

特集：ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか

可視化技術の飛躍的発展に大いなる期待

高原 正雄^{*1}
TAKAHARA Masao

キーワード：ガスタービン，可視化，内部流れ，計測，数値流体解析

レントゲン（1845年-1923年）が、1895年に陰極線の実験から放射能を発見し、X線と名づけ、後に第1回のノーベル賞を受賞されましたが、実は、会津藩白虎隊出身の山川健次郎博士（1854年-1931年：我が国近代物理学界のまさに創立者で、東大総長、明治専門学校（現九州工業大学）総裁、九大総長、京大総長、武蔵高校校長などを歴任した、明治・大正・昭和の教育界の巨星）が、時同じくした1896年（明治29年）に、日本で初めてX線の実験を行い、手、魚、刀などのX線写真撮影に成功しました。これが、工学的な可視化技術の始まりになると捉えることができます。

可視化技術は、このように長い歴史を有していますが、学会としての可視化情報学会は、昭和56年（1981年）に「流れの可視化学会」としてスタートし、本年で創立32年の歴史になります。その間、会員諸氏の弛まない研鑽により、可視化に関する学術・技術は、理工学分野のみならず様々な分野で飛躍的に発展し、今や研究・開発・実践における有力な手段になってきています。可視化技術によって、近年、たとえば、効率がよく環境に優しいスーパークリーン・ディーゼルエンジンの開発が成功したことや、今まで不可能であった病気や怪我の治療や手術が容易に行われて多くの尊い人命を救うことができるようになりました。

しかし、近年はあらゆる分野で情報の種類、量とも飛躍的に増大しているため、社会からもその可視化についての期待はますます大きなものになっています。

さて、今回はガスタービンにおける可視化についてですが、ガスタービンは、軽油、灯油などの液体燃料や、天然ガスなどの気体燃料を燃焼させて動力に変換する高効率な機械で、100年余の歴史を持っています。空力・熱力・燃焼・材料・振動・制御・材料・構造・計測技術などの総合技術が結集されて進歩してきました

が、その間、ガスタービンの燃焼温度もどんどん上がってきてています。高効率の実現のために、内部流れのメカニズムを探求することが極めて重要ですが、その複雑なメカニズム解明のためには、可視化技術の活用が有用がありました。1990年以降、CFD（数値流体力学：Computational Fluid Dynamics）が内部流れの解析につきつぎに適用され、設計などに積極的に活用されていますが、計算における境界条件や流体条件のモデル化などの設定によって、解析結果が異なってしまいます。したがって、計算技術の向上のためにも、内部流れを精度よく把握する計測技術へ大きな期待が寄せられています。

今回の特集は、『ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか』と題して、ガスタービン学会と可視化情報学会が共同で企画し、それぞれの学会に所属する専門家に圧縮機、燃焼器、タービンなどの可視化技術の活用、さらには、ガスタービンの内部を診る技術などを解説頂くことにしました。ガスタービンや可視化に関係する多くの研究者や技術者にとって必読の特集号になっております。各解説に執筆して頂いた著者の皆様、そして、編集委員各位に謝意を表します。

最後に、日本は東日本大震災による福島第一原発の事故以降、国内電力量の30%を担っていた原発のほとんどが停止するに至っています。将来の原発の再稼働状況は、多くの議論を待たねばなりませんが、いずれにしても、当分の間は火力発電への依存性が大幅に高まることが予想されます。今後、ガスタービンのさらなる高効率化の実現のためにも、産学官の連携は重要であり、日本ガスタービン学会がその要を担っていかねばならないと考えます。その中にあって、可視化情報学会も最大限に力を発揮して参りたいと思います。日本ガスタービン学会が果たす役割に大きな期待を寄せて、卷頭言と致します。

原稿受付 2013年7月19日

*1 いすゞ自動車株式会社 理事

〒140-8722 東京都品川区南大井6-26-1

*1 可視化情報学会 会長

特集：ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか

「ガスタービンと可視化技術」特集 の企画にあたって

新関 良樹^{*1}
NIIZEKI Yoshiki

キーワード：ガスタービン，可視化，内部流れ，計測

Gas Turbine, Visualization, Internal Flow, Measurement

今回は「ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか」と題して可視化技術特集を組みました。

ガスタービンの設計者や開発者にとって、ガスタービンの内部での現象を把握し、実際の現象を正しく理解することは、大きな課題です。これに対しては、CFD (Computational Fluid Dynamics) とEFD (Experimental Fluid Dynamics) の両面からのアプローチが必要となります。

CFDについては、先にCFD特集（ガスタービン学会誌2012年11月号）が組まれているので、改めてこの機会に参照いただければと思いますが、急速に身近になったCFDは、計測だけでは得がたい情報を得る手段として不可欠なツールとなっています。しかしながら、CFDは様々なモデル化を前提としているため、実用上の計算規模に限界があることと合わせて、実際の現象との検証・評価が必要であり、このため、CFDと比較しうる精度・情報量を持つEFDが不可欠となっています。

このような状況の中、EFD、あるいは計測技術への要求はさらに高まっていますが、ガスタービン内部の実際の流れは、高速・高温・高圧のガス流であって、しかも回転翼列の中の流れ場は、容易な計測対象ではありません。ガスタービン用センサ・計測技術についてはガスタービン学会誌2005年に特集が組まれており、さらに上述の2012年11月のCFD特集号の中でも実験・計測最新技術に関する記事が掲載されていますが、その中で「可視化技術」をベースとした計測手法がいくつか紹介されています。

ガスタービン技術者にとっては「可視化技術」はマクロな情報を直接的に得る手段として、馴染み深い技術ですが、CFDにとっても「可視化」は結果を理解するための重要なプロセスで、CFDとともに高度化されています。一方、EFDにおける「可視化」はCFDと比較で

きる多次元の情報を得る手段として、急速に発展しています。

このような背景から、本企画では、一般社団法人 可視化情報学会と、公益社団法人 日本ガスタービン学会の共同企画として、

- ① ガスタービンの各部位に対する可視化応用例
- ② 最新の可視化手法の紹介

の2つの視点から、それぞれの分野の最先端で活躍されている研究者・技術者の皆様に執筆をお願いしました。

①では圧縮機・燃焼器・タービンにおける可視化例の他、ガスタービンの内部を検査する技術を取り上げました。また、②では、PIV (Particle Image Velocimetry), TSP (Temperature-Sensitive Paint) / PSP (Pressure -Sensitive Paint) とトモグラフィの利用技術について紹介いただきました。いずれも、興味深い内容であり、最新の「可視化」を身近にする良い機会となるのではないかでしょうか。

「可視化」の可能性は、「流れの可視化」技術にとどまらず、これまでみえなかったものを見る技術としてさらに幅広い発展が期待されます。

基盤技術を軸に活動し、シーズを提供できる可視化情報学会に対して、ガスタービン学会は可視化技術を活用するとともに、さらに高いニーズを提案し続ける立場にあって、相互に補完する関係にあり、今後も連携を深めて共に発展することが可能だと思います。今回の特集で「可視化」に興味が沸いたら、PIV講習会（ガスタービン学会も協賛です）などのイベント情報もありますので、ぜひ、可視化情報学会のHP

<http://www.visualization.jp/>
も覗いてみてください。

最後に、今回執筆いただいた皆様に深く感謝申し上げます。

原稿受付 2013年8月7日

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

特集：ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか

圧縮機における非定常流動現象に対する 可視化技術の活用

吉川 雅人^{*1}
FURUKAWA Masato

山田 和豊^{*1}
YAMADA Kazutoyo

キーワード：圧縮機，可視化，非定常流動現象，旋回失速

Compressor, Visualization, Unsteady Flow Phenomenon, Rotating Stall

1. はじめに

圧縮機は航空機用ガスタービンエンジン、産業用ガスタービン、船用・車両用ターボチャージャ、産業用圧縮機等に広く用いられている。この圧縮機には高効率化および高圧力比化が求められるとともに、安定した作動範囲の拡大も要求されている。その結果、動・静翼列の干渉、翼列フラッタ、旋回失速およびサージングなどの非定常流動現象の発生メカニズムを解明すること、あるいはそれらの現象を制御することが圧縮機の開発・設計にとってますます重要な課題となっている。

圧縮機において問題となる非定常流動現象は、言うまでもなく、そのほとんどが空間的に三次元現象であることから、四次元現象として捉える必要があり、それらを可視化することは容易でない。すなわち、圧縮機における非定常流動現象の可視化では、問題となる現象を抽出すること自体が困難であることが多い。したがって、その可視化では現象を抽出することが本質的であり、そのためには次のことが重要となる。

- (1) 高度な計測技術あるいはCFD技術によるデータ取得
- (2) データから流体力学的に意味ある情報の抽出

上記(1)については、高度な計測技術としてPIV（粒子画像流速法）、PSP（感圧塗料）やTSP（感温塗料）などの導入、高度なCFD技術としてDES（Detached Eddy Simulation）やLES（Large Eddy Simulation）の利用が考えられる。現在、計算機環境さえ整えば、DESやLESによる非定常計算は市販のCFDコードを用いても実施できるようになった。一方、高度な計測技術については、PIVも普及してきたものの、それらを使いこなすためには、ノウハウの蓄積が不可欠であり、CFD計算ほど容易ではない。高度な計測技術の解説については、本特集号の他の記事をご覧いただきたい。

上記(2)の点を的確に実施できなければ、高度な計測技術あるいはCFD技術から良いデータが得られたとして

も、宝の持ち腐れに終わってしまうことがある。高度な計測技術を用いて計測したこと、あるいはDESやLESによる大規模非定常計算を実施したことのみに満足していたのでは、圧縮機内で起きるような複雑な非定常流動現象を解明することはできないと言っても過言ではない。可視化技術の活用においては、得られたデータから流体力学的に意味ある情報をいかに抽出できるかが極めて重要となる。このことができなければ、計測やCFDから出てきたデータを単に可視化したことには過ぎなくなる。

以上の観点を踏まえて、軸流圧縮機動翼列における非定常流動現象に対する著者らの取り組みを中心に、得られたデータから流体力学的に意味ある情報を抽出する技術として、二重位相固定法、瞬時圧力分布計測法および知的可視化について述べるとともに、それらの適用事例を紹介する。

2. 二重位相固定法による周期的非定常流動現象の抽出

2.1 二重位相固定法

旋回失速セルや失速初生時の擾乱波などのように動翼と相対的に周方向へ伝播する現象を絶対座標系から計測する場合、動翼のみに位相を固定した条件付きサンプリング（周期的多点抽出法⁽¹⁾）では、伝播現象の空間構造とその動翼間の伝播過程を正確に捉えることができない。そこで九郎丸らは、動翼と相対的に周方向へ「一定速度で」伝播する現象に対して、動翼と伝播現象の両方に位相を固定してデータを抽出することにより、伝播現象のアンサンブル平均流れ場を得るために「二重位相固定法」を開発した⁽²⁾。旋回失速中の時系列データから、動翼上を伝播する失速セルに関するデータを抽出する方法を以下に述べる。

動翼回転に同期させた周期的多点抽出法により所要のデータ計測を行うと同時に、ローパスフィルタで翼通過周波数成分を除去した動翼前縁近傍のケーシング壁面圧力を失速セル検知用のトリガデータとして収集し、このトリガデータに基づいて計測データの条件付きサンプリングを行うことによって、動翼と失速セルの両方に位相

原稿受付 2013年8月18日

*1 九州大学 大学院工学研究院 機械工学部門
〒819-0395 福岡市西区元岡744

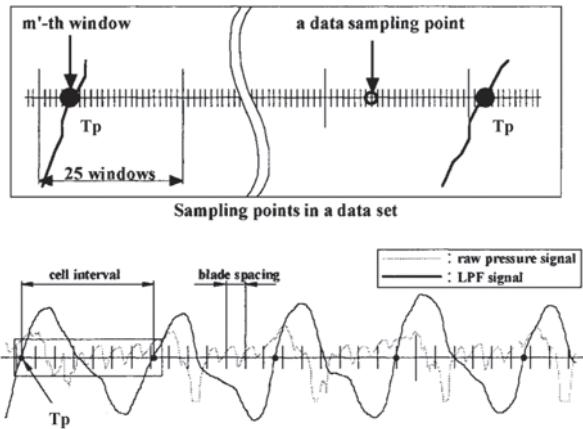


Fig. 1 Double phase-locked averaging technique

を固定したアンサンブル平均流れ場を抽出する。その原理を図1を用いて説明する。図1の下図中において、点線および実線は、それぞれ計測で得られた生データおよびローパスフィルタを施したトリガ用のケーシング壁面圧力データの時間変化を表し、横軸上の短い縦線は動翼基準点の通過時刻を示している。動翼に対する失速セルの相対的位置を決めるために、トリガ用圧力データ波形が負から正へ横軸を通過する点を失速セルの位置基準点（トリガ点Tp）と定義する。1つのトリガ点から次のトリガ点までに収集される計測データを1つのデータ群とし、その区間の拡大図を図1の上図に示している。同図中の横軸上の長い縦線は動翼基準点を、短い縦線は周期的多点抽出を行なう計測点を表す。次節で紹介する適用事例では、翼間あたりの周期的多点抽出点（計測点）は25点設けている。データ群の条件付き抽出はこの計測点を

利用して行なう。すなわち、データ群の左側のトリガ点Tpが(m-1)番目と(m+1)番目の計測点の間を通過するときTpの値をTp = (m-1)/25で定義し、Tpが同じ値のデータ群を抽出して各計測点でアンサンブル平均を求めることにより、m = 1 ~ 25まで25組のデータ群のアンサンブル平均値を得る。しかしながら、平均化したデータ群はこのままでは失速セルの回転に同期したものとなっていない。なぜなら、周期的多点抽出法では、図1の上図中の計測点に対して左側から右側へ順次データを抽出するが、失速セルは動翼の回転速度よりも遅く伝播するので、Tpから離れた計測点で抽出するときには、動翼に相対的な失速セルの伝播に対応して、Tpが図の右側に移動したことになり、その移動量は各計測点毎に異なる。したがって、旋回失速セルの伝播速度が一定であると仮定し、その伝播速度の値を用いて各計測点に対応するTpの位置を補正し、1つのデータ群では補正後のTpが同一になるように各計測点のアンサンブル平均値を再配分して新たにデータ群を構築することにより、動翼と失速セルの両者の回転に同期したアンサンブル平均の分布が得られる。以上の処理は計測時に実時間で行なう必要はなく、計測データを取得後にオフラインで処理することができる。

2.2 適用例

ここでは、前節で述べた二重位相固定法を用いて、軸流圧縮機における小スケール多重旋回失速セルの伝播を計測したInoueらの例^[3]を述べる。計測対象は多段軸流圧縮機の中間段を模擬した低速試験装置であり、動翼列の上流と下流の静翼列まで含めた15段の構成となって

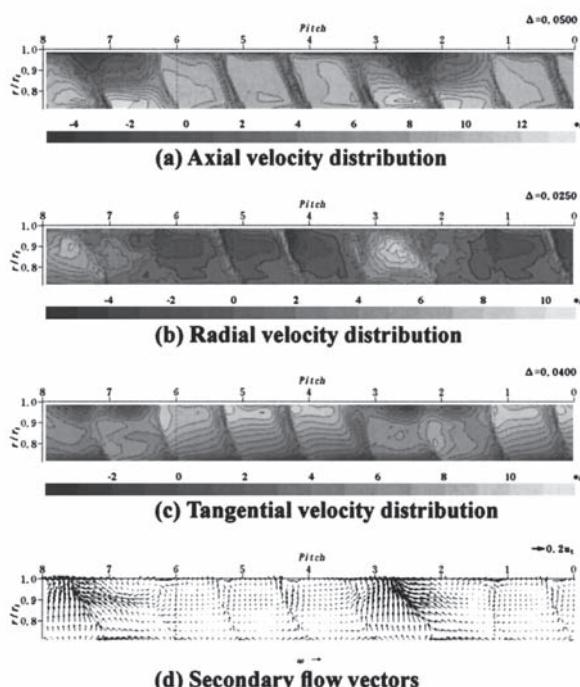


Fig. 2 Double phase-locked velocity field downstream of rotor at Tp = 0.2

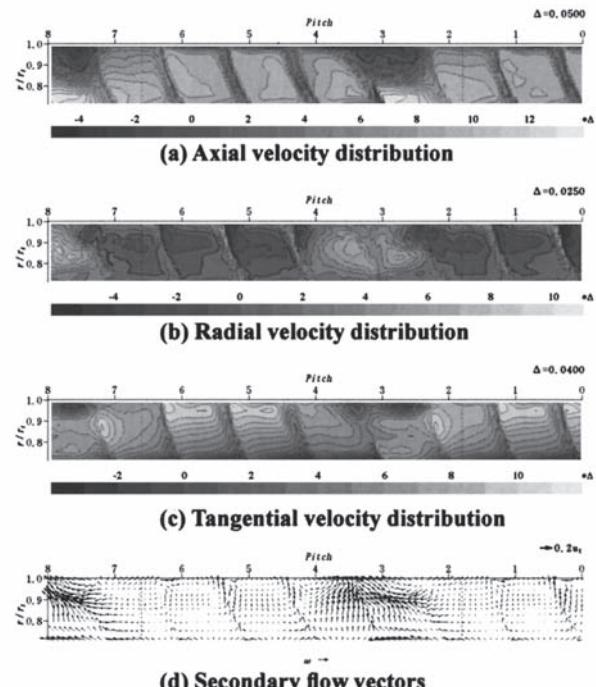


Fig. 3 Double phase-locked velocity field downstream of rotor at Tp = 0.8

いる。

まず、動翼の下流に設置された熱線流速計で得られた時系列データに二重位相固定法を適用することにより小スケール多重旋回失速セルを捉えた結果を示す。図2は $T_p=0.2$ における計測結果である。同図中では、横軸が周方向座標（動翼は右向きに回転）、縦軸がスパン方向座標であり、相対速度の軸方向、半径方向および周方向成分分布、ならびに二次流れベクトル分布が示されている。なお、横軸にはピッチ（翼間）番号が示されている。図中(a)の軸方向速度分布に着目すると、ピッチ2と3およびピッチ7と8の間において、動翼後流の幅が翼先端側で極端に広がっており、強い逆流が認められ、この二箇所に部分スパン失速セルが現れていることがわかる。これらの領域では、相対速度の周方向成分（図2(c)）が減少しているとともに、強い半径外向き流れが現れており（図2(b),(d)），流れの三次元性が顕著になっている。図2から T_p が増加して $T_p=0.8$ となった状態での計測結果を図3に示す。同図では、図2とくらべて、失速セルが動翼回転とは逆向き（左方向）にほぼ半ピッチ移動して、ピッチ3および8に位置していることがわかる。

次に、動翼先端部を覆うように軸方向に沿ってケーシング壁面に埋設された14個の高応答圧力センサーから得られた時系列データに二重位相固定法を適用して旋回失速セルを捉えた結果を示す。図4は、 $T_p=0.0, 0.2, 0.4, 0.6$ および 0.8 におけるケーシング壁面圧力分布である。図中の縦軸は軸方向、横軸は図2および3と同様に周方向を示し、横軸にはピッチ番号が示されている。 $T_p=0.0$ において、ピッチ3の翼上流に著しく圧力の低い領域が認められ、 T_p の増加とともに、この低圧領域

が動翼回転とは逆向きに周方向へ伝播している。この低圧領域の右側では動翼前後の圧力上昇がほとんどないことから、翼の失速が発生していることがわかる。

以上のとおり、軸流圧縮機動翼列の小スケール多重旋回失速発生時における失速セルの流れ構造およびその伝播過程が明らかとなった⁽³⁾。また、Inoueらは同様に二重位相固定法を駆使して大スケール旋回失速セルの挙動も解明している⁽⁴⁾。

林ら⁽⁵⁾は、周波数応答性の低いPIVシステムを用いて、二重位相固定法に準拠した方法により、遠心羽根なしディフューザにおける旋回失速発生時のアンサンブル平均速度場を計測している。この研究では、旋回失速の周期的な圧力変動とPIV計測における画像取込み時刻との位相のずれを巧妙に利用するとともに、羽根車と旋回失速セルの両者に位相を固定することにより、ディフューザ全周にわたる速度場の計測に成功している。

3. 瞬時圧力分布計測と知的可視化による過渡的流動現象の抽出

3.1 瞬時圧力分布計測

上述の二重位相固定法の適用は、翼の失速後に安定して発生する旋回失速セルのように、ほぼ一定速度で周方向へ伝播する現象の抽出に限られる。旋回失速の初生時のように、周方向に伝播する擾乱波が発生と消滅を繰り返すような過渡現象に対しては、現象のスケールに対応した空間領域にわたる瞬時の流れ場を時系列で計測することが不可欠となる。この観点から、動翼列の翼間1ピッチにわたるケーシング壁面上の「瞬時圧力分布計測法」が開発された⁽⁶⁾。その手法について以下に述べる。

本手法では、図5に示すようにケーシング壁面に埋設した30個の高応答半導体圧力センサの全てを用いて同時にサンプリングするとともに、得られたデータに時空間補間を施すことにより、ケーシング壁面圧力の精密な瞬時分布を取得する。ケーシング壁面上における瞬時の圧力分布を取得するためには、軸方向だけでなく周方向にも圧力センサを配置し、全センサのサンプリングを同期させる必要がある。具体的には、図5に示す灰色の矩形領域に対して、30個の高応答半導体圧力センサを軸方向に10.0mm間隔で5点、周方向に12.6mm（3°）間隔で6列の千鳥状に配置した事例について説明する。図中の黒

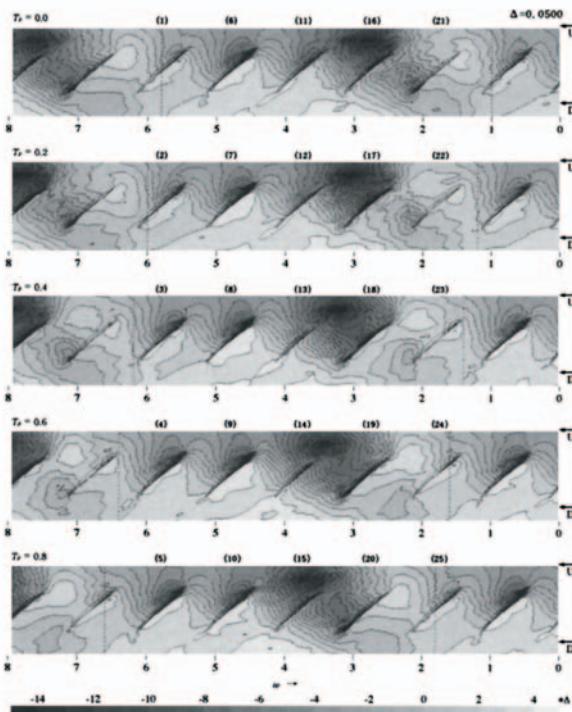


Fig. 4 Double phase-locked pressure field on casing wall

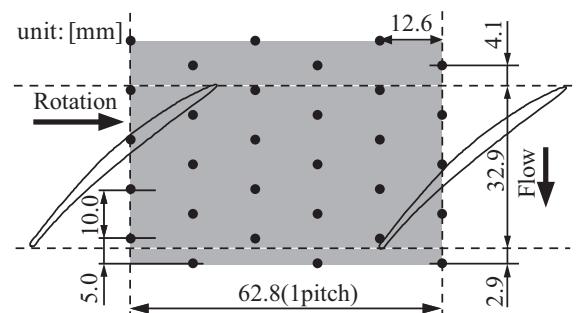


Fig. 5 Pressure holes on casing wall

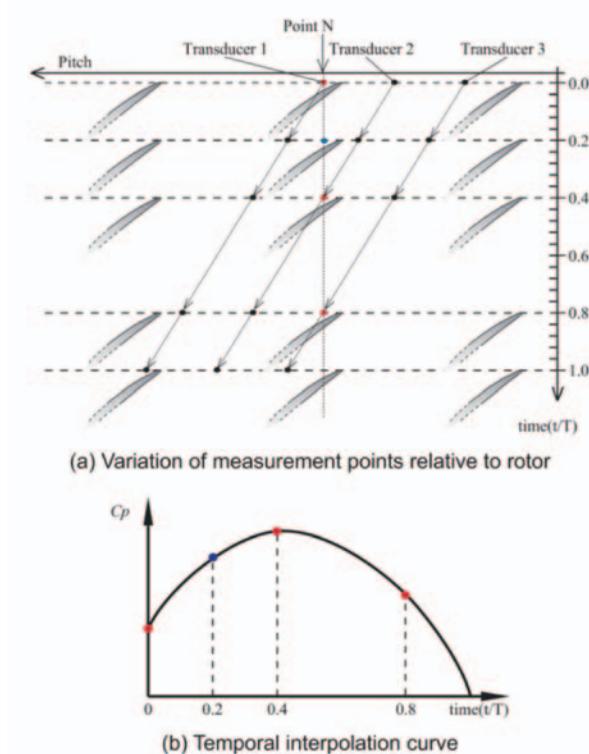


Fig. 6 Temporal interpolation scheme

点は圧力センサの位置を示しており、矩形の測定領域の周方向長さはちょうど動翼列の1ピッチに相当する。

センサ配置として千鳥状配置を採用したこと、およびケーシング壁面上のスペースの観点から、同一軸方向位置において周方向にセンサをわずか3個しか設置できず（この3個のセンサの組（全10組）を以下で“センサの周方向ペア”と呼ぶ）、小スケールの現象を捉えるためには、計測の周方向分解能が不十分である。そこで、計測データの周方向空間解像度を補うために、空間方向だけでなく、時間方向にも補間を行う時空間補間を適用する。この時空間補間は二段階に分けて行われる。第一段階で、センサの周方向ペアのデータを用いて時間方向の補間を行い、第二段階で、計測面（図5の灰色の矩形部）全体に対して空間方向の補間を行う。

まず、図6で、第一段階の時間方向補間の方法を説明する。例として、図6(a)中の補間点Nの値の求め方を示す。同図は、動翼前縁付近のセンサの周方向ペア(Transducer 1～3)について、動翼に対する相対的な位置を示したものである。言うまでもなく、これらのセンサはケーシング壁面に固定されているため、時間の進行とともに、動翼に対して相対的に移動する。同図中の縦軸は時刻tを表し、時間は下に向かって進行する。同図に示すように、点Nは時刻t = 0.2において、Transducer 1, 2間に位置する点である。Transducer 1～3はこの補間点Nをそれぞれt = 0.0, 0.4, および0.8の時刻に通過し、各時刻において圧力データを取得する。これらのデータを用いて、図6(b)に示すように、時間方向に補間することによって、点Nの時刻t = 0.2にお

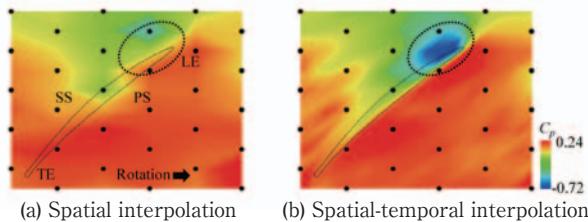


Fig. 7 Comparison of casing wall pressure distributions with different interpolation schemes

ける圧力の補間値を得る。同時刻t = 0.2では、このセンサの周方向ペア(Transducer 1～3)のデータを用いて、同一軸方向位置に22点（点Nを含む）の時間方向補間値を得る。さらに、センサの周方向ペアは全10組であることから、この時刻において計測面内に全220点の時間方向補間値を得る（図5中に補間点の表示なし）。

次に、第二段階の空間方向補間について説明する。空間方向補間では、第一段階で得られた220点の時間方向補間値と同時刻に得られた30点の計測値を合わせた全250点のデータ（計測面内で周方向に25点、軸方向に10点の格子状に分布）を用いて、計測面全体で空間的に補間する。以上のようにして、ケーシング壁面上の瞬時圧力分布を精密に描画する。二重位相固定法と同様に、一連の処理は計測時に実時間で行う必要はなく、計測データを取得後にオフラインで処理することができる。

図7は計測で得られたケーシング壁面上の瞬時圧力分布の例であり、同図(a)は単純に空間方向だけに補間を施した分布、(b)は上述の時空間補間を施した分布である。同図(b)では動翼前縁(LE)部の負圧面(SS)側における低圧領域(図中の点線部)および翼の正圧面(PS)と負圧面の圧力差が明確に現れており、(a)の場合と比べて、より精密な圧力分布を捉えていることがわかる。以上のとおり、空間方向だけでなく時間方向の補間も行うことによって、圧力データ取得における動翼列の周方向の空間解像度の不足を補うことが可能であることがわかる。

3.2 特異点理論に基づいた知的可視化

上述したケーシング壁面上の瞬時圧力分布計測のみから、旋回失速の初生過程のような過渡現象のメカニズムを正確に抽出することには限界がある。実験のみでなく、非定常CFD解析も駆使して現象を解明することが必要である。しかしながら、非定常CFD計算から得られた膨大な数値データから流体力学的に意味のある現象を抽出することは容易でない。特に、圧縮機のような流体機械では、極めて複雑な流れ場が形成されることから、流線やベクトルの表示および物理量の等高線や等値面表示など、従来の可視化手法のみを適用したのでは、流動現象を的確に抽出することは容易でない。予め流れ場の特徴を抽出しておく、その特徴を中心にして流れ場を表示するデータの知的可視化（ビジュアルデータマイ

ニング)が必要となる。以上のような観点からここでは、CFD結果から流体力学的に意味のある情報を抽出する手法として、特異点理論に基づいた渦中心の同定法および限界流線のトポロジー解析について以下で概説する。なお、詳細については文献(7)の解説記事をご覧いただきたい。

乱流の素過程における渦構造の解析に関する研究とあいまって、渦中心の同定法について検討が加えられている⁽⁸⁾。従来の同定法を大別すると、渦度分布による方法、圧力分布による方法および特異点理論に基づく方法などがあるが、流体機械の流れ場では、渦構造が周囲の壁面境界層と干渉しながら、非一様な（流れ方向にも流れに垂直な方向にも大きな圧力勾配が存在する）主流に沿って発達するので、渦度分布や圧力分布による方法では不十分であり、特異点理論による方法が最も有用である。この方法⁽⁹⁾では、速度勾配テンソルが一つの実固有値および二つの共役複素固有値を持つ場合、流れは渦状パターンを描き、その渦中心線は実固有値に対応した固有ベクトルと平行であることに基づいて渦中心線が抽出される。しかしながら、抽出された渦中心線（線分）の集合体として渦構造が可視化されるため、それに沿った物理量の変化を把握することが容易でない。そこで、渦中心線自体を可視化するのではなく、計算セル内に含まれる渦中心線の数から渦中心の存在率を量化し、その存在率を指標として等価面を表示することにより渦構造を可視化することが実用的である^{(10)~(12)}。その際、次式で定義される無次元ヘリシティーの分布を渦構造に沿って表示すると、渦の巻上がりの強さなど渦の挙動を定量的に把握することが可能となる。

$$H_n = (\vec{\xi} \cdot \vec{w}) / (|\vec{\xi}| \cdot |\vec{w}|)$$

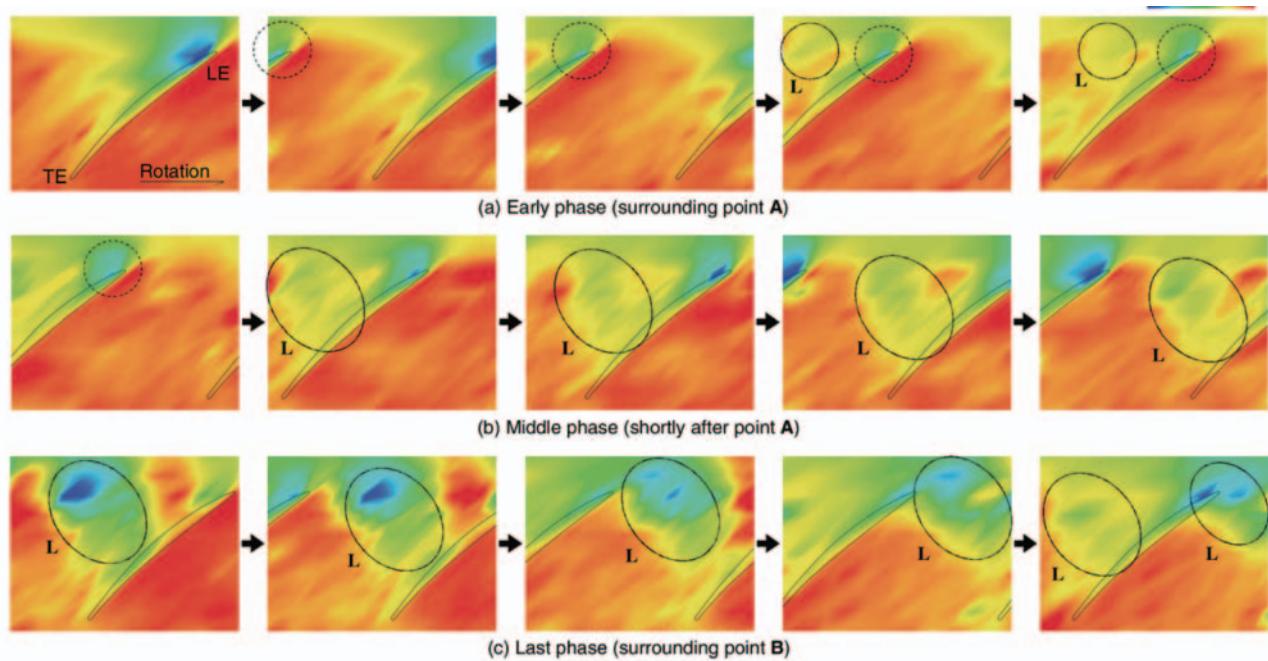


Fig. 8 Instantaneous casing pressure field measurement results at spike stall inception

ここに、 \vec{w} は速度ベクトル、 $\vec{\xi}$ は渦度ベクトルである。この無次元ヘリシティーは渦度ベクトルと速度ベクトルの成す角度の余弦値として定義されており、その絶対値が1となる領域は、流れ方向に縦渦が強く巻き上がっていていることを示す。また、その符号は流れ方向に対する渦の回転方向を示す。

流体機械内に形成される大規模渦は境界層の剥離を伴う場合がほとんどであり、渦構造を同定するだけでなく、それに伴う三次元剥離形態を把握することが重要となる。流体機械内の複雑な三次元剥離形態を的確に抽出・解析するためには、壁面上の摩擦応力線（限界流線）のトポロジー解析が不可欠である。限界流線に現れる包絡および特異点には、そのまわりに形成されている三次元流れ構造が強く反映されるので、特異点理論⁽¹³⁾に基づいて限界流線のトポロジーを解析することによって、壁面上に縮約された二次元的な情報に過ぎない限界流線から、壁面上の三次元剥離構造を的確に抽出することができる。しかしながら、流体機械の流れ場のように、限界流線上に多数の特異点と包絡線が形成される場合、限界流線を線画として表示する従来の可視化法では、短時間には剥離の複雑な形態を正確に把握することは困難であり、ベクトル場の新たなアニメーション手法であるLIC (Line Integral Convolution) 法⁽¹⁴⁾の導入が有効である。LIC法では、入力画像 (White noise bitmap) に対して、流線に沿った重み付き積分を行い、速度ベクトルに沿って入力画像を局所的にじませることにより、限界流線の可視化が行われる。LIC法を用いると、インタラクティブな可視化作業を伴うことなく、稠密な流線の描画が可能であり、限界流線の複雑なトポロジーを簡単に解析できる⁽⁶⁾。

3.3 適用例

前節までに述べたケーシング壁面上の瞬時圧力分布計測と特異点理論に基づいたCFD結果の知的可視化とを駆使して、すなわち実験流体力学（EFD）および計算流体力学（CFD）に基づいた可視化を併用したEFD/CFDハイブリッド解析により、軸流圧縮機動翼列におけるスパイク形旋回失速の初生メカニズムを解明した事例^[6]を紹介する。

前述の2.2節で紹介した事例と同様に、多段軸流圧縮機の中間段を模擬した低速試験装置におけるスパイク形旋回失速の初生過程を対象として、計測および非定常CFD解析を実施した。図8は、旋回失速の初生過程において得られたケーシング壁面上の瞬時圧力分布計測の結果である。同図では、失速の初生過程が時系列順に示されている。図中には、固定された計測窓に対する動翼

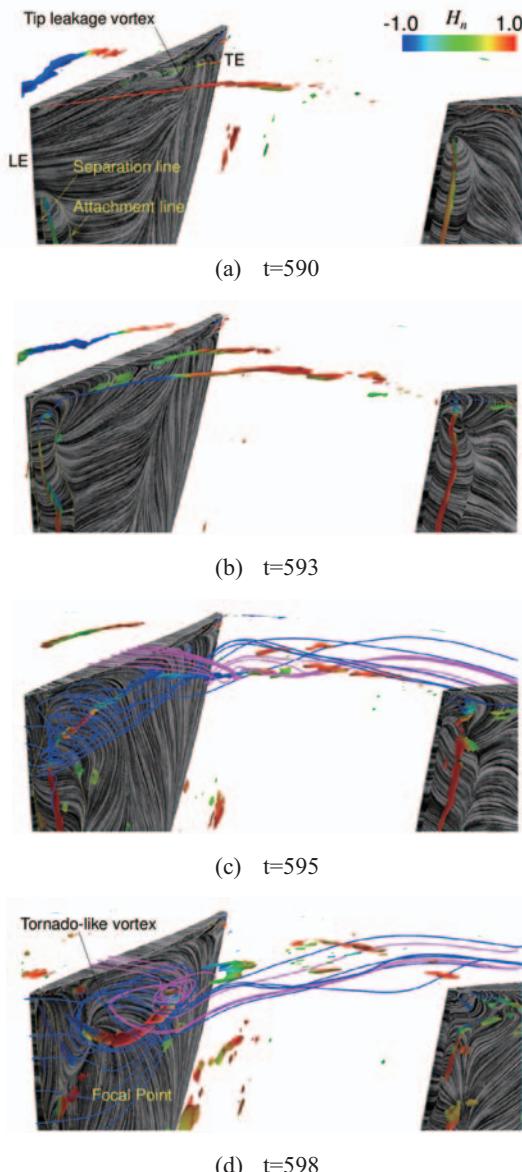


Fig. 9 Unsteady behaviour of vortical flow structure and limiting streamlines on blade suction surface at spike onset (DES result)

相対位置がわかるように、動翼の先端形状が細い実線で表示されている。通常、失速直前では、翼負荷が前縁側で特に大きくなる上に、強い翼端漏れ渦が巻き上がるため、翼負圧面の前縁付近に顕著な低圧部が認められる。しかしながら、失速の初生過程では、図8中の点線の円で囲って示すように、翼負圧面側前縁付近の低圧部が縮小した動翼がみられるようになると同時に、図中L（実線の橢円）で示すような新たな低圧部が動翼入口付近に発生する。この低圧部Lは、時間とともにその規模が成長し、その低圧部の中心を明確に確認できるほどに大規模化する。大規模化した低圧部Lはその数を増し、安定して旋回するようになる。

図9は、旋回失速の初生過程についてDES（Detached Eddy Simulation）による大規模な非定常CFD計算を実施し、その計算結果データに知的可視化を適用して抽出された、動翼先端付近における流動現象の時系列表示である。同図には、無次元ヘリシティで着色された渦構造、およびLIC法による動翼負圧面上の限界流線が示

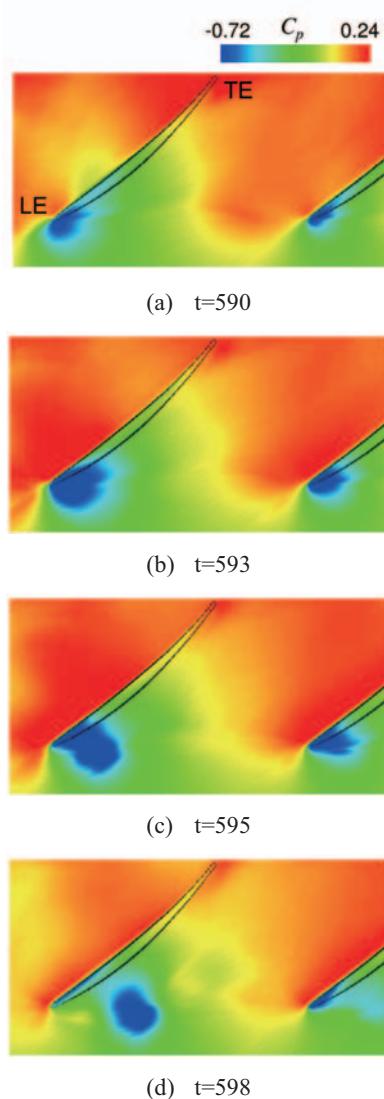


Fig. 10 Unsteady behaviour of casing pressure distribution at spike onset (DES result)

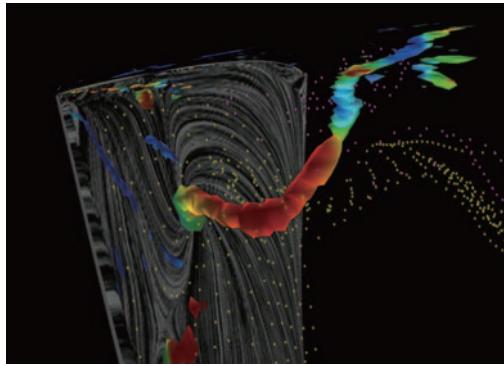


Fig. 11 Tornado-like separation vortex at spike onset

されている。また図10は、図9に示された各時刻に対応するケーシング壁面上の圧力分布である。図9(a)（無次元時間 $t=590$ ）では、翼端での前縁剥離は発生しておらず、翼端漏れ渦が明確に巻き上がっているのを確認できる。図10(a)によると、この翼端漏れ渦の強い巻き上がりに対応して、翼端前縁の負圧面側に低圧部が認められる。図9(a)の時刻において、翼端のすぐ下に前縁剥離の発生がみられるが、それは再付着しており剥離泡を形成している。しかしながら、同図(b)に示すように、無次元時間 $t=593$ になると、翼端のすぐ下にみられた前縁剥離は翼端まで到達しており、剥離泡内の前縁剥離渦は翼端漏れ渦と連結している。前縁剥離渦も翼端漏れ渦も動翼の束縛渦の一部で形成されていることを考えると、両者が連結することに矛盾はない。その後、無次元時間 $t=595$ （図9(c)）では、翼端側において、前縁剥離の再付着が消失しており、二次元的な前縁剥離泡から三次元的な剥離へと変化している。三次元化した前縁剥離渦は、やがて無次元時間 $t=598$ （図9(d)）において、動翼負圧面とケーシング壁面とに足を持つ竜巻状の剥離渦へと成長する。この竜巻状剥離渦の拡大図を図11に示す。この竜巻状剥離渦のケーシング面上の足に対応して、図10(d)のケーシング壁面圧力分布に示すように、翼負圧面から離れた位置に低圧部が形成される。こうして発生した低圧部が図8にみられた低圧部Lに対応することがわかる。これらの結果に基づいたスパイク形失速の初生メカニズムの模式図を図12に示す。竜巻状の剥離渦は大きなブロッケージ効果を持つことから、そのケーシング側の足が隣接翼前縁に接近すると、隣接翼に新たな前縁剥離を誘起する。このようにして、スパイク形失速は翼列内を伝播しながら成長していく。

以上のとおり、Yamadaらはスパイク形旋回失速の初生メカニズムが翼端での前縁剥離から引き起こされた竜巻状の剥離渦に支配されていることを解明している⁽⁶⁾。また、Yamadaらは瞬時圧力分布計測および知的可視化を併用して、軸流圧縮機動翼列における旋回失速の初生過程に及ぼす翼端すき間流れの影響も明らかにしている⁽¹⁵⁾。

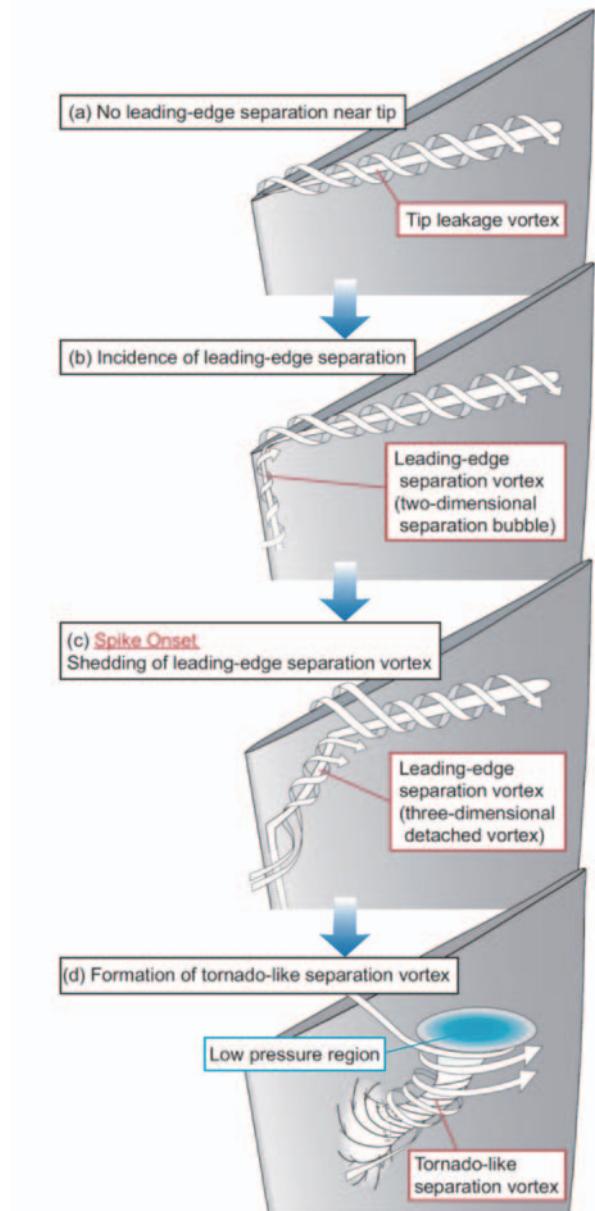


Fig. 12 Flow mechanism of spike stall inception

4. むすび

ターボ圧縮機における非定常流動現象の可視化では、高度な計測技術あるいはCFD技術を用いて良いデータを取得するだけでなく、得られたデータから流体力学的に意味ある情報を的確に抽出することが極めて重要であるという観点から、著者らの取り組みを中心にして、二重位相固定法、瞬時圧力分布計測法および知的可視化について説明するとともに、それらの適用事例を示した。

本報で紹介した瞬時圧力分布計測法では、計測データの周方向空間解像度を補うために、空間方向だけでなく、時間方向にも補間を行う時空間補間を導入しているが、PSP（感圧塗料）による高応答の圧力分布計測が簡単に行えるようになれば、空間解像度を補うための面倒な時空間補間など不必要になる。引き続き、高度な計測技術の開発も必要であることは言うまでもない。既に、騒音

速直線振動翼列に対して感圧塗料による翼面圧力の非定常計測の試み^[10]が行われており、高度な計測技術の開発が新たなブレイクスルーをもたらしてくれることを願うしだいである。

5. 参考文献

- (1) 九郎丸元雄, 井上雅弘, 檜垣隆夫, Farouk, A. E., 生井武文, “周期的多点抽出法による羽根車後方の三次元流れ場の計測”, 日本機械学会論文集B編, Vol. 48, No. 427 (1982), pp. 408-417.
- (2) 九郎丸元雄, 井上雅弘, 古川雅人, 谷野忠和, 前田誠一郎, “二重位相固定法による旋回失速セルの動画作成”, ターボ機械, Vol. 27, No. 8 (1999), pp. 502-508.
- (3) Inoue, M., Kuroumaru, M., Tanino, T. and Furukawa, M., “Propagation of Multiple Short-Length-Scale Stall Cells in an Axial Compressor Rotor”, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 122, No. 1 (2000), pp. 45-54.
- (4) Inoue, M., Kuroumaru, M., Tanino, T., Yoshida, S. and Furukawa, M., “Comparative Studies on Short and Long Length-Scale Stall Cell Propagating in an Axial Compressor Rotor”, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 123, No. 1 (2001), pp. 24-32.
- (5) 林信敬, 小山正晴, 佐野正利, “PIVによる遠心羽根なしディフューザにおける旋回失速発生時の速度場計測”, ターボ機械, Vol. 38, No. 4 (2010), pp. 215-226.
- (6) Yamada, K., Kikuta, H., Iwakiri, K., Furukawa, M. and Gunjishima, S., “An Explanation for Flow Features of Spike-Type Stall Inception in an Axial Compressor Rotor”, Transactions of the ASME, Journal of Turbomechanics, Vol. 135, No. 2 (2013), 021023 (11).
- (7) 古川雅人, “ターボ機械における流動現象の知的可視化”, 可視化情報学会誌, Vol. 23, No. 91 (2003), pp. 206-213.
- (8) Jeong, J. and Hussain, F., J., “On the Identification of a Vortex”, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 285 (1995), pp. 69-94.
- (9) Sawada, K., “A Convenient Visualization Method for Identifying Vortex Centers”, Trans. Japan Soc. of Aero. Space Sci., Vol. 38, No. 120 (1995), pp. 102-116.
- (10) Furukawa, M., Inoue, M., Saiki, K. and Yamada, K., “The Role of Tip Leakage Vortex Breakdown in Compressor Rotor Aerodynamics”, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 121, No. 3 (1999), pp. 469-480.
- (11) 古川雅人, 才木一寿, 山田和豊, 井上雅弘, “軸流圧縮機動翼の失速点近傍における翼端漏れ渦の崩壊に伴う異常流動現象”, 日本機械学会論文集B編, Vol. 66, No. 644 (2000), pp. 1029-1037.
- (12) Jang, C-M, Furukawa, M. and Inoue, M., “Analysis of Vortical Flow Field in a Propeller Fan by LDV Measurements and LES: Part 2. Unsteady Nature of Vortical Flow Structures due to Vortex Breakdown”, Transactions of the ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol. 123, No. 4 (2001), pp. 755-761.
- (13) Perry, A. E. and Chong, M. S., “A Description of Eddying Motions and Flow Patterns Using Critical-Point Concepts”, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 19 (1987), pp. 125-155.
- (14) Forssell, L. K. and Cohen, S., D., “Using Line Integral Convolution for Flow Visualization: Curvilinear Grids, Variable-Speed Animation, and Unsteady Flows”, IEEE Visualization and Computer Graphics, Vol. 1, No. 2 (1995), pp. 133-141.
- (15) Yamada, K., Kikuta, H., Furukawa, M., Gunjishima, S. and Hara, Y., “Effects of Tip Clearance on the Stall Inception Process in an Axial Compressor Rotor”, ASME Paper No. GT2013-95479 (2013).
- (16) 木村泰徳, 渡辺紀徳, 姫野武洋, “感圧塗料による振動翼表面非定常圧力計測の試み”, 第40回日本ガスタービン学会定期講演会(鉄路)講演論文集(2012), pp. 45-50.

特集：ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか

燃焼器における可視化技術の活用

店橋 譲^{*1}
TANAHASHI Mamoru

志村 祐康^{*1}
SHIMURA Masayasu

福島 直哉^{*1}
FUKUSHIMA Naoya

キーワード：ガスタービン，燃焼器，レーザ計測，直接数値計算，可視化

1. 緒言

近年の地球・環境問題を解決するために、ガスタービン燃焼器等の更なる高効率化と低環境負荷化が求められている。ガスタービン燃焼器内は乱流燃焼状態にあるが、乱流燃焼は幅広い時間・空間スケールを有する乱流と幅広い時間スケールを有する複雑な化学反応から成る燃焼が相互に干渉する複雑現象であるため、理論的なアプローチが非常に困難であるとともに、実験的にも数値的にも取り扱いが難しい。燃焼器の開発過程において可視化技術を活用することは、技術者に科学的根拠に基づく新たな発想を与える、より高効率かつ低環境負荷な燃焼器の開発につながる可能性がある。本稿では、図1に示すような航空機用ガスタービン燃焼器の1/100程度の出力のモデル燃焼器^{(1),(2)}を対象とした燃焼場及び流動場の可視化結果を用いながら、燃焼器開発における可視化技術の活用法について解説する。

2. 多次元多変量光学計測による燃焼器可視化

2.1 平面レーザ誘起蛍光法

図2は図1に示した燃焼器に形成される乱流予混合火炎の直接写真を示している。燃焼反応では特定の化学物質が光を発し、それらは自発光と呼ばれる。図2に示した画像は、この自発光を物理現象の時間スケールに比べて長い露光時間で撮影したものであり、これは我々が肉眼で見られるものとほぼ同等である。このように乱流燃焼は我々の肉眼でも観察することが可能であるが、瞬時の現象は極めて複雑であり、これを解明するには高い時間・空間分解能での詳細な計測が必要となる。OHラジカルやCHラジカルの自発光波長に対応したフィルターを装着した高速度カメラ等で撮影すれば、時間分解能については克服することは可能である。しかし、そのような高時間分解能自発光計測であっても得られる画像は光路内の積分量となるため、詳細な火炎構造を可視化することは困難である。

燃焼場における火炎構造の計測には、平面レーザ誘起蛍光法（PLIF）が頻繁に用いられている。PLIFでは

シート状のレーザ光で分子などを励起し、その後の電子準位の変化に応じて発せられる蛍光を高感度カメラ（通常はイメージインテンシファイア付きCCD（ICCD）カメラ）で撮影する。レーザ光が照射された平面内の情報のみが画像化されるため、自発光計測とは異なり詳細な火炎情報を与える。燃焼場では燃焼反応に関与するOH、CH、CH₂O等の中間生成物を計測対象とする場合が多い。最も一般的な対象はOHであり、OHラジカルは燃焼反応が終了もしくは終了段階にある部分で高い濃度を示すため、未燃領域と既燃領域を分離するには非常に便利である。CHラジカルは、燃焼反応により結合エネルギーが熱エネルギーに急激に変換される熱発生領域で高い濃

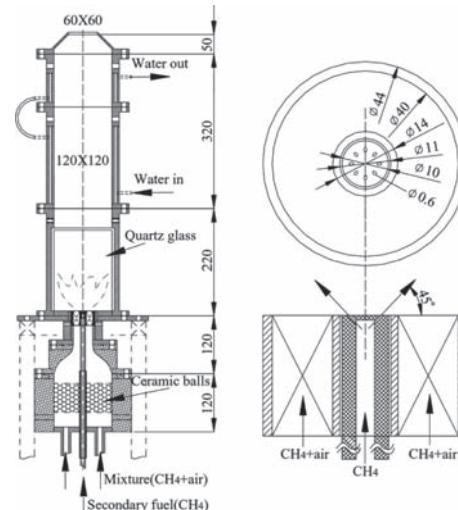


Fig. 1 Turbulent swirl-stabilized combustor used for combustion controls by a secondary fuel injection.

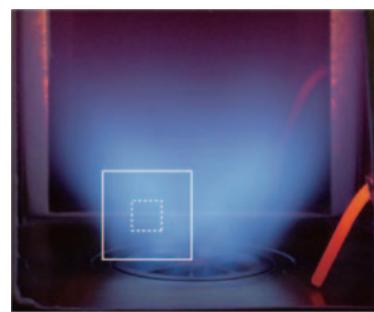


Fig. 2 Direct photograph of turbulent methane-air premixed flame in a gas turbine model combustor.

原稿受付 2013年7月26日

*1 東京工業大学 大学院 理工学研究科
〒152-8550 目黒区大岡山2-12-1

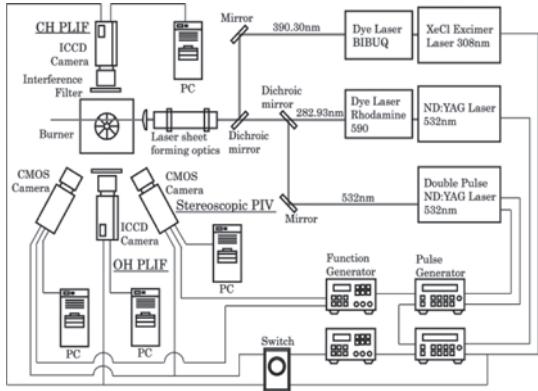


Fig. 3 Schematic of simultaneous OH-CH PLIF and stereoscopic PIV system.

度を示すため、火炎面を特定するために頻繁に用いられている。ただし、CHラジカルの濃度は、OHラジカルに比べて低いため、PLIF計測も容易ではない。

2.2 多変量平面レーザ誘起蛍光法

実用燃焼器で用いられている乱流燃焼場は、極めて乱れた高レイノルズ数の条件にあり、OHラジカルやCHラジカルなど、単独の化学種を対象としたPLIF計測では、必ずしも十分な情報を与えない。そこで、複数の化学種の同時PLIF計測が行われている。図3は、OHラジカルとCHラジカルの同時PLIFにステレオPIVを組み合わせた2化学種濃度及び流体速度3成分の同時計測システムの一例を示している⁽¹⁾。この例では、それぞれの化学種に対応した波長の励起光を発振するために、二組のPLIF計測システムが同時に用いられている。波長の異なる励起光はダイクロイックミラーを用いて一つの光軸上に導かれ、シート状のレーザ光に変換する光学系を介して、燃焼器内の同一の二次元断面に照射される。ラジカルに依って蛍光の波長も異なるため、燃焼器の両側に配置されたICCDカメラと特定の波長の光を透過する光学フィルターを組み合わせることで二つのラジカルからの蛍光を分離して画像化する。流体速度の計測には、比較的発振周波数が低いダブルパルスNd:YAGレーザを用いたステレオ投影粒子画像流速計(PIV)が用いられている。

図2に示した乱流予混合火炎においてOH-CH PLIFとステレオPIVの同時計測結果の一例を図4に示す。計測領域は図2に示した白枠の領域であり、図4のCHラジカルとOHラジカルの蛍光イメージ中の白枠がステレオPIVの計測領域に対応している。流体速度の計測結果はベクトルが計測面内の速度成分を、色が面外方向の速度成分の大きさを示している。図2の直接写真や我々の肉眼での観察とは異なり、乱流予混合火炎は火炎及び流体速度の極めて高速な変動を含んでおり、それらはこのような詳細な計測を通してのみ解析することができる。また、OHラジカルとCHラジカルを同時に計測することで、未燃領域と既燃領域の分離及び火炎面の位置が明確

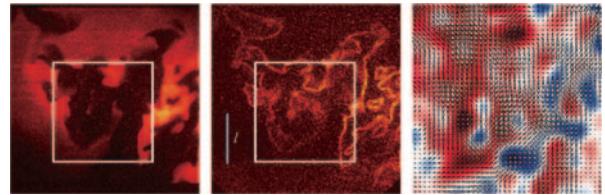


Fig. 4 A typical result of simultaneous OH PLIF (left), CH PLIF (center) and stereoscopic PIV (right).

となり、極めて複雑な形状を有する火炎面の局所的な特性を議論することができる。

一般に高圧下で稼働されるガスタービン燃焼器等の可視化にPLIF計測を適用する場合、問題となるのはラジカルエンチングである。特にCHラジカルのような低濃度のラジカルのPLIFでは常圧下では画像を取得できても高圧下では失活により思うように画像は取得できない場合もある。比較的高濃度に存在するOHラジカルについても同様ではあるが、数十気圧までの計測例が報告されている。CHラジカルに比べてCH₂OのPLIFは比較的容易であり、OHラジカルとの同時計測により二つの画像の積を取ることで、CHラジカルの場合と同様に熱発生領域を検出する試みも報告されている。近年では、二つの化学種のPLIF画像の積を取る際に重みを付けることにより高精度に熱発生領域を検出する研究も報告されている⁽³⁾。

2.3 平面レーザ計測法の応用

2.3.1 局所火炎構造と圧力変動

ガスタービン燃焼器では燃焼振動や燃焼騒音がしばしば問題となる。PLIFによる火炎構造の可視化は、それらの機構を解明するために利用することもできる。燃焼器内圧力変動あるいは燃焼騒音と乱流予混合火炎の大域的あるいは局所的火炎構造の関係を明らかにするため、上述のスワール型乱流燃焼器を対象として、CHラジカルとOHラジカルのPLIFと圧力の同時計測が行われている⁽²⁾。一般に多くの実用燃焼器における圧力変動のパワースペクトルは複数のピークを有している。この研究で対象としたモデル燃焼器においても圧力変動は幾つかのピーク周波数を有し、観測される圧力変動はうなりを示す。このうなりに対応する周波数は、乱流予混合火炎の大域的あるいは局所的火炎構造と密接に関連している。図5は代表的な圧力変動の位相におけるCH-OH同時PLIFの計測結果を示している。圧力変動のうなりの節と腹に対応する時刻において火炎面は比較的滑らかとなり、比較的大きなスケールの大域的な変動を示す。これに対して、節と腹の中間の時刻での火炎面は小さな空間スケールの皺を有し、非常に複雑な形状を示している。このような乱流予混合火炎の火炎面の動的特性は、うなり周波数と密接に関連しており、このうなり周波数に対応した制御を行うことで、従来の概念とは異なる燃焼制御法が可能となる場合もある。

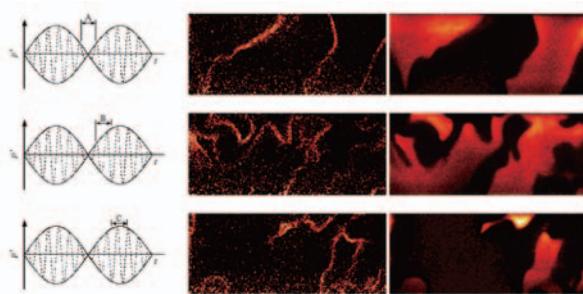


Fig. 5 CH fluorescence images (left) and OH fluorescence images (right) conditioned with pressure fluctuations in the combustor ($Q_m=300$ [l/min], $\phi=0.8$).

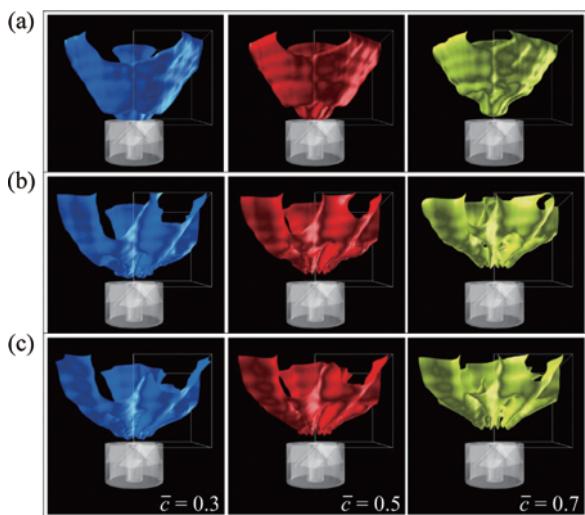


Fig. 6 Reconstructed 3D flame structure (a: no control, b: continuous secondary fuel injection and c: 40Hz secondary fuel injection).

2.3.2 三次元火炎構造の再構築

図1に示したモデル燃焼器は制御用の二次燃料噴射装置を具しており、二次燃料の噴射量や噴射周波数を変えることで燃焼制御が可能となっている。この燃焼器の場合、二次燃料の連続噴射で最大10dB程度燃焼騒音を低減でき、間欠噴射に変更して最適な噴射周波数を選択することでさらに5dB程度騒音レベルを低減できる⁽²⁾。この機構を明らかにするために、多平面におけるOH PLIF計測結果を用いた三次元火炎構造の再構築が行われている⁽⁴⁾。図6は、非制御、二次燃料連続噴射及び二次燃料間欠噴射(40Hz)の条件において再構築された三次元火炎構造を示している。ここで、火炎構造は反応進行変数の等値面として表現されている。非制御の場合、スワールノズル出口直後において反応進行変数の値により等値面の形状が大きく異なる。これはこの領域で火炎面が時間的・空間的に大きく変動していることを示しており、音響学的には熱発生率の変動に起因するエントロピー項が非常に大きいことを意味している。下流位置では、反応進行変数の等値面が拡大し、火炎面が存在する領域が広がっていることがわかる。これに対して、二次燃料を連続噴射した場合、反応進行変数で表現される火炎面の存在領域は、ノズル出口から浮き上がり、す

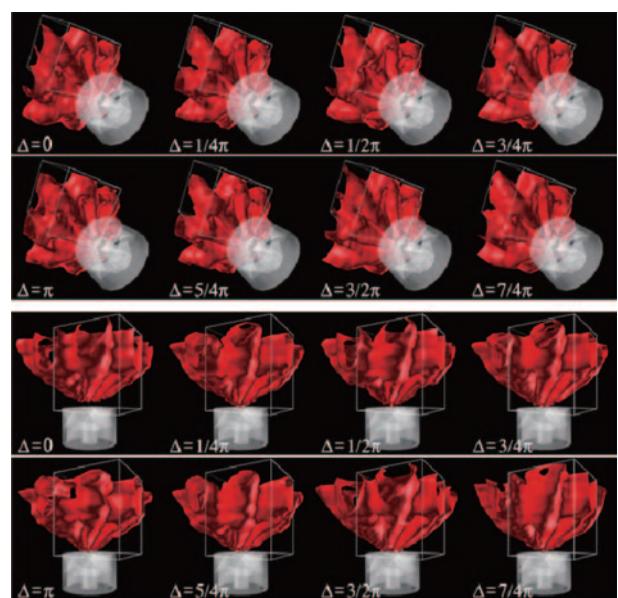


Fig. 7 Dynamics of the flame structure for the case of 40Hz injection. Measurements are phase-locked with control signal for the secondary fuel injection.

べての反応進行数の値で下流方向に広がっている。ここで、二次燃料を噴射した場合の火炎領域が、非制御の場合と比べて下流方向に広がっているが、これは音源となる火炎面の変動が増幅されていることを意味する訳ではない。重要なのは、二次燃料を連続噴射した場合、反応進行変数の値を変更してもその等値面の形状が大きく変化しないことであり、これは二次燃料噴射により火炎面の時間的・空間的に変動する領域が空間的に狭められていることを示している。つまり、非制御の場合と比較して音源となる熱発生率の変動が抑制され、それが燃焼騒音の抑制効果として機能している。また、スワールノズル出口付近の火炎領域の滑らかな拡大は、再循環領域の激しい乱流変動を抑制していることを示している。図7は二次燃料を間欠的に噴射した場合について二次燃料の噴射制御シグナルの各位相において再構築された三次元火炎構造を示している。このような平均的な火炎構造の動的特性の変化を詳細に検討すると、再循環領域付近の火炎面変動や火炎帶付近の火炎面変動等の特性を理解することができる。

2.3.3 粒子画像流速計との併用

一般に旋回流を伴う予混合燃焼場では、スワールノズル出口後流の中央部に再循環領域（内部再循環領域）が形成され、それらが保炎に重要な役割を果たしている。前述のように二次燃料噴射はこの内部再循環領域を安定化させ、火炎面変動及び乱流変動を抑制する。燃焼室側壁で閉まれた燃焼器の場合、主流と燃焼室側壁との間に外部再循環領域が形成される。これらの再循環領域は燃焼器内の流動特性に強く依存するため、流体速度の計測

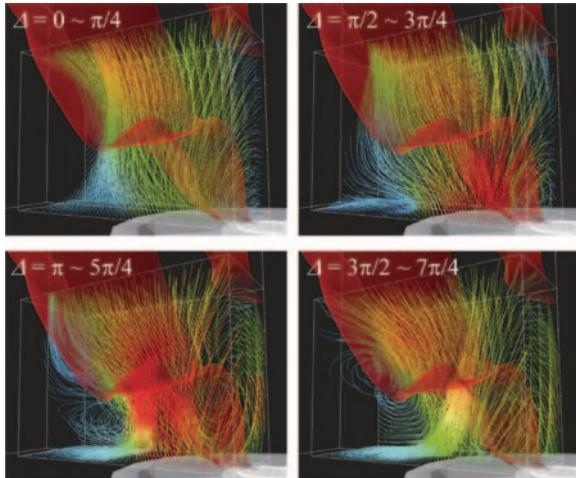


Fig. 8 Streamlines obtained from the phase-averaged velocity maps with contour surfaces of progress variable (0.5).

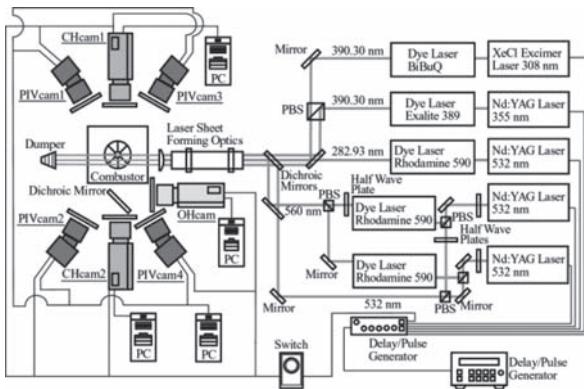


Fig. 9 Schematic of simultaneous dual-plane CH PLIF, single-plane OH PLIF and color-based dual-plane stereoscopic PIV system.

が必要不可欠となる。図8は圧力変動の位相と流線の関係を示している⁽⁵⁾。この解析は、モデル燃焼器において時系列ステレオ投影粒子画像流速計(PIV)と燃焼室内圧力計測を同時にを行い、圧力の卓越周波数成分(固有周波数)により速度場に位相平均を施すことにより行われている。燃焼器内の圧力変動と連動して外部再循環領域は大きく変動し、小さな再循環領域の状態から圧力変動の上昇とともに再循環領域は強化・拡大され、最終的に下流方向に流れ去る。これに伴って内部再循環領域もその強度を変化させている。図8には前節で示した反応進行変数の等値面も同時に示しているが、外部再循環領域が変動する領域は、スワールノズル後方で火炎帯が急激に拡大する領域に対応している。このようにPLIFによる火炎構造の可視化に加えてPIVによる流動場の可視化を行うことで、燃焼器の流動・燃焼特性を議論することができる。

2.3.4 究極のPLIF-PIV同時計測

これまで紹介してきた乱流火炎におけるPLIFとPIVの同時計測では、流体速度の計測は单一平面に限られて

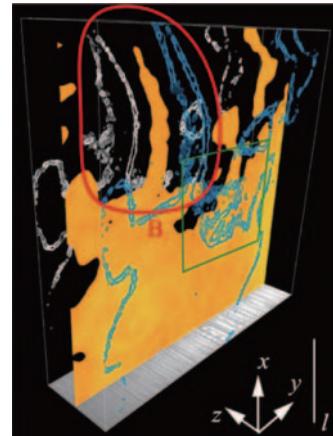


Fig. 10 Typical three-dimensional flame fronts obtained by simultaneous dual-plane CH PLIF, single-plane OH PLIF and color-based dual-plane stereoscopic PIV.

いる。乱流火炎の局所火炎構造の動的特性を議論するには、火炎面近傍の流体速度により火炎面の接線方向に作用する歪み速度に関する情報が必要である。局所的な火炎面が接線方向に伸張を受けると、火炎面面積が増加し、それは燃焼速度の増加につながる。敢えて式は使用しないが、火炎面面積の増加率は、曲率と接線方向の歪み速度の関数として記述できるのである。曲率を正確に計測するには、多平面PLIF計測が必要であり、歪み速度を正確に計測するには、二平面ステレオPIVが必要である。これらを組み合わせた同時計測システムの例⁽⁶⁾を図9に示す。この計測システムでは、波長型二平面ステレオPIVが採用されている。高出力Nd:YAGレーザ2台からの532nmのレーザ光をそれぞれ偏光ビームスプリッタにより分離し、一部を色素レーザに入射して560nmのレーザ光に変換している。532nmと560nmのレーザ光は種々の光学素子を駆使して二平面上に導いている。また、自発光の混入を防ぐための高速液晶シャッターを装備した2048×2048ピクセルのCCDカメラ4台が用いられている。図10は、この計測システムを図1のモデル燃焼器に適用した場合に得られた三次元火炎構造を示している。このような三次元計測は非常に困難であるが、このような三次元計測によって初めて燃焼器内の複雑な構造の本来の姿を捕らえることができるのかも知れない。

2.4 高時間分解能平面レーザ誘起蛍光法

2.4.1 ダブルパルスCH PLIF計測

前節までに示したように、乱流火炎の平均的な特性(直接写真や肉眼で観察できる特性)と瞬間的な火炎の構造は大きく異なる。非常に高速で変動する乱流火炎の動的特性の解明も燃焼器特性を決定する重要な要素である。図3に示した計測システムを応用することで、火炎面の非定常特性を検討することができる。すなわち、OHラジカルの励起用に用いられているPLIFシステムの色素レーザの色素をCHラジカルの励起波長(390.30nm)

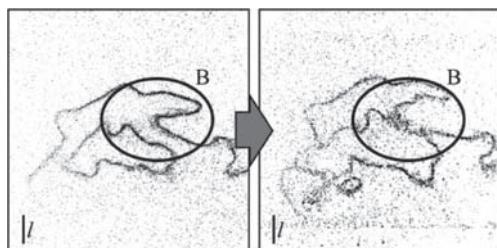


Fig. 11 Flame dynamics obtained from double-pulsed CH PLIF.

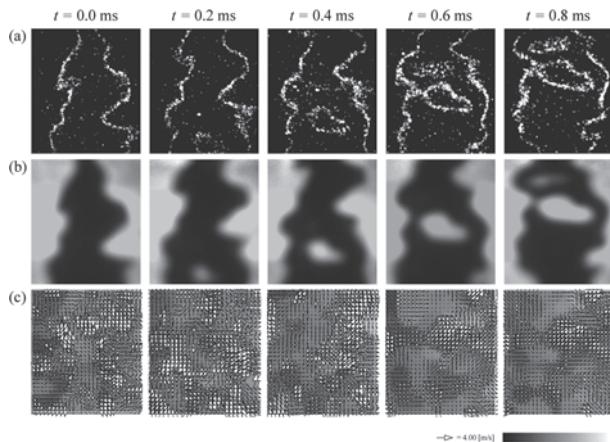
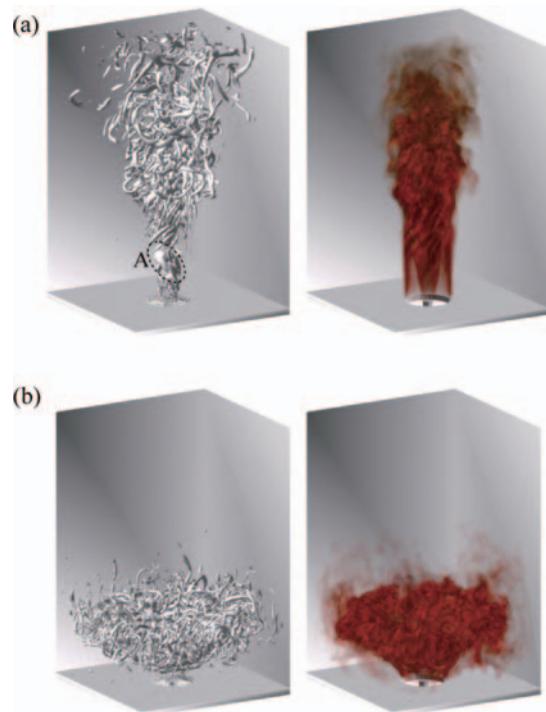


Fig. 12 Example of sequential CH PLIF images (a), OH PLIF images (b) and fluctuating velocity vector map images (c).

の光を発振するものに変更し、ダイクロイックミラーの代わりに、390.30nmの光に対応した偏光ビームスプリッターを用いる。こうすることで、偏光を利用して同一波長の光を一光軸上に導くことが可能となる。ICCDカメラの撮像は高精度に制御することが可能であるため、微小時間異なるタイミングでCHラジカルのPLIF計測（ダブルパルスCH PLIF計測）が可能となる。図11は、ダブルパルスCH PLIF計測の一例を示している⁽⁷⁾。計測は、前節までと同様にガスタービンを模擬したモデル燃焼器において行われており、時間間隔を200μsとした計測から得られた典型的な結果を示している。このような計測から、既燃ガス中に孤立した未燃ガスが急速に燃焼する様子や比較的大きな未燃ガスの塊が主要な火炎面から分離する様子（図11中のB領域）が明らかにされている。このダブルパルスCH PLIFを用いることで、乱流中の火炎面の大域的なダイナミクスを検討することができる。これらのデータを統計処理すれば、燃焼器内で火炎面変動が激しい領域を特定することができ、燃焼振動や燃焼騒音の抑制に向けた新たな発想を与えてくれる可能性もある。

2.4.2 高繰り返し周波数PLIF

近年では、高繰り返し周波数のPLIF計測が数多く提案されている⁽⁸⁾。図12は著者らによる世界初のCH PLIF、OH PLIF及びステレオPIVの高時間分解能同時計測⁽⁹⁾を示している。ここでは、10kHzでCHとOHの蛍光、流体

Fig. 13 Instantaneous contour surfaces of the second invariant of velocity gradient tensor ($Q = 0.01Q_{\max}$, left) and distribution of heat release rate illustrated by volume rendering method (right) for $S = 0.6$ (a) and $S = 1.2$ (b).

速度3成分の面計測が行われている。ただし、この例だけは図1に示した旋回乱流燃焼器ではなく比較的単純な乱流噴流予混合火炎で計測が行われている。このような計測をさらに発展させることで、乱流火炎の非定常特性を明らかにすることができる。これらの時間分解能を20kHz以上の時間分解能（50μs以下）に向上去ければ、実用的な燃焼器の可視化にも活用できる。

3. 直接数値計算による燃焼器可視化

著者ら⁽¹⁰⁾によって世界で初めて報告された詳細化学反応機構を考慮に入れた乱流燃焼の三次元直接数値計算(DNS)以降、乱流燃焼場の詳細な解析に三次元DNSが積極的に活用されるようになった。乱流燃焼のDNSはより実用に近い複雑な燃焼場へと拡張されている。図13はガスタービン燃焼器を模擬したモデル燃焼器を対象として行われたDNS結果の一例を示している⁽¹¹⁾。計算は、長さ15mm、断面10mm×10mmの燃焼器に形成される水素・空気乱流予混合火炎を対象としており、予混合気流入孔の内径及び外径はそれぞれ0.6mm、2.5mmである。このように現在可能なDNSは、実機のガスタービン燃焼器のサイズや圧力とは大きく異なり、燃料種も比較的単純な水素に限定されている。しかし、このようなDNSは複雑なスワール型乱流予混合火炎に関する重要な知見を与えるものと考えられる。図13では、燃焼を伴う場合の瞬時の速度勾配テンソルの第二不変量の等価面と熱発生率のボリュームレンダリングが異なるスワール数(S)の場合について示されている。第二不変量の等

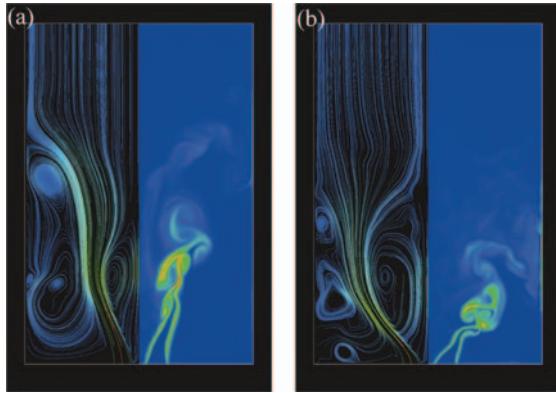


Fig. 14 Streamlines obtained from time-averaged velocity components and instantaneous distributions of heat release rate (a: $S=0.6$, b: $S=1.2$).

値面から流入孔近傍における大規模構造が形成され、下流位置で微細な渦構造が形成されることがわかる。熱発生率分布からわかるように、火炎面は大規模環状渦に巻き込まれるような変形を受けており、微細渦が形成される領域で熱発生率は低下し、予混合気の燃焼は概ね完了する。

図14は時間平均速度から求めた流線とその断面における瞬時の熱発生率分布を示している。低スワール数の場合、非燃焼のケースと比較すると、中央部の再循環領域は大きくなっている。その外縁部に火炎面が存在している。高スワール数の場合は逆に、非燃焼のケースよりも再循環領域は小さくなる。また、両スワール数の条件で、非燃焼のケースに比べて再循環領域が明確となっている。これに伴い、燃焼を伴う場合の外部再循環領域の循環も増加している。さらに、スワール数の異なる二つのケースの比較から、再循環中心の流れ方向位置は、スワール数が異なってもほぼ一致している。これらの流線パターンは、前述のステレオ投影粒子画像流速計による実験結果と非常によく一致しており、燃焼器形状により規定される音響的特性との関係が示唆される。詳細な解析から、大規模渦構造の発生周波数などと燃焼器内圧力変動に明確な関連性があることが明らかとなっている。

4.まとめ

本稿では、ガスタービン燃焼器を模擬したモデル燃焼器において行われた幾つかの多次元多変量光学計測及び直接数値計算の結果を用いて、燃焼器における可視化技術の活用について解説した。紹介した光学計測、直接数値計算ともに実機のガスタービン燃焼器に適用することは必ずしも容易ではないが、次世代の高効率・低環境負荷燃焼器の開発過程で何らかの助けとなれば幸いである。

謝辞：本稿の一部は、先端研究助成基金助成金（最先端・次世代研究開発支援プログラム）（No. GR038）によるものであり、ここに記して謝意を表す。

参考文献

- (1) Tanahashi, M., Murakami, S., Choi, G.-M., Fukuchi, Y. and Miyauchi, T., "Simultaneous CH-OH PLIF and Stereoscopic PIV Measurements of Turbulent Premixed Flames", Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 30 (2005), pp. 1665-1672.
- (2) Choi, G.-M., Tanahashi, M. and Miyauchi, T., "Control of Oscillating Combustion and Noise Based on Local Flame Structure", Proceedings of the Combustion Institute, Vol.30 (2005), pp.1807-1814.
- (3) Vagelopoulos, C. M. and Frank, J. H., "An Experimental and Numerical Study on the Adequacy of CH as a Flame Marker in Premixed Methane Flames", Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 30 (2005), pp. 241-249.
- (4) Tanahashi, M., Inoue, S., Shimura, M., Taka, S., Choi, G.-M. and Miyauchi, T., "Reconstructed 3D Flame Structures in Noise-Controlled Swirl-Stabilized Combustor", Experiments in Fluids, Vol.45, No. 3 (2008), pp. 447-460.
- (5) Shimura, M., Tanahashi, M., Choi, G.-M. and Miyauchi, T., "Large-Scale Vortical Motion and Pressure Fluctuation in Noise-Controlled, Swirl-Stabilized Combustor", Journal of Thermal Science and Technology, Vol. 4, No. 4 (2009), pp.494-506.
- (6) Shimura, M., Ueda, T., Choi, G.-M., Tanahashi, M. and Miyauchi, T., "Simultaneous Dual-plane CH PLIF, Single-plane OH PLIF and Dual-plane Stereoscopic PIV Measurements in Methane-air Turbulent Premixed Flames", Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 33 (2011), pp. 775-782.
- (7) Tanahashi, M., Taka, S., Shimura, M. and Miyauchi, T., "CH Double-pulsed PLIF Measurement in Turbulent Premixed Flame", Experiments in Fluids, Vol. 45 (2008), pp. 323-332.
- (8) Kittler, C. and Dreizler, A. "Cinematographic Imaging of Hydroxyl Radicals in Turbulent Flames by Planar Laser-induced Fluorescence up to 5 kHz Repetition Rate", Applied Physics B, Vol. 89 (2007), pp. 163-166.
- (9) Johchi, A., Tanahashi, M., Shimura, M., Choi, G.-M. and Miyauchi, T., "High Repetition Rate Simultaneous CH/OH PLIF in Turbulent Jet Flame", Proceedings of the 16th International Symposium on Applications of Laser Technique to Fluid Mechanics, (2012).
- (10) Tanahashi, M., Fujimura M. and Miyauchi, T., "Coherent Fine Scale Eddies in Turbulent Premixed Flames", Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 28 (2000), pp. 529-535.
- (11) Tanaka, S., Shimura, M., Fukushima, N., Tanahashi, M. and Miyauchi, T., "DNS of Turbulent Swirling Premixed Flame in a Micro Gas Turbine Combustor", Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 33 (2011), pp. 3293-3300.

特集：ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか

タービンにおける可視化技術の活用

武石賢一郎^{*1}
TAKEISHI Kenichiro

キーワード：ガスタービン，タービン，流れの可視化，遷移，渦システム，二次流れ，翼先端流れ

1. まえがき

航空用・産業用ガスタービンでは、高性能化のため高温化される傾向にありタービン翼の高負荷化が進んでいる。タービンの高負荷化に伴ってタービン翼の三次元設計あるいはエンドウォールコンタリングなどの採用によって翼間に発生する空力損失を低減する試みがなされている。翼間流れを観察、測定する手法としてPIVやオイルフィルムによる流れの可視化が活用されている。またタービン入り口温度の上昇に伴って、タービン翼にはフィルム冷却が採用されるが、タービン翼面上に如何にフィルム膜が形成されているか、その定量的測定に可視化技術が活用されている。近年の数値解析的手法の飛躍的な発展の中で、タービンに関連した可視化技術が定量的な検証用データとしてタービンの設計・研究者に活用されている状況を解説する。

2. タービンの流れ

航空用・産業用ガスタービンは、熱効率の向上のためにタービン入口温度が上昇する傾向にあり、実用化されている温度レベルで、航空用ガスタービン・産業用ガスタービンのいずれも1600°Cに達している。タービン入り口温度の上昇に伴って、圧力比が増加するが、航空用で40、産業用で20～25に達している。この圧力比を同じタービンの段数で膨張させると、タービンの負荷は増加することになる。また航空用のタービンでは、バイパス比が増加する傾向の中、ファンを駆動する低圧タービンの負荷もバイパス比の増加に伴って、増加する傾向にある。以上の様に最新のタービンは高負荷化の一途をたどっていて、転向角が大きくなり二次流れ損失を生じやすくなるため、三次元設計あるいはエンドウォールコンタリングと行った設計手法で空力損失の低減が図られている。また高温化に対処して、複雑な冷却構造を持つ冷却翼の翼枚数を低減したワイドコード翼が採用される場合もあり、そのケースでは低アスペクト比になりがちのため翼間に発生する渦システムは従来よりも強い影響を翼面、端壁面の熱伝達、フィルム冷却におよぼす結果となる。

原稿受付 2013年8月4日

*1 大阪大学 大学院基礎工学研究科 機能創成専攻

高温ガスタービンのタービン動静翼では、タービン翼を翼材料が許容するメタル温度まで低下させるため冷却技術が採用されている。1500°C級の産業用ガスタービン501G形の第一段静翼の冷却構造を図1に示す⁽¹⁾。種々の冷却手法が採用されているが、高温ガスタービンの第一段動静翼では、フィルム冷却を多用する必要がある。フィルム冷却は、低温の流体を壁面から吹き出し、壁面と主流の高温ガスの間に冷却膜を形成して冷却を行う手法である。フィルム冷却空気と主流との混合による損失、さらには主流ガス温度の低下による出力の低下を招くため、より少ない空気量で広い面積を覆う図1中に示したシェイプトフィルム孔が採用されるようになった。タービン翼面、端壁面にあけられたフィルム冷却孔から冷却空気が吹き出されるため、タービン翼面上に形成されるフィルム冷却の形成形態を確認することもタービンにおいて流れの可視化技術として重要な項目である。

タービン翼間の流れは多くの研究者によって研究されてきた^{(2)～(5)}。典型的なタービン翼間の流れを模式的に図2に示す⁽⁶⁾。端壁面上に発達した入口境界層は、翼前縁に生じる逆圧力勾配によって翼前縁の付け根部に向かう流れとなり、その流れは端壁面上で主流と逆向きに流れ、いわゆる馬蹄渦を形成する。馬蹄渦のタービン翼腹側（凹面）の足は、端壁面上を流れる間に発達し、タービン翼の腹側の高い圧力とタービン翼背側（凸面）の低い圧力差によって生じる二次流れに乗り通過渦を形成し、隣接するタービン翼背側に吹き寄せられる。タービン翼

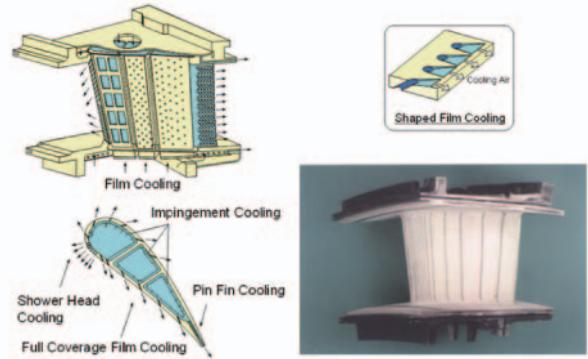


Fig. 1 Cooling structure of the 1st nozzle for M501G type industrial gas turbine

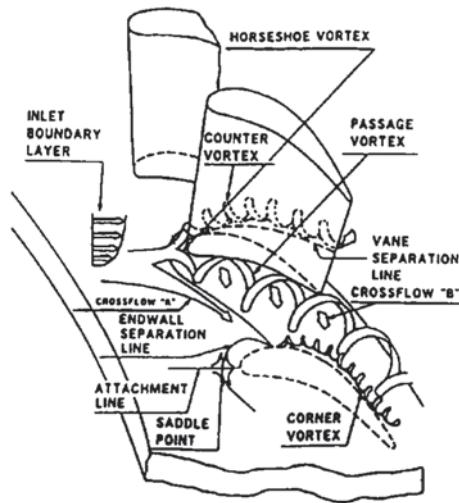


Fig. 2 Secondary flow model in the passage of a 1st nozzle.

背側に回った馬蹄渦のもう一方の足は、タービン翼の背側に張り付き翼背側に沿って流れ、通過渦と干渉しながら発達する。ガスタービン翼の後縁の厚さは、無冷却の蒸気タービン翼に比べて、冷却空気を放出するため隙間を有する分厚くなっている。この後縁からは、ウエークが発生する。

さらにタービン動翼では、動翼先端の隙間をタービン腹側から背側に流れる先端流れが存在し、この先端流れと前述した端壁面上に発生する渦が干渉することから、さらに複雑な流動場を形成している。

3. 翼間流れ

タービン性能の改善、あるいは伝熱性能の向上を目指して、タービン翼間の流れの状況を知ろうとする要求

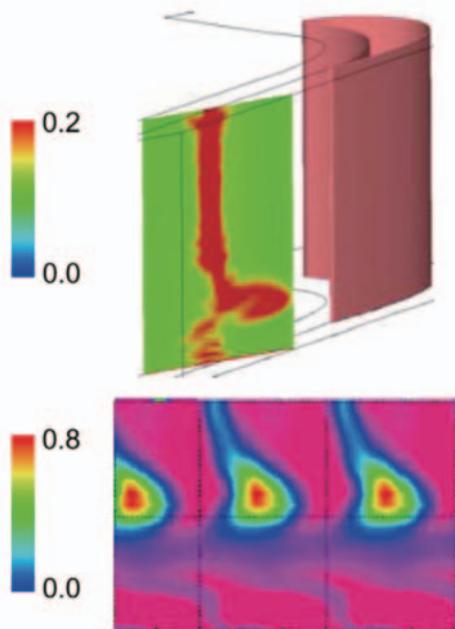


Fig. 3 Pressure loss coefficient distribution at 32 mm downstream of blade trailing edge (upper: computed results, lower: experimental results))

は、非常に強い。タービン翼列の後縁出口部の流路において、ピトー管、熱線風速計を自動トラバース装置に取り付けてトラバースし、得られた圧力分布をカラー表示することによって、タービン効率を測定することは古くからなされてきた。翼間の非定常流れをLESで求めた結果と実験値の比較を図3に示す⁽⁷⁾。またスモーク法でタービン動翼の翼列出口位置で測定した渦を図4に示す⁽⁸⁾。

非接触で翼間の流動状況を可視化する手法として古くからシュリーレン法、シャドーグラフ法あるいは干渉法としてマツハツエンダー法、ホログラフィ法などが用いられてきた。翼後縁に発生した衝撃波とウエークのシュリーレン法による計測結果を図5に示す⁽⁹⁾。今日ではLaser Doppler Velocimetry (LDV), Particle Image Velocimetry (PIV), Laser Two Focus (L2F) などが

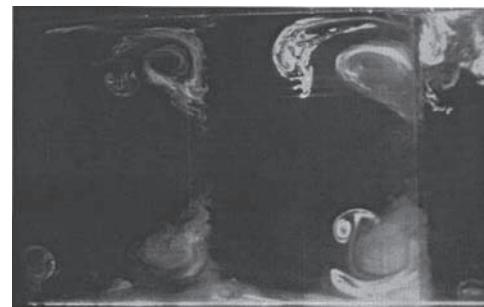


Fig. 4 Secondary flow vortex structure at the Cascade Exit.

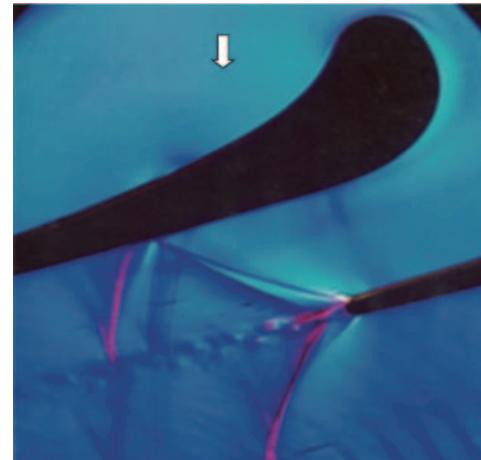
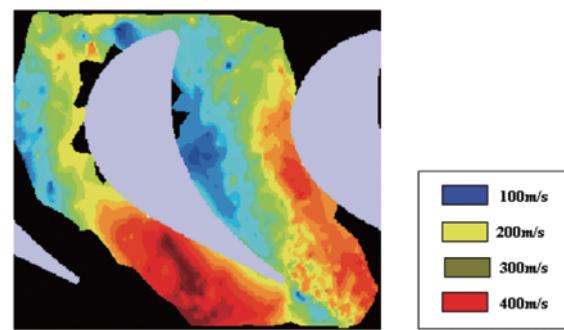
Fig. 5 Schlieren view of vortex shedding at $Me = 1.16$ 

Fig. 6 Velocity contour map constructed from PIV for three-dimensional rotor spinning at 10,000revs.

実用化されていてタービン翼間の全流路に渡る詳細な測定を可能としている。これらの方は一般的に実験室の翼列試験でのみ適用可能で、実機条件の測定に応用することは非常に困難である。PIV, LDV, L2Fの原理および応用例については文献^[10]にまとめられている。

PIVはタービン翼間流れの測定に用いられている。図6にA.H.Epstein等が10,000rpmで回転中の遷音速タービン動翼で速度分布を測定した結果を示す^[11]。

4. 境界層の遷移および端壁面上の流れ

古くからタービン翼面近傍の流れすなわち境界層の乱流遷移^[12]や二次流れを可視化^[13]する方法として油膜法が用いられてきた。この方法は簡便で詳細な壁近傍の流れの構造を知る上で秀れている。しかし、壁面に塗付した油膜が飛び散り装置を汚す可能性があり、得られた流れのパターンに触れないように注意が必要で実験結果自体を保存することが困難であるという欠点を有する。この欠点を改良した方法にサリチル酸メチルを用いた方法がある^{[14], [15]}。図7, 8に低速二次元翼を用いた環状翼列でタービン翼面およびシラウド面の流動状況を可視化し

た結果を示す^[16]。タービン翼間の流れ場は、図2に示すごとく複雑であるが図7, 8の可視化画像と比較することにより理解することが出来る。エンドウォールコンターリングを行った場合の端壁面の流れを油膜法で可視化した結果を図9に示す^[17]。低圧タービンの背側に発生した剥離泡の挙動が高速カメラで調べられている^[18]。

油膜法あるいはサリチル酸メチルを用いた方法は実験室での実験に適用出来る方法で実機レベルの高レイノルズ数の流れには適用が困難である。運転を行なった後、実機のガスターインを分解点検する機会があれば、タービン翼のフィルム冷却部等に非常に鮮明な流紋を見ることがある。これらは実機への適用が難しい油膜法の応用

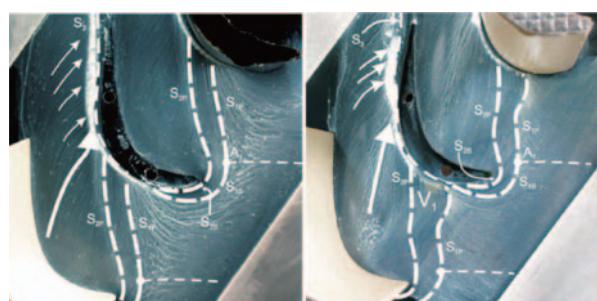


Fig. 9 Endwall oil surface flow visualization for the planar endwall (Left) and the contoured endwall (Right)

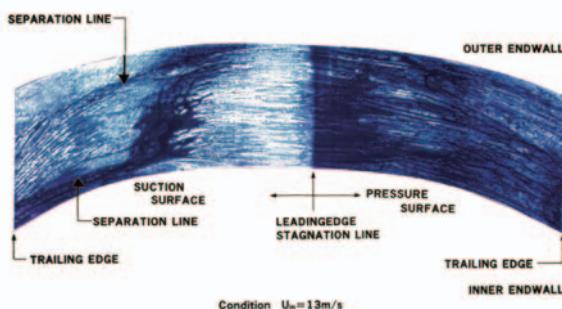


Fig. 7 Flow visualization of a low aspect vane surface by oil-film method.

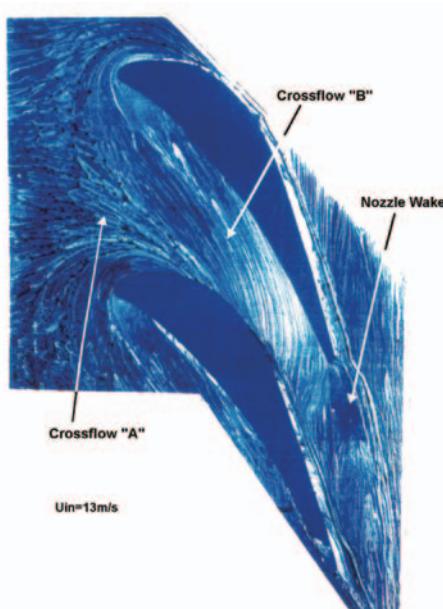


Fig. 8 Flow visualization of a low aspect vane endwall surface by oil-film method.

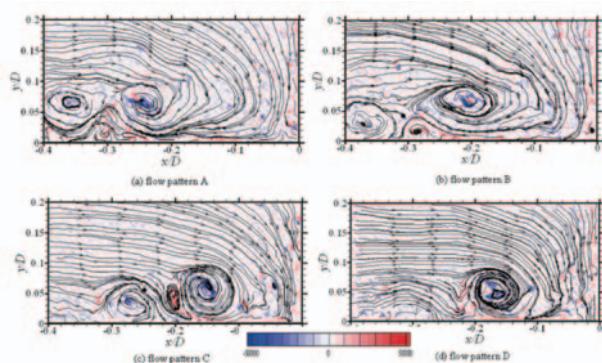


Fig.10 Temporal sequence of four representative patterns of instantaneous streamlines and vorticity fields obtained by PIV.

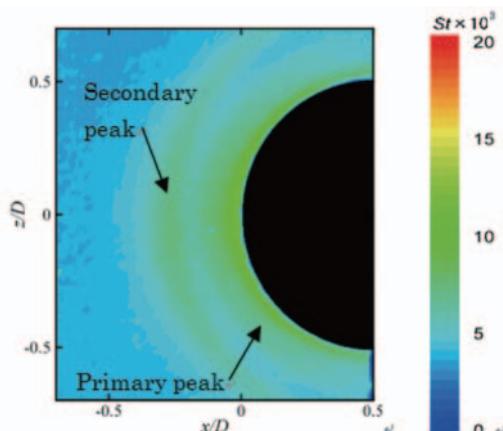


Fig. 11 Time averaged St number distribution on the endwall near leading edge

例と考えられる。同様にタービン翼に生じるエロージョンを流れの可視化に応用する方法が文献^[19]に紹介されている。

タービン翼前縁付け根部に発生する馬蹄渦は非定常現象である。主流に水を用いて馬蹄渦をPIVで測定し可視化した結果が報告されている^[20, 21]。同様気流中に置かれた対称翼の前縁付け根部に発生する馬蹄渦の瞬時PIV画像の分類から、馬蹄渦の特徴ある流れが4種類であることを図10に示す^[22]。また、翼前縁に沿って吹き下ろす流れによって、前縁近傍の端壁面には一種の衝突噴流が生じその流れによって端壁面の熱伝達率が増加する。このような流れによって伝熱が促進される前縁近傍の熱伝達率分布をナフタレン昇華法によって詳細に測定した結果を図11に示す^[22]。また馬蹄渦による伝熱促進の時間的な変化と馬蹄渦の位置を、高応答の感温液晶によって測定した結果を図12に示す^[23]。

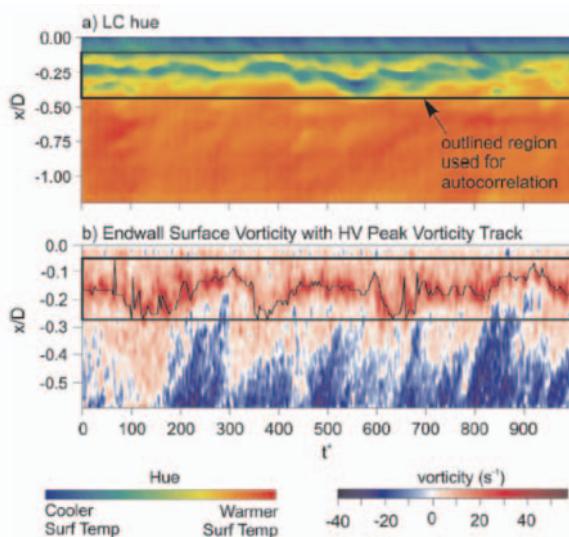


Fig. 12 (a)End-wall surface heat transfer temporal behavior as captured by the LC hue. (b)End-wall surface vorticity and HV position.

5. 動翼先端流れ

タービン動翼では、動翼先端の隙間をタービン腹側から背側に流れる先端流れが存在し、この先端流れと4節で述べた端壁面上に発生する渦が干渉することから、さらに複雑な流动場を形成している^[24]。また動翼先端構造として、図13に示すようなチップシールが採用されるため、動翼先端部の流れは複雑になる。この先端部の

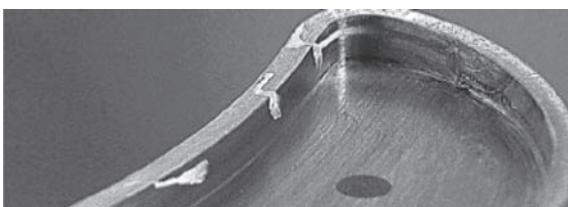


Fig. 13 Flow visualization of inner squealer pressure side rim near leading edge

熱伝達率分布やフィルム冷却効率分布を測定しそれらの諸値をセンターで表し評価する方法がとられている^[25, 26]。チップシール付きの動翼先端部の流れを、タフトで可視化している例を図13、14に示す^[27]。また動翼先端部キャビティ内への流れを油膜法で可視化した結果を図15に示す^[28]。

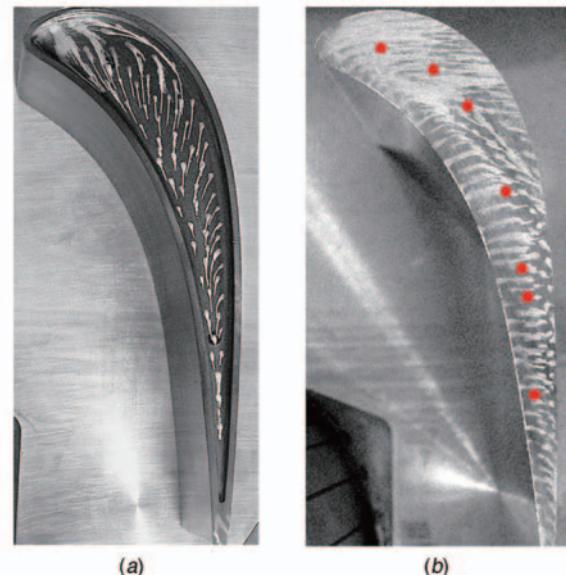


Fig. 14 Flow visualization on squealer (a) and flat (b) tip blades

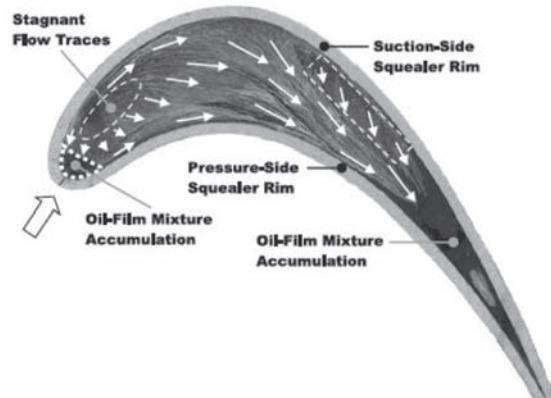


Fig. 15 Cavity floor flow visualization for HPLS stepped squealer tip in the case of $h/c = 2.0\%$.

6. フィルム冷却および後縁カットバック部の流れ

フィルム冷却は、フィルム冷却効率を用いてその性能を表わす。フィルム冷却効率は、フィルム空気と主流が混合した状態で流体が接する断熱壁の温度より求めるが、理想的な断熱壁は存在しないために、温度を用いてフィルム冷却効率を測定する方法には、何がしかの誤差が含まれる。しかし広範囲な壁温を測定することによりタービン面上のフィルム冷却効率が求められる。この断熱壁温度の測定には感温液晶や赤外線カメラを用いる方法がある。赤外線カメラを用いて断熱壁温を測定した例を図16に示す^[29]。

理想的な断熱壁が出来ないことから、物質拡散と温度

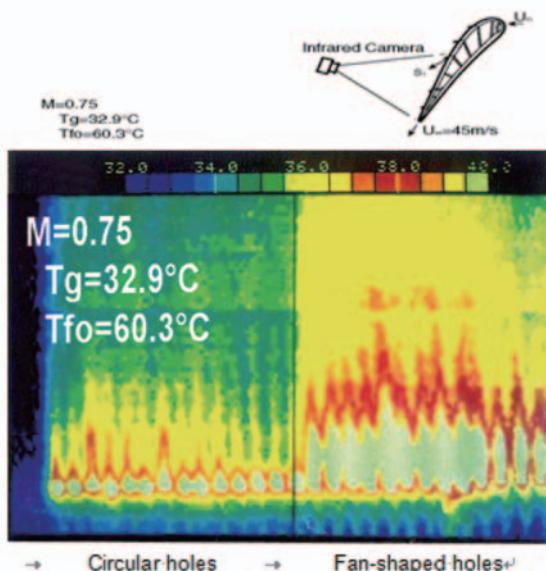


Fig. 16 Film cooling effectiveness distribution on the suction surface of a 1st vane measured by IR camera

拡散の間にアナロジーが成立することを用いたフィルム冷却効率の測定がなされている。フィルム冷却空気の中にトレーサとしてアンモニアを混ぜ、フィルム冷却を行なう壁にジアゾ感光紙を張りつけて、アンモニアアージアゾ反応を利用する方法がある。アンモニアガスをトレーサとして混入したフィルム冷却空気を一定時間吹き出すと、ジアゾ紙はその接するアンモニア濃度に比例して青色に変色する。予め校正した濃度～フィルム冷却効率の関係を用いて変色したジアゾ紙の色調を画像処理すると、タービン翼面上のフィルム冷却効率分布を測定することができる。本手法を用いて、回転するタービン動翼面上でのフィルム冷却効率が測定されている^[30,31]。最近はPressure-Sensitive Paint (PSP) を用いてフィルム冷却効率を測定している結果が多く報告されている^[32]。原理は、PSPは温度一定の条件下では酸素分圧に比例して熒光を発する性質がある。これをを利用してフィルム冷却空気として窒素ガスを用いて、主流と混合してフィルム冷却孔下流の壁では酸素濃度が増加するがその熒光強度を測定することによってフィルム冷却効率を求める。回

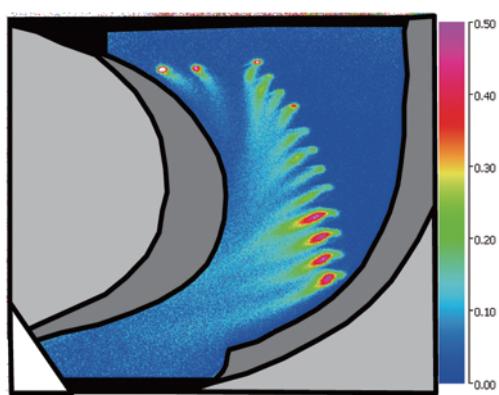


Fig. 17 Film cooling effectiveness on a rotating turbine blade endwall measured by psp

転する動翼のプラットフォーム上のフィルム冷却効率を、PSPを用いて測定した結果を図17に示す^[33]。

またフィルム冷却空気と主流が混合する現象をLaser Induced Fluorescence (LIF) で測定することが出来る。フィルム冷却空気にトレーサガスとしてアセトンを混入しアセトンが発する蛍光がアセトン濃度に比例することから濃度分布が測定でき、熱－物質間のアナロジーより無次元温度分布が求まる。本手法によって、円孔あるいはシェイプトフィルム孔からフィルム空気を吹き出した場合の無次元温度分布の測定例を図18、19に示す^[34]。

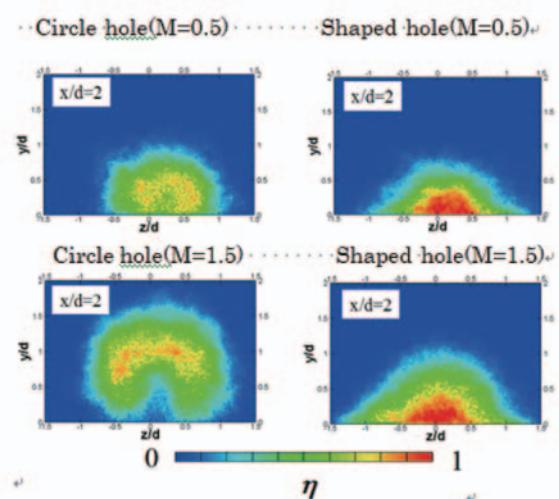


Fig.18 Time-averaged film cooling effectiveness blowing through circular and shaped film cooling holes measured by acetone LIF at $x/d=2$

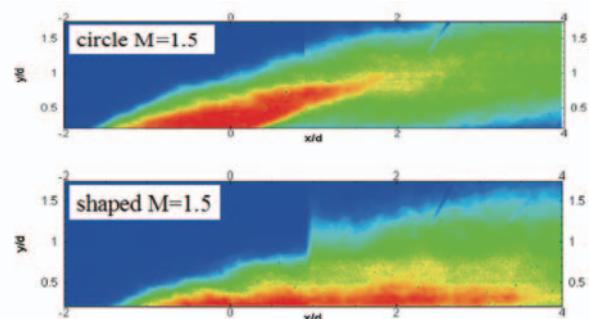


Fig. 19 Time averaged film cooling effectiveness measured by Acetone LIF along center line.

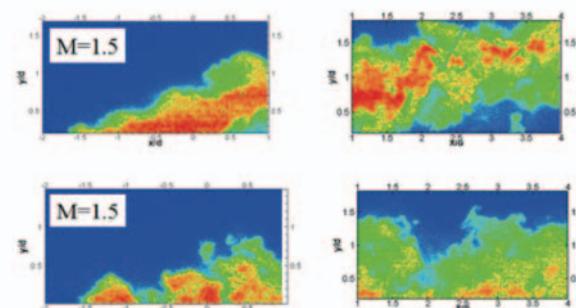


Fig. 20 Instantaneous film cooling effectiveness of circular hole (Top) and shaped hole (bottom) measured by Acetone LIF

またLIF法では瞬時の無次元温度分布が測定できる。その測定例を図20に示す³⁴。LIF法によるフィルム冷却と主流の混合場の定常、非定常流動の状況把握はもちろんの事、定量的に測定出来ることからLESなどの非定常解析の検証用データとして活用することが出来る。

小型のタービン翼の後縁では、空力損失を減らすために、タービン翼腹側からフィルム冷却空気を流出させるカットバック形状の冷却手法が取られる。この部分では、フィルム空気と主流の境界にケルビンーヘルムホルツ不安定渦が発生し混合が促進されるような複雑な流れを生じる箇所である^{35,36}。フィルム冷却および主流にトレーサを含む水を用いてMagnetic Resonance Imaging (MRI) で3次元の流動場を可視化した結果が報告されている。タービン翼後縁のカットバック形状部分の流れをMRIで測定した結果を図21, 22に示す³⁷。

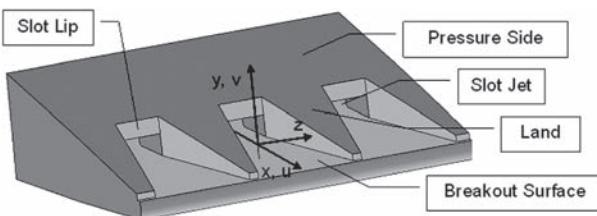


Fig. 21 Key features of the trailing edge region.

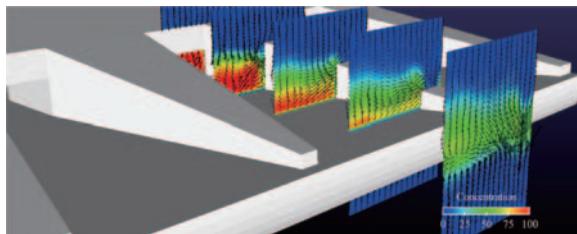


Fig. 22 Multiple planes of concentration contours with tangential velocity vectors.

7. あとがき

タービンは高温化、高負荷化される傾向にあり、より高性能なタービン翼の設計には流れの把握と、損失あるいはフィルム冷却効率などの定量的な把握が必須である。タービンの流れの可視化技術は、単に流れを見る方法から、数値解析の検証用データとして定量的な測定に重点が移ってきてている。またタービンにおける流れは非定常流であり、これらも定量的に測定し、非定常の解析技術と併用して可視化技術で流動場の状況を正確に把握していくこうとする努力が見られる。

参考文献

- (1) Aoki, S., Tsukuda, Y., Akita, E., Iwasaki, Y., Tomat, R., Rosso, M and Schips, C., "Development of the Next Generation 1500°C Class Advanced Gas Turbine for 50Hz Utilities," ASME paper 96-GT-314, (1996).
- (2) Blair, M. F., "An Experimental Study of Heat Transfer and Film Cooling on Large-Scale Turbine Endwalls," ASME Journal of Heat Transfer, 96, (1974), pp. 524-529.
- (3) Graziani, R. A., Blair, M. F., Taylor, J. R., and Mayle, R. E., "An Experimental Study of Endwall and Airfoil Surface Heat Transfer in a Large-Scale Turbine Blade Cascade," ASME Journal of Engineering for Power, 102, (1980), pp. 257-267.
- (4) Goldstein, R. J., and Chen, H. P., "Film Cooling on a Gas Turbine Blade Near the Endwall," ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 107, (1984), pp. 117-122.
- (5) Sieverding, C. H., "Recent Progress in the Understanding of Basic Aspects of Secondary Flows in Turbine Blade Passages," ASME Journal of Engineering for Gas and Turbines and Power, 107, (1985), pp. 248-257.
- (6) Takeishi, K., Matsuura, M., Aoki, S., and Sato, T., "An Experimental Study of Heat Transfer and Film Cooling on Low Aspect Ratio Turbine Nozzles," Trans. of ASME, J. of Turbomachinery, 112, (1990), pp.488-496.
- (7) Jimbo, T., Biswas, D. and Niizeki, Y., "Studies on Unsteady Flow Characteristics in a High Pressure Turbine Cascade Based on a High-Order Large Eddy Simulation Turbulence Model," J. of Turbomachinery, 134, 051018, (2012), pp.1-9.
- (8) Murawski, C. G. and Vafai, K., "Effect of Wake Disturbance Frequency on the Secondary Flow Vortex Structure in a Turbine Blade Cascade," Trans. of ASME, J. of Fluids Engineering, 122, (2000), pp.606-613.
- (9) Gostelow, J. P., Mahallati, A., Carscallen, W. E. and Ronald, A., "Encounters with Vortices in a Turbine Nozzle Passage," Inter. J. of Rotating Machinery, Article ID 928623, (2012), pp.1-10.
- (10) Bryanston-Cross, P., Burnett, M., Timmerman, B., Lee, W. K. and Dunkley, P., "Intelligent diagnostic optics for flow visualization," Optics & Laser Technology, 32, (2000), pp. 641-654.
- (11) Epstein, A. H. and Bryanston-Cross, P. J., "Optical Diagnostics in Turbomachinery," AGARD Conference, the 90th PEP Symposium on Advanced Non-Intrusive Instrumentation for Propulsion Engines, Brussels Belgium, (1997), pp. 20-24.
- (12) Genc, M. S., Karasu, I. and Acikel, H. H. "An experimental study on aerodynamics of NACA2415 aerofoil at low Re numbers,"

- Experimental Thermal and Fluid Science, 39, (2012), pp. 252-264.
- (13) Rehder, H. J. and Dannhauer, A., "Experimental Investigation of Turbine Leakage Flows on the Three-Dimensional Flow Field and Endwall Heat Transfer," J. of Turbomachinery, 129, 2007, pp. 608-618.
- (14) Langston, L. S. and Boyle, M. T., "A New Surface Streamline Flow Visualization Technique", J. of Fluid Mechanics, 125, (1982), pp. 53-57.
- (15) Gaugler, R. E. and Russell, F. J., "Comparison of Visualized Turbine Endwall Secondary Flows and Measured Heat Transfer Patterns", J. of Engineering for Gas Turbine and Power, 106, (1984), pp. 168-172.
- (16) Takeishi, K., Matsuura, M., Aoki, S. and Sato, T., "An Experimental Study of Heat Transfer and Film Cooling on Low Aspect Ratio Turbine Nozzles," J. of Turbomachinery, 112 (1990), pp. 488-496.
- (17) Knezevici, D. C., Sjolander, S. A., Praisner, T. J., Bradley, E. A. and Grover, E. A., "Measurements of Secondary Losses in a Turbine Cascade With the Implementation of Nonaxisymmetric Endwall Contouring," J. of Turbomachinery, 132, 011013 , (2010), pp. 1-10.
- (18) 船崎健一, 谷口英夫, 斎藤拓, 酒井宏, "剥離を伴う航空エンジン用低圧タービン翼面境界層の遷移挙動に関する研究," ながれ, 30, (2011) pp.479 - 487.
- (19) Mann B. S., "Particle Erosion-A New Concept of Flow Visualization and Boundary Layer Investigations of Rotating Machines at High Reynolds Number," Wear, 223 (1998), pp. 110-118.
- (20) Praisner, T. and Smith, C. R., "The Dynamics of the Horseshoe Vortex and Associated Endwall Heat Transfer-Part I: Temporal Behavior," J. of Turbomachinery, 128, (2006), pp.747-754.
- (21) Praisner, T. and Smith, C. R., "The Dynamics of the Horseshoe Vortex and Associated Endwall Heat Transfer-Part II: Time-Mean Results," J. of Turbomachinery, 128, (2006), pp.755-762.
- (22) Hada, S., Takeishi, K., Oda, Y., Mori, S., Nuta, Y., 2008, "The Effect of Leading Edge Diameter on The Horse Shoe Vortex and Endwall Heat Transfer," ASME Turbo Expo 2008, Berlin, Germany, GT2008-50892, (2008).
- (23) Sabatino, D. R. and Smith, C. R., "Boundary Layer Influence on the Unsteady Horseshoe Vortex Flow and Surface Heat Transfer," J. of Turbomachinery, 131, 011015, (2009), pp. 1-11.
- (24) Bindon, J. P. "The Measurement of Tip Clearance Flow Structure on the End Wall and within the Clearance Gap of an Axial Turbine Cascade", I Mech E Conference Publications (1987), pp.43-52.
- (25) Rhee, D. H. and H. H. Cho, "Effect of vane/blade relative position on heat transfer characteristics in a stationary turbine blade: Part 1. Tip and shroud," Inter. J. of Thermal Science, 47, (2008), pp. 1528-1543.
- (26) Naik, S., Georgakis, G., Hofer, T. and Lengani, D., "Heat Transfer and Film Cooling of Blade Tips and Endwalls," J. of Turbomachinery, 134, 041004, (2012), pp.1-11.
- (27) Nicole L. Key and Tony Arts Comparison of Turbine Tip Leakage Flow for Flat Tip and Squealer Tip Geometries at High-Speed Conditions, J. of Turbomachinery, 128, 2006, pp. 213-220.
- (28) Lee, S. E., Lee, S. W. and Kwak, H. S., "Tip leakage aerodynamics over stepped squealer tips in a turbine cascade," Experimental Thermal and Fluid Science, 35, (2011), 135-145.
- (29) Takeishi, K., and Aoki, S., "Contribution of Heat Transfer to Turbine Blades and Vanes for High-Temperature Industrial Gas Turbines: Part 1. Film Cooling," Heat Transfer in Gas Turbine Systems, Annals of the New York Academy of Sciences, Vol. 934, (2001), pp.305-312.
- (30) Dring, R. P., Blair, M. F., and Joslyn, H. D., "An Experimental Investigation of Film Cooling on a Turbine Rotor Blade," J. of Engineering for Power, 102, (1980), pp. 81-87.
- (31) Takeishi, K, Matsuura, M. Suenaga, K and Aoki, S., "Research on Film Cooling of a Rotating Turbine Blade by Using Low Speed Turbine Test Facility," 12th International Heat Transfer Conference, Vol. 3, (2002), pp.33-38.
- (32) Zhang, L. J. and Jaiswal, R. S., "Turbine Nozzle Endwall Film Cooling Study Using Pressure-Sensitive Paint," J. of Turbomachinery, 123, (2001) pp.730-738.
- (33) 北村剛, 松浦正昭, 羽田哲, 塚越敬三, 武石賢一郎, "次世代高温ガスタービン翼における熱伝達およびフィルム冷却に関する研究," 日本ガスタービン学会誌, 37, (2009), pp.392-398.
- (34) Takeishi, K., Komiyama, M., Oda, Y., Mori, S. and Kitamura, T., "Study on the Thermal and Flow Fields of Shaped Film-Cooling Holes," Heat Transfer Research, Begell House, 42, (2011), pp.83-100.

- (35) Schneider, H., Terzi, D. and Bauer, H. J., "Turbulent Heat Transfer and Large Coherent Structures in Trailing-edge Cutback Film Cooling," *Flow Turbulence Combust.*, 88, (2012), pp. 101-120.
- (36) Barigozzi, G., Armellini, A., Mucignat, C. and Casarsa, L., "Experimental investigation of the effects of blowing conditions and Mach number on the unsteady behavior of coolant ejection through a trailing edge cutback," *Int. J. of Heat and Fluid Flow*, 37, (2012), pp.37-50.
- (37) Benson, M., Laskowski, G., Elkins, C. and Eaton, J. K., "Film-Cooled Trailing Edge Measurements: 3D Velocity and Scalar Field," *J. of Turbomachinery*, 135, 011030, (2013), pp.1-7.

特集：ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか

ガスタービンの内部を診る －航空機用エンジンのメンテナンス技術－

仲條 善三^{*1}
NAKAO Yoshimi

キーワード：ボアスコープ検査，非破壊検査，超音波探傷検査，電磁誘導検査，人財，技量

1. はじめに

現代の航空機は、部品、材料の開発に加え、テクノロジーの発達により、アナログからデジタルへと変化した事で多量の情報を即座に伝達処理する事が可能となり、信頼性は増え向上している。20年以上前の航空機では、地上での直視検査が主流であり、飛行中の航空機の状態をモニターすることなどできなかった為、整備において原因を探し出し処置に至るまで多くの時間を要した。しかし、現在では、詳細な情報の保管、伝達が可能となつた為、飛行中の航空機の状況をモニターする事ができるようになり、また、地上で航空機の状態をチェックする事により的確に不具合を見つけ出せる事で整備を短時間にできるようになった。

航空機の信頼性に加え、最近では、787型機を代表するように、非金属である炭素繊維の材料を多く使用した航空機も就航し始め、軽くて丈夫な部品、材料の開発により、信頼性と共に経済性も重視され、いよいよ大幅に非金属部品の実用化が始まった時代ともいえる。

航空機の整備費用として代表的なものがエンジンの整備費であり、日本航空をはじめ多くの航空会社では、最適な整備費用で、最大の信頼性を維持できるように取り組んでいる。

エンジンの信頼性は、上述の通り飛行中でのエンジンコンディションの情報を詳細にかつ的確にモニターする事により向上させていることはいうまでもないが、その他に地上において実施される検査の内容、使用器材、人財等により品質向上を支えている部分也非常大きい。本稿では、航空機用エンジンのメンテナンスを支える人財の技量に関して紹介する。

2. 航空機用エンジンの検査要件

2.1 オンコンディション整備方式による検査

航空法、および航空法施行規則により、航空機のエン

ジン整備方式等が定められている。それは二種類の方式が指定されており、一つは航空機から定められた時間内にエンジンを取り卸してオーバーホールする整備方式であり、もう一つはエンジンを航空機から取り卸さず、検査項目を指定してモニターしながらエンジンを継続的に使用するオンコンディション整備方式である。オンコンディション整備方式に関する検査項目は、エンジン型式毎に設定しその内容は、発動機等整備方式指定書に指定され航空機検査官の審査、国土交通大臣から承認を経て実施可能となる。

日本航空では、約40年以上前の航空機に搭載されたエンジン（P&W 社 JT9D型式）を過渡期としてそれ以降のエンジン型式については、全てオンコンディション整備方式を採用している。エンジン型式毎に検査項目は指定されており、その内容や検査間隔は少々違っているが、代表的なエンジン内部の検査内容は以下のとおりである。

- (1) ボアスコープ検査（燃焼室、高压タービン）
- (2) 燃料フィルター検査（燃料系統の異物の確認検査）
- (3) マグネチック チップ ディテクター検査（潤滑油系のメタルの有無を磁石により確認する検査）

2.2 耐空性改善通報による検査

耐空性改善通報（TCD）は、国土交通省航空局から発行されるもので、航空機およびその装備品などの安全性および環境適合性を確保するために整備または改造作業などの作業が必要であると認めたときに、航空機の所有者に対して発行される。耐空性改善通報（TCD）が発行されるまでの簡単な一例を説明すると、航空会社から航空機の不具合事象について、航空機メーカー、エンジンメーカー、装備品メーカー等にフィードバックされ、メーカーにて状況確認、原因分析が行われる。分析の結果メーカーにて迅速な対応が必要なものについては、サービスブリテン（SB）といった改善策が発行される。サービスブリテン（SB）は、航空会社と共に各国の航空局にも送付され、各航空局にて特に安全性、環境適合性を確保する為に早急な対応が必要であると判断された

原稿受付 2013年7月18日

*1 (株)JALエンジニアリング
エンジン整備センター 品質管理グループ
〒282-8610 成田市成田空港内

ものについては、耐空性改善通報（TCD）が発行される。

また、更に緊急を要する不具合事象については、メーカーからのサービスプリテン（SB）等の改善策が発行する前に、耐空性改善通報（TCD）が発行される場合もある。最近では、787の運航停止は、ボーイング社からサービスプリテン（SB）の対策が発行される前に、国土交通省航空局が状況を判断し、耐空性改善通報（TCD）を発行した例である。

現在、航空機用エンジンで、国土交通省航空局より発行されている耐空性改善通報（TCD）により検査している例は以下のようなものがある。

- (1) 低圧タービンブレード検査（ブレードのガタ検査）
- (2) 高圧コンプレッサー スプール検査（電磁誘導検査 Eddy Current Testing）
- (3) 低圧コンプレッサー シャフト検査（超音波探傷検査 Ultrasonic Inspection）
- (4) 高圧コンプレッサー ディスク検査（ボアスコープ検査）

2.3 航空会社による検査

検査の要件の中には、法的要件ではなく、航空機メーカーやエンジンメーカー等の情報や、不具合対策として、航空会社として検査を設定し実施しているものがある。

上述2.2の内容と一部重複しているが、航空機メーカー、エンジンメーカー等から発行されるサービスプリテン（SB）については、技術セクションにて、全て内容が確認され、今までの不具合状況の調査とともに、採用による品質効果や経済性評価等を行い、採用有無と実施時期が決定される。日本航空では、航空機整備（航空機を定期的に整備するもの）とともに、装備品整備（装備品を航空機から取り卸して詳細に整備するもの）も可能な整備体制を備えている為、技術セクションでのサービスプリテン（SB）に対する評価結果は、航空機整備から装備品整備に至るまで幅広く対応が可能となり、最適なタイミングで指示され実施している。

エンジンメーカーのサービスプリテン（SB）では、航空会社に対して、いつサービスプリテン（SB）を実施するかの目安をカテゴリーという表現で記載している。カテゴリー1は、一番緩急度が高く、航空機が次回飛行する前に実施を意味する。カテゴリー2は、ある特定の時間（またはサイクル）内に実施を意味するもので、カテゴリーの番号が下がるほど実施の緩急度が下がってくる。カテゴリー9が一番低くインフォメーション オンリーで特にアクションは不要のものを意味する。日本航空ではメーカーでのカテゴリーナンバーを参考にしつつ、最適な緩急度で品質向上に取り組んでいる。

3. エンジンの検査方法

3.1 エンジン内部を検査する種類

エンジン内部を検査する種類としては、主にボア

スコープ 検査、非破壊検査である超音波探傷検査（Ultrasonic Testing）、電磁誘導検査（Eddy Current Testing）であり、エンジンを航空機に取り付いたまま内部を検査するものとして用いられている。その他に検査の種類としては、磁粉探傷検査（Magnetic Particle Testing）、放射線透過検査（Radiographic Testing）があるが、航空機にエンジンが取り付いたままの状態で内部を検査する方法としては使用するものではなく、エンジンを取りおろし分解して、個々の部品になった際に使用する検査方法である。

3.2 ボアスコープ 検査

ボアスコープ検査は、目視検査の一つであり、特に直接目視できない奥の部位に対して、チューブやケーブルの先端にライト、拡大レンズ、CCDカメラ等が取り付いたものを挿入して観察する方法である。

航空機にエンジンを取り付けたまま、整備士がエンジンの外側から、内部にボアスコープを挿入し部品のコンディションを検査するものである。ボアスコープの器材には、リジットタイプ（曲がらない）のものと、フレキシブルタイプ（曲がる）があり、最近では、エンジンの非常に奥まった部位の検査が多く要求されている為、フレキシブルタイプのボアスコープが作業の中心となっている。

両方のタイプともボアスコープの細いチューブやケーブル（4ミリ～10ミリ）の中には、検査部位を明るくする光源の系統と部位を検査する系統で構成されている。光源は、光ファイバーにより本体から先端まで伝えられ、検査系統については、リジットタイプ ボアスコープの場合には、直接目視できる為先端には拡大レンズが取り付き途中は空洞となっている。またフレキシブルタイプ ボアスコープでは、曲がって奥の部位に入り込む為、直視する事は不可能で、先端にはCCDカメラが取り付け、本体のディスプレーで表示し内部を検査している。



Fig.1 リジットタイプ ボアスコープ



Fig. 2 フレキシブルタイプ ボアスコープ

フレキシブルタイプ ボアスコープは奥まった内部へ挿入する為に、4ミリ～6ミリ径の細いケーブルであり先端が上下左右に角度を変える事ができ、ケーブルの外側は、タングステンのワイヤーメッシュで覆われ、耐摩耗性、耐熱性、柔軟性、操作性等を考慮して作られている。

一度ケーブルをエンジンの検査ポートに挿入すると、その後は先端のCCDカメラから送られてくる画像をディスプレーで見ながら、コントローラーで先端をから変化させ、手でケーブルを挿入しながら、検査部位に到達させる。これは、簡単のように思われるが、非常に高いスキルを要し、経験と技術伝承等により的確に短時間で行う事ができるようになる。

検査部位に到達したら、いよいよ検査であるが、エンジンの内部の検査の場合には、1箇所を診るというよりは、1点を360° 全周にかけて診る、あるいは、全周のブレード、全周のベーンを診るといったイメージであり、同じ形状の部品を一枚一枚確認しながら検査するもので、根気と正確性が求められる検査ともいえる。

全周のブレードを検査する場合には、ボアスコープは1箇所に固定して、ターニングツールというもの（ブレードを回転させる為に使用するツール）でゆっくりエンジン内部のシャフトを回転させ、ブレードが回ることで、1枚1枚検査をしている。ターニングツールには、エンジン型式毎に全段のブレード枚数がプログラムされ



Fig. 3 ケーブル（4ミリ）とコントローラー



Fig. 4 ボアスコープ ケーブルの挿入状況

ており、全周検査をしたかどうか容易に確認できるようになっている為、起点を気にせずに作業ができるようになっている。

この検査の際、注意しなければならない事は、ブレードの回転軌道上に、ボアスコープ先端を入れすぎない事である。検査中には、ディスプレーに集中し、部品の傷等が見えにくい場合には、ついボアスコープの先端を近づけたくなるが、それによりブレードにボアスコープが巻き込まれ、内部に先端を落下させたり、ケーブルが抜けなくなってしまったりする事もある。このようなボアスコープのトラブルは、エンジン取り卸し分解になる恐れもあるので、多くの注意を払いながら行う作業である。

逆に、ベーンを検査する場合には、ベーンは回転する事が出来ない為、ボアスコープをゆっくりと全周の360° 以上になるまでケーブルを挿入させる必要がある。ディスプレー上では、最初にボアスコープ ケーブルを挿入したポートが、再び映し出されることで、全周の360° に達したと判断し、少々通過させた状態を起点として検査を開始している。ベーンを検査する際には、ボアスコープ ケーブルをゆっくり引きながら、且つケーブル先端のCCDカメラの角度をコントローラーで微妙に調整してディスプレーに映し出して検査している。最後まで引き抜く事で、全周のベーンを検査した事になるが、特に自重によって変化するケーブルの動きをとらえ、CCDカメラの角度を調整する技量は、経験と作業者同士の情報共有等も向上のポイントになっている。

検査においては、航空機メーカーとエンジンメーカーから発行されている技術基準、いわゆるメーカーマニュアルに従って検査を行っている。メーカーマニュアルには、エンジン内部の部品に一つ一つに、コンディション別にリミット（例えば、クラックは廃棄、へこみは、先端から0.005インチまで許容等）が記載されているが、不具合の長さについては、レンズやディスプレーを通して確認する為、長く見えたり、小さく見えたりと判断する際には、非常に苦労をして確認していた。

以前は、サンプル部品に等分長さを書いて比較したり、

あるいは、細い基準ワイヤをボアスコープの先端に取り付けて、同時に見る事で比較したりと工夫をして検査をしていたのである。

しかし、ボアスコープ器材の技術開発が進み、2つのレンズがついたCCDカメラ（ステレオレンズ）が搭載された先端が開発された。二つのレンズから映し出された映像情報を基に三角測量の原理で長さを計測できる技術である。日本航空では、10年前よりこのステレオレンズ付きのボアスコープを購入して検査を行っており、このステレオレンズの使用により、容易にかつ正確に計測ができるようになった。

ステレオレンズでの映像は以下のようであり、左のカメラからの映像は左画面に、右のカメラの映像は右の画面にディスプレーされる。測定したい部位の始点と終点を左の画面にプロットし、左右の画面の測定ポイントにずれがなければ、即座に距離がディスプレーされる。

図6は、ブレードの先端からどれくらい奥まで損傷しているかを測定しているものである。ブレード先端に仮想線を引き、損傷の大きい所の始点と終点をプロットして測定したものである。



Fig. 5 ステレオレンズ先端（正面と側面）

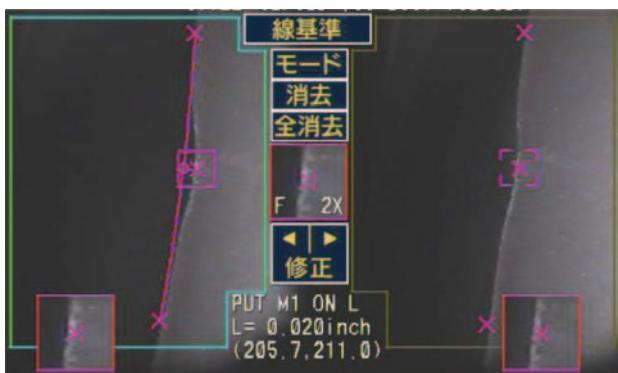


Fig. 6 ステレオレンズによる測定時の画面

3.3 超音波探傷検査 (Ultrasonic Testing)

主に部品内部に発生したクラックを発見する為に、超音波の反射波を利用して行う検査が超音波探傷検査(Ultrasonic Testing)である。超音波探傷検査は、航空業界だけでなく、多くの分野で検査方法として使用されている。航空機用エンジンに使用される超音波探傷検査で特徴的なのは、その部品の検査をする為だけの専用器材あるいは専用センサーを多く使用している事である。

(通常は、エンジンメーカーから購入する。) これは、エンジンの部品そのものが複雑な形状をしており、またエンジン型式毎に、部品の形状も違う為である。また、エンジンメーカーの推奨により部品の欠陥を早期に発見する場合には、航空機にエンジンを取り付けた状態でエンジン内部を検査する為、非常に厳しい環境下、つまり適切にセンサーを検査部に挿入する必要があるので、結果的に専用の器材やセンターを使用する事になる。

図7は、専用の超音波探傷検査の器材であるが、検査部位がシャフトの先端であり非常に複雑な形状である為、センサーが部品の形状に合うような形になっている。また、検査はディスプレーにてクラック インジケーションを確認しながら実施するものであるが、疑似インジケーションと間違えないようにする為、予めクラックの入ったリファレンス スタンダードを使用する必要がある。この際使用するリファレンス スタンダードは、部品の形状に合わせて作られた専用のものを使用する所もエンジン特有である。図8のリファレンス スタンダードには、予め一か所にクラックが入っており、これを使用してディスプレーの調整を行う。このリファレンス スタンダード使用する事により、疑似インジケーションの見間違いと作業者への判断レベルの標準化（個人の判

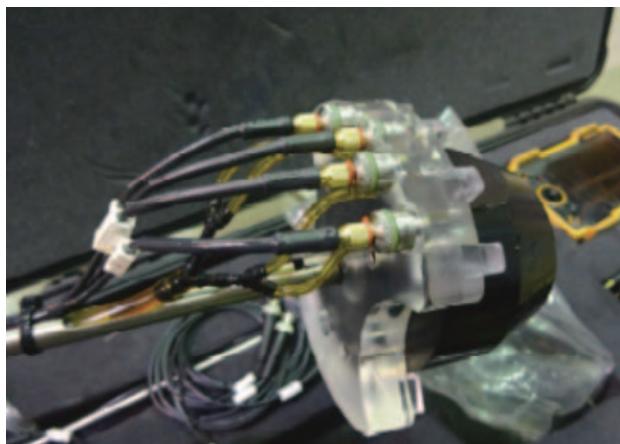


Fig. 7 エンジン専用の超音波探傷検査のセンサー

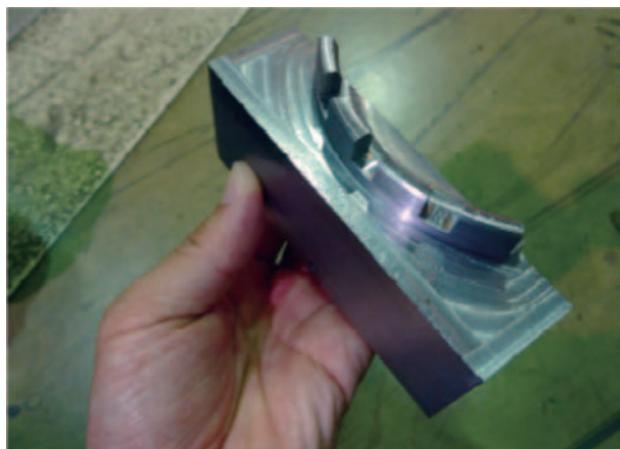


Fig. 8 超音波探傷検査のリファレンス スタンダード

断レベルを統一する。) をする事ができる。

整備士は、エンジン内部にセンサーを挿入して、ディスプレーにてクラック インジケーションを確認しながら検査するが、インジケーションが部品内部のクラックであるのか、あるいは、超音波が別の部品で、反射しているものなのか判断するスキルが必要となる。それは、エンジン内部には、多数の部品が複雑な構造でくみ上げられている為に、検査の部位によってインジケーションの出方が変わってくるからである。

整備士は、エンジン内部がどのように組み立てられているか、また部品の形がどのようなものかを、まずは習得し、その構造を頭に入れて置きながら、その上でセンサーを挿入して、センサーの当てる角度とその位置でのインジケーションを見て、欠陥 または 疑似インジケーションと判断しているのである。

欠陥を見つけるには、いかに疑似インジケーションであると見極める判断力が、整備士の技量ともいえる。

3.4 電磁誘導検査 (Eddy Current Testing)

主に部品の表面、表面近傍に発生した欠陥等を発見する為に、渦電流を利用して行う検査が電磁誘導検査 (Eddy Current Testing) である。

この電磁誘導検査 (Eddy Current Testing) も前述の超音波探傷検査 (Ultrasonic Testing) と同様に、エンジンで使用する際、特にエンジンが航空機に取り付いた状態で検査する際には、その検査専用の器材、あるいは専用センサーを使用している事が多い。

部品を検査する際、前述の部品内部の欠陥を発見する為の超音波探傷検査 (Ultrasonic Testing) にするか、部品表面、表面近傍の電磁誘導検査 (Eddy Current Testing) にするかは、部品の材質や特性等により決定される。基本的には、エンジンメーカーから発行されるサービスプリテン (SB) 等による指定方法や、エンジンマニュアル (エンジンを分解して部品を単体で詳細に検査する際に使用するマニュアルでエンジンメーカーが



Fig. 9 電磁誘導検査のセンサー部

発行するもの) で指定されている方法にて実施している。

部品の表面、および表面近傍の欠陥を発見する為、センサーをいかに上手く部品の表面に接触させるかが重要となる。センサーと部品に少しでも隙間があつては、うまく欠陥を見つける事はできない。センサーの角度、接触面の位置、押す力等で大きく左右してしまうもので、エンジン内部へセンサーを挿入した後は、整備士の手の感覚のみに集中して、欠陥を見つけるといった電磁誘導検査 (Eddy Current Testing) 特有の技量が求められるものである。

4. 検査者の資格管理

4.1 資格管理

上記3項で述べたように、検査をする上で整備士の知識と技量が重要である事がわかる。その為、日本航空では通常の分解、組み立て、修理等の資格とは別に、検査に特化した資格制度を用いて管理し、技量を維持している。

例えば、ボアスコープ検査資格、非破壊検査資格である。非破壊検査資格は更に、検査種類毎に区別され、超音波探傷検査 (Ultrasonic Testing) や電磁誘導検査 (Eddy Current Testing) がこれに当たり、その他には、放射線透過検査、磁粉探傷検査、浸透探傷検査等も区別されている。また更に、検査の技量は、実経験数にも大きく左右される為、レベル1、レベル2、レベル3という形で分けている。例えば、超音波探傷検査 (Ultrasonic Testing) をできる整備士は、レベル1、レベル2、レベル3の技量をもった整備士で構成されているという事である。レベル3が一番すぐれた資格であり、レベルを上げていくには、決められた訓練時間と実務経験、技量検定等をクリアしなければ、上がることはできないようになっている。レベル3の資格を得るには、数千時間以上の実務経験が必要となっている。

また、日本航空では米国ボーイング社製の航空機を使用している為、NAS (National Aerospace Standards) 410 規格を満たす必要がある。NAS410 規格とは非破壊検査に携わる検査員について、要件や試験方法などを規定した、米国の航空標準規格である。また検査員は、検査機器の調整及び校正、検査の実施・監督並びに検査結果の判定ができる者との要件にもなっている。

また、最近ではアメリカ非破壊検査協会 (The

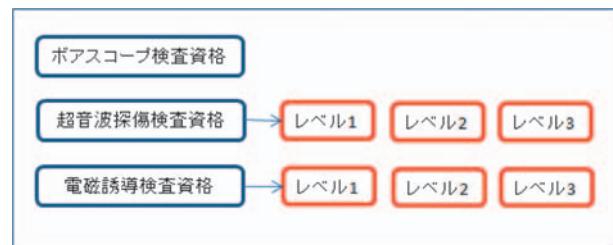


Fig.10 検査員の資格例

American Society for Nondestructive Testing) の認定やヨーロッパでの認定等についても、諸外国から求められる事もあるので、いかに検査員の知識、技量が重要であり、適正な判定が必要であるという事がわかる。

5. 人財・技量向上

5.1 個々の部品に対する分析

エンジンの内部状況を検査する際には、単にそのコンディションを使用器材で見るだけではなく、その部品に対する不具合の進行がどのように進むのかといった知識を頭に入れておくことが非常に重要である。その為には、エンジンが分解され、部品単体になった際の部品の状況について手に取って不具合の進行状況、色、大きさ、使用時間、発生場所等を自分なりに観察する事が大事であり、一つ一つの確認を実施している。また、日本航空では、部品単体の劣化状況について、多数の情報を管理する為データーベースに蓄積し、いつでもエンジン型式別で閲覧できるように構築している。このデータはエンジンの信頼性を向上させる為に多くの場で使用されているが、エンジン内部の検査を実施する整備士は、検査前はもちろんの事、それ以外の時でも、自分の頭の中に部品の劣化状況をイメージする為にこのデータベースの情報を使用している。

例えば、この部品は、縦にクラックが進行する特性があるとか、あるいは、この部品は端面が摩耗しやすいとか、あるいはこの部品は、途中まで進行するが、それ以上は進まないとかといった情報を頭に入れているのである。整備士にとって、部品の不具合状況、進行度合いの特性を数多く知っているか、積極的に情報をとらえているかが適正な判断をする上での技量であり、常にその情報を新しいものに維持する事も求められている。

5.2 エンジン内部構造を頭の中で組み立てる。

エンジン内部へボアスコープや非破壊検査のセンサーを挿入する際、検査部位は非常に奥の複雑に入り組んだ



Fig.11 部品単体での不具合状況の観察（クラック）

所にある為、整備士はエンジン内部の部品がどのように構成され、組み立てられているかを把握しておく必要がある。

検査器材のディスプレーから表示されている映像だけでは、どこに進んでいいのか、どこで曲がって進むのかは判断できず、逆に自分が今どこにいるのか迷ってしまうだけである。若手整備士から、よく出てくる言葉は、上下左右が分からなくなったり、今どこにいるのかわからなくなってしまったという言葉である。熟練の整備士は簡単にディスプレーの映像を見ながら挿入しているように見えるが、頭の中では、しっかりと自分の位置やゴールの検査部位までの道筋ができているのである。センサーを挿入する前に、まずは自分の頭の中でセンサー挿入の手順、ゴールまでの道筋を作つてから、実業務に当たっている、いわゆるイメージシミュレーションをしているのである。このイメージシミュレーションを怠ると、センサーの一部をエンジン内部部品に引っかけて損傷を与え、あるいはセンサーの一部をエンジン内部へ落下したりする恐れがあり、検査をする上で、部品の構成、組み立て方を知る事は、非常に重要な技量である。

エンジンの内部構造は、エンジンメーカーから提供されるマニュアルで図面上学び、その上で実際のエンジンの分解や部品単体の検査、エンジン組み立て作業に立ち会う事で、地道に習得していくのである。非常に複雑で曲がった奥の部位の検査をする際には、予め部品単体をよく見てから始める事もある。検査部位にセンサーが到達できない事には、検査を始める事ができないので、センサーの挿入技術も技量を高める要素として求められる。

5.3 計測機器のトレーサビリティ

整備士がしっかりと検査をしても、使用する計測機器が適正は値を表示しなければ、正しい判断はできずエンジンの品質を保つことはできない。検査に使用する計測機器は全て適正な管理が必要である。

検査に必要な計測機器は、適正な精度を保持する為、基本的には計測機器メーカー推奨の検査方法に従い、定期的に校正を実施する必要がある。日本航空では、社内校正や計測機器メーカーに送付して適正に校正を行っているが、エンジンで使用する計測機器は3000台以上におよぶ為、データーベースにより情報を集め、定期検査の期限管理等をしている。

また、計測機器の校正結果が適正であるか判断する人格も、有資格者で確認を行うような体制にしている。

計測機器を単に校正するだけではなく、トレーサビリティの考え方により、標準器は何を使用したか記録で追える必要がある。標準器とは計測機器を校正する際に使用する計測機器であり、基本的には整備作業には使用しないものである。またその標準器も定期検査にて校正をする必要があり、上位の標準器で校正が実施されている。

つまり、エンジンの整備で使用する全ての計測機器は、

標準器で校正され、更に標準器は上位標準器で校正されて、最終的には上記標準器は、国家標準器（日本国国家標準、米国国家標準、諸外国国家標準等）につながっているのである。また、全てにトレーサビリティの記録が残されている。このように管理された計測機器を使用する事で、整備士の判断が適正なものになるのである。

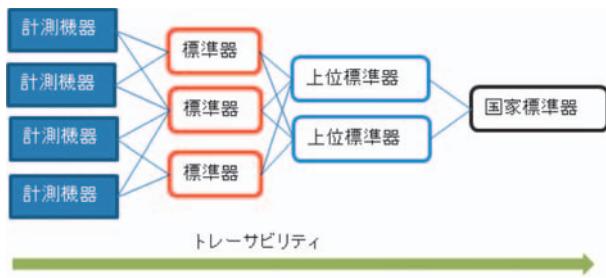


Fig.12 計測機器のトレーサビリティ

6. 航空会社、メーカーとの協力体制が重要

エンジンメーカーは、ある前提の使用環境を想定して、テクニカル デザインデーター等多くの情報をもとに部品の設計をされている。

また、航空会社は、エンジンをオペレーションする事で、どこの部品にどれくらい不具合が発生するかといった、部品の損傷状況を多くつかめるようになってくる。国際路線、国内路線でのエンジンへの使用環境が違う為、

部品の損傷状況は更に多くの種類に分類される。

エンジン整備においては、多くの部品をメーカーマニュアルの判定基準により検査しているが、毎回修理される部品や廃棄になる部品等も多くあり、単にそのままの判断結果以外に何もしなければ、部品の品質の向上はない。エンジンメーカーにおいても、実際にエンジンが使用されて、どのように部品が損傷するのかといった情報を求めているのである。

航空会社とエンジンメーカーとの定期的な技術情報会議はそういった部品損傷に対する議論の場であり、個々の部品に対して、初期に不具合が発生する初期故障型であるのか、長期に使用する事で発生する経年劣化型であるのか、あるいは、偶発的に発生するものなのかといった分析を含めて、お互いの技術の知識をぶつけて、問題解決を見出している。この情報会議体制は、両社間にとて品質を大きく向上させる体制であり、他航空会社への品質にも寄与しているといえる。

整備士が日々部品の検査をしている中で、部品損傷を判断するだけではなく、あまり皆見た事のない不具合や酷い損傷等を、エンジンメーカーへフィードバックできるように情報を積極的に集めながら、作業しているのも品質向上の礎となっている。これからも航空機用エンジンは進化を続けるが、品質向上にむけて、人財の知識、技量に努力を惜しまず、進んでいく次第である。

特集：ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか

PIV計測の原理と応用

西尾 茂^{*1}
NISHIO Shigeru

二宮 尚^{*2}
NINOMIYA Nao

ABSTRACT

The fundamental ideas on velocity measurement by means of image processing were described and the applications of those approaches were shown. A brief history of the development of PIV was described. PIV has two origins of development, i.e., the ideas based on optical method and the applications of digital image processing. The interactions of scattering lights were utilized for the detection of image displacement, and it reaches to the same destination by replacing the procedure with digital processing of image. The challenges for three-dimensional measurement were also described, and the present status of those attempts is explained. The applications of PIV measurements in the field of turbo machinery were also introduced.

キーワード：PIV（粒子画像流速計）、画像処理、計測原理、応用

PIV (Particle Image Velocimetry), Image processing, Measurement principles, Applications

1. 流れの可視化と画像のデジタル化

1.1 黎明期のPIV

写真技術が発達し、連写や正確なシャッタータイミングの管理が可能となったとき、流れの可視化写真を使って定量的な計測ができるかも知れないと思いついたことは、振り返ってみれば至極自然な発想であった。PIV (Particle Image Velocimetry) の解説^{(1),(2)}には、このような試みが今からおよそ100年前に行われていた例が引用される。1917年に発表されたNayler, Frazerの論文⁽³⁾で、シネフィルムに撮影された粒子像を一つ一つ手作業で解析し、速度分布を求めた結果が示されている。しかし、人の判断に依らない計測システムが成立するには、それから半世紀以上の時間の経過が必要であった。

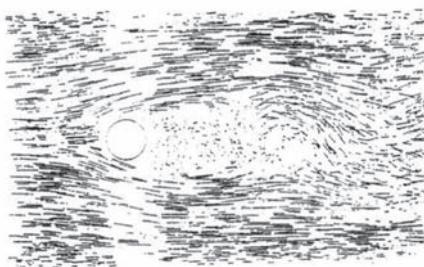


Fig. 1 Velocity distribution obtained by hand-processing^{(1),(2)}

1.2 画像のデジタル化

本格的にデジタル画像の利用が進むのは、CCD

(Charge Coupled Device) を使ったビデオカメラが市販品として出回るようになってからである。1978年に11万画素のCCDカメラをソニーが開発し⁽⁴⁾、その後間もなく市販のビデオカメラとして商品化される。これらのカメラには、アナログの、いわゆるビデオ信号出力が用意されており、画像を計算機で扱えるようにデジタル化して記録するには、ビデオ信号を計算機に取り込むビデオ・キャプチャー・ボードを使用するのが一般的であった。図2は、1980年代前半に使われた、画像処理装置の一例⁽⁵⁾である。画像処理用計算機とは別に、データ処理用に当時の汎用計算機であるFACOM M170が接続されており、大規模な処理系が必要であったことが分かる。

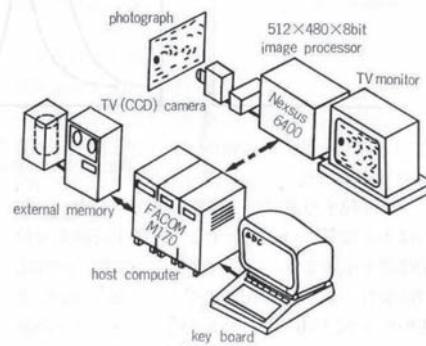


Fig. 2 Image processing system using mainframe computer⁽⁵⁾

1.3 可視化実験の最新動向

PIVの開発初期のビデオカメラの出力はNTSC方式と呼ばれるアナログ信号で、画像処理装置に取り組んだ画像の解像度は512×480しかなかったが、現在ではビデオ信号の規格に拘束されないデジタルビデオカメラが登場し、毎秒30コマで1600万画素 (4k × 4k) もの画像を取

原稿受付 2013年7月26日

* 1 神戸大学大学院海事科学研究科
〒658-0022 神戸市東灘区深江南町5-1-1
* 2 宇都宮大学大学院工学研究科
〒321-8585 宇都宮市陽東7-1-2

得できるようになった。また、撮像速度にしても、100万画素 ($1k \times 1k$) の解像度で、毎秒1万コマの撮影が可能となっているし、解像度を犠牲にすれば毎秒100万コマ以上の超高速での撮影も可能となっている。

また、データ処理に関しては、現在は市販のPCで十分高速な処理が可能であるし、GPGPU (General Purpose Computation on GPU) を利用することで更に数十倍の高速化も実現可能となっている。

1.4 PIVに必要な機器

PIV計測に必要な機器は、主にカメラと光源である。カメラは、出来れば100万画素以上の解像度の物を用意したい。撮像速度に関しては、後述のフレーム・ストラドリングと呼ばれる手法を用いれば、特に高速なカメラは必要なく、毎秒10コマのカメラでも十分計測可能である。但し、CameraLinkなどの専用の画像入力ボードが必要となる場合が多い。一方、光源にはダブルパルスレーザを用意したい。丁度、カメラのコマとコマの間の不感時間（インターフレームタイム）の前後で2つのレーザが別々に発光するように調整することで、2コマの間の露光時間間隔を任意の微小な時間間隔に設定することが可能となる。この露光方法をフレーム・ストラドリングと呼び、これを実現するためにカメラとレーザの同期を制御するタイミングコントローラーが必要となる。後は、画像を取り込み、PIVの処理を行うPCがあれば、計測可能である。

近年、高速度カメラと高繰返しレーザを用いたdynamic PIV⁽⁶⁾やTR (Time Resolved)-PIV⁽⁷⁾と呼ばれる新しい計測方法が登場し、流れ場の時間変化を連続的に計測可能となっている。しかし、明るい高繰返しレーザは非常に高価であることと、時間間隔が高速度カメラのコマ数で固定となることから、初心者にはあまりお薦め出来ない。

2. PIVアルゴリズムの基礎と応用

PIVの発展には、欧米を中心に発達した光のアナログ処理に基礎を置く系列と、デジタル画像を計算機上で処理することを前提に開発された技術の系列がある。今日では、PIVは主にデジタル画像処理を中心に展開がなされているが、ここではPIVのルーツに遡って原理が理解できるように解説を行う。

2.1 光学的手法からの出発

レーザ光は狭帯域の位相の揃った特殊な光（コヒーレント光）であるが、これを光散乱面に照射するとスペックルパターンと呼ばれるランダムな模様が現れ、散乱面の微小な変位に伴って並進移動する。この性質を利用すると流体中のトレーサ粒子の運動を正確捉えることができた⁽⁸⁾。レーザスペックル法と呼ばれる光学手法は、流れに懸濁したトレーサ粒子からの散乱光により生じるス

ペックルパターンを二重露光させて高解像度フィルムに記録する。このフィルムに対して、図3のようにレーザ光を照射すると、スクリーンには図4に示すような干渉縞（ヤング縞）が現れる。この干渉縞の間隔 $D = \lambda \cdot L / \delta$ （ δ ：移動距離、 λ ：レーザの波長、 L ：フィルムとスクリーンの距離）は、パターンの移動距離に反比例するため、干渉縞の間隔を解析することにより、速度を求めることができる。

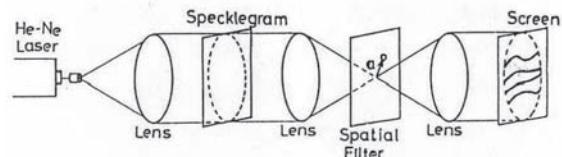


Fig. 3 Optical processing procedure of speckle method⁽⁹⁾

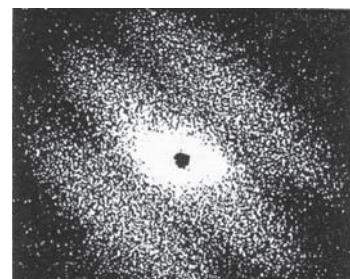


Fig. 4 Example of Young's fringe⁽¹⁰⁾

厳密な意味でのスペックル法は、光の干渉で生じたスペックルパターンを用いるが、粒子像そのものの二重露光画像にレーザ光を照射して得られるヤング縞を解析して、速度場を得る方法が考え出された。可視化はストロボ光でも可能であるため、簡便な実験が可能となり、広く応用が進んだ。この方法は、元々のレーザスペックル法と区別をするため、白色光スペックル法と名付けられ、開発が進められた⁽⁹⁾。今日、PIVという名称は、広く粒子画像を用いて流速を求める方法に用いられているが、元来、PIVという呼称は、これらの光学的な処理を用いるスペックル法を指す用語として用いられ、後述するPTV (Particle Tracking Velocimetry; 粒子追跡法)などと共に、暫くは並列に使用された。

現在では、後述のデジタル画像を直接扱う手法が十分な能力をもった計算機で高速に処理できるため、このよ

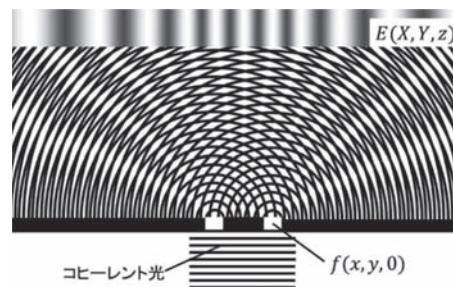


Fig. 5 Illustration of interference of point source lights

うな光学手法はあまり用いられなくなった。しかし、本稿で旧式とも思える光学手法を解説しているのは、この手法が現在のPIVの計測原理の基になっているからである。図5のように近接する開口部にコヒーレント光を照射し、回折光をスクリーンに投影して得られる干渉縞は、開口部の形状をフーリエ変換した結果であると説明される。開口部相互の距離に比べてスクリーンまでの距離を十分に遠くにとると、スクリーン上の干渉縞は、球面状に広がる回折光の足し合わせとして(1)式のように表わされる。ただし、 $R^2=X^2+Y^2+z^2$, $f(x, y)=1$ (粒子像) or 0 (背景) である。

$$E = C \frac{\exp\{i(\omega t - kR)\}}{R} \iint f(x, y) \cdot \exp\{ik(Xx + Yy)/R\} dx dy \quad (1)$$

$K_x = Xk/R$, $K_y = Yk/R$ とすると、積分部分は粒子像 $f(x, y)$ のフーリエ変換そのものであり、二重露光された粒子像の移動距離および方向は (K_x, K_y) として取り出すことができる。次節で述べる相関法も、フーリエ変換を用いて計算の高速処理を実現しているが、光学処理を得意とした分野からの派生システムでは、上述の光学手法のデジタル化からPIVの開発が進められ、結果としてデジタル画像の処理から考えだされた2.2.2節で解説する相関法と同じ原理に辿りついている。

2.2 デジタル画像からの発想

2.2.1 粒子追跡法

PIVの基本原理は、流れとともに移動するトレーサ粒子の位置を追跡することにより、流速が分かるということにある。これを忠実に実行するのが粒子追跡法(PTV: Particle Tracking Velocimetry)である。単独の粒子像の追跡を行う場合、画面内に多数存在する粒子像に個別の色や名前がついていない限り、2時刻間での粒子の対応付けは無数の可能性があり、正しい対応を決定することは容易でない。そこで、単独の粒子像の重心位置を用いると言う基本方針は堅持しつつ、数時刻にわたり粒子対応付けの連続性を評価指標に用いる多時刻追跡法と呼ばれる手法が開発された。この手法は、数多く存在する対応付けの可能性の中で、最も滑らかに粒子位置が変化してゆく組合せが、正しい対応付けの可能性が高いと考えるものである。図6は、1989年に小林らが考案した4時刻追跡法のアルゴリズムを示したものである⁽¹¹⁾。1時刻目と2時刻目の粒子の対応付けは、近隣にあ

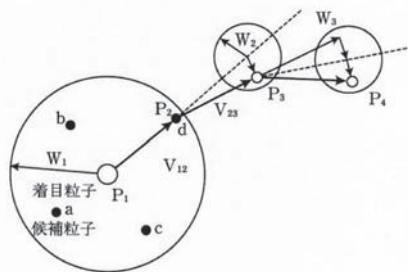


Fig. 6 Principle of multi-frame particle tracking method⁽¹¹⁾

る全ての粒子が対応の候補となるが、3時刻目、4時刻目と、延長線の候補点の近傍粒子に対象を絞ってゆくと、候補となり得る粒子像の組合せは劇的に減り、正しい組合せを比較的精度良く定めることができる。

2.2.2 相関法

PIVの元々の発想は前述のとおり粒子像の位置変化を検出することにあるが、少し発想を広げると粒子「群」の追跡でも流れ場の情報を得ることは可能である。粒子の分布パターンの情報を用いると、単一粒子を追跡していた時に比べて取り扱う情報量が格段に増える。この利点を生かし開発されたのが、相関法(Correlation Method)^{(12), (13)}であり、今日の市販のPIVシステムの多くが採用している基本アルゴリズムである。

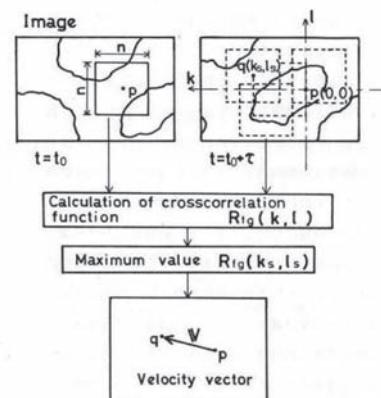


Fig. 7 Principle of correlation method⁽¹³⁾

粒子分布パターンの類似度を評価する方法は種々考えられるが、最も一般的なのが相関係数を用いる手法である。図7に示すように、相関法では2時刻目に探査領域を設定し、この領域内で相関係数を全て計算した上で、その中から相関係数が最大となる点を求める。 τ の時間間隔において撮像された2つの粒子像の輝度分布 $f(x, y)$, $g(x, y)$ を(2)式にあてはめ相関係数 C_{fg} を求めると図8に示すような相関係数の分布が得られる。この分布において、相関係数が最も高い位置は粒子分布 $f(x, y)$ と $g(x, y)$ パターンの類似度が高く、その位置が粒子群の移動先である可能性が高いと考える。

$$C_{fg} = \int_S f(x, y) \cdot g(x + \tau_x, y + \tau_y) dS \quad (2)$$

相関法の基本原理は、数学的にはある領域の中で相関係数分布の中から最大値の位置を探すという問題に集約できる。このような問題は、連立一次方程式を解くように簡単には解を得ることができず、方程式を解くというよりは、解の存在するであろう領域の中で「解を探す」といった作業が必要となる。

この方法は、可視化画像の空間的に豊富な情報を活用することができるため、2時刻の画像情報だけから対応粒子群を同定できた。また、粒子像をひとつひとつ分離

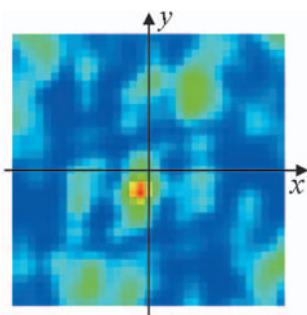


Fig. 8 Correlation coefficient distribution of PIV measurement

する必要がないこともあわせてアルゴリズムが単純化し易いこと、実験の観点からは粒子の数密度を上げることが容易であり、対象画像の選択肢が広がることから広く普及した。

この計算をそのまま行うのが、いわゆる「直接相関法」^{[12],[13]}と言われる手法で、デジタル画像から出発したPIV手法の開発のひとつの原点となっている。相関係数の積分を全画素に対して行うと、計算量は膨大なものとなるため、計算量の圧縮が重大な研究課題となり、高速フーリエ変換(FFT)を用いる相関法の開発^{[14],[15]}などが提案された。前述のようにFFTを用いる手法は、光学計測からの流れを汲むこともあり、標準的な処理法の一つとして用いられている。

2.3 サブピクセル解析と精度向上

PIVの開発は1990年代半ばまでは、如何にして間違なく1時刻目と2時刻目の画像間で対応粒子像群を探すかという点に開発のターゲットが集中していた。しかし、カメラの解像度の向上や画質の改善などにより取り扱う情報量の制限が少なくなり、この問題は表面化しなくなり、開発は精度向上に向かうこととなる。PIVの精度劣化の原因は多く存在するが、10～20画素程度の移動距離に対して、1画素単位の解像度しか持たない画像解析では、その精度の限界はたかが知れている。そこで、粒子像の対応後、さらに細かい精度での移動距離の同定を行う方法として、サブピクセル解析が行われる。

相関法を例にとると、画像間の距離に対する相関係数値の変化は模式的に図9に示すようになるが、粒子像の真の移動先は画素単位の位置の間に存在することが普通である。この真値の位置を精度よく求めるために

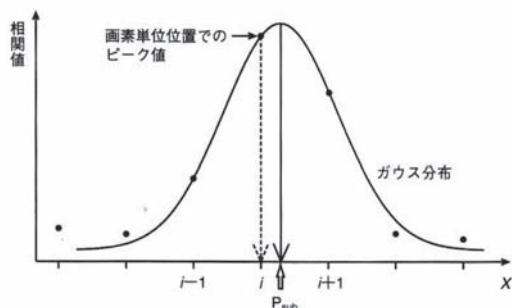
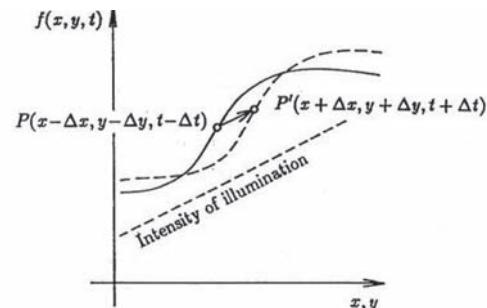


Fig. 9 Principle of sub-pixel analysis by Gaussian curve fitting

は、相関値の分布をガウス分布などで近似し、その関数が与える最大値の位置を粒子移動先の推定値として与える。近似関数の妥当性、近似の精度などにより、推定値の精度が変わるが、関数近似の方法は比較的ノイズに強く、簡便かつ安定した方法として、現在も広く用いられている。

一方、画像の輝度変化を支配方程式として記述し、その方程式を解くことにより画素単位での解の探索を不用とし、結果的にサブピクセル精度を実現する方法がある。時空間微分法である。時空間微分法は、当初、オプティカルフローの解析に用いられ^[16]、さらに流れ場解析への応用が進められた。図10に示すように、輝度分布の時空間変化を移流方程式として記述し、これに含まれる速度情報を連立方程式の解として求める。この手法をサブピクセル解析に適用すると、その解像度の高さと限界精度の良さが生かされ、高精度アルゴリズムとしての適用が可能となる。

Fig. 10 Principle of spatio-temporal method^[17]

今日のPIV計測でサブピクセル精度をもたない計測結果を見ることはほとんどなくなった。画像の変形や回転を考慮したアルゴリズムも開発され^[18]、精度向上に関する努力は、日々続けられている。

3. 三次元への挑戦

3.1 3-D PTV (三次元粒子追跡流速計)

可視化画像の定量解析をきっかけに、流れを「場」として捉えることに成功し発展してきたPIVであるが、画像平面における2次元解析にとどまらず、3次元流れ場計測の試みは早くから行われていた。1970年にCCDが発明され、1989年には4時刻追跡法の開発と応用が発表されているが、それとほぼ同時期にステレオ写真法の原理を応用した3次元PTVの計測^[19]が行われている(Fig11)。3台のカメラを用いてトレーサ粒子の3次元位置を求め、これを4時刻追跡法などのPTVアルゴリズムで追跡する。粒子の位置さえ精度よく求められれば、PTVのアルゴリズムは2次元から3次元への拡張はさして難しくなく、移行も早かった。ただし、これは原理的な話で、実際には2次元の場合に比べて追跡候補が格段に多くなるため、スプリングモデル^[20]などの導入によ

る計算の効率化と追跡精度の向上は不可欠であった。また、計測システムを構築するには、カメラ校正システムなども同時に開発しなければ実用にはならず、一般的なユーザが利用できるまでには克服する課題が多くあった。

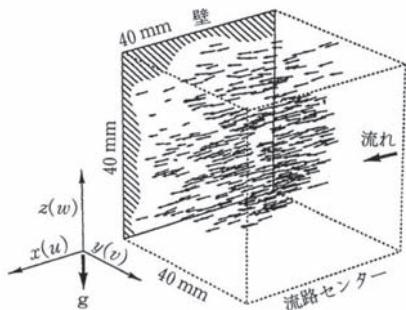


Fig. 11 Velocity distribution obtained by 3-D PTV^[19]

3.2 ステレオPIV

確かに、3次元空間の速度3成分計測(3D3C: 3 Dimension and 3 Components)は魅力的であるが、本格的な普及には何らかのエポックが必要であった。ステレオPIV^[21, 22]は、速度3成分の計測を可能としたまま、計測対象を2次元平面に限定することにより、3次元計測の障壁を取り除いた。2台のカメラを用いて粒子像を撮影し、速度の3次元情報を再構築するという点は、3次元PTVと同じである。しかし、ステレオPIVでは、図12に示すように計測対象をレーザシート光上のみに限定し、さらに各カメラで得られる相関情報または画像平面における速度場情報を基に速度の3成分を求める。このようにすると、カメラ校正が簡単かつ精度向上し、3次元流れ場の再構築が容易となる。

特にカメラ校正は、Scheimflug配置を採用することにより、2次元の場合と変わらない校正パラメータとなり、実用上の利便性が飛躍的に向上した。本稿で3次元計測が可能なPIV手法をいくつか紹介しているが、最も広く用いられている「3次元計測」システムは、このステレオPIVである。このシステムを応用し、スキャニングなどの技術と組み合わせることにより、3D3Cの計測を可能にする試みも行われている。

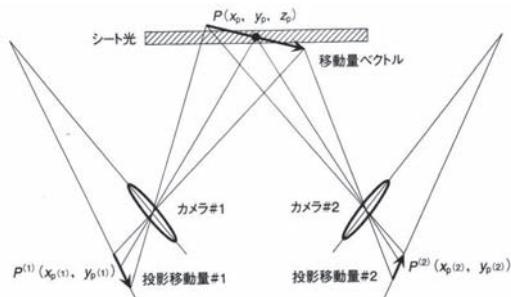


Fig. 12 Principle of stereo PIV^[1]

3.3 フルスペック3-D PIV（トモグラフィックPIV）

医療検査機器でお馴染みのトモグラフィ(CT)は、

多方向から撮影した画像から3次元の情報を再構成する技術である。原理的には、3面図を用いることにより3次元形状の表現/再構築が可能となるという考え方を応用したものである。3-D PTVは、個々の粒子の3次元位置を三角測量の原理を用いて求めているが、トモグラフィックPIV^[23]においては3次元空間の光の散乱強度分布を組織的に求める。すなわち、従来、レーザシート光で切り出された断面の粒子像をビデオカメラで輝度分布として記録したように、複数台のカメラを用いて3次元空間に分布する粒子像を輝度分布として記録し、これを解析することにより3次元空間のベクトル分布(3D3C)の再構成を可能にした。

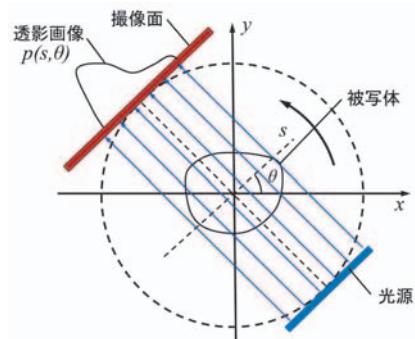


Fig. 13 Detection procedure of Tomography image

図13は、X線CTの原理の説明に用いられるトモグラフィ像撮影原理の概念図である。医療検査で用いられるX線は直進性が強く、照射したX線は対象物を透過して撮像面に達する。X線は、物体内部を通過する際に物体内部の減衰特性に応じて弱められ、撮像面にはX線の通過した経路の減衰特性の積分結果が記録される。これを数式で表わすと(3)式のようになる。この関係をラドン変換と呼ぶが、多方向からの照射に対する(3)式と同様の関係式が得られた場合、この関係式は逆変換が可能となり、内部の減衰特性の分布である $\mu(x, y)$ が記録結果 $p(s, \theta)$ を用いて再構成可能となる。トモグラフィックPIVでは、再構成された2時刻の3次元輝度分布に対して相関法を適用し、粒子群の3次元移動を同定する。相関法のアルゴリズムの2次元から3次元への拡張は難しくなく、2次元の場合の画像上の輝度、相関領域、探査領域を3次元に置き換え、2次元と同様の演算を行えばよい。

$$p(s, \theta) = - \int \mu(s \cos \theta - t \sin \theta, s \sin \theta + t \cos \theta) dt \quad (3)$$

PIVでは可視光であるレーザ光を用いるため、X線を用いた計測のような対象物の内部情報が得られる訳ではない。しかし、トレーサ粒子はまばらにしか分布しないので、トレーサ粒子上で生じる散乱光は側面から計測領域を見通して観察することができる。これをカメラで記録すると、カメラの視線の先に分布する粒子からの散乱光を足し合わせた画像が得られ、トモグラフィ画像と同等の情報が得られる。図14に示すように、奥行き方向の

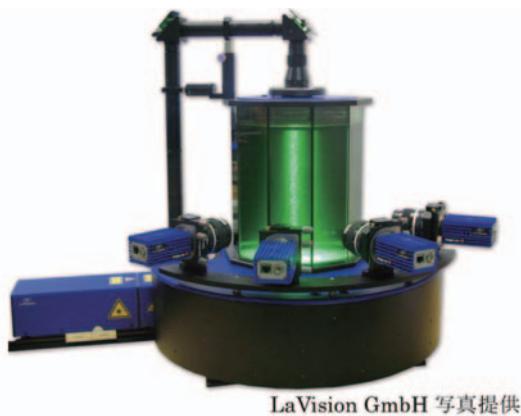


Fig.14 Measurement system of Tomographic PIV

積分画像を多方向から記録し、情報を総合して解析することにより、3次元空間内の散乱強度分布を輝度分布として取得することができる。

トモグラフィックPIVを行う際の障害は、実験装置の構成と演算量の多さにある。医療現場で用いるX線CTは、物体の周方向にX線照射部と受光部を回転させるとともに、長さ方向にこれらの装置を並列に置いたり対象物を移動させたりして、3次元情報の取得を行う。一方、時間解像度の確保が重要な要件となるPIVの場合、多方向からの情報取得の同時性が必須条件となるため、複数のカメラを設置しての撮影や3次元の対象領域に一様かつ高強度のレーザの照射が必要となる。図14にトモグラフィックPIVの装置例を示すが、4台以上の高解像度カメラと、高強度のレーザの用意が必要になり、システム全体は高価にならざるを得ないし、計算時間も必然的に長くなる。しかし、この分野に対するEU諸国の研究熱はすさまじく、最新の研究例ではカメラ12台を用いたシステムまで存在する。また、時系列のトモグラフィックPIVの計測結果を元にPTVの多時刻推定の原理を活用することで、大幅に計算負荷を軽減する'Shake The Box'²⁴⁾と言う新しいアルゴリズムも提案されている。

4. PIVの応用事例（ガスタービンへの適用）

実際のPIVの計測結果の一例を図15に示す。この図は、

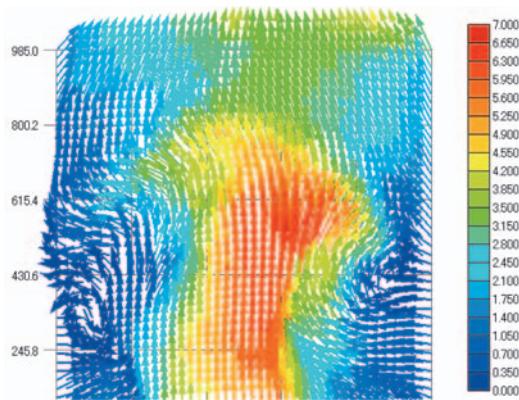
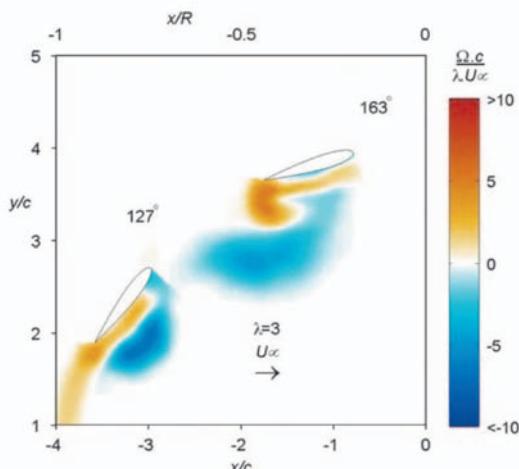


Fig.15 2-D jet measured by PIV

ある瞬間の二次元噴流の断面速度分布である。中心付近の高速の噴流が周囲流体を巻き込みながら、左右にうねりながら流れている様子の詳細が見て取れる。PIVを用いると、この様に流れ場の全体像を容易に捉えることが可能である。但し、ここで一つ注意して頂きたいのは、この結果はたまたま撮影したある一瞬の流れ場の様子を表しているに過ぎず、流れ場がいつもこのような姿をしている訳ではないということである。平均速度分布やレイノルズ応力の分布を求めたいのであれば、多数のサンプルを集め、統計処理を施す必要がある。

次に、ガスタービンに関するPIVの適用事例について概説する。PIVの計測原理は、流れの可視化を基本としているため、ガスタービン内の流れをPIV計測するためには、流れ場を適切に可視化することが大前提となる。そのため、動翼間の流れに関するPIV計測事例は皆無に等しいが、翼間距離の大きな流れ場に対してはいくつかの報告例がある。図16はその一例で、異なる迎え角を持つ翼回りの渦度分布をPIVで計測した結果である。

Fig.16 Vorticity behind the blade with different angles²⁵⁾
(with permission from Springer Science + Business Media)

一方、ガスタービンの燃焼器内部の流れに関しては、その光学的アクセスの良さから比較的多くの研究結果が報告されている。例えば、Gnirß, Tropea²⁶⁾は、燃焼器モデル内の速度場をPIVで、濃度場をMie散乱で同時に計測した。また、Willertら²⁷⁾は、アルミナの微粒子をトレーサーに用いることで、実燃焼器内の流れ場のPIV計測を行った。尚、燃焼器のおける可視化の最新動向については、本誌の特集記事を参照されたい。

5. 結言

本稿では、様々な流れ場の計測において多くの研究成果を上げているPIV（Particle Image Velocimetry：粒子画像流速計）について、その計測原理を開発の歴史に沿って解説し、合わせてPIVの最新動向を紹介した。また、実際の計測結果を紹介すると共に、ガスタービンに

対する適用事例の一部を紹介した。ガスタービンの流れは非常に複雑で、PIVを用いたからと言って、容易に計測出来る訳ではないが、上手く活用して頂ければ非常に多くの情報を得ることが可能な計測手法である。本稿が今後のガスタービン研究の一助となれば幸いである。

6. 参考文献

- (1) 可視化情報学会編, PIVハンドブック, 森北出版 (2002).
- (2) 西尾 茂, PIV開発の足跡, 可視化情報学会誌, Vol.29, No.112 (2009), pp.3-9.
- (3) Nayler, J.L., Frazer, B.A., Preliminary report upon an experimental method of investigating, by the aid of cinematographic photography, the history of eddying flow past a model immersed in water, Tech. Rep. Advisory Commit. For Aeronau. For 1917-18, Vol.1, London, His Majesty's Stationery Office (1917).
- (4) ソニー半導体の歴史, <http://www.sony.co.jp/Products/SC-HP/outline/overview/history.html>
- (5) 小林敏雄, 佐賀徹雄, 流跡写真から如何にして速度情報を得るか, 流れの可視化, Vol. 6, No.20 (1986), pp.42-49.
- (6) 速水洋, 岡本孝司, 荒巻森一朗, 小林敏雄, 高速度PIVシステムの開発, 可視化情報, Vol. 23 Suppl., No. 1 (2003), pp. 207-208.
- (7) Kurtulus, D. F., Scarano, F., David, L., Unsteady aerodynamic forces estimation on a square cylinder by TR-PIV, Experiments in Fluids, Vol. 42 (2007), pp. 185-196.
- (8) Blows, L.G., Tanner, L.H., A method for the measurement of fluid surface velocities, using particles and laser light source, Journal of Physics, 7 (1974), pp.402-405.
- (9) 細井健司, 川橋正明, 豊岡了, 鈴木充, 白色スペックル写真法による流速分布計測, 流れの可視化, Vol.2, No.6 (1982), pp.409-414.
- (10) 木村一郎, 植村知正, 奥野武俊, 可視化情報計測, 近代科学社 (2001).
- (11) 小林敏雄, 佐賀徹雄, 瀬川茂樹, 神田宏, 2次元流れ場の実時間デジタル画像計測システムの開発, 日本機械学会論文集 (B編), Vol.55, No.509, (1989), pp.107-115.
- (12) 篠 源亮, レーザ画像の相関処理による流速計測, 流れの可視化, Vol. 3, No.10 (1983), pp.189-192.
- (13) 木村一郎, 高森年, 井上隆, 相関を利用した流れの画像計測 - 非定常流への適用 -, 流れの可視化, Vol. 6, No.22 (1986), pp.269-272.
- (14) 奥野武俊, フーリエ変換を利用した画像解析による流場の画像計測, 関西造船協会誌, No.208 (1988), pp.61-67.
- (15) Willert, C.E., Gharib, M., Digital particle image velocimetry, Experiments in Fluids, Vol. 10 (1991), pp.181-193.
- (16) Horn, B. K. P., Schunck, B. G., Determining Optical Flow, Artificial Intelligence, Vol.17, (1981), pp.185-203.
- (17) Sugii, Y., Nishio, S., Okuno, T., Okamoto, K., A highly accurate iterative PIV technique using a gradient method, Jour. of Measurement Science and Technology, Institute of Physics, Vol.11 (2000), pp.1666-1673.
- (18) Scarano, F., REVIEW: Iterative image deformation methods in PIV, Measurement Science and Technology, Vol. 13 (2002), pp. R1-R19.
- (19) 西野耕一, 笠木伸英, 平田賢, 佐田豊, 画像処理に基づく流れの3次元計測に関する研究, 日本機械学会論文集 (B編), Vol.55, No.510 (1989), pp.404-412.
- (20) Okamoto, K., Hassan, Y.A., Schmidl, W.D., New tracking algorithm for particle image velocimetry, Experiments in Fluids, Vol. 19 (1995), pp.342-347.
- (21) Arroyo, M.P., Greated, C.A., Stereoscopic particle image velocimetry, Measurement Science and Technology, Vol.2 (1991), pp.1181-1186.
- (22) Prasad, A.K., Adrian, R.J., Stereoscopic particle image velocimetry applied to liquid flows, Experiments in Fluids, Vol.15 (1993), pp.40-60.
- (23) Michaelis, D., Wieneke, B., Tiedemann, C., Henke, R., トモグラフィックPIVを使った小規模三次元乱流構造の可視化, 可視化情報, Vol. 29, No. 112 (2009), pp. 31-36.
- (24) Schanz, D., Schröder, A., Gesemann, S., Michaelis, D., Wieneke, B., 'Shake The Box' : A highly efficient and accurate Tomographic Particle Tracking Velocimetry (TOMO-PTV) method using prediction of particle positions, Proc. 10th Int'l Symp. on PIV, (2013), A105.
- (25) Ferreira, C. S., v. Kuik, G., v. Bussel, G., Scarano, F., Visualization by PIV of a dynamic stall on a vertical axis wind turbine, Exp. Fluids, Vol. 46 (2009), pp. 97-108.
- (26) Gnirß, M., Tropea, C., Simultaneous PIV and concentration measurements in a gas-turbine combustor model, Exp. Fluids, Vol. 45 (2008), pp. 643-656. <http://youtu.be/04Asjwp1kxc>
- (27) Willert, C., Haasa, C., Stockhausen, G., Jarius, M., Voges, M., Klinner, J., Combined PIV and DGV applied to a pressurized gas turbine combustion facility, Meas. Sci. Tech., Vol. 17 (2006), pp. 1670-1679.

特集：ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか

燐光による可視化計測の可能性

染矢 聰^{*1}
SOMEYA Satoshi

坂田 藍美^{*1}
SAKATA Aimi

宗像 鉄雄^{*1}
MUNAKATA Tetsuo

キーワード：燐光、温度、複合計測、応力発光体、TSP

1. 緒言

地球温暖化への対策が必要との認識が国際的に共有されてから20年近くが過ぎ、エネルギー・システムの高効率化に対する要求がますます厳しくなってきている。各種タービンや内燃機関など長い歴史を持ち、多くの研究開発が進められてきたシステムも例外ではない。更に、コストダウンの要請も強く、数値シミュレーションを活用して、高効率な新型システムを短期間で設計・開発することが重要となっている。一方、構造連成解析可能なCFDソフトウェアの発展や計算機の高速化は著しいものの、必ずしも万能ではないため、熱流体システム内の複雑な現象を正しく評価できているか否か、計算結果が妥当か否かを評価するVerification & Validationが重要となっている。すなわち、入出力条件のみではなく、詳細かつ多次元での実験による検証が重要である。

これに対して、90年代以降、カメラやレーザーなどの光学システムの急激な発達に後押しされ、熱流体の定量可視化計測技術に関する研究が進められてきた。特に速度分布計測法であるPIV (Particle Image Velocimetry) の発展と普及は著しく、自動車など多くの技術分野で重要な位置づけとなっている。一方、多くのエネルギー・システムでは効率向上が命題であり、熱の制御・評価が不可欠であるためスカラー量計測も重要である。熱流体の定量可視化では燃焼場の物質濃度や液体中の温度分布を可視化する手法としてレーザー誘起蛍光法 (LIF) がある。赤外放射カメラや感温液晶を用いた手法もある。また、熱流体の可視化技術の一つであるTSP (Temperature Sensitive Paint, 感温塗料) は、1200°Cまで⁽¹⁾の温度分布計測に適用可能な可視化手法であり、浅井ら⁽²⁾が本誌で紹介したように、近年注目されている技術である。

本稿では、浅井らが詳しく解説した感压塗料 (PSP)、強度法による可視化ではなく、今後の展望として紹介された寿命法による温度分布可視化、複合計測について、燃焼場や高温気体流れを対象とした複合計測を例に、解説する。また、スカラー量可視化の基本的な方法として、液体流れを対象とした2色LIFを詳しく説明する。

原稿受付 2013年7月28日

*1 産業技術総合研究所

〒305-8564 つくば市並木1-2-1

2. 二色レーザー誘起蛍光法

LIFではレーザーで指示薬を励起し、ある断面における蛍光を測定する。液体（主に水）や燃焼場などの気体を対象とし、少量の蛍光分子を指示薬として対象物に混入する。蛍光分子にはフルオレセイン、ローダミンやアセトンガスが用いられる。指示薬となる蛍光分子を理論的に設計・合成することは現時点では難しいが、多様な機能性蛍光分子が存在する。

蛍光の発光量は励起光強度、吸光度、量子効率、蛍光分子濃度の積で表される。pHや温度により吸光度や量子効率、つまり発光量が変化する。蛍光発光強度 ($I_A(x)$) は式(1)で表される。

$$I_A(x) = I(x) \phi_A \varepsilon_A(x) C_A(x) \quad (1)$$

$$I(x) = I_0 \exp [-\int L(\varepsilon_A(x) C_A) dx] \quad (2)$$

ここで ε : 吸光度、 ϕ : 量子効率、 C : 蛍光物質濃度である。測定点における励起光強度 ($I(x)$) は、入射光強度 (I_0)、入射位置から測定点までの光路長 (L) 及び吸光度、濃度を用いて式(2)で表される。式(1)～(2)から、蛍光強度 $I_A(x)$ は励起光強度 (I_0)、蛍光物質濃度 $C_A(x)$ に強く影響される。また、実際にカメラで可視化観測する場合は、カメラと測定点の位置関係などにも影響される。1種類の蛍光分子のみを用いてスカラー量の定量計測を行うためには、蛍光物質濃度が一定かつ一様であること、励起光強度が一定であることやカメラと対象物との位置関係が一定であることが要求され、蛍光強度とスカラー量を関係付ける校正実験と本実験の条件が全く同じでなければならないという制約が生じる。

なお、発光強度がpHに依存する蛍光分子の場合、吸光度がpHに依存することが多い。発光強度が温度や酸素濃度に依存する蛍光分子の場合は、主として、消光現象が輝度変化を生じる理由であり、吸光度ではなく量子効率がスカラー量の影響を受ける。LIFによる温度計測では、しばしばローダミンBなどキサンテン系の感温性蛍光分子を水中で乖離させて用いる。測定対象とする物理量以外の溶存物質との反応等によっても消光が起きるため、緻密なin situ校正及び一定条件下での実験が不可欠である。キサンテン系蛍光分子は過励起による不可逆性消光も生じやすい。また、蛍光分子濃度が高すぎる場合にも自己消光を起こす。この光学的な不安定性が実用上のネックになっている。

励起光の強さを時間的・空間的に一定に保つことは難しいことが多い、計測結果の時空間的な平均をとることによって、ノイズ成分の影響を低減することが多い。高い時間分解能や高い計測精度が必要な場合、異なる二波長の発光量の比からスカラー量を定量測定する二色LIF法が利用される。二色LIF法では図1に示すように、2台のカメラでスカラー量に依存して発光強度が変化する波長の光と、発光強度がスカラー量に依存しない波長の光を捉え、同じ位置での発光強度比を用いて、励起光の時空間的な不均一性に依存しないスカラー量分布を得る。

二色LIF法では各位置におけるスカラー感応蛍光分子及びスカラー不感蛍光分子の蛍光強度 ($I_A(x)$, $I_B(x)$) はそれぞれ式(1), (3)で表される。

$$I_B(x) = I(x) \phi_B \varepsilon_B(x) C_B(x) \quad (3)$$

$$I_A(x) / I_B(x) = \phi_A \varepsilon_A(x) C_A(x) / \phi_B \varepsilon_B(x) C_B(x) \quad (4)$$

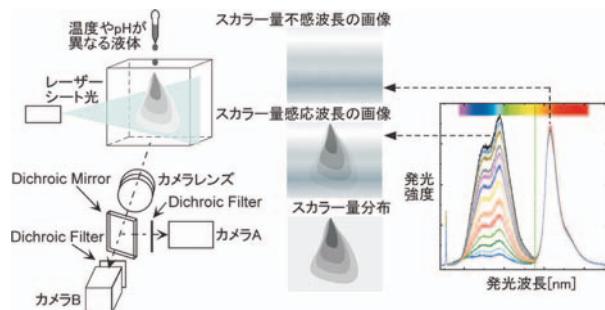


Fig. 1 二色LIF法の概念

二色LIF法で測定する蛍光強度比は、式(4)のように局所的な励起光強度の影響を受けない。また、各測定位置での励起光強度を考慮するため、入射光の光路に沿った励起光の吸光量などを考慮する必要がない。

ここでいくつかの蛍光分子の特性を紹介するとともに、二色LIF法を用いるにあたって、その蛍光分子選定において重要な点などを以下に述べる。

(i)発光波長が異なり、できるだけスペクトルシフトが大きく、発光波長が低波長側の蛍光発光スペクトルが高波長側の発光スペクトルに影響を与えないように蛍光分子を選定する。

(ii)一方の分子の発光を他方が吸収しにくいこと。例えば、温度依存性を持つ蛍光分子の発光波長が低波長側で、温度に不感な蛍光分子がこの蛍光を吸収する場合、温度に感応する蛍光分子の発光量計測に悪影響を与える。

(iii)測定対象とするスカラー量以外による消光が小さいこと。消光には、蛍光分子濃度が大きすぎることによる自己消光、溶存物質によるもの、過励起によるものがある。消光現象については、溶液や実験装置など全ての環境因子の影響を受けやすく、未解明な部分が多いため実際に試験を行って確認することが重要である。想定外の消光効果が大きい染料は計測結果の定量化ができないため、二色LIF法には不適当である。

(iv)使用条件下での吸光度と量子効率が高く、低い蛍光分子濃度と弱いレーザー光強度で計測可能であること。

これらの点を考慮しながら、二色LIF法に適用する蛍光分子を選定する。例えば⁽³⁾HPTSや1-4DHPNはpH 6～9でpHに応答する。これらの発光量は1.21%/℃, -1.1%/℃程度の温度依存性も持つ。ローダミンB (pH=3～6), フルオレセインナトリウム (pH=2.6～8) は比較的低いpHで利用できる。また、ローダミンBは-1.54%/℃, フルオレセインナトリウムは2.43%/℃の温度依存性を持つ。キニーネは低pH条件でのpH感応性が高く、温度依存性がほとんどない。温度計測にはしばしばローダミンBやピロロメタンが用いられる。二色LIF法に適用可能な蛍光分子の組合せとしては、ローダミンBとローダミン123, ローダミン110, スルホローダミン101などを組み合わせた⁽⁴⁾例がある。

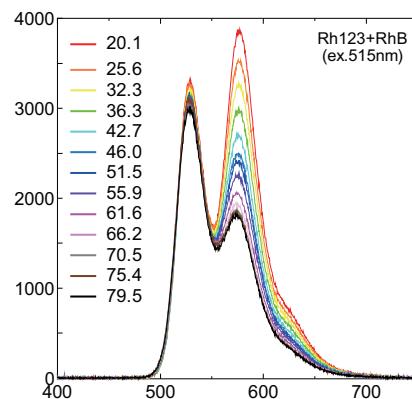


Fig. 2 二色LIF法に適用可能な蛍光分子の組合せ例

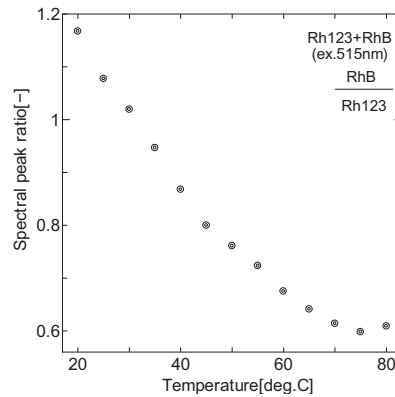


Fig. 3 二色発光強度比の温度依存性

図2はローダミンBとローダミン123との組み合わせの蛍光水溶液を、515nmを中心波長とするLEDで励起した際の発光スペクトルを示しています。低波長側に見られるローダミン123の発光強度はほとんど温度に依存せず、長波長側のローダミンBからの蛍光は温度が高いほど暗くなっている。図3は各発光バンドにおける蛍光発光強度の比と温度との関係を示しています。20°C～75°Cの55°Cの温度変化に対して発光強度比が50%ほど変化している。

最近のカメラは12bit, 4096階調以上のレンジを持つため、例えば50°Cの温度範囲を3500階調の範囲に捉えれば、70階調/°Cの分解能を得ることができる。蛍光放出が 10^{-9} 秒以下でおわるため、ある瞬間のスカラー量を測定でき、高速度カメラを用いればこれを数十キロヘルツで測定できる。熱電対やガラス電極pH計では達成不可能な時間分解能である。レンズを用いて任意のズーム率で撮影する非接触計測であるため、マイクロ・ナノスケールの微小空間に適用できる。また、他の手法では測定困難な極限環境での計測も容易であるなど、多くのアドバンテージを持つ。図4は二色LIFによって高圧環境でのpH分布を測定した例⁽⁵⁾である。蛍光分子はキニーネとスルホローダミン101を利用しておらず、励起は355nmの紫外線パルスレーザで励起している。時間平均は行わず、10ns以下のパルス光1shotで測定した。この例では100気圧15°Cの条件で液体二酸化炭素が水に溶解する速度、溶解度、pH分布などを評価している。高圧条件でのpH計測は定点計測でも容易ではないが、二色LIFを用いれば極限環境でも高精度かつ高分解能計測が可能である。

二色LIFでは文献(3)(4)以降、PIVとの複合計測、カラーカメラを用いた二色LIF⁽⁶⁾など多くの論文が発表されている⁽⁷⁾。約70°C以下の水を作動流体とする場合、温度精度 $\pm 0.1^\circ\text{C}$ ほどを達成可能である。pHについても ± 0.01 ほどの精度で計測することが可能である。

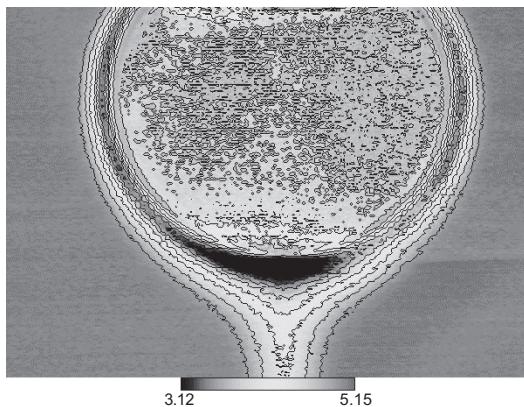


Fig.4 二色LIFによるpH分布測定例 (9.8MPa,288K)

3. 表面温度分布の瞬時計測

螢光を用いて固体表面の温度を測定する方法にTSPがある。TSPに利用できる螢光物質としては、航空分野でPSPとともに多用されている有機系金属錯体だけでなく、蛍光体と呼ばれる無機質螢光物質も豊富に存在し、-200°Cの低温から1200°Cの高温に適用できる^{(8),(9)}。いずれも希土類金属を含む。これらの物質は中心金属の酸化数と配位子の電荷が打ち消しあっていないため、溶媒中で乖離させたり強制的に電離させる必要がなく、乾燥気体や蒸気の流れの中でも強い螢光を発する。

感温性螢光物質を用いて温度を可視化計測する方法に

は大きく分けて3つの方法がある。1) 強度法（及び強度比法）、2) 螢光寿命法、3) 変調励起法である。本稿では3) の変調励起法の紹介は省略する。

強度法、強度比法について、一般的なPSP/TSPの場合、既知の一様温度条件で撮影した画像を基準とし、相対的な発光強度の変化を用いて温度を評価することが多い。LIF、二色LIFの場合は画像中の各ピクセル別に温度-輝度比の関数を与えるが、PSP/TSPでは画像全体で共通の関数を用いることが多い。また、PSP/TSPでは画像のS/N比が低いことが多く、時間平均あるいは位相平均条件で多重露光または積算画像を利用することが多い。

螢光がナノ秒オーダーの短い寿命を持つのに対し、螢光は長い時間をかけて強度が減衰する特徴を持つ。一般的に発光強度に比べ、螢光寿命は温度感度が高く、応答範囲が広い。そのため光電子増倍管などを用いた点計測では螢光の寿命を用いて温度を測定することが多い。

ここでは燃焼中のエンジン筒内の壁面温度分布の例を用いて螢光寿命法について述べる。図5は無機螢光体Y₂O₂S:EuSmを355nmで励起した際の発光スペクトルである。発光強度は40°Cから200°Cで約80~90%低下する。およそ-0.5%/°Cの変化率はLIFで用いられる螢光染料等に比べると数倍高い温度感度である（ローダミンBでは約-1.5%/°C）。この場合、励起光強度が5%変動すると、温度に換算して10°Cの誤差となる。励起光強度に依存して発光強度が変化するため、その影響をキャンセルして精度を高めるためには二色LIF法同様に625nmと705nmの比を用いる必要がある。しかし、705nmの光は比較的暗く、また、二色比の温度依存性は同じ温度範囲で10%程度と小さくなる。

そこで螢光寿命を利用する。螢光寿命法による温度測定は、光電子増倍管による点計測が行われた例が多く、カメラによる可視化計測の例は比較的少ない。国外では主としてLund Institute of Technology^{(8),(10),(11)}、Technische Universität Darmstadt^{(9),(11)}、University of Manchester⁽¹²⁾で行われており、国内でも吉川らを初め、

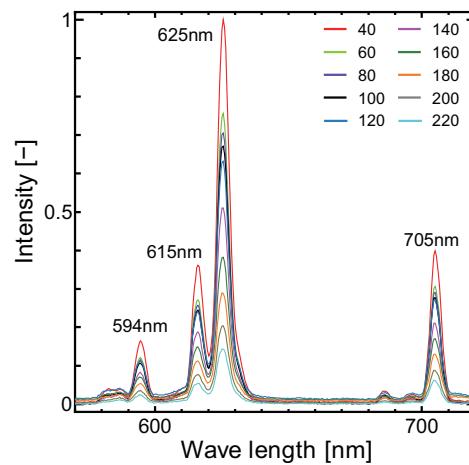


Fig.5 Y₂O₂S: EuSmの発光スペクトルと温度の関係

複数例がある^{14)~24)}。熒光の減衰が厳密には高次の指數関数に従うことから、光電子増倍管、高速度カメラのいずれの場合も $0.15 \sim 1.0 \times 10^6 \text{fps}$ (frames per second) など、高速でサンプリングされることが多い。一方、筆者らのアプローチでは1回の励起後の熒光の減衰を測定する、言い換えると時間方向の輝度比をとる。図6に示すように熒光物質を励起した後、熒光が減衰する間に2枚以上の画像を撮影し、輝度の時間変化を用いて温度分布の定量可視化を行う。輝度の時間変化率と温度との関数は画像の微小領域ごとに定める。

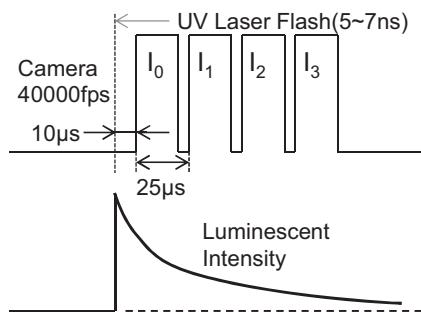


Fig. 6 熒光寿命法におけるタイミングチャート

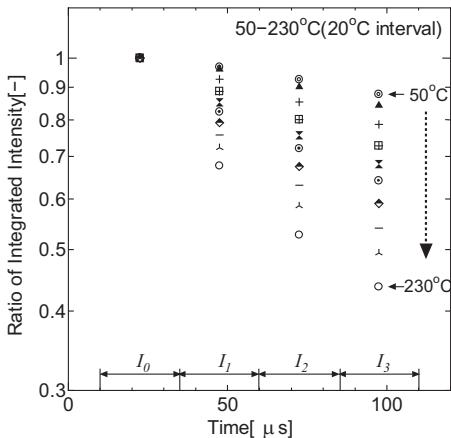


Fig. 7 $\text{Y}_2\text{O}_2\text{S} : \text{EuSm}$ の発光強度の時間変化と温度の関係

図7は、撮影した画像の輝度の相対的な時間変化を示している。ここではカメラ(Photron Fastcam SA-X)の撮影速度を毎秒40000コマ、使う画像を4枚としているが、撮影速度については熒光の特性や必要な時間分解能に応じて適宜調整する。イメージングインテンシファイア(II)は用いていない。IIは入射光強度に対する出力の非線形性が強いためLIF法、二色LIF法、寿命法いずれの場合にも定量可視化計測には適していない。

$$I_i/I_0 = Ce^{-t/\tau} \quad (i=0-3) \quad (5)$$

$$\tau = a e^{b/kT} \quad (6)$$

熒光の減衰は一般的に(5)式に示す1次指數関数で表される。厳密には1次の指數関数と実現象とは異なるが、多くの場合は(5)式で近似する。減衰の時定数 τ と温

度との関係は(6)式に示すアレニウスの式や実験式で定める。図8は $\text{Y}_2\text{O}_2\text{S} : \text{EuSm}$ をエンジン筒内のピストン上面(石英ガラス製)に塗布し、ピストンが上死点に達した瞬間の温度分布を撮影した画像である。 $I_0 \sim I_3$ までの4枚の画像の時間的な輝度変化が温度を示す。物体表面への蛍光体の固定には接着剤(バインダー)を使わず、蛍光体のみを付着させ、厚さ $2.5 \mu\text{m}$ の蛍光体膜を形成した。また、蛍光体膜の上からアルミを100nmほど蒸着して火炎の光を遮光している。

図8では火炎がピストン上面に衝突して局所的に高温となっている(暗くなっている)領域が存在することがわかる。この画像を元に温度分布を可視化した結果が図9である。この実験ではエンジン始動直後に徐々にピストン上面の温度が上昇する様子を撮影し、図9はそれぞれ250, 500, 1000, 1500回転目における壁面温度分布を

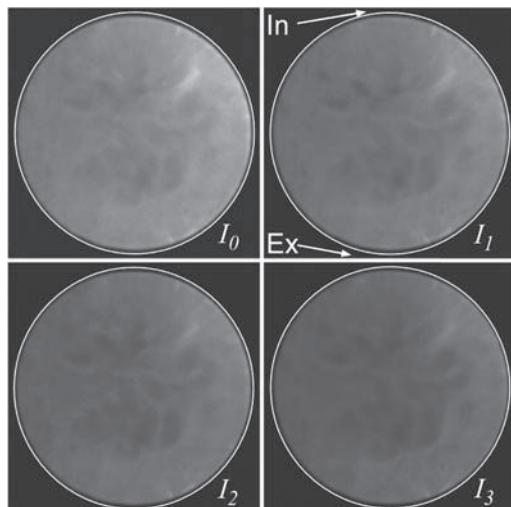


Fig. 8 燃焼時のエンジンピストン上面の熒光寿命画像

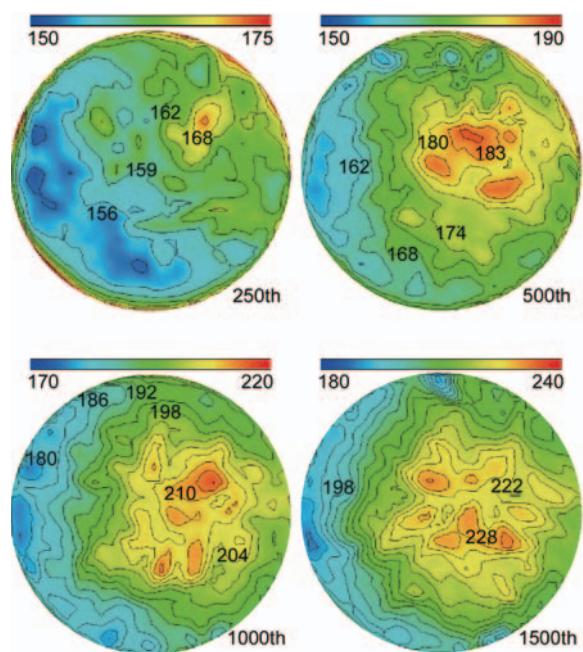


Fig. 9 瞬時温度分布可視化結果²⁴⁾

100 μ sの測定時間で捉えている。火炎の衝突する位置はサイクルごとに異なるため、位相平均は行っていない。この時の温度測定精度は $\pm 2.0^{\circ}\text{C}$ である。

この表面温度計測法は開発の現場では既に利用可能なレベルに開発が進んでいる。今後、実機エンジンやタービン等のエネルギー機器におけるその場計測に発展すればより広く普及すると考えている。

4. 高温気体の温度速度同時計測

近年、熱流体の定量可視化計測分野では世界的に複合計測のニーズが高まっている。特にエネルギー機器の更なる高効率化には熱の多次元計測が重要であると考えられる。速度と温度など複数のパラメータを同時に計測する場合、これまで複数の異なる測定システムを同時に稼働させてデータを取得することが多かった。しかしながら、この場合、多くの光路が必要となり、また、利用するセンサ物質の波長が重複しないようにする必要があったため、適用可能な対象が制約されていた。この問題を解決し、より適用可能範囲を広めるために複合計測が求められている。

本稿では蛍光体が元来、数マイクロ径の粒子であることに着目し、蛍光体粒子をPIVに用いるトレーサー粒子と兼ね、温度と速度を同時に計測する手法²²を紹介する。この方法は高温場を対象とした蛍光体以外にも1 μm 以上のサイズの液体用・気体用トレーサー粒子で適用可能である^{[17], [19], [20]}。つまり、任意の作動流体の速度分布及び温度（酸素濃度）分布を同時に定量可視化計測できる。原理的には $-200^{\circ}\text{C} \sim 1200^{\circ}\text{C}$ の温度に適用可能である。

図10に測定原理を示す。図6同様に一回の励起の後、複数枚の粒子画像を取得する。この粒子の時間的な輝

度変化から画像中の微小領域内の温度分布を求め、粒子像の移動からPIV解析によって速度分布を求めることができる。個々の粒子の熒光寿命を追跡するのではなく、PIV同様に微小エリア内の粒子群を対象として温度を評価する。この方法は、粒子と作動流体との反応がなければ、原理的に気体・液体など作動流体を問わずに適用できる。これにより1台のカメラとシングルパルスレーザーのみの簡単な機器構成で複合計測を実現できる。

ここではガス温度・速度計測のトレーサーとしてMFG蛍光体を用いた。蛍光体はやや凝集性が高く、シーディングには困難を伴う。そのためMFG粒子に二酸化ケイ素（SiO₂）を3 nm程度の厚さでコーティングして凝集性を抑えた粒子を用いた。実験ではSiO₂ナノコートMFG粒子をスロットル直後の吸気管から筒内へ吸入させた。

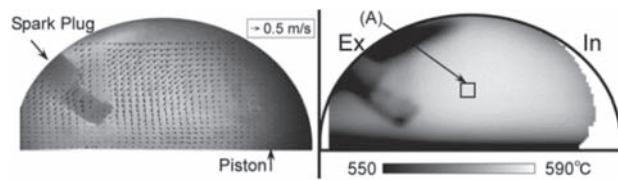


Fig.11 筒内ガスの温度分布・速度分布（上死点）

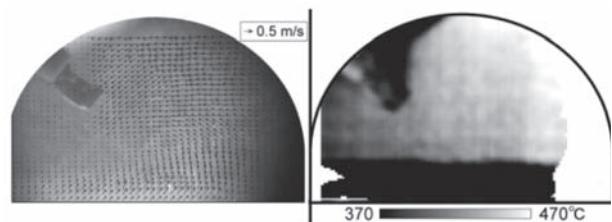


Fig.12 筒内ガスの温度分布・速度分布（上死点前30°）

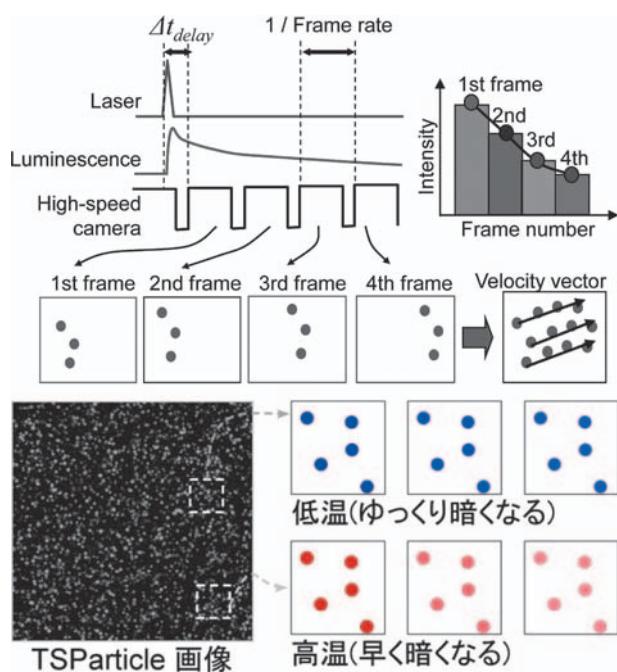


Fig.10 熒光粒子の寿命を用いた温度速度同時計測法

図11、12は自動車用エンジン筒内の温度分布速度分布を同時に計測した例である。図11は上死点、図12は上死点前30度のピストン位置で、モータリング運転時の筒内ガスの温度速度を測定した結果である。燃焼させていないため、筒内の空気の温度は状態方程式に従い、ほぼ断熱圧縮で変化する。このときのエンジン運転条件はNe=700rpm、モータリング、吸気圧は-62kPa（ゲージ圧）である。温度速度とも連続する4時刻の画像を用いて算出した。このとき熒光減衰中に撮影した連続する2時刻の画像間における粒子移動量は1～2 pixelほどである。なお、図11、12の速度分布のベクトルの背景図として、撮影した粒子画像を示している。ベクトルの長さは速度を表し、図右上部に基準となるベクトルを示した。ここではタンブル流（縦旋回流）が生じていることがわかる。温度分布図では黒から白になるにつれて温度が高い。エンジン運転条件がモータリングであったため温度分布はほとんど見られず、ほぼ均一な温度であった。状態方程式から推算したガス温度と測定した温度とを比較した結果、クランク角の変化に対して、相対的な温度

変化の測定が実現できていた。温度域に応じてトレーサー種類を変更する必要はあるものの、同手法を用いることにより、幅広い温度範囲で複合計測を実現できる可能性がある。

5. 結言

本稿では二色レーザー誘起蛍光法、温度に依存して寿命が変化する熒光物質を利用した高温壁面温度の瞬時計測法を紹介した。また、任意の作動流体の速度分布及び温度分布を同時に定量可視化計測可能な、蛍光体粒子をトレーサーとした温度速度同時計測法について紹介した。複合計測では共通の画像から温度と速度を算出するため、測定に必要なハードウェア構成が従来の測定システムよりも大幅に簡易化できる。すなわち、これらスカラー量の定量可視化および複合計測に限らず、可視化計測は類似のハードウェア、類似の画像処理法により実現できる。

可視化計測の特徴として、近年のカメラの高性能化に伴い、i) カメラの各素子が12～16ビットの情報を持ち、これを校正関数によって任意の温度範囲に適用可能であること、ii) レンズの選定によって空間スケールも幅広く対応できること、iii) カメラの高速度化が進んだことによって測定の時間分解能を10kHz程度に高めることが容易であること、が挙げられる。すなわち、可視化計測によって直感的に俯瞰するだけではなく、定量的な評価が可能となる。また、高圧・低圧、高温・低温など極限環境下の計測にも適用できる。一方、CO₂排出量削減の国際的ニーズなどにより、多くの分野でこれまでの境界を超えた省エネ化が急速に求められている。そのため、試行錯誤の回数を減らし、効率的な開発を支援するツールとして実用的な可視化計測手法のニーズが高まっている。

特に気体、蒸気、超臨界流体などの温度分布を可視化計測可能であり、かつ、少なくとも開発現場でのモデル試験に適用可能な可視化計測手法の開発は重要である。現時点で十分に確立された手法はないが、ラマン光やレーリー散乱を利用した温度計測とPIVとの複合計測法など近年多くの手法が提案されている。

燃焼器関係ではシェールガス、バイオ燃料などにより、多様化が進む中での効率的な開発が必要であり、タービンではガスタービンの遮熱・断熱技術などが重要である。上記以外にも車内の空調など熱マネージメント、大型空調設備～小型電子機器の高効率化など、幅広い用途で温度分布の定量可視化が求められている。本稿で紹介した手法はその選択肢の一つにすぎないが、今後、適用可能範囲や精度等をよりクリヤにし、Verification & Validationに利用可能な定量可視化技術、熱システムの評価技術として、多様なシステム開発に貢献したいと考えている。また、これら可視化計測法や本稿がガスタービンの研究者と可視化技術の研究者との間の議論のきっかけとなれば幸いである。

6. 引用文献

- (1) Alden, M., Omrane, A., Richter, M. and Sarner, G., "Thermographic phosphors for thermometry: A survey of combustion applications", *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol.37 (2011), pp.422-461.
- (2) 浅井圭介, 永井大樹, 沼田大樹, “実験・計測最新技術”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.40, No.6 (2012), pp.304-310.
- (3) Coppeta J., Rogers C., "Dual emission laser induced fluorescence for direct planar scalar behavior measurements", *Experiments in Fluids*, Vol.25 (1998), pp.1-15.
- (4) Sakakibara J. and Adrian R.J., "Whole field measurement of temperature in water using two-color laser induced fluorescence", *Experiments in Fluids*, Vol.26 (1999), pp.7-15.
- (5) Someya S., Bando S., Song Y.C., Chen B., Nishio M., "DeLIF measurement of pH distribution around dissolving CO₂ droplet in high pressure vessel", *Int. J. Heat Mass Trans*, Vol. 48, No.12 (2005), pp.2508-2515.
- (6) Funatani S., Fujisawa N., Ikeda H., "Simultaneous measurement of temperature and velocity using two-color LIF combined with PIV with a color CCD camera and its application to the turbulent buoyant plume", *Measurement Science and Technology*, Vol.15 (2004), pp.983-990.
- (7) Crimaldi J.P., "Planar laser induced fluorescence in aqueous flows", *Experiments in Fluids*, Vol.44 (2008), pp.851-863.
- (8) Alden M., Omrane A., Richter M., Sarner G., "Thermographic phosphors for thermometry: A review of combustion applications", *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol.37 (2011), pp.422-461.
- (9) Brubach J., Pflitsch C., Dreizler A., Atakan B., "On surface temperature measurements with thermographic phosphors: A review", *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol.39 (2013), pp.37-60.
- (10) Omrane, A., Ossler, F., Alden, M., "Temperature measurements of combustible and non-combustible surfaces using laser induced phosphorescence", *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol.28(2004), pp.669-676.
- (11) Omrane, A., Wang, Y.C., Goransson, U., Holmstedt, G., Alden, M., "Intumescence coating surface temperature measurement in a cone calorimeter using laser-induced phosphorescence", *Fire Safety Journal*, Vol.42 (2007), pp.68-74.
- (12) Fuhrmann, N., Baum, E., Brübacher, J., Dreizler, "High-speed phosphor thermometry", *A, Review of Scientific Instruments*, Vol.82 (2011), PaperNo.104903.
- (13) Khalid, A.H., Kontis, K., "2D surface thermal imaging using rise-time analysis from laser-induced luminescence phosphor thermometry", *Measurement Science and Technology*, Vol.20 (2009),

- PaperNo.025305.
- (14) Kontis, K., Syogenji, Y., Yoshikawa, N., "Surface thermometry by laser-induced fluorescence of Dy³⁺: YAG", Aeronautical journal, Vol.106 (2002), pp.453-457.
 - (15) Hasegawa, R., Sakata, I., Yanagihara, H., Johansson, B., Omrane, A., Aldén, M., "Two-dimensional gas-phase temperature measurements using phosphor thermometry", Applied Physics B, Vol.88 (2007), pp.291-296.
 - (16) Aizawa, T., Kosaka, H., "Laser-induced phosphorescence thermography of combustion chamber wall of diesel engine", SAE International Journal Fuels and Lubricants, Vol. 1 (2008), pp.549-558.
 - (17) Someya S., Yoshida S., Li Y., Okamoto K., "Combined measurement of velocity and temperature distributions in oil based on the luminescent lifetimes of seeded particles", Measurement Science and Technology, Vol.20 (2009), PaperNo.025403.
 - (18) Someya S., Uchida M., Ishii K., Tominaga K., Li Y.R., Okamoto K., "A visualization of surface temperature by the lifetime based phosphor thermometry using a high speed camera", Journal of flow visualization and image processing, Vol.17 (2010), pp.127-135.
 - (19) Someya S., Ochi D., Li Y.R., Tominaga K., Ishii K., Okamoto K., "Combined Two-Dimensional Velocity and Temperature Measurements using a High-speed Camera and Luminescent Particles", Applied Physics B, Vol.99 (2010), pp.325-332.
 - (20) Someya S., Li Y.R., Ishii K., Okamoto K., "Combined Two-Dimensional Velocity and Temperature Measurements of Natural Convection using a High-speed Camera and Temperature Sensitive Particles", Experiments in Fluids, Vol.50 (2011), pp.65-73.
 - (21) Someya S., Uchida M., Tominaga K., Terunuma H., Li Y., Okamoto K., "Lifetime-based phosphor thermometry of an optical engine using a high-speed CMOS camera", Int.J. Heat and Mass Transfer, Vol.54 (2011), pp.3927-3932.
 - (22) Someya S., Okura Y., Uchida M., Sato Y., Okamoto K., "Combined velocity and temperature imaging of gas flow in an engine cylinder", Optics Letters, Vol.37 (2012), pp.4964-4966.
 - (23) Someya S., Furutani H., Okamoto K., "Instantaneous phosphor thermometry applicable to walls exposed to flames", Experimental Thermal and Fluid Science, Vol.47 (2013), pp.224-231.
 - (24) Someya S., Okura Y., Munakata T., Okamoto K., "Instantaneous imaging 2D temperature in an engine cylinder in a frame combustion condition", Int.J. Heat and Mass Transfer, Vol.62 (2013), pp.382-390.

特集：ガスタービンと可視化技術／最新の可視化技術はどのように使えるか

最新の可視化技術「非定常火炎のスキャンレスCT (コンピューター・トモグラフィー) 多次元計測の実際」

石野 洋二郎^{*1}
ISHINO Yojiro

齋木 悠^{*1}
SAIKI Yu

キーワード：コンピューター・トモグラフィー、スキャンレス三次元CT計測、四次元計測、乱流火炎、燃焼器
Computer Tomography, Non-Scanning 3D-CT Measurement, 4D-Measurement, Turbulent Flame, Burner

1. 緒言

人は、立体的な観察対象が与えられると、ためつすがめつ（＝多方向から）観察を行い、内部構造を予想し、構造を知ろうとする。

コンピューター・トモグラフィー (Computer Tomography : CT) 計測の魅力は、人間のこうした探求行動に則り、観察対象の外部からの観察情報だけで、内部の構造・分布を知ることにある。

本稿では、CT手法を用いた非定常火炎の多次元計測について、解説^(1,2)と実例の紹介を行う。

2. スキャンレスCT計測の必要性

2.1 一般的なCT計測：医療診断用CTスキャン

CT計測は、ほとんどの国民にとって、医療診断における「CTスキャン」として極めて高い認知度がある計測手法である。

一般的な医療用「CTスキャン」の計測原理は、まず、計測対象である「静止人体」の体軸のまわりに、X線源とX線検出器とを回転スキャンさせ、多数の角度方向から1次元減衰率分布（レントゲン写真の1次元データに相当する）を計測する。つぎに、この多方向1次元データ群を、コンピューターにより演算処理することで、スキャン断面における2次元X線減衰率分布が再構成され、減衰率の多寡により人体の組織構造が鮮明に得られる。

さらに三次元分布情報についても、スキャン断面を「静止人体」の体軸方向にゆっくりシフトすることにより得られる多数の2次元分布を積層することで獲得される。

この「CTスキャン」診断手法の確立は、医療診断技術に革命をもたらしたと言われており、CT開発者のノーベル賞受賞がその左証でもある。「X線CTスキャン」は、現在では医療分野のみならず、製品の欠陥検査などの工業分野でも広く利用されている。

2.2 非定常火炎用のCT計測

医療用CTの世代発展の歴史については文献(1)にゆず

るが、現在の医療診療用の主流機は、マルチスライス・ヘリカルCTであり、人体の三次元構造のスキャン時間は、数秒～1分程度にまで短縮され、現時点で十分なスキャン速度であると言える。

しかしながら、乱流火炎／非定常火炎の計測速度としては全く不十分であると言わざるをえない。撮影速度の点において、乱流火炎用CTは、医療用CT装置を凌駕しなければならない。すなわち、乱流火炎／非定常火炎の瞬間分布のCT計測のためには、最低でも1/1000秒程度で画像獲得を完了する必要がある。そのため、スキャン方式ではなく、所定の撮影方向の同時撮影が可能な装置を予め設置しておく「スキャンレスCT装置」により、非定常火炎のCT計測が行われる。

3. CT計測の事例

CT計測では、X線のほかにも様々な「投影物理量」が用いられる。以下に事例をいくつか示す。ただし、利用できる「投影物理量」の性質としては、プロジェクション経路を確定できること、観察領域の通過の際に部分透過性があること、放射型CTの場合には吸収がないこと、などの性質が要求される。

3.1 赤外線背景光を用いる吸収型CT計測の例

たとえば、文献(3)では、波長1.8μmおよび2.7μmの赤外線のビームスキャンにより、直径40mmのプロパン・空気の当量比1.0のフラットバーナーおよび市販湯沸かし器用バーナーによる定常予混合火炎の吸収型CTスキャン計測が行われ、当該火炎の二次元温度分布ならびに二次元H₂O濃度分布が得られた。

3.2 火炎発光の輝度の積算を観測する放射型CT計測

予混合火炎において、青炎の輝度は、Najamら⁽⁴⁾やRehmら⁽⁵⁾の否定的な見解があるものの、一般には局所反応速度あるいは局所燃料消費速度を示すとされる⁽⁶⁾。

詳細は後章に後述するが、石野ら^(1,7-11)は、40眼カメラ（自製）により多方向から同時に撮影された火炎画像群を再構成することにより、球面伝播火炎⁽⁸⁾および乱流予混合火炎の三次元瞬間輝度分布の三次元CT再構成に

成功している。また乱流火炎については、2時刻CT計測⁽⁹⁾、3D-PTV（粒子追跡法）との複合計測⁽¹⁰⁾も行われた。また、平面鏡を立体的に配置した「マルチミラー・システム」（特許取得済み⁽¹²⁾）の使用により、1台の高速度カメラで多方向同時撮影火炎像群の高速度時系列撮影を行い、三次元CT再構成輝度分布の時系列計測結果を得た^(2,13)。

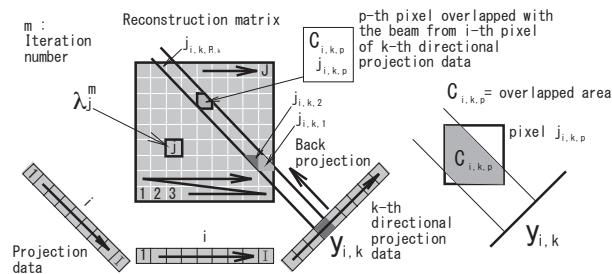


Fig. 1 Schematic for distributing back projection (DBP)

また、北海道大学とインペリアル大学の合同研究グループも、1台のドームミラーカメラと複数の平面鏡から成る光学系により、ロウソク輝炎の瞬間三次元輝度分布のCT計測を試みた⁽¹⁴⁾。

3.3 混入オイルミストの反射光を用いる放射型CT計測

Uptonら⁽¹⁵⁾は、バーナー上に形成された乱流予混合火炎の予混合気にオイルミストを混入し、フラッシュ光で照明し、ミストからの反射光を6台のカメラと平面鏡を用いて12方向から撮影した。その撮影画像群から、乱流火炎の未燃領域の瞬間三次元形状の再構成に成功し、乱流火炎の詳細な凹凸構造を得ている。ミストの混入の必要性が短所であるが、高速火炎に対してCT計測が可能であることが利点である。

3.4 定量シュリーレン法を用いる透過型CT計測

軸対称および非軸対称の層流予混合火炎を多方向から撮影した定量シュリーレン画像群を、一旦、密度厚さ分布画像群に変換し、これらの三次元再構成により、火炎の三次元密度分布を得るCT計測手法が石野らにより提案された⁽¹⁶⁻¹⁸⁾。フラッシュライト光源のシュリーレン法を利用することで、3.2節に記載の輝度CT計測と異なり、高速の乱流火炎に対してもブレのない画像を得ることができ、高速実用バーナーのCT計測が可能となることが、この手法の最大の利点である。また、3.3節に記載のCT手法とは異なり、オイルミストの混入の必要が無いことも利点である。

4. CT再構成アルゴリズム

CT計測では、多方向からの観察により得られた分布データ群（「プロジェクション」と言う）を、再構成領域に対して再投影（バックプロジェクション）し、当該

領域における分布を再構成する。この再投影手法には、フィルタード・バックプロジェクション法 (FBP)、分配バックプロジェクション法 (DBP)^(1, 2, 7-13, 16-22)、代数的手法 (ART) など、いくつかの方法がある。ここでは、著者らが主として用いるDBP法について、その実施手順・特長について記す。

DBP法では、一つのプロジェクションデータ値を、そのバックプロジェクションビームが通過する全再構成ピクセルに対して、ビーム経路方向に適切に分布させて配置できることにある。DBP法の説明のため、図1のような二次元再構成系における($m+1$)回目の反復計算について考える。各再構成マトリックス（アドレス番号 $j=1 \sim J$ ）には m 回反復計算の結果、再構成CT値分布 λ_j^m が与えられているとする。いま k 番方向プロジェクションデータの i 番目ピクセルのデータ値 $y_{i,k}$ の分配を考える。そのピクセルからのバックプロジェクションビームが通過する全再構成ピクセル ($P_{i,k}$ 個, p 番目に通過するピクセルのアドレスは $j_{i,k,p}$) についてその通過面積 $C_{i,k,p}$ と再構成CT値 $\lambda_{j_{i,k,p}}^m$ との積を算出し、それに比例した割合でデータ値 $y_{i,k}$ を分配する。分配量は式(1)で表される。

$$\Delta\lambda_{j_{i,k,p}}^{m+1} = y_{i,k} \left(\frac{C_{i,k,p} \lambda_{j_{i,k,p}}^m}{\sum_{p=1}^{P_{i,k}} (C_{i,k,p} \lambda_{j_{i,k,p}}^m)} \right) \quad (1)$$

この分配を、すべてのバックプロジェクションビーム ($k=1 \sim K$, $i=1 \sim I$) について行うことで、 m 回反復後の再構成CT分布 λ_j^{m+1} ($j=1 \sim J$) が完成する。分配精度は反復演算により向上する。FBP法では為し得なかったビーム方向へのプロジェクション値の分配配置は、前回の再構成CT分布値を通じて、他の方向のプロジェクション値の影響を導入することで達成されている。

DBP法はバックプロジェクション系の処理法なので、ビームの屈折や反射も考慮可能で、円筒ガラス内の燃焼過程などの解析にも適応可能である。

5. 非定常火炎のCT計測の実例

5.1 「40眼カメラ」による計測

5.1.1 「40眼カメラ」

多眼カメラ（図2）には40個の小型カメラ用レンズ（5群7枚構成、焦点距離30mm, F3.5, 前玉直径10mm）が4.5度間隔で半周にわたり装着され、カメラの周囲に35mm銀塩フィルム（フジネオパン400 PRESTOおよび1600 PRESTO）が装填される。露光は、カメラ固定使用時には全レンズ正面を同時に通過する幅5mmのスリットにより制御される。

また、本カメラには、火炎追跡機能を付与することが

でき、そのためのカメラ移動装置の概要を図3に示す。バネに蓄えられた力学エネルギーにより、カメラは火炎流を追って、上方に2m/sの速度で移動するため、ブレの少ない火炎像を撮影することが可能となる。露光の制御は、カメラの移動と固定スリットにより行われる。このとき、図4に概念図を示すように、奇数番レンズと偶数番レンズとで、固定スリットをずらして配置することで、異なった2つの露光タイミングで多方向同時撮影を行ふこともできる。

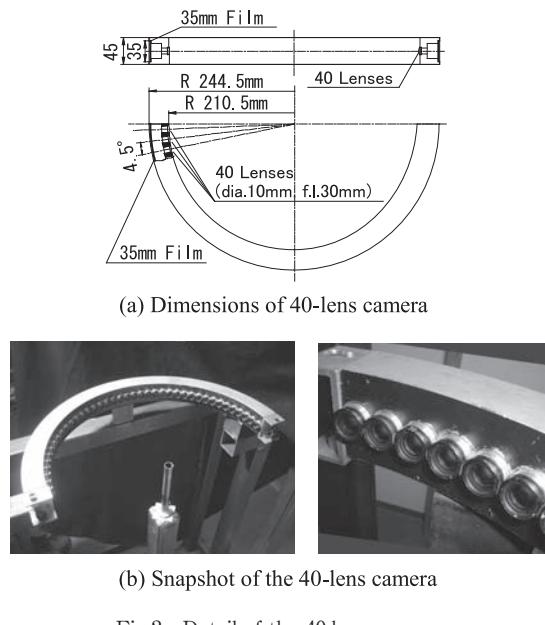


Fig.2 Detail of the 40-lens camera

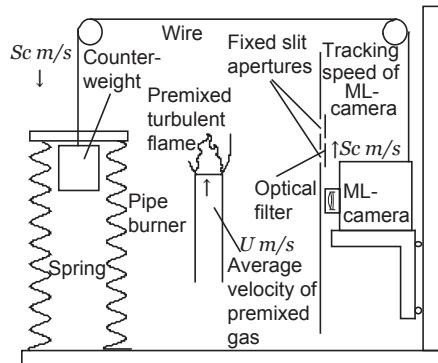


Fig.3 Schematic of the camera tracking system

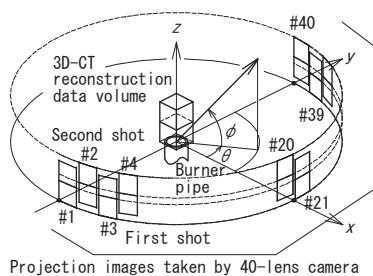
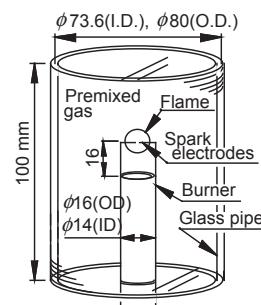
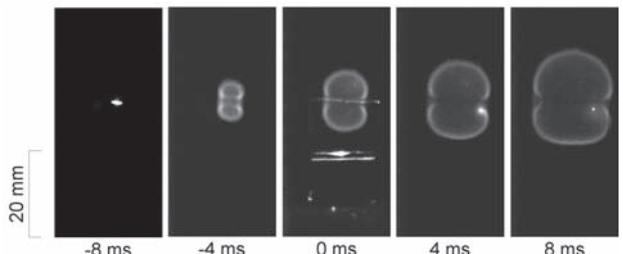
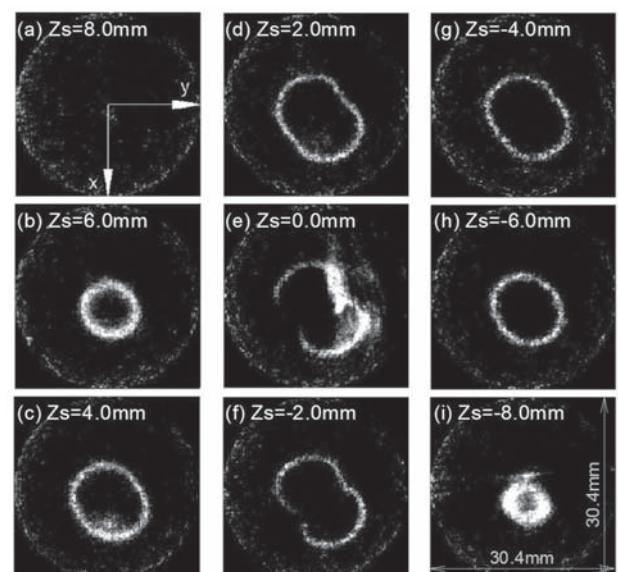


Fig.4 Concept of double timing exposure with staggered layout exposure apertures

5.1.2 球面伝播火炎の計測例⁽⁸⁾

図5および図6に、火花点火球面火炎の透明容器と球面火炎の成長の高速度写真を示す。固定40眼カメラによる多方向同時撮影とCT再構成は、図6の「0 ms」の火炎に対して行われた。CT再構成の際には、容器による光線の屈折も考慮された。

図7にCT再構成結果の水平断面輝度分布の例を示す。また、図8には、得られた三次元輝度データの鳥瞰図を表示する。図8(a)は、スパークギャップの高さの水平断面に対して、当該断面の輝度分布と、当該の断面以下の輝度とが表示されている。また、図8(b)は、3つの直交断面によってカットを行った輝度表示である。図7およ

Fig.5 Transparent vessel for spark-ignited expanding flame⁽⁸⁾Fig.6 High speed photography of spherically expanding flame⁽⁸⁾Fig.7 Horizontal reconstruction of spherically expanding propane/ air fuel-rich premixed flame.⁽⁸⁾ Zs denotes the height from spark gap

び図8から、スパーク電極線による火炎面伝播の減速の様子が、火炎面の窪みとして現れていることがわかる。

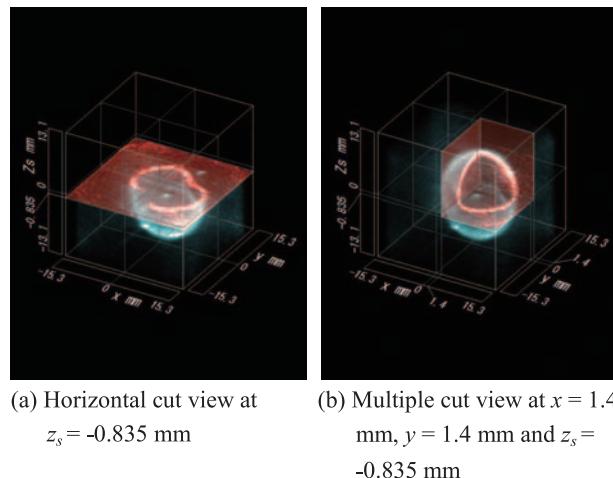


Fig.8 Bird's-eye views of instantaneous 3D-CT data of a spherically expanding spark-ignited premixed flame.⁽⁸⁾ Artificial coloring is applied. View direction : $(\theta, \phi) = (-60 \text{ deg}, 30 \text{ deg})$

5.1.3 亂流火炎の2時刻CT計測⁽⁹⁾

内径19 mmのパイプバーナー上に形成されたプロパン・空気の当量比1.5の乱流予混合火炎（予混合気平均流速1.76 m/s, 中心軸上平均速度2.03 m/s, 乱流強度0.16 m/s, レイノルズ数Re = 2144）についての結果を示す。

図9は、火炎追跡機能により1.94 m/sで上昇する40眼カメラにより撮影された、多方向2時刻同時撮影画像である。2時刻の撮影時間差は1.29 ms, 各写真の露光時間は2.6 msである。これらの画像のCT再構成を行い、それぞれの時刻における三次元再構成輝度分布（ $240 \times 240 \times 376$ ボクセルデータ）を得た。図10に、代表的な9

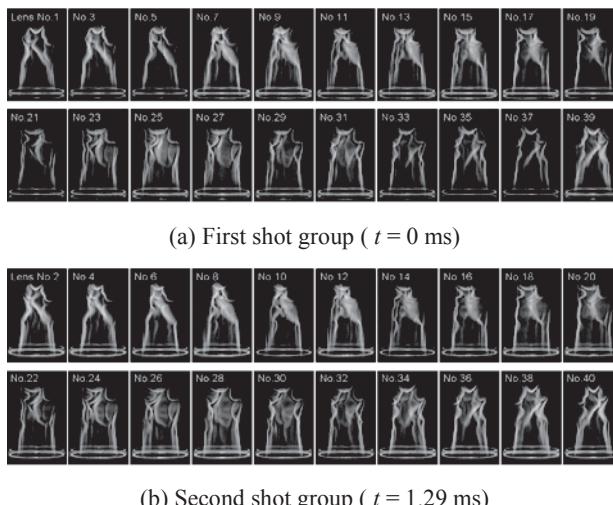


Fig.9 Projection groupes consecutively taken with short time interval of 1.29 ms with the multi-lens tracking camera.⁽⁹⁾

つの水平断面におけるCT再構成輝度分布を示すが、乱流火炎の凹凸が鮮明に再現されている。

ちなみにこの三次元データを他の方法、たとえばCH-LIF（レーザー誘起蛍光）法により獲得しようとする場合、大規模なレーザー装置376台が必要となる。

図11に、2時刻の瞬間三次元輝度分布の鳥瞰図表示を示す。図11では、切断平面高さを変化させた表示を行い、三次元構造の視覚的理理解を助けている。

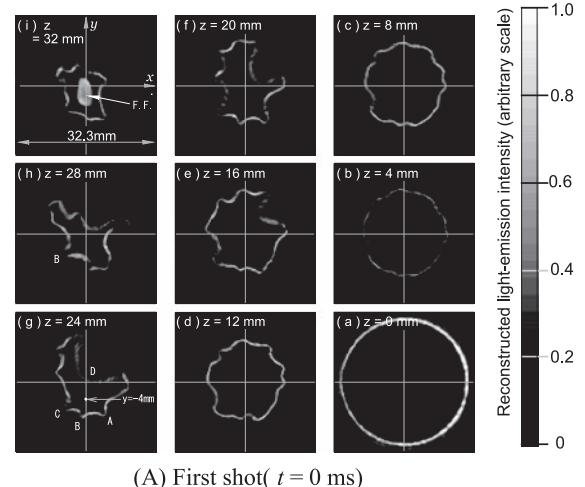


Fig.10 Samples of CT-reconstructed light-emission intensity in horizontal cross-section. z denotes the height from burner top⁽⁹⁾

5.2 「158眼カメラ」

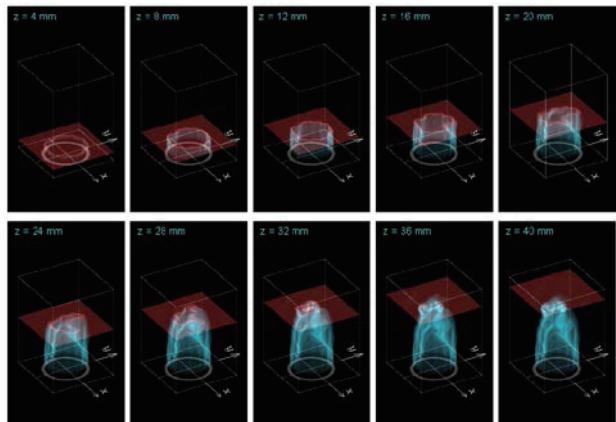
図12に、連続する4時刻のCT計測を実施するために製作された「158眼カメラ」の写真を示す。このカメラは、「世界で最もレンズの多いカメラ」としてギネス世界記録に認定された。

5.3 マルチミラーシステムによる乱流火炎の時系列計測^(2,12,13)

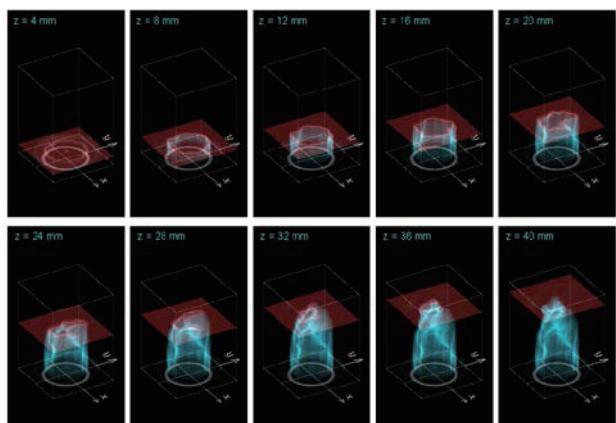
図13および図14に、マルチミラーシステムの概念図および写真を示す。本システム（図14）において、中央の火炎を取り囲むように26枚の平面ミラーが斜め下向きに

取り付けられ、上方を向いたカメラ／高速度カメラの視野に、ミラーに映った多方向からの26個の火炎像が撮影される。撮影画像の一例を図15に示す。この画像から、1時刻の瞬間三次元輝度分布がCT再構成される。

高速度カメラを使用することで、乱流火炎の三次元瞬間輝度分布の時系列計測（四次元計測）が行われた。



(a) First shot ($t = 0 \text{ ms}$)



(b) Second shot ($t = 1.3 \text{ ms}$)

Fig.11 Two sets of the birds-eye view with horizontal cross-section information,⁽⁹⁾ which are indicated by red-colored levels. Directions of sight are fixed to the direction of $(\theta, \phi) = (-30 \text{ deg}, 30 \text{ deg})$



Fig.12 The 158 lens camera awarded the Guinness world record.⁽²⁾ The mobile phone indicates the scale.

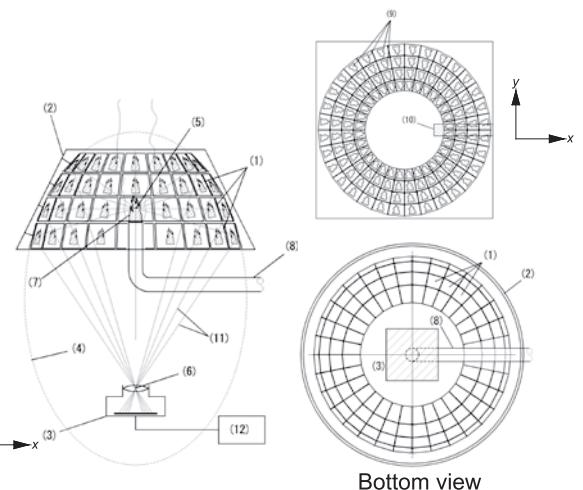


Fig.13 Schematic of the multi-mirror optical system for simultaneous multi-directional photography⁽²⁾

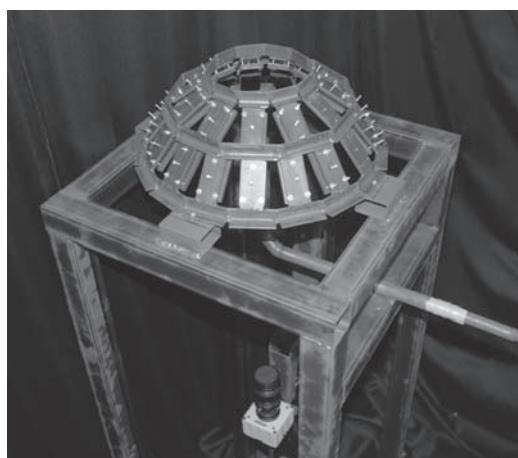


Fig.14 Overview of the multi-mirror optical system for simultaneous multi-directional photography with a single camera.⁽²⁾



Fig.15 Projection images of turbulent premixed flame ($t = 0 \text{ ms}$) taken by simultaneous multi-directional photography with a single high-speed camera and the multi-mirror system⁽²⁾

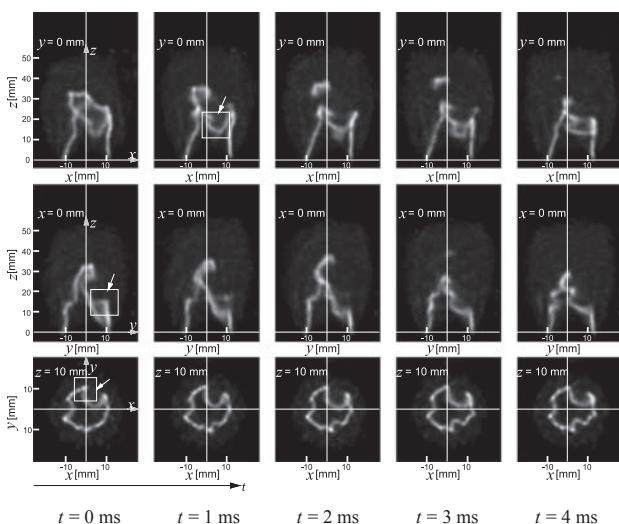


Fig.16 Time series emission light images taken by 3D-CT reconstruction ($t = 0 \sim 4\text{ms}$).⁽²⁾ Top and middle figures are for central longitudinal planes. Bottoms are for cross-sectional plane at $z = 10\text{ mm}$

6. 謝辞

本稿で紹介した研究の一部の実施に対し、日本学術振興会 科学研究費助成事業（基盤研究（c）23560226）の援助を受けた。記して謝意を表す。

7. 参考文献

- (1) 石野洋二郎, 大岩紀生, “乱流火炎形状のスキャンレス三次元CT計測—40眼カメラによる多方向同時撮影法と三次元CT法による乱流予混合火炎の瞬間輝度分布の三次元計測ー”, 日本燃焼学会誌, 第46巻137号, (2004), pp. 142-152.
- (2) 石野洋二郎, 斎木悠, 富田和史, 大北雄哉, “多方向同時撮影・三次元CT法による非定常燃焼現象の可視化計測”, 可視化情報学会誌, Vol.31, No.120, (2010), pp.9-14.
- (3) 若井和憲, 志水昭史, 近藤充範, “2色CTによる燃焼ガスの温度分布測定”, 日本機械学会論文集（B編）, 54-508 (1988), pp.3553-3558.
- (4) Najm, H.N., Paul, P.H., Mueller, C.J. and Wyckoff, P.S., Combust. Flame 113: 312-332 (1998).
- (5) Rehm, J.E. and Paul, P.H., Proc. Combust. Inst. 28: 1775-1782 (2000).
- (6) Hurle, I.R., et al., Proc. Royal Soc. Lond., Ser.A303: 409-427 (1968).
- (7) Ishino, Y. and Ohiwa, N., "Three-Dimensional Computerized Tomographic Reconstruction of Instantaneous Distribution of Chemiluminescence of a Turbulent Premixed Flame", JSME Int J. Ser.B 48, (2005), pp.34-40.
- (8) Ishino, Y., Inagawa, O. and Ohiwa, N., "Non-scanning 3D-CT measurement of Premixed Flames", Turbulence, Heat and Mass Transfer, Vol. 5, K. Hanjalić, Y. Nagano and S. Jakirlic (Editors), Brgell House Inc., (2006), pp. 617-620.
- (9) Ishino, Y., Takeuchi, K., Shiga, S. and Ohiwa, N., "Non-Scanning 3D-CT Measurement with 40-Lens Tracking Camera for Turbulent Propane/Air Rich-Premixed Flame", Sixth International Energy Conversion Engineering Conference: IECEC-6, Cleveland, Ohio, USA, CD-ROM, Paper No. AIAA-2008-5664, (2008).
- (10) Saiki, Y., Tomida, Y., Shiga, S., Ishino, Y. and Ohiwa, N., Measurement of a Local Burning Velocity of a Turbulent Premixed Flame by Simultaneous 3D-CT Reconstruction with 40-Lens Camera and Stereoscopic PTV, 8th International ERCOTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, (2010).
- (11) 石野洋二郎, 稲川治, 大岩紀生, 40眼カメラとCT法による瞬間三次元分布計測手法（乱流予混合火炎の輝度分布の計測）, 可視化情報学会論文集, Vol.25, No.6, (2005), pp. 21-26.
- (12) 特許第5294403号, “三次元CT計測システム”, 発明者石野洋二郎, 出願2008年11月19日.
- (13) 斎木悠, 大北雄哉, 徐ヨウ, 堀本健太, 石野洋二郎, “マルチミラー光学系と三次元CT法による乱流予混合火炎の時系列三次元計測”, 可視化情報学会論文集, Vol.30, No.12, (2010), pp. 81-86.
- (14) 村井祐一, 田中大樹, 田坂裕司, アレックス・ティラー, “火炎断層計測のためのTwo-Way線形後退投影CTスキーム”, 第47回日本伝熱シンポジウム講演論文集, C324, (2010), pp.1-2.
- (15) Upton, T.D., Verhoeven, D.D. and Hudgins, D.E., "High-resolution computed tomography of a turbulent reacting flow", Experiments in Fluids, Vol. 50-1 (2011), pp. 125-134.
- (16) Ishino, Y., Horimoto, K., Kato, T., Ishiguro, S. and Saiki, Y., Multi-Directional Quantitative Schlieren Observations for 3D-CT Reconstruction of Three-Dimensional Density Distribution of Steady Non-axisymmetric Premixed Flame", 9th Asia-Pacific Conference on Combustion, Gyeongju, Korea, (2013).
- (17) 加藤貴裕, 堀本健太, 石黒勝麻, 斎木悠, 石野洋二郎, “多方向定量シリーレン三次元CT法による非軸対称予混合火炎の三次元密度分布と三次元輝度分布の三次元再構成”, 第41回可視化情報シンポジウム講演論文集, (2013), F109.
- (18) Ishino, Y., Horimoto, K., Kato, T. Ishiguro, S. and Saiki, Y., "3D-CT Measurement of Premixed Flames Using a Multi-Directional Quantitative Schlieren Optical System (Solo-Measurement of Density and Combined-Measurement of Density and Light-Emission distributions)", Procedia Engineering, Elsevier, (2013) (printing).
- (19) 横井孝司, “OSEM (ordered subsets-expectation maximization) 法による画像再構成”, 第40回核医学分子会基礎講座, (2001), pp.523-529.
- (20) Dempster, A.P., Laird, N.M. and Rubin, D.B., "Maximum

- Likelihood from Incomplete Data via the EM Algorithm", J. Royal Statist Soc. B 39: (1977), pp.1-38.
- (21) Yokoi, T., Shinohara, H., Hashimoto, T., Yamamoto, T. and Niio, Y., "Implementation and Performance Evaluation of Iterative Reconstruction Algorithms in SPECT: A Simulation Study Using EGS4", Proc. The Second Int. Workshop on EGS, KEK Proc. 200-20: (2000), pp.224-234.
- (22) Tang, H.R., Da Silva, A.J., Matthay, K.K., Price, D.C., Huberty, J.P., Hawkins, R.A. and Hasegawa, B.H., "Neuroblastoma imaging using a combined CT scanner-scintillation camera and ^{131}I -MIBG", J. Nuclear Medicine, 42-2: (2001), pp.237-247.

3次元熱伝導を考慮した過渡応答法による ディンプル付きカットバック面のフィルム冷却性能評価 (球状ディンプルと傾斜有無ティアドロップディンプルの比較)

Film Cooling Performance over Dimpled Cutback Surface Measured by Transient Technique with Compensation of Three-Dimensional Heat Conduction (Comparison between Spherical Dimples and Teardrop-Shaped Dimples with/without Inclination)

小西 孟^{*1}
KONISHI Hajime

村田 章^{*1}
MURATA Akira

齋藤 博史^{*1}
SAITO Hiroshi

岩本 薫^{*1}
IWAMOTO Kaoru

大北 洋治^{*2}
OKITA Yoji

ABSTRACT

Cooling at trailing edge of gas turbine airfoil is one of the most difficult problems because of its thin shape: high thermal load from both surfaces, hard-to-cool geometry of narrow passages, and at the same time demand for structural strength. In this study, heat transfer experiments by using transient technique with compensation of three-dimensional heat conduction were performed for cutback surfaces with three types of dimples: spherical, teardrop-shaped without inclination, and 45deg angled teardrop-shaped dimples. The present results clearly showed the precise spatial distributions of film cooling effectiveness and Nusselt number. Although overall film cooling effectiveness was almost same among three types of dimpled cutback surfaces, overall Nusselt numbers of teardrop-shaped and 45deg angled teardrop-shaped cases were higher than the spherical case; the teardrop-shaped dimples without inclination gave slightly higher values both in film cooling effectiveness and Nusselt number than the 45deg angled teardrop-shaped case. As a result, net heat flux reduction of teardrop-shaped dimple without inclination was the highest among the cases examined.

Key words : Heat Transfer Enhancement, Dimple, Film Cooling, Turbine Airfoil, Transient Technique

1. 緒言

ガスタービンの高効率化に伴いタービン入口ガス温度の高温化が進んでおり、材料の高温強度を考えるとタービン翼の冷却技術の向上が必須である。翼後縁部は厚さが薄く内部冷却が困難である上に、主流からの熱流入が大きく、翼冷却において最も厳しい条件の部位である。Cunha and Chyu⁽¹⁾は翼後縁冷却構造として4形状を調べ、カットバック形状が構造強度と空力特性を兼ね備えた最も優れた冷却形状であることを示した。カットバック形状による翼後縁冷却とは、後縁部スロットから

原稿受付 2013年2月15日

校閲完了 2013年7月13日

* 1 東京農工大学大学院工学府
〒184-8588 小金井市中町2-24-16

* 2 (株) IHI
〒190-1297 西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

カットバック面にフィルム冷却空気を吹き出して熱遮蔽をすると同時に、カットバック壁を対流熱伝達によって冷却することで背面からの熱流入を処理する方式であり、航空用および産業用ガスタービンで広く採用されつつある。フィルム冷却カットバック面での伝熱促進では、乱流促進・2次流れ効果が冷却空気膜を崩してしまうとフィルム冷却効率を大きく低下させるので、高フィルム冷却効率維持という従来とは異なる制約条件下での新たな伝熱促進問題としてとらえる必要がある。後縁部フィルム冷却についてはこれまでにブロー比や密度比の影響を調べた伝熱実験^{(2),(3)}、LES解析⁽⁴⁾の例がある。また、最近著者らはカットバック面に凹み形状であるディンプルを設けることでフィルム冷却効率をあまり低下させずに熱伝達率を向上できることを示している⁽⁵⁾⁻⁽⁸⁾。2次元スロット流路において球状または傾斜なしティアドロップ

プロディンプルをカットバック面に設けて行われた過渡応答法による伝熱実験⁽⁵⁾では、ディンプル面は平滑面に比べ、フィルム冷却効率を同程度に保ったまま熱伝達率が20%～30%向上する。さらに、2次元スロット流路におけるLESによる流れ場解析⁽⁶⁾や、実機のようにランド部のある3次元スロット流路においてリブや球状ディンプルをカットバック面に設けた場合の伝熱実験⁽⁷⁾においても、ディンプル面が平滑面に比べて高い性能であることを示している。また、同一形状流路に対する2次元3成分粒子追跡流速計による乱流計測⁽⁸⁾も行われている。

一般的な内部流での乱流促進体としてのディンプルの伝熱性能評価は過去に数多く行われており、球状ディンプルについて流路高さ・投影直径比⁽⁹⁾や深さ・投影直径比⁽¹⁰⁾の影響などが調べられている。また、現在最も性能が良いと報告されているのはChyuら⁽¹¹⁾のティアドロップディンプルで、前縁傾斜により流れの剥離が抑制されるので熱伝達率の低下が抑制される^{(12),(13)}。ティアドロップディンプルを流れ方向に対して傾斜させた場合には弱い2次流れが誘起されることが期待され、著者らは内部流においてその効果を調べている⁽¹⁴⁾。

本研究ではディンプル付きカットバック面のフィルム冷却性能におけるディンプル形状の影響を評価することを目的とする。内部流におけるディンプルの研究^{(9)～(14)}を参考に、高密度にディンプルを敷設し、熱伝達性能を高くした上で性能比較を行うため、内部流で高い熱伝達性能を示す配列形状として冷却流の流路高さ・投影直径比を0.5、深さ・投影直径比を0.27で一定とし、カットバック面に3種類のディンプル（球状、傾斜なしティアドロップ、45度傾斜ティアドロップ）を敷設し、3次元熱伝導を考慮した過渡応答法^{(13)～(15)}を用いた高精度な伝熱性能計測実験を行った。

2. 伝熱実験

2.1 過渡応答法

本研究で用いた過渡応答法は著者らのこれまでの伝熱実験^{(5),(7)}と同様の計測方法である。フィルム冷却において熱遮蔽性能は下式のフィルム冷却効率 η で表される。

$$\eta = \frac{T_h - T_{aw}}{T_h - T_c} \quad (1)$$

ただし、 T_h [K] は主流空気温度、 T_c [K] は冷却流空気温度（添字h: 主流、c: 冷却流）とし、断熱壁温 T_{aw} [K] を流体代表温度として用いた。

初期温度が T_i [K] の半無限固体が T_i から T_f [K] にステップ状に温度変化した流れにさらされた場合、時刻 t [s] における壁面温度 T_w [K] は半無限固体内1次元熱伝導の解析解（下式）で表される⁽¹⁶⁾。

$$\frac{T_w - T_i}{T_f - T_i} = 1 - \exp\left(\frac{h^2 a_w t}{\lambda_w^2}\right) \operatorname{erfc}\left(\frac{h\sqrt{a_w t}}{\lambda_w}\right) \quad (2)$$

ここで h [W/(m²K)] は熱伝達率、 a_w [m²/s] は壁

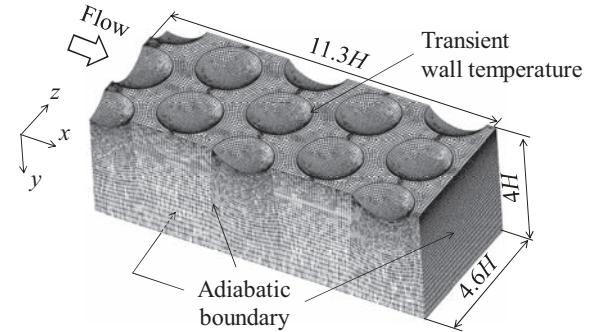


Fig. 1 Computational model of spherical dimple.

の温度伝導率、 λ_w [W/(mK)] は壁の熱伝導率である。

流体温度変化がステップ状ではなく徐々に変化する場合にはDuhamelの定理⁽¹⁶⁾を用いて、流体温度変化をN分割したステップ状微小温度変化の重ね合わせで近似できる。この時の壁面温度変化は下式で表される。

$$T_w - T_i = \sum_{j=1}^N U(t - t_j)(T_{f,j} - T_{f,j-1}) \quad (3)$$

ここで、

$$U(t - t_j) = 1 - \exp\left(\frac{h^2 a_w (t - t_j)}{\lambda_w^2}\right) \operatorname{erfc}\left(\frac{h\sqrt{a_w (t - t_j)}}{\lambda_w}\right) \quad (4)$$

ただし、時刻 t_j [s] ($j=0, 1, 2, \dots, N$) における流体温度を $T_{f,j}$ [K] とする。

フィルム冷却では式(3)における流体温度として断熱壁温を用いる。式(1),(3),(4)より断熱壁温を消去すると、式(5)が得られる。ただし、式(5)中の $U(t - t_j)$ は式(4)と同一である。

$$T_w - T_i = \sum_{j=1}^N U(t - t_j) \{(1 - \eta)(T_{h,j} - T_{h,j-1}) + \eta(T_{c,j} - T_{c,j-1})\} \quad (5)$$

本研究では主流のみ加熱する場合と主流・冷却流を両方加熱する場合の2回実験を行い、式(4)および式(5)を連立して繰り返し計算を行うことで熱伝達率とフィルム冷却効率を求めた。この1次元熱伝導の仮定を用いた際の熱伝達率とフィルム冷却効率を熱伝導補正前の値と呼ぶ。

式(4)および式(5)は半無限固体表面温度の解析解であるため、本研究で用いたアクリル樹脂（熱伝導率：0.19W/(mK)、温度伝導率： 1.1×10^{-7} m²/s）における60秒間での温度浸透深さ⁽¹⁷⁾ Δ_{th} ($= \sqrt{12a_w t} = 8.8$ mm) に対し、板厚を20mmと十分大きくした。

2.2 3次元熱伝導補正の方法

内部流における3次元熱伝導補正^{(13),(14)}同様、固体内3次元熱伝導補正の計算には有限体積法を用いたOpenFOAM2.1⁽¹⁸⁾を使用した。また、図1に示す計算格子の作成にはGAMBIT2.4⁽¹⁹⁾を用いた。計算領域は流れ、幅各方向に11.3H、4.6Hとそれぞれディンプル4.7ピッチ、2ピッチ分とし、深さ方向は4Hとした。ただし、H [m] (= 5 mm) はフィルム冷却における冷却流の流路高さである。球状ディンプルについてはカットバック面ノーマー

ド数を12,968点、全ノード数を542,143点とし、傾斜なしティアドロップディンプルはそれぞれ12,954点、541,077点、45度傾斜ティアドロップディンプルはそれぞれ11,369点、475,436点とした。赤外線放射温度計を用いて計測した非定常伝熱面温度分布をカットバック面の境界条件として補間して与え、底面・流れ方向境界面を断熱境界、幅方向境界面を断熱境界（球状、傾斜なしティアドロップ）または周期境界（45度傾斜ティアドロップ）とした。

フィルム冷却における熱伝達率は断熱壁温を用いて式(6)のように表される。

$$h = \frac{q_{\text{normal}}}{T_w - T_{aw}} \quad (6)$$

ここで、 q_{normal} [W/m²] ($= -\lambda_w \partial T / \partial n$) は壁面垂直方向（座標n）の熱流束であり、 $\partial T / \partial n$ [K/m] は数値解析で求めた壁面垂直方向の温度勾配である。

式(1)および式(6)より断熱壁温を消去すると、下式が得られる。

$$-\frac{q_{\text{normal}}}{T_h - T_w} = h(1 - \eta\theta) \quad (7)$$

ただし、 $\theta = (T_h - T_c) / (T_h - T_w)$ である。

式(7)を主流のみ加熱する場合と主流・冷却流を両方加熱する場合の2回の実験条件についてそれぞれ熱伝導解析を行い、連立させることで熱伝達率とフィルム冷却効率を求めた。これらを熱伝導補正後の値と呼ぶ。

格子間隔をカットバック面内方向および深さ方向に1/2と細かくしたモデルでも計算を行った。球状ディンプル前縁または後縁部において熱伝達率とフィルム冷却効率は元のモデルに対し、差が最大でも2%であったことから、格子解像度依存性が小さいことを確認した。

2.3 実験装置および伝熱実験方法

本研究で使用した実験装置はフィルム冷却の伝熱実験^{(5),(7)}と同様である。テストセクションの概略を図2に、冷却流吹き出し部とカットバック面の詳細を図3に示す。冷却流の流路高さ $H = 5$ mm、主流流路高さ $4H$ 、流路幅 $40H$ の扁平流路に下流に設けたプロアの吸い込みにより空気を流した。カットバック面には図4に示す(a)球状、(b)傾斜なしティアドロップ形状の各ディンプルに加え、流れ方向に対して45度傾けたティアドロップディンプルの3種類のディンプルが投影直径 $2H$ 、曲率半径 $1.2H$ 一定で図5のように千鳥配列に並んでいる。ディンプルの流れ方向ピッチは $2.4H$ 、幅方向ピッチは $2.3H$ とした。また、基準となる平滑面での実験も行った。

主流および冷却流空気はそれぞれの助走区間に設けられたメッシュヒータにより通電加熱される。空気温度の時間変化は主流流路入口・出口それぞれ幅方向7点および冷却流吹き出し部幅方向2点のK型熱電対（ $\phi 100 \mu\text{m}$ ）でそれぞれの平均値として計測した。伝熱面温度は入口から $84H$ の位置に設置した反射防止コーティング

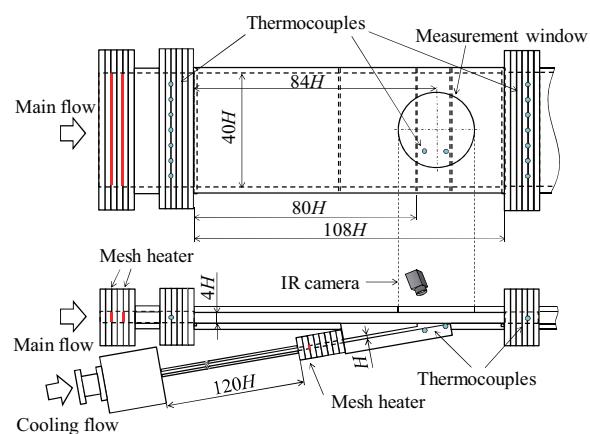


Fig. 2 Schematic of test section.

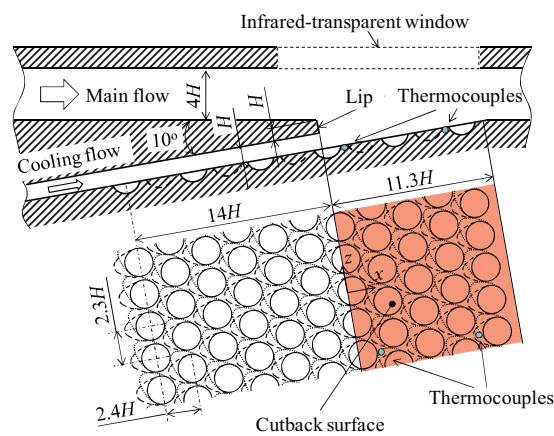


Fig. 3 Details of film cooling slot and dimpled cutback surface.

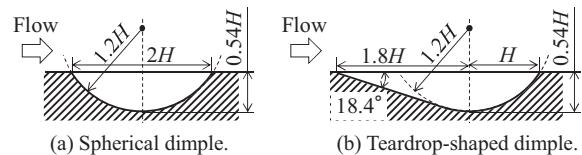


Fig. 4 Dimple geometries.

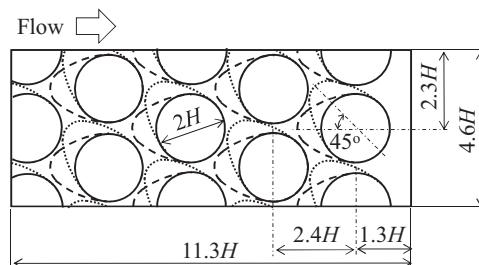


Fig. 5 Schematic of measurement area.

付Geガラス窓（ $\phi 132$ mm）を通して赤外線放射温度計（FLIR SC-620, 640×480 pixel², 30fps）で計測した。また、壁表面2ヶ所に埋め込まれたK型熱電対（ $\phi 50 \mu\text{m}$ ）でも同時に壁面温度を計測し放射率調整を行った。本実験においては計測時刻を平滑面で60s後、ディンプル面で30s後とした。

実験条件は主流レイノルズ数 Re_h （ $= 8HU_h / \nu_h$ ）を

2.5×10^4 一定とし、ブロー比 M ($= (\rho_c U_c) / (\rho_h U_h)$) を $0.5, 1.0, 1.5, 2.0$ と変化させた（冷却流レイノルズ数 Re_c ($= 2HU_c / \nu_c$) $= 3.3 \times 10^3 \sim 1.3 \times 10^4$ ）。ここで、 U [m/s] は平均流速、 ν [m²/s] は空気の動粘性係数、 ρ [kg/m³] は空気の密度を表す。

熱伝達性能の評価にはヌセルト数 Nu ($= 2hH / \lambda_c$) を用い、下式（Kays and Crawfordの式²⁰）で表される平滑管内完全発達乱流のヌセルト数経験式で規格化した。 λ_c [W/(mK)] は冷却流空気の熱伝導率である。

$$Nu_{\infty, M=1} = 0.022 Pr^{0.5} Re_{c, M=1}^{0.8} \quad (8)$$

ここで、 Pr はプラントル数、 $Re_{c, M=1}$ はブロー比1における冷却流レイノルズ数である。フィルム冷却性能の総合評価には式(9)に示す $NHFR$ (Net Heat Flux Reduction)²¹を用いた。

$$NHFR = 1 + \frac{h}{h_0} (\eta \Theta - 1) \quad (9)$$

ここで、 h_0 [W/(m²K)] はKays and Crawfordの式²⁰に主流レイノルズ数 Re_h を用いた場合の熱伝達率、 Θ は無次元温度で実機の代表的作動条件から $\Theta = (T_h - T_c) / (T_h - T_w) = 1.44$ とした。通常の翼面フィルム冷却での $NHFR$ は $0 \sim 1$ の値をとるが、本研究での $NHFR$ はカットバック面での熱流束が壁面から流体へ向いている（負の熱流束となる）のでカットバック面冷却の場合に1以上の値をとること、また、フィルム冷却なしの場合の熱流束を平滑面完全発達域の熱伝達率 h_0 で推定しているので規格化として適切ではない点に注意が必要である。

本研究における補正後のヌセルト数、フィルム冷却効率、 $NHFR$ の計測の不確かさ（包括度95%）²²はそれぞれ最大で15%，8%，14%である。

3. 結果および考察

図6に平滑面における幅方向平均ヌセルト数比 $Nu_z / Nu_{\infty, M=1}$ およびフィルム冷却効率 η_z の分布を示す。フィルム冷却効率はスロットから吹き出した直後の領域 $0 < x/H < 4$ では値が1に近いが、下流に向かうにつれて徐々に低下していく。これは主流と冷却流の混合層が発達し、高温主流がカットバック面まで徐々に達するためである。カットバック面最下流位置 ($x/H = 11.3$) におけるフィルム冷却効率はブロー比0.5, 1.0の時に0.6以下であるが、ブロー比1.5, 2.0の時には0.8以上となり、高いブロー比においては下流までフィルム冷却性能を維持できる。ブロー比1.0でフィルム冷却効率が低いのは、リップ後流において主流と冷却流の両方から大規模な非定常渦が発生し^{4), 6)}、主流と冷却流の混合が促進されるためである。また、ブロー比の上昇に伴いヌセルト数比は上昇する。

図7～図12に球状、傾斜なしティアドロップ、45度傾斜ティアドロップ各ディンプル面におけるヌセルト数比 $Nu / Nu_{\infty, M=1}$ とフィルム冷却効率 η を示す。図7, 9,

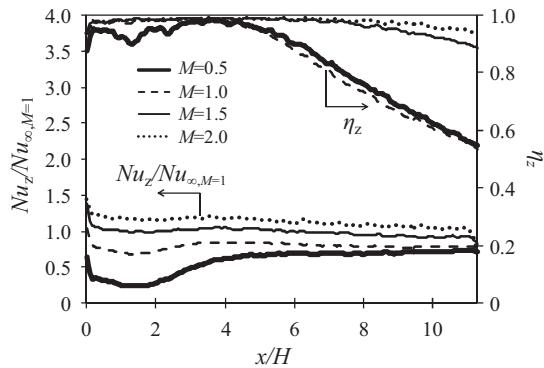
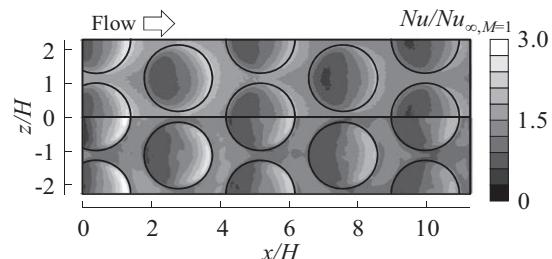
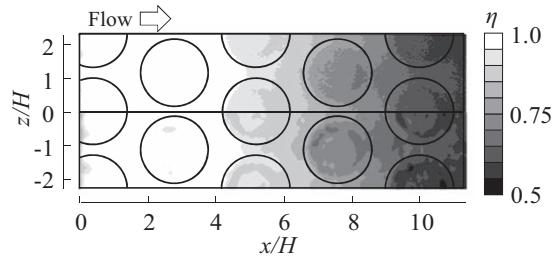


Fig. 6 Streamwise variation of spanwise averaged Nusselt number ratio, $Nu_z/Nu_{\infty,M=1}$, and film cooling effectiveness, η_z , in smooth surface case.



(a) Nusselt number ratio, $Nu / Nu_{\infty, M=1}$.



(b) Film cooling effectiveness, η .

Fig. 7 Contour of local $Nu / Nu_{\infty, M=1}$ and η without (upper half) and with (lower half) compensation in spherical dimple case for $M=1.0$.

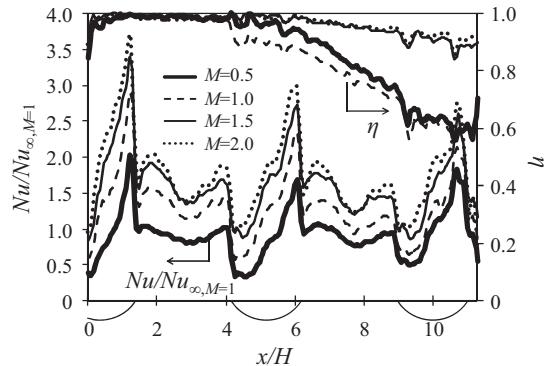


Fig. 8 Streamwise variation of local Nusselt number ratio, $Nu / Nu_{\infty, M=1}$, and film cooling effectiveness, η , at spanwise center ($z/H=0$) in spherical dimple case (with compensation).

11中の図(a), (b)の上下半分はそれぞれ熱伝導補正前・補正後の値であり、ブロー比1.0の結果である。また、図8, 10, 12にはディンプル中央位置 ($z/H=0$) での熱伝導補正後の局所フィルム冷却効率、局所ヌセルト数比のブロー比による変化を示す。

球状ディンプルのヌセルト数比（図7(a)）の熱伝導補正前の結果（図中上半分）ではディンプル内側後縁部およびその下流の平滑部においてヌセルト数比が高いが、熱伝導補正後の値（図中下半分）を見ると実際にヌセルト数比が大きく上昇するのはディンプル内側のみである。これは、ディンプル内側から平滑部への熱伝導による平滑部の温度上昇のためである^{(13),(15)}。一方、フィルム冷却効率の分布（図7(b)）には熱伝導補正前後で大きな変化が見られない。これは、フィルム冷却効率の熱流束変化

に対する不確かさ解析上の感度係数⁽²⁾が低いためである。図7と図8で、ディンプル前縁部では流れの剥離によりヌセルト数比が低下し、後縁部では流れの再付着によりヌセルト数比が上昇する^{(12),(13)}。図8のフィルム冷却効率が冷却流吹き出し直後の領域ではほぼ1となり下流に向かって低下する傾向や、ブロー比の上昇と共にヌセルト数比が上昇する傾向は（分布自体は大きく異なるが）平滑の場合と同様である。

傾斜なしティアドロップディンプルのヌセルト数比（図9(a)）は、ディンプル後縁部直後の平滑部においてディンプル内側から平滑部への熱伝導の影響により、球状ディンプルと同様、熱伝導補正によってヌセルト数比が大きく低下した。また、フィルム冷却効率（図9(b)）は球状ディンプル同様、熱伝導補正前後の差が小さい。

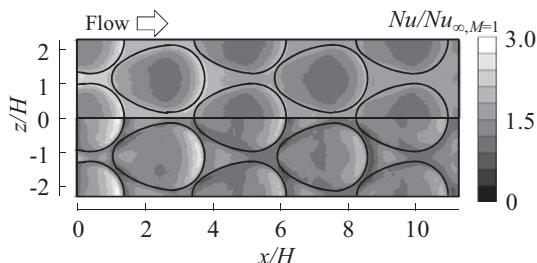
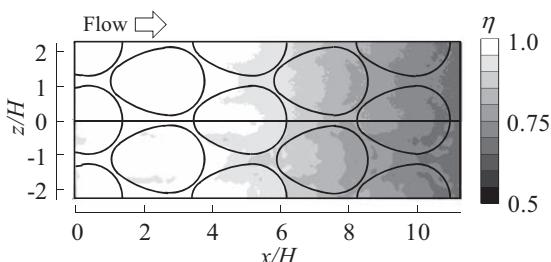
(a) Nusselt number ratio, $Nu/Nu_{\infty,M=1}$.(b) Film cooling effectiveness, η .

Fig.9 Contour of local $Nu/Nu_{\infty,M=1}$ and η without (upper half) and with (lower half) compensation in teardrop-shaped dimple case for $M=1.0$.

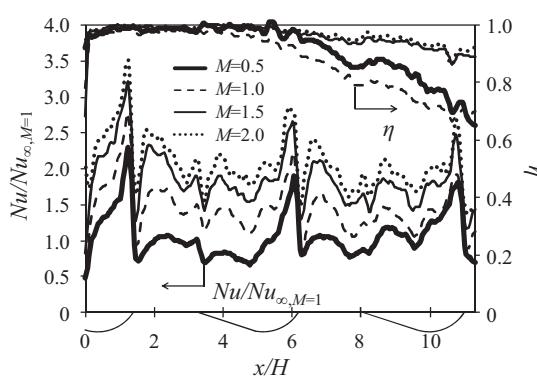


Fig.10 Streamwise variation of local Nusselt number ratio, $Nu/Nu_{\infty,M=1}$, and film cooling effectiveness, η , at spanwise center ($z/H=0$) in teardrop-shaped dimple case (with compensation).

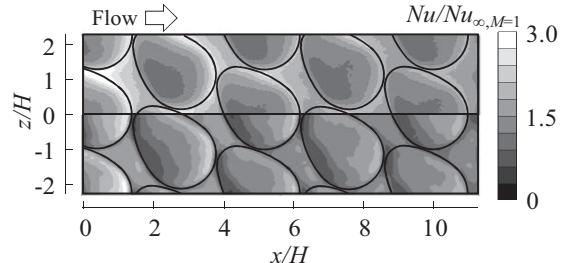
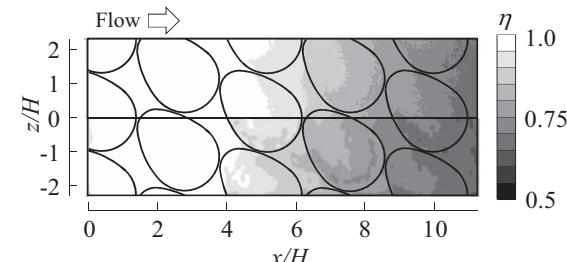
(a) Nusselt number ratio, $Nu/Nu_{\infty,M=1}$.(b) Film cooling effectiveness, η .

Fig.11 Contour of local $Nu/Nu_{\infty,M=1}$ and η without (upper half) and with (lower half) compensation in 45deg angled teardrop-shaped dimple case for $M=1.0$.

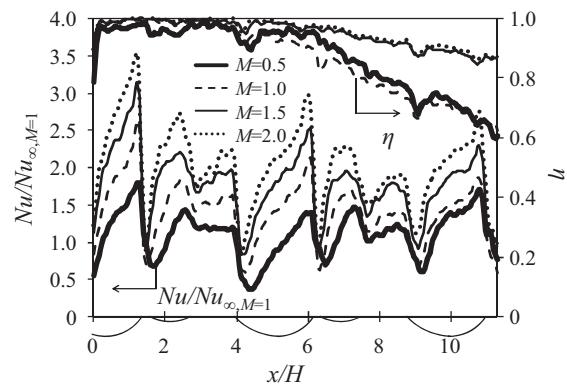


Fig.12 Streamwise variation of local Nusselt number ratio, $Nu/Nu_{\infty,M=1}$, and film cooling effectiveness, η , at spanwise center ($z/H=0$) in 45deg angled teardrop-shaped dimple case (with compensation).

図9と図10のスセルト数比分布より、前縁部途中で流れの剥離が生じるもの、その再循環領域は小さい¹³⁾ため、スセルト数比の低下も抑制される。また、ディンプル後縁部では球状ディンプルと同様、流れの再付着によって熱伝達が促進され、スセルト数比が上昇する。

45度傾斜ティアドロップディンプル(図11)でも熱伝導補正の効果は他形状と同様である。図11と図12のスセルト数比分布からわかるように、ディンプル傾斜によって深さの変化が急になった幅方向中央ディンプル前縁部で流れの剥離は発生し、スセルト数比が大きく低下する。また、後縁部では流れの再付着によりスセルト数比が上昇する。傾斜ティアドロップディンプルの場合には内部流の実験¹⁴⁾でも報告されているようにディンプル縦長形状の傾斜により弱い2次流れが誘起される。

図13に各カットバック面形状におけるブロー比1.0の時の熱伝導補正後の幅方向中央位置($z/H=0$)でのスセルト数比およびフィルム冷却効率の分布をまとめて示す。ディンプル前縁部において、球状、45度傾斜ティアドロップは流れの剥離によりスセルト数比が最小0.5まで低下するが、傾斜なしティアドロップは流れの再循環領域が小さくなるのでスセルト数比の低下は抑制される。ディンプル内側後縁部では各形状ともに流れの再付着によりスセルト数比が最大となる。45度傾斜ティアドロップディンプルでは弱い2次流れの誘起により、スセルト数比は再循環領域を除いて比較的高い値となっている。フィルム冷却効率は各形状ともに吹き出し直後($0 < x/H < 4$)ではほぼ1だが、カットバック面最下流部($x/H=11.3$)では0.6付近まで低下する。

図14(a)に熱伝導補正後のカットバック面平均スセルト数比 $Nu_m/Nu_{\infty,M=1}$ とフィルム冷却効率 η_m 、図14(b)にNHFRを示す。熱伝導補正後の面平均スセルト数比、面平均フィルム冷却効率、NHFRは熱伝導補正前に比べてそれぞれ最大14%、4%，12%低下した(図省略)。また、図14のエラーバーは異なるディンプル形状間での相対的な差を議論するために比較試験²²⁾のものを表示した。

図14(a)より、面平均フィルム冷却効率はブロー比0.5の条件で傾斜なしティアドロップが他の形状よりも若干高いが、他のブロー比では形状による差が小さい。一方、面平均スセルト数比は傾斜なしティアドロップと45度傾斜ティアドロップが同程度で最も高く、次いで球状、大きく下がって平滑の順となった。傾斜なしティアドロップは前縁部での再循環領域を小さくすること¹³⁾、一方45度傾斜ティアドロップは剥離再付着と縦長形状の傾斜による2次流れ誘起¹⁴⁾によって面平均スセルト数比が高くなる。傾斜なしティアドロップは平滑、球状、45度傾斜ティアドロップに比べて面平均スセルト数比がそれぞれ最大79%，15%，4% (ともに $M=1.5$) 高い値となった。

フィルム冷却の総合性能NHFR(図14(b))では不確かさ区間が一部重なっているが、傾斜なしティアドロップが最も高く、次いで45度傾斜ティアドロップ、球状、

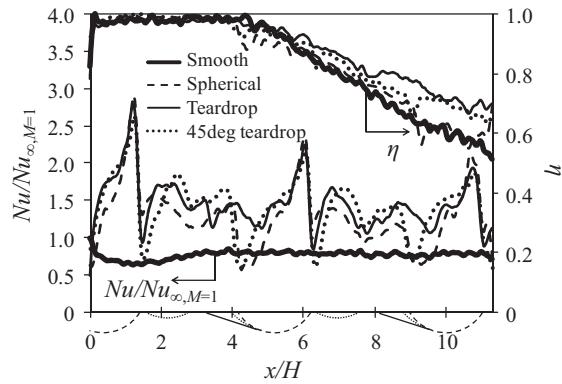
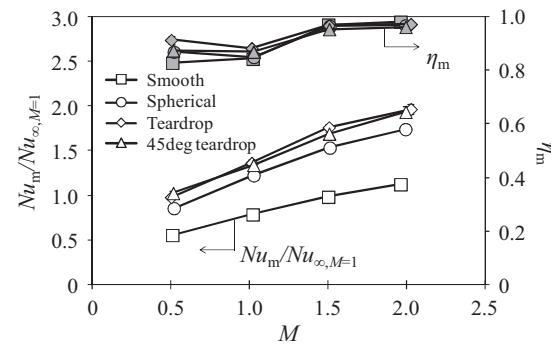
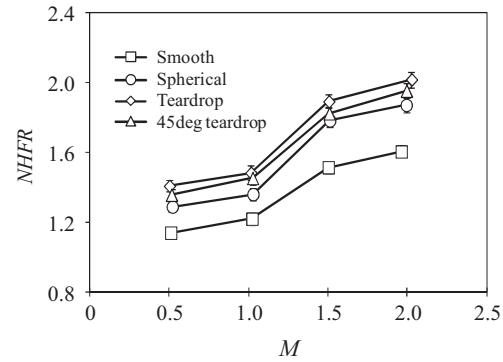


Fig.13 Streamwise variation of local Nusselt number ratio, $Nu/Nu_{\infty,M=1}$, and film cooling effectiveness, η , at spanwise center ($z/H=0$) for $M=1.0$.



(a) Mean Nusselt number, $Nu_m/Nu_{\infty,M=1}$ (open), and film cooling effectiveness, η_m (filled).



(b) Net Heat Flux Reduction, NHFR.

Fig.14 Surface averaged values versus blowing ratio.

大きく下がって平滑の順となった。傾斜なしティアドロップは平滑、球状、45度傾斜ティアドロップに比べてNHFRがそれぞれ最大26% ($M=2.0$)、9% ($M=0.5$)、6% ($M=2.0$) 高い値となった。

本研究におけるティアドロップディンプルの傾斜角度は45度であったが、傾斜角度の最適化はまだ行われていない。ディンプル傾斜による2次流れ誘起の効果を利用しつつ、前縁部での再循環領域を小さくすることで性能向上の余地がある。今後はより小さい傾斜角度での調査や傾斜角度の最適化を行う必要がある。

4. 結論

平滑面と3種のディンプル付きカットバック面（球状、傾斜なしティアドロップ、45度傾斜ティアドロップ）を用い、3次元熱伝導を考慮した高精度な伝熱実験によりフィルム冷却性能評価を行った。

球状、45度傾斜ティアドロップではディンプル前縁領域における流れの剥離により、ヌセルト数比が大きく低下した。一方、傾斜なしティアドロップは流れの剥離を抑制し、再循環領域を小さくすることでヌセルト数比の低下も抑制した。ディンプル後縁部では全ての形状において流れの再付着により高いヌセルト数比を示した。

カットバック面平均フィルム冷却効率はブロー比1.0以上では形状による差が小さかった。一方、カットバック面平均ヌセルト数比は傾斜なしティアドロップと45度傾斜ティアドロップが同程度で最も高く、次いで球状、大きく下がって平滑の順となった。本研究の実験条件において、フィルム冷却総合性能 $NHFR$ は傾斜なしティアドロップが最も高く、次いで45度傾斜ティアドロップ、球状、大きく下がって平滑の順となった。傾斜なしティアドロップは平滑、球状、45度傾斜ティアドロップに比べて $NHFR$ がそれぞれ最大26% ($M=2.0$)、9% ($M=0.5$)、6% ($M=2.0$) 高い値となった。

本研究におけるティアドロップディンプルの傾斜角度は45度であったが、傾斜角度の最適化により、ディンプル傾斜による2次流れ誘起の効果を利用しつつ、前縁部での再循環領域を小さくすることで性能向上の余地がある。

参考文献

- (1) F. J. Cunha and M. K. Chyu, Journal of Propulsion and Power, 22 (2006), pp.286-300.
- (2) P. Martini, et al., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, 128 (2006-1), pp.196-205.
- (3) M. E. Taslim, et al., Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 6-2 (1992), pp.302-307.
- (4) H. Schneider, et al., International Journal of Heat and Fluid Flow, 31 (2010), pp.767-775.
- (5) S. Nishida, et al., Proc. of Int. Gas Turbine Congress 2011 (IGTC), Osaka, Japan, 13-18 November, 2011, IGTC2011-0195, pp.1-7.
- (6) 伊藤宏典, 他2名, 第26回 数値流体力学シンポジウム講演論文集, 東京, 2012/12/18-20, C11-1.
- (7) A. Murata, et al., Proc. of Turbo Expo 2011, Vancouver, Canada, 6-10 June, 2011, GT2011-45355, pp.1-11.
- (8) 渡邊要, 他3名, 第53回 航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集, 岡山, 2013/03/4-5, JSASS-2013-0048.
- (9) H. K. Moon, et al., Trans. ASME, J. of Eng. for Gas Turbines and Power, 122 (2000-4), pp.307-313.
- (10) N. K. Burgess, et al., Trans. ASME, J. of Heat Transf., 127 (2005-8), pp.839-847.
- (11) M. K. Chyu, et al., ASME Paper, 97-GT-437 (1997).
- (12) S. Nishida, et al., Proc. of the Asian Congress on Gas Turbines (CD-ROM), Tokyo, Japan, 24-26 August, 2009, ACGT2009-TS41, pp.1-4.
- (13) 小西孟, 他3名, 日本ガスタービン学会誌, 40-6 (2012-11), pp.331-336.
- (14) 小西孟, 他3名, 日本ガスタービン学会誌, 41-3 (2013-5), pp.254-259.
- (15) 西田怜美, 他3名, 日本機械学会論文集, 76B-772 (2010-12), pp.2227-2234.
- (16) H. S. Carslaw and J. C. Jaeger, Conduction of Heat in Solids, 2nd ed., (1956), pp.29-33 · 70-73, Oxford.
- (17) 日本機械学会, 伝熱工学資料, 第4版, (1986), pp.6-7. 丸善.
- (18) OpenCFD, OpenFOAM1.7.1 User's Guide, (2010).
- (19) ANSYS Inc., GAMBIT2.3 User's Guide, (2006).
- (20) W. M. Kays and M. E. Crawford, Convective Heat and Mass Transfer, 2nd ed. (1993), p.243, McGraw-Hill.
- (21) B. Sen, et al., ASME paper (1994), 94-GT-311.
- (22) ASME編, 日本機械学会訳, 計測の不確かさ ASME PTC19.1, (1985), pp.12, 16, 19-20, 丸善.

ノッチノズルのエンジン騒音試験

Engine Noise Test of Notched Nozzle

石井 達哉^{*1}
ISHII Tatsuya

田中 望^{*2}
TANAKA Nozomi

大石 勉^{*2}
OISHI Tsutomu

石井 豊^{*3}
ISHII Yutaka

ABSTRACT

This paper describes the noise test of a notched nozzle using a demonstrator engine in outdoor environment. The notch, a tiny dent formed at the nozzle lip, is expected to suppress both jet mixing noise and thrust loss due to the mixing enhancement. Authors have continued research and development on this mixing device through experimental and computational approaches. As a result, a revised version of the notched nozzle, 18-notch, was proposed and tested in the model tests under cold and hot conditions. An experimental validation with the larger-scale 18-notched nozzle was then conducted using a turbo-jet engine. This paper outlines the noise test setup with this engine and the test results. The newly proposed notched nozzle showed the improvement in noise radiation characteristics and provided a potential reduction in effective perceived noise level as much as 1 dB compared to the baseline conical nozzle.

Key words : ノッチ, ジェットエンジン, ジェット混合騒音, 騒音試験, 実効感覚騒音レベル

Notch, Jet Engine, Jet Mixing Noise, Noise Test, Effective Perceived Noise Level

1. はじめに

近年の商用ジェット旅客機はエンジンの高バイパス比化が進んだ結果、初期のジェット旅客機に比べて実効感覚騒音レベル (Effective Perceived Noise Level : EPNL) が20dB以上低減されてきたものの、エンジン騒音を含む低騒音化技術への技術課題は多い。国際民間航空機構 (International Civil Aviation Organization: ICAO) の航空環境保全委員会 (Committee on Aviation Environmental Protection : CAEP) においては、現行のICAO Annex16 Chapter 4⁽¹⁾から -7 EPN dBの強化案が提示されている。規制強化に伴って各騒音計測点における騒音マージンを確保しなければならず、主要音源であるエンジンの各要素の低騒音化が必要となる。

エンジン騒音のうち、ジェット混合騒音は航空機の離陸時に主要な騒音とされ、例えば離陸側方点に支配的となる。ジェット混合騒音の低減には高速排気と周囲空気とのせん断を制御することが鍵となる。1980年代までに

はLobeやChuteなどの混合促進機構の開発が進められる一方で、Tabへの関心が高まった。Tabはノズル端部に設けられた小さな障害物であって、その後流に擾乱をもたらす。1990年代には、その推力損失低減ならびに低騒音に着目した研究が進んだ結果、Delta Tab⁽²⁾などの現在のChevronやNotchに繋がる提案がなされてきた。Chevronは、ノズル端部を切り込んだ形状を持ち、切り込み部から縦渦対を励起して混合を促進する。ジェット側に僅かに傾斜させることで、騒音抑制と推力損失低減を發揮し、飛行試験等^{(3),(4)}を経て実用化に至っている⁽⁵⁾。

Chevronよりも簡易形状で、同等の音響的及び空力的性能を期待するデバイスとして、ノッチ (Notch) の概念も提案されている⁽⁶⁾。本研究で扱うノッチは、ノズル端部の切り込みではなく内側への窪み形状を意味する (Fig. 1 参照)。ノズル背面から見て三角形類似のプロッ

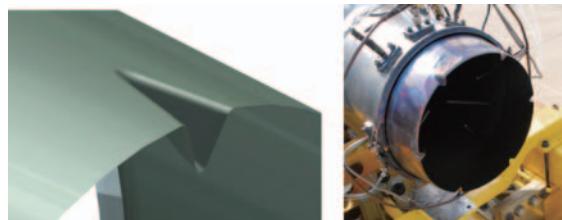


Fig. 1 Concept of notch (left) and the 6-notched nozzle (right).

原稿受付 2013年2月27日

校閲完了 2013年7月13日

* 1 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

* 2 (株)IHI

* 3 ブリュエル・ケー・ジャパン

ケージが、ノズルに沿って末広型の導入路を形成する。ノッチの窪みは、縦渦励起による微小擾乱をせん断層に送出し、主流せん断を弱めて下流側の渦放出を抑制する効果が見込まれる。ノッチは、周方向の幅及び主流方向への侵入量が隣接ノッチ間距離並びにノズル直径に比べて十分小さく、従来のLobeなどの急速混合方式とは異なる。

著者らは、ノッチ付ノズルについてエンジン試験と模型試験を実施してその形状を改善してきた^[7]。初期のエンジン騒音試験では、円周方向に等間隔に6個のノッチを配置したノズル（Fig. 1）が適用され、ノズル排気側放射騒音が抑制されることを確認した。しかし、側方の高周波数騒音が増加し、感覚騒音レベルへの影響が懸念された。そこで、個々のノッチの寸法を小さくする一方でノッチの設置箇所を増やす形状（18-Notch）を提案した^{[8]~[11]}。この形状では、CFD解析がノズル下流近傍の乱流運動エネルギーの減少を示唆し、コールドジェット模型試験はノズル側方の高周波数騒音の改善を示した。エンジン試験に移行する前に実施したホットジェット模型試験では、ノズル側方に向かって騒音レベルが軽減される傾向を確認した。

模型試験に用いたノズルは直径40～50mmであり、レイノルズ数を考慮すると、大型ノズルを使った試験にて騒音性能を実証することが必要となった。そこでノズル圧力条件を揃えて騒音と推力損失を比較するべく、著者らはエンジン制御を伴う騒音試験を計画した。本報は、新しいノッチノズルについて、2011年10月に実施したエンジン騒音試験について報告する。空力性能については他報^[12]に譲り、ここでは騒音試験とその結果を主に報告する。

2. エンジン騒音試験

2.1 エンジン及びノズル

エンジン騒音試験はJAXAの能代多目的実験場で行われた。騒音源となる高温ジェットを模擬するために定格推力8.5kNクラスの小型ターボジェットエンジンを用いた。エンジンは推力計測可能な専用の移動架台に固定される。エンジンとコンクリート地上面との間隔を3m（入口ダクト直径の10倍以上）とするために、地面に敷いた鉄板上に低所架台と呼ばれる架台を固定し、その上に移動架台を設置した。エンジン排気側はテイルパイプを介してノズルに至る。テイルパイプ内部構造、使用したノッチノズル、エンジン架台周辺をFig. 2（上図・下図）に表す。タービンとテイルコーン後方に全圧分布計測のためのレーク、及び円周方向に数点の全温レークが備えられており、テイルパイプ内外の圧力比（Nozzle Pressure Ratio : NPR）を保つようにエンジン制御^[13]を行った。

基準となる円形のノズル（Baseline Nozzle）の出口直径は262mmとした。供試ノッチノズル（18-Notch）は、

Baseline Nozzleと等価直径を有する形状ではなく、数值解析結果を用いてジェットの有効断面積を揃えた形状とした。設定NPR、対応するエンジンレーティングをTable 1に表す。各条件を満足する運転を2回ずつ実施して、エンジン性能計測と騒音計測を実施した。

2.2 騒音計測

騒音計測は遠方場計測と音源探査計測に分かれる。遠方場計測には、ノズルを中心とする半径18mの円弧上に配置した合計24個のマイクロホンを用いた。このうち、今回のジェット騒音試験で使用したマイクロホンはノズル側方から後方への17個であり、排気軸線から0°～100°の範囲で5°～10°間隔で計測地点を設けた。各計測地点には、マイクロホンスタンドを地面に固定し、大理石の地面板に向かって受圧面との隙間を1/4インチに保ってPressure型マイクロホン（GRAS-40BP）を設置した。ノズル出口中心と各マイクロホンスタンドとの位置関係をFig. 2（中図）に示す。収録信号は前置増幅器

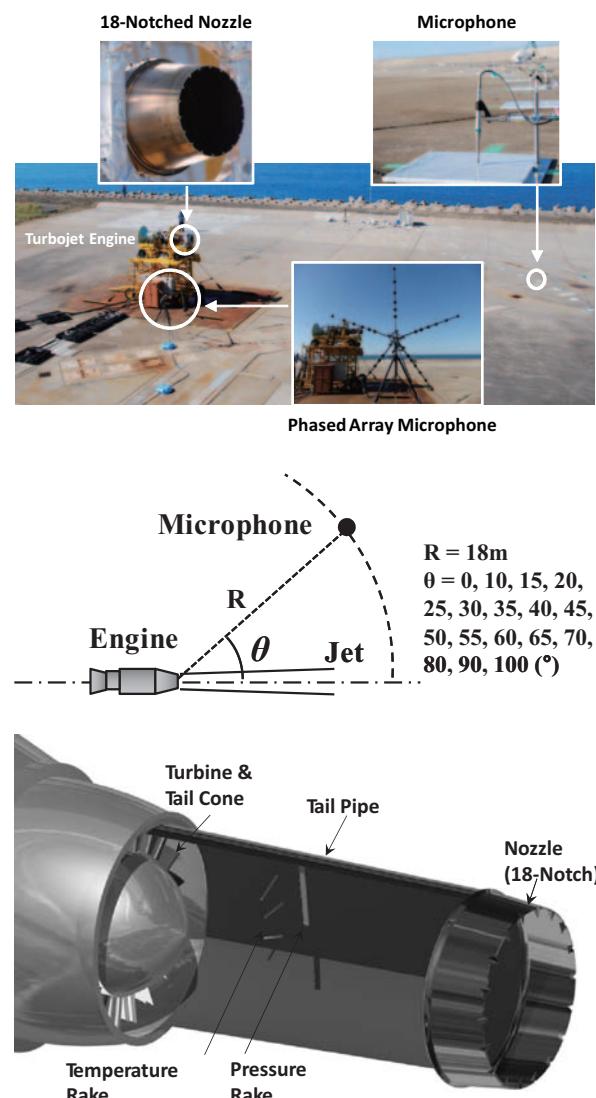


Fig. 2 Noise test site (top), microphone position (middle), and schematic view of the exhaust section and the tail pipe (bottom).

Table 1 Tested NPRs and ratings

NPR	1.377	1.436	1.5	1.536
Rating	75%	80%	82.50%	85%

(B&K-2669), 音響増幅器 (B&K-Nexus) を経て, 2系統の収録装置 (OROS-OR36, NI-DAQ) にアンチエリアシングフィルタを介して50kHz以上のサンプリング速度で全チャンネル同時収録した。収録時間は各試験ケースにつき30秒とし, 2回ずつ計測した。音源探査には, 放射状の5本のバーに付けた30個のマイクロホンで構成されるフェーズドアレイマイクロホンシステムを用いた^{(14),(15)}。

遠方場で観測される放射音の狭帯域周波数特性の例をFig. 3に示す。計測点はノズル後方から45°方向で, NPRの設定は1.536, 1.436, 1.377である。縦軸は, 比較し易いようにNPR毎に音圧レベルのオフセットがかけられており, 相対的な音圧レベル (Sound Pressure Level : SPL) を示す。収録したデータに対して空気吸収補正を加えた。空気吸収は, 熱伝導及び粘性による音波の減衰であって, 圧力, 温度, 湿度に基づく⁽¹⁶⁾。

騒音にはジェット騒音以外の成分が含まれる。本研究では, ノッチの作用によるジェット混合騒音の変化量を調べることを主目的とする。そこで, ジェット混合騒音のみの比較を行うために不要な成分の除去を行った。まず, 狹帯域データ (Fig. 3 実線) に多項式近似による平滑化処理を加えて離散周波数成分を除去した後, 広帯域のピークに対して補間関数を適用して高周波数の広帯域音 (例えば, 10kHz以上の広帯域音) を取り除いた

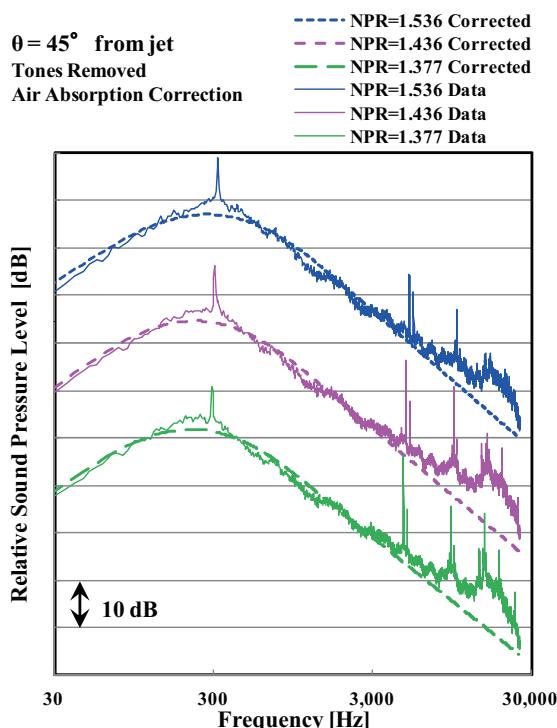


Fig. 3 Narrow band responses of the baseline nozzle with and without tone correction.

(Fig. 3 破線)。この結果, 周波数3000Hz以上に見られる圧縮機及びタービンの離散周波数音 (Tones) 成分に加えて, ジェット境界層を通過する時に出来るスキヤッタリング⁽¹⁷⁾によるとされる広帯域騒音が除去された。広帯域ピークに現れる離散周波数音 (300Hz付近) は, 遠方場で無指向性を有し, テイルコーン寸法に基づくストローハル数 (Strouhal Number) を考慮すると, テイルパイプ内部での脈動が原因と推定される。この音もデータ処理の段階で除去されている。以下の結果は, 上記補正を加えた結果に基づく。

3. 試験結果と考察

3.1 地上騒音低減

今回使用した18-Notchは, 高周波数騒音を抑制し, 側方側においても騒音低減効果を示した。Fig. 4に, ノッチとBaselineの周波数特性の例を示す。いずれも, $NPR = 1.436$ についての結果であり, 後方 ($\theta = 30^\circ$), 斜め ($\theta = 60^\circ$) 及び側方 ($\theta = 90^\circ$) の結果を示す。いずれの方向でも, ノッチはピーク周波数を中心に広い周波数範囲で1~2 dBの低減効果をもたらし, 特に90°方向の騒音低減は, 側方騒音レベル軽減に効果的である。

ジェット軸から90°方向に設置したフェーズドアレイマイクロホンの計測例をFig. 5に示す。図はそれぞれ, Baseline及び18-NotchのPressure Contribution Density, 即ちアレイ位置での音源の寄与を比較した結果を示す。周波数は, 広帯域ピーク音にあたる1/3オクターブバンド中心周波数で400Hz及び800Hzを選択した。高周波数騒音源の例として1.6kHzの結果も示す。Baselineノズルでは, 広帯域ピークの騒音源は, ノズル下流の広い範囲にわたって分布する。ノッチによって, これら騒音源からの寄与度が弱められ, かつ騒音源の分布範囲も縮小する (Fig. 5上・中図)。高周波数の例 (Fig. 5下図) でも, ノッチによって騒音源分布が縮小する傾向が見られ, Fig. 4の90°方向における騒音低減を示唆している。

本来, ノッチなどの突起物をジェットに挿入すれば, 高周波数騒音の増加は避けられないが, 騒音増加に転ずるクロスオーバー周波数を十分高い側に移動させれば, すなわちノッチ突起部より発生する渦スケールを小さくするようコントロールすれば⁽⁹⁾, 空気吸収の効果も相まって総合的に騒音低減効果が改善される。前回の6-Notch⁽¹¹⁾では1.6 kHzで騒音増加が見られたことを考慮すると, Fig. 4及び騒音源探査の結果から, 今回の18-Notchは, クロスオーバー周波数をより高い側に移動させ, 高周波数の騒音低減効果を改善したと判断できる。

騒音の指向性をFig. 6に示す。Fig. 6-1では, オーバーオール (Overall : OA) レベルに加えて, 1/3オクターブバンド周波数特性のピーク成分の1つである400Hzと高周波数側の6.3kHzの両成分を併記する。OA及び中低周波数の400Hzバンドは1 dBの低減効果が後方のみならずノズル側方まで持続しており, ホットジェッ

ト模型試験の結果¹⁸⁾を裏付けている。高周波数（6.3kHz バンド）では、従来の6-Notchではノズル側面方向に向かってBaselineよりも騒音が増加する傾向が見られたものの¹¹⁾、今回の18-Notchでは、僅かに低下する傾向が見られる。これはノッチ寸法減少によってノズル直後の乱流運動エネルギーが抑制されたことが原因と考えられる。ノズル圧力比に対するOAレベルの指向性をFig. 6-2に示す。今回試験したノズル圧力範囲では、18-Notchは、同一NPRの下でほぼ全方位の騒音低減に寄与している。

3.2 実効感覚騒音低減

航空用エンジンの騒音は、地上騒音レベルに加えて航

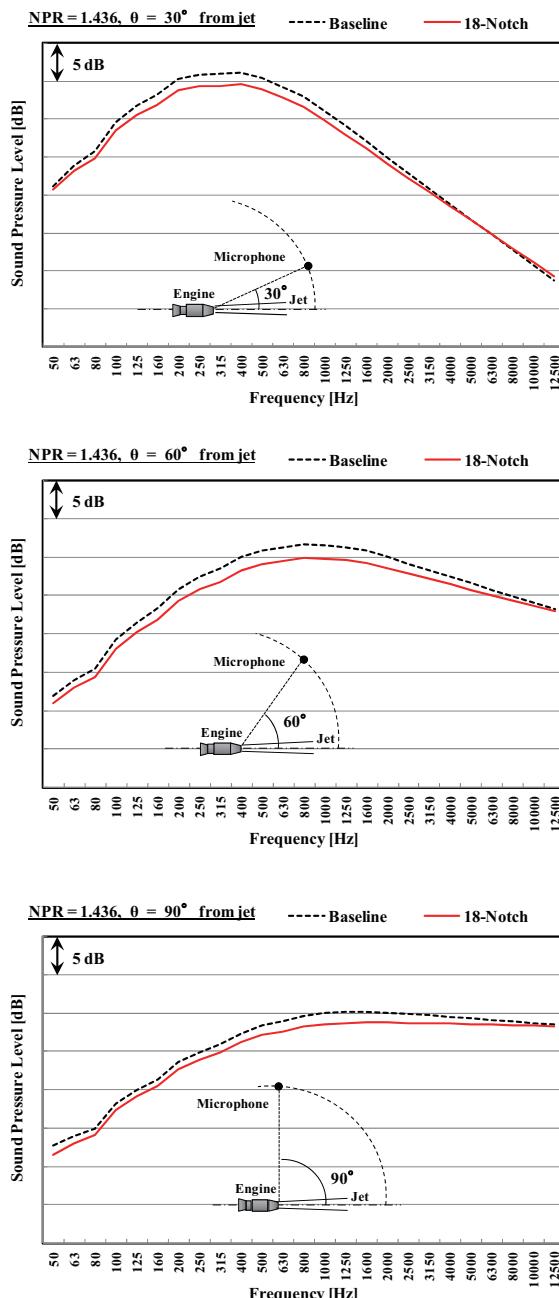


Fig. 4 1/3 Octave band responses of the baseline and 18-notched nozzles. Radiation angles relative to jet axis are $\theta = 30^\circ$ (top), 60° (middle), and 90° (bottom).

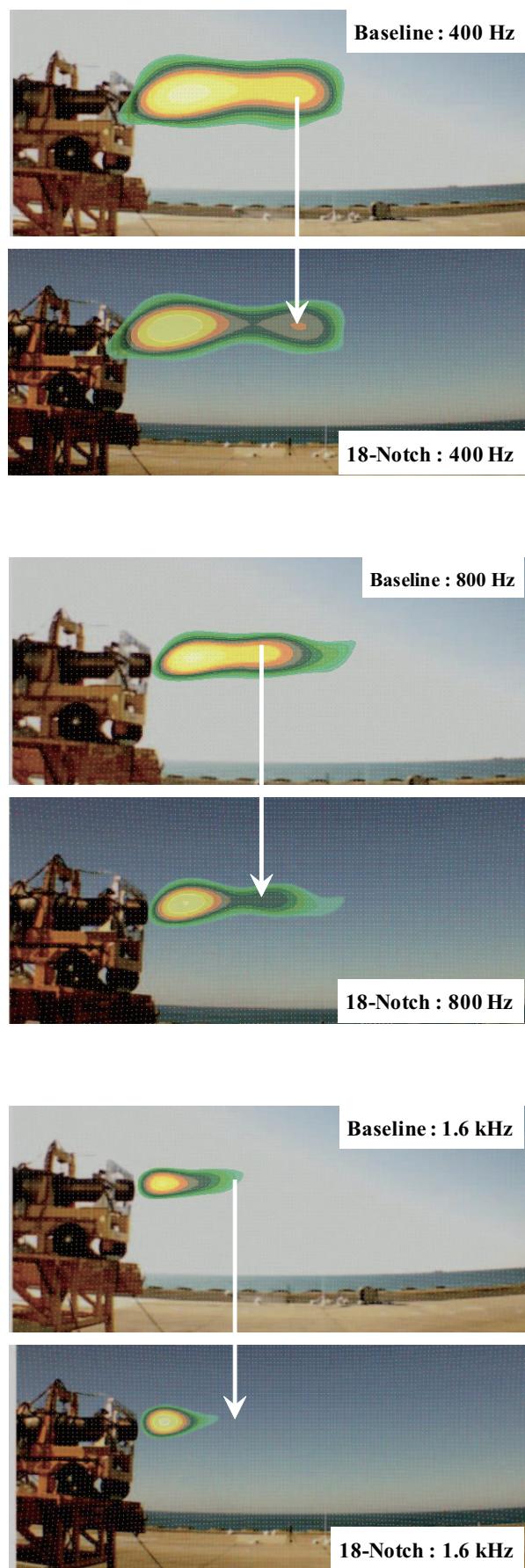


Fig. 5 Examples of sound source localization (pressure contribution density) obtained at 400Hz band (top), 800Hz (middle), and 1.6kHz band (bottom) under $NPR = 1.436$.

空機に搭載されて飛行した時の規程の騒音レベル（例えばEPNL）が問題となる。そこで、機体重量20～25トンクラスの小型ジェット機を対象に、エンジンをリアマウントした時の18-NotchのEPNL低減効果を推算した。ここでは、ジェット騒音のみを対象とし、ファン騒音、機体騒音の寄与は考慮しない。

まず、上記の騒音試験 ($NPR = 1.436$) のデータを使用して、ノズル寸法2.5倍の仮想エンジンの騒音値に換算する。次に、離陸時の飛行経路から放射される音が地上の計測点、即ち、側方 (Lateral) 点及び上昇 (Flyover) 点 (Fig. 7) に到達する時の1/3オクターブ

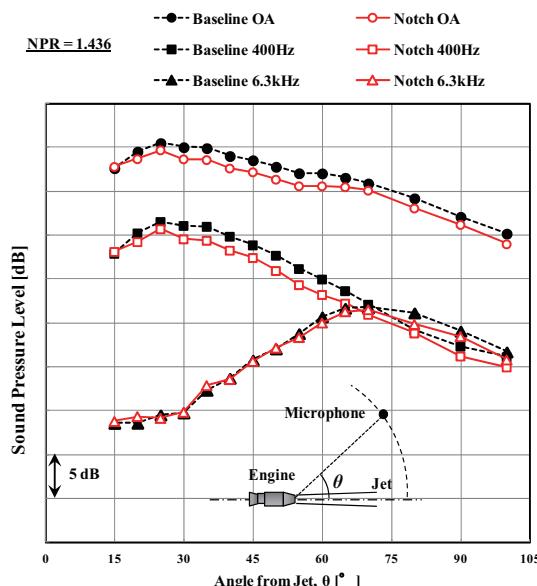


Fig. 6-1 SPLs of Baseline and 18-Notched Nozzles in Overall (OA), 400 Hz band, and 6.3 kHz band.

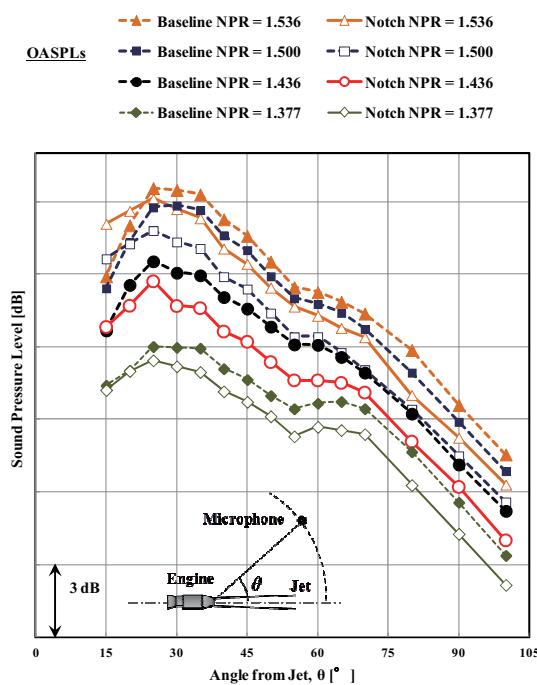


Fig. 6-2 OASPLs of all NPRs tested.

バンド騒音レベルの時間変化を算出する。さらに、1/3オクターブバンド騒音レベルを用いるささの指標であるnoy値に変換して、感覚騒音レベル (Perceived Noise Level : PNL) を求める。

$$N = 0.85 \text{ noy}(f)_{max} + 0.15 \sum_i \text{noy}_i(f) \quad (1)$$

$$PNL = 40 + \frac{10}{\log 2} \log(N) \quad (2)$$

そして、離散周波数成分と機体が通過する時の継続時間の補正を加えて、EPNLを算出する。騒音伝播の過程で空気吸収並びに側方減衰を文献モデル^[19,20]に基づいて考慮した。環境条件は平均大気温度10°C、平均相対湿度70%とした。

ノッチ有無の場合の離陸上昇時のEPNLをFig. 8に比較する。いずれの計測点でも、18-NotchはBaselineノズルに対して少なくとも1EPNdB以上の騒音マージンを示した。但し、今回取得したデータは、エンジン試験回数の都合で作動点数が限定的であった。今後は、広範囲のNPR条件、温度条件の下で推力と騒音のデータを揃える予定である。

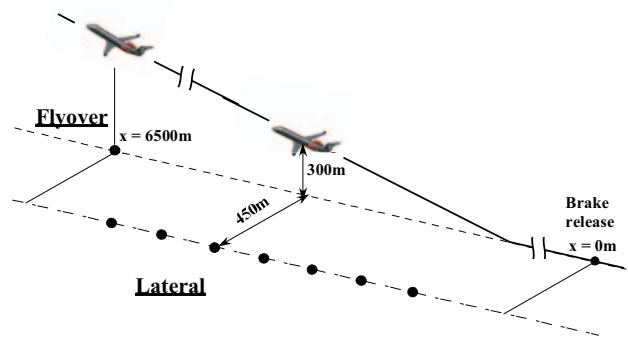


Fig. 7 Aircraft position for estimating EPNL during takeoff.

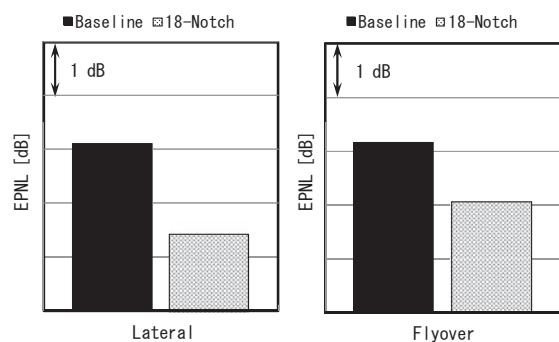


Fig. 8 Estimation of EPNLs with and without 18-Notch at lateral point(left) and flyover point(right).

4.まとめ

騒音特性を改善したノッチノズル（18-Notch）について、ジェットエンジンを使った地上騒音試験を実施した。NPR条件は限定的ながら、以下の成果を得た。

(1) 18-Notchは、模型試験同様、高周波数側の騒音を改善して、広帯域での1～2dBの騒音低減を達成した。指向性についても、ノズル側方においても騒音低減効果を維持する性質を示した。

(2) 実測データに基づいて推算した18-NotchのEPNLは、Baselineに対して少なくとも1dB以上の騒音マージンを示した。

5.謝辞

本研究は、IHIとJAXAとの間で実施されている「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」に関する共同研究の成果であり、ノッチノズルの研究の一部は新エネルギー・産業総合研究開発機構（NEDO）からの助成を受けた。フェーズドアレイマイクロホンによる音源探査は、ブリュエル・ケア・ジャパンとの共同研究の下で実施された。エンジン騒音試験は、(株)IHI、(株)アイ・エヌ・シー・エンジニアリング、JAXA、東京理科大学、サイエンスサービス(株)、他各機関の方々の協力により完遂された。関係各位に感謝する。

参考文献

- (1) International Civil Aviation Organization (ICAO), "Environmental Protection Annex 16 Chapter 4", International Standards and Recommended Practices.
- (2) Zaman, K. B. M. Q., Reeder, M. F. and Samimy, M., "Control of an axisymmetric using vortex generators", *Phys. Fluids* 6, 778-793 (1994).
- (3) Weir, D.S., 2004, "Engine validation of noise reduction concepts-separate flow nozzles", AIAA Paper 2004-188 (2004).
- (4) Mengle, V.G., Ganz, U.W., Nesbitt, E., Bultemeier, E.J., and Thomas, R.H., 2006, "Flight test results for uniquely tailored propulsion-airframe aeroacoustic chevrons: shockcell noise", AIAA Paper 2006-2439 (2006).
- (5) Casalino, D. et al., "Aircraft Noise Reduction Technologies: A Bibliographic Review," *Aerospace Science and Technology*, Vol.12 (2008).
- (6) Oishi, T., "Jet Noise Reduction by Notched Nozzle on Japanese ECO-Engine Project," AIAA Paper 2010-4026 (2010).
- (7) Oishi, T. et al., "Experimental and Computational Study on Jet Noise Reduction Devices Such as Notched, Chevron and Microjets," ISUAAAT-JP12 (2012).
- (8) 田中望 他, "Large Eddy Simulationを用いたジェット騒音低減デバイスの効果", 第38回ガスタービン学会定期講演会, B-21 (2010).
- (9) Tanaka, N. et al., "Experimental and Computational Approach for Jet Noise Mitigation by Mixing Control Devices," ASME Paper GT2011-45200 (2011).
- (10) 石井達哉 他, "混合制御デバイスを使ったジェット騒音抑制", 第38回ガスタービン学会定期講演会, B-22 (2010).
- (11) Ishii, T et al., "Experimental Study on a Notched Nozzle for Jet Noise Reduction," ASME Paper GT2011-46244 (2011).
- (12) 田中望 他 "実機エンジンを用いたジェット騒音低減デバイスの推力・騒音評価", 第40回ガスタービン学会定期講演会, B-20, (2012).
- (13) Tagashira, T et al., "Application of Model-Based Control for JAXA's Engine Test," IGTC-2011-0240 (2011).
- (14) 石井達哉 他, "クローミキサのエンジン騒音試験", 第40回ガスタービン学会定期講演会, B-22, (2012).
- (15) Ishii, T et al., "Outdoor Noise Test of Revised Notched Nozzle," Internoise-2012-Nr706 (2012).
- (16) JIS Z 8738:1999 (ISO 9613-1:1993), "屋外の音の伝搬における空気吸収の計算", 日本規格協会 (1999).
- (17) Flecher, J., S., and Smith, P., H., "The Noise Behavior of Aero Engine Turbine Tones," AIAA Paper 1975-466 (1975).
- (18) Ishii, T et al., "Hot-jet Noise Test of a Revised Notched Nozzle," ASME Paper GT2012-69507 (2012).
- (19) ICAO, "Environmental Technical Manual on the Use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft", Doc. 9501-AN/929.
- (20) SAE, "Prediction Method of Lateral Attenuation of Airplane Noise During Takeoff and Landing," AIR-1751 (1981).

バイオエタノール焚きガスタービン燃焼器に関する基礎研究

Basic Study for Bio ethanol Fueled Turbine Combustor

関口 達也^{*1}
SEKIGUCHI Tatsuya

吉田 正平^{*2}
YOSHIDA Shohei

小泉 浩美^{*1}
KOIZUMI Hiromi

福里 真吾^{*3}
FUKUZATO Shingo

平田 義隆^{*1}
HIRATA Yoshitaka

泉 祐正^{*3}
IZUMI Yusei

玉城 陽^{*3}
Tamaki You

宮里 敏功^{*3}
MIYAZATO Toshinori

ABSTRACT

Experimental investigation was conducted for the purpose to develop bio ethanol fueled heavy duty gas turbine. Combustor equipped diffusion flame burner and air atomize nozzle so to achieve high combustion stability. NOx emission of bio ethanol was less than half of kerosene and NOx emission was correlated with fuel adiabatic flame temperature. Combustion efficiency of bio ethanol was over 99.5% at FSNL condition and over 99.9% at base load condition. We confirmed combustion dynamic and maximum liner metal temperature of bio ethanol was under acceptable value at base load condition.

Key words : Gas Turbine, Combustor, Fuel Flexibility, Bio Ethanol, NOx emission

1. 緒言

近年、地球温暖化防止の観点から、火力発電にともなう二酸化炭素(CO₂)排出量の削減が急務となっている。CO₂排出量削減の取り組みの一例として、化石燃料からバイオエタノールへの燃料転換がある。バイオエタノールはトウモロコシやサトウキビなどを発酵させ、蒸留して生産されるアルコール燃料であり、燃焼の際に排出されるCO₂については、原料の植物が生長する過程で大気中のCO₂を吸収しているためカウントする必要がないと言う、カーボンニュートラルの考え方方が広まっている。このため、バイオエタノールを燃料とし、高効率なガスタービンで発電することで、CO₂排出量の削減に寄与できると考える。

バイオエタノールの精製では、前述したようにトウモロコシやサトウキビなどを発酵させてできた濃度10%程度のエタノールを蒸留により濃度95%程度まで濃縮し、

脱水工程でさらに濃度99.5%程度まで純度を高めている。バイオエタノールから水分を除去すると、単位質量当たりの発熱量が増加してバイオエタノールをガスタービンの燃料とする場合に燃焼器の燃焼安定性が向上する。また、水分を除去することでバイオエタノールの輸送コストも低下する利点がある。一方で、近年では生産されたバイオ燃料を生産地で消費する「地産地消」が唱えられている⁽¹⁾。バイオエタノールの地産地消において、エタノール濃度が低く水分含有量の高いバイオエタノールを利用できれば、燃料の蒸留工程の簡略化や脱水工程の省略により燃料費を低減できると考える。これまで弊社では、沖縄電力株式会社と共同でバイオエタノール焚きガスタービンの実用化に向け、バイオエタノール専焼、灯油専焼、LNG専焼の燃焼特性やバイオエタノールと水を混合した混合燃料の燃焼特性を単缶の燃焼試験により確認してきた^{(2),(3)}。上記試験において、水混合燃料の安定燃焼性やバイオエタノール専焼と比べてNOx排出量が低減することを確認した。以上から、水分含有量の高いバイオエタノールを利用してNOx排出量低減のための水や蒸気噴射が不要となり、補機動力を低減してガスタービンの効率が向上する可能性がある。このため、バイオエタノール中の水分が燃焼特性に与える影響を検討することが重要である。本報では、バイオエタ

原稿受付 2013年4月12日

校閲完了 2013年7月19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 (株)日立製作所 日立事業所
〒317-8511 日立市幸町3-1-1

*3 沖縄電力(株) 電力本部
〒901-2602 沖縄県浦添市牧港5-2-1

ノール中の水分が燃焼特性に与える影響を実寸大のガスタービン燃焼器1缶を用いた燃焼試験により検討した結果について報告する。

2. 燃料性状

Table 1 に本研究に用いたバイオエタノールの性状を示す。本研究ではサトウキビを原料とし、6.9%の水分を含んだバイオエタノールを燃料とした。バイオエタノールは灯油に比べて単位質量あたりの低位発熱量 (LHV: Lower Heating Value) が低く、灯油と同じガスタービン出力を得るために約1.8倍の燃料流量が必要となる。バイオエタノールは95%留出温度が78°C、引火点が15.5°Cと灯油(95%留出温度: 243°C、引火点: 50°C以上)に比べて蒸発、燃焼しやすい燃料である。バイオエタノールの燃料中に含まれる窒素分は1 mg/kg未満と微量であり、燃料中の窒素分に起因するfuel NOxは殆ど発生しない。また、硫黄分も灯油と同等である。以上から、バイオエタノールは蒸発、燃焼特性に優れた燃料でありガスタービンの燃料として適用可能であると考える。バイオエタノールは親水性の燃料であり灯油と比べて容易に水と混合し、分離しにくい。このため、バイオエタノールと水を混合して燃焼する場合、配管や燃料ノズル中でバイオエタノールと水が分離しにくいため、取り扱いが容易である。

Table 1 Properties of Bio ethanol

Item	Unit	Bio ethanol	Kerosene
Water content	wt%	6.9	—
LHV	kJ/kg	24500	43500
Density	g/cm ³	0.81	0.79
Viscosity	mm ² /s	1.86(20°C)	1-1.5(30°C)
Initial boiling point	°C	76.5	154
95% distillation temperature	°C	78	243
Flash point	°C	15.5	50
Nitrogen	mg/kg	1以下	40
Sulfer	mg/kg	6	6
Hydrophilicity	-	Hydrophilicity	Hydrophobicity

3. 研究方法

3.1 燃焼器構造

Fig. 1 に本研究に用いたガスタービン燃焼器の構造を示す。燃焼器は主に燃料ノズル、水噴射ノズル、ライナ、フロースリーブ、トランジションピースから構成される。圧縮機から吐出された高温高圧の空気はライナとフロースリーブの環状間隙を通り、ライナに設けた燃焼孔、冷却孔、さらには燃料ノズルに設けた空気旋回器からライナ内部の燃焼室に流入する。本研究ではバイオエタノール焚き燃焼器として拡散燃焼方式を採用しており、燃料ノズルから噴霧したバイオエタノールは燃焼室で空気と

混合し燃焼する。燃焼室の上流側には水または蒸気噴射ノズルを取付け、燃焼室に水または蒸気を噴射することで火炎温度を低下させ、NOx排出量を低減する構造である。

Fig. 2 に燃料ノズルの構造を示す。燃料ノズルは液体燃料と気体燃料の供給が可能なデュアル燃料方式である。燃料ノズルには液体燃料流路、噴霧空気流路、気体燃料流路が形成され空気旋回器が設置されている。バイオエタノールは、液体燃料流路に設置したノズルチップによって旋回成分が与えられ燃焼室に噴射される。本研究ではバイオエタノールを噴射する燃料ノズル出口部の外周側に噴霧空気流路から噴霧空気を高速で噴出させ、バイオエタノールと噴霧空気の速度差によるせん断力でバイオエタノールの微粒化を促進する気流微粒化方式を採用している⁽⁴⁾。空気旋回器では空気に旋回成分を与えることで燃焼室に循環流を形成し、火炎を安定化している。

前述のようにバイオエタノールは発熱量が低く、灯油と比較して流量が増加するため、燃料ノズルの噴孔径を拡大し、燃料の供給圧力が従来の油焚きと同等になるように構成した。また、バイオエタノール流量の増加に伴って噴射するバイオエタノールの粒径が拡大する傾向にあるため、噴霧空気の流路を拡大し噴霧空気流量を増加することでバイオエタノールの微粒化を図った。

気体燃料は空気旋回器の流路内に設けた気体燃料噴孔から噴出し、燃料と空気のそれぞれに旋回成分を与えて燃焼室に噴射することで、燃料と空気の混合を促進している。

3.2 燃焼試験装置と試験方法

Fig. 3 に燃焼試験設備の系統図を示す。本燃焼試験設備では実寸大のガスタービン燃焼器1缶を用いた燃焼試験が可能である。燃焼空気は圧縮機から供給され、予熱燃焼器、熱交換器からなる空気加熱装置において設定温度まで加熱した後、流量計測オリフィス、流量調整弁を介して燃焼器へ供給した。本試験設備では、タンクに貯蔵したバイオエタノールをポンプで加圧し、質量流量計、

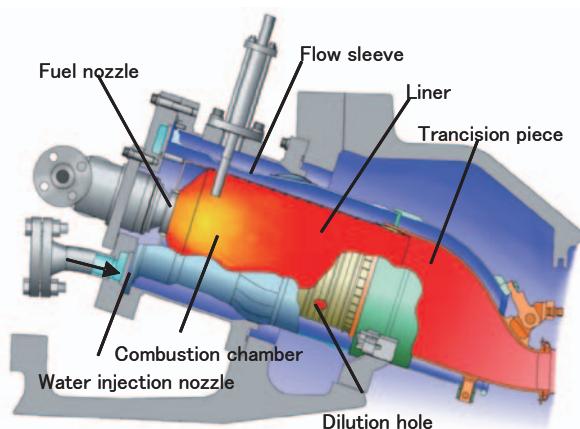


Fig. 1 Structure of combustor

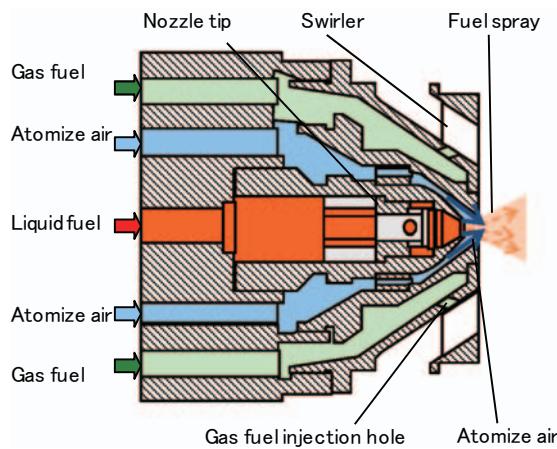


Fig. 2 Structure of fuel nozzle

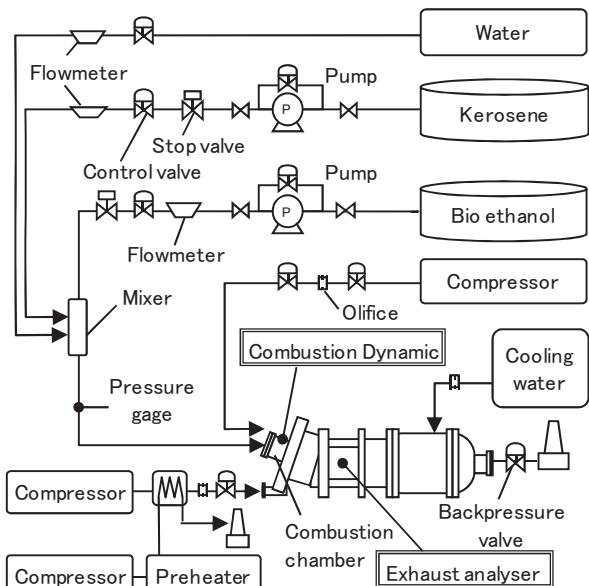


Fig. 3 Combustion test facility

流量調整弁、燃料遮断弁を介して燃料ノズルへ供給した。バイオエタノール系統の流量計の下流には混合器を設置しており、灯油やバイオエタノールの他に、バイオエタノールに水を混合した混合燃料の供給が可能である。噴霧空気は噴霧空気圧縮機から供給し、噴霧空気の圧力を圧力調整弁により調整した後に、流量計測オリフィス、流量調整弁を介して燃焼器に供給した。燃焼によって発生した燃焼ガスは減温器に導かれ、水噴霧によって冷却された後、排気ダクトから大気中に放出した。

燃焼試験では主に排ガス組成、燃焼振動、及び燃焼室を形成するライナ壁面の温度を計測して評価した。排ガス組成のサンプリングは減温器に設けた多点サンプリング管から燃焼ガスの一部を採取し、排ガス分析計で NO_x、O₂（酸素）、THC（全炭化水素）、CO（一酸化炭素）、CO₂（二酸化炭素）を計測した。燃焼振動はライナ上流部の壁面に圧力導管を設置し、導管の一端に圧力変換器を設置して計測した。

Table 2 に試験条件を示す。試験ではガスタービンの

Table 2 Experimental Condition

Item	Unit	Condition
GT Load	%	0, 10, 25, 50, 75, 100
Inlet Temp.	K	~653K
Inlet Pressure	MPa	~0.7MPa
Fuel	-	Bio ethanol, Kerosene Bio ethanol-Water mixture
Water/Fuel(W/F)	kg/kg	0.069, 0.34, 0.61

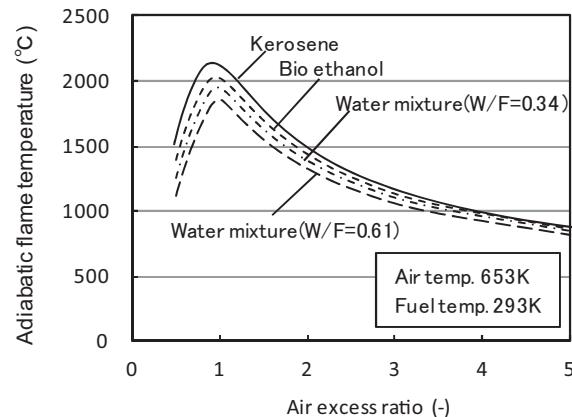


Fig. 4 Adiabatic flame temperature

部分負荷および定格負荷の各条件においてバイオエタノール、バイオエタノールと水の混合燃料（燃料に混合する水の質量流量比 W/F=0.34）の燃焼特性を灯油と比較して評価した。実機において水や蒸気噴射は部分負荷以降で実施することを考慮し、水混合燃料は10%負荷以上の条件で試験した。また、水混合燃料においては、定格負荷条件において W/F=0.069, 0.34, 0.61 の 3 ケースで燃焼特性を比較した。Table 2 中の W/F は、バイオエタノールに混合した水流量に加えて、バイオエタノール中に含まれる6.9%の水分を考慮した値である。蒸留前のエタノール濃度が10%、脱水前のエタノール濃度が95%程度であること、水の混合により発熱量が低下し燃料供給圧力が高くなることを考慮し、本研究において W/F は 0.61 (61%) を最大値とし、同一負荷条件では燃焼温度が一定となるように燃料流量を調整して試験した。

Fig. 4 に、試験に用いた燃料の空気過剰率に対する断熱火炎温度の計算結果を示す。供給する空気の温度は定格負荷試験条件である 653K とし、燃料の温度は 293K とした。各燃料の断熱火炎温度は燃料の種類によらず空気過剰率 1.0 近傍で最大となった。また、断熱火炎温度の最大値は灯油、バイオエタノール、水混合燃料の順に低下した。これは灯油の発熱量が 43500kJ/kg に対してバイオエタノールの発熱量は 24500kJ/kg、水混合燃料の発熱量は W/F=0.34 で 19600kJ/kg、W/F=0.61 で 16333kJ/kg と低いこと、バイオエタノールは灯油と比較して燃料組成中の水素分に対する炭素分の比率 (C/H 比) が低いことが影響したと考える⁽⁵⁾。

4. 試験結果

Fig. 5 にバイオエタノール、水混合燃料、灯油を燃焼したときのNOx排出特性を比較して示す。横軸はガスタービン負荷を、縦軸のNOx排出量は灯油焚き定格負荷(100%)の排出量で規格化した値である。いずれの燃料も負荷の上昇とともにNOx排出量は増加することを確認した。NOx排出量は灯油、バイオエタノール、水混合燃料の順に低くなり、定格負荷条件において、バイオエタノール焚きのNOx排出量は灯油焚きの0.37倍、水混合燃料のNOx排出量は灯油焚きの0.19倍となった。Fig. 6 に定格負荷条件における水混合量に対するNOx排出特性を示す。定格負荷において、水混合量の増加に伴いNOx排出量は低下し、バイオエタノール専焼と比較してW/F=0.34で0.51倍、W/F=0.61で0.24倍となることを確認した。同一の負荷条件においても燃料の種類や水混合量によってNOx排出量に大きな差が生じているが、これはFig. 4 に示した燃料による断熱火炎温度の違いが影響していると考える。Fig. 7 に各燃料の断熱火炎温度の最高値と定格負荷におけるNOx排出量の関係を示す。Fig. 7 から、定格負荷におけるNOx排出量は断熱火炎温度に対して指数関数的に増加することがわかる。本研究で用いた燃焼器は拡散燃焼方式であり、断熱火炎温度の最高温度が高い燃料ほど燃焼器内部に発生する高温領域が拡大する傾向にある。また、Table 1 に示すようにバイオエタノール、灯油中の窒素分は微量であるため、本研究で発生したNOxはthermal NOxであると考える。

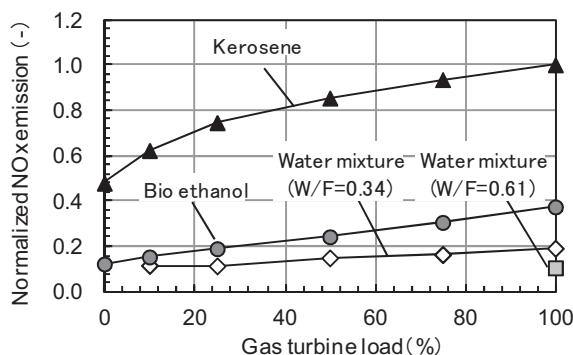


Fig. 5 Comparison of NOx emission

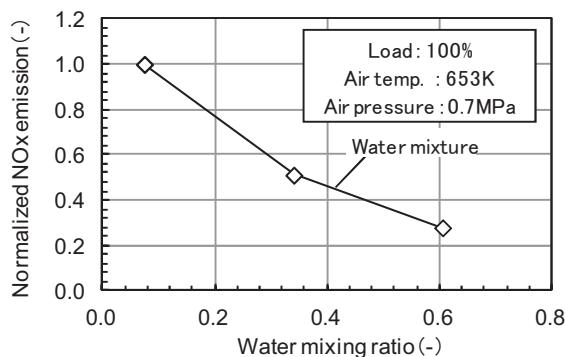


Fig. 6 NOx emission vs. Water mixing ratio

thermal NOxは拡大Zeldovich機構によって生成されるNOxであり、空気中の窒素を起源として1800K以上の高温で生成される。拡大Zeldovich機構で生成されるNOの生成速度は以下の式(1)で見積もることができる⁽⁶⁾。

$$\frac{d[NO]}{dt} = 2A \exp(-\frac{E}{T}) [N_2][O] \quad (1)$$

ここで、 $[NO]$ $[N_2]$ $[O]$ は燃焼ガス中の対象ガス濃度、Aは頻度因子で 6.63×10^7 [m³/(mols)]、Eは活性化エネルギーで 3.78×10^4 [K]、Tは平衡温度 [K] である。式(1)から、NOの生成速度は平衡温度の増加に対して指數関数的に増加することがわかる。燃料ごとの断熱火炎温度の差によりNOの生成速度が変化することで、同一負荷条件においてもNOx排出量に差が生じたと考える。

Fig. 8 に10%負荷条件における灯油、バイオエタノール、水混合燃料(W/F=0.34)燃焼時の火炎写真を示す。灯油焚きの火炎は明るいオレンジ色の輝炎となるのに対して、バイオエタノール焚きの火炎は淡い青炎となった。これは、バイオエタノールは蒸発速度が速いため、気化したバイオエタノールが燃焼空気と混合しやすく、しかも含酸素燃料のため煤が発生しにくいため不輝炎となったと考える。一方、水混合燃料(W/F=0.34)の条件では混合水により火炎は橙色に変化したが安定な火炎が形成されており、何れの燃料においても安定な火炎が形成されていることを確認した。

Fig. 9 にバイオエタノール、水混合燃料、灯油燃焼時の燃焼効率特性を示す。燃焼安定性の指標となる燃焼効率 η (%) は以下の式(2)で求めた⁽⁷⁾。

$$\eta = \left\{ 1 - \frac{G_a/G_f + 1}{\gamma_g \cdot H_u} [(X_{Mh})_{CO} + (X_{Mh})_{THC}] \times 10^{-6} \right\} \times 100 \quad (2)$$

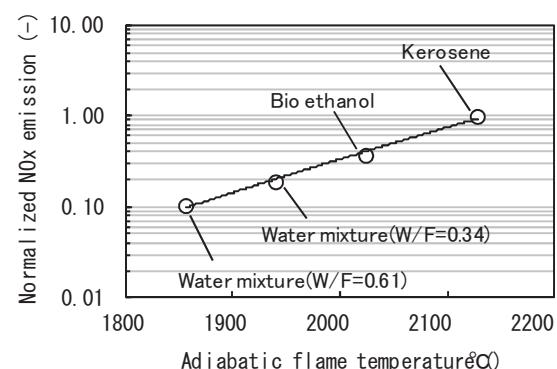


Fig. 7 NOx emission vs. Adiabatic flame temperature

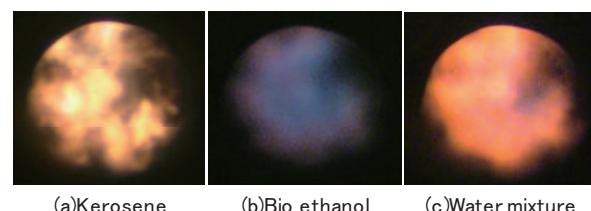


Fig. 8 Flame condition (10%L)

ここで、 G_a 、 G_f は空気および燃料流量 [kg/s] であり、 γ_g は燃焼ガス比重量 [kg/Nm³]、 H_u は燃料の低位発熱量 [J/kg]、 X は対象ガスのガス濃度 [ppmv]、 M は対象ガスの比重量 [kg/Nm³]、 h は対象ガスの発熱量 [J/kg] である。Fig.9 から、定格負荷条件の燃焼効率はいずれの燃料においても99.9%以上を達成しており、ほぼ完全燃焼することを確認した。部分負荷条件の燃焼効率は定格負荷条件よりも低くなり、ガスタービン負荷が低下するにつれて燃焼効率は低下するが、最も低い無負荷条件においても99.5%以上であること、水混合燃料 ($W/F=0.34$) では10%負荷条件においても99.6%以上であることを確認した。また、部分負荷条件における燃焼効率は灯油焚きが最も高く、バイオエタノール焚き、水混合燃料焚きの順に低くなった。低負荷条件では燃焼空気によって火炎温度が低下し燃焼反応が緩慢になるため未燃分の排出量が増加しやすくなる。特に断熱火炎温度の低い燃料ほど火炎温度低下の影響が顕著となるため、このような結果になったと考える。Fig.10に定格負荷条件における水混合量に対する燃焼効率特性を示す。 $W/F=0.61$ までの範囲において燃焼効率は99.9%以上であること、水混合量が増加しても燃焼効率が大幅に低下することも無く安定燃焼することを確認した。

Fig.11にバイオエタノール、水混合燃料、灯油燃焼時の燃焼振動特性を示す。図の縦軸は燃焼振動の圧力変動を燃焼器圧力で規格化した値である。燃焼振動は燃料や負荷変化に伴い異なる値を示すが、いずれの燃料においても負荷に対して振幅値が急増することもなく低いレベルであり、安定燃焼していることを確認した。Fig.12に定格負荷条件における水混合量に対する燃焼振動特性を示す。燃焼振動は水混合量の增加に対して僅かに増加する傾向にあるが、 $W/F=0.61$ までの範囲において振幅値が急増することもなく低いレベルであり、安定燃焼していることを確認した。

Fig.13にバイオエタノール、水混合燃料、灯油燃焼時のライナメタル温度特性を示す。図中の縦軸は灯油焚き定格負荷のライナメタル温度で規格化した値である。バイオエタノール焚き、水混合燃料焚きのライナメタル温度の最高値は灯油焚きよりも低くなかった。これは、前述のようにバイオエタノール焚きでは青炎となるため、火炎からの輻射の影響が低減しライナメタル温度が低くなったりと考える。Fig.14に定格負荷条件における水混合量に対するライナメタル温度特性を示す。ライナメタル温度の最高値は水混合量の増加に伴い僅かに低下することを確認した。これは、Fig.4に示したように水混合量の増加により燃料の断熱火炎温度が低下し、燃焼器内部の局所的な最高温度が低下したためと考える。

5. 結言

バイオエタノール中の水分が燃焼特性に与える影響を確認するため、実寸大のガスタービン燃焼器1缶を用いた燃焼試験で検討した。その結果、定格負荷条件下において、バイオエタノールに混合する水の質量流量比

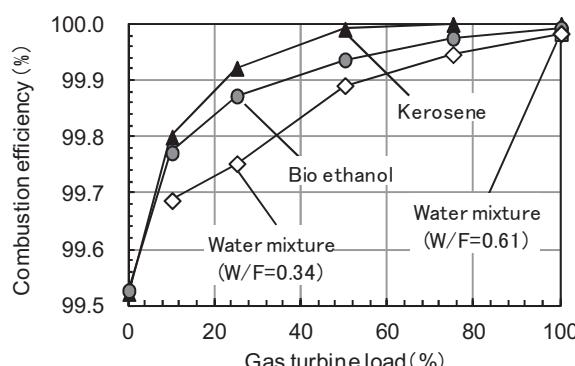


Fig. 9 Comparison of combustion efficiency

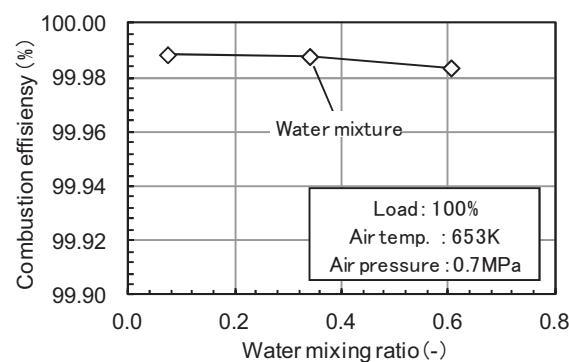


Fig.10 Combustion efficiency vs. Water mixing ratio

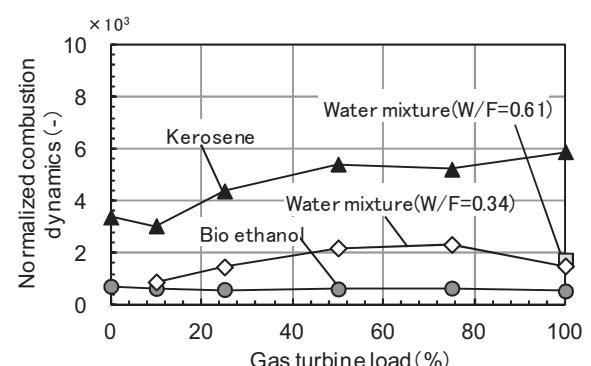


Fig.11 Comparison of combustion dynamics

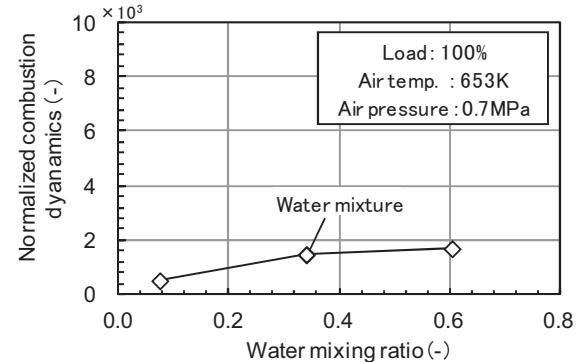


Fig.12 Combustion dynamics vs. Water mixing ratio

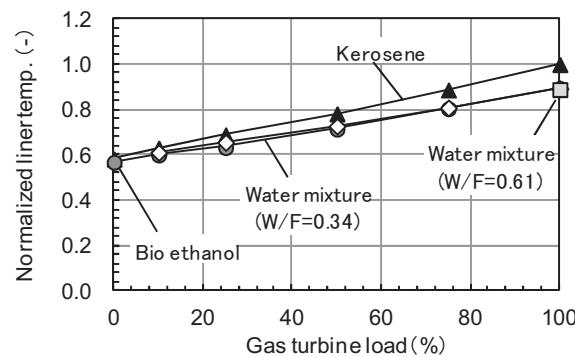


Fig.13 Comparison of liner metal temperature

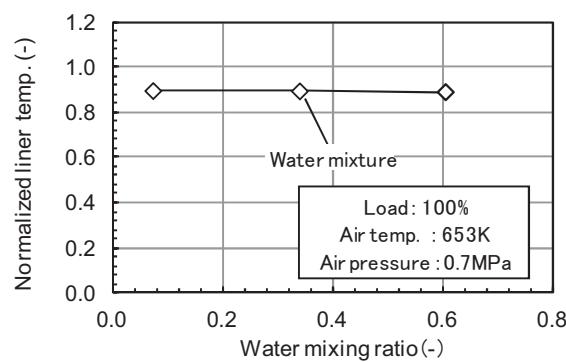


Fig.14 Liner metal temperature vs. Water mixing ratio

が0.61でも安定燃焼することを確認した。また、バイオエタノールに水を混合することでNOx排出量が低減し、NOx排出量は燃料の断熱火炎温度で整理できることを確認した。水混合燃料の燃焼効率は定格負荷条件で99.9%以上あり、10%負荷条件においても99.6%以上（W/F=0.34）と高いことを確認した。

参考文献

- (1) 朝野賢司, 電力中央研究所報告, Y08003 (2008), p.1
- (2) 関口達也, 他 7 名, 火力原子力発電, vol.62-No.11 (2011-11), p.40
- (3) 福里真吾, 他 7 名, 平成23年度 火力原子力発電大会論文集 (2012-2), p.123
- (4) H.Lefebver, Atomization and Sprays, (1989), p.136, Taylor & Francis
- (5) 西田啓之, 電力中央研究所報告, M07012 (2008), p.46
- (6) 水谷幸夫, 燃焼工学, 第3版 (2002), p.220, 森北出版株式会社
- (7) 日本機械学会, 燃焼工学ハンドブック, (1995), p.231, 日本機械学会

東京大学 将来航空推進システム技術創成社会連携講座

渡辺 紀徳^{*1}

WATANABE Toshinori

キーワード：航空推進、ジェットエンジン、環境適合性、ものづくり、産官学連携

Aero-propulsion, Jet Engine, Environmental Friendliness, Manufacturing, Industry—Government-Academia Cooperation

1. はじめに

東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻では、株式会社 IHI（以下 IHI）との共同研究契約に基づき、将来航空推進システム技術創成社会連携講座を2012年12月に設置した。その後、本年4月までに構成メンバーが揃い、本格的な活動を開始している。社会連携講座とは、民間企業または独立法人等から受け入れる共同研究の一環として教育研究を行う大学院の講座と定義され、民間機関との連携のことで学術と社会の発展を推進する教育研究の進展・充実を図ることを目的とするものである。ここでは標記社会連携講座の活動について現状と今後の計画を紹介する。

2. 講座の目的と体制

日本のジェットエンジン技術は着実に発展を続けており、民間エンジンでは欧米メーカーによる国際共同開発の重要なパートナーとして確固たる位置を占めるに至っている。しかしながら、国際的なシェアはまだ大きくなく、本学会でもこれを拡大する方策について議論されているところである。今後の発展には様々な要素が必要となるが、中でも基盤的な技術の創出と応用が非常に重要なと思われる。

本講座は将来の航空輸送の発展のため、安全で高度な環境適合性を有する革新的な航空推進システムの実現を目指し、先端的および基盤的な技術を創成すること、ならびに人材を育成することを目的としている。

講座の運営体制の概念を図1に示す。講座は特任教授を筆者が兼務し、JAXA研究開発本部（現航空本部）から岡井敬一特任准教授が出向で着任している。他に協力教員として、航空宇宙工学専攻の青木隆平教授、寺本進准教授、姫野武洋准教授、横関智弘准教授が参加している。また、生産技術研究所と先端科学技術研究センターからも材料関係の先生方に参加してもらっている。一方、

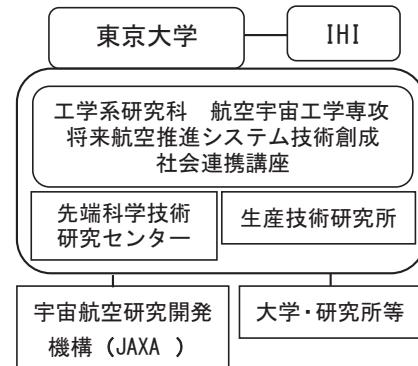


Fig.1 講座の体制

JAXA航空本部とは新たな共同研究契約のもとで岡井特任准教授を介して連携を取っており、さらに今後、他の大学や研究所の方々にも可能な範囲でできる限り協力の輪を広げて行きたいと計画している。

3. 教育研究の内容

講座では研究分野として以下の3分野を設定し、重点的に共同研究を進める計画を立てた。

- 1) 環境適合性の飛躍的な向上（省エネルギー化、低排出物化、低騒音化等）[環境適合性分野]
 - 2) 機体／エンジン統合最適化（エネルギーマネージメントの高度化等）[エネルギー分野]
 - 3) 素材・ものづくり技術の高度化 [ものづくり分野]
- 3分野それぞれに担当者を東大と IHI の双方で配置して研究を実施する。各分野とも現時点では研究会を頻繁に開催し、具体的な研究テーマの設定に向けて情報交換と討論を続けている。

3.1 環境適合性分野

筆者がリーダーを務め、専攻の寺本・姫野両准教授および井上智博特任准教授が参加して研究会を実施している。大幅な省エネルギー化、低排出物化、低騒音化等を実現する推進システムの概念検討ならびに革新要素技術の研究を行うことを目指しており、当面、従来実施してきた空力関係の研究を核として推進しつつ、今後のテ

原稿受付 2013年7月31日

*1 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻
〒113-8656 文京区本郷7-3-1

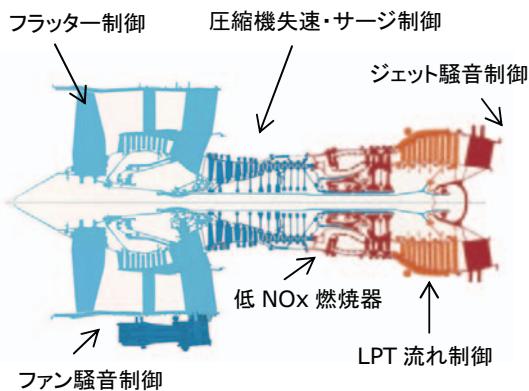


Fig. 2 制御技術の項目例
(エンジン断面図提供：(一財)日本航空機エンジン協会)

マを流れの制御に力点を置いて検討している。図2に制御項目の例を示す。これまで遷音速圧縮機の失速特性に対する周方向溝型ケーシングトリートメントの効果の空力的なメカニズムを解明する研究^①や、ジェット騒音をマイクロジェット噴射により抑制する手法の研究^②を行って来た。今後は図2のような空力制御を検討するほか、空力弹性や燃焼等の分野に研究を広げる可能性も考えて行く。また、エンジン性能解析・シミュレーションの高度化を通じ、各研究項目の全体性能に対する感度を見通しよく評価する技術的重要性も討論している。

3.2 エネルギー分野

岡井准教授がリーダーとなり、これまで主にIHIの制御関係の技術者と研究会を開催し、テーマの検討を行っている。パラダイムシフトを先導するため、従来の航空エンジン関連研究者の枠を超えた分野統合的なネットワークを構築し、革新的な航空推進システムの概念検討およびキーとなる要素技術の見極めを行うことを企図している。研究項目として当面、新コンセプトエンジンシステム、電動化の評価の高度化とエンジン・機体統合解析、燃料電池の実用化に向けた統合評価の基礎技術、

の3点が挙げられている。

図3はJAXAで研究されている新コンセプト推進システムの例である^③。ガスタービンと燃料電池のハイブリッド発電による電力を、エネルギー管理システム(EMS)を介してモータに供給し、電動ファンで推力を得るシステムとなっている。本講座ではJAXAとの共同研究を実施し、エンジンコンセプトの検討を通じてエンジン・機体統合最適化の指針を明らかにする計画である。

3.3 ものづくり分野

青木教授がリーダーとなり、横関准教授が幹事役を務めている。また、生産技術研究所の吉川暢宏教授、先端科学技術研究センターの山下秀特任教授にも協力いただいている。この分野では日本の産業競争力を支える素材・ものづくり技術をベースに、将来の航空エンジンの発展に寄与する新素材とその製造プロセス、ならびに革新的なものづくり技術の研究を実施する。現在のところ、CFRPおよびCMCのエンジンへの適用に関する研究を中心に、研究テーマの検討を行っている。他の分野に先駆けて6月にCFRPの衝撃損傷に関するワークショップを開催し、他大学の先生方にも集まっていた。特に大学における基礎研究やシミュレーション手法の成果を、エンジン製造にどのように生かしていくか等について活発な議論が行われた。

3.4 教育活動

現在のところ初動段階であるが、博士課程の大学院生1名をリサーチアシスタントとし、環境適合性分野の研究を進めている。また、研究会には関連分野の大学院生が参加しており、実機の情報を踏まえた研究討論に加わることができている。今後は講座が実施する研究への大学院生の参加を拡大する方針である。また、来年度から航空推進の革新技術に関する大学院講義を行うことにしている。

4. 今後の計画

本講座は当面2015年度末までの予定で設置されている。今後、教育研究活動を展開していく中で、研究者・技術者のネットワークを広げ、日本のジェットエンジン技術の発展に寄与できれば幸いと思う。このため、ものづくり分野で開催したワークショップを他の分野でも実施し、学外諸機関の方々に広く参加してもらう予定である。さらに年1回程度、オープンな研究発表会を設ける計画であり、興味のある方々には是非参加をお願いしたい。

一方、学会等でも情報交換と討論の機会を積極的に作りたいと考えている。本学会では10月に開催される定期講演会で、パネルディスカッション「航空エンジンの電動化とエネルギー管理」を企画している。エンジンメーカーをはじめ、JAXAや機体メーカーにも登

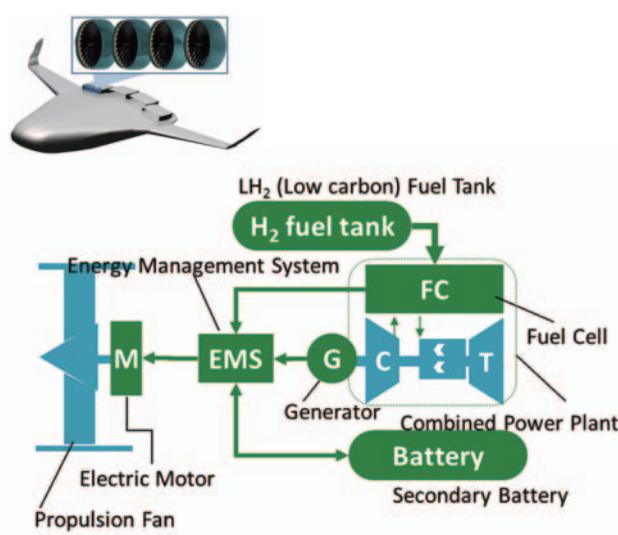


Fig. 3 ハイブリッド推進システムの例

壇を打診しており、多くの会員に討論に加わっていただけると幸いである。また、日本航空宇宙学会では11月に開催される飛行機シンポジウムで、オーガナイズドセッション「ジェットエンジンの構造・材料技術」を実施する。

本学会の産官学連携委員会とガスタービンを考える会で検討されている研究開発ロードマップやプロジェクト提案と、基盤的な領域では共通する部分も多い。講座ではこのような学会活動とも協調を図り、航空推進技術の革新的な進展に寄与したいと考えている。

5.まとめ

社会連携講座は東京大学の中で比較的新しい制度であり、運営の方法にも十分確立していないところがある。情報のコントロールや知財などの微妙な点で細心の注意が必要であるが、活動に参加する全ての皆さんにプラスになるような運営に努めたい。これまでの少ない経験からも、社会連携講座に当該技術分野の一つの拠点を形成することで、関連する人の輪が予期以上に広がり、産官

学連携に非常に有効に機能することが分かっており、この講座でも航空推進技術の拠点機能を果たすことを期しているところである。会員各位のご協力を心からお願いする次第である。

最後になったが、本講座を設置していただいているIHIの関係各位に深く感謝して、締め括りとしたい。

参考文献

- (1) 佐久間康典, 渡辺紀徳, 姫野武洋, 加藤大, 周藤由香里, 「周方向单一溝型ケーシングトリートメントが遷音速圧縮機性能に及ぼす影響」, 第40回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2012), pp.51-56.
- (2) 岡田隆一, 渡辺紀徳, 鵜沢聖治, 姫野武洋, 大石勉, 「マイクロジェットが超音速ジェット騒音及び流れ場に及ぼす影響」, 第39回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2011), pp.71-76.
- (3) 田口秀之, 岡井敬一, 「JAXAにおける未来型航空エンジンシステムの研究」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.40, No. 3, (2012), pp.101-105.

2013年ASME国際ガスタービン会議 1. 全般

船崎 健一^{*1}
FUNAZAKI Ken-ichi

北米と欧州とで交互に開催されているASME TURBO EXPOは、2013年6月3日～7日の5日間、米国テキサス州のサンアントニオ市で開催された。サンアントニオ市は日本人にはなじみの薄い街であるが、アラモの砦、デイビーコロケットなどが有名で、米国内でも有数の観光地である。

会場となったHenry B Gonzalez Convention Centerは、アラモの砦やリバーウォークなどの観光スポットにも近く、ホテルやショッピングセンターも隣接する利便性の高い会議場である（写真1）。会場は外からはその大きさを感じさせないが、人口の川を利用した立体構造を有しており、コンパクトにまとまった会議場である。

初日にはOpening Ceremonyがあり（写真2）、IGTIが扱う分野だけでなく開催するイベントの数という面でも拡大路線を取っていることが紹介された（イベントについては、ASME IndiaやTBTC: Turbine Blade Tip Symposiumなどが挙げられていた）。前年のコペンハーゲンには及ばないものの、投稿論文については2011年のバンクーバーよりも5%増加しているとの報告があった（コペンハーゲンでは1164編、今回は1026編）。

キーノートのテーマは「Trends in the Global Energy Supply and Implication for the Turbomachinery Industry」で、3名のスピーカーがそれぞれ登壇して、興味深い講演を行った。最初は、ExxonMobil ProductionのStuart Jeffries氏による「Working Together to Meet

Growing Global Energy Demand」という講演であった。世界のGDPの伸びに伴う需要と供給能力の変化を展望しつつ、供給企業の立場から業界を横断する意識の共有化が今後のエネルギー開発にとり重要であることを指摘した。講演の中では、米国の今後エネルギー供給の大半がLocal unconventional（シェールオイル、ガス）となる見込みであることが示されていた。

続いてのスピーカーはPratt&Whitneyの副社長であるAlan Epstein氏である。「Why the environment needs GT engines」という講演の中で、航空機が如何に高付加価値品の輸送を担っているか、また、今後の航空機需要の予測を示しながら、燃料が全てを決めていくことを強調した。特に、今後の航空分野のイノベーションにおいては、機体がどのようになるかは不透明であるが、エンジンのイノベーションは、燃料の変化（水素、バイオ）、高バイパス比化という方向性であるとも述べている。

最後のスピーカーはSiemens GTのVinod Philip氏である。電力供給のポートフォリオが今後大きく変化することが予測されている状況（石炭火力の更新が北米で45GW、英国で8GW、欧州で35GW）で、シェールガスの登場、経済の発展は製品や技術に更なるversatilityが求められること、GTがキーテクノロジーであること、新材料、製造技術、サービス、製品ライフサイクル管理などの重要性などが示された。

Scholar Lectureでは、P&WのAllan VolpniによるGas Turbine Engine Health Management: Past, Present and Future Trendsという講演が行われた。1960年代のコックピットにおけるManual Performance Trending



写真1 講演会会場

原稿受付 2013年7月16日

*1 岩手大学 工学部 機械システム工学科
〒020-8551 盛岡市上田4-3-5



写真2 Opening Ceremonyの様子

から、1970年代のAirborne Integrated Data System（後にMonitoring System）、1980年代以降の計装技術の劇的な進歩などがコンパクトに述べつつ、Intelligent Engineの方向性（Autonomous Monitoring, Self-Health Assessment/Identificationなど）が紹介された。

最後に幾つかの統計データを紹介する。アブストラクトでの申請数は1843編、ドラフト投稿で1203編、そして最終論文総数は1026編である。内訳（（ ）内の数字はJournalへ推薦された論文数）はTurbomachinery 235編（26編）、Heat Transfer 199編（32編）、Combustion143編（24編）、Structure123編（10編）、Steam45編（0編）である。Session Organizer/Chairの所属別で見ると、Industryが57%、Academia31%、Government12%で、

Industryが着実に伸びている。

来年は独デュッセルドルフであり、コペンハーゲンを上回る論文数、参加者数が予想され（論文審査プロセスは強化される傾向にあり、その影響で多少の抑制効果が現れる可能性はあるが）、TURBO EXPOやIGTIが巨大化していくであろう。アジアでの開催という話も出ている。今回は残念ながら日本の存在感は薄かったという印象は否めないが、GTSJを中心にして日本の存在感を高めていく努力が求められるであろう。前回の見聞録でも述べているのだが、東日本大震災からの日本の復興や福島原発問題を踏まえての日本の姿勢を示すという観点からも、次回のTURBO EXPOではベースを構えるなり、情報発信の努力が欲しい。

2. 航空用ガスタービン

浅子 知昭^{*1}
ASAOKO Tomoaki

1. 概要

航空用エンジン関連のセッション数は、全部で12であった。セッションの内訳は、パネルセッションが1つ、チュートリアルセッションが1つで、残りの10セッションがテクニカルセッション（論文発表）である。なお、テクニカルセッションでの発表数は、36件であった。（件数は筆者集計値で、他の分野とのジョイントセッションも含んだものである。）

セッションの内容としては、今回唯一のパネルセッションはバードストライクに関するものであった。また、論文発表のセッションは、騒音関係としてジェット騒音（2セッション）とファン・圧縮機騒音、回転機械・コア騒音（各1セッション）が設けられていた。また、試験・評価と計測、推進システムとの統合と新しいサイクル、エンジンインレットとインレットディストーション、新エンジンコンセプト、オイルシステム、火山灰と鳥吸込みに関するセッションが各々1セッションずつ設定されていた。また、チュートリアルセッションは、ガスタービンのコアに関するものであった。

全般的に、近い将来の民間機用エンジンを想定した超高バイパス比エンジンやOpen Rotorなどに関する発表や、欧米の技術開発プロジェクトの成果に関する発表の数が少なかった点が、昨年までとは異なる点である。

2. バードストライクに関するパネルセッション

パネリストは、米国の大学から2名、航空機メーカー、エンジンメーカー、研究機関からそれぞれ1名ずつの5名であった。

最近米国では大型の鳥の生息数が増加していること、エンジンにダメージを与える鳥の大きさ、高度ごとの鳥吸込みの確率（86%は200ft以下であるが、5000ft以上でも1%の確率で鳥吸込みが起きている）などが示された。また、航空機のバードストライクのうち、約44%はエンジンに対してのもので、エンジンの予定外の取卸しの約半数はバードストライクが原因であるということが示された。2009年のハドソン川の不時着事故以来、近年バードストライクの問題は航空機／航空機用エンジンにとって、重大な関心事となっている。

3. 騒音

マイクロジェットを使った低騒音化（GT-95180）やノズルに楔形のノッチを付けることによる低騒音化などに関する研究成果（GT-94833）、超音速機用の排気ノズルにシェブロンノズルを付けた場合の効果（GT-95774）などが発表された。またOpen Rotorのプロペラの風洞試験結果に関する報告（GT-94736）があり、将来の狭胴機体に適用したときの燃料消費量や騒音の目標値をクリアするために必要な要素性能を満足する結果が得られたとの内容であり、多数の聴講者を集めていた。

4. 試験・評価ならびに計測

ヘリコプタ用エンジンの型式証明取得に至る取り組みについての紹介（GT-94021）、不確かさを考慮した統

原稿受付 2013年7月12日

*1 (株)IHI 航空宇宙事業本部 技術開発センター
エンジン技術部
〒196-8686 昭島市拝島町3975-18

計的な試験方法についての取り組み (GT-94236), ローター部品の高温下でのスピントスト方法の紹介 (GT-94152) などが発表されていた。

5. 推進システム統合と新サイクル

この中では、エンジンへ適用する技術の価値の評価方法に関する研究 (GT-95745) や、エンジン排気ガスを熱源とするオーガニックランキンサイクルをターボファンエンジンに取り付けることのメリットの評価の研究 (GT-95734) などの発表があった。

6. インレットとインレットディストーション

ナセル形状とインテークを合わせて最適化するためのナセル形状の定義手法の比較評価 (GT-94857), 補助動力装置 (APU) 用のガスタービンのインテーク形状の影響評価に関する研究 (GT-94981) などの発表があった。

7. 新エンジンコンセプト

Rotating Combustion Chamber という1950年代に出されたエンジンコンセプトを現在の技術を持って評価した結果 (GT-95574) や機体の境界層吸込みを想定した BWB 機用エンジンの搭載位置による影響を評価したも

の (GT-95905), エクセルギーを用いた将来のいろいろなエンジンコンセプト (中間冷却再生サイクル, Open Rotor, パルスデトネーションエンジンなど) のパラメータを最適化した結果 (GT-95516) などの発表があった。

8. オイルシステム

このセッションでは、オイルを評価するためのテストベンチの紹介とそれを用いたオイル品質評価センサについての発表 (GT-94980) やリグ試験によるペアリングチャンバー内のオイル油膜厚さ計測に関するもの (GT-94973) などの発表があった。

9. 火山灰ならびに鳥吸込み

火山灰の吸込みに関しては、火山灰の粒子の軌道予測とエロージョンモデルを組み合わせてエンジン推力低下量を予測したもの (GT-95662) や火山灰吸込みのエンジンへの影響とその対応についての発表 (GT-94079) があった。また、パネルセッションとは別にバードストライクに関する論文発表があり、ファンブレードへの鳥打ち込み試験の評価を静止した単翼の試験と回転試験で比較した結果 (GT-95998) が報告された。

3. 産業用ガスタービン

寺内 晃司^{*1}
TERAUCHI Koji

産業用ガスタービンに関連あるセッションには，“Electric Power”, “Industrial and Cogeneration”, “Oil and Gas Application”, “Marine” があるが、ガスタービン関連の発展的研究が、“Coal, Biomass and Alternative Fuels”, “Cycle Innovations”, “Supercritical CO₂ Power Cycles”, “Concentrating Solar Power Plants” で多数発表されており、ここではこれにも簡単に触れる。

ガスタービンメーカー等による開発動向など近い将来に関する発表に聴衆が集まり注目を集める傾向にあるが、これらはパネルセッションでの発表が多く、論文発表は少ない。逆に、CO₂回収型IGCC、燃焼電池ハイブリッド、超臨界CO₂サイクルなど先進的な研究で多く論文発表されている。

1. Electric Power：発電用途

論文件数は11件。大型の電力事業用ガスタービン関連

のセッション。ガスタービンメーカーによる最新技術や製品改良、運用技術などの発表の他、圧縮機のトラブルに関するユーザ目線の発表 (GT-95143) もあった。パネルセッションでのGE, ALSTOM, Siemensなどのガスタービンメーカーの発表に注目が集まり聴衆を集めていたが、目新しい内容は少ないと感じた。他方，“Voice of The Customer” というテーマのパネルセッションがあり、電力事業者から最新型ガスタービンの複雑な構造の問題点や現地整備性の重要性など、ガスタービンメーカーとは異なるユーザ視点の意見発表があり興味深かった。

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

論文件数は10件。中小型の産業用ガスタービン関連のセッション。Power Augmentation Technicのセッションでは圧縮機洗浄とWet Compression (Overspray) に関する研究発表などがあった。中でも、日立製作所の40MWガスタービンによるAdvanced Humid Air Turbineに関する論文 (GT-95402) とパネルセッションでの発表は実機での研究実証ということもあり、聴衆は今後の方針（次のステップ）に興味を持っていた。ガス

原稿受付 2013年6月24日

*1 川崎重工(株) ガスタービンビジネスセンター
Oil&Gasプロジェクト室
〒673-8666 明石市川崎町1-1

タービンメーカーの開発改良についての発表は、Siemens のSGT-800の改良 (GT-95462) のみで、開発改良が盛んに行われている市場動向を反映したセッションではないと言える。また、圧縮機洗浄についてのTutorialセッションに出席したが、オンライン・オフライン洗浄の組合せによる効果の最大化などユーザ視点からの解説があった。

3. Oil & Gas Application : 石油・ガス産業用途

論文件数は20件。ガスタービンに限らず、ガス圧縮機など、石油・ガス産業用途に関連するセッション。内容は幅広く玉石混淆ではあるが、活況を呈する石油・ガス産業市場を反映して活気があった。ガスタービン関係では、MANによる新開発の7MWガスタービンの紹介と開発進捗についての発表 (GT-94897)、性能劣化および圧縮機洗浄に関する研究 (GT-94407他) があった。これらのセッションも、ガス圧縮機メーカーを含むメーカーの発表に聴衆が集まり、メーカ動向への関心が高いようだ。また、モーダル解析の講義など様々なTutorialセッションが行われた。

4. Marine : 船舶用途

船舶用ガスタービンに関連するセッションであるが論文件数は6件と少ない。中国の船舶用ガスタービンの開発を振り返る発表 (GT-94294) など、内容は様々。

5. Coal, Biomass and Alternative Fuel : 石炭、バイオマス、代替燃料

論文件数は24件と多い。CO₂回収を前提とした石炭ガス化複合発電 (IGCC) に関する研究が多く発表されている。システム研究 (GT-94178) や燃焼技術研究 (GT-

94094) がある中、技術経済評価 (GT-95486) もあり面白い。この他、水素の燃焼技術に関する研究 (GT-94701, 94824) や、バイオ燃料に関する研究 (GT-94618他) が多く発表された。

6. Cycle Innovations : 革新サイクル

論文件数は33件と多い。Organic Rankin Cycle (バイナリー発電) に関する研究 (GT-95858, 95933) や逆ブレイクトンサイクルに関する研究 (GT-94889) など研究内容は多岐にわたる。産業用ガスタービンに関連が深い研究としては、燃料電池ガスタービンの制御等の運用に関する研究 (GT-94809, 84810), Oxy-Fuelの燃焼やサイクルの最適化に関する研究 (GT-94180, 94755) が発表されている。

7. Supercritical CO₂ Power Cycles : 超臨界CO₂発電サイクル

論文件数は14件。米国 (Bechtel) や韓国 (KAIST) による超臨界CO₂サイクルの開発状況報告 (GT-94268, 94122, 94219) が興味深い。超臨界CO₂のターボ機械設計に関する研究 (GT-94007, 94009, 95112) や材料についての検討 (GT-94941) 等、超臨界CO₂サイクルの実現に向けた基礎的な研究が多数報告されている。

8. Concentrating Solar Power Plants : 集光型太陽熱発電

論文件数は8件。太陽熱利用のガスタービンの様々なサイクル検討が研究発表されている。蓄熱による運用改善の検討 (GT-94562) や、Organic Rankin Cycleを組み合わせる高効率化検討 (GT-94713) の報告があった。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

辻田 星歩^{*1}
TSUJITA Hoshio

マイクロタービン・小型ターボ機械関連のセッションの論文件数は、ターボ過給機に関しては「ロータダイナミックスとペアリング」が4件、「概念とシステム」が6件、「空力解析と最適化」が4件、小型ガスタービンについては「要素設計、最適化および性能」が3件、「サイクルとシステム」が4件、「材料、燃料および燃焼器」が3件で、合計6セッションで24件の論文発表が行われたが、昨年の55件と比べると半減以下となっている。

* 原稿受付 2013年8月8日

*1 法政大学 理工学部 機械工学科
〒184-8584 小金井市梶野町3-7-2

セラミックス関連の論文件数は、「遮熱コーティングTBC (Thermal Barrier Coating)」が4件、「セラミックス基複合材料CMC (Ceramics Matrix Composite) の開発、特性およびモデリング」が3件、「セラミック/CMC要素開発と実証」が4件で、合計3セッションで11件の論文発表が行われた。

1. マイクロタービン・小型ターボ機械

ターボ過給機に関するセッションでは、「ロータダイナミックスとペアリング」に関しては、ハウジングにおける同期振動予測の解析手法 (GT-94034), 磁気ひずみ

に基づく非接触軸トルク測定技術 (GT-94538), 高速回転のターボ過給機に対する流体軸受けの振動特性の実験的評価 (GT-94032), FEM構造解析とCFD技術を組み合わせた空気軸受けの静的特性のシミュレーション結果 (GT-94951) が報告された。「概念とシステム」関連については、ターボ過給機の特性マップにおける測定の不確かさがエンジン性能へ与える影響 (GT-94621), ターボ過給機のシステムレベルでの設計と最適化を可能にする統合設計システムの開発 (GT-94894), 2段ターボ過給システムの圧力比や膨張比などのシステムパラメータのエンジン性能への影響とその最適化 (GT-94602), ターボ複合システムの非設計点での性能向上を目的とした、ラジアルタービンと軸流タービンで構成される反転タービンの設計プロセス (GT-94412), シーケンシャルターボ過給システムの制御方法の提案とそのシミュレーション結果 (GT-94573) の発表があった。また、ターボ過給機のタービン制御に対する新しい部分流入法MEDUSA (Multiple Exhaust DUct with Source Adjustment) が提案され、可変ノズル制御のタービンとのCFD結果の比較により、特に低負荷条件での優位性が示された (GT-95441)。「空力解析と最適化」のセッションでは、供試ターボ過給機に対して、圧縮機側では最新手法により遠心羽根車を再設計し、アクティブケーシングトリートメントの採用およびディフューザと渦巻室の最適化により効率と作動範囲の拡大を図り、タービン側では混流タービンの採用により低速度比での高効率化を図った研究 (GT-94286), ポーテッドシュラウド有りと無しのターボ過給機の圧縮機入口において、7つの圧力変換器との組み合わせによる立体PIV計測により、ポーテッドシュラウドによる入口再循環流と不安定現象の制御の関係を調査した研究 (GT-95134), 量産ターボ過給機の遠心圧縮機羽根車を対象に、その性能に影響を与える製造不確定性に対する多目的最適化によるロバスト設計概念に関する研究 (GT-95515) の報告があった。また、ターボ過給機のタービンに対して、高負荷のトラックエンジンへの適用を目的として、渦巻室の舌部位置の周方向移動により渦巻室の断面積を変化させるVAT (Variable asymmetric turbine) が提案された (GT-94590)。

小型ガスタービンに関するセッションでは、「要素設

計、最適化および性能」に関しては、小型模型飛行機用ターボジェットエンジン (AMT Olympus HP turbojet engine) を対象に、エンジン性能の計算モデルを開発し、同エンジンの実験装置を用いて得られた試験データとの比較・評価を行った研究 (GT-94405), 再生型のマイクロガスタービン (Turbec T100) に対して、蒸気注入の組込による安定出力回転数の低減と発電効率の向上を示した研究 (GT-94569), 単段のラジアルタービン駆動の遠心圧縮機で構成される単軸の再生型のマイクロガスタービンを対象として、その空気熱力学的性能と機構設計に基づいた回転数の選定についての研究 (GT-94134) の発表が行われた。「サイクルとシステム」については、R-245fa冷媒を用いたORC (Organic Rankine Cycle) の250kW発電装置の軸流タービンの段数、子午面形状、翼端間隙高さや3次元翼などの形状変化が、その効率および構造的保全性に与える影響を調べた研究 (GT-94078), 2.4Lディーゼルエンジンのターボ過給機のタービン下流に配置したターボ発電機が燃料消費に与える影響を調査した研究 (GT-94492), MEMSスケールの真空ポンプの開発に関して、粗挽きポンプ内の流れの数値解析における壁面境界条件の影響を調べた研究 (GT-95885) の報告があった。また、ONERAにおける50～100W出力のマイクロガスタービンの開発の現状についての報告があり、全体性能と燃焼器、遠心圧縮機、発電機などの各要素の今後の開発の方向性や問題点などが示された (GT-94005)。「材料、燃料および燃焼器」のセッションでは、熱交換器の改良を目的とした次世代アルミナ形成オーステナイト箔の評価に関する研究 (GT-94940), マイクロタービン用の代替燃料について、その物理的化学的特性、熱的安定性やタービン性能などの間の重要な関係に基づいた実用性の調査 (GT-95032), 超低NOxレベルで出力可能なG.O. (Gradual Oxidizer) 技術を再生型ガスタービンに対して開発し実証した研究 (GT-94688) の発表があった。

2. セラミックス

セラミックスのセッションで発表された論文内容については、今回は「材料、構造および製造技術」分野で報告されているため、そちらを参照されたい。

5. ターボ機械の性能と流れ 5.1 軸流関係

5.1.1 ファン・圧縮機

山本 誠^{*1}
YAMAMOTO Makoto

軸流ファン・圧縮機の空気力学に関するセッションが開催され、45編の論文がプロシーディングスに採択された。ただし、2件の講演キャンセルがあったため、実際の発表数は43件であった。昨年度は10セッション、52論文であったので、セッション数、論文数とともにやや減少した。国別では、ドイツ16編、中国15編（発表キャンセル2件）、米国6編、イギリス4編、日本3編、ベルギー2編などで、昨年と同様、ドイツと中国からの論文が圧倒的に多かった。なお、ファン・圧縮機に関する研究は、非定常流や設計法とCFDなどのセッションでも多数の発表があったので、併せて参考していただきたい。

もっとも件数が多かったトピックスは、流れ制御に関するものであり、計13編の論文が発表されていた。その中でも、周方向溝（グループ）や軸方向溝（スロット）などケーシングトリートメント（CT）に関するものが最多であり、計9編の発表があった。具体的には、複雑形状CTを設計で考慮するための数値計算手法の提案（GT-94408）、軸方向溝CTが遷音速圧縮機の衝撃波や翼端漏れ流れに与える影響を実験と数値計算によって明らかにした研究（GT-94006）、動翼を再設計することでCTによるストール・マージン改善と性能低下を最適化する数値的研究（GT-94975）、周方向溝CTを設けた音響ライナーの効果を実験により確かめた研究（GT-95114）、周方向溝CTの位置と深さの最適値をRANSにより求めた研究（GT-94988）、周方向と軸方向の溝の組

原稿受付 2013年7月22日

*1 東京理科大学 工学部機械工学科
〒125-8585 葛飾区新宿6-3-1

み合わせパターンを変化させ、最適な溝のパターンをCFDで求めた研究（GT-95560）、PIV計測とCFDにより、軸方向溝CTを設置した遷音速圧縮機の流れ構造を詳細解析した研究（GT-95550）、周方向溝CTによる翼端漏れ流れのブロックエッジとストール・マージン改善に関する実験研究（GT-95842）などが発表されていた。また、その他の流れ制御に関する論文として、高負荷圧縮機の境界層抽気による剥離抑制などに関する数値的研究（GT-94723、94907、95240）、定常吹き出しによる境界層制御に関する理論的研究（GT-95342）、二重反転圧縮機のエンドウォール・コンタリングによる効果に関する研究（GT-95302）などがあった。

その他のトピックスに関しては、まとめた件数の発表はなかったが、旋回失速の初生や流れ構造など非定常特性に関する研究（GT-94264、94220、94698、95209）、インレット・ディストーションによる安定性や性能への影響に関する研究（GT-94998、94374、94311）、壁面粗さや前縁粗さによる損失の原因解明やモデル化に関する研究（GT-95020、94816、95487、95983、95013）、コントロール・ディフュージョン翼や低レイノルズ数翼の最適設計に関する研究（GT-94143、94864、95018、95447、94708）などが報告された。

また、特殊なトピックスとして、液滴を含む流れが遷音速圧縮機の空力性能に与える影響を実験的に明らかにした研究（GT-94731）、ファン動静翼における着氷現象の数値計算（GT-95448）、外部から音響振動を付加した際の翼振動の流体構造連成計算に関する研究（GT-94770）、シールの漏れ流れが圧縮機の空力性能に及ぼす影響を取り扱った研究（GT-95689）なども発表された。

5.1 軸流関係 5.1.2 タービン

三好 市朗^{*1}
MIYOSHI Ichiro

軸流タービンの空気力学では9セッションで39件の講演があった（昨年度59件）。実機に近い複雑形状流路における流れ場の損失分析、性能向上策の検討が主であり、

原稿受付 2013年7月16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

各発表総じて実験と流れ解析両面から現象を考察していた。セッションとしては軸流タービンの空力設計、翼先端シール、表面粗さと乱流遷移、静動翼間キャビティからの漏れ流れ、冷却空気と主流の干渉、非軸対称側壁、タービン翼列流れの空力問題で構成されていた。細分化された各流体现象に対して計測・解析により物理的考察

を行い、新しい知見を引き出す研究が主であるように感じられた。個別現象の研究成果からターボ機械全体として、どのような普遍的な理論が展開され、エネルギー効率を高める開発に生かしていくか、今後の研究動向に注目していきたい。

著者が知る中で最も盛況であったのは、ケンブリッジ大学 Whittle研究所 R. Miller氏の講演「Mechanical work potential」であった。150名収容の部屋で立ち見に加え、部屋の外まで聴講者が溢れていた。タービンにおいて入口から出口静圧まで膨張する際に取り出せる最大仕事を評価する指標としてMechanical work potentialという新しい指標を定義し、タービンの出力と効率の関係を検討している。高圧タービン冷却翼の場合、境界層外の主流中の熱混合が効率に与える影響は小さいが、主流の高温ガスから翼部、翼内部の冷却空気への伝熱効果は効率に大きく影響することが示されている。

タービン内部流れの計測技術としてはPIV (Particle image velocimetry)、非定常流プローブ、熱線流速計を用いた翼間での二次流れの発達過程、翼面上での流れの剥離、表面粗さと全圧損失の関係等、非定常性に起因する物理現象の計測が継続して進められていた。新しい計測技術の適用例として、FM-DGV (Frequency modulated Doppler Global Velocimeter) を用いた先端シール流れの計測結果が発表されていた (GT-94460)。多段の回転試験設備を用い、動静翼干渉による流れ場

の非定常性を計測している例が見られた。シュツットガルト大から二段タービン (ATRD-rig : Advanced Turbine Research Demonstrator Rig) を用いた研究報告が2件あった。MTU Aero Enginesとの共同研究で、一つの試験設備から新型翼の開発と性能評価、動静翼干渉が二次流れに及ぼす影響の評価、非定常流れ解析の精度評価、流入角偏差が大きい流れ場での性能特性と多くの研究成果が報告されていた (GT-95700, 94631)。同様の試験設備としてはダルムシュタット大の二段タービン (LSTR : Large Scale Turbine Rig) があり、静動翼間キャビティからの漏れ流れと主流との混合現象に関する考察を行っていた (GT-94109)。

翼列性能向上技術として、翼形状に関する考察 (GT-95150, 94055, 94745)、壁形状の非軸対称化による損失低減策の検討 (GT-95000, 95002, 94169, 94943, 95843, 95148)、翼端部形状の検討 (GT-94425) が進められていた。翼形、側壁形状の設計とは違う新しいモジュール追加で翼列性能向上を試みる研究も報告された。噴出しジェット (GT-94566, 95113) や音波利用 (GT-95995) による流れ場の整流化、剥離の抑制効果が確認された。

軸流タービンの設計手法としてはタービン流路平均径一次元性能評価手法と最適化技術に関する研究 (GT-94872)、また、動翼先端部の損失モデルを流れ解析を用いて改良した結果 (GT-94872) が報告されていた。

5.2 遠心関係

大内田 聰^{*1}
OHUCHIDA Satoshi

キーワード：遠心圧縮機、ラジアルタービン

遠心ターボ機械を扱うセッションは7つあり、31の講演が為された。他のセッションにおいても遠心ターボ機械を対象とした講演が多くみられ、これらを含めると合計で50程度の研究が報告された。

筆者は遠心圧縮機の羽根無しディフューザで発生する旋回失速をPIVで可視化した結果を報告した (GT-95468)。内容は旋回失速が完全に発達した比較的低流量の条件での計測結果を主に示したものであるが、意見交換の過程ではむしろ流量の大きい旋回失速初生域での挙動に質問が集中した。遠心圧縮機羽根無しディフューザの旋回失速を扱った研究としては他に (GT-95788) があり、LESとURANSの双方で旋回失速が発生する数値

計算結果が実験結果とともに示された。また内部流れの不安定を可視化する道具としてPIVを活用した研究 (GT-95134) では、ターボチャージャに用いる遠心圧縮機でサージが起こった際の吸込み付近の流れ場を、変動圧力をトリガとした位同期手法で計測した結果が報告された。

上記 (GT-95788) を含め、ターボチャージャのケーシングトリートメントに着目した研究が多く報告されている。(GT-94286) では簡単な構造で抽気スロットの位置を可変とするアイデアが提案され、サージ側・チヨク側の双方に流量範囲が拡大するCFD結果が発表された。(GT-95263) では遠心圧縮機のボリュート形状に起因した軸非対称の静圧分布に着目し、インデューサ部に配置されるケーシングトリートメントを併せて非対称形状とすることで性能向上を狙う試みが示された。(GT-

原稿受付 2013年7月12日

*1 (株)IHI 技術開発本部

〒235-8501 横浜市磯子区新中原町1番地

95335)はその著者らが数年前に発表した多数の孔を持つケーシングトリートメントのCFD解析に関する報告であった。デバイスの形状が複雑になるにつれて、計算モデルや手法も複雑化・大規模化してゆく傾向が伺われた。

数値計算の対象が複雑化してゆく方向性を反映したものとしては、動静翼干渉を扱う非定常計算 (GT-95644, 95688), ターボ機械周辺の管路あるいは機内の微小隙間等を含めた計算 (GT-94254, 95782, 95012) が挙げられる。加えて最近の資源開発動向や省エネルギー対策を念頭においた新しいターボ機械を扱った発表では、作動流体の実在気体効果を組込んだ計算が為されている。

(GT-95012) ではCO₂貯留に用いる多段圧縮機、(GT-94078) ではR-245FAを作動流体とする有機ランキンサイクルが検討対象となっている。

一方でこのような大規模計算とは好対照を為す一次元、ないしは簡易なモデルで機械の性能を見積もる研究にも注目が集まった。(GT-94932) では、前年に発表された遠心圧縮機の性能予測モデルを低速のファンに拡張する試みが発表された。(GT-95821) では多段圧縮機実機のモニタリングや運転状態最適化への適用を念頭とした一次元解析モデルが示された。

5.3 非定常流れと数値流体力学

山田 和豊^{*1}
YAMADA Kazutoyo

非定常流れ関係では9セッションで43件の講演があった。昨年の7セッション33件と比較すると、論文数は大幅に増加している。中でも、中国の講演が最も多く、43件中16件を占める。

タービン関係の非定常流れでは、低圧タービンに関する発表が多く、高負荷化に伴う負圧面上の層流剥離がその研究の対象である。剥離遷移について後流や主流乱れ、粗さの影響を調べた基礎的な研究 (GT-94418) や、剥離の制御に関してジェットや”粗さ”の効果を調べた研究 (GT-94575, 95810) が発表された。低圧タービン程度のレイノルズ数では大規模なLESやDNSが可能となってきており、前述した剥離制御の研究はこれらの計算を基に調査されていた。他には、動静翼列干渉の効果として、上流翼列が二次流れに及ぼす影響などが調べられていた (GT-94091, 94768)。また、実験および数値計算により後流干渉やポテンシャル干渉に伴う圧力変動について詳細に調べた研究があり、非定常仕事による混合損失の低減が示唆された (GT-94234)。

圧縮機関係では、主に翼端流れ場の非定常性が調べられている。翼端漏れ渦に及ぼすIGV後流の影響を調べたもの (GT-94187) や、失速初生について衝撃波・翼端漏れ渦・境界層の干渉によって引き起こされる非定常性を調べたもの (GT-95252) が発表された。これらは両者ともDESを用いた数値計算による研究であった。失速初生の観点から翼端漏れ渦の変動について調べた研究は他にもあり、流量による圧力擾乱の変化が調べられていた (GT-94523)。他に、多段圧縮機流れの予測精度に関して、最も細かいもので流路あたり1億点、全体で

10億点の計算格子を用いてLESが検証され、入口境界やsliding meshの境界の問題を解決できれば十分適用可能であることが示された (GT-94550)。

失速関係では、失速初生プロセスに関してクリアランスの大きさの影響を実験的・数値的に調べたもの (GT-95749) や、旋回不安定擾乱 (rotating instability) について高速PIVを用いて実験的に調べたもの (GT-95820) があった。現象解明を目的とした研究報告の他には、失速点予測の改善 (GT-94639) や失速マージンの改善 (GT-94757, 95432) に関する研究が発表された。

上述のように計算は大規模化の傾向にあり、大規模計算に向けた研究 (GT-94852) もあった。しかし、一方で多段翼列の非定常流れを効率的に計算できる手法を用いた研究もあった (GT-94574, 95059, 94847)。このような計算手法は、計算コストが小さく、設計等で翼列干渉による非定常効果を評価する際に有効であるといえる。

設計手法とCFDモデリングについては、9セッションあり、46件の講演があった。これは昨年とほぼ同数である。

最適化関係の研究では、設計点だけでなく低流量や低回転数時を考慮して、複数の作動点での最適設計が行われていた (GT-95155, 95062, 94838)。計算手法の低次元化としては、POD (Proper Orthogonal Decomposition; 固有直交分解) に基づくRANSの縮約モデルが紹介され、NASA Rotor 67を対象に検証した研究報告があった (GT-94914)。空間の次元数を劇的に削減できるため、計算時間は大幅に短縮される。他に、将来のエンジン設計におけるアディティブマニュファクチャリング技術の応用を検討した研究発表があった (GT-95736)。

原稿受付 2013年7月23日

*1 九州大学

〒819-0395 福岡市西区元岡744

CFDモデリング関係では、CFDの性能予測改善に関する動静翼列干渉の影響が、市販ソフトに導入されているNLH法(GT-94600)やTime Transformation法(GT-94739)を用いて調査されていた。また、mixing planeに関して、deterministic stressをモデル化し動静翼列干渉による非定常効果を導入したもの(GT-94860)や、陰的に処理することで逆流がある場合にもロバストで収束性を改善できるもの(GT-94390)が紹介された。他にも、性能予測に関してケーシング壁面からの伝熱の影響が調べられていた(GT-94595)。境界条件を断熱条件から等温条件に変更することで、効率の予測精度が改善されており、興味深かった。遷移モデル関係では、モデルの修正(GT-94962, 94983)や検証(GT-95069, 95605, 95030)を行った研究が発表されていた。遷移モデルの検証では、いずれの研究もLKE(laminar kinetic energy)モデルが調べられていた。

性能予測以外でのCFDの利用については、全体的な

傾向として、計算対象をより細部までモデル化したり(GT-95618)、動静翼列干渉等による非定常流れの大規模計算を行ったり、あるいは乱流モデルの影響が小さいLES等を実施したり、現象をより忠実に再現する方向にある(high-fidelity CFD)。これまで簡略化あるいはモデル化により無視されてきた影響が調べられている。LES、DNS関係では、並列性と高次精度を兼ね備えた効率的な非構造格子のLES計算手法が提案された(GT-94707)。また、高圧および低圧タービン内の様々な流れの計算にLESが適用され、LESの有意性が示されるとともに、LES計算のための指標が示された(GT-94416)。レイノルズ数はかなり低い($Re=25,000$)が低圧タービン負圧面を模擬した流れに対してDNSを実施し、VGJ(vortex generator jet)による剥離制御メカニズムをPODと合わせて詳細に調べた報告もあった(GT-95277, 95278)。

6. 伝熱関係

武石 賢一郎^{*1}
TAKEISHI Kenichiro

葉狩 智子^{*2}
HAGARI Tomoko

キーワード：ガスタービン、フィルム冷却、内部冷却、インピジメント冷却、ピンフィン冷却、熱伝達率

伝熱関係では、総数約200編の論文が発表された。全体としてTurbomachineryに次ぐ2番目に論文数の多い分野であり、日本における国際会議・講演会とは異なった論文数の順位から世界の研究開発の一端が伺える。

フィルム冷却^{*1}

タービン翼冷却に関連した58編の論文が発表された。一時、数値解析的な研究が旺盛であった時期があったが、本年は丁寧な実験研究が多いのが特徴である。フィルム冷却の高性能化では、Tripod holeの提案(GT-94456, 94459) DJFC: Double-Jet Film Cooling (GT-94038, 94561), 猫耳形状(GT-95027, 95042), Sister hole (GT-95138), 円孔フィルムの上流にダムを設けて馬蹄渦を制御(GT-95197)など新しいフィルム孔形状、既に発表してきた考案に関してはより詳細な流動場の計測・解析結果が報告された。

タービン翼面上のフィルム冷却では遷音速タービンの

衝撃波、後流の影響(GT-94544, 94545)、一段静翼の腹側(GT-95243)、背側(GT-95325)におけるフィルム冷却効率が調べられた。

静翼の端壁面および動翼のプラットフォームにおけるフィルム冷却では1.5段空気タービンを用いた回転動翼の、動翼前キャビティーからの漏れ空気のプラットフォーム面上のフィルム冷却効果を測定(GT-94692, 94807), NGVリニア-翼列を用いた端壁面上のフィルム冷却の実験・解析(GT-95639), 約200°Cの主流ガスを用いた翼列試験で端壁面上のメタル温度測定結果とCFD解析比較から1700°C実機の予測(GT-94267), 遷音速タービンの静翼前の漏れ空気の端壁面上へのフィルム冷却効果の測定(GT-94581, 94591), 端壁面上の前縁近くに設けたフィルム冷却によって馬蹄渦を抑制する実験・解析的研究(GT-95385)などガスタービンの高温化に伴って重要な課題に対処した多くの論文が発表された。

Cut back形状のタービン翼後縁腹側フィルム冷却に関して、フィルム面へのディンプルを設けてその面の熱伝達率を増すことによって後縁のメタル温度を下げる考案の実験的研究(GT-95542), MRIを用いた詳細な流動状況の測定(GT-94292)Cut backフィルムのRANS予測(GT-94694)が報告された。タービン動翼内部リブ

原稿受付 2013年7月17日

*1 大阪大学 大学院基礎工学研究科 機能創成専攻
〒560-8531 大阪府豊中市待兼山1-3

*2 川崎重工業株式会社 ガスタービンビジネスセンター
技術総括部 要素技術部 タービン課
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

のフィルムへの影響が実験的に調べられた (GT-95450)。数値解析ではフィルム冷却のLES解析 (GT-94281) が報告されている。

内部冷却^{*2}

内部冷却については、インピング冷却、乱流促進体（リブ、ピンフィン、ディンブル）をはじめとして、Swirl Chamber、Lattice冷却、Double-wall冷却など合計53の論文が発表された。ここ数年、数値解析が伝熱設計、研究に積極的に利用される傾向にあるが、今年はさらに数値解析をメインにしたテーマの発表が多い印象を受けた。比較的安価で大規模解析が可能になってきたため、より実機に近い形状、条件での解析結果を実機計測データあるいは要素試験結果と詳細に比較する研究が多く行われている。インピング冷却については、昨年と同様噴流孔や流路形状の工夫（例えばGT-94452、94611、94727）、孔配置の冷却性能への影響評価 (GT-94469) など、より詳細なテーマが目立ち、聴講者の注目を集めていた。乱流促進体においては、数種類の冷却要素を組み合わせた研究 (GT-95818など)、高いレイノルズ数での冷却性能を評価する例 (GT-94288など) が多く報告された。解析、計測技術の進展により、どの冷却要素においても実機により近いものを想定した研究が活発に行われている。一方、Swirl Chamber (GT-94424、94774、94819) やLattice冷却 (GT-95237、95412) といった比較的新しい冷却方式については、研究例が少ないため基礎研究のレベルではあるものの、質疑応答では活発な議論がなされていた。

また、近年精密鋳造技術の高度化により内部冷却構造の微細化によるさらなる伝熱促進が期待されているが、今年もMicro Coolingを扱う研究 (GT-95789など) は注目度が高かった。実際のモノづくりにおいてまだハードルは高そうだが、今後の展開が期待される分野であると感じた。

伝熱一般^{*1}

1.5段遷音速タービン試験による入り口温度分布が端壁面の熱伝達率への影響が調べられた (GT-94242) また高圧タービン2段+出口ストラット(0.5段)の離陸時の非定常流の数値解析がなされた。Cray XE6スーパーコンピュータで丸9日間の解析と定常解、実験結果との比較が示された (GT-95823)。将来のターボ機械の設計手法を暗示している。1980年代UTRCの大型回転タービン試験装置を用いて実施された第一段動静翼の実験結果を、LES解析を実施し比較検討がなされた (GT-95841)。翼列試験では、主流乱れの翼前縁熱伝達率への影響 (GT-95055) が調べられた。

一段動翼Tipの形状の最適化とタービン効率への影響 (GT-94745)、Tip面の詳細な熱伝達率分布のCFD解析が実施された (GT-95164)。またTipギャップの熱伝

達率分布への影響がLiner翼列試験で調べられた (GT-94345)。

本年の伝熱の特徴は、世界の代表的なターボ機械の伝熱を研究する実験装置を歴史的に紹介する論文が同時に報告されていることである。Oxford大学 (GT-94687)、VKI (94984)、Calspan & Ohio State大学 (GT-94926) およびUS Air Force Research Laboratory (GT-94741) である。いずれも著者は1980年代に訪れたことがある。ターボ機械の伝熱研究の装置の発展およびその計測法の進歩が理解できる一読に値する解説である。これらは伝熱の委員会で企画されたと考えられるが、実験装置と平行して、測定原理を再度見直し、確立を図る論文が報告されている。非定常法による熱伝達率の測定 (GT-94583)、冷却効率と熱伝達率を直接測定する方法 (GT-94685)、断熱壁の熱伝達率の算出方法 (GT-94715) で、実機タービンの伝熱現象を如何に精度良く実験的にシミュレートするかまたそれを計測するか、さらに数値解析の検証用データとして活用を図るかを考えた研究が進められている。

Conjugate Heat Transfer^{*2}

発表件数の増加に伴い、今年は独立してセッションが設けられ、18件の論文が発表された。テーマとしては例年通りフィルム冷却翼の解析および検証が多く、LESを用いた解析 (GT-94257)、孔配置の最適化も含めた解析 (GT-94053)、フィルム孔周りに詳細メッシュを埋め込む (GT-94383) など大規模な研究が目立った。一方でディスクキャビティや翼内部流れを解析対象とした研究 (GT-95426、95428など) も報告され、適用の範囲が広がっている。解析内容のチューニングにより実験結果と比較的良い一致を示す解析結果が多く、解析技術の高精度化により予測精度は向上しつつあるようだが、そのアプローチは様々で実用的な解析指針を得るにはさらなる検証が必要そうである。

燃焼器壁^{*1}

Effusion冷却でのフィルム形状・孔配置、密度比などのフィルム冷却効率への影響が調べられた (GT-94649、94667、95039)。燃焼器の旋回流の影響が燃焼器壁のEffusion冷却の冷却効率への影響が実験的に調べられた (GT-94304、95499)。

ロータ内部流れ^{*2}

シール、ディスクキャビティへの巻き込み、二次空気系の設計ツールなど、合計22件の論文が発表された。シール関係では、コードシールの荷重・ひずみ試験 (GT-94190) やリーフシールに生じる流体力の評価 (GT-95585) といった基盤研究に加えて実機に近い研究、例えばBath大学のOwenらが開発したオリフィスモデルの検証としてオフデザイン条件におけるリムシールの巻き込

み特性を実験データと比較した研究 (GT-94147), ブラシールのAE94.3実機運転時におけるシール特性 (GT-95601) なども報告された。また、チップ部のシールとして噴流を用いたエアカーテンシールの最適化の研究 (GT-94198) も報告された。ここでも数値解析を用いた

研究が多数見られたが、その精度に言及したものは少ないようである。一方、リムシール部の流れ計測 (GT-94148), CO₂を用いた巻き込み試験 (GT-96020) など数値解析の検証に有用なデータも報告された。

7. 燃焼および燃料関係

柚木 啓太^{*1}
YUNOKI Keita

1. 概要

Combustion, Fuel & Emissionsでは、論文発表が143件、パネルが4件であった。昨年の発表件数143件と同規模であった。本セッションにおける筆頭著者の国別の論文発表数は、多い順に、アメリカ(44件)、ドイツ(42件)、イギリス(16件)、中国(14件)、スイス(11件)である。アジア圏では、中国が突出しており、日本は2件と大きく水をあけられている。日本の2件は、東京大学の微粒化技術について(GT-94677), JAXAの小型航空機エンジンの二段燃焼に関する試験結果について(GT-95496)であった。また、川崎重工業との共著でAachen Universityが、水素含有燃料のMicromix燃焼に関する実験と数値解析の結果について(GT-94771)報告した。本分野に限って話をすれば、日本の発表件数は、昨年、一昨年の6件から本年はさらに減少している。来年こそ日本の技術力アピールの場とすべく、ドイツ、デュッセルドルフで開催予定の次回大会では報告数の増加を期待したい。

それぞれの会場は、小さくとも80人程度収容可能で、燃焼関連のいずれのセッションでも、連日ほぼ満席となるほど盛況であった。質疑時間(約10分)も間がなく活発な議論が交わされた。

2. 個別セッション

2.1 Combustion Instability

Paper Sessionの34件中、7件がCombustion Instabilityのセッションである。本セッションは最も報告数が多く、Flashback & Blowoutなども加えれば、Combustion Instabilityは、大きな関心を集めていることが分かる。本セッションでは、Combustion Instabilityについて実験及び数値解析の両方を用いながら取り組んでいる研究が多かった。様々な体系で強制振幅燃焼実験を実施し、数値解析で予測するためのモデル式を提案していた。

基礎実験結果に関する報告が多数あったが、今後も

継続して研究を積み重ねることで燃焼器設計への有効活用が望まれる。

2.2 High Hydrogen Combustion, Fuel Flexibility

昨年と同様に水素含有燃料、燃料多様化技術に関する研究発表も数多く実施された。特にIGCC、バイオマスのガス化といった水素含有燃料に関する燃焼特性、不安定性、燃焼速度の計測技術が多数報告された。現状では、制御が難しいこと、水素含有率の微量の変化で燃焼特性に大きく影響することから、水素含有率が低い(1~5%)燃料を用いた研究報告が多かった。今後、いくつかの研究グループで水素含有率を増加する計画もあるようなので引き続き注視したい分野である。その他のセッションにおいても水素含有燃料を用いた研究が見受けられた。

3. 全体

3.1 CFD

今回もCFD(数値流体力学)を用いた研究が多数報告された。GE, Siemensといった海外企業を共著とする大学の発表が目立った。

RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation)による定常解析を用いた研究として、実際の燃焼器、もしくはそれを模擬したモデル燃焼器のような複雑な体系でCO, NO_xといった微量成分の予測精度の検証が数件報告されている。具体的には、PDF(probability density function)の適用により、精度が向上した例が少なくとも4件(GT-94404, 94678など)報告されている。また、ENERGICOのようなReactor Networkを用いた報告(GT-94282, 94355)もあった。Reactor Networkは、CFDの従来燃焼反応モデルと比較され、予測精度にはばらつきがあった。今後、従来燃焼反応モデル並の予測精度となるか否かは、実燃焼器のように複雑な乱流場に対応できるかが鍵であると感じた。

LES(Large Eddy Simulation)による非定常解析を用いた研究例がDLE Combustor Designのセッションで報告された。各企業のガスタービン性能をアピールする

* 原稿受付 2013年7月24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

発表にLESによるアニメーション画像が挿入されていた。このうちSiemensはLESを用いた車室からの全系解析も報告(GT-95569)していた。発表数は少ないが、各企業で積極的にLESを燃焼器設計へ活用していると感じた。

展示ベースでも、計測機器メーカーだけでなく、ANSYS, CD-adapco, PointwiseなどCFD関連企業が数多く出展しており、賑わいを見せていた。

3.2 計測

2.2節とも絡むが水素含有燃料の燃焼速度計測の研究が複数(GT-94960, 95518)報告されている。圧力、燃料組成の変化に伴う燃焼速度が計測されていた。

特にスウェーデンのPSI(Paul Scherrer Institute)が関係する2件(GT-94420, 95518)は、従来にない高圧場での燃焼速度計測を成功させており、立ち見に加えて、終わった後も列ができるほどの盛況ぶりであった。

8. 材料、構造および製造技術

小熊 英隆^{*1}
OGUMA Hidetaka

1. 全般

材料、構造および製造技術に関する分野ではManufacturing Materials and Metallurgy Committee主催の8セッション/33件、Ceramics Committee主催の4セッション/16件、Structures and Dynamics: Fatigue, Fracture and Life Prediction Committee主催の3セッション/12件、Structures and Dynamics: Probabilistic Methods Committee主催の5セッション/20件、計20セッション/81件の発表が行われた。筆者が聴講したManufacturing Materials and Metallurgy / Ceramics関連のセッションについて内容を紹介する。

2. Manufacturing Materials and Metallurgy

会期初日のパネルセッションにて各エンジンメーカーから材料技術に関する取組・展望について発表があった。

タービン翼材料の高強度化や鋳造技術の高度化、遮熱コーティング開発への取組みが紹介され、3Dプリンティング技術や先進中子製造技術ならびに溶射技術を始めとする新規製造技術に関する期待が述べられた。

続くロータ寿命予測に関するセッションではロータの余寿命評価技術としてUT技術の高度化、微小サンプリングによる準非破壊検査技術の紹介があった。各報告者とも実機の劣化評価結果とともに、CFD・FEMを活用して、リスクベースの評価に踏み込んで、寿命延長を検討している様子が伺えた。

以降のセッションではエンジン・加工メーカー、大学等研究機関から新規製造技術の開発状況や技術PRの発表が活発に行われた。代表的なトピックスを記載する。

ロウ付けや溶接肉盛にかわる形状形成技術としてSelective LASER Melting技術に関する発表があった。本技術は装置内に充填したメタルパウダーをレーザーで

部分的に溶解・凝固させ、積層することで複雑3次元形状を形成するものであり、積層条件検討状況や材料特性評価結果が紹介された(GT-96102, 95878, 96098)。

タービン翼冷却孔加工のための電解加工、放電加工技術に対する紹介では曲がり孔加工やTBCが施工された上からの孔開け等、新しい取組が紹介された(GT-96084)。

ロウ付け技術については、接合・補修箇所に合わせてロウ材粉末、ペースト、テープ、仮焼結プリフォームを選択し、プロセスを最適化している事例が紹介された(GT-96097)。

Compliant Plate Sealsと称する、リーフシールに中間プレートを挟み、高い差圧環境下においてもシール性能を発揮する構造について、その製造方法に関する開発状況が報告された(GT-95087)。

鋳造メーカーからは、High Gradient Casting技術や、凝固解析を活用した欠陥予測技術ならびに3次元X線CTを用いた検査技術に関する取組に加え、タービン翼用合金のLow / 0レニウム化、インゴットの高純度化等の材料トレンドが紹介された(GT-96120)。

コーティングについては従来のDVC(Dense Vertical Crack)に比べ熱サイクル耐久性の高いHigh Purity DVCや、より均質な被膜が得られるSPS(Suspension Plasma Spray)技術ならびに圧縮機向け6価クロムフリーコーティングの開発状況が報告された(GT-96096, 94465)。

また、レニウムを含有した実機運転翼のTBCボンドコートのCrRe析出物中のレニウム濃度変化から運転中のメタル温度を推定する技術に関する報告もあった(GT-95675)。

各種製造技術に関する報告が多い中、材料開発に関する発表は少なく、高融点金属であるNbSi系合金やロータへの使用を想定したAl含有析出硬化型ステンレス鋼に関する報告があるに留まった(GT-95309, 95494)。

原稿受付 2013年7月18日

*1 三菱重工業(株) 技術統括本部 高砂研究所
〒676-8686 高砂市荒井町新浜2-1-1

開発・設計技術者中心の本会議では、特に材料分野においては基礎検討段階の技術に関する報告が少ないためと思われた。

3. Ceramics

Ceramics Committee主催のセッションではセラミックス/CMC材に関するチュートリアルセッションが1件、テクニカルセッションが2件、TBCに関するセッションが1件開催された。

セラミックス材料の適用検討事例としてSiCN系超高温温度センサや、燃焼器の音響特性改善のためのアルミニナ/ムライト系ポーラスセラミックス吸音材に関する紹介があった(GT-96031, 95492)。

CMCについては材料特性の異方性を考慮したターピン翼設計事例の紹介(GT-95104)や、CMC製航空機エンジン燃焼器の開発(GT-94679)に関する報告があった。

またCMCに関するチュートリアルセッションはCMC開発の歴史や、素材供給メーカーの動向に加え、強度評価手法、EBC(Environmental Barrier Coating)開発動向など網羅的で、大変分かり易い内容であった。

TBCに関するセッションでは低熱伝導率化、相安定性強化、CMAS耐久性の向上を狙ったGd₂Zr₂O₇、DySZの開発状況や(GT-94061)、溶融塩や水分の付着量がTBCの高温腐食に及ぼす影響に関する検討状況(GT-94748)が報告された。

9. ローターダイナミクスとペアリング

西嶋 規世^{*1}
NISHIJIMA Noriyo

1. 全般

ローターダイナミクスに関連するセッションとしては、Structures & Dynamics Committeeの中にRotordynamicsセッションとBearing and Seal Dynamicsセッションがあり、それぞれ28件、29件の発表が行われた。また、これ以外にペアリング要素に関連するものとして、マイクロタービン・風力等への適用等で4件程度、シール関連ではCompliant Seals、Labyrinth and Annular Seals、Brush and Leaf Seals等のセッションを含め20件程度の発表があった。

2. ローターダイナミクス解析

ローターダイナミクス解析においては、昨年と同様、より高精度に実機を模擬すること目的とした発表が見られ、例えば、FEM解析をもとしたタービンケーシングや支持構造の多自由度モデル(GT-95196)、接触を考慮した締結ロッドのモデル化(GT-95397)、あるいはギアシステムを対象とした曲げ・ねじり・軸方向連成解析(GT-94654)が挙げられる。羽根車の流体力に関しては、水車の不安定流体力に関するコメント(GT-94202)、遠心タービン羽根車の不安定流体力解析(GT-95137)、遠心圧縮機の旋回失速における軸振動(GT-95754)に関する発表があった。

また、実機の振動トラブルの予防や不具合箇所の特定を目的とする発表が多数見られた。例えば、剛性低下部の推定(GT-95930)、クラックモデルの高精度化(GT-

94615)、複数のクラック形態を模擬した実験的評価(GT-94422)、翼損傷時のアンバランスの影響を抑制する検討(GT-94221)、等があった。予防保全やCondition based maintenanceを目的としてローターダイナミクス解析の高度化が進んでいるように思われた。

3. ペアリング・シール

ペアリングに関しては、フォイルペアリング、ティルティングパッドペアリングに関する発表が多く行われた(それぞれ8件、7件)。昨年までと比較すると、磁気ペアリングに関する発表が減少しているように思われる(5件)。フォイルペアリングでは、製品に必要な課題を様々な観点から検討した発表が見られ、比較的径の大きい(>100mm)フォイルペアリングの動特性計測結果(GT-95765)、フォイル変形をFEMで解きReynolds方程式と連成させた解析(GT-95975)、高温時のフォイル損傷挙動(GT-94244)、120kWガスタービン発電機への適用時の設計手法検討(GT-95800)等があった。ティルティングパッドペアリングでは、実機相当の試験設備(D=500mm、面圧~2MPa)での詳細な静特性、動特性の計測結果が印象的であった(GT-95004, 95074)。また、FEMを併用し、ピボット剛性等を考慮したバルクモデルによって高精度に静特性・動特性を解析した研究が複数報告された(GT-94403, 95214, 94302)。

シールに関しては、開催地元であるTexas A&M大を中心に、ホールパターンシール、プラシール等様々なシールの動特性試験結果が報告された(GT-94035, 94333, 94342)。また、注目すべき発表として、実機相当の高圧試験設備(D>200mm, 300bar)によるポ

原稿受付 2013年7月12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

ケットダンパーシール動特性計測の報告があった (GT-94099)。シールに関しては、CFDによる動特性予測が一般的になってきている (GT-94333, 96001) が、セッ

ション内で、CFDは実験結果にアンカーされている必要があるとのコメントも聞かれ、CFD検証の観点からも上記実測結果は貴重なデータであると考える。

10. 蒸気タービン

田沼 唯士^{*1}
TANUMA Tadashi

蒸気タービンのセッションは12セッション（パネルセッション2、論文セッション10）で45件（昨年は36件）の論文が発表された。2011年のVancouverでの会期中に開催されたIGTI Board meetingにおいてSteam Turbine Committee の発足が承認されて以来、論文数は年々増加を続けている。

パネルセッション “Effect of Renewables on Steam Turbine Operation and Consequences on Design Requirements” では、GE, Siemens, 三菱重工業株式会社, Alstomからの4名のパネリストにより、欧州を中心に世界各国で増加している風力発電や太陽電池等による再生可能エネルギー発電の負荷変動を吸収、緩和するために、火力発電用蒸気タービンに要求される負荷変動運転の現状と将来動向、従来より大きな負荷変動に対応するための設計技術等が紹介された。更に、再生可能エネルギーである太陽熱、地熱等を利用する蒸気タービンの設計技術や新技術開発の状況が紹介された。もう一つのパネルセッション “Industrial Steam Turbines” では圧縮機駆動用などの産業用蒸気タービンの特長と最新技術等に関してSiemens, 三菱重工業株式会社, GE Oil&Gasからの4名のパネリストによる講演があった。

蒸気タービン特有のテーマである湿り蒸気特性に関しては、CFD (Computational Fluid Dynamics) を蒸気タービン低圧部の設計に適用する上で避けて通れない課題であり、意欲的な論文が増えている。非平衡凝縮モデルを用いたCFDプログラムを開発してモデル蒸気タービンにおける計測結果と比較した論文 (GT-95047) は、実機最終段とほぼ同じ条件の湿り蒸気中で運転されているモデルタービン最終段静翼の下流における計測結果と解析結果が比較的良好に一致していて、実用的な湿り蒸気解析に近づいていると思われる。微小水滴と周辺の蒸気流間の熱伝達モデルを用いて、水滴径の解析精度の向上を考慮した非平衡湿り蒸気流れ解析に関する論文 (GT-94628) は、既存の1次元及び2次元ノズルを用いた実験結果と水滴径が比較的一致する傾向を見せていて、

注目された。独自開発コードによる多段蒸気タービンの3次元非平衡湿り蒸気流れ解析に関する論文 (GT-94832, 95945) は上流段落の影響と湿り蒸気特性を同時に考慮して最適設計を行う必要がある最終段動静翼の設計に適していると思われ、実機条件での計測結果との比較などへの展開が期待される。

蒸気タービンの性能向上に重要な最終段長翼の開発に関して、従来は動翼先端側入口で超音速流れとなると急激に空力損失が増加して翼長を増した効果を打ち消してしまうと考えて、動翼先端流入条件を亜音速にする設計が一般的であったが、入口超音速としても入口部の損失が少ない設計法が提案され、2次元遷音速風洞試験で検証した結果が発表された (GT-94039)。また、3次元性の強い最終段静翼下流の流れをコントロールして最終段の性能向上を図る研究成果が発表された (GT-95827)。

蒸気タービン最終段の設計において大きな制約条件となる低負荷中の振動応力とその原因である非定常流れに関して、実機蒸気タービンを用いた最終段動翼の振動応力と壁面の圧力変動の計測を行い、CFD解析の結果も援用して低負荷での振動応力増加のメカニズムを考察した論文 (GT-95219), CFDを用いて静翼・動翼間距離と静動翼の翼枚数が非定常流体力に及ぼす影響を考察した論文 (GT-94036), 最終段と上流段落の2段落の全周非定常静動翼列解析によって動翼に加わる変動流体力を求めた論文 (GT-94652) などが注目された。

低圧排気室と最終段流れとの相互干渉に関する論文は二つのセッションの合計で8件と今回も多く、排気室設計法に関する論文 (GT-94303), 非平衡湿り蒸気流れ解析を用いて最終段及び下流排気室構造の影響を考慮した排気ディフューザ流れの解析と実機計測結果との比較 (GT-95901) などの発表があった。

原稿受付 2013年8月13日

* 1 帝京大学 ジョイントプログラムセンター
応用流体力学・エネルギー機械系
〒173-8605 板橋区加賀2-11-1

11. 展 示

明連 千尋^{*1}
MYOREN Chihiro

展示はHenry B. Gonzalez Convention Center内のExhibit hallにて行われた。展示はTURBO EXPO期間中の2日目から4日目（6/4～6/6）に行われるが、前回と同じく昼食の場所が展示を抜けた先にあり、参加者が必ず目を通すように工夫されていた。展示の開催される時間帯は12:30～18:30（3日目は11:30～14:30）であるが、午後のセッション中（14:30～17:30）に訪れる人は少なく、閑散としていた。ただし午後のセッションが終り始めると17:00くらいから急速に混雑し始め、17:30～18:00の間は人でごった返していた。この時間になるとカウンターであるまわれるドリンク（アルコールも含む）の影響もあってか、活発に情報交換が行われていた。

プログラム掲載のリストによると、今回の展示でも100以上の企業・団体が出展していた。地域別の内訳としては70%以上が主催国の米国の企業で、残りのうち25%強が欧州とカナダ、他の地域は5%未満となっていた。この傾向は例年と同様であるが、それに加えて今回は同時期にPOWER-GEN Europeが開催されていたので、それが影響していた可能性も考えられる。

出展者のうち大きな展示ブースで人目を引いていたのは、GE、ALSTOM、Pratt&Whitney、DRESSER-RANDなどのガスタービンメーカーと、ANSYS、NUMECAをはじめとする商用ソフトメーカーであった。筆者が数年前TURBO EXPOに参加した際に比べると商用ソフトメーカーが増加している印象を受けたが、これは近年中国等の新興国を中心に、研究開発に商用ソフトが積極的に用いられていることと無関係ではないと思われる。実際これらのブースで話をしているのは新興国からの参加者が多い印象であった。一方ガスタービンメーカーではパネルや模型による展示の他、タッチパネルやタブレットも使用し参加者の目を引いていた。特にPratt&Whitneyのタッチパネルはエンジンの説明だけでなく、今までの開発の歴史なども美しい画像で説明したものとなっており、しばしば人だかりができていた。

上述のメーカーに加え、計測機器関係、計装関係、加工関係のメーカーがそれぞれ独自のスタイルで展示を行っていた。その筆者の印象に残った展示が2つあったので紹介する。1つめは耐熱材料（セラミック製の布）を展示していたReef Industries Incというメーカーである。ここでは実際に布をバーナーであぶって問題ないこ

とを説明していたのだが、説明の仕方がまるで日本の通販番組のようで、米国ならでは、という印象を強く受けた。もう1つは会場の中央付近に設置されたケンブリッジ大学出版会のブースで、ここでは大学の出版物を割引して販売していた。販売されていた本の中には有名な本や自身の研究開発に役立ちそうな本もあったため、思わず足が止まっていた。学会の展示でこのように出版物を販売しているのはあまり見たことがなく、新鮮であった。

これらの通常の展示の他、会場の一角に設けられたステージでは、ソフトウェア会社を中心に自社技術のプレゼンが行われていた。また同じステージで、4日目（展示最終日）の午後にはクロージングセレモニーが行われた。セレモニーでは参加者の投票によるベスト展示賞の表彰をはじめ、来年の内容についての告知も行われた。ベスト展示賞は大きいブースと小さいブース向けの2種類あり、前者はGEが、後者はTurboCAMという機械加工メーカーが受賞していた。セレモニーの最後にはお楽しみとして抽選会が行われ、当選者（3名）には賞金が支給されていた。

以上を総括すると、今回の展示会はどちらかというと各セッションの影に隠れがちになってしまう状況を盛り上げるための工夫が随所に凝らされており、いろいろと楽しめるものであった。来年のデュッセルドルフに参加される方は通常の学会活動とは別の発見があるかもしれませんので、是非一度は足を運んでいただければと思う。



写真1 展示会場風景 (ASME/IGTI提供)

原稿受付 2013年7月11日

*1 (株)日立製作所 日立研究所

〒319-1292 日立市大みか町7-1-1

International Advisory Committee Meeting開催報告

渡辺 紀徳
WATANABE Toshinori

日本ガスタービン学会には国際委員会が管轄する International Advisory Committeeが設置されており、約20名の海外委員で構成されている。委員にはIGTCをはじめとする学会の国際活動に対し、大所高所からの助言をいただくとともに、各国での情報伝達など学会活動への協力をいただいている。2008年以降は、毎年ASME Turbo Expoの期間中に開催地で委員会を開催しており、年1回の顔合わせにより親密な意見交換ができる機会を設けている。

今年もSan AntonioにおけるTurbo Expo会期中の6月5日(水)昼食時に委員会を開いた。下記の10名の委員会メンバーが参加して下さり、国際委員会関係者6名と討論を行って、様々な助言をいただいた。主な内容は以下の通りである。

(1)IGTC2015について

現在、準備が進められているIGTC2015について意見を伺った。

- ・対象とする技術分野を拡大しているのは良いことである。
- ・分野の広さから見て、計画されている発表件数180では少な過ぎるのではないか。もっと増えても対応できるよう、プログラムに余裕を持たせておくと良い。
- ・会場に選定されている虎ノ門ヒルズは立地条件から見て良い選択である。
- ・展示等を含め、日本独自の特色が見えると良い。

(2)学会の国際活動全般について

- ・学会の目的、目指すべきところを明確化し、それに向けて活動戦略をきちんと練るべきである。
- ・日本はガスタービンの分野でもっと強いリードーシップをとるべきではないか。アジアでもリーダーとして活動すべきである。

これらの助言に関しては、国際委員会や企画委員会、運営委員会、IGTC準備委員会などで対応を検討する。

今後も毎年Turbo Expoにおいて委員会を開催し、学会の国際活動をより発展させるための議論を行っていく予定である。

出席委員（順不同）：

- Prof. Jingyi Chen (Chinese Academy of Sciences,
Huang委員代理)
 Prof. Joerg R. Seume (Leibniz Universitaet Hannover)
 Dr. Alexander Wiedermann (MAN Diesel & Turbo SE)
 Prof. Alberto Traverso (University of Genoa)
 Prof. Seung Jin Song (Seoul National University, Kang
委員代理, Turbo Expo 2015 Conference Chair)
 Prof. Reza Abhari (ETH Zurich)
 Prof. Edward M. Greitzer (Massachusetts Institute of
Technology)
 Dr. Chunill Hah (NASA Glenn Research Center)
 Prof. Wing F. Ng (Virginia Polytechnic Institute)
 Dr. David C. Wisler (Engineering Pedagogy and
Consulting Services, GE retired)



2013年度第1回見学会報告

細川 哲也
HOSOKAWA Tetsuya

2013年6月21日(金), JALの整備部門を担う(株)JALエンジニアリングのエンジン整備センター、及び成田航空機整備センターにおいて、今年度第1回の見学会が開催された(共に千葉県 成田国際空港内)。当日は36名の参加者が得られる盛況であった。参加資格を会員に限定しなかったため、参加者の内訳は正会員:21名、非会員:10名、学生会員:3名、学生非会員:2名となり、非会員の方からの参加も多数あった。

見学会は13時に成田空港第2ターミナルビルに集合し、バスで機体整備場へ移動、機体整備の様子を3グループに分かれて見学した。待ち受けていたのはJALに納入されたばかりの最新鋭機787型機であり、最新のGENxエンジンが2発搭載されており、その特徴的なうねりを持つファン動翼前縁の形状、エンジンナセル後部のシェブロンノズルの波形の形状などを間近に確認することができた。1時間ほどの787機体見学では、参加者全員がそのスケールの大きさと最新の技術の説明を満喫した。(写真1,3)。

次に、徒歩でエンジン整備センターへ移動、会議室にてエンジンの整備について概要説明(写真2)を受けた後、3グループに分かれての工場見学となった。各グループには説明者がつき、CF6、PW4000、GE90などのジェットエンジンの分解・検査・補修・再組立など一通りの工程を丁寧な解説を聞きながら、約2時間をかけて見て回った。



写真1 機体整備場を見学中の参加者

大きなエンジンが工場内のレールで吊されながら移動し、ファンやタービンといったモジュールに分割され、さらにブレード、ベーンといった部品レベルにまで分解されて整備されてゆく状況を間近で見ることができ貴重な体験であった。さらに、整備を終えたエンジンを運転試験するテストセルについても見学することができ、会議室に戻ってからの質疑応答でも活発なやりとりが行われ非常に充実したものであった。質疑応答後、JALエンジニアリングの方々に見送られ、名残惜しい中バスで整備センターを後にし、見学会を終了した。

最後に、本見学会の実施に多大なご協力をいただいた(株)JALエンジニアリングの関係者の皆様に心より御礼申し上げます。

(集会行事委員会委員)



写真2 エンジン整備の概要説明



写真3 集合写真

第23回ガスタービン教育シンポジウム報告

吉田 征二
YOSHIDA Seiji

2013年7月4日(木)、5日(金)の二日間にわたり、第23回ガスタービン教育シンポジウムが、東京都調布市の独立行政法人宇宙航空研究開発機構(JAXA)調布航空宇宙センターにて開催された。参加者は70名(学生25名、社会人45名)となり昨年度とほぼ同じであった。ガスタービン教育シンポジウムは、関西地区でも隔年で開催されているが、今年度は関西地区での開催ではなく、東京地区のみでの開催の年に当たる。

ガスタービン教育シンポジウムは学生や若手技術者などガスタービン初学者を対象に、ガスタービンの基礎知識を学んで頂く目的で、第一線で活躍されている各専門家による講義と、実際のガスタービンとその関連の製造及び研究開発施設等の見学を併せた企画である。今回も、1日目に講義2テーマと特別講義およびJAXA調布航空宇宙センターの試験設備の見学を実施し、2日に講義4テーマを実施した。

1日目は集会行事委員会の山根委員長のあいさつの後、3テーマの講義、(1)ガスタービン概論(渡辺紀徳氏)、(2)ガスタービンと流体工学(山本誠氏)、(3)JAXAにおける航空エンジン研究紹介(西澤敏雄氏)が行われた。その後、試験設備見学として、ファンや圧縮機を電動モータで回転させて性能を測定する回転要素試験設備、アニュラ型の燃焼器の試験を行い排気ガス分析や圧力振動計測などを行う環状燃焼器試験設備、マッハ5以上の気流を発生させることができ極超音速機や宇宙往還機などの試験を行う極超音速風洞、ロケットの射場の音響解析やローターブレードで発生する渦とローターブレードの干渉の解析などの数値計算に用いているJAXAスーパーコンピュータシステムを見学した。設備見学終了後、調布航空宇宙センター内の食堂にて懇親会が行われた。懇親会には、シンポジウム出席者の7割が参加し、1日目の講師の先生方にも出席頂いた。会場の各所で活発な議論の輪ができ、相互交流がなされ、時間いっぱいまで有意義な時間を過ごすことができた。

2日目は、前日に引き続きガスタービン関連の4テーマの講義、(4)ガスタービンと伝熱工学(村田章氏)、(5)ガスタービンと燃焼工学(木村武清氏)、(6)ガスタービンと材料工学(屋口正次氏)、(7)ガスタービンと制御工学(古川洋之氏)が行われた。

各講義ではガスタービンの基礎だけではなく最新の技術動向についても専門家の立場から説明があり、受講者にとっても今後の研究・仕事などを進める上で多いに役立つ内容となっていました。皆熱心に聴講していました。

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

本シンポジウムでは「ガスタービン技術普及委員会」で編集された書籍を教材として用い、その執筆者の先生方を中心に講師をお願いしている。この書籍は、今年度改訂を行い「ガスタービン工学」として出版を予定している。今回のシンポジウムでも改訂した物を用いる予定であったが、出版の準備が遅れたため、参加者には改訂前の教材を配布し、改定後のものは後日郵送することにした。参加された皆様にはこれを有効に活用し、ガスタービンの知識をさらに深めるのに役立てて頂ければ幸いである。

最後に、講義、資料等の作成・準備にご尽力して頂いた講師の先生方に感謝すると共に、会場の提供、見学会及び懇親会についてご協力を頂いた独立行政法人宇宙航空研究開発機構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)



講義風景

ガスタービン学会が全てのガスタービンエンジニアに贈るテキスト

ガスタービン工学

日本ガスタービン学会がガスタービンの教科書を発行します。本教科書は他に幅広い工学分野を含む章立てに基づき、我が国ガスタービンの研究、製造や運用の最前線で活躍する多くの技術者が最新の専門知識を活かして執筆し、発電用および航空用ガスタービンとそこに使われている各種技術を総合的・体系的に学べるように作られたものです。

ガスタービンを少し専門的に学びたい学生さん、業務に必要な知識を得たい初級エンジニアの方々、さらには、専門とは少し離れた分野に知識を拡げたい中級エンジニアの方々にも最適な教科書です。

主要目次

[第一章] 概論

1.1はじめに／1.2ガスタービンの構成要素／1.3ガスタービンのサイクル論／1.4ガスタービン要素の特性とマッチング／1.5ガスタービン要素とシステム／1.6環境適合技術／1.7ガスタービンの実際と将来展望／1.8おわりに

[第二章] 流体工学

2.1はじめに／2.2ガスタービンと流体工学／2.3ガスタービン要素における流れ／2.4圧縮機及びタービンの空力設計／2.5ガスタービンにおける特異現象／2.6ガスタービンの流体力学解析／2.7おわりに

[第三章] 伝熱工学

3.1はじめに／3.2ガスタービンにおける伝熱問題／3.3タービン翼外面の熱伝達／3.4内部冷却／3.5フィルム冷却／3.6回転部分の伝熱/冷却／3.7伝熱数値解析／3.8 伝熱計測技術の応用／3.9おわりに

[第四章] 燃焼工学

4.1はじめに／4.2燃焼器の概要と特徴／4.3燃焼の基礎／4.4燃焼器の基本設計／4.5燃料と燃料供給法／4.6燃焼計測／4.7燃焼解析／4.8低NOx燃焼器／4.9低カロリーガス燃料用燃焼／4.10その他の燃焼器例／4.11おわりに

[第五章] 材料工学と信頼性

5.1はじめに／5.2ガスタービンと材料工学／5.3ガスタービンの構造・材料と強度・振動／5.4ガスタービンの寿命評価と保全／5.5おわりに

[第六章] 制御工学とモニタリング

6.1はじめに／6.2発電用ガスタービンの制御システム／6.3航空用ガスタービンの制御システム／6.4ガスタービンのシミュレーション技術／6.5ガスタービンの動特性／6.6発電用ガスタービンのモニタリング・システム／6.7航空用ガスタービンのモニタリング・システム／6.8おわりに



A4版ソフトカバー
本文280頁、カラー口絵付
定価 (本体5,000円+税)
会員特価 (本体3,000円+税)
送料別

【購入申込】

書店では販売しておりません。本会へ直接お申ください。

日本ガスタービン学会ホームページ

<http://www.gtsj.org/>

学会事務局

E-mail : gtsj-office@gtsj.org

Tel : 03-3365-0095

Fax : 03-3365-0387

第41回日本ガスタービン学会定期講演会（那覇）・見学会のお知らせ

第41回日本ガスタービン学会定期講演会・見学会を以下のように開催します。
多数のご参加をお待ちしております。

主 催：公益社団法人 日本ガスタービン学会

協 賛：協賛団体はガスタービン学会ウェブサイト (<http://www.gtsj.org/>) をご覧ください。

開催日：講演会 2013年10月16日(水), 17日(木), 見学会 2013年10月18日(金)

開催場所：沖縄産業支援センター

沖縄県那覇市字小禄1831-1

<http://www.okinawa-sangyoushien.co.jp/>

Tel : 098-859-6234

講演会：

- ・一般講演 : 空力, 燃焼, システム, 伝熱, 材料 等
- ・ユーザ セッション : 「電力安定供給と地域共生のためのガスタービンユーザの取り組み」
- ・パネルディスカッション : 「航空エンジンの電動化とエネルギー・マネージメント」
- ・特別講演 1 : 「沖縄の世界遺産」 當眞嗣一氏（沖縄考古学会副会長）
- ・特別講演 2 : 「東日本大震災における火力発電設備の被災と復興状況（仮題）」 古澤昌二氏（東北電力）

参加登録費（税込）：

- ・会員・協賛団体会員 13,650円（ただし、学生は論文集有りで4,200円、論文集無しで1,050円）
- ・会員外 18,900円（ただし、学生は論文集有りで7,350円、論文集無しで4,200円）

懇親会：

- ・第1日目の講演会終了後、ロワジールホテル那覇 龍宮の間にて18：40 開始を予定しております。

住所：沖縄県那覇市西 3-2-1, Tel : 098-868-2222, <http://www.loisir-naha.com/>

懇親会参加費（税込）: 3,150円

学生優秀講演賞の表彰を行います。

見学会：

- ・日時 : 10月18日(金)
- ・見学先 : 沖縄電力 吉の浦火力発電所、海水淡水化センター等
- ・定員 : 45名程度、先着順、講演会参加登録者に限ります。
- ・参加費（税込）: 6,300円
- ・注意事項 : 見学会申込締切は10月4日(金)です。

集合場所は、「県庁前」と「おもろまち駅前」の2カ所を予定しております。

解散は那覇空港（18：30）の予定です。

参加申込方法：

学会HP (<http://www.gtsj.org/>) から登録されるか、本号掲載参加申込書に必要事項をご記入の上、学会事務局宛にお申込み下さい。参加登録は、受付の混乱を避けるため、事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。

弁当について：

10月16日、17日の昼食用として弁当の予約をお受けします。ご希望の方は参加申込み時にご予約下さい。

飲物付で1食800円です。講演会場周辺に飲食店が少ないため申込みをお勧めします。

市民フォーラム：

10月15日(火)に琉球大学にて一般の方を対象とするフォーラムを開催します。コンバインドサイクル、環境・エネルギーの最新技術等について新闇良樹氏（東芝）にご講演いただく予定です。登録不要、参加は無料です。詳細につきましては学会ウェブサイトに随時掲載します。

第41回日本ガスターイン学会定期講演会・見学会 (2013年10月16～18日)

参加申込書

公益社団法人 日本ガスターイン学会 行 FAX : 03-3365-0387 TEL : 03-3365-0095

参加者の連絡先（複数人申込まれる場合は、代表者の方の連絡先）

会社／大学等名称	
所在地	〒
TEL/FAX	
E-MAIL	

参加者名

フリガナ 氏名 ^{*1}	所 属	TEL/FAX E-MAIL	所属学会 (GTSJ会員 番号)	会員 資格 (正/学)	昼食予約 ^{*2}		懇親会 (16日) (3,150円)	見学会 (18日) (6,300円)
					16日	17日		
					する しない	する しない	出席 欠席	参加 不参加
					する しない	する しない	出席 欠席	参加 不参加
					する しない	する しない	出席 欠席	参加 不参加
					する しない	する しない	出席 欠席	参加 不参加

* 1 登壇者の方は氏名の後に○を記入してください。

* 2 昼食予約の方には、当日、会場受付にて昼食（お弁当）の予約券をお渡しします。

代金（飲物付800円）は、当日現金にてお支払ください。

論文集無し（学生のみ）の場合は、下記の参加登録料の金額に反映してください。

【事務局への連絡事項】

払込方法（○印をつけてください） 参加登録料・参加費入金予定日 月 日（10月15日までにお払込みください）

1. 銀行（みずほ銀行 新宿西口支店 普通 1812298）
2. 郵便振替（00170-9-179578）
3. 現金書留

送金金額 円（内訳：参加登録料 円 懇親会参加費 円 見学会参加費 円）

当日支払いは原則として受け付けません。（当日不参加の場合でも参加費はお支払いただきます。）

*請求書の発行について

1. 要 宛名（ ） 2. 不要

*領収書の発行について

1. 要 宛名（ ） 2. 不要

第41回日本ガススタービン学会定期講演会(那覇)プログラム(案)

(一般講演 講演時間15分 計論5分、*印:登壇者、学:学生優秀講演賞の審査対象講演、連名者の所属が省略されている場合は後者と同様)

時間	A室	C室
10:00 <一般講演> 空力1 座長:野崎 順理 (JAXA) *西音 漢流中の導翼翼列高インシデンス流れ場の数値解析 *立石敦一(東大院), 渡辺紀徳, 姫野武洋, 井上智博(東大)	<一般講演> 空力2 軸流式圧縮機に発生するカーサージクルの挙動と非定常内部流れ *三井博明, 阿部祐弥, 大田英輔(早大)	座長:渡邊裕章(電中科院) *井上千尋, 青木端穂, 小山正道, 楠村敬幸, *大村真啓, 新潟原動機
A-2 周方向単一溝型ケーシングトリートメントが遷音速圧縮機の翼端近傍流れ [に及ぼす影響 *佐久間康典(東大院), 渡辺紀徳, 姫野武洋(東大), 加藤大, 室町武, 周藤由香里(日立)]	B-2 着水現象によるファン動翼性能劣化に関する数値解析 *鎌形桂大, 山本誠(東理大院), 山本亮(東大院), 貝澤順一(JAXA)	C-2 高温分離気利用ガススタービン(AHAT)の燃焼器性能 *小金沢知己, 阿部一義(日立)
A-3 多段圧縮機のキャビティが性能に及ぼす非定常性を含めた影響 *山上舞, 加藤大, 神野勝一, 青木端穂(日立)	B-3 旋回失速の数値解析における流路数の影響 *寺本亮(東大院), 寺本誠(東大)	C-3 <一般講演> 燃焼1 *西宗之, 則木篤史, 鈴木恭史, 望浦康司, 山崎義弘(川崎重工)
A-4 Misaligned radial compressorの震振特性に関する研究 *下原直人, 村江祥太, 服部博明(日立)	B-4 高温分離気利用ガススタービンの圧縮機開拓における渦滴湍動に関する実験 *須山博貴(東大院), 渡辺紀徳, 姫野武洋, 鶴見豊治, 井上智博(東大), 高橋廉雄, 武田洋樹(日立)	C-4 ING社が地域運用負荷ガススタービン対応低NOx燃焼技術の開発 *阿部一義, 小金沢知己, 三浦圭祐(日立)
A-5 '京'による多段軸流圧縮機の非定常三次元流れ場の大規模DES解析 *山田豊(九郎(川崎重工), 古川雅人(九郎), 松岡典典, 中山健太郎(川崎重工), 渡辺紀徳, 姫野武洋(川崎重工), 高橋廉雄, 武田洋樹(日立))	B-5 感压卷用を用いたわじり振動翼列に生じる非常空気力の計測 *須山博貴(東大院), 渡辺紀徳, 姫野武洋, 鶴見豊治, 井上智博(東大), 高橋廉雄, 武田洋樹(日立)	C-5 石油ガス化複合発電向け多孔同軸噴流バーナーを開発したドライ低NOxガススタービン燃焼 *福山恭大, 渡井智広, 百々恵, 斎藤充博, ハ木宣夫, 林明典(日立)
11:40	屋外み(11:40~12:30)	
12:30 <一般講演> 伝熱1 *石田克彦, 菅野智子(川崎重工), 武石賢一郎, 小宮山正治, 小田豊(版大), 前田秀剛(日立)	B-6 <一般講演> 空力3 *中本尚吾(東理大院), 山本誠(東理大) B-7 湍粘波滴における堆積現象の数値シミュレーション *Mohanad Alkar Bin Raziki(拓大院), 平野孝典, 棚本一朗(拓大), 平本政明(元東大), 川端康介(拓大)	C-6 <一般講演> 燃焼2 *石田克彦(川崎重工), 金井洸大(早大院), 山本武, 下平一雄, 黒澤要治, 吉田征二(JAXA)
A-7 高湿分空気利用ガススタービンの伝熱特性に関する数値解析 *斯田健(東大院), 渡辺紀徳, 姫野武洋, 井上智博(東大), 富田進, 渡邊和嗣(住友精密)	B-8 渦法を用いた3次翼ジャイロミル型風車の起動性能解析 *小林健一郎, 鈴木和也(拓大)	C-7 Investigation on flow field, fuel placement and combustion characteristics of a fluidically controlled staged jet engine burner *吉田征二(JAXA), Denis Schneider(DLR), 牧田光正(JAXA), Michael Schroll, Lena Lange, Johannes Heinze, Marc Kunter(DLR)
A-8 フィン周囲流れ場に着目したサーフェスクーラーの放熱特性に関する数値解析 *浅海典男, 出田武臣, 久保世志, 正村晋, 田川久人(日立)	B-9 小型ジエントエンジンを利用した加熱ジエントの騒音及び空力計測 *大宮修一郎, 鈴木英充(東大院), 和田惠(サイエンスサークル), 生沼秀司, 石井達彦(川崎重工), 金子彦彦(東大)	C-8 燃焼振動発生時の低 NOx ステージング燃焼器内における非常火炎構造 *立花繁(JAXA), 金井洸大(早大院), 山本武, 下平一雄, 黒澤要治(日AXA), 佐藤哲也(早大)
A-9 インデックスマッチング法を用いた冷却孔内部の可視化 *浅海典男, 出田武臣, 久保世志, 正村晋, 田川久人(日立)	B-10 <一般講演> 伝熱・燃焼 *井上千尋, 青木端穂, 山脇有り子(日立), 山本一臣, 貝澤順一(JAXA), 加藤進(VINAS), 船崎健一(岩手大)	C-9 ガススタービン燃焼器内の火炎変動可視化技術の開発 *木村勇一朗, 関藤敏彦, 佐々野祐一, 齋藤圭司, 伊藤栄作(三菱重工)
13:50	14:00 <一般講演> 空力4 *井上千尋, 青木端穂, 山脇有り子(日立), 山本一臣, 貝澤順一(JAXA), 加藤進(VINAS), 船崎健一(岩手大)	C-10 <一般講演> 産業用GT *金井亮(川崎重工), 立花繁(JAXA), 山本姫子(早大), 吉田征二, 鈴木和也(日立)
A-11 ウェーク干渉を受けたタービン動翼の圧力変動評価 *北川仁志, 坂元朗, 伊藤栄作(三菱重工)	B-11 燃焼振動下にあらわれる希薄混合羽根回燃焼器内の火炎と速変場における燃料噴霧の高圧燃焼場における希薄混合羽根回燃焼器から噴射される燃料噴霧の高圧燃焼場における希薄混合羽根回燃焼器の性能向上技術 *井上千尋, 黒澤要治(JAXA), 吉浦安太郎, 大堀直(法政大院), 田川久人, 堀内康広(日立)	C-11 8MW級ガススタービン燃焼器の性能向上技術 *志賀早希子, 清博資, 平田哲男, 山崎義弘(川崎重工)
A-12 太陽熱アシストガススタービンの開発 *小山一仁, 稲刈信幸(日立)	B-12 希薄二段燃焼器の二段燃料ノズルから噴射された燃料噴霧の高圧燃焼場におけるPDA計測 *金井亮(川崎重工), 金子一哲, 黒澤要治(JAXA), 山本武(日立), 太田有(早大), 鈴木和也(日立)	C-12 高温ガススタービン燃焼器の振動強度検証 *田村和哉, 羽田哲, 鳥井俊介, 小野正樹, 山下洋行(三菱重工)
15:00	15:10 <一般講演> 伝熱2 *酒井美司, 高橋俊彦, 渡邊裕章(電中科院)	C-13 <一般講演> 燃焼3 *井出量(早大院), 松浦一哲, 山本武(日立), 太田有(早大), 小野正樹, 土屋利明(金沢工大)
A-13 密度比が5イルム冷却の渦構造および冷却効率に及ぼす影響 *酒井美司, 高橋俊彦, 渡邊裕章(電中科院)	B-14 熱交換器を搭載するハイパス比ターボファンエンジンの性能評価 *秋山直輝(東京農工大), 福山佳孝(JAXA), 德岡天平(東京農工大)	C-14 噴流入口条件の違いが対向衝突噴流混合へ与える影響 *長尾隆史, 松野伸介(日立), 林光一(青山学院大)
A-14 超臨界CO2ターボシン冷却翼の概念設計 *伊藤勝康, 左藤岩太郎, 鶴田和孝(東芝)	B-15 高压タービンにおけるリムシール部のCFD解析 *鈴木正也(JAXA), 林亮輔(東理大院), 山本誠(東理大院), 真鍋敬(IHI)	C-15 液体燃料を用いるガススタービン燃焼器へのLarge-Eddy Simulationの適用 *岩井保義(東芝), 西家隆行, 張会来(数値フローデザイン), 黒瀬良一(京大), 伊東正雄(東芝)
16:30 (A室) <特別講演1> *川端告和, 船崎健一, 中田諒大(岩手大), 田川久人, 堀内康広(日立)	16:30 (A室) <特別講演1> 冲縄の世界遺産 當眞嗣一(沖縄考古学会副会長)	司会:暁典彦(雀巣研)

第41回日本ガススタービン学会定期講演会(那覇) 第2日

時間	A室	B室	C室
9:30	「一般講演」 空力5 A-17 アイス・エデイングモデルの開発及び検証 *林亮輔(東理大院), 山本誠(東理大)	「一般講演」 サイクル2 B-16 高温分空気利用ガススタービンシステム40MW級総合試験設備の運転 *渡邊泰、高橋徹(電中研)	「一般講演」 材料 C-16 ピニッキン処理を施したNi基超合金Inconel Alloy 706の環境劣化への影響 *吉岡洋明、齊藤大哉、角谷利恵、石橋和利(東芝), 小林大輔、伊藤明洋、 宮部正道、鍾谷幸生(中電, 現:中部プラントサービス)
A-18	界面捕獲法と粒子追跡法を融合した逆噴射微粒化の数値解析 *井上智博、渡辺紀徳、姫野武洋、鶴沢聖治(東大)	B-17 高温分空気利用ガススタービンシステムの40MW級総合試験および排 *荒木秀文、岩井康、武田祐也、森崎哲郎、佐藤和彦(日立)	C-17 ピニッキン施工されたガスターインロータ材(IN706)の残留応力および残留 ひずみ分布評価 *小林大輔、伊藤明洋、宮部正道(中電), 鍾谷幸生(中電, 現:中部プラント サービス), 吉岡洋明、角谷利恵、千田裕、齊藤大哉、石橋和利(東芝)
A-19	蒸気タービン下方排気型排気室デバイユーザの湿り蒸気流れ解析 *笠尾泰洋、田沼唯士(帝京大), 山本悟(東北大), 渋川直大(東大)	B-18 工業用ガススタービンシステムの40MW級総合試験 *塙政典彦、倉田修(産総研), 川端方子(元産総研), 提教司(東大)	C-18 ヒートシング施工による圧縮機翼材のエロージョンと損 傷メカニズム *鹿目浩正、奥野研一、伊東正雄、福武英紀、内田竜朗、大友文雄(東芝)
A-20	高温分空気利用ガススタービンシステム総合試験設備を開発 *明連千尋、高橋廣雄、森崎哲郎、川村康太、柴田貴範、 岸部忠晴(日立)	B-19 CCS対応高効率IGFCシステムの検討 *幸田栄一(電中研)	C-19 ガススタービン吸気冷却噴霧ミスト衝突による圧縮機翼材のエロージョンと損 傷メカニズム *鹿目浩正、奥野研一、伊東正雄、福武英紀、内田竜朗、大友文雄(東芝)
A-21	吸気冷却ガススタービン入口案内羽根後縁から噴霧する水滴の挙動と 圧縮機翼材の浸食評価 *奥野研一、大方文雄、福武英紀、伊東正雄、鹿目浩正、 大迫俊一(東芝)	B-20 中間冷却再生エジェクタ型乾式ガススタービンシステムの性能評価 *福山佳孝、藤原仁志(JAXA)	C-20 第一段高圧タービンブレードとして実機を使用した単結晶Ni基超合金(001)および ひじ(100)のγ相の形態 *三浦信祐、山本詩歩、近藤義宏(防衛大学校)
11:10	「一般講演」 空力6 A-22 ブラズマ気流制御2次元風翼周り流れの位相同期PIV計測 *公田寿、内田竜朗、田中元史、大友文雄、志村尚彦、 大迫俊樹(東芝)	「一般講演」 空力7 C-21 フランジバイパスダクトの非定常全周流れ解析 *野崎理、山根敬(JAXA), 濑田真也、大庭芳則(IHI), 石山毅(ASRI)	
A-23	リンク型プラスマアクチュエータを用いた環状タービン翼列チップクリ アランス流れの能動制御 *公田寿、瀬川武彦(産総研)	C-22 ファン動静翼干渉騒音の低減に関する数值解析 *賀澤順一(JAXA), 堀口泰生(ASRI), 難波昌伸(九大名誉教授), 瀬田真也(IHI), 野崎理(JAXA)	
A-24	時系列PIVによる回転キャビティ内部の非常定流れ計測 *高利潤弥、長尾隆央、松野伸介、佐々木幸枝、今枝孝太郎(IHI)	昼休憩(12:20~13:15)	C-23
12:20			
13:15 (A室)	「特別講演2」 東日本大震災による火力発電所の被災と復旧について 古澤昌二(東北電力)	座長:船崎健一(岩手大)	
14:00 (A室)	「ユーザセッション」 電力安定供給と地域共生のためのガススタービンユーファーの取り組み 講演	(C室) 「バネルディスカッション」 航空エンジンの電動化とエネルギー供給 講演	
14:10 (A室)	火力部門における安定供給と地域共生のためのガススタービンユーファーの取り組み 補修技術、設備診断技術開発にに関する中部電力の取り組み 地域共生と安定供給のためのガススタービンユーファーの取り組み —沖縄電力における取り組み— 討論	'More Electric' Engineの現状と動向 MEA化と航空機牽引装置 航空機用電動推進システムの研究事業 航空機エネルギーマネジメントの開発 航空機システムの電動化 -エアラインからの視点 桂田健(日本航空) TBD(ボーイング) 西沢啓(JAXA)	
15:40		総合討論	
16:30			

2013年度日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切日：2013年10月31日(木)

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

募集要領

1. 日本ガスタービン学会賞の趣旨

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

2. 対象となる業績

- (1) 論文賞：日本ガスタービン学会誌および日本ガスタービン学会英文電子ジャーナルに2009年11月以降2013年10月迄に公表された論文で、独創性があり工学および技術に寄与したもの。
- (2) 技術賞：ガスタービンおよびエネルギー関連の技術で画期的な新製品の開発、製品の品質または性能の向上、材料開発、制御計測および保守技術の向上等に寄与したもの。
- (3) 奨励賞：日本ガスタービン学会誌および日本ガスタービン学会英文電子ジャーナルに2009年11月以降2013年10月迄に公表された独創的な論文（本人が中心的役割を果たしたもの）。なお、萌芽的研究も対象とする。
奨励賞の候補者は、1978年4月2日以降生まれの個人とする。ただし、論文賞、技術賞あるいは奨励賞をすでに受けた者および今年度の論文賞、技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

3. 受賞件数

論文賞2件、技術賞2件、奨励賞2名程度とする。

4. 表彰の方法

審査の上、表彰状および賞牌を授与する。

5. 表彰の時期

表彰は、2014年4月開催予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

6. 応募の方法

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

7. 提出書類

推薦または申請には、本会の所定用紙に必要事項を記載して、1件につき正1通、副2通（コピー可）の計3通を提出する。申請書は学会ホームページからダウンロード可能。
(<http://www.gtsj.org/prize/index.html>)

8. 提出締切日

2013年10月31日(木)17時必着

9. 提出先

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

2013年度 第2回見学会のご案内

2013年度第2回見学会を下記の通り開催いたします。奮ってご参加下さい。

なお詳細は学会ホームページでご案内します。

1. 日 時：2013年11月8日(金) 13:00～17:00

(JR常磐線 日立駅集合、見学会終了後は勝田駅解散(予定)となります)

2. 場 所：(株)日立製作所 日立事業所

(茨城県日立市幸町 3-1-1)

3. 見学概要：高湿分空気利用ガスタービン(AHAT), ガスタービン,
蒸気タービン, 発電機の見学(予定)

4. 参加要領：(1)参加資格：同業他社の方はご参加頂けません。他制限はございません。

(2)定 員：30名程度(申し込み多数の場合、お断りする可能性があります。)

(3)参加費(税込)：当日お支払い下さい。(移動バス代含む)

正会員 4,200円、学生会員 2,100円

非会員 5,250円、非会員学生 3,150円、高校生 2,100円

5. 見学スケジュール詳細、申込方法については、学会ホームページをご覧下さい。あるいは学会事務局にお問合せいただければ、詳細をご案内いたします。



第42回ガスタービンセミナー開催のお知らせ(予告)

第42回ガスタービンセミナーを下記の通り開催いたします。

今回は、「ガスタービンの最新技術と保守技術の動向」をテーマとしています。最前線で活躍されている方々のご講演を通して、発電用および航空用ガスタービンに関する最新技術動向を学ぶと共に、ガスタービンの保守・修理・運用などに関する知見を高める内容としました。

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

1. 日 時：2014年1月23日(木)9:30～17:00(予定)
24日(金)9:30～17:00(予定)

2. 場 所：東京大学 浅野キャンパス 武田ホール
(東京都文京区弥生2-11-16)

3. テーマ：「ガスタービンの最新技術と保守技術の動向」

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

2013年度役員名簿

会長	坂田 公夫 (JAXA)
副会長	藤谷 康男 (日立)
法人管理担当執行理事	太田 有 (早大), 脇宮 重雄 (日立), 正田淳一郎 (三菱重工), 山脇 栄道 (IHI)
公益目的事業担当執行理事	畔津 昭彦 (東海大), 岡崎 正和 (長岡技科大), 武 浩司 (川崎重工), 田沼 唯士 (帝京大), 辻田 星歩 (法政大), 寺本 進 (東大), 春海 一佳 (海技研), 村田 章 (東京農工大), 山根 敬 (JAXA)
理事	桂田 健 (JAL), 高西 一光 (関電), 新関 良樹 (東芝), 古谷 博秀 (産総研), 渡辺 和徳 (電中研)
監事	塚越 敬三 (三菱重工), 藤綱 義行 (東京農工大)

2013年度委員名簿 (順不同)

2013年6月25日現在

○は委員長

倫理規定委員会 ○脇宮重雄 (日立), 太田有 (早大), 山脇栄道 (IHI), 正田淳一郎 (三菱重工), 山根敬 (JAXA), 春海一佳 (海技研)

自己点検委員会 ○脇宮重雄 (日立), 太田有 (早大), 山脇栄道 (IHI), 正田淳一郎 (三菱重工), 山根敬 (JAXA), 春海一佳 (海技研)

運営委員会 ○太田有 (早大), 脇宮重雄 (三菱重工), 山脇栄道 (IHI), 正田淳一郎 (三菱重工), 山根敬 (JAXA), 村田章 (東京農工大), 春海一佳 (海技研), 笠原公輔 (IHI), 小森豊明 (三菱重工), 酒井義明 (東芝), 山田貴哉 (東京電力), 渡辺紀徳 (東大)

企画委員会 ○正田淳一郎 (三菱重工), 脇宮重雄 (日立), 太田有 (早大), 山脇栄道 (IHI), 山根敬 (JAXA), 村田章 (東京農工大), 春海一佳 (海技研)

国際委員会 ○中村良也 (アイ・エヌ・シー・エンジニアリング), 岡井敬一 (東大), 太田有 (早大), 小森豊明 (三菱重工), 仲俣千由紀 (IHI), 葉狩智子 (川崎重工), 福田雅文 (高効率発電システム研), 船崎健一 (岩手大), 松田寿 (東芝), 三好市朗 (日立), 山根敬 (JAXA), 山本誠 (東京理科大), 渡辺紀徳 (東大)

学術講演会委員会 ○山本武 (JAXA), 壱岐典彦 (産総研), 太田有 (早大), 斎藤圭司郎 (三菱重工), 高橋康雄 (日立), 武田淳一郎 (富士電機), 東部泰昌 (川崎重工), 仲俣千由紀 (IHI), 春海一佳 (海技研), 姫野武洋 (東大), 平野孝典 (拓殖大), 渡邊裕章 (電中研)

集会行事委員会 ○山根敬 (JAXA), 木村武清 (川崎重工), 酒井英司 (電中研), 澤徹 (東芝), 辻田星歩 (法政), 細川哲也 (JALエンジニアリング), 中村友行 (防衛省), 西江俊介 (三井造船), 西村英彦 (三菱重工), 浜辺正昭 (IHI), 古谷博秀 (産総研), 松沼孝幸 (産総研), 藤井達 (日立), 水野拓哉 (JAXA), 山形通史 (富士電機), 山本誠 (東京理科大), 吉田征二 (JAXA)

ガスタービン技術普及委員会 ○岡崎正和 (長岡技科大), 秋山陵 (日立), 賀澤順一 (JAXA), 木村武清 (川崎重工), 斎藤大蔵 (東芝), 檜山貴志 (三菱重工), 福山佳孝 (JAXA), 古川洋之 (IHI), 細川哲也 (JALエンジニアリング), 宮原忠人 (エネルギーアドバンス), 村田章 (東京農工大), 屋口正次 (電中研), 山本誠 (東京理科大), 渡辺紀徳 (東大)

学会誌編集委員会 ○田沼唯士 (帝京大), 荒木秀文 (日立), 壱岐典彦 (産総研), 石川揚介 (東芝), 刑部真弘 (東京海洋大), 桂田

健 (JAL), 加藤千幸 (東大), 阪井直人 (川崎重工), 櫻井一郎 (元JAL), 佐藤哲也 (早大), 潮崎成弘 (三菱重工), 鈴木康文 (防衛省), 辻田星歩 (法政大), 寺澤秀彰 (東京ガス), 寺本進 (東大), 中野健 (IHI), 新関良樹 (東芝), 服部学明 (三井造船), 早田陽一 (ダイハツ), 北條正弘 (JAXA), 三鶴正幸 (中部電力), 山下一憲 (荏原), 山田貴哉 (東京電力), 吉野展久 (IHI), 渡辺和徳 (電中研)

論文委員会 ○船崎健一 (岩手大), 壱岐典彦 (産総研), 石田克彦 (川崎重工), 太田有 (早大), 加藤大 (IHI), 幸田栄一 (電中研), 柴田貴範 (日立), 田頭剛 (JAXA), 寺本進 (東大), 姫野武洋 (東大), 山根敬 (JAXA), 山本武 (JAXA), 山本誠 (東京理科大), 吉岡洋明 (東芝), 渡辺紀徳 (東大)

ガスタービン統計作成委員会 ○武浩司 (川崎重工), 井出琢磨 (IHI), 澤徹 (東芝), 恵比寿幹 (三菱重工), 野村藤樹 (ターボシステムズユナイテッド), 原田純 (川崎重工), 山上辰由 (三菱重工), 吉田知彦 (日立), 米田幸人 (ヤンマー)

産官学連携委員会 ○渡辺紀徳 (東大), 壱岐典彦 (産総研), 石井潤治 (東芝), 岡崎正和 (長岡技科大), 幸田栄一 (電中研), 永留世一 (川崎重工), 西澤敏雄 (JAXA), 脇宮重雄 (日立), 平野篤 (防衛省), 福泉靖史 (三菱重工), 藤岡順三 (材物研), 船崎健一 (岩手大), 古川雅人 (九州大), 本阿弥眞治 (東京理科大), 満岡次郎 (IHI), 吉田英生 (京大)

広報委員会 ○村田章 (東京農工大), 酒井義明 (東芝), 佐藤哲也 (早大), 東部泰昌 (川崎重工), 姫野武洋 (東大), 福山佳孝 (JAXA), 松沼孝幸 (産総研), 山根敬 (JAXA)

表彰委員会 ○藤谷康男 (日立), 春海一佳 (海技研), 田沼唯士 (帝京大), 太田有 (早大), 脇宮重雄 (三菱重工), 山根敬 (JAXA), 村田章 (東京農工大)

情報システム化推進委員会 ○村田章 (東京農工大), 酒井義明 (東芝), 佐藤哲也 (早大), 東部泰昌 (川崎重工), 姫野武洋 (東大), 福山佳孝 (JAXA), 松沼孝幸 (産総研), 山根敬 (JAXA)

IGTC2015準備委員会 ○渡辺紀徳 (東大), 井上洋 (日立), 大石勉 (IHI), 太田有 (早大), 西澤敏雄 (JAXA), 松田寿 (東芝)

産業用ガスタービン研究開発プロジェクト調査研究委員会

○壹岐典彦 (産総研), 松沼孝幸 (産総研), 伊藤栄作 (三菱重工), 岸部忠晴 (日立), 高橋徹 (電中研), 合田真琴 (川崎重工), 米澤克夫 (IHI), 渡辺紀徳 (東大)

○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
日本機械学会	VRを用いた設計の新しい検討手法の紹介	協賛	2013/9/27	内田洋行 ユビキタス協創広場 CANVAS	日本機械学会 http://www.jsme.or.jp/dsd/lectures/13-113.pdf
日本機械学会 関西支部	第328回講習会「応力計測の基礎とその応用（計測およびデモンストレーション付き）」	協賛	2013/10/21-22	大阪科学技術センター 中ホール	日本機械学会関西支部 TEL:06-6443-2073,FAX:06-6443-6049 E-MAIL:jsme@soleil.ocn.ne.jp
日本液体微粒化学会	第22回微粒化シンポジウム &16th Annual Conference of ILASS-Asia	協賛	2013/12/18-20	長崎大学 坂本地区 キャンパス1 良順会館	日本液体微粒化学会事務局 http://www.lass-japan.gr.jp



▷ 入会者名簿 ◇

〔正会員〕

仲川 哲也(I H I)	宮崎 康伸(I H I)	重田 尚樹(I H I)	小沢 寛二(I H I)
長田 有起(I H I)	石井 達哉(J A X A)	岡本 真弥(川崎重工業)	根上 将大(川崎重工業)
五井 龍彦(川崎重工業)	黒木 敬宏(川崎重工業)	大林 勝佳(川崎重工業)	追風 恵次(川崎重工業)
田中謙一郎(川崎重工業)	藤井 浩(川崎重工業)	八木 健行(川崎重工業)	野間 譲哲(川崎重工業)
鹿目 浩正(東芝)	及部 朋紀(防衛省)	長野 啓明(本田技術研究所)	吉田 和人(三菱重工業)
大友 宏之(三菱重工業)	田村 和浩(三菱重工業)	鞘田 健(三菱総合研究所)	

〔学生会員〕

原田 亮(首都大学東京)	高橋 洋人(首都大学東京)	富澤 勉(首都大学東京)	林 大貴(首都大学東京)
入江 剛(首都大学東京)	MOHAMAD AKBAR BIN RAZUKI(拓殖大学)		栗林 新(東京大学)
東 俊彦(東京大学)	堀本 康平(東京大学)	清水 敦司(東京大学)	山本 充俊(東京理科大学)
大澤航一郎(東京理科大学)	畠谷 尊明(東京理科大学)	結城 光司(東京理科大学)	
森 智英(ビジネスブレークスルーユニバーシティ)			

〔賛助会員〕

KEY YANG PRECISION CO., LTD(啓洋精密)

日本ガスタービン学会入会のご案内

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

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

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

学会の概要（2013年3月現在）

会員数：2,056名（正会員 1,968名、学生会員 88名） 賛助会員：101社

会員の出身母体数：企業・研究機関・官公庁等 約300、学校 約100

会員のメリット

個人会員（正・学生会員）：

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

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

入会金と会費（2013年度から）

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

※当該年度3月1日現在

後期・・・9月1日～翌2月末まで

入会方法

学会ホームページにて入会手続きができます（<http://www.gtsj.org/index.html>）。
学会事務局にお電話いただいても結構です。申込書を送付致します。



公益社団法人
Gas Turbine Society of Japan

日本ガスタービン学会

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

電話番号：03-3365-0095

E-mail: gtsj-office@gtsj.org

まだまだ暑い日が続いています。強烈な日差しのなかから、クーラーの利いた部屋に入ったとき、文句も言わずに休まず電気を作り続けてくれているガスタービンたちに感謝したくなるのは私だけでしょうか。

さて、今月号は「ガスタービンと可視化／最新の可視化技術はどのように使えるか」と題した特集を組みました。

「可視化技術」は最も古い流れの計測技術の一つと思われますが、最近ではハードウェア、ソフトウェアの進歩によって大量の情報を高速に処理できるようになってきていること、そして「可視化技術」そのものの進歩によって、多次元の定量的な情報を短時間に得られる計測技術として、身近になってきています。ガスタービン開発にとっても強力な武器となるでしょう。さらに、データが巨大化する一方の昨今にあって、「可視化技術」は、「流れの可視化」だけにとどまらず、見えないものを見る技術として、さらに発展する分野であることも間違ひありません。

本特集は、7件の論説・解説記事を掲載させていただきましたが、可視化情報学会との共同企画という点でもこれまでにない試みだったと思います。おかげさまで、充実した内容になったと思っていますが、編集側の準備が不足していたこともあって、スタートダッシュで出遅れてしまい、執筆者の皆様には非常にタイトな日程での執筆をお願いすることになってしまいました。そのような状況の中で、非常に力の入った原稿に仕上げていただき、予定通りの発行にこぎつけることができました。執筆者の皆様のご尽力に、この場を借りて深く御礼申し上げる次第です。

だより
事務局

この夏は、猛暑日が連続する一方、局所的に経験したことのないような豪雨に見舞われるなど、気性の激しい気象でしたが、お天道様にはもう少し程々にお願いしたいものです。

さて、学会創立40周年記念事業の一環として発行するガスタービンの教科書「ガスタービン工学」がようやく姿を現すことになりました。早々にお問い合わせをいただいた方には本当に待たせました。3月にはサンプルが一冊できており、すぐにでも発行できる雰囲気でしたが、100を超える図版のコピーライト使用許諾の手続きには難渋し、予想以上に労力と時間を、そして費用を要しました。担当委員の皆様、本当に疲れ様でした。

喜んでばかりはいられないのが事務局です。実は、事務局の整理棚は既に満杯で、新たに教科書を入れるスペースがないのです。これまで発行が遅れていることをいいことにスペースづくりは手をかずのままでしたが、さすがに待ったなしの8月となり作業を開始しました。手始めに大物の学会誌

可視化情報学会は昭和56年に「流れの可視化学会」としてスタートしましたが、現在同学会が主催している「流れの可視化シンポジウム」は今年で第41回目を迎えています。ガスタービン学会も40周年を迎えたので、ほぼ同じ時代をともに歩んできたことになります。「ガスタービンと可視化技術特集の企画にあたって」にも書かせていただきましたが、両学会は相互に補完する関係にあると思います。「可視化技術」をガスタービンにも適用してみようという方や、ガスタービンをターゲットとした「可視化技術」を研究してみようという方がさらに増えてくれればと思いますが、今月号がそのような「可視化技術」と「ガスタービン」の融合とそれぞれの発展に幾許かでも寄与できれば望外の喜びです。

本号の企画・編集は、荒木委員（日立製作所）、鈴木委員（防衛省）、三鶴委員（中部電力）そして新関（東芝）が担当いたしました。

(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。

- ・「圧縮機における非定常流動現象に対する可視化技術の活用」 (P.351 ~ 358)
- ・「燃焼器における可視化技術の活用」 (P.359 ~ 364)
- ・「タービンにおける可視化技術の活用」 (P.365 ~ 372)
- ・「ガスタービンの内部を診る—航空機用エンジンのメンテナンス技術—」 (P.373 ~ 379)

のバックナンバーの整理を行いましたが、とてもスペースは十分とはいかず、引き続き「不良在庫」の整理を進めています。こんな作業中、ようやく古紙回収が視野に入ってきたこともあります。少し先のこととも頭に浮かんできます。つまり、本誌がお手元に届くころには、教科書の購入希望が殺到し、搬入された教科書の山がどんどん小さくなるイメージです。

また一方、皆様T Vニュースでご承知の通り、7月23日に公益財団法人である某スポーツ連盟に対して内閣総理大臣から統治に関する勧告が出されました。同日、われわれ公益社団法人にも公益法人としての統治を確立しなさいという要請メールが届きました。当学会は公益法人移行後、統治の形である規程類の整備を順次進めていますが、制定・改定されたものは細かいものを含めて単に数だけで評価しますと計画の約半数です。道半ばといったところで、少し加速する必要があるようです。

(平岡克英)

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつきの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）、隨筆、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、隨筆	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。技術論文の投稿については、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
ニッセイエプロ(株)制作部 ガス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部副本稿(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。

日本ガススタービン学会誌 Vol.41 No.5 2013.9

発行日 2013年9月20日
発行所 公益社団法人日本ガススタービン学会
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 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5158 Fax. 03-5733-5164

©2013, 公益社団法人日本ガススタービン学会

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。