挨　　拶

2012年度会長就任挨拶

佃　　嘉章[*1]
TSUKUDA Yoshiaki

この度，日本ガスタービン学会2012年度臨時理事会にて2012年度会長に選出されました。当学会は本年創立40周年を迎える伝統ある学会であり，今般会長を引き受けるにあたり責任の重さに身の引き締まる思いをしております。

昨年３月11日の東北地方太平洋沖地震の発生による未曾有の大惨事で多くの方々が犠牲になられ，また大きな被害にあわれました。亡くなられた方々のご冥福をお祈り申し上げますとともに被災された方々には心からお見舞い申し上げます。また地震では福島第一原子力発電所の事故の発生も重なり，エネルギーの安定供給・安全保障について，種々の議論がなされるとともに深い智慧が求められています。

ガスタービンは試験機が生まれてから，まだ100年余の若い機械ですが，空力・熱力・燃焼・材料・構造・振動・制御・計測・機械要素・生産技術など，その時代時代の最先端技術を適用することによって発展・進化し，社会に貢献し続けてきました。とりわけ空力を主体とする数値解析技術の貢献は非常に大きいものがあります。

エネルギー供給の分野では，天然ガスを燃料とする高効率ガスタービンコンバインドサイクルの研究開発が進み，60％以上の熱効率を実現しており，さらには燃料電池と組み合わせて70％以上の高効率実現が追求されております。いままで以上に，この分野でのガスタービンの貢献が期待されるにいたっております。

また航空エンジンの分野では，ギヤドファンエンジンが開発実用されつつあり，その燃費の良さから注目を集めております。日の丸ジェット旅客機として開発が推進されているMRJにも，ギヤドファンエンジンが採用され，高燃費実現の新たな取組みが始まっています。

ガスタービンは広い領域での先端技術の適用により更なるエネルギーの高効率利用を可能にする潜在力を秘め，まだまだ発展の可能性を秘めた機械システムであります。

本誌３月号では風力発電の技術開発動向について特集を掲載しておりますが，空力・材料・構造・振動等，ガスタービンの技術適用による貢献が期待されております。またガスタービンの製作には高度な技術力と広い産業基盤が必要なことから，技術の波及効果を含めわが国の産業発展のために貢献できるところが大であります。そのためには学会と産業界がしっかりと連携することが必要であり，その橋渡し役を当学会が担ってゆかねばならないと考えます。

昨年11月には，国際ガスタービン会議大阪大会を開催，皆様のご協力を得て，国内から366名，海外16カ国から115名の方に参加頂き，文字通り国際会議にふさわしい会議とすることができました。この大会では，10回という節目になることから，1971年から40年間にわたるガスタービンの発展について，大田英輔先生によるご講演，川口修先生のご尽力による記念写真展が企画されました。40年を振り返り，ガスタービンに対する熱い思いを新たにすることができました。今回の大会から，蒸気タービン・ターボチャージャのセッションが新たに加わり，当学会の守備範囲が広がりました。

又，経済発展の著しいアジア地域では，エネルギー価格の急騰・資源確保・環境保全等地球規模での取り組みの観点から高効率のガスタービン技術にたいする期待がますます大きくなっています。これらの動きを受けて，第３回目の“Asian Congress on Gas Turbines”が中国科学院が中心となって，この８月に上海で開催されます。今後は２年毎に日中韓３カ国持ち回りで開催することになりました。この会議が，アジア地域でのガスタービン・エネルギー関連分野での情報交換の場として発展してゆくことを期待しております。

当学会も昨年３月からは公益社団法人に移行，関係各位のご尽力により，定款・規定類の整備見直しを進めております。このように当学会の活動は大きく拡がっておりますが，その一方，会費は1990年以来据え置いており，昨今の経済情勢から運営が厳しい状況が続いております。今年度は対応につき皆様と検討させて頂く計画にしておりますので，何卒ご理解・ご支援の程お願い申し上げます。

終わりになりますが，2011年度の筒井康賢会長，各理事，各委員，事務局の皆様のご尽力に感謝申し上げますとともに，会員各位のますますのご健勝とご発展を祈念致しまして，会長就任の挨拶といたします。

原稿受付　2012年４月10日
＊１　三菱重工業㈱

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

特集：航空用，発電用エンジンシステムの最近の開発動向

高バイパス比ターボファンエンジンについて

秋津　　満[*1]
AKITSU Mitsuru

キーワード：バイパス比，ファン，Vortex Force，ファミリー化，XF5-1，XF7-1，XF7-10，PFRT，QT，AMT，ATF，FTB，XP-1，JP-4，JP-5，JP-8，JetA-1，バイオケロシン

1．はじめに

航空機用の推進機関に求められる特徴は，低空低速から高空高速までの広範囲の作動，軽量化と耐久性の両立，良好な燃料消費率等が挙げられる。

推進機関の形式は，どの特徴を重視するかにより多種多様となり，高速性能重視のターボジェット形式，燃料消費率重視のターボプロップ形式，広範囲な作動と燃料消費率のバランスの良いターボファン形式，ヘリコプター用のターボシャフト形式等がある。

防衛省技術研究本部航空装備研究所では，既存のコアエンジン技術を利用して，高性能なXF7高バイパス比ターボファンエンジンを創り出す研究を平成10年度から行っており，要素研究から出発し，純国産エンジンの完成に至るまでの過程を紹介する。

2．高バイパス比ターボファンエンジンについて！

2.1　バイパス比の定義と意味

バイパス比BPR（Bypass Ratio）は，図１に示すように，バイパス質量流量$\dot{M}_B$に対するコア質量流量$\dot{M}_C$の比として定義される。民間機では経済性の観点から，軍用機では航続性能の観点から，バイパス比を高くし，燃料消費率を低く抑える努力がなされている。

バイパス比と燃料消費率の関係について，運動量の式，エネルギーの変換式を用いて説明する。式(1)は，エンジン出口入口の運動量差が正味推力Fとなること，式(2)は，燃焼エネルギーが運動エネルギーに変換されることを示す。なお，$\dot{m}_f$は燃料質量流量を，V_{in}はエンジン入口流速を，η_{COMB}は燃焼効率を，H_fは低位発熱量を示す。右辺の近似式は，$\dot{m}_f << \dot{M}_C$を仮定し，ノズル面積と圧力差の項を十分に小さいものと仮定し，バイパス流速V_Bとコア流速V_Cをエンジン出口平均流速V_{out}で代表することにより得ている。

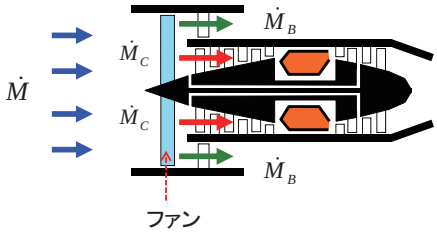
$$F = \dot{M}_B V_B + (\dot{M}_C + \dot{m}_f)V_C - (\dot{M}_B + \dot{M}_C)V_{in} + A\Delta p \propto \dot{M}(V_{out} - V_{in}) \qquad (1)$$

$$\Delta E = \eta_{comb} H_f \dot{m}_f = \frac{1}{2}\dot{M}_B V_B^2 + \frac{1}{2}(\dot{M}_C + \dot{m}_f)V_C^2 - \frac{1}{2}(\dot{M}_B + \dot{M}_C)V_{in}^2 \propto \frac{1}{2}\dot{M}(V_{out}^2 - V_{in}^2) \qquad (2)$$

燃料消費率SFCは，式(3)で定義され，式(1)及び式(2)を用いて，右辺を得る。これは，V_{out}を遅くできれば，SFCが低くなることを示している。

$$SFC \equiv \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{(V_{in} + V_{out})}{2\eta_{comb} H_f} \qquad (3)$$

バイパス比BPRを高くした場合，$\dot{M}_C$が同じであれば，エンジン入口質量流量$\dot{M}=(1+BPR)\dot{M}_C$が増える。さらに，推力Fが同一の条件下では，式(1)より，V_{out}を遅く



$\dot{M}$　：エンジン入口質量流量
$\dot{M}_B$　：バイパス質量流量
$\dot{M}_C$　：コア質量流量
バイパス比の定義式：　$BPR \equiv \frac{\dot{M}_B}{\dot{M}_C}$

$$\dot{M} \equiv \dot{M}_C + \dot{M}_B = (1 + BPR)\dot{M}_C$$

図１　バイパス比の定義等

原稿受付　2012年４月13日
＊１　防衛省技術研究本部航空装備研究所
システム研究部エンジンシステム研究室
〒190-8533　東京都立川市栄町１－２－10
（2012年4月1日付：防衛省技術研究本部技術企画部企画課）
〒162-8830　東京都新宿区市谷本村町５－１

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

でき，SFCが低くなる。

このように，コアエンジン質量流量及び推力レベルが同等であれば，バイパス比を高くした場合に，燃料消費率を低く抑えることができる。

2.2　高バイパス比ターボファンの方式

ターボファンエンジンのバイパス比を高くするためには，ファン直径を大きくする必要があるが，翼端の周速が音速を超えることによる衝撃波を考慮し，ファン回転数を下げて，ファン効率の低下を抑える必要がある。ターボファンエンジンのバイパス比を高くする方式としては，主に次の３種類の方式が挙げられる。

(a)（２軸＋低圧圧縮機）方式
(b)（２軸＋減速ギヤ）方式
(c)　３軸式

(a) は，低回転によるファンの圧力比の不足分を低圧圧縮機でカバーするものであり，構造がシンプルになるものの，低圧圧縮機の圧力比の低さからバイパス比の上限がある。(b) は，遊星歯車等の減速ギヤを用いて，ファンの回転数を任意に設定できる魅力があるものの，減速ギヤの信頼性というリスクが加わる。(c) は，中間圧縮機及び高圧圧縮機の高効率作動点で，回転数マッチングを合わせることで，他の方式と比較して高効率となるものの，軸が増えた分の質量増がデメリットとなる。

XF7エンジンでは，研究のベースとなる既存コアエンジンが２軸式であったことから３軸式は候補から外れ，短期間で研究開発する必要から，新規技術である減速ギヤの採用は見送られ，従来の要素研究の延長線上にある (a) の方式を採用することとした。

2.3　XF7エンジンのバイパス比の目標設定

(a) の方式では，図２に示すように，ファンと低圧圧縮機が同一の回転軸上にあるため，ファンの回転数を下げると，同一回転軸上の低圧圧縮機の翼端速度が小さくなり，低圧圧縮機に必要とされる圧力比を確保できなくなるため，高バイパス比化には限度がある。各種試験結果等から推算すると，ファンの衝撃波と低圧圧縮機の圧力比のバランスを考慮し，バイパス比の上限は８～９付近となる。XF7エンジンでは，バイパス比の目標を約８と設定して研究を開始した。

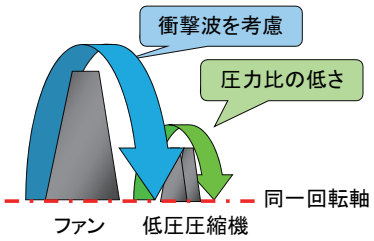


図２　ファンと低圧圧縮機が同一軸上にある場合

３．ファン要素研究

3.1　ファン要素試験

ファン要素の研究は，国内で利用可能な装置を考慮して，図３左に示す1/2スケールファン（寸法比0.54倍）を研究試作し，空力的な要素性能（流量，圧力比，効率，ストール点，フラッタ点，バイパス比等）を取得した。また，図３右に示すフルスケールファンを研究試作し，真空チャンバ内で，片持ち構造でも100%回転数まで有害な振動を生じないことを確認した。さらに，大気解放中で，圧力比，バイパス比等を約90%回転数まで実測した。

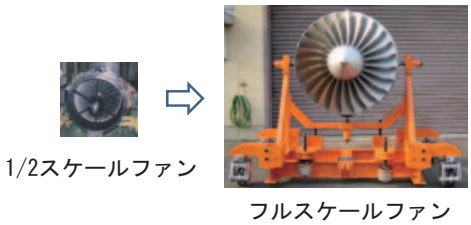


図３　ファン要素の研究

3.2　技術課題と解明

試験の結果，バイパス比８から９での作動及び構造健全性を確認したが，低圧圧縮機のストール余裕が少なく，新造時には問題ないものの，長時間使用に伴う劣化余裕等がなく，実用的な面から改善を要することが分かった。

(1)剥離の兆候と渦度

図４に，研究に用いたファン要素の断面図を示す。低圧圧縮機のストール余裕が少なかった原因を詳細に解析したところ，図４に示す曲がりダクトに位置する翼のハブ部に剥離と思われる圧力損失が見られた。

原因は，図５に示すように翼周りの渦度の２次流れ成分が，曲がりダクトの影響で無視できないレベルになり，剥離を誘因したものと考えられる。また，この流路域では，回転軸からの半径が絞られ，空気流路の有効面積が減る領域であり，フィギュアスケート選手が手を体に引き付ける動作と同様に，渦度が増す方向となる。従って，この流路域での，渦度を消す方法が見つからず，一見，解決が困難な問題と考えられた。

(2)Vortex Forceの利用

そのような中で，１つのアイデア[1]が，この難問を突破する鍵となる。例えば，地球の自転によるコリオリ力で台風が渦を巻き，また，電磁気力がベクトル積で記述されることにヒントを得て，流体力学の基礎に立ち戻って考えることとした。

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

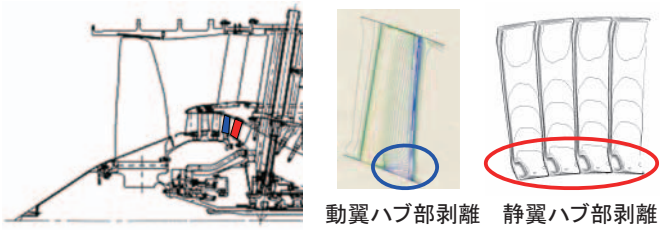


図４　曲がりダクト内の翼ハブ部の流れ剥離

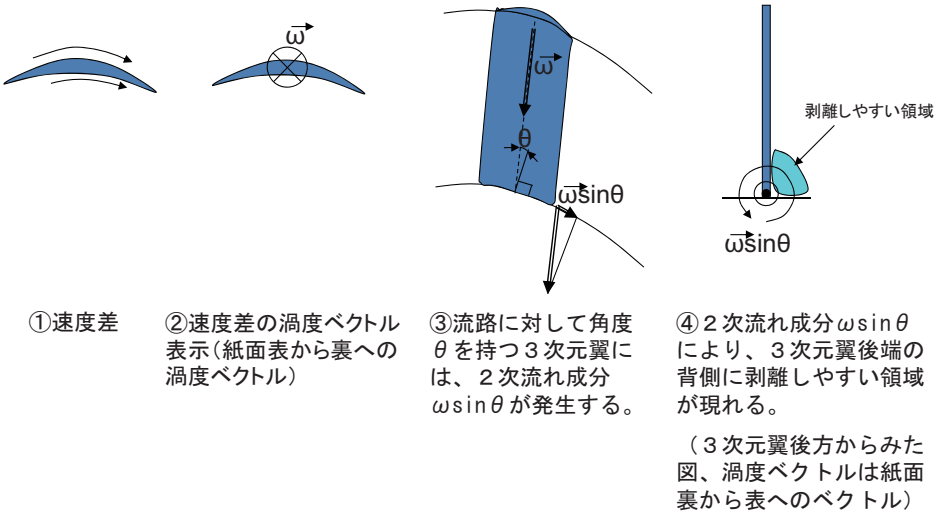


図５　渦度の２次流れ成分

図６に示すように，Navier-Stokes方程式から，議論を明確化するために粘性項を取り除き，Euler方程式とした。次に，ベクトル積に関する恒等式及び渦度の定義式を用い，渦度表示のEuler方程式を変形すると，Vortex Force を導出できる。 流体力学の分野でのVortex Forceとは，渦度場の中を流れる流体に作用する力であり，これは，電磁気学の分野での，磁場の中を流れる電流に作用する力に似ている。

図７に示すように，渦度のある領域では，流れと直角方向にVortex Forceが働く。解析の結果，通常翼型の場合，Vortex Forceは，湾曲した通路内で，翼のハブ部に剥離を生じさせており，この力は，$\vec{u}\times\vec{\omega}$のベクトル積の方向に働くことから，Vortex Forceを考慮した翼型を用いることによって，剥離を積極的に抑制できることが分かった。

図８に示すVortex Forceを考慮した改良翼により，ストール余裕が約1.5倍に増え，劣化マージン等を十分に確保でき，実用的なレベルとなった。

４．エンジンファミリー化

4.1　既存のコアエンジン技術

XF7は，研究の中核となるコアエンジン部（高圧圧縮機，燃焼器，高圧タービン）を，図９に示す実証エンジン（XF5-1）[2]を活用するにより，短期間かつ効率的な研究が可能となった。これが，ファミリー化と呼ばれる研究開発手法である。

4.2　ファミリー化の実際

ファミリー化におけるコアエンジン部の変更を図10に示す。コアエンジン部は，エンジン全体圧力比を揃えるために高圧圧縮機を６段から８段に増し，高温部品の寿命の観点から燃焼器長さを約３cm延長することで燃焼器出口での温度不均一率を小さくした。また，パワーバランスを合わせるため，高圧タービンを１段から２段とした。

4.3　XF7-1エンジン

これらの改善を盛り込んだ上で，ファン及び低圧圧縮機を含むターボファンエンジン全体として，空力性能及び回転体の構造健全性を検証するため，図11に示すXF7-1エンジン（地上据置型）を１台研究試作した。平成13年度から平成14年度にかけて試験を実施し，その結果，推力59kN以上，バイパス比８から９と各目標を達成するとともに，回転体に異常な振動等が発生しないことを確認した。

５．XF7-10エンジン

5.1　XF7-10（PFRT）エンジン

図12に示すXF7-10（PFRT）エンジンは，PFRT（Preliminary Flight Rating Test：予備飛行定格試験）に供試することを目的として，合計５台研究試作した。これは，飛行可能型を目指すエンジンであり，ファン出口案内翼の素材をアルミからプラスチックに変更し，各

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

Navier-Stokes方程式：
$$\frac{D\vec{u}}{Dt} = \vec{f}_{body} + \frac{1}{\rho}\frac{\partial \sigma_{ji}}{\partial x_j}$$

ここで、 $\sigma_{ji} = -p\delta_{ij} + \tau_{ij}$ 、 $\tau_{ij} = 2\mu S_{ij} + \lambda S_{kk}\delta_{ij}$ 、 $S_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)$ 、

粘性項を取り除く

Euler方程式：
$$\frac{D\vec{u}}{Dt} = \vec{f}_{body} - \frac{1}{\rho}\vec{\nabla}p$$

全微分を分解：$\frac{D\vec{u}}{Dt} = \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + (\vec{u}\cdot\vec{\nabla})\vec{u}$

恒等式：$(\vec{u}\cdot\vec{\nabla})\vec{u} = \frac{1}{2}\vec{\nabla}(\vec{u}\cdot\vec{u}) - \vec{u}$

渦度の定義式：$\vec{\omega} = \vec{\nabla}\times\vec{u}$

渦度表示のEuler方程式：
$$\frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \nabla\left(\frac{\vec{u}\cdot\vec{u}}{2}\right) + \frac{1}{\rho}\vec{\nabla}p - \vec{f}_{body} - \vec{u}\times\vec{\omega} = \vec{0}$$

図６　Vortex Forceの導出

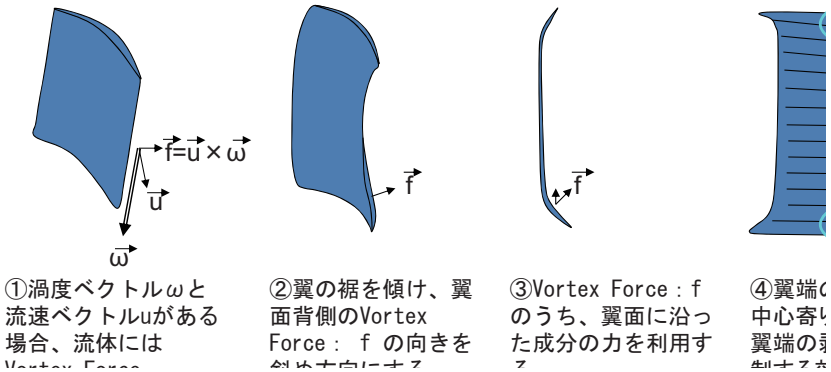


図７　Vortex Forceの利用

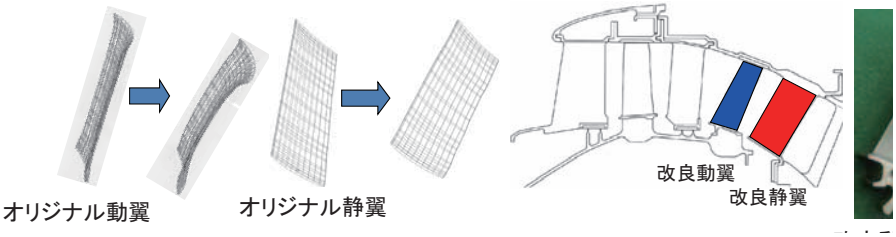
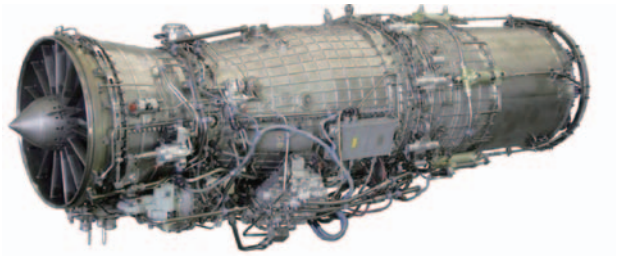


図８　改良翼



形式　　：アフタバーナ付低バイパス比ターボファンエンジン
推力　　：約49kN
バイパス比：約0.4
推力重量比：約8

図９　実証エンジン（XF5-1）

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

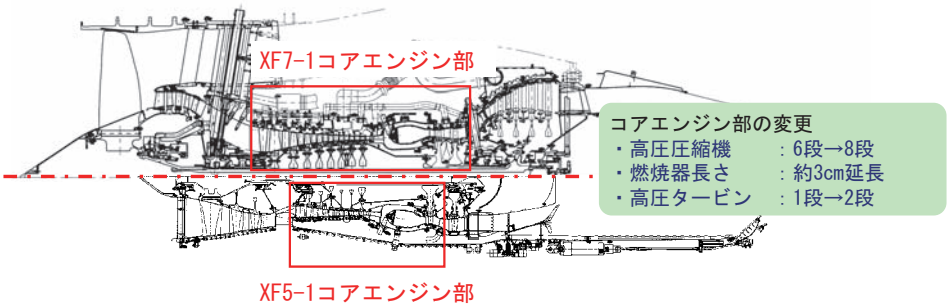


図10　ファミリー化におけるコア部の変更

形式　：高バイパス比ターボファンエンジン
推力　：約59kN
バイパス比：約8
乾燥質量　：約3700kg

図11　XF7-1エンジン（地上据置型）

形式　：高バイパス比ターボファンエンジン
推力　：約60kN
燃料消費率：約0.34kg/hr/daN
バイパス比：約8
乾燥質量　：約1240kg

図12　XF7-10（PFRT）エンジン（飛行可能型）

段のディスクを薄くし，静止部材の余肉を削り，補機駆動用ギヤボックスのギヤ枚数を１枚減らし，潤滑油タンクの容量を減らすといった，全面的な軽量化を進め，ついにはXF7-1エンジンの約1/3の乾燥質量まで減量し，飛行可能なレベルまで軽量化を図った。

高バイパス比ターボファンエンジンにおいては，ファン部の質量がそのほとんどを占める。ファン動翼の質量が増せば，コンテインメント時の運動エネルギーが増し，また，破断時のアンバランス量も増えることから，ファン動翼の質量を減らすことが，設計において重要な課題となる。

ファン動翼の設計データを取得するために，単体のファン動翼に大型の鳥を模擬したゼラチンを衝突させる衝撃実験を実施したところ，ファン動翼のハブ部にクラック指示を確認した。そこで，ファン動翼の改良にあたっては，翼のハブ部に厚みを持たせ応力を下げることとした。ハブ部の厚みが増したことによるブロッケージの増加を回避するため，ファン動翼の枚数を24枚から22枚に減らし，結果的に軽量化に寄与することとなった。

5.2　XF7-10（QT）エンジン

図13に示すXF7-10（QT）エンジンは，QT（Qualification Test：認定試験）に供試することを目的として，合計５台試作された。これは，量産仕様を確定するためのエンジンであり，製造性，整備性を考慮して，材料，構造，艤装配置等を見直している。製造性に関しては，製造工程確認試験と呼ばれる部品レベルの破壊試験を行い，設計で意図した通りに部品内部が加工できているかを確認し，加工ツールを含めた製造プロセスの検証を行った。整備性に関しては，４つのモジュール（ファン（低圧圧縮機を含む），コアエンジン，機体補機駆動用ギヤボックス，低圧タービン）に分割できる構造に変更し，また，補機を交換しやすいようにエンジン下部に移動させる工夫を行った。

安全性設計の一環として，ファン動翼が破断した場合のアンバランス発生時に，どのように軸受構造が破壊され，どの程度までマウント部（機体とエンジンの結合部分）に応力が掛るかを確認するため，フルスケールの供試体を用いて，ファン動翼の飛散方向の１条件で破壊実験を行い，データを取得した。当該データを用い，破壊解析ツールの合わせ込みを行った上で，ファン動翼の飛散方向をパラメトリックに振った条件で破壊解析を行った。解析の結果，マウント部に係る応力が破壊応力未満であり，かつ，機体へ伝達される荷重が，悪影響を及ぼ

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

形式　　：高バイパス比ターボファンエンジン
推力　　：約60kN
燃料消費率：約0.34kg/hr/daN
バイパス比：約8
質量　　：約1240kg

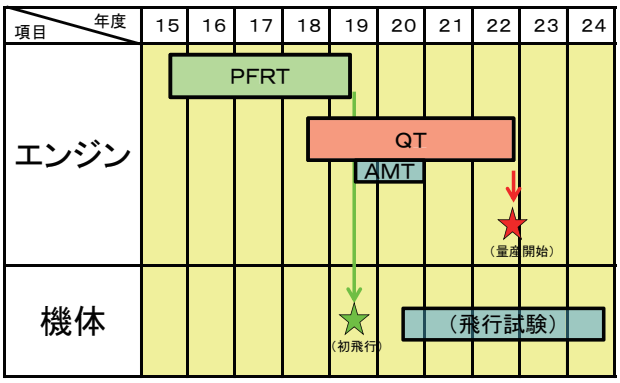
図13　XF7-10（QT）エンジン（量産仕様型）

さない範囲であることを設計上確認した。

6．試験

6.1　試験線表

設計製造されたエンジンは，試験を行い機能，性能，耐久性等を確認することになる。試験は大きく３つの段階に分けて，図14に示す試験線表に従って実施した。１つ目はPFRT段階[3]で，試験飛行前までに確認する試験であり，これをクリアした上で初飛行を迎えることができる。２つ目はQT段階で，量産仕様を確定するための試験であり，QT終了後に量産へ移行できることとなる。３つ目は，AMT（Accelerated Mission Test：加速ミッション試験）段階で，複数のエンジンを長時間に渡って運転し，信頼性を確認するものである。



（※）PFRT：Preliminary Flight Rating Test（予備飛行定格試験）
（※）QT　：Qualification Test（認定試験）
（※）AMT　：Acceleration Mission Test（加速ミッション試験）

図14　XF7-10の研究開発線表

6.2　試験区分及び試験項目

試験実施にあたっては，米軍MILスペック[4]，米軍JSSGガイドブック[5]，米国連邦航空規則FAR[6]等を参考に評価基準を定めて，図15に示すように３つの範疇に区分して実施した。エンジン丸ごとで実施する「エンジン試験」，各構成部品毎に環境を模擬して設計検証を行う「部品試験」及び「補機試験」に分類して実施した。試験項目の詳細は，図16に示す。試験の代表例として，

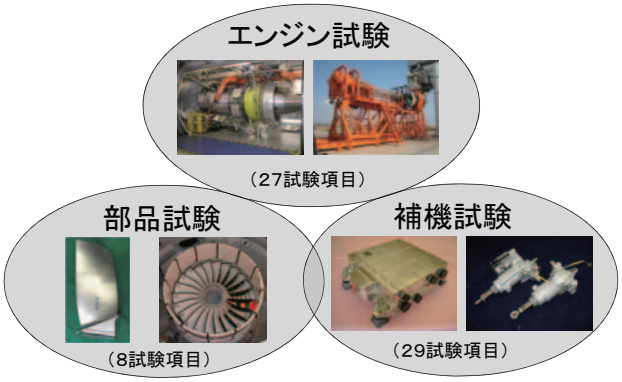


図15　試験区分

試験区分	試験項目	PFRT	QT	AMT
エンジン試験（27項目）	地上性能、インレットディストーション、潤滑油遮断、水吸込み、過温度、振動特性、排気ガス計測	●		
	高空、制御機能、鳥吸込み、氷吸込み、高温耐久	●	●	
	長時間耐久、ステアステップHCF、リバース耐久、代替燃料、低温始動及び加速、環境氷結、腐食性、砂吸込み、火器ガス、騒音調査、始動トルク、振動応力、横風、整備性／整備実証		●	
	信頼性			●
部品試験（8項目）	静荷重強度、ディスク破断、耐圧、過回転、異物損傷	●		
	疲労強度（部品HCF、部品LCF）、コンテインメント	●	●	
補機試験（29項目）	防爆、姿勢、電磁干渉、潤滑油タンク耐圧、燃料ポンプ耐高度、FADEC統合、シミュレーション、ECU複合環境、ECU温度	●		
	環境（湿度、持続加速度、振動、衝撃）	●	●	
	模擬作動（燃料系統、ECU、電気系統、点火系統）、燃料ポンプキャビテーション、砂塵、点火系の汚れ、AGB/PTO、潤滑油タンク、発電機、熱交換器、耐雷、耐火、信頼性データ取得（ECU、T45Bパイロメータ、燃料系統）		●	

図16　試験項目

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

鳥吸込み試験及び高空試験について概要を紹介する。なお，部品試験及び補機試験の詳細については，参考文献(7)及び(8)を参照されたい。

6.3　鳥吸込試験

航空機が離着陸の際に鳥の群れに遭遇し，エンジン等に損傷を及ぼす可能性のある鳥吸込み（バードストライク）は日常的に発生する可能性があるが，鳥吸込みを防止する有効な対策がないのが現状である。そのため，エンジンが鳥を吸込んだ場合においても，機体に悪影響を及ぼすような損傷が生じないことを確認する必要がある。鳥吸込みについてはFAR[6]に基づくこととし，エンジン入口ナセルスロート面積で定められる鳥の羽数，質量を用いて，次の２段階の試験を行った。

PFRT段階では，大型の鳥（重量：4lb）１羽の吸込み試験を実施し，エンジンの構造健全性を確認する。また，QT段階では，中型の鳥（重量：1.5lb）４羽の吸込み試験を実施し，コアエンジン部に鳥が吸込まれた場合のエンジン作動の健全性を確認するものである。

また，両試験ともに離陸時の鳥吸込みを想定した試験であり，最大推力発生状態（ファン回転数：5100rpm）のエンジンに，離陸相当速度（約103m/sec）に加速した鳥を吸込む条件とした。

PFRT段階では，IHI瑞穂工場M4セルを，QT段階では，北海道広尾郡大樹町字浜大樹80番地の町有地を借用して，試験を実施した。図17に示す鳥吸込み試験用器材は，QT段階で大樹町に設置したものであり，窒素ガスにより鳥を射出する仕組みとなっている。また，高速度カメラを連動させ，鳥がファン動翼に衝突する様子を高速度撮影した。

試験の結果，大型の鳥を１羽吸込んだ場合，図18に示すように，ファン動翼５枚等が大きく変形したが，折損することはなく，エンジンを安全に停止することができ，ファン動翼が十分な耐衝撃性を有していることを確認した。次に，中型の鳥を４羽吸込んだ場合，ファン動翼９枚が変形し，コアに入った鳥の影響で，圧縮機のストールを検知したが，燃料を適切に制御し，規定の時間内での推力回復を確認した。また，鳥吸込み後，低圧系の軸振動が高回転域で制限値を超えたものの，推力制御できることを確認した[9]。

図17　鳥吸込み試験用器材（砲身４門）

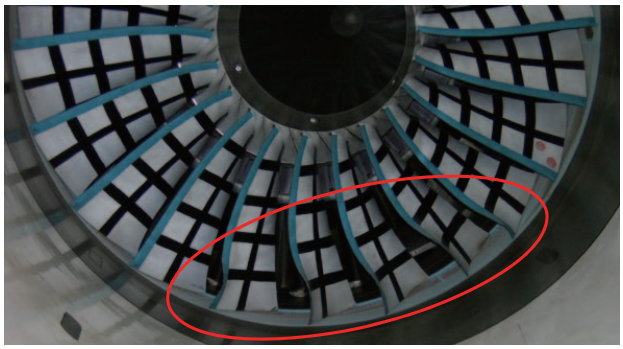


図18　ファン動翼変形の様子（大型の鳥１羽の場合）

6.4　高空試験

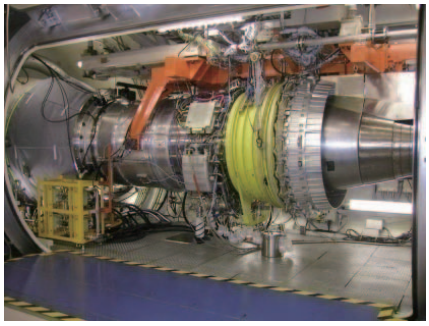
ターボファンエンジンを研究開発する上では，高空性能をどのように確認するかが，重要な課題となる。高空試験の方法には，エンジン入口出口の状態量を飛行模擬状態に合わせることができる高空試験設備を用いる方法と，試験母機に，供試エンジンを搭載して，実飛行環境下で試験する方法がある。

XF7-10エンジンは，PFRT段階で札幌試験場の高空性能試験装置[10]（ATF: Altitude Test Facility）と航空自衛隊のC-1FTB（Flying Test Bed）機の両方を用い，高空性能及び機能を確認した。図19に示す札幌試験場の高空性能試験装置では，フルエンジンを用いて，空気流量の制限を考慮し，始動からフライトアイドルまでの試験を行い，始動スケジュールを確立した。また，コアエンジン（高圧圧縮機，燃焼器，高圧タービンで構成）を用いて，エンジンエンベロープ全域での高温高圧部の性能を確認した。また，図20に示すように，C-1FTB機に搭載し，母機の制限範囲内ではあるが，実飛行環境下（姿勢条件，荷重条件）でエンジンを運転し，問題のないことを確認した[3]。

その後QT段階では，機体の性能を評価する上で，エンジンの高空性能を実測しておく必要があったため，図21に示す世界最大の米国空軍アーノルド技術開発センター（AEDC：Arnold Engineering Development Center），ASTF（Aero propulsion System Test Facility）C-2セルで，エンジンエンベロープ全域での推力及び燃料消費量を実測し，従来の同推力規模の運用エンジンに比較して，約10%の燃料消費率の低減を確認した。なお，AEDCでの試験は計画通りに進捗し，終了することができたが，これは，国内でのATF試験及びFTB試験で技術的なリスクが十分に低減されていたことによるものと考えている[11]。

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

防衛省技術研究本部札幌試験場

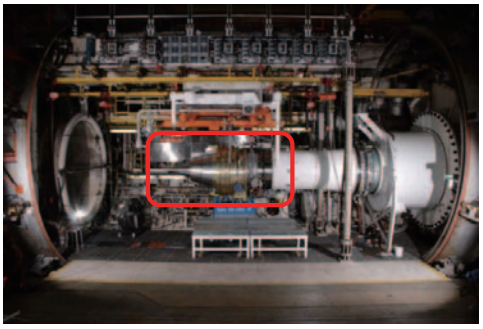


高空性能試験装置に搭載された
XF7-10(PFRT)エンジン

図19　高空性能試験装置（札幌試験場）

図20　C-1FTB機に搭載されたXF7-10（PFRT）エンジン

米国空軍アーノルド技術開発センター
(AEDC)



ASTF C-2セルに搭載された
XF7-10(QT)エンジン

図21　アーノルド技術開発センターでの性能実測

6.5　試験時間等

エンジン試験は，表１に示すように，PFRT段階で806時間，QT段階で2579時間であった。また，AMTでは，PFRTエンジンを改修（改修エンジン２台使用。さらに，改修エンジンから部品取りした修理エンジン1台使用。）し，QTエンジンを１台利用し，コストを抑え，約3倍の加速率で試験を実施した。

なお，XF7-10エンジンは，マルチ燃料対応となっており，JP-4，JP-5，JP-8及びJetA-1を用いて試験を実施している。JP-8及びJetA-1を使用した試験結果は良好であり，将来，バイオケロシンの使用が要求された場合でも対応可能である。

表１　XF7-10エンジン運転実績

	台数	実運転時間	使用燃料
PFRT	5	806時間	JP-4
QT	5	2579時間	JP-4、JP-5、JP-8、JetA-1
AMT	(4)	1765時間	JP-4、JP-5

7．おわりに

現在，XF7-10エンジンは，QTを完了し，F7-10エンジンの量産段階に入っている。また，信頼性を確認するためのAMTも実施され，現在は，図22に示す次期固定翼哨戒機（XP-1）に搭載され，海上自衛隊厚木航空基地にて，性能評価を実施中である。

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

図22　次期固定翼哨戒機（XP-1）

航空機研究開発において，その最も主要な構成品であるエンジンを純国産で研究開発できたことの意義は大きいと考えている。XF7-10エンジンは，日本の標準的な工業技術力を背景に，数多くの民間企業の技術を結集し完成させたものである。

試験評価は，国内の設備のみならず，米国空軍アーノルド技術開発センターで高空性能を実測し，世界有数の低燃費エンジンであることを実証した。このことは，日本の工業技術力が，航空機用エンジンの分野において，欧米先進工業国に比肩しうるレベルにあることを示した例と言えよう。

XF7-10エンジンの製造を含め，研究開発に参加された全ての人々の叡智と努力に深く感謝致します。

参考文献

(1) 秋津 満，水田郁久，“軸流圧縮装置，”特許第4836097号，2011.10

(2) 檀原伸補，“飛行実証用アフターバーナ付ターボファンエンジン（XF5）の概要，”ガスタービンセミナー第36回資料集，2008.1

(3) 山根喜三郎，秋津 満，赤城正弘，”大型機用エンジン（XF7）の研究概要，”ガスタービンセミナー第37回資料集，2009.1

(4) MIL-E-5007D，“Engine，Aircraft，Turbojet and Turbofan，General Specification For，US Military Specification，”1973

(5) JSSG-2007A，“DEPARTMENT OF DEFENSE，JOINT SERVICE SPECIFICATION GUIDE，ENGINE，AIRCRAFT，TURBINE，”2004.1

(6) FAR PART33，“Federal Aviation Regulation，Part33：AIRWORTHINESS STANDARDS：AIRCRAFT ENGINES，”Section 33.76，1999

(7) 佐藤豊一，萱場邦彦，是枝直樹，古山真之，増田裕貴，鹿野信太郎，“次期固定翼哨戒機用エンジン（XF7-10）の部品構造強度試験の概要，”第38回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集，2010.10

(8) 真庭正幸，川瀬基之，宮入嘉哉，篠宮正嗣，及部朋紀，“次期固定翼哨戒機用エンジン（XF7-10）の制御・補機試験の概要，”第38回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集，2010.10

(9) 金子美佳，秋津 満，赤城正弘，黒木博史，佐藤 篤，“次期固定翼哨戒機用エンジン（XF7-10）の鳥吸込み試験の概要，”第38回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集，2010.10

(10) 赤城正弘，“エンジン高空性能試験装置の概要，”日本航空宇宙学会誌，第54巻，第629号，2006.6

(11) 秋津 満，“次期固定翼哨戒機用エンジン（XF7-10）QT全体計画と高空試験概要，”防衛技術シンポジウム2009，http://www.mod.go.jp/trdi/research/G2/G2-1.pdf，2009.11

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

特集：航空用，発電用エンジンシステムの最近の開発動向

SOFCとGTのハイブリッド及びトリプルコンバインドシステムについて

小林　由則*1
KOBAYASHI Yoshinori

加幡　達雄*1
KABATA Tatsuo

安藤　喜昌*1
ANDO Yoshimasa

西浦　雅則*1
NISHIURA Masanori

キーワード：新エネルギー，次世代燃料電池，SOFC，トリプルコンバインドサイクル，マイクロガスタービン，ハイブリッドシステム

1．はじめに

昨年春に発生した未曾有の大震災によって，我が国はエネルギー政策の根本的な見直しを余儀なくされているが，2030年までにCO_2排出量を30%（1990年比）削減すると言う政府公約によって，実効ある革新的新技術の開発と早期普及が，いよいよ待った無しの状況となっている。

温室効果ガスの一つであるCO_2排出量の大幅な削減には，安全を十分に担保した上での原子力エネルギーの利用も含め，火力発電等の集中電源により構築された現状の電力インフラに，高効率の分散電源を質・量共にベストミックスで組合わせ，更には再生可能エネルギー等の新エネルギーを経済的・合理的に最大限組合せて行く必要があるが，今や我が国のエネルギーセキュリティーの観点からも，超高効率発電システムの導入・普及による天然ガスの徹底した有効活用こそが，必須かつ急務の課題となっていることに疑いの余地はない。

2．トリプルコンバインドサイクル開発の意義

これまで三菱重工業では，Fig. 1 に示す通り，ボイラーと蒸気タービン（ST）によるシンプルサイクルの時代から，ガスタービン（GT）と蒸気タービンを組合せたダブルコンバインドサイクル（GTCC）の隆盛に至るまで，一貫して高温化・高圧化を進めることで，常に最高効率発電への挑戦を続けて来た。そして現在は，第３世代とも言うべきトリプルコンバインドサイクルの実用化に向けた開発段階にある。

これはガスタービンと蒸気タービンからなるGTCCの上流に，更に燃料電池を組合せたものであり，化石燃料を３段階にカスケード利用することにより，非常に高い効率で発電することが可能となる。更に，その燃料電池としては，高温型固体酸化物のセラミックを用いた，

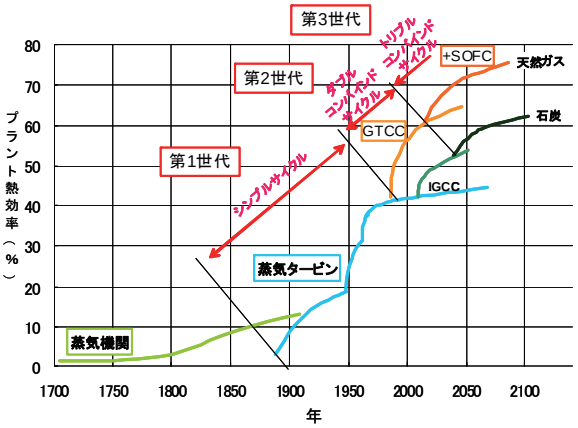


Fig. 1　History of Generation Efficiency

堅牢な構造の円筒形燃料電池SOFC（Solid Oxide Fuel Cell）を適用することで，石炭を含む多様な燃料を使っての高効率トリプルコンバインド発電が可能となり，現状のあらゆる熱機関に較べて圧倒的な効率向上が見込まれている。

当社では早くからSOFCの大規模発電システムとしての可能性に注目して，既に20年以上にもわたる要素・システム両面の開発を進めて来たが，2004～2007年度には（独）新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）より“円筒形SOFC高効率コンバインドサイクルシステムの開発”を受託し，円筒形SOFC とマイクロガスタービン（MGT）を組み合わせた200kW級SOFC-MGTコンバインドサイクルシステムの開発に取り組んで来た。

そして，いよいよ2011年度からは，SOFC-MGTのハイブリッドシステムをガス会社と共同で，また，SOFC-GT-STのトリプルコンバインドシステムを電力会社と共同で本格的な開発・実証に向けた研究をスタートし，最高効率発電システムの開発を加速している。

3．固体酸化物形燃料電池（SOFC）の開発状況（高性能化，高耐久性化）

Fig. 2 はSOFCの原理を示しているが，酸素イオンの

原稿受付　2012年４月９日
＊1　三菱重工業㈱　原動機事業本部　新エネルギー事業推進部
〒220-8401　横浜市西区みなとみらい３－３－１

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

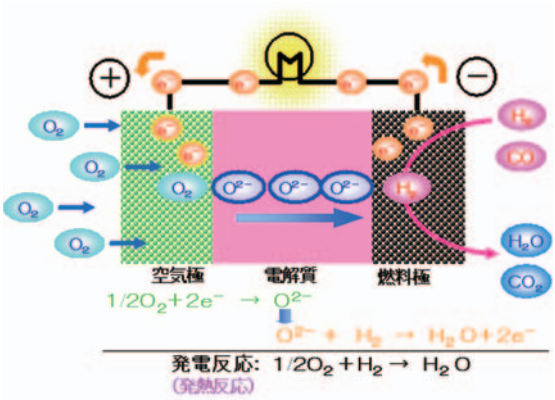


Fig. 2　Principle of SOFC

みを透過する性質を持つ電解質（イットリア安定化ジルコニア）の両側の電極間に，酸素分圧の違いを生じさせることで電位差が発生する。従来の火力発電システムが燃料の燃焼により発生する熱エネルギーを，運動エネルギー，そして電気エネルギーへと順次変換して行くのに対して，燃料電池では燃料の持つ化学エネルギーを電気化学反応により直接電気エネルギーへ変換することから，高効率の発電が可能となる。また，SOFCでは他の燃料電池とは異なり，原理上様々な燃料の使用が可能であり，触媒としての貴金属を必要としない等，優れた特徴を持っている。

Fig. 3 は円筒形SOFCのコアとなるセルスタックの構造を示したものである。スタック１本当りの出力は100W程度あり，GTのダイナミックな特性にも長期の耐久性と信頼性を確保できるよう，基体管と称する厚さ数ミリの安価な構造部材の外表面に，燃料側電極・電解質・空気側電極・インターコネクタからなる，ミクロンオーダーの厚みの薄膜発電素子部を積層している。基体管の内側を燃料が，外側を空気がそれぞれ流れ，インターコネクタを介して隣り合う発電素子は直列に接続されており，スタック１本当り低電流・高電圧の直流電流を効率良く取り出すことができる。

Fig. 4 には現状セルスタックの高性能化の状況を示している。これまでに発電素子部の構成とそれぞれの材料

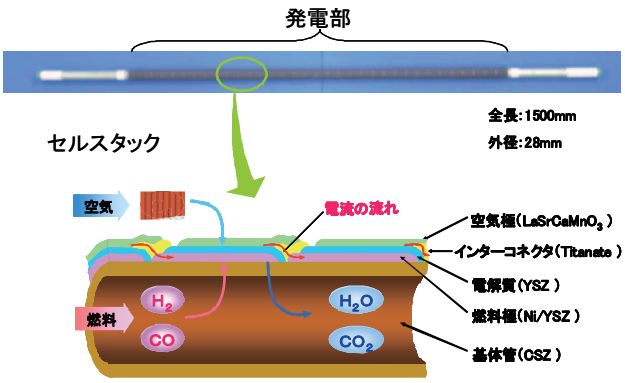


Fig. 3　Tubular Type SOFC Cell-Stack（Length: 1500mm, Diameter: 28mm）

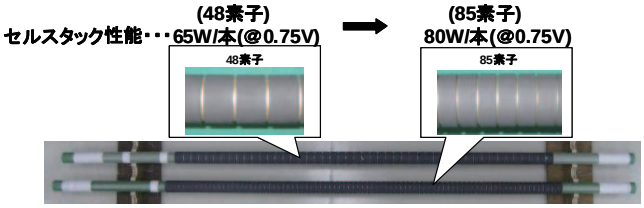


Fig. 4　High Power Cell Stack

仕様を改良すると共に，個々の素子部の有効長さを短くして，１本当たりの素子数を増加させることによってもセルスタック単位の高出力化を図っており，0.3MPaでの比較でも従来セルに比べ３割以上の出力アップを確認している。

一方Fig. 5 には，セルスタックの耐久性試験の結果を示す。現状セルでは高性能化を達成すると同時に高耐久性も実現しており，約10,000時間を経過（熱サイクル50回+負荷サイクル200回を含む）した時点での劣化率（電圧低下率）は概ね０％となっている。これはNEDOの最終目標1,000時間当たり0.25%以下を遥かにクリアーし，既に実用化のレベルに到達しているものと考える。もっともこの試験は常圧下で実施したものである為，加圧下では当然セル内の物質移動等が加速されることが予想される。そこで本年度より２MPa程度の加圧下での長期耐久性検証にも取り組んで行く予定である。

Fig. 6 は，このセルスタックをGTと連携させる為の加圧モジュールの構成を示している。モジュール１基当りの出力は現時点では300KW程度であり，据付やメンテナンス性も考慮した階層構造を採用している。

Fig. 7 は現状のカートリッジの写真を示しているが，

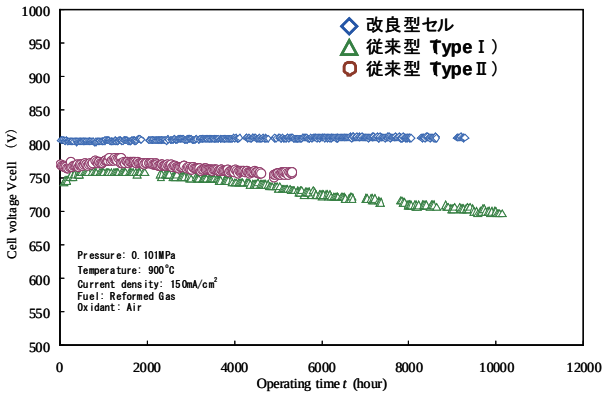


Fig. 5　Result of Long-term Operation Test of Cell Stack

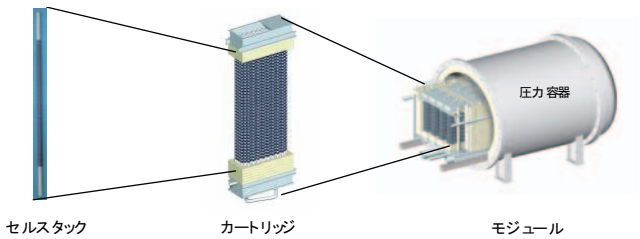


Fig. 6　Configuration of SOFC Module

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

Fig. 7　Picture of the Latest Cartridge

高出力化はセルスタック１本当たりの高出力化のみならず，単位容積当たりに充填するセルスタックの本数を増加することでも達成可能であり，現状のカートリッジでは従来型に比べて２倍の充填密度となっている。従って，セルスタック単体の高出力化と合わせた総合的な比較では，従来型に比べ３倍近い出力密度の向上を達成している。

この場合の技術的な課題としては，セルスタックの発電性能を最大限に発揮させる為にカートリッジ内の温度分布を，また，セルスタック保護の観点からもカートリッジ内の酸素濃度分布を，それぞれ可能な限り均一化することである。これについてもセルスタックの配列やガス流速及びガス流れ方向等の最適化により，将来の大型トリプルコンバインドの作動圧力である２MPa程度までの健全性を，シミュレーション等で確認しており，本年度には実圧下での検証を計画している。

一方，Fig. 8 では電流密度を横軸に，出力密度を縦軸にセルの圧力特性を示しているが，作動圧を上げていくと出力も上昇しており，このことは出力一定とすれば効率が上がることを，また逆に効率・出力を一定とすればコンパクト化できることを示している。従って，原理的にもSOFCをGTと組み合わせて加圧下で使用することで，一層の高出力化のメリットが得られることが分る。

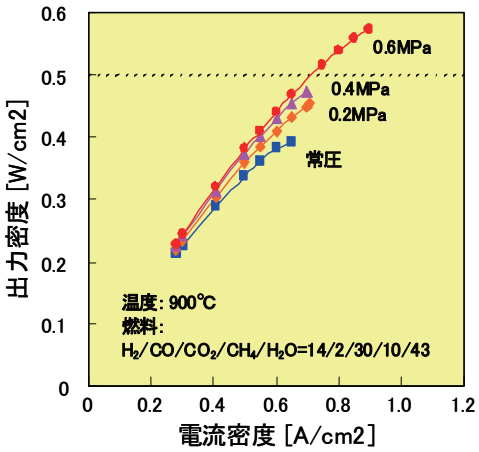


Fig. 8　Pressurized Cell-Stack Test

４．SOFCとMGTのコンバインドサイクル開発状況

Fig. 9 はNEDOの委託研究により製作した200KW級SOFC-MGTコンバインドサイクルシステムのパイロット検証機を示している。本委託研究では，まず2007年にSOFCシステムとしては最高クラスの出力229KW（AC送電端ベース，SOFC：204KW-DC/188KW-AC+MGT：41KW-AC），効率もクラス最高の52.1%（AC送電端LHVベース）を確認した（Fig.10）。また，2009年までに長時間運転試験を実施し3,000時間超の耐久性を検証している（Fig.11）。

このシステムでは，SOFCの加圧モジュールはMGTの燃焼器の上流に設置される。燃料の都市ガスはまずSOFCに投入され，燃料の化学エネルギーがSOFCで直

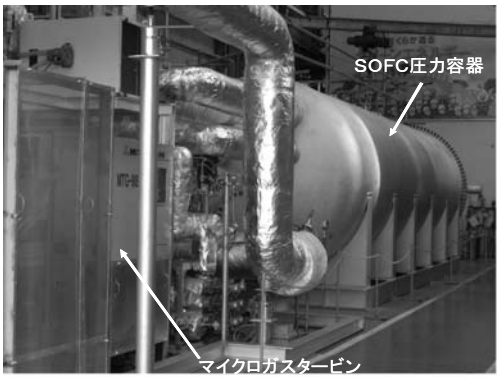


Fig. 9　200kW-class SOFC-MGT Combined Cycle System

項目	
SOFC燃料入熱	339.8 kW-th
MGT燃料入熱	51.5 kW-th
SOFC発電出力	186.8 kW-DC
SOFC発電出力	176.3 kW-AC
MGT発電出力	34.8 kW-AC
発電端出力	211.1 kW-AC
補機動力	7.1 kW-AC
送電端効率(LHV送電端)	52.1 %

Fig.10　Performance Test of SOFC-MGT Combined Cycle System

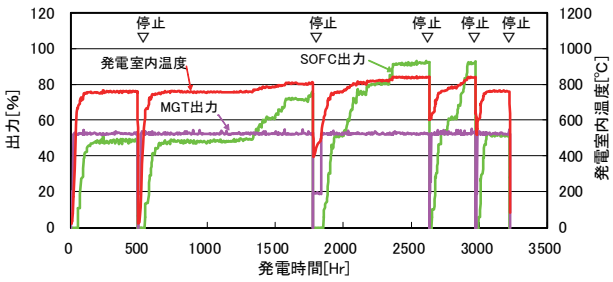


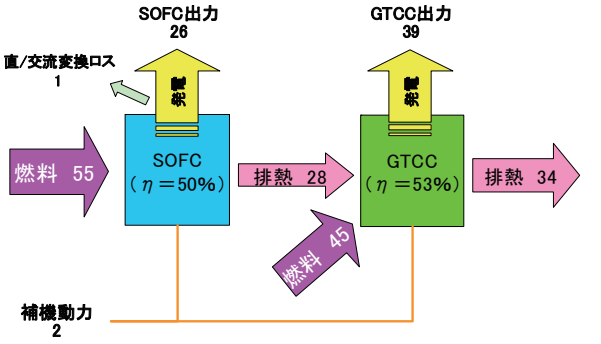
Fig.11　Long-term Operation Test of SOFC-MGT Combined Cycle System

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

接電力に変換される。その後，残燃料がMGTに送られることにより，極めて高効率での発電が可能となる。一方，空気はMGT圧縮機で昇圧された後でSOFCに供給され，その作動媒体として使用される。その後，高温排熱とともに再びMGTに送られ，空気の持つ顕熱や圧力もエネルギーとして下流のMGT側で電力に変換されることになる。この際，MGTの燃焼器では低カロリーの残燃料と低O_2の排空気を安定着火させる技術が必要となるが，当社の高炉ガス焚きGTの技術が活用されている。

当社は，他社と異なりSOFCモジュール内で残燃料を燃焼させず，残燃料と排空気を別々に取り出すシステムを採用しているが，これにはガス-空気間の差圧の制御やシール部分の信頼性等，これまでに難しい技術課題を克服する必要があった。しかし，モジュール内で発電と同時に残燃料を燃焼させてしまう他社のシステムに比べ，運用上の自由度が増すばかりでなく，SOFCとGTの間の配管温度を低く保つことが可能であり，大容量火力発電設備として多数のSOFCモジュールを系統構成する上で，圧倒的な利点となっている。

Fig.12にトリプルコンバインドのエネルギーバランスを示す。GT入口ガス温度が1200℃程度のGTCC（発電効率53%）と，SOFC（発電効率50%）を組み合わせた場合でも，熱システムとしてのカルノー効率に支配されることなく，エネルギーのカスケード利用により，トリプルコンバインドとしての総合発電効率は63%まで跳ね上がる。



$$\text{発電効率（送電端・LHV）} = \frac{\text{SOFC出力 26} + \text{GTCC出力 39} - \text{補機動力 2}}{\text{SOFC燃料 55} + \text{GTCC燃料 45}} \times 100 = 63\%$$

Fig.12　Heat Balance of Triple Combined Cycle System（400MW class Triple Combined Cycle System）

5．トリプルコンバインドサイクルの実用化に向けて

本システムの導入にあたっては，まずはガス会社等と密接に連携して，分散電源としてのSOFC-MGTハイブリッドシステムの段階的な適用を想定している。ハイブリッドシステムでは，組合わせるMGTの出力に応じて250KWと1350KWの２機種の製品化を計画しているが，いずれも発電効率は55%（LHVベース）以上。また，同時に廃熱から蒸気や温水を取ることが可能であり，総合熱効率は75%以上となる予定である。本年よりNEDOの実証事業として250KWハイブリッドシステムを東京地区で公開実証する予定であり，完全自動運転は勿論，自立運転等の対応も検討している（Fig.13）。

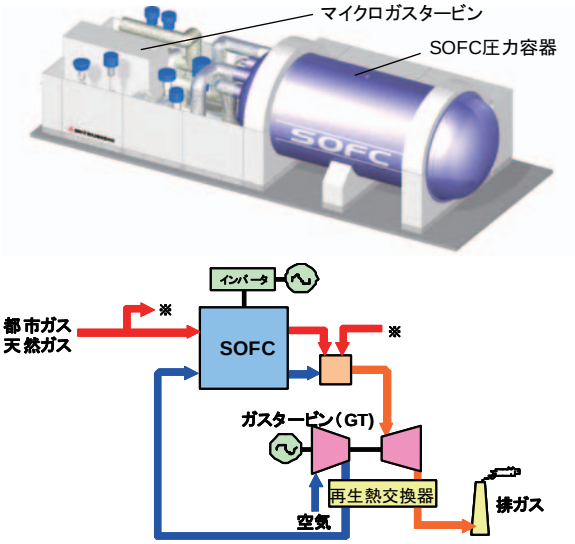


Fig.13　250kW class Hybrid System

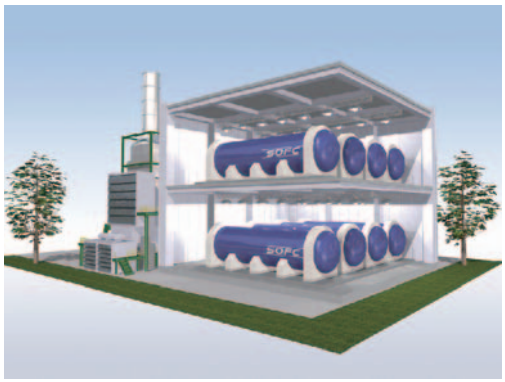
一方，トリプルコンバインドシステムの実用化に向けては，電力会社等との密接な連携により，まずは内陸部への中規模電源の設置も考慮した小型トリプルコンバインドシステムの実証を検討している。プラント出力としては10万KW程度を想定しており，この時の送電端発電効率は60％（LHVベース）程度となる。作動圧力が1.5MPaと更に高圧になることから，まずは数年を掛けて高圧化での発電特性や長期耐久性を十分に検証すべく開発・検証を進め，その上で小型トリプルコンバインドの実機実証へと展開して行く予定である（Fig.14）。

その後の本格的な大型トリプルコンバインドの導入期に於いては，SOFCの製造設備の量産体制なども考慮して，既設の火力発電設備の効率向上・増出力対策として，GTの上流側に比較的小容量のSOFCモジュール群を設置した，部分トッピングシステムなども想定している。GTの吸気量にバランスする最大容量のSOFCをトッピングすることで，一層の効率向上が見込めるが，導入期に於いては小容量のSOFCを部分的に適宜トッピングすることで，改造コストを抑えつつ段階的な増出力と効率向上を狙うものである。

また，この部分トッピングにおける発電効率は，最新鋭の新設GTCCにSOFCを組合せる場合よりも，既に数多く普及している燃焼温度が低いGTCCにSOFCを載せた方が，より大きな効率向上や増出力が望め，その意味からもSOFC部分トッピングは，既存GTCCの延命化対策と合わせたレトロフィット工事による増出力・効率向上対策にも有効な技術と期待している。

Fig.15は将来の1200MW級の天然ガス焚きトリプルコ

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



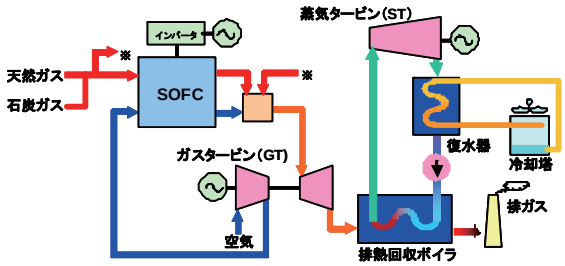


Fig.14　Small Scale Triple Combined Cycle System

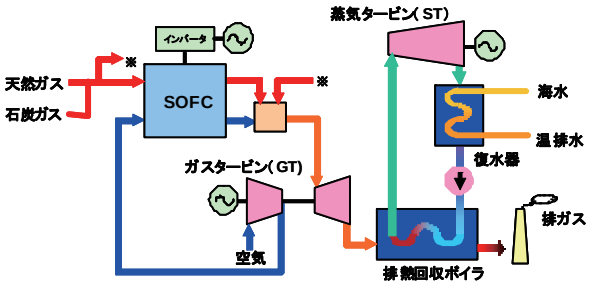


Fig.15　Natural Gas Fired 1200MW Class SOFC Combined System Plant

ンバインドサイクルプラントを示しており，GT入口ガス温度が1600℃級のGTCCと組み合わせた場合では，送電端発電効率は実に70％（LHVベース）以上となる。天然ガスは「米国発のシェールガス革命」で大きな注目を集めている非在来型天然ガスの開発により，近年可採年数が急激に増加しており，今後世界的規模での開発が加速されれば，価格と供給の安定性の両面より，21世紀の電源構成の大きな柱となることは間違いない。

一方，石炭はその最大の長所である経済性を損なうことなく環境面での課題を克服することが重要であり，石炭ガス化複合発電システムIGCCとSOFCを組合せたトリプルコンバインドIGFCにも将来技術としての期待が注がれている。今後天然ガス焚きトリプルコンバインドとIGCCそれぞれの製品技術としての成熟化が進めば，ガス化炉で生成されるシンガスのクリーンナップシステムの最適化によって，IGFCも容易に実現されるであろう。

Fig.16は700MW級の石炭焚きIGFCトリプルコンバインドサイクルプラントの概要を示している。排出ガスからのCO_2回収システムの所要動力を除けば，石炭焚き火力発電システムでも実に60%（送電端LHVベース）を超える超高効率発電が期待できる。

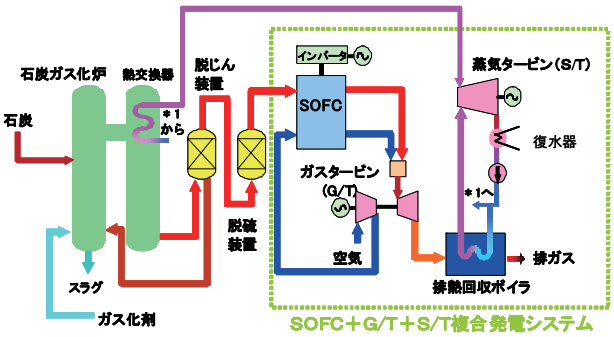


Fig.16　Integrated Coal Gasifier Gas Combined Cycle Plant

6．おわりに

当社では，SOFCトリプルコンバインドサイクル発電システムを我が国のエネルギー基本計画に於ける実効的なCO_2削減の切札の一つと位置づけ，着実に技術を確立させるとともに早期実用化を進め，21世紀の持続可能なエネルギー環境社会構築に大きく貢献していきたいと考えている。

最後に，本論で紹介している技術の一部はNEDO委託研究又は共同研究の中で培われたものであり，また，現在システムの開発・検証に協力を頂いている電力会社やガス会社及びGTメーカー等，全てのパートナーの関係者に対して，この場を借りて心からの謝意を表す。

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

特集：航空用，発電用エンジンシステムの最近の開発動向

高湿分空気利用ガスタービン（AHAT）の開発

後藤仁一郎*1　GOTOH Jin'ichiro
江田　隆志*2　ETA Takashi
高橋　　徹*3　TAKAHASHI Toru

キーワード：ガスタービン，再生サイクル，加湿空気，吸気噴霧冷却，再生熱交換器

1．はじめに

高効率で運用性に優れた中容量クラスの高効率ガスタービン発電システムとして高湿分空気利用ガスタービン（AHAT：Advanced Humid Air Turbine，以下AHATと呼ぶ）が注目されている。AHATは，日本オリジナルの技術であり，政府が地球温暖化防止の具体的施策として進めているクールアース50の「高効率ガスタービン」の代表例としても選定され[(1)]，資源エネルギー庁から補助金を受け国プロとして実用化に向けた開発を進めてきている。これまで，2004年度からの3年間で，要素技術を開発し，それらを組み合わせた3MW級検証機により，システムの成立性を確認した[(2)-(7)]。さらに，2008年度から現在までに，3MW級検証機により運用性を評価するとともに，実用化技術を組み合わせた40MW級実用化要素技術試験設備（以下，40MW級総合試験設備と称する）を開発し，高圧，高湿分環境における重構造ガスタービン，吸気噴霧冷却（以下WACと称する），加湿装置，再生熱交換器の相互作用を確認する試験を実施した。ここでは，40MW級総合試験設備による試験結果を中心に開発状況を報告する。

2．AHATについて

2.1　AHATの特徴

コンバインドサイクルは，ガスタービンと蒸気タービンを組み合わせた発電システムであり，高温高圧のガスを利用してガスタービンで発電し，ガスタービンで利用した後の排気ガスの余熱を使って水を沸騰させ，さらに蒸気タービンによる発電も行うシステムである。これに対し，AHATは，ガスタービンの排気ガスの熱を再生熱交換器で回収し，さらに蒸気タービンの蒸気量に匹敵する湿分を燃焼用空気に加えることにより，蒸気タービン無しで，高効率と優れた運用性を達成することができる新型ガスタービン発電システムである。

原稿受付　2012年4月17日
＊1　㈱日立製作所　電力システム社　日立事業所
〒317-8511　日立市幸町3－1－1
＊2　住友精密工業㈱　高温熱交技術室
＊3　（一財）電力中央研究所　エネルギー技術研究所
エネルギー変換領域

表1にAHATの特徴を示す。運用性の特徴として，蒸気タービンが無いことから，コンバインドサイクルに比べて高いフレキシビリティが期待できる。また，起動時間が短く，負荷即応性はガスタービン単独運転並みで，低負荷で運転可能であり，大気温度が高い時にも出力低下が少なくなる。

環境性の特徴として，高湿分燃焼により低NOx化が可能であり，また，排熱の温度レベルが高いため冷却塔による冷却が可能であり内陸部にも設置可能である。

経済性の特徴として，蒸気タービンが無いことから機器構成がシンプルで設置工事の工期が短く，機器構成が少なくて済むこと，ガスタービンの燃焼温度が低いことから高級な高温材料を必要としないことが挙げられる。配管，水質管理，ユーティリティ消費の面では，コンバインドサイクルと同様であると考えられる。

表1　AHATとコンバインドサイクルとの比較

◎：特に優位、○：優位、－：同等

比較項目			AHAT	コンバインドサイクル
運用性	起動時間	◎	ST系が無く起動時間が短い	ST、HRSGの暖気が必要
	負荷即応性	◎	GT単独システムと同等	ベース
	最低負荷	◎	高湿分燃焼により低負荷運転可能	低Nox安定燃焼に制限あり
	大気温度特性	○	吸気噴霧冷却で高温時の出力低下少ない	高温時に出力低下あり
	制御の容易さ	○	GT単独システムと同等でシンプル	ST系の制御があり
環境性	NOx対策	○	高湿分燃焼により低NOx。必要に応じて脱硝装置が必要	低NOx燃焼器または水噴射、蒸気噴射による低NOx化。脱硝装置が必要
	立地制約	◎	水回収水温60℃程度で冷却塔により内陸部にも設置可能	ST出口水温30℃程度で復水器の利用が必要で沿岸部に設置が必要
経済性	設置工事工期	◎	ST系が無く機器構成がシンプルで短い	ベース
	配管系	－	GT圧縮機吐出圧力低く、薄肉。ただし、再生サイクル系の配管径大	HRSGの高圧系の圧力が高く肉厚。ただし、主蒸気配管径小
	水質管理	－	水処理装置（イオン交換樹脂等）設置が必要	薬注によるpH調整が必要
	ユーティリティ消費	－	純水（圧縮機吸気噴霧冷却用）、アンモニア（脱硝用）、冷却水（冷却塔補給用）	純水（HRSGブロー補給用）、アンモニア（脱硝用）、冷却水（補給用）
	メンテナンス費用	○	機器構成がシンプル（排熱回収系、水回収系なし）。GTの燃焼温度が低い	排熱回収系、ST系、復水器系あり。GTの燃焼温度が高い

注：略語説明　AHAT（Advanced Humid Air Turbine：高湿分空気利用ガスタービン），GT（Gas Turbine：ガスタービン），ST（Steam Turbine：蒸気タービン）、HRSG（Heat Recovery Steam Generator：排熱回収ボイラ）

2.2　システム構成

AHATシステムの概略系統を図1に示す。AHATシステムの特徴は，加湿による出力向上と，再生サイクルによる熱効率向上とを組み合わせたことである。ガスタービンの圧縮機入口に吸気噴霧冷却システムがある。吸気冷却による吸込み空気量の増加と，噴霧した液滴が圧縮機内部で蒸発することによる圧縮機の動力低減の効果があり，夏場の出力低下が抑制される。圧縮機で加圧

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

された空気は，増湿塔にて温水により加湿される。さらに，加圧，加湿された空気は，再生熱交換器を通過し，排気ガスから回収された熱により加温された後，燃焼器に供給される。また，高湿分空気による燃焼は，NOx低減に大きな効果がある。

加湿には純水が用いられるが，排気ガス中の湿分の大半を回収して再利用する水回収装置を有している。回収した水は，増湿塔に供給されるとともに一部を冷却して水回収装置に再循環される。

図２に各種発電システムの出力と効率の特性を示す。AHATは中容量クラスで既存の発電システムの中でトップ効率を目指している。

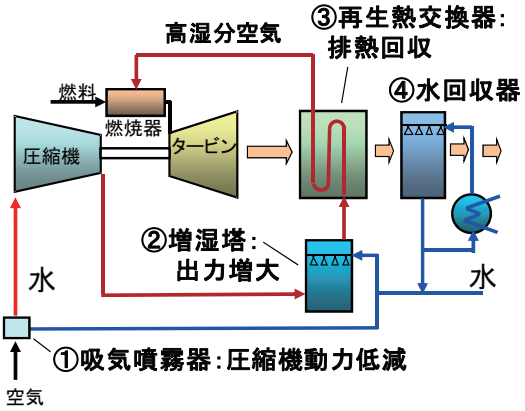


図１　AHAT システム概略構成

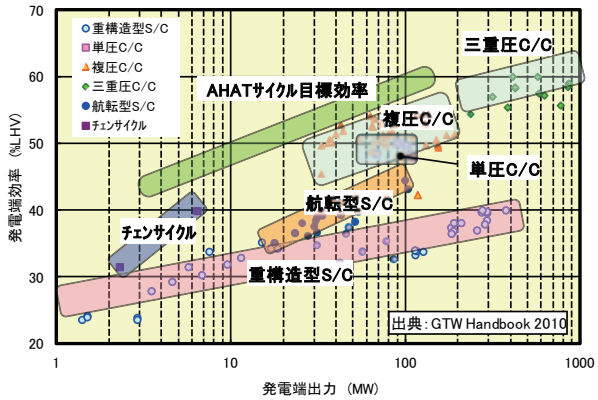


図２　各種発電システムの出力と効率の関係

３．技術開発状況

3.1　実用化要素技術試験

これまで，３MW級検証機によりAHATシステム全体の成立性，大気温度特性，運用性評価を行ってきた。この結果を受けて，40MW級総合試験設備を用いて，高圧，高湿分環境における重構造ガスタービンの圧縮機のWAC，燃焼器，タービン（翼冷却），再生熱交換器の各機器について，開発技術の検証を行うと共にシステム全体の機能，各機器の相互作用の確認を行った。

図３に40MW級総合試験設備のシステム概略を示す。また，表２に実用化要素技術試験の目的と内容を示す。

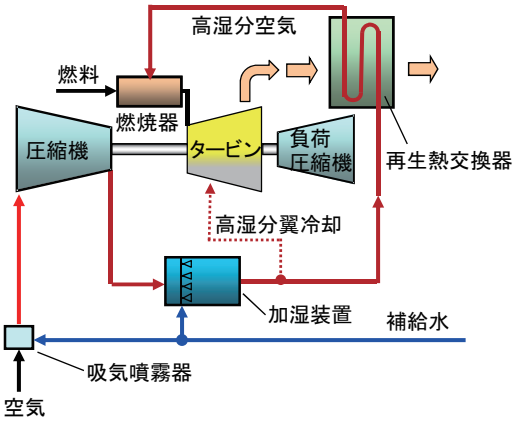


図３　40MW 級総合試験設備システム概略図

表２　実用化要素技術試験の目的と内容

No.	機器	試験項目	目的
1	圧縮機	吸気噴霧冷却（WAC）	・多段軸流圧縮機における液滴蒸発モデルの検証データの取得 ・WACの有無による圧縮機性能変化の確認
2	タービン	高湿分冷却試験	高湿分条件における静翼、動翼の冷却効率の計測
3	燃焼器	燃焼器裕度確認、F1比率調整試験	燃焼安定性、低NOx燃料制御方法の確立
4	再生熱交換器	再生熱交換器の熱交換性能	・熱交換性能の確認 ・偏流など異常有無の確認
5		再生熱交換器の運用条件と健全性確認	・信頼性シミュレーションの妥当性評価 ・圧縮空気にミストが混入した場合の熱交換性能と機器健全性の確認

図４　40MW 級総合試験設備

図５　ガスタービン本体

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

図４に40MW級総合試験設備を，図５にガスタービン本体を示す。以下，各機器の開発状況と試験結果を中心に報告する。

3.2　圧縮機およびWAC

3.2.1　AHATシステムに対する軸流圧縮機設計

本試験における圧縮機は，一般的な産業用ガスタービン用軸流圧縮機（以下，ベース圧縮機）を元にした。ただし(1)(2)に示すAHATシステム用圧縮機特有の課題を考慮した。

(1)圧縮機出口～燃焼器入口間での圧力損失増加によるサージマージンの減少

(2)WAC時の圧縮機内部での液滴蒸発による後段翼負荷の増加

まず(1)に対しては，ベース圧縮機からサージマージンを拡大した。この際，圧縮機性能が低下しないように翼設計に最適化技術[(8),(9)]を適用し，各翼で損失低減と作動範囲拡大を両立している。一方(2)に対しては，液滴蒸発モデルを組み込んだ性能予測手法を構築し，WAC時の吸気冷却効果と中間冷却効果を考慮した。具体的には，ベース圧縮機に比べて後段静翼取付角を減少させることで，WAC時の翼信頼性を確保した。

3.2.2　試験結果

本試験では，WAC試験を４回実施した。WAC時の特性把握のため，一般的な圧縮機性能試験で計測する項目（圧力，温度）に加え，圧縮機段間の温度／湿度や発生ドレン量も計測した。さらに吸気部ではWAC時に噴霧液滴の付着による計測誤差が発生することが予想されるため，受熱部の主流方向にカバーを備えた熱電対を用いて計測精度の向上を図った。

液滴噴霧量が1.7wt%の場合の圧縮機性能比較の結果を表３に，その際の圧縮機特性線図を図６に示す。表３より，WAC前（DRY運転条件）に比べて吸気温度や出口温度が低下しており，液滴蒸発によって吸気冷却効果と中間冷却効果が得られている。これによりガスタービンのマッチングが変化し，表３と図６に示す通り流量と圧力比もそれぞれ1.8%，1.1%増加している。性能予測計算でも定性的に傾向が一致する結果が得られており，WACによる圧縮機性能向上効果を確認することができた。

また図７に圧縮機段間温度分布を示す。図７において，□と△の差として表されるWAC前後の温度差は前段～中間段にかけて増加し，その後減少して圧縮機出口近傍ではほぼ一定となる。これは前段～中間段にかけて温度計（熱電対）に付着していた未蒸発液滴が後段では付着していないと考えられる。よって本試験では，圧縮機出口に到達する前にほぼ全ての噴霧液滴が蒸発したと推定される。また性能予測の誤差は，DRY時には全域で圧縮機出口温度の1.8%以下，WAC時には液滴の存在しない後段側で1.2%以下となる。したがって，ここで用いた性能予測手法が，AHATシステム用軸流圧縮機設計に適用可能であると考えられる。

表３　WAC 前後の圧縮機性能比較

No	項目	単位	DRY	WAC
1	噴霧量	wt%	0.0	1.7
2	吸気温度変化	℃	0.0	−1.6
3	出口温度変化	℃	0.0	−36.7
4	吸込流量（DRY比）	−	1.000	1.018
5	圧力比（DRY比）	−	1.000	1.011

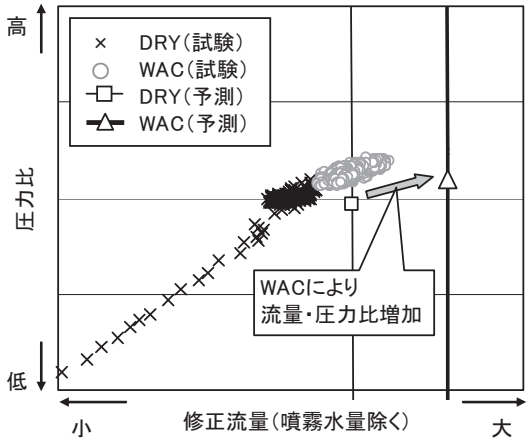


図６　WAC 試験時の圧縮機特性線図

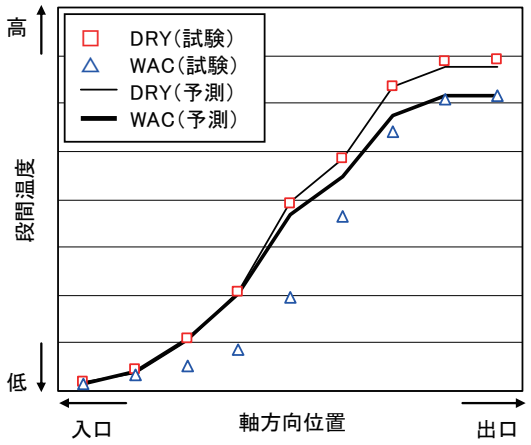


図７　圧縮機段間温度分布

3.3　タービン

3.3.1　ハイブリッド冷却翼

高湿分空気を使用した燃焼ガスの熱伝達率は乾燥空気の場合と比べて増加するため，AHATシステムではタービン翼への熱負荷が増大する。したがってタービン翼の冷却空気を従来と同様の圧縮機からの抽気のみとしたのでは冷却空気量が増加する。AHATシステムの場合，圧縮機吐出空気は加湿器で加湿されて温度が低下しており，かつ高湿分空気は伝熱性能が高い。したがって冷却媒体として高湿分空気を利用すれば，冷却性能の向上が期待できる。

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

図８に冷媒として高湿分空気を利用した第１段静翼の冷却構造を示す。熱負荷が高い第一段静翼の前縁部では翼外部の燃焼ガスと翼内部の冷却空気との温度差が大きいため，過大な熱応力が発生してしまう。そこで，第１段静翼の前縁部を圧縮機吐出空気で，後縁側を高湿分空気で冷却するハイブリッド冷却方式を開発し，本試験で実翼による検証を行った。高温風洞試験装置を用いた翼型モデル冷却試験では，冷却空気量を従来比で約20%削減できることを確認している[10]。

3.3.2　冷媒供給系統

本試験装置におけるハイブリッド冷却方式の冷媒供給系統は２系統を有する。一方は従来のガスタービンと同様に，圧縮機吐出空気の一部を抽気しタービン翼へ導いている。もう一方はAHATシステム特有である低温の高湿分空気をタービン翼へ導いている。高湿分空気系統を図３中の点線で示す。加湿装置を出た後の一部を抽気した高湿分空気は，ハイブリッド冷却静翼へと供給される。この系統には流量調節弁を備えており，遠隔操作で所定の流量バランスに調整可能である。

3.3.3　試験結果

本試験においてはハイブリッド冷却静翼の翼面メタル温度を熱電対により計測した。図９に各計測点における加湿運転条件のメタル温度よりDRY運転条件のメタル温度を引いた温度差を示す。加湿運転条件はDRY運転条件よりも燃焼ガスの熱負荷が増大しているため，圧縮機吐出空気によって冷却されている前縁付近の領域はメタル温度が12℃上昇した。一方で，高湿分空気で冷却している領域は，燃焼ガスの熱負荷が増大しているにも関わらず，腹側で24℃，背側で30℃それぞれ低下した。この結果，ハイブリッド冷却静翼は従来型冷却静翼に比べて冷却効果が高いことが示された。

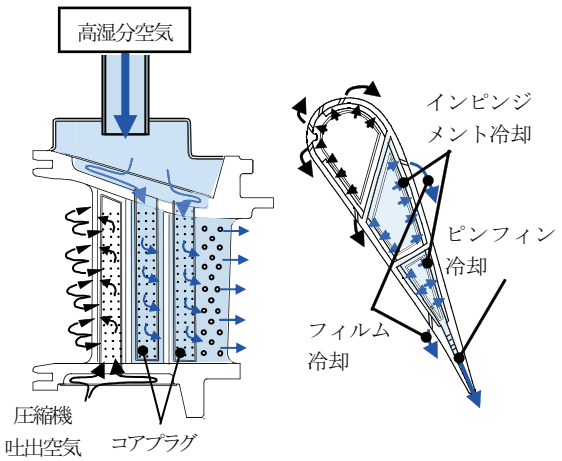


図８　ハイブリッド冷却静翼断面図

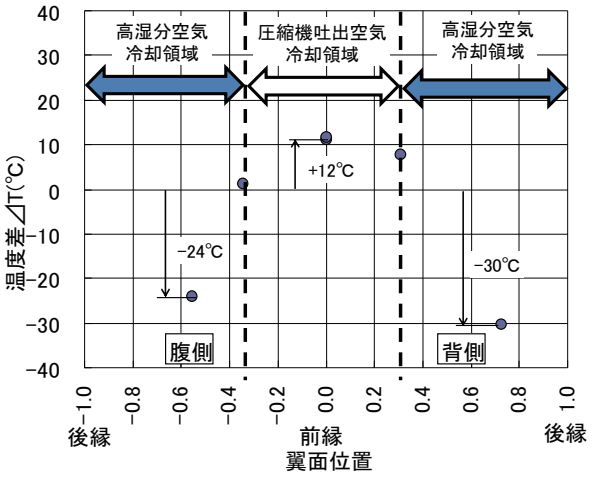


図９　総合試験結果

3.4　高湿分燃焼器

3.4.1　クラスタバーナ

AHATシステム用燃焼器の特徴は，燃焼空気が今までに無く高温（～600℃）かつ高湿分（～20vol%）な点にある。高湿分燃焼は火炎温度の低下によるNOx低減効果が期待できる一方，燃焼の不安定が懸念される。逆に高温空気燃焼は燃焼安定性が確保できる反面，NOx排出量増加につながる。また，低NOx化のため従来の予混合燃焼を採用する場合，逆火のポテンシャルが高くなる。したがってAHATシステム用燃焼器の技術課題としては，高温・高湿分空気燃焼条件での低NOx化と安定燃焼の両立が挙げられる。そのため多孔同軸噴流クラスタバーナを採用した高湿分燃焼器の開発，設計を進めてきた[11]。AHATシステム用高湿分燃焼器のバーナ部を図10に示す。

クラスタバーナは燃料ヘッダに238本の燃料ノズルを取り付け，その１本１本に対応した空気孔を開けた空気孔プレート（外径φ346）を備えた構造となっている。本構造により，燃料と空気の小さな同軸噴流を多数形成することで燃料と空気を急速に混合して，高温空気条件でも逆火ポテンシャルを排除しつつ低NOx化を図ることができる。

また，238組の燃料ノズルと空気孔のペアは同心状に８列配置し，中心から４列が第１群（F1バーナ），第５列が第２群（F2バーナ），その外側の２列（第６，７列）が第３群（F3バーナ），最外周（第８列）が第４群（F4バーナ）と群分けしてそれぞれの群ごとに燃料を供給している。これによってガスタービンの負荷変化に対応して各群の燃料流量を調整することにより燃焼器の燃空比を適切に制御できる。

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

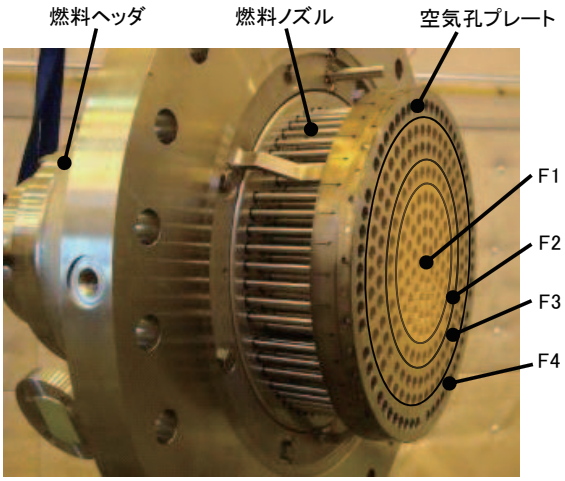


図10　AHAT 高湿分燃焼器（クラスタバーナ）

3.4.2　試験結果

本試験でのNOx排出特性を図11に示す。加湿量を13t/hから20t/hに増加させると，NOx排出量は35ppmから27ppmに減少した。次にWACを0.5t/h噴霧するとNOx排出量は22ppmまで減少した。さらにWAC噴霧水量を５t/hに増加させると，NOx排出量は18ppmまで減少した。この間の負荷は20MWで一定である。このようにAHATシステムでは負荷一定条件でも，加湿量およびWAC噴霧量の増加によって，燃焼器から排出されるNOxが低減されることを確認した。

ここまでの試験では湿分の大幅な変化に対して燃焼の安定性を十分に確保するため，保炎に寄与する中央のF1バーナへ燃料流量を多めにしていた。そのためNOx値はやや高めであった。そこでF1バーナ燃料比率の調整を行い，燃焼安定性と低NOx性能を両立する比率に設定したところ，NOx値は12.5ppmまで低下した。加湿量をさらに22t/hまで増加させたところ，NOx排出量は最小10.3ppmまで低減でき，AHATシステムの加湿によるNOx低減効果を確認できた。

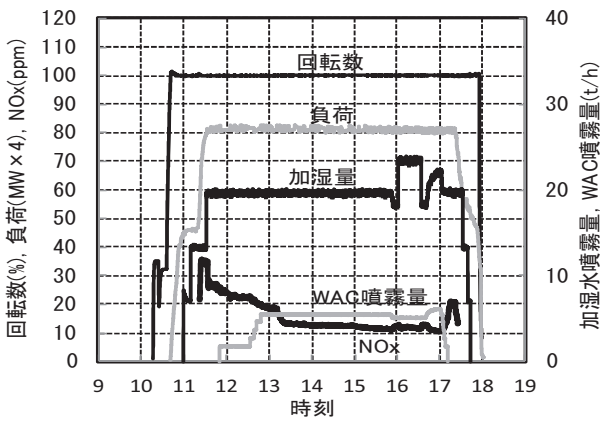


図11　総合試験結果

3.5　再生熱交換器

3.5.1　仕様および構造

本試験における再生熱交換器は，中容量機に向けた組立性，偏流の影響，メンテナンス性等を考慮し開発を行った。表４に設計仕様を示す。

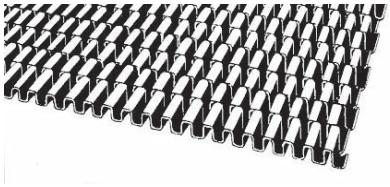
表４　設計仕様（40MW 級総合試験設備用）

	単位	燃焼排ガス	圧縮空気
流量	kg/s	122	93
運転温度	℃	入口 539 出口 302	入口 149 出口 471
運転圧力	MPaA	0.111	1.56
交換熱量	MW	44	
設計圧力	MPaG	0.0117	2.0
設計温度	℃	580	580
許容圧力損失	kPa	9.8	45

再生熱交換器の型式はプレートフィン式を選定した。熱交換器のコア（ブロック）２基を組み合わせたものを１モジュールとし，これらを５モジュール組み合わせた構造とした。各モジュールには，燃焼排ガスはダクト，圧縮空気は配管により分流される。伝熱部フィンは，燃焼排ガス側にパーフォレート型，圧縮空気側にはマルチエントリー（セレート）型を選定して高効率かつコンパクトな構成とした。図12に伝熱部に使用したフィンの構造を示す。

圧縮空気出口配管部には，圧力バランス式ベローズを組み込んで熱交換器本体にかかる配管外力を低減した。熱交換器モジュール，配管，ダクト，架構は，陸上搬送・現地組立据付が容易に出来るよう陸上輸送の制限寸法内に分割した構造とした。また，熱交換器モジュールは，脱着可能な構造として，排ガス通路ダクトには，内部点検・調査用にマンホールを設けた。図13に再生熱交換器の断面と流体のフローを示す。図14に再生熱交換器の外観を示す。

パーフォレート型（排ガス側）



マルチエントリー（セレート）型（圧縮空気側）

図12　伝熱部フィン構造

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

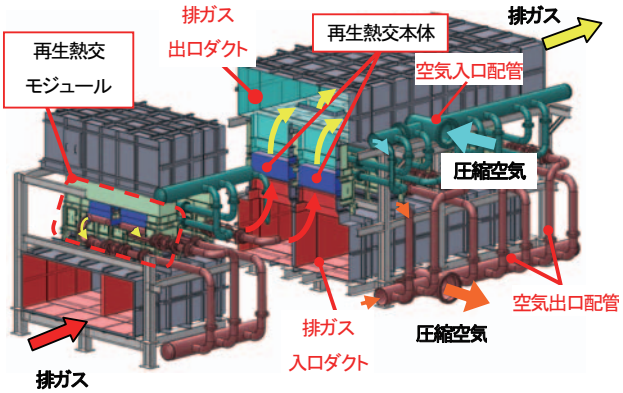
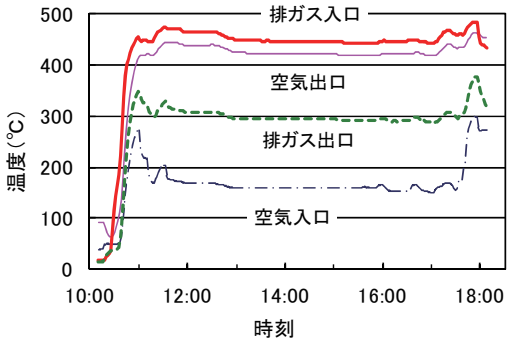


図13　再生熱交換器断面と流体のフロー

図14　再生熱交換器外観

3.5.2　試験結果

図15に，ガスタービンの負荷20MWで運転した際の再生熱交換器の出入り口流体温度の変化を示す。これらの温度は，合計10の熱交換器ブロックの温度の平均値であり，各ブロック間の温度偏差は，燃焼排ガス側入口約２℃ /出口11℃，圧縮空気入口約２℃／出口５℃であった。ブロック間での温度の偏差が小さいことから，偏流などの事象は発生していないと考えられる。特に空気出口温度の偏差が小さく，圧縮空気側の温度効率向上に寄与している。



			実測値
温度効率 ηc（圧縮空気側）		%	91.3
圧力損失	燃焼排ガス	kPa	4.98
	圧縮空気		16.11

図15　再生熱交換器の試験結果の一例

$$\eta_c = (T_{co} - T_{ci})/(T_{hi} - T_{ci})$$

T_{ci}：圧縮空気入口温度，T_{co}：圧縮空気出口温度
T_{hi}：燃焼排ガス入口温度，η_c：温度効率（圧縮空気側）

3.6　実用化要素技術試験結果のまとめ

重構造ガスタービンにおいて圧縮機から再生熱交換器，燃焼器，タービンに至るまでの一連のAHATシステムの相互作用を確認した。各機器の結果を次に示す。

⑴圧縮機およびWAC

多段軸流圧縮機における液滴蒸発予測モデルを検証した。試験結果は予測結果と良く一致し，本予測手法がAHATシステム用軸流圧縮機の設計に適用可能であることがわかった。また，WACの有無による圧縮機特性変化の確認を行い，WACによる軸流圧縮機の性能向上効果を確認することができた。

⑵タービン

圧縮機吐出空気と高湿分空気を組み合わせたハイブリッド冷却構造を開発し実翼により検証試験を行ったところ，従来型冷却翼に比べて冷却効果が高いことがわかった。

⑶燃焼器

本試験では高温，高湿分空気燃焼条件での安定性，低NOxを実現する制御方法の検討を行った。加湿およびWACにより，AHATシステム用燃焼器でのNOx低減効果を確認できた。

⑷再生熱交換器

中容量機向けの再生熱交換器の熱交換性能，偏流などの確認を行った。本試験では，温度効率91.3%となり，10基の熱交換器間の温度差分布は少なく，大きな偏流などの異常は見られなかった。

4．今後の展開

4.1　分散電源への対応

高効率中小容量発電システムは送電網系統のインフラ整備が不充分な地域，特にエネルギー需要が急増している地域において，地域の電源供給に貢献できる。また，蒸気ボイラと組み合わせることにより，熱電併給システムに対応することも可能である。

4.2　燃料多様化への対応

燃料価格の高騰を背景にエネルギーセキュリティーの観点からも燃料多様化のニーズが高まっており，燃料の種類は発電システム選定の重要な因子になるため，多様な燃料に対応できれば，より広いユーザに利用が広がると考えられる。その一例として，CO_2排出を実質ゼロとみなすことができる液体バイオ燃料は今後導入が進むと予想される。AHATシステムが得意とする中規模発電は，必要な燃料量の調達も比較的容易であり，液体バイオ燃料の利用促進を図ることができると考えられる。

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

4.3　太陽光発電導入に伴う電力系統安定化への対応

2020 年までに温室効果ガスを1990年比25％削減する目標が掲げられており，これに伴い，2020年には2800万kW（2005年の20倍）太陽光導入の目標が設定されている。経済産業省「低炭素電力供給システムに関する研究会」では，太陽光発電を火力発電によりバックアップする必要性が報告されている[7]。

太陽光発電をバックアップするに際し，火力発電に要求される性能として，「低炭素電力供給システムに関する研究会」で以下の項目が指摘されている。

○発電開始までの立ち上げ時間が短いこと
○急激な需要変動に対応可能な出力変化速度（kW/分）が大きいこと
○最低負荷の小さいこと（いわゆる「下げ代」が大きい）
○十分なガバナフリー容量及びLFC容量の確保
○低負荷運転時に効率の低下が小さいこと
○多様な燃料種への対応

表５に太陽光発電出力変動に要求される性能を10万kW級のガス焚き発電方式で比較している。AHATシステムの数値は目標値ではあるが，起動時間，負荷変化率，運用負荷範囲で優れており系統安定化に寄与できると考えている。

表５　太陽光発電出力変動に要求される性能

◎：優位、○：ベース、△：劣る

要求される性能	発電方式（10万kW級ガス焚きで比較）		
	AHAT（目標値）	GTコンバインドサイクル	従来汽力
発電開始までの立ち上げ時間が短いこと	◎ 30分（ホット） 60分（コールド）	○ 60分（ホット） 180分（コールド）	△ 180分以上
急激な需要変動に対応可能な出力変化速度であること	◎ 8.3～10%/分	○ 5%/分	△ 3～5%/分
最低負荷が小さいこと	◎ 25%負荷	△ 50%負荷	◎ 20%負荷
十分なガバナフリー容量およびLFC容量が確保できること	○ LFC対応	○ LFC対応	◎ ガバナフリーおよびLFC対応
低負荷運転時に効率の低下が少ないこと（50～100%負荷時の効率、HHV）	◎ 43～51%	○ 40～50%	△ 38～40%

5．おわりに

実用化要素技術試験の状況を中心に，AHATの開発状況を報告した。今後，実用化に向けた発電効率の向上や，実証機での検証を行い，2010年代後半の市場投入を目指している。関係各位のご指導，ご鞭撻を賜れば幸いである。

なお，本研究，開発は，経済産業省資源エネルギー庁電力・ガス事業部からエネルギー使用合理化技術開発補助金を受けて実施された。ここに謝意を表する。

参考文献

(1) 資源エネルギー庁，Cool Earth エネルギー革新技術計画について，(2008)。例えば，http：//www.enecho.meti.go.jp/policy/coolearth_energy/index.htm
(2) 幡宮，高湿分空気を利用したガスタービン発電技術，火力原子力発電技術協会誌，552，47-54，(2002)
(3) 圓島，他，高湿分空気を利用したガスタービンシステム（AHAT）の開発，平成19年度火力原子力発電大会，(2007)
(4) 高橋，他，アドバンスト高湿分空気利用ガスタービン（AHAT）の研究開発－3MW級検証機の開発とシステム成立性の検証－，電中研報告書，(2008)
(5) S., Higuchi, et al：Test Results from the Advanced Humid Air Turbine System Pilot Plant－Part1, ASME Turbo EXPO 2008, ASME Paper GT2008-51072 (2008)
(6) H., Araki, et al.：Experimental and Analytical Study on the Operation Characteristics of the AHAT System, ASME Turbo Expo 2011 GT2011-45168 (2011)
(7) 低炭素電力供給システムに関する研究会資料，経済産業省資源エネルギー庁，(2008)
(8) C. Myoren, Y. Takahashi, Y. Kato：Multi-Objective Optimization of Three-Dimensional Blade Shape for an Axial Compressor in Transonic Stage, IGTC2011 Osaka TS-0055, (2011-11)
(9) 高橋康雄，明連千尋，岸部忠晴，加藤康弘：二次流れを考慮した圧縮機出口案内翼の最適化，第38回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集，pp.83-88，(2010)
(10) 堀内康広，ガスタービン翼の高湿分冷却試験，第13回動力・エネルギー技術シンポジウム講演論文集，pp.487-488 (2008)
(11) Koganezawa, T, Abe, K., Miura, K., Saito, T., Inoue, H., "Performance of a Cluster Nozzle Burner for the Advanced Humid Air Turbine," IGTC2007 Tokyo TS-134, (2007)．

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

論説◆解説

特集：航空用，発電用エンジンシステムの最近の開発動向

JAXAにおける未来型航空エンジンシステムの研究

田口　秀之*1　TAGUCHI Hideyuki
岡井　敬一*1　OKAI Keiichi

キーワード：水素燃料，バイオ燃料，極超音速，電動，燃料電池，ハイブリッド推進系

1．はじめに

JAXAでは現在，クリーンエンジン技術の研究開発を推進しており，地球環境に適合したターボファンジェットエンジン技術の確立を目指している。また，更なるCO_2排出の低減を目指して，バイオ燃料や水素燃料を用いた未来型航空エンジンシステムの研究を進めている。

本稿では，「地球環境への適合および石油燃料の代替」という観点で取り組んでいるエンジンシステムの一例として，水素燃料を用いた「極超音速ターボジェット」および「ガスタービン／燃料電池ハイブリッド電動推進系」の研究状況を紹介する。

2．CO_2排出量低減の必要性

1997年12月，京都で開催された「気候変動枠組条約第３回締約国会議（COP3）」において「京都議定書」が採択された。京都議定書では，条約を批准している先進国に対し，二酸化炭素（CO_2）やメタンなど6種類の温室効果ガスの排出量を1990年の排出量より一定数削減することを義務付けているが，京都議定書においては国際航空分野の規制化は国連機関である国際民間航空機関（ICAO）が担うことが定められ，現在規制化にむけた議論が行われているところである。

航空機の業界団体である国際航空運送協会（IATA）は，暫時のCO_2抑制に向けた指針を示しつつ，長期的に2050年までにCO_2排出量の半減を目標に掲げている[1]。

これまでも段階的に航空機の技術が進歩し，CO_2排出の観点でいえばエンジン技術・機体技術はこの半世紀で格段の進歩をしている。ただ，今後確実視される旅客量や航空機運航回数の増大と，環境負荷の低減，限りある資源の利用という観点からは，航空機の在り方も遠くない将来に質的な変化が迫られると考えられる。限りある化石燃料からの脱却など航空機の開発・利用両面からの視点が重要であり，ここではIATA目標にあるような高いハードルを越えるためには，「水素燃料」や「電気」といった，直接CO_2を排出しないエネルギー貯蔵手段の利用を検討する必要がある。

3．CO_2排出の低減手段=燃料革新とシステム電化=

現在の航空用ジェット燃料は，米国の標準化団体である米国試験材料協会（ASTM）によるASTM D-1655等で規格が定められており，従来は原油由来の燃料に限られていたものが2008年に合成炭化水素（FT-SPK）燃料，2011年にはバイオ（Bio-SPK）燃料が認証化された[2]。いずれも従来の原油由来の燃料に性状が準拠し，既存燃料に継ぎ足し可能な燃料として扱われる。これらの新しい燃料の認証化によって，中期的展望として原油以外の複数の燃料確保手段を得ることが出来，特にバイオ燃料の場合，カーボンニュートラルの視点から相当のCO_2排出がないものとみなされ得る点で低炭素化に貢献するという利点が挙げられる。

一方，長期的には，CO_2を全く排出しない，水素燃料を導入することが望ましい。CO_2低減のために水素燃料を導入する場合には，CO_2を排出しない燃料製造過程を導入する必要がある。当面は製鉄所などから発生する副生水素ガスを利用することが現実的であると考えられる。また，長期的には太陽電池や風力等の発電量の変動が大きい自然エネルギーの貯蔵手段として水素燃料を製造することが有効と考えられる。2016年頃には水素燃料自動車の普及開始が見込まれるため，水素燃料に関するインフラ整備は社会全体で急拡大し，水素を燃料として用いた航空機の導入も安全性確保を含め敷居が低くなってくると考えられる。

水素燃料は，重さあたりの発熱量がジェット燃料の３倍あり，軽量化が重要な航空機にとって有利である。一方，密度が小さいために，燃料タンクが大きくなる傾向があるため，揚力を発生する胴体と組合わせる等の機体設計と合わせて検討する必要がある。水素燃料を航空機に適用する場合は，貯蔵タンクの重量を軽くするために，低圧で高い密度となる液体水素の状態で搭載することが現実的である。

4．極超音速ターボジェットの研究

現在，JAXAにおいて，液体水素燃料を用いた極超音速ターボジェット（図１）[3]の研究を進めている。この

原稿受付　2012年３月20日
＊１　宇宙航空研究開発機構研究開発本部ジェットエンジン技術研究センター
〒182-8522　東京都調布市深大寺東町７-44-１

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

図１　極超音速ターボジェットエンジン

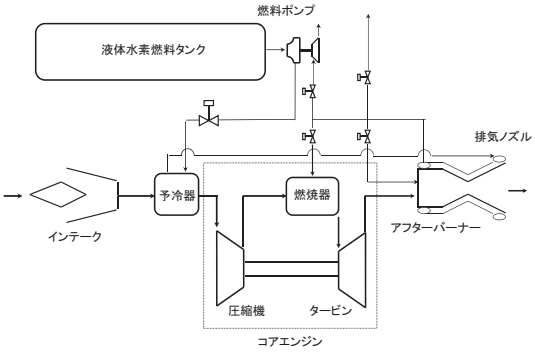


図２　予冷方式の極超音速ターボジェットエンジンの系統図

エンジンは，液体水素が－253℃の極低温であることを利用して，エンジン入口空気を冷却することで，地上静止からマッハ５の極超音速飛行まで作動することを可能にしている。

図２に極超音速ターボジェットの系統図を示す。マッハ５で流入する空気は，インテークで亜音速に減速される。インテークは，飛行中に大きく変化する飛行速度・高度に合わせて常に最適な状態の空気をエンジン内に導くために，流路形状を変更する機能を持つ。エンジン内部に導入された空気は，予冷器（熱交換器）で液体水素との熱交換によって冷却される。その後，コアエンジンで昇圧・昇温し，アフターバーナーで高温燃焼ガスを生成する。高温燃焼ガスは排気ノズルで超音速に再加速され，エンジン後部に排出される。燃料の液体水素は，エンジン入口に装着された予冷器で高温空気を冷却した後，排気ノズル壁面を冷却し，最後にコアエンジンの燃焼器とアフターバーナーに供給される。この過程で液体水素に吸収された熱エネルギーは，アフターバーナーで高温燃焼ガスに供給され，推進力として利用される。

図３に飛行実証用の極超音速ターボジェット[4]の断面図を示す。また，表１に，このエンジンの諸元を示す。極超音速飛行状態を再現する風洞設備でのマッハ５飛行環境試験を想定し，全長を2.7mとした。また，極超音速飛行時の空気抵抗を最小限にするため，全ての部品を正面から見て23cm角の正方形断面内に収めるようにしている。小型エンジンだが，スペースプレーンや極超音速旅客機に搭載されるエンジンの機能を実証することが出来る。

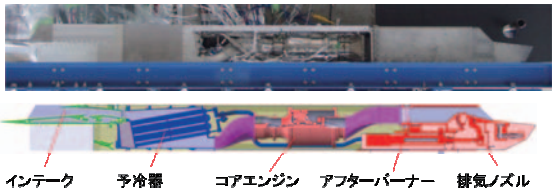


図３　飛行実証用極超音速ターボジェットエンジンの構成
（上：外観写真、下：断面図）

表１　エンジンの諸元

項目	数値	単位
全長	2.7	m
全幅，全高	0.23	m
回転数	80000	rpm
空気流量	1.0	kg/s
コアエンジン燃焼温度	950	℃
アフターバーナー燃焼温度	1700	℃

インテークは長方形断面の可変インテークとし，圧力バランスによって可動壁を動かす力を低減する機構[5]を備えている。予冷器では，空気流量当たりの熱交換面積を確保するとともに，圧力損失を低減するために，予冷器を斜めに配置して空気流を曲げる方式をとった。コアエンジンとしては圧縮機の圧力比が6 の水素燃料ジェットエンジンを設計・製作した。極超音速飛行時の十分な冷却能力を確保するために，液体水素燃料は理論混合比より多く供給して，アフターバーナーにおいて1700℃程度の燃焼を行うこととした。これはロケットエンジンと同様の原理で，分子量の小さい水素を多めに投入することで排気速度を向上させ，極超音速飛行時の推力向上を図るためである。

極超音速ターボジェットの地上燃焼実験[6]は，JAXA能代ロケット実験場（秋田県能代市），および，JAXA大樹航空宇宙実験場（北海道大樹町）で実施した。

液体水素燃料を使用する燃焼実験は，安全確保のために基本的に屋外で実施している。これは，想定外の事象で水素が漏れて屋内に滞留すると，爆発する危険性があるためである。研究開発にあたっては，宇宙輸送用ロケットで培った水素管理技術を参照しながら，水素の安全管理技術を確立することを目指している。こうした安全管理技術を得て，水素燃料の旅客機適用も可能になるものと考えている。

図４に，実験に使用した模擬機体と極超音速ターボジェットの断面図を示す。模擬機体には計測制御機器，液体水素燃料タンク，ヘリウムボンベ，気体水素ボンベ等を搭載した。液体水素燃料は，外部のコンテナから模擬機体に搭載された液体水素タンクに移充填された後，ヘリウム加圧によってエンジンに供給された。液体水素を加圧するためには，通常，気体ヘリウムか気体水素が使用される。これは，水素よりも沸点の低い気体でないと，極低温の液体水素の影響で液化してしまい，加圧で

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

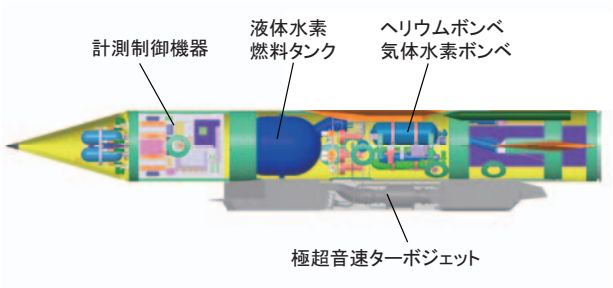


図４　模擬機体と飛行実証用エンジン

きないためである。コアエンジンの燃料流量の制御は微調整が必要なため，初期段階の実験では，取り扱いの容易な気体水素を供給して実験を行った。一方，液体水素を使用する場合，臨界圧（約14気圧）以下では配管の熱容量で容易に気化して流量が安定しないため，配管の温度状態も考慮した燃料制御を行う必要がある。現在は，そのための要素データを取得しているところである[7]。

図５に地上燃焼実験時の外観写真を示す。地上燃焼実験においては，空気流量は予冷後に大きく上昇し，２倍近くに達した。これは，予冷によってエンジン入口温度が低下して，空気の密度が上昇したためである。エンジンの推力は空気流量にほぼ比例するため，予冷によって，離陸時に約２倍の推力が得られることになる。

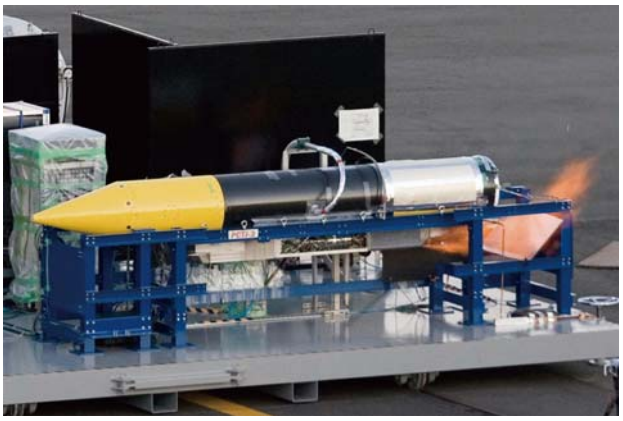


図5　燃焼実験時の外観

５．ガスタービン・燃料電池ハイブリッド電動推進系

JAXAではCO_2排出量低減の観点からも，また，国内航空機産業振興の観点からも航空機における電動化技術の重要性は今後も益々増大するものと考え，要素技術の研究や新しい概念の検討を進めている。図６に示すのは要素技術の一例で，小型航空機適用を想定した推進用の電動モータである[8]。回転子が外側にあるアウタロータ式で，構成上の工夫により高効率化と小型軽量化を図っている。本モータの構成が従来のモータと異なる点は，１つの回転子に固定子が２つ組み込まれた冗長モータである点で，単発が主流の小型機における信頼性確保も狙っている。

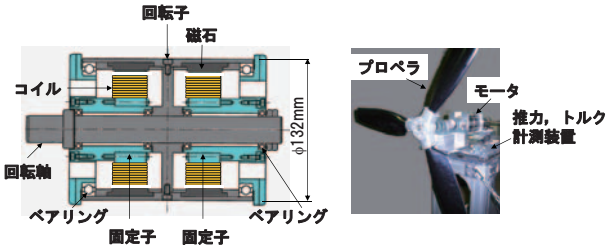


図６　JAXA 小型航空機用モータ

同様の機能を内燃機関で実現することは困難だが，電動モータであれば簡単に実現できる。本モータは本体以外も複数の独立した制御器と電池によって電気的に冗長系が構成されるが，このような構成は旅客機における一層の電化MEA（More Electric Aircraft）技術としても有望視されているものであり，本システムを用いた実証試験は，MEAの新しい技術コンセプトの検証や各種電気デバイスの実証としても有用と考えている。また，本モータは回転位置の検出にセンサを用いない特殊な制御方法を採用しているが，このような方式や冗長システムを採用した理由は，MEAの電動アクチュエータ技術としても発展できることを視野に入れているためである。

このようにJAXAではMEAの概念を広義に捉え，電動推進系の要素技術研究に二つの意義を見出している。一つは，小型航空機の推進系電動化に直接寄与することにより，小型航空機そのものの高性能化と高機能化を図ることである。もう一つは，推進系まで含めた全システムが電動化されることの利点を，飛行環境下での実証試験を通じていち早く理解し，MEA技術の高度化につなげることである。

推進系は航空機システムの電化の中で最も困難な対象といえるため，長期的かつ段階的な開発が必要だといえる。図７に，航空機電化のステップのイメージを示す。現在は推進系まで完全に電動化されているのは１人～２人乗り程度の小型機のみで，旅客機クラスはシステムの一部が電化されているにすぎない。旅客機のシステムが電化されることと，旅客機の推進系が電化されることの間には非常に大きな技術的ギャップがある。そのため，

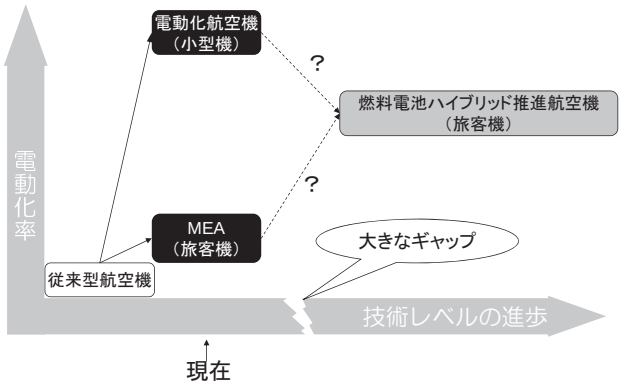


図７　航空機電動化の進展

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

図８　JAXA ガスタービン/燃料電池ハイブリッド電動推進航空機イメージ

旅客機の推進系も含めた電動化の最初の形式としては，電源として燃料電池と熱機関を複合させたハイブリッド電源による電動ファン航空機（ガスタービン/燃料電池ハイブリッド電動推進航空機）が有望だと考えている。

JAXAが考えるガスタービン/燃料電池ハイブリッド電動推進航空機のイメージを図８に示す[9]。JAXAでは，本稿で紹介したように極超音速機を対象として水素ジェットエンジンの実現のための技術開発を行っており，そのコアエンジンと燃料管理・供給系の技術はそのまま亜音速旅客機技術へ適用されることが期待できる。液体水素を燃料としたジェットエンジンをベースラインとして，燃料電池とのハイブリッド発電によるエンジンシステムの構成を想定している。電動の航空機では電動のモータを推進用に搭載するが，図では，電動駆動のファンを翼面上に分散配置している。

燃料電池は，熱機関の効率限界を乗り越える可能性をもつ一方で作動特性や重量の制約を踏まえると，単独の動力源として推進系に適用することは当面困難と考えられる。いわゆるハイブリッド自動車のようなガソリン（レシプロ）エンジンと二次電池，電動モータを組み合わせた航空機用エンジンは，ドイツのFlight Design社が開発している[10]。大型の航空機に適用する電動推進系では，動力の取得の仕方として幾つか考えれられる。主な候補としては，ガスタービン単体，燃料電池とガスタービンの組み合わせ，燃料電池に適切な昇圧昇温機構を加えたもの，バッテリ単体が挙げられる。後二者は単体では重量の観点で困難と思われるが，バッテリ（二次電池）を他との組み合わせで用いることは有効と思われる。著者らが考えるハイブリッドエンジンは，旅客機で多くの実績のある，小型高出力で運転特性も良好なガスタービンと，巡航時のように高効率を求められるフェーズでの利用が期待される燃料電池を組み合わせたもので，図９のイラストに一例としてのイメージを示す。小型機用では，燃料電池とガスタービンを別々に並置して切り替えることも考えられるが，旅客機で用いる場合は，燃料電池として高温型の固体酸化物型燃料電池（SOFC）を用い，ガスタービンの昇圧機構や再熱機構を組み合わせることが有効となるので，直列や直並混合が有望と考え，他の方法と合わせて解析検討を行っている。

次に，旅客機規模の電動化航空機実現にあたって障害となるのが，推進用モータの大型化である。従来のモータは小型であれば出力に対する重量も航空機に用いても

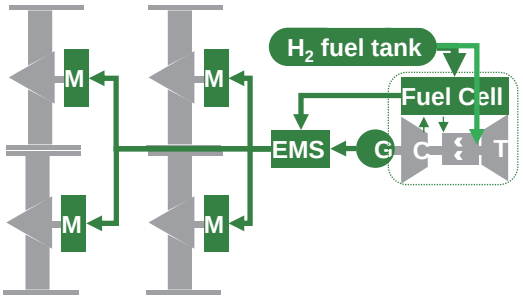


図９　ガスタービン/燃料電池ハイブリッドエンジン概要

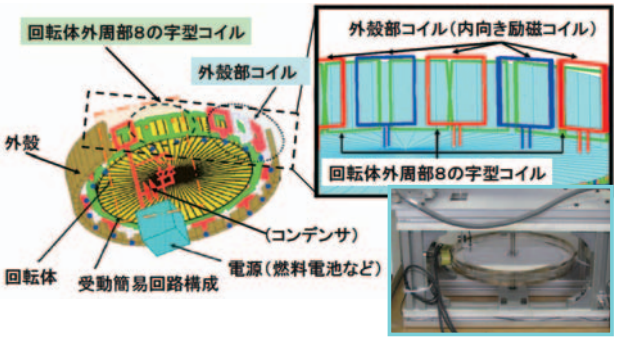


図10　外周駆動電動ファンの概要（写真は実証模型）

問題ない程度だが，大型化すると要求出力レベルに対してモータ重量が過大になってしまう。これを解決しない限り，推進系の電動化を旅客機規模で果たすことは出来ない。そこで，JAXAでは，旅客機規模の航空機の推進系に適用可能な大口径軽量ファンの概念を考案した[11]。この概要図を図10に示す。

一般的な電動モータは鉄心や永久磁石などを使用するため出力あたりの重量が大きく，サイズが大きくなった場合の軽量化が困難である。提案する電動ファンシステムでは，この問題を解決することが可能な「大口径軽量外周駆動モータ」の原理を採用している。外殻部に配したO型コイルに電流を流して変動電流を発生させることで，ファン外周部に配した８の字型コイル部分に磁場と電流を生じさせ，それらの相互作用によって回転駆動力を発生させる。この方法では，比較的小さな力でファンの回転に必要なトルクを発生させることが出来る。O型コイルは，コンデンサと直結されており，未使用の磁気エネルギーをコンデンサに回収することでエネルギーの有効利用も図ることが出来る。このコンデンサから外殻部のコイルに短時間に大電流をパルス的に流すことで，鉄心や磁石なしでも損失の小さいモータを実現することが出来，重量軽減に繋がる。

このファンシステムは動力源である燃料電池などの発電機部分と軸で分離配置することが出来るので，エンジン分散化や推力偏向・格納も原理上可能である。この電動ファン概念や電動ファンを含むハイブリッドエン

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

ジンシステムの特性を最大限活かすのが水素燃料であり，エンジン分散配置化を可能とする翼胴一体化機体（Blended Wing Body（BWB））形式である。MEA技術と同様に，ハイブリッド推進系そのものは，ジェット燃料やそれと同等の性状を持つバイオ燃料，その他の有望な新燃料であっても適用可能であるため，研究開発を推進するハイブリッド航空機技術の進展毎に，現状機体の延長上に有効な適用先を見出すことが出来ると考えている。

6．まとめ

本稿では，CO_2を全く排出しない未来型航空エンジンシステムとして，水素燃料を用いた「極超音速ターボジェット」と「ガスタービン／燃料電池ハイブリッド電動推進系」に関する研究状況を紹介した。

地球環境保全を目的とした低炭素化の流れは地上だけの話だけではなく，空にもあてはめられつつある。規制もいずれかけられることが想定されるが，国際航空の枠組みで各国が具体的な指針を持って取り組むまでには一定の時間がかかりそうであり，その中で，環境への配慮だけではなく原油に代わる代替燃料模索の一環としても開発が進む航空用バイオ燃料の導入があと一歩のところまで来ている。長期的な視野にたってさらに飛躍的なCO_2排出低減を実現するためには，水素燃料の導入が有望である。JAXAでは，液体水素燃料を用いた極超音速機ターボジェットの研究開発を行っており，その成果を，亜音速機にも適用出来るように技術蓄積を行っているところである。

水素燃料導入のさらに先には，ガスタービン／燃料電池ハイブリッド電動推進系の実現を目指している。電動化技術は航空機にとって新しい推進技術であり，低CO_2のみならず，低騒音，低振動，低コスト，メンテナンスフリー等様々な利点が期待できる。旅客機のエンジンに適用されるまでには非常に長期的な取り組み必要だろうが，小型の電動化航空機で実績を積みながら，着実にMEA技術として旅客機にも適用され，進歩していくことが予想される。

JAXAでは，水素燃料航空機，ならびに電動化航空機に必要な技術研究開発を関係各機関と連携し，積極的に進めていく予定である。

参考文献

(1) The IATA Technology Roadmap Report, 第3版, 2008.

(2) 岡井敬一，本郷素行，藤原仁志，小林弘明，田口秀之，航空用代替燃料の将来展望，第49回飛行機シンポジウム講演集 1C5 , 2011.

(3) 田口秀之，二村尚夫，柳良二，舞田正孝，「宇宙航空機に適用する予冷ターボエンジンの性能解析」，宇宙航空研究開発機構研究開発報告，JAXA-RR-04-039，2005.

(4) Taguchi, H., Sato, T., Kobayashi, H., Kojima, T., Okai, K., Fujita, K. and Ohta, T. “Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments,” AIAA 2005-3419, 2005.

(5) 小島孝之，田口秀之，岡井敬一，小林弘明，佐藤哲也，「矩形形状可変インテークのマッハ5空力特性」，日本航空宇宙学会論文集，第53巻，第622号，pp.532-540，2005.

(6) Taguchi, H., Harada, K., Kobayashi, H., Kojima, T., Hongoh, M., Masaki, D., Sawai, S., Maru, Y. and Sato, T. "Qualification Test of a Hypersonic Turbojet Engine for a Flight Experiment", Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010.

(7) Kobayashi, H., Taguchi, H., Kojima, T., Maru, Y. and Sawai, S., "Windmilling Start of the Precooled Turbojet Engine during Supersonic Flight", Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010.

(8) 小林宙，西沢啓，岡井敬一，航空用電動推進系の動向と課題，第49回飛行機シンポジウム講演集 1C6 , 2011.

(9) Okai, K., Fujiwara,H., Nomura, H., Tagashira, T. and Yanagi R., "Simplified Analysis on the GT-FC Hybrid－Powered Propulsion System", Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2012.

(10) Sigler, D., Motor and Controller Technology, CAFE Foundation Electronic Propulsion Presentation, 2009.

(11) 岡井敬一，将来の航空機エンジン適用をめざした大口径軽量外周駆動モータ概念，日本機械学会誌トピックス，日本機械学会誌2009年11月号，917，2009.

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

特集：航空用，発電用エンジンシステムの最近の開発動向

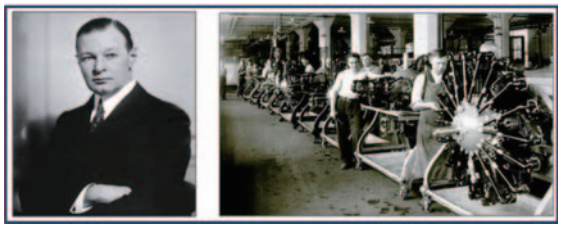
Fundamental Aspects of Gas Turbine Machinery Efficiency as Applied to Geared Turbofan Engines

Steven B. Johnson*1

1. Pratt & Whitney Origins

Pratt & Whitney (P&W) was formed in 1925 to develop and produce a technologically advanced radial air cooled aircraft engine. The direct connection to aviation and technology development has continued for more than eighty seven years with many landmark aviation products, such as the JT3D-Boeing707; the JT8D-Boeing727 and MD80; the JT9D-Boeing 747, the PW4000-Boeing 777 and Airbus A330; and an extensive line of military products: F100 in the F15/F16 fighters, the F119 engine used in the F22, and the F135 engine used in the F35 JSF aircraft. Illustration 1 depicts two images from the book "Pratt & Whitney Dependable Engines."

Illustration 1: P&W Origins
Below left: Photo of Frederick Rentschler, Founder of P&W
Below right: Early Production Assembly of Dependable Engines



© Pratt & Whitney

"The best airplanes can only be designed around the best engines." − *Frederick Rentschler*

2. Engine Trends

Gas turbine engines used in commercial aviation have developed into remarkably safe and efficient products. Over fifty years of continual development has advanced the basic concept of aviation gas turbines into today's recognizable form. Improvements in materials, analytical techniques and design evolution have steadily increased the efficiency of the engine. The path of this development has reached a point of diminishing returns as increased investment is yielding lower levels of improvement to the traditional direct drive engine architectures. Alternative concepts have been investigated by engine manufacturers. P&W, in particular, has tested advanced ducted propulsors, open rotor configurations, as well as geared turbofans (GTF).

3. Fuel Burn Importance

Starting in 2007, the rapid increase in fuel prices increased the operating costs of airlines. See Illustration 2 for a graph of rising jet fuel prices. The airline industry became more receptive to new engine technology that provided additional fuel burn benefits. Traditional 5% new engine program fuel burn improvements were no longer enough to offset the volatility of fuel prices.

Illustration 2: Historical Jet Fuel Prices
Spot Price Average of New York Harbor, US Gulf Coast, LA California (Amsterdam-Rotterdam-Antwerp), and Singapore

Reference: Energy Information Administration weekly data "Cindy Jacome 1/13 Historical Jet Fuel Prices-June.xls"

4. Engine Approaches for Fuel Burn

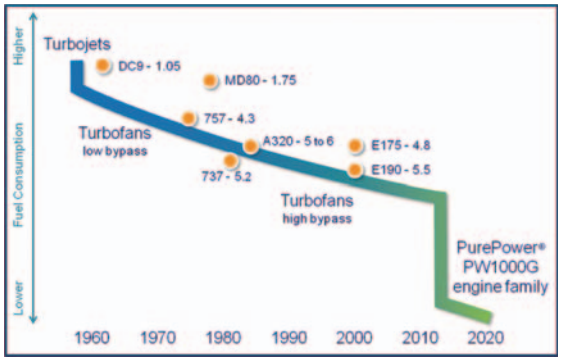
Subsonic commercial airline engines have evolved to improve efficiency using two distinct approaches: increasing propulsive efficiency by moving more air at a lower pressure, or by increasing thermal efficiency which improves the efficiency of converting fuel energy into work. Propulsive efficiency improvements are characterized by larger fans. Thermal efficiency is characterized by smaller cores running at higher pressures and temperatures. The net effect of this evolution can be represented by bypass ratio, which is the ratio of fan flow over core flow, as presented in

原稿受付 2012年4月9日
＊1 Pratt & Whitney, East Hartford, CT, USA

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

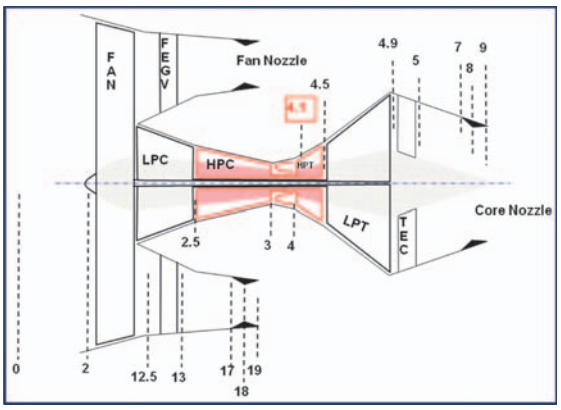
Illustration 3.

Illustration 3: Single-Aisle Bypass Ratio vs. Time



© Pratt & Whitney

Illustration 5: Functional Elements of Aircraft Engine Propulsor, Gas Generator, and Power Turbine

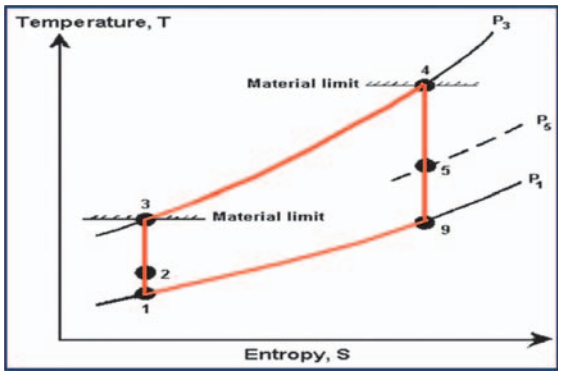


© Pratt & Whitney

5. Engine Limits

All gas turbines are based upon the Brayton thermodynamic cycle. The upper corners of the Brayton cycle plot translate directly into engine internal temperature conditions, which ultimately limit how aggressive the core pressures and temperatures can be. A representation of an engine cycle and the conventional engine station definition is shown in Illustrations 4 and 5. The temperature at the high pressure compressor (HPC) exit (T3) and the turbine inlet (T4) are the defining internal temperatures which limit the engine core. The T4 temperatures of modern engines are running well above the melting temperature of the HPT blade and vane alloys. Typically the HPC exit is a source for cooling air for the turbines and it is not uncommon to use up to one third of core airflow to provide cooling flows for the hot turbine hardware.

Illustration 4: Ideal Brayton Cycle



© Pratt & Whitney

6. Core Thermal Efficiency

Core thermal efficiency is a function of the system compression ratio represented as overall pressure ratio (OPR). The engine cycle does not differentiate the source of the pressure from high pressure or low pressure compressor. The chart in Illustration 6 documents the relationship. Significant increases in thermal efficiency derive from increases in temperature capability, requiring improvements in material or reduction in life with an associated increase in maintenance cost. From the following chart, a thermal efficiency increase of 4% would require a 20% increase in OPR and an increase of 200 degrees F in turbine rotor inlet temperature (T4.1).

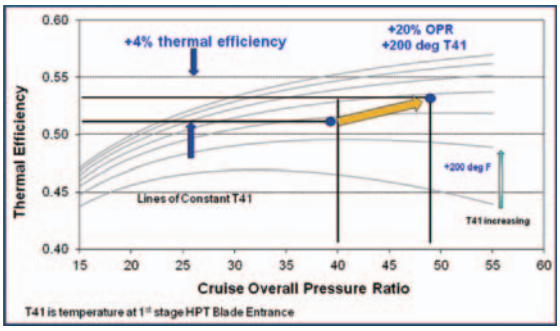
The core thermal efficiency relationship clearly shows the fifty years of development in efficient cores and related technology and also demonstrates the difficulty in making further large incremental increases in core thermal capability.

7. Propulsive Efficiency Approaches

The second area in improving engine performance is increasing propulsive efficiency. P&W has extensively studied many engine configurations to improve propulsive efficiency open rotors, ducted propellers and geared fans, per Illustration 7. All the configurations shared the characteristic of a low pressure ratio fan or propeller rotating at a relatively low RPM. As an interesting aside, all the configuration concepts developed required a reduction gearbox to properly match the low RPM fan to the remaining work-producing turbomachinery. Once these engine concepts were built and tested, a thorough understanding of the advantages and shortcomings was reached. The objective was to maximize propulsive efficiency, reduce noise, and retain a containment case system to minimize system impacts to the airframe and other engines from blade

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

Illustration 6: Thermal Efficiency
4% Increase Requires 20% OPR Increase and 200F+ Temperature



© Pratt & Whitney

release. The optimum configuration selected was the geared turbo fan. The GTF couples a large fan with an acoustically treated containment case, along with a speed reducing gearbox, for a fuel-efficient, low-noise and readily installable configuration.

Illustration 7: Alternate Engine Arrangements
Over Twenty Years of Technology and Cycle Development

© Pratt & Whitney

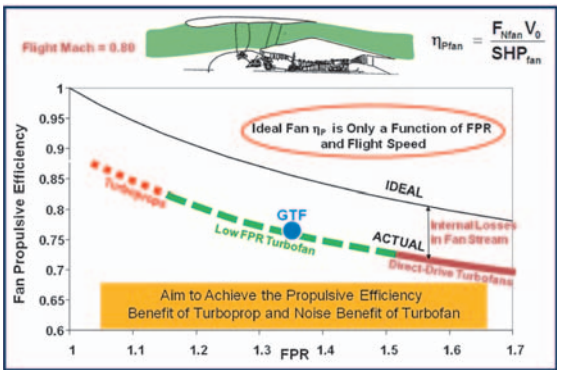
8. Propulsive Efficiency

A curve of propulsive efficiency relative to fan pressure ratio is shown below in Illustration 8. The execution of a low pressure ratio fan requires detailed execution of aerodynamic design achievable through modern computational fluid dynamics (CFD) tools and lightweight low temperature structures, both of which are readily available.

9. Propulsive Efficiency With A Conventional Arrangement

Achieving improved propulsive efficiency with a conventional arrangement which directly ties the low pressure turbine (LPT) to the fan results in a compromise. The fan demands a large diameter turning at low RPM for a low pressure ratio design. Conversely, the LPT needs to provide the required

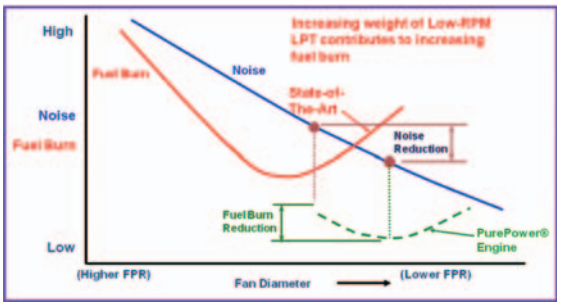
Illustration 8: Propulsive Efficiency for Fan Bypass System
Propulsive Efficiency is Determined by Fan Propulsive Efficiency



© Pratt & Whitney

work to drive the fan turning at slow speed. The low speed requires a large mean radius of the LPT and a larger number of stages, adding weight and expensive disk and airfoil sets. The implementation of an LPT in a high bypass direct drive engine actually becomes a defining feature of the engine. The additional LPT weight being added through additional large diameter stages offsets the positive fuel burn effect of the low pressure ratio fan. See Illustration 9. The long, large diameter LPT actually determines the engine installed position on the airplane both axially and horizontally relative to the wing.

Illustration 9: Fundamental Propulsion System Characteristic Shift Required to Improve Fuel Burn and Reduce Noise–Available with PurePower® Engines



© Pratt & Whitney

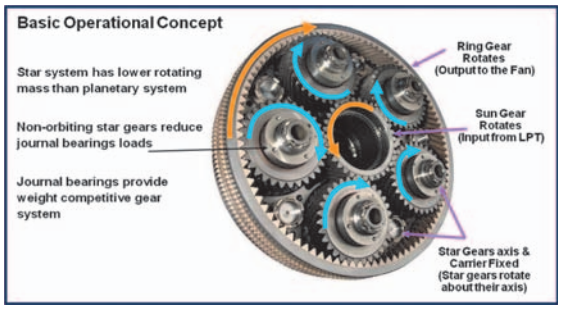
10. Fan Drive Gear System (FDGS)

P&W is uniquely positioned to make an engine speed reduction gearbox, as sister divisions within our parent corporation, UTC, have extensive experience developing reduction gearboxes for helicopters (Sikorsky) and turbo prop aircraft (P&W Canada). The fan drive gear system developed for the PurePower® engine family has only seven moving parts and has been designed to address all the legacy issues of lubrication, gear alignment and axial thrust in

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

a simple robust, proven system which has undergone extensive testing. See Illustration 10.

Illustration 10: PW1000G Fan Drive Gear System (FDGS)

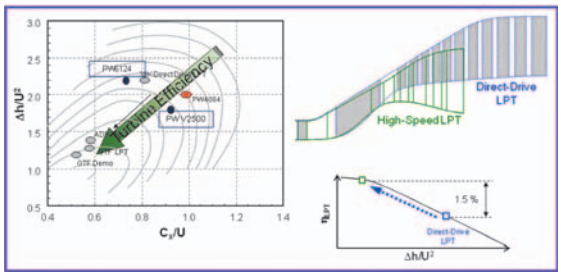


© Pratt & Whitney

11. Low Spool Advantages

With the decision to utilize a reduction gearbox in the engine, options are available to optimize all the low spool components, as their speed is no longer dictated by the fan speed. To directly take advantage of the high speed low spool, P&W has developed both a high speed low pressure compressor (LPC) and a low pressure turbine (LPT). For the LPC, more pressure rise can be achieved across three stages of airfoils than with four to five in a conventional low speed LPC. The LPT benefit is enormous in that three stages can be used to perform the task of six to seven in a high bypass ratio (BPR) engine, and the higher speed allows significantly improved LPT efficiency, as shown in Illustration 11.

Illustration 11: Power Turbine/Transfer Efficiency
High-speed Power Turbine Enables Installation, Low Weight, and High Efficiency



© Pratt & Whitney

12. Open Rotor Installation

Many discussions are occurring within the propulsion industry related to open rotor configurations. The propulsive efficiency is high, due to the inherent high BPR, but the resulting size and installation effects have not been fully addressed in a configuration which can be certified for commercial revenue use. Illustration 12 shows a notional installation of a geared turbofan and open rotor-dual counter rotating design at equivalent thrust levels.

Illustration 12: Open Rotor Installation Challenges
Notional Single-Aisle Aircraft, Equivalent Engine Thrust Levels

© Pratt & Whitney

13. PW1000G and Japan

The initial selection of the PW geared turbofan architecture arrangement was on the Mitsubishi Regional Jet. Mitsubishi was the first airframer to make the bold move to a technology-differentiated engine in a visionary regional jet aircraft. The selection has initiated a broad range of high technology engine-related work across premier engineering and manufacturing industries of Japan. The PurePower® family of engines uses extensive light weight structure in the fan, such as the composite fan containment case produced by IHI Corporation. The Japanese Aero Engine Corporation (JAEC) is a major partner responsible for the fan, LPC and LPT shaft in the PurePower® engine being developed for the A320neo (PW1000G-JM). JAEC is providing both design and manufacturing expertise for improving aerodynamic performance and reducing the weight of these key components.

14. Next Steps

The introduction of a step change in technology and a revision to the engine architecture creates a great opportunity. The FDGS enables technology progression for propulsion efficiency, leveraging the continued evolution in core thermal efficiencies. P&W is extremely proud to have introduced this new engine design on the Mitsubishi MRJ next generation regional jet, and looks forward to continued technology advancement with Japanese industry participation.

This article is not subject to the EAR per 15 C.F.R. Chapter 1, Part 734.3 (b) (3)

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

技術論文

航空用ガスタービンエンジン燃焼器の希釈流配分およびライナ冷却流流出位置がNOxに及ぼす影響

Effects of dilution flow balance and liner-cooling flow outlet location on NOx emission in an aircraft gas turbine engine combustor

森合　秀樹[*1*2]　MORIAI Hideki
黒瀬　良一[*2]　KUROSE Ryoichi
小森　悟[*2]　KOMORI Satoru

ABSTRACT

It is very important to predict the internal combusting flow fields and NOx emission for efficient design and improvement of low-NOx combustors for aircraft engines. In this study, steady RANS simulation is conducted on the sector combustor model for a regional jet aircraft engine. The effects of dilution air flow balance between liners and liner-cooling air flow outlet location (i.e. effect of single/double wall liners) are investigated. The results show that the numerical results are in general agreement with the experimental ones. The equal dilution air flow balance between liners and the downstream liner-cooling air flow outlet location by using double-wall liners are desirable design options for low NOx combustor.

Key words：Spray Combustion, RANS Simulation, NOx, Aircraft Gas Turbine Engine, Combustor

1．緒　　言

世界的な環境意識の高まりを受け，航空機に対するNOx，CO，スモークといった微量生成物の排ガス規制が近年ますます厳しくなってきている。航空機は，航空機環境保全委員会（CAEP：Committee on Aviation Environmental Protection）が採択する規制により厳しく排ガス量が制限されるが，2008年発効のCAEP/6規制では，NOxの排出量規制が従来規制に対して12％削減され，2014年発効のCAEP/8規制おいては，さらに15%削減強化されることが決定されている。そして，すすを初めとした粒子状物質等の微量生成物とともに，今後規制がさらに強化されていく見通しである[(1)]。こうした背景から，航空エンジンの開発においては，エンジンのコアコンポーネントであり，これら微量生成物の発生源である燃焼器に対する技術要求が今後益々高まっていく状況にある。

航空エンジン用の燃焼器開発においては，通常，既存開発品やデータをもとに要求仕様に適合する燃焼器ハードウエアを多数製作し，実験と改良設計の繰り返しを主体とした試行錯誤により性能仕様を満足させていくというプロセスを踏むため，開発には長い期間と莫大なコストがかかるのが一般的である。従って，このプロセスを数値解析により代用できれば，燃焼器開発に関わる期間・コストを大幅に削減することが可能となる。

しかしながら，航空エンジン用燃焼器の内部流れは，噴霧，微粒化，旋回流を伴う乱流混合や，無数の化学反応メカニズムを含む複雑な現象より構成されるため，数値解析による再現は非常に難しく，現在でも予測精度が高いツールは殆ど存在しないのが実情である。近年，計算手法としては，調整パラメータの数が少なく，非定常乱流を模擬可能なLES（Large-Eddy Simulation）が特に注目されている。しかし，LESの噴霧燃焼場に対する微粒化モデルや乱流燃焼モデルがまだ研究段階にあるうえ，その計算負荷（計算リソース，CPU）が高いために，現状では実燃焼器の設計ツールとして実用化されているとは言えない[(2)-(4)]。従って，現在，実用の分野では，乱流現象を平均化した定常平均場を求めるRANS（Reynolds-Averaged Navier-Stokes）シミュレーションが主流である。RANSシミュレーションは，LESより精度は劣るものの，計算負荷が低いため，その結果の解釈次第では，設計ツールとして十分に利用可能であると考えられる。

本研究では，航空エンジン用低NOx燃焼器内部噴霧燃焼流れのRANSシミュレーションを実施することによ

原稿受付　2010年12月10日
校閲完了　2012年４月19日
＊１　三菱重工業株式会社　航空宇宙事業本部
〒452-0064　小牧市東田中1200
＊２　京都大学大学院工学研究科
〒606-8501　京都市左京区吉田本町

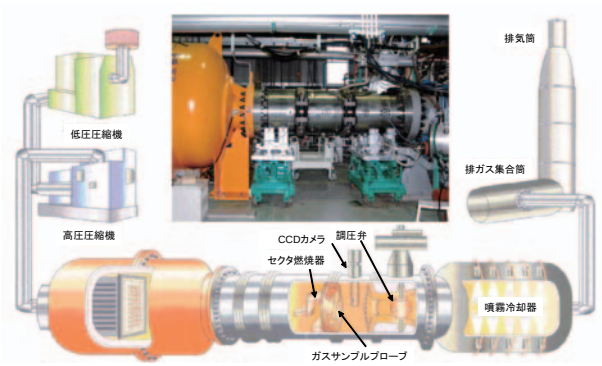
Download service for the GTSJ　member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

り，その適用性について検討を行った。特に，希釈空気流のアウタライナ/インナライナ間の流量バランスを変化させた場合，一重壁/二重壁ライナ適用によりライナ冷却空気流の流出位置を変化させた場合のNOx排出量への影響に着目し，試験データとの比較も行った。

2．数値解析法

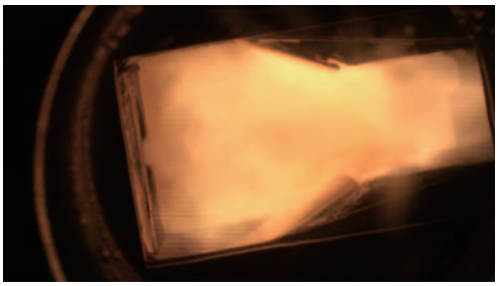
2.1　解析対象および解析条件

図１に燃焼試験を実施した宇宙航空研究開発機構（JAXA，東京都調布市）の高圧燃焼試験設備の全体図[5]，解析対象であるセクタ燃焼器（フルアニュラ燃焼器の1/6セクタ）および燃焼可視化状況（1/18セクタ燃焼器で，側壁を石英ガラスとした）を示す。本燃焼器は低NOx燃焼器の一形態であるRQL（Rich-burn, Quick-quench, Lean-burn）燃焼器である。図２にその概念を示す[6]。サーマルNOxが発生しやすい高温領域（当量比が１前後）を避けるため，燃焼器は上流側の当量比が高い主燃焼領域と当量比が低い下流側の希薄燃焼領域に分



(a) Test facility [6]

(b) Sector combustor (from the inlet view)



(c) Combustion visualization (from the side view)

Fig. 1　Test facility and the sector combustor

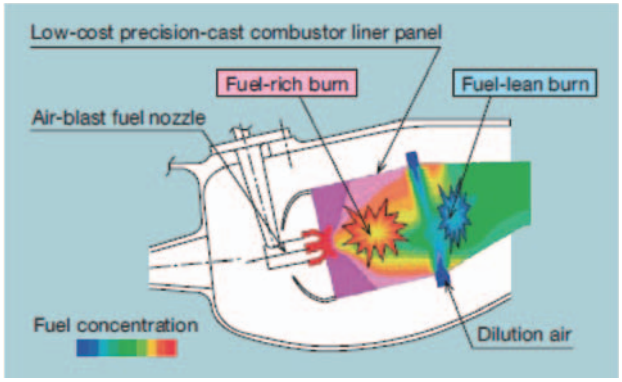


Fig. 2　Configuration of the RQL combustor [5]

かれる。両者の間にある希釈孔から大量に流入する空気により，主燃焼域で発生した高い当量比の燃焼ガス（過濃燃焼状態）は急速に希釈混合されて希薄燃焼状態に移行し，NOxの発生を抑える。

図３に解析領域および解析格子を示す。総接点数は約23万，総要素数は約80万である。流入境界は試験条件に合わせた空気流量固定条件とし，流出境界は圧力境界条件，側壁境界は周期境界条件とした。

解析条件としては，規制上NOx発生量が最も問題となり，かつ前述のセクタ燃焼試験にてデータが得られている機体上昇時（離陸時最大負荷の約85%相当）とした。図４に，対象とした３ケースの設計条件をまとめる。図中のDは希釈孔の直径である。CASE-1をベース条件として，CASE-2は希釈孔総面積を一定にしつつ希釈孔サイズをアウタライナ側で拡大，インナライナ側で縮小してアウタライナ/インナライナ間の希釈空気流量のバランスを変えたもの，CASE-3は主燃焼域のライナを一重壁から二重壁に変更することによりライナ冷却空気流の流出位置を主燃焼域の下流部に移行させたものである。なお，図４に示す燃料噴霧（Fuel sprayで示された円内）は解析結果であるが，図１の燃焼可視化写真中に示す噴霧状況に近い様相を呈していることがわかる。

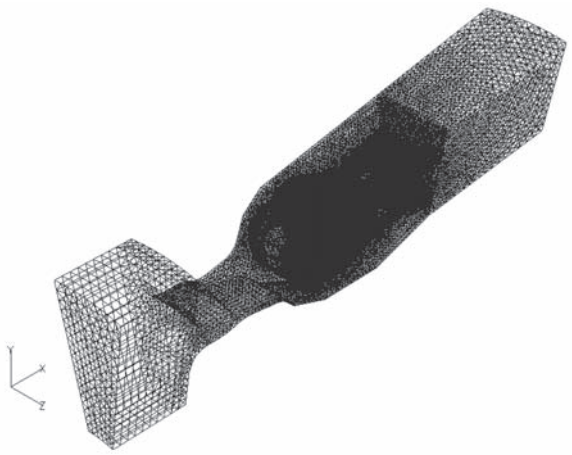
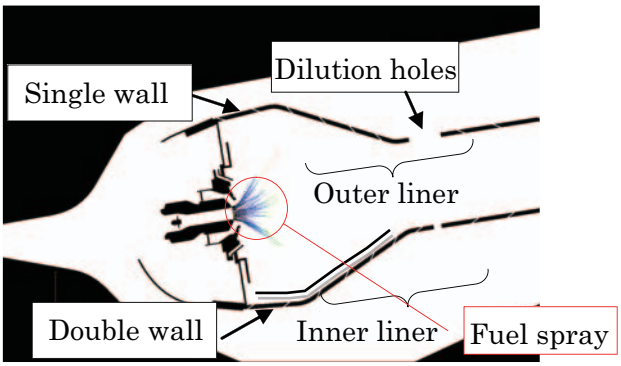


Fig. 3　Grid system and computational domain

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



	CASE-1	CASE-2	CASE-3
Dilution hole Diameter (Outer liner)	D	1.1D	D
Dilution hole Diameter (Inner liner)	D	0.88D	D
Wall type (Outer liner)	Single	Single	Double
Wall type (Inner liner)	Single	Single	Double

Fig. 4　Cases and conditions performed
(spray behavior is RANS simulation result)

2.2　解析手法

解析コードはSTAR-CD ver.3.26を使用した。以下に適用した解析手法の概要をまとめる。

・燃料：ドデカン$C_{12}H_{26}$（JET-A燃料模擬）
・反応形態：非予混合/拡散反応系
・反応モデル：標準Eddy Breakupモデル
・液滴粒径分布：Rosin-Rammler分布仮定
・液滴分裂：Reitz-Diwakar モデル
・反応式（三段総括反応）

$$C_{12}H_{26} + 6O_2 \rightarrow 12CO + 13H_2$$
$$CO + 0.5O_2 \rightarrow CO_2$$
$$H_2 + 0.5O_2 \rightarrow H_2O$$

・離散化スキーム: MARS（Monotone Advection and Reconstruction Scheme, 2次精度差分スキーム）
・解析スキーム：3次元圧縮性定常流れ，RANS（Reynolds-averaged Navier-Stokes）法
・乱流モデル：標準型k-εモデル

2.3　NOxモデル

NOxは，一酸化窒素（NO）のみを取り扱う。燃焼において発生するNOは，燃焼用空気中のN_2を直接の生成源とするthermal NOと燃料中のN成分を生成源とするfuel NOに大別される。また，thermal NOは，拡大Zeldovich機構

$$N_2 + O \Leftrightarrow NO + N$$
$$N + O_2 \Leftrightarrow NO + O$$
$$N + OH \Leftrightarrow NO + H$$

に従うZeldovich NOと，空気中のN_2と燃料中の炭化水素とが反応して生じるHCN，CN等を生成源とするprompt NOからなるが，本燃焼器においてはNO生成の傾向を見るため，前者のみを考慮した。Zeldovich NOの生成量はN成分についての準定常近似およびBaulchら[7]の速度定数値を用いて評価した。

NO濃度は他の燃焼生成物に比較して小さく，かつ反応の時間スケールが炭化水素燃焼の時間スケールよりも大きいため，噴霧燃焼流れ場にほとんど影響を与えることはない。そこで，噴霧燃焼流れ場の定常計算が終了した後にNO計算を実施した。すなわち，定常状態における各化学種の濃度からNOの生成速度を求め，各セル内単位時間におけるNOの生成・消失・移流のバランス（定常状態）を解いてNO濃度分布を求める。ここで注意すべきは，実際の燃焼器内では，燃焼ガスの滞留時間が数msオーダーと短いためにNO濃度は平衡に達しないまま燃焼器内を移動していき，下流へ向うに従ってNOが積算されていくが，本解析では，定常解析を行ったためにこの効果を無視している点である。すなわち，燃焼器内でNOが発生しやすい箇所の特定は可能だが，燃焼器出口における定量的なNO量予測としては不完全であることに留意する必要がある。

3．結果および考察

3.1　燃焼器内における噴霧燃焼場の特徴

まず，ベース条件であるCASE-1を代表例として挙げ，今回対象とした噴霧燃焼場の特徴を示す。

図5に本数値解析により得られた絶対速度ベクトルの分布を示す。図中には，流れの傾向がわかりやすいよう

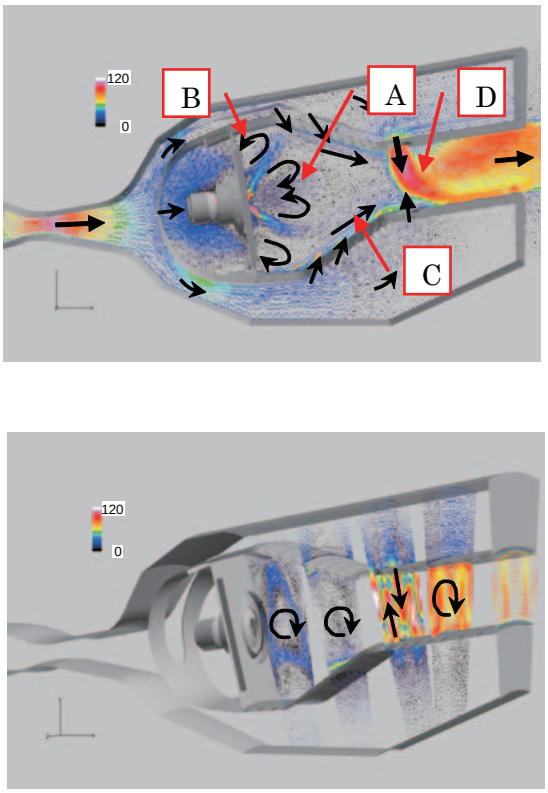


Fig. 5　Verocity magnitude vectors（CASE-1, RANS）m/s

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

に黒い実線矢印を追記するとともに，特徴的な部分をA～Dで示した。図より，絶対速度は希釈孔以降の希薄燃焼領域（D部）において最も高い値を示すこと，また，この領域において，希釈孔からの流入空気はインナライナ側とアウタライナ側の大希釈孔が千鳥配置であることにより急速に混合することがわかる。また，絶対速度は燃料ノズル近傍の燃料噴霧直後においても高い値を示すが，旋回流を形成して広がりながら急速に減衰する。さらに，主燃焼域において，燃料ノズル下流の中央部（A部），および上流のライナ壁面近傍（B部）においては保炎に寄与する循環流が形成されており，下流の希薄燃焼域へ通じる主流は，ライナ壁面に沿った部分（C部）であることがわかる。

図６～９に本数値解析により得られた燃焼器内部の燃料の質量分率，酸素の質量分率，温度，およびNOx（NO）の質量分率の断面分布をそれぞれ示す。図８のA～D部は図５と同じ位置である。図より，燃料噴霧コーン周辺，および循環領域である主燃焼域の中央部（A部）において，燃料過多（当量比＞１）により酸素がほとんど存在せず，温度が周囲より低いためNOx発生が抑えられるという，RQL燃焼器の典型的な特徴を示していることがわかる。また，主燃焼域における温度が高い部分は，燃料が薄い上流の循環領域付近（B部）と，中央部の濃い燃料部分がライナを冷却した空気流と混合する部分（C部）に限られており，NOx濃度も概ねこれらの温度分布に沿った分布を呈していることがわかる。

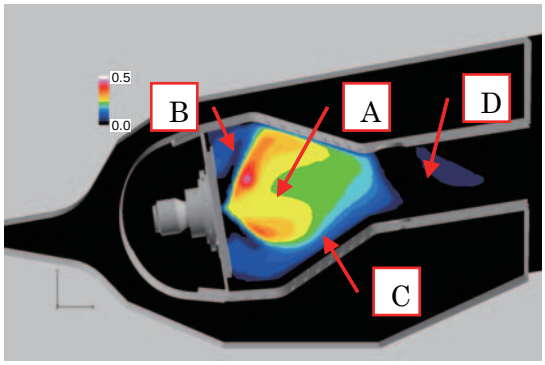


Fig. 6　Fuel mass oncentration（CASE-1, RANS）

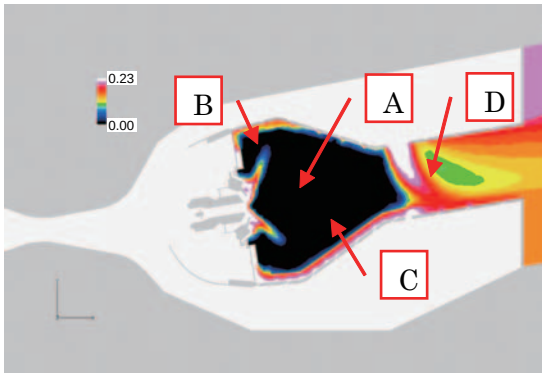


Fig. 7　O_2 mass concentration（CASE-1, RANS）

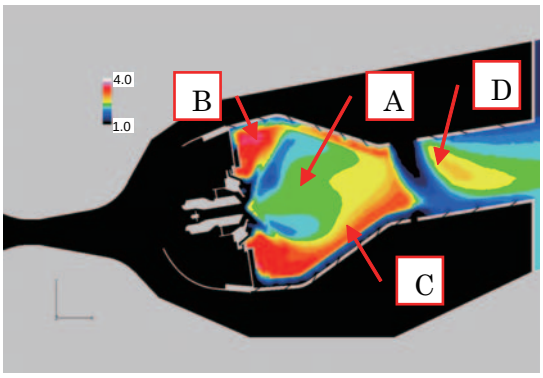


Fig. 8　Normalized temperature（CASE-1, RANS）

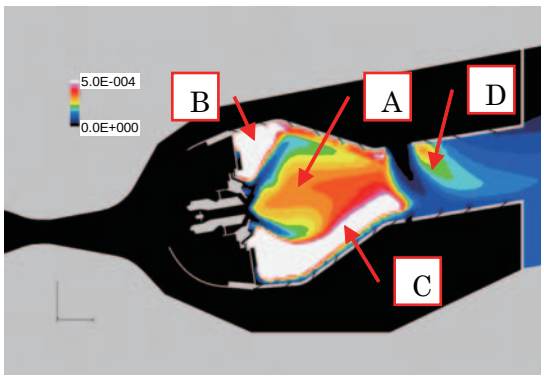
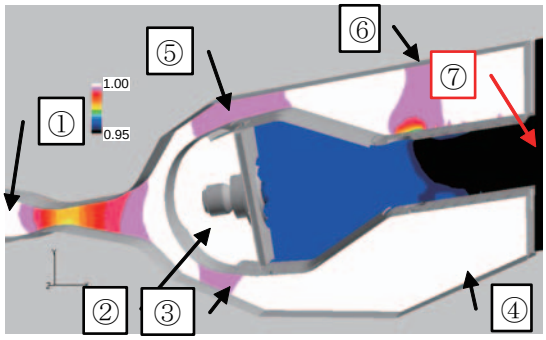


Fig. 9　NOx mass concentration（CASE-1, RANS）

また，上流で発生したNOxは下流に運ばれるとともに希釈孔からの空気流入により希釈される。この希釈孔の直下流（D部）においては，局所的に当量比が1となり一時的にNOx濃度が増えるが，その後空気との混合が進み，希釈されるとともに温度が下がることでNOx濃度も下がり最終的に燃焼器出口に至る。この結果から，燃焼器出口でのNOx濃度（排出量）を低減するためには，NOx発生部分（高温領域）を可能な限り減らすこと，特に主流部（C部）においてライナ冷却空気流と燃料過濃域の混合を極力抑える（当量比１の高温ガスの大量発生を回避する）ことが効果的であることが示唆される。

図10に燃焼器の入口から出口に至る各部の圧力を入口圧力で正規化した分布の解析値と試験値の比較を示す。図より，解析値は概ね試験値に一致することがわかる。また，図11には，径方向各部の燃焼器出口温度を出口温度（T4）と入口温度（T3）との差で正規化した分布の解析値と試験値の比較を示す。圧力分布と異なり両者の間に大きな差異が認められる。これは，RANSシミュレーションでは乱流混合の精度が不十分であるため，希釈孔以降の激しい乱流混合により決まる温度分布を十分に精度良く再現できないことに起因すると考えられる。

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



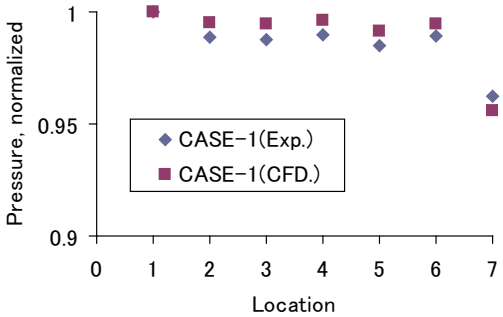


Fig. 10　Comparison of pressure between RANS simulation and experiment（CASE-1）

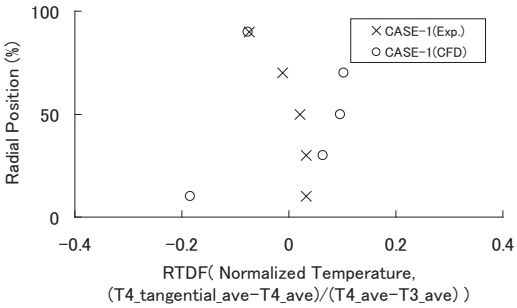


Fig. 11　Comparison of normalized exit temperature between RANS simulation and experiment（CASE-1）

3.2　希釈空気流量配分・ライナ冷却流流出位置の影響

図12～15に本数値解析により得られたCASE-2およびCASE-3に対する燃焼器内部の温度およびNOの質量分率の断面分布をそれぞれ示す。図8，9に示したCASE-1に比較して，CASE-2では主燃焼域の温度やNOx分布は同等ながら，アウタライナ側希釈孔を大きくした効果により直下流の高温領域が広く，出口でのNOx濃度が増大することがわかる。これは，両ケースで希釈空気の総流量は同等であるが，両側の希釈孔径が異なるCASE-2では希薄燃焼領域での混合が全体的に不均一となり，温度上昇およびそれに伴うNOx増大につながるためと考えられる。

一方，CASE-3においては，C部における温度が他のケースに比べて低く，主燃焼域および燃焼器出口でのNOx濃度も低いことがわかる。これは，ライナ冷却の空気流が燃料過濃な主燃焼域と混合した結果起こる温度

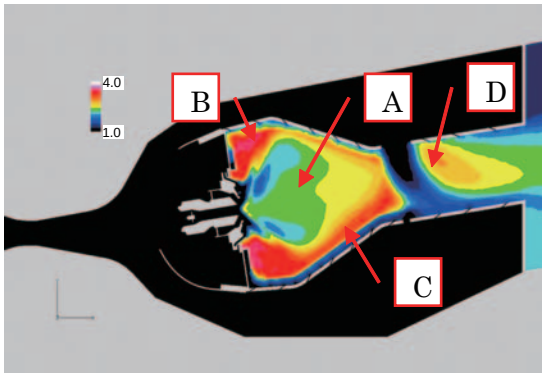


Fig. 12　Normalized temperature（CASE-2, RANS）

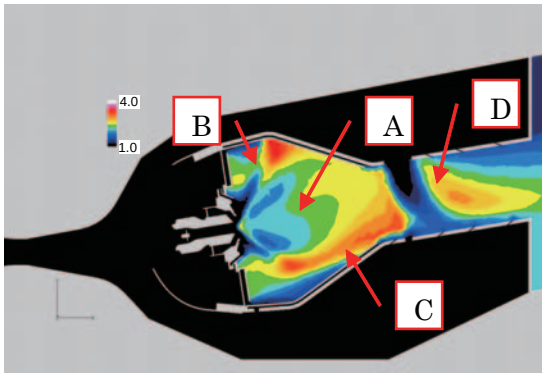


Fig. 13　Normalized temperature（CASE-3, RANS）

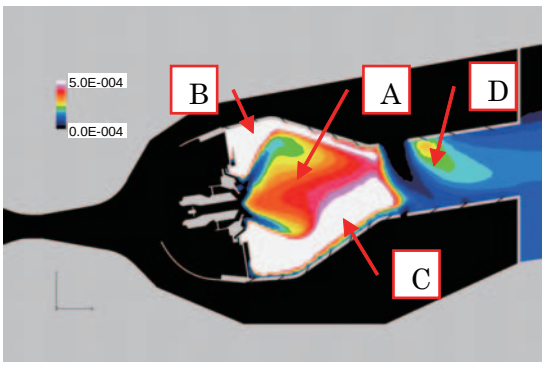


Fig.14　NOx mass concentration（CASE-2, RANS）

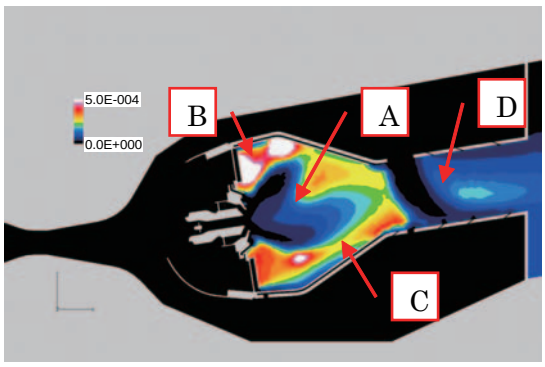


Fig.15　NOx mass concentration（CASE-3, RANS）

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

およびNOx濃度の上昇（CASE-1，CASE-2）がCASE-3では抑えられることに起因しており，二重壁ライナがNOx低減に極めて有効であることを示している。

図16に各ケースにおける出口NOx濃度（質量分率）の解析値と試験値の比較を示す。図中では，CASE-1のNOx濃度を解析値，試験値ともにそれぞれ１とし，それからの変化割合を示す。解析値，試験値ともに，CASE-1に比べてNOx濃度はCASE-2で増大，CASE-3で減少することから，RANSシミュレーションはライナ冷却や希釈空気流量配分の影響を概ね予測できていることがわかる。しかし，定量的には，試験で得られたNOx濃度は解析値の約３倍であった。定量的な予測精度を向上させるためには，NOxモデルの改良や非定常解析の適用が必要であるものと考えられる。

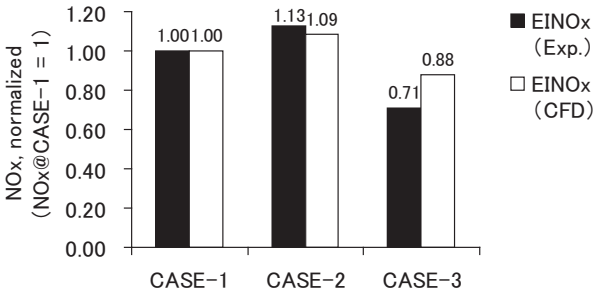


Fig. 16 Comparison of NOx emission between RANS simulation and experiment

4．結　　言

本研究では，セクタ燃焼器試験および定常RANSシミュレーションにより，航空用ガスタービンエンジン燃焼器のNOx排出特性に及ぼすアウタライナ/インナライナ間の希釈空気流量のバランス，および一重壁/二重壁ライナ適用によりライナ冷却空気流の流出位置を変化させた場合の影響について検討を行った。その結果，希釈空気流量をアウタライナ/インナライナ間で同程度の流量にバランスさせることや，二重壁ライナの適用によりライナ冷却空気流の流出部を主燃焼域下流部に移行させることがNOx低減に有効であることが明らかとなった。また，RANSシミュレーション結果はセクタ燃焼試験結果と定性的には一致するものの，定量的には差異が生じることが確認できた。この理由としては，RANSシミュレーションではNOxモデルや乱流燃焼モデルの精度が不十分であることが挙げられる。今後はLES等のより高精度のシミュレーション技術を適用する必要があるものと考えられる。

謝　　辞

本研究は，NEDO（新エネルギー・産業技術総合開発機構）の研究助成を受けて行われた。また，燃焼試験データは，JAXA調布航空宇宙センター（東京都調布市）の高圧燃焼試験設備（航空推進７号館）を用いて，JAXAの協力の下，ESPR組合（超音速輸送システム技術研究組合）が実施した燃焼器評価試験において得られたものである。ここに記して関係各位に謝意を表する。

文　　献

(1) 森合秀樹，三宅慶明，「航空エンジンと噴霧燃焼技術」，日本燃焼学会誌，Vol.50, pp.225-234（2008）.
(2) Kim, WW. and Syed, S.,“Large-eddy simulation needs for gas turbine combustor design”, AIAA 2004-331（2004）.
(3) 黒瀬良一，赤松史光，「噴霧燃焼の実験と数値シミュレーション」，日本燃焼学会誌，Vol.50, pp.206-214（2008）.
(4) 黒瀬良一，「乱流混相燃焼」，日本燃焼学会誌，Vol.52, pp.302-310（2010）.
(5) 下平一雄ら，「高温高圧燃焼試験設備の拡充整備」，JAXA-RM-05-007（2006）.
(6) Moriai, H. et al.,“Research and Development of a Combustor for an Environmentally Compatible Small Aero Engine”, Technical Review, MHI, Vol. 45, No. 4, 2008, pp. 9-15.（2008）.
(7) Baulch, D.L. et. al.,“Evaluated Kinetic Data for High Temperature Reactions”, Butterworth（1973）.

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

報　告

2011年度通常総会報告

公益社団法人 日本ガスタービン学会の2011年度通常総会は，2012年４月20日㈮13時より，三菱重工横浜ビル33階大会議室において開催された。出席者は委任状提出者，議決権行使者を含めて1404名であり，定款に定められた成立要件である総正会員数の過半数980名を満たし，総会は成立した。

報告事項

2011年度事業報告・2011年度計算書類説明・監査結果報告

2012年度事業計画および収支予算

以上について担当理事より報告された。

議決事項

第１号議案：計算書類・財産目録の件　承認

第２号議案：理事選任の件　10名の候補全員を承認

第３号議案：定款一部変更の件　承認

（定款に定められた総正会員数の３分の２，即ち1306名以上の賛成を確認）

第４号議案：名誉会員候補者の件　承認

第５号議案：終身会員候補者の件　承認

以上の通り，いずれの議案も原案通り承認された。

総会終了後，別室にて第１回臨時理事会が開催された。出席理事の互選により佃嘉章君が新会長に，副会長には坂田公夫君が選定され，また法人管理及び公益事業担当の執行理事13名が決定された。その後，大会議室で新役員体制が佃嘉章新会長から報告され，新旧会長から挨拶があった。引き続いて学会賞授与式，名誉会員推薦状授与式が行われた。

本年は学会創立40周年に当たることから，同会場で15時30分より創立40周年記念式典・記念講演会・祝賀パーティーが執り行われた。これらについては改めて学会誌で報告される。

なお，2011年度通常総会添付書類（2011年度事業報告，計算書類および財産目録，2012年度事業計画・収支予算）は，学会ホームページの会員ページに掲載されている。

▷入会者名簿◁

〔正会員〕

中西　歩（IHI）　山田　勝久（川崎重工業）　栗原　章（川崎重工業）　牧　義男（三造テクノサービス）

藤川　智（四国電力）　赤林　伸一（新潟大学）　佐野　義哉（ニッタ）　高橋　一雄（日立製作所）

加藤　永護（三菱重工業）　櫻井　一郎（元日本タービンテクノロジー）

〔学生会員〕

中沢　孝則（工学院大学）　須山　博貴（東京大学）　渡辺　浩史（東京大学）

〔学生会員から正会員〕

岡村　和希（IHI）　脇　英正（川崎重工業）　立石　敦（東京大学大学院）　木村　明人（バブコック日立）

飯盛　勇人（三菱重工業）　羽鳥　総一　玉川　徹　松浦　大輝

青木　亮太

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

報　告

2011年度日本ガスタービン学会賞審査報告

2011年度学会賞審査委員会委員長　川口　修
KAWAGUCHI Osamu

本学会では，ガスタービン・過給機に関連する工学・技術の一層の発展を奨励するために，優れた論文の著者および優れた技術の開発者に対し２年に一度学会賞（論文賞・技術賞・奨励賞）を贈り，表彰しております。

2011年度はその表彰の年に当たり，日本ガスタービン学会誌2011年７月号，９月号の会告ならびに学会ホームページを通じて学会賞候補を募集しました。すなわち，対象期間を2007年12月から2011年10月までとし，論文賞・奨励賞候補には学会誌および英文電子ジャーナルに掲載された技術論文の著者，技術賞候補にはこの期間に完成した新技術の開発者を対象とし，2011年10月31日を応募期限としました。その結果，自薦・他薦を含めて論文賞は10件（奨励賞対象重複２件を含む），技術賞は２件の候補が推薦されました。

学会賞審査委員会にて委員長以下８名の委員により，論文賞・奨励賞に関しては各委員による書面評価結果に基づいた審査を行い，技術賞に関しては書類審査と代表者からのヒアリングによる審査を行いました。厳正かつ慎重な審議の結果，学会賞審査委員会として，論文賞１件，奨励賞２件，技術賞１件を推薦することとし，理事会に報告しました。

理事会において審議の結果，学会賞審査委員会からの推薦内容が承認され，次に示すとおり授賞が決定されました。

論文賞

高反動度化と負荷分布の最適化による遠心圧縮機の段性能向上

（日本ガスタービン学会誌　38巻５号　2010年９月）

日立製作所　柴田貴範
八木　学
日立プラントテクノロジー　西田秀夫
小林博美
田中征将

Oil & Gas関連の分野で利用されるプロセス用の遠心圧縮機では，ライフサイクルコストの削減が重要視されており，高効率であることはもちろん，使用期間中の運用条件の変化に対応可能な作動範囲の広さも重要視されている。そのような高効率化と広作動範囲化という，相反する課題に対し，著者らは，速度三角形の見直しと，それに応じた負荷分布の最適化による解決方法を提案している。

著者らは，まず，従来実績と理想効率の差を分析し，段性能の向上には，羽根車の性能改善と併せた，静止流路の低損失化が有効であること示した。さらに，１次元解析による検討と３次元流れ解析を用いたパラメタサーベイにより，（i）羽根車出口角の後退角化と大減速比化により，圧力比の低下を伴わずに高反動度化できること，（ii）負荷分布の後半負荷化により，大減速比化に伴うサージマージンの減少を回避できること，を明らかにした。

最後に，高比速度段（吸込流量係数0.125）の設計に本知見を適用し，従来よりも3.8%の効率改善と11%のサージマージン拡大を，モデル試験で確認した。大減速比・高反動度化と組み合わせた後半負荷化は，高効率・広作動範囲化にとって有効な手段であると結論付けている。

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

報　告

技術賞

水素リッチ燃料焚き多孔同軸噴流バーナ低NOx燃焼技術

日立製作所　百々　聡
浅井　智　広
小泉　浩　美
吉田　正　平
高橋　宏　和

石炭は世界に広く分布し埋蔵量も豊富であり，今後とも重要な化石燃料としての役割を期待されている。近年，地球温暖化防止策として，石炭焚き火力発電所からの二酸化炭素（CO_2）排出量を削減するため，石炭をガス化し発生するガスの炭素分をシフト反応によりCO_2として回収・貯留（Carbon dioxide Capture and Storage：CCS）し，ガスタービンに供給し発電する石炭ガス化複合発電（Integrated coal Gasification Combined Cycle：IGCC）が注目されている。また，発電コスト低減や資源有効利用の観点から，石油製油所で発生するオフガスや製鉄プロセスで発生するCOG（Coke Oven Gas）などの水素（H_2）を含む副生ガスを発電用ガスタービンに利用するニーズも高まっている。

水素は燃焼速度が速く着火エネルギが低いため，従来の予混合燃焼方式で燃焼させると予混合器内での自発火および火炎の逆流など，燃焼器の信頼性が低下する恐れがある。拡散燃焼方式では窒素酸化物（NOx）の排出量が多くなり環境規制値を満足するためには，窒素や水蒸気などの希釈剤を燃焼器に噴射する必要が生じ，発電効率が低下する。

そこで，幅広い水素濃度の水素リッチ燃料に対して，同一のバーナ構造で対応でき希釈剤を用いない低NOx燃焼器が必要と考え，'07から要素試験に着手した。その後，2008年から開始された新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）によるプロジェクト「革新的ゼロエミッション石炭ガス化発電プロジェクト」に参画し，広い水素濃度範囲の燃料に対応する低NOx燃焼器の開発にも着手した。

水素は燃焼速度が速く，非常に着火性が高いため，火炎がバーナ構造物（特に空気孔プレート）近傍に付着して，十分に混合が進行しないまま燃焼することで，局所的に高温で燃焼し，NOx排出量が増大すると共に，バーナ構造物の過熱や燃焼振動の発生などの信頼性上の問題を引き起こすことが最大の課題となった。

本研究では，燃料ノズルの形状および空気孔プレートに対する相対的な位置を工夫することで燃料と空気の混合度合いを管理すると共に，同軸噴流の噴出方向を多数の空気孔に対して調整し，火炎がバーナ構造物からほぼ一定の位置に浮上するような流れの与え方を見出した。

今後，本技術を二酸化炭素回収・貯留付石炭ガス化複合発電プラントに適用することはもとより，製鉄分野や化学工業分野で副生ガスとして発生する水素を含むガスの環境負荷低減型燃焼技術へ展開することで，二酸化炭素排出量の削減と低炭素社会の実現に貢献できるものと考える。

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

報　告

奨励賞

高レイノルズ数条件下における高圧タービン翼まわりの非定常流れ解析（後縁近傍の非定常流れとベース圧）

（日本ガスタービン学会誌　38巻１号　2010年１月）

岩手大学*　石　川　慶　拓
＊現在の所属は㈱東芝

非定常的な渦放出に伴ってベース圧が低下することにより，翼の形状損失を増大させることが知られている。そのため，ベース圧の低下とそれを引き起こす流れ場の非定常性を詳細に把握することが重要である。本研究では，非定常RANS（URANS）解析およびDES（Detached-Eddy Simulation）解析を実施し，高圧タービンベーンの後縁におけるベース圧の定量的な予測，および後縁流れとベース圧の関係について詳細に調査した。解析対象には，高亜音速条件下において後縁流れが詳細に計測されている高圧タービンベーンを選択し，比較検証を行った。URANSおよびDESの解析には，著者らが開発したin-house CFDコードを用いた。本コードは，三次元圧縮性Navier-Stokes方程式を支配方程式とし，空間の離散化には有限体積法，時間積分法には２次精度の陰解法を用いる。URANSおよびDES双方においてSSTモデルに基づく乱流モデルを使用した。計算格子にはマルチブロック構造格子を用い，後縁周りおよびスパン方向の格子点数が異なる３種類の計算格子を用いて結果を比較した。解析結果から得られた後縁の圧力分布はURANS，DESともに後縁の中心で圧力が低下するという実験の分布傾向をよく再現することがわかった。最もベース圧が定量的に一致したのは，スパン方向の格子解像度が高い計算格子を用いたDES解析の結果であった。この結果から，スパン方向渦の形成過程で付随して発生する渦の巻き上がりがベース圧の定量的な予測に影響することを明らかにした。

奨励賞

FEGVにおける着氷現象の数値予測　－運転条件による影響－

（日本ガスタービン学会誌　38巻３号　2010年５月）

東京理科大学*　坂　井　俊　彦
＊現在の所属は㈱デンソー

着氷とは大気中の過冷却水滴が物体に衝突することによって，固体表面上に氷層を形成する現象である。航空機において着氷の発生は，空力性能の低下や，はく離した氷片によるエンジン内部の損傷等深刻な影響をもたらす。そのため様々な防氷／除氷システムが開発されているが，いまだ空気力学的な損失を生み出しているのが現状である。ゆえに，設計・開発段階で着氷過程を再現し，着氷による性能低下を低減することができれば，設計時間や開発コストの削減につながる。しかし，着氷は流体力学と熱力学の側面を併せ持つ複雑な現象であり，実験によって着氷現象を繰り返し再現することは容易ではない。このため様々な気象条件を再現し，かつ主翼だけでなくエンジンファン等の３次元的な翼形状にも適用可能な着氷シミュレーションが求められている。

本研究ではFEGV（ファン出口案内翼）を対象に３次元着氷シミュレーションを行い，通常運行時や高出力時などエンジン運転状況の変化による着氷形状の変化と，翼性能への影響を検証した。これよりエンジン高出力時のようにファン流入部の温度が高くなるほど，衝突した水滴が固体表面を流れつつ凍る雨氷よりの形状を成し，流れ場を乱すことで翼性能に与える影響は大きくなる。一方で流入温度が低い場合には，水滴が衝突時に瞬時に凍るため，翼前縁方向へ氷は成長する。そのため流れ場への影響は小さく，翼性能への影響は比較的軽微となる。

今後はファンも含めた動静翼干渉場に対して計算を行い，動翼の存在が着氷形状に与える影響を検証する。

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

会　告

第40回日本ガスタービン学会定期講演会・講演募集

下記の日程で，第40回日本ガスタービン学会定期講演会を，北海道釧路市で開催いたします。講演をご希望の方は，期日までに所定の手続により講演の申込みをお願いします。

主　　催　公益社団法人　日本ガスタービン学会
協　　賛　協賛団体はガスタービン学会ウェブページ（http://www.gtsj.org/）をご覧ください。
開 催 日　2012年10月17日㈬，18日㈭
講演会場　釧路市観光国際交流センター
北海道釧路市幸町３－３
http://www.kushiro-kankou.or.jp/kkc/
㈳釧路観光協会　Tel：0154-31-1993
見 学 会　10月19日㈮に炭鉱関連施設等を見学する予定です。

講演関連日程

講演申込締切　2012年６月18日㈪
講演採否連絡　2012年７月27日㈮
論文原稿締切　2012年８月27日㈪

募集講演

「研究報告」及び「技術紹介」に関する講演を募集いたします。「研究報告」の対象は，ガスタービン及びターボ機械等に関する最近の研究で，未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限ります。「技術紹介」は，既発表の研究のレビューや関連情報（例えば，試験設備，設備運転実績等）の紹介等とします。講演論文集では「研究報告」と「技術紹介」の別を明示いたします。

ガスタービン本体及びその構成要素のみならず，補機・付属品，ガスタービンを含むシステム，ユーザーの実績等に関する論文，さらに共通する理論や技術を基盤とする技術分野（ターボチャージャー，蒸気タービンなど）の講演も歓迎します。

講演時間

論文１件につき，講演15分，討論５分，合計20分です。

登壇者の資格

原則として，本会会員もしくは協賛団体会員に限ります。（１人１題目の制限はありません。）

講演申込方法と採否の決定

日本ガスタービン学会ウェブページ（http://www.gtsj.org/）で講演申込みを受付けます。FAXで申込む場合は，申込書に必要事項を記入して，日本ガスタービン学会事務局宛にFAXしてください。申込書はガスタービン学会ウェブページからダウンロードするか，ガスタービン学会事務局にご請求ください。FAXで申込みを行った場合は，ガスタービン学会事務局に電話またはEメールにてその旨をお知らせください。

締切後の申込みは受付けません。

講演の採否は日本ガスタービン学会において決定し，７月27日㈮までにEメールにて連絡する予定です。

公益社団法人　日本ガスタービン学会事務局
電話番号：03-3365-0095
FAX番号：03-3365-0387
Eメールアドレス：gtsj-office@gtsj.org

講演論文原稿の提出

講演会に先立ち，講演論文原稿をご提出いただきます。講演論文を講演論文集原稿執筆要領（日本ガスタービン学会ウェブページに掲載）に従って，A４用紙２～６ページで作成し，所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。加えて，講演論文集付属のCD-ROMに収録するための講演論文の電子データ（PDF形式）を同期限までに提出してください。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は，講演採否の連絡時にEメールに添付してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

原稿執筆要領に記載の要件を満たす「研究報告」の講演原稿は，著者の希望により，講演会終了後に通常の技術論文として投稿されたものとして受理されます。技術論文としての投稿を希望される場合は，講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し，さらに技術論文原稿表紙，論文コピー２部，英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞

学生による「研究報告」の内，特に優秀な発表に対して表彰を行います。表彰された発表に対しては表彰状及び副賞が授与されます。エントリー希望者は申込時に所定の欄に○印をつけてください。

学生講演会参加旅費支援について

学生が登壇者として講演会に参加する際の旅費の一部を補助する予定です。審査方法等については学会ウェブページ等でお知らせします。

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

会　告

2012年度 第１回見学会・技術懇談会のお知らせ

～世界最大のLNGタンクを建造中です～

2012年度第１回見学会を，川崎市太陽光発電所および東京ガス扇島工場にて，下記の通り開催いたします。奮ってご参加下さい。東京ガス㈱殿では，首都圏のガス需要拡大に対応して，安定供給を図るため，横浜市扇島の同社工場に世界最大（25万kL）の液化天然ガス（LNG）のタンクを建造中です。環境に配慮して完成時には覆土緑化されるため，タンク本体，内部は今しか見られません。

１．日　時
2012年７月13日㈮　12：00 ～ 17：00

２．場　所
・かわさきエコ暮らし未来館
（神奈川県川崎市川崎区浮島町509-1）
・東京ガス扇島工場TL22LNG地下タンク
（神奈川県横浜市鶴見区扇島）

３．スケジュール

12：00	JR川崎駅集合，貸切バスで移動
12：30 ～ 13：30	川崎大規模太陽光発電所 展示館見学
14：00 ～ 16：00	東京ガス扇島工場 LNGタンク説明および見学
17：00	JR川崎駅で解散

４．参加要領
⑴参加資格：高校生以上とさせていただきます。
⑵定　　員：40名（申し込み多数の場合，お断りする可能性があります。）
⑶参 加 費：（送迎用の貸切バス代を含みます。）
（税　込）　正会員 4,000円，学生会員 2,000円
非会員 5,000円，非会員学生 3,000円
高校生 2,000円
⑷集合場所：後日参加者にご連絡します。
⑸そ の 他：LNGタンク工事現場では，事前に名簿を提出する必要があるため，申し込み締切り後の参加者変更はできません。
⑹申込方法：下記の申込書に必要事項をご記入の上，６月20日㈬までにFAX・郵送・E-mailにて学会事務局にお送り下さい。

見学会・技術懇談会参加申込書

申込締切日　2012年６月20日㈬
開　催　日　2012年７月13日㈮

公益社団法人　日本ガスタービン学会　行
FAX：03-3365-0387　TEL：03-3365-0095　E-mail：gtsj-office@gtsj.org

氏 名		ＧＴＳＪ 会員番号	
自宅住所 （身分証の住所）	〒		
勤務先 / 学校名			
勤務先 / 学校 住　所	〒		
ＴＥＬ	□自宅　□携帯　□勤務先		
ＦＡＸ			
E-mail			

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

会　告

第21回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

近年，ガスタービン技術の発展にはめざましいものがあり，航空機用ジェットエンジンをはじめ大規模発電やコジェネレーション用や船舶用エンジンとして幅広く用いられています。ガスタービンは高出力・高効率であることやNOx排出を抑えることが比較的容易であることから，環境に優しい原動機として今日の人類のエネルギー問題に寄与する大変重要な役割を担っております。また，将来の地球温暖化防止に向けてガスタービンの更なる高効率化・大容量化が強く求められており，多岐にわたる研究・開発分野で若い技術者の活躍が期待されます。この様な背景から，学生及びガスタービン開発に携わる新人技術者を対象とした標記シンポジウムの開催を計画しました。会員・非会員を問わず積極的にご参加下さい。

1．日時：　2012年７月５日㈭，７月６日㈮

2．場所：　㈱ＩＨＩ　航空宇宙事業本部　瑞穂工場（東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229）
昭島事業所（東京都昭島市拝島町3975-18　ＩＨＩ昭島ビル）

3．プログラム：

５日㈭	８：30-	受付　（ＩＨＩ昭島事業所）
	９：00-９：30	移動　ＩＨＩ昭島事業所→瑞穂工場
	９：30-９：40	開会の挨拶
	９：40-11：10	「ガスタービン概論」　渡辺紀徳（東京大学）
	11：20-12：10	「ＩＨＩにおける研究紹介（仮題）」盛田英夫（ＩＨＩ）
	12：10-13：10	昼食
	13：10-14：40	「ガスタービンと流体工学」 濱崎浩志（ＩＨＩ）
	14：40-17：00	瑞穂工場　生産設備見学・試験設備見学（官学参加者） ＩＨＩの航空機用ガスタービン技術の紹介・ＩＨＩそらの未来館見学（メーカー参加者）
	17：00-17：30	移動　瑞穂工場→ＩＨＩ昭島事業所
	18：00-19：30	懇親会
６日㈮	８：30-	受付　（ＩＨＩ昭島事業所）
	９：00-9：30	ＩＨＩ昭島事業所→瑞穂工場
	９：30-11：00	「ガスタービンと伝熱工学」 福山佳孝（宇宙航空研究開発機構）
	11：10-12：40	「ガスタービンと燃焼工学」 岩井保憲（東芝）
	12：40-13：40	昼食
	13：40-15：10	「ガスタービンと材料工学」 屋口正次（電力中央研究所）
	15：20-16：50	「ガスタービンと制御工学」 古川洋之（ＩＨＩ）
	16：50-17：00	アンケート記入
	17：00-17：10	閉会の挨拶
	17：10-17：40	移動　瑞穂工場→JR昭島駅（解散）

4．定　員：60 名

5．対象者：大学，大学院，高等専門学校在籍者，ならびに技術者（ガスタービン初心者）

6．参加費（税込）：学生（会員：￥2,500，非会員：￥5,500），社会人（会員：￥10,000，非会員：￥15,500）
（注：当日入会可，入会金￥500，年会費：学生会員 ￥2,500，正会員 ￥5,000）

7．懇親会：参加費　無料

8．受講証の発行：２日間の講義を受講された方は，「ガスタービン教育シンポジウム受講証」を発行します。

9．申込方法：下記の申込書に必要事項を明記し，学会事務局宛に，郵便，ファクシミリ，電子メールのいずれかにより2012年６月20日㈬（必着）までに，お申し込み下さい。
学会ホームページからも申込ができます。

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

10. 参加費の支払：当日支払いですが，事前の支払いも受け付けます。事前に支払う場合は下記の所に振り込みを行ってください。またその旨を学会事務局にファクシミリ，電子メール等でお知らせ下さい。

振込先：銀行（みずほ銀行新宿西口支店　普通預金1812298）　郵便振替（00170-9-179578）

11. その他

○交通：ＩＨＩ昭島事業所　JR昭島駅下車北口からコンビニエンスストア横を通り徒歩で５分程度です。駐車場が御座いませんので電車，バスなどの公共交通機関をご利用下さい。

○瑞穂工場行の貸切バスが９：00にＩＨＩ昭島ビルを出発いたしますので，８：50までには受付を済ませてください（昭島から瑞穂は距離が離れていますので，路線バス利用が不便です。乗り遅れのないようにお願いします）。

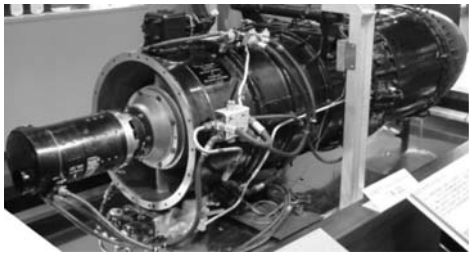
○瑞穂工場見学は官学からの参加者のみとさせて頂きますので予めご了承下さい。

○瑞穂工場見学にはカメラおよびカメラ付携帯電話の持ち込みが出来ませんので予めご了承下さい。

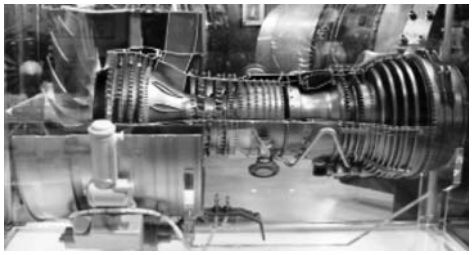
○昼食：実費弁当申し込みを承ります（飲物付きで800円程度です）。

○宿泊施設：斡旋はいたしませんので必要な方は各自手配してください。

ＩＨＩそらの未来館の様子



日本初のジェットエンジン（ネ20）



ジェットエンジンカットモデル

今年度は関西地区において，第22回ガスタービン教育シンポジウムを2012年９月13日㈭，14日㈮に川崎重工業株式会社明石工場で開催する予定です。（詳細は学会誌７月号に掲載いたします）

第21回ガスタービン教育シンポジウム参加申込書

（2012年7月5日，7月6日）

日本ガスタービン学会　行

FAX：03-3365-0387　TEL：03-3365-0095　E-mail：gtsj-office@gtsj.org

氏名		国籍	
所属		学年，入社年度	
連絡先	〒		
TEL		FAX	
E-mail			
懇親会	出　・　欠	昼食申込	５日　・　６日

注）外国籍の参加者には，申込書に記載した情報の他にパスポート番号などの情報をお知らせしていただきます。詳しくは，申込書受付後にご連絡いたします。

申込締切日：　2012年６月20日㈬（必着）

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

2012年度役員名簿

会長	佃　嘉章（三菱重工）
副会長	坂田　公夫（JAXA）
法人管理担当執行理事	幸田　栄一（電中研），六山　亮昌（三菱重工），山脇　栄道（ＩＨＩ），渡辺　紀徳（東大）
公益目的事業担当執行理事	畔津　昭彦（東海大），太田　有（早大），加藤　泰弘（日立），永井　勝史（川崎重工），二村　尚夫（JAXA），船﨑　健一（岩手大），古谷　博秀（産総研），村田　章（東京農工大），山根　秀公（防衛省）
理事	高西　一光（関西電力），田沼　唯士（帝京大），寺本　進（東大），新関　良樹（東芝），宮原　忠人（エネルギーアドバンス）
監事	本阿弥眞治（東京理科大），吉田　豊明（JAXA）

2012年度委員名簿（順不同）

2012年５月７日現在
○は委員長

運営委員会　○渡辺　紀徳（東大），伊藤　高根，太田　有（早大），笠原　公輔（ＩＨＩ），加藤　泰弘（日立），川上　龍太（東京電力），幸田　栄一（電中研），小森　豊明（三菱重工），酒井　義明（東芝），村田　章（東京農工大），山脇　栄道（ＩＨＩ）

学術講演会委員会　○山本　武（JAXA），壹岐　典彦（産総研），内田　竜朗（東芝），太田　有（早大），斉藤圭司郎（三菱重工），高橋　康雄（日立），武田　淳一郎（富士電機），東部　泰昌（川崎重工），仲俣千由紀（ＩＨＩ），姫野　武洋（東大），平野　孝典（拓殖大），渡邊　裕章（電中研）

集会行事委員会　○二村　尚夫（JAXA），岡　芳彦（三井造船），加藤　泰弘（日立），木村　武清（川崎重工），酒井　英司（電中研），澤　徹（東芝），谷光　玄行（ＩＨＩ），仲村　晋（ＪＡＬエンジニアリング），中村　友行（防衛省），西村　英彦（三菱重工），古谷　博秀（産総研），松沼　孝幸（産総研），藤井　達（日立），水野　拓哉（JAXA），山形　通史（富士電機），山根　秀公（防衛省），山本　誠（東京理科大），吉田　英生（京大）

学会誌編集委員会　○船﨑健一（岩手大），荒木　秀文（日立），壹岐　典彦（産総研），刑部　真弘（東京海洋大），柏原　宏行（川崎重工），加藤　千幸（東大），川上　龍太（東京電力），岸根　崇（三菱重工），櫻井　一郎，佐藤　哲也（早大），鈴木　伸寿（東芝），田沼　唯士（帝京大），檀原　伸補（防衛省），辻田　星歩（法大），寺澤　秀彰（東京ガス），寺本　進（東大），中野　健（ＩＨＩ），新関　良樹（東芝），服部　学明（三井造船），早田　陽一（ダイハツ），北條　正弘（JAXA），三鴨　正幸（中部電力），山下　一憲（荏原），吉野　展永（ＩＨＩ），渡辺　和徳（電中研）

英文論文集編集委員会　○渡辺　紀徳（東大），山根　敬（JAXA），壹岐　典彦（産総研），石田　克彦（川崎重工），太田　有（早大），加藤　大（ＩＨＩ），幸田　栄一（電中研），柴田　貴範（日立），田頭　剛（JAXA），姫野　武洋（東大），船﨑　健一（岩手大），山本　武（JAXA），山本　誠（東京理科大），吉岡　洋明（東芝）

ガスタービン統計作成委員会　○永井　勝史（川崎重工），山上　展由（三菱重工），井出　琢磨（ＩＨＩ），荒木　伸二（日立），米田　幸人（ヤンマー），澤　徹（東芝），白石　隆（三菱重工），原田　純（川崎重工），野村　藤樹（ターボシステムズユナイテッド）

産官学連携委員会　○渡辺　紀徳（東大），赤城　正弘（防衛省），壹岐　典彦（産総研），石井　潤治（東芝），岡崎　正和（長岡技術科学大），幸田　栄一（電中研），永留　世一（川崎重工），西澤　敏雄（JAXA），幡宮　重雄（日立），福泉　靖史（三菱重工），藤岡　順三（物材研），船﨑　健一（岩手大），古川　雅人（九大），本阿弥眞治（東京理科大），満岡　次郎（ＩＨＩ），吉田　英生（京大）

広報委員会　○杉本　隆雄（兵庫県立大），村田　章（東京農工大），船﨑　健一（岩手大），寺本　進（東大），姫野　武洋（東大），東部　泰昌（川崎重工），松沼　孝幸（産総研），山根　敬（JAXA）

創立40周年記念事業実行委員会　○筒井　康賢（高知工科大），太田　有（早大），幸田　栄一（電中研），福山　佳孝（JAXA），二村　尚夫（JAXA），船﨑　健一（岩手大），山本　誠（東京理科大），渡辺　紀徳（東大）

ACGT2012実行委員会　山根　敬（JAXA），福田　雅文（物材研），船﨑　健一（岩手大），松田　寿（東芝），山本　誠（東京理科大），渡辺　紀徳（東大）

調査研究委員会　○濱　純（産総研），壹岐　典彦（産総研），岸部　忠晴（日立），小森　豊明（三菱重工），辻田　星歩（法大），永井　勝史（川崎重工），満岡　次郎（ＩＨＩ），山本　悟（東北大）

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

会　告

○本会共催・協賛・行事○

主催学協会	会合名	共催/協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本計算工学会	工学シミュレーションの品質保証ガイドラインの解説とその活用に向けて	協賛	2012/6/28	アルカディア市ヶ谷	日本計算工学会事務局 E-MAIL:office@jsces.org,URL http://www.jsces.org/17/index.htm
日本機械学会関西支部	第320回講習会「実務者のための振動基礎と制振・制御技術」	協賛	2012/7/30-31	大阪科学技術センター中ホール	日本機械学会関西支部 TEL:06-6443-2073,FAX:06-6443-6049 E-MAIL:info@kansai.jsme.or.jp
日本エネルギー学会	第21回日本エネルギー学会大会	協賛	2012/8/6-7	工学院大学 新宿キャンパス	日本エネルギー学会 http://www.jie.or.jp/2012/taikai/21taikai.htm
日本マリンエンジニアリング学会	技術者継続教育2012「基礎コース」講習会	協賛	2012/8/30-31, 9/27-28,10/18-19	岡山国際交流センター	日本マリンエンジニアリング学会 http://www.jime.jp
日本流体力学会	日本流体力学会年会2012	協賛	2012/9/16-18	高知大学 朝倉キャンパス	日本流体力学会 TEL:03-3714-0427,FAX:03-3714-0434 E-MAIL:info@nagare.or.jp URL http://www.nagare.or.jp
日本マリンエンジニアリング学会	第82回（平成24年）マリンエンジニアリング学術講演会	協賛	2012/9/19-21	サンポートホール高松	日本マリンエンジニアリング学会 http://www.jime.jp
可視化情報学会	可視化情報学会全国講演会（姫路2012）	協賛	2012/10/4-5	姫路商工会議所	可視化情報学会事務局 TEL:03-5993-5020,FAX:03-5993-5026 E-mail:info@vsj.or.jp http://www.visualization.jp
日本機械学会	第20回機械材料・材料加工技術講演会（M&P2012）	協賛	2012/11/30-12/2	大阪工業大学 大宮キャンパス	日本機械学会 http://www.jsme.or.jp/conference/mpdconf12/

◇◇◇

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（2011年３月現在）

会員数：2,018名（正会員 1,950名，学生会員 68名）　　賛助会員：107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	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

※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。

GTSJ 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 216.73.216.204, 2025/07/04.

編集後記

新緑の候，皆様いかがお過ごしでしょうか。

今年は３月に寒い日が続いたせいか，北海道を除く広い地域で桜の開花が例年に比べ遅れ，東京では４月の入学式の頃に例年なら散っている桜が見ることができました。桜の花と一緒に入学式の写真を撮られた方も多いのではないでしょうか。

さて，昨年３月の東日本大震災からは早１年が過ぎました。被災地での復興への取り組みを伝えるニュースも若干増えたような気がしますが，本格的な復興はまだまだこれからといったところでしょう。昨年は私も宮城県へ一泊一日の短い時間ながら復興支援ボランティアへ参加し，津波で流されて土台しか残っていない民家の跡地でがれきを整理するボランティア体験をしました。そこで強く感じたのは，津波による被害の甚大さとまたボランティア一人ひとりの力はあまりに微力であるものの皆で力を合わせかつ継続して取り組むことが何よりも重要であることでした。今年も機会があればボランティアに参加するつもりでおります。

大震災，また原子力発電所が停止する中で活躍した非常用のガスタービンやコージェネレーション，そして事業用のガスタービン発電があらためて注目されておりますが，エネルギーの供給分野でのガスタービンシステムの貢献が今後ますます期待されるところではないでしょうか。また航空用のガスタービンにおいてもこれまで高効率化，環境対策に関する開発が行われてきておりますが，今後も技術開発がますます重要になっていくもの思います。

今回の特集では，「航空用，発電用エンジンシステムの最近の開発動向」というタイトルで，論説・解説記事を５グループの方に執筆していただきました。航空用エンジンでは高性能・燃費向上を追求した最新の，高バイパス比ターボファンエンジン，ギアドターボファンエンジンそしてJAXAにおける未来型航空エンジンシステムの研究，発電用ガスタービンでは高効率発電システムとして開発中の高湿分空気利用（AHAT）ガスタービン，SOFCとGTのハイブリッド及びトリプルコンバインドシステムについて執筆していただきました。いずれも大変興味深い内容となっておりますので，多くの会員，読者の方に読んでいただければ幸いです。また執筆者の方々には，大変お忙しい中で執筆していただきましたことに対して深く御礼申し上げます。

最後に，日本ガスタービン学会は1972年６月に日本ガスタービン会議として発足してから40年目を迎え，４月20日には日本ガスタービン学会創立40周年記念式典，記念講演ならびに祝賀パーティーが開催されております。この伝統ある学会が今後ますます発展していくことが期待されるところです。

本号の企画編集は，鈴木委員（東芝），北條委員（JAXA），渡辺委員（電中研）および宮原（東京ガス）が担当しました。

（宮原　忠人）

（表紙写真）
今回の表紙については論説・解説の各著者より提供していただいております。
詳細については各記事を御参照ください。

・高バイパス比ターボファンエンジンについて …… （P.80 ～ 88）
・SOFCとGTのハイブリッド及びトリプルコンバインドシステムについて …… （P.89 ～ 93）

☘事務局だより✉☘

木々の若葉が緑を増し，心地よい風を感じる季節となりました。ゴールデンウィークも終わり，日常生活のリズムを取り戻してお仕事も順調に軌道に乗った頃だと思います。新年度から環境や生活が変わった方も多いことと思いますが，春から新生活を始めた人や環境の変化があった人は，自分が知らないうちにストレスがたまっている場合もあり，連休明けは疲れが出やすいそうです。自分に合った健康法で心身の疲れをためないよう，若さを保てるよう心がけたいものです。

さて，当学会では４月20日に通常総会および創立記念式典を開催しました。通常総会招集通知の返信にあたり，皆様には委任状提出，議決権行使にご協力をいただきありがとうございました。創立40周年記念パーティには多くの会員の皆様にご出席をいただき，とても盛会となり，歓談の時間がもっとあればと感じるほどでした。長年にわたって学会を支えていただき，学会の発展にご尽力いただいた数多くの諸先輩方に深く敬意の念を抱きました。

創立40周年を契機に学会誌も更に充実させたいと，学会誌編集委員の皆様も積極的に取り組んでいます。

学会誌編集委員会ではより良い学会誌制作のため，読者の皆様からのご意見・ご要望を受け付ける窓口（下記メールアドレス）を設置しております。

メールアドレス　hensyu@gtsj.org

どうぞお気軽にご意見・ご要望などをお寄せ下さいますようお願いいたします。

（高田）

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

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

１．本学会誌の原稿はつぎの３区分とする。
Ａ．投稿原稿：会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
Ｂ．依頼原稿：本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
Ｃ．学会原稿：学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

２．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，１編につき次のページ数以内とする。

論説・解説，講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書，随筆	2ページ
書評	1ページ
情報記事欄	1/2ページ

３．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記１に示す。

４．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規程を定める。

５．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

６．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

７．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。
　但し，著作者自身または著作者が帰属する法人等が，自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載，翻訳・翻案などの形で利用する場合，本会は原則としてこれを妨げない。ただし，著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は，文書で本会に許諾を求めなければならない。

８．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

９．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作物の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1．原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5158　Fax. 03-5733-5164
ニッセイエブロ㈱ 制作部 編集制作課
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当　佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2010.8.27改訂

１．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
1）主たる著者は本学会会員であること。
2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
２．使用言語は原則として日本語とする。
３．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてＡ４版刷り上がり６ページ以内とする。ただし，１ページにつき16,000円の著者負担で４ページ以内の増ページをすることができる。
４．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
５．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿１部副原稿（コピー）２部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
６．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
７．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。
８．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。
９．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定７．および８．を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.40　No.3　2012.5
発行日　2012年５月20日
発行所　公益社団法人日本ガスタービン学会
編集者　船﨑　健一
発行者　佃　　嘉章
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第３工新ビル402
Tel. 03-3365-0095　Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
㊐ 1703707
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5158　Fax. 03-5733-5164

©2012，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，㈳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，当該企業等法人が社団法人日本複写権センター（㈳学術著作権協会が社内利用目的複写に関する権利を再委託している団体）と包括複写許諾契約を締結している場合にあっては，その必要はございません（社外頒布目的の複写については，許諾が必要です）。

権利委託先　一般社団法人 学術著作権協会
〒107-0052　東京都港区赤坂９－６－41　乃木坂ビル３Ｆ
FAX：03-3457-5619　E-mail：info@jaacc.jp

複写以外の許諾（著作物の引用，転載，翻訳等）に関しては，㈳学術著作権協会に委託致しておりません。直接，本学会へお問い合わせください。

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