2019年度会長就任挨拶 一人と情報が行き交うプラットフォームの拡充--

Message from the President —Expanding the Platform for Human and Information Exchange—



挨

拶

渡辺 紀德^{*1} WATANABE Toshinori

このたび2019年度の会長に就任致しました。宜しくお 願い致します。

「日本ガスタービン学会は何をやりたいのか?国際 社会でどのような役割を果たしたいのか?」当学会の International Advisory Committeeの会議で常に出され る質問です。いくつかの対応する文言を英文案内などに 掲載していますが、定款を踏まえた明確で具体的な統一 見解が提示できていないまま時が経過しています。分か りやすい国内外向けミッションステートメントを理事会 や関連委員会等で引き続き検討して行きたいと思います。

学会の最大の役割は、学術・技術情報および人材が交 流するプラットフォームの提供です。幸い理事および委 員のご尽力により、学会の公益目的事業は充実度を高め て来ており、プラットフォームの形成・発展が進んでい ると思います。会員の皆様のご協力に感謝致します。

人の和を考えるとき、当学会の会員数約2,000名という規模は、大き過ぎず、小さくもなく、ほどよい規模で はないかと感じます。諸活動でできた仲間が多くの場面 で一緒に会えるというような関係性が作られる、貴重な 環境と言えるのではないでしょうか。この規模を30年く らいも維持しているのは素晴らしいことですが、規模の 拡大は無理と思われる現状で、今後は活動に参加する会 員の増加が発展の方向でしょう。幸い各種活動の参加者 は増加しており、定期講演会の参加人数も毎年最多記録 が更新されている状況です。今後も事業の内容をよく吟 味して、より魅力のある活動を展開して行きたいと思い ます。会員の皆様も、是非学会誌およびホームページを ご覧になり、イベントに足を運び、また研究開発成果を 投稿していただけると幸いに存じます。

産官学の連携を促進するのもプラットフォームの重要 な要素です。学会誌で紹介している通り、当学会の活動 が発端となって、NEDOのプロジェクトが実施されてい

原稿受付 2019年4月22日 *1 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻 るところです。再生可能エネルギーの大量導入時に系統 を安定運用するため、極限的な急速起動特性と部分負荷 時の高効率特性を有するガスタービンを研究開発するプ ロジェクトで、新たなガスタービン技術の展開を推し進 めるプロジェクトを提案できたことは、プラットフォー ム機能の喜ばしい成果です。現在は航空エンジンの基盤 技術についても産官学連携プロジェクトの実現を目指し て議論を深めているところです。できるだけ多くの会員 の皆様が参加できる共同の研究開発をこれからも考えて 行きたいと思います。

最近の正会員の所属別内訳を見ますと、企業所属の会 員が全体の77%を占めています。以前の調査では60%程 度でしたので、大学・研究所の会員が少なくなっていま す。今の日本の大学にはガスタービンに直結する研究教 育を掲げる研究室は存在しません。これは時代による学 術の変化から仕方ないことです。しかし、ガスタービン は多くの学問分野の成果が統合される機械であり、大学 で関連する研究を行う方は多くおられます。そのような 研究者、特に若い研究者に、研究のガスタービンへの適 用可能性を示し、魅力をアピールすることで、当学会へ の参画を促すことができるのではないかと思います。

公益法人化後の現在の定款では、技術・学術の状況を 踏まえ、本学会が対象とする技術分野を「ガスタービン 及びエネルギー関連技術」に拡大しており、各種講演会 や学会誌でも、蒸気タービンなどに分野が徐々に拡大し ています。現在はガスタービンにしても、複合する技術 分野がどんどん広がっており、今後はプラットフォーム の広域化も重要な視点だと思います。また、人の和の拡 大という点から、男女共同参画や広い年齢層の参画など、 多様性も同様に大切なことと存じます。これらプラット フォームの拡充に、昨年度までの活動に引き続き、努め て行きたいと思います。

これから1年間, 会員の皆様のご協力をいただきなが ら, 理事や委員の皆様, 事務局の皆様と円滑な運営を進 めたく存じます。何卒宜しくお願い申し上げます。

^{〒113-8656} 文京区本郷7-3-1

特集:さまざまな分野・製品で活用されている空力技術

「さまざまな分野・製品で活用されている空力技術」の特集企画に際して

Preface Aerodynamic Technologies Utilized in Various Fields and Various Products



頭言

巻

加藤 千幸^{*1} KATO Chisachi

ガスタービンの開発にとって,空力技術は重要な要素 技術の一つです。タービンや圧縮機,ファンなどの断熱 効率の向上,圧縮機の旋回失速の抑制やサージマージン の拡大,ジェットエンジンのファンから発生する騒音の 低減などのためにはガスタービンの空力技術のさらな る高度化が必要です。複雑な空力現象を予測する手法を 開発したりし,現象のメカニズムを詳細に理解したりし, さらに,これらの予測手法や解明したメカニズムに関す る知見を応用して,空力設計の方法や空力試験の方法を 進化させていくことが重要です。

ガスタービン以外の多くの製品分野においても,空力 技術は重要な技術の一つであり,空力技術に関するさま ざまな開発が進められています。そこで,ガスタービン の空力技術の高度化のための新しい着眼点を見出すきっ かけとしていただければと考え、「さまざまな分野・製品 で活用されている空力技術」という特集号を企画いたし ました。さまざまな製品分野で開発や適用が進められて いる興味深い空力技術をご紹介いたします。

本特集号ではガスタービン,ターボチャージャーなど のターボ機械の空力技術に関する記事も含めて,合計8 名の方々にそれぞれの製品分野で開発・適用されている 空力技術を解説していただきました。ターボ機械以外の 製品分野の空力技術としては航空機の空力技術,および 自動車の空力技術を取りあげました。以下,いつかの記 事の概要をご紹介し,巻頭言に代えたいと思います。

九州大学の古川雅人様には軸流圧縮機や遠心型圧縮機 の旋回失速やサージ現象の解明を目指した,実験と数値 解析の両面からの研究の取り組みを紹介していただきま した。ガスタービンの熱効率の向上のためには,タービ ン入口温度(TIT)の高温化が必須であり,それに伴い, 圧縮機の圧力比も上げる必要があります。このため,圧 縮機翼列の翼負荷が高くなり,非設計点において翼列の 旋回失速や,さらに配管系も含めた不安定現象である, サージが発生し易くなります。圧縮機翼列の旋回失速が

原稿受付 2019年4月22日

発生したり, それがサージ現象を引き起こしたりする詳 細なメカニズムは未だに解明されておらず, また, これ らの現象の予測技術も確立していません。古川雅人様の 記事では, 単段の軸流圧縮機, 多段高圧の軸流圧縮機, ならびに, 単段の遠心圧縮機の旋回失速やサージに係る 実験計測結果や数値解析結果が紹介されています。この 分野の最前線の研究開発状況を理解することができます。

宇宙航空研究開発機構の浜本滋様には航空機機体の低 速失速ならびに遷音速バフェットに関する研究成果をご 紹介いただきました。低速失速や遷音速バフェットの発 生は航空機機体の飛行限界を決める重要な空力現象です が,いずれも流れの非定常性が強い現象であり,予測や 制御に向けた研究開発が盛んに行われています。この記 事ではアメリカ航空宇宙局(NASA)が研究用に開発し た,NASA Common Research Model(CRM)という 模型を用いた,遷音速バフェットに関する興味深い実験 結果なども紹介されており,ガスタービンの非定常空力 現象を理解する上でも参考になるものと思います。

自動車分野においても、燃費の改善、操縦安定性の向上、車室内外の騒音低減などのために、精力的に空力技術の開発が行われています。本田技術研究所の中井祐輔様の記事では、レーシングカーの空力開発プロセスの一端が紹介されています。レーシングカーの空力開発では空気抵抗CDの低減とともに、コーナリング速度の向上のために下向きのリフトCL(ダウンフォース)の増大が課題ですが、これらの課題は相反します。ここでは、非定常CFDによる、空力パーツの付加効果の予測結果と風洞試験結果との相関など、興味深い結果が示されています。

以上,本特集ではターボ機械,航空機,および,自動 車の空力開発の状況をご紹介いたしました。前述のよう に,本特集が今後のガスタービンの空力技術開発を考え る上でのヒントになれば幸いです。なお,本特集は大塚 裕也(本田技術研究所),中野 賢治(IHI),寺澤 秀彰 (東京ガス),岩井 裕(京都大学),ならびに,加藤 千 幸(東京大学)が企画したものであることを付記します。

 ^{*1} 東京大学 生産技術研究所 機械・生体系部門 〒153-8505 目黒区駒場 4 - 6 - 1 E-mail: ckato@iis.u-tokyo.ac.jp



特集:さまざまな分野・製品で活用されている空力技術

圧縮機の旋回失速初生時およびサージ時における 非定常流動現象のEFD/CFD解析

EFD/CFD Analyses of Unsteady Flow Phenomena at Rotating Stall Inception and Surge of Compressor



古川 雅人*1 FURUKAWA Masato

キーワード: 圧縮機,非定常流れ,旋回失速初生,サージ,CFD,EFD **Key Words**: Compressor, Unsteady Flow, Rotating Stall Inception, Surge, EFD, CFD

1. 緒言

軸流圧縮機は産業用および航空機用ガスタービンの主 要構成要素の一つであり、ガスタービンの熱効率の向上 を目指して軸流圧縮機の高圧力比化が進んできた。この ような高圧力比化に伴って、圧縮機翼列の空力負荷が高 くなる結果、非設計作動条件において圧縮機翼列の失速 が発生しやすくなる。圧縮機翼列では、流量が減少(迎 え角が増大) して失速が発生し始めると, 翼の失速した 領域(失速セル)が周方向に部分的に現れ、その失速セ ルが翼列内を周方向に伝播する現象、いわゆる旋回失速 が現れる。この旋回失速が発生すると、圧縮機性能が大 幅に低下するのみでなく、翼に振動応力が加わることで 翼の疲労破壊を引き起こすこともあり、旋回失速は高圧 力比の軸流圧縮機の場合, 翼列全体が失速していなくと も、圧縮機の作動限界を支配する非定常流動現象の一つ である。この旋回失速は、圧縮機そのものだけでなく配 管系を含むシステム全体の大規模な流量・圧力変動を引 き起こすサージの前駆現象でもある。したがって、軸流 圧縮機の設計において, 旋回失速の初生が起きる作動点 を予測することは極めて重要である。

圧縮機を含む管路系では,流量が減少すると流れの不 安定現象としてのサージが発生する。前述の旋回失速は 圧縮機要素のみを支配する非定常流動現象であるが,こ のサージの発生は管路系全体にわたる流速や圧力の大き な変動を引き起こす。すなわち,サージは圧縮機が設 置された配管系まで含めたシステム全体にまで及ぶ非定 常流動現象である。遠心圧縮機の場合,前述の旋回失速 が発生する作動条件においても使用されることがあるが, サージが発生すると,圧縮機の運転が不可能になるだけ でなく,管路系を構成する機器に損傷を与えることもあ

原稿受付 2019年4月6日

 *1 九州大学 大学院工学研究院 機械工学部門 〒819-0395 福岡市西区元岡744
 E-mail: furu@mech.kyushu-u.ac.jp るので,サージは軸流および遠心圧縮機のすべてにおい て回避することが不可欠な現象である。サージ発生状態 で圧縮機を運転することには大きな危険を伴うことから, 遷音速作動域でのサージ発生時の非定常流動に関する計 測データは皆無に等しく,サージ初生から逆流を伴う ディープサージに至る非定常流動メカニズムは未だに不 明であり,サージ予測に支障を来している。

以上の観点から、本稿では軸流圧縮機動翼列および 多段軸流圧縮機の静翼列における旋回失速の初生につ いてEFD (Experimental Fluid Dynamics)解析とCFD (Computational Fluid Dynamics)解析を駆使してそれ らの非定常メカニズムを解明した事例を紹介するととも に、遷音速遠心圧縮機におけるサージ発生時の非定常流 動過程をEFD解析により、サージ点近傍での逆流領域 の発達過程をCFD解析により明らかにした事例を紹介 する。

2. 旋回失速の初生メカニズムの解明事例

2.1 低速軸流圧縮機動翼列におけるEFD/CFD解析

旋回失速の初生時においては、剥離などの現象が発生 と消滅を繰り返す過渡現象が流れ場を支配することか ら、この過渡現象を捉えるためには、現象のスケールに 対応した空間領域にわたる瞬時の流れ場を時系列で計測 することが不可欠となる。また、このような失速初生過 程に現れる非定常流動現象を実験(EFD)のみから解 明することは極めて困難であることから、詳細な非定常 CFD計算もあわせて実施するとともに、CFD計算結果 から流動現象を的確に抽出するために、計算結果に知的 可視化を施すことが肝要である。そこで、多段軸流圧縮 機の中間段の1.5段を模擬した低速の翼列流れを対象と して、EFD解析とCFD解析を併用することにより、動 翼列におけるスパイク形旋回失速の初生メカニズムを解 明した事例⁽¹⁾を以下で紹介する。

EFD解析においては、旋回失速の初生時における過

渡現象を計測するために,動翼列の翼間1ピッチにわた るケーシング壁面上の「瞬時圧力分布計測法」を新たに 考案した。この計測法では,ケーシング壁面に軸方向お よび周方向に千鳥状の配置で高応答半導体圧力センサ30 個を埋設し,全てのセンサ信号を同時にサンプリングす るとともに,得られた信号データに時空間補間を施すこ とにより,ケーシング壁面圧力の精密な瞬時分布を取得 した。この「瞬時圧力分布計測法」の詳細については, 本誌の過去の解説記事⁽²⁾を参考にしていただきたい。

一方, CFD解析においては, k-ω二方程式乱流モデル に基づくDES (Detached Eddy Simulation) による非 定常計算を実施し, その計算結果に対して, 特異点理論 に基づく知的可視化を適用することにより, 渦構造の抽 出および限界流線のトポロジー解析を行った。知的可視 化の詳細については, 著者による解説記事⁽³⁾を参照いた だきたい。

Fig. 1は、旋回失速の初生過程において得られたケー シング壁面上の瞬時圧力分布計測の結果である。同図で は、スパイク形の失速初生が発現してマイルド旋回失速 に至るまでの失速初生過程が時系列順(Fig. 1中の矢印 の方向に時間が進行する)に示されている。図中には、 固定された計測窓に対する動翼相対位置がわかるように、 動翼の先端形状が細い実線で表示されている。通常、失 速直前では、翼負荷が前縁側で特に高くなる上に、強い 翼端漏れ渦が巻き上がるために、翼負圧面の前縁付近に 顕著な低圧部が認められる。しかしながら、失速の初生 過程では、Fig. 1中の点線の円で囲って示すように、翼 負圧面側前縁付近の低圧部が縮小した動翼がみられるよ うになると同時に、図中L(実線の円あるいは楕円)で 示すような新たな低圧部が動翼入口付近の翼面から離れ た位置に発生する。この低圧部Lは、時間とともにその 規模が成長し、その低圧部の中心を明確に確認できるほ どに大規模化する。大規模化した低圧部Lはその数を増 し、安定して旋回するようになる。

Fig. 2は、旋回失速の初生過程 (Fig. 1 (a)から(c)の過 程)についてDESによる大規模な非定常CFD計算を実 施し、その計算結果に知的可視化を適用して抽出された、 動翼先端付近における流動現象の時系列表示である。同 図には、無次元ヘリシティで着色された渦構造、およ びLIC (Line Integral Convolution) 法による動翼負圧 面上の限界流線が示されている。ここで、無次元ヘリシ ティは渦度ベクトルと速度ベクトルの成す角度の余弦値 として定義されている。またFig. 3は, Fig. 2に示され た各時刻に対応するケーシング壁面上の圧力分布である。 Fig. 2 (a) (無次元時間t=590) では, 翼端での前縁剥離 は発生しておらず、翼端漏れ渦が明確に巻き上がってい るのを確認できる。Fig. 3 (a)によると、この翼端漏れ渦 の強い巻き上がりに対応して、翼端前縁の負圧面側に低 圧部が認められる。Fig. 2 (a)の時刻において, 翼端のす ぐ下に前縁剥離の発生がみられるが、それは再付着して おり剥離泡を形成している。しかしながら、同図(b)に 示すように、無次元時間t=593になると、翼端のすぐ下 にみられた前縁剥離は翼端まで到達しており、剥離泡内 の前縁剥離渦は翼端漏れ渦と連結している。前縁剥離渦 も翼端漏れ渦も動翼の束縛渦の一部で形成されているこ とを考えると、両者が連結することに矛盾はない。その 後, 無次元時間t=595 (Fig. 2 (c)) では, 翼端側におい て、前縁剥離の再付着が消失しており、二次元的な前縁 剥離泡から三次元的な剥離へと変化している。三次元化 した前縁剥離渦は、やがて無次元時間t=598 (Fig. 2 (d)) において、動翼負圧面とケーシング壁面とに足を持つ 竜巻状の剥離渦へと成長する。この竜巻状剥離渦のケー



Fig. 1 Instantaneous casing pressure field measurement results at spike stall inception in axial compressor rotor



(d) t=598

Fig. 2 Unsteady behavior of vortex structures and limiting streamlines on blade suction surface at spike stall inception in axial compressor rotor (DES result)

シング面上の足に対応して, Fig. 3 (d)のケーシング壁面 圧力分布に示すように, 翼負圧面から離れた位置に低圧 部が形成される。こうして発生した低圧部がFig. 1にみ られた低圧部Lに対応することがわかる。これらの結果 に基づいたスパイク形失速の初生メカニズムの模式図を Fig. 4に示す。竜巻状の剥離渦は大きなブロッケージ効 果を持つことから, そのケーシング側の足が隣接翼前縁 に接近すると, 隣接翼に新たな前縁剥離を誘起する。こ のようにして, スパイク形失速は翼列内を伝播しながら 成長していく。

以上のとおり,スパイク形旋回失速の初生メカニズム が翼端での前縁剥離から引き起こされた竜巻状の剥離渦 に支配されていることがわかる。また,山田ら⁽⁴⁾は瞬時 圧力分布計測および知的可視化を併用して,軸流圧縮機 動翼列における旋回失速の初生過程に及ぼす翼端すき間 流れの影響も明らかにしている。



(d) t=598

Fig. 3 Unsteady behavior of casing pressure distribution at spike stall inception in axial compressor rotor (DES result)

2.2 多段軸流圧縮機の実機モデルにおけるCFD解析

前節で述べた旋回失速の初生メカニズムは単段の低速 軸流圧縮機に対する知見であり、実機の多段軸流圧縮機 にも適用できるのか、すなわち多段の効果(動・静翼列 干渉の影響)およびマッハ数効果は不明である。このよ うな観点から、産業用ガスタービンの実機に用いられて いる多段軸流圧縮機を対象として、スーパーコンピュー タ「京」上で大規模なDES計算を実施するとともに、そ の非定常計算結果に知的可視化を施すことによって、多 段軸流圧縮機における旋回失速の初生メカニズムを明ら かにした事例⁽⁵⁾を次に紹介する。

当該事例では,産業用ガスタービンの実機に用いられ ている14段軸流圧縮機を解析対象とした。事前に行われ た各段のケーシング壁面圧力計測によると,5段あるい は6段目で旋回失速の発生が疑われることから,この多 段圧縮機の前方7段までについて,k-ω二方程式乱流モ デルに基づくDESによる非定常流動解析を行った。計 算格子は翼端のクリアランス部を含め全て構造格子で生



Fig. 4 Flow mechanism of spike stall inception in axial compressor rotor

成され,計算領域は圧縮機前方7段(入口案内羽根から 7段静翼まで)の翼列全周とした。使用した計算格子で は,ハブにおける翼列間のキャビティは考慮しなかった が,静翼部の部分クリアランスおよび動翼根元部のフィ レットは忠実にモデル化した。計算格子として各翼間あ たり約300~600万セル程度を設け,計算セル総数は約 20億であった。また,壁面上の最小格子幅は,y⁺ < 1 を満足するように十分小さく設定した。なお,時間刻み 幅は動翼一回転当たり10,000ステップに相当するように 設定した。

当該DES計算は、出口静圧を徐々に増加させて、設計 点近傍から失速初生点までの6流量点で実施した。その 結果, 6段目静翼のハブ側から失速初生が現れることが 明らかになった。Fig. 5は6段目静翼における旋回失速 の初生時の失速セル内の流れ構造を示している。同図に は、失速セルの存在する流路について、翼間の渦構造お よびハブ面と翼負圧面上の限界流線が示されている。同 図中の時刻t=2.2において、大規模な渦構造がハブと負 圧面のコーナー付近にすでに認められる。また、限界流 線には、ハブ側の後縁付近に渦状点が現れている。この ように、この時刻では一部の流路でハブコーナー剥離が 発生している。時刻t=2.7では、ハブコーナー剥離は前 縁まで拡大し、前縁剥離が発生している。前縁剥離が発 生すると、それのブロッケージ効果から隣接翼に新たな 前縁剥離を引き起こしながら急速に旋回失速セルへと成 長する。その結果、質量流量は失速セルの成長とともに 急激に減少する。同図(c)は、時刻t=3.2における失速セ ル内の流れ構造を示している。失速セル内の各流路にお いて, 竜巻状の剥離渦が翼負圧面上の渦状点から形成さ れている。失速セルはこれらの竜巻状剥離渦によって構 成されていることがわかる。また、失速セルは、周方向 だけでなくスパン方向にも拡大していることがわかる。





(b) *t*=2.7



(c) *t*=3.2

Fig. 5 Development of vortical flow structures near rotating stall inception in stator cascade of multi-stage axial compressor

最終的には、失速セルの大きなブロッケージ効果によっ て上流および下流の翼列においても旋回失速が引き起こ され、最終的に一つの大きな失速セルが圧縮機の軸方向 にも拡大しながら旋回するようになる(図省略)。Fig. 5に示した3時刻において、失速セル内に含まれる翼間 流れのアンサンブル平均をFig.6に示す。同図から、静 翼の後縁近傍で小規模なハブコーナー剥離がまず発生 し、それが成長して前縁剥離を引き起こし、大規模なハ ブコーナー剥離へと発達することがわかる。

以上のとおり,多段軸流圧縮機では,動翼先端での前 縁剥離ではなく,静翼のハブ側におけるコーナー剥離に 起因する失速初生が起こり得ることがわかる。



Fig. 6 Ensemble-averaged flow fields for separated flow passages in stator cascade of multi-stage axial compressor at spike stall inception

3. 遷音速遠心圧縮機のサージに関わる非定常流動 現象の解明事例

3.1 サージの初生から発達までの非定常流動過程の EFD解析

遠心圧縮機のサージ発生時における非定常流動過程を 実験に基づくEFD解析により調べた事例^{(6),(7)}について紹 介する。当該事例は、ターボ機械協会の下で2011年11月 1日~2014年10月31日に設置された「ターボ機械HPC プロジェクト」における「遠心圧縮機のサージ予測」課 題で実施された内容である。

供試圧縮機として車両用ターボ過給機用の遷音速遠心 圧縮機を採用した。本供試圧縮機はシングルスプリッタ 付きのオープン形インペラ(フルブレード6枚,スプ リッタブレード6枚),ベーンレスディフューザ,およ びスクロールから構成されており,ターボ過給機のター ビン側にスクリュ圧縮機から圧縮空気を供給することに より,供試遠心圧縮機を駆動した。タービン側に供給す る圧縮空気の流量を調整することによって,圧縮機の回 転数を最大160,000 rpmまでの範囲で任意に設定可能で ある。供試圧縮機の吐出側に配置したプレナム室の下流 に位置する流量調整弁により圧縮機流量を調整した。な お,配管系の容量がサージの非定常挙動に及ぼす影響を 調べるために,供試圧縮機の吐出側配管系のプレナム容 積を3通りに変化させることができる。

供試圧縮機の入口および出口に非定常計測のための計 測管をそれぞれ設置した。入口側の計測管には、単一 I 形熱線プローブおよび高応答圧力センサ(以下、圧力セ ンサ1と呼称)を設置した。熱線流速計のセンサは管断 面の中央に設置し、それから得られる流速値に管断面積 を掛けることにより、各時刻での体積流量を簡易的に算 出した。一方, 出口側の計測管には, 高応答圧力センサ (以下, 圧力センサ2と呼称)のみを取り付けた。本研 究では、サージ発生時の非定常流動過程を調べるだけで なく、サージ初生に至る過程、すなわちサージを引き起 こす逆流の初生位置とその伝播過程を調べるために、高 応答圧力センサをインペラ入口直前のケーシング壁面に 2箇所(以下, 圧力センサ3および4と呼称), ベーン レスディフューザのハブ面に2箇所(以下, 圧力センサ 5および6と呼称) 埋設し、それらの壁面圧力の非定常 計測も行った。以上の熱線流速計および高応答圧力セン サ6箇所(圧力センサ1~6)および圧縮機の回転数検 出器の出力信号を全て同時にサンプリングすることに よって、サージ点近傍からディープサージの初生まで、 およびディープサージ発生時の非定常流動を計測した。 Fig. 7に実験で得られた供試遠心圧縮機の全体性能特性 を示す。本稿では、回転数14万 rpmで圧縮機吐出側配 管のプレナム容積が最大の場合のみについて計測結果を 紹介する。

非定常流れ計測の結果, Fig. 7中に示すとおり,本供 試圧縮機の全体性能特性は3つの領域に分けることがで きる。まず,作動領域 I は回転数,流速(流量)および 圧力に大きな変動が認められず,ほぼ定常な流動状態を 示す領域である。次に,作動領域 II は最大圧力上昇点付 近であり,後述するとおり,回転数,流速および圧力に 明確な周期的変動が現れるとともに,周期的(約6Hz) な異音も発生する領域である。最後に,作動領域 II は全



Fig. 7 Experimental results of total performance of transonic centrifugal compressor

- 7 -

体性能特性に右上がりこう配が現れる領域で,後述のと おり,回転数,流速および圧力が大きく周期的に変動す るとともに,周期的(約0.5~1Hz)な異音が発生する 領域である。非定常性が現れる作動領域ⅡおよびⅢの代 表的な作動点(Fig. 7中の②,③)ならびに領域Ⅱから 領域Ⅲへ遷移する作動点(Fig. 7中の④)について,非 定常計測を実施した。

作動点②では、回転数、入口計測管での流速(流量) および圧力センサ1~6のすべてにおいて周期的な変 動が認められた。図は省略するが、入口計測管での流速 変動データから、流量が約±35%変動していることがわ かった。しかしながら、流量が負値となるような逆流は 発生していないことから、作動領域Ⅱではマイルドサー ジ(プレサージ)が発生していると言える。なお、ベー ンレスディフューザのハブ面に埋設した圧力センサの データから、ディフューザにおいて旋回失速が発生して おり、その失速セルの回転速度はインペラ回転速度の約 18%であることが確認された。

作動点③では,作動点②と比較して,回転数,流速お よび圧力のいずれの信号も変動振幅が著しく増加する。 Fig. 8は作動点③における非定常計測結果の時間履歴で ある。この作動点では,入口計測管での流速がゼロとな る時間帯が現れているが,これは昇圧された高温の空気 がインペラ下流から逆流して熱線流速計まで到達した結 果,熱線からの放熱作用が消失して熱線からの出力が得 られなくなったことに対応しており,この時間帯が逆流 発生期間に相当する。以上のとおり,作動領域Ⅲでは逆 流を伴うディープサージが発生していることがわかる。 なお,逆流発生期間においては,インペラでの仕事が急 低下する結果,回転数が上昇している。

この作動点③における逆流発生期間およびその前後で の非定常流動挙動に着目すると、入口計測管(圧力セン サ1)およびインペラ入口直前(圧力センサ3,4)の 圧力は、逆流開始時に急上昇し、その後ほぼ一定値を 保った後、逆流終了時に急降下して元の順流状態に戻っ ている。一方、出口計測管(圧力センサ2)およびディ フューザ(圧力センサ5,6)の圧力は、逆流開始時か ら徐々に降下し、逆流終了後から徐々に上昇した後に元 の順流状態に戻っている。ディープサージが発生すると、 インペラ上流と下流で逆流発生の前後における圧力の非 定常挙動に差異があることがわかる。

マイルドサージ(領域Ⅱ)からディープサージ(領域 Ⅲ)へ遷移する過程,すなわちディープサージの初生 過程を明らかにするために,Fig.7中の作動点④につい て,サンプリング周波数を100 kHz に上げて非定常計測 を行った。得られた圧力センサ1~6の計測信号から 逆流に対応した擾乱の発生時刻を同定することにより, ディープサージに対応した逆流がどこから初生し,どの ように伝播するのかを解析した。その結果,ディフュー ザにおいて逆流の初生が起き,その後上流および下流に



Fig. 8 Experimental results of unsteady measurements at deep surge operating point (3) of transonic centrifugal compressor

伝播していることがわかった。次節で紹介するとおり, 管路系を含まない本供試圧縮機単体を対象としたDES による非定常流動解析によると,サージ点近傍では大規 模な逆流域を伴う旋回失速がディフューザで起きること が明らかになっており,この事とディープサージの逆流 初生がディフューザから起きることが良く対応している ことがわかる。

以上のとおり,本事例ではこれまで皆無に近かった, 遷音速遠心圧縮機のディープサージ初生に至る過程から ディープサージ発生時までの非定常計測データを取得す ることができた。今後は,CFD解析によるサージ予測 技術の確立のために,この貴重な計測データを検証用 データとして活用していく予定である。

3.2 サージ点近傍における逆流領域の発達過程の CFD解析

前節のEFD解析と並行して,供試遠心圧縮機の要素 単体のみを対象とし,約4億セルの計算格子を用いた大 規模DES解析をスーパーコンピュータ「京」上で実施し た。圧縮機単体のみを解析対象としたことから,サージ 現象自体を再現することはできないが,最大圧力上昇点 からサージ点近傍までにおける逆流の成長過程を調べた CFD解析事例®を以下で紹介する。

本CFD解析では、インペラ上流まで大規模な逆流領 域が発達することが予想されるサージ点近傍を対象とし ていることから、入口境界をインペラ前縁から十分遠方 に設定する必要がある。そこで、インペラの上流に試験 装置の計測管に相当する領域を設け、インペラ入口から その内径の7.8倍上流に流入境界を設置した。またスク ロール出口にも,入口同様に計測管に相当する領域を設 け、流出領域をスクロール出口から十分遠方に設定した。 本解析で用いた計算格子は翼端すき間部やスクロール 部も含め、全てH型の構造格子で構成した。インペラ部 のセル数は約1億セル、ディフューザ部は約1.1億セル、 スクロール部は約1.7億セルであり、これに入口および 出口に設置した円管部を含めた計算領域全体の総セル数 は約4億セルである。低レイノルズ数形のk-ω二方程式 乱流モデルに基づくDES計算を実施することから、壁面 上の最小格子幅はy⁺ < 1を満足するように十分小さく設 定した。

Fig. 9は本DES解析から得られた全体性能特性である。 同図では、実験結果における最大圧力上昇点の計測値で 正規化した全圧比と質量流量の実験結果(図中の実線) およびDES結果(図中の黒塗りシンボル)を示している。 同図には、DES解析と同じ計算格子および同じ乱流モデ ルを用いたRANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes) による定常解析の結果(図中の白抜きシンボル)も併せ て示している。最大圧力上昇点よりも低流量条件では、 旋回失速がディフューザで発生することから、RANSに よる定常解析結果は実験結果と著しく異なっている。一 方、DES解析結果はサージ点近傍においても実験結果と



145

Fig. 9 Computational results of total performance of transonic centrifugal compressor

の一致が良好である。

本DES解析から、供試験遠心圧縮機の最大圧力上昇 点からサージ点近傍までにおける流動現象を詳細に調べ た結果、以下の知見が得られた。供試圧縮機のインペラ 部において、最大圧力上昇点ではフルブレードの翼端漏 れ渦が全ピッチで崩壊していること, サージ点近傍では フルブレード先端部でパートスパン失速が発生し、シュ ラウド近傍の逆流領域がインペラ上流の広範囲にまで及 ぶが、インペラでの旋回失速は発生していないことがわ かった。一方, ディフューザ部においては, 最大圧力上 昇点で既に旋回失速の発生が認められ. サージ点近傍で はディフューザ流路中央部にまで及ぶ大規模な逆流域を 伴う旋回失速へと発達することが明らかになった。以 上のとおり、最大圧力上昇点からサージ点近傍へ移行す るにともなって、インペラ部およびディフューザ部での 逆流領域が著しく発達することがわかった。特に、ディ フューザ部ではサージ点近傍において, Fig. 10に示す



Fig. 10 DES result of reverse flow distributions in transonic centrifugal compressor at near-surge point

- 9 -

とおり,ハブ面からシュラウド面まで流路高さ方向を閉 塞するような大規模逆流域を伴う旋回失速セルが形成さ れる。この大規模な逆流を伴う旋回失速と前節のディー プサージの逆流初生とが密接に関係しているものと考え られる。

4. 結言

軸流圧縮機動翼列および多段軸流圧縮機の静翼列にお ける旋回失速の初生,ならびに遷音速遠心圧縮機におけ るサージを対象にして,EFD解析とCFD解析を駆使す ることによりそれらに関する非定常流動現象を詳細に調 べ,旋回失速の初生メカニズムおよびサージ点近傍から サージ初生を経てサージ発生時までの非定常流動過程を 明らかにした事例を紹介した。失速およびサージの現象 には大規模な剥離や極めて高い非定常性・過渡性が伴う ことから,実験のみからでは現象を解明することは容易 でなく,EFD解析とCFD解析を併用して現象を解析す ることが不可欠である。

謝辞

第2.2節で述べた多段軸流圧縮機の旋回失速初生に関 するDES解析はHPCIシステム利用研究課題(Project ID: hp120152およびhp140154)としてスーパーコン ピュータ「京」上で実施された。また,第3章で述べ た遷音速遠心圧縮機のサージに関わるEFD解析とCFD 解析はターボ機械協会の下に設置された「ターボ機械 HPCプロジェクト」の「遠心圧縮機のサージ予測」課 題において実施された。さらに,大規模CFD解析で は九州大学情報基盤研究開発センターのスーパーコン ピュータシステムも併せて利用した。ここに記して謝意 を表する。

参考文献

- Yamada, K., Kikuta, H., Iwakiri, K., Furukawa, M. and Gunjishima, S., An Explanation for Flow Features of Spike-Type Stall Inception in an Axial Compressor Rotor, Transactions of the ASME, Journal of Turbomechinery, Vol. 135, No. 2 (2013), pp. 021023-1 - 021023-11.
- (2) 古川雅人、山田和豊、圧縮機における非定常流動現象
 に対する可視化技術の活用、日本ガスタービン学会誌、
 Vol. 41, No. 5 (2013), pp. 351-358.
- (3) 古川雅人、ターボ機械における流動現象の知的可視化、 可視化情報学会誌、Vol. 23, No. 91 (2003), pp. 206-213.
- (4) 山田和豊,喜久田啓明,古川雅人,郡司嶋智,原靖典, 軸流圧縮機動翼列における旋回失速初生プロセスに及 ぼす翼端すき間流れの影響,日本機械学会論文集B編, Vol. 79, No. 801 (2013), pp. 900-916.
- (5) Yamada, K., Furukawa, M., Tamura, Y., Saito, S., Matsuoka, A. and Nakayama, K., Large-Scale DES Analysis of Stall Inception Process in a Multi-Stage Axial Flow Compressor, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 139 (2017), pp. 071002-1 - 071002-11.
- (6) 古川雅人,神崎大,岡本篤樹,郡司嶋智,山田和豊,遷 音速遠心圧縮機のサージ発生時における非定常流動現象 の計測,第73回ターボ機械協会総会講演会講演論文集, 講演No. C07 (2015).
- (7) Ito, S., Furukawa, M., Gunjishima, S., Usuki, H., Ota, T. and Yamada, K., Experimental Investigation of Surge phenomena in a Transonic Centrifugal Compressor, ASME Turbo Expo 2019, Paper No. GT2019-90791 (2019) (to be presented).
- (8) Yamada, K., Furukawa, M., Arai, H. and Kanzaki, D., Evolution of Reverse Flow in a Transonic Centrifugal Compressor at Near-Surge, Proceedings of the ASME Turbo Expo 2017, Paper No. GT2017-63568 (2017).



特集:さまざまな分野・製品で活用されている空力技術

航空機機体のストール・バフェット現象

Stall and Buffet of Aircraft





浜本 滋^{*1}

郭 東潤^{*2} 中北 和之^{*3} HAMAMOTO Shigeru KWAK Dongyoun NAKAKITA Kazuyuki

キーワード:空力特性、翼、ストール、バフェット Key Words : Aerodynamic Characteristics, Wing, Stall, Buffet

1. 緒言

数ある輸送機械の中で,航空機は空気の流れにより生 じる力を利用して飛行するため、その設計においては空 気力学的な観点から性能や安全性を検証していくことが 重要である。飛行中の航空機が空気の流れから受ける 様々な影響を空力特性と呼び,機体にかかる力(抗力、 揚力, 横力) やモーメント (ローリング, ピッチング, ヨーイング)をはじめとして、それらの力・モーメント と機体の重量・重心に起因する飛行性能(安定性、操縦 性), さらには空気の流れによって生じる機体の振動現 象や.機体から生じる騒音なども空力特性として考慮す る必要がある。

航空機の基本特性として巡航時の揚抗比(L/D)や離 着陸時の最大揚力係数(C_{Lmax})があるが、これらは飛 行に必要な揚力に関連する特性である。一般的な固定翼 機では揚力のほとんどを主翼で発生することから, 主翼 の平面形状や位置、捻りや上反角、そして何よりも翼の 断面形状(翼型)の設計が機体の性能を大きく左右する ことになる。巡航時は高い揚抗比を得るために機体の抵 抗を小さくする工夫がなされるのに対し、離着陸時には 低速で高い揚力を得るための工夫が必要となる。性能面 ではフラップやスラットなどの高揚力装置の性能向上を 目指した技術開発に注目が集まるが、高迎角での飛行に おいてはストール(失速)やバフェットなどの主翼上面 の流れの剥離に起因する空力現象が発生することで、空 力特性の悪化を招くことがあり、安全性確保のためにこ

原稿受付 2019年3月25日

- *1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門空力技術研究ユニット E-mail: hamamoto.shigeru@jaxa.jp
- *2 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門航空システム研究ユニット
- *3 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 航空技術部門空力技術研究ユニット

れらの現象の発生メカニズムを解明し、発生を抑制する 制御技術をあらかじめ用意しておくことも技術課題であ る。バフェットについては、遷音速巡行時でも衝撃波の 発生により剥離が誘発される場合があり、操縦性の悪化 や金属疲労などの要因となる懸念がある。

このような観点から本稿では航空機機体のストール, バフェットについてJAXAにおける研究内容を交えなが ら紹介する。

2. 航空機のストール

一般的に、航空機の揚力は飛行速度や迎角に依存する ため、離着陸時のような低速飛行時は大きな揚力を確保 するため大きな迎角を取る必要がある。しかしながら, 迎角が大きくなると, 主翼上面では流れの剥離が発生し, 揚力が急激に減少してしまう。この現象をストールある いは失速と呼ぶ。また失速が発生する迎角と速度を失 速角、失速速度と呼び、離着陸速度及び迎角は失速速度 や失速角に対して安全を考慮した値に定められている(1)。 同時にこのような失速特性は設計段階で把握し対応がな され,既存の空港設備(滑走路長など)において安全に 離着陸できる空力性能が要求される。

2.1 翼型の失速特性

流れの剥離とは、物体表面に沿って流れる流体が、進 行方向に対する逆圧力勾配により物体表面から剥がれる 現象であり、翼断面形状や迎角、レイノルズ数、境界層 流れの性質(層流境界層や乱流境界層)に依存する。翼 型形状における失速は以下の三つのタイプに分けられる (Fig. 1) $^{(2),(3)}$

 ・後縁失速(Fig. 1の①):主翼上面の後縁から剥離が 発生し、迎角の増加とともに剥離位置は前進する。そ のため、揚力係数CLの減少はおだやかであり、好ま しい失速特性と言える。比較的に翼厚の大きい亜音速 機用の翼型で発生する。

- ・前縁失速(Fig. 1の②):迎角増加に伴い,翼の前縁 付近で強いサクションピークが発生する遷音速翼型で 見られる失速である。流れは層流境界層の状態で剥離 し、剥離後に乱流境界層に遷移することで翼表面に再 付着しバブル(層流剥離泡)が発生する。迎角をさら に増加させると、再付着点が前進するが、ある迎角か らは再付着しなくなる。この時のバブルはショートバ ブルと呼ばれ、後述のロングバブルと区別される。こ の場合では、剥離は前縁付近から発生するため、急激 なCLの低下やピッチングモーメント係数Cmの非線形 的な変化が誘起される。
- ・薄翼失速(Fig. 1の③):前縁失速で見られるショートバブルがロングバブルに変化し、迎角増加とともに再付着点は後縁側に移動する現象である。迎角増加とともにロングバブルは下流側まで延び、その後翼全体が剥離する現象である。ロングバブルの形成で不連続なCL特性を示すが、前縁失速に比べ穏やかな揚力特性を示す。薄翼で見られる現象である。

これらの翼型失速に対して,スラットやフラップなど の高揚力装置による失速特性改善が主体的になされてい る。Fig. 2には代表的な高揚力装置を,Fig. 3には高揚 力装置の展開した場合の*C*_L特性の特徴を示す⁽⁴⁾。スラッ トや前縁フラップは前縁からの剥離を抑制し,失速角を 増加させる。後縁フラップは*C*_Lを増加させ,最大*C*_Lを 高くし,離着陸空力性能を向上させている。

そのほかに、高亜音速及び遷音速翼型では、主翼上面 で流れが加速され超音速になる領域が存在する。その下 流では減速され再び亜音速になるが、その際に発生する 衝撃波により急激に圧力が上昇し剥離が発生することが 知られている。これに関しては衝撃波や荷重を制御する ピーキー翼 (peaky section) やスーパークリティカル 翼型 (supercritical airfoil) を用いることで特性を改善 できることが知られている^{(2),(3)}。



Fig. 1 Types of stall on airfoils (ref.2)



Fig. 2 Types of conventional High Lift Devices (ref.4)



Fig. 3 Effects of high-lift devices (ref.4)

2.2 翼の失速特性

翼型の失速特性から航空機の翼における失速特性につ いて述べる。航空機の主翼形態は、巡航飛行状態に合わ せ,空力性能及び構造性能,制御性能などから設計され る。そのため、主翼は翼根側から後端側に翼弦長が小さ くなるテーパー翼が多く採用され、また、特に高速機の 場合は、遷音速飛行に合わせた後退角を設けている。こ のような主翼形態では、翼端から失速が発生しやすい。 翼端では、

翼根側に比べ吹下し速度が変化することで有 効迎角が増加すること、また主翼上面でのスパン方向の 静圧勾配により翼端側への流れが形成され、これにより 境界層が厚くなることが、翼端失速の原因に挙げられ る⁽²⁾。後退翼における翼端失速は、ピッチングモーメン トやローリングモーメントの不安定性を発生させること から、好ましくない現象である。そのため、翼根から翼 端に向けて捩じり下げ分布を与えることや、翼厚分布や 翼型を変化させること、ボルテックスジェネレータを用 いて翼端失速が発生しないように設計されている。

2.3 超音速機の失速特性

本節では超音速機のように大きな後退角を持つ低アス ペクト比翼における失速特性について紹介する。

超音速機の主翼は超音速飛行時に高い空力性能を得 るため薄翼を採用しており,2.1節の前縁失速や薄翼失 速の翼型が想定される。迎角を増加させると前縁から流 れが剥離しバブルが形成されるが,大きな前縁後退角 を有することから前縁付近では翼根から翼端方向に順 圧力勾配が形成される。これにより,前縁に沿って前縁 剥離渦と呼ばれる渦流れが形成される。前縁剥離渦の渦 中心における渦軸方向の速度は一様流の数倍まで大きく なることから,翼表面には低い静圧が働き,これを渦揚 力 (vortex lift) と呼ぶ^{(5),(6)}。そのため,大きな後退角 翼の高迎角空力特性は前縁剥離渦の挙動に強く依存する (Fig. 4)⁽⁷⁾。



Medium – Medium α – two rolled-up vortices reattaching on surface Bottom – High α – large rolled-up vortices with one reattachment line on surface and one singularity in free stream



前縁剥離渦は、迎角を増加すると成長し渦揚力が増加 するが、さらに迎角を増加させると渦が崩壊する現象 (vortex breakdown)や、左右の一対の渦が干渉し合い 翼面から浮き離れる現象 (vertex lift-off)などが観察さ れる^{(8),(9)}。さらに、渦崩壊は翼の後方から発生すること から、後退角が小さい翼の前縁失速に比べ穏やかな失速 特性を示す。しかし、翼後縁付近の揚力損失は*C*_mの非 線形的な変化も誘起し、このような非線形的な渦挙動の 変化は後退角の大きな翼の失速特性に大きな影響を及ぼ す。また、渦崩壊は迎角の増加に伴い翼上面に前進し、 翼頂点にまで達すると、前縁から剥離した流れは翼上面 に再付着できずに大規模な剥離流れとなる。この場合に は翼面上での渦揚力を失うため*C*_L特性に影響する。

Fig. 5には前縁後退角A=65/42度の有するクランクド アロー翼の流れ場を示す⁽¹¹⁾。内翼で発生した前縁剥離渦 が崩壊している様子や、外翼側の渦が翼上面から浮き離 れていることがわかる⁽¹²⁾。Fig. 6には翼の後退角により 渦崩壊が主翼上で発生する境界と渦が非対称になる境界 を示す⁽⁸⁾。前縁剥離渦の非線形的な空力現象は、翼の後 退角や迎角に強く依存される。また、同一の迎角におい ては後退角により、vortex liftが全揚力に占める割合が 変化するため、失速特性を支配する主要因も異なってく る。

これら,超音速機のような大きな後退角を有する低ア スペクト比翼の失速特性やピッチアップ特性を改善する 手法として,既存の前縁フラップや後縁フラップの他に, 前縁剥離渦を積極的利用するボルテックスフラップがあ る。翼の前縁部を下方に操舵し,フラップ上に前縁剥離



Fig. 5 Vortex flows over a cranked arrow wing $(\alpha = 20 \text{deg})$ (ref.11)



Fig. 6 Boundaries of vortex breakdown and flow reattachment on the wing surface as a function of sweep angle (ref. 8)

渦を位置させ,渦揚力を前方に傾けることで大きな抵抗 低減を得る。同時に渦崩壊も抑制することからピッチ アップ特性の改善も得られる^{(10),(13)}。一方で前縁部を上方 に操舵すると低い迎角から前縁剥離渦が形成され揚力を 増加させることができる。このほかに渦崩壊や大規模剥 離を抑制する方法として,翼前縁付近や後縁から早い流 れを吹き出す方法⁽¹⁴⁾やDBDプラズマアクチュエータを用 いた流体制御などが行われているが^{(15),(16)},吹き出し機構 の複雑さや流体制御力が弱いことが課題として挙げられ る。

超音速機のような大きな後退角を有する翼では,前縁 剥離渦の挙動が失速特性の主要因であることから,前縁 剥離渦を効果的に制御することが失速特性やピッチアッ プ特性の改善に効果的であると言える。

3. 航空機におけるバフェット現象

3.1 バフェット現象とのその問題点

航空機の飛行中に機体上で発生した剥離流れや渦など が機体構造を振動させる現象をバフェットと呼ぶ。典 型的なバフェットとしては低速バフェット(Low-speed buffet)と高速バフェット(High-speed buffet)の2

つがある (Fig. 7)。前者はストールバフェット (stall buffet)とも呼ばれ失速に近い迎角で発生する剥離に 起因し、後者は遷音速飛行時の主翼上の衝撃波が誘起 する気流の剥離(Shock-induced separation)に起因す るい。航空機でのバフェットの発生は失速、操縦性の悪 化,振動による金属疲労への懸念などから避ける必要が ある。飛行速度と荷重倍数(迎角に対応)で表わされる 飛行可能範囲とバフェット限界の関係をFig. 8に示して いるが、バフェット限界は構造強度や失速などに制限 される飛行可能範囲の内側に存在し、飛行領域の制限要 因となっている。近年の非定常CFD技術の向上により, バフェット解析シミュレーションも行われている^(18,19)が, ここでは2次元翼及び3次元航空機形状による実験的な バフェット特性試験からバフェット現象を述べることと する。



(a) Low-speed buffet

Fig. 7 Schematic of buffet flow fields



Fig. 8 Flight envelope and buffet boundaries

3.2 2次元翼でのバフェット

山口らによるスーパークリティカル翼型NASA SC(2) -0518の二次元翼模型でのバフェット試験結果を示す²⁰。 断層シュリーレン法によって翼スパン中央部だけの断面 を切り出し, λ衝撃波となる物体表面を避け翼コード長 の0.31倍の空間中の衝撃波の時系列挙動を解析したもの がFig. 9である。Fig. 9 (a)より, $\alpha = 4^{\circ}$ では衝撃波は微 小に振動するだけであるが、 $\alpha = 5°$ 及び6°では周期的 に大きく振動し、バフェットが発生していることが分か る。 $\alpha = 4$ °と比較して $\alpha = 5$ °及び6°の衝撃波振動は下 流側への移動量はわずかであるが、上流側には大きく移 動していることが特徴的である。Fig. 9 (b)はFig. 9 (a)の 輝度ピーク位置のFFT結果である。灰色線は翼模型表 面の移動量であり、衝撃波振動を解析した黒線より十 分小さく、模型振動は流れに影響を与えていない。バ

フェットが発生している *α* = 5° 及び 6° ではバフェット 換算振動数 κ =0.44及び0.52に明確なピークが現れ、こ の周波数はLeeの実験²¹ともほぼ一致する。

山口らの結果では、翼後縁から衝撃波に向かって上流 に遡る圧力波も明瞭に観測されている。



(a) time-series shock wave

(b) spectral analysis

Fig. 9 Time-series shock wave location and its spectral analysis. $(M=0.7, Re=5 \times 10^6)^{(20)}$

3次元航空機形状でのバフェット 3.3

実際の航空機形状で発生するバフェットの例として Fig. 10に示すNASA Common Research Model (CRM) を用いたバフェット試験結果を示す^{22,23}。

Fig. 11は非定常圧力センサ配置位置であり, Fig. 12 は η =0.6での定常及び非定常圧力分布である。Fig. 12 (b)より, α ≥3.88° でFig. 12 (a)での衝撃波位置に対応 するx/c=0.3付近でのC_p_rms値が大きくなりバフェッ トが発生していることが分かる。Fig. 13は η =0.6, x/ c=0.3097でのPSD (Power Spectrum Density) of C_{p} 値 である。PSD of C_b値が1×10⁻⁶以下にピークを持つ周 波数群は風洞固有のものである。バフェット発生後の



Fig. 10 80% scaled NASA CRM with fast-response PSP and TSP on main wings in JAXA 2m×2m Transonic Wind Tunnel.

Fig. 14はNASA CRM模型の非定常PSP計測結果であ る。NASA CRM模型表面に2~3kHz程度の時間応答 性を持つ高速応答PSPを塗装し,紫レーザで励起するこ



Fig. 11 Location of pressure sensors on the right wing of 80% scaled NASA CRM.



Fig. 12 Pressure coefficient C_{ρ} and RMS of C_{ρ} fluctuation at $\eta = 0.6$ (M=0.85, Re= 1.52×10^{6})²²



Fig. 13 PSD of Cp fluctuation of $\eta = 0.6$ and x/c = 0.3097 (M=0.85, Re= 1.52×10^{6})²².

とで得られる圧力感度を持つ赤色発光を高速度カメラで 計測し,その時系列画像を個々にデータ処理することで 時系列圧力分布を得る。ここでは毎秒2,000枚の計測レー トで時系列画像を取得している。Fig. 14は非定常PSP計 測結果からの時間平均定常圧力分布と非定常圧力分布で ある。Fig. 14 (a)の巡航条件ではC_p_rmsは全面でほぼ0 であるが,バフェットが発生しているFig. 14 (b)では翼 後縁がキンクしている位置の上流側を起点とし,その 外翼側の衝撃波位置を中心に大きなC_p_rms値が見られ, 衝撃波が振動していることが分かる。非定常PSP計測を 用いると,翼上の詳細なバフェット発生位置とその大き さ,さらにはスペクトル解析からは周波数分布も得るこ とができ,バフェット分布把握や現象理解に有用である。



Fig. 14 Time-averaged C_p and root-mean-square C_p _rms obtained by the Unsteady PSP measurement(M=0.85, Re= 1.54×10^6)^[23].

(b) C_p and C_p _rms of $\alpha = \overline{6.52}^{\circ}$ (buffet condition).

- 15 -

4. おわりに

本稿では航空機機体の安全にかかる重要な空力特性と して、ストールとバフェットについて解説を行った。こ の他にも非定常の空力現象に起因する問題には空力騒音 やフラッタといった現象があり、これらの解明にはこれ まで風洞試験によるアプローチを中心に研究が行われて きた。最近ではCFDのハードウェア、ソフトウェア両 面での著しい技術向上により、非定常現象の詳細な現象 解明も可能になりつつある。JAXA航空技術部門の基盤 技術領域では風洞試験とCFDの両面から航空機にかか る複雑な空力特性を高精度に予測するための技術開発に 取り組んでおり、高性能かつ安全な航空機の開発を支援 し、我が国の航空産業の国際競争力の強化に貢献したい と考えている。

参考文献

- 日本航空広報部,航空用語ハンドブック,(2014), p. 61-63,朝日新聞出版.
- (2) 李家賢一, 航空機設計法, (2011), p.115-117, コロナ社.
- (3) 牧野光雄, 航空力学の基礎(第3版), (2012), p. 119-122, 産業図書.
- (4) Raymer, D. P., Aircraft Design A Conceptual Approach- Fifth Edition (2012), p.67-69, AIAA Education Series.
- (5) Visser, K. D. and Nelson, R. C., Measurement of Circulation and Vorticity in the Leading-Edge Vortex of a Delta Wing, AIAA Journal, Vol. 31, No. 1 (1993), pp.104-111.
- (6) Polhamus, E.C., Prediction of Vortex Lift Characteristics by a Leading-Edge Suction Analogy, Journal of Aircraft, Vol.8, No.4 (1971), pp. 193-199.
- (7) Rom, J., High Angle of Attack Aerodynamics, (1992), p. 17, Springer-Verlag.
- (8) Gursul, I., Wang, Z., and Vardaki, E., Review of Flow Control Mechanisms of Leading-Edge Vortices, Progress in Aerospace Sciences, Vol.43 (2007), pp. 246-270.
- (9) Wentz Jr, W. H. and Kohlman, D. L., Vortex Breakdown on Slender Sharp-Edged Wings, Journal of Aircraft, Vol. 8, No. 3 (1971), pp.156-161.
- (10) Zhao, W., Rinoie, K. and Kwak, D. Studies on Improvement of Nonlinear Pitching Moment Characteristics of Cranked-Arrow Wing, Proceeding of 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (2012).

- (11) Kwak, D., Shirotake, M. and Rinoie, K., Vortex Behaviors over a Cranked Arrow Wing Configuration at High Angles of Attack, Proceeding of 24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (2004).
- (12) Brennenstuhl, U. and Hummel, D., Vortex Formation over Double-Delta Wing, Proceeding of 13th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (1982).
- (13) 郭東潤, 宮田勝弘, 野口正芳, 李家賢一, 超音速機形態の 前縁・後縁フラップの複合効果による揚抗比の改善につ いて, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 51, No. 597 (2003), pp. 551-558.
- (14) Wood, N. J., and Roberts, L., Control of Vortical Lift on Delta Wings by Tangential Leading-Edge Blowing, Journal of Aircraft, Vol. 25, No. 3 (1988), pp. 236-243.
- (15) Corke, T. C., Post, M. L., and Orlov, D. M., SDBD Plasma Enhanced Aerodynamics: Concepts, Optimizations, and Applications, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 43 (2007), pp. 193-217.
- (16) Kwak,D. and Nelson, R.C., Vortical Flow Control over Delta Wings with Different Sweep Back Angles Using DBD Plasma Actuator, 5th AIAA Flow Control Conference, AIAA20104837 (2010).
- (17) 吉本稔, えあろすペーすABC「バフェット」, 日本航空 宇宙学会誌, Vol. 66, No. 11 (2018), pp. 352.
- (18) https://cfdws.chofu.jaxa.jp/apc/apc2/, Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II).
- (19) https://cfdws.chofu.jaxa.jp/apc/apc3/, Third Aerodynamics Prediction Challenge (APC-III).
- (20) 山口真伍他,高速断層シュリーレンによる二次元翼バフェットの可視化,日本航空宇宙学論文集, Vol. 63, No. 4, (2015), pp. 166-174.
- (21) Lee, B.H.K., Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds, Progress in Aerospace Sciences 37, (2001), pp. 147-196.
- (22) Koike, S., Ueno, M., Nakakita, K., and Hashimoto, A., Unsteady Pressure Measurement of Transonic Buffet on NASA Common Research Model, AIAA-2016-4044, 2016.
- (23) Sugioka, Y., Koike, S., Nakakita, H., Numata, D., Nonomura T., and Asai, K., Experimental analysis of transonic buffet on a 3D swept wing using fast-response pressuresensitive paint, Experiments in Fluids 59:108, (2018).

- 16 -



特集:さまざまな分野・製品で活用されている空力技術

下水曝気用遠心ブロワの高効率・広作動範囲化技術の開発

Efficiency Increase and Operation Range Expansion for Centrifugal Blower Used for Sewage Aeration



塚本 和寛^{*1} 平舘 澄賢^{*2} TSUKAMOTO Kazuhiro HIRADATE Kiyotaka

新川 泰^{*2}

お月7日 谷谷 SHINKAWA Yasushi

キーワード:遠心ブロワ,遠心羽根車,曲線要素羽根,ケーシングトリートメント **Key Words**:Centrifugal Blower, Radial Impeller, Curvilinear Element Blade, Casing Treatment

1. はじめに

様々な産業分野で利用される遠心式のターボ機械には, ライフサイクルコスト低減に対するニーズから,高効率 化や広作動範囲化といった流体性能の向上が求められて いる。近年では,世界的なエネルギ需要の増大や資源枯 渇の問題から,より一層の効率向上が要求されている。

本記事で対象とする曝気用遠心ブロワは、下水処理施 設内において浄水処理工程を行う曝気槽へと空気を送り 込むために用いられている。曝気用のブロワは、下水を 処理するタンクの水位によって決定される、常時一定の 吐出圧力を維持したまま、時間帯によって変化する処理 下水量に応じて吐出流量を制御する必要がある。そのた め、遠心圧縮機等の流体機械と比較して、より広い作動 範囲が要求される。下水処理施設の電力消費量は、日本 国内の電力消費量の約0.7%と言われている⁽¹⁾。また、下 水処理施設での電力消費量の約5割は水処理に関わるた め、ブロワの高効率化による省エネ化は、顧客への重要 な訴求点である。

そこで弊社では,曝気用遠心ブロワの高効率化・広作 動範囲化の実現のために,遠心羽根車の曲線要素羽根技 術,循環型ケーシングトリートメントの適用によるイン レットベーンレス化技術の開発を行ってきた。本稿では, 上述した2つの技術について紹介する。

なお,以降で紹介する開発についての実験結果や解析 結果の検討条件については参考文献に記載しているので, そちらを合わせて確認頂きたい。

原稿受付 2019年3月13日

- *1 日立製作所 研究開発グループ 〒312-0034 ひたちなか市堀口832-2 E-mail: kazuhiro.tsukamoto.pp@hitachi.com
 *2 日立製作所 インダストリアルプロダクツ
 - ビジネスユニット

2. 下水曝気用単段遠心ブロワの構成

Fig. 1に曝気用遠心ブロワの一例として,磁気軸受単 段遠心ブロワの全体図と断面の模式図を示す⁽²⁾。本稿で は,曝気用遠心ブロワの中でも,特に高速小型の磁気軸 受単段遠心ブロワについて述べる。また,Fig. 2に性能 曲線の模式図を示す。

単段遠心ブロワは,流量制御装置であるインレットガ イドベーン (IGV),羽根車,ディフューザ,吐出スク ロールなどから構成されている。高速回転に対応するた めに,羽根車には主にシュラウド板を有さない,オープ ン型の羽根車が用いられる。吸込配管を通過してブロワ の吸込口から吸い込まれた空気は,まずIGVへと流入す



a) Overview



Fig. 1 Active Magnetic Bearing (AMB) centrifugal blower

- 17 -



Fig. 2 Schematic diagram of performance curve of current centrifugal blower

る。IGVは、ケーシングに取り付けた駆動機構により回 転可能となっている。流量を減少させる場合には、IGV を羽根車の回転方向と同一方向に回転し、流入流れに予 旋回を与える。予旋回量を増大させることで、ブロワに 要求される仕様吐出圧力(曝気ブロワの場合、通常は流 量によらずほぼ一定)を出力するのに必要な軸動力を低 減しながら、流量を減少させていくことが可能となる。 IGV回転角度に応じた予旋回を与えられた流れは、ロー タに締結されて高速回転する羽根車へ流入して昇圧され、 ディフューザで動圧を静圧へと変換された後、スクロー ルを通過して吐出配管へと導かれる。

高速電動機部分は主として,羽根車と締結され回転す るロータ,磁気を発生させる事によりロータを浮上させ, 非接触でロータを支持する磁気軸受,ステータ,及びこ れら電動機部で発生する熱を冷却するための冷却流路か ら構成される。

磁気軸受単段遠心ブロワでは、昼夜や季節毎に変化す る外気温や下水処理流量に応じて変化する要求流量、圧 力に対応するために、前述したIGVの開閉制御に加えて、 インバータによって制御される羽根車回転数変化の2つ で対応することが一般的である。

3. 曲線要素遠心羽根車の開発による効率向上

3.1 曲線要素羽根の形状定義と効果

曲線要素羽根は, 翼面が自由曲面によって構成された 羽根である。我々は, 従来形状である翼断面が, ハブ側 からシュラウド側に向かう翼スパン方向に対して直線的 に積層された直線要素羽根の各翼断面について, 回転流 面上でスライドさせた後に翼スパン方向に積層し直すこ とで形状定義している。しかし, 回転流面が単純な円筒 面となる軸流系のターボ機械とは異なり, 遠心系では子 午面断面の形状に合わせて任意に湾曲する面に沿って翼 断面をスライドさせる必要がある。

そこで弊社では、遠心系ターボ機械向けの曲線要素羽

根定義法として, Fig. 3に示す様な座標変換を用いた形 状定義法を考案した⁽³⁾。Fig. 3 (a), (b) は, それぞれ回 転流面座標系と, 円筒座標系 (展開すると直交座標系と なる) における同一の翼そり線の対応を示したものであ る。Fig. 3 (a) から (b) に座標変換し, 直交座標系上で 翼断面をずらした後, Fig. 3 (b) から (a) へ逆座標変換 を行うことで, 曲線要素羽根の形状を定義している。

翼断面のずらし方は、Fig. 3(c) に矢印で示すSweep, Dihedral, Tangential Lean等が想定されるが、羽根車 外径を固定して理論ヘッドを保つ設計が行いたい遠心 羽根車向けの特別な定義法としてSimilarity Sweep も新 たに定義した。これは、翼の後縁位置を固定したまま、 コード長に対して羽根角分布を変えない、Sweep の応 用手法である。また、選択した方向に関して翼断面を スライドさせる量を翼スパン方向にどのように分布させ るかを関数形で規定することで、曲線要素羽根形状を定 義・制御している。

Fig. 4に羽根車の曲線要素羽根化による効果の模式 図を示す。Fig. 4は、羽根車内部の流路断面を表して いる。これまでの検討から、仕様点効率への影響は、 Tangential Leanの効果が大きいことがわかっている。

従来の遠心羽根車では、Fig. 4(a)中の細い矢印で示 した方向に二次流れが生じる。これは、流体に作用する 翼力の向きが、従来の遠心羽根車では、主にハブ側負圧 面方向に作用するため、翼負圧面のハブ側で圧力が上昇 し(Fig. 4(a)中の+)、シュラウド側で低下する(Fig. 4(a)中の-)。その結果、ハブ側からシュラウド側へ 向かう二次流れを駆動する圧力勾配が生じるためである。 またシュラウド側の翼端部には翼端隙間があり、翼端隙 間を通って圧力面から負圧面へと向かう翼端漏れ流れが



Fig. 3 Definition of geometry generation for curvilinear element blade geometry

(a) Conventional impeller (linear element blade)



(b) Curvilinear element blade impeller

Fig. 4 Mechanism of secondary flow suppression

生じる。二次流れに伴う損失に加え,この翼端漏れ流れ と二次流れが干渉し合うことにより生じる損失を抑える ことが,効率の向上には必要となる。

これに対し、曲線要素化によって翼の負圧面が回転方 向に対して凹面を有すると、中央部は局所的に圧力が低 下する(Fig. 4 (b)中の-)。また、翼の圧力面から流 体へ作用する翼力の向きが、翼負圧面のハブ側、シュ ラウド側双方に作用し、共に圧力が上昇する(Fig. 4 (b)中の+)。その結果、翼負圧面上の圧力勾配が変化し、 シュラウド側での二次流れの集積を防ぐことが可能とな る。また図中に+で示すように、翼端部では翼の圧力面 と負圧面の圧力差が低減するため、翼端漏れ流れに伴う 損失の抑制にも効果的である。翼負圧面のハブ側、シュ ラウド側双方に適切に翼の圧力面からの翼力を作用させ ることが、二次流れの抑制に効果的であり、この翼力を 制御しやすくなる点が、曲線要素羽根化の利点である。

3.2 適用結果(4)

Fig. 5(a) に示す従来羽根車である直線要素羽根車と, Fig. 5(b) に示す今回開発した曲線要素羽根車の性能比 較について検討した結果について述べる。

Fig. 6,7に実機製品試験(EXP)と数値解析(CFD) によって得られた遠心ブロワの吸込-吐出間での断熱効 率と圧力係数の比較を示す。図中の横軸は仕様点流量 比,Fig.6の縦軸は直線要素羽根車の仕様点効率で無次 元化した効率を示している。図より仕様点において,従 来の直線要素羽根車に対して,曲線要素羽根車は実機製 品試験にて0.7%効率が向上していることがわかる。ま た,試験を実施した全ての流量域において効率が向上し ていることがわかる。数値解析の結果は,仕様点におい て1.0%の効率向上であり,実機製品試験の結果とほぼ 同程度の効率向上幅であった。また,圧力係数を見ても, 数値解析の結果は実機製品試験結果と性能曲線が概ね一 致していることがわかる。このことから,数値解析は少 なくとも仕様点近傍においては実機製品内の流れ場を再 現できていると考えられる。

Fig. 8 に羽根車での無次元静圧上昇の比較を示す。図 より、曲線要素羽根車は羽根車での圧力上昇が従来羽根 車と比較して大きくなっていることがわかる。このこと から、Fig. 6に示した効率上昇は、羽根車での効率向上 によるものと考えられる。

以下では,数値解析の結果を用いて仕様点効率向上の 要因について述べる。

Fig. 9, 10に仕様点における二種類の羽根車の出口で の半径方向流速とエントロピー損失係数の分布の比較を 示す。図より,曲線要素化によって羽根車出口流速の分 布が均一化し,局所的な流速の大きい箇所が減っている ことがわかる。また,損失係数の分布を見ても,シュラ ウド壁面上に分布している損失の大きい領域が小さく なっていることがわかる。

Fig. 11にエントロピー損失係数ζs=0.8 の等値面分布 を示す。図より、どちらの羽根車も共に、流れ方向10% 位置から70%位置までのシュラウド側において、損失域 が確認できる。この損失域は、翼前縁部から伸びている ことから、翼前縁漏れ流れに起因する損失ではないかと 考えられる。この損失域では、損失の発生に双方の羽根 車で大きな差異はないと考えられる。一方、羽根車出口 付近を見ると、直線要素羽根車では損失域が確認できる ことに対し、曲線要素羽根車では、損失域が見られない。 そのため、曲線要素化による効率向上の効果は、この箇 所の損失低減が主要因と考えることができる。この損 失域は、主に翼間流れ方向70%位置から後縁部において、 翼シュラウド側の圧力面-負圧面間の全域で生じており、 翼端漏れ流れが損失発生に寄与しているものと考えられ る。

以上の結果から, 羽根車の曲線要素化によって主に羽 根車の翼端漏れ流れ損失の抑制に伴う効率向上により, ブロワの効率向上が可能なことがわかった。

ここで紹介した曲線要素羽根車の効果は,主に翼端漏 れ流れ損失の低減に作用し,その結果羽根車の効率が向 上した。一方,本稿では紹介しないが,羽根車にシュラ ウドを有するクローズド型の遠心羽根車に曲線要素羽根 を適用した場合,ディフューザ等の静止流路での損失低 減に効果的であることがわかっている⁽⁵⁾。これは,先の Fig. 9に示した様に,羽根車出口の流速が均一化した結 果,局所的な高流速域が消失し,その下流の静止流路で の摩擦損失が低減したものと考えられる。このように, 曲線要素羽根の効果は,羽根車と静止流路の双方に影響 を与える。



(a) Conventional impeller



(b) Curvilinear element blade impeller

Fig. 5 Centrifugal impeller for single stage centrifugal blower



Fig. 6 Efficiency comparison between conventional impeller and curvilinear element blade impeller both experiment and numerical simulation



Fig. 7 Pressure coefficient comparison between conventional impeller and curvilinear element blade impeller both experiment and numerical simulation



Fig. 8 Non-dimensional impeller static pressure rise comparison between conventional impeller and curvilinear element blade impeller both experiment and numerical simulation



Fig. 9 Comparison of radial velocity distribution between conventional and curvilinear element blade (design flow rate)



b) Curvilinear element blade

Fig. 10 Comparison of entropy loss coefficient distribution between conventional and curvilinear element blade (design flow rate)

- 20 -



a) Conventional



b) Curvilinear element blade

Fig. 11 Iso-surface of entropy loss coefficient distributions $(\zeta s=0.8)$

4. 循環型ケーシングトリートメントの適用による 作動範囲拡大

前述の通り,遠心ブロワは昼夜で異なる処理水量に対応するために,主にIGVを用いて流量制御を行っている。 しかし低流量運転時は,IGVを絞ったことによる急激な 流路断面積変化等に伴う流体損失が大きいため,流量を 絞るためにIGVを絞れば絞るほど,効率が低下すること となる。遠心ブロワの運用条件は各処理場によって異な るが,仕様点以外の運転点で運用する機会も多い。その ため,オフデザイン点の効率向上は,処理場の省エネの 観点からも重要な開発課題といえる。

そこで弊社では、羽根車の作動範囲拡大を目的に、産 業用の遠心式の流体機械ではあまり適用例のない循環 型のケーシングトリートメントの適用検討を行った^{(6).(7)}。 循環型のケーシングトリートメントは、ターボチャー ジャ用遠心圧縮機での適用事例が多く知られているが、 多くの文献で述べられている作動範囲拡大の効果は、主 に圧力比2.0以上の運転域で見られることが多く⁽⁸⁾、遠心 ブロワの様に圧力比が2.0に満たないケースでその作動 範囲拡大効果が期待できるかは、あまりわかっていな い。羽根車の作動範囲を拡大することで、IGVを使用せ ずに羽根車の回転数制御のみで流量制御を行うことがで きれば、低流量運転域においてIGVの開度を絞ったこと に由来する損失を除去できるので、高効率化が期待でき る。本開発で想定する性能曲線の模式図をFig. 12に示 す。図のように、回転数制御のみで顧客が要求する作動 範囲を満足するためには、低流量側の作動範囲拡大が必 要となる。

循環型のケーシングトリートメントを適用した遠心ブ ロワの模式図をFig. 13に示す。Fig. 13(b)に示す様に, シュラウド壁面上の羽根車前縁近傍に,羽根車流路内 からその上流へと連通する循環流路を有している。また Fig. 13(a)に示す様に,その循環流路が周方向に連続 して設けられている。低流量運転時は,この循環流路を 通過する流れによって,羽根車へと流入する見かけの流 量が実際の吸込流量よりも増えることとなる。また,循 環流路を経て羽根車上流へと戻った流れが有する旋回流 れの影響によって羽根車入口の流れ角度が変化するため, 前縁近傍の流れ場にも影響を及ぼす。図に示すブロワ試 作機を実際に製作し,作動範囲の拡大効果を確認した。

Fig. 14にケーシングトリートメントの有無によるブ ロワ圧力係数の比較を示す。図よりケーシングトリート メントの適用によってQ/Qd = 1.0の仕様点ではごく僅か な圧力係数の低下が見られるものの,主に低流量域にお いて圧力係数の曲線に大きな差異を確認することができ る。圧力係数の曲線で右上がりの勾配が生じた流量点を 低流量側の作動限界流量点と考えると,ケーシングト リートメントの適用によって,低流量側で10%の作動範 囲拡大効果が得られていることがわかる。このことから, ケーシングトリートメントの適用によって圧力比の低い 遠心ブロワにおいても作動範囲拡大の効果が得られるこ とがわかった。

Fig. 15にケーシングトリートメント有無による羽根 車の静圧上昇の比較を示す。ケーシングトリートメント の適用により,高い静圧上昇を維持しつつ,静圧上昇の 曲線に右上がりが生じる流量点をより低流量側にシフト させることができていることがわかる。このことから, ケーシングトリートメントが羽根車の失速を抑制したも のと考えられる。

ここで、Fig. 14とFig. 15を比べると興味深いことに、 Q/Q_d = 0.65付近において、ケーシングトリートメント を設けていないケースでは、遠心ブロワの圧力係数の勾 配が右上がりとなっているが、羽根車の静圧上昇は右下 がりの勾配を維持していることがわかる。一方、ケーシ ングトリートメントを設けたケースでは、Q/Q_d = 0.65 付近では、圧力係数、羽根車静圧上昇共に、右下がり の勾配を維持していることがわかる。Fig. 16にベーン レスディフューザでの静圧上昇の比較を示す。Q/Q_d = 0.65付近において、ケーシングトリートメントの有無に よらず、静圧上昇は右上がりの勾配を確認することがで きる。そのため、Q/Q_d = 0.65付近においてケーシング トリートメントを設けていないケースが圧力係数の勾配 に右上がりを生じた理由は、ディフューザ部の静圧上昇 の勾配変化によるものと言える。このことから、ケーシ ングトリートメントを設けたことで低流量域においては, 羽根車の失速抑制に加えて,より高い羽根車静圧上昇を 得られることにより,ブロワの安定運転が維持可能なこ とがわかる。

以上の結果から, 圧力比の比較的低い遠心ブロワにおいてもケーシングトリートメントの適用によって羽根車の失速を抑制し, 低流量側の作動範囲拡大が可能なことがわかった。この技術の適用により, 曝気用遠心ブロワのIGVレス化が可能となると考えている。



Fig. 12 Schematic diagram of performance curve of IGV-less centrifugal blower



Fig. 13 IGV-less centrifugal blower



Fig. 14 Pressure coefficient comparison between with and without casing treatment



Fig. 15 Comparison of non-dimensional impeller static pressure rise between with and without casing treatment



Fig. 16 Comparison of non-dimensional vane-less diffuser static pressure rise between with and without casing treatment

5. おわりに

本報では、これまでに遠心ブロワを対象に弊社で検討 を行ってきた、曲線要素羽根技術、ケーシングトリート メントの利用による作動範囲拡大技術について紹介した。 産業用の遠心式流体機械に対して上述した2つの技術を 適用した事例はまだあまり多くないため、今後も様々な 研究が行われるものと考えている。弊社では、今後も当 該技術を様々な製品に展開する予定であり、ブロワのみ でなく、ポンプ、ファンや圧縮機の性能向上を図ってい く所存である。

参考文献

- (1) 国土交通賞第3回下水道政策研究委員会,資料42下水 道における資源・エネルギー施策の現状分析,<http:// www.mlit.go.jp/common/001022698.pdf>(参照日 2019 年2月18日)
- (2) 日立製作所,2016年日立技術の展望,日立評論2016年
 1・2月合併号 (2016), pp. 85-86
- (3) Sugimura, K., Kobayashi, H., and Nishida, H., Design Optimization and Experimental Verification of Centrifugal Compressors with Curvilinear Element Blades, Proc. of ASME Turbo EXPO 2012, GT2012-69162 (2012)
- (4) Tsukamoto, K., Sakamoto, K., Hiradate, K., Chiba, H., and Shinkawa, Y., Efficiency Increase in Centrifugal Compressor With Open Impeller by Using Curvilinear Element Blade, Proc. of ASME Turbo EXPO 2015, GT2015-43193 (2015)
- (5) Hiradate, K., Sugimura, K., Kobayashi, H., Ito, T. and

Nishida, H., Proposal and Experimental Verification of Design Guidelines for Centrifugal Compressor Impellers with Curvilinear Element Blades to Improve Compressor Performance, Proc. of ASME Turbo EXPO 2014, GT2014-26642 (2014)

- (6) Tsukamoto, K., Suto, S., Hiradate, K., and Shinkawa, Y., Effect of Impeller Outlet Flow Affected by Casing Treatment on Rotating Stall in Vane-less Diffuser in Centrifugal Turbomachinery, Proc. of ASME Turbo EXPO 2018, GT2018-76461 (2018)
- (7) 塚本和寛,周藤祥平,平舘澄賢,新川泰,内山毅,下水 曝気用IGVレス単段遠心ブロワの開発,日本機械学会題 96期流体工学部門講演会,2018年11月,OS8-2
- (8) Tamaki, H., Effect of Recirculation Device With Counter Swirl Vane on Performance of High Pressure Ration Centrifugal Compressor, Journal of Turbomachinery, Vol. 134 (5), 2015

- 23 -



特集:さまざまな分野・製品で活用されている空力技術

プラズマ気流制御技術の再生可能エネルギー発電システムへの適用研究

Development Study of Plasma Actuation Technology for Renewable Energy Systems



松田 寿^{*1} 田中 元史^{*2} MATSUDA Hisashi TANAKA Motofumi

キーワード:プラズマアクチュエータ,再生可能エネルギー,風車,太陽光発電,融雪 **Key Words**: Plasma Actuator, Renewable Energy, Wind Turbine, Photovoltaics, Deicing

1. はじめに

2018年9月に発生した北海道胆振東部地震に起因した 我が国初のブラックアウトは大規模集中発電に頼った電 力供給の課題を改めて示した。エネルギーセキュリティ, 地球温暖化対策を考慮した電力の安定供給に向けて,今 後はスマートグリッドを組み合わせ,地域に適した再生 可能エネルギー源を分散電源として組み込んだ,災害時 においても安全安定な電力供給体制を構築していく必要 がある。しかし風力発電や太陽光発電などの再生可能エ ネルギーの特徴である出力変動は,様々な観点で機器や 系統に不安定性をもたらし,変動を考慮せずに構築され てきた従来システムへの負荷を増大させる要因となる。

近年,機械的可動部を持たない流れの能動制御技術と してプラズマアクチュエータ(PA)が注目され,自動 車,航空機,ガスタービン,高速鉄道などへの適用研究 が盛んに進められている⁽¹⁾。著者らはこの技術に,再生 可能エネルギー関連機器の流体設計を革新し,出力変動 の安定化に貢献できる可能性を見出し,実用化に向けた 検討を進めている^{(2)~(6)}。

本報では,産業技術総合研究所におけるプラズマアシ スト風車実用化開発の現状と,北海道科学大学において 開始された,太陽電池モジュールに対する融雪技術応用 研究について紹介する。

2. 国内におけるスマートロータ開発の意義

2.1 国内における風力大量導入の兆し

世界的な脱炭素化の動きと、福島第一原発の事故の影響でここ10年の間に世界のエネルギー供給の構造が大き く変化し再生可能エネルギー(再エネ)が主力電源とな

原稿受付 2019年3月25日

- *1 北海道科学大学 〒006-8585 札幌市手稲区前田7条15丁目4-1 E-mail: matsuda-h@hus.ac.jp
- *2 産業技術総合研究所 〒963-0298 郡山市待池台2-2-0 E-mail: motofumi.tanaka@aist.go.jp



Fig. 1 Trend of wind energy share in Europe⁽⁷⁾

りつつある。中でも風力発電の普及はめざましく, 欧州 では一年間に新設される発電所のうち容量ベースで半分 以上が風力発電となっている (Fig. 1)。この理由は風 力の発電コストが他のどの電源よりも安価になっている からである。最近では, ドイツやオランダで洋上風力の 入札案件に補助金ゼロで応札する事業者が出てくるほど, 風力発電のコストは低下している。

これに対し日本は、脱炭素も脱原発も再エネ導入も世 界に比べて非常に遅れている特異な状況にある。しかし、 政府が第5次エネルギー基本計画に再エネの主力電源化 と大量導入に向けた取組の推進を掲げ、これまで課題で あった系統制約や洋上の専有ルールなど制度面の問題に 本格的に取り組む方針を打ち出したことから、今後急速 に導入量が拡大していくことが期待される。これまで太 陽光に大きく水を開けられてきた国内風力であるが、欧 州の風車メーカや大手発電事業者は、電力需要の大きい 日本市場に大きな期待を寄せており、次々に日本市場へ の参入を決めている。安価な風力タービンと豊富な運用 実績をもった海外勢の参入により、国内の風力発電コス トも低下してくると予想され、政府が目標としている 2030年度のエネルギーミックスを大きく超える導入量が 期待される。

一方、国内には海外とは異なる技術的なリスクが存在

する。低風速・高乱流といった風況条件や,狭い平野 部・山岳地域・急峻な海底地形・台風といった日本特有 の地形や地理的条件である。海外の風車メーカも日本向 けに設計をカスタマイズした機種を展開してくると想定 されるが,実際の運用において多くのトラブルが発生し てコストを逆に押し上げる懸念がある。押し寄せる海外 勢力に対して対等な立場で発信し,ウィンドファームの 安定運用を実現するための解として,日本特有の条件に 対応するための差別化技術を日本独自で開発していくこ とが重要になる。

2.2 風車の大型化と空力の課題

風力を安定に普及させる鍵はコストダウンであるが国 内風力の発電コストは依然高く、大幅なコスト低減が急 務である。発電コスト低減には、イニシャルコストの低 減、ランニングコストの低減、発電電力量の増加が必要 である。風車メーカはこれまで、タワーを高くし、ロー タ径を大きくすることで単機の発電電力量を増加させて コストダウンを図ってきている。すでに各風車メーカ は10MWクラスの機種開発を進めており、日本市場へも ロータ径の大きい低風速型の投入が予定されている。こ こで、大型風車の設計上避けることのできない困難とし て風車が大気乱流変動下で運用される点がある。Fig. 2 は風車回転時のブレードのある断面周り流れの模式図で ある。回転による相対風速と自然風の風速がほぼ直角に 交わるため、風速変動が翼素に対する迎角変動となって 現れる。こうした流れの変化に追随するために回転数と ピッチ角およびヨー角の制御が備えられているが、回転 面内で非定常非一様に変化する自然風に対しての効果は 限定的である。そこで、ブレードの部位ごとにアクティ ブな空力デバイスを設置して局所の流れをコントロール することで、大気乱流の非定常非一様性に対処しようと する技術がSmart Rotor⁽⁸⁾である。これまでに欧州では デンマーク工科大やデルフト工科大、米国ではサンディ ア国立研究所が、ブレードにフラップやスラットを設 置する技術を開発してきているが実用化には至ってな い。Smart Rotor技術は日本のような高乱流風況下での



Fig. 2 Effect of turbulent flow on turbine blade

安定運用を実現するキー技術となる可能性があり、この Smart Rotorの開発を日本がリードすることは国内のエ ネルギー戦略的にも大きな意義がある。

3. プラズマ気流制御の概要とこれまでの開発

プラズマ気流制御技術の原理と開発動向については最 近の解説記事(9)に、風車適用については既報(3)~(6)に詳細 が報告されているので、ここでは概要のみを記す。PA は薄いシート状の誘電体を挟んで一対の導電性の電極 を配置して、電極間に高周波(数kHz)高電圧(数kV) を印加することでプラズマを発生させるデバイスである。 プラズマ中のイオンが電界の作用で運動し空気分子に運 動量を与えることで、電極表面に薄い噴流が生成され る。同時に熱や衝撃波も発生する。これらのプラズマの 作用で、物体表面の流れの境界層に運動量や僅かな擾乱 を与えると、流体を制御できることがわかっている。特 に、前縁剥離を起こしている翼型の前縁付近に電極を設 置して、プラズマを断続的にON/OFFするパルス変調 制御で駆動すると、わずかな投入エネルギーで揚力を大 幅に改善できる効果があることが実験的に確認されてい る。またJAXA宇宙研のグループによって行われた精力 的な大規模解析により流れ制御の詳細も明らかになりつ つある¹⁰。

プラズマ気流制御の風車への適用は世界中の多くの機 関で研究が始まっているが,商用ベースの大型機におけ る実用化には至っていない。これまでのフィールド風車 を使った実験的研究では日本が大きくリードしているが, アメリカでは大学発ベンチャーのAquanis社が超大型風 車のキー技術としてサンディア国立研究所と連携した実 用化開発を始めているため,日本でも実用化開発を加速 させ,機先を制することが重要である。

4. 実用化に向けた開発

4.1 開発課題

今後国内に普及するマルチMWクラスの風車でプラズ マ気流制御を実用化するための課題は以下である。

- (1) スケール効果の検証
- (2) 風車での効果の確認と最適設計手法の開発
- (3) デバイスの耐久性向上
- 4.2 産総研における取組

4.2.1 風洞を活用したスケール効果の検証 これま での風洞実験では翼弦長を一定にして流速を変えたレ イノルズ数依存性が調査されており,たとえば翼弦長 180mmのNACA0015翼では実機周速に近い流速70m/ s(Re~7.6x10⁵)でも前縁失速時の揚力向上が可能で あることが示されている^{III}。しかし,マルチMWクラス の風車ブレードは翼弦長が数mであり,翼弦長レイノル ズ数(Re)は10⁷にもなる。次に必要となるのは同じプ ラズマ電極を用いて翼弦長が1mオーダになった場合 (Re>10⁶)にどの程度流体制御効果が維持できるかとい

う、スケール依存性の検討である。そこで、(旧)工業 技術院機械技術研究所 (MEL) 時代に国産風車の開発 に貢献した"つくば北サイト"の水平回流式風洞(Fig. 3、計測部寸法1.4m x 1.4m、最大風速48m/s)の再整備 を開始した。この風洞は密閉式と開放式の試験が可能で あり,変動流発生装置で流速や風向を変動させた風を作 ることができるところに特徴がある。また風力エネル ギーチーム専有の風洞であるためマシンタイムの自由度 が高いこともメリットである。大型の翼性能試験に対応 するための可視化システムや六分力天秤等も備えている。 プラズマ気流制御の研究開発では東北大学と連携してス ケール依存性解明の研究をスタートさせており、今後、 翼弦長300mmと600mmの翼型を用いて、流れ制御メカ ニズムも考慮したスケール依存性の解明を進めていく予 定である。また過去にMEL翼などの開発に使用した多 くの翼型模型も再整備し、 プラズマ効果の翼型依存性を 把握することで、プラズマ気流制御に適した翼型の開発 も進めていく。本風洞は、欧州の各風車メーカが新機種 開発に利用しているデルフト工科大の風洞に匹敵する規 模の風洞であり、今後、風車メーカや風力発電事業者な ど多くの方に利用いただけるように設備と体制を整備し て行く。



Fig. 3 Wind tunnel facility in Tsukuba north site

4.2.2 フィールド風車を活用した制御の開発 三重大 学30kWフィールド風車を用いた研究では、風車は回転 数固定制御で運転され、風速の高い、すなわち周速比の 低い条件で発生する前縁失速状態においてロータトルク 増大が確認されている^{(3),(4)}。しかし、実際の商用風車で は可変速制御が採用されており、風速が変動するとそれ に応じて周速比が一定になるように回転数が変化し、迎 角が失速角を超えない運用となっている。また、定格風 速以上の領域ではピッチ制御により迎角が浅くなる方向 に制御される。このように、現在の風車設計では風速が 変動してもできるだけ失速が発生しないように翼型と制 御が設計されている。ただし本技術により失速時のブ レード揚力がアクティブに制御できるようになった場合, 風車の最適設計は失速状態を許容するような新しい設計 思想に大きく変わる可能性もある。

産総研では、プラズマによる前縁失速制御という新し い制御軸の導入を前提とした風車の最適設計方法に関す る研究を開始している。産総研福島再生可能エネルギー 研究所 (AIST-FREA) には、駒井ハルテック製の定格 300kW風車が設置されており、最大出力500kWの太陽 光発電とともに系統連系されている。この風車に、安 全系を維持しながらヨー、ピッチ、発電機トルクを自在 に変更できる制御ループを追加して、従来の風車設計と は異なる条件での運用を可能にしている。さらに、ナセ ル上にはレーザを用いてロータへの流入風を計測できる ナセル搭載ライダーを設置し, さらに各部の荷重や振動 も計測しながら、発電量向上と荷重低減の両面で発電コ ストを低減するためのプラズマアシスト風車の最適制御 手法を開発していく予定である。これだけの自由度を備 えた試験用風車は世界でも稀な存在であり、 今後日本で 大量導入される風車で発生する多くのトラブルを解決す るために、また、世界中の最先端の風力研究との連携 を強化するために活用していく。プラズマ電極作動時の AIST-FREA 300kW風車の様子をFig. 4に示す。



Fig. 4 AIST-FREA 300kW plasma wind turbine

4.2.3 プラズマ電極の高耐久化開発 30kWフィール ド風車研究^{(3),(4)}では、プラズマ電極にポリイミドフィル ムを用いた実験用電極が使われるなど、耐候性や耐久性 を考慮したシステムにはなっていなかった。そのため雨 天時はカバーをかけるなどの対策が必要となっていた。 その後㈱東芝によって大型商用機での実用化を目指した システムの開発が実施され^{(5),(6)},風車ブレード受雷時の 誘導によるプラズマ電極損傷を防ぐための避雷器や、防 水対策や振動対策などが施されたプラズマ電源など、実 用化に近い製品が開発された¹²。

プラズマ電極開発では,福島県に拠点を置くシリコー ンゴム加工メーカである(株朝日ラバーが(株)東芝との共同 開発の成果を発展させて事業化を進めている。「被災地

企業のシーズ支援プログラム」¹³⁸を活用し、プラズマ電 極の耐久性を向上させるため、長期間の地上暴露試験 と、AIST-FREA 300kW機を用いた実機耐久性試験を 産総研との共同研究で進めている。プラズマ電極が設置 されるブレード前縁は、ブレード回転中に雨滴や砂塵 の衝突する部位であり、プラズマ電極の誘電体は、こ の過酷環境下で耐電圧性能を維持することが求められ る。Fig. 5は、AIST-FREAの試験フィールドに設置さ れた、プラズマ電極環境暴露試験場を示したものであ る。またFig. 6はAIST-FREA 300kW機の翼長16.5mの ブレードに、8mのプラズマ電極と、環境曝露評価用の シリコーンシート(厚さ0.4mm)を設置した時の写真で ある。シリコーンシートは翼端から3mの前縁位置に設 置され、2016年11月から約2年間風車運転環境に暴露さ れた。Fig. 6にはその評価結果を併せて示す。シリコー ンシートは2年間の環境暴露によって有意に厚みが減少 したにもかかわらず、絶縁破壊電圧は殆ど影響を受けて いないことが分った。プラズマ電極の誘電体として本シ リコーンシートが十分な耐久性を有していることが確認 された。



Fig. 5 Durability test facility of plasma electrodes



Fig. 6 2-year exposure test for plasma electrodes

5. 北海道科学大における取組

5.1 積雪寒冷の課題

次に北海道科学大学におけるプラズマ気流制御技術研

究について解説する。

北海道,東北地区を代表とする積雪寒冷地区は,他の 多くの国内地域とは異なり冬季における電力需要のほう が高い。これは冷房需要よりも暖房需要が大きいためで ある。北海道では12月~2月の厳冬期に電力需要のピー クがあるが,着雪による風車翼の損失増加に伴う発電量 低下,凍結氷の飛散による車両や付属施設の被害,太陽 電池モジュール表面への積雪による発電障害の発生など, 再生可能エネルギー普及促進の妨げになる課題を多く抱 えている¹⁴⁴。Fig.7に太陽電池面が降雪によって覆われ てしまった太陽電池アレイの状況を示す。より安心安全 な発電システムの提供のためには,こうした寒冷地にお ける再生可能エネルギーに及ぼす着雪や凍結の影響を低 減した発電システムを提供する必要がある。



Fig. 7 Example of snow covered photovoltaics array

航空機の場合, 翼周りの防氷・除氷技術としては翼前 縁にゴム製のデアイシング装置を設け, エンジンからの 抽気エアでゴム袋を変形駆動して除氷したり, 抽気した 温風を翼面に吹き付けたりする防氷装置が使用されてい る。こうした複雑機構を風車ブレードに適用するにはコ スト上, メンテナンス上の問題がある。このため風車に おいてはブレード表面に融雪剤を塗布する対策が打たれ ているがあまり効果的でない。また北欧の商用機につい てはブレード内部への温通風, ブレード表面へのヒー ター装備などのシステムが検討されているがコスト的な 課題が残されている。

近年,オランダのデルフト工科大学を中心として,プ ラズマ電極から発生する熱源を工学的に利用しようとい う研究が進められている¹⁶。まだ平板を対象とした実験 室レベルのものであるが,プラズマ電極をナノ秒レベル で高速にAC駆動させることによって発生する熱を防氷 技術として使おうというコンセプトである。電極厚みや, 駆動方法に依存するものの,±5~10kV程度の電圧印 加により局所的に数10度~100℃程度の加熱が可能と報 告されている。

本研究開発はこれを発展させ、プラズマ発生時の発熱 現象に、PAによる剥離流れの制御を組み合わせた低コ ストの防氷・除氷(防雪・融雪)システムの開発を目標 とした研究を進める。

5.2 風洞試験計画

ー般に風車運転時には着氷現象は発生せず,暴風に よって風車を停止せざるを得なかった場合に問題が発生 することが多い。ただし大型風車に対する着氷現象の詳 細はまだ明らかにされているとは言えず,今後,北海 道・東北地区等寒冷地においてウィンドファーム建設が 増大していった場合の影響が懸念される。特に今後の開 発が進む洋上ウィンドファームでは高湿度環境になるた め着氷被害が増大していくことが予想される。

着氷をどう防ぐか,どのように克服していくかを研究 するには現象の再現性が重要である。そこで本研究では 北海道科学大学が所有する特殊風洞施設を使用する。本 風洞では実機条件相当のスケールで冬季の自然降雪を利 用した風洞実験が可能となっている。また夏季でも室内 温度を-10℃に保冷でき粉砕氷を用いた降雪実験が可能 である。風洞試験部は高さ1m,幅1mであり,最大風 速18m/sである。風洞施設の外観をFig.8に示す。



Fig. 8 Natural snow wind tunnel facility

風車翼への防氷・除氷(防雪・融雪)技術応用に先立 ち、まずPAを使った防雪・融雪システムの技術的可能 性を検証するために太陽電池モジュール(PVモジュー ル)を対象とした基礎実験を企画した。これは将来の フィールド検証が容易であり、平板状の模型モジュール を準備することで実験が可能なことによる。

冬季の北海道地域は北西風から西風が卓越することが 知られている¹⁶。一方, PVモジュールは太陽光を効果的 に得るため南向きに設置されることが多い。札幌の場合, 設置角35°が太陽光を受けるには最適の角度である。し たがって冬季の風は, 35°の迎角を持ったPVモジュール に吹き付けるように流れる機会が多いと考えられる。

PAによって翼周りの剥離流れを抑制できるので、PV モジュールの上端部にPAを設置することでPVモジュー ル周りの剥離流れを制御することが可能と推察される。 剥離流れはPVモジュール周りに循環流を形成するので、 この流れを制御できればPVモジュールへの積雪量を低 減できる可能性がある。またPVモジュールに設けたPA 電極からの発熱を利用して防雪・融雪を助長できる可能 性がある。今後,自然雪風洞を用いて様々な降雪条件 におけるPA稼動時とPA稼動無し時のPVモジュールモ デルに対する融雪・除氷の影響を調査する予定である。 Fig. 9に試験装置の概要図を示す。



PV module model

Fig. 9 Wind tunnel study plan on flow control of a PV module using a plasma actuator

5.3 プラズマ電極の温度計測

風洞試験に先立ち、PAの防雪・融雪技術への適用を 検討するため電圧印加時のプラズマ電極温度測定実験を 実施した。プラズマ電極はカプトンテープ(寺岡製作 所,厚さ25µm,幅20mm)と導電性片面銅箔テープ(ス リーエム,厚さ80µm,幅5mm)で構成し、長さ10cm とした。被覆電極を接地し、誘電体として2枚重ねし たカプトンテープを用いた。露出電極は被覆電極と1 mm程度オーバーラップさせた。印加した基本電圧波形 は20kHzの両極性パルス電圧である。印加電圧は高電圧 プローブ(Tektronix 6015A)と電流モニタ(Pearson model2878)を用いて計測した。印加電圧7kVppの場 合の波形をFig.10に示す。



Fig. 10 Wave form of a present PA

気流制御時を想定し、パルス変調周波数200Hz. Duty10%条件で4~7kVpp交流印加した。通電時のプ ラズマ電極周りの温度を赤外線カメラ(Optris サーモ グラフィP1,アルゴ社)を用いて観測した。Fig. 11に 温度計測時の様子を示す。

またFig. 12に7kVpp印加時における電極温度変化の 様子を時系列にして示す。通電開始直後から温度が上 昇し,通電5分で約20℃の温度上昇を観測した。この 時の放電入力は0.15W程度であった。なお印加電圧を 4 kVppとしたときは10分間で4℃の温度上昇しか得ら れなかった。

実際のPVモジュールではPVフレームへの熱伝導の影響や気流速度の影響などが加わってくるが、防雪・融雪 技術への適用可能性は確認できたと考えている。今後、 風洞試験を通じて実用化条件を検討していく。



Fig. 11 Temperature measurement for PA using a thermocamera



Fig. 12 Transition of PA electrode temperature

6. おわりに

プラズマアクチュエータは機械的可動部がなく,電気 的制御が可能で様々な流れ場に対応でき,デバイス自体 を薄く構成できるため既設機へも適用できるなど他のデ バイスにはない特長を持っている。プラズマアクチュ エータ研究会を中心に活発な研究活動が続いている¹⁰⁷。

著者らも本技術を日本発の流体制御デバイスとして世 に出せるよう研究を進めていく所存である。

参考文献

- 瀬川武彦, 清水一男, 松田寿, 光用剛, 松沼孝幸, プラズマ アクチュエータの産業応用, J. Plasma Fusion Res., Vol. 91, No. 10 (2015), pp. 665-670.
- (2) (㈱東芝・(独) 宇宙航空研究開発機構, NEDO 省エネル ギー革新技術開発事業/先導研究/動的流れ場に対する

プラズマ気流制御最適化の研究開発, 平成22年度~平成 24年度成果報告書, (2013).

- (3) Tanaka, M., Amemori, K., Matsuda, H., Shimura, N., Yasui, H., Osako, T., Kamada, Y., Maeda, T., Field Test of Plasma Aerodynamic Controlled Wind Turbine, Proceedings of European Wind Energy Association Conference and Exhibition 2013, (2013), Website 8p.
- (4) 田中元史,松田寿,雨森清行,志村尚彦,安井祐之,大追俊樹,前田太佳夫,鎌田泰成,プラズマ気流制御によるロータトルク増大効果のフィールド検証,日本風力エネルギー学会論文集,Vol. 38, No. 4 (2014), pp. 132-137.
- (5) 松田寿,田中元史,大追俊樹,山崎顕一,志村尚彦,浅山雅 弘,前田太佳夫,鎌田泰成,尾立志弘,プラズマ気流制御技 術を用いた高性能風車の開発,日本風力エネルギー学会 論文集, Vol. 38, No.4 (2014), pp. 85-89.
- (6) Matsuda, H., Tanaka, M., Osako, T., Yamazaki, K., Shimura, N., Asayama, M. and Oryu, Y., Plasma Actuation Effect on a MW Class Wind Turbine, International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems, Volume 9, Number 1 (2017), pp. 47-52.
- (7) https://windeurope.org/about-wind/statistics/ european/wind-in-power-2017/
- (8) Berg, J. C., Resor, B. R., Paquette, J. A. and White, J. R., SMART Wind Turbine Rotor: Data Analysis and Conclusions, SANDIA REPORT, SAND2014-0712, (2014).
- (9) 瀬川武彦,田中元史,プラズマアクチュエータの原理と産業応用に関して、ターボ機械,第47巻,第1号(2019), pp. 19-26.
- (10) Aono, H., Kawai, S., Nonomura, T., Sato, M., Fujii, K., Okada, K., Plasma-actuator burst-mode frequency effects on leading-edge flow-separation control at Reynolds number 2.6 × 10⁵, AIAA Journal, Vol.55 (2017), pp. 3789-3806.
- (11) 松田寿,田中元史,大迫俊樹,NACA0015翼前縁剥離流れ 制御に関する大型風洞試験,日本ガスタービン学会誌, Vol. 41, No. 4 (2013), pp. 35-40.
- (12) 田中元史, 松田 寿, 山崎 顕一, 雨森清行, 安井 祐之,浅山 雅弘, 篠原 尚人, 川上 昌也, 中山 真哉, 花井 哲, 宮池 潔, 大迫 俊樹, 花房 忠芳, 笹浪 毅, 新居 博, 2MW風車向けプ ラズマ気流制御の開発, 第36回風力エネルギー利用シン ポジウム講演論文集, (2014), pp. 279-282.
- http://www.fukushima.aist.go.jp/data/H30seeds_ver1. pdf
- (14) 白石悟, 平元理峰, 矢神雅規, 細川和彦, 積雪寒冷地における風力発電および太陽光発電の信頼性向上と自立分散型システムの構築に関する研究, 第37回風力エネルギー利用シンポジウム講演論文集, (2015), pp. 451-454.
- (15) Broecke, J.V., De-icing using ns-DBD plasma actuators, Master Thesis of Delft University of Technology, (2016).
- (16) 加藤央之, 北海道における地上風の特徴, 北海道大学大学 院環境科学研究所紀要, 5 (2), (1983), pp. 293-304.
- (17) プラズマアクチュエータ研究会, http://plasma-actuators.jp



特集:さまざまな分野・製品で活用されている空力技術

感圧塗料を用いた振動翼面上の非定常圧力の計測 Measurement of Unsteady Pressure on Oscillating Blade

Using Pressure-Sensitive Paint



渡辺 紀德^{*1} WATANABE Toshinori

キーワード:ターボ機械,翼振動,フラッター,非定常圧力計測,感圧塗料

Key Words : Turbomachinery, Blade Oscillation, Flutter, Unsteady Pressure Measurement, Pressure-Sensitive Paint

1. はじめに

翼列フラッターなど、ターボ機械翼列で流れと構造が 連成して発生する空力弾性的な振動は、ジェットエンジ ン・ガスタービン開発の初期から大きな問題であり続け ている。これまで振動の発生機構解明や発生限界の予測, あるいは抑制などに関して多くの研究が連綿と行われ, 現象の理解が大きく進歩して来ているが、エンジン技術 の高度化に伴って流れの複雑化や構造特性の変化が必然 的に生じ、未解明の要素が新たに生起するという状況が 繰り返されている。近年は効率の極限的な向上や軽量化 を目指し、圧縮機やタービンの高負荷化や翼の軽量化・ 薄肉化が進んでいる。このため、例えば翼の質量比(翼 材料密度と流体密度との比)が低下し、これに伴って振 動モードが流体力により変化するモード間干渉が現実的 になることや、固有振動数などの構造特性が翼ごとに相 違するミスチューニングの影響が顕著に現れることなど, 従来の知見では把握していなかった様々な事象が顕在化 する状況となっている(1)。

数値解析の発達により,最近は流体-構造連成解析が 広範な条件で実施できるようになり,様々な振動問題が 解析されて有益な情報を提供できるようになって来てい る。これによって上述のような事象についても的確な解 析が行われ,空力弾性問題へのアプローチが進むことが 期待される。しかし一方で,現在の複雑な実機現象の基 本要素を明確におさえて実験を行い,非定常空力に関す るデータを十分取得することは,設備や計測手法の観点 から難しさを増している。このため,数値解析の妥当性 を検証する適切な手立てがないという状況もしばしば発 生している。

以上のような現状に鑑み,著者らは空力弾性振動(流

原稿受付 2019年3月17日
 *1 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻
 〒113-8656 文京区本郷7-3-1
 E-mail: watanabe@aero.tu-tokyo.ac.jp

体関連振動)の現象を解明するために基礎となる,振動 翼に働く非定常空気力を詳細かつ柔軟に計測することを 目指し,感圧塗料を適用して翼面の非定常圧力を計測す る手法を研究している。本稿ではこの手法の基礎事項と これまでの計測例を紹介する。

2. 感圧塗料とは

感圧塗料(Pressure-Sensitive Paint, PSP)は励起光 を当てると酸素濃度によって発光強度が変化する化学物 質で,これを使って圧力を光学的に測定することができ る。この計測法はロシア(旧ソ連)のTsAGI(中央流 体力学研究所)から最初の論文が1985年に出され,また これとは独立に,アメリカのワシントン大学化学工学科 でも開発された。その後,航空関係を中心に様々な計測 に適用範囲が拡げられている。日本では1990年代に当時 の航空宇宙技術研究所(現JAXA航空技術部門)で研究 が始められたが,特に1999年から2003年まで科学技術振 興機構のプロジェクトとして「機能性分子による熱流 体センシング技術の研究開発(MOSAIC)」が実施され, 精力的に様々な研究開発がなされた^{(2),(3),(4)}。

PSPの発光色素の特性は酸素分子による消光作用によ り変化する。発光色素は特定の波長の光を受けると励起 され、元の基底状態に戻る際に発光する。その際、周 囲の酸素分子と反応すると消光作用が現れ、発光を伴わ ず基底状態に戻る。このため発光強度は周囲の酸素分子 の数に応じて変化することになり、圧力が高いところで は消光作用が促進され、結果として発光強度は小さくな る。こうして発光強度により圧力を求めることができる。

酸素濃度とその分圧は比例関係にある。空気中の酸 素分圧は既知の酸素濃度から知られ,静圧の21%となる。 そこで発光強度と圧力を関連づけることができ,以下の Stern-Volmer関係式が得られる。

$$\frac{d_{ref}}{l} = A(T) + B(T)\frac{P}{P_{ref}}$$
(1)

ここでIは発光強度, Pは圧力, Tは温度, 添字refは基準値を表す。A(T), B(T)はStern-Volmer定数と呼ばれるが, 温度の関数であることに注意が必要で,発光強度には温度も影響する。したがって計測対象に大きな温度変化や温度分布がある場合には,得られた圧力に温度補正が必要である。

実際には不純物や色素分子の非一様分布などが影響し, 発光強度比と圧力比の関係は非線形になることが多いた め,これを考慮して両者の関係を多項式で近似した次の 実験式が用いられることが多い。

$$\frac{P_{ref}}{P} = \sum_{k} C_k \left(\frac{I_{ref}}{I}\right)^k \tag{2}$$

ここでC_kは較正係数である。

以上より,PSPを塗布した面に励起光をあて,PSPからの発光をカメラ撮影すれば,得られた画像の発光強度から圧力情報を得ることができる。風洞を作動させない 無風時の発光強度と圧力を基準値とする。励起および発 光の周波数は定まっているので,光源とカメラに各々適 切なフィルタが必要となる。(Fig.1)

感圧塗料は基本的には対象物を選ばず、ターボ機械各 部の表面圧力も計測可能である。実用上の問題は光路を どのように確保するか、カメラ画像が取得できるか、光 の強度が十分得られるか、などの光学計測の実現性と、 温度などの環境条件が塗料に合致するかということで あろう。近年はターボ機械にも徐々にこの方法が試みら れるようになって来ており⁽⁵⁾、未だ実用的なデータの取 得までには至っていないように思われるものの、今後は 適用範囲の拡大とともに、実際の開発にも有益な手段と なっていくものと期待される。

非定常圧力の計測には感圧塗料の高速応答性が必要と なる。時間応答性の向上についても多くの研究がなされ, 現在では数kHzから10kHz程度の圧力変動は問題なく計 測可能とされる⁽⁶⁾。

高速応答性を有する代表的なものが表面を多孔質構造 にした感圧塗料であり、その概念図をFig. 2に示す。従 来の感圧塗料はポリマーバインダ内に酸素が侵入しなく てはならない分、時間応答性が悪く、皮膜厚さを薄くし ても非定常計測に利用できるほどの時間応答性を達成 できなかった。しかし模型表面を多孔質構造にすること で発光色素と酸素の反応に要する時間が短縮され、マイ クロ秒オーダーの時間応答性が得られるようになった。 最も高い時間応答性を有するのはAA-PSP(Anodized Aluminum Pressure-Sensitive Paint)で、アルミニウ ム模型に陽極酸化処理を施すことで表面を多孔質構造に し、バインダの機能を持たせたPSPである^{(7),8}。

振動翼列の翼面非定常圧力計測にPSPを用いた研究 はいくつか試みられているものの、学会レベルで公表 されている例はこれまでのところほとんどない。古く はローザンヌのスイス連邦工科大学(EPFL)で初めに



Fig. 1 Schematic of a PSP on a surface



Fig. 2 Porous PSP

試行されたが、当時は高速応答のPSPが十分実用化され ておらず、有効な結果が得られなかった。その後、EU のFramework Program 7の中で実施されたFUTUREプ ロジェクトで、スウェーデン王立工科大学(KTH)の Franssonらにより試されたが、結果は学会レベルでは 報告されていない状況である。最近はノートルダム大学 のグループが振動翼列に適用しているとのことであるが、 今のところ詳細は不明で、今後公表されてくるものと思 われる。このように翼列の空力弾性現象のPSP計測はま だこれから発展させるべき技術と言える。

3. 振動翼面の非定常圧力の計測

3.1 フラッター研究におけるPSP計測の必要性

筆者らは以前より遷音速流れにおけるファン・圧縮機 翼列のフラッターに関する研究を行っている。実験では 一翼振動法に基づき,直線翼列の中央翼1枚を強制加振 し,その翼と周囲の固定翼で非定常空気力を計測する。 これらのデータを合成することにより,全翼振動時の励 振エネルギーを評価し,フラッター特性を明らかにして 来た。従来の実験では翼に働く非定常空気力は歪ゲージ で計測しており,翼面上の非定常圧力,励振力の評価は 流体数値解析を援用して行っている。遷音速振動翼列で は流れが衝撃波を伴っており,フラッター安定性には衝 撃波が大きく影響することが明らかにされて来た。この ため,衝撃波振動を詳細に捉えて翼列安定性を評価する ことが重要である。ところが振動する翼面の非定常圧力 の詳細計測には,圧力センサーによる計測では離散的な 圧力しか計測できないため空間分解能に限界がある。ま た,遷音速流れ用の翼は薄翼で,非定常空気力の評価時 に重要な前縁付近にはセンサーが設置できない。このよ うな限界を打破し,詳細な翼面非定常圧力分布を得る には,PSPは極めて適した計測手段であると考えられる。 更に,非定常圧力センサーは一般的に高価で,多数点で の計測には多大な費用を要するが,PSPは比較的安価に 使用できるという利点もある。

そこで本研究では上で述べた高速応答型の陽極酸化ア ルミニウムをバインダとして使用する感圧塗料AA-PSP を使用した。AA-PSPは数十µsオーダーの時間応答性 をもち、本研究における加振周波数の最大値100Hzに対 しては十分な時間応答性を有している。

3.2 実験装置

実験にはブローダウン式の二次元直線翼列風洞を用い た。この設備については以前の学会誌でも紹介してい るので詳細についてはそちらを参照されたい^{(9),(00}。テス トセクション側壁面の片側はガラスになっており,供 試翼列を観察することができる。試験翼列をFig. 3に示 す。翼列は7枚の二重円弧翼で構成されており,中央 翼をblade 0として図のように番号付けしている。中央 のblade 0のみを強制的に並進加振し,一翼振動法によ り翼列の非定常空気力を取得する。流入マッハ数は1.2, インシデンスは0°,翼列前後の静圧比を1.35とし,加振 周波数を変化させて振動翼列実験を行った。



Fig. 3 Test cascade

3.3 PSPによる計測法

3.3.1 PSP翼の作成 発光色素にはバソフェンルテニ ウム[Ru(dpp)₃]²⁺[tris(4,7-diphenyl-1, 10-phenanthrolin) ruthenium(II) dichloride complex]を用いた。この色素 は励起波長が460nm前後,発光波長が615nm前後と両者 が十分離れており,酸素との反応性に優れるという特徴 がある。陽極酸化処理を施すことで翼表面に陽極酸化被 膜を形成し,発光色素を溶かしたジクロロメタンに浸漬 することで発光色素が翼表面に保持され,感圧塗料塗布 翼 (PSP翼) が作製される。Fig. 4に作製手順を示す。 1)前処理(Fig. 4: step 1および step 2)

陽極酸化処理を行う前に模型のエタノールによる洗浄

2) 陽極酸化処理 (step 3)

発光色素を模型に保持するバインダとして陽極酸化皮 膜を形成するため、陽極酸化処理を行う。陽極酸化皮膜 は、翼材料のアルミニウムを陽極として硫酸電解液に浸 し、液体温度・電流密度一定の条件で通電を行うことに より形成される。陰極には模型よりも十分に大きな同材 質のアルミニウムを用いる。1mol/lの希硫酸電解液中に おいて12.5mA/cm²、電解液温度17℃の条件で30分間通 電を行うと、約10μmの厚さの皮膜が形成される。 3)後処理(step 4)

陽極酸化処理後のアルミニウム表面には水和物が付着 しており,これが翼表面への色素吸着を妨げる可能性が あるため,翼をリン酸溶液中に浸漬して取り除く。その 後,蒸留水で洗浄し,真空デシケータ内で十分に乾燥さ せる。

4) 色素吸着処理 / 浸漬法 (step 5)

翼を色素が溶解した溶液中に浸漬して色素を表面の細 孔内に吸着させる。浸漬は30秒ずつ 2回,室温条件下 にて行った。処理後,ジクロロメタンで洗浄すると,最 終的には陽極酸化処理された部分にのみ色素が吸着する。 その後,真空デシケータ内で模型を十分に乾燥させる。 5)疎水化 (step 6)

AA-PSPの多孔質は空気中の水分を吸収しやすく、細 孔内に水分が入り込むと色素と酸素の反応が妨げられて 発光強度の変化が低下し、圧力に対する感度を低くする。 これを防ぐためステアリン酸により陽極酸化皮膜に単分 子膜を形成させAA-PSPに疎水性を付与する。本研究で



Fig. 4 Preparation process of AA-PSP

- 32 -

はステアリン酸のヘキサン溶液に模型を浸漬した。脂肪 酸吸着後はヘキサンで洗浄を行い,十分に乾燥させる。 3.3.2 計測システム Fig. 5に感圧塗料計測のシステ ム図を示す。励起光源にはメタルハライド光源(Sumita Optical Glass, Inc., LS-M210)を使用した。励起波長 周辺の光のみを翼に照射するため,光源の前にはバ ンドパスフィルタ(朝日分光,透過波長:460nm± 50nm)を設置した。また発光画像の撮影には高速度カ メラ(Photoron, FASTCAM-APX RS)を使用した。感 圧塗料は励起波長よりも発光波長のほうが長いため, カメラ前に短波長カットフィルタ(朝日分光,透過波 長:550nm-)を設置し,感圧塗料の発光のみを撮影し た。周囲を暗幕で覆うことで計測光以外の光は排除し た。発光強度,被写界深度といったバランスを考慮し,

1000fps,シャッター速度 1/frame [s],絞り値2.8で撮 影し,通風時,無風時それぞれ1秒間の計測を行う。実 験ではblade 0を加振させない状態での定常圧力分布計 測と,blade 0を並進加振させた非定常圧力分布計測の 2 通りを行った。

3.3.3 画像処理 撮影した画像から圧力分布を算出す るまでの処理手順をFig.6に示す。感圧塗料計測で圧力 分布を求めるには,通風時と無風時の画像を取得し,翼 面上各点で両者の発光強度比を求める。通風時は空気力 により翼がわずかに変形してしまうため,撮影画像をそ のまま使用すると翼位置が無風時と一致せず,正しい圧 力分布を算出できない。そのため,座標変換の一種であ るアフィン変換を使用して,翼を100×250 pixelの長方 形に変換する。その後空間ノイズ低減のために自身及び 周囲の点で重みつきの空間フィルタをかけ,各ピクセル で除算を行って発光強度比を算出する。

アフィン変換を行う際, Fig. 7のような翼面にドッ トのマーカー点をもつ翼(以下ドット翼)を使用した。 コード方向,スパン方向それぞれ6点,計36点の位置情 報を持っている。Fig. 8に示すようにドット翼の各点が 長方形の各点に対応するようにアフィン変換を行い,カ メラ位置を動かさずに翼をPSP翼に差し替えて計測する ことで,同じ係数を用いればPSP画像もドット翼と同じ ようにアフィン変換できる。撮影画像内で翼はおよそ コード方向250 [pixel],スパン方向100 [pixel]の大き さであるため,ドット間隔に対応する大きさの長方形に 並ぶようアフィン変換を行う。

3.3.4 較正 較正係数を求めるため,較正実験が必要 となる。実験方法にはa-priori法とin-situ法がある。

a-priori法は、模型とは別に用意したPSPサンプルを 圧力、温度を調整できるチャンバーにセットし、圧力 と発光強度の関係を事前に調べておく手法である。一方、 in-situ法では感圧塗料を塗布したモデルに静圧孔を設置 して較正用の圧力データを取得する。計測法として考え ればa-priori法が本来の較正実験と言えるが、実用上は 風洞特性による影響等を加味した較正係数を取得でき、



Fig. 5 Schematic of PSP measurement system



Fig. 6 Data processing in PSP measurement



Fig. 7 Blade with dot pattern



Fig. 8 Affine transformation method

- 33 -

装置が簡便なことからin-situ法にも利点が多い。そこで 本研究ではin-situ法を採用し,PSP翼には静圧孔を設け ることが困難であったため,静圧孔圧力計測とPSP計測 を別々に行って結果を比較し,較正係数を算出した。

3.4 計測例⁽¹¹⁾

3.4.1 定常圧力分布 blade 0を加振せずに定常圧力 を計測した。1秒間1000枚の画像を通風時, 無風時それ ぞれ平均化することでノイズ低減を図った。平均化した 画像を用いて, Fig. 6の手順にそって圧力分布を算出し た。

Fig. 9はシャドウグラフ法による可視化結果である。 翼は両持ち支持するためガラス壁に翼支持用の薄板を設 置しており、またblade 0の翼根部には加振時の漏れ防 止用鍔がつけられているため、それらの影が映り込んで いる。翼列の前縁に斜め衝撃波が発生し、また翼間には 垂直衝撃波が発生する流れ場となっている。

Fig. 10はミッドスパンにおける感圧塗料計測と静圧 孔圧力計測の比較結果である。負圧面(s.s.)と正圧 面(p.s.)上の圧力係数 C_{p} が, blade 0およびblade+1, blade -1の3枚の翼について示されている。Fig. 9の可 視化結果で見られた翼間衝撃波と概ね同じ位置で翼面上 の急激な圧力変化が確認できる。両者の結果は良く一致 しており、十分な較正ができているものと思われる。

Fig. 11は感圧塗料計測から得た翼面上の定常圧力分布 である。blade 0の正圧面および負圧面それぞれの面全体 における圧力係数が示されている。図の左側が前縁,下 側が翼根である。腹側の30%コード付近と背側の60%コー ド付近の等圧線が密で圧力勾配が大きくなっており,翼 間衝撃波の位置と考えられる。また腹側はスパン方向に 概ね一様な圧力分布となっているが,背側翼根部ではや や一様性が乱されている。これはFig. 12のオイルフロー による可視化写真で見られるコーナー剥離の影響と考え られる。Fig. 12で衝撃波後方にはオイル溜まりが形成 されており,流れが大きく剥離していることが分かる。

3.4.2 非定常圧力分布 blade 0を並進加振させ, blade 0と, 隣接するblade ±1の非定常圧力分布を感圧 塗料により計測した。ここでは20Hzで加振した際の結 果について示す。このときの半翼弦長基準の無次元振動 数は0.0078である。

非定常計測では加振変位の位相が0°のとき,高速度 カメラに撮影開始トリガを入力し,そこから1秒間の撮 影を行った。通風時,無風時ともに上記の手法で撮影す ることで,各位相の画像が通風時,無風時のそれぞれで 取得できる。同位相の画像を一組とし,Fig.6の手順で 画像処理を行って,翼面上圧力分布の1秒間の履歴を求 めた。この圧力履歴に加振周波数でフーリエ変換を施す ことにより,加振周波数成分の変動が求まる。非定常圧 力は(3)式のように実部(*Re*)と虚部(*Im*)で表示する。 このとき実部は変位同期成分,虚部は速度同期成分の圧 力変動を表す。



Fig. 9 Shadowgraph visualization at test section



Fig. 10 Pressure coefficient (Cp) distribution at midspan



Fig. 11 Cp distribution measured by PSP



Fig. 12 Oil flow image (blade 0, S.S.)

- 34 -

$$C_p(t) = \left\{ Re(C_p) + i \, Im(C_p) \right\} e^{i\omega t} \tag{3}$$

Fig. 13に加振翼であるblade 0の背側と,これに面したblade +1の腹側の計測結果を示す。それぞれの面で, 非定常圧力係数の実部と虚部の翼面上分布が示されている。

大きな圧力変動が2ヶ所に見られる。1つ目は衝撃波 の入射位置付近である。背側は60%コード位置付近,腹 側は30%コード位置付近に翼間衝撃波が生じていること から,blade 0の加振の影響を受けて衝撃波が振動し大 きな圧力変動が生じていると考えられる。またblade 0 背側とblade +1腹側で圧力変動部の実部,虚部の符号が 一致し,衝撃波が同じ方向に変位していることを示して おり,流路を挟んで面した翼面で整合性のある結果が得 られている。2つ目はblade 0背側の70%コードー付近 翼根部である。この領域はFig. 12で示したコーナー剥 離領域と一致しており,剥離の非定常圧力への影響が認 められる。虚部で大きな圧力変動が生じていることから 衝撃波による圧力変動とは位相差をもつことが分かる。

計測した圧力分布履歴を積分することにより,空気力 の時間履歴を算出することが出来る。それに対し加振周 波数でフーリエ解析を実施することで変動空気力の加振 周波数成分を抽出した。結果をひずみゲージ計測と比較 してFig. 14に示す。非定常空気力は変動振幅および加 振翼変位との位相差で表しており,実線がひずみゲージ 計測,破線が感圧塗料計測の結果である。両者の結果は 概ね同じ傾向を示しており,特に固定翼であるblade ± 1は良好な一致を示し感圧塗料が十分な計測精度を持つ



(a) blade 0 (S.S.) $Re(C_p)$ (b) blade 0 (S.S.) $Im(C_p)$ (c) blade +1(P.S.) $Re(C_p)$ (d) blade +1 (P.S.) $Im(C_p)$ Fig. 13 Unsteady C_p distribution as measured with the PSP technique



Fig. 14 Unsteady aerodynamic force measured by PSP and strain gauge

ことが分かる。一方で加振翼であるblade 0は加振周波 数が大きくなるにつれてひずみゲージ計測との差が大き くなる傾向にあり、周波数が大きくなると計測が困難に なっていくことが示唆されている。

3.5 課題と今後の展望

PSPの課題として従来から指摘されているのは、温度 への依存性の補償と、計測精度・感度の向上である。

温度依存性については、同じ模型で感温塗料などにより温度分布を別途取得し、これに基づいてPSPの計測値 を補正するのが現状の一般的な方法である。PSPと感温 塗料を混合した塗料も供試されているが、まだ十分な実 用性までは得られていない段階のようである。

圧力分解能は塗料自体の特性のほか,塗料の膜厚や光 源の強度など,様々な要因が影響するため,一般化がで きないが,現状では数+Pa程度までの感度が報告され ている。ここで紹介した例のように,衝撃波が支配的な 現象などでは比較的圧力の変化が大きいので測定がしや すいが,一般的な乱流場の圧力計測などに応用するには より高い分解能を実現する必要がある。

振動翼列に関する計測としては、もっと高い加振周波 数領域まで計測範囲を広げる必要がある。まずは加振装 置など実験装置の制約が大きいが、PSP計測も加振翼面 での測定には高周波数化に向けて改良が必要である。

4. おわりに

感圧塗料による振動翼面の非定常圧力計測は, 翼面全体の圧力分布を計測できる点で,空力弾性学上の現象解明に極めて有用な実験手法となり得る。また,数値解析結果を検証するための基礎データを提供する点でも重要な手段となる。現段階では計測精度や広範な条件への適用性などにまだまだ改良が必要であり,今後の研究開発の進展が望まれるところである。

本研究におけるPSP計測法の基礎的な部分については, 東京農工大学の亀田正治教授および東北大学の浅井圭介 教授に多くを教えていただいた。ここに記して深甚なる 謝意を表す。

参考文献

- (1) 渡辺紀徳, 翼列フラッター・空力弾性問題に関する研究 の動向, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 39, No. 2 (2011), pp. 75-83.
- (2) 浅井圭介,感圧塗料による圧力分布の計測技術,可視化 情報, Vol. 18, No. 69 (1998), pp. 97-103.
- (3) 浅井圭介,感圧塗料技術の現状と展望,可視化情報, Vol. 21, No. 83 (2001), pp. 203-208.
- (4) 染矢聡,浅井圭介,感圧塗料計測における最近の進捗, 可視化情報,Vol.34,No.132 (2014), pp. 3-8.
- (5) Kitamura, T., Kameda, M., Watanabe, W., Horimoto, K., Akimoto, K., Akahori, A., Measurement of Unsteady Pressure Field in a Turbocharger Compressor Using Pressure Sensitive Paint, ASME GT2018-76267 (2018).
- (6) Gregory, J. W., Sakaue, H., Liu T., Sullivan, J. P., Fast Pressure-Sensitive Paint for Flow and Acoustic Diagnostics, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 46 (2014), pp. 303-330.
- (7) 亀田正治,田部井孝聡,半谷智弘,川上崇穂,中北和 之,坂上博隆,浅井圭介,陽極酸化アルミニウム感圧 コーティングによる非定常流中物体表面圧力場の画像 計測,日本機械学会論文集(B編),71巻710号(2005), pp. 2486-2493.
- (8) Sakaue, H., Sullivan, J. P. Fast Response Time Characteristics of Anodized Aluminum Pressure Sensitive Paint, AIAA paper 2000-0506 (2000).
- (9) 渡辺紀徳, 翼列フラッターに関する計測技術, 日本ガス タービン学会誌, Vol. 33, No. 2 (2005), pp. 92-98.
- (10) 渡辺紀徳,空力要素に関する実験例 空力弾性および
 空力音響 –,日本ガスタービン学会誌,Vol. 45, No. 4
 (2017), pp. 216-221.
- (11) 東俊彦,渡辺紀徳,姫野武洋,井上智博,鵜沢聖治,感 圧塗料による遷音速並進振動翼列の翼面上非定常圧力分 布計測,第44回日本ガスタービン学会定期講演会(酒 田)講演論文集(2016), pp. 1-6.

- 36 -


特集:さまざまな分野・製品で活用されている空力技術

超並列CFDが拓く次世代の自動車空力シミュレーション

Vehicle Aerodynamics Simulation Based on Massively Parallel CFD



坪倉 誠^{*1*2} TSUBOKURA Makoto

 キーワード:自動車空力,計算流体力学,超並列計算,スパコン,コンピュータ支援工学
 Key Words: Vehicle Aerodynamics, Computational Fluid Dynamics, Massively Parallel Computing, Supercomputer, Computer Aided Engineering

1. 緒言

自動車開発において空力性能は、燃費性能に大きく影 響を与える他,高速走行時の操縦・走行安定性にも影響 を与えることが知られている。またこの他、エンジン ルームや排気管系・ブレーキ等の冷却性能や、車内外の 空力騒音、さらには泥や雪のボディへの付着、ワイパー 性能等も車両空力開発の範疇であり、その性能評価は多 肢に渡っている。開発初期から中期にかけては、このよ うな空力性能評価は各種風洞を用いて行われるのが一般 的であるが、特に燃費に影響を与える定常空気抵抗や操 安性に影響を与える定常揚力の評価にあたっては、近 年では数値流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)が開発段階で積極的に用いられている。この結果, CFDは風洞実験の補助手段として無くてはならないも のになっている。現在では、空力騒音や熱害評価といっ たより複雑で複合的な現象に対してもCFDの適用が検 討され、その一部は開発段階での実用化も行われつつあ る。

CFDによる車両空力評価においては、複雑な車両形 状の再現性や乱流モデルに代表される物理モデルの影響, 解析時間のみならずプリ・ポスト処理に要する工数等, ソフトウェアとして検討すべき課題も多いが,こういっ た問題に対して、コンピュータハードウェアの性能が大 きく寄与することは間違いない。本稿では、我々が研究 開発を進めている、京コンピュータに代表されるハイエ ンドスパコンが拓く次世代の自動車空力シミュレーショ ンについて紹介する。

原稿受付 2019年4月15日

- *1 神戸大学大学院システム情報学研究科 〒657-8501 神戸市灘区六甲台町1-1 E-mail: tsubo@tiger.kobe-u.ac.jp
- *2 理化学研究所計算科学研究センター 〒650-0047 神戸市中央区港島南町7-1-26 E-mail: mtsubo@riken.jp

2. 階層直交格子に基づく空力ソルバー CUBE

CFDによる自動車空力評価においては、対費用効果 の観点から従来は、レイノルズ平均操作にもとづく乱流 モデル (Reynolds Averaged Navier-Stokes, RANS) が 用いられてきた。これに対して乱流の主要成分を直接 時空間的に解析し、格子では捉えきれない高波数成分 のみをモデル化するLES(Large-Eddy Simulation)は, RANSと比較して一桁程度大きな計算負荷を要するもの の、乱流の非定常現象を扱える点と、時空間解像度を上 げていくと流れの直接解に漸近していく点から, RANS に代わる次世代の空力CFDとして期待されてきた。こ のような観点から我々は、2002年に共用利用が開始され た地球シミュレータを用いて、自動車空力ではその当時 世界最大規模の非構造1億要素を用いて、フォーミュラ カーのLES空力シミュレーションを実現した⁽¹⁾。またこ の成果を受けて、2012年に共用利用が開始された京コン ピュータでは,非構造数十億要素による大規模LES自動 車空力解析を実現し、表面空間解像度を1ミリ以下にす ることで、風洞実験値に対して1~2%の誤差で、空気 抵抗値が予測できることを実証した。スパコン性能は10 年で数百倍に進化することと, 日本の自動車OEMのス パコンは世界最速スパコンの千分の一程度のスパコンを 導入していることを考慮すれば、この結果はCFDがデ ジタル風洞として、近い将来、風洞の代替となり得るこ とを示している(2)。

一方、車体形状表面に格子点が配置されることを前提 とした非構造格子によるCFDでは、形状の水密性が要 求される。この結果、開発に用いられている部材間の隙 間や重合を含むdirty CADデータから計算格子を作成し た場合、1ミリ以下の形状再現性を実現するためには手 作業で形状修正を行うしか術はなく、その工数は1カ月 に及ぶことを指摘した。また、非構造有限体積法に基づ くCFDでは、演算数に対してメモリアクセスが過多か つランダムになり、今後のコンピュータアーキテクチャ を考慮した場合,CPU単体性能や並列性能を十分引き 出せない懸念があることを示した。

この結果を受けて我々は、CFDのデータ構造を抜本的 に見直し、Fig. 1に示すBCM (Building Cube Method) と呼ばれる階層直交格子に基づく新たな空力シミュレー ションフレームワークCUBE⁽³⁾を構築している。ここで は、計算領域をまずキューブと呼ばれる八分木構造の立 方体領域で分割し、分割された全てのキューブに対して 空間三次元方向に同数の直交格子を配する。この結果、 自動車のような複雑形状に対して、LESに適した物体近 傍に細密格子を配置できる他、次世代のハードウェア構 造に対して高い単体性能、並列性能を引き出すことが可 能となる。



Fig. 1 Example of a BCM grid structure. Bold lines indicate cubes while thin lines indicate cells.

このデータ構造に対して,境界埋め込み法(Immersed Boundary Method, IBM)を採用し,さらに離散化にお いてdirty CADデータのもつデータ欠損等を自動的に補 間する技術を開発⁽⁴⁾することで,複雑な形状を有する自 動車の運動やホイール回転等の移動境界問題への対応を 柔軟にし,かつ数十分程度で,dirty CADデータから数 百億セル規模の格子を作成することを可能とした。

現在,このフレームワークを用いて,ポスト京重点課題アプリケーション開発「重点課題(8)近未来型ものづくりを先導する革新的設計・製造プロセスの開発」において,リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発を進めている。

3. リアルタイムシミュレーション

3.1 大規模解析への対応

CUBEの超並列計算への対応と高速な計算モデル作成 の実例を示す⁽⁴⁾。Fig. 2に対象とした軽自動車, Fig. 3 に実際に作成した計算格子, Table 1に計算条件を示す。 ここでは, 表面解像度 6 mm (standard, 1.1億セル)と 0.8mm (fine, 192億セル)の2ケースについて解析を 行った。対象モデルは, エンジンルームや複雑床下形 状を含む詳細フルスケールモデルであり,計算格子作 成に要した時間は,前者で10分,後者で60分程度であ る。192億セル解析では,京コンピュータの12,288ノー ド (98,304コア)を用いて24時間程度で定常空力解を得 ている。Fig. 4に得られた瞬時速度分布を示す。ポスト 京では、対京スパコン性能の向上とプログラムのさらな るチューニングにより、dirty CADからのメッシュ作成 を含んでも、定常空力を得るためのLES解析ならば数時 間で終了する見込みである。



Fig. 2 Subcompact Model for massively parallel simulation.



Fig. 3 Overview of computational grid cells in the standard case (above) and close-up view of computational grid around the front edge of the engine hood in the fine case (below).

Table 1 Calculation conditions for the massively parallel simulation.

	Standard case	Fine case
Velocity	27.778 m/s	+
Characteristic Length	1.535 m	←
Reynolds number	1.838×10^{6}	←
Finest grid size	6.104 mm	0.763 mm
Number of cells	110,333,952	19,233,669,120
Delta t	1.0×10 ⁻⁵ s	1.0×10 ⁻⁶ s
Solution time	1.0 s	0.04 s
Parallel number	4,096 cores	98,304 cores
Grid generation time	10 minutes	60 minutes
Preparation time for IBM	10 minutes	30 minutes
Flow computation time	18 hours	24 hours

3.2 精度検証

CUBEの詳細な精度検証を行った結果を示す⁽⁵⁾。対象 はFig. 5に示すSUVモデルであり、用いたCADモデル は実際の設計・開発で用いられたdirty CADデータであ る。ここでは、Fig. 6に示すベースモデル(上)と空力



Fig. 4 Profile of the dimensionless velocity magnitude on the central section. Top: instantaneous result in the standard case, Bottom: instantaneous result in the fine case.

改善モデル(下)を比較する。Table 2に解析条件を示 す。表面解像度は6mm程度,格子数は1.5億程度である。 Fig. 7にシミュレーションで得られた空気抵抗値の風洞 実験値との比較を示す(ベースモデルの風洞実験値で規 格化。絶対値についてはシミュレーションの結果は風洞 実験値を2~3%過大評価しているが,ベースモデルと 空力改善モデルの1%程度の差異についても再現されて おり,高い精度で空気抵抗予測を実現していることがわ かる。



Fig. 5 SUV Model for validation



Fig. 6 Two configurations, Top: baseline, Bottom: aerodynamic configuration.

Fig. 8に車体下部の総圧分布を風洞実験と比較した結 果を示す。車体床下に取り付けた空力パーツの効果が, シミュレーションでも再現されており,積分値としての 空気抵抗のみならず,流れ構造についてもシミュレー ションが風洞実験を再現しているのがわかる。

Table 2 Summary of calculation conditions for validation

Velocity	38.89 m/s
Reynolds number	4.24×10^{6}
Finest grid size	6.10 mm
Number of cubes	36,975
Number of cells	151 million
Time increment	1.0×10 ⁻⁵ s
Solution time	3.0 s
Parallel number	771 nodes×8 threads
Flow computation time	21.5 hours



Fig. 7 Predicted drag coefficient normalized by the experimental data of base line case.



Fig. 8 Total pressure of the underfloor: Baseline of (a) experiment, (b) simulation; Aerodynamic configuration of (c) experiment, (d) simulation.

- 39 -

以上のようにポスト京では、CUBEがデジタル風洞と して、実風洞実験と対等する精度と時間で定常空力予測 を行える見通しが立っている。

4. リアルワールドシミュレーション

自動車空力開発において、従来の定常空力評価に加え て、実走行時の非定常空力特性への関心が高まってい る。実走行時の車両には、風洞実験と異なり大気乱流に よる変動風が作用し、この空気変動の、空気抵抗(即ち 燃費) に与える影響, 車体操縦安定性, さらには空力音 への影響等については未知の部分が多い。こういったリ アルワールド評価は風洞実験や実走行実験では限外があ り、シミュレーションによる評価に大きな期待が寄せら れている。ここではその一例として、レーンチェンジ時 の自動車非定常空力解析について紹介する。対象はFig. 6に示した実形状車体であり、時速140キロで走行中の 車両が1.5秒程度でレーンチェンジする様子を再現した。 車両6自由度の姿勢変化については、予め実走行計測し た結果を用い、その結果を空力シミュレーション上で強 制的に与えることで、非定常空気力を求めた。シミュ レーションにあたっては、6自由度姿勢変化に加えて、 ホイールの回転や前輪舵角の変化も陽的に再現してい る。Fig. 9上に与えた姿勢変化の一例として、車体ロー ル角変化を, Fig. 9下にその結果得られた空気力変化の 図を示す(x, y, z軸はそれぞれ, 車体中心軸に対する前 後,左右,上下方向を示す)。空気抵抗(Fx)について は大きな変化は見られないが、横力(Fy)と揚力(Fz) 方向に100N程度の空気力の非定常変化が確認される。



Fig. 9 Roll angle profile of the vehicle (top) and corresponding aerodynamic forces (bottom). vehicle (bottom).

Fig. 10にシミュレーションで得られたレーンチェン ジ時の車体周りの流れ構造の変化を示す。現在では、こ



Fig. 10 Visualization of flow around vehicle through q-criterion at t=1.5sec., 2.2 sec., 3.2 sec., and 4.2 sec. from top to bottom, respectively.

ういった操安性向上における車体形状や空力パーツの効 果については経験とドライバーの官能試験に負うところ がほとんどであるが,こうしたリアルワールドシミュ レーションが進めば,流れメカニズムに着目した形状の 最適化が可能となる。

5. 結言 ~ポスト京へ向けて~

「京」コンピュータの後継機として、2021年頃の共用 開始を目指して開発が進められているポスト「京」コ ンピュータでは、ここで紹介した次世代空力シミュレー ションの実設計開発段階での実証をいくつかの課題に 沿って進める予定である。その中の4つを紹介して、結 言に代える。

5.1 WLTP燃費認証への対応

新たな国際的自動車排出ガス・燃費認証制度として 導入が進められているWLTP(Worldwide harmonized light vehicles test procedure)では,燃費試験の際に必 要となる自動車空気抵抗値として,従来の惰行運動試験 に加えて風洞試験の利用が認められている。この風洞試 験に加えてさらに、CFDによるシミュレーションの活 用が検討されている。開発においては1車種に対して数 種類の仕様違いがあり、その全てに対して認証が必要で あるが、CFDの活用としては、仕様中の最も抵抗の異 なる(最大・最小値)2仕様については風洞もしくは惰 行試験により計測し、その間の仕様違いによる空気抵抗 差をシミュレーションで予測することが求められる。そ の際のCFD精度としては、仕様違いの空気抵抗に対し て、ΔCd・A(Aは車両投影面積)=±0.015m²が求め られている。ここでは開発した手法のWLTP認証への 適用を想定した検証結果を示す⁽⁶⁾。Fig. 11に対象とする ベースモデルを示す。



Fig. 11 Hatchback model (base) for WLTP validation



Fig. 12 Six specifications of test cases. Difference from baseline (Case 1) is shown in red.

Fig. 12にベースモデル (case 1) に対して,今回対象 とした仕様違い5ケースを示す。ホイール形状違いの 他,フロント・サイド・リアスカートの有無,後縁ス ポイラーの有無,マッドガードの有無等に違いがみら れる。Table 3に解析条件を示す。WLTP認証において は,実走行に対応させてホイール・タイヤの回転を考 慮したCFDが求められると想定され,ここでもホイー ル回転を考慮した解析を行った。回転の再現には,境 界条件として回転速度を与えるだけのもの (velocity boundary)の他,実際にIBM法を用いて回転させた解 析 (full rotation)も行い,この結果を,回転をさせな い解析結果 (stationary),およびホイール回転を考慮 した風洞試験結果 (Exp.)と比較する。

Fig. 13に得られた結果をベースモデルの風洞実験値 で規格化した空気抵抗値を, Fig. 14にベースモデルの 空気抵抗に対して, それぞれの実験, 解析結果の差異を

Table 3 Summary of calculation conditions

Velocity	44.44 m/s
Reynolds number	4.23×10^{6}
Finest grid size	6.10 mm
Number of cubes	29,590
Number of cells	121 million
Time increment	1.0×10^{-5} s
Solution time	2.0 s
Parallel number	$617 \text{ nodes} \times 8 \text{ threads}$
Flow computation time	14.2 h

ΔCd・Aで表した結果を示す。シミュレーション結果 は風洞実験と比較すると、ホイール回転を考慮しない Stationaryの結果が一番良い値を示しており、この点は 絶対値評価としてシミュレーション精度のさらなる向 上が必要となる。ただし仕様間の相対差としてΔCd・ Aで見ると、ホイール回転を考慮したFull Rotationの結 果が風洞実験と良い相関を示しており、全てのケースに おいて、WLTP認証における精度要求を満たす±0.015 に値が収まっているのがわかる。即ちホイール回転を CFDで再現することの重要性と共に、本シミュレーショ ン手法の有用性が示されている。尚、解析に必要な時間 はdirty CADデータからのメッシュ作成を含めて1ケー ス14時間程度であり、実設計開発段階において十分実用 的な時間で解析が進められている。



Fig. 13 Predicted drag coefficients for all specifications in three different boundary conditions.



Fig. 14 Predicted delta drag for all specifications in three different boundary conditions.

- 41 -

5.2 多目的形状最適化シミュレーション

WLTP認証のためのシミュレーション手法をさらに 高度化し、ポスト京で次世代空力シミュレーションを実 現するために,現在,多目的形状最適化のフレームワー クを構築している。最適化エンジンにはJAXAで開発さ れたCHEETAHを用い、形状修正に市販ソフトを併用 し、CFDソルバーのCUBEと結合することで、遺伝的ア ルゴリズムに基づく最適化解析を、京コンピュータへの ジョブ投入や形状修正を含めて自動で行えるようになっ ている。このフレームワークのFSとして、8設計変数, 4目的関数に対する最適化解析を実際に京コンピュータ で行い,その有用性を実証している。具体的には,集団 サイズを18とし、7世代程度まで解析が終了し、パレー ト曲面が得られつつある。現在は、WLTP認証と同様 に表面解像度については実スケールで6mm程度で行い, 風洞スケールモデル相当の複雑形状に対して1ケースに ついて14時間程度の解析であるが、ポスト京では実車詳 細形状を対象により多くの目的関数での最適化を目指す 予定である。またこのような解析を数千ケース~数万ケー ス流すことで、空力性能最適化に向けた機械学習の活用 も検討している。

5.3 流体・構造統一的解法

CUBEではWLTP認証で紹介した非圧縮流体解析アル ゴリズムに加えて、流体運動と構造変形を統一的に扱う アルゴリズムを実装している(7)。構造変形解析において は、構造物に作成した計算格子を変形させることで構造 変形をとらえるラグランジュ型解析が一般的であるが, 流体と構造の連成問題を対象とした場合には、オイラー 型の流体解析とラグランジュ型の構造解析のカップリン グによるデータ補間等の問題があり、特に超並列計算に おいては計算効率上の問題が発生する。従って将来的に, 実走行する自動車の構造変形を考慮したリアルワールド 空力解析においては、本手法は有効な手段となりうる。 また、シェル構造物と流体運動との強連成問題では、流 体と構造とで別のソルバーを用いて解析した弱連成解析 は本質的に不向きである。自動車開発における強連成問 題の代表としては、例えばエアバッグの作動時の変形解 析や、排管系マフラーの音響解析等でニーズが見られる。

5.4 流体圧縮・非圧縮統一的解法

この他、CUBEには基礎式として密度ベースの圧縮性 解法が実装されている⁽⁸⁾。ここでは低マッハ数へ拡張可 能なように改良が加えられており、自動車の車速程度の 空力解析が可能である。本手法は、自動車の空力音、特 に狭帯域音予測に適用が可能である。このような狭帯域 音は、流れ場と音場とのフィードバックが伴うため、流 れ場と音場との分離解法の適用が本質的に難しい。現在、 ボンネット周りの数ミリの隙間から発生する狭帯域音予 測に適用され、その有用性が検討されている。京コン ピュータでは0.5mm程度の解像度までの空力解析が可能 であり、本手法を用いることで、狭帯域音の発生予測ま では可能となっている。しかしながら、発生周波数を音 圧レベルで予測するためにはさらに数分の一の空間解像 度が必要とされ、ポスト京の出現が待たれる。

謝辞

ここで紹介した検証解析を進めるに当たり,スズキ(株),マツダ(株),(株本田技術研究所の協力を得た。ここに謝意 を表す。

参考文献

- Tsubokura, M., Kitoh, K., Oshima, N., Nakashima, T. et al., Large Eddy Simulation of Unsteady Flow around a Formula Car on Earth Simulator, SAE 2007 Trans. J. of Passeng. Cars: Mechanical Systems-V116-6 (2007).
- (2) Tsubokura, M., Kerr, A., Onishi, K., and Hashizume, Y., Vehicle Aerodynamics Simulation for the Next Generation on the K Computer: Part 1 Development of the Framework for Fully Unstructured Grids Using up to 10 Billion Numerical Elements, SAE Int. J. Passeng. Cars — Mech. Syst. Vol. 7, No. 3 (2014), pp. 1106-1118.
- (3) Jansson, N., Bale, R., Onishi, K., and Tsubokura, M., CUBE: A Scalable Framework for Large-Scale Industrial Simulations, Int. J. High-Perform. Computing App., 1094342018816377 (2018).
- (4) Onishi, K., Tsubokura, M., Obayashi, S., and Nakahashi, K., Vehicle Aerodynamics Simulation for the Next Generation on the K Computer: Part 2Use of Dirty CAD Data with Modified Cartesian Grid Approach, SAE Int. J. Passeng. Cars — Mech. Syst., Vol. 7, No. 2 (2014), pp. 528-537.
- (5) Onishi, K., Ando, Y., Nakasato, K., and Tsubokura, M., Evaluation of an Open-Grill Vehicle Aerodynamics Simulation Method Considering Dirty CAD Geometries, SAE Technical Paper, 2018-01-0733 (2018).
- (6) Onishi, K., Bale, R., and Tsubokura, M., Assessment of Rotating Wheel Vehicle Aerodynamics Simulation Using Cartesian Grid Method and Open-Grill Full Vehicle Models, SAE Technical Paper, 2019-01-0660 (2019).
- (7) Nishiguchi, K., Bale, R., Okazawa, S., and Tsubokura, M., Full Eulerian Deformable Solid-Fluid Interaction Scheme Based on Building-Cube Method for Large-Scale parallel Computing, J. Numer. Methods Eng., vol. 177, no. 2 (2019), pp.221-248.
- (8) Li, C.-G. and Tsubokura, M., An Implicit Turbulence Model for Low-Mach Roe Scheme Using Truncated Navier-Stokes Equations, J. Comp. Phys., vol. 345 (2017), pp.462-474.



特集:さまざまな分野・製品で活用されている空力技術

自動車用ターボチャージャの高性能化

Performance Improvement of Turbocharger for Automotive



冨田 勲^{*2} 橫山 隆雄*¹ YOKOYAMA Takao TOMITA Isao



岩切健一郎*3 神坂 直志*3 IWAKIRI Kenichiro KANZAKA Tadashi



星 徹^{*3}



冨川 邦弘 HOSHI Toru TOMIKAWA Kunihiro

キーワード:ターボチャージャ,ツインスクロール,ケーシングトリートメント,2ステージターボ Key Words: Turbocharger, Twin-scroll, Casing treatment, Two-stage turbocharger

1. 緒言

地球温暖化の対策として温室効果ガスであるCO₂の削 減が世界的に推進されている。乗用車エンジンにも厳し い燃費規制が課せられ、今後も更に強化される計画であ る。エンジン低燃費化手法のひとつにターボチャージャ を適用した過給ダウンサイジングがあり、ディーゼルエ ンジンはもとより、ガソリンエンジンへの適用も急拡大 している。また、広範囲のエンジン作動点で高い過給効 率と高レスポンスを得るため、可変容量タービン、電動 コンプレッサ、2ステージターボの適用が進み、過給シ ステムも複雑化しており、ターボチャージャ単体の高効 率化や作動範囲拡大に加え、過給システム全体の性能向 上が必要とされている。

当社では、従来より数値流動解析及び内部流動計測 を活用したターボチャージャ高効率化の取り組みを進 めてきたが、更なる高効率化のためにはより詳細な流 動構造の分析が必須であった。そこで、エンジン排気脈 動下のツインスクロールタービン非定常流動解析、二次 元平面内の非定常三次元流速計測が可能なステレオPIV (Particle Image Velocimetry) 計測で,内部流動の詳細 分析に取り組んだ。また、それぞれ得られた損失構造 から改良形状を立案し、解析及び性能試験で高効率化 を確認した。更にANN-DE(Artificial Neural Network - Differential Evolution) 最適化法やAdjoint法による, 複雑な三次元流れ場の短時間最適設計に取り組んだ。本 報では、これらターボチャージャ高性能化の取り組みに

	厉	〔稿受付 201	9年3月26日	
*	1	三菱重工業	総合研究所	
		〒252-5293	相模原市中央区田名300	00
		E-mail : tak	ao_yokoyama@mhi.co.jp)
*	2	三菱重工業	総合研究所流体研究部	
		〒851-0392	長崎市深堀町5丁目717	7番1号
*	3	三菱重工業	総合研究所 流体研究部	ターボ機械第一研究室

〒851-0392 長崎市深堀町5丁目717番1号

ついて紹介する。

2. 大規模流動解析

エンジン低速におけるタービン出力向上技術として. ツインスクロールがある (Fig. 1)。通常のシングルス クロールでは、エンジンシリンダからの排気ガスが一つ のタービンスクロールに流入し、互いの排気脈動が干渉 することで、圧力振幅が抑制される。ツインスクロール では、タービンスクロール断面を軸方向に二分割し、そ れぞれ異なるエンジンシリンダに接続することで、エン ジンからの排気脈動が減衰せず、有効に活用できる。一 方, ツインスクロールは小型化の制約から断面が非対称 となり、フロント側に対しリア側送入時の効率が低下す る課題がある。部分送入時の効率差はエンジンシリンダ



Fig. 1 Turbocharger layout on engine

間の性能バラツキを発生させるため、改善が求められて いる。

エンジン上では、2つに分割されたスクロールには交 互に排気脈動が流入するため、それらが合流するタービ ン動翼上流では強い非定常流動が発生する。当社では、 既報⁽¹⁾のとおり排気脈動を境界条件とした非定常流動解 析に取り組み、特にリア送入時のフロント側漏れ流れに より損失が発生している流動課題を把握した。Fig. 2に リア側送入時におけるリア断面(送入側)とフロント断 面(非送入側)の損失分布と流速分布を示す。リア側か らフロント側への漏れ流れが発生し、フロント側に大規 模な損失領域が確認できる。ツインスクロールでは排気 脈動がリア側とフロント側に交互に流入し、両者に圧力 差が発生することから低圧側への漏れ流れが発生する。

リア送入時のリア側からフロント側への漏れ流れを抑 制するため、スクロール出口のシュラウド形状を変更し、 流路の急拡大を抑制した改良形状を設計した。リア側送 入時のリア側からフロント側への漏れ流れ量の比較(非 定常CFD結果)をFig. 3に示す。従来形状では、流入口 に近い θ = 50 ~ 180degの舌部近傍で漏れ流れが急増し ており、特に θ =120degの漏れ流れが極端に大きく、こ れらの漏れ流れがFig. 2の損失を生み出している。一方, 改良形状では, θ=50~160degにおいて漏れ流れの抑 制効果が得られており、ピークの漏れ流れは-38%、全 体積分値でも-27%の抑制効果が確認された。ターボ単 体性能試験(定常全送入、定常部分送入)にてタービン 断熱効率を評価した結果(Fig. 4), 狙い通りリア送入 時の性能が+2.1%向上していることを確認した。新形状 ではフロント送入時とリア送入時の流量バランス、効率 バランスも改善しており、エンジン上の高性能化が期待 できる。

本単体性能のエンジン上効果を試算するため,エン ジンシミュレーション (GT-Power) を実施した(対 象エンジン:1.6Lガソリン,4気筒,エンジン回転数 2000rpm)。トルク1.3%上昇が得られ,エンジン上では



Fig. 2 Internal flow of turbine scroll during inflow from rear side



Fig. 3 Comparison of leakage flow on cross section in front side between conventional and new twin scrolls during inflow from rear side



Fig. 4 Gas-stand test results

部分送入時の性能が重要であることが証明された。

3. 三次元内部流動計測

コンプレッサの作動範囲を拡大させるためのデバイス として,循環型ケーシングトリートメントがある。これ は、コンプレッサカバーのシュラウド側壁面内に、イン ペラ部とインペラ上流側を連通させた二次的流路(再循 環流路,Fig.6参照)を設けたものである。このときイ ンペラ部で昇圧された流れは、再循環流路を経由して上 流側に還流されるため、インペラの吐出流量よりも吸込 流量の方が増加する。この結果、インペラにおける失速 発生が抑制され、サージ流量を減少(コンプレッサの作 動範囲を拡大)させることができる。

この再循環流路内には構造上,流路を周方向に分割す るようにストラットが配設される。Fig.5に,循環型ケー シングトリートメント無しの場合と,循環型ケーシング トリートメントにおいてストラット本数を3本および12 本にした場合の性能試験結果を示している。循環型ケー シングトリートメントを用いることで,高圧力比側ほど サージ流量が低減できている。他方,ストラット本数を 増やした場合,低回転側から高回転側まで全域に渡って, サージ流量低減の効果がより顕著に得られている。 ストラット本数がサージ流量低減効果に及ぼす影響を 明らかにするため、ここではストラットをそれぞれ3本 および13本にした場合におけるステレオPIV(Particle Image Velocimetry)計測を行った⁽²⁾。ステレオPIVとは、 レーザーシートで照射したトレーサ粒子の動きを2台の カメラで撮影することで、二次元平面内の三次元流速成 分を計測する手法である。Fig. 6にPIV計測装置の配置 を示す。

Fig. 7に、PIV計測で取得したコンプレッサ入口の軸 方向流速分布と面内流速ベクトルを示す。流速カラーが 青の領域は再循環流を通って流れが還流していることを 意味しており、3本ストラットおよび13本ストラットと もに循環流が発生していることが確認できる。また、3 本ストラットでは流路中央において大きな旋回流れが発 生している。これは、インペラ部で発生した旋回速度成 分が、再循環流路を通過してコンプレッサ入口に還流さ れるまで残存していることを意味している。インペラに 旋回速度のついた流れが流入すると、インペラの失速を 助長しやすくなる効果がある。一方,13本ストラットの 場合には、ストラットによる流れの整流効果が強くなる 結果、流れの偏りが減少すると共に、旋回速度成分が大 幅に抑制されていることが確認できる。すなわち、再循 環流路を通って還流する流れの旋回速度成分を抑制する ことが、コンプレッサの作動範囲を効果的に拡大するこ とに繋がることが、このPIV計測によって確認された。 以上の知見を踏まえ、旋回流れをコントロールするた





Fig. 5 Comparison of Compressor Characteristics

めの新デバイス(Fig. 8)を考案した⁽³⁾。これは、従来 のケーシングトリートメント循環流路出口近傍にガイド ベーンを設けたものである。ガイドベーンの取付角度を インペラ回転と反対方向にすることで、再循環流に残存 する旋回速度成分を効果的に打ち消すことを企図してい る。Fig. 9に、新デバイスを適用した場合の、サージ近 傍点におけるインペラ翼端部近傍のマッハ数分布(CFD 解析結果)を示している。従来型ケーシングトリートメ ントではインペラの失速は抑制されているが、翼負圧面 側のマッハ数分布が周方向に非一様となっている。これ に対し新デバイスでは、高い翼負荷(翼負圧面と正圧面 の速度差)が維持され、マッハ数分布も周方向に一様化 できている。新デバイスは性能試験においても、低圧力 比から高圧力比まで全域でサージ限界流量が低減されて おり、コンセプトの有効性が確認された。



Fig. 6 Stereoscopic PIV measurement Set-up



Fig. 8 Newly Recirculation Device with Guide Vane



Conventional with New Device

(a) Mach Number Distributions (b) Performance Curve

Fig. 9 Newly Recirculation Device with Guide Vane

4. 最適設計手法

4.1 ニューラルネットワークと最適化アルゴリズム

乗用車用エンジンでは、ダウンサイジングによるエン ジントルク低下を補うため、エンジン低回転時にも過給 圧が必要とされ、コンプレッサのサージ流量低減やサー ジ点近傍での高効率化が求められている。一方、はく離 や失速を伴うサージ点近傍の流れ場で高効率化を実現す ることは非常に困難であると共に、そのトレードオフと なる最大出力点性能も満足させなければならない。この ため、設計には多大な試行錯誤が必要となる。

このような設計を短時間に実現するため,当社では 約20年前より最適化設計への取り組みを積極的に進 めてきた。最適化設計では,Fig. 10に示すようなプ ロセスに基づき,人工知能(ANN:Artificial Neural Network)による性能評価と,進化的アルゴリズム (DE:Differential Evolution)による個体探索を組み合 せることによる高速な性能評価・最適化形状抽出を行っ ている⁽⁴⁾。

Fig. 11に、最適化計算事例における目的関数および 最適化計算結果を示している。目的関数には、小流量側 作動点効率と、作動範囲拡大を狙った圧力流量特性の勾 配を設定した。目的関数のトレードオフとなるチョーク 流量は、制約条件に設定した。設計パラメタ数は35とし、 翼の子午面形状に関して16パラメタ、角度分布に関して 19パラメタを設定している。最適化計算にあたっては、 Baselineとは別途、ANNの初期学習データベースとし て実験計画法に基づく65個体を計算した後、最適化計 算において39世代×4個体の計算を行っている。ただし モデル形状が作製不能だった個体については評価(Fig. 11 (b)へのプロットおよびデータベースの追加)に含め ていない。

Fig. 12に最適化前後のインペラ形状の比較と流動解 析結果の比較を示している。最適化前は翼前縁形状が直 線的であったのに対し,最適化後は翼前縁が三次元的に 湾曲していることが分かる。このとき翼端近傍の損失分 布を比較すると,翼負圧面にて発生していた損失が最適 化後では大きく低減されていることが確認できる。Fig. 13に,これらのインペラの性能試験結果の比較を示して いる。最適化後では圧力比特性が改善されてサージ限界 流量が低減されており,コンプレッサの作動範囲が拡大 されていることが確認できる。このように,ANNとDE を用いた最適化計算は,コンプレッサの短期間・高性能 化設計において非常に大きな成果を上げている。



Fig. 10 Optimization Process



Fig. 11 Objective Function and Optimization Result



Fig. 12 Comparison between Baseline and Optimized Impeller

- 46 -



Fig. 13 Comparison of Compressor Characteristics

4.2 Adjoint法

エンジンレイアウトの制約や2ステージターボの採用 などにより、ターボチャージャの性能を左右する給排気 配管の形状が複雑化し、作動範囲縮小と効率低下の要因 となっている。また、配管形状はお客様のエンジン仕様 に依存し圧力損失などの流動課題は都度変化する。ここ では、2ステージターボ配管を対象としAdjoint法を用 いた最適設計の事例を紹介する。

Adjoint法(随伴変数法)とは,目的関数に対する設 計変数の感度を求めることで形状最適化を図るもので, 決定論的最適化の一種である。確率論的最適化(前述の 進化的アルゴリズムなど)と比べ,大域的な最適解の探 索はできない一方,一度に全ての設計変数に対する目的 関数の勾配を求めることができる(形状を表現する全接 点を設計変数とした最適化が可能),計算効率が良く短 時間での最適化が可能といったメリットがある。

2ステージターボは、高圧段、低圧段の2つのターボ チャージャを組み合わせることで、広範囲のエンジン回 転数で過給圧を得ることができる。エンジン低速時は高 圧段ターボと低圧段ターボの2ステージ過給を行い、エ ンジン高速時には低圧段ターボのみの1ステージ過給 を行う。1ステージと2ステージの切り替えは、タービ ンとコンプレッサそれぞれに備えた切り替えバルブによ り行う。Fig. 14, 15に2ステージターボの模式図, バ ルブ制御を示す。運転作動モード1は、全ての制御バル ブを閉める完全な2ステージ過給状態。モード2は、低 圧段タービン入口の排気流量制御バルブにより、高圧段 の出力を調整する。モード3は、排気流量制御バルブと コンプレッサバイパスバルブが開き、低圧段のみの駆動 となる。モード4は、低圧段のウェイストゲートバルブ を制御し、低圧段の出力を調整する。このように、2ス テージターボはバルブの開閉で流路が大幅に変化する特 徴を持つ。

また,2つのターボチャージャをエンジンルーム内の 狭小空間に収納するため,Fig.16に示すとおり配管に 曲率の大きい湾曲部が複数存在し,性能低下を引き起こ す課題がある。そこで当社では,2ステージターボの配 管形状に対しAdjoint 法を用いた形状最適化を行った。



Fig. 14 Schematic of the variable two-stage turbocharger

	Flow Control Valve	Compressor Bypass Valve	Wastgate Valve
Model	Close	Close	Close
Mode2	Control	Close	Close
Mode3	Open	Open	Close
Mode4	Open	Open	Control



Fig. 15 Control map of the variable two-stage turbocharger

Fig. 16にタービン側, コンプレッサ側それぞれの最 適化前後の配管形状を, Fig. 17にタービン側配管の内 部流動比較を示す。高圧段タービン出口からバイパスバ ルブとの合流部に向かうSection 2では,高圧段出口直 後の急曲がりに伴う剥離が発生していたが,高圧段ター ビン出口長さの確保と湾曲部の面積拡大により,剥離が 抑制された。また,バイパス部との合流部Section 3で は,バイパスバルブを閉じた際に空隙部に強い旋回流が 発生していたが,高圧段側合流部の曲率を縮小すること で,旋回流が抑制された。Fig. 18に性能解析結果を示す。 バルブ閉条件の圧力損失係数はSection 1,2,3でそれぞ れ2%,45%,48%低減し,効率が全体で+1.9%向上した。 以上より,Adjoint法を用いた配管形状最適化の有用性 が検証された。



Fig. 16 Two-stage turbocharger duct configurations



Fig. 17 Two-stage turbine internal flow



Fig. 18 Comparison of performance analysis results between before and after optimization of two-stage turbine

5. まとめ

ターボチャージャの高性能化を目的とし、大規模流動 解析、三次元内部流動計測、最適設計を適用して、内部 流動の詳細分析と改良設計に取り組んだ。大規模流動解 析では、広範囲かつ詳細な領域設定、またエンジン排気 脈動の非定常条件を考慮することで、エンジン実機上 の損失構造を把握して高効率化を達成した。ケーシング トリートメントの三次元内部流動計測では、順流と逆流、 及び旋回流が混在する複雑な三次元流れ場の流動構造を 可視化し、新デバイスへの開発へ繋げた。最適設計では、 設計変数が多いコンプレッサインペラと2ステージ配管 の改良設計に取り組み、短時間で内部流動を改善し高効 率化を達成した。

乗用車エンジンを取り巻く規制強化の動きは今後も続 くため、乗用車メーカはパワートレインの電動化を含め た様々な開発を想定しており、必要とされる過給技術も 絶えず変化していく事が予想される。年々向上する解析 能力、高度化する内部流動計測技術と最適設計手法を常 に取り込み、空力設計技術を更に発展させ迅速かつ革新 的なターボチャージャの開発を推進していきたい。

謝辞

ANN-DE最適設計手法はフォンカルマン研究所(ベ ルギー)と共同開発したものであり,同所のVan den Braembussche 名誉教授, Verstraete 准教授, Alsalihi 博士に謝意を表す。

参考文献

- (1) 大迫 雄志ほか,非定常数値解析技術を用いた自動車用 ターボチャージャの高効率ツインスクロールタービンの 開発,三菱重工技報 Vol. 50 No. 1 (2013) pp. 33 ~ 40.
- (2) Kanzaka, T. et. al, Experimental Study of a Centrifugal Compressor with Self Recirculation Casing Treatment for Turbochargers, Proceedings of International Gas Turbine Congress 2015 Tokyo, ISBN978-4-89111-008-6, 2015.
- (3) Tomita, I. et. al, A New Operating Range Enhancement Device Combined with a Casing Treatment and Inlet Guide Vanes for Centrifugal Compressors, 11th International conference on Turbochargers and Turbocharging, IMechE, pp. 79-87, 2014.
- (4) 茨木誠一ほか, 遺伝的アルゴリズムとニューラルネット ワークを用いたターボチャージャ用遠心圧縮機の最適空 力設計, 三菱重工技報 Vol. 52 No. 1 (2015), pp. 82 ~ 86.



特集:さまざまな分野・製品で活用されている空力技術

Super GT車両空力開発概要及び開発事例紹介

Introduction of Aerodynamics Development and The Super GT Application



中井 祐輔^{*」} NAKAI Yusuke

キーワード:レーシングカー, Super GT, ダウンフォース, 地面効果, 縦渦, DES

Key Words : Racing car, Super GT, Downforce, Ground effect, Stream-wise vortex, Detached Eddy Simulation

1. 緒言

近年,レーシングカーの空力性能は車体性能を決定づける大きな因子となっており、その開発はフォーミュラ1 (F1)を代表とするモータースポーツにおいて極めて重要視される^{(1),(2)}。本稿では、レーシングカーの空力開発について、一般的な開発概要を述べると共に、近年の技術動向、本田技術研究所四輪R&Dセンター(Honda)における取り組み内容を、国内最高峰の4輪自動車レースであるSuper GTシリーズの車体の開発事例を交えて紹介する。

2. レース車体空力開発概要

2.1 機能要求

空力開発では,達成されるべき機能として大きく以下 の二つに分けられる。

- A) 空力性能の改善の為の形状最適化
- B) サーキット走行状態での空力性能保障

A)について、サーキット走行におけるラップタイム を短縮する為には、ストレートからの減速、旋回及び加 速といったコーナーを曲がる場面(コーナリング)にお いて、通過速度を如何に高めるかが重要となる。通過速 度は車体の重量及びタイヤと地面との間に働く前後左 右方向の摩擦力の合計でおおまかに決定される。タイヤ が発生しうる最大の摩擦力はその時々の路面状態やタイ ヤ温度、内圧といった条件にも依存するが、地面との接 触面に作用する垂直荷重についての寄与度が特に大きく、 車体で発生する下向きの力(ダウンフォース)を増やす ことで、摩擦力の上限を引き上げることが可能となる。

ラップタイムの短縮の為のもう一つの要素として,ス トレートでの加速力及び最高速の上昇が求められる。こ れには,エンジン出力の向上が挙げられるが,特に最高 速の上昇については空気抵抗(ドラッグ)の低減が効果 的であり,同時に他車の追い抜きを容易にする効果をも

原稿受付 2019年3月25日

〒321-3393 芳賀郡芳賀町下高根沢4630番地

たらす。但し、ダウンフォースの増加とドラッグの低減 は相反関係にあることが多く、その効果を見極める為に は適切な開発指標が必要となる。これについては次節に て述べる。

一般的な空力開発では、各レースカテゴリのレギュ レーションで変更可能なあらゆる部位について、形状 そのものを変数として最適化を施す。ここで最適化と は、形状変化に伴う空力性能を、開発指標に基づく目的 関数として評価し、それらを最大化する形状探索過程を 意味する。最適化のプロセスは、次節に示される性能要 求を満足するために、計算流体力学(CFD)や風洞実 験といった開発ツールを用いて繰り返し実施される。近 年、これらのプロセスは、計算能力の拡大及び3Dプリ ンタに代表される設計/製造技術の進化に伴い、飛躍的 な時間短縮を果たしている。この結果、開発効率は急速 に向上することとなったが、一方で、開発競争のエスカ レートに伴うコストの増大が問題視されており、現在で はCFDリソースや風洞実験時間そのものに対して規制 を課すレギュレーションも見受けられる。

B) について、A) において最適化された形状が最終 的なサーキット走行状態(実走状態)で、目標とする性 能に達しているかどうか及び風洞で得られるデータとの 一致性または乖離はどの程度になるかといった空力性能 の検証と、それら実走状態の性能を数値モデル化するこ とで空力性能の保障を行っている。ここで、数値モデル 化とは、空力性能を机上計算によって模擬する際に必 要となる数値的な物理モデルに置き換えることを意味す る。レーシングカー開発では、車体全体の運動性能を予 測する際に、サーキット走行におけるラップタイムが算 出可能なシミュレーションを導入していることが多い。 近年は実際のドライバーをシミュレーションに組込んだ ドライビングシミュレータ (DIL: Driver In the Loop simulation)が使用されることもあり、より実走状態に 近い車体の数値モデルが要求される。Hondaではこれら のシミュレーションに組み込む数値モデルとして、風洞

^{*1 (}株)本田技術研究所 四輪R&Dセンター

で計測したデータに加え,実走状態との乖離具合及び実 走状態に特有な過渡的な現象をモデル化し,再現力及び 精度をより高めた内製空力モデルを適用している。これ によりラップタイムの予測精度向上のみならず,DILに おいて,ドライバーは瞬間的なグリップ力の変化やそれ によって車体が不安定な状況に陥る感覚など,より実走 に近い状態で走行することが可能となり,机上計算のみ では判断しづらい安定性に関わる性能の評価精度を高め ることに成功している。

本節では,空力開発における二つの機能要求について 概要を述べたが,本稿ではA)についての具体例を第3 章にて紹介することとする。

2.2 要求性能

2.2.1 代表性能値 車体に働く空気力をFig.1に示す。 空気力はトータルダウンフォース(Cl),ドラッグ(Cd) 及びその作用点となる圧力中心位置(CoP)で代表する。 矢印の向きが正の値を示す。前後車軸上に作用するダウ ンフォースをそれぞれフロントダウンフォース(Clf), リアダウンフォース(Clr)としたとき,圧力中心位置 はCoP = Clf/Cl = Clf/(Clf+Clr)で表され,値が大き いほどClのフロント車軸への偏りが大きくなることを意 味する。



Fig. 1 Definition of the typical aerodynamical forces

2.2.2 走行条件 実走状態では、下記に示される種々の要因により、車体姿勢及び流入気流に変化が生じる。

- (a) 加減速及び旋回時に発生する荷重移動に伴うピッチ 角及びロール角の変化
- (b) 車速が上昇し、ダウンフォースの発生量が増すこと による車体の沈み込み(ヒーブ)
- (c) 横風や車体スリップ角の影響による流入気流のヨー 角変化
- (d) 地面の凹凸または縁石といった不規則な入力によっ て励起される車体振動(主にピッチ/ヒーブ)

2.2.3 性能要件 コーナリング速度を高めるために は、前項の条件変化の下で安定的に高い空力性能を発揮 し続けることが要求される。多くのレーシングカーはCl を効率よく発生させる目的で地面効果を利用しており、 その為、床下と地面との距離(車高)に対するCl及び CoPの変化量が著しく大きい。一般的に、ブレーキング 中はピッチモーメントの発生によってフロント車軸に荷 重が移動すると共に、前のめりの姿勢になることでフロ ント周りでの地面効果が強まりCoPが増大する。従って、 ブレーキング中は相対的にリア荷重が小さくなり、ドラ イバー操舵によるスピン状態に陥りやすい(オーバース テア), 逆に加速時にはフロント荷重が抜けやすく, 操 舵角を与えても曲がりづらいといった状況(アンダース テア)に陥りやすい。ドライバーは主に操舵角を前輪に 与えることで、車体にヨーモーメントを発生させてコー ナリングを行う。その大きさはオーバーステアまたはア ンダーステアの程度(ステアバランス)及び回頭角速度 (ヨーレイト)といった操縦性に影響を及ぼす。ドライ バーがより高い速度で、意図した通りにコーナリングを 行う為には、一貫したステアバランスと適切なヨーレイ トの発生によって操縦性を高める必要がある。ヨーモー メントの発生量は車体前後重心位置と各車軸位置でのタ イヤ摩擦力(横力)によって決定される。タイヤ横力の 上限はCl, CoPに強く依存している為, ドライバーの要 求を満足するためには、Cl, CoPを安定的に作用させる ことが重要となる。

これらの要求に対し,近年のレーシングカーでは単純 なCl増加のみならず,前項に示される各走行条件変化に 対するCoP変化量についての制約を開発指標に取り入れ て評価することが多い。Hondaではそれらの制約を先述 したDILを用いて導出している。実ドライバーによる官 能評価をDIL上で行うことで,CoP変化が及ぼすドライ ビングへの影響を定式化することが可能となる。ドラッ グ及びダウンフォースの効果についてもシミュレーショ ンにより関係式が導出でき,これらを連立させることで ラップタイムを基準とした目的関数を定めることができ る。このようにして様々な条件下におけるCI,Cdの向上 とCoPの安定的な作用の双方を両立した開発指標を構築 し,性能要件としている。

2.3 開発手法

2.3.1 CFD概要 形状最適化はCFD, スケールモデ ルあるいは実車を用いた風洞試験といった様々な手法に よって実施される。CFDは開発過程における最も早い 段階において低コストでの評価が可能であることから, レーシングカー開発においても広く用いられている。流 れ場の大まかな現象把握、もしくは風洞との相関性が担 保されている領域においてレイノルズ平均型乱流モデル (RANS)を使用した性能予測が行われることが多い。 特に近年のF1レギュレーションでは、CFDに関する開 発資源に制限を課している影響で、時間的効率に優れる RANS解法が多用されている。しかし、RANS解法にお いて風洞との相関性を担保する為には、実験で得られた 計測データを用いてCFD側の計算設定を繰り返し調整 するといった作業が必要となる。さらに原理上、空間を 移流する渦や剥離後の流れは数値的な粘性の増大により 拡散しやすいことから, 車体後方になる程, 空間場の精 度に劣ることが多く, 全域にわたり相関性を担保するこ とは容易ではない。

レーシングカーの流れ場においては、流れ方向に渦管

を伴う渦(縦渦)やフロントタイヤで剥離した流れの後 流など、車体前方で発生した流れ場が後方に干渉するこ とが多く見られる。本稿においても後に述べるが、縦渦 を利用してダウンフォースの発生を促進する効果はレー シングカーに特徴的に見られる流れ場であり、これらの 現象を評価する為には、空間場の精度向上が必須である。 この点において、レーシングカー開発でのRANS解法の 適用は精度的な限界があると言っても過言ではない。こ の問題を解決する目的で、空間のメッシュスケールの渦 に直接解法を用いるLES(Large Eddy Simulation)も しくはDES (Detached Eddy Simulation) といった非 定常解法が用いられるようになってきている。中でも, 壁面にRANS,空間場にLESを用いるDES解法が、精度 と計算コストのバランスに優れており、Hondaにおいて もこの解法を採用している。RANSに対して計算時間が 多く必要となるものの、特に車体後方の領域にて大幅な 精度向上が果たせることを確認しており、形状最適化 の手段として常用している。Fig. 2は計算結果の一例を 示す。コーナリング中で最も空力性能が必要となる車 高、ロール角、ヨー角及び操舵角を与えた複合条件にて DES解法を用いた計算を行っている。Fig. 3にはRANS とDESそれぞれの解法における速度勾配テンソル第2 不変量の等値面を示す。(a) RANSに対し, (b) DESを用



Fig. 2 Flow field overview with using DES method



(a) RANS



(b) DES Fig. 3 CFD results with different turbulent models

いることで車体側面(黒丸部)から発生する縦渦が拡散 することなく後方まで持続している様子が確認できる。 2.3.2 風洞試験概要 レーシングカーを風洞で試験す る際は床下流れを忠実に再現することを目的としたシン グルベルト方式のムービングベルトを備えた風洞で実施 するのが一般的である。現在, HondaではSuper GT車 体の空力開発を栃木県さくら市にある自社の風洞設備 (さくら風洞)⁽³⁾を用いて行っている。さくら風洞は自動 車開発用として世界最大のシングルベルト幅、長さを有 しており(2019年3月現在),オープンジェット方式と クローズドセクション方式が切換え可能という特徴を 持った試験設備となっている。実車及びスケールモデル 共に試験が可能であるが、実際の開発は部品製作におけ るコストと納期の観点から、スケールモデルを使用する ことが多い。本節ではさくら風洞でのスケールモデルを 用いた試験手法について紹介する。

モデルはモデルモーションシステム (MMS) と呼ば れる6個の電動アクチュエータによってピッチ角,ロー ル角,ヨー角及びヒーブモーション (上下動)が制御可 能となっている。モデル内部には6分力天秤,各車輪下 のムービングベルト内部にもベルトを支えるエアベア リングの空気層を介して垂直荷重を計測可能とする天秤 (WFM)が備わっている。

Fig. 4に風洞モデルの外観を示す。モデルは外部流に 晒される部分. ラジエタやインタークーラといった熱交 換器に通じるダクト及びエンジンルーム内部の形状も含 めた内部流についても可能な限り実車状態を再現してい る。モデル内の6分力天秤及びWFMを用いることでタ イヤに加わる空気力を含め、車体全体に働く力を求める ことができる。各熱交換器の通過風速及び数百点の車体 表面静圧が常時計測されており, 全圧やベクトル場と いった外部流も必要に応じて計測可能な試験装置を備え ている。スケールモデルに用いられるタイヤは専用設計 したラバー製のタイヤを使用しており、実車形状の再現 度を高めている。さらにモデル内部には、四輪のサスペ ンションストローク及び操舵量を独立に制御可能なアク チュエータを搭載している。MMSとこれらを組み合わ せることで、実際のコーナリングに近い姿勢、操舵角及 びタイヤの変形状態で試験することが可能となる。計測



Fig. 4 Wind tunnel model overview

は各軸を準静的に連続同期制御(コンティニュアスモー ション)することで得られた時間履歴データに対して, 車体姿勢に関する変数を引数とした応答局面を生成し, さらに前項で述べた開発指標に基づいた代表値を算出す ることで性能評価を行っている。ラバー製タイヤ,サス ペンション駆動及びコンティニュアスモーションについ ては,近年,主にF1の空力開発現場においてもトレン ドの技術となっており,Super GT車体の空力開発にお いても同様の手法を用いている。

3. 開発事例

3.1 フロントカナード部品の効果

Fig. 5 (a)には本稿で取り扱う空力部品の各部の名称を示す。本稿では Fig. 5 (b)に示すFront canard assembly部について,以下の3つの形態についての流れ場を考察する。

Case0: カナードがすべて無い状態

Case1: Front canard lower有り

Case2: Front canard lower及びupper有り

実際のサーキット走行では、結果的に性能の最も良い Case2にて走行しているが、その効果についての説明を 容易にする目的で、Case0に対しFront canard lowerを 追加(Case1)及びFront canard upperを追加(Case2) していった場合の空力効果について、前章にて述べた DES解法を用いたCFDの結果を用いて考察する。現象 の解釈を簡単にする為、ここでは車体姿勢を直進状態と し、風速は200km/hとしている。

Table 1に代表的な空気力の値についてCaseO状態か ら、Case1、Case2にした時の性能変化率(Rate)を示す。 Cl rateの値に着目すると、Case1にて3.7%、Case2にて 5.5%の向上が見られる。 現在のSuper GT車両において、 Cl値1%の向上はラップタイム 0.1 [s]の短縮に繋がる為、 時には1000分の1秒を争うモータースポーツにおいては 非常に大きな改善効果であると言える。一方でCd値に ついて、1%の増加はラップタイムにして0.05秒程度の 増加となることから、カナード付与による効果はCd値 の増分に比してCl値の改善が大きく、ラップタイム短縮 が十分に期待できることがわかる。

Fig. 6はCase1における床下の静圧分布(上段)及び Case0からCase1にした際の車体下面静圧の差分(下段) を示す。車体前方外側の箇所(i)部はカナードを取り付 けた箇所の真下に位置し,車体外側中央付近から後方 の中心部(ii)部はRear diffuserの駆け上がり部分に相当す る。(i)部及び(ii)部共に静圧の低下が確認され,すなわち これはダウンフォース(Cl値)が増加していることを意 味する。(i)部についてはこの部位が付与したカナードの 下方にあたることから,カナードで発生する横方向(y 方向)に軸を有する循環の増加に伴ったFront diffuser への誘導速度に起因する流速の増加と思われる。Fig.7 にはその模式図とy=-0.90mの断面における静圧分布の









Fig. 5 Names of typical aerodynamic devices

Table 1 Aerodynamical coefficient summary for each case

	Cd rate [%]	Cl rate [%]	CoP [%]
Case0	0.0	0.0	41.5
Case1	1.2	3.7	42.3
Case2	1.9	5.5	42.4



Fig. 6 Pressure coefficient distribution (case1) (Upper: Absolute value, Lower: Difference from Case0)

188



Fig. 7 Flow characteristics around the front canard lower

差分を示す。カナード下面の静圧の低下と同時にFront diffuserと地面との間でも静圧の低下が確認できる。

3.2 縦渦の効果について

次に(ii)部における静圧低下について車体側面に生じ る縦渦(翼端渦)の効果を交えて考察する。Fig. 8は Case0とCase1の状態のx方向の断面における流線を示 しており、その間隔が狭い程、流線方向の流速が大き いことを意味する。断面(a)では、Front canard lowerの 付与によって矢印の位置に縦渦が出現していることが わかる。Case0では上流からの縦渦は無いものの、断面 (b)ではカナードと同様の跳ねあげ型形状であるFlick up forwardからの縦渦発生(矢印)が確認できる。Case1 の断面(b)では、断面(a)で出現した縦渦の下流に、さら にFlick up rearwardからも同様の渦が発生することと なる。これらの縦渦は同相の渦であり、車体側面で渦管 が重なるように放出することで、より強い循環を持つ縦 渦を持続的に形成することが可能となる。断面(c)におい て、Case0とCase1を比較すると、Case1の方が流線の間 隔がより密となる強い渦となっていることがわかる。こ れはFront canard lowerからの縦渦が上述の理由によっ て下流域での循環を強めている為と考えられる。この縦 渦は床下に対して車体中心向きの強い誘導速度を発生す ることとなる。Fig. 9に前方から床下に流れ込む流線の 様子を示す。Case1はCase0に対し、流線が車体中心よ りに向きを変化させている様子がわかる。さらにTable 2には個々のカナードに作用する積算空気力の変化率及 びFig. 9中に示される領域での車体側方から床下に流入 する空気の体積流量(y断面体積流量)を示す。Casel のFront canard lower単体のCl rateはわずか0.4%である のに対しv方向の体積流量は7.3%増加している。すなわ ち,これに伴って(ii)部での流速が加速され,静圧の低下 に繋がっていると考えられる。縦渦は車体側面の広域に わたって存在しており, Main floorの前方から床下への 誘導速度を発生し続けることで、ダウンフォースの大幅 な向上に貢献している。



Fig. 8 Streamlines of the vortex core from the front canard or flick up forward/rearward at each x-direction sections (left: Case0, right: Case1)



Fig. 9 Streamlines into the underfloor (left: Case0, right: Case1)

Table 2	Individual coefficient rates for the canard assembly
	and y-direction flow rate into the underfloor

	Canard assembly		y-direction flow rate into the underfloor	
	Cd rate [%]	Cl rate [%]	Absolute value[m ³ /s]	Rate [%]
Case0	0.0	0.0	1.468	0.0%
Casel	0.1	0.4	1.575	7.3%
Case2	0.4	0.5	1.629	10.9%

3.3 アッパカナード追加効果

Front canard lowerを追加することで、非常に大きな 空力性能改善効果が得られることが分かった。この効 果をさらに高める目的でその直上に追加のFront canard upperを付与した(Case2)効果について考察する。Fig. 10にはx=-0.27m位置における渦度分布を示す。 Front canard lowerに加え, Front canard upperからの 縦渦が新たに発生している様子が確認できる。Table 2にはその効果についても記してある。Caselと比べ, Front canard assemblyで発生するClの上昇は0.4%から 0.5%への変化と軽微であるのに対し、床下側面への流 入量は7.3%から10.9%へと増加を果たしており、さらな るダウンフォースの増加へと繋がっている。本稿では 割愛するが、これらの複翼化は単純なCl増加のみならず、 車体の姿勢に対するダウンフォース発生の安定化に寄与 することも分かっており、縦渦の位置と強度の安定化に 因果関係があるものと推察している。

カナード単体に働く空気力は全体に比して非常に小さいが,横方向の循環増による床下負圧の増大,縦渦が与 える車体床下中心向きの誘導速度によって全体のダウン フォースを効率的に発生させるメカニズムを説明した。



Fig. 10 Appearance of newly generated vortex from the front canard upper (left: Casel, right: Case2)

4. 結言

レーシングカーの空力開発においては,第3章で示し たように,渦を積極的に利用した流れ場を実現すること が特徴的である。風洞では主に定常状態において流れ場 を評価することが一般的であるが,現在Hondaでは動的 な車体姿勢及び流入気流条件の変化について着目してお り,定常現象から車体振動や自然風変動を考慮した非定 常現象についての研究を進めている段階である。

参考文献

- 小川厚,矢野修二郎,真塩享,滝口貴,中村信介,新 谷満,F1空力開発手法の紹介,Honda R&D Technical Review,F1 Special (The Third Era Activities), (2009), pp. 134-143.
- (2) 小川厚, 真塩享, 中村大輔, 益満尉貴, 皆川真之, 中井 祐輔, F1車両空力解析の紹介, Honda R&D Technical Review, F1 Special (The Third Era Activities), (2009), pp. 144-154.
- (3) 自動車技術ハンドブック第9分冊 試験・評価(車両)編,
 (2016), P228-238, ISBN-13: 978-4904056714

┫技術論文 ┣━

航空用同軸型希薄ステージバーナのパイロットカップ内 火炎可視化実験におけるガラス表面付着すす除去用 レーザワイプクリーニングの適用

Application of Laser-Wipe Cleaning for Removal of Soot Deposition on Glass Surface to Visualization of Flame Inside The Pilot Cup of a Coaxially-Staged Aero-Engine Fuel Injector

> 松浦 一哲^{*1} MATSUURA Kazuaki

上坂 峻也^{*2} UESAKA Syunya **篠原 竜汰**^{*2} SHINOHARA Ryuta

加藤 昂大^{*1} KATO Kodai 山本 武^{*1} YAMAMOTO Takeshi

ABSTRACT

A coaxially-staged aero-engine fuel injector with optical access through its contoured quartz-made inner- and outer- shrouds was developed by our research team and has been successfully applied to its optical investigation, in particular of its pilot flame surrounded by its pilot cup. However, with sooty flames it suffers a glass-surface fouling problem due to soot deposition. To enable visualization, a laser-wipe cleaning optics was developed, with which the soot on the glass-surface was removed by the laser irradiation, over a wide area owing to its "wipe-cleaning" feature achieved by the steering mirror on a rotational traverse. The cleaning laser was operated at 10Hz repetition rate and its energy density for one pulse was 1mJ/mm2. The dynamic structure of the pilot flame under a combustion oscillation condition with a modest soot deposition rate was successfully captured, which provides phase-delay relationships among pressure, fuel concentration and heat release, not only in the main combustion chamber but also inside the injector.

キーワード:ジェットエンジン, 燃焼器, 可視化バーナ/インジェクタ, 光学計測, レーザクリーニング **Key words**: Jet Engine, Combustor, Optical Burner/Injector, Optical Diagnostics, Laser Cleaning

1. 緒言

希薄燃焼方式は航空エンジンにおいてもNOx排出を 大幅に削減する技術として有望であるが、実機への適用 においては、NOx排出低減とともに低負荷での未燃分 削減・安定燃焼と両立させるため、通常ステージ燃焼方 式が採用される。その中でも、低負荷性能確保のための パイロットノズルを内側、高負荷で特に排出が多くなる NOxを低減させるためのメインノズルを外側に配置す る同軸型のステージ燃焼方式は広く研究されている(例 えば文献(1))。筆者らも同方式のステージバーナの研究 開発を進めており(例えば文献(2))、これと同時に実機 条件での光学計測を実施し、燃料/空気の混合状態や反 応領域の特定により現象把握・設計改良に活用している。

原稿受付 2018年9月6日 查読完了 2019年4月10日 *1 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 調布市深大寺東町7-33-1 E-mail: matsuura.kazuaki@jaxa.jp *2 法政大学

〒184-8584 東京都小金井市梶野町3-7-2

本方式のステージバーナの場合、メインノズル内部では 燃料と空気の混合がなされ、またパイロット火炎の上流 部はパイロットカップ内に存在する等、主燃焼室に至る 前のバーナ内部において、下流の燃焼状態やエミッショ ン特性を決定する重要な現象が起こっている。このため、 筆者らは実バーナ形状の透明石英ガラス製可視化イン ジェクタをメイン部・パイロット部の順に段階的に開発 し、通常の研究で実施される主燃焼室のみの光学計測か らは得られない有用な知見を得てきた⁽³⁾⁻⁽⁶⁾。一方、試験 条件によっては透明パイロットカップ部へのすすの付着 により可視化が困難となる状況が生じた。本研究の可視 化インジェクタのみならず、通常の可視化燃焼器におけ る主燃焼室の壁面ガラスについても、すすの付着は噴霧 燃焼光学計測における共通の課題である。

すすの付着速度(この言葉は本稿においては「付着な しの状態から内部現象が可視化できなくなるレベルまで すすが付着する」までの時間の逆数を「定性的」に表現 する目的で用いる)が遅い場合には、付着の影響が深刻 になるまでにデータを取得し、その後燃料を絞り希薄条 件にて付着すすの消費が付着速度を上回る状態を保つこ とでこれを除去する操作を繰り返し行って,計測を実施 することも可能であるが,計測に必要な時間に対して付 着速度が速い場合にはこの方法は適用できない。

付着すすを除去しながら計測を進める方法として、 レーザを照射して昇華等のメカニズムにより除去する 「レーザクリーニング」と呼ばれる手法を採用して可視 化計測を実施した例が見られる^{(7).(8)}。レーザクリーニン グの特性については文献(7)-(12)等で調査され、特にレー ザ着火デバイス研究の中で出射窓のセルフクリーニング 効果の観点から研究がなされている。しかし、既往研究 で調査された条件の範囲では、付着すすを完全に除去し 完全な透過状態を保つには概ね10mJ/mm²程度以上のエ ネルギー密度が必要とされ⁽⁷⁾⁻⁽¹⁰⁾,この制限から規定され る照射レーザの断面サイズ(通常は数mmから高々十数 mm)により視野が限定されてしまう。このため、可視 化計測への応用例も拡がっているとはいえない。

そこで本研究では、精細な定量性よりも視野制限の緩 和による噴霧火炎の全体構造の把握を優先し、エネル ギー密度を犠牲にする代わりにレーザビームプロファイ ルを楕円形状に拡大整形し、回転トラバース機構を有す るミラーを介して、レーザ照射位置を断面プロファイル の短径方向に掃引することで、謂わば自動車のワイパー のような形ですすを広範囲にわたり除去する「レーザワ イプクリーニング システムを構築した。さらに、最初 の試みとして、筆者らの先の研究にて、すすの付着速度 としては比較的緩やかではあるが、すす付着によりパイ ロットカップ内の可視化が困難で燃焼振動現象解析上問 題となった試験条件⁽⁵⁾を対象として、本システムを適用 した。その結果、パイロットカップ内の可視化と現象把 握が可能となった。本稿では、同システムの構成と、そ の結果可視化可能となった燃焼振動下のパイロット噴霧 火炎の位相固定平均解析結果について報告する。

2. 実験装置

2.1 ステージバーナ

本研究で用いたステージバーナの基本構成をFig.1 に示す。バーナ諸元については文献(2)を参照されたい。 Fig.1に示される,通常の燃焼試験において用いる金属 バーナに対して,本研究で用いた可視化バーナにおいて は一部構造の簡素化を施しているが,これについては後 述する。また,パイロットノズル部については,Fig.1 の上段図に示されるベースモデルではなく,燃料噴出 部周辺の設計が異なるU8モデル⁽⁵⁾について試験を行った。 U8においては,燃料はパイロットノズルの内側空気流 路に8本の旋回溝を通して噴射されるため,燃料と気流 の干渉が噴射弁リップ部(Atomizer lip)よりも上流か ら開始される。燃料旋回溝から噴出した燃料の主たる部 分が,パイロット内側空気流路壁の周に沿って旋回しな がら液膜を形成し、リップ部に達した後,外側空気と干 渉することを意図した設計となっている。

2.2 光学燃焼器・ケーシング・可視化バーナ

試験装置計測部の概要をFig. 2に示す。Fig. 2-aは本 試験に使用した光学燃焼器, Fig. 2-bはこれを試験装置 のケーシングに搭載した状態の図である。これらの構成 は筆者らの先の研究と同一であり,詳細は文献(5)を参照 されたい。図には本稿で使用する座標系をあわせて示 してあり,ステージバーナの出口中心を原点,水平方 向をx,鉛直方向をy,流れ方向をzとしている。試験は JAXA高温高圧燃焼試験設備中圧系¹³⁰にて実施した。

可視化バーナのパイロットカップ内部は、石英ガラス 製のアウタシュラウド及びインナシュラウドを通して可 視化することができる。ここで「パイロットカップ」は、 主としてバックステップ(または噴射弁リップ)より下 流のインナシュラウドを指すものとし、その内側領域に パイロット火炎の基部が形成される。パイロットカップ 内の可視化のため、本可視化バーナにおいてはバーナ リップへの冷却空気流路とメインの燃料噴射部を省いて 構造を簡素化した(Fig. 1とFig. 2-aの拡大図④を比較 参照)。これらの点を除き、本可視化バーナは実形状曲 面を忠実に模擬している。設計段階で想定した観測範 囲はz =-20.8 ~ -6.5 mmであったが、実際は光屈折の影 響によりパイロット噴射弁リップ付近(z ~ -22.8 mm)



Fig. 1 Schematic drawings of coaxially-staged burner (Note the figure is for metal version with burner lip cooling).



(a) Optical combustor with optical burner.



(b) Combustor installed in test rig.

Fig. 2 Schematic drawings of experimental setup.

まで観測可能であった。なお,遮熱板の構造上z =-6.5 ~ 1.5 mmの範囲は可視化できない領域となっている。

2.3 可視化計測用光学系

Fig. 3に可視化計測に使用した光学系の概略図を示す。 光学系の基本構成は文献(5)と同様であるが,以下に示す 通り使用したレーザ及び撮影用カメラが異なる。

本研究で使用した可視化手法は,

①OHラジカル自発光(以下OH*,反応領域)

②燃料LIF(以下K-LIF,液相・気相の燃料存在領域) ③噴霧Mie散乱(液相燃料存在領域)

④OH-LIF (反応領域及び既燃ガス領域)

であるが、本稿では①、②の結果のみ報告する。上記の 括弧内は(定性的・または準定量的な意味で)各手法に より可視化したい対象を示している。②~④はレーザ シート断面上の情報、①については光路積算情報を取得 していることに留意されたい。このためOH*については、 添字LoS(Line-of-Sight)を付して表記する(OH*Los)。

送光系のレーザ光源には色素レーザ (Sirah, Cobra-

Stretch, 色素: Rhodamine 6G, 第二高調波, 波長 283nm)を用い, そのポンピング光源としてNd:YAG レーザ (Spectra-Physics, Quanta-Ray LAB-170, 第二 高調波, 波長532nm)を使用した。発振周波数は10 Hz, 色素レーザ出力は約30mJ/pulseである。レーザ光はシ リンドリカルレンズ (f=-50, 700mm)によりシート状 (測定部シート厚;約0.6mm)に整形した後測定部に導 入した。

撮影光学系はバンドパスフィルタ,UVレンズ (Sodern, Cerco2178, f=100mm, F/2.8) を装着した Intensified CMOSカメラ (Andor, iStar sCMOS, 16bit) を用いた。使用フィルタの詳細は文献(5)の通りである。 文献(4)で用いた二撮影系対向配置による異手法同時計測 は、すす除去用レーザの直接光の撮影系への入射を防ぐ ため行っていない。

本光学系においては、レーザシート及び受光系はトラ バース装置によるx方向への移動が可能であり、断面ト ラバース計測により時間平均の3次元情報を取得するこ とが可能である。ただし、以下本稿においては、燃焼器 の中心断面(x=0)における結果に限定して議論する。



Fig. 3 Optical setup for visualization.

2.4 レーザワイプクリーニング用光学系

Fig. 4にレーザワイプクリーニング(Laser-Wipe Cleaning,以下LWCと略す)に用いる光学系の概略図を 示す。光学系はNd:YAGレーザ(Quantel Brilliant EaZy 第二高調波532nm,発振周波数10 Hz,以下「クリーニ ングレーザ」と呼ぶ)、ミラー M₁ ~ M₄,及びシリンド リカルレンズCL₁ (f=-50mm)及びCL₂ (f=300mm)からなる。回転トラバース機構を備えたM₄により上下方 向のレーザ掃引を実現する。インナシュラウドに到達し た時点でのクリーニングレーザの断面形状は長楕円で あり、長径 (z方向)22mm,短径 (y方向)4.5mmであ る (スケールによる目視計測)。この長径は可視化イン ジェクタの観測可能範囲z =-22.8 ~ -6.5 mmに対して 余裕を持たせて設定した。長径についてはCL₁とCL₂の 距離L_aの変更により調整可能である。M₄直後のレーザ エネルギーは70mJ/pulseであり、これが以降減衰なく



Fig. 4 Optical setup for laser-wipe cleaning.

クリーニングに使用されたとした場合のエネルギー密度 は1mJ/mm²となる。これは文献(7),(8)等と比較すると 1/10程度の値である。

LWCの動作の模式図をFig. 5に示す。図中のyL0は金 属, ガラス問わず全ての壁面を無視し光屈折の影響も ないと仮定した場合のLWC用レーザ光軸と中心断面x=0 との交点のv座標であり、 θ_L は同仮定における同光軸と インナシュラウド内壁の代表的な半径r₀ =13.5mm(z=-13mmでの半径に相当)をもつ円筒(中心は z軸)の交 点のθ座標(定義はFig. 4参照)である。曲面形状の インナシュラウド内壁へのLWC用レーザの投影面の動 きは容易に表現できないため、以下では簡易的にyLoと θ_{I} の時間変化によりこれを説明する。時刻をtとすると き. dv_{L0} / dt で見積もられる掃引速度は6.2mm/sとなり. 発振周波数10Hzにおけるパルス間の移動量は0.62mm である。すなわち、概ねレーザ断面短径4.5mmの14% に相当するピッチで移動しながらクリーニングを行っ ていることになる。掃引幅はyL0=-22~27mmの範囲 であり、実際にクリーニングされる範囲は θ_L=102.5 ~ 280.2degである。上記掃引幅は必要範囲(概ねy_{L0}=-15 ~ 15mm)と比べて大きめとなっているが、これは先述 の断面トラバース計測を行う際に、ミラー M₃, M₄がx方 向トラバース装置上に設置されていることによりクリー ニングされる位置がトラバース位置によりずれるため, その分を考慮して余裕を持たせていることによる。掃引 幅の上限と下限の点においては2.3秒程度の静止時間が あるが、これは今回用いた回転トラバース装置制御系の 問題で生じるものであり、今後のシステム改善により短 縮可能である。一往復の掃引にかかる時間は21秒であり, すすの付着速度がこの時間スケールに対して遅いことが 可視化できる条件となる。

撮影の際は最初に2往復の掃引を実施した後に,掃引 を継続しながらデータ取得を行った。回転トラバースは 非同期であるので,毎回の往復掃引時に個々のパルス によりクリーニングされる位置は同一ではない。他の LWC用レーザ,色素レーザ,撮影系は同期して動作す る。各画像がそれぞれのLWCのレーザパルスに対して 750µs遅れたタイミングで撮影されるようにIntensified CMOS カメラの露光, 同カメラのインテンシファイア の高電圧ゲート, 及び色素レーザ発振の各タイミングを 調整した。

なお、以上で述べたLWC機構は、受光系の視野確保 を目的としている。2.3節の②~④の可視化手法につい ては、レーザシートが入射する上部のクリーニングも必 要となるが、これはレーザシート自体のセルフクリー ニング効果⁶⁰により実現される。参考までに、測定部中 心におけるレーザシート高さ130mmと厚み0.6mm(ス ケールによる目視計測)から算出したエネルギー密度は 0.4mJ/mm²となり、そのオーダはクリーニングレーザ のエネルギー密度1mJ/mm²と同レベルである。後述の 通り、本セッティングにて、現象解釈に必要な情報を十 分獲得できるレベルのセルフクリーニング効果が得られ ている。なお、レーザシート厚みは薄いため、目視によ る厚み計測の誤差は相対的に大きくなりやすい。このた め、上記に示すエネルギー密度の数値は後述の考察の中 で純粋に定量的な比較が可能であるほど精度の確保され た数値ではなく、目安として示されていることに留意さ れたい。



Fig. 5 Time sequence of laser-wipe cleaning.

3. 試験条件

試験条件をTable 1に示す。文献(5)中の試験条件 Case-Bと同一であり,詳細は同文献を参照されたい。 LWCの適用有無のみが異なる。気流条件(圧力,温度, 燃焼器圧力損失)については、中・小型航空機用エンジ ンのアイドル条件⁽²⁾をもとに,温度に変更を加えた条件 である。表中のパイロット局所空燃比*AFR*_bは、事前に 測定した燃焼器とパイロットノズルの有効開口面積比を 考慮して算出した。燃料は灯油を使用した。

Table 1 Test condition.	
Pilot model	U8
Inlet pressure, kPa	487
Inlet temperature, K	545
Combustor pressure loss*	4 %
Airflow rate in total, g/s	259
Pilot fuel flow rate, g/s	1.58
Combustor air-to-fuel ratio, AFR	164
Pilot air-to-fuel ratio, AFR _p	23.8

*Percent of inlet pressure

4. 結果及び考察

はじめに、「クリーニングなし」、「クリーニング部位 をインナシュラウドの上下方向中心付近に固定して3 秒クリーニングを実施した直後」、及び「掃引2往復の LWCを実施した直後」の直接撮影像をFig. 6に示す。ク リーニング部位はすすが除去され内部の可視化が可能で ある。



No cleaning







With laser-wipe cleaning

(Shorter exposure, Magnified)

Fig. 6 Direct photographs showing effects of laser cleaning on visibility of pilot flame.

一方,LWCの結果において、クリーニングされた部 分に一部縦筋状の未除去部(図中A,B)が見られる。A についてはレーザのビーム強度分布に起因するものと 考えられる。先行文献(7)-(10)において本研究の10倍近い エネルギー密度が推奨されている理由は、ビーム強度の 弱い部分についても十分なエネルギー密度を保ち、未除 去部を完全になくすことを意図していることによる。文 献(9)に示される写真からは、3mJ/mm²以下の場合に、 未除去部が存在しているものの、部分的にレーザクリー ニングの効果は確認できる。今回のLWCの設定の場合、 パルス間の移動量は断面短径の14%であり、各パルスの クリーニング領域がオーバラップしながらクリーニング される。このため、同じ位置であっても複数回の照射に よって様々なエネルギー密度の部分によりクリーニング されることになる。よって、すすの付着速度が十分遅い 場合には、高いエネルギー密度の照射を受けたタイミン グでクリーニングされた効果が長く持続することにより、 先行文献よりも同じ平均エネルギー密度に対してクリー ニング効果が高くなる。また先述の回転トラバースと レーザ照射が非同期である効果も相まって、クリーニン グ効果は特に上下方向に一様化されやすくなる。Bにつ いては、Aよりも太めの未除去部が見られる。これは θ_L の下限付近(写真では上側限界付近)ではクリーニング レーザとインナシュラウド内壁のなす角が小さく(壁に 対して薄い角度で当たる), 有効エネルギー密度が小さ くなることが一因として挙げられる。なお、クリーニン グレーザのエネルギー密度を0.7mJ/mm²程度以下とし た場合には、未除去部が多く、クリーニング効果は不十 分であった。

Fig. 7に, OH*及び燃料LIFの時間平均輝度値画像を 示す。左がLWCなし, 右がLWCありである。輝度レベ ルの表示範囲をz=0を境に変更していることに注意され たい。なお,本図以降の結果は,全て可視化バーナの曲 面形状に応じた光屈折補正処理¹⁴を施している。光屈折 の影響により,噴射弁リップ部周辺においては3.5mmを 超える歪が生じるため⁽⁵⁾,本処置は不可欠である。





- 59 -

LWCなしではパイロットカップ内のOH*は全く見え ず、燃料LIFでも根元部しか可視化できないが、LWCあ りではこれらが可視化可能となっている。ただし、すす による信号減衰の輝度値への影響がないことを保証する ものではなく. in-situでの正確な減衰率検定ができてい ない現時点で、パイロットカップ内の輝度値と主燃焼室 の輝度値の絶対レベルを平等に扱うことはできない。-方、LWCの図では、パイロットカップ下流部に円弧上 の(図中A),パイロットカップ中心付近に縦方向の(図 中B)黒い筋が見られる。これらはクリーニングレーザ の照射位置により光屈折の状態(曲面ガラスのレンズ効 果によってエネルギー密度が場所により異なる)やイン ナシュラウド壁面とレーザ光軸のなす角が異なることに 起因すると考えられる。加えて、レーザシートを用いた 計測の場合は、計測用レーザのセルフクリーニング効果 も重要である。例えば、Bの位置に入射する光はインナ



(c) LWC started 21 seconds before start of image aquision.

Fig. 8 Effects of laser-wipe cleaning on time-dependent behavior of sum of OH* intensity in specified regions.

シュラウドが凹レンズとして振る舞う位置を通過して入 射するため、入射側、受光側双方のレーザエネルギー密 度低下による未除去すす増加により信号レベルが低下す ると考えられる。

Fig. 8に, OH*画像中の下記に示す3領域の輝度積算 値を求め、これを時系列で表示したものを示す。プロッ トされた各点の間隔は取得周期100ms(10Hz相当)で ある。t_aは画像取得開始からの時間である。Fig. 8-bは 画像取得開始から約6秒後に初期位置yL0=-22mmより 往復掃引を開始してLWCを行った場合の図である。ク リーニングレーザが上下方向中心付近にくるta=10s付近 において、それまで極端に低かったR-Cの輝度積算値の 急激な増加が見られ、この前及び後に初期掃引方向(下 から上)を反映して、それぞれR-A, R-Bの輝度積算値 が急に増加する。t_a=50sまでに概ね2往復掃引されるが, それまでには輝度積算値は定常的なばらつきの範囲内で 安定する。Fig. 8-cはFig. 5の通常手順(2往復掃引後 撮影開始)の場合を示しており、初期より概ね輝度積 算値は安定しているが、R-Cの図ではt_a=70s程度までは 往復周期の半分にあたる約10.5s間隔でやや高い値を示 す点があり、計測開始後もわずかながら部分的に追加ク リーニングによる信号強度改善効果があることがわかる。 それ以降はこの傾向は見られないため、撮影前LWC掃 引回数をさらに増やすと、データがさらに安定する可能 性がある。

Fig. 9に典型的な燃焼室変動圧力波形(200~2500Hz のバンドパスフィルタ処理後),及びその周波数スペク トルを示す⁽⁵⁾。燃焼振動の主周波数は390Hz(±8%)で ある。



Fig. 9 Examples of pressure oscillation signal and its frequency spectrum.

Fig. 10に位相固定平均処理を施したOH*及び燃料LIF の輝度値分布を示す。ここで燃焼室変動圧力は正弦波 $p' = \sin(\varphi)$ で近似しているため、 $\varphi = 90, 270$ degの時に燃 焼室圧力はそれぞれ極大及び極小になる。また、各位 相における位相固定平均画像の各z位置においてz-0.5 ~ z+0.5の範囲のOH*及び燃料LIFの輝度を積算した値を $I(z, \varphi)$ とし、 $I(z, \varphi) の \varphi$ に関する平均を $I_0(z)$ とするとき、 平均からの差分 $\Delta I = I(z, \varphi) - I_0(z)$ 及び規格化した積算輝 度 $In = I(z, \varphi) / I_0(z)$ をFig. 11に示す。本図は二周期分を 図示してある(例えば φ = -30degと330degは同データ)。 各値の位相に対する極大極小部近傍に+, - を表示した。

見かけ上「分離」している(図中B)。このような分離 構造は類似形状のパイロット噴射弁に対しすす付着が 問題とならない試験条件(入口圧力700kPa,入口温度 760K,安定燃焼条件)で実施した先行研究⁽⁵⁾においても 確認された。この現象は,蒸発潜熱による温度低下と急



Fig. 10 Spatial distribution of phase-averaged intensity of line-of-sight OH chemiluminescence and crosssectional kerosene-LIF on *x*=0 plane.



Fig. 11 Phase-dependent variation of sum of OH* and K-LIF intensity on *z*=const. cross sections: Deviations from average and normalized values.

速な蒸発による局所的過濃領域の出現が原因と考えられ. 燃料が相対的に濃い条件で起こる。本研究では燃焼振動 に起因して空燃比変動が生じるため,設定AFR_b自体は 大きくても,燃料が濃くなる位相が存在する。すなわち, パイロット噴射弁リップに現れた高燃料濃度塊が、該当 領域まで移流してきた位相において、上記の分離構造が 顕著になる。燃料LIFの画像においてもq=330deg付近 で該当領域の濃度が概ね極大を示すことが確認できる (図中C)。Fig. 11のInを見ると,該当するz=-14mm付近 では φ =330degにほど近い φ =345degにて燃料LIFが極大, OH*が極小となっている。Inの図に示される太点線は燃 料LIFの極大値領域をつないだもので、高燃料濃度塊の 移流を示すものであり、OH*の図にも比較の便宜のため 記入してある。これにより、高燃料濃度塊が噴射弁リッ プを離れるのはq=330deg付近であることがわかる。高 燃料濃度塊は、パイロットカップ内では反応を主に抑制 するが (過濃側の性質), 主燃焼室に入ったバーナリッ プ付近では濃度も下がり、メイン空気の一部も導入さ れて、逆に発熱を促進する (φ=30degの図中D, 希薄側 の性質), 謂わば相反する効果を示す。ただし, 規格化 されていないOH*に関する△Iの図を見ると、主燃焼室内 z=0~20mmの発熱変動がパイロット内部と比べて(未 除去すすによる若干の減衰効果を考慮してもなお)格段 に大きく、しかもAI>0の領域が0~180°度の範囲にあ り、Rayleighの条件(圧力と発熱の位相整合)を満たし ていることから, 燃料濃度変動に起因するバーナリップ 部の発熱変動が本条件における燃焼振動を駆動する主要 因子と考えられる。

5. 結言

筆者らが先に開発した2重の実形状透明ガラス流路を 備える航空用同軸型希薄ステージバーナの可視化モデル を用いたパイロットカップ内火炎可視化実験において、 ガラス面に付着するすすにより内部可視化が困難になる 問題を解決するため、レーザを掃引照射しながら付着す すを除去するレーザワイプクリーニング光学系を構築し、 同実験に適用した。その結果、すす付着速度が比較的緩 やかな場合には、クリーニングなしの場合にパイロット カップ内部が全く可視化できない試験条件においても、 本手法により可視化可能となることが確認できた。

本研究では、可視化される現象の信号強度絶対値の定 量性よりも火炎の全体的構造を捉えることを優先すべ く、できるだけ広い視野を確保するため、掃引方向に垂 直な方向の照射レーザ断面長径を22mmに拡大(短径は 4.5mm),エネルギー密度を1mJ/mm²とした。このため、 すす除去に必要な典型的値として他文献(7)-(00)に見られ る10mJ/mm²と比較して小さくなっているが、このレベ ルでのエネルギー密度でも、上記の目的の観点からは十 分な効果があることがわかった。一方、0.7mJ/mm²以 下では未除去部が多く、クリーニング効果は不十分で あった。なお、上記但し書きの通り、上に示したエネル ギー密度は本研究の試験条件・目的の観点から有効に機 能した値を示したものであり、クリーニング可能限界の 普遍的な閾値ではなく、試験対象や条件(すすの性状や すす付着速度に影響)、研究の目的・アプローチから規 定される定量的精度要求のレベルに応じて変化するもの であること、また数値自体も精細な定量値の規定を目的 としたものではなく、オーダの目安を与えるものとして 記述していることに留意されたい。

本研究で対象とした燃焼振動条件における位相固定平 均計測の結果からは、主燃焼室現象に加え、パイロット カップ内のOH*発光領域が特定の位相において分離する 様子、バックステップ部にOH*発光領域が出入りする様 子等の火炎のダイナミクス、及びこれらと圧力変動、燃 料濃度変動の位相関係を新たに捉えることができた。こ れは本手法の適用に帰するところが大きい。

今後はレーザエネルギー密度,照射周波数,掃引速度 等の中から性能改善効果の高い因子を見極め,すす付着 速度のより速い条件においても適用可能範囲を拡げるべ く本システムの改良を実施する予定である。

謝 辞

飯山特殊硝子(株)の田辺徹氏には可視化インジェクタの 製作について,京都大学の林潤准教授にはすすに対する レーザの作用について,参考になるご意見ご助言を賜っ た。宇宙航空研究開発機構の下平一雄氏には設備の運 転・技術的助言,法政大学の林茂教授,岩崎智行氏には それぞれ本稿の先行研究における結果検討,データ整理 補助にご協力いただいた。ここに記して謝意を表す。

参考文献

- Mongia, H.C., TAPS A 4th Generation Propulsion Combustor Technology for Low Emissions, AIAA/ ICAS International Air and Space Symposium and Exposition, The Next 100 Years, AIAA 2003-2657 (2003).
- (2) Yamamoto, T., Shimodaira, K., Yoshida, S., Kurosawa, Y., Emission reduction of fuel-staged aircraft engine combustor using an additional premixed fuel nozzle, J. Eng. Gas Turbines Power, Vol. 135, No. 3, (2013), pp. 031502-031509.
- (3) Matsuura, K., Ohori. S., Yoshiura, Y., Kurosawa, Y., Yamada, H., Shimodaira, K., Hayashi, S., An attempt to visualize spray inside the premixing duct of a coaxialstaging lean burner at simulated full power conditions of modern/future high pressure ratio aero engines, Poster presentation, 12th International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, ICLASS-2012 (2012).
- (4) Matsuura, K., Eguchi, T., Oide, S., Yamada, H., Kurosawa, Y., Yamamoto, T., Hayashi, S., Simultaneous Kerosene/OH LIF Visualization inside the Pre-mixing

Duct and Combustion Chamber of a Lean Staged Aeroengine Combustor under Combustion Oscillations at Elevated Pressure and Temperature, AIAA 2015-4085 (2015).

- (5) Matsuura, K., Uesaka, S., Iwasaki, T., Kurosawa, Y., Yamada, H., Yamamoto, T., Hayashi, S., Visualization of pilot flame of an optically-accessible coaxiallystaged aero-engine lean-burn fuel injector, Proc. 28th European Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, ILASS-Europe 2017, http://dx.doi.org/ 10.4995/ILASS2017.2017.4752 (2017).
- (6) 上坂峻也,江口貴広,松浦一哲,山本武,林茂,航空用 希薄ステージバーナの燃料分布及び排出ガス特性に及ぼ すメインノズル旋回翼と燃料噴射孔の周方向位置関係の 影響,日本ガスタービン学会誌, Vol. 46, No. 2 (2018), pp. 153-161.
- (7) 鷲見成彬, 久保周之, 小酒英範, 過渡運転時における ディーゼルエンジン燃焼室内すす生成・酸化過程の可視 化, 第20回内燃機関シンポジウム講演論文集, (2009), pp. 247-252.
- (8) 小酒英範, 鷲見成彬, 過渡運転におけるディーゼルエンジン燃焼室内火炎温度の画像計測, 電気学会論文誌E, Vol. 131, No. 8 (2011), pp. 272-278.

- (9) Ranner, H., Tewari, P. K., Kofler, H., Lackner, M., Wintner, E., Agarwal, A. K., Laser cleaning of optical windows in internal combustion engines, Optical Engineering, Vol. 46, No. 10 (2007), 104301.
- (10) Dearden, G., Shenton, T., Laser ignited engines: progress, challenges and prospects, Optical Express, Vol. 21, No. S6 (2013), pp. A1113-A1125.
- (11) Griffiths, J., Lawrence, J., Laser cleaning of the output window in a laser ignition system for gas turbines, Proc. 31st International Congress on Applications of Lasers and Electro-Optics, ICALEO 2012, (2012), Paper #M803.
- (12) Okada, K., Ito, Y., Kim, W., Johzaki, T., Namba, S., Endo, T., Experiments on laser cleaning of sooted optical windows, 6th Laser Ignition Conference, LIC2018, (2018), Paper LIC1-3.
- (13) 下平一雄,山田秀志,牧野敦,山本武,林茂,高温高圧 燃焼試験設備の拡充整備,JAXA-RM-05-007.
- (14) 上坂峻也,大出駿作,江口貴広,松浦一哲,林茂,航空 エンジン用希薄ステージングバーナの予混合管内可視化 計測における光屈折補正,第25回微粒化シンポジウム講 演論文集,(2016),58-61.

- 63 -

東西南北地水火風



タイ王国 カノム4プロジェクトGTCC発電プラント運転・保守

Plant Manager Work for Khanom 4 Project Operation and Maintenance in Thailand



塩原 元哲^{*1} SHIOBARA Motoaki

キーワード: ガスタービン, コンバインドサイクル, 運転・保守, 海外 **Key Words**: Gas Turbine, Combined Cycle, Operation & Maintenance, Overseas

1. 緒言

タイ王国南部の天然ガス焚ガスタービンコンバインド サイクル発電(GTCC)のカノム4プロジェクトにおい て現地組織の所長(Plant Manager, PM)として3年間 の運転・保守の経験を紹介する。

2. カノム4プロジェクトの概要

2.1 KEGCO社

Khanom Electricity Generating Company Ltd社 (KEGCO)はFig. 1に示す通りタイ王国の首都バンコク から南へ車で約700kmの距離に位置するナコンシータマ ラート県カノム郡内の海に面した風光明媚なエリアで操 業する発電事業者です。最初はタイ電力公社(EGAT) のカノム発電所として操業開始し、後にIPP事業者とし て分離独立しました。



Fig.1 カノムの位置

カノム発電所は両側を山に挟まれたカノム川河口の平地 に立地しており(Fig. 2),既設1号機(75MW)が1981 年に営業運転開始。以降2号機(75MW),3号機(9E 型GTの多軸型GTCC 674MW)が増設され,約20年前 にタイ湾内のガス田からカノムまでの天然ガスパイプラ

原稿受付 2019年3月18日 *1 (株JERA O&M本部 常陸那珂火力発電所

〒319-1113 那珂郡東海村照沼768番23

イン開通と同時にガス焚転換しました。既設1~3号機 は既に廃止されており、1号機は博物館として保存、2、 3号機は撤去予定です。



Fig.2 カノム発電所

2.2 カノム4プロジェクト

カノム4プロジェクトはカノム発電所の既存敷地内に 最新のGTCCとなる4号機を増設し、EGATとの25年間 の売電契約(PPA)に基づき電力供給するものです。発 電設備は出力465MWの天然ガス焚一軸型コンバインド サイクルが2ユニット(Fig. 3),計930MW(送電端)で あり、燃料ガスは既設時代から隣接地で操業するタイ石 油公社(PTT)ガス精製設備を介してガス配管にて供 給を受けます。発電した電力は230kVの送電線で隣接す



Fig. 3 カノム 4 発電設備

2.3 カノム4設備概要

業運転開始しました。

発電設備の主要機器はガスタービンがMHPS社製 M701F5型(Fig. 4), 蒸気タービンがMHPS社製単車室 三圧再熱式で最終段翼長48インチの軸流単流排気, 発電 機は三菱電機社製の水素冷却式でサイリスタ起動装置付, 発電機はガスタービンと直結, 蒸気タービンとはSSSク ラッチを介して接続し, 起動時はまずガスタービン・発 電機で起動・発電開始し, ガスタービン排気熱で十分な 蒸気が発生したところで蒸気タービンを起動・昇速し定 速回転数にてSSSクラッチ勘合により発電機と結合し蒸 気タービンによる発電も始まります。



Fig. 4 M701F5型GTエンクロージャ外観

HRSGは韓国BHI社製の自然循環型三圧再熱式ガス横 流れで高さ75mの単独煙突に接続しています。蒸気ター ビン復水器冷却水はカノム川の河口近くから取水してお り汽水域ではありますがほとんどが海水です。タービ ン・発電機はタービン建屋内に収まっていますが,日本 国内でよく見られるような複数ユニット一体建屋ではな くユニット毎の個別の建屋となっており,操作室は独立 した建屋内にあります。なおカノム4発電プラントは現 在タイ国内で営業運転中のものとしては最も熱効率の高 い火力発電ユニットとなっております。

カノム4の燃料ガス供給の流れをFig.5に示します。 タイの東岸側となるタイ湾には油田・ガス田があり,カ ノム発電所の主燃料である天然ガスはこのタイ湾のガス 井から海底ガスパイプラインが敷設されており,発電所 に隣接するタイ石油公社(PTT)工場構内のガス精製 設備(GSP)にて商品となるLPG分を抽出した後の残り のガスが流量計測設備を経由して発電所に入り,燃料 ガス圧縮機で昇圧後発電設備に供給されます。GSPのト ラブル時はバイパス系統が開くため供給は確保されます が未処理ガスが流入するため発熱量は急変します。一方 LPG抽出後のガス需要家はKEGCOしかないので互いの 設備運転状況は相互に影響し合うため、密接な関係にあ ります。



Fig.5 燃料ガス供給の流れ

3. 現地赴任

KEGCO社は1会社1発電所であり,Fig.6に示すように社長の下で発電所長(PM)は発電,保修部門を管理,PMと保修部長(MM)の2名について日本から赴任しております。



Fig. 6 KEGCO社組織図

本赴任はプロジェクトファイナンス契約に基づくもの であり,諸準備手続きの後,営業運転開始予定日の9か 月前の2015年9月に3年の任期で東京電力(株より赴任・ 業務開始しました。着任時に既に3人の仲間が建設・試 運転担当として現地駐在中でしたが,営業運転開始とと もに帰国しました。なお東京電力の海外IPP事業は2016 年7月に(株)JERAに承継されております。2018年9月に 任期満了に伴い後任に引き継いで帰国しました。

4. カノム4発電設備の運用

4.1 タイ南部の電力需要とカノム4の運転形態

カノムがあるタイ南部はバンコク周辺を含むタイ中心 部以北とは主に地形上の理由により電力連携送電容量に 制約がある上,エリア内の発電所数,発電容量が需要に 対して余裕がなく,カノム4発電設備は営業運転開始以 降給電指令による起動停止がほとんど無い連続運転と なっています。また需要は産業ではなくプーケット島を はじめとするリゾート地での消費がメインなので1日の ピークは夕方の点灯需要であり、タイにおいても太陽光 発電が普及してきており日中の需要との差は更に顕著に なっています。そのためカノム4は連続運転であっても ベースロード運転ではなく中間負荷での運用が主となっ ています。

発電設備の通常運転中はEGATの給電指令所から送ら れる出力,負荷変化率,電圧指令値による遠隔自動負荷 運転であり,発電所での操作は起動・停止,運転監視, 警報対応,補機切替等になります。決められた負荷帯の 中で系統の給電指令所からの遠隔指令に制約無く対応で きる「アベイラブル」な状態であることがサービスの1 つであり,個別に対価を得ております。従ってトラブル が起きた場合は発電所側操作に切り替えての負荷一定様 子見ではなく,なるべく遠隔自動運転を継続することに なります。

PPAの要求項目としてガス燃料のバックアップとし て油焚機能保持および所定量の油燃料のストックがあり, その機能確認のために年4回負荷運転中のガス-油燃料 切替試験を実施しています。

4.2 カノム4の運転・保守

KEGCO社は1会社1発電所のIPP発電事業者であり ますが,発電設備の運転・保守は全て直営で行っていま す。運転は当直勤務3交替制,保守は日常保守含めて 直営ですが,新型GT他一部主要機器のメンテナンスは メーカとのLTSA契約となっています。保修部には倉庫 管理セクションがあり,ここで多岐にわたる予備品,消 耗品をシステム管理しており,初回定検でも部品のロジ に混乱はありませんでした。定検は等価運転時間で管理 されていますが連続運転で起動・停止が少ないため,計 画通り約1.5年インターバルで実施しており,既に初回 定検である燃焼器点検,2回目のタービン点検を終了し ております。新型ガスタービンですが定検では高温部品 に目立ったダメージはなく,昔の新型GTと比べると完 成度の高さを感じます。

5. KEGCOにおけるPM業務

5.1 日常業務

発電所事務室における執務の様子をFig.7に示します。 KEGCOはタイ国内にあるタイ人の会社ですがマネージャー,エンジニアはもちろん,運転手も含めて主だった人は全員英語を話せるのでコミュニケーションは英語です。これは発電設備を輸入に頼るタイではドキュメントが全て英語なので英語ができないと仕事にならないという事情もありますが,日本国内と比べると高い率です。 独特の発音とイントネーションの英語で聞き取りづらいですが,同じ発電技術者同士なので何を言おうとしているかは分かります。したがってタイ語は買い物や食事に



Fig.7 事務室にて執務中の筆者

必要な最低限しか覚える必要がありませんでした。

共に日本から赴任している保修部長 (MM) が保修部 門を管理しているので、私は発電部門を重点的にカバー しました。毎朝運転日報は出てきますが、私は毎日中央 操作室に足を運んで運転状況を確認するとともに当直 長らと技術論、雑談を通して信頼関係を構築しました。 KEGCO社員はEGAT社員でタイのエリートであり30年 以上の運転・保守実績をもつ優秀な人たちですが、彼 らも既設の中で最も新しい3号でも9E型ガスタービン +水噴霧燃焼器と古い設備しか扱っておらず、最新の GTCCや乾式低NOx燃焼器は知りませんので、私の日本 での新型GT導入検討、計画・建設経験を活かして最新 機器の概念や歴史を解説したり、GTの燃焼に影響を与 える燃料ガス性状の変動をチェックし共有したりしまし た。なお、M701F5ガスタービンの燃焼器は燃料ガス性 状の広いレンジに対応しているため、上流側起因の燃料 ガス性状変動の影響をほとんど受けませんでした。

KEGCO社内ではそれまで定例会議がなかったため運 開以降,技術系のマネージャーとエンジニアを集めて週 間会議を始めました。議題作成~議事進行~議事録作成 まで全て私一人直営でやったので大変な労力でしたが, その分各セクションから情報も入りました。その後社内 監査や保険会社サーベイへの対応で「週間会議にて対応 している/していく」と引き合いに出されるので位置付 がどんどん重くなっていき,唯一の定期的な技術的情報 共有と議論の重要な場となっています。

5.2 日本人として

プラントメーカコンソーシアムが日本企業だったこと もあり、タイ人からはKEGCO-メーカ間コミュニケー ションのパイプ、潤滑剤としての役割も期待されました。 ミーティング (Fig. 8)の段取り、細かい調整、トラブ ル発生や喫緊課題発生時の第一報や処理方法の相談を行 いました。タイ人は理由・背景を説明せずに単純に要求 のみ発言することが多いため、工程がタイトな定検中は タイ人からメーカ日本人の方に対してそのような発言が あった場合は横から背景や理由を解説し、誤解による時 間浪費の防止に努めました。



Fig.8 メーカとの打合せ

KEGCOの人達の日本製品品質への信頼は非常に大き く、これは日本製既設1号機の不具合が少なかったこと と対称的に他国製の既設2号機がトラブル多発したのも あり日本製品への信頼につながっています。

5.3 保険会社対応

国内勤務では経験しなかったものに保険会社による定 期的なサーベイがあり、その結果は保険料率にも影響し ますので重要です。サーベイのポイントは世界中の保険 支払申請事案に基づくものであり、日本では稀であって も海外では事例が多い電気事故、火災等に対する予兆管 理、検知や防災設備の機能確認・レビューの他、警備体 制、事故の事後対応としてリードタイムの長い予備品保 有等の状況について現場も含めて細かく調査され、結果 が不十分であれば推奨等が発出されます。日本では考え られないような内容もあり、最初は戸惑いましたが実際 に起きた事案に基づいているため説得力があり、事業者 としてもリスク低減につながるため非常に有益だと感じ ました。

5.4 保修の内製化

カノムはタイ国内の工場地帯から遠く外注はタイム ロスであるため、保修作業、部品調達・機械加工の内 製化が進んでいます。各セクションのエンジニアが独 自のネットワークを持ち短納期で素材・製品を調達で



Fig.9 保守建屋内の工作機械

き,構内の保守建屋では各種工作機械が稼働しています (Fig. 9)。

5.5 安全管理

安全管理については細かいルールや手順の違いはあり ますが、基本的に日本国内と変わりません。タイの労働 安全の法律で興味深かったのが社員への一定量飲み水確 保が会社に義務づけられている事です。上水道が飲める 日本ではあまり考えられないことです。

タイは仏教国です。イスラム国であるマレーシアに近 いカノム周辺は一定のイスラム教徒はいますがしっかり 仏教社会で会社の公式行事も仏教に関するものが多数 あり,安全祈願も僧侶が9人来所して読経します。Fig. 10は安全祈願の様子ですがタイの仏教は上座仏教である ため僧侶と信徒の関わり方も日本国内とは異なります。 また仏教オンリーではなく精霊信仰も残っており,構内 には隣接する山をご神体とする祠があり,仏教式とは別 に日本の神主に相当する人を呼んで安全祈願をします。



Fig. 10 僧侶 9 人による仏式安全祈願

6. カノムでの生活

6.1 タイ南部の気候,自然と居住環境

カノムは北緯約9度にあり熱帯モンスーン気候なので 乾季と雨季があります。乾季は2か月程雨が降らないこ ともありますが、雨季は日本の梅雨のように雨が降り続 くのではなく午前は晴天,午後短時間強雨(スコール) が通り過ぎます。雨は強く降るので視程も短くなります し、音も大きいので遠くからでも雨が近づいてくるのが 分かります。雨季の中でも12月前後は強雨が断続的に降 り続くため周辺地域では洪水が発生します。KEGCO構 内は雨水排水能力が十分にあるため豪雨でも洪水は発生 しませんが、構外にある唯一の発電所アクセス道路が冠 水するため孤立します。また、川の増水により上流で流 された枝葉・流木、漁港の資材・生活道具などが大量に 漂着して海水系のスクリーン、ソトレーナを閉塞するた め不眠・不休での清掃対応となります。なお漁村から川 に捨てられるゴミは季節に関係なく大量に漂着します。

カノム周辺は観光地であるため警察が治安に力を入れ ており安全ですが、家族は言語や日常の移動手段の問題 からカノムではなくバンコクに居住し、私は毎週末にカ ノム~バンコク間でタイ国内単身赴任しました。車と飛 行機,バンコク市内の電車を乗り継ぐと片道5~6時間 かかります。カノムでは発電所構内にある一軒家の幹部 社宅に住みましたが,セキュリティーは良く,川岸から 5m位のところにあったので美しい自然の風景や生き物 を見ることができました (Fig. 11)。社宅の壁はタイの 一般的な家屋同様コンクリートブロックを積んで左官で 仕上げただけなので防音機能が無く,川を通過する漁船 のエンジン音や屋根に打ち付ける強雨の雨音等で赴任当 初は眠れませんでしたがやがて慣れました。



Fig. 11 社宅から望む朝焼けのカノム川

KEGCOの近くの街中にはスーパー,コンビニ,レス トラン,病院がそろっており,日本料理・食材はありま せんが車さえあれば日常生活に不自由は感じませんでし た。

KEGCO構内外は豊かな自然に囲まれており(Fig. 12),様々な動植物の営みを見ることができます。1年 を通して多様な鳥,蝶,トンボが飛び交い,餌付されて いない野生のサルもいて数mまで近づいて見られます (Fig. 13)。カノム川の発電所対岸や上流域はマングロー ブとなっており,このような豊かな自然の保護が発電所 としても重要であり,実際に見ることができるのは環境 保全できている証でもあります。



Fig. 12 放水口の隣のビーチ越しに見るサムイ島



Fig. 13 山の麓で食事中のカニクイザル

6.2 食事

タイ料理は日本でもポピュラーですが、本場で食べる タイ料理、特にカノムの食事は大変美味しく安価です (Fig. 14)。タイ南部の料理はバンコク周辺と比べても 辛くて最初は食べるのに苦労しましたがすぐに慣れ、逆 に辛くないと物足りなくなり唐辛子を加える程になりま した。果物も豊富で会社内でも朝や会議中に様々な果物 やお菓子が出されました。スイカやパイナップルなど日 本と同じ果物も甘さが異なります。また構内には果物の 木が自生しており、バナナはもちろんマンゴーやジャッ クフルーツ等が実っていました。お菓子はココナッツ ベースのお菓子が多く果物同様大変甘いです。



Fig. 14 ガパオ・ムークロップとマンゴスチン

6.3 イベント好きのタイ人と丁寧なKEGCO社員

タイ人はイベント大好きで発電所でも仮設ステージを 設営して食事類の屋台を呼び, 生バンド演奏で深夜まで パーティーします (Fig. 15)。スポーツイベント (Fig. 16) も多くあり, その夜はパーティーです。



Fig. 15 新年パーティー会場



Fig.16 スポーツ大会におけるチェアボール競技

KEGCOでは社員はもちろん警備員や構内緑化整備作 業に従事する地元女性達に至るまでフレンドリーで丁寧 であり快適な仕事環境でした。最終日に空港に向かうた めに社宅を出発した際は社長はじめ多数の方が早朝見送 りに集まってくれ,充実した任期を全うすることができ ました。

最後に家族共々無事帰国できましたことを日本,タイ の関係者の皆様に御礼申し上げます。

- 69 -



わたしにとっての設計とものづくり My Experiences on Design and Manufacturing



TANUMA Tadashi

2010年に東芝を役職定年になり、帝京大学に職を得 て,機械工学を基礎として分野横断の研究をする研究室 を開設しました。当初は「応用流体力学・エネルギー機 械系」としていましたが、2017年の改組の機会に戦略的 イノベーション研究センター「流体及び構造解析・設計 応用研究部門」としました。「設計」という言葉を入れ たいという思いと、研究室発足の翌年から医学系の若手 教員や博士課程の学生を研究員や受託研究員として研究 室に受け入れて、呼吸の流体解析等の生体内の流れ解析 の指導をしているので、医師や歯科医師にも違和感のな い部門名にしたつもりです。蒸気タービン等のターボ機 械の設計に関するテーマと血液や呼吸等の流体解析と血 管,鼻腔,咽頭,気管支などの応力と変形に関する構造 解析を医療に応用するテーマの研究と教育をしています。 二つのテーマのアプローチはほぼ同じで、流れの現象と 流体力等による対象物の変形や振動を考慮して設計や治 療の方法を最適化することです。たとえば、私の研究室 で鼻腔・咽頭の気流解析をしている口腔外科の大学院生 は顎の骨を切断して隙間を作って超合金プレートでネジ 止めして顎を前方に出して気道を拡張する手術が専門で すが、流体解析で術後の気道圧損低減の定量予測を目指 しています。医学分野では設計という言葉はふさわしく ないかもしれませんが、「より良い設計(手術)」を実現 するために機械工学のシミュレーションを用いる研究で ある点で、高性能タービン翼の設計も機械系シミュレー ションの医療応用も共通していると思っています。

近年,わが国の産業競争力が低下していると言われ ています。たとえば世界経済フォーラムが昨年9月 に発表した国際競争力ランキング⁽¹⁾で日本は9位でし た。内訳を見ると,研究開発費や産学連携の指標を含む innovation environmentのスコアでわが国だけが先進国 グループの中で前回調査から低下しています。製造業の 労働生産性の国際比較のデータ⁽²⁾を見ると,日本の順位 はOECD加盟主要31カ国中で2000年の1位から2018年に は15位まで後退しています。税制やグローバル企業の本 拠地があるかなどの要因が大きいと思いますが,わが国

原稿受付 2019年4月3日

 *1 帝京大学 戦略的イノベーション研究センター 流体及び構造解析・設計応用研究部門 〒173-8605 板橋区加賀 2 -11-1
 E-mail: t-tanuma@med.teikyo-u.ac.jp の技術力と商品開発力を高めて行く必要があることは間 違いありません。

私の父は戦前、東芝(当時は東京芝浦電気)大井工場 に勤務しており、当時の最新商品の電気冷蔵庫を扱う職 場にいたと聞いています。招集されて中国・東南アジア 戦線での兵役を経て岡谷市の疎開工場に移り、その後独 立して機械部品工場を始めました。工場の天井にモー ターを1台設置して、木製のプーリーと布製のベルトで 2から3台の旋盤に動力を供給する仕組みで、終日モー ターが回っていました。家内工業でしたから、工場の一 角に私達子供の居場所を作ってもらい、いつも工場にい た記憶があります。砥石車で切削工具を加工して、ふい ごで焼き入れをする工程、油と水を混ぜて白い切削用冷 却液を作る工程、長い棒状の鋼材から旋盤でネジなどの 機械部品を加工する工程,製品を油で洗って寸法検査す る工程など、脇で遊んでいただけでしたが、今でも鮮明 に覚えています。戦後の高度経済成長期に入り、工場が 忙しくなり、私も簡単なバリ取りなどの工程を手伝うよ うになりました。一個当たりの工賃が円でなく銭の単位 で、「根気と体力が求められる仕事」というのが当時の ものづくりに対する私の印象で、違う仕事を選ぶつもり でした。しかし、進学する大学を選ぶ段階で、将来も成 長する分野を漠然と想像して、結局、工学部機械工学科 を選び、進学して就職先を選ぶ段階では、結果的に東芝 を選び、中でも機械系が多いタービン工場に配属されま した。

東芝でのタービンの開発と設計の仕事を通して,製品 の性能とコストと信頼性に対する設計の責任の重さを教 えられました。親の世代が懸命に働いて築いた最強の工 業国日本が私達の世代で競争力を失いつつあることは, 前述した統計の示すところです。大学での研究と教育を 通して,ものづくりの設計力を高めて産業競争力を再び 向上させることに少しでも貢献できればと思っています。

参考文献

- Schwab, K (ed.), The Global Competitiveness Report 2017-2018, Word Economic Forum, Insight Report (2018), pp.13-16.
- (2) 日本生産性本部、労働生産性の国際比較2018, https:// www.jpc-net.jp/intl_comparison/(参照日 2019年3月31日)

報 告

2018年度通常総会報告

公益社団法人 日本ガスタービン学会2018年度通常総会 は、2019年4月17日(水)14時より、東芝エネルギーシステ ムズ(㈱本社15階会議室において開催された。出席者は委 任状提出者、議決権行使者を含めて1,075名であり、定款 に定められた成立要件である総正会員数の過半数960名を 満たし、総会は成立した。

報告事項

2018年度事業報告・監査結果報告 2019年度事業計画および収支予算 以上について担当理事より報告された。

決議事項

第1号議案:計算書類および財産目録の件 承認 第2号議案:理事選任の件 10名の候補者全員を承認 第3号議案:監事選任の件 2名の候補者全員を承認 第4号議案:名誉会員候補者の件 承認 第5号議案:終身会員候補者の件 承認

以上の通り、いずれの議案も原案通り承認された。

総会終了後,別室にて第1回臨時理事会が開催された。 出席理事の互選により渡辺紀徳君が新会長に,副会長に は識名朝春君が選定され,また法人管理及び公益事業担 当の執行理事13名が決定された。その後,総会会場にて 新役員体制が渡辺紀徳新会長から報告され,新旧会長か ら挨拶があった。引き続いて名誉会員推薦状授与式が行 われた。

なお,2018年度通常総会添付書類(2018年度事業報告, 計算書類および財産目録,2019年度事業計画・収支予算) は、学会ホームページの会員ページに掲載されている。

2019年度役員

芝エ
HPS),
衛装
酒田

- 71 -

監事

筒井 康賢(元 高知工科大),松﨑 裕之(東北発電工業)



後列(左から): 餝 雅英,北山和弘, 岡田満利,秡川 宏樹, 伊藤 栄作,石井達哉, 野崎 理,大塚 裕也, 岸部 忠晴,千葉 秀樹, 高原 雄児,村田章
前列(左から): 壹岐 典彦,佐藤 哲也, 山本 誠,寺本 進, 渡辺 紀德,識名 朝春, 松崎 裕之,大石 勉
上段(左から):黒瀬 良一,筒井 康賢



公益社団法人日本ガスタービン学会終身会員の紹介

公益社団法人日本ガスタービン学会では、永年にわたり本学会に在籍し、本学会に対して特に功労のあった者のうちか ら理事会の推薦により総会において承認された方が終身会員となります。去る4月17日に開催されました2018年度通常 総会において次の方が新たに本学会の終身会員になられました。

西山	圓	氏	佐藤 幸徳	氏
臼井	俊一	氏	武石賢一郎	氏
高木	俊幸	氏		

- 72 -

※タイトル、執筆者は変更する可能性があります。
.....

会

2019年度見学会のお知らせ

2019年度見学会を、下記の通り開催いたします。

- 日時: 2019年7月5日金 13:00~17:15 (予定) 成田空港第2ターミナル集合・解散
- 場所: (株JALエンジニアリング エンジン整備センター /成田航空機整備センター (千葉県成田市成田国際空港内)
- 3.内容: エンジン整備センターにおいて,エンジン整備の概要説明,及び見学 成田航空機整備センターにおいて,航空機整備の概要説明,及び見学 ※スケジュールは,学会ホームページにてご確認ください。

4. 参加要領:

- (1) 参加資格: 大学生以上
- (2) 定 員: 45名程度(お申込み多数の場合,お断りすることがございます。)
- (3) 参加費(税込。移動バス代を含む。):当日お支払ください。
 - 正会員 3,780円 非会員 4,860円
 - 学生(会員/非会員問わず) 2,700円
 - ※尚,見学は、㈱JALエンジニアリングが無償でボランティアとして行っているものです。

5. 申込方法:

学会ホームページ(http://www.gtsj.org/)よりお申込みください。または、「2019年度見学会 参加申し込み」と明 記のうえ、下記の情報を、FAXまたはE-mailにて学会事務局(FAX:03-3365-0387,E-mail:gtsj-office@gtsj.org)までお送り下さい。なお、見学先での手続きのため、ご自宅TELおよび住所が必要となりますのでご了承下さい。

- (1) 氏名 (フリガナ)
- (2) 会員種別 (会員の場合は,会員番号)
- (3) 生年月日
- (4) 性別
- (5) 国籍
- (6) 勤務先・部署(学生の場合は学校名)
- (7) E-mailアドレス
- (8) 自宅電話番号(携帯可)
- (9) 自宅住所

◆申込締切:2019年6月21日金)

*申込者全員に、参加可否を6月28日 金までにお知らせいたします。学会からの連絡がない場合には、お問い合わ せください。

会



本年も下記の通り,学生およびガスタービン開発に関わる新人技術者を対象とした標記シンポジウムを開催します。 会員・非会員を問わず積極的にご参加ください。

- 1. 日時: 2019年7月18日(木), 19日(金)
- 2.場所:(㈱IHI 瑞穂工場 (東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229)

昭島事務所(東京都昭島市拝島町3975-18 IHI昭島事務所,JR昭島駅北口から徒歩5分)

3. プログラム:18日(林) 8:30- 受付

- 9:00-9:30 移動(IHI昭島事務所→瑞穂工場,貸切バス)
- 9:30-9:40 開会の挨拶
- 9:40-11:10 「ガスタービン概論」 黒木 博史(IHI)
- 11:20-12:10 「IHIにおける研究紹介(仮題)」(講演者未定)
- 12:10-13:10 昼食
- 13:10-14:40 「ガスタービンと伝熱工学」 村田 章 (東京農工大学)
- 14:50-17:30 見学(※)・移動(IHI瑞穂工場→昭島事務所,貸切バス) (※) IHIそらの未来館,他(詳細はホームページにてご確認ください)

17:50-19:30 懇親会(参加費 無料)

19日金) 8:30- 受付

9:00-9:30 移動(IHI昭島事務所→瑞穂工場,貸切バス)

- 9:30-11:00 「ガスタービンと流体工学」 山本 誠(東京理科大学)
- 11:10-12:40 「ガスタービンと燃焼工学」 藤 秀実(金沢工業大学)
- 12:40-13:40 昼食
- 13:40-15:10 「ガスタービンと材料工学」 石川 茂浩 (IHI)
- 15:20-16:50 「ガスタービンと制御工学」 垣内 大紀 (IHI)
- 16:50-17:05 アンケート記入
- 17:05-17:15 閉会の挨拶

17:20−18:00 移動(IHI瑞穂工場→JR昭島駅,貸切バス)/解散

(注)スケジュールが変更になる場合がございますので,最終プログラムはホームページにてご確認下さい。

- 4. 定員:60名 ※申し込み多数の場合、お断りすることがございます。
- 5. 対象者:大学,大学院,高等専門学校在籍者,ならびに技術者(ガスタービン初心者)
- 6. 参加費(税込):学生(会員:¥4,320/非会員:¥7,560),社会人(会員:¥16,200/非会員:¥27,000)
 - ※参加費にはテキスト「ガスタービン工学」の代金が含まれております。
- ※入会は学会ホームページより受付しております。入会金:¥500年会費:学生会員¥2,500正会員¥8,000 7.申込方法:学会ホームページよりお申込みください。または、下記申込書に必要事項を記入し学会事務局宛に
- FAX・電子メールのいずれかにより2019年7月2日(火)(必着)までにお申し込み下さい。
- 8. 参加費の支払い:当日支払ですが,事前の支払いも受け付けます。事前に支払う場合は,その旨を学会事務局にお 知らせ下さい。

○昼食:各自ご準備下さい。なお,実費弁当の申込みを承ります(飲み物付で800円程度です)。

○宿泊施設:斡旋はいたしませんので、必要な方は各自手配願います。

※開催場所案内図および詳細については、学会ホームページをご覧ください。(http://www.gtsj.org/)

| 第32回ガスタービン教育シンポジウム参加申込書|

(2019年7月18日,7月19日)

公益社団法人 日本ガスタービン学会 行

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

氏名		国籍		性別		男・女
所属				学年,入社年	度	
連絡先	Ŧ			昼食申込	18	日 ・ 19日
TEL				懇親会	参加	」・ 不参加
E-mail			GTSJ	会員No.(,) / 非会員

注:外国籍の参加者には、申込書に記載した情報の他に別途、パスポート番号などを伺うことがございます。詳しく は、申込受付後にご連絡いたします。

○本会協賛行事○

主催学協会	会合名	協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本航空宇宙学 会・宇宙航空研 究開発機構	第51回流体力学講演会/ 第37回 航 空 宇 宙 数 値 シ ミュレーション技術シン ポジウム	協賛	2019/7/1-3	早稲田大学国際会議場	URL:http://www.jsass.or.jp/web/ index.php
日本流体力学会	日本流体力学会 年会2019	協賛	2019/9/13-15	電気通信大学東キャン パス	URL:http://www.nagare.or.jp/

▶ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

永井 靖(安積濾紙) 森 信儀(プラクスエア工学) 佐々木 慎吾(三菱日立パワーシステムズ)

〔学生→正会員〕

佐々木 英里(I H I)	二ノ宮 竜成(アクセンチュア)	乾 哲也(川崎重工業)	岩船翼(川崎重工業)
小田桐 輝(川崎重工業)	杉山 拓弥(川崎重工業)	野崎 耕司(住友精密工業)	



日本ガスタービン学会入会のご案内

日本ガスタービン学会は、「エネルギー」をいかにして効率よく運用し、地球規模の環境要請に応える かを、ガスタービンおよびエネルギー関連分野において追求する産学官民連携のコミュニティーです。

会員の皆様からは,「ガスタービン学会に入会してよかったと思えること」の具体例として次の様な声 が寄せられています:

- タテ(世代)とヨコ(大学,研究機関,産業界)の交流・人脈が広がった。
- ・学会誌が充実しており、学会・業界・国外の専門分野の研究動向や技術情報が効率的に得られた。
- ガスタービンに熱い思いを持った人達と、家族的雰囲気で階層を意識せず自由な議論ができ、専門家の指導を得られた。

学会の概要(2019年3月現在)

会員のメリット

個人会員(正・学生会員):

学会誌無料配布(年6回),学術講演会の論文発表・学会誌への投稿資格,本会主催の行事の参加 資格と会員参加費の特典,本会刊行物の購入資格と会員価格の特典,調査研究委員会等への参加 賛助会員:

学会誌の無料配布,学会誌広告・会告掲載(有料),新製品・新設備紹介欄への投稿,本会主催行 事参加および出版物購入について個人会員と同等の特典

入会金と会費

会員別	入会金	会費 (年額)	後期入会時 会費(初年度のみ)
正会員	500円	8,000円	4,000円
正会員(65才以上*)	500円	5,000円	2,500円
学生会員	500円	2,500円	1,250円
賛助会員	1,000円	一口 70,000円とし,一口以上	一口 35,000円

※当該年度3月1日現在

後期・・・9月1日~翌2月末まで

会

入会方法

学会ホームページにて入会手続きができます(http://www.gtsj.org/index.html)。 学会事務局にお電話いただいても結構です。申込書を送付致します。



〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402 電話番号:03-3365-0095 E-mail: gtsj-office@gtsj.org

- 76 -

令和の時代が始まり,気持ちを新たにしている方々も 多いと思います。私が社会の一員として仕事を始めたの が平成元年でしたので,ちょっと大げさですが,これま での私の社会人生活はずっと平成とともにあったのだと 改めて気が付きました。4月からは,会社での役割変更 やプライベートでの長男の就職など,公私とも環境に変 化があり,令和効果も加わって新鮮な気持ちでこの春を 過ごしています。

今月号は,その新元号,令和で発行する最初の学会誌 となりましたが,久しぶりに「空力」を特集テーマとし て取り上げてみました。

加藤先生の巻頭言でも触れておられますが,空力性能 の向上はガスタービン製品の開発にとって最も重要な要 求のひとつです。一方,他の分野・製品を見渡すと,多 くの身近な製品にもこれらの空力技術がさまざまな形で 活かされていることに気づきます。そこで今回は,ガス タービン製品だけにこだわらず,そのようなさまざま な分野や製品に適用されている興味深い空力研究や技術 に着目し取り上げることとしました。私自身,平成の30 年間で,現在のガスタービンエンジン開発の前には航空 機や自動車の空力開発にも関わっていましたが,空力と いっても分野によってだいぶ色の違いがあると感じてい たこともこのテーマを選んだ理由のひとつです。製品開 発に特化した空力技術に絞り込まれてきているのかもし れませんが,もう少し視野を広げてみては?と思うこと が何度もありました。

今回は,最新のシミュレーションや試験手法を用いた 研究,航空機や自動車関連の製品,ブロア,風車など, 幅広い分野から8件の記事を掲載させていただきました。 私も,ご執筆いただいた記事を興味深く読ませていただ きましたが,今回初めて知ったり,理解が進んだりした 技術なども多く,大変勉強になりました。テーマの範囲 を広げすぎかとも思いましたが,結果的には空力の専門 的な詳細技術から世の中での適用例の紹介まで,読者の



新緑の眩しい季節となりました。令和への改元と10連 休,みなさまはどのように過ごされたでしょうか。私は、 連休前にテレビで見た「10連休で10日間ダイエット」を 実行しようと思っていたのですが、早くも初日で断念。 連休中は北陸にある実家に帰省し、山の中の水芭蕉の群 生地に行ったり、金沢まで足を延ばして学生時代の友人 達と久しぶりの女子会(?)をしたり、といつものよう にのんびり過ごしてリフレッシュいたしました。

さて、当学会は4月17日に通常総会が無事終了し、 2019年度体制となりました。法人の役員変更登記、役所 等関係各所への代表者変更届、内閣府公益認定等委員会 への事業報告提出、学会ホームページの更新作業などを 広い要望にも応えられる,令和の最初の号として申し分 のない特集になったのではないかと思っています。本特 集が,「空力」の面白さに興味を持っていただき,ガス タービン製品の高性能化や,新価値を備えた製品を生み 出す際のきっかけになれば幸いです。

最後になりましたが、大変お忙しい中、快くご執筆を お引き受けいただいた著者の方々には大いに感謝申し上 げます。また合わせて、編集作業の不慣れな私を強力に サポートしてくださった理事、編集委員および事務局の 皆様にも心よりお礼申し上げます。

(大塚 裕也)

●5月号アソシエイトエディター	
大塚 裕也(本田技術研究所)	
●5月号担当委員	
岩井 裕(京都大学)	
加藤 千幸(東京大学)	
寺澤 秀彰(東京ガス)	
中野 賢治(IHI)	

(表紙写真) 今回の表紙については、【論説・解説】の著者より流用 およびお借りしています。 詳細については、下記記事をご参照ください。 ・「圧縮機の旋回失速初生時およびサージ時における非 定常流動現象のEFD/CFD解析」……(P.139~146) ・「航空機機体のストール・バフェット現象」 ……(P.147~152) ・「超並列CFDが拓く次世代の自動車空カシミュレー ション」(P.173~178) ・「自動車用ターボチャージャの高性能化」 ……(P.179~184) ・「Super GT車両空力開発概要及び開発事例紹介」 ……(P.185~190)

進めております。毎年この時期に同じことをしているの ですが、最近は1年前のことが瞬時には思い出せず、そ の分以前より時間がかかっているような気がします。学 会のイベントのほうは、4月21日(日)に東京都調布市にあ るJAXAの一般公開イベントに合わせ、ガスタービン市 民フォーラムを開催いたしました。文字通り老若男女た くさんのご参加をいただき、今年も盛況でした。6月に は男女共同参画イベント、7月には見学会、ガスタービ ン教育シンポジウムとこのあとも行事が続きます。令和 の時代も引き続き、ご支援、ご指導よろしくお願いいた します。

(中村 優美)

学会誌編集および発行要領(抜粋)

2018年7月13日改定

- 1. 本会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 依頼原稿:学会誌編集委員会(以下,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。執筆者は本学会会員(以下,会員)外でもよい。
 - B. 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。
 - C. 学会原稿:本学会の運営・活動に関する記事(報 告,会告等)および会員による調査・研究活動の成 果等の報告。
 - 1.2. 技術論文の投稿については,「技術論文投稿要 領」による。
 - 1.3. 英文技術論文の投稿については, Instruction to Authors, JGPP (International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems) による。
- 2. 依頼原稿および投稿原稿は, 論説・解説, 講義, 技 術論文, 寄書(研究だより, 見聞記, 新製品・新設備 紹介), 随筆, 書評, 情報欄記事の掲載欄に掲載する こととし, 刷り上がりページ数は原則として以下のと おりとする。

論説・解説,講義	6ページ以内
技術論文	「技術論文投稿要領」による
寄書,随筆	3ページ以内
書評	1ページ以内
情報欄記事	1/2ページ以内

- 3. 原稿の執筆者は、本会誌の「学会誌原稿執筆要領」 に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局(以下、編 集事務局)まで原稿を提出する。編集事務局の所在は 付記1に示す。
- 4. 依頼原稿は、編集委員会の担当委員が、原稿の構成、 理解の容易さ等の観点および図表や参考文献の書式の 観点から査読を行う。編集事務局は査読結果に基づいて、執筆者への照会、修正依頼を行う。
- 5. 投稿原稿のうち技術論文以外のものは,編集委員会 が審査し,本会誌への掲載可否を決定する。
- 6. 投稿原稿のうち技術論文の審査,掲載については, 「技術論文投稿要領」に従う。
- 7. 依頼原稿の執筆者には、学会事務局から原則として 「学会誌の執筆謝礼に関する内規」第2条に定めた謝 礼を贈呈する。
- 8. 非会員の第一著者には掲載号学会誌1部を贈呈する。
- 9. 本会誌に掲載された著作物の著作権は原則として本 学会に帰属する。本学会での著作権の取扱いについて は別途定める「日本ガスタービン学会著作権規程」に よる。
- 10. 他者論文から引用を行う場合,本会誌に掲載するために必要な事務処理及び費用分担は著者に負うところとする。

付記1 原稿提出先および原稿執筆要領請求先(編集事務局) ニッセイエブロ(株)企画制作部
学会誌担当:高橋邦和
〒105-0003 東京都港区西新橋1-18-17 明産西新橋ビル 6F TEL: 03-5157-1277
FAX: 03-5157-1273
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp

技術論文投稿要領(抜粋)

2018年7月13日改定

- 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。
 - ガスタービン及びエネルギー関連技術に関連する ものであること。
 - 3)「学会誌原稿執筆要領」に従って執筆された、日本 語原稿であること。
 - 4) 一般に公表されている刊行物に未投稿であること。 ただし、以下に掲載されたものは未投稿と認め技 術論文に投稿することができる。
 - 本学会主催の学術講演会・国際会議のプロシー ディングス
 - 特許および実用新案の公報、科学研究費補助金等
 にかかわる成果報告書
 - 他学協会の講演要旨前刷,社内報・技報,官公庁の紀要等の要旨または抄録
- 原則として刷り上がり8ページ以内とする。ただし、 「学会誌の掲載料に関する内規」第2条に定めた金額 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。
- 3. カラー図は電子版と本学会ホームページ上の「技術 論文掲載欄」に掲載し、冊子体にはモノクロ変換し た図を掲載する。著者が「学会誌の掲載料に関する内 規」第3条に定めた金額を負担する場合には、冊子体 もカラー印刷とすることができる。
- 投稿者は、「学会誌原稿執筆要領」に従って作成された印刷原稿または原稿電子データを、技術論文原稿表紙とともに学会誌編集事務局に提出する。
- 5. 投稿された論文は,論文委員会が「論文査読に関す る内規」に従って査読を行い,掲載可否を決定する。
- 6. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
- 7. 本技術論文の著作権に関しては、「学会誌編集および 発行要領(抜粋)」9.および10.を適用する。

	日本ガスタービン学会誌
	Vol.47 No.3 2019.5
発行日	2019年5月24日
発行所	公益社団法人日本ガスタービン学会
	編集者 佐藤 哲也
	発行者 渡辺 紀德
	〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
	第3工新ビル402
	Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
	郵便振替 00170-9-179578
	銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
	(普) 1703707
印刷所	ニッセイエブロ(株)
	〒105-0003 東京都港区西新橋1-18-17
	明産西新橋ビル 6F
	Tel. 03-5157-1277 Fax. 03-5157-1273

©2019, 公益社団法人日本ガスタービン学会

複写複製をご希望の方へ

公益社団法人日本ガスタービン学会では、複写複製に係る著作権を一 般社団法人学術著作権協会に委託しています。当該利用をご希望の方は、 学術著作権協会(https://www.jaacc.org/)が提供している複製利用許 諾システムを通じて申請ください。