

特集：ガスタービン用センサ，計測技術

燃焼器開発における光学計測技術

柏原 宏行^{*1}

KASHIHARA Hiroyuki

キーワード：燃焼器，光学計測，可視化，レーザー，PIV，LIF，ILIDS，自発光

1. はじめに

地球温暖化対策の具体的施策が討議され決められた京都議定書の批准法案にロシア政府が署名したことにより、京都議定書が2月に発効された。今後批准した先進国の多くにおいては、今まで以上に省エネが求められる。特に日本では1990年レベルに比べ温室効果ガスを6%削減する必要があるが、1990年レベルと比較し、現在すでに温暖化ガスの排出量が8%増えていることから、実質の削減目標はかなり厳しい値となっている。また発展途上国においても、京都メカニズムを利用し、先進国の企業が温暖化ガスの排出権を取得する動きがもうすでに活発化している。

そういった環境下において、ガスタービンを原動機とするコンバインドサイクル発電システムやコージェネレーションシステムも今後ますます高い熱効率、熱利用率がもとめられる。最新の大型ガスタービンでは、タービン入口温度（TIT）が1500℃にも達し、コンバインドサイクル発電プラントの総合熱効率は50%（HHV基準）を超えており、中型においてもTITが1200～1250℃に達し、コージェネレーションシステムとしての熱効率は80～90%に達している。

このような高温化の一方で、NO_x等の排出基準は、ますます厳しくなっており、さらなる低NO_x燃焼器の開発が求められている。

ガスタービン燃焼器の開発設計には、従来経験によるところが大きかったが、現在では開発期間の短期化かつ低コスト化が求められており、上流工程での設計作業の効率化とその検証が重要になっている。そのため数値流体力学（CFD）によるシミュレーションが積極的に利用されているが、その検証用として計測技術が重要である。また燃料ノズル開発における液滴粒径や噴霧パターン等の評価のためにも計測技術が必要不可欠になっている。

光学計測技術では、レーザー光源、CCD素子やCMOS素子を用いたカメラ技術の発達、それにコンピュータとソフトの進歩に伴い、新しい手法が次々と実用化されてきた。そこで本報では、ガスタービンの燃焼器開発に関し、近年用いられるようになってきた光学計測技術とその技術動向について紹介し解説する。

2. ガス燃料のバーナ部における混合特性の把握

ドライ低NO_x燃焼器において用いられる希薄予混合方式での低NO_x化では、バーナ部における燃料と空気の混合状態の不均一が燃焼領域に局所的な高温部を発生させ、そのためサーマルNO_xの排出量が多くなる。よってバーナ部では、急速に燃料と空気を均一に混合する必要がある。燃焼器開発において、バーナ部の燃料と空気の混合状態を把握することは重要であり、北嶋らはバーナ部において、FIDと2次元トラバーサを用いたガス分析で、口径62mmのバーナ出口部において、153ポイントのサンプルを行い、燃料と空気の混合分布を評価していた⁽¹⁾。この方法では、1ポイントごとの燃料濃度をFIDで計測するためかなりの時間を要していたが、現在では燃料ガス中にトレーサを混合し、計測対象位置にレーザーシートを照射するトレーサレーザー誘起蛍光法（TLIF：Tracer Laser Induced Fluorescence）により比較的短い時間で燃料濃度の2次元分布を計測できるようになった⁽²⁾。図1にトレーサLIFによる計測装置の概略を、図2に予混合バーナ出口部において燃料濃度分布を計測した例をそれぞれ示す。燃料には純メタンを用い、トレーサとしてアセトン蒸気を用いている。励起光源としては248nmのKrFエキシマレーザーを用いており、イメージインテンシファイア付きCCDカメラにアセトンからの蛍光（350nm～550nm）のみを透過する光学フィルタを取り付けて計測している。アセトン蒸気の励起にはNd:YAGレーザーの4倍波（266nm）もよく用いられる。トレーサであるアセトン蒸気は、かつてはアセトン中に燃料である気体をバブリングさせることにより混合していたが、燃料流量に対し一定の割合で混ぜ込む必要があるため、現在ではアセトン蒸気量が任意に制御出来る液体材料気化供給システムなどが使用される。

3. 液体燃料の噴霧パターン計測

液体燃料噴射弁からの噴射角については、従来噴霧に可視光を照射し、目視やカメラによりその角度やパターンを計測していたが、噴霧に当たった可視光の散乱強度は、噴霧の粒径や密度により大きく変化する。そのため微妙な噴霧角やパターンを評価するのが難しかった。現在では、ここにもトレーサLIFの手法が取り入れられ、噴霧断面をレーザーシートで切り取ることにより、噴霧角度やパターン、それに貫通距離等が詳細に評価できるよう

原稿受付 2005年1月27日

*1 川崎重工(株) 技術開発本部 技術研究所 熱技術研究部
〒673-8666 明石市川崎町1番1号

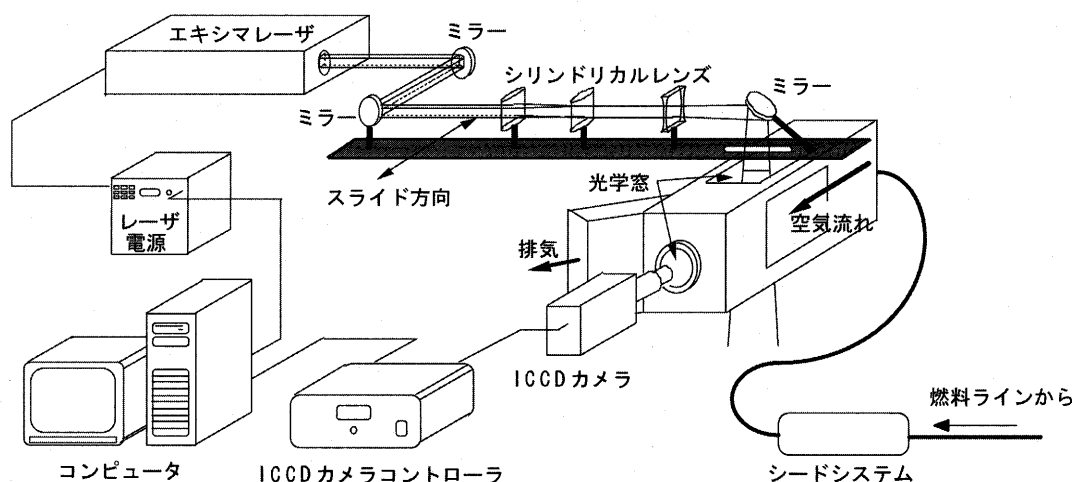


図1 トレーサ LIF 計測装置

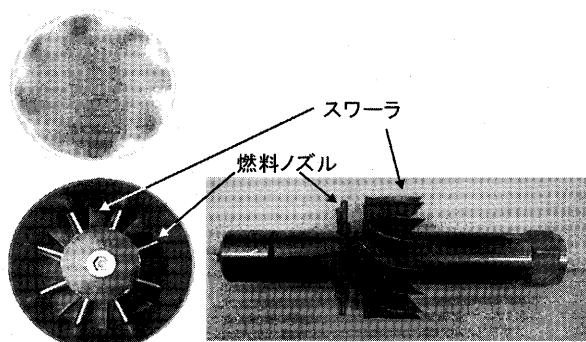


図2 トレーサ LIF によるガス燃料濃度分布

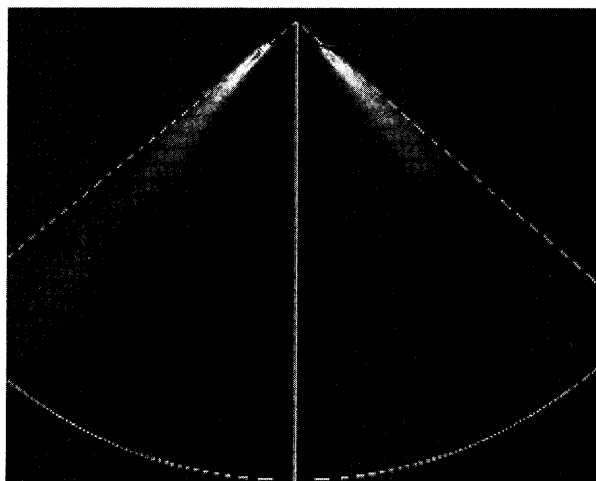


図3 トレーサ LIF による噴霧パターン

になっている。灯油を用いた噴霧計測の場合、トレーサとして TMPD (テトラメチル-P-フェニレンジアミン) を使用し、励起光としては、Nd:YAG レーザの 3 倍波である 355nm の波長を用い、レーザ光をシート状に広げて計測対象場に照射し、CCD カメラで計測する。図3は圧力噴射式渦巻ノズルからの噴霧をトレーサ LIF により計測したものである。この例では噴射軸断面を計測したものであるが、レーザシートを噴射軸に対して直

角になる向きに入射し、噴霧状態を輪切りにし π パターンエーションを評価する事も可能である。このような、計測用カメラをレーザシート面に対し直角方向の噴霧下流側に設置した場合、噴霧に直接当たるため、計測対象面に対し斜めの噴霧上流側に設置する方法がよくとられる。この場合お角のため、計測画像にディストーションが生じるが、基準点がいくつもマーキングなされた補正プレートを撮影しておき、この画像を用いてコンピュータ上でディストーションが無い状態に補正する画像処理ソフトを利用すれば、レーザ面に対して鉛直方向から計測したのと同様の画像が得られる。なお、計測にあたっては、カメラの撮像面と計測対象面が平行でないことから通常のカメラマウントでは、計測対象全面に対してピントを合わせる事ができなくなる。これを補正するため、カメラレンズの光軸を蛇腹でチルトさせるか、もしくはシャインフラグアダプターと呼ばれる特殊なマウントが用いられる。

4. 液体燃料噴霧の粒径計測

前述のトレーサ LIF 法で評価される噴霧角及び燃料分布と並び噴霧特性を決める重要な要因に、噴霧の微粒化状態がある。噴霧の粒径計測においては、光学計測技術は必要不可欠で、レーザ技術・コンピュータ技術の進歩にともない、様々な手法が開発されてきた。

噴霧粒径を計測する技術としては、レーザドップラ流速計 (LDV: Laser Doppler Velocimeter) の原理を応用し、粒径とその速度を同時計測できる位相ドップラ粒径計測法 (PDPA: Phase Doppler Particle Analyzer) や、レーザビームを噴霧に入射し、フラウンホーファー回折による前方散乱パターンを同心円状の検出器で検出し、光路中の粒子の平均粒径を計測するレーザ回折方法、長焦点顕微鏡で噴霧粒子を直接計測するシャドウグラフ方法などがある。噴霧粒子のシャドウグラフィイメージを撮影するための計測装置を図4に示す。Nd:YAG レーザの 2 倍波である 532nm の光を使用し、

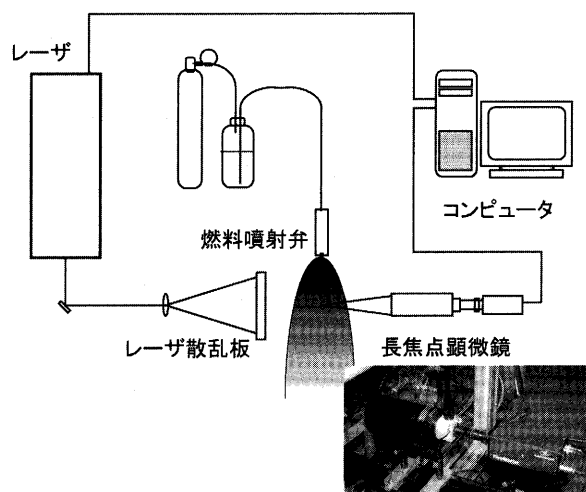


図4 シャドウグラフ法の光学配置

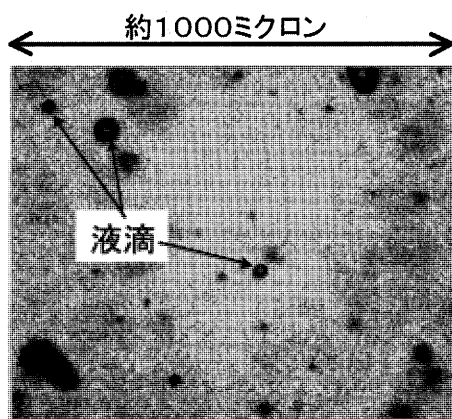


図5 シャドウグラフ計測画像

レンズで広げ散乱板に照射しバックライトとする。CCD カメラには長焦点顕微鏡を取り付け、噴霧粒子を直接撮影する。本装置で計測したイメージを図5に示す。ここで使用されたレーザーのパルス幅は約10n sec 以下で、パルスレーザーの短いパルス幅をバックライトに使用することにより、微小領域において高速で飛行する噴霧液滴のイメージを捕らえる事ができる。計測例の画像では、約1mm×1mmの領域が観察されており、約1mm以下の焦点深度内に存在する噴霧液滴だけが写り込み、焦点をはずれたものはぼやけたものとなる。計測画像は、コントラストのはっきりした焦点深度内に存在した液滴のみがコンピュータの画像解析で抽出され、さらにあらかじめ計測対象位置に置いたマイクロスケールにより画像範囲をスケールしておくことにより、粒子径が自動で算出される。複数枚の画像データで、これらの操作を繰り返すことにより、噴霧粒径分布が得られる。

また最近考案されたものでは、レーザー干渉画像による粒子計測法 (ILIDS: Interferometric Laser Imaging for Droplet sizing) がある。この方法は、噴霧にレーザーシートを照射し、噴霧液滴からの反射と内部屈折光の位相差による干渉縞画像を CCD カメラで計測し、コンピュータを用いて画像処理することにより粒子径を計測

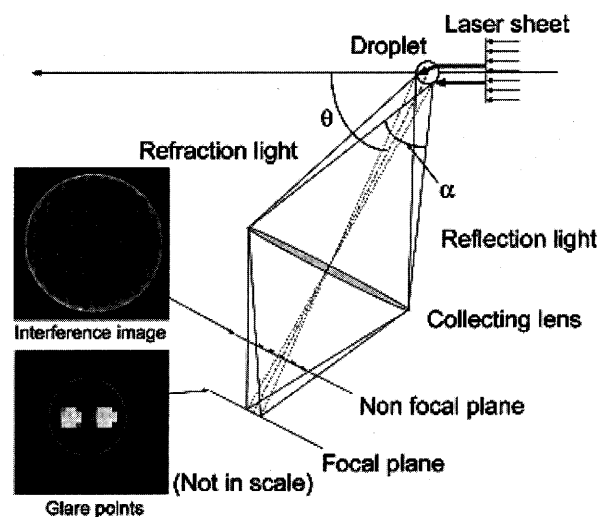


図6 レーザ干渉画像法基本概念図

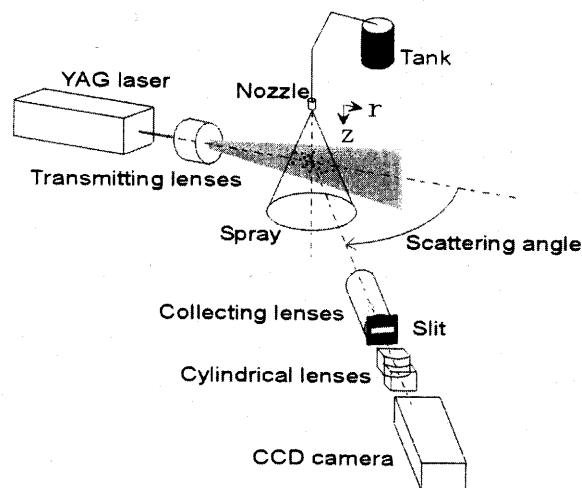


図7 測定系配置図

する方法である。

図6に基本概念図を示す。液滴径 d は、

$$d = \frac{2\lambda N}{a} \frac{1}{\cos \frac{\theta}{2} + \frac{m \sin \frac{\theta}{2}}{\sqrt{m^2 + 1 - 2m \cos \frac{\theta}{2}}}}$$

と表される。ここで、 λ は干渉縞数、 a はレンズの集光角、 θ は受光にらみ角、 m は液体の屈折率で、液滴径 d は干渉縞数 N より求める事ができる。さらに図7のように、対物レンズと CCD の間にシリンドリカルレンズを入れることにより、レーザーの干渉縞を残しながら圧縮する事ができる。この場合、図8(a)に比べ図8(b)のように各液滴からの情報を分別しやすくなり、よって数密度の多い噴霧への適用が可能となる⁽³⁾。

ここであげたレーザー干渉画像法以外の計測法は、いずれも計測範囲が約2mm以下であったり線計測であるなど、噴霧の一部領域に限られた計測になっており、また

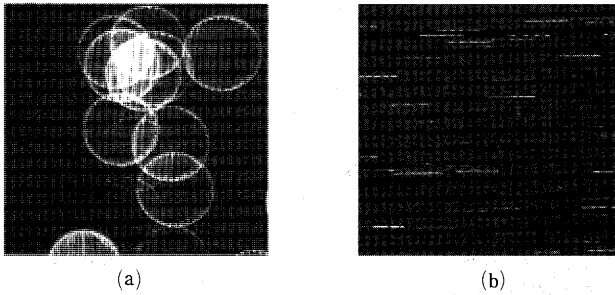


図8 (a)従来型の干渉画像, (b)干渉縞を保存したまま圧縮された干渉画像

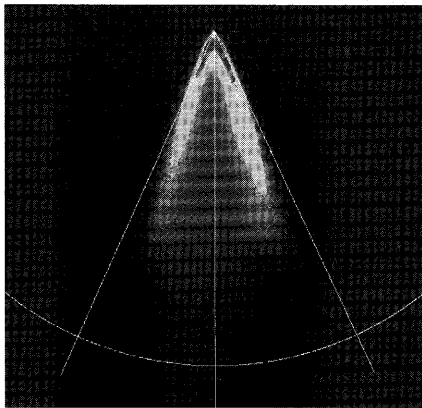


図9 噴霧のレーザ誘起蛍光法による計測画像

レーザ干渉画像法においても広範囲な計測は現状難しく、いずれもトラバース無しに噴霧全体を評価する事ができない。そこで、レーザシートを噴霧面に入射し、噴霧からの蛍光と散乱光を用いた噴霧断面内の局所ザウタ平均粒径分布を計測する方法が提案されている⁽⁴⁾。本手法は、計測対象である粒径がある大きさ以下であれば、蛍光強度は、粒径の3乗に、散乱光強度は粒径の2乗に比例することから、蛍光の画像を散乱光の画像で除算することにより、粒径に依存した画像を得るものである。図9は圧力噴射式渦巻ノズルからの灯油噴霧をトレーサ LIFで計測したものであり、図10は同じく散乱光を計測したものである。図11は、図9の蛍光強度分布を図10の散乱光強度分布で割ったもので、ザウタ平均粒径に依存する信号である。このほかに噴霧全体の粒径分布を評価する手法として、噴霧をレーザホログラフィ法により撮影し、その再生像を CCD カメラで拡大撮影し画像処理をすることにより粒子一粒ずつの径を測定するとともに、CCD の焦点位置から奥行きに対する位置情報を得る方法も提案されている⁽⁵⁾。

5. 燃焼器における流動計測

コンピュータ技術の発達には、燃焼器内での数値流体力学 (CFD) によるシミュレーション技術を実用域まで高めた。しかし、複数のスワールを持つバーナでの空気流れは複雑で、特にエアブラストノズルを備えたバーナにおいては、空気流れと燃料液滴が複雑に影響しあうこ

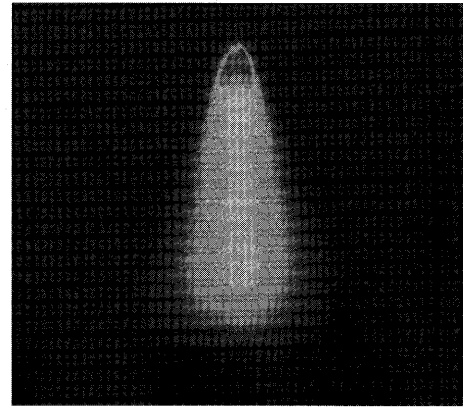


図10 噴霧の散乱法による計測画像

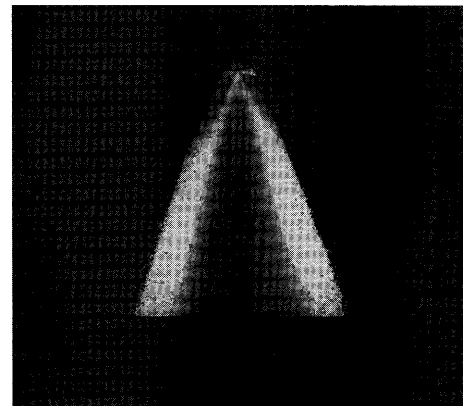
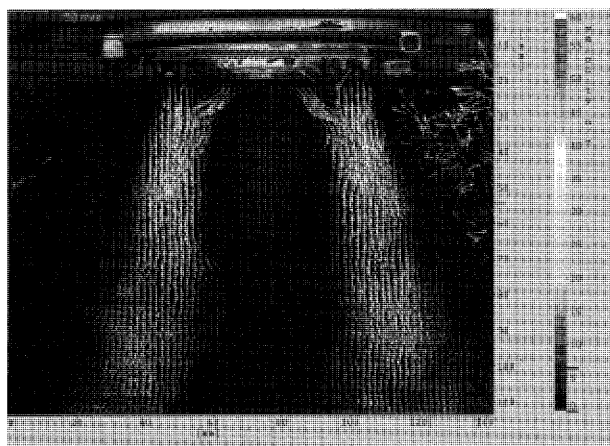


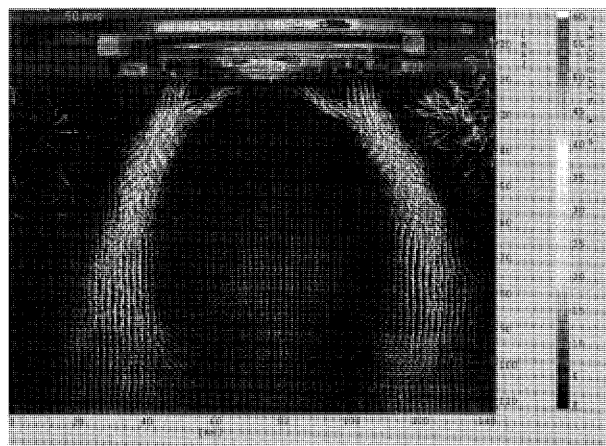
図11 LIF・散乱から算出した噴霧液滴の2次元粒径分布

とから、実験による可視化の要求が強い。流れの計測技術においても、レーザや検出器等の光学技術の発達にともない、レーザ2焦点流速計 (L2F)、レーザドップラ流速計 (LDV) が開発され使用されてきた。しかしこれらはいずれも点計測であり、流動計測についても効率化の点から面での計測がもとめられるようになってきた。そういったなかで2キャビティを備えたダブルパルス Nd:YAG レーザやフレームストラドリング機能を備えた高感度 CCD カメラの開発により粒子画像流速計 (PIV: Particle Image Velocimetry) が実用域に達し、広く使用されるようになってきた。図12はエアブラストノズルを持つマルチスワールのバーナにおいて、常温常圧条件において空気流動可視化をおこなったものである。計測にはシードとしてオイルミストが用いられている。図12の(a)と(b)は、それぞれダブルスワールの回転方向を同方向と逆方向にした場合である。

シードとして SiO_2 などの耐熱性のあるシード粒子を使用し、光学的なアクセスを可能にすれば燃焼場での PIV 計測も可能である。図13はスワール付きバーナを2つ持つ、石英ガラスの窓が取り付けられた箱形の燃焼器において、耐熱シード粒子 (リキッドガス社 MSF-30M: 平均粒径 $2.7 \mu\text{m}$, 見かけ比重 0.45) を使用し、拡散燃焼時と予混合燃焼時の速度分布が計測された例である⁽⁶⁾。



(a) 逆旋回



(b) 同旋回

図12 PIVによるバーナ部空気流動計測結果

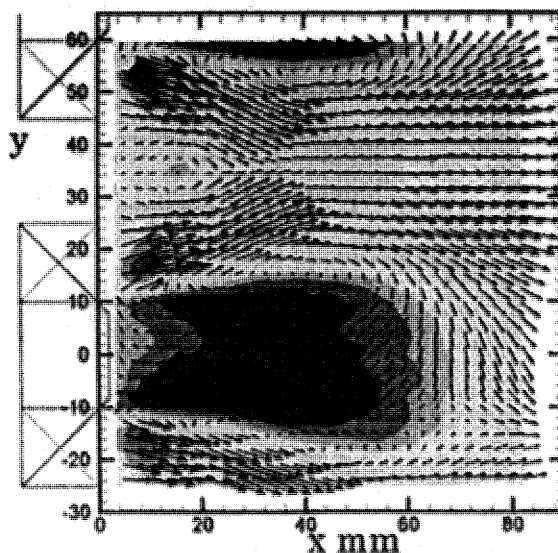
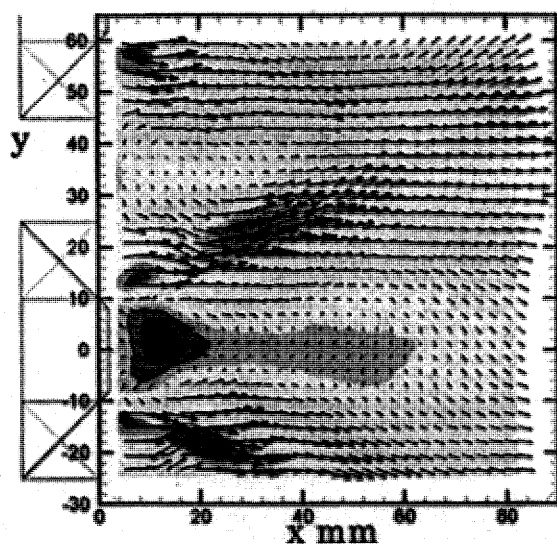
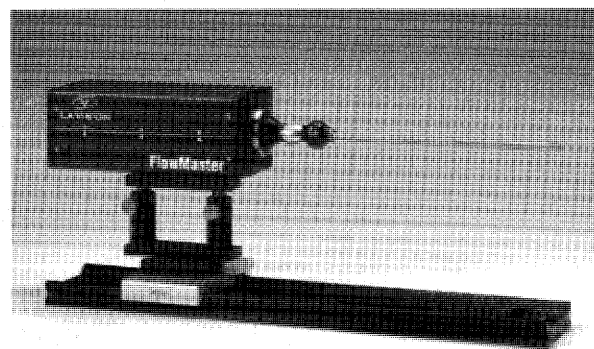


図13 拡散燃焼時(左)と予混合時(右)の燃焼器内速度分布

PIV 計測では、レーザシートを入射する窓と、レーザシート面を観測するための光学アクセス窓が必要で、そのため可視化燃焼器を製作する必要があるが、最近ではレーザシートの入射、画像観測用の両方に図14に示す直径10mmほどのエンドスコープを使用し、燃焼器の改造が少しですむ試みもなされている。さらに、常温場でのPIV 計測ではライナ内に入射したレーザ光の散乱を防ぐため、レーザ光が当たる部分に蛍光塗料を塗布し、励起光源波長と異なる波長に変換し、その光を光学フィルタでカットすることにより、良好な粒子画像を得る方法も考案されている。

PIV 計測では、面内における2成分の速度を評価するが、さらにもう1台カメラを追加しトレース粒子をステレオ視することにより、面内での3成分の速度を評価する3C PIV (ステレオ PIV) も最近使用されるようになってきた。図15に代表的なセットアップ例を示す⁽⁸⁾。これらの光学セットアップでは計測にあたり、あおり角

図14 エンドスコープと CCD カメラ⁽⁷⁾

がつくため、カメラマウントにシャインフラグアダプターが用いられるとともに、ディストーション補正技術も用いられる。

PIV 計測におけるもう一つの方向性として、高速度 PIV (ダイナミック PIV) がある。現在市販されている

一番速い高速度カメラでは解像度 1024×1024 画素のフルフレームで3,000fpsの高速度撮影が可能であり、 256×256 画素に限定すれば30,000fpsまでの計測が可能である。このような高速度カメラに最高10kHzの高繰り返しレーザ光源であるツイン Nd:YLF を組み合わせ、フレームストロリング技術を用いることにより、複雑流路内での渦の挙動を時系列的に計測した例が報告されている⁹⁾。この技術はエアブラストノズル等の開発において役立つものと思われる。

6. 燃焼器における火炎計測

燃焼器内での火炎を計測する技術として、燃焼反応物質を対象としたレーザ誘起蛍光法 (LIF: Laser Induced Fluorescence) がある。本方法は、低濃度域での検出方法として優れ、かつ2次元分布計測が可能ことから NO_x の生成過程解明や燃焼状態の把握、さらには

火炎温度計測等に有用であることが知られている。図16は石英ガラスが取り付けられた、角ダクト型のラム燃焼器モデルである。このモデルを用いて燃焼器内火炎の OH 濃度を計測した例が図17である。励起光源には紫外域で高出力が得られるインジェクションロックタイプの KrF エキシマレーザが用いられている。また、円筒状の石英ガラス製のガスタービン燃焼器モデルにおいて、Nd:YAG レーザ励起色素レーザを用いて OH や NO 濃度を計測した例も報告されている¹⁰⁾。

LIF 法での定量計測においては、飽和蛍光法や前期解離蛍光法等の蛍光失活による影響を排除する手法を用いる必要があり、またガスタービン燃焼器の燃焼場に適用する場合、上記のような可視化燃焼器が必要となる。OH や NO 等の LIF 計測には、紫外線レーザが必要で、信号強度が PIV 計測などと比較し弱いことと、火炎からの自発光を抑制するために、イメージインテンシファイアを使用するが、励起レーザ強度の関係から一度に計

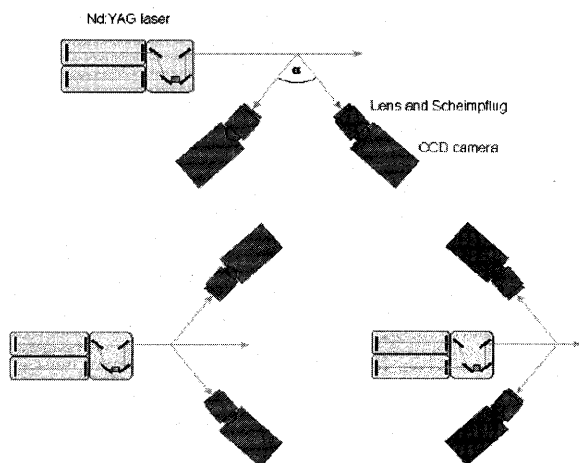


図15 3C PIV のセットアップ例

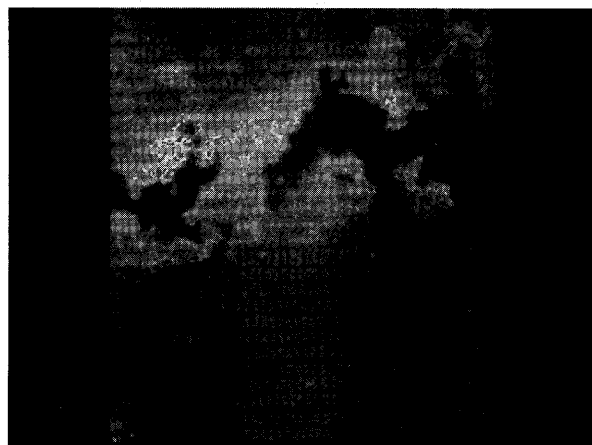


図17 ラム燃焼器モデル内での瞬時 OH 分布

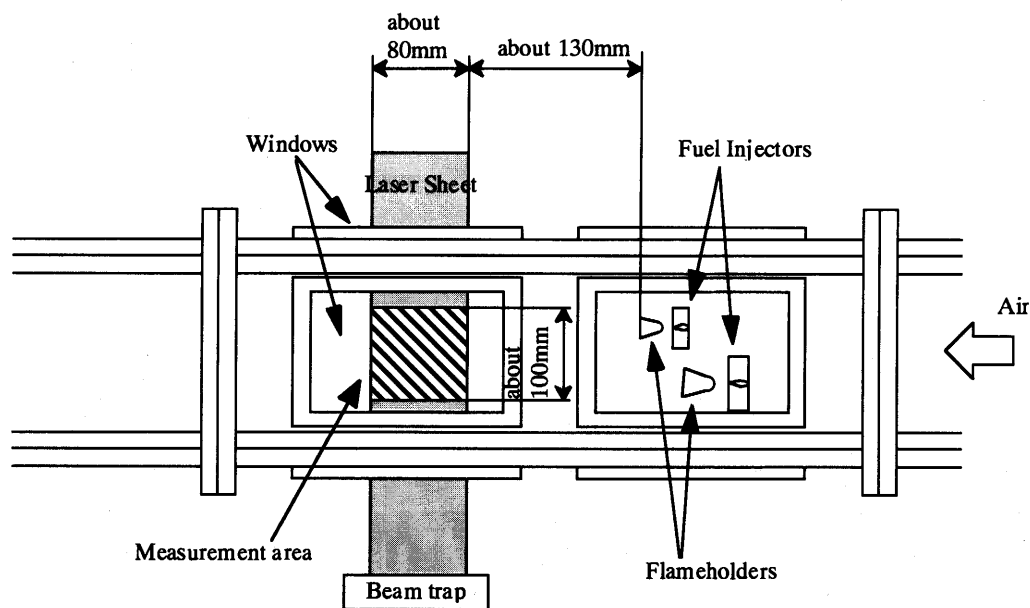


図16 ラム燃焼器モデル

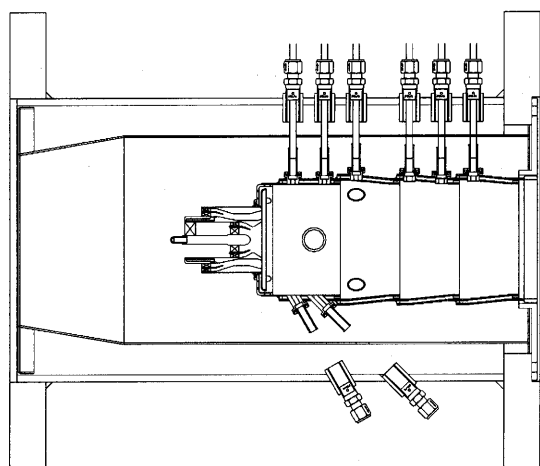


図18 燃焼器への光ファイバ取り付け位置

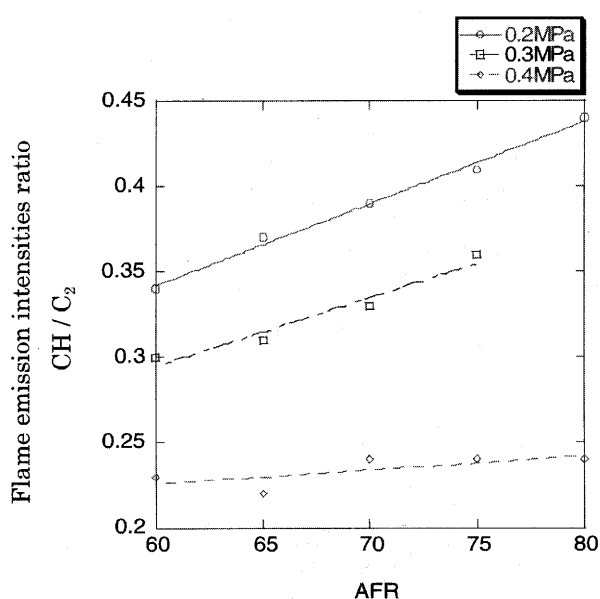


図19 自発光強度比と空燃比の関係

測出来る範囲は限定される。そのため、燃焼器全体を計測するためにはトラバース装置が必要である。

このようにガスタービン燃焼器における火炎の LIF 計測は大変設備費がかかることから、火炎からの自発光計測もいまだによく使用されている。火炎の自発光計測では、熱的なものである煤からの固体輻射による連続スペクトルと化学的な熱電子遷移に帰属される帯スペクトルに分類される。これらのうち、化学的な発光を分光分析することにより、火炎中のラジカル分子を特定できることが知られている。ただし、これらの発光強度は、ラジカル分子が励起状態に遷移する確率の積に依存する関係から、そのラジカル全濃度に直接比例するものではないため、定性的な計測しかできていない¹⁰⁾。しかし、燃焼器内における燃焼状態の概略を知るためには有用で、

カセグレン光学系を用いた自発光計測装置を用いて、火炎内局所域でのラジカル分子からの自発光強度が、火炎中の空燃比や火炎温度と関係があることが報告されている¹²⁾。また、耐熱製の光ファイバプローブを燃焼器に取り付け、燃焼器内の火炎発光を分光分析し、各種のラジカル自発光強度比と空燃比の関係を報告した例もある¹³⁾。図18は、燃焼器へ耐熱光ファイバプローブを取り付けた例であり、図19はそのなかの1本の光ファイバプローブによって計測された火炎からのラジカル自発光強度比と空燃比の関係を示したものである。

7. おわりに

燃焼器開発に利用される比較的メジャーな光学計測技術について簡単に紹介した。ここで取り上げた光学計測技術のほとんどは、その理論は古くから知られていたが、光学機器やコンピュータの発達により実用となったものが多い。今後も、様々な計測原理に立ち返り、現在のハードウェアを駆使することにより、新しい計測法が生まれてくるものと思われる。これらの計測技術は、燃焼そのものへの理解を深めることに役立ち、ひいてはより一層の地球環境に優しい低排出ガス性能の燃焼器開発に役立つものになると信じている。

参考文献

- (1) Kitajima, J., Kimura, T., Sasaki, T., Okuto, A., Kajita, S., Ohga, S., and Ogata, M., 1995, "Development of a second generation dry low NO_x combustor for 1.5MW gas turbine", ASME paper No.95-GT-255
- (2) 柏原宏行, 木村武清, 北嶋潤一, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.4, July, 2001, pp.71-76
- (3) 前田昌信, 川口達也, 日本燃焼学会誌, 第46巻, 135号, 2004, pp.12-19
- (4) 葉 啓 南, 小酒英範, 神本武征, 日本機械学会論文集, (B編) 59巻, 568号, 1993-12, pp.308-313
- (5) 姉崎幸信, 調 尚貴, 金原賢治, 佐藤孝明, デンソーテクニカルレビュー Vol.8, No.1, 2003, pp.120-128.
- (6) 黒澤要治, 吉田征二, 山本武, 下平一雄, 五味光男, 鈴木和雄, 第15回ガスタービン秋季講演会講演論文集, 2000年11月, pp.56-64.
- (7), (8) <http://www.lavision.de/>
- (9) 石川正明, 岡本孝司, 第9回動力・エネルギー技術シンポジウム講演論文集, 2004年6月, pp.91-92
- (10) 出口祥啓, 野田松平, 村田正義, 曾田正造, 稲田満, 三菱重工技法 Vol.32, No.2, 1995-3, pp.101-104
- (11) 幸田清一郎, 田久保嘉隆 (編): "火炎の分光学的計測とその応用", 学会出版センター (90)
- (12) 則本篤史, 芝原正彦, 赤松史光, 香月正司, 北川邦行, 新井紀男, 池田裕二, 中島 健, 第38回燃焼シンポジウム講演論文集 (2000), p.391
- (13) 柏原宏行, 小田剛生, 木下康裕, 第30回ガスタービン定期講演会講演論文集, 2002年10月, pp.109-114.

特集：ガスタービン用センサ，計測技術

船用過給機評価における各種計測技術

小池 利康^{*1}
KOIKE Toshiyasu岩城 史典^{*1}
IWAKI Fuminori

キーワード：計測，過給機，評価，性能，不確かさ，軸振動，翼振動

Measurement, Turbocharger, Evaluation, Performance, Uncertainty, Rotor Vibration, Blade Vibration

1. はじめに

近年，船用ディーゼルエンジンの高出力化・低燃費化に伴い，過給機に対しても従来以上の高効率化，高圧力比化が求められるようになった。このことから過給機は，より高速回転化，高負荷化すると同時にオーバーホールインターバルの延長も求められている。また，C重油の使用によるタービン，潤滑油の汚れ等で過給機は年々過酷な条件下で使用される状況となっている。

船用過給機の新機種開発ならびに従来機種の改良および品質保証において，評価試験は最も重要な工程のひとつである。評価試験には，熱力学的性能計測試験，軸振動計測試験，翼振動応力計測試験，耐久性評価試験などがある。近年，これらの評価試験は，試験装置の自動計測・自動制御化によって，短時間に大量のデータを採取することが可能となった。大量のデータから必要な情報を抜き取り，演算処理して整理することも，パーソナルコンピュータ（PC）などの高速化によって，容易にできるようになってきた。これによって，従来，試験後に多大な時間をかけていた試験データの整理が，計測と同時に自動処理でき，試験中に試験結果を確認して評価することが可能となった。また，大量のデータを統計的に処理することによって，計測精度の指標である計測の“不確かさ”を試験中瞬時に確認することも可能である。さらに，高速回転体部分の温度・振動振幅・振動応力などの計測技術も向上している。

本報では，これらの船用過給機評価試験における各種計測技術の現状について紹介する。

2. 過給機の構造と機能

図1に，弊社でライセンス生産している大型船用過給機⁽¹⁾の鳥瞰図を示す。図2および図3には，弊社で開発している小型船用過給機の鳥瞰図および断面図を示す。過給機は，主にタービン部分，コンプレッサ部分およびベアリング部分の3つで構成されている。また，過給機の心臓部である回転体部分は，タービン翼車とタービン軸を一体化し，そのタービン軸にスラスト荷重を受ける

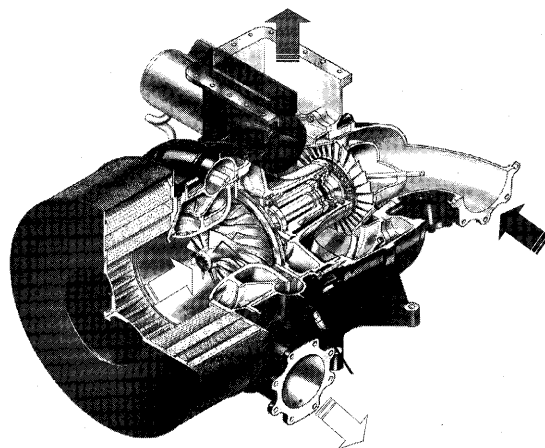


図1 大型船用過給機の鳥瞰図

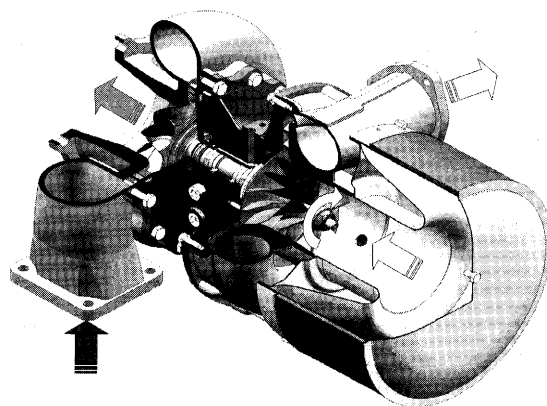


図2 小型船用過給機の鳥瞰図

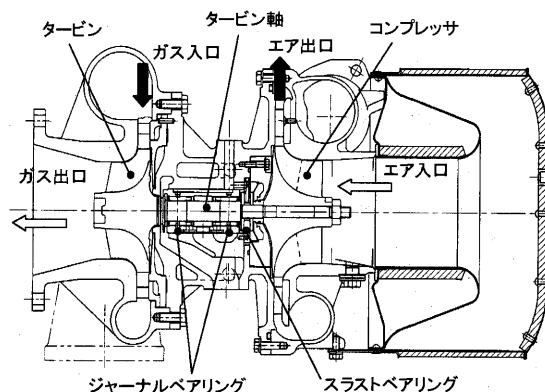


図3 小型船用過給機の断面図

原稿受付 2005年1月21日

*1 石川島汎用機械(株) 回転機事業部 技術部 船用過給機担当
〒399-0492 長野県上伊那郡辰野町伊那富3934

スラストカラーなどのプッシュ類およびコンプレッサ翼車を軸端ナットなどで締結して構成している。ここで、図1に示す大型船用過給機は、タービンに軸流式を採用しており、その外径は約830mmである。また、コンプレッサには遠心式を採用しており、その出口外径は約850mmである。一方、図2に示す小型船用過給機は、タービンに遠心または斜流式、コンプレッサには遠心式を採用しており、その外径はどちらも約140mmである。

過給機は、エンジンの排気ガスをタービンに導き、タービンで得た膨張による動力をタービン軸に伝える。タービン軸に締結されたコンプレッサは、回転エネルギーによって大気を吸込み、圧縮してエンジンに供給する。一方、エンジンは、燃料と空気の混合気を燃焼させてその爆発力を動力として取り出している。この燃料と空気の混合比には最適な値があるため、エンジンからより大きな出力を得ようとした場合、より多くの燃料と空気をエンジンに送れば良いことになる。これにはエンジンの総排気量を大きくする、あるいは、より多くの燃料とともに圧縮した空気を詰め込むことが考えられる。過給機は後者の圧縮した空気を作り、エンジンに送る役割を担っている。同じ排気量のエンジンと比較した場合、過給機付きのエンジンは、自然吸気エンジンよりも多くの空気を送り込めるため、より大きな出力を得ることができる。つまり、エンジンの大型化をせずに高出力化が実現できる装置である。また、近年における過給機は、ガソリンエンジン用の場合は出力向上のために適用され、ディーゼルエンジン用の場合は、車両用、船用共に出力向上・燃費向上およびエミッション低減のために採用されている。

3. 過給機単体性能計測試験装置

船用過給機の評価試験は、実際に船用ディーゼルエンジンに搭載して評価する方法と、過給機単体で評価するための専用の試験装置で評価する方法がある。過給機に

対応したディーゼルエンジンをその都度用意することは困難であるため、通常は、過給機単体試験装置を使用して評価することが多い。

3.1 計測・制御機器および配管系統

図4に過給機単体性能計測試験装置の系統図を示し、表1に計測項目・記号・単位およびセンサ数を示す。

試験装置の起動用空気源①で発生させた圧縮空気は、

表1 計測項目・記号・単位およびセンサ数

計測項目	記号	単位	数
過給機回転速度	N_t	s^{-1}	1
大気圧力	p_0	Pa	1
大気温度	T_0	K	1
大気相対湿度	ψ_0	-	1
コンプレッサ入口全圧	p_{1t}	Pa	4
コンプレッサ入口全温度	T_{1t}	K	8
コンプレッサ出口静圧	p_{2s}	Pa	4
コンプレッサ出口全温度	T_{2t}	K	4
コンプレッサオリフィス差圧	Δp_{oc}	Pa	2
コンプレッサオリフィス前静圧	p_{oc}	Pa	2
コンプレッサオリフィス全温度	T_{oc}	K	2
タービン入口静圧力	p_{3s}	Pa	6
タービン入口全温度	T_{3t}	K	6
タービン出口静圧力	p_{4s}	Pa	6
タービン出口全温度	T_{4t}	K	6
タービンオリフィス差圧	Δp_{ot}	Pa	2
タービンオリフィス前静圧	p_{ot}	Pa	2
タービンオリフィス全温度	T_{ot}	K	2
アトマイズオリフィス差圧	Δp_{oam}	Pa	1
アトマイズエア静圧	p_{oam}	Pa	1
アトマイズオリフィス全温度	T_{oam}	K	1
燃料流量	V_{F0}	L/min	1
燃料入口圧力	p_{F0}	Pa	1
潤滑油流量	V_{L0}	L/min	1
潤滑油入口圧力	p_{L0i}	Pa	2
潤滑油出口圧力	p_{L0o}	Pa	2
潤滑油入口温度	T_{L0i}	K	2
潤滑油出口温度	T_{L0o}	K	2

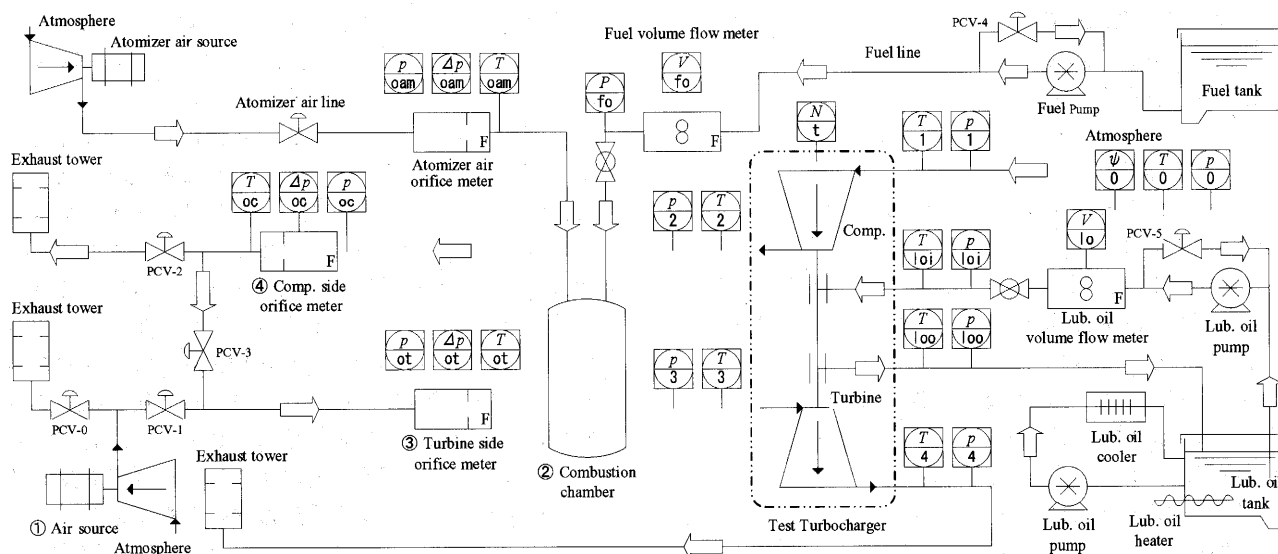


図4 過給機単体性能計測試験装置の系統図

排気ガスの代用として燃焼器②で燃焼させ、膨張による動力をタービン軸に伝えた後大気に放出する。

装置起動用空気源とタービンの間には、流量計測のためのオリフィス③を設けている。一方、供試過給機のコンプレッサは、タービン軸から伝えられた回転エネルギーによって、大気から空気を吸い込み圧縮空気として吐出する。コンプレッサと排気塔の間には、流量計測のためのオリフィス④を設けている。

供試過給機のコンプレッサ・タービン・潤滑油のそれぞれの入口および出口には、圧力・温度の計測センサを設けている。また、コンプレッサ入口近傍には、大気絶対圧力センサおよび大気湿度センサを設けている。

燃焼器に供給する燃料およびアトマイザエアの流量は、それぞれ容積式およびオリフィス流量計によって計測する。同様に、過給機に供給する潤滑油も容積式流量計によって計測する。

なお、オリフィス流量計を含めた試験装置は、ISO⁽²⁾およびJIS⁽³⁾に準じている。

試験装置の制御・計測範囲は、供試過給機の大きさに合わせて選択する。これによって制御性を向上させ、計測の不確かさを許容範囲内におさめることが可能となる。

3.2 性能計測・制御システム

図5に性能計測・制御システムの構成図を示す。現場に設置した各計測センサからの信号は、センサラック盤内シーケンサのプロセス計測ユニットに計測データとして収集される。センサラック盤内のシーケンサは、計測室の計測制御盤内シーケンサのメインユニットと数ミリ秒間隔でリンクし、計測制御盤内性能計測制御用PCは、メインユニットから、1秒間隔でデータを採取する。

計測制御盤内の性能計測制御用PCおよび各操作機器から入出力する制御情報は、計測制御盤内シーケンサのメインユニットから、センサラック盤内シーケンサのPIDフィードバック制御ユニット等を介し、現場の各操作機器に出力される。

3.3 性能計測・制御PCソフト

図6に性能計測・制御PCソフトの構成を示す。

性能計測・制御PCソフトは、

- a) 仕様登録プログラム
- b) 性能計測プログラム
- c) 性能計算結果記録プログラム

の3種類から構成される。b) 性能計測プログラムは、市販のプログラム言語により作成した。a) 仕様登録プログラムとc) 性能計算結果記録プログラムは、市販の表計算ソフトをベースに作成し、表計算ソフト標準搭載の開発言語によりマクロ機能を追加している。多くのPCは、表計算ソフトがインストールされているので、性能計測PCとネットワーク接続さえできれば、どこからでも瞬時にデータ処理が可能となる。

a) 仕様登録プログラムは、計測制御にあらかじめ必要な情報を数値処理し、b) 性能計測プログラムが利用

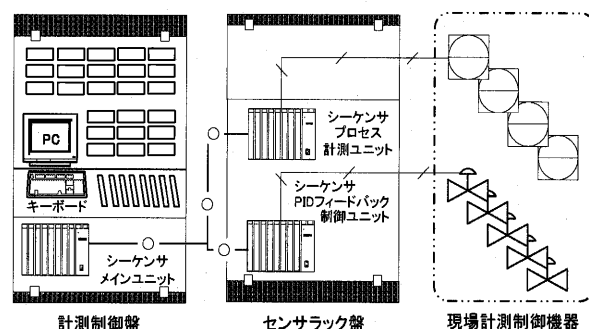


図5 性能計測・制御システム構成図

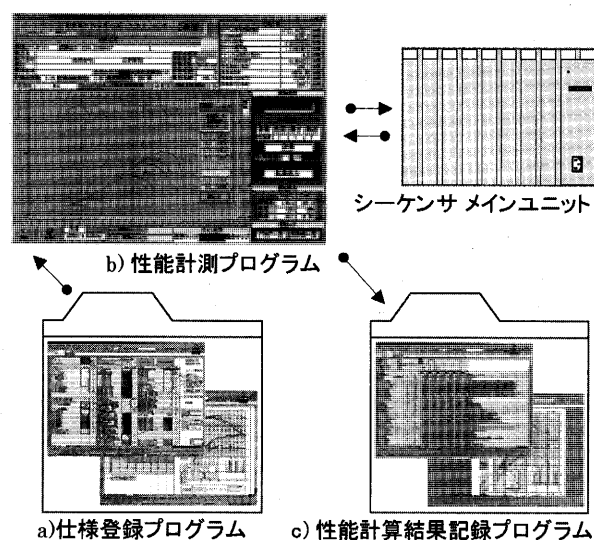


図6 性能計測・制御PCソフトの構成

できるデータとして保存するためのものである。計測制御にあらかじめ必要な情報とは、試験装置の仕様、供試過給機の形式・仕様により異なる固有の情報で、性能計算に必要な幾何形状の値・計画コンプレッサ性能曲線・計測のバラツキの許容値・PID制御に必要な各係数・安全上必要な各制御量の許容値などである。したがって、過給機の仕様の数だけファイルが存在する。数値処理やファイルの保存などは、表計算ソフトのマクロ機能によって、自動で行うことができる。

b) 性能計測プログラムは、試験前に、a) 仕様登録プログラムに保存された数値データを読み込み、制御に必要なデータを計測制御盤内シーケンサのメインユニットに受け渡す。なお、計測試験中は、メインユニットの計測データを瞬時に採取して表示するとともに、各種性能計算を行いその結果もデジタルおよびグラフィック表示する。また、過給機を含めた試験装置が定常状態で無い場合および計測データのバラツキが許容値を超えている場合にはメッセージを表示する。さらに、計測値のトレンド記録に加え、任意の計測点で、c) 性能計算結果記録プログラムに計測値を受け渡すこともできる。

c) 性能計算結果記録プログラムは、b) 性能計測プログラムの計測データを表計算ソフトのマクロ機能に

よって自動で受け取って数値計算を行い、さらにその結果のデジタルおよびグラフィック表示・出力を行う。性能計算式は、b) 性能計測プログラムと同一である。過給機を含めた試験装置が定常状態で無い場合および計測データのバラツキが許容値を超えている場合にはメッセージを表示する。

なお、熱力学的性能計算式は、ISO⁽²⁾およびJIS⁽³⁾に準じており、オリフィスおよびコンプレッサ側の作動流体は湿り空気、タービン側の作動流体は燃焼ガスと湿り空気の混合ガスとして、比熱・ガス定数などを算出する⁽⁴⁾。

4. 熱力学的性能計測試験

過給機の基本性能評価は、熱力学的性能計測試験によって行う。過給機の役割は、エンジンの排気ガスを動力としてエンジンに圧縮空気を送ることであり、少ない動力でより多くの圧縮空気を送ることが望まれる。過給機の基本性能評価は、過給機総合効率・コンプレッサ効率などを計測し、計画性能と比較評価するものである。

4.1 熱力学的性能の計測方法

熱力学的性能計測試験では、過給機単体性能計測試験装置に供試過給機を設置して、試験装置上で過給機を起動させる。このとき、試験装置の計測センサによって、圧力・温度・湿度などの状態量を計測し、試験装置の性能計測・制御PCソフトによって、流量・効率などの直接計測できない量を算出する。

供試過給機のコンプレッサ入口出口・タービン入口出口の圧力は、静圧を計測し、流路面積・流量から流速を求めて全圧を算出する。一方、温度は、全温熱電対によって計測しており、静温は、流路面積・流量から流速を求めて算出する。

4.2 熱力学的性能の計測結果

図7の左図は、コンプレッサ流量に対するコンプレッサ効率・総合効率および圧力比の計画曲線に実測値をプロットしたものである。本図のコンプレッサ効率および総合効率は、計画したコンプレッサ流量および圧力比において計測する。一方、図7の右図は、タービン膨張比

に対するタービン効率および総合効率の計画曲線に実測値をプロットしたものである。本図のタービン効率および総合効率は、図7の左図で計測したときに同時にプロットしたものである。

4.3 熱力学的性能計測の評価

試験の結果は、表計算ソフト上で計測と同時に自動で処理される。また、あらかじめ登録した計画コンプレッサマップ・計画タービンマップ上に計測結果がプロットされ、計画との比較が容易にできる。

図7の例のコンプレッサ効率・総合効率およびタービン効率の実測値と計画との違いは、それぞれ、最大でも1ポイント以内であり、計測の不確かさ以上の有意な差は無い。したがって、この過給機が計画した熱力学的性能を持っていることがわかる。

5. 軸振動計測試験

過給機における軸受性能の評価は、軸振動計測試験によって行う。軸受形状は、過給機の熱力学的性能に影響をあたえるだけでなく、過給機の回転安定性におよぼす影響も大きい。一般に、過給機の軸振動は、回転速度と同一の周波数成分(回転1次強制振動)と回転速度未満の周波数成分(自励振動)に分けられる。回転1次強制振動についての危険速度および振幅は有限要素法等による数値解析⁽⁵⁾により算定することができるが、自励振動については、解析的に完全でない部分があるため、数値解析による軸受形状の決定は、概略の形状を決定するにとどめている。したがって、詳細な軸受形状は、形状をパラメータとした軸振動計測試験の結果から軸受性能を評価し設計する。

また、軸振動計測試験時には、過給機回転体の総体アンバランスを設計許容値の数倍にし、過酷な条件で試験を行う。これは、市場の低質油を燃料として使用するエンジン上で、カーボンがタービン翼などに不均一に付着した場合を想定したのに加え、安全率を考慮したためである。

5.1 軸振動の計測方法

図8に軸振動計測の試験機を示す。軸振動計測試験では、軸振幅を計測するために渦電流式変位計を使用して、タービン軸のコンプレッサ側軸端に設置した軸端

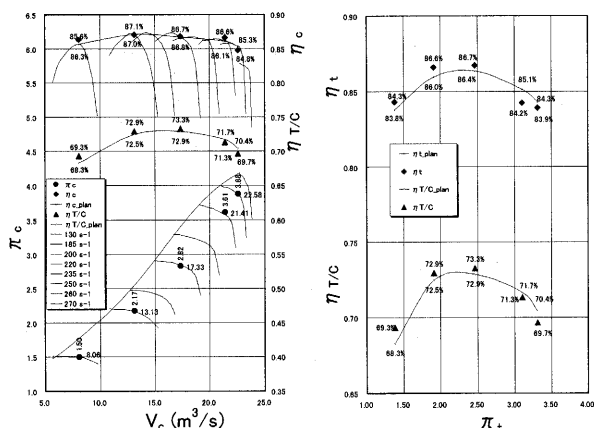


図7 熱力学的性能計測結果

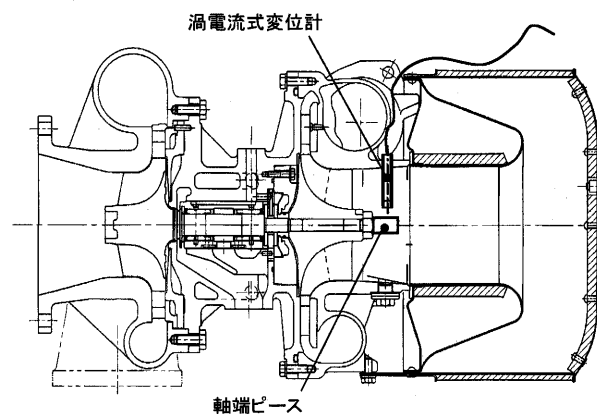


図8 軸振動計測試験機

ピースの変位量を電圧に変えて出力する。この電圧を高速フーリエ変換器 (FFT) にとりこみ周波数解析を行う。周波数解析を行ったデータは、PCに保存し、表計算ソフトのマクロ機能などを使用してキャンベル線図に自動でプロットする。なお、データ整理に必要な変位量と電圧の関係は、あらかじめ校正して求めている。

軸受性能の評価は、この軸振動計測試験で計測した過給機の停止時から最高回転速度までの軸振動振幅の変化を分析して行う。

5.2 軸振動の計測結果

図9に、回転1次振動における危険速度のデータを周波数解析した結果の一例を示す。図10は、過給機停止時から最高回転速度までの回転1次成分だけの振幅の変化を表したものである。図中の回転1次振動成分は、計測した全ての回転速度に対して、図9に示したような周波数解析を行い、その中から回転1次振動成分だけを取り出して、その値をプロットした。また、自励振動成分についても、このようにその振動成分だけを取り出して表すことができる。

ここで、軸受性能の評価には、回転1次振動成分と自励振動成分をあわせて評価する必要もあり、そのためには、キャンベル線図上で表す。一例として、図11・図12に、それぞれ異なる軸受を用いて計測した軸振動の計測結果を示す。これらの図は、回転1次振動成分と自励振動成分をキャンベル線図上にプロットしたものである。

5.3 軸振動計測の評価

軸受形状は、軸受形状をパラメータとして軸振動計測試験を行い最適な形状を求める。このため、形状パラメータの数だけ計測が必要になる。また、軸振動試験は、

ひとつの軸受に対しても潤滑油の圧力・温度をパラメータにとり、多くの潤滑油条件で試験を行う。

このように、最適な軸受形状を決定するためには、非常に多くの軸振動計測試験を行うため、大量の計測データを分析して評価する。このため、軸振動の計測に加え、図10に示した計測データの分析、図11および図12に示したキャンベル線図へのプロットは、自動で行えるようにした。これによって、計測後瞬時に試験結果を確認して評価することが可能となった。

図11の例では、回転1次の危険速度が最高回転速度の約30%にあり、自励振動については、低速回転域から発生している。図12の例は、自励振動は低速回転域から最高回転速度まで発生せず、回転1次振動も小さく、図11の例より軸受性能が良く、安定しているといえる。

6. 翼振動応力計測試験

過給機における動翼の強度評価は、翼振動応力計測試験によって行う。動翼形状は、過給機の基本性能および動翼の寿命に及ぼす影響が大きい。一般に、動翼の寿命は、動翼にかかる遠心応力と振動応力により推定される。遠心応力については有限要素法等による数値解析により算定することができるが、振動応力は、励振時における動翼の励振率の値がかならずしも明らかになっていないため、その予測は難しい。したがって、動翼形状の強度評価は、翼振動応力計測によって実測して確認しなければならない⁽⁶⁾。

6.1 翼振動応力の計測方法

図13に翼振動応力計測の試験機を示す。翼振動計測試験では、翼振動変位を歪ゲージで計測しており、歪ゲージ貼

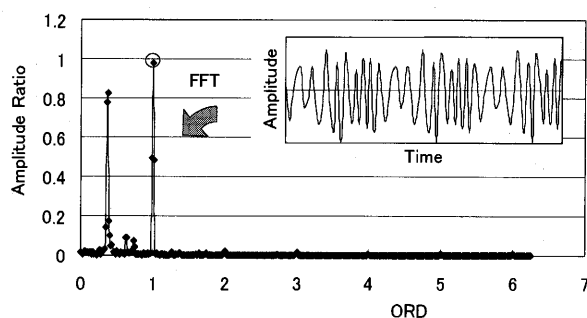


図9 次数比解析結果

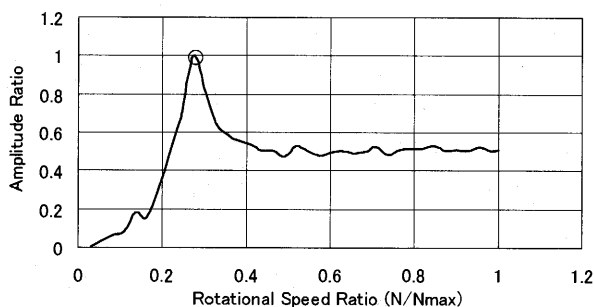


図10 一次振動変位グラフ

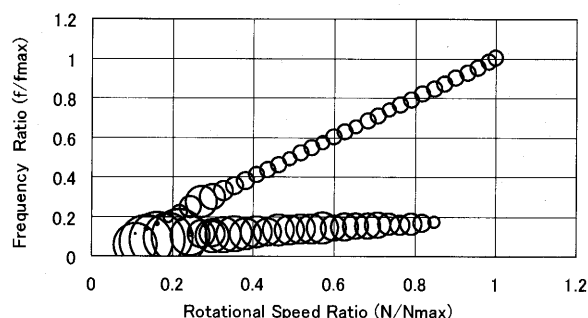


図11 軸振動変位キャンベル線図 (自励振動有)

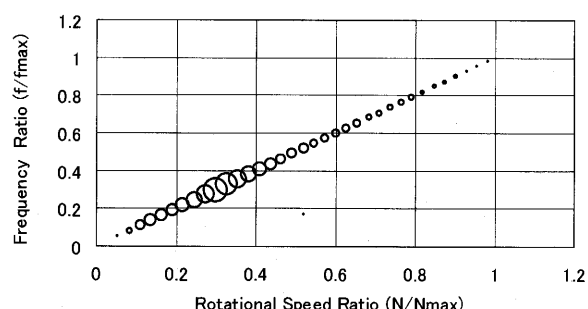


図12 軸振動変位キャンベル線図 (自励振動無)

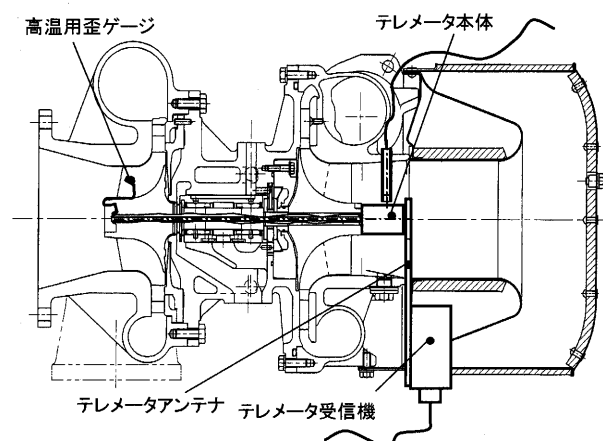


図13 翼振動応力計測用試験機

付位置は、有限要素法によって最大または最小主応力の絶対値が最大となる要素を求め、その要素の主応力方向に貼付ける。また、タービン翼振動計測における歪ゲージは高温で高い遠心力を受けるので、溶射コーティングにより歪ゲージを貼付け、ゲージの損傷を防止するため歪ゲージの周りを金属箔膜で覆う。歪ゲージのリード線は回転軸の中心に加工した貫通穴を通して、コンプレッサ側の軸端に取付けたテレメータ本体に配線している。この歪ゲージの出力を、テレメータシステムによってFFTにとりこんで周波数解析を行い、このデータから歪と応力を求める。

6.2 翼振動応力の計測結果

図14に、タービン動翼について計測した振動応力の結果をキャンベル線図上にプロットしたものを示す。図14は、動翼の一次曲げモードの固有振動数が回転速度の7倍および6倍の周波数に一致したときの振動応力の大きさを表している。軸振動計測試験結果では、回転速度の1次以下の振動に注目するのに対し、翼振動応力計測試験結果では、回転速度の1次以上の振動に注目する。動翼は、動翼の固有振動数と回転速度の整数倍の周波数が一致したときに共振するため、図中に示した振動の大きさを表す円は、左縦軸動翼の固有振動数と右縦軸回転次数の交点で現れる。

6.3 翼振動応力計測の評価

動翼にかかる振動応力を計測することで、動翼の強度

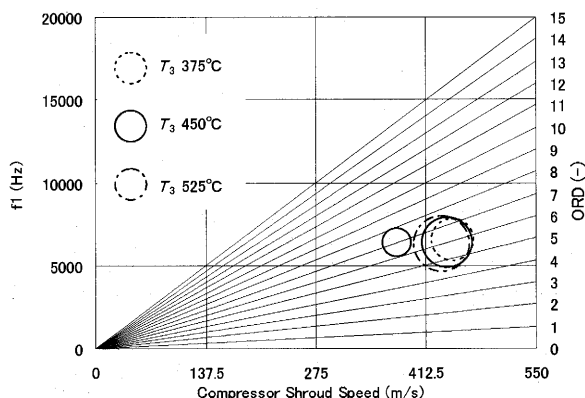


図14 タービン動翼振動応力キャンベル線図

評価が可能となる。また、翼振動応力計測試験によって、共振時における翼振動応力および減衰率を計測すれば、数値解析に必要な励振率が算定できる。ここでは、翼振動応力および減衰率の計測によって、この励振率を求めているが、翼振動応力計測試験によって、励振率および減衰率のデータが蓄積されれば、励振率の予測が可能となるため振動応力の数値解析精度も向上し、動翼の開発期間短縮が期待できる。

7. 計測の不確かさ

不確かさとは、計測結果の質を特徴付けるもので、計測結果の確実さへの疑いをいう。実測値に基づいた計算結果には、必ず誤差が含まれている。真の値が分からなければ誤差は導けないが、誤差の内容を検討して不確かさ解析を行うことによって真の値を推測し、また、誤差の要因を特定することも可能である^{(7),(8)}。計測技術のひとつとして、国際的に統一された“不確かさ”によって計測結果を評価しその質を表現することが求められている。計測技術の高精度化には、この不確かさ解析が不可欠であり、さらに研究の余地が残されていると考える。

8. おわりに

近年、自然環境の悪化が進む中、環境問題に対する意識の向上、排ガス規制による法規制などに対処するため、船用過給機の高性能化に対する期待は非常に大きく、船用過給機評価における各種計測技術に対する期待も大きい。数値解析の発展によって、解析と実験結果が高精度に一致するようになれば、評価試験の一部が省略でき、評価期間の短縮が可能になる。一方、数値解析の発展には計測技術の発展が欠かせない。過給機メーカーとして、数値解析・計測技術のさらなる発展に貢献することができれば幸いである。

参考文献

- (1) 岩城史典, 三堀健, 日本ガスタービン学会誌, Vol.32, No.4, (2004-7), p100-101.
- (2) ISO5167, Measurement of flow by means of orifice plates, nozzles and venture tubes inserted in circular cross-section conduits running full (1980).
- (3) 日本規格協会 JIS B 8340, ターボ形プロウ・圧縮機の試験方法および検査方法, (2000).
- (4) 谷下市松, 工業熱力学 基礎編, (1970), pp.245-246, 東京裳華房.
- (5) 関田幸照, 日本ガスタービン学会誌, Vol.31, No.1, (2003-1), p30.
- (6) 岩城史典, 三堀健, 田口英俊, 知野千年, 平田豊, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.3, (2001-5), p70-73.
- (7) 日本規格協会 ISO 国際文書 計測における不確かさの表現ガイド, (1996).
- (8) 小池利康, 岩城史典, 平田豊, 円山豪人, 小口幸成, 第32回ガスタービン定期公演論文集, (2004-10), p143-148.

特集：ガスタービン用センサ，計測技術

X線 CT によるデジタルエンジニアリングとタービン機器への活用

定岡 紀行^{*1}

SADAOKA Noriyuki

キーワード：産業用X線 CT，ボクセル，内部寸法計測，3次元モデル，STL，CAE

Industrial X-ray CT, Voxel, Inner dimension measurement, 3D model, STL, CAE

1. はじめに

近年，3次元CADに代表される製品設計・製造のデジタル化の進展に伴い，製品自体（現物）の詳細計測により，設計・開発・製造の各プロセスを高度化する動きが活発になっている^{(1),(2)}。このような技術は，現物融合エンジニアリングとして急速に進化し，もの造りの根本的な見直しにつながりつつある。その流れの中で，産業用X線CT装置は，他の計測装置と比較し，内部形状が非破壊で計測できる大きなメリットを有し，従来の単なる断面検査装置としてだけでなく，実物の形状・密度情報のデジタル化装置，すなわち高速3次元形状測定機として活用され始めている⁽³⁾。特に加速器をX線源に使用した高エネルギーX線CT装置は透過能力が大きく，工業製品の3次元ビットマップデータ作成に優れている。得られたデジタルデータは，欠陥検査への活用，3次元形状計測，CADデータと現物との比較，実形状からの各種CAE，など様々なデジタルエンジニアリングとしての活用が可能である。本稿では高エネルギーX線CT装置の概要と得られたデジタルデータの設計・開発への活用技術をガスタービン機器への適用例も含めて紹介する。

2. 産業用X線CT装置の概要

2.1 CT装置の構成

X線CT装置は医療分野ではすでに広く普及しており，人体の断層像を撮影しさらには断層データを集積した立体像を表示して診断の有効な武器として使われている。医療用のX線CT装置では，使用しているX線のエネルギーが100keV程度で透過能力が小さく，小さな物体の撮影に限定される。そのため，工業製品の断層像撮影には，医療用CTよりも高いエネルギーのX線が必要となる。1MeVを越える高エネルギーX線の透過能力は医療用のX線と比較すると高く，高エネルギーのX線を用いれば，より大きなより高密度の物体の断層像を撮影できる。1MeVを越えるX線はX線管では発生できず，加速器を用いることになる。

高エネルギーX線CT装置の基本構成を図2.1に示す⁽⁴⁾。X線源として電子線加速器（LINAC）を使用し，

加速された電子をタングステンターゲットにあてて1MeVを越えるX線のパルスが発生させる。X線発生源に対向して1次元のX線検出器アレイを配置し，その中間に撮影する試料を設置するスキャナを置く。X線源はプリコリメータでファンビーム状にX線を放射するようにしてあり，試料を透過したX線を検出できる位置に検出器アレイがある。検出器は必要に応じて500～1000個が配置される。

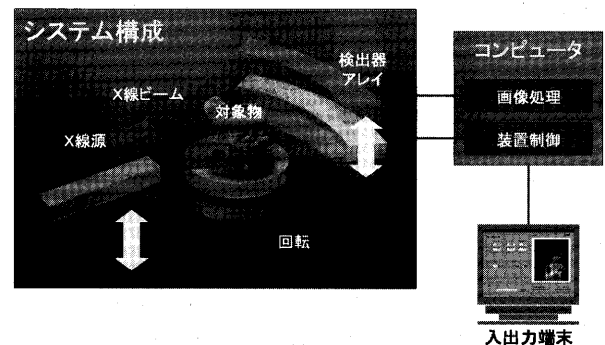


図2.1 産業用X線CT装置の基本構成

2.2 HiXCT装置の特徴

CT画像データから被検体の3Dデジタルモデルを作成しエンジニアリング活用するためには，被検体の全体撮像が必要であり，そのためには1断面の撮像時間を精度を落とさず可能な限り短縮する必要がある。弊社の開発した産業用X線CT装置（HiXCTシリーズ）では，この課題に対して，検出器に薄型の図2.2に示した半導体センサを採用し高密度に配列することにより，従来，1断面の撮像に並進と回転の操作により画像を作成していた（第2世代方式）が，回転操作のみでの画像作成（第3世代方式）を実現した^{(5),(6)}。図2.3にその撮像方式

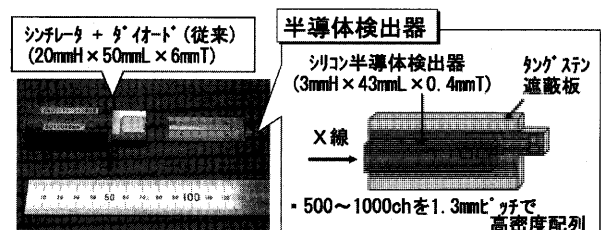


図2.2 半導体検出器

原稿受付 2005年2月14日

*1 ㈱日立製作所 電力・電機開発研究所

〒312-8507 茨城県ひたちなか市堀口832番地の2

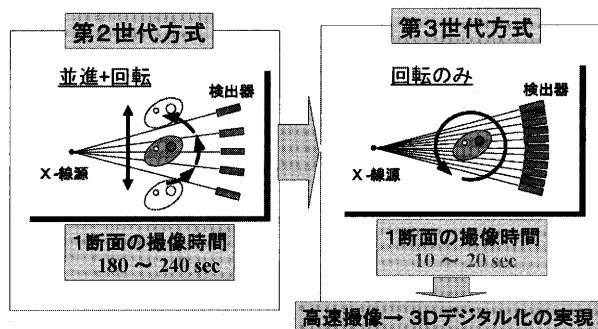


図2.3 撮像方式の高速化

の差異を示した。これにより、HiXCTシリーズのCT装置では最速10秒/断面の高速撮像を実現し、CTデータのデジタルエンジニアリング活用を可能とした^{(7),(8)}。

HiXCTシリーズのCT装置では、X線源のエネルギーレベルに応じて450keVの小型被検体対応の装置から、12MeVの大型装置までのラインナップを保有している。450keVでは、管球型のX線源を使用し、1MeV以上では線形加速器をX線源として使用する。図2.4に、1MeV装置の外観を示した。



図2.4 1MeV装置の外観

2.3 撮像例

1MeVの加速器を用いたX線CT装置で撮影した実例を示す。図2.5に、サンプルとして撮像した燃焼器内の燃料ノズル部部品を示した。撮像条件は、Z方向に1mmピッチで240断面を撮像。各断面の画素数、サイズは900×900、0.4mm×0.4mmである。撮像時間は15秒/断面で、燃料ノズル全体撮像では約1時間である。図

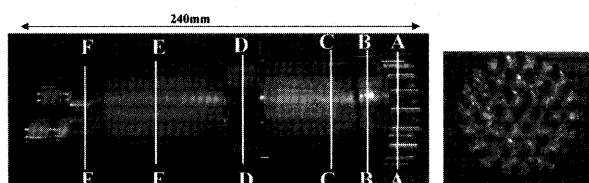


図2.5 燃焼器燃料ノズル部の部品外観

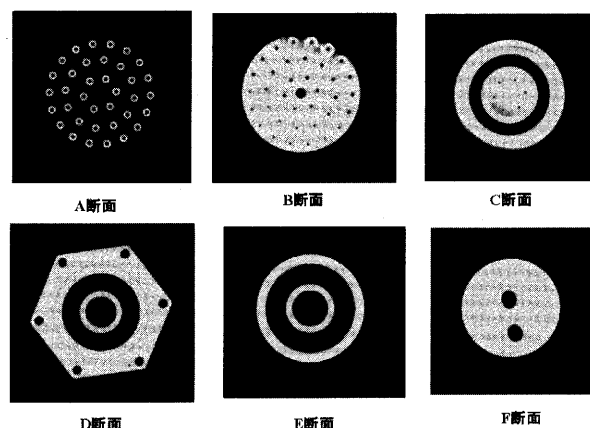
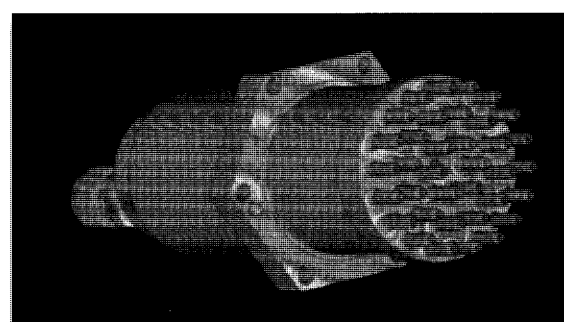


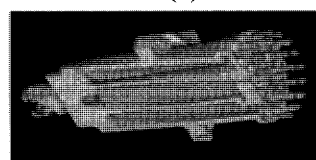
図2.6 燃料ノズルの断層画像

2.6には図2.5のA～F断面の断層像を示した。

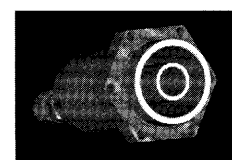
240枚の断層像を積層して立体像を作成した結果を図2.7に示した。図2.7には、作成した立体像からXY断面およびXZ断面での切断モデルも示した。



(a) 3次元モデル



(b) XZ断面カット図



(c) XY断面カット図

図2.7 燃料ノズルの撮像結果

図2.8にはガスタービン翼の撮像例を示した。本例では、Z方向に0.5mmピッチで翼面部分を87断面を撮像した。各断面の画素数、サイズは500×500、0.4mm×

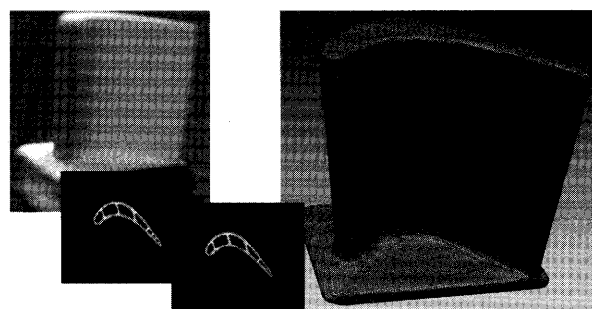


図2.8 ガスタービン翼の撮像例

0.4mm である。3次元モデルとしては表面をポリゴンで記述した STL データで示した。

3. X線 CT データの DE 活用技術

3.1 CT データの特徴と活用方法

X線 CT で得られるデータは、図3.1に示すように、格子に沿って配列した小体積（ボクセル）にスカラ量（X線減衰率≒密度）を対応させた集合体からなるビットマップ形式となる。このデータ形式は、点・稜線・面などの幾何学的定義とそれらの位相関係から形状を記述する既存の CAD データ形式（B-reps 形式）と大きく異なる⁽⁹⁾。そのため、CT データをエンジニアリングに活用するには、以下の3つのレベルでの活用方法がある。

- (a) 3次元ビットマップデータでの活用
- (b) ビットマップ形式の CT データから表面形状を STL (Standard Triangulation Language) 形式に変換しポリゴンデータとして活用
- (c) ビットマップ形式の CT データを B-reps 形式の既存 CAD データ形式に変換して活用

また、CT データの大きな特徴としてデータ容量が大規模（数百 MB ～数十 GB）になり、これらの大規模データを迅速、効率よく処理する必要がある。

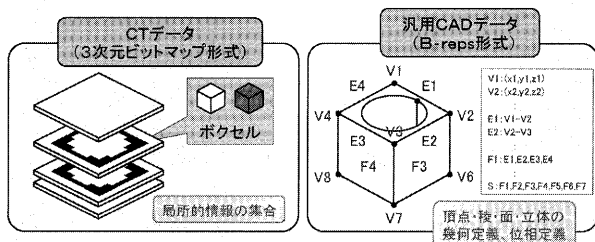


図3.1 CTデータと既存CADデータ形式

3.2 CTデータの活用ソフトウェア技術

3.2.1 3次元ビットマップCAD「StereoCooker」

CTデータの断層像セットから3次元モデルを生成し、寸法計測、欠陥検査、密度分析などのエンジニアリング活用を実現させるソフトウェア StereoCooker を開発している⁽¹⁰⁾⁻⁽¹²⁾。

StereoCooker の構成は、基本部分である「カーネル」と、拡張部分である「プラグイン」からなる。表3.1に各種の機能プラグインの一覧を示した。特に、画像データの寸法計測では仮想プローブの概念を新たに導入し、境界部分の CT 値の変化の状態から高精度で境界を抽出し、被検体寸法の高精度計測を可能としている。また、3次元寸法計測では、基準平面、円筒面など形状情報（フィーチャ）を抽出し、計測方案に沿った処理を自動実行させる事が可能である。このような機能を活用することにより、従来の3次元計測を大幅に合理化できると同時に、実体物から設計変更が可能となっている。また、鍛造部品の鋳巣の3次元分布表示なども CT データの加

表3.1 各種の StereoCooker プラグイン

分類	プラグイン
レンダリング	ボリュームレンダリング、切断レンダリング、透視レンダリング、スライスなど
形状操作	形状操作、座標変換、セル演算、形状最適化、二値化、オフセット、積み上げなど
計測・分析	寸法計測（位置計測、幅計測、幾何計測）、形状比較、密度分析など
データ変換	ラスタライズ、RPデータ出力、ボクセル解析用データ出力、STL変換など
特徴抽出	フィッティング、座標系定義、位置あわせなど
STL操作	ファセット再分割、不整合修正など

工処理で可能となる。

図3.2には StereoCooker の画面例を示した。CT 断層画像、任意断面表示、3次元モデル化データを統合的に扱っている様子が示されている。

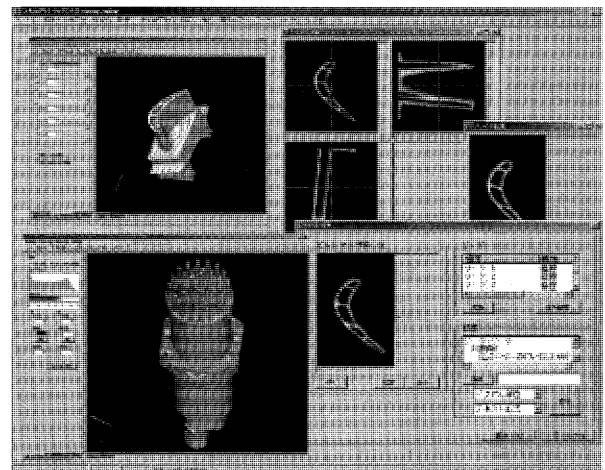


図3.2 StereoCooker の画面例

3.2.2 CT - CAD データ変換ソフト

「FeatureMaker」

CTデータの活用方法として、ビットマップ形式から既存 B-reps 形式 CAD データに変換する方法も考えられる。既存 CAD データ形式に変換できれば、これまでの汎用 CAD で開発されてきた膨大な技術が活用できるため、その利便性は非常に大きい。

しかし、このデータ変換では図3.1に示したように

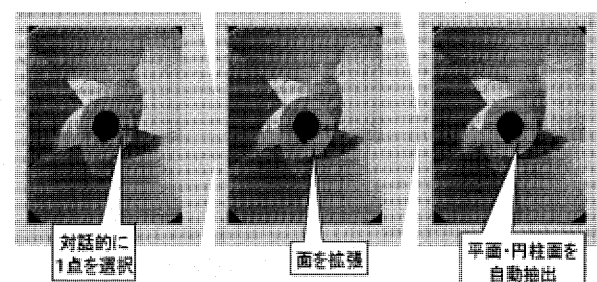


図3.3 表面領域拡張法の概念図

ビットマップ形式のデータから大局的な形状情報を抽出する必要があり技術的な難易度が非常に高い。著者らが開発した FeatureMaker では、この形状情報抽出に、表面領域拡張法という新手法を考案し対応した¹³⁾。表面領域拡張法の概念を図3.3に示した。

表面領域拡張法によるフィーチャ抽出では、まず、3次元ビットマップの表面にあるシード点を対話的に指定する。指定した点から設定許容範囲内に収まる領域を自動拡張して幾何学的な面要素（平面・円柱面など）にグルーピングする。その後、それぞれの面要素にフィーチャ（解析幾何学的な定義）を付与する。3次元ビットマップの抱合関係をもとに面要素のトポロジを把握し B-reps データを作成する。

本手法を用いて小型機械部品の CT 撮像データから B-reps 形式 CAD データに変換した例を図3.4に示した。変換後のデータは汎用 CAD に読み込み活用可能である事を確認している。

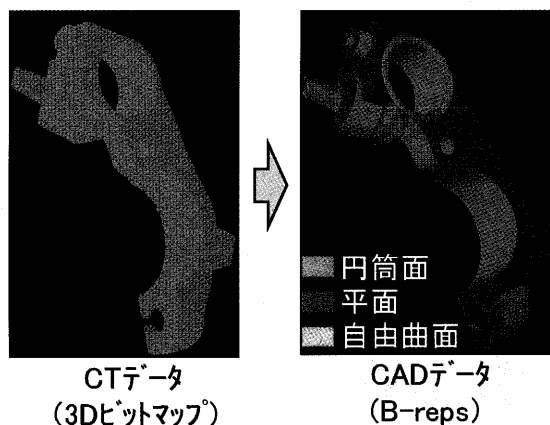


図3.4 FeatureMaker によるデータ変換例

4. CT データの DE 活用例

拡大している CT データ活用技術は多岐にわたるが、ここでは以下の内容に関して紹介する。

- (1) 非破壊検査としての活用(1) - 欠陥検査 -
- (2) 非破壊検査としての活用(2) - 密度分析 -
- (3) 3次元形状測定としての活用
- 寸法測定, 形状分析 -
- (4) CAE (構造解析, 流体解析) への活用

この他にも、ラピッドプロトタイプング (RP) との連携によるレプリカ作成などの活用方法もある。

4.1 非破壊検査としての活用(1) - 欠陥検査 -

欠陥検査としての活用では、鋳造品の鋳果の分析評価に CT 撮像データが威力を発揮している。特に、従来の計測では得られなかったエンジンブロックに発生する鋳造欠陥の3次元的な分布が評価された結果が報告されている¹⁴⁾。3次元ビットマップ CAD「StereoCocker」でも、鋳造欠陥の抽出、3次元表示が可能である。図4.1に、

ターボチャージャの全体撮像から鋳造欠陥を表示した例を示した。このような鋳造欠陥の3次元表示は、タービン翼でも同様に表示可能である。

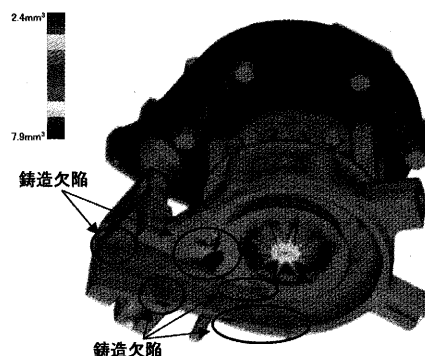


図4.1 鋳造欠陥の検出と表示例

鋳造欠陥が3次元的に定量的に評価できる事により鋳造方案の改良、品質向上につなげる事ができる。同時に、従来のように欠陥部分を切り出し密度分析により欠陥量を評価するプロセスと比較すると撮像データからの評価では1/10以上の期間短縮効果がみられる。同時に、鋳造シミュレーション結果と CT 撮像による欠陥分布を比較する事によりシミュレーションモデルの改良、予測精度向上にもつなげる事ができる。

4.2 非破壊検査としての活用(2) - 密度分析 -

CT データは密度情報も保有しており、非破壊で被検体内部の密度が測定できる点も大きな特徴である。図4.2には、電力貯蔵用2次電池の反応に伴う密度変化を表示している。密度変化により反応進行状況が分析でき、電池出力の増加など性能向上のために、これらの分析結果が活用されている。

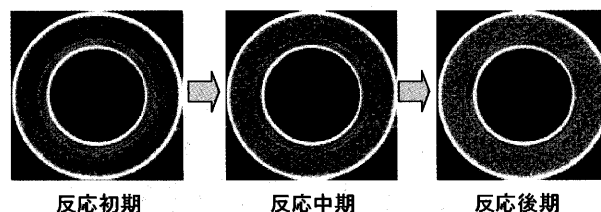


図4.2 電池反応による密度変化計測例

密度計測による分析は、粉体混合物の混合度合いの評価、合金生成時における混合度合いの評価など、活用範囲は様々に広がっている。

4.3 3次元形状測定としての活用

物体の外表面形状を計測する手段は探針式寸法計測器やレーザー式形状計測器など各種存在しており、正確な形状の測定が可能である。しかし、物体の内部の形状を測定する手段はX線 CT を除いてほとんど考えられない。

図4.3には性能試験のために製作したポンプインペラのCT撮像結果からの寸法計測結果を示す¹⁸⁾。軸内径およびハブ外径がCMMの計測結果と良好な一致を見せている。CT画像からの寸法計測では、画像のノイズレベルに計測精度が依存し、装置の透過能力限界の被検体サイズに近くなるとノイズが大きくなり計測精度は悪化する。

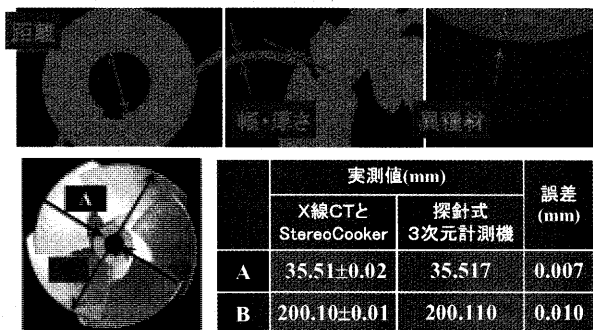


図4.3 画像データからの寸法測定結果

寸法計測では、CTデータから「仮想プローブ」と呼ばれる手法を用いる事によりボクセル長以下の高精度な計測を実現している。これはコンピュータ上で仮想的なプローブを用いて、定義された経路に沿って3次元データを走査することにより基準位置からの距離を測定する方法である。

ガスタービン翼の寸法計測では、翼水平断面の厚み計測に活用できる。図4.4には、StereoCokerの計測機能を用いて翼厚みを計測している例を示した。画像上に仮想的なゲージを自動設定し、このゲージ上に仮想プローブを走査する事により翼厚みの多点計測が短時間で実施可能となった。

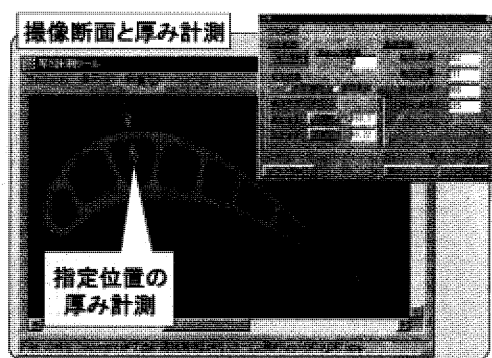


図4.4 タービン翼厚みの寸法測定画面

また、タービン翼断面画像からの計測では、冷却孔内の冷却流路構造や乱流促進体形状が計測可能である。さらにCADデータから作製したSTL (Standard Triangulation Language) データとCTから得られた3次元モデルデータを比較することにより、被検体とCADデータの3次元的な偏差が評価できる。図4.5にブレードの表面位置の偏差をコンター図で示した。このような

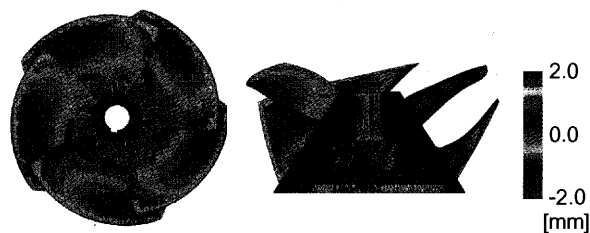


図4.5 ポンプインペラ試作品の設計データとの寸法比較

3次元形状の比較により製作条件を見直し精度向上につなげる事が可能である。

4.4 CAE（構造解析、流体解析）への活用

(1) ボクセル解析プログラムへの活用

図3.1に示したようにCTデータは微小立方体(ボクセル)の集合であるため、ボクセル解析ソルバーの解析格子として、そのまま活用できる。ただし、解析における境界条件設定においては面情報を持たないため3.2.2節で紹介したフィーチャ抽出技術を用いて対応する。図4.6に、図4.1に示したターボチャージャーのCT撮像データを用いて casting シミュレーションを実施した例を示す。

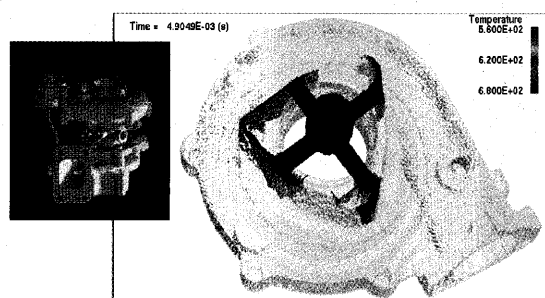


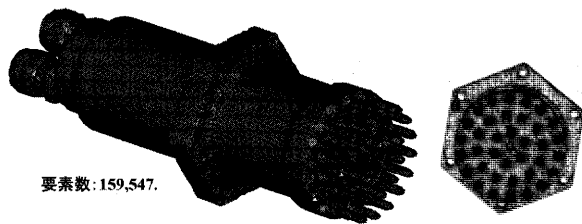
図4.6 CTデータからのボクセル解析(1)
- 鑄造シミュレーション -

(2) STLデータ変換後のCAE活用

従来の設計で活用されてきたCAEプログラムはボクセル格子ではなく四面体FEM格子や六面体差分格子が圧倒的に多数を占める。これらの既存汎用プログラムでの解析を実現するためには、CTデータを一度、STL形式に変換し、そこから内部格子を自動生成する方法が有効である。

図4.7に、図2.7に示した燃料ノズルに対しこの方法によりFEM格子を生成した例を示す。

これらの解析により実体物の形状を正確に反映した性能分析が可能となり、得られた結果は、再度、設計・製造プロセスに反映し性能・品質向上につなげる事が可能である。



要素数:159,547.

図4.7 CT データからのFEM生成例(燃料ノズル)

5. おわりに

本稿では、高エネルギーX線CT装置とそのデジタルエンジニアリングへの活用例について紹介した。高エネルギーX線CT装置は物体の内部を含む3次元形状を非破壊で計測でき、3次元CADやCAEと結合することによりターボ機械やタービン機器に対して設計・開発部門の有力なツールとなる。また、本稿で紹介したCTデータ活用技術は、産業用X線CT装置のみならず医療用X線CT装置、マイクロフォーカスX線CT装置のデータに対しても有効であり、非常に広い分野での活用が可能である。今後、X線CTにより得られる現物の情報が各種エンジニアリングに活用される「現物融合エンジニアリング」を進展させ、新しいモノづくり・設計手法に展開されてゆくものと推察される。

文献

- (1) 鈴木宏正, 「デジタルエンジニアリングを支える離散幾何モデル」, 精密工学会誌 Vol.69, No.4, pp.469-472 (2003)
- (2) 日本非破壊検査協会: 「特集 X線CTによるリバースエンジニアリング」, 非破壊検査, Vol.50, No.11, pp.698-716 (2001)
- (3) 石井博行, 他: 「X線CTを活用した3次元形状計測」, 精密工学会誌 Vol.69, No.4, pp.473-476 (2003)
- (4) 出海滋: MeV領域工業用X線CT/DRの性能, 非破壊検査, Vol.48, No.9, pp.575-577 (1999)
- (5) H.Miyai, et al.: A High Energy X-Ray Computed tomography Using Silicon Semiconductor Detectors, 1996 Nucl. Sci. Symp. Conf. Rec., Vol.2, pp.816-821 (1997).
- (6) H.Miyai, et al.: Characteristics of a Silicon Detector for Industrial X-ray Computed Tomography, Nucl. Sci. and Meth. A353 pp.97-100. (1994)
- (7) 上村, 産業用高エネルギーX線CTとデジタルエンジニアリングへの応用, 電機学会誌, Vol.122, No.2, pp.100-103 (2002)
- (8) 佐藤克利 他, 産業用X線CTとそのデジタルエンジニアリングへの適用, 日立評論 2001年2月号 (2001)
- (9) 鳥谷浩志, 千代倉弘明, 3次元CADの基礎と応用, 共立出版 (1991)
- (10) 高木太郎, 他: 「X線CTを活用するビットマップベースエンジニアリング」, 日本非破壊検査協会平成13年度秋期講演大会講演概要集, pp.169-172 (2001)
- (11) 高木ほか, 3次元ビットマップCADの開発とそのエンジニアリング応用, 第23回ラピッド・プロトタイピングシンポジウム資料, pp.38-88, (2002)
- (12) Takagi, et al.: Development of 3D Bit-map-based CAD and Its Application to Hydraulic Pump Model Fabrication", 13th Solid Free-Form Fabrication Symposium (2002-8)
- (13) Yashiki et al: Delopment of Reverse Engineering System for Machine Engineering Using 3D Bit-map Data", 13th Solid Free-Form Fabrication Symposium (2002-8)
- (14) Takahiro Okada, et al. : Three-Dimensional Shape Measurement With High-Energy X-ray CT-Scan, SAE International SP-1777, pp45-49, (2003)
- (15) N.Sadaoka et al., Metal Selective Laser Sintering Technology Applied on Hydraulic Turbine Design, The 8Th International Conference on Rapid Prototyping (2000)

特集：ガスタービン用センサ，計測技術

翼列フラッターに関する計測技術

渡辺 紀徳^{*1}

WATANABE Toshinori

キーワード：Gas Turbine, Turbomachinery, Experiment, Aeroelasticity, Cascade Flutter

1. はじめに

翼列フラッターは圧縮機やタービンの翼列で発生する空力弾性的自励振動現象である。この不安定振動現象については、1950年頃からジェットエンジン・ガスタービン技術における大きな問題として膨大な研究が行われてきた。その発生機構や発生限界の予測に関して、様々な研究成果が得られているが、翼列の空力技術の進歩とともに、流れの高速化や複雑化が進み、未解明の振動問題がまた発生して、新たな研究が必要とされるという事態が繰り返されている。

物理的な機構が知られていない現象に対して、その支配パラメータを明らかにし、現象の本質をえぐり出すための定量的情報を取得するため、実験的手法の重要性は言を俟たない。ただ、先に別の場所でも述べたように⁽¹⁾、昨今では振動翼列流れに対する非定常数値解析や流体－構造連成解析の発展により、数値的手法も現象へのアプローチの重要な手段となっていることから、複数の手法

を用いて得た情報を総合的に考察して、現象を解明するのが有効な手段であると考えられる。そして、今や実験には数値解析手法を検証するためのデータを提示する、という意義が付け加わっている。

ここでは翼列フラッターの解明に関する実験の手法について、最近の動向を交えて若干の紹介を行いたい。学術的な見地から、現象解明を意図した基礎的な実験方法に的をあてることとする。フラッター現象の基本的な事柄や古典的な実験法に関しては優れた文献が多くあるので^{(2)～(4)}、それらを参照いただくと幸いである。

2. 翼列フラッター解明に向けた計測の概要

翼列フラッターのような振動翼列の非定常空力特性を明らかにするために、まず必要な量は翼に作用する非定常空気力である。このため、図1に一例を示すような翼列風洞が用いられる。供試翼列付近の測定部を拡大したのが図2である。ここでは各翼の下側が背面となり、圧

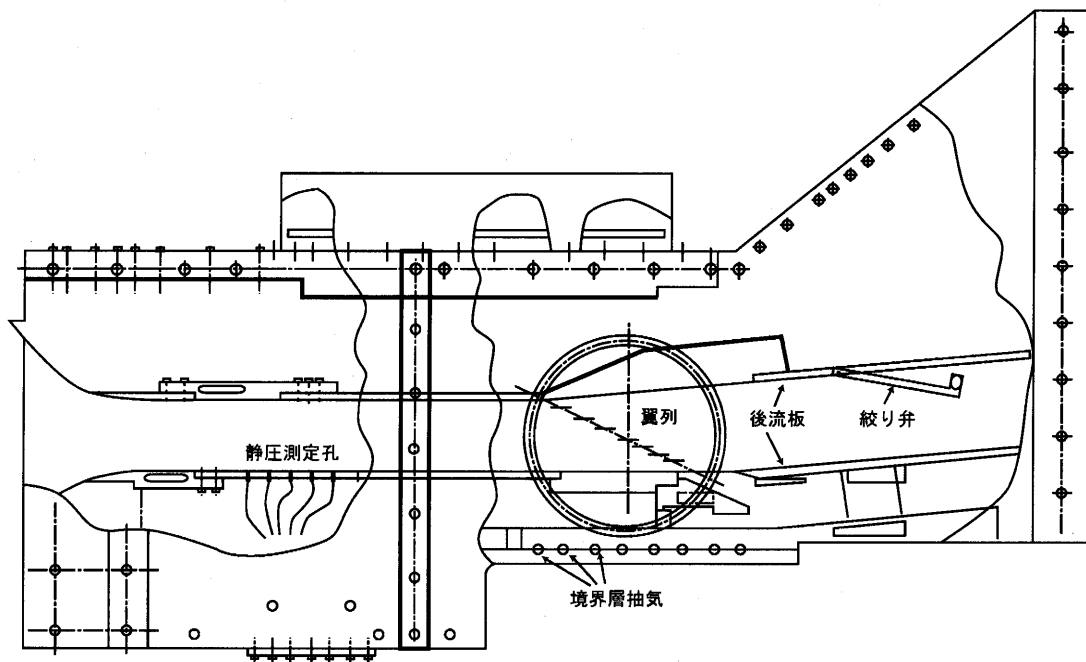


図1 遷音速直線振動翼列

原稿受付 2005年2月21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 東京都文京区本郷7-3-1

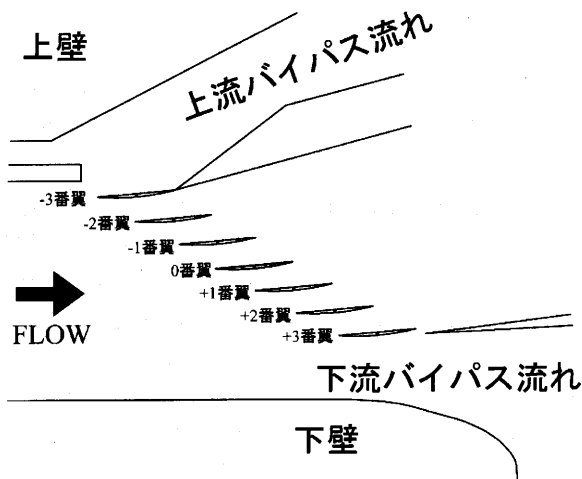


図2 振動翼列風洞測定部

縮機翼列を形成している。各翼には便宜上、番号がついてある（後出）。これらの翼を弾性支持して流速を変化させ、翼を自然振動させる方法（自由振動法）や、強制加振する装置を設けて振動させる方法（強制振動法）により、振動する翼に働く非定常空気を求める。非定常空気を求めるには、非定常圧力センサーを翼面上に配置し、得られた圧力値を翼面全体で積分する方法や、翼支持部に歪ゲージを貼付し、翼全体に働く力を計測する方法がある。翼列フラッターの空力的安定性は、翼振動の1周期中に翼になされる空力仕事が正か負かによって決まり、正ならば不安定である。空力仕事は非定常空気力と翼の振動速度を乗じ、1周期にわたり積分することによって算出される。したがって非定常空気力の振動速度と同位相の成分が励振力に対応することになる。一方、フラッターのメカニズムを解明するためには非定常流れ場の情報が必須であり、振動翼まわりの流れの情報を得る様々な流体力学的手法が用いられる。

3. 自由振動法と強制振動法および一翼振動法

風洞中に翼列を弾性支持し、流速を十分低い値から次第に増加させて行くと、ある流速で翼が振動を始める。このときの流速（限界流速）を測定し、翼振動の固有振動数および質量比（mass ratio、翼の密度と流体密度との比）などから振動時に翼に働く非定常空気を求める。このような計測法を自由振動法などと称し、以前のフラッター研究ではよく用いられた⁽⁵⁾。単独翼ならば、この限界風速よりも低い流速で翼に自然振動を与え、振動の減衰曲線から各流速での非定常空気を求めることが可能である。しかし、翼列の場合は隣接翼間の振動位相差が重要なパラメータとなり、位相差をコントロールして自由振動法を行うのは困難なため、限界風速における計測しかできない。したがって翼間位相差も、最も危険なモード1種類に対するものしか求まらないことになり、実験の自由度がない。類似な改良手法に、流入する流れに変動を加え、翼に強制加振力を与えたときの共振特性

を測定して非定常空気を求める方法もあるが、やはり翼間位相差は任意に選択できない。

これに対し、翼を強制的に加振して、振動時に翼に働く非定常空気を計測する強制振動法を用いれば、任意の振動数および翼間位相差における非定常空力特性を求めることができる。このため、翼列フラッターの実験に有効な手段となる。ただ、このような加振装置は一般に複雑であり、大がかりな実験とならざるを得ない。

このため、翼列フラッターの実験方法として、翼の振動振幅が十分小さい場合に有効な線形重ね合わせの方法が考案され、その簡便さのため用いられている⁽⁶⁾。これは、振動振幅が十分小さいとき、翼列の非定常空気が各翼の振動振幅に対して線形的に分離できることに着目して、翼列の中心部にある翼1枚だけを加振し、この振動翼自身と、周囲の静止翼に誘起される空気を計測した後、これらを任意の翼間位相差で線形的に重ね合わせて、全翼が任意の翼間位相差で振動しているときの非定常空気を求める方法である。この重ね合わせ法は一翼振動法、あるいは影響係数法などと呼ばれる。図2のように翼列内の翼に番号付けし、0番の中央翼が加振翼であるとする。0番翼の正弦波振動によって第 n 番の翼に誘起される無次元非定常空気力（影響係数）を C_n とおき、空気力と振動翼変位との位相差を ϕ_n とおくと、全翼が任意の翼間位相差 σ で振動しているとき翼に働く無次元空気力係数は、

$$C_\sigma = C_0 + \sum_{n=1}^{+\infty} (C_{-n} e^{in\sigma} + C_n e^{-in\sigma})$$

と表される。実験では n を有限枚数としなければならないが、文献(6)では計測翼の枚数と非定常空気の計測精度との関係も検討されており、 ± 2 番までの計測で十分な精度が得られ、 ± 1 番まででもかなり良い近似になることが示されている。ただし、この必要翼枚数は流れの条件によって異なると考えられ、各実験で精度の確認が必要である。この手法は微小振幅に基づく線形化により、フーリエ変換に基づいて影響波モード（influence wave mode）から進行波モード（traveling wave mode）への変換を可能としているものであるが、この仮定の適用範囲には特に高速流の場合に関して以前から様々な議論があり、適用限界は今のところ定かでないと言える。この点は今後更に明らかにして行く必要がある。

4. 典型的な実験設備

4.1 振動翼列風洞

図1に示した風洞は一翼振動法による実験に用いられている直線振動翼列風洞で、もともと遷音速・超音速流れの条件における実験のために設計されたものである。このような二次元風洞では、流れの構造が比較的単純であり、不安定振動の発生するメカニズムを解明する目的などには非常に有効であるが、二次元であることの制約もまた多い。図の上下の壁で翼列は終わるので、実機の

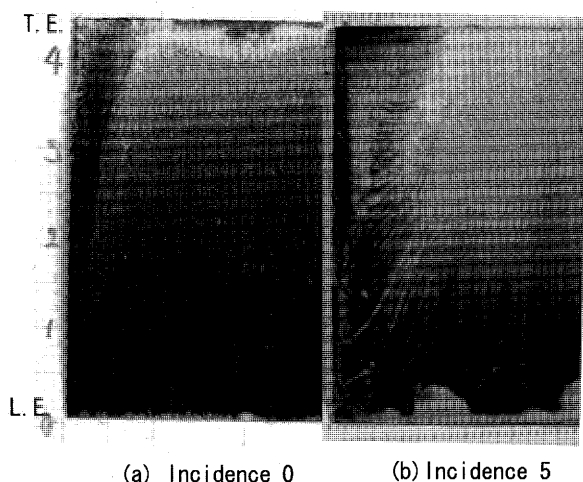


図3 翼面上流れの油膜法による可視化写真

環状翼列とは異なる場となっている。このため、壁面を多孔板にしてその裏側に空間を設けたり、更に壁から空気の吸い込みを行うなどして、この固体壁の影響をできる限り少なくする必要がある。振動翼列の実験では特にこれらの壁面における圧力波の反射などが問題となるので、十分な対策が必要である。図2のテストセクションには上壁と下壁にバイパス流路が設けられているが、これは高速流れのときに、翼列方向の流れの一様性を確保するため必要となる。実際に流れを設定するには、翼列の上流と下流で側壁面における翼列方向の圧力分布を計測し、これが一様となるような流路形状や吸込みの条件を、その都度調整して行かざるを得ない。また、側壁面には境界層が発達するので、たとえ翼の中央スパン部で諸計測を行うとしても、この側壁境界層をやはり壁から吸込み、極力発達を抑えることが必要である。図3は図1の翼列風洞において、翼面上の流れを油膜法で可視化した結果の例である。二重円弧翼列を用い、マッハ数0.74の亜音速流れで入射角を 0° と 5° に設定している。図は翼端側のほぼ半翼幅の負圧面を示しているが、 5° の入射角ではほとんど失速に近い状況であり、壁と翼端とのコーナーで境界層の発達あるいは剥離により、流れが大きく絞られている様子がわかる⁽⁷⁾。

翼列方向の境界の影響を排除するためには、環状翼列風洞が必要である。回転しない環状翼列で、各翼が独立の加振装置にマウントされ、任意の翼間位相差で振動できるような風洞がいくつか製作され、実験に供されている。スイスのローザンヌ連邦工科大学 (EPFL) に設置された RGP-400 という装置がよく知られており、これは翼端径400mmの環状翼列風洞でマッハ数は0.3から1.6まで変えることができる⁽⁸⁾。翼振動は電磁加振により行われる。流入する流れに旋回を与えることにより、動翼相対流れを部分的に模擬している。この装置により、これまでに、基礎的な非定常空力特性、空力減衰力特性に関する様々な情報が取得されてきた⁽⁹⁾。中には前述の

traveling wave mode と influence wave mode との関係性を考察したものもある⁽¹⁰⁾。我が国では旧航空宇宙技術研究所に環状振動翼列風洞が建設され、遷音速・超音速流れにおける翼列フラッターの性質に関して多くのデータが取得された⁽¹¹⁾。

一方、回転翼列で実機に近い形態でのフラッター特性の実験では、ターボ機械のリグで翼列の振動状態を作り出し、翼に働く非定常空気を計測する実験が行われている。この場合は装置の制約上、強制振動法の適用は困難で、回転翼に非定常圧力センサーおよび歪ゲージを設置し、翼を振動状態に入れて減衰特性や圧力分布を計測する。したがって詳細な現象の把握は難しいが、実際の空力減衰、振動モードなどの有用なデータが取得され、また数値解析コードの検証データとしても有益な資料が得られる。例えば米国の Wright Patterson Air Force Base にある Air Force Research Laboratory の圧縮機試験装置で、ブリスクの失速域におけるフラッターに関する実験が近年行われている⁽¹²⁾。

4.2 遷音速・超音速流れの場合

図1の風洞はブローダウン式の遷音速翼列風洞で、圧縮機翼列の場合、流入マッハ数を1.4程度までとることができる。近年、衝撃波の挙動が深く関連するような翼列フラッターが未解明の課題として重要となっており⁽¹⁾、これに対応する実験が不可欠となっている。既に触れた旧航空宇宙技術研究所や EPFL の環状風洞も、遷音速・超音速流れで実験できる振動翼列風洞として、多くの成果を挙げてきた。

遷音速・超音速流れでは衝撃波の振動と翼振動との関係が重要となるため、衝撃波の可視化が現象の考察に有効な手段を与える。これはシュリーレン法などを用いて行われている。図1の風洞ではテストセクションの片側の壁が金属鏡面となっており、反対側の壁をガラスまたはアクリルの透明壁とすることによってレーザーを流れ場に導入することができる。このシステムによりシュリーレン写真を撮影した例を図4に示す⁽¹³⁾。翼列上流と下流の静圧比を変化させた例が示してある。視野に入っている翼は上から図2の-1番翼、0番、+1番、+2番翼である。流入マッハ数は1.2で、写真には翼間流路に形成される垂直衝撃波である通路衝撃波 (passage shock) および翼前縁で形成され隣接翼の背面で反射する斜め衝撃波 (oblique shock) が見られる。左上から右下に走る黒い帯状の部分は、翼を支持するために透明壁に設置した薄板が写り込んだものである。また、0番加振翼は根元に孔があいているため (後出)、孔の部分に長方形の黒い影が見られる。この風洞ではテストセクションの下流に設けられた絞り弁により背圧を変化させることができるが、圧力比を上げるとともに、背圧の増加のために通路衝撃波が前縁側に移動して行くのが分かる。

このような流れ場では、既に述べた翼列方向の流れ場

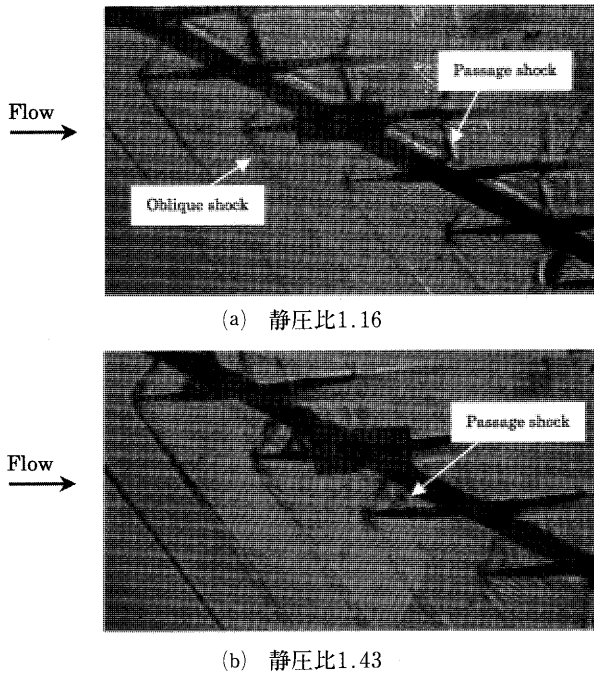


図4 流れ場のシュリーレン写真

の一樣性を確保することが益々難しくなり、流路の細心な設定が必須となる。

高速流れの場合、翼の無次元振動数 $k (=c\omega/U, c$: 翼弦長, ω : 翼の円振動数, U : 主流速度) に必要な大きさを確保しようとする、翼振動数を高くしなければならず、実際には実現が不可能となる場合も出てくる。そこでかつて、分子量が大きく音速の低いフロンガスを作動流体に用いた回流式の風洞で実験が行われた^{44,45}。現在ではフロンガスは使用できないが、種々の作動流体の性質をうまく利用することは、時として有効である。

4.3 翼加振装置

振動翼列実験における翼の加振には、電磁式加振と機械的加振が用いられる。機械的な加振は振動数および振幅の設定が厳密に行え、安定性も高いが、高周波数の加振をしようとすると困難が多い。一方、電磁加振は比較的高周波の加振まで行え、装置も単純、軽量で使い勝手が良いが、加振周波数を振動系の固有振動数付近にしないと十分な振幅が得られなかったり、振幅を一定に揃えるのに困難を伴ったりする。

図5は直線翼列風洞において、機械的加振で1枚の翼に並進振動を行わせるための加振装置である⁴⁶。モーターで回転する偏心軸にコンロッドがボールエンドで取り付けられ、片振幅0.85mmの振動を行う。振動数は100Hz程度までを用いた。翼のマウント部がリニアガイドに沿って並進振動を行う。このような並進振動では、風洞の側壁に振幅より大きい幅の隙間をあけざるを得ない。そこでこの隙間からの漏れ流れを防止するため、風洞の外側にシリコングリースを染み込ませた布のカバーをつけている。フォトカプラにより振動1周期に1個の

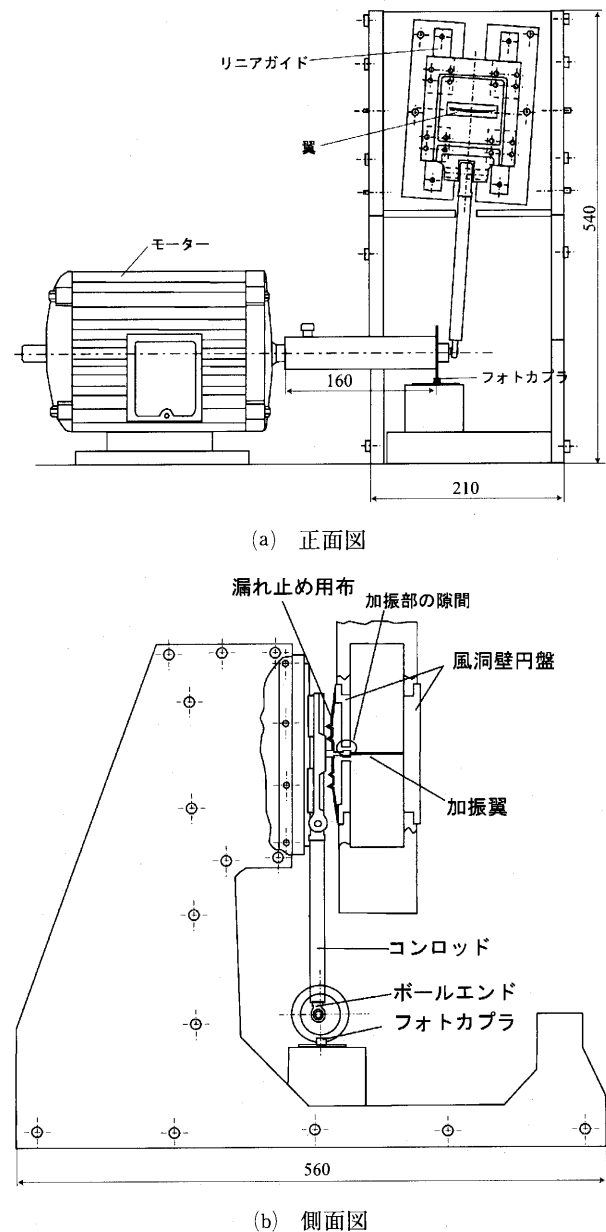


図5 翼の並進振動加振装置

回転同期信号を取り出し、非定常計測データの位相の基準とする。文献(17)では、機械的なねじり加振をカム機構により行わせる加振装置が用いられ、200Hzまでの高周波加振を実現している。

図6には電磁加振装置の例を示した⁴⁸。E型コアの電極を用いた電磁石に発振器からの交流を流し、翼にねじり振動を与える。てこ部に電磁力がかかり振動が発生するが、てこと固定端の間にばね部を設け、ばね系の共振を利用して十分な振幅を得る。翼弦長約45mmの翼を片振幅0.3°で110Hz程度までの振動数で加振する。図5に比べると装置は単純で、コンパクトにできる。

5. 計測法

5.1 非定常空気力

翼に働く非定常空気力を計測するには、翼面に設置し

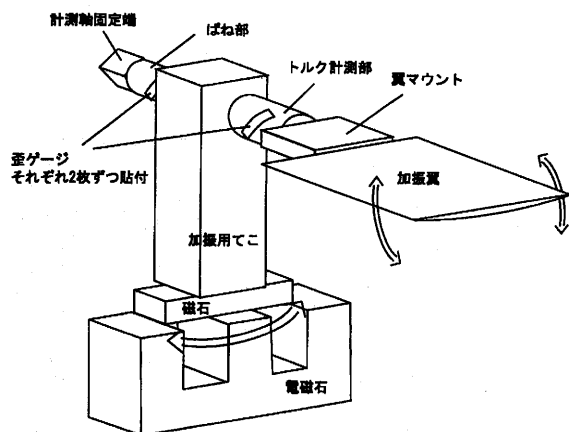


図6 電磁加振式ねじり振動装置

た非定常圧力センサーにより圧力分布を測定し、これを翼面で積分することにより求める方法と、翼支持部に貼付した歪ゲージにより翼全体にかかる力を計測する方法が用いられる。翼面流れの状態を詳しく把握し、局所的な空気力分布を理解して、フラッター現象の機構を解明するには、前者の圧力分布を計測する方法が望ましい。しかし、翼厚の薄い部分にセンサーを設置することが難しく、前縁と後縁の近傍における圧力が不明であることが多いことや、多数のセンサーと計測システムが必要なために高価となることなどが問題点である。一方、歪ゲージによる計測は、局所的な現象の把握が困難で、詳細な解析に向かないことが大きな問題であるが、前縁や後縁付近の空気力の影響も含めたデータが得られる利点があり、安価で簡便である。実際の実験では両者が併用できることが望ましいと言える。

図7は並進振動を行わせる振動翼の空気力を歪ゲージで計測する装置の例である¹⁸⁾。歪ゲージの感度と空力荷重による変形を勘案し、厚さ3mmの板状の部分をして歪ゲージを設置している。翼弦方向には広い幅を取り、ねじり変形に対する出力が影響しないようにしている。一方、図6にはねじり振動の計測用歪ゲージも示されている。ばね部の歪ゲージでは振動の角度情報を得る。一方、てこと加振翼との間にトルク計測軸を設けており、この部分の歪ゲージにより翼にかかるトルクを計測する。計測軸は太く作っており、固有振動数をばね部の固有振動数より十分大きくしてある。これら加振翼の空気力を計測する際は、慣性力も同時に計測されることになるため、流れのない状態で慣性力のみを計測したデータを差し引くことにより、慣性力を打ち消して空気力を取り出す必要がある。高い精度で空気力を求めるために、慣性力成分を真空チャンバー中の加振実験で求めた例もある。図6の例では歪ゲージを2枚用い、いわゆる2ゲージ法により曲げ方向の歪による出力成分をキャンセルする。

翼面非定常圧力の計測には非定常圧力センサーが用いられ、従来から Kulite のセンサーがよく用いられてきたが、高価である。近年はピエゾ素子等で安価な圧力セ

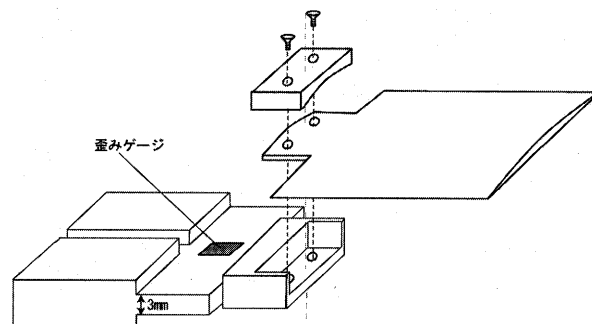


図7 並進振動加振翼の非定常空気力計測部

ンサーも出回ってきており、今後、使い安さの向上が期待される。前記 EPFL における最近の計測では、ピエゾ素子圧力センサーを翼面上に25個設置して、二次元的な圧力分布の計測を実施している¹⁹⁾。

翼面圧力分布の面計測の手段として、感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint, PSP) が有望視されている。機能性分子センサーの一つで、基本的には気流中の酸素濃度に対応して色が変わるセンサーであるが、局所圧力と酸素分圧との対応により、圧力センサーとして利用することができる。これを振動翼の翼面に塗布して非定常圧力分布を計測することが可能になれば、非定常空気力を三次元的に精度よく求めることができる。日本では平成11年度から15年度まで文部科学省の「機能性分子による熱流体センシング技術の研究開発 (MOSAIC プロジェクト)」が実施され¹⁹⁾、これまで衝撃風洞や低温風洞で計測の実績が積み上げられているが²⁰⁾、翼列非定常流れへの適用はあまり行われていない。ヨーロッパでは ERCOFTAC (European Research Community on Flow, Turbulence and Combustion) の熱流体研究プロジェクトの一つとして取り上げられ、EPFL でも予備的な実験が行われているが²¹⁾、実質的なデータはまだ公表されていないと思われる。

5.2 レーザー応用計測について

流れの計測手法として、レーザー応用計測は標準的な手法の一つになりつつある。圧縮機やタービンの非定常翼列流れについても、LDV や L2F、PIV といった手法が種々用いられ、複雑な流れ場の様々な様相を明らかにして来ている²²⁾。ただ、振動翼列まわりの流れ場に対しては、翼面という固体壁境界が移動するためあって、これらの手法が盛んに活用されているという段階にまで達していない。非定常流れ場の詳細な描像が非侵襲の手段で得られることから、その十分な活用は今後進めて行くべき課題であると思われる。

5.3 三次元の実験

以前にも書いたが¹¹⁾、非定常空気力のスパン方向分布など、三次元的な実験データは極めて限られており、この状況はかなり以前からあまり変わっていない。より現

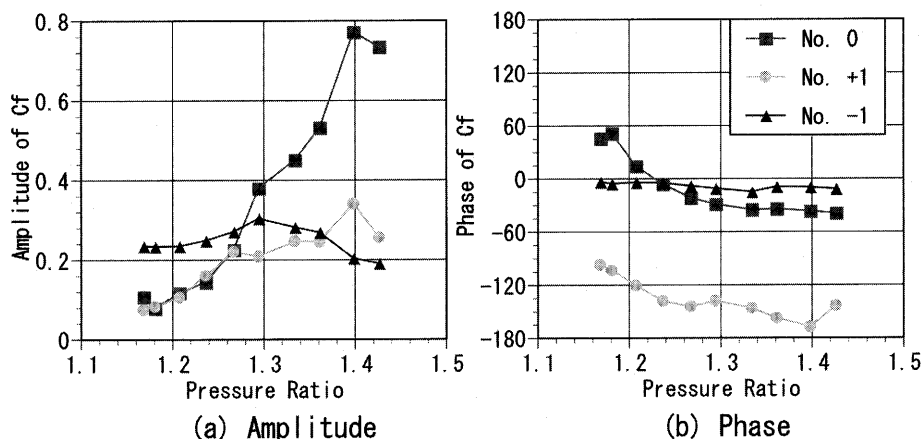


図8 非定常空力モーメント振幅および位相

実的な条件における三次元の実験データを蓄積することが是必要である。そのためには上に述べた PSP の適用などが効果的な手段を与える可能性がある。また、非定常圧力センサーの更なる低価格化なども期待される。

6. Standard Configuration

これも既に紹介したが、非定常翼列の標準問題をまとめた Standard Configuration というデータベースが公開されている²³⁾。10種類の非定常翼列問題について実験、理論解析、数値解析の結果がまとめられたもので、それぞれ STCF1から STCF10と番号付けされ、亜音速から遷音速の圧縮機およびタービンについて、失速状態まで含む様々な条件での非定常翼列データが整理されている。数値シミュレーションの結果を検証するために有用な資料である。これまでのところほぼ二次元のデータのみであるが、後から STCF11が追加され、環状翼列実験装置で取得したタービン翼列のデータが三次元翼形状とともに提供されている²⁴⁾。ただし計測データはミッドスパン位置でしか取得されていない。今後、三次元データの収集整理が期待される。

7. 計測例

遷音速圧縮機の非定常空力特性に関する計測例¹³⁾を示す。

図8は図4の写真の流れ場で振動翼列実験を行った結果である。図6の加振装置で0番翼にねじり振動を与え、この翼と両側の隣接翼(±1番翼)で計測した非定常空力モーメントの振幅と位相が示されている。横軸には翼列上・下流の静圧比がとってある。静圧比が増加すると通路衝撃波が前方に移動するが、それに伴って0番振動翼に働くモーメントの振幅が急激に増加することが分かる。一方、位相は静圧比の増加とともに遅れて行く。

図9はこれら3枚の翼で計測したモーメントを一翼振動法に基づいて合成し、翼振動の1周期中に翼に与えられる空力仕事を算出した結果である。横軸は隣接翼間位相差(Inter-Blade Phase Angle, IBPA)である。空力

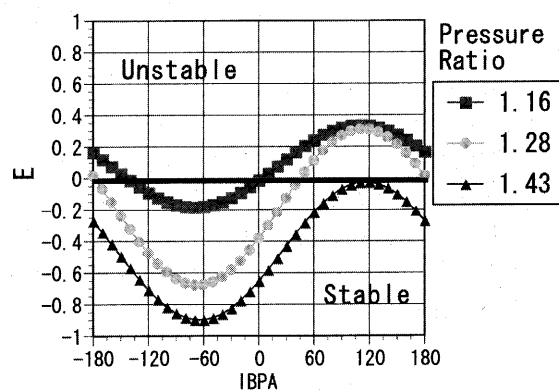


図9 非定常空力仕事

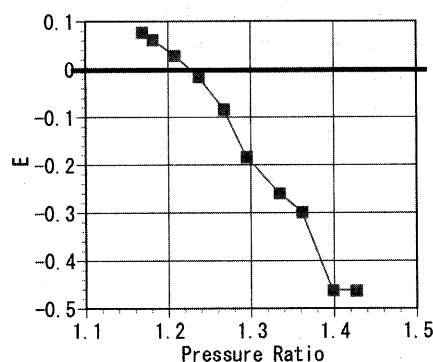


図10 振動翼非定常空力仕事

仕事为正の場合、空力的に振動が不安定となる。結果を見ると、IBPAが正の範囲でフラッターが不安定となることが分かる。また、静圧比の増加とともに仕事の曲線が負の方向に移動しており、振動が安定化されることが分かる。

このとき、0番振動翼への流入仕事のみを取り出し、静圧比に対してプロットしたのが図10である。このように振動翼の仕事が静圧比の増加とともに減少して負に転じるため、振動が安定化される結果となっている。この

変化は図8に示されているように、0番翼に働く非定常空力モーメントの位相が静圧比の増加によって減少し、正の値から負に変化することに起因している。

この実験の範囲ではこれ以上のことは分らないが、その後、実験と同様の流れ場をCFDで解析したところ、翼背面の通路衝撃波が入射する位置で翼面境界層が剥離しており、この剥離域が大きな非定常空気を生んでいることや、通路衝撃波の翼腹面への入射位置と翼振動のねじり中心位置との関係が、非定常空気の位相に支配的な影響を与えることなどが分かった。このように、現在では振動翼列実験と非定常流れの数値解析を組み合わせることで現象にアプローチすることが有効であることが多い。

8. おわりに

本文で紹介したように、衝撃波に関連する高速流れ中の翼列フラッターや、三次元的な振動不安定現象を解明する実験が現在急務の課題である。また、高負荷で失速域にある翼列のフラッターも古くから取り組まれている大きな問題であるが、解明にはまだ道のりがある。その他新しい問題として、低レイノルズ数流れにおける空力弾性問題も考える必要がある。境界条件がよくコントロールされた実験を重ねて良質の結果を蓄積し、数値解析の基礎を与えつつ現象に迫っていく総合的な研究が今後とも求められる。

参考文献

- (1) 渡辺, 日本ガスタービン学会誌, 32-4 (2004), 278.
- (2) 谷田他2名, 日本機械学会論文集, 29-198 (1963), 312.
- (3) AGARD Manual on Aeroelasticity in Axial-Flow Turbomachines, Vol.1-2, AGARD-AG-298, (1987).
- (4) 難波, 日本機械学会論文集 (B編), 56-528 (1990), 2173.
- (5) Shioiri, J., Trans. JASE, 1-1 (1958), 26.
- (6) 花村・田中・山口, 日本機械学会論文集, 45-398 (1979), 1399.
- (7) 青塚・渡辺・町田, 第29回ガスタービン定期講演会講演論文集, (2001), 23.
- (8) <http://tttwww.epfl.ch/laboratory/norotcascade.htm>
- (9) Belz, J., and Hennings, H., Proc. 10th Symp. on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines (2003), (CD-ROM).
- (10) Körbächer, H., and Bölcs, A., Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, Tanida, Y., Namba, M. ed., Elsevier (1995), 383.
- (11) 小林・生沼, 日本ガスタービン学会誌, 19-75 (1991), 50.
- (12) Sanders, A. J., Hassan, K. K. and Rabe, D. C., ASME Paper GT2003-38353 (2003).
- (13) Aotsuka, M., Watanabe, T. and Machida, Y., ASME Paper GT2003-38425 (2003).
- (14) Kobayashi, H., Proc. 1983 TOKYO IGTC, vol. 2 (1984), 539.
- (15) 花村・山口, 日本機械学会論文集 (B編), 52-482 (1986), 3428.
- (16) 賀澤順一, 東京大学学位論文, (2004).
- (17) Kobayashi, H., Trans. ASME, J. Turbomachinery, 112 (1990), 768.
- (18) 青塚瑞穂, 東京大学学位論文, (2002).
- (19) <http://www.nal.go.jp/fluid/jpn/mosaic/index.html>
- (20) 手塚・亀田・浅井・天尾・中北, 日本機械学会論文集 (B編), 68-669 (2002), 1391.
- (21) <http://tttwww.epfl.ch/research/overview.html>
- (22) たとえば松沼・筒井, 第31回ガスタービン定期講演会講演論文集, (2003), 223.
- (23) Fransson, T. H., and Verdon, J. M., Updated Report on Standard Configuration for Unsteady Flow Through Vibrating Axial-Flow Turbomachine Cascades, Report Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, (1991). または Proc. 6th Int. Sym. Unsteady Aerodynamics of Turbomachines and Propellers, (1991), 859.
- (24) <http://www.egi.kth.se/index.asp?pnr=10&ID=274&lang=0>

特集：ガスタービン用センサ，計測技術

過給機・小形ガスタービン用遠心圧縮機における インペラ内部流動計測技術

東森 弘高^{*1}

HIGASHIMORI Hirotaka

キーワード：LDV，LIFV，内部流動計測，高周波応答圧力センサー，遠心圧縮機インペラ

1. はじめに

過給機や小形ガスタービン用遠心圧縮機を開発する際、設計者は常に実際の遠心インペラ内部流動を正確に把握したいという願望を持っている。さらに、CFDが高精度化した現在でさえ、高速回転する遠心圧縮機インペラの内部流動をCFDにて推定する場合、その精度の検証を行いそのツールの特長や課題、適用限界を把握しておく必要がある。そのために、実際の遠心圧縮機的设计においてインペラ内部流動計測を正確に計測する技術が不可欠である。

遠心圧縮機の高速回転するインペラ内部流動の計測は、1974年にドイツDLRのSchodlがLIFVを開発し⁽¹⁾、Eckardtが遠心インペラ出口のジェットとウエイクの計測に成功⁽²⁾したことで大きな進展を得た。このEckardtの計測以降、レーザ流速計の高精度化、S/N比の向上に伴ってレーザ流速計による遠心圧縮機インペラ内部流動計測が各所で実施され、その結果が公表されるに当たって遠心圧縮機インペラの内部流動の実際が明らかになってきた。

本稿では、公表文献に示された計測技術と計測結果について、及び、著者らによる遠心圧縮機インペラ内部流動計測結果について紹介する。また、高周波応答圧力センサーによるシュラウド壁面圧力分布の計測もインペラ内部流動の把握やCFDの検証に重要な手法であり、この技術と結果についても紹介する。

2. 遠心圧縮機インペラ内部流動計測の代表例

2.1 レーザ流速計による計測技術

LIFV (Laser Two Focus Velocimeter) の原理の概要と、LDV (Laser Doppler Velocimeter) の原理の概要、及び、これらを遠心圧縮機インペラ流動計測に使用する際の適用技術の代表例としてSchodlによる計測技術⁽¹⁾を紹介する。遠心圧縮機への適用技術に関してはこの例が代表的で、後述する計測結果において著者らもこの例に倣った手法を使用している。

図1はLIFVの原理図である。レーザーの単色光を使用し、ビームスプリッタにより2つのビームに分割し、

焦点位置に2つの焦点を結像させる。この2つの焦点間を粒子が通過する時間を計測し流速を算出する。このLIFVの強みは、この焦点の光の強さにある。焦点の直径は約10 μm であり、後述するLDVの焦点直径が約500 μm に比べ、光源の出力が同一である場合、単純に計算して焦点の光の強さは約2500倍である。このため、粒子からの散乱光が強くS/N比が高くできるというメリットがある。このLIFVの特長により、Enkardtのジェットとウエイクの画期的な計測が可能となった。その後、DLRではKrainがこれを引き継ぎ、1985～90年当時、後述するような遠心圧縮機インペラにおける代表的な計測例^{(3),(4)}を示した。

このことはLIFVの特長であるが、逆に言うと粒子が通過する確率は焦点の大きさが小さい分、その逆の比率で小さく、さらに、一つの粒子が2つの焦点を連続して通過する順序で流れの方向を見定める訳であるから、気流中の粒子密度が同じである場合、データレートが低くなるという欠点も持つ。しかし、高速回転する遠心インペラ内部の流動パターンを計測し、画期的な計測結果を得たのがLIFVを使った計測であったことは事実である。

レーザ流速計による計測技術の優劣は単に原理の差だけでは議論できず、シーディングのサイズや発生手法等

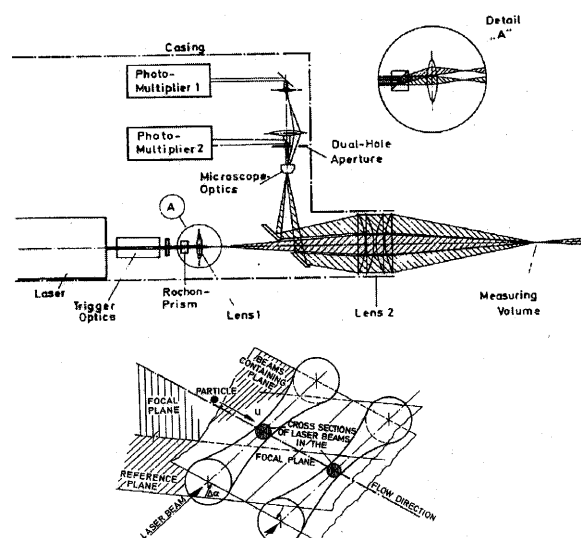


図1 LIFVの計測原理⁽¹⁾

原稿受付 2005年2月23日

^{*1} 三菱重工業(株) 長崎研究所 ターボ機械研究室
〒851-0392 長崎県長崎市深堀町5-171-1

も含めて如何に工夫ができるか、つまり計測ノウハウに依存するところが極めて大きい。

図2はLDVの原理図⁽⁵⁾である。一般に数Wのアルゴンレーザが使用され、発振されたレーザ光はビームスプリッターによりブルーとグリーンに分割され、さらに各ビームは2分割された後、ブルーとグリーンがほぼ同一位置に焦点を結ぶ。この焦点の大きさは約500 μm であり、この焦点を微小な粒子が通過する際の散乱光がドップラシフトする周波数を計測して流速を計測する。LIFVによる計測が実施された約10年後の1985年当時においてもLDVでの遠心インペラ内部流動の計測はきわめて困難で、著者らによる中形過給機の遠心インペラの計測例⁽⁶⁾に見られるように、インペラ入り口領域のみ計測が可能であった。1995年当時には、このような経験から著者らはLDV計測能力に合わせて小形過給機遠心インペラの約9倍の直径(446mm)の拡大モデルを製作しこれを計測した⁽⁷⁾。しかし、現在ではLDVによってもKrainらのLIFVの計測結果と同等以上の計測が可能になっている。LDVの原理そのものは同じであるが、著者らによる計測例(7)、(8)、(9)に示す通り、光学系の進歩とデータ処理系の格段の進歩によって、インペラ径200~400mmの実機遠心インペラを数万rpmで回転させ、インペラ入り口に衝撃波が発生する遷音速流動の計測や約200m/sまでの逆流計測、遠心インペラ出口領域の400~500m/sの流速分布の計測が可能になっている。

光学系の進歩とは、専用の光学部品を使った光ファイバプローブが開発され、それ以前には計測のたびに調整していた焦点調整が不要になったことである。また、データ処理系では、1980年代のカウンターやトラッカーと呼ばれるシステムからFFT方式に改良されることに

よりS/N比が各段に改善されたことによる。これらの進歩によりデータレートに圧倒的な進歩が見られLIFVの計測と同等の計測結果が得られるようになった。これらの計測では時間平均の2次元流速ベクトルを得ることが目的であるが、現在では3次元LIFV⁽⁸⁾による3次元流の計測や、非定常計測へと進展している。

図3は1978年のSchodlによる計測窓とシーディング発生装置の例⁽¹⁾である。計測窓の構造や洗浄の考え方について、原理的にはこの図の手法から変化していないものと思われる。著者らの計測でも計測窓、シーディング供給系統の基本構成はこの図に倣ったものである。このレーザ流速計の遠心インペラ計測への適用技術は最も工夫を要する点である。計測窓の洗浄手法もその一つであり、この例では計測窓の周辺からトリクロルエチレンを流している。しかし、著者らの経験では、このような溶

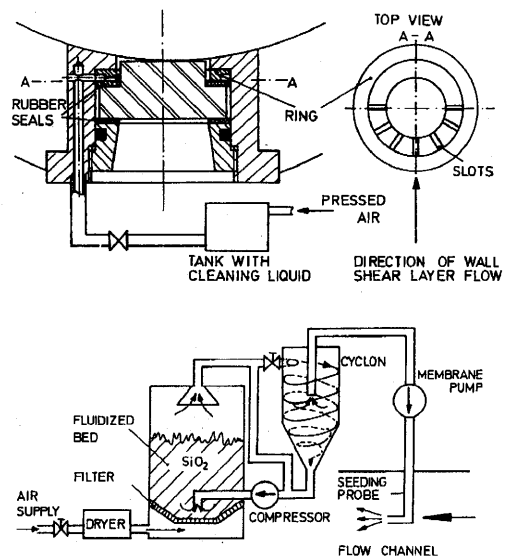


図3 レーザ流速計の適用技術 (Schodlの例)⁽¹⁾

表1 空気流に使用される代表的なシーディング⁽⁵⁾

Typical seeding materials for use in air flows are:

Material	Particle Diameter [μm]	Comments
Al_2O_3	< 8	Generated by fluidisation. Useful for seeding flames on account of a high melting point.
Glycerine	0.1 - 5	Usually generated using an atomiser.
Silicone oil	1 - 3	Very satisfactory.
SiO_2 Particles	1 - 5	Spherical particles with a very narrow size distribution. Better light scatterer than TiO_2 , but not as good as glycerine.
TiO_2 Powder	From submicron to tens of microns	Good light scatterer and stable in flames up to 2500°C. Well known from LDA, but not recommended for PIV on account of a very wide size distribution and lumped particle shapes.
Water	1 - 2	Generated by atomisation. Evaporation inhibitor must be added.
MgO		Generated by combustion of magnesium powder giving a dirty unsteady supply of seeding.

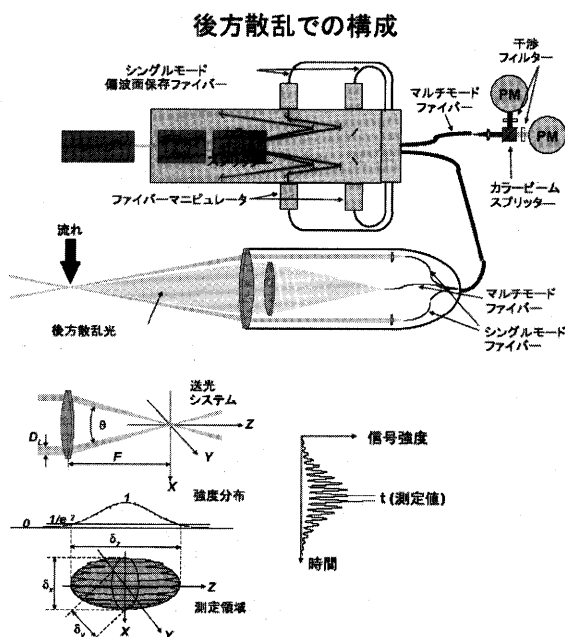


図2 LDVの計測原理⁽⁵⁾

剤により洗浄する場合、計測窓に溶剤の被膜が残りこの被膜による散乱のためデータを得ることができず、短時間の計測のたびにインペラの回転を止めこの被膜を拭き取るという作業効率のきわめて悪い状況も経験した。シーディングについては、当時は主に固体シーディングが使用されていたが、その後液体シーディングが使用されている。一般に空気流の計測に使われる各種のシーディングを表1に示す。

ターボ機械のレーザ流速計とレーザ流速計による計測及びその歴史に関する詳しい解説記事として(11), (12), (13), (14)等がありこれらを参照されたい。

2.2 代表的な計測例

Eckardt は直径400mm, 出口翼高さ26mm, のラジアルインペラを使用して回転数14000rpm, 圧力比2.1の作動点でインペラ出口の計測を行い明確なウエイクとジェット分布を計測している⁽²⁾ (図4) (1976)。周速の値 (293m/s) からインペラ出口の流速は約230m/sと推定される。1980年代にはバックワードインペラが主流になり Krain は同じく直径400mm, 出口翼高さ15.5mm, のバックワードインペラを使用して, 回転数約22363rpm, 圧力比4の作動点にてインペラの中間部の二次流れと出口流動流速ひずみに注目した計測を行っている⁽³⁾ (図5) (1988)。周速の値 (468m/s) からインペラ出口の流速は約370m/sと推測される。Krain は2次元計測から求まる流れ方向の変化から縦渦の存在を見出している。さらに Hah との共同研究により CFD の検証が行われている⁽⁴⁾ (図5) (1990)。

国内でも同時期に九州大学にて速水らにより LIFV を使用した超音速インペラの入り口部の計測⁽⁵⁾が行われている (1985)。Schodl の実績を参照して LIFV を独自開発し衝撃波を伴う遷音速インペラ入り口の流速分布と流速ベクトルの変動の方向性と変動量を計測している。

計測技術の進展に伴ってさらに高圧力比インペラでの計測が行われ, 並行して急速に発展しつつあった3次元粘性解析の検証が行われている。Krain は直径224mm, 出口翼高さ10.2mm, のバックワードインペラを使用して回転数50000rpm, 周速586m/s, 圧力比6.1の作動点にてインペラ入り口の相対流入マッハ数約1.3の遷音速流動を計測し, CFD との比較検証を行い, 数種の CFD の評価を行っている (図6) (1995)⁽⁶⁾ (1998)⁽⁷⁾ (1999)⁽⁸⁾。

3. 小形過給機用亜音速インペラの内部流動計測例

以下では, 著者らが実施した, ①小形過給機用亜音速インペラ (圧力比約1.5)⁽⁷⁾, ②大形過給機用遷音速インペラ (圧力比3.9, 入り口マッハ数 $M_{rel} \approx 1.3$)⁽⁸⁾, ③小形航空用ガスタービン高遷音速インペラ (圧力比11, 入り口マッハ数 $M_{rel} \approx 1.6$)⁽⁹⁾の3種類の例を示す。

これらにおける主な注目点はそれぞれ以下のとおりである。

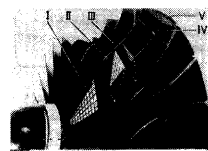


Fig. 2 Schematic of compressor impeller with arrangement of optical measurement areas in the blade channels (impeller blackened by anodic treatment to reduce background radiation)

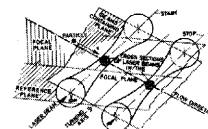


Fig. 3 Principle sketch of LIF measuring volume

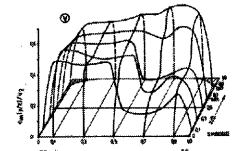


Fig. 4 Velocity distribution in measurement area $N_s = 14,000$ rpm, $\phi = 0.5$ (a) u , (b) v , (c) w

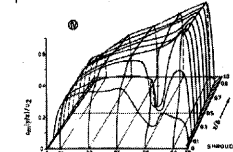


Fig. 5 Velocity distribution in measurement area $N_s = 14,000$ rpm, $\phi = 0.5$ (a) u , (b) v , (c) w

図4 Eckardt の LIFV による計測例⁽²⁾



Fig. 6 Strong backscatter test impeller ($N_s = 24$)

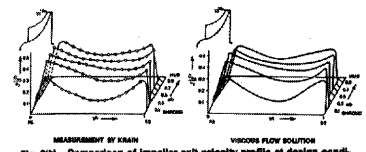


Fig. 7 Comparison of impeller exit velocity profile at design condition ($N_s = 1$, $\phi = 4$ log)

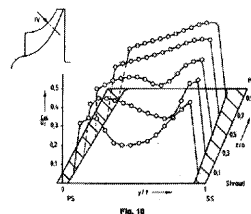


Fig. 8

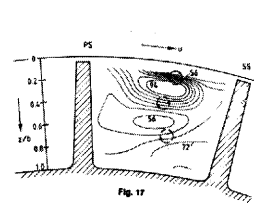
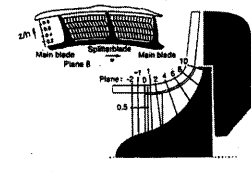


Fig. 9

図5 Krain の LIFV による計測例⁽³⁾と Hah の CFD 検証⁽⁴⁾



CFD

①VISIUM (NREC, NASA Arc3D)

②STAGE3D (Dawes)

③TASCflow (AEA Co.)

④FLOWSIM (NEWT, Dawes, DLR 改造)

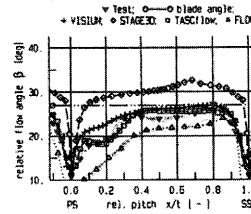


Fig. 11 Relative flow angle vs. relative pitch

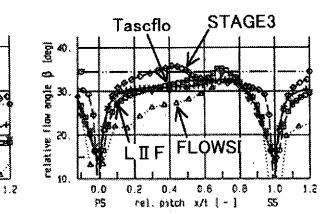


Fig. 12 Relative flow angle vs. relative pitch

図6 LIFV による計測結果と CFD の検証⁽⁷⁾

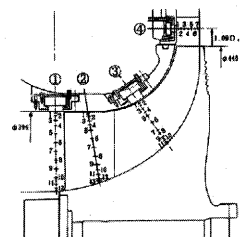


Fig. 14 LDV Measuring Sections

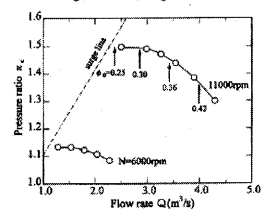


Fig. 15 Compressor Characteristics

図7 小形過給機用亜音速インペラの拡大モデル⁽⁷⁾

表2 LDVの主要仕様^{(7),(8),(9)}

構成機器	仕様
レーザ発振器	アルコニオンレーザ 最大出力 5W 波長 ケーリン 514.5nm ブルー 488 nm
BSA (信号処理器)	周波数範囲 122Hz~120MHz 計測範囲: -200m/s~500m/s
プローブ	2カラー(グリーン・ブルー) 4ビーム方式(2次元計測可)

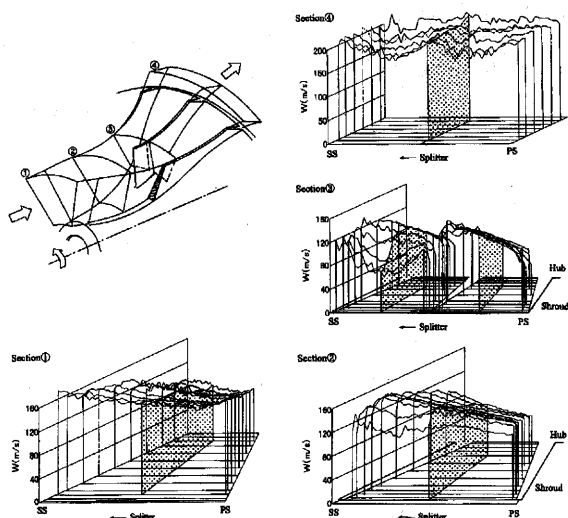
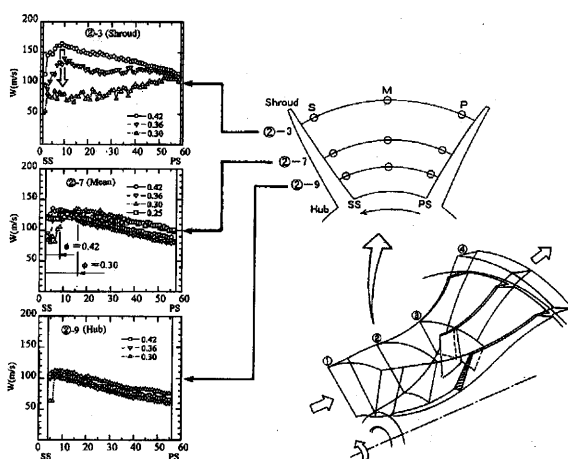
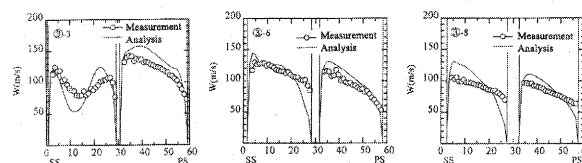
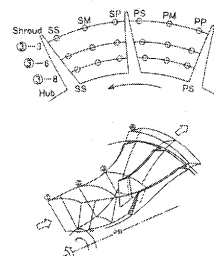
図8 相対流速分布 (大流領域 $\phi=0.42$)

図9 流量変化の伴う入り口流速分布の変化

- ① 小翼枚数大Nsインペラにおける流量変化に伴う入り口流動の変化, 二次流れ。
 - ② 大Ns高マッハ数インペラにおける入り口遷音速流動。
 - ③ 高圧力比高マッハ数インペラにおける衝撃波の挙動。
- 図7に小型過給機用亜音速インペラを示す。直径約



(a) Comparison between Measurement and Flow Analysis



(b) Stream Lines (Flow Analysis)

図10 3次元粘性解析結果との比較検証

50mmの乗用車用過給機インペラに対して, 約9倍に拡大した直径446mm, 出口幅20mm, 翼枚数6+6の大Nsインペラを示す。図8に, このインペラを使用して, 回転数11000rpm 圧力比1.5の大流量作動点で計測した相対流速分布を示す。出口周速は268m/s, 入り口周速は169m/sである。使用したLDVの主要目を表2に示す。

計測点数は翼間で60点である。1点当たりの計測時間はその点数の半分になるようにウィンドウがセットされており, 計測点1点の空間分解能は1/120, インペラ入り口チップ翼間154mmに対して1.3mmである。シーディングは固体シーディングを使用した。この計測では計測点1点当たりのデータ数は100~200個, 1半径で数千個, このデータ計測に数分を要した。

データ数は少ないが図9のシュラウドのデータに見られるように翼間の流速分布を示す点列は連続的であり, 翼面近傍で境界層の拡大による流速低下を計測できている。流量が低下すると, 特に負圧面側で流速が低下し流速の点列のバラツキも拡大し, 流れの変動が大きくなっていることが推定される。またハブ側の流速は低下せず, シュラウドの流速が低下するという変化を示すことがこの計測から理解できる。

また, ③断面にて負圧面側に特徴的な凹部があることが判る。図10に3次元粘性解析結果との比較を示す。解析結果と計測結果はその分布が良く一致しており, 解析結果が実際の流れを良く推定できていることが判る。解析結果を分析すると負圧面の境界層が2次流れとなってシュラウド側に移動し, この低流速の流れがさらに翼間通路にせり出してこのような流速分布が構成されることがわかる。

以上のように, LDV計測結果によって, ①インデューサ部の負圧面には2次流れが発達すること。②流量の減少によってシュラウドの流速は低下するがハブ側の流速変化は小さいこと。③翼面境界層の大きさが把握できること。④CFDの検証ができる。ということが判る。

表3 遷音速インペラの主要目

Pressure Ratio	3.9
Mass Flow Ratio	6.8kg/s
Peripheral Velocity	480m/s approx.
Blade Number	11+11+22 (Double Splitter)
Diameter	373 mm

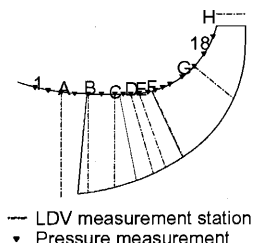
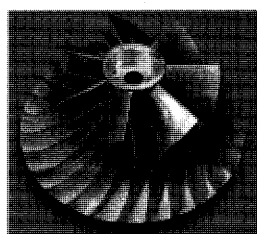


図11 遷音速インペラ

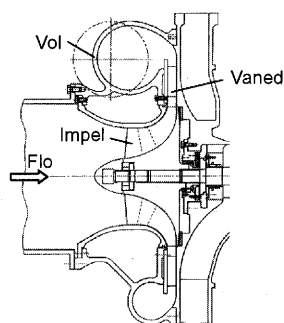
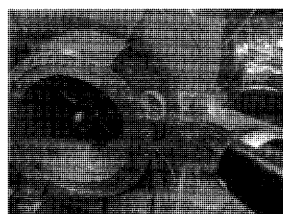


図12 レーザ光照射の様子

4. 過給機用遷音速インペラの計測例⁽⁸⁾

次に遷音速インペラの計測例を示す。表3に主要目、図11, 12にインペラ、計測の様子を示す。インペラ径は373mmで一回り小さいが、回転数は24,700rpmでインペラ周速は480m/sと高い。この計測では翼間を80点計測し、翼高さ方向には最大12点の計測を行った。またシーディングには液体シーディングを使用した。図13に示すLDV計測結果とCFDの比較図から判るように、計測可能な領域はハブ面近傍を除いて翼面近傍までほとんどの領域をカバーすることが可能になっていることが読み取れる。また、断面DにおけるCFDとの比較では分布のパターンは似ているが、CFDではスプリッタをはさんで圧力面側と負圧面側とで差が大きいが、実測では負圧面側の流速の低下が少なく、CFDでは低エネルギー領域の発達を過大評価していることが判る。

インペラ内部流動の計測に有効なもう一つの手法が高周波応答圧力センサーを用いたシュラウド面圧力分布の計測である。図14にシュラウド壁面の圧力分布計測結果とCFDの比較を示す。静止壁面から見てインペラの翼通過周波数はインデューサ部で4.5kHz、ファーストスプリッタ部で9kHz、出口部で18kHzである。圧力センサーは以前から高周波応答のものが市販されていたがア

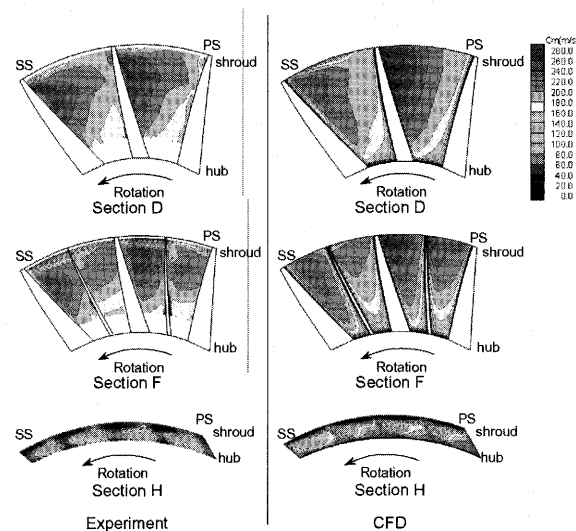


図13 LDV計測結果とCFDの比較

表4 シュラウド壁面圧力変動計測用センサーの主要目

Pressure Transducer	$f_0 = 600\text{kHz}$ $\Delta P = 350\text{kPa (FS)}$ Diameter = 1.52mm
Amplifier	$f = 1\text{MHz}$
Data Recorder	$f = 1\text{MHz}$ ($\Delta t = 1\mu\text{s}$)

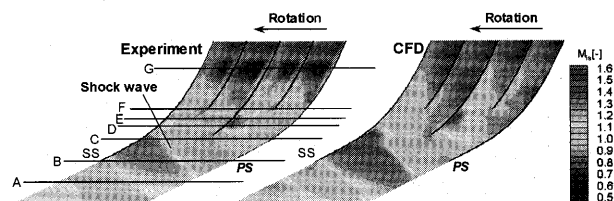


図14 シュラウド壁面圧力分布計測結果とCFDの比較

ンプやデータ収録装置の速度が十分に高いものが入手できなかった時期があり、30年前の Senoo らの計測¹⁹⁾ではオシログラフの波形を写真で記録している。最近では表4に示す仕様のものが比較的安価にかつ大容量のデジタル記録装置が利用できるようになったことで、活用しやすい状況にある。

図14でも衝撃波の発生を明確に捕らえることができ解析結果の比較検証に有効なツールとして活用できることがわかる。

5. 小形航空用ガスタービン高遷音速インペラの計測例⁽⁹⁾

この計測例は他に例のない高マッハ数、高周速での計測例である。インペラ径約250mm、周速約680m/sの高周速インペラで、インペラ入り口周速も約460m/sに達する。この周速の値は前記の遷音速インペラの出口周速に相当し、入り口相対マッハ数は約1.6に達する。表5

に主要目、図15、16に試験設備、計測位置を示す。

この例では衝撃波の挙動に注目して計測を行った。図17に示すように、翼間の負圧面から約40%の位置で衝撃波が発生しており、この衝撃波と翼前縁からの漏れ流れが干渉して図17(c)に示すように逆流が発生していることが計測できた。また、CFDはこの逆流を求めることができなかったが、それ以外の領域では実測に良くあっている。また、前記の遷音速インペラと同様にCFDは負圧面側の低流速域を過大評価していることがわかる。さらに、これらのデータは各点が約1,500点のデータ数を持っており、このレベルのデータが10~20秒で計測できるようになっている。

6. 終わりに

以上のように遠心圧縮機インペラ内部流動の計測技術は急速に進んでおり、ここに記載した技術以外にも先端の計測技術が開発され活用できるようになりつつある。

表5 高遷音速インペラの主要目

Pressure Ratio	11
Mass Flow Ratio	3.3 kg/s
Peripheral Velocity	680m/s approx.
Blade Number	11+11+22 (Double Splitter)
Inlet Diameter	168 mm

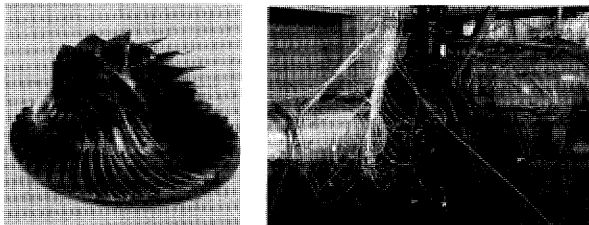


図15 高遷音速インペラと試験設備

一方CFDの進歩はさらに目覚しく、CFDだけで内部流動を把握できるようになりつつある。しかし、ここに示した例にも見られたように、CFDとの差が明らかになった点もあり、今後とも実際の流れを計測で把握し実際の流れを知ること、計測結果によりCFDを検証することはますます重要になってくるものとする。逆に、計測結果にとってCFDはその離散的なデータのつながりを得るために不可欠なツールであり、CFDと計測技術は補完しながら発展していくものと期待する。

文 献

- (1) Schodl, R., 1974, "A Laser Dual-Beam Method for Flow Measurements in Turbo Machines," ASME Paper, 74-GT-157.

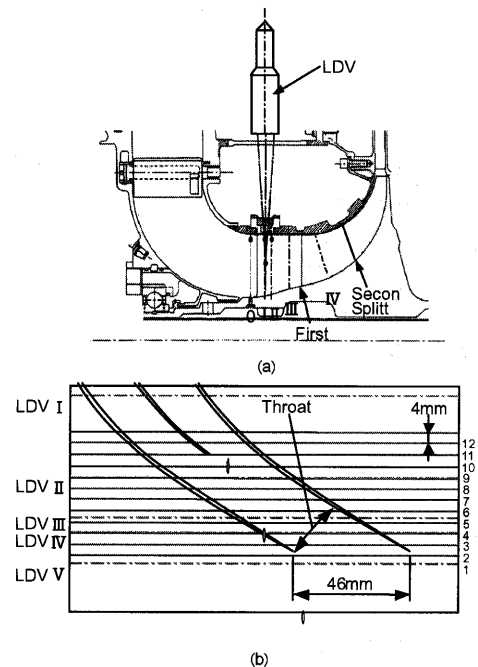


図16 LDV計測と高周波応答圧力変動計測位置

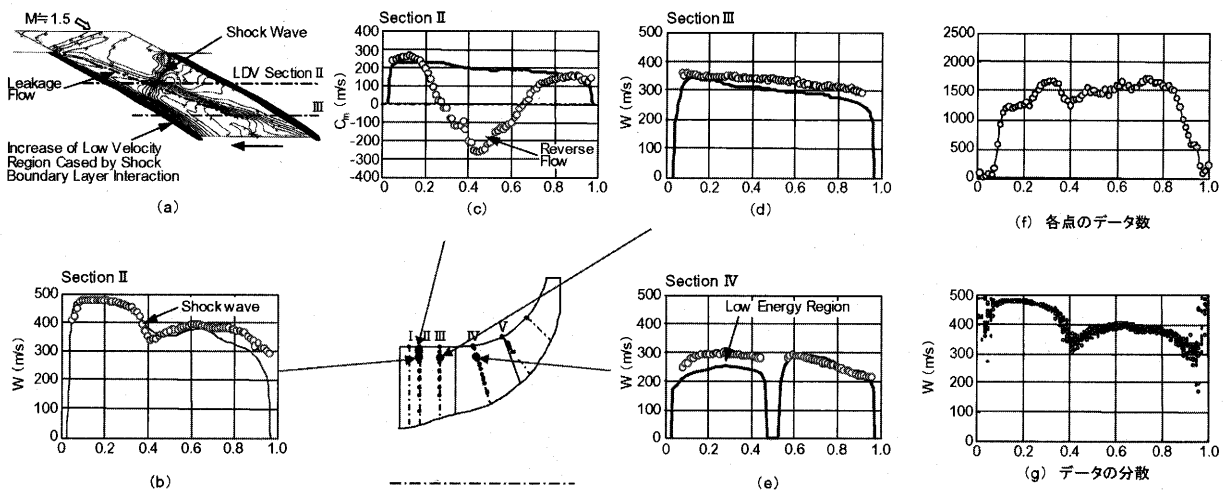


図17 高遷音速インペラの衝撃波の計測結果

- (2) Eckardt, D., 1976, "Detailed Flow Investigations With in a High-Speed Centrifugal Compressor Impeller," Trans. ASME, J of Fluids Eng. pp.390-402.
- (3) Krain, H., 1988, "Swirling Impeller Flow," Trans. ASME, J of Turbomach. Vol.110, pp.122-128.
- (4) Hah, C., Krain, H., 1990, "Secondary Flows and Vortex Motion in a High-Efficiency Backswept Impeller at Design and Off-Design Conditions," Trans. ASME, J of Turbomach. Vol.112, pp.7-13
- (5) DANTEC 資料
- (6) Higashimori, H., Matsuo, E., Noda, M., 1987, "Flow Study in Radial Impellers Using a Laser Velocimeter," 87-Tokyo-IGTC-2.
- (7) Higashimori, H., Ibaraki, S., Mikogami, T., 1998, "Flow Study on A Centrifugal Compressor Impeller for Turbocharger," 22nd CIMAC 10-03,
- (8) Ibaraki, S., Higashimori, H., Matsuo, T., 2001, "Flow Investigation of a Transonic Centrifugal Compressor for Turbocharger", 23rd CIMAC.
- (9) Higashimori, H., Hasegawa, K., Sumida, K., Suita, T., 2004, "Detailed Flow Study of Mach Number 1.6 High Transonic Flow with A Shock Wave in a Pressure Ratio 11 Centrifugal Compressor Impeller", Trans.ASME, J of Turbomach. Vol.126, pp.473-481.
- (10) Krain, H., Karpinski, G., Beversdorff, M., 2001, "Flow Analysis in a Transonic Centrifugal Compressor Rotor Using 3-Component Laser Velocimetry", ASME 2001-GT-0315.
- (11) 速水洋, 「レーザ 2 焦点流速計の特徴と回転羽根車内部流れの計測」, ターボ機械, 11-3, 164, 1983.
- (12) 速水洋, 「レーザ流速計によるターボ機械内部流れ計測」, ターボ機械, 23-5, 245, 1995
- (13) 植木弘信, 石田正弘, 坂口大作, 「L2F によるターボ機械内部流れの計測」, ターボ機械, 28-5, 257, 2000.
- (14) 小保方富夫, 「レーザ計測マイクロ化の限界と挑戦」, ガスタービン学会誌, 29-4, 255, 2001.
- (15) Hayami, H., Senoo, Y., Ueki, H., 1985, "Flow in the Inducer of a Centrifugal Compressor Measured With a Laser Velocimeter," Trans. ASME, J. of Eng. For G/T and Power, Vol.107, pp.534-540.
- (16) Krain, H., Hoffmann, B., Pak, H., 1995, "Aerodynamics of a Centrifugal Compressor Impeller with Transonic Inlet Conditions", ASME 95-GT-79.
- (17) Eisenlohr, G., Dalbelt, P., Krain, H., Proll, H., Richter, F. A., Rohne, K. H., 1999, "Analysis of the Transonic Flow at the Inlet of a High Pressure Ratio Centrifugal Impeller", ASME 98-GT-24
- (18) Hah, C., Krain, H., "Analysis of Transonic Flow Fields Inside a High Pressure Ratio Centrifugal Compressor at Design and Off Design Conditions", ASME 99-GT-446, 1999
- (19) Senoo, Y., Hayami, H., Kinoshita, Y., Yamasaki, H., 1978, "Experimental Study on Flow in a Supersonic Centrifugal Impeller," ASME 78-GT-2, 1978.

Part II : 発電設備でのガスタービン計測技術の特徴

森元 敏光*2

MORIMOTO Toshimitsu

キーワード：燃焼振動，信号伝送，映像撮影，温度計測

1.1 計測技術向上の意義

発電用ガスタービンの高温化・高効率化によりコンバインドサイクル発電プラントの熱効率は大幅な向上が達成されてきた。その一方で、大気条件、燃料条件などの各種の運転環境と、系列からの給電指令に合わせたガスタービンの運転制御は年々加速的に複雑化してきている。

発電設備では、保護、制御、監視の為に多くの計測機器を適用している。これらの計測機器は、発電設備の高い稼働率の維持、運転省力化・監視の効率化、保守性向上などといったことを目的としており、ガスタービン発電設備の運転制御の高度化とともに計測技術が高度化してきた。

ここでは、更なる今後の改善の為に望まれる計測技術への要求事項などを取り上げる。

1.2 ガスタービン発電設備での重要計測項目と要求事項

ガスタービン発電設備での重要な計測項目としては、回転速度を検出する速度ピックアップ（図1の①）、軸振動を検出する振動計センサ（図1の②）、高温燃焼ガスの温度センサ（熱電対）（図1の③）、燃焼振動を計測する振動センサ（図1の④）などがある。それらにはガスタービン発電設備を運転する上で重要な保護及び制御の用途で設置され、計測技術には一般に次のような要求がある。

- ・設置環境面では一般に周囲温度が高いこと。
- ・一部のセンサは燃焼ガス温度等の高温を計測すること。
- ・配管内を流体が流れること他により発生する振動の伝播を受けること。
- ・設置場所に応じて万一の燃焼ガス漏れ対策の為に防爆規格を適用すること。
- ・ガスタービン発電設備運転の高稼働率達成の為に信頼

*2 三菱重工業㈱ 高砂製作所 プラント技術部
電気計装設計課
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

- (2) Eckardt, D., 1976, "Detailed Flow Investigations With in a High-Speed Centrifugal Compressor Impeller," Trans. ASME, J of Fluids Eng. pp.390-402.
- (3) Krain, H., 1988, "Swirling Impeller Flow," Trans. ASME, J of Turbomach. Vol.110, pp.122-128.
- (4) Hah, C., Krain, H., 1990, "Secondary Flows and Vortex Motion in a High-Efficiency Backswept Impeller at Design and Off-Design Conditions," Trans. ASME, J of Turbomach. Vol.112, pp.7-13
- (5) DANTEC 資料
- (6) Higashimori, H., Matsuo, E., Noda, M., 1987, "Flow Study in Radial Impellers Using a Laser Velocimeter," 87-Tokyo-IGTC-2.
- (7) Higashimori, H., Ibaraki, S., Mikogami, T., 1998, "Flow Study on A Centrifugal Compressor Impeller for Turbocharger," 22nd CIMAC 10-03,
- (8) Ibaraki, S., Higashimori, H., Matsuo, T., 2001, "Flow Investigation of a Transonic Centrifugal Compressor for Turbocharger", 23rd CIMAC.
- (9) Higashimori, H., Hasegawa, K., Sumida, K., Suita, T., 2004, "Detailed Flow Study of Mach Number 1.6 High Transonic Flow with A Shock Wave in a Pressure Ratio 11 Centrifugal Compressor Impeller", Trans.ASME, J of Turbomach. Vol.126, pp.473-481.
- (10) Krain, H., Karpinski, G., Beversdorff, M., 2001, "Flow Analysis in a Transonic Centrifugal Compressor Rotor Using 3-Component Laser Velocimetry", ASME 2001-GT-0315.
- (11) 速水洋, 「レーザ 2 焦点流速計の特徴と回転羽根車内部流れの計測」, ターボ機械, 11-3, 164, 1983.
- (12) 速水洋, 「レーザ流速計によるターボ機械内部流れ計測」, ターボ機械, 23-5, 245, 1995
- (13) 植木弘信, 石田正弘, 坂口大作, 「L2F によるターボ機械内部流れの計測」, ターボ機械, 28-5, 257, 2000.
- (14) 小保方富夫, 「レーザ計測マイクロ化の限界と挑戦」, ガスタービン学会誌, 29-4, 255, 2001.
- (15) Hayami, H., Senoo, Y., Ueki, H., 1985, "Flow in the Inducer of a Centrifugal Compressor Measured With a Laser Velocimeter," Trans. ASME, J. of Eng. For G/T and Power, Vol.107, pp.534-540.
- (16) Krain, H., Hoffmann, B., Pak, H., 1995, "Aerodynamics of a Centrifugal Compressor Impeller with Transonic Inlet Conditions", ASME 95-GT-79.
- (17) Eisenlohr, G., Dalbelt, P., Krain, H., Proll, H., Richter, F. A., Rohne, K. H., 1999, "Analysis of the Transonic Flow at the Inlet of a High Pressure Ratio Centrifugal Impeller", ASME 98-GT-24
- (18) Hah, C., Krain, H., "Analysis of Transonic Flow Fields Inside a High Pressure Ratio Centrifugal Compressor at Design and Off Design Conditions", ASME 99-GT-446, 1999
- (19) Senoo, Y., Hayami, H., Kinoshita, Y., Yamasaki, H., 1978, "Experimental Study on Flow in a Supersonic Centrifugal Impeller," ASME 78-GT-2, 1978.

Part II：発電設備でのガスタービン計測技術の特徴

森元 敏光*2

MORIMOTO Toshimitsu

キーワード：燃焼振動，信号伝送，映像撮影，温度計測

1.1 計測技術向上の意義

発電用ガスタービンの高温化・高効率化によりコンバインドサイクル発電プラントの熱効率は大幅な向上が達成されてきた。その一方で、大気条件、燃料条件などの各種の運転環境と、系列からの給電指令に合わせたガスタービンの運転制御は年々加速的に複雑化してきている。

発電設備では、保護、制御、監視の為に多くの計測機器を適用している。これらの計測機器は、発電設備の高い稼働率の維持、運転省力化・監視の効率化、保守性向上などといったことを目的としており、ガスタービン発電設備の運転制御の高度化とともに計測技術が高度化してきた。

ここでは、更なる今後の改善の為に望まれる計測技術への要求事項などを取り上げる。

1.2 ガスタービン発電設備での重要計測項目と要求事項

ガスタービン発電設備での重要な計測項目としては、回転速度を検出する速度ピックアップ（図1の①）、軸振動を検出する振動計センサ（図1の②）、高温燃焼ガスの温度センサ（熱電対）（図1の③）、燃焼振動を計測する振動センサ（図1の④）などがある。それらにはガスタービン発電設備を運転する上で重要な保護及び制御の用途で設置され、計測技術には一般に次のような要求がある。

- ・設置環境面では一般に周囲温度が高いこと。
- ・一部のセンサは燃焼ガス温度等の高温を計測すること。
- ・配管内を流体が流れること他により発生する振動の伝播を受けること。
- ・設置場所に応じて万一の燃焼ガス漏れ対策の為に防爆規格を適用すること。
- ・ガスタービン発電設備運転の高稼働率達成の為に信頼

*2 三菱重工業㈱ 高砂製作所 プラント技術部
電気計装設計課
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

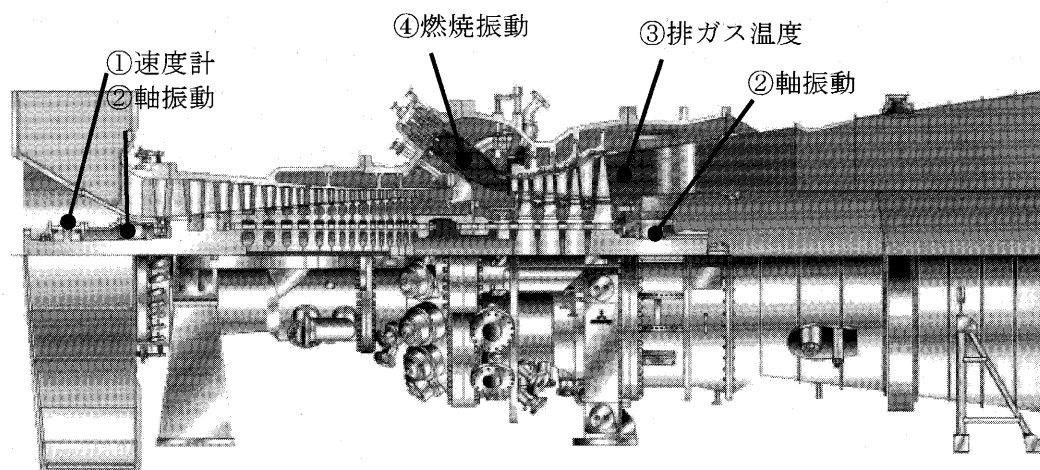


図1 発電用ガスタービンの主な計測点

性が高いこと。

ガスタービンを囲うエンクロージャ内の温度は、特に運転中は外気に比べて通常数十℃程度高い。従って、エンクロージャ内に設置する計測機器は、その温度環境で正常に連続動作する必要がある。なお、現況ではスペースの制約もあり、高度なデータ処理機能、通信機能を具備する計測機器システムを、ガスタービンエンクロージャ内部には設置しない。

一方、燃焼器出口の最高温度は、ガスタービン技術の発展に伴って高温化してきている。発電設備運転制御の為に保護・制御には、作動流体であるガス温度の状態監視が必須であり、燃焼器出口の最高ガス温度を直接計測した信号は使用しないものの、タービン排気の500～600℃のガス温度の計測信号を使用している。高温燃焼ガス流体の温度計測のために、タービン出口に熱電対を設置し、燃焼の健全性監視、ガスタービン温度制限制御及び保護に使用している。

また、計測機器は、配管及び機器に直接取り付けられるものがあるが、伝播される振動に耐える必要がある。本事項は一般の化学・鉄鋼プラントでの要求と同じである。

燃料にガスを扱うガスタービンでは、万一のガス漏れへの備えの為に、防爆対象エリアに設置する計測機器には防爆仕様を適用する必要がある。

なお、一般に計測機器には連続動作の点で高い信頼性が求められる。連続運転されるガスタービン発電設備では、特に保護及び制御目的で設置する計測機器システムに対して高い信頼性を求める。

1.3 今後の計測技術への期待

ガスタービン発電設備運転の省力化・高信頼性化、保守・建設工事の効率化、及び、遠隔監視の為に必要な技術発展には次のような事項がある。

(1) 燃焼器内圧変動計測技術

ガスタービン発電設備の安定した運転の為に燃焼振

動を監視する事が重要であるが、燃焼器内圧変動を計測する振動計測システムは一般の化学・鉄鋼プラントではあまり使われていない。このため、従来技術として確立した部分はまだまだ少なく、この分野の計測機器技術の伸長が今後望まれる。

燃焼器振動計測システムは、燃焼調整する際には必要不可欠なもので、自動調整装置を適用する場合には振動検出信号はその装置へと入力される。安全なガスタービンの運用のために、特に高い信頼性が要求される計測センサである。

現況適用の技術では燃焼器内圧変動を計測する方法で、設置場所は燃焼器に近接する。高温環境下であることから保守点検の向上の為に計測方法の改善が必要である。

近年、燃焼内圧変動の監視とともに、この状態量に合わせて燃料量など燃焼パラメータを自動的に変更して燃焼振動を調整するシステムが実機運用されるようになっている。

この自動調整システムは下記に示す機能で構成されている。

- ①プラントデータ収集・解析機能
- ②燃焼振動検出器異常診断機能
- ③燃焼振動発生予兆早期検知機能
- ④安定領域予測機能
- ⑤自動調整（補正量算出）機能

これらの機能により、自動的に安定な運転点を予測し、燃焼振動レベル或いはNOxレベルに応じて、自動的に運転状態を調整するシステムである。システム構成は図2であり、従来のガスタービンの制御装置に対して、自動調整機能を実施する自動調整システムを通信により接続する。

このシステムより取得したデータを下に、ガスタービン制御装置に対して制御修正動作を行う。

(2) 計測信号伝送技術

保守業務、建設工事の効率化を図る為に、ケーブルを

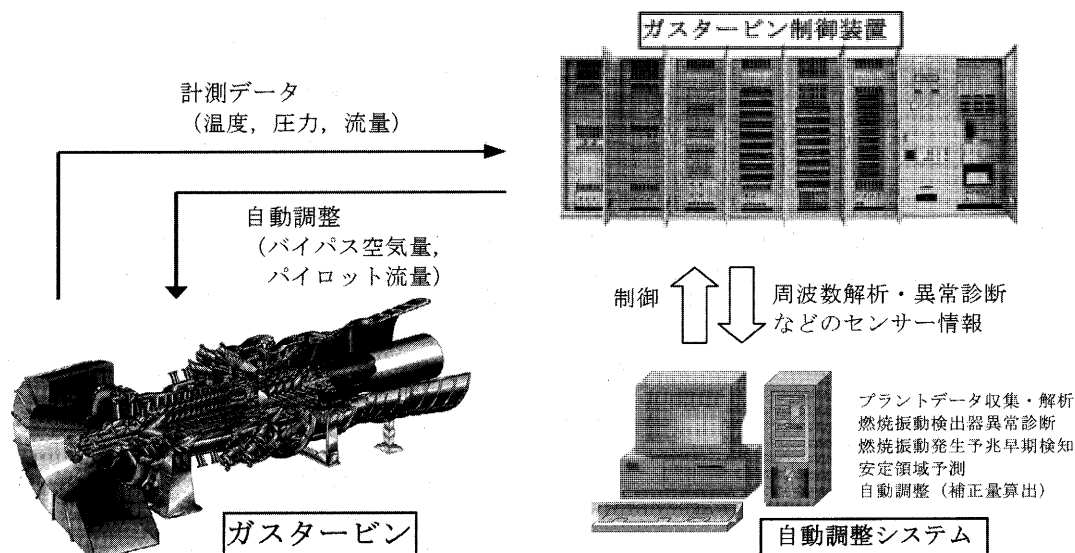


図2 燃焼振動自動調整システム構成

最小限とできるよう計測信号通信の適用を広げること、及び、高度化が望まれる。これは、一般のプラントでの計測信号に関するものと同じ要求であるが、特に制御の複雑なガスタービン本体に関する信号伝送については、有線あるいは無線通信技術の更なる高信頼性をベースとして、監視系統計測機器への改良した通信技術の適用が望まれる。この為には、ガスタービンエンクロージャ内という高温環境、通信機能を提供する計測システム仕様、防爆仕様、そして、通信機能の信頼性を評価する必要がある。昨今の計測機器では耐環境仕様など性能面の向上があるが、ガスタービン発電設備での適用実績は未だ多いとは言えない。発電設備定検の間隔で安定に連続運転する為には、更に信頼性の高い信号伝送が必要である。

(3) 映像撮影装置

ガスタービンエンクロージャ内を監視する要求に応じる為の映像撮影装置は、その仕様を改善する余地が残る分野である。ガスタービンエンクロージャ内部の温度環境、及び、防爆仕様とする要求により、現況で設置する場合は大きな筐体にカメラを収納して冷却用空気を供給する類の仕様となっているが、監視機器としては複雑な構造であり、保守上の視点でも改善が必要とされる装置である。そこで、昨今の映像撮影技術の進歩により、例えば、携帯電話などに使われる小型 CCD カメラなどの使用し、処理技術についても汎用の映像技術を応用することが考えられる。一方で、視覚による設備の遠隔監視は、従来の現場作業員の勘に基づく巡視を補間する意味あいから、仕様に対する要望が多く、解像度、サンプリング時間、及び、撮像の基本機能向上が望まれている。

(4) 燃焼ガス温度計測技術

ガスタービン発電設備で使う計測センサで最も重要なものの一つが燃焼ガス温度センサである。高温の燃焼ガスを速い応答時間で計測する必要がある。燃焼ガス温度は、ガスタービン出力を過剰にさせない為の保護・制御に重要な信号である。しかし、設置環境は高温で、かつ、ガスタービンの燃焼ガスが流れており、計測機器の精度と耐久性に高い仕様要求が課せられている。温度検出には熱電対を適用しており、今までに磨耗などの課題克服の為の構造設計を適用してきているが、更なる長寿命化、高速応答化の展開を必要としている。

1.4 計測システムの統合

ガスタービン発電設備では、今後も燃焼ガス温度が高くなる等の計測機器への要求の変化が予想される。また、安全で稼働率の高い便利な発電設備とする為、制御装置や設備管理用計算機などの情報処理システムと計測機器とを融合させるインターフェース技術向上が望まれる。

近年、発電所全体の監視制御システムの高度化により、顧客保有の設備全体の経済運用システムなどとの接続が必要となる傾向にある。また、顧客へ納入済みの設備へのアフターサービスとして、自社事業所内の遠隔監視センターから、世界のガスタービン発電設備の運転健全性を確認しており、計測技術の進歩こそが制御や管理の為に質の高い情報を提供するシステムの基盤となっている。

今後も、ガスタービン発電設備の信頼性向上のために、掲出した技術改善への取り組みが必要である。

燃焼振動の低減法に関する研究 —共鳴器による燃焼振動制御—

Control of Combustion Oscillations in Premixed Combustor —Control of the Combustion Oscillations by Resonator—

山中 矢^{*1}
YAMANAKA Susumu

前田 福夫^{*1}
MAEDA Fukuo

塩田 和則^{*1}
SHIODA Kazunori

岩渕 一徳^{*1}
IWABUCHI Kazunori

土屋 利明^{*2}
TSUCHIYA Toshiaki

岡本 正範^{*2}
OKAMOTO Masanori

キーワード：燃焼振動，ガスタービン，燃焼器，予混合燃焼，不安定燃焼，共鳴器，制御装置
Combustion Oscillation, Gas Turbine, Combustor, Premixed Combustion,
Combustion Instability, Resonator, Controlling system

Abstract

Recent regulation on NO_x emissions are promoting the use of lean premix combustion for the high temperature gas turbines. But, premix operational experience has been accompanied by combustion oscillation. We already applied the Helmholtz resonator for reducing the combustion oscillation in the combustion chamber at the atmospheric pressure. It is found that the combustion oscillation is reduced by optimizing the size of resonator parameters.

Therefore, the controlling system, which automatically controls the resonator volume to minimize the oscillations amplitude based on the dynamic pressure signals in the combustion chamber, is applied to the combustor. The test results show that the controlling system can achieve large reduction of the oscillation amplitude in the wide operating conditions.

1. はじめに

燃焼振動はガスタービン燃焼器やその他の燃焼を伴う種々の機器で経験され、燃焼機器の信頼性を損なう一つの大きな要因となっている。特に、最近のガスタービン燃焼器では低 NO_x 化を図った予混合燃焼方式の採用、高温化対応に伴いライナーのフィルム冷却方式からインピンジメント冷却方式への移行によるライナー壁面の平坦化が燃焼振動を発生し易くしている⁽¹⁾。既に、燃焼振動の低減は多くの燃焼機器で試みられているが、ガスタービン燃焼器では構造が複雑になってきていることもあり、その特性予測が充分でなく、設計段階や運転時において現状適切な対応ができていない状況にあると考えられる。

燃焼振動特性を理解・予測し、その低減法を確立する研究は、ガスタービンの運転信頼性向上や部品の長寿命化、コストダウン等に大きな意義を有することもあり、

燃焼振動に関連した発表が近年急増している^{(2)~(4)}。

これまで燃焼振動の低減については、燃料の変調付加ノズル⁽⁵⁾、スワラを含めたノズル部の改造⁽⁶⁾等種々検討されてきている。著者らは燃焼振動低減手法として共鳴器を用いた基礎試験を行い、共鳴器手法が燃焼振動低減に有効であることを確認した⁽⁷⁾。さらに、ガスタービン燃焼器への共鳴器適用への有用な共鳴器設計データを収集してきた。

本研究では、前報の結果をもとに共鳴器とフィードバック制御を組込んだ制御試験を行い、運転条件等の変化に自動追従して常時振動レベルを最小に維持できることを実証した。

2. 試験装置

燃焼器は前報⁽⁷⁾で用いたものであり、バーナは単一スワラ構造で、スワラ中心部から拡散燃料、スワラ流路から予混合燃料が燃焼管内へ供給される。予混合燃料はスワラ上流の混合器にて空気と燃料を混合する。燃焼管は内径φ224mm、長さ1,500mmからなり、壁面は水冷している。燃焼管出口は水冷式オリフィス板によ

原稿受付 2003年12月3日

校閲完了 2005年2月4日

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

*2 東京電力㈱

り実機の静翼を模擬するため、ここでは流路断面を22.7%に絞っている。燃料は都市ガスを用い、ガスコンプレッサで昇圧後、流量計測し、バーナへ供給する。試験は大気圧下で行った。

図1に共鳴器による燃焼振動低減の制御試験に用いた制御システム構成を示す。容積可変の共鳴器2台、燃焼管内の圧力変動を計測するセンサ、および制御用計算機等から構成される。ここで、前報⁷⁾により、ヘルムホルツ振動と音響学的振動が混在する場合、共鳴器1台では振動低減に充分に対応できないが、さらにもう1台の共鳴器を操作することにより、両方の振動とも大幅に低減できることを確認していることから、共鳴器は2台用いた。

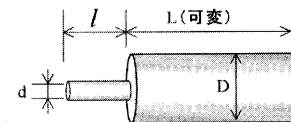
燃焼管入口に配置した圧力変動センサの信号はA/D変換ボードを介してデジタル信号に変換後、制御用計算機に取り込む。制御用計算機は、燃焼管内の燃焼振動周波数および振動レベルを演算して制御指令を設定する。制御用計算機からの制御操作は、モータコントロールボードにより出力した指令パルス信号をサーボモータアンプで増幅し、サーボモータを駆動する。直動機構によりシリンダ製の共鳴器内のピストンが移動し、共鳴器容積を可変にする。サーボモータはエンコーダを付属しており、制御用計算機からピストンの位置をモニタできる構成となっている。

2.1 圧力変動センサ

燃焼管内の圧力変動計測には、アンプ内臓の圧力変動センサ（米国PCB社製112A21、周波数応答特性0.5Hz～250kHz）を用いた。燃焼管内の圧力変動レベルは燃焼管入口近辺が相対的に大であることが確認されていることから、圧力変動センサは燃焼管入口壁面に設置した。なお、圧力変動センサは耐熱温度が120℃程度であることから空気により冷却した。

表1 共鳴器寸法

	記号	共鳴器1寸法 [mm]	共鳴器2寸法 [mm]
スロート径	d	25	25
スロート長さ	l	74	74
共鳴器内径	D	105	105
共鳴器長	L	0～約600	0～約150



2.2 共鳴器

共鳴器は、2台ともピストンを備えたシリンダ型容器からなり、ピストンを移動することにより共鳴器容積を可変としている。ここで、シリンダ面とピストン面間のシール性を高めるため、シリンダ内面は機械加工により面精度を高め、ピストン面には3ケのリングを設けた。

共鳴器サイズは次式の共鳴器の共鳴周波数 f と関係付けられる⁹⁾。

$$f = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{V \times L}}$$

ここで、 c はスロート内の音速、 L はスロート長さ、 S はスロート断面積、 V は共鳴器容積である。

上式より、高い振動周波数ほど共鳴器容積 V は小さくてすむ。したがって、共鳴器径を同じとした場合、高い周波数ほど共鳴器長さ L は短くてすむことになる。本燃焼器での燃焼振動周波数は70Hz帯域と270Hz帯域であることから⁷⁾、上式をもとに表1に示すサイズの共鳴器を用いた。ここで、スロート径、スロート長さも振動低減に影響を及ぼすが、スロート径、スロート長さについては試験結果⁷⁾をもとに選定した。

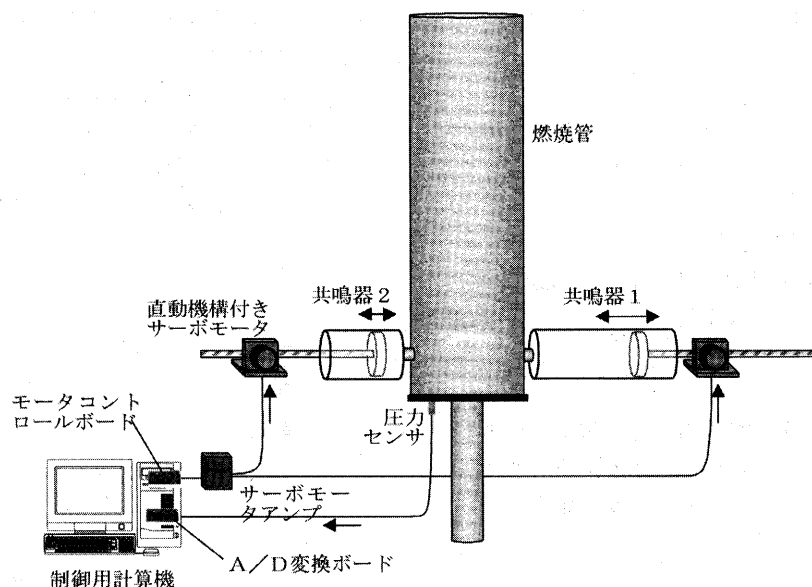


図1 制御システム構成

表2 駆動機構の仕様

直動機構	型式	オリエンタルモータ社製 4LB45N-7
	ラックストローク	700 mm
	最大オーバーハング荷重	40 N
	リニアヘッド減速比	36
	リニアヘッド伝達効率	0.73
	ピニオンピッチ円形	21.25 mm
サーボモータ	型式	東栄電機社製 SAM-00520
	定格回転速度	2000 rev/min
	エンコーダ	2000 pulse/rev
サーボドライバ	型式	東栄電機社製 VLAST-006P1

表3 ボードの仕様

A/D変換 ボード	型式	インタフェース社製 PCI-3155
	対応バススロット	PCIバス
	チャンネル数	差動8チャンネル
	分解能	16ビット
	最小サンプリング	10 μ sec
モータコント ロールボード	型式	インタフェース社製 PCI-7209
	対応バススロット	PCIバス
	基準動作クロック	16384MHz
	モータ指令速度	1MHz

2.3 ピストン駆動機構

共鳴器のピストン駆動には、直動機構とサーボモータを組合わせた。直動機構はラック・ピニオン機構のリニアヘッドであり、ACサーボモータと直結して直線動作を得る。ピストンの位置を把握するため、位置情報をパルスとして発するエンコーダを付属している。表2に駆動機構の仕様を示す。ピストンの移動速度 v は次式で与えられる。

$$v = \frac{N_s}{60} \frac{1}{i} \pi D_P$$

ここで、 N_s はモータ定格回転速度 (rev/min)、 i はリニアヘッド減速比、 D_P はピニオンピッチ円形である。

2.4 制御用計算機

制御用計算機にはデスクトップパソコンを用いる。パソコンのPCIバススロットにA/D変換ボードおよびモータコントロールボードを搭載する。これらボードの仕様を表3に示す。A/D変換ボード、モータコントロールボードの入出力処理はAPI (Application Program Interface) 関数を利用して行う。

3. 制御

圧力変動の信号処理によって得られた燃焼振動周波数および振動レベルをもとに、振動レベルが最小になるように2台の共鳴器のピストン位置を探索する制御を行う。

3.1 信号処理

燃焼管入口に設置した圧力変動センサからのデータは

A/D変換ボードを介して制御用計算機に取得する。振動の検出にはその振動周波数の少なくとも2倍の周波数でサンプリングすることが必要であること、および本燃焼器における燃焼振動の卓越周波数は高々270Hz帯域であることを考慮し、サンプリング周波数は1024Hzとした。1秒(1024点)ごとの圧力変動データに対して次式の離散フーリエ変換を行い、卓越周波数とその周波数における振動レベルを得る。

$$X_n = \sum_{k=0}^{N-1} x_k \cdot e^{2\pi i k n / N} \quad (N \text{ はデータ } x_k \text{ の個数})$$

上式の離散フーリエ変換は $O(N^2)$ 回の計算過程を必要とするが、離散フーリエ変換を $O(N \log_2 N)$ 回の計算で行う高速フーリエ変換FFT (Fast Fourier Transform) のアルゴリズムを用いて高速処理を実現する。ここで、500Hz以上の周波数帯に有意の振動特性は含まないことを事前に確認している。また、時間領域データの区分けによる不連続性の影響を軽減するためハミング窓を適用した。

3.2 制御手法

共鳴器による振動低減は、共鳴器容積に対して図2に示すように共鳴器最適容積があることから、下に凸の特性がある⁽⁷⁾。図2は音響学的振動の低減の場合であるが、ヘルムホルツ振動の低減においては初期の卓越周波数に關すると、振動レベルは共鳴器容積増加とともに右下がりに低減する傾向がある⁽⁷⁾。この共鳴器容積増加の過程で、他の周波数の振動が卓越してくる場合がある⁽⁷⁾。しかしながら、その時点での卓越周波数の振動レベルで評価すれば、振動低減特性は図2のような下に凸とみなすことができる。

振動低減は共鳴器容積に対して下に凸または右下がりという特性に基づいて、図3に示す制御動作を構成した。制御は共鳴器長さが0の状態(初期位置)から開始する。すなわち制御開始時には共鳴器容積0であり、燃焼管内の振動は共鳴器を設置しない場合と同じとなる。

制御手法は、次の2つの制御モードから構成する。

初期移動：ピストンが初期位置にあるとき、振動レベルが閾値Aに低減するまで初期移動する。

3点探索：ピストンが①の位置にあるとき、左右の幅

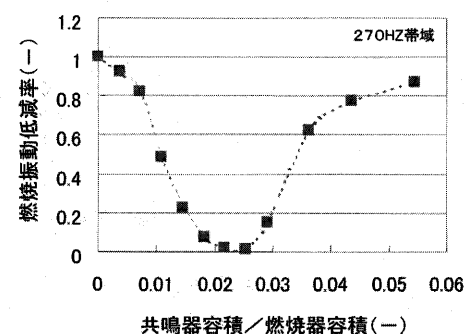


図2 共鳴器による振動低減特性

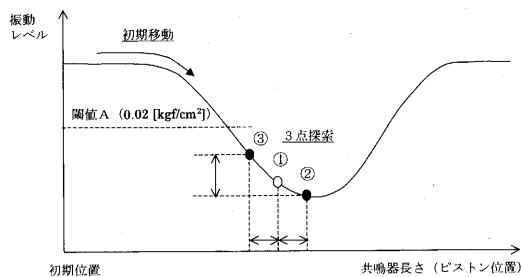


図3 制御動作の説明図

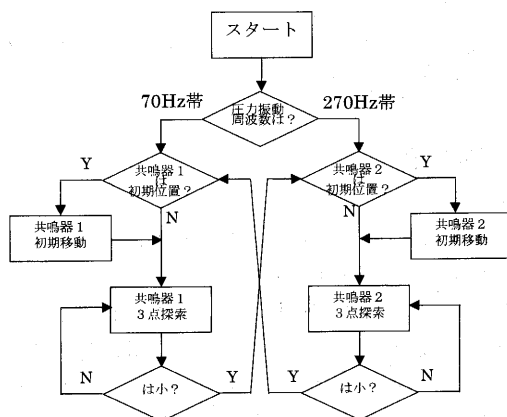


図4 制御動作の説明図

Δ で移動し、①②③での振動レベル P を比較し、振動レベルの低い方 (図では②) に移動する (この場合には比較を含めて①→②→③→②と移動する)。このとき左右の振動レベル P の差異 δ が小さかったら、振動レベルの底に近いとみなし探索を停止していた方の共鳴器で探索を継続する。

ここで、2 台の共鳴器のピストンを交互に動作して振動レベルが低減する方向に探索を進める考え方は図4に基づく。図5において、例えば①の位置から共鳴器1のピストン移動で曲線 A 上を探索し振動レベルの低い点②を探し、次に共鳴器2のピストン移動で②を含む平面 B 上で振動レベルの低い点④を探索する。これを繰り返すことで振動レベルの低い点を探索する。図5に以上の探索シーケンスのイメージを示す。

なお、本制御手法を実機に適用する場合には、常時振動レベルの最小値を求めるような制御動作の他、共鳴器容積の限界値や振動レベルの低減目標値を設けて、限界値を超えた場合や目標値以下の場合にはこれらの条件から外れるまで制御動作しない手法もある。後者の手法は振動低減が共鳴器容積に対して右下がり特性の場合には有効である。

3.3 試験内容および試験条件

上述の制御手法による制御動作を確認する前に、2つの予備試験を行った。予備試験1は本制御動作により振動レベルが最小レベルに落ち着くことの確認である。予備試験2は卓越周波数が2つ存在した場合、2台の共鳴

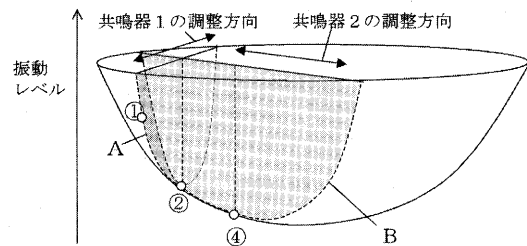


図5 探索シーケンスのイメージ

器容積を手動で調整することにより振動低減効果が得られた前報の結果と同等の効果が本制御手法に得られるかを検証する動作試験である。試験条件を表3に示すが、燃焼振動低減評価を目的とすることから、前報⁶⁾の基礎試験結果において振動レベルが大で、かつヘルムホルツ型振動と音響学的振動が発生する運転条件を選定した。

共鳴器1のピストンは70Hz帯の振動レベルにより動作し、共鳴器2は270Hz帯の振動レベルにより動作するような制御ソフトウェアとした。

制御試験は運転条件固定の場合および実機適用を考慮した負荷変動運転時の場合について行った。運転条件固定においては予備試験2の運転条件とし、振動レベルが最小になるように制御操作を行った。負荷変動運転はスワラ噴出し流速67m/sと予混合燃料割合75%は固定で、燃料流量操作により燃焼温度を1400℃から1600℃まで高めるという運転条件の変化に自動追従して常時振動レベルを最小にするように制御を行った。制御試験は可変パラメータである共鳴器長さが0の状態 (共鳴器の容積 $V=0$) から開始するが、この状態では共鳴器による振動低減効果はない。初期状態では予備試験1の試験条件で270Hz帯、予備試験2および制御試験の試験条件では70Hz帯の振動が生じる。

制御パラメータの設定値を表4に示す。70Hz、270Hz帯域対応の共鳴器のピストン移動速度は夫々5mm/s、1mm/sとした。共鳴器のピストン移動速度を大きくすることはハードウェアの面では可能であるが、共鳴器長さの変化に対して振動減少の変化が即座に追従しないこと、低い振動周波数程必要な共鳴器容積が大きくなること、および前報の結果を基にピストンの移動速度を選定した。また、探索動作の探索幅 Δ も同様の理由で差をつけた。

4. 試験結果

4.1 予備試験1 (探索動作確認試験)

図6に試験結果を示す。初期状態で270Hzの振動が発生しているが、この場合振動低減過程で70Hz帯の振動は発生しないことが前報⁷⁾で確認されていることから、共鳴器2のピストン操作のみで行う。振動レベルが閾値2kPa付近に低減するまで共鳴器のピストンの初期移動が行われ、その間約50秒を要している。その後、振動レベルが低減するようにピストン位置を探る探索動作を開始している。最終的には共鳴器長さが40mm～50mmに

表4 制御パラメータ設定値

	共鳴器 1	共鳴器 2
ピストン移動速度	5 mm/s	1 mm/s
探索動作の探索幅Δ	20 mm	2 mm

調整され、270Hz帯の振動は初期の3.6kPaから1kPa以下に低減している。図7には制御開始前と制御操作200秒後における周波数解析結果を示す。振動レベルが本制御操作により大幅に低減し、制御探索動作が意図したとおりに行われることを確認した。

4.2 予備試験2（2台の共鳴器動作確認試験）

図8に示すように、初期状態で70Hz帯と270Hzの振動が発生している。ここで、70Hz帯の振動レベルが270Hz帯の振動レベルより大きいことから閾値に振動レベルを低減するまで共鳴器のピストンを動作する初期移動は共鳴器1、共鳴器2の順で行う。この予備試験では前述したように2つの卓越振動周波数を2台の共鳴器を手動で操作して得られた前報⁷⁾の結果と同等の効果が本制御手法で得られるかを検証する動作試験である。したがって、振動レベルを最小にする探索動作は行わない。ここで、振動レベルの閾値は1kPaに設定した。図8よ

り、試験結果を示す。約130秒要して共鳴器1のピストンが共鳴器体積の拡大方向に移動して70Hz帯の振動が1kPa以下に低減する。一方、70Hz帯の振動低減過程で、270Hz帯の振動が大きくなっていくのが分かる。次に初期操作から150秒後に共鳴器2のピストンを共鳴器体積の拡大方向に移動して270Hz帯の振動の低減を行った。最終的には2台の共鳴器の動作により振動レベルが初期の5kPa（70Hz）と1.3kPa（270Hz）から2つの周波数帯域とも閾値である1kPa以下に低減している。図9は制御開始前と制御操作200秒後における周波数解析結果を示す。前報⁷⁾の手動による2台の共鳴器容積操作による振動低減効果の検証と同等の効果が得られ、2台の共鳴器動作が意図したとおりに行われることを確認した。

4.3 制御試験

運転条件固定

試験結果を図10に示す。2台の共鳴器の制御動作により振動低減が実現されている。初期状態では、70Hz帯とやや低いレベルの270Hz帯の振動が生じている。初めに2kPaを閾値とした共鳴器1の初期移動により、生じていた70Hz帯の振動レベルが低減する。共鳴器1は、初期移動後に1度探索動作を行うが探索による振動レベルの変化幅が0.5kPa未満となっていることから、共鳴器1のピストン操作を停止して共鳴器2のピストンが初

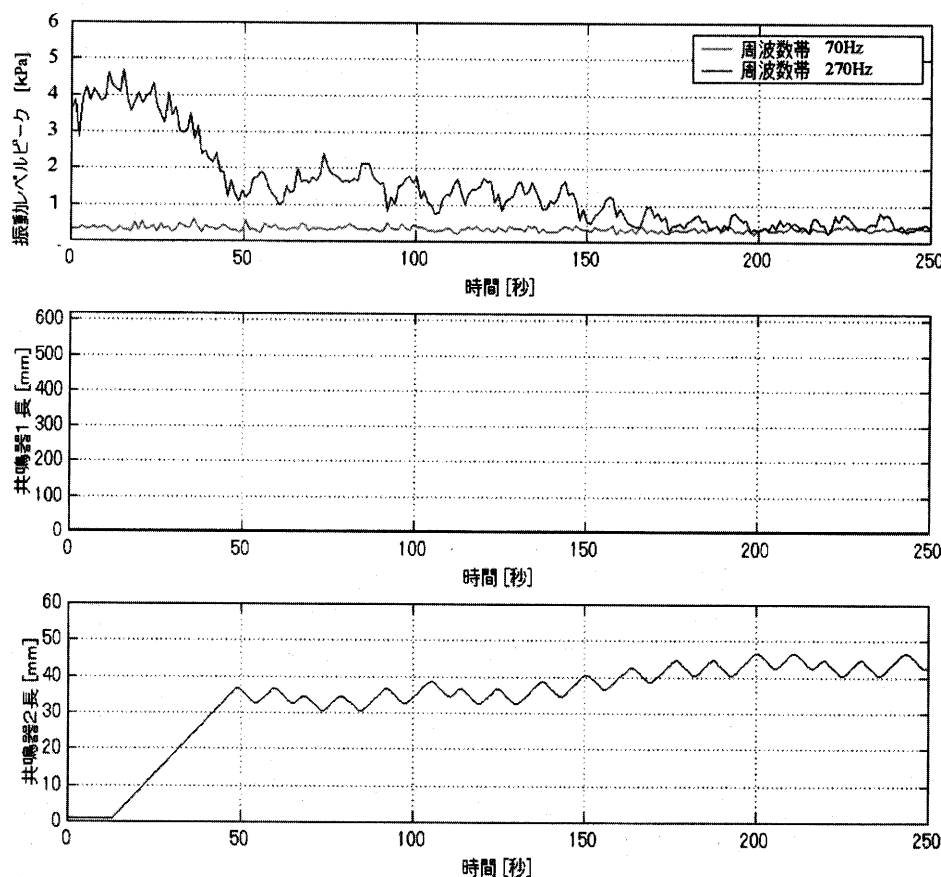


図6 予備試験1（制御動作）

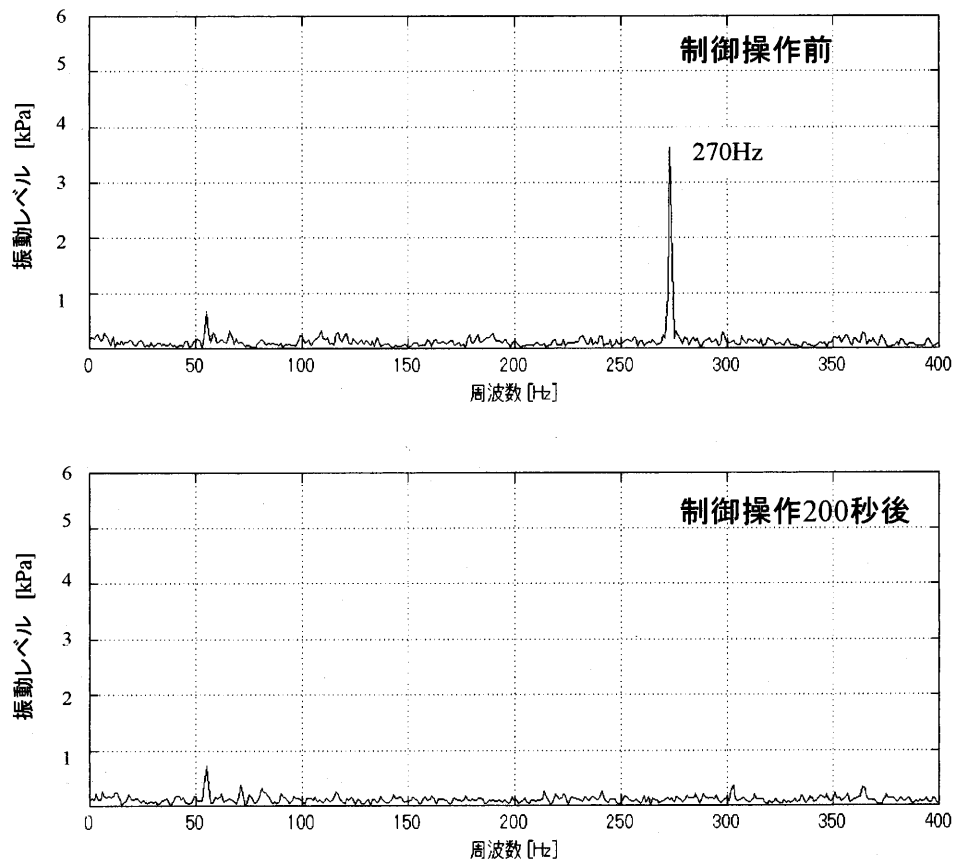


図7 予備試験1 (周波数解析)

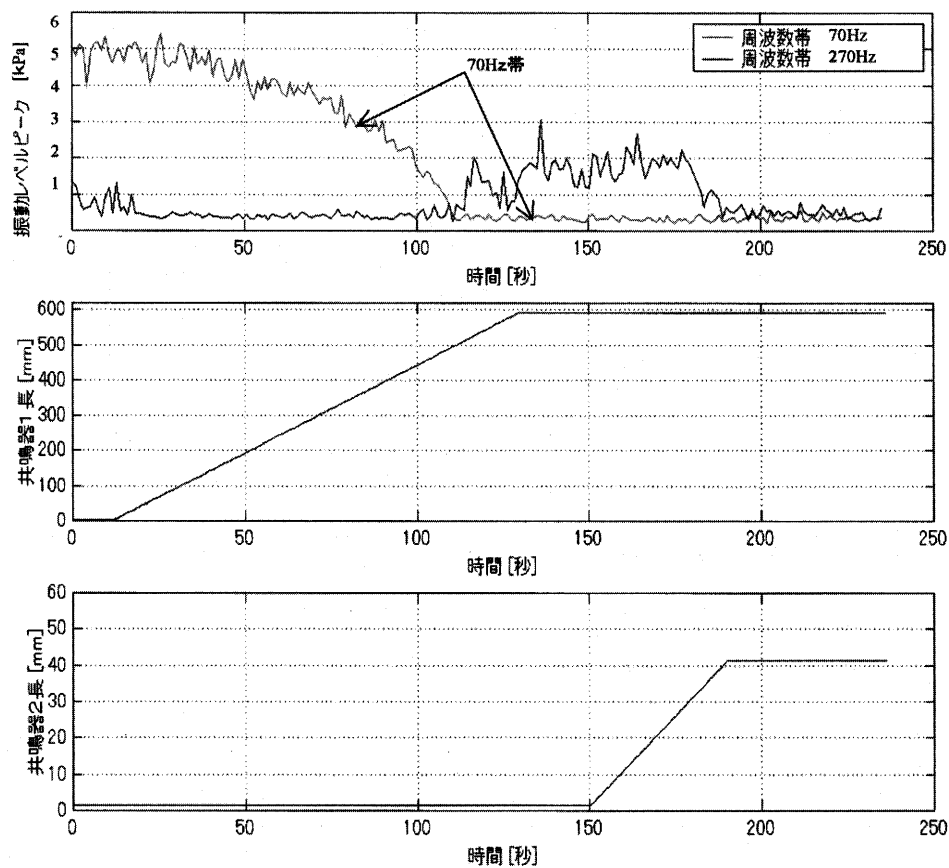


図8 予備試験2 (制御動作)

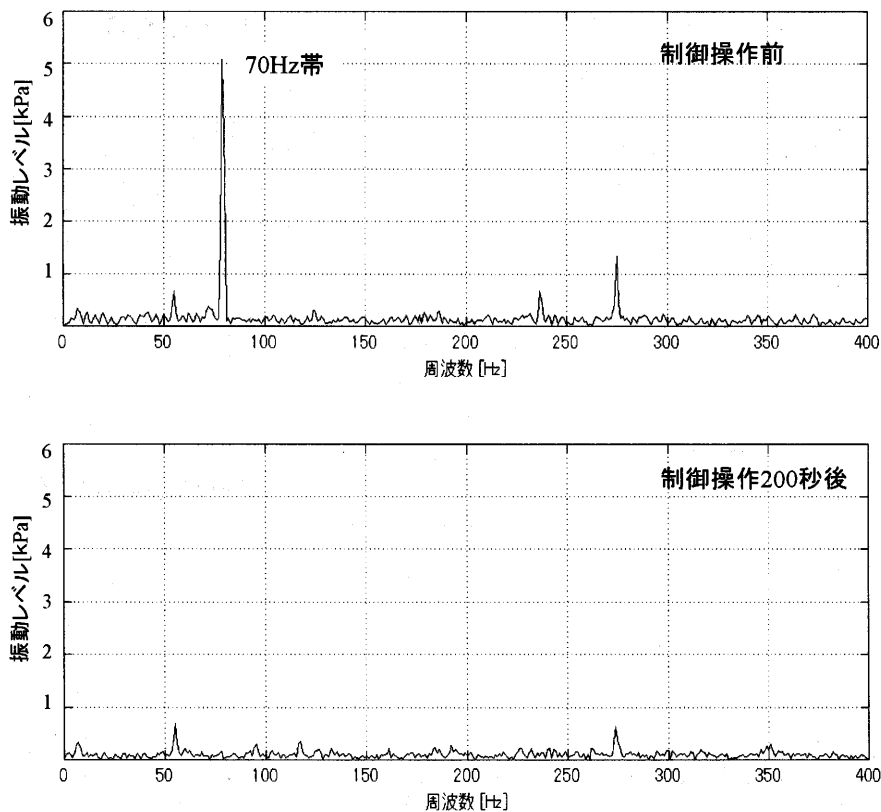


図9 予備試験2 (周波数解析)

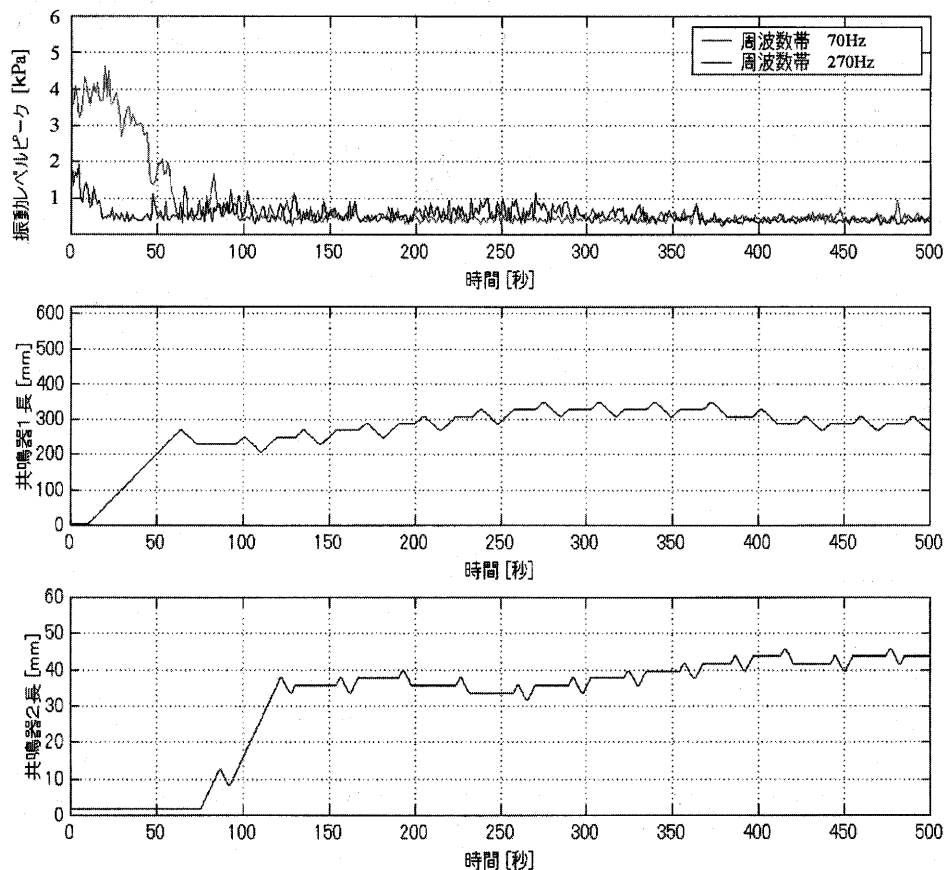


図10 制御試験 (制御動作)

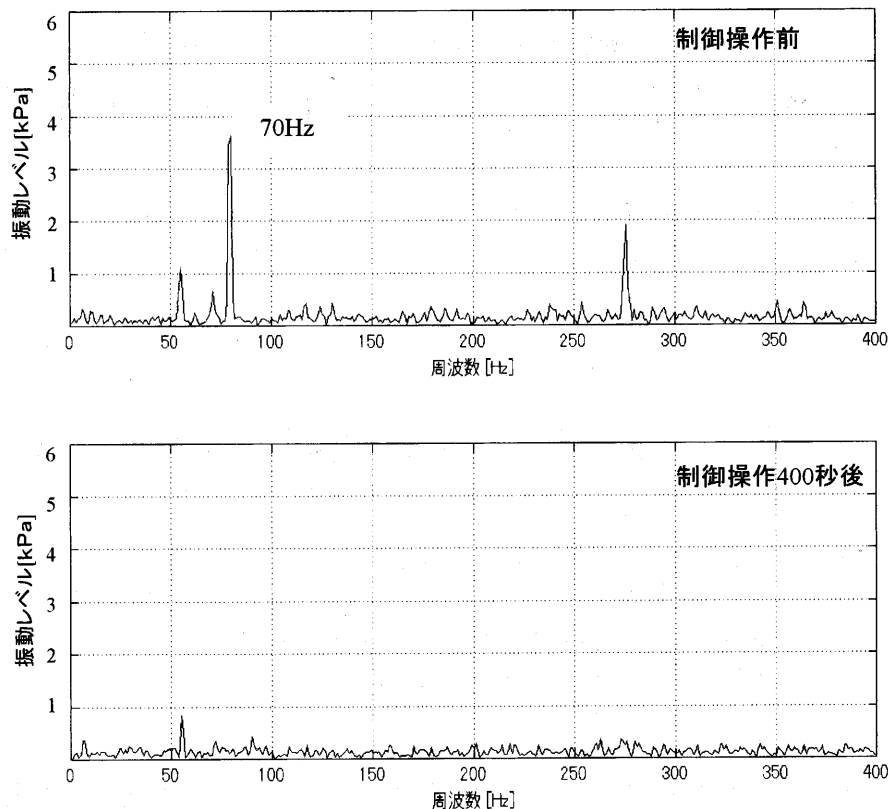


図11 制御試験（周波数解析）

期移動を始める。70Hz が低減したときに予備試験 2 で見られた 270Hz 帯の振動レベルの上昇がないのは、共鳴器 1 のピストン操作停止後、共鳴器 2 のピストンが動作したためと考えられる。その後、2 台の共鳴器は振動レベル低減に向かって交互にピストンの操作を繰返し、共鳴器 1 の長さは 300mm 近傍を共鳴器 2 の長さは 30～40mm の範囲を変動する。図 11 は制御開始前と制御操作 400 秒後における周波数解析結果を示す。振動レベルは 1kPa 以下に抑えられている。

負荷変動運転

図 12 に制御試験結果を示す。図には振動低減操作を行わない場合のデータも参考に示す。図より負荷変動を模擬した運転においても、本制御装置が常に燃焼振動を低いレベルに抑制しているのが分かる。

5. 結言

共鳴器による燃焼振動低減の基礎データを基に、燃焼器内の圧力変動をフィードバックし、燃焼振動レベルが常に最小レベルになるように 2 台の共鳴器容積を最適調整する制御手法を構築した。この制御手法を組込んだ制御装置をガスタービン燃焼器をモデル化した試験装置に適用して、大気圧下で燃焼振動の抑制評価を行った。その結果、ガスタービン燃焼器の負荷変動を模擬した広い負荷範囲においても、本制御装置は運転条件の変化に自動追従して、常時振動レベルを大幅に抑制できることを

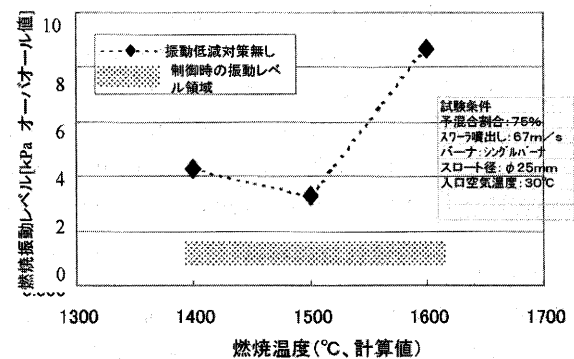


図12 負荷変動運転時の制御結果

確認され、今後の実機適用が期待される。

参考文献

- (1) Keller, J.J., et al., AIAA Journal Vol.33, No.12, December pp.2280, 1995
- (2)～(4)例えば
 Straub, D.L., et al., ASME paper01-GT-38, (2001)
 Cannon, S.M., et al., ASME paper01-GT-375, (2001)
 Johnson, C.E., et al., ASME paper01-GT-519, (2001)
- (5) Jeffrey, M.C., et al., ASME paper00-GT-83, (2000)
- (6) Arana, C.A., et al., ASME paper00-GT-91, (2000)
- (7) 山中矢, 他 5 名, 日本ガスタービン学会誌, 32 (2004), 65-72
- (8) 山中矢, 他 5 名, 日本ガスタービン学会誌, 32 (2004), 57-64
- (9) 燃焼工学ハンドブック, (1995), 112, 日本機械学会

燃焼振動の低減法に関する研究 —実機適用化に向けた共鳴器手法の評価—

Control of Combustion Oscillations in Premixed Combustor —Evaluation of the Resonator Method for the Gas Turbine Combustor—

山中 矢*¹
YAMANAKA Susumu

前田 福夫*¹
MAEDA Fukuo

塩田 和則*¹
SHIODA Kazunori

岩渕 一徳*¹
IWABUCHI Kazunori

土屋 利明*²
TSUCHIYA Toshiaki

岡本 正範*²
OKAMOTO Masanori

キーワード：燃焼振動，ガスタービン，燃焼器，予混合燃焼，不安定燃焼，共鳴器，
シングルバーナ，マルチバーナ，入口空気温度
Combustion Oscillation, Gas Turbine, Combustor, Premixed Combustion,
Combustion Instability, Resonator, Single Burner, Multi-Burner, Inlet Air Temperature

Abstract

Recent regulation on NO_x emissions is promoting the use of lean premix combustion for the high temperature gas turbines. But, premix operational experience has been accompanied by combustion oscillation. We already applied the Helmholtz resonator for reducing the combustion oscillation in the combustion chamber which had single-burner at the atmospheric pressure. And, we applied the controlling system which automatically controls the resonator volume to minimize the oscillations amplitude based on the dynamic pressure signals in the combustion chamber.

Nowadays, the low NO_x combustor has several burners (multi-burner). It seems that there are some differences of combustion oscillations between multi-burner and single-burner. Therefore, the combustor which has multi-burner was tested to evaluate the resonator method. And, the effects of the inlet air temperatures were evaluated for the resonator method. The test results were shown in this paper.

1. はじめに

燃焼振動はガスタービン燃焼器やその他の燃焼を伴う種々の機器で経験され、燃焼機器の信頼性を損なう一つの大きな要因となっている。特に、最近のガスタービン燃焼器では低 NO_x 化を図った予混合燃焼方式の採用、高温化対応に伴いライナーのフィルム冷却方式からインピンジメント冷却方式への移行によるライナー壁面の平坦化が燃焼振動を発生し易くしている⁽¹⁾。既に、燃焼振動の低減は多くの燃焼機器で試みられているが、ガスタービン燃焼器では構造が複雑になってきていることもあり、その特性予測が充分でなく、設計段階や運転時に於いて現状適切な対応ができていない状況にあると考えられる。

燃焼振動特性を理解・予測し、その低減法を確立する研究は、ガスタービンの運転信頼性向上や部品の長寿命化、コストダウン等に大きな意義を有することもあり、燃焼振動に関連した発表が近年急増している⁽²⁾⁻⁽⁴⁾。

これまで燃焼振動の低減については、燃料の変調付加ノズル⁽⁵⁾、スワローを含めたノズル部の改造⁽⁶⁾等種々検討されてきている。著者らは燃焼振動低減手法として共鳴器を用いた基礎試験を行い、共鳴器手法が燃焼振動低減に有効であることを確認するとともに、ガスタービン燃焼器への共鳴器適用への有用な共鳴器設計データを収集した^{(7),(8)}。さらに、共鳴器とフィードバック制御を組込んだ制御試験を行い、運転条件等の変化に自動追従して常時振動レベルを最小に維持できることを実証した⁽⁹⁾。

これまで、現象の複雑化を避けるためシングルバーナ（又はシングル火炎）で共鳴器による燃焼振動低減効果を評価してきた^{(8),(9)}。しかし、最近の低 NO_x 燃焼器では複数のバーナを設けたものも多く、火炎の相互干渉により共鳴器による燃焼振動低減特性が異なることも考えら

原稿受付 2003年12月3日

校閲完了 2005年2月4日

* 1 ㈱東芝 電力・社会システム技術開発センター
回転機器開発部 火力機器技術担当
〒230-0045 横浜市鶴見区末広町2-4

* 2 東京電力㈱

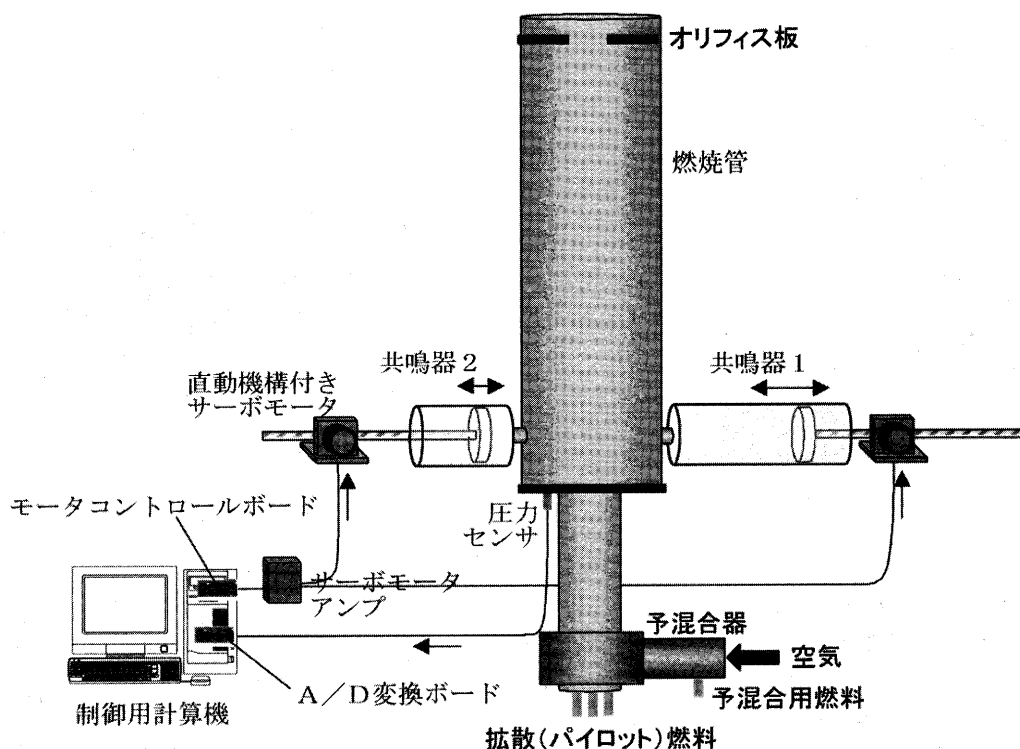


図1 試験装置

れる。そこで、共鳴器手法の実機適用範囲の拡大を図るためには、本手法へのバーナ個数影響の有無を評価する必要がある。また、高効率化に向け燃焼器入口空気温度も高くなっていることから、共鳴器による燃焼振動低減効果へ及ぼす入口空気温度の影響・評価も必要となる。

本研究では、共鳴器手法の適用範囲の拡大を図るため、複数のバーナを有する燃焼器での燃焼振動低減評価、およびバーナ入口空気温度と燃焼振動低減効果の関連評価を行い、共鳴器手法の有効性を実証した。

2. 試験装置および試験方法

試験装置はバーナ及び燃焼管から構成される。図1に試験装置の概略を示す。燃焼の安定にはスワラを用いる。スワラの中心部にはパイロット用の拡散燃料ノズルが配置されている。スワラを介して空気または予混合ガスが燃焼管内へ供給される。燃料系の操作により拡散単独燃焼、予混合燃焼+拡散燃焼、予混合単独燃焼が可能となる。燃焼管の上流箇所には燃焼振動低減用の共鳴器が2台設置されており、各共鳴器容積はコンピュータにより操作される。以下、各部について説明する。

2.1 バーナ

低NO_x燃焼器では複数のバーナ（マルチバーナ）を有する燃焼器が多く実用化されている。バーナ数が多くなると火炎相互の干渉により、共鳴器による燃焼振動低減特性が前報^⑧のシングルバーナと異なる可能性もある。

したがって、複数のバーナを有する燃焼器において、共鳴器による振動低減を評価するが、バーナの個数が多いと火炎の挙動評価が煩雑となる。そこで、できるだけ少ないバーナ個数で燃焼振動低減と火炎挙動を評価することにし、ここでは火炎が相互に干渉し合い、かつ最小の数で環状配置できるバーナ個数3を選定した。また、マルチバーナと前報^⑧のシングルバーナの試験結果と比較評価できるように、前報^⑧とできるだけ同一の試験条件とした。各バーナの構成は前報^⑧と同様、中心部に拡散燃料（パイロット）、拡散燃料流路周囲の環状路は空気又は予混合ガス流路とした。バーナ1個あたりの流路断面積は、前報^⑧のシングルバーナの1/3相当とし、スワラ環状路流路内径はφ25.6mm、外径はφ37.8mmとした（軸方向長さは同じ）。拡散燃料ノズルもシングルバーナのノズル断面積の1/3相当とし（燃料噴射速度一致）、噴射角25度のφ0.8mmの孔6個を有するノズルチップを用いた。スワラはシングルバーナと同じスワール数0.35（羽根角度22度）とした。燃焼管（内径224mm）内へのバーナ3個の配置は前報^⑧のシングルバーナ相当の火炎に近づけることにし、燃焼管軸を中心に直径φ70mm上に120度ピッチとした。図2および写真1は下流から見たバーナ配置図および写真を示す。

着火は写真1に示すバーナ間に設けた点火器挿入口からローテン点火装置のイグニタスティック（φ10mm）を挿入し、スパークさせて着火させた。着火後はイグニタスティックを取り外し、点火器挿入口に栓を取り付けた。

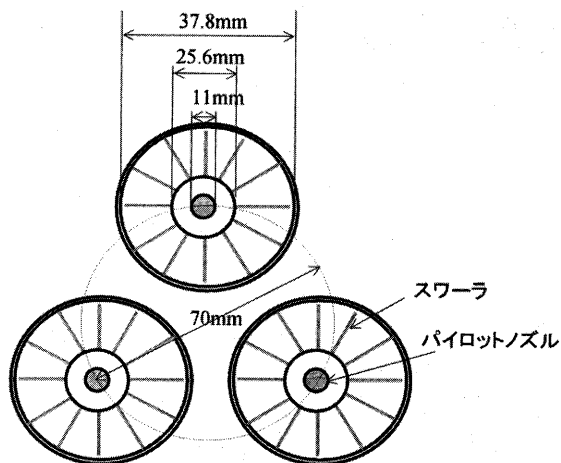


図2 バーナ配置

2.2 燃焼管

燃焼管は、前報⁽⁷⁾と同じ内径φ224mm、全長1,500mmである。燃焼管は二重管構造のステンレス管からなり、環状路部に水を流すことにより燃焼管壁面を冷却する。燃焼管出口はガスタービン燃焼器出口の静翼による絞りを模擬するために水冷式のオリフィス板（絞り23%）を設置した。燃焼管には管内の圧力変動を計測するためのガスサンプリングプローブ又は圧力変動センサーを取り付けている。

燃焼管の上流500mm区間は石英管（外径φ230mm、肉厚3mm）に置き換えることができ、高速度ビデオカメラによる火炎撮影時に用いた。

2.3 共鳴器

表1に共鳴器のサイズを示す。共鳴器の容積はピスト

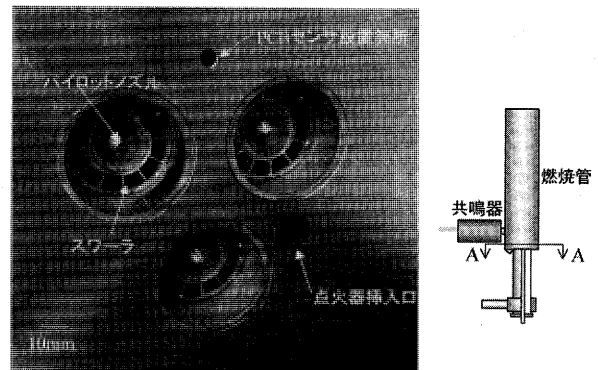
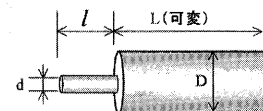


写真1 バーナ配置（A-A矢視）

表1 共鳴器寸法

	記号	共鳴器1 寸法 [mm]	共鳴器2 寸法 [mm]
スロート径	d	25	25
スロート長さ	l	74	74
共鳴器内径	D	151	105
共鳴器長	L	0 ~ 約 600	0 ~ 約 150



ンにより容積を任意に調整することができる。制御用計算機に操作する共鳴器およびピストン移動量を入力すると、計算機がサーボモータに信号を送りピストンを操作する。ピストンの位置は、位置情報をパルスとして発するエンコーダにより把握できる。共鳴器の径は共鳴器1を151mm、共鳴器2を105mmとした。ピストンのストローク最大長さは共鳴器1が600mm、共鳴器2が

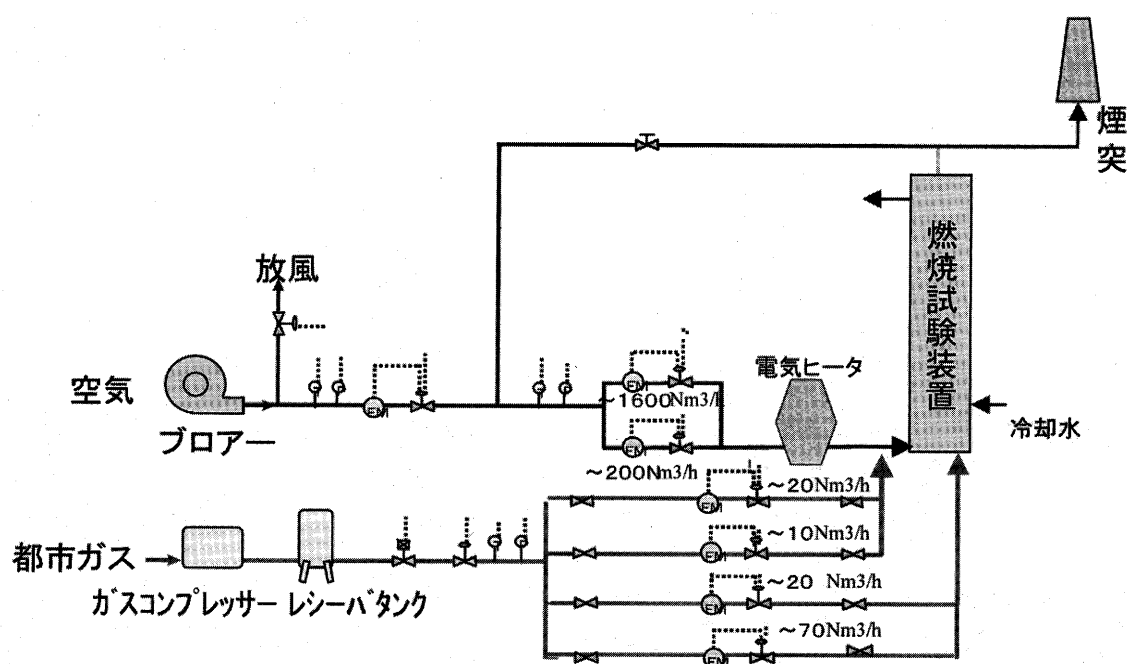


図3 試験装置系統

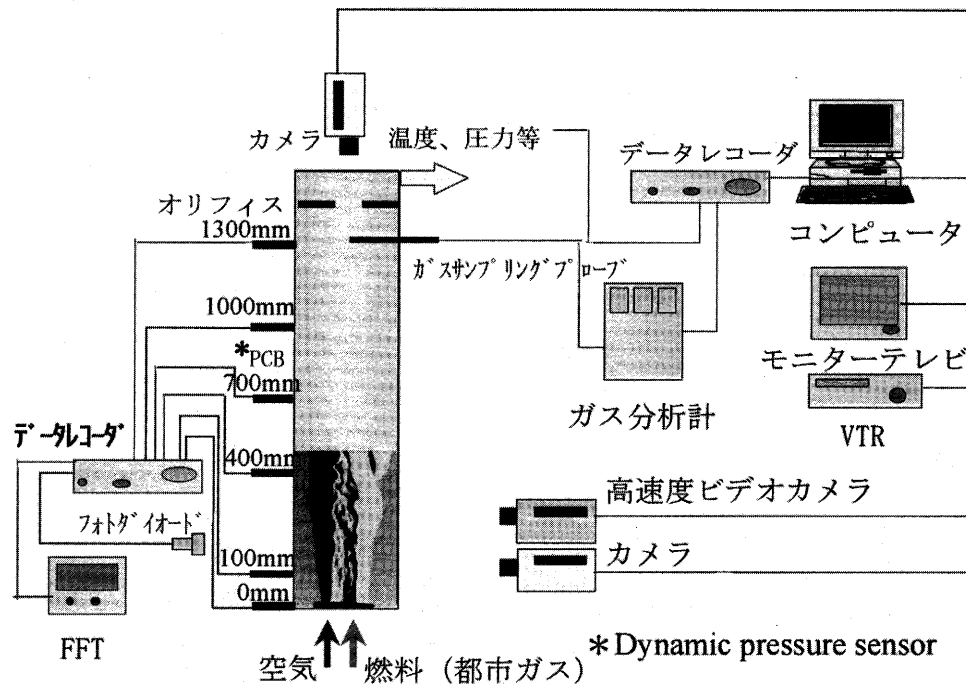


図4 計測システム

100mmである。共鳴器の共鳴周波数は共鳴器容積と逆関係にあり⁽⁸⁾、本試験では70Hz帯と270Hz帯の燃焼振動が予想されることから、2つの周波数帯に対応できるよう異なるサイズの共鳴器を用いた。なお、シリンダ面とピストン面間のシール性を高めるため、シリンダ内面は機械加工により面精度を高め、ピストン面には3ケのリングを設けた。

共鳴器の設置箇所は前報⁽⁹⁾の試験結果を反映し、大きな燃焼振動低減効果が得られるスワラ下流150mmの位置に、石英管設置時には燃焼管入口のフランジに設置した。

2.4 試験装置系統

図3に試験装置系統図を示す。空気はブロー(吐出圧0.03MPa)から供給され、流量計測後燃焼用空気と冷却用空気に分かれる。燃焼用空気は更に流量計測後、電気ヒータを介して試験装置へ供給する。入口空気は必要に応じて電気ヒータにより温度を任意に設定することができる。一方、冷却用空気は燃焼管出口のT字管部で燃焼ガスと合流し、燃焼ガスを冷却後煙突から大気へ排出する。

燃料は都市ガスを用い、ガスコンプレッサーで0.9MPaまで昇圧し、レシーバタンクを介してパイロット用燃料、予混合用燃料として流量計測後試験装置へ供給する。拡散燃料および予混合燃料(または空気)は分配器により3個のバーナへ供給する。

燃焼管冷却水はポンプにて1MPaまで昇圧後試験装置へ供給する。冷却水出口温度は常時監視し、冷却水出口温度に応じて冷却水量を調整する。なお、試験は大気

圧下で行う。

2.5 計測システム

図4に計測システムを示す。圧力変動センサー(PCBセンサ。米国PCB社製112A21、周波数応答特性0.5Hz～250kHz)からの信号はアンプを介して制御用計算機および周波数解析装置(FFT)に送られ、卓越周波数及びその振動レベルを計測する。同時に、圧力変動等の生データをデータレコーダに記録し、後処理ができるようにする。

PCBセンサーは燃焼管軸方向に6個設置しているが、燃焼管軸方向で最も大きい振動レベルを示すスワラ面のデータ⁽⁸⁾を用いることにした。

火炎の挙動解析用画像データの収集には高速度ビデオカメラ(撮影速度は最高40,500コマ/秒、画像は電子メモリーに記録)を用いた。画像処理には目安として振動の1周期あたり10個以上の画像データがあれば挙動の傾向が把握できると言われていること及び本試験での燃焼振動の卓越周波数は高々300Hzであることを考慮し、撮影速度は4,500コマ/秒とした。

2.6 試験条件

試験条件を表2に示す。前報⁽⁷⁾の燃焼振動レベル探索試験結果において振動レベルが大で、かつヘルムホルツ型振動と音響学的振動が発生する2つの運転条件を選定した。

燃焼器入口空気温度の影響評価試験においては、入口空気温度は常温(30℃)、125℃、205℃、285℃とした。なお、その他の条件は表2のとおりである。

表2 試験条件

	理論燃焼 温度	予混合燃 料 割合	スワロー 噴出流速	主振動 周波数
試験1	1600 ℃	75 %	50 m/s	70Hz 帯
試験2	1600 ℃	75 %	67m/s	270Hz 帯

3. 試験結果

以下に、試験結果について述べるが、振動データは30秒間の平均値である。また、試験結果はピストン移動距離の変わりに、共鳴器容積／燃焼管容積で整理した。

3.1 燃焼振動低減特性

表2の試験条件で運転すると、マルチバーナにおいてもシングルバーナの場合と同様、試験1では、270Hz帯の卓越周波数が、試験2では70Hz帯の卓越周波数の燃焼振動が発生し、卓越周波数へのバーナ個数の影響はみられなかった。以下、各卓越振動周波数における振動低減結果について示す。

70Hz 帯（ヘルムホルツ燃焼振動）

図5に卓越周波数70Hz帯の燃焼振動低減結果を示す。図の振動低減効果は共鳴器操作前のオーバオール値に対する各共鳴器容積におけるオーバオール値の比を表す。図5にはシングルバーナの結果も示すが、いずれのバーナも同程度の振動低減効果が得られていることから、バーナ数の影響は小さい。

ヘルムホルツ振動低減において、シングルバーナの結果⁽⁸⁾では、70Hz帯振動の低減過程で270Hz帯の振動が発生する場合があった。このとき、第2の共鳴器を操作することにより、270Hz帯の振動も低減することができた。マルチバーナでも同様な振動低減特性となるかを確認した結果を図6に示す。シングルバーナの結果と同様、70Hz帯の振動を低減することにより、270Hz帯の振動が発生してくる。第1共鳴器を燃焼管容積比で約15%の状態に保持し、第2の共鳴器を操作すると、270Hz帯の振動が低減し、シングルバーナの結果と同様、最終的には振動レベルを低く抑えることができる。

270Hz 帯（音響学的燃焼振動）

図7に、卓越周波数270Hz帯の燃焼振動低減結果を示す。縦軸の振動低減効果は、共鳴器容積操作前の振動のオーバオール値に対する比を表し、各共鳴器容積におけるオーバオールと270Hz帯の振動レベルを示す。シングルバーナの結果と同様、振動レベル低減の最適な共鳴器容積が存在し、最適容積より小さくても大きくても振動低減が悪くなる。

図8は同一条件でのシングルバーナとマルチバーナの比較を示す。図の振動低減効果は夫々の共鳴器操作前のオーバオール値に対するオーバオール比で表す。図より、同程度の振動低減効果が得られ、バーナ数の影響は小さい。

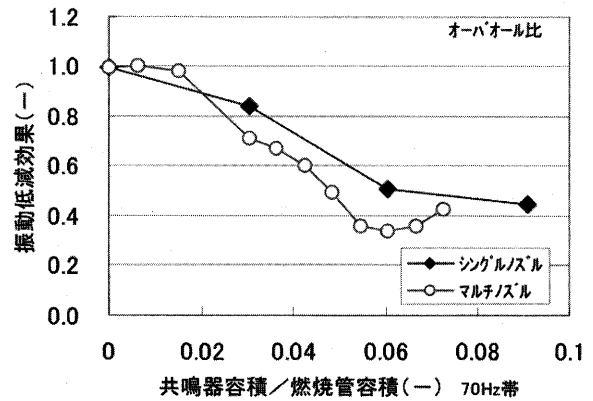


図5 燃焼振動低減効果(シングルバーナとマルチバーナ比較)

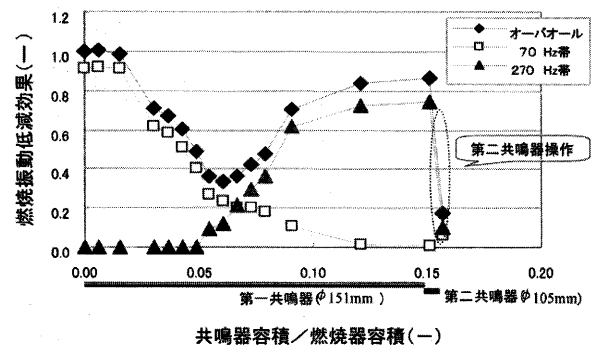


図6 燃焼振動低減効果

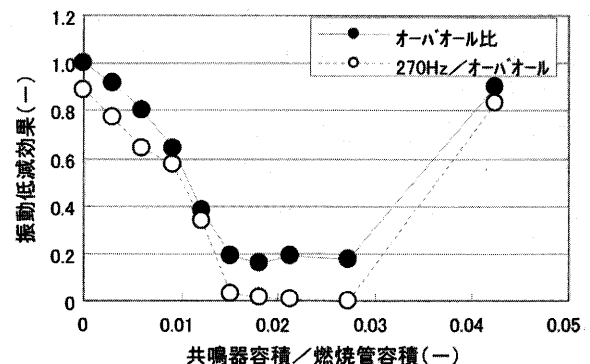


図7 燃焼振動低減効果 (270Hz 帯)

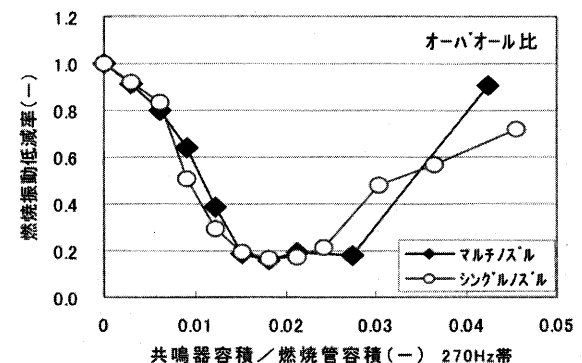
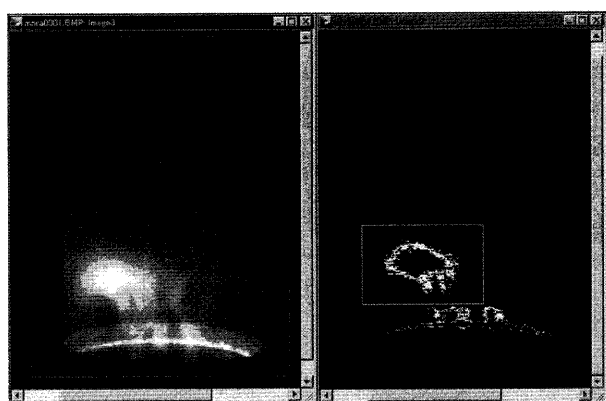


図8 燃焼振動低減効果(シングルバーナとマルチバーナ比較)



(a) 目視火炎観察例 (b) 火炎形状のサンプル例

図9 目視火炎観察例(a)と火炎形状のサンプル例(b)

以上、複数のバーナから構成される燃焼器でも、共鳴

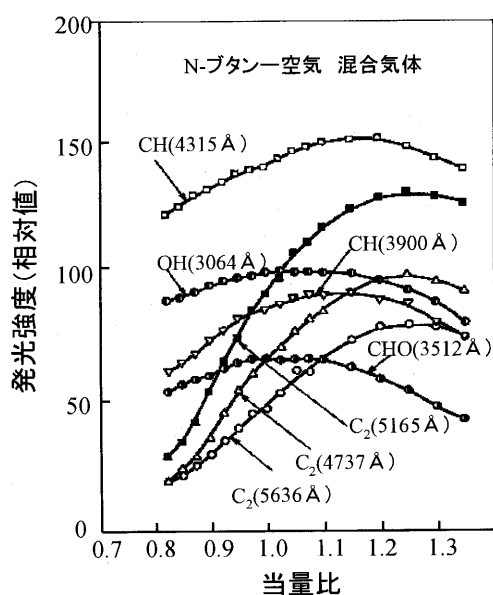


図10 発光ラジカル例

器によりシングルバーナと同様の振動低減が得られ、バーナが複数になっても、振動低減特性は変わらないことが確認できた。

3.2 火炎の挙動

前報⁽⁸⁾のシングルバーナと同様の方法で、3個のバーナで形成される火炎挙動の評価を試みた。

図9の火炎形状サンプル例に示す様に、複数火炎の全体火炎形状(a)と、(a)の内、ある光強度一定の境界を火炎形状ととらえ ((b)の白枠内の形状)、この形状の時間的な変化と振動の関係を評価する。複数火炎の撮影は、図9に示すようにシングルバーナの場合と異なり、火炎の浮き上がりが小さく、その位置がバーナ噴出し口に接近している。そのため、火炎根本が石英管をホールドしているフランジの影に隠れ、火炎全体を軸に垂直なラジアル方向からの撮影が不可能であったため、(a)、(b)に示す様に、若干斜め上からの火炎撮影となっている。又目視観察では、最初は3個の火炎が下流では相互干渉、混合して一つの火炎として流出する様に見える。しかし(b)の輪

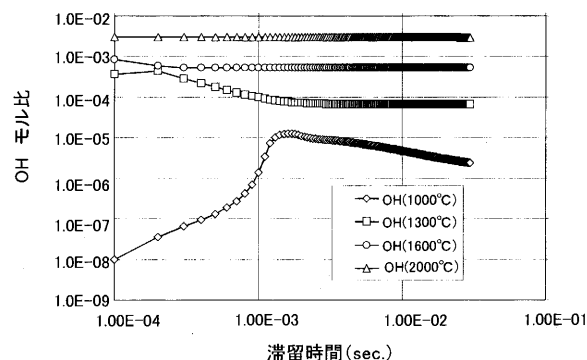


図11 OHトレンド

表3 高速度ビデオカメラ撮影条件

仕様	単位	case1	case2	case3	case4
振動数	Hz	70帯	70帯	270帯	卓越無し
振動レベル(オーバール)	kPa	9.91	1.08	4.45	2.02
データ処理画像数	コマ	300	300	100	100
撮影速度	コマ/sec	4500	4500	4500	4500
共鳴器作動状況	台	0	1	0	1
入口空気温度	°C	約30°C	約30°C	約30°C	約30°C
スワール噴出し速度	m/sec	50	50	67	67
予混合燃料割合	%	75	75	75	75
燃焼温度(計算値)	°C	1600	1600	1600	1600

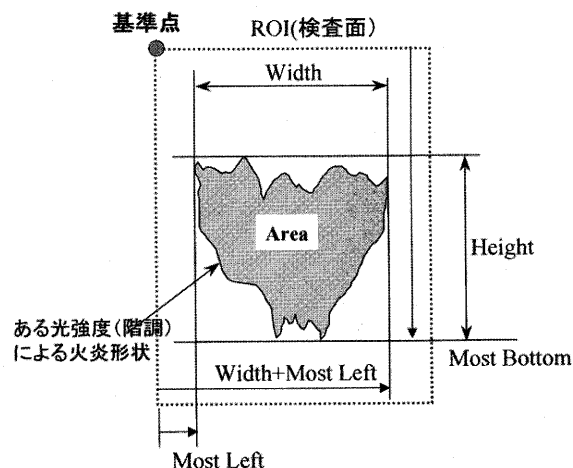


図12 火炎形状の記号

郭又は火炎形状は、これらの目視と関係なく、単に半径方向の発光ラジカルの積分値としての輪郭表示即ち火炎形状の一例と見なすことにする。一方、炭化水素と空気の混合比に対する各種遊離基のスペクトルおよび連続スペクトルの発光強度は、実験条件によって多少異なるが、一定の関係をもって変化する。図10には当量比に対する各種遊離基の発光強度を示す⁽¹⁰⁾。図10はn-ブタンの例であるが、都市ガスの場合も同様と思われる。これより、当量比1以下での発光ラジカルの主体はOH又はCHと考えられる。又燃料がCH₄の場合におけるOHの経時変化を図11に示す (Chemkin⁽¹¹⁾による計算値)。図より、OHは温度に強い依存性を示しており、又高温時は急速に生成するが消滅せず、結果として流れの影響を受け、その空間分布特性が変化しているものと考えられる。従って図9に示される輪郭は、燃料濃度分布や流速分布

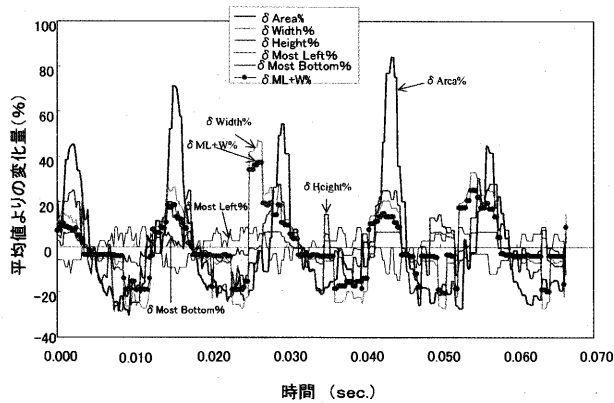


図13 火炎形状の変化 (case1) 共鳴器非作動

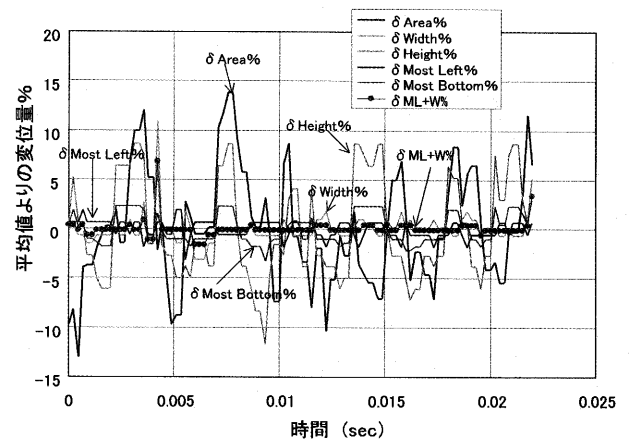


図15 火炎形状の変化 (case3) 共鳴器非作動

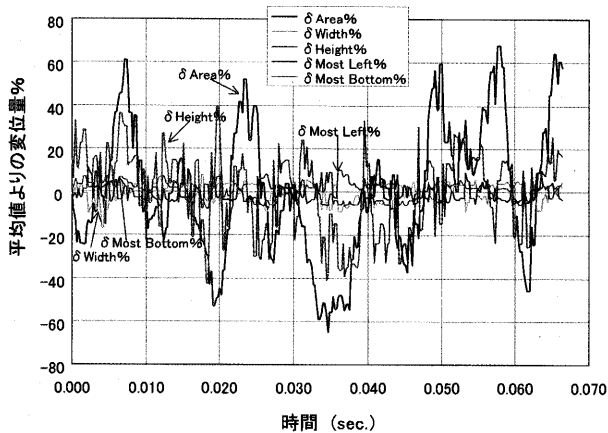


図14 火炎形状の変化 (case2) 共鳴器非作動

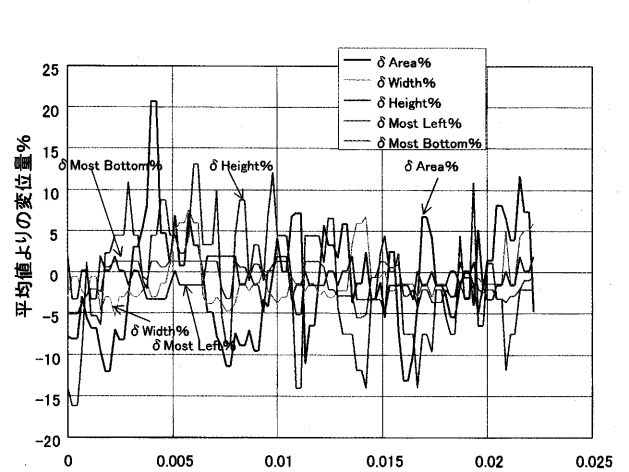


図16 火炎形状の変化 (case4) 共鳴器非作動

等によって決まる反応や温度分布に関連した形状と考えられる。又燃焼振動がこれら温度分布に影響を与えるのであれば、相互に関連した挙動があるものと予測される。

火炎形状変化を求めるにあたり、図12に示す火炎形状の記号をとる。即ち、火炎面積 (Area)、火炎幅 (Width)、火炎高さ (Height)、火炎底 (MostBottom)、火炎左端 (MostLeft)、火炎右端 (Width ⊕ MostLeft) について評価する。

図13から図15に、表3の4条件に対応する火炎形状の変化例を示す。図中における平均値よりの変化量、即ち各パラメータは以下の計算値による。

例えば $\delta Area\%$ は

$$\delta Area\% = \frac{(Area - Area_{\text{平均値}})}{Area} \times \text{平均値} \times 100$$

まず図13より、 $\delta MostLeft\%$ を除くその他のパラメータは大略振動周波数70Hzで、同位相で変動している。これは火炎形状 (輪郭) が膨張、収縮を振動周波数で繰り返しながら上下に変動している事を示している。従ってシングルバーナの火炎の形状変動と同様といえる。

図14は図13の条件を共鳴器により振動レベルを約1/10に低減した場合の火炎挙動である。面積 ($\delta Area\%$) の変化にはほぼ振動周波数で変動している傾向が観察されるが、他のパラメータの変化には系統的なトレンドは観察

されない。

次に図15は、図13の場合と異なり明確では無いが、 $\delta Area\%$ 、 $\delta Height\%$ および $\delta MostBottom\%$ が同位相でほぼ振動周波数で変化している様に観察される。即ち幅を変えずに上下に膨張、収縮しながら、上下移動している様子が観察される。

同様に図16は、図15の条件に対して共鳴器により振動を低減した場合の挙動であるが、系統的なトレンドは観察されない。

以上、マルチバーナ (3個) によって形成された火炎形状の時間的変化は、シングルバーナで観察された結果とほぼ同一と見ることが出来る。この火炎形状 (輪郭) は、火炎直後に発生する OH 等に対応していると仮定すると、輪郭はある OH 濃度分布や燃焼ガス温度分布と関連したものと考えられる。即ち全体として燃焼振動と同期した燃焼が発生していると思える事が出来ると推察される。

3.3 空気温度の影響

これまでの試験では燃焼器入口空気温度は常温 (30℃相当) で評価してきたが、実燃焼器では入口空気温度が高くなる。そこで、燃焼器入口温度をパラメータとし、

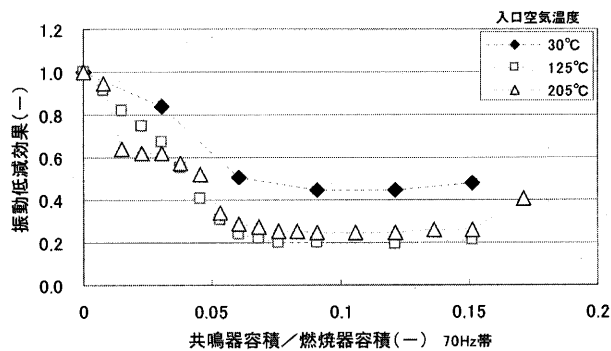


図17 燃焼振動低減効果（入口空気温度の影響）

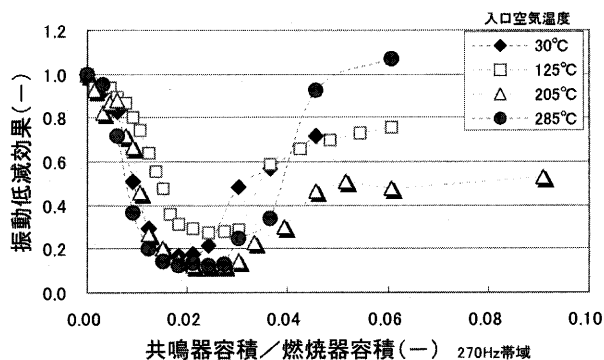


図18 燃焼振動低減効果（入口空気温度の影響）

スワラ噴出し速度一定条件で振動低減に対するバーナ入口空気温度の影響を調べた。ここで、70Hz帯域の試験条件はスワラ噴出し速度50m/s一定とし、入口空気温度を30℃、125℃、205℃とした。270Hz帯域の試験条件はスワラ噴出し速度67m/s一定とし、空気温度30℃、125℃、205℃、285℃とした。ここで、予混合燃料割合は75%、燃焼温度（計算値）は1600℃とした。したがって、入口空気温度が上昇する分燃料供給量はそ

の分少なくなる。

図17に70Hz帯域の振動低減結果を、図18に270Hz帯の振動低減結果を示す。これらの図より、入口空気温度に関係なく同様な振動低減効果が得られており、共鳴器による燃焼振動低減効果への空気温度の影響は小さいことが分かる。

4. 結 言

3個のバーナによって構成された燃焼器に対して、前報⁽⁸⁾と同様の共鳴器による振動低減効果の確認試験を行い、その効果がシングルバーナの場合と同様であり、バーナ数の影響は小さいことを確認した。又火炎形状の観察の結果から、その振動数や火炎挙動はシングルバーナの場合と同じであることが確認された。

また、燃焼器入口温度を30℃から285℃まで変化させて共鳴器による燃焼振動低減特性を評価したが、燃焼振動低減効果への入口空気温度の影響は小さいことが分かった。

参 考 文 献

- (1) Keller, J.J., et al., AIAA Journal Vol.33, No.12, December pp.2280, 1995
- (2)～(4)例えば
Straub, D.L., et al., ASME paper01-GT-38, (2001)
Cannon, S.M., et al., ASME paper01-GT-375, (2001)
Johnson, C.E., et al., ASME paper01-GT-519, (2001)
- (5) Jeffrey, M.C., et al., ASME paper00-GT-83, (2000)
- (6) Arana, C.A., et al., ASME paper00-GT-91, (2000)
- (7) 山中矢, 他5名, 日本ガスタービン学会誌, 32 (2004), 5764
- (8) 山中矢, 他5名, 日本ガスタービン学会誌, 32 (2004), 65-72
- (9) 山中ら, GTSJ 投稿中 (2003)
- (10) 燃焼工学ハンドブック, (1995), 21, 日本機械学会
- (11) <http://www.berkeley-edu/gri-mech/>

単動翼列多段チップタービン内の非定常流れ

Unsteady Flow inside the Single Rotor Blade Row with Multistage Tip Turbine

岩瀬 識*¹
IWASE Shiki

齊藤 喜夫*¹
SAITO Yoshio

キーワード：チップタービン，クラスターファン，コア分離型ターボファンエンジン，数値計算，UPACS
Tip Turbine, Cluster Fan, Separated Core Turbofan Engine, Computational Fluid Dynamics (CFD), UPACS

Abstract

Numerical simulation of the single rotor blade row with multistage tip turbine by using the CFD code "UPACS" is conducted to investigate unsteady flow inside the tip turbine. From detailed analyses of the result of the numerical simulation, an efficiency of the turbine rotor blades is dropped at boarders where the turbine rotor blade proceeds into from low-pressure to high-pressure stage. At the borders of the stages, inverse pressure gradient between suction surface and pressure surface of the rotor blade is observed. Large amount of mass flow leaks from a blade row to the following blade row through a tip clearance at the boarder, since the inverse pressure gradient and static pressure rise at the exit of the rotor blade accelerate the flow. The leakage of mass flow causes secondary flow and drastically lower an adiabatic efficiency of the turbine blade.

1. 緒 論

宇宙航空研究開発機構（旧航空宇宙技術研究所）では、小型機用の高バイパス・ターボファンエンジンであるクラスターファン・エンジンの研究を進めてきた⁽¹⁾⁻⁽³⁾。クラスターファン・エンジンは、コア・エンジンと大部分の推力を生み出すファン部を分離した、コア分離型ターボファン・エンジン⁽⁴⁾⁻⁽⁷⁾の一つの派生型であり、小型・安価・堅牢で大量生産に適したエンジンである。クラスターファン・エンジンは複数のファンを束ねることで必要な推力を得るシステムとして、軽飛行機や小型ビジネス機、そして小型 VTOL 機への搭載を想定している。

クラスターファン・エンジンは、コア・エンジンから抽気した高圧空気を利用して、ファンを空気タービンで駆動する。ファンは構造を単純化するため、単動翼列多段チップタービンと呼ぶ、従来のタービンとは全く概念の異なるタービン方式を採用している⁽¹⁾⁻⁽³⁾。図1に単動翼列多段チップタービンの概念図を示す。コア・エンジンから抽気された高圧空気は、ファン周囲二箇所に設けられたダクトから一段目タービン前方に導かれる。各々の一段目で膨張した気体の流れは二つに分断され、それ

ぞれ一段目出口と二段目入口を結ぶ戻り流路を通り、二段目静翼へ導かれる。気体は二回目の膨張の後、二段目と三段目を結ぶ流路を通り三段目へ導かれる。最終的に三段目で膨張した空気は、ノズルから排気される。ここで、図1中の矢印はタービン内の流れの様子を表している。タービン翼列を通過する流れと、翼列通過後、次段へ向かう空気の流れは図2に示す隔壁により隔てられており、混合することはない。このタービンは、単翼列でありながら軸流三段として機能するチップタービンであり、ファン構造の簡略化、軽量化に大きく寄与している。筆者らはこれまで、このタービンを駆動方式に採用したファンを設計・試作し、この駆動方式が有効に作動することを確認した^{(1),(2)}。しかし、新型の駆動方式であるため内部の流れの様子はほとんど明らかにされておらず、加えてチップタービンは翼高が5 mm 前後と小型なことから、実験によって内部流動を直接、精度良く計測することは非常に困難である。

そこで、本研究では、この単動翼列多段チップタービンの流れ場を対象に非定常段解析を実施し、単動翼列多段チップタービンの内部流れを把握すると共に、計算結果を詳細に検討することにより、単動翼列多段チップタービンの効率改善のための知見を得ることを目的としている。

原稿受付 2004年8月25日

校閲完了 2005年1月27日

*1 宇宙航空研究開発機構

〒182-8552 東京都調布市深大寺東町7-44-1

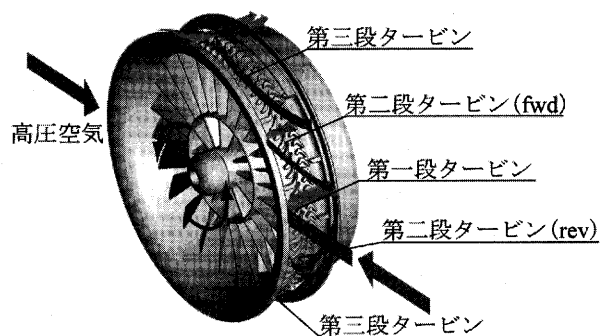


図1 単動翼列多段チップタービンの概念図

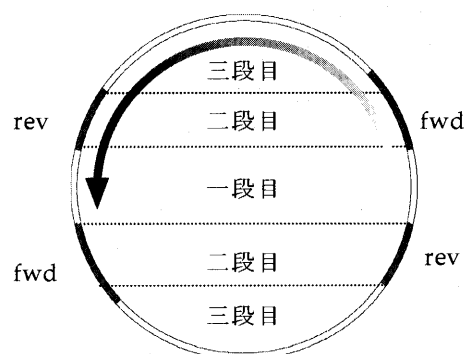


図3 単動翼列多段チップタービンの段配置

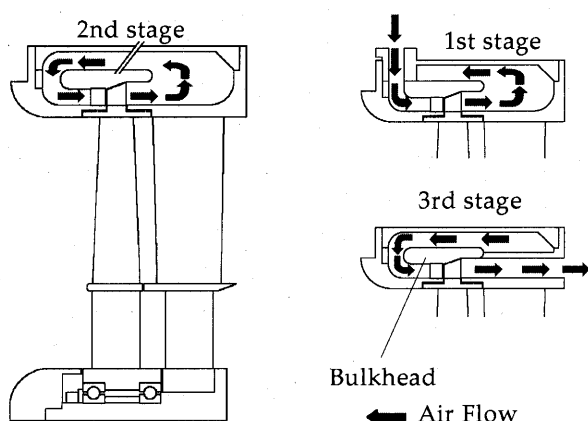


図2 単動翼列多段チップタービン内の流れ

表1 チップタービン設計仕様

回転速度(R.P.M.)	16800
流量	0.3kg/s
圧力比	6.2
入口全圧	729.4kPa
入口全温	587.9K
静翼	翼弦長 21mm
	翼高 5.0mm
	ハブ直径 271mm
	静翼流出角度 64.5°
	翼枚数 90枚
動翼	翼弦長 15mm
	平均翼高 5.6mm
	翼枚数 90枚
	チップクリアランス 0.3mm

2. 計算方法

表1に本研究で解析の対象とした、単動翼列多段チップタービンの設計仕様を示す。設計回転数は16,800rpm、タービンの膨張比は3段を通して6.2である。静翼の形状は全ての段について同様であり、静翼の流出角度は各段での負荷のバランスを考慮して決定した。また、図3にはタービンをファン入口から見た場合の、タービン配置の模式図を示しているが、これ以降、一段目に対してタービン動翼の回転方向に位置する第二段タービンを、fwdタービン、反対側に位置するタービンをrevタービンと呼ぶ。本タービンではfwdタービンとrevタービンの流路面積の比は4:3となっている⁽³⁾。

計算に用いた、数値計算コードは宇宙航空研究開発機構で開発を進めている“UPACS⁽⁸⁾”を一部改変したものである。UPACSは有限体積法を用いたコードであり、基礎方程式はレイノルズ平均された圧縮性 Navier-Stokes 方程式、運動量保存式、及びエネルギー保存式である。単動翼列多段チップタービンは、上述の通り戻り流路を有しており、この流路内では流れの剥離が生じることが予想される。そのため、乱流モデルには境界層の剥離を比較的良く予測可能な Spallart-Allmaras の1方程式モデル⁽⁹⁾を用いている。対流項には MUSCL 法を適用し、時間積分には二次精度 Euler 陰解法を用いた。また、各時間ステップにおいて Newton 法を用いて時

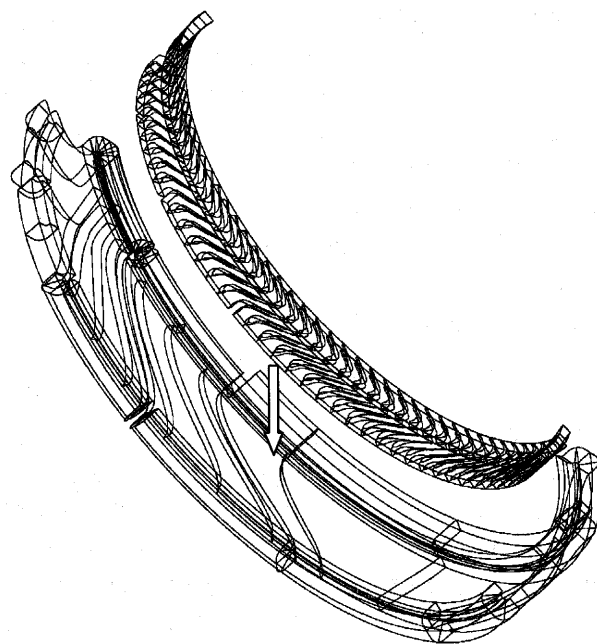


図4 単動翼列多段チップタービンの格子ブロック

間精度の向上を図った。

図4に単動翼列多段チップタービン計算のために生成したマルチブロック構造格子を示す。視認性を考慮して、翼列と戻り流路部をそれぞれ別個に図示している。全計算領域は244ブロックから構成されている。ただし、動翼前後のラビリンス部からの、漏れ空気については考慮していない。翼列部の格子点数については、静翼には流れ方向、ピッチ方向及びスパン方向に $67 \times 35 \times 31$ 、動翼には $77 \times 37 \times 31$ とした。静翼と動翼の接続、及び動翼と出口の接続は、スパン方向の格子間隔を一致させることにより、周方向だけの補間として精度の向上、及び計算時間の短縮を図っている。また、チップクリアランスが性能に与える影響についても考慮するため、チップクリアランスにも $47 \times 19 \times 19$ の格子点を配置した。クリアランスはレセス型であり、間隔は動翼スパンの約6%である。動翼・静翼の計算格子はいずれもH型格子により構成されており、壁面と壁面に最も近い格子点との間隔は、壁面摩擦速度と動粘性係数で無次元化された長さ (y^+) において、1以下に配置されている。戻り流路部を含めた総格子点数は約1900万点である。流入境界は一樣な流れが流入するものと仮定して、よどみ点温度を与え、流出境界における静圧は大気圧(101.3kPa)に設定した。計算は宇宙航空研究開発機構の大型計算機CeNSS上で実施した。計算に要した総CPU時間は、約11,000時間である。

3. 解析結果及び考察

これまでの単動翼列多段チップタービンの基礎的な実験結果から、二段目 fwd タービンと比較して二段目 rev タービンの断熱効率が、大きく低下することが確認されている⁽³⁾。そこで始めに、ある時刻における各段の流量、及び流量平均を施した全温と全圧を算出した(表2)。流量は一段目入口流入流量に対する比として示しており、符号は翼列に流入する場合を正、流出する場合を負としている。表の値から、一段目タービン出口における流量は、約0.74となっており、一段目静翼を通過した流量の約26%が動翼通過後、段と段の境界を介して一段目の出口以外へ流出していることがわかる。二段目 fwd タービンについては、反対に静翼へ流入する流量よりも、二段目出口の流量の方が大きい。後述するが、一段目静翼から流出した気体の一部が、fwd タービンの動翼に流入しており、このことも一つの段で流入・流出の流量が一致しない原因である。表2には、各段の入口・出口の全温・全圧の流量平均値から算出した“見かけ上の”断熱効率 (η^*) も示した。流量変化を考慮しないで算出した断熱効率は、一段目で約62.9%、二段目 fwd タービンで87.6%、二段目 rev タービンで約24.4%となった。実験結果と同様に、数値計算結果からも rev タービンの見かけ上の断熱効率は、低く算出されることがわかる。一方、流量が一致する、一段目入口と三段目出口

の全温・全圧から算出される全段の断熱効率は、61.1%となった。

戻り流路部の全圧損失については、表2から、一段目の出口から二段目 fwd タービン入口へ到達するまでに、約35kPa、より流路長が長くなる rev タービンでは約46.8kPaであることがわかる。また、二段目出口の全圧を流量平均して算出した全圧と、三段目出口との全圧差は、約39kPaであった。本タービンでは、戻り流路部になんらガイドベーン等を設置しておらず、流れの剝離のために比較的大きな全圧損失が生じたと考えられる。

図5は単動翼列多段チップタービン内において、ミッドスパン位置における全圧分布を示している。静翼・動翼を通して、背後の戻り流路内の物理量分布も可視化されていることに注意されたい。上述のとおり、図中実線で囲った領域において、一段目静翼から流出した空気の一部が、fwd タービンに流入していることがわかる。全圧は流れが下段に向かうに従い減少しており、各段での全圧降下の様子が明確にわかる。

図6は、タービン内のミッドスパン位置における、瞬時の全温分布を示している。全温は全圧と比較して、特徴的な分布を示している。特に、図6(a)の一段目中心の視点から、一段目と rev タービンの境界(領域A)の動翼出口において、全温が比較的高い値を示している。図5の全圧分布を考慮すると、この領域で動翼の効率は大きく低下していることがわかる。さらに、領域Aでは、動翼から流出した流体の一部が、二段目の出口へ流出している様子が観察される。これらのことと同様の現象は、rev タービンと三段目タービンの境界Cでも観察されている。一方、一段目と fwd タービンの境界(領域B)、及び fwd タービンと三段目タービンの境界(領域D)では、A、C領域で観察された、動翼下流での高い温度領域の形成は見られない。これらA及びC領域の高エンタルピー流体は、rev タービン側で形成されるため、図6(a)中、点線で囲った一段目と rev タービン、及び rev タービンと三段目を結ぶ戻り流路内で、全温は比較的高い値を示すこととなる。図6(b)は、全温分布を、三段目を視点の中心に可視化した結果を示している。rev 側タービンを通過した空気は、fwd タービン側を通過した流れと比較すると、三段目出口において高いエンタ

表2 各タービン段の全温(T_t)、全圧(P_t)、及び流量比

	T_t (K)	P_t (kPa)	流量比	η^*
流入	587.9	729.4	1.00	0.629
1 段目出口	526.1	375.7	-0.74	
2 段目 FWD 入口	516.0	340.7	0.36	0.876
2 段目 FWD 出口	465.1	220.9	-0.52	
2 段目 REV 入口	539.7	328.9	0.38	0.244
2 段目 REV 出口	525.1	214.1	-0.33	
3 段目入口	493.0	179.1	0.85	0.845
3 段目出口	443.8	113.5	-1.00	

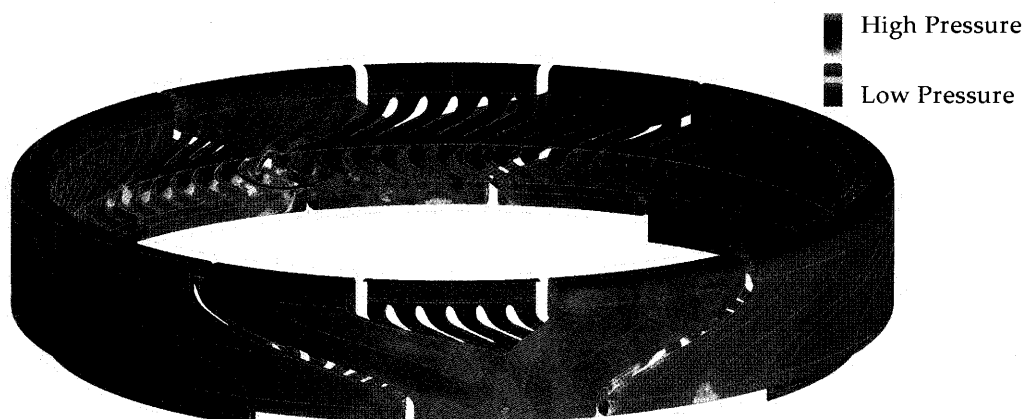


図5 単動翼列多段チップタービン内の瞬時の全圧分布

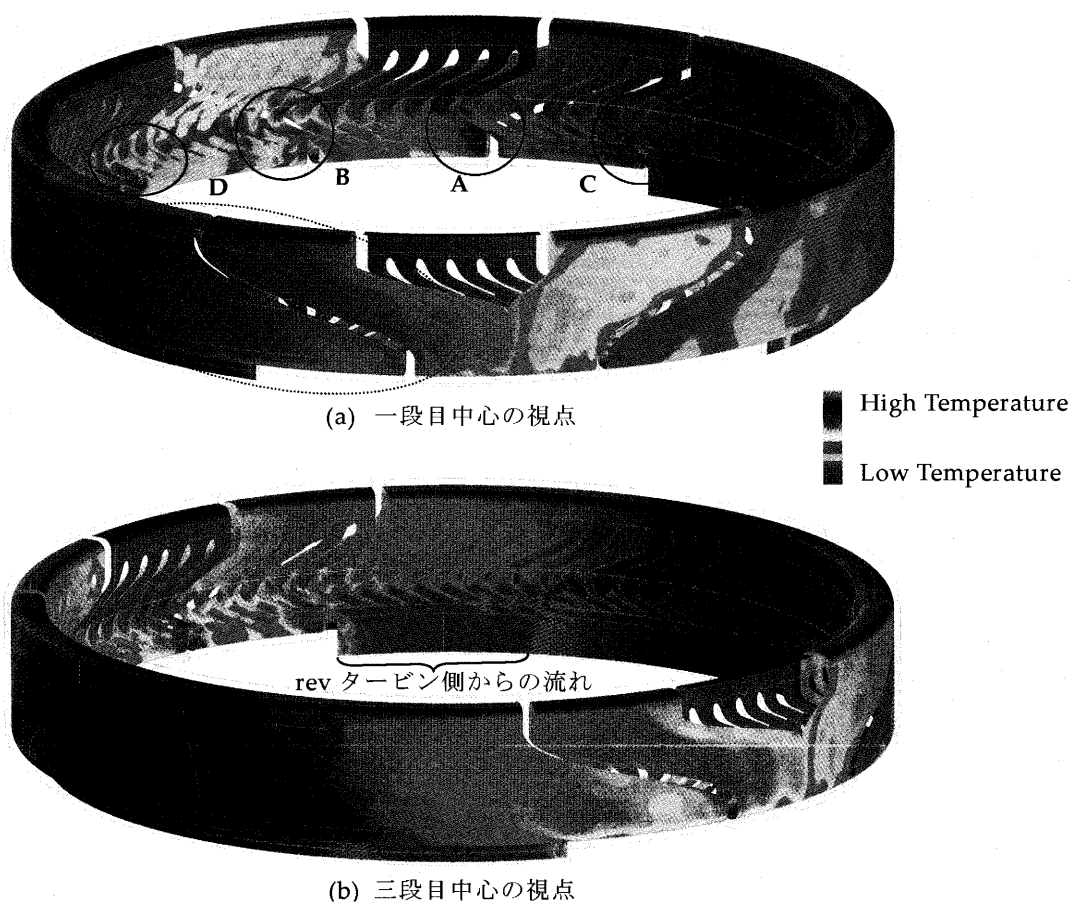


図6 単動翼列多段チップタービン内の瞬時の全温分布

ルピーを保ったままであり、損失となっていることがわかる。従って、単動翼列多段チップタービンでは、戻り流路の全圧損失を除けば、低圧段から高圧段への境界を動翼が通過する際の損失、及び漏れを、いかに抑えるかが効率改善の鍵となる。

翼の性能低下は、翼面上に成長する境界層による損失（プロファイル・ロス）、ハブやケーシング上の境界層による損失（アニュラス・ロス）、流れの剥離によって生じる二次流れによる損失（セカンダリー・ロス）、そし

てチップ・クリアランスによる損失（クリアランス・ロス）等によって生じていると考えられる¹⁰⁾。本研究で対象としている翼列は、翼弦長が20mm程度で、アスペクト比も小さく、クリアランスが流路内に占める割合が相対的に大きい。そのため、クリアランス・ロスとセカンダリー・ロスが翼の効率に多大な影響を与えることが予想される。そこで、動翼へのクリアランス、及び二次流れの影響を明らかにするために、領域Aの動翼列の、クリアランス内の気体の流れを検討した。

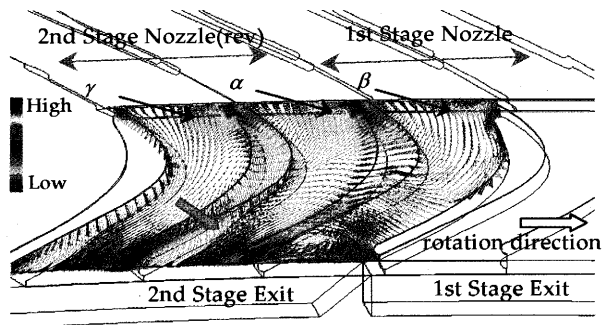
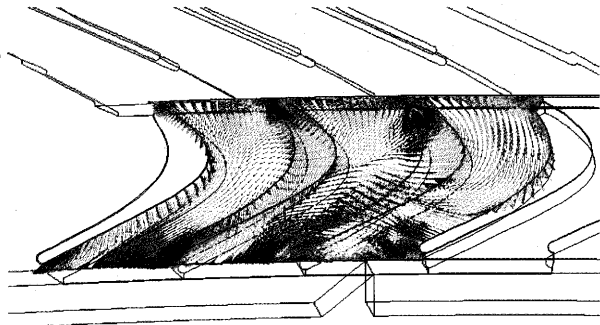
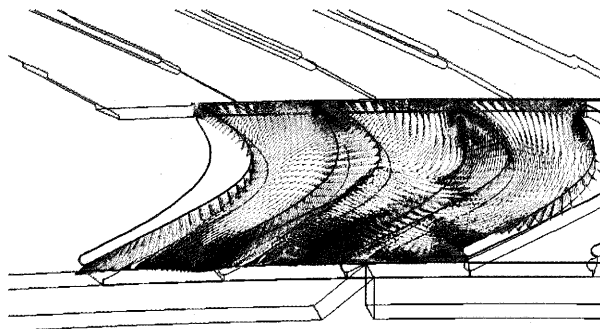
(a) $t = 1/3T$ (b) $t = 2/3T$ (c) $t = 3/3T$

図7 領域Aを通過する動翼クリアランス内の相対速度ベクトルの時間変化

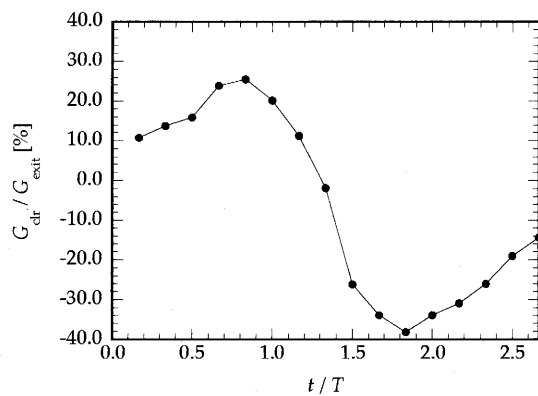
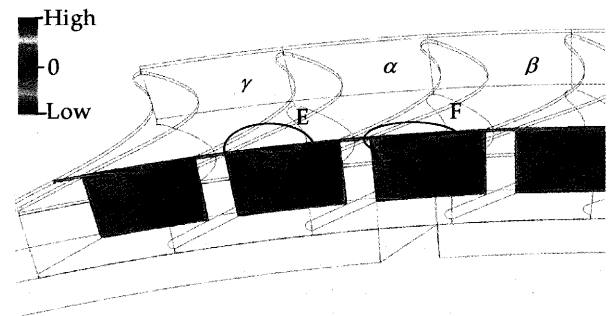
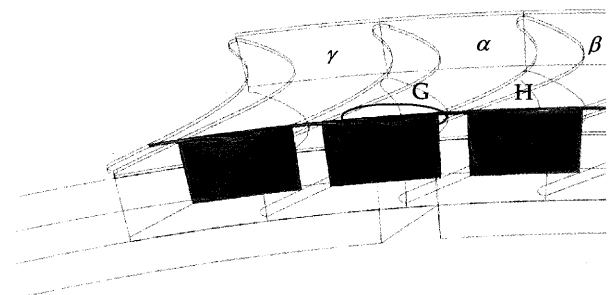
図8 翼間 α へクリアランスを通して流入出する流量の時間変化(a) $t = 1/3T$ (b) $t = 3/3T$

図9 動翼出口付近の流れ方向渦度分布

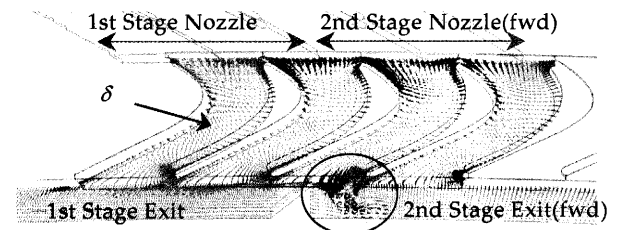
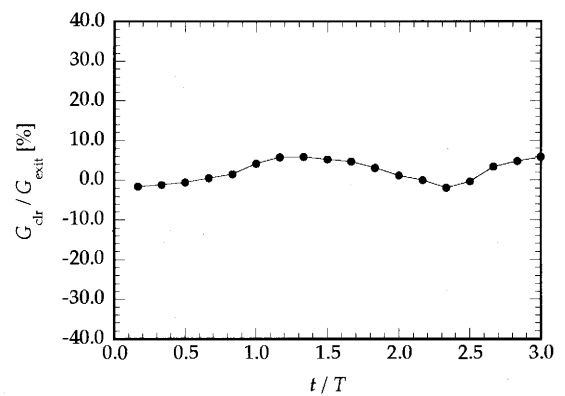
図10 動翼内の絶対速度ベクトル ($t = 1/3T$)図11 翼間 δ へクリアランスを通して流入出する流量の時間変化

図7は、クリアランス間隔のミッドスパン位置における相対速度ベクトルの時間変化を示している。ここで、 T は動翼が1ピッチ移動するのに要する時間を表しており、速度ベクトルの色はベクトルの大きさに対応している。図中の翼間 α に着目すると、一段目に進入する直前の $t=1/3T$ では、チップクリアランス内に、図中灰色の矢印で示した、一般的に観察される翼の圧力面側から負圧面側（ $\gamma \rightarrow \alpha$ ）へ向かう流れが存在する。時間と共に、クリアランスを通過して翼間 β から α へ向かう流れが生じ始め、時刻 $t=2/3T$ では、翼間 β から α へ進入する明確な速度ベクトルを観察できる。そして、翼間 α の入口が一段目にほぼ進入する時刻 $3/3T$ では、クリアランス下流の大部分は翼間 β から α へ進入する流れで占められることがわかる。

図8は、翼間 α へ、 β と γ から流入出する流量(G_{clr})の時間変化を示している。流量は翼間 α の出口直後の流量(G_{exit})で無次元化されており、符号は翼間へ流入する場合を正としている。翼間 α に流入する流量は、時刻 $t=0.667T$ 付近で極大となり、その流量は出口流量の約27%に達している。さらに動翼の回転が進むと、 $t=1.3T$ 付近から、今度は翼間 α から γ 及び β へ、クリアランスを通して気体が流出する。流出する気体のピーク値は約38%である。流出する気体のピーク値が、流入する気体のピーク値よりも過大なのは、流出が始まる時刻には、一段目からの比較的高圧で、高密度な流体が翼間に流入しており、これらがクリアランスを通して流出するためと考えられる。図8から、クリアランスを通して流入出する気体の流量が、最終的に動翼出口流量に対して10%以下になるのに要する時間は、動翼が一段目に進入してから $3T$ 程度である。このような、負圧面側から圧力面側へ向けた大きな流量の移動は、動翼 α 、 β 内の流れに大きな影響を与えている。

図9は、動翼前縁からの軸方向距離の82%位置における、動翼内の流れ方向渦度の時間変化を示している。ここで、図中、反時計回りの回転が正の渦度に対応している。時刻 $t=1/3T$ における翼間 α では、翼背面のクリアランス付近の二次流れが支配的である（領域E）。翼間 β は、先行する翼からクリアランスを通して気体の流入を受けており、翼背面上に強い正の渦度領域が形成されている（領域F）。 $t=3/3T$ になると、翼間 α には、翼間 β からクリアランスを通して多量の気体が流入するために、翼腹側のチップ付近に、高い渦度の領域Gが形成される。図7(c)に示したように、クリアランス内下流が、高速の流体で満たされていくと共に、この高渦度領域も翼背面に移動し、図9(a)における翼間 β の渦度分布を形成することとなる。翼間 β 内では、正の渦度領域が渦度の大きさを弱めながら、翼間ほぼ中央にまで達し、翼内に二次流れを形成していることがわかる（領域H）。

これらのことから、revタービンと一段目タービンの境界付近での動翼の効率低下は、(1)一段目に先行して進

入した動翼から、次の動翼へ、クリアランスを通した多量の流量の流出。(2)流出の結果生じる、翼間内全体に広がる二次流れの形成、が原因であると言える。出口流量に対して40%近くもの流量がクリアランスを介して流出する原因は、一段目に進入したため動翼内の静圧が上昇し、次の動翼とのクリアランス内に、通常とは反対の、翼の背側から腹側への圧力勾配が生じるためである。加えて、一段目に進入した動翼は、出口の背圧も上昇するため、さらにクリアランス部へ流れが集中する。従って、図6(a)におけるB領域の、一段目とfwdタービンの境界では、時刻と共に動翼が二段目へ進入することにより、出口の背圧は減少し、またクリアランス間の逆圧力勾配も発生しないため、多量の流量の移動は生じないものと考えられる。

図10は、図6(a)のB領域における、動翼のミッドスパン位置の絶対速度ベクトルを示している。図に示すように、段境界に差ししかかった動翼の出口において流体が高速に流出していることがわかる。図示していないが、クリアランス内の相対速度も、図7の様に極度に加速されている様子は観察されておらず、空気は背圧が低下した動翼出口から流出していることがわかる。

図11は、図10中の翼間 δ について、図8と同様の図を示している。段の境界を通過する際、翼間 δ への空気の流入出は、出口流量に対して最大でも約6%程度であることがわかる。クリアランスを通過する流量のピーク値は、図8のrevタービンの場合に比べると1/4以下であり、fwdタービンと一段目の境界を通過する動翼の効率、revタービンほど大きく低下しないものと考えられる。

4. 結論

以上、単動翼列多段チップタービン全段を対象とした数値計算を実施し、その結果を解析した結果、次のような結論を得た。

単動翼列多段チップタービンでは、低圧段から高圧段への境界を動翼が通過する際、効率が大きく低下する。これは、動翼の回転とともに、高圧段に進入した動翼からクリアランスを通じて次の動翼に多量の気体が移動するとともに、流出した動翼内に二次流れが形成されるためである。流出が生じる動翼内の流量は、revタービンと一段目の境界の場合、少なくとも動翼が3ピッチ分移動するまで完全には回復しない。この流量の移動は、先行して高圧段に進入した動翼と、次の動翼とのクリアランス内に、通常とは反対の、翼の背側から腹側への圧力勾配が生じること、及び、高圧段に進入した動翼では、出口の背圧も上昇するため、クリアランス部に流れが集中するためである。従って、回転とともに高圧段から低圧段への境界を通過する動翼では、段の境界において、大きな流量の移動は生じない。

謝辞

本研究では、数値計算を実施するにあたり、宇宙航空研究開発機構の榎本俊治氏に多大な御協力を頂いた。ここに記して謝意を表す。

参考文献

- (1) 齊藤喜夫, 松田幸雄, 遠藤征紀, クラスタファン・エンジン, 第43回航空原動機宇宙推進講演会, 2B-11, (2003)。
- (2) 岩瀬識, 齊藤喜夫, 松田幸雄, 高圧チップタービン駆動ファンの試作試験, 第43回航空原動機宇宙推進講演会, 2B-12, (2003)。
- (3) 岩瀬識, 齊藤喜夫, 松田幸雄, 単動翼列多段チップタービン駆動ファン, 第31回ガスタービン定期講演会, B-3, (2003)。
- (4) Y.Saito, N.Sugiyama, M.Endoh and Y.Matsuda, Conceptual Study of Separated Core Ultrahigh Bypass Engine, J. Propulsion and Power., Vol.9, No.6, (1993), pp.867-873.
- (5) Y.Matsuda, N.Sugiyama, Y.Saito and M.Endoh. Design and Off-Design Point Characteristics of Separated Core Ultra High Bypass Engine, AIAA 92-3776, (1992)
- (6) 齊藤喜夫, 遠藤征紀, 松田幸雄, 杉山七契, 菅原昇, 山本一臣, コア分離型ターボファン・エンジン, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1289, (1996)。
- (7) 齊藤喜夫, 遠藤征紀, 松田幸雄, 杉山七契, 渡辺実, 菅原昇, 山本一臣, 高速 VTOL 機 の概念検討, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1290, (1996)。
- (8) 山本一臣, 榎本俊治, 高木亮治, 山根敬他, 並列計算 CFD プラットフォーム UPACS について, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'99講演集, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-44, (1999), pp.351-356.
- (9) P. R. Spalart and S. R. Allmaras, A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamics Flows, AIAA 92-0439, (1992).
- (10) D. G. Ainley and G. C. R. Mathieson, An Examination of the Flow and Pressure Loss in Blade Rows of Axial-Flow Turbines, Aeronautical Research Council, R&M 2891, (1955).



人類あと〇百年？ 杞憂？

田丸 卓^{*1}

TAMARU Takashi

この喫茶室は大先輩、大先生がすばらしい内容で執筆されてきている。このほど執筆の機会が与えられたが、私は本来、あまり偉いこともかけないのでコーヒーでも片手に、気楽に読んでいただきたい。私が40年近くの間、燃焼、大気汚染物質排出、環境・エネルギー問題などに関わってきた今、感じている“雑念”を書いてみる。

始めにちょっとしたお話：還暦の過ぎた「ガス」氏は働きたいが、この頃働く場所が無い。しかし、まだ十分役立つ働きができていると思っている。最近の新進気鋭の若者たちは、静かに高効率で働くことと評判で嘱望されているものの、やたらと高い報酬を要求している。彼らはようやく最近小規模の仕事に実績を挙げつつある。ガス氏は大きな仕事なら、妻のチームと共働きをすればまだまだ誰にも負けない働きができるのに、とぼやいている。

今元気に働いているゲンさん一家も、日頃の使い捨て暮らしがたたってゴミの山に囲まれ、あと何年もしないうちに破産状態になることは火をみるよりも明らかである。ガス氏は昔、近所からオナラが臭いと苦情がきたことがあったが、最近では日頃の節制と体質改善が功を奏して無難に過ごしている。ガス氏はゲンさん達がこけたらなんと言ってもその穴埋めの働きをするのはやはり自分たちではないかと思っている。

ヒコキ業界で働いている親せきは、他を寄せ付けないダントツの働きをしているが、なにせ外国生まれで、わが「村」のガス氏達はその一部の下請け生産に甘んじている。やはり自分たち主体で創り出さなければ、なにかと振り回され、収益も少ない。自分たち独自の仕事をするには「村」を挙げての努力が必要である。ただ、「霞村」のオヤジは頼りがいが無い。一方、この国ではエネルギー資源状況がどこの国よりも厳しい。そのくせ街はギンギンガラガラ、夜通しにぎやかでないと不況、不景気と悪口をたたかれる。

アメリカ映画にときどきいん(隕)石やすい(彗)星が地球に衝突する危機でパニックになるストーリーのもの

がある。今世紀中あるいは200年以内に現実に巨大隕石が地球上に落ちてくることは科学的にも無いという保証はないそうだ。もしその衝突が予測されたとき、わが国をはじめ各国はどういう対応をとるであろうか。地球の歴史や現在の学者の予想からも、わずか直径数kmの隕石衝突があれば、粉じん(塵)などで太陽光がさえぎられ、食料や飼料の生産が激減し人類の生存もおぼつかなくなる。

エネルギーや環境問題を考えるとき、化石エネルギー枯渇によりそれと同様なパニックが今世紀か遅くとも来世紀には現実となることは容易に予想される。化石燃料有限説が唱えられながらも、膨大な需要に応じてきた燃料資源も中国、インド、ロシアなどの経済急伸国の需要増加で価格高騰している。ヘッジファンドの関与を割り引いても石油資源の高騰は今後繰り返されることになる。今の発展途上国の人々が電気や自動車をわが国並みに使うことが目標の生活レベルと考えたとき、エネルギー資源の破たん(綻)は明白である。現在の紛争地域の大部分は資源産出地域である。

前出ガスとスチーム夫妻のタービン家も、どう工夫しても6割から7割の働きしか出来ず、他の親類にしてもほとんどが数億年前にため込んだ蓄えを食いつぶしている。一方、ゲンさん一家のように触れたものには数百年一切近寄れないという疫病体質とは付合にくい。

長年、技術者は数%の熱効率向上に膨大な努力を傾注してきた。しかしそれが今後、人類全体のエネルギー消費の削減にどれほど寄与するであろうか。卑近な話、私の車は、退職金入手時ディーラーの甘言に乗せられプレミアムガソリン車を買ってしまった。熱効率も燃料消費率の値もそう悪いわけではないが、レギュラー車が110円で行く距離を120円以上かけて走る。

脱石油燃料を含めた多種の燃料に対応できるガスタービンこそ、単なる熱効率、燃料消費率のような性能評価因子に加え、省資源・経済性・環境インパクトなどを考慮した総合評価指数を導入して新たな技術開発をはかってもよいのではないだろうか。親類を見返せるかも…。

原稿受付 2005年2月10日

*1 〒182-0012 調布市深大寺東町8-11-18

日立製作所における重油改質研究の紹介

稲毛 真一*¹
INAGE Shinichi

キーワード：重油，改質，ガスタービン

1. はじめに

現在，ガスタービン発電用燃料には，天然ガス，軽油などの軽質燃料が用いられており，最も重質な液体燃料でも特A重油が限界である。これに対し，C重油等の重質油は安価であるにもかかわらず，ガスタービン燃料として使われていない。その大きな理由の一つとして，重油は，原油中に含まれるバナジウム等の重金属分と硫黄分が蒸留精製する過程で濃縮され，その不純物を含むためである。これらの不純物の中で，特にバナジウムに代表される重金属，Na，K等が燃焼して生じる複合酸化物灰が520～800℃程度で熔融し，タービン翼に付着すると，翼面上に深刻な高温腐食を引き起こす。このため，C重油の需要は比較的低燃焼温度で運用するボイラーやディーゼルエンジンにほぼ限定されてきた。上記の高温腐食の問題を解決し，重質油をガスタービンに用いるには，燃料中重金属を除去する技術が必要となる。当所では，そのニーズに応えるために，水熱反応を利用したC重油改質技術を開発してきたので，ここに紹介する。

2. 研究内容

当所で進めているC重油改質装置の概念フローを図1に示す。原理としては，水，重油の温度，圧力制御により，水に対する油成分の溶解度を制御する技術，水熱反応による油の熱分解技術の二点を用いている。適切な温度，圧力の制御下で，水と重油を混合することにより，C重油をA重油相当の粘度に低減する軽質化作用と，C重油の一部をタール化し，その中にバナジウムに代表される重金属を濃縮する作用を同時に実現できる事を独自に見出した。バナジウム他を含有したタールのみを改質装置の系外へ抜出す事により，バナジウムを含有しない軽質化したクリーンな燃料を回収する事ができる。その過程でC重油の一部がガス化するが，メタンを主成分とする十分な発熱量を有する可燃ガスである。本研究の過程では，タール生成量を抑制し，ガスタービン用の燃料として使える軽質油成分の割合を如何に増やすかが重要なポイントである。当所では，最適な改質条件を合理的に

的に且つスピーディに求めるために，数値解析は元より，種々の最適化手法を用いている。その一例として田口メソッドを導入し，C重油の一部がタール化する割合を示すタール化率を低減した事例を図2に紹介する。図中で黒丸印のデータは，温度，圧力他の改質条件をパラメータとして試験した際の改質油中のバナジウム濃度とタール化率の関係を示す。図より，相対的にタール化率が増加すると，改質油中のバナジウム濃度が低下する傾向がわかる。タールは，ガスタービンには到底使えない燃料であり，燃料利用率の低下を招く。そこで，改質に関わる，温度，圧力他の重要なパラメータを選択し，実験計画法に基づく直行表に割り付け，各パラメータとタール

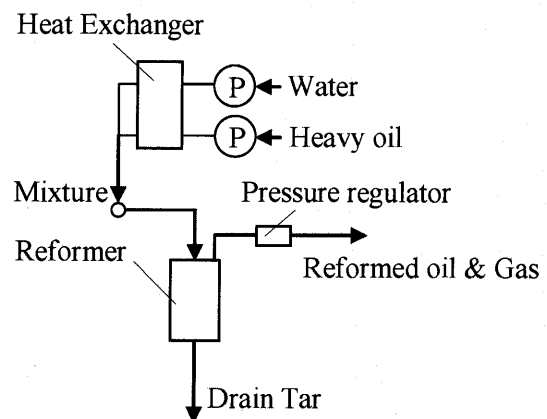


図1 改質装置概念図

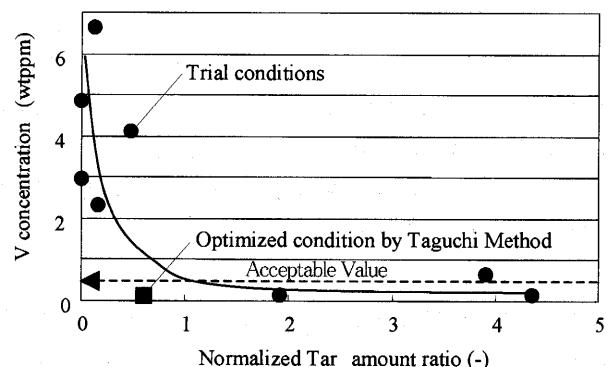


図2 温度・圧力条件を変化させた改質油中バナジウム濃度とタール生成量の関係

原稿受付 2005年1月12日

*1 日立製作所 電力・電機開発研究所

〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口832-2

表1 改質前後のC重油性状の比較

物性値	原料C重油	改質油
粘度	180(cSt@50℃)	7(cSt@50℃)
バナジウム濃度	5(wtppm)	<0.1(wtppm)

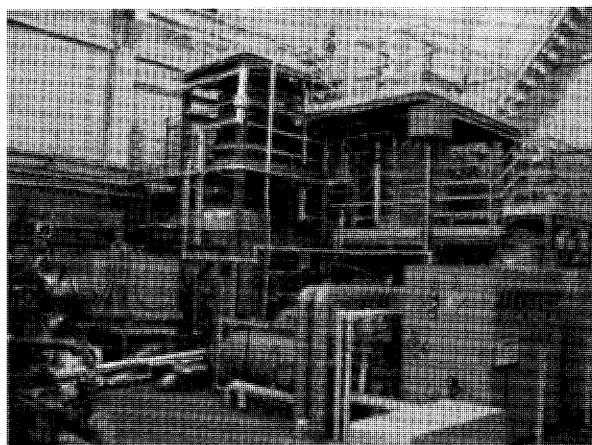


写真1 大型プロト改質装置

化率、バナジウム除去率を分析・評価した。田口メソッドの利点として、分析した結果として、最適条件の組合せと、その組合せから期待できる効果を具体的に予測できる点にある。図中で、黒四角で示した点が、田口メソッドより予測された最適条件の組合せで試験した結果である。従来データより予測されたタール化率とバナジウム濃度のトレードオフの曲線を大きく下回るタール化率に抑制しながら、改質油中のバナジウム濃度を低減する最適条件を見出す事に成功した。最適条件での改質前後のC重油性状の変化を表1に示す。表より、粘度は約1/26程度に低減、バナジウム濃度は事実上の検出量以下まで低減できる事を確認した。ガスタービン燃料としては、燃料中のバナジウム含有率は0.5wtppm以下が基準値であり、改質油はその基準を十分に満足するものである。また、タール化率の低減により、C重油の利用率は95%である。改質条件の最適化のみならず、数値解析と田口メソッドを組み合わせた評価により、構造、寸法の

最適化も実施している。軽質化の指標である粘度低減に関しても、既に実績のある実特A重油相当である。そのため、特A重油にて適用しているガスタービン設備であれば、燃料供給系統に関する大きな仕様変更は無いものとする。以上の知見は、C重油の改質処理量が0.8kg/hrの要素試験にて得られたものである。

現在、改質性能評価に使用している大型プロト改質装置を写真1に示す。C重油改質処理能力は230kg/hrである。大型改質装置は、実機燃焼器を搭載した単缶の燃焼試験スタンドに連携して運転可能であり、改質過程で生じた改質ガス及び改質油を全て燃焼可能である。改質油の燃焼安定性に関しても、従来の軽油焚き時に比して遜色ない事を確認している。研究着手時は、先に述べたようにC重油処理量0.8kg/hrの要素試験にて最適条件等々を評価してきたが、大型プロト機での最適条件による改質油性状の再現性は良好である。要素試験～大型プロト機間のスケール差異は約330倍であることから、改質油性状は装置スケールには依存せず、主に改質反応条件により決定されるものとする。大型プロト機試験においても所定の計画基本性能を実現しており、さらにC重油改質処理能力を大型プロト機の2.5倍にスケールアップした大型デモンストレーション機は、複数本アセンブリすれば十分に実機として運用できる規模である。

3. おわりに

従来ガスタービンに、新たにケミカルプロセスを融合する事により、従来は未利用な燃料を適用できるなど、新しい付加価値を創造できるものとする。燃料改質のみならず、効率向上他、新しい展開、技術革新につながるものであり、この分野は今後の進展が大いに期待できるものとする。同時に、改質装置の開発には、日立製作所がガスタービンおよび燃焼器の開発で培ってきた技術と共に、原子力分野における熱流動、伝熱評価技術等の知見も存分に活かされており、複合的な技術開発としても興味深い。本研究は、経済産業省資源エネルギー庁の補助金を得て(財)石油産業活性化センターの「石油精製等高度化技術開発補助事業」の一環として実施したものである。ここに、謝意を表します。

第33回ガスタービンセミナー報告

田口 勲
TAGUCHI Isao

第33回ガスタービンセミナーが、2005年1月27日(木)、28日(金)の2日間に渡り、東京ガス(株)本社ビルにて開催された。120名を上回る大勢の方々に参加頂き、大盛況であった。

セミナーは、「ガスタービンの最新開発動向と将来展望」と題して、ガスタービンの研究機関、メーカー、ユーザーから第一線でご活躍されている方々を講師に迎え、ご講演を頂いた。以下に概要を報告する。

第1日目は、発電用と航空用ガスタービンに適用されている要素技術の最新動向について、8件の講演が行われた。

発電用ガスタービンの材料分野では、大型翼の単結晶鋳造技術や、次世代の単結晶合金の開発動向についての講演があった。航空用の材料技術では、チタンアルミナイド、複合材料等の軽量且つ耐熱性に優れた次世代材料の紹介があった。

タービンの空力分野では、翼型だけでなくエンドウォール形状を含めたガスパス全体形状を最適化する設計技術のほか、フィルム冷却空気やウェイクの挙動、クロッキング効果を考慮した非定常空力設計技術など、最新の論文紹介も交えた講演があった。圧縮機の空力分野では、3次元設計と製造性、空力性能と強度設計のトレードオフを早い設計段階で導入したコンカレント設計手法や、翼先端からの漏れ流れ損失を抑制する設計技術についての説明があった。

発電用燃焼器の分野では、最新の低NO_x燃焼器の実施例や燃料多様化技術の紹介があった。航空用燃焼器の分野では、開発中の希薄予混合燃焼や希薄予混合予蒸発技術の設計コンセプト、液体燃料噴霧技術の最新開発動向の紹介があった。

メンテナンス技術では、発電用ガスタービン高温部品における余寿命診断技術、補修技術、延命化技術、検査

技術について説明があった。また、航空用エンジンユーザーから実機エンジンで経験した様々な事例についての紹介があった。

第2日目は、ガスタービンの最新開発動向について5件の講演が行われた後、「ガスタービン開発の将来展望」をテーマに5名のパネリストによる発表があり、それに引き続いてパネルディスカッションが実施された。

ガスタービンの最新開発動向としては、航空機転用形ガスタービンにインタークーリングを適用した高効率且つ幅広い運用性をもつ発電システム、再生サイクルガスタービンの適用事例、小型ターボファンエンジンの開発概要と空力設計技術についての講演があった。また、次世代超音速推進システムに採用されている低騒音化技術やNO_x/CO₂削減技術、次世代船舶用ガスタービンの開発動向についての講演があった。

パネルディスカッションでは、環境、性能、価格の観点から我が国におけるガスタービン開発のあり方についての議論がされ、忌憚のない意見が出された。各メーカー、各研究機関において様々に研究開発が行われている状況下で、我が国におけるガスタービン開発体制の将来像を模索する良い機会であり、聴講者にとっても大変興味深いものであったと思う。

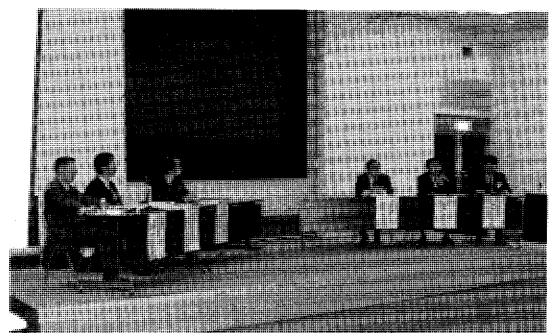
セミナーの最後に実施したアンケートでは、全体的に好評であったが、今回の企画内容、運営、発表方法に関する貴重なご意見もあった。今後の企画に反映させ、一層充実したものにしたいと思う。

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

(企画委員)



(a) 講演



(b) パネルディスカッション

Asian Congress on Gas Turbines 2005 開催・論文募集のお知らせ

国際交流委員会

学会誌2005年1月号でもお知らせいたしましたが、標記国際会議を2005年11月にソウルで開催致します。会議の運営は韓国ターボ機械協会 (Korean Fluid Machinery Association ; KFMA) が中心となって担当します。下記の公式ホームページが開設されておりますのでご参照ください。

KFMA との合意により、日本からの発表論文は日本ガスタービン学会が募集や採否決定等を担当致します。アブストラクトの応募は下記の要領に従い、ガスタービン学会が設定したアドレスに E-mail にてお送り下さい。締切りは5月15日です。

初めての試みとして、アジアを中心とする国際的な情報発信・交換の場を広げて行こうと計画している国際会議です。多数の会員の皆様には是非ご参加いただきますよう、宜しくお願い申し上げます。

会 議 概 要

名 称 : Asian Congress on Gas Turbines 2005
(ACGT2005)

会 期 : 2005年11月16日(水)~18日(金)

場 所 : ソウル国立大学 Hoam 国際会議場

主 催 学 会 : 日本ガスタービン学会,
韓国ターボ機械協会 (KFMA)

協 賛 学 会 : 日本機械学会, 日本航空宇宙学会,
ターボ機械協会, 韓国機械学会,
韓国航空宇宙学会, 韓国推進工学会,
韓国空調冷凍工学会

使用言語 : 英語

募集論文 :

ガスタービンおよびターボ機械に関連する最近の研究。既発表の内容を含んでいても、興味深い内容であれば採択します。募集分野は以下の通りです。

Aerodynamics

Combustion

Development and Testing of Gas Turbine Systems

Diagnostics, Control, and Measurement

Environmental Issues

Heat Transfer

Materials

Maintenance

Performance Analysis and Advanced Cycles

Operational Experience of Gas Turbines

Structures & Dynamics

Turbomachinery

Rotordynamics

論文申込方法と採否の決定 :

英文500語以内のアブストラクトを英文題目、著者名と所属 (和文、英文表記の両方)、主たる著者の連絡先

(住所、氏名、電話番号、FAX 番号、E-mail アドレス) とともに、次のアドレス宛て pdf にて電子投稿して下さい。

acgt2005@chofu.jaxa.jp

締切りは2005年5月15日(日)です。国際交流委員会で審査の上、5月末にアブストラクトの採否を通知します。採択されましたら9月4日までにA4版6ページの講演論文 (full length paper) を提出して頂き、9月末に論文の最終的な採否をお知らせします。講演論文はCD-ROM にまとめて論文集とし、会場にて配布します。また、これとは別に1ページのアブストラクトを提出して頂き、印刷してアブストラクト集を作成します。講演論文とアブストラクト集原稿の執筆要領は、アブストラクトの採択通知とともにお知らせします。

公式ホームページ :

会議全体に関しましては、以下のホームページをご参照下さい。

<http://www.acgt2005.org/>

日 程 :	アブストラクト締切り	2005年5月15日
	アブストラクト採否通知	2005年5月末
	講演論文締切り	2005年9月4日
	採否最終決定	2005年9月末

参加登録費 : 事前登録…一般250米ドル, 学生70米ドル
当日登録…一般300米ドル, 学生100米ドル

備 考 :

現在、GTSJ と KFMA で協議しつつ準備を進めている段階のため、開催要領の詳細は若干変更される可能性があります。今後逐次、公式ホームページ、学会誌および学会ホームページにて最新の情報をご案内致しますので、是非ご参照ください。

第33回ガスタービン定期講演会・講演論文募集

下記の日程で、日本ガスタービン学会（主催団体）と日本機械学会の共催による第33回ガスタービン定期講演会を、伊勢市で開催いたします。期日までに所定の手続により講演の申し込みをお願いします。今回は、昨年より開催時期が早まっている関係で、講演申込締切、原稿提出締切も若干早まっておりますので、ご注意ください。

開 催 日 2005年（平成17年）9月14日(水)、15日(木)
開 催 場 所 伊勢市観光文化会館
 三重県伊勢市岩渕1丁目13番15号
見 学 会 講演会にあわせて、9月16日(金)に、
 見学を予定しています

講演申込締切 2005年（平成17年）5月31日(火)
講演原稿締切 2005年（平成17年）7月29日(金)
募集論文

応募論文は、ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で、未発表のものとします。

一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限ります。ガスタービン本体及びその構成要素のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム、ユーザーの実績等に関する論文、さらに共通する理論や技術に基盤を持つ技術分野（ターボチャージャー、蒸気タービンなど）からの論文も歓迎します。

講演者の資格

本学会員もしくは日本機械学会会員で、講演者1人1題目に限ります。

講演申込方法と採否の決定

学会ホームページ (<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/>) 上からの講演申込受付を予定しております。また従来の方法でも申込みできます。その場合には本号掲載の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着（事故）の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX等でご連絡ください。

（先にFAXで申し込みを行った場合も、必ず申込書を郵送してください。）

締切後の申込みは受け付けません。

申 込 先

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
 第3工新ビル402
 (社)日本ガスタービン学会
 TEL: 03-3365-0095 FAX: 03-3365-0387

講演発表の採否は日本ガスタービン学会（主催団体）において決定し、6月20日(月)までに結果を連絡する予定です。

講演原稿の提出

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

技術論文としての学会誌への投稿

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

*コピーしてご使用ください。

(講演申込書)

第33回ガスタービン定期講演会講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション ()

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

連絡者氏名：

会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒 -

TEL：() -

FAX：() -

e-mail：

講演内容 (100～200字)

講演申込期限は2005年5月31日(火)です。早めにお申し込みください。

講演申込後の講演題目、著者氏名等の変更は受け付けませんのでご注意下さい。

第30期（平成17年度）監事・評議員選挙結果

監事(氏名五十音順)			評議員(勤務先五十音順)		
番号	氏名	勤務先	番号	氏名	勤務先
1	本間 友博	石川島播磨重工業(株)	30	大田原 康彦	(株)日立製作所
2	吉岡 英輔	早稲田大学	31	中村 昭三	(株)日立製作所
評議員(勤務先五十音順)			32	大庭 康二	日立造船(株)
番号	氏名	勤務先	33	有馬 敏幸	(株)本田技術研究所
1	佐々木 直人	(株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース	34	青山 邦明	三菱重工業(株)
2	児玉 秀和	石川島播磨重工業(株)	35	島内 克幸	三菱重工業(株)
3	満岡 次郎	石川島播磨重工業(株)	36	福泉 靖史	三菱重工業(株)
4	三堀 健	石川島播磨重工業(株)	37	西原 昭義	ヤンマー(株)
5	米澤 克夫	石川島播磨重工業(株)	38	船崎 健一	岩手大学
6	今福 光雄	石川島汎用機械(株)	39	鈴木 和雄	宇宙航空研究開発機構
7	片岡 匡史	(株)荏原製作所	40	野崎 理	宇宙航空研究開発機構
8	合田 泰規	大阪ガス(株)	41	林 茂	宇宙航空研究開発機構
9	杉本 隆雄	川崎重工業(株)	42	柳 良二	宇宙航空研究開発機構
10	長谷川 聡	川崎重工業(株)	43	武石 賢一郎	大阪大学
11	森脇 健	川崎重工業(株)	44	辻本 良信	大阪大学
12	吉野 隆	川崎重工業(株)	45	井亀 優	海上技術安全研究所
13	山下 直之	関西電力(株)	46	横井 信哉	ガスタービン実用性能向上 技術研究組合
14	中西 章夫	九州電力(株)	47	佐々木 正史	北見工業大学
15	杉浦 重泰	全日本空輸(株)	48	速水 洋	九州大学
16	大原 久宜	中部電力(株)	49	古川 雅人	九州大学
17	相曽 健司	電源開発(株)	50	吉田 英生	京都大学
18	佐々木 祥二	トヨタ自動車(株)	51	小尾 晋之介	慶應義塾大学
19	菱沼 祐一	東京ガス(株)	52	益田 重明	慶應義塾大学
20	土屋 利明	東京電力(株)	53	井上 雅弘	佐世保工業高等学校
21	石井 潤治	(株)東芝	54	壹岐 典彦	産業技術総合研究所
22	和泉 敦彦	(株)東芝	55	筒井 康賢	産業技術総合研究所
23	吉岡 洋明	(株)東芝	56	梶 昭次郎	帝京大学
24	斉藤 浩平	東芝テクニカルサービス	57	吉識 晴夫	帝京平成大学
25	市川 薫	インターナショナル(株)	58	高橋 毅	(財)電力中央研究所
26	五十嵐 喜良	東邦ガス(株)	59	新田 明人	(財)電力中央研究所
27	川上 雅由	東北電力(株)	60	伊藤 高根	東海大学
28	吉岡 俊彦	新潟原動機(株)	61	長崎 孝夫	東京工業大学
29	池口 隆	日本航空(株)	62	荒川 忠一	東京大学
		(株)日立製作所	63	加藤 千幸	東京大学

先般第30期監事ならびに評議員の選挙を行いました。開票の結果をご報告いたします。

選挙管理委員長 荒木 達雄

投票総数	854票
評議員	837
監事	797
有効票	837
無効票	17
白票	0
	11

第11回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ（予告）

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

1. 日 時：2005年7月7日(木)、8日(金)

2. 場 所：(予定)

宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空宇宙技術研究センター
（東京都調布市深大寺東町7-44-1）

3. プログラム：(予定)

第1日目 午前：講義1件（ガスタービン概論）

午後：講義1件（ガスタービンと流体力学）

JAXAにおけるガスタービン研究紹介

見学会 JAXA 総合技術研究本部 航空宇宙技術研究センター
（ガスタービン関連研究施設等）

懇親会

第2日目 午前：講義2件（ガスタービンと伝熱工学，燃焼工学）

午後：講義2件（ガスタービンと材料工学，制御工学）

4. 参加概要：

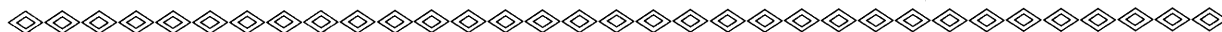
(1) 定 員：80名程度

(2) 対象者：大学，高等専門学校，大学院在籍者ならびにガスタービン初心者の社会人

本シンポジウムの詳細及び申し込み方法等は本誌5月号，ポスター及びホームページをご覧ください。

(<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsjindex.html>)

本ガスタービン教育シンポジウムに参加された方には受講修了証を発行いたします。



○ 本会共催・協賛・後援行事 ○

主催学協会	会合名	開催日・会場		詳細問合せ先
可視化情報学会	第33回可視化情報シンポジウム	H17/7/25-27 工学院大学 新宿校舎	協賛	可視化情報学会 http://www.vsj.or.jp
自動車技術会	The 18th Internal Combustion Engine Symposium (International) in Jeju, Korea	H17/12/20-22 韓国済州島KALホテル	協賛	自動車技術会 Tel : 03-3262-8211, http://www.jsae.or.jp/

2005年度 第1回見学会・技術懇談会のお知らせ（予告）

2005年度の第1回見学会・技術懇談会として、
（財）電力中央研究所 横須賀地区での実施を計画しておりますので、お知らせします。

1. 日 時：2005年6月17日（金） 13時～17時

2. 場 所：（財）電力中央研究所 横須賀地区
神奈川県横須賀市長坂2-6-1
（電話）046-856-2121（代表）

3. 実施概要

- (1) 参加資格：ガスタービン学会員に限る。
- (2) 参加人数：30名 程度
- (3) 参加費：3,000円

- (4) 詳細及び申し込み方法等は、
当学会ホームページ（<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/index.html/>）または本紙5月号をご覧ください。
 - (5) 主な設備
 - ・ガスタービン材料暴露試験装置
 - ・TBC高熱流束加熱試験装置
 - ・ガスタービン用触媒燃焼器
 - ・石炭ガス化試験設備
 - ・バイオマスガス化試験装置
 - ・石炭燃焼特性実証試験装置
 - ・溶融炭酸塩形燃料電池試験設備
 - ・家庭用CO₂自然冷媒ヒートポンプ給湯機 他
- 以上—

訃 報

終身会員 甲藤 好郎 君 80才

2005年1月21日逝去されました

ここに謹んで哀悼の意を表します

訃 報

終身会員 須甲 昭平 君 77才

2005年2月20日逝去されました

ここに謹んで哀悼の意を表します

◇2005年度会費納入のお願い◇

2005年度会費をお納めいただく時期となりました。

下記金額を所定の口座または事務局宛お送りください。

尚、既に銀行引き落としの手続きをされている方は、
2005年3月7日貴口座より引き落としさせていただきます。
ここにご報告させていただきますので、ご了承ください。

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

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

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

平成16年度がもう少しで終わろうとしています。本年度の締めくくりと共に来年度の準備で皆様お忙しい事と推察します。

さて、今月号ではガスタービン用センサ・計測技術の特集を行いました。特集は以下の5編となりました。

まず川崎重工の柏原様には、燃焼器開発における光学計測技術と題し、ガスタービンの燃焼器開発に関して近年用いられるようになってきた光学計測技術とその動向について紹介していただきました。次に、石川島汎用機械の小池様には、船用過給機評価における各種計測技術と題し、船用過給機評価試験における各種計測技術の現状について紹介いただきました。又、日立製作所の定岡様には、X線CTによるデジタルエンジニアリングとタービン機器への活用と題し、高エネルギーX線CT装置の概要と得られたデジタルデータの設計・開発への活用技術を紹介いただきました。さらに、東京大学の渡辺様には、翼列フラッターに関する計測技術と題し、翼列フラッターの解明に関する実験手法について紹介いただきました。最後に、三菱重工の東森様、森元様には、それぞれ過給機・小型ガスタービン用遠心圧縮機におけるインペラ内部流動計測技術と題し、公表文献に示された範囲の計測技術と計測結果および著者らによる遠心圧縮機インペラ内部流動計測結果を紹介いただくと共に、発電設備でのガスタービン計測技術の特徴と題し、今後の改善のために望まれる計測技術への要求事項を紹介いただきました。

次に、喫茶室につきましては、元航技研の田丸様に、40年近くの間、燃焼、大気、汚染物質排出、環境・エネルギー問題などに関ってきた今、感じている「雑念」を書いていただきました。

又、研究所だよりにつきましては、日立製作所の稲毛

様に、水素反応を利用した重油改質技術の研究につき紹介いただきました。

最後に、執筆者の皆様には、御忙しい中、また急な原稿作成依頼に対しても快くお引き受けいただきましたことを編集委員一同、厚く感謝いたします。

尚、本号の編集に当たっては佐々木委員（IHIエアロスペース）、平田委員（石川島播磨重工）、加藤委員（東京大学）そして、森下（三菱重工）が担当しました。

〈表紙写真〉

X線CT撮像によるタービン翼モデル

説明：この画像は、(株)日立製作所が開発した高エネルギーX線CT装置により撮像した水素燃焼タービン翼（WENET）の断面像（左下方）とこれらの撮像断層像を積み重ねて作成した3次元デジタルモデル（STL形式：Standard Triangulation Language）である。X線CT装置は、非破壊で内部形状が把握できると同時に3次元形状をデジタルデータでモデル化できるため、近年、自動車産業をはじめとして各種製造業で活用が広がっている。

特に、ガスタービン翼のような精密鋳造品においては、CT画像から肉厚測定、寸法形状測定、鋳造欠陥評価が可能であり、開発過程および生産工程確立時における製造プロセス改善に活用できる。さらに、構築した3次元デジタルモデルから各種CAEが可能であり、実形状に基づく性能評価に活用できる。

（提供：(株)日立製作所）

だより

♣事務局

今年の東京は暖冬かと思われたのですが、2月に入っからは寒冷前線がやってきて時々雪を降らせています。この寒冷前線の影響で各地で厳しい寒さが続いているようですが、なかでも地震被害を受けた新潟中越地方は19年ぶりの大雪に見舞われているとのこと、本当にお気の毒な状況です。

そんな中、事務局一同風邪をひいたみたいと言いつつも、年度替りの行事の準備におおわらわです。

さて、日本ガスタービン学会は3月から新しい期（第30期）に入りました。

今年度は例年の行事に加え、秋には韓国ソウルで Asian Congress on Gas Turbines 2005が開催されます。初めてのことであり、どのようなことになるのかまだわかりませんが、とにかく多くの方に参加していただきたいと思っています。（この会議要領も逐次HPに掲載していきますので、是非学会HPをご覧ください。）また見学会・教育シンポジウム・定期講演会と既に日程のきまっているものもあり、またまためまぐるしい1年になりそうです。

会告にもございますように4月5日に通常総会が開催されます。毎年お願いしておりますが、総会成立条件として、正会員の2分の1の出席者と委任状を集めなければ

なりません。

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

また、人事異動の季節です。変更のある方は、MAILやFAXにて、なるべくお早めに事務局へお届けをお願いいたします。

最後に新年度にあたって会費納入のお願いです。

今年度の「口座引き落とし」は3月7日にさせていただきましたが、まだ、「口座振替」の手続きが済んでいない方は、巻末綴じ込み用紙を事務局宛お送りくださいますようお願いいたします。

最近ではHP・メールを通しての情報伝達も多くなってきました。今年度はHP充実にも力を入れていくことになっておりますので、是非時々学会HPをご覧ください。また、メールアドレスをご連絡いただいていない方は事務局宛お送りください。お知らせなど出来るだけ早く皆様へご連絡いたします。

毎度のことながら今回もまたまたお願い続きで終わります。 [A]

平成16年度がもう少しで終わろうとしています。本年度の締めくくりと共に来年度の準備で皆様お忙しい事と推察します。

さて、今月号ではガスタービン用センサ・計測技術の特集を行いました。特集は以下の5編となりました。

まず川崎重工の柏原様には、燃焼器開発における光学計測技術と題し、ガスタービンの燃焼器開発に関して近年用いられるようになってきた光学計測技術とその動向について紹介していただきました。次に、石川島汎用機械の小池様には、船用過給機評価における各種計測技術と題し、船用過給機評価試験における各種計測技術の現状について紹介いただきました。又、日立製作所の定岡様には、X線CTによるデジタルエンジニアリングとタービン機器への活用と題し、高エネルギーX線CT装置の概要と得られたデジタルデータの設計・開発への活用技術を紹介いただきました。さらに、東京大学の渡辺様には、翼列フラッターに関する計測技術と題し、翼列フラッターの解明に関する実験手法について紹介いただきました。最後に、三菱重工の東森様、森元様には、それぞれ過給機・小型ガスタービン用遠心圧縮機におけるインペラ内部流動計測技術と題し、公表文献に示された範囲の計測技術と計測結果および著者らによる遠心圧縮機インペラ内部流動計測結果を紹介いただくと共に、発電設備でのガスタービン計測技術の特徴と題し、今後の改善のために望まれる計測技術への要求事項を紹介いただきました。

次に、喫茶室につきましては、元航技研の田丸様に、40年近くの間、燃焼、大気、汚染物質排出、環境・エネルギー問題などに関ってきた今、感じている「雑念」を書いていただきました。

又、研究所だよりにつきましては、日立製作所の稲毛

様に、水素反応を利用した重油改質技術の研究につき紹介いただきました。

最後に、執筆者の皆様には、御忙しい中、また急な原稿作成依頼に対しても快くお引き受けいただきましたことを編集委員一同、厚く感謝いたします。

尚、本号の編集に当たっては佐々木委員（IHIエアロスペース）、平田委員（石川島播磨重工）、加藤委員（東京大学）そして、森下（三菱重工）が担当しました。

〈表紙写真〉

X線CT撮像によるタービン翼モデル

説明：この画像は、(株)日立製作所が開発した高エネルギーX線CT装置により撮像した水素燃焼タービン翼（WENET）の断面像（左下方）とこれらの撮像断層像を積み重ねて作成した3次元デジタルモデル（STL形式：Standard Triangulation Language）である。X線CT装置は、非破壊で内部形状が把握できると同時に3次元形状をデジタルデータでモデル化できるため、近年、自動車産業をはじめとして各種製造業で活用が広がっている。

特に、ガスタービン翼のような精密鋳造品においては、CT画像から肉厚測定、寸法形状測定、鋳造欠陥評価が可能であり、開発過程および生産工程確立時における製造プロセス改善に活用できる。さらに、構築した3次元デジタルモデルから各種CAEが可能であり、実形状に基づく性能評価に活用できる。

（提供：(株)日立製作所）

だより

♣事務局

今年の東京は暖冬かと思われたのですが、2月に入っからは寒冷前線がやってきて時々雪を降らせています。この寒冷前線の影響で各地で厳しい寒さが続いているようですが、なかでも地震被害を受けた新潟中越地方は19年ぶりの大雪に見舞われているとのこと、本当にお気の毒な状況です。

そんな中、事務局一同風邪をひいたみたいと言いつつも、年度替りの行事の準備におおわらわです。

さて、日本ガスタービン学会は3月から新しい期（第30期）に入りました。

今年度は例年の行事に加え、秋には韓国ソウルで Asian Congress on Gas Turbines 2005が開催されます。初めてのことであり、どのようなことになるのかまだわかりませんが、とにかく多くの方に参加していただきたいと思っています。（この会議要領も逐次HPに掲載していきますので、是非学会HPをご覧ください。）また見学会・教育シンポジウム・定期講演会と既に日程のきまっているものもあり、またまためまぐるしい1年になりそうです。

会告にもございますように4月5日に通常総会が開催されます。毎年お願いしておりますが、総会成立条件として、正会員の2分の1の出席者と委任状を集めなければ

なりません。

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

また、人事異動の季節です。変更のある方は、MAILやFAXにて、なるべくお早めに事務局へお届けをお願いいたします。

最後に新年度にあたって会費納入のお願いです。

今年度の「口座引き落とし」は3月7日にさせていただきましたが、まだ、「口座振替」の手続きが済んでいない方は、巻末綴じ込み用紙を事務局宛お送りくださいますようお願いいたします。

最近ではHP・メールを通しての情報伝達も多くなってきました。今年度はHP充実にも力を入れていくことになっておりますので、是非時々学会HPをご覧ください。また、メールアドレスをご連絡いただいていない方は事務局宛お送りください。お知らせなど出来るだけ早く皆様へご連絡いたします。

毎度のことながら今回もまたまたお願い続きで終わります。 [A]

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

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

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

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。
9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

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

日本ガスタービン学会誌

Vol.33 No.2 2005.3

発行日 2005年3月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 望月貞成

発行者 住川雅晴

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

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

郵便振替 00170-9-179578

印刷所 ニッセイエブロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

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

©2005, (社)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

(中法) 学術著作権協会

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

E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

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

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

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。
9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

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

日本ガスタービン学会誌

Vol.33 No.2 2005.3

発行日 2005年3月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 望月貞成

発行者 住川雅晴

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

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

郵便振替 00170-9-179578

印刷所 ニッセイエブロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

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

©2005, (社)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

(中法) 学術著作権協会

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

E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

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

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

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。
9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

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

日本ガスタービン学会誌

Vol.33 No.2 2005.3

発行日 2005年3月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 望月貞成

発行者 住川雅晴

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

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

郵便振替 00170-9-179578

印刷所 ニッセイエブロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

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

©2005, (社)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

(中法) 学術著作権協会

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

E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

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

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

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。
9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

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

日本ガスタービン学会誌

Vol.33 No.2 2005.3

発行日 2005年3月20日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 望月貞成

発行者 住川雅晴

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

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

郵便振替 00170-9-179578

印刷所 ニッセイエブロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

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

©2005, (社)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル

(中法) 学術著作権協会

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

E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。