

特集：国内大学の研究

## 学術情報交流の重要性

## Importance of Academic Information Exchange

渡辺 紀徳<sup>\*1</sup>  
WATANABE Toshinori

本特集号では日本ガスタービン学会で研究活動を行っている大学の15研究室における最新の研究活動が紹介されている。このように一度に多くの研究活動を垣間見ることのできる機会はなかなかなく、大変興味深い特集である。各研究室で先進的かつ有用性の高い研究が行われている様子が伝わってくると思う。なお、本号に掲載されている以外にも先端的な研究を実施している研究室が多く存在することは言うまでもない。

産業界からの参画度の高さが当学会の特徴の一つで、強みでもある。産官学連携委員会およびその傘下のワーキンググループであるガスタービンを考える会では、この環境を活用して様々な連携活動を活発に行っている。特にガスタービンを考える会には産業界、大学、研究所に加えて経済産業省の方々も参加して下さっており、当学会の関連分野および周辺分野の技術開発の現状と動向について情報を共有するとともに、今後の技術開発の方向性や具体的な研究開発についての情報と意見の交換を行っている。この活動の中から負荷変動対応ガスタービンや航空エンジン用材料に関する国家プロジェクトが生まれている。

一方、産業界と大学との間での情報交流はまだまだ不足しているという声も多く聞かれる。メーカーの方々は学会の定期講演会などで大学の研究情報を集めておられるが、他にも見えていない情報が多々あるとのことである。本特集はその点でも有用と思われるが、情報交流を更に促進する会合など、これから企画・実施していく必要がある。

一例として産官学連携委員会では、会員・非会員を問わず、大学の若手研究者に集まってもらい、賛助会員メーカーの技術者と研究情報や研究ニーズ情報を交換する機会を計画してきた。残念ながらコロナ禍のため未だ実施に至っていないが、近いうちに実行に移す予定である。

学会の個人会員のうち、産業界の方の割合は従前から高いが、4月の総会で伺った最新のデータでは77%と

なっており、ここ数年で更に増加した。これは残念ながら大学の会員数が減少していることを意味する。当学会がカバーする技術分野の研究を大学で行うことにはやや困難が認められ、それは端的に文部科学省系の研究費獲得が難しいことに表れている。このため大学で当該分野の研究を続けることが難しい状況も多く聞かれる。更に実験設備の建設・維持の困難、技術系人材の獲得・維持の困難など多くの困難要因があり、従来型の大学研究が続けられない状況はかなり以前から指摘されてきた。解決への一つの道は産業界との連携であり、様々な努力が払われてきた結果、最近では諸機関との共同研究が活発化していると言える。ただ前述のように未開拓の部分もかなりあると思われ、学会での情報交流プラットフォームの設定により更に連携が促進されると、今後の研究開発に寄与するところ大なのではなかろうか。例えばガスタービンを考える会では、ターボ機械の高温要素において実機環境で熱流体計測が可能な共同試験設備が産官学の協力で実現できないかという構想を議論している。課題は多く、簡単ではないが、実現のシナリオがまとまることを期待しているところである。

近年の地球環境保全・脱炭素化に向けた技術動向の中で、上で挙げたような困難の状況が変化しているように感じられる。産業技術の開発において、大学における学術研究の重要性が増大している。例えば航空推進分野では電動化や水素利用の可能性を追求する中で、大学における基礎学術的な知見の蓄積とその適用が極めて重要になっていると思われる。それはこれら新技術の従来技術からの飛躍幅が大きいことに依っている。学会の産学あるいは産官学連携活動が、このような時期に大いに意義を発揮するのではなかろうか。また、従来の学会の対象範囲だけでなく、関連する広い分野の知見が必要を増していると認識されており、したがって広範なコミュニケーションの重要性も増大している。

今後の産学の協同を考えるためにも、本特集号を役立てていただき、学会を利用して連携を広め、かつ深めていただけたら幸いである。

原稿受付 2023年6月16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.t.u-tokyo.ac.jp

特集：国内大学の研究

## 岩手大学理工学部航空宇宙推進研究グループにおける研究活動紹介 GT-Related Studies in Iwate University



船崎 健一<sup>\*1</sup> 柴田 貴範<sup>\*1</sup> 山田 和豊<sup>\*1</sup>  
FUNAZAKI Ken-ichi SHIBATA Takanori YAMADA Kazutoyo

キーワード：ガスタービン，航空エンジン，ロケットエンジン，発電システム，流れ解析，実験

Key Words：Gas Turbine, Aero-Engine, Rocket Engine, Power System, CFD, Measurement

### 1. 緒言

岩手大学理工学部機械科学コース航空宇宙推進研究グループでは航空エンジン・ロケットエンジンやガスタービン，エネルギー分野に深く関係する研究活動を行っている。同グループは，2022年度末まで3つの研究室で構成されており，今回の紹介記事ではその3研究室の活動内容について簡単に紹介する。

### 2. 船崎・谷口研究室（船崎健一教授，谷口英夫助教）

船崎・谷口研では，ターボ機械，航空エンジン等の空力伝熱に関する研究を行っているが，現在は主に下記のような研究に取り組んでいる（これらの多くは，後に紹介する柴田研，山田研に引き継がれる予定である）。

- \* 航空エンジン用低圧タービンの高負荷化，高効率化に関する翼列風洞・回転試験機実験及びCFDによる研究
- \* ガスタービン用高圧タービン冷却技術に関する研究
- \* ロケットエンジンターボポンプ用タービンの高効率・高信頼性化に関する研究

いずれのテーマも世界では多くの大学，研究機関で取り組まれている研究だが，国内ではほぼ岩手大学でのみで扱われているテーマである。

#### 2.1 空力関係の研究

Fig. 1は主力試験装置の一つであるwake generator付の翼列試験装置である。本装置はこれまでの同種の装置と比較してwakeを発生する円柱の移動速度が2倍以上であり，実機におけるwake通過状況の再現が可能となっている。このような試験装置で得られた結果の一部をFig. 2に示す<sup>(1)</sup>。この図では，さまざまな負荷レベル（翼負圧面後半部での流れの減速率DR）の翼列に対して

レイノルズ数やwake通過周波数を変化させ翼列損失を計測した結果を示している。この結果から，wakeなしの条件では負荷レベルに対して単調増加していた翼列損失が，ある負荷レベルで最小値を示すことを明らかにしている。これらのデータは，実機相当の条件下で高効率を示す高負荷翼の探索に有益なものとなっている。

航空エンジン用低圧タービンは巡航時低レイノルズ数条件下で作動するため，剥離・再付着や境界層遷移が上流側から流入するwakeとの干渉下で翼列空力損失に深く関係するが，最近では翼後縁直下流のベース領域と呼ばれる渦み状態の領域の効果にも関心が集まっている。これに加えて，翼列内に流入するwake自身の減衰挙動が境界層外での損失発生に関する現象にも再認識されている。このように，翼列まわりの流れ場全体の理解がなければ高負荷でかつ高効率な低圧タービンの開発が困難な状況になってきており，研究手法も大幅な革新が求められている。その一つがPIV（Particle Image Velocimetry）技術による2次元流れ場の高解像時系列データの取得とPOD/DMD（Proper Orthogonal Decomposition/Dynamic Mode Decomposition）などのデータ処理技術によるデータ解析である。Fig. 3には，PIV計測データの位相平均から解像した，低圧タービン翼後縁近傍のベース領域およびその周囲の非定常流動現象を示す<sup>(2)</sup>。Wake通過が翼後縁流れ場と強く干渉し，混合状況が変化している様子が鮮明になっており，翼列における非定常損失発生メカニズム解明やCFDの検証データとしても活かされている。

原稿受付 2023年5月11日

\*1 岩手大学理工学部

〒020-8551 盛岡市上田4丁目3-5

E-mail: funazaki@iwate-u.ac.jp

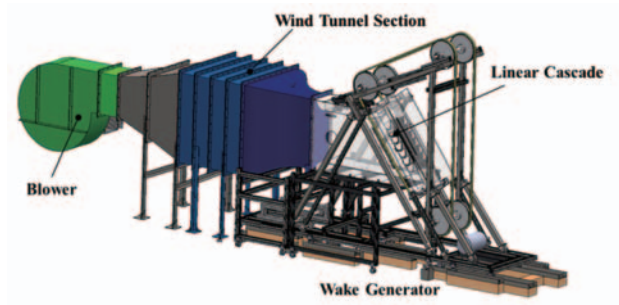


Fig. 1 Cascade test facility with wake generator

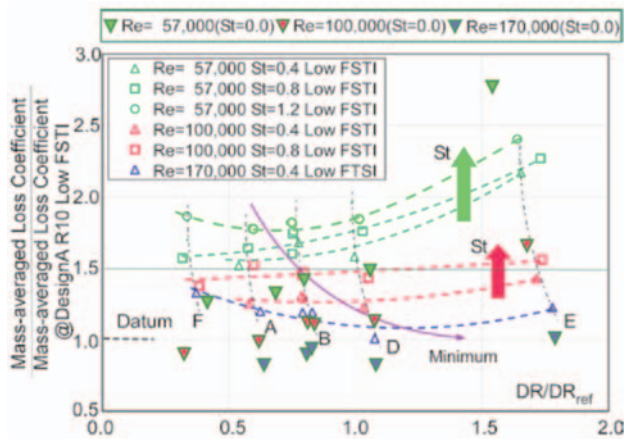


Fig. 2 Normalized cascade loss coefficients versus flow deceleration ratio obtained under the influence of wake passing for three Reynolds number conditions

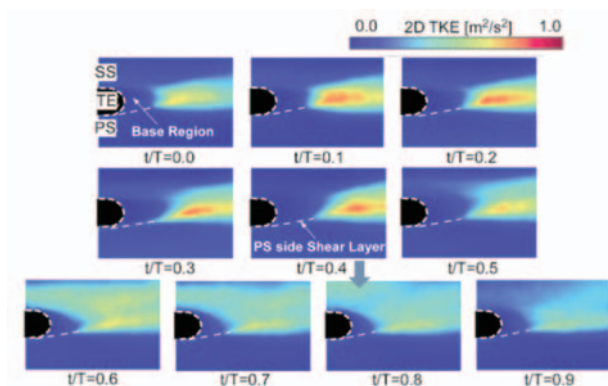


Fig. 3 Phase-locked averaged TKE contours downstream of an LPT trailing edge, showing the influences of wake-passing

## 2.2 伝熱関係の研究

本研究室では、ガスタービンの高温化技術、特にタービン翼冷却技術の研究開発にも取り組んでいる。翼内部流路の熱伝達に関する研究やフィルム冷却の研究に現在は注力している。フィルム冷却に関する研究の大半は冷却孔出口形状の変更に関するものだが、岩手大学では冷却孔上流にFCD (Flow Control Device) を設置することで、冷却孔からの流れの特徴であるCRVP (Counter-Rotating Vortex Pair) の制御によるフィルム冷却効率向上を狙っている。Fig. 4にはその様子を模式的に表している。その効果は、Fig. 5に示す吸込み式風洞に設置

されたフィルム冷却性能計測装置で調査している。ここでは、物質移動と熱移動の相似性及びCO<sub>2</sub>による酸素パーズ効果を利用し、酸素分圧の変化を感圧塗料の励起光強度の変化から計測面上におけるフィルム冷却効率を推定する。Fig. 6には、Fig. 4に示すFCDの発展系であるV字型デバイスによるフィルム冷却効率の増強状況を示す。このデバイスは、それ自身を冷却しつつ比較的低損失で高いフィルム冷却効率を得ることができることから、実用性の高いデバイスになっている<sup>(3)</sup>。

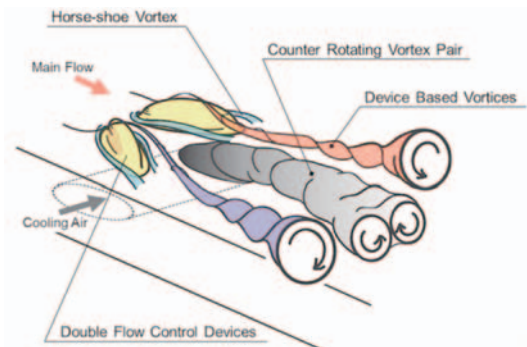


Fig. 4 Flow control devices (FCD) to improve film cooling effectiveness

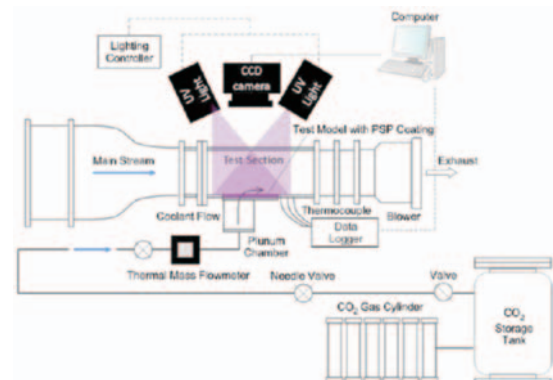


Fig. 5 Test facility for PSP measurement

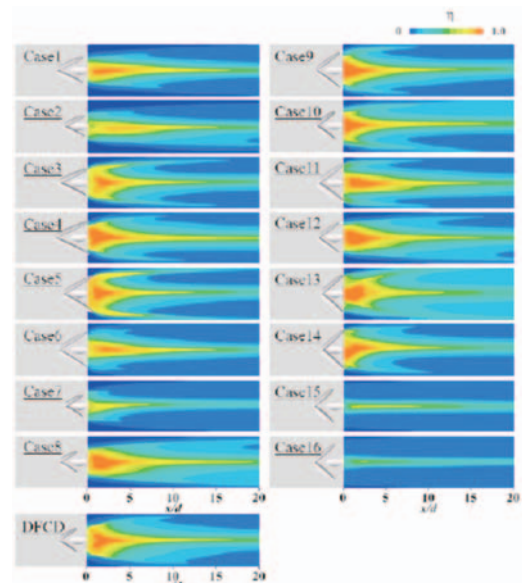


Fig. 6 Performances of several V-shaped FCDs

### 3. 柴田研究室（柴田貴範教授）

#### 3.1 空飛ぶ車の低騒音化

近年、人や物の新たな移動手段として「空飛ぶ車」の開発が国内外で盛んである。市街地や住宅地での本格的な利用を想定した場合、騒音規制の観点から低騒音化が必須となる。そのような近未来を視野に、研究室所有の小型無響室を活用して、垂直離着陸機向けプロペラファンの低騒音化の研究を行っている。

計測対象は小型のドローンファンとし、多点マイクロフォンによる「騒音計測」と、「PIV（Particle Image Velocimetry）計測」と高速度カメラを組み合わせた非定常流れ場の可視化を行い、騒音の発生メカニズムを調査している（Fig. 7）。得られた非定常速度場の情報を、独自の計測処理プログラムを用いて分析（Fig. 8）し、騒音源の抽出に役立てている<sup>(4)</sup>。抽出された騒音源に基づき、新たなプロペラ形状や低騒音化技術の創出を目指している。

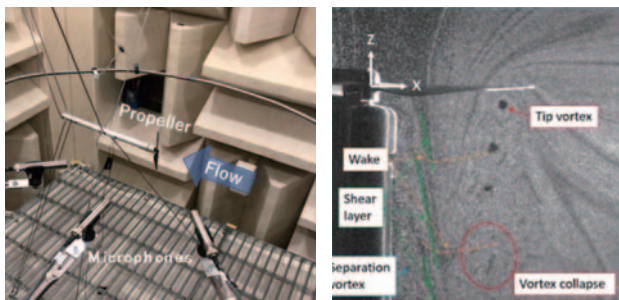
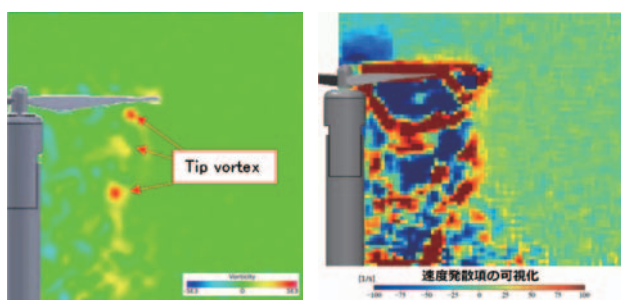


Fig. 7 Test propeller and microphones installed in an anechoic chamber and a flow visualization result



(a) Vorticity contours (b) Velocity divergence

Fig. 8 Post-processing result of PIV velocity field

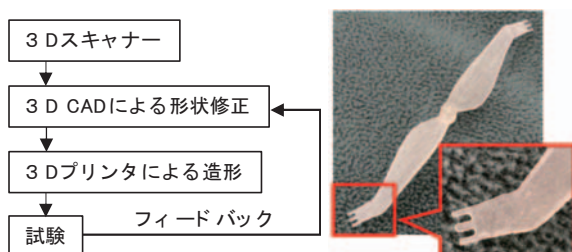


Fig. 9 Rapid prototyping system using a 3D printer and a copied & modified blade example

弊学には、高度試作加工センターがあり、5軸のNC加工機はもちろん、複数の3Dプリンタや高精度な3次元測定器を有している。その環境を活用し、新たな着想を3D CADで形状創生して直ぐに3Dプリンタで製造し、要素試験で効果を確認するという、3Dものづくりをベースとした高速試作試験ループが構築されている（Fig. 9）。それにより、安価、高速に新規アイデアの実証が可能である。

#### 3.2 サイクルイノベーション関連

当研究室は、既存の機械要素と $\alpha$ を組み合わせ、システム全体として新たな価値を創造する、サイクル（システム）イノベーションにも着目している。そのようなシステム検討では、色んな機械要素を組み合わせた全体システムの性能を、簡単、迅速に評価できることが肝になる。当研究室では、Modelicaというプログラミング言語を採用し、多種多様な機械要素ライブラリーの構築に着手している。

Modelicaの優位性は、要素のInput/Outputを意識せずにコーディングできる点（これを非因果的と呼ぶ）にある。Modelicaを使えば、ユーザーは単体要素にのみ着目して支配方程式を定式化、コーディングすれば良く、全体システムとしてその方程式を如何に解くかはModelicaのコンパイラが考えてくれる。そのためModelicaでは、一旦、コーディングしたモデル要素の追加や削除、繋ぎ変えは、マウスを使ったグラフィカルな操作で簡単に可能である。

当研究室では、Modelicaを用いて、大気を液化してエンジン燃焼の酸化剤として用いる空気液化ロケットエンジン<sup>(2)</sup>や、再生可能エネルギーなどの余剰電力を液体空気の形でエネルギー貯蔵する液化空気エネルギー貯蔵システム（Liquid Air Energy Storage/LAES）など、新たな付加価値を持った熱システムの創出を目指している。

検討中のLEASシステムの概念図をFig. 10に示す。このシステムは、電力供給過多の場合、余剰電力を用いて空気を液化し、タンクに貯蔵する。反対に、電力需要過多の場合、気化した空気でタービンを回して発電する。LAESのエネルギー貯蔵効率を高めるには、充電時と放電時に出る（冷）熱を蓄熱し、充放電時の（冷）熱源として無駄なく活用し尽くすことが重要である。当研究室では、Modelicaを用いてLAESの全体システムモデルを

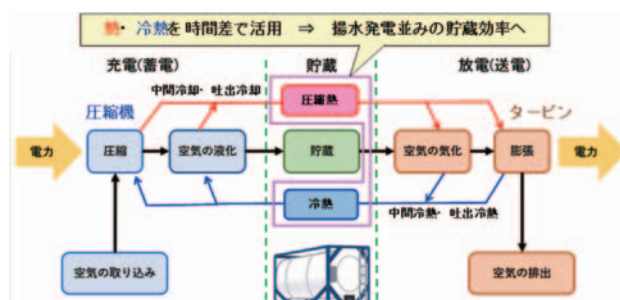


Fig. 10 Liquid Air Energy Storage system

構築するとともに、蓄熱体の構造を最適化して揚水発電に匹敵するエネルギー貯蔵効率の達成を目論んでいる。

### 3.3 脱炭素時代に向けた未来の航空エンジン・発電システム

これまで著者らが培ってきたターボ機械の設計開発技術を活用し、マイクロスケールでも高性能が期待できる部分流入タービンの開発や、超臨界二酸化炭素を作動媒体とした発電システムの開発なども、科研費の援助を受けて実施中である。さらに、生体模倣的な考え方を取り入れ、新奇な翼形状による性能向上を図った生体模倣翼型ファン<sup>(6)</sup>など、ターボ機械技術の革新を目指した研究も鋭意進めている。

## 4. 山田研究室（山田和豊准教授）

山田研究室について紹介する。現在、博士課程の学生はおらず、修士課程2年生が6名、修士課程1年生が4名、学部4年生が5名の合計15名の学生が所属している。当研究室では、数値計算をメインに、計算手法の開発や、それを応用した研究に取り組んでいる。以下に、当研究室で行っている研究のテーマをいくつか紹介する。

### 4.1 ターボ圧縮機の非定常流動解析

数値解析は、流体設計に欠かせない重要な設計技術となっている。しかし、ターボ機械の内部流れ場は本質的に非定常でありながら、今日の流体設計は定常流れ解析の結果に基づいている。特に遠心圧縮機では、二次流れや衝撃波との干渉により剥離が発生するなど、非定常性は空力性能の予測精度に大きく影響する。そこで、内部流動に及ぼす非定常性の効果やそのモデル化に関する研究を行っている<sup>(7)</sup>。

将来的な計算機性能の向上を見据え、流体設計における大規模数値解析の応用に関する研究を実施しており、「富岳」を利用した革新的な流体性能予測技術の研究開発に参加している。圧縮機サージは、機械の故障を引き起こす危険な非定常流動で設計上その予測は重要であるが、圧縮機の内部流動現象と時間スケールが大きく異なるマルチスケール問題であるため、これまで解析が困難であった。そこで、富岳を利用することで、圧縮機サージの詳細を解明する研究に取り組んでいる<sup>(8)</sup>。

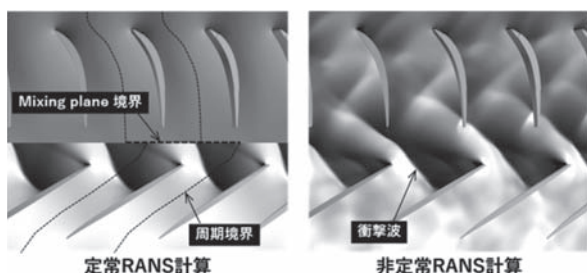


Fig. 11 Numerical simulation methods in turbomachines

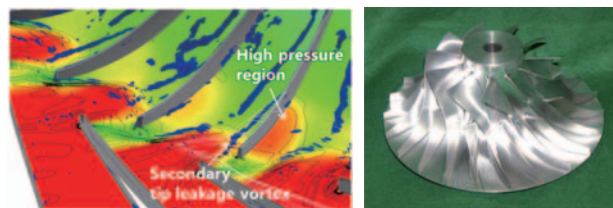


Fig. 12 Unsteady flow phenomena in centrifugal compressors

### 4.2 高精度乱流解析

計算機の性能向上とともに、LESなどの高精度な乱流解析がガスタービンの数値解析に応用されるようになってきている。LESでは、境界層内の微小な乱流渦まで解像する必要があるため、比較的レイノルズ数の高いガスタービンの流動解析では、計算規模が大規模になる。そこで、当研究室ではガスタービンのLES解析に、大規模計算に適した格子ボルツマン法を応用する研究をしている。格子ボルツマン法は、直交等間隔格子を使用するため、物体適合格子を用いる場合と比べ、格子規模の増大や埋め込み境界による精度低下が懸念される。一方で、LES解析においては、格子解像度だけでなく計算格子の等方性も重要となるが、直交等間隔格子を使用する格子ボルツマン法は乱流解析に適することが期待される<sup>(9)</sup>。

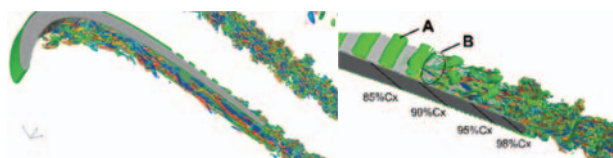


Fig. 13 Lattice Boltzmann LES applied for flow in LP turbine

### 4.3 空力騒音の予測と低減化

環境問題を背景に、空力騒音の規制は厳しくなっている。空力騒音の低減化において、特に数値計算による流体音の予測は、関連する流動現象の解析とあわせて重要な技術課題である。格子ボルツマン法はその基礎式的特性から流体音の直接計算に優れており、これを応用してファンやドロンプローペラから発生する空力騒音の解析を実施している<sup>(10),(11)</sup>。

ドローンは、かつて軍事的用途にはじまり、近年商業および民生用途へと広がりをみせている。その用途は、農薬散布、測量、物資輸送、災害調査、警備、娯楽用などさまざま、特に小型電動ドローンが急増している。ドローンが人口の多い都市部などでも利用されることを考えると、爆発的な普及に伴い近い将来、ドローンから発生する空力騒音は大きな環境問題へと発展することが懸念される。市販の小型ドローンを対象に、実験計測を柴田研究室で行い、計算による解析を当研究室で実施している。また、翼後縁騒音の低減化として、生体模倣を応用した翼後縁形状の調査なども実施している<sup>(12)</sup>。

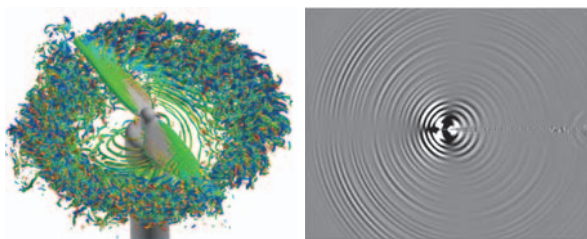


Fig. 14 Numerical prediction of aerodynamic noise



Fig.15 Numerical simulation of a rocket engine turbine

#### 4.4 ロケットエンジン用超音速タービンの開発

民間による宇宙飛行が急速に進んでおり、今後、宇宙輸送の国際競争が増々激化していくことが予想される。高性能・高信頼性は当然ながら、低コスト化も重要視されている。将来宇宙輸送システムが検討される中、JAXAを主体として、推進系であるターボポンプに関して、複数の研究機関が参加する共同研究のプロジェクトが実施されている。このプロジェクトでは、ロータ系では軸振動、ポンプ系ではキャピテーション不安定現象、タービン系ではフラッターや共振など、様々な課題について研究が進められている。当研究室はこの共同研究に参加し、ロケットエンジン用超音速タービンの開発に関する研究を進めている<sup>(13),(14)</sup>。

ロケット総重量のほとんどを推進剤が占めることから、タービンの高効率化は重要な課題である。これまでにサロゲートモデルを用いた遺伝的アルゴリズムによる翼形状最適化を行ってきた。信頼性の観点から構造強度の評価が重要であるため、現在は、新しい最適手法の導入や非定常流体力によるフラッター評価などにも取り組んでおり、信頼性を考慮したタービンの最適設計を目指している。その他に、Adjoint法を用いた最適設計やデータ同化などにも取り組んでいる。

#### 5. むすび

岩手大学航空宇宙推進研究グループにおける研究活動状況の一部を紹介した。筆者の一人（船崎）が2022年度末で定年退職を迎えた関係で、2023年度以降研究体制の変更が生じているが、多くの研究テーマは装置とともに継続される予定であり、今後も航空宇宙、ターボ機械、エネルギーなどの分野で学術的にも産業的にもインパクトのある研究を展開していく予定である。引き続きご支援賜れば幸いである。

#### 参考文献

(1) Murakami Daichi, Funazaki Ken-ichi and Okamura

Yasuhiro, Parametric Studies on Aerodynamic Performance of Various Types of LP Turbine Airfoils for Aero-Engines under the Influence of Periodic Wakes and Freestream Turbulence, ASME Turbo Expo GT2019-90408 (2019).

- (2) 相馬天斗, 山崎悠貴, 船崎健一, 谷口英夫, 長尾隆央, 航空エンジン用低圧タービン翼後縁近傍流れ場のPIV計測—翼面境界層流れと翼後縁近傍流れ場の関連性調査—, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 49, No. 6 (2021) pp. 463-472.
- (3) Funazaki Ken-ichi, Yoshida Nao, Saito Suzuna, Studies on V-shaped Flow Control Devices to Improve Film Cooling Effectiveness for Air-Cooled Turbines, Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 37, No. 5 (2023).
- (4) 井上航大, 柴田貴範, 山田和豊, 中庭彰宏, 山下知志, 関亮介, 高速PIVとスペクトル解析によるドローンファン流れの騒音源探索, ターボ機械協会第88回講演会, No.8810 (2023).
- (5) 小見友介, 柴田貴範, 須田広志, 秋山寛貴, 渡邊泰秀, Modelicaを用いた空気液化ロケットエンジン用熱交換器の過渡解析, 日本航空宇宙学会第4回再使用型宇宙輸送系シンポジウム, JSASS-2023-H007 (2023).
- (6) 倉内雄也, 柴田貴範, 山田和豊, 奥井英貴, 格子ボルツマン法を用いた鳥翼端模倣翼のLES解析, 日本機械学会第100回流体工学部門講演会, OS07-07 (2022).
- (7) Yamada, K, Kubo, K, Iwakiri, K, Ishikawa, Y, Higashimori, H, "Unsteady Effects of Blade Row Interaction on Flow Field and Aerodynamic Performance of a Transonic Centrifugal Compressor Impeller", ASME Turbo Expo 2021, GT2021-59462.
- (8) 真部魁人, 古川雅人, 草野和也, 山田和豊, 香西和人, 兼山直輝, "「富岳」を用いた遷音速遠心圧縮機のマイルドサージの大規模DES解析", 第50回日本ガスタービン学会定期講演会, (2022).
- (9) 加藤千裕, 山田和豊, 船崎健一, "格子ボルツマン法による低圧タービン翼まわりのはく離遷移流れのLES解析", 第50回日本ガスタービン学会定期講演会, (2022).
- (10) Okuyama, K, Yamada, K, "Lattice Boltzmann Simulation of Flow and Sound Fields around an Axial Flow Fan", Journal of Physics: Conference Series, Vol. 2217, 012007 (2022).
- (11) 山田和豊, 加藤千裕, 柴田貴範, 井上航大, 佐藤靖也, "格子ボルツマン法によるドローンプロペラの空力音響解析", 第86回ターボ機械協会総会講演会, (2022).
- (12) 湯浅颯太, 山田和豊, "格子ボルツマン法による翼後縁騒音の予測と制御に関する数値的研究", 第100期日本機械学会流体工学部門講演会, (2022).
- (13) 深堀未久, 船崎健一, 山田和豊, 川崎聡, "ロケットエンジン用タービンの翼形状最適化と構造解析", 第87回ターボ機械協会（京都）講演会, (2022).
- (14) 神山雄人, 山田和豊, 船崎健一, 深堀未久, 川崎聡, "ロケットエンジン用超音速タービンの空力性能に及ぼす動静翼間距離の影響", 日本航空宇宙学会北部支部2023年講演会ならびに第4回再使用型宇宙輸送系シンポジウム, (2023).

特集：国内大学の研究

## 東北大学山本（悟）・古澤研究室の紹介

### Introduction to Yamamoto and Furusawa Labo. of Tohoku University



山本 悟\*<sup>1</sup> 古澤 卓\*<sup>2</sup>  
YAMAMOTO Satoru FURUSAWA Takashi

キーワード：マルチフィジックスCFD, 数値モデル, ターボ機械, 超臨界流体, 研究室紹介

Key Words: Multiphysics CFD, Mathematical Model, Turbomachinery, Supercritical Fluids, Laboratory Introduction

#### 1. 緒言

我々の研究室の正式名は、計算数理学分野です。東北大学大学院情報科学研究科情報基礎科学専攻に属しています。学部は、工学部機械知能・航空工学科の航空宇宙コースを兼担しています。したがって、研究室には学部で機械工学や航空宇宙工学を学んだ学生が主に配属されます。現在、教授が私、山本悟、古澤卓准教授、宮澤弘法助教の3名の教員により研究室を運営しています。学生は学部3年生より研究室に配属されますが、2023年度の構成は、博士課程2名、修士課程6名、学部9名の学生と、秘書の松浦順子さんの計21名からなります。ここでは、私が計算数理学分野の教授に至った経緯と、現在の研究室における研究テーマならびに日常について、簡単に紹介します。

#### 2. 機械工学科大宮司研究室

私は1980年4月に東北大学工学部に入学しました。大学1年のときに出会ったパソコンNEC PC8001（当時はマイコンと呼んでいた）（Fig. 1）を、奨学金と親からの支援により16万8千円で購入したのがきっかけで、プログラミングにはまってしまい、仙台マイコンクラブ・プロシージャーというサークルを他の数名のいわゆるオタクとともに創設などしました。さらに、大学の課外活動でTゼミ（TはTechnologyの略）というのが始まることを知り、Pascalという言語の勉強会も始めました。でも、PC8001ではもっぱら、月刊アスキーに掲載されていたBASICで書かれたゲームプログラムを必死で手入力して、今からするとすごく単純なゲームを楽しんでいました。PC8001の搭載メモリは当初16Kbyte（Gでも

MでもなくK）でデータはカセットテープに記録（ピーヒョローと録音）します。

プログラミングが趣味になり、BASICだけでなく、アセンブリやマシン語などでも簡単なプログラムを作っていたこともあり、大学の研究室もプログラミングができるところを探したところ、一つだけ見つかり、それが大宮司研究室でした。大宮司久明先生は当時、機械工学科の水力機械学講座を担当して、ポンプ内のポテンシャル流れをFEMで数値解析していた、まさに数値流体力学（Computational Fluid Dynamics, 通称CFD）の先駆けに当たる先生です。大学4年生の時にじゃんけんで研究室を決めて、幸い希望する大宮司研に配属されました。実は、プログラミングができれば、特に流体の研究室でなくてもよかったのも事実です。とりあえずこの話はここまでにして、また別途書くことにします。



Fig. 1 研究室で今でも所蔵するNEC PC 8001

#### 3. スパコンとCFD研究

大学院生の時（1986年）に東北大学で初めてNECのスーパーコンピュータSX-1の運用が始まり、それから今日まで、スパコンの進化とともに私の研究も進化していきました。アメリカで始まったCFD研究ですが、日本ではまだまだ目新しい研究分野で、私が修士課程を修

原稿受付 2023年5月9日

\*1 東北大学大学院情報科学研究科  
E-mail: satoru.yamamoto@tohoku.ac.jp

\*2 東北大学大学院情報科学研究科  
E-mail: takashi.furusawa.c2@tohoku.ac.jp

了したときも、必ずしも市民権を得ている状況ではなく、「CFDなど誰でも同じ解になるので研究ではない」と実際に偉い先生に言われたことを覚えています。それでも、その後、急速にCFDの価値も認められて、1989年3月に博士課程を修了する時には、偉い先生方もむしろ研究の内容に驚いていました。博士論文では、「圧縮性ナビエ・ストークス方程式の数値解法とその応用」として、遷音速圧縮機の三次元翼列流れを翼端漏れも考慮して数値計算して、かつ漏れ渦を可視化するプログラムも自作して、当時は珍しかったカラー印刷機で印刷したものを博士論文に張り付けました。また博士論文も当時まだ珍しかったLatexを使って作成したので、「博士論文はどうやって作った？」とこれまた偉い先生に聞かれたことを覚えています。

その後、大宮司研の助手として採用いただき、講師、助教授になり、大学院が改組されて、航空宇宙工学専攻の助教授に配置換えになり、さらに縁あって2004年に情報科学研究科の教授を拝命して、今日に至っています。

#### 4. 計算数理科学分野

2004年、情報科学研究科に計算数理科学分野を新設して教授に着任しました。分野の英語名は、Mathematical Modeling and Computationです。もともとプログラミングが趣味で、その延長としてCFDを研究テーマにし、気が付けば、情報科学の研究室を運営することになるのは、何か因果なものを感じますが、この辺の経緯も書いてるとまた長くなるので、ここでは省略します。

大学院は情報科学研究科ですが、学部は工学部機械知能・航空工学科の航空宇宙コースですので、情報科学とはいえ、やり始めたことはこれまでと何ら変わらずCFDです。ただし、1986年当時は斬新な研究分野だったCFDも2004年の時点ですでに成熟感が漂っていたこともあり、いわゆるCFDの枠組みにとらわれない研究テーマを目論んで、研究室名も命名しました。命名時はあまり聞きなれない造語でしたが、いまは、Googleで「計算数理科学」を検索すると、私の研究室がトップに検索されます。英語名にもあるように、それまでCFDの数値解法に主眼を置いていた研究を、数理モデリングに主眼をおいた研究にシフトしました。あくまで、CFDがベースになりますが、ナビエ・ストークス方程式で解ける常温・常圧の空気や水だけでなく、付加的な物理化学現象を伴う熱流動を研究対象にする「マルチフィジックスCFD」研究を開始しました。

#### 5. マルチフィジックスCFD

2004年以前にもすでに、極超音速熱化学非平衡、電磁プラズマ、非平衡凝縮などを伴う熱流動のマルチフィジックスCFD研究に手を出していたのですが、前者の2つは結局のところ論文があまり書けず、情報科学研究科に異動してからは止めてしまいました。欧米の後追い

研究だったため、同分野の研究者から相手にされなかったのも理由の一つです。非平衡凝縮流れの研究が唯一生き残って、後で紹介する「数値タービン」に繋がっています。

2004年から新たに始めた研究に、超臨界流体の数理モデリングがあります。大学の宿舎からバスで通っていた私は、超臨界流体が専門で同じ宿舎に住んでいた工学研究科の阿尻雅文教授とよく同じバスの中で雑談していました。すると、阿尻先生から、「超臨界流体は実験研究ばかりで、数値計算しているのがいない」という話を聞いて、それならば私がやってみようかと軽い気持ちで始めました。

ただ、いざ始めようと思っても、そもそも「超臨界流体って何」？というレベルだったので、超臨界流体の勉強から始めました。臨界点というのがあり、それよりも温度と圧力が高い領域にある物質はすべて超臨界流体。臨界点近傍では熱物性が急激に変化するなど。化学工学分野では、この熱物性の特異性を利用して超臨界水熱合成法や超臨界二酸化炭素急速膨張法 (RESS) などが提案されて、ナノ金属粒子の生成やナノポリマー粒子からなるイブプロフェンなどの製薬に応用している、などを知りました。これらを数値計算できるマルチフィジックスCFDには、熱物性の正確な評価が不可欠であることを理解して、いろんな試行錯誤を経てから2010年頃に辿り着いたのが、熱物性データベースとCFDコードを完全にリンクする手法でした。今から思えば、至極当たり前の発想ですが、当時の汎用CFDコードにはまだその発想はありませんでした (現在のFluentやCFXは同じ手法)。当時、博士課程に在学していた古澤准教授が博士研究でこの手法を確立してくれたおかげで、その後、その手法は「超臨界流体シミュレータ」に発展します。

#### 6. 数値タービン

「数値タービン」と命名したのは私ですが、特にどこかに登録しているわけではありません。単にワードの語呂合わせが好きただけで、たまたま思いついたものです。英語に訳すと、Numerical Turbineになりますが、これだけですと、何のことかよくわからないかもしれません。数値タービンが目論んでいるのは、ガスタービンや蒸気タービンの全周 (まるごと) 計算です。現在すでにまるごと計算している研究グループは結構ありますが、他との決定的な違いは、湿り空気や湿り蒸気 of 非平衡凝縮を考慮してまるごと計算できるところです。数値タービンの原点は、非平衡凝縮モデルとすれば1995年になりますが、数値タービンと命名したのは2000年の後半頃です。でも当時はまだ、まるごと計算は実現できていません。

2010年から、ASMEのTurbo ExpoでSteam Turbine Sessionが開始され、それに乗り遅れないように、当時すでに三菱重工と共同研究していた蒸気タービン最終段

の多段静動翼列を通る非定常湿り蒸気流れの数値解析に関する論文を毎年発表しました。2020年になってからは、東京電力との共同研究ならびに文科省次世代領域研究開発（代表、小林広明教授）などのおかげで、産業用ガスタービン圧縮機の多段翼列を通る非定常湿り空気流れのまるごと数値計算が実現しました。最近の再生可能エネルギーの導入により、電力負荷変動が顕在化しています。その変動を相殺するために、ガスタービンが部分負荷運転を強いられて、結果的にガスタービンに想定外の負荷がかかっていることが懸念されています。この部分負荷状態で運用されるガスタービン圧縮機の内部熱流動を解明するのに数値タービンが使われています

## 7. 超臨界流体シミュレータ

古澤准教授が博士論文で始めた超臨界流体の数値モデリングですが、当初、九州大学が開発したPROPATHと呼ばれる熱物性データベースを利用していたものが、その後、より広く知られているNISTが開発したREFPROPに置き換わり、超臨界水、超臨界二酸化炭素、そして超臨界炭化水素の数値モデリングに発展しています。超臨界水では阿尻教授の研究グループとの共同研究で、ナノ金属粒子生成反応を考慮した超臨界水熱合成の数値解析を実施しています。超臨界二酸化炭素では、RESSを手始めにその後は次世代発電技術として注目されている超臨界二酸化炭素タービンにおける遠心圧縮機の非平衡凝縮を考慮した熱流動を数値解析しています。そして、JAXAとの共同研究で、スクラムジェットエンジンの再生冷却装置における超臨界炭化水素熱流動を熱分解に伴う吸熱反応も考慮して数値解析しています。

## 8. デジタルツイン数値タービン

先に紹介した文科省次世代領域研究開発の最終段階になって、それまで東北大学のスパコンを使って9日かかっていたガスタービン圧縮機の1.5段の全周計算が、共同研究していたNECの技術者である渡部修さんにより、1.3日まで大幅に短縮されました。まさに偉業を達成したことから、東北大学とNECから2021年10月15日付で同時プレスリリースして、日本経済新聞を初め多くのメディアで報道されました。この成果により、パラメ

トリックな全周計算が比較的短時間で実行できるようになりました。現在、宮澤助教の主導で、数十種類の異なる流動条件の大規模全周計算を短期間で実行して、それらから得られた数百種類の時系列データから、機械学習に基づく自己組織化マップ(SOM)を作成することで、実機のような運転状態を予め予測できる「デジタルツイン数値タービン」を研究開発しています。その研究成果は2023年6月にボストンで開催されるASME Turbo Expoで発表します。

## 9. 研究室のイベント

実験装置がないので、見栄えのする場所はありませんが、研究室の写真を1枚だけ紹介します(Fig. 2)。ここ2年間はコロナ感染防止のため研究室のイベントがなかなか開催できない状況にありましたが、昨年度の忘年会と追いコンは久しぶりに対面で実施しました。また、この4月には研究室でお花見もしました。正確にはお花見ではなく、お花見の時期に合わせた研究室での新メンバー歓迎会です。コロナ流行前には、4月にお花見、7月にビールパーティー、10月に芋煮会、12月に忘年会とクリスマスのケーキパーティー(Fig. 3)、そして3月に追いコン(Fig. 4)などのイベントを開催していました。私の任期もあと3年ですが、これらイベントを完全復活させたいと願っています。最後になりましたが、研究内容の詳細については研究室ホームページ(<https://www.caero.mech.tohoku.ac.jp>)をご覧ください。



Fig. 3 ケーキパーティー (2022.12.23)



Fig. 2 院生居室 (パーティションで各スペース確保)



Fig. 4 追いコンの写真 (2023.3.22 第1生命ビル1階)

特集：国内大学の研究

## 帝京大学先端総合研究機構田沼研究室の研究と教育

Research and Education in the Tanuma Laboratory,  
Advanced Comprehensive Research Organization,  
Teikyo University



田沼 唯士<sup>\*1</sup>  
TANUMA Tadashi

キーワード：エネルギー機械システム設計, 蒸気タービン, ガスタービン, 流体解析, 構造解析

Key Words: Energy machinery system design, Steam turbine, Gas Turbine, CFD, Structural simulation

### 1. 緒言

当研究室は分野横断型の研究組織として2010年4月に帝京大学本部キャンパス（東京都板橋区）に開設され、機械工学、特に流体力学と関連力学分野を基盤とする設計に関連する研究と教育を行っている。主な研究としては、発電用蒸気タービンなどのターボ機械の性能向上のための研究、太陽光・風力などの変動型再生可能エネルギー発電の大量導入に必要な系統安定化電源としての蒸気タービンの低負荷安定運転のための研究、流体力学と構造力学の医学・歯学分野への応用研究、持続可能な産業振興のための設計教育の研究などを行っている。本稿では、発電システムの脱炭素化に欠かすことができない系統安定化において重要な役割を担っている発電用蒸気タービンの運転性向上に関する研究を中心に研究室の紹介をさせて頂く。

### 2. 持続可能な社会を支えるエネルギーシステムの脱炭素化・安定供給・高効率化・新産業基盤化に関する研究

学生が社会で活躍するために必要な教育と、社会に価値をもたらす研究、更にこれらの成果を広く社会に提供することにより、社会の発展に寄与することが大学の役割である。一方、現代社会が直面している課題は学部や学科の枠内に収まらないことが多々あり、当研究室が所属する先端総合研究機構では分野横断型の総合研究を行うことで社会的な課題の解決に寄与することを目指している。そのために研究室、学部、あるいは大学の枠を越えて自発的に構成された研究チームが学内研究助成制度に応募することができ、20を超える研究チームが採択されている。本節のタイトルは当研究室が中心となって組

織した研究チームのテーマ名である。メンバーは当研究室の構成員に加えて、本学の理工学部・経済学部の教員と他大学の機械系大学院、経営学部の教員、更に企業の技術者で構成され、個別テーマ毎に機構内の教育学、AI応用を専門とする情報科学の研究者等も随時参加している。今年度は、水素及び蓄電池によるゼロエミッション電力安定化の技術・コストの調査研究（経済・工学）、再生可能エネルギー発電用タービンの高性能・低コスト化設計法の研究（技術）、持続可能な社会を支える設計・解析・経営教育の試行（工学教育・経営学）に関する3つのテーマの研究を進めている。

Fig. 1は、公表されている東京電力給電状況のデータ<sup>(1)</sup>からコロナ禍前の2019年8月5日月曜日から1週間の1時間刻みの発電種別データを抽出して当研究室でグラフ化した図である<sup>(2)</sup>。下から、青色棒グラフは揚水発電、赤は水力、黄色が太陽光発電、緑は火力発電、一番上の紺色は連系線（東電以外の発電設備）からの給電量を万kWhで示す。バイオマスと風力は10万kWhのオーダーであり、図中に現れないほど少ない。横軸は1時間単位の棒グラフとしているので、縦軸は該当時間における発電電力（万kW）と読むこともできる。黄色の太陽光発電からは、朝9時頃から昼までに急増する電力需要に良好に対応した給電がされているが、太陽光の発電量のピークは11時から12時頃までで、それ以降の14時頃の需要のピークから20時頃までの需要に対応するためにポンプ水車による揚水発電が用いられている。揚水発電所では深夜から早朝にかけて主に火力発電の電力で揚水して日中後の需要に備えている。火力発電は電力需要の大半を担うと同時に太陽光発電の電力変動を揚水発電と共に安定化させる役割を担っている。3年後の2022年の同時期には太陽光発電量がピーク時に2019年に対して約4割増加（東電エリア）しているが、火力と揚水で需給調整を行って系統を安定化している構造に変化はない。

原稿受付 2023年6月13日

\*1 帝京大学 先端総合研究機構 社会連携部門  
流体及び構造解析・設計応用研究ラボラトリー  
〒173-0003 板橋区加賀 2-21-1  
E-mail: t-tanuma@med.teikyo-u.ac.jp

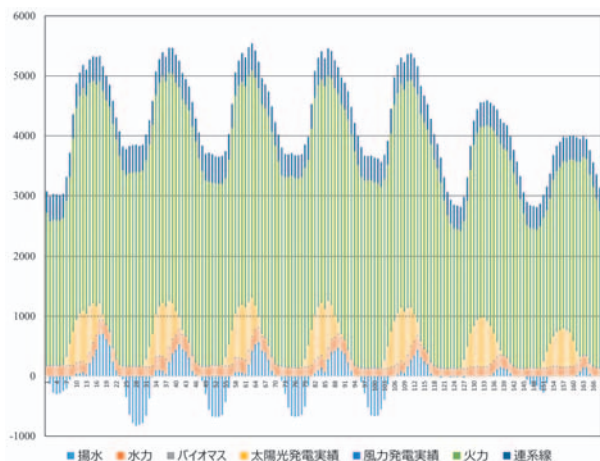


Fig. 1 Time fluctuation of power supply (unit:10MWh) by power source type from 2019/8/5 Monday 0:00 to 2019/8/11 Sunday 23:00 <sup>(1),(2)</sup>

蒸気タービンを原動機とした発電システムは世界の電力供給量の約6割（2021年のIEA統計<sup>(3)</sup>から推定）を担っている<sup>(4)</sup>。Fig. 2は前述したIEAの燃料別発電容量のデータから国内外の多くの火力発電所の構成を参考にして当研究室で推定した蒸気タービンによる発電容量（GW）を使用エネルギー別に示している<sup>(4)</sup>。2021年までは実際の発電容量，それ以降は2050年までにカーボンニュートラルを実現できるシナリオ（Net Zero Emissions by 2050 Scenario）に基づいて計算された予測値である。石炭火力を大幅に削減させるために2040年までは蒸気タービン発電システムの容量は減少傾向だが、バイオ燃料，集光型太陽熱発電（CSP: Concentrating Solar Power），地熱発電などの蒸気タービンを原動機とした再生可能エネルギー発電を急速に増加させることで蒸気タービン発電システムの総容量が増加に転じる予測になっている。Fig.2には将来の系統安定化を担う有力な手段と考えられている蓄電池容量の推移をIEAの報告書<sup>(3)</sup>から抜粋して参考用の実線で示している。2021年まではグラフにほとんど現れない容量が2030年以降の予測ではいわゆる”ホッケースティックカーブ”を描いて急激に増加する予測になっている。これは、太陽光発電などの変動型再生可能エネルギーの導入量を増やすために、現状では火力発電が担っている電力系統安定化の機能を最大限まで蓄電池に担わせるシナリオであると理解できるが、鉱物資源・製造能力・コスト・サプライチェーンのいずれに関しても大きなチャレンジであることが予想される。当研究チームでは工学に経済学・経営学の観点を含めて日本版Net Zero Emissions by 2050 Scenarioの提案につながる分野横断型研究を進めている。そこでは、我が国のWE-NET国家プロジェクトの成果<sup>(5)</sup>を基盤としたグリーン水素等を燃料とした大型火力で電力安定化を図る選択肢も検討している。

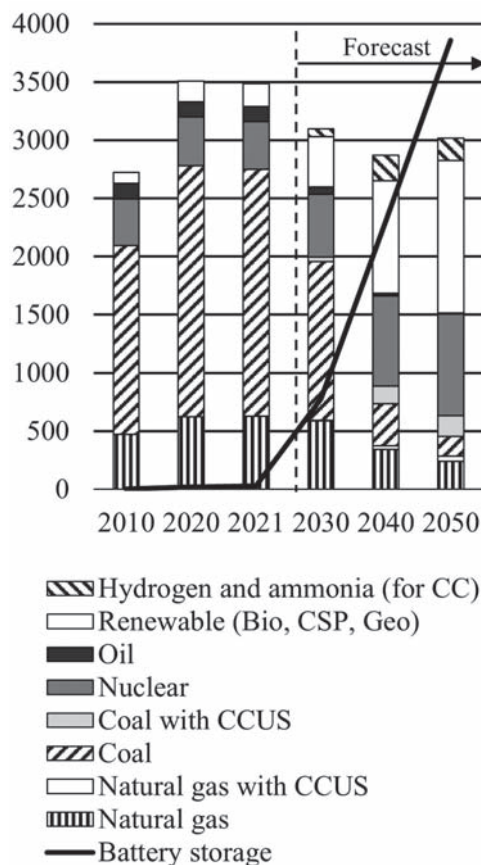


Fig. 2 Steam turbine power plants (GW) : Net Zero Emissions by 2050 Scenario <sup>(4)</sup>

### 3. 蒸気タービンの性能と負荷変動対応に関する研究

IEAの2022年レポート<sup>(3)</sup>が示す通り，蒸気タービンを原動機とした発電システムは，短中期では既存燃料による安定電力供給源として，中長期的には再生可能エネルギーを用いて製造された水素・アンモニア燃料等を用いるガスタービン・蒸気タービンコンバインドサイクル発電システム及びバイオマス，CSP，地熱，原子力エネルギー，更に長期的には核融合エネルギーを用いる安定電力供給源として期待されている。言うまでもなく，我が国のメーカーのガスタービン・蒸気タービン及びそれらを含む火力発電システムのEPC事業（設計（Engineering），調達（Procurement），建設・試運転（Construction）を包括した事業）は世界市場で高い競争力がある。更にそれらの技術力を基盤として我が国の多くの企業は国際的な規模でのGX（Green Transformation: 化石エネルギー中心の産業構造・社会構造のクリーンエネルギーを中心とする構造への転換）への取り組みを加速している。従って，大学としても蒸気タービンの高性能化と極低負荷での待機運転を可能にする運転性の向上に関する研究を続けて行く必要があると考えている。

Fig. 3は典型的な発電用大型蒸気タービンの損失の相対値を部位と要因別に示している<sup>(6),(7)</sup>。タービン翼列と低圧排気室の損失が他の部位と要因に対して大きく，性

能向上の余地が大きいことが分かる。従って、当研究室ではタービン翼列及び低圧排気室の性能向上に関する研究に取り組んでいる。特に低圧最終段翼と低圧排気室は性能向上の余地が大きいことと同時に低負荷時に体積流量が減少すると大きな逆流が生じて動翼の振動応力が増加することが知られており、重点領域として研究している。

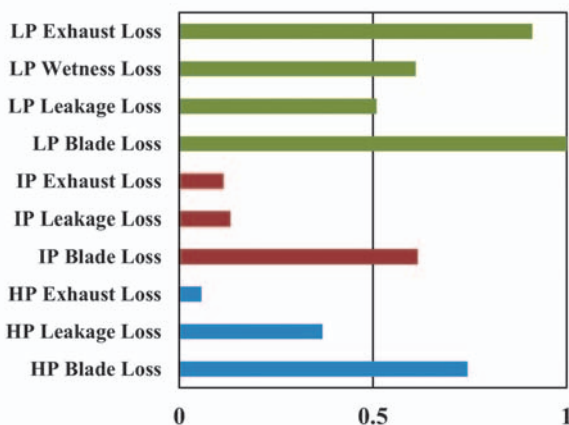


Fig. 3 Breakdown of the typical turbine stage losses in a typical large-scale steam turbine (relative fractions of each loss to LP blade loss)

### 3.1 タービン翼列

低圧最終段は通常の部分負荷運転範囲より低負荷になると、下流から逆流が生じ、最終段を通過する蒸気の体積流量が更に小さくなると最終段動翼の振動が大きくなることが知られている。このことが、低負荷側の運転可能範囲を下げられない大きな制約になっている。Fig. 4は最終段動翼で低負荷時に振動応力が増加するメカニズムを調べるために実施した解析の一例である<sup>(8)</sup>。解析領域は最終段静動翼の全てを含む全周で、解析格子点数は約2億点である。静動翼列間はスライディング境界でつないで静翼列に対して動翼列が回転する非定常解析を実施した。解析領域全体の流動状況を俯瞰するためにFig. 4では瞬間静圧分布を周方向に平均してカラーコンターで示し、絶対速度分布を周方向に平均した子午面速度分布を用いて作図した流線を赤線で重ね書きしている。Fig. 4左 (Case 3) はモデルタービン試験で振動応力がピークを持つ体積流量条件での解析結果、Fig. 4右はそれより約20%体積流量が大きな流量条件での解析結果を示している。体積流量の低下によって動翼外周側の逆圧力勾配（左の流入側より右の流出側の静圧が高くなる現象）の傾向が強くなり、それに対応して動翼外周側入口（左側）に発生した半時計方向の渦が大きく発達している様子が分かる。その後の詳細な非定常解析で、この渦は周方向に離散的に発生している失速領域群に対応しており、この失速領域群は動翼の回転速度より遅い速度で回転している様子を捉えることができた<sup>(9)</sup>。

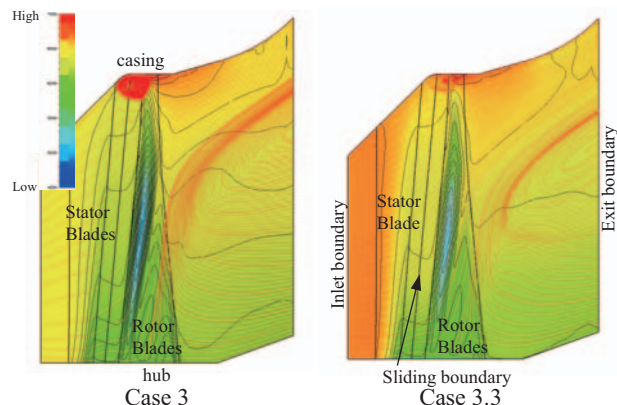


Fig. 4 Instantaneous static pressure contours and streamlines of Case 3 and Case 3.3<sup>(8)</sup>

### 3.2 排気室

当研究室の試験装置と解析との比較例をFig. 5に示す。



Fig. 5 The Low-speed wind tunnel and an exhaust hood model (upper), flow visualization test with tufts (lower left) and a CFD result (turbulence energy contours) (lower right)

Fig. 5上は当研究室の低速風洞に蒸気タービン低圧排気室の縮小モデルを取り付けて排気室出口の全圧トランス計測を実施している写真である。排気室モデルは3次元造形機で実機を正確にモデル化した。写真下左はタフト法による剥離部の流れの可視化、写真下右はCFD解析結果を示す。可視化試験と全圧計測結果を解析結果と比較すると、剥離初生部には差があるものの下流側の剥離部の大きさは概ね良好に一致している。次のステップとして、実機計測と非定常CFD解析との比較を行い、実機設計に反映できる成果を得ている<sup>(10),(11)</sup>。

#### 4. 設計教育

上流設計の重要性は企業において十分に認識されているが、大学の設計教育では上流設計にほとんど時間を割いていない。当研究室では「かたちのない構想」から「かたちのある」製品を生み出す上流設計法の研究と教育への適用を行っている。この取り組みの要点は教育効果を反映して継続的に教育法を進化させてゆくことである。Fig. 6に設計教育のプロセス図を示す<sup>12)</sup>。

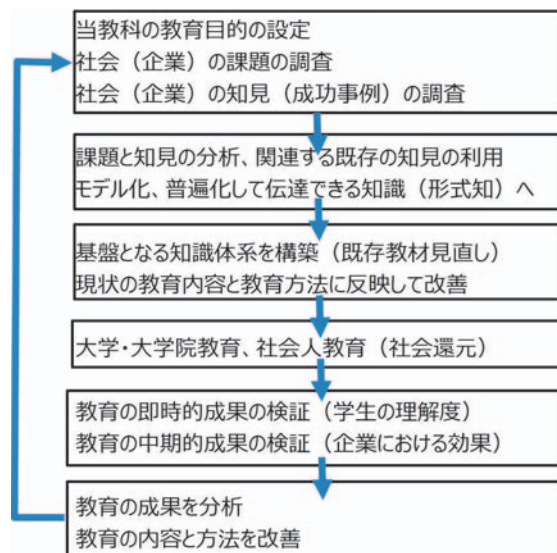


Fig. 6 A suggested process flow for enhancing educational activities of mechanical design

#### 5. 機械系力学シミュレーションの医学・歯学応用

CFDを中心とした流体力学及び構造力学シミュレーションを医学及び歯学分野の臨床に応用する研究と教育を行っている。当研究室では医師及び歯科医師が自らシミュレーションを行って自分の手術や治療に役立ててもらうことを目的としている。これまでに、当研究室での研究成果を用いた研究<sup>13)</sup>等により、2名の医師と2名の歯科医師が母校で博士号を授与されている。

#### 6. まとめ

発電用蒸気タービンに関連する研究を中心に当研究室における研究の一端を紹介した。今後も持続可能なカーボンニュートラル社会の早期実現に寄与できる研究と教育を続けたい。

#### 参考文献

- (1) 東京電力パワーグリッド株式会社, 2019年度の需給実績, < [https://www.tepco.co.jp/forecast/html/area\\_data-j.html](https://www.tepco.co.jp/forecast/html/area_data-j.html), > (参照日 2023年6月12日)。
- (2) 田沼唯士, エネルギーの全体最適設計, TEIKYO SDGs report 2020, < <https://www.teikyo-u.ac.jp/university/action/teikyosdgs/report002/energy> > (参照日 2023年6月12日)。

- (3) OECD/IEA, World Energy Outlook, (2022), pp. 277-323
- (4) 田沼唯士, カーボンニュートラル実現に向けた蒸気タービンの役割と展望, ターボ機械, vol. 51, No. 5 (2023), pp. 41-52.
- (5) 田沼唯士, 新関良樹, WE-NETガスタービン研究開発と高温・高性能ガスタービンに向けた成果の展開, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 44, No. 6, (2016)。
- (6) Tanuma, T., Okuda, H., Hashimoto, G., Yamamoto, S., Shibukawa, N., Okuno, K., Saeki, H. and Tsukuda, T., "Aerodynamic and Structural Numerical Investigation of Unsteady Flow Effects on Last Stage Blades," Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2015-43843, (2015).
- (7) Tanuma, T. (ed.), Advances in Steam Turbines for Modern Power Plants, Woodhead publishing series in energy, Elsevier Ltd., 2nd edition, (2022), (共著, 編集)。
- (8) 田沼唯士, 秋山久実, 洪川直樹, 奥野研一, 佃智彦, 2019, 蒸気タービン最終段翼の全周非定常流れ解析, 第47回日本ガスタービン学会定期講演会(函館)講演論文集 B-14, (2019)。
- (9) Tanuma, T., Okuda, H., Haraguchi, T., Okuno, K. and Shibukawa, N., A Study of Unsteady Aerodynamic Forces on Last Stage Blades in a Low-Pressure Model Steam Turbine at Very Low Operating Conditions, Proceedings of ASME Turbo Expo 2023 Turbomachinery Technical Conference, GT2023-101083, (2023).
- (10) 川崎栄, 洪川直紀, 新関良樹, 野村大輔, 田沼唯士, 笹尾泰洋, 高田真司, 山本悟, 奥田洋司, 橋本学, 渡邊諭, 小林孝雄, 末光啓二, 袁熙, 福井義成, 廣川雄一, 西川憲明, 流体構造大規模連成解析を用いた高性能タービン翼及び排気室設計法の開発, 平成24年度「地球シミュレータ産業戦略利用プログラム」利用成果報告書, (2013), pp. 27-41.
- (11) Tanuma, T., Sasao, Y., Yamamoto, S., Niizeki, Y., Shibukawa, N. and Saeki, H., "Aerodynamic Interaction Effects from Upstream and Downstream on The Down-Flow Type Exhaust Diffuser Performance in a Low Pressure Steam Turbine", Proc. ASME Turbo Expo., Paper GT2013-95901, (2013).
- (12) 田沼, 鈴村, 榎, 小沢, "地域産業の持続可能な発展に貢献できる「設計」の基盤となる機械工学と教育の検討", 日本機械学会2021年度年次大会 講演論文集, S40101, (2021)。
- (13) Kanako Yamagata, Keiji Shinozuka, Shouhei Ogisawa, Akio Himejima, Hiroaki Azaki, Shuichi Nishikubo, Takako Sato, Masaaki Suzuki, Tadashi Tanuma, Morio Tonogi, A preoperative predictive study of advantages of airway changes after maxillomandibular advancement surgery using computational fluid dynamics analysis, PLoS ONE 16 (8) : e0255973, (2021)。

特集：国内大学の研究

## 早稲田大学流体力学研究室における軸流圧縮機ウインドミル現象の研究

Research on Axial Compressor Windmilling at  
Fluids Engineering Laboratory, Waseda University藤澤 信道<sup>\*1</sup>

FUJISAWA Nobumichi

太田 有<sup>\*2</sup>

OHTA Yutaka

キーワード：軸流圧縮機，ウインドミル駆動，内部流れ，損失，翼端隙間，CFD

Key Words：Axial Compressor, Windmill Operation, Internal Flow, Loss, Tip Clearance, CFD

## 1. 緒言

早稲田大学基幹理工学部機械科学・航空宇宙学科の流体力学研究室では、軸流型および遠心型送風機・圧縮機のパフォーマンス向上と非定常現象の解明を目指して、実験および数値解析研究を実施している。研究課題の多くは、関連する企業・研究所との共同研究である。ここでは、軸流圧縮機のウインドミル状態における非定常内部流れ場に翼端隙間が及ぼす影響に関して簡単に紹介する。当研究室で実施しているこの他の圧縮機関連研究については、学会誌2022年7月号の「研究だより」を参照されたい。

ウインドミル状態とは、圧縮機が流入空気のラム圧によって駆動される状態であり、航空エンジン用ファンや圧縮機ではウインドミル状態での流れ状況や動静翼に作用する非定常流体力の把握、損失発生機構の解明、駆動回転数の予測など解決すべき多くの問題点を含んでいる。Fig. 1に動翼前後の速度三角形を示したが、流入流量の増大に伴い、動翼と流体間でエネルギーの授受が相殺されて仕事係数が丁度零となるFree-Windmilling状態（以下、FW状態と略記）、および動翼がタービン駆動することで仕事係数が負の値となるHighly-Loaded Windmilling状態（HL状態）が知られている。また、これらの作動状態が動翼スパン方向のみならずコード方向にも分布することも報告されており<sup>(1)</sup>、翼端隙間からの漏れ流れや漏れ渦との干渉問題も含めて不明な点は数多く残されている。ここでは、動翼の流れ構造や損失の発生機構に大きな影響を与える翼端隙間に焦点を当てて、翼端隙間がない場合や拡大した場合の実験および数値解析結果を紹介する。

## 2. 試験装置と解析方法

実験では航空エンジン用多段圧縮機の最前段を模擬した動静翼列を円形風洞内に設置した単段軸流圧縮機を用いている。Fig. 2にその概略を示す。動翼枚数は24枚、静翼枚数は36枚、動翼先端半径は245.8 mmである。円形風洞出口に設置された遠心送風機によって風洞内流量を調整することで、圧縮機動翼の流量ミスマッチ運転が可能となっている。本実験では圧縮機の運転回転数を900 min<sup>-1</sup>に固定し、流入流量を増加させることで各種ウインドミル状態を実現している。

一方、動静翼列全周を計算領域としたIn-houseコードによるDES解析も実施している。解析では、翼端隙間が動翼列内流れに及ぼす影響を調査するために、仮想的に翼端隙間をなくした状態（nonCLと略記）、翼端隙間を設計の2倍（1.30 mm）に拡大した状態（WC）についても内部流れ場の調査を行い、設計状態（翼端隙間0.65 mm、DC）との比較を行っている。実験装置および数値解析手法の詳細については、関連報告<sup>(1)~(3)</sup>を参照されたい。

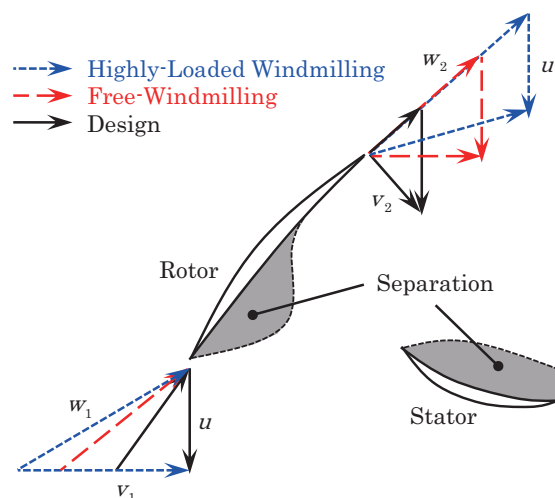


Fig. 1 Velocity triangles at design, free-windmilling, and highly-loaded windmilling conditions.

原稿受付 2023年4月6日

\*1 早稲田大学基幹理工学部  
〒169-8555 新宿区大久保3-4-1  
E-mail: nobumichi-fuji@waseda.jp

\*2 早稲田大学基幹理工学部  
〒169-8555 新宿区大久保3-4-1  
E-mail: yutaka@waseda.jp

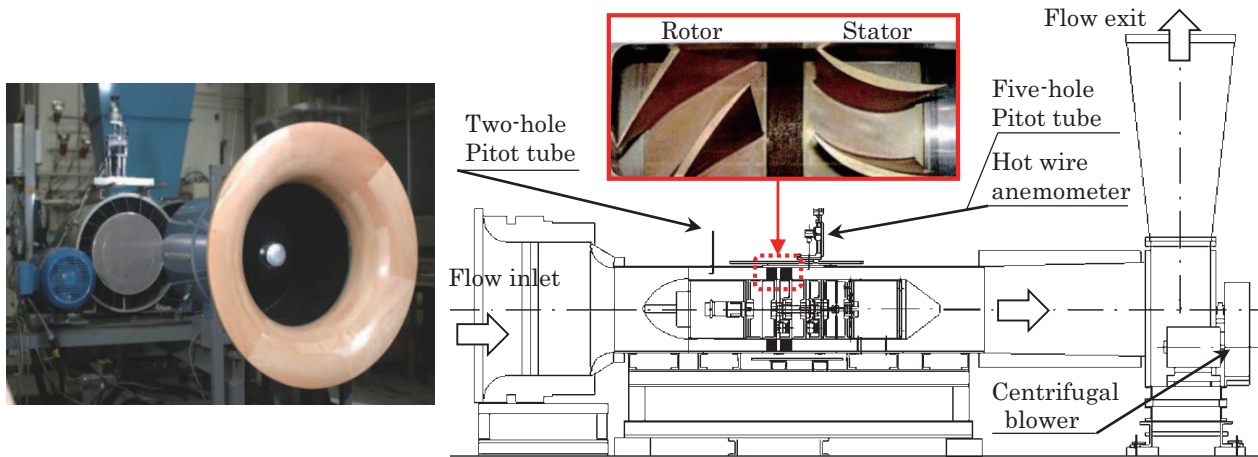


Fig. 2 Tested single-stage axial flow compressor and measuring system. The rotor rotating speed can be independently controlled from the volume flow rate by a motor.

### 3. 圧縮機のウインドミル特性

供試圧縮機の動翼性能および荷重係数の変化をFig. 3に示す。流量を設計点 ( $\phi = 0.5$ ) から徐々に増加させると、全圧上昇および圧縮機動力は共に単調に減少していく。設計点では荷重係数  $\psi$  が正の値を示しており動翼は圧縮機駆動を示しているが、 $\phi = 0.9$  でちょうど  $\psi = 0$  となり動翼列が空回りするFW状態となる。さらに流量を増大させた  $\phi > 0.9$  では動翼がタービン作動することで動力発生を伴うHL状態となっている。

翼端隙間の影響に着目すると、設計点では翼端隙間の増大と共に損失が増加して圧力上昇が低下するのに対して、HL状態である  $\phi = 1.2$  では逆に翼端隙間の増大と共に損失が減少して圧力上昇性能が向上するという不思議な結果が得られている。

### 4. ウインドミル状態における動翼列内部流れ構造

ウインドミル状態における動翼の内部流れおよび損失の発生機構を理解するために、HL状態 ( $\phi = 1.2$ ) においてクリティカルポイント法によって可視化した渦芯、無次元ヘリシティによって着色した渦、および動翼

出口における損失分布をFig. 4に示す。損失の評価にはRotary Stagnation Pressure  $P_{t,rot}^{(4)}$ を用いている。

HL状態 ( $\phi = 1.2$ ) では負の入射角に起因する大規模剥離渦が正圧面前縁で発生し、遠心力によってスパン方向Tip側へ巻き上げられている。このため翼端隙間がないnonCL状態では動翼出口における損失はミッドスパンからTip近傍まで広く分布している。一方、設計翼端隙間 (DC) では、巻き上げられた剥離渦が翼端漏れ流れによってHub側に押し下げられてミッドスパンに集積し、局所的な損失領域を形成している。更に翼端隙間が大きいWC状態では、翼端漏れ流れの増大によってTip近傍の損失領域はDCよりも拡大しているのに対して、前縁剥離に起因する損失領域は規模が縮小してHub側に移動していることがわかる。このようにウインドミル条件下の動翼列内損失は、翼端漏れ流れに起因する損失、前縁剥離渦に起因する損失、Hub面の境界層およびコーナー剥離に起因する損失に大別できるが、翼端隙間の増大と共に前縁剥離渦に基づく損失領域が縮小するために、圧力上昇特性が向上する興味深い結果が得られることになる。

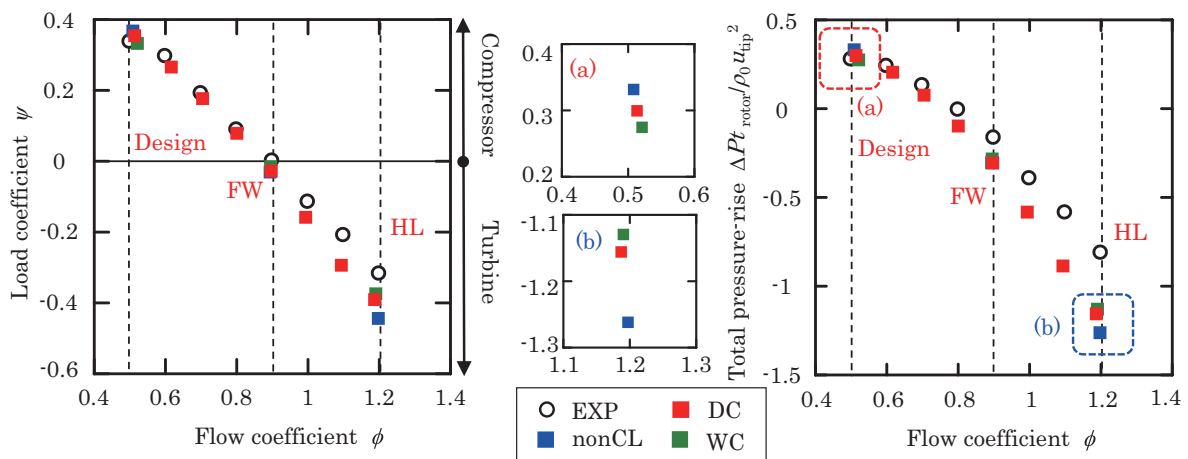


Fig. 3 Total pressure-rise and load coefficient of the tested compressor at design, free-windmilling and highly-loaded windmilling operations.

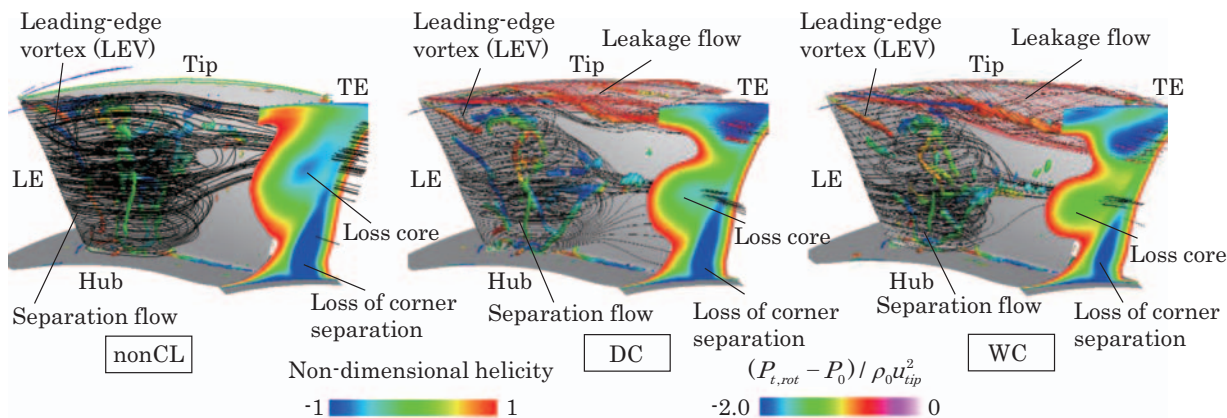


Fig. 4 Flow structure near the pressure surface and the rotary stagnation pressure at rotor exit plane in highly-loaded windmilling conditions ( $\phi=1.20$ ).

## 5. 翼端漏れ流れと損失の関係

翼端漏れ流れが動翼正圧面剥離流れに及ぼす影響を調査するために、nonCLおよびWC状態のHL運転時 ( $\phi = 1.2$ ) における剥離領域と翼端漏れの流線、渦構造さらには周方向流速分布をFig. 5に示した。翼端隙間が存在すると、大きい運動量を有している翼端漏れ流れが動翼前縁近傍の負圧面側から正圧面側へと流入してTip側に大規模な順流領域を形成する。その結果、HL運転時には翼端隙間の拡大と共に漏れ損失は増大するものの、前縁からの剥離領域が大幅に縮小して、剥離流れに起因する損失の発生が抑制されることになる。図中には軸方向流速 $V_x$ が零となる等値面を図示することで、正圧面剥離領域の大きさを可視化した。前縁近傍の流れ場を見ると、翼端隙間の存在によって動翼前縁からの前縁渦 (LEV) はその規模を拡大し、前縁剥離渦もその規模を拡大しながらTip側に向かって巻き上げられている

様子が確認できる。一方、動翼間の周方向流速の分布より、翼端隙間の存在により漏れ渦が強く巻き上がることでTip近傍に周方向流速が正に転向している領域が存在し、剥離流れが翼面に押し付けられている。翼端隙間の拡大に伴う漏れ流量の増大が、動翼正圧面Tip側の流れを正圧面に付着させて剥離を防ぐ効果があることは非常に興味深い。

ウインドミル駆動時の負の入射角に起因する正圧面剥離によって、負圧面側から正圧面側へ翼端漏れ流れが発生し、その漏れ流れは前縁剥離渦の形状や挙動にも大きな影響を与えている。翼端隙間がないnonCL状態では正圧面剥離渦はスパン方向に渦軸を保ったままコード方向に移流していくのに対し、設計翼端隙間であるDC状態では漏れ流れによって剥離渦が曲げられ、あるいは切断されて翼面上に渦の足を持つようになることがわかっている。さらに翼端隙間が広いWC状態では、剥離渦が

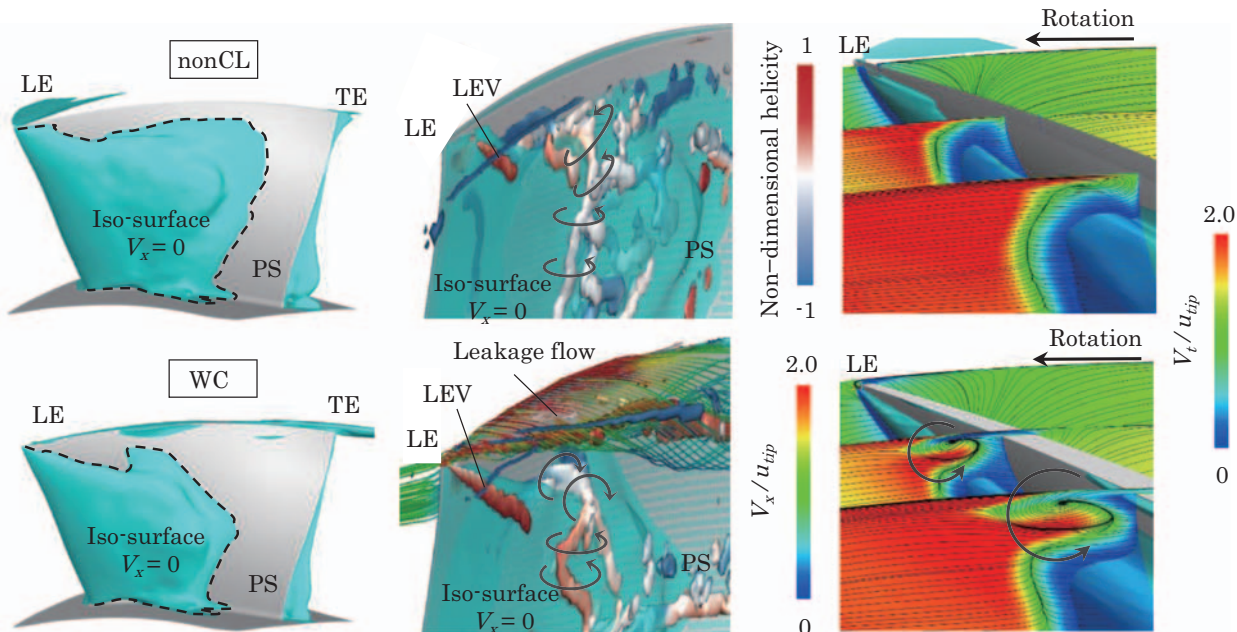


Fig. 5 Flow separation and unsteady vortical structure on the pressure surface at highly-loaded windmilling condition ( $\phi=1.20$ ).

切断されるスパン方向位置がHub側に移動し、複数の細かい渦に分割されるが、それらの詳細なメカニズムや構造については不明な点が多く、更なる調査を待たなければならない。

Fig. 6に翼端隙間が広い場合 (WC) のHL状態 ( $\phi = 1.2$ ) における時間平均データより得られた翼端漏れ渦の挙動を示す。図中の白破線で囲った領域において流速が急激に減少して、流線が膨張するバブル型の渦崩壊が起きている様子がわかる。このため動翼後縁近傍のTip側では渦崩壊に伴って高压領域が発生し、正圧面剥離に巻き込まれた低エネルギー流体はTip側まで巻き上がることができずに、ミッドスパンに集積して損失コアを形成することになる。Fig. 7に示した半径方向速度分布において、翼端隙間がない場合 (nonCL) には動翼後縁近傍Tip側で半径方向Hub側への内向き流れが一切観察されないのに対して、翼端隙間が広い場合 (WC) には高压力の流路ブロック領域を避けるように半径方向Hub側へと偏向する流れが存在していることがわかる。

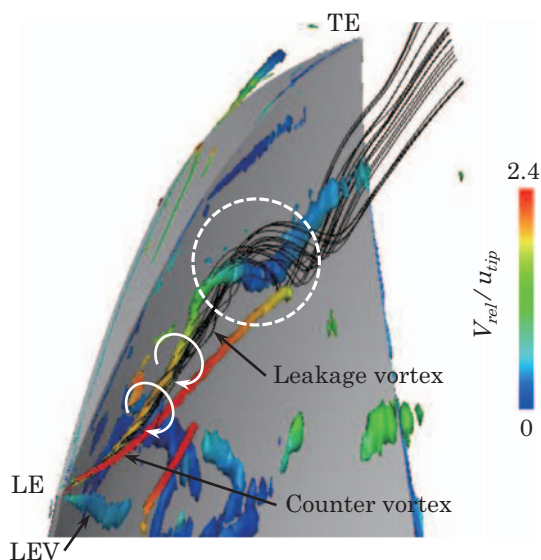
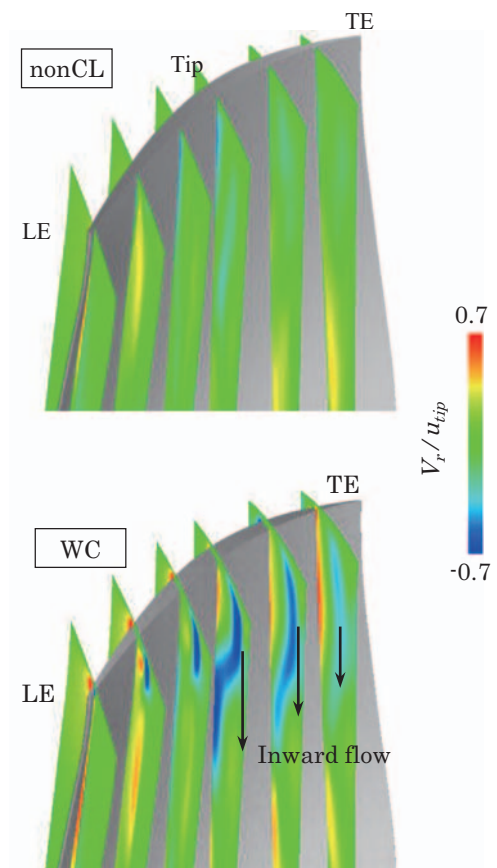


Fig. 6 Tip leakage vortex and its breakdown at wide tip clearance (WC) and highly-loaded windmilling condition ( $\phi = 1.20$ ).

## 6. 結言

早稲田大学基幹理工学部機械科学・航空宇宙学科の流体力学研究室 (太田・藤澤研究室) で実施されている圧縮機関連研究の中から、軸流圧縮機のウインドミル駆動下での動翼列内流れに焦点を絞って、その概略を説明した。旋回失速やサージなどの非定常現象が発生する低流量運転時の挙動については多くの研究報告があるが、大流量側のウインドミル駆動状態での流れ構造は先行研究も少なく、不明な点が多く残されている。今回報告した単段の軸流圧縮機実験設備においても、損失の多くは動翼列よりもむしろ静翼列内で発生するとの実験結果もあり、今後の更なる調査が待たれている。



(b) Radial velocity distribution.

Fig. 7 Flow field on the pressure surface at no tip clearance (nonCL) and wide tip clearance (WC). Highly-loaded windmilling condition ( $\phi = 1.20$ ).

## 参考文献

- (1) Zhang, W., Fujisawa, N., Ohta, Y., Goto, T. and Kato, D., Rotor Performance of an Axial Flow Compressor at Free and Highly Loaded Windmilling Conditions, Int. J. of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems, Vol. 11, No. 2 (2020).
- (2) 藤澤信道, 西山直道, 太田有, 後藤尚志, 加藤大, 軸流圧縮機のウインドミル駆動状態における動翼の仕事特性と損失の発生機構, 日本機械学会論文集, Vol. 85, No. 872 (2019), DOI: 10.1299/transjsme.18-00493.
- (3) Inada, T., Sekino, R., Fujisawa, N. and Ohta, Y., Effects of Tip Clearance on Internal Flow and loss Generation Mechanism in an Axial Compressor at Windmilling Conditions, Proceedings of the ASME 2022 FEDSM, FEDSM2022-8677, (2022).
- (4) Greitzer, E. M., Tan, C. S. and Graf, M.B., Internal Flow: Concept and Applications, Cambridge University Press, Cambridge UK, (2004).

特集：国内大学の研究

## 飛行実証に向けた極超音速インテークの開発研究 ～早稲田大学航空宇宙輸送システム研究室の挑戦

### Development Study of Hypersonic Intake for Flight Demonstration - The Challenge of Aerospace Transportation System Lab. in Waseda University -



佐藤 哲也<sup>\*1</sup>  
SATO Tetsuya



藤井 愛実<sup>\*2</sup>  
FUJII Manami



栁原 宥希<sup>\*3</sup>  
KUWABARA Yuki



田中凜太郎<sup>\*4</sup>  
TANAKA Rintaro



有吉 志満<sup>\*5</sup>  
ARIYOSHI Shima



鈴木 歩都<sup>\*6</sup>  
SUZUKI Ayuto

キーワード：極超音速，インテーク，飛行実証，HIMICO，インテークバズ

Key Words：Hypersonic, Intake, Flight Demonstration, HIMICO, Intake Buzz

#### 1. 緒言

早稲田大学，機械科学・航空宇宙学科，航空宇宙輸送システム研究室（通称，佐藤研）は，2007年度の理工学部再編の年に誕生し，今年で17年目を迎える。本稿では，前半で現在の研究室のテーマについて紹介し，後半ではその中から，飛行実証実験（通称HIMICO）に向けた極超音速インテークの開発研究について概説する。

#### 2. 研究内容

当研究室で扱っている研究テーマをFig. 1に示す。将来の航空宇宙輸送機をターゲットに，熱流体，推進を軸として，基礎研究からシステム研究までを幅広く扱う。大型輸送システムの研究は，当然ながら一研究室でできないため，JAXAや他大学との連携体制を組む。詳細は，ホームページを参照されたい<sup>(1)</sup>。

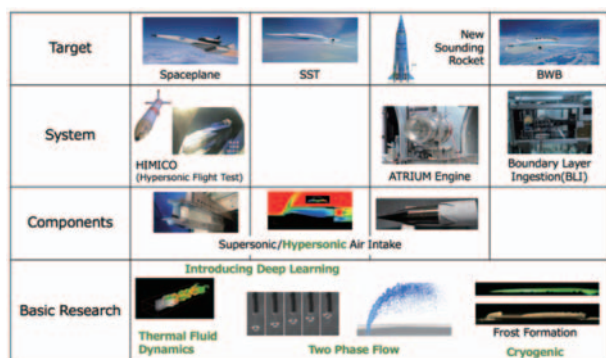


Fig. 1 Research field of Sato laboratory  
(Some figures provided by JAXA are used.)

原稿受付 2023年 5月18日

\* 1 早稲田大学 基幹理工学部  
〒169-8555 新宿区大久保 3-4-1  
E-mail: sato.tetsuya@waseda.jp

主テーマは，スペースプレーンや極超音速航空機に用いることを想定した予冷ターボジェットエンジン<sup>(2)</sup>の開発研究である。これまでに，システム研究として，非常エンジンシミュレータによる実験データの補間やエンジン最適化設計などを実施した。また，JAXAが行う大規模なエンジン燃焼実験に学生ともども参加させていただいている。連携プロジェクトの一つとして，観測ロケットを用いた飛行実験を提案中である（3章に記載）。

極超音速エンジンにおいて，インテーク（空気取入口）は，直接外気と繋がる要素であり，極超音速特有の課題を多く含む。当研究室では，予冷ターボ用インテーク（4章に記載）のみならず，静粛超音速機や新観測ロケットに用いられる3次元インテークについても扱っている。

予冷ターボの燃料は，極低温の液体水素であり，配管や要素内部で容易に相変化を起こす。極低温に対応する高精度な静電容量型ボイド率計を開発し，二相流の流動様式の判別や液化水素の物理的特性（熱伝達率，圧力損失）の取得を行っている<sup>(3)</sup>。ボイド率計は，水素だけでなく，空調用の冷媒などにも適用されている。さらに，深層学習を導入し，流動様式の自動判別やマルチメータの開発を進めている<sup>(4)</sup>。また，粒子法と格子法を組み合わせた数値解析手法を構築し，クロスフロー微粒化や液滴分裂の解析を行った<sup>(5)</sup>。

液体水素を冷媒とする極低温熱交換器（プリクーラ）においては，主流空気中の水蒸気の着霜が重大な問題となっている。当研究室では，着霜低減手法として，陽極酸化による微細表面加工や主流中にエアロゾルを混入することでミスト化を促進させる方法等を提案した。また，ミスト化を含む着霜モデルを開発し，CFD解析に組み込むことで，極低温下での着霜現象の予測，解明を試みている<sup>(6)</sup>。

その他、境界層吸い込み技術 (BLI) について、研究を進めており、二次元翼型と電動ファンを用いた実験データを使ってパワーバランス式から実機の消費電力の低減効果を推算する手法を構築している<sup>(7)</sup>。現在、BWB機の抗力推算やターボファンが境界層を吸い込んだ時に生じる効率低下等について、CFD解析を行い、手法の高精度化を図っている。

### 3. 極超音速統合制御実験 (HIMICO) 計画

極超音速輸送機の飛行実証として、JAXAと6つの大学連携で、観測ロケットS-520を用いた極超音速統合制御実験 (High Mach Integrated Control Experiment)、通称HIMICOを計画している (Fig. 2)<sup>(8)</sup>。

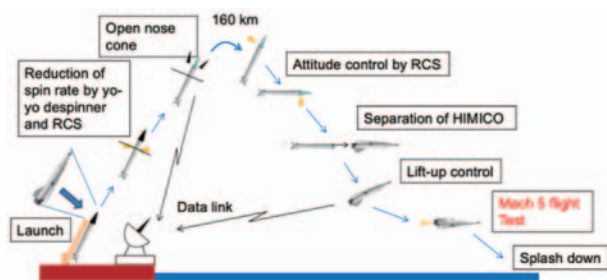


Fig. 2 Flight sequence of HIMICO

HIMICOの目的は、第一に、極超音速飛行環境下での機体／推進統合制御技術の実証および関連する工学技術の構築である。極超音速機周りで発生する衝撃波や境界層の干渉を伴う高温流れは、機体の姿勢によって変化し、それがエンジンに流入する。一方、エンジン推力やスピレージ抵抗が機体に影響を及ぼす。このような環境下で、機体とエンジンの統合制御を行う飛行実験は前例がほとんどない。また、HIMICOは、空力、推進、熱構造、制御等、広い学術領域にまたがるため、ロバストな複合領域最適化手法を構築する。第二に、自在性の高い国産の飛行実験インフラを構築し、今後同種の飛行実験に用いることで、新たな理工学術領域の発展に寄与する。第三に、有人宇宙輸送機の実現を目指す若手研究者にとっての希少な飛行実験の機会と情報交換の場を提供する。2020年に、JAXA角田のラムジェット試験設備 (RJTF) において、Mach 4推進風洞実験を実施し、超音速下でのエンジンの着火、保炎を確認した (Fig. 3)。フライト用の機体、エンジンの構造がほぼ完成し、各種機能試験を実施するフェーズに入っている。現在、観測ロケット実験に採択されるべく提案中である。

当研究室では、主に極超音速ラムジェットエンジンの空気取入口 (インテーク) を担当し、風洞実験とCFD解析を用いた研究を進めている。インテークに対する要求としては、機体のマッハ数、姿勢 (迎角、横滑り角) に応じて、インテーク／ノズルスロート形状を変化させ、全圧損失を抑えて必要な空気流量を取り込むことである。次章に研究の詳細を示す。

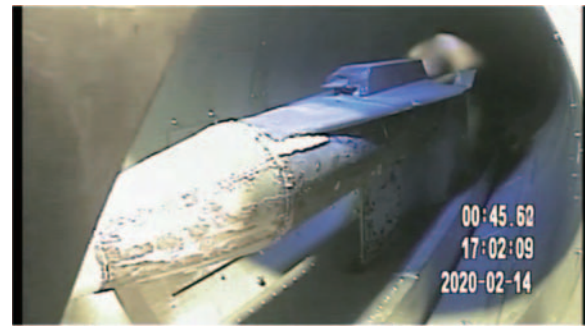


Fig. 3 Mach 4 propulsion wind tunnel test (provided by JAXA)

## 4. HIMICOインテークの研究

### 4.1 ラムジェットエンジン概要

ガス水素を燃料とするHIMICO用ラムジェットエンジンは可変インテーク、ディフューザ、燃焼器、可変ノズルで構成され、高さ110 mm、幅68 mm、長さ540 mmである (Fig. 4)。インテーク部 (Fig. 5) は、第一、第二、第三ランプ、カウル、側壁より成り、第二、第三ランプの間のスリットで境界層を抽気する。第二、第三ランプは可動式で、スムーズな駆動を実現するため、側壁とインテークランプの間に微小な隙間 (サイドクリアランス, SC) を設けている。

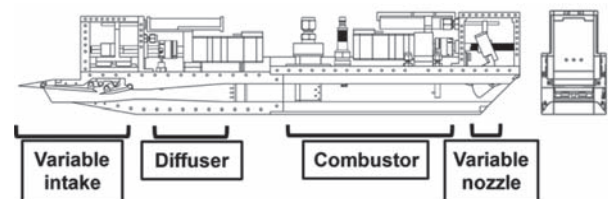


Fig. 4 Schematic of the ramjet engine for HIMICO

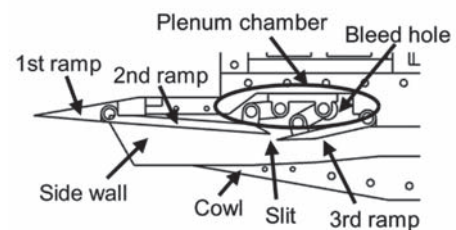


Fig. 5 Enlarged view of the intake

### 4.2 インテーク単体の性能調査

まず、インテーク単体の性能改善を目指した研究を行った。上述のSCを通して、プレナム室から主流へ漏れ出しが発生し、性能低下を引き起こすことがわかった<sup>(9)</sup>。そこで、第二ランプのSCを極力狭くし流量捕獲率を高める一方で、第三ランプのSCを利用して抽気することで、インテークの始動範囲拡大を図った<sup>(10)</sup>。

飛行実験では主流条件が変化し、機体に迎角や横滑り角が付与されることで、インテークへの流入マッハ数が変化する。そこで、風洞実験、CFD解析により主流マッハ数や迎角、横滑り角の影響を調査した<sup>(11),(12),(13)</sup>。横滑り角が付与されると、流れ場の対称性が失われ、2つの側

壁から発生する衝撃波と膨張波がインテーク内部で干渉する複雑な流れ場となる。Fig. 6に、実験で得られた第一/第二ランプ下面のオイルフローを示す (Mach 3.4)。横滑り角  $\beta = 0$  degでは、インテーク後方へ流線が向いているのに対し、 $\beta = 5$  degでは大きな渦が発生している。この渦の影響でインテークは不始動状態となり、捕獲流量が大幅に減少した。

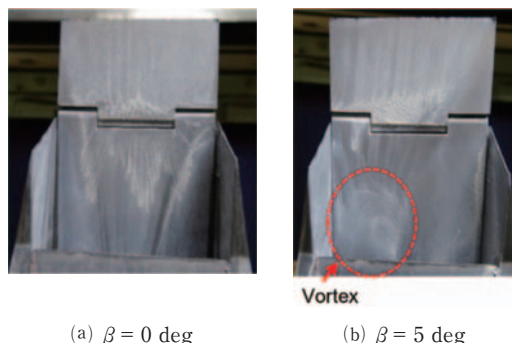


Fig. 6 Results of the oil flow tests (the intake ramp surface)

#### 4.3 機体統合形態でのインテーク性能調査

エンジンに流入する気流は、エンジン単体と実機では大きく異なるため、機体統合形態で評価する必要がある。まず、インテークへ流入する気流は機体によるディストーションを持つことで、インテークにおける全圧損失が増加することがわかった<sup>[14]</sup>。また、迎角がインテーク性能に与える影響も機体統合形態で評価を行っている。解析の結果、Fig. 7 (b)から分かるように、正の大迎角を付与すると機体先端から発生する衝撃波が強くなる等の要因で、インテークへの流入マッハ数が低下することがわかった<sup>[15]</sup>。

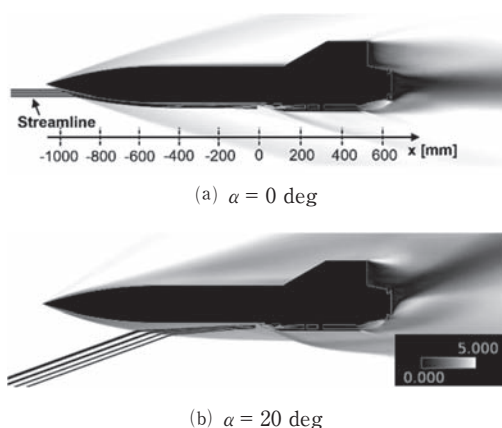


Fig. 7 Mach number distribution and the streamlines flowing into the intake (Freestream Mach number: 5)

#### 4.4 インテークバズ

インテークの全圧損失は、燃焼室圧力を上昇させることで低減できるが、過度な燃焼圧力上昇はバズと呼ばれる衝撃波の自励振動現象を引き起こす。バズ現象は急激な流量の変化によるエンジンの吹き消えやエンジンの破

損につながるため、回避する必要がある。バズに関しては、古くから様々な研究があるが、主流速度やインテーク形状などにより特性が異なるため、詳細なメカニズムは明らかになっていない。そこで当研究室では、現象の鍵となるパラメータを変化させ実験やCFD解析を行う<sup>[16],[17]</sup>ことで、バズのメカニズム解明とバズモデルの構築を進めている。ここでは、バズ現象の概要と、流出流量依存性について紹介する。

**4.4.1 バズ現象の概要** インテークを対象としたCFD解析の多くはRANSでの解析を行っているが、剥離現象の再現のためDDESを使用した<sup>[18]</sup>。Fig. 8に、主流マッハ数3.4条件下での実験 (EFD) およびCFDから得られたエンジン内静圧の時間変化を示す。

バズ1周期のうち、静圧が上昇する期間では、流入流量が流出流量を上回っており、衝撃波の前進を伴うエンジン後方の高圧領域の拡大が見られた (Fig. 9上)<sup>[9]</sup>。また、この衝撃波がインテーク前方へと飛び出すとエンジン内部から逆流が発生し、静圧低下期間へと遷移する (Fig. 9下)。

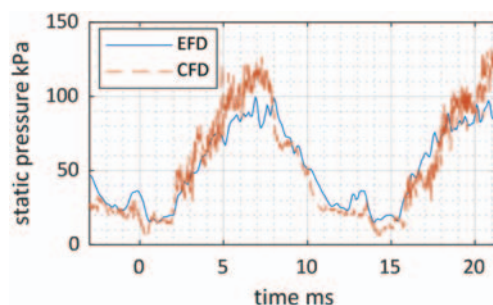


Fig. 8 Static pressure waveform in the buzz cycle

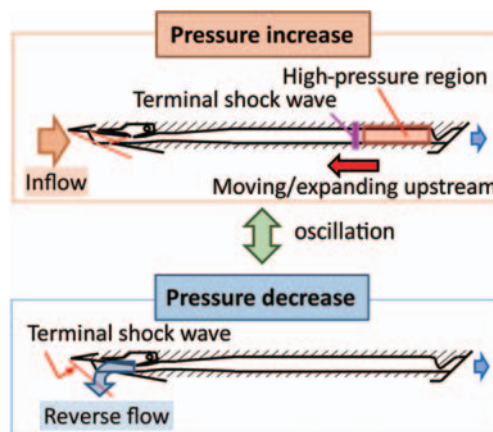


Fig. 9 Schematic of the buzz

**4.4.2 バズモデルの構築に向けて** 先行研究により、バズの静圧上昇期間の長さはエンジン全体を対象とした質量保存則によって支配されていることが示されている。すなわち、流入流量と流出流量のバランスが現象に大きく影響を与える。そこで、エンジンの後方ノズル開度をパラメータとし、流出流量を変動させ、バズへの影響を調査した<sup>[17]</sup>。その結果、静圧上昇期間は、衝撃波の

移動速度が流出流量の影響を受けない期間と、流出流量が小さいほど衝撃波移動速度が増加する期間の2つに分けられることが示された。それぞれ、移動衝撃波理論と質量保存則によって現象が支配されていると考え、現在この2つの理論を用いたバズモデルの構築を進めている。

## 5. まとめ

早稲田大学佐藤研究室における研究活動及び飛行実証試験に向けたインテーク開発研究について紹介した。大学の研究には内容が多少総花的ではあるかもしれないが、常にシステム全体を見ながら、研究テーマを絞り込む方向性は大事だと考えている。ここでは、一人一人をご紹介できないが、多くの方々のお力を借りて研究を進めており、ここに謝意を表するとともに、引き続きご指導をお願いしたい。

## 参考文献

- (1) 早稲田大学 機械科学・航空宇宙学科 佐藤研究室ホームページ <<https://www.waseda.jp/sem-sato/>> (参照日 2023年5月1日)
- (2) Sato, T., Taguchi, H., Kobayashi, H. and Kojima, T., Development Study of Mach 6 Turbojet Engine with Air-precooling, *Journal of the British Interplanetary Society*, Vol. 58 (2005), pp. 231-240.
- (3) Sakamoto, Y., Kobayashi, H., Naruo, Y., Takesaki Y., Nakajima Y., Furuichi, A., Tsujimura H., Kabayama K., Sato T., Investigation of the void fraction-quality correlations for two-phase hydrogen flow based on the capacitive void fraction measurement., *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 44, No. 3 (2019), pp. 18483-18495.
- (4) 中尾圭吾, 坂野友香理, 坂本勇樹, 樺山昂生, 井上裕介, 佐藤哲也, 双方向長短期記憶ネットワークによる気液二相流の流動様式判別に関する研究, *航空宇宙技術*, Vol. 21 (2022), pp. 68-76.
- (5) Tsujimura, H., Kubota, K. and Sato, T., Applying surface tension as pressure boundary condition in free surface flow analysis by moving particle simulation method., *Computational Particle Mechanics*, <https://doi.org/10.1007/s40571-023-00575-0> (2023).
- (6) 服部皓大, 十川悟, 植田晃弘, 吉田幹男, 佐藤哲也, エアロゾルを用いたミスト化促進による着霜低減効果に関する研究, *日本冷凍空調学会年次大会講演論文集*, B112 (2022).
- (7) 河野雅大, 岡井敬一, 正木亮好, 小桐間智也, 佐藤哲也, 賀澤順一, 正木大作, エンジン/機体統合モデルを用いた境界層吸い込み (BLI) の実験・解析による性能評価, *航空宇宙技術*, Vol. 22 (2023), pp. 11-19.
- (8) Sato, T., Taguchi, H., Kojima, T., Tsuchiya, T., Tsue, M., Nakaya, S., Matsuo, A., Tezuka, A., Fujikawa, T., Miyaji, K., Program of High Mach Integrated Control Experiment, "HIMICO" using S-520 Sounding Rocket, *Aerospace Technology Japan*, Vol.19 (2021), pp. 831-837.
- (9) Yoshida, H., Sano, M., Wakabayashi, S., Chiga, T., Yokoi, T., Hashimoto, A., Murakami, K., Kojima, T., Taguchi, H., and Sato, T., Numerical Study on the Intake Performance with Side Clearance for High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO), *Aerospace Technology Japan*, Vol. 19, No. 2 (2021), pp. 135-143, DOI: 10.2322/tastj.19.135.
- (10) Ogura, S., Fujii, M., Hoshiya, Y., Fujimori, Y., Sato, T., Taguchi, H., Kojima, T., and Oki, J., Experimental study of high-speed air intake performance by side clearance, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 123, No. 107439 (2022), DOI: 10.1016/j.ast.2022.107439.
- (11) 干谷祐輔, 藤井愛実, 藤森勇輝, 栗原宥希, 田中凜太郎, 佐藤哲也, 田口秀之, 高橋英美 廣谷智成, 極超音速統合制御実験 (HIMICO) 用ラムジェットインテークのマッハ5での性能に関する実験的/数値的研究, 令和4年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2022-038 (2023).
- (12) 有吉志満, 藤井愛実, 藤森勇輝, 干谷祐輔, 栗原宥希, 田中凜太郎, 鈴木歩都, 佐藤哲也, 田口秀之, 高橋英美, 大木純一, 極超音速統合制御実験機 (HIMICO) 用矩形インテークのマッハ2風洞実験による性能調査, 令和4年度宇宙航行の力学シンポジウム, ISAS2022-SFMA-049 (2022).
- (13) 小倉彰悟, 藤井愛実, 藤森勇輝, 干谷祐輔, 佐藤哲也, 田口秀之, 小島孝之, 大木純一, 極超音速統合制御実験 (HIMICO) 用インテークにおけるサイドクリアランスが内部流れに及ぼす影響, 流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2020オンライン, 2B10 (2020).
- (14) Yoshida, H., Wakabayashi, S., Sano, M., Nagao, T., Sato, A., Sato, T., Hashimoto, A., and Kojima, T., Numerical Study of Inlet Performance with Airframe/Propulsion Interference for High Mach Integrated Control Experiment "HIMICO," *Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, AJCPP2018-003 (2018).
- (15) 藤井愛実, 佐藤哲也, 橋本敦, 田口秀之, 極超音速統合制御実験 (HIMICO) 用インテークの機体迎角特性に関する数値的研究, 第61回航空原動機・宇宙推進講演会, 3A07 (2022).
- (16) Fujii, M., Fujimori, Y., Hoshiya, Y., Kuwabara, Y., Tanaka, R., Sato, T., Takahashi, H., and Taguchi, H., Experimental Investigation on the Effect of the Intake Throat Height on the Buzz Characteristics in the Ramjet Engine for High-Mach Integrated Control Experiment (HIMICO), *33rd International Symposium on Space Technology and Science*, 2022-a-12 (2022).
- (17) Fujii, M., Hoshiya, Y., Fujimori, Y., Kuwabara, Y., Tanaka, R., Ariyoshi, S., Suzuki, A., Sato, T., Taguchi, H., and Hashimoto, A., Numerical Investigation on the Effects of the Exit Nozzle Throat Height on the Buzz Characteristics Occurring in the Hypersonic Intake for High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO), *Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2023*, AJCPP2023-105 (2023).
- (18) Fujii, M., Hoshiya, Y., Fujimori, Y., Sato, T., Hashimoto, A., Takahashi, T., and Taguchi, H., Effect of the Turbulence Model on the Buzz Characteristics Occurring on the Air Intake for High-Mach Integrated Control Experiment (HIMICO), *AIAA ASCEND 2021*, AIAA-2021-4164 (2021), DOI: 10.2514/6.2021-4164.
- (19) 藤井愛実, 干谷祐輔, 藤森勇輝, 栗原宥希, 田中凜太郎, 佐藤哲也, 橋本敦, 田口秀之, 極超音速統合制御実験 (HIMICO) 用ラムジェットインテークで発生するバズ現象に関する数値的研究, 第54回流体力学講演会/第40回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1D12 (2022).

特集：国内大学の研究

## 東京大学ジェット推進研究室の活動紹介

### Introduction of Activities in UTokyo Jet Propulsion Laboratory



姫野 武洋<sup>\*1</sup>

HIMENO Takehiro

キーワード：ジェットエンジン，液体ロケット，空気力学，二相流，推進薬マネジメント

Key Words：Jet Engine, Liquid Rocket, Internal Fluid Dynamics, Two-phase Flow, Propellant Management

#### 1. 研究室の概要

筆者は現在、東京大学本郷キャンパスの工学部7号館にある地下実験室を本拠地として、ジェットエンジン、ロケットエンジンおよびガスタービンの内部熱流動に関する研究教育に取り組んでいる。研究室には、2名の教職員（教授、学術支援職員）と、16名の学生（博士課程1名、修士課程9名、学部4名、研究生2名）が所属している。同時に、(株)IHIの支援を受けて設置された「将来航空推進システム技術創成」社会連携講座を兼務しており、同講座の渡辺紀徳名誉教授と連携した研究も進めている（Fig. 1）。

約70坪の地下実験室には、遷音速翼列風洞、噴霧気流風洞、多段回転翼列試験機（Fig. 2）、無響室など、過去から継承されたジェットエンジン内部流関連の実験装置が稼働している。近年では、ロケットエンジンの推進薬管理に関連して、スロッシング試験機（Fig. 3）、管内沸騰観察装置など、二相流実験装置を積極的に導入している。

研究手法としては、実験と並んで数値計算にも力を注いでいるが、学部4年生の卒業論文では、実験を課す方針である。10年前にも本誌で同じことを書いたが、実現象を創り出し、至近距離から観察することは、自然現象

と計測精度に対する直観力を育むうえで有効である。資金調達と技能伝承にかなりの努力を要するが、実験研究は継続すべきと決めている。



Fig. 2 Multi-stage compressor (3.5stages).



Fig. 1 Members of UTokyo Jet Propulsion Lab.

原稿受付 2023年6月11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: himeno@aero.tu-tokyo.ac.jp

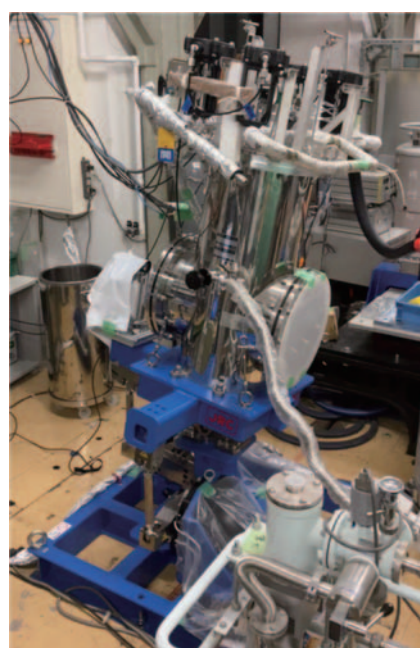


Fig. 3 Cryostat mounted on a flight simulator.

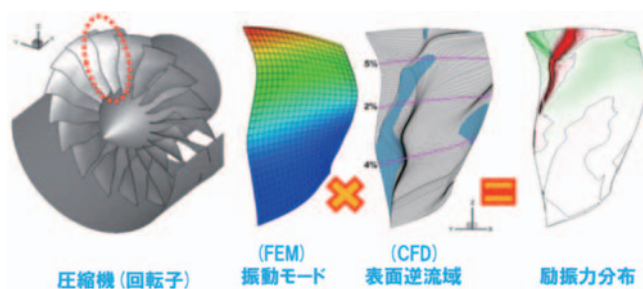


Fig. 4 Numerical analysis of Fluid-Structure Interaction (FSI).

## 2. 航空分野に関する研究テーマ

本研究室で取り組むテーマは、航空宇宙分野とエネルギー分野に跨っており、多岐に亘るが、本項では航空分野に関わる近年の事例を紹介した後、分野横断的に展開されている気液二相流に関係する研究課題を紹介する。

### 2.1 翼列フラッター現象

Fig. 4に示すのは、翼列フラッター現象の流体構造連成解析の一例であり、立石敦氏（現㈱IHI）により進められた。研究では、流体構造連成解析に基づいて、ジェットエンジン圧縮機翼列における衝撃波と翼面上剥離が関係した自励振動現象（フラッター）の発生機序を明らかにするとともに、回転翼の機械的特性（固有振動・構造減衰）のばらつきを考慮し、自励振動モードの安定性を判定する手法を提案<sup>(1)</sup>。実機形状を対象とした解析と、実試験データの比較により、圧縮機の自励振動（フラッター）発生の確率的評価に有効であることを実証。自励振動が発生する圧縮機の作動範囲と、回転翼の製造公差との関係を、設計段階で定量的に把握できる可能性を示した。

### 2.2 電動化航空推進システムの概念検討

Fig. 5に示すのは、航空推進システムの電動ハイブリッド化に関する検討例であり、「将来航空推進システム技術創成」社会連携講座と協力した成果である<sup>(2)</sup>。この研究では、熱力学サイクル解析と重量推算の数値モデルに基づいて、電動化航空エンジンの設計最適化プログラムを構築。ハイブリッド型の電動化航空エンジンの燃費性能が、電装品の軽量化進展に応じて段階的にどこまで向上するか、機体規模や飛行条件ごとに把握することが可能になった。従来、電動化航空機の実現へ向けた、機体軽量化目標値は、前提条件や引用文献の根拠が曖昧で、様々な値が混在していたが、エンジンと電装品それぞれの軽量化目標値と根拠が定量的に明示されたことにより、航空推進分野の低炭素化へ向けた技術開発ロードマップの議論をより合理的に行うための根拠を示せるようになった。

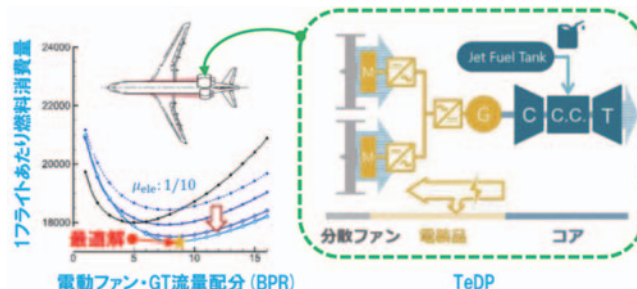


Fig. 5 Design optimization of TeDP system.

## 3. 気液二相流分野に関する研究テーマ

人間の日常的な活動領域が地球周回軌道上まで拡大するに伴い、宇宙活動を支える基盤技術として、低重力環境で推進薬や冷却剤などの液体を貯蔵そして輸送する技術は欠かせないものであり、今後ますます重要となる。しかし、推力や姿勢変動を伴うロケット飛翔中の動的加速度環境や、比重差による液体駆動をそもそも期待できず、界面張力の影響が顕在化する地球周回軌道上の低重力環境では、重力に代わって表面張力が卓越するため、自由表面流の挙動や沸騰を伴う伝熱特性が地上の場合と大きく異なる。このため、地上での経験や試運転を頼りに設計された流体機器は、軌道上で想定した性能を発揮できない恐れがある。今後、軌道上で運用される流体機器の信頼性向上、および、開発コストと運用リスク低減のためには、その設計・計画段階から作動流体の熱流動特性を適切に予測する技術が求められる。

### 3.1 宇宙機の推進薬マネジメント

地上と異なる加速度環境における二相流の挙動を予測し、思い通りに操るための技術は、液体ロケットや人工衛星の分野では「推進薬マネジメント」と称されている。この技術課題を解決するには、地上での再現が難しい熱流動現象に関する知見の獲得と蓄積が不可欠である。しかし、落下塔や航空機を使用して低重力環境を獲得する機会は設備や費用の両面から限られていることから、理論と実験を補完する手段として、数値シミュレーションに基づく予測技術の確立が期待されている。

本研究室では、液面の解像度を向上させた自由表面流の数値シミュレーションを独自に開発し<sup>(3),(4)</sup>、液滴や気泡の分裂合体を伴うロケット推進薬タンク内の複雑流動を、高精度に再現することに成功した (Fig. 6)。この手法は、現在、再使用ロケットや火星衛星探査機の機体設計と飛行計画にも活かされている。

実験の分野でも、地上では再現できないロケット飛行中の推進薬タンク内熱流動現象を基礎実験により解明することを試みている。筆者らは、極低温推進薬のスロッシングが気相の凝縮を促進する結果、タンクの急減圧を招く危険性を早くから指摘した。実際、液体酸素の模擬液として液体窒素を用いた実験では、気体窒素による同種加圧の条件を課すと、スロッシングに伴って気体窒素が急激に凝縮する様子が観察され<sup>(5)</sup>、気体ヘリウムに

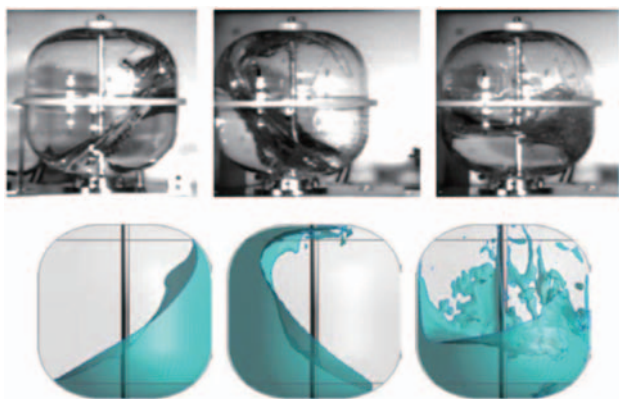


Fig. 6 Violent sloshing in a model tank, experiment and CFD.

よる異種加圧の場合に比べて、大幅な圧力降下の発生が認められた (Fig. 7)。タンク圧力の急降下は、キャビテーション余裕低下に直結し、ターボポンプ吸込性能の悪化を招くなど、推進系にとって有害である。本研究ではこの技術課題にも注目し、液体窒素と気体窒素を組合せた同種加圧と、気体ヘリウムによる異種加圧の実験を、様々な温度・圧力条件の下でそれぞれ実施している。初期条件と境界条件が比較的明確に課された系を実現することで、並進および回転方向に様々な加振波形を与え、気液の組合せを様々に変えた場合について、スロッシングに伴う界面熱伝達と相変化の促進効果を定量的に把握するとともに、数値解析の検証用にも適した、再現性のある実験データを取得している。これらの成果は、スロッシングに伴うタンク圧力の降下量推定手法の構築に活かされている。

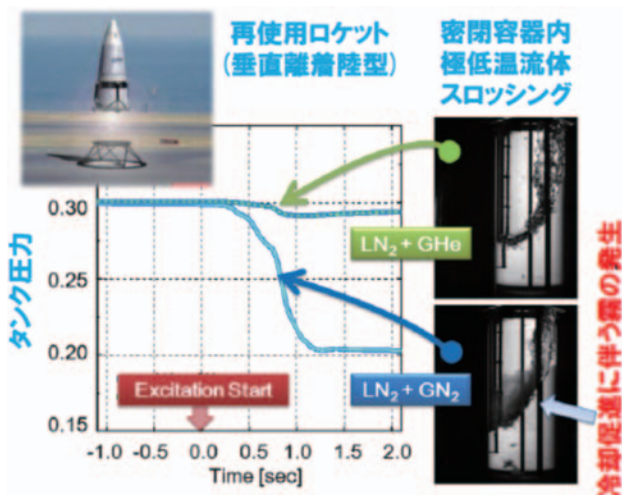


Fig. 7 Pressure drop due to sloshing of cryogenic fluid.

一方、沸騰を伴う強制対流熱伝達についても、地上と微小重力環境では、流動様式や熱伝達特性が大きく異なることが知られており、推進薬マネジメントに関わる多くの課題がある。この課題についても筆者らは、約3分間の微小重力環境を実現できる観測ロケットを用い、複雑形状を有する流路内部での極低温流体（液体窒素）の

沸騰流観察実験を実施した<sup>(6)</sup>。可視化映像を含む実験データから、熱伝達量が地上と微小重力環境で大きく異なる原因を解明するとともに、数値解析による複雑流路流れの現象予測精度を実証した (Fig. 8)。これらの結果は、実機エンジンの冷却剤流量を大幅に節約する根拠の一つとなり、ロケット積載可能ペイロード質量の増強 (H-IIA高度化) に貢献している。

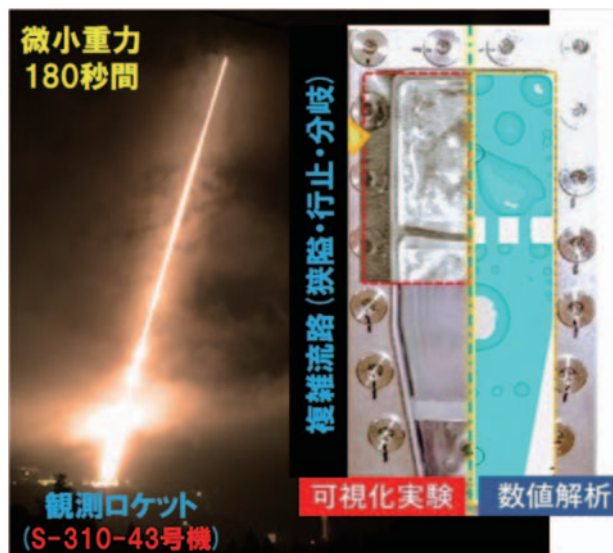


Fig. 8 Boiling in a complex channel in microgravity.

### 3.2 水素サプライチェーン

気液二相流や極低温流体の挙動予測は、地上における水素サプライチェーンや、将来の水素航空機にも共通する技術課題である。本研究室では、水素社会の実現へ向け、液化水素運搬船の開発主導権確保と安全基準確立に資する基盤技術の実証を、川崎重工業㈱およびJAXAと連携して推進している。

具体的には、JAXA能代ロケット実験場に設置されている大型タンク (30 m<sup>3</sup>) を活用し、世界初となる液体水素大型貯槽の急速減圧実験を実施した。ここでは、大学の研究室において、模型寸法容器で得られた実験的知見と相似則に基づく整理が、実機寸法で液体水素を対象とした場合にも有効であるかを実験により検証することを試みた。一連の実験を通じて、突沸発生の有無と、蒸発損失量の予測法を提案するとともに、数値解析による圧力変化と液面上昇の再現が可能になった<sup>(7)</sup>。これらの成果は、火災発生時の緊急放圧など、実船での試運転が困難な事象を模擬する数値ハザード解析の基盤技術となり、運搬船の国際認証取得に貢献すると期待される。

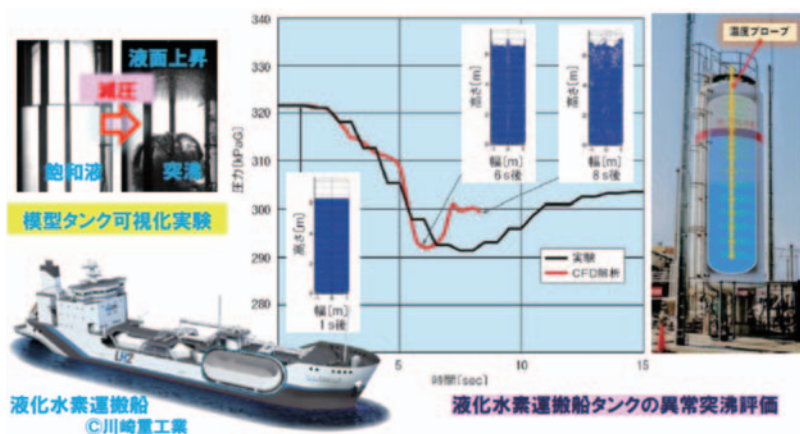


Fig. 9 Explosive boiling due to de-pressurization in a large LH2 tank.

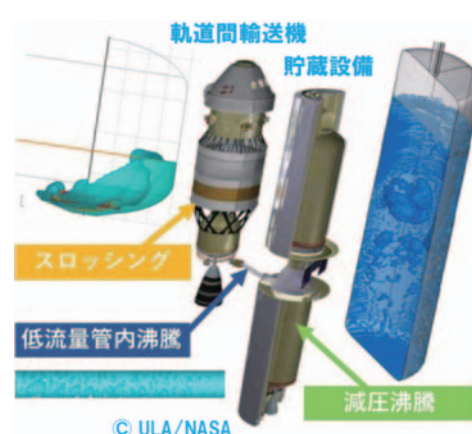


Fig. 10 Re-fuel on orbit and related free-surface flows.

#### 4. おわりに

本研究室が取り組む課題のうち、航空技術の持続的発展のための低炭素化技術、地球圏宇宙の人類活動拡大のための軌道間輸送技術に関わるものを紹介した。液体水素などの極低温液体推進薬を用いた航空宇宙推進システムや、軌道上推進薬再補給を可能にする宇宙輸送インフラの実現を目指しつつ、その根底にある共通的基盤として、熱流体に関係する既存の学術を、極低温、超高压、微小重力などの極限環境へ発展させることが、重要だと考えている。

#### 参考文献

- (1) Atsushi Tateishi, Toshinori Watanabe, Takehiro Himeno, Mizuho Aotsuka, and Takeshi Murooka, "Verification and Application of Fluid-Structure Interaction and a Modal Identification Technique to Cascade Flutter Simulations". International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems, Volume 8, Number 3 (2016) pp. 20-28. A.Tateishi, T.Watanabe, T.Himeno, Int. J of GT Prop.& Pwr. (2016).
- (2) 姫野武洋, 渡辺紀徳, "電動化とガスタービン サイクル解析と重量推算に基づく電動化航空エンジンの性能評価", 日本ガスタービン学会誌, Vol. 49, No. 1, (2021).
- (3) 姫野 武洋, 根岸秀世, 野中 聡, 井上智博, 渡辺 紀徳, 鶴沢聖治, "様々な加速度環境における自由表面流の数値解析 (CIP法, MARS法, Level Set法を協調した解法の改良)", 日本機械学会論文集, 76-765, B (2010), pp. 778-788. 姫野武洋, 他, 日本機械学会論文集 (2010).
- (4) T. Himeno, T. Watanabe, S.Nonaka, Y. Naruo, Y.Inatani and H. Aoki, "Numerical and Experimental Investigation on Sloshing in Rocket Tanks with Damping Devices", AIAA 2007-5557.
- (5) T. Himeno, D. Sugimori, K. Ishikawa, Y. Umemura, S. Uzawa, C. Inoue, T. Watanabe, S.Nonaka, Y. Naruo, Y.Inatani, K. Kinefuchi, R. Yamashiro, T. Morito and K. Okita, "Heat Exchange and Pressure Drop Enhanced by Sloshing", AIAA 2011-5682.
- (6) Kiyoshi Kinefuchi, Wataru Sarae, Yutaka Umemura, Takeshi Fujita, Koichi Okita, Hiroaki Kobayashi, Satoshi Nonaka, Takehiro Himeno, Tetsuya Sato, "Investigation of Cryogenic Chilledown in a Complex Channel Under Low Gravity Using a Sounding Rocket", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 56, No. 1, (2019) K. Kinefuchi, T. Himeno, AIAA J. Space Rocket (2019).
- (7) Kazuma Tani, Takehiro Himeno, Yasunori Sakuma, Toshinori Watanabe, Hiroaki Kobayashi, Terukuni Toge, Syuntaro Unno, Shoji Kamiya, Osamu Muragishi, Katsuhiro Kanbe, "Pressure recovery during pressure reduction experiment with large-scale liquid hydrogen tank", International Journal of Hydrogen Energy, (2021).

特集：国内大学の研究

## ジェットエンジンに対するマルチフィジックスCFD シミュレーションの取組

### Efforts of Multiphysics CFD Simulations for a Jet Engine



山本 誠<sup>\*1</sup>

YAMAMOTO Makoto

キーワード：ジェットエンジン，シミュレーション，マルチフィジックス，着氷

Key Words：Jet Engine, Simulation, Multi-physics, Icing

#### 1. はじめに

最初に，著者の研究室においてマルチフィジックスCFD (Computational Fluid Dynamics) シミュレーションに取り組むことになった経緯を紹介したいと思う。

著者の研究室では，熱流体が関与するマルチフィジックス問題のシミュレーション研究（これをマルチフィジックスCFDと称する）を1990年代前半から始めた。最初の研究対象はサイクロン分離器であった。サイクロン分離器は，気体中の固体微粒子を遠心分離して気体の清浄化を図る装置として，工業上頻繁に利用される。サイクロン分離器内には強い旋回流が発生するが，乱れの非等方性のため，等方性を仮定する多くのRANS (Reynolds- Averaged Navier-Stokes) 系の乱流モデルでは旋回流自体の正確な再現ができなかった。また，気体中に分散している固体微粒子の挙動，したがって分離性能を妥当に再現するためには，固体微粒子の運動に対する新たな乱流モデルが必要であった。北村ら<sup>(1),(2)</sup>は，固気二相乱流用の応力方程式モデルを構築してサイクロン分離器に関わる上述の問題を解決し，流体挙動をオイラー法で，固体粒子挙動をラグランジュ法で解くオイラー・ラグランジュ法の基礎を確立した。

この成功を目にした某メーカーの中堅技術者から，火力発電所で使用したサイクロン分離器において，発生するはずのないサンドエロージョンが発生して内壁が大きく損傷した事例があり，原因を解明して欲しいという打診があった。流体挙動，粒子挙動，壁面損傷が相互に干渉して起きるマルチフィジックス現象であり，壁面損傷に伴う格子の再構成が必要な問題であった。このサンドエロージョンに対するシミュレーション手法を2000年頃までに完成させ，流れ場・粒子軌道・エロージョン評

価・損傷壁面に沿った格子の再構成という4つの計算を反復することにより，サンドエロージョンの時間変化を再現可能なシミュレーション手法を確立した。

基本的なシミュレーション法が確立して自前のプログラムが用意できたことにより，2000年以降は様々なマルチフィジックス現象への拡張を進め，現在もこの展開が続いている。ジェットエンジンに関連して現在取り組んでいるマルチフィジックス現象に関する研究テーマとしては，以下のような現象を挙げることができる。

- ▶ ファン，圧縮機における雨水着氷・SLD (Super-cooled Large Droplet) 着氷，アイスクリスタル着氷
- ▶ ファン，圧縮機，タービンにおけるサンドエロージョン（粒子壊食），レインエロージョン
- ▶ 着氷の格子・粒子ハイブリッド法シミュレーション
- ▶ タービンにおけるデポジション（粒子付着）
- ▶ 動翼における氷層の離脱
- ▶ 壁面衝突に伴う固体粒子や氷粒の崩壊
- ▶ サンドエロージョンとデポジションの共存現象
- ▶ 着氷と氷エロージョンの共存現象

以下では，これらの中から着氷の格子・粒子ハイブリッド法を中心に研究例を紹介することとする。

#### 2. ジェットエンジンで問題となる様々な着氷

着氷には様々な種類がある。ジェットエンジンに関連した代表的な着氷の概略・特徴を以下に記しておく。

**霧氷：** -15℃以下で直径20  $\mu\text{m}$ 程度の過冷却水滴が壁面や氷層に衝突する場合に発生する。水滴は衝突位置で瞬時に凍結し，気泡を含んだ白色の氷層が形成される。シミュレーションによって容易に着氷の範囲や氷層厚さが予測できるため，防除氷対策を容易に取ることができる。

**雨水：** -10℃以上の過冷却水滴が衝突する場合に発生する。水滴は瞬時に凍結せず，表面に水膜を形成しつつ下流へ流れ（Runbackと呼ぶ），徐々に凍結する。水膜が凍結するために透明な氷層となり，突起状のホーンが形

原稿受付 2023年5月10日

\*1 東京理科大学・工学部機械工学科

〒125-8585 東京都葛飾区新宿6-3-1

E-mail: yamamoto@rs.tus.ac.jp

成されることが特徴である。Runbackしながら凍結するために着氷範囲を予測することが難しく、防除氷対策が取りにくい。ちなみに、 $-15^{\circ}\text{C}$ から $-10^{\circ}\text{C}$ で発生する中間的な着氷を粗氷と呼ぶことがある。

**SLD (Super-cooled Large Droplet) 着氷：**過冷却水滴の直径が $40\mu\text{m}$ 以上のときに発生する。SLD着氷は温度条件に係わらず発生し、霧水のような瞬時凍結の形態を取ることもあるが、一般的には雨水と同様にRunbackしながら凍結する。直径が大きく水分量が多いため、水滴のスプラッシュ、バウンド、変形、分裂といった特徴的な現象を伴うことが特徴である。スプラッシュやそれに伴う2次水滴の生成といった現象を予測することが難しく（適切なモデルがない）、防除氷対策を困難にしている。

**アイスクリスタ着氷：**ジェットエンジンが吸い込んだ氷粒子が圧縮機内で部分的に融解し、圧縮機の静翼表面にできた水膜に捕捉されて氷層が形成されることがある。運転中の圧縮機内で生じる現象であり、実験を行うことが極めて困難なため、正確な発生メカニズムが不明である。また、形成される氷層がシャーベット状で氷エロージョンを伴うと予想されており、シミュレーションによる予測は喫緊の技術課題となっている。

### 3. 着氷に対する従来のシミュレーション手法

これまでの着氷シミュレーションでは、気流をオイラー法（すなわち、ナビエ・ストークス方程式）、過冷却水滴をラグランジュ法（個々の水滴の運動方程式、BBO方程式）により解析するオイラー・ラグランジュ法が一般的に採用されている。あるいは、計算負荷を低減するため、水滴もオイラー法（濃度方程式）により解析するオイラー・オイラー法が用いられることもある。また、過冷却水滴の体積分率が十分に小さいことを仮定して、弱連成（One-way coupling）を採用するのが一般的である。

着氷シミュレーションのフローチャートをFig. 1に示す。流れ場計算、水滴軌道計算、着氷（熱力学）計算、格子再構成を順に実施し、このプロセスを反復することによって氷層の成長と流れ場の変化を再現する形となっている。このような反復法をマルチショット計算と呼ぶ。

氷層の成長計算には、Messingerモデル<sup>(3)</sup>あるいはExtended Messingerモデル<sup>(4)</sup>が採用されることが一般的である。これらの着氷モデルの基本コンセプトは、計算格子により構成される検査体積における質量およびエネルギーの保存である。Fig. 2にモデル化の概念を示す。着氷現象に関与するあらゆる要因が考慮されているが、個々の要因に対しては実験データに基づく経験則が利用されており、残念ながら、あらゆる着氷条件に対して満足のできる予測を与えることは出来ていない。特に、雨水条件におけるホーン形状やSLD着氷におけるスプラッシュ現象などの再現は、現在でもモデルの改善が必要な

技術課題として残されている。

なお、着氷に対する従来タイプのシミュレーション手法に興味のある読者は、参考文献(5)(6)などを参照していただきたい。

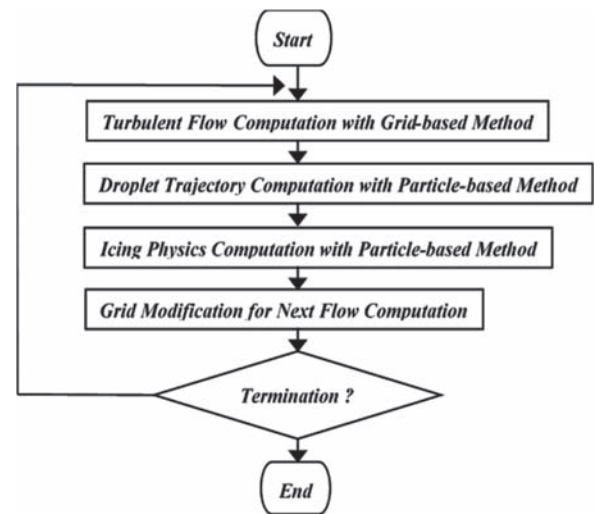


Fig. 1 Flowchart of icing simulation

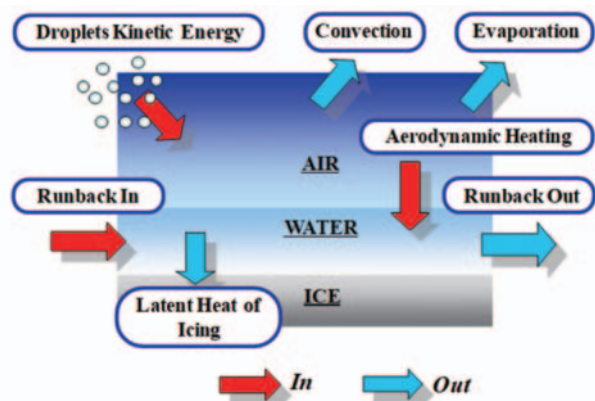


Fig. 2 Basic concept of icing model

### 4. 格子・粒子ハイブリッド法による着氷シミュレーション

前述のように、これまで開発・使用されてきた格子法に基づく従来タイプの着氷シミュレーションでは、実験に依存した数多くの経験則・実験式を利用して氷層の成長予測が行われている。しかし、経験則や実験式には適用範囲が存在し、普遍的な着氷モデルを構成することは極めて困難である。このため、著者らは経験則や実験式に基づかず、氷層の成長を直接計算するための取り組みを進めている。具体的には、氷層の成長計算に粒子法（MPS法<sup>(7)</sup>、Moving Particle Semi-implicit Method）を採用し、熱輸送を直接評価することにより、氷層の成長と水膜の流動を可能な限り厳密に取り扱うことを目指している。

格子・粒子ハイブリッド法では、最初に、 $k-\varepsilon$ モデルを用いた圧縮性RANS計算により物体周りの流れ場を

得る。この流れ場の物体上流側に過冷却水滴を置き、物体への衝突軌道を求める。このとき、水滴は質点として扱い、物体に近付いた際にMPS法で表現される微小粒子群に置換する (Fig. 3参照)。図中の $r_e$ は、壁面近傍に設定されたMPS法による計算領域の厚さを表している。

次に、MPS法に基づき、個々の微小粒子の速度や圧力を非圧縮性ナビエ・ストークス方程式により、温度を粒子間の熱輸送を考慮したエネルギー方程式により評価する。潜熱を完全に放出した液相粒子を固相粒子に相変化させ、凍結が終了したと判定して、微小粒子の位置を固定する。この計算をランダムに投入した多数の水滴に対して行い、氷層の成長を再現する。また、一定数の水滴を投入するごとに計算格子を再構成し、流れ場計算を行うことで気流の速度や圧力を更新して行く。

格子・粒子ハイブリッド法で使用する方程式や離散化については紙面の都合で割愛したので、詳細について興味のある読者は、Tobaら<sup>(8)</sup>、結城ら<sup>(9)</sup>などを参照していただきたい。

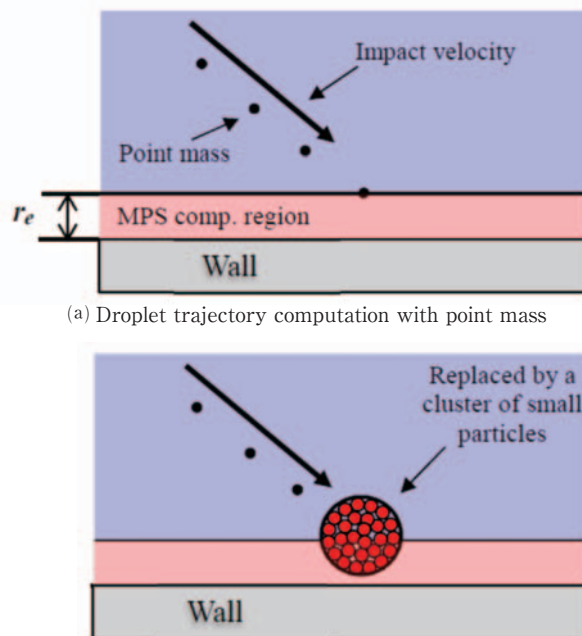
## 5. 格子・粒子ハイブリッド法による計算例

ここでは、SLD条件に曝されたNACA0012翼における霧氷着氷および雨氷着氷に対して、格子・粒子ハイブリッド法によって計算された代表的な結果を紹介する。

### 5.1 霧氷着氷

最初の例は、翼弦長0.53m、迎角4.0度の2次元NACA0012翼が平均水滴直径 (MVD, Median Volume Diameter) 2.0mm、水分含有量 (LWC, Liquid Water Content) 1.2g/m<sup>3</sup>、風速15.0m/sの大気に300秒間曝されたときの霧氷着氷である<sup>(9)</sup>。ひとつの水滴は、MPS法に基づき、直径0.2mmの微小粒子群として表現した。なお、本計算では、霧氷着氷を再現するために、水滴が翼表面あるいは氷層に接触したときに瞬時に凍結すると仮定し、水滴の温度計算は省略した。また、水滴直径が十分に大きいために慣性効果が卓越すると仮定し、水滴は流れ場からの影響を受けないと仮定した。

Fig. 4は、着氷開始から200秒および300秒経過したときの氷層の状態である。図中の緑色の点群が格子・粒子ハイブリッド法で計算された氷を表している。また、比較のために、従来タイプの格子法のみで計算した氷層厚さを白線で示してある。これらの図から明らかなように、格子・粒子ハイブリッド法は従来タイプの格子法のみで求めた氷層厚さを与えることができるだけでなく、氷層に取り込まれた気泡や氷層表面の粗さを再現している。また、従来タイプの格子法では、実験データと比べて妥当な氷層厚さを求めるため、氷の密度を大気温度や衝突速度の関数として表す経験則によって調節しているが、格子・粒子ハイブリッド法では、そのようなデータチューニングなしに氷層厚さを予測できていることが分かる。



(a) Droplet trajectory computation with point mass

(b) Replacement of droplet by cluster of small particles

Fig. 3 Treatment of droplet impact event

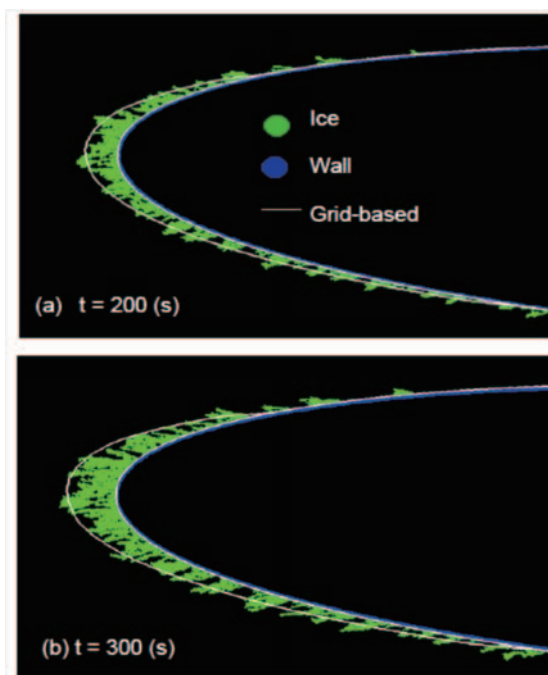


Fig. 4 Predicted ice layers under rime ice condition

### 5.2 雨氷着氷

2番目の例は、翼弦長0.267m、迎角0.0度の2次元NACA0012翼が平均水滴直径 (MVD) 135.0 $\mu$ m、水分含有量 (LWC) 1.19g/m<sup>3</sup>、風速50.93m/s、気温-11.0 $^{\circ}$ Cの大気に210秒間曝されたときの雨氷着氷である。これらの計算条件はAnderson and Tsao<sup>(10)</sup>の実験に準拠している。ひとつの水滴は、直径13.5 $\mu$ mの微小粒子群として表現した。なお、本計算では、流れ場計算 (格子法)、水滴軌道計算、氷層成長計算 (MPS法)、格子再生成を30秒ごとに7回反復するマルチショット計算を行った。

Fig. 5に、着氷開始前 (0.0 秒) と着氷開始後120秒における翼前縁付近のマッハ数と水滴軌道を示す。前縁に形成された氷層 (図中の灰色部分) の影響により、翼周りのマッハ数分布や水滴軌道が大きく変化していることが見て取れる。氷層の下流側では離泡が形成されており、翼面上の境界層が著しく肥大化していることから、120秒程度の着氷により翼の空力性能に大きな影響が表れることを明瞭に示している。また、水滴直径が $135\mu\text{m}$ の粗大水滴にもかかわらず軌道が氷層の影響を受けていることから、マルチショット計算の必要性が示唆される。

着氷開始後210秒において、予測された氷形状とAnderson and Tsao<sup>(10)</sup>の実験データとの比較をFig.6に示す。青線がシミュレーション結果、赤線が実験データである。

この図から、格子・粒子ハイブリッド法は雨水条件の氷形状も概ね妥当に予測できることが分かる。しかし、よどみ点付近の水層厚さが若干過大であり、下流側に形成される柱状のフェザーが再現できていない。これは、よどみ点付近に衝突した水滴のスプラッシュ現象が過少に評価されていることを示しており、MPS法の空間解像度不足や表面張力モデルの不備に起因していると考えられる。これらの改善は今後の課題である。

## 6. おわりに

本稿では、著者の研究室で進めているジェットエンジン関連のマルチフィジックスCFDシミュレーション、特にSLD着氷の格子・粒子ハイブリッド法について紹介した。ジェットエンジンには、現状、十分な予測ができない現象が多数存在するので、若手技術者がこのような問題に興味を抱き、研究に参入してもらえれば幸いである。

## 参考文献

- (1) 北村修, 山本誠, 荒川忠一, 川田裕, 応力方程式モデルによるサイクロン内乱流の数値計算, 日本機械学会論文集, B編, 59巻, 562号, (1993), pp. 1959-1964.
- (2) 北村修, 山本誠, 応力方程式モデルによるサイクロン内乱流の数値計算 (第2報, サイクロン性能の数値予測), 日本機械学会論文集, B編, 60巻, 580号, (1994), pp. 4002-4009.
- (3) Messinger, B.L., Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Airspeed, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 20, No. 1, (1953), pp. 29-42.
- (4) Myers, T.G., Extension to the Messinger Model for Aircraft Icing, AIAA Journal, Vol. 39 No. 2, (2001), pp. 211-218.
- (5) 坂井俊彦, 山本誠, 水田郁久, FEGVにおける着氷現象の数値予測-運転条件による影響-, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 38, No. 3, (2010), pp. 53-59.

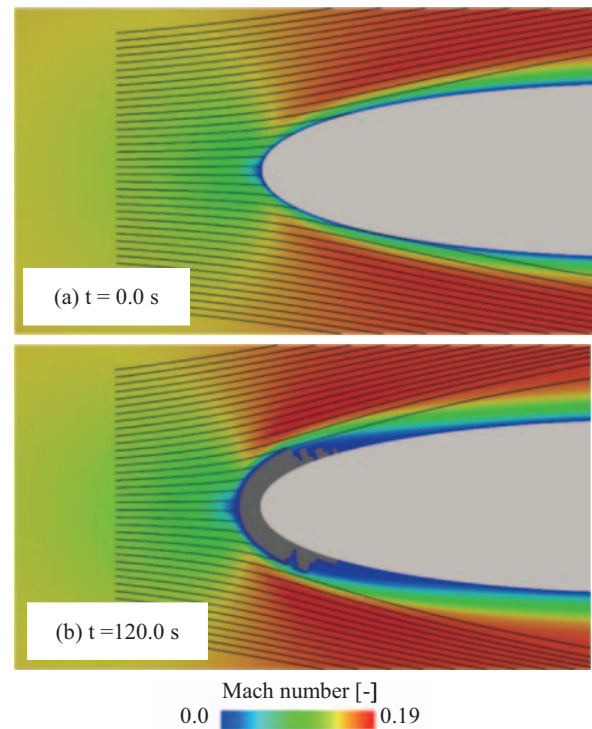


Fig. 5 Changes of Mach number distribution and droplet trajectories at 0.0 and 120.0 seconds

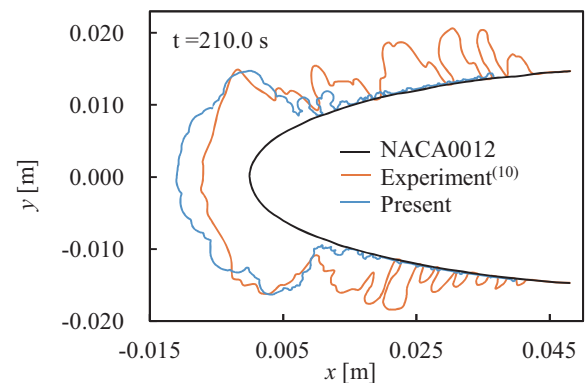


Fig. 6 Comparison of predicted ice shape with experiment

- (6) 林亮輔, 山本誠, ジェットエンジンにおける着氷現象と試験技術, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 48, No. 3, (2020), pp. 143-148.
- (7) Koshizuka, S., A Particle Method for Incompressible Viscous Flow with Fluid Fragmentation, Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 4, (1995), pp. 29-46.
- (8) Toba, D., Fukudome, K., Mamori, H., Fukushima, N. and Yamamoto, M., Proposal of Novel Icing Simulation Using a Hybrid Grid- and Particle-Based Method, Journal of Mechanics, Vol. 36, Issue 5, (2020), pp. 1-10.
- (9) 結城光司, 守裕也, 福島直哉, 山本誠, 粒子法を援用した着氷シミュレーション手法の開発, 第31回生研TSFDシンポジウム講演論文集, (2016), pp. 61-64.
- (10) Anderson, D.N., and Tsao, J-C, Ice Shape Scaling for Aircraft in SLD Conditions, NASA/CR-2008-215302, (2008), pp. 1-42.

特集：国内大学の研究

## 法政大学流体力学研究室におけるガスタービン関連の研究

Research on Gas Turbine in Fluid Engineering Laboratory  
at Hosei University辻田 星歩<sup>\*1</sup>

TSUJITA Hoshio

キーワード：ガスタービン，軸流タービン翼，ターボチャージャ，遠心圧縮機，ラジアルタービン

Key Words : Gas Turbine, Axial Turbine Blade, Turbocharger, Centrifugal Compressor, Radial Turbine

## 1. 緒言

法政大学理工学部のキャンパスは、東西にのびる東京都のほぼ中央部に位置する小金井市にあり、その機械工学科には13の研究室が属している。ここに紹介する流体力学研究室の現在のメンバー構成は、教授1名、修士課程の2年生が6名と1年生が4名、および学部4年生が6名である。現行の研究テーマはターボ形流体機械の空気力学的性能向上に関するものが中心であり、実験とCFDによる数値解析の両手法により研究を行っている。その具体的な内容は、ガスタービン関連については軸流タービン翼の高負荷化に関するテーマが大半を占め、また、ターボチャージャ関連のものとして、遠心圧縮機のサージングなどの不安定現象の抑制と、ラジアルタービンのノズル内の流れに着目した研究を行っている。以下にターボチャージャに関する研究を簡単に紹介した後、軸流タービンの高負荷化に関する一連の研究テーマにおいて、これまでに得られた成果の一部を述べる。

## 2. ターボチャージャに関する研究

深刻化する環境問題の対策として、自動車業界では排出ガス規制が強化される中、エンジンのダウンサイジングが進み、それに伴う出力低下を補うために搭載されるターボチャージャの一層の性能向上が求められている。なお、ここで紹介する研究は、株式会社IHI車両過給機SBU様との共同研究として実施している。

## 2.1 遠心圧縮機のサージング抑制

自動車用ターボチャージャの遠心圧縮機は広作動範囲域での運転が要求されるが、最高圧力比付近より流量が低下すると、旋回失速やサージングなどの不安定現象が発生する。これらの現象は圧縮機性能の著しい低下と共に機器の破壊をもたらす可能性がある。本テーマでは

Fig. 1に示すように、圧縮機により圧縮された空気の一部を抽気し、バイパスチューブを通してノズルにより羽根車前縁へ吹込む方法によるサージング抑制効果について調査している<sup>(1)</sup>。

## 2.2 ラジアルタービンノズル内の流れの挙動

ラジアルタービンの羽根車の上流には、広範囲の運転条件に合わせてベーン開度を調節する可変ノズル機構 (Variable Geometry System : VGS) が搭載されている。本テーマでは、スクロールのオーバーハング形状やノズルのベーン開度が、羽根車入口の流れ場の非一様性に与える影響について、主に5孔ヨーメータによる測定とCFDによる数値解析により解明している<sup>(2)</sup>。

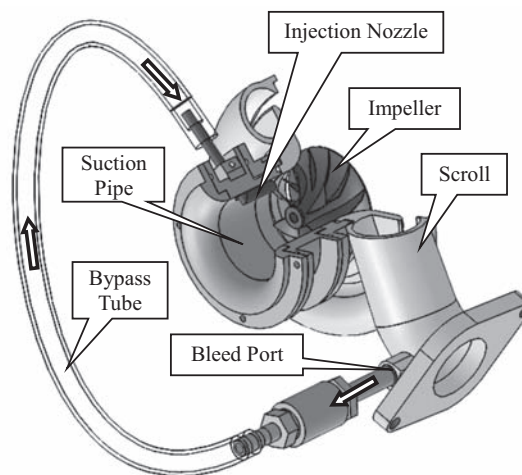


Fig. 1 Centrifugal Compressor with Injection Nozzle System

## 3. 軸流タービン翼の高負荷化に関する研究

地球温暖化防止のためにCO<sub>2</sub>の排出量削減が迫られる中、再生可能エネルギー由来の電力が総発電量に占める割合が増しているが、その供給不安定性を補うために起動特性に優れたガスタービンの開発が急務とされている。また、地球温暖化による自然災害の頻発は非常用電源としての高効率マイクロガスタービンの開発の必要性

原稿受付 2023年 5月31日

\* 1 法政大学理工学部

〒184-8584 小金井市梶野町 3-7-2

E-mail: tsujita@hosei.ac.jp

を高めている。一方、航空用ガスタービンの高バイパス比化による推進効率の向上は、コアエンジン径の縮小を要求する。軸流タービン翼の高負荷化はこれらの要求に応える有効な方法の一つと考えられる。さらに、本研究の対象となる、Fig. 2に示す高転向角 $160^\circ$ を有する超高負荷軸流タービン翼（UHLTC: Ultra-Highly Loaded Turbine Cascade）の特徴的な翼形状から分かるように、転向角の増加による高負荷化は必然的に翼厚を増加させるため、翼内部の中空構造は勿論のこと複雑な空気冷却溝の構築を可能にする。その結果、冷却効率の向上にも寄与すると予想される。したがって、一般に単段の膨張比の高いラジアル型の羽根車が採用されているマイクロガスタービンなどへの適用により、比出力の増加を図ることができる。しかしながら、高負荷化は翼間流路内でのピッチ方向の圧力勾配の増加により二次流れを増強し、それに起因する損失を増加させる。したがって、実用的な高転向角の高負荷軸流タービンを開発するには、二次流れの抑制技術の適用により高負荷化に伴う空気力学的性能の低下を抑えることが不可欠である。

UHLTCを対象とした一連の研究では、直線翼列に対して有効性が検証された二次流れ抑制技術を、実機運転状態に近い円環翼列に適用し、その低減効果を調査することにより、実用化の可能性を探るとともに問題点の抽出とその解決策につながる知見を収集することを目的としている。ここでは、主に直線翼列に対して二次流れの低減技術を適用し、その有効性について調査した例を紹介し、並行して実施している円環翼列を用いた研究の進捗状況について報告する。なお、本研究の一部は東京電機大学の金子雅直助教のご協力を得ながら実施している。

### 3.1 直線翼列モデルを用いた基礎研究

モデル化とともにスケールアップした直線翼列を対象とした研究は、翼列内の二次流れの挙動とそれに起因する損失生成のメカニズムの詳細を、実験およびCFD解析の両手法により解明することを可能にする。

Fig. 2に本研究で使用しているUHLTC用の吸込み型の直線翼列風洞試験装置の概略図を、Table 1にその仕様を示す。図中のLEは翼前縁、TEは翼後縁、PSは圧力面、SSは負圧面を示している。翼列上流および下流の入口と出口案内板は任意の角度に設定可能な構造となっている。ここに示す実験結果とCFD解析結果は全て、入口境界での流入角 $\alpha_1$ を設計流入角 $80^\circ$ に設定したものである。

軸流タービンの動翼列内の代表的な二次流れには、馬蹄形渦、流路渦および翼端漏れ渦などがある。これらの渦の抑制技術として馬蹄形渦に対しては翼前縁のハブ壁面上の付け根部にフィレットを施す前縁フィレット（LEF）、流路渦に対しては翼間のハブ壁面に凹凸形状を施すエンドウォールコンタリング、翼端漏れ渦に対しては翼端面にキャビティを施す翼端スキラ（BTS）などがある。当研究室ではFig. 3に示すように、基準となる

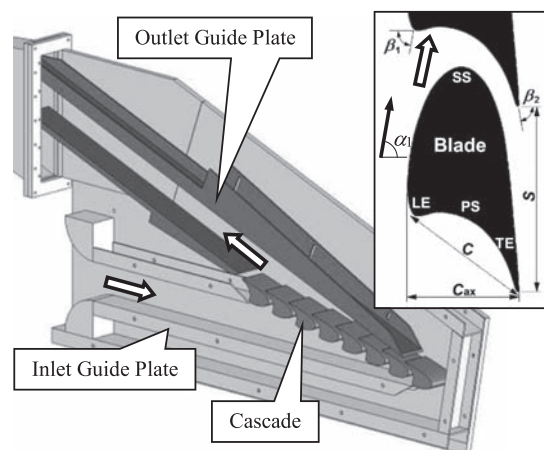


Fig. 2 Linear Turbine Cascade Wind Tunnel for UHLTC

Table 1 Specifications of Cascade

| PARAMETER                 | SYMBOL    | UNIT   | UHLTC |
|---------------------------|-----------|--------|-------|
| Chord length              | $C$       | mm     | 80.0  |
| Axial chord length        | $C_{ax}$  | mm     | 68.5  |
| Solidity                  | $S/C$     | -      | 1.43  |
| Aspect ratio              | $H/C$     | -      | 1.25  |
| Leading edge metal angle  | $\beta_1$ | degree | 80.0  |
| Trailing edge metal angle | $\beta_2$ | degree | 80.0  |

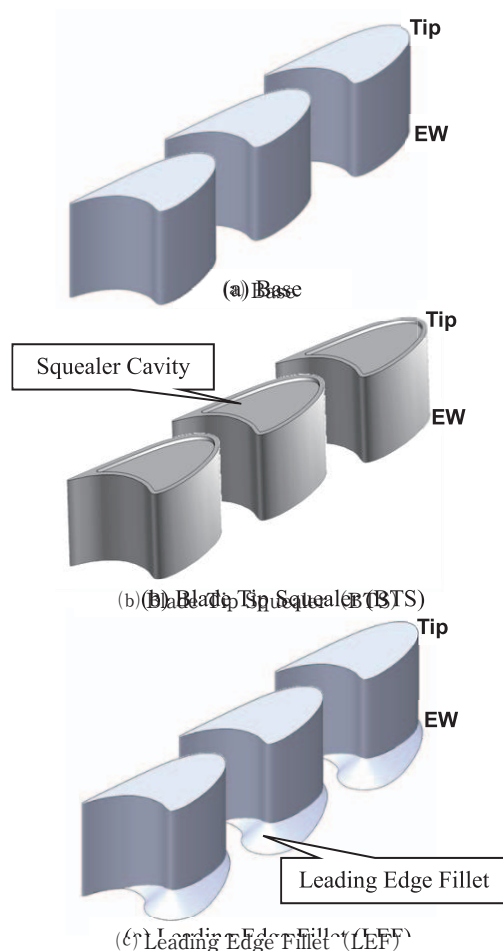


Fig. 3 Ultra-Highly Loaded Linear Turbine Cascades

Baseモデルに対して、それぞれLEFとBTSを適用したモデルを設計し、実験およびCFD解析を実施することにより、直線モデルにおける抑制効果について検証している。実験的手法においては主に、固体壁面近傍の流れの挙動を調べるために油膜法を用い、3次元の内部流動の測定には5孔ヨーメータを用いている。CFD解析においては2種類の汎用コードを使用している。

**3.1.1 Baseモデルにおける二次流れの挙動** Fig. 4にFig. 3 (a)に示すBaseモデルにおけるCFD解析結果による端壁面 (EW) 付近の流線による渦構造を示す。同図にはSS上とEW上の静圧係数 $C_{ps}$ 分布と翼間流路断面 (CS0) 内の損失係数 $C_{pt}$ 分布も示している。流入境界層はLEに衝突後に馬蹄形渦 (HV) を形成し、それはSS側 (HV<sub>s</sub>) とPS側 (HV<sub>p</sub>) に分岐している。さらに、HVとLEに囲まれたEW上にHVとは逆に回転する前縁コーナー渦CV<sub>L</sub>が発生し、HVと同様にSS側 (CV<sub>L-s</sub>) とPS側 (CV<sub>L-p</sub>) に分岐している。HV<sub>p</sub>は隣接翼のSSに向かって隣接翼のHV<sub>s</sub>と干渉しながらEWから離脱している。そのEW上ではLE付近に翼間圧力勾配により強い横断流 (CF) が発生し、それがSSに衝突することにより負圧面コーナー渦CV<sub>s</sub>を発生させている。さらに、CV<sub>s</sub>はSS上で上流側と下流側に分岐しており、前者はCV<sub>L-s</sub>との干渉により進路を下流側へ偏向し、SS上をミッドスパン (MS) 側へ移動している。断面CS0内の $C_{pt}$ 分布から分かるように、特にHVとCV<sub>s</sub>が損失生成に与える影響が強いことから、これらの渦の抑制が空力性能の向上策として効果的であり、その方法の一つとしてFig. 3 (c)に示すLEFが有効と考えられる。

つぎに、Baseモデルの翼端付近の流れ場の流線による渦構造をFig. 5に示す。間隙高さを翼列流路高さの2%に設定したCFD解析結果である。同図には翼面と翼端面上の $C_{ps}$ 分布と限界流線および間隙内を含む翼間流路断面 (CS1 ~ CS4) 内の損失係数 $C_{pt}$ 分布も示している。EW側と同様にLE付近ではHVが発生しHV<sub>s</sub>とHV<sub>p</sub>に分岐している。EW側で発生したCV<sub>L</sub>は翼端間隙の存在により生じていないが、その代わりに漏れ流れの間隙への流入境界の翼端面上で、PS全域とSSのLEからSSに沿った一部の領域にそれぞれはく離泡SB<sub>p</sub>とSB<sub>s</sub>を形成している。翼端面上の限界流線からも各はく離泡の再附着線が確認できる。EW側と同様に翼端側でもHV<sub>s</sub>と隣接翼からのHV<sub>p</sub>は干渉し、翼間流路断面CS3とCS4内で高損失領域を形成しているが、翼端漏れ渦 (LV) に起因する高損失領域の方が強いことが分かる。したがって、LVの抑制が空力性能を効果的に向上させると予想され、その方法の一つとして Fig. 3 (b)に示すBTSが有効と考えられる。

**3.1.2 BTSモデルにおける翼端漏れ流れの挙動** Fig. 6 (a)と(b)にFig. 3 (b)に示すBTSモデルのスキューラキャビティ内の渦構造を、CFD結果の流線と油膜法による流跡線によりそれぞれ示す<sup>(3)</sup>。Baseモデルと同様に、LE

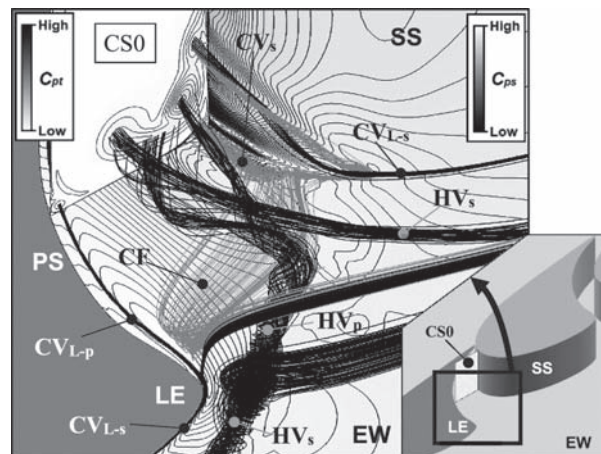


Fig. 4 Vortical Flow Structure on Endwall of Base Model

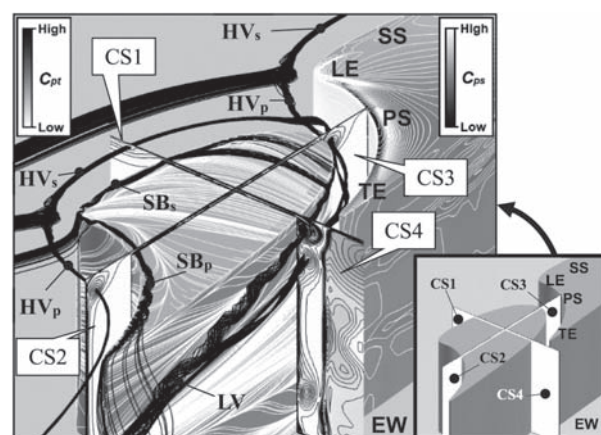


Fig. 5 Vortical Flow Structure near Tip Region of Base Model

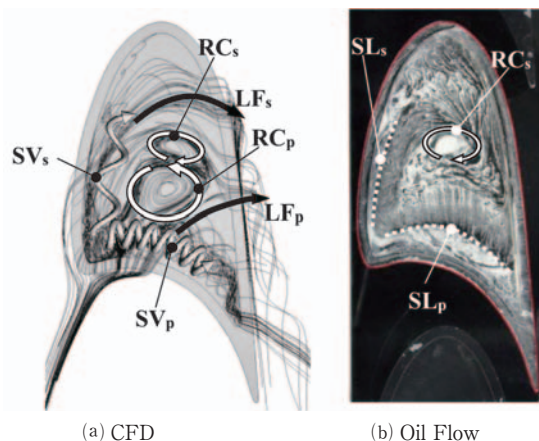


Fig. 6 Vortical Flow Structure in Squealer Cavity of BTS Model

からPS全域とSSに沿った一部の領域から間隙内に流入する漏れ流れは、キャビティ内へ流入する際に流路断面積の拡大に伴う逆圧力勾配により、それぞれスキューラのリムに沿ってはく離渦SV<sub>p</sub>とSV<sub>s</sub>を形成し、油膜法による可視化結果においてもキャビティ底面上にそれぞれのはく離渦SL<sub>p</sub>とSL<sub>s</sub>が確認できる。これらの渦の発生は翼端間隙内へ流入する漏れ流れを抑制すると考えられる。SV<sub>p</sub>の生成に関与した漏れ流れLF<sub>p</sub>はSSの転向部より下

流の後半部から流出し、一方、 $SV_s$ の生成に関与した漏れ流れ $LF_s$ はSSの転向部より下流の前半部から流出している。 $LF_p$ と $LF_s$ はそれらが挟むキャビティ内の淀み領域に、再循環流 $RC_p$ と $RC_s$ を誘起している。油膜法の結果においては $RC_s$ は明確に特定できるが、 $RC_p$ は特定できないことから前者の方が強いことが予想される。これらのキャビティ内で発生した渦が、翼端間隙内をSS後半部へ向かう流れをブロックすることにより漏れ流れを低減させ、それに伴い漏れ渦が抑制され、それらに起因する損失が低下すると考えられる。今後、キャビティ深さや形状の最適化のための調査を行う予定である。

### 3.1.3 LEFモデルにおける前縁付近の流れの挙動

Fig. 7にFig. 3に示すBaseモデルとLEFモデルに対するCFD結果を示す<sup>(4)</sup>。同図はLEに一边を有しEWに垂直で $\alpha_1$ 方向に平行な断面内の二次流れ流線と静圧係数 $C_{ps}$ 分布を重ねて示している。Fig. 4にも示されているように、BaseモデルにおいてはHVの存在が明確に確認できるが、LEFモデルにおいてはほぼ消滅していることが分かる。HVの発生とその強さが二次流れとして支配的なPVの発達およびそれに起因する損失生成に影響を与えることから、LEFは高負荷化に伴う二次流れ損失の増加の抑制に最も効果的な方法と考えられる。しかしながら、LEFの形状は複数の幾何学的パラメータにより規定され、さらにLEに到達する境界層のパラメータにも依存するため、その最適化には入念な調査が要求される。

### 3.2 小型円環翼列風洞による性能試験

二次流れとそれに起因する損失生成の詳細を調査する前述の直線翼列モデルによる基礎研究に対し、効率などの性能評価を行う研究<sup>(5)</sup>で使用する小型円環翼列風洞試験装置をFig. 8に示す。測定セクション内のタービン段は、静翼と動翼で構成される単段軸流タービンである。空気源からの圧縮空気は整流格子を通過後、測定セクション内の静翼で膨張し、動翼を駆動させた後に大気へ放出される。動翼の外径は約80 mmであり、その軸にはトルク検出器を介して回転数を制御するヒステリシスブレーキが接続されている。性能試験では、ヒステリシスブレーキにより修正回転数を一定に制御し、修正質量流量を変化させてタービン段入口と出口での全圧と壁面静圧、タービン段入口の全温、およびトルクを測定した。試験結果から、UHLTCは従来翼に比べて著しく高い負荷性能を有することが分かった。効率については実用レベルに達していないが、低流量係数域では従来翼と同等以上の効率を有することを示唆していることから、用途に応じた実用化の可能性も考えられる。現在、円環翼列に対してもCFD解析を実施する準備を進めている。

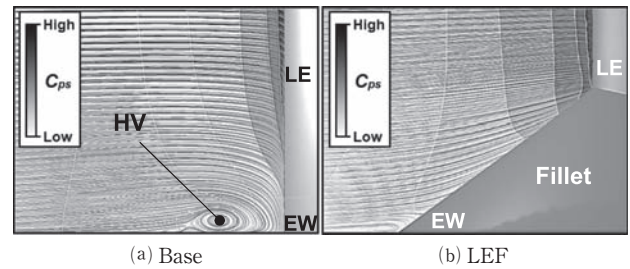


Fig. 7 Vortical Flow Structure at Leading Edge on Endwall

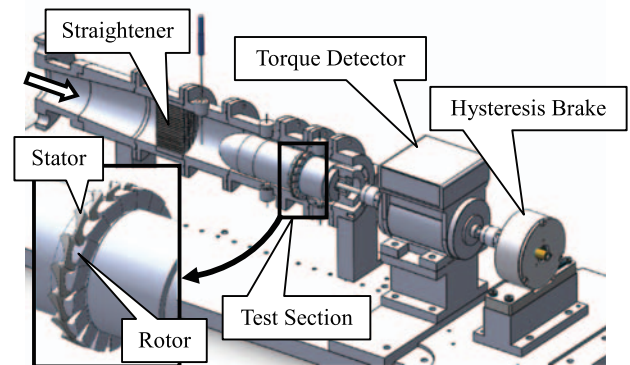


Fig. 8 Annular Turbine Cascade Wind Tunnel

## 4. まとめ

本研究室で現在実施しているガスタービンに関連する研究として、軸流タービンの高負荷化の研究を中心に概要を紹介した。モデル化した翼列を対象とした基礎研究から得られた知見を蓄積しながら、より複雑な実機状態へと段階的に研究テーマを設定し、実用化への問題点の抽出とその解決に向けた研究を今後も進めていく予定である。その結果、環境問題の解決に少しでも貢献できる成果が得られれば幸いである。

## 参考文献

- (1) 平本光, 橋本風央, 辻田星歩, 馬場隆弘, 米村 淳, 吹込みノズル装置による遠心圧縮機のサージングの抑制 (高速回転域での吹込みの効果), 日本機械学会関東支部第28期総会・講演会, 15I21 (2022).
- (2) 畑中健太郎, 青木亮祐, 辻田星歩, 馬場隆弘, 米村淳, ラジアルタービンのV G S ノズル内の流れに関する実験的研究 (ノズル間隙位置の影響), ターボ機械, Vol. 47, No. 2 (2019), pp. 109-115.
- (3) 田澤紘之, 秋山浩二, 辻田星歩, 金子雅直, 超高負荷タービン翼列におけるスキュー翼端による漏れ流れの低減メカニズム, 第32回数値流体力学シンポジウムの講演論文集, A03-2 (2018).
- (4) 小田竜太郎, 辻田星歩, 超高負荷タービン直線翼列内の二次流れの前縁フィレットによる抑制効果, 第49回日本ガスタービン学会定期講演会, B19 (2021).
- (5) 陳子豪, 張驥軒, 辻田星歩, 小型円環翼列風洞による超高負荷軸流タービンの空力性能評価 (翼端間隙高さの影響), ターボ機械, Vol. 48, No. 6 (2020), pp. 345-351.

特集：国内大学の研究

## 東京都立大学 燃焼・推進工学研究室における研究紹介

### Research in the Combustion and Propulsion Laboratory at Tokyo Metropolitan University



櫻井 毅司<sup>\*1</sup>

SAKURAI Takashi

キーワード：水素，ドライ低NO<sub>x</sub>，浮き上がり火炎，圧力増大燃焼，熱効率

Key Words：Hydrogen, Dry low NO<sub>x</sub>, Lifted flame, Pressure gain combustion, Thermal efficiency

#### 1. はじめに

本稿では筆者の所属する東京都立大学 燃焼・推進工学研究室におけるガスタービン関連の研究を紹介する。東京都立大学の名前は以前からご存じの方も多いと思うが、この大学は2005年4月から旧・東京都立大学や都立科学技術大学など4つの都立大学および短期大学を統合して首都大学東京と呼ばれていた。そして、2020年4月に大学名称を変更し、現在の東京都立大学に至っている。筆者の所属先はシステムデザイン学部航空宇宙システム工学科であり、都立科学技術大学から続く学科である。キャンパスは東京都日野市にあり、敷地は1km四方の広さのこじんまりとしたキャンパスである。

航空宇宙システム工学科には現在16名の教員が在籍している。推進・流体系には筆者を含め6名の教員がいるが、ガスタービンに直接関連した研究を行っているのは筆者一人である。筆者の専門も燃焼であるため、圧縮機やタービンなど流体機械を専門とする教員がいないところに少し寂しさを感じている。その他ガスタービンに関連するところでは、学科内に液体水素用複合材タンクを研究する大島草太助教が、また機械システム工学科には耐熱合金や積層造形を専門とする笈幸次教授が在籍している。

筆者は2006年より湯浅三郎教授と研究教育活動を行ってきた<sup>(1)</sup>。2012年に湯浅先生が定年退職された後、研究室を引継ぎ現在に至っている。なお、湯浅先生には現在も客員教授として本研究室の研究に携わって頂いている。

現在の研究内容は水素専焼ガスタービン用ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼方式や、ガスタービン熱効率の向上を目的としたPressure gain combustion, 安全かつ低コストの小型ロケットを目標としたハイブリッドロケットエンジン

などである。本研究室の特徴は大学としては比較的規模の大きい燃焼実験を安全に実施できる実験室が整備されている点である。ハイブリッドロケットエンジンについては推力2kN、ガスタービンは出力60kW規模まで運転することが出来る。また、水素防爆対策も取られている。学生は安全かつアクセス良く実験を行うことができ、楽しく研究に取り組んでいる。次節からはガスタービンに関連する水素燃焼とPressure gain combustionについて述べる。

#### 2. ドライ低NO<sub>x</sub>水素燃焼方式に関する研究

##### 2.1 浮き上がり火炎燃焼方式

ドライ低NO<sub>x</sub>を達成するためには予混合燃焼が必須である。しかし、水素は燃焼速度が速いために予混合の場合には逆火防止が大きな課題となる。予混合燃焼における逆火防止は水素に限った話ではないが、水素の特性に合わせていかに急速に水素と空気を混合し予混合燃焼を実現できるかに研究開発の主眼が注がれている<sup>(2),(3)</sup>。水素専焼ガスタービンの場合にはThermal NO<sub>x</sub>がNO<sub>x</sub>の主要因となる。そのため低NO<sub>x</sub>を達成するためには混合に加えて、高温燃焼ガスの滞在時間を短くすることも重要であり、この点から火炎や燃焼場を出来るだけ小さくする方針が導かれる<sup>(4),(5)</sup>。筆者らは浮き上がり火炎とマイクロ拡散火炎という2つの火炎に着目した燃焼方式について研究を行っている。

浮き上がり火炎燃焼方式のコンセプトはFig. 1に示すように空気と水素を高い流速で供給し、火炎を水素噴射孔から離れた位置に形成する。水素と空気は乱流であり、その乱れおよび両者の速度差で生じるせん断力によって混合が速やかに行われる。同時に流速が速いために火炎は逆火もしづらい。加えて、水素噴射孔を1mm以下にすることで水素の濃度分布が噴射方向に速やかに一様化することを意図している。この浮き上がり火炎をガスタービン燃焼器に応用する際にはFig. 1に示すように多数の浮き上がり火炎を並列に並べることで出来るだけ火

原稿受付 2023年5月15日

\* 1 東京都立大学 システムデザイン学部 航空宇宙  
システム工学科  
〒191-0065 日野市旭が丘6-6  
E-mail: tsakurai@tmu.ac.jp

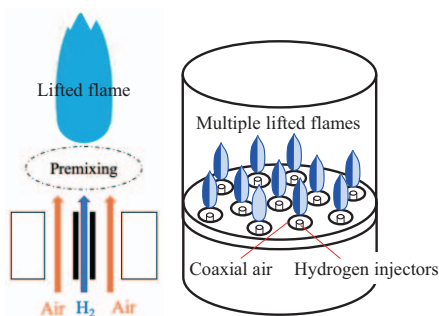


Fig. 1 Schematic of lifted flame and combustor with multiple hydrogen injectors applied the lifted flame

炎長さを短く抑え、高温領域における滞在時間を短くして低NO<sub>x</sub>を実現することを考えている。

Fig. 2は実験に用いたバーナの概略図である。燃焼室は直径15 mm、長さ100 mmの石英ガラスである。水素は空気と同軸に噴射される。実験では水素の噴射孔径をパラメータとして $d_{H_2} = 0.2, 0.4, 0.6, 0.8$  mmとした。空気には旋回を付与していない。水素および空気はそれぞれ常温で実験を行い、両者の供給流量から当量比を計算した。

空気流速および当量比を同一にして水素噴射孔径を変えた場合の火炎の様子をFig. 3に示す。火炎は水素の噴射速度の影響を受けて浮き上がりの高さが高くなると思われたが、 $d_{H_2} = 0.4$ と $0.6$  mmの高さが逆転しているように噴射速度のみでは一貫した解釈が出来ていない。火炎は全て同じ条件で撮影しているが、主反応領域と考えられる淡い青色の領域に続く、淡い赤色の燃焼ガス領域の長さが噴射孔径ごとに顕著に異なっている。この赤い領域は温度の高い燃焼ガスであり、噴射孔径が大きいほど長く伸びており、後述するNO<sub>x</sub>濃度増加の原因と考えられる。

Fig. 4は $d_{H_2} = 0.6$  mmにおける浮き上がり火炎の形成条件および火炎の安定性を調べた結果である<sup>(6)</sup>。データ

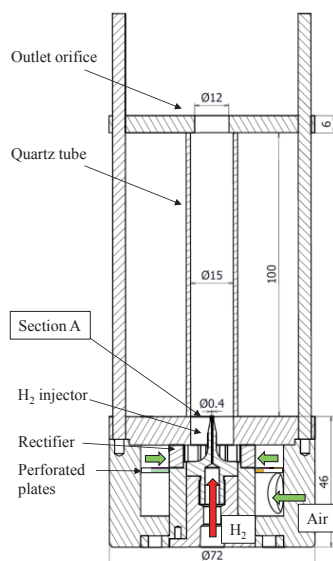


Fig. 2 Schematic diagram of a burner

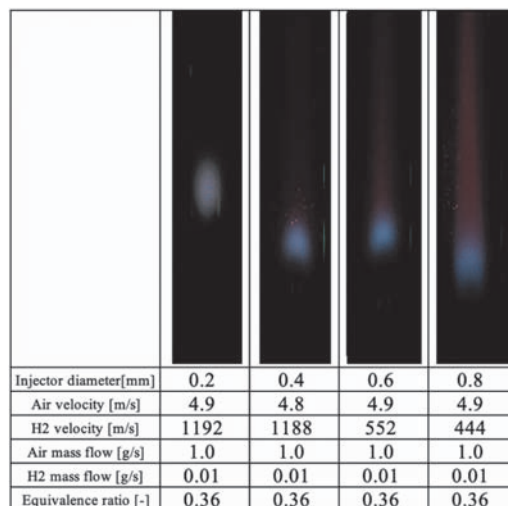


Fig. 3 Photographs of lifted flames at each injection hole diameter

は空気流速をある値に固定して水素噴射速度を増加または減少したときの火炎の変化をプロットしたものである。黒点よりも上の領域が浮き上がり火炎の安定な形成領域を示している。空気流速30 m/sまでは浮き上がり火炎を安定に保持することが出来ている。一方、空気流速12 m/s以上では水素噴射がチョークした状態にあり、水素の高い噴射圧が必要である点の実用面で課題となりそうである。

当量比を0.35と一定にして空気流速を変化した場合のNO<sub>x</sub>濃度をFig. 5に示す。計測した全ての条件において燃焼効率は100%であった。噴射孔径0.4と0.6 mmでは

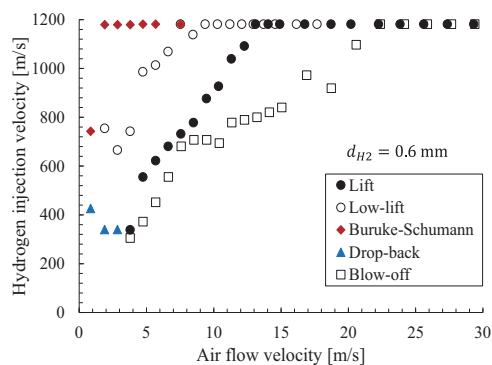


Fig. 4 Formation condition of a lifted flame

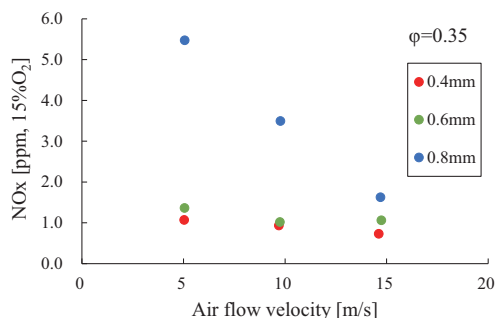


Fig. 5 NO<sub>x</sub> emissions for each injection hole diameter at the overall equivalence ratio of 0.35

NO<sub>x</sub>濃度の大きな違いはなく、その値は1 ppm前後と非常に低い値を実現できている。 $d_{H_2} = 0.8$  mmでは空気流速5 m/sにおいては5.5 ppm程度と値が高い。これはFig. 3に見られた高温燃焼ガスの滞在時間が影響しているものと考えられる。空気流速を増加すると $d_{H_2} = 0.8$  mmのNO<sub>x</sub>値は大きく低下した。この孔径では0.4や0.6 mmよりも滞在時間の影響が顕著である。

以上のように浮き上がり火炎燃焼方式は基礎的なレベルでは低NO<sub>x</sub>を実現できる可能性を秘めている。今後はさらに速い空気流速において安定な浮き上がり火炎を形成することや、Fig. 1に示したような火炎のクラスター化へ研究を進めていく予定である。

## 2.2 マイクロ拡散火炎燃焼方式

本燃焼方式はFig. 6に示す噴射孔径0.1 mmの非常に微細な噴射で形成される水素火炎の特性を利用するものである。拡散の特性時間は $\tau_D \sim L^2/D$  ( $L$ : 代表長さ,  $D$ : 拡散係数) で表せるが、水素は大きな拡散係数を持つため、噴射孔径 $L$ を小さくすれば混合が早く進み、予混合燃焼の様相を示す火炎の形成が期待される。この火炎をガスタービン燃焼器の高流速場で安定に保炎するために、火炎をリセス内に形成する。この火炎をFig. 6のように縦横に多数配置することで燃焼器としての必要な発熱量を得る。

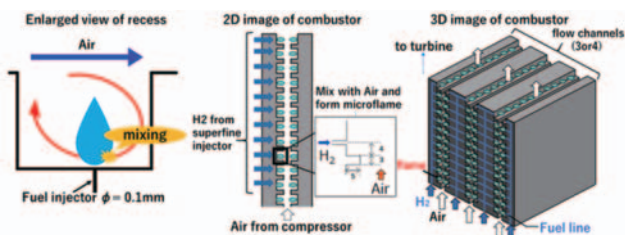


Fig. 6 Schematics of micro diffusion flame concept

これまでの研究で火炎を縦横に独立して形成するための空気流速と水素噴射速度の条件および火炎の温度分布を調べた<sup>(7)</sup>。Fig. 7に火炎形成時の一例を示す。主流空気は左から右へ流れている。このバーナは縦方向に3個、横方向に3列の合計9個の水素噴射孔を持つ。火炎がそれぞれ独立して8個形成されているが、図の3列目中ほどは噴射孔が目詰まりを生じ、火炎が形成されていない。火炎の縦方向の間隔はまだ広いように見えるが、間隔を

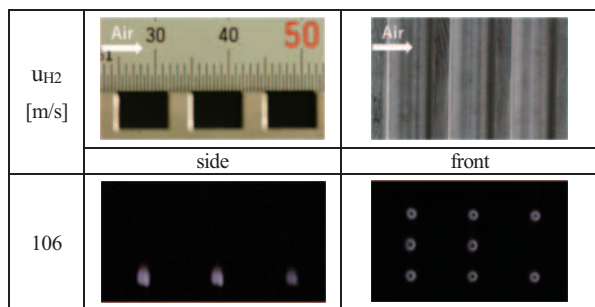


Fig. 7 Flame appearance ( $u_{air} = 5$  m/s)

5 mmから3 mmにすると縦方向の3つの火炎は一つに集合した。この火炎の温度分布を計測したところ、最高温度が1700 K未満に低く抑えられることがわかった。

この成果をもとにFig. 8に示す燃焼器を設計し、自動車用ターボチャージャを用いた小型ガスタービンの運転試験を行った<sup>(8)</sup>。本燃焼方式は空気流路が比較的細く、またリセスを多数持つために、空気の圧力損失が大きくなると懸念された。実験の結果、運転時の圧力比は1.5程度とぎりぎり自立運転を維持している状況であったが、装置はガスタービンとして作動し、圧力損失は3.7%と許容できる値であった。NO<sub>x</sub>排出値も計測したが、未燃水素が多量に排出され燃焼効率がかかなり低いためにNO<sub>x</sub>を適切に評価することは出来ていない。

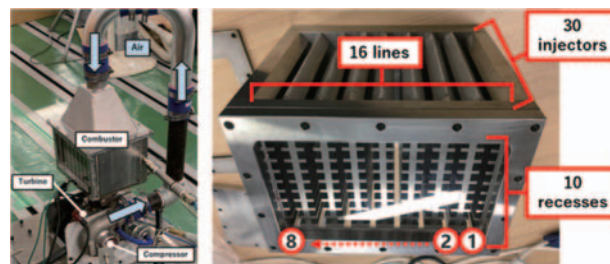


Fig. 8 Photograph of micro diffusion flame combustor

本燃焼方式では縦横に配置した火炎への空気の供給、具体的には酸素濃度や流速の分布、が火炎ごとに異なっている。これがガスタービン運転時の未燃水素の発生に関係していると考えられることから、今後はそれぞれの位置における火炎の状態を詳細に調べていくことが課題である。

## 3. Pressure gain combustionに関する研究

ここ数年、Rotating Detonation Engine (RDE) が注目を集めている<sup>(9)</sup>。RDEはデトネーション燃焼を利用するもので、燃焼圧力が上昇することからPressure gain combustion (以下、PGC) とも呼ばれる。PGCにはデトネーション燃焼以外に定積燃焼に近い状態が得られるパルス燃焼も含まれる。ガスタービンにPGCを応用した例は、最も古いものでHolzwarthタービンが知られており<sup>(10)</sup>、アイデア自体は古くから存在するものである。

Fig. 9はガスタービンにデトネーションや定積燃焼を応用した際のサイクル線図を示す<sup>(11)</sup>。 $p$ - $V$ 線図(a)が示すようにPGCでは圧縮後(図中2)、燃焼によってさらに圧力が上昇する(図中3<sub>Det</sub>や3<sub>CV</sub>)ことが特徴である。また、 $T$ - $s$ 線図(b)が示すようにPGCでは同じ当量比で燃焼したときに定圧燃焼よりも燃焼温度が高い点も大きな特徴である。Fig. 10は熱効率を示しているが、タービン入口温度を制限しない場合(破線) PGCは定圧燃焼より高い熱効率を実現できる。一方、タービン入口温度を制限した場合(実線)にはPGCによる熱効率のメリットが限定されると筆者は考えている。

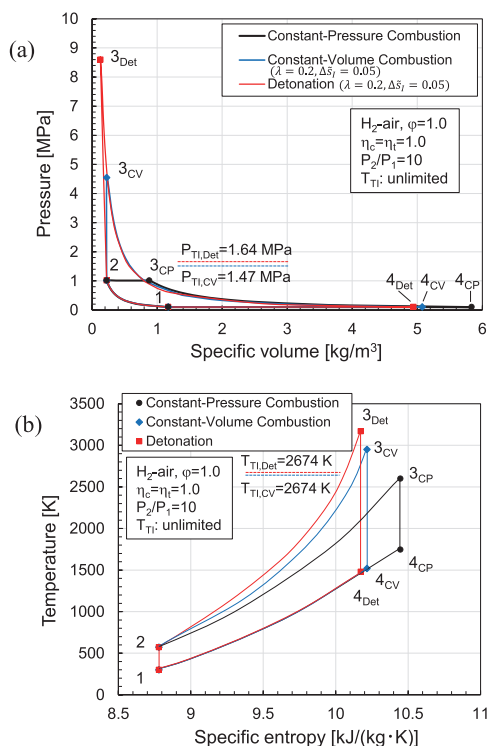


Fig. 9 Cycle diagrams of PGC cycles

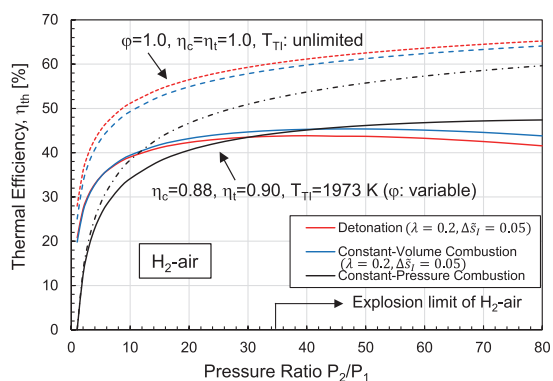


Fig. 10 Thermal efficiency of PGC cycles

PGCによるガスタービン熱効率の向上を実証するため、筆者はパルス燃焼を用いたガスタービンの運転実験を行っている<sup>12)</sup>。Fig. 11は装置概略図であるが、燃焼器を2本の燃焼室（AとB）で構成し、Aでは40 cycle/secでパルス燃焼を行い、Bは連続燃焼を行う。2つの燃焼ガスをタービン入口までに合流させて混合しタービンを駆動する。パルス燃焼運転時の各部の圧力履歴をFig. 12に示す。燃焼室Aでパルス燃焼が生じると200 kPaを超える圧力上昇が生じている。パルス燃焼で生じた圧力はタービン入口だけでなく、燃焼室Bや圧縮機出口にも影響し、それぞれに圧力変動を生じている。確かにパルス燃焼で大きな燃焼圧力の上昇を得ているものの、燃焼ガスの圧力や流速の変動が大きい。そのため、タービン翼への燃焼ガスの入射角変化が大きく、断熱効率が悪化している。その結果、現状ではこの装置で熱効率の向上を実証するところまでには至っていない。PGCをガスター

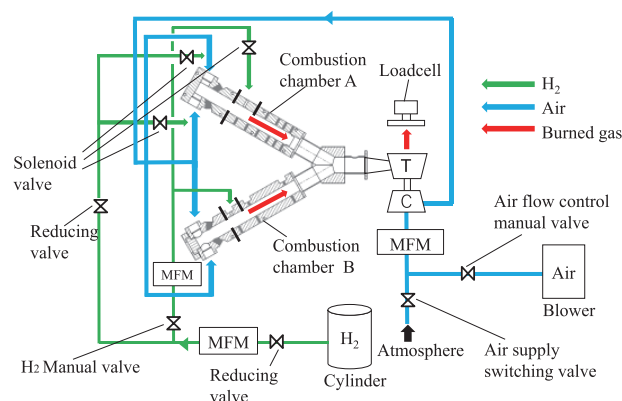


Fig. 11 Thermal efficiency of PGC cycles

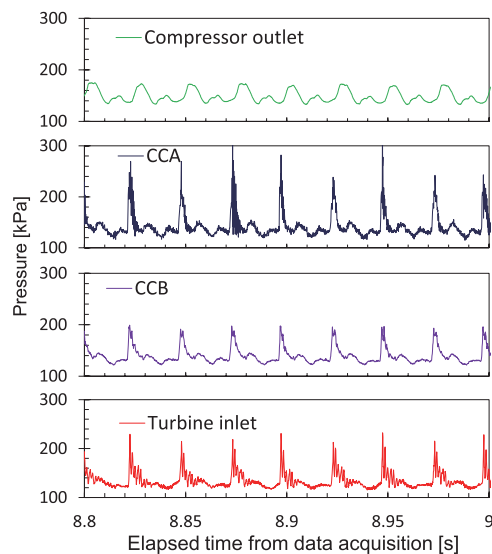


Fig. 12 Pressure histories at each station

ビンに应用する場合には燃焼器だけでなく、タービンや圧縮機と上手く統合し、いかに断熱効率を維持するかが重要である。

#### 4. 終わりに

本稿では筆者の研究室で取り組む水素燃焼方式の研究とPressure gain combustionの研究を紹介した。いずれも研究室レベルの基礎的な内容であるが、少しでも実際の製品に役立つものとなることを目標に取り組んでいる。今後も多くの方々からご意見やアドバイスをいただきたいと思います。

#### 参考文献

- (1) 湯浅三郎, 首都大学東京 燃焼・推進研究室における研究紹介, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 34, No. 6 (2011), pp. 463-466.
- (2) 湯浅三郎, 水素ガスタービンの燃焼方式に関する総括, 第42回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2014), A-2.
- (3) Asai, T., Dodo, S., Karishuku, M., Yagi, N., Akiyama, Y., Hayashi, A., 2015, "Performance of multiple-injection

- dry low-NO<sub>x</sub> combustors on hydrogen-rich syngas fuel in an IGCC pilot plant,” *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 137 (9) : 091504.
- (4) H.-W. Funke, H., Beckmann, N., Abanteriba, S., 2019, “An overview on dry low NO<sub>x</sub> Micromix combustor development for hydrogen-rich gas turbine applications,” *International Journal of Hydrogen Energy*, 44, pp.6978-6990.
- (5) Horikawa, A., Ashikaga, M., Yamaguchi, M., Ogino, T., Aoki, S., Wirsum, M., H.-W. Funke, H., Kusterer, K., 2022, “Combined Heat and Power Supply Demonstration of Micro-mix Hydrogen Combustion Applied to M1A-17 Gas Turbine,” *Proceedings of ASME Turbo Expo 2022*, GT2022-81620
- (6) 半谷和瑳, 櫻井毅司, 湯浅三郎, 水素の噴射孔径が浮き上がり火炎の燃焼状態に及ぼす影響, 第49回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2021), B-14.
- (7) 白石和也, 櫻井毅司, 湯浅三郎ほか, 水素マイクロ拡散火炎を棚田状に配置したバーナの燃焼特性, 第59回燃焼シンポジウム講演論文集, (2021), B-111.
- (8) 白石和也, 櫻井毅司, 湯浅三郎, 水素マイクロ拡散燃焼器を用いるガスタービンのNO<sub>x</sub>評価, 第50回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2022), B-18.
- (9) Sousa J, Paniagua G, Morata EC., Thermodynamic analysis of a gas turbine engine with a rotating detonation combustor. *Applied Energy*. 2017;195:247-256.
- (10) Paxson, D.E., *Proc. ASME GT-2018-77552*, 2018.
- (11) 櫻井毅司, 中村駿介, 関口武央, 井上素良, 圧力増大燃焼で作動するガスタービンの理論性能解析, 日本航空宇宙学会論文集, 2022 年 70 巻 6 号 p. 215-226.
- (12) Sakurai, T., Sekiguchi, T., Inoue, S., Evaluation of Pressure Gain and Turbine Inlet Conditions in a Pulse Combustion Gas Turbine, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2022*, (2022), GT2022-83528.

特集：国内大学の研究

## ディンプル付き内部冷却流路での脈動付与による伝熱促進

### Heat Transfer Enhancement due to Flow Pulsation in Internal Cooling Passage with Dimples



村田 章<sup>\*1</sup>  
MURATA Akira

キーワード：伝熱促進, 内部冷却, ディンプル, ガスタービン翼, 過渡応答法, 脈動流, Large Eddy Simulation

Key Words: Heat Transfer Enhancement, Internal Cooling, Dimple, Gas-Turbine Airfoil, Transient Technique, Pulsating Flow, Large Eddy Simulation

#### 1. 緒言

我々の研究室は、機械システム工学専攻に所属しており、構成メンバーは、教職員2名（村田章 教授、猪熊建登 助教）、博士前期課程学生5名、学部4年生4名の計11名（2023年4月現在）である。伝熱工学、主に対流熱伝達<sup>(1)</sup>を扱っているが、ここでは最初に全研究テーマについて概観し、その後ガスタービン関連研究の一つとしてディンプル付き内部冷却流路での脈動付与による伝熱促進について紹介する。

#### 2. 全研究テーマ概観

現在の研究テーマは以下の通りである。

- (1) 自励振動ヒートパイプ<sup>(2)</sup>：伝熱・可視化実験と深層学習を用いた内部流動・熱輸送予測（Fig. 1参照）、VOF法を用いた気液二相内部流動数値解析
- (2) ガスタービン翼後縁部ディンプル付きカットバック面のフィルム冷却<sup>(3)</sup>：過渡応答法伝熱計測、LES解析
- (3) ディンプル付き内部冷却流路での脈動付与による伝熱促進：過渡応答法伝熱計測、画像処理流速計（2成分PIVと3成分ステレオPTV）による多断面計測、URANSとLESを用いた脈動条件と形状の多目的最適化
- (4) Latticework冷却<sup>(4)</sup>、ピンフィン冷却：RANSとLESを用いた形状の多目的最適化（Fig. 2参照）、随伴解析（アジョイント法）による伝熱面形状最適化

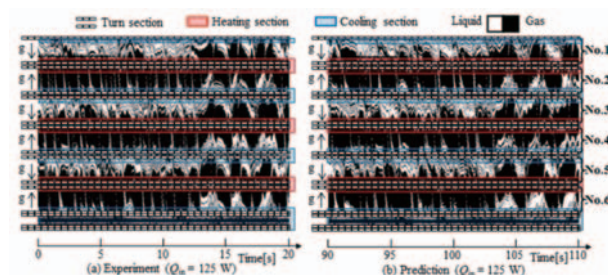


Fig. 1 Temporal and axial variations of internal flow pattern obtained by experiments (left) and machine-learning prediction (right) (Nos.1-6 are for channel numbers, and directions of gravitational acceleration for each channel are shown by arrows. Prediction result for  $Q_{in} = 125$  W is shown in a time range of 90-110 s because characteristic flow-pattern change appears for this time span)<sup>(2)</sup>.

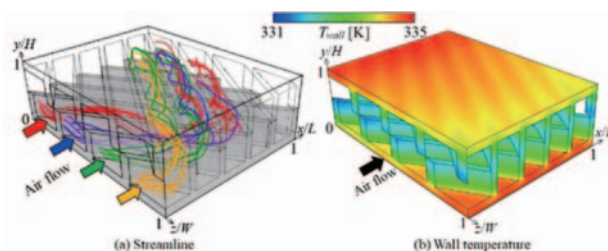


Fig. 2 Streamlines and wall temperature profile of latticework cooling structure by solving conjugate heat transfer with RANS<sup>(4)</sup> (Side walls are removed to show inside).

原稿受付 2023年4月26日

\* 1 東京農工大学大学院工学府 機械システム工学専攻  
〒184-8588 小金井市中町2-24-16  
E-mail: murata@cc.tuat.ac.jp

### 3. ディンプル付き内部冷却流路での脈動付与による伝熱促進

#### 3.1 研究背景

ガスタービン（ジェットエンジン）は航空用、産業（発電）用として広く利用されている熱機関であり、脱炭素・カーボンニュートラルへの取り組みが進められている。カーボンフリー燃料としてSAF（Sustainable Aviation Fuel）が利用され始め、水素、アンモニア燃料の利用も検討されている<sup>(5)</sup>。再生可能エネルギーは天候・時間帯による変動が大きいので、電力の安定供給には起動性・停止性に優れたガスタービンの併用が不可欠となる。さらに再生可能エネルギーの電力系統への大量導入は、電源周波数・電圧の不安定化をもたらすので、その安定化には回転式発電機（を有するガスタービン）が必要とされる<sup>(6)</sup>。高効率・高出力ガスタービン実現のための技術開発は今後も運輸、電力供給にとって重要である。

熱機関であるガスタービンの高効率化・高出力化にはタービン入口ガス温度の高温化が必要であり、材料の高温強度を考えるとタービン翼の冷却技術の向上が必須である。Fig. 3に示すように、タービン静翼・動翼の冷却には表面でのフィルム冷却と内部流路での強制対流冷却が用いられる。内部流路には熱的負荷の大きな対向二壁面に乱流促進リブと呼ばれる突起物があり（Fig. 3右）、流れの剥離・再付着、さらにはリブの傾斜により誘起される二次流れにより伝熱促進を行っている。この強制対流冷却は回転場往復冷却流路（サーペンタイン流路）での複雑な熱伝達現象であり、リブの影響の他にも、180度急激曲がり部における曲がりの遠心力と剥離・再付着、さらに回転コリオリ力・遠心浮力など多数の因子が影響する<sup>(8)–(10)</sup>。

本稿では、この強制対流内部冷却に関して、低圧力損失な伝熱促進方法であるディンプル面を有する流路での流れと熱伝達を説明する。ディンプル形状として現在最も性能が良いと報告されているのはChyuら<sup>(11)</sup>のティアドロップ（涙滴形状）ディンプルで、前縁傾斜形状による流れの剥離抑制で熱伝達率の低下を抑える。ティアドロップディンプルを流れ方向に対して傾斜させた場合には弱い二次流れが誘起され、さらに脈動付与によって一層の伝熱促進が期待される（Fig. 4）。著者らはこれまでに、過渡応答法を用いた伝熱実験<sup>(12)–(16)</sup>、3成分粒子画像流速計による多断面乱流計測<sup>(17)</sup>、LES解析<sup>(18)–(21)</sup>の結果を得ている。

#### 3.2 実験方法、計算方法

一般に過渡応答法による熱伝達率計測では、伝熱面から深さ方向への1次元熱伝導の仮定を置き、流体温度がステップ状に変化した際の表面温度時間変化計測と半無限固体での表面温度の解析解から熱伝達率を算出する。流体温度変化がステップ状ではなく徐々に変化する場合にはDuhamelの定理を用いて、流体温度変化を分割し

たステップ状微小温度変化の重ね合わせで近似する。しかし、ディンプル面のように3次元的な表面形状の場合には、1次元熱伝導仮定が破綻するので、3次元熱伝導補正が必要となる。著者らは、赤外線放射温度計を用いて計測した非定常伝熱面温度分布をカットバック面の境界条件として与え、底面・流れ方向境界面を断熱境界、幅方向境界面を断熱境界または周期境界とした有限体積法による非定常3次元熱伝導解析から表面熱流束を算出し、固体内3次元熱伝導を考慮した熱伝達率計測を行っている。作動流体は空気であり、柔軟膜で接続した可動流路壁を加振器で振動させることで脈動流を発生させる。

可視化実験では作動流体に水を用い、高速度カメラ2台を用いたステレオPTV（速度3成分）計測と側壁からの高速度カメラ1台によるPIV（速度2成分）計測を行っている。流路のゴム管部をレシプロモータで変形させて脈動流を発生させる。

LES解析では有限体積法（OpenFAOM）を用い、流れ方向に周期境界条件として平均圧力勾配とバルク温度上昇分を生成項に与える。壁面はno-slip、等熱流束壁であり、SGSモデルにはLagrangianダイナミックモデル<sup>(22)</sup>を用いた。離散スキームは空間的に2次精度、時間的に2次精度陰解法である。

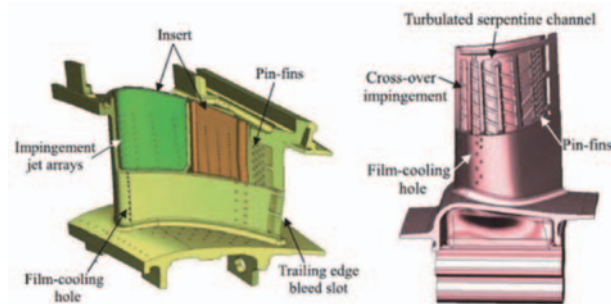


Fig. 3 Cooling structure of gas-turbine vane (left) and rotor blade (right)<sup>(7)</sup>.

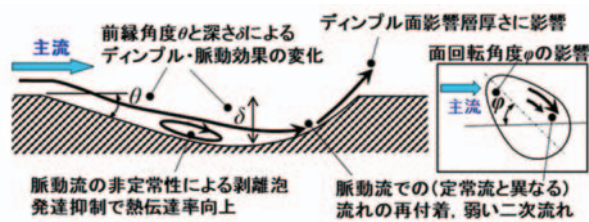


Fig. 4 Principle of heat transfer enhancement due to dimple geometry and flow pulsation.

#### 3.3 結果および考察

Fig. 5は球状ディンプル面での局所ヌセルト数の伝熱計測結果<sup>(12), (13)</sup>である。3次元熱伝導補正の効果はディンプル内部と後縁部にみられる。ディンプル内部では熱伝導通過面積の増大による（平滑面に比べての）壁温低下が、ディンプル後縁部では流れの再付着域の高熱伝達率による後縁部内側高温部からの熱伝導による外縁部での

壁温上昇がそれぞれ生じるので、3次元熱伝導補正によりヌセルト数の引き上げ、引き下げがそれぞれの位置で生じる。

Fig. 6にチャンネル流30度傾斜ティアドロップディンプル (in-line配列) 面でのヌセルト数分布を示す。球状ディンプル (Fig. 5) に比べ前縁傾斜のあるティアドロップディンプルでは前縁部での流れの剥離そして熱伝達率低下が抑制される。また、長軸を主流方向から傾斜させることで二次流れが誘起され熱伝達率も向上する。LES解析と伝熱実験の結果は一致する。Fig. 7にティアドロップディンプル付きチャンネル流路でのディンプル面回転角度と脈動付与の影響を示す。定常流 (○: 実験, △: LES) ではディンプル面回転角度は30度でヌセルト数、摩擦係数、伝熱性能係数  $\eta_{\text{eff}}$  (同一送風動力での平滑面に対する熱伝達促進を表す) が最大値を示す。また、脈動付与 (◇: 実験, □: LES) は伝熱性能係数を増加させる。Fig. 8に30度傾斜ティアドロップディンプル (in-line配列) 付きチャンネル流路でのLES解析による脈動付与の瞬時流れ場への影響を示す<sup>(19)</sup>。脈動付与そして脈動周波数の増加は流れを乱し、熱伝達率を増加させるが、圧力損失の増加も大きく、伝熱性能係数はストローハル数  $St_D$  (ディンプル投影直径  $D$  で定義) 0.3辺りで最大となる<sup>(18)</sup> (図省略)。脈動付与による伝熱促進

は脈動によるディンプル前縁での剥離泡の生成・消滅 (Fig. 9) が理由と考えており、現在さらに調査中である。ディンプル面上の流れはステレオPTVでの多断面計測 (Fig. 10) や2成分PIVによっても調べており、LES解析の結果と合わせてモード解析<sup>(19), (20)</sup>、位相平均<sup>(21)</sup>を行うことでより伝熱促進に効果的な形状を決定していく。

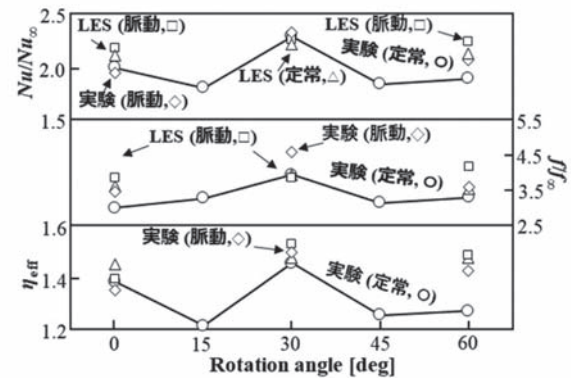


Fig. 7 Effects of rotation angle of teardrop-shaped dimples and flow pulsation on Nusselt number, friction factor, and heat transfer efficiency index,  $\eta_{\text{eff}}$  ( $Re=25,000$ ,  $St_D=0.15$ ,  $\Delta U/U_m=0.2$ )<sup>(15), (16), (18)</sup>.

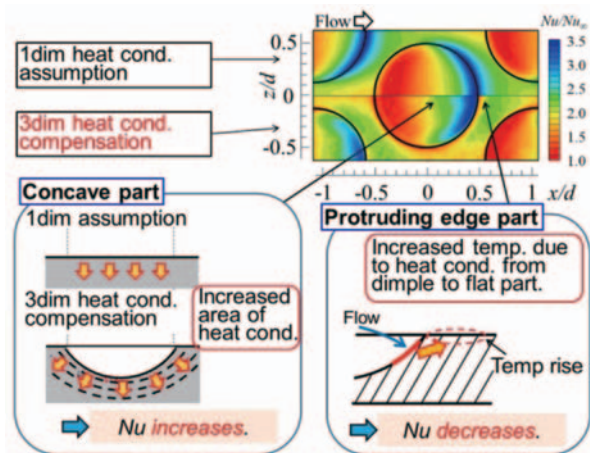


Fig. 5 Principle of three-dimensional heat conduction effects on results of transient technique.

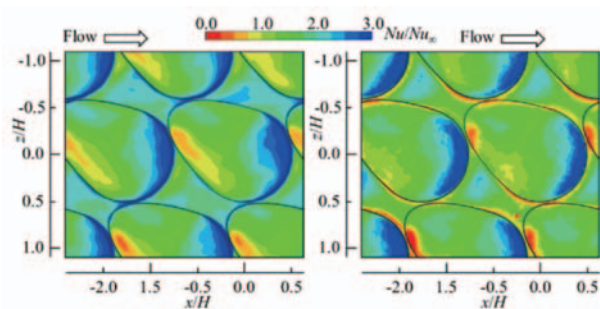


Fig. 6 Local Nusselt number profiles of steady channel flow by LES (left)<sup>(18)</sup> and experiment (right)<sup>(16)</sup> (30deg in-line arrangement,  $Re=25,000$ ).

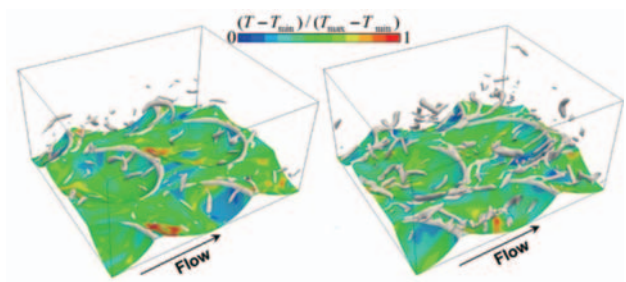


Fig. 8 Instantaneous flow field over teardrop-shaped dimples with 30deg in-line arrangement simulated by LES (isosurface of second invariant of velocity gradient tensor and wall temperature profile; steady flow (left), pulsating flow (right) ( $Re=25,000$ ,  $St_D=0.3$ ,  $\Delta U/U_m=0.2$ ,  $\omega t=\pi$ )<sup>(19)</sup>.

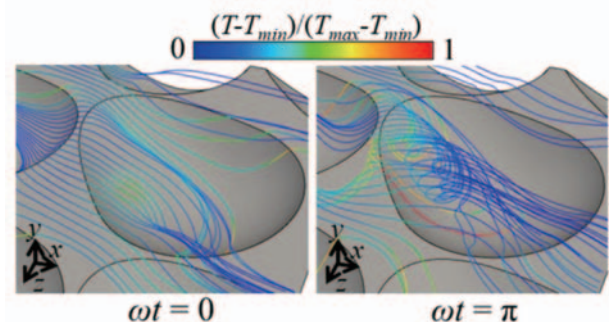


Fig. 9 Streamlines of phase-averaged flow field of pulsating flow colored by fluid temperature (30deg in-line arrangement,  $Re=25,000$ ,  $St_D=0.3$ ,  $\Delta U/U_m=0.2$ )<sup>(20)</sup>.

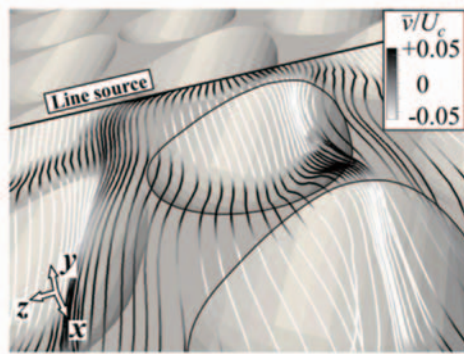


Fig. 10 Streamlines of time-averaged velocity field measured by three-component PTV for rotation angle of 30deg (in-line arrangement) for film cooling over cutback surface (Line brightness shows wall-normal velocity component)<sup>17)</sup>.

#### 4. おわりに

最近の学生は環境意識が非常に高く、以前のようにガスタービンやジェットエンジンに興味を示さなくなっている。本稿最初に説明したように燃料・燃焼等や高速起動・停止という技術開発によってガスタービンはカーボンニュートラル、ゼロカーボンに寄与するものに変化しているということを大学生だけでなくさらに若い小中高生に知ってもらい、より多くの方々にガスタービンそして伝熱工学（熱流体分野）に興味を持っていただけることを期待している。

#### 謝辞

本研究の一部はJSPS科研費20K04321, 23K03709の助成を受けた。ここに記して謝意を表す。

#### 参考文献

- (1) <https://www.mmlab.mech.tuat.ac.jp>
- (2) Koyama. R, et al., J. of Thermal Science and Tech., Vol. 17, No. 1 (2022), 21-00413 (12pages).
- (3) 村田章, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 46, No. 6 (2018), pp. 462-468.
- (4) 田中清継, 他 3 名, 機械学会関東学生会第62回学生員卒業研究発表講演会, (2023), No. 815.
- (5) 古谷博秀, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 49, No. 2 (2021), p. 79 (1page).
- (6) 渡辺紀徳, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 47, No. 1 (2019), p. 1 (1page).
- (7) 大北洋治, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 46, No. 6 (2018), pp. 427-434.
- (8) Iacovides. H and Launder. B.E, 13th Int. Heat Transf. Conf., Sydney, Australia, (2006), KN-17 (32pages).
- (9) Ligrani. P, Int. J. of Rot. Mach., (2013), Article ID 275653 (32pages).
- (10) Du. W et al., Applied Thermal Engineering, Vol. 199 (2021), 117614 (31pages).
- (11) Chyu. M. K, et al., ASME Paper, 97-GT-437 (1997).
- (12) Nishida. S, et al., J. Enhanced Heat Transf., Vol. 19, No. 4 (2012), pp. 331-341.
- (13) 小西孟, 他 3 名, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 40, No. 6 (2012), pp. 331-336.
- (14) 小西孟, 他 3 名, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 41, No. 3 (2013), pp. 254-259.
- (15) Islam. AKM N, et al., Proc. of 16th Int. Heat Transf. Conf., Beijing, China, August 10-15, 2018, IHTC16-23228 (6pages).
- (16) 小林津平, 他 3 名, JSME関東支部第28期総会・講演会, (2022), 15J19.
- (17) Yamamoto. S, et al., Trans. ASME, J. Heat Transfer, Vol. 142, Issue 4 (2020), 042301 (8pages).
- (18) 矢和田祐己, 他 3 名, 第35回数値流体力学シンポジウム, (2021), C03-4.
- (19) 山本翼, 他 3 名, 第36回数値流体力学シンポジウム, (2022), C06-5.
- (20) Yamamoto. T, et al. 33rd Int. Symp. Transport Phenom. (ISTP33), Sept. 24-27, 2023, Kumamoto, Japan, submitted.
- (21) Yamamoto. T, et al., Int. Gas Turbine Congress (IGTC), Nov. 26-Dec. 1, 2023, Kyoto, Japan, submitted.
- (22) Meneveau. C, et al., J. of Fluid Mech., Vol. 319 (1996), pp. 353-385.

特集：国内大学の研究

## 京都大学 熱システム工学研究室の研究紹介

### Research Activities in Thermal System Engineering Laboratory, Kyoto University



岩井 裕\*<sup>1</sup> 岸本 将史\*<sup>2</sup>  
IWAI Hiroshi KISHIMOTO Masashi

キーワード：熱工学，伝熱工学，電気化学セル，エネルギー変換と貯蔵

Key Words：Thermal Engineering, Heat Transfer, Electrochemical Cells, Energy Conversion and Storage

#### 1. はじめに

京都大学大学院工学研究科 機械理工学専攻 熱システム工学研究室（教授：岩井，准教授：岸本）とその研究内容を紹介する。当研究室は2020年4月に初めて学生を迎えた比較的新しい研究室で，2023年4月現在で教員2名と大学院生12名，学部生5名で日々の研究活動を行っている。熱工学や伝熱，熱物質輸送をキーワードとした研究室である。新しいとは書いたが，研究内容・設備あるいは人的にもその前身の研究室から継続している部分が多く，その意味では立ち上げ期の研究室ではない。

第一著者の岩井は初期にはリブ付設流路による伝熱促進<sup>(1)</sup>や高温熱交換器の共役伝熱シミュレーション<sup>(2)</sup>などGTやそれに関連する分野での研究にも携わっていた。2000年代初頭にGTと固体酸化物形燃料電池（Solid Oxide Fuel Cell: SOFC）のハイブリッドシステムに関する研究プロジェクト（CREST「超小型ガスタービン・高度分散エネルギーシステム」代表・鈴木健二郎）に参加したことを機会に，SOFC内の熱流動・電気化学反応連成数値解析を開始した。SOFCのスタック（セルを多数積層したもの）では，電気化学反応による発熱，種々の内部損失に伴う発熱，意図しない熱漏れも含めて固体部を通じての熱伝導やスタック表面での対流・ふく射による周囲への放熱，主に空気流による冷却効果，直接内部改質の場合には改質反応による吸熱が，熱伝導・対流伝熱・ふく射を介して複雑に連成している。そのうえで高効率が見込める高温で様な温度分布を達成するという極めて高度な熱制御・温度制御が必要であり，この方向の研究にのめりこみ現在に至っている。

GT技術には現在も大きな関心を持ち続けているもの

の，研究内容としては電気化学反応を伴うデバイスやシステムにおける熱，物質あるいは電荷の輸送現象を軸としたテーマにシフトしている。対象も，改質器，燃料電池の逆反応である水蒸気分解セルや共電解セル，可逆作動の固体酸化物形電気化学セルと鉄の酸化還元を組み合わせる新しい鉄-空気二次電池<sup>(3)</sup>，全固体電池などへと広がってきた。またSOFCに限定しても，その検討内容はシステム解析（Fig. 1）のスケールから，スタックシミュレーション，単セルの実験と数値解析，微細構造がサブミクロンスケールである多孔質電極解析，劣化モデル，アンモニア直接供給など多岐にわたる。

本稿ではここ10年余りで大きな進展のあった多孔質電極構造の観察と特徴量の定量化，それを活用した研究の展開について紹介したい。

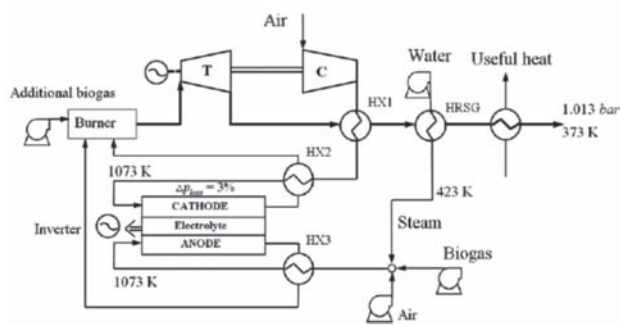


Fig. 1 System analysis of SOFC-GT hybrid system <sup>(4)</sup>.

#### 2. 電極の構造と性能

SOFC内部の温度，ガス濃度，電流密度等の分布を計測することは難しく，数値解析が果たす役割は大きい。各種保存式と反応モデルを連成したマルチフィジックス解析は近年の発展が著しいが，SOFCにおいては局所反応密度（あるいは発熱密度）の正確な見積もりが要となる。

原稿受付 2023年5月10日

\*1 京都大学大学院工学研究科  
〒615-8530 京都市西京区桂C3  
E-mail: iwai.hiroshi.4x@kyoto-u.ac.jp

\*2 京都大学大学院工学研究科  
〒615-8530 京都市西京区桂C3  
E-mail: kishimoto.masashi.3m@kyoto-u.ac.jp

## 2.1 電極の構造と性能

Fig. 2に典型的なSOFCの燃料極を模式的に示す。水素が燃料の場合、燃料極での電気化学反応は



と表される。反応には気体 ( $\text{H}_2$ と $\text{H}_2\text{O}$ )、電子、 $\text{O}^{2-}$ イオンが必要であり、それが可能なのは気相、電子伝導相、イオン伝導相の三相界面 (Triple-Phase Boundary, TPB) である。多くの反応場が存在することは電極性能の向上に有利であるため、電極は多孔質構造となっている。輸送パスが途切れないようにいずれの相もそれぞれ連結していることが必要である。一方、TPBを増やすために構造スケールを小さくすると、稀薄性の影響でガス拡散性が低下するトレードオフが生じる。つまり、反応場の量やガス・電子・イオンの輸送ネットワークとその有効性は、多孔質電極の微構造に依存している。

## 2.2 電極構造の観察・定量化・詳細解析

ここ10年余りで、FIB-SEM (集束イオンビームを備えたSEM) をはじめとする、多孔質電極の3次元構造データを取得する方法が確立された結果<sup>(5)</sup>、電極における現象理解が大きく進展した。

Fig. 3はFIB-SEMによる電極3次元構造データ取得を模式的に示したものである。最初の断面のSEM画像を取得した後に、その表面をイオンビームで数10nm程度削ることで新たな表面を作り、その露出した面のSEM画像を撮るという操作を多数繰り返す。得られた多数の2次元SEM画像群を計算機内で処理して再構築すると、計算空間内に電極の3次元構造が得られる。このような3次元構造データから、粒子径分布、空隙系分布、接触面積密度、三相界面密度、屈曲度ファクターなどの構造特性値を定量化することができ、そのことが電極数値解析の精度を向上させた。さらに、得られた構造データをそのまま電極解析の計算領域とする詳細数値解析の道も開かれ、実測不可能な内部現象の理解につながっている。

電極構造データを活用する研究の一般的なプロセスは以下のようなものである。自作したセルに対してまずその発電・電解評価試験を実施し、電流-電圧特性や電気化学インピーダンス解析により、セルとしてのマクロな基礎特性を評価する。評価試験後のセルをFIB-SEMで観察し構造データを取得する。得られた構造データから電極構造の特徴量を定量化し性能との相関を検討する。また必要であれば電極あるいはセルの数値解析<sup>(6)</sup>に供する。数値解析としては、電極を均質な多孔質体であると仮定して計算負荷を低減する均質化法と、多孔質の詳細な構造を考慮して実施する詳細解析に大別される。Fig. 4 左図は典型的な材料で自作したセル (Ni-YSZ/YSZ/LSM-YSZ) の局所構造データをFIB-SEMで取得したものであり、これを計算領域として詳細数値解析を実施した結果の例がFig. 4 右図である。同図は電解質 (YSZ) 中のイオン電流によるIR損失を可視化したものある。両電極中で、電極-電解質界面から離れるとイオン電流による

損失がほぼ0となっている。これは電気化学反応により電荷輸送がイオン電流から電子電流に移行しているためである。すなわち同図の損失領域は、電気化学反応が活発に生じている領域でもあり、それは電極-電解質界面近傍に集中していることがわかる。

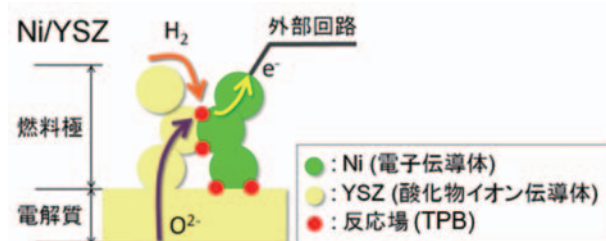


Fig. 2 Schematic diagram of a Ni-YSZ anode.

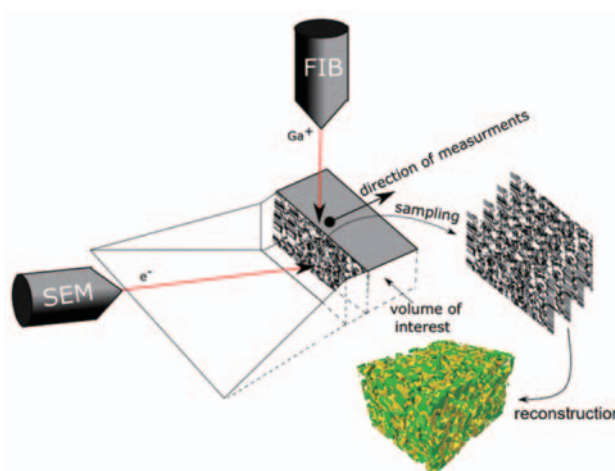


Fig. 3 FIB-SEM imaging and reconstruction of the porous anode microstructure.

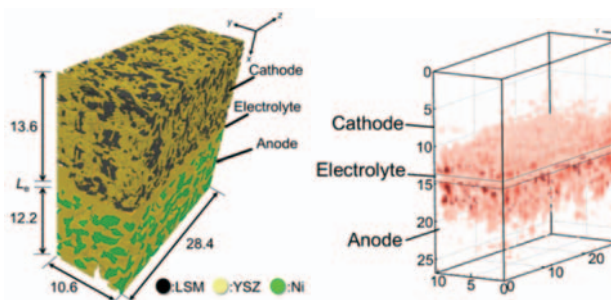


Fig. 4 An example of detailed cell simulation: Ni-YSZ/YSZ/LSM-YSZ cell, (left) Computational domain (right) Distribution of local IR loss in YSZ electrolyte.

## 2.3 電極構造の観察・定量化・詳細解析

前節のような数値解析から、発電反応が活発に生じているのは、電極-電解質界面近傍の $10\mu\text{m}$ 程度の範囲であることが示唆される。多孔質構造や作動条件にも依存するが、電解質中のイオン伝導抵抗と反応抵抗とのバランスを考えると、熱交換器における拡大伝熱面のように、界面面積の拡大が発電性能を向上させる可能性がある。トポロジー最適化手法を適用した数値解析を実施したところ、数 $10\mu\text{m}$ 程度の凹凸構造を施すことで、通常法平

坦なセルの約2倍の出力密度が達成可能であると予測された。

Fig. 5に示すようなマイクロ押出塗布装置を自作した。付加加工により平坦な燃料極板上に燃料極ペーストで構造を作製し、電極-電解質界面を拡大することを試みた。凹凸形状を付与した燃料極表面と、作製したセルの断面の画像をFig. 6に示す。最適化計算で得られる最適構造とは異なるものの、電極-電解質界面の面積拡大に成功している。発電性能を評価したところ、作動温度700℃および600℃において出力密度がそれぞれ1.37倍、1.52倍と大幅に向上した。対応する数値解析を実施し、凹凸形状の付与はガス拡散抵抗の増大をもたらすものの、電解質-電極近傍の反応領域拡大がIR損失および反応損失(活性化過電圧)を大幅に低減し、セル性能が向上することがわかった。

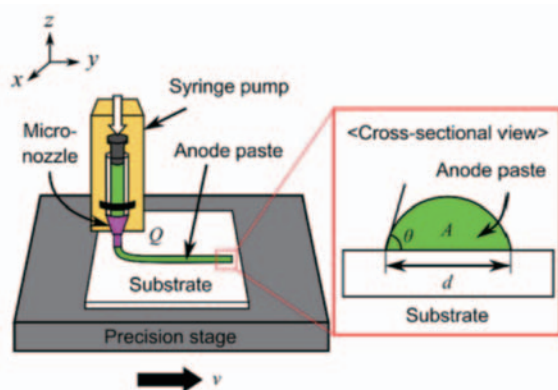


Fig. 5 Microextrusion printing of anode paste on a flat anode substrate<sup>(7)</sup>.

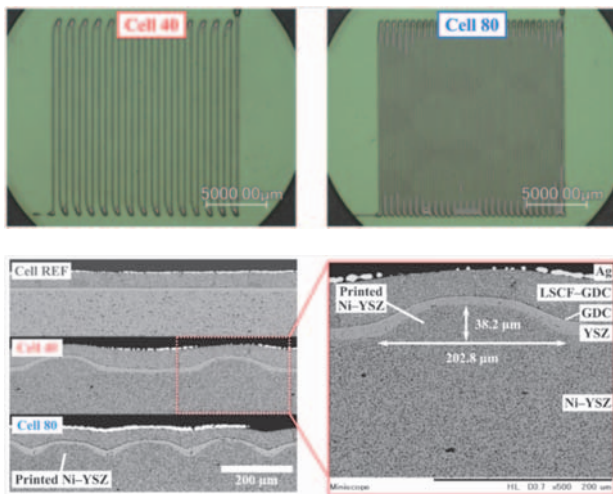


Fig. 6 Surface and cross-sectional images of the patterned-cells after microextrusion printing<sup>(7)</sup>.

### 3. おわりに

京都大学工学研究科熱システム工学研究室での研究の一部を紹介した。近年の研究テーマはガスタービンに直接的に関連するものではないが、当学会関係者でこのような研究をしているグループもある、と紹介することができた。SOFCの電解質として一般的なYSZは、TBCでも代表的な材料であり、FIB-SEMを使用したTBCの解析も進んでいるようである。それに限らず、何かしらの類似点や興味のある部分がもしあれば、ご一報いただければ幸いである。

### 謝辞

本稿の内容の一部は、NEDO 助成事業 (JPN20003) の結果および科学技術振興機構A-STEP (JPMJTS1613) の結果得られたものである。

### 参考文献

- (1) Tatsumi, K., Iwai, H., Suzuki, K., The Effects of Oblique Discrete Rib Arrangement on Heat Transfer Performance of a Square Duct, Journal of Gas Turbine Society of Japan, 33 (2005), pp. 589-598.
- (2) Iwai, H., Watanabe, H., Tatsumi, K., Suzuki, K., Conjugate Heat Transfer for a Minimal Unit Model of Counter Flow Type Corrugated Primary Surface Heat Exchangers, International Journal of Heat Exchangers, 4 (2003), pp. 1-26.
- (3) Ohmori, H., Iwai, H., Simulation of Solid Oxide Iron-Air Battery: Effects of Heat and Mass Transfer on Charge/Discharge Characteristics, Journal of Power Sources, 286 (2015), pp. 264-275.
- (4) Wongchanapai, S., Iwai, H., Saito, M., Yoshida, H., Performance Evaluation of a Direct-Biogas Solid Oxide Fuel Cell-Micro Gas Turbine (SOFC-MGT) Hybrid Combined Heat and Power (CHP) System, Journal of Power Sources, 223 (2013) pp. 9-17.
- (5) Wilson, J.R., Kobsiriphat, W., Mendoza, R., Chen, H.-Y., Hiller, J.M., Miller, D.J., Thornton, K., Voorhees, P.W., Adler, S.B., Barnett, S., Three-dimensional Reconstruction of a Solid-oxide Fuel-cell Anode, Nat. Mater. 5 (2006) pp. 541-544.
- (6) Kishimoto, M., Iwai, H., Saito, M., Yoshida, H., Three-Dimensional Simulation of SOFC Anode Polarization Characteristics Based on Sub-Grid Scale Modeling of Microstructure, J. Electrochem. Soc. 159 (2012) pp. B315-B323.
- (7) Seo, H., Iwai, H., Kishimoto, M., Ding, C., Saito, M., Yoshida, H., Microextrusion Printing for Increasing Electrode-electrolyte Interface in Anode-supported Solid Oxide Fuel Cells, Journal of Power Sources, 450 (2020), 227682.

特集：国内大学の研究

## 燃焼数値シミュレーションの高度化を目指して

### Toward the Advancement of Numerical Simulation of Combustion



黒瀬 良一\*1

KUROSE Ryoichi

キーワード：燃焼，数値シミュレーション，熱流体力学，混相流，乱流

Key Words：Combustion, Numerical Simulation, Thermal and Fluid Engineering, Multiphase Flow, Turbulence

#### 1. はじめに

筆者は，京都大学 大学院 工学研究科 機械理工学専攻 熱物理工学分野（研究室）<sup>(1)</sup>に所属している。当研究室は，教授1名（筆者），准教授1名，助教2名，研究員2名，PhD学生（社会人含む）11名，M2学生9名，M1学生9名，B4学生8名，秘書1名の計43名（+秘書1名）が所属している（2023年4月現在），一研究室としては比較的大所帯の研究室である。また，このうち，スタッフの2名，学生の8名は中国，インド，韓国に国籍をもつ外国人である。本稿では，当研究室で取り組んでいる研究の概要と，最近特に注力しているカーボンフリー燃料（水素およびアンモニア）の燃焼数値シミュレーションに関する研究の進捗について紹介する。

#### 2. 熱物理工学研究室における研究

当研究室では，「熱力学，伝熱学，流体力学，分光学，電磁気学を基礎として，流体および固体の熱力学的性質，熱輸送性質，熱ふく射性質，ならびにそれらの複合現象をナノ～マクロスケールで解明する。また，このような基礎研究に基づいて，“ものづくり”の工学を支える数値解析技術および計測技術の開発・高度化を進める。」ことを目標に掲げて研究を進めている。また，研究体制としては，大枠で燃焼研究グループとMD（Molecular dynamics）研究グループの2つのグループに分かれている。

燃焼研究グループでは，燃焼数値シミュレーション技術の確立および燃焼数値シミュレーションを用いた燃焼メカニズムの解明に関する研究を基礎から応用まで幅広く行っている。対象も産業用ガスタービン，航空機エンジン，ロケットエンジン，自動車エンジン，石炭燃焼炉およびガス化炉など，燃焼現象が見られるものはなんで

も取り扱っている。最近では，カーボンフリー燃料として期待されている，水素やアンモニアの燃焼メカニズムの解明とその数値モデリングに関する研究を，スーパーコンピュータ「富岳」と最新の数値シミュレーション技術を駆使することにより取り組んでいる。この研究については，次節で少し詳しく述べる。

MDグループでは，主に，マイクロ／ナノスケールの物性に関する研究やふく射に関する研究を行っている<sup>(2)</sup>。マイクロ／ナノスケールの物性に関する研究に関して，様々な物質の物性を原子・分子スケールで解明する試みは理工学の広い分野で半世紀以上にわたって行われてるが，計算機の発達とともにその広がりが飛躍的に増している。本研究室では，液体の相変化や輸送現象を対象に，nmスケールのサイズをもつ微小気泡（ウルトラファインバブル）の物性評価，核沸騰の最初期過程の探究，液晶の構造発現機構などを，古典力学（ニュートン運動方程式）に基礎を置く分子シミュレーションによって調べている。また，固体中の輸送現象に関しては，格子振動（フォノン）が担うエネルギー輸送，すなわち熱伝導のミクロ機構の解明に取り組んでいる。半導体素子の微細化などにより $\mu\text{m}$ スケールの熱輸送が問題になることが増えているが，そのような系ではフォノンの平均自由行程と系の代表長さが同じオーダーとなり，通常の熱伝導方程式では記述できなくなる。それに替わり，固体物理学と統計熱力学の知見に基づいてフォノンの相互作用を扱うような数値計算手法を提案している。さらに，ナノスケールの輸送現象として電子輸送を扱おうとすると古典力学は破綻し，量子力学に基づくモデリングと数値シミュレーションが必要となる。そこで，多電子系の量子計算を，密度汎関数法と呼ばれるモデルの深化とスーパーコンピュータなどでの大規模並列計算により実現することにより，太陽電池の新規材料開発への応用のほか，摩擦帯電現象を利用したエネルギーハーベスシステム中の電子移動過程の解析など，幅広く取り組んでいる。一方，ふく射に関する研究については，熱放射の古典論

原稿受付 2023年4月17日

\*1 京都大学 大学院 工学研究科

〒615-8540 京都市西京区京都大学桂C3

E-mail: kurose@mech.kyoto-u.ac.jp

計算法として、巨視的・連続的なFDTD計算法 (Finite Difference Time Domain method) や微視的・離散的な電磁力学のモデル計算法などの提案に関する研究を進めている。

### 3. 燃焼数値シミュレーションに関する研究

我が国は、温室効果ガスの排出を2030年度に13年度比で46%削減、2050年までに実質ゼロとすること（すなわち、カーボンフリー社会の実現）を宣言した。温室効果ガスとして最も寄与が大きいのは二酸化炭素 ( $\text{CO}_2$ ) であり、その排出量の大部分が化石燃料（石炭、石油、天然ガス）の燃焼によるものであることから、その対策が急務とされている。そこで、風力や太陽光などの再生可能エネルギーを使って水を電気分解して製造、貯蔵、輸送が可能な水素 ( $\text{H}_2$ ) やアンモニア ( $\text{NH}_3$ ) を燃料として燃焼させてエネルギーを得る手法が注目されている。この技術が確立すれば、燃焼時における  $\text{CO}_2$  排出量がゼロとなるため、究極のカーボンフリーガスタービンが実現する。また、水素やアンモニアのガスタービンは、天然ガス（メタン ( $\text{CH}_4$ ) が主成分）ガスタービンの大がかりな改修なしに流用することができるため、 $\text{CO}_2$  削減に向けた最も現実的かつ迅速な解であるとも言える。しかし、水素は燃焼速度が速い（メタンの約5倍）ことによって生じる火炎の逆流（フラッシュバック）や、希薄燃焼条件で発生しうる火炎の不安定化と圧力変動の相互作用（燃焼振動）がガスタービンの損傷を引き起こす危険性があること、また、アンモニアは逆に燃焼速度が遅い（メタンの約5分の1）ことによって生じる失火が起こりやすくなることから、これらの対策が不可欠であり、その解決は容易ではない。

当研究室では、カーボンフリー社会の実現に貢献すべく、このような水素やアンモニアを燃料とするガスタービンの設計、開発を進める上で、試行錯誤試験が比較的容易で、物理現象の理解の助けになるとの理由から、有力なツールとなりうる燃焼の数値シミュレーション技術の高度化に関する研究を進めている<sup>(3)-(6)</sup>。以下に、これまでの成果をいくつか紹介する。

#### 3.1 燃焼器まごとのシミュレーション

数十～数百化学種の数十～数千ステップ反応から成る詳細反応機構を厳密に解く燃焼場の3次元数値シミュレーション、いわゆる燃焼の直接数値シミュレーション (Direct Numerical Simulation, DNS) は、最新のスーパーコンピュータを用いた超並列計算を行っても数カ月から数年、もしくはそれ以上かかることが予想され、現実的ではない。そのため、特に実機燃焼器を対象とする場合には、乱流モデルや燃焼モデルを採用するラージ・エディ・シミュレーション (Large Eddy Simulation, LES) やRANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) シミュレーションが行われている。燃焼モデルとしてよく用いられるFlameletモデル<sup>(7)</sup>を採用したLESの実機燃

焼器への適用例の詳細については、日本ガスター分子学会誌<sup>(3)-(6)</sup>の中でも紹介しているので本稿では省略するが、当時最速のスーパーコンピュータ「京」の10,000並列を用いても結果を得るのに1週間程度の計算時間がかかっている (Fig. 1, 2)。

#### 3.2 燃焼振動の予測

燃焼の数値シミュレーションで予測が最も難しい現象の1つとして燃焼振動があげられる<sup>(8)</sup>。ごく最近、筆者らは、スーパーコンピュータ「富岳」を用いて、JAXAが計測した弱旋回乱流燃焼器内における希薄水素の燃焼振動挙動を、LESにより再現することに成功している<sup>(9)</sup> (Fig. 3)。本計算では、燃焼モデルとして、Dynamic Thickened Flame (DTF) モデル<sup>(10)</sup>を用いている。また、このLESコードは、複雑形状を対象とした場合に通常よく採用される非構造格子ではなく、構造格子用に開発されており、メッシュの作成、計算時間、ポスト処理等において時間の短縮が見込まれ、今後の展開が期待されるものである<sup>(11)</sup>。なお、燃焼振動の評価には長時間の計算が必須となるため、本計算には、スーパーコンピュータ「富岳」の61,440コアを用いて、10日程度かかっている。

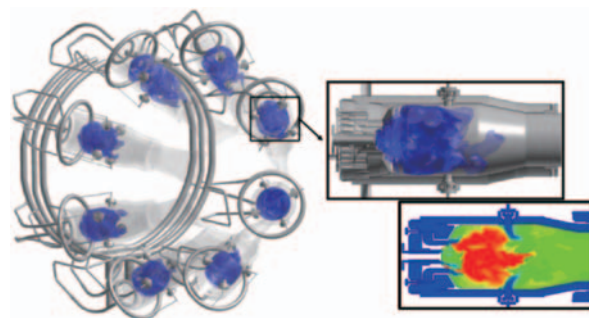


Fig. 1 LES/Flamelet of turbulent combustion in KHI multi combustors for gasturbine engine (0.14 billion cells) : Instantaneous distributions of gas temperature.

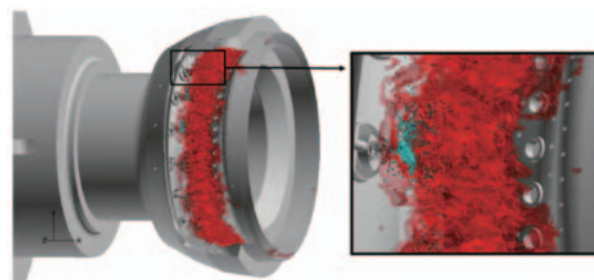


Fig. 2 LES/Flamelet of turbulent spray combustion in JAXA full annular combustor for aircraft engine (0.12 billion cells) : Instantaneous distributions of fuel spray and gas temperature.

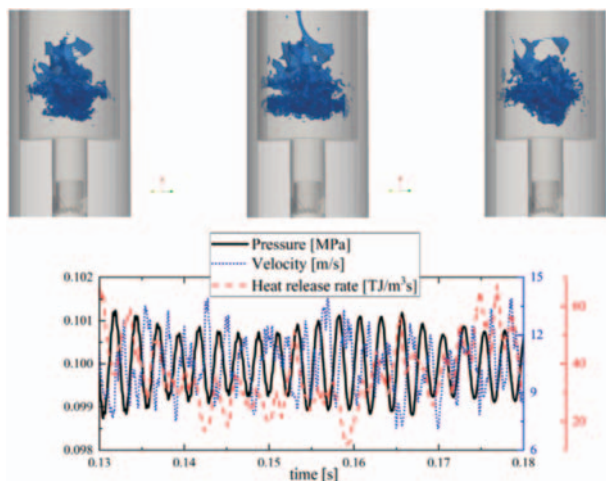


Fig. 3 LES/DTF of combustion instabilities in JAXA low-swirl combustor (0.6 billion cells) : Instantaneous distribution of gas temperature and time variations of properties.

### 3.3 機械学習との連携

燃焼モデルの1つとして、Fig. 1, 2でも採用されたFlameletモデル<sup>(7)</sup>が広く用いられている。このFlameletモデルは、火炎特性をデータベース化して利用することで、燃焼反応計算にかかる負荷を削減しつつ、高い予測精度も期待できる手法である。しかし、このモデルは、複雑な燃焼条件に適用する場合、データベース容量が急激に増加するという欠点を有するため、適用条件がシンプルなものに限定されるという制約がある。そこで、この問題を解決するために、機械学習の一種であるArtificial Neural Network (ANN) を用いてデータベースを代替するFlamelet/ANN法が提案されている。最近、筆者らは、本手法が予測精度を保ちつつ、データベースの容量を大幅に削減する有効な手法となり得ることを確認している<sup>(12)</sup>。Fig. 4に、Flamelet法にANNを連携させたFlamelet/ANN法を採用したLESを東芝エネルギーシステムズ株式会社製50MWth級超臨界CO<sub>2</sub>タービン燃焼器内の乱流燃焼場に適用した例を示す<sup>(12)</sup>。この計算には、スーパーコンピュータ「富岳」20,000コアを用いて、3日程度かかっている。

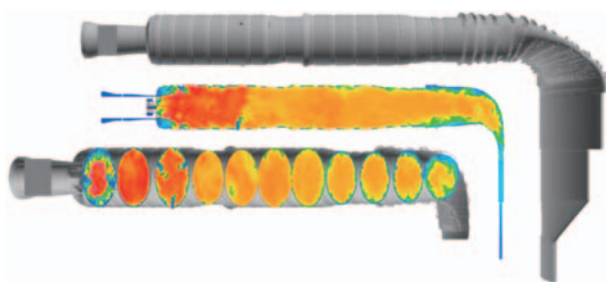


Fig. 4 LES/Flamelet/ANN of turbulent combustion in Toshiba supercritical CO<sub>2</sub> combustor (0.2 billion cells) : Instantaneous distribution of gas temperature.

### 3.4 ガスタービンまるごとシミュレーション

数値シミュレーションは有力なツールとなっており、重工各社は、独自の数値シミュレーション技術を駆使して研究開発を進めている。また、大学等の研究機関では、燃焼メカニズムの解明、およびその高精度モデルの構築を目指して、数値シミュレーションを利用した研究に邁進している。しかし、これらの研究のほとんどは、ガスタービンを構成する3つのコンポーネント、すなわち、圧縮機、燃焼器、タービンを別々に解析、評価しており、ガスタービンとして俯瞰的、統一的な評価ができていないと言いが難い。特に、フラッシュバックや燃焼振動は主として燃焼器で発生する非定常かつ不安定な現象であり、圧縮機やタービンを含めたガスタービン全体の圧力変動や速度変動と密接に連動しながら進展するため、ガスタービン全体としての評価が不可欠である。

そこで、筆者らは、2021年度下期から、文部科学省「富岳」成果創出加速プログラム『「富岳」が拓くSociety5.0時代のスマートデザイン』（代表 坪倉 誠）プロジェクトの下、ガスタービンを構成する圧縮機、燃焼器、タービンを完全に統合してLESで一気に関く、真のマルチコンポーネント統合シミュレーション技術の開発を開始した（Fig. 5）。具体的には、重工各社から提供される試験データとの比較・検証を行うことによって、フラッシュバックや燃焼振動等の異常燃焼、さらには、窒素酸化物（NO<sub>x</sub>）、一酸化炭素（CO）およびすす等の様々なエミッションの正確な予測技術の向上を目指している。また、本統合シミュレーション（デジタルワールド）結果から、異常燃焼発生時の物理メカニズムを解明し、異常燃焼の兆候を自動で探知するためのAIセンシング技術を開発することによって、これらの知見、技術が実機（リアルワールド）の設計や最適操作条件選定に貢献しうることを実証することにもチャレンジする予定である。さらに、本研究で開発する設計システム、および得られる知見をカーボンフリーガスタービンの設計に活かし、温室効果ガス排出量の大幅削減政策の実現に貢献したいと考えている。

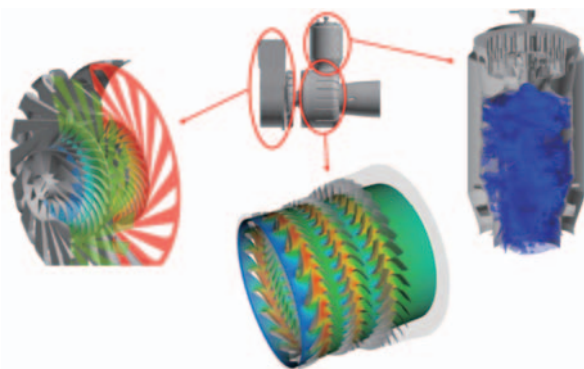


Fig. 5 Concept of multi-component integrated simulation on KHI gas turbine.

#### 4. おわりに

本稿では、京都大学 大学院 工学研究科 機械理工学専攻 熱物理工学分野（研究室）<sup>(1)</sup>で取り組んでいる研究の概要、および最近特に注力しているカーボンフリー燃料（水素およびアンモニア）の燃焼数値シミュレーションに関する研究の進捗について紹介した。加えて、ごく最近では、SAF（Sustainable Aviation Fuel）やバイオ燃料の研究も進めているが、これらの成果の紹介はまたの機会とさせていただきたい。

本研究室では、機械工学の研究には基礎研究と応用研究の明確なボーダーは存在しない、という信念に基づき、幅広い研究に興味を持って取り組むような環境づくりに努力してる。実際、本研究室では、企業との共同研究も多く、学生は企業の研究者、技術者と接し、議論する機会にも多く恵まれていると自負している。学生は共同研究者と様々な場で議論するたびに、成長し、目の輝きが変わっていくのを実感する。本研究室の研究内容はHP<sup>(1)</sup>にも掲載している。少しでもご興味のあるテーマが有れば、ご一報を頂ければ幸いである。

なお、ここで紹介した研究は、文部科学省「富岳」成果創出加速プログラム『スーパーシミュレーションとAIを連携活用した実機クリーンエネルギーシステムのデジタルツインの構築と活用』、『「富岳」が拓く Society5.0時代のスマートデザイン』、JSPS科研費（基盤研究B, 19H02076; 基盤研究A, 22H00192）、および「燃焼システム用次世代CAEコンソーシアム」<sup>(2)</sup>等の活動によって得られたものである。数多くの方々のご協力によって得られた成果であるため、全員の氏名をあげることはできないが、関係各位に感謝する。

#### 参考文献

- (1) <http://www.tse.me.kyoto-u.ac.jp/>
- (2) 黒瀬良一, 松本充弘, 若林英信, Abhishek L. Pillai, わたしたちの研究 (13) 熱物理研究室, 京機短信, Vol. 367 (2022), pp. 8-16.
- (3) 黒瀬良一, ガスタービンのデジタルツインを目指して, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 59, (2022), pp. 191-196.
- (4) 黒瀬良一, 乱流燃焼流れのLarge-eddy Simulation - 噴霧燃焼への適用 -, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 35, (2007), pp. 243-252.
- (5) 黒瀬良一, 燃焼器内乱流燃焼場のCFD, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 40 (2012), pp. 282-286.
- (6) 黒瀬良一, ガスタービン燃焼器内乱流燃焼の数値シミュレーション, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 43 (2015), pp. 396-401.
- (7) Peters, N., Laminar diffusion flamelet models in non-premixed turbulent combustion, Progress on Energy and Combustion Science, Vol. 10 (1984), pp. 319-339.
- (8) Tachibana, S., Saito, K., Yamamoto, T., Makida, M., Kitano, T., Kurose, R., Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in a liquid-fuel aero-engine combustor at elevated pressure: validity of large-eddy simulation of spray combustion, Combustion and Flame, Vol. 162 (2015), pp. 2621-2637.
- (9) 長尾 順, 庄司 烈, 立花 繁, 横森 剛, 黒瀬良一, 希薄水素乱流予混合弱旋回燃焼器内における燃焼振動のLES, 第49回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2021), B-16.
- (10) Charlette, F., Meneveau C., Veynante D., A power law flame wrinkling model for LES of premixed turbulent combustion Part I: Non dynamic formulation and initial tests, Combustion and Flame, Vol. 131 (2002), pp. 159-180.
- (11) Kurose, R., <http://www.tse.me.kyoto-u.ac.jp/members/kurose/link.php>
- (12) Kasuya, H., Iwai, Y., Itoh, M., Morisawa, Y., Nishiie, T., Kurose, R., LES/flamelet/ANN of oxy-fuel combustion for a supercritical CO<sub>2</sub> power cycle, Applications in Energy and Combustion Science, Vol. 12 (2022), 100083.
- (13) <https://www.riken.jp/collab/consortium/cngc/>

特集：国内大学の研究

## 関西大学熱工学研究室におけるガスタービン冷却の研究

## Study of Gas Turbine Cooling at Thermal Engineering Laboratory, Kansai University

小田 豊<sup>\*1</sup>  
ODA Yutaka

キーワード：ガスタービン，フィルム冷却，感圧塗料，非定常計測，Large Eddy Simulation

Key Words：Gas Turbine, Film Cooling, Pressure Sensitive Paint, Unsteady Measurement, Large Eddy Simulation

## 1. はじめに

筆者が所属する熱工学研究室は、梅川尚嗣教授、松本亮介教授、網健行准教授、小田豊准教授、大学院生19名、学部生18名（2023年4月現在）で構成される。研究テーマの多くがガスタービン、ボイラー、冷凍空調機器といったエネルギー機器内の熱流動現象を扱っている。梅川教授と網准教授のグループは相変化を伴う気液二相流（強制流動沸騰伝熱、熱交換器・空気分離装置内の流動現象など）の研究を、松本教授のグループはメタン・水素の燃焼技術や空調機器内の着霜現象に関する研究を、筆者のグループはガスタービン翼冷却やその学術的な基盤である乱流熱伝達に関する研究を進めている。

本稿では、これらの中から本学会との関連が深いガスタービン翼冷却に関する研究を紹介する。

## 2. タービン翼における冷却空気流の非定常現象

現在、発電用大型ガスタービンのタービン入口温度は1650℃に達しており、タービン第一段静翼のフィルム冷却技術の重要性が増している。フィルム冷却とは翼面に設けた多数の小孔から冷却空気を噴出し、翼面上に低温空気層を形成する技術であり、高温主流ガスから翼部材に流入する熱流束を低減する効果をもつ。冷却空気は圧縮機からの抽気により供給されるため、冷却孔の形状や配置を決定する際には最小限の冷却空気量で必要な冷却性能を満足することが求められる。

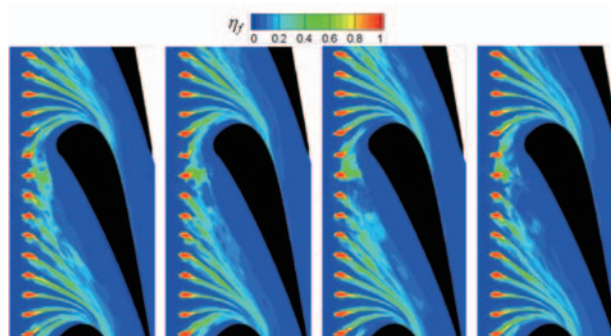
フィルム冷却は主流ガスと冷却空気噴流の乱流混合現象であり、本質的に非定常な現象と言える。また、翼冷却設計で重要となるフィルム冷却効率の時間平均分布は、CRVP（Counter Rotating Vortex Pair）と呼ばれる特徴的な渦構造の影響を受ける。CRVPの生成メカニズム

は複雑であり、様々な渦が非定常的に絡み合う結果として時間平均場に現れる渦構造として知られる。よって、その本質的な現象理解と性能向上策の検討にはフィルム冷却空気の時空間構造の詳細を把握する必要がある。

また、タービン第一段静翼と燃焼器の接続部には高温主流ガスの内部への侵入を防ぐためのパージ用空気が供給されており、このパージフローはエンドウォール上に流出してフィルム冷却効果を生じる。エンドウォール近傍にはタービン翼前縁付け根部で生じた馬蹄渦に起因する二次流れが存在することから、パージフローによる冷却効果は二次流れとの複雑な相互作用の影響を受ける。さらに、予混合燃焼の採用によって燃焼器出口温度分布が平坦化した結果、エンドウォール部にも多孔フィルム冷却が採用されており、エンドウォール上の冷却流れはパージフロー、二次流れ、フィルム冷却流が相互に干渉する結果として複雑かつ非定常な混合現象を呈する。

Fig. 1 はエンドウォール上のフィルム冷却流れをLESで解析して得た瞬時のフィルム冷却効率分布であり、翼前縁付け根部で生じる馬蹄渦と二次流れによりフィルム冷却空気の分布が非定常的に変動することが分かる。

筆者は上記で述べたタービン翼外部の冷却空気流れの非定常性に着目しており、その本質的な理解に迫ること

Fig. 1 Instantaneous film cooling effectiveness on the turbine endwall obtained by LES (Large Eddy Simulation)<sup>(1)</sup>

原稿受付 2023年6月8日

\* 1 関西大学システム理工学部機械工学科  
〒564-8680 吹田市山手町 3-3-35  
E-mail: oda.y@kansai-u.ac.jp

を目的として時空間分解能の高いシミュレーション技術や実験計測技術の開発と応用に注力している。以下では、近年研究室内で技術を確認した高速応答型の感圧塗料 (PSP; Pressure Sensitive Paint) を用いたフィルム冷却効率の非定常計測手法とその適用例を紹介する。

### 3. 高速応答型PSPを用いた膜冷却効率の非定常計測

フィルム冷却効率は主流温度  $T_\infty$ 、断熱壁面温度  $T_{aw}$ 、冷却空気温度  $T_c$  を用いて式(1)で定義されるが、当研究室内で実機の温度条件を実現することは困難である。よって、PSPを用いたフィルム冷却効率の測定では、熱輸送と物質輸送の相似性を仮定し、各部の気体温度を酸素濃度に置き換えてフィルム冷却効率を測定する。

$$\eta_f = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_c} \approx \frac{C_{O_2,\infty} - C_{O_2,aw}}{C_{O_2,\infty} - C_{O_2,c}} \quad (1)$$

式(1)は、実験における冷却気体 ( $N_2$  または  $CO_2$ ) と空気の分子量比  $MW$ 、冷却気体の代わりに空気を流した条件の酸素分圧  $P_{O_2,air}$ 、冷却気体に  $N_2$  または  $CO_2$  を用いたときの酸素分圧  $P_{O_2,c}$ 、参照条件 (無風状態) での酸素分圧  $P_{O_2,ref}$  を用いて式(2)のように表される。この酸素分圧を感圧塗料 (PSP) で測定することでフィルム冷却効率を算出する。

$$\eta_f = 1 - \frac{1}{\left\{ 1 + MW \left( \frac{P_{O_2,air} / P_{O_2,ref}}{P_{O_2,c} / P_{O_2,ref}} - 1 \right) \right\}} \quad (2)$$

PSPは光励起した色素が発する燐光の発光強度が酸素濃度によって変化する光化学現象を利用した圧力センサである。従来、フィルム冷却効率の測定にはポリマー型のPSPが利用されてきたが、塗膜内の酸素拡散速度が遅いために応答性が悪く、その適用は平均場の計測に限られていた。そこで筆者らは、文献<sup>(2),(3)</sup>に従ってポリマーにセラミック粒子を加えてバインダ層を多孔質化することで酸素分子の拡散速度を高め、時間応答性を向上させた高速応答型PC-PSPを自家調合して用いている<sup>(4),(5)</sup>。

PSPの発光強度と圧力の関係は、参照条件での輝度  $I_{ref}$  と圧力  $P_{ref}$ 、各条件での輝度  $I$  と圧力  $P$ 、暗電流状態での輝度  $I_b$  を用いてStern Volmerの式に基づく式(3)で表される。較正係数  $A$ ,  $B$ ,  $C$  は実験毎に実施する較正実験で決定する。Fig. 2とFig. 3に較正実験装置と得られた較正曲線の例を示す。

$$\frac{I_{ref} - I_b}{I - I_b} = A + B \frac{P}{P_{ref}} + C \left( \frac{P}{P_{ref}} \right)^2 \quad (3)$$

式(2)と式(3)の較正曲線からフィルム冷却効率を得るには  $I_c$ ,  $I_{air}$ ,  $I_{ref}$ ,  $I_b$  の4種類の画像が必要である。画像 ( $I_c$ ) はLED点灯状態で、冷却気体に  $N_2$  または  $CO_2$  を用いて撮影する。画像 ( $I_{air}$ ) は冷却気体を空気に替えて撮影する。画像 ( $I_{ref}$ ) は参照画像であり、実験中の表面温度との差を最小限に留めるために、風洞停止直後に

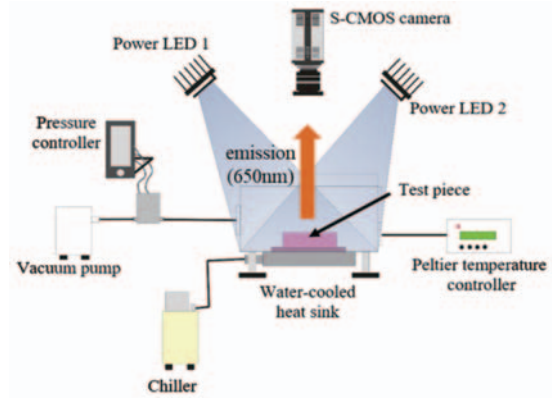


Fig. 2 Experimental setup for static calibration <sup>(6)</sup>

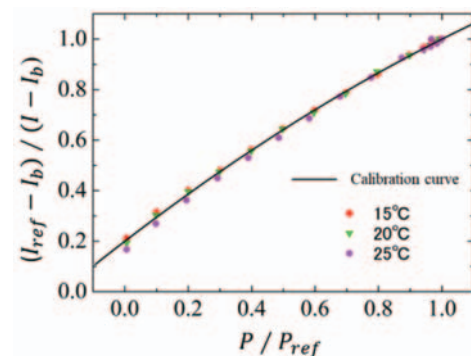


Fig. 3 Calibration curve of PC-PSP <sup>(6)</sup>

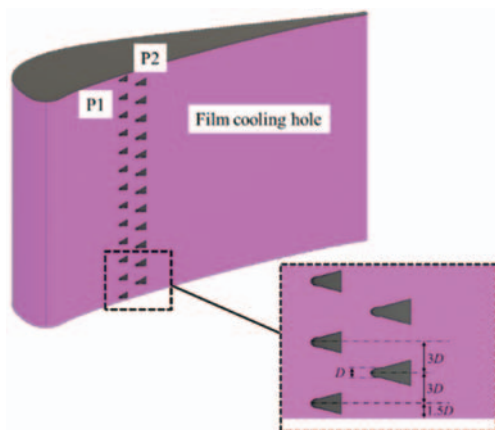
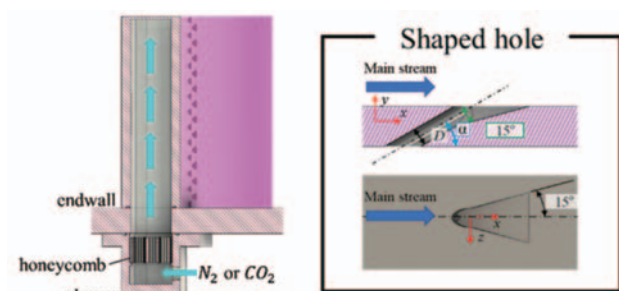
LED点灯かつ無風状態で撮影する。画像 ( $I_b$ ) はCMOSカメラの暗電流の影響を排除するためにLEDをOFFにして撮影する。これら4枚の画像を取得後、 $I_c$ ,  $I_{air}$ ,  $I_{ref}$  から  $I_b$  をそれぞれ減算し、フィルム冷却効率を算出する。

高速応答型PSPの応答性評価は音響共鳴管を用いる方法と衝撃波管を用いる方法があるが、衝撃波管を用いた方法で評価した場合、当研究室で作製して塗装した高速応答型PC-PSP塗膜のステップ入力に対する応答性は500  $\mu$ s以下であることを確認している。

### 4. タービン静翼フィルム冷却効率の非定常計測

本節では高速応答PC-PSPを用いてタービン静翼腹側におけるフィルム冷却効率を非定常計測した例<sup>(6),(7)</sup>の一部を示す。Fig. 4は供試タービン翼面上の冷却孔配置を示したもので、翼スパン方向に6D (D: 冷却孔の直管部直径) のピッチで並べたシェイプト孔を2列配置している。供試タービン翼は光造形プリンタで製作しており、Fig. 5の左図に示すようにフィルム冷却気体 ( $N_2$  or  $CO_2$ ) は翼下部に設けたプレナムから整流用のハニカムを通して翼内部へと供給される。Fig. 5の右図は実験に用いたシェイプト孔の幾何形状を示している。

本実験では吹き出し比  $BR$  ( $0.25 < BR < 1.25$ ) に加えて密度比  $DR$  の影響を考察するため、冷却気体には窒素 ( $DR = 0.97$ ) と二酸化炭素 ( $DR = 1.53$ ) の2種類を用いた。PSP発光画像の計測にはsCMOSカメラを用いており、撮影条件は露光時間 2 ms, フレームレート

Fig. 4 Tested turbine vane with shaped cooling holes <sup>(6)</sup>Fig. 5 Film coolant path and cooling hole geometry <sup>(6)</sup>

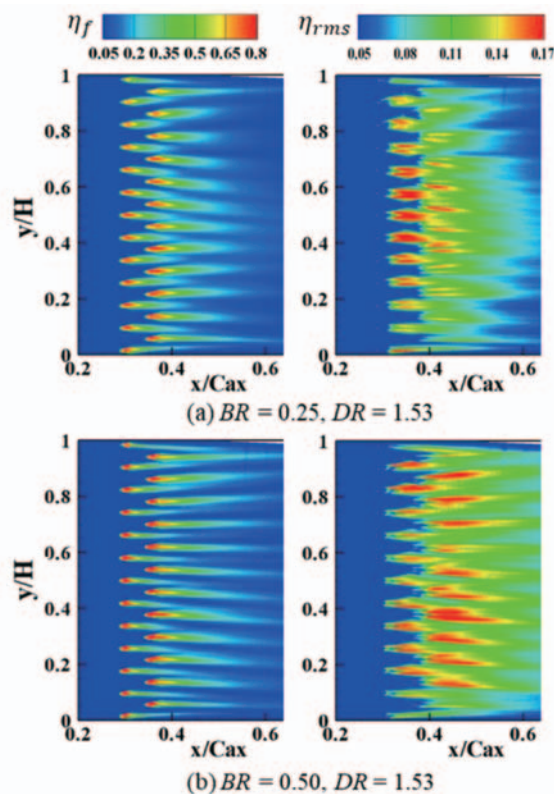
33 fps, 空間分解能0.15 mm/pixである。平均フィルム冷却効率とそのRMS（時間変動の標準偏差）は、撮影した200枚の瞬時データを用いて評価している。

Fig. 6は $DR = 1.53$ における $BR = 0.25$ （上図）と $BR = 0.5$ （下図）の結果であり、時間平均値（左）とRMS（右）の分布をそれぞれ示す。なお、撮影した画像の各ピクセルの空間座標は既知のマーカー位置情報を元にDLT法（Direct Linear Transformation）により算出している。右図のRMS値は翼面上の各位置におけるフィルム冷却効率の時間変動の大きさを表しており、各冷却孔の下流に現れる一対の筋状の分布はCRVPの時空間変動に起因するものと考えられる。また、吹き出し比の増加に伴って2列目の冷却孔下流のRMS値が上昇しており、冷却空気の運動エネルギーの増加によってCRVPの非定常性が強くなっていることが分かる。これらの知見は時間応答性の低い従来型のポリマー型PSPでは取得困難であり、高速応答型PC-PSPによるフィルム冷却効率の非定常計測の有用性を示している。

## 5. 第一段静翼エンドウォール部の非定常計測とLES

第一段静翼エンドウォール部におけるパージフローとフィルム冷却流の複合的な冷却効果をPC-PSPによって非定常計測した最新の計測結果<sup>(8)</sup>を示す。

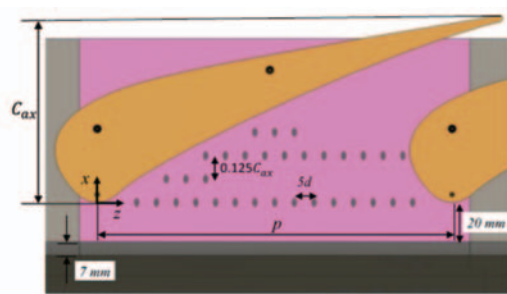
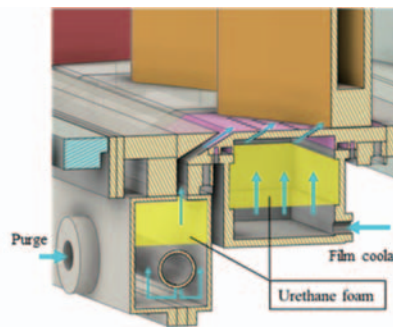
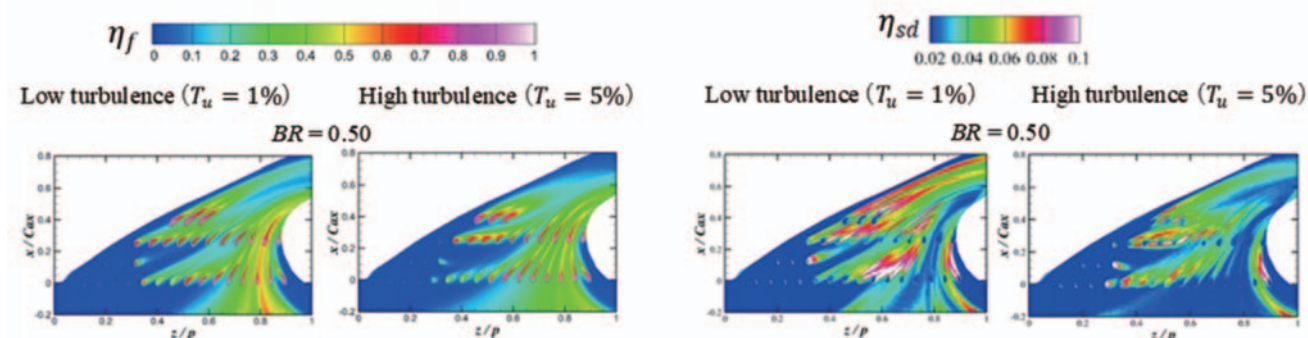
Fig. 7に実験で使用した低速翼列風洞の試験部を示す。左図はエンドウォール上の冷却孔配置とパージフロー供給スロットの位置を示しており、右図はパージフロー供

Fig. 6 Measured film cooling effectiveness: time-mean value (left) and root-mean-square value (right) <sup>(6)</sup>

給部とフィルム冷却のプレナム部の構造を示している。パージフローの流出角度は30度であり、パージフローと主流の体積流量比は0.75%である。冷却孔には噴出角度が30度の円形冷却孔を用いている。実験では乱流格子の有無によって主流乱れを変化させている。また、冷却気体には窒素を用いており、密度比は0.97である。

Fig. 8はフィルム冷却の吹き出し比 $BR = 0.5$ における時間平均フィルム冷却効率（左側）とRMS（右側）を示しており、500枚の瞬時画像から算出している。各図の左右を比較することで主流乱れの影響を考察できる。

パージフローに着目すると、主流乱れの有無に関わらず、翼前縁部を避けて翼背側に偏って流れ出ている。これはパージフローが圧力の低い負圧面側に集中して流れるためである。これはパージフローの流出がない場所で主流空気がパージスロット内に侵入する現象（Hot Gas Ingestion）が生じたことを示唆する。パージフローの左右両端付近ではRMS値が高い筋状の領域を確認することができ、パージフローが左右に揺動していることが示唆される。Fig. 9は内製コードによるLES解析で得られたパージフロー内の瞬時流線を示している。パージスロット内部には特徴的な渦構造が確認でき、この渦構造が伸長しつつパージフローと主流の境界部へと流れ出る様子が確認できる。この長く伸びた渦の非定常的な揺動がパージフローの非定常性と関連することが示唆される。

Fig. 7 Test section of endwall film cooling with purge flows<sup>(8)</sup>Fig. 9 Streamlines of purge flows by LES<sup>(9)</sup>Fig. 8 Measured distribution of film cooling effectiveness: time-mean value (left) and standard deviation (right)<sup>(8)</sup>

## 6. おわりに

本稿では関西大学熱工学研究室で実施した高速応答型PSPを用いたフィルム冷却効率の非定常計測について紹介した。現在は高速度カメラを用いた時系列計測にも取り組んでいる。なお、温度場を光学計測する手法である感温塗料（TSP: Temperature Sensitive Paint）を使った基礎的な乱流熱伝達場の高時空間分解計測<sup>(10)</sup>にも力を入れており、そこで得た成果をガスタービン翼冷却における局所熱伝達率の非定常計測に生かしたいと考えている。また、翼列エンドウォール部の二次流れの可視化手法として蛍光油膜法<sup>(11)</sup>にも取り組んでいる。今後はこれらの計測技術を発展させるとともに、数値解析技術と併せてガスタービン翼冷却のさらなる現象解明に挑みたい。

## 参考文献

- (1) Oda, Y., Takeishi, K., Uchibori, M., Numerical Study of Film Cooling on a Vane Endwall by Large Eddy Simulation with a Cooling Hole Model, Proceedings of International Gas Turbine Congress 2011, IGTC2011-0122 (2011).
- (2) Sugioka, Y., Arakida, K., Kasai, M., Nonomura, T., Asai, K., Egami, Y., Nakakita, K., Evaluation of the Characteristics and Coating Film Structure of Polymer/Ceramic Pressure-Sensitive Paint, Sensors, Vol.18, Issue 11 (2018), 4041.
- (3) Egami, Y., Konishi, S., Sato, Y., Matsuda, Y., Effects of Solvents for Luminophore on Dynamic and Static Characteristics of Sprayable Polymer/Ceramic Pressure-Sensitive Paint, Sensors and Actuators, A: Physical, Vol. 286 (2019), pp. 188-194.
- (4) Tanaka, Y., Oda, Y., Takeishi, K., Unsteady Analysis of the Effects of Density Ratio on Film Cooling Measured by Using PC-PSP, Proceedings of International Gas Turbine Congress 2019, IGTC2019-189 (2019).
- (5) Shirazawa, H., Oda, Y., Takeishi, K., Study on the Film Cooling Effect of Purge Flows at First-Stage Vane Using Fast-Response PSP Technique, Proc. of International Gas Turbine Congress 2019, IGTC2019-190 (2019).
- (6) 福岡儀剛, 小田豊, 武石賢一郎, 高速応答型PSPを用いたタービン静翼フィルム冷却の非定常計測, 第48回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2020), B-17.
- (7) Fukuoka, N., Oda, Y., Nakabayashi, N., Takeishi, K., Unsteady Measurements of Film Cooling Effectiveness with Fast-Response PSP in a Linear Turbine Vane Cascade, Proceedings of the International Conference on Power Engineering 2011, ICOPE-2021-0255 (2021).
- (8) 錦戸峻平, 小田豊, ガスタービン静翼エンドウォール部のフィルム冷却とパージフローの複合冷却効果に関する非定常計測, 第50回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2022), B-13.
- (9) Maehara, T., Oda, Y., Takeishi, K., Numerical Study on Film Cooling Effect of Gap Leakage Flow at First-Stage Stationary Vane, Proceedings of International Gas Turbine Congress 2015, Paper WePM2B.3 (2015).
- (10) Oda, Y., Shimoda, M., Kasahara, T., Yamazaki, T., Matsumoto, R., Measurements of Turbulent Wall Heat Transfer Using Temperature Sensitive Paint with Image Denoising by a Machine Learning Method, Proceedings of 12th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP12), Paper No. 394 (2022).
- (11) 橋裕樹, 小田豊, 蛍光油膜法を用いたタービン静翼列エンドウォール流れの実験的検討, 第48回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2020), B-8.

特集：国内大学の研究

## 九州大学大学院 工学研究院 航空宇宙工学部門 推進工学分野

### Aerospace Propulsion Laboratory in Kyushu University



井上 智博<sup>\*1</sup>  
INOUE Chihiro



王 振英<sup>\*1</sup>  
WANG Zhenying

キーワード：九州大学，航空宇宙工学，推進工学，混相流，美の物理

Key Words：Kyushu University, Aeronautics and Astronautics, Propulsion, Multi-Phase Flow, Physics of Beauty

#### 1. 研究室の概要

九州大学では1937年に航空学科が発足した。戦後の航空活動禁止の期間を経て、1956年に全6講座からなる航空工学科が復活し、第六講座が航空原動機分野を担当していた。その後、組織改編にあわせて航空宇宙工学部門と改称、2005年秋に箱崎地区から日本最大級の敷地面積を有する伊都地区に拠点を移した (Fig. 1)。現在の航空宇宙工学部門は、4つの大講座に全10研究室を有し、熱流体や構造強度、誘導制御、宇宙システムの工学分野をカバーする。第六講座の流れをくむ井上研究室は、主に推進工学分野の教育研究を担当し、2023年5月現在、井上智博准教授、王振英助教、星志保秘書、そして、博士課程学生2名、修士課程学生7名、学部4年生3名の計15名によって構成されている。

大学がある福岡市西区や西隣の糸島市は青い海が綺麗で、海沿いには眺めの良いお洒落カフェが並ぶ。冬季には大型の牡蠣小屋がオープンし、美味しい牡蠣を目当てに研究室で訪れている。

#### 2. 研究テーマの紹介

当研究室は、ロケットや航空機の推進機関をはじめ、その周辺分野や身の回りの混相熱流動に興味がある。現象を美しく可視化することに情熱を燃やしながら、最終的に複雑な現象の本質をエレガントに定式化する、Imaging & Modelingのアプローチで研究を実施している。

これまでに、ジェットエンジンの環境適合性やロケットエンジン性能にとって重要な、液体燃料の微粒化および混合特性を明らかにした (Fig. 2 ab)。ロケットと航空機でエンジンの要素形状や運転状況は異なるものの、

現象には共通点が多く、例えば、気流噴射弁で形成される噴霧の空間分布<sup>(1)</sup>と、ロケットエンジン内の燃料・酸化剤の混合特性<sup>(2)</sup>は、相似な無次元数に支配される。



Fig. 1 Kyushu University  
矢印付近が航空宇宙工学部門、1階に研究室の実験室。

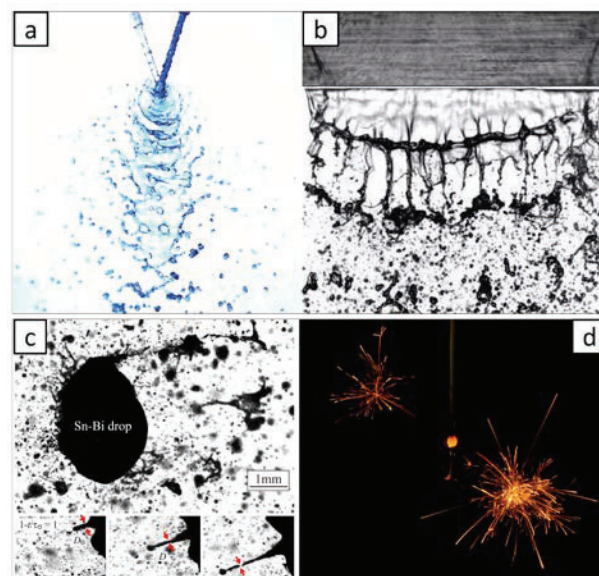


Fig. 2 Imaging results

原稿受付 2023年5月10日

\* 1 九州大学

〒819-0395 福岡市西区元岡744

E-mail: inoue.chihiro@aero.kyushu-u.ac.jp

ロケットエンジンの冷却<sup>(3)</sup>や蒸気タービンのエロージョン<sup>(4)</sup>などの場面で、高速気流にさらされた壁面上の薄い液膜の動的挙動や相変化伝熱特性を明らかにすることが求められる。本テーマについては、次章で紹介したい。

最近のものづくりには、金属積層造形技術が活用され、今後もその適用先は飛躍的に拡大すると見込まれる。より良い粉への要求は強く、従来の材料工学に加えて、熱流体工学の知識が不可欠になる。当研究室では、水アトマイズとガスアトマイズ双方の実験を通して、液体金属が微粒化・固化し、金属粉が生成される一連の過程を明らかにすることに成功した<sup>(5)</sup> (Fig. 2 c)。

日常の現象も面白い。液体や固体の分裂によって多数の微粒子が生成される際、多くの微粒子は実は1回しか分裂を経験しない。対して、線香花火が描く美しい火花の軌跡では、流体力学の常識を超えて、高温の液滴が自発的に10回も分裂し続ける“連鎖分裂”が起きることが、その立体構造まで含めて明らかになった<sup>(6)</sup> (Fig. 2 d)。

他に、炭酸飲料の気泡挙動と知覚の関係性、超高速リアルタイム画像解析<sup>(7)</sup>、多成分液滴のマランゴニ流と濡れ<sup>(8)</sup>、二酸化炭素の選択的リアルタイム観測などのテーマに挑戦している。

### 3. 乱流気流に駆動された液膜の3次元構造・蒸発特性・液滴飛散

GTCCや原子力・地熱発電に用いられる蒸気タービンには、継続的な性能向上に加えて、動翼エロージョンの抑制対策を備えた信頼性の向上が求められる。そのためには、静翼面に形成された液膜が後縁に至り、粗大液滴が飛散する一連のシナリオを理解する必要がある。また、推進薬の臨界圧力以下で作動するロケットエンジン燃焼室の冷却には、燃料の一部を内壁に衝突させて液膜を形成し、蒸発潜熱で壁面を保護するフィルム冷却方式を採用する。このとき、液膜ドライアウト点の予測が重要になる。これらの場面に共通して、高速気流との相互作用の結果、壁面上の液膜はもはや平滑ではなく、激しく波立ち、一部は表面から飛散する (Fig. 3)。ここでは、液膜の3次元構造の形成機序とその重要性を簡単に解説し、その後、構築した実験装置について紹介する。

壁面上に形成された薄い液膜は、高速の気流からの剪断力を受けて、Couette流を形成する。速やかに気流の速度差不安定 (Kelvin-Helmholtz不安定) によって軸方向に波立ち、波頭が加速されると、気流の密度差不安定 (Rayleigh-Taylor不安定) によって流れと直交方向の波が生じる。2つの不安定波が重畳する結果、円錐状のCuspを有した3次元的な波状構造が形成される。やがてこのCuspが成長してリガメントに伸長すると、表面張力不安定 (Plateau-Rayleigh不安定) によって、液膜表面から液滴が飛散 (entrainment) する<sup>(9)</sup>。

冷媒として液膜を利用する場合、表面からの液滴飛散



Fig. 3 Wavy liquid film sheared by fast gas flow

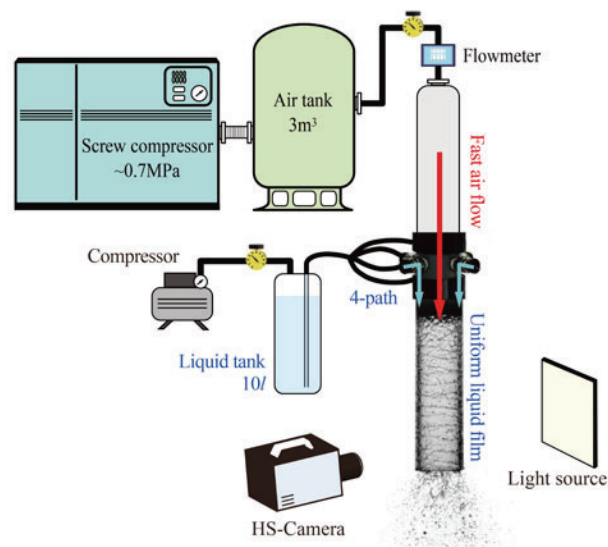


Fig. 4 Experimental setup



Fig. 5 From liquid film to droplet dispersion

によって正味の液膜流量が減少し、さらに、3次元的な波立ちによって高温気流からの伝熱面積が拡大する。その結果、平滑な液膜を仮定した理想的な場合と比べて、現実の波状液膜のドライアウト点は顕著に短くなる<sup>(3)</sup>。

KHおよびRT不安定の波長を決めるのは、気流の境界層厚さである。また、管内および平板上を流れる液膜の速度と厚さは、気液界面の摩擦係数を介して同一の定式化が可能である<sup>(3)</sup>。そこで、液膜形成から後縁での液滴飛散までの一連の現象を包括的に明らかにすることを目的とした実験を行うにあたって、気流の境界層厚さを明確に管理しやすい円管流路を採用した装置を構築した (Fig. 4)。スクリーコンプレッサーで昇圧した空気を、3 m<sup>3</sup>のタンクに貯気したのち、熱式流量計を通して、アクリル製のテストセクション中央に流す。10Lタンクに封入・加圧した供試液体は、バルブ開後、円管内壁へと供給される。

可視化結果の一例として、まず、気流を流さない場合、円管内壁を流れる平滑な液膜は、周方向に均一な厚さを有し、やがて下端で表面張力の作用で一点に集まると、単一リガメントから液滴が分裂する (Fig. 5 a)。次に、管中央に気流を流すと、管内の液膜は波立ち、下端で複数のリガメントがRT不安定性によって周期的に伸長し、分裂する (Fig. 5 b)。下流の平均液滴径は、リガメント直径に比例する<sup>(4)</sup>。

現在、Fig. 4の装置を用いて、輝度の閾値フリーのLIF (Laser Induced Fluorescence) による膜厚計測法を新たに開発し、液膜厚さの定量的な計測を進めている。また、ピントの合った液滴のみを抽出する画像処理の工夫を施すことで、液滴径の画像計測に付きまとう問題を克服することに成功した。信頼性の高い実験結果を蓄積しながら、現象を見通しよく記述する数理モデルを構築したい。

#### 4. おわりに

最近の研究室の取り組みについて紹介した。改めてこの機会に、研究テーマの多くが、日本ガスタービン学会をはじめとする学会活動を通じた人との出会いからスタートしたことを認識した。紙面の都合があるので、詳細は研究室のホームページをご覧頂きたい<sup>(9)</sup>。本研究室は、これから美しい現象を追究しながら、新しいテーマに挑戦します。

#### 謝辞

紹介した研究は、JSPS科研費 (21H01251, 21K14097, 22H01405, 22K18771, 23K04245) の支援に加えて、国内外の大学や企業との共同研究を通じて実施された。関係各位に厚く御礼申し上げます。

#### 参考文献

- (1) Inoue, C., Yoshida, H., Kouwa, J., Iwaki, Y. and Itoh, M., Measurement and modeling of planar airblast spray flux distributions, *International Journal of Multiphase Flow*, Vol. 137 (2021), 103580.  
DOI: 10.1016/j.ijmultiphaseflow.2021.103580
- (2) Inoue, C., Oishi, Y., Daimon, Y., Fujii, G. and Kawatsu, K., Direct formulation of bipropellant thruster performance for quantitative cold-flow diagnostic, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 37, No. 6 (2021), pp. 842-849.  
DOI: 10.2514/1.B38310
- (3) Inoue, T., Inoue, C., Fujii, G. and Daimon, Y., Evaporation of three-dimensional wavy liquid film entrained by turbulent gas flow, *AIAA Journal*, Vol. 60, No. 6 (2022), pp. 3805-3812.  
DOI: 10.2514/1.J.061381
- (4) Kamada, Y., Inoue, T., Wang, Z., Inoue, C. and Senoo, S., Annular liquid-film fragmentation process sheared by developed turbulent gas flow, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2023, GT2023-101666* (2023).
- (5) Hikita, W., Hirayama, S., Inoue, C., Wang, Z., Nakaseko, M. and Takashita, T., Fragmentation and solidification of fusible alloy melt by water spray, *Powder Technology*, Vol. 409 (2022), 117778.  
DOI: 10.1016/j.powtec.2022.117778
- (6) Verhille, G., Inoue, C. and Villermaux, E., Architecture of a self-fragmenting droplets cascade, *Physical Review E*, Vol. 104 (2021), L053101.  
DOI: 10.1103/PhysRevE.104.L053101
- (7) Ichimura, T., Inoue, C., Wang, Z., Kuwabara, G. and Tahara, K., In-situ 1-kHz real-time particle tracking velocimetry using high-speed streaming camera, *Flow Measurement and Instrumentation*, Vol. 91 (2023), 102361.  
DOI: 10.1016/j.flowmeasinst.2023.102361
- (8) Wang, Z., Karapetsas, G., Valluri, P. and Inoue, C., Spreading Law of Evaporative Droplets, *arXiv:2304.04030* (2023).  
DOI: 10.48550/arXiv.2304.04030
- (9) Inoue, C. and Maeda, I., On the droplet entrainment from gas-sheared liquid film, *Physics of Fluids*, Vol. 33 (2021), 011705.  
DOI: 10.1063/5.0038399
- (10) Aerospace Propulsion Laboratory:  
<https://aero.apl-kyushu.page>

特集：国内大学の研究

## 九州大学 エネルギー熱物理科学研究室における研究紹介

## Research Activities in Thermal Science and Energy Lab of Kyushu University

渡邊 裕章<sup>\*1</sup>  
WATANABE Hiroaki甲斐 玲央<sup>\*2</sup>  
KAI ReoYU Panlong<sup>\*2</sup>  
YU PanlongYADAV Sujee<sup>\*2</sup>  
YADAV Sujee

キーワード：燃焼，ゼロエミッション，カーボンフリー燃料，モデリング，数値解析

Key Words：Combustion, Zero-emission, Carbon-free fuel, Modeling, Numerical simulation

## 1. 緒言

本稿では、九州大学大学院総合理工学研究院のエネルギー熱物理科学研究室における研究活動を紹介する。近年、Carbon Neutrality in 2050へ向けて社会が急速に変化するなか、大学における研究テーマ設定もこうした社会的要請が色濃く反映されている。特に燃焼分野はCO<sub>2</sub>の大量排出という側面が強調されることが多いこともあり、従来の化石燃料利用システムのゼロエミッション化や、水素やアンモニアを中心とするカーボンフリー燃料の利用技術開発に多くの資源が投入されている。本稿では、これら新たな技術開発を下支えする基盤研究を中心に説明する。

## 2. 多次元Flameletモデリングとゼロエミッションシステムの燃焼シミュレーション

## 2.1 ゼロエミッション燃焼技術

化石燃料利用システムのゼロエミッション化にはCO<sub>2</sub>分離回収技術との統合が有効であり、その一つに酸素燃焼技術がある。近年ではCO<sub>2</sub>回収型石炭ガス化複合発電（Oxy-fuel IGCC）<sup>(1)</sup>や水素・酸素燃焼ガスタービン発電<sup>(2)</sup>等が提案されている。こうしたシステムの燃焼器は、燃料と酸化剤の他に排ガス再循環が行われるいわゆる3-feedシステムとなる。例えば、Oxy-fuel IGCCでは、ガス化ガス、酸素、およびCO<sub>2</sub>の3流体混合系となる。また、従来の石炭火力発電の低炭素化技術として、石炭・アンモニア混焼燃焼の研究開発が進められている<sup>(3)</sup>。これは、後述するFlameletモデルを適用するにあ

たり、石炭の揮発分とチャー燃焼に由来するCOをそれぞれ別の燃料流れとして扱うため<sup>(4),(5)</sup>、モデル上3種類の燃料と酸化剤の4-feedシステムとなる。

## 2.2 2次元Flameletモデリング

本稿で取り上げるFlameletモデル<sup>(6)-(8)</sup>は、素反応を考慮しながらも計算負荷を低く抑えることが可能な乱流燃焼モデルとして関心が高まっており、Fig. 1に示すような航空用ジェットエンジンのフルアニュラ解析<sup>(9)</sup>（図は温度等値面により火炎の様子を可視化）を始めとして、実機スケール大規模解析の適用例が増えつつある。Flameletモデルでは、予め化学反応データベース（Flamelet library）を構築しておき、変動流れ場を計算する際にはlibrary参照することで化学反応の計算時間を省き高速な計算を実現する。Flamelet libraryは保存スカラーである混合分率Zでテーブル化されるため、物理空間の支配方程式をZ空間へ変換した次の1次元Flamelet方程式を解いて得ることができる。

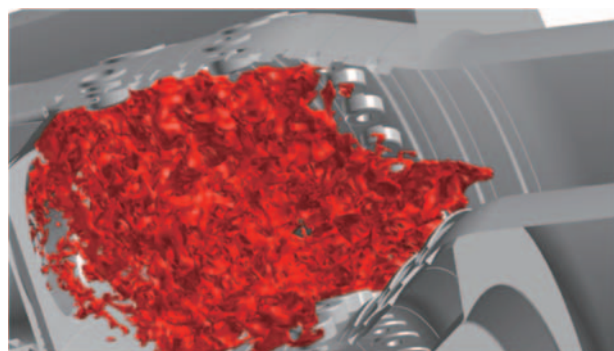


Fig. 1 Full-annular simulation on an air-craft engine.

原稿受付 2023年5月14日

\*1 九州大学大学院  
〒816-8580 春日市春日公園6-1  
E-mail: whiroaki@tse.kyushu-u.ac.jp

\*2 九州大学大学院  
〒816-8580 春日市春日公園6-1

$$\rho \frac{\partial Y_k}{\partial t} = \frac{\rho}{Le_k} \chi \frac{\partial^2 Y_k}{\partial Z^2} + \dot{\omega}_k \quad (1)$$

ここで  $\rho$  は密度,  $Y_k$ ,  $Le_k$  および  $\dot{\omega}_k$  はそれぞれ化学種  $k$  の質量分率, ルイス数および生成率であり,  $\chi$  はスカラー消散率である。しかしながら,  $Z$  は燃料と酸化剤の 2 流体混合系で定義されるスカラーであり, そのままでは 3-feed や 4-feed といったより複雑な場への適用は難しい。

これに対して Multi-feed システムでは, 流体数  $N$  に対応する  $N$  種の混合分率を定義することができ, 混合分率の総和が 1 となる拘束条件を加味すると  $N-1$  本の混合分率  $Z_n$  の輸送方程式が定義できる。

$$\frac{\partial \rho Z_n}{\partial t} + \frac{\rho u_j Z_n}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \rho D_Z \frac{\partial Z_n}{\partial x_j} \right) \quad (2)$$

ただし,  $n=1 \dots N-1$  である。ここで  $D_Z$  は熱拡散率に等しいとすると,  $Z_n$  に対して unity ルイス数近似を用いることとなり, 例えば 3-feed システムに対応する 2 次元 Flamelet 方程式は次のように表される。

$$\rho \frac{\partial Y_k}{\partial t} = \frac{\rho}{2} \left( \chi_1 \frac{\partial^2 Y_k}{\partial Z_1^2} + 2\chi_{13} \frac{\partial^2 Y_k}{\partial Z_1 \partial Z_3} + \chi_3 \frac{\partial^2 Y_k}{\partial Z_3^2} \right) + \dot{\omega}_k \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial T}{\partial t} &= \frac{\rho}{2} \left( \chi_1 \frac{\partial^2 T}{\partial Z_1^2} + 2\chi_{13} \frac{\partial^2 T}{\partial Z_1 \partial Z_3} + \chi_3 \frac{\partial^2 T}{\partial Z_3^2} \right) \\ &+ \frac{1}{c_p} \left( \frac{\partial p}{\partial t} - \rho \sum_{k=1}^{N_k} h_k \dot{\omega}_k \right) \\ &+ \frac{\rho}{2c_p} \frac{\partial T}{\partial Z_1} \left[ \chi_1 \frac{\partial c_p}{\partial Z_1} + \chi_{13} \frac{\partial c_p}{\partial Z_3} + \sum_{k=1}^{N_k} \left( \chi_1 \frac{\partial Y_k}{\partial Z_1} + \chi_{13} \frac{\partial Y_k}{\partial Z_3} \right) \right] \\ &+ \frac{\rho}{2c_p} \frac{\partial T}{\partial Z_3} \left[ \chi_3 \frac{\partial c_p}{\partial Z_3} + \chi_{13} \frac{\partial c_p}{\partial Z_1} + \sum_{k=1}^{N_k} \left( \chi_3 \frac{\partial Y_k}{\partial Z_3} + \chi_{13} \frac{\partial Y_k}{\partial Z_1} \right) \right] \end{aligned} \quad (4)$$

式(3)および(4)を解くと 3-feed システムの燃焼特性に対応する 2 次元 Flamelet 空間の解が得られるが, stiffness 等解析上の制約が大きいため, 1 次元 Flamelet 方程式の解を後処理することで 2 次元空間に準じた解を得る縮減モデルを提案した<sup>(10)-(12)</sup>。ここで酸素燃焼を想定して, 流体 1 を燃料 ( $Z_1$ ), 流体 2 を酸化剤 ( $Z_2$ ), および流体 3 を希釈剤 ( $Z_3$ ) とすると, 次に定義する  $\xi$ - $\eta$  空間に変換することで, 次元数の縮減が可能となる。

$$\xi = Z_1, \quad \eta = \frac{Z_3}{Z_2 + Z_3} \quad (\text{Q2DF1}) \quad (5)$$

$$\xi = Z_1 + Z_3, \quad \eta = \frac{Z_3}{Z_1 + Z_3} \quad (\text{Q2DF2}) \quad (6)$$

$$\xi = \frac{Z_1}{1 - Z_3}, \quad \eta = Z_3 \quad (\text{Q2DF3}) \quad (7)$$

式(5)~(7)に示すように縮減方法には 3 種考えられ, こ

こではそれぞれ Q2DF1, Q2DF2 および Q2DF3 と呼ぶ (Quasi-2-Dimensional Flamelet)。Fig. 2 に示す概念図のように, それぞれのモデルでは  $Z_3$  を  $Z_1$  や  $Z_2$  または双方の流れと予め混合されているものとして境界条件を設定することで次元の縮減を実現している。このとき, 物理空間における温度や化学種濃度等の物理量は次式のように Flamelet library に格納される。

$$\phi = \phi(\xi, \eta, C) \quad (8)$$

ここで  $C$  は反応進行変数であり, 本研究では燃焼生成物の質量分率により定義した。式(8)は,  $\xi$ ,  $\eta$ , および  $C$  の輸送方程式を解くことにより, 3-feed システムの燃焼特性が得られることを意味している。

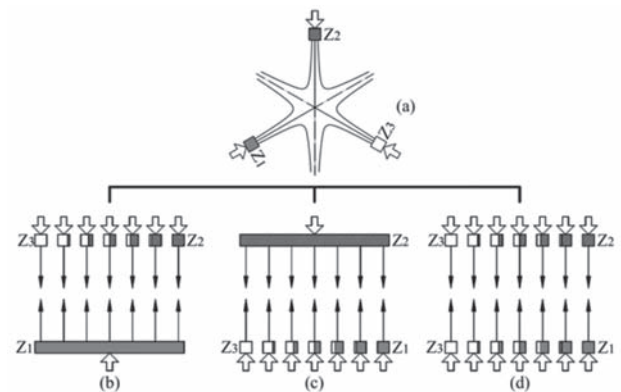


Fig. 2 Strategy of dimension reduction in 2D Flamelet space. (a) 2D Flamelet, (b) Q2DF1, (c) Q2DF2, (d) Q2DF3.

### 2.3 Q2DFモデルの適用例

前節で導かれた Q2DF モデルの酸素燃焼ガスタービン燃焼器モデルバーナによる実験を対象とする Large-eddy simulation (LES) への適用例を紹介する<sup>(11),(12)</sup>。モデルバーナ実験装置は, 内径 65 mm, 長さ 900 mm の単純な円筒形をしている。Fig. 3 にバーナチップ面を示す。前述の通り, 燃料 ( $Z_1$ ), 酸化剤 ( $Z_2$ ), および希釈剤 ( $Z_3$ ) の 3-feed システムである。燃料は質量比 CO (0.9749) :  $H_2$  (0.0251) の混合ガス, 酸化剤は 100 % の  $O_2$ , および希釈材は 100 % の  $CO_2$  である。その他の詳細については文献<sup>(12)</sup>を参照されたい。Fig. 4 にバーナチップ面からの軸方向 120 mm 位置における温度,  $O_2$  濃度, および  $CO_2$  濃度の半径方向時間平均値の比較を示す。図より, いずれのモデルにおいても実験値に良く一致することがわかる。

ここでは 3-feed システムとして, 燃料, 酸化剤, および希釈剤の混合系を紹介したが, この他にも, 燃料 2 種と酸化剤, 燃料と酸化剤 2 種, といった様々な組み合わせが考えられる。著者らの検討により, 前述の 3 種の Q2DF モデルに本質的な差異はなく, どのような 3-feed システムへの適用も可能であることが明らかになっている<sup>(12)</sup>。

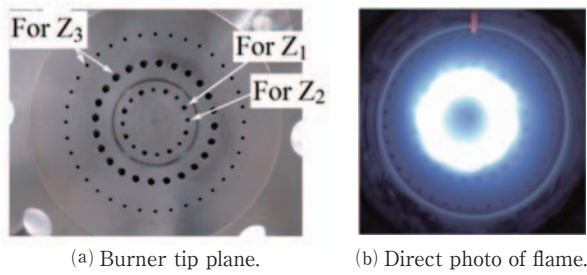
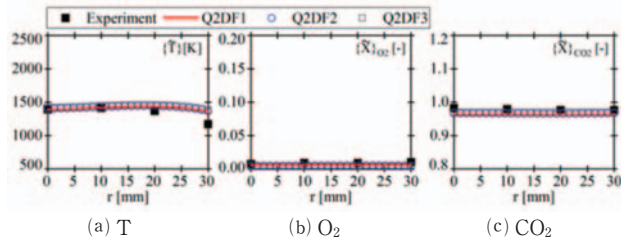


Fig. 3 Experimental facility of oxy-fuel combustor burner.

Fig. 4 Comparisons of temperature, and mole fractions of O<sub>2</sub> and CO<sub>2</sub> with experimental data.

### 3. カーボンフリー燃料利用システムとFlameletモデリング

#### 3.1 3次元Flameletモデリングと適用例

前に触れたように通常の石炭燃焼場は、燃料2種と酸化剤の3-feedシステムとして捉えることができる<sup>(4),(5)</sup>。これにアンモニアを注入する混焼システムは燃料が3種の4-feedシステムであり<sup>(13),(14)</sup>、次式を拘束条件とする流体4 (Z<sub>4</sub>) が定義される。

$$Z_1 + Z_2 + Z_3 + Z_4 = 1 \quad (9)$$

次式のような座標変換を行うことにより、この場合も次元の縮減が可能である。

$$Z_1^* = Z_1 + Z_3 + Z_4 \quad (10)$$

$$A = \frac{Z_3}{Z_1 + Z_3} \quad (11)$$

$$B = \frac{Z_1 + Z_3}{Z_1 + Z_3 + Z_4} \quad (12)$$

このとき、物理空間の物理量  $\phi$  は式(8)に倣って次式で求められる。

$$\phi = \phi(Z_1^*, A, B, C) \quad (13)$$

なお、式(8)や(13)には乱流変動や壁面等における熱損失の影響は考慮されていない。実機のLESを行う場合には、これらの影響を考慮し、例えば式(13)に対して次のようにFlamelet libraryを構築する。

$$\tilde{\phi} = \tilde{\phi}(\tilde{Z}_1^*, \tilde{Z}_1^{*'} \tilde{A}, \tilde{B}, \tilde{C}, \tilde{h}) \quad (14)$$

ここで、 $\tilde{\cdot}$ はFavreフィルターを、 $\tilde{h}$ は熱損失を表す。

Fig. 5に760kW級燃焼試験炉を対象としたLESの実験との比較を示す。本計算では、アンモニアを端部微粉炭バーナに設置するケースと微粉炭バーナの1m下流に

設置するケースを比較した。図よりLESは実験の傾向を捉えていることがわかる。Fig. 6および7はそれぞれの条件におけるアンモニアとNOの濃度分布である。図からバーナ設置ケースでは1次燃焼領域において、石炭燃焼由来のNOをNH<sub>3</sub>が速やかに分解されて生成されたNH<sub>2</sub>により還元され、ピーク値が低く抑えられる様子が捉えられている。

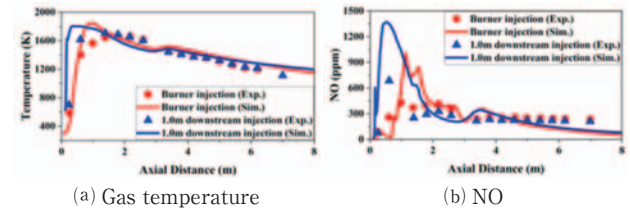
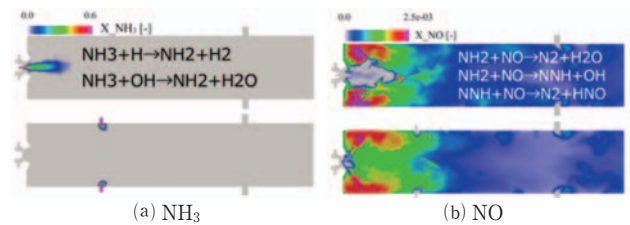


Fig. 5 Comparison of gas temperature and NO concentration with experimental data.

Fig. 6 Comparisons of NH<sub>3</sub> and NO concentrations between burner injection and 1 m downstream injection.

#### 3.2 カーボンフリー燃料燃焼モデルの高精度化

水素のように拡散性が極めて高い燃料を扱う場合、例えば式(1)に現れるレイ数 $Sc$ を1として扱うことが適切ではない場合が多い。Fig. 7に乱流混合層を対象に、多成分系拡散係数を直接扱ったケースとレイ数1近似を用いたケースの温度瞬間分布の比較を示す。本乱流混合層は、図中央に水素とアンモニアの混合比が約1:1の燃料層を、その上下に酸化剤層を配置して、層間の速度差によるシアで混合が進展し反応が進行する系である。図よりレイ数1近似を用いることで明らかに温度が低下してしまうことがわかる。Fig. 8に、水素とアンモニアの混合比を変化させた場合の拡散係数モデルが温度分布へ及ぼす影響を比較したものを示す。図中のdetailedとは多成分系拡散係数を解いたケース、constantとは各化学種のレイ数を定数で与えたケース、unityとはレイ数1近似のケースである。図より計算負荷がdetailedよりも低く扱いがしやすいconstantケースでもある程度の精度が担保できることがわかる。今後はこのような計算負荷の低減と精度の確保を同時に図る新たなモデル化を進めていく必要がある。Fig. 9はメタン予混合火炎が乱流境界層内で壁面との干渉によりV字火炎を形成する過程を多成分系拡散係数で解いた結果である<sup>(15)</sup>。境界層内のように速度勾配や温度勾配が大きな場であっても、従来は簡略化のためレイ数1近似が用いられて

きたが、こうした場においても水素を始めとするカーボンフリー燃料の燃焼特性を適切に評価するためには、上述のようなより高精度なモデルが求められる。

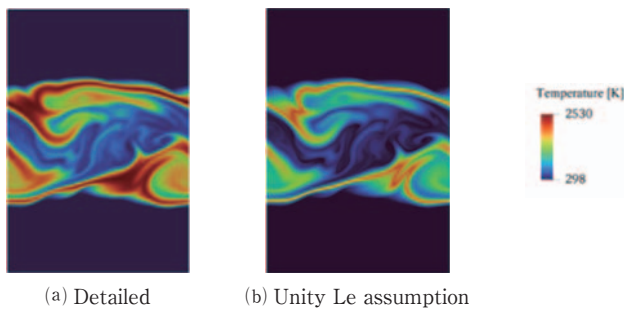


Fig. 7 Effect of unity Le number assumption.

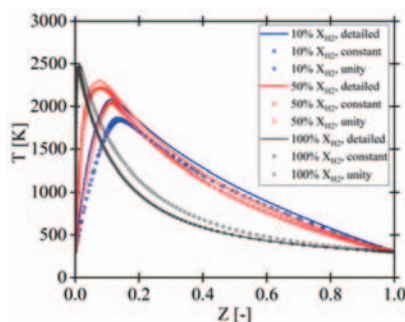


Fig. 8 Effect of diffusion model on temperature distribution.

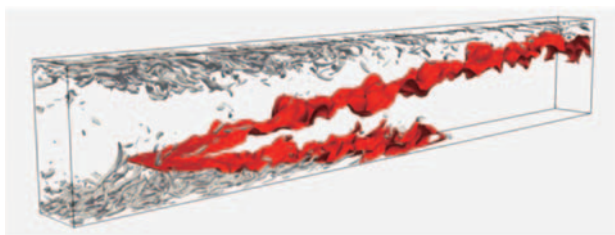


Fig. 9 Flame-wall interaction.

## まとめ

本稿では化石燃料利用システムのゼロエミッション化や、水素やアンモニアを中心とするカーボンフリー燃料の利用技術開発に関連する研究を紹介した。Carbon Neutrality in 2050へ向けた燃焼研究の理解の一助になれば幸いである。

## 謝辞

本研究の一部はNEDOプロジェクト (JPNP16002) により実施された。ここに期して謝意を表する。

## 参考文献

- (1) Oki, Y., Inumaru, J., Hara, S., Kobayashi, M., Watanabe, H., Umamoto, S. and Makino, H., Development of oxy-fuel IGCC system with CO<sub>2</sub> recirculation for CO<sub>2</sub> capture, *Energy Procedia*, Vol. 4 (2011), pp.1066-1073.
- (2) 山下誠二, 矢嶋理子, 吉村健二, 西村元彦, 水素酸素燃焼タービンのエクセルギー解析, 日本ガスタービン学会誌,

Vol. 45, No. 3 (2017), pp. 170-177.

- (3) 長谷玄一郎, 石井大樹, 伊藤隆政, 大野恵美, 大熊喜朋, 石炭火力発電における微粉炭・アンモニア混合燃焼技術の開発, *IHI技報*, Vol. 59, No. 4 (2019), pp. 50-60.
- (4) Watanabe, J. and Yamamoto, K., Flamelet model for pulverized coal combustion, *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 35 (2015), pp. 2315-2322.
- (5) Ahn, S., Yu, P., Watanabe, H., Kurose, R., Tanno, K. and Kitagawa, T., Large eddy simulation of two-phase reacting turbulent flow in a pilot-scale pulverized coal combustion furnace with flamelet model, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 35, No. 5 (2021), pp. 2209-2218.
- (6) Peters, N., Laminar diffusion flamelet models in non-premixed turbulent combustion, *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 10 (1984), pp. 319-339.
- (7) Pierce, C.D. and Moin, P., Progress-variable approach for large-eddy simulation of non-premixed turbulent combustion, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 504 (2004), pp. 73-97.
- (8) Fujita, A., Watanabe, H., Kurose, R. and Komori, S., Two-dimensional direct numerical simulation of spray flames - Part I: Effects of equivalence ratio, fuel droplet size and radiation, and validity of flamelet model., *Fuel*, Vol. 104 (2013), pp. 515-525.
- (9) 渡邊裕章, 内田正宏, 廣光永兆, 堀高太郎, 航空用エンジン燃焼器の全周ラージ・エディ・シミュレーション, 第47回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2019), pp. 233-238.
- (10) Yu, P., Watanabe, H., Zhang, W., Kurose, R. and Kitagawa, T., Flamelet model for a three-feed non-premixed combustion system with a diluent stream: Analysis and validation of quasi-two-dimensional flamelet (Q2DF) models, *Energy and Fuels*, Vol. 33 (2019), pp. 4640-4650.
- (11) Yu, P., Watanabe, H., Pitsch, H., Yuri, I., Nishida, H. and Kitagawa, T., Analysis of a quasi-two-dimensional flamelet model on a three-feed non-premixed oxy-combustion burner, *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 108 (2021), pp. 303-327.
- (12) Yu, P., Kurose, R. and Watanabe, H., Investigation of the derivation and consistency of the quasi-two-dimensional flamelet models for non-premixed flames, *Physics of Fluids*, Vol. 35 (2023), pp. 015116.
- (13) Meller, D., Engelmann, L., Wollny, P., Tainaka, K., Watanabe, H., Debiagi, P., Stein, O.T. and Kempf, A.M., Evaluation of ammonia co-firing in the CRIEPI coal jet flame using a three mixture fraction FPV-LES, *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 39 (2023), pp. 3615-3624.
- (14) Yadav, S., Yu, P., Tanno, K. and Watanabe, H., Large eddy simulation of coal-ammonia flames with varied ammonia injection locations using a flamelet-based approach, *Energy*, Vol. 276 (2023), pp. 127546.
- (15) Kai, R., Pillai, A.L., Ahmed, U., Chakraborty, N. and R. Kurose, Analysis of the evolution of the surface density function during premixed V-shaped flame-wall interaction in a turbulent channel flow at  $Re_t=395$ , *Combustion Science and Technology*, (2022), DOI:10.1080/00102202.2022.2150971.

# 翼・ディスク系の強制振動，自励振動，不釣り合い量の多目的最適化に関する研究

## Study on the Multi-Objective Optimization of Bladed Disks for Forced and Self-Excited Vibration and Amount of Unbalance

金子 康智<sup>\*1</sup>  
KANEKO Yasutomo

渡邊 敏生<sup>\*2</sup>  
WATANABE Toshio

古川 達也<sup>\*2</sup>  
FURUKAWA Tatsuya

### ABSTRACT

Although bladed disks are nominally designed to be cyclically symmetric (tuned system), the vibration characteristics of all blades on a disk are slightly different due to the manufacturing tolerance, deviations in the material properties, and wear during operation. These small variations break the cyclic symmetry and split the eigenvalue pairs. Bladed disks with small variations are referred to as a mistuned system. Many researchers suggest that while mistuning has an undesirable effect on the forced response, it has a beneficial (stabilizing) effect on blade flutter (the self-excited vibration). Therefore, it is necessary to optimize a bladed disk for forced vibration and blade flutter. In this study, a practical optimization method of mistuned bladed disks that optimizes the resonant stress, the amount of unbalance and the stability for the blade flutter. To verify the proposed optimization method, first, the original mistuned bladed disk, which has the maximum amplification factor, is generated by Monte Carlo simulations. Second, the optimal bladed disk with the minimum amplification factor and the amount of unbalance is searched by using Monte Carlo simulations and the genetic algorithm, while improving the stability for blade flutter. From the analysis results, the validity of the proposed optimization method is verified.

キーワード：強制振動，自励振動，不釣り合い振動，翼，ミスチューニング，最適化

Key words : Forced Vibration, Self-excited Vibration, Unbalance Vibration, Blade, Mistuning, Optimization

### 1. 緒言

ターボ機械の信頼性を向上させるためには，動翼に作用する運転中の振動応力を低減させることが不可欠である。このため，従来の翼の振動強度設計では，

- (1) 明瞭な加振力との共振を回避させる。
- (2) 動静翼間距離の拡大やクロッキングにより加振力を低減させる。
- (3) 非対称配置静翼構造を利用して加振力を低減させる<sup>(1),(2)</sup>。
- (4) 摩擦型ダンパなどを採用して構造減衰を増加させる<sup>(3),(4)</sup>。

などの対策が取られてきた。また，ミスチューンによる共振応答の増大効果を抑制するため，設計段階で個々の翼に意図的なミスチューン（インテンショナルミスチューン）を与え，工作誤差や材料定数の変動により生

じるランダムミスチューンの影響を緩和する方法も検討されている<sup>(5),(6)</sup>。

一方，軸流ターボ機械の動翼ではフラッタに対する安定性を確保することも重要であり，翼の振動強度設計では共振応力（強制振動）に対する安全率とフラッタ（自励振動）に対する裕度を同時に考慮することが必要である。このため著者らは，共振応力とフラッタの両方に対して振動強度上最適な翼・ディスク系を実現するための実用的な手法として，下記の手法を提案した<sup>(7)</sup>。

- (1) フラッタに対する安定性を確保するため，交互ミスチューン系，すなわち隣接翼の振動数を僅かに変化した翼・ディスク系を設計する。
- (2) 製作後に個々の翼の固有振動数を計測する。
- (3) ランダムミスチューンの影響が小さくなるように，すなわち着目する共振応答が最小になるように，交互ミスチューンを保持したままディスク上の翼を並び替える。

さらに続報<sup>(8)</sup>においては，翼・ディスク系の振動強度だけでなく，軸振動の原因になる不釣り合い量も考慮して最適化を行う手法を検討した。この手法は，翼先端部をカットすることにより交互ミスチューン系を作成し易い

原稿受付 2022年10月17日

査読完了 2023年5月9日

\* 1 龍谷大学

〒520-2194 大津市瀬田大江町横谷1-5

E-mail: y\_kaneko@rins.ryukoku.ac.jp

\* 2 三菱重工業

〒676-8686 高砂市荒井町新浜2丁目1番1号

場合は実用的な信頼性向上策になり得ることを数値計算により確認しているが, 個々の翼の振動数のばらつきが大きい場合には敢えて交互ミスチューン系にしなくても, ディスク上の翼を並び替えるだけで, 強制振動 (共振応答), 自励振動 (フラッタ), 不釣り合い量を同時に最適化できると考えられる。この観点から, 本研究では航空エンジン用のガスタービン動翼を対象にして, ディスク上の翼を並び替えることにより, 強制振動, 自励振動, 不釣り合い量を同時に最適化できるかどうかを検討する。翼の最適配列を求めるためには, 翼・ディスク系の共振応答解析を繰り返し行うことが必要になるため, 前報と同様に低次元モデルFMM (Fundamental Mistuning Model)<sup>(9),(10)</sup>を利用する。最適化手法には, モンテカルロ法や遺伝的アルゴリズムの一種であるDDE (Discrete Differential Evolution) 法<sup>(11)</sup>を利用する。

## 2. 解析方法

### 2.1 FMMによるミスチューン系の固有値解析

FMMの理論については文献<sup>(9),(10)</sup>に詳しく説明されているので, ここでは要点だけを記述する。FMMでは, 翼・ディスク系のモード族が完全に分離しているとき, ミスチューンがある翼・ディスク系の着目するモード族の振動モードを, チューン系の当該モード族の振動モードの重ね合わせで式(1)のように表す。

$$\{\phi_r\} = \sum_{m=0}^{N-1} \beta_{rm} \{\phi_m^0\}, \quad (r = 0, \dots, N-1) \quad (1)$$

ここで,  $\{\phi_r\}$  はミスチューン系の着目するモード族における  $r$  次の振動モード,  $\{\phi_m^0\}$  はトラベリングウェーブモードで表示したチューン系の当該モード族の  $m$  次の振動モードであり,  $N$  は全周の翼枚数である。  $\beta_{rm}$  はミスチューン系の  $r$  次の振動モードに占めるチューン系の  $m$  次のトラベリングウェーブモードの振幅を表す係数 (以下, TWMの振幅) であり, 式(2)の固有値問題を解くことにより求めることができる。

$$[A^0 + \hat{A}]\{\beta_r\} = \omega_r^2 \{\beta_r\}, \quad (2)$$

$$[A^0] = [\Omega^0]^T [\Omega^0], \quad \hat{A} = 2[\Omega^0][\bar{\Omega}][\Omega^0]$$

ここで  $[\Omega^0]$  は, チューン系の固有振動数を対角成分にする対角行列であり, チューン系の振動モードをトラベリングウェーブモードで表示し翼間位相差が増加する順に振動モードを並べたとき, これに対応する順に固有振動数を並べている。  $\omega_r$  はミスチューン系の  $r$  次の固有振動数である。  $[\bar{\Omega}]$  は, ディスク上の個々の翼の振動数分布の離散フーリエ変換を成分にする行列であり, 式(3)のように表すことができる。

$$[\bar{\Omega}] = \begin{bmatrix} \bar{\omega}_0 & \bar{\omega}_1 & \dots & \bar{\omega}_{N-1} \\ \bar{\omega}_{N-1} & \bar{\omega}_0 & \dots & \bar{\omega}_{N-2} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \bar{\omega}_1 & \bar{\omega}_2 & \dots & \bar{\omega}_0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$[\bar{\Omega}]$  は循環行列であり, その要素  $\bar{\omega}_p$  は, 翼単体の固有振動数 (着目するモード族の固有振動数) の周方向の分布を離散フーリエ変換したときの  $p$  番目の成分であり, 式(4)で表すことができる。

$$\bar{\omega}_p = \frac{1}{N} \sum_{s=0}^{N-1} \exp\left(isp \frac{2\pi}{N}\right) \Delta\omega_b^{(s)} \quad (4)$$

ここで,  $\Delta\omega_b^{(s)}$  はミスチューンにより生じた  $s$  番目の翼の固有振動数の偏差であり, チューン系の翼単体の固有振動数を  $\omega_b^{(0)}$ , ミスチューン系の  $s$  番目の翼の固有振動数を  $\omega_b^{(s)}$  とすると, 式(5)から求めることができる。

$$\Delta\omega_b^{(s)} = \frac{\omega_b^{(s)} - \omega_b^{(0)}}{\omega_b^{(0)}} \quad (5)$$

### 2.2 ミスチューン系の安定性解析

ミスチューン系の安定性を解析する場合には, 式(2)に流体連成効果を表す非定常力項を追加した式(6)の固有値解析を行い, 複素固有振動数  $\omega_r$  を求める。

$$[A^0 + \hat{A} - \omega_r^2 [I]]\{\beta_r\} = \{F^m\} \quad (6)$$

ここで  $\{F^m\}$  は作動流体との連成による非定常力, すなわち翼・ディスク系 (チューン系) の振動によってフィードバックされる非定常力 (モーダル外力) であり, 式(7)のように表すことができる。

$$\{F^m\} = [A^m]\{\beta_r\} \quad (7)$$

式(7)右辺の  $[A^m]$  は影響係数  $a_n$  を対角要素にする流体力行列であり, 式(8)のように表すことができる。

$$[A^m] = \begin{bmatrix} a_0 & & & 0 \\ & a_1 & & \\ & & \ddots & \\ 0 & & & a_{N-1} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式(8)の影響係数  $a_n$  は一般には複素数であり,  $n$  節直径の振動モードに対する付加剛性や付加減衰に相当しており, CFDコードを利用して求めることができる。具体的にCFDコードを利用して影響係数  $a_n$  を求める際には, 動翼の1通路分をモデル化し, 隣接翼との境界に  $n$  節直径モードの翼間位相差を考慮した周期対称条件を与える。つぎに構造解析から得られる振動モードでCFD格子を移動させ, 翼面上にフィードバックされる非定常流体力の変位に比例する成分から付加剛性を, 速度に比例する成分から付加減衰を求める。式(6)から得られる  $j$  次モードの固有振動数の実部を  $\omega_{jR}$ , 虚部を  $\omega_{jI}$  とすると, 流体力による  $j$  次モードのモーダル減衰比  $\zeta_j$  は式(9)から求めることができる。

$$\zeta_j = \frac{\omega_{jI}}{\omega_{jR}} \quad (9)$$

モーダル減衰比  $\zeta_j$  が負であれば空力減衰は負であり, フラッタが発生する。

### 2.3 ミスチューン系の強制振動解析

ハーモニック加振力に対するミスチューン系の周波数応答を解析する場合には、式(2)に外力項を追加した式(10)を解析する。

$$[A^0 + \hat{A} - \omega^2 [L]] \{\beta_r\} = \{F^w\} \quad (10)$$

ここで、 $\{F^w\}$ は偏流や翼列干渉力のように作動流体との連成を考慮しない非定常力（モーダル外力）の振幅であり、 $\omega$ は加振力の周波数である。周波数応答を解析する場合はチューン系の $r$ 次のモードに対して構造減衰を導入するため、 $[A^0]$ の要素を式(11)で定義する。

$$A_{r,r}^0 = (\omega_r^0)^2 (1 + i2\zeta_r^0), \quad (11)$$

ここで、 $\omega_r^0$ と $\zeta_r^0$ はチューン系の $r$ 次のモードの固有振動数と減衰比である。式(10)からTWMの振幅が求まると、物理座標での周波数応答は式(12)から求めることができる。

$$\{X\} = [E]\{\beta_r\} \quad (12)$$

行列 $[E]$ は物理座標で表した変位とトラベリングウェーブモードで表した変位の座標変換行列であり、行列 $[E]$ の $k$ 行 $l$ 列の要素 $E_{k,l}$ は式(13)で表すことができる。

$$E_{k,l} = \exp\left(i\frac{2\pi k l}{N}5\right), \quad (k, l = 0, \dots, N-1) \quad (13)$$

### 2.4 ミスチューン系の不釣り合い量の解析

翼・ディスク系を構成する $i$ 番目の翼の質量 $m_i$ を式(14)で定義すると、翼・ディスク系全体の不釣り合い量 $U$ は式(15)から求めることができる。

$$m_i = m_0 + \Delta m_i \quad (14)$$

$$U = R_0 \sqrt{\left(\sum_{i=1}^N \Delta m_i \cos \theta_i\right)^2 + \left(\sum_{i=1}^N \Delta m_i \sin \theta_i\right)^2} \quad (15)$$

ここで、 $m_0$ はディスク上の全翼の質量の平均値、 $\Delta m_i$ は $i$ 番目の翼の質量の偏差、 $\theta_i$ は1番目の翼を基準にして測った各翼の周方向の取付け角度である。翼の周方向の取付け角度については偏差が小さいと考え、 $\Delta \theta_i = 0$ と仮定している。また、 $R_0$ は翼重心までの半径であり、各翼の重心は同一半径上にあると仮定している。なお、大型の翼では、各翼の重量と重心位置を計測してロータのバランスングを行うが、この場合は式(15)を式(16)のように変更すれば良い。ここで $R_i$ は $i$ 番目の翼の重心までの半径である。

$$U = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^N m_i R_i \cos \theta_i\right)^2 + \left(\sum_{i=1}^N m_i R_i \sin \theta_i\right)^2} \quad (16)$$

### 2.5 最適ミスチューン系の定義

本研究では、翼の共振応力、フラッタに対する安定性、および軸振動の原因になる不釣り合い量を同時に最適化する翼の配列（最適ミスチューン系）を求めるが、具体的には、式(17)の目的関数を最小にするミスチューン系を最適ミスチューン系と定義している。

$$Opt.index = C_A \cdot AF + C_U \cdot UF + C_D \cdot \Delta \zeta \quad (17)$$

$$UF = \frac{U_{aft}}{U_{ori}} \quad (18)$$

$$\Delta \zeta = -\frac{\zeta_{mis} - \zeta_{tune}}{\zeta_{Norm}} \quad (19)$$

ここで、 $AF$ はチューン系に対するミスチューン系の共振応答の増大率（Amplification factor）、 $UF$ は翼の配列を変更する前の不釣り合い量 $U_{ori}$ と配列変更後の不釣り合い量 $U_{aft}$ との比率である。 $\Delta \zeta$ はチューン系の空力減衰 $\zeta_{tune}$ に対するミスチューン系の空力減衰 $\zeta_{mis}$ の相対的な変化量であり、 $\zeta_{Norm}$ は正規化するための係数である。また、 $C_A$ 、 $C_U$ 、 $C_D$ はそれぞれ $AF$ 、 $UF$ 、 $\Delta \zeta$ に対する重み係数である。本研究では、提案する手法が実際の翼の開発に適用できるかどうかを検証することを目的にしておき、一番単純なケースとして、今回の計算では $C_A$ 、 $C_U$ 、 $C_D$ を何れも1.0にしている。また、式(17)の $AF$ 、 $UF$ 、 $\Delta \zeta$ のオーダーを同一にするため、 $\zeta_{Norm} = 0.004$ にして最適計算をしている。すなわち、Fig. 4より安定化させるためには $(\zeta_{mis} - \zeta_{tune})$ の大きさが約0.004になると予想されるため、 $\zeta_{Norm} = 0.004$ にしている。

## 3. 解析結果

### 3.1 解析条件

Fig. 1に解析に使用した翼・ディスク系の有限要素モデルを、Fig. 2に周期対称法で解析したチューン系の固有振動数（キャンベル線図）を示す。Fig. 1の有限要素モデルの節点数は1セグメント当たり約7900節点であり、翼・ディスク系全体（ $N=34$ ）では約27万節点である。以下の解析では、強制振動については2次モード族と前置静翼枚数16とのノズルウェーク共振を解析対象にしておき、周波数応答解析を行うときの翼・ディスク系の対数減衰率（ $\delta$ ）は全モードに対して0.01と仮定している。また、自励振動については1次モード族のフラッタに対する安定性を評価する。具体的には最適ミスチューン系の探索は、以下の手順で実施している。

- (1) 単独翼の固有振動数（ $i$ 次モード、 $i=1,2$ ）の分布が正規分布（Case 1：変動係数 $\sigma_i = 1\%$ 、Case 2：変動係数 $\sigma_i = 2\%$ ）に従い、1次モードと2次モードの固有振動数は無相関と仮定する。
- (2) モンテカルロ法を利用して1次モードに対する安定性解析と2次モードに対する共振応答解析を個別に行い、フラッタに対する安定性が最小（空力減衰最小）になる1次モードのミスチューン分布、2次モードの共振応答が最大になる2次モードのミスチューン

ン分布を求める。得られたワーストミスチューン系（フラッタに対する安定性が最小，2次モードの共振応答が最大になるミスチューン系）をオリジナルのミスチューン系と定義する。

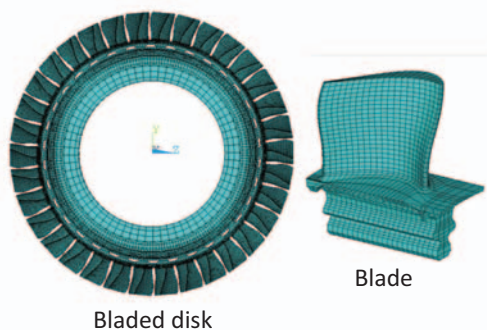


Fig. 1 FEA model of bladed disk

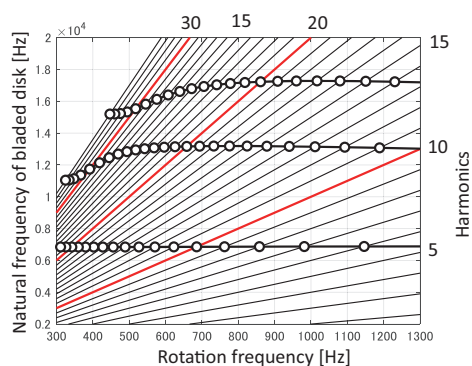


Fig. 2 Campbell diagram of tuned bladed disk

- (3) 翼の質量と固有振動数は無相関であり，翼の質量分布も正規分布（Case 1：変動係数  $\sigma_m = 1\%$ ，Case 2：変動係数  $\sigma_m = 2\%$ ）に従うと仮定し，オリジナルのミスチューン系の翼質量分布（の分布）を生成する。
- (4) 上記の2ケース（Case 1，Case 2）についてモンテカルロ法やDDEを適用して式(47)を最小にする最適解を求める。すなわち，翼の共振応力  $AF$  と軸振動の原因になる不釣合い量  $UF$  を可能な限り小さくし，空力減衰  $\Delta\zeta$  を可能な限り大きくする翼の配列（最適ミスチューン系）を求める。

Fig. 3は1次モードの安定性解析に使用した非定常流体力（空力減衰）であり，横軸は振動モードの節直径数を，縦軸は空力減衰（式(6)の非定常流体力  $\{F^m\}$  の虚部）を示している。タービン翼列では翼に作用する非定常流体力は当該翼と隣接翼の影響を強く受けるため，概ねFig. 3のような特性を示す。このため本研究では，既報<sup>(8)</sup>で使用したCFD解析結果の横軸（節直径数）を補正して使用している。Fig. 4は式(6)の複素固有値解析から求めたチューン系の安定性解析結果であり，横軸は流体・構造連成系の固有振動数を，縦軸は空力減衰を示している。Fig. 3やFig. 4から分かるように，この翼・ディスク系（チューン系）では-1節直径モードから-11節

直径モードまでの空力減衰は負（不安定）であり，最も空力減衰の値が小さいモードは-6節直径モード（ $\zeta_{tune} = -0.349\%$ ）になっている。

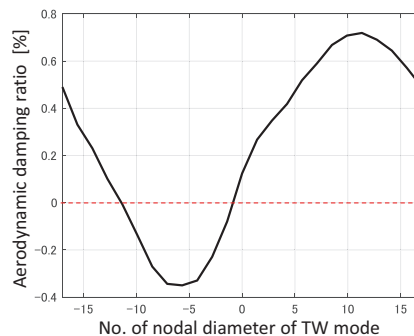


Fig. 3 Aerodynamic damping of tuned bladed disk

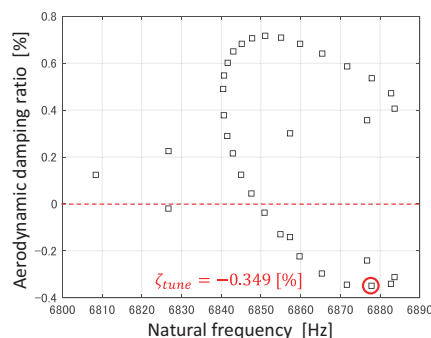


Fig. 4 Stability of tuned bladed disk

### 3.2 Case 1（翼振動数と翼質量の変動係数が1%）のときの解析結果

Fig. 5からFig. 7に，個々の翼の1次モードと2次モードの固有振動数の変動が正規分布（変動係数  $\sigma_i = 1\%$ ）に従うと仮定し，FMMとモンテカルロ法（解析回数10,000回）でワーストミスチューン系を求めた結果を示す。Fig. 5は，ワーストミスチューン系（フラッタに対する安定性が最小，2次モードの共振応答が最大になるミスチューン系）に対するミスチューン分布（固有振動数の分布）を，Fig. 6はワーストミスチューン系の1次モードの安定性解析結果を，Fig. 7は2次モードの周波数応答解析結果を示す。

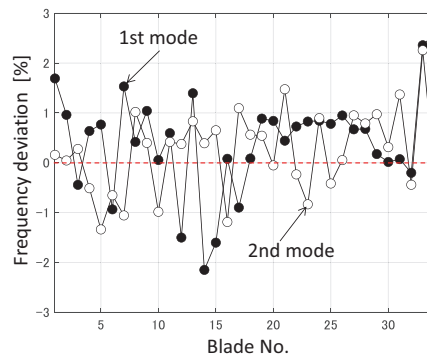


Fig. 5 Frequency deviation of the worst mistuned bladed disk (Case 1)

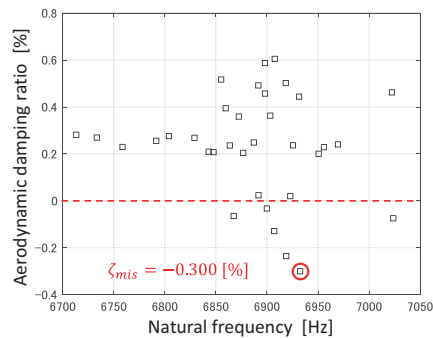


Fig. 6 Stability of the worst mistuned bladed disk (Case 1)

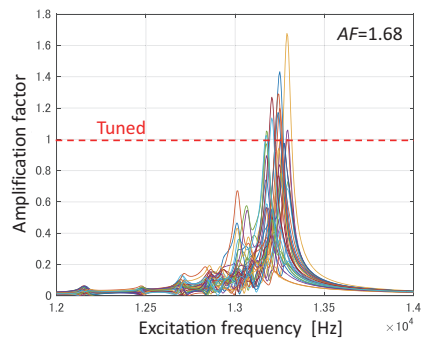


Fig. 7 Frequency response of the worst mistuned bladed disk (Case 1)

Fig. 4とFig. 6の比較から分かるように, ワーストミスチューン系ではフラッタに対する安定性は改善されているが幾つかのモードの減衰は依然として負であり, 空力減衰の最小値は $\zeta_{mis} = -0.300\%$ になっている。また, Fig. 7に示すように, ワーストミスチューン系では2次モードの共振応答はチューン系の1.68倍に増大している。

Fig. 8には, 翼の固有振動数の分布 (Fig. 5) と質量の分布との間には相関はなく, 質量の分布は正規分布 (変動係数 $\sigma_m = 1\%$ ) に従うと仮定して生成した各翼の質量分布を示している。Case 1の解析では, Fig. 5からFig. 8の特性を持つワーストミスチューン系をオリジナルのミスチューン系と定義し, ディスク上の翼の配列を変えることにより, 翼列干渉力に対する2次モードの共振応答倍率 $AF$ と軸振動の原因になる不釣り合い量 $UF$ を小さくし, 空力減衰 $\Delta\zeta$ を大きくする翼の配列 (最適ミスチューン系) を求めている。

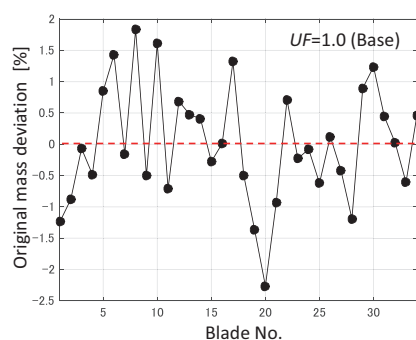


Fig. 8 Blade mass distribution of the worst mistuned bladed disk (Case 1)

Fig. 9とFig. 10はモンテカルロ法 (解析回数10,000回) を利用してCase 1に対する最適ミスチューン系を求めた結果であり, Fig. 9は2次モードの共振応答倍率 $AF$ と $UF$ のマップを, Fig. 10は $AF$ と1次モードの空力減衰 $\zeta_{mis}$ のマップを示している。Fig. 9から分かるようにオリジナルのミスチューン系 (図中の青丸,  $UF=1.00$ ,  $AF=1.68$ ) に対して最適ミスチューン系 (図中の赤丸, 式(17)の $Opt. index$ が最小になるミスチューン系) では,  $UF$ は0.0355に,  $AF$ は1.39に低下している。

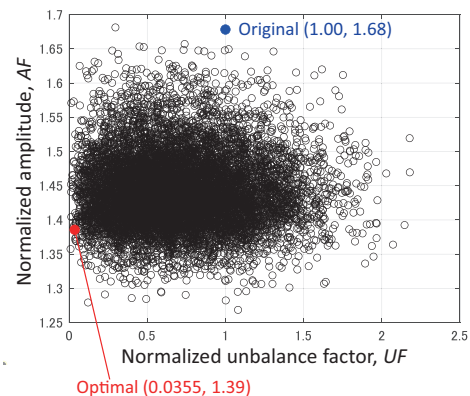


Fig. 9 Map of unbalance factor and amplification factor (Case 1)

また, Fig. 10から分かるように, 最適ミスチューン系の空力減衰 (図中の赤丸) は依然として負であるが, オリジナルのミスチューン系の空力減衰 (図中の青丸) $\zeta_{mis} = -0.300\%$ に対して最適ミスチューン系では, 空力減衰の値は $-0.0589\%$ まで増加している。

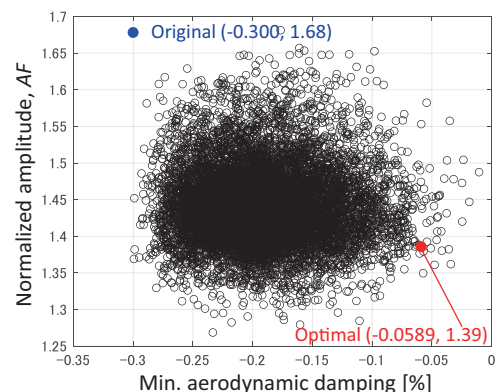


Fig. 10 Map of aerodynamic damping and amplification factor (Case 1)

Fig. 11はモンテカルロ法で求めた最適ミスチューン系の翼質量の分布と従来のバランス法で翼を配置したときの翼質量の分布を示しており, Fig. 11中にはそれぞれの方法で翼を配置した時の不釣り合い量の値 (式(18)の $UF$ ) も記入している。従来のバランス法では, 翼質量の小さい順に翼を並べ, 翼質量の近い翼同士が $180^\circ$ 対抗する位置に来るように翼を配置している。Fig. 11から分かるように, 従来のバランス法では $UF=0.183$ であり, オリジナルの状態 ( $UF=1.00$ ) に比べると不釣り合い

量は低減しているが，依然として不釣り合い量が残っている。一方，提案する手法では，翼列干渉力との共振応答倍率 ( $AF$ ) を1.68から1.39まで低減させ空力減衰の値を $-0.300\%$ から $-0.0589\%$ まで増加させるとともに，不釣り合い量についても $UF=0.0355$  (従来のバランス法の19%) に低減できている。

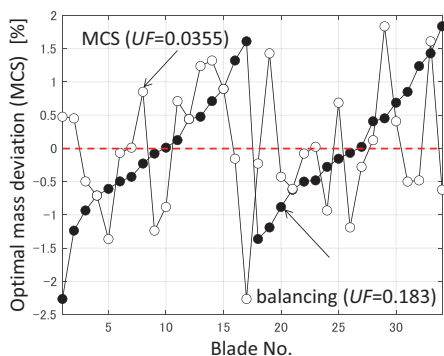


Fig. 11 Mass distribution of the optimal bladed disk (Case 1)

Fig. 12からFig. 14は，DDEを利用してCase 1に対する最適ミスチューン系を求めた結果を示している。DDEを利用した最適ミスチューン系の探索では，個体数100，反復回数（世代数）300，突然変異確率0.70，交叉確率0.85にして解析した。これらのパラメータを変更した計算も行ったが，最終的に得られる最適化指標 $Opt. index$  (式(17)) の値には有意な差がなかった。Fig. 12にはCase 1についてDDEで最適化計算を行ったときの最適化指標 $Opt. index$ の収束状況を示しており，Fig. 13は最適ミスチューン系に対する安定性解析結果を，Fig. 14は周波数応答解析結果を示している。Fig. 13に示すように，最適ミスチューン系の空力減衰は依然として僅かに負であるが，オリジナルのミスチューン系の空力減衰 (Fig. 6)  $\zeta_{mis} = -0.300\%$  に対して最適ミスチューン系では，空力減衰の値は $-0.0165\%$ まで増加している。また，Fig. 7とFig. 14の比較から分かるように，2次モードの共振応答倍率 $AF$ は1.68から1.44に低下している。紙面の制約からDDEで求めた最適解に対する翼の質量分布の解析結果 (Fig. 11に対応する結果) は省略しているが，DDEで求めた最適ミスチューン系とモンテカルロ法で求めた最適ミスチューン系では，共振応答，空力減衰，不釣り合い量の何れについても，ほぼ同等の値になることが確認できた。なお，空力減衰の値については，何れの最適化手法を用いても改善はできているが，全てのモードの空力減衰を正にすることはできていない。これは，Fig. 4に示すように，チューン系の空力減衰の最小値を $-0.349\%$  (対数減衰率に換算して $-0.02$ ) と仮定しており，すなわちチューン系に対して大きな負減衰を仮定しているため，1%のランダムミスチューン系では，翼の並び替えを行うだけでは安定化できないためと考えられる。

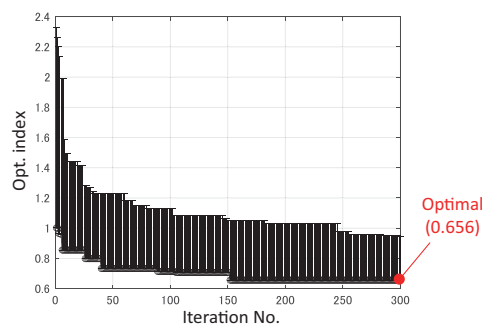


Fig. 12 Convergence of optimal index by DDE

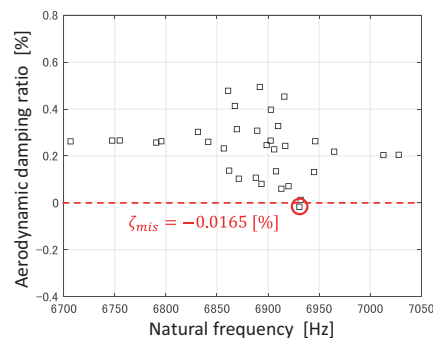


Fig. 13 Stability of the optimal mistuned bladed disk (Case 1, DDE)

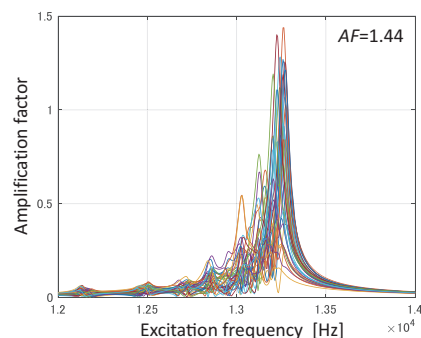


Fig. 14 Frequency response of the optimal mistuned bladed disk (Case 1, DDE)

### 3.3 Case 2 (翼振動数と翼質量の変動係数が2%)のときの解析結果

Case 2の解析もCase 1と全く同様に，最初に，個々の翼の1次モードと2次モードの固有振動数の変動が独立の正規分布 (変動係数 $\sigma_i = 2\%$ ) に従うと仮定し，FMMとモンテカルロ法 (解析回数10,000回) によりワーストミスチューン系 (フラッタに対する安定性が最小，2次モードの共振応答が最大になるミスチューン系)) を求めた。

Fig. 15はワーストミスチューン系の1次モードの安定性解析結果を，Fig. 16は2次モードの周波数応答解析結果を示している。Fig. 6とFig. 15の比較から分かるように，翼の固有振動数の変動係数を2%にすると，ワーストミスチューン系の1次モードの安定性は $-0.300\%$  (Fig. 6) から $-0.269\%$ に改善されているが，依然として空力減衰の値は負 (不安定) になっている。一

方, Fig. 7とFig. 16の比較から分かるように, 変動係数を2%にするとワーストミスチューン系の2次モードの共振応答倍率は1.68 (Fig. 7) から1.81まで増大している。Case 2の解析では, Fig. 15, Fig. 16の特性を持つワーストミスチューン系をオリジナルのミスチューン系と定義し, ディスク上の翼の配列を変えることにより, 翼列干渉力に対する2次モードの共振応答倍率 $AF$ と軸振動の原因になる不釣り合い量 $UF$ を小さくし, 空力減衰 $\Delta\zeta$ を大きくする翼の配列 (最適ミスチューン系) を求めている。

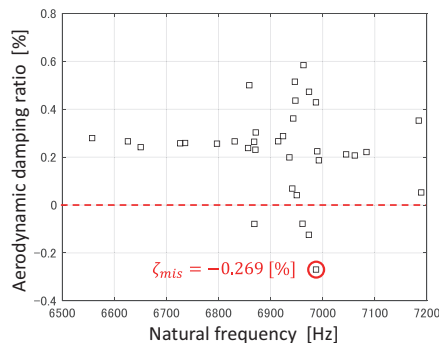


Fig. 15 Stability of the worst mistuned bladed disk (Case 2)

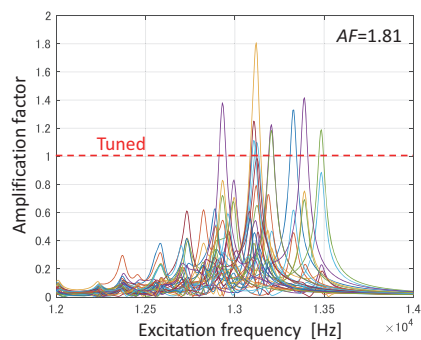


Fig. 16 Frequency response of the worst mistuned bladed disk (Case 2)

Fig. 17とFig. 18はモンテカルロ法 (解析回数10,000回) を利用してCase 2に対する最適ミスチューン系を求めた結果であり, Fig. 17は2次モードの共振応答倍率 $AF$ と $UF$ のマッブを, Fig. 18は $AF$ と1次モードの空力減衰 $\zeta_{mis}$ のマッブを示している。Fig. 17から分かるようにオリジナルのミスチューン系 (図中の青丸,  $UF=1.00$ ,  $AF=1.81$ ) に対して最適ミスチューン系 (図中の赤丸) では,  $UF$ は0.0480に,  $AF$ は1.39に低下している。また, Fig. 18から分かるように, 最適ミスチューン系の空力減衰 (図中の赤丸) は $\zeta_{mis}=-0.0718\%$ まで増加しており, 翼・ディスク系は十分に安定化されている。

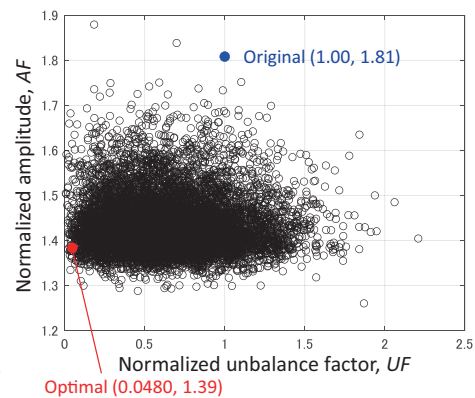


Fig. 17 Map of unbalance factor and amplification factor

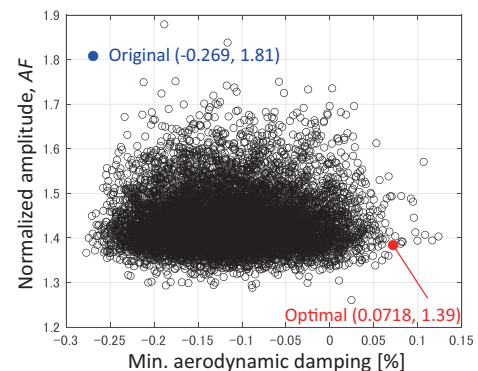


Fig. 18 Map of aerodynamic damping and amplification factor

Fig. 19とFig. 20は, DDEを利用してCase 2に対する最適ミスチューン系を求めた結果を示している。DDEの計算に使用したパラメータはCase 1と同様であり, Fig. 19は最適ミスチューン系に対する安定性解析結果を, Fig. 20は周波数応答解析結果を示している。Fig. 19に示すように, 最適ミスチューン系の空力減衰は $\zeta_{mis}=0.109\%$ まで増加しており十分に安定化されているだけでなく, 個々の振動モードの空力減衰のバラツキも小さくなっている。すなわち, Fig. 4 (チューン系) とFig. 19の比較から分かるように, 最適解では空力減衰が最小であった振動モードの空力減衰は増加し, 空力減衰が最大であった振動モードの空力減衰は減少している。その結果, 全てのモードの空力減衰がほぼ同一になり安定化されている。またFig. 16とFig. 20の比較から分かるように, オリジナルのミスチューン系 (Fig. 16,  $AF=1.81$ ) に対して最適ミスチューン系 (Fig. 20) では最大共振応答が1.37まで低下するとともに, 全翼の共振振幅のバラツキが小さくなっている。

紙面の制約から最適解に対する翼の質量分布の解析結果は省略しているが, Case 2についてもCase 1と同様に, DDEで求めた最適ミスチューン系とモンテカルロ法で求めた最適ミスチューン系では, 共振応答, 空力減衰, 不釣り合い量の何れについても, ほぼ同等の値になることが確認できた。特に空力減衰については, チューン系に対して大きな負減衰を仮定しているため1%のランダムミスチューン系 (Case 1) では翼の並び替えを行うだけ

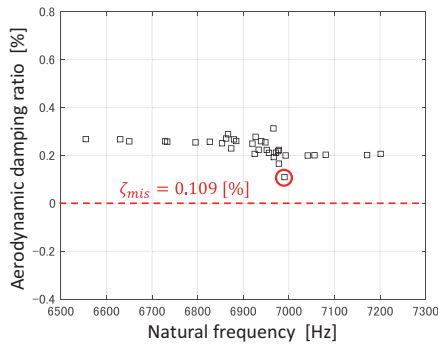


Fig. 19 Stability of the optimal mistuned bladed disk (Case 2, DDE)

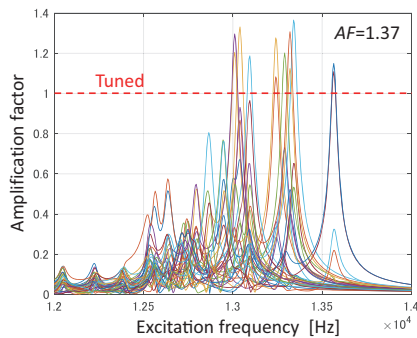


Fig. 20 Frequency response of the optimal mistuned bladed disk (Case 2, DDE)

では安定化できなかったが，2%のランダムミスチューンがある場合には，交互ミスチューンを採用しなくてもディスク上の翼を並び替えるだけで共振応答と不釣り合い量を最小化すると同時に，空力減衰の値を正にして安定化できることが確認できた。

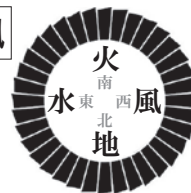
#### 4. 結論

本研究では，強制振動，自励振動，不釣り合い量を考慮したタービン動翼の最適化手法を提案した。具体的には，加振試験から得られる各翼の固有振動数分布と重量計測から得られる各翼の質量分布を用いて，ディスク上の翼の配列を変更することにより共振応答，不釣り合い量，空力減衰を同時に最適化した。提案した手法の有効性を検証するため，航空エンジン用のガスタービン動翼の翼・ディスク系に対して最適ミスチューン系を求めた。その結果，提案した手法を適用すると，交互ミスチューンを採用しなくてもディスク上の翼を並び替えるだけで共振応答と不釣り合い量を最小化すると同時に，空力減衰の値を正にして安定化できることが確認できた。

本手法では，従来，品質管理を目的に計測していた翼の固有振動数と重量だけを利用しており，本手法を設計開発プロセスに組み込めば，コストを増加させることなく，製品の信頼性向上に寄与できると考えられる。

#### 参考文献

- (1) 金子康智，森一石，奥井英貴，非対称配置静翼を利用した圧縮機動翼の振動応力低減，日本機械学会論文集C編，Vol. 71, No. 712 (2005)，pp. 3409-3416.
- (2) Sun, T., Hou, A., Zhang, M., Niu, Y., Gao, J. and Guo, H., Analysis on the Reduction of Rotor Blade Vibration Using Asymmetric Vane Spacing, Proceedings of ASME Turb Expo 2015, GT2015-42778 (2015).
- (3) Cigeroglu, E., An, N. and Menq, C-H, Wedge Damper Modeling and Forced Response Prediction of Frictionally Constrained Blades, Proceedings of ASME Turb Expo 2007, GT2007-27963 (2007).
- (4) Petrov, E. P., A high-accuracy model reduction for analysis of nonlinear vibrations in structures with contact interfaces, Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 133, No. 10 (2011), 102503.
- (5) Han, Y., Murthy, R., Mignolet, M. P. and Lentz, J., Optimization of Intentional Mistuning Patterns for the Mitigation of the Effects of Random Mistuning, ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Powers, Vol. 136 (2014)，pp. 1-9.
- (6) Hohl, A. and Wallaschek, J., A Method to Reduce the Energy Localization in Mistuned Bladed Disks by Application - Specific Blade Pattern Arrangement, Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Powers, Vol. 138 (2016)，pp. 1-10.
- (7) 金子康智，岸本星太，森一石，大山宏治，ミスチューンを有する翼・ディスク系の最適設計に関する研究，日本機械学会論文集，Vol. 84, No. 861 (2018)，DOI:10.1299/transjsme. 17-00447.
- (8) 金子康智，吉田陸，渡邊敏生，古川達也，ミスチューンを有する翼・ディスク系の最適設計（強制振動，自励振動，不釣り合い量の同時最適化），日本機械学会論文集，Vol. 87, No. 898 (2021)，DOI:10.1299/transjsme.20-00368.
- (9) Feiner, D. M. and Griffin, J. H., A fundamental model of mistuning for a single family of modes, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.124 (2002)，pp. 597-605.
- (10) Feiner, D. M. and Griffin, J. H., Mistuning identification of bladed disks using a fundamental mistuning model-part 1: theory, Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 126 (2004)，pp. 150-158.
- (11) 北山哲士，荒川雅生，山崎光悦，Discrete Differential Evolutionの提案，日本機械学会論文集C編，Vol. 76, No. 772 (2010)，pp. 3828-3836.



## ドイツ アーヘンでの燃焼器要素試験

### Combustor Development and Hydrogen Combustion Test in Aachen, Germany with my “Aachen Family”



堀川 敦史\*1

HORIKAWA Atsushi

キーワード：アーヘン，ガスタービン燃焼器，燃焼試験，水素

Key Words：Aachen, Gas Turbine Combustor, Combustion Test, Hydrogen

#### 1. はじめに

2022年4月，日本ガスタービン学会より「水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼技術を用いた燃焼器開発と熱電供給実証」について技術賞を頂いた<sup>(1)</sup>。当社では，将来の水素社会の実現に向けた各種の技術開発を実施している<sup>(2)</sup>。水素を燃料とするガスタービンでは，Fig. 1上に示す微小な水素火炎を用いたmicro-mix水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼技術を用いた水素ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼器の開発を実施した。また，国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構（以後，NEDOと記す）課題設定型産業技術開発費助成事業「水素社会構築技術開発事業／大規模水素エネルギー利用技術開発／ドライ低NO<sub>x</sub>水素専焼ガスタービン技術開発・実証事業」において，本水素ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼器をFig. 1下に示す水素コージェネ

レーション実証設備に実装し，水素発電を実現するためのエンジン技術試験ならびに熱電供給実証を実施した<sup>(3),(4)</sup>。

筆者は，水素を燃料とするガスタービン燃焼器の開発に際し，ドイツ RWTHアーヘン大学IKDG（Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen, Institut für Kraftwerkstechnik, Dampf- und Gasturbinen）において，ガスタービン実機と同様の高圧・高温条件下での水素燃焼試験に従事してきた。本稿では，ドイツ アーヘンでの水素燃焼技術開発を通じて経験したことを中心に紹介させて頂く。個々の技術詳細については，各参考文献を参照頂きたい。

#### 2. RWTHアーヘン大学IKDGでの燃焼器要素試験

RWTHアーヘン大学IKDG（以後，IKDGと記す）のガスタービン燃焼器試験設備は，日本ガスタービン学会の名誉会員でもあるProf. Bohnにより設立された。ガスタービン/蒸気タービンの研究開発で協力関係にある当社も出資ならびに技術協力し，試験設備の整備を支援した。当社のガスタービン燃焼器開発，特に水素焚き燃焼器の開発では，ほぼ全機種の拡散燃焼器ならびにDLE（Dry Low Emission）燃焼器の試験を実施している。ここでは，筆者が試験に携わるようになった2011年以降のことを紹介する。

##### 2.1 最初の苦労

筆者が最初にIKDGに試験出張したとき，設備の構築（ダクトの接続等）が終わっておらず，試験ができる状態ではなかった。Fig. 2は，試験場でProf. Wirsumが現場担当者と話し合う様子。ドイツ語の詳細は分からなかったが，雰囲気から「日本から既に堀川が来ているのに何故準備ができていない？」と問い質していたのは理解できた。当時，着任間もなかったProf. Wirsumにも苦労があったと思う。

ALSTOMの技術研究所長を務められていたProf. Wirsumは，企業での研究開発，特に社外に出での試験において，短期間で結果を取得する大変さを理解さ

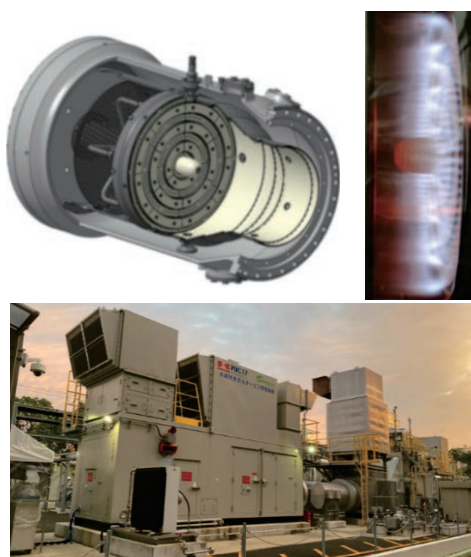


Fig. 1 水素ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼器（上），水素コージェネレーション実証設備（下）

原稿受付 2023年5月10日

\*1 川崎重工工業(株)

〒673-8666 明石市川崎町1番1号

E-mail: horikawa\_a@khi.co.jp

れており、常に私たちに寄り添って下さった。「KHI is First」として、当社の燃焼試験があるときには、IKDG 各メンバーが私たちの作業を最優先に考え、実施して頂くようになった。今では、当社メンバーが到着するまでに試験設備の準備と通風チェックランまで完了し、直ぐに試験ができる状態で私たちを迎えてくれている。



Fig. 2 試験場にて状況を確認するProf. Wirsum (右)

## 2.2 水素供給試験設備の構築

当社は、2012年から3か年計画でIKDGに水素供給設備を追加設置した。当社のL30Aガスタービン燃焼器1缶分に相当する水素燃焼試験が可能である<sup>(5)</sup>。

2010年にインターシップ留学生として当社に來られ、筆者と一緒に燃焼技術の研究をしたDaniel Kronigerさんが、帰国後もIKDGに博士課程の学生として在籍し、本水素供給設備の構成から安全対策に至る様々な検討や設置工事、試運転を実施頂いた。2014年のコミッショニング試験では、冬場の試験だったこともあり、配管や圧力調整弁の凍結が生じる等、初期不具合が重なった。企業、大学の各エンジニアが一丸となり、意見を出し合いながら不具合の解決にあたった。Kronigerさんと屋外で凍えて手を悴ませながら配管等にリボンヒータや断熱材を設置したのもいい思い出である。試験期間の終わり間際、最後の試験で最大水素焚き量に到達した。また、水素と天然ガスの混合の自動制御も可能とし、水素専焼ならびに水素・天然ガス混焼の試験を行える試験設備となった。

Fig. 3にコミッショニング試験後の様子を示す。Prof. Wirsumが水素専焼ならびに混焼燃焼試験の成功と水素供給設備の構築に携わった全員の労をねぎらうためシャンパンを振る舞って下さった。

## 2.3 水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼器試験を通じたワークショップとの交流

2015年からは、micro-mix水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>技術を適用した燃焼器要素試験、水素燃焼試験を実施した。2015年から2019年にかけ、毎年IKDGに試作部品を持ち込み、燃焼性能の改良を重ねた。1回の出張期間は約3週間、期間中に概ね6回程度、燃焼器部品形状を変えた性能取得や可視化計測の試験を実施した。中2日程度で燃焼器部品の組み換え等の準備(試験ラインからの燃焼器降ろし→燃焼器部品の分解と交換→試験ラインへの燃



Fig. 3 水素供給設備コミッショニング試験後の様子

焼器搭載→特殊計測の復旧→リークチェック)をするため、ワークショップ(IKDGの現場作業員)にも協力頂いた。彼らは、燃焼器試験や燃焼器部品の交換は経験が無かったため、最初は私たちの作業を見ていることが多かったが、少しずつ手伝ってくれるようになった。筆者も「この作業をするから一緒にお願い」と難しい作業と一緒に取り組み、燃焼器試験に必要な作業を覚えて頂いた。最後には、Fig. 4に示す様にワークショップが興味を持って、率先して作業を進めてくれるようになった。



Fig. 4 水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼器の部品交換作業をするIKDGのワークショップ

試験実施と燃焼器部品の組み換えを続けると、当然ながら疲れも出てくる。水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼器の様な研究開発品では、思うような結果が得られない時や燃焼器部品の焼損の発生等により試験スケジュールを組み直さなければならない状況が多々あり、ストレスもかかり疲労が更に重なる。試験結果が伸び悩んでいた頃、朝、IKDGの作業場に出ると、Fig. 5に示す様に机の上

にJägermeister（イエガーマイスター：日本でいうエンケルもしくは薬用養命酒であろうか。アルコール度数が35度ある）の小瓶が置いてあった。ワークショップに聞くと、「堀川が疲れた顔してるいから飲んでくれ」と言われ、皆で笑顔になったことを今でも覚えている。残念ながら筆者は下戸のため、Jägermeisterを飲むことはできなかったが、その時の小瓶は今でも家の本棚に飾っている。



Fig. 5 IKDGのワークショップが置いてくれたJägermeister

Prof. Wirsumをはじめ、IKDGのメンバーが私たちとの文化や習慣の違いを理解し、受け入れてくれていたことに気付かされる。日頃、私たちは明石工場の技術研究所において、試験場の作業員と共に燃焼器部品を準備し、安全のため整理整頓・清掃を当たり前の様に実施している。一方で、IKDGのメンバーにとっては、筆者の様な企業の社員とワークショップが一緒に作業する光景、片言の英語とドイツ語で一緒にコーヒブレイクする光景は、思いがけない事だったのかもしれない。最初の頃は、筆者が試験前や帰国前に試験場の掃除をしていると、「掃除はワークショップがすることだからしなくていい。堀川が掃除をすると、ワークショップの仕事を奪ってしまう。」と言われていたが、試験出張の回数を重ねる度に、ワークショップと一緒に掃除をする様になった。また、ワークショップの居室で休憩、雑談をしているところにたまたまProf. Wirsumが入ってきたときがあったが、驚いている様子だった。その次の試験出張の時には、ワークショップの居室の椅子とテーブルが新しく綺麗なものになっており、Prof. Wirsumに気を遣わせてしまった。

Fig. 6にワークショップの皆さんとの写真を示す。若

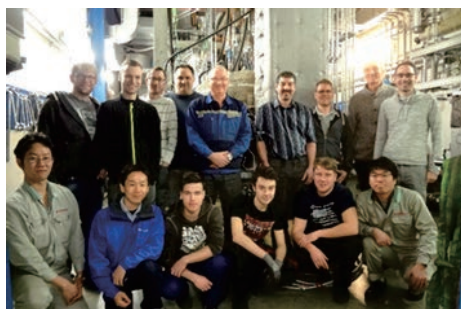


Fig. 6 燃焼器試験場でIKDGのワークショップの皆さんと

手からベテランまで試験期間中は私たちの周りに集まり、サポートしてくれる様になった。試験で結果を残すことも大事だが、現地のメンバーと良好な関係を築くことができたことも大きな成果と思う。

## 2.4 計測技術の構築

燃焼技術の開発において、実現象を把握、理解することは極めて重要である。そこで、水素火炎挙動ならびに燃焼器部品温度分布を把握するための可視化計測技術を構築した。2013年にインターシップ留学生として当社に來られ、筆者と一緒に水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>技術の研究開発を実施したJens Dickhoffさんが、FHアーヘン大学（FH Aachen - University of Applied Sciences, FHはFachhochschulenを表す）を卒業後に同じアーヘンにあるB&B-AGEMA GmbHに在籍し、Borescopeの設計と製作を担当頂いた。また、当社ならびにIKDGでの水素燃焼試験に参加し、計測機器のセットアップや可視化計測データ取得を実施頂いた。Fig. 7上に試作したBorescope, Fig. 7下に水素火炎ならび燃焼器部品温度計測例をそれぞれ示す<sup>(6)</sup>。着火から定格負荷相当の各条件ならびに水素供給流量に変動を与えた際の水素火炎挙動や燃焼器部品温度が明らかとなり、燃焼器の改良検討に役立った。

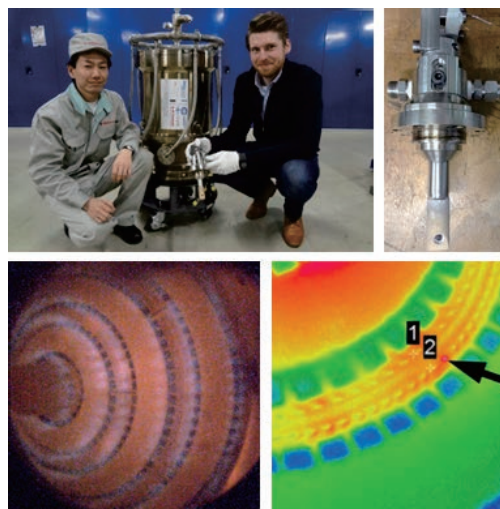


Fig. 7 試作したBorescope（上）と水素火炎挙動（左下）と燃焼器部品温度（右下）の計測例

前述のKronigerさん、Dickhoffさん共にインターシップを通じ、当社で実施する燃焼試験や基礎技術の重要性、ならびに安全に対する意識を理解し、帰国後も当社の技術開発に多大に貢献下さった。全く新しい水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼器の燃焼試験を新設した水素供給設備を用いて、事故や怪我の発生も無く遂行できたのも彼らの協力のおかげである。Fig. 8にNO<sub>x</sub>目標値を得た後の様子を示す。くす玉は筆者がアーヘンで準備した。



Fig. 8 水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼器でNO<sub>x</sub> 35ppm (O<sub>2</sub>-16%)を得たときにIKDGの皆さんと

## 2.5 思い出のPizza

2019年1月の試験出張が筆者にとって最後のIKDGでの試験となった。水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼器の要素開発の期間が終了であったことと世代交代を図るべく、その試験出張を最後にすると決めていた。

試験では多量の電力を必要とする。そのため、筆者がIKDGでの試験に携わり始めた頃は、空気供給のための圧縮機を起動できる時間が17時もしくは18時以降に限られていた。空気を昇温し、着火後に燃焼器入口条件を安定させ、データを取り始めるのが20時ぐらい、そこから3時間程度データ取得をした。時間が遅くなる時は、Prof. Wirsumが宅配ピザを注文してくれた。当社のメンバーは、燃料オペレーションやデータ推移を注視するため、ピザは試験後に頂いていた。時間が経ってしまうため、冷たく、硬くなってしまうのだが、集中力と緊張感を絶やさずに数時間試験をした後だけに美味しかった。

2017年以降は、電力供給の状況が改善され、11時ごろから圧縮機を起動し、13時ごろからデータ取得を開始、17時には試験を終了できる様になっている。

2019年1月末、筆者にとって最後の試験の日、Prof. Wirsumが試験に携わっていた全員のお昼ご飯にと宅配ピザを注文してくれた。筆者は、いつも通りに試験後に頂くことにした。Fig. 9に最後の試験後に食べた思い出のPizzaを示す。少し冷たく、硬くなっていたが「IKDGでの試験はPizzaで始まり、やっぱりPizzaで終わった」と思いながら、約10年分の苦労や楽しかった思い出とPizzaをゆっくり噛み締めた。



Fig. 9 最後の試験後に食べた思い出のPizza

## 3. コロナ禍での燃焼器試験

当社では、水素ガスタービン開発ロードマップを作成し<sup>(7)</sup>、拡散燃焼器ならびに天然ガス焚きDLE (Dry Low Emission) 燃焼器の水素混焼対応を進めてきた<sup>(8)</sup>。

2020年に入り、コロナの感染拡大に伴い海外渡航、IKDGへの試験出張が制限された。開発を遅延無く遂行するため、Prof. Wirsumと協議し、IKDGと当社明石工場をリモート接続して燃焼試験を実施することとした。通常は、当社の社員が燃焼器試験準備ならびに試験時の燃料オペレーションを担当するが、その全てをIKDGメンバーで実施することとした。事前に燃焼器の交換手順や燃料操作等の説明資料を準備し、リモート会議で擦り合わせを行った。Fig. 10に川崎重工業明石工場とIKDGを繋ぎ試験を実施する様子を示す。必要なデータを取得し、改良検討等に繋げることができた。これらの成果がベルギーの石油化学会社からガスタービンの水素混焼改造工事の受注<sup>(9)</sup>の礎となっている。Prof. Wirsumの指導の下、IKDGそれぞれのメンバーが、KHIのために懸命に作業をして頂いたことが容易に想像でき、頭の下がる思いである。



Fig. 10 IKDGと当社明石工場をリモート接続して試験実施

## 4. アーヘンでの楽しみ

アーヘンには、RWTHアーヘン大学とFHアーヘン大学の二校があり、2009年からの10年で両校から6名のインターシップを受け入れてきた。筆者がアーヘンに行くときには連絡を取り、出張中のアーヘンでの生活を助けて頂いたり、Fig. 11の様に食事に出かけたりした。それぞれが大学を卒業し、アーヘンを離れた後もSNS等で近況を連絡してくれるのが嬉しく思える。



Fig. 11 インターシップ留学生との楽しいひととき

2022年のASME Turbo Expo（オランダ ロッテルダム）参加後にもアーヘンを訪問した。帰国前日のPCR検査で陽性となってしまう、滞在延長とホテル生活を余儀なくされた。その時にも留学生の皆さんがホテルに食事や簡易検査キットを運んでくれ、心強い思いであった。

試験出張中の週末には、“Horikawa-san Style”と言いながら、1時間ごとに綿密なスケジュール組んでアーヘンの近くや車でなければ行けない様なところまで、たくさんの観光地を案内して頂いた。紹介しきれないほどの思い出があるが、その中からFig. 12にTechnik Museum Sinsheim（ジンスハイム自動車・技術博物館）での一枚を示す。日本ガスタービン学会の皆さんに興味を持って頂けそうな写真を選んだ。何に使われたガスタービンエンジンか当てて頂きたい。



Fig. 12 ジンスハイム自動車・技術博物館にて

## 5. おわりに

日本ガスタービン学会から頂いた技術賞は、川崎重工業が代表して頂いたものであるが、国内外のたくさんの方々のご協力とご支援があったことに改めて感謝を伝えたい。共同研究を実施したDr. Kusterer（B&B-AGEMA GmbH）、micro-mix燃焼技術を教授頂いたProf. Funke（FHアーヘン大学）、本稿で紹介したProf. WirsumならびにIKDGの皆さん。そして、研究開発を手伝って頂いたインターシップ留学生の皆さん。

筆者のアーヘンへの出張回数は20回を超え、アーヘンに行く度に皆さんから「Welcome to your second home.」と言われ、筆者も皆さんを“Aachen Family”と親しみを込めて呼んでいる。

世界有数の研究環境の中で、素晴らしい研究者やエンジニアに恵まれながら技術開発に従事できたことは、筆者の人生の中でも生涯忘れる事の無い貴重な財産となっている。

## 謝 辞

水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>技術を用いた発電実証は、NEDO課題設定型産業技術開発費助成事業「水素社会構築技術開発事業／大規模水素エネルギー利用技術開発／水素CGS活用スマートコミュニティ技術開発事業」および「ドライ低NO<sub>x</sub>水素専焼ガスタービン技術開発・実証事業」にご支援を頂き得られた成果です。

## 参考文献

- (1) 日本ガスタービン学会ホームページ，日本ガスタービン学会賞受賞者一覧，  
<https://www.gtsj.or.jp/prize/gakkaisyo-rireki2022.pdf>.
- (2) 川重技報 第182号 水素サプライチェーン特集号，  
<https://www.khi.co.jp/rd/magazine/182/>.
- (3) 堀川敦史，他；2MW級ガスタービン用水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼器の開発とエンジン実証試験，日本ガスタービン学会誌，Vol. 49 No. 4，pp. 70-79，2021.
- (4) 堀川敦史，他；水素専焼ドライ低NO<sub>x</sub>燃焼技術を用いた熱電供給実証，第49回ガスタービン学会定期講演会（オンライン開催），講演論文集A-16，2021.
- (5) Daniel Kroniger，他；Test Facility for Research and Development of Hydrogen Capable Gas Turbine Combustion Technology，日本ガスタービン学会誌，Vol. 45，No. 4，pp. 42-49，2017.  
[https://www.gtsj.or.jp/journal/contents/vol45no04\\_journal.pdf](https://www.gtsj.or.jp/journal/contents/vol45no04_journal.pdf).
- (6) Jens Dickhoff，他；Development of an Air Cooled Borescope for Infrared Thermal Load Monitoring in Industrial Gas Turbine Combustors and Operational Experience，IGTC-paper 2019-155，Japan，2019.
- (7) 川崎重工ホームページ，水素社会実現に向けて，  
[https://www.khi.co.jp/energy/pdf/20220915\\_hydrogen-introduction.pdf](https://www.khi.co.jp/energy/pdf/20220915_hydrogen-introduction.pdf).
- (8) 川崎重工ホームページ，プレスリリース；ガスタービンDLE燃焼器に搭載する水素40%混焼技術を開発完了，  
[https://www.khi.co.jp/pressrelease/detail/20211207\\_1.html](https://www.khi.co.jp/pressrelease/detail/20211207_1.html).
- (9) 川崎重工ホームページ，プレスリリース；ベルギーの石油化学会社からガスタービンの水素混焼改造工事を受注，  
[https://www.khi.co.jp/pressrelease/detail/20221205\\_1.html](https://www.khi.co.jp/pressrelease/detail/20221205_1.html).

## 2023年度第一回見学会報告

桂田 健

KATSURADA Takeshi

2023年6月2日(金)午後、(株)JALエンジニアリングのエンジン整備センター並びに成田航空機整備センターにおいて、本会主催の見学会が開催された。両センターは、千葉県成田国際空港内のJAL整備地区に位置しており旅客ターミナルからはやや離れた場所にあるため、チャーターバスでの移動となった。メーカー、大学を中心として46名の参加があり、コロナ禍以降の行事として久々に大盛況の見学会となった。当日は残念ながら悪天候下での見学会であったが、屋外の移動時には雨も小康状態となった事は幸いであった。

まずエンジン整備センターに到着した一同は見学者ホールへ案内され、エンジン整備センター長及び成田航空機整備センター見学担当者より、JALにおける航空機整備とエンジン整備の概要について説明を頂いた。成田空港における整備場地区の位置関係の説明、成田空港の将来像の説明等も含めた概要説明から始まり、シップ整備と呼ばれる運航・点検整備から、ショッパ整備と呼ばれる部品・エンジン整備まで、幅広く整備を行っている現状の説明を頂いた。その後、2つのグループに分かれてエンジン整備センターと航空機整備センターの見学を交互に行った。エンジン整備センターでは、カウリングやスラストリバーサーというエンジン外回りの外装品の整備から、大型エンジンの分解組立作業、エンジンから取り外されたモジュールの分解組立作業、そして分解されたエンジンの部品洗浄、非破壊検査、機械加工などの修理工程、更に試運転工場の見学など、航空機エンジン整備に関わる作業工程を隅々まで見学した。多くの大型エンジンが工場内に搬入されており、ボーイング777-300ER型に搭載のGE90-115B、ボーイング787に搭載のGEnx-1B、エアバスA350に搭載のTRENT XWBなど、

手が届くくらいの至近距離で大型エンジンを目の当たりにする事は圧巻であった。

また、成田航空機整備センターでは、ボーイング787の機体整備の様子を見学した。整備中の飛行機は外板のパネルが一部外された状態で、通常は見る事が出来ない航空機の内部に位置する様々な部品や電線、配管などを目にすることが出来た。見学案内ご担当者の方の説明をお伺いし、航空機のシステムについて理解が深まり、大変有意義な見学会となった。

見学後の質疑応答では、部品の修理開発、エンジン技術管理、SAFに関するものなど幅広く多くの質疑が活発になされ、当初の予定時間を延長して対応した。

最後に、本見学会を開催するに当たり、準備から当日の案内まで、多岐にわたってご尽力・ご協力頂いたJALエンジニアリングの関係者の皆様に厚く御礼を申し上げます。  
(集会行事委員会委員)



エンジン整備センター玄関ホールでの集合写真

## 第51回日本ガスタービン学会定期講演会（福井）・見学会のお知らせ

第51回日本ガスタービン学会定期講演会・見学会を以下のように開催します。プログラムなどの詳細は、決まった時点で学会ホームページに掲載します。また、学会誌9月号にも掲載予定です。

なお、新型コロナウイルス感染症状況により、オンライン開催とする場合があります。

**主 催：**公益社団法人 日本ガスタービン学会

**協 賛：**協賛団体は、学会ホームページ (<https://www.gtsj.or.jp/>) をご覧ください。

### 開 催 日：

- ・講演会 2023年10月4日(水), 5日(木)
- ・見学会 2023年10月6日(金)

### 開催場所：

- ・福井県国際交流会館  
〒910-0004 福井市宝永3丁目1-1  
<https://www.f-i-a.or.jp/ja/plaza/>

### 講 演 会：

- ・一般講演：空力，燃焼，システム，伝熱，材料，タービンなど
- ・特別講演：調整中

### 参加登録費：

|                |              |
|----------------|--------------|
| 日本ガスタービン学会正会員  | 13,000円（不課税） |
| 協賛団体会員         | 14,300円（税込）  |
| 非会員（上記以外）      | 19,800円（税込）  |
| 日本ガスタービン学会学生会員 | 3,000円（不課税）  |
| 協賛団体学生会員       | 3,300円（税込）   |
| 非会員学生          | 6,600円（税込）   |

### 懇 親 会：

- ・新型コロナウイルス感染対策を考慮した形で第1日目（10月4日）終了後、「ホテルフジタ福井」にて開催予定。状況により中止する場合があります。（有料）

### 見 学 会：

- ・新型コロナウイルス感染対策を考慮した形で、現地開催を予定。状況により中止する場合があります。
- ・日程：10月6日(金)
- ・見学先および参加費：調整中
- ・定員：40名程度

### 学生による優秀発表の表彰：

- ・学生による「研究報告」で、講演申込時にエントリーがあったものの中から、特に優秀な発表に対して表彰を行います。

### 参加申込方法：

- ・学会ホームページよりお申し込みください（8月受付開始予定）。学会ホームページからお申し込みができない場合は、学会事務局までお問い合わせください。
- ・参加登録は、受付の混乱を避けるため、事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。

### 関連情報：

- ・講演会前日の10月3日(火)に、ガスタービン市民フォーラム（会場：調整中）を開催する予定です。参加自由・無料です。こちらもあわせてご予定ください。

## IGTC2023 Kyoto開催案内および事前登録のご案内

IGTC2023 Kyoto実行委員会

International Gas Turbine Congress 2023 Kyoto (IGTC2023 Kyoto) は、公益社団法人日本ガスタービン学会が主催・運営する13回目の国際会議として、以下の日程で開催されます。7月1日より参加申込受付（事前登録）を開始いたしました。2023年9月30日までにご登録いただきますと登録料が割安になりますので、是非お早めにご登録くださいますようお願い申し上げます。なお、講演者の方には2023年7月31日までの事前登録をお願いしております。ご協力の程、お願い申し上げます。

International Gas Turbine Congress 2023 Kyoto (IGTC2023 Kyoto)

会期：2023年11月26日(日)から12月1日(金)（12月1日は見学会）

場所：国立京都国際会館（京都市左京区宝ヶ池、<http://www.icckkyoto.or.jp/>）

URL：<http://www.igtc2023.org/>

### 【参加登録概要】

#### 1. 登録料（税別）

|     | 講演者事前登録<br>（7月31日まで）         | 早期登録<br>（9月30日まで） | 後期／当日登録<br>（10月1日以降） |
|-----|------------------------------|-------------------|----------------------|
| 講演者 | 70,000円【必須】                  |                   |                      |
| 会 員 |                              | 70,000円           | 80,000円              |
| 非会員 |                              | 80,000円           | 90,000円              |
| 学 生 | 15,000円【必須】                  | 15,000円           | 15,000円              |
| 昼 食 | 11月27日(月)～30日(木)：1食あたり2,000円 |                   |                      |

- (1) 講演者（学生の講演者も含む）には2023年7月31日までの事前登録をお願いしています。
- (2) 登録料には、全てのセッションへの参加、ウエルカムレセプション、電子論文集および当日配布プログラムが含まれます。
- (3) 見学会（¥8,000）とパンケット（¥10,000）は追加料金（共に税別）になります。

#### 2. 登録方法

登録受付WEBページURL:

<http://www.igtc2023.org/>

にて受付します。

IDを取得してログインの後、必要情報を入力します。

お支払いは、上記WEBページを通じてのクレジットカード支払にてお願いします。

#### 3. 参加登録についての問合せ先

IGTC2023 Kyoto Registration Desk（c/o 株式会社イーサイド 担当:宮本/西島）

Tel：03-6435-8789, Fax：03-6435-8790, E-mail：[igtc2023-office@e-side.co.jp](mailto:igtc2023-office@e-side.co.jp)

## 2023年度第2回見学会のお知らせ

2023年度 第2回見学会を下記のように計画しております。

詳細につきましては、決まり次第、当学会webページでお知らせいたします。

1. 日時：2023年11月初旬
2. 場所：株式会社IHI鶴ヶ島工場（埼玉県鶴ヶ島市）およびIHIそらの未来館（東京都昭島市）
3. 参加資格：大学生以上
4. 参加要領：参加費、申込方法などは後日当学会webページに掲載いたします。

**次号予告** 日本ガスタービン学会誌2023年9月号（Vol. 51 No. 5）

### 特集

#### 論説・解説

巻頭言 高村 ゆかり（東京大学）

SAFの普及促進に向けたサプライチェーンの課題（仮） 杉原 晶雄（国土交通省 航空局）

FT合成によるSAF製造の取り組み 寺井 聡（東洋エンジニアリング）

航空分野の脱炭素化に向けた廃食用油を原料とするバイオジェット燃料「SAF」普及の取組

谷利 駿（レボインターナショナル）

エアラインのCO2排出量削減への取り組み 星 次郎，毛利 洋志（日本航空）

SAF（Sustainable Aviation Fuel）の概要 橋本 康（日本航空機エンジン協会）

SAFの規格化プロセス とHondaの取り組みについて 石丸 大祐（本田技術研究所）

#### 見聞記「2023年ASME国際ガスタービン会議」

執筆者…太田 有（早稲田大学）／浅子 知昭（IHI）／木下 泰希（三菱重工業）／北村 剛（三菱重工業）／金子 雅直（東京電機大学）／岡田 隆一（IHI）／浜辺 正昭（IHI）／北村 英二郎（本田技術研究所）／宮澤 弘法（東北大学）／Daniel KRONIGE（川崎重工業）／本山 宜彦（三菱重工業）／梅原 隆一（三菱重工業）／妹尾 茂樹（三菱重工業）／谷 直樹（IHI）

※タイトル，執筆者は変更する可能性があります。

## 2023年度日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切日：2023年10月31日(火)

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

### 募集要領

#### 1. 日本ガスタービン学会賞の趣旨

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

#### 2. 対象となる業績

- (1)論文賞：日本ガスタービン学会誌および日本ガスタービン学会英文電子ジャーナルJGPP (International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems) に2019年11月以降2023年10月迄に公表された論文で、独創性があり工学および技術に寄与したものの。
- (2)技術賞：ガスタービンおよびエネルギー関連の技術で画期的な新製品の開発、製品の品質または性能の向上、材料開発、制御計測および保守技術の向上等に寄与したものの。
- (3)奨励賞：日本ガスタービン学会誌および日本ガスタービン学会英文電子ジャーナルJGPP (International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems) に2019年11月以降2023年10月迄に公表された独創的な論文（本人が中心的役割を果たしたものの）。なお、萌芽的研究も対象とする。  
奨励賞の候補者は、1988年4月2日以降生まれの個人とする。ただし、論文賞、技術賞あるいは奨励賞をすでに受けた者および今年度の論文賞、技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

#### 3. 受賞件数

論文賞2件、技術賞2件、奨励賞2名程度とする。

#### 4. 表彰の方法

審査の上、表彰状および賞牌を授与する。

#### 5. 表彰の時期

表彰は、2024年4月開催予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

#### 6. 応募の方法

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

#### 7. 提出書類

推薦または申請には、本会の所定用紙に必要事項を記載して、1件につき正1通、副2通（コピーで可）の計3通を提出する。

- ・日本ガスタービン学会賞（論文・奨励）申請書・推薦書
  - ・日本ガスタービン学会賞（技術）申請書・推薦書
- 所定用紙は本会ホームページ（<https://www.gtsj.or.jp/>）からダウンロード可能。

#### 8. 提出締切日

2023年10月31日(火)17時必着

#### 9. 提出先

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

## ○ 本会協賛行事 ○

| 主催学協会     | 会合名                                                                          | 協賛 | 開催日                                        | 詳細問合せ先                                                                                      |
|-----------|------------------------------------------------------------------------------|----|--------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------|
| 日本機械学会    | 2023年度計算力学技術者（CAE技術者）資格認定事業（固体力学分野の有限要素法解析技術者・熱流体力学分野の解析技術者・振動分野の有限要素法解析技術者） | 協賛 | 2023/11/18, 11/19, 11/26, 12/2, 12/7, 12/8 | URL : <a href="https://www.jsme.or.jp/cee/">https://www.jsme.or.jp/cee/</a>                 |
| 日本液体微粒化学会 | 第32回微粒化シンポジウム                                                                | 協賛 | 2023/11/27-28                              | URL : <a href="http://www.ilass-japan.gr.jp/">http://www.ilass-japan.gr.jp/</a>             |
| 日本流体力学会   | 第37回数値流体力学シンポジウム                                                             | 協賛 | 2023/12/15-17                              | URL : <a href="http://www2.nagare.or.jp/cfd/cfd37/">http://www2.nagare.or.jp/cfd/cfd37/</a> |



## ▷ 入 会 者 名 簿 ◁

## 〔正会員〕

|                   |              |               |               |
|-------------------|--------------|---------------|---------------|
| 秋山 真作(IHI)        | 橋本 泰生(IHI)   | 武藤 拓志(IHI)    | 宮部 正洋(大阪工業大学) |
| 山城 亮司(沖縄プラントサービス) | 大坂 憲司(川崎重工業) | 土屋 一三子(川崎重工業) | 増田 裕貴(川崎重工業)  |
| 井上 遼(東京理科大学)      | 中川 知哉(ニコン)   | 福田 泰行(真壁技研)   | 阿部 遼(三菱重工業)   |
| 三宅 哲(三菱重工業)       |              |               |               |

## 〔学生会員〕

|                   |                |                  |                |
|-------------------|----------------|------------------|----------------|
| 澤村 優太(岩手大学大学院)    | 多田 毬央(岩手大学大学院) | 能美 智(岩手大学大学院)    |                |
| 日下部 侑汰(金沢工業大学大学院) | 衣田 和弘(京都大学大学院) | 横山 貴大(高知工科大学大学院) | 長島 健裕(法政大学大学院) |

## 〔学生→正会員〕

|                |                |                 |               |
|----------------|----------------|-----------------|---------------|
| 井上 拓哉(IHI)     | 高島 涼太郎(川崎重工業)  | 高 羽欣(ダッソーシステムズ) | 桑田 啓司(東京海洋大学) |
| 萩田 泰晴(東北大学大学院) | 小佐田 一(東北大学大学院) | 水本 幸二郎(本田技研工業)  | 青山 慧士(三菱重工業)  |

## 日本ガスタービン学会 賛助会員のご紹介

本コーナーでは、賛助会員各社の紹介をいたします。ガスタービン・エネルギー関連企業間の連携や情報交換を促進する場としてもご利用いただけるものと考えております。今回は 59 団体からご寄稿いただきました。御礼を申し上げます。



### 三菱重工業株式会社



三菱重工業は、CO<sub>2</sub>排出などの環境負荷低減を実現する発電技術の開発を行っています。GTCCの核となるガスタービンは、航空転用・発電事業用・産業用で30MW級から1280MW級まで幅広い出力範囲に対応可能です。また、既存ガスタービンにも適用可能な水素100%燃焼及びアンモニア100%燃焼の燃焼技術も開発中です。三菱重工業は、革新的な発電技術とソリューションにより、エネルギーの脱炭素化と電力の安定供給に世界中で貢献し、持続可能な未来の実現に取り組めます。

三菱重工パワー事業スペシャルサイト : [power.mhi.com/jp](http://power.mhi.com/jp)

### 株式会社 IHI 航空・宇宙・防衛事業領域

弊社は日本初のターボジェットエンジン「ネ20」の製造以来、国産開発エンジンを通して培った技術を生かし、戦後 自衛隊で運用される各種航空機用ガスタービンエンジンのライセンス国産製造、並びに国際共同開発に参画して来ました。また、海上自衛隊艦艇に搭載される航空機転用型艦艇用ガスタービンのライセンス国産製造・開発を担当し、主機・発電機を提供しています。民間エンジン事業においても、小型、中型から大型、超大型クラスまで、世界の民間航空機用エンジンの国際共同開発事業に主要なパートナーとして参画し、エンジンのモジュールや部品を開発、設計、製造しています。さらに弊社では、各種エンジン部品の開発、設計、製造の他、航空機用エンジン・陸船ガスタービンエンジンの整備や部品修理も担当しており、国内外と官民に広く信頼していただける技術力と高い品質・信頼性で、お客様の運用支援に貢献しております。

取扱製品：航空用エンジン、艦艇用ガスタービン 他  
〒135-8710  
東京都江東区豊洲三丁目1番1号豊洲IHIビル  
株式会社IHI 航空・宇宙・防衛事業領域  
防衛システム事業部 営業部 営業グループ  
TEL : 03-6204-7663, FAX : 03-6204-8772  
<https://www.ihico.jp/>



### 川崎重工業株式会社

川崎重工の航空機用エンジン事業は、1942年にジェットエンジン(ネ0～4)の研究試作に取り組んだことが始まりです。今日では、防衛省向けのヘリコプター用エンジンを製造するとともに、大形旅客機用エンジンの国際共同開発・分担製造を行っています。また、航空機用エンジンで磨いた技術を発電機や機械の駆動源として活かそうと、1972年、自社技術で産業用ガスタービンの開発に着手し、「カワサキガスタービン」を完成しました。現在、150kW級の小形機から3万kW級の大形機までシリーズ化を図り、これを駆動源とした非常用発電設備、コージェネレーションシステムは国内外で高く評価されています。

〒105-8315東京都港区海岸一丁目14番5号  
TEL : 03-3435-2533 FAX : 03-3435-2592

### TOSHIBA

### 東芝エネルギーシステムズ株式会社

～将来のエネルギーをデザインする～

東芝エネルギーシステムズ株式会社は、「電気をつくる、おくる、ためる、かしくつかう」ための機器・システム・サービスを提供しています。

電力需要の増加や環境への配慮が求められる中、電力の安定供給と環境との調和を目指して持続可能な社会の実現に貢献するとともに、これからのエネルギーのあり方を見据えながら、お客様や事業パートナーの皆様と一緒に価値を創造していきます。

〒212-8585川崎市幸区堀川町72番地34  
<https://www.global.toshiba/jp/company/energy.html>

### 株式会社 本田技術研究所 先進パワーユニット・エネルギー研究所

<https://www.honda.co.jp/aeroengine/>



GE Honda HF120 Engine

当研究所では世界No.1の航空機エンジンの創出を目指し、小型、軽量、高性能かつ環境性にも優れたガスタービンエンジンの開発を行っています。設立以来、GE社と共同で開発を行ってきたHF120エンジンは、2013年12月に米国連邦航空局より型式認定を取得し、現在では北米、中南米、欧州、アジア、中東などで計200機以上が運用されています。今後はお客様から更なる信頼を得られるよう、高品質なサービスを継続すると共に、環境性の向上など革新技術の研究にも継続して取り組んでいきます。



### 株式会社三井E&S



三井E&Sは、2023年4月の三井E&Sグループの持株会社体制の解消に伴い、機械関連の事業会社であった三井E&Sマシナリーのガスタービン事業を継承しております。三井造船の時代より、1950年からガスタービンの開発に着手し、1954年に1号機を納入。以後、お客様の様々なご要望に合わせたガスタービンシステムを提案しております。

・MSCシリーズ(米国ソーラー社ガスタービン) : 3MW～15MW  
・SBシリーズ(三井自社開発ガスタービン) : 1MW～24MW

〒104-8439  
東京都中央区築地5丁目6番地4号  
Tel. 03-3544-3951 Fax. 03-3544-3055  
<https://www.mes.co.jp/>

## ヤンマーパワーテクノロジー株式会社 ヤンマーエネルギーシステム株式会社 A SUSTAINABLE FUTURE

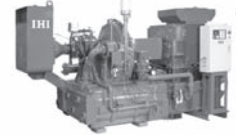
—— テクノロジーで、新しい豊かさへ。 ——

人々の生活や産業活動の高度化が進むことにより、電気の果たす役割は年々大きくなっています。YANMARでは250kVA～3000kVAまでの15機種ラインアップをそろえ、不測の停電や天災などによる非常時に、さまざまな施設の非常用・予備電源としてガスタービン発電システムが高い信頼性を得ています。

〒660-0811 兵庫県尼崎市常光寺1-1-4  
TEL: 06-7739-8067 FAX: 06-7636-1130  
<https://www.yanmar.com>

## IHI株式会社IHI回転機械エンジニアリング

弊社は、圧縮機・分離機・大型過給機・油圧モーター・ポンプ・歯車装置・給油装置の開発・設計・製造・販売、さらに汎用機械・大型回転機設備の設計・据付からメンテナンス(全国28事業所)までを行う、総合エンジニアリング企業です。



1882年の発売以来、数多く世に送り出しているIHIのコンプレッサは、ジェットエンジンや車両用・船用過給機などで蓄積されたIHIの技術を結集し、現在では環境にやさしいオイルフリー形式として、モーター出力15kW～14200kWまでの機種で多様なニーズに対応しています。

〒135-0062 東京都江東区東雲一丁目7番12号  
TEL: 03-6703-0615 FAX: 03-6703-0618  
<https://www.ihico.jp/irm/>

## ICC 株式会社IHIキャスティングス

IHI Castings Co., Ltd.

IHI GROUP  
Realize your dreams

IHIグループは160年以上にわたるものづくり技術に挑戦しています。当社は、1977年に石川島精密鑄造株式会社として設立し、航空機用ジェットエンジン、宇宙用機器、産業用ガスタービン、車両用および船舶用過給機、人工関節、一般産業用機器などに使用される耐熱合金精密鑄造素材を製造販売する会社です。

また、航空機用ジェットエンジンをはじめとする各分野での発展にお応えすべく、能力の強化を図っております。当社はこの技術分野における日本のトップメーカーとして、IHIグループと共同で成長してまいります。

本社：東京都昭島市拜島町3975-18  
TEL: 042-500-8352 FAX: 042-500-8376  
<https://www.ihico.jp/icc/>



## 株式会社IHI検査計測

IICは株式会社IHIから分離独立した会社です。発電プラント、機械、インフラ

などの非破壊検査・計測業務を主として実施しています。ガスタービン関連では、ひずみ・振動計測、高温ひずみゲージの溶射、残留応力測定(穿孔法、X線回折法など)、材料分析・試験・評価、化学分析・排ガス分析などのサービスを行っております。

〒236-0004 神奈川県横浜市金沢区福浦2-6-17  
TEL: 045-791-3518, FAX: 045-791-3542



IHI  
Realize your dreams



## 株式会社IHI原動機

<https://www.ihico.jp/ips/>

IHI 原動機では、高効率・高信頼性の原動機を用いた製品を製造・販売しています。陸用原動機事業では、ガスタービンおよびガスエンジン、ディーゼルエンジンを用いた発電設備、熱電供給設備、非常用発電設備を国内外に提供しています。また、設備の遠隔監視やエンジン整備メンテナンスなど、製品のライフサイクルにわたりサービスを展開しています。船用原動機事業では、大型から小型に至るディーゼルエンジンやZ形推進装置(Zペラ®)の製造・販売を行っています。

〒101-0021 東京都千代田区外神田2-14-5  
TEL: 03-4366-1200 FAX: 03-4366-1300



## 株式会社IHIジェットサービス(IJS)

IJSは、IHIグループが製造した陸船用ガスタービン装置の保守・点検・整備をはじめ、航空・宇宙関連機器の設計・製造にかかわる支援業務、工場の営繕業務等を行っている会社です。また、これらの業務を通じて培った高い技術とノウハウを活かし、ガスタービン発電装置(移動電源車も含む)、航空機機体洗浄装置などの製造も行っています。今後とも、「たしかな技術と心のこもったサービスで、お客さまの喜びを創造し、豊かで幸せな社会の実現」に貢献できるように努めていきます。

〒196-8686 東京都昭島市拜島町3975番地18  
TEL: 042-500-8260 FAX: 042-500-8343  
<https://www.ihico.jp/ijs/>

## 株式会社 アイ・エヌ・シー・エンジニアリング

<https://www.ihico.jp/inc>



当社はIHIグループの防音・防振事業を担当する会社として創設されました。航空機用・航空機用型ガスタービンエンジンの試運転設備等の設計・製作・据付工事、防音・防振装置の設計・製作・据付工事、騒音・振動防止対策のコンサルティング、更には各種試験設備・環境保全装置など多方面の分野にわたり活動を行うエンジニアリング会社です。当社はその基盤技術や幅広い専門技術(音響・機械・構造・熱・流体・建築)を活用し、IHIグループ以外の分野においても価値あるソリューションやイノベーションさせた製品を提供するなど、お客さまの多様なニーズにお応えします。

1977年(昭和52年)4月 石川島防音工業株式会社創立(新宿三井ビル)  
1982年(昭和57年)7月 本社事務所 移転(新宿龍生堂大久保ビル)  
1997年(平成9年)4月 創立20周年を期に社名を変更

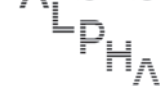
「株式会社アイ・エヌ・シー・エンジニアリング」

2023年(令和5年)4月 瑞穂事業所25周年(1998年開所)

〒169-0073 東京都新宿区百人町1丁目15番18号  
TEL: 03-3360-3223 FAX: 03-3360-6625



## AIKOKU



## アイコクアルファ株式会社 AP事業部



1975年に航空機機体部品加工用に同時5軸マシニングセンターを導入し、現在では115台の5軸を保有。ガスタービン・ターボ圧縮機・ターボチャージャーなどの削り出しインペラーを年間400万個と航空機5軸製品を製造しています。

<https://www.aikoku.co.jp/>



## イーグル工業株式会社

当社はメカニカルシールを主要製品とするシールメーカーです。ガスタービンエンジンや航空エンジンのオイルやエアの漏れをシールする製品を供給することでエンジンの効率化に寄与しています。発電用ガスタービン分野においてはブラシシールや金属ガスケット（Actiseal-C,E,W）が多数使用されています。

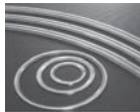
また航空エンジンにおいてはセグメントドカーボンシールが使用されており防衛エンジンから民間エンジンへも適用が広がっています。

〒105-8587

東京都港区芝公園 2-4-1 芝パークビル B 館 14F  
<https://www.ekkeagle.com/jp/>



メカニカルシール  
(セグメントシール)



ブラシシール



Actiseal-C,E,W



国立研究開発法人

## 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門



JAXA 航空技術部門では、航空エンジンの環境、安全、新分野創造の3つの領域について研究開発に取り組んでいます。高圧系要素に関して、国内のエンジンメーカーと共同で「超低 NOx リーンバーン燃焼器」と「高温高効率タービン」の技術課題に取り組む「コアエンジン技術実証 (En-Core: Environmentally compatible Core engine)」プロジェクトを実施しており、コアエンジン要素の国際競争力強化を目指しています。

低圧系要素に関して、「ファン」及び「低圧タービン」に関する「高効率軽量ファン・タービン技術実証 (aFJR: Advanced Fan Jet Research)」プロジェクトを国内のエンジンメーカー並びに大学と共に実施して国際競争力強化に貢献しました。プロジェクト以外にも、環境適合性や安全性に関する研究開発として脱炭素化、小型高出力化、低 NOx、低騒音、レジリエント推進など多様な研究テーマに取り組んでいます。

<https://www.aero.jaxa.jp/>



## ウッドワード・ジャパン合同会社

ウッドワード・ジャパンは、大型フレームガスタービン、航空機エンジン転用型から小型非常用、マイクロガスタービン市場に対して、制御弁、制御装置、燃焼ノズル、アクチュエータ、安全制御装置などを提供している精密機器製造メーカーです。ガスタービン業界に必要な高い信頼性と運転継続性をサポートするため、航空機エンジン制御で培った技術と産業用ガスタービン向けの長年の納入実績、グローバルなサービス体制により、お客様の多様なニーズに対応しています。

〒261-7118 千葉県千葉市美浜区中瀬2-6-1 WBGマリブウエスト19F  
 TEL: 043-213-2191 (代表)  
<https://www.woodward.com/applications/industrialturbine>



フレームタービン用  
チョークフロー電動弁

## NTN株式会社



当社はベアリング(軸受)やドライブシャフトなどを製造する精密機器メーカーであり、ガスタービンエンジン主軸用軸受もグローバルに設計・製造・販売しています。特に航空機用軸受は、世界4大ジェットエンジンメーカーからサプライヤー認定を取得し、高い評価と信頼を得ています。三重県桑名市及びフランスアルゴネ市に航空宇宙用軸受の専用工場を有しており、徹底した品質管理のもと、長年にわたり信頼性の高い製品を数多く供給しています。

〒550-0003 大阪市西区京町堀1丁目3 番17 号  
 TEL: 06-6443-5001  
<https://www.ntn.co.jp/japan/>

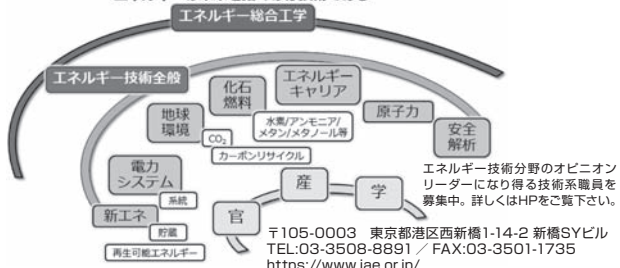


## 一般財団法人 エネルギー総合工学研究所

我が国がエネルギーを将来に亘り安定的に確保していくためには、長期的かつグローバルな視点から、戦略的にエネルギー供給確保策を企画立案し、それを着実に実行していくことが必要です。

当研究所は、エネルギー技術を中心とする総合工学の立場から、その時々々の社会的要請に応じ幅広いエネルギー分野の調査研究を実施しています。

エネルギーの未来を拓くのは技術である



## エバーロイスプレーノズル



エバーロイグループ（製造・共立合金製作所）は、燃焼や吸気冷却用など多くの特注品ノズルを納入しております。

水素・アンモニアなど燃料の多様化にともなう新しいノズルの開発や、評価試験のご依頼お待ちしております。



## エバーロイ商事株式会社

大阪・東京・倉敷・九州  
 0120-901-190  
 スプレーノズル・エアノズルソリューションナビ  
<https://www.everloy-spray-nozzles.com>

## 株式会社 荏原エリオット

当社は、広く社会に貢献する荏原グループの一員として、PWC (Pratt and Whitney Canada) 社の航空転用型ガスタービン ST6 を搭載した、ガスタービンパッケージを提供しています。主力製品は、排水ポンプを駆動する出力約 220 ~ 950 kW の横型および立形ガスタービンパッケージで、集中豪雨や台風による洪水から社会や農地を守る重要な役割を果たしています。特に、立形ガスタービンは、小型軽量の航空転用型の特徴を生かして開発したパッケージで、省スペースな排水機場の建設を実現しています。



## 大阪冶金興業株式会社

Osaka Yakin Kogyo Co., Ltd.

弊社は1941年創業の熱処理メーカーです。80年以上培ってきた技術を基に、耐熱合金の真空熱処理、真空ろう付、表面改質熱処理に従事するとともに、MIM (金属粉末射出成形法) による複雑形状部品の製造をいち早く注目し、幅広い分野に精度の高い部品を提供しています。時代ニーズを敏感にキャッチし、高い技術力と先端設備でお客様のご要望にお応えしています。



〒533-0005 大阪府大阪市東淀川区瑞光4丁目4番28号  
 TEL: 06-6328-1345 FAX: 06-6328-1380 E-mail: info@osakayakin.co.jp  
 URL: <https://www.osakayakin.co.jp/>



## 開発建材株式会社

弊社はガスタービンコンバインドサイクルに於ける吸気フィルター用のアルミ製「ウェザールーパー」「遮音防水ルーバー」の製作を行っております。有効開口率が50%ありながら、台風時を上回る降水量と強風を用いた性能試験でも防水効率は99.9%。通気性にも優れたコストパフォーマンスの高い製品です。

会社創立は1973年。自社にて製作、性能試験も実施しております。

取扱業種：アルミ防水ルーバー、遮音防水ルーバーの製造、販売、施工。

〒124-0006 東京都葛飾区堀切1-40-8  
TEL：03-3695-4821、FAX：03-3693-0660  
<https://www.kaihatsu-kenzai.co.jp>



## 株式会社 関西電熱



弊社では、高温、高風圧タイプに対応した最高吐出熱風温度1000℃、本体耐圧5.0MPaの電気式熱風発生用ヒータの設計製作をおこなっています。

この熱風発生用ヒータは、主に熱機関に使用されている熱交換器、燃焼器、圧縮機、出力タービン、圧縮機タービン等の耐熱、耐久、ベンチテスト用として各研究機関等に多く使用されています。

採用例として、独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 航空エンジン技術開発センター様にも、排出ガスのよりきれいな航空機用エンジンの開発を目的としたジェットエンジンの燃焼機技術開発の設備にて、セクタ形態で燃焼器の性能試験をおこなうためのエンジン内部の高温、高圧模擬環境作成用として導入いただいております。

<http://www.kansaidennetsu.co.jp>



## 金属技研株式会社

金属技研株式会社 (MTC) は 1960 年に設立し、今では金属加工業界のリーディングカンパニーに成長しています。

ガスタービンや航空宇宙分野などあらゆる業界ニーズに応えるべく、HIP・熱処理・拡散接合・機械加工・ろう付け・溶接・金属積層造形などの技術を駆使し、金属部品の一貫生産サービスを提供しています。

近年では NNS (ニア・ネット・シェイプ) 工法と呼ばれる素材量削減、耐久性・製品寿命向上が達成できる環境に優しい技術にも対応しています。

また、国内 6 工場の他、中国・スウェーデンの子会社とも連携し、グローバルにビジネスを展開しています。

〒164-8721 東京都中野区本町 1-32-2 ハーモニータワー 27 階  
TEL: 03-5365-3035 E-mail: [info@kinzoku.co.jp](mailto:info@kinzoku.co.jp) 会社 HP:



ニア・ネット・シェイプ工法  
Y字型製品



世界最大サイズを誇る  
Giga-HIP装置



## ケンブリッジフィルター コーポレーション株式会社



2022年1月 近藤工業株式会社と日本ケンブリッジフィルター株式会社は合併し、「ケンブリッジフィルターコーポレーション株式会社」となりました。製販一体となったメリットを最大限活かして、様々なガスタービン用吸気フィルターを皆様へご提案してまいります。

普段、お使いのフィルタ性能にご満足頂けていないお客様、あるいは今以上のコストパフォーマンスをご希望のお客様は、ぜひ一度私たちの製品をご検討ください。

私たちは「Collective Flow」「燃える集団」となり、ケンブリッジブランドを世界に広めてまいります。

〒105-0014  
東京都港区芝3-14-2 芝ケンブリッジビル  
環境エンジニアリング部  
TEL: 03-6400-5005、FAX: 03-6400-5006  
<https://www.cambridgefilter.com/>



## 酒田共同火力発電株式会社

弊社は、石炭（一部、木質バイオマス燃料使用）を使用した火力発電による発電事業を行い、東北電力㈱に全量販売しています。発電出力は1・2号機合わせて70万kWで、山形県内の電力消費量の約50%に相当します。

弊社の使命である「電力の安定供給」と「適正かつ低廉な販売電力料金の達成」を目指し、また企業理念でもある「地域と共生するエネルギー企業」として地域社会との繋がりを密にし、地域貢献・環境保全に向けた諸活動を積極的に展開しています。

〒998-8622 山形県酒田市宮海字南浜1番19  
TEL 0234-34-2321 (代表)  
FAX 0234-33-1677  
<https://www.sakata-power.co.jp/>



## 株式会社シーアールイー

航空機・宇宙機器 設計会社



弊社は、航空機・宇宙機器に関する設計開発に特化しており、国内の主要な航空宇宙プロジェクトのほぼ全てに関与しております。

構造設計にはじまり、解析、電装設計、ソフト開発及び品質管理に至る設計開発に於ける幅広いサポートが可能です。

また、国際規格の認証を取得した組織によるバックアップ体制と共に各ユーザー様に合された各ユーザー様の要望に応えた当社オリジナルの教育システムを有しております。

〒460-0022 名古屋市中区金山1丁目2-2 クマダ第2ビル  
TEL 052-323-7731 <https://www.cre-nagoya.com/>



## シーメンス・エナジー株式会社

当社は、数MWの小型産業用から600MW級の大型事業用の幅広いラインアップを有するガスタービンメーカーです。

水を始め様々な燃料への対応を可能とし、環境負荷低減に取り組むグローバルなリーディングカンパニーです。またガスタービン、蒸気タービン、発電機、プラント制御装置等発電における主要機器OEMまたEPCとしての実績、知見に加え、水電解装置、蓄電、蓄熱装置等を取り揃え、大型事業用の集中型電源から分散型電源にいたるまで、省エネ・脱炭素に取り組むお客様に最適なトータルソリューションをご提案いたします。

シーメンス・エナジー株式会社 営業本部  
〒141-0021 東京都品川区上大崎3-1-1 JR 東急目黒ビル 4F  
お問合せ: [sekk\\_inquiry.jp@siemens-energy.com](mailto:sekk_inquiry.jp@siemens-energy.com)  
TEL 03-6756-5300 (代表)  
<http://www.siemens-energy.com/apac/en.html>



## 常磐共同火力 株式会社



弊社は勿来発電所を持つ発電事業者であり、1955年、常磐炭鉱の低品位炭を活用するために創立されました。現在7～9号機、3ユニットで1,450MWの発電を行ない、東北電力㈱と東京電力エナジーパートナー㈱に販売しています。現在は主に海外炭を使用しており、既に使用炭種は100を超えました。隣接地では、525MWの最新鋭のIGCC（石炭ガス化複合発電）発電所が2021年から商用運転を行っており、弊社はO&M（運転・保全）等でこの事業に参画しています。

発電所：福島県いわき市佐糠町大島20  
本 社：東京都千代田区神田須田町1-1  
神田須田町スクエアビル7F  
ホームページ：<http://www.joban-power.co.jp/>

## 進和テック株式会社

当社はフィルター・関連設備（フィルターハウス・サイレンサー・ダクト等）を取り扱う技術商社です。製造部門の子会社である日本エアフィルター株式会社と共に、GT 吸気フィルター業界の牽引役としてお客様の GT 性能改善・安定稼働をサポートしております。何かお役に立てるような事がありましたら、お気軽にお問い合わせください。

進和テック株式会社  
https://www.shinwatec.co.jp/

東京都中野区本町1-32-2  
Tel: 03-5352-7202  
FAX: 03-5352-7212  
info@shinwatec.co.jp



## NuFD Numerical Flow Designing

### 株式会社 数値フローデザイン

お客様の現場にマッチしたCFDツールをご提供致します。

数値フローデザインは、お客様の計算環境や、予算規模、必要とされる解析結果、精度をお聞きし、最適な計算手法、モデルをご提案致します。各燃焼モデル（アレニウス型モデル、flameletモデル等）と乱流モデル（LES、RANS、DES）のカップリング、境界等の各計算条件、並列計算の効率化、解析格子等も含めて総合的に評価し、最高のパフォーマンスを導き出すCFDツールを構築、高精度で高効率な解析を実現します。



次世代流体解析ソフトウェア  
**NuFD/FlowRed**

〒141-0022 東京都品川区東五反田1-10-10 オフィスT&U 9F  
TEL: 03-5789-0485 E-mail: info@nufd.jp URL: http://www.nufd.jp

## SKYエアロスペース研究所



https://www.skyaero.jp, https://www.el-tech.co.jp

SKY エアロスペース研究所は 2012 年に (株) エル・テクノロジーに設立された民間の研究組織です。本研究所は大学、研究機関、メーカー、ユーザーなどの方々と共に日本発の技術を用いて世界の航空産業の持続的発展に貢献することを目指して活動しています。現在のテーマは「陸上超音速飛行が可能な小型超音速ビジネスジェット機事業」、その企画検討などを学会や政策提言組織などとも連携して進めています。

〒160-0023 新宿区西新宿 7-21-1 新宿ロイヤルビル 8F、  
TEL 050-3775-9115

## 「ひとつからのオーダーメイド」 我々を貴社専属の一工房に。

### ① 設計

お客様のイメージを2・3次元を問わず図面化します。

### ② 加工

全国に広がるネットワークを利用、優れた加工技術と高いコストパフォーマンスを実現します。

### ③ 組立

様々な接合手法を駆使し、1つ1つの部品を職人がハンドメイドで組み立てて仕上げます。

### 《主な製品ラインナップ》

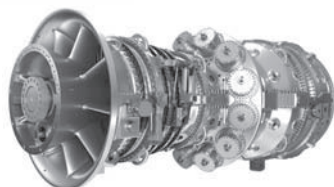


株式会社 鈴木精工工業所 〒116-0012 東京都荒川区東尾久4-6-5 TEL: 03-3800-3331 FAX: 03-3800-3334

## POWERING JAPAN TOGETHER



1世紀をはるかに超えて、  
GEは日本と世界を前進  
させ続けるためのエネル  
ギーを提供してきました。



7 HA .03ガスタービン

www.ge.com/gas-power/regions/asia



An Accelleron and IHI joint venture

## ターボシステムズユナイテッド株式会社

弊社は1998年に設立された、AccelleronとIHIの合併会社です。AccelleronとIHIが生産する陸・船用過給機の販売とアフターサービスを行なっています。船用発電補機用MXP形過給機をはじめとするさまざまな過給機や、過給機のメンテナンスの計画から実施までお客様のニーズに沿ったサービスのご提案をしています。船舶の運航に合わせて、世界100カ所以上のAccelleron サービスステーションで高度な技術を持ったスペシャリストが工事を実施するなど、私たちはお客様の過給機をトータルライフでサポートし、セーフティオペレーションに貢献しています。



〒141-0032  
東京都品川区大崎2-11-1 大崎ウィズタワー 21階  
代表電話: 03-4523-6900 FAX: 03-4523-6990  
https://www.turbo.co.jp

## DAIHATSU

### ダイハツディーゼル株式会社 DAIHATSU DIESEL MFG. CO., LTD.



TX-series

当社は日本初の内燃機関メーカーとして大阪市北区において1907年に創立しました。主に船舶用ディーゼル機関、陸上用ディーゼル機関を製造販売しております。ガスタービンにつきましては、1976年より「純国産」として独自開発を進め、1981年に初号機を納入しました。国内陸上市場におきましては、官庁施設、下水道施設、データセンター等にて多数納入しております。お客様からは高品質・高性能の評価を得ており、信頼性抜群のガスタービンです。

〒531-0076 大阪市北区大淀中1丁目1番30号  
環境エネルギー統括事業部  
TEL: 06-6454-2390 FAX: 06-6454-2682  
http://www.dhtd.co.jp



TOKYO GAS  
ENGINEERING SOLUTIONS

## 東京ガスエンジニアリングソリューションズ株式会社

東京ガスエンジニアリングソリューションズは、エネルギーアドバンストと東京ガス・エンジニアリングが2015年4月に統合した会社です。LNGバリューチェーンにおけるエンジニアリングと、エネルギーサービスを展開、自らもユーザーとして培ったノウハウを活かしたエンジニアリングソリューションで社会に貢献いたします。

〒105-0022 東京都港区海岸1-2-3 汐留芝離宮ビルディング  
Tel 03-6452-8400 / Fax 03-6452-8395  
https://www.tokyogas-es.co.jp

## 東芝プラントシステム株式会社

弊社は、1923年の創業以来、一貫して重電機・重機械設備の建設に携わり、社会基盤を支える役割を担ってまいりました。現在では「総合エンジニアリング企業」として I PP、PPSを含む産業用発電設備の分野においては、計画から建設までを一括で行うEPC案件の受注に注力しております。

数多くの実績とこれまで培ってきた技術をベースにより、エンジニアリング・調達・現地施工において、お客様から信頼される高品質なプラントづくりを実践しています。

〒230-8691 神奈川県横浜市鶴見区鶴見中央4-36-5  
(鶴見東芝ビル)  
TEL:045-500-7050 FAX:045-500-7155  
<https://www.toshiba-tpsc.co.jp/>



## 東北発電工業株式会社

東北電力グループ

弊社は 1959 年の創立以来、東北電力企業グループの一員として、東北地域の火力、原子力、水力、地熱発電設備の建設・点検・メンテナンス、また、風力や太陽光、バイオマス、小水力発電など、各種再生可能エネルギー設備の設計・建設・メンテナンスを行っております。

発電設備以外にも、ボイラーやタービン、配管の据付、メンテナンスなど一般産業分野においても、これまでに培ってきた確かな技術で、東北地域の発展に貢献してまいります。

〒980-0804 宮城県仙台市青葉区大町二丁目 15-29  
(大町電力ビル内)  
TEL:022-261-5431 FAX:022-268-9938  
<http://www.tohatu.co.jp/>



## 株式会社東洋コントロールズ

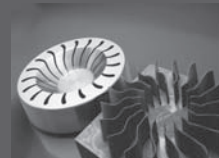


弊社、MAX社独特の広い流量測定レンジ能力を持つ21/50 MPaピストン、ローターギャ、ヘリカルロータータイプ低圧損容積式高精度流量計はJP燃料、自動車燃料、航空機作動油等でウルトラ微小流量0.005cc/minから540L/minの流量測定対応可能。出力信号処理はMAX社独特ホールセンサCPUソフト処理により高分解能/高速応答/リニアライズ補正/ポンプ固有及びプロセス流量脈動減衰機能等安定したパルスまたは±10VDC/±4-20mAアナログ出力により高速安定流量計測、高速流量制御及び流量変動特性データ収集が達成されます。国家標準校正：NISTトレーサビリティ/AIST・NMIJ試験

〒174-0051 東京都板橋区小豆沢3-7-30-1F  
TEL:03-5948-6737 FAX:03-3965-5700  
<https://www.toyocontrols.co.jp>

TOYO TANSO  
Inspiration for Innovation

<https://www.toyotanso.co.jp/>



弊社ではタービンブレード放電加工用電極ならびに、ブレード含めた金属部品の熱処理用トレイの製造を行っております。熱処理トレイにおきましては、カスタム対応をさせて頂き、軽量化、長寿命化に貢献いたします。



特許庁は、企業の事業戦略を支援していく審査サービスを提供しています。例えば、出願人が面接審査を希望する特許出願については、希望に応じ審査官の出張面接を行っています。また、事業で活用される知的財産の包括的な取得を支援するため、国内外の事業に結びつく複数の特許・意匠・商標を含む知的財産を、分野横断的に事業展開の時期に合わせて審査・権利化を行う事業戦略対応まとめ審査も行っています。



## 富永物産株式会社



弊社が代理店を務める

EthosEnergy社はWoodGroup社とSIEMENSによる新ベンチャーです。両社で培われた高い技術は電力、ガス、石油等各産業で世界的に高い評価を得ています。タービン部品供給、修理、他各種サービスを担い、同時に蒸気タービン、発電機のスペシャリストとしてライフサイクルの15%向上を実現します。また弊社では吸気フィルター、制御装置、エアスターター、燃料制御弁等タービン関連機器の実績ある製品も広く取り扱っております。

〒103-0023 東京都中央区日本橋本町 3-6-2 小津本館ビル  
TEL:03-3639-5315 FAX:03-3639-5360  
EthosEnergy <http://www.ethosenergy.com>  
富永物産 <http://www.tomco.co.jp>



## 株式会社 トヨタエナジーソリューションズ TOYOTA ENERGY SOLUTIONS INC.

株式会社トヨタエナジーソリューションズは、トヨタグループのマイクロガスタービン (MGT) 技術を使ったコージェネレーションシステムを製造・販売する会社として 1998 年に設立されました。

弊社では長年にわたって蓄積した技術を元に、カーボンフリー燃料としてのアンモニアに着目し、アンモニア燃焼マイクロガスタービンの研究・開発および実証プロジェクトへの参画を通じ、将来の「低炭素社会」の実現に貢献します。

その他、エネルギーマネジメント事業、電力小売事業、環境システムソリューション事業を通じて、エネルギーに関する様々なご要望を多角的に捉え、お客様に役立つエネルギーシステムを提案いたします。



本社  
〒471-8573 愛知県豊田市元町1番地 トヨタ自動車元町工場内  
TEL:(0565)24-6161(代表) FAX:(0565)24-6160  
名古屋事務所  
〒460-0008 愛知県名古屋市中区栄二丁目1番1号 日土地名古屋ビル14F  
TEL:(052)218-7840 FAX:(052)218-7848  
<https://www.toyota-energy.co.jp>

## TOYOTA

## トヨタ自動車株式会社

弊社のガスタービンの開発は1964年の自動車用ガスタービンに始まります。当時のガスタービンハイブリッドの考えはプリウスに伝承され、培われた技術はターボチャージャーや株式会社トヨタエナジーソリューションズの製品に生かされております。現在は、将来の新しいモビリティへの応用などガスタービンの様々な可能性について研究開発を進めております。

今後もガスタービン学会・賛助会員様からのご助言を宜しくお願い申し上げます。

<https://www.toyota.jp/>



弊社は流体制御装置の総合メーカーとして、ガスタービンに使用される各種弁の製造を行っています。LNGなどの低温ラインから高温高圧ラインにいたる幅広いプロセスでご使用頂ける製品ラインナップを備えております。弁の種類として主には調節弁(空気/油圧/サーボ/電動操作式)・パタフライ弁・遮断弁・自力式調整弁・安全弁があり、弁メーカーとして高精度 Cv 実測装置をはじめ充実した検査設備を備え、各種の御要求にお応えし高品質な製品を供給しております。

取扱業種：各種弁および制御装置の製造 (CE マーキング、ASME スタンダード V,UV 対応可)

〒574-8691 大阪府大東市深野南町1-1  
TEL:072-871-1341 FAX:072-874-7501  
bus@nakakita-s.co.jp  
<https://www.nakakita-s.co.jp/>

# ClassNK

## 一般財団法人 日本海事協会

日本海事協会(ClassNK)は、海上における人命と財産の安全確保及び海洋環境の汚染防止を使命に活動する船級協会です。ClassNKは120年以上に渡って培った知見より、独自に制定された技術規則や国際条約に基づき、建造中と就航後の船舶がこれらの規則等に適合していることを証明する検査を実施しています。



〒102-8567 東京都千代田区紀尾井町4番7号  
Tel: 03-5226-2047, Fax: 03-5226-2039  
e-mail: eod@classnk.or.jp  
<https://www.classnk.or.jp/hp/ja/>



## 日本無機株式会社

弊社は、エアフィルタ事業のリーディングカンパニーとして常に新しい価値を創造し続け、お客様の要求されるクリーン環境作りのお手伝いを続けています。

ガスタービンに用いられるエアフィルタは空気圧縮機の汚れを抑制し、発電効率の低下抑制に貢献しています。

エアフィルタは高効率・長寿命が要求されており、弊社は多様なラインナップと豊富な経験に基づき、ご使用環境に最適なフィルタシステムをご提案します。

事業内容：エアフィルタ、クリーン機器、  
ガラス繊維応用品(耐熱繊維、断熱・吸音材等)

〒110-0045 東京都台東区東上野5-1-5 日新上野ビル  
TEL:03-6860-7500, FAX:03-6860-7510  
<https://www.nipponmuki.co.jp/>

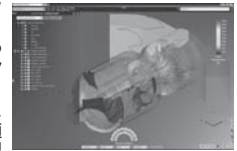
# cā dence

## NUMECA Japan

### 日本ケイデンス・デザイン・システムズ社 (旧・NUMECAジャパン株式会社)

ケイデンス社は、数値流体力学(CFD)、メッシュ生成、マルチフィジックスシミュレーション、最適化の分野で業界をリードするNUMECA社を買収し、システム解析ラインアップにCFDソリューションを追加しました。

NUMECAのソフトウェアは、流体の流れと熱伝達に関するシミュレーション、設計、最適化に利用され、開発コストを削減しながら、製品の優れた品質や性能を実現させるため、特にガスタービンの分野では多くの製品開発者、設計者、研究者の方々にご活用いただいております。



〒222-0033 神奈川県横浜市港北区新横浜2-100-45 新横浜中央ビル16階  
TEL: 045-475-2221 (代) / FAX: 045-475-2451  
<https://www.numeca.com>



## 一般財団法人日本航空機エンジン協会

当協会は、民間航空機用ジェットエンジンの開発を促進し、もって航空機工業の向上発展を図り、産業経済の健全な繁栄に寄与することを目的として、経済産業省の指導の下に(株)IHI、川崎重工業(株)、三菱重工業(株)の協力を得て1981年に設立されました。

現在、日本が参加する民間航空機用エンジンの開発・量産に係る国際共同事業であって、国家プロジェクトとして位置付けられる事業を推進するための日本側の事業主体で、V2500エンジンやPW1100G-JM事業などを遂行しています。

<http://www.jaec.or.jp/>

# JICEF

2024年2月に創立70周年を迎えます。

## 日本内燃機関連合会 (日内連)



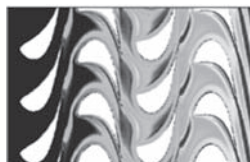
弊会は、1954年に創立以来我が国の燃焼機関工業即ち内燃機関工業の振興と技術の向上に寄与するため、CIMAC関係事業、標準化事業、及び技術普及・広報活動事業の3事業について活発な活動を続けております。

CIMAC(国際燃焼機関会議)に関しましては、日本の代表機関としての諸事業を行い、また、国際標準化機構(ISO)の事業中、内燃機関に関する専門委員会[ISO/TC70(往復動内燃機関)及びISO/TC192(ガスタービン)]に関し、日本産業標準調査会に協力すると共に、その他内燃機関に関連し当会で行う必要ありと認められる諸事業を行い、もって我が国内燃機関工業の振興に寄与することを目的としております。

〒105-0004 東京都港区新橋1-17-1 内田ビル7階  
TEL: 03-6457-9789 FAX: 03-6457-9787  
URL: <https://www.jicef.org>



<https://www.bub-agema.de/>



B&B-AGEMAは、発電プラントのエンジニアリングとターボ機械の設計サービスを専門的に行う会社で、本社はドイツのアーヘン市にあります。

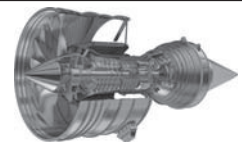
1995年にDieter Bohn教授が設立して以来、エネルギー変換機械とプラントの設計、解析計算、専門技術に関する革新的なサービスを提供しています。また、ガスタービン、蒸気タービン、その他のターボ機械全般について総合的な設計サービスも提供しています。

当社は、プラントの監視と予防保全、デジタルツイン・アプリケーション用の高度なソフトウェアを開発しています。さらに、水素の発生・貯蔵・利用に関する研究開発にも深く関わり、革新的で実用的な純水素燃焼バーナーについても開発・試験を行っています。

窓口: info@bub-agema.de

# PROTERIAL

## 株式会社プロテリアル



プロテリアルは、2023年1月に社名を「日立金属株式会社」から「株式会社プロテリアル」に変更し、新しい一歩を踏み出しました。新社名であるプロテリアルは、「PRO」+「MATERIAL」から作られています。PROが表すのはProfessional, Progressive, Proactiveの3つの言葉で、それぞれに「期待を超える仕事」「挑戦し続ける意志」「主体的な姿勢」という意味を込めています。「MATERIAL」はこれら3つの「PRO」に支えられた独創的な技術から生み出される、高機能材料を意味しています。質の高さにこだわった高機能材料で、引き続き航空宇宙工業に貢献していきたいと考えています。タービンディスクを初めとして、ガスタービン全体のアプリケーションに深く携わっており、今後も積極的かつ計画的に投資を進め、お客様の期待に応えていくことで持続可能な社会を支える高機能材料会社をめざしていきます。

〒135-0061 東京都江東区豊洲5丁目6番36号 豊洲プライムスクエア  
株式会社プロテリアル 特殊鋼事業部 航空機エネルギー部  
TEL (050)3664-9504 FAX (0294)87-7140  
<https://www.proterial.com>



## 日立造船株式会社

弊社では、3～6MW クラスガスタービン発電設備の製造販売を行う他、100MW クラス発電所の建設保守運営事業も展開しております。茨城県では113.6MW、112.3MW ガスタービンコンバインドサイクルを自社運営し電力卸売事業を実施しております。毎日起動停止という厳しい条件にもかかわらず高い稼働率を誇っており、発電所建設から保守運営まで含めたノウハウを蓄積しております。今後発電事業をご検討されるお客様へのトータルソリューション提供を目的とし活動しております。

取扱業種：発電設備の製造販売、発電設備の保守運営事業、電力の卸売事業  
〒140-0013 東京都品川区南大井6丁目26番3号

大森ベルポートD館15階

TEL:03-6404-0842、FAX:03-6404-0849

<https://www.hitachizosen.co.jp>



## 富士電機株式会社

富士電機の火力事業は1959年に初号機を納入して以来、蒸気タービンと発電機を核とした火力発電プラントを基本計画から設計・製作・建設・試運転・アフターサービスまで一貫して提供しています。従来型の石炭火力からコンバインドサイクル、熱併給コージェネレーションなどのあらゆる種類の火力発電所に対し、お客様のニーズに合わせた設計と高効率・高信頼性をお約束します。また富士電機は地熱発電の分野で世界をリードしており、CO<sub>2</sub>排出量削減などにより環境分野に大きく貢献しています。

住所：〒141-0032 東京都品川区大崎一丁目11番2号  
ゲートシティ大崎イーストタワー  
電話：03-5435-7111  
HP：<https://www.fujielectric.co.jp/>

## 丸和電機株式会社

〒277-0814 千葉県柏市正連寺253  
TEL 04-7132-0013 FAX 04-7132-5703  
E-mail sales@maruwa-denki.co.jp  
<http://www.maruwa-denki.co.jp/>

### タービン&コンプレッサの材料評価、強度評価に最適です

#### 【回転試験】

最高回転数:260,000rpm 最大外径:φ4,000 最大搭載重量:4,000kg

過回転試験、破壊試験、加熱試験、ひずみ計測試験、エロージョン試験、サイクリック試験

ガスタービン向けのタービンディスクの遠心強度評価

シールラッピング試験、翼振動試験、リーク試験

お客様の仕様に合わせて装置・請負試験を検討いたします。

また高速駆動源の製作・試作も行っており

高速発電機、高速ギアボックスの製作も承っております。



#### 【燃焼試験】

ジェットエンジンの燃焼技術をベースとした装置設計・製作、受託試験

最高温度:1,700℃ 燃料:灯油、軽油、天然ガス等の様々な燃料に対応 流速:300m/s

ターボチャージャー、排気系部品の性能評価試験

先進高温材料試験、TBC評価試験、エロージョン・コロージョン試験

お客様の御要求に合わせたカスタムメイドが可能です。



## ロールス・ロイス ジャパン

ロールス・ロイスは、陸・海・空における安全かつ高性能な動力・推進ソリューションを開発し提供しています。当社製品並びにサービスパッケージにより、人、社会、文化、経済を結びつけるサポートをし、様々な産業で高まる電力のニーズに応え、政府が国民を守るために必要な防衛装備を可能にします。

ロールス・ロイスと日本の関係は120年以上前にさかのぼります。今日では、動力を提供するグローバルグループとして、民間航空、防衛、パワーシステムズおよびエレクトロニカルの事業部門を通じて日本のお客様の業務を支援しています。

ロールス・ロイス ジャパン株式会社  
東京都千代田区霞が関3-2-5  
霞が関ビル31階  
TEL: 03 3592 0966  
<https://www.rolls-royce.com/japan>

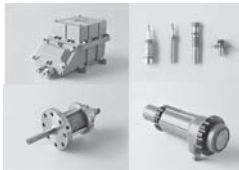


## 株式会社YDKテクノロジーズ

〒151-0051 東京都渋谷区千駄ヶ谷5-23-13 南新宿 JEBL  
TEL: 03-3225-5350 FAX: 03-3225-5320  
URL: <https://www.ydktechs.co.jp/jp/>

YDK テクノロジーズは、防衛、環境計測、航海、航空・燃焼の4つの分野で、高度で多彩なセンシング技術をグローバルな活動を通して、みなさまの安心・安全な暮らしを支え平和で豊かな社会に貢献しています。

航空ビジネスでは、耐環境性に優れた位置・圧力・温度・回転センサ、燃料制御用の油圧機器、点火装置および電気・光ハーネスを、開発から生産まで一貫した体制で行い、航空機産業の発展に寄与しています。



産業向け防爆型点火装置、火炎検出器

航空機用変位センサ (LVDT)、圧力センサ、点火装置、ハーネス

燃焼ビジネスでは、バーナおよびガスタービン用や防爆型の高エネルギー点火装置、火炎検出器などの燃焼装置周辺機器を提供し、長年にわたって培った技術力を駆使し、燃焼に関するお客様のご要望にお応えしています。



## 2023年度役員名簿

会長 山本 誠 (東京理科大)

副会長 輪嶋 善彦 (本田)

法人管理担当執理事 猪亦 麻子 (東芝ESS), 佐藤 哲也 (早大), 鈴木 雅人 (産総研), 田中 良造 (川崎重工), 濱名 寛幸 (三菱重工)

公益目的事業担当執理事 及部 朋紀 (防衛装備庁), 黒瀬 良一 (京大), 鈴木 雅人 (産総研) (兼務), 寺本 進 (東大), 仲俣 千由紀 (IHI), 西田 啓之 (電中研), 檜山 貴志 (三菱重工), 山本 悟 (東北大), 山本 武 (JAXA)

理事 杉浦 修 (本田), 清野 幸典 (東北電力), 花井 直人 (JALエンジニアリング), 山田 和豊 (岩手大), 渡邊 啓悦 (荏原)

監事 鈴木 健 (IHI), 吉岡 洋明 (東北大)

## 2023年度委員名簿 (順不同)

2023年7月1日現在

○は委員長

倫理規定委員会 ○猪亦 麻子 (東芝ESS), 佐藤 哲也 (早大), 黒瀬 良一 (京大), 田中 良造 (川崎重工), 仲俣 千由紀 (IHI), 濱名 寛幸 (三菱重工)

自己点検委員会 ○猪亦 麻子 (東芝ESS), 佐藤 哲也 (早大), 濱名 寛幸 (三菱重工), 田中 良造 (川崎重工), 黒瀬 良一 (京大), 仲俣 千由紀 (IHI)

運営委員会 ○佐藤 哲也 (早大), 猪亦 麻子 (東芝ESS), 黒瀬 良一 (京大), 後藤 尚志 (IHI), 酒井 義明 (東芝ESS), 鈴木 雅人 (産総研), 田中 良造 (川崎重工), 塚原 章友 (三菱重工), 寺本 進 (東大), 仲俣 千由紀 (IHI), 濱名 寛幸 (三菱重工), 松岡 右典 (川崎重工), 松沼 孝幸 (産総研), 村田 章 (東京農工大), 山本 悟 (東北大)

企画委員会 ○田中 良造 (川崎重工), 猪亦 麻子 (東芝ESS), 太田 有 (早大), 佐藤 哲也 (早大), 鈴木 雅人 (産総研), 塚原 章友 (三菱重工), 仲俣 千由紀 (IHI), 村田 章 (東京農工大), 安田 聡 (三菱重工), 山本 悟 (東北大), 輪嶋 善彦 (本田), 渡辺 紀徳 (東大)

国際委員会 ○谷 直樹 (IHI), 岡井 敬一 (JAXA), 岡村 泰博 (IHI), 風見 秀樹 (本田), 渋川 直紀 (東芝ESS), 鈴木 雅人 (産総研), 須原 亮 (川崎重工), 福田 雅文 (高効率発電システム研究所), 船崎 健一 (岩手大), 安良岡 淳 (三菱重工), 山本 誠 (東京理科大), 渡辺 紀徳 (東大)

学術講演会委員会 ○岡本 光司 (東大), 山本 武 (JAXA), 藤澤 信道 (早大), 渡邊 裕章 (九大), 三戸 良介 (三菱重工), 糟谷 宏樹 (東芝ESS), 山積 弘信 (本田), 富永 純一 (JEFエンジニアリング), 増田 裕貴 (川崎重工), 林 亮輔 (IHI), 范 勇 (産総研), 古澤 卓 (東北大), 水野 拓哉 (JAXA), 櫻井 毅司 (都立大)

集会行事委員会 ○檜山 貴志 (三菱重工), 尾崎 喜彦 (川崎重工), 桂田 健 (FPGエアサービス), 河上 誠 (日立), 澤 徹 (東芝ESS), 泰中 一樹 (電中研), 高山 祐輔 (三井E&S), 仲俣 千由紀 (IHI), 中村 織雄 (本田), 西村 英彦 (三菱重工), 花井 直人 (JALエンジニアリング), 樋口 隆幹 (防衛装備庁), 久枝 孝太郎 (IHI), 山形 通史 (富士電機), 吉田 征二 (JAXA)

ガスタービン技術普及委員会 ○高橋 徹 (電中研), 井筒 大輔 (三菱重工), 岡村 直行 (JAXA), 小田 豊 (関西大), 垣内 大紀 (IHI), 加藤 博士 (川崎重工), 窪谷 悟 (東芝ESS), 多田 暁 (JALエンジニアリング), 寺本 進 (東大), 西田 啓之 (電中研), 林 明典 (三菱重工), 林 明宏 (富士電機), 姫野 武洋 (東大), 村田 章 (東京農工大), 山本 誠 (東京理科大), 渡辺 紀徳 (東大)

学会誌編集委員会 ○山本 悟 (東北大), 壹岐 典彦 (産総研), 岩井

裕 (京大), 加藤 千幸 (東大), 金子 雅直 (東京電機大), 阪井 直人 (川崎重工), 坂田 友 (防衛装備庁), 佐藤 哲也 (早大), 渋川 直紀 (東芝ESS), 杉浦 修 (本田), 清野 将人 (東北電力), 清野 幸典 (東北電力), 高橋 俊彦 (電中研), 田中 望 (IHI), 中野 賢治 (IHI回転機械エンジニアリング), 新関 良樹 (徳島文理大), 西内 昌義 (荏原エリオット), 西江 俊介 (三井E&S), 野原 弘康 (ダイハツディーゼル), 原 浩之 (三菱重工), 三ヶ田 一裕 (JALエンジニアリング), 本橋 功会 (NIMS), 森澤 優一 (東芝ESS), 柳内 秀之 (本田), 山下 一憲 (荏原), 山田 和豊 (岩手大), 渡邊 啓悦 (荏原)

論文委員会 ○姫野 武洋 (東大), 青塚 瑞穂 (IHI), 壹岐 典彦 (産総研), 岩井 裕 (京大), 大北 洋治 (JAXA), 佐藤 彰洋 (IHI), 鈴木 雅人 (産総研), 田頭 剛 (JAXA), 都留 智子 (川崎重工), 寺本 進 (東大), 中谷 辰爾 (東大), 山田 和豊 (岩手大), 山本 誠 (東京理科大)

ガスタービン統計作成委員会 ○村田 章 (東京農工大), 飯塚 清和 (IHI), 恵比寿 幹 (三菱重工エンジン&ターボチャージャ), 澤 徹 (東芝ESS), 尤 舒怡 (ターボシステムズユニテッド), 高橋 一雄 (三菱重工), 前田 泰宏 (ヤンマーパワーテクノロジー), 矢嶋 理之 (川崎重工), 山上 展由 (三菱重工)

産官学連携委員会 ○渡辺 紀徳 (東大), 壹岐 典彦 (産総研), 今村 満勇 (IHI), 岡崎 正和 (新潟工科大), 飴 雅英 (川崎重工), 川岸 京子 (NIMS), 岸部 忠晴 (MHI原子力研究開発), 北山 和弘 (東芝ESS), 幸田 栄一 (電中研), 西澤 敏雄 (JAXA), 野崎 理 (高知工科大), 原田 広史 (超合金設計研究所), 松崎 裕之 (元東北電力), 山根 秀公 (理研), 輪嶋 善彦 (本田)

表彰委員会 ○輪嶋 善彦 (本田), 黒瀬 良一 (京大), 山本 悟 (東北大), 猪亦 麻子 (東芝ESS), 仲俣 千由紀 (IHI)

男女共同参画推進委員会 ○森川 朋子 (三菱重工), 池田 亜矢子 (NIMS), 猪亦 麻子 (東芝ESS), 川澄 郁絵 (本田), 土屋 一三子 (川崎重工), 山上 舞 (IHI)

調査研究委員会 ○川岸 京子 (NIMS), 大北 洋治 (JAXA), 岡崎 正和 (新潟工科大), 岡田 満利 (電中研), 長田 俊郎 (NIMS), 寛 幸次 (東京都立大), 金久保 善郎 (IHI), 岸部 忠晴 (MHI原子力研究開発), 東部 泰昌 (川崎重工), 野上 龍馬 (三菱重工航空エンジン), 日野 武久 (東芝ESS), 輪嶋 善彦 (本田)

IGTC2023実行委員会 ○太田 有 (早大), 大石 勉 (アイ・エヌ・シーエンジニアリング), 小田 豊 (関西大), 岸根 崇 (三菱重工), 黒瀬 良一 (京大), 酒井 祐輔 (川崎重工), 鈴木 正也 (JAXA), 玉井 亮嗣 (川崎重工), 塚原 章友 (三菱重工), 寺本 進 (東大), 姫野 武洋 (東大), 平川 香林 (IHI), 武藤 昌也 (名城大)

IGTC2023総務委員会 ○姫野 武洋 (東大), 井上 智博 (九大), 岩井 裕 (京大), 岡井 敬一 (JAXA), 小田 豊 (関西大)

IGTC2023論文委員会 ○黒瀬 良一 (京大), 齋藤 敏彦 (三菱重工), 酒井 英司 (電中研), 佐藤 彰洋 (IHI), 柴田 貴範 (岩手大), 鈴木 正也 (JAXA), 鈴木 正也 (JAXA), 田頭 剛 (JAXA), 高橋 徹 (電中研), 谷 直樹 (IHI), 都留 智子 (川崎重工), 寺本 進 (東大), 藤澤 信道 (早大), 古澤 卓 (東北大), 堀川 敦史 (川崎重工), 武藤 昌也 (名城大), 山本 誠 (東京理科大), 渡邊 裕章 (九大)

IGTC2023行事委員会 ○岸根 崇 (三菱重工), 石川 智貴 (東芝ESS), 風見 秀樹 (本田), 川澄 郁絵 (本田), 佐藤 賢治 (三菱重工), 塚原 章友 (三菱重工), 堂浦 康司 (川崎重工), 中村 龍司 (三菱重工), 野勢 正和 (三菱重工), 平川 香林 (IHI)

IGTC2023展示委員会 ○酒井 祐輔 (川崎重工), 川澄 郁絵 (本田), 庄司 烈 (JAXA), 須原 亮 (川崎重工), 竹田 敬士郎 (川崎重工), 玉井 亮嗣 (川崎重工), 原田 純 (川崎重工), 廣瀬 彬 (GE), 藤木 貴子 (IHI), 前田 大輔 (三菱重工), 森澤 優一 (東芝ESS)

IGTC2023財務委員会 ○大石 勉 (アイ・エヌ・シーエンジニアリング), 平川 香林 (IHI)

# 編集 後記

本号では、「国内大学の研究」というタイトルにて特集企画を組みました。学会誌各号の特集企画では、大学の研究者が執筆した記事がこれまでも数多く掲載されています。しかし、特集企画として国内大学の研究活動がまとまった形で紹介されたことは、意外にも過去にはなかったようです。学会創立50周年のタイミングで、国内大学の研究を特集することも意義はあると考えました。産官学連携を進めるうえでの情報交換の一助となれば幸いです。

学会誌の類似の企画としましては、2010年に始まった「研究だより」があります。明確な決まりはありませんが、研究だよりは主として大学研究室の紹介の趣があり、研究室の雰囲気とともに該当研究室で実施されている複数の研究内容をアラカルトで紹介するスタイルが多いようです。本号の特集企画では、研究室の体制の紹介やアラカルト的な研究紹介はおよそ1ページでまとめていただき、それに続く2-3ページをつかって研究室の特徴を表す研究について紹介・解説をしていただくことを標準として執筆をお願いいたしました。

数多くの大学研究者が学会員となっています。本来であれば皆様にお声掛けし、執筆のご希望の有無を確かめつつ進めるべきところではありましたが、時間も紙面も不足なため、今回は昨年度のGTSJ英文紹介パンフレットに情報を掲載されている約20の研究室にお声掛けしました。ご多忙の中、本号の特集記事の執筆をご快諾いただきました著者の皆さま、誠にありがとうございます。また、本号に掲載されていない大学研究室・研究者の方々に、研究紹介のご希望がありましたら、「研究だより」へのご寄稿をご検討ください。

末筆ではございますが、企画の立案から編集・校正までご助言ご協力いただきました編集担当および事務局の皆様、編集委員会の皆さまに御礼申し上げます。

(岩井 裕)

- 7月号アソシエイトエディタ  
岩井 裕 (京都大学)
- 7月号担当委員  
渋谷 直紀 (東芝エネルギーシステムズ)  
清野 将人 (東北電力)  
高橋 俊彦 (電力中央研究所)  
森澤 優一 (東芝エネルギーシステムズ)  
山本 悟 (東北大学)

## (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。

- ・「岩手大学理工学部航空宇宙推進研究グループにおける研究活動紹介」…………… (P.292 ~ 296)
- ・「早稲田大学流体工学研究室における軸流圧縮機ウインドミル現象の研究」…………… (P.304 ~ 307)
- ・「東京大学ジェット推進研究室の活動紹介」…………… (P.312 ~ 315)
- ・「燃焼数値シミュレーションの高度化を目指して」…………… (P.336 ~ 339)
- ・「関西大学熱工学研究室におけるガスタービン冷却の研究」…………… (P.340 ~ 343)
- ・「九州大学大学院 工学研究院 航空宇宙工学部門 推進工学分野」…………… (P.344 ~ 346)

## だより ✠事務局 ✠

まもなく夏休みシーズンを迎えますが、皆さまいかがお過ごしですか？ 今年、5月頃から時間を作っては実家のブドウ栽培の手伝いに帰省しています。ちまたで流行りの二刀流ライフな感じです（笑）。以前は収穫時の手伝い程度だったのでよく知らなかったのですが、ブドウは管理が大変で収穫までとても手間がかかります。特に5月、6月はやるのがたくさんあるので、雨の日でもカッパを着て作業します。しかも長時間の立ち仕事で、普段デスクワークの身には、なかなかしんどいです……。でも今年は自分で手をかけた分、どんなブドウが収穫できるのか楽しみです。

一方学会では、6月の見学会、7月の教育シンポジウムと、4年ぶりに期の前半から行事がスタートし、多くの皆さまにご参加いただいております。また、各委員会がオンラインからハイブリッド開催に移行したことにより、事務局会議室を訪れる委員の方たちも増え、学会活動にも活気が戻って来ています。9月以降の後半は、定期講演会@福井や、第2回見学会、そしてGTSJにとってのビッグイベントであるIGTC2023@京都なども控えておりますので、皆さまぜひ学会ホームページにて最新情報をチェックしてください。

(山本由香)

## 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  
 TEL：03-5157-1277  
 E-mail：eblo\_h3@eblo.co.jp

## 技術論文投稿要領（抜粋）

2021年7月11日改定

1. 本学会誌に投稿する和文技術論文（以下和文技術論文）およびJGPPに投稿する英文技術論文（以下英文技術論文）は次の条件を満たすものであること。
  - 1) 和文技術論文の責任著者は、論文投稿時および論文掲載時に、本学会の正会員または学生会員であること。英文技術論文についてはこの限りではない。
  - 2) 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) 和文技術論文は「学会誌原稿執筆要領」に従って執筆された日本語原稿、英文技術論文は「Instruction to Authors」に従って執筆された英語原稿であること。
  - 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
2. 技術論文のページ数は、和文技術論文は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。英文技術論文は「Instruction to Authors」に定める。
3. 和文技術論文の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。
4. 投稿者は、「学会誌原稿執筆要領」「Instruction to Authors」に従って作成された原稿電子データを、「技術論文原稿表紙」とともに技術論文投稿システム(Editorial Manager)から提出する。
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. 和文技術論文の著作権に関しては、別途定める「日本ガスタービン学会著作権規程」、および「学会誌編集および発行要領」第5章第16条を適用する。英文技術論文の著作権に関しては、別途定める「日本ガスタービン学会著作権規程 (Copyright Regulations of the Gas Turbine Society of Japan)」, および「英文論文集発行要領」第6章を適用する。

日本ガスタービン学会誌  
Vol. 51 No. 4 2023.7

発行日 2023年7月20日  
 発行所 公益社団法人日本ガスタービン学会  
 編集者 山本 悟  
 発行者 山本 誠  
 〒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  
 Tel. 03-5157-1277

©2023, 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。