

特集：ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について

「モニタリング技術特集号」に寄せて

高橋 毅^{*1}

TAKAHASHI Takeshi

本号では、特集として「ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化」が企画されている。私自身、モニタリング技術、ガスタービン（以下、GT）技術開発の最前線にいるわけではないが、2000年11月にガスタービン学会より刊行された「ガスタービンにおけるモニタリング技術」に携わったものとして本号の巻頭言を任されることになった。学会誌の読者である諸先生方には納得できない論旨となる点をご容赦頂きたい。

モニタリング技術に関する調査報告書を刊行してから、すでに10年を超える時が過ぎた。この調査報告書は、日本ガスタービン学会1997年の理事会で「モニタリング技術に関し現状のレビューと今後の姿を探る」ことが決まり、その後、約2ヶ年を費やして取りまとめられたものである。委員長は、当時京大の手島清美先生であった。

モニタリングという視点での情報がかなり少なかったこともあって、委員の先生方からの様々な情報は、役に立つだけでなく、GTシステム全体を見渡せる大変貴重なものでもあった。

中でも、川重の佐藤和憲先生、日本航空の吉岡俊彦先生、JAXAの杉山七契先生からの「GTの利用には、先進電子機器、特にマイクロプロセッサとA/D・D/Aコンバータが極めて重要な役割を果たしていた」、「航空機用エンジンの最新のモニタリングシステムの中で特に潤滑油系統の詳細なモニタリングは重要」、「多分これから最も重要となるのはデータ処理技術」等、過去、現在、未来を見通した情報提供は、納得すると共に、今後の展開を期待させるものでもあった。

さて、GTを中心としたモニタリング技術は今どのような進展を見せたのであろうか。10数年前に示された幾つかの課題を下に、先ず感想を述べてみたい。

報告書では、GTの性能を測る上で重要となる大風量流量計測の開発と基準化、GT重要部品近傍での流体・部品温度計測、GTと発電機間でのトルク計測、メカニカルな振動に関する優れた異常判断システム、等が重要な技術開発課題として示された。これらに関しては、現在も重要な開発課題であるが、大きな進展を見てはいないように感じる。プリミティブな計測であるがゆえに画期的な改善策を見つけるのは容易ではないからであろう。

一方、インターネットや衛星回線による遠隔監視、状

態表示技術、異常検出は明らかに進展を見せている。情報処理・IT技術の進展に負うところが多い。一部、産業用GTでの燃焼振動の回避に向けたデータ処理と制御の組み合わせに関しては新しい展開を見せているように思う。

全体としては、ある特定分野で技術の高度化は認められるが、原理原則的な部分での課題は現在も残されたままと捉えるのが妥当といったところではないだろうか。

ここで視点を変えてみたい。今、GTの市場価値はいかなるものであろうか。私は、間違いなくGTは、世界的な規模で市場を広げ、活躍し、高性能化し、市場価値は高まっていると捉えている。上述のように、幾つかの重要な課題が解決されなくても、機器はバリエーションを増やし、市場はこれを迎え入れている。

このことをどう捉えるか。ここからはあくまで個人的な感想となるが、多分、市場は、GTの有用性や自由度に価値を見いだしているのではないだろうか。市場は、自由なエンジンとしてGTを見ているように感じるのである。

技術者はどうしても健全に機器が機能することのためにモニタリング技術を捉えがちになるが、このような市場展開を考えると、有用性や自由さの視点でのモニタリング技術というのはないのだろうか。

例えば、スマートコミュニティに複数台設置されるGTシステムを想定するのも良いのかもしれない。

先ずモニタリングの準備として、GTシステムはネットワークにつながる端末を持つ必要がある。次にIDを付与しなければいけない。IDには、氏素性に加え、食事（燃料）や消化能力（環境性）、体力（健全性・容量・機動性、等）なども求められるであろう。車両搭載GT・船舶用GT等では発電装置としてのマルチユース機能もモニターされるかもしれない。長期間休んでいた場合には、動かす前の健康診断を遠隔で行う事も求められるかもしれない。これらGTは時々刻々変化する社会ニーズに合わせ、電気・熱・動力を個別にあるいは同時に生産することになる。

このように考えると、全く新しいモニタリングという概念が出てきそうである。

モニタリングとは、機械とそれを活用する社会との接点となる技術である。様々な価値観を融合させながら、GTが、そして周辺技術が、さらに進化していくことを強く望む次第である。

原稿受付 2013年12月17日

*1 (一財)電力中央研究所・エネルギー技術研究所
〒240-0196 横須賀市長坂2-6-1

特集：ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について

発電用大型ガスタービン向け遠隔監視システム

三上 尚高*¹
MIKAMI Naotaka

キーワード：ガスタービン，長期保守契約，遠隔監視，診断，MT法

Gas Turbine, Long Term Service Agreement, Remote Monitoring, Diagnosis, Mahalanobis-Taguchi Method

1. はじめに

1990年代より，発電用大型ガスタービンのメンテナンス形態として，“ユーザーとメーカーが運用リスクをシェアする”LTSA（Long Term Service Agreement：長期保守契約）が採用され始め，現在では海外案件を中心に一般的になっている。LTSAの主たるメニューは高温部品の供給と補修，定期点検の実施であるが，発電所常駐エンジニアの派遣や遠隔監視サービスといったオプションメニューもユーザーが選択できるようになっている。⁽¹⁾

三菱重工では，設備をお客様に納入した後も設備が安全かつ安定的に稼働しているか，効率性が保たれているかをモニターし，ガスタービンメーカーとしてお客様の運転支援をすべく遠隔監視サービスにも力を入れている。まず1999年に高砂製作所に遠隔監視センター（図1）を設立。その2年後，2001年には米国フロリダ州に当社原動機事業の米国拠点であるMPSA（Mitsubishi Power Systems Americas, Inc.）のオーランドサービスセンターを設立するとともに，同センター内にも遠隔監視センターを設立した。監視対象となるのはDクラス以上の大型ガスタービン（表1）を採用したコンバインドサイクルプラントで，表2の通り，Fクラスを中心に



Fig. 1 高砂遠隔監視センター

原稿受付 2014年1月6日

* 1 三菱重工業(株) エネルギー・環境ドメイン火力発電システム事業部 サービス戦略本部 高砂サービス部
〒676-8686 高砂市荒井町新浜 2-1-1

Dクラスから最新のJクラスまで，2013年12月現在，両センター合わせて約100台のガスタービンを監視している。一方，監視エリアは図2の通り世界中に広がっており，北中米のプラントは主にオーランドで，それ以外のエリアは高砂遠隔監視センターで監視している。

遠隔監視の開始から10年以上が経過し，その間，単に規模が拡大しただけでなく監視技術も大きく進化した。数多くの監視パラメータからトラブルのもととなるわず

Table 1 三菱重工 大型ガスタービンのラインナップ⁽¹⁾

60Hz機種名	M501D	M501F	M501G	M501J
初号機運転時期（年）	1980	1989	1997	2011
ガスタービン出力（MW）	114	185	267	327
コンバインド出力（MW）	167	285	399	470
圧力比	14	16	20	23
50Hz機種名	M701D	M701F	M701G	M701J
初号機運転時期（年）	1981	1992	2002	2016
ガスタービン出力（MW）	144	312	334	470
コンバインド出力（MW）	213	465	498	680
圧力比	14	17	21	23

Table 2 ガスタービン機種別遠隔監視適用台数

機種名	遠隔監視適用台数
501D	4
701D	3
501F	26
701F	40
501G	21
501J	4

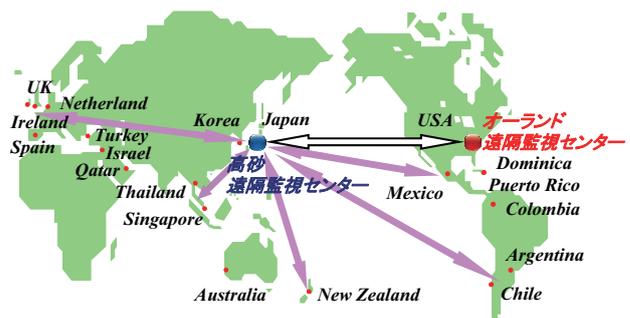


Fig. 2 世界中に広がる監視エリア

かな兆候を早期に発見できるようになり、重大トラブルを回避することも可能になった。本稿では、高砂遠隔監視センターにおける遠隔監視システムとサービスの概要とともに、モニタリング技術の高度化について紹介する。

2. 遠隔監視システムの構成²⁾

遠隔監視システムの概略構成図を図3に示す。遠隔監視システムは、発電設備の運転データを発電所内に設置されるデータサーバにて収集し、通信回線を利用して遠隔監視センターに送信することにより、設備の運転状態を遠隔監視センターで常時監視できるようにするシステムである。また、運転データは監視端末上にリアルタイム表示されるとともに、遠隔監視センター内のデータサーバに永久的に保存される。これによりリアルタイム監視はもちろん、過去の運転データも容易に調査できるようになる。

2.1 遠隔監視用データサーバ

運転データは、まず発電ユニットの制御装置から発電所内に設置された遠隔監視用データサーバに送られる。そして、遠隔監視用データサーバに収集された運転データは、リアルタイムデータとして遠隔監視センター側にリアルタイムに送信されるとともに、1秒周期で一定期間保存される。また、1秒周期で保存されたデータは、1分周期のデータに加工され（間引かれ）ヒストリカルデータとして遠隔監視センター側に送信される。

2.2 通信回線

当初、運転データの送信には、主にインターネットやISDN（Integrated Services Digital Network：デジタル通信網）を使用し、発電所と遠隔監視センター間の地上通信インフラが使用できない場合には、衛星回線も使われていた。これらの通信手段は現在も一部使用されてい

るが、現在はより高いセキュリティ性と安定性を確保するためにMPLS-VPN（Multi Protocol Label Switching-Virtual Private Network）と呼ばれる仮想専用線を使用している。MPLS-VPNは通信事業者の独自ネットワークであり、通信事業者によってネットワーク全体が管理されているため、高度なセキュリティの確保が可能である。さらに、遠隔監視システムは社内LANとは完全に切り離されており、社内であっても関係者以外は遠隔監視システムに接続できないなどセキュリティには細心の注意を払っている。

2.3 Webサーバと監視用端末

発電所内の遠隔監視用データサーバからMPLS-VPNやインターネットなどを通してリアルタイムに送信されるリアルタイムデータは、遠隔監視センター側のWebサーバに一時保存されるとともに、Webサーバとリンクされた複数台の監視用端末上にリアルタイムにアップデートされ、これによりリアルタイム監視を行っている。

2.4 データ保管用サーバ

一方、1分周期で送信されるヒストリカルデータは、遠隔監視センター側のデータ保管用サーバに蓄積される。ここには全プラントの運転データが無期限で保管されていて、後述する帳票作成機能により必要なデータをいつでも取出すことができる。

3. 遠隔監視システムの基本機能²⁾

遠隔監視システムは、基本機能としてトレンドグラフや系統図画面、異常発生時のアラーム機能など発電所と同様の監視機能を持ち、通常のリアルタイム監視においてはこれらの監視画面にて運転状態監視やアラーム確認などを行っている。また帳票作成機能によって収集される運転データは様々な分析に利用されている。

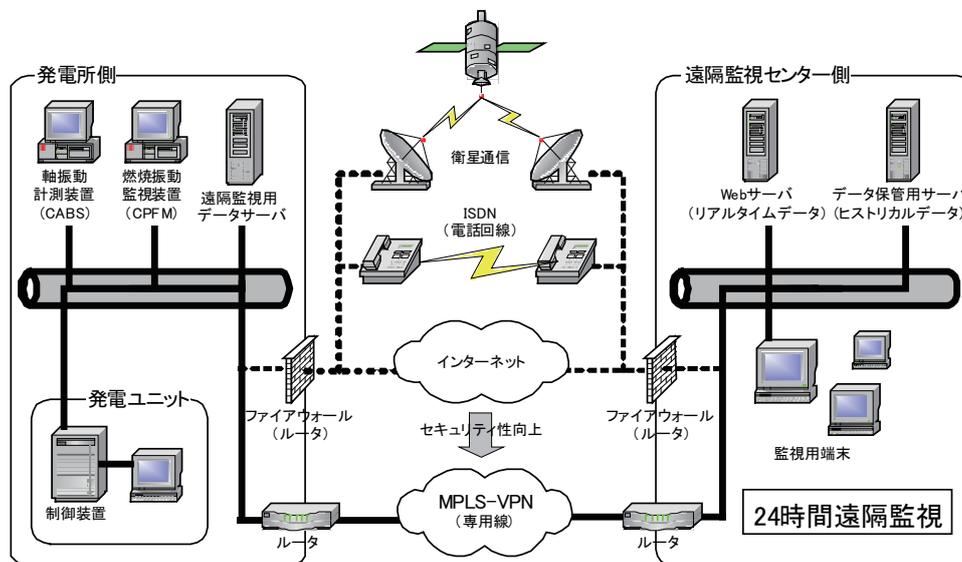


Fig. 3 遠隔監視システム概略構成図

3.1 リアルタイムトレンド画面

リアルタイムトレンド表示機能では、Webサーバに一時保存されたリアルタイムデータを基に、図4に示すようなトレンドグラフが表示される。トレンド表示項目をあらかじめ登録できるグループ登録機能があり、トレンド更新周期や時間幅の変更も可能。スクロール機能を使って最長で365日前まで遡って表示することもできる。

3.2 系統図画面

系統図画面の一例を図5に示す。図5に示した制御信号画面を始め、燃料系統画面、排ガス温度分布監視画面、軸受監視画面など、各系統の運転状態が一目で分かるような系統図画面を使用している。

3.3 アラーム・イベント専用モニター

各種運転パラメータには機器保護の観点からある一定の管理値が設定されているものもあり、その管理値を超えた場合には制御装置によってアラームが発信され、機器の異常を検知することができる。遠隔監視センターでは、各種運転パラメータに加え、アラーム情報及び各種イベント情報を受信し、アラーム・イベント専用モニターにて確認を行っている。

3.4 帳票作成機能

帳票作成機能では、遠隔監視センター側のデータ保管用サーバに蓄積された膨大な運転データの中から、必要

なデータを任意に取出すことができる。尚、遠隔監視センター側に蓄積されるデータは1分周期なので、トラブル発生時など、より細かいデータが必要な場合は、発電所内の遠隔監視用データサーバに一定期間保存される1秒周期のデータの取り込みが可能である。また、あらかじめサンプリング項目を登録できるグループ登録機能があり、サンプリング周期、期間を指定してcsvファイル形式の帳票を作成することができる。

4. 監視項目⁽²⁾

遠隔監視システムによる運転データのサンプリング項目数には、通信容量を考慮した制限を設けており、アナログ、デジタル合わせて1ユニットあたり約2,000点のデータを取込んでいる。ガスタービンの代表的な監視項目を以下に示す。(図6)

- ① 回転数, 発電機出力
- ② CSO (Control Signal Output : 制御信号)
- ③ 燃料温度, 流量, 制御弁開度
- ④ 空気圧縮機入口/出口温度, 圧力
- ⑤ ブレードパス温度, 排ガス温度
- ⑥ NOx (窒素酸化物)
- ⑦ 燃焼振動
- ⑧ 軸振動, 軸受メタル温度
- ⑨ ロータ冷却空気温度
- ⑩ ディスクキャビティ温度

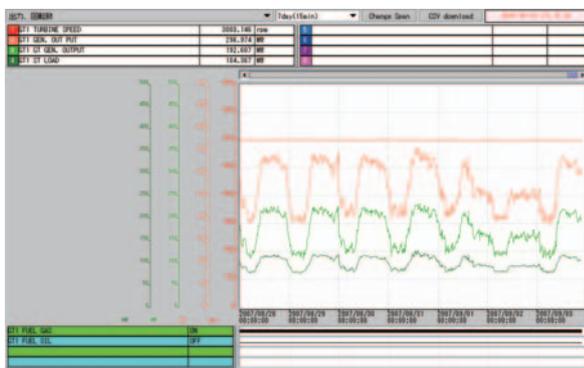


Fig. 4 リアルタイムトレンド画面

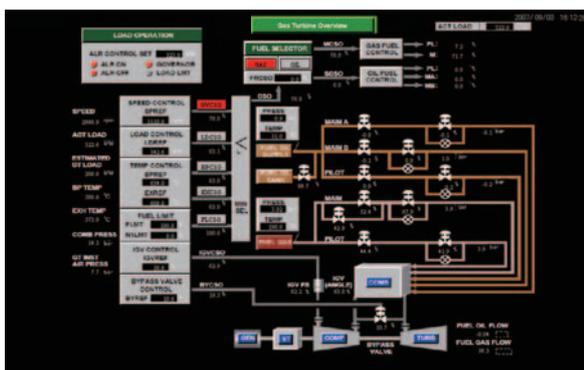


Fig. 5 系統図画面

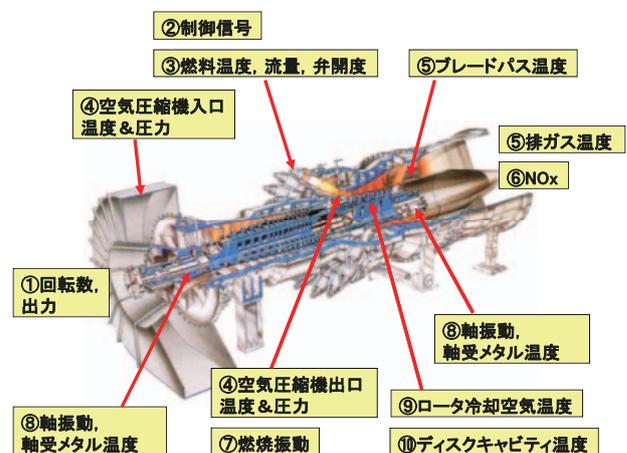


Fig. 6 ガスタービンの代表的な監視項目

これらの運転パラメータ（アナログデータ）に加え、アラーム信号や弁の開閉など各種イベント信号（デジタルデータ）を取込んでいて、サンプリング項目全体の約半数をデジタル信号が占める。また、監視対象はガスタービンであり、約2,000点のサンプリング項目はガスタービン関係のデータが主体であるが、蒸気タービンやHRSG (Heat Recovery Steam Generator : 排熱回収ボイラ) などコンバインドサイクルプラント全体の主要パラメータも取込んでいる。

5. 遠隔監視サービス⁽²⁾

これまで遠隔監視システムの構成や基本機能、監視項目について述べてきたが、本システムの導入によって、従来にはない迅速な運転支援が可能となった。遠隔監視サービスの概要図を図7に示す。遠隔監視センターでは、お客様の発電設備が安全で安定的に運転できるようサポートするため、専門スタッフが24時間体制（3交替）で運転状態を監視し、トラブル発生時には、関連部門とも連携して迅速な原因究明や復旧支援を行っている。従来お客様からの情報に頼るしかなかったトラブル発生情報を、遠隔監視センターでは発生直後に把握でき、トラブル発生時のデータに加え過去のデータも即座に収集、分析可能となったため、トラブルシュートに要する時間は飛躍的に短縮された。また、トラブルの未然防止、早期発見のための異常診断にも力を入れている。

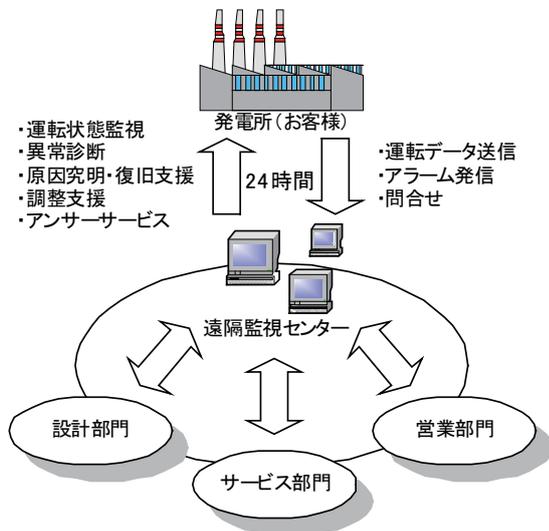


Fig. 7 遠隔監視サービスの概要図

6. 異常診断とモニタリング技術の高度化^{(3),(4)}

ガスタービンの運転監視において、従来の異常診断（しきい値監視）は各種運転パラメータが管理値以内で運転されているかどうかというものであった。典型的な異常発生トレンドを図8に示す。管理値を超えればアラームが発生し異常検知できるが、その時点で既に損傷が進んでいるケースも少なくない。一方で、遠隔監視システムの導入によりトラブル事例の解析が進むと、多くのトラブルにおいてアラーム発生前に“小さな兆候”が現れていたことがわかった。つまり、その“小さな兆候”を早期発見できればトラブルを未然に防止、あるいは損傷を最小限に抑えることができる。とは言い、ガスタービンの監視パラメータは主要パラメータだけでも100項目以上あり、大気条件や運転条件など様々な要因により変化するため、通常トレンド監視においてそれらを判断、検知することは困難であるが、近年のモニタリング技術の高度化によって、従来難しかった“小さな兆候”の早期検知が可能になった。

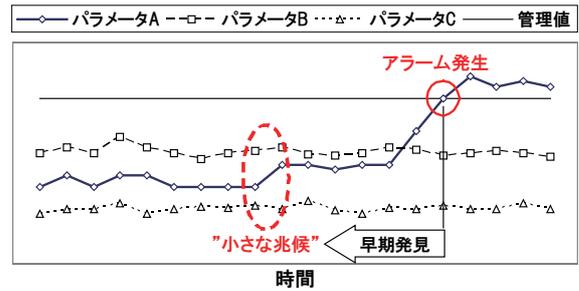


Fig. 8 典型的な異常発生トレンド

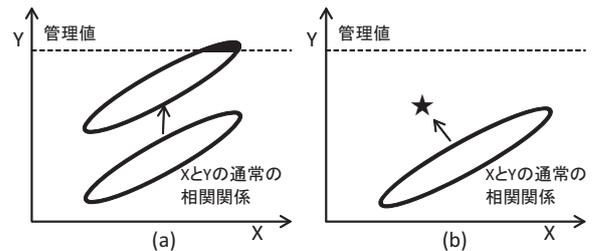


Fig. 9 二つの異常発生モード

6.1 二つの異常発生モード

ガスタービンの運転パラメータには、例えば燃料ガス流量とガスタービン出力など相関関係を持ったパラメータが多く存在する。図9は相関のある二つのパラメータXとYの関係を示したものである。(a)の状態はXとYの相関関係に異常はないものの、劣化等によりYの値が徐々に増加して管理値を超えた状態である。この状態での運転継続は機器の損傷に繋がるため許容できないので、アラームが発生しないよう注意して運転する必要がある。一方、(b)の状態はどうか。管理値内のため従来のしきい値監視では正常と判断されてしまうが、XとYの関係は明らかに通常相関関係から外れており、これも異常と言える。これこそ前述の“小さな兆候”であり、これを放置すれば重大トラブルに繋がる可能性もある。

6.2 パターン監視

通常相関関係から外れた“小さな兆候”を検知するのに有効な監視手法としてパターン監視がある。パターン監視とは、過去の正常状態と現在の状態を比較することで、現在の状態が正常であるか、あるいは正常状態から外れている（＝異常）かどうかを判定する手法である。ブレードパス温度偏差のパターン監視事例を紹介する。ブレードパス温度（BPT）とはタービン最終段翼後流の燃焼ガス温度のことであり、燃焼器（M501なら16本、M701なら20本）と同じ数の計測点がある。BPT偏差（図10）はその平均温度からのバラツキを示すもので、ガスタービンの燃焼状態を監視する上で最も重要なパラメータの一つである。また、BPT偏差にはガスタービン出力との相関（＝パターン）があり、各計測点が固有のパターンを持つ。図11は20点あるBPT偏差のうち一点にわずかな変化が認められたトレンドグラフであり、

緩やかな変化は確認できるものの管理値内のためアラームは発信されず、これだけで異常と判断するのは難しい。図12(a)のように過去に遡って同じ運転パターンを探す方法もあるが、図12(b)のようにガスタービン出力とBPT偏差の相関をX-Yグラフで見るパターン監視が有効で、現在のパターンが過去の正常パターンから外れているのが一目で確認でき、異常と判断できる。本事例では、点検の結果、燃焼器に軽微な損傷が認められたが、早期発見により二次損傷を引き起こすことなく復旧できた。

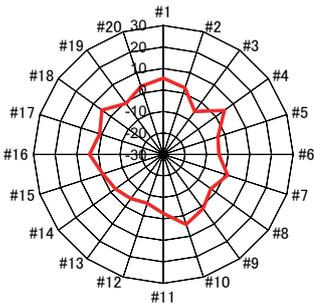


Fig.10 BPT偏差 (M701シリーズ)

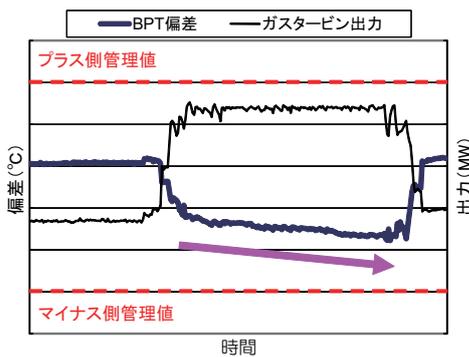
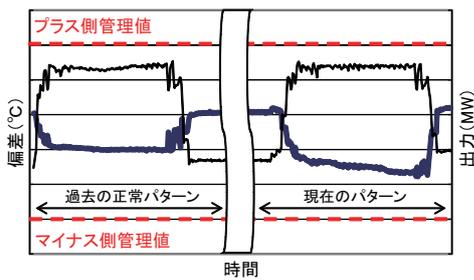
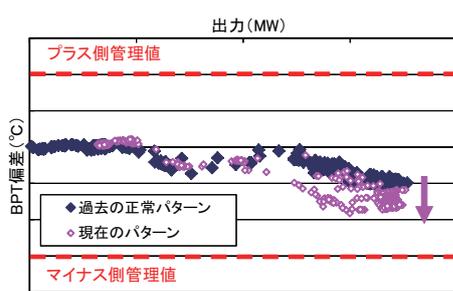


Fig.11 BPT偏差変化事象のトレンドグラフ



(a)トレンドグラフ



(b) X-Yグラフ

Fig.12 過去の正常パターンとの比較

6.3 重回帰分析

パターン監視の自動化については、重回帰分析を用いて過去の正常データからモデル式を作成し、現在の状態における推定値と実測値との偏差を監視する手法が一般的である。重回帰分析のモデル式は、パラメータYと関係のあるパラメータ X_1, X_2, X_3, \dots と偏回帰係数 b_1, b_2, b_3, \dots を使って式(1)のように表される。

$$Y_{est} = b_0 + b_1 X_1 + b_2 X_2 + b_3 X_3 + \dots + b_n X_n \quad (1)$$

式(1)から求められる推定値 (Y_{est}) と実測値 (Y_{act}) との偏差 ($Y_{act} - Y_{est}$) を監視し、偏差が大きくなれば異常と判断できる。しかしながら、前述の通りガスタービンには主要パラメータだけで100項目以上ある上、定期点検毎にそのパターンが変わるため、その都度モデル式の再構築が必要で管理が難しい。

6.4 マハラノビス・タグチ法

そこで、高砂遠隔監視センターでは異常診断システムのアルゴリズムとして、多変量データを単一の指標で診断できるマハラノビス・タグチ法 (MT法) を採用している。MT法では、多変量データをもとに正常なパターンを単位空間と定義し、診断対象となるデータ群が単位空間からどれくらい離れているかをマハラノビス距離 (MD) という単一の指標として求め、MDが小さければ正常、大きければ異常と判定できる。k次元のMD²は式(2)で示される。

$$MD^2 = \frac{1}{k} \sum \alpha_{ij} \left(\frac{x_i - m_i}{\sigma_i} \right) \left(\frac{x_j - m_j}{\sigma_j} \right) \quad (2)$$

ここで、kは項目数、i, jは1~k、 α_{ij} は相関行列の逆行列のij成分、 $m_i, m_j, \sigma_i, \sigma_j$ はそれぞれ単位空間における平均値及び標準偏差である。また、MDに対する各パラメータの影響の大きさ (寄与度) はSN比として求められ、SN比の大きいパラメータが異常の原因と推定できる。つまり、ガスタービンの監視にMT法を適用することで、従来のパターン監視 (図13) のように多岐にわたるパラメータ各々の相関を確認する必要はなく、MDというたった一つの指標でガスタービンの運転状態を総合的に診断でき、異常を検知すればSN比で原因の特定も可能である。(図14)

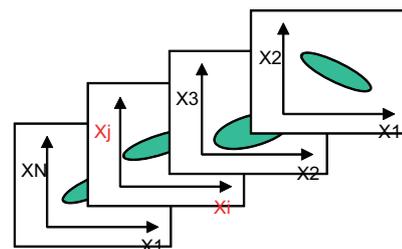


Fig.13 従来のパターン監視

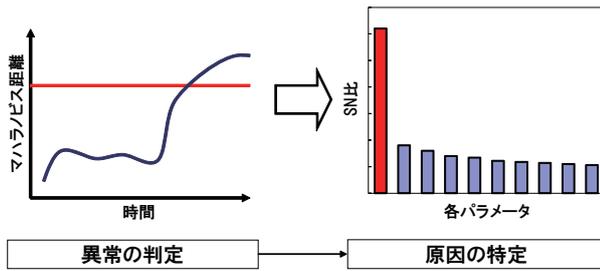


Fig.14 MT法による異常診断の概念図

6.5 MT法を用いた異常診断システム

高砂遠隔監視センターでは、MT法を用いた異常診断システムを開発・導入し、ガスタービンの主要パラメータ約150項目を自動診断している。世界中の発電所から送られてくるリアルタイムデータからMDとSN比を5分周期で計算させ、任意のしきい値を超えればアラームを発信させるシステムである。

本システムの導入により、監視の効率化と異常の早期発見に大きな成果が出ており、異常検知事例を紹介する。MT法による異常検知の流れを図15に示す。通常は

MDのみを監視していれば良く、(a)ではMDがスパイク状に増加しているのがわかる。次に、MDが増加した際のSN比を確認してみると、(b)の通り燃料ガス圧力調節弁開度のみ顕著に大きな値を示しており、燃料ガス圧力調節弁開度がMDの増加に影響していると推定できる。そして、燃料ガス圧力調節弁の実際の開度信号を見てみると、(c)の通り指令値は一定で、弁開度を一定に保つように制御しているにもかかわらず、実際の弁開度がわずかに変動していることが判明した。本事例では異常を軽度状態で検知したため緊急性は低く、監視を強化しながら運転継続して、給電事情に合わせて計画的に停止し、点検・復旧することができた。もし異常に気付かず放置しておけば、状態は悪化し制御偏差大でトリップ（インターロックによる自動停止）に至る可能性もあり、そうなればお客様にとって大きな損失となるが、“小さな兆候”をキャッチし適切な処置を行うことでトラブルを未然防止できたのである。

7. まとめ

発電用大型ガスタービンを監視する上での大きな特徴は、その監視パラメータの数とトラブル発生時のインパクトの大きさである。そのため、発電設備がトラブルで停止するようなことのないように、多岐にわたる監視パラメータからトラブルの予兆を早期発見し、予防保全を実施することが重要である。しかしながら、従来の監視手法（しきい値監視）には限界があり、トラブルの予兆を捕まえるのは難しかったが、ITの進化とともに複雑なデータ解析も容易になり、監視技術の高度化によってトラブルのもととなる予兆を検知できるようになった。

監視技術の高度化が進む一方、最終的には“知見の蓄積・活用”や“人間の判断”が依然として重要であることは言うまでもなく、その観点からもガスタービンメーカーによる遠隔監視の役割は重要であると考えられる。また、遠隔監視の役割は単なる“監視”のみならず、収集したデータを活用してフリート分析や性能管理を行い、ガスタービンの信頼性向上や性能改善に繋げることが重要である。

8. 参考文献

- (1) 秋田栄司, 富田康意, 金箱篤彦, “ガスタービン発電設備の性能・信頼性改善技術”, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 41, No. 4 (2013), pp. 288-293.
- (2) 三上尚高, “ガスタービンの遠隔監視サービス”, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 35, No. 6 (2007), pp. 401-406.
- (3) 三上尚高, “遠隔監視システムを用いたガスタービンプラントの異常診断”, 第40回信頼性・保全性シンポジウム発表報文集, (2010), pp. 323-328.
- (4) Mikami, N., et al., “Gas Turbine Condition Diagnostic Techniques for a Proactive Maintenance”, IGTC2011-0190, (2011)

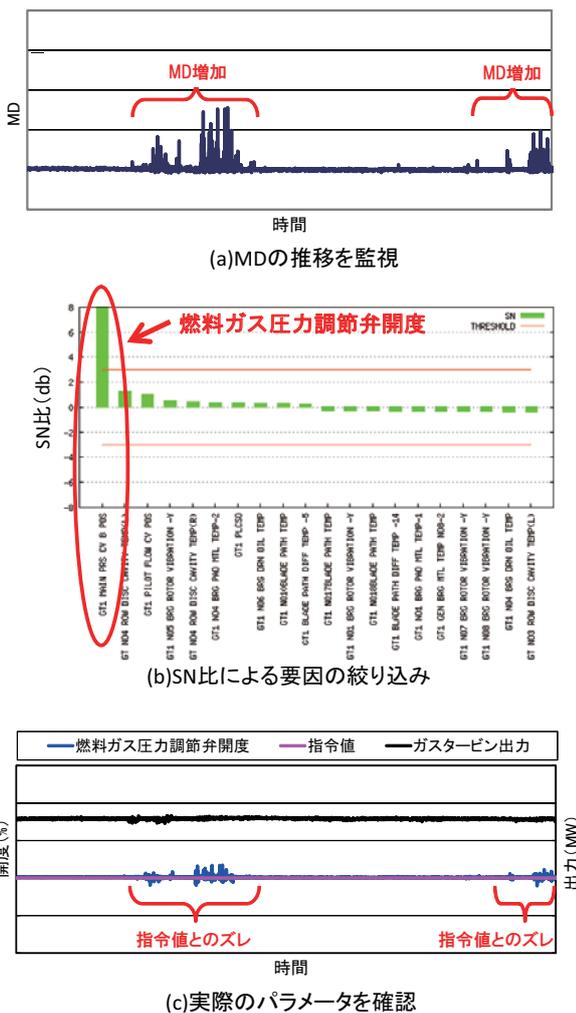


Fig.15 MT法による異常検知の流れ

特集：ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について

ガスタービンコンバインドプラントの安定運転を支える監視技術 ～燃焼振動の監視について～

高野 豊^{*1}
TAKANO Yutaka

キーワード：モニタリング，ガスタービン，燃焼振動，燃焼器，Turbine

1. はじめに

東北電力株式会社東新潟火力発電所3・4号系列は、ガスタービン・コンバインドサイクル（以下GTCC）発電設備を採用し、熱効率向上を図ってきた。

タービン入口温度（以下TIT）高温化に伴い、予混合燃焼方式を採用しNOx低減を図ってきたことによって、安定的な燃焼のために燃焼振動監視の重要性が増し、振動レベルの常時監視（モニタリング）が必要となっている。ここでは、燃焼振動の監視、監視の変遷について紹介する。

2. 発電所の概要

東北電力株式会社東新潟火力発電所は、新潟県北部の北蒲原郡聖籠町・新潟東港工業地域に位置し、当社最大の火力電源（緊急電源を含み、総出力約520万kW）と

して、電力の安定供給の一翼を担っている（図1参照）。

3号系列は国内初の事業用大容量GTCC発電設備として1984年（昭和59年）に営業運転を開始した。当時、GT燃焼器の主流は拡散燃焼方式であり、NOx低減のため、水又は蒸気噴射が用いられていたが、熱効率が低下するとともに大量の水が必要であった。そこで3号系列では世界初となる水又は蒸気噴射によらない低NOx予混合燃焼器を開発し、希薄予混合燃焼方式の実用化に成功した。

さらに、4号系列は、3号系列の開発・設計・建設・運転保守で培った知見を活かし、プラント熱効率55%以上を可能とするTIT1,500℃級GTの要素技術開発を目的として、メーカーとの6年に亘る開発研究を進め、1999年（平成11年）4-1号系列が営業運転を開始した。その後、更なる技術開発を進め、4-2号系列では、4-1号系



Fig. 1 東新潟火力発電所全景

原稿受付 2014年1月30日

* 1 東北電力(株)
〒957-0101 新潟県北蒲原郡聖籠町東港1-1-155

列の運転初期に経験した燃焼振動の課題を解消した新型燃焼器を採用し、2006年（平成18年）営業運転を開始した。

4号系列の開発では、TIT1,500℃実現に必要な要素技術として「冷却方法」、「予混合比率を拡大した燃焼器」、「材料・結晶制御方式」などの研究開発を行い、設計に反映した。

3. 燃焼振動の監視

3.1 燃焼振動

燃焼振動とは、発熱量の変動（発熱量の時間変化）と燃焼器の音響特性の相互作用により生じる自励的な気柱振動である。

燃焼振動は、発振する周波数帯に応じて、以下のように分別される。

- ・低サイクル燃焼振動：予混合気流速と燃焼速度の不釣り合いにより保炎位置が変化し、保炎不良となり発振するもの。
- ・中・高サイクル燃焼振動：メイン火炎（予混合火炎）の軸方向位置により、燃焼不安定となり発振するもの。
- ・超高サイクル燃焼振動：燃焼器壁面での集中発熱、燃焼器の断面方向の発熱、圧力分布により発振するもの。

燃焼振動が発生した場合の問題点は、燃焼器およびタービンの構成部品の固有振動数（周波数）との共振により、機器損傷に至る可能性があることである。燃焼器後流の構成部品には共振を発生させる固有振動数が複数存在し、その周波数の燃焼振動のレベルが上がってくると、燃焼器後流の部品を共振させ特定の部位にひずみを

生じさせる。ひずみ量が限界値を超えると損傷に至る。また燃焼器が損傷した場合、下流にあるタービン翼の損傷といった2次被害を引き起こす可能性がある。

そのため、燃焼振動レベルを監視することが非常に重要である。

3.2 監視の強化

予混合燃焼器における燃焼時の火炎は、メイン火炎（予混合火炎）とパイロット火炎（拡散火炎）からなり、予混合火炎の割合を増やし火炎の局所高温域の低減を図ることで、低NO_x化に対して優れた有効性を持っている（図2参照）。

3号系列から4号系列GTへ燃空比一定のままTIT高温化を図ることは、熱負荷が増大し、それに伴う排出NO_x量の増加が懸念された（図3参照）。排出NO_x量の

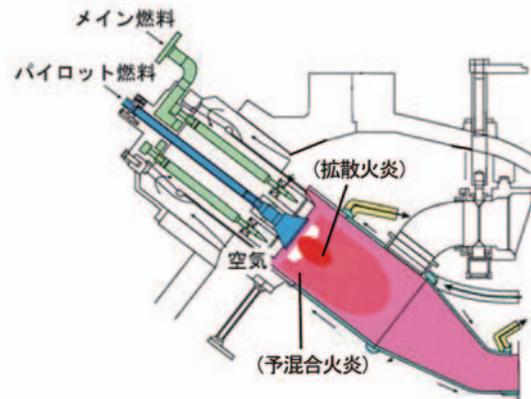


Fig. 2 予混合燃焼器

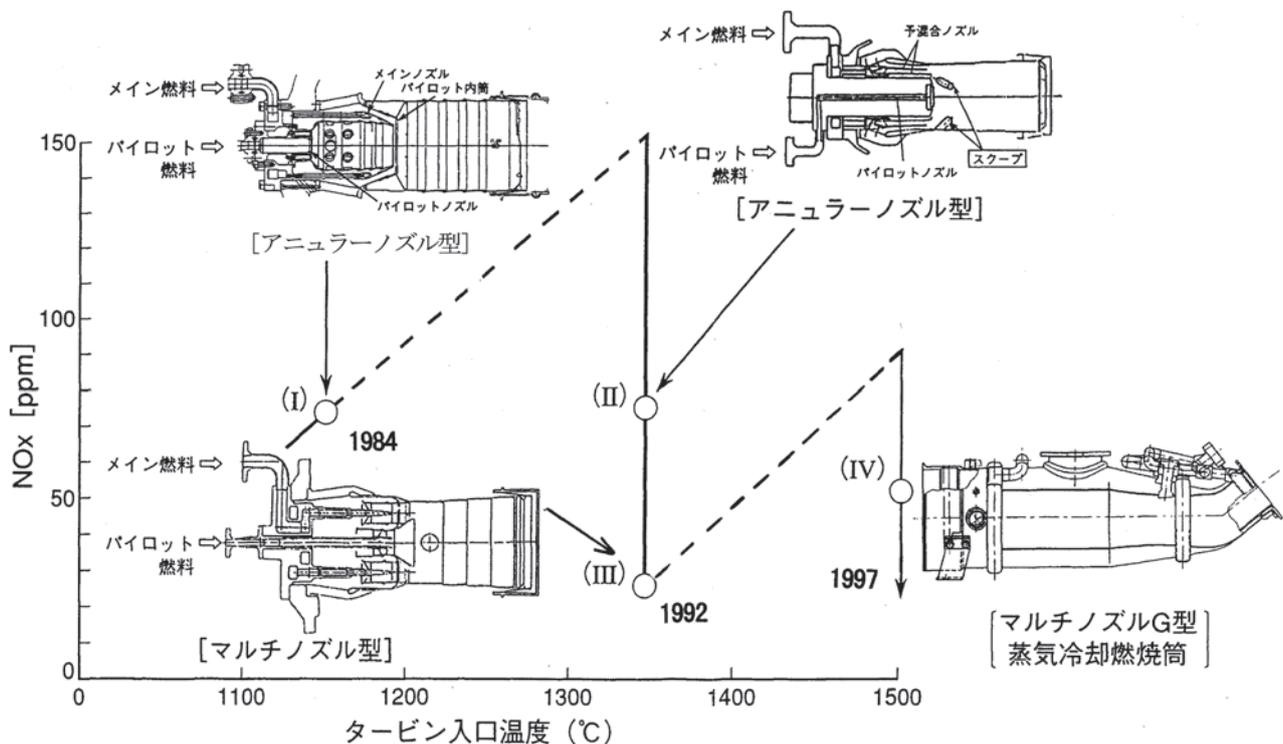


Fig. 3 TIT高温化と排出NO_x量の変遷

抑制を目的に、希薄予混合燃焼を更に推し進めることで、安定燃焼範囲が狭くなり、拡散燃焼器が採用されていた時代はあまり問題とならなかったが、燃焼振動に対応する必要が生じてきた。

3号系列では当初、0～200Hzまでの燃焼振動を監視していたが、4号系列では5000Hzまでの超高サイクル監視へと、監視周波数を拡大し燃焼振動監視を強化した。

4. 燃焼振動監視の変遷

4.1 燃焼振動監視装置の概要

燃焼振動監視装置は燃焼振動レベルを常時監視し、燃焼状態が不安定になった場合、アラームを発報させる装置である。なお、燃焼振動には周波数帯毎に管理値が設けられている。

監視装置は、内圧センサー、プリアンプおよび解析用・表示用PCで構成される(図4、5参照)。内圧センサーは、正圧がかかると正の電荷、負圧がかかると負の電荷が誘起され、圧力が変動した分の電荷が信号として伝送される。プリアンプは、振動を受け交流電圧を出力、また、解析用PCでは各周波数帯の圧力変動を測定(高速フーリエ変換)することで燃焼振動を検出している。

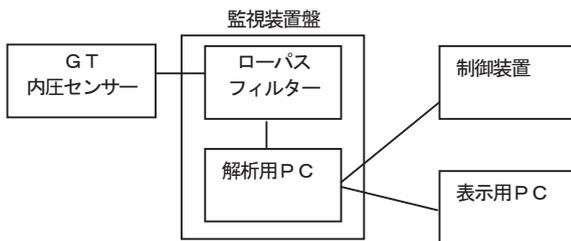


Fig. 4 燃焼振動監視装置の構成図

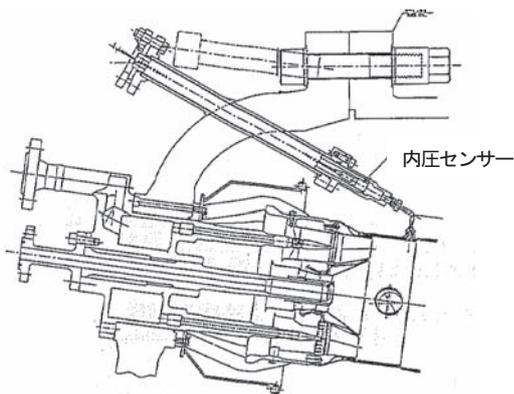


Fig. 5 内圧センサー取付け例

4.2 燃焼振動監視の改善事例

3号系列においては、1984年(昭和59年)運転開始以降、内圧センサーを設置し、0～200Hzまでの監視を行ってきた。2003年(平成15年)の低NO_x化を目的とした燃焼器更新に伴い、更なる希薄予混合燃焼による超高サイクル燃焼振動発生が懸念されたことから、監視範囲を4500Hzまで拡大した。

以下、3号系列に関する監視の改善事例を紹介する。

- 課題 : 燃焼振動レベルの誤検出。
- ・原因1 : センサーホルダー部でのドレン滞留。
- ・対策1 : センサー位置を高温部へ変更。
- ・原因2 : センサー先端部における高温空気の渦による熱伝達の変動。
- ・対策2 : 開口率、孔径、板厚、クリアランス調整、実証試験等を行った多孔板を設置し、最適な形状に変更(図6参照)。

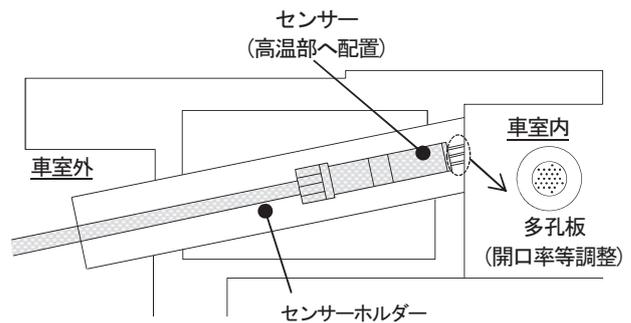


Fig. 6 内圧センサー設置図

4号系列においては、高温化に伴い5000Hzまでの超高サイクル燃焼振動の監視を行っていたが、2004年(平成16年)に燃焼調整中の燃焼振動により燃焼器が損傷したことから、超高サイクル予兆検知機能(振動値の経時変化を監視)を追加し監視を強化した。

以下、4号系列に関する監視の改善事例を紹介する。

- 課題 : 内圧センサーへ接続される導管の損傷。
- ・原因 : ガスタービン起動・出力変化中に、車室とそれに比べ熱容量の小さい燃焼器とで熱伸び差が発生、接続する導管部に強制変位が発生し低サイクル疲労破壊に至った。
- ・対策 : 導管の形状を一部変更し、低サイクル疲労に対する寿命を向上。

その他、燃焼空間内に発生する燃焼ガス流れの変動が導管の固有モードと共振し、超高サイクル内圧変動が上昇する事象を機に、管理値の見直し・離調を施した導管の採用などの対応も行っている。

5. 燃焼器トラブルの早期把握と信頼性向上

これまで3、4号系列では、蓄積してきた運転実績を踏まえ、燃焼振動の監視強化とプラントの信頼性向上に努めてきた。

次に、燃焼振動監視の強化が、プラントの安定運転や信頼性向上へ繋がっている事案について紹介する。

5.1 燃焼調整

燃焼調整とは、ガスタービンが安定運用できるように、周波数帯毎に設定した管理値を満足するように各種燃焼パラメータを調整し、最適な運転設定にチューニングすることである（図7参照）。

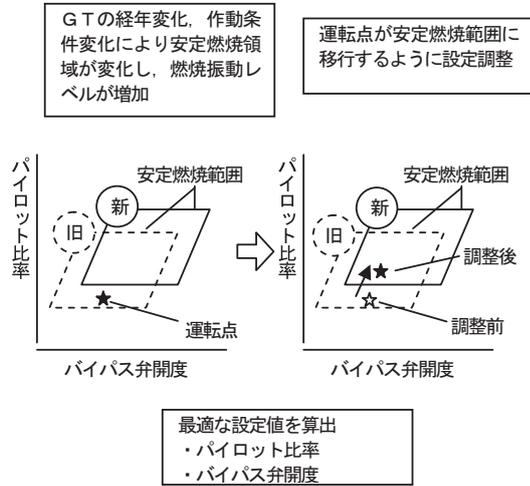


Fig.7 燃焼調整のイメージ

この燃焼調整は、燃焼振動レベルを監視し、安定燃焼範囲を目に見えるものとする事で初めて行うことができるものである。

具体的には、ガスタービン燃焼器内の燃焼によって発生する、機器を損傷させる可能性のある有害な振動を安全なレベル以下にし、かつNO_x等の排ガス性状が管理値を満足するように燃焼パラメータを最適化することである。燃焼調整では、以下の項目を実施している。

○燃焼調整前の状態確認

- ・運転状態の確認（着火・昇速，排ガス性状，燃焼振動）
- ・燃焼裕度の確認（パイロット比率^{*1}，バイパス弁開度^{*2}を変化させ，燃焼振動の安定範囲を確認）

○燃焼状態の最適化

- ・設定値の最適化検討（裕度確認結果から最適な運転となるようにパイロット比率，バイパス弁開度の動作を変更）および運転状態の再確認

なお、燃焼調整は、燃料性状（メタン濃度等）が変更される場合、燃焼器の組み直しでクリアランスが変わる場合、燃料弁交換や本体改造により、燃料，燃焼用空気の供給バランスが変わる場合等に行っている。

※1：燃焼の安定性，パイロット領域とメイン領域の燃焼空気のバランス調整を行う。

※2：燃焼領域へ入る空気量を調整し，燃焼領域における燃焼空気の調整を行う。

5.2 ランバック回路

燃焼振動の中でも、超高サイクル燃焼振動は、振動レベルの上昇後、数秒から数分間で機器の損傷に至る特性を持つ。また、燃焼振動は突発的に発生するため、発生後に運転操作したのでは、設備損傷を完全に防止することが困難である。

そこで、燃焼振動発生時の設備損傷を確実に回避するため、自動的に負荷降下を行うランバック回路を国内GTCC発電設備で初めて当発電所4号系列で導入した。

ランバック回路は、急速かつ自動的に負荷降下を行うことから、燃焼状態に悪影響を及ぼさないかどうか確認する必要がある。当発電所では、それまで燃焼振動レベルの監視データを蓄積してきており、燃焼空比マップを用いた安定燃焼範囲の把握ができたことから、回路の導入が可能となった。

回路導入時には、燃焼空比マップ上に燃焼振動特性，安定燃焼範囲をまとめ、マップ上の安定燃焼範囲内で負荷降下することを確認している（図8参照）。

回路導入以降、燃焼振動発生時におけるランバック動作により、設備損傷を確実に抑止できておりプラント安定運転に寄与している。

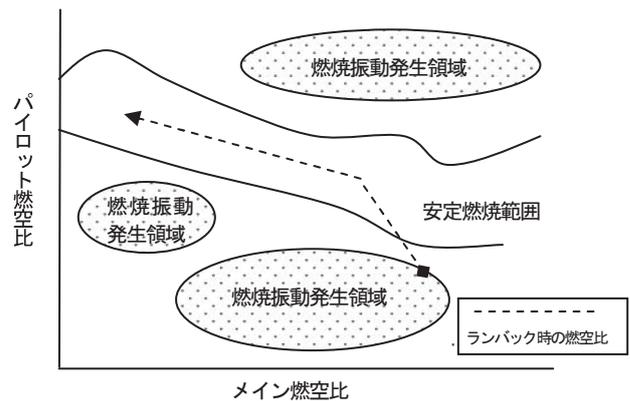


Fig.8 ランバック時の燃焼状態（燃焼空比マップ）

6. 設備の運用性向上への寄与

燃焼振動の監視を行い、燃焼振動に対するGTの信頼性を向上させたことによって、T1T上昇運転（3・4号系列）、ガスタービン入口案内翼増開度運用（4号系列）によるプラント増出力運用も可能とした。

T1T上昇運転による増出力運用については、熱負荷上昇に伴う燃焼振動レベル等の評価を行い、2011年（平成23年）3月11日に発生した東日本大震災時の当社太平洋側火力発電設備の甚大な被害による深刻な供給力不足の際に、夏場需給逼迫時の追加供給力（最大210MW）として戦列に加えることができた。また、ガスタービン入口案内翼増開度運用についても、これまでの燃焼調整時の振動傾向を始めとする各種パラメータから評価し、可能となった。

これらプラント増出力運転は、燃焼振動レベルの監視

を継続的に行ってきたからこそ達成できたものであり、監視装置が重要な役割を担ったものである。

また、近年、燃料情勢変化により、軽質ガス（高メタン濃度ガス）の利用範囲拡大が求められている。高メタン濃度ガスは、他の炭化水素燃料（エタン、プロパン、ブタン）と比較して火炎温度が低い、着火温度が高い、着火エネルギーが高い等の特徴があり、燃焼速度が小さく、着火遅れ時間が大きい（表1参照）。高メタン濃度ガスの利用拡大は、燃焼速度の低下、着火遅れ時間の増加により保炎不良となり、燃焼安定性が低下し、燃焼振

動に影響を与える可能性がある。

そのため、既設のGTにおける更なる軽質ガス使用には、燃料中メタン濃度を段階的に上昇させ燃焼振動の傾向を確認し、燃焼調整を行う必要がある。確認試験を行うための事前評価、可否の検討を行うためにも、これまで蓄積してきた燃焼振動レベルの監視データが役立っている。

以上のように、今後プラントの運用性向上と安定運転を行うためにも、信頼性の高い燃焼振動の監視が求められる。

Table 1 炭化水素燃料の比較

分子種		メタン	エタン	プロパン	ブタン
化学式		CH ₄	C ₂ H ₆	C ₃ H ₈	C ₄ H ₁₀
分子量	g/mol	16.04	30.07	44.1	58.12
	kJ/kg	50055	47525	46390	45040
低位発熱量	kJ/Nm ³	35825	63754	91262	140925
可燃限界燃空比	低側 (%)	5.0	3.0	2.12	1.86
	高側 (%)	15	12.5	9.5	8.41
断熱火炎温度	°C	1950	1988	2088	2262
自然着火温度	°C	682	561	535	516
層流燃焼速度	cm/s	33.8	40.1	39	37.9

軽質 ←

7. おわりに

当社は、1984年（昭和59年）に国内初の事業用大容量GTCC発電設備を東新潟3号系列に採用して以来、同4号系列、仙台火力4号機、そして、現在建設中の新仙台火力3号系列まで高効率GTCC発電設備の開発・運用に邁進してきた。

同時に、予混合燃焼器の採用により、ガスタービンの安定運転を維持するためには、燃焼振動の監視が必要不可欠になり、これまで燃焼振動の監視に関する各種改善、および、監視を用いた燃焼器トラブルの早期把握と信頼性向上に努めてきた。

しかしながら、GTCC発電設備は監視装置を含め、まだまだ技術開発の余地があるものと考えており、信頼性向上、運用性向上への挑戦は継続中である。今後も、監視の信頼性・精度を向上させることで、運用コストの低減とプラント安定運転の両立を図っていく所存である。

本寄稿に抛り、これまでご指導とご協力をいただいた諸先輩、関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。

特集：ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について

中小型の発電用GTのモニタリング

植木 允啓*¹
UEKI Masahiro

キーワード：ガスタービン、制御装置、監視装置、PLC、データ転送、コージェネレーションシステム、多様化 Gas Turbine, Control Device, Monitoring Device, Programmable Logic Controller, Data Transfer, Cogeneration System, Diversification

1. はじめに

当社では、600kW級～30000kW級までの自社開発ガスタービンを使用したコージェネレーションシステム、及びコンバインドサイクルシステムを数多く納入している⁽¹⁾。これらのシステムに使用するガスタービンエンジンは、発電容量の小さい順にSクラス・M1クラス、M7クラス、L20・L30クラスの3種類に大別される。ガスタービンの制御において、これらのエンジンクラスにより詳細な制御に違いはあるものの、基本的なシステム構成及び制御・監視についての考え方は全てのクラスにおいて共通である。

ここでは、中・小型クラスのガスタービンの観点から、10000kW以下（M7クラス以下）の当社ガスタービンの監視装置についての共通事項について紹介する。

2. 遠隔監視装置（テクノネット）

当社では、ガスタービンの故障解析、診断支援を目的として、遠隔監視システム（テクノネット）を標準装備している。開発当初はガスタービンコージェネレーション販売台数の半数程度しか導入されていなかったが、近年ではほぼ100%導入されている。今ではメンテナンスに欠かせないシステムとなっており、図1のように各サービス拠点や社内各部署での監視が可能になっている⁽²⁾。

2.1 監視データの流れ

始動停止時、正常運転時、故障発生時等の状態信号や計測信号の各種データは、各地の顧客設備に納めているガスタービン制御PLC（Programable Logic Controller：信号の入出力やPLC間、PC間との通信、モータ等の機器の制御を行うことができる制御装置）で収集し、データ送信用PLCを介して電話回線、あるいはインターネット回線を通じて当社の監視サーバへ送られる。データ収集の流れを以下に示す。また、顧客設備から当社監視

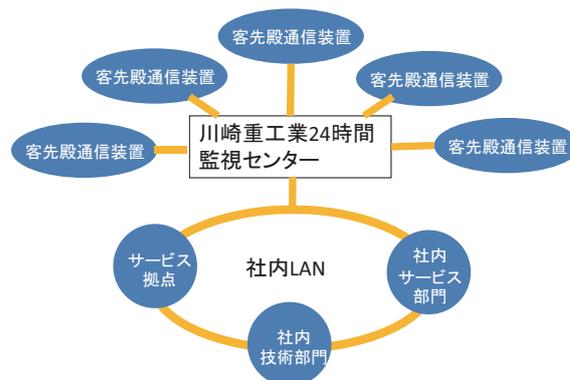


Fig.1 テクノネットシステム概要

サーバ間のシステム構成図を図2に示す。

2.1.1 ガスタービン制御装置（PLC）

ガスタービン制御PLCが各状態、計測信号を計測し、データ収集装置へ送信する。ガスタービン制御装置とデータ収集装置との通信は、イーサネットベースのFLネットワーク通信を採用している。

2.1.2 データ収集装置（PLC）

ガスタービン制御PLCから送信された各データを収集し、遠隔監視診断データを作成する。各データは、起動・停止時、故障時、1日1回の定期時間に送信する。

2.1.3 データ送信装置（パネルコンピュータ）

データ収集装置にて集積した遠隔監視診断データを当社監視サーバへ送信する。送信方法は、電話回線を用いる方法とインターネット回線を用いる方法があり、インターネット回線を用いた場合は双方向通信が可能である。

2.1.4 サーバ（サーバPC）

データ送信装置から送信される遠隔監視データをデータベースに蓄積し、クライアントからの要求により、蓄積したデータの情報提供を行う。

原稿受付 2014年1月6日

*1 川崎重工業(株)明石工場ガスタービンビジネスセンター
産業ガスタービンシステム総括部システム技術部電気制御技術課
〒673-8666 明石市川崎町1-1

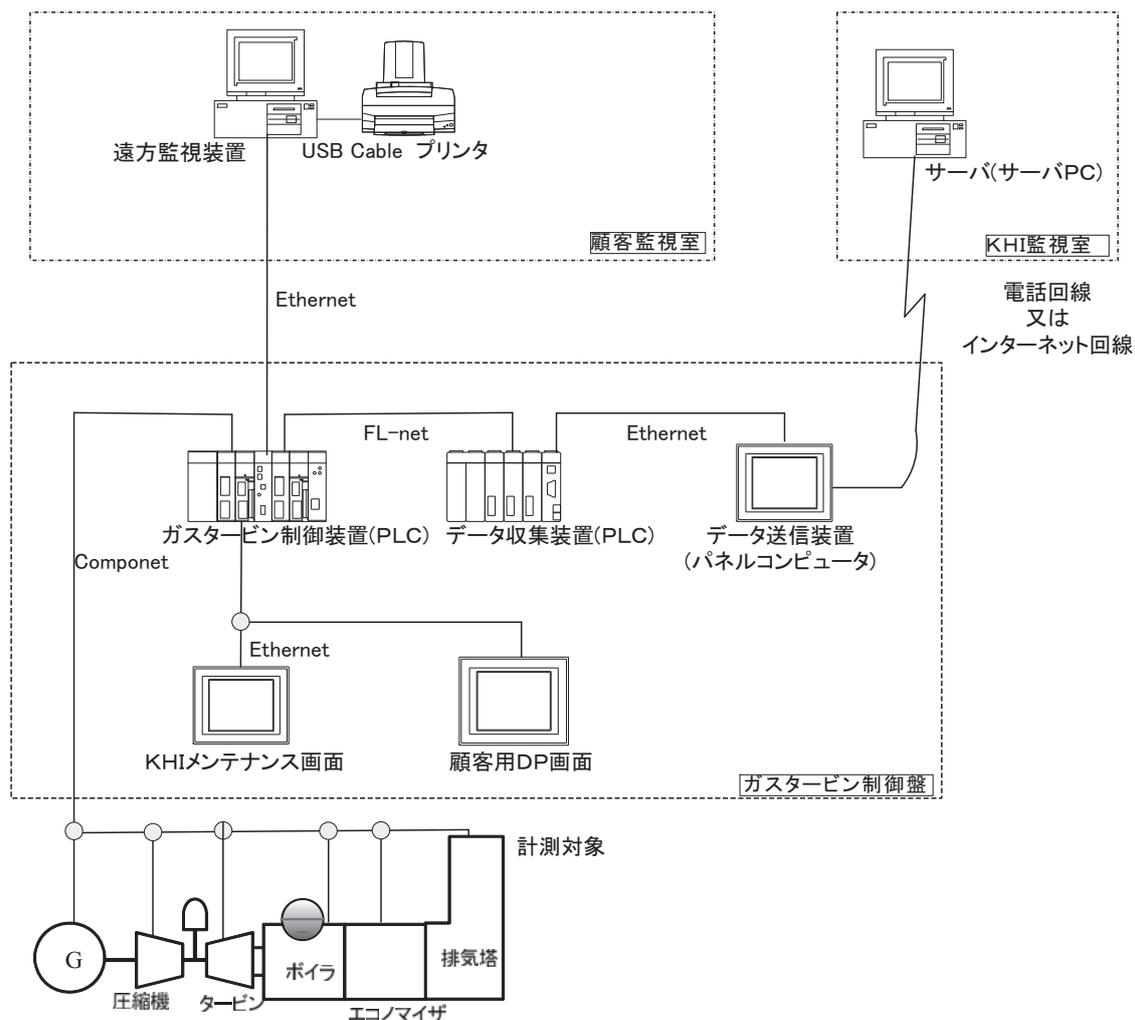


Fig.2 ガスタービン制御・監視システム構成

2.1.5 クライアント

社内LANにより、サーバと接続し、顧客設備の受信一覧、日報、発電装置・プラントの各種計測データ、故障時データ、故障統計、診断支援データ、保全履歴情報等を表やグラフに表示し、必要に応じ各データをCSVファイルでクライアントPCに保存することができる。ここで述べているクライアントは、弊社設計部門やカスタマーサポート、弊社グループ会社のサービス部門にあたる。

2.2 監視データの種類

テクノネットでは、ガスタービン発電設備の各種計測器のアナログ信号、各機器類の状態を確認するステータス信号のデータを各々のタイミングで採取している。各信号の点数は、アナログ信号は101点、ステータス信号は304点、積算パルス信号は11点である。

2.2.1 故障データ

軽故障、重・中故障発生時は、故障発生前60秒～6秒までを1秒周期データとして、故障発生前6秒～故障発

生後1秒までを0.1秒周期データとして、故障発生後1秒～4秒までを1秒周期データとしてデータを保存し、グラフ表示、CSVファイルへの書き出しができる。データの種別は、テクノネットに登録している全アナログ・ステータス信号である。グラフの横軸はカレンダー時間、縦軸は各種アナログ・ステータス信号である。

2.2.2 運転データ

ガスタービン運転中の毎正時データ（1時間毎のデータ）を1日1回24時間分のデータを採取している。この場合のデータの種別も、テクノネットに登録している全アナログ・ステータス信号である。発電電力や受電電力の変動を監視することにより、顧客設備の運用形態を推し量ることができる。

2.2.3 リクエスト転送

顧客設備で採取された過去1週間から現時点の運転データをKHI各事業所の個人のPCから必要時に採取している。但し、この方法はインターネット回線を用いた場合に限る。

2.2.4 起動データ

ガスタービン起動毎の起動データを採取している。データの種類は、起動時間、回転速度、振動値、排気温度である。このデータは、特性診断に用いる。

2.2.5 停止データ

ガスタービン停止毎の停止データを採取している。データの種類は、停止時間、回転速度、振動値、排気温度である。このデータは、特性診断に用いる。

2.3 監視データ用通信回線

2.1.3に記述しているが、遠隔監視データをサーバに送る方法は、大きく分けて電話回線とインターネット回線がある。現在の電話、インターネットプロバイダ各社が提供するサービスに対して、当社テクノネットの使用可否について表1に示す。

Table 1 テクノネットの伝送方式

	モデル1	モデル2	モデル3	モデル4
方式	インターネット常時接続	顧客設備社内LAN	インターネットダイヤルアップ接続	電話回線
サービス	○	△	△	△
コスト	○	○	△	△
安全性	○	△	○	○
通信速度	○	○	△	△

2.4 予知診断

テクノネットにより各種データを採取することで、予知診断が可能になっている。運転データを自動解析する事で異常な点を発見でき、設備の発電効率、熱効率、負荷率を自動計算する事で性能劣化を発見することができる。それにより設備不良が生じる前に顧客に設備の点検を提案することができ、警報発報を未然に防ぐことができる。以下に予知診断の種類を示す。

2.4.1 起動時間評価

毎回起動時の起動指令から95%回転速度到達の時間を評価する。この時間が起動毎に長くなることにより、调速機等の不具合の兆候を予知する。図3にその評価画面を示す。

2.4.2 起動時振動値評価

毎回の起動時のガスタービン主軸振動及び減速機振動の最大値を評価する。起動毎にこの値が大きくなると、ガスタービン又は、減速機回転体とその車室との接触等の不具合の兆候を予知する。



Fig.3 ガスタービン起動時の評価画面

2.4.3 起動時排気温度評価

起動時の排気温度最大値を評価する。この温度が高くなる事により、调速機等の不具合の兆候を予知する。

2.4.4 停止時間評価

毎回停止時の停止指令から5%回転速度までの時間を評価する。停止毎にこの時間が短くなることにより、ガスタービン軸の車室との接触等の不具合の兆候を予知する。

2.4.5 停止時振動評価

停止時のガスタービン主軸振動及び減速機の最大値を評価する。この値が大きくなると、点検・調整等を必要とする。

2.4.6 ガスタービン軸振動評価

運転時の主軸振動値を評価する。主軸振動値の変化を増幅し、積算した値を計算することで、持続的な振動値上昇を捉えやすくした解析方法であり、この値が増加すると、点検・調整等を必要とする。図4にその評価画面を示す。

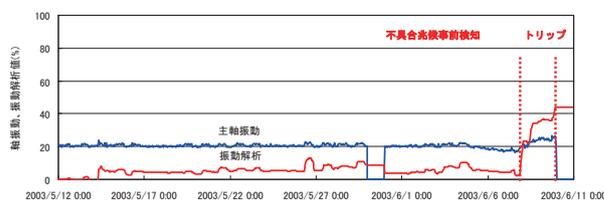


Fig.4 ガスタービン起動時の軸振動評価画面

2.4.7 吸気フィルタ汚れ評価

過去1ヶ月間の吸気フィルタの圧力損失値から近似曲線を作成し、吸気フィルタの交換時期を予想し、顧客へ事前にフィルタ交換を提案する。図5にその評価画面を示す。

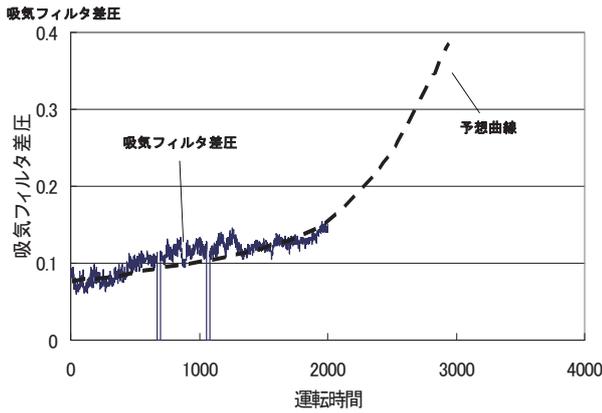


Fig. 5 吸気フィルタの汚れ診断図

2.4.8 性能劣化診断

発電電力、排気温度のようなガスタービンのプロセス値は、操作量・外気環境・劣化により様々な値をとる。劣化診断では、実出力から操作量、外気環境の影響を取り除き、標準出力を計算する。標準出力は通常、定格出力値であるが、劣化が進行すれば、標準出力は定格出力より低い値となり、劣化傾向にあると判断できる。図6にその評価画面を示す。



Fig. 6 ガスタービン性能評価画面

3. 遠方監視装置

昨今、コージェネレーション設備を導入する時に、遠方からガスタービン、ボイラ、各プラント機器の状態をモニタリングするシステムを要求されることが、標準化しつつある。遠方からモニタリングする方法として、以下の2つの方法が挙げられる。

- 1) コージェネレーション設備を設置する工場の既設監視システムにガスタービン制御PLCから信号を送る方法。
- 2) 当社にてSCADAの流れを組むソフトを使用した遠方監視装置を設計し、ガスタービン制御PLCと接続する

方法。ここでは、2)について記す。

3.1 通信方法

当社で設計する遠方監視装置は、標準ではEthernetを用いてガスタービン制御PLCと通信を行う。上記図2に通信接続図を示している。

また、遠方監視装置を設置する場所は顧客により様々ではあるが、既設の監視室に設置することが多い。その場合、ガスタービン制御PLCとの距離が100mを超えることも多々ある。Ethernetケーブルでよく使用されるCAT3 (10BASE-T), CAT5 (100BASE-TX) は、伝送距離が100mまでなので、中継器を設けないと通信ができない。この時の中継器として、電気信号⇄光信号の変換を行う、光メディアコンバータを使用する。光ファイバケーブルを屋外、かつ長距離配線することもあるため、屋外仕様の中でも頑強な銅帯外装、あるいはコルゲート外装の光ファイバケーブルを使用する。

3.2 監視機能

遠方監視装置の主な機能は、監視である。各計測機器からのアナログ信号を数値、あるいはグラフ、バーで表示する。それらの計測値には管理値を設けることができ、その管理値を超えると数字の色を変化させ、監視員に報せる。それにより、故障する前に各機器の異常を判断することができる。遠方監視装置のグラフィック画面を図7に示す。図7はコージェネレーション設備の全体構成図だが、電気系統、燃焼器系統、ボイラ系統など各系統の詳細画面も設定している。遠方監視装置はステータス信号も受信しており、各機器の現状の動作状態をグラフィック表示により一目で認識できるようにしている。図7の緑色の機器は、運転すると赤色に変わり、右端にある各状態表示は、状態がONになると背景色が変わる。

また、アナログ信号はトレンドグラフ化することができ、1画面に最大16個の計測信号を設定できる。それにより、GT関係、発電機関係等でグループ化して監視することができる。図8にトレンドグラフを示す。

アナログ信号、故障項目や状態項目は一覧表でもまとめており、各画面を切り替えることで様々な状態を確認することもできる。図9に各信号一覧表を示す。

3.3 遠方操作

遠方操作は、ガスタービン、あるいはボイラ等のプラント機器を遠方監視装置から行うことである。この場合、機側の制御盤に操作場所を機側、遠方で切り替えるスイッチを設け、そのスイッチを遠方にすることにより遠方監視装置による操作が可能になるようにインタロック機能を組み込んでいる。但し、当社の基本指針として、ガスタービンの起動・停止等は機器が見える場所で操作をする考えがある。そのため、操作場所切り替えスイッチは機側の制御盤にのみ設けている。



Fig.7 コージェネレーションプラントグラフィック画面

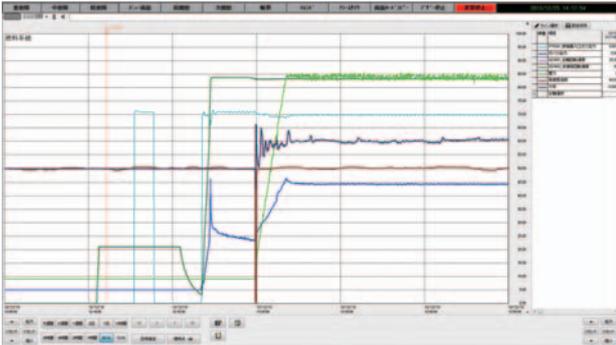


Fig.8 計測信号のトレンドグラフ



Fig.9 メニュー画面

3.4 帳票機能

電気関係報告規則第2条より、出力1000kW以上の発電所を設置する場合、年2回「自家用発電所運転半期報」を経済産業省に提出する義務がある。その半期報は決まった様式であるため、その様式通りの半期報をソフトで作成している⁽³⁾。これにより、自動的に経済産業省に提出する様式で半期報を作成でき、客先殿の手間を省くことができる。半期報だけでなく、日報、月報も作成できる。この時、日報用、月報用の計測項目は選択可能である。日報の画面を図10に、半期報の画面を図11に示す。日報では、1時間毎の各計測信号の値と計測信号名、管理値の上・下限値、計器TAG.No.を記載している。

3.5 その他

遠方監視装置の他の機能として、以下のものがある。
1) ガスタービンが故障した時に連動して発報する遠方

平成 25年 10月 3日 水曜日

ガスタービン(GT)

項目	計測値	管理値	計器No.	単位	項目	計測値	管理値	計器No.	単位
1.1.1.1	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.2	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.3	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.4	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.5	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.6	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.7	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.8	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.9	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.10	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.11	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.12	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.13	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.14	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.15	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.16	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.17	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.18	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.19	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.20	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.21	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.22	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.23	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.24	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.25	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.26	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.27	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.28	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.29	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.30	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.31	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.32	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.33	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.34	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.35	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.36	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.37	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.38	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.39	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.40	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.41	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.42	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.43	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.44	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.45	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.46	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.47	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.48	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.49	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.50	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.51	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.52	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.53	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.54	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.55	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.56	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.57	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.58	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.59	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.60	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.61	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.62	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.63	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.64	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.65	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.66	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.67	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.68	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.69	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.70	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.71	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.72	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.73	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.74	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.75	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.76	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.77	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.78	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.79	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.80	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.81	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.82	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.83	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.84	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.85	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.86	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.87	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.88	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.89	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.90	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.91	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.92	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.93	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.94	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.95	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.96	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.97	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.98	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.99	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.100	1000.00	1000.00	1000	kW

Fig.10 日報

株式会社 〇〇〇〇

自家用発電所運転半期報

平成 25年 10月 3日

項目	計測値	管理値	計器No.	単位	項目	計測値	管理値	計器No.	単位
1.1.1.1	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.2	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.3	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.4	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.5	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.6	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.7	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.8	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.9	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.10	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.11	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.12	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.13	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.14	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.15	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.16	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.17	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.18	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.19	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.20	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.21	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.22	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.23	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.24	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.25	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.26	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.27	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.28	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.29	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.30	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.31	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.32	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.33	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.34	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.35	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.36	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.37	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.38	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.39	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.40	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.41	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.42	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.43	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.44	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.45	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.46	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.47	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.48	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.49	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.50	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.51	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.52	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.53	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.54	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.55	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.56	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.57	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.58	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.59	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.60	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.61	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.62	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.63	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.64	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.65	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.66	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.67	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.68	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.69	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.70	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.71	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.72	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.73	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.74	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.75	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.76	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.77	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.78	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.79	1000.00	1000.00	1000	kW	1.1.1.80	1000.00	1000.00	1000	kW
1.1.1.81	1000.00</								

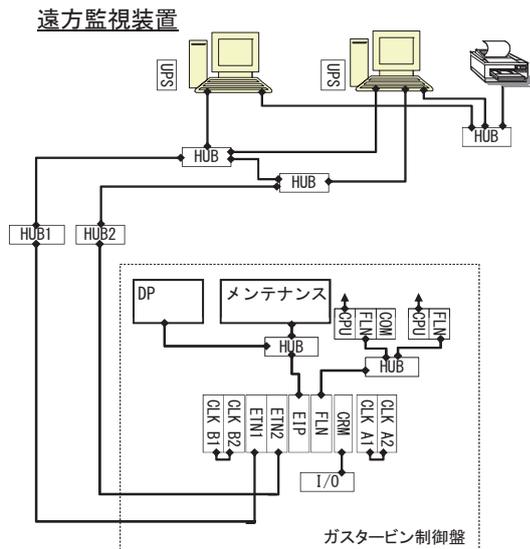


Fig.12 二重化ネットワークシステム

る計測ツールが必要だったことが開発背景にある。また、プログラミング作成者と他の設計者間の間での情報の交換が容易になる。

4.1 ソフト仕様

ソフト開発環境及びソフト使用環境を以下に示す。

1) 開発環境

開発プログラミング言語：Visual Basic 2010。

OS：Windows7 (32bit版)

2) 使用環境

OS：Windows7, Vista, XP (32bit版)

必須ソフト：Microsoft Excel2003, 2007, 2010

：. NET Framework4

4.2 長所

GTロガーには既存のソフトと比べて様々な長所がある。以下にそれらの長所を示す。

- 1) 自社開発であるため、各試験に適した機能を逐次追加できる。
- 2) ライセンスの問題がない。
- 3) 計測信号を現状最大200点まで増やせる。
- 4) リアルタイムで計測信号を表示できる。
- 5) データ名や小数点を付加できる。
- 6) PLCやソフトの専門知識がなくても使用できる。
- 7) テンドグラフのX軸、Y軸の拡大、縮小が可能。
- 8) 多数の計測データをCSVファイルに書き出せる。

4.3 計測

GTロガーは、イーサネットケーブルを用いてPC上で使用するアプリケーションである。PCとガスタービン制御PLCを通信接続し、PLC内の各種計測データ、ステータス信号を読み込むことができ、リアルタイムで表示できる。計測信号とステータス信号は同じ画面上で見ることができ、アナログ計測信号数は20点 (200点まで

拡張可能) である。図13にGTロガーの計測画面を示す。上部が計測信号、下部がステータス信号である。GTロガーで計測した信号から日報を作成する事もできる。

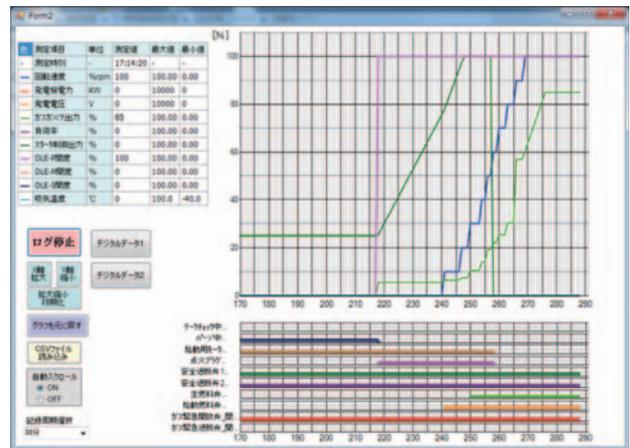


Fig.13 GTロガーの計測画面

4.4 今後

今後の開発内容を以下に挙げる。

- (1)使用者が任意で計測項目 (M1で80項目以上, M7では100項目以上計測信号がある) を設定することができる。
- (2)計測時間の分解能を短くする。
- (3)計測時間により自動で画面スクロールの幅を調整できるようにする。
- (4)シリアル通信を可能にする。

5. 最後に

モニタリング技術は、通信機器の飛躍的な進化により様々な形態を持つようになった。また、ガスタービン制御技術と異なり、顧客の要望によって監視方法は様々な形態をとる。現在、当社の遠隔監視装置 (テクノネット) と遠方監視装置による2重の監視システムが標準になりつつある。顧客にてプラント内で監視し、当社にて遠隔から監視することにより、故障発生時に原因究明を迅速に行うことができるようになった。また、遠方監視装置の利点は、プラントのグラフィック画面により一目で状態を認識できることである。また、顧客のニーズに合わせてグラフィック画面をカスタマイズすることができるため、ガスタービンコージェネレーションプラントを容易に監視できるようになっている。

6. 引用文献

- (1) 佐藤毅, “小中容量ガスタービン発電設備の制御”, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 35, No.1 (2007), pp.23-26.
- (2) 田中利直, 山本富士夫, 井上雄介, 藤岡良磨, 尾崎嘉彦, 佐藤和憲, 占部博信, 二之湯秀幸, “カワサキガスタービンコージェネレーションシステム-遠隔監視および診断システム”, 川崎重工技報, 161号 (2006), pp.54-57.
- (3) 電気関係報告規則第2条

特集：ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について

ガスタービンコージェネレーション 発電設備の遠隔監視システム

浅野 光晴*¹
ASANO Mitsuharu

有田 和弘*¹
ARITA Kazuhiro

桑田 和正*²
KUWADA Kazumasa

キーワード：ガスタービン，コージェネレーション，遠隔監視，Gas Turbine，Co-generation，Remote monitoring

1. 緒言

コージェネレーション発電設備は、顧客の電力・熱需要をまかなう大切なエネルギー供給源であり、その安定運用が期待されている。また、近年の燃料費高騰を受けて、より経済性の高い運用も期待されている。

それらの期待に応えるため、インターネット環境を利用して遠隔監視を行い、設備診断や傾向管理、予防保全を行う手法が採られており、設備メーカーやエネルギー管理会社などで運用されている。

本稿では、三井造船(株)が納入したガスタービンコージェネレーション発電設備を対象とした遠隔監視システムについての概要、およびアフターサービスを担当している三造テクノサービス(株)での運用例などを紹介し、現在の課題と今後の展望について論じる。

2. システムの概要

2.1 開発の経緯と概要

三井造船(株)ではLSS（ライフサイクル・ソリューション・サービス）事業を推進しており、その一環として、インターネットやWeb技術を活用してガスタービンコージェネレーション発電設備、船用ディーゼル機関などの技術サポート、アフターサービスを行う遠隔監視システムを開発しており、同サービスを行うカスタマーサポートセンターを本社（東京）および玉野事業所（岡山県玉野市）に開設している。

遠隔監視システムは、インターネットや携帯通信網などを利用して納入製品の運転データや異常モードを取得し、それらをもとにカスタマーサポートセンターで性能診断や傾向分析を行い、診断結果を保守履歴とともに電子カルテとして保管し、部品サービスなど各種サービスに活用するシステムである。

これにより、製品トラブルの未然防止、迅速対応、日常の保守業務の効率化を実現し、顧客の設備運用コストを低減するとともに、製品の改良、品質向上を図ってきた。

ガスタービンコージェネレーション発電設備を対象とした遠隔監視システムは、2002年4月に正式運用を開始している。対象は、三井造船(株)が自社開発した“三井SBシリーズ・ガスタービンコージェネレーション発電設備”（1MW～23MW）、米国・ソーラータービン社製のガスタービンを採用した“三井・ソーラー MSCシリーズ・ガスタービンコージェネレーション発電設備”（3MW～14MW）、および三井造船(株)の蒸気タービンを組み合わせた“三井・ソーラー MACSシリーズ・コンバインド・コージェネレーション発電設備”（7MW～17MW）であり、2013年末までの設置実績は、26顧客・36台である。

ガスタービンコージェネレーション発電設備の設置例を、図1、図2に示す。



Fig. 1 三井SBシリーズ（型式SB5，1MW）

遠隔監視システムが運用され始めた2002年4月以降、新規に納入されたコージェネレーション発電設備については標準装備として遠隔監視システムを設置しているが、それ以前に納入されたコージェネレーション発電設備に

原稿受付 2014年1月30日

*1 三造テクノサービス(株)
ガスタービンコージェネサービス事業部 技術部
〒706-8651 岡山県玉野市玉3-1-1

*2 同 東京サービスセンター
〒104-8439 東京都中央区築地5-6-4



Fig.2 三井・ソーラー MSCシリーズ (型式 MSC70, 7MW)

についても、遠隔監視システムを追加設置することが可能であり、2013年には1顧客に追加設置している。

この遠隔監視システムを用いて、顧客設備の運転データをサポートセンターに自動送信して運転状況を把握し、故障・警報が発生した場合は、担当技術スタッフ宛にE-Mailで自動通報し、受信した異常発生前後の運転データ解析により、原因究明と問題解決に応えるサービスを提供している。同時に、蓄積された長期間の運転データを利用してトレンドを解析し、運転状況に応じた予防保全につなげている。

2.2 システムの構成

図3に、遠隔監視システムの全体構成を示す。また、表1に標準的な仕様を示す。

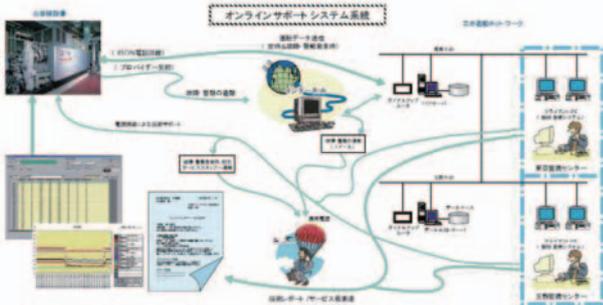


Fig.3 遠隔監視システムの全体構成

遠隔監視システムは、大別して顧客サイトとカスタマーサポートセンター、監視/診断ソフトから構成されている。

2.2.1 顧客サイト

コージェネレーション発電設備の機制御盤内、あるいは電気室制御盤内にデータ収集装置を設けており、制御用のシーケンサーと通信を行って各種データ（運転データ、操作・作動状態、イベント記録など）を蓄積し

Table 1 標準仕様

区分	内容	仕様条件	
監視対象データ	測定値	圧力、温度、流量等(アナログ信号) ~80点 流量、電力、運転時間、起動回数等(積算信号) ~10点	
	設定値	発電量、買電量、流量、圧力、温度、水位等 ~10点	
	運転故障履歴	警報、運転状態等の表示信号(ON/OFF信号) ~400点	
	データ転送機能	遠隔監視盤に保存された前日の運転データは、夜間にインターネット/電話回線を経由して玉野サイトのデータホストサーバに保存され、各種の異常診断、傾向管理等の技術サービスに使用されます。 故障・警報発生前後のデータ転送・保存及び通報 万一、故障・警報が発生した場合は、その前後のデータを玉野サイトのデータホストサーバに転送すると共に三井造船監視センターへ通報します。	毎正時のデータを1日単位で転送・保存する。 異常発生前後の一定時間については2秒毎のデータを転送・保存する。
解析機能	異常診断	故障・警報発生前後の豊富な測定データを利用してお客様が迅速に問題を解決するための技術サポートを行います。	技術スタッフの出張サービスは状況によりご相談に応じます。
	傾向管理(ヒストリカルトレンド)	連続して保存された長期間の運転データを利用して設備の運転状況を解析し(起動特性、制御状態、機能・性能劣化等)、予防保全のための保守点検内容についてアドバイスすることができます。	オプション
	運転履歴管理	日時(期間)を指定して保守管理のための故障・警報履歴、日報、月報、半期報等を作成することができます。	オプション

ている。この通常運用データのことを“NRデータ”と呼称している。また、故障・警報が発生した場合は、異常発生前後の運転データファイル（通常収集している“NRデータ”よりもサンプリング周期が短いもの）を自動生成する。このデータのことを“ERデータ”と呼称している。それ以外に、“ERデータ”と同じくサンプリング周期の短いデータを任意に生成することができる。このデータのことを“RQデータ”と呼称している。

故障・警報発生時には、“ERデータ”生成と同時にE-Mailを発信し、関係者へ通報する仕組みとなっている。一般的なE-Mailと同様に、配信先は任意に変更することが可能であり、弊社社内だけでなく、三井造船(株)関係者や顧客担当者への配信も行っている。

図4に、故障・警報通知メールのサンプルを示す。

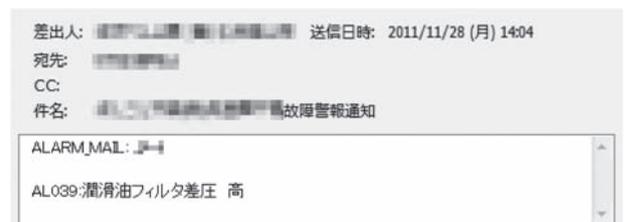


Fig.4 故障・警報通知メール

このデータ収集装置は、コージェネレーション発電設備の規模に合わせて二種類あり、ガスタービン制御用シーケンサーから直接通信機器にデータを送信する“シーケンサー型”と、ガスタービン制御用シーケン

サーのデータを一旦パソコンに取り込んでから通信機器にデータを送信する“パソコン型”に分けられる。

“シーケンサー型”は、制御用のシーケンサーとは別に、データ収集用のシーケンサーを設置する方式であり、設置スペースが少なく済むため、機側制御盤内に全ての機器を納めることが可能である。しかしながら、顧客サイト側にはデータ収集機能しか有しないので、後述する“パソコン型”のようなデータ解析を実施することはできない。

図5に“シーケンサー型”の設置例を示す。中央上部に、データ収集用のシーケンサー、およびダイヤルアップルーターが設置されている。



Fig.5 “シーケンサー型”

“パソコン型”は、専用の制御盤を設けるので設置スペースを考慮する必要はあるが、制御用シーケンサーに取り込まれた運転データ、操作・作動状態、イベント記録を全て遠隔監視することが可能である。また、パソコン技術の進歩に合わせて性能が向上しており、初期のものに比べて大幅に高速化・大容量化していることから、近年はパソコン単体を更新する事例が少なからず見られる。

図6に“パソコン型”の設置例を示す。中央にパソコン、右下方にダイヤルアップルーターが設置されている。

“パソコン型”は、後述する“データ解析”や“トレンド表示”の機能を有しているため、トラブル発生時には顧客側でカスタマーサポートセンターと同じデータを見ながらトラブルシューティングを行うことが可能である。そのほか、顧客独自のトレンド監視や傾向分析にも活用されている。

“シーケンサー型”、“パソコン型”とも、通信機器は、ダイヤルアップルーター、Ethernetハブ（1設備・複数台の場合など）で構成されており、“パソコン型”の場合は専用の無停電電源装置（UPS）より給電されている。

インターネット回線としてISDNを使用し、顧客サイトとカスタマーサポートセンターの通信を1対1に限定



Fig.6 “パソコン型”

している。これは、発信者番号通知による認証およびユーザ認証によって、ネットワーク上のセキュリティを確保することを目的としており、現地ダイヤルアップルーターのアクセス制限機能を使って、カスタマーサポートセンター側の特定端末からのFTP通信のみを許可するように設定している。

上記の通り、複数台設置の場合はEthernetハブを設けており、各データ収集装置に個別のIPアドレスを割り振ることで対応している。現在までの最多例は、1設備・4台である。

2.2.2 カスタマーサポートセンター

カスタマーサポートセンターは、三井造船株の本社および玉野事業所に開設されているが、主要な機器は全て玉野事業所に設置されている。

構成機器はダイヤルアップルーター、FTPサーバー、データサーバー、監視／診断用端末である。社内ネットワークのセキュリティ確保、および顧客データの機密保持のために、FTPサーバーとデータサーバーの間にファイアウォールを設けている。

顧客サイトのデータ収集装置に蓄積された“NRデータ”は、夜間に自動送信されてデータサーバーに保管される。この時、故障・警報が発生した際に生成された“ERデータ”も同時に自動送信される。

なお、夜間の自動送信以外に、必要に応じてデータを取得することが可能であり、監視／診断用端末からデータ取得要求を行うことで、顧客サイトのデータ収集装置にある最新のデータを取得することができる。

カスタマーサポートセンター設置当初と比べてパソコン技術が進歩したことから、現在は専用の監視／診断用端末だけでなく、担当技術スタッフのパソコンでもデータ解析が可能となっている。

2.2.3 監視／診断ソフト

顧客サイトににて収集され、データサーバーに蓄積されたデータを解析するために、専用の監視／診断ソフトを使用している。

図7に監視／診断ソフトのメイン画面を示す。

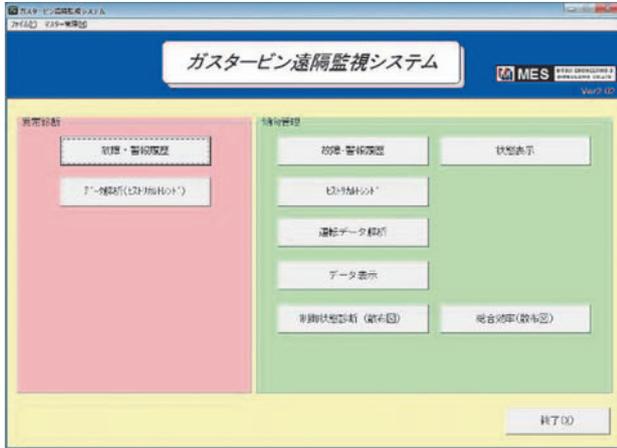


Fig.7 監視／診断ソフトのメイン画面

監視／診断ソフトは、“ERデータ”を解析する【異常診断】メニューと、“NRデータ”、“RQデータ”を解析する【傾向管理】メニューに分かれており、以下に述べるような解析ができる。

1) 故障・警報履歴

時系列順に故障・警報の発生／復帰履歴を表示する。

【異常診断】、【傾向管理】各々に設けられているが、取り扱うデータが異なるだけで、解析内容は同じである。

2) 状態表示 (図8)

前述の故障・警報履歴を含め、操作・作動状態、イベント記録など、コージェネレーション発電設備の状態変化の発生／復帰履歴を時系列順に表示する。

状態表示のサンプルは3.運用例の表2を参照。



Fig.8 状態表示作成画面

3) データ解析 (ヒストリカルトレンド) (図9)

アナログ信号のヒストリカルトレンドを表示する。



Fig.9 ヒストリカルトレンド作成画面

(トレンド画面のサンプルは3.運用例の図15を参照。)

【異常診断】、【傾向管理】各々に設けられているが、取り扱うデータが異なるだけで、解析内容は同じである。

4) 運転データ解析 (図10)

“NRデータ”および予め入力されている換算データを用いて、ガスタービンエンジン (SB5型機) の性能に関するデータを表示する。このデータ解析により、ガスタービンエンジンの性能劣化等の診断が可能になる。

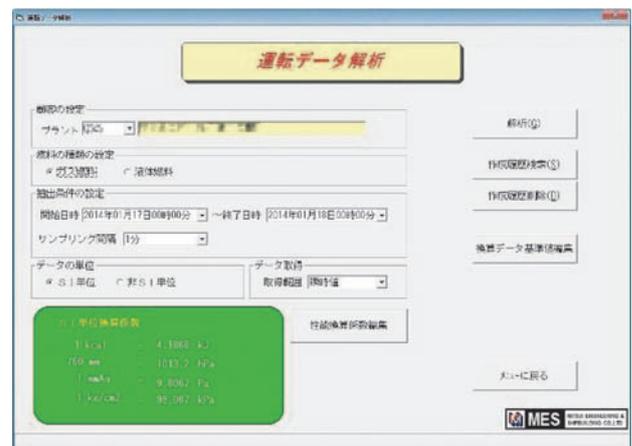


Fig.10 運転データ解析画面

5) データ表示 (図11)

“NRデータ”を用いて、アナログ信号および積算値の日報、月報、半期報を表示する。

6) 制御状態診断 (散布図)

“NRデータ”、“RQデータ”を用いて、ガスタービンエンジン (SB5型機) の制御状態を散布図表示する。

7) 総合効率 (散布図) (図12, 図13)

“NRデータ”、“RQデータ”を用いて、コージェネレーション発電設備の総合効率を計算し、散布図表示する。

3. 運用例

以下に、遠隔監視システムが有効活用された例を挙げ

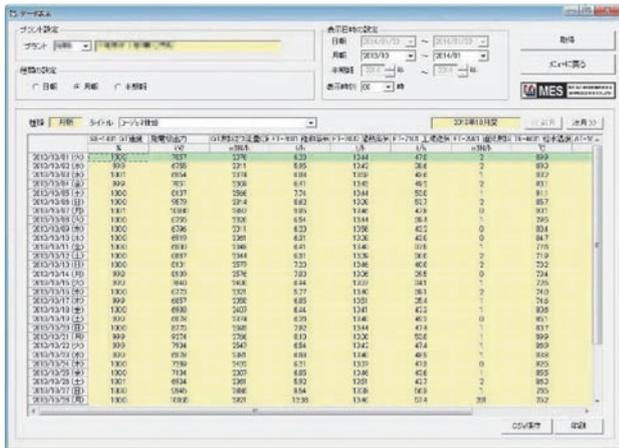


Fig.11 データ表示画面（月報）

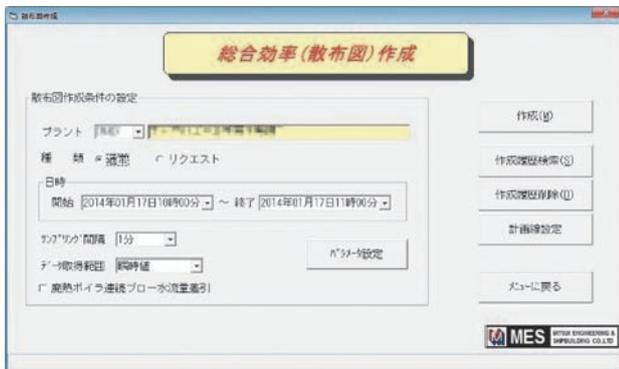


Fig.12 総合効率（散布図）作成画面

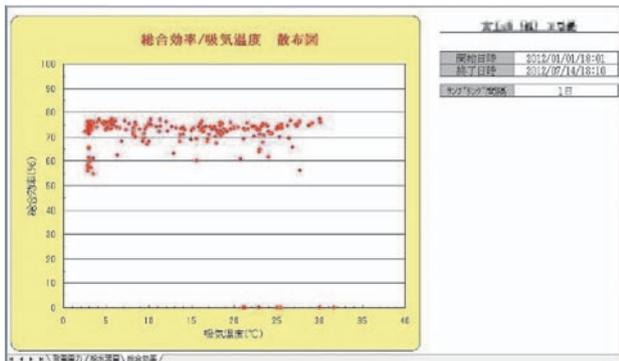


Fig.13 総合効率（散布図）サンプル

る。例示したもの以外にも、顧客からの技術的な問い合わせに対してデータを添えた的確な回答が迅速にできるようになっている。

1) 可変静翼駆動用アクチュエータ故障の兆候（図14）

監視センターに保存された運転データは、定期的な傾向管理分析を行っている。本例は、異常発生に至る前に、その兆候をキャッチし、故障停止を未然に抑えたものである。

圧縮機可変静翼の駆動動力として、電気式アクチュエータを用いている。アクチュエータの駆動電流が通常

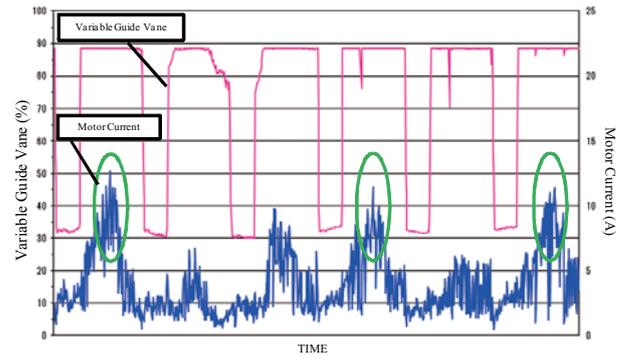


Fig.14 アクチュエータ駆動電流

の約2倍近い値まで高くなっていったことを捉え、故障に至る前に工場の生産調整等の計画的な設備停止のもと、アクチュエータの交換を行うことができた。

2) 停電時のデータ保存（表2、図15）

監視システムにはUPS（無停電電源装置）が装備されており、商用電源が停電した場合でも、監視データは保存される。東日本大震災の発生時、関東地区某所の設備が停止した際、商用電源も停電していたが、設備の運転データは保存されており、停止前後の状態分析を行うことができた例である。

Table 2 設備停止時の状態表示（CSVファイル）

日時	ビットタグ	タグ名称	コメント	状態
2011/03/11 14:46:42	AL113	TR00199-01	受電電力 断線	発生
2011/03/11 14:46:42	AL134	TR00200-06	52BG電力 断線	発生
2011/03/11 14:46:42	AL228	TR00206-04	CGS冷却塔 一括故障	発生
2011/03/11 14:46:42	SL010	TR00230-10	GT停止中	発生
2011/03/11 14:46:42	SL022	TR00231-06	52G2 入	解除
2011/03/11 14:46:42	SL053	TR00233-05	燃料ガスNO.1安全遮断弁 閉	解除
2011/03/11 14:46:42	SL060	TR00233-12	燃料ガスバイロット流量制御弁	解除
2011/03/11 14:46:42	SL096	TR00236-00	フェーストップアップ ンロックアウト	発生
2011/03/11 14:46:42	SL113	TR00237-01	重故障(急速停止)	発生
2011/03/11 14:46:42	SL116	TR00237-04	GT運転	解除
2011/03/11 14:46:42	SL133	TR00238-05	燃料ガスNO.2安全遮断弁 閉	解除
2011/03/11 14:46:42	SL134	TR00238-06	燃料ガスバイロットガス遮断弁	解除
2011/03/11 14:46:42	SL173	TR00240-13	メインガス遮断弁 閉	解除
2011/03/11 14:46:42	SL174	TR00240-14	系統連系中	解除
2011/03/11 14:46:46	AL156	TR00201-12	補機変圧器 異常	発生
2011/03/11 14:46:46	SL040	TR00232-08	系統遮断器 閉	解除
2011/03/11 14:46:46	SL132	TR00238-04	52BG 入	解除
2011/03/11 14:47:10	SL069	TR00234-05	補助潤滑油ポンプ 起動指令	発生
2011/03/11 14:47:36	SL071	TR00234-07	非常用潤滑油ポンプ 起動指令	発生

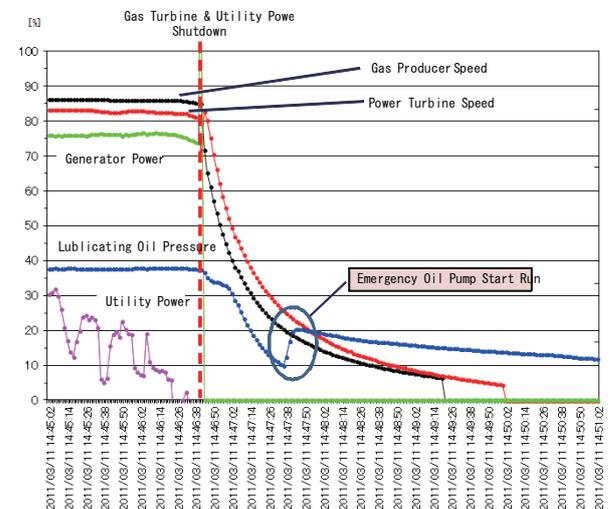


Fig.15 設備停止時のトレンド

3) 長期的な傾向監視 (図16)

トラブルシューティングでは、時として長期的な傾向を捉えた上で、適切な対処を行う必要がある。各サイトの運転データは、設備納入時から全て保存されており、過去にさかのぼって中・長期的な傾向監視が可能である。

ガスタービン潤滑油供給温度は、潤滑油温度調節弁により調節されるが、外気温度や冷却水温度などの環境要因による影響も少なからず受けるため、過去のデータを比較し、傾向を正確に分析する必要がある。本例では、過去1年間のデータを基に潤滑油供給温度の上昇傾向を見極め、対処した結果である。本設備では、温度調節弁内部のワックス弁2個中1個が、摩耗していたことにより温度上昇が発生していた。

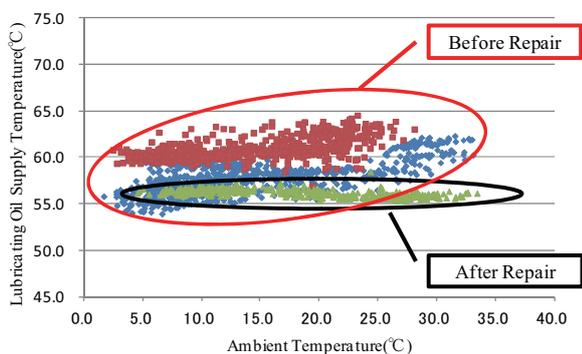


Fig.16 潤滑油供給温度上昇傾向

4) 性能分析による傾向管理

一部のガスタービンエンジン (SB5型機) の顧客の要望により、1年毎の本体性能及び総合効率について報告した。

その内容は、設備の運用や機器の使用方法について顧客からの情報を踏まえた報告内容となっており、機器のメンテナンス周期の見直しや更新提案等を行って、設備の長期運用のために必要なメンテナンスを行う資料として活用された。

4. 現在の課題と今後の展望

遠隔監視システムの運用開始から10年以上経過し、運

用実績が増えることによって、運用以前と比べて得られる知見が大幅に増えた。また、その知見を生かして、前述3.の様にトラブル時に迅速な対応が取れた例や、トラブルそのものを予知できた例も増え、顧客より好評を得ている。

また、得られた知見を他サイトにも適用し、設備の老朽化対策にも活かされている。

しかし、遠隔監視システム導入時に目指した「設備の安定した経済的な運用」の面から考えると、その成果はまだ不十分であり、蓄積された運用データを基にしてトラブルの予兆を掴み、設備停止を未然に防ぐ取り組みを継続していく。

運用当初と比べてパソコン技術が大幅に進歩し、顧客サイト・サービスセンターとも性能が向上しているが、通信環境として利用しているISDNが主流ではなくなって久しく、システム全体のボトルネックとなっている。これを改善すべく、幾度か更新を試みたが、根本的な策を見いだせずに現在に至っている。ISDN網の廃止は正式にアナウンスされており、対策を急ぐ必要がある。

また、通信環境の改善・高速化に合わせて、データサンプリングの周期短縮や収集するデータそのものの増強し、より多くの知見を得るだけでなく、制御ゲインや運転パラメータの遠隔変更といった機能追加により、顧客満足度の向上を目指している。

なお、三造テクノサービス(株)では、ガスタービンコージェネレーション発電設備を対象とした技術研修会を開催しており、一部顧客からの要望により遠隔監視システムの活用について講義を行ったところ、期待以上に好評であったことから、今後は標準カリキュラムに組み込むことにしている。

5. 結言

遠隔監視システムにより、コージェネレーション発電設備の運用は安定し、経済的になったと言えるが、まだまだ改善の余地は多々あると感じている。これからも遠隔監視システムの改善と運用を通じて、より一層の安定運用に貢献ができるよう取り組んでいきたい。

特集：ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について

発電用ガスタービンプラント信頼性向上の取り組み

柴沼 徹*¹
SHIBANUMA Tohru

水澤 実*²
MIZUSAWA Minoru

村山 達也*²
MURAYAMA Tatsuya

山口 由裕*³
YAMAGUCHI Yoshihiro

井出 智広*³
IDE Tomohiro

島田 紀一*¹
SHIMADA Norikazu

キーワード：ガスタービン，発電設備，遠隔監視，予防保全

1. はじめに

IHIは自社製の2MWクラスのIM270と4～6MWのIM400、及び10～50MWのLM1600/LM2500/LM6000エンジンなど、航空転用型ガスタービンを原動機とした発電プラントを納入してきた。航空転用型の俊敏性、小型軽量、安定性、低エミッション性などを活かし、起動信頼性が求められる非常用発電設備や定常安定性が求められる常用発電設備などで使用されている^{(1),(2),(3)}。

IHIでは、約20年前から、お客さまのプラントの運転データを遠隔でリアルタイム監視する遠隔監視システムの運用を開始している。自社製のみならず購入エンジンにおいても、航空機ジェットエンジンのメーカーとして燃焼、空力、構造、振動、制御などの知見を保有していることから、遠隔監視システムに蓄積された運転データを解析することで、プラントの信頼性向上を追求している。本書では、遠隔監視活用を中心とした発電用ガスタービンの信頼性向上の取り組みについて紹介する。

2. 遠隔監視システム

IHIの発電プラントの制御装置は、自社で独自に開発した製品（CSI：Control System of IHI）である。ハードウェア、ソフトウェアとも社内での設計、製作を行っており、その機能の1つに遠隔監視システム（愛称：あいモニタ）がある^{(5),(6),(7)}。あいモニタのシステム構成を図1に示す。

あいモニタの誕生は1995年である。当時はダイヤルアップ電話回線による遠隔監視システムを第1世代として誕生させた。第2世代では、インターネットを使用しガスタービン制御装置のマンマシン機能と情報システム

分野でのソフトウェア技術を融合させ遠隔監視能力を向上させた。現在の遠隔監視能力は初期と比較し、計測周期で40倍、計測項目で16倍へと進化している。さらに、第3世代では、仮想専用回線によりリモートメンテナンス可能な遠隔監視システムとし進化した。現在国内外で、約80台のガスタービンパッケージをあいモニタで監視している。

あいモニタの設計コンセプトとして、現場にある制御装置のマンマシンインターフェースが持つ機能を全て遠隔で監視できるものとした。このことから、お客さま（プラントオペレータ）が現場で見ている画面をそのまま遠隔で確認できるため、お客さまと弊社エンジニアの完全な情報の共有が可能となっている⁽⁴⁾。あいモニタの実際の画面を図2に示す。

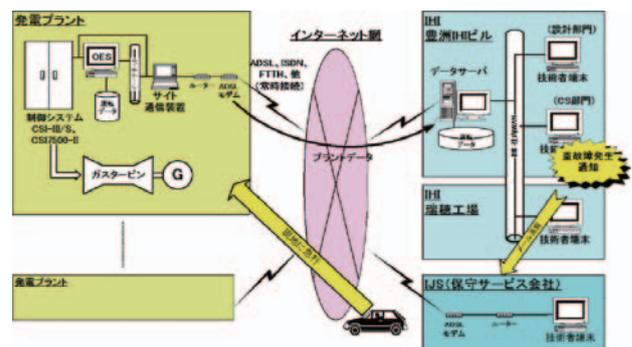


Fig. 1 Remote monitoring system

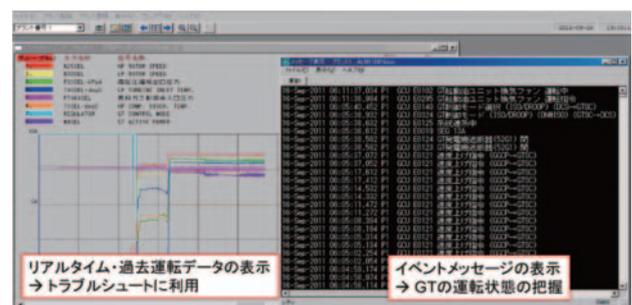


Fig. 2 Remote monitoring screen

原稿受付 2014年2月4日

- * 1 (株)IHI エネルギー・プラントセクター
原動機PJ統括部 管理グループ
〒135-8710 江東区豊洲三丁目1-1 豊洲IHIビル
- * 2 (株)IHI エネルギー・プラントセクター
原動機PJ統括部 品質保証グループ
- * 3 (株)IHI エネルギー・プラントセクター
原動機PJ統括部 PJグループ

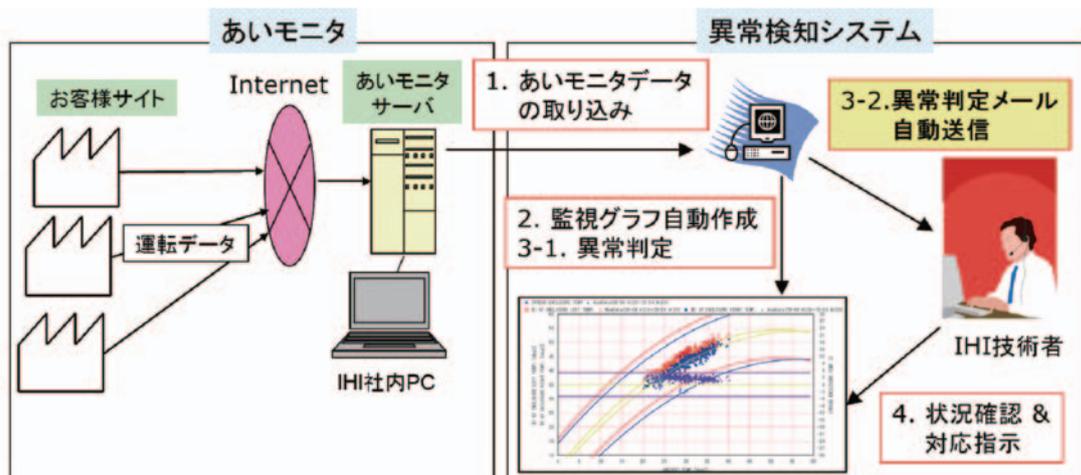


Fig. 3 Process of Abnormality Detection System

3. 予防保全に関するアプローチ

ガスタービンプラントの予防保全の目指すところは、あらゆる故障を予知し、予知した事象の回避策立案を支援し、予期せぬプラント停止であるトリップを無くすることにある。そのトリップ予防のため、二つの手法を導入している。1つは、遠隔監視データのリアルタイム分析を行うことで異常を早期に発見しトリップの前に処置対策することである。2つめは、信頼性工学手法によりフィールドで蓄積した機器の故障データの分析・評価を行うことで余寿命を推定し、壊れる前に保全交換を行うことにより、突然プラントが停止することを防止することである。

3.1 遠隔監視データ分析による異常検知

3.1.1 異常検知のあゆみ

異常検知の始まりは、ある機種でお客様の事業や生産活動に大きな影響を及ぼすガスタービンエンジンの重大損傷を比較的短期間に繰り返すという苦い経験をしたところから始まる。このとき、重大損傷を回避するために異常をごく初期に発見することを、遠隔監視データの分析によって実現することを考えた。

重大損傷の大半は、その機種固有の限られた故障モードで占められることが経験から分かっていたので、最初に行ったことは、検出したい故障モードの抽出である。次に抽出した故障モードごとにその予兆を示すパラメータを特定した。それは計測パラメータの単純なトレンドの場合もあるが、運転条件による補正值であったり、複数のパラメータの相関であったり、ある動作の時間変化などであった。当時は、あいモニタで取得したデータを定期的に手作業でグラフ化し、異常検知に成功した。この方法による異常検知で、まずはエンジン本体の故障に関し大きな成果を上げられたことから、さらに精度向上、検出する故障モード拡大、対応機種の拡大というように異常検知技術を蓄積していった。

しかし、監視対象の故障モード数、エンジン台数が増

大するにつれ、手作業によるデータ分析で追いつかなくなって来たため、次のステップとして、手作業で行ってきたグラフを自動作成し、異常を自動検出し、同時に担当者へメールを送信する異常検知システム(図3)を開発するに至った。

個々の故障モード予兆検出はこの方法が最も確実で、かつ前述のとおり抽出した故障モードが故障の大半を占めるので、データ変化から検出できるほとんどの故障はカバーできる。しかし、ごくまれな事象や運用経験のまだ少ない機種においては、故障の予兆を見逃す可能性がある。これをカバーする手法として故障モードを想定せず、多数の計測パラメータを同時に監視できるMT(Mahalanobis Taguchi)法を併用している。

異常検知システムで全サイトを監視しトリップする前に処置をすることを確実に実施するようになってから、平均トリップ間隔(MTBF: Mean Time Between Failure)を約1.5倍に伸ばすことができた。(図4)

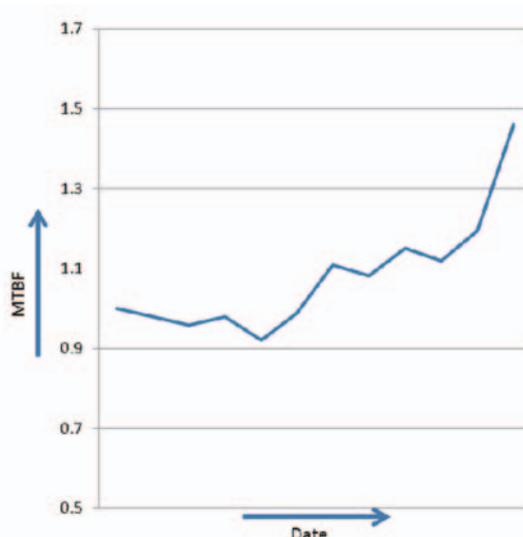


Fig. 4 MTBF Trend

3.1.2 故障モードを想定した監視による異常検知

異常検知機能では、計測データに予兆が現れている事象について、長期データの傾向を分析することでトリップの兆候を異常として検出する。初期段階の異常検知機能では、エンジン損傷の予兆を検知していたが、現在はプラントの機能停止に関する故障モードも検知するよう検知対象を拡大している。

異常検知の分析に使用するデータは、生の計測データの場合もあるし、複数の計測データを用いた計算結果を用いる場合もある。現在稼働しているシステムでは、複数の計測データを計算する場合、計算式をあらかじめプログラムしておくことなく、自由に計算式をシステムに与えることで自動的に計算可能であるとともに、複数の検知結果の論理演算も可能である。そのため、予測精度向上のための試用が容易であり、検知種類の多様化と精度向上に威力を発揮している。以下に代表的な検知例を示す。

(1)検知実績例-1: 燃焼不安定の検知

燃焼安定性の指標となる排ガス中のCO濃度が上昇したのを検知した(図5)。CO濃度上昇は、燃焼状態の悪化を示すものであり、放置すれば失火トリップする可能性があったが、事前に検知し燃焼調整を実施することで、トリップを回避できた。

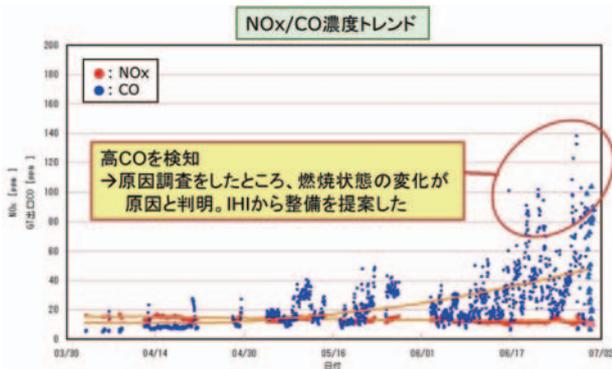


Fig. 5 Exhaust Gas Trend

(2)検知実績例-2: 温度センサ不良の検知

スタータークラッチ戻油温度と外気温の関係を監視することで、戻油温度が過去の傾向から外れて低下したことを検知した(図6)。データを確認したところ、潤滑油供給温度と同等のレベルまで低下しており、計測不良と判断し、計測系の確認を行い事前に処置することができた。放置すると、正しい状態を把握できないため、重大損傷を引き起こす異常を見逃すとともに、計測状態によっては計測異常により、エンジンがトリップする可能性があった。

(3)検知実績例-3: 抽気配管ガasketの損傷の検知

防音エンクロージャー内の温度が、過去の外気温との相関関係から外れて上昇する傾向を早期に検知した(図7)。上昇を示した温度計の位置と過去の経験からガスタービンの抽気配管からの高温圧縮空気漏洩が原因と推定し、お客さまの電力需要が下がったタイミングで設備を停止していただき、内部を確認した。結果、予想どおり当該配管継手でガasketの損傷が確認された。この状態を放置すれば、ガasket損傷が拡大して高温圧縮空気漏洩量が増え、エンクロージャー内温度高により設備トリップに至る可能性があった。早期に異常を検知し、かつ場所も正確に特定できていたことにより、高温圧縮空気漏洩量が少量のうちに短時間で部品交換し、お客さまの設備運用に影響を与えることなく、正常状態に復帰させることができた。

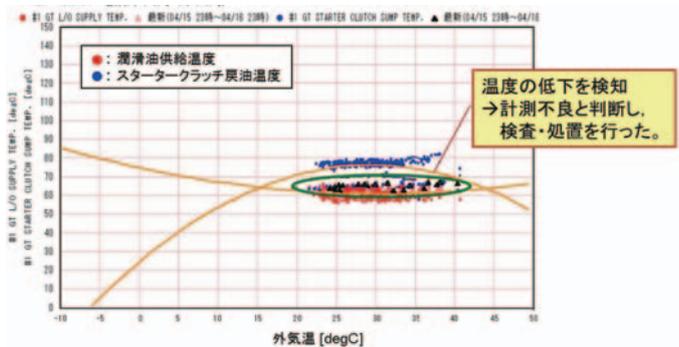


Fig. 6 Starter Clutch Failure Detection

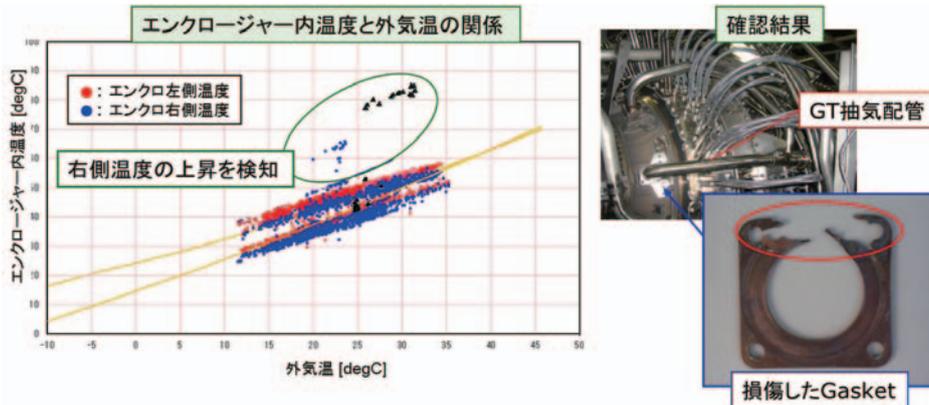


Fig. 7 Enclosure Temperature

3.1.3 MT法による異常検知

MT法は、品質工学的な多変量解析の一手法であり、正常な状態を単位（基準）空間と定義し、解析対象の状態との距離（マハラノビス距離）を測り、その差異の大きさで、正常と非正常の判定をする手法である。多数のパラメータをまとめて処理でき、正常状態からの逸脱や異常状態との類似をマハラノビス距離という1つの指標で評価することができる。

異常検知機能とは異なり、あらかじめ検知したい故障モードを想定することなく正常な運転状態の運転データを与え単位空間を設定することで、遠隔監視しているデータをリアルタイムに処理しマハラノビス距離を計算し、その指標で評価可能である。このため、経験の無い故障モードも検知できる可能性を持っているところが最大の特長である。

過去に異常検知機能で予兆検知した事象において、MT法を用い検証試験をしたところ、同じように予兆を検出可能であることが確認されている。今後、新型ガスタービンエンジンを搭載したプラントにおいて運転経験から判断する典型的故障モードが未定の場合においても予兆検出が期待される。図8にMT解析システム画面を、図9に前項(3)での事例をMT法で解析した例を示す。

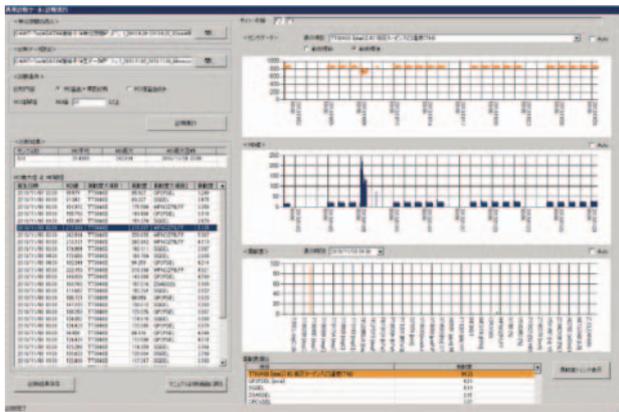


Fig. 8 MT analysis system

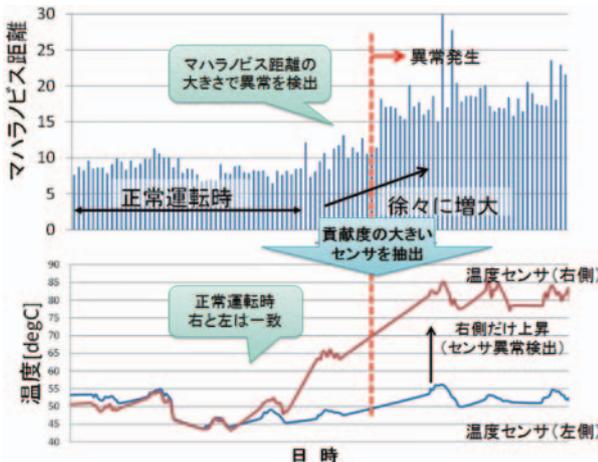


Fig. 9 MT analysis (Enclosure Temperature)

3.2 余寿命管理

上述の異常検知は遠隔監視データのリアルタイム分析により微小な変化から故障の予兆を検出するものだが、データ変化という予兆無く発生する故障もあるため、異常検知では回避不可能な故障も存在する。このため回避できる故障の範囲をさらに拡大するために、異常検知とは別の手法として余寿命管理を行っている。多くの機器はある期間を越すと故障率が急上昇するため、その期間すなわち余寿命を信頼性工学手法を用いて見極め、損傷発生の可能性が高まる前に、予防保全的に交換またはメンテナンスを行うという取組である。プラントを構成する個々の部品における故障時間は一般的にワイブル分布（図10）に従うことが知られている。信頼性試験や市場のデータをワイブル解析することによって分布のパラメータを求めることで、余寿命の分布を推定する。

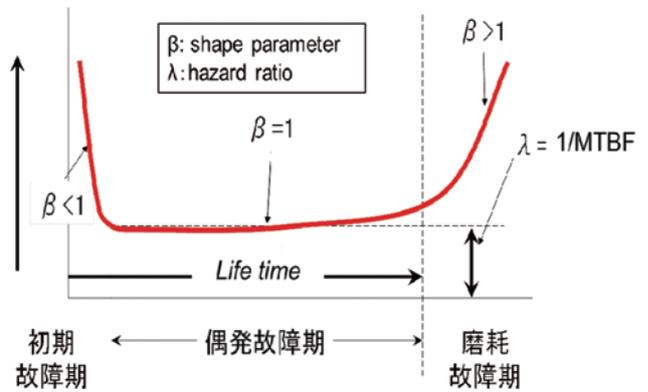


Fig.10 Weibull analysis

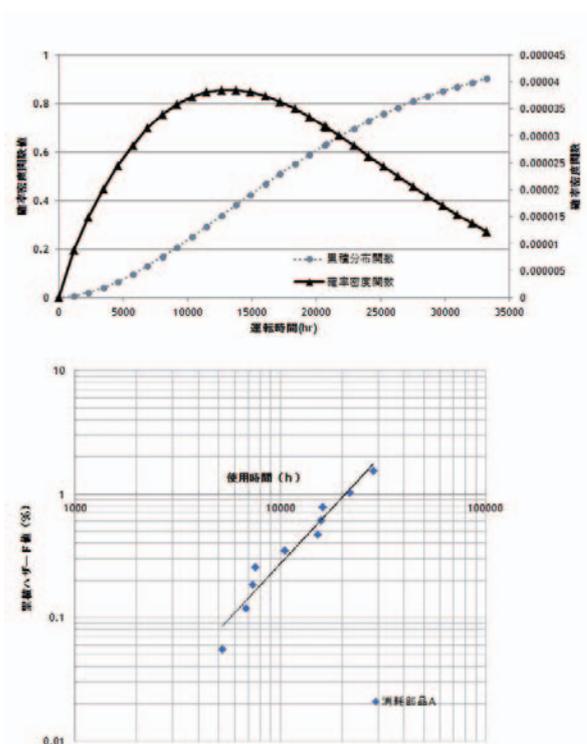


Fig.11 Life Estimation by Reliability Engineering

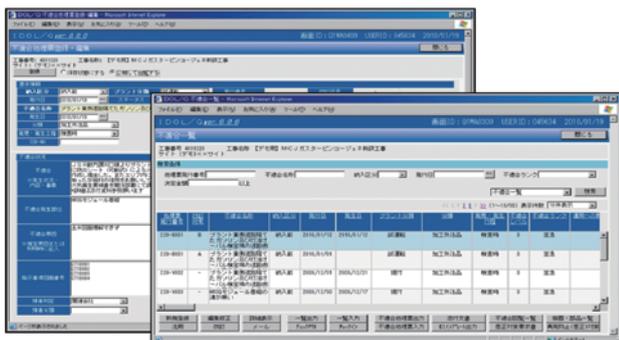


Fig.12 Quality data base

エンジン補機、制御装置の部品について、余寿命管理すべきものをピックアップした。これらについて、過去の故障履歴を独自のワイブル解析ツールで分析した結果(図11)や、部品メーカーからのMTBF情報を参考にし、さらにお客さま毎に異なる設備運用パターン等を加味して推奨交換周期表を作成した。現在ガスタービンの高温部点検実施時などに予防保全交換することを提案している。

4. 不適合情報データベース

プラントの稼働率や信頼性を高めるため、不適合処理の迅速化および再発防止対策の速やかな適用をすることが重要である。このことから、不適合情報を一元管理するデータベースを構築した。不適合データベースには、これまでに発生したすべての事象に関する発生から対策に至るまでの経緯のみならず、関連する図面等とはもとより、トリップやその予兆に関する解析結果、余寿命分析、並びに予兆解析・寿命分析に対応した処置方法等の関連する情報に容易にアクセスできるよう配慮がなされており、情報を見るためのOA操作を自動化することで、不適合対策作業効率の最大化を図っている。不適合データベースの画面を図12に示す。

また、不適合処理票の処置状況を一覧表示し、停滞者や代行可能者へメール依頼を容易にできるようにするこ

とで処置の確実な実施を支援している。前項で述べた遠隔監視の情報や予防保全解析結果、余寿命分析結果の情報と合わせて事例を管理することで、同種のトリップやその予兆を検知した過去の知見を参考情報として提示することが可能となり、正確かつ迅速な対応が実施されている。

5. リモートメンテナンス

機械設備は経年変化により多かれ少なかれ調整が必要となる。特に回転機械である原動機及びその周辺の補機類は時に調整が必要になる。従来、これらの調整は、制御修正作業も含めて技術者を現地に送って実施していた。このため、調整の必要が生じてから実施するまでにタイムラグが生じていた。近年、VPN: Virtual Private Networkを利用しインターネット回線のセキュリティを確保することで、あいモニタは遠隔監視機能に加え、調整データを現場の制御装置に送り、調整を遠隔で行えるリモートメンテナンス機能を実現した。リモートメンテナンスにより人を現地に送ることなく、時を待たずに調整が可能になった。

6. お客さま運用支援センター

原動機プラントの運用支援機能強化とお客さまへのIHIの製品サポートの拡大のため「お客さま運用支援センター」を設置し運用を2013年12月に開始した。(図13) これまで述べてきた、システム群を高機能ICT (Information and Communication Technology) 機器で利用することにより、支援業務の迅速化を図るとともに予兆解析能力を向上させ未然防止能力を向上させている。たとえば、さまざまな解析結果を一度に大画面に表示することで、よりの確な対策を検討する能力を高めている。また、国内外のサービス拠点とのコミュニケーションにおいては、映像と音声の共有において映像への書き込みを含むインタラクティブな技術情報共有をすることで支援業務品質を高めている。以上のようなICTで強力に



Fig.13 IHI Global Monitoring and Technical Service Center

業務支援することで、お客さまにおける緊急トラブル発生時は、原因究明～対策指示の指令基地として機能し、30分以内を目標に対策を決定する。

7. 今後の展開

7.1 エンジンカルテのメンテナンスへの活用

エンジン毎の、形態、部品交換履歴、故障履歴等のデータベースを構築中である。このシステムでは、入力されたデータをエンジンカルテとして活用し、上述の余寿命管理とリンクさせて部品交換の自動推奨、故障発生時の迅速・正確な部品提供、あるいは定検前に推奨メニューの自動作成をする機能等を備え、無駄の無い効果的メンテナンスを実施する。

7.2 自動原因診断機能

現在、異常検知システムで検知した異常ごとに FTA : Fault Tree Analysis を整備し原因特定の情報支援を行っている。一方、FTA を活用し異常の原因を自動診断^{9),10)}する技術がある。その技術では、FTA を構成する事象ごとに成立条件を記述することで、原因診断を行う。この成立条件の記述は、異常検知で実現している自由に論理演算を含む計算式をシステムに与えることで自動的に計算する機能を活用することが可能であり、これによって、自動診断機能を実現する。

7.3 処置指示支援機能

事例ベース推論¹¹⁾では、計測された各種データから、プラントの異常状態を自動的に分類し、その分類結果と過去に起きた事例を関連付けることで、プラントに異常が発生した時に、類似する過去の事例に基づき、原因推定と対策立案に有用な情報を提示する。不適合データベースには、過去に起きた様々な事例がデータベース化されている。また、異常検知する機能では、さまざまな故障モードを推定するための検知手法がそろっており、その検知結果を組み合わせることで、プラントが陥った状態を分類することが可能である。今後、異常検知システムと不適合データベースをリンクさせ、事例ベース推論により、プラントが陥った異常状態から、類似する不適合事例を自動検索させる。不適合事例にはその事例の発生から集結までの流れ以外に、関係する情報がまとめて記録されているので、確実な処置を実施するために必要な情報支援が実現することができる。

7.4 自動リモートメンテナンス

遠隔監視装置が現場の制御装置と一体化している弊社のシステムにおいては、データの双方向性が実現できているので、調整データを自動的に現場の制御装置に送り、機器の調整を自動で行うことが可能である。このリモートメンテナンス機能において、傾向分析による異常検知システムと組合せ、異常が検出された場合に、自

動的にデータ操作を実施するシステムが検討されている。バルブ点検の自動化¹²⁾では、バルブの機能健全性確認を行うための手動操作（バルブ開閉操作、系統の加圧減圧操作、圧力センサの指示値の確認）手順を、バルブと配管の系統図情報から自動生成するとともに、通常はプラントの制御に用いている制御装置のロジックを、自動生成されたバルブ点検手順に変更することで、バルブ健全性点検を全自動で行うことを可能としている。このことから、現場の制御装置のソフトウェアを自動的に更新し、トラブルシュートの詳細な原因究明に必要な動作を制御させることができるとともに、その結果を受け、一時的な対応までも自動的に行うことが可能である。これによって、設備運用に関わるユーザーの負担を軽減し、より安定した運用を実現することができる。

参考文献

- (1) 野崎 明, 佐藤 敏明, “LM6000ガスタービンプラント”, IHI技報, Vol.38, No.5, (1998), pp.291-296.
- (2) 山口 亨, “ガスタービンを用いたコージェネレーションシステム開発”, ガスタービン学会誌, Vol.31, No.3, (2003), pp.146-150.
- (3) 佐藤 敏明, 須貝 晃, 滝谷 浩, “航転型ガスタービン LM6000を利用したコンバインドサイクル発電設備”, ガスタービン学会誌, Vol.31, No.3, (2003), pp.178-182.
- (4) 荒畑 実, 高村 薫, 村野 幸哉, 出川 定男, “大型ガスタービン用制御システム”, IHI技報, Vol.38, No.5, (1998), pp.313-318.
- (5) 佐藤 幸徳, 荒畑 実, 石川 義明, 松田 一郎, “ガスタービンコージェネレーションプラントのリモートモニタリングシステム”, IHI技報, Vol.38, No.5, (1998), pp.319-323.
- (6) 高村 薫, 山本 修三, 阿久津 貴之, “航空転用型ガスタービン発電設備の制御装置”, ガスタービン学会誌, Vol.35, No.1, (2007), pp.11-16.
- (7) 阿久津 貴之, “原動機・発電設備へのIT技術応用 (遠隔監視技術)”, ガスタービン学会誌, Vol.35, No.6, (2007), pp.407-413.
- (8) “未知の不具合までも察知し, 「停止」を未然に防ぐ～進化する, ガスタービンプラントのリアルタイム診断技術～”, IHI技報, Vol.51, No.4, (2011), P18
- (9) Seiji Koide, Hideo Shibata, “FTX: A Fault Tree Based Expert System for Diagnosing”, The World Congress on Expert System, (1991) pp.1651-1658
- (10) 小出 誠二, 樽谷 俊一, 和栗 利春, 高田 成人, 丸山 陸, 大石 伸也, 矢矧 浩二, 西村 和子, “ボイラ運転支援システム”, IHI技報, Vol.30, No.2, (1990), pp.84-893.
- (11) 島田紀一, 小出誠二, 永野進, 岡本浩, 五福明夫, “事例とモデルに基づくプラント運転支援”, 第46回自動制御連合講演会, (2003), pp.511-514
- (12) 水越 紀良, 島田 紀一, “バルブ自動点検装置, バルブ自動点検方法及びバルブ自動点検プログラム”, 特開2009-210338号

特集：ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について

Gas Turbine Aero-Engine Health Monitoring

Allan J. Volponi*¹

Introduction

Aero propulsion monitoring and analysis methods have progressed in sophistication over the past 6 decades as the gas turbine has evolved in form and complexity. Initial practices monitored the mechanical integrity of the engine, and the evolution of engine monitoring and diagnostics has benefited from advances in sensing, electronic monitoring devices, increased fidelity in engine modeling and analytical methods. The primary motivation in this development is, not surprisingly, cost. The ever increasing cost of fuel, engine prices, spare parts, maintenance and overhaul, all contribute to the cost of an engine over its entire life cycle. Diagnostics can be viewed as a means to mitigate risk in decisions that impact operational integrity. This can have a profound impact on safety, such as In-Flight Shut Downs (IFSD), and economic impact caused by Unscheduled Engine Removals (UERs), part life, maintenance, overhaul, and the overall logistics of maintaining an aircraft fleet. We will review some of the methods used in the preceding decades to address these issues and their evolution to current practices.

Engine life cycle cost and safety have been the primary driving forces for engine monitoring and diagnostic development. Improvements in maintenance logistics, reductions in unscheduled events (and their consequences), and improvements in operational efficiency can have an enormous impact on reducing costs. Diagnostics has a significant role to play in contributing to these cost reductions. From a diagnostic and prognostic perspective, reductions in operational cost can be achieved by avoiding unscheduled events such as UERs, extensive line maintenance for failed sub-systems causing secondary damage, IFSDs which can drive an engine removal or more catastrophically result in aircraft damage or loss of life, as well as detecting and identifying partial failures or malfunctions of sub-systems which contribute to increased fuel consumption, such as engine bleed leaks/failures, active clearance control and variable geometry actuation abnormalities. Prognostics, deals with predicting the future (health) state of the engine and its

accessories and has come into vogue in the last decade or so. For the purposes of gas turbine engine prognostics, this definition is often further described in terms of hard failures of components or condition/degradation of performance related problems. Failure prognostics is focused on the prediction of damage state or failure rate of a component or system of components in an engine. Failure prognostics is usually affected by the diagnosis of specific engine faults, depending on the level of impact the component experiences from the fault condition. Prognostic models are required to project to the future condition. Prognostics can also be associated with the slower degradation (wear related) processes that an engine is exposed to throughout its life. It is usually associated with the diagnosis of fault(s) conditions and the capability of predicting when the symptoms of the identified fault(s) will reach an undesirable state in which system operation will be adversely affected. Prognostic models are required to project the future “path” of these identified fault(s) on total system performance or reliability.

The role that diagnostics (and more notably, prognostics) plays for the engine Original Equipment Manufacturer (OEM) has changed over time from one of supporting maintenance troubleshooting to a more proactive activity. The term *power by the hour*, introduced by Rolls-Royce, describes the concept succinctly. OEMs offer some form of a Fleet Management Program (FMP) to their airline customers wherein, for a fixed cost per flying hour, a complete engine maintenance service is provided, thus allowing the operator to forecast their operational costs with greater accuracy. The OEM effectively provides a maintenance program over an extended period of time and the operators are assured of an accurate cost projection and avoid the costs associated with breakdowns. Knowing the current health of each engine in the fleet contributes to the OEM’s ability to configure an FMP to support their maintenance business model, derive profit, and satisfy their customer’s needs; an attractive offering for all parties.

The foundation for realizing these benefits begins with implementing a meaningful engine monitoring program.

原稿受付 2014年1月11日

* 1 Pratt & Whitney Commercial Engines

We will start our discussion with an historical look at the monitoring practices of the 70s in the next section and later explore how monitoring and diagnostic/prognostic methods developed in the ensuing decades.

Historical Perspective

It can be said that engine condition monitoring is as old as the gas turbine itself. Monitoring Exhaust Gas Temperature (EGT), spool speed(s), overall engine vibration level (amplitude), and main oil pressure and temperature, marked the beginning of monitoring methods to insure safe operation by detecting and annunciating abnormal levels and exceeded thresholds. This basic set of sensors was sufficient to detect abnormal engine operation; however, it did little to aid in the identification of the root cause of the abnormality. Over time, instrumentation would expand. As with most systems, reliability and cost were the main drivers. Engine control functions also drove the need for additional sensors, primarily in the engine's gas path. At first this parametric information was only available in the cockpit for the flight crew to monitor the engine's operation. During stable cruise operation, with the engine in a relative steady state condition, the flight crew would record parameter levels from cockpit gauge observation (typically spool speeds (N1, N2), EGT, fuel flow (Wf), vibration level, and oil system temperature and pressure), and submit a flight coupon to the ground crew upon landing for subsequent trending by the airline's power-plant engineers. By the 70's, engine health monitoring began in earnest with the advent of commercial high bypass turbofan engines, where dedicated electronic monitoring hardware became available which would automatically monitor and capture salient engine parameters during takeoff and stable cruise operation. These systems, Airborne Integrated Data System (AIDS), later renamed to Airborne Integrated Monitoring System (AIMS) when the earlier acronym took on a different meaning, consisted of a series of electronic hardware boxes that would monitor a plurality of flight parameters (e.g., altitude, Mach, Total Air Temperature (TAT) and/or engine inlet temperature T2, ambient pressure (Pamb), and/or total engine inlet pressure P2, aircraft angle of attack, pitch, roll and yaw rates, etc) as well as available engine specific parameters (e.g., N1, N2, EGT, Wf, oil system temperature, and pressure and vibration amplitudes, etc.). At first only engine control parameters were available in the gas path, but later other gas path parameters were included such as burner pressure (Pb), High Pressure Compressor (HPC) inlet temperature and pressure (T25, P25), HPC exit temperature (T3) and Engine Pressure Ratio ($EPR=P5/P2$), etc.

The AIMS would monitor the aircraft and engine

parameters available to it and record any parameter anomalies detected during the flight. During cruise operation, the system would continuously search for stable conditions (altitude, Mach, spool speeds, etc., not changing more than pre-specified limits), and once found, perform a time average across all parameters within this stable frame, and store the data. Likewise, during takeoff, the monitoring system would capture various parameters, and record critical values, for example max EGT and record it for subsequent ground analysis. At the conclusion of the flight these recordings were retrieved from the Quick Access Recorder (QAR) and loaded into the airline's ground station computers for trending, EGT margin tracking and other analysis to support fleet wide health tracking, supporting maintenance (line and depot) decisions and logistics.

With advances in aviation electronics and computers in the 80's, greater sophistication in the AIMS hardware was possible. Full Authority Digital Engine Controls (FADECs) replaced the hydro-mechanical engine controls with digital data buses (ARINC) enabling a wider range of parameters to be available to the AIMS. With faster CPUs and greater memory capacity, the monitoring systems could perform a wider range of analysis. The Airborne Communications Addressing and Reporting System (ACARS) would augment the QAR, wherein some of the recorded data could be radio transmitted to the ground-station computers during flight, and quickly analyzed to provide greater informational direction to line maintenance crews in advance of the aircraft landing. The added computational capacity of the AIMS facilitated the generation of Aircraft Condition Monitoring Function (ACMF) flight reports whose primary objective is to obtain indications of incipient failures ahead of time within aircraft and engine systems. This enables operators to initiate preventative maintenance actions to minimize the risk of impacts on the dispatch reliability.

Since its inception, the ACMF has expanded to include more extensive reporting capability and has become a standard practice in current aero-engine monitoring. Typical reports in use today include an engine Takeoff report, Climb report, Cruise report, Gas Path Advisory report, Mechanical Advisory report and others. These provided a wealth of information regarding the general health state of the engines being monitored as well indications of emerging faults and failure conditions. The reports have expanded in scope and complexity as onboard computer capability evolved over time, but this still require the *man-in-the-loop* to digest and analyze the information, perform additional off-board analysis, and combine other sources of information in order to select upon

the appropriate action in maintaining the flight integrity of the engine. This reliance drove the need for more automated analytical tools to assist the analyst. One such tool, which emerged in the 70's, is known as Gas Path Analysis (GPA). This method took advantage of existing instrumentation and leveraged the data being captured in the ACMF reports. It provided a means of tracking overall performance degradation of the engine as well as degradation in each of the main engine components, which for a twin spool turbofan engine included the Fan, Lower Pressure Compressor (LPC), High Pressure Compressor (HPC), High Pressure Turbine (HPT), and the Low Pressure Turbine (LPT). We describe this method (briefly) in the next section.

Gas Path Analysis

Gas Path Analysis is a mathematical process used to isolate and assess the magnitude of engine performance *shifts* at the Component level based on observed changes in measurements taken along the engine's gas path, such as Temperatures, Pressures, Speeds, Flows, etc. The emergence of this methodology is usually credited to an early researcher, Louis A. Urban ⁽¹⁾, and requires only Bill of Material (BOM) sensors to drive the analysis. The level of analysis and confidence in results does, of course, depend on the exact measurement suite in use and additional (non-control) gas path instrumentation has been added to engines over the years to further enhance this capability. The basic principle is summarized in Figure 1, below.

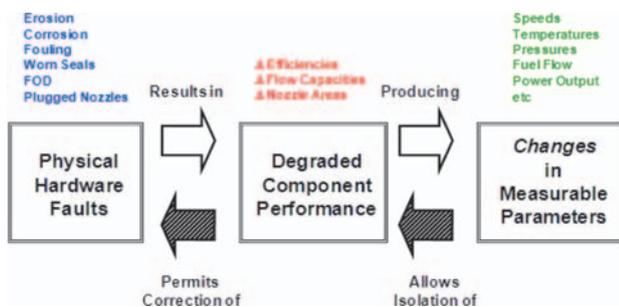


Fig. 1 Gas Path Analysis (GPA) Principle

GPA relies on having discernable changes in observable parameters to detect a physical fault. As a generality, physical faults consist of a variety of problems or combinations of problems such as Foreign Object Damage (FOD), blade erosion and corrosion, worn seals, plugged nozzles, excessive blade tip clearances, and if severe enough, these physical faults will induce a change in the thermodynamic performance of the engine and its attendant components. The underlying precept behind GPA is that engine performance depends on the state of these individual components and that furthermore, the condition of these components can be mathematically

represented by a set of independent performance parameters. For the compression modules, it has been customary to use adiabatic efficiencies and flow capacities, and for the turbine modules, adiabatic efficiencies and effective nozzle areas. If *changes* are then observed in the gas path measurements, the problem becomes one of estimating those (module) thermodynamic parameters responsible for the *change*, with the hope that this will facilitate the subsequent isolation of the underlying physical fault.

We have highlighted the word *change* throughout this discussion since GPA is a *relative* performance analysis; relative to a specific reference chosen for the analysis. This reference (condition) can vary depending on the user's preference, but typically takes the form of a model which has been normalized to represent an average production engine or the user's average overhauled nominal engine. Data recorded from the AIMS during stable cruise would be normalized to standard day conditions, compared to the reference model at the same engine power level, and a % delta computed for each of the main gas path parameters being measured. This *steady state snapshot* of measurement residuals will then form a *signature* (or *fingerprint*) that describes the performance variation in the observed engine modules relative to the nominal state. The astute reader might object that it may contain other effects as well. These might be abnormalities such as sensor non-repeatability (noise), possible sensor bias or drift, modeling error and other faults that have not been directly modeled such as control accessory faults (i.e., bleeds, active clearance control, variable vane mis-scheduling, etc). The first GPA systems, however, did not include provisions for these concerns, and were, consequently, only marginally successful. Thus, in order to have a more practical implementation of this methodology for diagnostic and prognostic purposes, it was necessary to expand the original formulation to include these effects ^{(2),(3)}.

The basic mathematical formulation was piecewise linear and is sometimes referred to as linear GPA. At the fixed operating condition of the recorded data *snapshot*, a vector Z is formed consisting of the calculated % Δ s (from reference) for each gas path measurement. The performance faults for the modules and *apparent* sensor errors were represented by a vector x , and the linear relationship existing between them was modeled by a matrix of combined *engine* and *sensor* influence coefficients, $H=[H_{engine} : H_{sensor}]$ evaluated at the fixed operating condition.

$$\begin{aligned}
 Z &= \begin{bmatrix} \Delta N1 \\ \Delta N2 \\ \Delta Wf \\ \Delta T3 \\ \Delta P3 \\ \vdots \\ \Delta T5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta \text{ Low Spool Speed} \\ \Delta \text{ High Spool Speed} \\ \Delta \text{ Fuel Flow} \\ \Delta \text{ HC Exit Temperature} \\ \Delta \text{ HC Exit Pressure} \\ \vdots \\ \Delta \text{ Exhaust Gas Temperature} \end{bmatrix} \\
 x &= \begin{bmatrix} x_{engine} \\ \dots \\ x_{sensor} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta \eta_{FAN} \\ \Delta FC_{FAN} \\ \Delta \eta_{LPC} \\ \vdots \\ \Delta A_{45} \\ \dots \\ \Delta N1_{error} \\ \Delta N2_{error} \\ \vdots \\ \Delta T5_{error} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta \text{ Fan Efficiency} \\ \Delta \text{ Fan Flow Capacity} \\ \Delta \text{ Low Compressor Efficiency} \\ \vdots \\ \Delta \text{ Low Turbine Nozzle Area} \\ \dots \\ \Delta \text{ N1 measurement error} \\ \Delta \text{ N2 measurement error} \\ \vdots \\ \Delta \text{ EGT measurement error} \end{bmatrix} \\
 Z &= Hx = [H_{engine} \ \vdots \ H_{sensor}] \begin{bmatrix} x_{engine} \\ \dots \\ x_{sensor} \end{bmatrix} \quad (1)
 \end{aligned}$$

What is obvious from this formulation is that there are many more unknowns (elements of x) than there are known quantities (elements of Z) and therefore the matrix H cannot be inverted to provide a solution. The classic solution to this problem came in the form of a derivative formulation of a Kalman Filter which would yield an estimate \hat{x} for both the engine module fault degradation and measurement errors simultaneously.

$$\begin{aligned}
 \hat{x} &= [\hat{x}_{engine} \ \vdots \ \hat{x}_{sensor}] \\
 &= \underbrace{\hat{x}_{previous}}_{\text{Predictor}} + \underbrace{P_0 H^T (HP_0 H^T + R)^{-1} (Z - H \hat{x}_{previous})}_{\text{Corrector}} \quad (2)
 \end{aligned}$$

This formulation is in the form of a so-called *predictor-corrector*, which allows a previous analysis to be used as an *a-priori* guess (predictor) which would then be adjusted by the observed data (corrector). This made it suitable for analyzing time series data for long term deterioration trending of the AIMS data. The P_0 and R terms appearing in the *corrector* portion of Equation 2 are numerical quantities specified by the designer when construction the filter.

The mathematical foundation of GPA has been well documented and many refinements and alternative algorithms have been offered by numerous academic, industry, and government researchers over the last 3 decades. We refer the interested reader to the general literature for the mathematical details.

From a broader perspective, the original GPA approach was later amended by the separation of *gradual* and *rapid* deterioration effects with attendant analysis. Engine performance changes can manifest themselves in one of two ways: a) *gradual* (long-term) deterioration or b) *rapid* (short-term) deterioration. The latter may affect module performance changes or can be changes in performance of engine subsystems such as bleeds, cooling flows, variable geometry mechanisms etc. The methodology adopted was to break up the general GPA solution (which addresses the gradual long-term module deterioration) described previously into several steps:

1. Estimating module performance and measurement error shifts via GPA method.
2. Perusing the measurement delta time series to detect any *rapid* and *persistent* shifts.
3. If a *rapid* and *persistent* shift is detected in the time series, a *single fault* assumption is made and a separate analysis consistent with this assumption is made to identify the underlying fault
4. Applying appropriate accommodation logic to reconcile the analysis made in step 1 with the results from step 3.

The *single fault* assumption made in step 3 is a concession in the form of heuristic information based on experience, i.e. it is improbable that more than one failure occurs at the same time. This separation of slow and rapid deterioration modes, separates (slow) natural module deterioration from a (rapid) abrupt failure often observed in engine subsystem accessories (e.g., bleed systems, active clearance control, variable vane actuation, instrumentation, etc). The latter may also include abrupt Module performance shifts from Foreign or Domestic Object Damage, FOD & DOD, but these are certainly less frequent than the accessory failures. In making this separation, we can apply separate algorithms which are better suited to the condition being analyzed. The slow natural deterioration assessment has been addressed by the linear GPA. The rapid abrupt degradation (or failure) allows the use of a single fault hypothesis to provide a solution. Once the detection that an *event* has occurred (done by inspecting time series plots of the measurement residuals for abrupt shifts in magnitude) and noting that these shifts persist for several points (and hence are not likely to be outliers or noise induced), then a $\Delta\Delta$ can be calculated for all of measurements Δ s, quantifying the shift between pre and post-event levels (see Figure 2). The vector of calculated $\Delta\Delta$ s provides a signature which can now be compared to a (pre-stored) library of patterns for known faults. The fault matching can then be ordered according to how close they match the observation. The fault with the best

match (i.e., least error) then becomes the alerted fault and appropriate maintenance advisories can be provided.

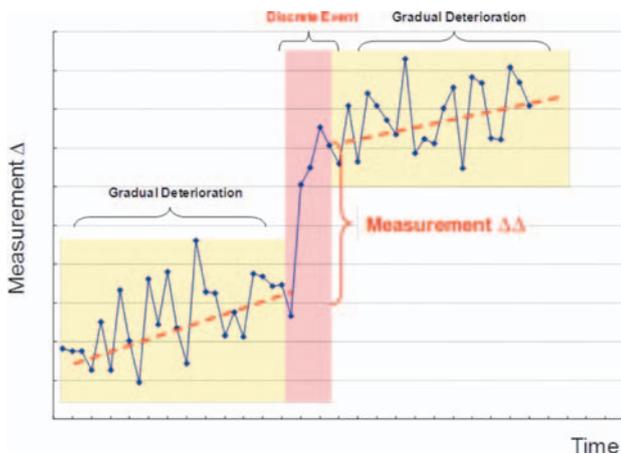


Fig. 2 Gradual versus Rapid Deterioration

Health Monitoring Advances

Our discussion up to this point has primarily centered on analysis from *steady state* (averaged) data collected by the on-board monitoring systems and made available to ground stations for subsequent trending and analysis. Advances in avionic electronics from the 90's to the present time have enabled more extensive on-board monitoring systems. Dedicated health management/monitoring boxes have emerged with the memory and computational bandwidth that would allow greater sophistication and capability. One notable area has been vibration monitoring. It was now possible to analyze, in real-time, the high bandwidth data (typically around 2k Hz) captured from vibration sensors and perform various time-domain and frequency domain calculations. This is useful in identifying the source of vibrations in bearing and gear systems. Knowing the gear ratios provides aids in determining the presence of chipped gear teeth by observing peaks at the appropriate frequency harmonic of the driving spool.

Other advancements have been in the area of lubrication system monitoring. Oil Debris Monitoring (ODM) is a relatively new technology that was first introduced on military aero engines and has been found to be a highly effective means of early bearing degradation detection. By monitoring the liberated metal particles in the oil it is possible to identify and trend degradation well in advance of a bearing failure. The use of an ODM can eliminate the need for periodic inspections of the magnetic chip detectors which accumulate ferrous particles in the oil stream as well as reducing the frequency of conducting a Spectrographic Oil Analysis Procedure (SOAP). Current ODM sensors are capable of detecting non-ferrous particle as well, thereby extending the

coverage typically provided by chip detectors.

The deployment of real-time engine models for diagnostics and control will take the classic Gas Path Analysis, discussed in the previous section, to next level. Instead of analyzing averaged steady state data from cruise operation, the on-board models will provide the requisite reference through *transient* operation as well, and a continuous GPA can be performed. This can be amended by monitoring and analyzing the dynamics of control actuation (bleeds, variable vane positioning, etc.) as a further prognostic targeting engine accessory deterioration. The advantage of having this greater on-board diagnostic capacity is the decrease in time latency to detect, identify and possibly accommodate an incipient fault or deterioration. It could also be argued that there would not be much (time) gain between an on-board analysis versus merely storing the full flight data on-board and performing the analysis once the aircraft has landed, several hours later (assuming that an efficient data infrastructure was in place to transfer it off-board), *unless*, the on-board information could be accommodated in some manner *during* flight. Accommodation could be in the form of alerting the pilot of an identified problem or incipient fault requiring him to abort his mission or operate the engine/aircraft in a different manner. A more intriguing tactic could involve automatic and autonomous accommodation by the FADEC without pilot intervention. These concepts have been explored in what has been termed the *intelligent engine* concept⁽⁴⁾.

Engine Health Management (EHM) is a collection of capabilities from which building blocks can be drawn to create customized architectures that best meet individual user needs. Both Engine-Hosted and Ground-Based elements are viable and complementary approaches to form an overall Integrated Health Management system. Engine-Hosted elements generate data from on-board sensors, and perform basic fault isolation and prediction, supporting on-wing maintenance, while the Ground-Based elements support long-term degradation trending, providing planning information that can be used by aircraft fleet managers (Figure 3).

The ultimate goal of EHM is to maximize the amount of meaningful information that can be extracted from disparate data sources to obtain comprehensive diagnostic and prognostic knowledge regarding the health of the engine. Data fusion is the integration of data or information from multiple sources to achieve enhanced accuracy and more specific inferences than can be obtained from the use of a single sensor (or information source) alone. The basic tenet underlying the data/information fusion concept is to leverage

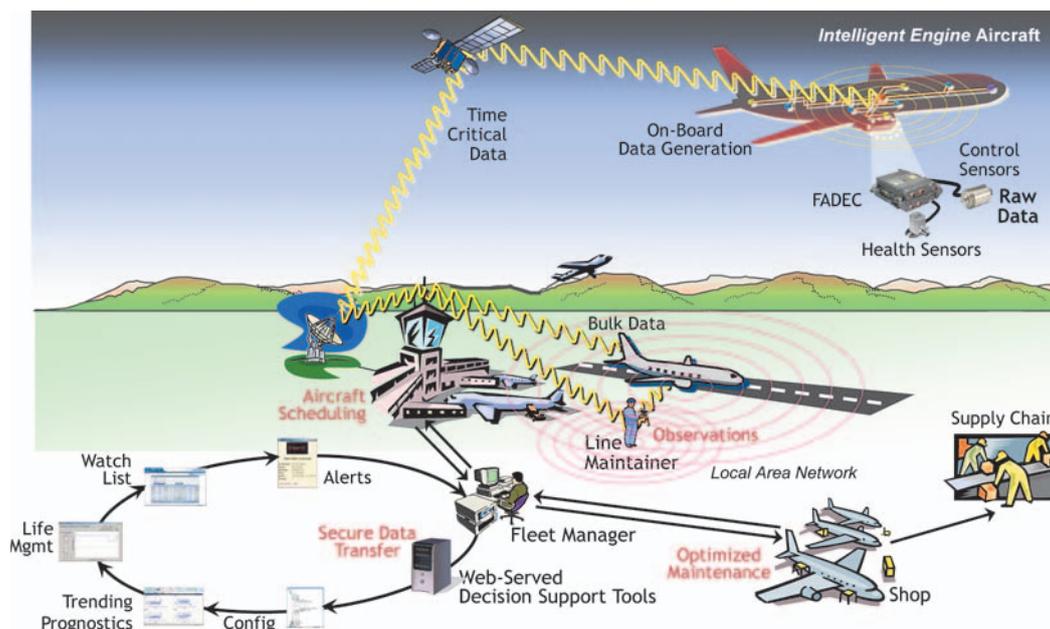


Fig. 3 EHM leverages both On-board & Off-board Capabilities

all available information to enhance diagnostic visibility, increase diagnostic reliability and reduce the number of diagnostic false alarms. As Figure 3 suggests, the information sources are plentiful and include, Gas Path, Oil/Fuel system, and Vibration measurements, FADEC codes, on-board models, companion engine data, maintenance histories, pilot and line maintainer observations, etc. Indeed, much of the current activity in EHM today centers around information fusion and the best means to collect, combine, and leverage, all of the information content to support the common goal of reducing overall engine life cycle cost and increasing operational reliability.

Conclusion

We have provided a broad overview of aero-engine health monitoring and how it has evolved over the last four decades, commenting on the cost benefit drivers, monitoring and data acquisition methods, analytic methodologies, and concluded with a brief discussion on areas being explored today. In this brief discussion, we have highlighted the analytical

methodology known as Gas Path Analysis, primarily because of its legacy, longevity, and diagnostic importance but also mentioned other areas of monitoring, which taken collectively, provide the salient information source to support a successful Engine Health Management endeavor.

References

- (1) Urban, L.A., 1972, *Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Conditioning Monitoring*, AIAA/SAE Paper 72-1082.
- (2) Volponi, A.J., 1983, *Gas Path Analysis: An Approach to Engine Diagnostic, Time-Dependent Failure Mechanisms and Assessment Methodologies*, Cambridge University Press.
- (3) Volponi, A.J., 2003, *Foundations of Gas Path Analysis I&II*, Gas Turbine Condition Monitoring and Fault Diagnosis, Von Kaman Institute Lecture Series: Number 01, 2003
- (4) Culley, D, et.al, 2009, *More Intelligent Gas Turbine Engines*, RTO Technical Report, TR-AVT-128.

特集：ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について

航空機エンジンのモニタリングについて

多田 暁^{*1}
TADA Satoru

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，モニタリング，航空機，エアライン
Gas Turbine, Jet Engine, Monitoring, Airplane, Airline

1. はじめに

航空機エンジンの信頼性を確保する手段として，過去には一定時間使用すると機体から取り出し，分解検査を行っていた。それに代わり現在の主流は，エンジンの運転状態を常に監視し，不具合が顕在化する前にエンジンを取り卸して必要な整備を行うオンコンディション整備方式の採用である。これは，一定時間で取り卸す整備方式に比べて安全性を維持向上させつつ，より効率的で経済的に整備することができる方式である。また，エンジンの信頼性を維持するためには，モニタリングが重要な要素となる。

ここでは，航空機エンジンのモニタリングの概要と近年のエンジン・メーカー及びエアラインの取り組みについて紹介する。

2. エンジン・モニタリングの方法

航空機エンジンのモニタリングの方法については，以下にまとめられる。

・飛行中に操縦士もしくは機上のモニタリング装置によ

り行われるモニタリング

- ・地上で定期的に行われるエンジンの内部検査によるモニタリング
- ・地上のシステムを用いた飛行中のエンジン・パラメータ変化のモニタリング（トレンド・モニタリング）

当社ではこれらのモニタリング手法をそれぞれのエンジンの整備方式に設定するとともに，得られた情報に基づきエンジン整備処置の決定や整備要目の設定・変更，エンジン改修の実施を検討し，エンジン信頼性の維持・向上を図っている。以下に，それぞれのモニタリングについて説明する。

3. 飛行中に行われるモニタリング

飛行中に行われるエンジンのモニタリングには，操縦士により行われるモニタリングと，機上のモニタリング装置により行われるモニタリングがある。

3.1 操縦士によるモニタリング

操縦士は飛行中操縦室内の計器盤を監視し，いわゆる

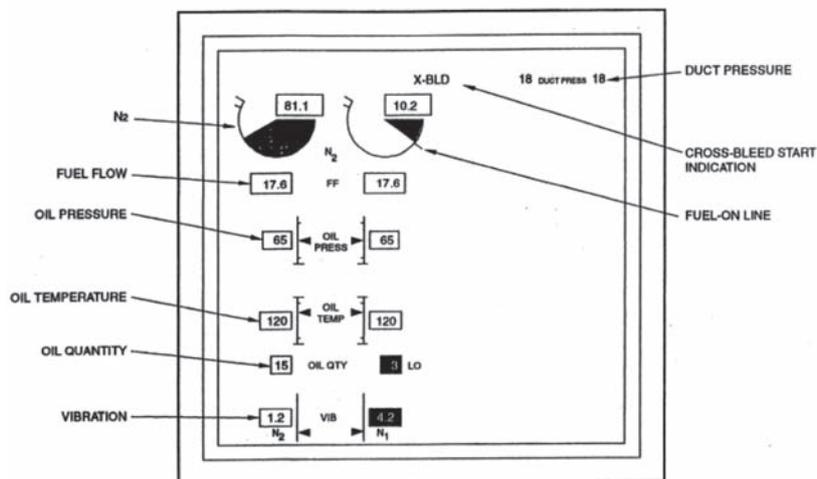


Fig. 1 Boeing 777 EICAS Engine Parameter (Boeing社提供)

原稿受付 2014年1月20日

* 1 JALエンジニアリング 技術部

〒144-0041 大田区羽田空港3-5-1

主パラメータが規定の値になるよう操作し、また各パラメータが規定値を超えないことを確認する。操縦室の主計器盤に常時表示されるパラメータには、エンジンの推力を表すEPR（エンジン圧力比）、N1（低圧軸回転数）、EGT（排気ガス温度）、Fuel Flow（燃料流量）がある。その他のパラメータには、N2（高圧軸回転数）、Oil Quantity（潤滑油量）、Oil Pressure（潤滑油圧）、Oil Temperature（潤滑油温度）、Fuel Boost Pressure（燃料ポンプブースト圧）、Fuel Outlet Pressure（燃料ポンプ出口圧）、Engine Vibration（エンジン振動値）等があり、2次表示盤に表示される。また、各エンジン・パラメータは機上のコンピュータでもモニターされており、パラメータの異常が発生した際、表示盤にその旨を示すメッセージが表示される。図1に操縦室内EICAS（Engine Indication and Crew Alerting System）表示盤のエンジン・パラメータ表示例を示す。

3.2 機上のモニタリング装置によるモニタリング

コンピュータによる機上での異常のモニタリング及びそれを記録するシステムであり、エンジン・メーカーであらかじめ設定されているものに加え、当社では独自のモニタリング機能を追加している。モニターする異常事象は、制限値または設定した値の超過という意味でExceedanceと呼ばれており、以下の表1に示すような項目がある。それぞれの項目に示される異常が発生した場合は、あらかじめ定められたロジックに従って、Optical Diskへの連続記録、瞬間データのレポート作成、時系列データのレポート作成、空地／衛星通信システムを用いた地上への通知等が行われる。

4. 地上で定期的に行われるモニタリング

地上で定期的に行われるモニタリングの手法として、ボアスコープ（内視鏡）による高温部の検査、燃料フィルターの検査、潤滑油フィルターの検査、マグネチック・プラグの検査等がある。以下に、それらの概要につ

いて説明する。

4.1 ボアスコープ（内視鏡）による高温部の検査

ボアスコープを使用して、エンジンの内部を目視で検査する手法である。機体の定期整備時にボアスコープによる検査を実施している部位は、主にタービン静翼、タービン動翼および燃焼室等、高温環境下の部位である。また、エンジン型式によっては、定期整備とは別に、そのエンジン型式固有の問題を持つ部位に対して、ボアスコープを使用した特別な検査を実施しているものもある。更に、飛行中に鳥などがエンジンに衝突した場合、ボアスコープにより圧縮機の健全性を確認できるようにも設計されている。

検査により部品の焼損や亀裂等の不具合が発見された場合は、状況によりさらに短縮した間隔でモニターを続けるか、エンジンを交換することになる。

4.2 燃料フィルターの検査

定期的に行われるエンジン燃料系統の主な検査は、エンジンに取り付けられた燃料ポンプのフィルターの検査である。また、燃料管制器に設けられたフィルターについても合わせて検査を実施している場合もある。

4.3 潤滑油フィルターの検査

潤滑油フィルターの検査は定期的に行われる潤滑油系統の検査のひとつである。主にエンジンの回転軸を支持するメイン・ベアリングやギアボックス内のベアリングの不具合を検知するために行う検査である。

4.4 マグネチック・プラグの検査

定期的に行われるもう一つの潤滑油系統の検査は、マグネチック・プラグの検査である。マグネチック・プラグとは、潤滑油の油道に取り付けられた磁石の付いたプラグ（栓）のことであり、潤滑油フィルターと同様に、主にエンジンのメイン・ベアリングやギアボックス内ベ

Table 1 PW4000 Engine Exceedance

EGT Exceedance	排気ガス温度が既定の値を越えた場合に機能する。既定の値（Predetermined Value）は運用制限値も含め3段階ある。
Engine Flame Out	燃焼が吹き消えし、高圧軸回転数が規定の値以下になると機能する。
Engine Stall	高圧圧縮機の出口圧の低下率が既定の値を越えた場合に機能する。
Engine Vibration	エンジン振動の値が既定の値を越えた場合に機能する。
Oil Pressure Low	潤滑油圧が基準値を下回った場合に機能する。
Oil Temp Low	潤滑油温度が基準値を下回った場合に機能する。
Oil Temp High	潤滑油温度が基準値を越えた場合に機能する。
N1 RPM Overspeed	低圧軸回転数が規定の値を超えると機能する。
N2 RPM Overspeed	高圧軸回転数が規定の値を超えると機能する。
High Oil Quantity	オイルタンク内の潤滑油の量が規定値を超えると機能する。
High Oil Consumption	潤滑油消費量が規定値を超えると機能する。
Nacelle Temp High	エンジンカウリング内の温度が既定の値を越えると機能する。

アリングの不具合を検知するために行う検査である。

なお、最近導入されたエンジンにはフィルター前後の圧力差をモニターする圧力センサーや、金属片を収集し、その量を電子的にカウントするDMS (Debris Monitoring System) が装備されている。これらを装備したエンジンでは、フィルターやプラグの定期検査は実施せず、機上モニタリング装置のレポート機能や次に紹介するトレンドデータを用いて状況をモニターし、必要に応じて整備処置が行われる。

5.トレンド・モニタリング

トレンド・モニタリングとは、機上で採取したデータを地上のシステムに蓄積し、ある一定期間のエンジン・パラメータの変化をモニターすることにより、不具合の兆候や性能の劣化を把握する手法である。

トレンド・モニタリングには、潤滑油消費率モニタリング、潤滑油分光分析プログラムSOAP (Spectrometric Oil Analysis Program)、主パラメータのトレンド・モニタリング等がある。潤滑油消費率モニタリング及び潤滑油分光分析プログラムは、潤滑油システムの部品の不具合をモニターするためのものであり、従来よりエンジンモニタリングの一つとして用いられている。詳細はガスタービン工学テキスト⁽¹⁾を参照されたい。ここでは当社で取り入れている主パラメータのトレンド・モニタリングについて紹介する。

5.1 主パラメータのトレンド・モニタリング

エンジンの主パラメータについてフライトごとの変化をモニターすることにより、エンジンの異常を早期に感知することができる。これは巡航中の安定した状態及び離陸時におけるエンジンの回転数や出力、各部の圧力、温度、燃料流量等のパラメータを測定し、基準となる状態に修正して、その変化の傾向をモニターする手法がとられており、エンジン・コンディション・モニタリングと呼ばれている。対象とする基本パラメータは、N1 (低圧軸回転数)、N2 (高圧軸回転数)、EGT (排気ガス温度) およびFuel Flow (燃料流量) である。計算および修正されたこれらのパラメータは統計処理が行われた後、グラフ形式で出力される。

この手法では、いかに安定したデータを採取するかが重要となる。データ採取の方法として、機上コンピュータに記録されたデータをOptical Diskなどを用いて地上で採取し、メーカーに送付して解析する手法がとられていたが、最近は航空機の空地通信システムや衛星通信システムを利用して採取する手法が主流となっている。この方法は、飛行中の航空機から電波でエンジン・パラメータを地上の受信局に送り、受信局からプロバイダーを通してエンジン・メーカーにデータが送付され、解析が行われる。航空会社はインターネットを用いて、エンジン・メーカーで処理されたデータを閲覧でき、早ければ航空機からデータが送付されて数時間後には、データを見ることができる。

Table 2 PW4000 Engine Monitoring Parameters

種類	パラメータ	説明
温度	高圧圧縮機入口温度	高圧圧縮機前方に取り付けられたプローブの熱電対で感知する。
	高圧圧縮機出口温度	高圧圧縮機後方に取り付けられたプローブの熱電対で感知する。
	低圧タービン出口温度 (EGT)	低圧タービンケースに取り付けられた熱電対で感知し、電気的に平均してEEC (Electronic Engine Control) でAD変換が行われる。この位置の温度をエンジン排気ガス温度 (エンジン内の温度のモニターに使用するパラメータ) としている。
圧力	高圧圧縮機入口圧	高圧圧縮機前方に取り付けられたプローブで圧力を取り込み、チューブでEECに導く。
	高圧圧縮機出口圧	高圧圧縮機後方に取り付けられたプローブで圧力を取り込み、チューブでEECに導く。本パラメータは燃焼室の圧力として制御に用いられる。
	低圧タービン出口圧	低圧タービンケースに取り付けられたプローブで圧力を取り込み、チューブでEECに導く。当該圧力値とエンジン入り口の圧力値の比で、エンジン推力を知るパラメータの一つとしている。
回転数	低圧軸回転数 (N1)	センサーの先のコイルにより磁化されたファンシャフトの歯車の歯の通過を感知する。
	高圧軸回転数 (N2)	ギアボックスに取り付けられた磁石とコイルによるセンサーで高圧軸回転数を感知し、EEC内でAD変換される。
振動	低圧軸振動値	センサーにより、エンジンの半径方向の振動を感知する。信号は振動信号処理装置に送られデータ処理される。
	高圧軸振動値	センサーにより、エンジンの半径方向の振動を感知する。信号は振動信号処理装置に送られデータ処理される。
	低圧軸不釣合位相	低圧系の位相と低圧軸振動値から振動信号処理装置内で計算される。
	高圧軸不釣合位相	高圧系の位相と高圧軸振動値から振動信号処理装置内で計算される。
その他	潤滑油圧	センサーで潤滑油の圧力を感知する。
	潤滑油温度	熱電対により潤滑油の温度を感知する。
	燃料流量	燃料流路に取り付けられたトランスミッターが流量に応じたAnalog Pulse SignalをEECに送り、EECが流量を計算する。

主なエンジン・パラメータを表2に、空地／衛星通信システムを用いたエンジン・データ解析及びモニタリングの概要を図2に示す。また、空地／衛星通信システムを用いたトレンド・モニタリングのデータ出力例を図3に示す。これは、各エンジン・パラメータについて、基準値からの変化量をフライトごとに表したものである。この通信システムを用いると、飛行時間の長い飛行では、到着地に着く前に航空機エンジンの異常を知ることができ、場合によっては次の到着地で適切な整備処置を実施することが可能となる。

5.2 トレンド・モニタリングの実例

トレンド・モニタリング及び整備処置の例として、図4に潤滑油フィルターのモニタリングを示す。これは、フィルター前後の圧力差をモニターし、フィルターに閉塞傾向が見られたところで交換を実施したことを示している。本モニターにより適切なタイミングでフィルターの検査・交換が行われ、フィルター定期交換に比べて整備費用が削減されると共に、潤滑油システムの信頼性が維持されている。

また、図5はトレンド・モニタリングによって確認さ

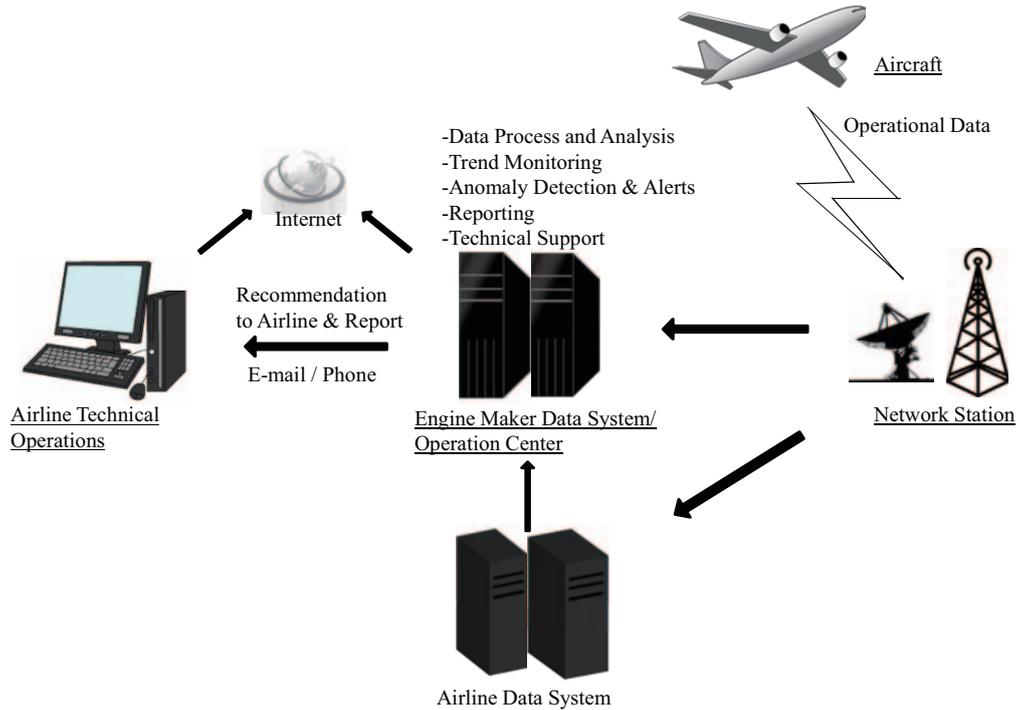


Fig. 2 Outline of Engine Data Analysis and Monitoring Process

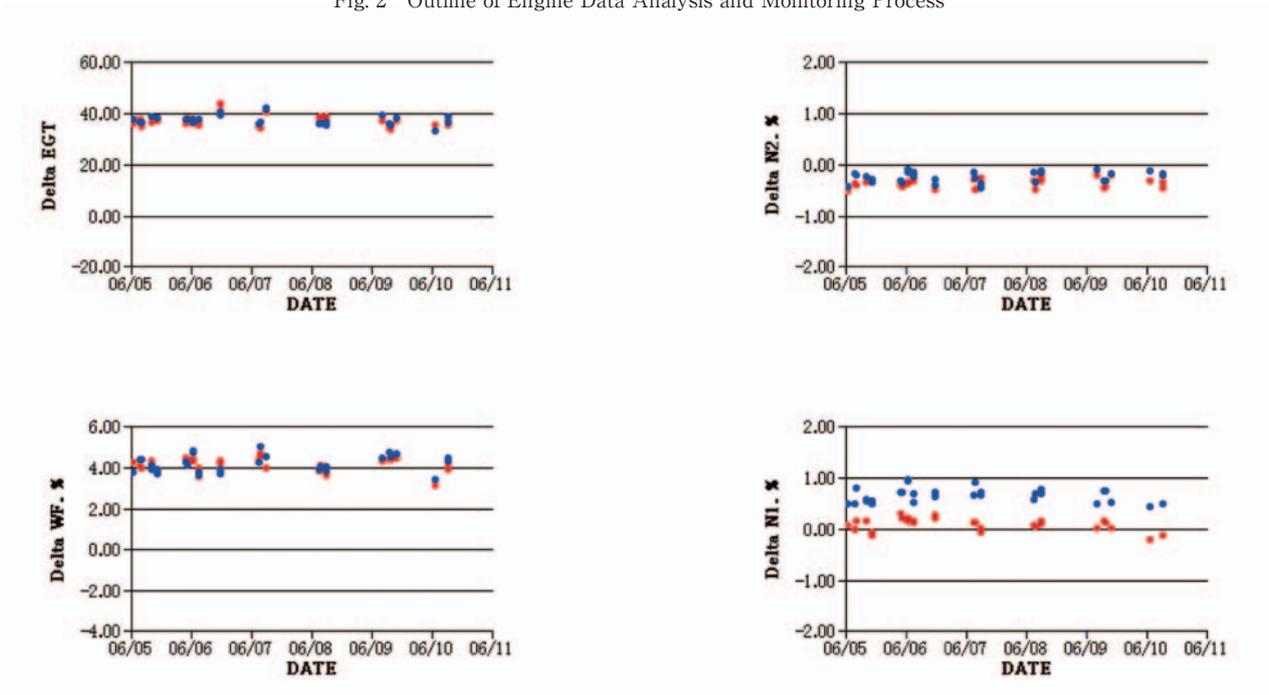


Fig. 3 PW4000 Engine Trend Monitoring Data (Example)

れたエンジンの不具合事例である。これはPW4000エンジンの低圧タービン出口圧計測用センサーに用いられるパイプが破断して、エンジン出力の基準となるエンジン圧力比（EPR）が減少したため、操縦士がエンジン推力を増加させた結果、離陸時のエンジン排気ガス温度（EGT）マージンが減少（=排気ガス温度が上昇）したことを示すものである。

*エンジン排気ガス温度（EGT）マージン：排気ガス温度の限界値に対するマージン。

トレンド・モニターの特徴として、操縦士や機上のモニタリング装置では異常やExceedanceと認知されない程度の小さな変化であっても、エンジン個々に対しフライトごとのモニターを行うことにより、通常見られないパラメータのシフトが発生した場合はAlertとして認知され、エンジン・ハードウェアの不具合として顕在化する

前の早い段階で整備処置を実施することができる。近年エンジン・メーカー各社はこのトレンド・モニターに力を入れるとともに、Worldwideでのデータを蓄積しており、当社含め航空各社はWorld Fleetの経験に基づいたサポートをメーカーより迅速に受けることができる。なお、モニタリング機能や精度の向上には航空各社からのフィードバックが重要であり、当社もこれまで経験した不具合事例の情報交換や推定原因の協議、検査結果の報告等を行い、エンジン・メーカーと協力してモニタリング精度の向上に取り組んでいる。

5.3 モジュール性能モニタリング

エンジンの主パラメータのトレンド・モニタリングに加え、新しい機種では巡航中の安定したデータをもとにエンジンの各モジュール（圧縮機、タービン等のエンジン構成単位）の性能の変化をモニターすることができる

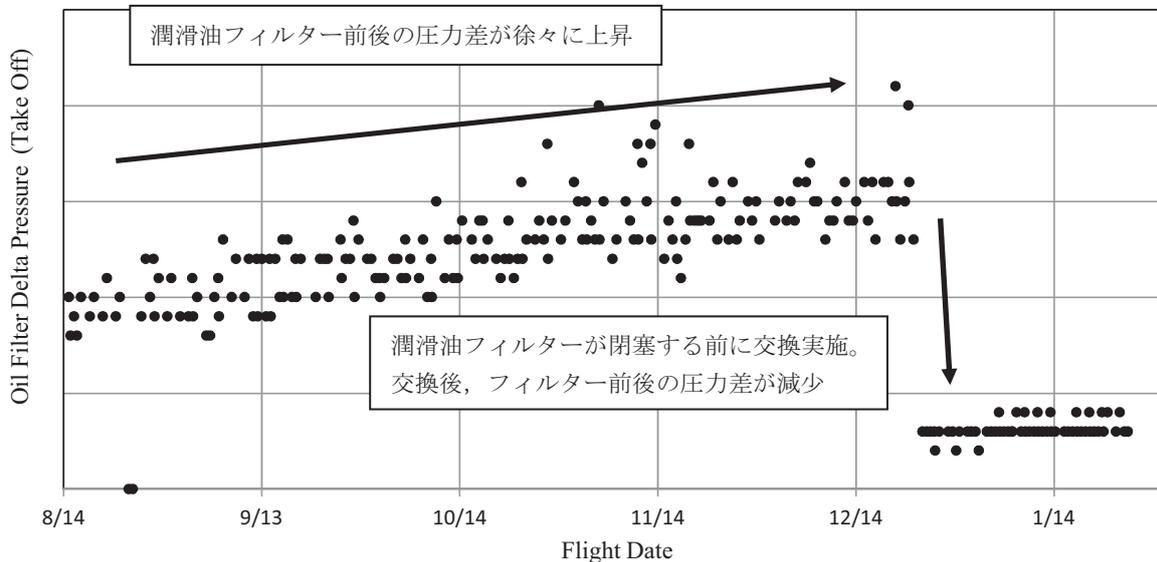


Fig. 4 Engine Oil Filter Differential Pressure

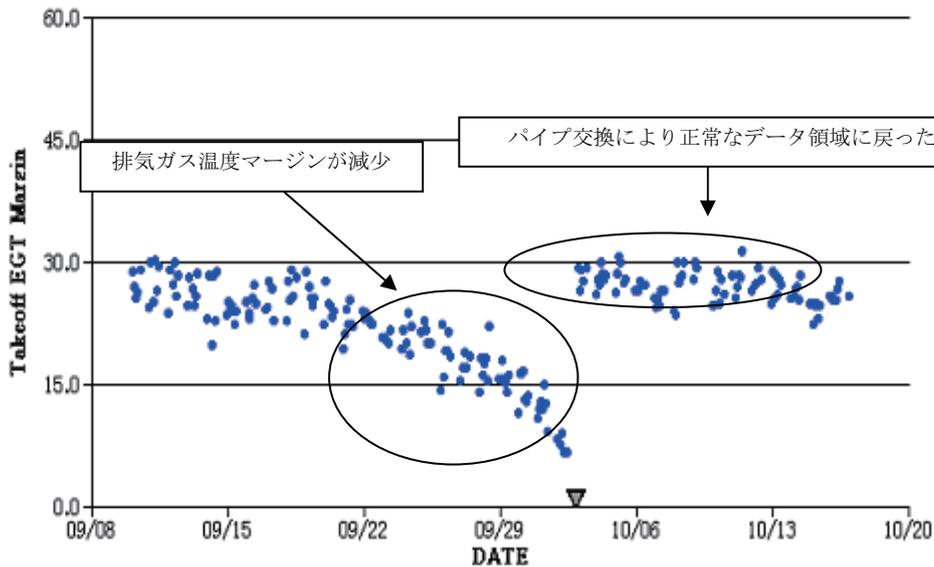


Fig. 5 PW4000 Engine Exhaust Gas Temperature Margin

ようになった。このモニタリング手法をモジュール性能モニタリングと呼び、当社でも本モニタリングを採用・活用している。

エンジンの状態をモニターするにはエンジン・パラメータのトレンド・モニタリングでも十分であるが、故障のより詳細な解析や、機体から取り卸したエンジンの処置の決定、フリート全体の性能劣化の予測等を行う際には、この手法が有効に活用される。

図6にモジュール性能データの出力例を示す(図中のEFF, F/Cはそれぞれ効率, 流量)。

6. おわりに

航空機エンジンのモニタリングはIT及び通信技術の発達とともに年々進化している。特に近年のトレンド・モニタリング技術の進化により、エンジン性能の劣化傾向が容易に把握できるとともに、エンジン・ハードウェアの不具合として顕在化する前の早い段階で検知、処置できる可能性が高くなり、エンジン信頼性の向上、On-

Wing Lifeの延伸及び整備費用の削減に大きく貢献している。ただし、新しい不具合要因については、現在の整備プログラムで検知できない事例も多く、またモニタリングや改修等の対策プログラムを策定するまで時間を要する傾向にある。

新しい不具合が判明した際、対策プログラムの迅速な策定が強く望まれるとともに、さらに、よりハイレベルなエンジン信頼性を追求し、エンジン・デザインや使用環境、他モデルのフリートワイドでの経験等を基に、これまで発生経験のない不具合要因についても、故障の可能性を評価してあらかじめ対策を施したり、適切なコントロールプログラムが策定されるような一歩進んだモニタリングや整備プログラムの構築、進歩発展を期待したい。

7. 引用文献

- (1) 福山佳孝, 吉田豊明, ガスタービン工学 (2013), p.274-280, 日本ガスタービン学会

	FAN Z77040		LPC A77042		HPC B77032		HPT C77042		LPT D77042	
	CYCLES	3	CYCLES	3	CYCLES	3	CYCLES	3	CYCLES	3
	EFF (F)	F/C (1)	EFF (A)	F/C (2)	EFF (B)	F/C (3)	EFF (C)	A4 (5)	EFF (D)	A5 (6)
	-3...-2...-1...0...1		-3...-2...-1...0...1		-3...-2...-1...0...1		-3...-2...-1...0...1...2		-3...-2...-1...0...1...2	
21JAN 5	F 1	.	.A2	.	B3	.	C	.	D	.6
26JAN 5	F 1	.	.A2	.	B3	.	C	.	D	.6
29JAN 5	F 1	.	.A2	.	B3	.	C	.	D	.6
1FEB 5	F 1	.	.A2	.	B3	.	C	.	D	.6
3FEB 5	F 1	.	.A2	.	B3	.	C	.	D	.6
6FEB 5	F 1	.	.A2	.	B3	.	C	.	D	.6
9FEB 5	F 1	.	.A2	.	B3	.	C	.	D	.6
11FEB 5	F 1	.	.A2	.	B3	.	C	.	D	.6
17FEB 5	F 1	.	.A2	.	B3	.	C	.	D	.6
19FEB 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C	.	D	.6
21FEB 5	F 1	.	.A2	.	B3	.	C	.	D	.6
24FEB 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C	.	D	.6
27FEB 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C	.	D	.6
6MAR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C	.	D	.6
10MAR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
13MAR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
15MAR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
18MAR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
22MAR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	SC	.	D	.6
24MAR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	SC	.	D	.6
28MAR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
30MAR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	SC	.	D	.6
3APR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	SC	.	D	.6
7APR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
9APR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
11APR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	SC	.	D	.6
15APR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	SC	.	D	.6
19APR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
23APR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	SC	.	D	.6
28APR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
30APR 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
3MAY 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
5MAY 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
9MAY 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
12MAY 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
14MAY 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
17MAY 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
25MAY 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
28MAY 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6
30MAY 5	F 1	.	.A2	.	B 3	.	C5	.	D	.6

Fig. 6 PW4000 Engine Module Performance Data

特集：ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について

センサ技術 – ガスタービンの種類別モニタリング技術 –

河部 佳樹*¹
KAWABE Yoshiki

キーワード：ガスタービン, ジェットエンジン, モニタリング, 振動, センサ
Gas Turbine, Jet Engine, Monitoring, Vibration, Sensor

1. 緒言

ガスタービンは、1930年台にドイツ、イギリスで開発されたジェットエンジンが基となっている。

ジェットエンジンでは、圧縮された空気と燃料を燃焼室内で燃焼させ、発生する高温・高圧のガスを後ろ向きに噴出させて駆動力を得る。この高温・高圧・高速のガスを用いてエネルギーをタービンにより回収して発電機または機械の駆動に使用するのがガスタービンである。

現在使用されているガスタービンは、その構造から大きく2つのタイプに分類される。航空機転用型と事業用の2つである。これらは構造・設計・生まれが異なるため全く異なった方法で管理・運用されている。本解説では、それぞれのタイプのガスタービンのモニタリング手法に関して紹介を行う⁽¹⁾。

2. ガスタービンの種類

2.1 航空機転用型ガスタービン

航空機転用型ガスタービンは、その名前のおり航空機用ジェットエンジンを転用したものである。航空機産業で使用されるエンジンとしては、より小型・軽量のエンジンを採用することで航空機の総重量が減り、燃費向上につながることから、馬力対重量比が最も重要視される。一部の例外を除き、航空機転用型ガスタービンには、滑り軸受ではなく、転がり軸受が使用されている。中には同芯多軸を採用して、特定個所の圧縮機やタービンを異なる速度で回転することで、より大きな圧縮比のエンジン設計を可能としているものもある。

ジェットエンジンを産業用に転用する場合には、発電機などの被駆動機を動かすために、この推進力（軸方向への力）を機械トルク（回転力）に変換する必要がある。

航空機転用型ガスタービンを簡単に図解するとFig.1のようになる。この図から、航空機転用型ガスタービンは2つの基本的要素（ガス発生装置と動力タービン（パ

ワタービン))から構成されていることが分かる。これらを合わせてガスタービンと呼ぶ。ガス発生装置には内蔵タービンがあるが、このタービンは、エンジンの圧縮機を稼働させるためだけのエネルギーを取り出す。ガス発生装置により発生される残りの高温・高圧・高速ガスのエネルギーは、パワータービンを回転させるために使用される。図1に示すように、パワータービンは物理的にガス発生装置と連結していない。すなわち、2つの構成部品をつなぐシャフトは存在しないということになる。そのため、これらの2つの装置は異なる回転速度で回転することとなる。また、これとは別の構造で、元々のジェットエンジンの2軸構成をそのまま使用して、高圧タービン-高圧圧縮機を高速回転させ、低圧タービン（パワータービンを兼ねる）-低圧圧縮機を発電機等の被駆動機接続用として利用するものもある。

航空機エンジンは長期にわたって連続運転されることはない。飛行中は非常に高い信頼性が求められる。地上滞在中、万が一不具合が発生した場合は、人命に関わる問題にはならない。飛行中は、壊滅的な故障（作動の妨げになる）を除いて、エンジンは継続運転できる様に設計されている。さらに、最新の民間航空機は、片方のエンジンが停止した場合でも安全に飛行が継続できるように設計されている。

航空機エンジンは、問題発生時には、容易に予備エンジンと積み替えることができるような設計となっている。よって、航空機転用型ガスタービンも、ほとんどのものに関しては、故障時または定期的にエンジンを交換することが主流となっている。

一方、航空機エンジンの発達に伴って導入された振動監視は、飛行中に発生する可能性のある問題（飛行に妨げになるような問題）に対して、最終的な停止要否の判断データを提供することを目的としたものであった。エンジンを停止させる必要がある損傷としては、タービンブレードの欠損などが主な原因であり、損傷発生によりロータがアンバランスとなるものがほとんどである。そのためエンジンの飛行中監視では、一般的にシャフトの回転数成分（アンバランスにより顕著に変化する成分）のみをフィルタするように設計されている。手法として

原稿受付 2014年1月10日

*1 GEエナジー・ジャパン(株)
ベントリー事業部
〒104-6023 中央区晴海1-8-10
晴海アイランドトリトンスクエアオフィスタワー X 23F

は、その回転数を抽出し、その成分を中心とした非常に狭いバンドパスフィルタを使用する。また、フィルタの中心周波数は、エンジン シャフトの速度信号を元に、エンジンの回転数の変化に伴い自動的にシフトさせている（トラッキングフィルタという）。運転中、シャフトの回転数がほとんど変化しないエンジンの場合には、フィルタは固定式として、想定されるエンジン回転数に対する一次振動成分を含むバンドパスフィルタを使用する。

また、ほとんどの航空機用型ガスタービンでは、圧縮部分とタービン部分を異なる速度で稼働させるための同芯シャフトを使用しており、複数のシャフト回転数に対してフィルタをかけて監視しなければならない場合がある。

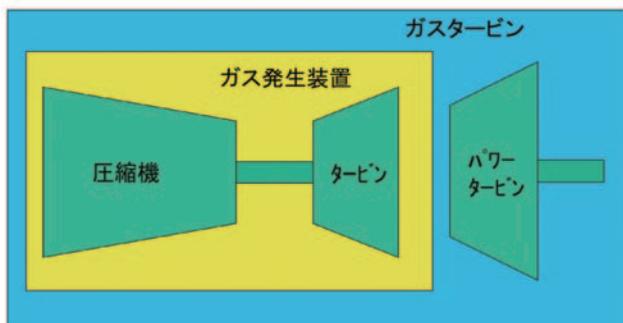


Fig. 1 航空機用型ガスタービンの構造

2.2 事業用ガスタービン

事業用ガスタービンは、航空機用型ガスタービンとは異なり、ジェットエンジンを基本的にはそのまま転用したものではない。それらは、航空機用の目的ではなく産業用のニーズに合わせた設計となっている。具体的には、事業用ガスタービンでは、ラジアル及びスラスト軸受に滑り軸受を使用している。ジェットエンジンとは異なって、軽量化ニーズがなく、滑り軸受と専用の潤滑系、シール油系を採用できるためである。滑り軸受を採用することで、航空機用型と比較して、より大型のタービンが専用設計できることとなる。

現在、最新のガスタービンでは、単体出力が330MWクラスのものを作られている。また、多くの航空機用型ガスタービンのガス発生器部分及びパワータービンの概念とは異なり、多くの事業用ガスタービンでは、全ての機械部分が物理的に接続された一体型パワータービンを介して被駆動装置を駆動させることが一般的である。事業用ガスタービンは、ガスタービンの排熱をボイラーで回収し、発生した蒸気を用いて蒸気タービンを駆動させるコンバインドサイクルとして使用される場合が多い。世界的にみると、ガスタービンと蒸気タービンは、別々のユニットとして設置され、個別に発電機と接続されるタンデム式が主流であるが、日本では、設置面積が小さくて済むようにガスタービン、蒸気タービンを一軸に結合させ、一つの発電機を駆動する一軸式が多く用いられている。

事業用ガスタービンの場合、ピーク対応用や非常用を除いて、運用としては長期間連続運転することが求められる。従って、振動監視としては、異常の兆候を早期検知することが求められると共に、万が一の異常発生時には、振動の絶対レベルを監視して、機械を緊急シャットダウンすることが必要となる。この目的のためには、振動監視として、発生する可能性のある周波数成分を全て網羅した監視が必要であり、また、必要に応じて振動を詳細解析することができる機能が求められることとなる。

3. ガスタービンの振動基準

現在、ガスタービンに関する振動基準として発行されているものとしては、主に、ISO7919-4、IS10816-4、ISO10816-3がある。

ISO7919-4 (Mechanical vibration - Evaluation of machine vibration by measurements on rotating shafts - Part 4: Gas turbine sets with fluid-film bearings) は、事業用ガスタービンの非接触変位センサを用いた監視基準である。

ISO10816-4 (Mechanical vibration - Evaluation of machine vibration by measurements on non-rotating parts - Part 4: Gas turbine sets with fluid-film bearings) は、事業用ガスタービンの軸受台振動センサを用いた監視基準である。

ISO10816-3 (Mechanical vibration - Evaluation of machine vibration by measurements on non-rotating parts - Part 3: Industrial machines with nominal power above 15 kW and nominal speeds between 120 r/min and 15 000 r/min when measured in situ) は、汎用機械の基準であるが、3MWより小さなガスタービンの軸受台振動センサを用いた監視基準でもある。

しかし、3MW以上の航空機用型ガスタービンに関する基準は、ISOでは定められていない。これらの航空機用型ガスタービンの振動基準は、タービンメーカーが定めたものが使用されている。

4. ガスタービンのモニタリング技術

4.1 航空機用型ガスタービンのモニタリング技術

航空機用型ガスタービンのモニタリング手法としては、軸受台振動速度（または、変位）に対して、前述のようにシャフトの回転成分を基にした回転同期成分のトラッキング値を監視する方法が取られる。軸受台の速度または変位を計測するためには、ガスタービン専用的高温型加速度センサが一般的に用いられる。

図2に計測ブロック図を示す。

センサ本体は、ガスタービンケーシングに直接取り付けられ、取り付け部分の温度が高いために、専用のセンサアンプは、温度が低いところに設置される。アンプは、振動監視モジュールと配線でつながっており、必要に応じて、本質安全防爆仕様に準拠させるために、配線途中に

専用の本質安全防爆用バリアを介するようになっている。

また、ガスタービンの各シャフトの回転数をリアルタイムで計測し、解析用の位相基準となるキーフェーザセンサがそれぞれのシャフトに取り付けられ、プロキシミタと必要に応じて本質安全防爆バリアを介して振動監視モジュールに配線される。

振動監視モジュール内では、それぞれの振動速度に対して、シャフトの回転数に応じたトラッキングフィルタ処理を行った回転同期成分の値、及び、ガスタービンの仕様に応じたバンドパスフィルタを通した値が監視される。ここでトラッキングフィルタとは、例えば、当該シャフトの回転数が3,000rpmの時、 $50\text{Hz} \pm 1\text{Hz}$ の範囲の成分のみを抽出し、回転数が4,000rpmになった時には、 $66.67\text{Hz} \pm 1\text{Hz}$ の範囲のみを抽出するものである。どの程度の範囲 ($\pm 1\text{Hz}$) を抽出するかは、フィルタの設計によるが、フィルタ幅を狭くすると回転数成分以外の成分をより効率よく低下させることができるが、回転数変化時の応答性が悪くなる。そのため、通常は、1Hz前後の値を採用することが多い。

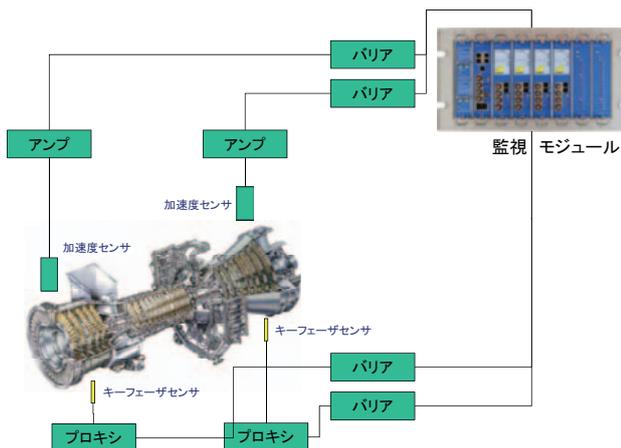


Fig. 2 航空機転用型ガスタービンの振動計測ブロック

図3に航空機転用型ガスタービンにおける信号処理を示す。ここでは、トラッキングフィルタを通した波形処理の方法を示す。

監視のための一次警報（注意）と二次警報（トリップ）のしきい値は、ガスタービンメーカーから指定された値を使用している。

航空機転用型ガスタービンのケースマウント センサ（ケーシング上に取付けるセンサ）は、非常な高温や加速度を考慮し、それに耐えるために特別に開発されたものである。ガスタービンのケーシング表面は高温になっており、専用センサは耐高温用に設計されていることはよく知られている。しかし、これらの機械表面において非常に大きな加速度が発生していて、センサ、ケーブル、コネクタの選定/設置に対し、特別な配慮が必要であることは、あまり知られていない。航空機転用型では、定常時でも20G、最大では100Gの加速度がかかることは

一般的である。そのため、付帯する振動センサ、ケーブル及びコネクタ等に機械疲労を生じさせる可能性が高い。これらの問題は、通常慎重に取り付け作業を行なうことで回避できるが、下記の5つの点に気をつける必要がある。

①可動部分がない圧電素子センサを使用する。

可動コイルを使用している動電型速度センサを、ガスタービンの振動計測に使用する場合、動電型速度センサには、ガスタービンケーシング表面に生じる非常に大きな加速度と表面高温のため、センサの可動部分に、劣化や使用寿命の制限が生じる。また、この劣化は一定の割合で進行するわけではなく、さらにその不具合を予測することは困難である。ケーシング振動センサは、通常特定の1方向振動計測を行うように設計されている。航空機転用型ガスタービンでは、3軸方向すべてに振動が発生する可能性があり、センサの振動計測方向と直交方向に非常に大きな加速度がかかると、可動コイル/センサに損傷を与え、劣化を加速させることとなる。事業用ガスタービンでは、可動コイルセンサを使用している場合があるが、その大きな理由は滑り軸受内の油により軸の振動が減衰して機械ケーシングに発生する振動が相対的に小さいためである。航空機転用型タービンではこのような振動の減衰がないため、可動コイルセンサの使用は推奨できない。それ故、可動部分を持たない、圧電型加速度センサの使用が推奨される。

②ケーブル一体型センサを使用する。

加速度計と信号ケーブルとの接続部分は、一般的に不具合の主原因となっている。コネクタ部分は接触抵抗が大きく、ほこりや油、また、接続部分に侵入するごみ等に非常に敏感である。また、コネクタがエンジン近くにある場合、高い加速度が接続部分の緩みを誘発することとなる。それらが原因で、結果的に信号のノイズやスパイク、さらには誤警報や誤トリップにつながる断続的な接続部分の異常を引き起こすことがある。実際、航空機転用型ガスタービンの振動計測システムでは、この問題が最も頻繁に発生する。対策としては、ケーブル一体型センサを使用する。ケーブル一体型センサを使用すると、振動やほこりによる接続部分への影響があまり問題とならない、エンジンから離れた個所に、接続箇所を設けることができる等のメリットがある。もし、ケーブル一体型センサの設置が不可能な場合は、エンジンケーシング上での接続を確実にしない、ほこり等から保護することが非常に重要である。

③ケーブルをしっかりと固定する

ケーブル一体型のセンサを使用する、しないに関わらず、ケーブルをしっかりと固定することも非常に重要である。ガスタービン用加速度センサケーブルは、高温下での使用を前提として作られているが、固定が不十分であればタービンケーシングの高振動の影響で大きく揺れる。この振動は、コネクタやケーブルのあらゆる箇所

高サイクル疲労を引き起こす。その中でも、最も頻繁に発生するのが、ケーブルとセンサとの接続部分の高サイクル疲労であり、接続部がモールドされていたり、溶接されている場合でも発生する。他にも、ケーブルが機械の一部と擦れて、結果的にはケーブルが磨耗し、短絡やノイズ元となる場合がある。ケーブル固定には、規定の高温に耐えられる留め金を使用する必要がある。また、高温用加速度センサは、アンプ別置型のものが大半であり、加速度センサとアンプ間ケーブルが振動した場合に、ケーブル内に静電気ノイズが発生するため、ケーブルが振動しないように固定することが重要である。

④適切なブラケットを使用する

センサの取付ブラケットの剛性が不足している場合、ブラケットが共振したりブラケット自体の振動が発生する可能性がある。ブラケットの共振周波数は、センサの振動応答範囲に対して十分高くなければならず、ブラケットは確実に固定されていなければならない。また、タービンケーシング表面は高振動のため、ブラケット取付が緩んでしまう事態も考えられる。ボルト取付部分は確実に締まっているか常に確認する必要がある。さらに、加速度センサ取付箇所表面粗さをなくすことが必要である。API670 (Machinery Protection Systems) には、加速度センサ取付部の表面粗さは、0.8Ra以下（仕上げ▽▽▽相当）にすることが推奨されている。取付面の表面粗さが悪く、表面に小さな凹凸が存在する場合、加速度センサに歪（内力）を与える要因となる。加速度センサは原理的に力検知センサであるため、結果的に加速度信号に影響を及ぼすこととなる。API670は、米国石油協会の基準であり、発電設備に適用される基準ではないが、実質的には、発電プラントにおいてもAPI670基準に準拠する場合が多い。

⑤振動がない環境にインターフェース モジュールを取り付ける

加速度センサの別置型アンプは、高振動/高温に耐える仕様ではないため、振動/温度が問題とならないところに設置する必要がある。そうしなかった場合、アンプ

の内部部品や配線の接続部分が振動し、時間と共に緩みが発生して、最終的には誤指示や動作不良を引き起こすことになる。

4.2 事業用型ガスタービンのモニタリング技術

事業用ガスタービンは、その構造が他の産業機械（蒸気タービン、コンプレッサなど）とほとんど同等であり、そのモニタリング技術としても、各軸受に非接触式変位センサを用いる技術が適用されている。ただ、ガスタービンは、蒸気タービンと比較すると内部圧力が低くその分ロータケーシングが軽量となっている。ロータとケーシングの質量比が小さい場合には、ケーシングの振動が無視できなくなる。そのため軸受台振動速度センサを併用する場合がある。

図4に計測ブロック図を示す。

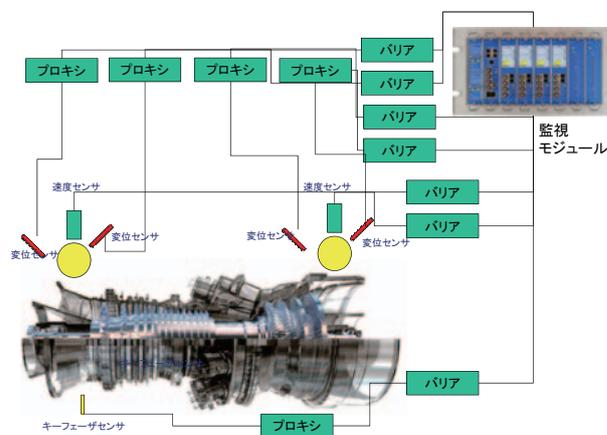


Fig. 4 事業用ガスタービンの振動計測ブロック

非接触振動変位センサは、軸受近くに2方向(X,Y)設置され、プロキシミタと必要に応じて本質安全防爆バリアを介して、振動監視モジュールに配線される。非接触センサの指示値は、ISO7919-4あるいはガスタービンメーカ指定のしきい値を基に機械の自動シャットダウンシステムに組み込まれる。

軸受台速度センサは、軸受部に取り付けられ、必要に応じて本質安全防爆バリアを介して振動監視モジュールに接続される。事業用ガスタービンでは、軸受部の温度が航空機転用型と比較して低く抑えられており、油膜によるダンピング効果で表面の振動レベルも低いことから、アンプ内蔵型速度センサを使用することが多い。軸受台の速度値は、必要に応じて、ISO10816-4あるいはガスタービンメーカ指定のしきい値を基に、自動シャットダウンシステムに組み込まれる。

図5に事業用ガスタービンの信号処理を示す。軸振動変位信号は、X,Yでそれぞれ処理され解析時には、オービット（2つの波形のリサージュ）として合成したパターンを提供する。また、軸受台振動速度は、航空機転用型と同様に速度に積分して速度の値を監視することに

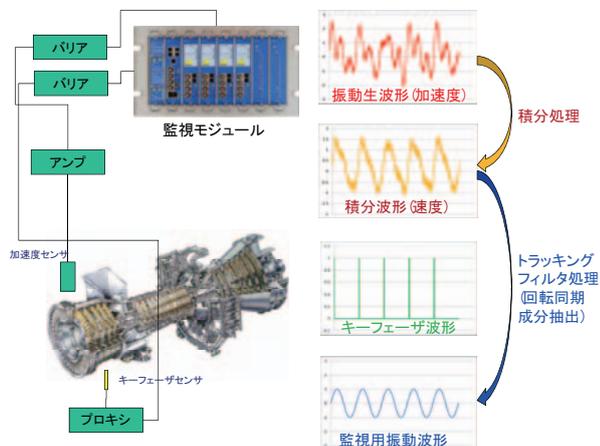


Fig. 3 航空機転用型ガスタービン振動信号処理

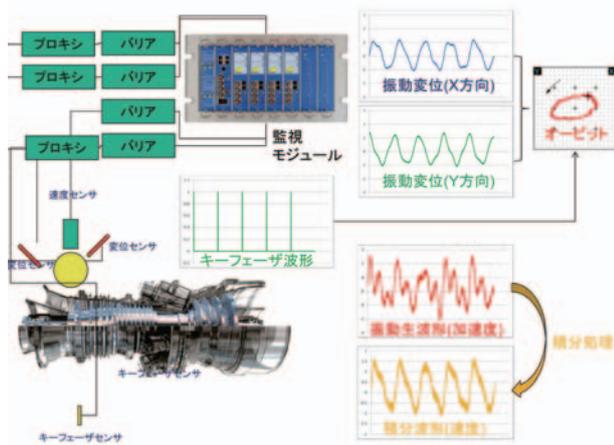


Fig. 5 事業用ガスタービン振動信号処理

用いられる。キーフェーザ信号は、主として解析用に利用され、オービット表示時には、キーフェーザマーカーとして使用される。

また、スラスト軸受に関しては、2つのプロキシミタタイプのセンサによりスラスト方向の軸位置を計測し、これらが異常となった場合には、機械をシャットダウンさせるようになっている。

大型のガスタービンでは、ケーシングとロータの伸び差を計測することも起動時の接触防止には重要な項目であり、通常、ケーシング側に大口径のプロキシミタセンサを取り付けて、ロータとの伸び差を計測する。

これ以外にも、大型のガスタービンの場合には、停止中の軸曲りを検出するために偏芯計が取り付けられる。偏芯計はガスタービンロータの軸曲りを機械のターニング時に計測し、計測値が規定を超えている場合には、ガスタービンの起動ができないようなロジックが組み込まれる。

4.3 共通のモニタリング技術

航空機転用型、事業用ガスタービンに共通する振動以外の監視項目としては、下記のものがある。

- 1) オーバースピード検知システム
- 2) 燃焼状態監視システム
- 3) 熱効率監視システム
- 4) 可燃性ガス検知システム
- 5) ブレードヘルスマニタリングシステム

オーバースピード検知は、ガスタービンには不可欠なものであり、制御系の異常などの原因によるガスタービンのオーバースピード運転を検知してシャットダウンするシステムである。ガスタービンが万が一オーバースピード状態となった場合には、これを速やかに検知して瞬時にガスタービンをトリップさせる必要がありシステムの冗長性が重要であることから、オーバースピード検知システムとしては、通常3重化システムが使用される。また、トリップを瞬時に実行させる必要性から、システムの応答性が重要視され、弊社のオーバースピード検知

システムでは、オーバースピード専用リレーの応答性を30mSと定めている。

燃焼状態監視としては、燃焼器の火炎検知システムが用いられる。燃焼器の失火時には、燃料供給を停止させる必要がある。

熱効率監視システムは、必要に応じてガスタービンの運転情報を基に、ガスタービンの運転効率を監視するものである。運転効率の計算方法には、単純な効率計算式を用いるものからプラント全体のプロセスデータの補正までを実施して高精度に効率を算出するものまで様々なシステムが構築されている。

可燃性ガス検知システムは、ガスタービンの燃料の漏れをオンラインで検知するシステムであり、ガスタービンの場合は可燃性ガスを燃料とするものが多いことから、可燃性ガス検知システムを設置することは必須となっている。

ブレードヘルスマニタリングとは、ガスタービンの圧縮機ブレードの損傷をガスタービン運転中に検知するシステムである。ガスタービンでは、圧縮機ブレードの疲労破壊が発生する場合があります。万が一ブレードが欠損するとタービンの破壊的損傷に直結するものであり、ブレードに亀裂が生じた場合には、これを事前に検知することが望まれている。本システムの原理は、ブレードの剛性変化による先端のたわみ及び共振周波数の変化を専用のセンサをタービンケーシングに取り付けることにより直接計測するものである。図6にセンサと検知原理概要を示す。

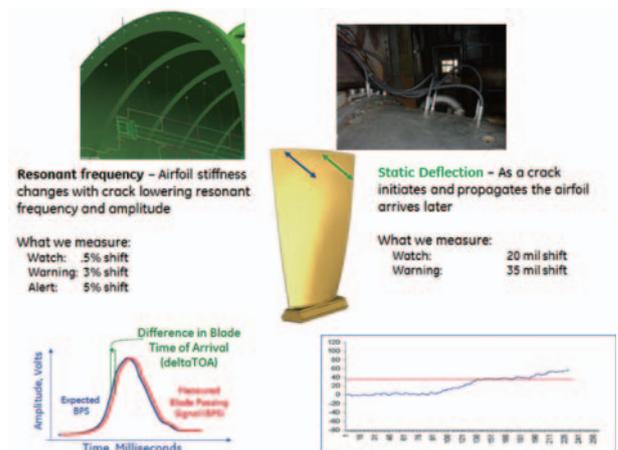


Fig. 6 ブレードヘルスマニタリングの概要

5. 振動センサ

5.1 変位センサ

変位センサとしては、渦電流式のものを使用される。センサは、図7に示す周波数特性を持つ。

ここに示すように、渦電流式変位センサは、DC～10kHzまでの広範囲においてフラットな特性を持ち、DC=直流から高周波レベルの周波数まで1つのセンサでカバーすることができる。

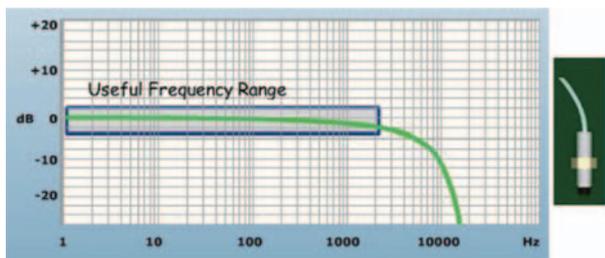


Fig. 7 変位センサの周波数特性

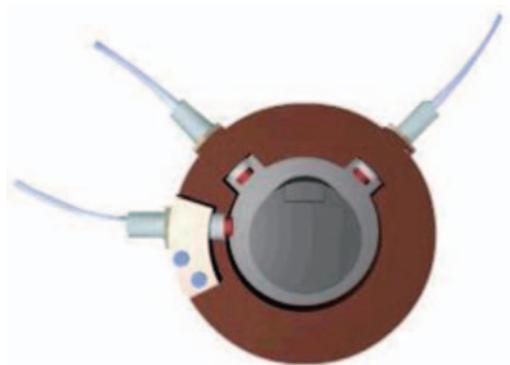


Fig. 8 変位センサ取付例

直流から計測できる特性を利用して、振動のみならず、スラストや伸び差計測にも本センサが使用される。

図8に変位センサの取付例を示す。変位センサは、機械のケーシング等に固定され、直接シャフトの振動を計測するものである。

5.2 ケーシング振動センサ

ケーシングセンサとしては、図9に示すように、速度センサ（導電型）、速度（ペロミタ）、加速度センサの3種類のもが使用される。

前述のように、航空機転用型ガスタービンでは、加速度センサが使用され、事業用ガスタービンでは、どちらかの速度センサが使用される。導電型センサは、有寿命のため、最近、ペロミタタイプが主流となっている。

これらのセンサの特徴は、表1に示すようなものとなっている。

6. 引用文献

(1) Mel Maalouf, Gas Turbine Vibration Monitoring - An Overview, ORBIT Vol.25 No.1 2005

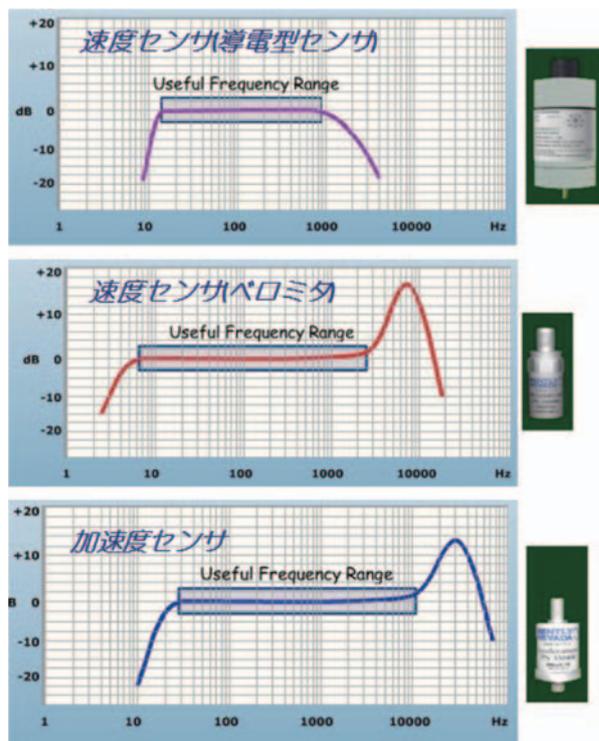


Fig. 9 ケーシングセンサの周波数特性

Table 1 ケーシングセンサの特徴

センサ	長所	短所
導電型速度センサ	①低周波域の特性がよい ②外部から電源供給が不要	①測定周波数レンジが限定される ②横感度がゼロとならない ③可動部があるためセンサが有寿命
ペロミタ（積分アンプ一体型速度センサ）	①電子回路内蔵により、外部アンプまでの間に発生しうるノイズの増幅/積分ノイズの発生が低減できる ②速度センサより高周波域の応答が得られる ③横感度がない	①高温部で使用が困難
加速度センサ	①最も広い周波数測定レンジ ②高温部での使用も可能 ③高周波域の応答が得られる	①外部アンプの使用及び広範囲周波数測定のため、測定にノイズが混入しやすい ②低周波域での応答がよいくない

デュアル燃料対応低NO_x燃焼器に関する基礎研究Study on basic for dual fuel low NO_x combustor平田 義隆*¹
HIRATA Yoshitaka関口 達也*¹
SEKIGUCHI Tatsuya吉田 正平*¹
YOSHIDA Shohei鈴木 信市*²
SUZUKI Shinichi

ABSTRACT

We have been developing a dual fuel dry low NO_x combustor for Gas-to-Wire (GTW) power generation system. For the system, fuel flexibility is one of the most important characteristics of gas turbine combustor because properties of fuels depend on their oilfield or gas field. In order to develop a dual fuel low NO_x combustor with fuel flexibility, we conducted high pressure burner component tests in two types of model burners, and evaluated the combustion characteristics of Natural Gas, A-type heavy oil, and A-type heavy oil mixed with 15% of C-type heavy oil. As a result, NO_x emission was 11, 50, and 64 ppm for Natural Gas, A-type heavy oil, and mixed oil, respectively in CASE A model burner on 1815 K of combustion temperature, and we confirmed the reduction of NO_x emission.

Key words : NO_x排出濃度, 燃焼器, デュアル燃料, 燃料多様化, 井戸元発電システム
NO_x emission, Combustor, Dual Fuel, Fuel Flexibility, GTW

1. 緒言

天然ガスは二酸化炭素や煤塵などの環境汚染物質の排出量が少なく、クリーンなエネルギー資源の1つとして、ガスタービン発電装置などへの適用が広く浸透してきている。しかし、天然ガスは単位体積当たりのエネルギー密度が低く、燃料の移送にはパイプラインや液化移送が必要となるため、輸送コストや、設備のインシヤルコストが増大する。特に、中小規模のガス田では、設備投資の回収が困難となるため、未開発のガス田が多数散在している。このような未開発の中小ガス田を有効利用する手段の1つに、図1に示すような井戸元発電システム (GTW: Gas-To-Wire) が提唱されている。GTWとはガス田の採掘元にガスタービンなどの発電装置を設置し、採掘燃料を電力に転換して移送するシステムである。ガス田では、天然ガスの採掘とともにコンデンセートや原油が副生される。このような、副生燃料についても資源エネルギー有効活用の観点から、発電燃料として使用する要求があり、GTWに適用するガスタービンは、天然ガス、油の何れの燃料にも対応可能なデュアル燃料焼き

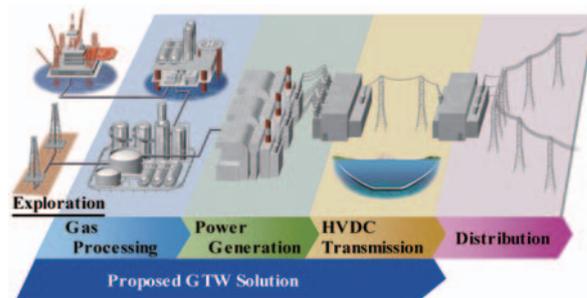


Fig. 1 Concept of Gas-to-Wire

燃焼器が必要となる。また、これらの燃料を使用する場合においても、近年の厳しい環境規制に対応できるように、排ガス中の窒素酸化物 (NO_x) の抑制が要求されている。

本研究では天然ガスおよび油が使用可能なデュアル燃料対応低NO_x燃焼器^{(1),(2)}の開発を目的に、デュアル燃料焼き燃焼器の基本構造となるモデルバーナを用いて、天然ガスおよび油の基礎的な燃焼特性を検討した。また、油焼きについては、ガス田で副生される油燃料の性状が多岐に渡ることを考慮し、低NO_x化が困難な、重質油を模擬した燃料を用いて、燃料性状が燃焼特性に与える影響について検討した。

2. モデルバーナ構造

本研究ではガスと油を予混合燃焼させるため、燃料と

原稿受付 2012年9月27日

校閲完了 2014年2月6日

* 1 (株)日立製作所 日立研究所

〒312-0034 ひたちなか市堀口832-2

* 2 (独) 石油天然ガス・金属鉱物資源機構

空気の急速混合が求められることから図2に示すようなバーナ構造を新たに提案した。バーナの上流部には円錐形状の混合室を有し、混合室の周囲には多量の空気を周方向から満遍なく導入できるよう多数の空気孔を集中的に配置した。混合室の下流には液体燃料の蒸発を促進するため、燃料の滞留時間を多く確保できる円筒形状の蒸発室で構成した。

混合室に空気を導入するための空気孔は軸方向に3列形成し、空気孔数は1列目(図2#1)に6個、2,3列目(#2,#3)に各12個の合計30個配置した。上流2列に配置した空気孔は、混合室の周方向に偏向して形成し、流入する空気に旋回を付与して燃料と空気の混合促進を図った。

蒸発室の下流には、火炎を安定化する目的で、強い旋回流が形成できるよう、4列目(#4)空気孔を周方向に傾斜して配置した。

本研究では、図2のA-A, B-B断面に示すように#3,#4空気孔の軸心線の偏芯距離L1,L2を変えて、混合室、蒸発室に流入する空気の旋回強さが、NO_x排出濃度や燃焼安定性に及ぼす影響を検討した。

ここで、CASE Aのスワール数⁽³⁾は#3空気孔で0.00、#4空気孔で0.64であり、CASE Bは#3空気孔で0.44、#4空気孔で1.34とCASE Aに比べて強い旋回を与えた。ガス燃料は、バーナ上流部のガスマニホールドから、1,2列空気孔の壁面に各1個(合計18個)設けたガス噴出孔に供給した。

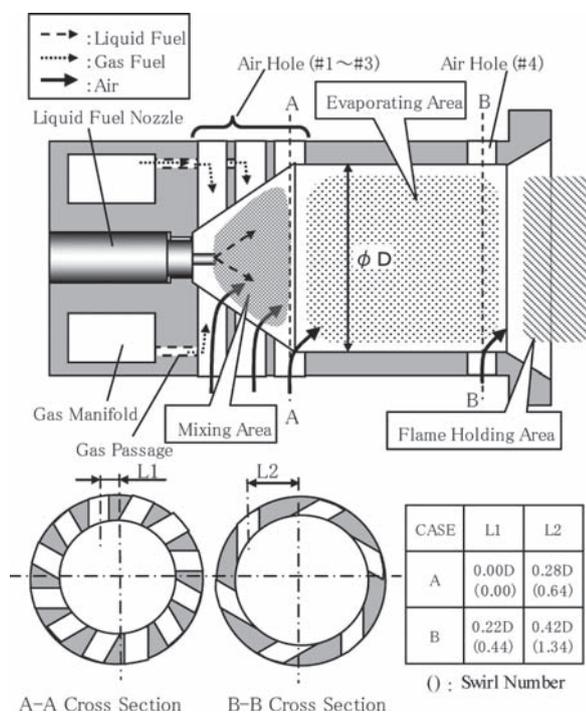


Fig. 2 Structure of Model Burner Dual Fuel

バーナ上流の軸中心位置には、液体燃料を微粒化して噴射するための液体燃料ノズルを配置した。

一般に、液体燃料ノズルは、空気のせん断力を利用して微粒化する二流体ノズルと燃料の噴射速度を高めて微粒化する一流体ノズルがある。後者の燃料ノズルは、空気を供給する付帯設備が不要であることから、コストや設備動力削減によるプラント効率向上が可能となる利点がある。そこで、本研究では一流体方式の液体燃料ノズル(渦巻噴射ノズル)を採用し、燃焼特性を検討した。

図3に燃料ノズル構造を示す。燃料ノズルはA-A断面に示すように、内部に渦巻室を形成したノズルチップと、それを収納するノズルキャップとノズルチップを堅持するためのノズルステーで構成した。本研究で用いた燃料ノズルの特徴は、燃料の噴出孔をバーナ最上流列に形成した空気孔の軸心線まで突き出す構造としたことである。これにより、噴霧した燃料液滴が1列目空気孔から流入した空気のせん断力で微粒化を促進できる。さらには、噴霧した燃料が混合室上流部に循環領域に取り込まれることを防止でき、燃料噴孔周辺への燃料の付着を防止できる利点もある。

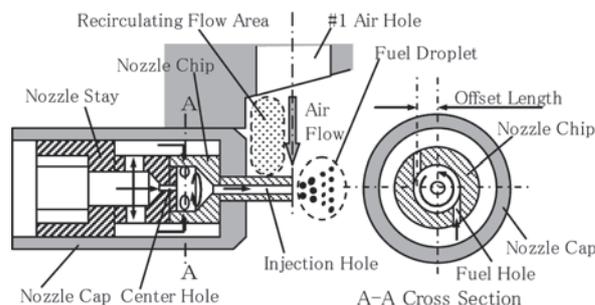


Fig. 3 Structure of Liquid Fuel Nozzle

3. 燃料性状

本研究に用いた燃料及びその物性について説明する。使用した天然ガスの主要成分の組成はCH₄: 91.5%, C₂H₆: 4.8%, C₃H₈: 2.7%である。

一方、液体燃料についてはガス田で副生される油がコンデンセートのような軽質なものから、原油のような重質なものまで多岐に渡るため、クリーンな燃焼が難しい重質油に着目した。重質油を模擬するため、A重油にC重油を混合した燃料を使用した。表1にA重油およびA重油にC重油を添加した重質模擬燃料の物性値を示す。

重質燃料を模擬したA重油とC重油の混合燃料は、C重油の添加比率の増加に伴い、動粘性係数、密度、N含有率、燃料留出温度が増加する。動粘性係数と留出温度の増加は、微粒化特性および蒸発特性の低下に影響し、サーマルNO_x増加の一因となる。また、N含有率の増加はフューエルNO_xの増加に影響し、例えば、燃料中のNが全てNOに転換されたと仮定すると、C重油を15%添加した燃料はA重油に比べフューエルNO_xが2倍となる。このように重質燃料は、NO_x排出濃度の低減が非常に難しい燃料である。これらの燃料を用いてNO_x排出濃度や燃焼振動などの燃焼特性を検討した。

Table. 1 Properties of Test Fuels (Fuel Temp.313K)

	Unit	Heavy Oil A	Ratio Heavy Oil C		
			5%	10%	15%
Kinetic Viscosity	mm ² /s	2.29	2.61	2.90	3.18
Density	kg/m ³	863	866	870	873
LHV	MJ/kg	42.39	42.36	42.32	42.29
N	wt%	0.03	0.04	0.05	0.06
Distillate Temp. @80%	°C	344	350	357	365

4. 燃料ノズルの粒径特性

図4に今回適用した燃料ノズルの噴霧粒径特性を示す。粒径はTrust Science Innovation (TSI) 社のPhase Doppler Particle Analyzer (PDPA) を使い、粒径の測定位置はノズル出口から軸方向下流100mmの位置とし、噴霧軸中心位置から半径方向にトラバースして測定した。試験は大気圧条件下で、油の代替媒体として水を用いた。

今回使用した燃料ノズルは一流体方式の渦巻噴射ノズルであるため、大きな液滴は旋回作用で外周側に集まる特性があり、外周側20mm以上で粒径は100μm以上となる。本結果は代替燃料に水を使用しているため、本結果から油の物性値を用い粒径を推定³⁾すると、粒径に対する表面張力と粘性係数の関係は式(1)となり、平均粒径は粘性の0.2乗、表面張力の0.6乗に比例する。

$$SMD \propto \sigma^{0.6} \times \mu^{0.2} \dots \dots (1)$$

SMD：ザウタ平均粒径 (μm) ,

σ：表面張力 (N/m), μ：粘性係数 (Pa・s)

A重油の表面張力は水の約0.4倍、粘性係数は水の約3倍となることから、最大粒径は水が140μmであるのに対し、A重油は105μmと小さくなる。A重油にC重油を15%添加した燃料は、動粘性係数、表面張力ともA重油より高くなるため、A重油の約1.15倍の120μmとなる。

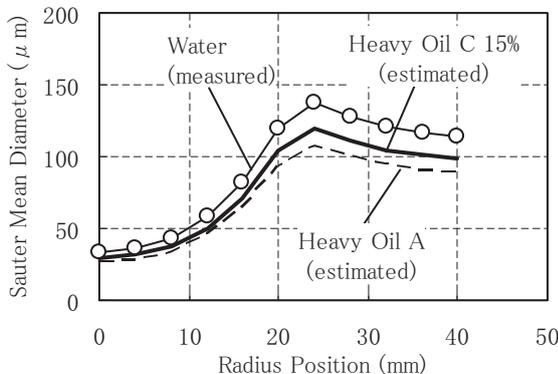


Fig. 4 Characteristics of Sauter Mean Diameter

5. 実験装置

図5に本研究で使用した燃焼実験装置の概略を示す。燃焼室は水冷壁構造で直径はφ200mm、圧力は最高1.5MPaのモデルバーナ単体の燃焼実験が可能である。燃焼空気は圧縮機からの吐出空気を設定温度まで空気加熱装置にて加熱した後、オリフィス、流量調節弁を介して実験装置へ供給した。

天然ガスは、タンクに貯蔵した液化ガスを気化させ、オリフィス、流量調節弁を介して実験装置に供給した。油は多種の油の混合が可能で油供給設備から供給した。油供給設備は、油タンク、燃料ポンプ、流量計、流量調節弁で構成され、各機器及び配管には油の温度調節が可能な電気ヒータを敷設している。

入口空気温度、燃焼ガス温度は熱電対で測定し、燃焼ガス中のNOx、O₂濃度はバーナ出口から4000mm下流に設けたサンプル管 (SUS管内径φ4.0mm) から排ガスの一部を抽出し、NOx濃度は化学発光法、O₂濃度は磁気圧法で測定した。燃焼振動はモデルバーナ出口から100mm下流の位置に内径φ4.0mmの圧力導管を挿入し、圧力導管の一端にひずみゲージ式の圧力センサを設置して測定した。火炎の状況は実験装置側面の観察窓からデジタルビデオで観察した。

表2に実験条件を示す。実験は空気流量が一定条件のもと、燃料と空気の質量流量比となる燃空比を変えて燃焼特性を評価した。重質油を模擬した燃料はC重油を添加するため、C重油の拡散、混合性を向上させる目的で、油の温度は供給設備に敷設したヒータで313Kまで加熱した。

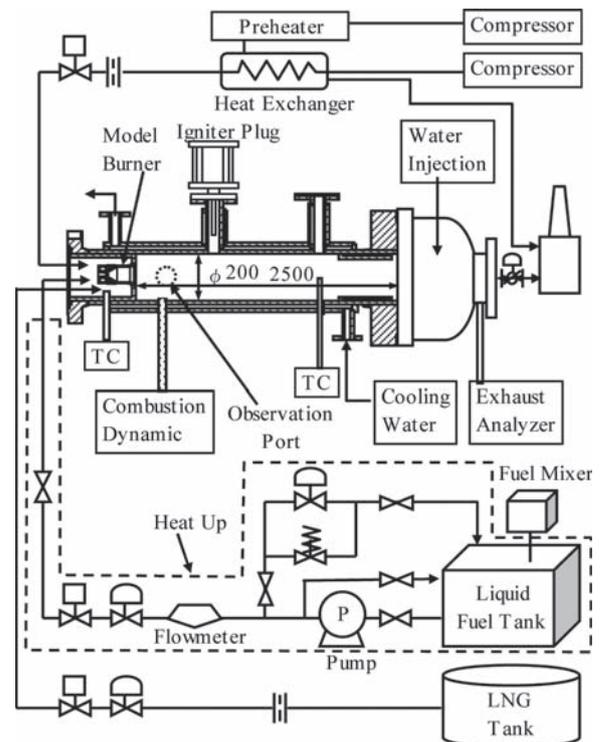


Fig. 5 System Diagram of Combustion Test Facility

Table. 2 Experimental Condition

Air Flow Rate	kg/s	0.9
Inlet Air Temperature	K	673
Inlet Air Pressure	MPa	1.5
Liquid Fuel Temperature	K	313

6. 実験結果及び結果の検討

6.1 天然ガス焼き燃焼特性

図6に天然ガス焼きの燃焼温度に対するNOx排出濃度、燃焼振動特性を示す。ここで、燃焼温度はバーナ出口の燃料濃度から算出した断熱火炎温度を、燃焼振動は圧力変動の振幅値を試験圧力で規格化した値である。第3,4列空気孔の偏芯量の変化によりNOx排出濃度に大きな差が出ており、偏芯量の小さいCASE Aのバーナは燃焼温度1815Kで11ppmであった。これに対し、偏芯量の大きいCASE Bは同じ条件で65ppmとCASE Aの約6倍高い。

一方、燃焼振動は、偏芯量の小さいCASE Aが全帯域でCASE Bよりも高い特性を示し、約1730K以下で火炎が安定に保持できなくなった。このように第3,4列空気孔偏芯量の違いにより燃焼性能に差異があることが分かった。図7には燃焼温度1815Kにおける火炎観察窓から撮像した火炎の状況と火炎画像から推定した火炎の起点位置を破線で示す。CASE Bと比較してNOx排出濃度の低いCASE Aはバーナ出口より離れた下流位置に火炎が形成されているのに対し、CASE Bのバーナは中央部に輝度の強い火炎が蒸発室内部に形成され、火炎の形成位置が異なっている様子が観察できた。

そこで、これらの燃焼特性および火炎の形成位置の差異についてバーナ内部の非燃焼場の熱流動解析により検討した。解析は汎用熱流体解析プログラムStar-CDを用い、乱流モデルはk-ε RNGを使用した。解析メッシュはモデルバーナを周方向に6分割した周期境界条件とし、

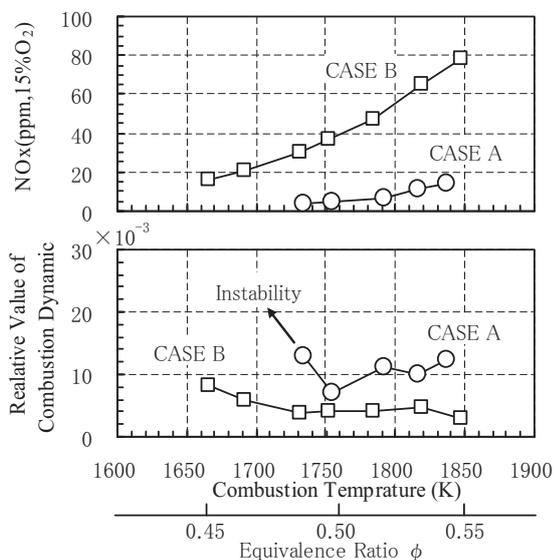


Fig. 6 Combustion Characteristics of LNG

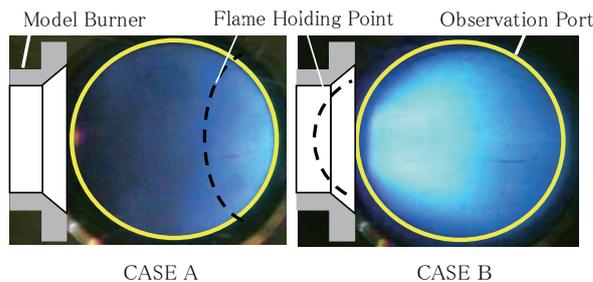


Fig. 7 Flame Condition of LNG (Combustion Temp.1815K)

メッシュ数は200万とした。図8に、バーナの混合室、蒸発室内部の軸方向流速分布を示す。CASE Aのバーナは混合、蒸発室の軸中心部近傍に軸流速度成分の高い領域が形成されており、この流れによって火炎がバーナ下流域に形成されたと考える。一方、CASE Bのバーナは空気の旋回流を強化した影響で、旋回による循環流が蒸発室内部に形成しており、この流れによって、火炎が蒸発室の内部に形成した。

上記解析結果から、CASE Bでは蒸発室内部の流動状態により、火炎が蒸発室内部に形成されたため、燃料と空気の混合距離が短くなり、さらに、第4列空気孔の空気が燃料との混合に寄与しない影響で、局部的に燃料濃度の高い領域が存在し、CASE Aに比べNOx排出量が増加したと考える。

6.2 A重油焼き燃焼特性

図9にA重油焼きにおける、NOx排出濃度と燃焼振動特性を示す。まず、NOx排出濃度に注目すると、天然ガス焼きでは混合室、蒸発室内部での流れの影響による火炎形成位置の変化によって、2種類のバーナで変化が顕著だったのに対し、A重油焼きでは、両者のNOx排出特性に大きな差が発生しない。さらには、LNG焼きでNOx排出濃度が高いCASE Bは、A重油焼きではCASE Aよりも低下し、燃焼温度1815KでCASE Aが55ppmであるのに対し、CASE Bは50ppmとなる。

また、燃焼振動特性もNOx排出特性同様、CASE A,Bの差は天然ガス焼きに比べると小さい。

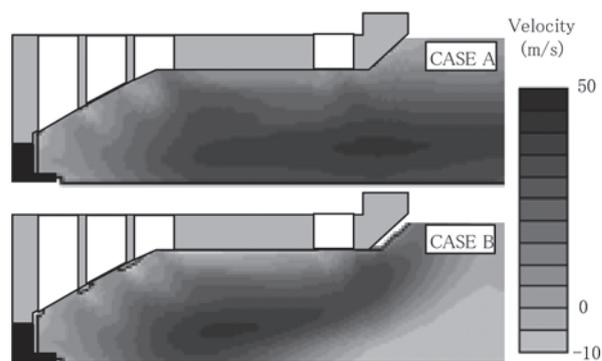


Fig. 8 Axial Flow Analysis for Model Burner

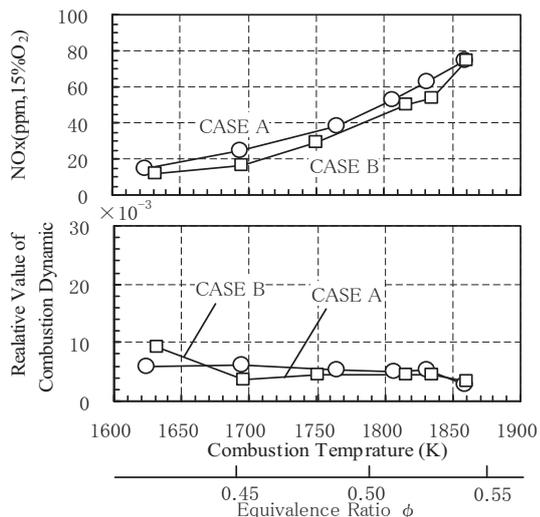


Fig. 9 Combustion Characteristics of Heavy Oil A

図10に、燃焼温度1815Kにおける、火炎写真を示す。LNG焚きではバーナ仕様の違いによって火炎の形成位置が異なっていたのに対し、A重油焚きでは、火炎位置の変化が小さい。ここで、火炎形成位置の変化が小さかった要因について考察する。今回使用した燃料ノズルは渦巻き噴射ノズルであったため、粒径の大きい液滴は噴霧の外周側に集中する。この影響で外周側の燃料流量が増加する。ここで、#3空気孔下流位置での燃料の局所的な濃度を大気圧水噴霧試験の質量流束（単位時間当たり単位断面を通過する液滴の重量）測定結果から推定すると、平均濃度に対する比で中央部が約26%、外周部が約180%となり、中央部の燃料濃度が希薄化したことで、CASE Bのようにバーナ中央部に低流速域が形成されても、火炎が蒸発室内部に形成されなかったと考える。

次に、CASE BでNOxが低下した要因について考察する。油焚きは、混合室と蒸発室の内部で燃料を気化させて燃焼するため、混合室、蒸発室における燃料の滞留時間が燃料の蒸発特性に影響する。図8に示した解析結果から、CASE Bのバーナは蒸発室内部に低流速領域が形成されており、CASE Aのバーナよりも蒸発室内部での燃料滞留時間が長くなって、蒸発がより促進したことが推定される。この効果により、NOx排出濃度がCASE Aよりも低下したと考える。

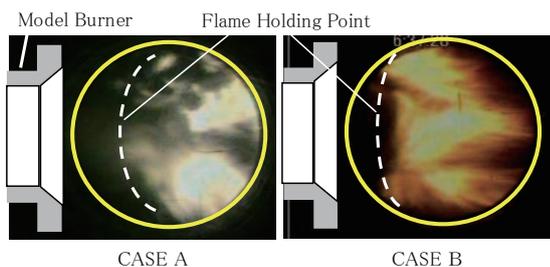


Fig.10 Flame Condition of Heavy Oil A (Combustion Temp.1815K)

6.3 重質油模擬燃料の燃焼特性

前節までの結果から、LNG焚きではCASE A、A重油焚きではCASE BのNOx排出濃度が低い特性を示す結果となった。本研究ではガス、油の燃焼性能を両立する観点から、構造の違いによるNOx特性の差が大きい天然ガス焚きの特性を重視し、CASE Aのバーナを用いて、A重油にC重油を混合した重質油模擬燃料の燃焼特性を検討した。

図11にC重油混合比15%燃料でのNOx排出濃度と燃焼振動特性を、A重油単体での特性と比較して示す。NOx排出濃度の燃焼温度に対する傾向はA重油単体、重質油模擬燃料共にほぼ同じ傾向であるが、各温度条件において5~15ppm程度増加する結果となった。NOx排出濃度が増加した要因には、フューエルNOxおよびサーマルNOxの増加が起因していることが考えられる。

一般に、予蒸発予混合燃焼の場合、液体燃料中の窒素含有量が低い条件では、還元作用が少ないため、燃料中の窒素分のフューエルNOxへの転換率は高くなる。燃料中の窒素分が全てNOに転換すると仮定した場合、燃焼温度1815K条件ではA重油単体で12ppm、C重油15%の混合燃料で24ppmのフューエルNOxが発生することになり、本研究で用いたバーナにおいては、燃料中の窒素分がNOx排出濃度に与える影響が大きいと考える。フューエルNOxからサーマルNOxを推定すると、燃焼温度1815K条件で、A重油で38ppm、重質油模擬燃料で40ppmとなり、サーマルNOxによる増加が小さい。ただし、本検討はN分のNOへの転換率を100%と仮定して検討したものであり、実際にはサーマルNOxも油の性状により変化することが考えられる。

サーマルNOxについては、図4で示した通り、C重油を混合することで燃料の動粘性係数、表面張力がA重油単体より高くなり、噴霧平均粒径はA重油単体の約1.15倍と予測する。噴霧粒径が大きくなると、燃料の蒸発・

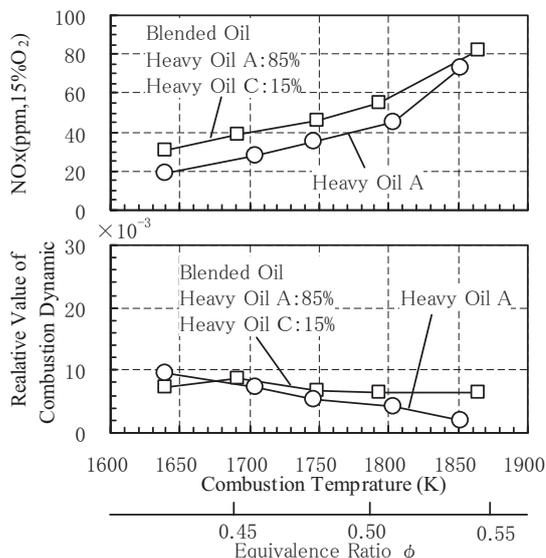
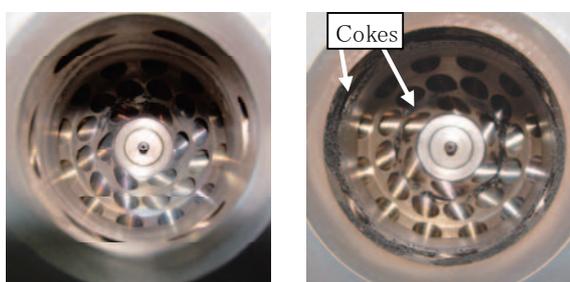


Fig.11 Combustion Characteristics of Blended Oil

混合が損なわれ、バーナ出口部において未蒸発の燃料液滴が増え、未蒸発の液滴が火炎帯で拡散燃焼し、局所的な高温領域の形成でサーマルNO_xが増加する。重質油模擬燃料はこれら2つの要因によって、NO_x排出濃度が増加したと考える。

一方、燃焼振動特性は、A重油単体と重質油模擬燃料は同等で、燃料種の変化に対する燃焼振動への感度は小さいと考える。

最後に、試験終了後のバーナ内部の状況を評価した。図12にA重油および重質油模擬燃料で試験した後のバーナ内部の状態を示す。A重油ではバーナ壁面への付着物の発生がないのに対し、重質油模擬燃料は油中の炭素分が壁面上で析出する。固形状のカーボンが1列目空気孔の下流と4列目空気孔周囲に付着する様子が確認できた。



Heavy Oil A

Ratio of Heavy Oil C : 15%

Fig.12 Model Burner after Experiment

本研究で使用した燃料ノズルは一流体方式の渦巻噴射ノズルであるため、噴霧外周側に大きい液滴が集中する。C重油を15%混合した燃料は、A重油よりも液滴径が大きくなるため、噴射された液滴の慣性力が大きくなり、バーナ壁面に油滴の一部が付着し、付着した油滴は壁面上で蒸留して、燃料中の炭素分が析出したと考える。

バーナ壁面へのカーボンの付着は、空気孔閉塞による性能低下などを引き起こす可能性があることから、その

発生は防ぐ必要がある。さらに、GTWで使用する燃料にはさらに重質なものが予測されることから、今後、燃料ノズルの燃料噴射角度やバーナ形状の適正化について検討する。

4. 結言

GTW向けデュアル燃料燃焼器の燃料多様化技術について、モデルバーナを用いた高圧要素燃焼試験により、天然ガス、A重油、A重油にC重油を添加した重質油模擬燃料で基礎的な燃焼特性を実験的に検討した。得られた結果を以下に示す。

- 1) 天然ガス燃焼では火炎の形成位置がNO_x排出特性に強く影響し、旋回を弱くしたCASEAは燃焼温度1815K条件で11ppmとなる。
- 2) A重油燃焼は、旋回強度によるNO_xの感度は小さく、CASE Bが燃料滞留時間の増加でNO_x排出濃度は低下し、燃焼温度1815K条件で50ppmとなる。
- 3) A重油にC重油を15%混合した重質油模擬燃料とA重油単体のNO_xを比較した結果、1815K条件でA重油が50ppmとなるのに対し、重質油模擬燃料は約64ppmとなる。重質油模擬燃料のNO_x増加量はN分のNOへの転換率を100%とするとフェューエルNO_xの増加量が大半を占める。

5. 参考文献

- (1) 平田義隆他：デュアル燃料燃焼器用モデルバーナの燃焼特性，第35回ガスタービン定期講演会講演論文集（2007）pp.57-62
- (2) 吉田正平他：デュアル燃料燃焼器の開発，第35回ガスタービン定期講演会講演論文集（2007）pp.63-68.
- (3) A.K.Gupta,D.G.Lilley,N.Syred:Swirl Flow, (1984), P1-6, ABACUS PRESS
- (4) A.H.Lefebvre : Gas Turbine Combustion, (1999), P228,Taylor & Francis

レーザー誘起プラズマ分光分析 (LIPS) による 高圧燃焼ガスの局所当量比計測

Local Equivalence Ratio Measurements of High-Pressure Combustion Gas by Laser Induced Plasma Spectroscopy (LIPS)

福本 敦^{*1}
FUKUMOTO Atsushi

吉田 征二^{*2}
YOSHIDA Seiji

Laurent Zimmer^{*3}

立花 繁^{*2}
TACHIBANA Shigeru

鈴木 和雄^{*2}
SUZUKI Kazuo

佐藤 哲也^{*4}
SATO Tetsuya

ABSTRACT

Laser Induced Plasma Spectroscopy (LIPS) is a technique aiming at measuring local equivalence ratio inside gas turbine combustors without disturbing the combustion fields. In this study, LIPS is applied to well controlled mixtures of gases at the pressure of 1.5 MPa to obtain plasma spectra as calibration. Two types of estimation methods are examined. One is the peak area ratio method in which ratios between particular atomic emissions in the plasma spectra are used. The other is the correlation method where correlation coefficients between the objective and the database spectra are used. The correlation method showed the best performance in terms of precision in the calibration test. Finally, the technique is applied to the measurement of 2.5 MPa combustion gas. The peak area ratio of H656/N746 provided a good agreement with the gas sampling data, while the peak area ratio of H656/O777 and the correlation data shifted toward higher equivalence ratios. Oxygen quenching is considered as a dominant cause of the shift. In summary, the results showed promising features of the LIPS technique under high pressure conditions. For improving the accuracy further, it is required to take into account the effect of oxygen quenching.

Key words : LIPS, Equivalence ratio, Measurement techniques

1. はじめに

燃焼器における燃料と空気の混合状態は、内燃機関の熱効率のみならず、近年地球環境保全の観点から問題となっている窒素酸化物 (NO_x) や粒子状有害物質 (PM) の生成に大きく影響する。そのため、ガスタービン燃焼器内の局所当量比を、高い時間・空間分解能で測定でき、さらに燃焼場を乱さない測定法が求められている。しかし、現在、燃焼器内の局所当量比の測定は、サンプルプローブを用いて燃焼ガスを取り出してガス分析する方法が主流であり、この方法はプローブの挿入が燃焼場に影響を及ぼす点や、時間的な変動の計測が困難な点、高圧場の局所計測に用いる場合に、気密を保つ構造にする必

要から計測点の自由度が制限される点などの欠点がある。

このような背景のもと、非接触の光学計測法として、気体にレーザーを照射した際に発生するプラズマの発光スペクトルを用いるレーザー誘起プラズマ分光分析法 (LIPS) の研究が進められている⁽¹⁾。LIPSは、気体中の微小な空間に集光したレーザー光でエネルギーを与えることによって気体分子を励起させ、それが元の状態に戻る時に原子の種類ごとに特定の波長の電磁波を発するという量子力学に基づく性質を使って、定量的な測定を行うものであり、1980年代以降、燃焼ガスの分析へ応用が模索されている。燃焼の反応過程は種々の中間生成物が介在する多くの素反応を経るが、LIPSによる測定では、レーザー照射により各分子は原子レベルまで分離、励起するので、レーザーが集光される検査対象空間の気体が、燃焼反応のどの過程にあるかによらず、その空間における原子の存在比に応じたスペクトルを得ることができる。

本研究は、ジェットエンジン燃焼器高圧試験での燃焼器内の当量比分布測定のために、高圧場にも対応可能

原稿受付 2013年1月22日

校閲完了 2014年2月6日

* 1 早稲田大学大学院 〒169-8555 新宿区大久保3-4-1

* 2 JAXA

* 3 CNRS - Ecole Centrale Paris

* 4 早稲田大学

であり、かつ時間・空間分解能が高いという特徴を持つLIPSを用いた当量比測定法の構築を目的としている。定量測定には広い当量比範囲の校正データが必要だが、最終的な計測対象である燃焼器を用いてこれを得ることは困難なため、当量比既知の混合ガス（キャリブレーションガス）にLIPS法を適用して校正データを得る方法を試みる。この校正データを用いてガスサンプルにより採取した燃焼ガスの当量比を測定し、ガス分析装置の測定値と比較する。混合比が既知の混合ガス⁽²⁾や当量比が既知の燃焼ガス⁽³⁾のそれぞれのLIPS法による計測は行われているが、混合ガスで得た校正データの燃焼ガスへの適用は行われていない。また従来は、スペクトル中の特定の原子に対応するピークの面積比を用いて当量比を算出している⁽²⁾。この方法はピーク付近の限られた波長域の情報のみを用いる。本研究では、新たに計測スペクトルと校正データスペクトルの相関から当量比を算出する手法を採用し、従来のピーク面積比法と比較する。相関法は、測定した全波長域を用いるため、ランダムノイズを多く含むシングルショットの測定に対して、ピーク面積比法よりも精度良く当量比を算出できると期待される。

2. 実験の概要

まず、後述する2つの当量比算出手法の校正データを得るために、0から0.5まで0.05刻みの当量比を模擬した不燃性混合ガス（1.5MPa, 300K, 以下キャリブレーションガスと呼ぶ）のLIPS計測（図1）を行った。次に、JAXA高温高圧燃焼試験設備でのジェットエンジン燃焼器要素試験（燃料：灯油）において、燃焼器出口からプローブで採取して計測容器に封入した高圧燃焼ガス（2.5MPa, 500K, ガス分析による当量比0.0, 0.1, 0.2, 0.3）のLIPS計測（図2）を行った。スペクトルは温度や圧力により変化するが、キャリブレーションガスの実験は実験装置の制約により室温でしか行えないため、圧力を1.5MPaとし、両実験時の分子の数密度を合わせた。

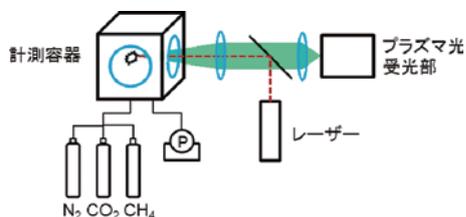


Fig. 1 Schematic of Calibration Experiment

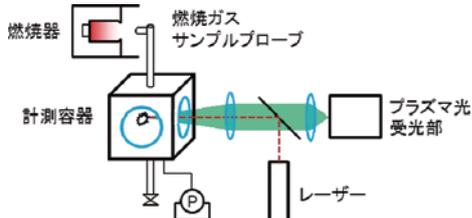


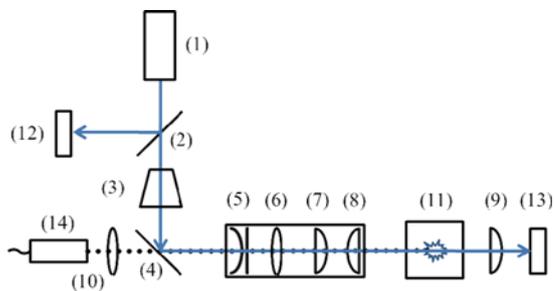
Fig. 2 Schematic of Combustion Gas Measurement

2.1 実験装置

本実験に用いた光学系の配置を図3に示す。キャリブレーションガスおよび燃焼ガスを封入する計測容器(11)は、一辺約200mmの立方体を直径約60mmの円柱で各側面から垂直にくり貫いた形状をしており、内容積は約2ℓ、内部には攪拌用ファン、側面の三方に石英ガラス窓、他の面に気体導入・放出用の各パイプや圧力計、熱電対が取り付けられている。

Nd:YAGパルスレーザー光（波長 $\lambda=1064\text{nm}$, ビーム径6mm）は、ビームエキスパンダー（3）によりビーム径を拡げられたのち、鏡筒に入った4枚のレンズ（5～8）を経て計測容器内中央部の一点に集光しプラズマを発生させる。光学系は色収差、球面収差が小さくなる設計とし、計測容器直前のレンズ面（8）における直径約60mmのレーザー光が、そこから500mm程先で直径約0.05mmに集光する配置となっている。この配置にした理由は、将来的にジェットエンジン燃焼器要素試験において観測窓から離れた燃焼位置を測定することを念頭に置き、ブレイクダウンを起こすエネルギー密度を上回る領域を小さくするために可能な限り大きな集光角を取りつつ、レンズから離れた位置にプラズマを発生させるためである。

プラズマ発光を観測して光ファイバーにより分光計に送るための受光部（14）は、レーザーの光軸と同軸に配置した。この配置は、送光路と受光路を直交させる場合と比べるとレーザー軸方向の空間分解能は劣るが、送受光路を共用することで観測窓が1か所ですむという利点がある。分光計のディテクタには1024個の受光素子があり、各受光素子で測定する中心波長を λ_i 、測定した発光強度を I_i とする。ここで i ($i=1\sim 1024$)は受光素子の番号である。測定では、一つの条件につきパルスレーザー（パルス幅約9ns, 7.5Hzで約25秒間）180発前後のプラズマスペクトルを取得した。また、プラズマ生成に使われたエネルギー E_p は次のように求めた。



- | | |
|--------------------------------------|----------------------------|
| (1) Nd:YAG laser | (9) Convex lens |
| (2) Beam sampler | (10) Achromatic lens |
| (3) Beam expander | (11) High-pressure cell |
| (4) Mirror for 1064nm | with quartz windows |
| (5) Concave lens, $f=-75\text{mm}$ | (12) Energy meter 1 |
| (6) Biconvex lens, $f=171\text{mm}$ | (13) Energy meter 2 |
| (7) Objective lens, $f=510\text{mm}$ | (14) Plasma light receiver |
| (8) Objective lens, $f=510\text{mm}$ | (to spectrometer) |

Fig. 3 Optical Setup

$$E_{n2} = f(E_{n1}) \quad (1)$$

$$E_p = f(E_{p1}) - E_{p2} \quad (2)$$

まず、プラズマ発生源より上流側のエネルギーメータ 1 (図 3 (12)) の値 E_{n1} とエネルギーメータ 2 (図 3 (13)) の値 E_{n2} の関係 $f(x)$ (式(1)) を事前に調べておく。そして、プラズマ発生時 (添え字 p) のエネルギーメータ 1 の値 E_{p1} からレーザーの全エネルギー E_{n2} を推算し、そこから式(2)のようにプラズマ発生源下流側のエネルギーメータ 2 の値 E_{p2} を引くことで、プラズマ生成に使われたエネルギー E_p を算出する。

本実験に用いた主な実験装置を表 1 に示す。分光計の回折格子は刻線密度が 150 本/mm のものを用い、スリット幅は $20 \mu\text{m}$ とした。圧力計はフルスケール (5MPa) の $\pm 0.1\%$ の精度で絶対圧を測定できる。レーザーや分光計の動作タイミングは、各機器の遅れ時間を考慮して、ディレイジェネレータにより調整した。各機器の設定や制御、測定には LabVIEW を用いた。また、スペクトル上のピークがどの原子に由来するものかを調べる際には、NIST Atomic Spectra Database⁽⁴⁾ を利用した。

Table 1 Experimental Devices

装置名	製造元	型番
Nd:YAG レーザー	Quantel	CFR200
分光計	ORIEL	MS257
ディテクタ	ANDOR	DH534-18F-03
エネルギー メータ	OPHIR	PE50BB-DIF
ディレイ ジェネレータ	Stanford Research Systems	DG645
圧力計	大倉電気	PT3011R10A10Z
ガス分析装置	HORIBA	MEXA-7100D

2.2 実験方法

2.2.1 レーザーの設定

レーザーの出力が大きいほど発光は強くなるが、プラズマのサイズが増大し計測対象領域が拡大するので、測定条件において安定的にプラズマができる最小の出力で行った。その際のエネルギーはエネルギーメータ 2 で計測した結果、平均して約 18mJ/pulse であった。このうち、実際のプラズマ生成に使われたエネルギーは式(1), (2)より平均 8.7mJ/pulse 程度であった。

2.2.2 キャリブレーションガスの作製

キャリブレーションガスは、窒素 N_2 、二酸化炭素 CO_2 、メタン CH_4 の 3 種類の気体を混合して作製した。この混合ガスでは N, O, H 原子のモル比は実際の当量比と合っているが、C の割合は一致しない。そのため、後述するように C 原子に対応するスペクトルピークは当量比解析から除外している。

設定当量比の計算にあたっては、炭化水素燃料 $\text{C}_n\text{H}_{2n+2}$ を用いたとして、ジェット燃料は n が 10 ~ 20 程度と大きい炭化水素の混合物であるため、両端の H_2 を無視し、 C_nH_{2n} と仮定して、 CH_2 による式(3)の反応を考えた。



プラズマ生成時に各分子は原子レベルまで分離するので、まず各設定当量比に応じた H と O の個数の比を計算した。そして、窒素と二酸化炭素の比が、79対21となるように各気体の体積組成を求めると、その比率がそのまま分圧比となる。実験時は、まず計測容器内を真空ポンプ (到達圧力 200Pa) で圧力計の値が 0.001MPa 程度になるまで減圧してから、3 種類の気体を分圧の低い順に充填した。設定当量比は 0 から 0.05 刻みに 0.5 までとした。

また、ガス発光以外の光による計測結果への影響をなくするために、レーザーを照射しない状態でのバックグラウンドの測定を行った。その際、設定波長内では特定の波長のピーク状の光は観測されず、全波長に渡って測定場所の背景によるノイズであることを確認した。また、均質な混合状態を得るために、キャリブレーションガス作製から測定までは約 5 分間、計測容器内のファンで攪拌を行い、測定中も攪拌を続けた。

2.2.3 計測波長域と計測時間

分光計測を行うにあたり、計測する波長域、レーザーを照射してから計測を始めるまでの時間 (以下 delay とする)、CCD 素子が光を受けて実際に計測する時間 (以下 width とする) を適切に選択する必要がある。そこで、パラメータ選定のための予備実験を行った。まず、可視光域付近の約 $300 \sim 900 \text{nm}$ において 1.5MPa , $\text{E.R.} = 0.3$ の N_2 , CO_2 , CH_4 混合ガスのスペクトルの時間履歴を測定した。その際、分光計の制約から波長域を 2 回に分けて約 330nm ずつ測定した。その結果、長波長側の $580 \sim 910 \text{nm}$ に各元素のピークがよりはっきりと表れたため、これを計測波長域とした。その結果を波長と時間 (レーザー発光からの delay) のグラフとして図 4 に示す。グラフ中のデータは各時刻のスペクトル強度の最大値で正規化している。

次に、delay と width については、計測した各時間帯のスペクトルから様々な delay と width を持つスペクトルを作り、その中からプラズマ発生直後のイオンによる発光が消え、波長 656nm の H のピークが相対的にはっきりと観測できる時間帯を探した結果、 $\text{delay} = 300 \text{ns}$, $\text{width} = 2000 \text{ns}$ が最適であることが分かった。

3. 解析手法

本研究では当量比の解析に 2 種類の手法を用いた。まずひとつは、スペクトル上の特徴的な原子の発光によるピーク面積の比を用いて当量比を算出する方法 (以下、ピーク面積比法と呼ぶ) であり、もうひとつは、各当量

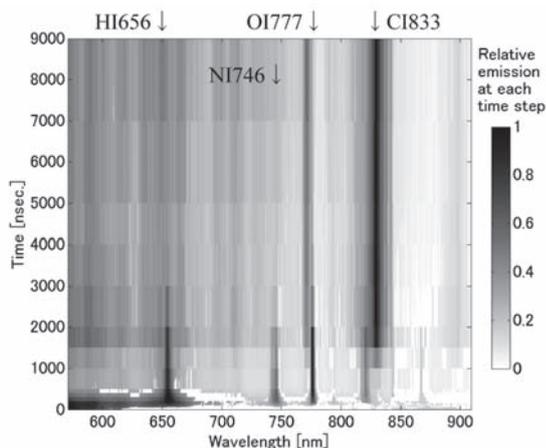


Fig. 4 Temporal Evolution of the Relative Spectra

比における参照スペクトルをデータベースとして作成しておき、単発ごとのスペクトルと参照スペクトルとの相関を利用する方法（以下、相関係数法と呼ぶ）である。詳細は各節で述べる。

また、キャリブレーションガスの実験では、解析手法の妥当性を判断するため、データベースと解析対象に同じスペクトルを用いた。すなわち、解析対象として各当量比のレーザー照射1発分を順番に取り出して解析を行った。1発ずつ当量比を算出するのは、将来的に燃焼器内を対象として、我々が用いているレーザーの発光間隔である7.5Hz程度を時間分解能とする非定常的な当量比測定を目標としているためである。

ここでは、2つの解析手法に共通する前処理について述べる。まず、計測したスペクトルからバックグラウンドのスペクトルを差し引いた。次に、波長の補正を行った。使用した分光計では、回折格子の角度の再現性に起因して最大約2nm波長がずれるが、測定時には波長の補正を行わず、解析の際に波長の補正を行った。

その補正は、各当量比で取得した約180発分の平均スペクトル中での最大ピーク（OI777）の波長方向の位置を求めておき、各当量比スペクトルの最大ピーク位置を、当量比0のスペクトルの最大ピーク位置に合わせるように補正するという手法を用いた。

そして、本実験の1発ずつのデータはノイズ除去を目的として、スペクトルに波長方向に隣接する3点の単純平均を繰り返し行う移動平均をかける検討をした。その結果、図5に示すように相関係数法では移動平均をかけない方が算出当量比の正確度（accuracy）・精度（precision）共に良いため0回、ピーク面積法では精度は繰り返し回数10～25回でほぼ一定、正確度は5回程度が最適となり、繰り返し回数は少ない方が良いとの考えから10回とした。ここで正確度は、各当量比のデータの算出結果平均値が設定当量比からどれだけずれているかを表す標準偏差の値と定義し、精度は各当量比の約180発のデータの算出結果のばらつきを表す標準偏差の全当量比条件についての平均値と定義した。

3.1 ピーク面積比法

当量比0から0.1刻みに0.5までの、それぞれの当量比のデータ約180発の平均スペクトルを図6に示す。図6を見ると、当量比の増加に伴い大きくなるピーク（HI656）や、その逆のピーク（OI777）があることが分かる。本手法は、このことを用いて発光量の絶対値に左右されないピーク面積比から当量比を求めるという、従来から行われている手法である^{(1),(2)}。また、今回用いた混合ガスはCが過剰なため、後述の燃焼ガスの場合と比べてCI833の高いピークが見える。

3.1.1 キャリブレーションカーブの作成

この方法では、1発ごとにピーク同士の面積比を計算し、その平均値の近似曲線をキャリブレーションカーブとする。まず、面積の計算方法であるが、独立した4つのピークについて、平均スペクトルを圧力広がりに対応したローレンツ関数に近似した際に、発光強度がピーク値の10分の1となる幅を波長域とし、各波長範囲の近似前のスペクトルと、その波長範囲の両端点を結ぶ直線が囲む面積を数値積分により求めた。これにより波長域は、HI656が643.2～668.8nm、NI746が735.9～756.1nm、OI777が773.0～781.0nm、NI868が861.3～874.7nmとなった。次に、これらを用いた3種類の面積比を当量比毎に計算した。その結果を図7に示す。

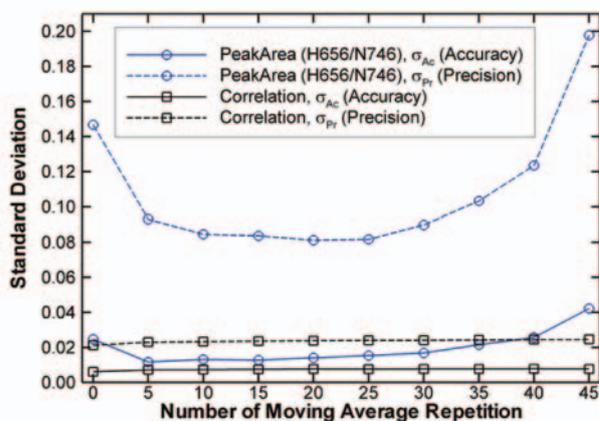


Fig. 5 Effect of Moving Average Repetition

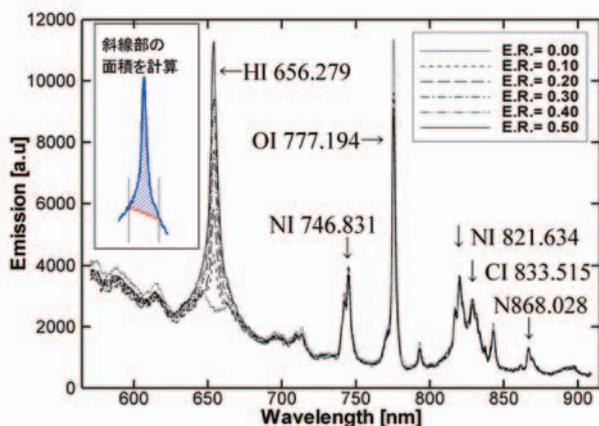


Fig. 6 Database Spectra from Calibration Gas

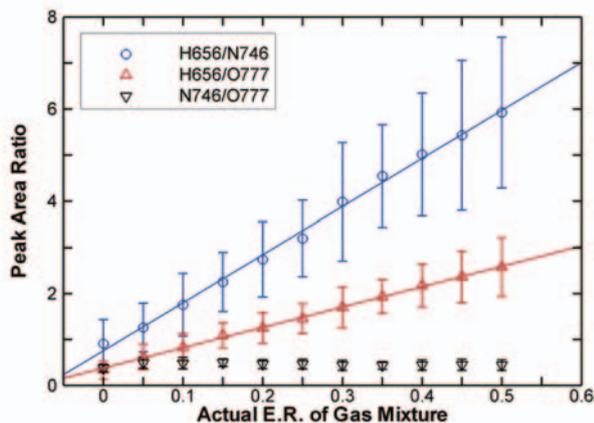


Fig. 7 Calibration Curves for Peak Area Ratio Method

図7を見ると、燃料由来と空気由来元素の組み合わせであるHI656/Ni746, HI656/OI777が当量比によって線型に変化している。そこでこれらの近似直線をキャリブレーションカーブとした。また、プラズマ状態を見るため同混合比の元素の発光強度比Ni746/OI777を用いた。これは他の研究で同元素や同混合比の元素のピーク比を用いて測定精度を向上させた例があるためである^{(5),(6)}。本研究では、解離の度合いおよび電子温度が一定であり、測定体積中の窒素原子と酸素原子の数密度比が一定であれば、それらの発光強度比が一定になるという仮定にもとづき、Ni746/OI777の比を用いてプラズマ状態が一定の範囲内でのみ当量比の計算をする条件付き解析を行った。

3.1.2 ピーク面積比法における当量比の算出方法

まず、測定対象の1発ずつのスペクトルにおけるHI656/OI777, HI656/Ni746の面積比を計算し、キャリブレーションカーブを用いて当量比を算出した。次に、Ni746/OI777の値が当量比によらず平均値約0.3でほぼ一定であることを用いて、そこから一定以上離れている測定データ (Ni746/OI777<0.1またはNi746/OI777>0.5のデータ) を、プラズマの状態が特異であるとして除外した。その結果、ある当量比のデータ約180発分の内、除外したデータの平均個数は、約5個であった。

3.2 相関係数法

この手法では、測定対象気体の発光スペクトルと、事前に作成しておく当量比毎の参照スペクトルとを照合し、相関の高いスペクトルを探すことで当量比の解析を行った。この手法を検討した理由は、完全なノイズ同士には相関がないことから、ノイズを多く含むスペクトルであっても、有意なスペクトルの微小な変化を敏感にとらえられると考えたためである。

3.2.1 データベースの作成

図6の平均スペクトルをデータベースとした。なお、スペクトル上で明確なピーク以外の部分は、分子やイオン、他の原子から出てきた光を表している。

3.2.2 相関係数法における当量比の算出方法

当量比の算出法として、まず、1発のスペクトルと、データベースにあるすべての当量比の平均スペクトルとのペアの相関係数を、式(4)により計算する。

$$CC(I_a, I_b) = \frac{\sum_{i=1}^n (I_{ai} - \bar{I}_a)(I_{bi} - \bar{I}_b)}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (I_{ai} - \bar{I}_a)^2} \sqrt{\sum_{i=1}^n (I_{bi} - \bar{I}_b)^2}} \quad (4)$$

$$I_a = (I_{a1}, \dots, I_{a1024}), \quad I_b = (I_{b1}, \dots, I_{b1024}) \quad (5)$$

2つのスペクトル*a*と*b* (片方はデータベース、もう片方はある1発)の相関係数(CC)は、式(5)のような2組のデータ列に対してそれらの類似性を示す値で、-1から1の間の実数値をとり、1に近いほど正の類似性が高く、-1に近いほど負の類似性が高い。また、*i*は波長方向の値の番号、*I_{ai}*, *I_{bi}*は2つの比較対象それぞれのスペクトルの各波長における発光強度、上線「 $\bar{\quad}$ 」は全要素番号における値の相加平均を表している。

全てのデータベーススペクトルとの相関係数を計算し、相関係数が最大となる当量比とその両隣の3点に2次の多項式近似を行い、最大値を取る当量比を求めた。また、除外するデータ数がピーク面積比法と同程度になるように相関係数の最大値が0.80未満の結果を除外した。相関係数は9割以上のデータで0.9以上となった。

4. 結果

4.1 キャリブレーション実験の結果

キャリブレーションガスの測定1発ずつに対する相関係数法とピーク面積比法 (HI656/OI777, HI656/Ni746) による3種類の当量比算出結果を図8に示す。結果の正確度 σ_{Ac} はどの手法もほぼ同様 (0.008 ~ 0.010) であるが、精度 σ_{Pr} は、相関係数法の方がピーク面積比法よりも標準偏差で0.05程度良い値を示している。

4.2 燃焼ガス計測実験の結果

図9に示す燃焼ガスのスペクトルでは、キャリブレーションガスと同様に、当量比によりHI656やOI777のピークが変化している。さらに、構築した各手法による燃焼ガスの当量比解析結果を図10に示す。横軸はガス分析装置により測定した当量比である。これを見ると、相関係数法およびHI656/OI777を用いたピーク面積比法ではガス分析より高めの算出当量比であるのに対し、HI656/Ni746ではより正確度が高い結果となっている。

5. 考察

図8の3手法によるキャリブレーションガスの結果を比べると、どの場合も単発ではばらつきがあるが、平均値は設定値によく一致していると言える。

また、図10の燃焼ガスの解析結果の平均値を見ると、相関係数法およびHI656/OI777のピーク面積比法で当量

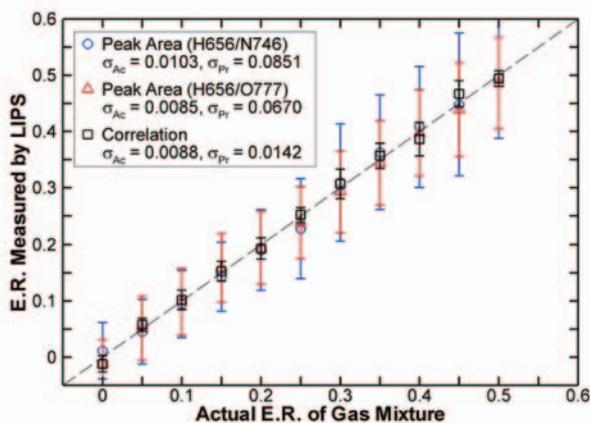


Fig. 8 E.R. from LIPS (Calibration Gas)

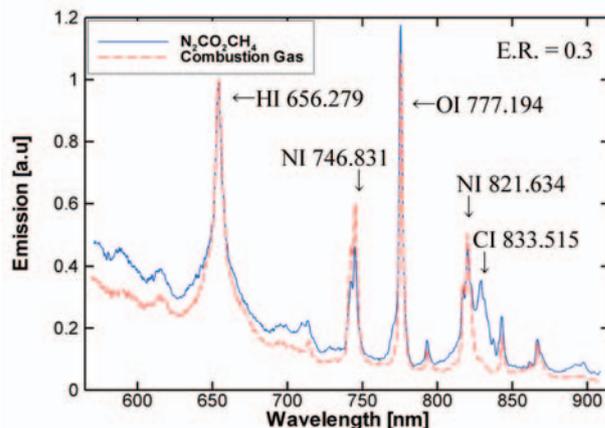


Fig.11 Spectra of Gas Mixture and Combustion Gas

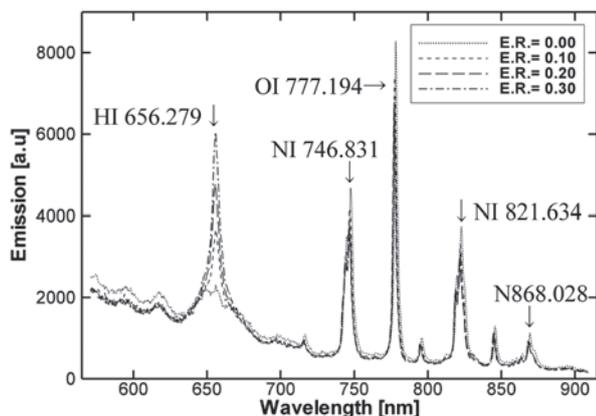


Fig. 9 Plasma Spectra of Combustion Gas

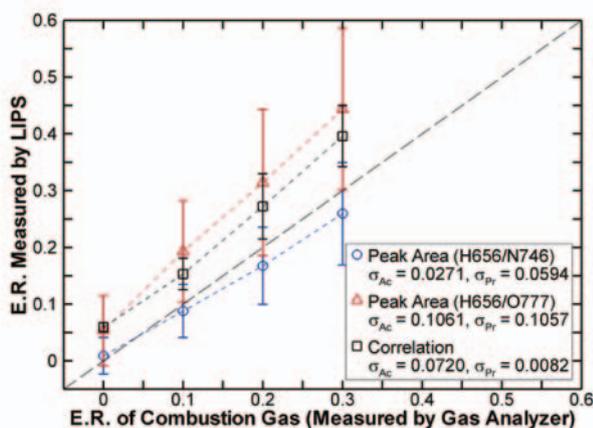


Fig.10 E.R. Estimation Results (Combustion Gas)

比がガス分析結果よりも高く、HI656/NI746の結果では、低当量比では良い一致を示すものの、当量比の増加に伴って低い方にずれが生じている。結果の正確度について図10の3種類を比較すると、HI656/NI746のピーク面積比が最も優れていることが分かる。

ここで、HI656の最大値で正規化した当量比0.3のキャリブレーションガスと燃焼ガスの平均スペクトルを、図11に示す。(キャリブレーションガスのCI833のピークが高いのは、混合ガスに含まれるCの割合が実際の当量比よりも過剰なためである。) OI777は燃焼ガ

スのピーク値の方が低くHI656/OI777の面積比が大きくなるため、当量比が高く算出されている。また、相関係数法においてもこれらの高いピークの影響が支配的のため、同様に当量比が高く算出されたと考えられる。これに対しNI746では、燃焼ガスのピーク値が高く、HI656/NI746の面積比が小さくなり、ガス分析より低い当量比が算出されている。この原因として、燃焼ガスとキャリブレーションガスの組成の違いにより、消光 (quenching) の影響が異なることが疑われる。例えば、 O_2 や H_2O は燃焼ガスにのみ含まれており、 CO_2 は燃焼ガスと比較してキャリブレーションガスに多量に含まれている。これらの分子による消光によりピークの発光が弱まると考えられる。 O_2 による消光と考えると、励起されたOが O_2 による消光の影響を受けること⁽⁷⁾が報告されており、OI777の発光も弱まることが予想され、これは今回の測定結果と合致する。 CO_2 による消光と考えると、NI746が影響を受けていると考えられるが、 CO_2 の添加によりNI746の発光が強くなる⁽⁸⁾という報告もあり、今回の測定結果と合致しない。燃焼ガスとキャリブレーションガスのスペクトルの違いが消光のためであるとすると、今回の測定結果においては O_2 による消光が疑われる。

今回の結果からは、 O_2 による消光の影響を受ける度合いがO, H, Nの順に大きいことが推察されるが、その確証を得るには、組成の違いによる消光の影響の違いや、圧力や温度など、燃焼ガスとキャリブレーションガスの差異を考慮したシミュレーション、キャリブレーション実験など、より詳細な検討が必要である。

6. 結論

- ・高圧の不燃性混合ガスを用いて、LIPSによる局所当量比解析手法を構築し、その妥当性を確認した。
- ・相関係数法は、結果のばらつきを表す標準偏差の平均値 σ_{Pr} が約0.014となり、ピーク面積法の約0.085と比べて解析の精度が高い。このことはランダムノイズを多く含んだシングルショットの測定において、相関法が優位性を持つことを示している。

・構築したデータベースと3種類の解析手法を高圧燃焼ガスの当量比の測定に適用したところ、全体的にキャリブレーション実験の結果よりも正確度が低くなった。3種類の解析法の中では、HI656/NI746のピーク面積比法が最もガス分析結果に近い当量比を示した。

参考文献

- (1) Zimmer, L., Yoshida, S. : Feasibility of laser-induced plasma spectroscopy for measurements of equivalence ratio in high-pressure conditions, *Exp. Fluids* 52 (4) , 891-904, (2012)
- (2) Sturm, V., Noll, R. : Laser-Induced Breakdown Spectroscopy of Gas Mixtures of Air, CO₂, N₂, and C₃H₈ for Simultaneous C, H, O, and N Measurement, *Appl. Opt.* 42, 6221-6225, (2003)
- (3) Ferioli, F., Buckley, S. G., & Puzinauskas, P. V. : Real-time measurement of equivalence ratio using laser-induced breakdown spectroscopy. *Int. J. Engine Res.*, 7 (6) , 447-457, (2006)
- (4) NIST ASD Team : NIST Atomic Spectra Database (ver. 5.0), [Online]. Available : <http://physics.nist.gov/asd>. National Institute of Standards and Technology.
- (5) Zimmer, L., Tachibana, S. : Laser induced plasma spectroscopy for local equivalence ratio measurements in an oscillating combustion environment, *Proc. Combust. Inst.* 31 (1) , 737-745, (2007)
- (6) Zimmer, L., Okai, K., Kurosawa, Y. : Combined Laser Induced Ignition and Plasma Spectroscopy : Fundamentals and Application to a Hydrogen-Air Combustor, *Spectrochim. Acta Part B* 62 (12), 1484-1495, (2007)
- (7) U. Meier, K. Kohse-Höinghaus, Th. Just : H and O atom detection for combustion applications : study of quenching and laser photolysis effects, *Chem. Phys. Letters*, 126 (6), 567-573, (1986)
- (8) Ferioli, F., & Buckley, S. : Measurements of hydrocarbons using laser-induced breakdown spectroscopy. *Combust Flame*, 144 (3), 435-447, (2006)

第42回ガスタービンセミナー報告

山形 通史

YAMAGATA NAOFUMI

今年も、2014年1月23日（木）、24日（金）の2日間にわたり、第42回ガスタービンセミナーが、東京大学浅野キャンパス 武田ホール（東京都文京区）にて開催された。

今回は、「ガスタービンの最新技術と保守技術の動向」をテーマに、産業用・航空用ガスタービンのメーカー、研究機関およびユーザの第一線でご活躍されている方々を講師に迎え、10件の講演をしていただいた。

参加者は、前年を上回る144名の申込みがあり、活発な質疑応答が行われた。

以下に概要を報告する。

1日目は、セッションⅠとして「最新技術動向」をテーマとした次に紹介する5件の講演を行った。

「航空エンジン電動化の最新研究開発動向（東京大学：岡井 敬一氏）」では、最近の旅客機における電動化度の向上の進展、推進系の電動化に関する最新の研究状況について紹介があった。

「JAXAクリーンエンジンにおける低NO_x燃焼技術の開発（JAXA：山本 武氏）」では、航空機エンジンのNO_x排出を低減するための希薄予混合燃焼を利用した燃焼器とその設備に関する紹介があった。

「中小型ガスタービンにおけるDLE燃焼器および燃焼システムの開発動向（川崎重工業：堂浦 康司氏）」では、中小型の発電用ガスタービンにおける燃焼器や燃焼システムの開発・改良に関する開発動向について紹介された。

「航空転用形ガスタービンの最新技術動向と予防保全（IHI：山本 卓史氏）」では、LM2500およびLM6000の概要ならびに技術開発動向と、メーカーが取り組む予防保全の活動内容についての紹介があった。

「ガスタービン用セラミック材料技術（産総研：鈴木 雅人氏）」では、タービン入口温度の高温化を実現するための遮熱コーティング形成技術の説明ならびに新規溶射技術、セラミック複合材形成技術についての研究成果の紹介があった。

2日目のセッションⅡでは「最新技術・保守技術動向」をテーマに次に紹介する5件の講演を行った。

「吉の浦火力発電所の概要と保守・運転実績について

（沖縄電力：杉山 考広氏、儀間 武充氏、富士電機：新村 栄一氏、山形 通史氏）」では、沖縄県で初めて導入されたLNGコンバインド発電設備の設備概要と運転実績、沖縄本島での運用状況ならびに保守実績の紹介があった。

「金属組織学的知見に基づくタービン動静翼の実機稼働環境推定（防衛大学校：三浦 信祐氏）」では、これまでの時間管理や表面損傷状態からではない知見からの、タービン動静翼の稼働環境把握と余寿命判定技術、長寿命化への可能性の紹介があった。

「最新のガスタービン保守と寿命延伸技術（東芝：澤 徹氏）」では、定期的に補修・交換が必要な高温部品を長く使用するための効果的な寿命延伸技術の開発状況が紹介された。

「最新のガスタービンの保守・管理技術について（日立製作所：市川 国弘氏）」では、高温部材の損傷を的確に把握し保管理するための、保守管理、余寿命診断技術、補修・長寿命化技術についての紹介があった。

「ガスタービン発電設備のメンテナンスと性能・信頼性向上への取組み（三菱重工業：金箱 篤彦氏）」では、数十年が経過したプラントが避けられない老朽化に対し、延命立案という点で、信頼性維持のためのメンテナンスとプラント寿命の延長のための考慮点に対する最新の取組みの紹介があった。

各講演では質疑の終了後や休憩時間中に、参加者の方々が個別に講演者と質疑を交わす場面も見られ、研究者、メーカー開発者、ユーザそれぞれの交流の場としても有意義な時間を過ごすことができたのではないかと考える。

また、参加者の方々に今後の当セミナーで企画してほしいテーマならびに行事、学会誌への要望に関しアンケートの提出に御協力頂いた。アンケート集計結果は、次回以降の集会行事及び学会誌の企画や特集に反映していく予定である。

最後に、講演、資料等の作成・準備にご尽力して頂いた講師の方々に感謝すると共に、運営にご協力頂いた東京大学の関係者各位に深く感謝いたします。

（集会行事委員会委員）



講演風景



会場の様子

訃 報

ご逝去の報に接し、謹んで哀悼の意を表すとともに、ご冥福をお祈り申し上げます。

名誉会員 三輪光砂 氏

2013年11月28日逝去（享年89歳）

[本会関係略歴]

入会 1972年 6 月

理事（GTSJ 6,7期），監事（GTSJ 12期）

1994年 4 月終身会員，1996年 4 月名誉会員

[略歴]

1946年 9 月	東京大学第二工学部機械工学科卒業
1946年11月	運輸省鉄道技術研究所
1950年 4 月	運輸省運輸技術研究所
1962年12月	同所 原動機部長
1963年 4 月	運輸省船舶技術研究所機関開発部長
1972年12月	日立造船(株)陸機設計所ガスタービン設計部長
1980年12月	同社 動力エネルギー室ジェネラルプロジェクト・マネジャー
1985年 6 月	同社 調査役
1989年 6 月	同社 退職
1990年 7 月	運輸省船舶技術研究所非常勤研究所員

名誉会員・元会長

菅 進 氏

2014年 1 月16日逝去（享年75歳）

[本会関係略歴]

入会 1972年 5 月

理事（GTSJ 16,17,20,21期，23期副会長，24期会長），監事（GTSJ 26,27期）

2009年 4 月名誉会員

[略歴]

1961年 3 月	東京大学工学部機械工学科卒業
1961年 4 月	運輸省運輸技術研究所 原動機部
1968年 4 月	運輸省船舶技術研究所 機関開発部
1999年 3 月	同所 定年退職 機関動力部
2000年 4 月	鳥取大学客員教授
2002年 3 月	同 終了

「公益社団法人日本ガスタービン学会 2013年度通常総会」 招集通知発送のお知らせ

正会員各位には当学会2013年度通常総会招集通知を3月中に発送いたします。

招集通知がお手元に届きましたら、内容をご確認のうえ、ご出席くださいますようお願い申し上げます。
なお、当日ご出席願えない場合は、書面またはインターネットによって議決権を行使することができますので、2014年4月16日(水)午後5時30分までに議決権を行使くださいますようお願い申し上げます。

(総会等の概要)

日 時： 2014年4月18日(金)14:00～16:00

場 所： 三菱重工横浜ビル33階会議室 (神奈川県横浜市西区みなとみらい3-3-1)

次 第： 公益社団法人日本ガスタービン学会 2013年度通常総会
学会賞授与式
名誉会員推薦状授与式

終了後、特別講演会(16:00～17:00)、懇親会を開催いたします。

次号予告 日本ガスタービン学会誌2014年5月号 (Vol.42 No.3)

特集「吸気フィルタと各種事例」

巻頭言 金子 清隆 (JX日鋼日石エネルギー)

ガスタービン用吸気フィルタの技術動向 新沼 仁 (日本無機)

ガスタービン用吸気フィルタの選定とその設置効果

澄田 和夫, 杉本 明夫, 大和田 厚志 (進和テック)

コンプレッサー洗浄・翼の汚れ影響について 山本 誠 (東京理科大)

自家発電設備用ガスタービンの吸気系改善事例 寺澤 秀彰 (日本ガスタービンユーザー会)

中小型ガスタービン発電における吸気フィルタ、吸気冷却システムの事例紹介

合田 真琴, 田中 克典 他 (川崎重工業)

小型ガスタービン発電での事例紹介

岡 芳彦, 楠 房雄, 八幡 清正, 西江 俊介 (三井造船)

航空転用GTへのガスタービン吸気フィルタ適用事例 佐々木 克人, 野津 誠 (IHI)

発電用大型ガスタービン向け吸気冷却システムについて

富田 康意 (三菱日立パワーシステムズ)

ガスタービン発電設備における吸気冷却システムの適用事例

前川 隼人 (三菱日立パワーシステムズ)

ガスタービン吸気散水手法の検討と実機試験 梅沢 修一 (東京電力)

吸気冷却システムのガスタービンへの影響 福武 英紀 (東芝) ほか

※タイトルは変更する可能性があります。

Asian Congress on Gas Turbines 2014 (ACGT2014) 講演募集

ACGT2014実行委員会

前号にてお知らせしました通り、本年8月にソウル国立大学（韓国）においてACGT2014が開催されます。アブストラクトの提出締切が3月28日(金)と迫っておりますので、学会ホームページ等をご参照の上、奮ってお申込みいただきたく、お願い申し上げます。

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



第42回日本ガスタービン学会定期講演会・見学会のお知らせ（予告）

第42回日本ガスタービン学会定期講演会を以下の日程で開催いたします。

講演会開催日：2014年10月22日(水)、23日(木)
講演会開催場所：熊本市国際交流会館
熊本市中央区花畑町4番18号
<http://www.kumamoto-if.or.jp/kcic/default.asp>
見 学 会：2014年10月24日(金)

講演申込要領は、学会ウェブサイト (<http://www.gtsj.org>)（5月掲載予定）および学会誌5月号に掲載いたします。奮ってご応募くださいますようお願い申し上げます。

講演申込締切：2014年6月24日(火)
申込講演採否連絡：2014年8月1日(金)
講演論文原稿締切：2014年9月1日(月)

参加申込方法は、学会誌7月号および9月号、学会ウェブページに掲載予定です。

○ 本会共催・協賛・行事 ○

主催学協会	会合名	共催 協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本計算工学会	第19回計算工学講演会	協賛	2014/6/11-13	広島国際会議場	日本計算工学会事務局 E-MAIL:office@jcses.org http://www.jcses.org/koenkai/18/
可視化情報学会	第16回流れの可視化に関する国際会議 (The 16th International Symposium on Flow Visualization (ISFV16))	協賛	2014/6/24-28	沖縄コンベンションセンター	可視化情報学会 http://www.vsj.or.jp/
日本機械学会	第19回動力・エネルギー技術シンポジウム	協賛	2014/6/26-27	アオッサ (福井市)	日本機械学会 http://www.jsme.or.jp/pes/index-j.html
日本実験力学学会	日本実験力学学会2014年度年次講演会	協賛	2014/8/28-30	兵庫県立大学工学部	岡山理科大学工学部機械システム工学科 林直美 TEL/FAX:086-256-9615 E-MAIL: office-jsem@mech.ous.ac.jp http://jsem.jp/
日本航空宇宙学会・宇宙航空研究開発機構	第46回流体力学講演会/第32回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム	協賛	2014/7/3-4	弘前文化センター	http://www.jsass.or.jp/web/index.php



▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

西 楨彦(I H I) 芝山 隆史(日立製作所) 萩田 達哉(日立製作所) 吉廣 尚哉(前川製作所)
 武田 直輝(三菱重工業) 藤井 慶太(三菱重工業) 吉本 武司(宮ビルサービス) 熊田 浩樹(メルキシェスヴェルクジャパン)



◇ 学会誌の送付先について ◇

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



◇ 2014年度会費納入のお願い (再) ◇

2014年度会費をお納めいただく時期となりました。
 以下の通り右記口座または事務局宛お送りください。
 なお、すでに銀行引き落とし (自動振替) の手続きをされている方は、2014年3月24日に貴口座より引き落としさせていただきます。ここにあらためてご連絡させていただきますので、ご了承ください。

(送金方法)

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

◁ 2014年度会費 (不課税) ▷

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

*2014年3月1日現在

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

今年の冬は特に2月に例年にない大雪となった地方もあり、大変ご苦勞された方もいらっしゃるかと存じます。まもなく桜の季節を迎えようとしておりますが、会員の皆様におかれましてはいかがお過ごしでしょうか。

今月号では、「ガスタービンにおけるモニタリング技術の進化について」を特集と致しました。ガスタービン・航空機エンジンについては、その技術の進歩とともに導入コストに加え、稼働率向上、保守費等運用コスト減を含めたトータルのライフサイクルコストが注目されるようになってきております。予期せぬ故障による稼働率減への対策、及び運用コスト効率化策として日常運用のモニタリングが挙げられます。モニタリングにより、経済性、信頼性、及び環境性の維持向上が図られることよりユーザからの期待度が大きく、またメーカにとっても商品販売とともにモニタリングを含めたアフターサービスをパッケージとしてユーザに提示することが商品力強化策となっています。今回の特集では、遠隔監視技術等の最新のモニタリング技術に加え、モニタリングの基礎データ収集のためのセンサー技術にも着目し、それらを紹介するとともに、メーカ側の技術革新、ユーザ側からの要望の双方の観点から、メーカ・ユーザが一体となりモニタリング技術の向上、将来のモニタリング技術の方向を探る企画としたいと考えました。

事業所用ガスタービン、産業用ガスタービン、航空用ガスタービンの3分野において、メーカサイド、ユーザサイドからご執筆頂き、とても興味深い解説記事が揃ったと思います。

最後になりましたが、本号刊行にあたり原稿をご執筆賜りました皆様におかれましては、年末年始のご多忙な中御協力頂きましたこと、編集担当者一同心より御礼申し上げます。

今後も会員の皆様から頂くご意見等を参考とし、皆様にとって有用な会誌になるよう、学会誌編集委員会の委員一同、委員会活動に鋭意取り組んでまいりますので、引き続き皆様のご協力並びにご指導、ご鞭撻をよろしくお願い申し上げます。(桂田 健)

- 3月号担当アソシエイトエディター
桂田 健 (日本航空)
- 3月号担当編集委員
阪井 直人 (川崎重工)
潮崎 成弘 (三菱日立パワーシステムズ)
吉野 展永 (IHI)

(表紙写真)

今回の表紙については、【論説・解説】の著者より流用しております。

詳細については、各記事をご参照ください。

- ・「発電用大型ガスタービン向け遠隔監視システム」
..... (P.76 ~ 81)
- ・「Gas Turbine Aero-Engine Health Monitoring」
..... (P.105 ~ 110)
- ・「センサ技術 —ガスタービンの種類別モニタリング技術—」 (P.117 ~ 122)

だより

♣事務局 ☒ ♣

みなさま、こんにちは。3月に入り、当学会では新年度を迎えました。本学会誌1月号および本号の会告で、2014年度の会費納入のお願いをさせていただきました。すでに多くの方より会費のお振込み、あるいは自動振替のお手続きのお申込みをいただいております。みなさまのご理解とご協力に感謝申し上げます。また、4月から消費税が8パーセントになります。当学会でも、刊行物およびその送料が変わりますので、どうぞご承知おきください。なお、会費は不課税のため、増額はございません。

さて、寒かった冬が終わり、いよいよ春本番ですね。この春から新しい生活を始めるにあたり、引越された方もいらっしゃるかと存じます。わたしは昨年8月に現在の住まいに引越しました。引越しの10日くらい前から、当日までに

すべての荷物をダンボール箱に詰め終わるのだろうか、冷蔵庫を空にできるのか、電気・水道・ガス・電話その他に関して住所変更の連絡をしなければ、といった不安と緊張を感じつつ過ごしておりましたので、引越し当日、すべての荷物が運び込まれたときの達成感と解放感は格別でした。今回の引越しで4度目になります(この10年間で。決して何かから逃げているわけではありません)。年賀状が転居のお知らせになることもしばしばで、「今年はどちらに引越しますか」というお返事をいただいたこともあります。

最後に、みなさまに再度のお願いです。お引越しの後、異動された際、たいへんお忙しいとは存じますが、新しいご住所、ご所属を学会事務局にもお知らせくださいますようお願い申し上げます。(川崎)

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報記事欄	1/2ページ
3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規程を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。
8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。
9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作物の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
ニッセイエブプロ(株) PM部 ガスタービン学会誌担当
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5158 Fax. 03-5733-5164
E-mail : eblo_h3@eblo.co.jp

技術論文投稿規定

2010.8.27改訂

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

日本ガスタービン学会誌 Vol.42 No.2 2014.3

発行日 2014年3月20日
発行所 公益社団法人日本ガスタービン学会
編集者 田沼 唯士
発行者 坂田 公夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
(普) 1703707
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. 03-5733-5158 Fax. 03-5733-5164

©2014, 公益社団法人日本ガスタービン学会

複写をご希望の方へ

本学会は、本誌掲載著作物の複写に関する権利を一般社団法人学術著作権協会に委託しております。

本誌に掲載された著作物の複写をご希望の方は、一般社団法人学術著作権協会より許諾を受けて下さい。但し、企業等法人による社内利用目的の複写については、当該企業等法人が公益社団法人日本複写権センター（一般社団法人学術著作権協会が社内利用目的複写に関する権利を再委託している団体）と包括複写許諾契約を締結している場合にあっては、その必要はございません（社外頒布目的の複写については、許諾が必要です）。

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

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