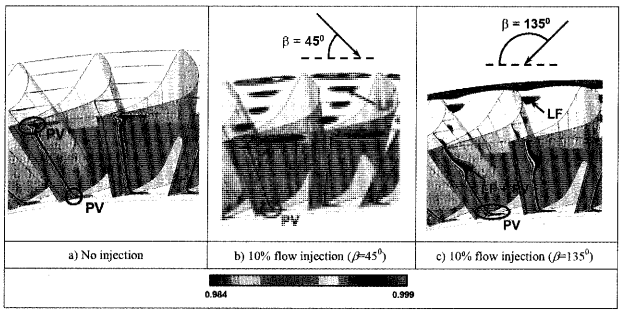
特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状（口絵）

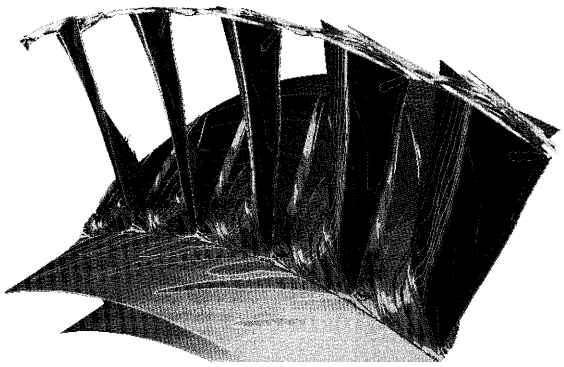
ガスタービンCFD技術の現状と将来動向

（東北大学 大学院 工学研究科　山本　悟）

（詳細は本文241頁参照）



岩手大学におけるCFD汎用コードCFXによる
計算例（船﨑健一氏提供）（本文　図２参照）

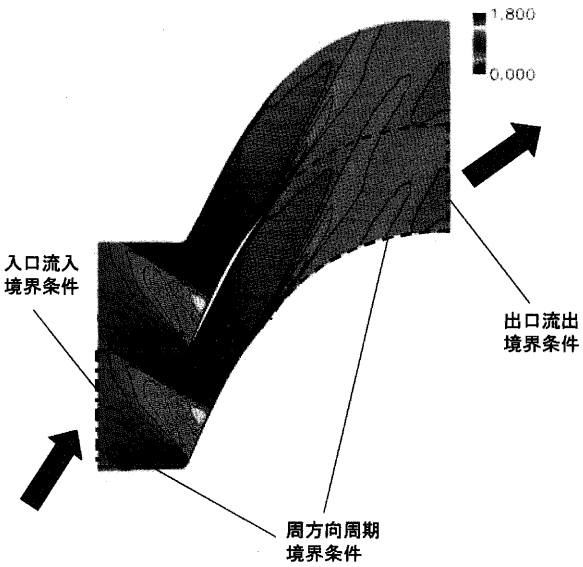


JAXAが開発した国産CFD汎用コードUPACS
による計算例（山本一臣氏提供）（本文　図４参照）

数値流体解析技術の技術課題

（詳細は本文248頁参照）

（東京大学 大学院 情報学環　荒川　忠一）

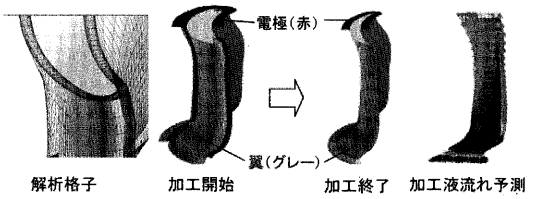


遷音速圧縮機動翼の数値解析結果（マッハ数分布）
（本文　図１参照）

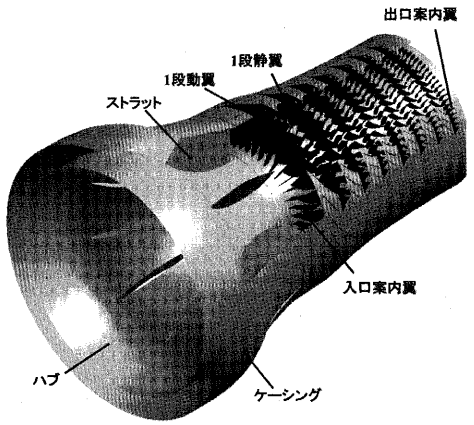
圧縮機空力設計におけるCFD解析

（詳細は本文254頁参照）

（石川島播磨重工業㈱　航空宇宙事業本部　今成　邦之）



電解加工シミュレーション解析例（本文　図４参照）



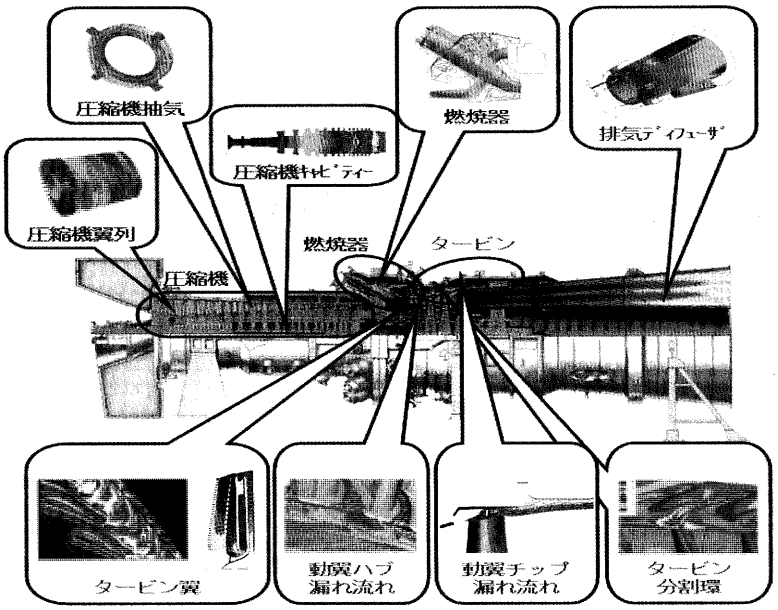
７段圧縮機全体計算モデル
（本文　図８参照）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

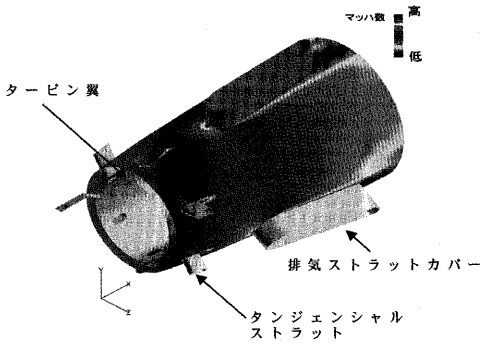
タービンの空力設計におけるCFD

（三菱重工業㈱　高砂研究所　伊藤　栄作・檜山　貴志）

（詳細は本文259頁参照）



ガスタービン各要素に対するCFDの適用（本文　図２参照）

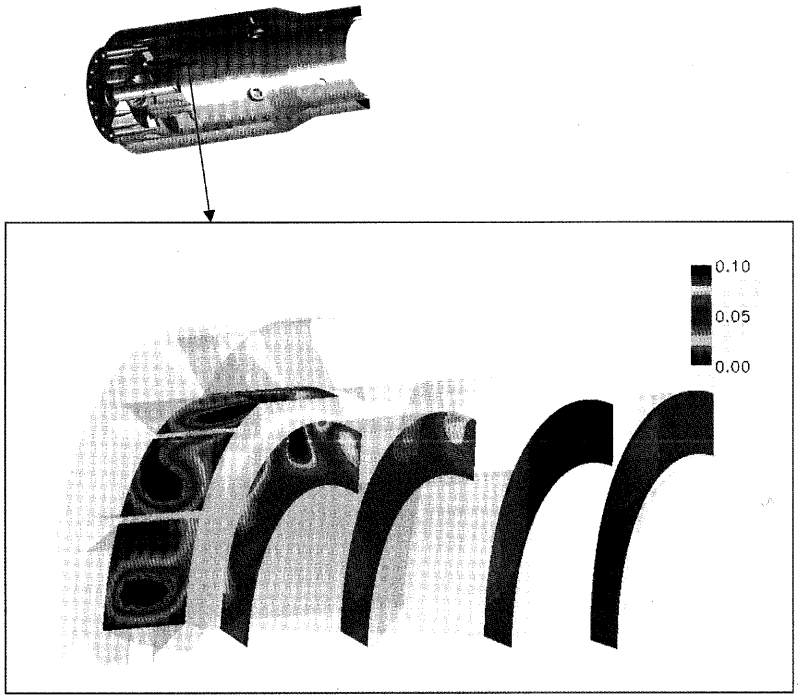


ガスタービン最終段と排気ディフューザの一体解析によるマッハ数分布
（本文　図４参照）

燃焼器設計におけるCFD解析

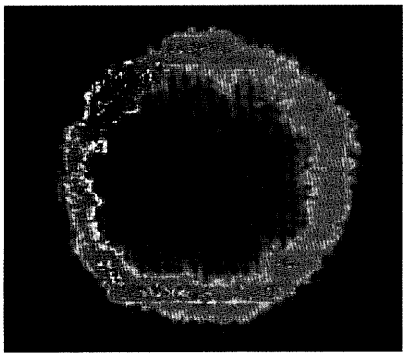
（川崎重工業㈱　ガスタービン・機械カンパニー　木下　康裕）

（詳細は本文263頁参照）



CH4 質量濃度分布

セカンダリバーナ内部の燃料混合過程（CFD解析結果）（本文　図７参照）



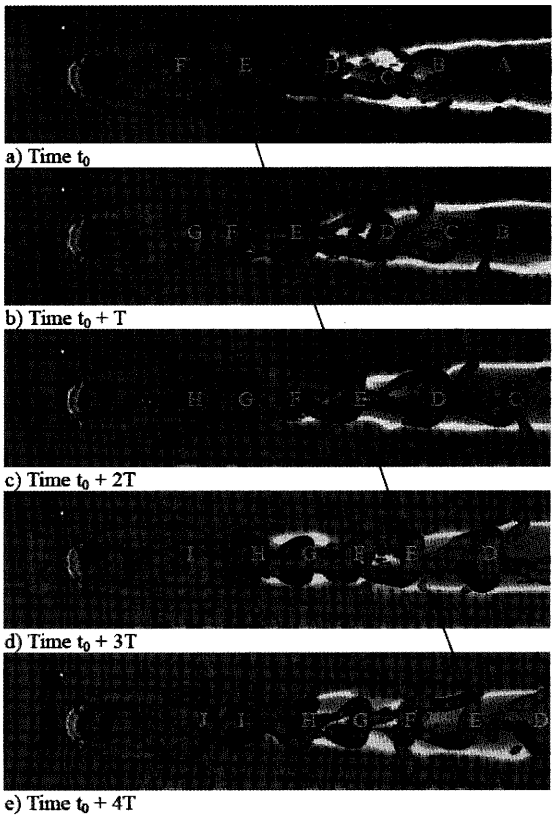
セカンダリバーナ出口の燃料濃度分布
（LIF混合計測結果）（本文　図８参照）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

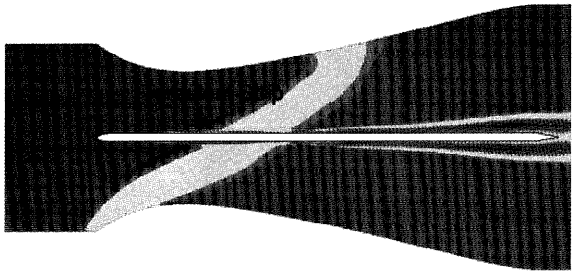
ガスタービンの冷却問題におけるCFD解析

（岩手大学 工学部 機械工学科　船﨑　健一）

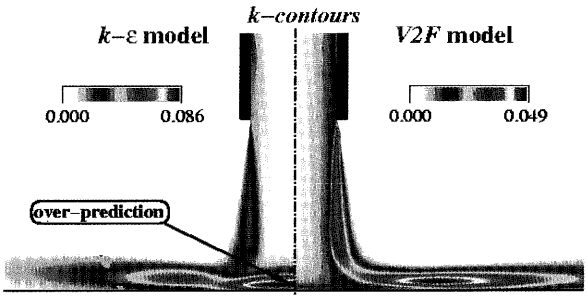
（詳細は本文270頁参照）



冷却孔からの噴流に伴う馬蹄形渦と熱伝達（Tyagi, Acharya）
（本文　図７参照）



平板境界層と移動円柱からの後流の干渉（Walters, Leylek）
（本文　図10参照）

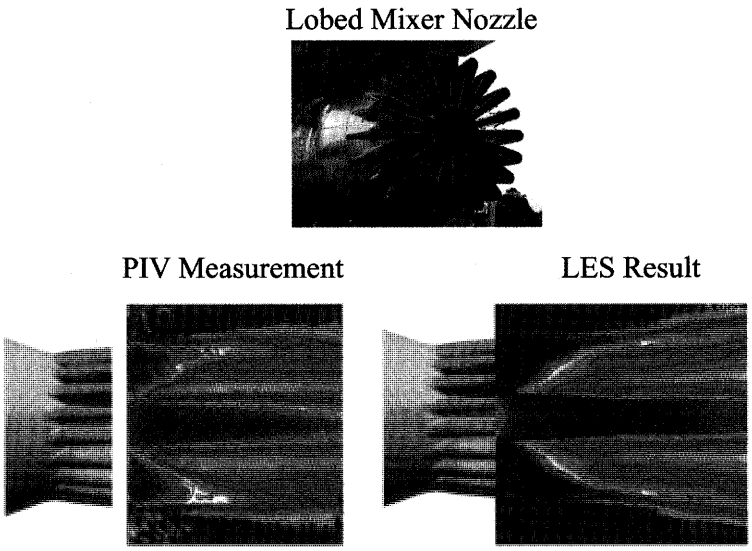


k-ε モデルによるよどみ点でのk値の異常性
（http://ctr.stanford.edu/gallery/jet2.gif）
（本文　図12参照）

航空機エンジンの騒音問題に対するCFD解析の適用と現状

（石川島播磨重工業㈱　航空宇宙事業本部　大石　勉）

（詳細は本文285頁参照）



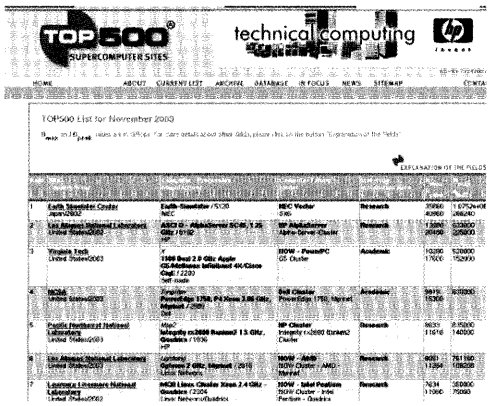
ローブミキサーノズルからの排気ジェットの時間平均速度分布
（PIV計測とLES計算の比較例）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

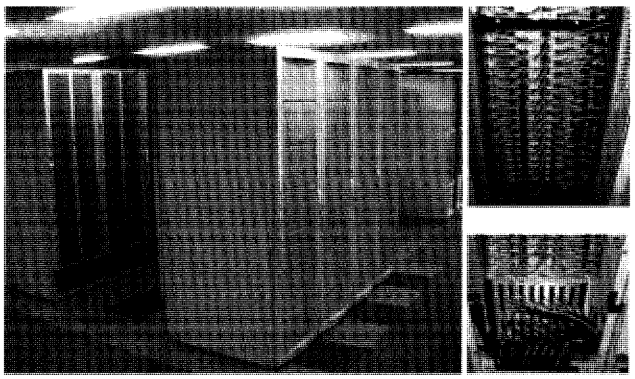
計算機ハードウェアの動向

（㈱富士通研究所　ITコア研究所　住元　真司）

（詳細は本文292頁参照）



スーパーコンピュータTOP500のサイト
（本文　図４参照）

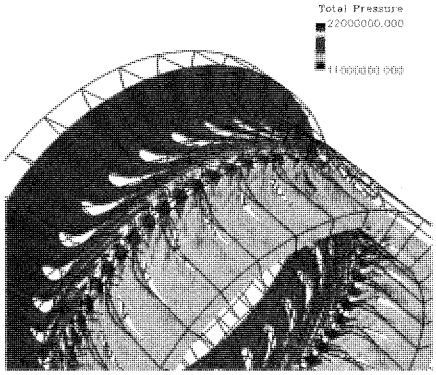


RWC SCore Cluster Ⅲ
（本文　図８参照）

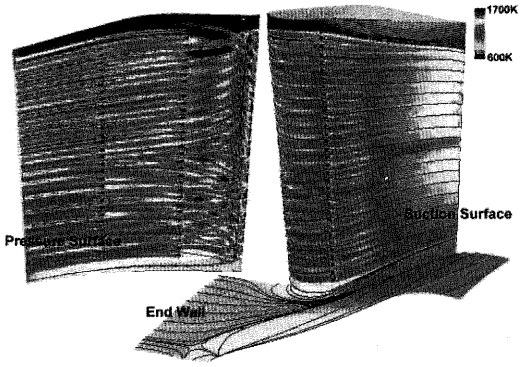
ガスタービンの空力要素の大規模流れ解析

（宇宙航空研究開発機構　総合技術研究本部　野崎　理）

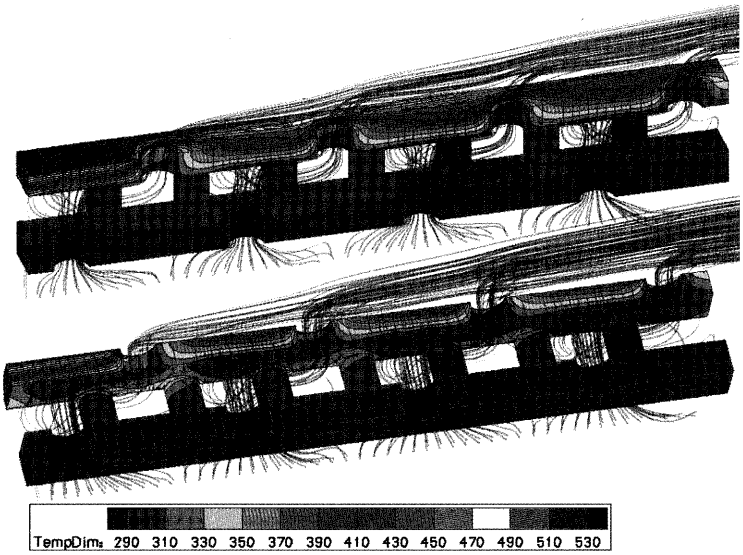
（詳細は本文298頁参照）



タービンの非定常全周流れ解析
（本文　図８参照）



冷却空気を伴うタービンの流れ解析
（本文　図９参照）



タービン冷却構造の流体・熱伝導連成解析（本文　図10参照）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

ガスタービンCFD特集の発行に寄せて

大田　英輔*1
OUTA Eisuke

1　はじめに　-1次元流れの理論の恵み-

30年以上も遡る話であるが，衝撃波管という高速気流の実験装置について，その素性を調べてうまく使いこなそうということに没頭していた。薄い金属製の膜で高圧気体と低圧気体を仕切り，この膜を破裂させて超音速の気流を発生させるもので，気流の持続時間が非常に短く計測に苦労する装置であるが，超音速風洞を持たない貧乏な大学では貴重な装置でもある。その先進形態が種々に考案され，風洞では達し得ない高エンタルピー，高マッハ数の実験も可能であるということで，この装置をテーマに大学横断の研究会もつくられ，国際的な交流も活発で，多くの著名な先生方のご意見や研究成果を伺う機会に恵まれることも多々あった。

ところで，圧縮性流れの教科書では，衝撃波や衝撃波管の流れの理論が単純波と衝撃波の組み合わせによって，単純明快に記述されている。しかし，その理論体系は相当に奥床しい出自をもっていて，Courant, R. と Friedrich, K.O. による“Supersonic Flow and Shock Waves”などの名著をじっくり読み考えていると，如何にも勉強をしているという充実感を覚えるものの，実験体験と食い違うことにより肯定しにくい場面もあった。

この食い違いに決着をつけようと手をつけたのが数値解析で，これが筆者のCFDに関わる始まりとなった。その一つが図1に載せたもので，衝撃波管の仕切り膜が割れる際に，破断しつつある隙間を通って膨張する高圧の気体が低圧の気体を駆動して，衝撃波を形成する過程の時間変化を2次元計算し，手書きで立体表示した図である。当時の計算機能力では3次元解析など無理でもあり，また描画ソフトも一般には望めない時代でもあった。これは，瞬間的に仕切り膜が破裂すると仮定した理論に対して実際にはどうなるのであろうかということで，非常に面倒で時間のかかる作業を当時の学生の皆さんにお願いしたわけであるが，この図のように結果は却ってわかり難く，敢えて無理をしたように感じている。見通しがよく大局の把握が容易で，応用しやすい本質的な理論の素晴らしさを実感したことが，結論であった。勿論この計算に利用したMAC法そのものは扱いやすい優れたスキームで，その後のCFDの発達にも貢献している。

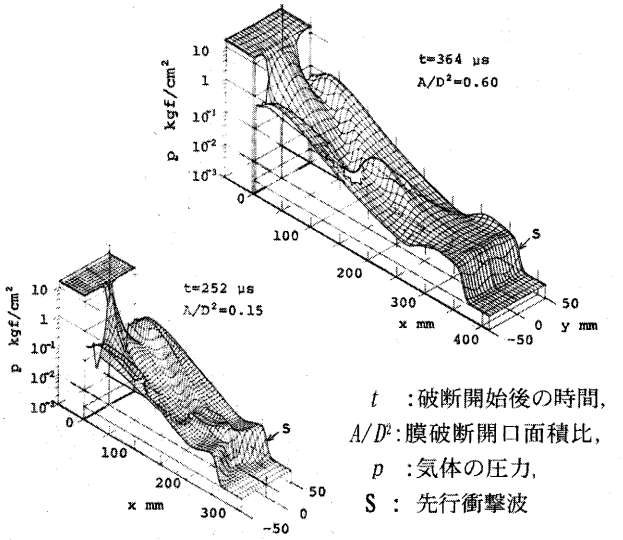


図1　衝撃波管の仕切り膜開口によって形成される低圧室での圧力分布と先行衝撃波の時間的変化（MAC法）

2　ガスタービン要素技術をCFDで描く

最近，わが国のガスタービン産業におけるターボ機械研究の姿を紹介するという仕事をこなす必要があった。CAME-GTという欧州連合のプロジェクトからの依頼である。どのようにまとめるか非常に悩んだ末，幾つかの会社から提供していただいたCFDによる各要素のグラフィック資料を，Off-design, Optimum blade, Aero-mechanical design, Stability control, Cooling technology, Whole stage designなどに分類して配列することとした。

鑑賞に耐える形に整える事は，提供をお願いした会社への礼儀でもあり，かなり気の張る仕事ではあったが，大規模計算機環境の紹介も含めてスライドを整え，ワークショップに臨んだ。欧州企業の技術者達を前に講演しながら感じたのは，CFDによるカラー表示のスライドを見せるだけで，ほとんど説明せずに意図することが理解されるということであった。クロッキング，形状最適化，振動や騒音制御の翼形など世界共通の関心事であることから，ワークショップという性格もあり，一昔前にはよくされた解析スキームやCFDそのものの信頼性などに対する議論よりも，何処で，何が，どこまで解析されているのかという事に関心があったようである。

それほど，CFDは満遍なく各要素に適用され，ガスタービン設計に深く食い込んだ技術の位置を占め，いかがわしさも払拭されて，むしろ要素の空力設計に関するCFD世界標準がどこかで提案されそうな勢いも感じる此の頃である。勿論，乱流と遷移，細部の非定常流動，

原稿受付　2004年6月22日
＊1　早稲田大学 理工学部 機械工学科
〒169-8555 東京都新宿区大久保3-4-1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

変動の時間や振幅のスケールなどの面で，実際の現象や性能の再現に及ばぬことは当然であるが，よほど精密に吟味された実験でない限り，実験との優劣を論じる段階を超えたようにも思われる。逆説的ではあるが，今はCFD によって示唆された問題を実験によって認知するという事かもしれない。この観点からは，要素のトラブルなどの分析にも有力なツールとなるであろう。

このワークショップで，2000-CPUhrs を要した 7 段 HPC，4000-CPUhrs を要した 4 段 LPT の解析結果を紹介したが，さすがにこのスケールでは，検証や設計変更にどう対応するのかという質問が集中した。CFD によってなされたガスタービンの構成や性能見積りが実際の取引でも利用される時代が近いとの事である。耐熱材料の特性，燃焼器内部での高温反応などをどのように導入して，ガスタービン全体のシステムを評価するのか，興味ある点でもある。最近知ったことであるが，物質・材料研究機構と宇宙航空研究開発機構が共同で，バーチュアルタービンというシステムを開発している。燃焼器下流のタービン部分について，冷却流れを含む翼空力，高温耐熱合金の特性などをデーターベース化し，それをもとにタービン性能などを推定するもので，最適化された性能が実証されることが待ち望まれる。

3　結び　-理論との両立による伝承-

確かに CFD はさまざまな角度でいろいろな流れを見せてくれる。大きな間違いも無さそうである。図 2 に示した超音速ジェットの振動モードはかなり大規模な解析を実行して得られた結果であるが，それらのモードで発生する圧力波の周波数は，やはり大掛かりな実験の結果にも一致している。というよりも，この結果をみて，騒音実験データを再度詳細にみると，それぞれの周波数に一致する分離騒音が記録されていたという事で，CFD が先行して判った結果ともいえる。

ところで，超音速ジェットは，衝撃波と同様にやはり多くの教科書に掲載される代表的な圧縮性流れの題材で，Howarth, L. の編纂による“Modern Developments in Fluid Dynamics -High Speed Flow-”における定常ジェットの記述は的確に本質を押さえ，読者に発展性のある考え方をもたらすようである。いわば世代を超えて伝承することができるように，理論的な背景が明確になっている。

この CFD の成果は果たして伝承されるのであろうか。また，条件が変わったときの様相を推論するに耐える物理的構造を明らかに示しているであろうか。無理かと思われる。おそらく，その都度，解析を実行することになるであろう。ジェットの構造として CFD から直接に得られる知見は Howarth の時代の成果から一歩も出ないようである。また，マッハ数によって異なる振動モードが励起される力学系の理屈を組み立てるには，別の理論を援用して考える必要がある。具体的に表現された圧力や流速，渦度などの分布と変動は，仕組みを考える上で役に立つことは確かであろうが，直接に力学系の構造を明らかにするものではない。

CFD は不可欠な開発技術として位置ずけられ，その結果の信頼性や説得力と描写の緻密さ，解析方法や解析スキームを伝承する際の確実さ，異なる分野からの技術データ導入のしやすさ，などは広く承認される特性であろう。近い将来に計算機ハードウェアが tera から peta の性能の時代に入ったとき，ジェットエンジンや産業用ガスタービンの要素性能ばかりでなく，全体性能や機械的信頼性なども計算機解析によって予測する試みがなされよう。そのとき，ガスタービン技術の伝承，開発の基本指針の策定や信頼性に対する責任，各要素担当者間の連携など技術倫理にどのような影響をもたらすであろうか。今年度より宇宙航空研究開発機構において，CFD を主体に開始されているクリーンエンジンプロジェクトの成功に興味を抱く所以でもある。

年々に最新の CFD を援用してもたらされる情報は深い設計段階にまでおよび，その対象も拡大している。年毎にそれらを網羅して，ガスタービンの技術や工学への展望が刷新されるように特集を組んでおくことは，学会としての責務でもあり，また会員への大きなサービスにもなっているように思う。その都度，細部まで検証された成果がオーソライズされてまとめられることは，さらに規模の大きい系の解析を実施する勇気を持たせることになろう。この特集号が，CFD の現状を知って先を展望しようとするユーザや研究者にとっても，また情報交換を求めるガスタービン CFD の熟練研究者にも大きく貢献することを願うものである。

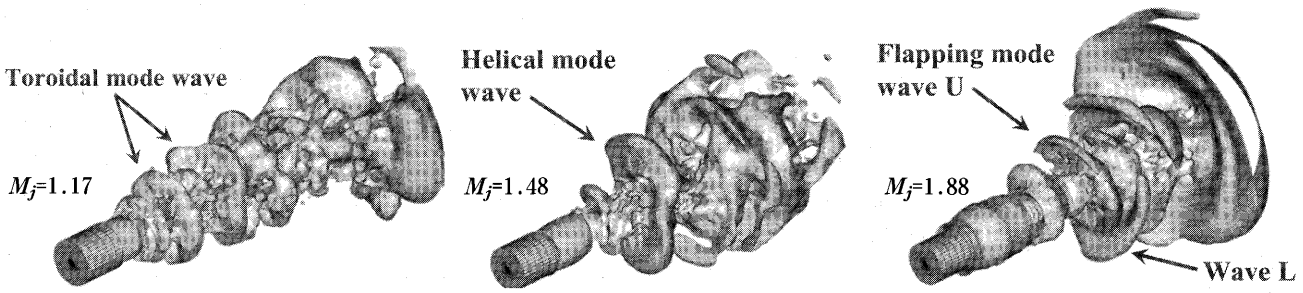


図 2　3 次元非定常 CFD による超音速ジェットの振動モード。円形ノズルから流出する不足膨張ジェットは，マッハ数(M_j)によって異なるモードの振動を示す。実験で把握するのは必ずしも容易ではない。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

ガスタービンCFD技術の現状と将来動向

山本　悟*1
YAMAMOTO Satoru

キーワード：ガスタービン，CFD，汎用コード，研究・教育

1　はじめに

1998年に「熱流体の数値計算・数値解析手法」と題してCFD技術に関する解説[1]を執筆してから約6年経ったが，このたびは「ガスタービンCFD技術」と題する解説を執筆する機会を得たので，現在そして今後のガスタービンCFD技術に関する筆者の個人的な見解を書かせていただき，かつ前回の解説を更新する形で典型的な最新のCFD技術を紹介したい。本来ならば，ガスタービン開発のための最新のCFD技術を概説すべきであるが，筆者自身がガスタービン自体を最近研究していないこともあり，むしろガスタービンのCFD技術そのものより，少し広い視点から現状と将来動向について概説できればと思う。ガスタービンの具体的な各要素設計に関するCFD技術については，幸い後述の執筆者方々が詳説されることと思うので，そちらをご参照いただきたい。

2　産業界におけるCFD技術活用の現状

CFD研究は，コンピュータの発展とともに20世紀後半から急速に進展してきた。図1は，1950年代から現在までに，CFD研究が対象とする流れ問題がどれだけ複雑になったかを簡単に表したものである。これを見れば，CFD研究はすでにかなり成熟期にあることがわかる。計算スキームでたいへん著名なあるCFD研究者は，CFD研究の黄金期は1980年代前半であったと国際会議で話していた。また，私の恩師もCFDの寿命はあと10年くらいだろうと10年前に話していたのを記憶している。ところが一方では，産業界におけるCFD技術のニーズは衰えることを知らず，今後もますます高まっていくのは明らかである。特にガスタービンを初めとするターボ機械の設計においては，FluentやCFXに代表される各種CFD汎用コードが広く使用されるようになった。これら汎用コードの開発には，多額の資金と多くの人材が投入されており，多種多様な流れ問題に手軽に利用できるように，数多くの数理モデルが組み込まれ，GUI環境が整備されているようである。設計に即戦力として利用できるこれら汎用コードが，その値段はともかく現在入手できる環境にあるわけで，これらを活用してターボ機械を設計してゆけば，たしかにCFD研究はもはや必要ないのではないかと誰しも思ってしまう。しかしながら，（筆者にとって）幸いにも，そうとは言えない状況にあることが最近の産業界における汎用コードの活用状況から示唆される。

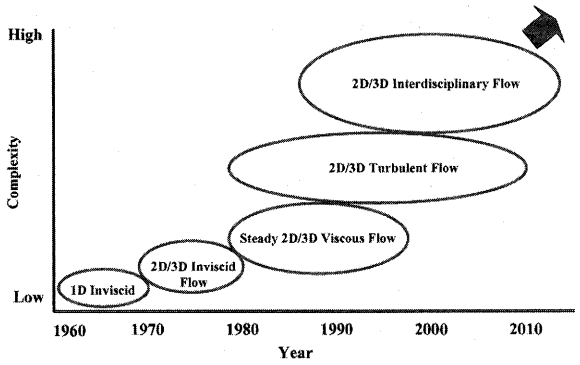


図1　CFD研究で対象とされる流れ問題の複雑さの変遷

CFD汎用コードは，それを用いて計算が可能ならば有効に利用すべきであるというのが筆者の基本的な考えである。逆に言えば，汎用コードでできることをCFD研究していても仕方がないということになる。現在市販されている汎用コードを用いれば，かなり複雑なターボ機械流れも計算することができる。たとえば，図2は岩手大学のグループがCFXを使用して計算した3次元静動翼列流れの計算結果である[2]。PCクラスターを使用して比較的短時間に計算結果を得ることができる。このようにCFD汎用コードは，一見簡単に使いこなすこと

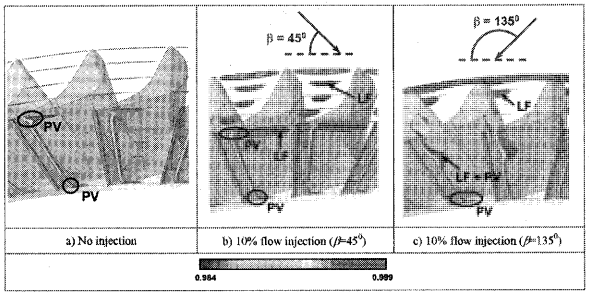


図2　岩手大学におけるCFD汎用コードCFXによる計算例（船﨑健一氏提供）（口絵参照）

原稿受付　2004年5月11日
＊1　東北大学大学院工学研究科
〒980-8579　仙台市青葉区荒巻字青葉01

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

ができそうに思えるが，はたしてこれが大学などの研究機関のみならず，企業の設計現場においても同様であるかというと，必ずしもそうではないようだ。その理由は，1）まずそもそも値段(維持費)が高い，そして，2）国内でのサポート体制が不十分，さらには，3）使いこなせる人材自体が不足，4）はたして本当に万能なのか，という点などが指摘されている。高額で購入はしたものの，十分に使いこなせていないという企業の方のボヤキを聞いたことがある。価格が高いのは仕方ないにしても，具体的な対象を計算する際のコード使用上の問題点や質問にリアルタイムで対応できるサポート体制ができていないと，企業にとっては結局時間と経費を浪費してしまう。そして，使いこなせる人材が不足しているという点も，また深刻な問題であるように筆者は思う。標準的な利用方法に限定するのであれば，バイナリーコードで提供されたコードを使いこなせば事足りそうであるが，ターボ機械の最新設計へ適用しようとする場合には，細かな点でコードの修正が必要になる場合がある。そのような状況においては，ソースコードでの購入が不可欠である。ところが，いざソースコードを修正しようとしても，どこをどのように修正すればいいのかがわからないと途方に暮れてしまう。結局のところ，コード全体の構成に加えて，使用されている基礎方程式，数値解法を理解しなければならない。したがって，CFD「研究」の必要性はともかくとして，CFD「教育」が今後も引き続き極めて重要であるわけで，筆者としては，自ら習得した CFD 技術を学生に伝授するため，大学における講義や研究指導にますます精進しなければならないという点を再認識させられる。

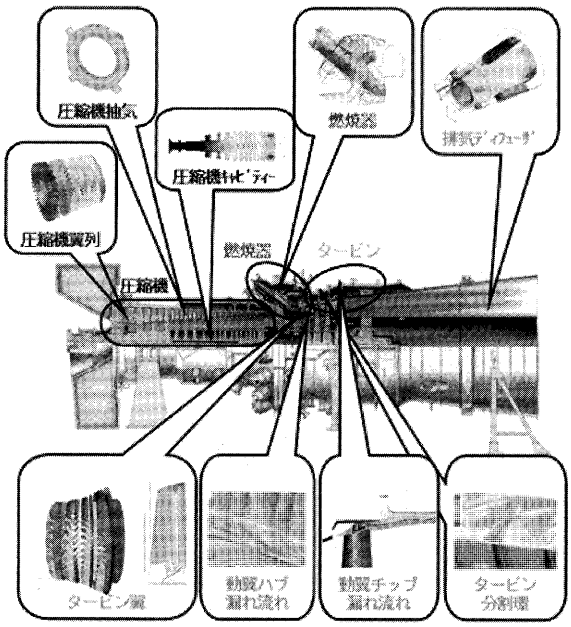


図 3　三菱重工業におけるガスタービン各要素への各種 CFD コードの適用例（三菱重工業高砂研究所提供）

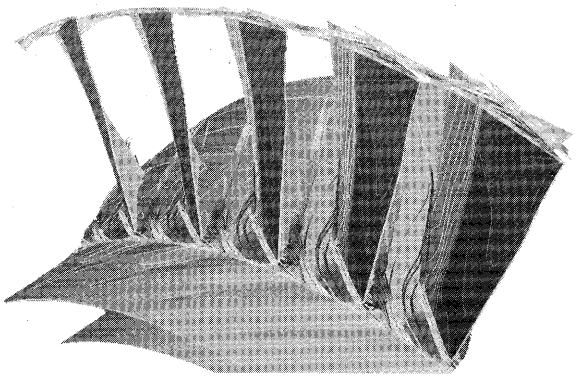


図 4　JAXA が開発した国産 CFD 汎用コード UPACS による計算例（山本一臣氏提供）（口絵参照）

上記 1）-3）のような事情もあり，国内におけるガスタービン設計への CFD 汎用コード活用例は限られるが，そんな中でもたとえば，三菱重工業高砂研究所においては，CFD 汎用コードに合わせて in-house コードも開発しながら積極的に CFD 技術をガスタービン設計に活用している。図 3 は同研究所における CFD 技術に関するアクティビティーをまとめて紹介した可視化図である[3]。ガスタービンのあらゆる要素に対して CFD 技術を適用しており，CFD コードをうまく使いこなして設計に応用している。設計実用に耐えられる In-house コードの開発には，既存の CFD 汎用コード同様に，多額の資金と優れた多くの人材が必要であることから，筆者のような大学の一研究室における開発には限界があるが，たとえば，宇宙航空研究開発機構（JAXA，旧 NAL）では，UPACS と名づけた独自の CFD 汎用コードの開発に成功しており，基本的に大学等の研究者には無償で提供している。図 4 は，UPACS を用いて計算された遷音速圧縮機翼列干渉流れの計算結果である[4]。国産の本格的な CFD 汎用コードを独自開発する貴重な例であり，国内におけるサポート体制の充実や人材の育成などの点も考慮して，ぜひとも産業界からもその開発に支援をしていただきたい。UPACS に関する情報は，ホームページ http://www.nal.go.jp/aet/cfd/upacs/index.html をご覧ください。

3　ガスタービン CFD 技術の国際的な現状

さて，上記 4）の CFD 汎用コードがはたして万能なのか，という点にまだ言及していないが，その前に，まずはガスタービン関連の国際会議におけるガスタービン CFD 技術の発表状況について簡単に調べてみた。

ここ数年間のガスタービン CFD 技術を概観するのには，本学会誌バックナンバーに掲載されている，毎年開催されている ASME 国際ガスタービン会議や国際ガスタービン会議の会議報告を通読するのが手っ取り早い[5]。これら報告によれば，1999年以降のいずれの会議においても CFD を活用した研究が多くを占めているが，三次元

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

多段解析や三次元非定常静動翼列干渉の解析はもはや一般的なものになっている。特にほとんどが設計への適用を想定した具体的な事例である（ただし，あまりにも事例が多すぎるのでここで個々の紹介は割愛する）。さらにCFD技術は，コンプレッサーやタービンなど翼列要素のみならず，燃焼器や翼冷却など，より複雑形状で複雑流れや伝熱を伴う要素にも広く利用される傾向にある。したがって，ここ数年間におけるガスタービン設計へのCFD技術の活用は，CFDの応用分野の中でも，極めて成功しかつ成熟している事例であることは間違いない。

そのような状況の中で，すでに5年前になるが，1999年の国際ガスタービン会議におけるケンブリッジ大学Denton教授の特別講演[6]は興味深い。それは，上記のような三次元流れの計算は重要であるにもかかわらず，現状ではガスタービン効率向上への寄与は必ずしも高くないという指摘である。Denton教授は，さらなる大幅な効率向上のためには，今後はガスタービン翼列流れに付随する，より局所的な流れの詳細な解明が不可欠であると結論づけている。この点については筆者も同感であり，同様のことはすでに前回の解説[1]にも指摘している。さて，これは何を意味するのか？　計算格子点数が足りないために，未だ三次元計算では局所的な流れの正確な捕獲には至っていないのであろうか？それならば，計算格子を細かくすれば解決することができる。しかしながら，これの意味するところはむしろ本質的なものである可能性が高い。

それでは，その本質的な問題について，CFD汎用コードははたして万能なのかという点も絡めて，筆者の見解を以下述べさせていただきたい。

4　CFD技術の二極化

現在市販されているCFD汎用コードのほとんどが，三次元複雑形状物体の内外における流れに適用できるように，非構造格子に基づく有限体積法（もしくは有限要素法）で構築されている。ガスタービン内部も形状が複雑であり，非構造格子ベースのCFDコードによる複雑流れ場の計算が主流を占めている。一方では，流れ現象に着目した基礎研究も相変わらず行われているが，特に渦や衝撃波さらには乱流を伴った非定常流れを正確に計算することは，ガスタービン内部の流れを把握するためにも極めて重要である。たとえば，空間6次精度を有したコンパクト差分法[7]を用いたDNS計算などにより，初めてその流れ現象の詳細を把握できるかもしれない。10年前には，空間精度は2次精度で十分であると持論を展開していた研究者の中にも，現在は空間精度の必要性を再認識されて同様の研究をやられている方もおられる。渦を伴う非定常流れの計算には，空間精度が最低でも4次精度は必要であるというのは，すでにCFD研究者の中でも共通の認識である。さらに，乱流現象やノイズ（音波）の計算には6次精度以上必要であるという主張もある。このように複雑現象の計算にはとにかく空間精度が必要であることが示唆されるが，これら空間4次精度以上の数値解法を，現在主流を占める非構造格子に基づくガスタービンCFD技術に適用することは困難である。なぜならば，有限体積法では計算格子セル単位で支配方程式系が離散化されるため，空間精度を高々2次精度までしか上げられないからである。格子セルを局所的に細かくすればいいのではないかという発想で，解適合格子などによる計算もずいぶんたくさん行われているが，結局，渦現象などの正確な捕獲には至っていない。ここに本質的な問題が存在するというのが，筆者に限らず多くのCFD研究者の認識である。すなわち，局所的な渦現象を捕獲するために格子セルを細かくするにもかかわらず，非構造格子法では渦の本質を捉えることができないという点である。一方では，構造格子に基づくコンパクト差分法を用いてガスタービンの局所的な複雑現象を計算しようとしても，一般曲線座標系におけるコンパクト差分法の精度は保証されない上に，複雑物体形状周りの計算格子生成は容易ではない。圧縮性ナビエ・ストークス方程式の数値解法は，その用途から，一方は非構造格子に基づく有限体積法，他方は構造格子に基づく差分法と二極化しているのが現状である（図5）。はたしてこの現状が続く限りにおいては，Denton教授が指摘した問題点は解決されないかもしれない。将来いずれかのCFD研究者がこの二極化した現状を打破する画期的な数値解法を提案することを期待するしかないのであろうか。幸い，そのようなCFD技術のシーズもいくつか見受けられる[8]~[11]。とりあえずはこれら研究の今後の展開に期待したい。

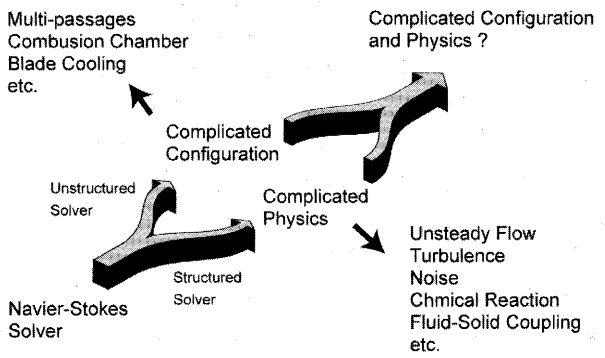


図5　CFD技術の二極化

5　最新のCFD研究

さて，ガスタービン設計に将来応用できるか否かは現時点では未知だが，本解説の後半では筆者が現在取り組んでいる最新のCFD研究を紹介したい。

5.1　複雑物理の数理モデル

渦現象や乱流を伴う非定常流れの正確な捕獲はさておき，圧縮性ナビエ・ストークス方程式を解くための数値

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

解法はかなり確立されてきた。次なる目標の一つは，この方程式を逸脱した流れ問題を解くための数値解法の開発である。ガスタービンのCFD技術においても，燃焼器内の燃焼流などはまさにその典型的なものであり，すでにCFD研究も広く行われている。燃焼流は流れ問題の中でも最も複雑な流れ現象であり，化学反応と乱流現象が密接に関連しているため，これらを支配する数理モデルならびに支配方程式を解かなければならない。ただし，本解説では燃焼流については言及しない（後述解説を参照）。

一方，筆者は現在，蒸気タービン内の非平衡凝縮を計算するための数理モデルならびに数値解法を構築している。これの基礎になっているのは，実はすでに開発済みのガスタービン流れ解析コードである。最新のガスタービンでは，燃焼器内での水蒸気噴射や，タービン翼の水蒸気冷却など，水蒸気を活用して性能を向上させる設計が取り入れられている。これらにおいては，水蒸気が有した熱物性，たとえば質量や潜熱などが流れ場に与える影響を把握する必要がある。特に，水蒸気の噴射は異なる物性の流体（燃焼空気）への流体混合であり，これを正確に計算するためには，それぞれの物性を上手に平均化する手法が必要になってくる。筆者らが開発した非平衡凝縮流れの計算コードは，空気と水蒸気を個別に取り扱うことができ，かつ水蒸気の相変化も計算できる。今後，上記のような水蒸気を利用した効率向上のための革新的な技術創成において，なんらかの寄与ができるかもしれない。現在，取り組んでいる非平衡凝縮の研究については，文献[12]～[14]等をご参照いただきたい。

5.2 前処理法

最近のガスタービン研究において，コンプレッサー翼フラッターやタービン翼冷却問題などが広く研究されているが，これらはまさに流体現象のみならず，固体の振動や熱伝導を考慮しなければならない，いわゆる流体・構造連成問題である。現在，このような連成問題は，それぞれの現象を支配する支配方程式をそれぞれに合った数値解法により計算するのが一般的である。仮にこれらの異なる現象が，同一の支配方程式で解くことができるとすれば，工学的な実用性が飛躍的に高まる。

筆者は最近，前処理法（Preconditioning method）に基づく数値解法を開発した。前処理法とは，圧縮性ナビエ・ストークス方程式に擬似密度と擬似音速を導入することにより，極めて遅い流れも計算できるようにしたものである。

非圧縮性流れは，食い違い格子を用いるMAC法[15]から派生してきた数値解法で非圧縮性ナビエ・ストークス方程式ならびにそれらより導出された圧力のポアソン方程式を解いて解析するのが一般的である。遅い流れを通常の圧縮性流れの数値解法で解くと，解がいつまで経っても収束しない，いわゆる解の硬直性（Stiffness）が生じる。すでに開発している圧縮性流れの数値解法を活用して，遅い流れや非圧縮性流れを解くことができればたいへん便利なわけで，Chorin[16]は，圧縮性ナビエ・ストークス方程式の質量保存則における時間微分項を，擬似密度の時間微分に置き換えて非圧縮性粘性流れを解くいわゆる擬似圧縮性法を提案した。しなしながら，解の硬直性は解決されない。Turkel[17]やMerkle[18]らのグループは，擬似圧縮法に擬似音速を新たに導入することで極めて遅い流れが解析できる前処理法を提案した。これは，極めて遅い流れ（一様流マッハ数0.01以下）の計算の際に，音速を速度と同じオーダーに強制的に変換する方法である。すなわち，音波の伝播を示す特性速度をすべて対流速度に置き換えていることになる。このとき同時に，基礎方程式は非圧縮性流れ特有の方程式系に変換される．Weissら[19]はこの前処理法を非定常流れや自然対流問題に応用している。ちなみに，Weissは，Fluentの研究員であり，この汎用コードには前処理法がすでに組み込まれている。遅い流れの計算については，Fluentに先を越された感があるが，筆者はこの前処理法をさらに応用して，固体内部の熱伝導を流れと同一の支配方程式で解けるようにした[20]。

前処理法が施された二次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式は，一般曲線座標系で次式のように定義される。

$$\Gamma \hat{Q}_t + L(\hat{Q}) = \Gamma \frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial \xi_i} + S = 0 \tag{1}$$

ただし，

$$\hat{Q} = J\begin{bmatrix} p \\ u_1 \\ u_2 \\ T \end{bmatrix}, \quad F_i = J\begin{bmatrix} \rho U_i \\ \rho u_1 U_i + \partial \xi_i / \partial x_1 p \\ \rho u_2 U_i + \partial \xi_i / \partial x_2 p \\ (e+p) U_i \end{bmatrix},$$

$$S = -J \frac{\partial \xi_i}{\partial x_j} \frac{\partial}{\partial \xi_i} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{1j} \\ \tau_{2j} \\ \tau_{kj} u_k + \kappa \partial T / \partial x_j \end{bmatrix}$$

p，$u_i\ (i=1,2)$，$U_i\ (i=1,2)$，ρ，e，$\tau_{ij}\ (i,j=1,2)$，κ，ならびにJは，それぞれ，圧力，物理速度成分，反変速度成分，密度，全内部エネルギー，粘性応力テンソル，熱伝導率，ならびに変換のヤコビアンである。Γが前処理法を適用するための前処理行列であり，次式で定義される。

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \theta & 0 & 0 & \rho_T \\ \theta u_1 & \rho & 0 & \rho_T u_1 \\ \theta u_2 & \rho & 0 & \rho_T u_2 \\ \theta H - 1 & \rho u_1 & \rho u_2 & \rho_T H + \rho C_P \end{bmatrix} \tag{2}$$

$H = (e+p)/\rho$。θは前処理パラメータであり，

$$\theta = 1/U_r^2 - \rho_T / \rho C_P \tag{3}$$

ρ_Tは，温度による密度の偏導関数で，$\rho_T = \partial\rho/\partial T$。理想気体の場合には，$\rho_T = -\rho/T$。$U_r$は切替パラメータ。仮に，$U_r$が音速に等しければ，$\theta$はゼロになり，式(1)は圧縮性ナビエ・ストークス方程式に帰着する。

筆者は，さらに特性の理論に基づき，前処理法が施さ

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

れた流束分離式を新たに導出した[21]。いま，区分的領域ℓならびに$\ell+1$の境界面において，F_iの数値流束を$(F_i)_{\ell+1/2}$と定義すれば，$(F_i)_{\ell+1/2}$は境界面左の区分的領域ℓと，境界面右の区分的領域$\ell+1$から伝播して来る特性に基づく数値流束$F_i^{\pm}$の和として次式のように表される。

$$(F_i)_{\ell+1/2}=(F_i^+)_{\ell+1/2}+(F_i^-)_{\ell+1/2}$$
$$=(\hat{A}_i^+)_{\ell+1/2}\hat{Q}^L_{\ell+1/2}+(\hat{A}_i^-)_{\ell+1/2}\hat{Q}^R_{\ell+1/2} \quad (4)$$

$\hat{A}_i^{\pm}$は前処理された$F_i^{\pm}$のヤコビ行列。$\hat{Q}^L$ and $\hat{Q}^R$は，左右の区分的境域においてMUSCL補間[22]された未知変数ベクトル。式(4)の$(\hat{A}_i^{\pm})_{\ell+1/2}\hat{Q}^M_{+1/2}$が，前処理型流束分離式として次式のように導出された。

$$(\hat{A}_i^{\pm})_{\ell+1/2}\hat{Q}^M=(\Gamma L_i^{-1}\Lambda_i^{\pm}L_i)_{\ell+1/2}\hat{Q}^M=\hat{\lambda}_{i1}^{\pm}\Gamma\hat{Q}^M+\frac{\hat{\lambda}_{ia}^{\pm}}{\hat{c}_i\sqrt{g_{ii}}}\hat{Q}_{ia}+\frac{\hat{\lambda}_{ib}^{\pm}}{\hat{c}_i^2} \quad (5)$$

上添え字Mは，LもしくはRに置き換えられる。$g_{ii}=\nabla\xi_i\cdot\nabla\xi_i$。$L_i$ならびに$\Lambda_i$は，前処理された左固有ベクトルと固有値(特性速度)からなる行列。$\hat{\lambda}_{ia}^{\pm}$と$\hat{\lambda}_{ib}^{\pm}$は次式で定義される。

$$\hat{\lambda}_{ia}^{\pm}=(\hat{\lambda}_{i3}^{\pm}-\hat{\lambda}_{i4}^{\pm})/2 \quad (6)$$
$$\hat{\lambda}_{ib}^{\pm}=(\ell_i^-\hat{\lambda}_{i3}^{\pm}-\ell_i^+\hat{\lambda}_{i4}^{\pm})/(\ell_i^--\ell_i^+)-\hat{\lambda}_{i1}^{\pm} \quad (7)$$

ここで，$\hat{\lambda}_{i1}^{\pm}$ (j=1，3，4)ならびに$\ell_i^{\pm}$は，

$$\hat{\lambda}_{ij}^{\pm}=(\hat{\lambda}_{ij}\pm|\hat{\lambda}_{ij}|)/2 \quad (8)$$
$$\ell_i^{\pm}=\rho U_r^2/(U_i(1-a)/2\pm\hat{c}_i\sqrt{g_{ii}}) \quad (9)$$

$\hat{\lambda}_{ij}$ (j=1，3，4)は前処理された固有値（特性速度）であり，

$$\hat{\lambda}_{i1}=U_i \quad (10)$$
$$\hat{\lambda}_{i3}=(1+a)U_i/2+\hat{c}_i\sqrt{g_{ii}} \quad (11)$$
$$\hat{\lambda}_{i4}=(1+a)U_i/2-\hat{c}_i\sqrt{g_{ii}} \quad (12)$$

ここで，$\hat{c}_i$は擬似音速（もしくは数値音速とも呼ばれている）で，

$$\hat{c}_i=\sqrt{U_i^2(1-a)^2/g_{ii}+4U_r^2}/2 \quad (13)$$

ただし，。$a=U_r^2(\rho_p+\rho_T/\rho C_p)$。$\rho p$は，圧力による密度の偏導関数で，$\rho_p=\partial\rho/\partial p$。理想気体の場合は，$\rho_p=1/(RT)$。$R$はガス定数。もし，$U_r$が音速に等しければ$a$は1になり，擬似音速である式(13)は音速に等しくなる。$\hat{Q}_{ia}$と$\hat{Q}_{ib}$は導出されたサブベクトルで，

$$\hat{Q}_{ia}=\hat{q}_1^MQ_{ic}+\rho\hat{U}_iQ_d \quad (14)$$
$$\hat{Q}_{ib}=(\rho\hat{U}_i\hat{c}_i^2/g_{ii})Q_{ic}+(\hat{q}_1^M\hat{c}_i^2/U_r^2)Q_d \quad (15)$$

ここで，$\hat{q}_j^M$ならびにU_i [$=(\partial\xi_i/\partial x_j)\hat{q}_{j+1}^M$ ($j=1,2$)]は，MUSCL補間された，$\hat{Q}$のj番目の要素，ならび反変速度。$\hat{Q}_{ic}$と$\hat{Q}_{id}$は，

$$\hat{Q}_{ic}=[0\quad\partial\xi_i/\partial x_1\quad\partial\xi_i/\partial x_2\quad U_i)]^T \quad (16)$$
$$\hat{Q}_{id}=[1\quad u_1\quad u_2\quad(e+p)/\rho]^T \quad (17)$$

式(5)の前処理型流束分離式はたいへん便利な式で，筆者が圧縮性流れの計算に用いている，Roeスキーム[23]やLU-SGSスキーム[24]にも利用することで，簡単に前処理型Roeスキームや前処理型LU-SGSスキームを構築することができる[21]。

さて，この前処理型流束分離式に基づき，筆者がこれまで開発してきた圧縮性流れの数値解法を再構築した。

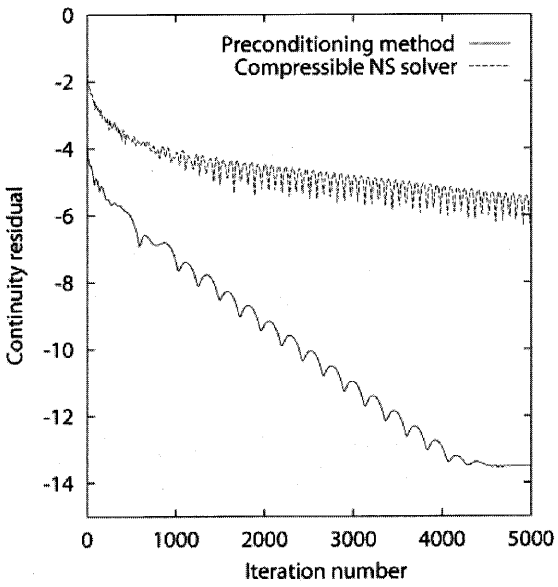


図6 収束の履歴

前処理法が極めて遅い流れに対して有効であることは，たとえば，解の収束性を検証するとよくわかる。一様流マッハ数0.01のNACA0012翼周り流れを計算した際に得られた連続の式の収束履歴を図6に示す。前処理法に基づく数値解法では，反復回数約4,000回で残差はほぼ10ケタ減少しているのに対し，既存の圧縮性流れの数値解法による計算では3ケタ程度の減少に留まっている。このように前処理法は，極めて遅い流れを解くのに有効であることがわかるが，さらに有利な点は，速い流れに対しても圧縮性流れの数値解法と同様な解を得ることができるところにある。結局，前処理法は速い流れと極めて遅い流れが混在した流れ場の計算に，解の硬直性を起こすことなく実用でき，たとえば，大きな剝離流れやキャビティーなどが付随したガスタービンの翼列流れの計算に威力を発揮する。

その後の研究で，前処理型流束分離式が速度ゼロの静的な場においても特異点を持たないために，解が収束するという事実を見出した[20]。これの意味するところは，式(1)に速度ゼロを代入すれば，支配方程式は圧力項と熱伝導方程式のみに帰着するということである。さらに圧力場が一定あれば，熱伝導方程式のみが残ることになる。したがって，速度ゼロ，圧力一定という条件を強制的に与えてやることにより，温度差を伴った固体内の熱伝導が，式(1)を用いて計算できることになる。筆者はこの考え方を立証するために，いくつかの流体・構造連成問題を計算したが，その中で最も典型的な熱対流と固体熱伝導の連成問題について簡単に紹介する。大気中に置かれた円管周りの自然対流問題に円管の固体部分の熱伝導も考慮して数値計算した。この際，式(1)には浮力項が付加される。円管内には325.5[K]の温水が流れていると仮定する。空気は温度293[K]。レイリー数はRa=1.0x10^5。円管固体部分の熱伝導係数は，空気の10倍と設定する。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

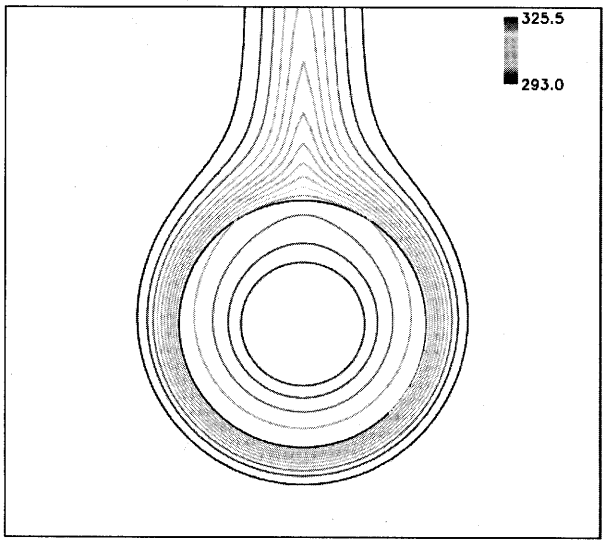


図 7　等温度線図（自然対流・固体熱伝導連成問題）

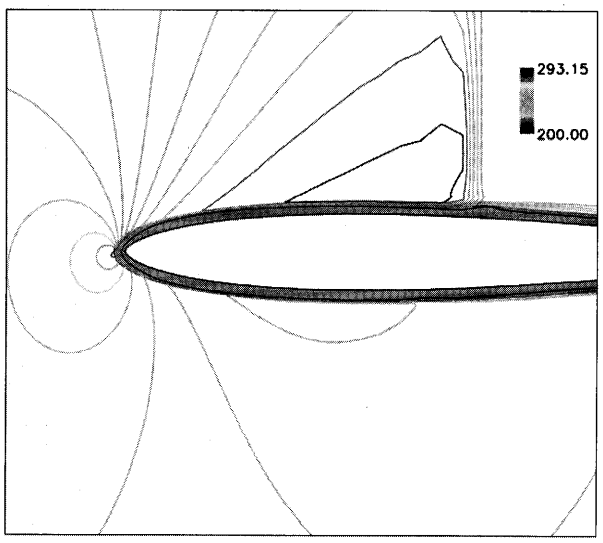


図 8　等温度線図（遷音速流れ・固体熱伝導連成問題）

図 7 に計算により得られた円管内外の温度分布を示す。円管周りの温度場が得られているのに加えて，円管固体部分にも温度分布が示されているのがわかる。この流体・構造連成問題の研究は，遷音速流れの流体・構造連成問題にも応用できる。たとえば，図 8 は NACA0012 翼内部に肉厚を考慮した遷音速流れを計算した場合の翼内外の温度分布を示している。また，凝縮を伴った問題にも拡張されている。このように，固体内部の熱伝導も流れ場と同時に同一の支配方程式で計算できるようになれば，たとえば，将来的にはタービン翼周りの流れとタービン翼内部の冷却流れならびにタービン翼固体部分の熱伝導を単一の CFD コードで計算することも可能になる。

5.3　超臨界流体と非理想気体の状態方程式

最後にもう一つ，筆者が取り組んでいる新たな CFD 研究を紹介したい。現在，圧縮性ナビエ・ストークス方程式の数値解法では，理想気体を仮定して圧力の状態方程式，$p=\rho RT$ を合わせて解く。通常の圧縮性流れにおいてはこれでまったく問題はないが，流れ場が高温・高圧になってくると，理想気体からは逸脱した状態になりこの状態方程式では正確に計算できない状態になり得る。その典型が超臨界域における流体である。物質は常温・常圧環境では，気体，液体，固体のいずれかの相で存在するが，高温・高圧の超臨界状態では，気体と液体双方の特徴を持った特殊な状態，すなわち，超臨界流体になる。この状態の中でも，特に臨界点近傍においては，1）熱物性値にピークが生じる，2）音速が極小になる，3）臨界点で表面張力や潜熱がゼロになる，4）高密度，低粘性，高拡散，5）反応速度が極大などの極めて特異な熱物性を示すことが知られている。これら特徴を積極的に活用することにより，技術革新を目指す基礎研究がすでに行われている。次世代ガスタービン開発においても，たとえばタービン冷却に臨界点近傍状態の水蒸気冷却を用いることにより，熱伝導性をの飛躍的な向上も可能かもしれない。また，コンバインドサイクルを構成するガスタービン以外のプラントへの用途はむしろ広い。

それでは，具体的にどうするかといえば，理想気体の状態方程式に代わる非理想気体の状態方程式を導入する。これには大きく分けて，ビリアル展開型と三次方程式型があるが，簡易性と実用性から後者の状態方程式を導入する。三次方程式型状態方程式を一般形で表せば次式のようになる。

$$(p+\beta)(1-b\rho)=\rho RT \tag{18}$$

ここで，β が $a\rho^2$，$a\rho^2/(1+b\rho)$，$a\rho^2/(1+2b\rho-b^2\rho^2)$，の場合にそれぞれ，van der Waals 状態方程式（WA），Redlich-Kwong 状態方程式（RK），Peng-Robinson 状態方程式（PR）になる[25]。これらには，分子間力や分子の大きさが考慮されており，パラメータ β は分子間力による圧力減少を，またパラメータ b は分子の大きさを考慮した排除体積である。高温・高圧の超臨界領域においては，密度ならびにエンタルピーは温度のみならず圧力に依存しているため，$\rho=\rho(p,T)$，$h=h(p,T)$ とならなければならない。この仮定に基づき，各種熱物性値を導出するが，たとえば，音速の 2 乗は次式のように導出される。

$$\frac{dp}{d\rho}=\frac{\rho h_T}{\rho_T(1-\rho h_p)+\rho\rho_p h_T} \tag{19}$$

ここで，ρ_T，ρ_p，h_T，h_p はそれぞれ，密度，エンタルピーの温度ならびに圧力による偏導関数である。理想気体の場合の，$dp/d\rho=\gamma p/\rho$ に比べるとかなり複雑な式になる。式(19)を用いて超臨界水の音速を計算し実測値と比較してみた（図 9）。臨界点近傍において超臨界水は極めて特異な物性を示すことが知られており音速は極小値になる。計算結果もその極小値を再現している。ただし，臨界点より亜臨界の領域における音速は実測値からかなりずれてしまい，本状態方程式の限界を示してい

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

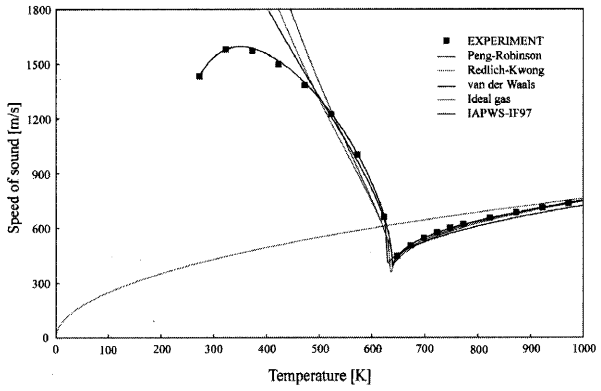


図 9 超臨界水の音速

る。最終的に，PR に基づく状態方程式ならびに導出された熱物性式により，前処理法に基づく数値解法が再構築される。その際に，前処理行列ならびに前処理パラメータは次式のように置き換えられる。

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \theta & 0 & 0 & \rho_T \\ \theta u_1 & \rho & 0 & \rho_T u_1 \\ \theta u_2 & \rho & 0 & \rho_T u_2 \\ \theta H-(1-\rho h_p) & \rho u_1 & \rho u_2 & \rho_T H + \rho h_T \end{bmatrix} \tag{20}$$

$$\theta = \left(\frac{1}{U_r^2} - \frac{\rho_T(1-\rho h_p)}{\rho h_T}\right), a = U_r^2\left(\rho_p + \frac{\rho_T(1-\rho h_p)}{\rho h_T}\right) \tag{21}$$

現在，前処理法に基づく計算コードに，これら超臨界流体の計算アルゴリズムを組み込んでいる最中であるが，近々，具体的な計算結果も発表できると思う。

6 あとがき

ガスタービン設計のための CFD 技術は現在成熟期にあり，ガスタービンの革新的な効率向上を可能にする新たな CFD 技術のブレイクスルーは必ずしも見出せていない。しかしながら，CFD 汎用コードなど実用的な CFD コードは産業界においてすでに広く利用されており，現状ではこれらコードを如何にうまく使いこなすかということがむしろガスタービン設計にとっては重要でありそうだ。したがって，ハードウェア・ソフトウェア環境に加えて，今後は CFD コードを使いこなすエキスパートな人材の育成というものが，ガスタービンの CFD 技術発展の意外な鍵になるかもしれない。産業界で即戦力となる人材は，まさに我々大学が教育し輩出すべきである。今後の企業戦略においても，そのような人的資源はますます重要視されるはずである。特に，将来の産業界を担う若手 CFD 技術者を育成するための土壌を枯渇させないためには，産業界からの，大学，特に「日本の大学」の CFD 研究・教育への強力なサポートが不可欠であると筆者は考える。さもなければ，日本における CFD 研究・教育は衰退し，優秀な CFD 技術者の輩出も途絶えてしまうだろう。最後に，CFD 技術のブレイクスルーを見出す仕事は，まさに筆者を初めとする CFD 研究者にしかできないことであり，今後も切磋琢磨しながら，引き続き研究し続けることが何よりも重要であると認識している。

最後に，本解説中の筆者の研究に関する情報は，ホームページ http://www.caero.mech.tohoku.ac.jp/ でもご覧いただけます。

謝辞

本解説を執筆するにあたり，貴重な計算結果の可視化図をご提供いただいた，岩手大学，三菱重工業高砂研究所，ならびに JAXA の関係各位に心から感謝申し上げます。

文 献

(1) 山本悟，日本ガスタービン学会誌，26(1998-9)，3-10.
(2) C.F.F.Favaretto, Doctoral Thesis, Iwate University, (2004-2).
(3) 内田澄生，宮脇俊裕，宮川和芳，古賀淳，石坂浩一，茨木誠一，三菱重工技報，40(2003-11)，336-339.
(4) 向井純一，山本一臣，山根敬，野崎理，航空宇宙技術研究所特別資料 SP-53，(2002-1)，81-86.
(5) たとえば，日本ガスタービン学会誌，28(2000-5)，143-150，28(2000-9)，410-421，29(2001-9)，411-422，30(2002-9)，457-467，31(2003-9)，350-361.
(6) J.D.Denton, Proc. of IGTC 1999 Kobe, I (1999), 27-37.
(7) S.K.Lele, J.Comp.Phys., 103(1992), 16-42.
(8) M.J.Berger and P.Colella, J.Comp.Phys., 82(1989), 67-84.
(9) E.M.Saiki and S.Biringen, J.Comp.Phys., 123(1996), 450-465.
(10) E.A.Fadlun et al., J.Comp.Phys., 161(2000), 35-60.
(11) K.Nakahashi, Proc. of 2nd ISCFD-Sydney, Computational Fluid Dynamics 2002, (2002), 77-81, Springer.
(12) 山本悟，平成12-14年度科研費補助金基盤研究(C)研究成果報告書（研究課題番号12650154），(2003-3).
(13) S.Yamamoto, H.Hagari and M.Murayama, Trans. of the JSASS, 42(2000), 182-189.
(14) S.Yamamoto, AIAA Journal, 41(2003-9),1832-1835.
(15) F.H.Harlow and J.E.Welch, Phys. Fluids, 8(1965), 2182-2189.
(16) S.J.Chorin, J.Comp.Phys., 2(1967), 12-26.
(17) E.Turkel, J.Comp.Phys., 72(1987), 277-298.
(18) Y.-H.Choi. and C.L.Merkle, J.Comp.Phys., 105(1993), 207-223.
(19) J.M.Weiss and W.A.Smith, AIAA Journal, 33(1995), 2050-2057.
(20) S.Yamamoto, D.Niiyama and B.-R. Shin, Int. J. of Heat and Mass Transfer, (2004), to be published.
(21) S.Yamamoto and B.-R. Shin, Proc. of 2nd ISCFD-Sydney, Computational Fluid Dynamics 2002, (2002), 112-117, Springer.
(22) S.Yamamoto and H.Daiguji, Computers & Fluids, 22(1993), 259-270
(23) P.L.Roe, J.Comp.Phys., 43(1981), 357-372.
(24) S.Yoon and A.Jameson, AIAA J., 26(1988), 1025-1026.
(25) D.-Y.Peng and D.B.Robinson, Ind. Eng. Chem. Fundam, 15(1976), 59-64.

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

数値流体解析技術の技術課題

荒川　忠一*1
ARAKAWA Chuichi

キーワード：CFD，乱流モデル，LES，多段翼列，剥離，燃焼，再付着

1．はじめに

今日，省エネルギーやCO_2削減による地球温暖化防止の観点から，航空機用エンジンや発電用のガスタービンの燃料消費量を低減させるために，ガスタービンの効率向上が強く求められている。ガスタービンの効率向上のためには，構成要素である圧縮機やタービンの効率を向上させる必要があり，高効率の翼列要素の研究，開発が不可欠である。従来の翼列要素の開発においては，解析的手法と経験的手法を組み合わせて設計を行い，要素試験によって性能を確認していた。初回の設計で目的の翼列性能を達成することは難しく，数回の再設計や再試験を繰り返す試行錯誤的な方法が行われていた。このような開発方法では，膨大なコストを必要とするために，低いコストで翼列性能を飛躍的に向上させることは非常に困難であった。

近年の計算技術の発展に伴い，翼列要素の設計に数値流体力学（Computational Fluid Dynamics：CFD）が活用されるようになり，経験的な手法ではなく，コンピュータ上で数値的にシミュレーションを行うことで圧縮機やタービンの開発が可能となった。CFDを活用した場合，計算パラメータや翼形状データを変えるだけで，翼列形状や計算条件を変化させた数多くの計算を行うことが可能となるので，翼列性能を向上させる最適な翼列形状を求めることができるようになった。また試験では，計測器を使用して限られた流れ場の計測位置で，かつ，限定された情報しか計測することが出来ないのに対して，3次元CFD解析を用いることで，数値解析結果から翼列流路内部の詳細な3次元流れ分布を得ることができる。この結果を分析することで，翼列の流れ場で起こる現象を理解することが可能となり，更なる性能向上に寄与することができるようになった。

CFD解析がタービンや圧縮機の開発に適用された当初は，計算機自体の能力があまり高くないために，動翼または静翼の単翼列を計算対象として，流れの粘性効果を無視した2次元Euler計算が用いられていた。その後，計算機能力の向上に伴って，3次元Euler計算からThin-layer境界層計算へと発展した。今日では3次元のレイノルズ平均化されたNavier-Stokes（Reynolds averaged Naiver-Stokes：RANS）方程式を用いた手法を用いることで，複雑な構造を有する流れ場を高精度に予測することが可能となった（図1，口絵参照）。

ここでは，ガスタービンの流れ場にCFDを適用する場合の最近の解析手法と，そこに必要なCFD解析技術の紹介とその課題について述べる。

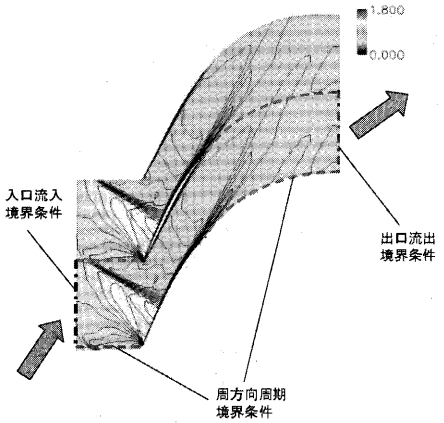


図1　遷音速圧縮機動翼の数値解析結果（マッハ数分布）

2．高レイノルズ数流れのCFD解析

レイノルズ数が十分高い場合，翼面や翼端面を覆う境界層はほとんどが乱流になっていることから，粘性の効果を考慮するために，乱流モデルの導入が必要である。RANSを用いた翼列CFD解析の乱流モデルとして，Baldwin-Lomaxモデル[1]（0方程式モデル，以下BLモデル），Spalart-Allmarasモデル[2]（1方程式モデル，以下SAモデル），やk-εモデル，k-ωモデル（2方程式モデル）が幅広く使用されている。レイノルズ数が十分高い条件では，乱流モデルを用いたCFD解析結果は試験結果と良好に一致することが，数多くの研究により報告されている。

3．低レイノルズ数流れのCFD解析

3.1　低レイノルズ数流れにおける技術課題

小型ガスタービンエンジンは，スケールが小さくなることから作動条件のレイノルズ数が低くなる。更に，航

原稿受付　2004年6月11日
＊1　東京大学　大学院　情報学環
東京大学　大学院　工学系研究科　機械工学専攻
〒113-8565　東京都文京区本郷7－3－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

空機用ガスタービンエンジンの場合，高空条件では地上条件に比べてレイノルズ数が約半分程度まで減少することが知られている。エンジン内部の境界層流れ場の様子はレイノルズ数によって大きく異なっており，性能はその流れ場によって影響される。図2はレイノルズ数の変化に対するタービン翼列の性能の変化を模式的に示したものであり，以下に示す4つの流れ場に分類できる[3]。

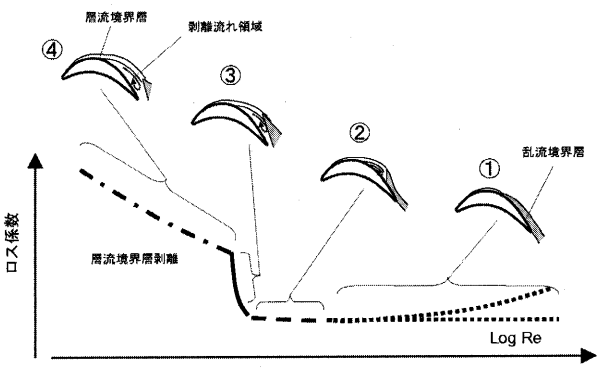


図2 Re数の変化に対する低圧タービン翼列性能
(Hourmouziadisら，2000-GT-0270より)

① レイノルズ数が比較的高い条件では，タービン翼面の境界層は前縁付近で層流—乱流遷移を起こして乱流境界層となる。この場合，境界層は翼面に沿った流れ場となり，後縁付近で乱流剥離を起こす。後縁での剥離領域の大きさによって，タービン翼列の圧力損失が変化する。

② レイノルズ数が低くなると，翼負圧面上の加速領域が層流境界層で覆われるようになり，減速領域で層流剥離を起こす。更に，この剥離により境界層に乱れが生じて乱流境界層への遷移が起こる。剥離した後の境界層は翼負圧面に再付着して，剥離胞が形成される。この場合，境界層の再付着によって大きな圧力損失にはならない。

③ 更にレイノルズ数が低くなると翼負圧面での剥離領域が大きくなり，後縁までに境界層の再付着が出来なくなるので，完全に剥離する流れ場となる。この場合，①，②に比べて圧力損失が著しく増加する。

④ その後，レイノルズ数が低下するに従って，大幅にタービン性能が悪化する。

特に，低圧タービンの翼はアスペクト比が高く，翼面の境界層に起因する損失によって低圧タービン全体の要素性能が直接左右されることから，高性能な低圧タービンの設計，開発にはCFDを用いて翼面境界層の層流—乱流遷移現象を正確に予測することが必要となる。

3.2 RANS解析を用いた剥離—遷移現象予測における技術課題

RANSを用いて境界層遷移現象の予測をする場合，乱流モデル自体には遷移現象を予測する機能が無いことから，何らかの方法で乱流モデルに遷移現象を模擬したモデルを組み込む必要がある。BLモデルでは，乱流粘性係数比（乱流粘性係数と層流粘性係数の比）が14以下では，乱流粘性をゼロに設定するような簡単な方法が取られているが，物理的な根拠に欠ける。高精度モデルとしてAbu-GhannamとShawらによって提案された遷移モデル（ABSモデル）があり，その改良モデルを含めると，タービン翼列のCFD解析に最も一般的に用いられている[4]。

Dormeyらは，翼面での層流境界層剥離の開始地点を予測するために，BLモデルにABSモデルを導入した非定常多段CFD解析を2段低圧タービンの流れ場に適用して，翼面静圧分布などの試験結果との比較を行った[5]。結果は，試験結果を定性的には予測することが可能であるが，境界層パラメータの時間的変化をかなり過大に評価することが示された。

ABSモデルは自然遷移を対象とした遷移モデルであるので，Drelaらは翼列内部で一般的に起きるバイパス遷移と剥離遷移に適用できるように改良した遷移モデル（以下，Drelaモデル）を提案した[6]。

Hohnらは，SAモデルにDrelaモデルを導入した準3次元の定常多段CFD解析を，3段低圧タービンに適用して，翼面静圧分布を試験結果と比較した。CFDは試験結果で得られた翼負圧面の剥離—再付着現象を予測しており，ABSモデルが十分機能していることを示した[7]。しかしながら，Drelaモデルを非定常多段CFD解析に適用した結果では，全ての静翼において剥離—再付着現象を予測しておらず，多段翼列の翼列間干渉の影響を受ける境界層流れ場を正確に予測できないことが示されている[8],[9]。

これらの結果が示す様に，ABSモデルを導入しても遷移現象を予測しない場合があることから，遷移モデルを使用せずに，乱流モデルを改良することで，RANS解析による遷移現象の予測を可能とするための研究が数多く行われている。Waltersらはk-ω乱流モデルに層流運動エネルギー（k_L）の方程式を加えた3方程式乱流モデルを提案した[9]。以下に乱流モデルの方程式を示す。ここで，層流運動エネルギーと区別する為に乱流運動エネルギーをk_Tと表す。(乱流モデルの詳細については2003-GT-38680を参照のこと。)

$$\frac{Dk_T}{Dt}=Pk_T+R+R_{NAT}-\varepsilon-D_T+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(v+\frac{a_T}{\sigma k}\right)\frac{\partial k_T}{\partial x_j}\right] \quad (1)$$

$$\frac{Dk_L}{Dt}=Pk_L-R-R_{NAT}-D_L+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[v\frac{\partial k_T}{\partial x_j}\right] \quad (2)$$

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

$$\frac{D_\omega}{Dt}=P_\omega+C_{\omega R}\frac{\omega}{K_T}(R+R_{NAT})-C_{\omega 2}\omega^2 \tag{3}$$
$$+C_{\omega 3}f_\omega a_T\left(\frac{\lambda_{eff}}{\lambda_T}\right)^{\frac{4}{3}}\frac{\sqrt{K_T}}{d^3}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(v+\frac{a_T}{\sigma_\omega}\right)\frac{\partial_\omega}{\sigma x_j}\right]$$

この乱流モデルの特徴としては，式(1)〜(3)に含まれるバイパス遷移生産項Rと層流遷移生産項R_{NAT}が乱流エネルギー方程式と層流エネルギー方程式の間で交換されることが挙げられる。このR及びR_{NAT}が大きくなり，乱流エネルギーの生成が増大する（層流エネルギーの生成は逆に減少する）ことで遷移現象を模擬しており，遷移モデルを組み込まずに，層流から乱流までを含む流れ場を予測できる。Waltersらは本乱流モデルを平板境界層流れ場に適用して，試験結果で得られる剥離—再付着現象を良好に予測できる。しかし，平板に移動円柱の後流を流入させた場合は，試験結果との一致は良好ではなかった。このことから，Waltersらの乱流モデルを用いても，翼列間干渉が存在する場合の流れ場の予測には問題がある。

3.3 翼面境界層予測へのLESの適用とその技術課題

近年では計算機能力の急激な向上に伴い，RANSと異なる解析方法として，乱流モデルを使用しない直接計算（Direct Numerical Simulation：DNS）を低レイノルズ数のチャネル流れに適用することが可能となった。しかし，DNSは流れ場で発生する全ての渦の時間スケールと空間スケールを解像する必要があることから，DNSを実際の流体機械の流れ場に適用する場合，現在の最も高い計算機能力を明らかに越える計算となる。

一方，ラージ・エディシミュレーション（Large Eddy Simulation：LES）は計算格子よりも大きな渦スケールの流れ場を直接解析して，計算格子以下の乱流構造をモデル化しているので，現実的な格子点数を用いてより実現象に近い乱流場を解析することを可能とすることが利点である。LESを実際の流体機械に応用する場合，レイノルズ数が10^5から10^6のオーダーと大きな値となり，渦のスケールが小さくなるので，計算格子点数が膨大となり，大規模な計算機資源を必要とすることが問題となる。

Fleigらは$Re=4.06\times10^5$の条件での翼端を有するNACA0012の流れ場に，Smagorinskyサブグリッド乱流モデル（以下，Smagorinskyモデル）を導入したLESを適用して，迎角の変化が翼端渦の流れ場に与える影響を調べた（図3参照）[11],[12]。翼端渦の詳細な流れ場を解像する為に，計算格子には，流れ方向とスパン方向の最小格子幅を$\Delta x^+=50$，$\Delta z^+=50$，壁面垂直方向の最小格子幅を$\Delta y^+=1$とした5000万点もの大規模な格子点数を用いた。

図4はLES解析結果の流れ場を示しており，翼端渦を含む流れ場が詳細に予測されていることが判る。Fleigらは，試験結果とLES解析結果との間で，翼後縁から下流位置での乱流強度を比較して，LES解析が翼端渦の渦構造の特徴を予測できることを示した。

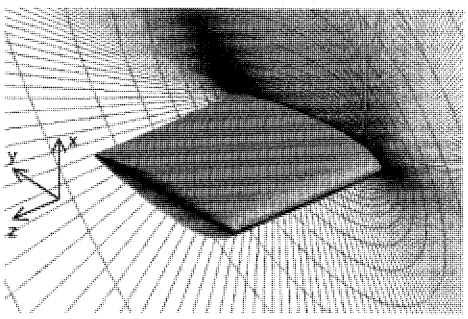


図3 翼端付きNACA0012のLES解析格子
（Fleigら，第17回数値流体力学シンポジウム，2003より）

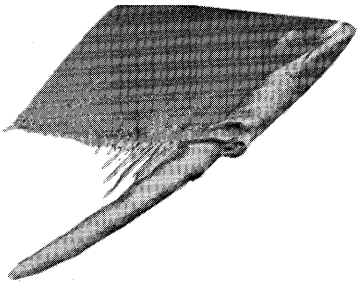


図4 翼端付きNACA0012翼の翼端渦構造
（渦度強度等値面図，迎角=10.8°）

ここで，時間積分法に陽解法を用いた場合，計算の安定性の制約から，全ての計算領域のCFL数を1.0以下にするように時間刻み幅を設定するので，細かい格子解像度を用いたLES解析は膨大な計算時間を必要とする。一方，陰解法を用いた場合は，基本的にはCFL数の制限が無く，安定的に計算を行うことが出来る。Fleigらは，時間積分法に陰解法を用いることで，翼後縁付近で局所的にCFLの値が大きくなる領域が存在するが(CFL=150程度)，計算領域全体のCFL数は1.0前後となる時間刻み幅を用いて，計算効率を上げた。

3.4 翼面境界層の剥離—再付着現象予測へのLES解析の適用

最近では，LESを低圧タービンの流れ場に適用した研究が行われており，多数の研究成果が報告されている。Matsuuraらは$Re=5.0\times10^5$の条件において，T106低圧タービンの流れ場に空間6次精度コンパクトスキームを使用したLESを適用して，上流の乱流強度が翼負圧面境界層の剥離—再付着現象に与える影響を調べた[13]。Matsuuraらの計算は，スパン方向に10%コード長を有する計算領域に対して，1翼列流路に600万点の格子点数を用いて行われた。計算結果の翼面静圧分布を試験結果と比較して，剥離—再付着位置を正確に予測すること

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

が可能であることが示されている。また，Ooba らは Smagorinsky モデルを用いて，Whittle Laboratory の Hodson が行った低圧タービン直線翼列試験の流れ場に LES を適用した（図5，表1参照）[14),15),16)]。

Re=2.9×10^5の条件で，翼形状の全スパン長を有する計算領域を用いて，1翼列流路に4800万点の格子点数を用いて計算を行った。図6(a)は試験結果での翼負圧面の境界層をオイルフローにより可視化した図を示す。翼負圧面の80%コード付近で境界層が逆流する領域が存在している（図中央付近の白色の領域）。また，翼後縁付近で逆流領域が無くなっており，境界層が再付着したことが判る。

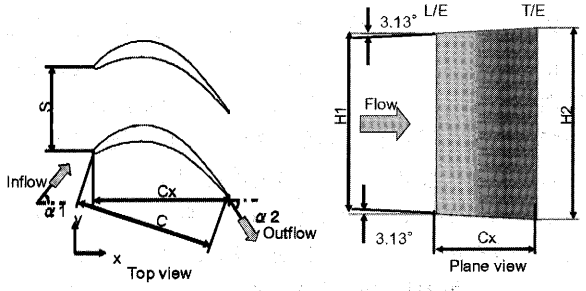


図5 低圧タービン翼列試験模式図
（Hodson ら，ASME Journal，1987より）

表1 直線タービン翼列形状パラメータ

Chord Length (mm)	C	55.88
Axial Chord (mm)	Cx	52.53
Inlet Aspect Ratio	H1/C	1.715
Exit Aspect Ratio	H2/C	1.818
Pitch Chord Ratio	S/C	0.564
Inlet Design Angle (degree)	α1	38.8
Exit Design Angle (degree)	α2	-53.9

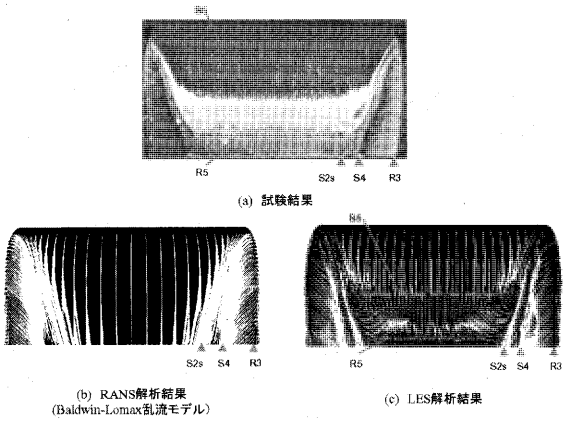


図6 低圧タービン翼負圧面流れ場比較
（Ooba ら AIAA2003-1213，2003より）

図6(b)は BL モデルを用いた RANS の解析結果を示す。境界層は前縁から乱流境界層となっており，試験結果に見られる翼負圧面での剥離—再付着現象は予測されていない。一方，図6(c)は LES 解析結果の翼負圧面境界層の時間平均化された流れ場を示している。LES 解析結果では，境界層が剥離することで境界層に乱れが発生して，間欠的に翼面へ再付着する流れ場となっており，試験結果と同様の流れ場を予測したことが判る。

以上，LES 解析を適用することで，低圧タービン翼列の翼面で発生する剥離—再付着現象を予測できることが示されたが，境界層内の詳細な渦構造を解像する必要があり，1翼列流路に数千万点の格子点を用いた計算となる。更に，多翼列流路や多段翼列の流れ場に LES 解析を適用するには，地球シミュレータのような大規模計算機が必要となる。

4．定常多段 CFD 解析における技術課題

実際のガスタービンの圧縮機やタービンは多段で構成されており，動翼が回転して動翼と静翼との相対位置が変化することによる翼列間干渉（後流干渉やポテンシャル静圧干渉など）が発生することから，非定常性の強い流れ場となっている。単翼列 CFD 解析にはこのような翼列干渉の効果が含まれていないので，多段翼列の流れ場を正確に捉えることが出来ない。

多段翼列の流れ場を定常的な解析手法で計算できれば，比較的短時間で多段翼列の性能を評価することが可能となり，タービンや圧縮機の設計開発に導入できる。

初期段階での定常多段翼列解析には，各翼列を別々の計算領域で解析を行い，周方向に平均化を施した半径方向分布を翼列の接合面で交換する mixing plane 法が用いられたが，解析結果は試験結果と大きな差異が生じた[17)]。

定常解析により翼列間の干渉を含めて多段翼列流れ場を解析するには，非定常な翼列間干渉の現象をモデル化してその影響を計算に導入する必要がある。この現象を模擬する方法として，Adamczyk らは翼列を通過する average-passage 流れ場を記述する基本方程式の提案を行った[19)]。この方程式は Navier-Stokes 方程式に，以下に示す3つの平均化操作を施すことで得られる。

① ランダムな乱れをアンサンブル平均化（乱流の効果をレイノルズ応力により表現することに相当）
② 流れ場の周期的な非定常性の時間平均化
③ 流れ場の非周期的空間変動の翼列流路間平均化

この3つの平均化操作を行うと Reynolds Averaged Navier-Stokes 方程式に新しい項が追加される。

これらの項を多段翼列の流れ場にどのように適用するかは様々な方法があるが，Rhie らは，下流隣接翼の body force と，翼列後流のブロッケージやミキシングを表す deterministic stress のみを残した解析を行っている。図7は Rhie らが3翼列の高圧圧縮機の流れ場に適用した解析結果を示している（図中 With bf + df：

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

body force と deterministic stress を適用した場合，Without bf, ds ： mixing plane のみの場合)。両者の間で，圧縮機出口位置での全圧と全温の半径方向分布が比較されている。 body force と deterministic stress を導入した結果は，全圧分布，全温分布ともに試験結果を良好に予測していることが判る。一方， mixing plane のみの場合は，全圧，全温のレベルが試験と大幅に異なっている。

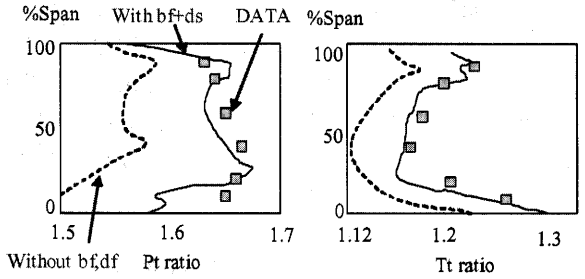


図 7　設計条件での圧縮機出口流れ場の半径方向分布
(Rhie ら， ASME 95-GT-342，1995より)

図 8 は圧縮機全体性能を比較した結果を示す。 mixing plane のみの計算では，全く異なる作動状態を予測するのに対して， body force と deterministic stress を用いた計算は，試験結果と比較して非常に良く一致している。このことから，定常多段解析には，これら両方の効果を考慮することが不可欠であることが判る。

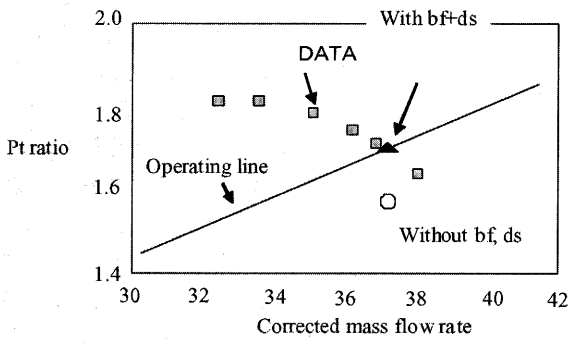


図 8　高圧圧縮機全体性能の比較
(Rhie ら， ASME 95-GT-342，1995より)

5．非定常多段 CFD 解析における技術課題

定常多段翼列解析技術を用いることによって，多段環境下での圧縮機やタービンの各翼列前後の時間平均的な流れ分布や，全体性能を妥当に予測することが出来るが，deterministic stress 等のモデル化は，レイノルズ応力のモデル化に相当する難しさがあり，このような困難を避けるためには，直接的な非定常段解析を行う必要がある。時間進行方法としては，陽解法を使用する場合は 4 段階程度の Runge-Kutta 手法を用いて，時間方向の精度を確保した手法が幅広く用いられている。また，陰解法を用いる場合は，各時間ステップの行列反転の誤差を収束させる為に，繰り返し計算法を導入している解析手法（Euler 陰解法 + Newton 反復法， Dual time stepping 法など）が多く使用されている。

また，高速な計算速度を有する大規模計算機を用いて圧縮機やタービン要素全体の 3 次元非定常多段 CFD 解析を実施することで，要素試験をシミュレーションによって置き換えることが実施されつつある。 Hamabe らは非定常多段解析を 7 段高圧圧縮機（15翼列）の 3 次元的な流れ場に適用した[20]。計算から得られた圧縮機の全体性能を試験データと比較した結果，妥当な一致が得られることを示した。

6．燃焼 CFD 解析における技術課題

ガスタービン燃焼器内では，燃焼の化学反応と流れ場が複雑に絡み合っており，燃焼器内で発生する現象を正確に理解することは非常に困難である。現在の燃焼器の開発では，要素試験を用いた試行錯誤的な手法が用いられており，膨大な開発コストを必要とする。このことから，燃焼器の開発においても， CFD 解析を適用することで，燃焼器内で起こる現象を詳細に理解することが可能となり，燃焼器性能の飛躍的な向上や燃焼器開発コストの大幅な低減に貢献することが期待される。燃焼現象を含む流れ場に CFD 解析を適用する場合，実際のガスタービン燃料が燃焼する際に起こる化学反応が複雑であるので，反応式の数が多くなることから（100程度の化学反応種に，素反応を含めると1000以上の反応式)，反応機構のモデル化が必要となる。また，燃焼器内部の流れ場は，乱流現象と燃焼現象との間の相互作用が強いことから，燃焼反応を高精度に予測する乱流燃焼モデルが必要となる。

Sha らは入口に強いスワールのある実際のガスタービン予混合燃焼器の流れ場に RANS の燃焼 CFD 解析（KIVA コード）を適用した（図 9 参照)[21]。

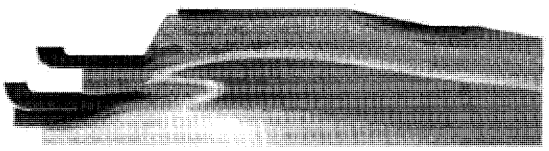


図 9　KIVA コードを用いた燃焼器内部の燃焼流体 CFD 解析結果（温度分布）

Sha らは流れ場の乱流モデルに k-ε 乱流モデルを用いて，燃焼反応機構には 2 段階総括反応を，乱流燃焼モデルには渦消散モデルを用いた。結果は，燃焼器の中心軸付近の温度分布は比較的良好に予測するが，燃焼器壁面付近の温度を大幅に低く予測することが示された。また， Sha らはスワール流れの予測精度を向上させる目的で乱流モデルに代数応力モデルを用いたが，大幅な改

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

善は見られなかった。

Maleckiらは，燃焼器内部だけでなく燃料噴射ノズルや希釈空気口などの形状を詳細に模擬した拡散燃焼器全体のRANSによる燃焼CFD解析を実施した[22]。標準k-ε乱流モデルを用いて，希釈ジェット流が主流に流入する流れ場の予測を行う場合，典型的なSchmidt数(Sc=0.7～0.9の範囲）ではジェット流の運動量やスカラ量の混合を過小評価することがHeらの研究結果から示されていることから[23]，MaleckiらはSc=0.2と非物理的な値を用いることで，燃焼器出口の温度分布を試験結果と一致させている。

以上のように，ガスタービン燃焼器の流れ場にRANSの燃焼CFD解析を適用して，燃焼器内部の現象を高精度に予測することは非常に困難であることから，近年では，LESを用いた燃焼CFD解析が適用されるようになった。

Cannonらは，入口にスワール流れを有する希薄予混合燃焼器の流れ場（UTRC/DOE-NETLエミッション試験装置）にLES解析を適用して，燃焼器内部の詳細な流れ場を予測した[24]。計算では，サブグリッドスケールの化学反応に，確率密度関数（Probability density function：PDF）を用いた2step assumed PDF法が用いられた。また，シュミット数はSc=0.7とした。CannonらはRNG k-ε乱流モデルを用いたRANS解析も同様におこなっており，LES解析結果との比較を行った。LES解析結果とRANS結果との間で，燃焼器内部の再循環領域付近の温度分布が異なることが示された。この温度分布の違いから，RANS結果では再循環領域でNOxが最も高くなっているのに対して，LES結果では燃焼器中央付近で高くなっているなど反応生成物質の分布も大きく異なっている。また，Cannonらは燃焼器出口位置でのCOとNOx濃度をCFD結果と試験結果との間で比較しており，試験条件によって多少の差異は生じているが，RANS解析に比べて，LES解析結果はより試験結果に近くなる結果を示した（表2参照)。

表2　燃焼器出口位置でのCO, NOx濃度の比較
(Cannonら，ASME Paper 2003-GT-38200，2003より)

	Equiv. Ratio	Experiment	LES	RANS
CO (ppm)	0.58	44.30	38.30	38.20
	0.50	9.70	19.90	26.90
	0.42	70.40	41.70	51.50
NOx (ppm)	0.58	41.50	46.40	29.90
	0.50	8.20	9.30	8.20
	0.42	2.00	0.98	0.44

7．まとめ

以上，ガスタービンの翼列要素や燃焼器要素の研究，開発に使用されている数値流体解析技術の現状を紹介し，その技術課題について述べた。試験による詳細な計測が困難であり，現象の理解が不足していたガスタービン要素内部の複雑な流れ現象が，新しいCFD技術が導入されることで，次々に明らかになった。これらのCFD技術は革新的な技術開発につながり，ガスタービンの性能向上に多大な貢献をしている。今後も高性能ガスタービンの研究，開発にはCFD技術の適用が欠かせないものとなっており，更なるCFD解析技術の向上が絶えず求められている。

本解説をまとめるにあたり，石川島播磨重工業株式会社技術開発センター大庭芳則氏に多大な協力をいただいたことを記し，謝意を表する。

参考文献

(1) Baldwin, B. S. and Lomax, H., AIAA78-257, 1978.
(2) Spalart, P. R. and Allmaras, S.R., AIAA 92-0439, 1992.
(3) Lou, W. and Hourmouziadis, J., ASME Paper 2000-GT-0270, 2000.
(4) Abu-Ghanam, B. and Shaw, R., J. of Mech. Engineering Science, Vol.22, pp.213-228, 1980.
(5) Dorney, D. J. et al., AIAA 99-0742, 1999.
(6) Drela, M., MIT Aero-Astro, 1995.
(7) Hohn, W. and Heining, K., ASME Paper 2000-GT-437, 2000.
(8) Gombert, R., and Hohn, W., ASME Paper 2001-GT-0306, 2001.
(9) Nayeri, C. and Hohn, W., ASME Paper 2003-GT-38822, 2003.
(10) Walters, D.K. and Leylek, J. H., ASME Paper 2003-GT-38680, 2003.
(11) Fleigら，第17回数値流体力学シンポジウム，2003.
(12) Smagorinsky, J., Monthly Weather Review, 91, pp99-164, 1963.
(13) 松浦ら，第17回数値流体力学シンポジウム，2003.
(14) Hodson, H. P. and Dominy R. G., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 109, pp177-185, 1987.
(15) Hodson, H. P. and Dominy R. G., ASME Paper 86-GT-188, 1986.
(16) Ooba, Y., Kodama, H., Arakawa, C., Matsuo, Y., Fujiwara, H., AIAA2003-1213, 2004.
(17) 木村ら，第13回ガスタービン秋季講演会，1998.
(18) Rhie, C. M. et al., ASME Paper 95-GT-342, 95-GT-343, 1995.
(19) Adamczyk, J. J., ASME Paper 85-GT-226, 1985.
(20) 浜辺ら，第17回数値流体力学シンポジウム，2004.
(21) 謝ら，第14回数値流体力学シンポジウム，2001.
(22) Malecki, R. E. et al., ASME Paper 2001-GT-0062, 2001.
(23) He, G. et al., ASME Paper 99-GT-0137, 1999.
(24) Cannon, S. M. et al., ASME Paper 2003-GT-38200, 2003.

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

圧縮機空力設計におけるCFD解析

今成　邦之*1
IMANARI Kuniyuki

キーワード：ガスタービン、圧縮機、ファン、空力設計、多分野統合設計、数値流体力学
Gas turbines, Compressors, Fans, Aero design, Multi-disciplinary design, CFD

1．はじめに

ファン・圧縮機の開発は、常に実験に基づいた試行錯誤を基本として行われてきた。この態度は今日でも変わらないが，CFDの利用により，それまでは殆ど情報が得られなかった翼列内部流動の状況を取得できるようになり，空力設計の精度も大幅に改善され，実験による試行錯誤の回数は劇的に減る方向にある。CFDの圧縮機設計への本格的利用開始は，1970年代と考えられるが，この30年の間に長足の進歩を遂げた。今日では3次元解析は当然として，非定常性の考慮や多段環境，さらには構造などの多分野との統合シミュレーションまで可能になりつつある。

本稿では，航空エンジン用軸流ファン・圧縮機の設計，開発に携わる者の立場から，CFD解析の現状と今後の課題について述べる。

2．多分野統合設計の主ツールとしての現状

ジェットエンジン用のファン，圧縮機では，高性能に加えて軽量コンパクトであることを求められる。また，当然だが，製造コストの面での配慮も厳しく求められる。最近のグローバル競争の影響で，設計時における多分野間の調整作業の高速化も要求され，従来の緩い形でのコンカレント設計から，本格的な多分野統合設計[(1)~(3)]へと移行しつつある。

具体例を挙げる。例えばファン動翼部の設計では，図1に示すように，空力性能の他に，強制・自励翼振動と言ったエアロメカ，騒音，重量，耐鳥衝撃性，定常応力とのトレードオフが必要である。これらは全て数値解析により検討されるが，一つの形状として纏め上げるには，個々の分野で大量のパラメータ検討が必要であり，標準的な計算機を使用して許容できる範囲の時間内で計算が終了することを求められる。CFD解析に対する要求も，高精度と短時間計算の両立であり，そのような観点から設計ツールが選択される。現在は定常3次元の単翼列1翼間乱流解析が一般的である。

原稿受付　2004年5月20日
＊1　石川島播磨重工㈱　航空宇宙事業本部
技術開発センター　要素技術部
〒190-1297　東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

次に高圧圧縮機静翼の例を述べる。圧縮機では常に高負荷化の要求があり，その対応法の一つとして3次元翼設計技術がある。適用例を図2に示す。図は後方から見たマッハ数分布である。3次元性の強い翼形状ほど，側壁部の圧損領域が減少し空力性能が良いことが分かるが，一方で製造性は悪化する。空力性能と製造性の両立が重要課題であり，トレードオフ検討がなされる。最近では製造の分野でもシミュレーションが使用され始めており，ここでは電解加工について述べる[(4)]。電解加工は，電気化学的溶解作用を材料の所要部分に集中，制限することによって所要の寸法形状を得る加工方法である。概要を図3に示す。加工液に電流を流して加工物を溶解させ，電極を移動させながら最終的な形状を生成するため，CFDが適用可能な分野である。図4に電解加工シミュレーションの例を示す[(5)]。マック法を適用した境界移動

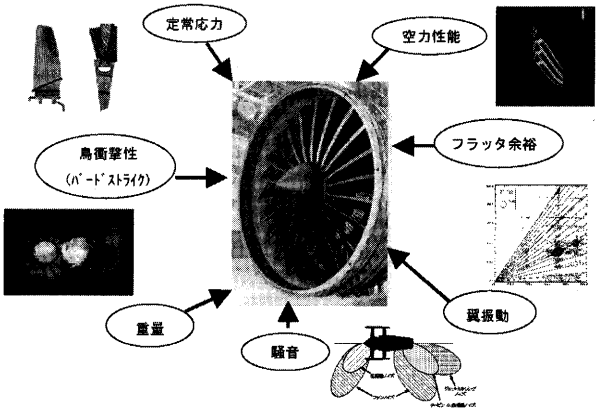


図1　ファン動翼における多分野統合設計概念図

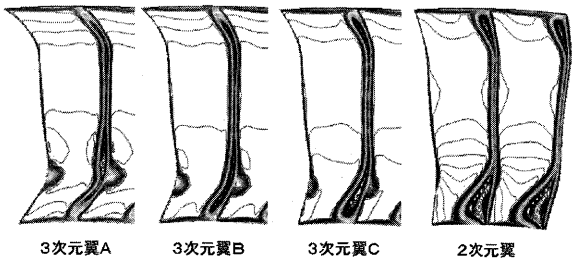


図2　圧縮機静翼における3次元翼設計の効果例

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

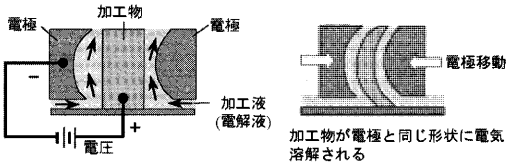


図3 電解加工の概念図

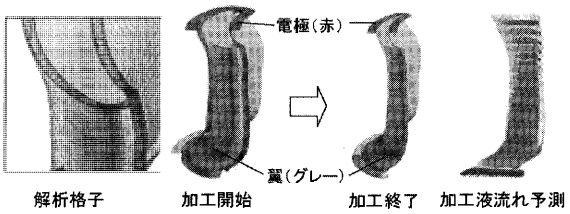


図4 電解加工シミュレーション解析例（口絵参照）

型非定常非圧縮粘性流れ解析に，3次元電場解析を組み合わせて電極と被加工物間に流れる電流を求め，溶解量を算出している。

削り出しの製造シミュレーションも3次元CADとともに普及し，利用されている。圧縮機動翼のブリスクを加工する場合，従来はボールエンドミル先端部で削り出していたため，加工に時間がかかっていた。しかし，フランクミリングという面加工する方法を用いれば加工時間は大幅に削減でき，結果として製造コストを下げることができる。問題はエンドベンド翼のような複雑な3次元形状に適用できないことであり，その得失がCFDを用いて検討され，設計に反映されている[6]。

3．空力性能設計・解析ツールとしての現状

前章で述べたように，今日，空力設計で主役の座に居るのは定常3次元単翼列乱流解析である。この手法の設計への適用については枚挙に暇がない。よって，ここでは参考文献を紹介するに留め[7]，むしろ根源的な進歩のあった遷移予測やストール発生予測，順調に高度化が進んでいる複雑形状解析，急ピッチで大規模化が進んでいる多段解析，品質と納期の両立に常時悩まされる設計者という立場上，興味を持たざるを得ないインバース設計・自動最適化設計に焦点を当てて述べていく。

3.1 遷移予測の進歩と翼面粗さの影響

1980年代に拡散制御翼列（CDA）が出現した[8]。この2次元翼型の設計思想は，その有用性から瞬く間に全世界に普及し，航空エンジン用圧縮機翼型の標準となった。この翼型では，翼背面で前縁から30%コード付近まで加速し，その後，後縁まで減速させることが特徴である。しかし，使用されるレイノルズ数が航空エンジンよりも数倍大きい産業用ガスタービンでは最適な翼型が異なるのではないか，という疑問から最近研究が行われ，バイパス遷移が支配的なレイノルズ数領域では，従来CDAよりも翼背面ピーク速度位置をかなり前縁側に移した方が空力性能的に最適であることが発見・実証された[9]。この発見の裏には，主流乱れの影響を考慮できる精緻な遷移予測モデル[10]とそれを修正して組み込んだCFDコード[11]の存在があり，現象を正しく再現する物理モデルを研究することの重要性が再認識された[12]。

上記の研究では，翼面は流体力学的に滑らかであると仮定され，研究もその条件で行われた。しかし，実際の翼には面粗さが存在する。最近，この問題について系統的な実験研究が行われ，産業界では標準的に使用されている翼面粗さ（算術平均粗さRaで0.7μm）において，レイノルズ数が10^6レベルになると，圧損係数が滑らかな場合と比較して約3倍にも増大する場合があることが判明した[13]。圧損が急増する原因は，翼面粗さによって発達した乱流境界層が後縁に達する前に剝離を起こすためと考えられている。産業ガスタービン用圧縮機では，通常，動翼，静翼ともレイノルズ数は10^6のオーダーであり，航空エンジン用コア圧縮機でも，少なくとも後段側の動翼は10^6のレベルにあるため，産業界は重大な関心を持ってこの結論を受け止めている。

著者が知る限り，圧縮機翼列の翼面粗さについてのCFD研究は無い。ただし，翼面粗さを壁関数に組み込んで考慮する方法は古くから存在し[14]，また，離散要素を用いたガスタービン翼専用の粗さモデルも最近開発されたことから[15]，今後，急速に研究が進み，製品にも反映されて行くと考えられる。

3.2 ストール発生予測の進歩

多段軸流圧縮機が旋回失速に入るモードは2つあると言われる[16]。2次元的な長波長の擾乱が発達してストールが始まるモーダルモードと，3次元的な短波長の擾乱が発達してストールに入るスパイクモードである。前者は古典的な線形理論[17]での予測が可能なため本稿では割愛し，後者の予測についてのみ述べる。

計算機能力の限界から，今日では，まだ，多段軸流圧縮機の全段をCFD計算してストールを予測することは出来ない。このような状況からCFDと理論モデルのハイブリッド予測法が研究された[18]。具体的には，動翼，静翼の翼列部は実験データとポンピング（$\phi-\Psi$）特性が整合するように体積力でモデル化するが，圧縮機上流，動静翼間の空間および下流ダクト部については非定常3次元オイラー方程式で離散化する。貯気室と出口絞りバルブは1次元モデルを用いる。このハイブリッド法を用いた検討の結果，圧縮機全体のポンピング特性が負の勾配を維持している状況下でも，ストールセル数やそのセル回転速度も含め，要素全体が旋回失速に入る状況を再現できるようになった。この手法は，低速流でだけでなく，実機エンジン用の遷音速多段圧縮機でも検証され，有効性が確認されている[19]。弱点もある。第一に，計算負荷が非常に大きい。これは全段・全周計算であることに起因するが，今の所，うまい並列化方法は見つかっていない。第二に，翼列ポンピング特性の予測精度に改善

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

の余地がある。これは後述の研究が補うと考えられる。

翼形状を入力としてスパイク発生を含めて旋回失速初生を予測する研究も行われている。現時点では動翼単翼列の解析に限定されているが，ストール初生予測上は，周方向に複数翼間の計算領域を確保した非定常３次元解析の実施が鍵であることが分かっている。翼面境界層領域のみ粘性を考慮し，残りの領域はオイラー方程式で離散化した方法で低速の動翼列を解析した結果，翼端漏れ渦が上流に吐出された時に発生する大きなブロッケージがスパイク擾乱の根源であることが示唆された[20]。全領域について精密な粘性解析を行うことにより，より詳細が分かってきている。まず，翼端隙間が比較的大きい場合（一般論ではないが，目安としてコード長の２－３％）には，スパイクは，翼端漏れ渦の崩壊によるブロッケージ増により生じていることが明らかにされた[21]。さらに，翼端隙間が小さい場合（前記同様目安，コード長の１％程度），スパイクは，翼端漏れ渦の崩壊ではなく，前縁剝離により生じていることが明らかにされた。図５，図６に解析例を示す[22]。スパイク擾乱と見なせるケース面での低圧領域は，前縁剝離によって発生した竜巻状の渦が作り出していると解釈できる。上記の研究は低速流で実施されたが，高速流における研究も行われている。衝撃波と翼端隙間渦の干渉が存在するため，低速流の場合と様相が異なることが指摘されているが，明確な結論が出るには至っていない[23]。なお，翼列特性予測精度については，これらの手法は前記の体積力モデルに明らかに優れる。

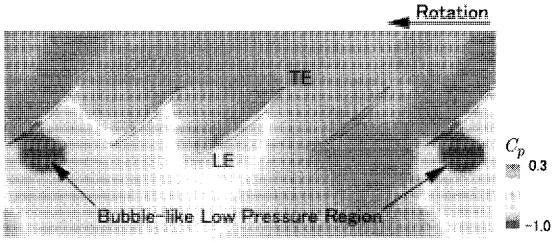


図５　ストール初生時のケース面での非定常静圧分布

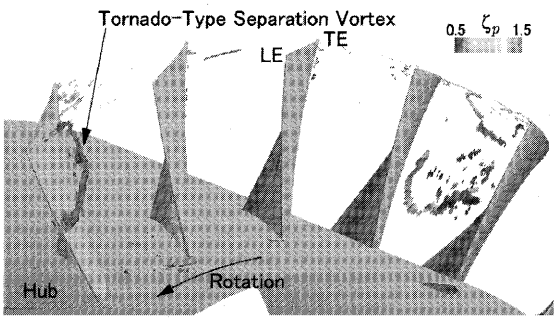


図６　前縁剝離に起因した竜巻上の渦コアの可視化例

3.3　複雑形状解析への発展

多段軸流圧縮機設計において考慮したい複雑形状としては，静翼内側のラビリンスシール部と動翼翼端部のケーシングトリートメントの２つが挙げられる。前者については，複雑形状を直接解くアプローチよりもキャビティ部流れモデルを組み込む手法が現時点では先行し成果が出ている[24]と認識しており，ここでは後者のみ述べる。

ケーシングトリートメントによる圧縮機ストール余裕改善効果は実験研究により古くから知られていたが[25]，CFD を用いた研究が開始されたのは1990年代からであり[26]，今日でも不明部分が多く設計法は標準化されるに至っていない。2000年代に入り，より高精度で緻密なモデリングによる解析が報告されている。これらは単に流れ機構の分析に止まらず，ストール抑制に効果的で，しかし効率低下の少ない形状，コンセプトの成立性検討を目的とした研究であることが特徴である。具体的には，周方向トリートメントについて，溝深さ，本数が従来の経験則よりも浅くて少ない場合でも同等の効果が得られる場合があること[27]，また，トリートメント溝によって翼端漏れ流れが分断され，漏れ渦の成長とその崩壊が抑制されること，さらに溝の軸方向位置，本数，幅の選定によっては再循環領域が増加して逆にストール余裕が悪化すること等が示唆された[28]。図７に著者らが行った定常 RANS コードによる周方向トリートメント解析例を示す。図より，剛壁での翼端漏れ渦の渦の崩壊によるエントロピ増加が抑えられている様子や，溝からの噴出流によるエントロピ増の様子が捉えられているのが分かる。

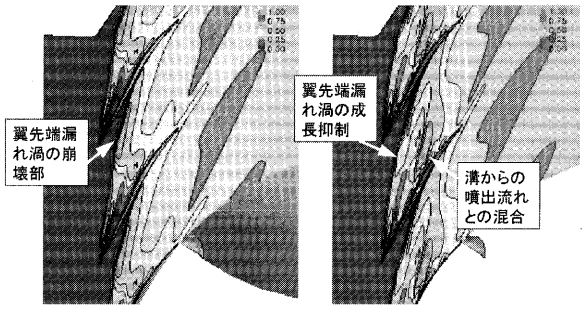


図７　周方向トリートメントを考慮した複雑形状解析例

3.4　多段解析の現状

多段軸流圧縮機開発の困難さは，段間のミスマッチングを予測・制御できないことにあると言っても過言ではないであろう。この問題を解決する手段として３次元の多段 CFD 解析があり，計算機能力と並列計算技術の向上により，設計への適用が始まっている。

現在使用されている多段解析は，定常解析，アベレージパッセージ解析，非定常解析の３つに分類される。

定常多段解析は，動静翼間をミキシング面で接続する。長所は計算負荷が小さいことだが，大きな短所は，上流翼列からの後流，２次流れ渦等の周方向不均一性情報が

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

ミキシング面で失われ，下流に伝達されないことである。後流等が比較的小さい設計点付近では予測精度を維持できる可能性があるが，効率の悪い非設計作動点では，周方向不均一性によるブロッケージを過小評価することになり，流量，圧力比を実際よりも大きめに予想してしまう可能性が高い。実際，5段の遷音速軸流圧縮機に適用した事例では，そのような結果となっていた[29]。

アベレージパッセージ解析では，上流翼列後流等の非定常性を一種のレイノルズ応力（deterministic stress）としてモデル化して考慮する[30]。計算は定常計算であるため，計算負荷は小さい。よって，非定常性をうまくモデル化出来た場合には非設計作動点も含めて予測精度に優れ，現時点では最も実用的な設計ツールと言える。実際，類似性の高い圧縮機の試験データで十分にキャリブレーションした後，設計に適用して成功した事例が報告されている[9],[31]。本手法の鍵は deterministic 応力のモデル化だが，著者が知る限り，まだ，一般性のあるモデルは存在しない。空力負荷レベル，アスペクト比，翼端隙間レベル等の形状的特徴により違ってくると考えられ，過去の試験データによるキャリブレーションが役に立たない場合もあるだろう。使用には注意が必要である。

非定常多段解析は，乱流モデル以外のモデルを含まないため，最も一般性のある方法だが，当然，計算負荷が大きいという短所を持つ。ただ，日本について言えば，世界でもトップレベルの計算機環境を有しているため，その利用は他国よりも進んでいる。周方向に非一様なパイロン，ストラットを有する高バイパス比ファンのバイパス側性能予測に適用された事例[32]，多段圧縮機の低回転域においてＶＳＶスケジュールの違いにより生じる大幅な性能変化を再現した事例[33]などが報告されている。また，7000万点もの格子を使う，大規模な圧縮機全段の計算も行われ始めた[34]。図8に，入口ストラットを含めた7段圧縮機全体の計算モデルを示す。実際の計算は，周期境界条件を用い，十分の一周（36deg）の領域で行っている。全体性能計算結果を図9に示す。設計点近傍の1点（点A）のみだが，試験結果と良い一致をしている。計算時間は JAXA の NSⅢの194CPU を使用して約2週間であり，まだ，設計に使用できるレベルにはない。

3.5 インバース設計，自動最適化設計

インバース設計も，ようやく本格的に3次元翼形状を扱えるようになってきた。具体的には，機械特性を変化させないように翼厚分布は操作せず，スワール速度のコード方向および半径方向分布のみを入力・制御する方法が開発され成功を納めている。粘性効果も考慮でき，衝撃波・境界層干渉が存在する遷音速動翼設計の最適化にも適用され始めた[35],[36]。

自動最適化設計の動向を述べる。自動最適化設計を構成する要素は，CFD，目的関数，最適化アルゴリズムの3つと考えられる。使用される CFD は，通常の単翼列用定常3次元もしくは準3次元粘性解析であり，ここ

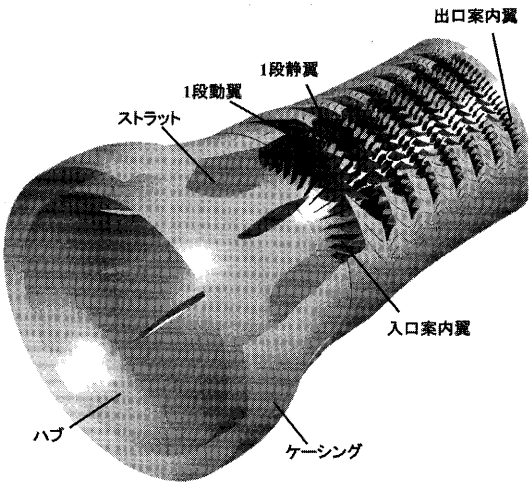


図8　7段圧縮機全体計算モデル（口絵参照）

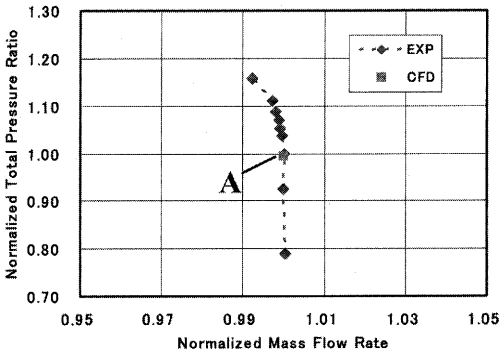


図9　7段圧縮機の計算結果と試験結果の比較

では触れない。目的関数は，設計点の圧損低減に加え，ストール側およびチョーク側の作動範囲も考慮して設定する必要がある[37]。最適化アルゴリズムについては，CFD 計算時間が長い場合には実験計画法や応答曲面法が用いられるが，短い場合には勾配法，焼きなまし法，遺伝的アルゴリズム等が使用される[38],[39]。結果として，設計時間は，従来の1ヶ月間から，設計品質を維持して4－5日まで短縮されてきている。

4 今後の課題

今後の課題として3つほど挙げたい。一つ目は，今日の主役の地位にある定常3次元乱流解析についてである。設計現場の立場で見ると，市場もしくは設計者が欲求する高負荷化のスピードが，CFD 予測精度が改善するスピードを超えてしまっている感がある。紙面の都合上，具体例は示せないが，乱流モデルを含め，高負荷翼列流れを高精度に予測するための基礎研究が必要な時期に来たと考える。二つ目は，多分野統合シミュレーションの実用化である。基本は，空力性能・熱・振動・強度・騒音間の統合と考えられるが，検証のための総合的データベース整備が課題として存在する。これについては国と

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

しての取組が必要と考える。一方で，エンジンが作動する実環境の考慮という意味で，例えば着氷，砂吸い込みによるエロージョン，それらの結果として発生するストールの予測についてもニーズがある。研究はある程度進んでおり[40],[41]，今後の発展が期待される。最後はポストストール域での計算技術とその応用としてのストール回復性の研究である。この分野の研究事例は少なく[42]，未知の部分が多い。高負荷化する圧縮機の運用信頼性を維持するという観点では鍵となる技術分野であり，精力的な研究が必要である。

5 むすび

設計現場の視点から圧縮機空力設計における CFD 解析の現状と今後の課題について概観した。産業界では，解析の大規模化，多分野統合化，自動最適化がさらに進むと考える。一方，実機試験データの中には，いくら大規模解析をしても説明出来ないものが数多く残っている。これらは，現象を正しく捉える物理モデルの出現を待っているとも言える。そのようなモデルが考案され，CFD に組み込まれれば，設計面でも新たな進歩が期待できる。基礎的な研究は産業界では実施しにくい面もあり，大学や国立研究所に期待したい。

謝辞

電解加工シミュレーション結果について発表許可いただいた日本航空宇宙工業会に感謝する。本稿作成にあたっては，九州大学の古川雅人氏，東京理科大学の山本誠氏，東京大学の寺本進氏から資料提供と助言をいただいた。この場を借りて感謝したい。

参考文献

(1) Lytle, J.K., NASA/TM-1999-209194, (1999)
(2) Walther, R. ,et al, ISABE-2001-1241, (2001)
(3) 今成邦之，GTSJ 第30回ガスタービンセミナー資料集，(2002)，pp.39-48
(4) Kamijo, T. ,et al, ASME 2003-45775, (2003)
(5) 日本航空工業会，先端航空機部品素材技術調査委員会， H15年度成果報告書 No.1804
(6) Dong, Y. ,et al, ASME Paper 2001-GT-0350, (2001)
(7) Hah,C., Aerodynamic lean and sweep for improvements in compressor performance., VKI Lecture series 1999-02, (1999)
(8) Hobbs, D. and Weingold, H., ASME J. Eng. Gas Turbines Power, 106, (1984), pp.271-278.
(9) Kusters, B. ,et al, ASME J. Turbomachinery, 122, (2000), pp.406-415.
(10) Abu-Ghannam, B., and Shaw, R., J. Mechanical Engineering Science, 22, (1980), pp.213-228.
(11) Drela, M., MISES User's Guide, MIT, CFD Lab., Cambridge, MA. (1995).
(12) Schreiber, H-A., et al, ASME J. Turbomachinery, 124, (2002), pp.1-9.
(13) Leipold, R., et al, ASME J. Turbomachinery, 122, (2000), pp.416-425.
(14) Rotta, J.C., Progress in Aeronautical Science, 2, (1962), pp.1-219.
(15) McClain, S.T., et al, ASME Paper GT-2003-38813, (2003).
(16) Day,I.J., ASME J. Turbomachinery, 115, (1993), pp.1-9.
(17) Moore, F.K., ASME J. Eng. Gas Turbines Power, 106, (1984), pp.313-336.
(18) Gong, Y., et al, ASME J. Turbomachinery, 121, (1999), pp.726-734.
(19) Nakano, T., et al, ISABE A99-34229, (1999).
(20) Hoying, D.A., ASME J. Turbomachinery, 121, (1999), pp.735-742.
(21) Furukawa, M., et al, ASME J. Turbomachinery, 121, (1999), pp.469-480.
(22) Yamada, K., et al, Proceedings of the 5th JSME-KSME Fluid Engineering Conference, (2002), pp.1597-1602.
(23) Hah, C., et al, ISABE-2001-1223, (2001).
(24) Wellborn, S.R., et al, ASME J. Turbomachinery, 122, (2000), pp.55-61.
(25) Takata, H., et al, ASME J. Eng. Power, 97, (1977), pp.121-133.
(26) Crook, A.J., et al, ASME J. Turbomachinery, 115, (1993), p.501-512.
(27) Rabe, D.C. and Hah, C., ASME Paper GT-2002-30642, (2002)
(28) Wilke, I., et al, ASME Paper GT-2003-38483, (2003)
(29) Lecheler, S., et al, ASME Paper 2001-GT-0344, (2001)
(30) Adamczyk, J.J., ASME Paper 85-GT-226, (1985)
(31) Wellborn, S.R., et al, ASME Paper 2001-GT-0351, (2001).
(32) Unno, M., et al, ISABE-2001-1197, (2001)
(33) 今成邦之， GTSJ 創立30周年記念講演会講演論文集，(2002)，pp.127-132.
(34) 浜辺正昭他，第17回数値流体力学シンポジウム C8-2，(2003).
(35) Medd, A.J., et al, ASME Paper GT2-3-38501, (2003).
(36) Watanabe, H., et al, ASME Paper GT2003-38770, (2003).
(37) Koller, U., et al, ASME J. Turbomachinery, 122, (2000), pp.397-405.
(38) Ashihara, K., et al, ASME Paper 2001-GT-0358, (2001).
(39) Shahpar, S., et al, ASME Paper GT2003-38700, (2003).
(40) Ona, K., et al, Proc, 8th Int. Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, 1, (2000), pp.57-63.
(41) 加村圭一郎他，機論B編，67巻662号，(2001)，pp.2397-2404.
(42) Outa, E., et al, ISABE A99-34220, (1999)

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

タービン空力設計におけるCFD解析

伊藤　栄作*1　ITO Eisaku
檜山　貴志*1　HIYAMA Takashi

キーワード：CFD，非定常流れ解析，高性能化，高信頼性，ディフューザ，ローターキャビティ

1．はじめに

ガスタービンの高性能化には，熱サイクルの改善と共に，主要コンポーネントであるタービンの効率向上が必要であり，空力設計技術の開発には，長年多大な努力が払われてきた。タービン効率は大型ガスタービンで90%を越えているが，高温化に伴い，タービン効率がシンプルサイクル及びコンバインドサイクルの効率向上に寄与する割合が増加したこと，及び空力／冷却設計間の高度な最適化が要求されることから，冷却面も考慮した新しい空力設計技術の開発が行われている。更に翼の冷却・構造設計の信頼性を高めるには，設計境界条件の精度向上が必要であり，CFDによるタービン流れ計算が不可欠である。三菱重工業㈱では，長年にわたり同技術の高度化と利用ノウハウの蓄積に取り組んできており，近年では従来の定常流れ解析に加え，非定常流れ解析技術あるいは翼列流れとキャビティを含めた二次流れ系統とを一体として解く大規模解析技術等を実用化している。これらにより非常に複雑なターボ機械内部の流れをより正確に把握し，製品の高信頼性・高性能化に活用している。

以下にタービン設計へのCFD技術適用の現状について述べる。

2．CFD技術の開発状況

三菱重工業㈱では，翼列・ディフューザ等に適用範囲を特化したインハウスコードと解析モデルの自由度の大きい市販の汎用コードの両方を使い分け製品開発に適用している。

インハウスコードに関しては長年に渡り自前のリグ試験データ及び実機での各種計測データとの対比により解析精度の改良及び解析範囲の拡大に取り組んでおり，現在では3次元多段非定常翼列解析の実用化を進めている。また，解析範囲の拡大に伴う計算時間の増大を防ぐ為，

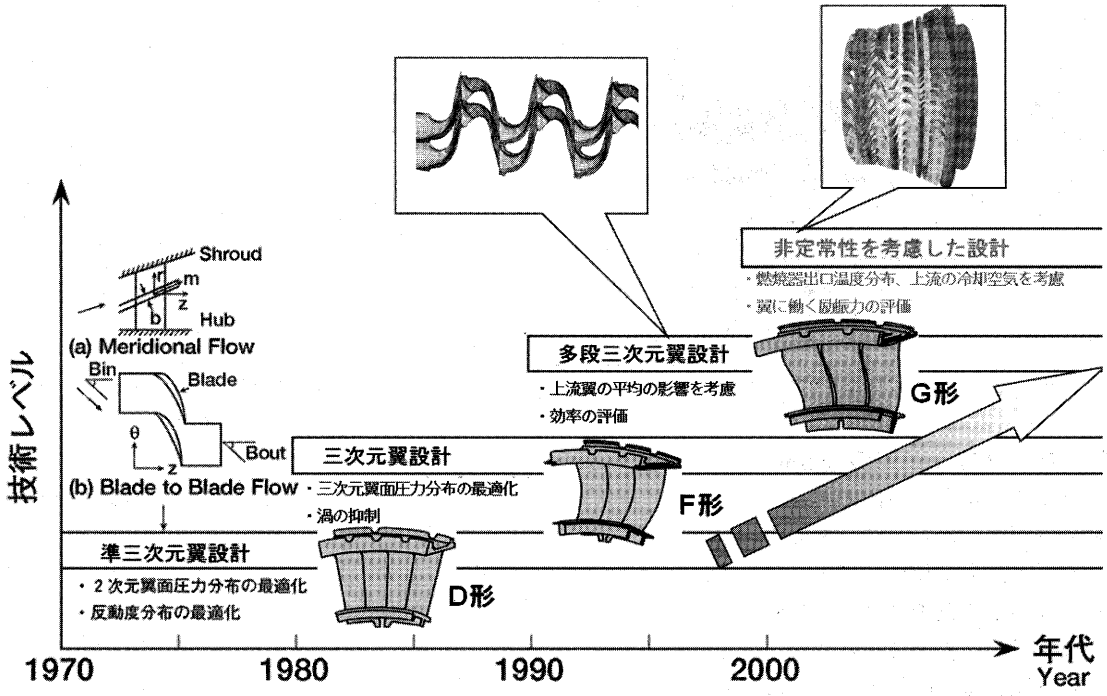


図1　ガスタービン翼列設計の変遷

原稿受付　2004年5月17日
＊1　三菱重工業㈱　高砂研究所　ターボ機械研究推進室
〒676-8686　兵庫県高砂市荒井町新浜2－1－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

並列計算技術を用いた解析システムを構築している。本システムは3次元 CFD コードと最適化手法を組合せた翼型設計にも用いられる。

これらにより従来実験に頼っていた開発の大半を数値シミュレーションに置き換えることが可能となってきているが，一方で機器要素毎の乱流モデル特性の違いなどを把握する為のリグ試験，実機での詳細計測を継続的に実施している。

3．タービン設計への CFD 技術適用例

3.1　タービン設計技術の進歩

ガスタービン翼列の CFD は図1に示すように1970年代の準三次元，1980年代の三次元粘性，1990年代の多段三次元粘性，そして近年では多段三次元非定常流れ解析を用いた設計が実用化されている。当社では，さらに翼面にフィルム冷却空気やシール，漏れ空気の噴出しモデルを加え，実機の性能向上，信頼性向上に反映させている。

図2にガスタービン各部の解析例を示す。圧縮機翼列・タービン翼列・排気ディフューザには，詳細な精度検証と経験の蓄積が必要なためインハウスコードを，抽気流路・燃焼器車室内流れ・構造部と流動との連成解析には汎用コードを用いている。

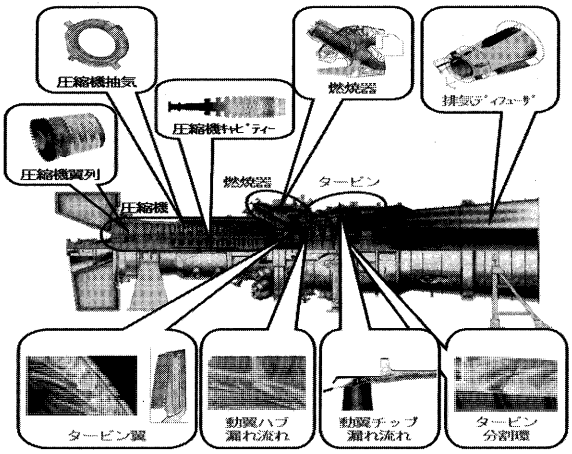


図2　ガスタービン各要素に対する CFD の適用（口絵参照）

3.2　多段非定常翼列流れ計算の適用例

タービンは多くの場合，多段であり，タービン流れは上下流翼列の影響を受ける。これまで設計には，多段三次元定常流れ解析が多く使われてきているが，近年における更なる計算環境の改善により，多段三次元非定常流れ解析が十分に設計に使用できるレベルになっている。実際のタービン流れは，静翼と回転する動翼の組み合わせであり，本質的に非定常流れである。定常流れ解析は，動翼流れの計算を相対座標系で，定常流れとして解析するもので，上流翼列のウェークがパルス的に流入する効果，上下流の翼列で生じる周方向静圧分布を翼が横切ることによるポテンシャル干渉等は考慮されていない。またガスタービン流れの特有の問題点として，翼列上流の燃焼器による温度分布がある場合の動翼表面の全温分布は，ますます非定常効果を強く受ける傾向となっており，非定常流れ解析はこれらを予測するのに非常に有効である。

更に，これらの実現象をより高精度に模擬することにより，動翼に加わる励振力の予測精度向上にもつながり，従来から設計で行われている CFD と FEM を用いた振動強度設計の高度化にも活用されている。

図3に4段タービン翼列のガス温度分布を非定常三次元流れ解析コードで解析した結果（瞬時値）を示す。本解析は境界条件として実測に基づいた燃焼器出口の周方向及び翼高さ方向圧力・温度分布，翼及びプラットフォーム面でのフィルム冷却流，またデイスク冷却流の主流への漏れ込み流れ，チップクリアランス流れを考慮したものになっている。これにより翼列間干渉，主流と2次流れ（冷却流）との干渉，ホットストリークの影響を考慮した解析が可能である。従来の多段三次元定常流れ解析よりも格段の高精度で損失及び局所ガス温度等を予測することができる。解析メッシュ数は1200万点程度であるが，翼列毎に並列計算を行うことで十分に実用時間内での解析が可能となった。乱流モデルはゼロ方程式モデルを用いており，回転翼列試験及び実機計測データの逆解析により乱流モデルの代表スケール，拡散係数などを決定し，その予測精度を高めている。

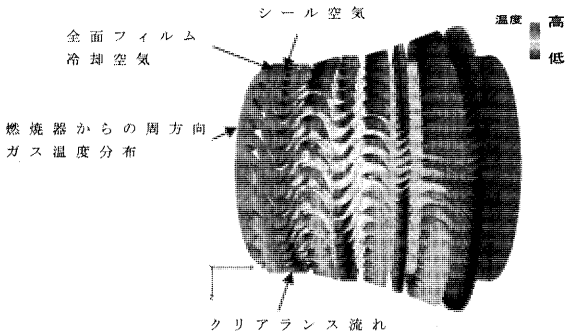


図3　非定常流れ解析によるタービン翼列内部ガス温度分布（瞬時値）

3.3　タービンディフューザ設計への適用例

図4はガスタービン最終段と排気ディフューザ流れの解析結果（マッハ数分布）である。排気ディフューザ内の流れは最終段出口の速度・圧力分布に大きく依存する為，翼設計と同時にディフューザ壁面・ストラット等の内部構造物の最適形状・配置を検討している。最終段入口の条件は前述の翼列部の解析とのイタレーションにより求めている。

図5はディフューザリグ試験装置の写真である。ディフューザ入口条件を解析と同様にタービン最終段動翼と

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

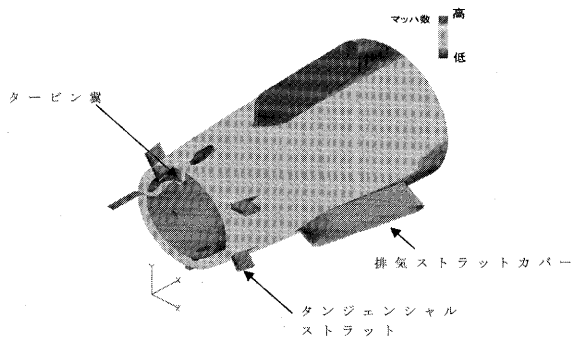


図4 ガスタービン最終段と排気ディフューザの一体解析によるマッハ数分布（口絵参照）

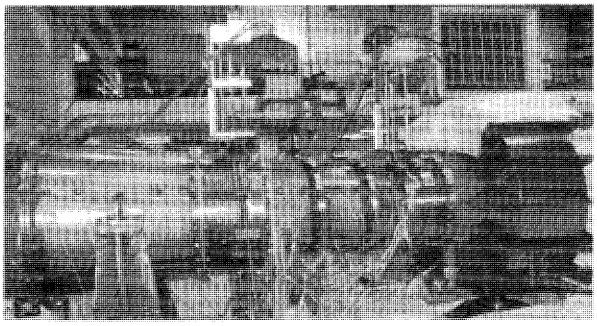


図5 ディフューザリグ試験装置

ディフューザを模擬した装置となっており，詳細なトラバース実施によりディフューザ内部の流れの計測を行っている。

図6はそのディフューザ試験結果と CFD 解析結果を比較したもので（CP：圧力回復係数），予測の難しい減速流れにもかかわらず，CFD による予測精度が実用上十分であることを示している。このように翼部とディフューザ内での乱流スケール等の特性の違いをリグ試験にて把握し解析に反映することにより，設計精度の向上を図っている。

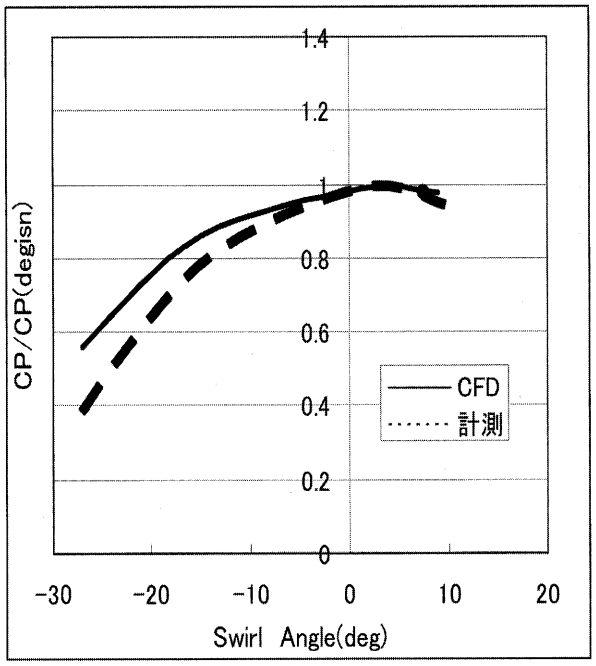


図6 ディフューザリグ試験結果

3.4 タービンローターキャビティーと翼列の一体解析

CFD コードの適用は翼列部だけではなくローターキャビティーを含めた一体解析へと拡大されている。図7に計算例を示す。一般にガスタービンのタービンは，圧縮機や他のターボ機械と比べ，高温ガスの混入を防ぐために，ローターキャビティーはより複雑な流路形状を持ち，ラビリンスシールやキャビティー内を通過する際にローターによる連れ周りにより旋回成分を与えられるなど複雑な流れとなる。また，主流への漏れこみ部では，上下流の翼列で生じる周方向静圧分布，翼ケーシング端

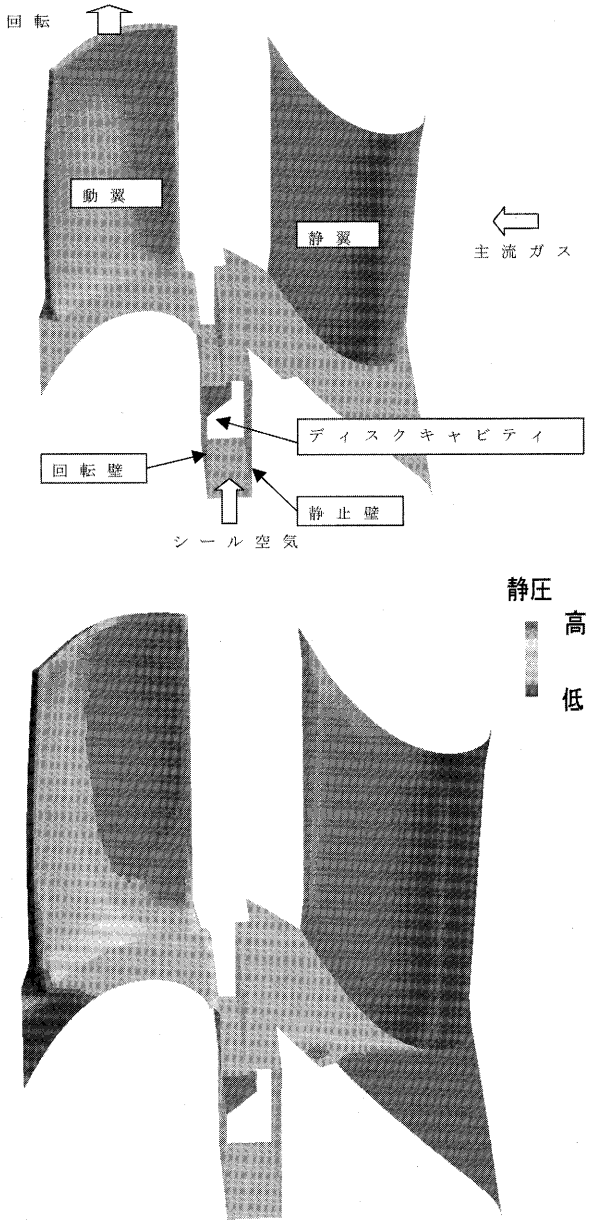


図7 ディスクキャビティーと翼列の一体解析による静圧分布（瞬時値）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

面の境界層と翼列との干渉により発生する馬蹄形渦等の影響により，周方向に不均一且つ非定常な漏れこみとなり，これまでの翼列のみの解析結果と異なり，端壁近傍では流れ場が大きく異なる。空力性能向上の観点からこれらの干渉の効果を低減するだけでなく，局所的なガス温度分布の予測精度向上やシール技術の開発など，より精度の高い最適設計が可能となる。

4．おわりに

ガスタービンの空力設計技術は CFD 技術の発達と計算機の高速化に支えられ発展してきた。また，冷却設計の境界条件の予測精度向上にも不可欠なツールとなっている。今日では，多段三次元定常/非定常粘性解析は一般的なものとなり，翼列のみならずキャビティ等の複雑形状も含めた解析の設計への適用が可能となっている。今後ますます CFD の設計での重要性が増し，タービンのみならず圧縮機，燃焼器等を含めた要素間の最適化設計でも，今後重要な役割を担っていくものと思われる。

参考文献

(1) 青木・伊藤・他，熱流体の数値計算：タービン，日本ガスタービン学会誌，Vol.26，No.102，Sept.1998.
(2) 内田・宮脇・他，ターボ機械を支える先進流動解析技術，三菱重工技報，Vol.40，No.6，2003.
(3) 内田・宮川・他，各種ターボ機械開発設計への CFD 適用事例，ターボ機会協会誌，第32巻，第5号，2004/05/09
(4) Ishizaka, K., et al, CFD Studies of Industrial Gas Turbine Exhaust Diffusers, IGTCTokyo2003, TS-026

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

燃焼器設計におけるCFD解析

木下　康裕*1
KINOSHITA Yasuhiro

キーワード：燃焼器，流れ解析，混合解析，燃焼解析

1．まえがき

経済性および環境適合性向上の要求から，ガスタービンエンジンでは，サイクルの高温・高圧化に加え低騒音化，低NOx化等に関する革新的な技術を適用した燃焼器の開発が求められている。このような燃焼器を，短期間かつ低コストで開発するためには，その最上流工程である設計作業の効率化とその検証が重要なファクターとなっている。ガスタービンエンジンの設計現場では，作業の効率化と精度の向上を目的として，数値流体力学（CFD）によるシミュレーションが積極的に利用されている。特に，圧縮機やタービンの空力設計においては，三次元翼設計，翼列干渉シミュレーション等，CFDは重要な設計ツールとして成果をあげている。また，最近では空力と伝熱を組み合わせた統合シミュレーションが可能となるまでCFD技術は進んでいる。

一方，燃焼器は，従来からの要求性能である小型・高負荷化や冷却性能の向上に加え，最近では大幅なNOx排出低減が加わり，高度な燃焼技術の開発が重要課題となっている。その設計作業においては，CFD解析技術の利用は圧縮機やタービンに比べると十分とはいえず，従来からの設計データベースや経験に基づいて作業を進める場合が多い。これは，燃焼器は，その内部において物理過程と化学反応過程が相互に影響を及ぼし合いながら同時に進行する，非常に複雑な場を形成することによるもので，計算機が大容量化，高速化し計算モデルが発達した現在でも，CFDだけでは設計に必用な精度の高い定量的な解を得ることが難しいためである。しかし，解析対象を空気の流れや空気・燃料の混合など非燃焼場に限定した場合は，CFDは強力な設計ツールとなり，定性的な判断が求められる燃焼器形態のスクリーニングや燃料ノズル，燃焼器内部の流れ場の検討においてCFD解析は有効に利用されている。また，現段階ではまだ設計ツールとして直接利用できないが，燃料の微粒化や燃焼器内部の燃焼状態を解析する最先端のCFD技術についても，将来的には最適設計のツールとして有効になると期待されており研究ベースで進められつつある。

本稿では，燃焼器の設計手法について概略を説明し，設計段階におけるCFD解析の適用について紹介する。

2．燃焼器開発における設計とCFD解析技術

燃焼器開発のフローを簡単に説明する（図1）。燃焼器の設計は，開発の最上流工程にあり，性能設計（Aerothermal design）と機械構造設計（Mechanical design）からなる。性能設計では，エンジンシステムから要求される目標性能を満足すべく，燃焼器に採用するコンセプト（燃焼方式）を決定した後，燃焼器代表寸法や空気流量配分，ライナ冷却構造等の基本的なパラメータを設定し，これらのパラメータ値に基づいて，ディフューザや燃料噴射弁，燃焼器ライナ形状とその冷却構造等に関して個別詳細設計を実施する。また，機械構造設計では，支持方法やシール構造等の検討を行った後，燃焼器の温度分布予測に基づき材料選定を行い高温酸化寿命の評価を，また各部の応力解析を実施してクリープ寿命や低サイクル寿命の評価を行う。開発における次工程では，設計結果に基づき燃焼器を試作し，非燃焼流れ計測試験，燃料ノズル噴霧試験やセクタ燃焼器試験，アニュラ燃焼器試験を実施することにより性能および機械構造設計の検証を行う。そして，これらの試験結果から必要な場合，再設計を行い試作，試験を繰り返して目標性能の達成が確認された時点で，最終的な仕様（Final design）が決定することになる。

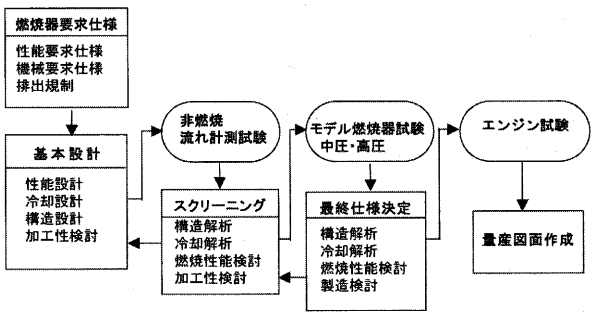


図1　燃焼器開発のフロー

原稿受付　2004年6月11日
＊1　川崎重工業㈱　ガスタービンビジネスセンター　開発総括部
要素開発部　燃焼器グループ
〒673-8666　明石市川崎町1－1
ガスタービンビジネスセンター　開発総括部

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

燃焼器の開発では，小さな設計の変更が性能全体を変えたり，場合によっては燃焼振動や焼損，溶損という最悪の事態を引き起こすことをしばしば経験する。そのため，これまでは新しい手法を取り入れた冒険をおかさず，各社が所有する設計プログラムや豊富なデータベースに基づいて，燃焼器の設計が実施されてきた。しかし，近年，燃焼器には，エミッションの大幅な低減を中心として要求性能が非常に厳しくなっており，従来の設計手法では目標性能が満足できなかったり，初期計画より開発期間やコストが増加するケースが増えている。そこで，燃焼を伴わない部位を中心として CFD 解析を設計の中に組み込んで検討の一助としたり，検証試験の代替にしたりするケースが増えている。

CFD 解析の特徴は，初期値を変えるだけでパラメトリックな解析が可能となるだけでなく，燃焼器内部の詳細な物理量分布も比較的容易に得られ，ポスト処理技術の向上により，その物理量分布がビジュアルな形で表示されることである。知りたい情報が，2 次元あるいは 3 次元的にビジュアルに得ることができれば，設計者の理解が向上し，設計の効率化，精度の向上に大きく寄与することになる。

以下に，当社での燃焼器設計における CFD 解析の適用について，燃焼器の代表的な部位ごとにいくつか実施例を紹介する。また，設計結果の検証，特に CFD 解析を利用する場合は検証は非常に重要であり，CFD 解析とカップルして各種の計測試験を実施しているので，これについても合わせて紹介する。

3．燃焼器設計における CFD 解析の適用例

3．1 燃料ノズル

燃料ノズルは，着火，安定燃焼，燃焼効率，エミッション，出口温度分布など，燃焼器のほぼ性能全体に影響を及ぼす重要な構成部位である。特に，最近はエミッションの低減のために，従来の構造を一部改良したり，革新的な燃焼方式を実現する燃料ノズルの開発に力が入れられている。

（a）急速混合燃料ノズル

気流微粒化式の燃料ノズルは，本質的に空気と燃料噴霧の混合が良く，スモークの発生が少ない特徴を有する。この特徴を低 NOx 化に利用したのが，急速混合燃料ノズルである。これは，従来の拡散燃料ノズルをベースとして燃料ノズルに流入する空気を多くし，希薄燃焼を行うことで NOx 排出の低減を狙うものである。従来技術と異なるポイントは，この方式の燃焼器では予混合部を独立に設けないため，燃焼器内部に噴射された噴霧と多量の空気が，拡散燃焼を行う直前でいかに急速に混合するかということにある。これを実現するためには，燃料ノズル直後の空気の流れ場が重要で，巨視的には安定保炎のために強い逆流領域を形成させながら，微視的には気流を小さなスケールで乱れさせ燃料噴霧と空気を均質に短時間で混合させる技術が求められる。しかし，このような新しい燃料ノズルの設計法は確立されておらず，〔設計－試作－噴霧試験－非燃焼流れ計測－燃焼試験〕を繰り返すことにより設計データベースを蓄積することが必要である。

急速混合燃料ノズルの研究開発の一環で，CFD 流れ解析を駆使して燃料ノズルの設計を行い，さらに最先端のレーザ計測技術を利用して，空気流れ場と燃料噴霧の分散に関するデータを取得することにより，CFD 解析結果の検証を行った。図 2 に供試燃料ノズルを，図 3 に燃料ノズル直後の流れ場について CFD 流れ解析を実施した結果を示す。燃料ノズル内側の流路から流出する空気は，旋回流れによる遠心力で外径方向に広がりながら流出するが，流出後すぐに外側流路から流出する空気と干渉して，これに沿うように流れている。そして，その空気の一部は，下流に進むに従いノズル中心軸に向かうようになり，ある点で合流し，逆流する様子が本解析結果からわかる。この逆流の形成，特に逆流の大きさ，強さが安定燃焼に重要であることが知られている。CFD 解析では，燃料ノズルから噴出する内側，外側の空気の流速や旋回角度を任意に設定することができる。従って，

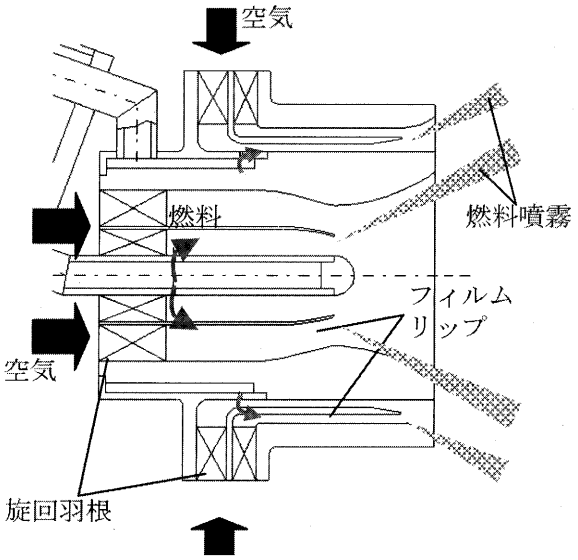


図 2　急速混合燃料ノズル

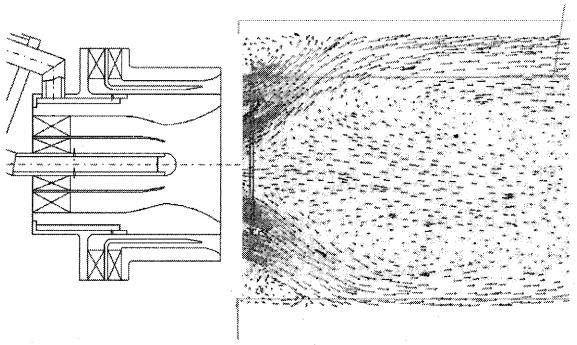


図 3　燃料ノズル後流の流れ場（CFD 解析結果）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

これらのパラメータと逆流領域の定量的な評価が可能となり，本燃料ノズルの設計において非常に有効な情報が得られている。燃料ノズルの設計結果の検証に，流れ計測試験や噴霧計測試験の実施が必用である。図 4 は，PIV (Particle Image Velocimetry) を利用した空気流れに関する計測試験結果である。流れの計測試験は大気中において実施したため，噴流の広がりは解析結果に比べると小さいが，内側と外側空気の挙動や逆流領域の形成は解析結果とほぼ一致しており，燃料ノズル後流の流れ場を評価するのに CFD 解析は非常に有効であることがわかる。一方，気流による燃料微粒化のメカニズムが完全に理解されていないため，現状では，CFD 解析により微粒化を含む燃料噴霧の正確な挙動が把握できない。そのため，噴霧の分散や粒径分布を直接調べるためレーザを用いた噴霧計測を実施した。図 5 は PLIF (Planar Laser Induced Fluorescence) を利用して計測した燃料噴霧の分散である。気流微粒化であるため，燃料噴霧は内側および外側の空気の流れに沿って流動し，ホローコーンタイプの分散をしている様子がわかる。噴霧角や分散の形と内側および外側空気の旋回角の相関データもこれにより得られた。

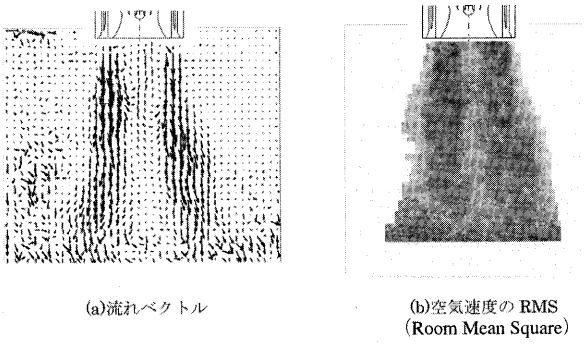


図 4　燃料ノズル後流の流れ場（PIV 計測結果）

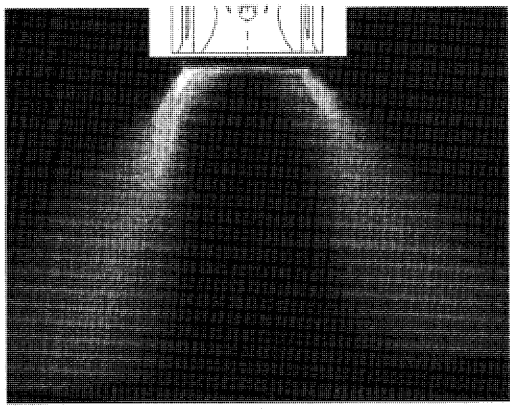


図 5　燃料ノズルの噴霧の分散（PLIF 計測結果）

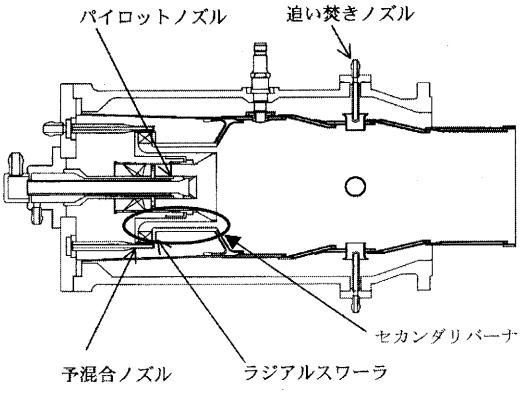


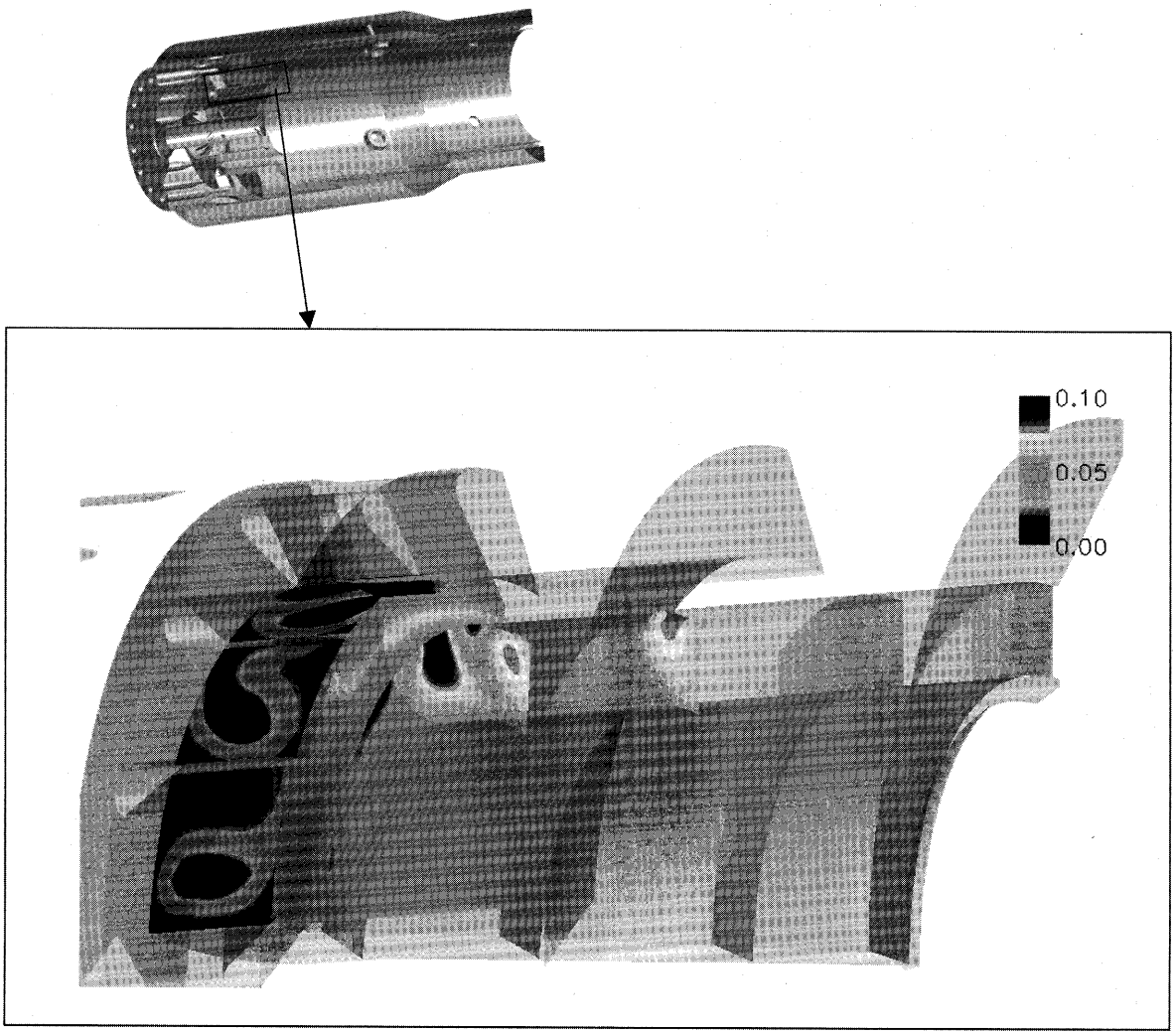
図 6　産業用 DLE 燃焼器

（b）予混合燃料ノズル

産業用ガスタービンエンジンには，日本や欧米各国で厳しい NOx 排出規制が設けられている。そのため，希薄予混合燃焼を実現する燃料ノズル技術が積極的に開発され，各社はドライ式低エミッション（DLE）燃焼器を搭載するエンジンを実用化している。また，航空用ガスタービンエンジンでも，将来の厳しい排出規制を想定して希薄予混合予蒸発燃焼を適用する革新的な燃料ノズルが研究されている。

産業用ガスタービンでは，欧米においては DLE 燃焼器の搭載は現在では常識となっている。当社は，600kW から18000kW クラスの産業用ガスタービンエンジンにガス焚き DLE 燃焼器を開発している。図 6 は，マルチキャン方式の DLE 燃焼器である。この燃焼器は，着火，安定燃焼のためのパイロットバーナと低 NOx のための予混合バーナ，さらに低 NOx モードでの負荷運転の変化に対応する追い焚きバーナを組み合わせたシリーズ燃焼方式を採用している。予混合バーナは，アキシャルスワーラにガス燃料ノズルを組み合わせたプライマリバーナと大型のラジアルスワーラにスプレーバー式のガス燃料ノズルを組み合わせたセカンダリバーナで構成され，均一な予混合気の形成と保炎性能の向上を両立させている。予混合燃焼の中心となるセカンダリバーナの開発では，スワーラの旋回角度，スプレーバーの配置等が設計のパラメータとなり，均一な予混合気の形成を目的として CFD により混合解析を実施するとともに，レーザを用いた LIF (Laser Induced Fluorescence) による混合計測を行い解析結果を検証した。図 7 は CFD 解析で得られたセカンダリバーナ内部の燃料の混合過程である。スプレーバーから噴射された燃料は，ほぼ一塊となってスワーラの旋回羽根に流入し，予混合管内部で燃焼用空気の流動と相互に影響を及ぼし合いながら次第に混合が進み，バーナ出口に到達する。バーナ出口では混合気の濃度に分布が見られるが，セカンダリバーナの設計においてはスワーラの旋回角度，スプレーバーの配置等の入力パラメータとこのバーナ出口の濃度分布の相関が CFD 解析の評価項目となる。また，図 8 に LIF を

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.



CH4 質量濃度分布

図 7　セカンダリバーナ内部の燃料混合過程（CFD 解析結果）（口絵参照）

用いて得られたセカンダリバーナ出口での燃料濃度分布の結果を示す。セカンダリバーナ出口は環状で，環状流路全体に緑色の領域が広がっていることから，燃料と空気の混合がかなり進んでいることがわかる。しかし，部分的にオレンジ色が見られ，まだ燃料濃度の高く，混合が不十分な領域が存在していることも本結果からわかり，解析結果ともだいたい一致している。以上から，CFD 混合解析の結果について，濃度分布計測試験より検証を行うと，混合気濃度についての定量的な評価を行うことは難しいが，分布のパターンは比較的一致しており，CFD 解析は定性的な評価には非常に有効であることがわかる。

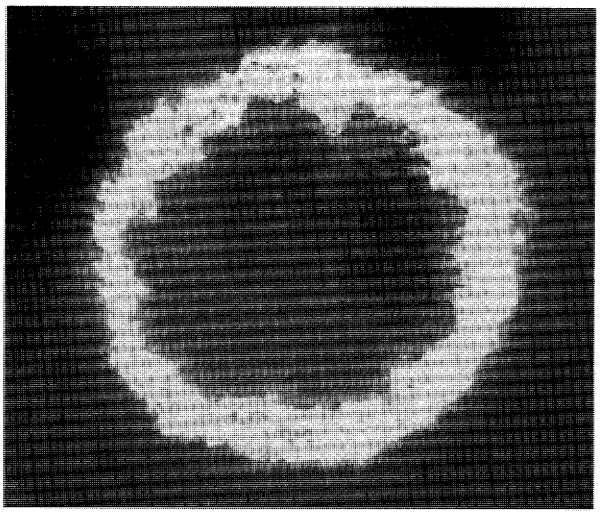


図 8　セカンダリバーナ出口の燃料濃度分布（LIF 混合計測結果）（口絵参照）

3．2 蒸気噴射型燃焼器ライナの検討

燃焼器性能の重要な評価項目に燃焼器出口温度分布がある。出口温度分布はタービンの寿命，特に 1 段動翼のクリープ寿命に大きな影響を及ぼすため，燃焼器出口温度不均一率（出口温度分布を評価する一つの指標で，最

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

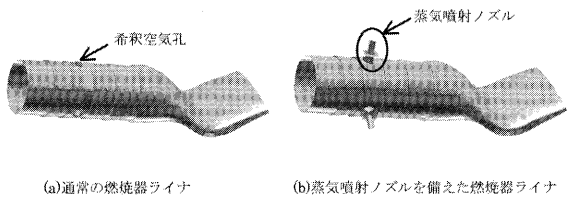


図9 産業用ガスタービン燃焼器

高温度と平均温度の差を平均温度上昇で除した値）として航空用では0.25以下を，産業用では0.2以下を達成することが求められる。出口温度分布を予測することは非常に難しく，従来，燃焼器設計においては，実績のあるライナ形状，あるいはそのスケールアップやスケールダウン形状を採用することで，出口温度分布の予測が可能となっていた。しかし，新しいタイプの燃焼器開発においてはこの手法が適用されず，設計段階で出口温度分布が予測できれば，開発をスムーズに進めることができる。

コージェネレーション用の産業ガスタービンエンジンでは，ユーザの運用状況により電力と蒸気（熱）の出力割合を変化させる熱電比可変タイプのニーズが高まっている。当社では，蒸気の需要が低いときにボイラで発生した蒸気をエンジンに還流させることにより発生電力を増加させる熱電比可変型エンジン（PLUS）を実用化している。PLUS 仕様の燃焼器開発において，蒸気噴射型燃焼器ライナの検討を実施した。一案として蒸気を燃焼器ライナの希釈孔に噴射する形状を考案し，蒸気の噴射による燃焼器出口温度分布への影響を CFD 解析により調べた。図9で(a)は通常の燃焼器ライナ，(b)は蒸気噴射ノズルを希釈孔に備えた燃焼器ライナである。蒸気噴射孔のない通常の燃焼器内部のガス温度変化を図10に示す。希釈孔の直下流では，希釈空気は上流からの燃焼ガス流れによってマッシュルーム状の噴流となり下流に流されている。そして，流れが下流側に進むにつれて燃焼ガスと混合することで高温の燃焼ガスをタービン入口温度まで希釈し，均一な出口温度分布を形成していることがわかる。一方，蒸気噴射型では，蒸気噴射により燃焼器内部での燃焼ガスとの混合が一層促進されるとともに，温度の低い蒸気によりガス温度も大きく低下する。そして，燃焼器（尾筒）出口においては非常に均一な温度分布が得られることが判明した（図11）。今回の解析では燃焼解析を行わず，希釈孔より上流の燃焼ガスとして予め設定した温度分布を与えているが，蒸気噴射による燃焼器出口温度分布を評価するだけであれば，CFD の混合解析は非常に有効であることがわかった。これらの解析結果は，燃焼器単体のリグ試験により検証を行っている。今回の燃焼器ライナ形状の検討において，CFD 解析により蒸気噴射ノズルの形状や個数，位置と燃焼器出口温度分布との相関を得ることができ，PLUS 仕様の燃焼器の設計で非常に有用な知見が得られた。

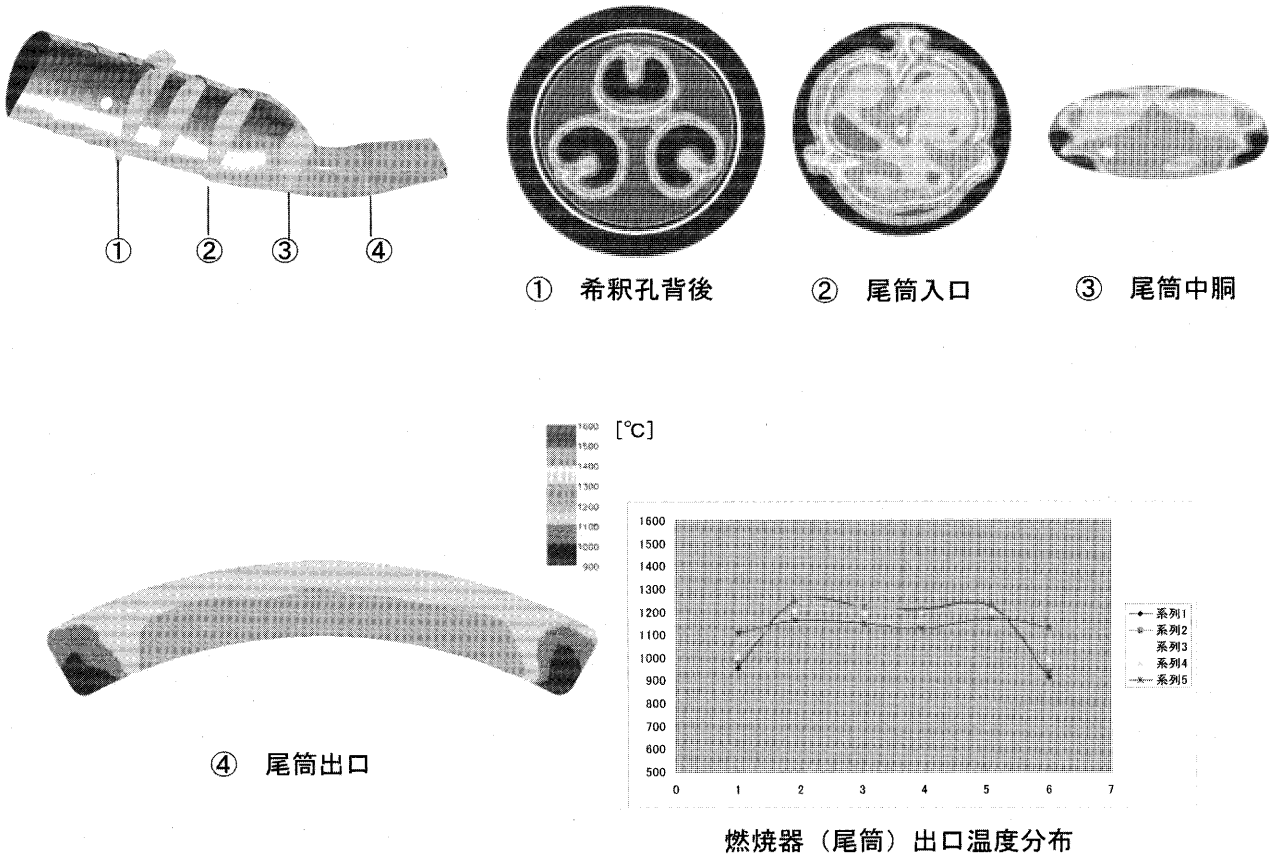


図10 通常燃焼器の内部温度分布と出口温度分布

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

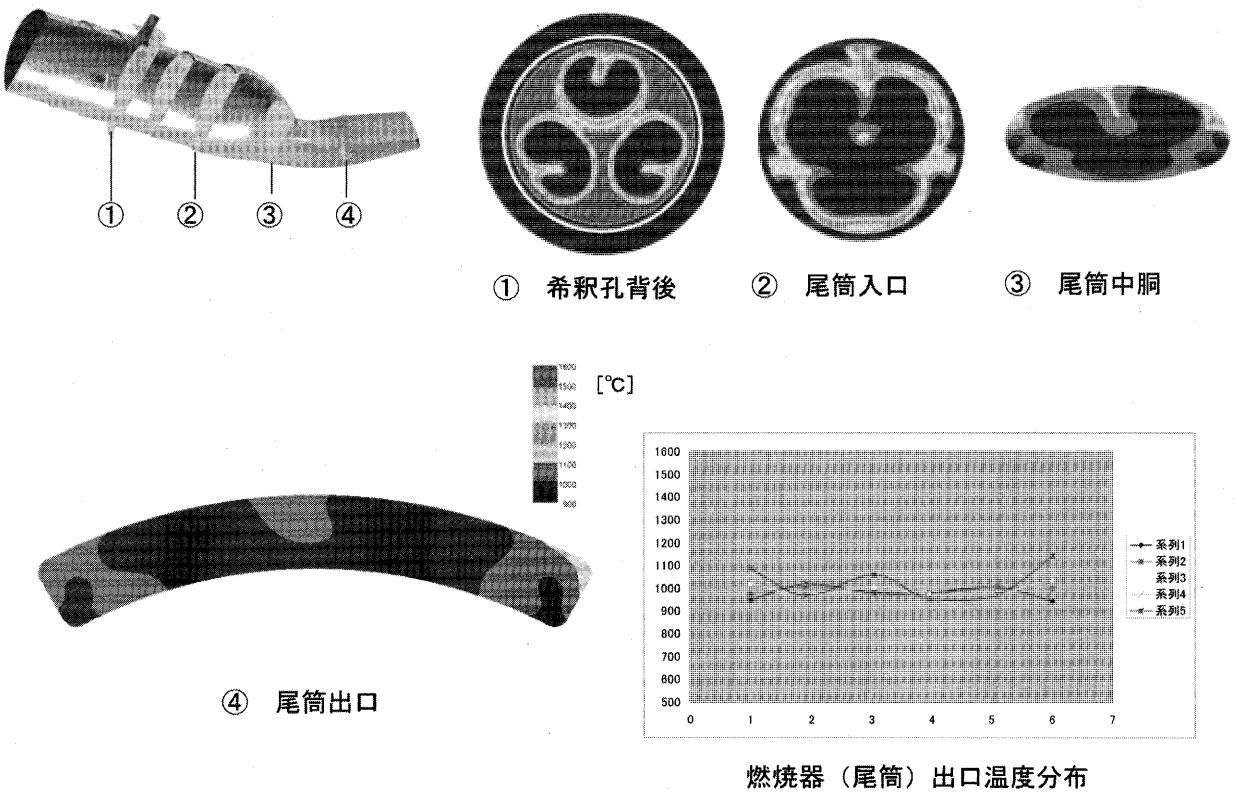


図11　蒸気噴射型燃焼器の内部温度分布と出口温度分布

3．3 燃焼器ライナの冷却構造

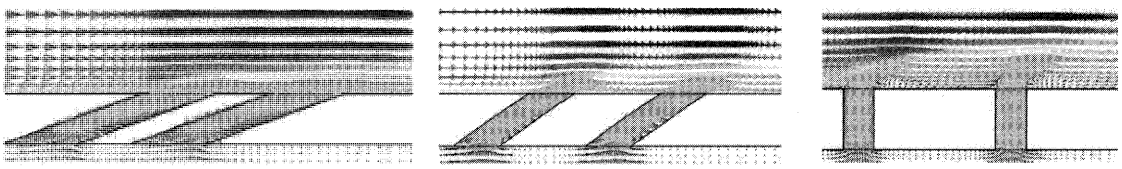
（a）金属材料燃焼器ライナ

燃焼器ライナは，壁温をその材料の長時間寿命を考慮した温度以下に低下させる必要があり，通常は空気による冷却構造を採用している。エンジンの高温・高圧化に伴い，燃焼器ライナは非常に厳しい温度環境下にさらされているが，最近は低 NOx 化の要求から希薄燃焼が採用される場合が多く，壁冷却空気量を低減させる必要があり，冷却構造高性能化技術の開発が行われている。

その技術の一つに膜冷却があり，アングルドエフュージョン冷却構造の開発を実施している。アングルドエフュージョン冷却構造は，ライナ壁面に対し極めて浅い角度で小さな冷却孔を壁全面に多数設けることにより，冷却空気が小孔を通過する時に壁から熱を奪い，燃焼器内面に膜状に滲みだすことで高温の燃焼ガスから壁を守ることを狙っている。本ライナ冷却構造の設計においては，冷却空気量と冷却孔の配置，すなわち径，孔数，角度とピッチが冷却効率の支配因子となる。これらを入力のパラメータとして，CFD を用いて空気流れと固体壁熱流動の統合解析を実施し，それぞれの冷却効率を求めている。図12に冷却の小孔を流れる冷却空気の速度ベクトルを，図13に冷却効率を示す。

（b）セラミック燃焼器ライナ

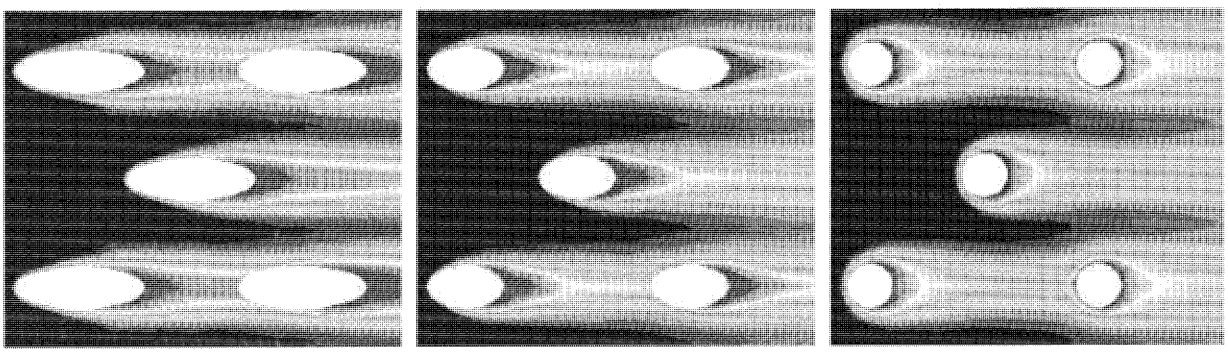
燃焼用空気をライナ壁面冷却に利用している現在の冷却構造では，今後さらに高温化，低 NOx 化が進んだ場合，既存の耐熱超合金ではその使用温度を超えることが予想される。そのため，高温耐熱材料としてセラミックスの適用が検討されているが，その一つに1700℃の融点直下まで室温レベルの強度を維持できる液融成長複合材（MGC）が有望視されている。MGC を燃焼器ライナの冷却構造に適用することで，冷却空気流量を大幅に削減



（a）injection angle＝20°　　(b) injection angle＝35°　　(c) injection angle＝90°

図12　速度ベクトル分布の比較

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.



(a) injection angle＝20° (b) injection angle＝35° (c) injection angle＝90°

図13 フィルム冷却効率の比較

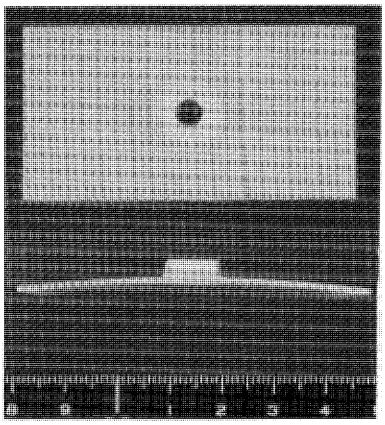


図14 MGC材料を用いた燃焼器パネル

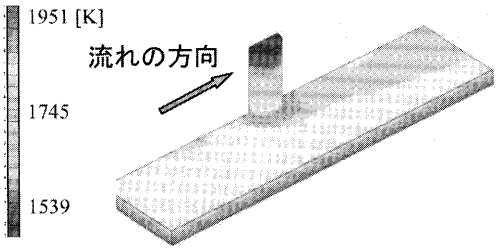


図15 MGC燃焼器パネルの表面温度分布

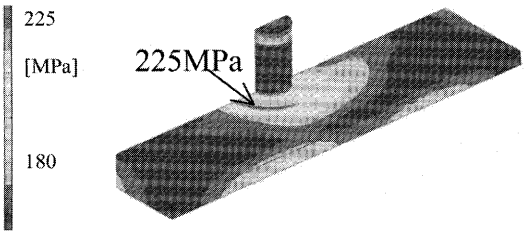


図16 MGC燃焼器パネルの熱応力分布

することができる。図14は，燃焼器のインナライナ（遮熱板）として試作したMGCを材料とするパネルである。このパネルはMGCで作ったスタッド（支柱）とコイルばねを用いて燃焼器ライナに固定される。このMGCパネルを用いた冷却構造の設計において，冷却空気流量をパラメータとして，パネル周りの流れ・固体壁熱流動の統合解析を実施しパネル表面の温度分布を求めた。さらに，その結果から熱応力分布を予測した。図15は，燃焼ガス温度が1900℃の環境下でのパネル表面温度分布である。燃焼ガスにさらされる高温側のパネル表面の温度は最高でも1600℃程度で，MGCの耐熱温度以下となっている。また，スタッド周りは冷却側に熱が逃げるため，スタッド周辺外部と比べるとパネル表面温度が低くなっている。この温度分布を基に強度解析を実施し熱応力分布を調べたが，やはりスタッド周りの温度勾配が大きいところで高い熱応力が観察された（図16）。

CFD解析結果の検証のため，温度分布計測試験を現在実施中であり，これらの結果については他日報告の予定である。

4．あとがき

燃焼器設計におけるCFD解析をテーマに，当社における取り組みをいくつか紹介したが，実例ということで燃焼解析の適用については割愛した。燃焼解析については2002年9月号で特集しているように，大学，研究機関，会社で積極的に行われており，当社においても燃料の微粒化を含めた燃焼解析についてCFD解析技術を開発中である。しかし，これを設計に利用するためには，解析精度，計算時間，検証方法など，超えなければならないハードルがいくつもあるように思われる。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

ガスタービンの冷却問題におけるCFD解析

船﨑　健一*1
FUNAZAKI Ken-ichi

キーワード：CFD, Gas Turbine Heat transfer, Cooling, Turbulence Model

1　はじめに

ガスタービン（以下GTと略す）における伝熱解析や冷却設計では，対象とする熱流体場が複雑であり，CFD手法の本格的導入は空力設計等の分野と比べ幾分遅れて始まった．現在，計算手法や乱流モデルが定番化し，計算機の高速化・大容量化，汎用CFDコードや格子生成ツールが普及する中で，冷却問題へのCFD適用は，騒音解析等と並んで今が旬であるといっても過言ではない。さて，言うまでもなくCFD解析では解くべき方程式がほぼ決まっており，残りは境界条件の違いである。従って，何に着目するかの違いはあるにしても，CFD解析の現状や問題点については本特集記事の中で十分説明されるであろう。ここで私に課せられた役目は，伝熱解析・冷却設計でのCFD技術利用状況を概説し，さらに伝熱・冷却の分野でのCFD技術に固有もしくは特に重要な問題点を指摘することである。GTの分野で空力と伝熱の境界線上を歩んできた私にとってはmis-castとも言える役回りなのだが，これを機に集中的に関連事項を調査するとともに，日頃感じて来たことなどを整理することができた（と思う）ので，それらをご紹介したい。いささか偏った内容になっているとは思うが，読者諸兄にいささかでもお役に立てれば幸いである。

2　伝熱・冷却に関するCFD技術利用の現状

2.1　概要

伝熱現象は，流れ場によって輸送されたエンタルピーが，主に上流側での熱的条件及び局所的熱的条件の下に，各瞬間に物体表面近傍でどのような空間分布をとるかによって決定される。従って，例えば内部冷却流路の場合，周期性を仮定しない限り，流路入り口からの計算が必要とされる。さらに，突起などの乱流促進体や流出入する質量流束境界条件となる冷却孔などが壁面に存在しており，壁関数などの手法の適用は困難であり，物体表面近傍に相当の空間解像度が要求される。以上のような状況を背景に，タービン翼の冷却設計者は，部分的にCFD技術を利用することはあっても，全体としては適用範囲の限定されていた実験式に頼らざるを得なかったし，また，その程度の設計手法でも事足りていた。その「閉塞状態」を払拭する契機となったのがAbuaf, Kercher[1]の研究である。彼らは，実機でのサーペンタイン流路での熱伝達率分布に関するCFD（商用コードSTAR-CDを使用）の結果を発表した。計算値と実験との差は30%～60%にも及んだが，実機形状そのままを用いるアプローチは，その後の伝熱・冷却のCFD利用を大いに触発し，かつ，リアルなモデルを用いた実験[2]も多く行われるようになった。

CFDの伝熱・冷却問題への適用は，高性能大型並列計算及び計算手法の利用拡大で過去5年間に大いに進んだ。例えば，PCクラスター等で代表される様に，ハードの低価格化及びLinuxやmpichなどのオープンソースの進化により，比較的安価で大規模な並列計算環境環境を大学の研究室レベルでも入手することが以前に比べ遙かに容易になった*1。また商用CFDソフトウェアの質的な充実・高速化やCAE環境の整備（3D-CADデータを直接読み込め，構造・非構造の区別なく格子生成の自由度に富む格子生成ソフトや，データマイニングのための可視化ソフトなど，プリ・ポスト処理用ソフトの充実化）が格段に進んだ。その結果，形状的な複雑さ故に遅れていたCFD技術の伝熱・冷却問題への利用が，産業界を中心として積極的に行われるようになっている[3],[4]。

2.2　CFD応用例の紹介

以下では，最新の研究例から，CFD技術の応用実績を紹介する。なお，説明の中で乱流モデルに関する言及が頻繁に行われるが，それらの詳細，問題点等については本文後半に集中的に議論する。

2.2.1　衝突噴流冷却

衝突噴流冷却法は内部冷却法として最も効果的な冷却法の一つであり，GTの分野だけでなく広い範囲で数多くの研究が行われている。しかし，形状的単純さにも関わらず，噴流の自由せん断層の成長，噴流間の干渉，クロスフローの効果，よどみ点近傍での速度場の歪み，また，壁面噴流の遷移現象と，熱伝達率の予測精度を劣化させる要因が多く，今後とも研究の展開が強く望まれる

原稿受付　2004年5月19日
＊1　岩手大学工学部機械工学科
〒020-8551　盛岡市上田4－3－7

＊1　私の研究室でも，大学院生の力を得て，30CPU以上，総メモリ容量70GB以上のPC-クラスターを自力で完成させている。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

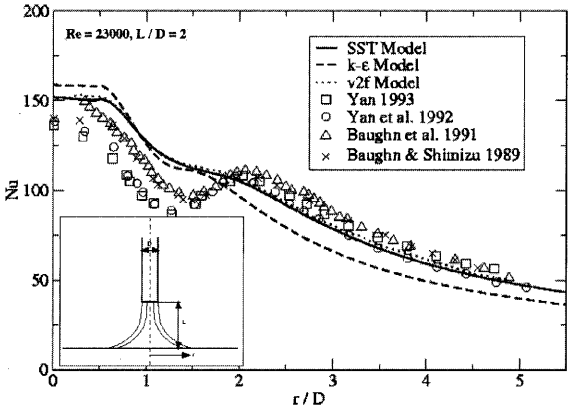


図 1　線形渦粘性モデルによる衝突噴流冷却熱伝達予測 (Vieser ら)

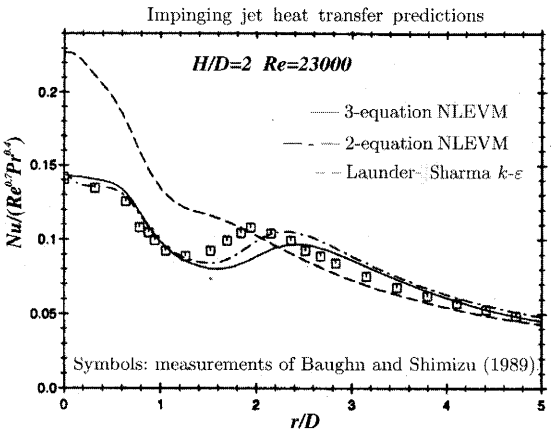


図 2　非線形渦粘性モデルによる衝突噴流冷却熱伝達予測 (Craft)

分野である。最新の応用例の紹介の前に，衝突冷却によって得られる熱伝達率の予測精度について見てみよう。これに関しては，Vieser ら[5](図 1) や Craft[6](図 2) の計算結果が参考になるだろう。なお，前者は線形渦粘性モデル (EVM) を，後者は非線形渦粘性モデル (NLEVM) を用いての計算と実験との比較である。両者とも同じ実験との比較であり，EVM と NLEVM の直接的な比較も可能である。また，図 1 での k-ε モデルには，scalable wall function[7]という手法が用いられている。EVM による計算から，よどみ点における熱伝達率分布が実験と比較してフラットであり，せん断層の発達が十分ではないこと，壁面噴流の遷移挙動が十分には捉えられていないこと，遷移後は改良型の乱流モデル SST と v2-f が実験値に近い値を示している，ことなどがわかる。図 2 での非線形モデルは上記で指摘した問題点が克服されており，今後の進展が大いに期待される。なお，図 2 での k-ε モデルでの結果は，よどみ点での熱伝達率が過大評価されているが，これは，後述の satgnation anomaly が原因と考えられる。

単独の衝突噴流に関する CFD 研究は少なくないが，

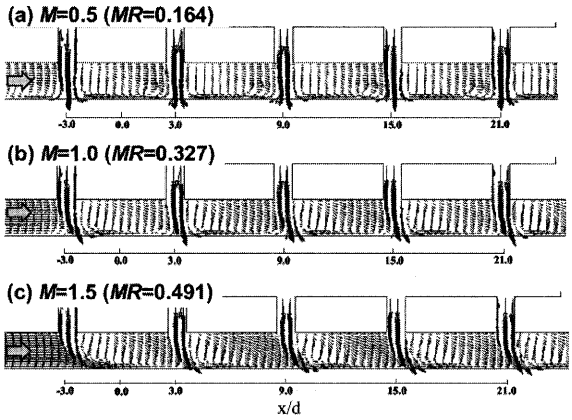


図 3　in-line 配置孔噴流とクロスフローとの干渉効果 (Rhee ら)

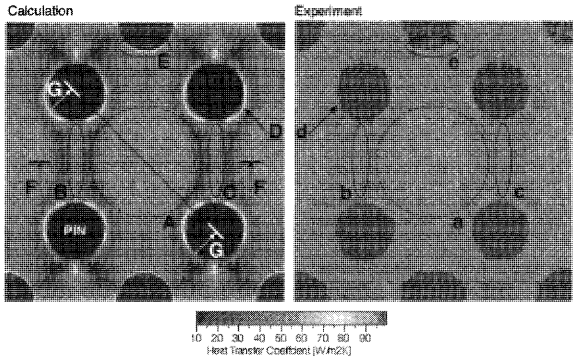


図 4　複合型衝突噴流冷却構造での熱伝達率分布 (Funazaki, Hachiya)

GT では多数の孔からの衝突噴流冷却が一般的であり，かつ，クロスフローの存在も重要である。図 3 には Rhee ら[8]による in-line 状に配置された孔からの噴流とクロスフローとの干渉効果を示している (Fluent 使用。乱流モデルは RNG k-ε モデル)。

単純な衝突噴流冷却問題ではないが，ピンフィン冷却との複合的冷却構造に関して，図 4 に示すように Funazaki, Hachiya[9]の CFD/EFD 研究がある (CFX4-4使用。乱流モデルは k-ω モデルの他数種類を検討)。また，統合解析ソフト UPACS[10]を用いて，複合冷却構造における熱伝導解析との連成問題を扱った研究も報告されている[11](乱流モデルは 0 方程式，1 方程式まで)。

2.2.2　フィルム冷却

フィルム冷却は冷却技術としては最も重要なものであり，特に近年のタービン入口温度の高温化にともない，diffuser (shaped) hole，compound angle などが多用されている。冷却孔内部の渦構造は主流側での冷却空気の挙動に大きく作用するため，流れ場を冷却孔内部から解析するのは当然のことであるが，相対的に冷却孔が短いため冷却孔入口での剥離が再付着しないことも珍しくなく，更に上流側の plenum chamber からの計算が不可

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

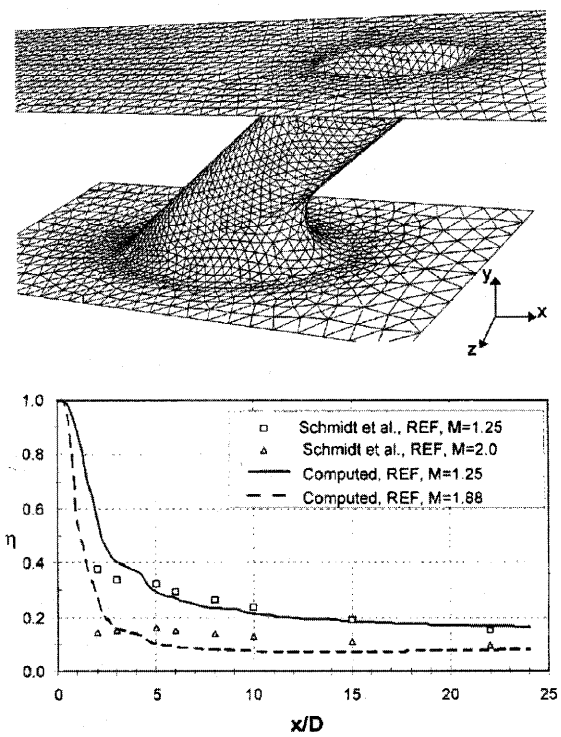


図 5　フィルム冷却解析用メッシュと標準的冷却孔に関するフィルム効率の計算値と実験値との比較（Leylek ら）

避となっている。

フィルム冷却問題，特に shaped hole 及び compond angle の効果に関しては，Leylek ら[12,13,14,15]の一連の詳細な数値解析が大いに参考になる。Leylek はこの他にも遷移モデルを提唱するなど実に精力的に研究を進めているが，解析エンジンとしては Fluent のみを用い，その user interface 機能を用いて新たな機能の追加・検証を行っている。図 5 に標準的な冷却孔に対するメッシュとフィルム効率の計算結果及び実験との比較を示す（乱流モデルは two-layer zonal model）。冷却孔から孔直径の 5 倍以上下流では実験と計算との対応は比較的良好である（噴き出し比M＝2 では全体的に計算値が大きい）が，孔近傍ではフィルム効率が大幅に過大評価されている。この問題については後でも触れる。

図 6 には，様々なタイプのフィルム冷却孔を多数備えたタービン静翼の流れ解析用格子を示す[16]。総ブロック数が140，総格子点数が120万点で，k-ω モデルを用いている。細かに計算すべき箇所が多い割に総格子点数が少ないようだが，格子点数を増やすこと自体は本質的な問題ではないので，よりリアルで，より詳細な解析が今後行われることは間違いない方向性だろう。

フィルム冷却の数値予測の際にしばしば指摘される問題として横方向への拡散の過小評価がある[17]。これに対して主に RANS レベルでの取り組みが行われているが，LES でこの問題の解決を図る試みが Tyagi，Acharya[18] によってなされている。図 7 には単一フィルム冷却孔からの冷却空気の挙動と熱伝達率との関係を LES で解析

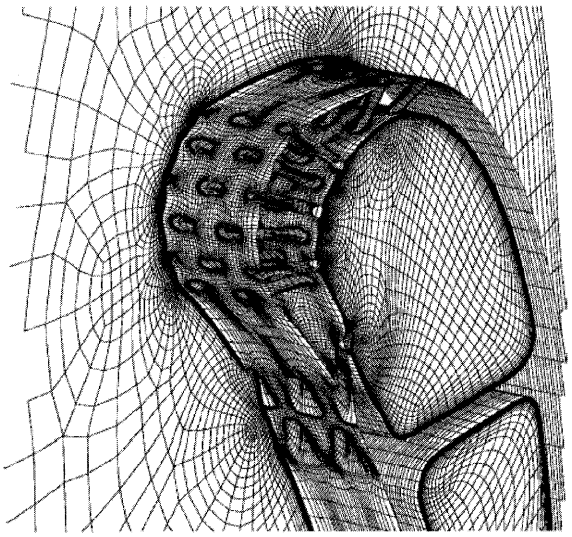


図 6　冷却孔を有するタービン静翼内部及び外部の計算格子（Heidmann ら）

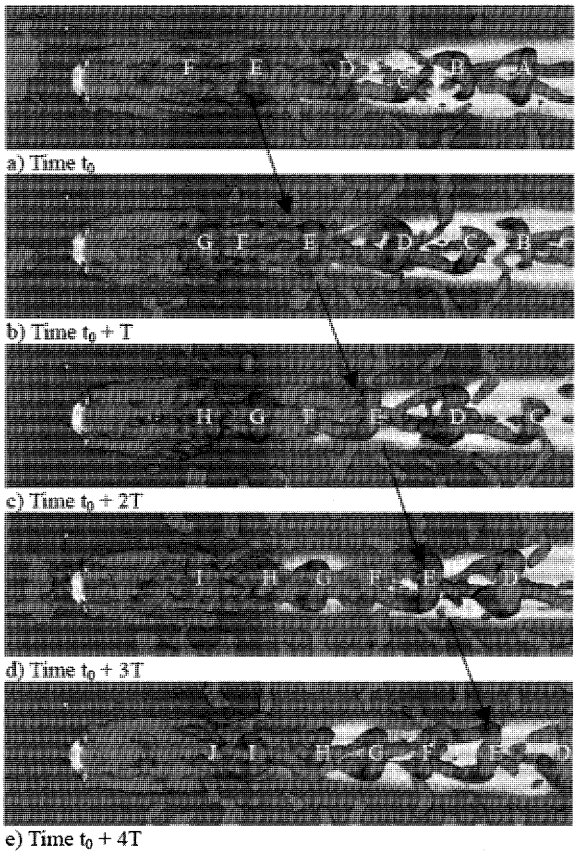


図 7　冷却孔からの噴流に伴う馬蹄形渦と熱伝達（Tyagi，Acharya）（口絵参照）

した例を示す。jet によるブロック効果により馬蹄形渦が周期的に形成される様子が明らかとなっている。なお，冷却孔近傍でのフィルム効率の予測精度も向上しているようである。なお，計算負荷の軽減を目的とした DES（LES ＋ RANS）による解析もある[19]。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

2.2.3 内部冷却流路（乱流促進体付）

タービン内部の冷却流路は一般にサーペンタイン流路と呼ばれる複数流路からなり，それらには伝熱促進のための角度付突起列が付けられている。この突起列が乱れを増進しかつ二次流れも誘発する。曲がり部でも二次流れが発生する。これらに加えて，タービン動翼では回転場でのコリオリ力が作用し，強い遠心力場浮力における影響も無視できない。従来の研究では，周期的には位置された角柱突起群を有する矩形流路に対して，流れ方向への周期性を仮定して1ピッチ分を解くという手法が用いられてきたが，大規模計算が容易になり，さらに，任意流路断面，フィレットR付の突起など，さまざまな計算が行われるようになった。乱流モデルは k-ε など2方程式モデル，RSM (Reynolds Stress Model) が多用されているが，LES による計算も増加傾向にある。

図8には，Texas A&M のグループによる2流路冷却流路での熱伝達率を計算するための計算格子及び非回転・回転時（回転側の面上）の熱伝達率分布を示す[20]。計算には RSM が用いられている。コリオリ力の作用により突起により流路内に発生した二次流れの構造が変化し，非回転時と比較して，第一流路で熱伝達の減少，第二流路で増加が確認されている。Texas A&M のグループでは，タービン動翼内で想定される流路断面アスペクト比[21]，流路の位置，Rのついた突起の効果など，実用上重要な条件についての計算も行っている。実用上十分な精度の予測が可能になりつつあるが，細部についてはまだ検討の余地がある（回転時の実験での詳細計測は困難ではあるが）。なお，村田ら[22]は同様の流れ場の計算を LES で行っている。

2.2.4 後流干渉による遷移

翼面まわりの熱伝達の予測にとり遷移の予測はきわめて重要である。以前は実験的研究が主であったこの分野にも CFD が適用されるようになった。遷移現象，とくに GT で問題となるバイパス遷移は乱流研究の中でも予測困難な課題であるが，Wu, Durbin[23]がこの問題に DNS で取り組んでいる。計算対象は平板境界層で，移動円柱からの後流との干渉による熱伝達率の変化を特に扱っている（図9上）。計算格子は，総格子点数が5千万以上で，境界層内に200点程度の格子点数が配置されている。円柱まわりの流れ自体は計算せず，入口の境界条件として円柱後流の速度分布を与えている（変動成分は別途計算しておく）。計算の結果，スポット状の乱流塊の発生と乱流境界層への移行がシミュレートされており，また，v2-f 法による RANS との比較では，DNS により予測された乱流スポットが乱流遷移後も伝熱に影響し，時間平均熱伝達率が通常の平板乱流境界層での熱伝達を上回るという結果を得ている（図9下）。また，乱流プラントル数 Pr_t については，$y^+ \cong 20$付近から急激にその値が増加し，この結果は Blackwell の実験結果[24]とほぼ一致している。

RANS ベースで計算では境界層遷移の正確な捕捉は一般に困難とされている（Durbin, Laurence[25]によれば，v2-f 法は人為的な操作なしに遷移を捉えることが可能

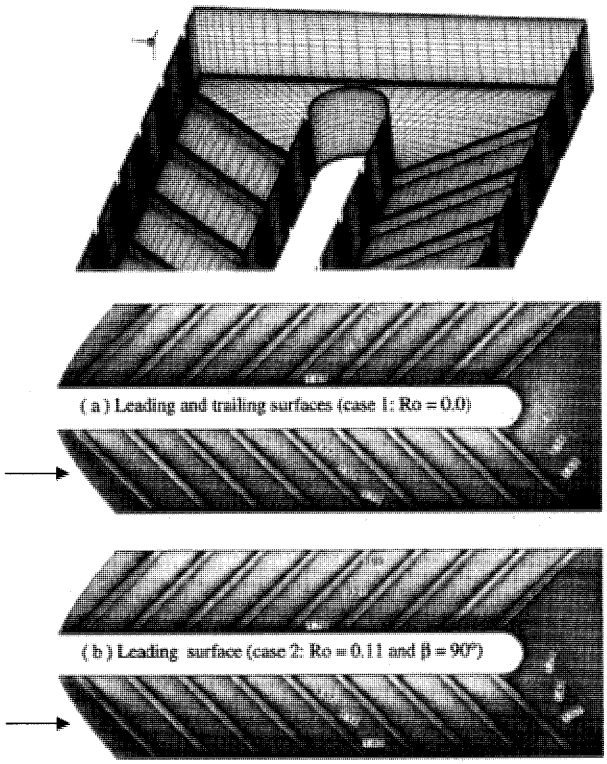


図8 突起付二流路における熱伝達率分布（Al-Qahtani ら）

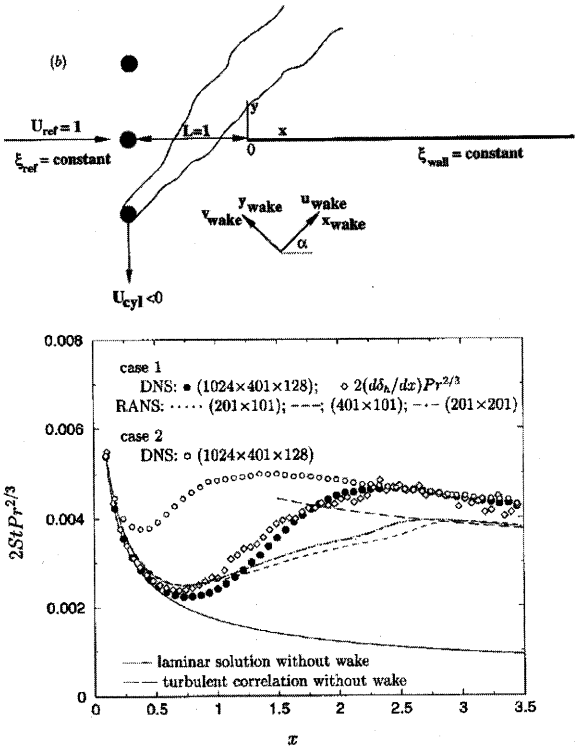


図9 DNS による後流干渉下平板境界層熱伝達率分布（Wu, Durbin）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

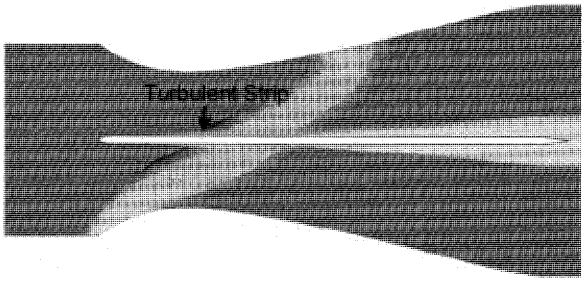


図10　平板境界層と移動円柱からの後流の干渉
(Walters, Leylek)（口絵参照）

とされているが，その真偽のほどは不明である)。Walter, Leylek[26,27]は，Mayle, Schulz[28]の Laminar Kinetic Energy (LKE) に関する方程式を 2 方程式モデル (k-ε 及び k-ω) に追加し，主流乱れにより境界層内に誘発される縦長な組織的構造 (Klebanoff モード) の効果の発現を試みている。図10には，圧縮機翼面上圧力分布を模擬した平板境界層と後流との干渉及びそれに伴う遷移現象のシミュレーション結果を示す。

3　乱流モデルにまつわる諸問題

上で述べてきたように，伝熱・冷却関係の CFD においては，乱流モデルがきわめて重要な働きをしていることがわかる。言い換えるならば，現時点における伝熱解析・冷却設計分野での CFD 技術の問題点の大部分は RANS における完結問題，即ち「乱流モデル」であると言える。乱流モデルそのものをここで議論する紙面的余裕及び能力はないので，関心をお持ちの方はこのテーマに関する最新の知見がまとめられたモノグラフ[29]を是非お読み頂きたい。また，SST 開発者として知られる Menter の実用的なアドバイスがまとめられた論文[30]もあり，興味と時間のある読者諸兄はそれらをご一読されることをお勧めする*。以下では，乱流モデルに関して，2 方程式モデルの anomaly と熱伝達に絞って述べることにする。

3.1　2 方程式モデルの anomaly（異常性）

現在ガスタービンの伝熱分野で最もよく用いられる乱流モデルは渦粘性近似に基づく低レイノルズ数型 k-ε モデル及び k-ω モデルであろう。後での議論のためこの渦粘性 μ_t の表現をここで与えておく。

$$\mu_t = C_\mu \rho u^2 T \tag{1}$$

ここで，u^2 = k (乱流運動エネルギ)，T (乱流運動の時間スケール)。さて，Durbin[31]や Moore, Moore[32]は 2 方程式モデルでの k (乱流運動エネルギー) の輸送方程式中の生成項 P_k ($=2\nu_t|S|^2$，ここで $|S|^2=S_{ij}S_{ji}$ (S_{ji}：ひずみテンソル$=(\partial U_i/\partial x_j+\partial U_j/\partial x_i)/2$) が，よどみ点近傍での速度場のひずみの増加により過大評価され，結果として k (または μ_t) の過大評価となることを指摘した。これを anomaly (異常性) と呼ぶ。図11にはよどみ点での anomaly に起因する翼面まわりでの k の過剰な生成状況と，後述する修正方法による k 分布の改善状況の例を示す[33]。

熱伝達率の評価においては，乱流熱流束 q_t が

$$q_t = -\frac{\mu_t C_p}{\mathrm{Pr}_t}\nabla\theta \tag{2}$$

で評価される (θ：温度)。これに加えて，翼内部冷却流路自体が，乱流促進体による剥離・再付着や衝突冷却など，よどみ線の存在を積極的に利用した構造になっていることから，anomaly 現象は本質的な問題として捉える必要がある。図12には，前節で述べた，k-ε モデルによる衝突噴流冷却の計算でのよどみ点での anomaly 発生状況と v2-f モデルによる計算結果との比較を示す。

この anomaly 問題と翼まわりの熱伝達・フィルム効

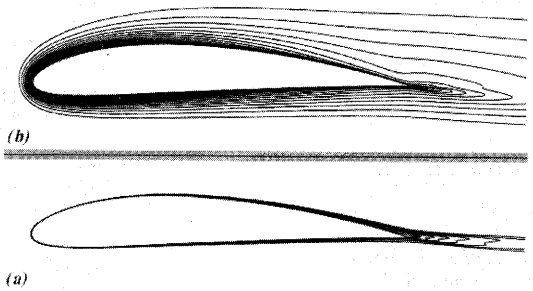


図11　翼まわりでの k 分布に与えるよどみ点での anomaly の効果（上：修正なし，下：修正あり）
(Durbin and Pettersson Reif)

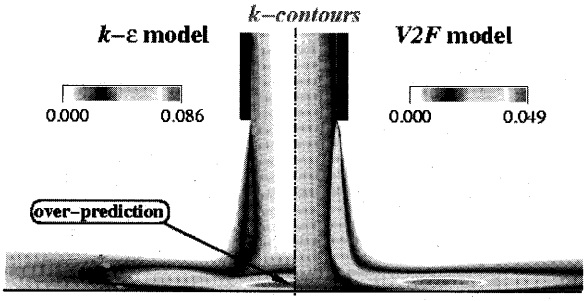


図12　k-ε モデルによるよどみ点での k 値の異常性
(http://ctr.stanford.edu/galleryet2.gif)（口絵参照）

---

*　ちなみに，乱流モデルの選定に関して次のようなアドバイスが示されている。
- 逆圧力勾配条件下で剥離が想定される場合には，k-ε モデルを用いず，Spalart-Almaras モデルか SST モデルなどを用いること。
- よどみ点近傍での anomaly に留意し，本解説記事でも紹介しているような手法を用いること。
- 熱伝達を伴う流れ場や流れの再付着を伴う場合には，k-ω モデルや v2-f など最新の k-ε モデルを用いること。
- 強い旋回流を伴う流れ場に対しては，曲率補正，非線形モデルまたは応力方程式モデルを用いること。
- 大規模剥離の場合には，DES (Detached Eddy Simulation) などの利用を検討すること。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

率の予測精度，また問題の回避法に関しては，Medic, Durbin の論文[34),35)]が参考になるだろう。彼らは，次の三つの方法を紹介している。

1）Kato-Launder の修正法[36)]

Kato-Launder の修正法では，よどみ点近傍でのひずみテンソルの挙動を抑制するため，ひずみテンソルと類似の回転（渦度）テンソル $\Omega_{ij}=(\partial U_i/\partial x_j-\partial U_j/\partial x_i)/2$ を用いて，生成項中の $|S|^2$ を $|S||\Omega|$ で置き換えるものである（$|\Omega|^2=\Omega_{ij}\Omega_{ji}$）。回転テンソルは単純せん断流ではひずみテンソルと一致し，かつよどみ点近傍で $|\Omega|\rightarrow 0$ という挙動を示す。このことから Kato-Launder の修正法は anomaly 問題を回避できる手法として広く用いられているが，旋回流などでは $|S||\Omega|$ の置き換えが逆効果となることや[37)]，エネルギー保存則に反するとの指摘もある。

2）時間スケールリミッタの導入

Durbin は，レイノルズ応力テンソルの固有値が負にならないための条件から，Realizability 条件を得ている。これは，時間スケール T に対して上限を設定するもので，k-ε モデル及び k-ω モデルに対して T はそれぞれ次式で計算される。

$$T=\min\left[\frac{k}{\varepsilon},\frac{a}{\sqrt{6}C_\mu|S|}\right] \tag{3}$$

$$T=\min\left[\frac{1}{C_\mu\omega},\frac{a}{\sqrt{6}C_\mu|S|}\right] \tag{4}$$

ここで，パラメータ a には0.6が用いられる。

この時間スケールの修正により，生成項はよどみ点近傍のように速度場のひずみの大きいところで $|S|^2$ ではなく $|S|$ に比例する形で増加することになる（このような生成項の挙動の成立性は，Rapid Distortion Theory によって立証されている）。この考えに立って，C_μ を次の様に修正する方法も示されている[38),39)]。

$$C_\mu=\frac{1}{A_0+A_S\left(\frac{Sk}{\varepsilon}\right)} \tag{5}$$

3）v2-f 法の利用

Durbin[40)]は，壁近傍における減衰挙動を，従来のような局所的な流れの特性や壁からの距離等を用いて表現するのではなく，非粘性的な排除効果を示す elliptic relaxation（楕円型緩和）を通じて表現し，second-moment closure に対してこの概念を導入した**。実際には，レイノルズ応力輸送方程式の再配分項 ϕ_{ij} を得るため，中間的変数 f_{ij}（$=\phi_{ij}/k$，k：乱流運動エネルギー）に関する修正 Helmholtz 方程式を提示した。

$$L^2\nabla^2 f_{ij}-f_{ij}=\frac{\phi_{ij}^h}{k} \tag{6}$$

ここで，ϕ_{ij}^h はレイノルズ応力輸送方程式の圧力―歪相関項（再配分項の遠方場項），L は長さスケールである。式(6)をスカラー量に対して適用したものが，いわゆる v2-f 法である[41)]。名前から二方程式モデルを想像される方がいるかもしれないが，実際には，k-ε 二方程式モデルに対してさらに次の方程式が追加された三（+α）方程式モデルである。即ち，

$$\frac{D\overline{v^2}}{Dt}=kf-N\frac{\overline{v^2}}{k}\varepsilon+\nabla\cdot[(\nu+\nu_T)\nabla\overline{v^2}/] \tag{7}$$

$$-L^2\nabla^2 f+f=(C_{f1}-1)\frac{2/3-\overline{v^2}/k}{T}+C_{f2}\frac{P_k}{k}+(N-1)\frac{\overline{v^2}}{Tk} \tag{8}$$

$$T=\min\left[\max\left[\frac{k}{\varepsilon},6\sqrt{\frac{\nu}{\varepsilon}}\right],\frac{0.6k}{\sqrt{6\overline{v^2}C_\mu|S|}}\right] \tag{9}$$

$$L=C_L\max\left[\min\left[\frac{k^{3/2}}{\varepsilon},\frac{k^{3/2}}{\sqrt{6\overline{v^2}C_\mu|S|}}\right],C_\eta\frac{k^{3/4}}{\varepsilon^{1/4}}\right] \tag{10}$$

ここで，$C_\mu=0.22$，$C_{\varepsilon 1}=1.4\left(1+0.050\sqrt{k/\overline{v^2}}\right)$，$C_{\varepsilon 2}=1.9$，$C_{f1}=1.4$，$C_{f2}=0.3$，$C_L=0.23$，$C_\eta=70$（以上のモデル式，モデル定数は，Lien, Kalitzin により，数値的安定性を考慮して改良されたものである[42)]）。なお，f に対する壁面上での境界条件を簡単化するため，一般には $N=6$ が用いられる。

図13には VKI でのタービン翼まわりの熱伝達率に関する実験データと k-ε（標準型，時間スケール制約型，Kato-Launder 型，Chen 型），k-ω（Wilcox1993版，時間スケール制約型）及び v2-f 法による計算結果との比

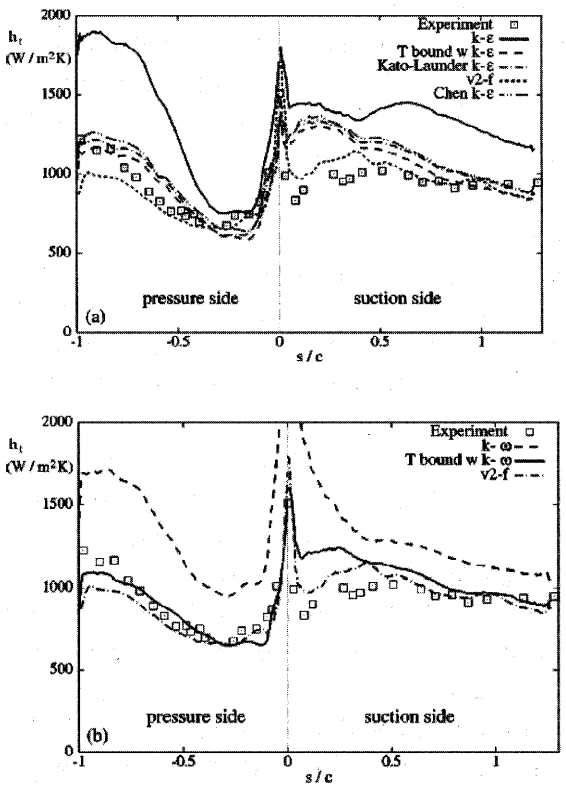


図13 タービン翼まわり熱伝達率の予測精度に及ぼす乱流モデルの影響（Medic, Durbin）

** この効果を理解するには，壁面における圧力波の反射や渦の鏡像の効果を想像するとよいだろう。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

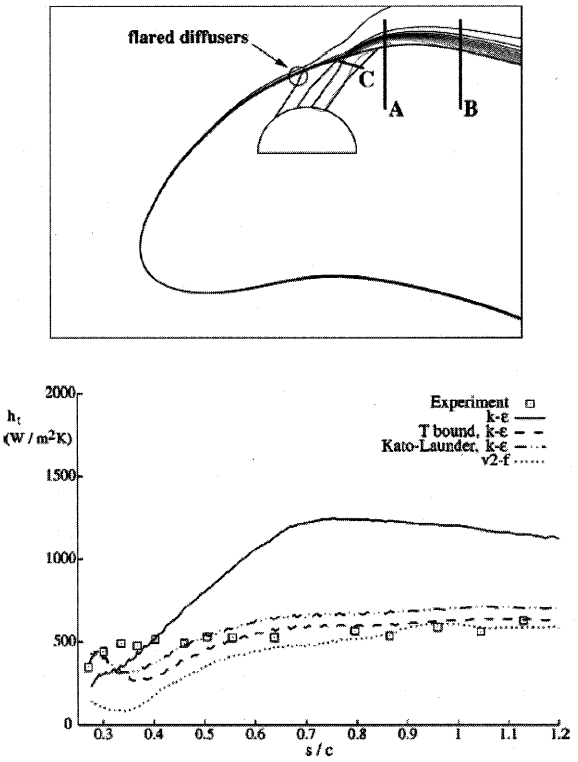


図14 フィルム冷却を伴う場合の熱伝達率の予測 (Medic, Durbin)

較を示す。上で紹介した3つの方法の導入により計算結果の改善が見られ，特に背面側では v2-f 法と実験値とがよく一致している。

フィルム冷却を伴う場合に関しても同様の計算が行われている。この場合には，v2-f 法は冷却孔近傍で実験との差が顕在化しているが，改良策はそれぞれ下流側で実験との良好な一致を見ている。

終わりに

最新の研究例から CFD 技術の応用実績を紹介するとともに，RANS ベースの解法において最も重要な乱流モデルに関して，特に筆者が関心を持っている点について現状と今後の展開を述べた。今後 RANS から LES に解析ツールが移行していくと思われるが，少なくとも設計プロセスにおける RANS の重要性が失われることはなく，二方程式型をメインに乱流モデルの精緻な改良も進められていくことは間違いない。そして，最大の顧客である産業界から強い要請を反映する形で，最新の乱流モデルが商用 CFD ソルバーに組み込まれ，ユーザは格段の知識がなくともそれらを利用することができることになるだろう。

一方でまた産業界では，各社各様に，ゼロ方程式をベースに様々な試験や実機計測の逆解析から乱流の長さスケールや拡散係数の経験定数や経験式を求め，一種の「合わせ込み」を通じての解析精度の向上に努めていると聞く[3]。近未来的にガスタービンなどの回転機械内部流の全段解析に冷却空気などの二次空気系解も並列に行うことを想定しての取り組みであり，現実的なアプローチの一つである。このような形でも乱流解析は設計に深く関与し続けるであろう。

今回乱流モデルに関する様々な資料に集中的に目を通す機会を得た（勉強になることばかりで改めて筆者の不勉強を恥じるばかりだが)。EFD からの実験データ及び DNS という数値風洞からの高精度な「実験データ」の供給を得ながら，乱流モデルの精緻化は進むが，そのようなモデルは数学的色彩が濃く，一般ユーザが理解するには敷居の高いものとなるのが常である。結果，ブラックボックス的にしか見なくなってしまう，という悪循環が生まれる危険性がある。「井戸水を飲むときには，井戸を掘った人の苦労を思い出せ」をいう言葉が中国にあるらしいが，本解説が，乱流モデル選択についての指針とともに，先達や現役の研究者の苦労と熱意の一端をお伝え出来たとしたら，望外の喜びである。

参考文献

(1) Abuaf, N. and Kercher, D.M., 1993, Heat Transfer and Turbulence in a Turbulated Blade Cooling Circuit, ASME J. Turbomachinery, 116, pp.169-177.

(2) Funazaki, K., Ishizawa, K., and Yamawaki, S., 1998,Surface Heat Transfer Measurements of a Scaled Rib-Roughened Serpentine Cooling Passage by Use of a Transient Liquid Crystal Technique, ASME Paper 98-GT-515.

(3) 内田，宮川，古賀，2004，各種ターボ機械開発設計への CFD の適用事例，ターボ機械，pp.274-279

(4) 松野，船崎，今井，山脇，2002，CFD によるトランスピレーション機構の冷却性能解析，石川島播磨技報，42，pp.219-225

(5) Vieser, W., Esch and Menter, F., 2002, Heat Transfer Predictions using Advanced Two-Equation Turbulence Models, CFX Technical Memorandum, CFX-VAL10/0602

(6) Craft, T.J.,2002, Modelling of Separation and Impinging Flows, Launder, B. and Sandham, N. (ed.), Closure Strategies for Turbulent and Transitional Flows, Cambridge University Press, pp. 341-360

(7) Menter, F.R. and Esch, T., 2001, Elements of Inductrial Heat Tranfer Predictions, 16th Brazilian Congress of Mechanical Engineering (COBEM), Uberlandia, Brazil

(8) Rhee, D.H, Choi, J.H. and Cho, H.H., 2003, Flow and Heat (Mass) Transfer Characteristics in an Impingement / Effusion Cooling System With Crossflow, ASME J. Turbomachinery, 125, pp.74-82

(9) Funazaki, K. and Hachiya, K., 2003, Systemetic Numerical Studies on Heat Transfer and Aerodynamic Characteristics of Impingement Cooling Devices Combined with Pins, ASME Paper GT2003-38256

(10) http://www.ista.jaxa.jp/aet/cfd/cfd-e01.html

(11) Yamane, T., Miura, F., Yoshida, T., Yamawaki, S., Nakamata, C. and Imai, R., 2003, Conjugate Simulation of Flow and Heat Conduction for Turbine Cooling, IGTC2003Tokyoo TS-085

(12) Walters, D.K. and Leylek, J.H., 2000, A Detailed Analysis of Film Cooling Physics: Part I – Streamwise Injection with

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

Cylindrical Holes, ASME J. Turbomachiney, 122, pp.102-112.

(13) McGovern, K.T. and Leylek, J.H., 2000, A Detailed Analysis of Film Cooling Physics: Part II – Compound-Angle Injection with Cylindrical Holes, ASME J. Turbomachiney, 122, pp.113-121.

(14) Hyams, D.G. and Leylek, J.H., 2000, A Detailed Analysis of Film Cooling Physics: Part III – Streamwise Injection with Shaped Holes, ASME J. Turbomachiney, 122, pp.122-132.

(15) Brittingham, R.A. and Leylek, J.H., 2000, A Detailed Analysis of Film Cooling Physics: Part IV –Compound-Angle Injection with Shaped Holes, ASME J. Turbomachiney, 122, pp.133-145.

(16) Heidmann, J.D., Rigby, D.L. and Ameri, Ali.A., 2000, A Three-Dimensional Coupled Internal/External Simualation of a Film-Cooled Turbine Vane, ASME J. Turbomachinery, 122, pp.348-359

(17) Hoda, A. and Acharya, S., 2000, Predictions of a Film Coolant Jet in Crossflow with Different Turbulence Models, ASME J. Turbomachinery, 122, pp.558-569

(18) Tyagi, M. and Acharya, S., 2003, Large Eddy Simulation of Film Cooling Flow From an Inclined Cylindrial Jet, ASME J. Turbomachinery, 125, pp.734-742

(19) Kapadia, S., Roy, S. and Heidmann, J., 2003, Detached Eddy Simulation of Turbine Blade Cooling, AIAA-2003-3632

(20) Al-Qahtani, M., Jang, Y-J., Chen, H-C. and Han, J-C, 2002, Prediction of Flow and Heat Transfer in Rotating Two-Pass Rectangular Channels with 45-deg Rib Turbulators, ASME J Turbomachinery, 124, pp.242-250

(21) Al-Qahtani, M., Chen, H-C. and Han, J-C., 2003, A Numerical Study of Flow and Heat Transfer in Rotating Rectangular Channels (AR=4) with 45 deg Rib Turbulators by Reynolds Stress Turbulence Model, ASME J. Heat Transfer, 125, pp.19-26

(22) 村田, 2004, 熱交換器（熱伝達）の CFD 解析は何を使ってどこまでできる？日本機械学会誌, 107-1022, p.50

(23) Xu, X. and Durbin, P.A., 2000, Numerical Simulation of Heat Transfer in a Transitional Boundary Layer with Passing Wakes, ASME J. Heat Transfer, 122, pp.248-257

(24) Blackwell, B.F., 1972, The Turbulent Boundary Layer on a Porous Plate: An Experimental Study of the Heat Transfer Behavior with Adverse Pressure Gradients, Ph.D. thesis, Dept. Mech. Eng., Stanford University

(25) Durbin, P.A. and Laurence, D., 1996, Nonlocal Effects in Single Point Closure, Advances in Turbulence Research-1996, pp.109-120

(26) Walters, D.K. and Leylek, J.H., 2004, A New Model for Boundary Layer Transition Using a Single-Point RANS Approach, ASME J. Turbomachinery, 126, pp.193-202

(27) Walters, D.K. and Leylek, J.H., 2003, A CFD Study of Wake-Induced Transition on a Compressor-Like Flat Plate, ASME Paperr GT2003-38680

(28) Mayle, R.E. and Schulz, A., 1997, The Path to Predicting Bypass Transition, ASME J. Turbomachinery, 119, pp. 405-411

(29) Launder, B. and Sandham, N. (ed.), 2002, Closure Strategies for Turbulent and Transitional Flows, Cambridge University Press

(30) Menter, F.R., 2003, Turbulence Modelling for Turbomachinery, QNET-CFD Network Newsletter, Vol. 2, pp.10-13

(31) Durbin, P.A., 1996, On the k-ε Stagnation Point Anomaly, Int. J. Heat and Fluid Flow, 17, pp.89-90

(32) Moore, J.G. and Moore,J., 1999, Realizability in Turbulence Modeling for Turbomachinery CFD, ASME Paper99-GT-24

(33) Durbin, P.A. and Pettersson Reif, B.A., 2001, Statistical Theory and Modeling for Turbulent Flows, Wiley, p.136

(34) Medic, G. and Durbin, P.A., 2002, Toward Improved Prediction of Heat Transfer on Turbine Blades, ASME J. Turbomachinery, 124, pp. 187-192

(35) Medic, G. and Durbin, P.A., 2002, Toward Improved Film Cooling Prediction, ASME J. Turbomachinery, 124, pp. 193-199

(36) Kato, M. and Launder, B. E., 1993, The Modelling of Turbulent Flow around Stationary and Vibrating Square Cylinders, Proc. 9th Symposium on Turbulent Shear Flows, Kyoto. pp. 10.4.1.

(37) Suga, K., 1995, Development and Application of a Non-Linear Eddy Viscosity Model Sensitized to Stress and Strain Invariants, Ph.D. thesis, U. Manchester

(38) Shih, T.-H., Liou, W.W., Shabbir, A., Yang, Z., and Zhu, J., 1995, A New k-ε Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows, Computers and Fluids, 24, pp. 227-238

(39) Walters, D.K. and Leylek, J.H., 2004, A New Model for Boundary Layer Transition Using a Single-Point RANS Approach, ASME J. Turbomachinery, 126, pp.193-202

(40) Durbin, P.A., 1993, A Reynolds Stress Model for Near-Wall Turbulence, J. Fluid mechanics, 249, pp. 465-498

(41) Durbin, P.A., 1995, Separated Flow Computation with k-ε-v2 model, AIAA J., 33, pp.659-664

(42) Lien, F.S. and Kalitzin, G., 2001, Computations of Transonic Flows with the v2-f Turbulence Model, Int. J. Heat and Fluid Flow, 22, pp.53-61

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

ガスタービンの空力弾性問題におけるCFD解析

渡辺　紀徳*1
WATANABE Toshinori

キーワード：ガスタービン，ターボ機械，CFD，空力弾性学，翼列フラッター
Gas Turbine, Turbomachinery, CFD, Aeroelasticity, Cascade Flutter

1．はじめに

CFD技術の進歩にしたがい，ガスタービン内部，とりわけターボ機械翼列の空力弾性問題に関しても，数値解析が研究開発の常套手段として取り入れられて来ている。本学会誌ではこれまでにも非定常翼列問題に関する解説が行われているが[1],[2],[3]，これらの解説はCFDの空力弾性問題への適用が発展を始める時期に行われており，その後10年余を経て，現在ではCFD解析を含む研究がこの分野でも多数を占めるに至っている。

空力弾性問題では，流体現象の複雑な非定常性，物体境界の移動，構造特性の取り込みなどが輻輳し，数値解析としては比較的困難な対象が多いと思われるが，少なくとも発生している現象の把握という観点からは，重要な情報を提供する手段として，広く利用されている。一方，翼に働く非定常空気力等の物理量を定量的に予測するという観点からは，未だ成熟には遠い状況であり，また，振動現象を複雑な流れ要素を取り入れた上で的確に捉えるためには，現在の計算機をもってしても膨大な計算時間を要するなど，日常的なガスタービン設計に取り込む段階までには，多くの困難が存在している。

ここではガスタービンの空力弾性問題として重要な振動翼列問題を対象とし，この分野に特有なCFD解析の要素について触れたあと，CFDを用いた研究の現状を紹介し，問題点を考えてみる。

2．非定常翼列問題とその解析法

ガスタービンにおける空力弾性問題としては，翼列の空力的振動現象，即ち空力励振力による強制振動や，自励振動である翼列フラッターが代表的である。近年はこのような振動現象を取り扱う分野がエアロメカニクス（Aeromechanics）などと呼ばれることもある。この分野の問題では，翼の振動や，翼列における翼間干渉，更に翼列間の干渉が現象を複雑化させている。また，実機流れの流体力学的な見地からは，衝撃波の発生と反射，衝撃波境界層干渉，境界層剥離，二次流れの存在など，非定常三次元圧縮性粘性流れとして捉えなければならない複雑な要素を含む問題となっている。特に近年は流れの高速化により，翼列相対流れが遷音速・超音速領域にあり，衝撃波が発生する場で，従来の知見で理解できない空力弾性問題の発生する例が多く見られる。

このような空力弾性問題，特に翼列フラッターに関しては，1950年代から大きな問題として取り上げられ，発生条件やその機構を明らかにするための研究が連綿と行われて来ている。解析的な研究としては従来，分布特異点法やアクチュエータディスク法などの理論解析手法が有効に適用され，現象の基本的要因が種々解明されて来た。このような手法は流れの条件に強い制約を必要とするため，解の適用範囲が制限されるが，擾乱速度場を陽に記述し得るため，数値解を基礎に，物理現象の要因分析やこれに基づく演繹的洞察が可能となり，空力弾性問題の解明に必要な情報を少ない計算負荷で提供できる貴重な価値を有している。近年は定常および非定常擾乱場を線形化する二重線形理論や，三次元圧縮性流れ場を対象とするセミアクチュエータディスク法などが開発され，様々な振動問題に適用されている[4]。

数値流体力学による解析手法が急速に発展し，現在では流体力学の研究手法や流体機械の設計手法として完全に定着したが，振動翼列問題にこのような手法が適用されたのは，数値流体力学の発展史から見ると比較的時代が下ってからといえる。先駆的な研究としては，Whiteheadによる有限要素法の適用[5],[6]と，Verdonらによる有限体積法の適用[7]が著名である。これらはポテンシャル流れを仮定し，定常流れについては非線形ポテンシャル場，非定常擾乱については線形化したポテンシャル場として扱い，場の数値解析を行った。

その後，CFD手法の発展を取り込んで数値解析法の適用範囲が拡張され，微小擾乱の仮定をおいて線形化した非定常オイラー方程式の時間進行法による解析から，非線形オイラー方程式，さらに粘性流数値解析，二次元問題から三次元問題，と解析法の発展が進んで来た。

翼列フラッターには種々の発生要因が存在する。図1は圧縮機特性曲線上に翼列フラッターの危険領域を，フラッターの類型別に示したもので，頻繁に引用される図である[8]。ここには亜音速領域の非失速フラッターは，既にほぼ解明されているために示されていない。ここに示されたフラッター領域のうち，現在の圧縮機技術で大きな問題となるのは，領域Ⅰ，Ⅳ，Ⅴであると考えられ

原稿受付　2004年5月31日
＊1　東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻
〒113-8656　東京都文京区本郷7－3－1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

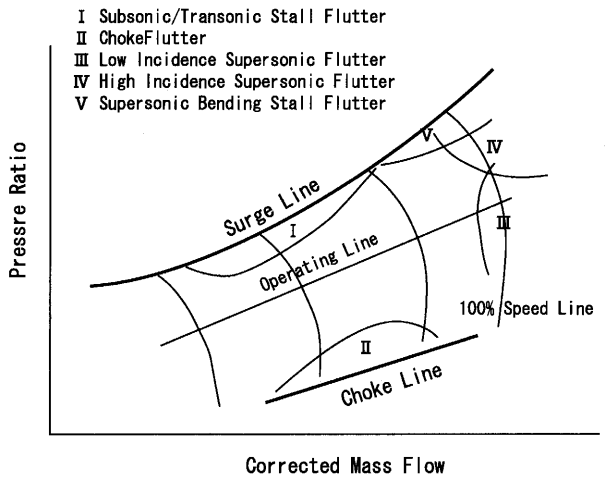


図1 翼列フラッターの危険領域
（文献8）を参考に作成）

る。ⅠとⅤは圧縮機サージライン近傍で発生するフラッターで，亜音速および超音速の失速フラッターと分類される。高負荷の状態で翼の失速に伴う流れの剝離や，超音速流れでは衝撃波と干渉する翼面境界層の発達や剝離という挙動が鍵を握ると考えられる。領域Ⅳでは流れ場に発生する強い衝撃波の非定常挙動，あるいは衝撃波／境界層干渉が重要である。また，ここには示されないが，翼列流れを三次元的に捉えたとき，二次流れ等の三次元要因が翼列フラッターに及ぼす影響は未解明である[4]。

以上のような空力弾性問題の現段階の重要課題を見ると，これを解析的に解明するためには，圧縮性粘性流れの三次元数値解析を実行することが，どうしても必要ということになる。このため，ナビエ・ストークス方程式の数値解析により振動翼列周りの流れを精度よくシミュレートするための研究は精力的に実施されている。しかしながら，現状では非失速流れの状態でさえ，例えば振動翼面上の非定常空気力を実験結果との比較において，一般的に十分な精度で予測するというレベルには達しておらず，なお一層の研究の余地が残されている。特に上述のような境界層剝離や，衝撃波／境界層干渉などを含むシミュレーションについては，乱流モデルや遷移モデルの選択によっても非定常圧力やモーメントが大幅に異なり，未だ混沌とした状況を呈している。

一方，このような全ての流れの物理要素を取り込んで行う数値解析では，多くの複雑な要因が絡み合う結果，シミュレーションの結果を得ても，現象を捉えることが困難，という場合もある。したがって，流れの諸現象を分析的に捉える目，捉え得る解析手法も，依然として非常に重要な役割を持っている。空力弾性の分野では，特異点解析法などの線形理論解析法，アクチュエータディスク法などの古典的解析法をはじめ[1]，微小擾乱を仮定して線形化を施したオイラー方程式，あるいはナビエ・ストークス方程式を用いた解析も盛んに行われている[9],[10],[11]。このような手法はまた，設計などにおいて，現実的な計算負荷の範囲で，的確にフラッターなどの非定常現象を予測，評価する方法としても意義を持っている。

計算負荷の軽い解析手法として，通常のCFDで用いられる時間進行法ではなく，周波数領域で数値解析を行う方法も用いられる。これは解の時間依存性を時間に関するフーリエ級数で表現し，各フーリエ展開モードについて定常的な方法で数値解析を行うものである。初期の研究では展開第1項のみを用いて解析が行われたが，その後は高次モードまで取り入れ，オイラー方程式の非線形解を求める解析も行われている[12]。

3．非定常翼列問題の解析に特徴的な手続き

CFDの一般的な事項や現状については解説が別項に掲載されているので，ここでは非定常翼列問題を対象とするCFDに特有ないくつかの要素について，若干の説明を試みる。

3.1 移動境界

振動翼列などの振動物体と流れの干渉を取り扱うため，物体境界が移動するのが，この分野のCFDに特徴的な要素の一つである。振動が強制的で既知の場合，振動物体に固定した座標系をとって解析することも可能であるが，通常は空間固定座標系で，物体境界が移動する移動境界問題として扱う方が，CFD解析手法を適用しやすい。

翼列フラッターの研究においては，翼を弾性モデルで扱い，流れの条件を変化させて自然に自励振動を発生させる方法（自由振動法）が考えられ，CFDを応用する研究でもこのような模擬が可能である。しかしながら，自励振動現象のパラメータ依存性や流れ場の特性を広範に明らかにするためには，このような方法は不適切であり，このため翼を強制加振して，発生する圧力変動を調べる方法（強制振動法）が多くの場合とられて来た。

翼面を振動させてCFD手法による流れ解析を行うためには，計算格子を翼振動に伴って移動・変形させる必要がある。このためには計算の各タイムステップで，振動により変位した翼の表面を境界として格子を生成し直し，これを新たな格子として流体計算を行う，という手続きを繰り返すのが厳密であるが，格子を切り直す計算負荷が大きく，全体では膨大な計算量となって，あまり現実的でないことも多い。そこで，翼の実際の変位があまり大きくないことを利用して，もっと簡便な方法がとられることもある。定常流れの計算用には通常の格子生成法により格子を作成する。翼振動は強制的に与えられる調和振動であるから，振幅が微小である限り，全ての格子点で翼振動と同期した調和的な振動を与えればよい。このためには，例えば翼振動に伴う各格子点の複素振幅を予め求めておき，非定常計算時にこの複素振幅を用いて格子点を移動させる。振幅は翼面上の点では翼振動振幅を与え，格子の外縁では固定して，翼面から各格子点までの距離に反比例して減少させる，などの方法で算出することができる。図2は計算格子の例であるが，翼周

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

りでの直交性を確保し，かつ入口・出口境界を遠方にとるため，H型とO型を組み合わせたH-O-H型格子を採用している。格子の接続部で解が滑らかにつながるよう，O型格子の外側境界では一列分の格子を重ね合わせている。図3は並進振動における格子の移動を説明している[13]。格子の重ね合わせを考慮したO型格子の外側境界 $j=j_{\max}-1$ では移動量を0とし，翼面境界では翼の振幅を与える。その間は外側境界から各格子点までの距離を d，外側境界と翼面との距離を d_0 として，$h'=(d/d_0)\,h$ により移動量を算出する。曲げ振動でもねじり振動でも，振幅が大きくない限り，この方法で振動翼列の非定常空気力を求めることが十分可能である。

3.2　境界条件

(1)　周期境界

翼列フラッターにおける振動解析では，翼列中の全翼が一定の翼間位相差をもって同じ振動数で振動する状態を基本的に考え，これを traveling wave mode と呼ぶ。このような翼列非定常現象をシミュレートするには，多数の翼間流路を計算領域にとって数値解析を行う必要があるが，実際には計算時間やメモリーの制約があり，現実的でない場合が多い。そこで，隣接翼間位相差を考慮し，周期境界に時間差を持たせて，単流路で traveling wave mode の解析を行う手法がとられる。翼が振動数 ω で振動しているとき，場の物理量 U には

$$U(t, x, y) = U(t - \sigma/\omega, x, y + s)$$

という周期的な関係が存在する（二次元）。ただし，t は時間で，x，y はそれぞれ流れ方向および翼列方向の座標である。σ は隣接翼間位相差を表し，s は翼列ピッチである。この関係から，単独の翼間流路の翼列方向境界に，翼間位相差分の時間遅れを考慮した境界条件を与えれば，翼列方向の伝播波動を取り込んだシミュレーションが可能となる。しかし，この方法の問題点は，周期境界上の物理量を，翼振動の1周期分保存しておく必要があることで，このためのメモリーが膨大である。そこで He[14]は，周期境界において物理量の時間変化をフーリエ級数で表現し，時間方向にフーリエ展開を用いた補間を，有限個のフーリエ係数により行い，保存するデータを大幅に削減する方法を提案した。どの程度の高調波まで考慮する必要があるかは，対象とする流れ場や現象によって異なると思われるが，遷音速流れにおけるフラッターを模擬した例[15]では，7次から8次の高調波成分まで考慮すれば十分であることが，数値実験で確かめられている。

他方，振動翼列の実験方法としてよく知られている一翼振動法[16]では，翼列中の翼1枚のみを加振し，この振動翼と，他の静止翼に働く非定常空気力を測定した後，各翼の空気力を翼間位相差を考慮しつつ線形的に重ね合わせることで，全翼が振動するときの，任意の翼間位相差において振動翼に作用する非定常空気力を見積もることができる。実験装置と計測手続きの大幅な簡略化を可能とする優れた方法であるが，この手法を CFD 数値解析に持ち込むことも可能である[17]。

(2)　無反射境界条件

振動翼列の流れや音響問題の数値解析をする場合，場を伝播する非定常擾乱が，計算領域の外側境界で数値的な反射をするため，この反射を抑えないと正確な変動量の算出ができない。このような数値的反射の防止を考慮する境界条件を，無反射（非反射）境界条件（non-reflecting boundary condition）と呼ぶ。

無反射境界条件として，非線形オイラー方程式に対する Thompson の方法[18]が知られている。この方法は流れを境界の法線方向に1次元近似し，オイラー方程式から特性曲線上で保存されるリーマン不変量を求める。流入，流出それぞれの境界で対応するリーマン不変量を計算領域の内側から外挿することにより，無反射とするものである。この方法は本質的に1次元流れにしか厳密性を持たない。しかし，現状では多次元の流れ問題にも近似的に適用されている。

一方，線形方程式の範囲ではあるが，多次元問題に対して特性波の存在を基礎におく無反射境界条件が，非定常翼列問題に広く適用されている。前述の Whitehead

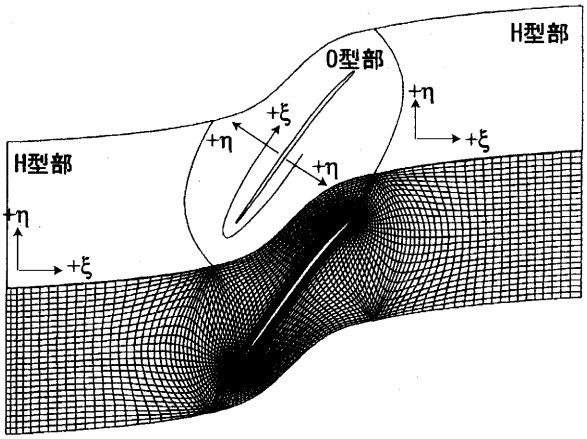


図2　H-O-H型計算格子

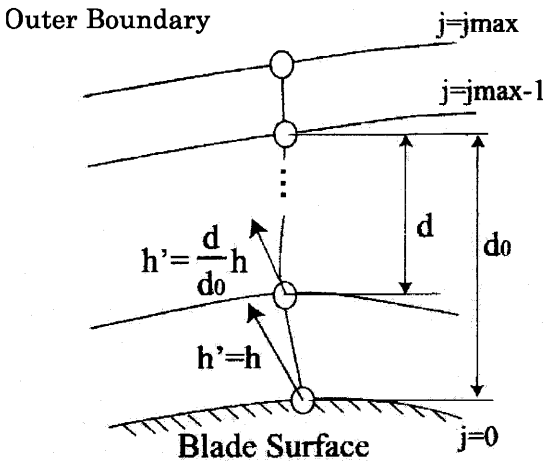


図3　格子点の移動[13]

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

の研究[19]では，線形擾乱ポテンシャル方程式の解析解と翼列近距離場の有限要素法による解とを，翼列からある有限距離だけ離れた場所で接合することにより，入口・出口の境界を取り扱う方法を提案している。Verdonら[20]も同様の方法を用いている。この方法はHall and Crawley[9]により線形オイラー方程式の形に拡張された。また，Giles[21]は線形オイラー方程式に基づく別の近似的無反射境界条件を提案している。

以上いずれにしても，一般的な流れ場に適用可能で厳密な無反射境界条件は，今のところ存在しない。このため，現実には入口境界と出口境界をできるだけ遠方にとり，わずかな数値的反射波が発生しても，翼面上の非定常空気力など，注目する物理量への影響が無視できるようにする措置がとられる。実際，無反射境界条件を用いずに，上下流境界を遠くにすれば，解析結果への影響は無い，とするやや乱暴な見解もある。

流出・流入境界における反射波の扱いは，したがって未解決の要素を含んでいるのが現状と言える。

3.3 連成解析

従来の振動翼列問題の解析では，既知の翼振動を強制的に与え，これによる流れの非定常応答を求めて，翼面上の非定常圧力や翼に働く非定常空気力を算出し，振動特性を考察する。この方法は強制振動法などと呼ばれ，コントロールされた広範なパラメータに対して非定常特性を求めることができるため，解析的研究だけでなく実験でも広く用いられている。しかし，この方法では流れの変動に基づく翼の振動状態の変化は取り込むことができないため，より一般的に振動問題を解析するには，流れと構造を連成させる解析法が必要となる。このような連成解析は，流体計算の各タイムステップで翼に働く流体力を算出し，この流体力による翼の変形を，構造の有限要素解析により求め，この結果にしたがって次のステップの流れ解析における翼面境界を移動させる，という計算を繰り返せば実行することができる（図4）。一般にこのような計算には多大な計算負荷を要するが，その問題さえ克服できれば，たとえば動翼列全周にわたる連成数値解析を行い，翼列フラッターの発生を数値的にシミュレートすることも可能である。現在のところそのような巨大計算は現実的でない。実際的には三次元設計翼や薄翼，中空翼などの複雑な振動モードに関する振動特性の解析などに不可欠の解析法であり，実機翼列に対応する研究開発で盛んに用いられている[22,23]。

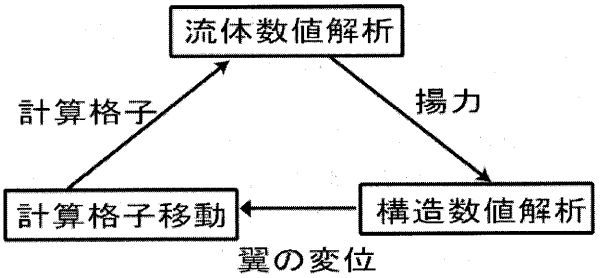


図4 流体解析と構造解析の連成

4．結果の検証

空力弾性問題に関して，数値シミュレーションの結果を検証するために有用な資料として，Standard Configurationという標準的問題のデータベースがまとめられ，公開されている[24,25]。これは，ほぼ3年ごとに開催されているこの分野の国際シンポジウムInternational Symposium on Unsteady Aerodynamics, Asroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines (ISUAAAT)において，10種類の非定常翼列問題について会議参加者による実験，理論解析，数値解析の結果がまとめられたものである。それぞれSTCF1からSTCF10と番号付けされ，亜音速から遷音速の圧縮機およびタービンについて，失速状態まで含む様々な条件での非定常翼列データが整理されている。ただし，これまでのところ二次元のデータのみとなっており，以前から三次元データの同様な標準データのとりまとめが求められていた。このデータベースとりまとめの世話人であるFranssonらは，STCF11として環状翼列実験装置で取得したタービン翼列のデータを提供しており[25]，三次元的な翼列形状が公開されて，検証に供されているが，計測データはミッドスパン位置でしか取得されておらず，三次元の結果の検証には不十分である。昨年開催された当該会議の第10回シンポジウムでは，これから三次元データを収集整理する合意・確認がなされたので，今後作業に着手されるものと期待される。

5．理論解析について

現在の非定常翼列問題に関する理論的研究は，ほとんどCFDの手法で占められており，純理論解析的な手法は実施例が少ない。前にも述べたように，理論解析では扱える流れの制限が厳しく，流れの線形性や境界形状の単純性が不可避に求められる。しかし，数値計算の負荷が非常に軽いため，広範なパラメータについての解析が短時間でできることや，物理現象について明快な洞察が可能になることなどの大きなメリットを持っている。理論解析手法は，新たな非定常空力的課題に対して，その鍵を握る要因を見出し，基礎的な知見を与えるのに有用な手段であるとともに，CFDの手法を検証するための有用なベンチマークを与える。今後もこのような役割を通じて，純粋な理論解析は重要な意義を持ち続けていくことと思われる[26]。

6．研究の動向

CFDの利用によって解明が進むと期待されているいくつかの非定常翼列問題について，近年の研究動向と問題点を見てみる。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

6.1　衝撃波関連フラッターおよび失速フラッター

はじめに述べたように，ターボ機械流れの高速化に伴って，図1の領域ⅣおよびⅤに分類される失速点近傍での衝撃波の非定常挙動，あるいは衝撃波／境界層干渉が関連する翼列フラッターの問題が，近年重大になっている。このような領域のフラッターを対象とする実験はかなり大がかりになるため，CFD 解析を援用して現象を解明しようとする研究が種々行われている。

線形化オイラー方程式に衝撃波捕獲法を組み合わせた数値解析[27]によれば，強い衝撃波を伴う遷音速流れにおいては，衝撃波が翼面に到達する位置付近で大きな空力仕事が発生し，これがフラッターの主要因になることが示されている。同様の問題を扱った粘性数値解析[28]でも，衝撃波の反射点付近で発生する非定常空気力が支配要因であることが示された。衝撃波反射点下流における部分的な剥離域を含む粘性数値解析[29]では，剥離域においても大きな非定常空気力が誘起されるものの，翼に働く非定常力の位相は衝撃波の挙動に支配されるため，振動安定性には衝撃波挙動が重要であることが示されている。この研究では直線翼列風洞での実験も実施され，結果が数値解析と比較されているが，非定常空気力の位相はほぼ両者で対応するものの，振幅の結果には大きな隔たりがある。また，ブリスク形状の遷音速ファンにおける失速近傍のフラッターについて，リグ試験と三次元粘性数値解析が行われ[30]，この領域のフラッターに対し数値解析によってフラッター限界を予測する可能性が示されているが，この結果でも非定常空気力の振幅について，実験と数値解析には隔たりが見られる。一方で，準三次元線形オイラー解析と粘性解析との結果を比較した研究[31]では，粘性数値解析の結果において，衝撃波反射点における非定常空気力が衝撃波／境界層干渉のために非粘性解析に比べて顕著に小さくなる結果が示されている。

これらの結果間の相違については，粘性解析における乱流モデルおよび遷移モデルの未成熟が原因として挙げられるが，今のところは決着がついておらず，今後の大きな課題である。実験結果と数値解との比較に関しては，両者間での境界条件の一致の度合いも重要な因子である。

一方，衝撃波の入射点で衝撃波の非定常運動によって誘起される空気力に注目し，単純な形状の流路でこの空気力の特性を実験的に抽出し，明らかにしようとする研究も行われている[32]。

領域ⅠやⅤにおけるフラッターについて，翼面上の剥離域や失速現象に注目した数値解析も種々行われている。このような現象は粘性数値解析が力を発揮すべき課題であるが，未だ定量的に精度の良い数値解析が行える状況には至っていない。一例として，高亜音速流れの中でねじり振動する二重円弧翼列を対象とし，直線振動翼列風洞一翼振動法による実験と，二方程式乱流モデルを適用した準三次元粘性数値解析とを比較した結果を示す[33]。図5は翼に働く非定常モーメントの振幅と位相が，インシデンスによってどのように変化するかを示している。用いた解析コードは前に述べた Standard Configuration (STCF) 5を用いて検証を行い，翼面上非定常圧力分布などについて良い一致を見たものであり，当該実験結果で計測された定常翼面圧力分布やインシデンスの増加につれて後方に移動する負圧面上の剥離域再付着点の位置などに関しても，良い精度で再現されることを確認した。しかし図5を見ると，モーメントの位相はほぼ実験を再現するものの，振幅には実験との間に大きな隔たりがあり，定量性の検討が今後の課題である。

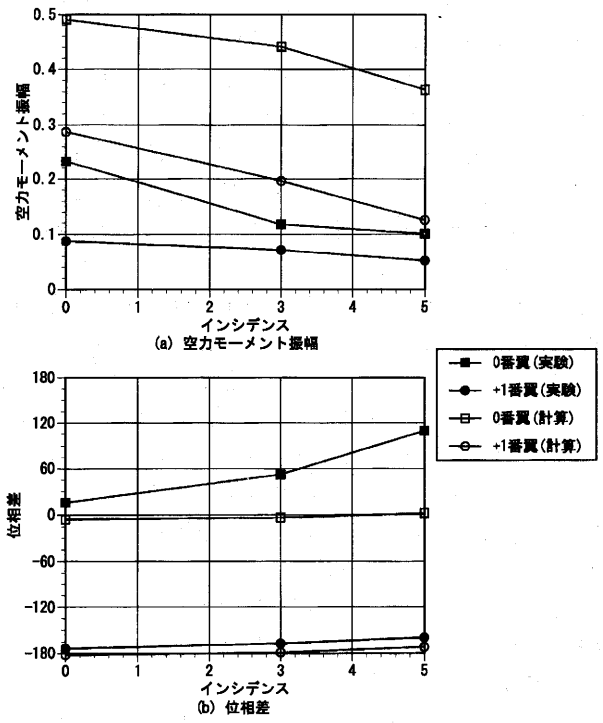


図5　非定常空力モーメントのインシデンスによる変化[33]
(実験と数値解析との比較)

これまでのねじり振動する単独翼や翼列の失速フラッターを対象とした数値解析では，境界層の遷移をどのように扱うかによって大幅に非定常空力特性が異なることが明らかになった[34,35]。Brouillet ら[36]はねじり振動する遷音速翼列について，やはり直線翼列風洞の実験と三次元粘性数値解析を行った。その結果，インシデンスの大きい場合に実験結果と解析結果の隔たりが大きかった。そこで，実験で翼負圧面にホットフィルムを貼付し，翼面境界層での速度擾乱信号を取得して，このデータから間欠度関数を作成し，渦粘性係数の算出にこれを持ち込んで，粘性流束を計量した。その結果，4° のインシデンスにおいても比較的実験とよく一致する非定常圧力分布を得ている。ただ，このような経験的情報を持ち込まず，数値解析の範囲で遷移の的確なモデルを構築するのは今後の大きな課題である。

これらの数値解析とはやや趣を異にするが，離散渦法を発展させた解析法により，流れの大剥離を伴う状況で，

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

ねじり振動する翼列の空力特性が解析されている[37]。この手法では，粘性効果をどの程度的確に捉えることができるかという課題があるが，旋回失速が発生するような状況での振動翼列の解析も可能と思われ，発展が期待される。

6.2 三次元効果

翼列の振動特性に強い影響を及ぼす三次元的な要因は種々存在する。定常負荷のスパン方向分布や，翼振動モードの三次元性などについては，近年の翼のワイドコード化や，複雑な三次元形状の採用，複合材翼の利用などにより，開発に際して益々重要な要素となってきており，様々な解析が実施されている。これらに関する数値解析は可能ではあるが，計算負荷が大きいため，合理的な範囲でこれを軽減することが課題である。

三次元要因の一つに翼端間隙の効果がある。翼端漏れ流れおよび翼端渦の存在が翼列の振動特性に及ぼす影響は，重要と考えられながらあまり解明は進んでいない。筆者らはかつてこの問題に関し，平板翼の直線翼列という基本的なモデルを対象として，低速風洞での振動翼列実験と，分布特異点解析を実施した[38]。その結果，空力減衰力については，ほぼ実験結果と対応するスパン方向分布が得られており，翼端間隙が増加すると，翼端渦の効果により翼列フラッターの発生が抑制される結果を見出している（図6）。ただし，この解析では定常循環が翼端で消失しない事実や，翼端渦の経路などについて，実験結果の援用を必要としており，これらを含めて解析できる粘性数値解析へと進展させる必要がある。

前に述べた文献[30]では，翼端間隙を2種類変えて数値解析を行い，結果を比較して間隙効果について検討している。この解析ではAdamczykらの定常解析の方法に従って，間隙流れを格子上で計算するのではなく，間隙を通る流れをオリフィス流れとして扱う簡易手法でモデル化し，計算に取り込んでいる。その結果から，フラッター限界や翼負荷分布に対する間隙の影響を論じ，85%回転速度のときに間隙による有意な差が現れることなどを示しているが，間隙効果の詳細な調査にまでは至っていない。

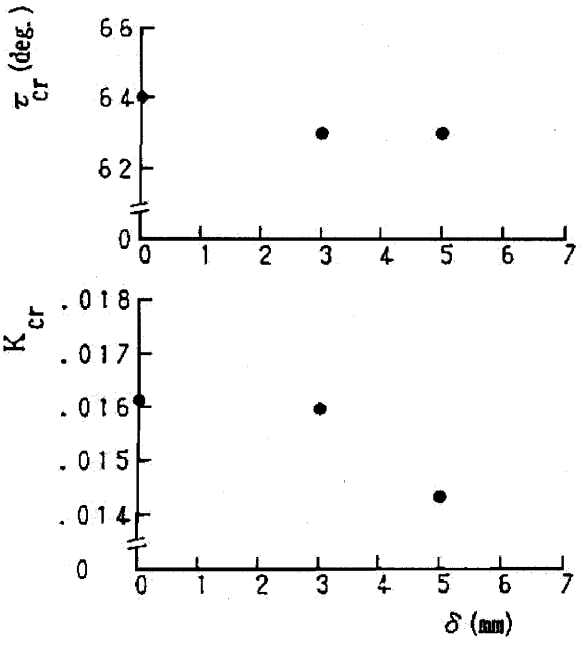


図6 フラッター限界の翼端間隙による変化[38]
（δ：翼端間隙幅，K_{cr}：フラッター限界無次元振動数，τ_{cr}：フラッター限界における翼間位相差）

以上に関連して，非定常空気力のスパン方向分布など，三次元的な実験データは極めて限られており[39],[40]，この状況は以前の難波による解説[4]で指摘されている時点からあまり変わっていない。より現実的な条件における三次元の実験データが是非必要と思われる。

なお，二次元モデルによる数値解析の結果を直線翼列風洞の実験データと比較する場合，風洞の壁境界層による排除効果が無視できない場合が多い。従って二次元翼列の実験結果と比較する場合でも，三次元解析を行うか，排除効果を考慮した準三次元解析法を採用する必要がある。

6.3 連成解析

流体－構造連成解析は，現実的な振動翼列問題に対処する上で，極めて重要な手法である。有限要素法構造解析法と粘性数値解析ソルバーとの組み合わせにより，手法としては出来ており，いろいろな解析が実施されている[41]。しかしここでも計算負荷の問題は大きく，負荷を軽減する手法の開発も種々行われている。構造減衰なども加味して空力弾性問題を総合的に解析する手段として，連成解析手法の発展は今後の重要な位置を占めるであろうと考えられる。

7. おわりに

学会誌で先の解説が行われた時点から十余年の間，CFD解析が大いに進展し，三次元粘性数値解析により空力弾性問題が一応扱える段階にまで到達している。この結果，CFD解析がこの分野でも標準的な研究手法の一つとなり，少なくとも現象を理解するために非定常流れの状況を把握する手段としては，大変威力を発揮しつつある。ただ，設計にも有用なレベルで非定常空気力やフラッター限界などを定量的に予測するためには，まだ遥かな道のりがあると思われる。CFD側としては，乱流や遷移のモデル化が重要な課題と言えるが，三次元的な実験データが少ないことも大きな課題である。Standard Configurationの改訂などにより，解析精度の検証が進むことが求められる。

参考文献

(1) 難波，日本ガスタービン学会誌，Vol.17-No.65（1989），19.
(2) 難波，日本ガスタービン学会誌，Vol.19-No.76（1992），2.
(3) 田中，日本ガスタービン学会誌，Vol.19-No.76（1992），14.
(4) 難波，日本機械学会論文集（B編），56-528（1990），2173.
(5) Whitehead, D., S., Proc. 4th Symp. on Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines and Propellers,

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

RWTH Aachen (1987), 437.
(6) Whitehead, D. S., International Journal of Numerical Methods in Fluids, 10 (1990), 13.
(7) Verdon, J. M. and Casper, J. R., Journal of Fluid Mechanics, 149 (1984), 403.
(8) Sisto, F., AGARD Manual on Aeroelasticity in Axial-Flow Turbomachines, Vol.1, AGARD-AG-298, (1987), 1-2.
(9) Hall, K.C. and Crawly, E. F., AIAA J., 27-6 (1989), 777.
(10) Clark, W. S. and Hall, K. C., Trans. ASME, J. Turbomachinery, 122 (2000), 467.
(11) Sbardella, L. and Imregun, M., Trans. ASME, J. Turbomachinery, 123 (2001), 568.
(12) Hall, K. C., Thomas, J. P. and Clark, W. S., 9th Int. Symp. on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Trbomachines, Lyon, (2000).
(13) Kazawa, J. and Watanabe, T., Proc. IGTC '03 Tokyo (CD-ROM), Paper No. TS-055 (2003).
(14) He, L., Trans. ASME, J. Turbomachinery, 111 (1989), 222.
(15) 柴田貴範，東京大学学位論文，(1997).
(16) 花村・田中・山口，日本機械学会論文集，45-398 (1979), 1399.
(17) 青塚・渡辺，日本ガスタービン学会誌，Vol.27-No.1 (1999), 28.
(18) Thompson, K. W., Journal of Computational Physics, 68 (1987), 1.
(19) Whitehead, D. S., AGARD Manual on Aeroelasticity in Axial-Flow Turbomachines, Vol.1, AGARD-AG-298, (1987), Ⅲ.
(20) Verdon, J. M. and Casper, J. R., AIAA Journal, 20-9 (1982), 1259.
(21) Giles, M. B., AIAA Journal, 28-12 (1990), 2050.
(22) He, L., Aeroelasticity in Axial Flow Turbomachines, Sieverding, C. H. (Ed.), von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture Series 1999-05 (1999).
(23) Dowell, E. H. and Hall K. C., Ann. Rev. of Fluid Mechanics, (2001), 445.
(24) Fransson, T. H., and Verdon, J. M., Updated Report on Standard Configuration for Unsteady Flow Through Vibrating Axial-Flow Turbomachine Cascades, Report Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, (1991). または Proc. 6th Int. Sym. Unsteady Aerodynamics of Turbomachines and Propellers, (1991), 859.
(25) http://www.egi.kth.se/index.asp?pnr=10&ID=274&lang=0
(26) Namba, M., Proc. IGTC '03 Tokyo (CD-ROM), Paper No. KS-6 (2003).
(27) 柴田・梶，日本ガスタービン学会誌，Vol.25-No.100 (1998), 44.
(28) Isomura, K. and Giles, M. B., Trans. ASME, J. Turbomachinery, 120 (1998), 500.
(29) Aotsuka, M., Watanabe, T. and Machida, Y., ASME Paper GT2003-38425 (2003).
(30) Sanders, A. J., Hassan, K. K. and Rabe, D. C., ASME Paper GT2003-38353 (2003).
(31) 加藤・今成，日本機械学会流体工学部門講演会 CD-ROM 版講演論文集，No.1003 (2001).
(32) Allegret-Bourdon, D. and Fransson, T. H., Proc. 10th Symp. on Unsteady Aerodynamics, aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines (2003), (印刷中).
(33) 青塚・渡辺・町田，第30回ガスタービン定期講演会講演論文集，(2003), 317.
(34) Ekaterinaris, J. A. and Platzer, M. F., Trans. ASME, J. Turbomachinery, 118 (1996), 197.
(35) Weber, S. and Platzer, M. F., Trans. ASME, J. Turbomachinery, 122 (2000), 769.
(36) Brouillet, B., Benetschik, H., Volmar, T. H., Gallus, H. E. and Niehuis, R., Proc. IGTC '99 Kobe, vol. 1 (1999), 511.
(37) Nishizawa, T. and Takata, H., Proc. IGTC '99 Kobe, vol. 1 (1999), 525.
(38) Watanabe, T. and Kaji, S., Proc. 1991 Yokohama IGTC, vol.3 (1991), 235.
(39) 渡辺・梶，日本機械学会論文集 (B 編)，53-495 (1987), 3158.
(40) Yang, H. and He, L., ASME Paper GT2003-38484 (2003).
(41) 例えば Tran, D.-M and Liauzun, C., Proc. 10th Symp. on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines (2003), (印刷中).

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

航空機エンジンの騒音問題に対するCFD解析の適用と現状

大石　勉*1
OISHI Tsutomu

キーワード：Jet-powered Aircraft, Noise Reduction, CAA

1　まえがき

航空機による空港騒音に対する環境適合性要求は，国内においても海外においても益々厳しくなっており，その低騒音化は最も重要な設計要求の一つになってきている。航空機にもいろいろな種類があり，またその騒音源もいろいろあるが，ここではジェット機のエンジン騒音に話を絞る。ジェットエンジンの騒音源とその代表的な騒音低減策について触れてから，その騒音問題に対するCFD解析の適用の現状について述べる。

2　ジェットエンジンの騒音源とその低減策

近年の民間ジェット機に搭載されているエンジンは，高バイパス比ターボファンエンジンと呼ばれる形式で，初期のターボジェットエンジンあるいは低バイパス比ターボファンエンジンに比べてサイクル設計上ジェット騒音が劇的に低減されたので，随分と静かになっている（図1・図2）。高バイパス比ターボファンエンジンによる騒音の主成分はファン騒音となり，動翼と静翼の空力的な干渉により発生する成分と動翼部に生じる衝撃波による成分などからなる。離陸時は依然としてジェット騒音がファン騒音と同レベルで発生する（図3）。また，燃焼器からは燃焼騒音が，タービンからはやはり動翼と静翼の空力的な干渉による騒音が発生する。これらの発生音は相対的に低いが，ファン騒音やジェット騒音が低減されるに伴い，無視できなくなってくる。

図4に代表的なエンジン騒音低減策を示す。ファン騒音やタービン騒音は，動静翼枚数比の選定によりダクト遮断と呼ばれる音響現象を利用すること，動翼と静翼の軸方向間隔を広げて空力干渉を弱めることなどにより低減される。ファン騒音はさらにエンジン内に貼り付けた吸音パネルにより低減されたうえでエンジン前方および後方から放射される。また，動翼や静翼に前進／後退角をつけ低騒音化をはかる方策もある。ジェット騒音は，

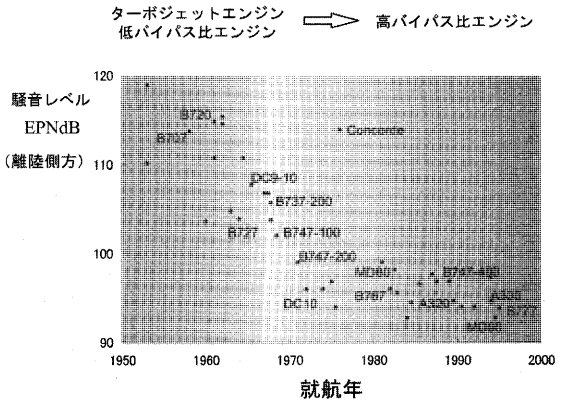
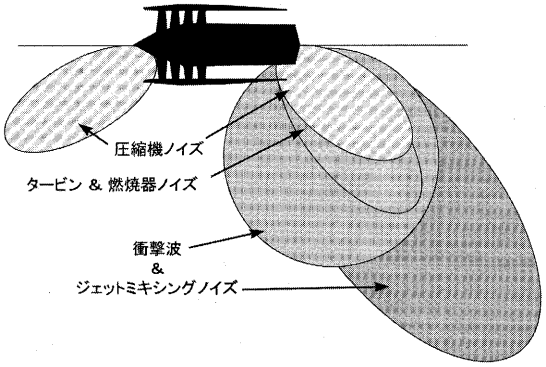
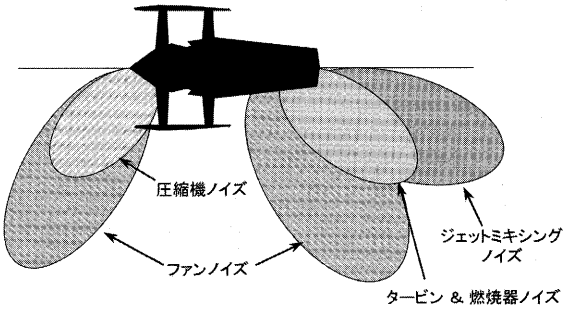


図2　ジェット機の騒音レベルの推移



(a)　ターボジェットエンジン，低バイパス比ターボファンエンジン



(b)　高バイパス比ターボファンエンジン

図1　ジェットエンジンの騒音源

原稿受付　2004年5月20日
＊1　石川島播磨重工㈱　航空宇宙事業本部
技術開発センター　要素技術部
〒190-1297　東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

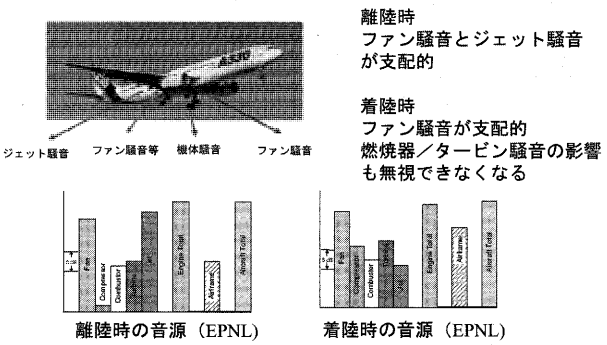


図3　ジェット機騒音に対するエンジン騒音の割合

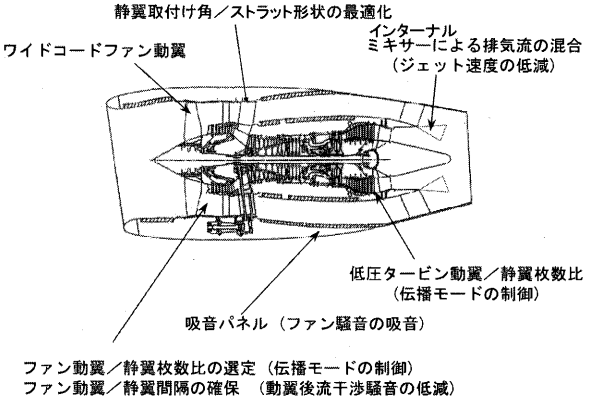


図4　代表的なエンジン騒音低減策

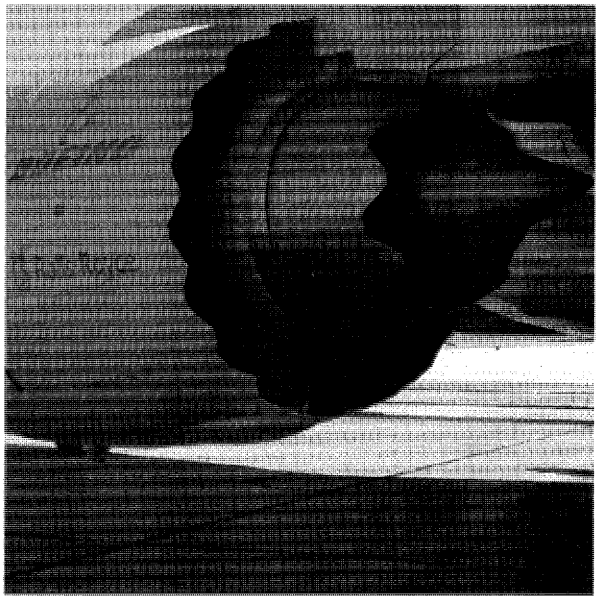


図5　シェブロンタイプ排気ノズルの例（文献6より）

排気速度のサイクル選定でほぼ決まってしまうが，エンジン内あるいは排気ノズル出口部にミキサーを取り付けることにより，その混合促進効果でさらなるジェット騒音の低減が可能となる。

幾つもの失敗と有益な実験の繰り返しの中で，上述のような騒音低減策が生まれ，ジェット機の低騒音化が進歩してきたが，図2からも判るように近年は鈍化しつつある。このような状況と空港騒音問題の高まりに呼応して，欧米においては，大規模な騒音研究プログラムが次々に実施[1]され，新たな取り組みとして，低騒音化策の創出に結びつけるべくCFD解析も適用されるようになってきた。我が国においても，ESPR（環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発）プログラムにおいて，同様の取り組みが実施された[2]~[5]。

3　CFD解析の適用例

海外および国内におけるジェット機のエンジン騒音，特にジェット騒音とファン騒音の問題に対するCFD解析の適用例を示す。

3.1　海外での適用事例

1）ジェット騒音への適用

近年，ローブミキサーやシェブロンノズルに代表される後縁にギザギザをつけた排気ノズル（図5）など，排気の混合を促進させ，ジェット騒音を低減する技術の開発が盛んに取り組まれている。

その中でCFD解析を利用して，流れの混合現象そのものの理解を深めるための研究や，さらに音響の理論式を利用して遠距離場の騒音まで予測する研究が進められている[6]~[8]。これら流れ場の基礎方程式にはレイノルズ平均化された圧縮性ナビエ・ストークス方程式（Raynolds averaged Navier-Stokes equations：RANS），乱流モデルにはk－εモデルが使われている。音響の理論式にはLighthillの式が使われている。ここでは，種々の排気ノズル形態による計算が行われている文献5および6の例を紹介する。流れ場および音の計測値との比較例を図6および図7に示す。ギザギザのない形態では，定量的に十分な精度で流れ場の予測はできているが，ギザギザのある形態になると，計算誤差が大きくなる傾向と報告されている。

音響の理論式にKirchhoffの式を使う方法[9]もあり，その例も紹介する。流れ場の基礎方程式や乱流モデルは上述と基本的には同じである。超音速ジェットによる音響場の予測および計測値との比較例を図8および図9に示す。指向性ピーク角度とその騒音レベルは許容できる程度で予測できたと報告されている。

現状のハードウェアの制約を考えると流れ場のCFD解析には，上述の例のようにRANSを適用するのが適当かも知れないが，音源となる渦の発生や挙動など流れ場の現象を確かな精度で再現するのは難しい。そこで，さらなる高精度化を目指し，流れ場のCFD解析にDNS（Direct Numerical Simulation）やLES（Large Eddy Simulation）を適用したうえで音の計算まで行う研究例[10]も見られるようになってきている。

2）ファン騒音への適用

ファン騒音については，動翼と静翼による空力的な干渉による音響モードを境界条件として与え，干渉音のダ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

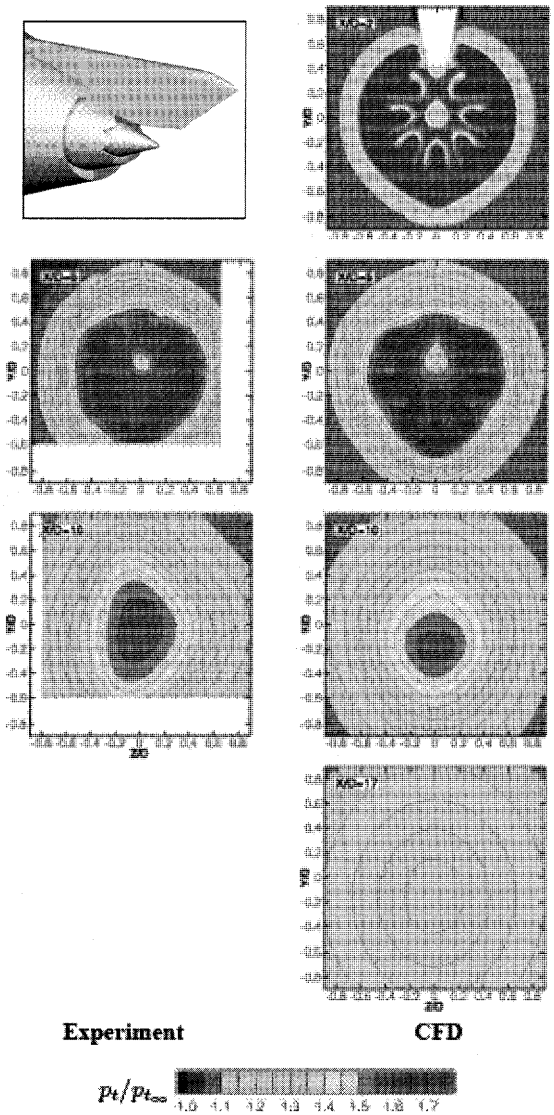
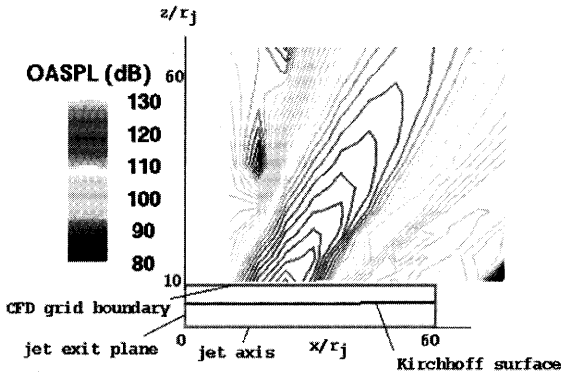
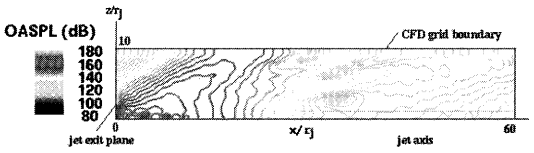


図 6 CFD 解析と計測値の比較例
（シェブロンノズル後方断面における全圧分布）（文献 7 より）



(b) Far-field OASPL Contour Predicted CFD/Kirchhoff Method



(a) Source-field OASPL Contour Predicted CFD/Kirchhoff Method

図 8 CFD/Kirchhoff の式による騒音予測の例（文献 9 より）

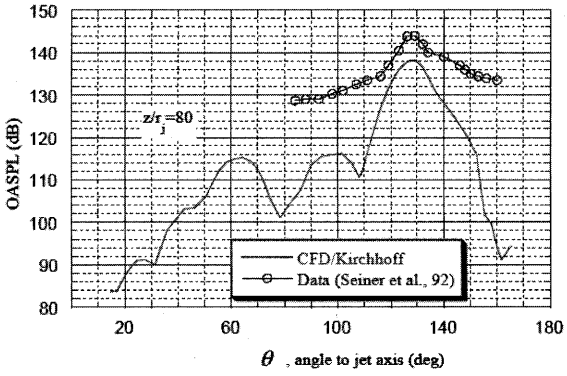
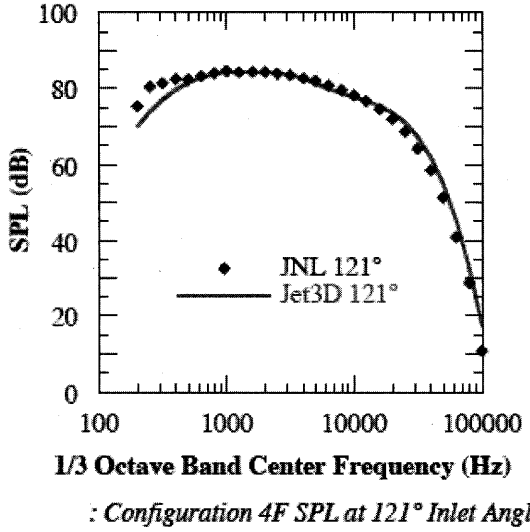


図 9 CFD/Kirchhoff の式による騒音予測と計測値の比較例（文献 9 より）



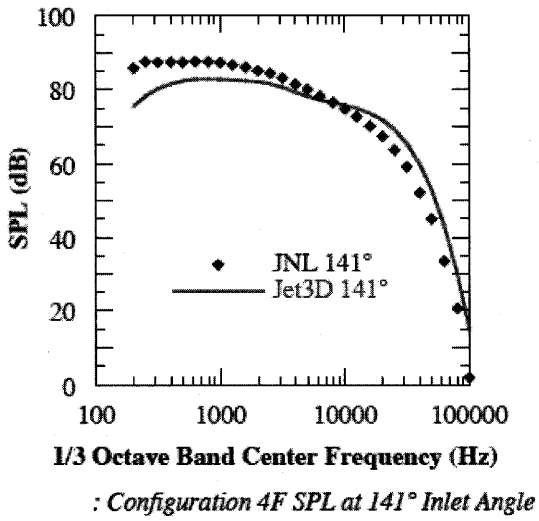


図 7 CFD/Lighthill の式による騒音予測と計測値の比較例（文献 7 より）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

クト内伝播および遠距離場への伝播・回折の現象に焦点をあてた研究が多く見られる[11]～[15]。音響の理論式には主に Ffowcs Williams-Hawkings の式が用いられ，音の伝播や回折の計算には線形オイラー方程式（Linearized Euler Equations：LEE）が適用されている。

このような方法により，ダクト内に施す吸音パネルによる騒音低減効果の予測を行い，エンジン試験結果との比較でも良い一致を示した（図10）との報告がされている。実際の排気流れを通過してエンジン外部に伝播する音の予測を行い，排気流れとの干渉の影響が音の放射指向性に大きく影響することが判った（図11）との報告もある。また，解析領域の外部境界における擬似的な反射の発生の抑制（図12）や非構造格子（図13）での計算など，計算の信頼性を上げるための工夫も行われている。

音響モードを CFD で再現するのは難しいため，騒音計算を目的とした音源領域への CFD 解析適用例はあまり見られないが，非線形オイラー方程式により 2 次元カスケードまわりの流れを解析し，流れ場から想定される妥当な干渉音を捉えることができたという報告[16]もされはじめている。

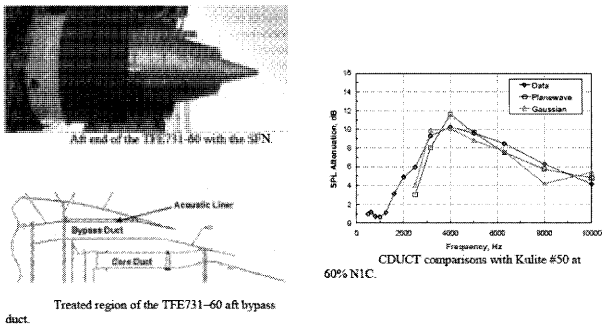


図10　Ffowcs Williams-Hawkings の式によるダクト吸音パネルを通過する音の伝播予測の例（文献14より）

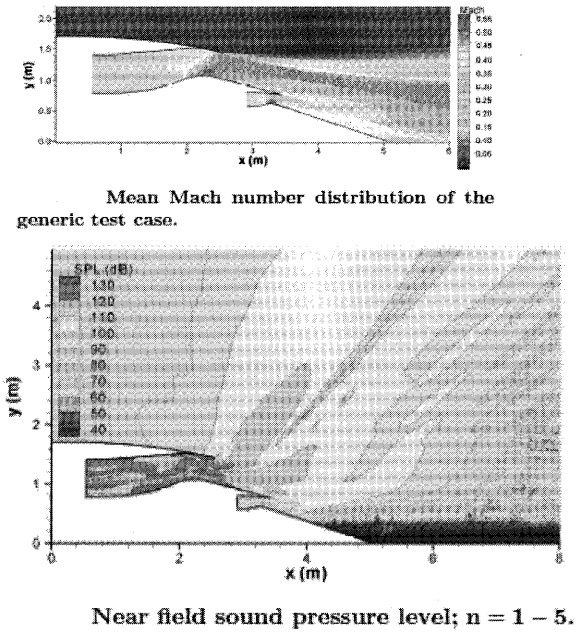


図11　Ffowcs Williams-Hawkings の式／LEE による排気側ファン騒音伝播の予測例（文献12より）

3.2　国内での適用例

国内でもファン騒音とジェット騒音それぞれの低騒音化のために CFD 解析を適用した技術開発が行われている。

ファン騒音については，非定常 CFD 解析と線形揚力面理論を統合して，ファン動翼と静翼間の空力的な干渉音まで予測するシミュレーション技術の開発が行われている[2], [5]。アプローチとしては，静翼翼面の非定常圧力を CFD により計算し（図14(a)），次に，得られた翼面非定常圧力差の時間変動を周波数解析し，干渉音の周波数（Blade Passing Frequency：BPF）及びその高調波成分の圧力変動分布を得る（図14(b)）。最後に，各周波数の圧力変動分布を入力として線形揚力面理論でファンダクト内を伝播する音響モードを計算し（図14(c)）理論解を得るものである。このような技術の適用により低騒音ファン静翼（図15）が設計・開発され，その騒音低減効果がリグ試験でも確認[2], [5]されている。海外の動向では，音の伝播の計算に焦点があてられている感があるが，音源から大規模 CFD 計算で解いているところに特徴がある。

ジェット騒音については，ローブミキサーノズルからの排気ジェットの複雑な流れの混合現象を，LES によ

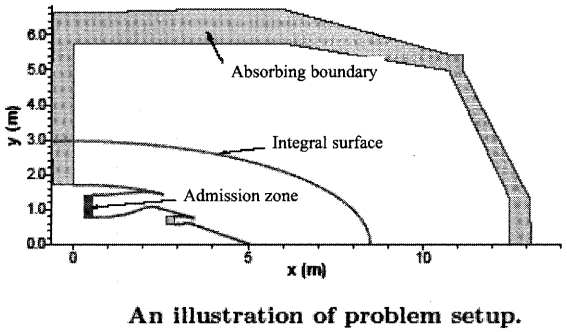
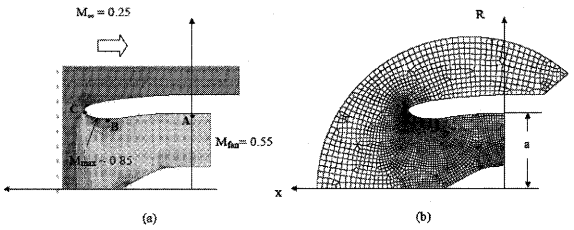


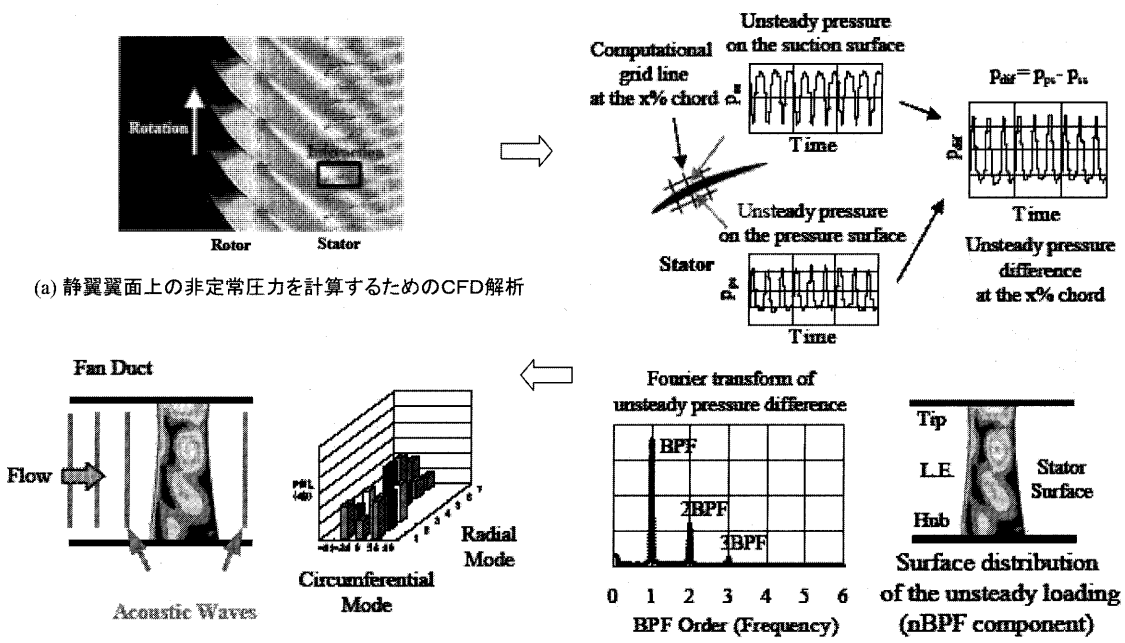
図12　外部境界での擬似的な反射の影響を抑制するための工夫例（文献12より）



Realistic inlet. (a) Mach number distribution (sideline). (b) Coarse finite element mesh.

図13　非構造格子の例（文献15より）

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.



(a) 静翼翼面上の非定常圧力を計算するためのCFD解析

(c) 3次元音響線形理論による音響モードの計算

(b)翼通過周波数の圧力変動を得るためのフーリエ変換

図14 CFD 解析と線形揚力面理論を統合した翼列干渉音予測の例 （文献 2 より）

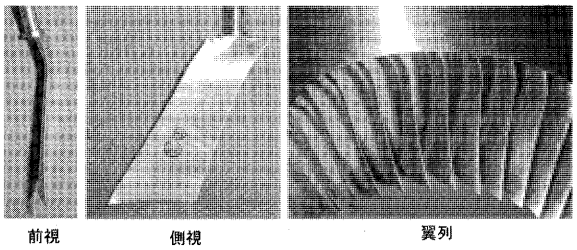


図15 CFD 解析を利用して低騒音化設計された スイープ・リーン静翼（文献 2 より）

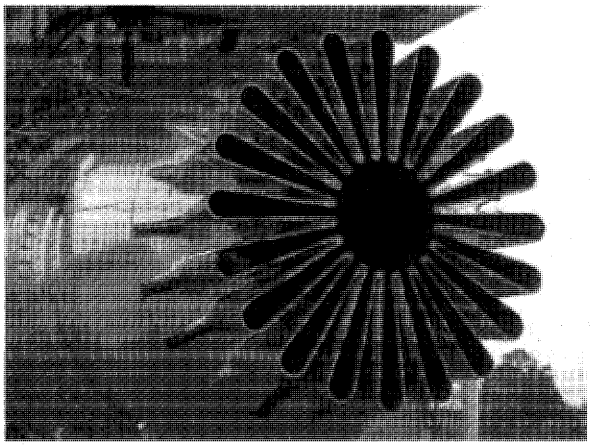


図16 LES を利用して低騒音化設計されたミキサーノズル （文献 4 より）

り高精度に解析する技術の開発が行われている[4], [5]（口絵参照）。そして， LES を利用して低騒音ノズル（図16）が設計・開発され，エンジン試験によって，その騒音低減効果が確認[5]されている。このように複雑な形状の排気ノズルの計算には，海外の動向としては，主に RANS が用いられているが， LES を適用しているところに特徴がある。

また，ギザギザをつけた種々の排気ノズルの混合性能を比較検討した研究例[17]や，タブをつけた排気ノズルの混合現象の把握，ならびに超音速ジェット特有のスクリーチ音の予測を行った研究例[18]なども見られる。後者の研究では，タブによるスクリーチの抑制メカニズム（図17）を明らかにしているとともに，タブを装着しない場合のスクリーチ音の発生周波数を計算により正確に予測できていることも理論解析や計測値の比較により報告されている。

なお，新幹線，自動車，家電機器等の空力騒音の問題に対して CFD 解析を適用した研究例が国内では数多く見られるが，航空エンジンに限定したため，これらについては省略させていただいた。

4 騒音問題に対する CFD 解析の現状とまとめ

流体音は，流れの渦から発生し伝播する密度・圧力の微弱な変動であるので，理論上は，音を発生している流れ場において，圧縮性を考慮した非定常ナビエ・ストークス方程式を解いて，流体音を直接計算することが可能である。しかし，その圧力変動レベルは渦の圧力変動レベルに対し遥かに小さく，また，その瞬時の音圧変動ではなく定常的な音圧変動，すなわち流体音のスペクトルを求めるためには，解析領域の外部境界における擬似的な反射の発生を抑制する工夫なども必要となり，実際に流体音を計算するのは極めて難しい。

そこで，現状の計算機の性能から現実的な手法として，

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

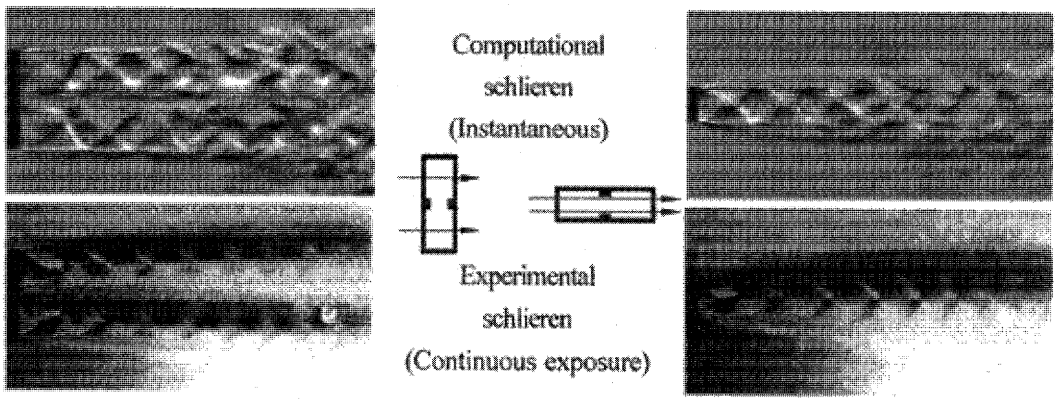


Fig.8　Structure of rectangular jet divided by longitudinal vortices. Mj=1.5, RE3-t.

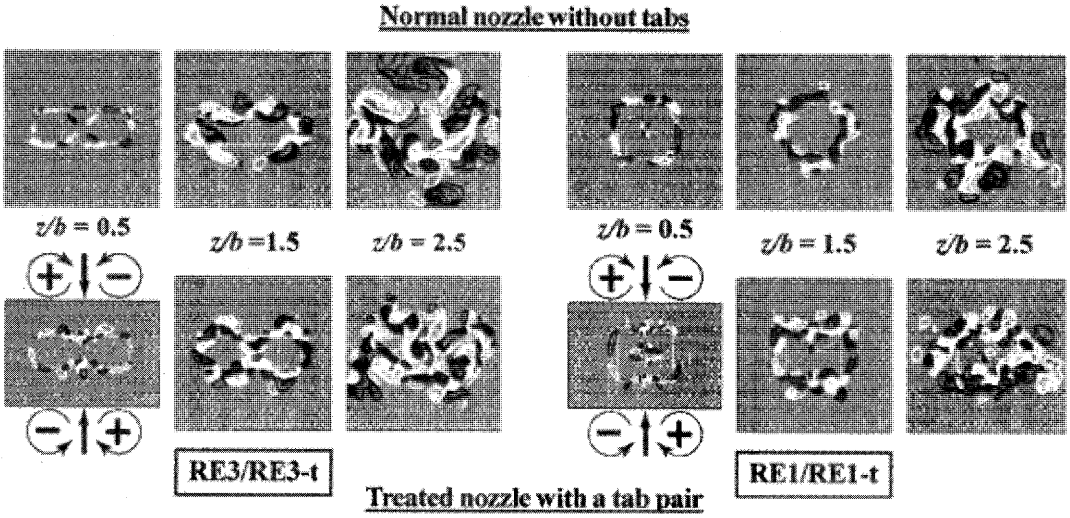


図17　タブノズルによるジェットの混合現象予測と計測値との比較例（文献18より）

流れと音を区別し，音源となる渦の挙動をRANSなど非定常CFDにより計算し，その結果から音の伝播を波動方程式により計算し遠距離場における音圧変動を求める方法が用いられている。音源域に固体面が存在しない場合，一般に，Lighthill[19, 20]の式やKirchhoff[21]の式などを使う方法が有効とされている。一方，固体面が音の発生や伝播に直接関係するような問題に対しては，Ffowcs Williams-Hawkings[22]の式などが使われている。

しかし，このような方法だけでは音の反射や回折など音響的効果のある場を予測するのは難しいため，音の伝播の計算については，LEEが適用されるようになってきている。これに付随して，効率的な計算方法や非構造格子での計算あるいは境界での反射の影響を抑制する計算など，実用的なツール開発を目指したところにも目先が向いてきているようである。

いずれにしても，先ずは高精度のCFD解析が不可欠である。流体音の計算には，入力する非定常流れ場の情報が必要であるうえ，音の予測精度もその計算精度に依存する。このため，LESをはじめとする非定常乱流モデルや非定常に適した計算方法の研究が必要となってくるであろう。

5　あとがき

ジェット機のエンジン騒音問題に対するCFD解析の適用例と現状を中心に述べた。流体音の発生現象の理解を深め低騒音化設計の指針へと結びつけるための流れのCFD解析は，研究開発や設計の現場に導入され一定の成果も上がっている。遠距離場での騒音予測まで含めたCFD解析についても，現状，先行して実施された試験データとの比較検証が行われ，良好な成果も出つつある。今後のハードウェアの進歩とともに，さらに高精度のモデルの適用による精度向上，設計現場での実用化など，可能性が期待される。

参考文献

(1)　中村良也：国際シンポジウム“Which Technologies For Future Aircraft Noise Reduction?”に出席して，航空環境研究No.7，(2003)，pp.20-25.

(2)　Tsuchiya N et al.: Low Noise FEGV Designed by Numerical Method Based on CFD, ASME GT2004-53239, June (2004)

(3)　大庭芳則ら：Computational Analysis of Flows of a Lobed Mixer Nozzle using LES, Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power/第44回航空原動機・宇宙推進講演会，(2004).

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

(4) 大石勉，中村良也ら：ジェット騒音低減技術の研究開発，第2回環境適合型次世代超音速推進システム国際シンポジウム予稿集，(2004).
(5) 土屋直木，中村良也，後藤信也，児玉秀和，野崎理，西沢敏雄，山本一臣：ファン騒音低減技術の研究開発，第2回環境適合型次世代超音速推進システム国際シンポジウム予稿集，(2004).
(6) Page G J et al.: A Computational and Experimental Investigation of Serrated Coaxial Nozzles, 8th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA2002-2554, (2002).
(7) Massey S J et al.: Computational and Experimental Flow Field Analyses of Separate Flow Chevron Nozzles and Pylon Interaction, 9th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA2003-3212, (2003).
(8) Hunter et al.: Development of a Jet Noise Prediction Method for Installed Jet Configurations, 9th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA2003-3169, (2003).
(9) Kandula M: Simulation of Jet Noise with Overflow CFD Code and Kirchhoff Surface Integral, 8th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA2002-2601, (2002).
(10) Hu Z W et al: Large Eddy Simulation of Plane Jet Sound Radiation, 9th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA2003-3166, (2003).
(11) Ozyoruk et al: Euler Predictions of Forward and Aft Radiated Noise of a Turbofan, 8th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA2002-2534, (2002).
(12) Zhang X et al: Computation of Fan Noise Radiation through a Realistic Engine Exhaust Geomeyry with Flow, 9th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA2003-3267, (2003).
(13) Nark D M et al: The Development of the Ducted Fan Noise Propagation and Radiation Code CDUCT-LARC, 9th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA2003-3242, (2003).
(14) Mendoza J M et al: Prediction of AFT Duct Lining Attenuation for a Turbofan Engine, 9th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA2003-3241, (2003).
(15) Astley R J et a.: Modeling tone propagation from turbofan inlets — The effect of extended lip liners, AIAA2002-2449, (2002).
(16) Nallasamy M, Hixon R et al: A Time Domain Analysis of Gust — Cascade Interaction Noise, 9th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA2003-3134, (2003).
(17) 猪口雄三，山崎信彦，難波昌伸：LobedおよびSawtoothミキサによる縦渦を用いた亜音速混合性能の比較，第40回航空原動機・宇宙推進講演会，(2000)，pp.59-64.
(18) Outa E, Shinozawa Y, Kobayasi H, Oinuma H, Nagai, K: Computational Study on Supersonic Jet Screech and Suppressing Effect of a Vortex Generator, Seventh International Congress on Sound and Vibration, (2000).
(19) Lighthill M J: On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory, Proc. Roy. Soc. (London), Ser.A., Vol.211, No.1107, (1952), pp.564-587.
(20) Lighthill M J: On Sound Generated Aerodynamically. II. Turbulence as a Source of Sound, Proc. Roy. Soc. (London), Ser.A., Vol.222, No.1148, (1954), pp.1-32
(21) Kirchhoff G R: Zur Theorie der Lichtstrahlen, Annalen der Physik und Chermie, Vol.18, (1883), pp.663-695.
(22) Ffowcs Williams J E and Hawkings D L: Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion, Phil. Trans. Roy. Soc. (London), Ser.A, Vol.264, No.1151, (1969), pp.321-342.

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

計算機ハードウェアの動向

住元　真司[*1]
SUMIMOTO Shinji

1．はじめに

今日我々が住んでいる社会において，計算機システムは欠くことができない存在となっている。これは，社会を直接支えるシステムだけでなく，自動車，航空機を始め，もの作りにおいても計算機システムは欠くことができない存在となっている。企業では計算機シミュレーションによる解析をもとに工業製品の設計・開発が日常的に行なわれている。本誌を読まれている学会会員におかれても実際にCFDを用いた計算機シミュレーションを使われている会員も多いであろう。

本稿では，最近の科学計算向け計算機システムの動向について，その現状と課題について述べる。特に，科学計算向けの計算機システムで使われているプロセッサ技術について整理したあと，最近話題になっているPCクラスタを紹介し，科学計算向けの計算機システムの課題について述べる。

2．スーパーコンピュータとは

高い計算能力を持つ科学計算向けの計算機システムを特にスーパーコンピュータと呼ぶ。スーパーコンピュータの具体的なシステムの定義はなく，その時代の最先端の技術を投入して開発されたコンピュータを呼ぶ。

現在，利用されているスーパーコンピュータはベクトル並列型とスカラー並列型のシステムに分類される。これらの原型は1970年代から既にあり，ベクトル並列型の原型はCDCのSTAR，スカラー並列型の原型はBurroughsのILLIAC Ⅳと言われている。

ベクトル並列型のシステムはベクトルプロセッサと呼ばれるプロセッサを複数並列に動作させることにより，また，スカラー並列型のシステムは現在ではマイクロプロセッサを複数並列に動作させることにより高い計算処理性能を実現している。これは，どちらのシステムも複数のプロセッサを並列に動作させることで高い性能を実現していることを意味しており，違いはそれぞれのシステムを構成するプロセッサの違いに帰着する。

そこで，これ以降ではベクトル並列型システムで採用されているベクトルプロセッサと，スカラー並列型システムで採用されているマイクロプロセッサについてその仕組みと特徴についてまとめる。

原稿受付　2004年5月11日
＊1　㈱富士通研究所　ITコア研究所　グリッド＆バイオ研究部
〒211-8558　神奈川県川崎市中原区上子田中4－1－1

2.1　ベクトルプロセッサの仕組み

ベクトルプロセッサは，大容量のベクトルレジスタに格納されたデータを連続的に乗算，加算，シフト演算，除算などのベクトル演算器で連続的に並行処理することにより演算速度を高める計算機である。

ベクトルプロセッサは，配列の演算はそれぞれの要素に対して同じ処理を行なう場合が多いため，連続的にデータを流してデータ処理ができるという特徴に着目して考案された。

図1にベクトルプロセッサの構成例を示す。ベクトルプロセッサは中央のベクトルレジスタにデータを供給するデータロード・ストアユニットと実際に演算を行なう乗算器，加算器，除算器などの演算器群から構成される。ベクトルレジスタの大きさは数十KBから百KBクラスである。

実際のベクトルプロセッサには，補助的な処理を行なうスカラープロセッサも搭載されており，また，条件つきの処理や離散したデータを連続的に処理するための機構など様々な改良が行なわれている。

ベクトルプロセッサの性能を高めるためには，いかに連続してベクトルレジスタと演算器群に大量のデータを供給するかが重要になる。このため，データを蓄えるメモリは多数の高速メモリを並列に搭載し並列アクセスすることによりデータ転送性能を確保している。この転送性能を確保するために大量のメモリと専用ハードウェアを備えている。

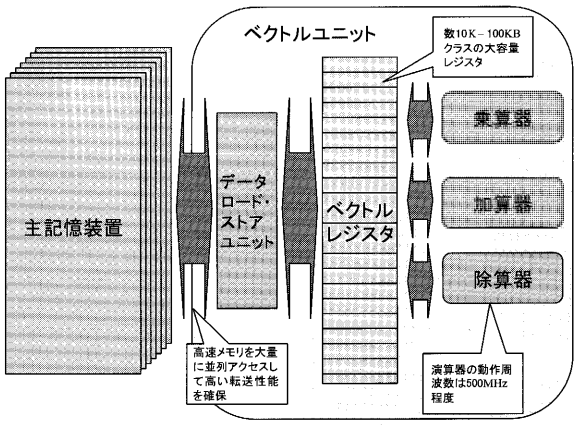


図1　ベクトルプロセッサの構成

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

2.2 マイクロプロセッサの仕組み

世界で最初のマイクロプロセッサは，1971年に開発された4ビットのIntel社の4004とされる。図2に汎用のマイクロプロセッサの内部構成例を示す。図1のベクトルプロセッサとの違いは，主記憶装置とロードストアユニットの間にキャッシュメモリを備えている点である。また，レジスタは多くて128本程度（64ビットプロセッサとしても1KB程度）とベクトルプロセッサに比べ小さい。

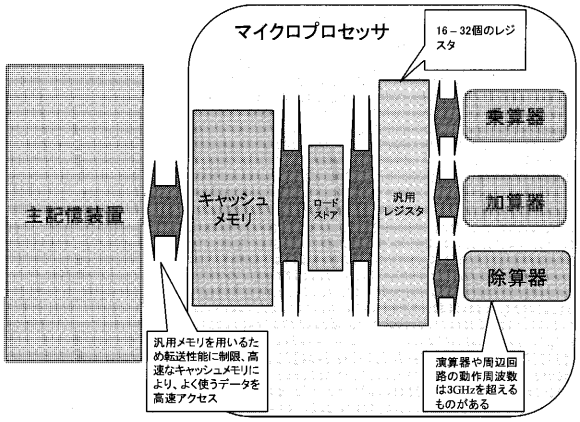


図2 マイクロプロセッサの構成

マイクロプロセッサのターゲットとする計算処理では，一般に大規模なデータアクセスの頻度は高くなく，同じデータが再度参照される確率が高い。このため，高価なメモリシステムを採用するのではなく，小容量の非常に高速なメモリをメモリシステムと演算器の間に置くことでメモリシステムのコストを抑えながら，メモリアクセス性能を高めている。

現在スーパーコンピュータに利用可能なマイクロプロセッサには，パソコン（PC）用のもの（これ以降特にPCプロセッサと呼ぶ）と大手計算機ベンダーが自社向けのシステム向けに開発を続けているものがある。これらは，1980年代から今も競争を続けている。

中でも，PCプロセッサはPCの普及につれての市場競争の激化により技術革新と共に低価格化が激しい。2004年においては動作周波数で3GHzを超えるプロセッサを持つシステムが一般のPCにおいても手に入るようになっている。PCプロセッサはメインとなるターゲット市場がコンシューマー向けになっているため，仕様的にはスーパーコンピュータとして用いるにはメモリシステムが弱い点，マルチプロセッサ構成としては周辺ハードウェアが4プロセッサまでに限定されているなど弱い部分がある。また，コンシューマー向けであるため多くのベンダーが参入しているため，品質や性能についてはベンダーの方針や技術力によりばらつきがある。

一方，大手計算機ベンダー製のマイクロプロセッサは，PCプロセッサと用途が異なり，主として企業向けの情報システムで利用されることを念頭に設計，開発されている。このため，システム全体を同一ベンダーが開発するため品質や性能についてはばらつきが少ない。反面，高い信頼性を確保しなければならない点，また，コンシューマー向けと比べ生産数が少ない点から価格はPCプロセッサに比べ高価なものとなる。

2.3 ベクトルプロセッサとマイクロプロセッサの比較

現在の最新システムにおけるベクトルプロセッサとマイクロプロセッサを比較してみる。ベクトルプロセッサとしてNEC SX-7，マイクロプロセッサとしてIBM Power4＋，Intel Pentium4を取り上げる。本稿では，これ以降，大手計算機ベンダー製マイクロプロセッサをスカラープロセッサ，PC用マイクロプロセッサをPCプロセッサと呼ぶことにする。

	ベクトルプロセッサ: NEC SX-7	スカラープロセッサ: IBM Power4+	PCプロセッサ: Intel Pentium4
動作周波数 演算性能	552MHz 8.83GFlops/CPU	1.9 GHz 7.6GFlops/CPU	3.4GHz 6.8GFlops
レジスタ容量	144KB/VPU	0.5KB/CPU (64bit processor)	0.3KB程度 (32bit processor)
キャッシュ容量	無し	L1: 96KB/CPU L2: 0.75MB/CPU L3: 16MB/CPU	L1: 28KB L2: 1MB
主記憶バンド幅	1,130GB/s (32CPU) 35GB/s (1CPU)	200GB/s (System)	6.4GB/s (800MHz/DDR400)

SX-7 http://www.cc.tohoku.ac.jp/service/pdf-data/sx7-hard.pdf
Power4+ http://www-6.ibm.com/jp/servers/eserver/pseries/brochure/pseries_unit_catalogue.pdf
Pentium4 http://www.intel.co.jp/jp/developer/design/Pentium4/prodbref/index.htm

図3 ベクトルプロセッサとマイクロプロセッサの比較

図3にこれら3つのプロセッサをプロセッサの動作周波数，演算性能，レジスタ容量，キャッシュ容量，そして，主記憶バンド幅についてまとめる。

- 動作周波数ではPCプロセッサが高い
- 演算性能ではベクトルプロセッサが高い。しかし，性能だけ比較するとPCプロセッサとベクトルプロセッサの差は30%程度である。なお，ベクトルプロセッサが，周波数が低いのにもかかわらず高い性能であるのは，CPUあたりに複数のベクトル演算器（SX-7の場合8ユニット）を搭載しているからである。
- キャッシュ容量はスカラープロセッサが大きい
- 主記憶バンド幅はベクトルプロセッサがずば抜けて優れている。PCプロセッサは他の2者に比べ劣る。

さて，ここでそれぞれのプロセッサをスーパーコンピュータとして使う場合の優劣について議論したい。

主記憶バンド幅と演算性能共に優れているのはベクトルプロセッサである。

ただし，マイクロプロセッサは動作周波数が高くキャッシュメモリへのアクセス性能はベクトルレジスタ

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

のそれに匹敵するため，キャッシュにデータが格納可能なアプリケーションであれば，演算性能的には性能差が出ない場合がある。また，ベクトルプロセッサにおいても同様で，複数のベクトルプロセッサに対して連続的にデータを供給できないようなアプリケーションの場合には演算効率が落ちて，極端な性能劣化が発生する場合がある。

以上のように，ベクトルプロセッサかマイクロプロセッサかについては，結局アプリケーション依存である。

スカラープロセッサかPCプロセッサかについても同様である。PCプロセッサはスカラープロセッサに比べ動作周波数が高い分，条件分岐などの複雑な処理が入った場合の処理能力は高いが主記憶バンド幅が劣るため，データ供給が追いつかない場合にはプロセッサの性能を引き出せない。

以上のように，プロセッサの選択は，アプリケーションの性質により優劣が異なるため，アプリケーションにより最適なプロセッサを選択すべきである。

2.4 PCプロセッサを用いたスーパーコンピュータ：PCクラスタ

前節での議論ではコストに対しては比較対象とはしなかったが，コストでは圧倒的にPCプロセッサに軍配が上がる。このためPCプロセッサを使ってスカラー並列型スーパーコンピュータを構築しようという動きが1990年代の初期から始まった。この動きは2000年代に入ってから顕著に表れている。

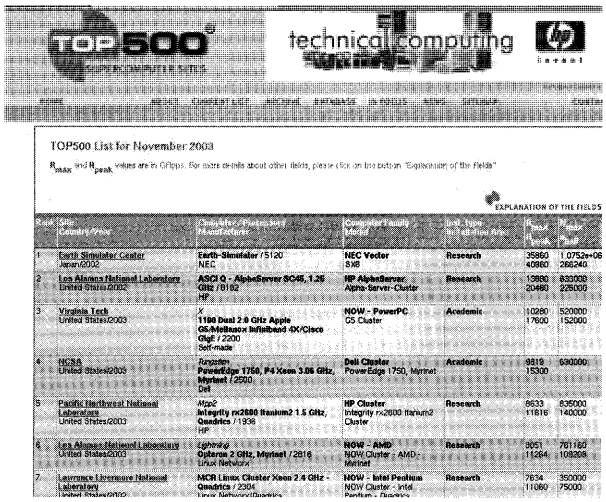


図4　スーパーコンピュータTOP500のサイト

ここで，各タイプのスーパーコンピュータでどれくらいの性能が得られているかを紹介したい。全世界のスーパーコンピュータについて，世界で最も速いスーパーコンピュータを毎年2回（6月と11月）発表しているTOP500リストがある。(図4)

図5に2003年11月のリストを示す。TOP500はLINPACKベンチマークの実効性能で競われている。

2003/Nov Super-Computer Ranking
http://www.top500.org

#	Site/Machine	Rmax (GFlops)	NProc	Type
1	Earth-Simulator	35,860	5,120	ベクトル並列
2	ASCI Q - AlphaServer SC45, 1.25 GHz	13,880	8,192	スカラー並列
3	1100 Dual 2.0 GHz Apple G5/Mellanox Infiniband 4X/Cisco GigE	10,280	2,200	PCクラスタ
4	PowerEdge 1750, P4 Xeon 3.06 GHz, Myrinet	9,819	2,500	PCクラスタ
5	Integrity rx2600 Itanium2 1.5 GHz, Quadrics	8,633	1,936	PCクラスタ
6	Opteron 2 GHz, Myrinet	8,051	2,816	PCクラスタ
7	MCR Linux Cluster Xeon 2.4 GHz - Quadrics	7,634	2,304	PCクラスタ
8	ASCI White, SP Power3 375 MHz	7,304	8,192	スカラー並列
9	SP Power3 375 MHz 16 way	7,304	6,156	スカラー並列
10	xSeries Cluster Xeon 2.4 GHz - Quadrics	6,586	1,920	PCクラスタ
11	PRIMEPOWER HPC2500 (1.3 GHz)	5,406	2,304	スカラー並列

図5　2003/11月の世界のスーパーコンピュータランキングTOP500

図5の2003年11月のリストにおいて1位は日本の地球シミュレータで35.8Tflopsと2位以下を大きく引き離している。TOP10を構成するシステムを分類するとPCクラスタは10台中6台，スカラー並列型システムは3台，ベクトル並列型システムは1台となっている。また，プロセッサ数を示すNproc数は1,900プロセッサ以上と高い並列度を示している。

TOP10システムの中でPCクラスタの数が半分以上を占めるようになったのは，コストパフォーマンスに優れているためである。また，全体500システムに占めるベクトル並列マシンの割合は7％，スカラー並列マシンは52％，PCクラスタの割合は41％となっている。半分弱がPCクラスタであることがわかる。

LINPACKベンチマーク自体は規則性のあるベンチマークであるため，これがそのまま実際のアプリケーション性能の差に現れるわけではない。しかし，少なくとも他の並列システムと同等以上の性能を実現できるひとつの指標といえる。

図6に，より現実的なアプリケーションとして自動車の衝突シミュレーションを実データで行なった実測結果を富士通のVPP5000の結果と比較したグラフを示す。

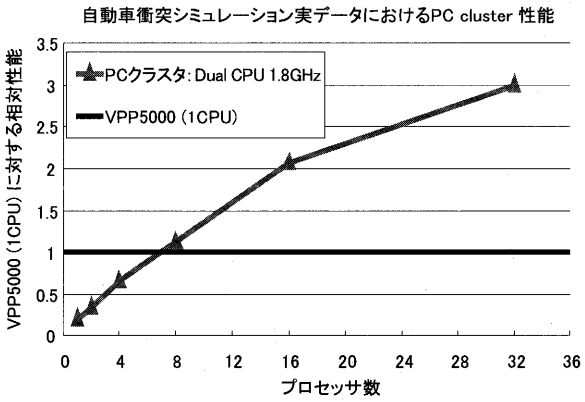


図6　自動車衝突ベンチマークの性能

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

図5の結果より，1.8GHzのPCプロセッサを2個搭載したPCを4台使ったPCクラスタの性能がVPP5000のCPU 1台の結果を超えることがわかる。PC16台(32CPU)でVPP5000 3 CPU分の実効性能を実現している。このような背景から，自動車ベンダーではPCクラスタの積極的な導入を進めている。

3．PCクラスタ

これまで述べたように，PCクラスタは低コストのスーパーコンピュータとして利用が拡大している。PCクラスタが安価であるのは，PCクラスタが購入可能なハードウェアと無償（もしくは有償の）ソフトウェアの組み合わせで実現されているためである。このため，PCクラスタはハードウェアとソフトウェアの選択により様々なカスタマイズが可能である。

ベクトル型並列計算機とスカラー型並列計算機はハードウェア開発が必要であるため計算機システムベンダー以外には開発は困難である。これに対して，PCクラスタはPCが2台あれば誰にでも構築可能である。本章ではこれ以降PCクラスタを構築するために必要な知識をまとめる。

3.1 PCクラスタの特徴

PCクラスタはコストパフォーマンスの高いPCを複数台ネットワークで結合したものである。このため，以下のような特徴がある。

- PCクラスタを構成するPC（計算ノード）台数分のメモリバンド幅とメモリ量が使える。このため，PC 1台でメモリバンド幅やメモリ量が足りない場合は台数を増やすことで問題を回避できる。
- ノード数分のディスク量とディスクアクセス性能が得られる。最近では300GBを超える安価なディスクを10ノードに搭載すれば3TBのディスクシステムが構築できる。

以上のような特徴がある反面，PCクラスタ上でのアプリケーションの性能は計算ノード間のネットワークの通信性能により制限を受ける場合がある。この制限が性能上のボトルネックとならないような処理（データ）分割を実現したアプリケーションと制御ソフトウェアがPCクラスタの性能を引き出す上で重要になる。

3.2 PCクラスタにおける重要な機能

PCクラスタは複数のPCをネットワークで結合したシステムであるため，性能面では，計算ノード間のネットワークの通信性能をいかに高めるか？運用管理面ではいかに複数の計算ノードを手間なく制御し，実行されるプログラムを効率よく実行するスケジューリング機構が重要になる。

また，一般に計算ノードの数が増えるに従って，計算ノードの故障発生の確率が増えるため，数週間も長期にわたるアプリケーション実行時には，チェックポイントリスタートといった計算ノードの故障時にも計算の途中から再実行可能な機構が重要になる。

PCクラスタはハードウェアだけでなくソフトウェアについても選択肢があるため，双方をうまく組み合わせてシステムを構築することが重要になる。

3.3 PCクラスタを構成するコンポーネント

PCクラスタを構成するコンポーネントとしては，PCクラスタを構成するPCとクラスタ通信用ネットワーク，そして，PCクラスタシステム用の制御ソフトウェア，並びにプログラム開発環境がある。

4．PCクラスタで使われるハードウェア

4.1 PCプロセッサ

PCクラスタを構成するPCプロセッサとしてはIA (Intel Architecture) と呼ばれるIntel社製のプロセッサ（もしくは互換プロセッサ）が一般に使われる。プロセッサ上でのアプリケーション性能は各プロセッサのアーキテクチャと利用するコンパイラにより大きく異なる。

このため，プロセッサの選択は実際に走らせるアプリケーションで決定すべきである。

4.2 クラスタネットワーク

計算ノード間を結合するクラスタネットワークとしてはクラスタ専用ネットワークとEthernetなどのコモディティネットワークが選択される。

クラスタ専用ネットワークとしては，Myrinet (2Gbps-4Gbps)，InfiniBand (8Gbps) などが利用されている。コモディティネットワークとしてはFast Ethernet (100Mbps)，Gigabit Ethernet (1Gbps) が利用されている。クラスタ専用ネットワークを利用する場合には，計算ノードに採用するI/Oバス性能に気をつける必要がある。現状では，Myrinet，InfiniBand共にPCI-Xバスが必須でかつInfiniBandの場合はPCI-Xの動作周波数が133MHz以上のものが望ましい。

クラスタ用ネットワークの選択の指針は，基本的にはアプリケーション依存であるが，一般的には計算ノード数が増えるほどネットワークの通信遅延がノード数に比例して増えるため，高性能なクラスタ専用ネットワークの採用が望ましい。

4.3 PCのタイプ

PCクラスタを構成するPCのタイプにはボックス型，省スペース型，ラックマウント型，ブレード型くらいに分類可能である。必要な仕様に応じた選定が望ましい。

一般的に計算ノード数が16ノードを超えるような場合は搭載スペースを節約する上でラックマウント型やブレード型が望ましい。

5．PCクラスタで使われるソフトウェア

PCクラスタで用いられるソフトウェアとしては既存のオペレーティングシステム（OS）とそのOS上のPCクラスタ用制御ソフトウェア，更にプログラムの開発ツールと運用ツールから構成される。PCクラスタで使

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

われるOSとしてはLinuxが主流である。これは，フリーで利用可能なPCクラスタ用制御ソフトウェアがLinux上で提供されているものが多いためである。

また，PCクラスタ向けアプリケーションプログラムの開発環境については，言語はFORTRANとCが主流である。これらとMPIと呼ばれる通信ライブラリを用いて並列プログラムを開発する。最近ではOpenMP，XPF，HPFなどの並列化コンパイラについても実行環境が提供されつつある。

5.1 PCクラスタ用制御ソフトウェア

PCクラスタ用制御ソフトウェアとしては，MPIプログラムを実行するための専用の実行ランタイム（例：MPI/LAM，MPICH）のほか運用管理やスケジューリングまで含めたPCクラスタシステムソフトウェア（例：SCoreクラスタシステムソフトウェア）と呼ばれるものがある。これらの中でTCP/IPを用いた実行ランタイムを用いたクラスタはBeowulfクラスタと呼ばれている。

5.2 SCoreクラスタシステムソフトウェア

SCoreクラスタシステムソフトウェア（以下SCore）は，技術研究組合 新情報処理開発機構が通産省（現在の経済産業省）から受託したRWC（Real World Computing）プロジェクト（1992-2002）で開発された。RWCプロジェクト終了後は，計算機ベンダーが主体となってPCクラスタコンソーシアム（http://www.pccluster.org）を設立し，SCore開発，維持を続けている。

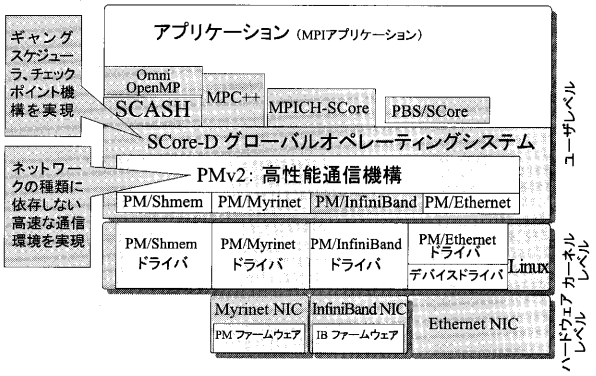


図7 SCoreの構成

SCoreは複数の種類のクラスタネットワークをサポートし，計算機ベンダー製のスーパーコンピュータを凌駕するアプリケーション性能と，それに匹敵するスケジューリング機構と運用管理機構を備えたPCクラスタシステムソフトウェアであり，大規模クラスタでの実績も多い。

図7にSCoreの構成を示す。SCoreはMyrinet，InfiniBand，Ethernet等，複数種類のネットワークを意識せずに使える高性能通信機構PMv2，PCクラスタ上で，マルチユーザ機能，チェックポイント機能，そして，ジョブ実行環境とスケジューラ機能を持つSCore-Dグローバルオペレーティングシステム，SCore上でのMPIライブラリである，MPICH/SCore，PCクラスタ上の分散共有メモリSCASH，SCASHを用いたOpenMPコンパイラであるOmni OpenMPコンパイラ，PBSバッチシステムから構成される。また，商用コンパイラ，開発ツール，商用バッチシステムやISVアプリケーションにも対応している。

SCoreを使ったPCクラスタであれば，ひとつの実行バイナリを作成すれば，Myrinetを用いたクラスタでも，InfiniBandを用いたクラスタでも，Ethernetを用いたクラスタでも同じバイナリでシームレスにプログラムを実行可能である。

6．日本での大規模PCクラスタの構築例

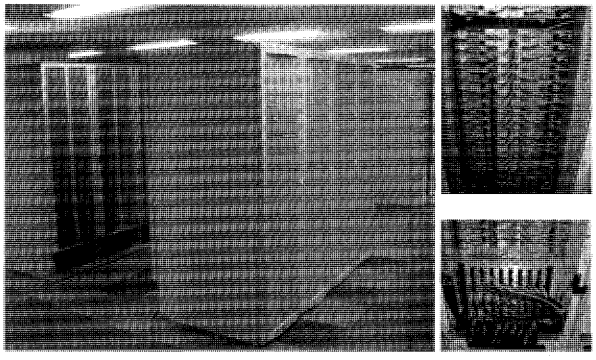


図8 RWC SCore Cluster Ⅲ

日本における大規模PCクラスタのパイオニアしては，新情報処理開発機構のRWC SCore Cluster Ⅲク（Pentium Ⅲ 1024PE，図8），産業技術総合研究所のMAGIクラスタ（Pentium Ⅲ 1040PE），東京工業大学Presto Ⅲ（Athlon 512PE）があるが，世界的に見てもTOP10に入る性能を持つ2つの大きなクラスタが2004年に構築され運用が開始された。理化学研究所の理研スーパーコンバインドクラスタと産業技術総合研究所のAISTスーパークラスタである。これらの性能を超えるスーパーコンピュータは日本では地球シミュレータ以外には今のところ存在しない。

6.1 理研スーパーコンバインドクラスタ

理研スーパーコンバインドクラスタは，Intel社のXeonプロセッサ搭載のPCサーバを1024ノード（2048 CPU）結合した理論演算性能が12.5TFlopsの日本で最大規模のPCクラスタである。採用されているPCクラスタシステムソフトウェアはSCoreである。LINPACKの実効性能は8.7Tflopsと2003年11月のリストでは5位に入る性能である。利用ネットワークはInfiniBandとMyrinetが用いられており，計算機センターマシンとして運用している。

6.2 AISTスーパークラスタ

AISTスーパークラスタは，Opteronを使った1024

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

ノード（2048CPU）のクラスタとItanium2を搭載した128ノード（512CPU），Xeon256ノード（512CPU）から構成される総理論演算性能が14.6Tflopsのクラスタである。クラスタインターコネクトとしてはMyrinetとGigabit Ethernetを採用しており，クラスタシステムソフトウェアは同じくSCoreである。LINPACKの実効性能としては6.2TFlopsと2003年11月のリストでは11位に入る性能である。PCクラスタ，グリッド，バイオ，ナノテクの研究などに利用される予定である。

7．システム性能高速化の課題

本章では，2.4節で説明したベクトル並列型計算機，スカラー型並列計算機，PCクラスタ共に高速化，大規模化について課題を述べる。

システムの高速化を考えた場合，取れるアプローチはプロセッサ単体の実行性能を上げるアプローチとプロセッサ数を増やすアプローチがある。現状のシステムでは，プロセッサ単体の性能向上が必要とされるシステム性能に追いつかないため，両者を併用してシステム性能を上げるアプローチを取る場合が多い。

プロセッサ単体の性能向上については，これまで主に，プロセッサの動作周波数を上げるアプローチと演算器を増やすアプローチが取られている。プロセッサ性能が向上すると，それに見合った主記憶のバンド幅とプロセッサ間接続の通信性能が問題になる。

プロセッサ数を増やすアプローチは，共有メモリで増やすアプローチとネットワークを用いて増やすアプローチがある。共有メモリのアプローチについては，主記憶のバンド幅とのトレードオフとなり，ネットワークについては，通信のバンド幅と通信の遅延が問題となる。

以上のような，高速化を行いシステムが大規模化した場合，消費する電力と発生する熱についても巨大なものとなる。省電力化の技術が重要となる。

7.1 PCクラスタにおける高速化技術

PCクラスタで利用されるプロセッサ（CPU），メモリ，I/Oバス，ネットワークについて1980年からの性能向上を図9に示す。プロセッサの性能向上が目覚しいのに加え，ネットワークの性能向上がプロセッサのそれを上回っていることがわかる。プロセッサについては，2003年に入って動作周波数の向上が鈍くなってきている。プロセッサLSI内のリーク電流による発熱のためにLSI内部の熱が問題になっているからである。これを回避するために，複数のプロセッサを一つのLSIチップに搭載するアプローチでの性能向上が取られている。

プロセッサとネットワークに比べ，メモリとI/Oバスの性能向上が足りないことがわかる。特にメモリ性能を高める技術が重要になってきている。

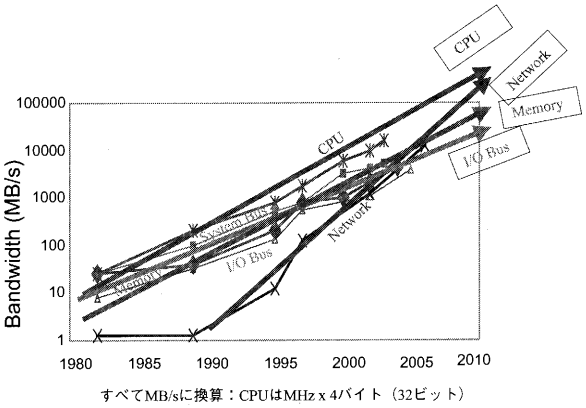


図9 PC構成技術の性能向上

クラスタネットワークについては，既に10Gbpsクラスのネットワークである InfiniBand が利用可能になっているほか，10Gbit Ethernet（10Gbps）についてもスイッチ機器とネットワークインターフェイスカードの出荷が始まっている。このクラスのネットワークは主記憶への負担が従来のネットワークに比べ格段にあがるため，メモリへの負荷が更に高まる。このため，ハードウェアの技術革新に頼るだけでなく，ソフトウェアによるアプローチによりメモリ負荷を抑えて高いアプリケーション性能を実現することが重要になっている。特に，プロセッサによるメモリコピーを抑えることでメモリ負荷を抑える RDMA（Remote Directly Memory Access）という通信が重要な技術となっている。InfiniBand や Myrinet 等には既に導入されているが，Ethernet においても RDMA 通信の標準化が進められている。

8．おわりに

本稿では，最近の計算機ハードウェアの動向について，紹介し，特に注目を浴びているPCクラスタについてその概要を述べた。PCクラスタの利用は拡大を続けているが，他のベクトル並列計算機やスカラー並列計算機に比べると，導入が大変であるとか，ISVアプリケーションの品揃えが多くないといった問題がある。しかし，ユーザが増えるにつれて改善され，より計算機シミュレーションが身近になっていくであろうと考えている。

従来の汎用計算機が大企業や一部のユーザしか使えなかったのがPCの登場により誰でも使えるようになった。それと同様にPCクラスタの登場により，誰にでもスーパーコンピュータの計算能力の恩恵を受けられるようになった。ユーザ層が広がることにより新たな活用方法が広がると共に、計算機シミュレーションの重要性が認知されより広く使われることを願っている。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

特集：ガスタービンに関連するCFD（数値流体力学）解析の現状

ガスタービン空力要素の大規模流れ解析

野崎　理[*1]
NOZAKI Osamu

キーワード：CFD，圧縮機，ファン，タービン，非定常流れ，多段翼列，並列計算

1　はじめに

ガスタービン，ジェットエンジンの空力要素の設計に数値解析技術は今や不可欠の技術となっている。特にファン，圧縮機，タービン等の空力要素に関しては，近年の大型計算機と数値解析技術の著しい発達に伴い，大規模計算により三次元空力設計をCFDのバーチャルな世界で行う事も可能となりつつある。

翼列の定常段解析が可能となり始めたのは十年ほど前であったが，その後非定常流れ解析を用いた複雑な流れ解析が数多く行われるようになってきた。より高性能でかつ環境に適合したエンジンを開発するためには，例えばインレットディストーション，上流を相対運動する翼列の後流等による周方向に不均一な流れの流入、下流側に置かれた翼列のポテンシャル圧力場などに起因する流れの非定常性を考慮する事が必要である。また多段圧縮機に関しては，各段間において圧力を固定するなどの条件を仮定せず，第一段の入口と最終段の出口にのみ条件を与える事によって流れ解析が行えれば，仮定の少ない性能予測が可能である。高温ガスにさらされるタービンにおいては，燃焼器からのホットストリークのタービンへの流れ込み，冷却空気の吹き出しを伴う翼列の性能及び温度分布等の予測，さらに空力と熱伝導の連成解析も重要である。さらにはファン動静翼の非定常翼列干渉等に起因する騒音発生の予測に対する期待も高まっている。このようにガスタービンエンジンの開発において，CFD予測精度の向上，不安定現象等の原因究明のために大規模解析の担う役割は大きい。

宇宙航空研究開発機構（Japan Aerospace Exploration Agency，以下JAXA）は，旧航空宇宙技術研究所（以下航技研）以来，長年にわたり実用的な解析ツールを目指し大規模CFDコード開発を進めてきており，今回はそれらの中から航空用ガスタービンの空力要素内部流れの大規模数値解析の例として，ファン動静翼及びバイパスダクト内の流れ解析[(1),(2)]，ファンの騒音音源予測[(3),(4)]，多段圧縮機の全段流れ解析，タービンマニフォールドの全周流れ解析[(5)]，冷却空気を伴うタービンの流れ解析[(6)]，タービン冷却構造の流体・熱伝導連成解析[(7)]について紹介する。

2　計算手法と計算機システム

ここで紹介する例では大きく分けて2種類の流れ解析コードを用いている。一つは特に三次元翼列流れ解析用に整備されたCAS3DUで，三次元ナビエ・ストークス方程式に陰解法による有限差分法を用い，対流項をChakravarthy and OsherのTVDスキーム[(8)]により離散化し，また粘性項は二次精度中心差分で離散化し，時間に関してはオイラー後退差分を用いている。また乱流粘性についてはBaldwin and Lomax[(9)]の代数モデルを用いている。もう一つの流れ解析コードは有限体積法を用いたUPACS[(10)]で，CFD技術者でなくとも手軽に使えさらに信頼性が高いCFDコードを目指して数年前より開発が進められている。CAS3DUと同様に構造格子を用いているが，特に並列計算機を用いた大規模な流れ解析に優れており，重合格子を用いることにより複雑な形状への適用も比較的容易である。解法，モデル等は前述以外に多数のオプションを有しており，計算対象，目的等に応じて選択する事が可能である。

計算に用いたコンピュータは旧航技研のNWT（Numerical Wind Tunnel）と現在のCeNSS（Central Numerical Simulation System）である。NWTは166台の要素計算機（PE）で構成される並列計算機システムで，各PEは1.7GFLOPS，256MBの性能を持つベクトル計算機で，理論ピーク性能は280Gflops，総メモリ量は44.5GBで，一方のCeNSSは1792個のCPUから構成されるスカラー並列計算機で，理論ピーク性能は9.3Tflops，総メモリ量は3TBである。

3　ファン動静翼とバイパスダクトの流れ解析

高バイパス比ターボファンエンジンのバイパスダクトの内部にストラットとパイロンが置かれているが，その厚みによりバイパス側流れが妨げられるために生ずる周方向の圧力擾乱が上流側に伝わり，ファン静翼を通過してファン動翼に達すると，圧力擾乱場の中を回転するファン動翼は時間的に変動する空気力を受けることになる。この空気力は場合によって強制加振力となって大きな翼振動応力を発生するなど，ファンの性能に悪影響を及ぼ

原稿受付　2004年5月20日
＊1　宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部
エンジン試験技術開発センター
〒182-8522　調布市深大寺東町7-44-1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

すことが知られている。このような下流側から伝わる圧力擾乱を予測するために，ファン動翼からバイパスダクトまでの全周について非定常三次元粘性流れ解析をNWTで実施した。

図1は非定常解析結果より全圧分布を三次元的に表示したものである。計算モデルはバイパス・スプリッターを含む通路形状で，ファン動翼部，低圧圧縮機を除いたコア空気通路部，バイパス側ファン静翼部，パイロン／ストラット部の4つのブロックにわけ，更に各ブロックにおいて翼列毎にH型格子を生成した。格子点数はファン動翼部，コア空気通路部，バイパス側ファン静翼部，パイロン／ストラット部のそれぞれについて，流れ方向，周方向，半径方向，ピッチ方向領域数の順に111×61×87×22，45×61×31×11，111×61×57×60，111×61×57×30で，合計123領域で約5000万点である。ファン動翼により全圧が上昇し，動翼後流が静翼列に流入し，また静翼及びストラットの後流で全圧の低い領域が観察される。

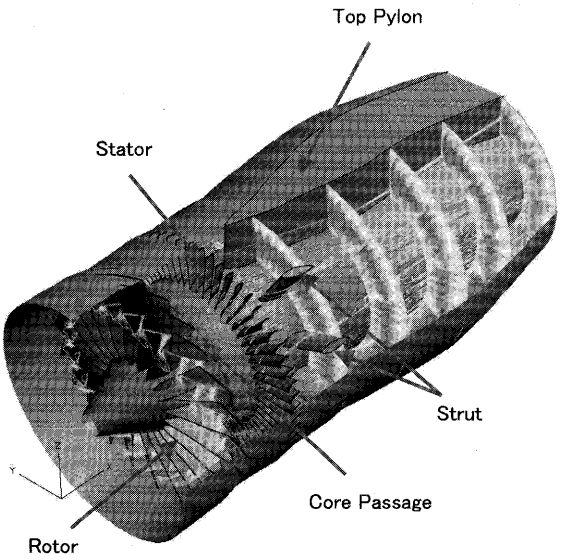


図1　ファン動静翼とバイパスダクトの全圧分布

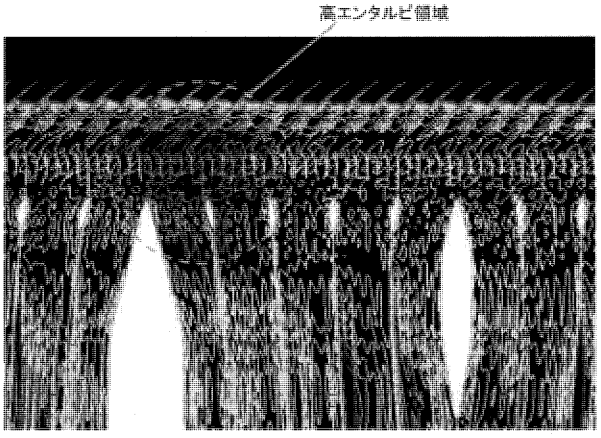


図2　パイロンとストラット付近の全エンタルピ

図2は平均径位置における全エンタルピを半径一定断面上で展開して表示したものである。トップパイロン付近で全エンタルピが若干高い領域が観察される。この図は瞬時のものであるが，アニメーションにより時間変化を観察すると，動翼の運動に伴って流れはおおよそ周期的に変化するが，トップパイロン付近では高い全エンタルピを維持される様子が観察された。

4　非定常段解析によるファン騒音音源分布の予測

ジェットエンジンのファンから生じる騒音の主な原因はファン動静翼の非定常干渉による周期的な圧力変動に起因している。ファン騒音低減のため，従来より翼列間距離を広げ動静翼干渉を小さくする方法等があるが，さらなる低騒音化のためにはスイープやリーンといった翼の三次元化が必要である。そのため，三次元非定常段解析を行いファン静翼の表面に発生する周期的な圧力変動を求めた。解析は標準静翼と改良型静翼の2種類の形状のファン静翼について行ない，翼形状の変更による低騒音化の効果を評価した。計算領域は全周の1/9に相当し，動翼2ピッチ及び静翼5ピッチからなり，総格子点数は約400万点である。図3に非定常段解析に使用した計算格子を示す。改良型静翼は，動翼後流との干渉を制御することにより，翼面上の圧力変動を低減することを狙い，翼を軸方向および周方向に傾斜させてある。図4は，非定常段解析により得られた動翼通過周波数での静翼面上の圧力変動を表わしたものである。動翼後流との干渉で速度変動の激しい前縁付近ではいずれの形状にお

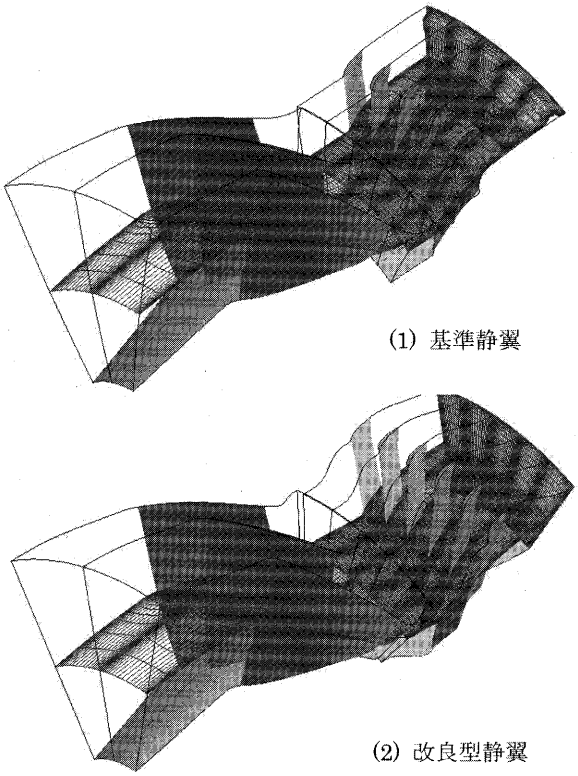
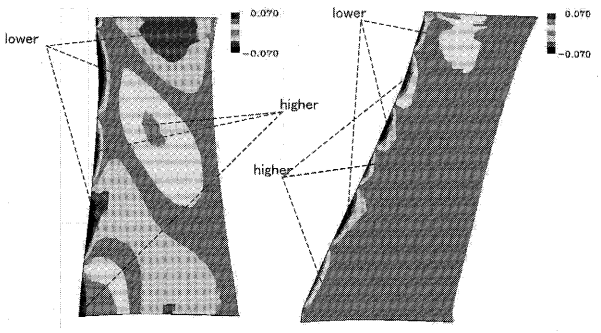


図3　ファンの非定常段解析に用いた計算格子

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.



(1) 基準静翼　　(2) 改良型静翼

図4　ファン静翼面上の圧力変動

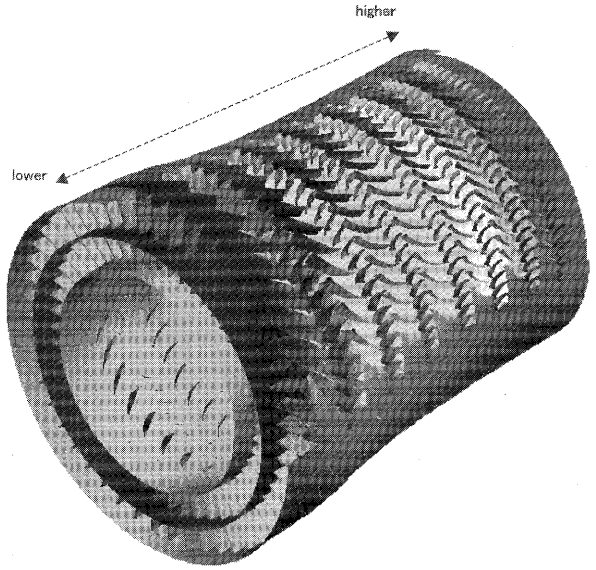


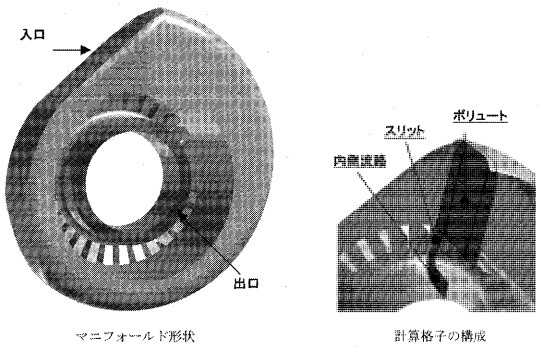
図5　高圧圧縮機の非定常多段流れ解析（全圧分布）

いても大きな圧力変動がみられるが，ミッドコード付近を比較すると，標準静翼ではハブからチップにかけて圧力変動の大きな部分が見られるが，改良型静翼ではほとんど観察されず，低騒音化に寄与していることが確認される。

5　多段圧縮機の非定常全段流れ解析

圧縮機の開発において，実機に近い条件で仮想的な試験を行う事を目的に，7段翼列で構成される高圧圧縮機の全段流れ解析を実施した。計算対象はストラットとIGVも含めると16翼列からなる圧縮機で，全周の1/10の計算領域について，翼列間では非定常接続の境界条件を与え，最上流ストラットの手前で流入境界条件，最下流のOGV後方で流出境界条件を与えて三次元解析を行った。97ブロックの計算領域に対して総格子点数は約7,000万点である。

エンジン作動開始条件での圧縮機の性能を改善するためや機体内キャビンを与圧する空気を得るために，ケーシング側壁から抽気をおこなっているが，抽気流は圧縮機の流れ場に影響を与えることが知られている。本計算



マニフォールド形状　　計算格子の構成

図6　タービンマニフォールドの形状及び計算格子

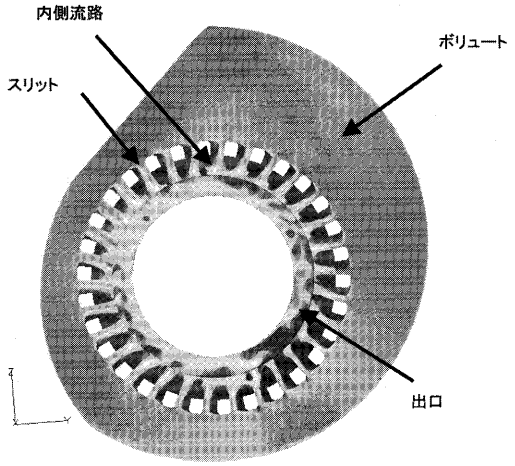


図7　タービンマニフォールドの全圧分布

技術を用いることで，試験と同様に抽気孔を模擬して，より実機に近いモデル化を行うことが可能となり，抽気流が圧縮機全体の性能に与える影響を予測することができた。図5は計算された全圧分布をIGVから後方のみミッドスパン近くで全体表示したもので，前段から後段に向かって全圧が上昇しており，翼間の詳細な流れと同時に圧縮機全体性能が予測できた。

6　タービンマニフォールドの全周流れ解析

タービンの入口の流れはマニフォールドが存在すると不均一になる事が予想されるため，タービンの性能を向上させ動翼の振動を避けるためには，マニフォールド出口流れの分布を精度良く予測する技術が必要である。そこで，UPACSを用いてタービンマニフォールドの三次元粘性流れを解析した。計算領域は図6に示すように3つのブロック（ボリュート，スリット，内側流路）から構成される。計算格子点数はボリュート部が101×71×870，スリット部が31×16×16×30，内側流路が31×76×870で，合計約850万点である。計算を行った結果，ボリュートからスリットへの流量の分布と内側流路の急激な流れの転向により，マニフォールド出口では図7のように周方向と半径方向にディストーションが生じた。さらに，このディストーションを上流境界条件とする下流

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

のタービンのノズル-動翼－静翼の非定常全周段解析も現在実施中である。計算格子数は，ノズル，動翼，静翼のそれぞれについて161×41×51×30，131×41×51×60，131×41×51×30，合計約3,500万点である。瞬時の全圧分布を図8に示す。今後はマニフォールドとタービンを組み合わせた計算へも発展させる予定である。

7 冷却空気を伴うタービンの流れ解析

タービン内の空気温度は1,300℃以上の高温になるが，材料強度を保つために，翼面に空けた小さな孔から噴出した冷却空気の膜で翼面を保護するフィルム冷却が施される。タービン内流れは複雑な三次元構造であるため，冷却空気が設計通りに流れ，翼面温度が制限以下かどうかを正確に把握するとともに，必要最小限の冷却空気量に抑えることが必要である。図9は，多数の冷却孔を有するタービン静翼について流れ解析を行った結果である。冷却孔は前縁部に5列，背面・腹面にそれぞれ1列及び2列配置され，合計191個となっている。1孔ごとに6×6程度の格子点を生成し，結果的に静翼1ピッチの計算格子点数は225×61×481＝約660万点となった。各冷却孔において，全圧・全温・吹き出し方向を境界条件として与え，計算を行った。この図は翼面温度分布を色で，翼面とハブ面の限界流線を黒線で示してあり，冷却空気が翼面を覆う事により翼面温度が翼端を除き大幅に低下している様子が観察される。腹面では冷却孔から吹き出した空気が翼面上を後縁に向かってほぼ真っ直ぐに流れているのに対して，背面では流路渦により，翼端からミッドスパン方向に向かう流れが生じ，それが翼面で剥離して冷却空気の届かない領域を形成している。

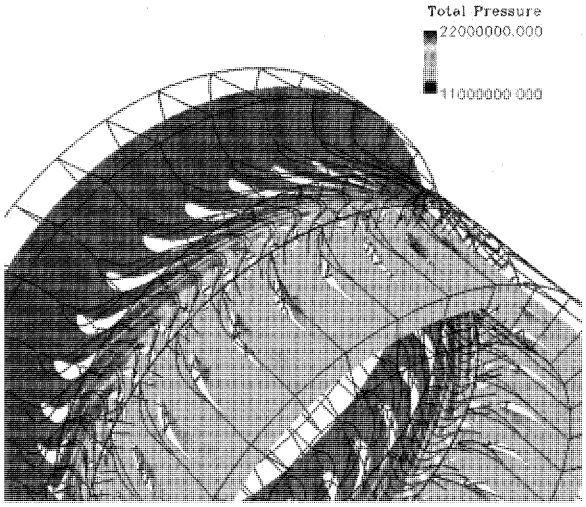


図8 マニフォールド下流のタービンの非定常全周流れ解析（口絵参照）

8 タービン冷却構造の流体・熱伝導連成解析

タービン翼の冷却構造を設計するためには，複雑な冷却構造内部を通る冷却空気の流れと翼材の温度分布を予測する事が必要となる。そのため，UPACSをもとに流体と熱伝導を同時に解析する連成解析コードを開発した。物体表面において熱伝達率を仮定し，流体と物体の間で熱のやりとりを行える境界条件を設定した。物理的に，固体の温度が定常値に収束するのに要する時間が，流体の流れ場の収束に比べ桁違いに大きいため，従来はきわめて大きな計算時間を要したが，流体解析と熱伝導解析の接続部分での情報伝達の遅れを大幅に改善する改良を行った結果，高温気流と冷却空気の熱バランスで温度が決まるタービン冷却構造の三次元連成解析が可能となった。図10はフィルム冷却，インピンジメント冷却，そして熱伝達促進のためのピンを組み合わせた新しい冷却構造の解析結果で，構造部分の温度と冷却空気の流線を表示したものである。計算対象がきわめて複雑な形状であるため，流体部分と固体部分をそれぞれ310と207の領域に分割し，合計約300万点の計算格子を使用している。これによって流体解析のみでは解明できない，物体表面および内部のより正確な温度分布を得る事ができた。

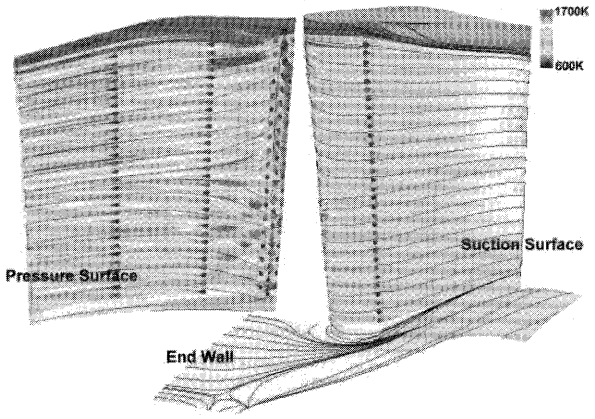


図9 冷却空気を伴うタービンの流れ解析（口絵参照）

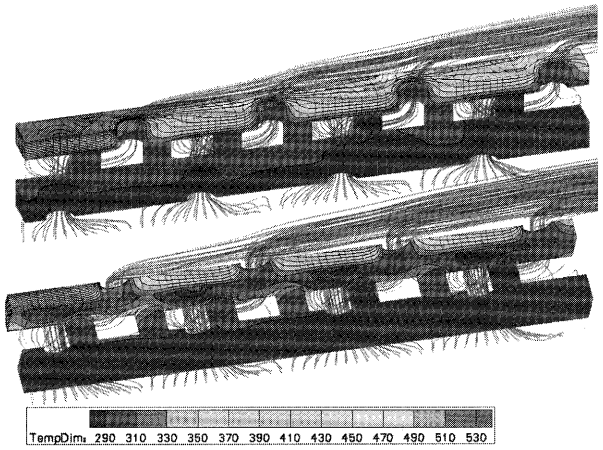


図10 タービン冷却構造の流体・熱伝導連成解析（口絵参照）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

9 まとめ

JAXAにおいて最近行ったガスタービン空力要素の流れ解析について紹介した。このように多数のプロセッサを使用した大規模な数値解析により，従来は予測できなかった複雑な現象或は詳細な流れ構造の予測が可能となってきている。また，UPACSに代表される並列計算に適した標準的な基盤流れ解析コードも整備されつつあり，今後はさらに大規模で複雑な解析が行えるようになると考えられる。取り扱うデータ量が膨大になると，解析コードのみならず，前後処理や計算のモニタリングが容易に行えるようになることも事が必要であるため，リアルタイム可視化等の技術の充実が望まれる。

航空用ガスタービンに関しては，今後さらなる高効率化，騒音低減，NOx低減等が求められており，JAXAでは大規模な数値解析により空力のみならず伝熱，騒音，燃焼等をさらに高精度で予測可能とする技術の研究を進め，さらにそれらを統合してエンジン全体の流れを同時に解析するコードシステムの開発を行う予定である。

なお，今回紹介した大規模解析結果に，JAXAと石川島播磨重工業／超音速輸送機用推進システム技術研究組合／物質・材料研究機構／東芝との共同研究の成果を一部使わせていただいた。データ提供，ご助言等，本稿作成にあたりご協力いただいた皆様に心より謝意を表す。

参考文献

(1) 海野，児玉，野崎，菊地，西澤，松尾，“ポテンシャル静圧擾乱があるファン動静翼およびバイパスダクト内の流れ解析”，第14回ガスタービン秋季講演会講演論文集，pp.37-42，1999.

(2) 野崎，西澤，菊地，末松，向井，海野，児玉，“ジェットエンジンのファンとバイパスダクトの非定常流れ解析”，コンピューター・ビジュアリゼーション・シンポジウム2000論文集，pp.53-56，2000.

(3) 土屋，中村，山方，児玉，野崎，西澤，山本，非定常CFD解析の活用によるファン騒音の低減，日本機械学会2002年度年次大会，2002.

(4) 山方，児玉，土屋，野崎，西澤，山本，CFDを用いたファン動静翼干渉による静翼面非定常圧力の研究，第30回ガスタービン定期講演会講演論文集，pp.311-316，2002.

(5) Nozaki, O., Nishizawa, T. and Saiki, K., “Numerical Simulation of the Flow in a Manifold of Axial Turbine,” Proceedings of PSFVIP-4, Chamonix, France, 2003.

(6) Nishizawa, T., Saiki, K., Nozaki, O. and Kikuchi, K., “A Three-Dimensional Navier-Stokes Simulation of a Film-Cooled Turbine Stage,” IGTC2003Tokyo TS-072, 2003.

(7) Yamane, T., Mimura, F., Yoshida, T., Yamawaki, S., Nakamata, C. and Imai, R., “Conjugate Simulation of Flow and Heat Conduction for Turbine Cooling,” IGTC2003Tokyo TS-085, 2003.

(8) Chakravarthy, S. R. and Osher, S., “A New Class of High Accuracy TVD for Hyperbolic Conservation Laws,” AIAA 85-0363, 1985.

(9) Baldwin. B. and Lomax, H., “Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows,” AIAA 78-0257, 1978.

(10) 山本，高木，山根，榎本，山崎，牧田，岩宮，CFD共通基盤プログラムUPACSの開発，第14回数値流体力学シンポジウム，2000.

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

タービン翼列の損失と三次元流れへ及ぼすチップクリアランスの影響
第1報：レイノルズ数の低下

Effect of Tip Clearance on Loss and Three-Dimensional Flow of a Turbine Cascade
Part 1: Decrease in Reynolds Number

松沼　孝幸[*1]　　筒井　康賢[*2]
MATSUNUMA Takayuki　　TSUTSUI Yasukata

キーワード：タービン翼列，チップクリアランス，漏れ渦，低レイノルズ数，全圧損失，三次元流れ
Turbine Cascade, Tip Clearance, Leakage Vortex, Low Reynolds Number, Total Pressure Loss, Three-Dimensional Flow

Abstract

Tip clearance losses represent a major efficiency penalty in turbine blades. This two-part paper describes the effect of tip clearance on the aerodynamic characteristics of a turbine cascade under very low Reynolds number conditions, $Re_{out} = 4.4\times10^4 \sim 26.6\times10^4$. The free-stream turbulence intensity was varied between 0.5% and 4.1%. Three-dimensional flow fields at the exit of the turbine cascade were measured using a five-hole pressure probe for both "with tip clearance" and "without tip clearance" cases. Part 1 of the paper investigates the effect of decreased Reynolds number on the loss and the three-dimensional flow field. Although the three-dimensional flow was strongly affected by the Reynolds number, the tip clearance loss remained almost constant at a range of Reynolds numbers. Exit flow angle, however, gradually decreased with falling Reynolds number.

1．まえがき

タービン翼列の翼先端と壁面（ケーシング）の間に隙間（チップクリアランス）がある場合には，正圧面側と負圧面側の圧力差により，チップクリアランス内を通る漏れ流れが発生し，負圧面側から流出して漏れ渦を形成する。チップクリアランスの典型的な大きさは，翼高さの1％程度であるが，このような微小な隙間を通過したチップクリアランス流れは，タービン翼列特性に大きな影響を及ぼす。例えば，チップクリアランス流れによる損失が損失全体の1/3以上を占めるという報告もある[(1)]。チップクリアランス流れの研究は，直線静止翼列の風洞実験[(2-5)]，水槽での漏れ流れの可視化[(6-8)]，数値計算[(9,10)]など，数多く実施されてきた。さらに，様々なチップクリアランス損失の予測式（実験データに基づく経験式）も提案され[(11-14)]，タービン翼列の設計に利用されている。また，実機ガスタービンでは，チップクリアランス流れは主にタービン動翼の先端で発生するので，チップ側壁面の相対運動の影響を調べるため，直線静止翼列に回転ベルトを取り付けた実験[(15,16)]，環状タービン動翼での回転圧力プローブとLDVによる計測[(17,18)]，数値解析[(19,20)]などが行われ，壁面の相対運動によってタービン翼列の漏れ流れが弱められることが明らかになっている。その他，翼先端形状の影響[(21,22)]などの研究も行われている。

一方，近年，航空用ジェットエンジンと産業用ガスタービンの両方で，高性能な小型ガスタービンの開発が進められ，低レイノルズ数域でのタービン翼列特性に関心が集まっている[(23,24)]。低レイノルズ数域では，翼面での剥離の発生や壁面近くの二次渦の増大により形状損失と二次損失が急増するので[(25)]，チップクリアランス損失もレイノルズ数の低下とともに急増することが考えられるが，従来の研究[(1)]ではレイノルズ数の影響が明確にされていない。前述のチップクリアランス損失の予測式ではレイノルズ数の影響を無視したものが大半であり[(12-14)]，ターボ機械の空気力学に関する最新の書籍[(26)]でも，チップクリアランス損失に影響を与えるパラメータの1つに「レイノルズ数」を挙げているが，具体的な記述はない。

本研究では，環状タービン翼列出口の三次元流れを5孔ピトー管により測定し，低レイノルズ数域における

原稿受付　2004年2月24日
＊1　産業技術総合研究所　エネルギー利用研究部門
〒305-8564　茨城県つくば市並木1－2－1
＊2　産業技術総合研究所　中部センター

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

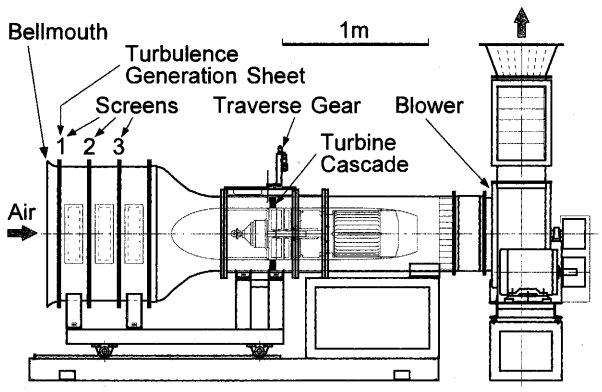


図1　環状タービン翼列風洞

チップクリアランスの影響を調べた。本論文は2部に分かれ，第1報ではレイノルズ数の影響を，第2報では主流乱れ度の影響を報告する。本第1報では，翼列先端にチップクリアランスがある場合とない場合の両方で，翼列出口基準のレイノルズ数 Re_{out} を4.4×10^4から26.6×10^4の広い範囲で変化させて実験を行い，チップクリアランスの影響とレイノルズ数の関係を考察した。さらに，損失予測式と実験値を比較し，予測結果の妥当性を調査した。

主な記号

C, C_{ax}	翼弦長，軸方向翼弦長
CPt	全圧損失（翼列出口の動圧で無次元化）$CPt=\dfrac{Pt_{in,midspan}-Pt}{\frac{1}{2}\rho\overline{V_{out}}^2}$
H, S	翼スパン（流路高さ），翼ピッチ
LV, PV	漏れ渦，流路渦
PS, SS	翼列の正圧面側，負圧面側
Pt	全圧
Re	レイノルズ数
Tu	乱れ度
V_r, V_θ, V_z	半径方向，周方向，軸方向の速度成分
V_s	二次流れベクトル
x, y, z	ピッチ方向，スパン方向，軸方向の座標
α	流れ角（軸方向が0 deg）
ω_z	渦度（軸方向成分，反時計回りが正）$\omega_z=\left(\dfrac{\partial(rV_\theta)}{r\partial r}-\dfrac{\partial V_r}{r\partial\theta}\right)\dfrac{C_{midspan}}{\overline{V_z}}$

補助記号

in, out	翼列の入口，出口
tip, hub	チップ側（翼先端側），ハブ側（翼根元側）
TC	チップクリアランス
$-$	ピッチ方向への質量流量平均
$=$	測定面（ピッチ方向とスパン方向）の質量流量平均

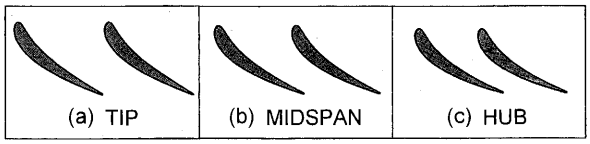


図2　タービン翼列の形状

表1　タービン翼列の仕様

		Tip	Midspan	Hub
Blade Number	N	28		
Chord	C	69.1 mm	67.6 mm	66.1 mm
Axial Chord	C_{ax}	45.0 mm	42.5 mm	40.0 mm
Blade Span	H	75.0 mm		
Blade Pitch	S	56.1 mm	47.7 mm	39.3 mm
Aspect Ratio	H/C	1.09	1.10	1.13
Pitch/Chord Ratio	S/C	0.81	0.71	0.59
Solidity	C/S	1.23	1.42	1.68
Inlet Blade Angle	α_{in}	0.0 deg	0.0 deg	0.0 deg
Exit Blade Angle	α_{out}	63.9 deg	67.4 deg	71.1 deg
Stagger Angle	ξ	49.3 deg	51.0 deg	52.7 deg
Inner Diameter	D_H	350 mm		
Outer Diameter	D_T	500 mm		
Hub/Tip Ratio	D_H/D_T	0.7		
Tip Clearance	k	0.5 mm (With Tip Clearance) 0.0 mm (Without Tip Clearance)		

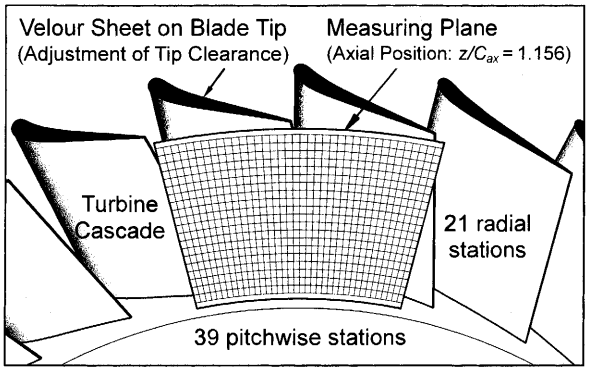


図3　タービン翼列出口の測定面

2．実験装置と方法

2.1　風洞と翼列

図1に，実験に用いた環状タービン翼列風洞を示す。本風洞は，開放型の吸込風洞であり，ベルマウス部に吸い込まれた大気は，測定部を通って，送風機により排気される。ベルマウス部には3枚の整流網が取り付けてあり，測定部上流の主流乱れ度が0.5%に抑えられている。主流乱れ度は，乱れ発生用の閉塞板を整流網に貼り付けることによって調整することができる（詳細は第2報）。図2と表1に，タービン翼列の形状と仕様をまとめる。

2.2　実験方法

翼列出口の速度，流れ方向，全圧などの分布を5孔ピトー管（受圧部の直径2.1mm）によって測定した。5孔ピトー管の微小な差圧を計測するため，各孔の導管をフルードスイッチ（スキャニバルブ社 W1266/1P-24T）で切り替えて，1つの精密微差圧センサ（スキャニバル

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

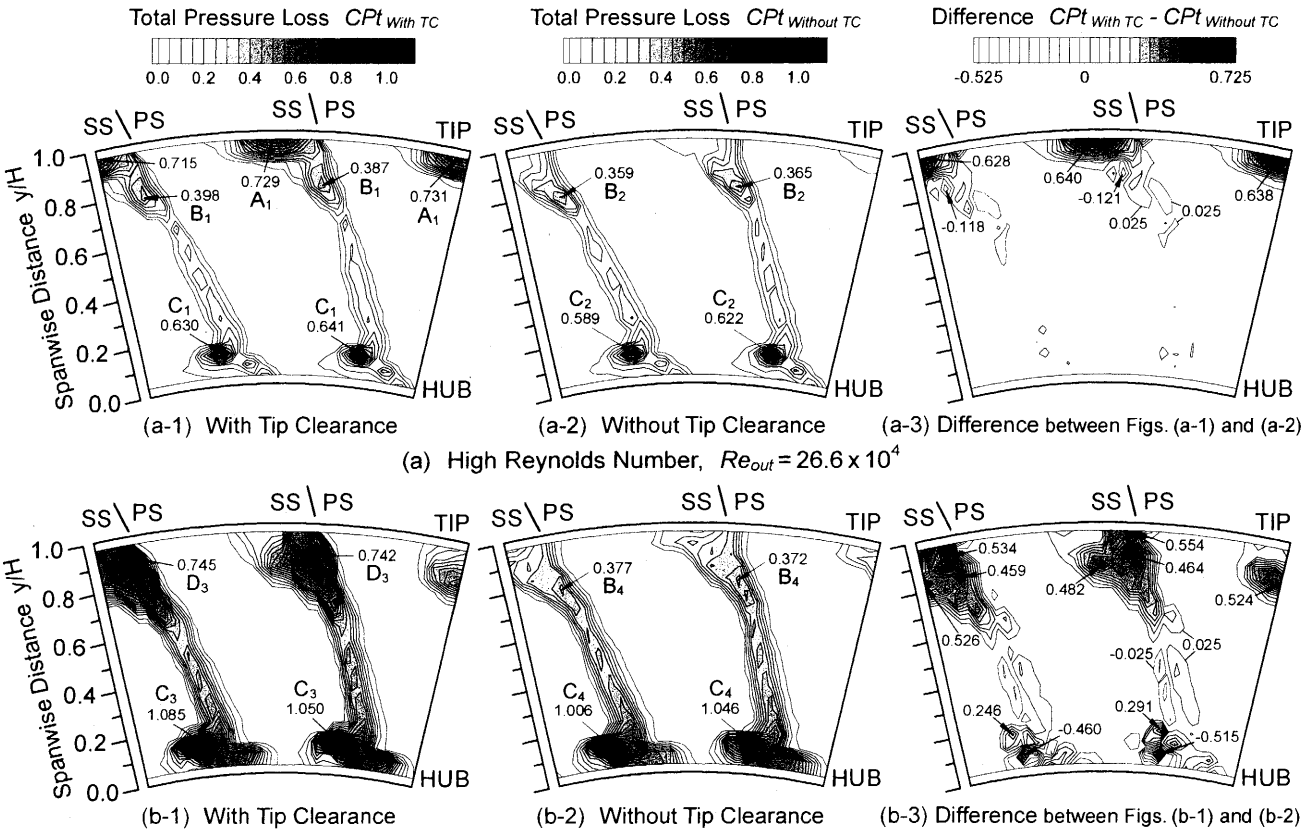


図4 各レイノルズ数における翼列出口での全圧損失分布に与えるチップクリアランスの影響

ブ社 PDCR23D）で電圧に変換した。圧力センサの電圧をデータロガー（岩崎通信機 SC-7502）により測定し，GP-IB 経由でパソコン内にデータを保存した。ピトー管の各孔の圧力データに対して，あらかじめ得た検定結果を適用して，全圧，速度，方向などを算出した。

図3に測定面を示す。測定位置は，翼後縁から6.6mm下流（z/C_{ax} =1.156，ミッドスパンでの軸方向翼弦長 C_{ax} の15.6%下流）である。測定点数は，ピッチ方向（周方向）39点（翼2枚分），スパン方向（半径方向）21点で，合計819点である。

2.3 実験条件

本翼列は，アルミ合金ディスクに翼を削り出した構造であるため，もともと風洞外筒と翼列の先端に0.5mm の隙間が存在する。翼先端にベロア素材のシールを貼って隙間を塞ぐことにより，チップクリアランスのない状態にする（図3）。なお，本研究は静止翼列での実験であるので，実際の回転翼列で発生する壁面の相対運動の影響を模擬できない。しかし，静止翼列であるが故に，「チップクリアランスなし」での実験が可能となり，チップクリアランスの有無の影響を明確にできる長所がある。

レイノルズ数を変化させるため，翼列入口流れの速度を，約4m/s から24m/s まで6段階に設定した。5孔ピトー管の測定結果から算出した翼列出口流れ基準のレイノルズ数 Re_{out} は，4.4×10^4から26.6×10^4の範囲である。出口流れの速度は約10m/s ～62m/s の範囲であり，出口マッハ数 M_{out} = 0.03～0.18の非圧縮流れになっている。

3．実験結果と考察

以下では，主流乱れ度を一定（Tu_{in}=0.5%）に保って，レイノルズ数を変化させた場合に，チップクリアランスの有無の影響がどのように変化するかを調べる。

3.1 チップクリアランス損失とレイノルズ数の関係

3.1.1 全圧損失分布

図4に，各レイノルズ数における翼列出口での全圧損失分布に与えるチップクリアランスの影響を示す。図の上側(a)が本実験での最高レイノルズ数 Re_{out}=26.6×10^4での分布，下側(b)が最低レイノルズ数 Re_{out}=4.4×10^4での分布であり，それぞれ左側にチップクリアランスのある場合，中央にチップクリアランスのない場合の分布を示す。さらに，右側に全圧損失分布の差を示し，チップクリアランスの有無の影響を分かりやすくした。図中の SS は負圧面側，PS は静圧面側を意味する。

まず，最高レイノルズ数 Re_{out}=26.6×10^4の図4 (a)で，チップクリアランスの有無の影響を調べる。図4 (a-1)のチップクリアランスがある場合には，損失の高い領域が，チップ側壁面近傍（スパン方向位置 y/H=0.92～1.00，図中にAで表示）と，それよりもミッドスパン側の翼後縁負圧面側（y/H=0.68～0.92，B表示）の2箇所に存

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

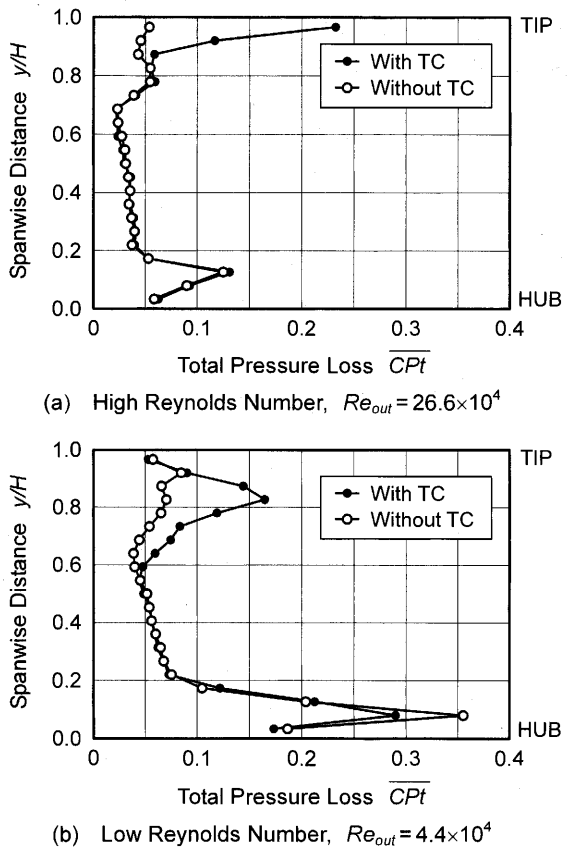


図5　全圧損失のスパン方向分布

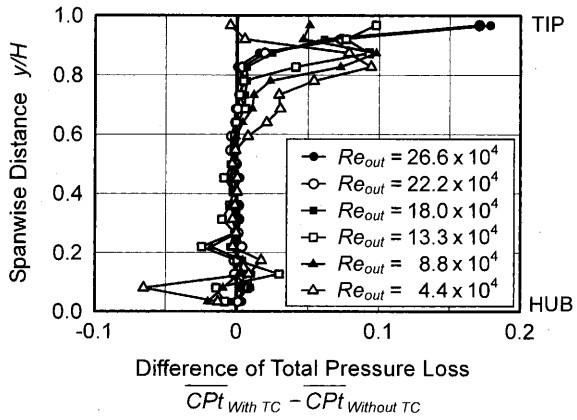


図6　全圧損失のスパン方向分布への
チップクリアランスの有無の影響

在する。図4(a-2)との比較から，チップ側壁面近傍の損失領域Aは，チップクリアランスがある場合にのみ存在することから，チップクリアランスからの漏れ渦によって生じる損失であることが分かる（流れの構造は後述）。一方，ミッドスパン寄りの翼後縁負圧面側の損失領域Bは，チップクリアランスのない場合でも存在しており，チップ側の二次渦（流路渦）による損失と考えられる。流路渦は，翼列流路内の圧力差により，壁面境界層が翼負圧面側に巻き上げられて発生する渦である[26]。漏れ渦による損失領域 A_1のピーク値0.730（左右の平均

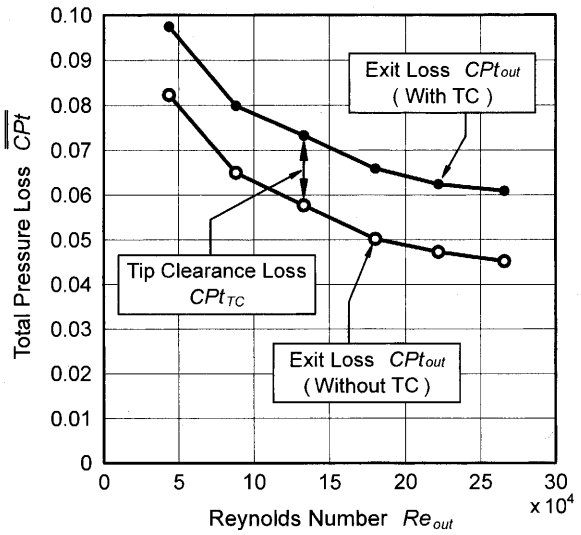


図7　翼列出口損失へのチップクリアランスの影響

表2　各レイノルズ数における損失値

Reynolds Number	Exit Loss CPt_{out}		Tip Clearance Loss CPt_{TC}
Re_{out}	With TC	Without TC	Difference
4.4×10^4	0.0974	0.0823	0.0151
8.8×10^4	0.0799	0.0650	0.0149
13.3×10^4	0.0733	0.0577	0.0156
18.0×10^4	0.0659	0.0502	0.0157
22.2×10^4	0.0624	0.0473	0.0151
26.6×10^4	0.0609	0.0452	0.0157

値，以下同様）は，流路渦による損失領域 B_1のピーク値0.393の約2倍であり，漏れ渦が大きな損失を発生させている。ハブ側にも，二次流れによる損失の高い領域（Cで表示）が存在するが，分布形状へのチップクリアランスの影響は見られない。図4(a-3)の全圧損失の差でも，チップクリアランスによる損失領域がチップ側壁面に沿って広がっていることが確認できる。チップクリアランスの影響は，スパン方向位置 y/H が0.7以上のチップ側壁面近傍に集中し，それより下側（ハブ側）ではほとんど見られない。このような損失分布は，これまでに発表されている高レイノルズ数域でのチップクリアランス流れの実験[3]と共通である。

続いて，図4(a)と図4(b)の比較から，レイノルズ数の低下による影響を考察する。図4(b-1)は，最低レイノルズ数 Re_{out}=4.4×10^4でチップクリアランスがある場合の損失分布を示す。チップ側の翼負圧面側において，損失の高い領域が，スパン方向位置 y/H=0.59付近からチップ側壁面の間に広がっている（Dで表示）。チップ側の損失領域は，高レイノルズ数域では2つに分かれているが，低レイノルズ数域では1つにまとまっている。この原因は，レイノルズ数の低下に伴う粘性の増大によって流路渦が急激に強くなり，チップクリアランスを

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

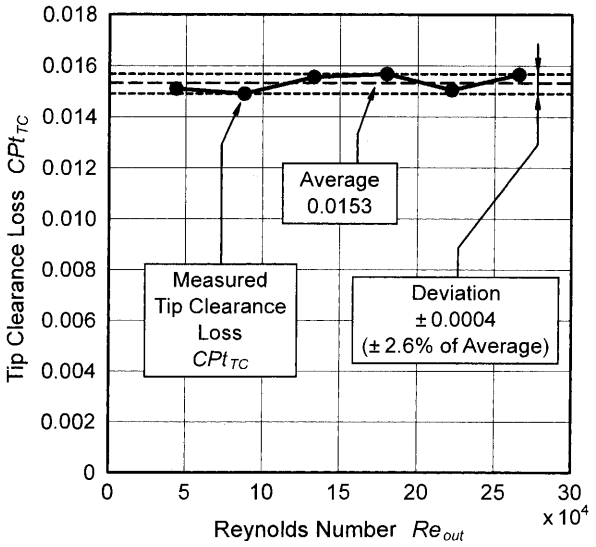


図8 各レイノルズ数でのチップクリアランス損失

通った漏れ渦と激しくぶつかり合って，損失領域が1つに融合するためである。ハブ側の損失領域Cもレイノルズ数の低下の影響を受けて，図4(b-1)のチップクリアランスがある場合の損失領域C_3は，図4(b-2)のチップクリアランスがない場合の損失領域C_4よりも上側に移動している。この理由は，チップクリアランス流れが主流領域に上向きの流れを誘起し，流れ場全体に影響を及ぼすためである。

図4(b-3)からも，低レイノルズ数では，チップクリアランスによる損失領域が，負圧面側に沿って流路中央に向かって大きく広がり，翼後縁ウェークやハブ側の二次渦の位置を変化させる様子が分かる。チップクリアランス流れが損失分布に与える影響は，高レイノルズ数域ではチップ側壁面近くに限定しているが，低レイノルズ数域では流れ場全体に広がって現れる。

図5に，全圧損失のスパン方向分布を示す。この分布は，図4の各測定点の全圧損失をピッチ方向に質量流量平均することにより求めた。チップクリアランスの影響は，図5(a)の高レイノルズ数域ではスパン方向位置y/H=0.83以上の部分（翼スパンの17%の範囲）に限られるが，図5(b)の低レイノルズ数域ではy/H=0.58以上から0.93以下の部分（翼スパンの35%）に広がる。図6には，各レイノルズ数におけるチップクリアランスがある場合とない場合の損失差のスパン方向分布を示す。損失差の大きい領域は，レイノルズ数が高い場合にはチップ側壁面近くに存在するが，レイノルズ数の低下とともにミッドスパン側に移動している。

3.1.2 全圧損失（測定面の質量流量平均値）

図7および表2に，チップクリアランスがある場合とない場合の翼列出口損失とレイノルズ数の関係を示す。翼列出口損失は，損失分布を測定面全体で質量流量平均した値である。翼列出口損失は，レイノルズ数の低下とともに急増している。この原因は，レイノルズ数の低下

表3 チップクリアランス損失の予測式

Prediction Method	Tip Clearance Loss CPt_{TC}
Ainley & Mathieson NGTE, 1951	$0.5\left(\frac{k}{h}\right)\left(\frac{c}{s}\right)^2 C_L^2\left(\frac{\cos^2\alpha_2}{\cos^3\alpha_m}\right)$
Dunham & Came NGTE, 1970	$0.47\left(\frac{c}{h}\right)\left(\frac{k}{c}\right)^{0.78}\left(\frac{c}{s}\right)^2 C_L^2\left(\frac{\cos^2\alpha_2}{\cos^3\alpha_m}\right)$
Kacker & Okapuu P&WC, 1982	$0.93\left(\frac{k}{h\cos\alpha_2}\right)\left(\frac{c}{s}\right)CPt_{Total}$
Yaras & Sjolander Carleton Univ., 1992	$2K_E C_D\left(\frac{k}{h}\right)\left(\frac{c}{s}\right)C_L^{1.5}\left(\frac{\cos^2\alpha_2}{\cos^3\alpha_m}\right)$

Note: c: chord length　C_D: discharge coefficient
C_L: lift coefficient　CPt_{Total}: total loss for a blade row
h: blade height　k: tip clearance
K_E: constant related to loading distribution　s: pitch
α_2: exit flow angle　α_m: mean flow angle

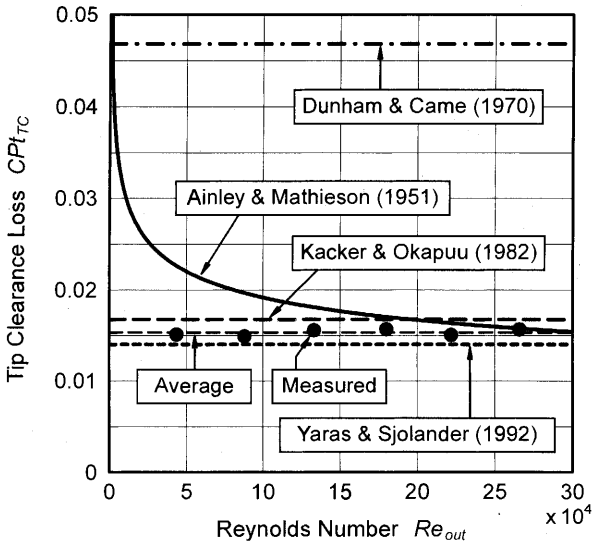


図9 チップクリアランス損失の実験値と予測値

に伴って境界層が著しく発達し，形状損失（翼面上の境界層，剥離，後流による損失）と二次損失（流路渦などの二次流れによる損失）が増大するためである[25]。

図8に，各レイノルズ数におけるチップクリアランス損失を示す。チップクリアランス損失は，図7のチップクリアランスがある場合とない場合の翼列出口損失の差から求められる。チップクリアランス損失の平均値は0.0153であり，その偏差は±0.0004（平均値の±2.6%）の範囲に収まっている。チップクリアランス損失には，低レイノルズ数化の影響が見られない。形状損失と二次損失がレイノルズ数に強く依存することと対照的である。

3.1.3 実験値と予測値の比較

チップクリアランス流れは翼列性能に大きな影響を及ぼすため，これまでに多数のチップクリアランス損失の相関式が提案されて，現在でもタービン翼列の設計に利用されている。表3に，主な損失予測式をまとめる。これらの式は，数多くの実験データを基にした経験式であ

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

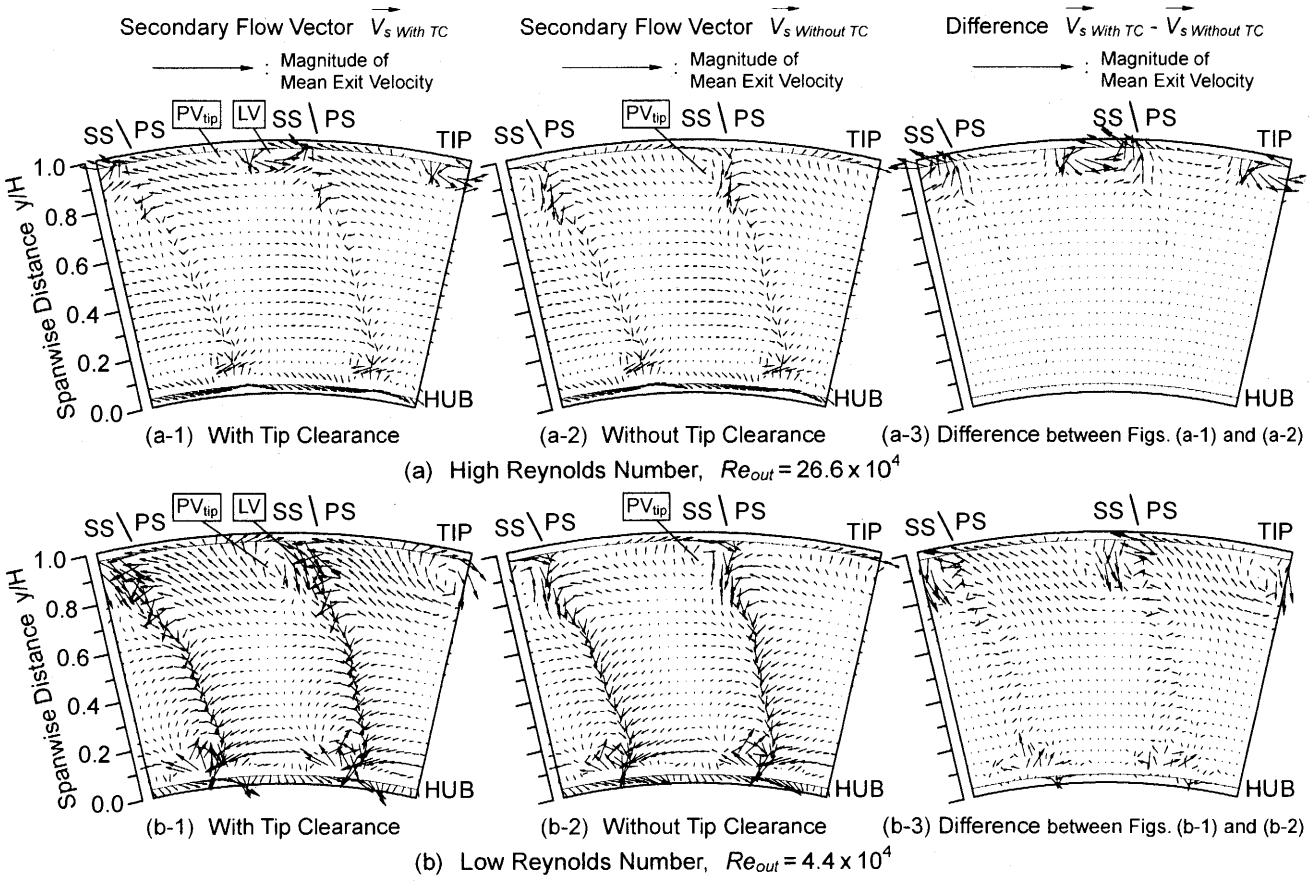


図10　各レイノルズ数における翼列出口での二次流れベクトル分布に与えるチップクリアランスの影響

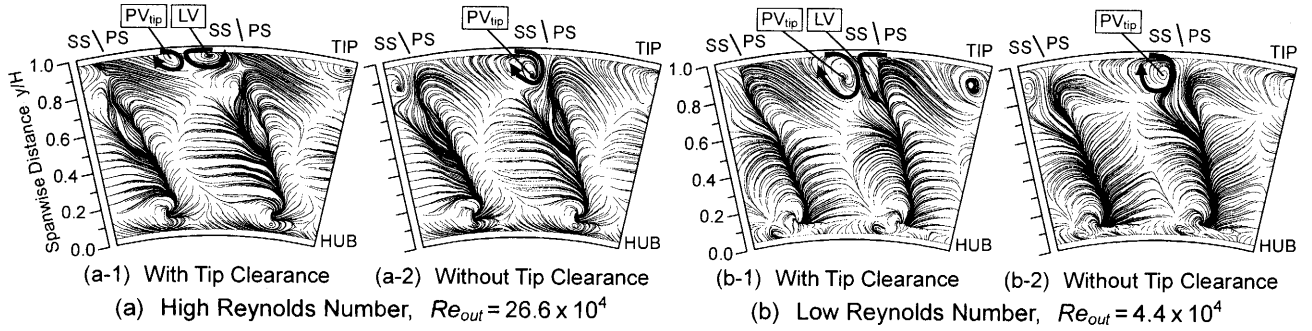


図11　各レイノルズ数における翼列出口での二次流れトレースに与えるチップクリアランスの影響

り，翼弦長，翼スパン，揚力係数，流出角，隙間の大きさなどをパラメータとしている。

図9は，本実験のチップクリアランス損失の測定値と，表3の式による予測値を比較している。

1951年にイギリス National Gas Turbine Establishment (NGTE) の Ainley & Mathieson[11]が発表した予測法（以下，A-M法と省略）は，最も有名な損失予測法である。レイノルズ数 Re_{out} が2×10^5以上の高レイノルズ数域では，実験値に近い予測値になるが，レイノルズ数が低下すると過大な予測値になってしまう。この原因は，A-M法では，表3の式で求めた予測値に対して，「全ての損失は Re_{out}=2×10^5での値を基準として，レイノルズ数の－0.2乗に比例する」という関係を用いて，レイノルズ数の影響を補正するためである。

1970年の Dunham & Came[12]の予測法（D-C法）は，A-M法を修正したものである。D-C法では，「レイノルズ数の-0.2乗則」が明確でないという理由で，A-M法からレイノルズ数への依存性を除外している。D-C法の予測値は，実験値の約3倍であり，チップクリアランス損失を過大に予測している。D-C法による過大な予測結果は，他の論文[14]でも指摘されている。

1982年の Kacker & Okapuu[13]の予測法（K-O法）は，Pratt & Whitney Canada での豊富な実験データを基に，A-M法とD-C法をさらに改良した予測法である。図9

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

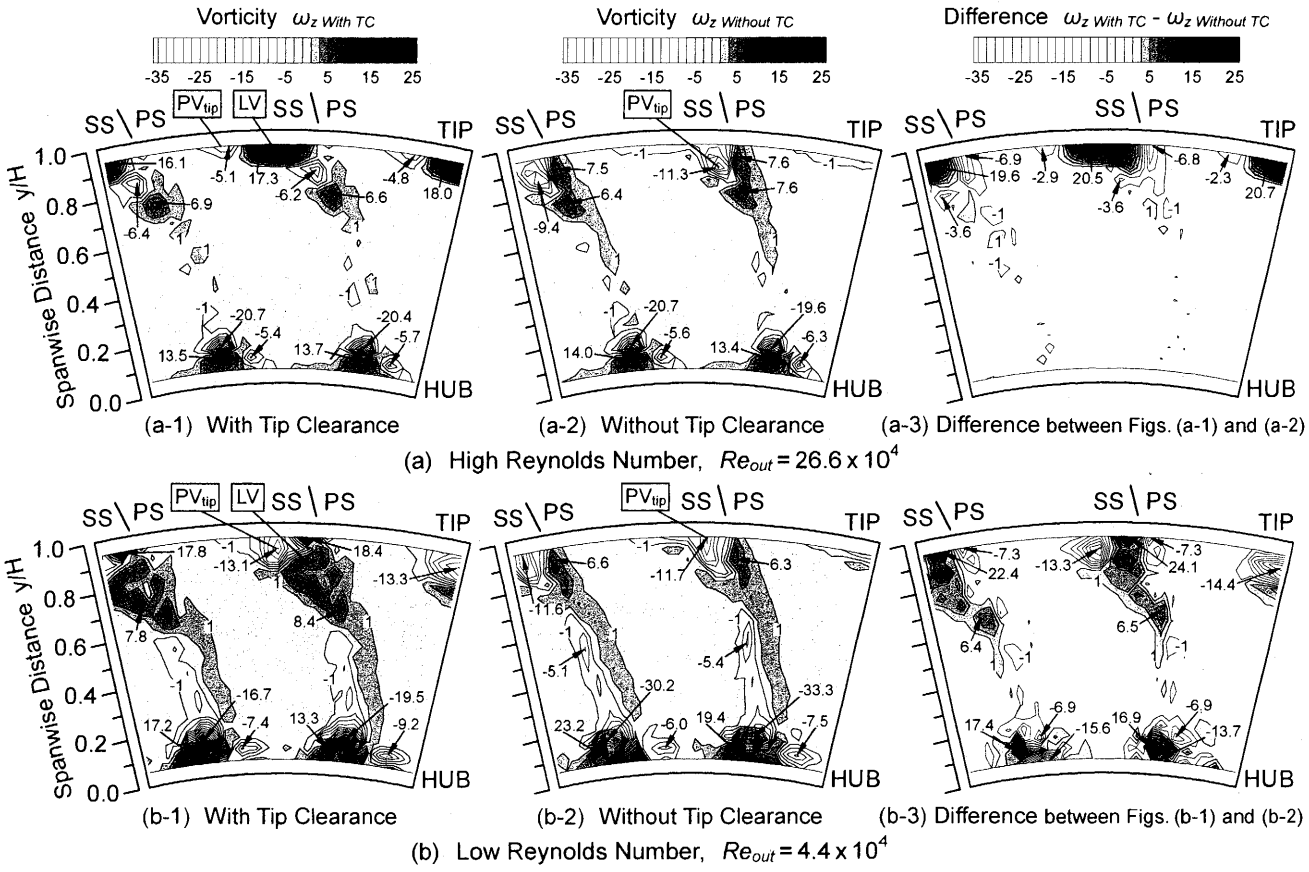


図12 各レイノルズ数における翼列出口での渦度分布に与えるチップクリアランスの影響

から，前述の予測法と比べ，かなり良好な予測をしていることが分かる。K-O 法の予測値0.0168は，実験値0.0153と＋0.0015（実験値の＋9.8%）の差であり，K-O 法の論文で述べられた「予測精度は±15%」の範囲に入っている。

1992年に Yaras & Sjolander[14]は，過去のチップクリアランス損失の予測法をレビューした上で，独自の実験データに対して漏れ流れの運動量モデルを導入し，新たな予測式を提案した。Y-S 法の予測値0.0140は，実験値と－0.0013（実験値の－8.5%）の差であり，この予測法もかなり良い予測をしている。

様々なチップクリアランス損失の予測法を比較し，比較的最近に発表された K-O 法と Y-S 法は，本実験でのチップクリアランス損失を10%以内の精度で予測できることが分かった。

3.2 流れの構造とレイノルズ数の関係

3.2.1 二次流れベクトル分布

図10に，二次流れベクトル分布に与えるチップクリアランスの影響を示す。二次流れベクトルは，平均設計流れ方向（67.4deg）に垂直な面に，各測定点での流れを投影したベクトルと定義した。図11には，図10のベクトルをトレースして，流れを可視化したように表示した。（測定面に垂直な速度成分があるので，流線ではない。）

まず，図10(a)と図11(a)から，高レイノルズ数域におけるチップクリアランスの有無の影響を調べる。図(a-2)のチップクリアランスがない場合には，チップ部の負圧面側に，時計回りの流路渦（図中に PV_{tip} で表示）が観察される。図(a-1)のチップクリアランスがある場合には，チップ側壁面に沿って，反時計回りの漏れ渦（LV で表示）が発生している。この漏れ渦 LV により，チップ側流路渦 PV_{tip} は弱められ，翼負圧面側から離れた位置に移動している。図(a-3)のベクトル差からも，チップクリアランスからの漏れ渦が確認できる。

次に，図10と図11の(a)(b)の比較から，レイノルズ数の影響を考察する。図(a-2)と(b-2)のチップクリアランスがない場合には，レイノルズ数が低下すると，境界層の発達により流路渦 PV_{tip} が強くなる。図(a-1)と(b-1)のチップクリアランスがある場合には，レイノルズ数が低下すると，強い流路渦 PV_{tip} の影響で，漏れ渦 LV が翼負圧面側に沿ってスパン方向に移動している。また，図10の(b-1)と(b-2)を比較すると，低レイノルズ数域では，チップクリアランスがある場合の流路渦 PV_{tip} が，ない場合よりも強くなっている。これは高レイノルズ数域と反対の現象であり，低レイノルズ数化による流路渦 PV_{tip} と漏れ渦 LV の強い干渉に起因すると考えられる。図(b-1)では，チップクリアランス流れが，主流部分のチップ側に上向きの流れを誘起し，ウェークやハブ側の二次渦の領域にも変化を与えている。図10の

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

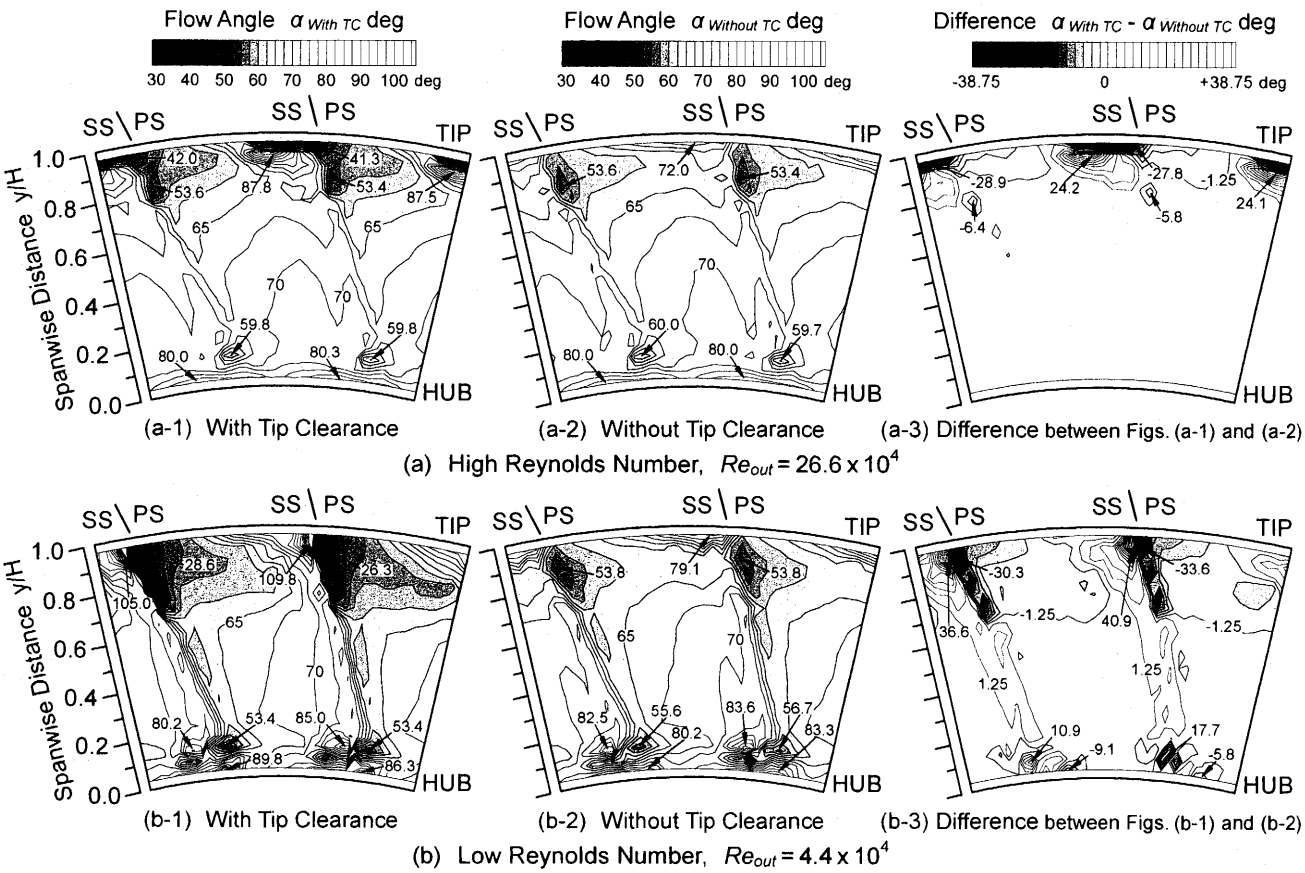


図13　各レイノルズ数における翼列出口での流れ角分布に与えるチップクリアランスの影響

(b-3)のベクトル差からも，低レイノルズ数ではチップクリアランスの影響が流路全域に及ぶことが確認できる。

3.2.2　渦度分布

図12に渦度分布を示す。渦度は，反時計回りの渦を正，時計回りの渦を負と定義している。

図12(a)から高レイノルズ数域でのチップクリアランスの有無の影響を調べる。図(a-2)のチップクリアランスがない場合には，チップ部の負圧面側に時計回りの流路渦 PV_{tip} による負の渦度領域があり，そのピーク値は－10.4（左側－9.4と右側－11.3の平均値）となる。図(a-1)のチップクリアランスがある場合には，チップ側壁面に沿って，反時計回りの漏れ渦 LV による正の渦度領域が発生する（ピーク値17.7)。この漏れ渦 LV によって，チップ側の流路渦 PV_{tip} が弱められて，負の渦度領域が減少する（ピーク値－5.0)。図(a-3)の渦度分布の差からも，漏れ渦による正の渦度領域が確認できる。

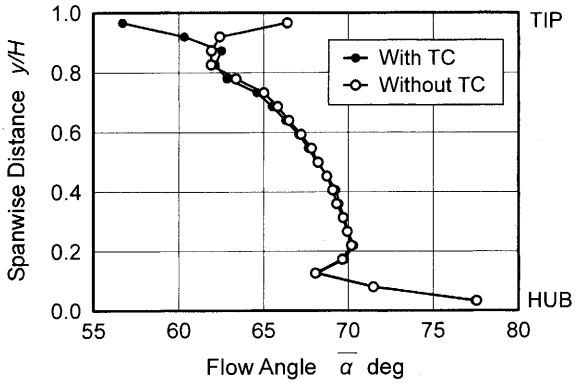
図12(a)と(b)を比較し，レイノルズ数の低下の影響を考察する。図(a-2)と(b-2)のチップクリアランスがない場合には，レイノルズ数が低下すると，流路渦 PV_{tip} による負の渦度領域が増大している。チップクリアランスがある場合，図(b-1)の低レイノルズ数域では，強い流路渦 PV_{tip} によって，漏れ渦 LV による正の渦度領域が，翼負圧面側に沿って広がっている。図(a-1)と(b-1)を比較すると，漏れ渦領域の渦度のピーク値は，高レイノルズ数域では17.7，低レイノルズ数域では8.1となっている。低レイノルズ数域では，強い流路渦 PV_{tip} の影響によって漏れ渦 LV が負圧面側に巻き上げられて広い範囲に拡散するため，高レイノルズ数域よりもピーク値が低くなる。チップクリアランスの影響は，図(a-3)の高レイノルズ数域での渦度分布の差では，チップ壁面近傍に集中する。一方，図(b-3)の低レイノルズ数域では，チップ側の漏れ渦に加えて，チップ側流路渦，翼後縁ウェーク，ハブ側二次渦など流路全体の渦度分布に変化が現れている。

3.2.3　流れ角分布

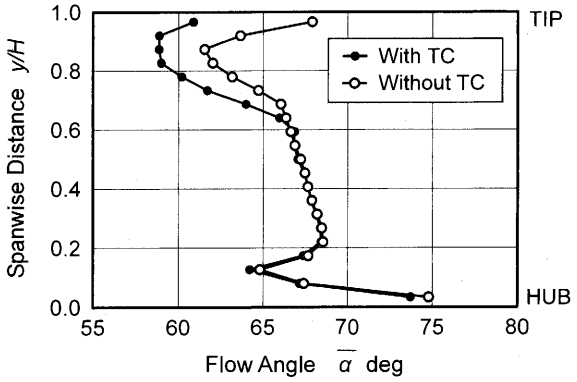
図13に，流れ角（ヨー角）の分布を示す。図13(a)から，高レイノルズ数域におけるチップクリアランスの有無の影響を調べる。図(a-2)のチップクリアランスがない場合には，チップ側の正圧面側と負圧面側での流れ角のピーク値は，最高72.0deg，最低53.5deg で，その差が18.5deg である。一方，図(a-1)のチップクリアランスがある場合には，チップ側のピーク値は，最大87.7deg，最小41.6deg で，その差が46.1deg に増加し，漏れ渦の影響によって流れ角の急激な変化が生じている。

図13(a)と図13(b)の比較から，レイノルズ数の影響を調べる。チップクリアランスがない場合，図(b-2)の低レイノルズ数域では，チップ側の流れ角は，最大79.1deg，最小53.8deg で，25.3deg の差となり，図(a-2)の高レ

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.



(a) High Reynolds Number, $Re_{out}=26.6\times10^4$



(b) Low Reynolds Number, $Re_{out}=4.4\times10^4$

図14 流れ角のスパン方向分布

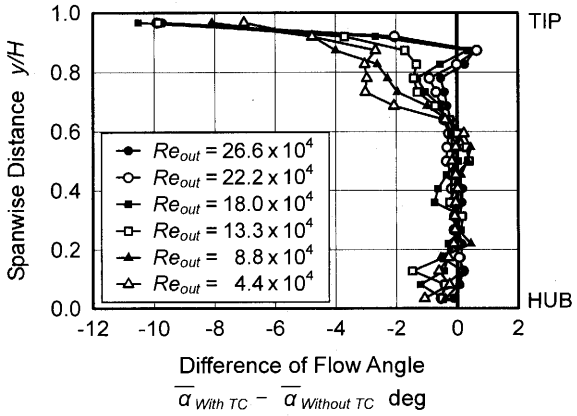


図15 流れ角のスパン方向分布への
チップクリアランスの有無の影響

イノルズ数域よりも，流れ角の差が大きい。低レイノルズ数域では漏れ渦が強くなることが原因である。チップクリアランスがある場合，図(b-1)の低レイノルズ数域では，最大107.5deg，最小27.5deg，差80.0degで，極めて大きな流れ角の差が発生している。この原因として，レイノルズ数の低下による流路渦と漏れ渦の強い干渉が挙げられる。図(a-3)と(b-3)の流れ角の差を比較すると，高レイノルズ数域では，チップクリアランスの影響がチップ壁面近くに限られているが，低レイノルズ数域では，流路全体に変化が現れている。

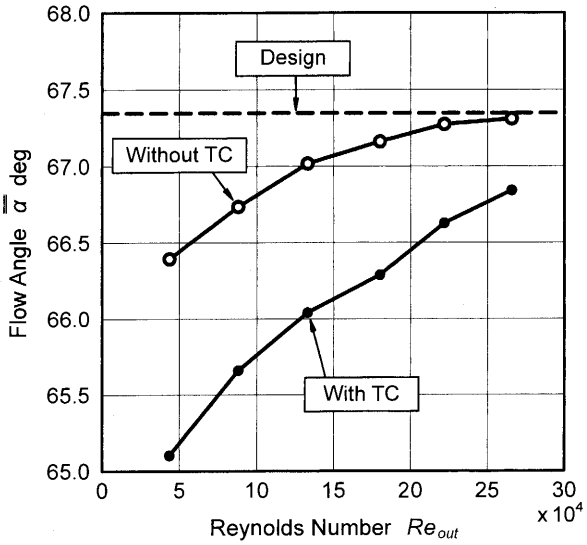


図16 翼列出口の流れ角へのチップクリアランスの影響

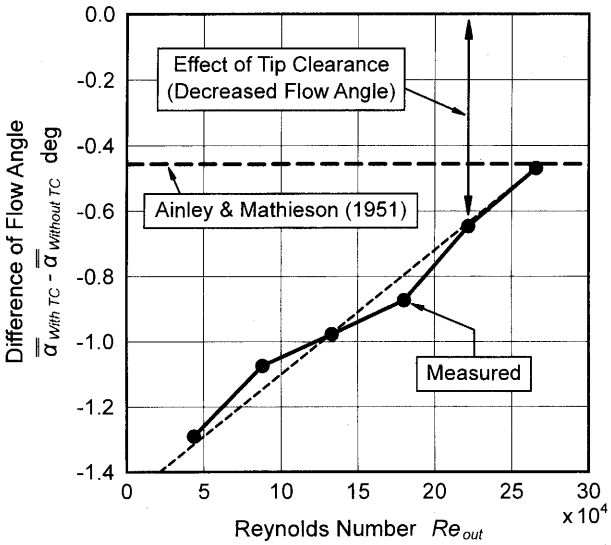


図17 チップクリアランスによる流れ角の減少量

図14に，流れ角のスパン方向分布を示す。レイノルズ数が低下するほど，チップクリアランスの影響による流れ角の減少が顕著に現れている。また，図15には，チップクリアランスがある場合とない場合の流れ角の差を示す。レイノルズ数が低下するほど，流れ角が減少する範囲がミッドスパン側に広がっていくことが確認できる。

3.2.4 流れ角（測定面の質量流量平均値）

図16に，チップクリアランスがある場合とない場合での翼列出口の流れ角（質量流量平均値）とレイノルズ数の関係を示す。高レイノルズ数域では，チップクリアランスがない場合，ほぼ設計通りの流れ角が得られる。チップクリアランスがある場合には，漏れ渦の影響で流れ角が少なくなる。レイノルズ数が低下するほど流れ角が減少して，設計流れ角との差が大きくなる。

図17に，各レイノルズ数におけるチップクリアランスの有無による流れ角の減少量を示す。この図は，図16の

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

チップクリアランスがある場合とない場合の流れ角の差から求められる。チップクリアランスによる流れ角の減少量は，レイノルズ数が低下するほど顕著になる。最高レイノルズ数では－0.469degであるが，最低レイノルズ数では－1.290deg（約3倍）になる。図8の損失の差（チップクリアランス損失）が，レイノルズ数に依存しないのに対し，流れ角の差は，レイノルズ数の影響を受ける。

前述のA-M法は，流れ角の減少量の予測式も提案している（図17の波線）。A-M法の予測値は-0.456degであり，最高レイノルズ数での実験値-0.469degに近い。A-M法での流れ角の減少量は，レイノルズ数の影響が考慮されていないため，レイノルズ数に依存せずに一定の値となる。したがって，高レイノルズ数域での流れ角の減少量は適切に見積もっているが，低レイノルズ数域では実験値よりも過小な予測値になってしまう。

多段タービンでは，翼列出口の流れ角の減少が下流翼列への流入状態を変化させるため，タービン性能に大きな影響を与える。よって，低レイノルズ数域において作動するタービン翼列を設計する際には，レイノルズ数の低下が流れ角の大きな減少を招くことに注意する必要がある。

4．まとめ

タービン翼列出口の3次元流れを5孔ピトー管によって測定して，チップクリアランスが流れ場に及ぼす影響と低レイノルズ数化の関係を調べた。

(1) チップクリアランス損失は，レイノルズ数に依存せず，低レイノルズ数域においても，ほぼ一定値を保った。このことは，形状損失と二次損失がレイノルズ数の低下とともに急激に増加することと対照的であった。

(2) チップクリアランス損失の様々な予測法を本翼列に適用し，実験結果と比較した。Kacker & Okapuu法とYaras & Sjolander法は，本実験での測定値に対して±10%以内の良好な予測値を示した。

(3) チップクリアランスからの漏れ渦の影響は，レイノルズ数が高い場合にはチップ側壁面近傍のみに現れたが，レイノルズ数が低下すると，流れの構造全体に影響を及ぼした。

(4) チップクリアランスの影響による流れ角の減少量は，レイノルズ数が低下するほど大きくなった。Ailey & Mathieson法で予測した流れ角の減少量は，高レイノルズ数域での測定値に近かった。

謝辞

本研究は，科学技術振興機構との間で戦略的基礎研究推進事業の一環として契約された「資源循環・エネルギーミニマム型システム技術」研究領域内の「超小型ガスタービン・高度分散システム」研究の成果である。

参考文献

(1) Sjolander, S.A., VKI Lecture Series No.1997-01, Secondary and Tip-Clearance Flows in Axial Turbines, (1997-2), p.1-29.
(2) Bindon, J.P., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.111 (1989-7), p.257-263.
(3) Dishart, P.T., Moore, J., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.112, (1990-10), p.599-608.
(4) Yaras, M.I., Sjolander, S.A., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.112, (1990-10), p.609-617.
(5) Heyes, F.J.G., Hodson, H.P., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.115, (1993-7), p.376-382.
(6) Booth, T.C., Dodge, P.R., Hepworth, H.K., ASME Journal of Engineering for Power, Vol.104, (1982-1), p.154-161.
(7) Wadia, A.R., Booth, T.C., ASME Journal of Engineering for Power, Vol.104, (1982-1), p.162-169.
(8) Graham, J.A.H., ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol.108, (1986-1), p.38-46.
(9) Luo, J., Lakshminarayana, B., ASME Paper No. 97-GT-421, (1997).
(10) Tallman, J., Lakshminarayana, B., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.123, (2001-4), p.314-323.
(11) Ainley, D.G., Mathieson, G.C.R., ARC Technical Report R&M, No.2974, (1951).
(12) Dunham, J., Came, P.M., ASME Journal of Engineering for Power, Vol.92, (1970-10), p.252-256.
(13) Kacker, S.C., Okapuu, U., ASME Journal of Engineering for Power, Vol.104, (1982-1), p.111-119.
(14) Yaras, M.I., Sjolander, S.A., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.114, (1992-1), p.204-210.
(15) Yaras, M.I., Sjolander, S.A., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.114, (1992-4), p.652-659.
(16) Yaras, M.I., Sjolander, S.A., Kind, R.J., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.114, (1992-4), p.660-667.
(17) Xiao, X., McCarter, A.A., Lakshminarayana, B., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.123, (2001-4), p.296-304.
(18) McCarter, A.A., Xiao, X., Lakshminarayana, B., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.123, (2001-4), p.305-313.
(19) Liu, J.S., Bozzola, R., AIAA Journal, Vol.31, No.11, (1993-11), p.2068-2074.
(20) Tallman, J., Lakshminarayana, B., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.123, (2001-4), p.324-333.
(21) Morphis, G., Bindon, G., ASME Paper No. 94-GT-481, (1994).
(22) Tallman, J., Lakshminarayana, B., ASME Paper No. 2001-GT-486, (2001).
(23) Bons, J.P., Sondergaard, R., Rivir, R.B., ASME Journal of Turbomachnery, Vol.124, (2002-1), p.77-85.
(24) Van Treuren, K.W., Simon, T., van Koller, M., Byerley, A.R., Baughn, J.W., Rivir, R., ASME Journal of Turbomachnery, Vol.124, (2002-1), p.100-106.
(25) 松沼孝幸，阿部裕幸，筒井康賢，日本ガスタービン学会誌，Vol.30, No.3, (2002-5), p.208-215.
(26) Lakshminarayana, B., Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, (1996), p.572, John Wiley & Sons, Inc.

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

タービン翼列の損失と三次元流れへ及ぼすチップクリアランスの影響
第2報：主流乱れ度の増加

Effect of Tip Clearance on Loss and Three-Dimensional Flow of a Turbine Cascade
Part 2: Increase in Free-Stream Turbulence Intensity

松沼　孝幸*1　MATSUNUMA Takayuki
筒井　康賢*2　TSUTSUI Yasukata

キーワード：タービン翼列，チップクリアランス，漏れ渦，低レイノルズ数，主流乱れ度，全圧損失，三次元流れ
Turbine Cascade, Tip Clearance, Leakage Vortex, Low Reynolds Number, Free-Stream Turbulence Intensity, Total Pressure Loss, Three-Dimensional Flow

Abstract

The loss of performance due to tip clearance flow has been intensively studied for many years. This two-part paper describes the effect of tip clearance on the aerodynamics of a turbine cascade under conditions of very low Reynolds number: $Re_{out} = 4.4\times10^4 \sim 26.6\times10^4$. The free-stream turbulence intensity varied between 0.5% and 4.1%. Three-dimensional flow fields at the exit of the turbine cascade were measured using a five-hole pressure probe for both "with tip clearance" and "without tip clearance" cases. Part 2 of the paper investigates the effect on the loss and three-dimensional flow field of increased free-stream turbulence intensity. The tip clearance flow at high turbulence intensity had a smaller effect than that at low turbulence intensity. The tip clearance loss remained nearly constant at the various free-stream turbulence intensities. The reduction of exit flow angle at low Reynolds numbers was slightly improved when the free-stream turbulence intensity was increased.

1．まえがき

タービン翼列のチップクリアランス流れは，タービン翼列の性能に大きな影響を及ぼすため，これまでに多数の研究が行われ，チップクリアランスの大きさ[1]，翼先端形状[2]，壁面の相対運動[3]などの影響が明らかにされてきた。また，近年盛んに行われている小型ガスタービンの開発で，低レイノルズ数域でのタービン翼列特性に対する関心が高まっている[4]。そこで，本研究では，環状タービン翼列出口の三次元流れを5孔ピトー管により測定し，低レイノルズ数域におけるチップクリアランスの影響を調べた。本論文の第1報[5]では，翼列出口基準のレイノルズ数 Re_{out} を4.4×10^4から26.6×10^4の広い範囲で変化させた実験を通して，チップクリアランスとレイノルズ数の関係を中心に議論を行い，チップクリアランス損失がレイノルズ数に依存しないことや，チップクリアランスによる流れ角の減少量が低レイノルズ数ほど大きくなることを明らかにした。

実機ガスタービンにおけるタービン翼列では，燃焼ガスが流入するため，風洞実験に比べて流れがかなり乱れていると考えられ，実機タービン翼列の主流乱れ度は5％～10％程度になる[6]と言われている。主流乱れ度の増加によって，流路渦などの二次流れが弱まって二次損失が減少することから[7]，チップクリアランスからの漏れ渦による損失（チップクリアランス損失）も何らかの主流乱れ度の影響を受けることが予想される。しかし，1997年に発表されたチップクリアランス流れ研究のレビュー[8]によれば，過去のチップクリアランス流れの研究は，高レイノルズ数状態かつ低主流乱れ度状態（測定部入口の乱れ度が0.4％から1.5％程度）に限られており，主流乱れ度を変化させた実験は実施されていない。最新のターボ機械の空気力学に関する書籍[9]でも，チップクリアランス損失に影響を与えるパラメータの1つとして「乱れ度」を挙げているが，具体的な記述はされていない。そこで，本第2報では，乱れ発生用閉塞板を用いて主流乱れ度を0.5％から4.1％の範囲で調整して実験を行い，チップクリアランスと主流乱れ度の関係を調査した。

原稿受付　2004年2月24日
＊1　産業技術総合研究所　エネルギー利用研究部門
〒305-8564　茨城県つくば市並木1－2－1
＊2　産業技術総合研究所　中部センター

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

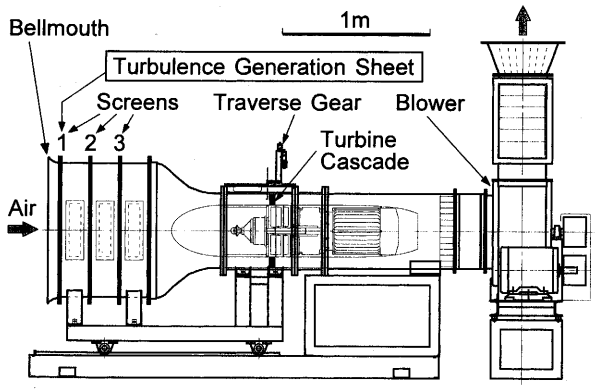


図1　環状タービン翼列風洞

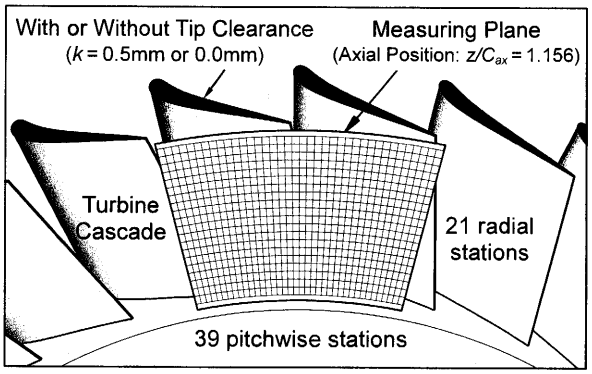


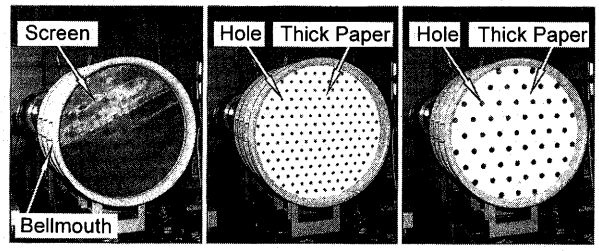
図2　タービン翼列出口の測定面

主な記号

C, C_{ax}	翼弦長，軸方向翼弦長
CPt	全圧損失（翼列出口の動圧で無次元化） $CPt = \dfrac{Pt_{in,midspan} - Pt}{\frac{1}{2}\rho \overline{V_{out}}^2}$
H, S	翼スパン（流路高さ），翼ピッチ
LV, PV	漏れ渦，流路渦
PS, SS	翼列の正圧面側，負圧面側
Pt	全圧
Re	レイノルズ数
Tu	乱れ度
V_r, V_θ, V_z	半径方向，周方向，軸方向の速度成分
V_s	二次流れベクトル
x, y, z	ピッチ方向，スパン方向，軸方向の座標
α	流れ角（軸方向が0 deg）
ω_z	渦度（軸方向成分，反時計回りが正） $\omega_z = \left(\dfrac{\partial(rV_\theta)}{r\partial r} - \dfrac{\partial V_r}{r\partial\theta}\right)\dfrac{C_{midspan}}{\overline{V_z}}$

補助記号

in, out	翼列の入口，出口
tip, hub	チップ側（翼先端側），ハブ側（翼根元側）
TC	チップクリアランス
$-$	ピッチ方向への質量流量平均
$=$	測定面（ピッチ方向とスパン方向）の質量流量平均



(a) Setting No.1 (Tu_{in} = 0.5%)　(b) Setting No.2 (Tu_{in} = 1.3%)　(c) Setting No.3 (Tu_{in} = 4.1%)

図3　主流乱れ発生用の閉塞板（風洞ベルマウス部）

2．実験装置と方法

2.1　風洞と測定方法

図1に，環状タービン翼列風洞の概観を示す。この風洞は，全長3.8mの開放型大気吸込風洞である。測定部（直径500mm，流路高さ75mm）には，翼枚数が28枚の環状タービン翼列[5]（静止翼列）が設置されている。チップクリアランスが0.5mmある場合とない場合の両方において，翼列出口の三次元流れを直径2.1mmの5孔ピトー管を用いて測定した。低レイノルズ数域での翼列特性を調べるため，測定部の軸流速度（流量）を調整することによって，翼列出口流れ基準のレイノルズ数Re_{out}を4.4×10^4から26.6×10^4の範囲で変化させている。翼列出口のマッハ数M_{out}は0.03から0.18の範囲であり，本実験の流れは非圧縮流れとみなすことができる。

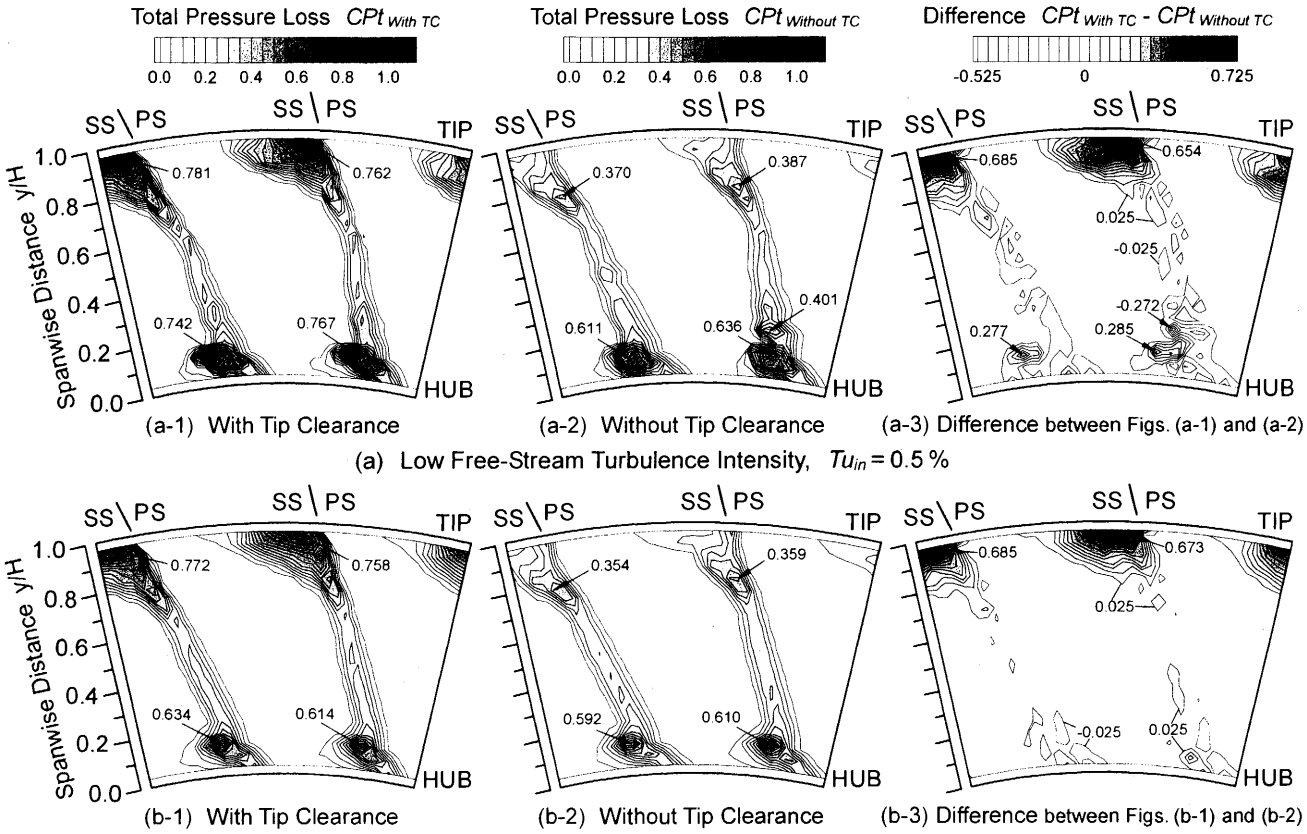
図2に測定面を示す。測定位置は，翼後縁から6.6mm下流（z/C_{ax}=1.156，ミッドスパンでの軸方向翼弦長C_{ax}の15.6%下流）である。測定点数は，ピッチ方向（周方向）39点（翼2枚分），スパン方向（半径方向）21点で，合計819点である。

2.2　主流乱れ度の調整

図1に示すように，本風洞のベルマウス部には，3枚の整流網が設置され，測定部入口の主流乱れ度Tu_{in}が0.5%に抑えられている。今回の実験では，乱れ発生用の閉塞板を整流網に貼り付けて，主流乱れ度を最大4.1%にまで増加させることにより，実際のガスタービンに近い「高主流乱れ度」の状態で実験を行った。ただし，高レイノルズ数域では，閉塞板の設置によって送風機へ大きな負荷がかかるため，主流乱れ度の高い実験は，レイノルズ数Re_{out}が4.4×10^4から13.3×10^4の範囲の低レイノルズ数域でのみ行った。

図3に，閉塞板の写真を示す。図3(a)が閉塞板のない状態であり，図3(b)と(c)が閉塞板を取り付けた状態である。閉塞板は，厚さ1mmの厚紙に多数のパンチ穴を開けて製作した。穴の大きさと間隔を変えることにより，主流乱れ度を調整することができる。閉塞板の乱れ発生特性には，若干のレイノルズ数依存性が見られ[7]，図3(b)の状態でTu_{in}=0.9%～1.3%，図3(c)の状態でTu_{in}=2.8%～4.1%となっている。また，主流乱れの積分スケールは10mm程度であり[7]，NASAの高主流乱れ

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.



(a-1) With Tip Clearance (a-2) Without Tip Clearance (a-3) Difference between Figs. (a-1) and (a-2)

(a) Low Free-Stream Turbulence Intensity, Tu_{in} = 0.5 %

(b-1) With Tip Clearance (b-2) Without Tip Clearance (b-3) Difference between Figs. (b-1) and (b-2)

(b) High Free-Stream Turbulence Intensity, Tu_{in} = 4.1 %

図4 各主流乱れ度における翼列出口での全圧損失分布に与えるチップクリアランスの影響

度風洞[10]などに似た値を示している。

3．実験結果と考察

レイノルズ数の低下による影響は第1報[5]で考察したので，以下の3.1項と3.2項では，レイノルズ数を一定（Re_{out}=13.3×10^4）に保って，主流乱れ度を0.5%から4.1%に増加させた場合に，チップクリアランスの有無の影響がどのように変化するかを調べる。なお，Re_{out}=13.3×10^{4}は，本実験でのレイノルズ数範囲のほぼ中間のレイノルズ数である。さらに，3.3項では，全ての測定データから求めた損失と流れ角の測定面平均値をまとめる。

3.1 チップクリアランス損失と主流乱れ度の関係

3.1.1 全圧損失分布

図4に，各主流乱れ度における翼列出口での全圧損失分布に与えるチップクリアランスの影響を示す。図の上側(a)が本実験での最低主流乱れ度 Tu_{in}=0.5%での分布，下側(b)が最高主流乱れ度 Tu_{in}=4.1%での分布である。それぞれ左側にチップクリアランスのある場合，中央にチップクリアランスのない場合の分布を示す。さらに，右側には，チップクリアランスがある場合とない場合の全圧損失分布の差を示す。

まず，低主流乱れ度 Tu_{in}=0.5%の図4(a)で，チップクリアランスの有無の影響を調べる。図4(a-1)のチップクリアランスがある場合には，チップ側の翼負圧面側において，全圧損失の高い領域が，スパン方向位置 y/H=0.68付近からチップ側壁面（y/H=1.00）の間に広がっている。この損失領域は，チップ側壁面境界層の巻き上がりによる流路渦とチップクリアランスによる漏れ渦が融合することに起因して発生する。チップ側の全圧損失のピークは，壁面近くの y/H=0.97の位置に存在し，そのピーク値は0.772（左側0.781と右側0.762の平均値，以下同様）になっている。このピーク値は，図4(a-2)のチップクリアランスがない場合のピーク値0.379（y/H=0.78）と比べて2倍以上の大きさであり，チップクリアランスからの漏れ渦が大きな損失を発生させている。また，チップクリアランスの影響は，反対側のハブ側壁面近くの流れまで影響を及ぼす。チップクリアランスのある場合（図4(a-1)）のハブ側の全圧損失のピーク値は0.755であり，ない場合（図4(a-2)）の0.624よりも21%程度（0.131）高くなっている。この理由は，チップクリアランスがあることによって，正圧面側では主流部分にチップクリアランスに向かって流入する流れが発生し，負圧面側ではチップクリアランスから流出した漏れ流れが渦を形成して主流を妨げて，流れ場全体を変化させるためである。図4(a-3)の損失分布の差からも，チップクリアランスが流路全体に影響を及ぼすことを理解できる。

次に，図4(a)と(b)を比較して，主流乱れ度の影響を考察する。図4(b-1)の高主流乱れ度 Tu_{in}=4.1%でチップクリアランスがある場合には，チップ側の全圧損失の高い領域が，スパン方向位置 y/H=0.74～1.00に広がってい

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

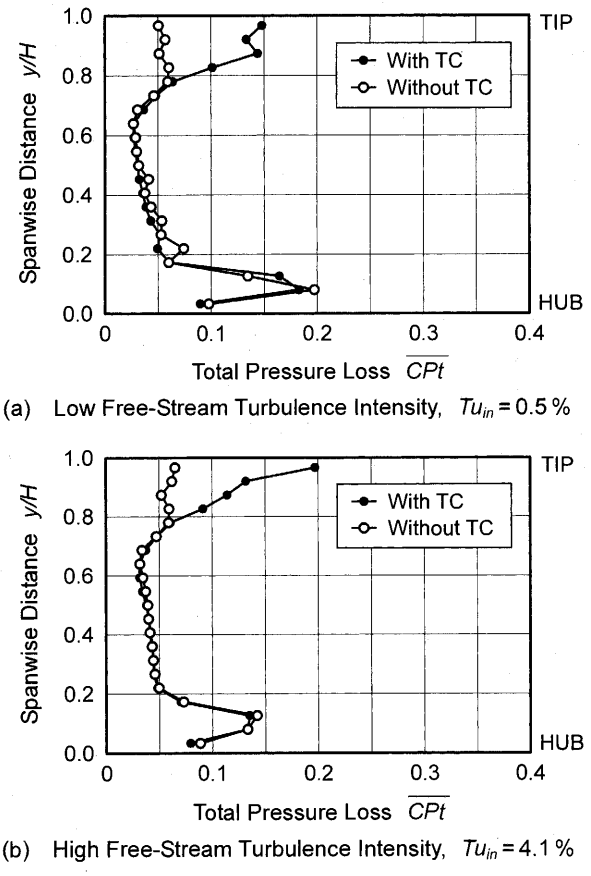


図5　全圧損失のスパン方向分布

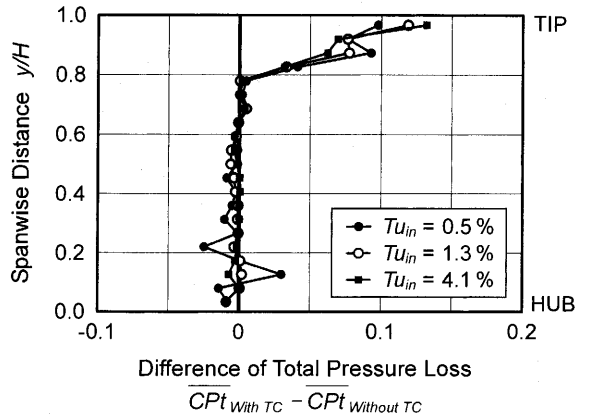


図6　全圧損失のスパン方向分布への
チップクリアランスの有無の影響

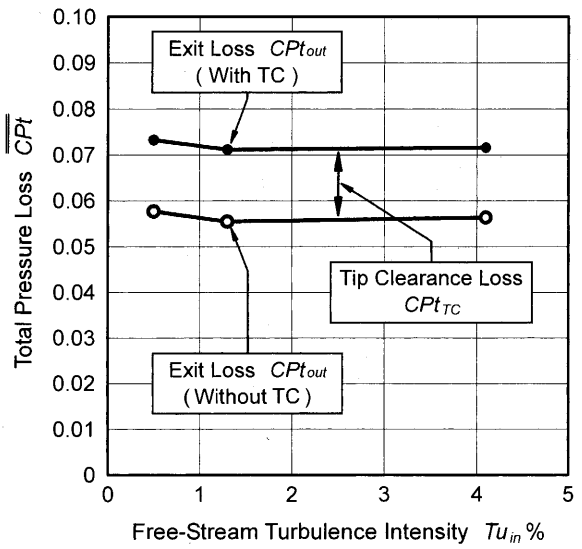


図7　翼列出口損失へのチップクリアランスの影響

表1　各主流乱れ度における損失値

Turbulence Intensity	Exit Loss CPt_{out}		Tip Clearance Loss CPt_{TC}
Tu_{in}	With TC	Without TC	Difference
0.5 %	0.0733	0.0577	0.0156
1.3 %	0.0712	0.0555	0.0157
4.1 %	0.0716	0.0564	0.0152

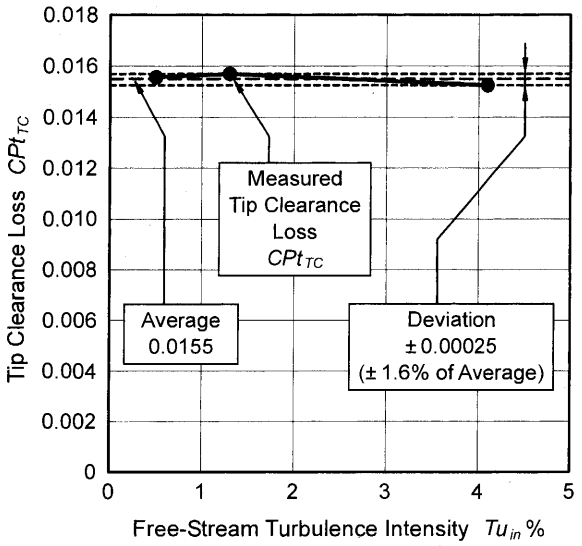


図8　各主流乱れ度でのチップクリアランス損失

る。前述の低主流乱れ度 Tu_{in}=0.5%での損失領域（y/H=0.68～1.00）と比較すると，乱れ度が高い場合の方が，チップ側壁面近くに損失領域が集中している。この原因は，主流乱れ度の増加によって，チップ側の流路渦が弱くなり，流路渦による漏れ流れの巻き上げが少なくなるためである。図4 (a-2)と(b-2)のチップクリアランスがない場合を比較すると，乱れ度の増加によって，流路渦による損失ピークが0.379から0.357まで0.022（約6％）減少しており，乱れ度の増加により流路渦が弱くなっていることが確認できる。図(a-3)と(b-3)でも，低主流乱れ度では，損失領域が流路全体に広がるのに対して，高主流乱れ度では，損失領域がチップ側壁面に集中する傾向がある。ただし，主流乱れ度が全圧損失分布に与える影響は，第1報[5]で述べたレイノルズ数の影響ほど顕著ではない。

図5に，全圧損失のスパン方向分布を示す。この分布は，図4の各測定点の全圧損失をピッチ方向（周方向）に質量流量平均することによって求めている。低主流乱れ度 Tu_{in}=0.5%（図5 (a)）では，チップクリアランスの影響が y/H=0.87付近を中心に見られるのに対し，高主流乱れ度 Tu_{in}=4.1%（図5 (b)）では，チップ側壁面近傍

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

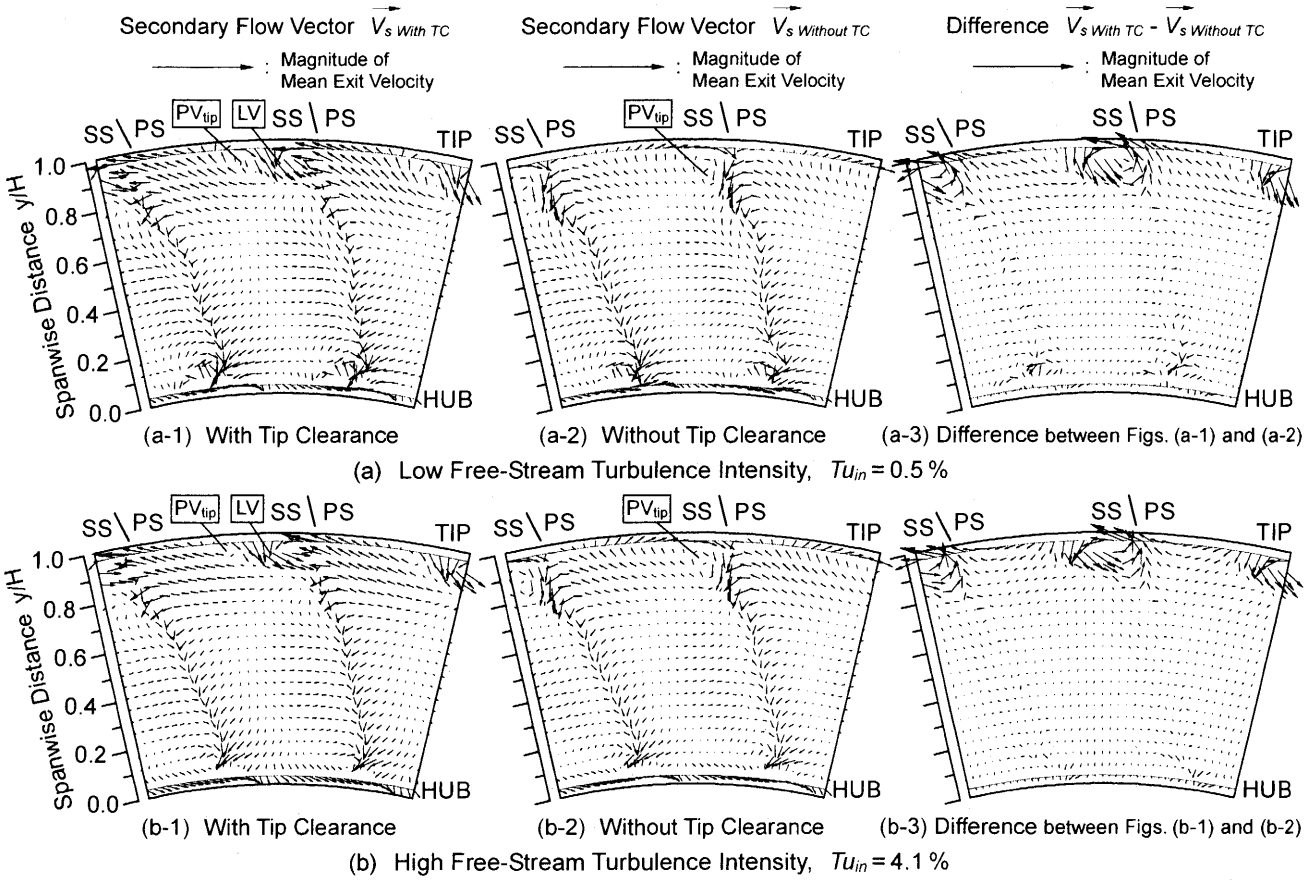


図9 各主流乱れ度における翼列出口での二次流れベクトル分布に与えるチップクリアランスの影響

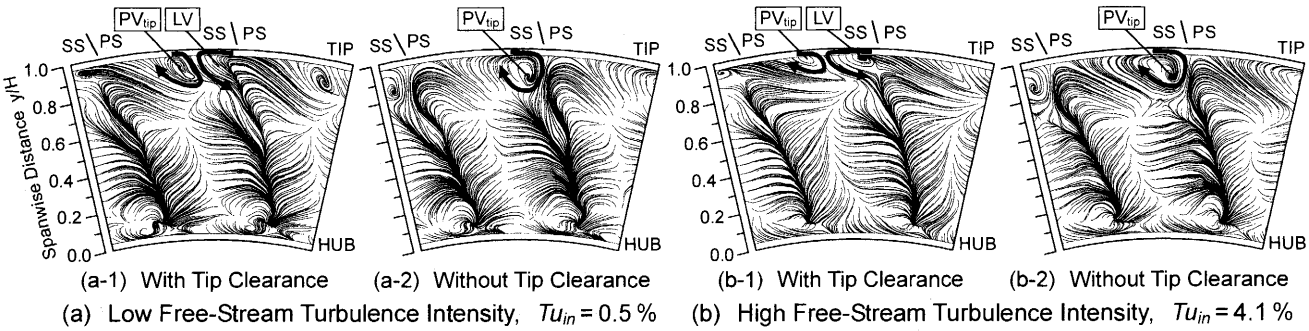


図10 各主流乱れ度における翼列出口での二次流れトレースに与えるチップクリアランスの影響

(y/H=0.97付近）でチップクリアランスの影響が大きい。

図6に，各主流乱れ度において，チップクリアランスがある場合とない場合での損失の差のスパン方向分布を示す。主流乱れ度が高くなるほど，y/H=0.87での損失差が小さくなり，逆にy/H=0.97での損失差が大きくなる傾向が見られる。

3.1.2 全圧損失（測定面の質量流量平均値）

図7および表1に，チップクリアランスがある場合とない場合の翼列出口損失と主流乱れ度の関係を示す。なお，翼列出口損失は，図4の損失分布を測定面全体で質量流量平均して求められる。主流乱れ度が変化しても，翼列出口損失の変化は少ない。この原因は，主流乱れ度の増加によって，壁面近くの流路渦による二次損失が減少する一方で，翼後縁のウェークによる形状損失が増加し，双方の変化が打ち消しあうためである[7]。

図8に，各主流乱れ度におけるチップクリアランス損失を示す。チップクリアランス損失は，図7のチップクリアランスがある場合とない場合の翼列出口損失の差から求める。チップクリアランス損失の平均値は0.0155であり，その偏差は±0.00025（平均値の±1.6%）と極めて少ない。前述の図4から図6には主流乱れ度の影響による損失分布形状の変化が見られたが，それらの変化を測定面全体で平均したチップクリアランス損失は，主流乱れ度に依存しない。

3.2 三次元流れの構造と主流乱れ度の関係

3.2.1 二次流れベクトル分布

図9に，各主流乱れ度において，二次流れベクトル分布に与えるチップクリアランスの影響を示す。二次流れ

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

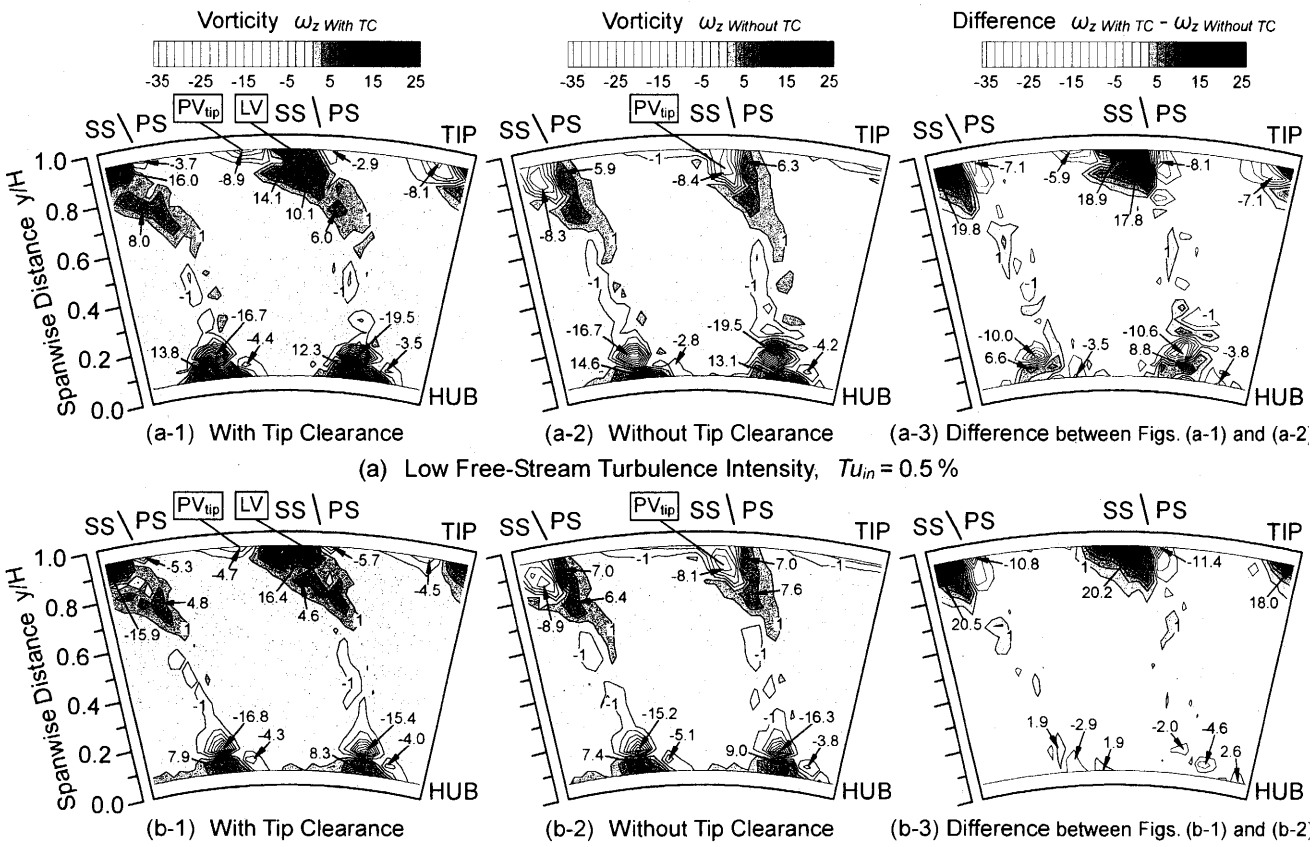


図11　各主流乱れ度における翼列出口での渦度分布に与えるチップクリアランスの影響

ベクトルの定義は，平均設計流れ方向（67.4deg）に垂直な面に対して，各測定点での流れを投影したベクトルとしている。また，図10は，図9の二次流れベクトルをトレースして，流れを可視化したように表している。

チップクリアランスがある場合の図9(a-1)と(b-1)の比較から，主流乱れ度の影響を調べる。主流乱れ度の増加によって，時計回りのチップ側流路渦 PV_{tip} が弱められて，反時計回りの漏れ渦LVがチップ側壁面に沿って発達する。この現象は，図10(a-1)と(b-1)に，さらに分かりやすく示されている。流路渦が弱まることによって，前述の損失分布の変化が引き起こされる。図9(a-3)と(b-3)のベクトル差からも，主流乱れ度が高くなるほど，チップクリアランスからの漏れ渦の影響が壁面近くに集中して現れることが確認できる。

3.2.2　渦度分布

図11に渦度分布を示す。渦度は，反時計回りの渦を正，時計回りの渦を負と定義している。

図11(a-1)に示される低主流乱れ度 Tu_{in}=0.5%での分布では，チップ側流路渦 PV_{tip} によって発生する負の渦度領域のピーク値は，−8.5（左側−8.9と右側−8.1の平均値）であるが，図11(b-1)に示される高主流乱れ度 Tu_{in}=4.1%では，ピーク値が−4.6に減少している。このことは，主流乱れ度の増加により，流路渦の強さが弱くなることを示している。一方，漏れ渦LVによって発生する正の渦度領域は，図11(a-1)では，ミッドスパン方向に向かって広がっているが，図11(b-1)ではチップ側壁面近くに集まっている。この原因は，主流乱れ度の増加に伴う流路渦 PV_{tip} の減衰によって，漏れ渦LVの巻き上げが少なくなったためである。図11(a-3)と(b-3)の渦度の差の分布でも，主流乱れ度が高くなるほど，チップクリアランスからの漏れ渦の影響が壁面近くに集中している。

3.2.3　流れ角分布

図12に，流れ角（ヨー角）の分布を示す。どちらの主流乱れ度でも，チップクリアランスがない場合には，チップ側の正圧面側と負圧面側での流れ角のピーク値の差が，20deg程度なのに対して，チップクリアランスがある場合には，60deg以上の大きな差が生じる。漏れ渦は，流路渦よりも急激な流れ角の変化を発生させる。

主流乱れ度の影響は，図12(a-3)と(b-3)の流れ角の差の分布から把握できる。低主流乱れ度では，ハブ側にまで変化が現れているが，高主流乱れ度では，チップクリアランスの影響がチップ壁面近くに集中している。

図13に，流れ角のスパン方向分布を示す。図13(a)の低主流乱れ度に比べて，図13(b)の高主流乱れ度の方が，チップクリアランスの影響による流れ角の変化が少なくなっている。

図14に，各主流乱れ度において，チップクリアランスがある場合とない場合の流れ角の差を示す。主流乱れ度の増加とともに，スパン方向位置 y/H=0.6以上で観察

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

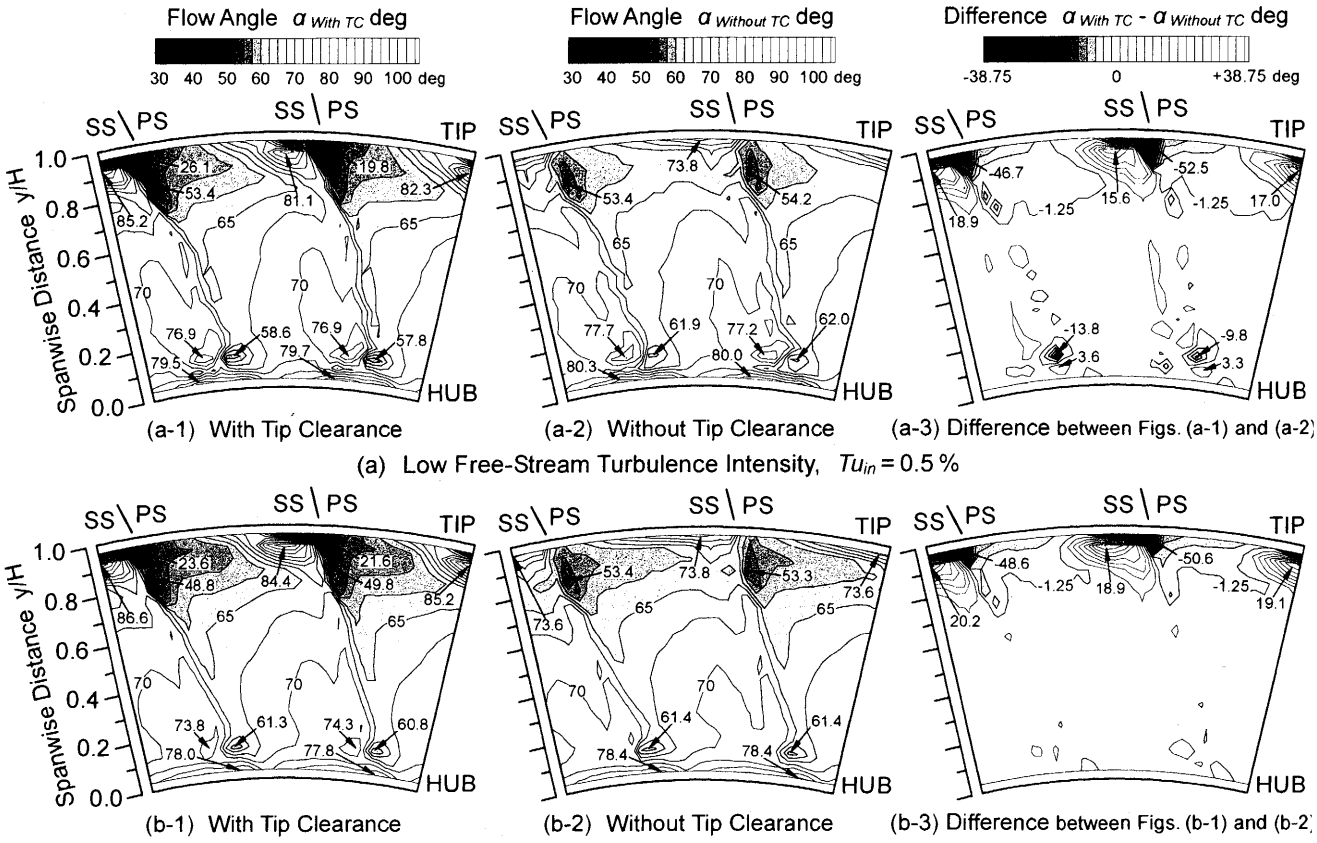
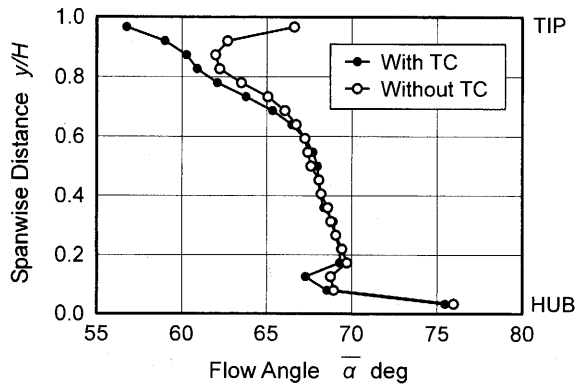
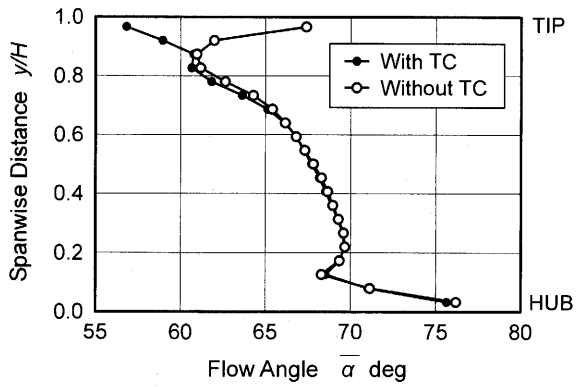


図12 各主流乱れ度における翼列出口での流れ角分布に与えるチップクリアランスの影響



(a) Low Free-Stream Turbulence Intensity, Tu_{in} = 0.5 %



(b) High Free-Stream Turbulence Intensity, Tu_{in} = 3.6 %

図13 流れ角のスパン方向分布

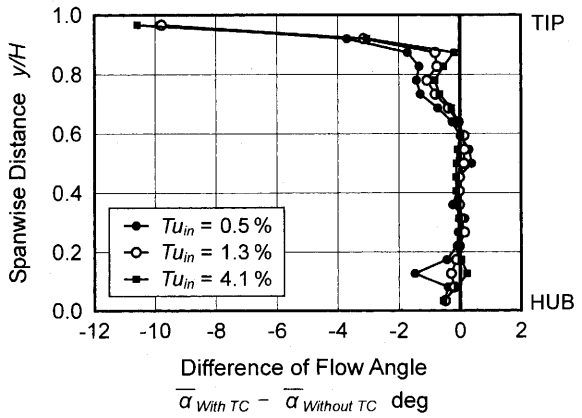


図14 流れ角のスパン方向分布への
チップクリアランスの有無の影響

される流れ角の減少が，改善されている。

3.2.4 流れ角（測定面の質量流量平均値）

図15に，チップクリアランスがある場合とない場合での翼列出口の流れ角（質量流量平均値）と主流乱れ度の関係を示す。チップクリアランスがない場合は，主流乱れ度の増加に伴って，流れ角が減少するが，チップクリアランスがある場合には，主流乱れ度の増加に伴って，流れ角が増加する傾向が見られる。

図16に，各主流乱れ度におけるチップクリアランスの有無による流れ角の減少量を示す。この図は，図14の

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

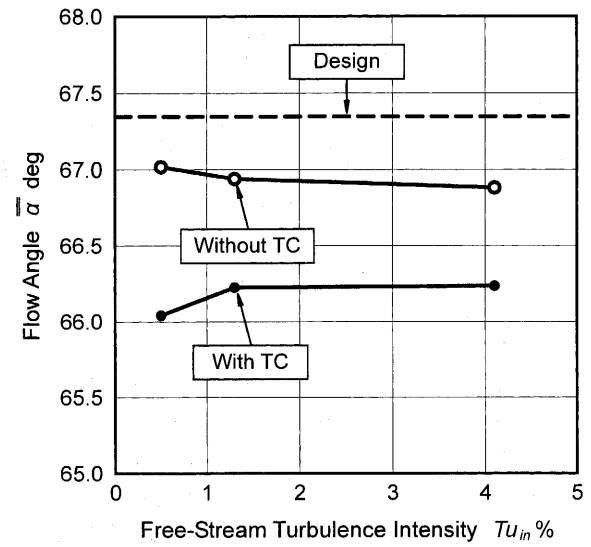


図15　翼列出口の流れ角へのチップクリアランスの影響

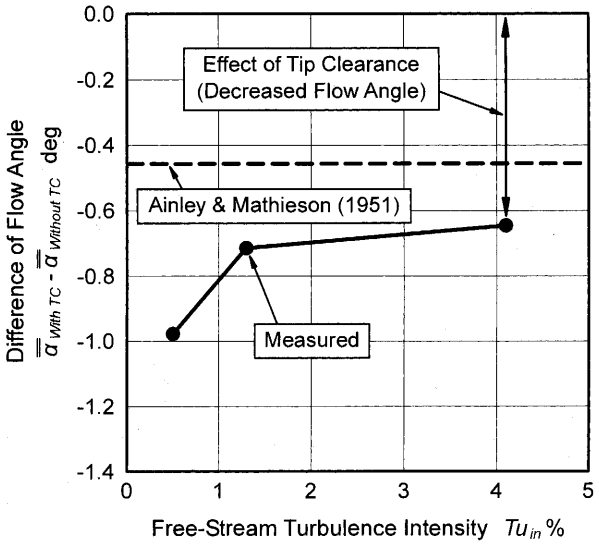
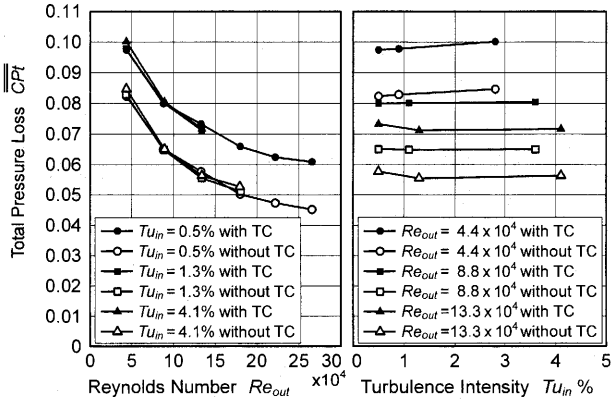


図16　チップクリアランスによる流れ角の減少量

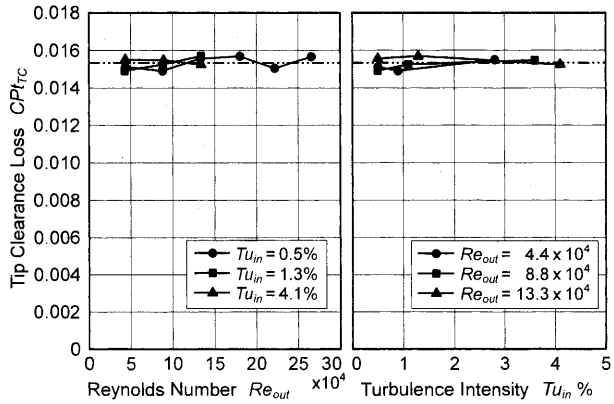
チップクリアランスがある場合とない場合の流れ角の差を求めることによって得られる。チップクリアランスの影響による流れ角の減少は，主流乱れ度が高くなるほど少なくなる。最低主流乱れ度では－0.977deg であるが，最高主流乱れ度では－0.645deg となり，＋0.332deg（約34%）だけ改善されている。図8のチップクリアランスによる全圧損失の差（チップクリアランス損失）が，主流乱れ度に依存せず，ほぼ一定値を保つのに対し，チップクリアランスによる流れ角の差は，主流乱れ度に依存している。しかし，主流乱れ度の増加に伴う流れ角の減少量の変化は，*Tuin*=0.5%から *Tuin*=1.3%の間では大きいが，*Tuin*=1.3%から *Tuin*=4.1%の間では非常に少ない。したがって，乱れ度1%程度の低主流乱れ度においては，乱れ度の増加による流れ角の改善が期待できるが，高主流乱れ度においては，その効果が小さくなる。

Ainley & Mathieson の予測法[11]によって求めたチップクリアランスによる流れ角の減少量の予測値を，図16中に波線で示す。予測値－0.456deg は，高主流乱れ度での実験値に近い値になっている。



(a)　レイノルズ数の影響　(b)　主流乱れ度の影響

図17　翼列出口の全圧損失（測定面の質量流量平均）



(a)　レイノルズ数の影響　(b)　主流乱れ度の影響

図18　チップクリアランス損失

3.3　チップクリアランス損失と流れ角の減少量へのレイノルズ数と主流乱れ度の影響（測定面の平均値）

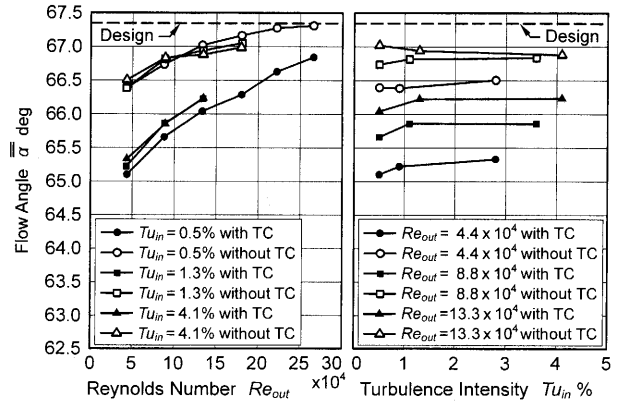
最後に，本研究における全測定結果から求めた損失と流れ角（測定面の質量流量平均値）をまとめて示す。

3.3.1　全圧損失

図17に，各レイノルズ数および各主流乱れ度における翼列出口の全圧損失を示す。図の左側(a)がレイノルズ数の影響，図の右側(b)が主流乱れ度の影響を示す。レイノルズ数の低下に伴って全圧損失が急増している。この理由は，レイノルズ数の低下によって，翼負圧面側の剥離が大きく発達すること（形状損失の増加）と，チップ側とハブ側壁面近くの二次渦が強くなること（二次損失の増加）が同時に発生するためである。一方，レイノルズ数の影響に比べて，主流乱れ度の影響は少ない。

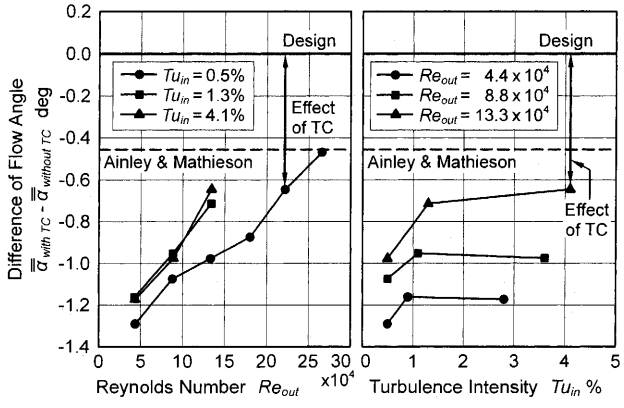
図18に，チップクリアランス損失を表す。この図は，図17のチップクリアランスがある場合とない場合の全圧損失の差から求められる。チップクリアランス損失は，レイノルズ数と主流乱れ度の影響を受けず，ほぼ一定値を保つ。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.



(a) レイノルズ数の影響　(b) 主流乱れ度の影響

図19　翼列出口の流れ角（測定面の質量流量平均）



(a) レイノルズ数の影響　(b) 主流乱れ度の影響

図20　チップクリアランスによる流れ角の減少量

3.3.2 流れ角

図19に，各レイノルズ数および各主流乱れ度における翼列出口の流れ角を示す。チップクリアランスがない場合，高レイノルズ数では設計流れ角に近いが，レイノルズ数が低下するほど流れ角が減少する。チップクリアランスがある場合には，流れ角がさらに小さくなる。この原因は，翼先端からの漏れ渦の影響で，流れの転向角が減少してしまうためである。

図20に，チップクリアランスの有無による流れ角の減少量を示す。高レイノルズ数の場合には，流れ角の減少量の実験値は，Ainley & Mathieson 法[11]による予測値に近い。一方，レイノルズ数と主流乱れ度が低くなるほど，チップクリアランスの影響によって生じる流れ角の減少量が，顕著に現れている。翼列出口の流れ角の減少は，下流翼列への流入状態を変化させてしまうため，できるだけ抑える必要がある。主流乱れ度の増加によって，流れ角が改善される傾向が見られるが，その効果は比較的低い主流乱れ度に限られ，主流乱れ度が高くなると効果が小さくなる。実機のタービン翼列には燃焼ガスが流入するため，風洞実験よりも主流乱れ度が高いと考えられる。しかし，流れ角の減少量に与える影響は，主流乱れ度よりもレイノルズ数のほうが大きいため，低レイノルズ数化による流れ角の減少は避けられない。低レイノルズ数域で作動するタービン翼列を設計する際には，流れの低レイノルズ数化による「流れ角の減少量」を適切に見積もることが不可欠である。

4．まとめ

低レイノルズ数域におけるタービン翼列出口の三次元流れを5孔ピトー管によって測定して，チップクリアランスが流れ場に及ぼす影響と主流乱れ度の関係を調べた。

(1) チップクリアランス損失は，主流乱れ度の影響を受けず，ほぼ一定値を保った。

(2) チップクリアランスからの漏れ渦の影響は，主流乱れ度が低い場合には流路全体に広がって現れたが，主流乱れ度が高い場合には，チップ側壁面近くに集中して現れた。この原因は，主流乱れ度の増加によって流路渦が弱まり，漏れ渦との干渉が少なくなるためである。

(3) チップクリアランスの影響による流れ角の減少は，主流乱れ度が1％よりも低い場合には，主流乱れ度の増加により改善された。しかし，主流乱れ度がさらに高くなると，その効果は小さくなった。

謝辞

本研究は，科学技術振興機構との間で戦略的基礎研究推進事業の一環として契約された「資源循環・エネルギーミニマム型システム技術」研究領域内の「超小型ガスタービン・高度分散システム」研究の成果である。

参考文献

(1) Heyes, F.J.G., Hodson, H.P., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.115, (1993-7), p.376-382.
(2) Tallman, J., Lakshminarayana, B., ASME Paper No. 2001-GT-486, (2001).
(3) Tallman, J., Lakshminarayana, B., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.123, (2001-4), p.324-333.
(4) Bons, J.P., Sondergaard, R., Rivir, R.B., ASME Journal of Turbomachnery, Vol.124, (2002-1), p.77-85.
(5) 松沼孝幸，筒井康賢，日本ガスタービン学会誌，Vol.32, No.4, (2004-7), p.65-74.
(6) Mayle, R.E., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.113, (1991-10), p.509-537.
(7) 松沼孝幸，阿部裕幸，筒井康賢，日本ガスタービン学会誌，Vol.30, No.6, (2002-11), p.526-535.
(8) Sjolander, S.A., VKI Lecture Series No.1997-01, Secondary and Tip-Clearance Flows in Axial Turbines, (1997-2), p.1-29.
(9) Lakshminarayana, B., Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, (1996), p.572, John Wiley & Sons, Inc.
(10) Boyce, R.J., Lucci, B.L., Verhoff, V.G., Camperchioli, W.P., La, H., ASME Paper No. 98-GT-285, (1998).
(11) Ainley, D.G., Mathieson, G.C.R., ARC Technical Report R&M, No.2974, (1951).

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

都市ガスを燃料とした マイクロガスタービン監視制御システムの開発

Development of Monitoring and Control System for City Gas Fueled Micro Gas Turbine

徐　朝全[*1]　XU Zhaoquan
金子　成彦[*1]　KANEKO Shigehiko
渡邉　辰郎[*1]　WATANABE Tatsuo

キーワード：都市ガス，マイクロガスタービン，監視，制御，運転，負荷
City Gas, Micro Gas Turbine (MGT), Monitoring, Control, Running, Load

Abstract

With the popularization of Micro gas turbine, civilians will become users, so more suitable monitoring and control system will be needed, which should make the running of Micro gas turbine easier and safer. In this paper, a monitoring and control system for city gas fueled Micro gas turbine was developed, which core is a personal computer, and the system has three function: running control, load control and monitoring. By the running control function, running of Micro gas turbine can be started, then the rotation speed of output shaft can track the desired value what users set. By the load control function, the load of Micro gas turbine can be changed as wanted, so the partial load characteristics can be estimated. Otherwise, The monitoring function can make the running safer. After the system was finished, running tests have been done and the developed system showed a good performance, especially, with the developed starting control method, start running of Micro gas turbine has been improved very much.

1．まえがき

マイクロガスタービン（以降 MGT と略す）の普及にあたって，一般の人がユーザーとなるため，その運転制御のしやすさ，制御の精度及び安全性が問題となる。また，システムの経済性，環境保全性などを評価するために，熱効率，部分負荷特性などの評価指標が重要となる。そこで，以上の問題を解決できる MGT 監視制御システムの開発が必要となる。本研究では，都市ガスを燃料とした MGT を容易に且つ安全に運転させるために，パソコンを中心とした監視制御システムの開発を行った。まず，市販の制御ユニットによる試運転を行い，制御対象の特性を把握した。次に，監視制御システムを運転制御，負荷制御と監視保護との３つの機能に分けて開発を行った。システムの開発が完成後，試運転を行い，その機能を検証し，考察を行った。

記号表：

R：ガスジェネレーター軸回転数［rpm］
R_o：出力軸回転数［rpm］
Q_f：燃料体積流量［m^3/min］
EGT：タービン出口温度［℃］
P：出力［kW］
T_L：負荷トルク［N·m］
η_{th}：熱効率［%］
h_u：都市ガスの低位発熱量［kJ/m^3］，h_u＝41609kJ/m^3

2．試験設備

本研究で用いた試験設備を図１に示す。MGT 本体，負荷装置である渦電流式動力計，検出部及び操作部から構成される。使用した MGT は２軸型で，単純サイクルである。圧縮機，燃焼器，タービンとパワータービンの４つの部分から構成される（図２）。検出部には29個のセンサがあり軸回転数，作動流体の温度と圧力，燃料流量，潤滑油の温度と圧力などの計測を行う。操作部機器には起動用圧縮空気を供給するエアバルブ，点火を行うグロープラグ，燃料を供給するガスバルブ，燃料を遮断する燃料シャットオフバルブ，渦電流式動力計がある。

原稿受付　2004年３月８日
＊１　東京大学大学院工学系研究科機械工学専攻
〒113-8656　東京都文京区本郷７－３－１

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

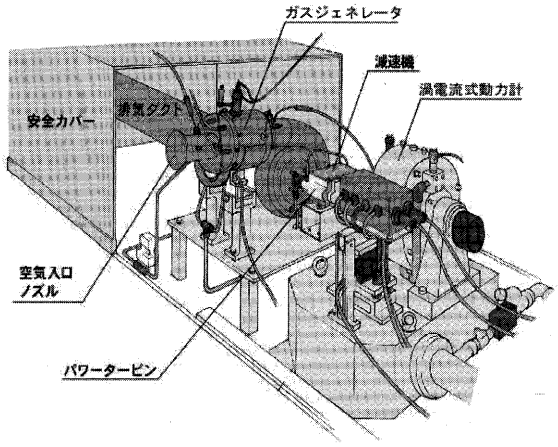


図1　試験設備

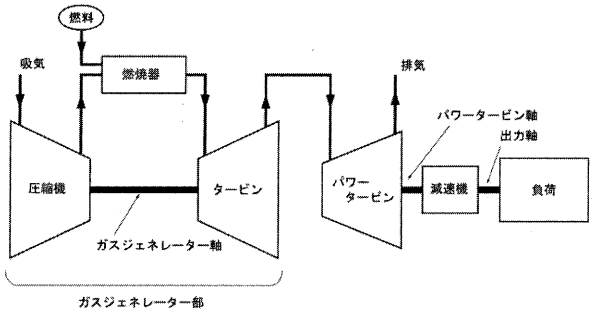


図2　MGTの構成図

3．市販制御ユニットによる運転試験

パソコンを中心とする監視制御システムを試作する前に制御対象の特性を把握するために，市販の制御ユニットJet-tronicを用いてMGTの試運転を行った。Jet-tronicの本来の用途は模型サイズターボジェットエンジンの運転制御用であり，基本的な制御しか行うことができない。例えば，運転を行う場合，コントロールボックス上のスロットルトグルを人為的に調整することにより軸回転数を変更するという制御方式であり，不便である。運転中の監視項目としてはガスジェネレーター軸回転数とタービン出口温度の2項目のみであり，安全性の面では，不十分である。また，負荷制御が不可能なので，負荷運転を行う場合，渦電流式動力計に付属されているダイナモコントローラにより，手動で負荷を調整する必要がある。

市販制御ユニットJet-tronicによる無負荷運転試験の結果を図3に示す。また，負荷運転時に負荷トルクが出力軸回転数と渦電流式動力計の励磁電流との関係をまとめて図4に示す。

図3より分かるように，MGTの運転は起動（Start），通常運転（Run），停止（Stop）との3つの段階に分けられる。

図4より，負荷トルクは励磁電流と出力軸回転数の増加と共に増加することが分かる。

上記以外に，市販制御ユニットJet-tronicによる運転試験の結果より，以下のことも明らかになった。

（i）　都市ガスを燃料としたMGTの起動が困難で，起動の成功率が低い。

（ii）　燃料流量を制御することにより，ガスジェネレーター軸回転数と出力軸回転数を制御することができる。

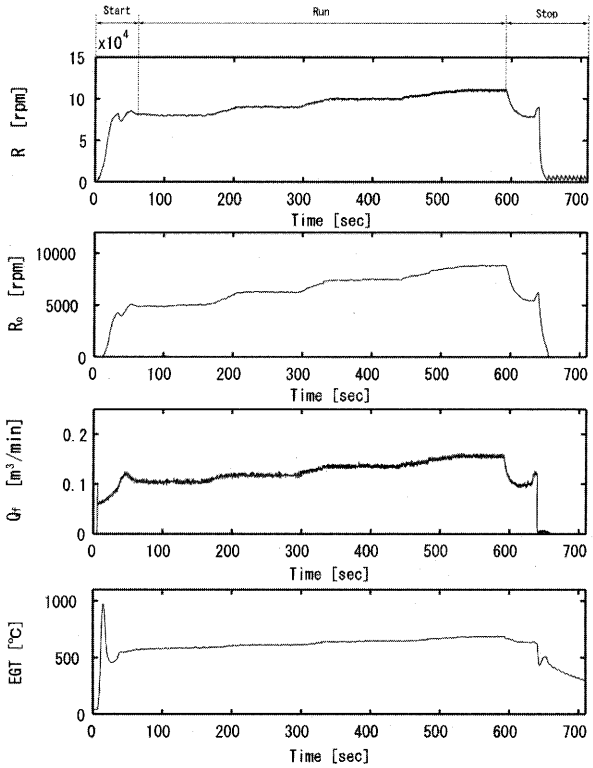


図3　無負荷運転試験結果

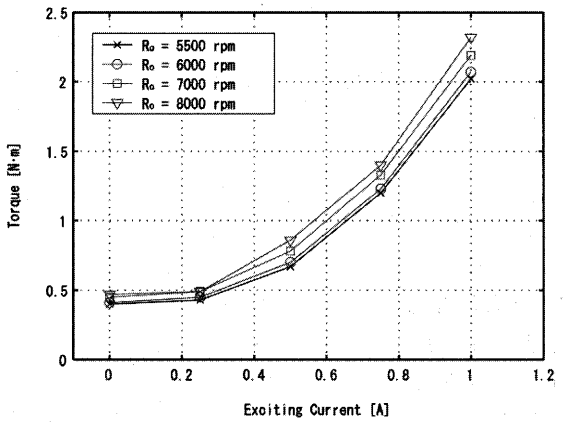


図4　負荷トルク―励磁電流，出力軸回転数との関係

4．監視制御システムの試作

本研究で試作したMGT監視制御システムの主要機能は大きく運転制御，負荷制御，運転時の監視保護の3つの機能に分けられ，運転制御機能はさらに起動制御，停止制御と通常運転制御に分けられる。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

上記の機能以外に，MGT 運転時の計測データ，計測履歴，運転履歴，停止履歴，異常項目履歴などをパソコンの画面上に表示させる機能とファイルに保存する機能も追加した。

監視制御システムの概略図を図 5 に示す。センサからのデータがパソコンに取り込まれ，監視制御プログラムによって処理される。一方，操作部の各機器に対し，制御信号を D/A ボードと自作した回路ユニットを経由して出力する。

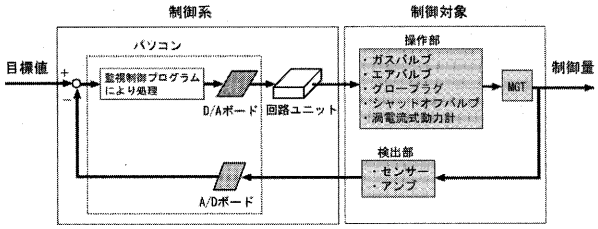


図 5　監視制御システムの概略図

4.1　起動停止制御法

本研究では，起動停止制御法に関して，市販制御ユニット Jet tronic の制御法を参考にして，試運転を重ねた上，図 6 のように設計した。ただし，外気条件変化による起動方法の調整などは行っていない。

主に以下の方針で行った。

（i）　点火のタイミングはガスジェネレーター軸回転数により決定する。

（ii）　起動時のガスバルブ電圧の上昇曲線は 3 段直線になるように設計した。

（iii）　グロープラグ ON の時間を調整可能にした。

（iv）　タービン出口温度の上昇率により点火成功かの判断を行う。

（v）　エアバルブを一定時間 ON，一定時間 OFF という動作を繰り返して MGT の冷却とパージを行う。

4.2　通常運転制御法

通常運転時に，出力軸回転数を制御量とし，PID 制御法を採用した。

4.3　負荷制御法

過去の経験より，励磁電流を急激に変化させると，負荷トルクも急激に変化し，MGT の出力軸の衝撃破壊の原因につながることが明らかになった。これを避けるために，励磁電流を緩やかに変化させる必要がある。このため，負荷制御では，負荷トルクを制御量とし，2 値制御法を採用した。この制御法では，ユーザーが励磁電流操作量の変化量を任意に設定することができるので，変化量を小さく設定すればトルクを緩やかに変化させることが可能である。また，ユーザーが設定したトルクの目標値に上下限を設け，実測トルク値がその範囲内に収束するように，操作量信号の大きさを調整する。

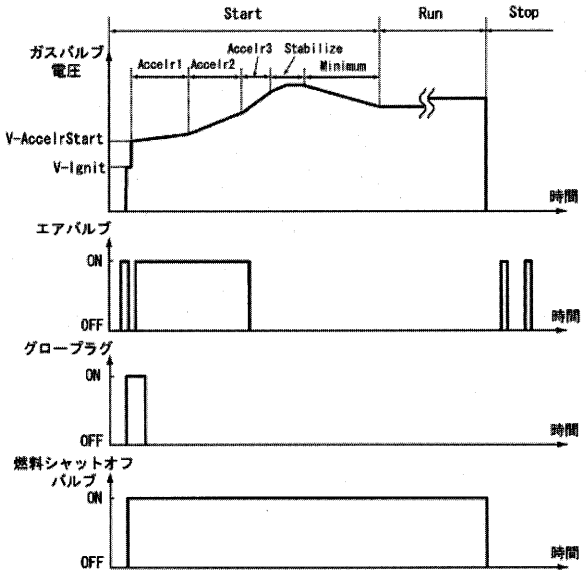


図 6　起動停止制御

4.4　監視保護機能

今回はガスジェネレーター軸回転数上下限などの18項目につき合計20個の限界値を設定した。MGT 運転時に常にこれらの項目を監視し，異常の有無を判断する。ただし，下限値については通常運転時のみ判断することにした。

4.5　監視制御プログラム

プログラム全体は大きく監視制御部とユーザーインターフェースの2つに分けられる。

4.5.1　監視制御部

監視制御部はデータ集録部，運転制御部，負荷制御部，制御データ出力部と監視保護部の 5 つの部分から構成され，監視制御の機能を果たす。

4.5.2　ユーザーインターフェース

監視制御プログラムが実行されると，プログラムのデータ集録部，運転制御部，負荷制御部，制御データ出力部及び監視保護部のそれぞれに対応するウィンドウがパソコンの画面上に表示される（図 7）。その画面上で，運転指令の入力，目標値の設定，監視保護項目の限界値の変更などが可能である。

また，運転中に図 8 のような運転監視画面と図 9 のような履歴画面の表示が可能で，それらにより，運転状況を把握することができる。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

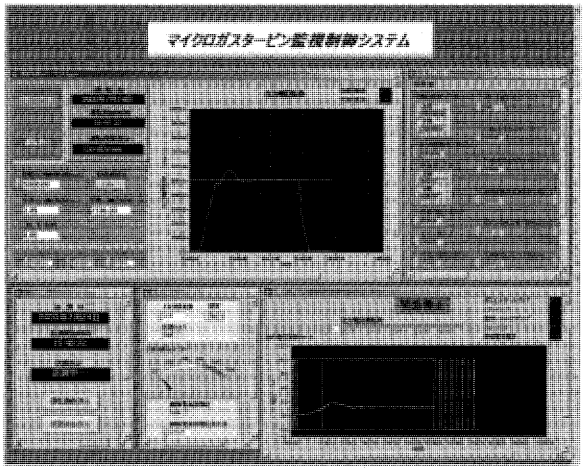


図 7　自動運転時の実行画面

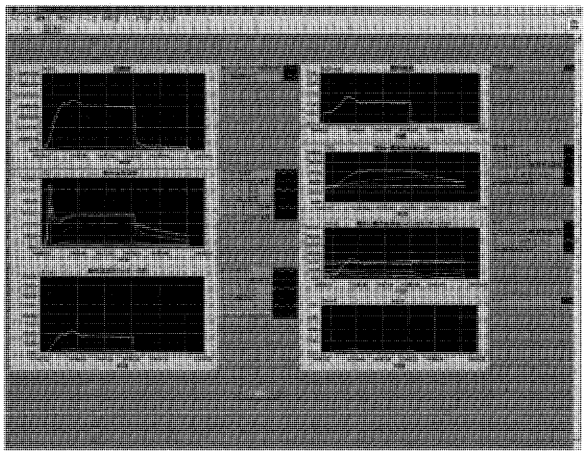


図 8　運転監視画面

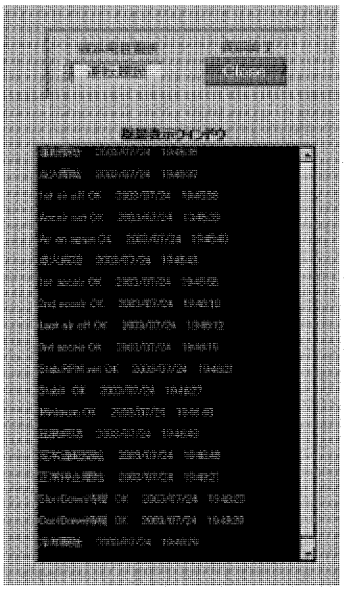


図 9　履歴表示画面

5．試作した監視制御システムによる運転試験

5.1　無負荷運転試験

軸回転数，燃料流量及びタービン出口温度の変化の様子を図10に示す。

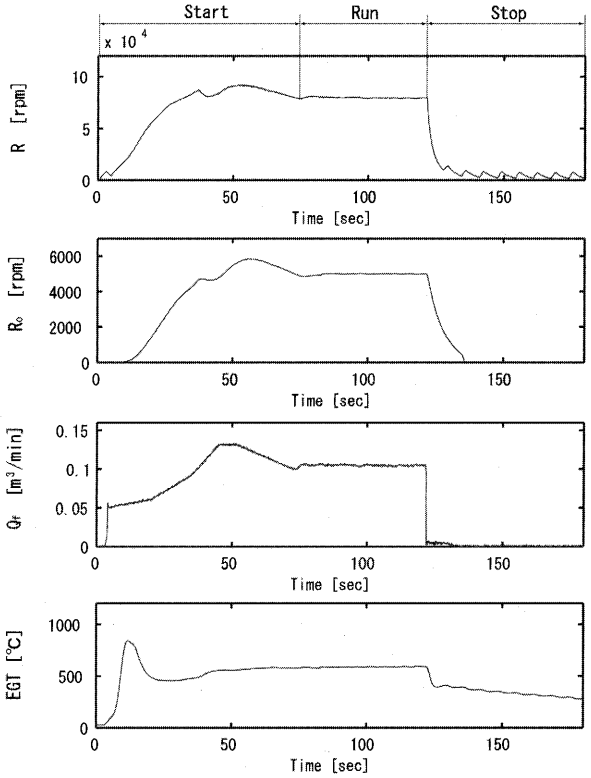


図10　無負荷運転結果

5.2　負荷運転試験

5.2.1　正常停止試験

ユーザーの停止指令により運転が正常停止となった試験結果を図11に示す。運転時に目標出力軸回転数を6000rpm に設定し，負荷トルクを1N·m の割合で段階的に変化させた。

5.2.2　異常停止試験

負荷運転中に異常停止となった場合の試験結果を図12に示す。目標出力軸回転数を7000rpm に設定し，負荷トルクを1N·m の割合で段階的に変化させた。負荷トルクが5N·m から6N·m まで上昇していた途中に，ガスジェネレーター軸回転数が上限値の130000rpm を超えたため運転が異常停止となった。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

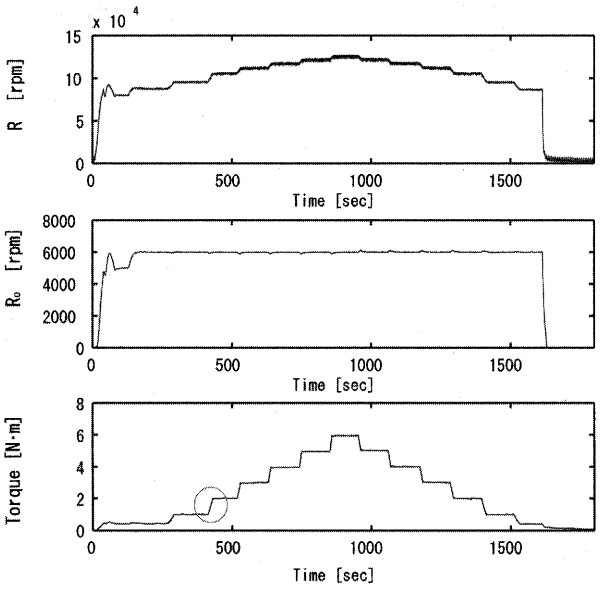


図11　負荷運転結果（正常停止）

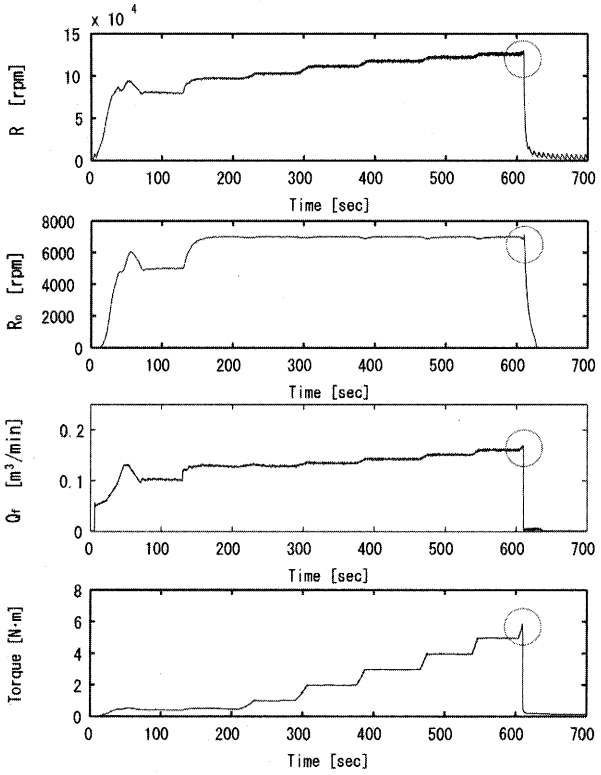


図12　負荷運転結果（異常停止）

6．考察

6.1　運転制御機能の検証

図10より，MGT の起動，通常運転，停止の一連の動作はスムーズにできていることが分かる。

また，分析した結果により，各操作部機器への制御信号の変化は設計通りになっていることも分かった。さらに，試運転を繰り返して行った結果により，起動の成功率はほぼ100%となっていることも分かった。

図11より，通常運転中に，出力軸回転数は目標回転数によく追従して安定していることが分かった。

6.2　負荷制御機能の検証

図11のトルク図のマークの部分を拡大して図13に示す。図13により，ユーザーが目標値を変更すると，負荷トルクは緩やかに変化し，目標値に追従していることが分かる。また，負荷トルクは目標値の上下限範囲内に収束した後，良い安定性を示していることも分かる。

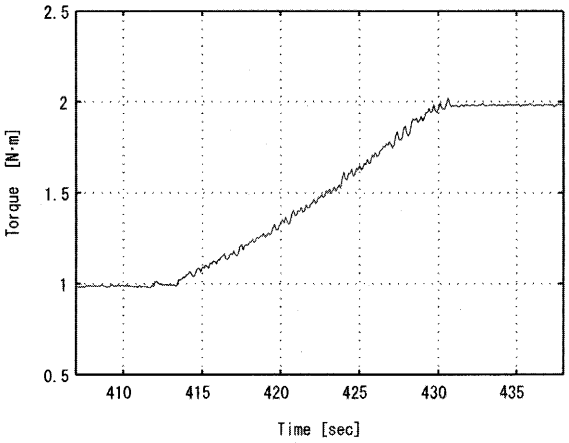


図13　負荷トルクの目標値への追従

6.3　監視保護機能の検証

図12の異常停止瞬間の部分（マークの部分）を拡大して図14に示した。図14より分かるように，ガスジェネレーター軸回転数が130000rpm を超えた瞬間に，励磁電流用電圧が 0 となり，0.2秒の遅延後，負荷トルクが急激に下降する。励磁電流用電圧が0となった0.1秒後に，ガスバルブ電圧が 0 となり，さらに0.3秒の遅延後，ガスジェネレーター軸回転数が急激に下降する。この運転結果から，監視保護機能が設計通りに作動していることが分かる。

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

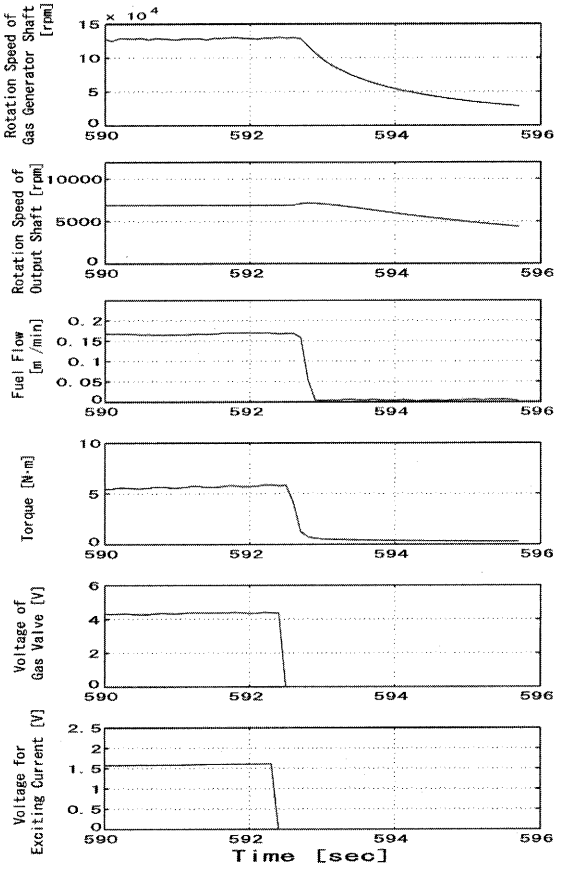


図14 異常停止時における各量の変化の様子

6.4 熱効率の評価

MGT は発電設備として，その熱効率が重要な性能指標となる。そこで，試作した監視制御システムによる負荷運転試験の結果を用いて都市ガスを燃料とした MGT の熱効率を求めた（図15）。計算式は以下の通りである。

$$P = \frac{\pi}{3 \times 10^4} T_L R_O \tag{1}$$

$$\eta_{th} = \frac{60P}{Q_f h_u} \times 100\% \tag{2}$$

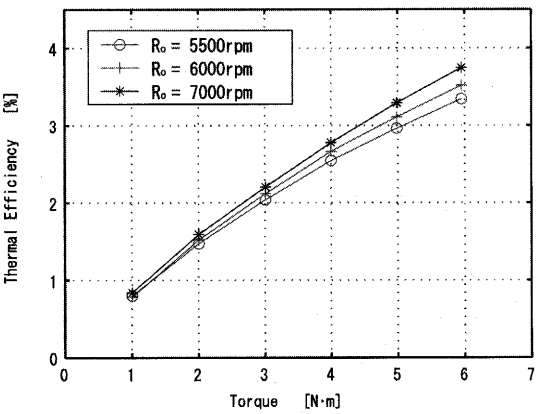


図15 熱効率—負荷トルクと出力軸回転数との関係

図15により，負荷トルクと出力軸回転数が増加すると共に，熱効率が増加することが分かる。ただし，R_o= 7000[rpm]，T_L = 6 [N·m]の場合，熱効率が3.75% しかなく，非常に低いことが分かる。これは，運転時に加えた負荷が小さくて，出力軸回転数も低かったのが原因であると考えられる。出力軸回転数と加える負荷量をさらに大きくすれば，より高い熱効率が得られると考えられるが，今回の MGT は単純サイクルなので，熱効率がそれほど高くならないことが予測される。

7．まとめ

本研究では，都市ガスを燃料とした MGT を制御対象として監視制御システムの試作を行った。採用した起動制御法により，MGT の起動運転状況が大幅に改善され，起動成功率がほぼ100% に達した。また，通常運転中に，出力軸回転数が目標回転数によく追従していることも確認できた。さらに，監視保護機能が良好に作動していることが確認でき，MGT の運転安全性を高めた。一方，負荷制御機能も良好に作動し，部分負荷特性の評価が可能となった。

参考文献

(1) 猪股 仁，庄田成志，金子成彦，渡邉辰郎，“マイクロガスタービン状態監視・制御システムの試作”，第29回ガスタービン定期講演会講演論文集（2001），pp.77-82
(2) JIS B 8041 “ガスタービン試験方法”，1989，pp.24
(3) 高橋安人，”ディジタル制御”，岩波書店(1985)，pp.88～90
(4) ARTHUR W. JUDGE, “Small Gas Turbines and Free Piston Engines”, Chapman & Hall Ltd. (1960)，pp.42～48.
(5) 西 良正，“模型飛行機用ジェットエンジン”，ターボ機械 (2000)，Vol.28，No.9，p.40

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

低NOx超高効率再燃型ガスタービン複合発電システムの検討

Study on the Low-NOx Maximized-efficiency Optimized Reheat-cycle Innovative Gas Turbine Combined-cycle Power Generation System

森塚　秀人*1　MORITSUKA Hideto
幸田　栄一*1　KODA Eiichi
小沢　靖*1　OZAWA Yasushi

キーワード：火力発電，ガスタービン，複合発電，熱効率解
Thermal Power Generation, Gas Turbine, Combined-cycle, Efficiency Analysis

Abstract

In order to estimate the possibility to improve thermal efficiency of power generation use gas turbine combined-cycle power generation system, benefits of employing the advanced gas turbine technologies proposed here have been made clear based on the recently developed 1500C-class steam cooling gas turbine and 1300C-class reheat-cycle gas turbine combined- cycle power generation systems. In addition, methane reforming cooling method and NO reducing catalytic reheater are proposed. Based on these findings, the Maximized-efficiency Optimized Reheat-cycle Innovative Gas Turbine Combined-cycle (MORITC) Power Generation System with the most effective combination of advanced technologies and the new devices have been proposed. In case of the proposed reheat-cycle gas turbine with compression ratio being 55, the high pressure turbine inlet temperature being 1700℃, the low pressure turbine inlet temperature being 800℃, combined with the ultra super critical pressure, double reheat type heat recovery Rankine-cycle, the thermal efficiency of combined-cycle are expected approximately 60.1%HHV, 66.7%LHV (Generator-end).

概　要

発電用大容量ガスタービン複合発電システムの高効率化の可能性について検討するため，現在開発されている1,500℃級蒸気冷却ガスタービン複合発電システム，1,300℃級再燃型ガスタービン複合発電システムをベースに，各種高効率化技術の効果を明らかにするとともに，メタン改質冷却方式燃焼器，タービン静翼とNOx還元型触媒再燃器を考案し，これらの高効率化技術と提案の新技術を最適に組み合わせた超高効率再燃型ガスタービン複合発電システム（Maximized-efficiency Optimized Reheat-cycle Innovative Gas Turbine Combined-cycle Power Generation System/MORITC）を提案した。性能予測計算の結果，圧力比55，高圧タービン入口温度1,700℃再燃型ガスタービンに超々臨界圧2段再熱排熱回収蒸気システムを組み合わせた場合，複合発電効率60.1%（発電端高位），66.7%（発電端低位）の熱効率が得られる。

原稿受付　2003年12月15日
＊1　財団法人電力中央研究所　エネルギー技術研究所
〒240-0196　神奈川県横須賀市長坂2-6-1

1．発電用大容量ガスタービン複合発電システムの開発状況

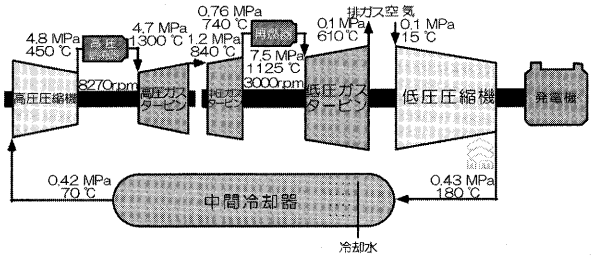
発電用大容量ガスタービンを製造する主要重電メーカーにはわが国の三菱重工業㈱の他にもGE社（㈱日立製作所，㈱東芝），アルストム社（川崎重工業㈱），ジーメンス社（富士電機㈱）がある（括弧内は国内ライセンスメーカー）。わが国には，主に前2社のガスタービン複合発電システムが導入されており，平成15年12月現在，国内6電力会社で合計105台（非常用は除く）のガスタービンが運転されている。

わが国の発電用ガスタービンの研究開発は，旧通産省工業技術院のムーンライト計画として昭和53～60年度に実施された高効率ガスタービンプロジェクトにより開始された。これは，当時としては画期的な1,300℃級2軸再燃型ガスタービンで，開発目標は出力100MW，熱効率55%（発電端低位）であった[1]。本プロジェクトはわが国のガスタービン製造技術の向上に寄与したと評価されている（図－1）。

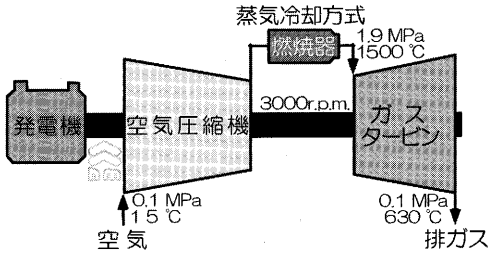
事業用としては，昭和57年に東北電力㈱東新潟火力発電所に三菱重工業㈱1,100℃級ガスタービン（D型）複合発電システムが導入され，引き続き，東京電力㈱富津火力発電所等にGE社1,100℃級ガスタービン（E型）複合

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

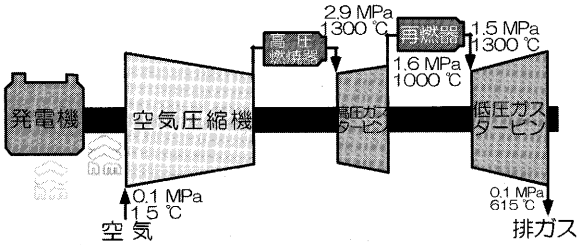
発電システムが導入された。その後，1,300℃級ガスタービン複合発電システム（F型）が開発され，関西電力㈱姫路第一火力発電所をはじめ多くの発電所に設置された。三菱重工業㈱は東北電力㈱との共同開発により，燃焼器を蒸気冷却方式とした1,450℃級ガスタービン（G型）複合発電システムを開発し，平成12年東新潟火力発電所に設置された。これは熱効率が50%（発電端高位）を越す世界初の発電所として注目されている（図－2）。引き続き1,500℃級燃焼器・タービン動静翼蒸気冷却方式ガスタービン（H型）複合発電システムを開発している[2]。



図－1　高効率2軸再燃型ガスタービン（AGTJ）



図－2　三菱重工501/701G型単純型ガスタービン

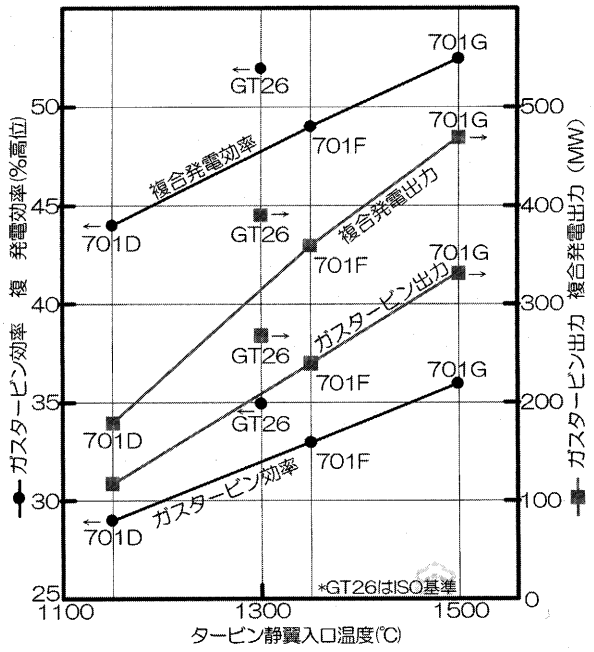


図－3　アルストム社GT24/26型再燃型ガスタービン

GE社でも1,500℃級（H型）蒸気冷却方式（燃焼器は空気冷却方式）ガスタービン複合発電システムを開発し，英国で運転中である[3]。これらは全て単純型ガスタービンによる複合発電システムである。

それに対して，アルストム社（旧ABB社）は1軸再燃型ガスタービンGT24/26（図－3）による複合発電システムを開発した。これは高圧力比圧縮機と独自の燃焼器技術により，1軸再燃型ガスタービンとして実現したもので，1,300℃級で1,500℃級単純型ガスタービンに匹敵する熱効率が得られている[4]。

三菱重工業㈱，アルストム社のガスタービン単体と複合発電の発電出力，熱効率の比較を表－1，図－4に示す。ガスタービン複合発電システムはタービン入口温度の上昇により，飛躍的に大容量高効率化されて来たことと，同じタービン入口温度の場合，単純型ガスタービンより再燃型ガスタービンの方が熱効率的に有利なことがわかる。

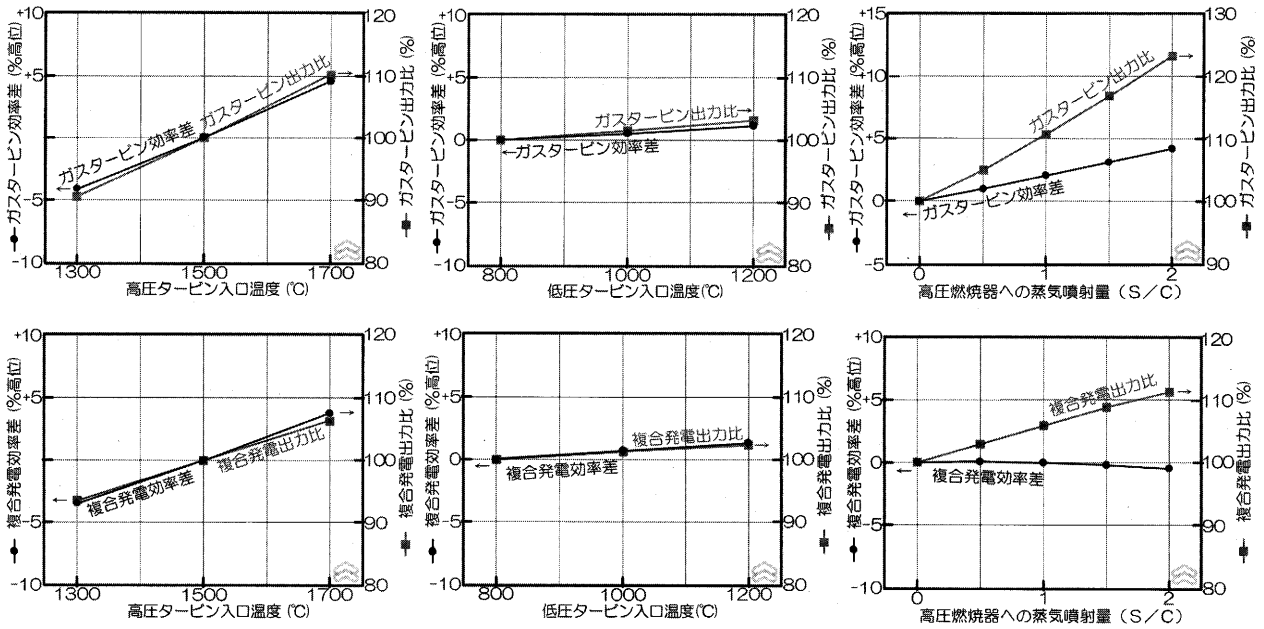


図－4　ガスタービン複合発電の出力，熱効率比較

表－1　発電用ガスタービン複合発電システムの性能比較

項　　目	701D（1100℃級）	701F（1300℃級）	701G（1500℃級）	GT26（1300℃級再燃型）
吸い込み空気流量	450 kg/秒	650 kg/秒	730 kg/秒	630 kg/秒（排ガス）
圧縮比/圧縮機段数	14/17 段	17/17 段	21/18 段	32/22 段
ガスタービン静翼入口温度	1150 ℃	1350 ℃	1500 ℃	1300 ℃/1300 ℃(ISO)
膨張比/タービン段数	12/4 段	15/4 段	19/4 段	29/5 段
ガスタービン排ガス温度	560 ℃	580 ℃	630 ℃	615 ℃
ガスタービン出力	118 MW	242 MW	334 MW	268 MW
ガスタービン効率(高位)	29 %	33 %	36 %	35 %
排熱回収蒸気系	複圧非再熱型	3重圧再熱型	3重圧再熱型	3重圧再熱型
蒸気タービン出力	64 MW*	118 MW	150 MW	128 MW
蒸気タービン効率	31 %	35 %	38 %	38 %
複合発電出力	182 MW*	360 MW	484 MW	393 MW
複合発電効率(高位)	44 %	49 %	52.5 %	52 %
出　　展	東新潟パンフレット	GTSJ 誌[2]、GTSJ 資料集(1999)		GTSJ 誌[4]

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.



(a)　高圧タービン入口温度の効果　　(b)　低圧タービン入口温度の効果　　(c)　燃焼器への蒸気噴射の効果

図－5　主要パラメータのガスタービン，ガスタービン複合発電出力および効率に及ぼす効果

2．ガスタービン高効率化技術の検討

このように，ガスタービン複合発電システムはタービン入口温度の高温化により，大容量高効率化がはかられてきた。また，大容量化技術として燃焼器への蒸気噴射が行われている。ガスタービン複合発電システムの主要パラメータの熱効率向上効果について，ガスタービン入口温度の上昇と燃焼器への蒸気噴射による熱効率改善効果について検討を行った。

再燃型ガスタービンにおいて，低圧タービン圧力比を2.1，低圧タービン入口温度を800℃に固定し，高圧タービンの圧力比を上げることにより，高圧タービン入口温度を1300℃から1700℃まで上昇させた場合の熱効率計算を行った。図－5(a)に高圧タービン入口温度に対するガスタービン単体，複合発電の出力，熱効率の関係を示す。同様に，ガスタービン全圧力比を55，高圧タービン入口温度を1700℃，ガスタービン出口温度を640℃に固定し，再燃器の設置段数を変えることにより低圧タービン入口温度を変化させた場合の熱効率計算を行った。図－5(b)に低圧タービン入口温度に対するガスタービン単体，複合発電の出力，熱効率の関係を示す。図より，高圧タービン入口温度の上昇はガスタービン単体，複合発電の出力，熱効率を大幅に改善するが，低圧タービン入口温度の上昇は，大きな改善が見られない。

次に，ガスタービン燃焼器に蒸気噴射を行う場合の熱効率の改善効果について検討した。再燃型ガスタービンにおいて，高圧タービン入口温度を1700℃，低圧タービン入口温度を800℃に固定し，燃焼器に噴射する蒸気量（蒸気/燃料＝S/C）を0～2まで増加させた場合の熱効率計算を行った。図－5(c)にS/Cに対するガスタービン単体，複合発電の出力，熱効率の関係を示す。図より，S/Cを増加させるとガスタービン単体，複合発電の出力は上昇し，ガスタービン単体の熱効率は改善するが，複合発電の熱効率は逆に僅かに低下し，蒸気噴射方式は複合発電効率の向上には逆効果であることがわかった。

3．新冷却技術の検討

ガスタービンの高温化を行う場合，従来の冷却技術では冷却強化のために冷却媒体流量を増加させる必要があり，高温化の効果が熱効率に十分反映されない。そのため，熱効率改善には，燃焼ガスに晒される燃焼器内筒，タービン翼等の高温部品の新しい冷却方式の検討が必要となる。ここでは，水蒸気メタン改質反応の吸熱効果を利用した新冷却方式を考案し，この冷却方式を用いた燃焼器内筒，タービン静翼を提案した。

メタンを主成分とする天然ガスに水蒸気を加えて高温にすると触媒下で水素とCO_2に改質する。

$$H_2O + 1/2CH_4 \rightarrow 2H_2 + 1/2CO_2 \quad \cdots\cdots\cdots \quad (1)$$

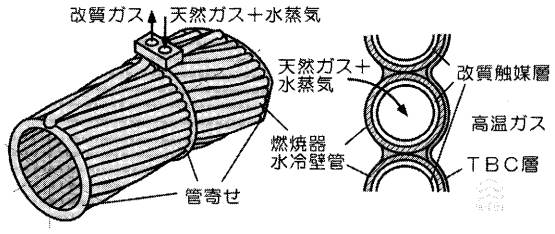
このメタン水蒸気改質反応は吸熱反応であり，この反応を利用すれば，従来の蒸気冷却に比べて少ない蒸気量で同じ冷却が可能となる。すなわち，冷却媒体が水蒸気の場合，水蒸気の350℃～500℃の温度上昇による吸熱量が680kJ/kgH_2Oに対して，メタン水蒸気改質反応は4580kJ/kgH_2Oの吸熱反応であり，この反応が半分生じれば，約3倍の吸熱効果がある[6]。

メタン改質冷却方式は，冷却媒体側の金属表面にメタン改質触媒層を被覆することにより，高温ガスから熱を受け燃料ガス中のメタンと水蒸気が反応し，その反応熱により，金属を冷却するものである。蒸気冷却の場合の熱流束は燃焼ガスが1,500℃の場合，約500（kW/m^2）である。それに対して，メタン改質冷却方式の熱流束は，

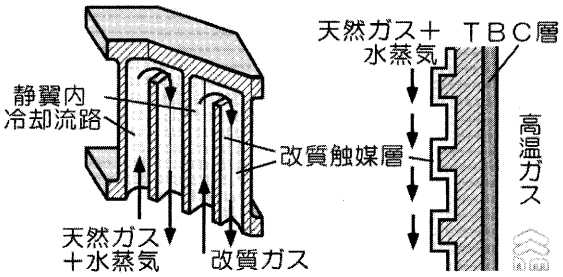
Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

水蒸気による伝熱にメタン改質反応による吸熱が加わるため，大幅に増加する。また，メタン改質反応は温度が低い間は進まず，温度が高くなればなる程進むため，自己平衡性がある。

メタン改質冷却を燃焼器内筒とタービン静翼の冷却に適用した場合の概念図を図－6，図－7に示す。メタン改質反応には安価で活性の高いニッケル触媒をアルミナで担持した触媒が使用される。



図－6 メタン改質冷却方式燃焼器内筒概念図



図－7 メタン改質冷却方式タービン静翼

4．サーマル NOx 低減技術の検討

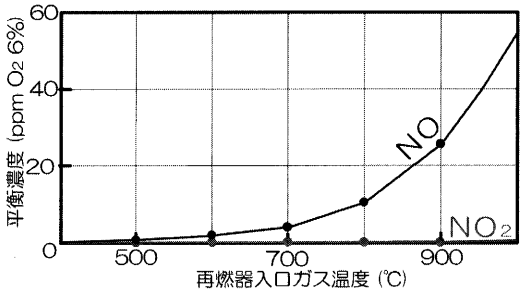
希薄予混合燃焼を用いたドライ低 NOx 燃焼器により NOx 排出濃度の低減化が行われているが，燃焼温度が1,500℃を越えると希薄予混合燃焼を用いても NOx 排出濃度は増加する。1,700℃，5 MPa 以上で燃焼する高圧燃焼器は，従来の燃焼器より高濃度の NOx が生成すると予想され，何らかの対策が必要となる。

近年，自動車用希薄燃焼エンジンの排ガス浄化を目的として，酸素過剰条件で，燃料により NOx を窒素に還元できる NOx 還元触媒が開発されている[7]。この還元触媒と，その後段に燃焼触媒を組み合わせた NOx 還元型触媒再燃器を考案した。

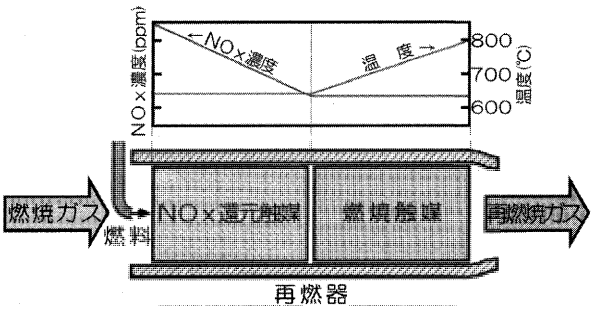
天然ガスの主成分メタンによる NOx 還元反応は，

$$2NO + CH_4 + O_2 \rightarrow N_2 + CO_2 + 2H_2O \quad \cdots\cdots \quad (2)$$

であるが，NOx 還元効果が十分でない場合は LPG 等の補助燃料を混合する。再燃器入口ガス温度に対する NOx の平衡濃度を図－8に示す。図より，再燃器入口温度700℃以下では NOx の平衡濃度は十分に低く，触媒により NOx 還元反応を促進することにより，高圧燃焼器で生成した NOx を窒素に還元できる。還元に使用した燃料の未反応分は，後段の燃焼触媒により燃焼する[8]。NOx 還元型触媒再燃器の概念図を図－9に示す。



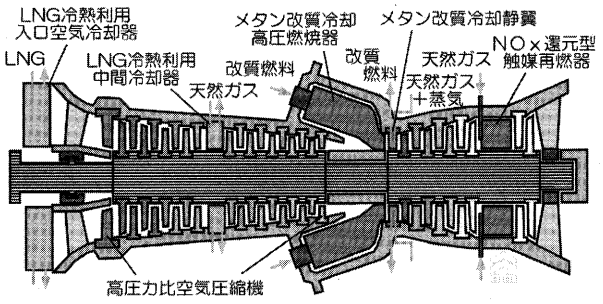
図－8 再燃器入口における NOx の平衡濃度



図－9 NOx 還元型触媒再燃器の概念図

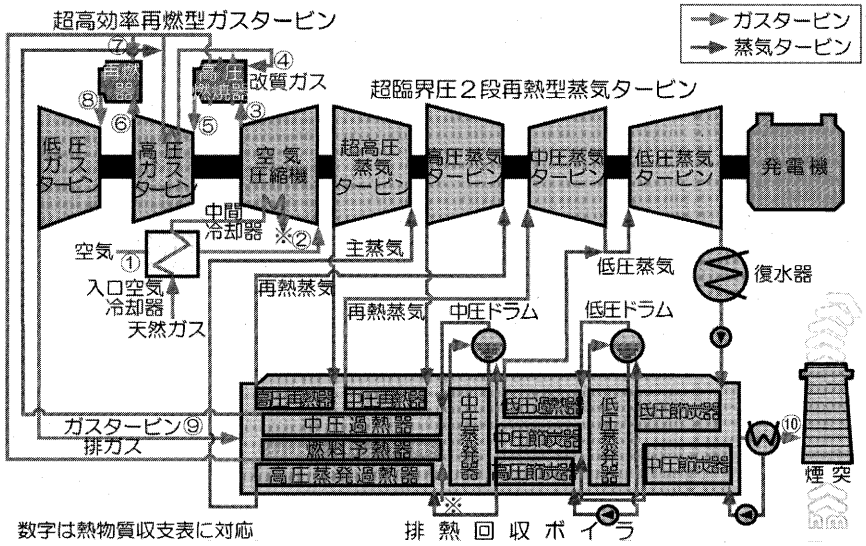
5．超高効率再燃型ガスタービン複合発電システム

以上の検討の結果により，以下の構成の再燃型ガスタービンを提案した。LNG 冷熱は入口空気冷却，中間冷却に有効利用した後，天然ガスは排熱回収ボイラ内で600℃まで予熱する。高圧燃焼器にはメタン改質冷却燃焼器を採用し，H型ガスタービンよりも200度高温化した1,700℃とし，高圧ガスタービン第1段静翼にもメタン改質冷却方式を採用する。再燃器出口温度は高温化しても熱効率改善効果が少ないので，出来るだけ入口ガス温度を下げるために再燃器はタービン最終段の前に設置し，NOx 還元型触媒再燃器を採用して高圧燃焼器で発生したサーマル NOx を燃料によって還元するとともに，還元に使用した燃料を燃焼して800℃まで再燃し，タービン最終段で膨張させるものとした。図－10に提案の超高効率再燃型ガスタービンの概念図を示す[9]。

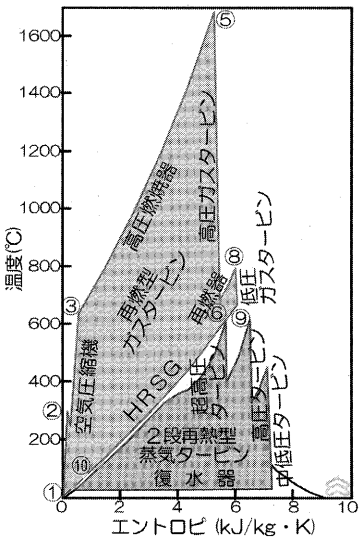


図－10 超高効率再燃型ガスタービン概念図

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.



図－11　MORITC の構成図



図－12　MORITC のＴ－ｓ線図

ガスタービン複合発電システムの高効率化には，排熱回収蒸気システムの高効率化も重要な要因である。ここでは，蒸気タービン技術開発動向を踏まえ，再燃型ガスタービンの高温排ガスから有効に熱回収ができる超々臨界圧２段再熱型（33.3MPa/620℃/620℃/430℃）排熱回収蒸気システムとした。メタン改質冷却に必要な蒸気は排熱回収ボイラの中圧蒸気系より供給することとし，排熱回収ボイラ出口ガスを凝縮させて循環使用することとした。図－12に提案の超高効率再燃型ガスタービン複合発電システム（MORITC）の構成図を示す。

次に表－２に示す計算条件により，MORITC の熱物質収支計算を行った。表－３に熱物質収支，表－４に，MORITC の各構成要素の出力，熱効率計算結果を示す。図－12にＴ－ｓ線図，図－13に排熱回収ボイラ内の排ガスと蒸気の熱交換線図，図－14に熱流れ図を示す。

以上の結果，高圧タービン入口温度1,700℃，低圧タービン入口温度800℃の場合，ガスタービン効率47.0%，複合発電効率は60.1%となり，1,500℃級複合発電システムの52.5%に比べて7.6ポイントの効率向上である。吸い込み空気流量を586kg/秒とした場合，ガスタービン出力488MW，複合発電出力623MW となる。提案システムの熱効率改善は，再燃型ガスタービンの採用と高圧タービン入口温度の上昇，排熱回収蒸気システムの蒸気条件向上によるものであるが，その実現には，メタン改質冷却方式と NOx 還元型触媒再燃器等の新技術の採用が必要となる。

表－２　MORITC の計算条件

項　　目	計算条件
吸い込み空気流量	586 kg/秒
圧縮機入口空気温度	1 ℃
中間冷却器冷却温度差	20 ℃
タービン圧力比	55
蒸気噴射量（Ｓ/Ｃ）	1.5
高圧タービン入口温度	1675 ℃
低圧タービン入口温度	800 ℃
低/高圧圧縮機断熱効率	0.9/0.88
高/低圧タービン断熱効率	0.94/0.94
主蒸気温度/圧力	620 ℃/33.3 MPa
高圧再熱蒸気温度/圧力	620 ℃/10.0 MPa
中圧再熱蒸気温度/圧力	430 ℃/1.94 MPa
低圧蒸気温度/圧力	180 ℃/0.24 MPa
ＨＲＳＧ出口ガス温度／圧力	75 ℃/0.1 MPa
超高/高圧タービン断熱効率	0.85/0.86
中/低圧タービン断熱効率	0.93/0.9
復水器温度/圧力	33 ℃/0.0049 MPa
機械効率	0.995
発電機効率	0.992

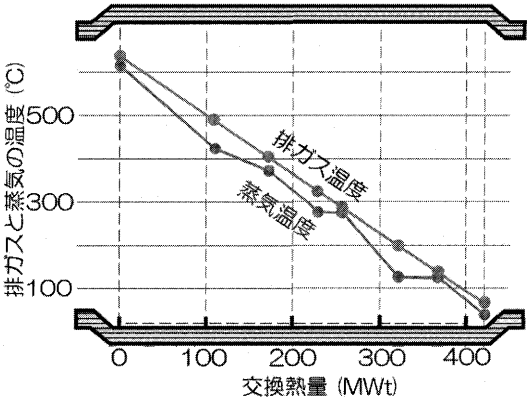
表－４　MORITC の出力と熱効率

項　　目	計算結果
低圧圧縮機軸動力	185 MW
高圧圧縮機軸動力	194 MW
圧縮機動力	379 MW
高圧ガスタービン軸出力	741 MW
低圧ガスタービン軸出力	130 MW
ガスタービン軸出力	871 MW
ガスタービン発電機出力	488 MW
ガスタービン単体効率	47.0 %
超高圧ＳＴ軸出力	22 MW
高圧ＳＴ軸出力	33 MW
中圧ＳＴ軸出力	34 MW
低圧ＳＴ軸出力	48 MW
ＳＴ軸出力	137 MW
発電端電気出力	623 MW
所内動力	6 MW
送電端電気出力	617 MW
複合発電効率(発電端高位)	60.1 %
所内率	1.0 %
複合発電効率(送電端高位)	59.5 %

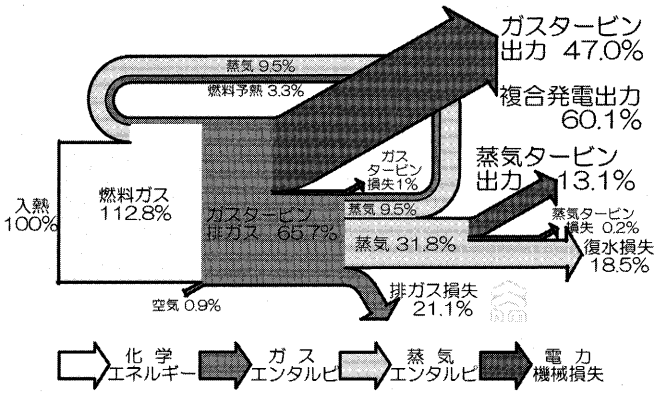
Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

表－3 MORITC の熱物質収支

番号		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
項目	単位	吸込空気	IC入口空気	吐出空気	HC燃料	HT入口ガス	HT出口ガス	RC燃料	LT入口ガス	GT排ガス	排ガス
温度	(°C)	1.0	312.0	630	600	1675	640	600	800	640	75
圧力	(MPa)	0.10	1.17	5.49	5.88	5.39	0.23	5.88	0.23	0.11	0.10
重量流量	(kg/s)	586	569	511	43	554	629	2.6	632	632	632
CH_4	(vol%)	0.0	0.0	0.0	40.0	0.0	0.0	100	0.0	0.0	0.0
CO_2	(vol%)	0.0	0.0	0.0	0.0	5.0	4.4	0.0	5.1	5.1	5.1
CO	(vol%)	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
H_2O	(vol%)	1.0	1.0	1.0	60.0	18.2	16.3	0.0	17.6	17.6	17.6
N_2+Ar	(vol%)	78.2	78.2	78.2	0.0	68.5	69.6	0.0	69.1	69.1	69.1
O_2	(vol%)	20.8	20.8	20.8	0.0	8.3	9.7	0.0	8.2	8.2	8.2
発熱量	(MWt)	－	－	－	891	－	－	146	－	－	－
ｴﾝﾀﾙﾋﾟ	(MWt)	1	173	333	128	1358	619	5	770	639	219



図－13 HRSG における熱交換線図



図－14 MORITC の熱流れ図

これは至近年に到達可能な空気燃焼によるガスタービン複合発電システムの熱効率の限界を与えるものと思われる。また，NOx 還元型触媒再燃器を採用することにより，1,700℃の超高温ガスタービンであるが，排ガス中の NOx 濃度を数 ppm 程度に抑えられる可能性があり，排熱回収ボイラ内の脱硝装置を無くすか，脱硝負荷を大幅に軽減できると考えられる[10]。

あとがき

わが国の電気事業において，排ガスがクリーンで CO_2排出原単位の少ない LNG 焚きガスタービン複合発電システムが火力発電の主流となっており，温室効果ガス排出量抑制の観点からも，今後ますます重要性が増すものと考えられる。そのため，1,500℃級蒸気冷却方式ガスタービン複合発電システムに続く，さらに高効率なガスタービン複合発電システム開発のニーズが生じることは容易に想像される。

ここでは発電用ガスタービン複合発電システムについて各種高効率化技術の検討を行うとともに，高温化に必要な新冷却方式と NOx 低減方式について考察し，超高効率再燃型ガスタービン複合発電システムを提案した。提案システムは大容量ガスタービンの場合の熱力学的な限界に近いガスタービン効率47.0%，複合発電効率60.1%（発電端高位），66.7%（発電端低位）が期待できる。

最近，新しい発電装置とガスタービンを組み合わせた種々のサイクルが提案されているが[5]，新しいサイクルの開発には莫大な費用と開発期間が必要である上，開発リスクも大きい。それよりも運転実績のある既存ガスタービン複合発電システムの改良の方がより現実的と考えられる。

本提案が今後のガスタービン複合発電システムの高効率化の参考となれば幸いです。

参考文献

(1) 竹矢，GTSJ Vol.25 pp9-17 (1997/7)
(2) 内田，西村，須藤，三菱重工の大型高性能コンバインドプラント，GTSJ Vol.31-3 pp25-29 (2003/5)
(3) 大久保，1500℃級蒸気冷却ガスタービンコンバインドサイクル技術，同 pp27-32 (2003/5)
(4) 伊藤，西村，二段燃焼ガスタービン GT26を利用したコンバインドシステム，同 pp33-37 (2003/5)
(5) 伊藤他，MCFC ハイブリッドシステム，同 pp49-54
(6) Xu，Froment，AIChE Vol.35-1 pp88-96 (1989/1)
(7) 菊池，小倉他，Catalyst Today Vol27-35，(1996)
(8) 小沢，ペトロテック，Vol19，pp284 (1996)
(9) 森塚，幸田，JSME 第8回動エネシンポジウム (2002/6)
(10) 森塚，幸田，渡辺，GTSJ 春季講演会 (2003/6)

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

事業と戦争の類似性

大槻　幸雄*1
OTSUKI Yukio

第２次世界大戦が始まったのは昭和16年，私が小学５年生の時である。愛国心を植え付けられ，勝つことを信じて，新聞配達で得た金を愛国号（戦闘機）の費用に国防献金するなど，人並み以上に頑張ったと思うが，思いもしない敗戦を喫し，日本人としての誇りを失いたくなく，何故に敗れたのかが大きな関心事となった。そこで，大勝利を収めたハワイ真珠湾攻撃，マレイ沖海戦や大敗北を喫したミッドウエイ海戦，インパール作戦，ガダルカナル作戦，全くの劣勢の中互角に戦った硫黄島の血戦等の戦記物や，満州帝国建設等の歴史物を興味をもって読んだ。これらを通して本来の目的とは別に，企業の盛衰と戦争の勝敗や個々の事業の成否と個々の海戦，陸戦の勝敗の原因が非常に類似していることを痛感した。

そして，川崎航空機が単車事業を開始し，乾坤一擲の勝負を賭けた時，新製品開発において，ホンダ，ヤマハ，スズキの先行３社に追いつき追い越すために，また，レース監督時代はレースに勝つために，さらに，ジェットエンジン事業部では，純国産ガスタービンの開発を始めた時，なんとしても事業として成功させねばといった観点から，戦記物をできるだけ読み参考にしてきた。

この読書を通じて，事業の成否には，次のようなことが肝要であると思った。

１．私心の無い清潔な人格で，自分に厳しく部下思いで，自己犠牲を優先し，責任感が強く洞察力・決断力があり，明確な事業方針を掲げ，先頭に立って陣頭指揮し強烈なリーダーシップを発揮する指導者

―沈着冷静にして，かつ勇敢な決断力のある司令官

２．競合他社より勝れた強力なセールスポイントのある製品

―敵よりも勝れた戦闘性能を持った武器

３．事業部全員が，情熱をもって職務を遂行し，チームワーク良くやる気満々

―司令官以下，全隊員が一糸乱れず規律正しく統制がとれ，闘争心旺盛

４．世の中の情勢，競合他社の動向等の優れた情報収集力

―敵の兵員数，武器の性能，数量等の状況，作戦行動等の優れた情報収集力

５．積極果敢な逞しい営業力

―勇猛果敢，敢闘精神旺盛な軍隊

６．信賞必罰能力主義に徹し，年功序列を廃止

―信賞必罰に徹し，年齢に関係なく知勇兼ね備えた司令官の任命

７．事業の選択と集中を果敢に実行

―戦線拡大を避け，重点戦場を決め，全勢力（兵力，武器）をこれに当てる

８．論理的に成功の可能性が無いと判断される時は，潔く早くその事業から撤退

―冷静に論理的（兵力，武器の性能・生産力等）に考えて，勝利する可能性がないと判断された時点で，直に降伏し，少しでも有利な条件で戦争を終える

９．常に危機意識を持ち油断しないこと，気を緩めると直に企業は崩壊

―油断すると大敗を喫する

例を挙げれば枚挙に遑がないが，司令官によって勝敗を大きく左右したこと，支那事変で改良を加え，当時世界最高の空戦性能を誇った“零戦”に仕上げ，緒戦で圧倒的勝利を収めたこと，戦力において絶対勝てる状況でありながら，油断によってミッドウエイ海戦で，第２次世界大戦を決定づける大敗を喫したこと等，事業の運営上教えられるところが甚だ多い。

ガスタービンを開発するに当っても，市場は全世界であり，戦略・戦術を明確にして，世界のどのメーカーにも負けない製品を開発することが肝要である。そう言った明確な目標がなく開発を始めることは“遊び”である。

多くの優れた将軍が居られたが，ミッドウエイ海戦における山口多聞中将，インドネシヤ攻略・ラバウル方面軍司令官・今村均大将，硫黄島兵団長・栗林忠道中将は誠に素晴らしい名将である。

戦史における数々の勝敗の実例を虚心に学び，絶えず反省検討するとともに，他社（外国も含めた）より勝れた新製品を周到な分析・検討を基に開発し，逞しく海外に進出し，事業の発展を達成し，日本人の優秀性を世界に誇示したいと常々密かに思っている。

おわりに，参考に銘すべき言葉を記す。

「勇将の下に弱卒なし」「千万人と雖も吾往かん」

「備えあれば患えなし」「彼を知り己を知れば百戦殆からず」「先んずれば人を制す」

「為せば成る」「断じて行えば鬼神もこれを避く」

「大敵と見て恐れず小敵と見て侮らず」

原稿受付　2004年５月27日

＊１　元川崎重工㈱
〒651-2124　兵庫県神戸市西区伊川谷町潤和1306-4

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

慶應義塾大学理工学部における ガスタービン・流体工学関連研究の紹介

川口　修[*1] KAWAGUCHI Osamu
益田　重明[*1] MASUDA Shigeaki
小尾晋之介[*1] OBI Shinnosuke
松尾亜紀子[*1] MATSUO Akiko

キーワード：Gas Turbine, Combustor, Combustion, Turbulence, Computor Simulation, Compressible Fluid Flow, Turbulent Flow

1　学部・研究科の紹介

慶應義塾大学理工学部は，時代の要請に応じて学科再編，新設を行い，現在は11学科体制（機械工学科，システムデザイン工学科，電子工学科，情報工学科等）となっており，大学院も学科直結専攻体制から，学部学科と弱直結型の3専攻体制（基礎理工学専攻，総合デザイン工学専攻，開放環境科学専攻）に改変されている。各専攻には教員の専門研究分野に応じて6つの専修が設けられ，修士課程，博士課程の学生の研究指導，論文審査の核となっている。

今回紹介する4つの研究室はガスタービンあるいは流体工学関連の研究をしており，いずれも理工学部機械工学科，大学院開放環境科学専攻に属する教員が指導教員となっており，主として燃焼による高効率エネルギー変換と環境負荷低減燃焼技術（川口），流れの不安定性と乱流の発生，乱流制御（益田），乱流現象の予測・計測・制御（小尾），圧縮性流体と燃焼との複合問題の数値シミュレーション（松尾）を主要な研究課題として研究を行っている。以下に各研究室の研究概要を述べる。

2　川口研究室における研究概要

川口研究室ではガスタービン燃焼器のほか，工業炉，ボイラ等の連続燃焼機器における燃焼問題をいろいろな角度から実験的に扱ってきている。扱う問題は主として燃焼の安定問題，燃焼過程と排気の清浄性の関係などであり，対象とする燃料は固体，液体，気体燃料など化石燃料の全てである。

現在は以下のようにガスタービン燃焼器の燃焼問題を中心に実験的な研究を進めている。

＊　ガスタービンの燃焼器の小型化による燃焼特性への影響

ガスタービンを数kW以下のごく小規模な発電装置の動力源としようとする際に燃焼器の小型化に伴う問題が生じる。そこで小型の環状筒型の燃焼器を製作し，壁面からの熱損失量が燃焼安定性，排気特性に与える影響を系統的な実験によって調べ，壁面への冷却が排気特性や燃焼安定性に及ぼす影響を定量的に明らかにしている。

＊　超小型ガスタービン燃焼器の実現可能性の検証

ボタン型超小型ガスタービンに用いる円盤型燃焼器（直径20mm）を製作し，水素を燃料として燃焼特性を調べるとともに，数値計算によって内部流れ，温度分布，排気特性を推測し，超小型燃焼器の実現可能性を調べている。寸法が小さいため燃料の拡散過程や冷壁面の反応への影響が燃焼特性に大きな影響を及ぼすことを明らかにしている。

＊　高旋回気流を用いたガスタービン用低NOx燃焼器に関する研究

燃焼器上端近くの壁面から接線方向に高速空気流を流入し高旋回流を形成させ，これに燃料を噴射することで急速混合を図り，低NOx化を図る燃焼器開発のための研究である。モデル燃焼器で燃料噴射孔の位置や口径の条件と排気特性の関係を明らかにして最適条件を求めるとともに，数値解析と基礎実験によって高速せん断気流中の燃料の拡散過程，反応過程を調べている。

＊　高湿度高温気流中における燃料液滴の着火と燃焼

水蒸気付加を行うガスタービンにおける噴霧燃焼を考慮し，高温高湿度気流中の燃料液滴の蒸発速度，着火遅れ，燃焼時間について調べている。高温高湿度雰囲気で

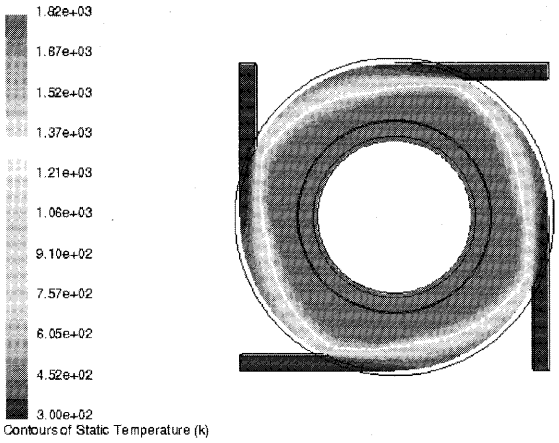


図1　UMGTの予混合燃焼時の温度分布の予測（川口研）

原稿受付　2004年5月18日
＊1　慶応義塾大学理工学部機械工学科
〒223-8522　横浜市港北区日吉3-14-1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

は液滴表面の水蒸気凝縮で液滴に凝縮熱が与えられ，蒸発促進，着火遅れの短縮，燃焼時間の短縮をもたらすことを明らかにし，その関係を定量的に調べている。

［川口　修］

3　益田研究室における研究概要

益田研究室では，「流れは何時どのようにして乱れ始め，いかなる災いと福をもたらすか？」をキャッチフレーズとして，流れの不安定性と遷移や低レイノルズ数乱流の計測・制御に関する研究を行っている。初生段階における流れの不規則化の過程は外乱の影響を強く受けるため，実験的にも数値解析的にも，高レイノルズ数の十分発達した乱流とは違った扱い難さがあるが，最近のマイクロ化や，材料へ・生物への動きの中で「若い乱流」の重要性は増しつつある。

主な研究手法としては，熱線流速計，レーザードップラー流速計，粒子画像流速計，レーザー誘起蛍光法，可視化，数値シミュレーションなどがある。最近の主な研究課題には以下のものがある。

1）回転場の境界層遷移と熱伝達特性（回転機器の冷却技術への応用，Edo,Y. et al, Int. J. Heat and Fluid Flow 21(2000),684-692, Yamawaki, D. et al, Int. J. Heat and Fluid Flow, 23(2002), 186-193.）

2）積層回転円盤間の不安定流動と円盤振動（ハードディスクの記録密度向上，Fukaya, R. et al., Experiments in Fluids, 33-3(2002), 369-373., Kisaki,S. et al., IIP/ISPS Joint Conf. on Micromechanics for Information and Precision Equipment, Yokohama (2003)

3）周期外乱による剥離流の制御（Yoshioka,S. et al., Int. J. of Heat and Fluid Flow 22(2001) 301-307, 同393-401）

4）地面に衝突する鉛直重力流の乱流統計量の計測（ダウンバーストの実験室モデル Nagata,T. et al, Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, Antalya, Turkey (2003), 829-836.）

5）剥離する軸対称乱流境界層の非定常特性（はく離流のリアクティブ制御，Masuda et al. 4th ASME/JSME Joint Fluids Eng. Conf., Honoluu, FEDSM2003-45587 (2003), 1-7）

6）密度成層境界層におけるロールセル対流（大陸からの汚染物質の飛来と日本海気象）

7）水面波による渦輪の発生と不等密度場における渦輪の挙動（自然エネルギーを利用した水質浄化システム）

8）PIV-PLIF 併用による乱流物質拡散係数の測定など

［益田重明］

4　小尾研究室における研究概要

主に非圧縮の複雑乱流に対して，計測とモデリングおよび数値予測のための基礎研究を行っている。中でも，はく離や旋回を伴う乱流場の予測に際してレイノルズ平均（RANS）乱流モデルの精度向上を目指し，これまで計測が非常に困難とされてきた，せん断乱流場での速度－圧力同時計測を行い，乱流輸送に関する新たなモデル開発の指針としている。具体的には，一様流中におかれた障害物背後の乱流場において DPIV を用いた速度計測結果を元に圧力のポアソン方程式を解き，得られた圧力分布から速度と圧力勾配の相関を求めることにより，レイノルズ応力輸送方程式中の圧力相関項のオーダー評価を行うことが可能となった。その結果，垂直応力成分間の著しい非等方性の理由が，圧力相関項によってもたらされたことが明らかとなった。一方，平衡状態に達するまでの自由せん断乱流ではミニチュアプローブとコンデンサーマイクロフォンを組み合わせた圧力センサーと熱線風速計の使用により，圧力変動と速度変動の時系列解析を行っている。これらの総合的なアプローチにより，これまでの RANS モデルで検討が遅れていた圧力相関項のモデルを改良し，工学的な利用価値の高い高精度の乱流モデル開発に貢献する。

一方，移動や変形を伴う境界に接する乱流場の解析を効率的に実行するための新たな CFD 手法として，渦法によるシミュレーション技術の開発を行っている。渦法は流れ場に格子を生成する必要がないことから様々な複雑流動場への応用が期待されている一方で，計算機への負荷が問題とされてきた。当研究室では，分子動力学研究室との共同で，分子動力学シミュレーション専用演算ボードを渦法に適用し，これまでの計算に比べて500倍程度の加速が達成されることを確認した。現在，連成問題への適用を可能とするアルゴリズムの開発と並行して，乱流シミュレーションの整合性を保証する近似形式の開発を行っている。

［小尾晋之介］

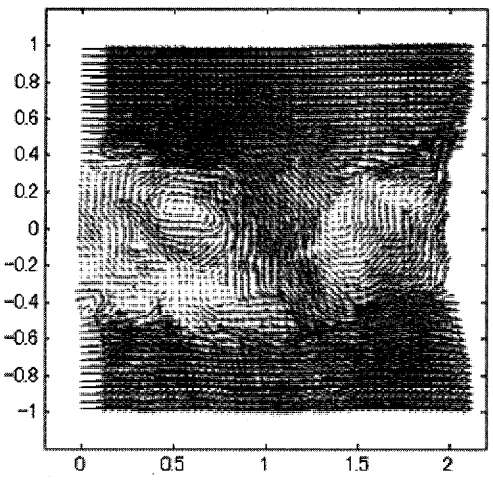


図2　PIV による瞬時計測速度ベクトル（小尾研）

5.松尾研究室における研究概要

当研究室では，圧縮性流体に係わる様々な問題についてコンピュータシミュレーションを用いて，研究に取り

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

組んでいる。研究プロジェクトとして，圧縮性流体と燃焼との複合問題を数多く取り扱っている。その中の大きな柱として，超音速燃焼（デトネーション）の現象解析や，次世代型宇宙推進器に関する内容が挙げられる。また，新しい燃焼器として現在注目を集めているパルスデトネーションエンジン（PDE）に係わる研究も進めている。

PDE は，既存のジェットエンジンの代替品として注目を集め米国において積極的な取り組みが行われているエンジンで，大学や GE，P&W などで広く研究開発が行われている。図は当研究室において行った解析の一例で，三気筒からなる PDE の解析結果である。このように直管においてデトネーションを断続的に発生させることで推力を得ようというコンセプトのエンジンである。デトネーションが開始すると燃焼波面は超音速で伝播することから，PDE そのものには圧縮機や個別の燃焼器を必要とせず，エンジン構造がシンプルであり，亜音速から超音速まで広い作動領域を有する。展開できる応用範囲も含めて，今後に大変興味が持てるプロジェクトである。

その他，圧縮性流体解析に関する技術の有効な利用として，爆発問題に着目し安全工学への展開も行っている。5室からなる二階建ての閉空間における，爆発をシミュレートした結果によれば，爆薬を想定した点源から放出された爆風は，壁面において反射回折を繰り返し，局所的な波の重畳により思いもよらぬ被害を受けることがある。危険物の取り扱う建物などの設計には今後欠かせない指標になると思われる。今後の取り組みとしては，ガス爆発における被害予測や爆風による構造物破壊を目指す。

［松尾亜紀子］

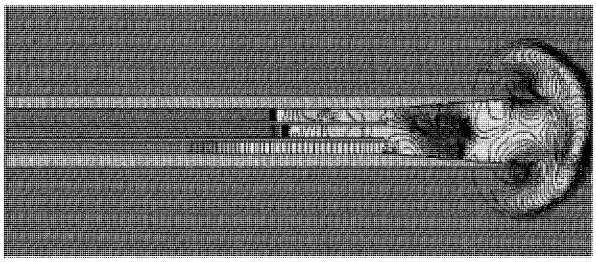


図3　三気筒 PDE における様子（松尾研）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

TPL・TPS 形過給機

岩城　史典*1　IWAKI Fuminori
三堀　健*2　MITSUBORI Ken

キーワード：過給機，タービン，コンプレッサ，効率
Turbocharger, Turbine, Compressor, Efficiency

1．はじめに

近年，舶用ディーゼルエンジンの高出力化・低燃費化にともない，過給機に対しても従来以上の高効率化・高圧力比化が求められるようになった。このような過給機のエンジンに対する技術的要求に加え，メンテナンス間隔の延長，作業性の向上，ライフサイクルコストの低減等の品質的要求も強く求められるようになってきた。これらの要求に対応するために開発したのが TPL 形過給機（Turbocharger Power range Large：以下，TPL という）および TPS 形過給機（Turbocharger Power range Small：以下，TPS という）であり，従来の主力機種 VTR 形過給機の後継機種である。TPL および TPS は，スイスの ABB Turbo Systems 社（以下，ABB という）が開発し，1996年より生産を開始した。我が国では ABB と弊社（以下，IHI という）との合弁会社であるターボシステムズユナイテッド社が1999年から輸入販売を開始し，2003年1月には IHI が TPL として，はじめて TPL85B の初号機を出荷した。また，2003年8月には TPL73B，2004年1月には TPL77B，2004年2月には TPS52D の初号機を出荷し量産体制が整った。2004年12月には TPS57D を出荷する予定である。

本稿では，TPL 形過給機および TPS 形過給機の特徴ならびに TPL85B の初号機における試験結果についての報告を行う。

2．TPL・TPS 形過給機の特徴

TPL は適用するエンジンの種類に応じて，Aバージョン（以下，TPL-Aという）とBバージョン（以下，TPL-Bという）の2つに分けている。TPS はコンプレッサの大きさに応じて，Dバージョン（以下，TPS-D という），Eバージョン（以下，TPS-E という）およびFバージョン（以下，TPS-F という）の3つに分けている。以下，TPL と TPS の特徴について記す。

2.1　TPL 形過給機の特徴

TPL は，軸流タービンおよび遠心コンプレッサから成り，コンプレッサとタービンの間に軸受を配置した中間支持軸受方式の大型舶用過給機である。このうち，TPL-A は主に大型船舶の補機，小型船舶の主機用として使用されている中大型4ストロークエンジンに搭載され，過給機の空気流量に応じて7機種（TPL61A，65A，69A，73A，77A，80A および85A）に分類されている。一方，TPL-B は主に大型船舶の主機用として使用されている大型2ストロークエンジンに搭載され，過給機の空気流量に応じて4機種（TPL73B，77B，80B および85B）に分類されている。一例として，図1に TPL-B の鳥かん図を示す。

ここで，図2に TPL-A および TPL-B の空気流量範囲と圧力比の関係を示す。TPL-B について詳細を記すと，TPL-B は過給機一台当たり機関出力がおよそ5000kW～21000kW に対応可能であり，コンプレッサ圧力比3.5における空気流量は10～43m^3/s である。表1に TPL-B の主要仕様について示す。

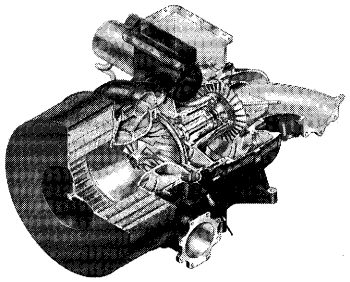


図1　TPL-B 形過給機の鳥かん図

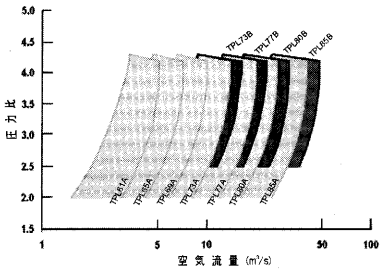


図2　TPL-A および TPL-B の空気流量範囲と圧力比

表1　TPL-B の主要仕様

機　種	TPL73B	TPL77B	TPL80B	TPL85B
空気流量範囲※ (m^3/s)	10～16	13～22	18～30	26～43
適用可能エンジン出力 (kW)	5 000～8 000	6 500～11 000	9 000～15 000	13 000～21 000
乾燥質量 (kg)	2 510	3 860	6 010	10 110

(注) ※：π_c=3.5のときを示す。

原稿受付　2004年5月20日
＊1　石川島汎用機械㈱　回転機事業部　回転機技術部
〒399-0492　長野県上伊那郡辰野町伊那富3934
＊2　石川島播磨重工業㈱　機械事業本部
〒100-8182　東京都千代田区大手町2-2-1

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

2.2 TPS 形過給機の特徴

TPS は，斜流タービンおよび遠心コンプレッサから成り，TPL と同様に中間支持軸受方式とした小型船用過給機である。TPS は，主に中小型船舶の主機・補機用として使用されている 4 ストロークエンジンに搭載され，過給機の空気流量に応じて 4 機種（TPS48，52，57および61）に分類されている。図 3 に TPS の鳥かん図を示す。

つぎに，TPS については幅広い空気流量・圧力比の要求に応えるため，各機種それぞれに TPS-D，TPS-E および TPS-F の 3 つのバージョンを設けた。これら 3 つの特徴として，TPS-D はコンプレッサ圧力比4.2程度まで対応，TPS-E は圧力比4.7程度までの高圧力比に対応，TPS-F は大空気流量でかつ圧力比4.7程度までの高圧力比に対応できるものである。

ここで，図 4 に TPS の空気流量範囲と圧力比の関係を示す。TPS-D について詳細を記すと，TPS-D は過給機一台当たりの機関出力がおよそ550kW ～3100kW に対応可能であり，コンプレッサ圧力比3.5における空気流量は 0.9～5.3m^3/s である。表 2 に TPS-D の主要仕様を示す。

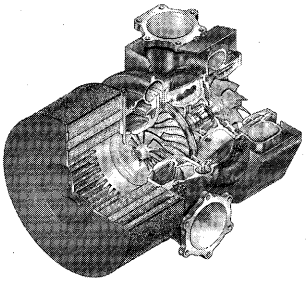


図 3　TPS 形過給機の鳥かん図

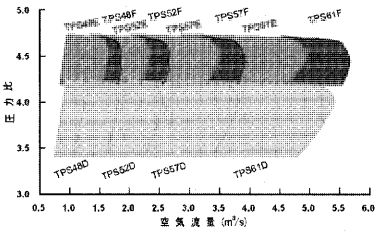


図 4　TPS-D・TPS-E・TPS-F の空気流量範囲と圧力比

表 2　TPS-D の主要仕様

機　種	TPS48D	TPS52D	TPS57D	TPS61D
空気流量範囲※ (m^3/s)	0.9～1.7	1.4～2.5	2.0～3.7	2.9～5.3
適用可能エンジン出力 (kW)	550～1 000	800～1 500	1 150～2 200	1 700～3 100
乾燥質量 (kg)	137	202	330	568

(注) ※: π_c=3.5のときを示す。

3．評価試験

3.1 評価試験の概要

TPL・TPS を IHI で国産化するために，各種の信頼性・性能試験を実施した。ここでは，すでに国産化を行った TPL85B の評価試験のうち，性能試験結果について紹介する。

3.2 TPL85B 性能試験結果

TPL85B の評価試験に使用したロータは，コンプレッサについては入口外径が約 ϕ630mm，出口外径が約 ϕ850mm であり，タービンは外径が約 ϕ830mm である。

図 5 にコンプレッサ性能試験結果を示す。図の横軸はコンプレッサ入口と出口の圧力を全圧換算した圧力比 πc を示し，縦軸はコンプレッサ効率 ηc を示す。計測回転数は，過給機最高回転数の約60%，70%，80%および90%の 4 点で行い，その時のコンプレッサ作動点は中間点近傍で行った。図 5 から，計測したほとんど全ての回転数において，85%を超える高いコンプレッサ効率が得られた。

図 6 にタービン性能試験結果を示す。図の横軸はタービンに流入する燃焼ガスのタービン入口と出口の圧力比 πt を示し，タービン入口圧力は全圧を使用し，タービン出口圧力には静圧を使用した。縦軸はタービン効率 ηt を示す。

計測回転数は，コンプレッサ性能と同時に計測したためコンプレッサ性能計測と同じ 4 点である。図 6 から，計測した殆ど全ての回転数において，85%を超える高いタービン効率が得られた。

総合効率としては約73%が得られ，非常に高い効率を有することが確認できた。

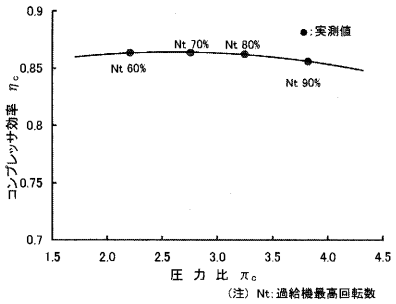


図 5　コンプレッサ性能試験結果

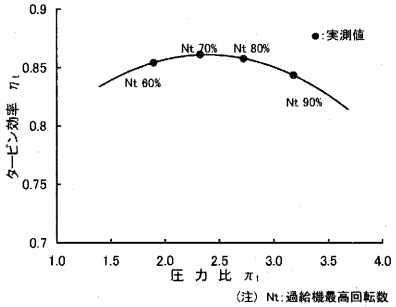


図 6　タービン性能試験結果

4．おわりに

本稿では，国産化 TPL・TPS 形過給機について紹介した。近年，自然環境の悪化が進むなか，環境問題に対する意識の向上，排ガス規制による法規制などに対処するため，高性能過給機の開発に対する期待は非常に大きい。終わりにのぞみ，このような高性能過給機が普及し，さらなる環境改善に役立つことができれば幸いである。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

ISROMAC-10に出席して

松沼　孝幸*1
MATSUNUMA Takayuki

1．まえがき

ISROMAC-10（10th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery）が，米国ハワイ州ホノルルで2004年3月7日(日)～11日(木)に開催された。ISROMACは，ポンプ，送風機，圧縮機，タービン等，あらゆる回転機械の輸送現象，動力学，設計を対象にした国際会議であり，表1のように2年毎にハワイで開催されている。今回は，ホノルルの中心ワイキキ・ビーチの高級ホテルSheraton Moana Surfriderで開催され，ドイツのアーヘン工科大学（RWTH）のD.Bohn教授がChairmanを務められた。

この会議の主催者は，ハワイに本拠地を置くPacific Center of Thermal-Fluids Engineering（PCTFE）である。PCTFEは，1985年に設立された非営利団体で，世界中の企業，大学，政府，学会等の支援を受けて，5種類の国際会議を主催し，4種類の論文集を発行している（表2）。PCTFEの代表はミシガン大学のW.-J.Yang教授が務め，その運営組織では，著名な日本のガスタービン研究者の方々が数多く活躍している。

2．会議全般

発表までの日程は，2003年5月末にAbstract締切，6月中旬に採否通知，8月末に査読用Full Paper締切，9月中旬に査読結果通知，10月末に最終版Full Paper締切であった。原稿は，全てPDF形式で提出するため，論文受理や査読結果の通知はたいへん迅速であった。提出された論文は，会議の時に，冊子のExtended Abstractsと，CD-ROMのProceedingsとして配布された。

表3に，地域別・国別の講演件数をまとめる。世界各地の17カ国から128件の講演が集まった。地域別では，西ヨーロッパ62件，アジア35件，北アメリカ27件の順であり，ハワイに近いアジアとアメリカ以上に，ヨーロッパからの講演が多かった。国別では，ドイツ37件，アメリカ27件，日本21件の順であり，この3国で全体の約2/3を占めた。ドイツ37件の内，13件はアーヘン工科大学であり，Bohn教授の活躍が顕著に現れていた。

月曜から木曜までの4日間の講演日程では，毎朝1件の基調講演が行われ，その後3室に分かれて一般講演（午前に1セッション，午後に2セッション）が行われた。観光地ハワイという土地柄の影響か，午後になると講演会場から人が少なくなる傾向が見られた。また，この会議では，大規模な展示会や工場見学はなかったが，講演会場の別室でBentley Pressurized Bearing Companyが展示を行った。その他の行事として，日曜の夜にWelcome Reception，火曜の夜にBanquet，水曜の夜にポリネシア双胴船でのCruiseが行われ，参加者を楽しませた。

3．講演内容

表4に，基調講演の題目と講演者を示す。45分間の基調講演が4件行われたが，その全てが盛況であった。

初日には，川崎重工業の杉本隆雄氏が，日本の産業用ガスタービンの歴史と技術継承について講演した。日本のガスタービン開発の経緯を，代表的な機種の写真や仕様を示しながら，分かりやすく説明するとともに，開発プロジェクトを運営する方法，蓄積された技術を若手技術者に伝達する方法についても，豊富な経験に基づいた

表1　ISROMACの開催履歴

	Held in	Organized by
1st	1985	Prof. W.-J. Yang (University of Michigan)
2nd	1988	Dr. J. H. Kim (Electric Power Research Institute)
3rd	1990	Dr. J. H. Kim (Electric Power Research Institute)
4th	1992	Prof. W.-J. Yang (University of Michigan)
5th	1994	Prof. W.-J. Yang (University of Michigan)
6th	1996	Prof. D. C. Han (Seoul National University)
7th	1998	Dr. A. Muszynska (Bentley Rotor Dynamics Research Corp.)
8th	2000	Prof. J. C. Han (Texas A&M University)
9th	2002	Prof. Y. Tsujimoto (Osaka University)
10th	2004	Prof. D. Bohn (RWTH Aachen University)

表2　PCTFEが運営する国際会議と論文集

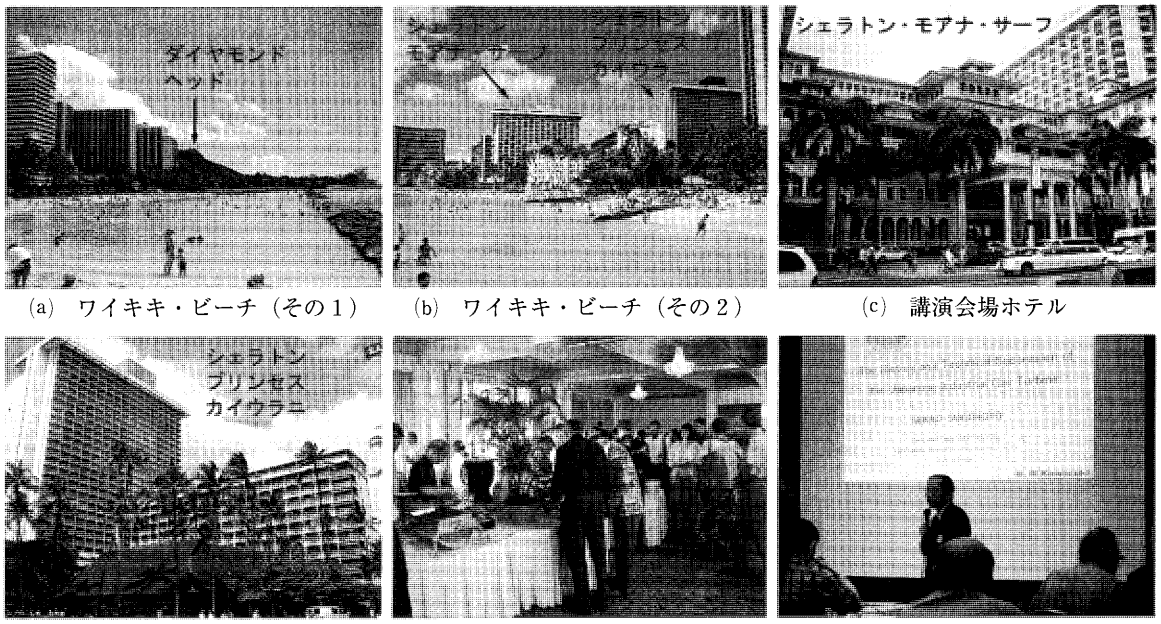
	Symposia	Journals
1	International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC)	International Journal of Rotating Machinery
2	International Symposium on Transport Phenomena (ISTP)	International Journal of Transport Phenomena
3	Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing (PSFVIP)	Journal of Flow Visualization and Image Processing
4	International Conference on Mechanics in Medicine and Biology (ICMMB)	Journal of Mechanics in Medicine and Biology
5	International Symposium on Micro and Nanotechnology (ISMNT)	-----

表3　地域別，国別の講演件数

地域名	数	地域名	数	地域名	数
西ヨーロッパ	62	北アメリカ	27	東ヨーロッパ	2
アジア	35	中南アメリカ	2	合計	128
国名	**数**	**国名**	**数**	**国名**	**数**
ドイツ	37	フランス	5	メキシコ	2
アメリカ	27	韓国	4	インド	1
日本	21	スイス	3	チェコ	1
台湾	7	イギリス	2	ベルギー	1
イタリア	6	オーストリア	2	ポーランド	1
スウェーデン	6	中国	2	合計	128

原稿受付　2004年5月10日
＊1　産業技術総合研究所　エネルギー利用研究部門
〒305-8564　茨城県つくば市並木1－2－1

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.



(a) ワイキキ・ビーチ（その1） (b) ワイキキ・ビーチ（その2） (c) 講演会場ホテル

(d) 公式宿泊ホテル (e) ウェルカム・レセプション (f) 基調講演1（KHI 杉本隆雄氏）

図1 国際会議 ISROMAC-10の様子

考えを述べて，聴衆から高い関心を受けていた。講演後には10件以上の質問が相次ぎ，セラミックガスタービンの開発や若手の教育について熱心に答えていた。

第2日には，テキサス A&M 大学の Han 氏と Chen 氏が，タービン翼内部の冷却通路の数値解析について講演した。様々な冷却通路に対して体系的に計算を行い，傾斜リブ，遠心揚力，コリオリ力による二次流れが，強い非等方レイノルズ応力と熱流束を発生し，流れ場と表面伝熱係数に著しい悪影響を与えることを明らかにした。

第3日には，ドイツの MTU Aero Engines の Walther 氏が，次世代航空エンジンの圧縮機設計について講演した。航空エンジンの歴史から今後の展望を述べた後，圧縮機について詳しく解説した。圧縮機の3次元設計は，まだ分からないことが多く，改善の余地が多いとのことであった。次世代用の開発課題として，プラスチック製の静翼，不安定性の能動制御などを示した。開発途中で遭遇した技術課題を，ドイツ国内の大学や研究所との共同研究によって効率良く解決している様子が伺えた。

第4日には，GE Aircraft Engines の Wisler 氏が，効果的な企業と大学の研究プログラムの構築について講演した。企業と大学の体質の違いなどから生じる問題点を克服し，企業・大学の両方に利益のある運営方法について解説した。米国内に限らず，ヨーロッパ，アジアなど世界中から共同研究対象の大学を厳選し，潤沢な資金を投入して，成果を上げている。質疑応答の際に，選ばれなかった大学の教員が苦言を述べる場面も見られた。

表5に，一般講演のセッション名と講演件数をまとめる。Rotordynamics，Compressors 等の多様なセッションを通して，ポンプやコンピュータ用冷却ファンなど，ガスタービン以外の回転機械の研究動向を知ることができて興味深かった。なお，発表論文の中から優秀と認められた論文は，International Journal of Rotating Machinery (http://www.tandf.co.uk./journals/titles/1023621x.asp) に掲載される。

表4 基調講演（45分）の題目と講演者

	題　目	講　演　者
1	日本の産業用ガスタービンの歴史と技術継承	Takao Sugimoto Kawasaki Heavy Industries
2	レイノルズ応力乱流モデルによるタービン翼冷却通路内の流れと伝熱の予測	Je-Chin Han, Hamn-Ching Chen Texas A&M University
3	次世代航空エンジンの圧縮機設計	Rainer Walther MTU Aero Engines
4	効果的な企業／大学の研究プログラムの構築	David C. Wisler GE Aircraft Engines

表5 一般講演（30分）のセッション名と講演件数

セッション名	数	セッション名	数
Rotordynamics, 1-5	15	Micromachines	4
Compressors, 1-4	13	Seals	4
Vibrations, 1-2	9	Steam Turbines & Valves	4
Heat Transfer, 1-2	8	Turbine Cavitation	4
Cooling, 1-2	7	Acoustics	3
Pumps, 1-2	7	Flow Visualization	3
Power Plants, 1-2	6	Optimization	3
Measurement Techniques, 1-2	6	Turbine Clocking	3
Bearings	5	Unsteady Flows	3
CFD Applications	5	Combustion	2
Cooling Fans	4	New Developments	2
Materials	4	TOTAL	124

4．次回の開催

次回は，2006年の3月頃に開催される予定である。公式ホームページはまだ開設していないので，今後の情報は，PCTFE の Web サイト（http://www.tuat.ac.jp/~pctfe/）で確認していただきたい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

第2回産業用ガスタービン技術の国際会議（CAME-GT）に参加して

水木　新平*1
MIZUKI Shimpei

4月29日と30日にスロベニアのブレッドで開催された第2回産業用ガスタービン技術の国際会議は日本ガスタービン学会が共催となっているので学会側から吉岡英輔前会長をはじめとして，電力中央研究所の佐藤幹夫氏，物質・材料研究機構の原田広史氏，三菱重工業の塚越敬三氏，宇宙航空研究開発機構の林茂氏，川崎重工業の荒井正志氏および小生以下2名が参加した。ブレッドは首都のリュブリアーナから約40km離れたブレッド湖に面し，目前にアルプスがそびえ，ゴルフや乗馬の出来る景色の良い静かな保養地である。多くの人が英語とドイツ語を話し，オーストリアやドイツなどからの御年寄りの観光客も多く，物価も安くてきれいで安全な村であった。スロベニアの人には失礼になるかも知れないが，行くまではこれほど生活環境が良いとは想像していなかった。写真1に会場から見た湖と反対側の古城を示す。ちなみにこの湖は全周6kmで，写真の左の方の小さな島に11世紀頃建てられた教会がある。湖畔にはユーゴスラビアの故チトー大統領の別荘もあった。

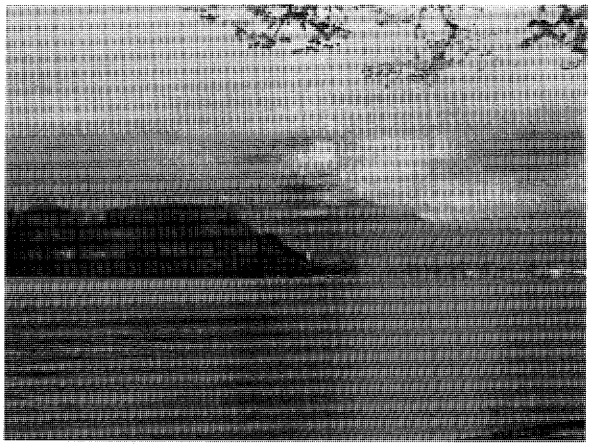


写真1

この会議はCAME-GT（Cleaner Air and More Efficient Gas Turbines）と名づけられ，ガスタービンが排出する炭酸ガスや窒素化合物の抑制や除去が行われる場合に電力生産効率の激減が無いとすると基本的なガスタービン構成要素の効率をかなり上昇させなければならないとの予測に基づいて現在から将来にかけてのガスタービン技術についてEU，日本および米国の研究者で討議することを目的としたEUの産業用ガスタービン関係者とその製造会社を中心とした会議である。なお，日本が加わったのは今回からである。

会議は全体で初日の大部分を占める3つのPlenary Sessionと4つのTechnical Sessionから構成されており，Technical Sessionには3つのKeynoteが含まれていた。全体の参加者は約100名ほどで，参加者はアメリカ，イギリス，イタリア，イスラエル，オーストリア，オランダ，キプロス，ギリシャ，スイス，スロバキア，スロベニア，ドイツ，デンマーク，チェコ，ノルーウェイ，日本，フランス，ベルギー，ブルガリア，ポルトガル，ルーマニアの21カ国にわたり，各国にまたがるガスタービン製造会社の出席や共同研究のため，国境を超えたガスタービン技術に関連した情報が交換された。この会議の議長はAlstom社のDr.Pollardであった。なお，会議の内容の詳細はwww.came-gt.comにて知ることが出来る。

スロベニアのリュブリアーナ大学のNovak学長の挨拶に続き，Dr.Pollardを司会としてPlenary Sessionが開催された。内容を見るとこの会議がかなり広範囲なガスタービン技術に関連する社会的な問題を含んでおり，将来にわたるエネルギー政策からガスタービン技術教育に到るまで幅が広く，ここまでEUでは国際協調が行われ，また，計画されているかに驚かされた。写真2に吉岡前会長のPlenary Sessionでの講演の様子を示す。

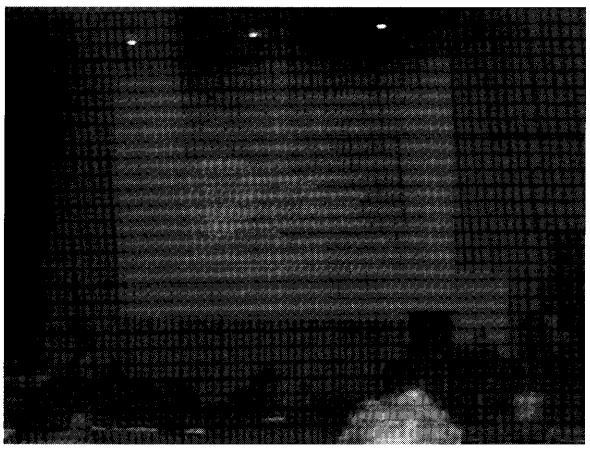


写真2

Technical Sessionは全てGas Turbine Technologiesと名づけられており，内容はCombustion，Materials，Systems，Turbomachinery，Heat Transfer and Zero

原稿受付　2004年6月30日
＊1　法政大学　工学部
〒184-8584　東京都小金井市梶野町3－7－2

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

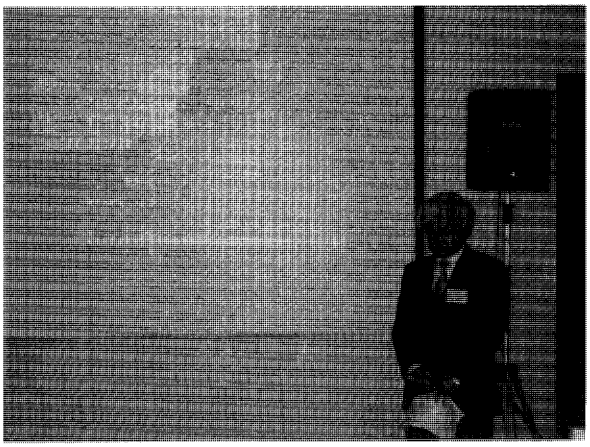


写真3

写真4

Emission, Micro Turbine Systems, Hydrogen and Liquid Fuel Combustion, Gas Turbine Instrumentation and Monitoring であり，各々4－10件の発表がなされた。これらの発表原稿もホームページに記載されているので興味の有る方はそれを参照されたい。

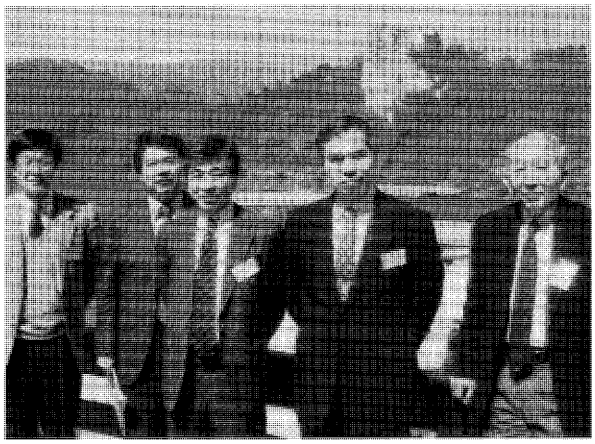


写真5

写真3に塚越氏の Technical Session での発表の様子を示す。会議の休憩時間には写真4に見るようにブレッド湖を望むテラスで各々が歓談し，幅広い情報交換が行われているようであった。写真5に日本ガスタービン学会から参加したメンバーの内，5人の方々の写真を示す。

29日の夜には Gala Dinner が開催され，出席者全員でスロベニアの料理を味わい，30日の会議終了後は午後7時半に会議会場まで馬車が迎えに来て，スロベニアの EU 加盟を翌日に控えて行われた行事の見物に連れて行き，また，送ってくれた。小生はあいにくと行けなかったが，歌や踊りなど非常に面白かったそうである。あちらこちらで花火が打ち上げられるのが見られた。

今回の会議で今までの CAME-GT の活動は一応，終了したが，この先，どのような枠組みで EU の産業用ガスタービン産業が発展して行くのか見守りたい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

GTSJ 第29期委員名簿（順不同）

《総務委員会》
石井博之（ＩＨＩ）　太田　有（早　大）　塩原　元哲（東京電力）　安良岡　淳（三菱重工）
山本　誠（東京理科大）

《企画委員会》
赤城正弘（防衛庁）　大久保陽一郎（豊田中研）　木村武清（川崎重工）　杉森洋一（東　芝）
田口　勲（三菱重工）　武田淳一郎（富士電機システムズ）　橋本良作（ＪＡＸＡ）　長谷川武治（電中研）
松沼孝幸（産総研）　三嶋英裕（日　立）　御法川　学（法政大）　山口　諭（ＩＨＩ）
若原剛人（新潟原動機）

《編集委員会》
市川　薫（東邦ガス）　伊東正雄（東芝ジーイー・タービンサービス）　刑部真弘（東京海洋大）　加藤千幸（東　大）
木下茂樹（ダイハツ）　佐々木直人（アイ・エイチ・アイ・エアロスペース）　塩原元哲（東京電力）　辻田星歩（法政大）
中村修三（荏　原）　幡宮重雄（日　立）　服部学明（三井造船）　福泉靖史（三菱重工）
森脇　健（川崎重工）　山本政彦（ＩＨＩ）

《ガスタービン統計作成委員会》
○加藤千幸（東　大）　秋田　隆（ターボシステムズユナイテッド）　今井則和（ヤンマー）　上田邦彦（ＩＨＩ）
大迫雄志（三菱重工）　酒井義明（東　芝）　中村　直（ＪＦＥエンジニアリング）　西村勝彦（東　大）
原田　純（川崎重工）　山上展由（三菱重工）　渡辺　豊（日　立）

《学術講演会委員会》
○白鳥敏正（都立科技大）　井亀　優（海技研）　今成邦之（ＩＨＩ）　岩井保憲（東　芝）
内田　博（豊田中研）　須田祐志（荏　原）　圓島信也（日　立）　古谷博秀（産総研）
山本　武（ＪＡＸＡ）

《技術情報センター運営委員会》
○山本　誠（東京理科大）　太田　有（早　大）　加藤千幸（東　大）　辻田星歩（法政大）
戸田和之（東京理科大）

《地方委員会》
○辻本良信（阪　大）　井上梅夫（タクマ）　一本松正道（大阪ガス）　岡　芳彦（三井造船）
香月正司（阪　大）　木下茂樹（ダイハツ）　辻川吉春（大阪府立大）　筒井康賢（産総研）
中西章夫（九州電力）　西　亮（NPO法人「宮崎環境エネルギー開発協会」）　橋本啓介（川崎重工）　橋本正孝（神戸大）
速水　洋（九　大）　樋口新一郎（トヨタタービンアンドシステム）　三宅　裕（福井工業大）　室田光春（ヤンマー）
六山亮昌（三菱重工）　安田俊彦（日立造船）　吉田英生（京　大）

《国際交流委員会》
○渡辺紀徳（東　大）　石田克彦（川崎重工）　今成邦之（ＩＨＩ）　太田　有（早　大）
川口　修（慶　大）　坂田公夫（ＪＡＸＡ）　武石賢一郎（阪　大）　中村良也（ＩＨＩ）
幡宮重雄（日　立）　福田雅文（東　芝）　藤岡昌則（三菱重工）　藤綱義行（ＥＳＰＲ組合）
船崎健一（岩手大）　松尾亜紀子（慶　大）　山根　敬（ＪＡＸＡ）

《歴史調査研究委員会》
○渡辺紀徳（東大）　飯島活巳（日　立）　石井博之（ＩＨＩ）　遠藤征紀（ＪＡＸＡ）
太田　有（早　大）　川上雅由（新潟原動機）　鈴木伸寿（東　芝）　塚越敬三（三菱重工）
辻田星歩（法政大）　辻本良信（阪　大）　西原昭義（ヤンマー）　橋本啓介（川崎重工）
橋本正孝（神戸大）　平岡克英（海技研）　船崎健一（岩手大）　松沼孝幸（産総研）
御法川　学（法政大）　山崎伸彦（九　大）　山本　誠（東京理科大）

《組織検討委員会》
○葉山眞治（東　大）　川口　修（慶　大）　坂田公夫（ＪＡＸＡ）　水木新平（法政大）
山本勝弘（早　大）　吉岡英輔（早　大）　吉識晴夫（帝京平成大）

《ガスタービン技術継続教育教材作成委員会》
○吉田豊明（東京農工大）　川池和彦（大同メタル工業）　北嶋潤一（川崎重工）　木村敏春（富士電機ＧＴ研究所）
桜井茂雄（日　立）　杉村章二郎（三井造船）　武石賢一郎（阪　大）　千葉正俊（ＩＨＩ）
新田明人（電中研）　福山佳孝（ＪＡＸＡ）　船崎健一（岩手大）　本阿弥眞治（東京理科大）
山中　矢（東　芝）　渡辺紀徳（東　大）

《英文論文集発刊検討ワーキンググループ》
○渡辺紀徳（東　大）　今成邦之（ＩＨＩ）　太田　有（早　大）　福泉靖史（三菱重工）
船崎健一（岩　大）　山根　敬（ＪＡＸＡ）　山本　誠（東京理科大）

○は，委員長

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

第32回定期講演会講演論文より原稿書式を以下のように改めましたので，ご報告いたします。

学術講演会委員会

学術講演会講演論文集原稿執筆要領

2004年7月6日改定

1．まえがき

この執筆要領は，㈳日本ガスタービン学会が開催する学術講演会（定期講演会等）の講演論文集に掲載する講演原稿の執筆の方法と関連する事項について述べたものです。

2．原稿の提出とその取扱い

本学会が主催する学術講演会では講演会ごとに講演論文集を作成します。講演者は本執筆要領に従って清書原稿を作成し，所定の論文原稿表紙を添付して期日までに学会事務局までお届け下さい。講演原稿が期日までに学会事務局に到着しない場合は，講演をお断りすることがあります。

2.1 原稿提出の締切

GTSJ事務局にお問合せください。

2.2 送付先

㈳日本ガスタービン学会
〒160－0023 東京都新宿区西新宿7－5－13
第3工新ビル402
（郵送の場合は書留でお送り下さい）

2.3 原稿表紙

- 講演論文原稿表紙に必要事項を記入して論文原稿に添付して下さい。
- 著作権委任承諾欄に代表者の署名をお願いします。著作権については5項を御覧ください。
- 講演後に講演論文を技術論文として学会誌に投稿することができます。6項を御覧ください。

2.4 論文題目及び著者名

- 論文題目及び著者名は講演申込書に記載のものと同一にして下さい。

2.5 提出原稿の取扱い

- 提出された原稿は原則として返却いたしません。

3．講演原稿の書き方

3.1 原稿枚数

- 原稿は1講演につき，A4用紙で2ページ以上6ページ以内とします。

3.2 原稿の書式

- 原稿はA4用紙（210mm×297mm）に，およそ，上：25mm，下：23mm，左：23mm，右：23mmのマージンを取った164mm×249mmの枠内に印刷して下さい。
- 本文は段間約8mmの2段組（本文部分：約25字×約48行/段）を標準とします。但し，段組なしの場合では約50字×約48行とします。
- 文字の大きさについて，題目は16ポイント，本文では9ポイントから10ポイントの範囲（標準10ポイント）とします。

3.3 最初のページの書き方

- 原稿1ページ目は，原稿体裁見本のように，第1行に題目を書き，1行あけて著者名と所属を書いて下さい。著者が複数の場合はバランスよく配列し，講演者の名前の前に＊印をつけて下さい。同じ所属が続く場合は，その最後の名前にのみ所属を記しても結構です。
- 次に1行あけてから，英文題目，英文著者名，英文アブストラクト，英文キーワードを続けて書き，以降に2段組で本文を書いて下さい。また，英文で記述された講演論文の場合には，和文題目，和文著者名と所属を省略して，英文題目から書いて結構です。
- 本文において，章間は1行空け，節間は行を空けません。

3.4 図表および写真

- 図表はワープロで直接書くか，別に作成した図表または鮮明なコピーを本文中の適当な場所に張り付けて下さい。写真も本文中に張り付けて下さい。
- 原稿（カラーの図，写真も含め）はすべて白黒でオフセット印刷されます。カラーの図，写真を使用されても結構ですが，白黒で印刷されるため鮮明さが落ちることがあります。

3.5 ページの記入

原稿欄外右上端に鉛筆で原稿のページを1/6，2/6…のように書いて下さい。

4．講演論文集について

提出された原稿はそのままの寸法で印刷されて，論文集（A4版）になります。講演論文集は講演会会場で参加登録者に1冊ずつお渡しします。講演者も参加登録が必要です。なお，講演者には著者講演論文抜刷10部を無料で進呈します。

5．著作権について

日本ガスタービン学会が発行する学会誌，論文集に掲載される論文等の著作権は当学会に委託していただくことになっております。著者から委託をうけた著作権の処理については，著作物（論文，図表等）の転載使用の承認事務は当学会が行い，複写については日本複写権センターに事務処理を委託します。著者本人が著者の図表などを利用する場合は学会の承認は要しないこととしますが，全文をほぼ内容を変えずに印刷物にする場合は，著者であっても学会にご連絡下さい。不明の点がありましたら学会事務局までお問い合わせ下さい。

6．技術論文への投稿について

6.1 技術論文への投稿

次の基準を満たす講演原稿は，技術論文として日本ガスタービン学会誌に投稿することができます。この場合，講演原稿受付日が技術論文受理日となる利点があります。

(1)講演原稿が技術論文投稿規定（技術論文原稿表紙裏面に記載）を満たしていること。
(2)講演者または著者が㈳日本ガスタービン学会会員であること。

6.2 無修正で投稿の場合

無修正で技術論文として投稿を希望される場合は，講演論文原稿表紙の投稿希望記入欄の項(b)にチェックをつけ，①技術論文原稿表紙，②英文アブストラクトおよび論文原稿のコピー2部を添えて下さい。以上により講演論文は講演会終了後に技術論文原稿として自動的に受理されます。その後は一般の投稿技術論文と同じく論文校閲を経て，掲載可と判定された論文が学会誌に掲載されます。

6.3 修正原稿の投稿

講演後に原稿を一部修正して投稿したい場合は，講演論文原稿表紙の該当欄投稿希望記入欄の項(c)にチェックをつけ，講演会終了後30日以内に修正原稿を学会に提出して下さい。6.2項と同様に技術論文原稿表紙，英文アブストラクトおよび修正論文コピー2部を添付して下さい。なお，内容に実質的かつ大幅な変更があるとき，および修正原稿の提出が講演会終了後30日を経過した場合は，一般の技術論文として受付け，修正原稿受付日が技術論文受理日となります。

以上

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

第32回ガスタービン定期講演会(高知市)・見学会のお知らせ

日本ガスタービン学会と日本機械学会の共催による第32回ガスタービン定期講演会・見学会を以下のように開催します。会員の皆様多数ご参加下さい。

開　催　日：

- 講演会　2004年10月20日(水)，21日(木)
- 見学会　2004年10月22日(金)

開催場所：

- 高知市文化プラザ　かるぽーと
  高知県高知市九反田2番1号　Tel：088-883-5011(代)
  http://www.bunkaplaza.or.jp/

講　演　会：

- 一般講演　空力，燃焼・燃焼器，材料，システム等
- 特別講演，オーガナイズドセッションを予定しています。
  講演プログラム等を含めたお知らせは，学会誌9月号に掲載する予定です。なお，プログラムが確定ししだい（7月中を予定）学会ホームページに掲示しますのでそちらもご覧ください。(http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/)

参加登録費：

- 共催学会正会員　13,000円
- 学生会員　4,000円
- 会員外　18,000円

ただし学生に限り，論文集無しで1,000円（会員），4,000円（非会員）

懇　親　会：

- 第1日目の講演会終了後，同「かるぽーと」にて開催いたします。
  なお，懇親会参加費として2,000円を徴収させていただきます。

見　学　会：

- 日時：10月22日(金)
- 見学先：ニッポン高度紙工業（株），海洋深層水関連施設を予定しています。
- 定員45名程度，先着順，講演会登録者に限ります。
- 参加費6,000円

参加申込方法：

講演会，見学会に参加をご希望の方は，参加申込書に必要事項をご記入の上，学会事務局宛にお申し込み下さい。参加登録は，受付の混乱を避けるため，事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。

また今回，学会ホームページ上（http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/）からの参加申込を予定しておりますので，そちらもご覧ください。

講演会場への交通等：

- JR高知駅より車で5分，高知空港より車で30分，はりまや橋より徒歩5分の位置にあります。

GTSJ刊行物を電子図書館で
――論文検索も可能――

(社)日本ガスタービン学会では，学会誌・講演会論文集・セミナー・Bullettin・IGTCProceedingsを国立情報学研究所（NII）の提供する電子図書館に掲載しております。

電子図書館「NACSIS-ELS」では日本の学協会が発行する学術雑誌から論文を探し，その頁を表示したり印刷したりすることができます。論文・雑誌のリストの検索は自由にできますが，論文のページの表示や印刷をするには料金がかかることもあり，利用登録が必要となりますので，NIIのHPより「利用申請」の申込みをしてください。

今までは図書館へ行って読んだり，コピーをとったり，あるいは他の図書館から取り寄せたりしなければならなかった論文を，よりいっそう迅速・簡単に入手することができますので，是非ご利用ください。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

第32回ガスタービン定期講演会（2004年10月20，21日）

参加申込書

㈳日本ガスタービン学会　行

FAX：03-3365-0387　　TEL：03-3365-0095

会社／大学等名称	
所在地	〒
TEL	
FAX	

参加者名（所在地、連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入ください。）

氏名（フリガナ）	所属	TEL FAX	所属学協会 (GTSJは会員番号)	会員資格	見学会 (6千円)	懇親会 (2千円)
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席

【事務局への連絡事項】

払込方法（○印をつけてください）　参加費等入金予定日　　月　　日

1.銀行　（みずほ銀行　新宿西口支店　普通　１７０３７０７）

2.郵便振替　（００１７０－９－１７９５７８）

3.現金書留

送金金額＿＿＿＿＿＿円（内訳：＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿＿）

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

＊請求書の発行について

1.要　宛名（　　）　　2.不要

＊領収書の発行について

1.要　宛名（　　）　　2.不要

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

○本会協賛・共催行事○

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
日本エネルギー学会　第13回大会	H16/7/29-30 工学院大学 新宿キャンパス	日本エネルギー学会「大会」係 TEL：03-3834-6456，FAX：03-3834-6458， E-MAIL：taikai13@jie.or.jp， URL：http://www.jie.or.jp/13taikai.hml
第6回内燃機関燃焼の診断とモデリングに関する国際会議（COMODIA2004）	H16/8/2-5 パシフィコ横浜	日本機械学会 URL：http://www.jsme.or.jp/esd/comodia/， TEL：03-3703-3111 ext3831， FAX：03-5707-1173
第18回フレッシュマン・サマーセミナー	H16/8/19-20 大阪大学豊中キャンパス シグマホール	ターボ機械協会 TEL：03-3944-8002，FAX：03-3944-6826， E-MAIL：turbo-so@pop01.odn.ne.jp
第271回講習会　製品開発，技術開発のための最適設計技術と応用 （デモ展示付き）	H16/9/15-16 大阪科学技術センター ８Ｆ中ホール	日本機械学会　関西支部 TEL：06-6443-2073，FAX：06-6443-6049， E-MAIL：jsme@soleil.ocn.ne.jp， URL：http://www.kansai.jsme.or.jp/
第12回機械材料・材料加工技術講演会 （M&P2004）	H16/11/6-7 熊本大学　工学部	日本機械学会 URL：http://www.jsme.or.jp/mpd， TEL：096-342-3736（熊本大学　里中忍）， 092-642-3445（九州大学　三浦秀士）
第6回実験熱流体に関する世界会議 （6th World Conference on Experimental Heat Transfer, Fluid Mechanics, and Thermodynamics）	H17/4/17-21 ホテル松島大観荘 （宮城県松島町）	第6回実験熱流体世界会議　総務担当　東北大学流体科学研究所　丸田薫 TEL：022-217-5319，FAX：022-217-5311， E-MAIL：maruta@ifs.tohoku.ac.jp

ガスタービン学会誌2004年5月号の正誤表

		誤	正
P14 左段上5-6行		耐食コーティング（MCrAlY）の上に遮熱コーティング（TBC）を	TBCを
P40 添付資料2-2	型式GT11N2のライナの欄	Haynes 230	HA-230
	型式GT13E2の4段静翼のコーティング材の欄	–	MCrAlY
	型式GT13E2の圧縮機動翼の欄	:2.5Ni12CrMo鋼	2.5Ni12CrMo鋼
	型式GT13E2の圧縮機静翼コーティングの欄	–	耐食コーティング （前側段翼）（オプション）
	型式GT24/26の3段動翼コーティングの欄	TBC	MCrAlY
P41 添付資料2-3	型式V94.2/84.2の圧縮機動翼の欄	12CrNiMoV鋼	16CrNiMoV鋼
	型式V94.3A/84.3Aの圧縮機動翼の欄	13CrMo鋼	12CrMoV鋼
表紙写真　〈単結晶Ni基超合金，CMSX-4の未使用材組織〉の写真提供先の記載が漏れていました。 （提供　防衛大学校　機械システム工学科　構造材料講座　三浦　信祐様）			

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

○本会協賛・共催行事○

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
日本エネルギー学会　第13回大会	H16/7/29-30 工学院大学 新宿キャンパス	日本エネルギー学会「大会」係 TEL：03-3834-6456，FAX：03-3834-6458， E-MAIL：taikai13@jie.or.jp， URL：http://www.jie.or.jp/13taikai.hml
第6回内燃機関燃焼の診断とモデリングに関する国際会議（COMODIA2004）	H16/8/2-5 パシフィコ横浜	日本機械学会 URL：http://www.jsme.or.jp/esd/comodia/， TEL：03-3703-3111 ext3831， FAX：03-5707-1173
第18回フレッシュマン・サマーセミナー	H16/8/19-20 大阪大学豊中キャンパス シグマホール	ターボ機械協会 TEL：03-3944-8002，FAX：03-3944-6826， E-MAIL：turbo-so@pop01.odn.ne.jp
第271回講習会　製品開発，技術開発のための最適設計技術と応用 （デモ展示付き）	H16/9/15-16 大阪科学技術センター ８Ｆ中ホール	日本機械学会　関西支部 TEL：06-6443-2073，FAX：06-6443-6049， E-MAIL：jsme@soleil.ocn.ne.jp， URL：http://www.kansai.jsme.or.jp/
第12回機械材料・材料加工技術講演会 （M&P2004）	H16/11/6-7 熊本大学　工学部	日本機械学会 URL：http://www.jsme.or.jp/mpd， TEL：096-342-3736（熊本大学　里中忍）， 092-642-3445（九州大学　三浦秀士）
第6回実験熱流体に関する世界会議 （6th World Conference on Experimental Heat Transfer, Fluid Mechanics, and Thermodynamics）	H17/4/17-21 ホテル松島大観荘 （宮城県松島町）	第6回実験熱流体世界会議　総務担当　東北大学流体科学研究所　丸田薫 TEL：022-217-5319，FAX：022-217-5311， E-MAIL：maruta@ifs.tohoku.ac.jp

ガスタービン学会誌2004年5月号の正誤表

		誤	正
P14 左段上5-6行		耐食コーティング（MCrAlY）の上に遮熱コーティング（TBC）を	TBCを
P40 添付資料2-2	型式GT11N2のライナの欄	Haynes 230	HA-230
	型式GT13E2の4段静翼のコーティング材の欄	–	MCrAlY
	型式GT13E2の圧縮機動翼の欄	:2.5Ni12CrMo鋼	2.5Ni12CrMo鋼
	型式GT13E2の圧縮機静翼コーティングの欄	–	耐食コーティング （前側段翼）（オプション）
	型式GT24/26の3段動翼コーティングの欄	TBC	MCrAlY
P41 添付資料2-3	型式V94.2/84.2の圧縮機動翼の欄	12CrNiMoV鋼	16CrNiMoV鋼
	型式V94.3A/84.3Aの圧縮機動翼の欄	13CrMo鋼	12CrMoV鋼
表紙写真　〈単結晶Ni基超合金，CMSX-4の未使用材組織〉の写真提供先の記載が漏れていました。 （提供　防衛大学校　機械システム工学科　構造材料講座　三浦　信祐様）			

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

編集後記

お知らせ

今月（７月号）に掲載を予定しておりました「2003年ガスタービン及び過給機生産統計」ですが，諸般の事情につき再度延期し，次号（９月号）に掲載することになりました。

当記事を参照・活用されている方々には大変申し訳ございませんが，御了承の程お願い致します。

７月号をお届けします。

本会誌がお手元に届く頃は，梅雨も明けて，夏真っ盛りの夏休み時期，屋外に出て木陰で読まれる方もおられるかと思っております。

最近のコンピュータの進歩は著しく，２，３年前に購入したPCが旧式化すると共に，月日の経つのも早く感じられます。このコンピュータを利用したＣＦＤの発展にも目覚しいものがあります。昨今の学会発表では，機械内部の流体流れをカラフルに目に見える形で，しかも動画で説明してくれます。ガスタービン圧縮機，燃焼器，タービン等のコンポーネント開発においては，CFD解析技術の進歩が，開発に要する期間，費用の大幅な削減を可能にしています。

そこで，本号は，ガスタービンに関するCFD特集号としました。CFD解析技術の現状・将来動向と技術課題を取り上げております。この特集号の巻頭言は早大の大田先生にお願いしました。

また，CFD解析手法の適用範囲として伝熱，空力弾性，騒音解析の解説を含めました。

今回は，CFD解析に使用されるコンピュータハードの現状と今後の課題，大規模シミュレーション技術についても専門家に執筆をお願いしました。

ガスタービンの要素開発から，それに使用するコンピュータハードを含め，CFD解析を知る上での参考になれば幸いです。

数値解析関係の本会誌特集号としては，2002年９月号に燃焼関係数値シミュレーションを取り上げております。興味のある方はそちらも参考にして下さい。

技術論文は４編掲載しております。技術論文による会誌充実策の一環として，本学会主催国際会議，講演会での発表論文の会誌掲載を進めております。会員の方々の積極的な技術論文投稿をお待ちしております。

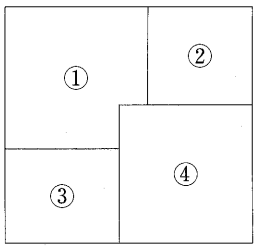
見聞記として，本年３月ハワイで開催された，ISRO-MAC-10と，５月スロベニアで開催の産業用ガスタービン技術国際会議を掲載しました。

例年，７月号に掲載しているガスタービン生産統計資料は，資料取り纏めが間に合わず次号に掲載予定です。ご利用予定の方にはご迷惑をおかけしますが，ご容赦下さい。

最後になりますが，本号刊行にあたり，執筆者の方々にはお忙しい中，快く原稿作成をお引き受け頂き有難うございました。担当編集委員一同，厚くお礼申し上げます。

本号の企画編集は辻田委員（法政大），中村委員（荏原製作所），幡宮委員（日立製作所）と渡辺（ＩＨＩ）が担当しました。

〈表紙写真〉



表紙図表構成

①	本文293頁	図１
②	本文263頁	図10①，②
③	本文289頁	図14(a)
④	本文267頁	図３

☘事務局だより✉☘

毎年毎年，同じようなことを書いているような気がしますが，今年もまた相も変わらず温度差の激しい不順な気候の頃となりました。

この天候も７月下旬には，梅雨明けと共に真夏の太陽が照りつける毎日となっていることでしょうが，このひと月ほどがつらいところです。

事務局でも５月中ごろから風邪に取り付かれ，なかなか元通りにならず，体がだるい，のどが痛い，咳も出ると不調を訴えながら毎日の業務に追われています。そこへもってきて，前々回からお知らせしているように隣のビル工事の騒音・振動で泣きっ面にハチ。今日も朝から騒音で電話も聞こえず，イライラのし通しです。

さて，今年も７月１日，２日に恒例の教育シンポジウムが宇宙航空研究開発機構（ＪＡＸＡ）にて開催され，学生さんはじめ，社会人の方々75名程が熱心に受講なさいました。

この教育シンポジウムも今回で10回目となり，社会人でもガスタービンに関しては初心者の方や学生さんを対象に開催してきましたが，中にはリピーターの方もいらしてその熱心さには脱帽です。

先生や上司に勧められるだけではなく，ご自分で積極的に参加なさるのですから，うれしい限りです。

巻末の会告ページにもありますように，秋には「高知」で32回目の定期講演会が開催されます。「高知」は昨年の定期講演会開催地「北見」と姉妹都市の関係にあるとか。

「北見」での「よさこいソーラン節」には皆さん踊り狂い（？）大いに盛り上がりましたが，今回も再びあの感動を！というところでしょうか。

今回の教育シンポジウム，定期講演会の講演申し込みなどWEBで出来るようにしましたら，そちらの方を利用する方のほうが多くなりました。

また，“ホームページを見て”というお問い合わせも大変多くなりましたので，皆様のお目に留まる機会も増えたようだと喜んでおります。

事務局も出来うる限り新しい情報に更新していきたいと考えております。［A］

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

編集後記

お知らせ

今月（７月号）に掲載を予定しておりました「2003年ガスタービン及び過給機生産統計」ですが，諸般の事情につき再度延期し，次号（９月号）に掲載することになりました。

当記事を参照・活用されている方々には大変申し訳ございませんが，御了承の程お願い致します。

７月号をお届けします。

本会誌がお手元に届く頃は，梅雨も明けて，夏真っ盛りの夏休み時期，屋外に出て木陰で読まれる方もおられるかと思っております。

最近のコンピュータの進歩は著しく，２，３年前に購入したPCが旧式化すると共に，月日の経つのも早く感じられます。このコンピュータを利用したＣＦＤの発展にも目覚しいものがあります。昨今の学会発表では，機械内部の流体流れをカラフルに目に見える形で，しかも動画で説明してくれます。ガスタービン圧縮機，燃焼器，タービン等のコンポーネント開発においては，CFD解析技術の進歩が，開発に要する期間，費用の大幅な削減を可能にしています。

そこで，本号は，ガスタービンに関するCFD特集号としました。CFD解析技術の現状・将来動向と技術課題を取り上げております。この特集号の巻頭言は早大の大田先生にお願いしました。

また，CFD解析手法の適用範囲として伝熱，空力弾性，騒音解析の解説を含めました。

今回は，CFD解析に使用されるコンピュータハードの現状と今後の課題，大規模シミュレーション技術についても専門家に執筆をお願いしました。

ガスタービンの要素開発から，それに使用するコンピュータハードを含め，CFD解析を知る上での参考になれば幸いです。

数値解析関係の本会誌特集号としては，2002年９月号に燃焼関係数値シミュレーションを取り上げております。興味のある方はそちらも参考にして下さい。

技術論文は４編掲載しております。技術論文による会誌充実策の一環として，本学会主催国際会議，講演会での発表論文の会誌掲載を進めております。会員の方々の積極的な技術論文投稿をお待ちしております。

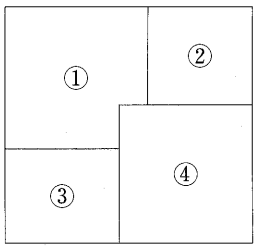
見聞記として，本年３月ハワイで開催された，ISRO-MAC-10と，５月スロベニアで開催の産業用ガスタービン技術国際会議を掲載しました。

例年，７月号に掲載しているガスタービン生産統計資料は，資料取り纏めが間に合わず次号に掲載予定です。ご利用予定の方にはご迷惑をおかけしますが，ご容赦下さい。

最後になりますが，本号刊行にあたり，執筆者の方々にはお忙しい中，快く原稿作成をお引き受け頂き有難うございました。担当編集委員一同，厚くお礼申し上げます。

本号の企画編集は辻田委員（法政大），中村委員（荏原製作所），幡宮委員（日立製作所）と渡辺（ＩＨＩ）が担当しました。

〈表紙写真〉



表紙図表構成

①	本文293頁	図１
②	本文263頁	図10①，②
③	本文289頁	図14(a)
④	本文267頁	図３

☘事務局だより✉☘

毎年毎年，同じようなことを書いているような気がしますが，今年もまた相も変わらず温度差の激しい不順な気候の頃となりました。

この天候も７月下旬には，梅雨明けと共に真夏の太陽が照りつける毎日となっていることでしょうが，このひと月ほどがつらいところです。

事務局でも５月中ごろから風邪に取り付かれ，なかなか元通りにならず，体がだるい，のどが痛い，咳も出ると不調を訴えながら毎日の業務に追われています。そこへもってきて，前々回からお知らせしているように隣のビル工事の騒音・振動で泣きっ面にハチ。今日も朝から騒音で電話も聞こえず，イライラのし通しです。

さて，今年も７月１日，２日に恒例の教育シンポジウムが宇宙航空研究開発機構（ＪＡＸＡ）にて開催され，学生さんはじめ，社会人の方々75名程が熱心に受講なさいました。

この教育シンポジウムも今回で10回目となり，社会人でもガスタービンに関しては初心者の方や学生さんを対象に開催してきましたが，中にはリピーターの方もいらしてその熱心さには脱帽です。

先生や上司に勧められるだけではなく，ご自分で積極的に参加なさるのですから，うれしい限りです。

巻末の会告ページにもありますように，秋には「高知」で32回目の定期講演会が開催されます。「高知」は昨年の定期講演会開催地「北見」と姉妹都市の関係にあるとか。

「北見」での「よさこいソーラン節」には皆さん踊り狂い（？）大いに盛り上がりましたが，今回も再びあの感動を！というところでしょうか。

今回の教育シンポジウム，定期講演会の講演申し込みなどWEBで出来るようにしましたら，そちらの方を利用する方のほうが多くなりました。

また，“ホームページを見て”というお問い合わせも大変多くなりましたので，皆様のお目に留まる機会も増えたようだと喜んでおります。

事務局も出来うる限り新しい情報に更新していきたいと考えております。［A］

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

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

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.32　No.4　2004.7

発行日　2004年7月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　望月貞成
発行者　住川雅晴
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel．03-3365-0095　Fax．03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5168

©2004，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は，㈳日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は，著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL：03-3475-5618　FAX：03-3475-5619
E-mail：naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

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

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.32　No.4　2004.7

発行日　2004年7月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　望月貞成
発行者　住川雅晴
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel．03-3365-0095　Fax．03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5168

©2004，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は，㈳日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は，著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL：03-3475-5618　FAX：03-3475-5619
E-mail：naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

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

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.32　No.4　2004.7

発行日　2004年7月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　望月貞成
発行者　住川雅晴
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel．03-3365-0095　Fax．03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5168

©2004，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は，㈳日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は，著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL：03-3475-5618　FAX：03-3475-5619
E-mail：naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。

A．投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。

B．依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。

C．学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告，会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2．依頼原稿および投稿原稿は，ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説，講義，技術論文，速報（研究速報，技術速報），寄書（研究だより，見聞記，新製品・新設備紹介），随筆，書評，情報欄記事，その他とする。刷り上がりページ数は原則として，1編につき次のページ数以内とする。

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

3．執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し，編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4．会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は，編集委員会が定める方法により審査され，編集委員会の承認を得て，学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては，別に技術論文投稿規定を定める。

5．依頼原稿および学会原稿についても，編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は，査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6．依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7．学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

8．著作者は，学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9．本会発行の著作物に掲載された記事，論文などの著作物について，著作権侵害者，名誉毀損，またはその他の紛争が生じた場合，当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1．本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

1）主たる著者は本学会会員であること。

2）投稿原稿は著者の原著で，ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

3）投稿原稿は，一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし，要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2．使用言語は原則として日本語とする。ただし，第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合，および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお，原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3．投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし，1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4．図・写真等について，著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5．投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し，正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6．原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7．投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し，編集委員会で採否を決定する。

8．論文内容についての責任は，すべて著者が負う。

9．本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては，学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.32　No.4　2004.7

発行日　2004年7月20日
発行所　社団法人日本ガスタービン学会
編集者　望月貞成
発行者　住川雅晴
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel．03-3365-0095　Fax．03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所　ニッセイエブロ㈱
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel．03-5733-5157　Fax．03-5733-5168

©2004，㈳日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は，㈳日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は，著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は，直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052　東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL：03-3475-5618　FAX：03-3475-5619
E-mail：naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.21.33.186, 2025/05/09.