction Plate Shear Strength	342	240
L direction Plate Shear Modulus	66,307	52,803
W direction Plate Shear Strength	222	160
W direction Plate Shear Modulus	23,317	20,990
Node bond Delamination	58	80

3.7　耐食性能

従来から使用されているクロム酸コーティング処理を施したアルミ箔を使用したハニカムコアとPAAアルミ箔を使用したハニカムの耐食性能について，塩水噴霧試験により比較を行った。

3.7.1　塩水噴霧試験方法

L方向127mm，W方向152.4mm，厚み16mmの試験片を準備し，176℃で16時間乾燥させた後，塩水噴霧試験機に投入し，60℃，95％条件下で35％の塩水噴霧に30日間暴露させた。暴露後，リン酸，クロム酸の特殊混合液にて煮沸洗浄を５～６分行い，試験片に付着した酸化物を取り除き，腐食による重量減少量を測定した。

3.7.2　塩水噴霧試験結果

試験結果を表４に示す。PAA処理品は，従来のクロム酸コーティング処理品よりも約４倍耐食性能に優れている事が確認された。

Table 4 Salt spray test result

	Weight loss by corrosion (mg/ft^2)
Chromic acid coating honeycomb	18.5
Phosphoric Acid Anodize honeycomb	5.1

3.8　吸音特定

3.8.1　ハニカムサンドイッチパネルの吸音について

ヘルムホルツ共鳴の原理において，図11のように有孔板の背後に空洞部（コア内部）がある構造の場合，孔の部分の空気が質量，コア内部にある空気がバネの役割をして，図12のようにコア内部の空気が圧縮と膨張を繰り返し振動を構成する。この固有振動数と同じ周波数の音波が入射したときに，共鳴が生じ，孔部分の粘性摩擦により音が吸音され減音となる。

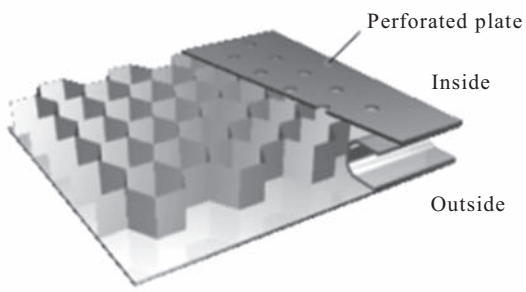


Fig.11 Sound absorption honeycomb panel

3.8.2　吸音特性解析

ダブルフレキシブルコアの形状を有する１つのコアに対しての吸音周波数解析を行った。解析モデルは，体積を120 mm^2，孔径をφ２mmとし，音源は，試験体から100 mm 離れた場所でφ１mm，１m/s とした。共振点は，約2069 Hzで一番吸音された部分の吸音効果は，27 dB（音力レベル）であった。これを吸音率に換算すると0.998となる。解析モデルを図13に示す。

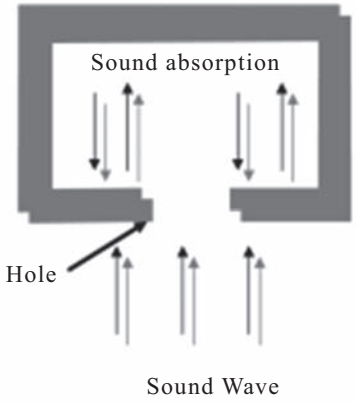


Fig.12 Theory for sound absorption

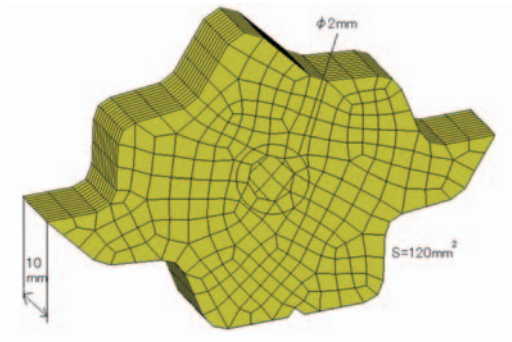


Fig.13 Double flexible honeycomb model for analysis

3.8.3　吸音周波数の算出

吸音周波数fを導くための理論式を(1)に示す。

$$f = \frac{\text{音速}}{2\times 3.14}\times\sqrt{\frac{\text{孔面積}}{\text{空気層の容積}\times(\text{板厚}-\text{孔半径})}} \qquad (1)$$

パーフォレートの孔面積，空気層の容積（ここではセル

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

内の容積），パーフォレートの板厚，パーフォレートに開けられた孔半径から吸音周波数値が算出できる。この式は，3.7.2項に記した周波数解析と一致する。しかし，ここで孔面積について着目したい。個数と位置についてパーフォレートの孔とハニカムコアの関係が規則正しくなっていれば(1)の数式でも問題がないが，パーフォレートの孔とハニカムコアの関係は不規則で無数に区切られたハニカムコアの１つのセル内に，いくつの孔が存在するか知る由もない。そこで，孔の面積ではなく，孔の開孔率により吸音周波数を算出する数式を(2)に示す。

$$f = \frac{\text{音速}}{2\times 3.14}\times\sqrt{\frac{\text{開孔率}}{\text{空気層の厚さ}\times(\text{板厚}+0.785\times\text{孔直径})\div(\text{空気層の厚さ})^2\times\frac{\text{開孔率}}{3}}} \quad (2)$$

ここでは，１つのセル内にいくつ孔が存在するかということは影響しなく，孔の開孔率により吸音周波数を求める。こちらの式の方が現実的であることから，今回試験を実施するにあたり，(2)の数式を使用して吸音周波数値の目安とした。

3.8.4　吸音周波数の測定方法

吸音率の測定には垂直入射法と残響室法との２つがある。この２つの吸音率の違いは，試験体面に対する音の入射条件の違いによるものである。両方の方法で吸音データを取得したが，本誌では垂直入射法による吸音データについて紹介する。

(1)垂直入射法（JIS A1405）

試験体に音が垂直にあたるときの吸音率を測定するものである。その測定には，通常長い管を使い，管の一端に試験体面が管軸に対し垂直になるように取付け，他の端から音を入れると，入射波と反射波との干渉によって，管軸にそった音圧の変化ができる。このときの音圧変化の程度は，入射波と反射波の比によって決まることから，その入射波と反射波を測定することで吸音率を求めることができる。尚，測定する周波数域により装置の音響管の大きさ（試験体の大きさ）が異なる。音響管の大きさは，周波数域～２kHz の時はφ43 mmを使用し，周波数域１kHz ～ の時はφ100 mmを使用する。

(2)残響室法（JIS A1409）

試験体面に対して，全方向から等しい確率で音が入射するときの吸音率を測定するものである。残響室の中で音を出して急に音を止めると，室内の音は，直ぐにはなくならず，減衰しながら無くなる。この時の残響時間を測定するもので，試験体（吸音体）があると空室の時と比べ，吸収の増加に従って残響時間が短くなる。試験体設置時と空室時の２つの条件で残響時間を測定することで，吸音率を算出することができる。

3.8.5　パーフォレート板

表５に記載のパーフォレート板を使用し，ハニカムパネルを製作し，吸音特性を測定した。

Table 5　Perforated plate

	Plate thickness, hole size, pitch, perforated type and open area	Note
①	1mmT × φ2mm × pitch3.5mm 60 degree staggered, open area 29.6%	
②	1mmT × φ4mm × pitch7mm 60 degree staggered, open area 29.6%	Same open area as ①
③	1mmT × φ1mm × pitch10.5mm Straight, open area 0.7%	Smallest hole size and Open area

3.8.6　吸音周波数の計算結果と実測値の整合性

表６の仕様のパネル，試験片①を製作した。このパネルは，(2)式の計算式によると，吸音周波数ピークが3.67kHzと推測された。試験結果は，図14に示す通り，ピーク周波数は3.5kHzとなり，計算結果とほぼ同じ結果となった。

Table 6　Specimen① Panel Configuration

	Specimen①	
Honeycomb	Honeycomb shape	Double-Flex
	Aluminum foil thickness	114 μm
	Pitch	5.9 mm
	Honeycomb thickness	15.9 mm
Perforated Plate	Material	A5052P-H34
	Thickness	1.0 mm
	Hole size and pitch Perforated type	φ2×P3.5 60 staggered
	Open area	29.60%
Base Plate	Material	A5052P-H34
	Thickness	1.0 mm

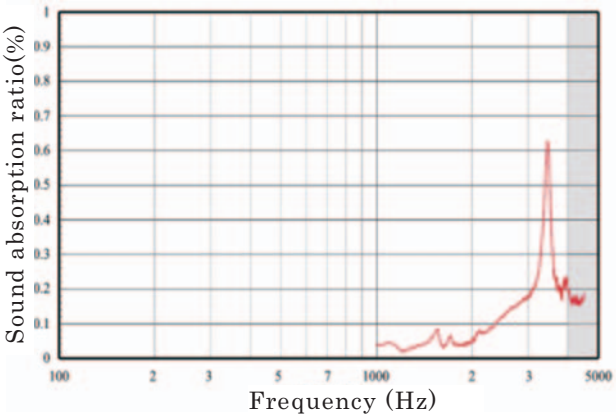


Fig.14　Sound absorption test result for Specimen①

3.8.7　同開孔率，孔径の違いよる吸音特性への影響

表７の仕様のパネル，試験片②を製作した。このパネルは，(2)式の計算式によると，吸音周波数ピークが3.12kHzと推測された。試験結果は，図15に示す通り，ピーク周波数は3.2kHzとなり，計算結果とほぼ同じ結果となったが，ピーク周波数前後に弱いピークが現れた。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

Table 7 Specimen② Panel Configuration

	Specimen②	
Honeycomb	Honeycomb shape	Double-Flex
	Aluminum foil thickness	114 μm
	Pitch	5.9 mm
	Honeycomb thickness	15.9 mm
Perforated Plate	Material	A5052P-H34
	Thickness	1.0 mm
	Hole size and pitch Perforated type	φ4×P7 60 staggered
	Open area	29.60%
Base Plate	Material	A5052P-H34
	Thickness	1.0 mm

Table 8 Specimen③ Panel Configuration

	Specimen③	
Honeycomb	Honeycomb shape	Double-Flex
	Aluminum foil thickness	114 μm
	Pitch	5.9 mm
	Honeycomb thickness	15.9 mm
Perforated Plate	Material	A5052P-H34
	Thickness	1.0 mm
	Hole size and pitch Perforated type	φ1×P10.5 streight
	Open area	0.70%
Base Plate	None（direct set to test apparatus base plate）	

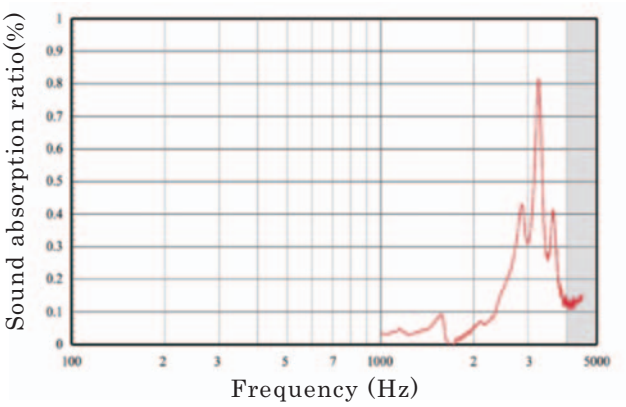


Fig.15 Sound absorption test result for Specimen②

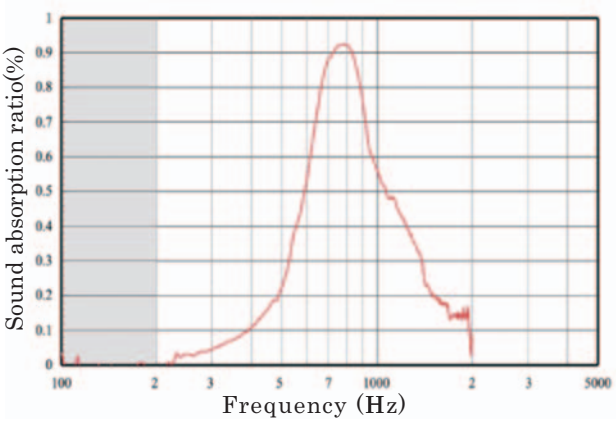


Fig.16 Sound absorption test result for Specimen③

3.8.8　最小孔サイズ，開孔率での吸音特性

表８の仕様のパネル，試験片③を製作した。このパネルは，(2)式の計算式によると，吸音周波数ピークが858Hzと推測された。試験結果は，図16に示す通り，ピーク周波数は788 ～ 800Hzとなり，計算結果とほぼ同じ結果となったが，ピークがブロード状に広がった形となった。

4．結論

(1)アルミダブルフレキシブルハニカムは既存のアルミフレキシブルハニカムコアの製造設備で成形が可能である。
(2)従来から使用されているフレキシブルハニカムと同様に３次曲面に室温で成形が可能である。
(3)リン酸陽極処理によるアルミハニカムコアは従来から使用されているクロム酸コーティング処理アルミハニカムコアよりも約４倍の耐食性がある。
(4)吸音パネルの吸音周波数は計算で算出可能であり，パーフォレート板等の調整により，広周波数域で高い吸音率を維持させることが可能である。

5．引用文献

(1) 小峰孝也，平成23年度委託調査研究成果発表予稿集（一社），日本航空宇宙工業会，革新航空機技術開発センター，(2011)，pp.93.
(2) 小峰孝也，須藤栄一，盛田孝雄，戸上晃朗，環境調和型航空機技術に関する調査研究成果報告書（No.2208）“高耐食性アルミダブルフレキシブルコアの研究”，（一社）日本航空宇宙工業会，革新航空機技術開発センター，(2011).

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

特集：ガスタービンのImprovement/Modification

高温タービン用耐熱材料と実機適用：使われる材料の開発を目指して

原田　広史*1　HARADA Hiroshi
横川　忠晴*1　YOKOKAWA Tadaharu
川岸　京子*1　KAWAGISHI Kyoko
小林　敏治*1　KOBAYASHI Toshiharu
小泉　　裕*1　KOIZUMI Yutaka
坂本　正雄*1　SAKAMOTO Masao
湯山　道也*1　YUYAMA Michinari

キーワード：タービン翼，タービンディスク，超合金，EQコーティング，遮熱コーティング，セラミック基複合材料
Turbine Blade，Turbine Disc，Superalloy，EQ Coating，Thermal Barrier Coating，Ceramic Matrix Composite

1．はじめに

東日本大震災後の新たな電力供給体制のベース電源として，また，将来の再生可能エネルギー大量導入時代のバックアップ電源として，その急速起動・停止や非定格運転へのフレキシビリティをいっそう向上させた超高効率ガスタービン開発の必要性がクローズアップされている。このような状況で，ガスタービンの設計，開発，運用を支える材料技術，特に，材料を適材適所に用いるための材料適用技術がこれまでにも増して重要となっている。

本稿では，タービン翼，タービンディスクなどの高温部材に関して，タービン設計者やユーザーからの要望に応えて，あるいはそれらを先取りする形でインタラクティブに進められている材料開発，および実機適用の現状と課題について紹介したい。

2．タービン翼材

2.1　従来の材料開発

図１にNi基超合金の耐用温度向上の歴史[1]を示す。Ni基超合金の製造プロセスは，鍛造，普通鋳造，一方向凝固，単結晶凝固と進化し，プロセスに適した組成改良と相まって耐熱温度が向上してきた。

Ni基超合金は図２に示すように，母相のγ相（Ni固溶体）中にγ'相（Ni_3Alを基本組成とする$L1_2$規則相）が析出した２相整合組織を有している。整合界面が変形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[2]。

表１に代表的なタービン翼用Ni基超合金の合金組成を示す。単結晶合金は第１世代合金PWA1480[3]などからRe（レニウム）を３wt％程度含む第２世代合金CMSX-4[4]など，Reを５～６wt％含む第３世代合金CMSX-10[5]な

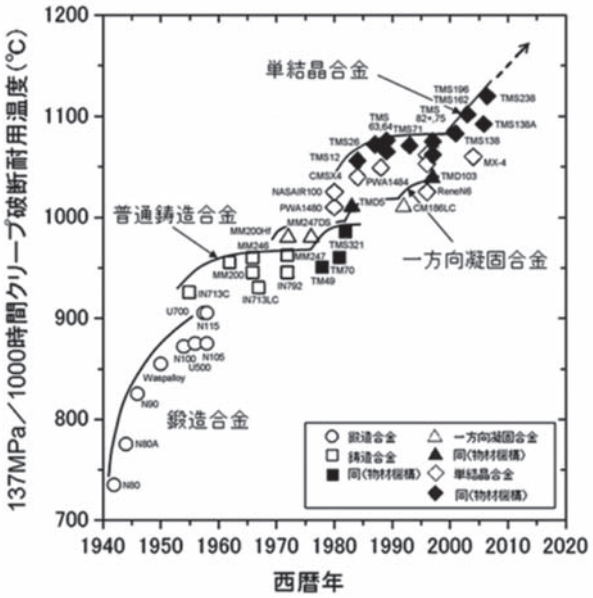


Fig. 1　The history of improvement in temperature capability of superalloys[1]

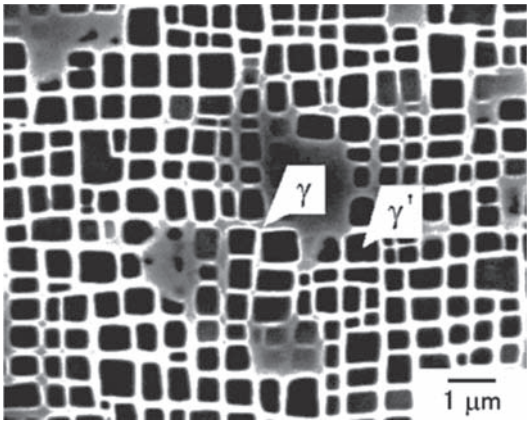


Fig. 2　γ / γ' coherent two-phase structure in a Ni-base superalloy

原稿受付　2015年７月30日
＊1　国立研究開発法人物質・材料研究機構　環境エネルギー部門
〒305-0047　つくば市千現１－２－１

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

Table 1 Typical chemical composition of Ni-base superalloys（wt％, bal.Ni）[1]

種類	合金名	化学組成 (wt%,残部 Ni)															世代	開発機関
		Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Hf	Re	Ru	C	B	Zr	その他		
CC	Inconel 713C	-	12.5	4.2	-	6.1	0.8	2	-	-	-	-	0.12	0.012	0.1		-	INCO
	IN738	8.5	16	1.7	2.8	3.4	3.4	-	1.7	-	-	-	0.11	0.01	0.1		-	INCO
	IN792	9	12.4	1.9	3.8	3.1	4.5	-	3.9	-	-	-	0.12	0.02	0.2		-	INCO
	MarM247	10	8.5	0.7	10	5.6	1	-	3	-	-	-	0.16	0.015	0.04		-	M.Marietta
	Rene 80	9.5	14	4	4	3	5	-	-	-	-	-	0.17	0.015	0.03		-	GE
	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	-	2.3	-	-	-	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	5.8	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	-		2nd	Cannon Muskegon
	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	-		4th	NIMS
SC	PWA1480	5	10	-	4	5	1.5	-	12	-	-	-	-	-	-		1st	P&W
	Rene'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	MMC/CRIEPI
	ReneN500	7.5	6	2	6	6.2	-	-	6.5	0.6	-	-	0.03	0.004	-		1st	GE
	CMSX-7	10	6	0.6	9	5.7	0.8	-	9	0.2	-	-	-	-	-		1st	Cannon Muskegon
	CMSX-8	10	5.4	0.6	8	5.7	0.7	-	8	0.2	1.5	-	-	-	-		1st	Cannon Muskegon
	NKH71	-	12.19	0.49	7.75	4.98	1.21	-	5.78	-	-	-	-	-	-		1st	Hitachi/Nagoya Univ./KEPCO
	ReneN2	7.5	13	-	3.8	6.6	-	-	5	0.2	1.6	-	-	-	-		1st	GE
	TMS-1700(MGA1700)	-	9	0.6	7.6	5.4	-	-	10	-	-	-	-	-	-		1st	NIMS/MHI
	PWA1484	10	5	2	6	5.6	-	-	9	-	3	-	-	-	-		2nd	P&W
	Rene'N5	8	7	2	5	6.2	-	-	7	0.20	3	-	-	-	-		2nd	GE
	CMSX-4	9	6.5	0.6	6	5.6	1	-	6.5	0.10	3	-	-	-	-		2nd	Cannon Muskegon
	TMS-82+	7.8	4.9	1.9	8.7	5.3	0.5	-	6	0.10	2.4	-	-	-	-		2nd	NIMS
	YH61	1	7.1	0.8	8.8	5.1	-	0.8	8.9	0.25	1.4	-	0.07	0.02	-		2nd	Hitachi
	Rene'N6	12.5	4.2	1.4	6	5.8	-	-	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	6.0	-	-	6	0.10	5	-	-	-	-		3rd	NIMS
	MX-4/PWA1497	16.5	2	2	6	5.55	-	-	8.25	0.15	6	3	-	-	-	0.01Y	4th	GE/P&W/NASA
	MC-NG	<0.2	4	1	5	6.0	0.5	-	5	0.10	4	4	-	-	-		4th	ONERA
	TMS-138	5.8	3.2	2.8	5.9	5.9	-	-	5.6	0.10	5	3	-	-	-		4th	NIMS/IHI
	TMS-138A	5.8	3.2	2.8	5.6	5.7	-	-	5.6	0.10	5.8	3.6	-	-	-		4th	NIMS
	TMS-196	5.6	4.6	2.4	5	5.6	-	-	5.6	0.10	6.4	5	-	-	-		5th	NIMS
	TMS-238	6.5	4.6	1.1	4	5.9	-	-	7.6	0.10	6.4	5	-	-	-		6th	NIMS

どと開発，実用化が進んできた。その過程で，Reなど強化元素の過剰添加によるTCP（Topologically Close Packed）相と呼ばれる有害相の析出抑制のため，Ru（ルテニウム）など貴金属元素を２～４wt％含む第４世代合金が開発された。

物質・材料研究機構（物材機構）では，Ru添加とともに，整合界面の格子定数ａのミスフィットを負（$a_{\gamma'}<a_{\gamma}$）に大きくすることによって，図３に示すようなラフト構造化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転位の移動を妨げる合金設計を行ってクリープ強度向上を図り，耐用温度1080℃級の第４世代合金TMS-138[6] / 138Aなどを開発した。ラフト構造とは，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した組織で，立体的にはサンドイッチ構造となっている。

合金の世代が進むにつれて，クリープ強度が向上したが，その反面，Cr（クロム）量の低下，Mo（モリブデン）量の増加などにより耐環境性が低下した。そこで，Al（アルミ）とCrの増量，Moの減量などにより耐酸化性を向上させつつ耐用温度を向上させた1100℃級の第５世代合金TMS-196[7]や，1120℃級の第６世代合金TMS-238[8]などが世界に先駆けて開発された。図４に単結晶超合金の世代別のクリープ強度と耐酸化性を示す[8]。ここで縦軸は1100℃での酸化試験から導出した耐酸化性指標である。また，MX-4/PWA1487の耐酸化性はプロットに示された数値以下である。

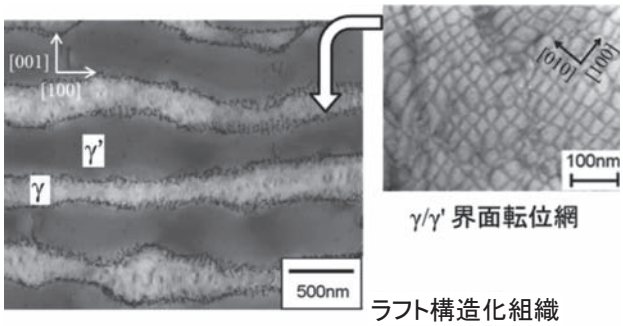


Fig. 3 “Rafted structure” and γ/γ' interfacial dislocation network in Ni-base single crystal superalloy [1]

2.2　1700℃ガスタービン開発への展開

1700℃ガスタービン開発は，以上のような単結晶超合金開発の進展を背景に，材料研究者からタービン設計者への提案により開始された。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

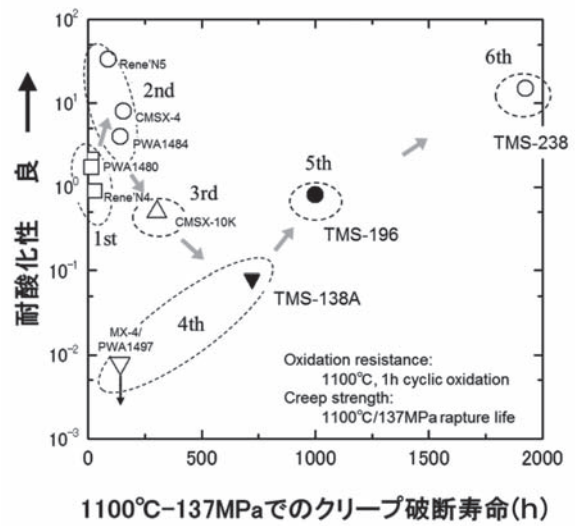


Fig. 4 Creep and oxidation properties of 1st to 6th generation single crystal superalloys[8]

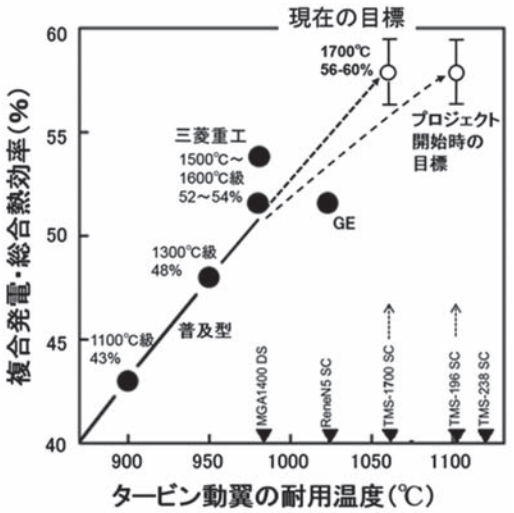


Fig. 5 Target efficiency of combined cycle system with 1700℃ gas turbine employing new single crystal superalloys

1500℃級ガスタービンのタービン翼材として使用されている一方向凝固超合金MGA1400を，耐用温度が相対的に120℃向上した第5世代単結晶超合金TMS-196に交換するなどにより，1700℃ガスタービンを開発し，コンバインドサイクル熱効率を52％（HHV基準）から56％以上に向上させる提案が著者らによってなされた。これを受けて2004年に1700℃ガスタービン要素研究が文部科学省/物材機構「新世紀耐熱材料プロジェクト（1999～2010年度）」の一環として物材機構と三菱重工の協力で開始された。その後，資源エネルギー庁/三菱重工のタービン開発プロジェクトが開始され今日に至っている。

研究開発当初，金属元素が全体に価格高騰しつつあり，それに対する懸念から，Re，Ruを減量あるいはこれらを含まない単結晶超合金の新たな開発がタービン設計者より切望された。併せて，起動・停止に伴う熱疲労に耐える熱疲労特性重視の材料開発が望まれた。

そこで，ReやRuを含まずにクリープ特性と熱疲労特性に優れた単結晶超合金を目標に，物材機構と三菱重工との共同研究が行われ，TMS-1700（MGA1700）[9]が開発された。TMS-1700については，NEDOの「高効率ガスタービン用タービン翼部材の研究開発（省エネ革新技術，2010～2012年度）」において長時間クリープデータの取得も行われるなど材料データが蓄積されている。空冷技術などによって1600℃級まで開発が進んでいるガスタービンを，TMS-1700の適用により，2020年度をめどに当初目標の1700℃級へと高温化・高効率化することが期待されている。図5にプロジェクトの目標を，開始時のものと併せて示す。なおこの図のタービン動翼の耐用温度はジェットエンジンを想定した137MPa，クリープ破断寿命1000hでの値を便宜上用いている。

2.3 低コスト単結晶超合金の開発と実機適用

Re量を低減，あるいはRe添加なしでコストパフォーマンス向上を狙った低コスト単結晶超合金の開発が行われ，Rene500，ReneN2，CMSX-7，CMSX-8などが開発された。国内でも，先述のTMS-1700のほかにNKH71[10]が開発されている。また，以前に開発されたYH-71もこれらの合金と同じ範疇の合金とみることもできる。これら低コスト単結晶超合金のなかには実機適用が開始されているものもある。

図6（top）はジェネラル・エレクトリック（GE）社の航空エンジンのシュラウドに低コスト単結晶超合金が実用化された経緯を示している[11]。CF6エンジンの高圧第2段タービンシュラウドが，当初のCo基超合金MarM509（コーティング付）から3wt％のReを含むReneN5，次にRe量を1.6wt％に減らしたReneN2，さらにReを含まないReneN500へ比較的短期間に取り換えられたことがわかる。静止部材であるシュラウドには大きなクリープ強度は必要なく，Re使用量削減による材料コスト低減の格好の対象部材となったものと考えられる。一方，Parts Manufacturing Approval（PMA）により非純正部材を供給しているCromalloy社は引き続き3wt％ Reを含む CMSX-4を使用している。この対応

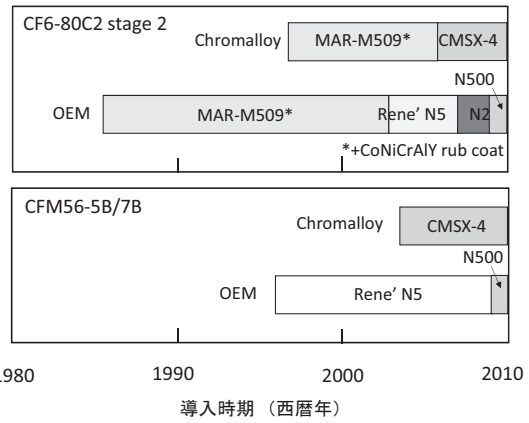


Fig. 6 Applications of low-cost single crystal superalloys to high pressure turbine shrouds[11]

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

の差は収益構造の差を表しているかもしれない。図６（bottom）のCFM56エンジンの場合も同様の材料交換が行われつつある。

GE社のエンジンでは，シュラウドだけでなくタービン翼にも低コスト単結晶超合金を適用しつつある。Reを低減した低コスト合金は，一般に，900 ～ 950℃付近の温度域あるいは300 ～ 400MPa付近の応力域で，第２世代単結晶超合金に比べてクリープ強度が低くなる傾向にある[10]。またRe量低下は耐高温腐食性低下の原因ともなる。従って，低コスト単結晶超合金の使用にあたっては，事前にその材料特性を十分調査し，材料交換の得失について自ら検討されることを推奨する。

2.4　次世代超合金の航空機エンジンへの実用化

物材機構開発の次世代単結晶超合金は，高効率機ボーイング787用のロールスロイス（RR）社製エンジンTrent1000のタービン翼材として実用化された。

RR社は，ボーイング787用高効率ジェットエンジンの開発でGE社と競合状態にあり，高効率化に必要な耐用温度の高い単結晶超合金を求めていた。そこで，2006年６月，物材機構とRRは，物材機構内にRR航空宇宙材料センター（～ 2010年度）を開設し，次世代超合金の実用化研究を行った。開発合金の１つ（TMS合金，合金番号非公開）は現在Trent1000のタービン翼材として実用化されている。これは，国内開発材料として初のジェットエンジン高温部材への実用化例である。

Trent1000を搭載したボーイング787は，2015年６月現在，ローンチカストマーである全日空の38機をはじめ国内外で103機が運用されている。Trent1000はこれまでに総計363機分の受注があり，今後さらに広く使用されるものと期待されている。因みに，TMS合金を用いる効果だけを取り出したとすると，国際線１機あたり年間１億円の燃費削減，とされている。

2014年にはプラット・アンド・ホイットニー（P&W）社が，世界の年間生産量約45トンの約５倍に相当する約230トンのRe購入の長期契約を行ったことが話題になった[12]。筆者の試算によれば，この購入量は５wt％のReを含む超合金タービン翼約1500万枚分に相当する。このことはReを含む超合金を引き続き長期にわたって使用することを示唆しており，Re低減あるいは無添加超合金へ傾斜しているように見えるGE社とは異なる材料戦略を持っているようで興味深い。

2.5　超合金のコスト低減への新たな対応技術

従来，使用済みタービン翼はスクラップとして廃却されていた。近年，使用済みタービン翼材からの合金元素抽出，再利用という方法でのリサイクルがRe，W（タングステン）など一部の元素について始められているが，抽出コストなどのため超合金の材料コスト低減効果は生まれていない。

著者らは，早稲田大学と協力して，JST「単結晶超合金タービン翼の直接完全リサイクル法の開発（2013 ～ 2015年度）」プロジェクトを行っている。この研究では，第４～第６世代をはじめとする単結晶超合金の実用化促進のため，使用済みタービン翼材を直接溶解してリサイクルするという新しい発想で，実質材料コストを４分の１に低減できる技術の確立を目指している[13]。

燃料はリサイクルできないが材料はリサイクルできる。高価でも効果のある材料を人類の資産として長く使い続けることが重要である。

2.6　セラミック基複合材料の可能性

近年特に期待されているのがセラミック基複合材料（Ceramic Matrix Composite，CMC）である。なかでも現在主流となっているのがSiC繊維とSiCマトリクスのSiC/SiC複合材料である。最高約1300℃まで使用可能とされ，比重が超合金の約1/3と小さいこともジェットエンジンには有利である。一方，繊維，マトリクスともに基本的に延性を持たず，発生したクラックの進展を複合界面が止めて方向をそらす効果により，擬延性を生じさせ，破壊靭性を向上させるのがCMCの特徴である。

今年飛行試験に成功し航空機メーカーに納入されたCFMインターナショナル社のLEAP-1エンジンの高圧タービンシュラウドにSiC/SiC複合材料が使用されている[14]。また，低圧第1段タービン動翼への適用の可能性を調査するための世界初のエンジン試験（地上）がGE社の軍事用F414エンジンを用いて成功裏に行われた[15]。国内でもタービン動，静翼への適用を目指した研究開発[16]がＩＨＩで進められるなど，各国で研究開発が活発に行われている。

SiC/SiC系複合材料は1400℃を超えると酸化消耗が激しくなるため無冷却での使用は困難となり，超合金と同様に空冷やコーティングが必要となる。そこで，物材機構では，ZrO_2（ジルコニア）系など高温で安定な酸化物を用いた複合材料の開発をNEDO「超高温無冷却タービンを実現するための超耐熱材料開発（2011 ～ 2013年度）」にて行った。これまでに，ZrO_2系酸化物の長繊維の作成などに成功しており[17]，1800℃でも無冷却使用できる新規CMCの開発の可能性が期待される。図７に，アルコキシド法により作成したZrO_2系繊維織物を示す。

CMCの適用は，特にジェットエンジンにおいて，高温化と軽量化に寄与する可能性を秘めている反面，エン

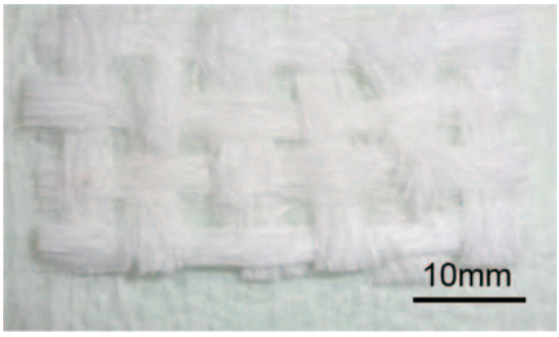


Fig. 7 ZrO_2 base long fiber produce by an alkoxide method[17]

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

ジンの脆弱化というリスクを併せ持つ可能性も否めない。採用にあたっては，信頼性確保の観点から，延性を有する従来材料との比較検討を十分に行い，適材適所に使用することが極めて重要である。

3．タービンディスク材

3.1 従来の材料技術

最新の航空機用ジェットエンジンの燃焼ガス温度は1600℃以上に達し，タービン翼を支える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，タービンの回転にともなう内周部の応力は1000MPaにもなるため，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。同様に，小型，中型，大型の発電用ガスタービンでもそれぞれディスク材の耐熱性向上は重要課題となっている。

図８に高温ディスク用合金開発の歴史を示す。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。組成は従来Niをベースとし，AlとTi（チタン）などの添加によるγ'相の析出とMoやWなどによる固溶強化により強度向上を図っている。表２に代表的なタービンディスク合金の化学組成を示す。

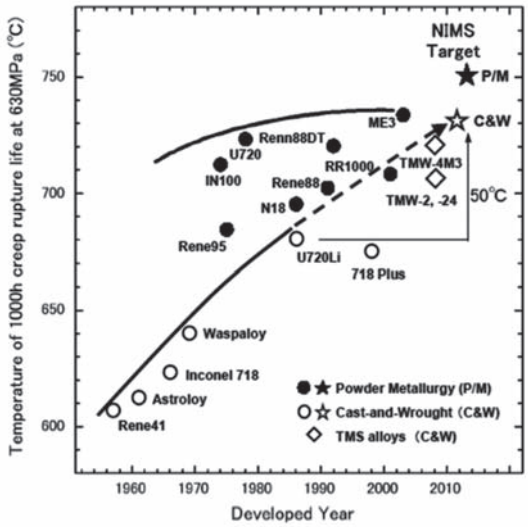


Fig. 8 The history of turbine disc superalloy development[18]

C&W法による合金は1980年代に開発されたU720Li以後，耐用温度は改善されていなかった。U720Li以上の耐熱性をもつ合金はP/M法により開発され，最新のP/M合金はU720Liを50℃上回る。国内では，国家プロジェクトにてP/M合金開発やパンケーキ試作が行われたが[19]，現在，設備・技術はない。一方，海外ではRR社がTrent1000に独自開発したP/M合金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[20]している。また，GE社はエアバスA380用のGP7282エンジンでME3を実用化[21]している。

Table 2 Chemical composition of typical superalloys for disc applications[18]

鋳造・鍛造

合金名	化学組成 (wt%,残部 Ni)										
	Cr	Co	Mo	W	Nb	Ti	Al	C	B	Zr	その他
Rene'41	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	0.9	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	2.6	1.1	-	5.6	2.2	0.015	0.015	0.03	
TMW-4M3	13.5	25	2.8	1.2	-	6.2	2.3	0.015	0.015	0.03	

粉末冶金

合金名	化学組成 (wt%,残部 Ni)										
	Cr	Co	Mo	W	Nb	Ti	Al	C	B	Zr	その他
Rene'95	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
Rene'88DT	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
U720Li	16	15	3	1.25	-	5	2.5	0.025	0.018	0.03	
RR1000	15	18.5	5	-	-	3.6	3	0.027	0.015	0.06	0.5Hf, 2.0Ta
ME3	13.1	18.2	3.8	1.9	1.4	3.5	3.5	0.03	0.03	0.05	2.7Ta

3.2 新たな課題と対応技術開発

P/M合金は，合金中のマクロ偏析を生じないため，均質で高強度の部材が成形できる。一方，粉末作成などのプロセス時の異物混入などに注意が必要で，材料コストはC&W合金の３倍ともいわれている。さらに，国内に粉末製造技術がないため，海外調達とならざるを得ないが，その海外調達が次第に困難になり，国内での独自エンジン開発の隘路となりつつあった。

そのような状況に鑑み，国内で可能なC&Wプロセスにて，P/M合金と同等以上の高温特性を発揮する合金の開発が開始された。

C&W法での高温ディスク用合金開発はU720Liが限界と考えられてきた。これに対し，U720Liをベースに，新しい概念にもとづいて世界最高の耐熱特性を持ちP/M合金に匹敵するNi-Co基鍛造合金（TMW合金）[18]が物材機構にて開発された。さらに，NEDO「高温タービンディスク製造技術に関する研究開発（2007～2008年度）」において三菱マテリアルと物材機構の協力で，トン溶解によるパンケーキ試作とデータ取得が行われた。図８にすでに示したように，TMW-4M3は，比較的廉価なC&W合金でありながらP/M合金に匹敵する耐用温度を有することが分かった。

図９にTMW合金の0.2%クリープ強度を示す。最強のTMW-4M3合金はU720Liに比べ耐用温度にて76℃向上，応力にて２倍に向上している。また，図10に示すように疲労亀裂伝播速度に関してU720Liと同等以上の性能を有し，引張強度，疲労強度などもU720Liと同等以上である[18]。

TMW合金の鍛造はU720Liと同様に行える。P/M合金プロセス技術を有しない日本での高強度C&W合金の誕生はジェットエンジン設計，開発者より歓迎され，関係各社で実用化研究が活発に進められている。

今後，国産の高温ディスク部材を成形し実用化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り，高温においても強度の

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

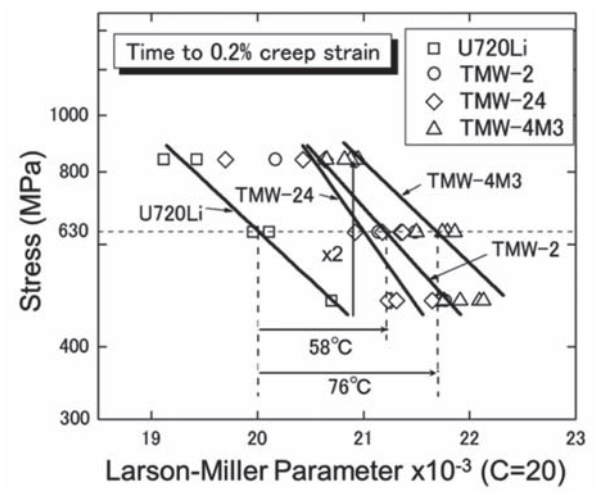


Fig. 9 Improvement of TMW alloys over U720Li in time to 0.2% creep strain[18]

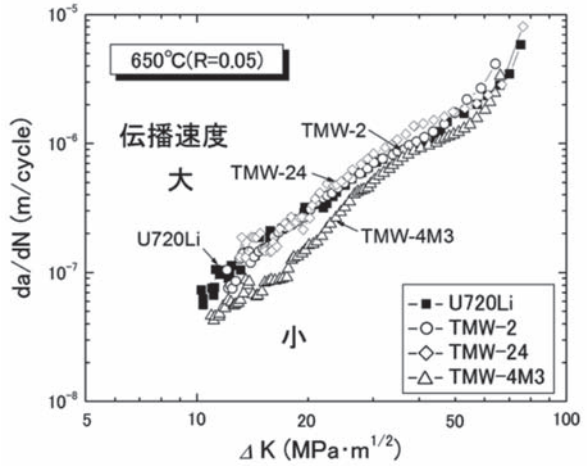


Fig.10 TMW alloys are better or comparable with U720Li in crack propagation resistance[18]

高いNi基耐熱合金を金型内で密閉鍛造するには大容量のプレスが必要となる。幸い，日本エアロフォージ株式会社（倉敷市）に，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が導入され，2013年４月より大型鍛造品製造事業を開始した。TMW合金製の高温タービンディスクが本大型鍛造プレスで製造され，国産初のディスク材として，ジェットエンジンの重要部材製造への参入や，我が国独自のジェットエンジン，発電用ガスタービン開発に寄与するものと大いに期待される。

４．コーティング技術の課題と対応技術開発

高温タービン翼にコーティングは必須である。ところが，タービン翼温度の上昇に伴い，コーティングと基材間での組成の違いに起因する元素の相互拡散よる二次反応層（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が問題になっていた[22],[23]。SRZは高温強度が基材に比べて極端に低いため，特に薄肉中空翼では，長時間使用に当たって部材の有効断面積の減少が大きな問題となる。

SRZ生成を防ぐ方法としていくつかの技術が提案された[23]–[29]。しかしこれらの技術はいずれも相互拡散を本質的に防ぐものではなく，高温での長時間使用においては最終的に劣化が避けられない。またプロセスの複雑化とそれに伴うコスト向上も問題となる。

タービン設計・運用上のこのような問題点を本質的に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コーティングが物材機構で開発された。高温での加熱実験により，基材とEQボンドコートの界面の組織安定性が確認された[30],[31]。さらに，安定化ジルコニア（Yttria Stabilized Zirconia, YSZ）をトップコートとして電子ビーム蒸着（Electron Beam Physical Vapor Deposition, EB-PVD）により作製した遮熱コーティング（Thermal Barrier Coating, TBC）システム（図11）を用いた熱サイクル試験でも，従来のTBCに比べ格段の皮膜剥離寿命を示すことが分かった[33],[34]。

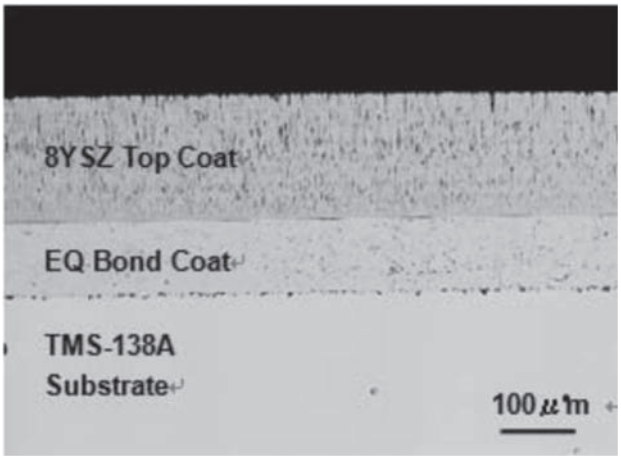


Fig.11 TBC-system on a 4th generation single crystal superalloy TMS-138A[32]

EB-PVDによるセラミックスコーティング層は羽毛状組織と呼ばれる構造を持ち，頻繁に温度が変化する航空機エンジンの温度サイクルにより発生する熱応力を緩和させるのに有効である。欧米では大型の生産用EB-PVD装置が多数稼動しているのに対し，日本で保有している装置は物材機構のものを含めて３台のみであり[35]，このためEB-PVDによる遮熱コーティングの施工，補修はそのほとんどを海外で行わざるを得ない状況になっている。EB-PVD装置の早急な整備が必要である。

発電用ガスタービン翼のセラミックストップコートは，大型部材への適用と経済性という観点から，主として大気プラズマ溶射（Atmospheric Plasma Splay，APS）により施工されてきた。しかし，将来の再生可能エネルギー大量導入時代のバックアップ電源として，急速起動・停止や非定格運転などへのフレキシビリティを向上させるにはEB-PVDシステム導入の検討も必要ではないだろうか。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

5．おわりに

タービン翼用超合金，高温タービンディスク用超合金およびコーティング技術について研究開発の現状を述べるとともに実機適用及びその可能性について紹介した。

化石燃料の節約，CO_2削減，地球温暖化防止など，地球規模で山積する問題解決に寄与するために，ガスタービンやジェットエンジンの高効率化を支える耐熱材料にもよりいっそうの高性能化が求められている。材料研究者とシステム設計，開発，運用担当者が一体となった協力体制により，新開発材料が適材適所に用いられ，ガスタービン機関の高効率化と安全性向上に寄与するとともに，併せて国内産業の国際競争力向上に役立つことを期待するものである。

6．引用文献

(1) 原田広史, 川岸京子, 谷月峰, 横川忠晴, 小林敏治,藤岡順三,“ガスタービン用高温部材の開発と実用化戦略—CO_2排出25％削減への貢献を目指して”，日本ガスタービン学会誌, Vol.38, 2010), pp.71-77.

(2) 原田広史, 山崎道夫, 小泉裕,“713C合金のγ-γ'結線上にある一連のNi基耐熱合金”, 鉄と鋼, Vol.65, (1979), pp.1049-1058.

(3) A.D. Cetel, D.N. Duhl,“Second-generation Nickel-base Single Crystal Superalloy”, Superalloys 1988, Ed. by C. Lund et al, (1988), pp.235-244.

(4) K. Harris, G.L. Erickson, W. D. Brentnall, J. M. Aurrecoechea, K. G. Kubarych,“Development of The Rhenium Containing Superalloys CMSX-4 & CM186LC for Single Crystal Blade and Directionally Solidified Vane Applications in Advanced Turbine Engines”, Superalloys 1992, Ed. by S. D. Antolovich et al, (1992), pp. 297-306.

(5) G. L. Erickson,“The Development and Application of CMSX-10”, Superalloys 1996, Ed. by R.D. Kissinger et al (1996), pp.35-44.

(6) Y. Koizumi, T. Kobayashi, T. Yokokawa, J. X. Zhang, M.Osawa, H. Harada, Y.Aoki, M.Arai,“Development of Next Generation Ni-base Single Crystal Superalloys”, Superalloys 2004, Ed. by K. Green et al (2004), pp.35-43.

(7) A. Sato, H. Harada, A. C. Yeh, K. Kawagishi, T. Kobayashi, Y. Koizumi, T. Yokokawa, J. X. Zhang,“A 5th Generation SC Superalloy with Balanced High Temperature Properties and Processability”, Superalloys 2008, Ed. By R. C. Reed et al. (2008), pp.131-138.

(8) K. Kawagishi, A-C. Yeh, T. Yokokawa, T. Kobayashi, Y. Koizumi, H. Harada,“Development of an Oxidation-resistant High-Strength Sixth Generation Single Crystal Superalloy TMS-238”, Superalloys 2012, Ed. By E. S. Huron et al, (2012), pp.189-195.

(9) H. Oguma, I. Okada, M. Taneike, E. Ito, T. Yokokawa, K. Kawagishi, H. Harada,“Development of Ni-base Single-Crystal Superalloy and Casting Technology for High Efficiency Gas Turbine Blade”, Proc. of Int. Gas Turbine Cong. 2015, (2015), to be published.

(10) 三浦信祐,“航空機エンジン用耐熱合金の最近の動向”, 電気製鋼, 第83巻, 1号 (2012), pp.35-42.

(11) T.J. Nijdam, R van Gestel,“Service Experience with Single Crystal Superalloys for High Pressure Turbine Shrouds”, National Aerospace Laboratory NLR, Report No. NLR-TP-2011-547 (2010).

(12) http://www.lipmann.co.uk/articles/metal-matters/pratt-whitney-molymet-write-largest-deal-in-rhenium-history/, (参照2015-07-28).

(13) S. Utada, Y. Jo, M. Osawa, S. Suzuki, H. Harada, T. Yokokawa, T. Kobayashi, K. Kawagishi,“Direct Recycling of Used Single Crystal Superalloy Turbine Blades”, Proc. of Int. Gas Turbine Cong. 2015, to be published.

(14) 航空技術, No.723 (15－06), pp.16-16.

(15) 航空技術, No.721 (15－04), pp.15-15.

(16) 中村武志, 岡 尚志, 今成邦之, 篠原健一, 石崎雅人,“航空機エンジン用CMCタービン部品の開発”, ＩＨＩ技報, Vol.53, No. 4 , (2013), pp.34-37.

(17) 鉄井利光, 原田広史, 長谷川良雄,“超高温用酸化物系CMCの開発”, 第43回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集 (2015) , 発表予定.

(18) 藤岡順三, 谷月峰, 崔傳勇, 横川忠晴, 小林敏治, 原田広史, 福田正, 三橋章,“新しい概念に基づく高温タービンディスク用Ni-Co基超合金の開発”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.40, (2012), pp.107-112.

(19) 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).

(20) I.Molyneux,“Rolls-Royce Ti Supply Chain”,CBM Global Trends Conference 2005, (2005).

(21) http://www.nasa.gov/centers/glenn/news /AF/2008/July08_printall_prt.htm, (参照2015-07-28).

(22) 川岸京子, 佐藤彰洋, 原田広史,“Development of Oxidation-Resistant β-Phase EQ Coating System for Ni-Base Superalloys”, 日本金属学会誌, Vol.70, (2006), pp.188-191.

(23) J. Stringer,“The Role of the Coating and Superalloy System in Enabling Advanced-Land-based Combustion Turbine Development”, Proceedings from Materials Solutions '98, Gas Turbine Materials Technology, (1999).

(24) Turbomachinery, 5/6, (1996).

(25) I. E. Locci, R. A. Mackay, A. Grag, F. J. Ritzert,“Successful Surface Treatments for Reducing Instabilities in Advanced Nickel-Base Superalloys for Turbine Blades”, NASA/TM-2004-212920, (2004).

(26) Y. Matsuoka, Y. Aoki, K. Matsumoto, A. Sato, T. Suzuki, K. Chikugo, K. Murakami,“The Formation of SRZ on a Fourth Generation Single Crystal Superalloy Applied with. Aluminide Coating”, Superalloys 2004, (2004), pp.637-642.

(27) T. Narita, S. Hayashi, H. Yukawa, M. Noguchi, M. Miyasaka, U. S. Patent 6830827, (2004).

(28) I. T. Spitzberg, R. Darolia, M. R. Jackson, J. C. Zhao, J. C. Schaeffer, U. S. Patent 6306524, (2001).

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

(29) R. G. Wing, U. S. Patent 6080246, (2000).
(30) A. Sato, K. Kawagishi, H. Harada, "Development of a New Bond Coat 'EQ Coating'", Met. Mat. Trans. A, 37A, (2006), pp.789-791.
(31) K. Kawagishi, A. Sato, K. Matsumoto, T. Kobayashi, H. Harada, Y. Aoki, M. Arai, "Stability and Mechanical Property of Sprayed EQ Coating", J. Japan Inst. Metals, 71 , (2007), pp.226-232.
(32) K. Kawagishi, H. Harada, A. Sato, K. Matsumoto, "New Concept for SRZ-free Coating Systems", Superalloys 2008, Ed. By R. C. Reed et al, (2008), pp.761-768.
(33) 松本一秀, 川岸京子, 原田広史, "EQボンド層を有するTBCの熱サイクル特性―実翼適用化へのプロセス検討―", 第38回日本ガスタービン学会定期講演会 講演論文集, (2010), pp.259-263.
(34) 川岸京子, 松本一秀, 原田広史, "EQコーティングを用いた先進単結晶超合金のための遮熱コーティングシステム開発", 第43回日本ガスタービン学会定期講演会 講演論文集, (2015), 発表予定.
(35) 松本一秀, 川岸京子, 原田広史, "遮熱コーティング技術の開発", まてりあ（日本金属学会会報), 第52巻, (2013), pp.469-474.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

学校で習わない英語 (1)

吉中　　司*1
YOSHINAKA Tsukasa

緒言

振り返ってみますと，1967年よりカナダでジェットエンジンの研究・設計・開発に関与したのが30年間近く，その後アメリカに降り，そして2009年カナダに戻って以来今日まで，ターボ機械（特に圧縮機）の空力設計と性能開発を若い世代のエンジニア達にコーチングしてきて20年ですから，英語を日常用語とする世界に来て以来，もう48年が経った事になります。その間，英語には色々苦労させられましたが，その一つは，単語としては中学校から高等学校の低学年で習う程度のものでも，二つ以上が組み合わされると，単語からでは想像も出来ないような意味になってしまうのが，結構沢山ある事です。こうした言葉は，学校では習いません。その多くは口語ですが，中には文書にも使われるものもあります。

今回，学会誌の紙面を連載の形でお借りし，そうした言葉（殆どが熟語）の内，本学会会員の皆様の役に立ちそうなものを選んで，話をする事になりました。お忙しい仕事の合間に，一寸気を抜く積もりで読んで頂ければ，幸いです。

話す熟語の順序ですが，その中心になっていると思われる単語（大体は名詞です）をアルファベット順に並べました。しかし，字数の都合などの理由で，必ずしも厳守されてはいません。

ーAー章

{英語}　：　The devil's advocate
{意味}　：「故意に反論する人」
{説明}　：「デビル」は悪魔。「アドボケット」は何かを擁護する人，または代弁する人。その昔は弁護士という意味だったそうです。となると，「悪魔の擁護者」，または「悪魔の代弁者」となりそうです。どうも悪者の響きがあります。この言葉，オフィスでのミーティングでよく聞きます。それも，結論に到るか到らないか，という終わりの頃です。

或る問題についてミーティングで討論する。その内，幾つかの解決案が出され，それぞれについて良し悪しが比べられる。そして，その内から最良と判断された解決案が採用される段階に至る。その時，一人が，“Let me play the role of the devil's advocate.”と前置きして，採用されつつある最良案に対して，討論では出てこなかった解決案の弱点や，状況が変わった場合の処置はどうするか，などの新しい疑問を投げ掛ける。

この言葉は，こういう使い方が為されるのです。この人，必ずしも最良の解決案に反対しているわけではないのです。要は，「本当にそれで良いのか。もう一寸，深く考えれば，更に良い案が出てくるのではないか。慎重に考えよう」と言いたいのです。

{英語}　：　To bury the ax(e)
{意味}　：「和解する」，「仲直りする」
{説明}　：「アックス」はここでは手斧です。アメリカン･インディアンのトマホークも，「アックス」の一種とお考え下さい。その昔，アメリカン・インディアンは，これを武器に使い，部落どうしとか，ヨーロッパから入植してきた人達に対して，戦っていました。ですから，多くのヨーロッパ移民も，この手斧の犠牲になったことでしょう。

北米東北部に住むアメリカン･インディアンの部落どうしが戦争を止め，和解しようと同意した際，そのセレモニーの一つとして，双方の部落チーフが持つトマホークを地中に埋めたという事が，17世紀後半，ヨーロッパから新大陸へ来た移民の手紙に書かれていたそうです（参考資料１）。

このアメリカン・インディアンの習慣から，この言葉が生まれましたので，これは米語です。ですから，今日「和解する」とか「仲直りする」と言う意味で使われる場合，本来なら「アックス」は複数であるべきですが，単数でしか使われないようです。

この和解や仲直りですが，個人の間でも，組織間でも，或いは国と国の間でも使えます。例えば，「ボブとジョーはやっとの事で，仲直りしたよ」と言う場合，英語では“Bob and Joe finally buried the ax.”となります。

ところが，仲直りが続かず，またまたケンカ別れをすると，「奴ら，またケンカをおっぱじめたぜ」と皆に言われます。英語では，“They dug up the ax.”です。実際，アメリカン・インディアンも，和解が続かず，また戦争を始める際，チーフのトマホークを地中から掘り出したそうです。

また，「アックス」の代わりに「ハチェット（“Hatchet”）」を使った言い回し，“To bury the

原稿受付　2015年７月28日
＊1　独立コンサルタント

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

hatchet”も同じ意味で使われます。この場合の“Hatchet”も単数です。

{英語} ： To have an ax(e) to grind
{意味} ：「うさんくさい計画なり意図を持っている」
{説明} ：上に続いて，また斧の話です。その昔，或る男が村の金物屋へ入って来，「刃を磨いで欲しいのだが…」と言いつつ斧を差し出した，という情景を想像して下さい。刃を磨ぐのは，ティーンエイジャーの男の子。ところが「おい，お前小さいくせに，中々力持ちじゃないか」と，その男におだてられ，この子は払って貰った料金以上の出来にしたという，19世紀の話が，この言葉の由来です（参考資料１）。つまり，この男，おだては口先だけで，本当の計画は，払う金の価値より良く磨がせる事だったのです。

ですから，この言葉を使えるのは，或る人が何かかんか言っても，実際の意図は別のところにあるんじゃないかと疑える時，です。例えば，言っている事と思っている事の違う，或る政治家を評して，“He always has an axe to grind.”と言えます。

私の経験では，この隠れた計画なり意図なりは，良い，善い，楽しい，嬉しい，などではなく，悪意のある，不愉快な，というタイプのものです。例えば，或る評判の悪い実業家が，評判は良くても業績の悪い競争相手の会社を，破産から救ったとしましょう。この時，一般的な人の反応は，「彼のことだ。きっと何か計画があるんだろう」でしょう。これを英語では，“I am sure he has an axe to grind.”と言えましょう。

参考資料

１．QPB（Quarterly Paper Book Club）Encyclopedia of Word and Phrase Origins", by Robert Hendrickson, published by Facts On File, 2nd Edition,（2004）.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

2015年ASME国際ガスタービン会議
1．全　般

渡辺　紀徳*1
WATANABE Toshinori

ASMEのTurbo Expo（Turbine Technical Conference and Exhibition）はIGTI（International Gas Turbine Institute）の主催により，北米とヨーロッパを交互に開催地としながら毎年開催されている。本年のTurbo Expo 2015は第60回となる記念大会で，カナダのモントリオールにあるPalais des Congresを会場として行われた。2007年にも同じ会場で開催されており，評判が良かったものと思われる。モントリオールの旧市街近くに位置する巨大な建物で，最大26セッションが並行する同会議でも，部屋が２つのフロアに集中しており，使い勝手が良かった。会期は６月15日㈪から19日㈮の５日間であった。

月曜日の午前中にはオープニングセッションが開かれ，例年通りキーノート講演と各種の表彰が行われた。はじめにIGTI Board のChairを務めるソウル大学のSong先生から開会挨拶があり，Turbo Expo第60回となることを記念して，この会議の歴史をまとめて述べられた。

キーノートセッションではRolls-Royce，GE Aviation，およびPratt & Whitney Canadaから航空エンジンの開発史と今後の展望に関する講演があった。まずRolls-RoyceのParker氏からLarge Civil Engine for the Futureというタイトルのお話があり，同社のエンジンの歴史を，特に世界で初めて開発した技術を強調して紹介された。また，現在のTRENT XWB開発に続き，ギアードファンからオープンローターへの道筋が示された。将来の技術については，機体との統合，分散推進システム，電動化，革新サイクルなどの重要性が示された。続いてGE AviationのLorence氏が登壇し，Future of Aviationという題で技術の変遷を紹介された。Proud Heritageとして圧縮機技術で著名なRoy Smith氏のお名前を特に挙げて紹介されたのが印象的であった。今後はPassport 20とLeap1Aの飛行を控えており，その後のGE9Xに向けて開発が続いているが，技術項目としてCMCを含む複合材の利用拡大が強調された。将来の技術ではデジタル技術の進歩，可変サイクル，分散推進システムなどの革新的アーキテクチャに言及された。最後にPratt & Whitney CanadaのBaltloneo氏が，予定されていたHoskin氏の代理として登壇され，P&WC Products Technologies: Past, Present, Futureという題目で同社の小型ジェットエンジンの技術開発を紹介された。製造技術の革新や多目的最適化の重要性が強調されていた。

同日の夕方には，北米開催時に行われるScholar Lectureがあった。今回はCambridge大学Whittle研究所のDr. Dayが，Stall, Surge and 75 Years of Researchという題目で，旋回失速・サージのこれまでの研究史をまとめて解説された。総合的で非常に厚みのある講義であった。また，火曜日の午後にはIndustrial Gas Turbine Technology Awardを受賞されたGE Power and WaterのDr. ShaefferによるDirections in Turbine Materialsという講演が行われた。

論文セッションでは総計1051編の論文が発表された。総数は2012年のコペンハーゲンをピークに漸減を続けている。各分野別委員会の論文内訳を見ると，例年通りターボ機械249編，伝熱205編，燃焼143編，構造・力学132編，の各分野が多かった。地域別投稿数は，ヨーロッパ522編，北米276編，アジア237編となっており，アジアからの論文の増加が顕著である。IGTIの理事の一人は，Turbo Expoをアジアで開催する条件は整っているとコメントしていた。

今年はCDの講演論文集が配布されず，各論文のPDFファイルをウェブサイトからダウンロードすることになったが，これには参加者から非常に強い不満の声が上がっていた。なお，60回記念の事業として，1999年までの論文を収録したCDが参加登録者全員に配布された。

月曜日の晩には会場の中で歓迎レセプションが開催され，多くの参加者で賑わった。また，展示会場では火曜日と水曜日の夕方にレセプションがあった。近年は女性

Venue entrance

原稿受付　2015年７月28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 18.191.255.7, 2025/05/06.

エンジニアのネットワーキングイベントとして夕食会が開かれており，今回も火曜日の夜にGEとSiemensがスポンサーとなってRitz-Carlton Montrealで開かれた。残念ながら筆者は参加できなかったが，日本からも数名の女性が参加され，有意義に過ごされたとのことである。また，若手技術者と学生を対象とする旅費補助や懇親会，学生のポスターセッションなども行われており，技術普及への努力が積極的に行われている。

ガスタービン学会は昨年に引き続き展示ブースを開設し，学会活動と日本のガスタービンの開発史を紹介するポスターを展示するとともに，学会パンフレット，IGTC2015のパンフレット，賛助会員と関連大学を紹介する冊子などを配布した。幸い多くの来場者があり，400部用意した配布物がすべて無くなった。なお，11月のIGTC2015ではASME IGTIが展示ブースを出す予定である。ガスタービン学会はParticipating OrganizationとしてTurbo Expoに協賛しており，MOAを2017年まで延長している。ガスタービン学会会員は講演者でなくてもASME会員と同じ参加登録費で参加できる。

ASMEの本体とIGTIとの間で強い摩擦が生じている。昨年来の組織改革でIGTIを組織内に取り込もうとするASMEに対し，IGTIからは管理強化に対する強い反発が起きており，もとの半独立的な組織形態に戻すべきという議論が分野別委員会などで活発に行われていた。

来年のTurbo Expo 2016はソウルで6月13日から17日まで開催される。以前からアジア域への拡大が論議されていたところであるが，IGTI理事の何人かからは，来年がアジア開催の試験的な会議となると聞かされた。理事会としてはぜひ日本で開催したいとのことで，Song先生からガスタービン学会に協力を打診されており，国際委員会で対応を検討しているところである。

Keynote session（courtesy of ASME/IGTI）

2．航空用ガスタービン

浅子　知昭[*1]
ASAKO Tomoaki

1．概要

航空用エンジン関連のセッション数は，全部で12セッション（昨年は11セッション）であった。セッションの内訳は，チュートリアルセッションが3セッション（同1），レクチャーセッションが1セッション（同0）で，残りの8セッション（同10）がテクニカルセッション（論文発表）である。セッション数は，昨年に比べてテクニカルセッションが2つ減って，チュートリアルセッションとレクチャーセッションが合わせて3つ増えている。なお，テクニカルセッションでの発表数は，39件（同47件）であり，セッション数が減った分発表数も減少している。また，これとは別にターボ機械とのジョイントセッションとして騒音関係の3つのセッション（同3）があった。なお，今年度は昨年度と同様に欧米のエンジンメーカーや研究所などが一堂に揃い，将来の航空機や共通のテーマについての発表が行われるパネルセッションは1件もなかった。

セッションの内容は，チュートリアルセッションでは，①航空用ガスタービンエンジンの基礎的な話，②APU（機体補助動力装置）に関するもの，③エンジン概念設計に関するものであった。この中のAPUに関するものは，チュートリアルとしては初めての内容である。また，昨年度なかったレクチャーセッションは，英国Imperial CollegeのN.Cumpstyによる「Jet Propulsion：How，Why and Whither」というものであった。残りの論文発表のセッションは，①エンジンモデリングとシミュレーションがⅠとⅡに分かれて2セッション，②エンジンへの作動環境の影響，③プロペラとオープンローター，④インレット，⑤新しいサイクルとエンジンコンセプト・形態，⑥米国のA-10攻撃機主翼形状とエンジンスタビリティ，⑦推進システムの概念設計，がそれぞれ1セッションずつ設定されていた。なお，昨年度あった，オペラビリティ，ノズル，オイル・ガスシステムに関するセッションがなくなっている。（セッション数，発表件数とも筆者による集計値である。）

以下にそれぞれのテクニカルセッションでの発表の概

原稿受付　2015年7月3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 18.191.255.7, 2025/05/06.

要を示す。

2．テクニカルセッション概要

（1）エンジンモデリングとシミュレーション

このセッションでは，エンジン性能パラメータの最も厳しい値の算出方法に関するもの（GT-43869），パラレルコンプレッサー理論を入口スワール付の圧縮機の性能予測に拡張する方法（GT-43415），エンジンの始動モデルに関するもの（GT-43528），いろいろなソフトウェアを統合したツールの構築（GT-42807），エクセルギによるサイクル計算方法（GT-43295），小型エンジンのエンジン要素からの放熱を考慮した性能モデルの構築（GT-42744），非定常性能予測手法に関する発表（GT-42889），ローターラビングのモデル化（GT-42929），エンジン運転場の健全性に関する発表（GT-43525）などが，２つのセッションに分かれて発表された。

（2）エンジンへの作動環境の影響

エロージョン予測に関する発表（GT-42061）や粒子がぶつかった時の挙動や粒子の計測に関するもの（GT-43765，43766）と，翼面で成長した氷の剥離や動翼のアイシングに関する発表（GT-42265，42568）があった。

（3）プロペラとオープンローター

ここでは，オープンローターのサイクル計算を行うときに必要なプロペラ特性カーブの新しい定義（GT-42145），NASAでのオープンローターの開発の歴史と現在残っている課題について（GT-42203），オープンローター翼面上の圧力計測に関するもの（GT-42334），オープンローターの基本設計結果（GT-43812，43816）などの発表があった。

（4）インレット

インレット関係として，曲がりダクトをもつインテークのディストーションに関するもの（GT-43740），パーティクルセパレータに関する発表（GT-43783），形を自由に変えられるような構造を用いた超音速機用のインテークのCFD計算（GT-42250），CFDを用いたナセルとインテークの最適化（GT-42346），機体搭載位置の違いによるエンジン入口ディストーションに関する発表（GT-42350）などがあった。

（5）新しいサイクルとエンジンコンセプト・形態

新しいサイクルとエンジンコンセプト／エンジン形態として，遊星歯車を介してファンとLPCさらにはHPCまでをつなげた新しいエンジンコンセプトの発表（GT-42360），中間冷却再生サイクルエンジンに関するもの（GT-43310），回転燃焼器チャンバーという新コンセプトエンジンに関する発表（GT-42277）などが報告された。

（6）米国A-10攻撃機主翼形状とエンジンスタビリティ

ここでは，米国空軍関係者による，米国A-10攻撃機搭載エンジンが機体主翼後流を吸い込むことによるスタビリティの問題を解決するために機体主翼の前縁形状を改良した結果に関する一連の発表が行われた。（GT-44179，44159，44155，44156，44158）

（7）推進システムの概念設計

このセッションでは，独自に作成した概念設計用ツールの紹介（GT-43251）やヘリコプター用エンジンの概念設計に関する発表（GT-42447），将来民間機用エンジンの燃費向上に影響を与える技術を評価したもの（GT-42447），流体制御による面積可変排気ノズル（GT-43162）などが発表された。

3．産業用ガスタービン

壹岐　典彦*1
IKI Norihiko

産業用ガスタービンに関わるCommitteeの内，本年は“ORC Power Systems”のセッションが開かれず，Organic Rankine Cycle（ORC）の論文は“Industrial & Cogeneration”と“Cycle Innovations”のセッションで発表された。産業用ガスタービンの論文発表数の合計は97件で昨年より少なく，一昨年並みであった。筆頭発表者を国別にみると，アメリカが30件と多く，中国（14件），イタリア（13件），ドイツ（13件），韓国（５件）と続き，日本はノルウェー，イギリスと同じく３件であった。

原稿受付　2015年７月27日
＊1　国立研究開発法人産業技術総合研究所
エネルギー・環境領域　省エネルギー研究部門
〒305-8564　つくば市並木１－２－１

1．Electric Power：発電用途

論文数は13件で，昨年より１件増加した。大型ガスタービンが主であり，アップグレードを想定した発表が多かった。マーケット変化への欧米メーカーの適応について，高速応答性（GT-42512），アップグレード（GT-

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

42733)，技術展望（GT-43289)，空力改善（GT-43924）の4件の発表があった。その他に，コンバイドサイクルの計測データの精度（GT-43901)，概念設計（GT-42517)，性能解析（GT-42017)，今後20年のコンバイドサイクルの性能（GT-42077)，排ガスからのCO_2回収（GT-42454)，天然ガスへの水素添加（GT-42018)，超低排出物燃焼（GT-42937)，空気フィルター（GT-43736)，軸流圧縮機の起動時性能（GT-42445）の発表があった。その他に講演のみであるが，メーカーから技術発表のセッションがあり，盛況であった。

2．Industrial and Cogeneration：産業用途と熱電併給

論文数は18件で，昨年より６件増加した。出力増加・効率向上技術に関して，文献レビュー（GT-43159）と性能・経済性解析（GT-43178)，給気フォギング・高湿分空気（GT-43229, 43129, 43164）の５件の発表があった。排熱回収ボイラに関して，動的モデル（GT-42654)，温度制御曲線による排気温度限界の改善（GT-43784)，給水装置でのウォーターハンマー（GT-43939）の３件の発表があった。熱・経済性解析について，マイクロガスタービンコジェネの経済性（GT-42274)，コジェネ用ガスタービンの燃料変更（GT-42481)，不確定な需要に対する最適デザイン（GT-42296)，海洋でのORC利用（GT-42292）の4件の発表があった。その他にLNG液化プラント熱回収（GT-42006)，カリーナサイクルの気液分離（GT-42794）等6件の発表があった。

3．Oil & Gas Applications：石油・ガス産業用途

論文数は20件で，昨年より２件減少した。ガス圧縮ステーションやLNGプラントに関連するものが多く，最適運転とメンテナンス（GT-44002)，脈動振幅の予測（GT-42074)，圧力リリーフ弁の音響的不安定（GT-43797)，モーター腐食（GT-43809)，天然ガス圧縮ステーションでのガスタービン性能低下（GT-42078)，LNGプラントのFMECA解析（GT-44036)，遠心圧縮機性能試験（GT-43348)，LNG圧縮機受容性（GT-43711）の８件の発表があった。また，混相流に関して，湿りガスの圧縮機サージ安定性（GT-42650)，湿りガス圧縮機試験設備（GT-43004)，入口ガイドベーン性能（GT-43225)，軸流圧縮機ブレードへの微粒子付着（GT-42685, 42689）の５件の発表があった。その他に７件の発表があった。

4．Marine：船舶用途

論文数は４件で産業用に関わるのは３件，昨年より５件減少した。舶用ガスタービンの健全性モニタリング（GT-42056)，ガスタービンの放射線除染（GT-42057)，インタークーラー付舶用ガスタービンにおけるナノ粒子添加冷媒の評価（GT-42817）の発表があった。

5．Cycle Innovations：革新サイクル

論文数は25件で，そのうち産業用に関わるのは23件で，昨年より15件減少した。SOFCガスタービンハイブリッドシステムについて，雰囲気温度の影響（GT-42364)，圧縮機抽気（GT-43596)，性能低下モデル（GT-43604)，オープンループとクローズドループの性能比較（GT-43609)，コンバインドサイクルとの性能比較（GT-43131）の５件の発表があった。マイクロガスタービンに関して，定常状態シミュレーションツールの検証（GT-42090)，排ガス再循環・蒸気噴射・加湿の熱力学的解析と比較（GT-42688)，高湿分空気タービン（GT-43267, 43277）の４件の発表があった。ORCについては，冷媒試験用クローズド型風洞（GT-42372)，冷媒選定と性能解析（GT-42432)，モデリング（GT-42835)，巡航船での熱回収（GT-43392)，ガスタービンとのコンバインドシステム（GT-43571）の5件の発表があった。太陽熱に関して，太陽熱利用の蒸気タービンとガスタービン組み合わせ（GT-42189)，太陽熱利用マイクロガスタービン（GT-42368)，太陽熱ガスタービンハイブリッドシステムの動的挙動（GT-42437）の３件の発表があった。その他に，静翼内燃焼による超高効率ガスタービン（GT-43447)，コジェネレーションプラント用低圧蒸気タービン（GT-42084)，コンバインドサイクルの出力・効率向上の実用技術比較（GT-43091）等の７件の発表が行われた。

6．Super Critical CO_2 Power Cycles：超臨界CO_2発電サイクル

論文数は19件で，昨年より１件減少した。超臨界CO_2サイクルの試験について，性能試験（GT-42040, 42915, 43085)，１MWe試験装置の開発（GT-43771)，中国での開発状況（GT-43938）の５件の発表があった。サイクル解析について，効率・経済性解析（GT-42033, 42631)，酸素燃焼を用いたシステム（GT-42523)，高効率コンバインドサイクル（GT-43077）の４件の発表があった。要素機器に関して，圧縮機（GT-42501, 44093, 42627)，タービン（GT-42619, 44056)，熱交換器（GT-42245, 43761)，シール（GT-42486)，燃焼器（GT-43160)，蓄熱（GT-44054）の10件の発表があった。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

4．小型ガスタービンおよびセラミックス

辻田 星歩*1
TSUJITA Hoshio

マイクロタービン・小型ターボ機械関連のセッションの論文件数は，ターボ過給機に関しては「熱および構造」が3件，「コンセプトとシステム」が4件，「タービン」が4件，小型ターボ機械として「ベアリング」が3件，小型タービンについては「システム検証」が5件，「システム最適化」が3件，「熱および燃焼」が4件で，合計7セッションで26件の論文発表が行われた。

セラミックス関連の論文件数は，「セラミックス基複合材」の1セッションのみで5件の論文発表が行われたが，昨年に比べると半数以下に減った。

1．マイクロタービン・小型ターボ機械

ターボ過給機に関連するセッションでは，「コンセプトとシステム」に関しては，ターボ過給エンジンに対するターボコンパウンドシステムに代わる逆ブレートンボトミングサイクルのメリットを評価したもの（GT-42623），新しいガス交換コンセプトのDEP R2S（Divided Exhaust Period Regulated Two-Stage）システムがエンジン吸気特性と燃焼位相の改善により，燃料効率を向上させることを示したもの（GT-43023），ターボ過給ガソリンエンジンの圧縮機下流に，バイパススロットル弁と並列に配置したエキスパンダー用ラジアルタービンにより，スロットル損失を回復させる方法を提案したもの（GT-43031），また，ターボ過給機のタービン下流にパワータービンを配置したETC（Electric Turbocompounding）システムを4.75Lの4気筒ディーゼルエンジンに対して設計し，性能解析を行った結果（GT-43068）の発表が行われた。「熱および構造」に関しては，1次元の集中熱容量モデルと3次元CFD伝熱連成解析によりターボ過給機の伝熱問題に取組んだもの（GT-42612），定常作動と過渡的作動時のラジアルタービン内の伝熱について実験的に調査した結果（GT-43165），また，圧縮機入口のベンドダクトにより生じる速度分布のひずみが，羽根車の強制応答や効率および圧縮比に与える影響を調査した結果（GT-42201）が報告された。「タービン」のセッションでは，小型ラジアルタービン羽根車の翼の振動減衰挙動を実験および数値解析により調査した結果（GT-42634），汎用コードによる完全3次元RANS解析とオープンソースによる有限要素解析の複合的最適化手法によるラジアルタービンの空力設計（GT-42702），モノ，ツウィン，ダブルスクロールのタービン段のエンジンとのマッチングを比較評価した研究（GT-43240），また，MEDUSA（Multiple Exhaust Duct with Source Adjustment）コンセプトに基づいて設計されたタービン段を，従来のウェストゲートターボ過給機に適用して検証した結果（GT-43318）の講演があった。「ベアリング」のセッションでは，ターボ過給機に関しては，ローターの非定常スラスト力に関する研究（GT-43559）とフォイルジャーナルとスラストベアリング，またはFPTPGBs（Flexure Pivot Tilting Pad Gas Bearings）を用いたオイルフリーの過給機のロータダイナミクス性能や温度特性に関する研究（GT-43927），また，高速ターボ機械のACM（Air Cycle Machine）のフォイルベアリングの試験結果（GT-43712）の報告があった。

小型ガスタービンに関係するセッションでは，「システム検証」に関しては，MGT（Micro Gas Turbine）とORC（Organic Rankine Cycles）システムを有するコンバインドサイクルパワープラントとソーラーフィールドの統合に関する提案（GT-42572），6kW高速MGTの試作機の設計手順と性能試験結果（GT-42620），および燃料電池ガスタービンハイブリッドシステム発電機の動特性の模擬を意図した外部容器を有すMGT（Turbec T100）のモデリング方法（GT-42651）が報告された。また，同セッションでは，回収熱交換器用のアルミナ形成オーステナイト箔の評価に関する研究（GT-42763）や，航空機搭載型発電機用の革新的ラムエア・タービンの発電能力を示した研究（GT-43437）の講演もあった。「システム最適化」のセッションでは，電動ハイブリッド推進システム用の小型ガスタービンの設計に関する研究（GT-42770），水素燃料方式のMGT（Turbec T100）からの余剰排熱を利用した液体有機水素キャリアの脱水素処理の熱力学的可能性を調査した研究（GT-43168），および無人航空機の発電用小型ガスタービンの各構成要素の機械設計上の特徴を明らかにした研究（GT-43491）の発表があった。「熱および燃焼」関係では，小型ターボジェットエンジン（MPM-20）の燃焼器ケーシングの改良を目的とした，材料や熱応力解析に関する研究（GT-42374），MGT（Turbec T100）の天然ガスや水素-メタン混合気などの燃料使用時の部分負荷状態での燃焼器挙動の三次元数値解析の結果（GT-43455），アンモニア燃料発電のポテンシャルを示すために，50kWクラスのMGTにケロシンとアンモニアの混合供給が可能な試作燃焼器を搭載して試験を行った結果（GT-43689），お

原稿受付 2015年8月4日
＊1 法政大学 理工学部 機械工学科
〒184-8584 小金井市梶野町3－7－2

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

よび高速高出力ターボ発電機用の，高熱交換率低圧力降下の熱交換器に関する研究（GT-43718）の報告があった。

2．セラミックス

「セラミックス基複合材（CMC）」のセッションでは，CMCの層間破壊靱性の特性試験方法の開発（GT-43490），NASAのERA（Environmentally Responsible Aviation）計画における，酸化物/酸化物CMC製の排気ミキサの開発（GT-43593），酸化物/酸化物CMCの高温下での層間せん断におけるクリープ挙動の調査（GT-44034），CMCのMode IとIIの層間破壊靱性解析と試験方法の開発と実証（GT-44047），および引っ張り予荷重下の酸化物/酸化物CMCの異物吸込み衝突損傷の実験結果（GT-44048）の発表が行われた。

5．ターボ機械の性能と流れ
5.1 軸流関係　5.1.1 ファン・圧縮機

加藤　大*1
KATO Dai

軸流ファン・圧縮機の空気力学に関しては10セッションが開催され，43件の講演があった。昨年度は56件だったが，北米開催の一昨年度は43件だったので例年並みと言える。国別では，中国11編，ドイツ11編，米国10編で全体の70%を占め，続いてカナダ３編，英国３編，その他５編であった。なお，非定常流れならびに設計手法・CFDモデリングのセッションでも各10編以上のファン・圧縮機に関する発表があった。ここでも幾つか紹介するが，併せて参照されたい。

最も注目を集めた発表の一つが，NASA/GE遷音速圧縮機プロジェクトなるセッションである。GEが開発した高速高負荷多段圧縮機の試験効率が設計よりも3pts.近く低かったことを受け，原因究明のため前２段を切り出して計測等を増強したリグ試験をNASA/GE共同で行った。NASAでのリグ試験結果の詳細な報告（GT-42727），試験結果を用いた一連のデータ解析により，１段静翼の主流部で１段動翼ウェークのミキシングにより発生する想定外の圧力損失が効率低下の主要因と推定されることを示したGEによる報告（GT-42526），そのメカニズムはURANSでは再現できず，LESによって再現できることを示したNASAによる報告（GT-43389）で構成された。まだ全容は解明されていないというのが会場での共通認識で今後も注目される。

圧縮機の主要な空力設計変数の作用について，単純化した問題設定のもとでの翼列CFDや試験から物理法則を見つけ出し，設計ガイドラインを整理・提示するCambridge大による一連の発表も注目を集めた。翼リーンにより生じる主流に垂直な圧力勾配によってコーナはく離と中央スパンでの翼後縁はく離とのバランスが定まるが，後縁はく離抑制のためリーンを小さくすると，入口流れ分布などの外乱に対してコーナ失速を誘発するリスクの高まることを示した報告（GT-43322），端壁境界層厚さを除いた有効アスペクト比という考え方により性能上最適なアスペクト比を見直した報告（GT-43016）があった。

流れ制御に関する報告も例年通り多かった。コーナはく離に関しては８件で，流体制御アクチュエータを用いた実験研究（GT-42008），CFDと翼列試験により翼・端壁境界層吸い込みスリット位置を最適化した研究（GT-42015），低速翼列試験を含むプラズマアクチュエータ（PA）による研究（GT-43404）などがあった。チップクリアランス流れに関しては７件（非定常流れ・設計手法セッションの４件を含む）で，うち６件がケーシングトリートメント，残る１件はPAによる低速リグでの失速遅延の研究（GT-42559）だった。高速1.5段リグの循環型ならびにスロット型トリートメント流れ場をPIV計測等で詳細に示した発表（GT-42394）が関心を集めた。

本分野では，圧倒的多数の発表でRANSが用いられているが，前述のLESやDES等のより高度な解析も幾つか見られた（GT-43975，42648等）。一方，予測精度不良の原因を乱流モデルに求める前に，境界条件や幾何形状が試験どおりか見直すべきといった識者コメントも全般的に多く聞かれた。単段高速リグで計測したケース金属温度から伝熱解析を行い，通常用いる断熱壁条件は適切な近似ではないとする発表（GT-43482）もあった。

その他，将来の境界層吸い込みエンジンを想定した入口ディストーション下の失速初生の詳細計測（GT-43025），アイシングによりブースターに形成された氷塊が離脱して流入した際の高圧圧縮機の過渡的作動予測（GT-42413）も注目を浴びた。

原稿受付　2015年７月16日
＊1　㈱ＩＨＩ　航空宇宙事業本部　技術開発センター
要素技術部
〒190-1297　西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

5.1軸流関係　5.1.2タービン

松沼　孝幸*1
MATSUNUMA Takayuki

軸流タービンの空気力学では，エンドウォール形状，翼先端形状，３次元設計，遷移・部分負荷，干渉，熱伝達と損失などの９セッションで42件の発表があった。昨年（独デュッセルドルフ）の61件と比べると30%減であるが，過去の北米開催（2013年の39件，2011年の43件）と比べると例年並みである。筆頭著者で分類すると，地域別では，欧州24件，北米９件，アジア９件となり，国別では，中国（８），米国，ドイツ（各７），英国（５），イタリア（４），スイス，スウェーデン，オーストリア（各２），フランス，ロシア，韓国（各１）の順である。研究手法で分類すると，CFD 20件，CFDと実験 15件，実験６件，解説１件となり，CFDのみを使った研究が半数近い。

今年の特徴として，「燃焼器とタービンの空力干渉」を扱った複数の研究が挙げられる。オックスフォード大では，三菱重工業の支援で，多缶燃焼器が初段タービン静翼の空力と熱伝達に与える影響を調べている。昨年は実験装置の概要を発表したが，今年は，ケンブリッジ大のDenton教授が開発したCFDコードTBLOCKに，温度の壁関数を適用して解析し（GT-43515），燃焼器とタービン静翼を統合するコンセプトも提案した（GT-43217）。どちらも，CFDと実験を詳細に比較検討して信頼性を高めている。他にも，冷却孔付き初段静翼の直線翼列の前に，複数のスワーラを持つ燃焼器モデルを付けた実験（広東電力網，GT-42209），燃焼器モジュールを設置できる大型1.5段タービン試験装置（デュッセルドルフ工科大，GT-43261）が発表された。

注目される発表として，学術面からは，アシカ類のヒゲを応用して，スパン方向に波形にしたタービン翼を実験とCFDで検証し，最大50%の損失低減効果を得た研究（NASA，GT-43055），遷音速タービンの翼負圧面で渦発生ジェットによる流体制御を行い，衝撃波剥離との３次元干渉を実験とCFDで検証した研究（オハイオ州立大，GT-43395），実用面からは，P&WC翼のデータベースを用いた無冷却高圧タービン動翼の迅速な翼形状設計（P&WC，GT-42514）がある。さらに，無冷却タービン段の損失原因の分析（GE，GT-43349），散逸関数に基づくターボ機械の効率モデルから，冷却タービンの出力を考察した研究（ロールスロイス，GT-42660），タービン翼内部冷却が空力損失に与える影響（Alstom，GT-42696）の研究では，複雑な現象をモデル化し，汎用的な知見を得ている。また，英レスター大のGostelow教授による，タービン翼の準２次元流れの物理での５つの未解決特性（遷移領域，ウェーク入射とCalmed領域，衝撃波－境界層干渉，渦放出，流れ方向渦度）の解説（GT-44130）も興味深かった。

昨年８件の発表があったエンドウォール・コンタリングは，フィルム冷却への影響（カールスルーエ大，GT-42272），非定常効果（中国AVIC，GT-43871），遺伝的アルゴリズムによる最適化（西北工業大，GT-42970）の３件に減った。

翼先端形状では，様々なTip Squealer設計の効果（Alstom，GT-42726），動翼先端の波形シュラウドが隙間流れに及ぼす効果，シュラウド上に小翼列Bladeletsを追加した効果（MIT，GT-43721，43732），翼先端とケーシング壁面の両方に周方向リブ溝をつけた実験（米国Naval Academy，GT-44065），翼前縁からシュラウドへの受動噴射の効果（ウィーン工科大，GT-42226）があった。

３次元設計では，遷音速静翼の翼枚数削減の影響（KTH，GT-42409），渦法を用いた低反動度の蒸気タービン静翼でのスパン方向設計（ルンド大，GT-43235），可変静翼の適用効果（ハルピン工業大，GT-43173）が発表された。

遷移については，S形中間タービンダクト内の旋回ストラットでの層流乱流遷移（グラーツ工科大，GT-42617），ウェーク・境界層干渉の流れ場と乱れ特性への影響（ジェノバ大，GT-42626），低圧タービンの遷移の解析（ベルリン工科大，GT-42824），遷音速高圧タービン静翼の微細な渦や衝撃波のDNS解析（サウサンプトン大，GT-43133）があった。部分負荷や低レイノルズ数域での流れでは，部分負荷運転時の二次偏差と非定常ブロッケージ（シュツットガルト大，GT-43118）の他，剥離した翼列のLES解析（オハイオ州立大，GT-43792，北京航空航天大，GT-43054，ハルピン工業大，GT-42264）が多かった。動静翼干渉では，動静翼の軸方向距離や翼枚数などのパラメータの影響（仏Turbomeca，GT-42227，フローレンス大，GT-43122，ミラノ工科大，GT-43201），静翼ピッチの不均一化による動翼振動の減少と寿命延長（北京航空航天大，GT-42778）があった。

その他，タービン出口流れが環状ディフューザの圧力回復に及ぼす影響（MAN Diesel & Turbo，GT-42476，42477），ターボチャージャ用の軸流タービン出口ケーシングの最適化（ABB Turbo，GT-42586），オーガニッ

原稿受付　2015年７月23日
＊１　国立研究開発法人 産業技術総合研究所
省エネルギー研究部門
〒305-8564　つくば市並木１－２－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

クランキンサイクル（低沸点の高分子有機媒体を使う発電システム）での超音速流れの後縁損失（サウサンプトン大，GT-42920），エアスタータ用の超音速タービン設計と起動特性予測（浦項工科大，GT-43062）などの周辺技術も発表された。

5.2 遠心関係

冨田　勲*1
TOMITA Isao

遠心ターボ機械は全８セッションあり，遠心圧縮機で29件，タービンで５件が発表された。

ラジアルタービンについては，５件中４件がエンジンの排気脈動下におけるターボチャージャ用タービンに関する研究であり，エンジン脈動下における動翼の逆設計法（GT-43579），遺伝的アルゴリズムを用いた斜流タービン動翼の最適化（GT-42053），回転ノズルの研究（GT-42059），ツインエントリータービン性能のモデル化（GT-42687）が報告された。また，オーガニックランキンサイクル用低温ラジアルタービンの一次元設計法（GT-42466）についても発表された。

遠心圧縮機のインペラについては，設計点・非設計点における衝撃波と漏れ流れの干渉による損失構造（GT-43126），クリアランス変更時や運転中の翼変形による性能・流動変化（GT-42079，42348，43199），様々なリーン形状によるインペラ内流動変化とディフューザに与える影響（GT-43193），インペラ後半からディフューザにかけての通路幅縮小の効果（GT-43271），インデューサのタンデム化とそのクロッキングに関するスタディ（GT-43001），ダブルエントリーインペラの外径非一様化によるマッチング改善（GT-42892），吸込んだ液滴のサイズが性能に及ぼす影響の解析評価（GT-42534），小流量作動時に発生するインペラ内逆流の性能推定モデルへの反映（GT-42175），ベーンドディフューザのポテンシャル干渉によるインペラ励振の解析評価（GT-42041）が発表された。会場では，インペラの解析では出口温度によってCFDの精度を評価すべきとの指摘や，クリアランスの計測や強度に関する質疑がみられた。

ディフューザについては，くさび型ディフューザとパイプディフューザの流動・性能（GT-43426），パイプディフューザとタンデムデスワラー（GT-43484），非設計点のベーンレスディフューザモデル（GT-42657）が報告された。

入口案内羽根については，可変ベーンの形状が流動・性能に与える影響（GT-43467），案内羽根を閉じた場合の損失構造（GT-42107），案内羽根による翼励振と非定常流動（GT-43141）が報告された。

スクロールについては，スクロールタイプの性能の違いを損失構造を基に分析したもの（GT-42462），スクロール形状のパラメータ化と自動生成プログラムを活用した設計パラメータの感度分析（GT-42629）が報告された。その他，インペラ上流に設置したフィンによるサージ流量低減効果と流動の分析（GT-42154），インペラ出口付近のグルーブによる流動改善（GT-42211），産業用圧縮機のディフューザからインペラへの循環流路設置による作動範囲拡大（GT-42592），クローズドインペラのシュラウド側ラビリンスとシャフト側ラビリンスの隙間の影響調査（GT-43778），リターンチャンネル内の流動・性能評価（GT-42546，42600，43640），スプリッタ付きリターンチャンネルの効果（GT-42442），旋回失速からサージングに移行する際のベーンレスディフューザ内の圧力変動分析（GT-42282），サージング付近での不安定流動の分析（GT-42495）が報告された。

全体としては，非設計点の現象やエンジン脈動下のタービン流動の解析などの大規模化，対象とする現象の複雑化が進んでいる印象を受けた。

原稿受付　2015年７月17日
＊１　三菱重工業㈱　技術統括本部　総合研究所　流体研究部
ターボ機械第一研究室
〒851-0392　長崎市深堀町５-717-１

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

5.3 非定常流れと数値流体力学

山田 和豊*1
YAMADA Kazutoyo

非定常流れ関係では7セッションで31件の講演があった。昨年の10セッション45件と比較すると，論文数は大幅に減少している。中国の講演が6件で最も多く，アメリカ，ドイツ，イギリスからもほぼ同数の講演があった。

圧縮機関係では，多段解析に関する発表が多くみられた。単流路計算で計算コストを抑えつつ高精度に非定常流れの影響を考慮するための動静翼インターフェースの計算手法が調査されている。Time transformation法について従来のMixing plane法などと比較した研究（GT-43624）や，Space Time Gradient法という多段翼列流れを効率的に計算する手法（GT-43152，43156）が紹介された。他に，大規模DES解析を実施し，実機で発生する旋回失速初生現象を調査した研究報告もあった（GT-42648）。

失速関係では，低速の圧縮機試験装置を用いて，ケーシングに取り付けたDBDプラズマアクチュエータによる失速改善効果を調査した報告があった（GT-42559）。実際に失速を遅らせることが確認され，CFDからそのメカニズムが説明された。ケーシングトリートメントに関しては，遷音速軸流圧縮機を対象に“Axial Slot”と“Tip Injection”の効果を実験的に調査した報告があった（GT-42394）。PIV計測により翼端近傍の流れ構造の変化が調べられていた。また，低速軸流圧縮機を対象にSlotとGrooveを組み合わせたケーシングトリートメントの効果を比較研究した発表もあった（GT-43920）。他には，遷音速軸流圧縮機における部分サージと呼ぶハブ側に局在する軸対称の低周波数擾乱の調査報告があった（GT-42664）。

タービン関係では，翼列干渉の効果が主に調べられている。低圧タービンについて，負圧面上の層流剥離や端壁の流路渦に及ぼす後流乱れおよび端壁境界層の影響が詳細に調べられていた（GT-43200）。また，後流通過に関して無次元周波数に加えて新たに無次元後流間距離を導入し，低圧タービンの損失発生を整理・評価した研究報告があった（GT-43429）。上述はいずれも数値研究であり，比較的Re数の低い低圧タービンではLESが実際に応用されている。このような背景から乱流モデルに関して，損失評価におけるZDESの優位性を示した発表（GT-43019）や，LESやDESに用いる計算スキームについての研究報告（GT-42283，42134）などがあった。他には，数値計算結果に基づいて圧力の時間変化による非定常仕事を評価し，この非定常仕事の観点からWake recoveryの効果を調査した報告などもあった（GT-43276）。

遠心関係は，主にサージに関する発表があった。固有値解析により圧縮機の安定限界の予測を調査したもの（GT-42590）や，多段遠心ブロワーに関して一次元の集中定数モデルによりマイルドサージの動的シミュレーションを実施した研究報告（GT-43034）があった。

設計手法とCFDモデリングについては，9セッションあり，43件の講演があった。これは例年並みである。ドイツの講演が最も多く，全体の約1/4の講演があった。

設計関係では，最適化におけるCFDの計算負荷軽減方法（GT-42640）や，Gappy PODを用いて逆問題的に形状最適化を実施する方法（GT-42876）が紹介された。他に，逆流時にも使用できる無反射境界を用いた新しいMixing planeモデルが提案された（GT-42656）。ソルバーはGPU上で実行可能なように開発されており，GPUの利用が進んでいる。GPUに関しては，他にも，OpenCLバインディングを用いて実装するOpenFOAMについて，計算時間や並列性能のベンチマーク結果が報告された（GT-43396）。また非定常計算に関しても，Harmonic balance法とGPUを組み合わせることで大幅に計算時間を短縮できることが示された（GT-42275）。

CFDの応用については，低圧タービンのDNS結果を基にRANSに用いる乱流モデルの改善点を調査した研究報告（GT-43446）や，薄翼の前縁剥離の予測に関して高解像度格子のLESを参照解としてRANSについて乱流モデルの修正を調査した研究（GT-43849）の発表があった。逆に，圧縮機の三次元コーナー剥離に関して，LESやDESに必要な計算格子を見積もるために，RANSの計算解を指標とする研究なども発表された（GT-43975）。LESによる単流路多段解析のために，動静翼境界の処理について，いくつかの位相遅れ境界条件が比較調査されていた（GT-42516）。その中にPODを適用したものもあり，最もよい結果を示していた。他には，DNSやLESなどの大規模計算に関して並列計算にも適した高次精度のDG法（GT-42773，43428）や，サージの解析手法として一次元の方程式と単流路のRANSを組み合わせた計算方法（GT-42748）が紹介された。

原稿受付 2015年8月5日
＊1 九州大学
〒819-0395 福岡市西区元岡744

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

6．伝熱関係

大北　洋治*1
OKITA Yoji

1．全般

伝熱（Heat Transfer）と冠されたセッションでは，例年通り多くの論文が発表され，論文総数は約220編で，ターボ機械（Turbomachinery）分野に次ぐ数であった。構成としては，まず伝熱committeeの主催セッションが８つのカテゴリーで計45セッション（論文数205編），それ以外に他のcommitteeとの共催が計10セッション（論文数14編），また教育セッションが２件となっている。論文数の多いベスト３のカテゴリーはここ数年と変わらず，フィルム冷却，内部冷却，２次空気システムである。以下，主要カテゴリーを中心に，それぞれの動向を紹介する。

2．各カテゴリーの動向

2.1　フィルム冷却

フィルム冷却は，最も論文数の多いカテゴリーで，11セッションで，例年同等数の53編の論文が発表された。ここ数年と比べて動向の大きな変化は無く，また，真に斬新と言える新たなコンセプトの提案は見られなかったように思うが，一方で，実験をベースとして地道に現象の解明が進められている感はあり，またその中でMRI（Magnetic Resonance Imaging）といった高度計測技術の適用が拡がっている点は印象に残った。以下，代表的な論文を幾つか紹介する。

主流の圧力勾配，境界層厚さ，曲率が，フィルム冷却性能に及ぼす影響について，MRIを利用した速度場，スカラー場の詳細計測が報告され，特に主流の圧力勾配の影響が大きいこと等が示された（GT-43731）。燃焼器からのホットストリークや翼のフィルム冷却によるコールドストリークが，翼列内でどのように挙動するかについて，MRIを利用した詳細計測が報告された。翼列内では流れが加速されるため，ストリークの散逸が抑えられることや，翼間のストリーク通過位置によって散逸度合が異なること等が報告された（GT-42767）。Compoundタイプのフィルム冷却について，内部の空気供給方向が孔近傍の冷却性能へ及ぼす影響が報告された。フィルムの噴出し方向と同方向に供給するタイプよりも，逆方向に供給するタイプの方が，フィルム効率が良いという実験結果が報告された（GT-43949）。さらに，空気供給方向に加え，内面の乱流促進体の向きや孔との相対位置がフィルム冷却性能へ及ぼす影響も報告された。内面の空気供給部に乱流促進体があることで，全般的にフィルム冷却性能が悪化することが実験結果として示された（GT-43947）。ガスタービンの実翼を用い，円孔とシェイプド孔が混在するエンドウォール上のフィルム冷却効率の詳細分布を計測した結果が報告された。実機条件相当まで密度比を上げると，lateral方向の冷却空気の拡散が良化する等の報告があった（GT-42206）。フィルム冷却の性能評価指標として，従来良く使われているNHFR（Net Heat Flux Reduction）の問題点を挙げ，物理的により厳密で，評価もわかりやすくなる方法として，フィルム冷却がある場合とない場合の全体冷却効率差を指標とする方法（Delta Phi Method）が提案された（GT-43288）。

2.2　内部冷却

内部冷却も，フィルム冷却に次いで論文数の多いカテゴリーで，９セッションで，39編の論文が発表された。目新しい動向としては，AM（Additive Manufacturing）で製造された内部流路の伝熱特性の報告があった。今年は，伝熱以外のセッションでも，同技術に係る産官学からの発表が多く見られ，また認証までの開発行程を示すパネルセッションも企画され，実用化への加速段階にあることを感じた。以下，代表的な論文を幾つか紹介する。

AMで製造された微細流路について，表面粗さが，空力特性／伝熱特性に及ぼす影響が報告された。水力直径が小さい場合，粗さによって圧力損失は著しく増大するが，熱伝達率に及ぼす感度は比較的小さいこと等が示された（GT-43940）。また，AMを適用する際の大きな影響因子と考えられる積層方向について，垂直積層／水平積層／斜め積層の３種類を比較した報告がなされ，垂直積層が，通路形状の再現性としては比較的良好であり，また圧力損失も小さい一方，熱伝達率については３者の差異は小さかった（GT-43935）。熱伝達向上のための新しい乱流促進体として，流路を絞るようにリブをV字に配置するアイデアが提案され，配置の工夫により，圧力損失の増加を招かずに，熱伝達率を20%ほど向上できるというポテンシャルがCFDで示された（GT-42431）。タービン動翼の内部通路のエロージョンをCFDで予測する手法が報告され，特に回転の影響を正しく計算モデルで取り扱うことが重要であることが示された（GT-43266）。

2.3　２次空気システム

２次空気システムも，論文数が多く，８セッションで，39編の論文が発表された。以下，代表的な論文を幾つか

原稿受付　2015年７月９日
＊1　㈱ＩＨＩ　技術開発本部
〒235-8501　横浜市磯子区新中原町１番地

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

紹介する。

ディスクリム部の主流巻き込みに対するシール性を向上するため，従来のインナーシールとアウターシールの構成に加えて，その間に中間シールを設けるコンセプトが提案された。実験とCFDから，内側のディスクキャビティがほぼ完全にシールできていることが示された（GT-42327）。２次空気流量を能動的に制御するための流体デバイスについて，その過渡作動メカニズムをCFDで解明した研究が報告された。デバイス中に生じる渦によって，作動が切り替わる仕組みとなっているが，非常に速い状態変化にはまだうまく追随できないという結果も示された（GT-43601）。

2.4 その他

燃焼器の伝熱問題については，３セッションで，14編の論文が発表された。シャットダウン後に，燃焼器下流のタービン部が熱源となり，燃焼器内に著しい自然対流が発生し，その結果，燃料ノズルがコーキング発生温度まで加熱される現象のメカニズムが，モデル試験とCFDで報告された（GT-43819）。

Conjugate Heat Transfer（連成問題）については，６セッションで，25編の論文が発表された。フィルム冷却と内部冷却から成る一般的な冷却構造について，一定の仮定の下に冷却性能の解析解を導き，冷却空気量／壁温およびその分布を最適化する上で，どのようなアプローチを採るべきか報告された（GT-43668）。

その他，ターボ機械や構造のcommitteeとの共催で，流体，伝熱，構造等の多分野にわたる設計問題についての研究が多数発表された。例えば，エンジン停止後にBowed Rotorと呼ばれる変形を生じ，再始動後に変形・損傷がさらに悪化するNewkirk Effectという現象について，CFD，伝熱，構造の解析をカップリングして予測する手法や，この手法を用いた影響因子の感度解析が報告された（GT-42940）。

7．燃焼および燃料関係

平野　昂志*1
HIRANO Kohshi

1．全般

Combustion, Fuels and Emissions Committeeの中では35件の一般セッションに加え，パネルセッションとチュートリアルセッションが１件ずつ開催された。各セッションでは150人程度収容の会場にて30分間の発表および質疑が行われた。どのセッションにおいても，およそ会場の５割～７割の席が埋まる程度の聴衆であった。論文発表数は142件，パネル発表数は３件となっており，昨年と比較するとパネル発表数は４件減少しているが，論文発表数は13件増加している。国別ではアメリカが39件と最も多く，次いでドイツが32件であった。そして，フランス12件，イタリア９件，イギリスおよび韓国が８件と続いており，日本からは４件の発表が行われた。川崎重工業からは，L30Aガスタービンにおけ るLESを用いた大規模多缶燃焼解析（GT-42545）と，L30AガスタービンDLE燃焼器の開発概要について（GT-42904）の２件の発表が行われ，三菱日立パワーシステムズからは，IGCCパイロットプラントにおけるDLE燃焼器にSyngasを多孔噴射で供給した際の運転（GT-42312）に関する発表が行われた。また，東京大学からは液膜微粒化による流束分布発生の実験的，数値的検討（GT-43346）に関して発表があった。近年，企業からの発表はノウハウの開示に繋がりかねないためか，発表件数が伸び悩んでいるように感じられる。日本における技術，研究レベルを国内外に知らしめるためにも，今後は大学などアカデミックな分野における発表数増加にも期待したい。

2．個別セッション

2.1 High Hydrogen Combustion

このセッションでは現在，新エネルギーとして大いに注目されている水素を利用した研究についての発表が行われ，ラボレベルのバーナだけではなく，実機燃焼器を対象とした検討も見受けられた。Micromix水素燃焼方式を燃焼器に適用した際の実験的および数値的検討（GT-42043），高濃度の水素を含むSyngasを用いた希薄予混合燃焼に関する数値解析（GT-42479），OH-PLIF法を用いた軸流噴射を伴う旋回流保炎燃焼器における燃焼検討（GT-42491），蒸気噴射を用いた量論条件下における酸水素燃焼の研究（GT-43149），水素-空気を用いた回転デトネーション燃焼器における実験的検討（GT-43614），SiemensのSGT-800バーナに対し水素添加天然ガスを適用した際の数値解析（GT-44040），などが報告された。このセッションに関しては150程ある席がほぼ埋まり，立ち見も大勢出るほど盛況であったことから，水素燃焼に対する注目度を窺い知ることができた。

さらに他のセッションにおいても水素燃焼に関わる研

原稿受付　2015年６月30日
＊１　川崎重工業㈱　技術研究所
〒673-8666　明石市川崎町１－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

究がいくつか報告されており，再熱燃焼器における水素噴射の自着火に関する検討（GT-43414），乱流条件下における水素添加の天然ガス燃焼速度に対する影響検討（GT-42903），ガスタービンプレミキサーにおける水素および天然ガス火炎の保炎予測（GT-43627），などが挙げられる。また，多くの発表においてflashback（逆火）への対策に言及しており，大きな燃焼速度や燃焼温度といった水素の特性に起因する技術課題への取り組みの重要性を痛感した。また今後，さらに燃料における水素割合が増加していくことも予想されるため，引き続き注目し知見を集めたい。

2.2　Flashback & Blowout

予混合燃焼や希薄燃焼において問題となる逆火や吹き消えについて現象の解明や抑制手法に関していくつか発表が行われた。

ここではLBO（Lean Blowout）条件付近における火炎構造の実験的検討（GT-42596），出力や圧力を変化させた際の予混合燃焼器における安定性検討（GT-43588），鈍頭形状保炎器における希薄可燃限界の燃料特性との相関検討（GT-43433），高炉ガスを伴うパイロット火炎の安定性検討（GT-42870），逆火傾向に対する燃料組成のパラメータ解析（GT-43629）などが報告されていた。ただし，どの報告においても実験的なアプローチを取っており，数値解析において燃焼不安定性を再現することの難しさが窺えた。現在，低NOx燃焼を達成するために希薄予混合燃焼は必須となっているため，それに伴い発生する燃焼不安定性に関し，精度の高い予測技術の構築と実機設計への活用が期待される。

2.3　Combustion Modeling: Combustor Simulation

ガスタービン燃焼器における流れ場，燃焼場の数値解析による再現を目指し，乱流モデルや燃焼モデルの影響が検討された。このテーマだけで３セッション，計17件の発表が行われた。Honeywellの燃焼器に対しScale Adaptive Simulation（SAS）モデルを適用した際の評価（GT-43573）や，RANSでの適用実績のあるTabulated Premixed Conditional Moment Closure Method（T-PCMC）をバックステップ流れにおけるLES解析に拡張した検討（GT-43788），旋回予混合火炎のNOx排出量に対する影響のRANS realizable k-εモデルを用いた検討（GT-42157）や，旋回バーナにおける液体多点噴射の火炎特性をLESにより検討したもの（GT-42821）などが報告された。計算コードに関しては大学の研究室等で開発されるインハウスコードを用いた検討よりも，ANSYS FLUENTのような商用コードを用いた検討が多く見られた。展示ブースにおいてもANSYS，CD-adapco，PointwiseなどCFD関連企業が連なっており，より一層ユーザーフレンドリーな商用コード開発が期待されている。また計算機性能の発達によりLESなど高負荷計算を用いた検討も増加しつつあるが，短時間，低コストで結果を出せるRANS，URANSによる検討もあり，今後もモデル化にあたってはコストと予測精度の追及が重要と考えられる。

8．制御と診断

関　　直喜[*1]
SEKI Naoki

1．全般

制御分野はControls, Diagnostics & Instrumentation（CDI）コミッティが主管しており，技術分野は制御（Controls），診断（Diagnostics）及び計測（Instrumentation）に分けられている。筆者は制御のセッションで論文発表を行うとともに，これらのセッションについて聴講した。

2．制御，診断及び計測の各技術分野の動向

CDIのセッションは，ペーパー・セッションが総数７であり，そのうち制御分野が１セッション（論文５件），診断分野が３セッション（論文13件），計測分野が３セッション（論文13件）で，論文総数は31件であった。また，これらとは別に計測分野でパネル・セッションが２件，チュートリアル・セッションが１件行われた。CDIコミッティの総論文本数は10年前に比べると減少しているが，ここ数年は横ばい状態である。技術分野ごとに見ると，制御分野のセッション数は横ばい，診断分野のセッション数は減少傾向で，計測分野のセッション数は増加傾向にある。発表の内容で見ると診断と計測の両方の技術分野にまたがる論文の数が増えており，計測の不確かさを減少させるために，モデルを使用して計測結果との合わせこみを行うといった論文が複数発表されていた。これは，制御分野に端を発しているモデルベースの考え方が診断分野，更には計測分野に広がっている過程と捉えられる。また，診断分野では，ベイズ推定を使った診断手法が多数見受けられた。

原稿受付　2015年７月22日
＊１　㈱ＩＨＩ　航空宇宙事業本部　技術開発センター　制御技術部
〒190-1297　西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

3．各技術分野の発表

（1）制御分野

前述のとおり制御分野の発表は1セッションだけで，内容としては，筆者の行った航空用ガスタービンの電動制御システムの発表（GT-43213）のほか，燃料電池/タービン複合発電プラントの制御に関する実験的研究（GT-42993），ガス燃料ガスタービンでの過回転特性の予測（GT-43678），蓄圧式高速風洞のモデルベース制御（GT-42908）等の発表が行われた。単にガスタービンの制御器を設計するだけであれば，もはや学術的に新しい知見はないため，複合的なシステムを実際に作ってみた実験的な研究や，他分野への応用などが興味の主眼となっている。

（2）診断分野

診断分野のセッションはいずれも聴講者が多く，興味を持つ参加者が多いことが窺われた。セッションは推定と予測のセッション1件とヘルスモニタリングに関するセッション2件に分かれており，推定と予測のセッションでは，モデルベースの過渡状態での部品温度推定（GT-42388，43046）や，ニューラルネットワークによる故障検知（GT-44101）等の発表が行われていた。部品温度推定はこれまでリアルタイム推定は行われておらず，新たにモデルベース手法を適用してみたものである。

ヘルスモニタリングのセッションでは，直接計測できないエンジン性能パラメータの推定に関する発表が多く，使っている手法としては，データ分析に基づきエンジンモデルを使用しないものと，熱力学的なエンジンモデルを使用して，データとモデルの合わせこみを行うものに大別された。データ分析に基づく性能推定としては，オイル・リグ用ガスタービンの性能推定（GT-43636）と，回帰分析によるエンジン性能劣化推定（GT-42330）等の発表があり，エンジンモデルに基づく性能推定としては，カルマンフィルタを用いた性能推定（GT-43744，43720）と，ベイズ推定を用いた1軸複合サイクルエンジンでの各タービンの出力推定（GT-43878）等の発表があった。また，ヘルスモニタリングの実運用について紹介した発表（GT-42309）もあった。ヘルスモニタリングについては，産業界からの具体的想定に基づく発表が多く，各社が実用化／予測精度向上に向けて努力している様子が窺われた。

（3）計測分野

計測分野のセッションでは，それぞれの計測対象ごとに研究内容が多種多様であった。新しいセンサや新しい計測法の研究としては，高温熱電対の開発（GT-42652），ガス温度の音響計測（GT-42139），レーザーによる砂塵の計測（GT-43347），燃焼の可視化に関する研究（GT-42823，43735，43391）及びイオン電流計測による燃焼反応活性度の計測（GT-42357）等の発表があった。これらの新しい計測手法に関する発表とは別に，制御の手法を用いて計測限界を引き上げる研究として，圧力共振を制御フィルタで打ち消して計測限界を広げる研究（GT-42895）の発表があった。また，非定常圧力計測における不確かさの定量化（GT-42608，42615）等，計測の不確かさを定量化し，減少させるための研究が複数発表されていた。

ペーパーセッションとは別に，計測分野ではチュートリアル・セッション1件が設けられ，圧力センサのサプライヤであるKulite社が講義を行っていた。講義内容は圧力センサの使い方や，高周波での計測で問題になるノイズ対策などについての基本的なものであったが，初学者というよりは産業界各社の計測担当者が多数参加しており，Kulite社主催の講習会といった雰囲気であった。

計測とモデリングの不確かさについてのパネル・セッションでは，性能推定とほぼ同じ手法を用いてクラック進展推定を行った事例（GT-44264）が紹介されており，不具合発生時の余寿命推定と性能推定の統合が，ヘルスモニタリングの次の課題として認識されていることが示唆された。

9．材料，構造および製造技術

浅井　邦夫[*1]
ASAI Kunio

1．全般

材料と製造（Manufacturing Materials and Metallurgy）から18件，構造と振動（Structural and Dynamics）から87件（ロータダイナミクスを除く）の発表があった。構造と振動では，新設計手法に関する発表が10件，疲労・破壊と寿命予測が21件，確率的評価が4件，振動が33件，減衰が6件，空力振動と減衰が13件であった。近年のターボ機械の設計ニーズにあわせて，他のコミッティと構造の共同セッションで，複数の物理現象を考慮した最適化設計に関する発表が多いのが特徴である。伝熱と構造で4件，ターボ機械と構造で26件の発表があった。本報告では，これらの分野について，最近の動向に

原稿受付　2015年7月24日
＊1　三菱日立パワーシステムズ㈱　研究所　ターボ機械研究部
構造強度研究G
〒317-0073　日立市幸町3－1－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

関する筆者の見解を含めて，以下に概説する。

2．材料・製造技術

積層造形（Additive manufacturing）に関する特別講演（GT-44336）が，多数の聴衆（約200人）の関心を集めていた。各種材料（Hasteloy X, Inconel718, 625, Ti64, SUS316など）で試作を行い，静的強度はバルク材と同等の強度が維持できるとの報告であった。課題は表面粗さに起因した疲労強度である。航空用エンジンの燃料ノズルへの適用事例が紹介された。他の積層造形に関する発表では，ダイレクトメタルレーザ焼結によるTi-6Al-4V合金の強度に関する発表（GT-42891）やレーザ圧密によるネットシェイプ製造（GT-43971）があった。

材料別では，Ni合金に関する発表が多く（５件），コーティングが３件，Ti-6Al-4Vが３件，A-USC材料が１件であった。コーティングに関しては，蒸気を含んだ燃焼ガスがTBCコーティングの寿命に及ぼす影響（GT-43762），1080℃条件でのTBCの等温・繰返し酸化に関する発表（GT-42045），次世代のガスタービンコーティングに関する発表（GT-43466）があった。タービン翼の補修技術に関する発表では，補修材にケイ素を使用することで，熱影響部のき裂発生と酸化減肉を抑制する効果が報告された（GT-44340）。

3．強度・信頼性

低サイクル疲労に関する発表が９件，熱機械疲労が３件，き裂進展が４件，クリープが４件であった。熱機械疲労に関する発表では，CFDと構造解析を用いたガスタービン初段動翼の熱機械疲労評価（GT-43479），Ni単結晶合金の異方性・塑性，クリープ変形の構成式に関する発表（GT-42681），保持中のき裂進展に関する発表（GT-42820），EBSDを用いたNi合金の熱疲労評価に関する報告（GT-42425）があった。

予防保全に関する発表では，流体・熱・構造の連成を考慮したタービン材料の寿命評価（GT-43071），高背圧タービンの寿命評価（GT-43333），設計寿命を超えたガスタービンロータの予防保全に関する発表（GT-42865）があった。破壊力学に関して，Haynes230超合金のJ積分と応力拡大係数による疲労き裂進展評価の比較（GT-43380），線形破壊力学を適用したガスタービンロータ材の寿命予測（GT-43303）があった。

4．振動

振動に関する研究では，ミスチューニングに関する発表が多いのが最近の傾向である（約16件）。ミスチューニングは，個々の翼の幾何形状やヤング率などの物性値のばらつきにより，均一な振動系と比較して，翼毎の振動応答やモード形状にばらつきが生じる現象である。真空中のチップタイミング計測とひずみゲージ計測によりミスチューニングを評価した報告（GT-42649），翼形状を光学計測した情報を用いて幾何学的要因を評価した研究（GT-43272），圧縮機翼の強制振動のミスチューニングを実験的に検討した報告（GT-42036），単純はりモデルの回転試験と解析により幾何学的要因を評価した報告（GT-43436）があった。

構造減衰に関する研究では，接触面の接線力と相対変位の非線形性を考慮した非線形振動応答解析に関する研究，および接触面の摩擦モデルに関する研究が行われている。非線形振動応答解析に関して，ミクロすべりを考慮したシュラウド接触面の振動応答解析（GT-43967），圧縮機翼の翼根の非線形性を考慮した応答解析とモデル加振試験に関する報告（GT-43598）があった。

近年の解析モデルの大規模化に伴い，縮合法に関する報告が多い傾向がある。例えば，縮合法を用いたキャンベル線図予測（GT-43701），高周波数域のミスチューニングを縮合法により評価した研究（GT-43752）があった。また摩擦モデルに関する研究では，開発した２軸摩擦試験装置により，法線力が周期的に変動する条件では，接線力と相対変位の関係が非対称になることを実験的に示した報告（GT-42318）があった。

5．複数物理現象の最適化

冒頭で述べたように，他のコミッティとの共同セッションで，複数の物理現象を考慮した最適化設計に関する発表が多いのが近年の傾向である。伝熱と構造の共同セッションでは，自然対流によるロータの熱曲がり挙動をCFD・熱・構造解析により評価した発表（GT-42940），非定常時の温度変化に伴うガスタービンロータのカップリングボルトの張力変化を評価した報告（GT-42655）があった。

また，ターボ機械との共同セッションでは，代理モデル最適化（Surrogate-based optimization）によるターボ機械の最適化に関する発表（GT-43254），CFDと非定常熱解析，構造解析を融合した最適化設計により，静翼の損失を10%以上低減したとの報告（GT-42164）があった。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

10. ロータダイナミクスとベアリング

杣谷　　啓*1
SOMAYA Kei

ロータダイナミクス関連の発表は，Structures & dynamics : Rotordynamicsコミッティを中心に，10セッションで23件の研究発表が行われた。また，ベアリングに関連した研究発表は７セッションで25件，シールに関連した研究発表は６セッションで24件であった。

１．ロータダイナミクス

ターボチャージャ，ツインスクリューポンプといったより具体的な実機ベースの実験・数値解析の発表が目立った（たとえばGT-43434，44115）。また，一般工業用スケールの一段遠心圧縮機に対して動的試験および数値解析を行い，軸受部の熱変形依存性を調査した研究についても発表が行われた（GT-42977）。

カップリングや歯車といった解析を複雑にする要素に関する研究発表も見られた。カップリングに関しては，すべり・接触圧力やミスアライメント・不確かさに関する研究発表が行われた（GT-42816，42729）。歯車に関しては，多軸タービンの歯車パラメータの影響や，バックラッシやパラメトリック共振といった非線形性を考慮できるモデルの開発について発表された（GT-43337，43481）。

その他，オーバーハング軸系に回転中に突然アンバランスを加えた場合の実験的検討についての発表（GT-42453）やPolynomical chaos expansion（PCE）を用いた不確かさの解析に関する研究発表もみられた（GT-43534）。PCEを用いた場合，条件によっては精度を損ねることなくモンテカルロ法と比較して20分の１の計算時間でできることが示された。

原稿受付　2015年７月21日
＊１　海上保安大学校 海事工学講座
〒737-8512　呉市若葉町５－１

２．ベアリング

空気フォイル軸受に関する研究発表が最も多く10件，ティルティングパッド軸受に関するものが９件，その他軸受に関しては６件の発表があった。

フォイル軸受に関しては，フォイル軸受の性能向上（たとえばGT-43959，43734）や実機搭載時の他の軸受との比較調査（GT-43712，43927）についての発表が注目された。特に，バンプフォイルの背面に50μmのシムを挟み込むことで20μm前後あったホワール振幅を観測不能なレベルまで低減したことは非常に興味深い内容であった。また，実機に搭載したバンプフォイル軸受とリーフフォイル軸受の，あるいはバンプフォイル軸受とティルティングパッド軸受の性能比較についての発表では，バンプフォイル軸受の優位性が示された。

数値計算においては，フォイル空気軸受に支持された回転軸系の動的挙動についてRecurrent Neural Network法を用いて解くという新しい試み（GT-42190）もなされており，まだ精度に問題があるものの今後の発展に期待できる内容であった。

ティルティングパッド軸受に関しては，パッドの変形が動的挙動に及ぼす影響に関するもの（GT-42776，42289）や，潤滑油供給法に関する発表（GT-42331，42336）がみられ，ベアリング関係の講演の中でも特に活況であった。

その他，リセスを備えた空気静圧ジャーナル軸受のニューマチックハンマに関する研究発表（GT-42472）や，磁気軸受を用いた流体軸受のオイルホワール抑制法（GT-44059）についての発表が行われた。

11. 蒸気タービン

渋川　直紀*1
SHIBUKAWA Naoki

概要

論文数は39編で，前年度51編から減少となったが，テクニカル，パネル，チュートリアルの３種類のセッションが，発電用・産業用各々のタービンの性能から運用までを広くカバーし，委員会活動と合わせ，バラエティに富み，参加者が楽しめる構成であった。

原稿受付　2015年７月22日
＊１　㈱東芝　電力・社会システム技術開発センター
〒230-0045　横浜市鶴見区末広町２－４

テクニカルセッション

湿り二相流モデリング，長翼励振力と制振構造，排

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

気ディフューザ特性など，低圧最終段に関連したテーマを中心に，急速起動，溶接熱処理，寿命診断，蒸気物性計算高速化など，多彩な研究分野からバランスよく発表された。湿り蒸気の研究ではCambridge大の発表（GT-42589）が例年通り注目を集めた。また，低圧長翼段の低負荷・低流量時の不安定現象および非定常蒸気力に関するセッションが盛況であった。実蒸気を用いたモデルタービンの試験，非定常全周のCFDが定着し，排気不均一との干渉まで範囲を広げた大規模な研究プロジェクトが一つの流行分野を形成するようになった（Stuttgart大：GT-42244，Alstom：GT-42498，ETH：GT-43504など）。関連内容がダンピング（MHPS：GT-42318），ミスチューニング等，蒸気タービン外の構造系のセッションでも発表されていて裾野が広く，今後しばらくMulti-Physicsテーマとして持続するであろう。一方で，解析環境が著しく進化し，翼列，段落の空力性能といった基本要素より組合せ要素の干渉等に新規性が求められたためか，純粋な翼形状最適化，設計法などは数を減らしている。

発表者別にみると，Siemens，Alstomとその共研先を中心とした欧州からの24件と，中国からの11件で大半を占めており，GE本体からはわずか１件であった。国内からは大学から２件，共研まで範囲を広げても５件と少なく，奮起を期待したい。中国からはコンスタントに10件程度発表されており，理論解析，CFD，FEMと，偏りがない。現状はやや新規性に欠ける感があるが，発表者の多くが若手であり，今後の飛躍を予感させる。

パネル・チュートリアルセッション

２，３，４日目の午後をパネル２枠とチュートリアル１枠に割付け，聴講者とのオープンな議論が交わされた。パネルで毎年題材としている「産業用蒸気タービンへの挑戦」では，今回も急速起動や運用性向上について活発な質疑が飛び交った。テクニカルセッションでも，モニタリング等を含めたこの領域からの発表に増加の兆しが見られる。もう一方，「蒸気タービン高温化設計への挑戦」では，東芝，Siemens，Alstom，GE，上海電気，MHPSの各社から，主にA-USCへの取組みが紹介された。材料開発が左右するという内容はほぼ共通であったが，750℃超のA-USCと538℃レベルのUSCのサイクル性能と経済性のベストミックス，溶接熱処理，調速段設計，冷却技術，従来蒸気タービン設計から脱する革新技術など，パネリストも課題と認識しているポイントへの多様な質問が投げかけられ，参加者の関心の高さがうかがえた。

チュートリアルでは，湿りモデル，CFD精度への注意点，排気室の基本的性能特性，商用コード（CFX）の活用法について講演された。大御所を講師として招き，大盛況であった昨年に比べると，今年はやや落ち着いたセッションとなったが，蒸気タービン研究の活性化には有効であり，今後も継続されると思われる。

委員会活動

第３日の夕刻に，蒸気タービン委員会（Committee Meeting）が開催され，ここ数年，運営，発表などで定着したメンバーを中心に40名ほどが集まり，論文数統計紹介，活動報告，幹事引継ぎ，表彰，来年のパネルセッション候補選定など，なごやかながらも活発に議論された。続いて旧市街のレストランに繰り出して企画されたディナーにも20名以上が参加，世界の蒸気タービン研究開発者間の結束が確認された。

12. 展示

浅井　智広[*1]
ASAI Tomohiro

展示会はTurbo Expo期間（５日間）のうち２日目から４日目までの３日間（6/16－6/18），会場のPalais des Congrès de Montréal内のExpo Hallで開催された。開催時間は初めの２日間が12：30－18：30，３日目が11：30－14：30であり，昼食頃に展示会が始まった。例年どおり，昼食会場に行くまでに必ずこの展示会場を通るように配置されていたため，特に昼食時から午後のセッションが開始する14：30頃まで，多くの参加者が来場した。さらに，展示会場では同時に学生のポスターセッションが開催され，会場に出来る限り多くの人に足を運んでもらうように企画されていた。

展示ブースは合計約110件と例年どおりで，ガスタービンメーカー，計測機器・部品メーカー，解析ソフトメーカー，研究機関，書籍・雑誌出版社など多岐に渡る。地域別では，展示のほとんどが北アメリカとヨーロッパで全体の約95%を占めており，アジアからは日本ガスタービン学会と日本の部品メーカーの２件のみであった。国別では，アメリカが70件と最も多く，次いでドイツ，

原稿受付　2015年７月15日
＊１　三菱日立パワーシステムズ㈱　研究所
火力システム研究部　燃焼研究グループ
〒312-0034　ひたちなか市堀口832-２

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

イギリスのともに10件，カナダの７件であった。今回はカナダでの開催だったため，カナダが積極的に展示している印象を受けた。

展示会場のメイン入口には，GE，Pratt & Whitney，ANSYSの３企業が大きなブースを構えていた。GEとPratt & Whitneyはエンジンのモデルを展示し，タービン翼が回転する様子が見てとれ，多くの人が来場していた。ANSYSは大きな液晶テレビを設置して解析結果の動画を流し，来場者ひとりひとりに解析ツールについて説明していた。

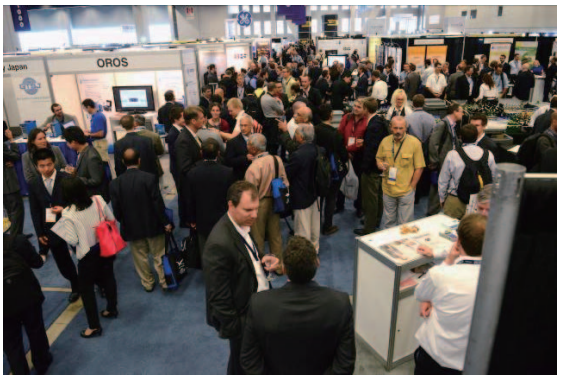
展示者は，多くの人に来場してもらうように様々な工夫をしており，特に，計測機器メーカーは来場者の興味を引いていた。例えば，実際に小型のファンと流速計測器を持ち込んで，ファンの流速の計測からデータ処理まで来場者に体験させ，計測器の性能を実感してもらうようにしていた。このように実際のモノがあると人の興味を引き，多くの人が集まる傾向にあった。

今回も展示会場にはステージが用意され，展示者はそこでプレゼンし，自社の製品をアピールしていた。ただ，今回はステージが少し離れた，やや目立ちにくい場所にあったためか，例年よりも聴講者が少ないように見えた。

Turbo Expoは今年で60周年を迎えた。60周年記念として展示会場では２つの催し物が企画された。ひとつはTurbo Expo Museumというもので，会場の一角にブースが設置された。Turbo Expoの歴史や書籍・雑誌が展示され，Turbo Expoのプラカードの前で記念写真を撮ってもらえた（撮影写真はすぐに現像され，無料でプレゼントされる）。さらに，ここにはカナダ国立航空技術研究所が提供した航空エンジンの実物の断面モデルが展示され，来場者はエンジン内部を熱心に見学していた。もうひとつの催し物はRecharge Stationというものである。ここではノートパソコンや携帯電話などの電子機器を充電できた。さらに，ここにはマッサージ師が待機しており，体のマッサージもしてくれた。電子機器とともに体も充電するという学会のアイデアに参加者への気遣いとユーモアを感じた。

日本からは日本ガスタービン学会の展示があった。昨年に引き続き今年で２回目であり，2015年国際ガスタービン会議東京大会（IGTC2015）を紹介していた。ブースにはアジアからの来場者が多く，特に，日本からの来場者がしばしば訪れ，会話が弾んでいた。ここは日本のガスタービン関係者の拠点のようなところとなっており，日本の関係者どうし懇親を深めることができる場所でもあった。

例年のように，今回も展示のほとんどは北アメリカとヨーロッパで，アジアからは日本の２件のみと非常に少ない。これは，これまでTurbo Expoが主に北アメリカとヨーロッパで開催されてきたため，アジアからは地理的に遠かったことが一因かもしれない。来年のTurbo Expoは韓国のソウルで開催される。日本からも地理的に近いため，日本からも比較的展示しやすい状況だと考える。来年はぜひ日本から多くの展示を期待したい。



Expo Hall（photo courtesy of ASME/IGTI）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

報　告

ASME Turbo Expo 2015 GTSJ 展示　実施報告

国際委員会

2015年６月15日～19日，カナダ/モントリオールにてASME Turbo Expo 2015が行われました。昨年度に引き続き，今年もGTSJブースを出展しました。国際委員会では展示ワーキンググループを組織し，展示の準備と実施に当たりました。

展示内容は，昨年から大きくは変えず，ポスターと学会紹介配布物が中心でしたが，昨年度展示の経験を踏まえ，新しい配布物としてGTSJの賛助会員ならびに研究機関についての情報を取りまとめた資料を作成し配布いたしました。昨年度展示を行って，日本の会社や製品に関する情報についての問い合わせが多数あり，情報ハブとしての役割の必要性が感じられましたので，日本のガスタービン関連企業，関連研究機関について紹介資料の配布を行ったものです。

昨年度からの引き続きとして，内容を若干更新して展示したものは，日本ガスタービン学会ならびに日本のガスタービン開発史を紹介したポスター（壁面に掲示，２枚），学会紹介パンフレット英語版（配布物），IGTC2015のリーフレットです。配布物は，学会ネーム入りクリアファイルを準備して，その中に入れて配布いたしました。

日本ガスタービン学会はParticipating OrganizationとしてTurbo Expoに協賛しており，その枠組みの中でTurbo Expoでの展示を実施してきましたが，来るIGTC2015ではASME Turbo Expoの主催団体であるIGTIが展示ブースを出展することになっており，相互交流を継続していきます。

展示にあたりましては，Turbo Expoに参加されたGTSJ学会員にご協力いただき，無事展示を終えることができました。また，展示物や配布物の輸送には，当学会International Advisory CommitteeのHany Moustapha委員と秘書のMaggie Contant-Hébertさんに大変お世話になりました。ご協力，ありがとうございました。

ASME Turbo Expo 2015　参加報告

日本ガスタービン学会事務局
中村優美

昨年に引き続き，ASME Turbo Expoに参加してまいりました。昨年は開催２ヶ月前の４月初旬から緊張しながら少しずつ出展の準備を始めていたのですが，今年は二度目でしたので，ちょっと呑気にしておりましたら，会場が違うため出展要領（特にブースの基本レイアウト）が違っており，ブースのカーペットやテーブル，背面に立てる衝立をあわてて注文しました。会場では，初日にブース設営後，国際委員会メンバーと共に来訪者の対応にあたり，GTSJやIGTC2015の紹介をいたしました。ブースを覗いてくださった方の中には，「IGTC2015に投稿したよ」「IGTCに参加したことがあるよ」というお声もありました。最終日には，現地モントリオールの学生さんがスタッフ（アルバイトかボランティアかわかりませんが）のネームリボンを誇らしげにつけて熱心に各ブースで質問をされているのが印象的でした。彼らにとっては貴重な機会であったと思います。

展示会場閉館時には，イベントやセッション会場に赴き，本会議の運営の様子を見てまいりました。今回の会場である　Palais des congrès de Montréal は，大小様々な部屋が多数あり，セッション会場の移動はとても便利でした。なかなかこのような施設はないように思います。

２年続けてASME Turbo Expoに参加し，全体の構成はあまり変わらないのですが，出展者や参加者，会場の雰囲気が欧州と北米ではかなり違うと感じました。当然のことながら，展示業者は開催地の近辺の企業・団体が多く，来年のソウルは初のアジア開催となり，出展者が例年通り集まるのかしら，と他人事ながらちょっと気になりました。

今回も参加者として，スタッフ側とは違う目線で国際会議を見ることができました。この経験をIGTC2015Tokyoや他の行事でも生かして，参加者の皆様へ細やかな配慮ができればと思います。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

報　告

第26回ガスタービン教育シンポジウム報告

鈴木　正也
SUZUKI Masaya

2015年７月９日㈭，10日㈮の二日間にわたり，第26回ガスタービン教育シンポジウムが，埼玉県和光市の本田技研工業株式会社和光ビルにて開催された。参加者は69名（学生25名，社会人44名）となり例年とほぼ同じであった。ガスタービン教育シンポジウムは，関西地区でも隔年で開催されているが，今年度は関西地区での開催はなく，東京地区のみでの開催の年に当たる。

この教育シンポジウムは学生や若手技術者などガスタービン初学者を対象に，ガスタービンの基礎知識を学んで頂く目的で，第一線で活躍されている各専門家による講義と，実際のガスタービンとその関連の製造及び研究開発施設等の見学を併せた企画である。今回も，１日目に講義２テーマと特別講義および株式会社本田技術研究所航空機エンジンR&Dセンターの見学を実施し，２日目に講義４テーマを実施した。

１日目は集会行事委員会の佐藤委員長による開会挨拶の後，２テーマの講義，⑴ガスタービン概論（渡辺紀徳氏），⑵ガスタービンと燃焼工学（岩井保憲氏）が行われた。その後，参加者は二班に分かれて，エンジンテストセル，ファン・圧縮機の試験リグ，燃焼試験設備，機械加工設備，鳥吸込み試験設備などの見学をさせていただいた。エンジンテストセルでは実際にエンジンの運転をしていただき，参加者にとって非常に貴重な機会となったと思う。

設備見学終了後，和光ビル内の食堂にて懇親会が行われた。シンポジウム出席者の約９割の方が懇親会に参加し，また，Honda関係者の方のご参加もあり，会場の各所で参加者同士の活発な議論と相互交流がなされ，参加者の方には有意義な時間を過ごしていただけたと思う。

２日目は，前日に引き続きガスタービン関連の４テーマの講義，⑶ガスタービンと伝熱工学（村田章氏），⑷ガスタービンと流体工学（山本誠氏），⑸ガスタービンと材料工学（屋口正次氏），⑹ガスタービンと制御工学（中村恵子氏）が行われた。

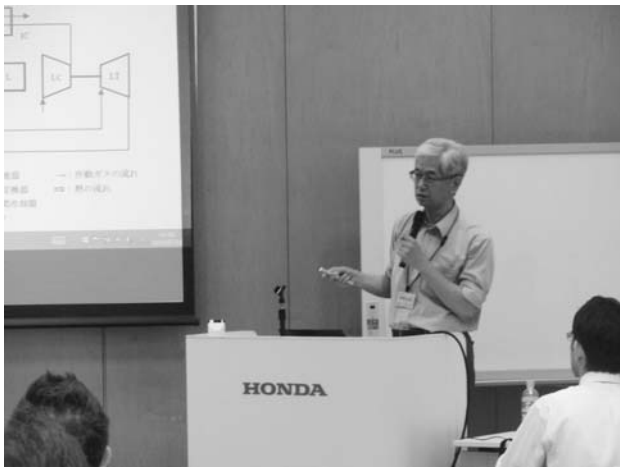
それぞれの講義ではガスタービンの基礎から最新の技術動向までを専門家の立場から説明がなされ，受講者にとって今後の研究・仕事などを進める上で多いに役立つ内容となっており，熱心な聴講・質疑応答が行われた。

全講義終了後，２日間の講義に出席した参加者に受講証が手渡された。また，参加者には，今後の教育シンポジウムの運営及び教材に関するアンケートに御協力頂いた。アンケート結果は次回以降の企画及び教材の改訂に反映する予定である。

本シンポジウムでは2013年に出版された「ガスタービン工学」を教材として用いており，その執筆者の先生方を中心に講師をお願いしている。「ガスタービン工学」は学会ホームページから購入することができ，今回の参加者のうち５名が事前に教材を購入して受講していた。講義では時間の都合もあり，教材の一部しか扱うことができなかったが，参加された皆様にはこの教材を有効に活用し，ガスタービンの知識をさらに深めるのに役立てて頂ければ幸いである。

最後に，講義，資料等の作成・準備にご尽力して頂いた講師の先生方々に感謝すると共に，会場の提供，見学会及び懇親会についてご協力を頂いた本田技研工業株式会社ならびに株式会社本田技術研究所の関係者各位に深く感謝いたします。

（集会行事委員会委員）



Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

会　告

2015年度　第１回見学会・技術懇談会のお知らせ（再掲）

2015年度第１回見学会・技術懇談会を，国立研究開発法人 産業技術総合研究所　福島再生可能エネルギー研究所にて開催致します。 概要は以下のとおりです。

１．日　時：　2015年10月16日㈮　13：00 ～ 18：00（予定）
JR郡山駅にて集合・解散

２．場所および内容：
国立研究開発法人 産業技術総合研究所（AIST） 福島再生可能エネルギー研究所
（〒963-0298 福島県郡山市待池台２－２－９）

再生可能エネルギー関連技術（太陽光，風力，アンモニアを燃料としたガスタービン発電技術など）の見学と技術懇談会

３．参加要領
⑴参加資格：会員資格による制限はありません。
⑵定　　員：25名程度（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（税込。JR郡山駅から会場までの送迎バス代を含む）

正会員	4,320円
学生会員	2,160円
非会員	5,400円
学生非会員	3,240円
高校生以下※	1,080円

※ 保護者同伴

４．スケジュール（詳細は調整中）

13：00 ～ 13：10	JR郡山駅集合（受付）
13：15	JR郡山駅出発（送迎バス）
13：55	AIST福島再生可能エネルギー研究所 到着
14：00 ～ 16：00	見学会
16：00 ～ 17：00	再生可能エネルギーに関する技術懇談会
17：10	AIST福島再生可能エネルギー研究所 出発（送迎バス）
18：00	JR郡山駅着 解散

５．申込方法：
「2015年度 第１回見学会・技術懇談会 参加申し込み」と明記のうえ，参加者の下記の情報を，FAX，郵送またはE-mailにて学会事務局（FAX：03-3365-0387，E-mail：gtsj-office@gtsj.org ）にお送り下さい。
⑴氏名（ふりがな）
⑵性別
⑶会員種別（会員の場合は，会員番号）
⑷勤務先（名称，所属部署・役職，住所）
⑸連絡先（電話番号，FAX番号，E-mailアドレス）

申込締切：2015年10月２日㈮

＊申込者全員に，参加可否を10月９日㈮までにお知らせいたします。学会からの連絡がない場合にはお問い合わせください。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

会　告

International Gas Turbine Congress 2015 Tokyo のご案内

IGTC2015実行委員会
委員長　渡辺紀徳

学会誌，ホームページ等でご案内しておりますInternational Gas Turbine Congress 2015 Tokyo（IGTC2015 Tokyo）の期日が近づいて参りました。下記の通り概要をお知らせします。

おかげさまで多数の論文が集まり，最終的に224件を採択致しました。展示も38社に出展いただき，盛況となっています。また，ASME/IGTIとの協力が進み，合同企画としてフォーラムを開催するとともに，同学会の展示ブースも出ることになりました。

今後も実行委員会にて開催まで努力を続け，学術発表と討論，情報交換，およびネットワーキングの場として価値の高い国際会議を実現したいと思います。会員の皆様には是非この場を活用いただきますよう，宜しくお願い致します。

記

会　　期：　2015年11月15日㈰～ 20日㈮
開催場所：　虎ノ門ヒルズ フォーラム（虎ノ門ヒルズ４階・５階）
ウェブサイト：　http://www.gtsj.org/english/igtc/IGTC2015/index.html
講演会：　採択論文224件（国内119件，海外105件）（優秀な論文はJGPPに推薦）
　　招待講演　４件
　　⑴ NASA Glenn研究所の航空技術展望
　　⑵ Ni基耐熱合金技術の展望
　　⑶ ターボ機械設計への確率解析の応用
　　⑷ 日本のエネルギー動向
　　パネルディスカッション　３件
　　⑴ 次世代航空推進技術の展望
　　⑵ 将来のエネルギーネットワークとガスタービンの役割
　　⑶ アジア域のエネルギー事情と戦略
　　フォーラム　３件
　　⑴ 航空推進の電動化・ハイブリッド化
　　⑵ 航空エンジンへのCFRP応用
　　⑶ 3Dプリンティング技術（ASME/IGTIとの合同企画）
展示：　38社　11月16日㈪～ 19日㈭，入場無料
行事：　ウェルカム・レセプション　11月15日㈰　18：00 ～ 20：00
　　バンケット　11月18日㈬　18：00 ～ 20：30
　　見学ツアー　11月20日㈮　２コース
　　虎ノ門ヒルズ・バックヤード見学　11月17日㈫～ 19日㈭　昼食時
参加登録：　ウェブサイトから参加登録をお願いします。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

会　告

第44回ガスタービンセミナー開催のお知らせ（予告）

第44回ガスタービンセミナーを下記の通り開催いたします。

今回は，「ガスタービンの最新技術と新しい航空機に向けた推進技術の動向」をテーマとしています。最前線で活躍されている方々のご講演を通して，発電用および航空用ガスタービンに関する最新技術動向を学ぶと共に，新しい航空機につながる技術分野の動向，展望が把握できる内容としました。さらに，調査研究委員会を中心として提案・採択されたNEDOプロジェクト「再生可能エネルギー大量導入時代の系統安定化対応先進ガスタービン発電設備の研究開発」について，パネルディスカッションを行う予定です。

（詳細につきましては，11月号学会誌，ホームページ等で後日お知らせいたします）

1．日　　時：2016年1月21日㈭　9：30～17：00（予定）
22日㈮　9：30～17：00（予定）

2．場　　所：帝京大学板橋キャンパス大学棟本館4階　403講義室
〒173-8605　東京都板橋区加賀2-11-1
JR埼京線「十条駅」下車，徒歩約10分
JR京浜東北線「王子駅」下車 国際興業バス6番のりば:板橋駅行10分「帝京大学病院」下車

3．テ ー マ：「ガスタービンの最新技術と新しい航空機に向けた推進技術の動向」

4．参加要領：11月号学会誌，当学会ホームページに掲載予定です。（http://www.gtsj.org/）

◇◇◇

会　告

2015年度日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ（再掲）

応募締切日：2015年10月30日㈮

日本ガスタービン学会では，下記の趣旨により2年毎に学会賞（論文賞，技術賞および奨励賞）の贈呈を行っております。つきましては，今年度も下記要領により学会賞の募集を行うこととなりましたので，お知らせ致します。

募集要領

1．日本ガスタービン学会賞の趣旨

本会はガスタービンおよびエネルギー関連技術に関する工学および技術の発展を奨励することを目的として，優れた論文，技術ならびに新進会員個人の業績に対して，それぞれ日本ガスタービン学会論文賞，技術賞，奨励賞を贈り，表彰を行う。

2．対象となる業績

⑴論文賞：日本ガスタービン学会誌および日本ガスタービン学会英文電子ジャーナルに2011年11月以降2015年10月迄に公表された論文で，独創性があり工学および技術に寄与したもの。

⑵技術賞：ガスタービンおよびエネルギー関連の技術で画期的な新製品の開発，製品の品質または性能の向上，材料開発，制御計測および保守技術の向上等に寄与したもの。

⑶奨励賞：日本ガスタービン学会誌および日本ガスタービン学会英文電子ジャーナルに2011年11月以降2015年10月迄に公表された独創的な論文（本人が中心的役割を果たしたもの）。なお，萌芽的研究も対象とする。奨励賞の候補者は，1980年４月２日以降生まれの個人とする。ただし，論文賞，技術賞あるいは奨励賞をすでに受けた者および今年度の論文賞，技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

3．受賞件数

論文賞２件，技術賞２件，奨励賞２名程度とする。

4．表彰の方法

審査の上，表彰状および賞牌を授与する。

5．表彰の時期

表彰は，2016年４月開催予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

6．応募の方法

公募によるものとし，論文賞，技術賞は推薦または本人より申請，奨励賞は推薦による。なお，一度申請して受賞しなかったものでも，再度応募して差し支えない。

7．提出書類

推薦または申請には，本会の所定用紙に必要事項を記載して，１件につき正１通，副２通（コピーで可）の計３通を提出する。

・日本ガスタービン学会賞（論文・奨励）申請書・推薦書

・日本ガスタービン学会賞（技術）申請書・推薦書

所定用紙は本会ホームページからダウンロード可能。（http://www.gtsj.org/prize/index.html）

8．提出締切日

2015年10月30日㈮17時必着

9．提出先

〒160-0023
東京都新宿区西新宿７－５－13
第３工新ビル402
公益社団法人日本ガスタービン学会
表彰委員会　宛

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

○本会協賛行事○

主催学協会	会合名	共催/協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本機械学会	『伝熱工学資料（改定第５版）』の内容を教材にした熱設計の基礎と応用	協賛	2015/9/24-25	東京大学　山上会館	日本機械学会 URL: http://www.jsme.or.jp/
日本機械学会関西支部	第339回講習会「応用計測の基礎とその応用（デモンストレーション付き）」	協賛	2015/10/29-30	大阪科学技術センター８階中ホール	日本機械学会関西支部 URL: http://www.kansai.jsme.or.jp/
日本機械学会	基礎教育講習会－エンジン技術の基礎と応用（その28）	協賛	2015/11/13	㈱堀場製作所 東京セールスオフィス エクセレントホール	日本機械学会 URL: http://www.jsme.or.jp/
日本機械学会	第23回機械材料・材料加工技術講演会（M&P2015)	協賛	2015/11/13-15	広島大学 東広島キャンパス	日本機械学会 URL: http://www.jsme.or.jp/
日本機械学会	第１回日本機械学会イノベーション講演会（iJSME2015）	協賛	2015/11/13-15	広島大学 東広島キャンパス	日本機械学会 URL: http://www.jsme.or.jp/
WWEC2016Tokyo組織委員会	第15回世界風力エネルギー会議2016東京	協賛	2016/10/31-11/2	東京大学　安田講堂・山上会館	東京大学大学院工学系研究科 荒川研究室　03-5841-6422

▷入会者名簿◁

〔正会員〕

青笹　友信（ＩＨＩ）　牧原　聡（川崎重工業）　清水　宏純（第一システムエンジニアリング）
仁木　隆志（日東電工）　塩谷　誓勝（北陸電力）　森　雄飛（早稲田大学）

〔学生会員〕

大和田　悠介（首都大学東京）　大橋　昭文（東京大学）　岡本　竜一（東京大学）　小池　裕司（東京大学）
野崎　耕司（東京大学）　村田　遼（東京大学）　岩永　健太郎（東京大学）　加藤　海人（東京大学）
目時　彩加（長岡技術科学大学）　池津　聡太（早稲田大学）　黒田　未来（早稲田大学）

〔賛助会員〕

不動技研工業

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

2015年度役員名簿

会長　田沼　唯士（帝京大）
副会長　久山　利之（川崎重工）
法人管理担当執行理事　伊東　正雄（東芝），木下　康裕（川崎重工），鈴木　健（ＩＨＩ），安田　聡（MHPS）
公益目的事業担当執行理事　壹岐　典彦（産総研），小森　豊明（三菱重工），佐藤　哲也（早大），西澤　敏雄（JAXA），姫野　武洋（東大），藤井　智晴（電中研），細川　哲也（JALエンジニアリング），山本　誠（東京理科大），吉田　英生（京大）
理事　野崎　理（高知工大），原田　広史（物材研），松崎　裕之（酒田共同火力），輪嶋　善彦（本田技術研），渡邉　啓悦（荏原）
監事　坂田　公夫（SKYエアロスペース研），渡辺　康之（元ＩＨＩ）

2015年度委員名簿（順不同）

2015年８月３日現在
○は委員長

倫理規定委員会　○木下　康裕（川崎重工），伊東　正雄（東芝），佐藤　哲也（早大），鈴木　健（ＩＨＩ），西澤　敏雄（JAXA），安田　聡（MHPS）
自己点検委員会　○木下　康裕（川崎重工），伊東　正雄（東芝），佐藤　哲也（早大），鈴木　健（ＩＨＩ），西澤　敏雄（JAXA），安田　聡（MHPS）
運営委員会　○鈴木　健（ＩＨＩ），壹岐　典彦（産総研），伊東　正雄（東芝），木下　康裕（川崎重工），酒井　義明（東芝），佐藤　哲也（早大），塚原　章友（MHPS），西澤　敏雄（JAXA），原田　純（川崎重工），伊東　恵一郎（東電），安田　聡（MHPS），渡辺　紀徳（東大）
企画委員会　○安田　聡（MHPS），壹岐　典彦（産総研），木下　康裕（川崎重工），佐藤　哲也（早大），鈴木　健（ＩＨＩ），塚原　章友（MHPS），西澤　敏雄（JAXA），渡辺　紀徳（東大）
国際委員会　○仲俣　千由紀（ＩＨＩ），岡井　敬一（東大），太田　有（早大），小森　豊明（三菱重工），葉狩　智子（川崎重工），福田　雅文（高効率発電システム研），船崎　健一（岩手大），松田　寿（東芝），三好　市朗（MHPS），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　○西澤　敏雄（JAXA），姫野　武洋（東大），小熊　英隆（三菱重工），楠田　真也（ＩＨＩ），酒井　英司（電中研），渋川　直紀（東芝），武田　淳一郎（富士電機），玉井　亮嗣（川崎重工），平野　孝典（拓殖大），藤原　仁志（JAXA），堀内　康広（MHPS），松沼　孝幸（産総研），渡邊　裕章（九大）
集会行事委員会　○佐藤　哲也（早大），鈴木　正也（JAXA），尾関　高行（電中研），木村　武清（川崎重工），澤　徹（東芝），瀬川　武彦（産総研），西江　俊介（三井造船），西村　英彦（MHPS），浜辺　正昭（ＩＨＩ），平野　篤（防衛省），藤井　達（日立），細川　哲也（JALエンジニアリング），山形　通史（富士電機），吉田　征二（JAXA），輪嶋　善彦（本田技術研）
ガスタービン技術普及委員会　○藤井　智晴（電中研），秋山　陵（MHPS），石田　克彦（川崎重工），賀澤　順一（JAXA），齊藤　大蔵（東芝），中村　恵子（ＩＨＩ），花井　直人（JALエンジニアリング），檜山　貴志（MHPS），福山　佳孝（JAXA），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　○壹岐　典彦（産総研），荒木　秀文（MHPS），杉本　富男（三井造船），石川　揚介（東芝ジーイー・タービンサービス），加藤　千幸（東大），阪井　直人（川崎重工），佐藤　哲也（早大），潮崎　成弘（MHPS），辻田　星歩（法政大），寺澤　秀彰（東京ガス），寺本　進（東大），中野　賢治（ＩＨＩ），中野　剛（JALエンジニアリング），新関　良樹（東芝），野崎　理（高知工大），野原　弘康（ダイハツディーゼル），原田　広史（物材研），北條　正弘（JAXA），服部　旭倫（東電），松崎　裕之（酒田共同火力発電），齋木　正則（中部電力），山下　一憲（荏原），山根　喜三郎（防衛省），吉野　展永（ＩＨＩ），渡辺　和徳（電中研），渡邉　啓悦（荏原）
論文委員会　○寺本　進（東大），壹岐　典彦（産総研），小田　剛生（川崎重工），加藤　大（ＩＨＩ），柴田　貴範（MHPS），田頭　剛（JAXA），中谷　辰爾（東大），姫野　武洋（東大），山根　敬（JAXA），山本　武（JAXA），山本　誠（東京理科大），吉岡　洋明（愛媛大）
ガスタービン統計作成委員会　○小森　豊明（三菱重工），恵比寿　幹（三菱重工），澤　徹（東芝），野村　藤樹（ターボシステムズユナイテッド），村上　麻里子（川崎重工），山上　展由（MHPS），山上　舞（ＩＨＩ），吉田　知彦（MHPS），米田　幸人（ヤンマー）
産官学連携委員会　○渡辺　紀徳（東大），壹岐　典彦（産総研），岡崎　正和（長岡技科大），金津　和徳（ＩＨＩ），幸田　栄一（電中研），佐々木　隆（東芝），武　浩司（川崎重工），二村　尚夫（JAXA），岸部　忠晴（MHPS），赤城　正弘（防衛省），福泉　靖史（三菱重工），藤岡　順三（物材研），船崎　健一（岩手大），古川　雅人（九大），本阿弥　眞治（東京理科大），吉田　英生（京大）
広報委員会　○吉田　英生（京大），村田　章（東京農工大），酒井　義明（東芝），姫野　武洋（東大），吉田　征二（JAXA），山根　敬（JAXA），荒木　秀文（MHPS）
表彰委員会　○久山　利之（川崎重工），西澤　敏雄（JAXA），壹岐　典彦（産総研），木下　康裕（川崎重工），児玉　秀和（ＩＨＩ），佐藤　哲也（早大），姫野　武洋（東大）
調査研究委員会　○壹岐　典彦（産総研），松沼　孝幸（産総研），伊藤　栄作（三菱重工），岡崎　正和（長岡技科大），筧　幸次（首都大），岸部　忠晴（MHPS），黒瀬　良一（京大），合田　真琴（川崎重工），齊藤　大蔵（東芝），高橋　徹（電中研），寺島　洋史（東大），原田　広史（物材研），米澤　克夫（ＩＨＩ），渡辺　和徳（電中研），渡辺　紀徳（東大）
IGTC2015Tokyo実行委員会　○渡辺　紀徳（東大），姫野　武洋（東大）
（総務委員会）　○西澤　敏雄（JAXA），牧田　光正（JAXA），小見　淳介（ＩＨＩ），沼田　祥平（MHPS），安田　聡（MHPS），塚原　章友（MHPS）
（論文委員会）　○太田　有（早大），寺本　進（東大），茨木　誠一（三菱重工），岡井　敬一（東大），小田　豊（関西大），幸田　栄一（電中研），田頭　剛（JAXA），玉木　秀明（ＩＨＩ），辻田　星歩（法政大），仲俣　千由紀（ＩＨＩ），新関　良樹（東芝），西岡　卓宏（日立），葉狩　智子（川崎重工），長谷川　武治（電中研），檜山　貴志（MHPS），福田　雅文（高効率発電システム研），三浦　信祐（防衛大），三好　市朗（MHPS），山根　敬（JAXA），山本　誠（東京理科大），山本　武（JAXA），吉岡　洋明（愛媛大）
（展示委員会）　○松田　寿（東芝），北山　和弘（東芝），石川　智貴（東芝），井上　俊彦（川崎重工），猪亦　麻子（東芝），岡村　直行（東芝），岡田　智之（GE），福川　英紹（MHPS），原田　純（川崎重工），藤木　貴子（ＩＨＩ），牧野　敦（JAXA），山形　通史（富士電機），吉國　孝之（ＩＨＩ），吉田　知彦（MHPS）
（行事委員会）　○大石　勉（ＩＨＩ），山上　舞（ＩＨＩ），岡村　直行（東芝），酒井　英司（電中研），藤本　秀（ＩＨＩ），堀川　敦史（川崎重工），吉田　征二（JAXA）
（財務委員会）　○井上　洋（MHPS），後藤　仁一郎（MHPS），中田　淳一（MHPS），廣川　順一（ＩＨＩ）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

日本ガスタービン学会入会のご案内

日本ガスタービン学会は，「エネルギー」をいかにして効率よく運用し，地球規模の環境要請に応えるかを，ガスタービンおよびエネルギー関連分野において追求する産学官民連携のコミュニティーです。

会員の皆様からは，「ガスタービン学会に入会してよかったと思えること」の具体例として次の様な声が寄せられています：

- タテ（世代）とヨコ（大学，研究機関，産業界）の交流・人脈が広がった。
- 学会誌が充実しており，学会・業界・国外の専門分野の研究動向や技術情報が効率的に得られた。
- ガスタービンに熱い思いを持った人達と，家族的雰囲気で階層を意識せず自由な議論ができ，専門家の指導を得られた。

学会の概要（2015年３月現在）

会員数：2,068名（正会員 1,995名，学生会員 73名）　　賛助会員：102社

会員の出身母体数：企業・研究機関・官公庁等 約300，学校 約100

会員のメリット

個人会員（正・学生会員）：

学会誌無料配布（年６回），学術講演会の論文発表・学会誌への投稿資格，本会主催の行事の参加資格と会員参加費の特典，本会刊行物の購入資格と会員価格の特典，調査研究委員会等への参加

賛助会員：

学会誌の無料配布，学会誌広告・会告掲載（有料），新製品・新設備紹介欄への投稿，本会主催行事参加および出版物購入について個人会員と同等の特典

入会金と会費

会員別	入会金	会費（年額）	後期入会時 会費（初年度のみ）
正 会 員	500円	8,000円	4,000円
正 会 員（65才以上※）	500円	5,000円	2,500円
学生会員	500円	2,500円	1,250円
賛助会員	1,000円	一口 70,000円とし，一口以上	一口 35,000円

※当該年度３月１日現在　　後期・・・９月１日～翌２月末まで

入会方法

学会ホームページにて入会手続きができます（http://www.gtsj.org/index.html）。

学会事務局にお電話いただいても結構です。申込書を送付致します。

公益社団法人 日本ガスタービン学会
Gas Turbine Society of Japan
〒160-0023 東京都新宿区西新宿７－５－13 第３工新ビル402
電話番号：03-3365-0095
E-mail: gtsj-office@gtsj.org

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

編集後記

ここのところ落ち着いてきましたが，今年の夏は35℃以上の気温が当たり前のように続きました。やはり地球温暖化が進んでいるせいなのでしょうか。小氷河期が来ると言うひともいるようですが，どうなっているのでしょうね。気温新記録を伝えるニュースを聞くと，大きな停電もなく，安定した電力を得ていることに安堵するとともに，環境に対して優しく，かつ高い信頼性，稼働率を持った機器提供の重要性をこれまでにも増して感じてしまいます。

さて，本号は編集子が９月号担当に定着して，３回目の特集企画となりました。読者が知りたいであろうことを企画し，提供していただける方を見つけて，企画に沿った原稿を執筆いただくのが編集者の仕事と理解していますが，なかなか簡単ではないな，と改めて思いました。

特集の編集をしていると，いろいろ勉強になることや，考えさせられることも多いのですが，今回の特集を通じて，ガスタービンは実際に使われること，多くの経験を経ることで磨かれてきたことを再認識しました。ちょっと前であったら不可能と考えられていた性能や，高い信頼性，保守間隔の長期化などは，実際の運転のフィードバックがあって具体化されています。ガスタービンの発展はトラブルの経験やお客様からの声に起因してなされることが多いであろうことは理解できるし，まさにそこが読者の知りたいところと思うのですが，このような情報はメーカーにとってはノウハウであったり，ユーザーからの貴重な情報であったりするわけで，記事としてオープンにすることはハードルが高いものもあるようです。もちろん，編集子もメーカーの人間ですから，この辺の事情は十分理解できるのですが，わがままなもので，編集の立場に立つとまたちょっと視点が変わるようです。

そんな中でも，今回８件の記事を執筆いただくことができました。書きづらいところもあるお題だったかもしれませんが，皆様には力の入った原稿を執筆いただき，それぞれ非常に興味深い充実した内容となっていると思います。お忙しい中，本号記事を執筆いただきました皆様には，この場を借りて厚く御礼申し上げます。ありがとうございました。（新関良樹）

●９月号アソシエイトエディター
新関　良樹（東芝）
●９月号担当委員
石川　揚介（東芝ジーイー・タービンサービス）
服部　旭倫（東京電力）
北條　正弘（宇宙航空研究開発機構）

（表紙写真）
今回の表紙については，【論説・解説】の著者より流用およびお借りしています。
詳細については，下記記事をご参照ください。

・「シーメンス大型ガスタービンの継続的開発について」……（P.314 ～ 318）
・「H-25(42)ガスタービンの開発と実機検証試験」……（P.319 ～ 324）
・「非常用中小型ガスタービンの技術改良」……（P.325 ～ 329）

☘事務局だより✉☘

この夏は，お盆休み前には猛暑日が記録的に連続したかと思うと，休み明けには一転して秋雨前線が停滞し，愚図ついた天気が続いています。この間，最高気温は一挙に15℃も下がりました。このサーマルショックのおかげでしょうか，TVのCMではないですがなんとなくダルオモーの目覚めが続いています。皆様はいかがお過ごしでしょうか。

さて，事務局では，例年より１か月早く，定期講演会の参加登録の受付，講演論文集の印刷準備などの作業が進行しています。そんな中，提出していただいた講演原稿のフォントや図の配置などの不備が事務局担当者の目に留まり，印刷直前，綱渡りでしたが著者訂正をしていただいた幸運な原稿もございます。本９月号が届くころは講演会は終わっていますが，成功裏に終わっていることを願うばかりです。

10月は産総研の福島再生可能エネルギー研究所の見学会が，そして11月はIGTC2015が予定されていますので，多数のご参加をお待ちしています。とくに，IGTC2015は論文総数が224編，このうち海外から約半数といずれも過去最多の論文発表が予定されており，大いに期待されるところです。

毎年３月号の会告にて会費納入のお願いをお知らせしていますが，まだ納入していただいていない方にお願いです。事務局からは順次改めてご案内させていただいていますが，お手元に届きましたら，お振込の程よろしくお願いいたします。また，この際，できましたら口座自動振替に変更していただきますと大変有り難いです。その分だけ事務作業カイゼンが進むと思います。どうかよろしくお願いいたします。（平岡克英）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.191.255.7, 2025/05/06.

学会誌編集および発行要領（抜粋）

2015年４月23日改定

1．本会誌の原稿はつぎの３区分とする。

A．依頼原稿：学会誌編集委員会（以下，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。執筆者は本学会会員（以下，会員）外でもよい。

B．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。

C．学会原稿：本学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および会員による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，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，情報欄記事の掲載欄に掲載することとし，刷り上がりページ数は原則として以下のとおりとする。

論説・解説，講義	6ページ以内
技術論文	技術論文投稿要領による
速報	4ページ以内
寄書，随筆	3ページ以内
書評	1ページ以内
情報欄記事	1/2ページ以内

3．依頼原稿の執筆者は，本会誌の原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局（以下，編集事務局）まで原稿を提出する。編集事務局の所在は付記１に示す。

4．依頼原稿は，編集委員会の担当委員が，原稿の構成，理解の容易さ等の観点および図表や引用文献の書式の観点から査読を行う。編集事務局は査読結果に基づいて，執筆者への照会，修正依頼を行う。

5．投稿原稿のうち技術論文以外のものは，編集委員会が審査し，本会誌への掲載可否を決定する。

6．投稿原稿のうち技術論文の審査，掲載については，技術論文投稿要領に従う。

7．依頼原稿の執筆者には，本学会の事務局（学会事務局）から原則として謝礼（図書カード）を贈呈する。

8．依頼原稿および投稿原稿の執筆者には，抜刷を10部贈呈する。

9．本会誌に掲載された著作物の著作権は原則として本学会に帰属する。本学会での著作権の取扱いについては別途定める著作権規程による。

10．他者論文から引用を行う場合，本会誌に掲載するために必要な事務処理及び費用分担は著者に負うところとする。

付記１　原稿提出先および原稿執筆要領請求先（編集事務局）
ニッセイエブロ㈱ PM部
学会誌担当：山田　衿子
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
TEL：03-5733-5158
FAX：03-5733-5167
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp

技術論文投稿要領（抜粋）

2015年３月10日制定

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）ガスタービン及びエネルギー関連技術に関連するものであること。
   3）原稿執筆要領に従って執筆された，モノクロの日本語原稿であること。
   4）一般に公表されている刊行物に未投稿であること。ただし，以下に掲載されたものは未投稿と認め技術論文に投稿することができる。
   - 本学会主催の学術講演会・国際会議のプロシーディングス
   - 特許および実用新案の公報，科学研究費補助金等にかかわる成果報告書
   - 他学協会の講演要旨前刷，社内報・技報，官公庁の紀要等の要旨または抄録
2. 原則として刷り上がり８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
3. 著者がカラー１ページあたり50,000円を負担する場合には，カラー印刷とすることができる。
4. 投稿者は，原稿執筆要領に従って作成された印刷原稿または原稿電子データを，所定の論文表紙および英文アブストラクトとともに学会誌編集事務局に提出する。
5. 投稿された論文は，論文査読に関する内規に従って査読を行い，論文委員会が掲載可否を決定する。
6. 論文内容についての責任は，すべて著者が負う。
7. 本技術論文の著作権に関しては，学会誌編集および発行要領（抜粋）９.および10.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.43　No.5　2015.9

発行日　2015年９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　壹岐　典彦
発行者　田沼　唯士
〒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. 03-5733-5167

©2015，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 18.191.255.7, 2025/05/06.