

ガスタービンにおける制御技術の役割

杉山 七契^{*1}

SUGIYAMA Nanahisa

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，制御，FADEC

はじめに

航空機の原動機としてのジェットエンジン，複合発電システムにおけるガスタービンが，今日のように広く採用されるようになったのは，ガスタービンの経済性，環境適合性，安全性が着実に向上したためであり，耐熱材料，冷却技術，燃焼技術，圧縮機・タービンの設計技術，騒音低減技術等のたゆまざる技術進歩に負うところが大きい。この中で，制御技術はエンジン性能向上に直接貢献することが少なく，必ずしも重要視されていなかった。実に制御器は補機とかアクセサリとかに分類されていた。

ガスタービンの性能向上をになってきた上記の各種分野にわたる技術進歩もしだいに鈍化し，限界に近づきつつあり，革新的な新技術なしにはより一層の性能向上は困難になってきている。しかし，現用のエンジンでは，安全のための十分なマージンをとって運用されるため，エンジン性能が犠牲にされており，運用技術による性能向上の余地がある。つまり制御技術からのアプローチにより，安全性に配慮しつつ，エンジンが潜在的に有している性能を最大限発揮させ，性能向上をはかることが出来ると考えられており，研究開発が進められている。

これまでのエンジン制御 — 出力制御

初期のジェットエンジンの制御は燃料制御のみの単純なものであったが，エンジンの性能向上，ミッションの多様化のため，制御変数の数は年々増加しており，商用／軍用エンジンともに10変数を越すようになっている。例えば，GE90エンジンでは，燃料流量，可変静翼角，各種ブリード，タービנקリアランス制御等10の制御変数がある。また，超音速エンジンではインテークとノズルの制御が付加されるため，制御変数の数はさらに増加する。これらの全ての変数が常時，制御されるわけではないが，幾つかの主要な変数は同時に制御され，多変数制御系を構成する。必然的に高度な計算能力を有する制御システムの必要性が高まってきている。

一方，制御器ハードウェアについては，初期のものは油圧機械式であり，油圧回路，リンク，カム，バネ，ベ

ロー等の機械的要素を組み合わせる制御演算を行うものであった。この油圧機械式は高い信頼性が実証されており，広く採用されていたが，エンジンの発達に応じた複雑な制御要求への対応が困難であった。この欠点を補完するため，部分的に電子機器を付加して，制御性能の向上をはかった電子油圧機械式がかなりの期間，非常に多くのエンジンに採用されてきた。

エンジンの始動から停止までの全ての操作を行う電子式エンジン制御器をFADEC (Full Authority Digital Electronic Controller) と呼ぶ。電子機器のみでエンジンを制御する研究は早くから行われており，その利点も明確にされていたが，電子機器の信頼性が油圧機械式に比べ劣っていたため直ぐには実現しなかった。油圧機械式は製造，開発，整備にコストがかかり，重量寸法も大きく，制御精度も高くなく，複雑さを増してきた新しいエンジンの制御要求への対応が困難になっていた。この時期に，電子機器の信頼性，耐環境性の向上，小型軽量化等の技術の進歩があり，マイクロプロセッサを用いた全デジタル電子式制御器が出現した。最初の商用旅客機用のFADECは，1984年にB757機のPW2037エンジンに搭載され，その後に開発された新しいエンジン制御器は全て全デジタル電子式のFADECである。しかし，これらは重量軽減を主目的としており，従来の電気油圧機械式制御則を単純に電子式に置き換えたにすぎず，マイクロプロセッサの計算能力を駆使した先進的な制御器と言えるものではなかった。

航空機およびそのエンジンの技術は先端技術といわれているが，一面非常に保守的であり，安全性の確認されていない技術は決して採用されない。FADECは厳しい環境条件（温度，圧力，湿度，振動，加速度，落雷，電磁気干渉等）にさらされるため，採用する電子部品はいわゆるMIL Spec（米軍規格，例えば，使用温度範囲：-55～+125℃，加速度：5～2 kHz に対しMax15G）をパスするものに限られており，最新の安価で高性能なマイクロプロセッサを即刻使うことはできない。しかし，採用できるマイクロプロセッサの性能は着実に向上しており，従来に比べ圧倒的な計算能力に基づく新しい概念のエンジン制御を可能にしつつある。

これからのエンジン制御 — 性能管理

性能向上 制御技術からのアプローチにより，エンジ

原稿受付 2004年2月6日

*1 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部
エンジン試験技術開発センター
〒182-8522 調布市深大寺東町 7-44-1

ンの性能向上をはかるには、2つの手法が考えられる。1つはマージンの最小化による性能向上である。現用のジェットエンジンは、十分のマージンをとって運用されている。もし必要なエンジン・パラメータをオンラインで精度良く推定（あるいは直接計測）することができれば、これらのマージンを減少させることができ、エンジンが潜在的にもつ性能を十分に引き出し、性能の向上が期待できる。

他の1つはパラメータ最適化による性能向上である。現用のエンジン制御システムは柔軟性に欠けており、ある運転条件で最適であっても、他の条件では最適とは限らず、エンジン性能の損失となっていた。複数の制御変数を有するエンジンでは、必要推力を発生するのに自由度があるため、もし必要なエンジン・パラメータをオンラインで精度良く推定（あるいは直接計測）することができれば、ミッションに応じて柔軟性に富み、多機能なエンジン制御を実現することができる。例えば、必要推力を発生するのであれば、燃料消費率を最小にするように制御変数を設定するのが、経済的には有利であろうし、タービン入口温度を最低にするように制御変数を設定するのが、エンジン寿命の点からは有利となる。

このように種々のパラメータが最適になるように制御変数を設定するとともに、制御マージンを極力小さくして、エンジンの経済性、環境適合性、安全性、寿命の面で有利な運用を実現するエンジン制御が可能であり、これを性能最適化制御と呼ぶ。ここで、経済性を追求すれば環境適合性が犠牲になるなど、これらの目標は互いに競合することが多く、どの目標にプライオリティーをもたせるかは、その時のミッションに応じて決められる。この制御では、オンラインでパラメータの高精度推定、最適値探索を行うことになるが、エンジン状態に応じて逐次チューニングされる実機エンジンに忠実な「オンライン・モデルエンジン」を制御器内に内蔵することにより可能となる。

このような制御が最も効果的であるのは、新規エンジンを設計製作する場合である。従来のエンジン設計は、コンプレッサ、タービン等のエンジン要素を個別に設計し、それらを纏め上げたにすぎず、制御技術による性能向上の可能性を想定していない。もし、コンプレッサのサージマージンを従来の半分としてエンジン設計を行うと、燃料消費率で1.5%、推重比で2%、購入費で3.15%の改善が期待できるとされている⁽¹⁾。この改善率は、材料技術、冷却技術、空力技術等の向上による改善率に比べ劣らない値である。この他の種々のマージンの縮小により、さらに性能改善が可能になる。

既存のエンジンにおいて、良好に設計され、良好に製作されたエンジンが、設計点で作動している限り、制御技術による性能向上は困難であることは注意しておく必要がある。もし制御によって性能向上が達成できるならば、それは設計が悪かったということになる。しかし、

製作誤差、性能劣化、設計点外あるいは部分負荷運転、ディストーション、計測器誤差、アクチュエータ誤差等は必ず存在し、従来の固定的な制御にくらべ、運転条件とミッションに応じた柔軟な運転を可能にするため、性能向上が期待できる。

コンディション・モニタリング エンジンが有している性能を最大限発揮させ、性能向上をはかるには、エンジンを最良の状態に整備しておくことも重要である。現在のジェットエンジンの整備方式は、従来の定期整備方式からオンコンディション整備方式に移行している。これはエンジンの状態を常時モニタし、分解整備が必要と判断された時に機体から取りおろす整備方式である。つまりコンディション・モニタリングの実施を前提とした整備方式となっている。エンジン健康状態に関する良質の情報は、TBO (Time between Overhauls) を延長させ、莫大な費用を要する開放整備あるいは取りおろし整備の回数をへらすという経済的効果ばかりでなく、故障予知や故障探求にも有効であり、航空機の信頼性を維持する上で不可欠なものとなっている。

このコンディション・モニタリングにおいても、上記の「オンライン・モデルエンジン」が利用できる。モニタリングに必要な情報（例えば要素特性、燃料消費率、タービンメタル温度等およびそのトレンド）を提供し得るからである。制御システムとモニタリング・システムは、技術的バックグラウンドの類似性から、近年極めて漸近してきており、統合される可能性が高い。

むすび

将来のエンジン制御システムは、安定した出力制御をすることは当たり前のことであって、それに性能最適化制御、冗長制御（センサーやアクチュエータの故障時の代替制御）、モニタリング機能、等を付加したものとなり、制御システムと言うよりは性能管理システム（PMC: Performance Management System）といった方がふさわしいかもしれない。現在、米国で進められているVAATE (Versatile Advanced Affordable Turbine Engines)⁽²⁾やUEET (Ultra-Efficient Engine Technology) プログラムにおいては、将来エンジンを知能的エンジン (Intelligent Engine) と称し、制御技術を重視して、広範な研究開発を展開している。我国もエコエンジン・プロジェクトが開始された折でもあり、最新の制御技術を取り入れた特色あるエンジンとしていく必要がある。

文献

- (1) Gastineau, Z.D., "Turbine Engine Performance Improvements - A Proactive Approach", Transaction of ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.124, APRIL 2002, pp223-226, 2002.
- (2) Lewis, T.J., "Future Aircraft Jet Engines Will Think for Themselves", ASME IGTC, Global Gas Turbine News, Vol.42, 2002, No.2, pp4-5, 2002.

航空機用ジェットエンジン・コントロールの現状と今後の課題

遠藤 誠^{*1}

ENDO H Makoto

キーワード：ジェットエンジン，コントロール，FADEC

1. 緒言

航空機用ジェットエンジンが実用化されたのは、1930年代後半であるが、この約70年間に於いて、エンジン形態も高バイパス化、複雑化してきており、推重比で、約8倍、燃費で50%以下と性能、効率が飛躍的に進歩してきている。この進歩は、圧縮機、燃焼器、タービン等のエンジンの各要素技術、材料技術に負うところが大きい。近年においては、制御技術の果たした役割も大きい。特に、電子技術、半導体技術の急速な進歩をベースに、マイクロプロセッサを利用したデジタル電子機器が採用されて以降、従来のアクセサリという概念から、エンジン性能、安全性を担う重要な要素として位置付けられ、エンジンの差別化のための重要な機器として、注力されるようになってきている。そこで、航空機用ジェットエンジン・コントロールの変遷と動向、現在の最新のコントロール技術、将来のコントロールに課せられている課題と将来技術動向について述べる。

2. 動向

航空エンジン用コントロールは、図1に示すようにエンジンの進歩に合わせて、形態が変遷してきている。初期の1軸ターボジェットエンジンでは、燃料流量、圧縮機可変静翼の1あるいは2制御出力変数のみの簡単な油圧機械式のコントロールが使用された。軍用エンジンでのアフターバーナー付きのターボジェットエンジンにおける可変排気ノズル用コントロールおよび2軸のファンエンジンにおけるファンの回転数および排気ガス温度のそれぞれを制限制御するリミッタ等、油圧機械式コントロールに付加する形で、アナログ式電子制御機器が利用されるようになった。アナログ電子式が使用されたのは、排気ガス温度やファン回転数のセンサとして、電気センサが主流であったことと制御が単純であったことによる。デジタルコンピュータによるエンジン電子制御が使用されたのは、軍用のF100エンジンが最初で1970年代前半と早く、コンピュータ分野では、インテル8080の8ビット1チップマイクロプロセッサが、出現した時期にあたる。高性能エンジンの制御変数の増加に対応するため、

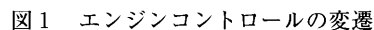
油圧機械式あるいはアナログ電子式では、実現不可能という必要性がドライバとなっていた。F100では、エンジン制御機器メーカーが独自に開発したマイクロプロセッサを採用したもので、基本的なエンジン制御は、従来の油圧機械式コントロールが実施し、より高精度にかつ最適に微調整するスーパーバイザリイ方式となっている。この方式は、電子機器が故障した場合でも、エンジン制御が継続できるという点で優れていたが、小型、軽量化という点では劣り、ICの信頼性が十分に実証されていなかった一時期のみに限られた。ICの製造プロセスおよび高集積化などのIC技術の進歩により、半導体の信頼性が、1980年代に著しく向上したことが背景にあり、民間航空機のエンジンコントロールを中心に全デジタル式電子制御（FADEC：Full Authority Digital Electronic Control）が採用され始めた。採用当初は、航空エンジンにおける苛酷な環境での電子機器の信頼性が心配されたが、運用実績を重ねることによって高信頼性が実証され、1990年代以降開発されたエンジンは、すべてFADECが採用されている。今後も、軍用、民間用を問わず、小型機から大型機のすべてにFADECが使われていくことになると思われる。航空エンジン用コントロールの制御出力変数の推移とコントロール形態の変遷を図2にまとめた。

油圧機械式からデジタル電子式への移行によって、性能および飛行安全性は向上してきているが、一方で、耐電磁干渉性および耐雷性に対する弱点が指摘されている。最近のパソコンや携帯電話のようなPED（Personal Electronic Device）が、必ずしも電磁干渉トラブルの原因となっているとは考えにくい。機体の複合材化が進む中で、放送局アンテナやレーダー近辺の強電磁界環境での確実な作動を保障するため、要求はより厳しくなっている。耐電磁干渉の対応として、電子機器間のデータ交信を、ARINC429の電気データバスに代わる光データバスとする開発が、進められてきている。レーザーダイオード等の光デバイスや光ファイバの特に高温での耐環境性や光ファイバの整備性上の課題から、現在は採用されているのは、ごく一部のみとなっている。しかし、原理的に電磁干渉の影響を受けない光技術の利用は、今後進むものと思われる。

原稿受付 2004年1月27日

*1 石川島播磨重工業(株)制御技術部

〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229



航空用ジェットエンジンが本格的に利用され始めた1960年代からエンジン本体の燃料効率は改善の一途にあったが、1990年代に入ると限界に近づき飽和状態になりつつあるため、エンジンメーカーは燃費における有利性確保を制御システムに依存するようになってきた。図3が最新の民間用ジェットエンジンの代表的なFADECコントロールシステムであるが、以下にその特徴を示す。

タとして、エンジン圧力比あるいはファン回転数を使用するのが主流となってきた。エンジンの加減速制御も燃空比制御から回転数変化率制御を採用することで、エンジンの劣化、客室抽気、外部抽出馬力等の条件が変わっても、パワーレバーに対して線形で一定な推力および一定のエンジン応答が得られるようになってきた。これらは、特に離着陸時のパイロットの負荷軽減に役立っている。

航空用エンジンは、巡航時に効率最適となることが燃費の改善のポイントとなるが、アイドルから最大定格までの全作動域においても、安定作動のマージンを確保するため、巡航時に、すべてが最適とならない場合が多い。最近採用され始めてきたものとしては、チップクリアランス制御、2次空気流量制御およびヒートマネージメント制御があるが、制御機器の増加による重量増を補う燃費改善を実現している。

タービンブレード先端とケースとのクリアランスは、ディスク、ブレード、ケースの熱的狀態によって変動する。急加速時にラビングを発生させないように設定すると、巡航時は、クリアランスが大きめとなり、タービン効率を悪化させる要因となっている。巡航時のみに、空気バルブを作動させ、タービンケーシングにファン出口空気を供給し、冷却することでクリアランスを低減し、効率を改善することができる。

タービン翼の冷却空気は、従来制御されることはなかったが、タービン入口ガス温度が低い巡航時には、空気バルブで一部を遮断することで、無駄な2次空気を削

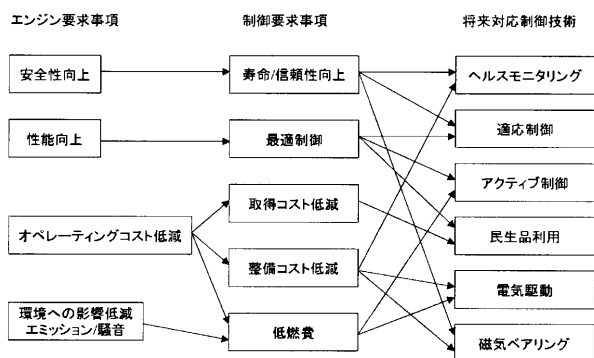


図5 要求事項と対応制御技術

今までは実現が困難と思われていた、複雑で高度な制御演算が可能となってきた。

図5にエンジンに対する要求事項に対応した制御要求事項とそれを実現するために研究開発されている将来制御技術を示す。以下に、各制御技術の研究開発状況をまとめる。

1) エンジンモニタリングと適応制御

現状の制御システムは、運用での信頼性実績が示しているように、要求のIFSDRを上回るものとなっている。運用でのさらなる安全性確保およびライフサイクルを通してのコスト低減の課題として、重要視されてきているのが、モニタリング技術である。図6に示す概念は、エンジンの最適制御のための適応制御とエンジンモニタリングを組み合わせたもので、制御機器に組み込まれたアダプティブエンジンモデルが、キー技術となっている。エンジン制御用センサとエンジンモデルからの予測値を比較し、モデルの予測値が実エンジンの値と同じとなるようにエンジンモデルをチューニングしていく。これにより、チューニングされたエンジンモデルは、制御対象のエンジンそのものの特性を示すことになり、エンジンモデルに使われている圧縮機、タービン等の各要素の劣化状態あるいは異常を予測することが可能となる。ノミナルエンジンに対して最適に設定された制御特性は、エン

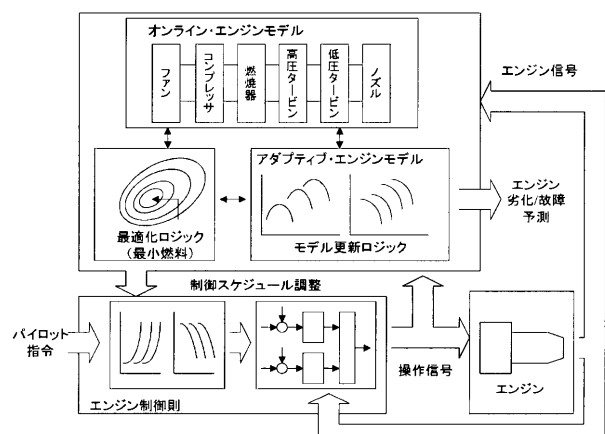
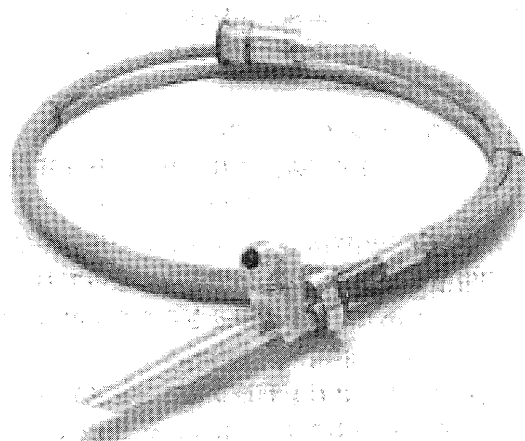


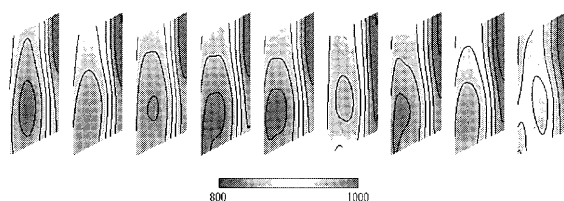
図6 エンジンモニタリングと適応制御

ジン特性が劣化するにつれて最適値から外れ、エンジン性能は低下する。そこで、エンジンのオーバーオールのパフォーマンス劣化のみではなく、その要因となる圧縮機等の各構成要素の劣化および余寿命を正確に推定し、飛行安全性を確保しつつメンテナンスコストを低減できる。また、将来は、可変排気ノズルのようなエンジンサイクルを変更できる機構をもったエンジンでは、制御特性を劣化した実エンジンに合わせて調整することにより、低下した性能をそのエンジン状態で最適な性能に回復させることが可能となる。

エンジンのモニタリングの課題としては、特にエンジンの寿命に直接影響する高温部品のモニタするセンサが重要となる。図7は、タービンの翼温度を計測するために開発した放射温度計で、信号処理装置と組み合わせて、翼一枚一枚の温度分布が計測可能である⁽¹⁾。これにより、タービン翼の寿命を推定することが可能で、安全性の確保および整備コストの低減に有効であると共に燃焼器のバーナーパターンの制御やタービンの冷却空気流量制御にも利用できる。



(a) 温度センサプローブ



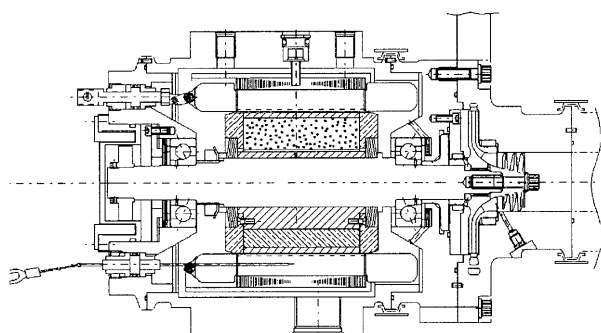
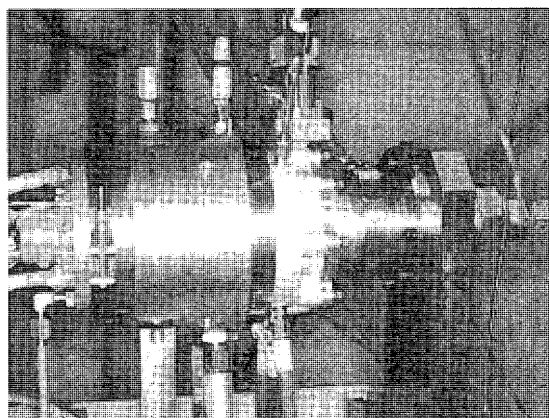
(b) タービンブレード温度分布

図7 タービンブレード温度分布センサ (ESPR 殿提供)

2) 電気駆動制御システム

PBW (Power by Wire) と呼ばれる全電気式航空機^{(2),(3),(4)}は、従来の油圧、空気圧駆動主体のシステムに代わって、航空機のすべてのシステムを電気で駆動し、制御する機体システムを取り入れたものを言う。全電気式の航空機では、電気スタータによりエンジンを始動し、始動後、スタータはジェネレータとして作動し、航空機の必要なすべての電力をこのジェネレータから供給す

る。従来機のハイドロポンプあるいはエンジン抽気空気を駆動源とするアクチュエータ、空調／防水システムは、電動モータ等の電気システムに置換えられる。エンジン制御システムの中の燃料ポンプ、潤滑油ポンプも、電気駆動に変わり、今までギャボックスを介してエンジン軸で駆動されていたため、エンジンの作動状態でポンプ回転数が決まっていたが、常に最適なポンプ回転数を設定することができ、効率向上、小型化が可能となる。将来は、燃料流量をポンプ回転数で直接制御し、燃料制御装置を大幅に簡素化することも考えられている。電気駆動制御システムは、パワーエレクトロニクス発展に負うところが大きい、高性能なパワー半導体素子は確実に進歩してきているので、実用化も近いと思われる。図8はエンジン用燃料ポンプの電気駆動化として開発した試作機で、主要緒言も併せて示す。



性能緒言

- 1) 回転数 : 667 1/sec
- 2) 最大燃料流量 : 3.15kg/sec
- 3) 吐出圧力 : 10.3Mpa

図8 電気駆動燃料ポンプ (AMG 殿提供)

3) 民生部品利用

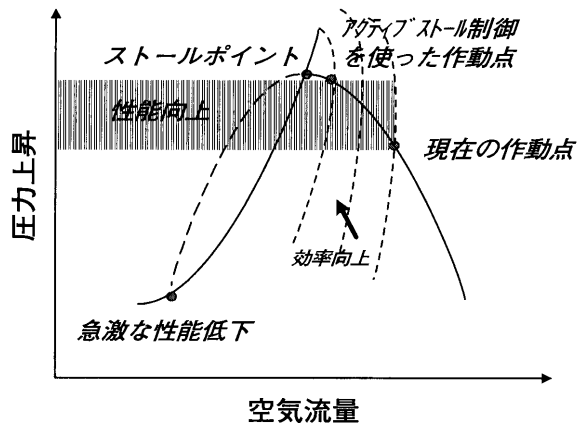
取得コスト低減の要求がある一方、航空エンジン用コントロールに要求される信頼性確保のため、従来、MIL 部品と呼ばれた広い温度範囲に対応できる高信頼部品が使用されてきた。IT 化に伴い、コンピュータや通信関連の市場が増大し、MIL 部品の市場が、全半導体市場の1%に満たない状況に陥ったため、一部の半導体メーカは、MIL 部品からの撤退を選択した。MIL 部品の考え方も、従来の MIL 認定製造ラインを固定、維持しスクリーニングによる品質保証する概念から、統計的プロセス管理による製造プロセスでの品質、信頼性保証の考え方に移行し、最良の民生品を最大限に適用する柔軟性を製造メーカに許容するようになった。しかし、それでも航空用として選択できる部品の範囲は少なく、今後さらに減少していく状況では、高性能で、信頼性も実証されてきている民生品へ移行せざるを得ない状況といえる。民生品を航空エンジン用電子機器に利用していくための主な課題は、以下の2つで、機器メーカーの課題となっているが、各方面で対応の検討が始まっている。

(ア) 温度範囲を拡大して使用する場合の部品認定と品質保証プロセスの構築：民生品として一般的なプラスチックパッケージ品に適合した認定/品質保証試験方法の確立

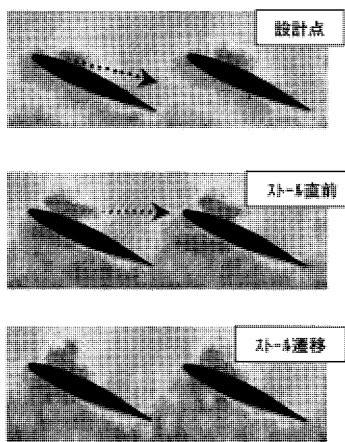
(イ) $-55^{\circ}\text{C} \sim 125^{\circ}\text{C}$ の一律の温度要求仕様から実環境に合致した仕様への要求の見直し

4) アクティブ制御

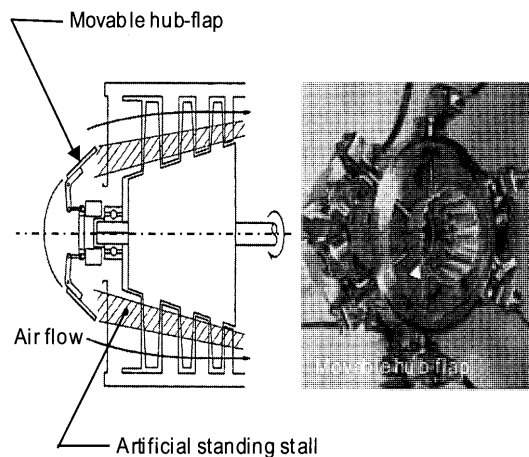
制御技術を積極的に活用して、エンジン性能に寄与する技術として、アクティブノイズ制御、アクティブ燃焼制御等のアクティブ制御技術が研究されている。ここでは、アクティブストール制御技術を紹介する。エンジンの圧縮機特性は、圧力比と空気流量の関係を示した P-Q マップで示されるが、圧縮機への流入空気流量が減少すると圧力比が上昇し、ある点を境にストールという非定常現象により急激に性能低下する。インレットディストーション、エンジントランジェント、飛行条件、劣化、製造バラツキ等を考慮し、ストールを避けるため、十分なマージンを確保した作動点を余儀なくされている。確実にストール現象を予知し回避することができれば、ストール近傍の高圧縮比、高効率のポイントでの作動が可能となり、圧縮機の小型化、軽量化およびエンジンの高効率化が実現できる。図9に、日本で研究されている事例で、ストールに入る過程での圧縮機壁面の圧力の変化を検出し、ストールの前兆を予知する技術、圧縮機の流路を変えることでストール回避する技術を示す^{(5),(6),(7)}。制御装置の高速化、小型化は、アクティブストール制御に適用できるレベルに近づきつつあり、将来実用化が期待される技術である。



(a) アクティブストール制御の概念



(b) ストール遷移における圧力変化



(c) ストール回避例 (ハブフラップ方式)

図9 アクティブストール制御 (AMG 殿提供)

5) 磁気ベアリング

ガスタービンの実用化当初から基本的に変わっていない潤滑油システムであるが、潤滑油システムを完全になくすることができる磁気ベアリングの採用が研究されている。磁気ベアリングのメリットとしては、信頼性／耐久性／整備性の向上、潤滑油系削除による軽量化、振動／騒音の低減等で、パワーエレクトロニクスおよび高速制御処理技術の進歩が原動力となっている。航空機エンジンに適用するためには、エンジン本体の軽量化、軽量磁性材料の開発等の課題が多いが、注目される技術である。

5. まとめ

航空エンジンのこれからの発展に対する制御技術の役割は、最近特に大きく、エンジンの差別化のためにも重要となってきている。すでに開発されたエンジンの制御システムをレトロフィットすることで、エンジン性能や信頼性改善も可能であるが、エンジンの基本計画段階から制御を積極的に取り込むことが、より良いエンジンを実現するために必須になってきている。エンジンの将来動向を見据え、長期的視野に立つてのコントロールの技術開発が必要である。

参考文献

- (1) 環境適応型次世代超音速推進システムの研究開発, 成果報告書, (2003)
- (2) Cronin, M.J., SAE 801131 1980
- (3) Cronin, M.J., SAE 881407 1988
- (4) 松永, 近藤, 他, 第35回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, p345-350 1995
- (5) Tahara, N., Kurosaki, K., Ohta, Y., Ohta, E., Chiba, K., AIAA 97-2656, 1997
- (6) Tahara, N., Nakajima, T., Kurosaki, K., Ohta, Y., Ohta, E., Nishikawa, T., AIAA2001-3623, 2001
- (7) Tahara, N., Kurosaki, K., Ohta, Y., Ohta, E., Shinohara, H., IGTC 03-ABS-047, 2003

スーパーマリンガスタービンにおける制御方式の検討

足利 貢^{*1}

ASHIKAGA Mitsugu

キーワード：船用ガスタービン, 二軸式ガスタービン, 再生サイクル, 制御方式, シミュレーション検討, 負荷変動, 追従性

Marine Gas Turbine, Two Spool Gas Turbine, Regenerate Cycle, Control Method, Simulation Study, Load Change, Response

1. はじめに

地球規模での環境問題に対する意識の高揚により, 陸上での大気排出物質に対しては, 既に厳しい規制が課せられている。近年, 船舶による大気汚染防止に関しても世界的に強い関心が寄せられており, 国際海事機関 (IMO) において船舶からの大気汚染防止に関する MARPOL 条約の新附属書が採択され, NO_x 排出規制の動きが始まった。

ガスタービンは, その燃焼形態から NO_x 排出量をディーゼルエンジンに比べて格段に少なくできるので, ガスタービンが船用エンジンとして普及すれば, 船舶排気ガスの大幅な低 NO_x 化が期待できる。また, 船舶の近代化・海上輸送の高度化のため, 内航船の高速化・船内環境の改善・船内労働の軽減が求められており, 小型・軽量・低振動・低騒音・メンテナンスの容易さというガスタービンの特徴は, これらの要求に十分に答えることができると思われる。

しかしながら, 船用エンジンとしては燃費の面で優位にあるディーゼルエンジンが主流を占め, ガスタービンは一部の用途に限られているのが現状である。このような状況を打破するため, 従来のガスタービンよりさらに低 NO_x 化を図り, 燃費を大幅に改善した, 高効率な次世代船用ガスタービン (スーパーマリンガスタービン: 以下 SMGT) を開発するプロジェクトが, 1997年4月に運輸省 (現・国土交通省) の主導のもとで発足した。SMGT 技術研究組合にはガスタービンメーカー5社 (川崎重工業: 幹事会社, 石川島播磨重工業, ダイハツディーゼル, 新潟鐵工所 (現・新潟原動機), ヤンマーディーゼル (現・ヤンマー)) が参画し, 研究開発 (フェーズ1) は2002年度までの6年間実施された⁽¹⁾。現在は, 次のステージとして本エンジンの実用化を図るべく, 実用化研究 (フェーズ2) を進めており, 次世代内航船・スー

パーエコシップの実証船への搭載が予定されている。

本稿では, SMGT の研究概要を紹介するとともに, 船用主機として適用されるガスタービンの制御方式についての検討と, シミュレーションを通して検証を行った結果を紹介する。

2. SMGT 研究概要

SMGT は内航船舶の主機を想定し, 次の3点を主な開発目標とした2500kW 級のガスタービンである。

- 1) NO_x 排出量が 1 g/kWh 以下
- 2) 熱効率が38%以上
- 3) 燃料は A 重油が使用可能

すなわち, NO_x に関してはディーゼル機関の約1/10, 熱効率は高速ディーゼル機関とほぼ同等を目標としている。これらの目標値は, 同出力クラスの産業用ガスタービンと比較しても, NO_x 排出量では現状 (液体燃料焚) の1/3であり, 熱効率では約10ポイントの向上を目指すものである。また, 燃料に関しても, 港湾での入手性を考慮して A 重油を使用可能とした。

図1には SMGT 本体の概略構成を示す。SMGT の出

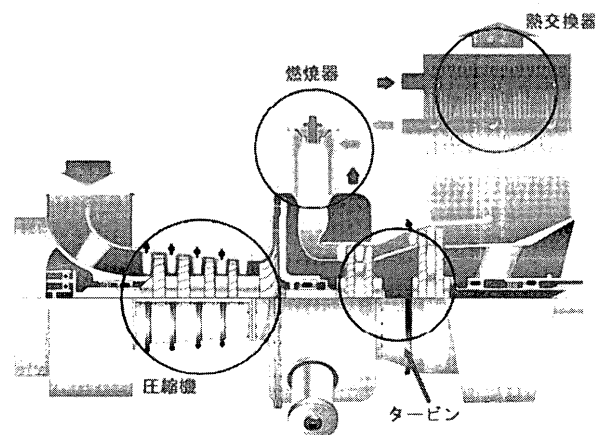


図1 SMGT 概略構成図

原稿受付 2004年1月22日

* 1 川崎重工業(株) システム技術開発センター

〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

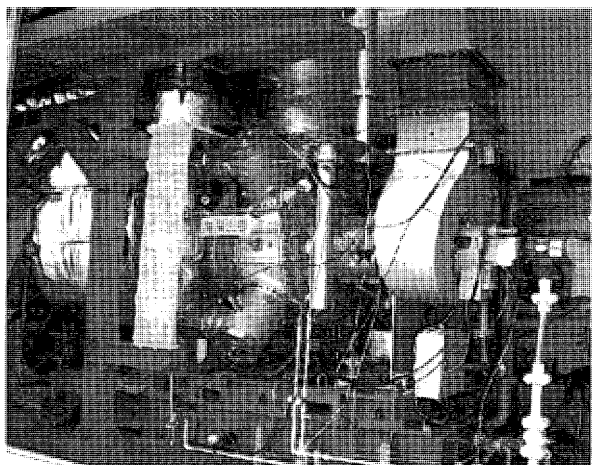


図2 SMGT 陸上実証試験機

力は、ガスタービン排気側から取り出され、減速機を介して船舶のプロペラやウォータージェットなどの推進器や発電機を駆動する。

SMGT の研究開発期間は1997年度から2002年度までの6年間であり、2000年度までは主として要素研究を実施してきた。この要素研究の成果をもとに、2001年度半ばには試験機を製作し（図2）、2002年度にかけて陸上試験で運転を行い性能の評価を実施した。陸上試験ではA重油を使用して運転を行い、出力は2680kW、熱効率は38.2%、NOx排出量は0.97g/kWhという成果を得、上記した開発目標の全てを達成することができた。

なお、本研究開発の詳細については既報^{(2),(3),(4)}でも紹介しているので、参照されたい。

3. 船舶対応技術の研究

SMGT の要素研究では、エンジン本体の要素研究のほかに、船舶特有の課題に対応するための技術についても研究を実施した。この船舶対応技術の一つとして、船用主機に適用されるガスタービン制御方式に関して研究を行っており、本章以降ではその研究内容について紹介する。

船舶では入出港や離着岸時に機関出力の増減が頻繁に行われることに加え、衝突回避などの緊急時には船の推進力を打ち消すために、短時間の間に機関推力を落とし推進器を逆転させる、クラッシュアスターンと呼ばれる操作も行われる。また、電気推進船に適用される場合には、発電機あるいは電力系統に万一異常が生じた際に、発電機を保護するために遮断器を開放することも想定され、この場合ガスタービンに対しては瞬時に負荷遮断が行われる（運転状態にもよるが、最大で全負荷の瞬時遮断が行われる可能性がある）。

一方で、SMGT では固定ピッチプロペラ、可変ピッチプロペラ、ウォータージェット、電気推進など多様な推進器に対応しながらも、部分負荷での燃費向上を目的として二軸式ガスタービンを採用している。二軸式ガスタービンは部分負荷特性に優れるものの、応答性に大き

な影響を与える慣性系がガスジェネレータ軸とパワータービン軸の二軸（二慣性系）になることから、一軸式ガスタービンよりは応答性の面でやや劣る。

このように、船舶では大きな負荷変動が比較的多く行われることに対し、SMGT では燃費向上のため二軸式ガスタービンを用いていることから、負荷変動に対する追従性をいかに確保するかが課題となる。

また、SMGT の大きな特徴として、高効率化のため図1に示したように、再生サイクルを採用していることがあげられる。再生器は大きな熱容量を持つため、特に負荷急減時において蓄積された熱エネルギーの放出に時間がかかり、負荷変動への追従性に影響を及ぼすことが考えられる。

本研究では、このような特性を考慮しながら、SMGT における制御方式の研究を実施した。

4. SMGT の制御方式

4.1 SMGT 制御系の全体構成

ガスタービンの制御において最も主要な制御となるのは、所定の回転数において所定の出力が得られるよう燃料を制御することである。船用ガスタービンの場合には、推進器の種類によって回転数と負荷の関係は異なるものの、固定ピッチプロペラやウォータージェットの場合には、所要出力に応じた回転数になるよう制御され、また可変ピッチプロペラや電気推進の場合には、ガスタービンにかかる負荷に対して回転数を一定に制御することで所要出力が得られる。いずれにしても、所定の回転数になるように燃料を制御することが主目的となる。

また、多くのガスタービンは起動時のサーging防止や動作条件による圧縮機のマッチングを補正するため可変静翼機構（Variable Stator Vane：以下VSV）を備えている。その他にも、一部のガスタービンでは付加的な機能や特殊な制御を行うための可変機構が設けられることもある。これらは、燃料制御とは独立して、あるいは連動して補助的に制御が行われる。

以上のように、ガスタービンの制御系は一般的には燃

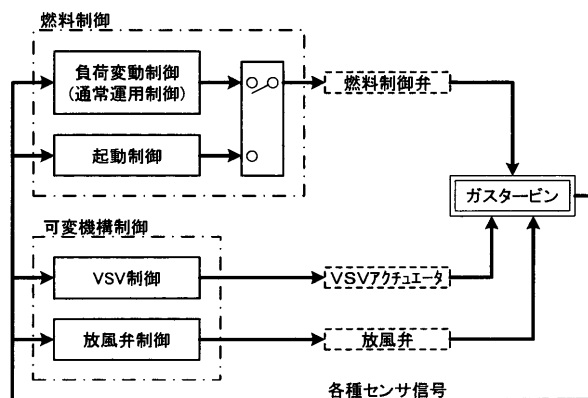


図3 SMGT 制御系全体構成図

料制御を主制御部とし、VSVなど可変機構を制御する補助制御部とから構成される。また、主制御部である燃料制御については、機能上の位置付けから起動制御と通常運用時の制御に分けられることも多い。

SMGT制御系においても、基本的にはこのような枠組みのもとで図3のように全体制御系を構成している。なお、SMGTにおいては、可変機構の一つとして放風弁を設けその制御も行っているが、これは前章で述べた負荷急減時の課題に対応するためのものであり、後節において説明する。

4.2 負荷変動制御

ここでは、SMGT制御系の主制御部である負荷変動制御について、その設計の考え方と機能について説明する。また、以下に基づいて設計したSMGT負荷変動制御の構成を図4に示す。

4.2.1 回転数制御

前述したように通常運用時の燃料制御は、所定の回転数になるように燃料を制御することであり、回転数のフィードバック制御が中心的なものとなる。SMGTでは二軸式ガスタービンを採用しているが、出力軸回転数の制御に関しては一軸式ガスタービンも二軸式ガスタービンも考え方は同じである。

通常、ガスタービンではPI制御（目標値とフィードバック値の偏差に対する比例動作、積分動作により制御を行う一般的な制御方法）により回転数制御を行うことが多い。しかし、二軸式ガスタービンでは、前述したように二慣性系となり複数の応答遅れを含むことから、単純な応答遅れしか補償できないPI制御では安定性を維持しながら追従性を向上させることが難しい。このような対象に対する制御方式として、著者らは高次の応答特性を補償することにより制御性を改善させる制御方式を提案しており^{(5),(6)}、SMGTの回転数制御にもこの制御方

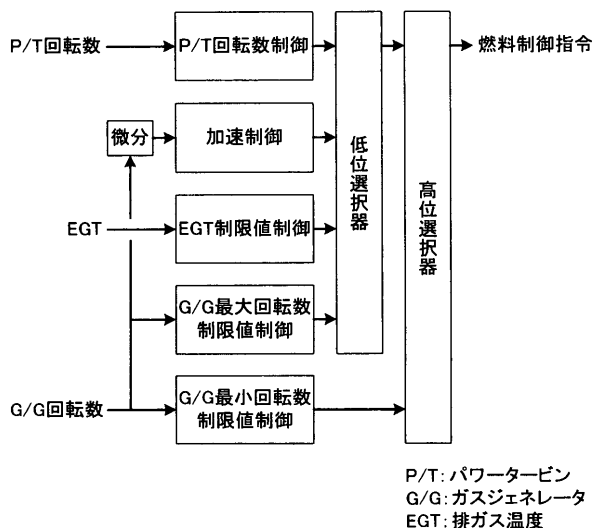


図4 SMGT 負荷変動制御ブロック図

式を用いている。

4.2.2 加減速制御

二軸式ガスタービンでは、負荷の変動にともなってガスジェネレータ軸の回転数が大きく変化する。その際にあまり急激な加減速を行うと圧縮機のサージングや吹消えを発生させる恐れがある。したがって、これらを確実に防止するためには、加減速を制限する制御を行う必要がある^{(7),(8)}。

なお、SMGTでは急減速時の吹消えに対してはパイロットバーナにより最低燃空費を保持できるようにしていることから、燃料制御で吹消え制限を考慮する必要がなく、減速制御は組み込んでいない。

4.2.3 各種制限制御

この他に、ガスタービンの制御においては、大気温度が高い場合や性能が経年劣化した場合の重負荷運転時に、排ガス温度（Exhaust Gas Temperature: 以下 EGT）が制限値を超えないようにする制御も必要である。

また、二軸式ガスタービンでは、負荷変動時にガスジェネレータ軸の回転数が変化するが、大きな負荷変動の際にはガスジェネレータ軸回転数が過渡的にオーバーシュート、アンダーシュートする可能性もある。この際にガスジェネレータ軸回転数が運用上の許容範囲を超えないように制限する制御も必要である。

4.3 起動制御

ガスタービンの起動制御については、一般的には燃料スケジュールをベースとした制御が行われることが多い。しかし、燃料スケジュール制御では、大気条件の変化やガスタービンのコールド・ホットなど起動時の状態変化に対応できないため昇速レートがまちまちになり、コールド時には起動渋滞を起こしたり、ホット状態ではEGTの過上昇を招く可能性もある。

SMGT制御系では、このような課題に対応するため、燃料スケジュール制御、起動加速制御、EGT制限値制御を組み合わせ、図5のような制御系構成とした。以下にその考え方を説明する。

4.3.1 燃料スケジュール制御

起動の初期段階においては、確実な着火を行い燃焼が

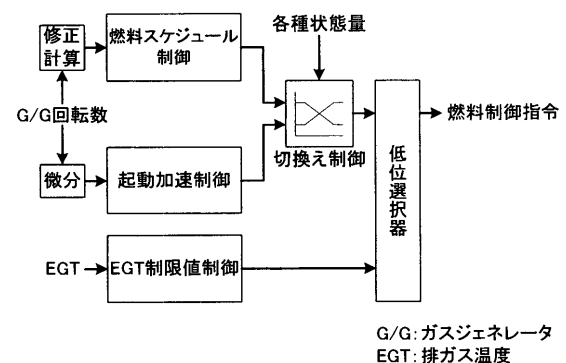


図5 SMGT 起動制御ブロック図

安定するまで適切な燃料を供給する必要がある。そのため、この間は燃料スケジュールにて制御を行っている。

4.3.2 起動加速制御

ガスタービンが昇速段階に移行したら、できるだけ速やかに決められたレートで昇速することが望ましい。燃料スケジュール制御だけでガスタービンを立ち上げようとすると、大気条件の変化やコールド・ホットなど起動時の状態により昇速レートが左右されるので、この間は加速制御により昇速を行っている。

なお、燃料スケジュール制御と起動加速制御は、ガスタービンの昇速状況を判断しながらバンプレスに切換えが行われるようにしている。

4.3.3 EGT 制限値制御

ホットスタート時など EGT が過度に上昇した場合に、制限値を超えないよう EGT 制限値制御を設けている。なお、EGT 制限値制御は低位選択器により、上記 2 つの制御と切換えが行われる。

4.4 VSV 制御

VSV 制御については、圧縮機の各動作点において適切なマッチングとなるよう静翼角度を操作することが重要である。その動作スケジュールは、設計計算や実機試験などを通して決められ、通常はそのスケジュールに基づいて制御されることが多い。

SMGT の場合も、VSV に関しては通常ガスタービンと同様にスケジュール制御により操作を行っている。

4.5 放風弁制御

負荷急減時には、できるだけ速やかに燃料を絞り、タービンへ投入される熱エネルギーを減少させる必要がある。しかし、前述したように、SMGT は熱容量の大

きな再生器を備えているため、蓄積された熱エネルギーの放出に時間を要する。負荷急減時にはその蓄熱エネルギーが回収されタービンに投入されてしまうので、速やかな減速の妨げになる可能性がある。

また、SMGT のパワータービンはフリータービン形式であるため、負荷が急に抜けるとパワータービンに対する抵抗が急激に減少してしまう。このことは、フリータービンにおいてオーバースピードを起こさせやすくする要因となっている。

SMGT では、負荷減少時においてこれら二つの要因が重なるため、オーバースピードが発生しやすい状況にあることが予想される。特に短時間で大きな負荷減少が行われる場合には、オーバースピードの危険性は高くなる。

このような課題に対処するため、SMGT では放風弁を設け、負荷急減の際には放風弁を開放し、再生器の蓄熱エネルギーを放出する制御方法についても検討している。

5. シミュレーション検証

SMGT 制御系においては、前述したように負荷変動に対する追従性を確保することが重要な課題であり、前章で説明した制御系にてそれが実現されていることを確認するため、シミュレーションによる検証を実施した。

もちろん、最終的には実機において検証する必要があるのだが、制御系の設計検討は 2001 年に実験機が完成する以前より実施しており、また、陸上試験では実際の船舶における推進器の負荷特性を模擬するのは容易ではない。このように開発段階にあるガスタービンでは、シミュレーションによる検証は非常に有効な手段の一つであり、ガスタービンの開発過程においてシミュレーションを活用した例は少なくない⁹⁾。また、実機適用前にあらかじめ制御パラメータの調整を行い、ある程度まで絞

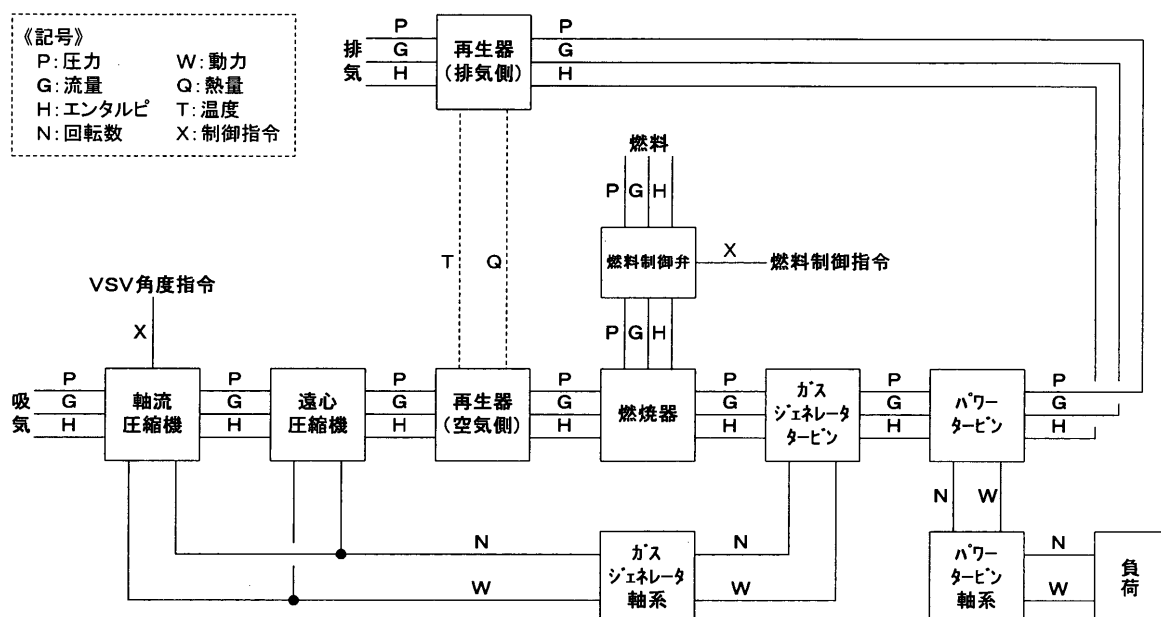


図6 SMGT シミュレーションモデルブロック図

り込んでおけることも、シミュレーションのメリットである。

なお、ガスタービンのシミュレーションでは、ガスタービン特性が比較的線形近似しやすいことから、シミュレーションの目的にもよるが、簡単な線形モデルが用いられることが多い。しかし、本検討のように加減速中の過渡的な非線形特性も含めて検討する場合には、線形モデルでは対応できないため、非線形モデルを構築する必要がある。図6には本検討で用いたシミュレーションモデルを示すが、このモデルではガスタービンの構成各要素を物理式に基づいた非線形モデルで記述し、それらを組み合わせることでガスタービンの全体モデルを構成している。

以下には、代表的な負荷変化パターンに対して行ったシミュレーション検証の結果を示す。

5.1 港内操船

船舶において機関出力の増減が頻繁に行われる代表例として、入出港や離着岸時の操船に伴う機関出力操作(港内操船)があげられる。図7には、港内操船の中でも負荷の変動幅、変動速度が大きい例を対象に、シミュレーション検証を行った結果を示す。

ここで、二軸式ガスタービンでは負荷投入に伴う加速の際に、負荷の投入幅が小さかったり投入速度が緩やかである場合には、図8に示される定常動作ラインに沿ってガスジェネレータ軸が加速する。しかし、負荷の投入幅が大きかったり投入速度が速い場合には、サージ側に寄った軌跡をたどって加速し、負荷変動に対する追従性を高めようとするほどサージラインに近づく。したがって、負荷投入に対する加速制御では、十分なサージマージンを確保しながら、加速スケジュールをいかにサージラインに近づけられるかが、負荷追従性を決める大きな

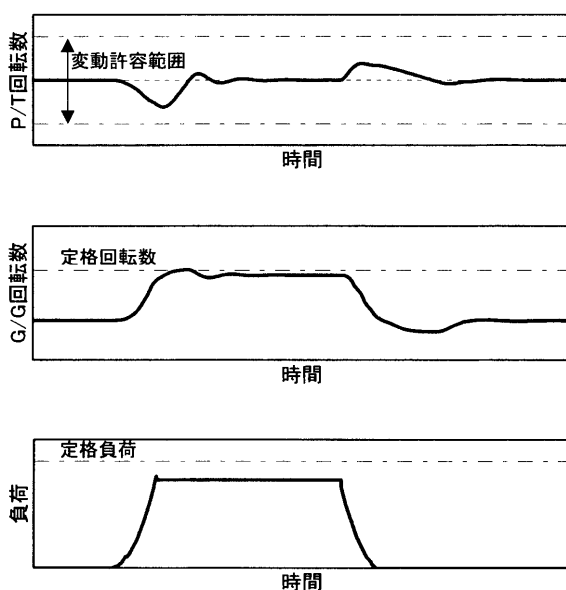


図7 シミュレーション結果：港内操船

要因となる。

シミュレーションでは、モデル内部の各状態変数を出力することができるので、加速中の動作ラインを圧縮機マップ上に容易にプロットできる。本検討では、これを利用して加速スケジュールの調整を行うことで、急負荷投入に対する追従性の向上を図っている。

5.2 クラッシュアスターン

船舶における最も激しい負荷変動は、電気推進における発電機遮断器の開放を除けば、クラッシュアスターンであると考えられる。特に負荷急減の面からは、全負荷からのクラッシュアスターンが最も厳しい負荷変動であると言える。

前述したように、SMGTでは熱容量が大きい再生器を備えていることから、負荷急減時にはその熱エネルギーの放出に時間を要し、ガスタービンの減速が妨げられる可能性が考えられる。その対策として、SMGTでは放風弁を設け負荷急減時に再生器の蓄熱エネルギーを放出する制御を行っている。

図9には、クラッシュアスターンに対するシミュレーション結果を示すが、負荷の急減とともにパワータービン回転数が上昇を始め、その後放風弁の制御が行われたことでパワータービン回転数の上昇が抑制されている様子を確認することができる。

5.3 瞬時全負荷遮断

以上の負荷変動は推進器にプロペラを用いている場合を想定したものであるが、電気推進の場合にはさらに大きな負荷変動があり得ることを考慮しなければならない。電気推進ではガスタービンが直接駆動する負荷は発電機になるのだが、発電機や電力系統に万一異常が生じた場合には遮断器が開放され、ガスタービンにかかる負荷は瞬時に遮断される。場合によっては、全負荷からの瞬時遮断もあり得る。

この場合、SMGTはフリータービン形式であること、熱容量の大きな再生器を備えていることから、パワー

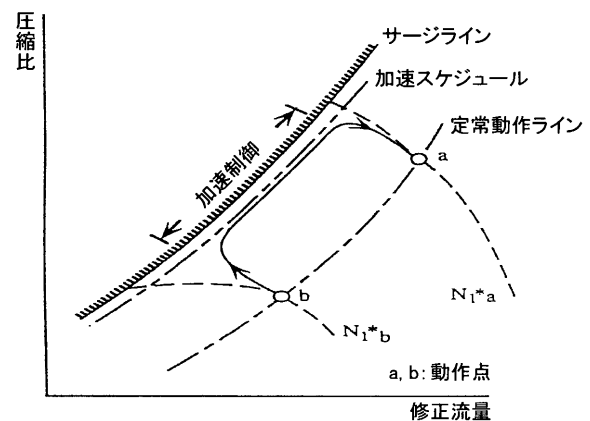


図8 加速時における圧縮機動作曲線

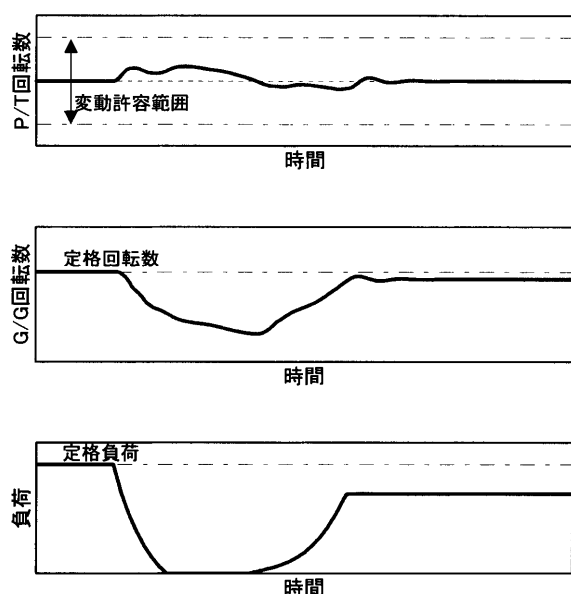


図9 シミュレーション結果：クラッシュアースターン

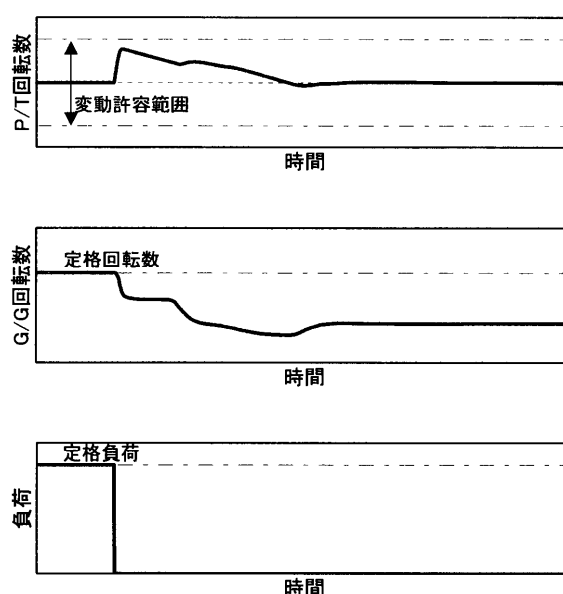


図10 シミュレーション結果：瞬時全負荷遮断

タービンがオーバースピードを生じる危険性が考えられる。オーバースピードに対してはフライホイールによるエネルギーの吸収が有効ではあるが、機械設計上の制約からあまり大きなフライホイールを設けることは難しい。

そこで、適切な大きさ（慣性モーメント）のフライホイールと放風弁の制御によりオーバースピードを防止できるのではないかと考え、シミュレーションによる検討を行った。その結果、図10に示すような瞬時全負荷遮断に対しても、フライホイールと放風弁制御の組み合わせにより、オーバースピードを防止できる見通しを得ることができた。

6. おわりに

SMGTの研究開発（フェーズ1）は2002年度をもって完了したが、現在は実用化のための改良研究（フェーズ2）を行っており、陸上試験機による実証試験も継続して実施している。本稿で述べた制御系に関しても陸上試験機による試験・調整を繰り返し、実用化に向けた実証を進めている。

7. 謝辞

SMGTの研究開発は、国土交通省、鉄道建設・運輸施設整備支援機構、日本財団のご指導・ご支援のもとに実施してまいりました。ここに記して謝意を表します。

また、関係各位の日頃のご協力に感謝致します。今後とも、ご指導・ご支援頂きますようお願い致します。

参考文献

- (1) 田中道雄；「スーパーマリンガスタービン」，日本機械学会誌，Vol.104，No.990（2001.5），p.336
- (2) 田中道雄，杉本隆雄；「次世代形船用ガスタービン（スーパーマリンガスタービン）の研究開発計画」，日本ガスタービン学会誌，Vol.27，No.2（1999.3），p.82-86
- (3) 杉本隆雄，他；「スーパーマリンガスタービンの要素研究について」，日本ガスタービン学会誌，Vol.29，No.2（2001.3），p.76-81
- (4) 杉本隆雄，他；「スーパーマリンガスタービン「SMGT」の開発」，川崎重工技報，No.148（2001.12），p.16-19
- (5) 田中泰太郎，足利貢；「ガスタービンの低感度ロバスト制御」，計測自動制御学会論文集，Vol.28，No.2（1992.2），p.255-263
- (6) 田中泰太郎，他；「二軸ターボシャフトエンジンのロバスト制御」，第31回航空原動機に関する講演会，（1991.2），p.74-79
- (7) 杉山七契；「エンジンの制御(2)」，日本ガスタービン学会誌，Vol.24，No.94（1996.9），p.31-35
- (8) 永留世一，他；「航空機用エンジン—適応制御技術および飛行制御との統合」，川崎重工技報，No.143（2000.4），p.25-30
- (9) B. Biraud, A. Despierre, S. Gayraud; "Simulation of the WR-21 Advanced Cycle Engine", Proceedings of ASME TurboExpo 2001（2001.7）

発電用ガスタービンの制御システム

水野 隆^{*1}

MIZUNO Takashi

油谷 好浩^{*2}

ABURATANI Yoshihiro

キーワード：ガスタービン，発電機，デジタル制御装置，3重化システム，燃料流量制御弁，
燃料圧力制御弁，入口可変静翼，速度制御，排ガス温度制御，燃焼監視

1. はじめに

ガスタービンサイクルと蒸気タービンサイクルを組み合わせたコンバインドサイクルは高い熱効率が得られることから，高い経済性と省資源投入性の点で，経済と環境を統合した現代の経済社会システムビジョンの課題に応えることのできるすぐれた産業技術である。コンバインドサイクルの高効率化は中核をになうガスタービンの高温化技術すなわちガスタービン高温部の冷却技術と材料技術の発展によるところが大きい。ガスタービン高温化とともに生成するNO_xの濃度を低減させる低NO_x化燃焼技術の進歩も著しく環境負荷の低減に寄与してきた。現在は1,300℃級空気冷却ガスタービンを使用したコンバインドサイクルが主流であるが，より効率の高い1,500℃級蒸気冷却ガスタービンを使用したコンバインドサイクルの時代が始まろうとしている。

コンバインドサイクルの普及，単機容量の増大とともに，コンバインドサイクルが電力系統に与える影響もますます大きくなってきている。ガスタービンの高温化につれ，ガスタービンを制御する制御装置に要求される制御仕様も高度化してきており，制御装置の信頼性の重要度がますます高まってきている。

このような高温ガスタービンを制御する制御装置は高温ガスタービンに最適な制御を行うのみならずコストと信頼性のバランスを最適なものにすることが肝要であり，事業用火力発電所に適用した高信頼形のデジタル制御装置による発電用ガスタービン制御システムの代表例を紹介する。

2. ガスタービン制御システムの概要

2.1 ガスタービン制御装置の多重化

事業用火力発電所のガスタービンを制御保護する制御装置は，ガスタービンがプラント主機であり単機でも電力系統に大きな影響を与えること及び燃料を消費する機

械であることから，安全および信頼性を確保することが最も重要であるといえる。発電所の制御装置は一般に制御装置を構成する各コンポーネントの高信頼性はもとより，各制御対象を制御する制御装置のプラント全体に占める重要度の高さに応じた適切な多重化設計が，制御装置コストと信頼性がトレードオフの関係にあるという観点から，プラント全体の安全および信頼性を確保するための最も重要な基本設計事項となる。その見方から新設事業用火力発電所のたとえば1,300℃級ガスタービンの保安に関わるガスタービン制御装置には3重化システムが適用されている。

高信頼性のコンポーネントといえども単一故障は免れることができないので，安全と信頼性を確保するための基本は，故障を局所化し，単一故障から大きな事故に拡大させないことであり，その方法は多段のバリアを設けることにより実現することができる。その最も有効な手段が冗長化であり，とりわけ3重化システムは選択論理が明解である点およびコストと信頼性のバランスから見て，プラント中枢を担うシステムに適用するのに最もすぐれた方式であるといえる。

3重化システムとは，3重化されたコントローラを備えるとともに，3点のアナログ入力信号に対しては，3点のうち大きさが中間のアナログ信号を選択する中間値選択方式を採用し，3点の接点入力信号に対しては，2点以上のON信号またはOFF信号を選択する方式すなわち2 OUT OF 3 ロジック（多数決論理）を採用するシステムである。正しい信号を選択する選択論理として単一故障に対して最も明解な解を与えることのできるシステムであり，故障がプラント停止に直結し給電障害につながるガスタービンを制御保護するシステムに最適なシステムである。その特徴は故障に対しオペレータの対応を必要とせず，速やかに故障箇所を除去して事故の拡大を防止し，高稼働率を維持するとともに誤動作を防止することができることにある。

また，稼働率と信頼性を維持しながらガスタービンを制御保護するために，制御ソフトウェアにも冗長化設計を採用している。詳細は割愛するが，後述するようにガスタービン排ガス温度制御設定値は通常は空気圧縮機圧

原稿受付 2004年2月6日

*1 (株)東芝 府中電力・社会システム工場
発電制御システム部

〒183-8511 東京都府中市東芝町1

*2 (株)東芝 京浜事業所 原動機部

力比を基準とする関数として与えられるが、空気圧縮機圧力比の値が異常になったときには、空気圧縮機圧力比に依存しない排ガス温度設定値がバンプレスにバックアップするように設計されている。また、排ガス温度高保護設定値は排ガス温度制御設定値を基準に定められるが、空気圧縮機圧力比に依存しない排ガス温度高保護設定値をバックアップ用に設けて、プロセス信号異常に対するシステムの耐故障性を高めている。

2. 2 ガスタービン制御装置の階層構成

ガスタービン制御装置はマイクロコンピュータで構成されるデジタル制御装置でガスタービン監視機能、制御機能、保護機能および自己診断機能を備えている。各機能を構成する要素に求められる要求仕様が異なるので、ガスタービン制御装置は上位系を構成する2重化システムコントローラと下位系を構成する3重化マスターコントローラからなる階層構成を採用している。ガスタービン制御装置のシステム概略構成図を図1に示す。上述の3重化システムとはこの3重化マスターコントローラを指す。階層の分担は、保安に関わる重要度の高い制御保

護機能は3重化マスターコントローラが分担し、上位系との通信、オペレータインタフェース、マスターコントローラに含まれない監視制御機能は2重化システムコントローラが分担する。

ガスタービン起動に際しては2重化システムコントローラ機能と3重化マスターコントローラ機能が正常であることが必要であるが、定常運転中に2重化システムコントローラが機能喪失しても3重化マスターコントローラで重要な制御機能および保護機能を維持した状態でガスタービンの現状維持運転が可能な設計としている。ガスタービンの運転継続に不可欠なガスタービン调速機能やガスタービン燃焼制御監視機能およびガスタービン保護機能は3重化マスターコントローラが分担しており、マスターコントローラはそれら機能を実行するに必要なソフトウェア演算の高速性を備え、各機能と各制御ループが要求する演算実行速度をそれぞれに割り当てている。また定常運転中にオペレータの停止要求を受け付けると、マスターコントローラ単独でも、負荷降下からガスタービン降速、消火に至るまでの高温ガスタービンに好適で安全な通常停止を行える設計としている。

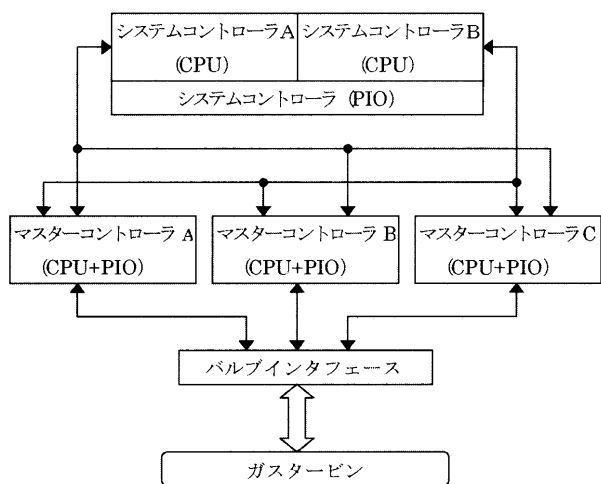


図1 ガスタービン制御装置のシステム構成図

3. ガスタービンの運転と制御

3. 1 ガスタービンの起動と制御

発電用ガスタービンの制御システムの主要な操作端と、制御システムが対象とするガスタービンの主要システムの概念図を図2に示す。燃料流量制御弁はドライ低NO_x形燃焼システムにおいては一般に起動時に使用される拡散燃焼用燃料流量制御弁と負荷運転中に使用される1台または複数の予混合燃焼用燃料流量制御弁が並列に配置されて総燃料流量を分配制御されるが、ここでは便宜上1台の燃料流量制御弁として図示している。そしてガスタービン制御装置の燃料流量制御を説明する概略制御ブロック図を図3に、燃料圧力制御弁の概略制御ブロック図を図4に、空気圧縮機入口可変静翼 (IGV) の制御を説明する概略制御ブロック図を図5に示す。

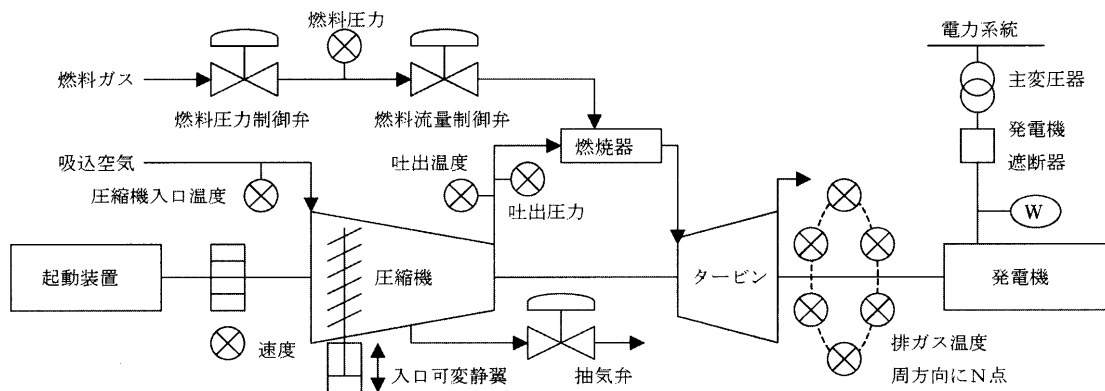


図2 ガスタービンの主要系統図

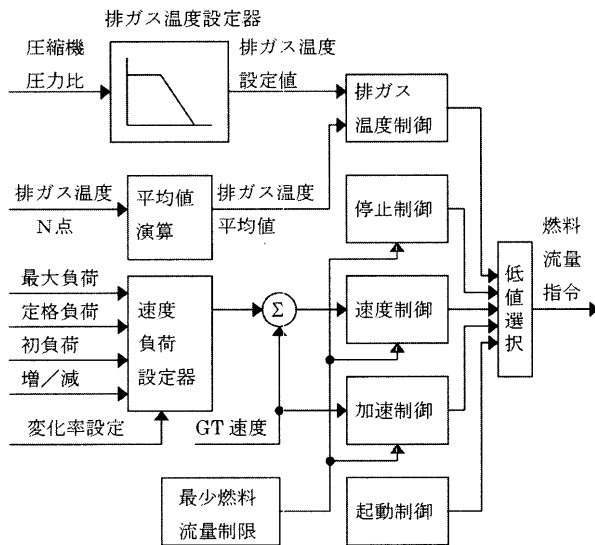


図3 ガスタービンの制御ブロック図

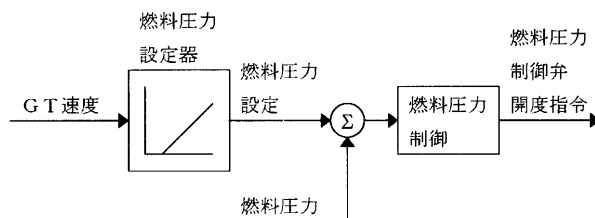


図4 燃料圧力制御弁の制御ブロック図

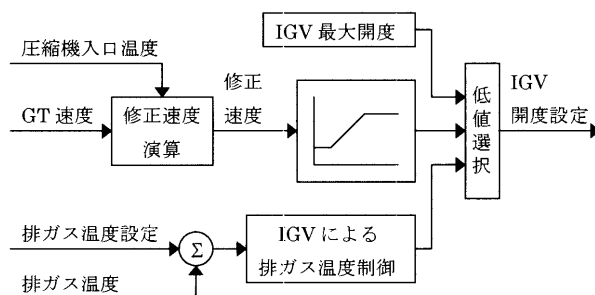


図5 IGV制御ブロック図

ガスタービンの起動と制御は次のように行われる。まずガスタービン起動準備のためにガスタービンおよび補機の初期状態が確認される。オペレータによりガスタービン起動指令が与えられると起動装置によりガスタービンロータはパージ速度まで上昇する。起動装置は起動モータとトルクコンバータからなる装置として説明する。ガスタービンは所定時間パージ速度に保持され、空気圧縮機吐出空気により本体内部と排気系統内部の残留可燃ガスが系外に排出される。

パージ運転が完了すると起動装置はガスタービンを着火速度まで降下させる。着火速度に到達すると起動装置はガスタービン速度を上昇させる。同時に着火指令により燃料圧力制御弁が開き、燃料流量制御弁は制御ブロッ

ク図の起動制御において着火開度に設定されガス燃料が燃焼器に供給されるとともに、点火プラグのスパークにより燃焼器に着火が行われる。火炎伝播管を通じて燃焼器全缶に火移りすると火炎検知器により火炎が検知され、燃料流量制御弁は着火開度から暖機開度に絞られる。燃料流量制御弁1次側燃料圧力は図4に図示のようにガスタービン速度に比例する燃料圧力設定値に制御されている。起動制御は暖機開度の燃料流量で所定時間ガスタービンの暖機を行う。

暖機が完了すると起動装置は軸トルクを増加させてガスタービンロータを緩やかに加速する。同時に燃料流量は起動制御により所定レートで増加する。ガスタービンの加速率が加速率設定値に到達すると加速制御により燃料流量が制御されガスタービンは加速率設定値に従い昇速する。ガスタービンが自立速度に到達すると起動装置は切離され、自立運転に入る。

一方、ガスタービン速度の上昇に応じて空気圧縮機のIGVは、空気圧縮機サージング域から余裕をもった軌道上で、最小開度から所定開度まで開いていく。所定速度に達すると抽気弁が閉まる。ガスタービンが定格速度に近づくと速度制御により燃料流量が制御され、ガスタービンは定格速度に制御される。

系統周波数との揃速および同期シーケンスが完了すると発電機遮断器を閉じ発電機は電力系統に併入され、発電機負荷は初負荷まで上昇する。オペレータがベース負荷運転モードを選択すると負荷設定は所定レートで増加し、速度制御ループにて燃料流量が増加していく。燃料流量の増加に従いタービン入口ガス温度、排ガス温度が高くなっていく。排ガス温度がIGV制御の排ガス温度設定値に到達するとIGV制御はIGV開度を増加する。排ガス温度の上昇に従いIGVが開いていき、空気圧縮機の吸込空気流量、吐出空気圧力、圧力比が増加する。IGV制御の排ガス温度設定値は空気圧縮機圧力比の関数として与えられる。

IGV開度が上限開度に到達すると、燃料流量の増加は排ガス温度設定値を上限温度とする運転に移行し、排ガス温度制御が燃料流量を制御する運転に移行する。燃料流量による排ガス温度制御は間接的にタービン入口ガス温度を上限制御温度に制御するもので、排ガス温度設定値は空気圧縮機圧力比の関数として与えられる。この排ガス温度制御が燃料流量を制御する運転状態がベース負荷運転にあたる。ガスタービン起動における燃料流量、ガスタービン速度および発電機出力の変化の概略を表す起動チャートを図6に示す。

3.2 ガスタービンの停止と制御

ベース負荷モードで運転中にオペレータにより停止指令が与えられると、負荷設定値は所定レートで減少し、燃料流量は速度負荷制御により制御されるようになる。負荷設定値の減少に従い燃料流量は減少し、発電機出力

が減少する。排ガス温度がIGV制御の排ガス温度設定値を下回ると、IGV制御はIGVを徐々に閉めていき、空気圧縮機の吸込空気流量、吐出空気圧力、圧力比が減少する。発電機出力が無負荷近くに到達すると発電機遮断器を開く。解列後は停止制御により燃料流量は火炎を

維持するための最少燃料流量までランプ状に減少する。ガスタービンが所定の速度に到達したところで燃料遮断が行われる。ターニングモータが起動しクールダウンを行う。ガスタービン停止における燃料流量、ガスタービン速度および発電機出力の変化の概略を表す停止チャートを図7に示す。

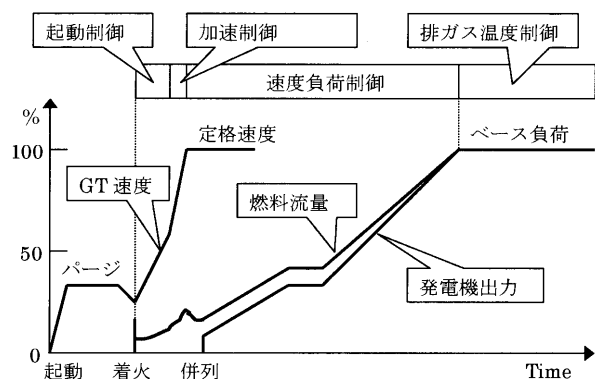


図6 ガスタービン起動チャート

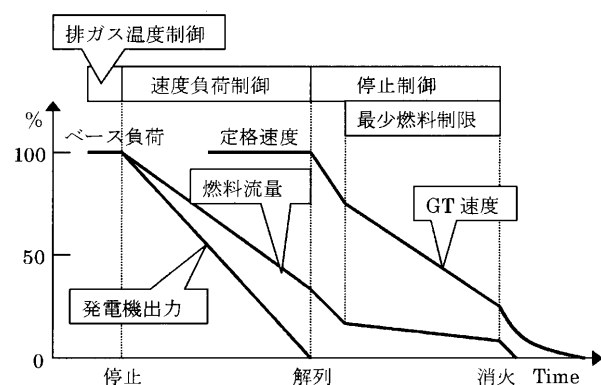


図7 ガスタービン停止チャート

4. ガスタービン制御システムの構成

4.1 マスターコントローラのシステム構成

ガスタービン制御装置の3重化マスターコントローラのシステム構成を図8に示す。3重化マスターコントローラは各々の電源、マイクロプロセッサおよび入出力モジュールを備えており、各マスターコントローラは非同期でソフトウェアの演算処理を実行する。マスターコントローラが内蔵する重要度の高い制御機能と保護機能に使用する重要センサは3重化されている。3重化センサは3重化冗長系システムを支える主要な要素である。

3つのアナログ入力と図示を省略した接点入力は各マスターコントローラにおいて中間値選択と2 out of 3論理選択が行われる。そこで選択された1つのアナログ信号および接点信号がそれぞれのマスターコントローラのソフトウェアで構成される制御回路および保護回路で使用される。そして各マスターコントローラの制御回路および保護回路のそれぞれの出力信号も中間値選択と2 out of 3論理選択が行われ、そこで選択された1つのアナログ信号および接点信号によりプラントの操作端が駆動される。

燃料流量制御弁等のサーボ弁を駆動するためのバルブインタフェースが3重化マスターコントローラの共通部として設けられる。バルブインタフェースはマスターコントローラの電源とは異なる2重化共通電源を備えてお

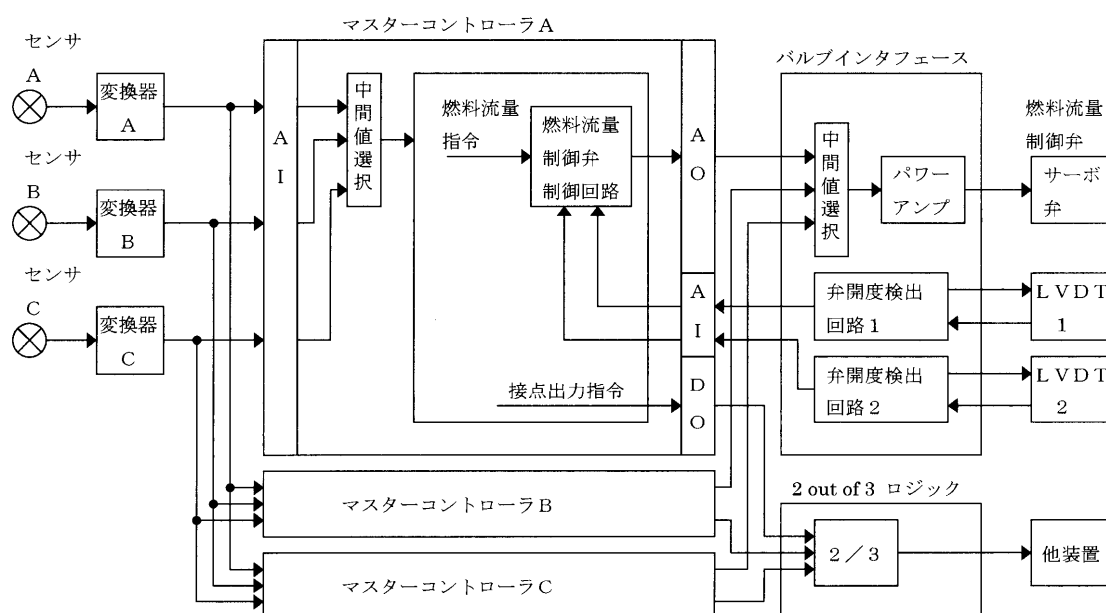


図8 3重化マスターコントローラのシステム構成

り、高信頼度のハードウェアで構成される。3重化マスターコントローラから送られる3つのアナログ出力指令信号はパルプインタフェースの中間値選択回路で1つのアナログ出力指令信号を選択しパワーアンプによりサーボコイルにサーボ電流を出力する。またパルプインタフェースは燃料流量制御弁の開度検出器である2重化の差動トランス（LVDT）のための発振回路および復調回路からなる弁開度検出回路を備え、検出された燃料流量制御弁のアナログ開度信号は3重化マスターコントローラのそれぞれに送られる。パルプインタフェースは3重化システムの共通部なので、シンプルで高信頼度のハードウェアにより実現することがシステムの信頼度を維持するために重要なことである。

また、同様に3重化マスターコントローラのそれぞれの接点出力指令は2 out of 3 ロジックのモジュールで1つの接点出力指令が選択されて他装置あるいは電磁弁等の操作端への外部出力を行う。この用途にはPLD（Programmable Logic Device）の適用が有効である。

このように3重化ガスタービン制御装置においては、各マスターコントローラで使用するプロセス信号としてプロセス値を代表する確度の高い信号を選択することにより、異常信号を故障検出前に除去し、各マスターコントローラのソフトウェアの演算をより高い信頼度で実行できるようにしている。更に各マスターコントローラの出カモジュールより出力された出力信号もマスターコントローラの出カ信号を代表する確度の高い出力信号が高信頼度のハードウェアにより選択されるので、オペレータの介入を必要としないで速やかに未然に故障の波及が抑止される。

一方、ガスタービンの定常運転に関わらないセンサのように、3重のセンサを供給しない場合は1重センサから送られた信号を共通信号として各マスターコントローラのそれぞれの入力モジュールに分配する。各マスターコントローラでは自身の入力モジュールから入力した信号を使用してソフトウェアの演算を実行する。

4. 2 ガスタービン排ガス温度入力処理

ガスタービン排ガス温度についてはタービン出口に周方向に配置されたN点（約30点）の熱電対により検出される。3重化マスターコントローラの排ガス温度入力の処理を図9に示す。熱電対の出力信号はそれぞれ温度変換器を介して全点が各マスターコントローラのアナログ入力モジュールに分配される。ガスタービン排ガス温度は各燃焼器の燃焼ガス状態を監視制御するためだけでなくガスタービンを保護するために使用される重要な信号なので、1つのマスターコントローラが故障しても2つのマスターコントローラにより排ガス温度信号全点による常時の監視制御と保護が可能のように、排ガス温度信号全点を各マスターコントローラに入力して、各マスターコントローラが同じ監視制御アルゴリズムを実行で

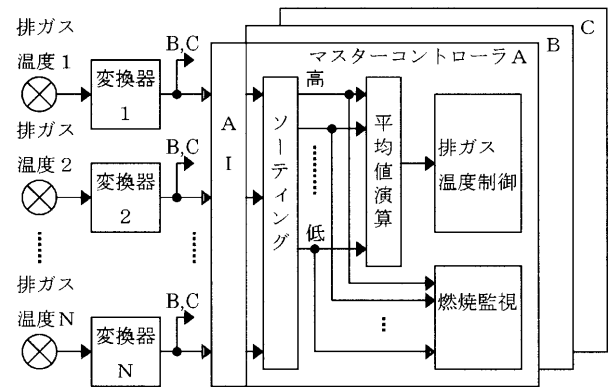


図9 マスターコントローラの排ガス温度入力

きるようにしている。また熱電対が故障した場合には各マスターコントローラは排ガス温度信号の指示値から異常を検知して該当信号を除外する。残りの排ガス温度信号によりガスタービンを運転継続できるようにして耐故障性を高めている。

N点の排ガス温度信号は大きさの順にソーティングを行い、排ガス温度平均値が演算される。ソーティングされた排ガス温度信号は全点燃焼監視ブロックに入力されて排ガス温度偏差が求められる。排ガス温度偏差は燃焼器の燃焼ガス状態を監視することに使用される。排ガス温度平均値は燃料流量による排ガス温度制御およびIGVによる排ガス温度制御のフィードバック信号として使用されるとともに、排ガス温度高の監視および保護にも使用される。

4. 3 コントローラの機能分担

マスターコントローラとシステムコントローラの機能分担を表1に示す。ガスタービンの定常運転に関わる最も重要な機能はガスタービン調速制御機能と燃焼制御機能およびガスタービンの保護機能である。これらは燃料流量の制御と空気流量の制御により達成される。また高温ガスタービンにとって重要なことは、ガスタービン制御装置が故障しても、オペレータの停止要求を受け付けて極力ガスタービンにサーマルストレスを与えないように通常停止させることである。これらの考慮およびマスターコントローラの高演算性能を生かす観点からマスターコントローラで分担すべき機能を選定し、コントローラ負荷をマスターコントローラとシステムコントローラに分散させている。

マスターコントローラは燃料制御、速度制御、排ガス温度制御による燃焼温度制御、IGV制御、燃焼温度演算、排ガス温度偏差監視による燃焼監視、パワーロードアンバランス制御およびガスタービン保護等の機能を分担する。またマスターコントローラ自身の故障の自己診断機能を備え、3重化マスターコントローラの多重故障が発生して常時機能の遂行ができないときにはガスタービンをトリップさせて機械を保護する機能を備える。

表1 コントローラの機能分担

コントローラ	機能分担
システム コントローラ	<ul style="list-style-type: none"> ・ネットワーク伝送 ・オペレータインタフェース ・負荷制御 ・起動装置の制御
マスター コントローラ	<ul style="list-style-type: none"> ・燃料制御 ・起動制御 ・加速制御 ・速度制御 ・停止制御 ・最少燃料流量制限 ・排ガス温度制御による燃焼温度制御 ・IGV制御 ・排ガス温度偏差監視による燃焼監視 ・燃焼温度演算 ・パワーロードアンバランス制御 ・ガスタービン保護

また3重化マスターコントローラのそれぞれは非同期で独立してソフトウェアの演算を実行するので、定常運転中に1つのマスターコントローラが故障したのちに修復し、2重から3重化へ復旧するための、運転中の2つのマスターコントローラの状態にオートバランスする機能を備えている。

一方の2重化システムコントローラは図1で構成の概略を図示したように同期2重構成で各々の電源とマイクロプロセッサおよび1重の共通入出力モジュールを備えている。2重化システムコントローラの方が常用系として監視制御の演算を実行し、他方は待機系として同一の演算を実行するとともに常用系の状態がミラーリングされている。常用系のシステムコントローラが故障すると、待機系のシステムコントローラが直ちに常用系に切り換え監視制御の演算を続行する。

2重化システムコントローラはオペレータインタフェース、上位統括システムおよび他装置間のネットワーク伝送、ガスタービン負荷制御、起動装置の制御等の機能を分担し、コントローラ間の伝送インタフェースにより3重化マスターコントローラと伝送信号の送受信を行う。

5. ガスタービン制御装置の工場試験

ガスタービン制御装置の品質保証には、ガスタービン制御装置とリアルタイムシミュレータを組み合わせる試験検証する方法が不可欠である。ガスタービンシミュ

レータは高速のマイクロコンピュータにより構成され、燃料系統モデル、燃焼モデル、ガスタービンモデル、空気圧縮機モデル、軸速度・発電機出力モデル等からなる。ガスタービン制御装置の制御出力はシミュレータの各モデルに送られ、モデル上のプロセス変化はガスタービン制御装置に入力される。プラント実機におけるプロセスの挙動と極力合うように機器の非線形特性、プラントダイナミクスおよびプラントヒートバランスに合わせた調整を行うことが実況性を高め、ガスタービン制御装置の細部にわたる装置全体の試験検証の信頼性を高めることになる。

ガスタービンシミュレータはガスタービン制御装置の試験検証用として設計されたリアルタイムシミュレータで、プラント解析用の詳細モデルを含まないが、改良を重ね経験的にもガスタービン制御装置の挙動に関しては、現地のプラント実機で起りうる不測の現象を検出できるレベルにあるので、シミュレーション結果からガスタービン制御装置のバグを除去することができる。

このシミュレーション試験はガスタービン起動準備に始まり、ガスタービン起動からベース負荷運転までおよびベース負荷から停止に至るまでの動作がプラント実機と同じ手順により確認される。負荷遮断、ランバック等の特殊運転の試験も加え、プラントの要求する制御仕様、保護仕様および経験的に得ている評価基準に従い監視制御機能および保護機能のすべてにつき試験されガスタービン制御装置の品質が検証される。

6. おわりに

事業用火力発電所に適用した高信頼度形ガスタービン制御システムの代表例を紹介した。コンバインドサイクル発電はすぐれた経済性と環境保全性のために今後とも新設火力発電設備の中心をになうと考えられている。1,500℃級蒸気冷却ガスタービン実用化の時代に入り、ガスタービンの制御システムの役割がますます重要になり、要求される制御技術も一段と高度になってきた。本稿で紹介した制御システム構築技術をベースにその要求に依っていく所存である。

参考文献

- (1) コンバインドサイクル設備、火力原子力発電、54-11 (2003-11), p.69
- (2) 成田寛行, 廣本博史, 当房昌幸: 事業用火力発電設備の監視制御システム, 東芝レビュー, 55-6 (2000-6), p.37
- (3) 佐藤豪芳, 日野史郎, 高橋信之: コンバインドサイクルプラントの監視制御システム, 東芝レビュー, 54-5 (1999-5), p.18

回転加速度制御とその特質

三宅 慶明^{*1}

MIYAKE Yoshiaki

キーワード：FADEC，制御，回転加速度，計算機，Ndot

1. はじめに

電子工学，特に電子計算装置の発展は，ガスタービンエンジンの制御設計および実際の制御装置において，パラダイムを引き起こして久しい。

航空用のガスタービンエンジンの場合，最終的には推力ないし出力を制御することが目的であるが，通常はそのインナーループとして高圧軸系統の回転速度を直接制御することが多い。

ここでは，その高圧軸（コアエンジン）の回転速度制御を題材として，特にデジタル化により実態として可能となった回転加速度制御の特質を紹介する。

2. 記号の定義

Ng : 高圧軸回転速度
Np : 出力軸回転速度
TOT : 高圧タービン出口温度
CDP : 圧縮機出口圧力
CPU : (マイクロ) 中央演算装置
Ndot : 高圧軸回転加速度
Wf : 燃料流量
HEMS : ヘルスモニタリング (システム)

3. 当社における回転加速度制御への道程

一般に制御設計において，計測データの微分値がどの程度信頼するに足り，使用可能であるかどうかは，制御性の設計検討において非常に重要な要素である。

ガスタービンエンジンの制御が機械式であったとき，回転速度の微分値を用いるなど論外であったかもしれない。制御装置への信号入力方式の電氣化（アナログ）により，原理的には可能になったものの，実態としてはノイズが大きく，相当のフィルター処理が必要であり，理想からは遠い時期があった。つまり，結果として計測データの応答性が必要な領域になかった。

80年代以降デジタル電子制御方式の登場により，原理的には回転加速度制御が実現可能になった。しかし，実際のエンジンに既存している計測センサ系統の構造がこ

れに対応しておらず，またCPUの処理速度・能力の点から，専用の電子回路を設けることが必要であった。その結果，制御装置は大きくて高価にならざるを得ず，研究段階／バラック状態を脱せなかった。

90年代に入り，CPUの能力が向上するとともに，FPGA (Field Programmable Gate Array) 等が登場し，比較的大規模なデジタル処理のための集積回路を少量でもある程度安価に製作することが可能となった。また，新しいエンジンの開発機会とも合致して，センサ系統の構造／構成も含め，実際に回転加速度制御が実機上で実現可能となった。^{(3),(8)}

センサ信号入力処理以降はハードウェア的にもソフトウェア的にもロジックの世界であり，所期どおりの性能が得られる。しかし，センサ系統の構造に関してはまだいくつかの現象の理解と対策が必要であり，若干のフィルター処理が残された。とはいえ，回転加速度制御の特徴を十分に生かしたエンジン制御を実機上に実現することができるようになった。

現在（2000年代）では，センサ系統の構造／構成および若干のロジックの改良により，全くフィルターを使わずに回転加速度制御を実機に適用できるまでに改善し，完成域に到達したといえる状況である。

4. 回転加速度制御の目的

制御対象の時間微分量が高応答／高精度に制御に使用可能であることは，いわゆる制御設計の立場から考え，また大胆かつ単純に言えば，その制御対象量がこれからどうなるかが早めに計測され，先手が打てるので，より高応答で安定な制御が実現可能であるということである。この点に関しては制御理論の教科書的话题であり，ここでは専門書にゆずる。⁽⁶⁾

4項では背景・全般を述べ，応答性／安定性以外の話題は5項で述べる。

4.1 背景

ガスタービンエンジンの制御における特徴／魅力は，線形／古典制御により十分取り扱い可能な，微小変動の範囲における安定性／応答性／ロバスト性ではなく，色々な制限の中で如何に高速で出力を推移させうるかにある。全般的に見て，固定翼機の場合，エンジン推力の

原稿受付 2004年1月21日

*1 三菱重工業(株)名古屋誘導推進システム製作所
エンジン・機器技術部ガスタービンエンジン設計課
〒485-8561 愛知県小牧市東田中1200

高速応答性は必ずしも必須ではない。しかし、アクロバティックな運動が可能な回転翼機（ヘリコプタ）の場合エンジンの応答性は重要である。

一例をあげよう。図1に示す通り、低高度で起伏に富む地形に沿った飛行を行う場合、一般に前進エネルギーを位置エネルギーに変換することにより、エンジン出力の変更なしに、高度変更が可能である。しかしこの場合、機首の上げ下げが必ず伴い、操縦士の目線の変動をもたらす。特に機首上げ時は地上側の視界が大幅に狭められ、操縦士にとっては大きな精神的負担になる。つまり、エンジンの応答性がよければ、コレクティブピッチ（ロータブレードの迎角の平均値）の操作のみにより、機体姿勢ピッチ角の変動なしに高度変更（地形に沿った飛行）が可能であり、よりパイロットに負担の少ない安全な運行が実現される。⁽²⁾

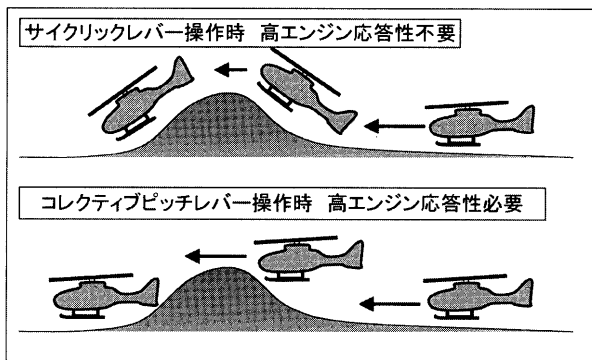


図1 エンジン応答性と飛行姿勢

固定翼機でも、TVC（推力偏向制御）を行っている最新の戦闘機（F22）では、その重要性が増大していると推定される。

航空用のガスタービンエンジンの出力／推力は、通常の運用範囲においては、その大部分がCDPにより定まっており、CDPは N_g を主要な決定要因としている。過渡状態を含めて考えた場合、同じ N_g であっても燃料流量を定常量より増加・減少させることにより出力／推力を増減させることは可能であるが、その程度は多くはない。

つまり、急速で大きな出力／推力の変更が必要な場合、可変入口案内翼の利用^{(1),(2)}等特殊な方法を除けば、 N_g を速やかに加減速することが最重要課題である。なお以下、燃料流量および燃焼状態の高速かつ大きな変更は容易であることが前提であり、通常、航空機用ガスタービンエンジンの場合、これらは満足されている。

そして、これらを高い信頼性や整備性、低コスト性をもって実現しなければならない。

4. 2 目的

4. 1項で述べたように、ガスタービンエンジン制御の重点は、各種の運用制限を満足させながら最大の効果

を得ることにある。

ターボシャフトエンジンの場合の加減速における主要な制限／考慮項目は下記である。

- (1) サージさせない。（加速）
- (2) 失火させない（減速）
- (3) N_p を維持し過回転させない（加速減速）
- (4) N_g を過回転させない（加速）
- (5) TOTを長く過昇温させない（加速）
- (6) 出力軸トルク制限を超過させない（加速）
- (7) 修正 N_g 制限から逸脱させない（加速減速）

また若干趣旨が異なり必須ではないが、下記とのトレードオフが必要である。

- (8) サージを検知したら直ちにサージから脱出する
- (9) 失火を検知したら直ちに再着火モードに入る
- (10) 装置のコストが安価である
- (11) 装置が軽量かつ小型である
- (12) 装置の整備性が良い／調整が不要
- (13) 装置の信頼性が高い

次項で上記(1)(2)を中心に回転加速度制御の特質を述べる。他は通常の制御理論の範疇であり、専門書に譲る。

5. 回転加速度による制御

5. 1 サージと回転加速度制御

高圧軸の加速を迅速に行う為には、一般に圧縮機作動マップ上のサージラインに近いところを通過させて加速を行えば良い。図2参照。ただし、そのラインの形状は通常複雑で途中に難所があったりするので、限界を狙う場合は複雑な制御が必要である。また、現在のところ、サージラインと作動マップ上の位置との距離を正確に計測し、フィードバック制御できる実用的な方法は見つからない。

従って、次に示す手順による燃料流量のフィードバックなし制御方式が普通である。

- (1) N_g とエンジン入口温度、エンジン入口圧力なし

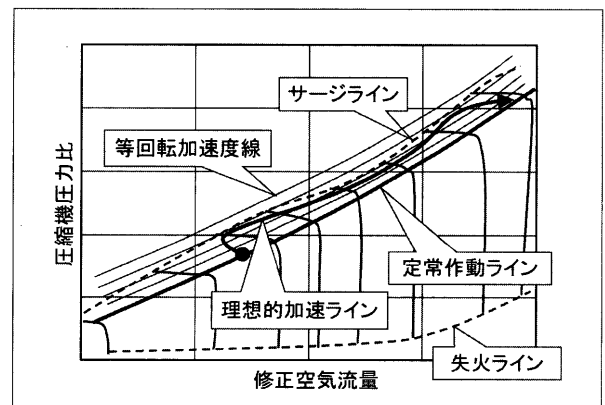


図2 圧縮機マップ上の加速ラインと回転加速度

CDP の計測値から、サージライン上の燃料流量を準定常的に推定計算（実際の装置上ではマップデータの補間の読み出し）しておく。

(2) N_p 維持のための制御からの燃料流量の要求が、その推定値以上であればこれを制限する。

この場合、各センサおよび燃料流量制御装置の精度／応答性が良いほど、その不確定分を加速率上限値から除外する必要が減少し、より迅速な加速が実現できる。

ところが、この方法では燃料流量制御装置にはかなりの精度が要求され、コストアップになる。なぜなら、サージは絶対的な燃料流量ではなく、定常作動ライン上の燃料流量からの差分に対して反応するので、相対的に誤差が拡大するからである。

また実際の製造段階ではエンジンの性能にばらつきがあり、限界の加速を実現するには、定常作動ライン上の燃料流量のばらつきを補正しなければならない。従って、その調整のためのコストアップを許容するか、ばらつきを見込んで加速を穏やかするかのトレードオフが必要である。

(ただし、この点に関しては、ニューロネットワークなどの人工知能手法による学習的要素を制御に組み込むことにより、運転しながら常に調整を行い、加速率を限界にしておくことが可能な制御方式が近い将来登場しようと考えている。)

一方、回転加速度はサイクル計算を実施すれば分かることであるが、そのまま定常作動ラインからの距離の指標である。^{(6),(9)}従って、定常作動ラインとサージラインの関係が変わらなければ、「回転加速度を制御」することは「サージライン隣接度を制御」することと等価である。

正確には修正量に対してであり、エンジン入口圧力ないし CDP を迅速高精度に、エンジン入口温度をある程度の精度と応答性で計測することが前提である。これは一般に、次のようにサージ制限ラインが既定され、圧力には直接的に、温度にはやや間接的に回転加速度が影響されるからである。

$$NdotMax(N, \text{Etc.}) = NdotcMax(Ngc) \times \delta$$

ここで $NdotMax$: 回転加速度許容最大値

$NdotcMax$: 修正回転加速度許容最大値

Ngc : 修正回転速度 $= Ng / \sqrt{\theta}$

δ : 圧力修正係数

θ : 温度補正係数

回転加速度は本来瞬間的な値であり、かつサージ誘発条件との間に大きな遅れは存在していない。これは燃料流量でオープン制御した場合に存在する調量精度や燃焼器での噴霧および燃焼効率の不確定性、さらには燃料発熱量の差等を介することなくフィードバック制御できることを意味しており、回転加速度制御の最も長所といえるところである。

つまり、回転加速度フィードバックによる加速制御の長所として次の点が挙げられる。

(1) 燃料流量制御弁の高精度性あるいは高線形性が不要なのでコスト低減可能

(2) 燃料の種類や温度、運転条件の違いによらない制御ロジックが構築でき、燃料流量制御弁の調整が不要なので整備性が向上する。

5. 2 回転加速度制御の実際と弱点

(1) 図3は実際に回転加速度制御を行っているエンジンの100%回転速度へ向けての始動加速時の計測データである。目標とする上限回転加速度（細線）に対して実際の回転加速度（太線）は若干遅れながら、ほぼ目標どおりに加速していることがわかる。最後の方で下方に離れているが、回転速度制御のほうが優位になるためである。

図3に示されるように、フィードバック制御を行っているので若干の遅れは存在しており、これは考慮項目として設計で対処しておかなければならない。限定的に見ると、これは $NdotMax$ の変化という外乱に対する遅れである。しかしこの遅れは $NdotcMax$ が Nc の変化に対して一定でないことによる擾乱であり、予見可能である。全体的にはこれは内乱であって、予め目標を早めておくことにより、結果として目標どおりに加速することが可能である。

(2) 5. 1 項で示したように「定常作動ラインとサー

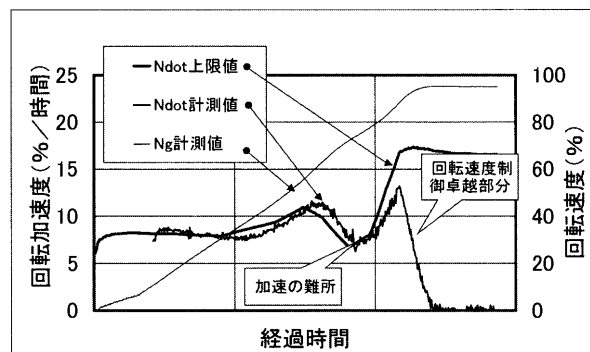


図3 回転加速度制御の実際

ジラインの関係が変わらなければ」以上の通りなのであるが、実際にはエンジンの性能は運用とともに低下して行く。

一般に、エンジン性能の低下は定常作動ラインのサージラインへの接近をもたらす。燃料流量のオープン制御による加速制御の場合、燃料流量とサージラインの関係は性能の低下に影響されにくい。従って、燃料流量式はエンジン性能低下に対してロバストであると言える。

一方回転加速度式の場合には、直接の影響を受ける。しかもサージに入る側へ変化する。よって設計に当たっては、オーバーホール間隔に応じた許容される性能低下

分相当の加速率マージンを予めつけておかなければならず、短所といえる。

燃料流量式の場合、最初は加速時間が短くても、性能低下とともに徐々に加速時間が長くなる。これに対して回転加速度式の場合は、要整備状態まで加速性能が変わらず最小保証性能は確保できている。どちらが運用に当たって妥当な性能の特性かは、意見の分かれるところである。

なおこの弱点に関しては、ニューロネットワークなどの人工知能手法^{(4),(5)}による学習の要素を制御に組み込むことにより、運転しながら常に性能低下、つまり燃料流量制御指令値の相対変化を管理し、調整を行って加速率を限界にすることで回避することも可能ではある。積極的な HEMS の採用とのペアとして、今後要すれば、人工知能手法を適用することは十分可能である。

5. 3 サージ検出と脱出

万一 FOD (Foreign Object Damage) などによる急激な性能変化が発生した場合、HEMS による性能変化の検出方法では加速度目標の調整が間に合わず、サージに入ってしまうことが考えられる。

前述のようにサージの発生を事前に予測する計測を行うことは困難である。しかし発生そのものの検出は、CDP の変化率を算出し負の大きな閾値で判定することにより、容易に可能である。一旦サージが検出されたら、回転加速度の制御目標を低減することでサージから脱出(連続サージを回避)することが可能である。

ただし、CDP だけの判断による場合、次項で述べる失火との区別が困難である。失火した場合も CDP の低下の程度はサージにくらべ少ないものの、CDP の変化率は大きな負の値であることに変わりはない。

失火は単純に TOT で判断可能ではあるが、TOT センサの応答性は一般に遅い。またその主目的(構造へのダメージの尺度、HEMS レベルの性能変化の指標)から言って、応答性を早くすることは主旨ではない。

サージした場合、回転加速度は実はあまり大きな低下を起こさない、ないし我々の経験では正の回転加速度を示すエンジンもある。一方失火した場合は確実に回転加速度: \dot{N} が負の値を連続的に示し、TOT よりはるかに迅速かつ明確に失火かサージかを区別することが可能である。すなわち回転加速度を用いることにより、サージ脱出モードへの移行を直ちに行うことを可能とできる。

5. 4 失火回避と減速制御と失火検知

次に、減速制御側での回転加速度の役割を述べる。通常のガスタービンにおいては、加速に比較し減速は遥かに容易である。つまり、減速側の限界は失火の限界にあるが、そのポイントにおける回転加速度(負値)の絶対値は、同じ回転速度における加速時の限界値に比較して、

かなり大きい。この特性をフルに使い、減速応答性能だけが非常に良いエンジンとする方法もあるが、誤って減速した時に直ぐに戻せなくなるという問題があって、ほぼ上下対称に限界を設定したほうが良いと考えている。

回転加速度制御を用いれば、この制御思想を単純に実現可能である。また、その減速制御時回転加速度下限値が失火時の回転加速度値に比べ明確に異なる値であることから、減速下限値をある程度下回れば直ちに失火であると判定することができる。

すなわち回転加速度を用いることにより、自動再着火モードへの移行を直ちに行うことを可能とできる。これは失火している時間を短縮できるだけでなく、回転速度の低下を少なくし、再加速能力の低下を抑えて、元の出力までの回復時間を大幅に短縮可能である。

5. 5 タービン出口温度の推定と故障診断

可変要素を固定したとき、エンジンの入口状態によらず、 N_g と TOT は修正量でないにも関わらずほぼ 1 対 1 の線形な関係にある。(逆にこの関係の変化をモニタすることにより、エンジンの性能低下を監視することが可能である。)

この現象を利用すると、少なくとも定常状態においては回転速度からガス温度としての TOT を推定することが可能である。さらに回転加速度が計測できれば、その余分の温度上昇(加速エネルギーへの熱効率は普通 15% 前後であり、サイクル計算を基に推定計算可能である)を上乗せしてガス温度としての TOT や燃焼器出口温度をより精密に推定することが可能である。

この様にして得られたガス温度としての TOT を基に TOT センサ/計測値の応答モデルを計算することにより、TOT センサの故障判定および HEMS をより精密に機能させることが可能である。

6. 回転加速度の計測

以上、回転加速度が正確に高速に計測できるものとして解説してきたが、それが可能であることを示す。

エンジンの定格において高圧軸ロータ回転慣性に蓄積されるエネルギーは、ガスタービンエンジンの場合通常、定格出力 \times 1 秒の程度である。このことは制御サイクルである 1/100 秒のオーダーでは最大でも 1/100 程度しか変動しないということである。さらに、実際のエンジンでは、サージの場合などを除き、そのように短時間で大出力変動したりはしないことや、加速へのエネルギー変換効率が 15% であることを考えると計測対象である N_g 自身のノイズの変動は僅かである。つまり計測精度を向上させる意義が存在している。

ガスタービンエンジンの回転速度の検出方法としては電磁パルスピックアップによる方式が最も一般的で信頼性も高く、かつ低周波数信号であるのでノイズにも強い⁽⁷⁾。従って、回転加速度計測においてもこの計測方式を

基本にしている。

この周波数信号を単純に2値化しデジタルにカウントした場合、低周波であるため分解能が悪く直接微分（差分）には耐えない。そこで回転加速度計測においては、デジタルにカウントアップするとき、同時に時刻を正確にかつ高分解能で記録しておく。この時刻計測に必要な性能は、デジタル電子計算機を用いることを前提としているので、全く問題ない程度である。

このようにして得られた時刻対カウント値の数列を時刻方向に中心差分し、第1階差分が回転速度、第2階差分が回転加速度として得られる。図4参照。

$$Ng_n = \frac{C_n - C_{n-1}}{T_n - T_{n-1}}$$

$$Ndot_n = \frac{Ng_n - Ng_{n-1}}{(T_n - T_{n-2})/2}$$

ここで

C_n : n 回目のカウント値

T_n : n 回目の時刻記録値

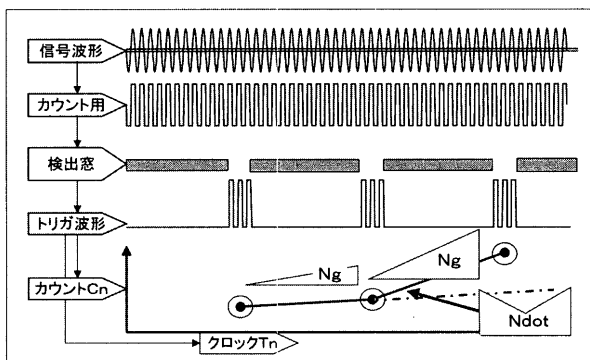


図4 回転加速度検出ロジック

パルスピックアップを装着する場所としては、(1)ギヤ(2)圧縮機ブレードの2方式が考えられる。ギヤの場合、歯形の精度は良いが信号波形が正弦波に近く穏やかな変化であるため、電源ハムノイズのような同相ノイズの影響を受けやすい。

一方ブレードの場合はパルス状波形であるため、電気的ノイズの影響は殆ど受けないが、ブレードの加工および組み立て公差の影響を直接受け、この値は意外に大きい。このためもう一段の工夫が必要であり、同じブレード同士による検出データから算出することで解決している。この方法によれば確認はしていないが、軸振動などの影響も相殺できると考えられる。

以上のような微妙なセンサ構成／信号処理への配慮により回転加速度信号を取り出すことが、十分な精度と応答性をもって可能となっている。

7. まとめ

ガスタービンエンジンの電子式制御が可能になって以来、回転加速度制御の有効性に着目し、センサの構成、計測のための電子回路、加速度の計算方法など全てに渡り検討を加えてきた。

電子部品自体の高密度化、高速化、低コスト化とあいまって、現在では全くフィルター処理を行わずにそのまま（差分処理）加速度として利用できる程の質のデータを用いて、実機エンジンの制御が可能になった。

その結果、燃料制御弁などの周辺装置の簡略化、低コスト化が可能となった。

今後、現在のパーソナルコンピュータレベルのクロック速度を持つCPUの信頼性が確認され、実機に適用可能になれば、専用ハードウェア部分をさらに最小限に簡略化し、より簡便に回転加速度制御を適用できる時期が来ると予測される。またニューロネットワークのような人工知能を導入することにより、ロバスト性などの性能向上が見込まれ、その時点で少なくとも加減速制御に関しては、燃料流量制御式より優位にたつと考えられる。

参考文献

- (1) 内田誠之、森下進、三宅慶明、第16回内燃機関シンポジウム講演論文集、(2000.9)、P31
- (2) 内田誠之、森下進、三宅慶明、ガスタービンエンジン出力応答性向上の研究、機械学会論文集、Vol67、No.663、B編(2001.11)
- (3) 内田誠之、安田正治、森下進、三宅慶明、島内克幸、民間ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの計画から開発まで、ガスタービン学会誌、Vol28 No. 6 (2000.11)
- (4) 西川禎一・北村新三編著、ニューラルネットと計測制御、(1995)、システム情報学会編、朝倉書店
- (5) 平成13年度環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発（環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発）成果報告書、1.1.2 NOx フィードバック型AI燃焼制御、超音速輸送機用推進システム技術研究組合
- (6) チェルカーソフ、永島俊三郎訳、ジェットエンジン自動制御理論、(1996)、新技術開発センター
- (7) 吉田博夫、センサ技術、ガスタービン学会誌、Vol29 No. 2 (2001.3)、p66
- (8) 當山清彦、制御/モニタ技術 b) 航空用エンジンの二重系FADECについて、ガスタービン学会誌、Vol26 No.101 (1998.6)
- (9) 田中泰太郎・根来威利、制御/モニタ技術 a) 航空用エンジンの制御技術と信頼性向上、ガスタービン学会誌、Vol26 No.101 (1998.6)

中型ガスタービンの制御と保護システム

井口 和春*¹
IGUCHI Kazuharu

遠沢 純一*¹
ENZAWA Junichi

馬場 直利*¹
BABA Naotoshi

キーワード：ガスタービン、保護、制御、ドライブバックコントロール、コントロールシャットダウン

1. はじめに

当社は1988年、米国ユナイテッドテクノロジー社の傘下であるターボパワー&マリナー社（現プラット&ホイットニー パワーシステムズ社）と、25,000kW 級航空機転用形 FT8ガスタービンのパッケージャーとして提携した。

電力事業の規制緩和により IPP 制度（独立系発電所）が設立され、FT8ガスタービンを使用した IPP 発電所も1996年度の東京電力(株)殿の卸電力入札において、2事業所が落札された。その後2000年春には電力の小売り自由化がスタートし、(株)エネット殿と(株)荏原製作所の合弁会社が設立され、特定規模電気事業者（PPS）として FT8ガスタービンを使用した95,000kW のコンバインドサイクルパワープラントが2003年4月に運用を開始し、航空機転用形ガスタービンの急速始動特性を生かし、DSS（Daily Start&Stop）方式で順調に稼働している。また、FT8ガスタービンを使用した非常用発電機も東京都殿へ納入し、降雨時に運転する雨水・汚水ポンプのモーター電源としても活躍している。

FT8ガスタービンの制御はエンジンコントロールとユニットコントロールに大別され、エンジンコントロール装置はハードウェア、ソフトウェアともプラット&ホイットニーパワーシステムズから供給される。ユニットコントロールは FT8ガスタービン周辺の補機をコントロールし、供給されたエンジンコントロールと整合を取りながら運用をしている。

エンジンコントロールは米国製の32ビットデジタルコントロールが採用され、最新モデルは pentium プロセッサを搭載した LAN を強化したものとなっている。電源二重化、CPU 三重化にも対応しており、ユーザーの希望により選択が可能となっている。ソフトウェアはプラット&ホイットニー社へユーザーの仕様を連絡し、その仕様を反映し設計される。

ユニットコントロールは中型 PLC（Programable Controller）を採用し、FT8周辺補機をコントロールす

ると共に、エンジンコントロールとの入出力及び通信、モニタリング装置へのデータ送信、上位 DCS へのデータ送信、遠隔モニタリング、客先との信号入出力に主眼をおいて当社で設計する。

またエンジンコンプレッサーの洗浄制御もこのユニットコントロールに組込まれる。

PLC も電源二重化、CPU 二重化に対応しており、ユーザーの希望により選択が可能となっている。

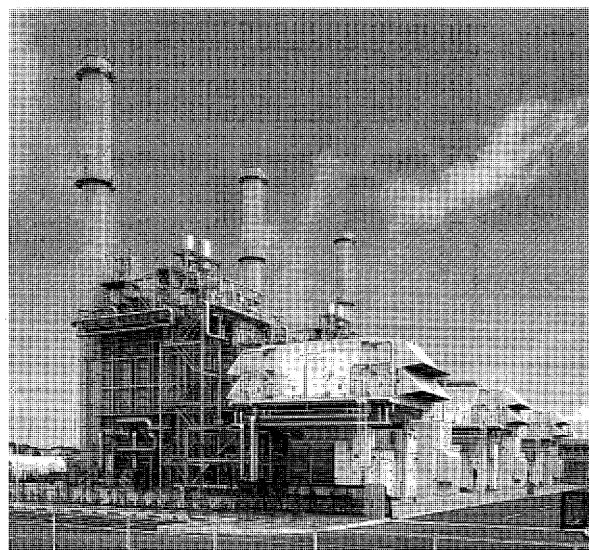


図1 発電プラント外観

表1 ガスタービン仕様

機器名称	台数	仕	様
ガスタービン	3	機名	FT8
		型式	単純サイクルフリータービン
		ガス発生機	航空機転用形二軸式
		燃料	都市ガス13Aまたは灯油 1号
		発電端出力	25.2 MW (FT8)
		条件:	吸気温度 16℃ 外気圧力 101.3 kPa

原稿受付 2004年2月6日

*1 (株)荏原製作所 袖ヶ浦事業所 ガスタービン設計部
〒299-0296 千葉県袖ヶ浦市中袖20-1

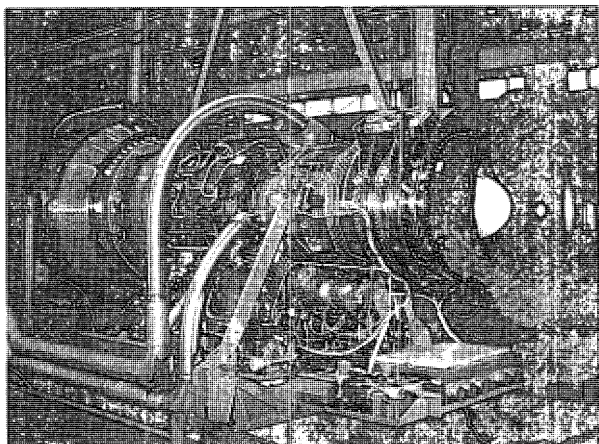


図2 FT8ガスタービン

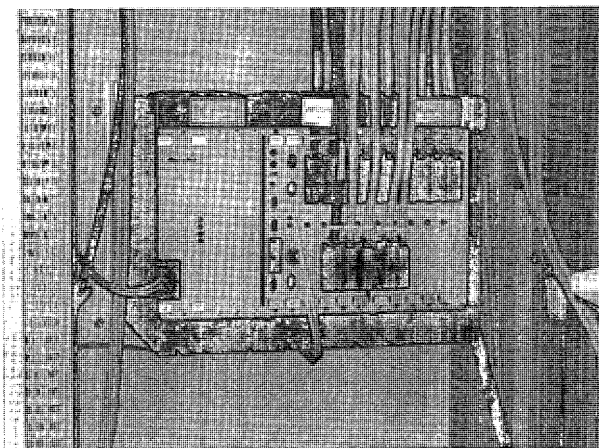


図3 エンジンコントロール装置

2. エンジンコントロールの特徴

エンジンコントロールは、ガスタービンの速度、排気ガス温度（パワータービン入口温度）、発電機負荷などを監視し、運転状況に応じて燃料流量を制御する。燃料はユーザーの仕様に依りガス燃料、液体燃料を選択する。また、ガス燃料及び液体燃料の混合（DUAL FUEL）運転も可能であり用途に応じて切替える。例えばガスタービンスタート時は液体燃料で立上げ、系統連系後10MW程度の発電をし、その後ガスコンプレッサをスタートさせてガス燃料の準備をする。準備が完了した時点で液体燃料からガス燃料に切替えて、その後全負荷発電を実施する。ガスコンプレッサの駆動機がモーターの場合、スタート時の必要電力をガスタービン発電機で賄うことが出来る。

またエンジンコントロールはNO_x低減のための水噴射量も制御し、ガスタービンの排気ガス温度をパラメータとして純水の噴射量を決定する。

更に振動計とエンジンコントロールをシリアルインターフェースで接続し、ガス発生機ケーシング振動、燃焼器付近ケーシング振動、パワータービンケーシング振動の3点を常時監視し、異常振動が発生した場合は、その振動の大きさによって保護制御を作動させる。

ガスタービンの保護制御はこのエンジンコントロールで行ない、軽故障（警報）、重故障（非常停止）の他に、後述するコントールドライブバックとコントロールシャットダウン機能を有する。コントールドライブバックとコントロールシャットダウンは常用発電用途のみに付加され、非常用発電、ポンプやコンプレッサーなどの駆動機として使用する場合は除外される。

3. コントールドライブバックの特徴

コントールドライブバックは中故障に位置づけられ、即時にガスタービンを停止させなくても良い故障を判断し機能させる。例えば全負荷運転時にコントールドライブバックの要因が発生した場合、エンジンコントロールは発電機の負荷をある一定のレートで降下させ、その

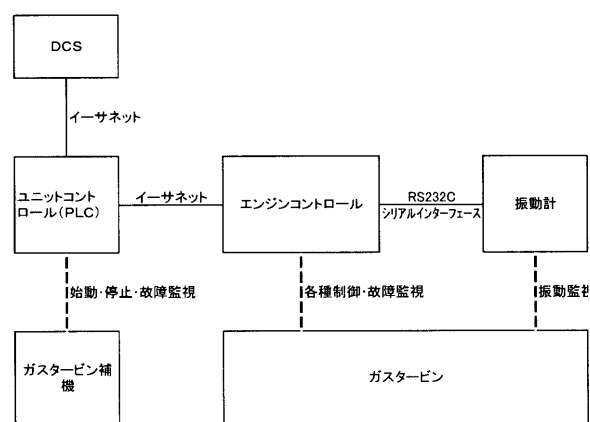


図4 ガスタービンシステム概要

降下中に要因がリセットされた場合は、発電機負荷をその時点で一定に保つ。その後運転員が要因を排除した後、ドライブバックリセットボタンを押すことにより、発電機負荷をある一定のレートで全負荷まで自動的に上昇させる。負荷上昇中に再度要因が発生した場合は、要因がリセットされるまで負荷降下を行なうことを繰り返す。

コントールドライブバックとして代表的な項目を下記に示す。

A 排気ガス温度分布異常

FT8ガスタービンは9個のカンニューラ形燃焼器を搭載し、それぞれの燃焼器に対応する温度を9個所で監視している。その平均排気ガス温度と最高排気ガス温度差がある一定レベル以上になると温度分布異常としてコントールドライブバックが作動する。

B 潤滑給油及び排油温度高

軽警報を超過して更に温度が上昇した場合、コントールドライブバックとして作動する。

C 吸気フィルター差圧高

軽警報を超過して更にフィルター差圧が上昇した場合、コントールドライブバックとして作動する。

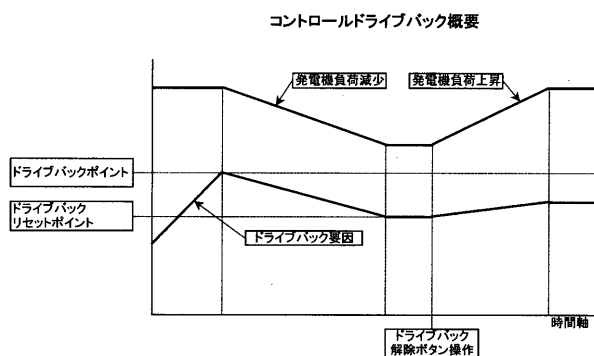


図5 コントロールドライブバック概要

4. コントロールドライブバックの利点

発電を一旦停めることなく運転が継続可能で、運転中に発生要因が排除出来れば再度全負荷まで上昇可能となる。

- ・ガスタービンは停止しないので再スタートに要する時間と手間が省ける。
- ・要因排除が不可能でも、小負荷で発電を継続することが可能。

5. コントロールシャットダウンの特徴

コントロールシャットダウンはコントロールドライブバックと非常停止させる重故障の中間に位置づけられ、即時にガスタービンを停止させなくても良い故障を判断し機能させる。例えば全負荷運転時にコントロールシャットダウンの要因が発生した場合、エンジンコントロールは発電機の負荷をある一定のレートで降下させ、発電機遮断器解列後にアイドル回転数で数分間の冷却運転を行ないガスタービンを停止する。

コントロールシャットダウンは、負荷降下中に要因が排除されてもそのまま負荷降下を継続し、最終的にはガスタービン停止に至る。ここがコントロールドライブバックと異なり、ガスタービンは自動的に停止することになる。

コントロールシャットダウンとして代表的な項目を下記に示す。

A 軸受冷却空気監視用温度センサー信号喪失

エンジンコントロールで温度検知が出来なくなった場合、コントロールシャットダウンとして作動する。

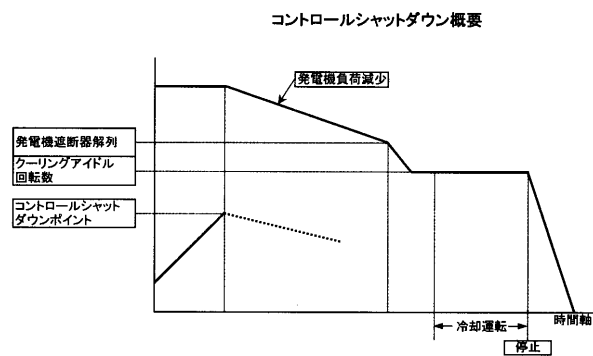


図6 コントロールシャットダウン概要

B 軸受冷却空気温度低下

軽警報を超過して更に軸受への供給空気温度が低下した場合、コントロールシャットダウンとして作動する。

C パッケージ換気ファン停止

ガスタービンケーシングを冷却する換気ファンが何らかの異常で停止した場合、コントロールシャットダウンとして作動する。

6. コントロールシャットダウンの利点

- ・全負荷からの急停止ではないので、ガスタービン軸受などに無理な負荷を掛けることなく安全に停止する。
- ・アイドル冷却運転後に停止するので、要因排除後の再スタートが容易となる。

7. 最後に

初号機 FT8ガスタービン納入から10年を経過し、技術の進展と共にガスタービンコントロールも随分と使い安くなり信頼性も向上してきた。特に問題発生時に使用するモニタリング機能は、エンジンコントロール内にメモリ機能を有し、数ミリ秒単位の解析が可能となり、迅速な問題解決の重要なツールとなっている。最新モデルは LAN に力が入れられており、遠隔地からデータの確認、解析、プログラム変更も容易となり、今後は更に高速化されたものが登場すると推測される。

今までの運転実績、データなど会得した技術を応用し、更に信頼性を向上させトラブル予防保全機能などを充実させるべく尽力して行きたい。

小型ガスタービン直結用発電電動機

High speed generator-motor
directly connecting to a small gas turbine

高橋 則雄*¹
TAKAHASHI Norio

橋場 豊*¹
HASHIBA Yutaka

霜村 英二*¹
SHIMOMURA Eiji

橋立 良夫*¹
HASHIDATE Yoshio

新 政憲*¹
ARATA Masanori

田中耕太郎*²
TANAKA Kotaro

Abstract

Development of a high-speed generator-motor, which uses permanent magnets for field excitation in the rotor is successful in overseas and Japan according to the development of permanent magnet and power electronics.

In the conventional gas turbine generator set or compressor system, it connects to the turbine or compressor through the slowdown gear, if those rotating machines can connect with each others directly, large size reduction of equipments will be attained.

Toshiba has been developing the permanent magnet generator of 200(kW)-53,000(min⁻¹). And this paper describes its outlines.

1. まえがき

近年の永久磁石材料開発、スイッチング素子開発の進展を背景に、永久磁石を回転子の界磁に用いた高速発電電動機の開発が、海外、及び日本国内で進められている。従来のガスタービン発電装置ないしコンプレッサでは、減速機を介して発電機、または電動機に接続されているが、この発電電動機を高速化し、タービンに直結することができれば、機器の大幅な小型化が可能となる。東芝では、200(kW)-53,000(min⁻¹)の永久磁石発電機の開発を進めており、その概要を紹介する。

2. 高速発電電動機の実績

最近の高速回転機の市場調査によると、高速発電電動機の実績は、横軸を発電電動機容量、縦軸を回転数として図示すると図1となる。これまでに、数百kWクラス的高速発電電動機は、主に高速コンプレッサの直結駆動用モータとしての開発が中心であったが、最近では

マイクロガスタービン(MGT)の発電機として100(kW)以下の容量帯のものが開発されている。

全体傾向としては、回転子構造の制約から高速回転となると、大容量機が製作しにくくなり、高速回転になるほど容量が小さくなること、100(kW)以下の容量帯では、発電機直結型マイクロガスタービンの登場で、これまでの実績ラインを超えた発電機が開発されている事などが判る。さらに、300(kW)クラスの高速度ガスタービンに直結出来るような高速発電機は開発されていないことが判る。

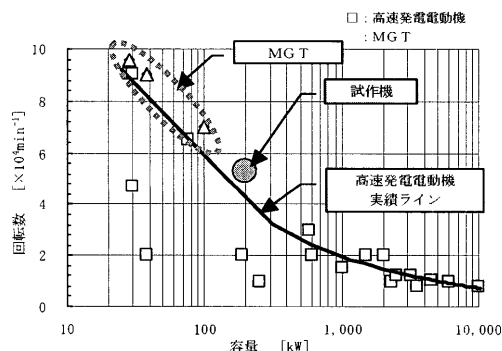


図1 高速発電電動機の実績

原稿受付 2003年10月15日

*1 (株)東芝 電力・社会システム技術開発センター
〒230-0045 神奈川県横浜市鶴見区末広町2-4

*2 (株)東芝 社会システム事業部
〒105-0023 東京都港区芝浦1-1-1

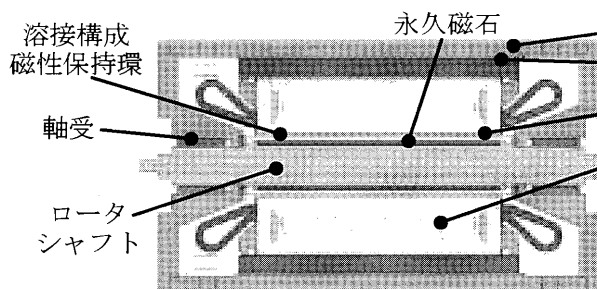


図2 試作機の基本構成（軸断面）

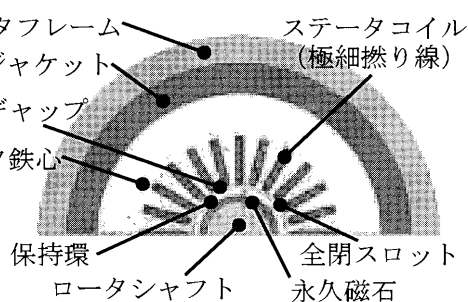


図3 試作機の基本構成（半径断面）

表1 試作機の開発仕様

構成部位	項目	諸元
高速発電電動機	定格出力	200(kW)
	定格回転数	53,000(min ⁻¹)
ステータコイル	最大温度	H種絶縁 許容温度未満 ($<180(^{\circ}\text{C})$)

3. 試作機の概要

高速回転では、給電ブラシを必要とする界磁巻線方式の適用が困難であるため、試作機では永久磁石を界磁に利用する永久磁石発電電動機を採用している。この方式は、界磁に電力を供給する必要が無いことから、高効率化を図る上でも好ましい。表1に試作機の開発仕様を示す。また、図2、図3に試作機の基本構成を示す。

3.1 ロータ構成

永久磁石をロータ表面に配置する場合、高速での回転遠心力に耐える構造が必要である。一般的にバインドテープ、或いは樹脂成型などが飛散防止に用いられるが、ロータの周速が200(m/s)を越える高速回転では、永久磁石の遠心力に耐え得るものではなく、また磁石をロータ鉄心内に埋め込む方式であっても、鉄心に使用される電磁鋼板の強度面から大きな制約を受ける。この問題を解決する方式として、軽量、且つ高強度の炭素強化繊維プラスチック(CFRP)、または高強度金属材の保持環による永久磁石保持方式が考えられる。試作機では、保持環材質の製造性(特に靱性)、入手性、及び耐熱性の観点から、発電機寿命、信頼性を総合的に判断して、保持環材料に高強度の析出硬化系ステンレス鋼を採用している。また、この析出硬化系ステンレス鋼は、低飽和磁束密度の磁気特性を有しており、保持環はロータ鉄心の一部となって、実質的なエアギャップを小さくすることが可能となり、電気出力を低下させることなく、永久磁石を保持することができる。

保持環とロータシャフトは、溶接により強固に結束されており、高速回転による遠心力場においても、強度的に十分耐え得ることを確認している。なお、組立性を重

視して保持環とロータシャフトとを焼嵌め、あるいは圧入によって一体化する方法も考えられるが、この場合、ロータ剛性は、保持環の剛性を十分活用できず、ロータシャフトのみの剛性に頼る構造となる。一方、溶接構造では保持環もロータの剛性要素となるため、剛性を向上させることができる。従って、ロータ固有振動数(危険速度)は、定格回転数に対し、より高い回転数に離調することが可能となっている。

3.2 ステータ構成

ステータを設計する上で、電気特性は勿論のこと、冷却特性が重要な項目となっている。特に高速回転機では、ステータスロットの配列に起因した高調波磁束がロータ表面に鎖交すると大きな渦電流損失を生じてロータは発熱する。ロータの発熱により永久磁石が高温にさらされると、永久磁石は熱減磁し、発生する磁束量が大幅に低下してしまう可能性がある。この表面損の原因となっているスロット高調波を極力小さくするため、試作機では全閉スロットを採用している。

ステータコイルを流れる電流も高周波となるため、表皮効果による交流抵抗の増加、漏れ磁束によるコイル導体の渦電流損失増大の可能性もある。この高周波損失を低減するためにコイル導体に極細の撚り線を採用し、漏れ磁束に対する鎖交磁束の断面積を小さくして損失を低減している。

また、発電装置の運転・保守を容易にするため、空気冷却の適用を目指しており、ステータはステータ背面をガスタービンの給気空気により冷却し、ロータは同じくガスタービンの給気空気(または圧縮機からの抽気)をステータ内周とロータ外周との間のエアギャップ部に流す設計を行なっている。但し、今回の試作機では、試験装置の制約(冷却空気流量、構造上の制約)から、ステータ冷却には水冷ジャケット方式を併用している。

ステータ温度の設計上限値は絶縁材の耐熱温度により決まり、これを越えないよう冷却設計を行なう必要がある。ステータの冷却性能に大きく影響する要素として、ステータ巻線仕様、エアギャップ長、スロット数が挙げられる。また、これらの要素は、電気性能にも大きく影響することから、電気的な出力、損失等の特性にも配慮

する必要がある。従って、これらの要素をパラメータに検討を行ない、電気性能、冷却性能の最適値を見出し、試作機の基本設計を行なっている。

4. 抵抗負荷回転試験

試作機の効率、温度上昇値を推定する上で必要な特性諸量（同期インダクタンス、損失など）を得るため、抵抗負荷による試作機の高速回転試験を行なった。

4.1 試験装置

図4に示す構成の回転試験装置により、試作機の高速回転試験を実施した。高速回転試験装置は、駆動用インダクションモータ、増速ギア、トルク検出器を直列に接続し、駆動用インダクションモータを駆動するためのインバータ、及び増速ギアとで構成されている。負荷としては、抵抗負荷装置3相-200(V)-100(kW)を用いている。図5に試験装置外観、図6に試作機外観、図7にロータ

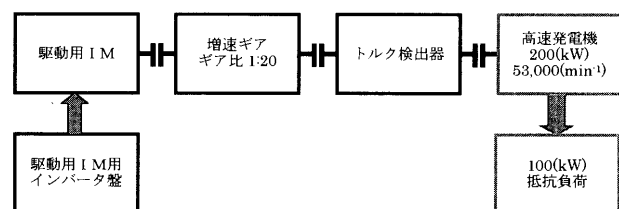


図4 試験装置機器構成図

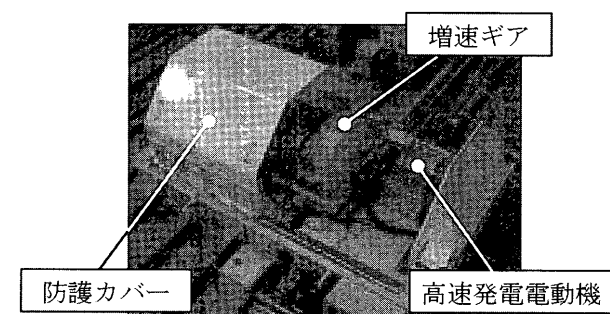


図5 試験装置外観

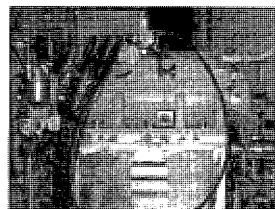


図6 高速発電電動機外観

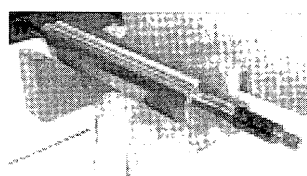


図7 ロータ外観

外観を示す。

試験方法として、駆動モータにより、無負荷の状態で行ない抵抗負荷を投入し、 $53,000(\text{min}^{-1})$ で約1時間回転数を保持しヒートラン試験を実施した。また、ヒートラン後に部分負荷特性を測定した。

4.2 試験結果

抵抗負荷回転試験により、定格回転数 $53,000(\text{min}^{-1})$ において、ほぼ発電出力100(kW)を達成し、この時の効率は92.3(%)となった。図8の電気出力特性、図9の温度特性（ステータコイル）では、試験実測値と解析値との比較を行なっている。電気特性実測値は、全負荷電流にわたって設計値（解析値）と良く一致している。また、ステータコイルの温度に関して、スロット内、コイルエンド部ともに設計値（解析値）とほぼ一致しており、最大の温度であるコイルエンド部の温度上昇値は $75.3(\text{deg})$ となっている。

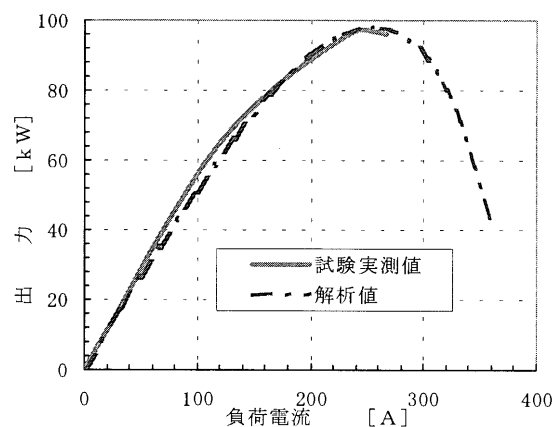


図8 電気出力特性

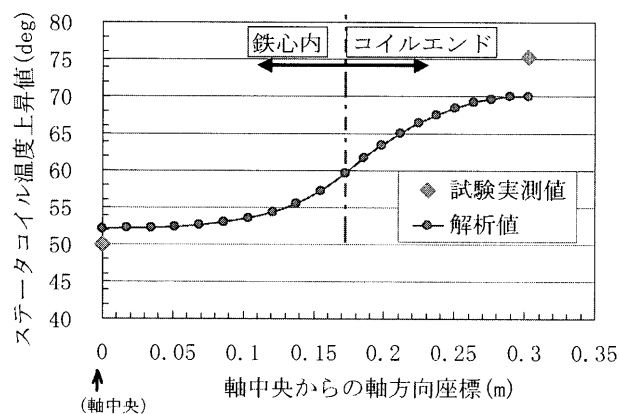


図9 温度特性（ステータコイル）

表2 定格時における試作機の性能（推定）

構成部位	項目	諸元
高速発電電動機	定格出力	200(kW)
	定格回転数	53,000(min ⁻¹)
	定格電圧	393(V)
	効率	95(%)
	外形寸法	φ 320× L 562 (mm)
ステータコイル	最大温度 冷却空気 入口温度 40(℃)	H種絶縁 許容温度未満 (<180(℃))

5. 200(kW)定格負荷での性能推定

抵抗負荷回転試験データと解析を基に、定格における試作機性能を推定した。電気出力、ステータコイル温度については、試験結果と解析値とが良く一致していることから、電磁解析、温度解析により求め、不明確な損失に関しては、試験結果から定格負荷状態を推測し、試作機の基本性能を推定した。表2に定格時における試作機の性能（推定）を示す。

この結果、最大出力200(kW)時の効率は、95(%)、ステータコイル温度は、H種絶縁の許容温度範囲であるとの推定結果を得た。

6. まとめ

200(kW)-53,000(min⁻¹)の高速発電電動機を試作し、抵抗負荷回転試験を行った。この試験結果を基に、インバータ制御により200(kW)出力運転を実施した場合の電気、冷却特性を推定した結果、効率は95(%)、最大温度値はH種絶縁許容温度以内となり、高速発電電動機の成立性を確認できた。今後、インバータ制御による最大出力運転で検証を実施する予定である。

本研究は、新エネルギー・産業技術総合開発機構殿 エネルギー有効利用基盤技術先導研究開発「多様なニーズに対応するフレキシブルタービンシステムの研究開発」の委託研究により、開発を行なったものである。

参考文献

- (1) エネルギー総合工学研究所，神戸製鋼所，東芝：「エネルギー有効利用基盤技術先導研究開発 多様なニーズに対応するフレキシブルタービンシステムの研究開発」，新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）2001年度報告書，010006465
- (2) 堺，徳増，伊藤：「新構成の回転子を持つ超高速永久磁石電動機の磁界解析による検討」，日本 AEM 学会誌，Vol.4，Number3，pp.40-45（1996）
- (3) 堺，為則，橋場，風尾，伊藤，天坂「200kW-60000rpm の超高速回転電機の開発」，電気学会研究会資料：RM-97-104（1997）

軸方向に複数の火炎配置を有する ガスタービン用低 NO_x 燃焼器の排ガス特性

Emission Characteristics of Low NO_x Gas Turbine Combustor with Axially Staged Combustion

前田 福夫*¹
MAEDA Fukuo

岩井 保憲*¹
IWAI Yasunori

キーワード：ガスタービン，燃料ステージング，希薄予混合燃焼，拡散燃焼，
燃焼温度，排ガス特性，NO_x 予測

Gas Turbine, Fuel Staging, Lean Premixed Combustion, Diffusive Combustion,
Combustion Temperature, Emission Characteristics, NO_x Prediction

Abstract

In order to meet the demands for the stringent NO_x regulations of gas turbine, the design refinements of dry low NO_x (DLN) combustors have been required. In this paper, the experimental and numerical investigations on the reduction of NO_x, CO emissions from DLN combustors were conducted. The combustion tests were performed by using three can-type DLN combustors (Model-A, -B and -C) that have the same design concept of axially fuel-staged combustion. The two fuel-staged combustion was applied to Model-A and Model-B, and the three fuel-staged combustion was applied to Model-C. The combustor dimensions (diameter/length) of Model-A, Model-B and Model-C are $\phi 360/930$ mm, $\phi 180/530$ mm and $\phi 360/930$ mm, respectively. Data were obtained for inlet air pressure of 1MPa, air temperatures of 300 to 400°C, and combustor pressure loss of 5%. The fuel in the tests is natural gas. Combustion residence times of Model-A, Model -B and Model -C are the same value of 20 ms. As the results, the effects of liner size between Model-A and Model-B, and the differences of fuel staging between Model-A and Model-C on NO_x, CO emissions are presented. The relations between variations of premixed ratio and fuel staging on NO_x, CO emissions are discussed. A simple semi-empirical NO_x prediction model for DLN combustor, which includes diffusion flame and multiple premixed flames, was proposed. Predicted NO_x emissions based on this model showed a good agreement with the experimental data. Numerically predicted CO emissions were compared also with the experimental data. Predicted CO emissions agreed well with the experimental data, however, CO emissions were strongly affected by combustion temperatures, residence times and premixed ratios. Furthermore, CO emissions decreased to minimum levels at the combustion temperature of T_{fc} (about 1200°C) that depends on the residence time in the combustion region. These results indicate that NO_x, CO emissions lower than 10 ppmvd are possible.

1. はじめに

近年，ガスタービン燃焼器に希薄予混合燃焼法が適用され，大幅な NO_x 低減が実現されつつあるが，一方でこの適用は，燃焼振動の増大や燃焼効率，燃焼安定性の

低下等を伴う問題点があり，低 NO_x 化と同時に，これらを回避できる燃焼条件や燃焼器形状の最適化が必要になっている⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾。現状では，これらの最適化に対しては理論的対応が不可能なため，主に，実形状の燃焼器を用いた燃焼試験に依存する状況にあり，改良設計や燃焼性能に関する設計指針や性能予測法が求められている⁽⁴⁾⁽⁵⁾。

本研究では，希薄予混合燃焼法の構成例として，複数

原稿受付 2004年3月8日

* 1 (株)東芝 電力・社会システム技術開発センター

〒230-0045 神奈川県横浜市鶴見区末広町2-4

の火炎を燃焼器軸方向に配置した3種の供試燃焼器を試作し、高圧（約1MPa）燃焼試験により得られた燃焼特性について理論的考察も含め比較、評価を行い、NOx やCO低減を図るための設計指針やその特性予測等に関する知見を得た。本報告では、これらの比較、評価結果について述べる。

2. 使用する記号

Gfd : 拡散燃焼用燃料流量

Gfp : パイロット予混合用燃料流量

Gfm : メイン予混合用燃料流量

Gf : 全燃料流量 (=Gfd + Gfp + Gfm)

Gad : 拡散燃焼用空気流量

Gap : パイロット予混合用空気流量

Gam : メイン予混合用空気流量

Gac : 冷却用空気流量

Gal : 希釈用空気流量

Ga : 全燃焼空気流量

(= Gad + Gap + Gam + Gac + Gal)

Ta : 空気温度

Pa : 空気圧力

α_{th} : 理論燃空比

ϕ_d : 拡散燃焼平均当量比 (= $\xi Gfd / (Gad \cdot \alpha_{th})$)

ϕ_p : パイロット予混合当量比 (= $Gfp / (Gap \cdot \alpha_{th})$)

ϕ_m : メイン予混合当量比 (= $Gfm / (Gam \cdot \alpha_{th})$)

ϕ_{ex} : 燃焼器出口当量比 (= $Gf / (Ga \cdot \alpha_{th})$)

ξ : Gfd が反応器1で燃焼（当量比 ϕ_d で）する流量割合

τ_f : 滞留時間

Tex : 燃焼器出口温度

Tf : 燃焼温度

Tfc : CO が min. になる燃焼温度

PR : 予混合割合（全燃料に対する予混合燃料の割合）

NOx, CO, THC (ppmvd 16%O₂): 燃焼ガス中のNOx, CO, THCの濃度をドライ条件の酸素濃度16%に換算した排出濃度（容積比）

NOxd : Tex = 1100℃, 拡散専焼時のNOx (ppmvd 16% O₂)

NOx - Relative : NOxd に対する相対値

3. 供試燃焼器

供試燃焼器 Model に共通する設計概念を以下に示す。

3.1 燃焼条件の選定

燃焼条件選定の目安とするため、希薄予混合燃焼時のNOx, CO, THC 特性を予測した。計算は、燃料（CH₄）と空気（大気圧15℃, 60%相対湿度組成）の完全予混合ガスを圧力1MPa, 反応温度一定条件において、Chemkin の PLUG により GRI - mech の反応機構^[6]を用いて行った。但し、反応温度に相当する燃空比は、完

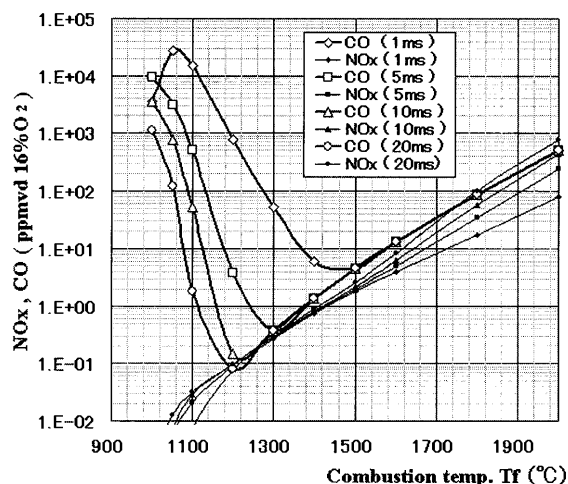


図1 NOx, CO 特性予測値 (1MPa, CH₄)

全予混合ガス温度350℃を基準に設定している。図1に予測計算結果を示す。燃焼条件の中で、先ず燃焼域の滞留時間 τ_f は、実機構造を考慮して $\tau_f = 20ms$ を目安とした。また予混合燃焼域より排出されるNOx, CO濃度は共に10ppmvd未満を目標とし、燃焼温度Tfは、図1より1200℃ < Tf < 1600℃を目安とした。この温度条件におけるTHC濃度は、図示していないがCO等に比較して反応速度が大きく、無視できる排出レベルと予測される。

3.2 構造

上記3.1の燃焼条件を配慮し、図2および表1に各燃焼器 Model の構成、空気等の流れおよび主要諸元を示す。先ず基本の Model - A は、上流より領域1, 2, 3で構成され、領域1は拡散燃料ノズルおよび旋回器、領域2は予混合燃料が軸方向に向かって噴出するジェット孔が軸方向3列、周方向8等配で24個、また領域3は稀釈空気孔4個が周方向等配で設けられ、全体として2

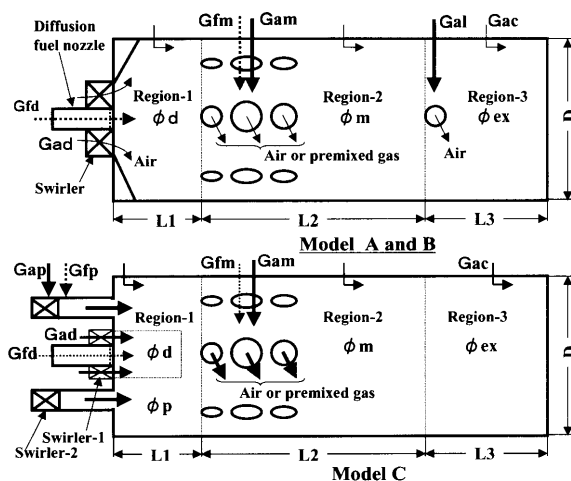


図2 供試燃焼器の構成と燃料、空気の流れ

表 1 供試燃焼器の主要寸法

Specifications	Combustor model		
	Model-A	Model-B	Model-C
D : Inner diameter (mm)	360	180	360
L : Liner length (mm)	930	530	930
L1 (Region-1)	170	90	170
L2 (Region-2)	510	320	760
L3 (Region-3)	250	120	0

段の燃料ステージングが実施できる構成となっている。各領域 1, 2, 3 の壁面にはスロット冷却構造が設けられフィルム冷却が行われている。Model - B は, Model - A と同様に 2 段の燃料ステージングが採用され, ほぼ相似形状であるが, 径, 長さは約 1 / 2 である。Model - C は, Model - A とほぼ同一寸法であるが, 領域 1 が 2 分割され, 拡散燃料に対する旋回器 1 の他にパイロット予混合燃料用の旋回器 2 が追加され, 3 段の燃料ステージング構成である。また各 Model の全圧損失率はどれも約 5 % に設定されている。

4. 燃焼試験装置と試験方法

図 3 に高圧燃焼試験に使用した試験装置系統図を示す。燃料（天然ガス）は、燃料圧縮機で昇圧後、4 系統のそれぞれ独立に制御可能な燃料系統より、所定の条件に制御し供給される。燃焼空気は、空気圧縮機で昇圧後、空気冷却器とバイパスバルブにより所定の空気温度、流量に調整され供給される。これらの燃料、空気はテストリグに導入され、必要により排圧バルブで試験圧力が調整され、燃焼ガスは冷却水により冷却され排出される。図 4 に高圧燃焼テストリグを示す。燃焼器および尾筒、壁面冷却用のフローガイド等が、実機における燃焼器周辺の流れを模擬する様に取り付けられている。内筒には、必要により壁面温度計測用の熱電対や燃焼振動計測用の圧力センサー等が取り付けられる。更に、燃焼器下流には計測ダクトが設けられ、更にその下流には第 1 段ノズルスロットを模擬するノズルが設置されている。計測ダクト内部には、燃焼器出口温度分布を計測する複数の楕形熱電対が設けられ、また排ガス成分を計測するガスサンプリングプローブが設置されている。排ガス成分は、

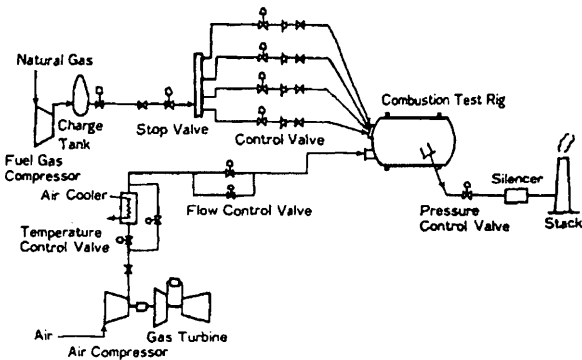


図 3 燃焼試験装置系統図

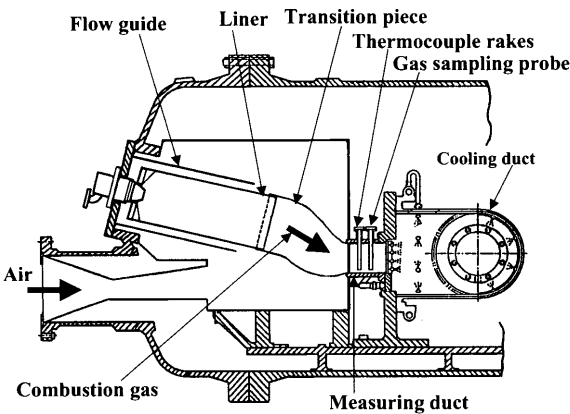


図 4 燃焼器テストリグ

表 2 試験条件

Test conditions	Combustor model		
	Model-A	Model-B	Model-C
Inlet air temp. Ta (°C)	300~350	300~350	300~400
Inlet air press. Pa (MPa)	0.8~1.2	0.8~1.2	0.8~1.2
Exit gas temp. Tex (°C)	~1200	~1200	~1450
Typical fuel compositions (Vol.%) (City gas 13A)	CH4 88.6		
	C2H6 4.5		
	C3H8 5.4		
	C4H10 1.5		
	Room temp.		
Fuel temp.			

自動ガス分析計により NO または NO₂, CO, CO₂, O₂, THC が連続分析, 計測される。表 2 に使用した天然ガス燃料（都市ガス 13A）の代表成分および試験条件を示す。

5. 試験結果及び考察

5.1 予混合の影響

5.1.1 NOx に対する予混合の影響

図 5 に、サイズの異なる Model - A, B の NOx 排出特性と予混合割合 PR の関係を示す。また図 6 に、Model - A, B の拡散・予混合併用燃焼時における NOx 特性と、拡散燃料燃空比 Gfd/Ga (kg/kg) の関係

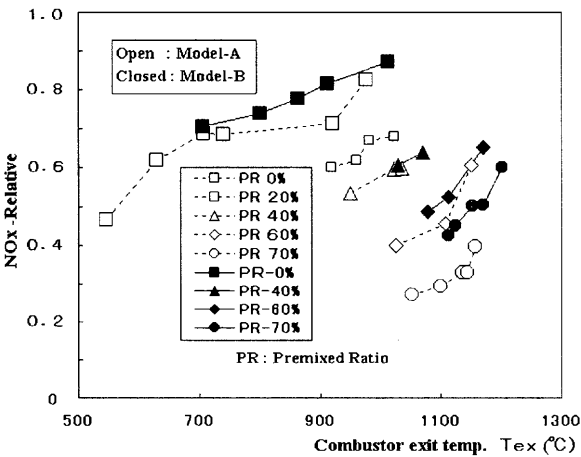


図 5 NOx に対する予混合の影響比較 (Model-A, B)

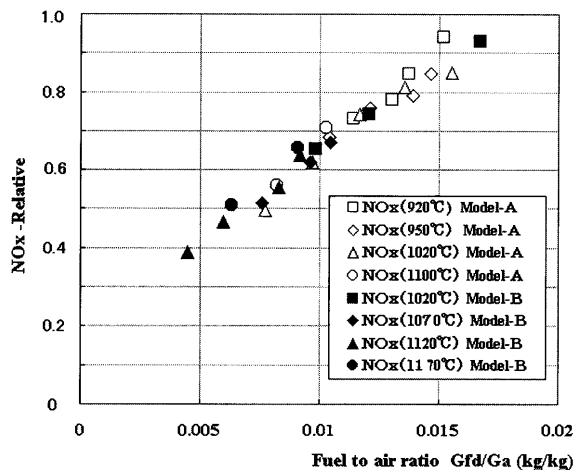


図6 NOx と Gfd / Ga の関係 (Model-A, B)

を示す。図6におけるパラメータは、燃焼器出口温度 T_{ex} = 一定 (または $G_{fd} + G_{fm}$ = 一定) を示している。図5, 6より、予混合割合 PR の変化に対する Model-A, B の NOx 特性は、燃焼器サイズが異なるにも拘わらずその変化傾向や絶対値が共にほぼ等しく、燃焼条件がより支配的である事がわかる。また図6に示す NOx 特性は、 T_{ex} = 一定の条件下で、NOx 濃度がそれぞれ G_{fd}/G_{ad} とほぼ直線関係にある傾向を示したものであるが、 G_{fd}/G_{ad} の計測範囲全域においても同様であり、結果として温度 T_{ex} や予混合割合の変化による NOx の変化は、単に G_{fd}/G_{ad} の変化と線形の関係にある事を示している。従って拡散・予混合併用燃焼時の NOx 排出濃度は、予混合燃焼温度 T_f が NOx の急増する燃焼温度未満であれば、拡散火炎との相互干渉の有無に拘わらず、その影響は小さく、ほぼ拡散燃焼域における NOx 生成特性に依存していると考えられる。

5.1.2 CO に対する予混合の影響

図7に、Model-A の CO 排出特性と燃焼器出口温度 T_{ex} の関係を示す。パラメータは予混合当量比 ϕ_m

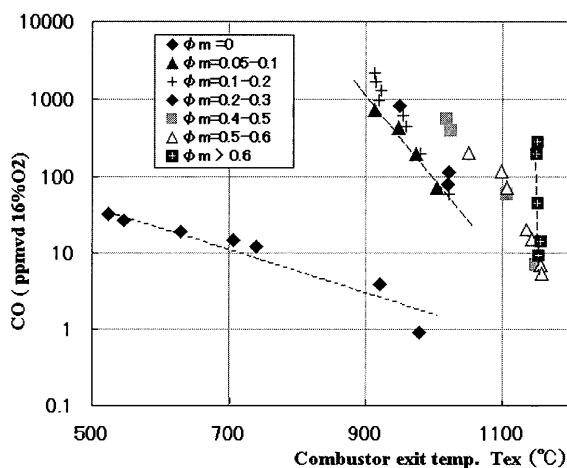


図7 CO に対する予混合の影響 (Model-A)

(計算値)である。図7より、CO 排出特性は、全体として温度 T_{ex} の上昇と共に減少しているが、拡散専焼時 ($\phi_m = 0$) の CO 濃度は拡散・予混合併用燃焼時と異なり、広い温度範囲で低いレベルとなっている。一方で拡散・予混合併用燃焼時の CO 濃度は、温度 T_{ex} への依存性がより強いが、当量比 ϕ_m の減少 (即ち拡散燃焼割合の増加) に伴い減少する傾向を示している。また何れの条件の CO 濃度も、約1200°C付近までには、実質上無視できる排出レベルに減少する傾向となっている。また図示してないが Model-B における CO 特性も、ほぼ同様の特性であった。図7の CO 特性については、後述の5.5で予測値との関係と比較、考察する。

5.2 燃焼器サイズの影響

図8に代表的な運転条件における Model-A, B の NOx および CO, THC 特性を示す。図8より、NOx および CO, THC 排出特性の全体的な変化傾向とその絶対値は、大略同じと見なすことができる。詳細には若干の差異が観察されるが、これらは主に Model-A, B の形状差による混合や流れの不均一性に起因していると考えられ、図5, 6, 7の計測例より推測されるように、燃焼条件の選定により調整可能な範囲と考えられる。従って、NOx 及び CO, THC 排出特性に対しては、燃焼器のサイズや形状差よりは、燃焼条件がより支配的な設計パラメータと言える。

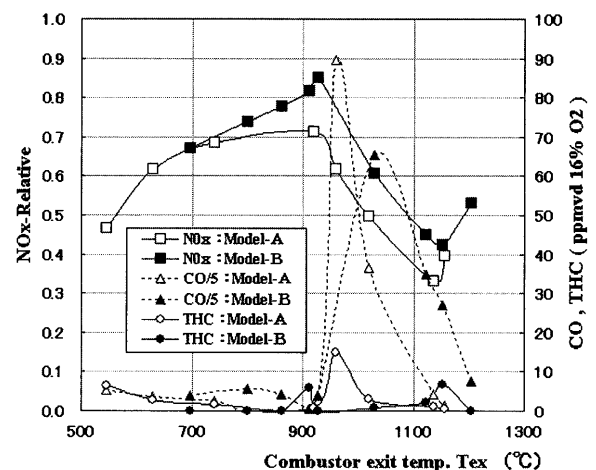
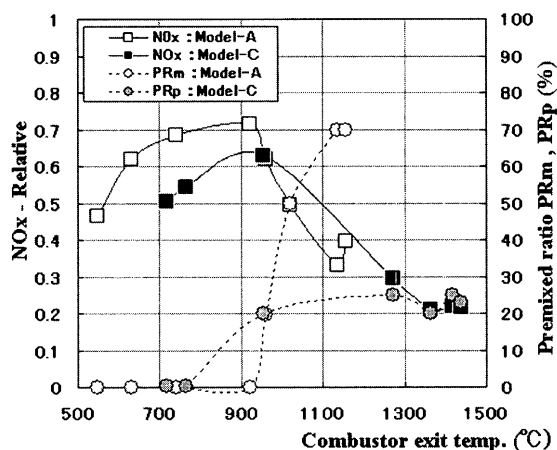


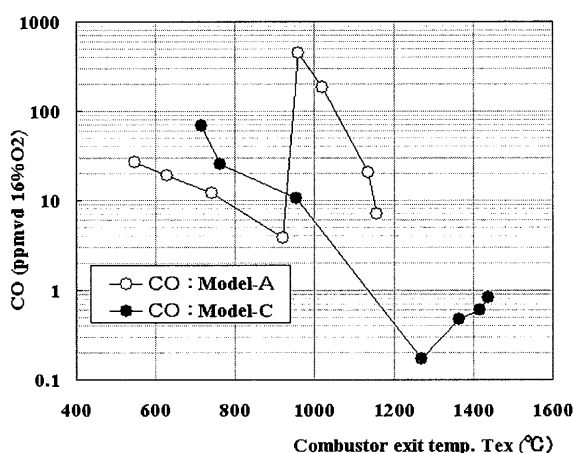
図8 燃焼器サイズの影響 (Model-A, B)

5.3 燃料ステージングの影響

図9(a)(b)に、2段及び3段の燃料ステージングを適用した Model-A および Model-C の NOx, CO 特性比較を示す。また Model-A の予混合割合 PRm (%), Model-C のパイロット予混合割合 PRp (%) も併記した。図9より、Model-C におけるステージング追加の効果例を見る事ができる。先ず図9(a)(b)より Model-A, C は、 $T_{ex} = 950^\circ\text{C}$ 運転点において共に約20%の予混合を行い、共に NOx 低減が図られている



(a) NOx 特性



(b) CO 特性

図9 燃料ステージングの影響 (Model-A, C)

が、CO 濃度については、Model - A が450ppm に対して Model - C は10ppm 程度で、拡散専焼時のレベルまで低減されている。これは、図示していないが、空気配分や燃料ステージングにより、Model - C の ϕ_p (約 0.3) が Model - A の ϕ_m の約 2 倍となっており、この燃焼領域の燃焼温度上昇による効果と考えられる。

5.4 NOx 排出特性の簡易推定法

実機の燃焼器構造や燃焼条件との関連が容易で、また実用的な NOx 排出特性の推定法として、燃焼領域を幾つかの反応器の適当な組み合わせでモデル化する予測法^{(7),(8)}がある。しかしこれらの手法は、運転条件に対応した各反応器の燃焼条件の選定に不確実性があり、燃焼条件の選定次第で NOx 排出特性は大きく異なる難点があった。そのため本研究では、図 6 の例で示した拡散・予混合併用燃焼時の NOx 排出特性が G_{fd}/G_a と線形の関係にある特性を利用して、実用的な簡易予測方法を試みた。以下にモデルの概要と計測値との比較例を示す。

図10に、本燃焼モデルにおける反応器と空気、燃料の流れを示す。まず、拡散燃料 G_{fd} は反応器 1 に流入し、

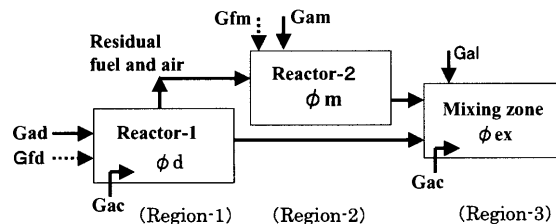
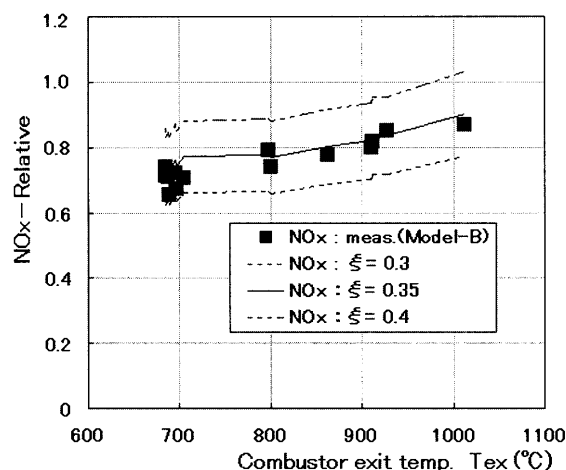


図10 燃焼モデル

図11 拡散専焼時の NOx と ξ の関係例

その一部の燃料 G_{fd} が当量比 $\phi_d = 1$ で燃焼し、残燃料 $(1 - \xi) G_{fd}$ と残空気 $G_{ad} + G_{ac} - \xi G_{fd} / (\phi_d \times \alpha_{th})$ が反応器 2 に流入し予混合燃焼すると仮定する。ここで反応器 1 における $\phi_d (< 1)$ と ξ は、実験で得られた拡散専焼時の NOx 特性に最もフィットする組み合わせを選定する。これらの選定に対しては下流の反応器 2 の燃焼条件への影響、特に ϕ_d については CO 排出レベルとの関係について考慮が望まれる。図11に Model - B における選定例 ($\phi_d = 0.85$, $\xi = 0.35$) を示す。同様に反応器 2 に流入した予混合燃料は、予混合当量比 ϕ_m (但し反応器 1 からの流入分含む) で燃焼し、反応器 1, 2 の燃焼ガスと共に混合域にそれぞれ流入する。各反応器で発生する NOx は、図1の例に示す燃焼温度 T_f と滞留時間 τ_f の関数で仮定し、圧力依存性は主要な発生源である拡散燃焼を重視して $P^{0.5}$ で仮定する⁽¹²⁾。以上より ϕ_d , ξ を試験結果より選定し、燃焼条件を設定すれば拡散・予混合併用燃焼時における NOx 特性が予測可能である。予測例として、図12に Model - B の NOx 計測値との比較例を示す。図示していないが、予混合割合 PRm や入口空気温度 T_a 等の燃焼条件の変化に対する予測結果も、図12と同様に、計測値と同様の傾向を示していた。ここで ϕ_d , ξ の値は、図12においては $\phi_d = 0.85$, $\xi = 0.35$ の選定が計測値との一致が良いが、一例として、スワラーを用いた拡散燃焼方式であっても、ほぼ完全予混合燃焼時の NOx 排出レベルに近い計測例⁽⁹⁾もあり、個々の燃焼器構造に対応した選定が必

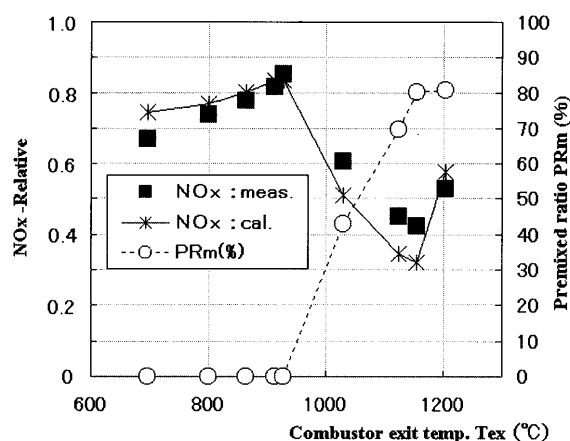


図12 NOx 予測値と計測値の比較例 (Model-B)

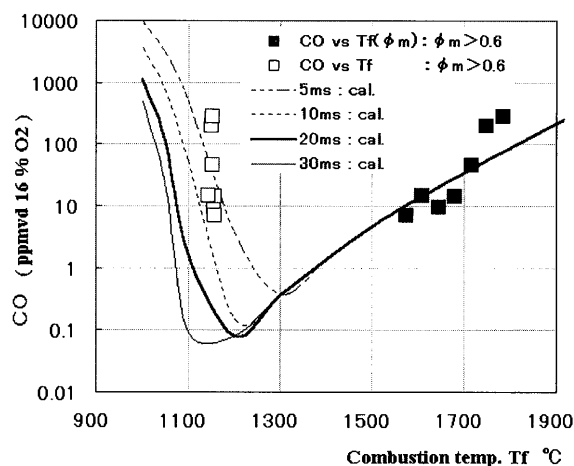


図14 高温域の CO の影響 (Model-A)

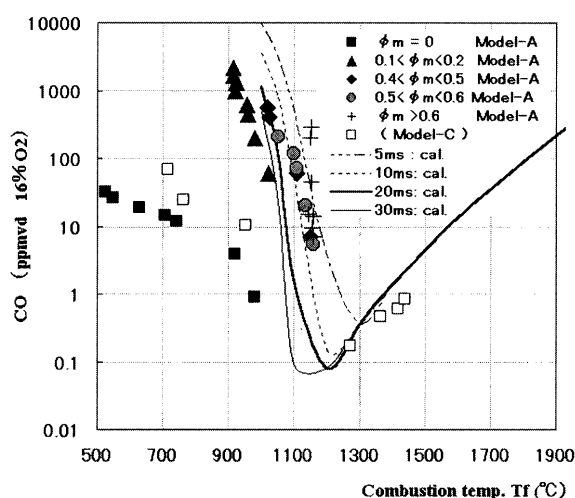


図13 CO 予測値と計測値の比較 (Model-A)

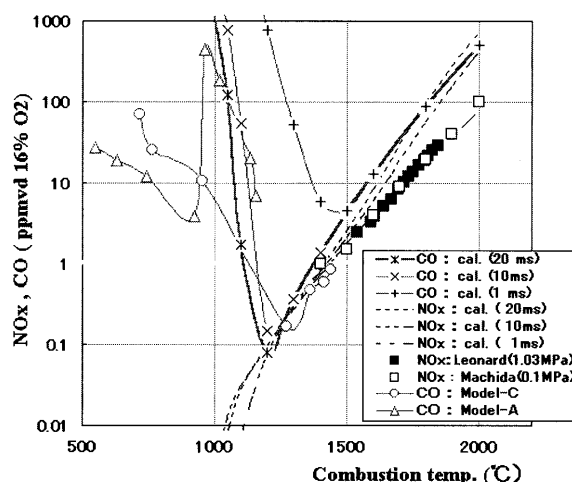


図15 予混合燃焼時の NOx と CO の関係

要と考えられる。

5.5 CO に対する燃焼条件の影響

図13に、図7のCO計測値と、図1と同様に求めた予混合燃焼時のCO予測値を、同じ横軸の燃焼温度（即ち $T_f = T_{ex}$ ）で比較した結果を示す。図中には、図9(b)に示す Model - C の CO 特性も比較のため併記した。図13の比較は、Model - A, C の燃焼器出口温度 T_{ex} の燃焼状態を、 $T_f = T_{ex}$ の予混合燃焼への対応を意味している。図13より CO 計測値は、何れの条件においても $\tau_f = 20\text{ms}$ に対応する予測値トレンドと同様に、 T_{fc} （約1200°C）における極小 CO レベルに漸近する傾向を示している（Model - A, C の滞留時間は約20msである）。特に Model - C の計測値トレンドは、 T_{fc} で極小となり、 $T_f > T_{fc}$ において、ほぼ CO の平衡濃度に漸近、上昇する傾向を示している。また $T_f < T_{fc}$ における CO 計測値は、当量比 ϕ_m が小さい程低下傾向にあるが、これは拡散燃料割合の増加に伴う拡散火炎の影響と考えられる。また、Model - A の $\phi_m > 0.6$ の場合

（ T_f は約1150°C）における CO 計測値は、 ϕ_m の僅かな上昇により急上昇する傾向（ほぼ垂直に変化）を示している。これは、予混合域への燃料の過供給により ϕ_m が増大し、この ϕ_m に相当する燃焼温度 T_f （ ϕ_m ）で発生する CO 濃度が、図14に示すように、高温域の平衡濃度にあり、この濃度が反映されているためと考えられる。図14は、 $\phi_m > 0.6$ の場合の CO 計測値を、 T_{ex} と T_f （ ϕ_m ）に対してそれぞれプロットした結果である。

5.6 CO 特性と低 NOx 燃焼条件の関係

図15に、予混合燃焼時の NOx, CO に関する予測値（図1）および拡散・予混合併用燃焼時の計測値（図9(b)）の比較を示す。図中には Leonard¹⁰⁾、待田等¹¹⁾ の予混合燃焼時の NOx 計測例も併記した。図より、NOx, CO 予測値トレンドは、Leonard 等の NOx 計測値に対して滞留時間に若干の違いが見られるものの、計測値トレンドをほぼ反映していると考えられ、CO と低 NOx 燃焼条件について以下の関係が推察される。予混合燃焼域の NOx を 10ppm 未満に想定した場合、燃焼温度 T_f

を $T_f < T_f < 1600^\circ\text{C}$ に設定する事により、CO についても、実用上無視できるレベルまで低減できる（ここで T_f は約 1200°C 、滞留時間は実機を考慮して 20ms を想定）。また $T_f < T_f$ の燃焼条件を含む場合は、ステージ等による一部燃焼領域の高温化（即ち $T_f > T_f$ ）によって、CO を拡散専焼時の濃度レベルまで低減できる。従って燃焼の安定化や燃焼振動の抑制と共に、燃料の 100% 完全予混合化を図る事により、NOx は予測値に漸近でき、CO と共に 10ppmvd 未満が実現できる事が推察される。

6. 結論

NOx 低減を図るための燃焼条件最適化の観点より、3 種類の供試燃焼器を高圧燃焼試験により比較、評価した結果、設計指針に関する以下の知見を得た。

(1) NOx 及び CO 排出特性に対する燃焼器サイズの影響は小さく、燃焼条件がより支配的である。また CO 低減には、一部領域の燃焼温度上昇を図る燃料ステージ等が有効である。

(2) 拡散および拡散・予混合併用燃焼時の NOx 排出濃度は、拡散燃料燃空比 (G_{fd}/G_a) とほぼ線形の関係にある。また、この特性を利用して NOx 排出濃度の推定法を提案し、実測値との良い一致を確認した。

(3) 拡散・予混合併用燃焼時の CO 排出濃度は、予混合燃焼に対する予測値トレンドに類似の傾向を示し、特定の燃焼温度 T_f （例えば 1200°C ）近傍で極小になる。また $T_f < T_f$ では、拡散火炎の影響を受けるが極小値に向かって減少、漸近し、 $T_f > T_f$ では平衡濃度に漸近、上昇する傾向を示す。

(4) 火炎の複数化や燃料ステージ等により燃焼温度 T_f を $T_f < T_f < 1600^\circ\text{C}$ に維持し、燃焼振動の抑制や燃焼安定性と共に予混合割合の増大を図る事により、広い燃焼範囲において NOx、CO $< 10\text{ppmvd}$ が可能である。

以上の結論は、燃焼試験および計算条件が 1MPa で行われた結果であり、使用圧力が大きく異なる場合、特に圧力の影響を受け易い CO 等については、別途その影響評価が望まれる。

参考文献

- (1) L. B. Davis, Dry Low NOx Combustion Systems for GE Heavy-Duty Gas Turbines, 95 YOKOHAMA-IGTC-139, (1995), pp. I-237-246
- (2) Okamoto, F. Maeda, Y. Iwai, M. Itoh, T. Takahara, Development of Dry Low NOx Combustor for 1300°C Class Heavy-Duty Gas Turbine, 95-YOKOHAMA-IGTC138, (1995), pp. I-231-236
- (3) 山中矢, 前田福夫, 塩田和則, 岩淵一徳, 土屋利明, 燃焼振動の低減法に関する研究 (第 3 報), 第 16 回ガスタービン秋季講演会論文集, (2001.10), pp. 183-188
- (4) David G. Nicol, Philip C. Malte, Robert C. Steele, Simplified Models for NOx Production Rates in Lean-Premixed Combustion, ASME Paper 94-GT-342, (1994)
- (5) Jeffrey A. Lofett, Nesim Abuaf, Emissions and Stability Characteristics of Flameholders for Lean-Premixed Combustion, ASME Paper 92-GT-120, (1992)
- (6) <http://www.me.berkeley.edu/gri-mech/>
- (7) Bruno Facchini, Giovanni Ferrara, Paolo Mazzilli, A Semi-Analytical Approach to Emissions Prediction in Gas Turbine Combustors, ASME Paper-98-GT-216, (1998)
- (8) Nader K. Rizk, Duane A. Smith, Regional and Business Aircraft Mission Emissions, ASME Paper 94-GT-300, (1994)
- (9) 寺崎 岳, 林 茂, ガスタービンの NOx 低減のための非予混合・希薄燃焼: 排出特性, 日本ガスタービン学会誌, 26-101, (1998.6), pp. 95-101
- (10) G. Leonard, S. Correa, NOx Formation in Premixed High-Pressure Lean Methane Flames, 2nd ASME Fossil Fuel Combustion Symposium, (1990.2)
- (11) 待田 徹, 山田秀志, 林茂, ターボジェット高温燃焼器の低 NOx 化の研究, 第 10 回ガスタービン秋季講演会講演論文集, (1995.8), pp. 103-107
- (12) 日本機学会 技術資料, 燃焼に伴う環境汚染物質の生成機構と抑制法, (1980), p. 185

軸方向に複数の火炎配置を有する ガスタービン用低 NO_x 燃焼器の燃焼安定性

Combustion stability of Dry Low NO_x Combustor with axially fuel-staged combustion

前田 福夫*¹
MAEDA Fukuo

岩井 保憲*¹
IWAI Yasunori

山田 正彦*¹
YAMADA Masahiko

キーワード：低 NO_x 燃焼器，希薄予混合燃焼，燃料ステージング，吹消え，火炎安定性，着火遅れ
Low NO_x Combustor, Lean Premixed Combustion, Fuel Staging, Blowout, Flame Stability, Ignition Delay

Abstract

High pressure combustion tests using natural gas fuel (city gas 13A) were conducted to find stabilization criteria and lean blowout limits of dry low emission (DLE) combustor for gas turbine. Data were obtained for air pressure of 1MPa, air temperatures of 310 to 390°C and absolute humidity of 0.015 to 0.048kg/kg. Design concept of axially fuel-staged combustion has been applied to DLE combustor for stabilizing lean flames and minimizing CO, NO_x emissions. Simple reactor model of DLE combustor and theoretical reaction analyses were used to evaluate experimental data. Relations between ignition delay and flame stability of premixed flame were discussed. Results from these evaluations are summarized as follows.

The flame stability and lean blowout limits are strongly affected by air humidity, combustion gas mean temperature (T_{dp}) of primary zone (Region-1) and diffusion fuel to air ratio (α dd). Furthermore, α dd decreases along increasing of T_{dp} during conditions of constant combustor exit temperature operation, and if T_{dp}>1400°C, perfect lean premixed combustion is possible, which means α dd=0. Main premixed flame in secondary zone (Region-2) always needs radicals and high temperature combustion gas from primary zone for flame stabilization, and if T_{dp}<1200°C, main premixed flame becomes unstable.

1. まえがき

近年，ガスタービン燃焼器に希薄予混合燃焼法が適用され，大幅な NO_x 低減が実現されつつある。一方で希薄予混合燃焼は，燃焼振動の増大や燃焼効率，燃焼安定性の低下を伴いやすい問題点があり，燃焼器形状の工夫や燃料ステージング等による火炎の複数化と共に，それらの燃焼条件を制御する燃焼法の最適化が計られている。NO_x や CO 排出量の低減と同時に進められる燃焼振動の低減や燃焼不安定の防止に対するこれらの対策は，現状では，理論のみでは予測・対応が不可能なため，主に実形状の燃焼器を用いた実運転条件における燃焼試験評価

に依存せざるを得ず，多くの時間と資源を必要とする状況にある。そのため吹消えや燃焼不安定化の予測，その特性改善のための設計指針に関する知見が求められている。

以上の背景より本研究では，前報⁽¹⁾に続き，軸方向に複数の火炎を配置した低 NO_x 燃焼器を用いて行った高圧（約1MPa）燃焼試験結果について，燃焼安定化の観点より特性評価を行い，吹消えや不安定燃焼の発生限界と燃焼条件の関係，燃焼特性改善のための設計指針等に関する知見を得た。以下にこれらの評価結果について述べる。

2. 使用する記号

Pa：燃焼器入口空気圧力（MPa）

原稿受付 2004年3月8日

*1 ㈱東芝 電力・社会システム技術開発センター
〒230-0045 神奈川県横浜市鶴見区末広町2-4

T_a : 燃焼器入口空気温度 (°C)
 T_{ex} : 燃焼器出口ガス温度 (°C)
 T_{dp} : 反応器 dp の燃焼ガス温度 (°C)
 T_m : 反応器 m の燃焼ガス温度 (°C)
 T_f : 燃焼ガス温度 (°C)
 h_a : 大気湿度 (kg/kg)
 G_f : 全燃料流量 (kg/s)
 G_a : 全空気流量 (kg/s)
 G_{fd} : 拡散(燃焼用)燃料流量 (kg/s)
 G_{ad} : 拡散(燃焼用)空気流量 (kg/s)
 G_{fp} : パイロット予混合燃料流量 (kg/s)
 G_{ap} : パイロット予混合空気流量 (kg/s)
 G_{fm} : メイン予混合燃料流量 (kg/s)
 G_{am} : メイン予混合空気流量 (kg/s)
 $\phi_{dd}, \phi_p, \phi_m$: 拡散, パイロット予混合, メイン予混合当量比
 PR_p : パイロット予混合燃料割合 (= G_{fp}/G_f)
 β_m : 再循環流量比
 a_{dd} : 拡散燃空比 (= G_{fd}/G_a)
 a_p : パイロット予混合燃空比 (= G_{fp}/G_a)
 a_m : メイン予混合燃空比 (= G_{fm}/G_a)
 a_{dp} : 反応器 dp の平均燃空比 (kg/kg)
 τ_f : 滞留時間 (ms)
 τ_d : 着火遅れ (ms)

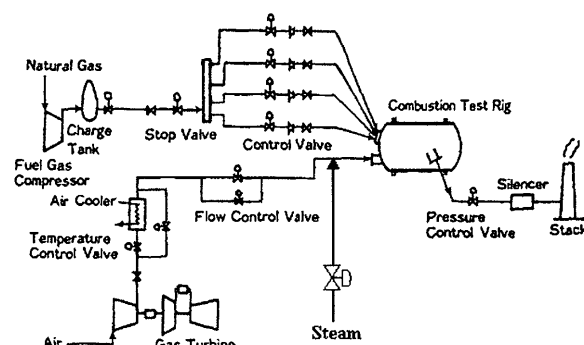


図2 試験装置系統図

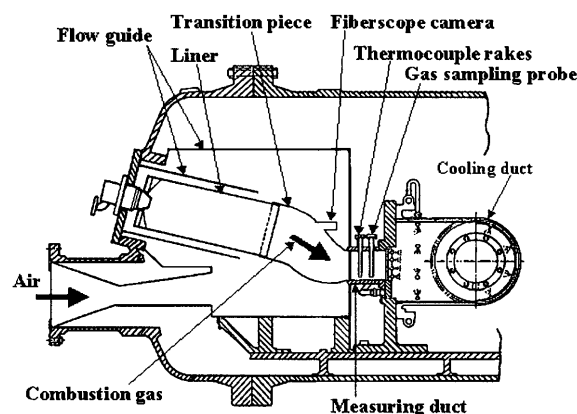


図3 燃焼器テストリグ

3. 供試燃焼器と燃焼試験装置および試験方法

3.1 供試燃焼器と燃焼試験装置

図1に缶型供試燃焼器の構成および空気、燃料の流れを示す。供試燃焼器は上流より領域-1 (Region-1)、領域-2 (Region-2) で構成され、内径360mm, $L_1 = 170\text{mm}$, $L_2 = 760\text{mm}$ である。領域-1は拡散燃料ノズルと旋回器-1 (スワール数0.49) が設けられ、燃料 G_{fd} と空気 G_{ad} がそれぞれ供給される。更に旋回器-1の外側には旋回器-2 (スワール数0.52) が設けられ、予混合燃料と空気 $G_{fp} + G_{ap}$ (当量比 ϕ_p) が供給される。領域-2は予混合燃料と空気 $G_{fm} + G_{am}$ (当量比 ϕ_m) を噴出する空気孔が軸方向3列、周方向8等配で24個設けられている。また領域-1と領域-2の壁面の一部では、フィルム冷却 (スロット冷却構造) が行われ

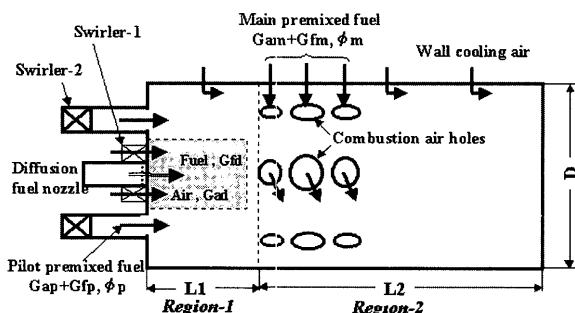


図1 供試燃焼器の構成と空気、燃料の流れ

ている。供試燃焼器の圧力損失は、燃焼試験範囲においては約5%, 領域-1, 2における滞留時間は約1ms, 20msである。図2, 3に高圧燃焼試験に使用した試験装置系統図, テストリグを示す。図2に示すように燃料の天然ガス (City gas13A) および燃焼空気は、それぞれの圧縮機で昇圧後、所定の試験条件に制御、供給される。また空気系統には、大気湿度の変化を模擬できるように蒸気を注入する系統が設けられている。これらの燃料、空気、蒸気はテストリグに導入され、着火後必要により、排圧バルブで試験圧力が調整され種々の条件設定と計測が行われる。また図3に示す内筒には熱電対や圧力センサーが取り付けられ、壁面温度や燃焼器内の変動圧力を計測できる。また尾筒には運転時の火炎の様子を常時モニターできるファイバースコープカメラが取り付けられている。更に尾筒の下流に設けられた計測ダクトには、楕形熱電対およびガスサンプリングプローブが設置され、燃焼器出口の燃焼ガス温度分布やガス成分 (O_2 , CO , CO_2 , NO_x , THC) の計測がオンラインで可能である。

3.2 試験方法

低 NO_x 燃焼器は、予混合希薄燃焼法の採用や拡散燃焼割合を減少させる必要性より、通常の拡散専焼の燃焼器に比較して、吹消えや不安定燃焼が発生し易い。供試

表 1 試験条件

Inlet air temp. T_a (°C)	310~390
press. P_a (Mpa)	0.9~1.2
absolute humidity(kg/kg)	~0.048
Exit gas temp. T_{ex} (°C)	700 ~1450
Typical fuel composition (Vol.%) (City gas 13A)	CH ₄ 88.6 C ₂ H ₆ 4.5 C ₃ H ₈ 5.4 C ₄ H ₁₀ 1.5
Fuel temp.	Room temp.

表 2 計測条件

Exit temp. T_{ex} (°C)	1260	1360	1430
Inlet air temp. T_a (°C)	341	347	385
Absolute humidity, h_a (kg/kg)	0.048	0.048	0.048
		0.015	0.015

燃焼器について、これらの燃焼特性を検証するため実施した燃焼試験条件および燃料仕様を表 1 に示す。運転中における吹消えや燃焼不安定化に関連するパラメータとして燃焼器出口ガス温度 T_{ex} 、拡散燃焼用燃料 G_{fd} 、パイロット予混合燃料 G_{fp} および大気湿度 h_a を選定した。また大気湿度 h_a は、大気温度 40°C、100% 相対湿度に相当する絶対湿度 (0.048 kg/kg) まで変化させた。燃焼試験では、約 1 MPa の圧力条件下で、 T_{ex} および h_a を一定に維持し (即ち G_a , T_a , h_a および $G_{fd} + G_{fp} + G_{fm} = \text{一定}$)、 G_{fd} または G_{fp} を増減させて吹消えや不安定燃焼状態の発生する G_{fd} , G_{fp} を求めた。また表 2 に、計測条件として選定した T_{ex} , h_a の組合せ (6 条件) を示す。ここで吹消えや不安定燃焼状態の確認は、火炎状況を常時モニターできる火炎画像観察と、内筒に設置されている変動圧力信号や楕型熱電対による燃焼ガス温度変化によって行った。

4. 試験結果および考察

以下に供試燃焼器について計測された、「吹消えまたは不安定燃焼」(以後、「吹消え等」と略記する) の発生限界に対する評価、考察について述べる。以後本論文では、「吹消え」は燃焼器内の火炎が全て無い状態を、また「不安定燃焼」は、拡散燃料 G_{fd} による火炎は存在 (燃焼は継続) しているが、メイン予混合火炎が変動し、低周波の圧力変動が観察される状態と定義する。

4. 1 吹消え等の発生限界

図 4 に、大気湿度が一定 (0.048 kg/kg) で、異なる燃焼器出口ガス温度 T_{ex} (1257°C, 1355°C, 1427°C) がそれぞれ一定の条件下における吹消え等の発生限界を、拡散燃空比 α_{dd} とパイロット予混合燃空比 α_p の関係として示す。計測点の表示で Open (\triangle 等) は吹消え条件を示し、Closed (\blacktriangle 等) は不安定燃焼の発生する境界条件を示す。図 4 において安定燃焼域は、発生限界における α_{dd} および α_p より、これらが共に増大する領域に対応している。また発生限界は T_{ex} が低い程、 α_{dd} およ

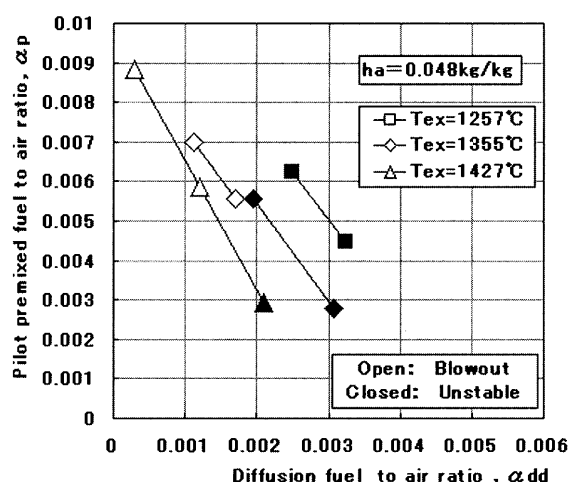


図 4 吹消え等の発生限界 (燃焼温度の影響)

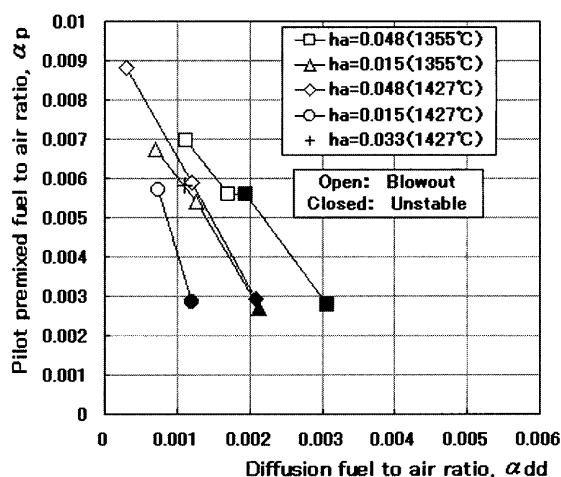


図 5 吹消え等の発生限界 (大気湿度の影響)

び α_p が共に増大する領域にシフトする傾向を示している。次に図 5 に T_{ex} が一定 (1355°C, 1427°C) で、異なる大気湿度 h_a (0.015 kg/kg, 0.033 kg/kg, 0.048 kg/kg) がそれぞれ一定の条件下における吹消え等の発生限界を、図 4 と同様に α_{dd} と α_p の関係として示す。大気湿度の増加に対して発生限界は、図 4 において T_{ex} が低下する場合と同様に、 α_{dd} および α_p が増大する領域にシフトしている。図 4, 5 において、吹消えの発生する α_{dd} は、約 0.0015 kg/kg 未満であるが、 α_p の増大に伴い減少し、更に $\alpha_p = 0.01$ kg/kg 近傍で $\alpha_{dd} = 0$ kg/kg となる傾向を示しており、パイロット予混合火炎の影響が推察される。

4. 2 反応器モデル

ガスタービン燃焼器を対象とした、複数の火炎 (拡散および予混合) の相互干渉下における吹消え特性等に関する研究は殆ど見られないが、旋回器によって保炭された単独火炎の吹消えや、これらに影響するスワール数や循環流量の影響等については多くの研究^{(2)~(4)}がある。この中で S. Hoffmann 等⁽²⁾は、大気圧燃焼試験結果より、

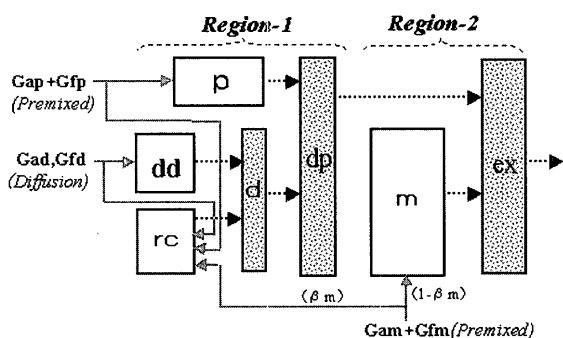


図6 燃焼器の反応器モデル

単独の予混合および拡散火炎に対する吹消え限界が(1)式で表せることを示しているが、火炎を囲う閉空間（内筒）の有無や壁温によってその特性が大幅に異なることも示している。これは燃焼器における吹消え等の燃焼特性が、燃焼器内部全体の流れや燃焼および形状等の多くの要因と関連しているためと考えられる。

$$(U_{axp} \cdot Sthp) / Dp = \exp(m \lambda p + B) \quad (1)$$

ここで U_{axp} = 軸方向速度, $Sthp$ = スワール数, Dp = 旋回器径, λp = 空気比, m , B = 定数

本論文における吹消え等の特性計測は、簡明を図るため表1, 2に示す試験条件を選定した。しかし計測は、単純な試験条件であっても実機を想定した燃焼器と運転条件で実施されており、再循環流量等多くの要因が関連していると考えられる。そのため燃焼条件を考慮可能な燃焼器全体の反応器モデルを用いて吹消え等の特性評価を試みた。図6に反応器モデルを示す。図中における領域-1, 2は、図1における領域-1, 2の燃料や空気の流れ、燃焼領域に対応している。領域-1は5個の反応器（上流からrc, dd, d, p, dpはそれぞれ循環域、拡散燃焼域、ddとrcの均一混合域、パイロット予混合燃焼域、pとdの均一混合域に対応）、領域-2は2個の反応器（上流よりm, exはそれぞれメイン予混合燃焼域、dpとmの均一混合域に対応）の構成とした。領域-2の燃焼に影響する領域-1の代表燃焼温度は、反応器dpの平均温度となる燃焼ガス温度 T_{dp} を選定した。また図6に示す3個の再循環流量比の内、 T_{dp} に影響する βm については0.15（一定値）を仮定した。ここで $\beta m = 0.15$ は、図示していないが、供試燃焼器の1/2スケールの水流可視化モデルを用いて、 G_{am} に対応する噴流の流れ観察結果より推定した値である。

4. 3 燃焼温度および拡散燃空比との関連

図6の反応器モデルを用いて、図4, 5に示した吹消え等の発生限界に対応する全ての計測点を、反応器dpの燃焼ガス温度 T_{dp} と、その燃空比 α_{dp} の関係として図7に示す。また図中には、 T_{dp} のトレンドに対応し

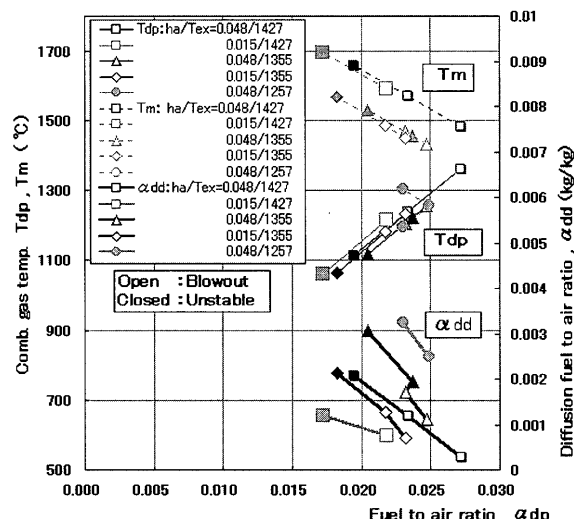


図7 吹消え等の発生限界と燃焼ガス温度の関係

て変化する反応器mのメイン予混合燃焼温度 T_m および拡散燃空比 α_{dd} を同様に併記した。ここで T_m の変化傾向は、 $G_{fd} + G_{fp} + G_{fm}$ = 一定の試験条件（または T_{ex} = 一定）のため、 T_{dp} の単調増加の傾向とは逆の単調減少の傾向を示す。同様に α_{dd} の α_{dp} に対する変化傾向は、 $G_{fd} + G_{fp}$ に占める G_{fp} の割合が大きいため T_m と同様に単調減少している。また図7において、 α_{dp} に対応する T_{dp} の計算点（計測点）が一本の直線上に並んでいないのは、後述の4. 5で示すように試験条件の空気温度 T_a , 大気湿度 h_a がそれぞれ異なるためである。

図7より吹消え等の発生限界について以下の燃焼特性が推察される。(1) 吹消え等の発生している燃焼ガス温度 T_{dp} は大略1050℃～1350℃の間にあるが、不安定燃焼（Unstable）の領域は、概略1200℃未満である。(2) 吹消え状態となる拡散燃空比 α_{dd} の範囲は、概略0.0015(kg/kg) 未満であるが、 $\alpha_{dd} > 0.0015$ (kg/kg) の場合は吹消えず、不安定燃焼となっている。(3) $T_{dp} > 1200$ ℃の場合は、 α_{dd} の減少 (< 0.0015 kg/kg) により拡散火炎が吹消えれば燃焼器全体が吹消え状態となる。即ちメイン予混合火炎のみでは燃焼継続できない。(4) メイン予混合燃焼温度 T_m は、 T_{dp} の変化範囲に対して常に $T_m > T_{dp}$ である。従って反応器mから領域-1への再循環燃料流量 ($G_{fm} \beta m$) は、反応器dpの燃焼ガス温度 T_{dp} 等を上昇させ、燃焼安定化に寄与していると考えられる。しかし吹消え等の発生は、反応器mの燃焼条件に拠らず、拡散火炎の有無や T_{dp} の温度レベルで決まっている。(5) $T_{ex} = 1257$ ℃ ($h_a = 0.048$ kg/kg) の場合における吹消え等の計測点 (●: Unstable) では、 $T_m < 1300$ ℃であり、再循環燃料流量 $G_{fm} \beta m$ による燃焼安定化への寄与は小さいと考えられる。

次に図7に示した吹消え等の発生限界の内、拡散燃空

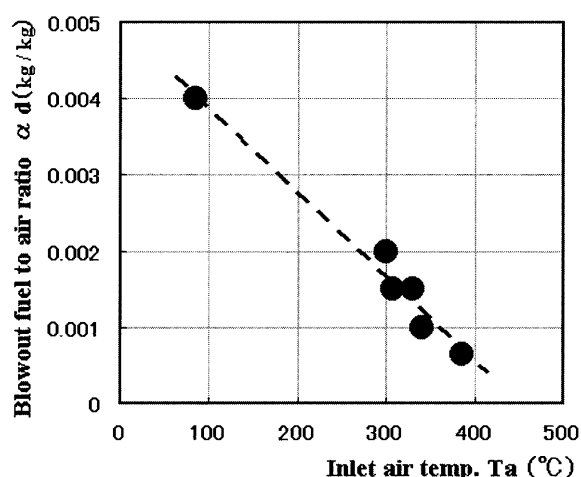


図8 拡散単独燃焼時の吹消え特性

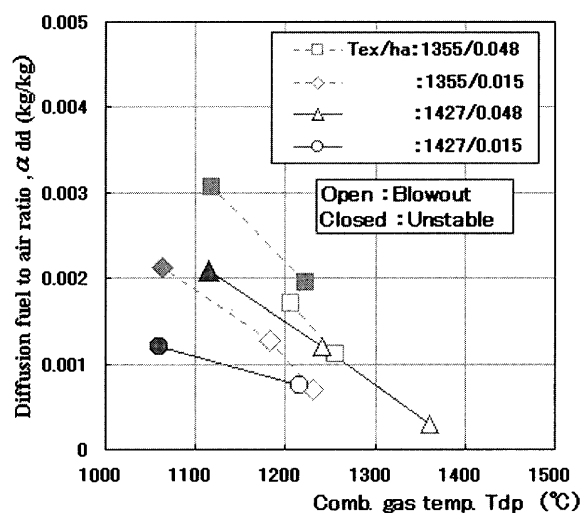


図9 拡散吹消え燃空比に対する燃焼ガス温度の影響

比 α_{dd} 減少に伴う吹消え特性と拡散単独燃焼時の吹消え特性との関係を比較する。図8に供試燃焼器の拡散単独燃焼時における吹消え燃空比 α_d と空気温度 T_a の関係を示す。図7における燃焼試験時の空気温度 T_a は約300~400°Cであるが、この場合における吹消え燃空比 α_d は、図8より概略0.0015kg/kg未満である。従って拡散および予混合併用燃焼時の拡散吹消え燃空比 α_{dd} は、拡散単独燃焼時における吹消え燃空比 α_d に概略等しいと言える。

また吹消え等の発生限界における拡散吹消え燃空比 α_{dd} と燃焼ガス温度 T_{dp} の関係を図9に示す。図9は、図7において燃空比 α_{dp} を介した α_{dd} と T_{dp} の関係に等しいが、 α_{dd} のトレンドを T_{dp} との関連で示したものである。図9より α_{dd} は、 T_{dp} の上昇に伴い減少し、概略1400°C近傍で $\alpha_{dd} = 0$ となる傾向を示している。これは、領域-1を予混合反応器とした場合、その燃焼ガス温度 T_{dp} が1400°Cを超える燃焼温度近傍で、パイロット予混合火炎のみによる保炎が可能となり、パ

イロットおよびメインの予混合専焼による燃焼継続ができる可能性を示唆している。

4. 4 排ガステ性 (CO, THC) との関連

吹消え等の特性について、供試燃焼器の排ガステ性⁽¹⁾との関連を考察する。吹消え等に関連する排ガステ性の内CO, THCの計測値を図10, 11に示す。図10には比較のためCOの計算値も併記した。ここでCOの計算値⁽¹⁾は、横軸 T_{ex} を燃焼器出口ガス温度とする完全予混合燃焼器のCO特性である。また図11は、図10における T_{ex} が950°C, 760°Cにおいてそれぞれ一定 (即ち $G_{fd} + G_{fp} = \text{一定}$, 但し $G_{fm} = 0$) の場合について、パイロット予混合燃料割合 PR_p を変化させた場合のCO, THC計測値である。従って図11は、領域-1のみに拡散および予混合燃料が混在する場合の排ガステ性である。先ず図10より、 $T_{ex} > 1200^\circ\text{C}$ におけるCOレベルは、平衡値 (計算値) 近傍まで漸近できている (供試燃焼器の滞留時間は約20ms)。また $T_{ex} = 950^\circ\text{C}$ では $PR_p = 20\%$, T_{dp} (図6の反応器 dp の計算温度) は約1500°C, 同様に $T_{ex} = 760^\circ\text{C}$ の場合は $PR_p = 0\%$, T_{dp} は約1200°Cである。ここで $T_{ex} = 950^\circ\text{C}$ の場合、図11に示す

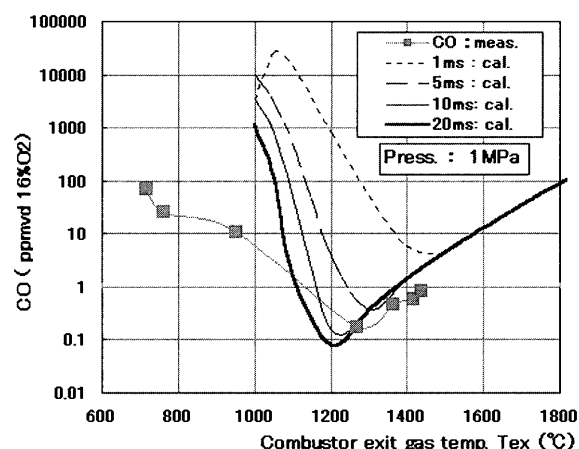


図10 CO排出特性 (計測値および計算値)

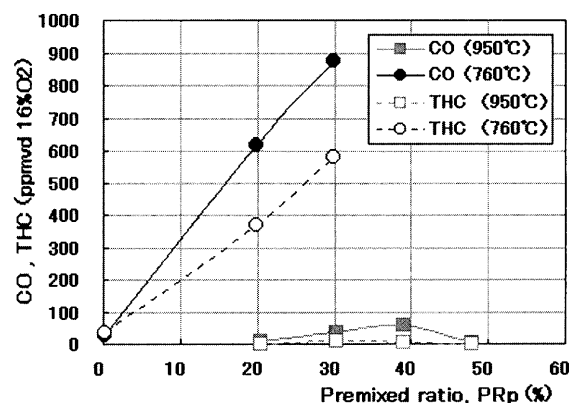


図11 予混合燃焼割合とCO, THCの関係

ように、PRp の変化（但し $T_{dp} = \text{一定}$ ）に対して、CO、THC は低レベルに維持できている。しかし $T_{ex} = 760^\circ\text{C}$ の場合は、PRp の増加に対して CO、THC は急増する傾向を示している。この理由は、 $T_{ex} = 950^\circ\text{C}$ の場合は T_{dp} 、 τ_f をそれぞれ 1500°C 、 1ms （領域-1 の滞留時間）と仮定して、これらの変動や誤差を見込んでも、図10より、 $T_{ex} = 1500^\circ\text{C}$ 近傍の CO 平衡値は τ_f や T_{ex} によってあまり影響を受けず低レベルであるが、他方 $T_{ex} = 760^\circ\text{C}$ の場合は T_{dp} 、 τ_f をそれぞれ 1200°C 、 1ms と仮定すると、僅かな T_{ex} および τ_f の変化により大幅な変動（増加）の可能性が見込まれる。すなわち拡散および予混合燃料を共に含む領域-1 の燃焼ガス温度 T_{dp} が 1200°C 近傍の場合、燃焼ガス温度や流速の時間的、空間的分布の可能性を考慮すると、CO や THC の急増による燃焼効率の低下、またこれらに伴う燃焼不安定化の可能性が推察される。従って以上の排ガス特性の考察より、領域-1 の燃焼ガス温度 T_{dp} のレベル（概略 1200°C ）が、燃焼の不安定化を左右する一つの指標と推定される。

4.5 大気湿度の影響

図5に示すように、大気湿度 h_a の増大は、吹消え等の発生限界を拡大している。以下にこれら吹消え等の発生限界と大気湿度の関係について考察する。表2の試験条件の中で、特に湿度変化による燃焼温度の比較ができる4条件について、その燃空比と燃焼ガス温度 T_f （計算値）の関係を図12に示す。図12より、 T_f は大気湿度 h_a 、空気温度 T_a によって変わり、記号は異なるが図7に示した燃焼ガス温度 T_{dp} が、同一燃空比 α_{dp} に対して異なり、燃焼条件によって複数のトレンドを示しているのはこのためである。図12に示した4条件に対する燃焼温度差は、図示の燃空比の範囲では約 60°C である。この湿度差または約 60°C の燃焼温度差による燃焼不安定への影響は次のように考えられる。図12において、燃焼の

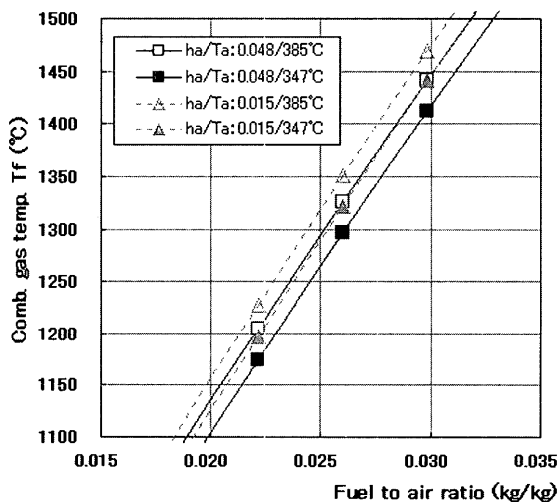


図12 燃焼ガス温度と大気湿度の関係

不安定化への境界燃焼ガス温度 T_f （約 1200°C ）を仮定し、その燃空比を減少しつつ T_f を低下した場合、最初に 1200°C まで低下するのは $h_a / T_a : 0.048 / 347^\circ\text{C}$ の条件である。すなわち T_f の低い順から不安定になる。また燃焼ガス温度が同じ場合は、図12（および図5）に示されるように同じ発生限界となる（ $h_a / T_a : 0.048 / 385^\circ\text{C}$ と $0.015 / 347^\circ\text{C}$ ）。これらの燃焼温度差による発生限界への影響は、水蒸気に限らず、他の要因による温度低下でも同様と考えられる。

4.6 着火遅れとの関連

図7より、吹消え等の発生限界に対応するメイン予混合火炎の燃焼ガス温度 T_m は、 $T_{ex} = 1257^\circ\text{C}$ の場合を除き概略 $1400^\circ\text{C} \sim 1700^\circ\text{C}$ の範囲にある。またこの温度レベルにおける予混合火炎は、図10に示すように着火昇温後 20ms 未満（領域-2 の滞留時間）で CO 濃度がほぼ平衡値となり、結果として安定燃焼が可能である。しかし吹消え等の内、不安定燃焼の発生限界即ちメイン予混合火炎の不安定化は、4.3で示した様に領域-1 の燃焼ガス温度 T_{dp} でほぼ決まっており、メイン予混合燃料の燃空比の如何に拠らない。即ちメイン予混合燃料は、 T_{dp} の温度レベルに拠っては瞬時に着火昇温せず、その結果燃焼反応が進展していない可能性が考えられる。そのためメイン予混合火炎に着火遅れ τ_d を仮定し、 τ_d に対するガス温度、大気湿度、当量比の影響を評価し、これらが不安定燃焼の要因となる可能性について検討する。着火遅れの計算は、メイン予混合燃料（温度 T_a ）が領域-1 の燃焼ガス（温度 T_{dp} ）と瞬時に均一混合した混合ガスの着火特性と仮定して行う。そのため計算条件は空気、燃料（ CH_4 ）および水蒸気の均一混合ガス（温度 T_f ）を仮定し、試験条件（表2）を考慮して大気湿度7%（容積比）でガス温度のみ変化（ $T_f = 900^\circ\text{C} \sim 1200^\circ\text{C}$ ）した場合（但し当量比1、 1MPa ）、同様に $T_f = 1000^\circ\text{C}$ において大気湿度のみ変化（1%～10%容積比）した場合、更に $T_f = 1000^\circ\text{C}$ 、大気湿度7%において、当量比のみ変化（0.4～1.0）した場合とした。計算は Chemkin の aurora により、gri-mech. 反応機構^[5]およびその熱力学特性を用いて行った。図13に着火遅れと燃焼温度および湿度の関係を、図14に当量比との関係を示す。図13、14より、水蒸気および当量比の影響は共に小さく、ガス温度 T_f の影響が支配的である事がわかる。これらの傾向は、湿度の増加については水蒸気による空気希釈（または酸素濃度希釈）と考えれば、当量比、ガス温度の影響についても L.J. Spadaccini 等^[6]の実験、解析結果と同傾向である。従って表2の試験条件範囲における着火遅れ τ_d は、主にガス温度 T_f の影響を受けて変化すると考えられるため、ガス温度 T_f による着火遅れの影響を検討した。先ず $T_f = 1000^\circ\text{C}$ 近傍において、大気湿度の変化による燃焼温度差 60°C （図12）に対する相対的な着火遅れ時間差は、図13より約

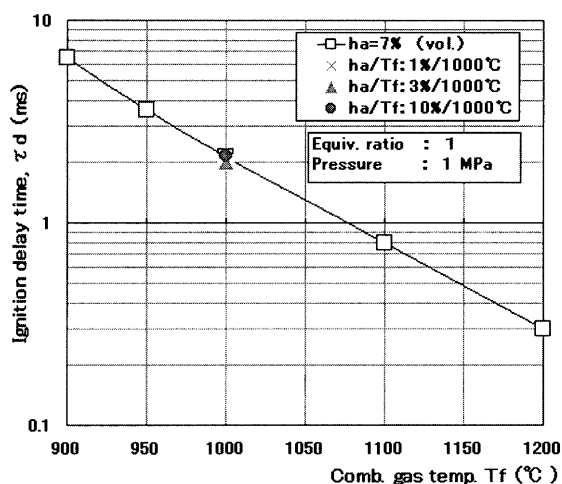


図13 着火遅れと燃焼ガス温度、大気湿度の関係

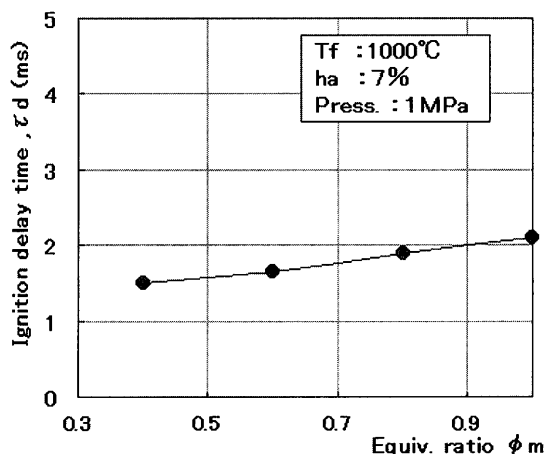


図14 着火遅れと当量比の関係

1.4ms となり、メイン予混合燃料の噴流速度約110m/s を仮定すると、瞬時混合と仮定しても、着火までに要する距離は150mm 程度となる。同様に $T_f = 1100^\circ\text{C}$ 近傍を仮定すると着火までに要する距離は50mm 弱となる。従って T_f が 1000°C 未満の場合は、着火までに要する距離が急増して150mm を超え、メイン予混合火炎が下流に移動し、燃焼が不安定化する可能性があるが、他方、 1100°C を超える場合は逆の傾向である。また L.J. Spadaccini 等⁽⁶⁾の実験結果は、ラジカル等を含む燃焼ガスの存在等は着火を促進させる事を示しており、上述の着火遅れを急増させるガス温度 (T_f) である約 1000°C は更に低下する可能性がある。すなわち着火遅れが燃焼の不安定化に影響する場合は、ガス温度 T_f が少なくとも 1000°C 未満と考えられ、前述の 4. 3, 4. 4 で示した予混合火炎が不安定化する燃焼ガス温度 T_{dp} ($1100^\circ\text{C} \sim 1200^\circ\text{C}$) より更に低い温度レベルにあると考えられる。

4. 7 まとめ

以上の評価、考察結果より、吹消え等の発生限界に関する特性は、反応器モデルを仮定して定義した領域-1 の代表温度 T_{dp} を利用して以下のように要約される。

(1) 拡散・予混合併用燃焼時の吹消え等の発生限界は、大気湿度の増大や燃焼器出口ガス温度 T_{ex} の低下によって拡大し、運転上の指標として、領域-1 における拡散燃空比 α_{dd} およびパイロット予混合燃空比 α_p によって表す事が出来る (図 4, 5)。

(2) 拡散・予混合併用燃焼時において、燃焼が不安定化する燃焼ガス温度 T_{dp} は、着火遅れの観点からは概略 1000°C 未満 (図13) と予測され、また着火後の燃焼特性、即ち排ガス特性の観点からは 1200°C 未満 (図 7, 10) と推察される。これらの予測温度については、理論的な予混合火炎の燃焼特性評価から予測される温度とほぼ一致しているが、一方で反応器モデルや再循環流量比 β_m を仮定して求めており、また実運転時には β_m やその変動等が想定されるため、温度幅を含めて評価する必要がある。従って実用上の観点からは、燃焼の不安定化に対しては 1200°C 未満の燃焼ガス温度レベルが一つの目安であり、そのガス温度低下と共に、着火遅れ等の影響も重なり、更に不安定化すると考えるべきと思われる。以上より吹消え等の発生限界は次のように要約される。

領域-1 の出口 (検査面) に対応する燃焼ガス温度 T_{dp} (計算値) を仮定すると、 T_{dp} と拡散燃空比 α_{dd} により、概略値であるが $T_{dp} < 1200^\circ\text{C}$ で不安定燃焼化し、また $\alpha_{dd} < 0.0015\text{kg/kg}$ で吹消える (図 7, 12)。即ち領域-1 の燃焼条件が支配的である。

(3) メイン予混合火炎は、その当量比 ϕ_m が可燃範囲内であっても燃焼安定化のためには、領域-1 の高温ガスやラジカルによる燃焼促進が常時必要である (図 7)。

(4) 吹消えに対応する拡散燃空比 α_{dd} は、燃焼ガス温度 T_{dp} の上昇と共に減少し、 1400°C 近傍で $\alpha_{dd} = 0$

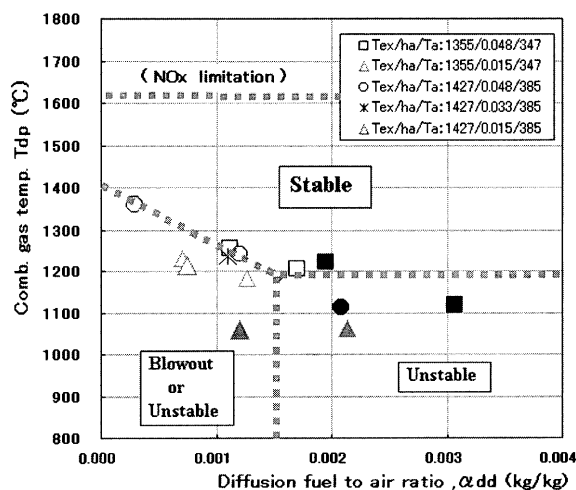


図14 着火遅れと当量比の関係

kg/kg となる。すなわち $T_{dp} > 1400^{\circ}\text{C}$ で、 ϕ_m が可燃範囲に有れば予混合専焼が可能である (図 9)。

(5) 拡散・予混合併用燃焼時における拡散火炎の吹消え条件 $a_{dd} < 0.0015 \text{ kg/kg}$ は、拡散単独燃焼時の吹消え条件にほぼ等しい (図 8)。

(6) NOx 低減を図る供試燃焼器における安定燃焼範囲は、燃焼ガス温度 T_{dp} 、拡散燃空比 a_{dd} および NOx 生成抑制のための燃焼ガス温度の上限より大略して図 15 に示される。

5. 結論

軸方向に複数の火炎配置を有する低 NOx 燃焼器を用いて行った高圧 (約 1MPa) 燃焼試験結果について、燃焼安定性の観点から特性評価を行い、吹消え等の発生限界と燃焼条件の関係、燃焼設計指針等に関して得られた主要な知見を以下に示す。

(1) 拡散・予混合併用燃焼時の吹消え等の発生限界は、大気湿度の増大や燃焼器出口ガス温度 T_{ex} の低下によって拡大する。これら運転条件の変化によって変わる発生限界は、燃焼ガス温度 T_{dp} と拡散燃空比 a_{dd} によって、実用上の目安として以下のように表現できる。

燃焼ガス温度 $T_{dp} < 1200^{\circ}\text{C}$: 不安定燃焼 (Unstable)
拡散燃空比 $a_{dd} < 0.0015 (\text{kg/kg})$: 吹消え (Blowout)

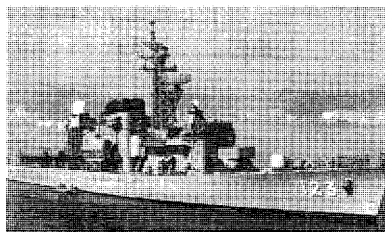
(2) 拡散・予混合併用燃焼時の吹消えに対応する拡散燃空比 a_{dd} は、燃焼ガス温度 T_{dp} の上昇と共に減少し、 1400°C 近傍で $a_{dd} = 0 (\text{kg/kg})$ に漸近する。従って $T_{dp} > 1400^{\circ}\text{C}$ で、メイン予混合燃料が可燃範囲に有れば予混合専焼が可能である。

(3) 拡散・予混合併用燃焼時のメイン予混合火炎は、その当量比 ϕ_m が可燃範囲内であっても燃焼安定化のためには、領域-1 の高温ガスやラジカルによる燃焼促進が常時必要である。

以上の吹消え等の発生限界に対する燃焼ガス温度等の指標や知見は、図 1 の供試燃焼器に限定されているが、理論的に予測される予混合火炎の燃焼特性に近いため、予混合燃焼を主とする他の燃焼器の指標、知見としても一部有用な結果と考えられる。一方で、これら指標等は、再循環流量比 β_m やその変化、燃焼ガス温度分布、反応器モデルまたは各燃焼器形状等の影響によって変化する可能性があり、今後の燃焼試験データをベースにした、より一般的で実用的な設計指針に有効な知見や指標等が期待される。

参考文献

- (1) 前田福夫, 岩井保憲, 第30回ガスタービン定期公演会講演論文集, (2002-10), pp.59-65
- (2) S.Hoffmann, B. Lentz, H. Eickhoff, Results of Experiments and Models for Predicting Stability Limits of Turbulent Swirling Flames, Trans. of ASME, Apr.1998, vol.120, pp.311-316
- (3) G. J. Sturgess, D. Souse, Lean Blowout Research in Generic Gas Turbine Combustor with High Optical Access, ASME-paper 93-GT-332
- (4) S. Nakamura, K. Hyoudo, O. Kawaguti, The Structure and Stabilization Mechanism of the Primary Region of a Model Gas Turbine Combustor, 91-YOKOHAMA-IGTC-48
- (5) <http://www.berkeley-edu/gri-mech/>
- (6) L. J. Spadacci, M. B. Colket, Ignition Delay Characteristics of Methane Fuels, Prog. Energy Combust. Sci. Vol.20, pp.431-460,1994
- (7) A. K. Gupta, D. G. Lilley, N. Syred, Swirl Flows, ABUSCUS PRESS, 1984



リスク，冒険そしてトラブル

大槻 幸雄^{*1}

OTSUKI Yukio

世界はボーダレス，メガコンペティションの時代となり，戦後50年続いた右肩上がりの成功体験はもはや通じない。各企業は，日本人独自の技術により，鋭い洞察力をもって，先見性のある世界市場で十分競合できる“世界一”の製品を開発し，たくましく海外で事業展開しないと，現在いかに優秀な企業でも明日は没落し，ひいては国家を衰亡に導くことになる。

そのために，各企業の有する総合的な技術力には無関係に，開発製品の目標を明確に高く掲げ，その達成に向けて必死になって頑張らねばならない。

当然ながら“Riskを冒す”必要が生じる。しかし，“Riskを冒す”ということは“Adventureをする”とは本質的に異なる。前者は，技術的なそれ相当な裏付けによる可能性があり，これに向かって挑戦することであり，後者は，好奇心が主になるもので，技術的な裏付けによる可能性を検討することもなく，盲目的に徒労するだけである。系統的な研究の方法を頭に描いて，鋭い洞察力で，どの程度のRiskを冒しているかを冷静に認識し，勇敢に高い目標を設定して異常な努力をすることが肝要である。技術的な洞察が全くなく，根拠もなしにとんでもない目標を設定するのは“Risk”ではなく“Adventure”であり，誠に無責任で許されない。

製品開発をすると必ずといってよいが，技術的な故障，トラブルが起こるものである。このトラブルを最小限に食い止めるには種々考慮すべきことがあるが，次のことが肝要である。

一つは，設計時にRiskを冒した部品に対して，必ず研究部品を系統的に予め用意しておくこと。これらの研究部品を用いて早急にトラブルを解決し，所期の目標を達成することが肝要である。トラブルが起こってから，原因を検討し対策を立てるようでは，開発期間が長くなり，勝機を逸することになる。“ジャジャ馬，気違いオートバイ”と言われ，カワサキのオートバイを特徴付けた「3気筒500CC Mach III」の開発には予め研究部品を用意したことは勿論，2気筒エンジンさえ用意した。3気筒エンジンで所期の性能が得られることが確認されるや，2気筒エンジンは運転もせず廃棄した。

もう一つは，小形製品から段階的に大形製品を開発することである。小形製品の開発経験もなく，いきなり世

界市場で競合できる大形製品を開発することは，一般的には不可能であり，“Adventure”である。小形製品では開発費も少なく，失敗を恐れず積極的に難しい技術に挑戦することができ，豊富な研究部品で徹底的な実験を行うことができる。小形製品を着実に商品化して，逐次，大形製品を開発して行くことが，最も確実な，しかも結果的には早い方法である。

川崎重工は，独自技術によって開発した産業用ガスタービンで一つの事業を起すことができ，2万kW級ガスタービンを開発する力をつけたと思うが，防衛庁の御蔭が極めて大きい。護衛艦搭載ガスタービン発電機のM1ガスタービンは，納入直後種々の初歩的初期トラブルが続発し，昭和57年から61年にかけて，甲板を切って故障したガスタービンを取り出し，昼夜兼行，休日返上で，故障原因の調査，対策，そして改修ガスタービンの搭載など想像を絶する過酷な仕事に約3年間明け暮れた。責任をとってガスタービン事業からの撤退を決意したほどであった。その間，海幕の中森機関班長を始めとして宗吉班員等の強力なご支援によって，何とかこの苦境を脱することができた。この苦い経験が常用発電機駆動用として生かされ，昭和58年に東京ガス本社ビルに2台採用され，日本における本格的なコージェネの導火線となった。

このトラブルは，200kW級の非常用発電機駆動用S1ガスタービンの開発が予想以上に順調で，まがりなりにも商品化できたので，ガスタービンの本質的なことも殆ど知らないのに，厚かましくも護衛艦に採用してもらったことが原因である。今から思えば，よくもあんな“Adventure”をやったものだといに反省される。海幕の方々に大変なご迷惑をかけたことと慙愧に堪えない。

トラブルを起すことが自慢のように聞こえて恐縮であるが，顧客および会社に対して大きな迷惑，損害を与えることになり，何としても早急に解決しなければならず，真剣になって原因究明，対策立案を迫られ，大きな経験を積む。この経験が，次の開発に貴重な知識となってくる。このクレーム対策の嵐の中では社内外から批判が渦巻くが，これを耐え忍んで冷静に対処し，解決するといった点で，人間形成にも大いに役立つ。失敗，挫折の経験を多く持てば持つほど，技術者は育つものである。

このようなことをよく認識して，勇気を出してRiskを冒し，世界に誇る製品をどしどし開発して，国家の繁栄に寄与して頂きたい。

原稿受付 2004年2月2日

*1 元川崎重工(株)

〒651-2124 兵庫県神戸市西区伊川谷町潤和1306-4

I H I の航空エンジン要素技術開発

船渡川 治^{*1}

FUNATOGAWA Osamu

1. はじめに

石川島播磨重工業(株)航空宇宙事業本部の技術開発センターでは、航空機用エンジンならびにガスタービンの製品開発に必要なエンジン要素技術、制御技術、材料技術ならびに統合設計技術の開発に取り組んでいる。ここでは、空力、伝熱、燃焼、環境分野の最近の研究活動について紹介する。

2. 技術開発の現状

2. 1. 空力技術

航空エンジンの主要構成要素であるファン、圧縮機、タービンに対しては、高性能化・軽量化が常に求められ、製品開発に先行した技術革新にチャレンジしている。

空力性能向上のための取り組みは継続的に実施されている。従来の空力設計は、基本的に単翼列 CFD 解析を駆使して最適化するというアプローチであった。これらの手法は依然有効であり、最適化支援ソフトを活用した自動最適化、乱流モデル高精度化や LES (Large Eddy Simulation) 解析への発展等、設計スピード向上や精度向上への取り組みを行っている。一方で、多段圧縮機・タービンにおいては、単翼列 CFD 解析結果と試験結果が十分に一致しないケースも発生している。この原因のかなりの部分は、動静翼干渉や多段干渉の結果と考えられ、これらを考慮した設計によりさらなる性能向上が可能となる。図 1 は、JAXA との共同研究で実施した多段圧縮機全

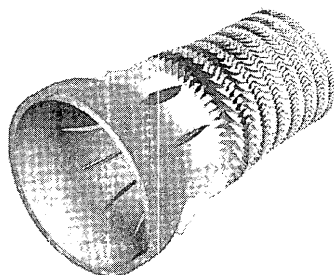


図 1：圧縮機全段 CFD 解析 (JAXA との共同研究)

原稿受付 2004年 1月26日

* 1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部
技術開発センター要素技術部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

段の CFD 解析結果である。現時点では設計検証を目的としたバーチャル要素試験という位置付けであるが、今後、試験による実証を重ねるとともに、コンピュータ計算処理速度がさらに向上して解析時間が削減すれば、全段レベルでの空力性能最適化にも活用することができる。

また、従来の翼設計では、空力設計が先行し、その後に翼振動や強度の構造設計を行っていた。この設計フローでの問題は、空力設計が目標を満足しても構造設計を満足せず、両者の間で検討が繰り返されるが、開発日程上の制約もあり、必ずしも両者の最適トレードオフ解にたどり着けないということである。さらなる高性能化と軽量化を同時に進めるには、この問題の解決が必須であり、空力と構造のコンカレント設計に取り組んでいる。空力の高負荷化、翼の薄肉化に伴って、ファン、圧縮機、タービン動翼において、上流翼列の後流を励振源とした強制振動やフラッタによる翼破損の危険性が増大している。これに対処するため、CFD を用いた空力設計と並行して図 2 に示す翼振動応答解析を行い、性能と翼振動の両面での最適トレードオフ解を模索する方法を取っている。翼振動応答解析では、空力減衰力と空力励振力は非定常 CFD 解析により求め、それらと構造減衰を入力とした FEM 解析にて翼振動応力を予測している。

2. 2. 伝熱技術

航空エンジンのタービンでは、入口温度が 1700°C を超える域に達している。耐熱材料、コーティング材料の開発とともに、タービン翼やディスクの冷却技術の向上が重要性を増している。そこで、少ない冷却空気量で高い冷

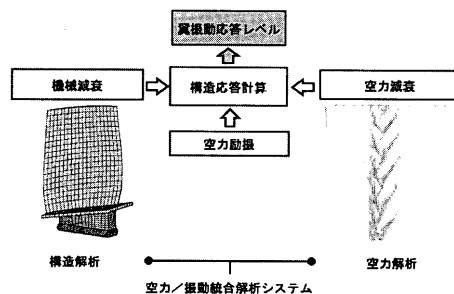


図 2：翼振動応答予測システム

却性能を得るための新しい冷却構造の研究が行われている。例えば、近年発達の目覚ましい微細加工技術を駆使して翼面を擬似多孔質構造とし、しみ出し（トランスピレーション）冷却により翼面を効率的に冷却する技術を NEDO の環境適合型次世代超音速推進システム（ESPR）プロジェクトにて開発している（図 3）。この新技術により冷却空気量を 30% 以上削減できる基礎データが得られており、実用化に向けて高温試験や疲労試験などが行われる。

翼やディスク周りの流動は高回転により生じる浮力や翼端面付近の 2 次流れなどによって複雑であるが、これを CFD によりシミュレートして熱伝達率を予測し、冷却設計の最適化に利用している。特に流体部と固体部を統合して解析する連成解析により、過渡運転時のタービンディスクの温度予測精度を向上させている。

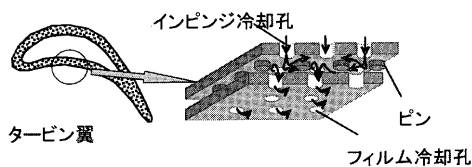


図 3 擬似多孔質しみ出し冷却構造

2. 3. 燃焼技術

燃焼技術に関しては、地球温暖化等の環境問題に対処するため、NO_x および CO₂ のエミッションを低く抑えることが要求される。CO₂ を低減するためにはガスタービンのサイクル効率を高める必要があり、燃焼器作動条件は高温高压になる。NO_x 低減には予混合燃焼方式が有効であるが、高温高压になると、この方式では逆火・自着火のリスクが高まる。

そこで、高温高压対応の低 NO_x 燃焼方式を目指し、渦巻火炎バーナの研究開発を行ってきた。この方式の模式図を図 4 に示す。空気はダクトの外側から接線方向に導入され強い旋回流となる。この強い旋回により、ダクトの外側には強いせん断流、内側には低速流が存在する。外側の強いせん断流中の燃料は火炎のストレッチ効果で混合が促進され、低 NO_x 化につながる。一方、内側の低速領域により安定燃焼範囲の確保が期待できる。渦巻火炎バーナは高温高压で逆火・自着火を起こさず、低 NO_x 化でき、かつ広い安定燃焼範囲も可能である。このバーナを開発するには流れに適した燃料分布を得る必要があり、最新の CFD、計測技術を取り入れている。

2. 4. 騒音防止技術

エミッションとともに重要な環境問題として騒音問題がある。航空エンジンの主要な騒音源はファン騒音とジェット騒音であるため、これらの騒音を低減する技術の開発に取り組んでいる。

ファン騒音の主要な騒音源として動翼ウエークと静翼の干渉により生じる翼列干渉騒音があるが、この騒音を

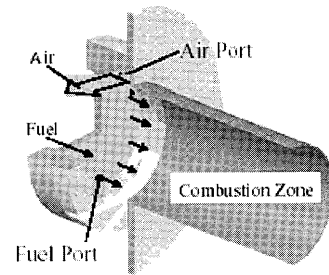


図 4 渦巻火炎バーナー構造

低減するべく CFD による 3 次元非定常翼列段解析を活用した騒音発生メカニズムの解明、低騒音翼の設計、無響室での実験・検証を重ねている。ESPR プロジェクトにて、空力性能を維持したまま騒音を 3EPNdB 低減可能なスィーパーグリーン静翼を開発した。

ジェット騒音低減のためには排気ジェット速度を下げるのが有効であり、民間機用航空エンジンにおいては高バイパス比化が進んでいる。一方、超音速飛行を行う次世代 SST 機の場合、サイクル設計上、離陸時の排気ジェット速度を騒音上問題のないレベルまで下げることが困難で、そのためのデバイス（ミキサーエジェクタ）が必要となる。ESPR プロジェクトの中で、LES を活用したミキシング現象の予測によるノズル形状最適化、模型風洞実験を重ねてミキサーエジェクタを開発し、亜音速民間機の新しい騒音規制 ICAO Annex16 Chapter4 を満足するレベルにまで騒音を低減できることをエンジン騒音試験（図 5）において実証している。

3. おわりに

技術開発センターでの航空エンジンの要素研究開発の一端を紹介した。当センターでは、防衛、民間分野で求められる新機能、経済性、信頼性、環境適合性といったニーズに応えられるよう、これからも大学や関連する研究機関とも連携しながら、将来製品に適用する技術開発に取り組んでいく。

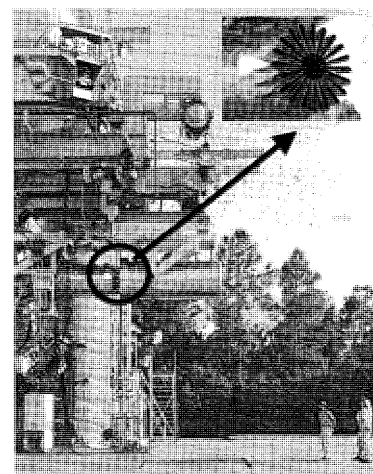


図 5 ESPR エンジン騒音試験

FJR710エンジン用 FADEC

遠藤 征紀^{*1}

ENDO Masanori

キーワード：FADEC (Full Authority Digital Engine Control), FJR710エンジン (FJR710 Engine)
デジタル式エンジン制御 (Digital Engine Control), 2重系 (Dual Redundant Control)

1. 概要

燃料ポンプで加圧された燃料を作動流体とした油圧(燃圧)機械式エンジン制御装置を電子化する構想は、米国では戦後の真空管時代からあったようで、1950年代後半には英仏においてもアナログ式を主とした電子式エンジン制御装置の研究開発が進められるようになった(コンコルドのオリンプス593エンジン用制御装置が代表的である)。しかし、アナログ式には融通性等の面で限界がある上に、当時の電子技術は能力・信頼性・集積度・コストの全てにおいて今日とは比較にならないほど未発達なものであった。

1970年代に入って、集積度の高い半導体集積回路を採用したF100エンジン用制御装置が米国ハミルトン社から発表された。この装置は、演算制御部がデジタル化されていたこともあって、融通性と制御能力が格段に向上していた。それ以降、デジタル式エンジン制御装置は主要な大型航空エンジンの制御装置に採用され、今日では小型航空エンジン用としても広く普及している。

なお、F100エンジン用の制御装置は、制御機能の一部を電子的に行う Supervisory Control 方式であったが、今日では殆ど全ての制御機能を電子的に行う Full Authority Digital Engine Control (FADEC) が主流になっている。

著者は、旧航空宇宙技術研究所の航空エンジン担当部署であった原動機部において、エンジン制御装置の研究に約20年間(1965年頃から1985年頃まで)携わっていたが、それはちょうど欧米においてFADECの研究開発が秘密裏に進められていた時期と、その後FADECが最新の大型航空エンジンに採用され始めた時期に重なっている。ここでは、この時期における旧航空宇宙技術研究所でのFADECの研究開発とくにFJR710エンジン用FADECの研究開発経過について概説する。

2. 汎用小型電子計算機によるエンジン制御の研究

1970年前後は、半導体集積回路技術を中心としたマイクロエレクトロニクス技術とデジタル計算機の小型化が急激に発展した時期であった。我々は、それまで固めてきた航空エンジンのデジタル制御の概念を実証する手始めとして、当時航技研が開発中のJR100エンジンを、市販された国産第1号の汎用ミニコンピュータ HITAC-10によって運転制御した。HITAC-10は今日の小型冷蔵庫大で、記憶容量16ビット4K語、加算速度 $2.8\mu\text{s}$ 、乗算速度 $9.8\mu\text{s}$ であった。A/D変換器及びD/A変換器は当時市販されはじめた輸入品を購入、組み立てて別置きした。燃料制御器は、磁器増幅器で駆動されるトルクモータにより燃料規制弁を直動する形式であった。ソフトウェアは、全てアセンブラ言語を使用し自力開発した。

JR100Hエンジン、JR100Fエンジンを使用したエンジン運転試験は、当初は思わぬ不安定作動を引き起こすなど関係者を驚かすことも多かったものの、多くの成果を収め、その後のFADEC開発の基礎を築いた。その過程において、今日では一般的になった実時間のデジタルエンジンシミュレーション技術(世界初)、エンジン動特性試験技術、エンジン自動運転試験技術等を新たに開発した。

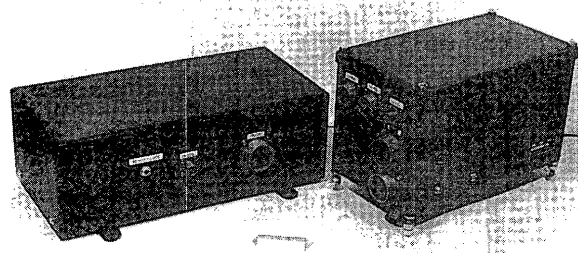


図1 ハイブリッド式エンジン制御概念実証モデル(演算部)

原稿受付 2004年1月26日

*1 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部
エンジン試験技術開発センター
〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

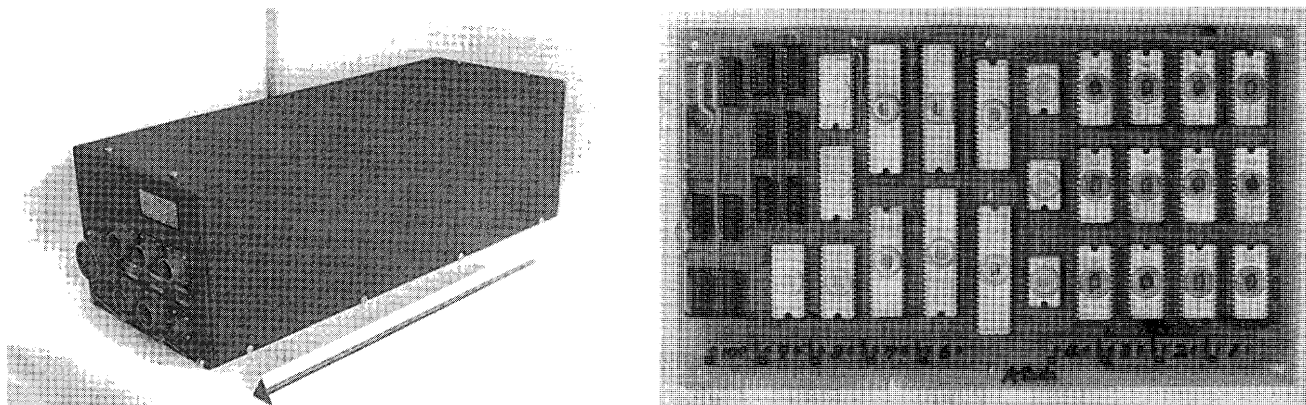


図2 3重系FADEC演算部

3. エンジン直接装着を想定した FADEC 技術の研究

次に、エンジンに直接装着することのできるデジタル式エンジン制御装置を開発するためには、未踏の超小型デジタル計算機技術を開発する必要があった。まず、当時入手可能になった12ビット512語のコアメモリを加減速燃料制御スケジュールの記憶装置として用い、小型アナログ演算器を演算制御部とした、ハイブリッド式エンジン制御装置の概念実証モデルを試作し（図1）、JR100Hエンジンにより実証運転を行った。

この当時は、軍用の特殊目的電子機器に使用されていた厚膜集積回路や薄膜集積回路技術が超小型デジタル計算機に使えるような我が国の最先端技術であった。しかし、これらの集積回路技術を使用しても、超小型デジタル計算機を新規設計製作することは、当時の状況からして不可能に近かった。そのような壁を破ったのが、国産初の東芝製1チップマイクロコンピュータ TLCS-12（12ビット）の登場であった。これによって、デジタ

ル式エンジン制御装置の中心部であり、必要な計算能力・記憶容量を備え、従来の油圧機械式と同等の信頼性を有する超小型デジタル計算機を実現できる可能性が出てきたのである。早速、宇宙関連演算装置の開発を行っていたIHI及び東芝の協力を得て TLCS-12を使用した FADEC の演算部（3重系）の試作を行い、最終的に FJR710/10エンジンの運転試験を行った（図2）。

4. FJR710エンジン用 FADEC の開発

1951年から開始された旧通産省工業技術院による FJR710エンジン開発プロジェクトの第2期計画（1976年度～1981年度）において、航技研における以上の先行研究に基づいた FADEC の研究開発計画「高信頼度デジタルエンジン制御装置（HIFEC：Highly-Reliable Full Authority Electronic Engine Control）の研究開発」を提案した。この時点においても、欧米における開発状況は定かではなかったが、採用になったのは幸運であっ

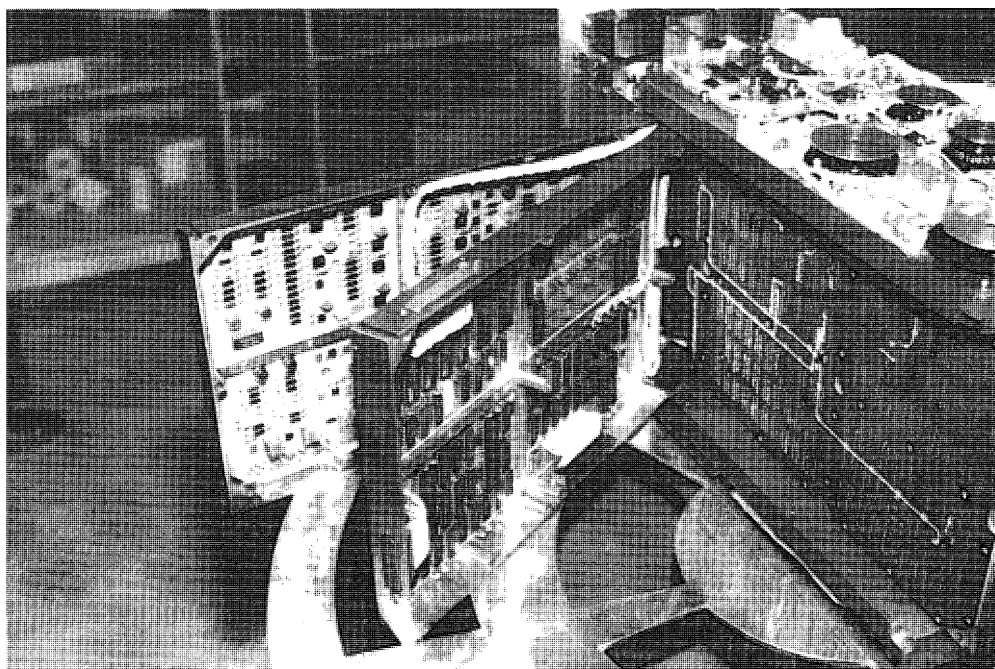


図3 FJR エンジン用 FADEC の演算部内部

た。主な設計目標は以下のものであった。これは、通常の開発計画で言う「原型機」を目指したものである。

- FJR710エンジンを制御対象とする。
- 全飛行範囲において作動が可能な機能・構造（形状、寸法、重量、強度）を有する。
- 油圧機械式と同等の信頼性を有する。
- エンジンに直接装着し、地上運転試験により技術実証する。

これらの設計目標を達成するために、IHI の協力を得て以下のような技術手段を開発し採用した。

- 演算部は、演算素子は無条件のことセンサ、I/O、電源、駆動増幅器を含めて2重系を採用した。さらに、ウォッチドッグ（電気式、油圧式）により耐雷性を高めた。基板は燃料により冷却した。演算部は、MIL規格標準部品を使用して新規開発し、16ビット演算、4MHzクロック、メモリ容量16ビット4K語であった（図3）。
- 作動部は新規開発の電気/燃圧式で、演算部からの電気信号と燃圧との変換は燃料制御・可変静翼制御用トルクモータ、ウォッチドッグ駆動ソレノイドにより行った。
- ソフトウェアは、制御のためのプログラムに加え、Built-In-Test、入力データチェック、ウォッチドッグ処理、2重系相互交信等の信頼性向上のためのプログラム等から構成した。

開発したHIFECを、エンジン実時間シミュレーションシステムを使用して動作確認を行った後、防振用ダンパを使用してFJR710エンジンのファンケースに装着し、加減速運転を含めた各種運転試験を成功裏に実施した。

5. むすび

以上、旧航空宇宙技術研究所におけるFADEC技術の研究開発経過を概説した。当時は、油圧機械式エンジン制御装置技術が成熟していたこともあって、それと同等の信頼性を持った電子式のエンジン制御装置を如何にしたら実現できるか、この一点に目標を絞って開発を進めた。

その後、国内エンジンメーカーによる着実な努力によって純国産のFADECが実現し製作されていることは、本当に素晴らしいことと思う。この分野の一層の発展を願うものである。

参考文献

- (1) 西尾健二、遠藤征紀他6名、航空宇宙技術技研報告、TR-281 (1972)
- (2) Endo M., Nishio K., et al., Research and Development of Digital Jet-Engine Controls, Paper No.60(1977), GTSJ/ASME Joint Gas Turbine Congress
- (3) Endo M., Kishimoto M. et al., High-Reliability Full Authority Electronic Engine Control, ISABE-85-7027 (1985)
- (4) 遠藤征紀、高信頼度デジタル式エンジン制御装置 (HIFEC) の研究開発 (I), 航空宇宙技術研究所資料, TM-460 (1982)
- (5) Sugiyama, N., Generalized High Speed Simulation of Gas Turbine Engines, ASME Paper 90-GT-270 (1990)

第32回ガスタービンセミナー報告

田口 勲

TAGUCHI Isao

第32回ガスタービンセミナーが、2004年1月22日(木)、23日(金)の2日間に渡り、東京ガス(株)本社ビルにて開催された。例年と同じ程度の119名の方々に参加頂き、大盛況の下無事終了した。

セミナーは、「ガスタービン複合発電の最新技術と分散電源への展望」と題して、ガスタービン・ガスエンジンのメーカー、ユーザーを中心に第一線でご活躍されている方々を講師として迎え、最新技術と市場動向についてご講演をいただいた。以下に概要を報告する。

第1日目は、「ガスタービン複合発電の最新技術」をテーマに、ガスタービンメーカーによる講演7件が行われた。大型ガスタービンでは、回収式蒸気冷却方式を採用したガスタービンをはじめとする新機種ガスタービンに適用されている新技術やこれを用いた高効率複合発電プラントの紹介があった。大型事業用ガスタービンの高稼働率運用を実現させるためのシステムについての説明もあった。航空転用型ガスタービンでは、性能、構造、メンテナンス性の特長や複合発電設備への適用事例について講演いただいた。中小型ガスタービンでは、熱電比可変サイクルのシステム技術や高温部品の保守管理技術について講演いただいた。

第2日目は、午前中に「ガスタービン複合発電の運転及び保守管理技術とガスエンジンの最新技術」をテーマに講演3件、午後には「今後の分散発電への展望」をテーマに2件の発表と、それに引き続いてパネルディスカッションが実施された。

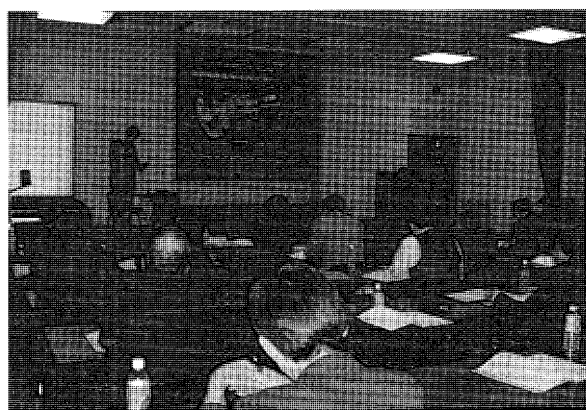
午前中の講演では、ガスタービンユーザーによって、複合発電プラントの設備概要と運用事例、ガスタービン高温部品の予寿命診断技術と保守管理技術に関する講演があった。また、最後の講演では、ガスエンジンの最新技術として、高効率化、低NO_x化を実現した希薄燃焼技術の説明があった。

午後には、電力小売の市場動向、分散型電源普及の背景や将来性についての発表がされた後、ガスタービンメーカー、ガスエンジンメーカー、ユーザーと異なる立場にいる5名のパネリストによって、多方面にわたって意見交換がなされた。今後の新たなビジネスモデルになりうる可能性を秘めた分散型発電の市場状況を認識し、今後分散化電源を発展させる上で克服すべき技術的課題を明確にする良い機会であったと思う。

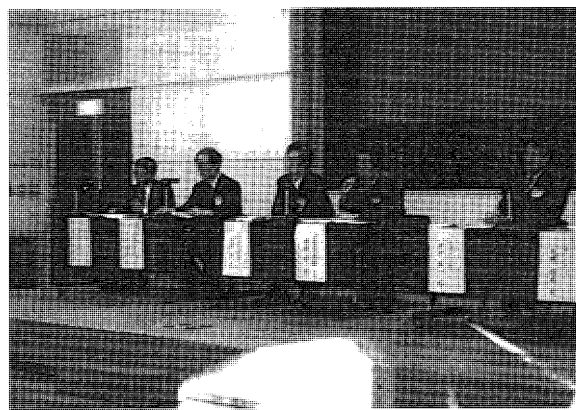
セミナーの最後に実施したアンケートでは、全体的に好評であったが、今回の企画内容、運営、発表方法に関して貴重なご意見もあった。今後の企画に反映させ、一層充実したものにしたいと思う。

最後に、年末年始のお忙しい中、講演準備に尽力された講師の方々、会場の提供と運営にご協力いただきました東京ガス(株)の方々をはじめとする関係者の方々、そして、ご参加いただきました皆様に、厚く御礼を申し上げます。

(企画委員)



(a) 講演



(b) パネルディスカッション

図1 セミナーの様子

2003年度第2回見学会報告

川久保 知己

KAWAKUBO Tomoki

2004年2月6日(金)に東京都立川市にある防衛庁技術研究本部第3研究所にて見学会が開催された。当日は好天に恵まれ、参加者数は27名と、たいへん盛況であった。

まず、金野第3研究所長殿のご挨拶に続き、高梨研究企画官殿より研究施設と研究活動の概要についてご説明をいただいた。同研究所は1958年に現在の地に開設され、航空機、航空エンジン、ミサイル、ロケットエンジンなどに関する研究開発を行っている。立川にある施設に加え、現在は北海道・千歳に燃焼風洞装置、エンジン高空性能試験装置、三音速風洞装置からなる大規模な空力推進研究施設を建設中とのことである。

この後、2グループに分かれて、研究所内の様々な施設の見学をさせていただいた。

機体強度試験場では、現在開発が進められている救難飛行艇 US-1A 改の大規模な静強度試験の様子を見せていただいた。

低速風洞実験室では機体と搭載物の干渉の研究、フラッタやスピンの研究、落下傘降下の模擬訓練の様子などについてご説明をいただいた。

ミサイルシミュレータでは、光波誘導や電波誘導の模擬を行う計測室の中に実際に立ち入り、シミュレーションのしくみについて詳しく解説していただいた。

ジェットエンジンの展示場では、これまでに同研究所が中心となって開発した F3ターボファンエンジン、TS-1ターボシャフトエンジン、XF3-400再熱ターボファンエンジン、および、現在開発が進められている XF5再熱ターボファンエンジン、およびそれをコアに用いた XF7高バイパス比ターボファンエンジンなどについて説明を伺い、多くのエンジンを間近に見学することができた。特に開発中の XF7エンジンは普段はなかなか見る機会のないエンジンでもあり、多くの見学者が熱心に観察や質問をしていた。

原動機試験場では、TS-1エンジンの高性能化・長寿命化のための試験が行われている最中であり、非常に臨場感あふれる見学をさせていただくことができた。この設備は J3、F3 など、歴代のジェットエンジンの試験を

行ってきたとのことであったが、施設の内部は非常に整備されており、古さは全く感じられなかった。

エンジン熱空力研究室では、ジェットエンジンの圧縮機・タービン・燃焼器など各要素の研究開発の様子や、T64エンジンをを用いた空気源・圧縮機要素試験設備を見学させていただいた。

また、エンジン構造強度研究室は試験の最中とのこと現場を見せていただくことは残念ながらできなかったが、同研究室が行っている新材料・新構造の研究の概要について説明を伺った。

見学会の後に行われた技術懇談会では、金野所長殿をはじめとして、各分野のエキスパートの方々にご列席をたまわり、個々の技術に関わる専門的な議論から、防衛技術の国際共同研究、民生品へのスピノフなど、幅広い観点からの意見交換が活発に行われた。また、見学者からは XF7エンジンの装備化実現に対する熱い期待がよせられ、見学会・技術懇談会は盛況のうちに終了した。

最後に、ご多忙の中、長時間にわたりお付き合いくださった金野所長殿、高梨研究企画官殿をはじめ、お世話になった第3研究所の皆さまに厚くお礼を申し上げます。

(企画委員)



見学風景

Bulletin of GTSJ の電子化と Bulletin of GTSJ 2003 発刊のお知らせ

26期 Bulletin 編集委員会委員長 山本一臣

Bulletin of GTSJ は、日本ガスタービン学会の活動や学会誌掲載論文等の概略を海外に紹介する目的で年一回発行し、外国の学協会や諸機関および著名な個人のほか学会の賛助会員へ無料配布するとともに、有料で希望者へ販売しておりました。しかしながら、より効果的でインターネットの時代にふさわしい広報手段とするために冊子形態を見直す時期ではないか、という議論がここ数期の Bulletin 編集委員会でおこなわれてきました。

そこで26期 Bulletin 編集委員会では英文論文集発刊検討ワーキンググループと共にこれまでの Bulletin の問題点と今後のあり方を検討いたしました。その結果、「印刷媒体とするための高いコスト」、「海外配布先の選択根拠が不明確」、「一般会員へ配布されないため存在が認知されていない」、「印刷部数の見積もりの困難さと残部の取り扱い」等が問題点として指摘されました。これらの問題点の改善策として、印刷媒体の形態を廃止して

PDF ファイルによる電子化を行い学会ホームページに掲載するとともに、掲載ファイルのマスター CD-ROM を学会で保管する、という方針を2002年9月の理事会に提案し了承されました。

その後、諸般の事情により編集作業に遅れが生じておりましたが、この度、学会ホームページに Bulletin of GTSJ 2003 を掲載することができました。

<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/2004/bulletin2003.html> をぜひともご覧ください。

なお、従来の配布先へは Bulletin of GTSJ のホームページ掲載の案内状を送付し、周知を図ることといたしました。生まれ変わった Bulletin of GTSJ が、日本のガスタービンに関わる活動をより広く世界に宣伝するメディアとなり、日本ガスタービン学会のさらなる発展の一助となることを期待しております。

◇2004年度会費納入のお願い◇

2004年度会費をお納めいただく時期となりました。

下記金額を所定の口座または事務局宛お送りください。

尚、既に銀行引き落としの手続きをされている方は、2004年3月8日貴口座より引き落としさせていただきます。ここにご報告させていただきますので、ご了承ください。

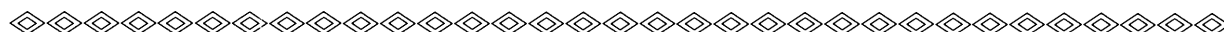
賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便為替	00170-9-179578
銀行	みずほ銀行 新宿西口支店
	普通預金口座 1703707
いずれも口座名は(社)日本ガスタービン学会です	

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが、未だ手続きをなさっていない方は、巻末の振替依頼書にご記入の上、事務局迄お送り下さい。自動振替をご利用されますと振り込み手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願いいたします。

○ 本会協賛・共催行事 ○

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
第71回マリンエンジニアリング学術講演会	H16/5/12-14 東京海洋大学 越中島会館	日本マリンエンジニアリング学会 TEL: 03-3539-5920, FAX: 03-3539-5921, E-MAIL: staff@jime.jp, URL: http://www.jime.jp/
第268回講習会 破壊力学の基礎と最新応用 (実験実習・計算演習付き)	H16/5/27-28 (株)島津製作所 三条工場研修センター	日本機械学会関西支部 TEL: 06-6443-2073 FAX: 06-6443-6049 E-MAIL: jsme@soleil.ocn.ne.jp URL: http://www.kansai.jsme.or.jp/
第32回可視化情報シンポジウム	H16/7/19-21 工学院大学新宿校舎	可視化情報学会事務局 TEL: 03-5993-5020, E-MAIL: info@vsj.or.jp, http://www.vsj.or.jp
ISME TOKYO 2005 (Seventh International Symposium on Marine Engineering, Tokyo 2005)	H17/10/24-28 タワーホール船堀	日本マリンエンジニアリング学会 TEL: 03-5396-0461, FAX: 03-5396-0462, E-MAIL: mesj@jime.jp, URL: http://www.jime.jp/



▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

〔学生から正会員〕

三 好 一 也(日立) 野 原 隆 樹(I H I) 安良岡 淳(三菱重工) 古 澤 由 記(本田技研)
 高 橋 善 栄(新潟原動機) 石 田 泰 彦(日本内燃力発電設備協会) 栗 原 利 行(ダイキン空調技術研究所)
 安 田 友 芝(I H I) 笠 間 登(島津製作所)
 遠 藤 誠(I H I) 中 野 公 昭(東洋ラジエーター)

訃 報

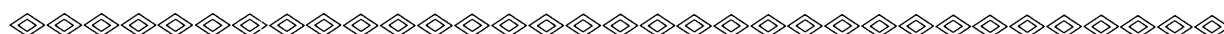
終身会員 三宅 朝吉 君 89才

2004年1月31日逝去されました

ここに謹んで哀悼の意を表します

○ 本会協賛・共催行事 ○

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
第71回マリンエンジニアリング学術講演会	H16/5/12-14 東京海洋大学 越中島会館	日本マリンエンジニアリング学会 TEL: 03-3539-5920, FAX: 03-3539-5921, E-MAIL: staff@jime.jp, URL: http://www.jime.jp/
第268回講習会 破壊力学の基礎と最新応用 (実験実習・計算演習付き)	H16/5/27-28 (株)島津製作所 三条工場研修センター	日本機械学会関西支部 TEL: 06-6443-2073 FAX: 06-6443-6049 E-MAIL: jsme@soleil.ocn.ne.jp URL: http://www.kansai.jsme.or.jp/
第32回可視化情報シンポジウム	H16/7/19-21 工学院大学新宿校舎	可視化情報学会事務局 TEL: 03-5993-5020, E-MAIL: info@vsj.or.jp, http://www.vsj.or.jp
ISME TOKYO 2005 (Seventh International Symposium on Marine Engineering, Tokyo 2005)	H17/10/24-28 タワーホール船堀	日本マリンエンジニアリング学会 TEL: 03-5396-0461, FAX: 03-5396-0462, E-MAIL: mesj@jime.jp, URL: http://www.jime.jp/



▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

〔学生から正会員〕

三 好 一 也(日立) 野 原 隆 樹(I H I) 安良岡 淳(三菱重工) 古 澤 由 記(本田技研)
 高 橋 善 栄(新潟原動機) 石 田 泰 彦(日本内燃力発電設備協会) 栗 原 利 行(ダイキン空調技術研究所)
 安 田 友 芝(I H I) 笠 間 登(島津製作所)
 遠 藤 誠(I H I) 中 野 公 昭(東洋ラジエーター)

訃 報

終身会員 三宅 朝吉 君 89才

2004年1月31日逝去されました

ここに謹んで哀悼の意を表します

《第32回ガスタービン定期講演会・講演論文募集》

下記の日程で、日本ガスタービン学会（幹事学会）と日本機械学会の共催による第32回ガスタービン定期講演会を、高知市で開催いたします。期日までに所定の手続により講演の申し込みをお願いします。

開 催 日 2004年（平成16年）10月20日（水）、21日（木）
開 催 場 所 高知市文化プラザ かるぽーと
 高知県高知市九反田2番1号
見 学 会 講演会にあわせて、10月22日（金）に、見学を予定しています

講演申込締切 2004年（平成16年）6月14日（月）

講演原稿締切 2004年（平成16年）8月30日（月）

募 集 論 文

応募論文は、ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で、未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限ります。

ガスタービン本体及びその構成要素のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム、ユーザーの実績等に関する論文、さらに共通する理論や技術に基盤を持つ技術分野（ターボチャージャー、蒸気タービンなど）からの論文も歓迎します。

講演者の資格

本会会員もしくは日本機械学会会員で、1人1題目に限ります。

講演申込方法と採否の決定

本号掲載の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着（事故）の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX等でご連絡ください。（先にFAXで申し込みを行った

場合も、必ず申込書を郵送してください。）締切後の申し込みは受け付けません。

なお、講演申込後の講演題目、講演者、連名者の変更は受け付けません。

申込先

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル 402

（社）日本ガスタービン学会

TEL：03-3365-0095 FAX：03-3365-0387

講演発表の採否は幹事学会において決定し、7月16日（金）までに結果を連絡する予定です。

講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領に従って、A4用紙2～6ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し、学術講演会講演論文集（A4版）を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否の連絡に同封してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

- （1）原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は、著者の希望により、講演会終了後に技術論文として受理され、校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー2部、英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。
- （2）講演者が日本機械学会会員であり、同学会出版物（論文集およびInternational Journal）への投稿を希望される場合は、日本機械学会の所定の手続きを経て投稿することとなります。

*コピーしてご使用ください。

(講演申込書)

第32回ガスタービン定期講演会講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション ()

著 者 氏 名 (講演者に○印)	学 校 ・ 勤 務 先 (略 称)	所 属 学 会 (GTSJ・JSME・他)	会 員 資 格 (正会員・学生会員)

連絡者氏名：

会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒 -

TEL： () -

FAX： () -

e-mail：

講演内容 (100～200字)

講演申込期限は2004年6月14日(月)です。早めにお申し込みください。

講演申込後の講演題目、著者氏名等の変更は受け付けませんのでご注意下さい。

2004年度第1回見学会および技術フォーラムのお知らせ

1. 日 時

2004年4月21日（水曜日）13:20～16:30

2. 場 所

大阪大学（吹田キャンパス）工学研究科

機械系D棟3階会議室

〔所在地〕大阪府吹田市山田丘2-1

TEL 06-6877-5111

3. 見学会

(1) 受付及び主催者挨拶 13:20～13:30

(2) フォーラム 13:30～15:30

1. 「噴霧燃焼の観察とシミュレーション」

赤松史光（大阪大学助教授）

2. 「旋回キャビテーションの新しい防止法」

辻本良信（大阪大学教授）

(3) 燃焼工学研究室見学会 15:30～16:30

4. 交通の便（工学部への経路）

①〔電車〕阪急電車千里線「北千里駅」下車。

東へ徒歩約25分。

②〔電車〕JR東海道線「茨木駅」下車，

近鉄バス「阪大本部前行」乗車，

阪大本部前下車。

③〔地下鉄〕御堂筋線「千里中央駅」下車，

阪急バス「阪大本部前行」，

阪大本部前下車。

④〔モノレール〕大阪モノレール「阪大病院前」下車。

北西へ徒歩約15分

⑤ JR新幹線「新大阪駅」より

地下鉄御堂筋線（北大阪急行線経由）に乗車，

③へ（所要時間約1時間）

⑥ 大阪伊丹空港より 大阪モノレールに乗車，

「阪大病院前」下車，（所要時間約1時間）

⑦ 関西空港より

大阪伊丹空港行きのバスに乗車，大阪伊丹空港

から大阪モノレールに乗車，「阪大病院前」下

車，（所要時間2時間半程度）。JRや南海電車

を利用するルートもあります。

5. 参加要領

(1) 定員50名・但し会員に限る

（申込超過の場合は抽選し，結果を応募者全員にご連絡します。）

(2) 申込方法；下記の申込書にご記入の上，FAX

又は郵送にて学会事務局へお送り下さい。

申込み期限；2004年4月16日（金）

(3) 参加費 3,000円 当日受付にてお支払い下さい。

フォーラム参加申込書

申込締切日（2004年4月16日）

開 催 日（2004年4月21日）

（社）日本ガスタービン学会 行

FAX. 03-3365-0387 TEL. 03-3365-0095

氏 名			
勤 務 先			
勤 務 先 住 所	〒		
T E L		F A X	
連 絡 先	〒		
E-mail			

第10回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ（予告）

学生及び技術者（ガスタービン初心者）を対象とした標記シンポジウムを開催しますので奮ってご参加下さい。

1. 日 時：2004年 7 月 1 日(木), 2 日(金)
2. 場 所：宇宙航空研究開発機構 航空宇宙技術研究センター 調布飛行場分室
東京都三鷹市大沢 6-13-1（調布飛行場となり）
（JR 中央線三鷹駅下車，小田急バス「朝日町」「車返団地」行き「竜源寺」下車徒歩 7 分
京王線調布駅下車，「武蔵小金井駅北口」，「武蔵境駅南口」行き「大沢コミュニティーセンター」下車
徒歩15分）
3. シンポジウムプログラム：(予定)
 - 第 1 日目 午前：講義 1 件（ガスタービン概論）
午後：講義 1 件（ガスタービンと流体工学）
（宇宙航空研究開発機構におけるガスタービン研究の紹介）
宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部
航空宇宙技術研究センター（ガスタービン関連研究施設）見学
懇親会
 - 第 2 日目 午前：講義 2 件（ガスタービンと伝熱工学，燃焼工学）
午後：講義 2 件（ガスタービンと材料工学，運転・制御）
4. 参加概要：(1)定 員：80名程度
(2)対象者：大学，高等専門学校，大学院在籍者ならびにガスタービン初心者の社会人

本シンポジウムの詳細及び申し込み方法等は本誌 5 月号，ポスター及びホームページをご覧ください。
(<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/index.html/>)

教育シンポジウム参加申込書

申込締切日（2004年 6 月11日）

開 催 日（2004年 7 月 1， 2 日）

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX. 03-3365-0387 TEL. 03-3365-0095

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

今月号はガスタービンの制御を特集テーマにとりあげました。これまで制御機器はエンジン補機に類別され、圧縮機、燃焼器、タービン等のガスタービン主要構成要素に比べ、どちらかと言うとマイナーなイメージがありました。しかしながら、最近の電子制御装置はその能力が従来にくらべて格段に向上し、エンジン性能さえ支配し得るレベルに達しつつあります。

この様な状況より、各方面の方よりガスタービンの制御に関する論説・解説を記述いただくこととしました。まず巻頭文については、JAXAの杉山七契氏にご担当いただきました。そして、航空エンジン用コントロールの現状と今後の課題と題して、航空用エンジン制御の解説記事。スーパーマリンガスタービンにおける制御方法の検討と題して、船用エンジン制御の解説記事。発電用ガスタービンの制御システムと題して、地上用エンジン制御の解説記事等を掲載させていただきました。

また、表紙についても制御に関連するものを検討し、JAXA 殿より提供いただきました FJR の FADEC をエンジン搭載状態で掲載させていただきました。日本で最初の FADEC の代表にふさわしいものと考えました。

その他、喫茶室については大槻氏に連載いただきました。また、研究所だよりについては、舟渡川氏に IHI の研究を紹介いただきました。尚、今月号では昨年末開催

の IGTC 報告記事を掲載予定でありましたが、論文執筆が遅れ、次号に持ち越しとなりました。ご期待のところ、掲載できなくなり大変申し訳ありません。

最後に執筆者の皆様には、お忙しい中また急な原稿依頼に対しても快くお引き受けいただきましたことを厚く感謝致します。尚、本号の企画編集に当たっては森脇委員（川崎重工）、西村委員（三菱重工）、山本委員（IHI）、そして森下（三菱重工）が担当しました。（森下 進）

〈表紙写真〉

FJR710エンジン用 FADEC

説明；これは、1976年（昭和51年）から開発が開始された我が国最初の FADEC（呼称：HIFEC）を FJR710エンジンに装着し運転試験を行った時の写真である。HIFEC は、演算・制御部と電気油圧式作動部とから成り、演算・制御部には信頼性向上のために2重系の採用、燃料による冷却、ウォッチドッグによる故障検知、MIL 規格部品 MPU 等の手段が取り入れられ、作動部はトルクモータ駆動の簡潔な構造となっている。

（提供 宇宙航空研究開発機構）

だより

♣事務局 ☒ ♣

今年の東京は、雪で周りが白くなることもなく、大体に暖かな晴天に恵まれた冬でした。

立春過ぎて訪れる花粉症もマスクの人が増え始めましたが（もっとも風邪かもしれません）今年はまだ余り騒がれていません。

2月末が年度末の当学会は、それでなくてもこの「事務局だより」を書かねばならない時期になると大騒ぎ。旧年度中に新年度の計画・予算を文部科学省に届けたり、事業報告・決算のまとめ、新旧理事の引継ぎや会計監査の準備、評議員会・通常総会・そして今年は学会賞授賞式の準備としなければならないことが目白押しです。

また、2003年度は国際会議もあったのでその会議報告書の作成などまだまだ事後処理事務も残っている状態です。

普段でさえ、いろいろ混線模様の事務局ですからこの時期は大きな紙にやらなければならないことを壁に張り、済んだものから消していくという超原始的な方法でいろいろ処理しています。

さて、新しく2004年度がはじまり会費を収めていただく時期となりました。

今年度は銀行引き落としの方は3月8日に貴口座より

引き落としをさせていただきましたので、通帳をご確認ください。銀行引き落としの手続きをなさっていない方は、お早めに手続きをしていただくか、または、学会宛ご送金くださいますようお願いいたします。

また、会告にもございますように4月5日に通常総会が開催されます。

毎年お願いしておりますが、総会成立条件として、正会員の2分の1の出席者と委任状を集めなければなりません。

3月初めにも皆様のお手元にお届けしていますが、ご欠席の場合は委任状を必ず、事務局あてご返送下さい。この学会誌にもFAX用委任状が挟み込んでありますので、是非ご返送をお願いいたします。

また新しい年度に入ると、人事異動・卒業などで所属・住所など変わられる方も多くなります。これらの変更も事務局へご一報ください。

学会誌は2ヶ月に一度となりますが、学会のホームページ（www.soc.nii.ac.jp/gtsj/）は行事の会告など最新のご案内をしておりますので、是非ご覧下さいますようお願いいたします。 [A]

今月号はガスタービンの制御を特集テーマにとりあげました。これまで制御機器はエンジン補機に類別され、圧縮機、燃焼器、タービン等のガスタービン主要構成要素に比べ、どちらかと言うとマイナーなイメージがありました。しかしながら、最近の電子制御装置はその能力が従来にくらべて格段に向上し、エンジン性能さえ支配し得るレベルに達しつつあります。

この様な状況より、各方面の方よりガスタービンの制御に関する論説・解説を記述いただくこととしました。まず巻頭文については、JAXAの杉山七契氏にご担当いただきました。そして、航空エンジン用コントロールの現状と今後の課題と題して、航空用エンジン制御の解説記事。スーパーマリンガスタービンにおける制御方法の検討と題して、船用エンジン制御の解説記事。発電用ガスタービンの制御システムと題して、地上用エンジン制御の解説記事等を掲載させていただきました。

また、表紙についても制御に関連するものを検討し、JAXA 殿より提供いただきました FJR の FADEC をエンジン搭載状態で掲載させていただきました。日本で最初の FADEC の代表にふさわしいものと考えました。

その他、喫茶室については大槻氏に連載いただきました。また、研究所だよりについては、舟渡川氏に IHI の研究を紹介いただきました。尚、今月号では昨年末開催

の IGTC 報告記事を掲載予定でありましたが、論文執筆が遅れ、次号に持ち越しとなりました。ご期待のところ、掲載できなくなり大変申し訳ありません。

最後に執筆者の皆様には、お忙しい中また急な原稿依頼に対しても快くお引き受けいただきましたことを厚く感謝致します。尚、本号の企画編集に当たっては森脇委員（川崎重工）、西村委員（三菱重工）、山本委員（IHI）、そして森下（三菱重工）が担当しました。（森下 進）

〈表紙写真〉

FJR710エンジン用 FADEC

説明；これは、1976年（昭和51年）から開発が開始された我が国最初の FADEC（呼称：HIFEC）を FJR710エンジンに装着し運転試験を行った時の写真である。HIFEC は、演算・制御部と電気油圧式作動部とから成り、演算・制御部には信頼性向上のために2重系の採用、燃料による冷却、ウォッチドッグによる故障検知、MIL 規格部品 MPU 等の手段が取り入れられ、作動部はトルクモータ駆動の簡潔な構造となっている。

（提供 宇宙航空研究開発機構）

だより

♣事務局 ☒ ♣

今年の東京は、雪で周りが白くなることもなく、大体に暖かな晴天に恵まれた冬でした。

立春過ぎて訪れる花粉症もマスクの人が増え始めましたが（もっとも風邪かもしれません）今年はまだ余り騒がれていません。

2月末が年度末の当学会は、それでなくてもこの「事務局だより」を書かねばならない時期になると大騒ぎ。旧年度中に新年度の計画・予算を文部科学省に届けたり、事業報告・決算のまとめ、新旧理事の引継ぎや会計監査の準備、評議員会・通常総会・そして今年は学会賞授賞式の準備としなければならないことが目白押しです。

また、2003年度は国際会議もあったのでその会議報告書の作成などまだまだ事後処理事務も残っている状態です。

普段でさえ、いろいろ混線模様の事務局ですからこの時期は大きな紙にやらなければならないことを壁に張り、済んだものから消していくという超原始的な方法でいろいろ処理しています。

さて、新しく2004年度がはじまり会費を収めていただく時期となりました。

今年度は銀行引き落としの方は3月8日に貴口座より

引き落としをさせていただきましたので、通帳をご確認ください。銀行引き落としの手続きをなさっていない方は、お早めに手続きをしていただくか、または、学会宛ご送金くださいますようお願いいたします。

また、会告にもございますように4月5日に通常総会が開催されます。

毎年お願いしておりますが、総会成立条件として、正会員の2分の1の出席者と委任状を集めなければなりません。

3月初めにも皆様のお手元にお届けしていますが、ご欠席の場合は委任状を必ず、事務局あてご返送下さい。この学会誌にもFAX用委任状が挟み込んでありますので、是非ご返送をお願いいたします。

また新しい年度に入ると、人事異動・卒業などで所属・住所など変わられる方も多くなります。これらの変更も事務局へご一報ください。

学会誌は2ヶ月に一度となりますが、学会のホームページ（www.soc.nii.ac.jp/gtsj/）は行事の会告など最新のご案内をしておりますので、是非ご覧下さいますようお願いいたします。

[A]

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol.32 No.2 2004.3

発行日 2004年3月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 湯浅三郎

発行者 吉岡英輔

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

郵便振替 00170-9-179578

印刷所 ニッセイエブプロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

学術著作権協会

TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619

E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol.32 No.2 2004.3

発行日 2004年3月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 湯浅三郎

発行者 吉岡英輔

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

郵便振替 00170-9-179578

印刷所 ニッセイエプロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

学術著作権協会

TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619

E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol.32 No.2 2004.3

発行日 2004年3月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 湯浅三郎

発行者 吉岡英輔

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

郵便振替 00170-9-179578

印刷所 ニッセイエブプロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

学術著作権協会

TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619

E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol.32 No.2 2004.3

発行日 2004年3月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 湯浅三郎

発行者 吉岡英輔

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

郵便振替 00170-9-179578

印刷所 ニッセイエプロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

学術著作権協会

TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619

E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp