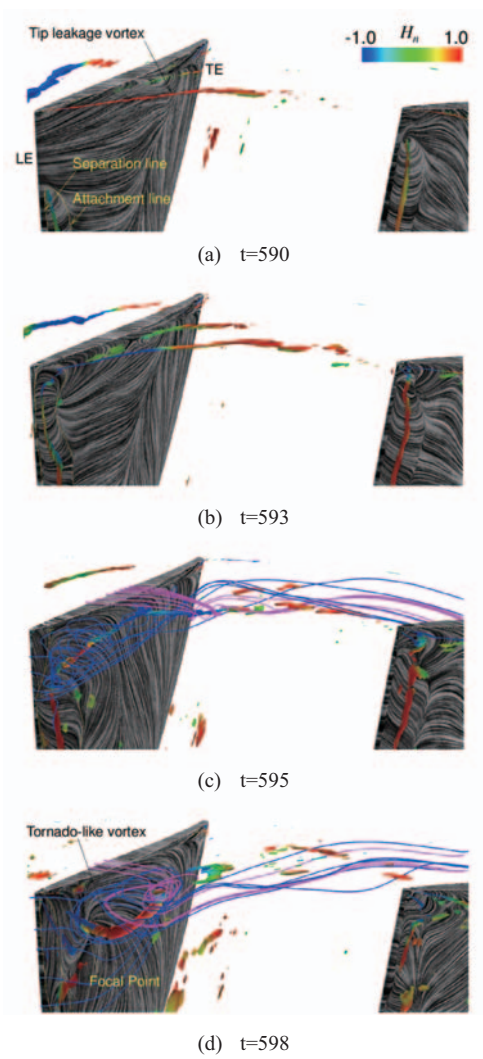


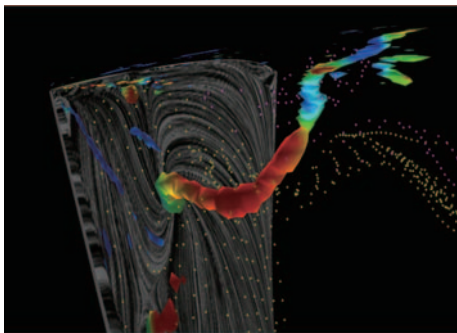
圧縮機のCFD解析

(九州大学 古川・山田)

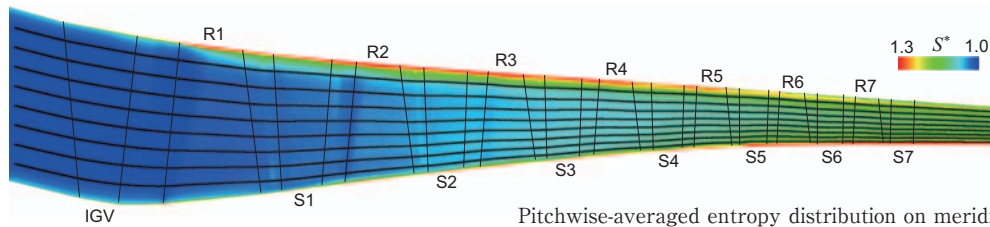
(詳細は本文389頁参照)



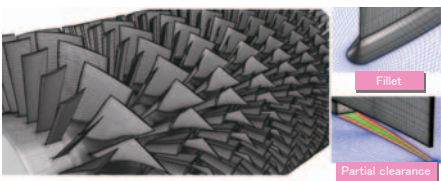
Unsteady behaviour of vortical flow structure and limiting streamlines on blade suction surface at spike-type stall inception (本文Fig. 3 参照)



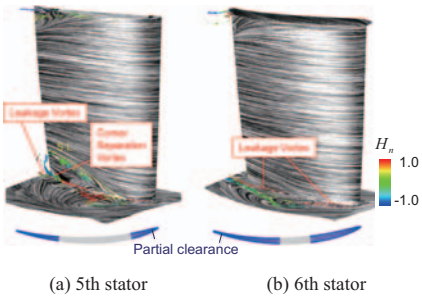
Tornado-like separation vortex at spike-type stall inception (本文Fig. 5 参照)



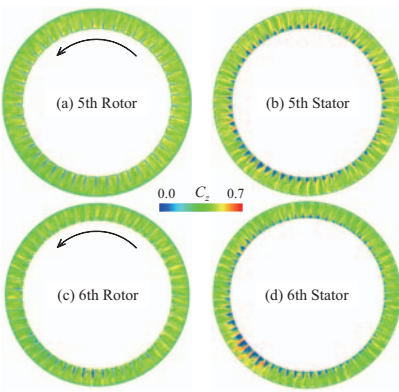
Pitchwise-averaged entropy distribution on meridional plane (operating point A) (本文Fig. 10 参照)



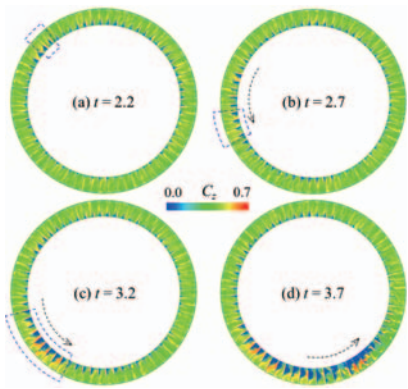
Computational grid (本文Fig. 8 参照)



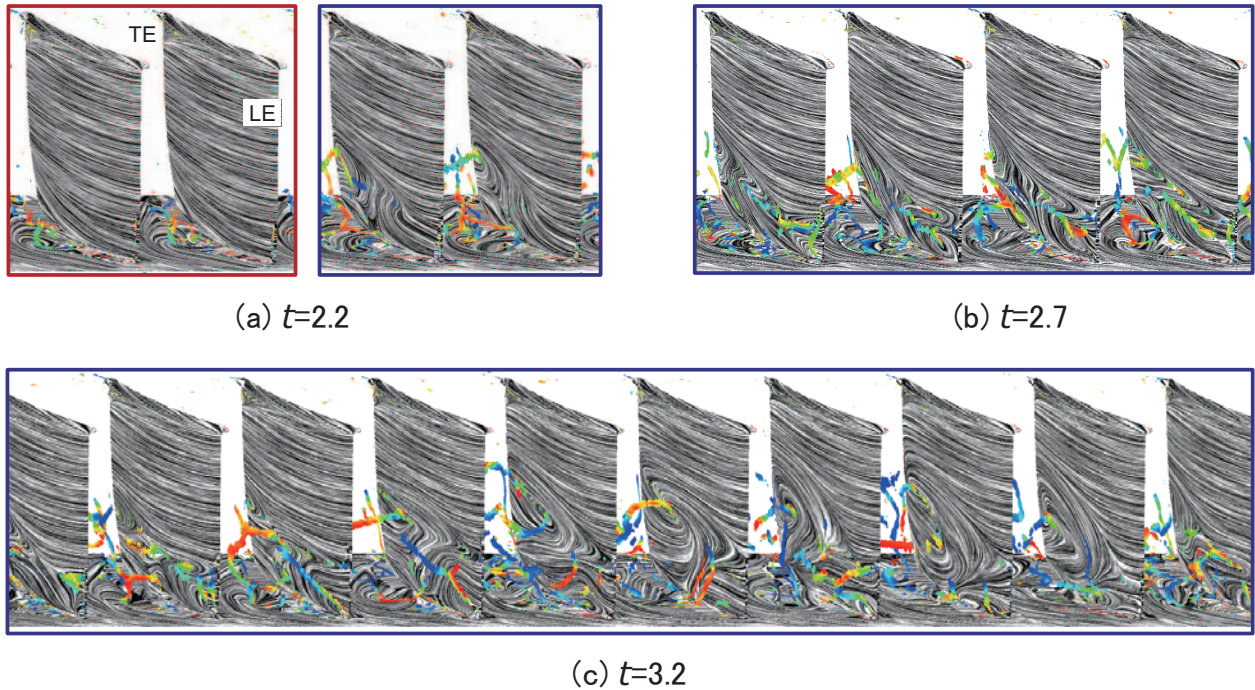
Ensemble-averaged flow fields of 5th and 6th stators (operating point A) (本文Fig. 11 参照)



Comparison of axial velocity distribution on rotor/stator exit planes at t=3.2 (operating point F) (本文Fig. 13 参照)



Time variation of axial velocity distribution on 6th stator exit plane (operating point F) (本文Fig. 14 参照)

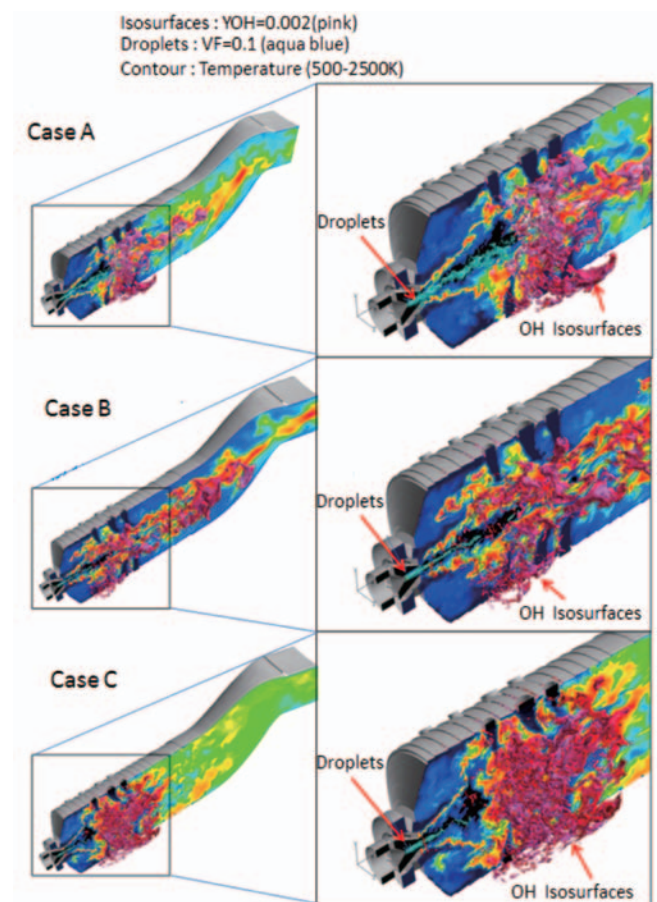
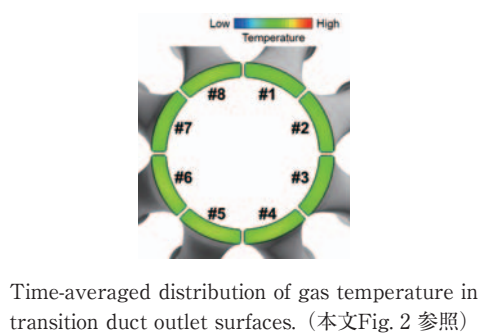
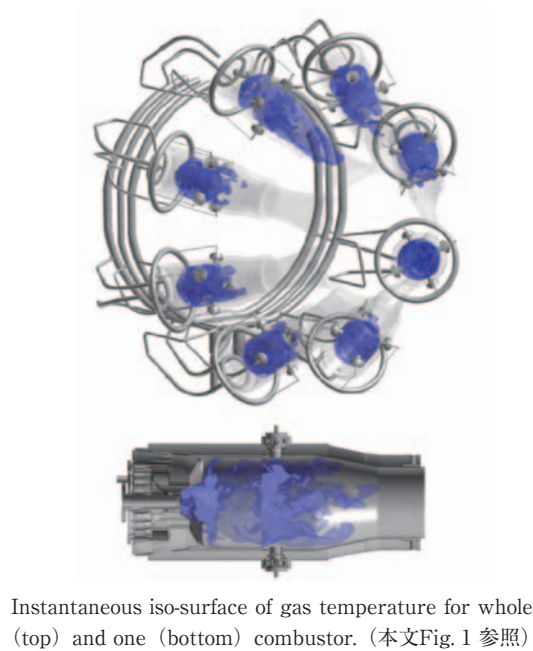


Development of rotating stall inception vortex (operating point F): the internal flow fields in the regions surrounded by a dashed border in Figure 14 are presented by the limiting streamlines and vortex cores (本文Fig. 15 参照)

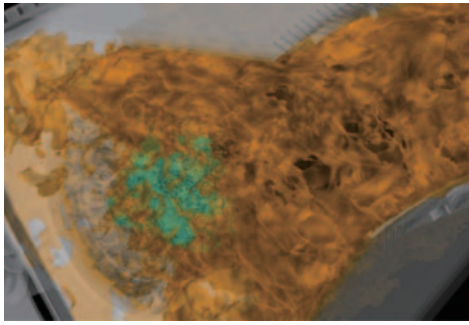
ガスタービン燃焼器内乱流燃焼の数値シミュレーション

(京都大学 黒瀬)

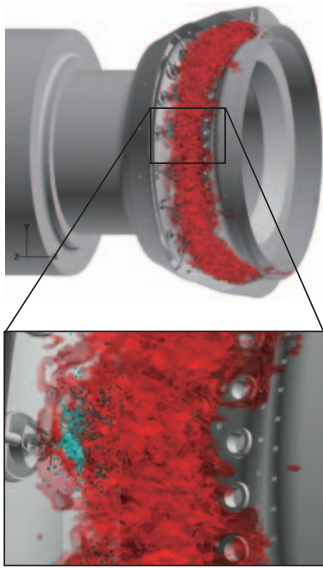
(詳細は本文396頁参照)



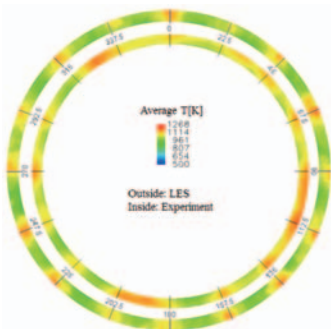
Instantaneous distributions of gas temperature (central plane), OH concentration (iso-surface) and fuel sprays. (本文Fig. 4 参照)



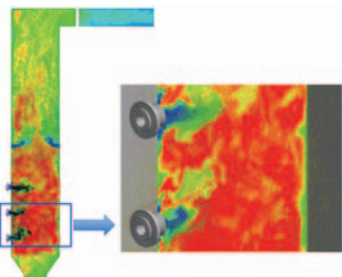
Instantaneous iso-surface of gas temperature and fuel sprays. (本文Fig. 7 参照)



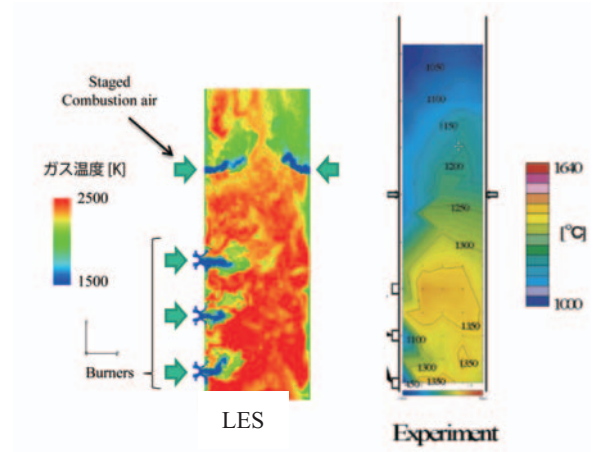
Instantaneous iso-surfaces of gas temperature and fuel sprays. (本文Fig. 9 参照)



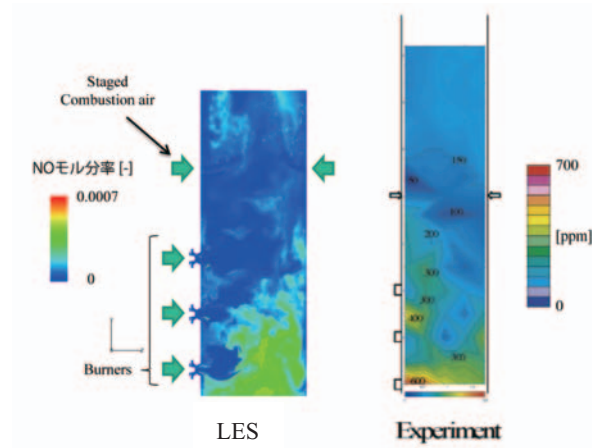
Time-averaged profiles of gas temperature at combustor exit (outside: LES, inside: experiment). (本文Fig. 10 参照)



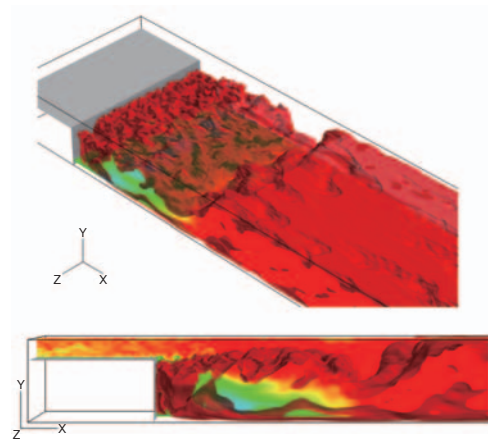
Instantaneous distributions of gas temperature and coal particle. (本文Fig. 11 参照)



Comparison of instantaneous distribution of gas temperature between LES and experiment. (本文Fig. 12 参照)



Comparison of instantaneous distribution of NO concentration between LES and experiment. (本文Fig. 13 参照)



Instantaneous distributions of streamwise velocity and iso-surface of gas temperature. (本文Fig. 14 参照)

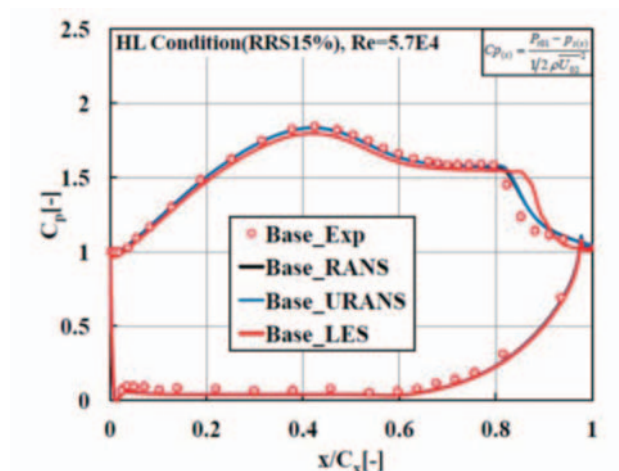


Instantaneous iso-surface of gas temperature and fuel sprays. (本文Fig. 17 参照)

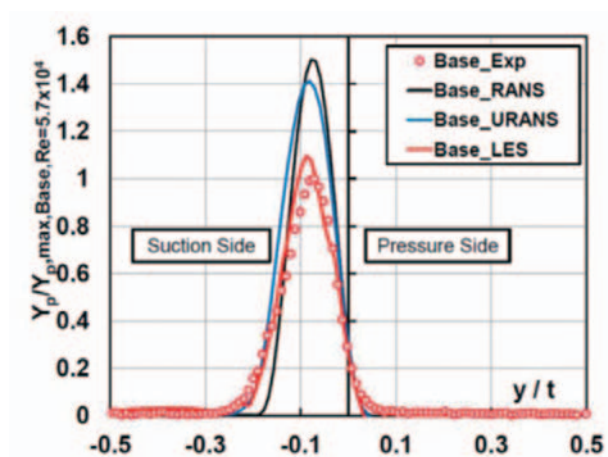
タービンのCFD解析

(岩手大学 船崎)

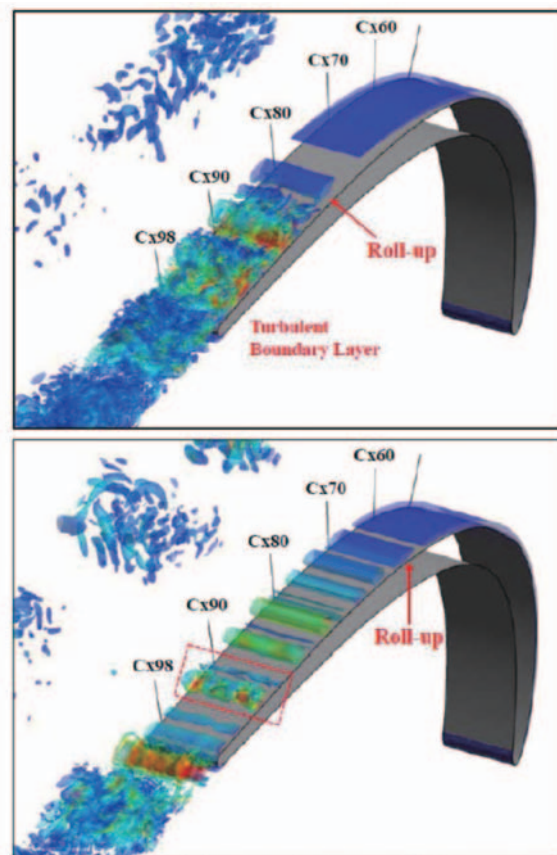
(詳細は本文402頁参照)



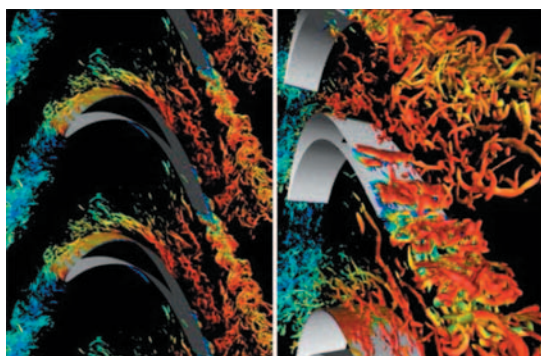
Static Pressure Distributions (本文Fig. 1 参照)



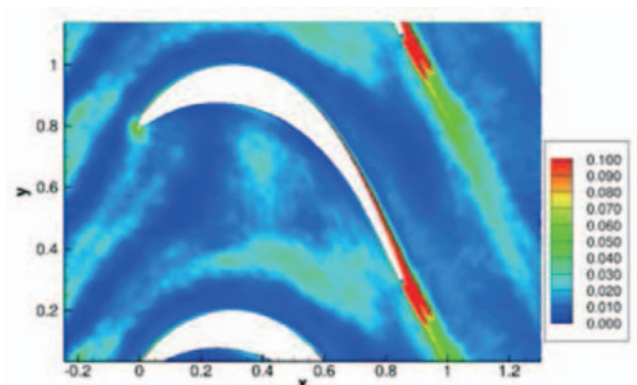
Cascade loss distributions (本文Fig. 2 参照)



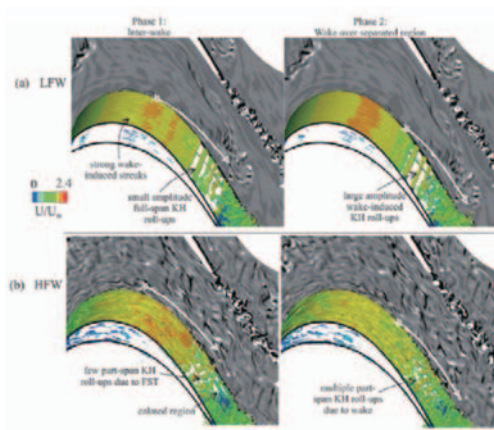
Flow fields captured by LES (本文Fig. 3 参照)



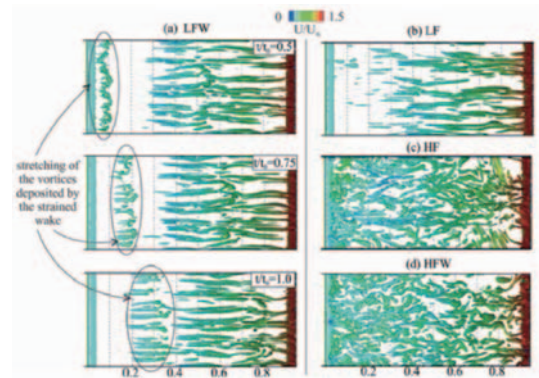
Generated inlet turbulence structure (本文Fig.10 参照)



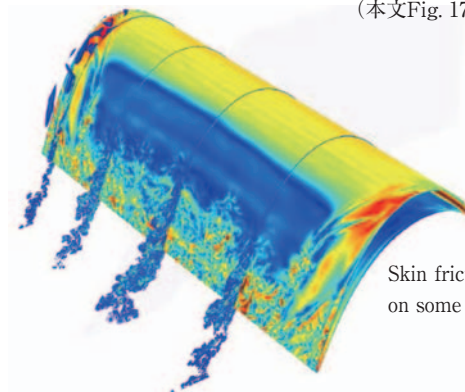
Reynolds stress error (本文Fig. 12 参照)



Vortical structures on and around the airfoil
(本文Fig. 16 参照)



Vortical structures on the pressure surface
(本文Fig. 17 参照)

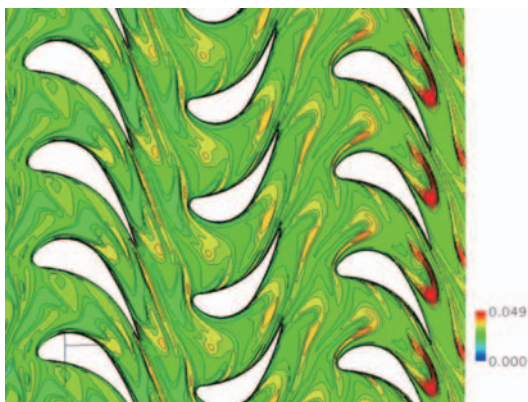


Skin friction on the airfoil with vorticity
on some cut planes (本文Fig.18 参照)

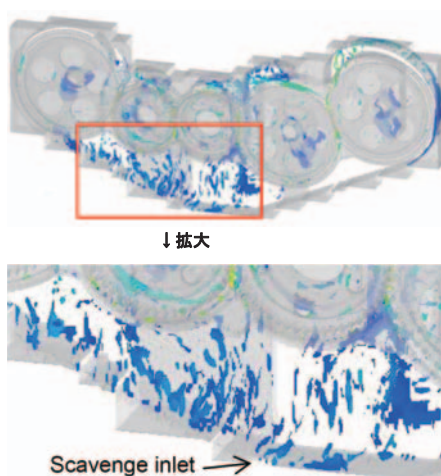
混相流のCFD解析

(東京大学 姫野)

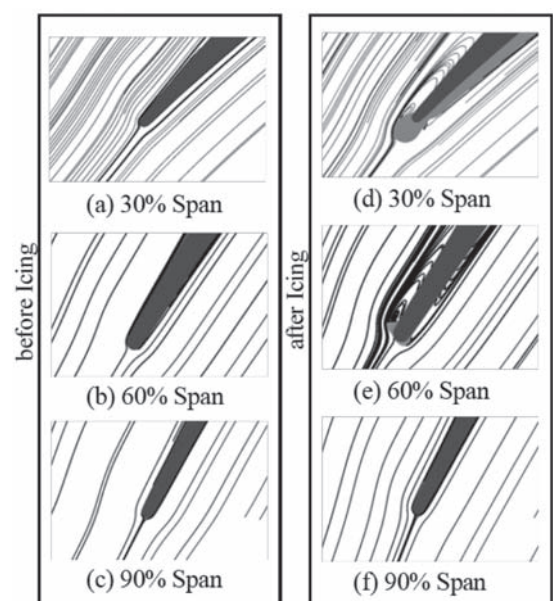
(詳細は本文409頁参照)



Unsteady 3-D calculation of wet-steam flows through three-stage stator-rotor blade rows in a low-pressure steam turbine with a non-equilibrium model of condensation. Contours of instantaneous condensate mass fractions. (本文Fig. 3 参照)



CFD simulation of oil scavenging in the Accessory Gearbox . (本文Fig. 6 参照)

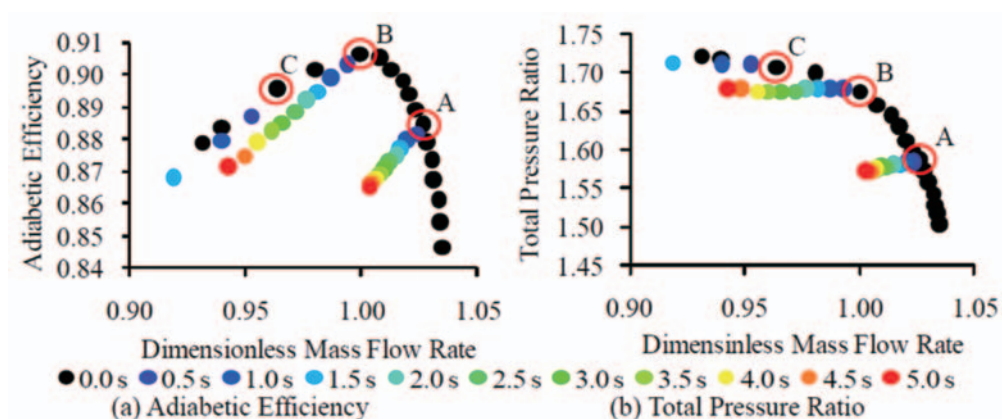


Change of flow pattern caused by icing around the leading edge of fan blade. (本文Fig. 4 参照)

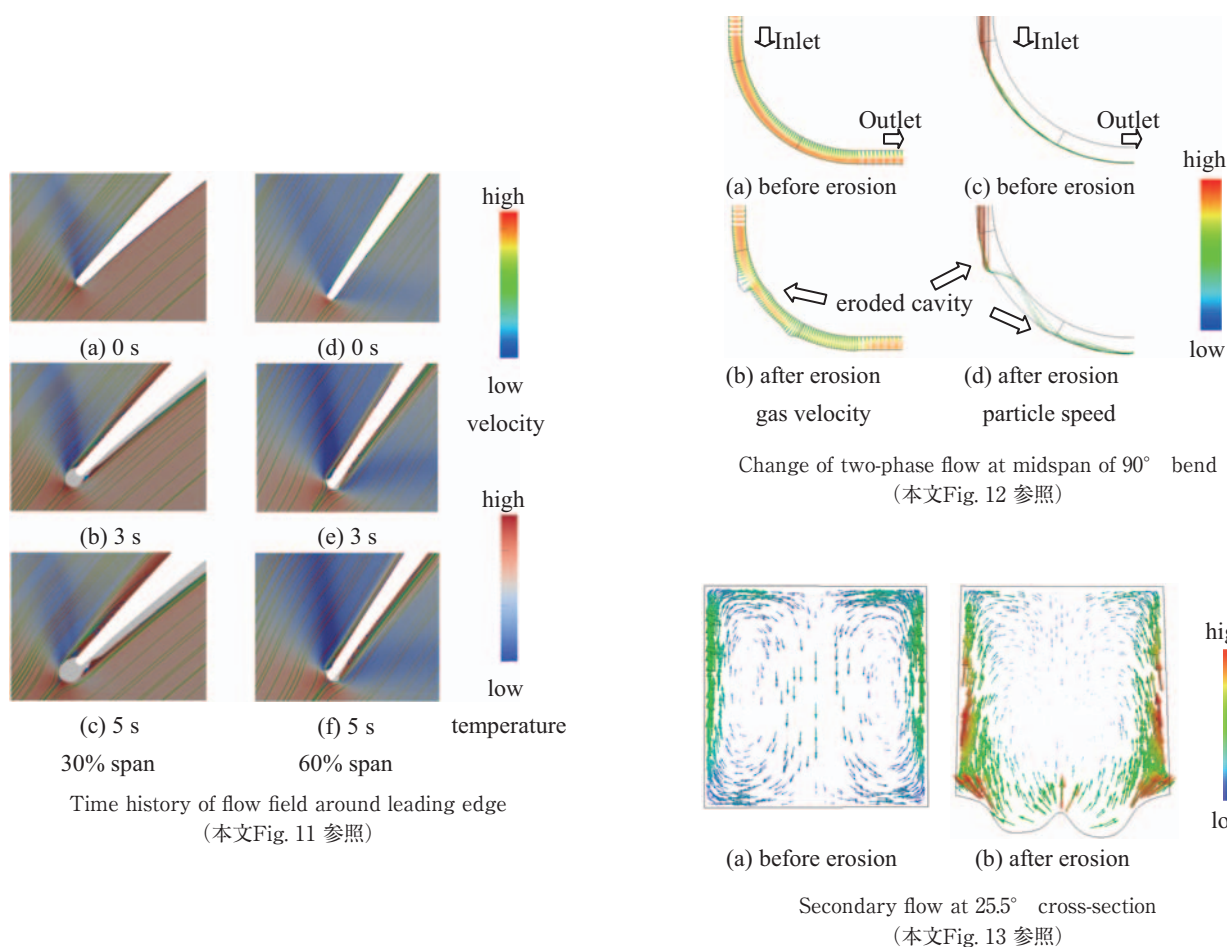
JAXAにおける航空エンジン用シミュレーション技術の活用

(宇宙航空研究開発機構 牧田・北條・北村・山根・賀澤・鈴木・西澤)

(詳細は本文414頁参照)



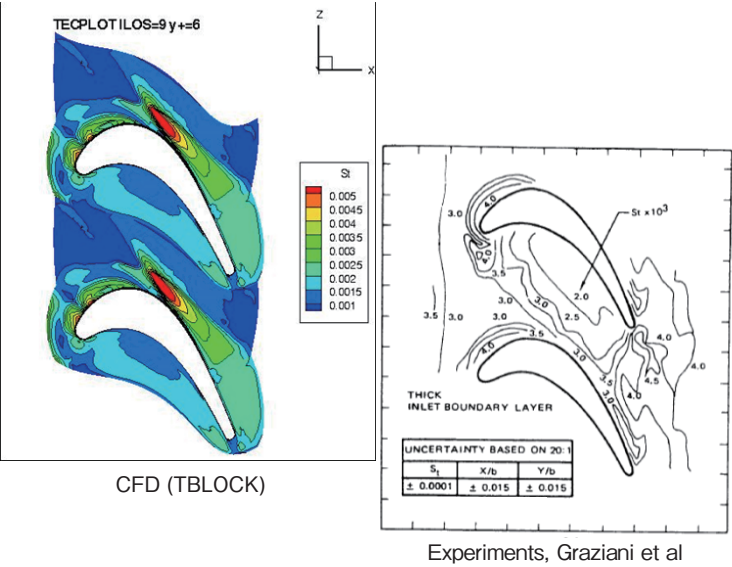
Performance deterioration due to icing (本文Fig. 10 参照)



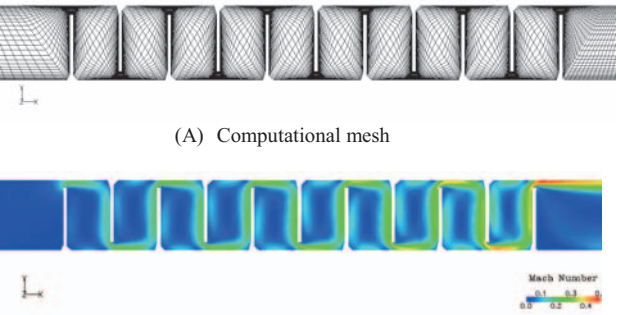
CFD FOR GAS TURBINE COMPONENTS AT MAN DIESEL & TURBO

(MAN Diesel & Turbo SE WIEDERMANN • GREVING)

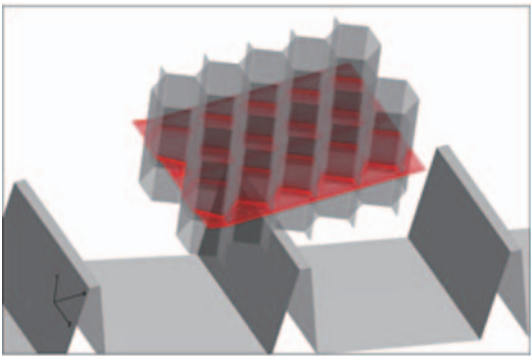
(詳細は本文422頁参照)



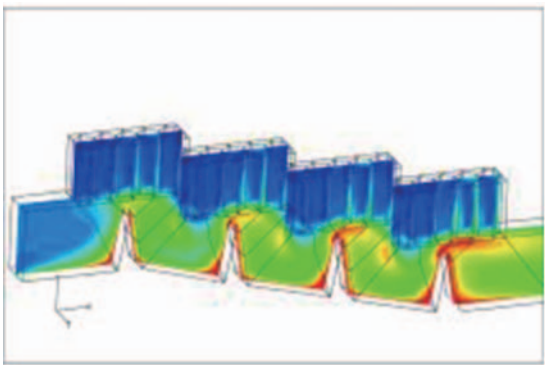
Stanton number distributions at endwall (本文Fig. 5 参照)



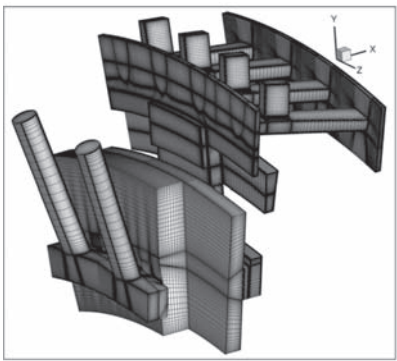
Application of TBLOCK for labyrinth seal analysis
(本文Fig. 6 参照)



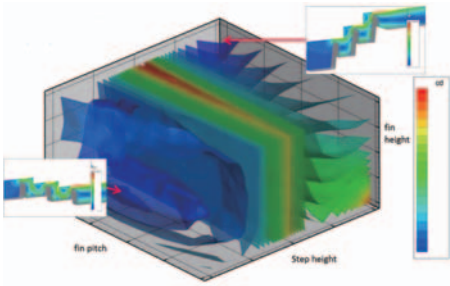
Computational domain and mesh generation
for a honey comb labyrinth seal (本文Fig. 9 参照)



Flow in a honeycomb seal (Velocity distribution),
results with TBLOCK (本文Fig. 10 参照)



TBLOCK mesh arrangement and streamline pattern in
a real gas turbine rotor-stator cavity as part of MAN's
secondary flow optimization process (本文Fig. 15 参照)

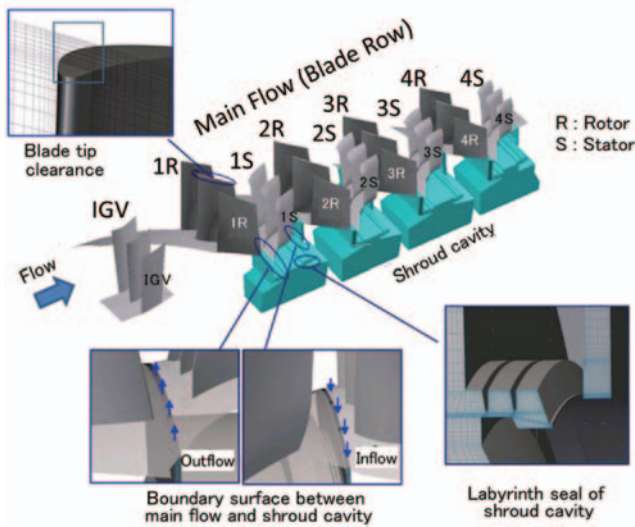


Optimization of labyrinth seal geometry using TBLOCK
(本文Fig 16 参照)

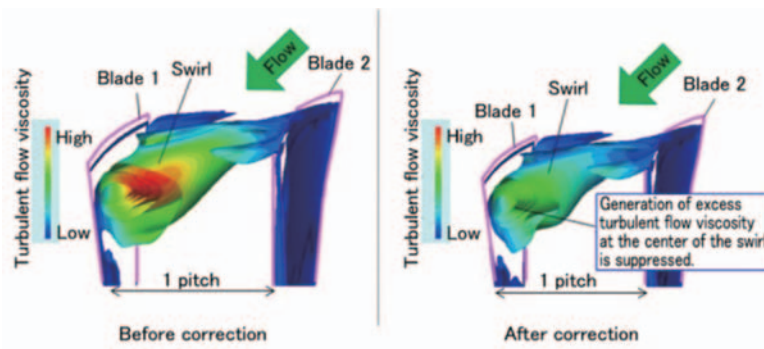
発電用ガスタービン主要コンポーネントのCFD解析技術と適用事例

(三菱重工業 三戸・高・北川・坂元・磯野・伊藤)

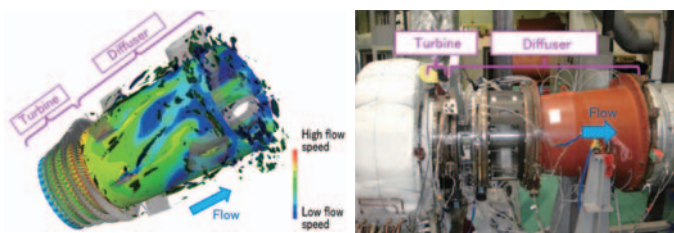
(詳細は本文428頁参照)



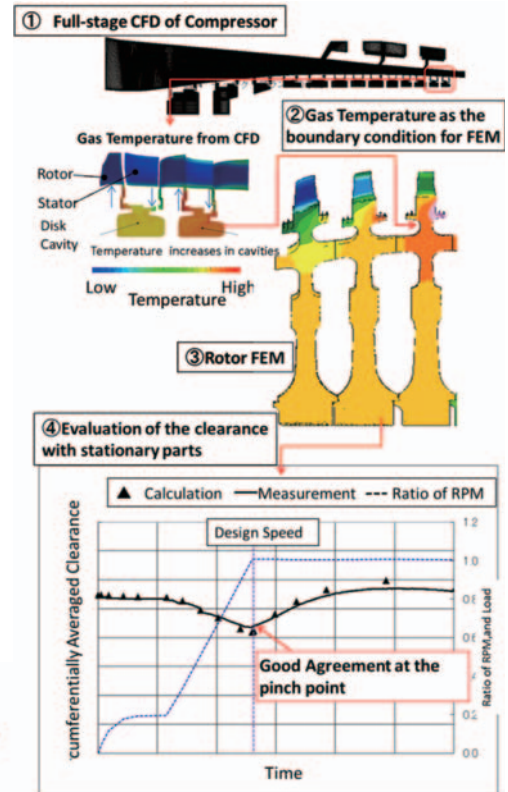
Compressor CFD model (main flow + clearance)
(本文Fig. 2 参照)



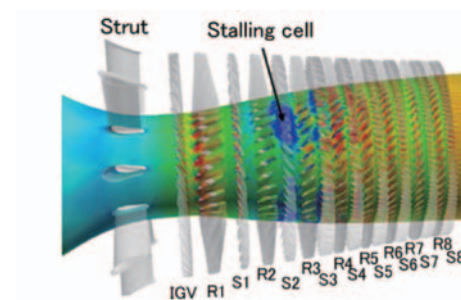
Example of improvements to the turbulence model
(本文Fig. 3 参照)



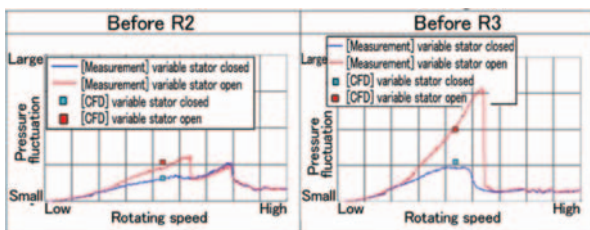
Large-Scale Calculation of turbine and diffuser (Left), and the test rig (Right) (本文Fig. 13 参照)



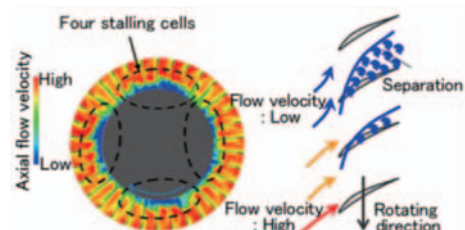
Prediction of rotor tip clearance
(本文Fig. 14 参照)



(a) Front 8 stages during start up (unsteady, full annulus, 250 million cells)

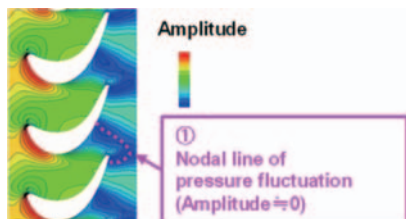
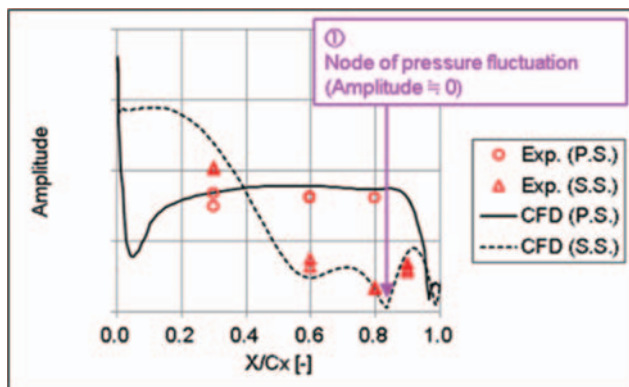


(d) Pressure fluctuation at the casing upstream of the rotor

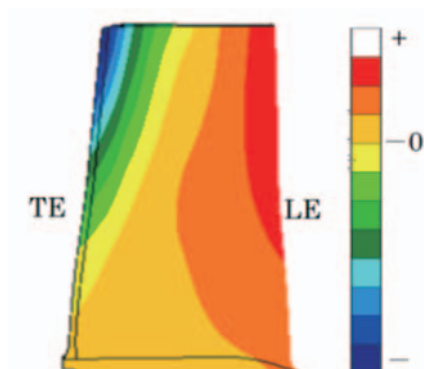


(b) Third stage rotor inlet (c) Diagram of a stall cell

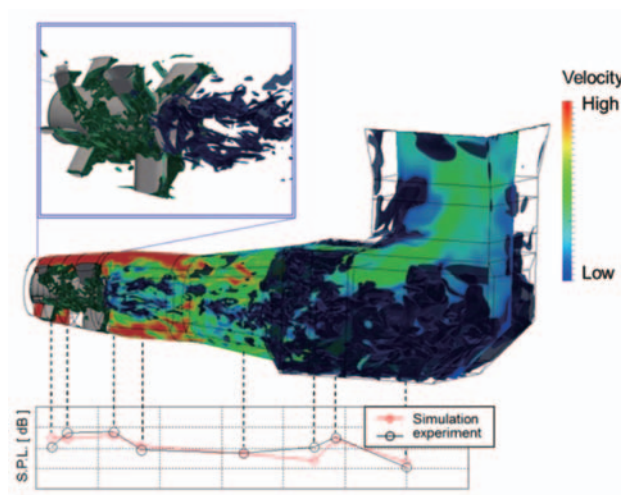
Prediction of pressure fluctuation during the start up
(本文Fig.15 参照)



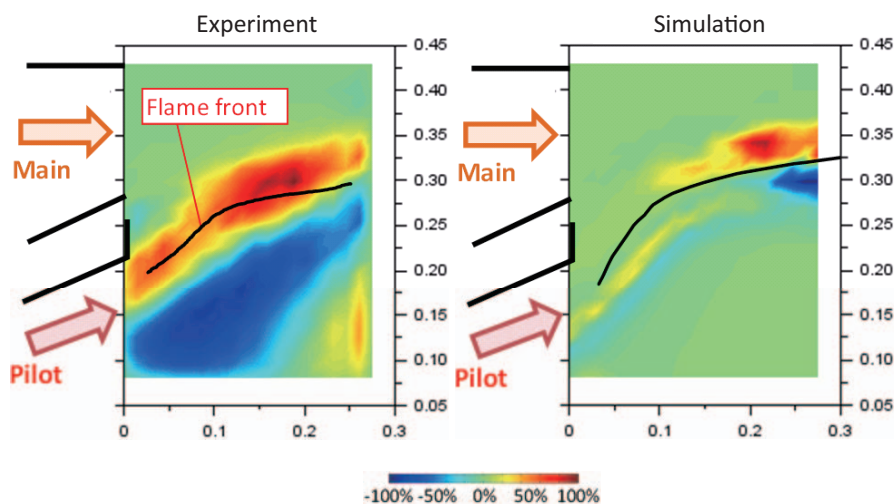
Prediction of the pressure fluctuation on turbine rotors
(本文Fig. 16 参照)



Prediction of the turbine blade's vibratory mode
(本文Fig. 18 参照)



Prediction of the flow and acoustic noise in the turbine diffuser (本文Fig. 20 参照)

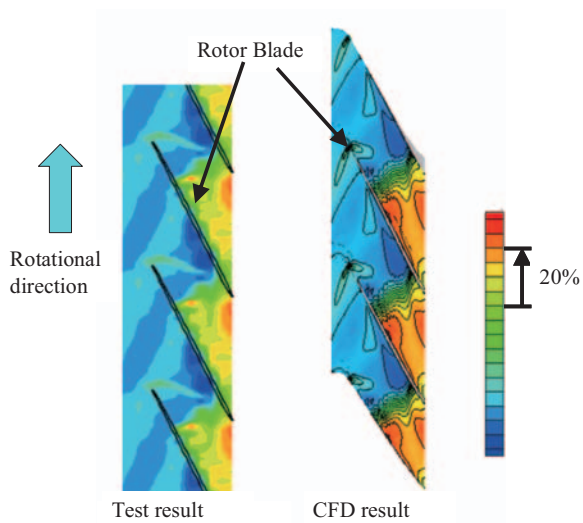


Distribution comparison of Rayleigh criteria
(本文Fig. 23 参照)

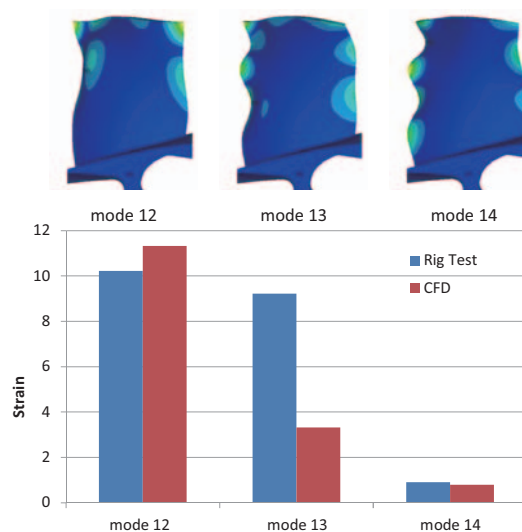
ジェットエンジン開発におけるCFD技術

(IHI 青塚)

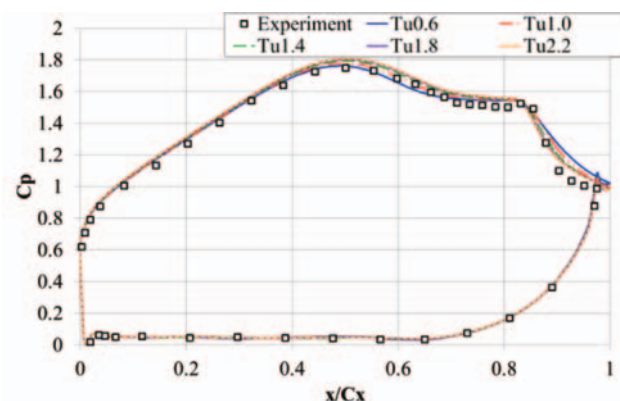
(詳細は本文434頁参照)



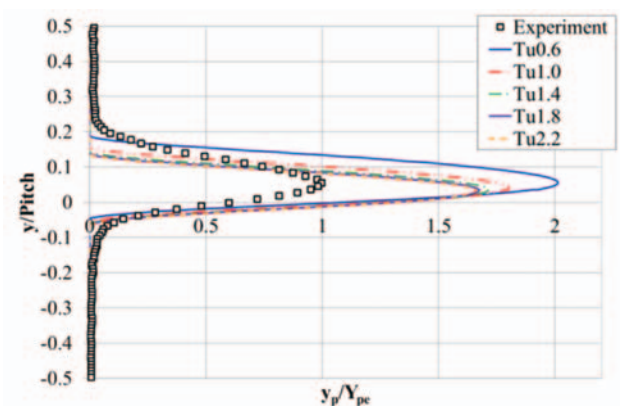
Pressure Contour at Rotor Tip Wall
(本文Fig. 4 参照)



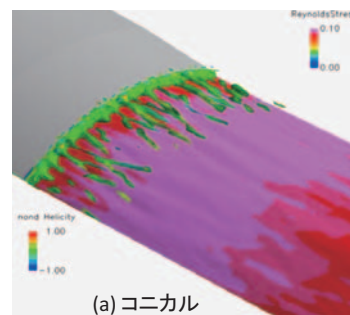
Forced Response Analysis Result
(本文Fig. 11 参照)



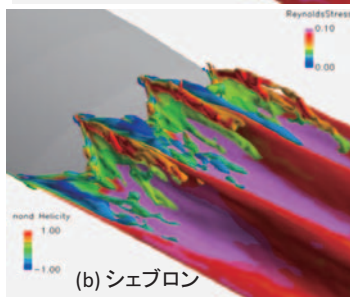
Pressure Coefficient Distribution on the Blade Surface
(本文Fig. 8 参照)



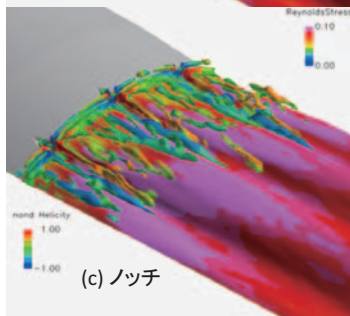
Pitchwise Distribution of Pressure Loss Coefficient (115% Cx)
(本文Fig. 9 参照)



(a) コニカル



(b) シェブロン



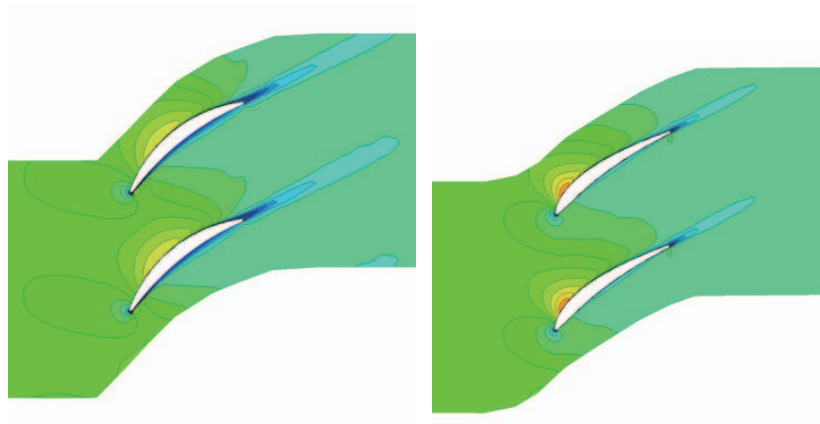
(c) ノッチ

LES Analysis Result for Nozzle Exit Flowfield
(本文Fig. 13 参照)

中小型ガスタービンへのCFD技術の適用

(川崎重工業 松岡・平野・田中)

(詳細は本文440頁参照)

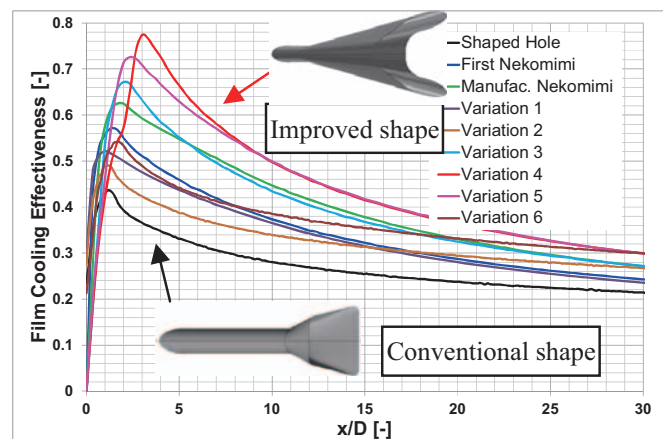


(a)conventional airfoil

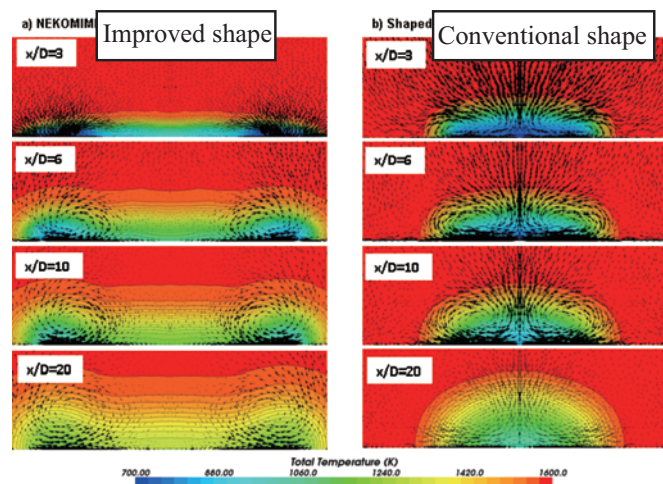
(b)optimized airfoil

Comparison of blade to blade Mach number contours

(本文Fig. 2 参照)



(a)Film cooling effectiveness



(b)Velocity vectors and temperature contours

Advanced film cooling technology

(本文Fig. 15 参照)

特集：ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線（～現状と今後の展望～）

特集「ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線 （～現状と今後の展望～）」

加藤 千幸^{*1}
KATO Chisachi

本号では、「ガスタービンに関する数値シミュレーションの最前線」と称して、企業における実証研究や実用化の状況、大学等研究機関における基礎研究などを中心として、合計9編の解説記事からなる特集をお届けする。ガスタービン関係で利用されている数値シミュレーションは熱流体関係のシミュレーションが多く、今回の掲載記事もそのほとんどが熱流体関係のシミュレーションであるが、ファンブレード用複合材料開発のための衝撃解析やファンディスクの寿命予測のための構造解析などに言及している記事も含まれている。ガスタービンに関係したCFDや数値シミュレーションの特集は過去20年間に5回の特集が組まれていて、直近では2012年11月号に企画された「ガスタービンに関するCFD技術の最前線」がある。

前回の特集が組まれた当時からの大きな変化といえば、あの「一番でないといけないのですか」発言により一躍有名になったスーパーコンピュータ京の登場がある。京の性能はそれまでの我が国最大のスパコンの性能を100倍以上も上回るものであった。政府の方針として、京の産業利用が積極的に推進されたこともあり、京を利用した大規模な産業応用計算も数多く行われており、本号にもいくつかそのような計算例が紹介されている。

前回の特集企画から3年間が経過しているが、本特集を読めばこの間に起こったいくつかの変化を知ることができる。一つは、大規模な非定常解析の実証計算が盛んに実施されていることである。たとえば、大学等の研究機関と企業との共同研究の成果として、Detached Eddy Simulation (DES) を用いて実機圧縮機の全周7段の非定常解析が実施され、実機の圧縮機で発生する旋回失速の特徴を再現できたという内容が紹介されている。この解析は前述の京を用い、計算格子点数は20億点にも及ぶ大規模解析となっている。また、このような大規模な非定常計算は燃焼器やガス化装置の解析にも適用されている。たとえば、8缶型産業用ガスタービン燃焼器の実圧状態における燃焼場が、約1.4億要素、2万コアを用いた大規模LES燃焼解析により再現され、燃料の供給口と燃焼器との距離の違いが各缶の燃焼特性に及ぼす影響が

数値解析結果により議論されている。このような実機・実圧の全体解析は京が登場する前はとても考えられないレベルの解析であった。

大規模・非定常流れ解析の実証研究や実用化研究の進展に加えて、この3年間に大きな進展があったこととしては、3次元流れ解析と遺伝的アルゴリズムを併用した翼列形状最適化が実用の域に到達したことが挙げられる。一昔前であれば、翼列形状の最適化はいわゆる実験計画法と応答曲面法を併用することにより、少ないケース数のCFDの計算結果を基にして最適形状を割り出していたが、ここ数年の計算機性能の飛躍的な向上と相まって、CFDによる直接的な最適化が実用段階に入りつつあるということである。

圧縮機の開発に関しては翼列の空力性能や旋回失速などの向上・解明が重要な技術課題であるが、タービンにとっては空力性能の向上だけではなく、冷却性能の向上も重要な課題である。冷却性能の評価には、燃焼ガス内の熱の移動や動翼や静翼壁面での熱のやり取りの評価に加えて、翼列構造物内の熱伝導解析や冷却流路内の熱伝達解析も同時に行う必要があり、いわゆる、複合伝熱解析を実施する必要がある。このような複合伝熱解析も長年にわたる研究の成果としてすでに実用の域に入っているものと思われる。

上記のような大規模・非定常解析や複合伝熱解析は一朝一夕に実現されたわけではなく、単独翼試験や翼列試験などを対象とした広範な検証計算によるモデルの改良を経て初めて実現されたものであり、そのような検証計算は主に大学等研究機関が担ってきた。今回の特集記事の中でも基礎的な検証計算に関する調査結果も報告されている。

基礎検証や実証解析を介して信頼性がある程度保障されたシミュレーション手法を実用化するための取り組みも盛んに行われている。たとえば、GPUを用いることにより、従来よりも桁違いに規模が大きい数値シミュレーションが実用レベルで実施できるようになったことが紹介されている。大規模な非定常解析は総じて実証研究のフェーズにあるが、定常流れ計算を用いた圧縮機の全周解析は実用化のフェーズに入りつつある。

ガスタービンに関する熱流体现象の中にはまだまだ解決すべき課題も多く残されている。たとえば、ジェット

原稿受付 2015年10月21日

*1 東京大学 生産技術研究所 機械・生体系部門
〒153-8505 目黒区駒場4-6-1

エンジンファンの着氷のシミュレーション，噴霧燃焼器の燃料の微粒化のシミュレーション，燃焼振動のシミュレーション，あるいは，機械の全体性能に少なからず影響を及ぼすギアの中の潤滑油の挙動のシミュレーションなどである。このような問題に関しては大学等の研究機関で新しいシミュレーション方法の研究が盛んに行われている状況である。

ご寄稿頂いた記事全部を拝読させていただくとともに，この機会に改めて，2012年の特集も読み返してみた。その上で，①ニーズにマッチした基礎研究が鋭意実施されていること，②大学と企業の強力な連携体制のもと，さ

まざまな実証研究が実施されていること，さらに，③企業を中心とした，乱流モデルや解析手法のさらなるブラッシュアップを経て，これらの実証研究の成果も着実に実用化されつつあること，を改めて強く感じた。大学等研究機関のシーズ開発と企業が抱えているニーズとのマッチング，より強力な産学官連携体制による実証研究の加速，さらに，実用化に至る課題の解決策の検討などのために，本特集が少しでも皆様方の参考になれば誠に幸いである。最後に，ご多忙の中，興味深い解説記事をご寄稿いただいた執筆者の方々に心から御礼申し上げます。

特集：ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線（～現状と今後の展望～）

圧縮機のCFD解析

古川 雅人^{*1}
FURUKAWA Masato

山田 和豊^{*1}
YAMADA Kazutoyo

キーワード：圧縮機，非定常流れ，旋回失速，CFD，DES，知的可視化

Compressor, Unsteady Flow, Rotating Stall, CFD, DES, Smart Visual Data Mining

1. はじめに

この30年間におけるCFDの発展を振り返ると，1980年代はベクトル型スーパーコンピュータの開発が進むとともに，TVDスキームに代表されるように数値計算スキームに関する研究が精力的に展開され，CFDの創成期であった。90年代には，スーパーコンピュータやワークステーションなどの計算機環境のさらなる向上と商用コードの普及が図られて，CFDは成熟期に入った。2000年代以降は，スーパーコンピュータがベクトル型から超並列スカラ型へと移行するとともに，CFDと最適化手法との融合が一段と進められ，圧縮機的设计においてもCFDは不可欠なツールとなり，CFDは実用期に達したと言える。しかしながら，圧縮機の研究および開発において一般に用いられているCFDでは，計算コストの点からRANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 計算により定常解析が行われる場合がほとんどであり，非定常流動現象や大規模な渦離が流れ場を支配するような作動条件において，十分な信頼性を有する解析結果を得ることは容易でない。したがって，圧縮機分野におけるCFD利用の次なるステップでは，非定常CFD解析を設計ツールとして有効利用していくことが大きな課題となる。

スーパーコンピュータの性能向上が進み，その浮動小数点演算性能は日本で最速の「京」コンピュータにおいて10ペタフロップス以上に及んでいる。我が国の次世代スーパーコンピュータ（ポスト「京」）を開発する国家プロジェクトが新たに始まっており，このポスト「京」は400ペタフロップス前後の演算性能を有し，2020年の運用開始を目指して開発が進められている。このようなコンピュータ性能の向上を背景として，ターボ機械の複雑な内部流れ場に対しても，大規模な非定常CFD解析が行えるようになってきており，ターボ機械の実用問題に対してもLES (Large Eddy Simulation) による非定常CFD解析の適用が試みられている。しかしながら，特に多段軸流圧縮機の場合，翼枚数が多いことから，翼

面上に発達する乱流境界層を十分に解像できる計算格子数を確保することは，計算資源との兼ね合いの観点から容易でない。多段軸流圧縮機に対する非定常CFD解析手法としては，DES (Detached Eddy Simulation) 解析が当分の間は現実的な選択肢であると言える。すなわち，DES解析では，RANS計算を用いて現実的な計算格子点数で壁面上の乱流境界層を正しく捉え，主流およびはく離域における渦構造はLES計算によって再現するため，計算負荷を抑えつつ精度よく圧縮機内の非定常流動現象を予測することが可能である。

本稿では，圧縮機の研究・開発において非定常CFD解析の有効利用が今後ますます重要となってくるであろうという観点から，軸流圧縮機における旋回失速の初生プロセスを対象として著者らが最近実施しているDESによる非定常CFD解析事例を紹介する。

2. 低速軸流圧縮機動翼列における旋回失速初生プロセスの非定常流動解析

低速軸流圧縮機を対象に，旋回失速の初生プロセスについてDESによる非定常CFD計算を実施し，その計算結果データに知的可視化を適用することにより，スパイク型旋回失速の初生メカニズムを解析した事例⁽¹⁾を以下に紹介する。

当該解析対象は図1に示すような子午断面形状を有し，

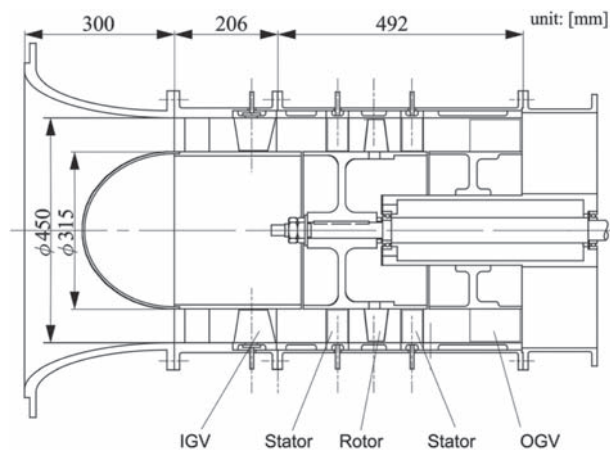


Fig. 1 Meridional view of low speed test compressor

原稿受付 2015年9月29日

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

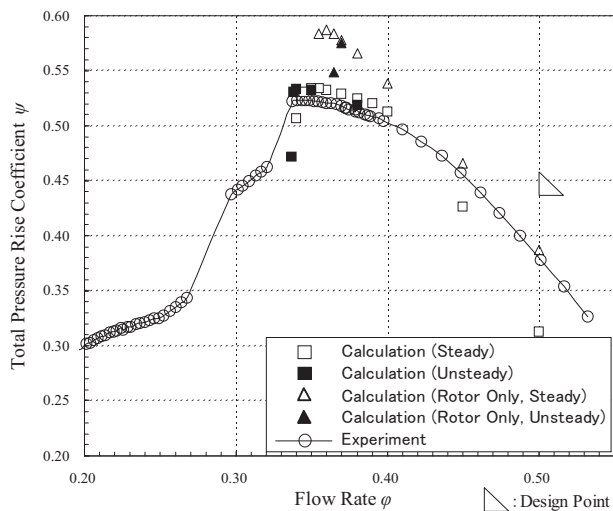


Fig. 2 Total performance predictions of low speed test compressor

多段軸流圧縮機の中間段を模擬した低速試験装置である。事前の実験により旋回失速時に5個あるいは6個の小スケール失速セルが動翼内に発生することがわかってきたことから、動翼列の上流と下流の静翼列まで含めた1.5段の1/3周（8ピッチ）にわたる流れ場に対して、緩和型陰の高解像度風上スキームを用いた $k-\omega$ 二方程式乱流モデルに基づくDES計算⁽²⁾を実施した。この数値計算では、動翼列の1ピッチあたりに約208万セル、上流および下流静翼列の1ピッチあたりにそれぞれ約84万および約94万セル、計算領域全体（8ピッチ）にわたって約3,086万セルを有する計算格子が用いられた。なお、壁面上の粘性流束の評価において壁関数法を利用しないこと、および低レイノルズ数型の $k-\omega$ 二方程式乱流モデルを用いることから、壁面上の最小格子幅は $y^+ < 1$ を満足するように設定された。

図2に供試軸流圧縮機の全体性能についてCFD結果と実験結果との比較を示す。図中には、実験結果（段落性能）、ならびに静翼列まで含めた動翼列に対するDES非定常計算結果およびRANS定常計算結果（段落性能）を示すとともに、動翼列のみのDES非定常計算結果およびRANS定常計算結果（動翼列単体性能）もあわせて表示している。同図から、静翼列まで含めたDES解析は旋回失速の初生点（失速初生の流量）を極めて正確に予測できていることがわかる。また、静翼列の効果まで含めた計算を行わなければ、動翼列における失速初生点を正確に予測できないことがわかる。

DES計算結果から得られた失速初生時の流れ場に知的可視化⁽³⁾を施して抽出された、動翼先端付近における流動現象の時系列変化を図3に示す。同図には、無次元ヘリシティで着色された渦構造、およびLIC（Line Integral Convolution）法による動翼負圧面上の限界流線が表示されている。また、図4は図3に示された各時刻に対応するケーシング壁面上の圧力分布である。両図中のLEおよびTEはそれぞれ動翼の前縁および後縁を示

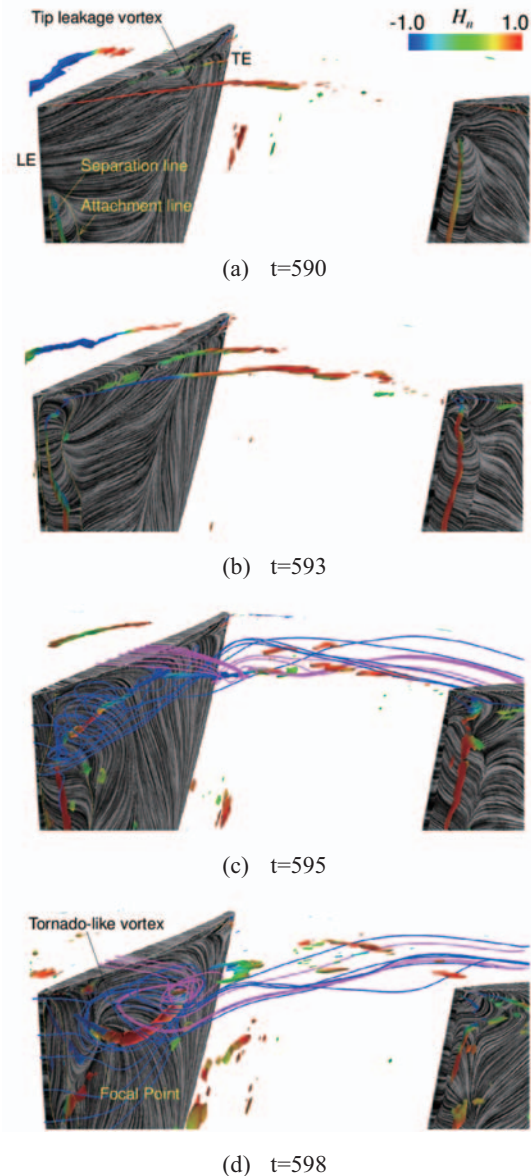


Fig. 3 Unsteady behaviour of vortical flow structure and limiting streamlines on blade suction surface at spike-type stall inception

す。図3(a)（無次元時間 $t=590$ ）では、翼端での前縁はく離は発生しておらず、翼端漏れ渦が明確に巻き上がっていることを確認できる。図4(a)によると、この翼端漏れ渦の強い巻き上がりに対応して、翼端前縁の負圧面側に低圧部が認められる。図3(a)の時刻において、翼端の下方に前縁はく離の発生がみられるが、それは再付着してはく離泡を形成している。しかしながら、同図(b)に示すように、無次元時間 $t=593$ になると、翼端の下方にみられた前縁はく離は翼端まで到達しており、はく離泡内の前縁はく離渦は翼端漏れ渦と連結している。前縁はく離渦も翼端漏れ渦も動翼の束縛渦の一部で形成されていることを考えると、両者が連結することに矛盾はない。この時刻では、図4(b)によると、翼端前縁の負圧面側に位置する低圧部の大きさが最大となっていることがわかる。その後、無次元時間 $t=595$ （図3(c)）では、翼端側

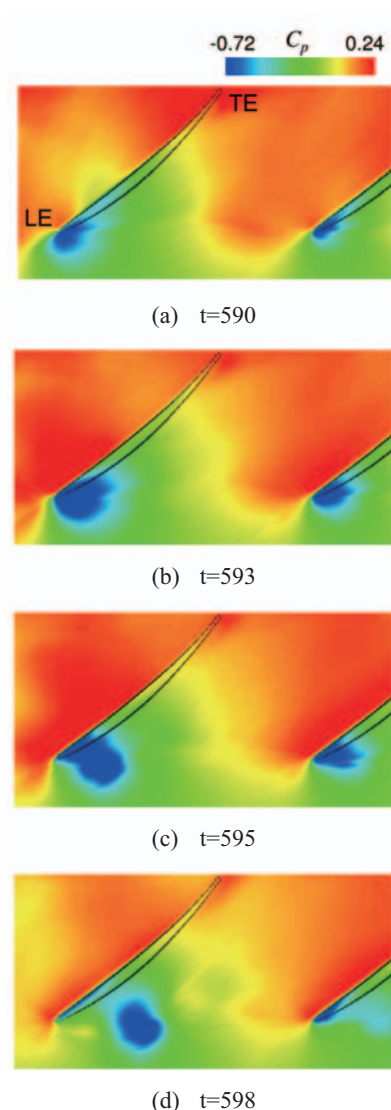


Fig. 4 Unsteady behaviour of casing pressure distribution at spike-type stall inception

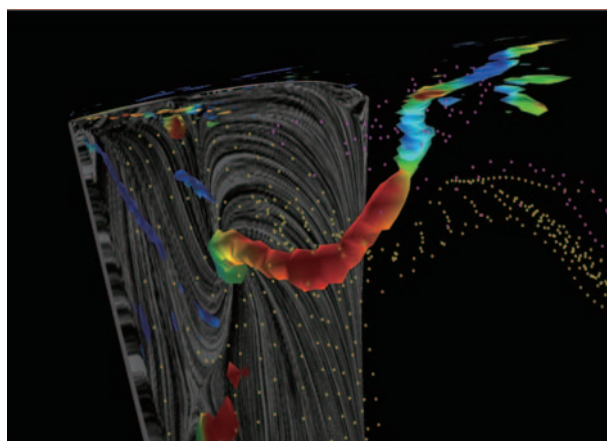


Fig. 5 Tornado-like separation vortex at spike-type stall inception

において、前縁はく離の再付着が消失しており、二次元的な前縁はく離泡から三次元的なはく離へと変化している。三次元化した前縁はく離渦は、やがて無次元時間 $t=598$ (図 3(d)) において、動翼負圧面とケーシング壁

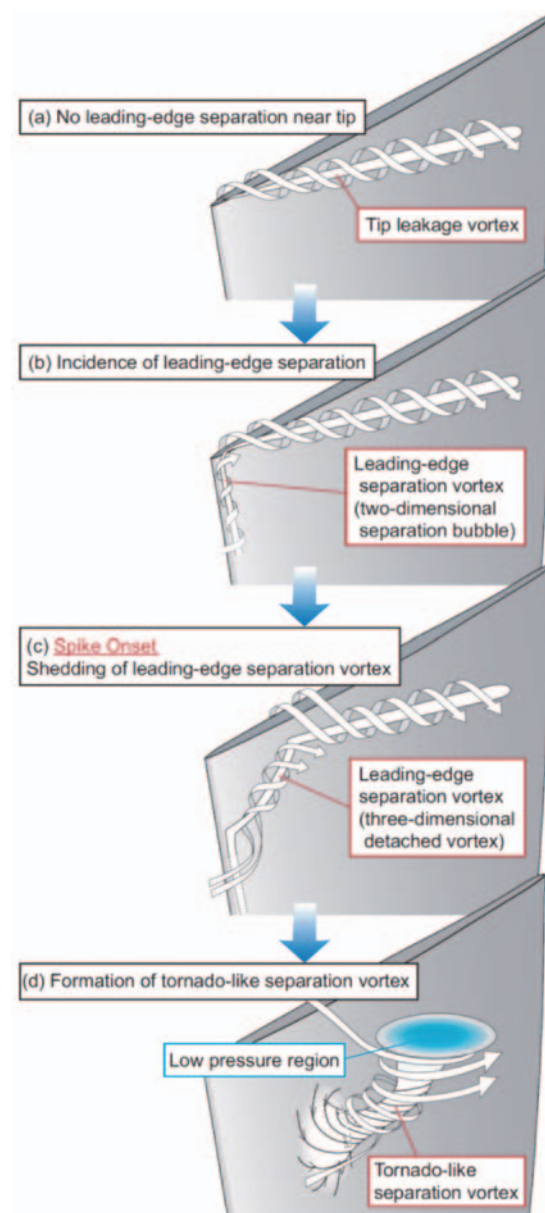


Fig. 6 Flow mechanism of spike-type stall inception

面とに足を持つ竜巻状のはく離渦へと成長する。この竜巻状のはく離渦の拡大図を図 5 に示す。この竜巻状のはく離渦のケーシング面上の足に対応して、図 4(d) のケーシング壁面圧力分布にみられるように、翼負圧面から離れた位置に低圧部が形成されている。その後、このようにして発生した竜巻状のはく離渦とケーシング面上の低圧部は隣接翼の圧力面側に向かって移動して行く。以上の結果に基づいたスパイク型失速の初生メカニズムの模式図を図 6 に示す。竜巻状のはく離渦は大きなブロック効果を持つことから、そのケーシング側の足が隣接翼前縁に接近すると、隣接翼に新たな前縁はく離を誘起する結果、スパイク型失速は翼列内を周方向に伝播しながら成長していく。

以上のとおり、著者らはスパイク型旋回失速の初生メカニズムが翼端での前縁はく離から引き起こされた竜巻状のはく離渦に支配されていることを解明している⁽¹⁾。

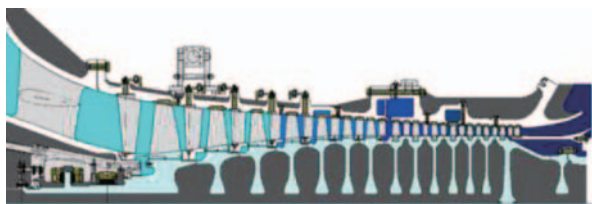


Fig. 7 Meridional view of 14-stage axial compressor

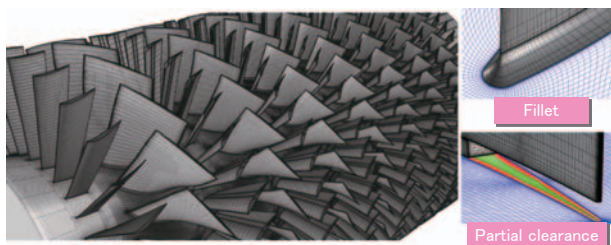


Fig. 8 Computational grid

また、以上で紹介したDESによる非定常解析結果はケーシング壁面上の瞬時圧力分布計測法を用いて得られた実験結果により検証がなされている⁽¹⁾。さらに、著者らは計算セル総数1.2億のDES解析およびケーシング壁面の瞬時圧力分布計測により、低速軸流圧縮機動翼列における旋回失速の初生プロセスに及ぼす翼端すき間流れの影響も明らかにしている^{(4),(5)}。

3. 多段軸流圧縮機における旋回失速初生プロセスの非定常流動解析

前述のとおり、著者らのDES解析結果によると、低速軸流圧縮機動翼列におけるスパイク型旋回失速の初生は翼端付近の前縁はく離に起因した竜巻状のはく離渦に支配されていることが明らかにされている。同様の初生メカニズムがPullanら⁽⁶⁾によっても得られている。しかしながら、これらの知見は、計算資源の関係から、単段の低速軸流圧縮機に対する解析に基づいて得られたものであり、実機の多段軸流圧縮機にも適用できるのか、すなわち多段の効果（動・静翼列干渉の影響）およびマッハ数効果は不明である。このような観点から、著者らは産業用ガスタービンの実機に用いられている多段軸流圧縮機を対象として、スーパーコンピュータ「京」上で大規模なDES計算を実施するとともに、そのビッグデータとしての非定常計算結果に知的可視化を施すことによって、多段軸流圧縮機における旋回失速の初生プロセスを解析

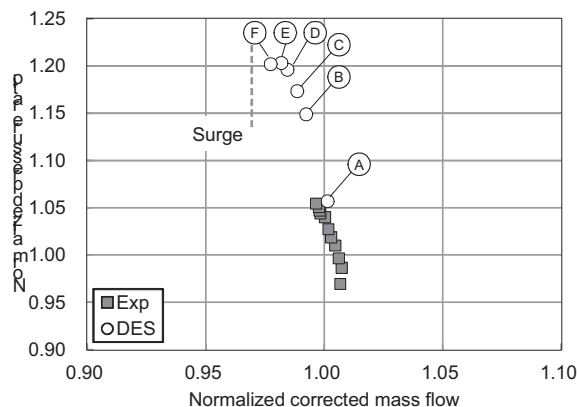


Fig. 9 Performance characteristics

している。以下では、その解析事例^{(7),(8)}を紹介する。

当該研究では、図7に示す産業用ガスタービンの実機に用いられている14段軸流圧縮機を解析対象としている。事前に行われた各段のケーシング壁面圧力計測によると、5段あるいは6段目で旋回失速の発生が疑われることから、この多段圧縮機の前方7段までについてDESによる非定常流動解析を行っている。計算格子は翼端のクリアランス部を含め全て構造格子で作成され、計算領域は圧縮機前方7段（入口案内羽根から7段静翼まで）の翼列全周としている。図8に使用した計算格子を示す。同図に示すとおり、ハブにおける翼列間のキャビティは考慮していないが、静翼部の部分クリアランスおよび動翼根元部のフィレットは忠実にモデル化している。計算格子として各翼間あたり約300～600万セル程度を設け、計算セル総数は約20億である。また、壁面上の最小格子幅は、 $y^+ < 1$ を満足するように十分小さく設定されている。

計算手法は、前章と同様に、緩和型陰的高解像度風上スキームを用いた $k-\omega$ 二方程式乱流モデルに基づくDESである。入口境界条件として全圧、全温および流れ角（予旋回無し）を固定して与え、出口境界条件として静圧を指定した。壁面ではケーシングを除いてすべて断熱滑りなし条件を与えたが、ケーシング壁面については外部の大気中への放熱を考慮して等温条件を課した。なお、時間刻み幅は動翼一回転当たり10,000ステップに相当するように設定された。

図9に圧縮機前方7段に対する性能特性を示す。実験で得られた圧力比は、静翼に取り付けられた前縁センサの計測結果から求められた。同図において、圧力比およ

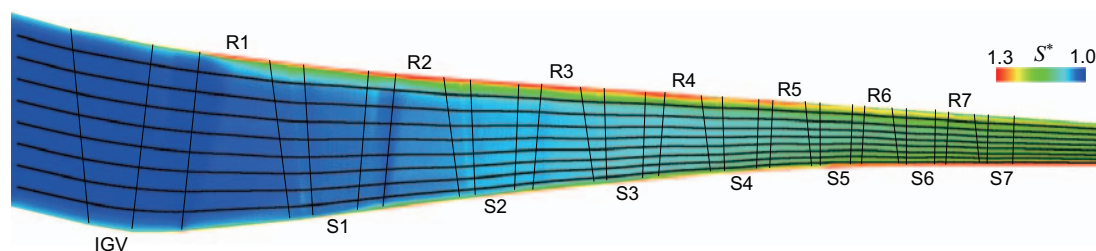


Fig. 10 Pitchwise-averaged entropy distribution on meridional plane (operating point A)

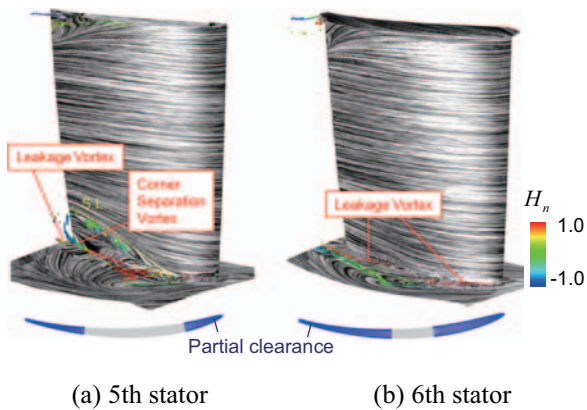


Fig. 11 Ensemble-averaged flow fields of 5th and 6th stators (operating point A)

び流量はそれぞれ設計値で無次元化されている。また、予測される圧縮機のサージ限界が破線で図中に示されている。当該DES計算は、出口静圧を徐々に増加させて、設計点近傍（図9中の作動点A）から失速初生点（図9中の作動点F）までの6流量点で実施された。

まず、設計点近傍（図9中の作動点A）における流れ場について示す。図10は作動点Aにおける子午面上の周方向平均エントロピー関数分布である。同図には子午面流線もあわせて示されている。前方段では、動翼先端での強い漏れ流れの発生および衝撃波とそれとの干渉によって、ケーシング側に高エントロピー分布が認められる。特に、2段動翼の先端側でエントロピーが高くなっている。後段側に着目すると、5段静翼のハブ側で高いエントロピー生成がみられるが、これは、後述するように、ハブコーナーはく離の発生に起因している。このように設計点近傍からすでに5段静翼のハブ側は流動状態が悪く、同図に示されるように6段目もこの影響を受けている。このことから5段あるいは6段から失速が開始することが示唆される。

図11は、設計点近傍における5段静翼と6段静翼の流れ場である。同図に示される流れ場は、各翼間流路の瞬時流れ場を全流路についてアンサンブル平均して得られた流れ場である。同図には、渦構造に加え、ハブ面および翼負圧面上の限界流線が示されている。5段静翼にはハブコーナーはく離が生じているのがわかる。これにはハブ側の翼端クリアランスの大きさが関係している。同図下部には、それぞれの静翼の部分クリアランスが示されている。同図に示すとおり、5段静翼の部分クリアランスは6段静翼に比べてコード方向に短いことから、5段静翼端では漏れ流れが弱く、ハブ側の低エネルギー流体が集積しやすい結果、5段静翼でコーナーはく離が発生していることがわかる。5段静翼ハブコーナーはく離によって生じた低エネルギー流体は下流に移流し後段に流入する。その結果、図10に示したように、5段目よりも後段ではハブ側の流れはこの影響を受けている。

次に、失速初生時の流れ場について示す。図12は失速

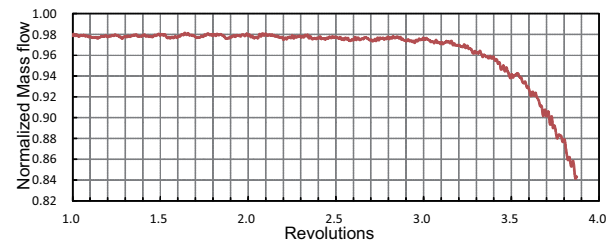


Fig. 12 Time history of mass flow (operating point F)

初生点（図9中の作動点F）での質量流量の時間履歴を示している。横軸（時間）は動翼の回転周期で無次元化されている。作動点Fでの計算は、作動点Eでの計算解を初期条件とし、出口圧力をわずかに上昇させて実施した。作動点Eの計算解から計算を開始し、作動点Fで失速初生に至るまでに、動翼15回転以上の時間が経過している。同図をみると、質量流量は無次元時刻 $t=2.2$ あたりから徐々に減少しはじめ、時刻 $t=2.8$ を過ぎるあたりから急激に減少する。このことから、失速初生に関わる非定常流動現象が時刻 $t=2.2$ あたりで発生し、それが時刻 $t=2.8$ あたりまでに旋回失速へと発達していることが推察される。質量流量は失速セルの発達とともに減少したと考えられる。

図13に、失速初生後の時刻 $t=3.2$ における5段および6段出口の軸速度分布を示す。5段静翼では、上述のとおりハブコーナーはく離が全周にわたって発生しているため、全流路においてそれに伴う逆流がハブ側に認められる。一方、5段および6段動翼には、そのようなハブ側の逆流はほとんどみられない。6段静翼の一部の流路では、5段静翼よりも大きな逆流域が形成されていることがわかる。これが旋回失速に伴って発生した逆流域であり、失速セルに対応する。以上から、本供試圧縮機で

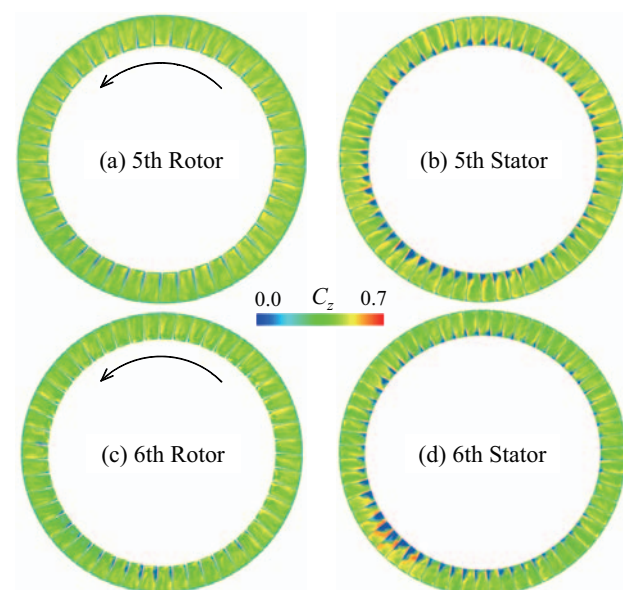


Fig. 13 Comparison of axial velocity distribution on rotor/stator exit planes at $t=3.2$ (operating point F)

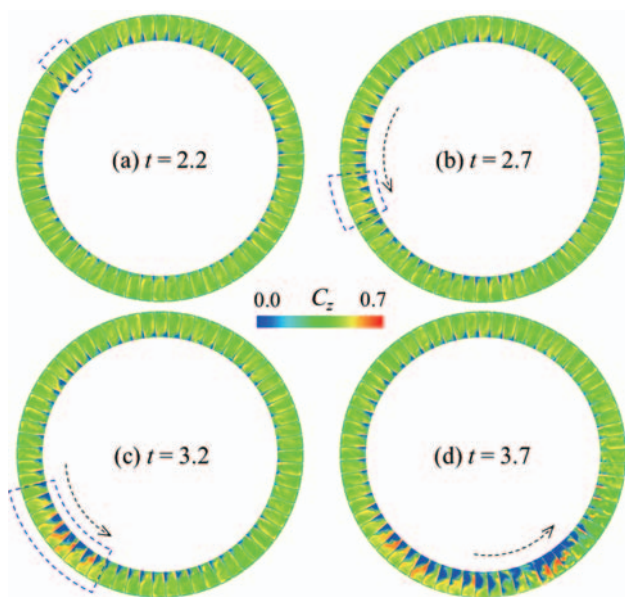


Fig. 14 Time variation of axial velocity distribution on 6th stator exit plane (operating point F)

は旋回失速の初生は6段静翼から起きていることがわかる。

さらに、6段静翼における失速の初生と発達のプロセスを説明するために、図14に6段静翼出口での軸速度分布の時系列変化を示す。質量流量が徐々に減少を開始する時刻 $t=2.2$ では、小規模の逆流域が全流路のハブ側にみられるが、その大きさは流路毎にすでに異なっている。質量流量が急低下する直前の時刻 $t=2.7$ では、比較的大きな逆流域が発達しながら動翼の回転方向に移動している。同図(c)に示されるように、時刻 $t=2.7$ から0.5回転の

間に逆流領域は急速に発達し、大規模な逆流域を伴う流路がグループ化して、失速セルに対応する逆流域が明確に現れている。時刻 $t=3.7$ では、逆流域はケーシング付近にまで拡大している。以上のように、失速セルに対応した逆流域が発達しながら動翼の回転方向に伝播しているのがわかる。

図15は、6段静翼で発生する旋回失速初生に関して、その失速セル内の流れ構造を示している。同図には、失速セルの存在する流路について、翼間の渦構造およびハブ面と翼負圧面上の限界流線が示されている。同図に示した領域は、図14の破線で囲んだ領域に対応する。時刻 $t=2.2$ において、大規模な渦構造がハブと負圧面のコーナー付近にすでに認められる。また、限界流線には、ハブ側の後縁付近に渦状点が現れている。このように、この時刻では一部の流路でハブコーナーはく離が発生している。時刻 $t=2.7$ では、ハブコーナーはく離は前縁まで拡大し、前縁はく離が発生している。前縁はく離が発生すると、そのブロック効果から隣接翼に新たな前縁はく離を引き起こしながら急速に旋回失速セルへと成長する。その結果、質量流量は失速セルの成長とともに急激に減少する。同図(c)は、時刻 $t=3.2$ における失速セル内の流れ構造を示している。失速セル内の各流路において、竜巻状のはく離渦が翼負圧面上の渦状点から形成されている。失速セルはこれらの竜巻状はく離渦によって構成されていることがわかる。また、失速セルは、周方向だけでなくスパン方向にも拡大していることがわかる。最終的には、失速セルの大きなブロック効果によって上流および下流の翼列においても旋回失速が引き起こされ、一つの大きな失速セルが圧縮機の軸方向にも

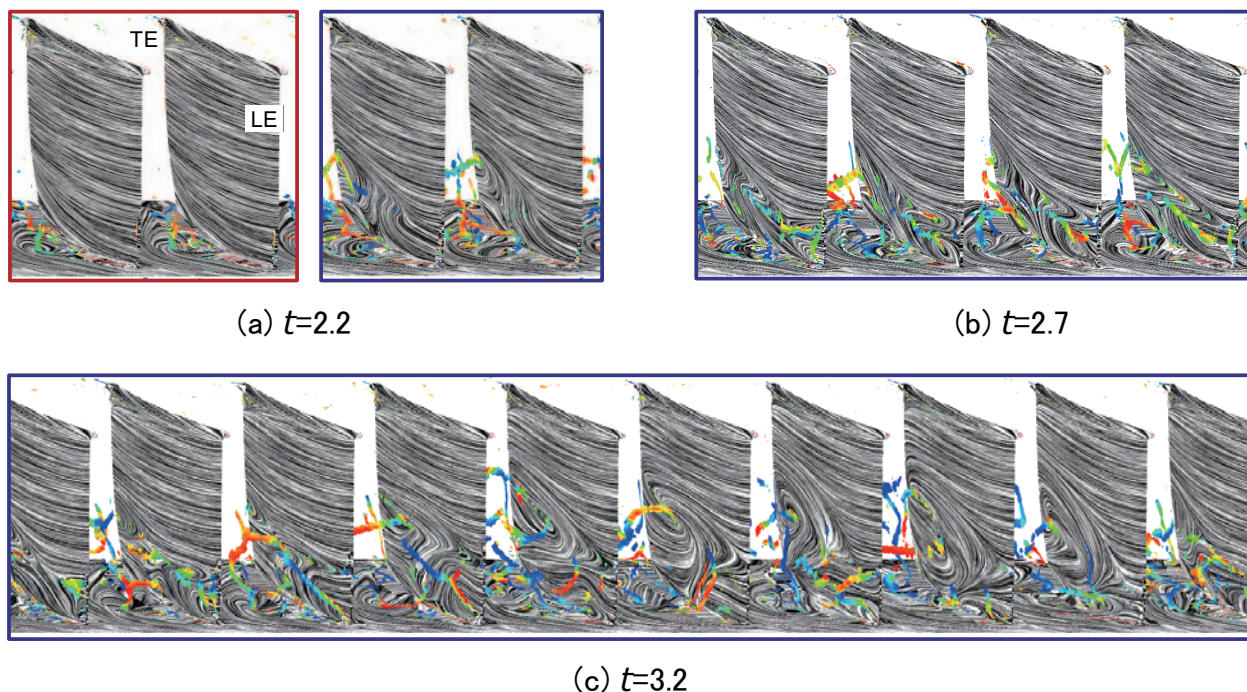


Fig. 15 Development of rotating stall inception vortex (operating point F): the internal flow fields in the regions surrounded by a dashed border in Figure 14 are presented by the limiting streamlines and vortex cores

拡大しながら回転する（図省略）。

以上のとおり、多段軸流圧縮機では、動翼先端での前縁はく離ではなく、静翼のハブ側におけるコーナーはく離に起因する失速初生が起り得ることがわかる。

4. むすび

本稿では、圧縮機のCFD解析において非定常計算の有効利用が今後ますます必要となってくるであろうという観点から、従来はCFDによる予測が困難であった、軸流圧縮機における旋回失速の初生プロセスに着目して、著者らが実施しているDESによる非定常CFD解析の事例を紹介した。大規模な非定常CFD計算を実施できる計算資源を確保できれば、旋回失速の初生を予測することができる時代となりつつあることを実感いただければ幸いである。ただし、大規模な非定常CFD計算から出力されるビッグデータより流動現象を的確に抽出するデータマイニング技術と労力が不可欠であることには留意する必要がある。

参考文献

- (1) Yamada, K., Kikuta, H., Iwakiri, K., Furukawa, M. and Gunjishima, S., “An Explanation for Flow Features of Spike-Type Stall Inception in an Axial Compressor Rotor”, Transactions of the ASME, Journal of Turbomechinery, Vol. 135, No.2 (2013), 021023 (11).
- (2) Strelets, M., Detached Eddy Simulation of Massively Separated Flows, AIAA Paper 2001-0879 (2001).
- (3) 古川雅人, “ターボ機械における流動現象の知的可視化”, 可視化情報学会誌, Vol. 23, No. 91 (2003), pp. 206-213.
- (4) Yamada, K., Kikuta, H., Furukawa, M., Gunjishima, S. and Hara, Y., “Effects of Tip Clearance on the Stall Inception Process in an Axial Compressor Rotor”, ASME Paper No. GT2013- 95479 (2013).
- (5) 山田和豊, 喜久田啓明, 古川雅人, 郡司嶋智, 原靖典, “軸流圧縮機動翼列における旋回失速初生プロセスに及ぼす翼端すき間流れの影響”, 日本機械学会論文集B編, Vol. 79, No. 801 (2013), pp. 900-916.
- (6) Pullan, G., Young, A. M., Day, I. J., Greitzer, E. M. and Spakovszky, Z. S., “Origins and Structure of Spike-Type Rotating Stall”, Transactions of the ASME, Journal of Turbomechinery, Vol. 137, No.5 (2015), 051007-051007-11.
- (7) Yamada, K., Furukawa, M., Nakakido, S., Matsuoka, A. and Nakayama, K., “Large-Scale DES Analysis of Unsteady Flow Field in a Multi-Stage Axial Flow Compressor at Off-Design Condition Using K Computer”, ASME Paper No. GT2015- 42648 (2015).
- (8) Yamada, K., Furukawa, M., Nakakido, S., Tamura, Y., Matsuoka, A. and Nakayama, K., “A Study on Unsteady Flow Phenomena at Near-Stall in a Multi-Stage Axial Flow Compressor by Large-Scale DES with K Computer”, Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2015 Tokyo, Paper No. 85 (2015).

特集：ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線（～現状と今後の展望～）

ガスタービン燃焼器内乱流燃焼の 数値シミュレーション

黒瀬 良一*¹
KUROSE Ryoichi

キーワード：ガスタービン燃焼器，乱流燃焼，数値シミュレーション，LES

Gas turbine combustor, Turbulent combustion, Numerical simulation, LES

1. はじめに

近年，地球の温暖化防止に対する世論の高まりを受け，エンジンやボイラをはじめとして様々なエネルギー・輸送機器に利用されている燃焼・ガス化装置の高効率化および低エミッション化が強く求められている。しかし，このような装置の開発および最適操作条件の選定には様々な試験が必要であり，膨大なコストおよび時間がかかっているのが現状である。そこで，筆者らは，「文部科学省HPCI戦略プログラム（分野4 次世代ものづくり）」の下，複数の研究機関および重工メーカーからなる「次世代燃焼・ガス化装置設計システムの研究開発」に関する研究会を立ち上げて，燃焼・ガス化を扱う装置の設計や最適操作条件の選定を支援するための数値シミュレータの開発，およびその信頼性・有用性の検証に関する研究を進めている⁽¹⁾。本プロジェクトでは，主に実機を対象とするため，複雑な形状にも適用可能な非構造格子上で計算が行えるFrontFlow/red⁽²⁾を京都大学，電力中央研究所および数値フローデザインにより改良したlarge-eddy simulation (LES) コード (FFR-Comb) を用いている。また，乱流燃焼モデルとしては，流れ計算と詳細化学反応計算を分離して解くflamelet法の一種である，拡張flamelet/progress-variable法^{e.g. (3)-(5)}を採用している。

本稿では，本プロジェクトにおいてこれまでに得られているいくつかの最新結果についてその概要を紹介する。具体的には，ガス燃焼，噴霧燃焼，および（タービン燃焼器とは少し趣旨が異なるが）微粉炭燃焼の計算例について概説する（紙面の都合上，詳細は文中で紹介している各既往論文を参考にされたい）。また，予測が最も難しいとされる燃焼振動の数値シミュレーション例についても紹介する。なお，筆者はこれまで，2007年，2012年にも本学会誌に燃焼数値シミュレーションについての解説を執筆している^{(6),(7)}。どちらも当時の最新結果を紹介したものであるが，本稿に記載する結果と読み比べると，この分野の進歩を実感いただけるのではないと思う。

2. ガス燃焼のLES

川崎重工工業 8 缶型産業用ガスタービン燃焼器 (L30A, 30MW級) について内圧2.4MPaにおけるガス燃焼乱流場を対象に1.4億要素，20,000コア並列のLESを実施した（京コンピュータを使用）⁽⁸⁾。本計算では，燃料と空気の供給管内流れも模擬している。また，燃料はメタンであり，約280化学種，1600反応を考慮している。

図1に8缶型産業用ガスタービン燃焼器内の瞬間等温度面分布を示す。また，図2，3に各缶の出口ガス温度の時間平均分布および出口ガス温度の断面平均値を示す。各缶の出口ガス温度にばらつきはほとんど見られず，燃料の供給口と燃焼器との距離の違いが各缶の燃焼特性に及ぼす影響は小さいことが分かる。現在は，1缶が失火した際の影響について検討を進めている。



Fig. 1 Instantaneous iso-surface of gas temperature for whole (top) and one (bottom) combustor.

原稿受付 2015年 8月18日

* 1 京都大学大学院工学研究科機械理工学専攻
〒615-8540 京都市西京区京都大学桂

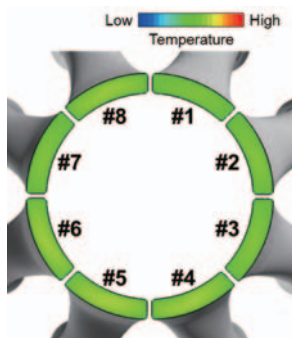


Fig. 2 Time-averaged distribution of gas temperature in transition duct outlet surfaces.

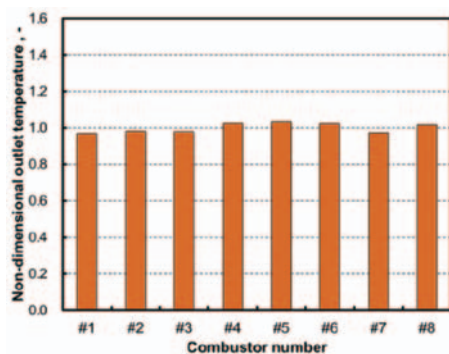


Fig. 3 Non-dimensional outlet gas temperature for each combustor.

3. 噴霧燃焼のLES

3.1 産業用ガスタービン燃焼器（東芝）

東芝 産業用ガスタービン燃焼器（燃料噴霧型開発試験用, 125MW級）について内圧0.76MPaにおける噴霧燃焼乱流場を対象に4千万要素, 512コア並列のLESを実施した（京大スパコンACCMSを使用）⁽⁹⁾。油滴の挙動はラグランジェ的に解くことにより求めている。燃料はJet-A（航空燃料用ケロシン）とし, 約280化学種, 1600反応を考慮している。また, 燃料液滴の蒸発モデルとしては, 高圧燃焼場にも適用可能なKitano et al.^{(10),(11)}のモデルを採用している（燃料液滴の取り扱いとは同様）。本計算は, ある同一の燃焼条件に対して計算手法が異なる以下の3ケースに対して実施した。

Case A：非圧縮性解法, 微粒化モデルなし

Case B：非圧縮性解法, 微粒化モデルあり

Case C：圧縮性解法, 微粒化モデルなし

図4に各ケースの燃料噴霧, OH濃度, およびガス温度の瞬間分布を示す。また, 表1に, 燃焼器出口におけるガス温度の断面平均値と最高値, およびNO濃度の比較を示す。解法および微粒化モデル（WAVEモデル）の有無の違いにより, 明確な差異が見られる。また, 非圧縮性解法を採用し, 微粒化モデルを使用しなかったCase Aが最も良い結果を示していることも分かる。今後は, 微粒化モデルの妥当性検証や改良を進めると共に, 圧縮性解法に適した境界条件等の設定方法について詳しく調べる必要がある。

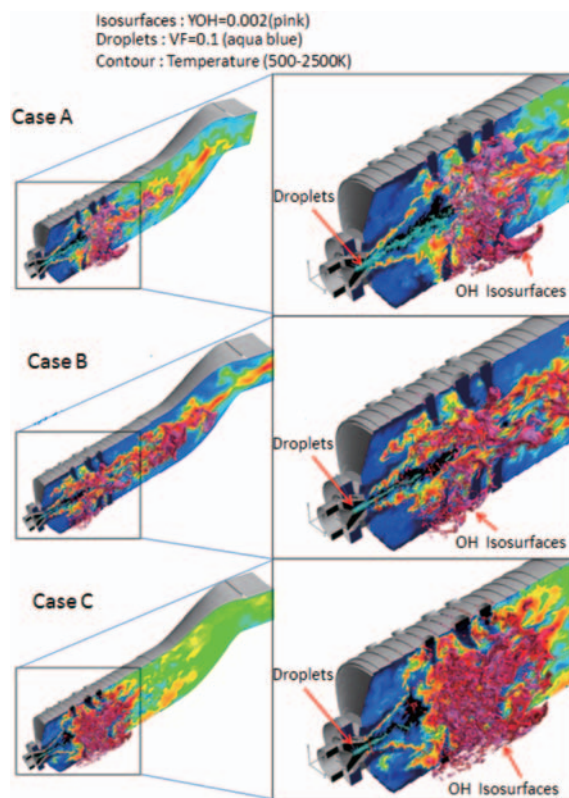


Fig. 4 Instantaneous distributions of gas temperature (central plane), OH concentration (iso-surface) and fuel sprays.

Table 1 Comparisons of gas temperature and NO concentration at combustor exit.

	Case A	Case B	Case C	Exp.
Average Temp [K]	1398	1393	1409	1386
Max. Temp [K]	1615	1723	1497	1596
Average NO[-] (Relative Value)	0.87	1.48	1.29	1.00

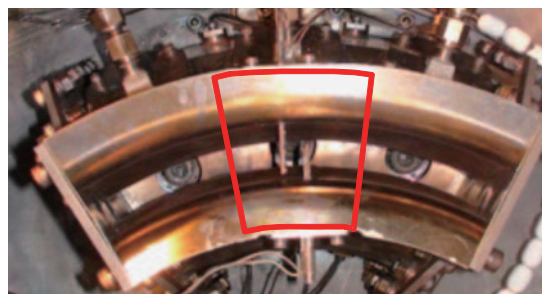


Fig. 5 Sector rig (3/18) combustor and the modeled part (1/18) sector marked with solid line.

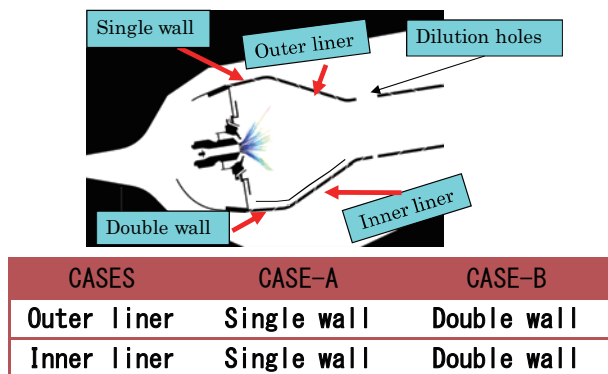


Fig. 6 Schematic of wall configuration.

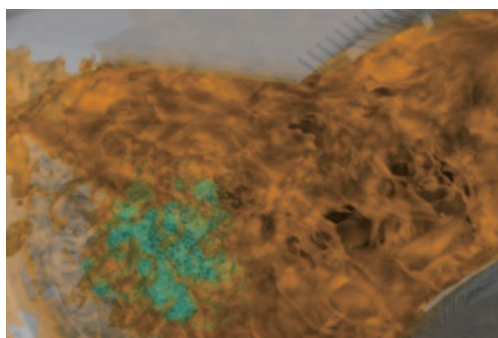


Fig. 7 Instantaneous iso-surface of gas temperature and fuel sprays.

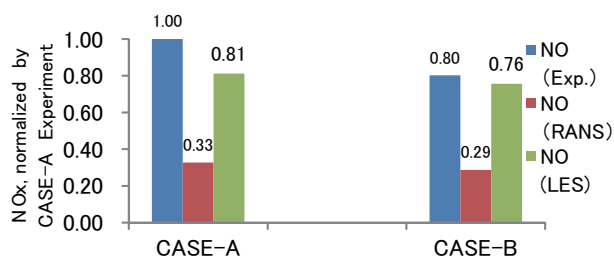


Fig. 8 Comparison of NO concentration at combustor exit between LES, RANS and experiments.

3.2 ジェットエンジン燃焼器 (セクター燃焼器) (MHI)

三菱重工業 航空エンジン研究開発用セクター燃焼器 (図5) について内圧2.1MPaにおける乱流噴霧燃焼場を対象に2.4千万要素, 512コア並列のLESを実施した (京大スパコンACCMSを使用)⁽¹²⁾。計算は, ライナ冷却空気流の流出位置を変化させた2ケース, すなわち, 一重壁ライナを適用した場合と二重壁ライナを適用した場合について実施し (図6), そのNO_x発生量に及ぼす影響について検討した。

図7に燃焼器内の燃料噴霧分布, および等ガス温度面の瞬間分布を示す。また, 図8に燃焼器出口におけるNO濃度の比較を示す。一重壁よりも二重壁を適用した場合の方が燃焼器出口におけるNO濃度が低下する実験での結果をLES, RANSシミュレーション共に捉えているが, LESの方がその予測精度は高いことが確認できる。

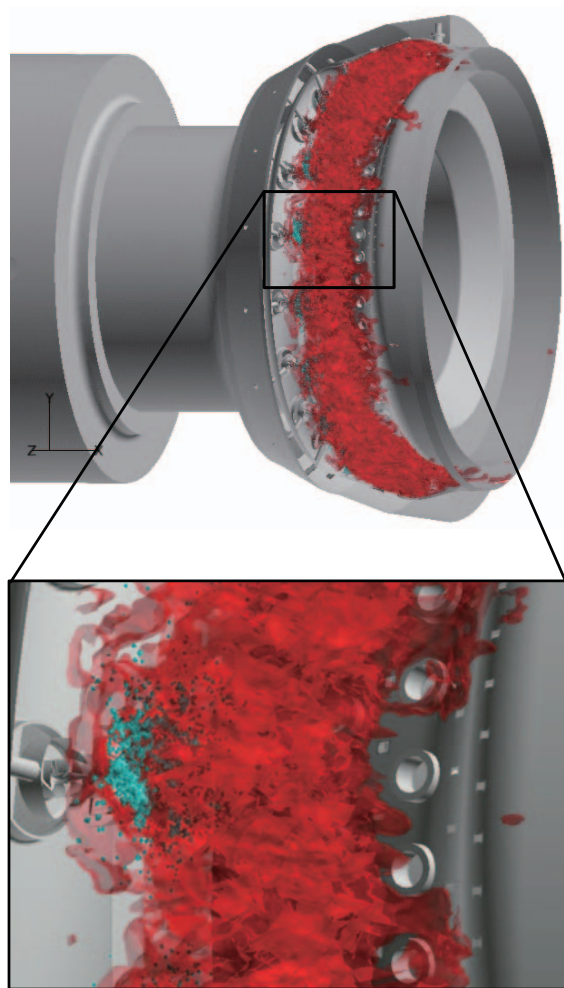


Fig. 9 Instantaneous iso-surfaces of gas temperature and fuel sprays.

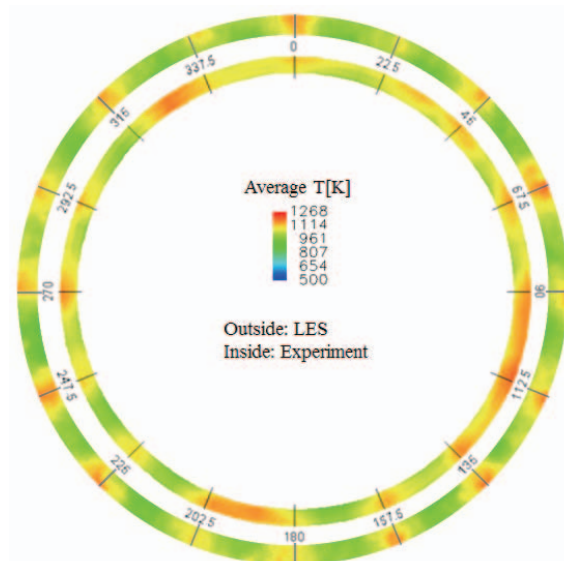


Fig. 10 Time-averaged profiles of gas temperature at combustor exit (outside: LES, inside: experiment).

3.3 ジェットエンジン用フルアニュラ燃焼器 (JAXA)

JAXA航空エンジン用アニュラ燃焼器内 (16本バーナを具備, 推力40kN) について内圧0.74MPaにおける乱流噴霧燃焼場を対象に1.2億要素, 9,216コア並列のLESを実施した (京コンピュータを使用)^{(13),(14)}。

図9に環状燃焼器内の瞬時燃焼場を示す。Jet-A燃料液滴の分布, および1300K, 2000Kの温度等値面を示す。燃料ノズルから噴射された液体燃料は, 旋回流れに乗り外向きに広がり, 上流部で速やかに蒸発した後, ガス化した燃料は空気と混合し燃焼している様子が伺える。図10に出口温度分布の実験結果との比較を示す。実験による燃焼器出口温度は, 各バーナ位置により若干の温度分布の相違が見られるが, 概してノズル中心軸 (実線と実線の間) 近傍で低温領域, 各ノズル間で高温領域を有する温度分布を形成している。計算結果は, この実験で得られた温度分布の傾向を定性的に捉えていることが分かる。

4. 微粉炭燃焼のLES

電力中央研究所が有する給炭量300kg/h (2.28MWth) の微粉炭強旋回実用バーナ3本を有する実証スケールマルチバーナ微粉炭燃焼試験炉を対象とするLESを実施した (京コンピュータを使用)⁽¹⁵⁾。極めて強い旋回流を形成することが可能な微粉炭バーナが鉛直方向に3段設置されており, その上方には二段燃焼用空気流入ポートが設置されている。解析格子数は約1億要素, 並列数は9,216コアである。

図11に炉内の微粉炭 (黒点) およびガス温度の瞬間分布, 図12にガス温度分布の実測値との比較をそれぞれ示す。3段のバーナ近傍に高温の領域が形成されていることや, 二段燃焼空気ポート下流において急速に温度が低下していく様子など, 本LESは実測値と定性的な一致を見ていることが分かる。また, 図13にNO濃度分布の実測値との比較を示す。本LESにより予測されたNO濃度は, 下段から中段のバーナに掛けて高い値を示すものの, 上段バーナから二段燃焼空気ポートに掛けて還元雰囲気の影響により急速に低下し, その傾向は実験値と良く似ていることが確認できる。

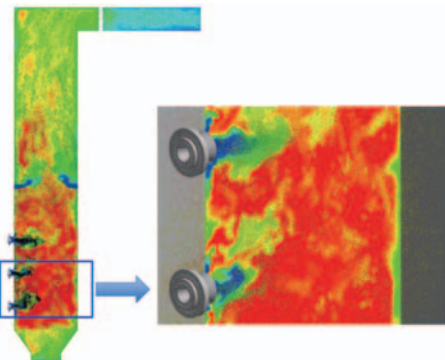


Fig. 11 Instantaneous distributions of gas temperature and coal particle.

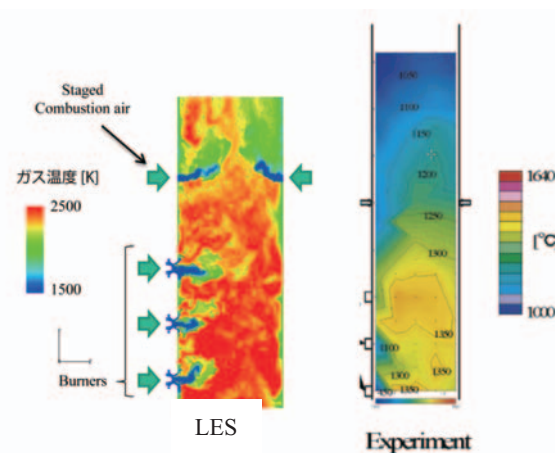


Fig. 12 Comparison of instantaneous distribution of gas temperature between LES and experiment.

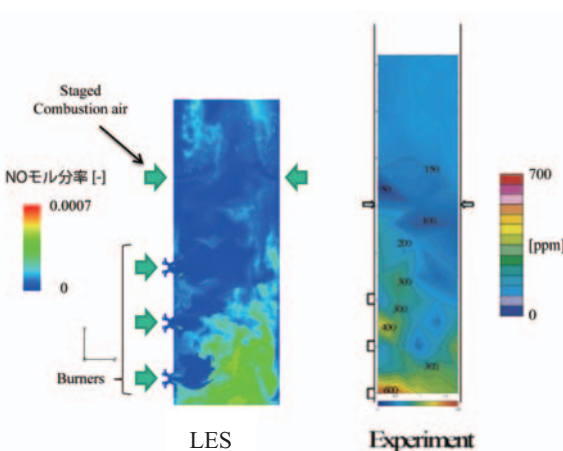


Fig. 13 Comparison of instantaneous distribution of NO concentration between LES and experiment.

5. 燃焼振動の数値予測

燃焼振動の予測および制御が燃焼関連の研究テーマの中で最もチャレンジングなものの1つであることは論をまたない。筆者らは, ごく最近, JAXA 矩形ガスタービン燃焼器内の噴霧燃焼場にLESを適用することにより, 噴霧燃焼振動の再現に成功し, そのメカニズムの一端を明らかにしている⁽⁵⁾。しかし, 試験燃焼器とは言え, 実機と同様のバーナを具備したガスタービン燃焼器を対象にしたLESは計算負荷が高く, また周囲環境の影響を十分に受ける (計算上の境界条件と実際との差異が問題になる) ため, 基礎現象の把握に適しているとは言い難い。そこで, 筆者らは, 構造格子上のシンプルな形状のみにしか適用できないが, 高速計算が可能なin-houseコード (FK³) を作成し, これをバックステップ流れ内の燃焼振動現象の理解のために用いている。以下では, その一例を紹介する。

まず, バックステップ流れにおけるガス燃焼にLESを適用することによって燃焼振動を再現し, その挙動について詳細に調査した結果を概説する⁽¹⁶⁾。燃料にはメタンを使用し, 燃料と酸化剤の反応には2段総括反応を仮定している。乱流モデルにはDynamic Smagorinsky

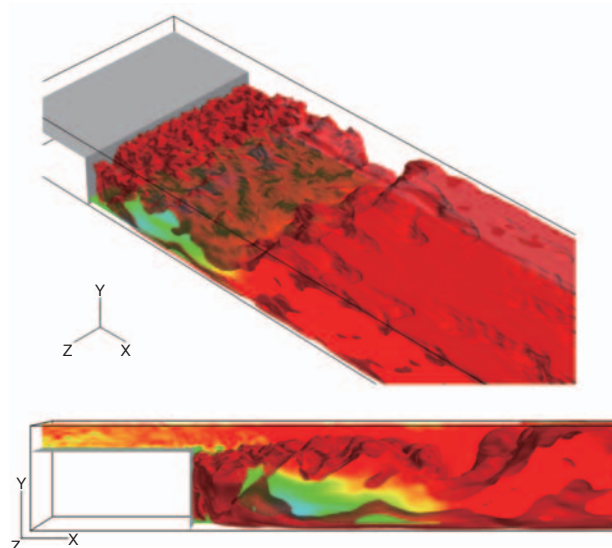


Fig. 14 Instantaneous distributions of streamwise velocity and iso-surface of gas temperature.

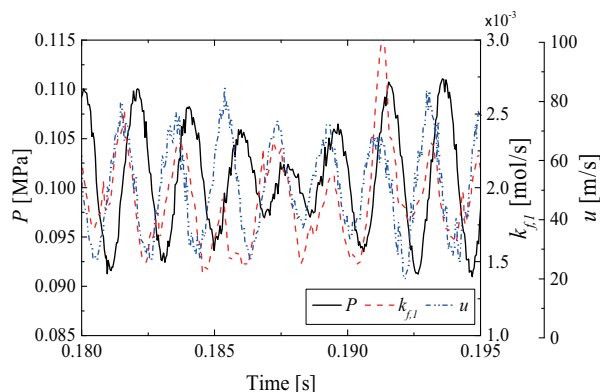


Fig. 15 Time variations of pressure, reaction rate and streamwise velocity.

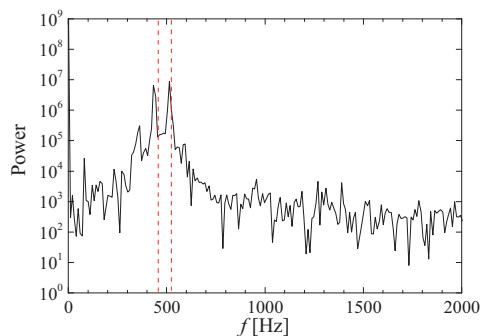


Fig. 16 Pressure spectra.

modelを、乱流燃焼モデルにはDynamic thickened flame modelを用いている。流入部から燃料と空気混合気を流入し、流入部下流に設けたステップにより火炎を保持している。流入ガスの温度は、300 K、圧力は0.1 MPa、当量比は1.0であり、本計算条件は、既往実験⁽¹⁷⁾と同様とした。

図14に瞬間主流方向速度分布および温度の等値面(1600 K)を示す。ステップ後部の循環領域に火炎が保

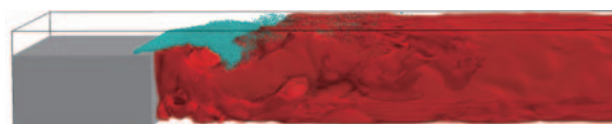


Fig. 17 Instantaneous iso-surface of gas temperature and fuel sprays.

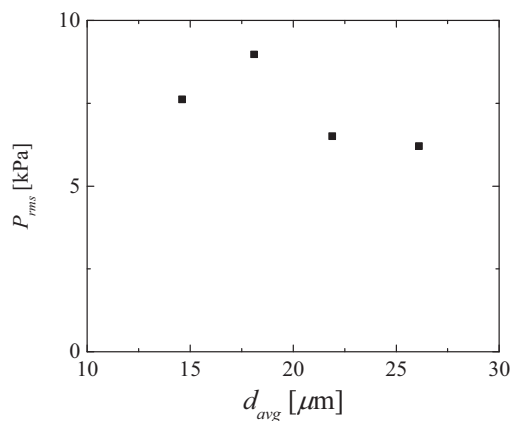


Fig. 18 Effect of initial droplet diameter on rms values of pressure oscillation.

持されることが確認できる。図15に圧力、主流方向速度、反応率の時間変化を示す。ここで、圧力および主流方向速度はステップ流入部の一点、反応率は z 方向中心断面平均の値である。これらの値は、ある周期性をもって変動することが分かる。また、図16に圧力のスペクトルを示す。ここで、図中の破線は実験による既往実験⁽¹⁷⁾で得られた圧力のスペクトルのピーク位置を示す。図より、圧力のスペクトルは、500 Hz付近にピークを持つことが分かる。また、その位置は本計算で得られた結果と良好に一致することが確認できる。

次に噴霧燃焼振動についての計算結果を示す。流入部から空気を流入し、ステップ上流5 mmの位置より燃料液滴を鉛直上向きに投入している。流入空気の温度は760 K、圧力は0.1 MPa、燃料液滴初期温度は300 K、液滴投入量は当量比が1.0となるように設定している。燃料液滴の初期直径分布を与え、平均粒径の異なる4ケース(平均粒径 d_{avg} は14.6, 18.1, 21.9, 26.1 μm)について計算を実施した。

図17にガス温度1600 Kの等値面および燃料液滴の瞬間分布を示す。投入された燃料液滴が後方へ移動するに伴い拡散、蒸発し、その蒸気と空気との反応によりステップ後部に火炎が形成されることが確認できる。図18に初期燃料液滴の平均径が圧力変動のrms値に及ぼす影響を示す。燃料液滴径の大きさが中間の条件で最も圧力変動が強く、それよりも小さい条件および大きい条件では圧力変動が弱くなることが分かる。現在は、これらの計算をベースに、ガスおよび液体燃焼の燃焼振動について、その発生メカニズムを詳しく調べているところである。

6. おわりに

現在進行中の「HPCI戦略プログラム（分野4 次世代ものづくり）」（課題ID: hp120295, 130018, 140226, 150229）は平成27年度で終了し、並行して平成26年度末から、「ポスト「京」で重点的に取り組むべき社会的・科学的課題に関するアプリケーション開発・研究開発」（～平成31年度）がスタートした。筆者らはこの中で、引き続き、「固気液三相流（石炭灰の溶解を考慮）」および「熱流体・構造連成」をキーワードに燃焼分野の研究開発を進める予定である。数年後にまた本学会誌でその研究成果を紹介できる機会があれば幸いである。

謝辞

ここで紹介した内容は、川崎重工(株) 平野昂志氏、野中嘉治氏、(株)東芝 岩井保憲氏、伊東正雄氏、三菱重工(株) 森合秀樹氏、JAXA 牧田光正氏、立花繁氏、山本武氏らとの共同研究によるものである。また、FFR-Combの開発には、九州大学 渡邊裕章准教授、京都大学 武藤昌也特定助教、数値フローデザイン(株) 張会来氏、堀高太郎氏、西家隆行氏らの協力を得ている。さらに、5節のin-houseコードFK³を用いた燃焼振動に関する記述は、当研究室の北野智朗氏、金子圭佑氏らの研究成果に依るものである。ここに記して謝意を表する。

引用文献

- (1) <http://www.fluid.me.kyoto-u.ac.jp/members/kurose/hpci.html> (参照2015-8-18)
- (2) <https://www.eng.hokudai.ac.jp/labo/fluid/download/download.htm> (参照2015-8-18)
- (3) Fujita, A., Watanabe, H., Kurose, R., Komori, S., "Two dimensional direct numerical simulation of spray flames. Part 1: Effects of equivalence ratio, fuel droplet size and radiation, and validity of flamelet model", *Fuel*, Vol. 104 (2013), pp. 515-525.
- (4) Moriai, H., Kurose, R., Watanabe, H., Yano, Y., Akamatsu, F., Komori, S., "Large-eddy simulation of turbulent spray combustion in a subscale aircraft jet engine combustor-Predictions of NO and soot concentrations-", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 135 (2013), 09150.
- (5) Tachibana, S., Saito, K., Yamamoto, T., Makida, M., Kitano, T., Kurose, R., "Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in a liquid-fuel aero-engine combustor at elevated pressure: validity of large-eddy simulation of spray combustion", *Combustion and Flame*, Vol. 162 (2015), pp. 2621-2637.
- (6) 黒瀬良一, "乱流燃焼流れのLarge-eddy Simulation - 噴霧燃焼への適用 -", 日本ガスタービン学会誌, Vol. 35 (2007), pp. 243-252.
- (7) 黒瀬良一, "燃焼器内乱流燃焼場のCFD", 日本ガスタービン学会誌, Vol. 40 (2012), pp. 282-286.
- (8) Hirano, K., Nonaka, Y., Kinoshita, Y., Muto, M., Kurose, R., "Large-eddy simulation of turbulent combustion in multi combustors for L30A gasturbine engine", In Proc. of *ASME Turbo Expo 2015*, Palais des Congres, Montreal, Canada (2015), GT2015-42545 (8 pages).
- (9) Ito, M., Iwai, Y., Nishiie, T., Zhang, H., Kurose, R., "Large-eddy simulation of turbulent spray combustion field in a gas turbine combustor", In Proc. of *International Gas Turbine Congress 2015 (IGTC2015)*, Toranomon Hills, Tokyo, Japan (2015), to appear.
- (10) Kitano, T., Nishio, J., Kurose, R., Komori, S., "Evaporation and combustion of multicomponent fuel droplets", *Fuel*, Vol.136 (2014), pp.219-225.
- (11) Kitano, T., Nishio, J., Kurose, R., Komori, S., "Effects of ambient pressure, gas temperature and combustion reaction on droplet evaporation", *Combustion and Flame*, Vol.161 (2014), pp.551-564.
- (12) Moriai, H., Hori, K., Kurose, R., Komori, S., "Large-eddy simulation of spray combustion in a sector combustor for regional jet aircraft engine - effect of double-wall liner on NOx formation -", In Proc. of *Ninth International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-9)*, The University of Melbourne, Australia (2015), USB (2C-2, 6 pages).
- (13) Makida, M., Yamada, H., Simodaira, K., Kurosawa, Y., "Development of Rich-Lean Type Full Annular Combustor for Small Aircraft Jet Engine in JAXA TechCLEAN Project through both Experimental and Analytical Researches", In Proc. of *20th International Symposium on Air Breathing Engines*, Gothenburg, Sweden (2011), ISABE-2011-1124 (10 pages).
- (14) Nishiie, T., Makida, M., Nakamura, N., Kurose, R., "Large-eddy simulation of turbulent spray combustion field of full annular combustor for aircraft engine", In Proc. of *International Gas Turbine Congress 2015 (IGTC2015)*, Toranomon Hills, Tokyo, Japan (2015), to appear.
- (15) 武藤昌也, 渡邊裕章, 黒瀬良一, 小森 悟, "実用スケール微粉炭燃焼炉のLarge-Eddy Simulation", 粉体工学会2015年度春期研究発表会講演要旨集 (2015), pp. 12-13.
- (16) 北野智朗, 黒瀬良一, 小森 悟, "バックステップ流れにおける燃焼振動のLarge-eddy Simulation", 第52回燃焼シンポジウム講演論文集 (2014), pp. 424-425.
- (17) Smith, D.A. and Zukoski, E.E., "Combustion instability sustained by unsteady vortex combustion", AIAA paper, (1985), AIAA-85-1248 (9 pages).
- (18) 金子圭佑, 北野智朗, 黒瀬良一, 小森 悟, "バックステップ流れにおける噴霧燃焼振動に及ぼす燃料噴霧特性の影響", 第53回燃焼シンポジウム講演論文集 (2015), 発表予定.

特集：ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線（～現状と今後の展望～）

タービンのCFD解析

船崎 健一*¹

FUNAZAKI Ken-ichi

キーワード：CFD, タービン, LES, DNS, 低圧タービン, 遷移, 翼列損失
CFD, Turbine, LES, DNS, LPT, Transition, Loss

1. はじめに

以前にもCFDに関する解説記事を何回か執筆したが、本来コード開発を主たる業務としていないため情報や知識に偏りがあることは承知で、今回も担当させて頂いた。

さて、CFD全般に言えることだが、計算対象が複雑化、高度化、マルチフィジック化する一方、CFDの精度、信頼性が強く求められている。そのため、市販汎用コードやオープンソースの利用が拡大している。特に、オープンソースについては、CPUのマルチコア化が進み、相当大規模な並列計算環境でも比較的安価に購入可能であり、一方で市販コードのライセンス料などを背景として、大学のみならず企業でも関心が高くなっている。一方、in-houseコード開発を進めているグループでは、現時点ではスキーム、乱流モデル等についての新規提案は少なく、ほぼ固定化されている状況であるが、マシンパワーを最大限引き出すためのプログラムの改良が進められている。

単相流で、マルチブロック構造格子系で計算格子を構成できるような流れ場（多段翼列解析など）を対象とするCFDに関しては、計算スキームの成熟、乱流モデルへの依存性の低減化（DES: Detached Eddy Simulation, LES: Large Eddy Simulation, DNS: Direct Numerical Simulation）に加え、京などの最新のスーパーコンピュータの産業界向け利用の促進プログラム（文部科学省HPCI戦略プログラムなど）とも相俟って、ターボ機械内部流に関する解析は数年前には想像も出来なかった程に大規模化しており、「京」を用いて多段圧縮機内の非定常流解析を20億点程度の計算格子とin-houseコード（DES）を用いて実施した例も報告されている⁽¹⁾。同様の大規模解析は世界的な潮流であり、また、2020年運用開始予定のポスト京では、1000億セルを超える要素数での乱流解析を実用的な計算時間で実行することも視野に入れている⁽²⁾。京クラスの産業界や大学、研究機関への普及が進むことにより、ものづくりの「Front Loading」

化が格段に進むであろう。

このように、大規模流体解析がより容易に実施できる状況下、ガスタービン関連のCFDでも、DES（RANS/LES Hybridを含む）、LESの利用率が著しく伸長していることは、最近のTURBO EXPOでも明らかである。低圧タービンの場合、低レイノルズ数条件での境界層遷移、剥離などの予測が性能評価に重要なこともあり、DNSでの計算例も散見されるようになっている。

これらの大規模乱流解析がタービンでどのように行われ、また現象理解のためどのように利用されているかについては読者の関心も高いであろう。一方で、設計、最適化業務では、引き続きRANSは欠かせないツールではあるが、よく知られているように非定常性の強い流れや旋回流などではその精度は必ずしも高くはない。その壁を如何に克服（または軽減）するかは、産業界にとっては極めて重要な課題である。

以上の点を踏まえ、本解説では以下の点に焦点を当てながら、RANS, DES, LESそしてDNSのタービンの流れ解析の現状について俯瞰する。

- (1)設計への応用などでのgood practice
- (2)現象解明に向けての好適用例
- (3)新規性の点で優れた取り組み

なお、タービンにまつわるCFDの事例紹介として、冷却に関するCFDは空力とともに重要なテーマであるが、紙面の都合もあしく限定的にのみ紹介する。

2. LPT翼列へのLES/DNSの適用

2.1 岩手大学での研究例

航空エンジン用低圧タービン（LPT）は、エンジン推力の大半を生む巨大なファンを駆動する重要部品であるが、高負荷化、高空巡航時の低レイノルズ数化による層流剥離発生が懸念されており、これまでに多くの研究が行われている。図1～3には、筆者のグループが行った翼列試験と汎用コード（ANSYS CFX12）でのRANS（SST、遷移モデル使用）、URANS及びLES（Dynamic Smagorinsky Model）による解析結果との比較や流れ場の瞬間図を示す⁽³⁾。

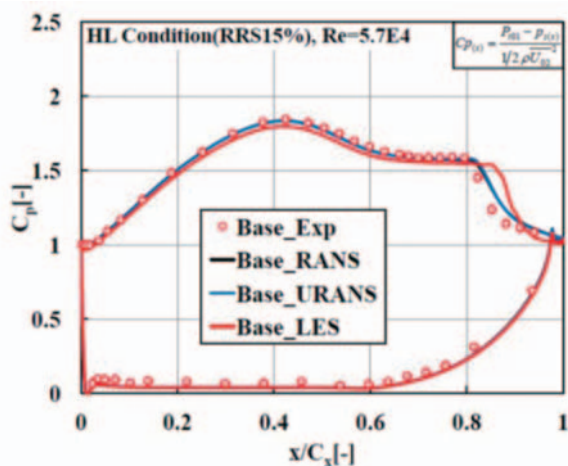
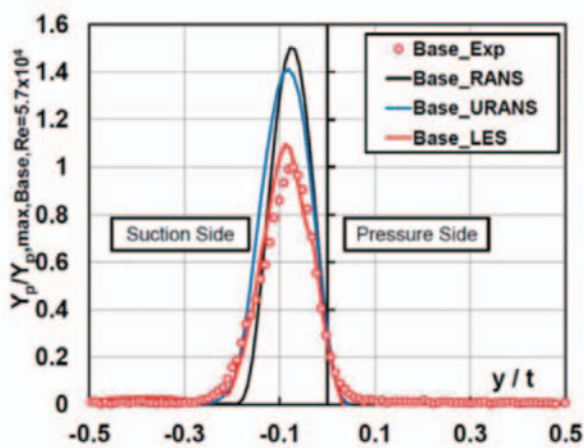
剥離を伴う流れ場は、K-H（Kelvin-Helmholtz）不安

原稿受付 2015年9月14日

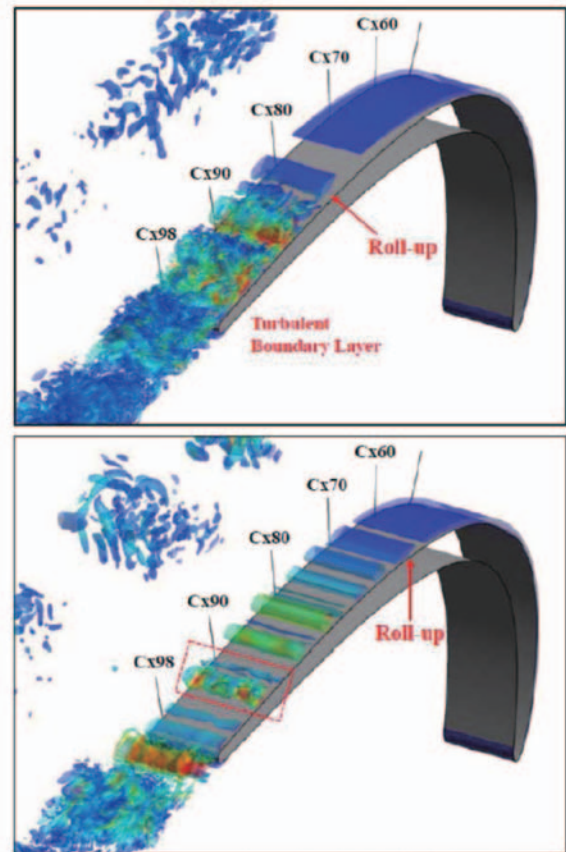
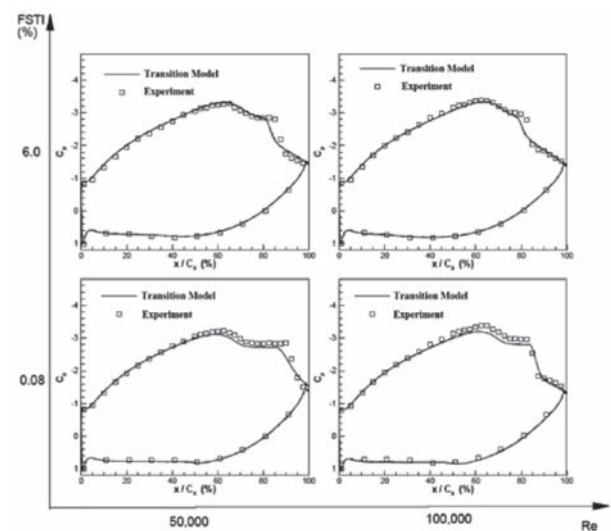
*1 岩手大学 工学部

〒020-8551 盛岡市上田4-3-5

定, TS (Tollmien-Schlichting) 波の不安定現象に加え, Wake通過や主流乱れが複雑に関係し合う非定常流であることから, RANSでの予測は一般には難しいと考えられる。ただし, 図1に示すように, 遷移モデル ($SST + \gamma - \widetilde{Re}_\theta$) の効能で, 翼面静圧分布はLESよりも実験値に近い (LESでの剥離が過大に評価されているのは, 翼列入口での乱れ度を適切に与えていないことが理由である)。 $\gamma - \widetilde{Re}_\theta$ については, その挙動の詳細をMinotら⁽⁴⁾が報告している。そこでは, このモデルは入口乱れの条件に敏感であり, 実際のターボ機械内部流への適用には相当の留意や新たなモデルの開発が必要であるとしている。

Fig. 1 Static Pressure Distributions⁽³⁾Fig. 2 Cascade loss distributions⁽³⁾

利用が多方面で広がっている $\gamma - Re_\theta$ モデルは, 特に2次元のな流れ場に対しては, 実験データによるチューニングなどが徹底していることから, 図4に示すように, 異なる主流乱れ, レイノルズ数の条件での低圧タービン翼列 (Pak-B) 翼面静圧分布を非常に精度良く予測している⁽⁵⁾⁻⁽⁷⁾。ただし, 翼面境界層までを正確に捕捉している訳ではなく, 結果として, 図2に示すように, 翼列損失分布の予測はRANSでは困難であり, より正確な損失予測にはLESなどの高精度乱流解析が不可欠である。

Fig. 3 Flow fields captured by LES⁽³⁾Fig. 4 Measured Cps of Pak-B cascade and the predictions by RANS using transition model⁽⁵⁾

2.2 RANSからLES/DNSへ

低圧タービンではレイノルズ数は 10^5 のオーダーであり, DES, LES, 最近ではDNSが適用され始めている。以下には, 最新の研究例から, 大規模かつ高精度でより詳細に忠実に現象を再現する流体解析, 即ちHigh-fidelity CFDへの潮流を紹介する。

図5に、1995年以降のLESの使用実績数及び計算機性能の推移を示す⁽⁸⁾。図中、J. Turbomachineryで公表されたLESの使用例は、年ごとにバラツキはあるものの確実に増加する傾向にある。この増加傾向は、世界最速のスパコンや上位500位のスパコンの計算性能上昇カーブ（右縦軸はFLOPSに対応）とほぼ対応しており、計算機の大規模化、高速化、加えて計算コードの効率化によりLESがより一般化してきたことを示している。なお、図中のChapman's Prediction Lineは、計算機性能がこれより上に行ったとき、LESが実験を補完し、場合によってRig試験の代用も可能になるレベルであるとされている⁽⁹⁾。このことから、2010年度以降ターボ機械内部流に対してもLES利用が本格化した理由が伺い知ることができる。

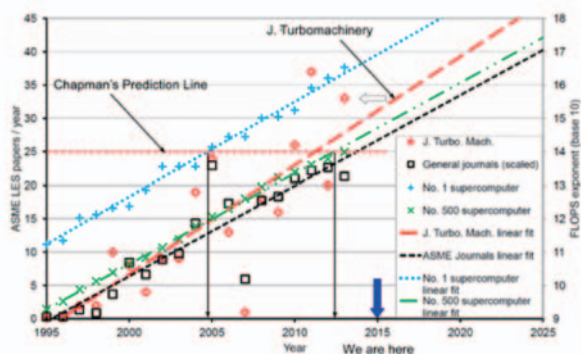


Fig. 5 The number of publications using LES in comparison with No.1 and Top 500 computing performances⁽⁸⁾

2.3 先駆的取り組み

最近の研究紹介の前に、2000年～2010年頃における先駆的研究例をいくつか紹介する。表1は、Tucker⁽¹⁰⁾が取りまとめたLES/DNSの適用事例のリストを、タービンに関係するもののみで編集しなおした表である。この中でも、Wu, Durbin⁽¹¹⁾, Michelassiら⁽¹²⁾の研究が参考になるものであろう。図6には、Michelassiら⁽¹²⁾が使用した翼列(T106)及び上流側静翼列を模擬した円柱列を示す。レイノルズ数は約52000である。彼らは、この翼列まわりの流れ解析に、DNS（格子点数約1700万点）、LES（Dynamicモデルで格子点数約200万点）及びRANS（遷移モデルを入れた $k-\omega$ モデルで2次元）を用いた。解析結果の一例（翼列損失分布）を図7に示す。2015年の時点で見ると、格子点数は十分とは言えないが、DNSがほぼ正確に円柱wakeの影響を受ける翼列の損失を予測していること、また、LESがDNSに匹敵する予測性能を示していることも興味深い。なお、図中の破線丸印のところでLESがしっかり実験を再現している一方で、DNSが実験と異なる傾向を示している。詳細は不明であるが、DNSと言っても盲信は禁物ということであろう。

2.4 最新の研究例紹介

Tyacke, Tucker⁽⁸⁾, Tucker⁽¹³⁾は、LESのガスタービンエンジンへの適用について、多くの示唆に富む報告を発

表しているが、そこでは、LES解析で最も重要な作業の一つとして、入口での境界条件、特に入口乱れの適切な指定が挙げられている。特に剥離を伴う流れ、遷移現象、伝熱には入口乱れは強く影響することから、その重要性は更に増してくる（図8）。図9には、入口乱れの指定方法の選択肢が例示されている⁽⁸⁾。実験値がある場合（実際のエンジンではほぼ絶望的ではあるが）にも、一般には時間平均値であることが多く、非定常（乱流）データについては、擬似等方性乱流を仮定し、フーリエ級数展開を用いる手法⁽¹⁴⁾が提案されている。また、類似流れの非定常解析、チャンネル流れ解析などを行う例⁽¹⁵⁾もある。

Table 1 Several published papers using LES⁽¹⁰⁾

Author(s)	Method	$Re_c/10,000$	$N/10^6$
Mittal et al. [74]	LES	0.1–0.25	1.2–3.5
Michelassi et al. [8]	LES	0.5–2	2–10
Wu et al. [105]	DNS	1.48	17
Raverdy et al. [11]	MILES	1.5	25–57
Opiela et al. [106]	ILES	1.6	3.5
Mei and Guha [107]	ILES	15	1.86
Tyagi and Acharya [85]	LES	0.05	0.016
Wissink and Rodi [108]	DNS	0.72	0.6
O'Mahoney [19]	LES	6.23	93
Matsura and Kato [12]	LES	5	3.5
O'Mahoney [19]	LES	13.0	6
O'Mahoney [19]	LES	5.5	16.5
Sarkar [78–82]	LES	1.6	7
Rizetta et al. [109]	ILES/NLES	0.25	2.3
Lardeau and Leschziner [72]	LES	0.6	12
Klostermeier [87]	LES	5.9	7
Jimbo et al. [89]	LES	3.7	5.4
Rozati and Tafti [110,111]	LES	1.0 (based on leading edge diameter)	17
Dufour et al. [13]	LES	2.8	3
Dufour et al. [13]	LES	3.8	6.3
			6.5

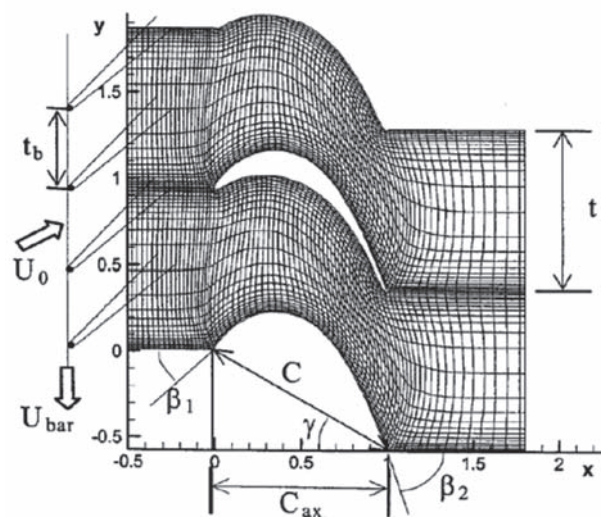


Fig. 6 The tested cascade⁽¹²⁾

以下には、LES/DNS解析での“Best Practice”のいくつかを紹介する。

(1) Sandbergら⁽¹⁶⁾, Michelassiら^{(17),(18)}によるLES/DNS解析

Sandburgら⁽¹⁶⁾は、HiPSTAR (High Performance Solver for Turbulence and Aeroacoustic Research) という大規模高精度解析ソフトを開発し、Michelassiら⁽¹⁷⁾はHiPSTARを用いて図6と同様の円柱列下流にある

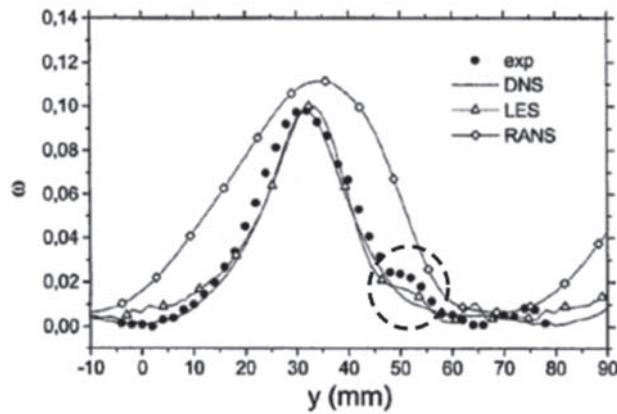


Fig. 7 Cascade loss distributions calculated by CFDs in comparison with the experiments¹²⁾

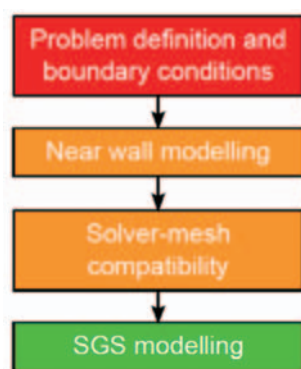


Fig. 8 LES Hierarchy(The top is the most important procedure)¹⁸⁾

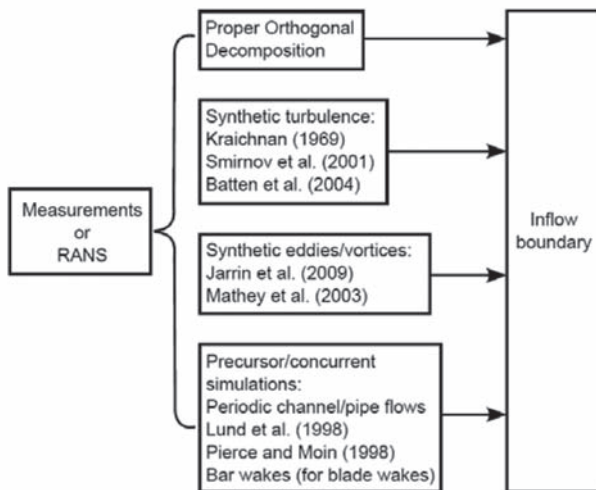


Fig. 9 Inflow condition option¹⁸⁾

T106A低圧タービン翼列まわりの非定常流解析を行った。図10には円柱列からのwake及び翼面境界層内の特徴的な渦構造をQ値で可視化した結果を示している。また、翼列損失を式(1)の様に3つの部分に分け (Denton¹⁹⁾), それぞれの項が無次元wake通過周波数 F_{red} によりどのように変化するかを明らかにしている (図11)。

$$\zeta = -\frac{C_{pbt}}{s_b \cos(\beta_2)} + \frac{2\theta}{s_b \cos(\beta_2)} + \left(\frac{\delta^* + t}{s_b \cos(\beta_2)} \right)^2 \quad (1)$$

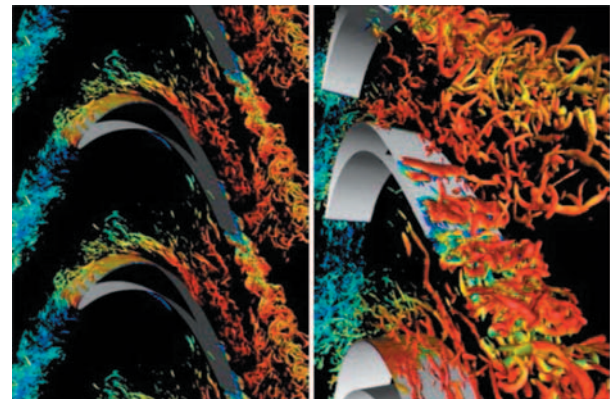


Fig.10 Generated inlet turbulence structure¹⁷⁾

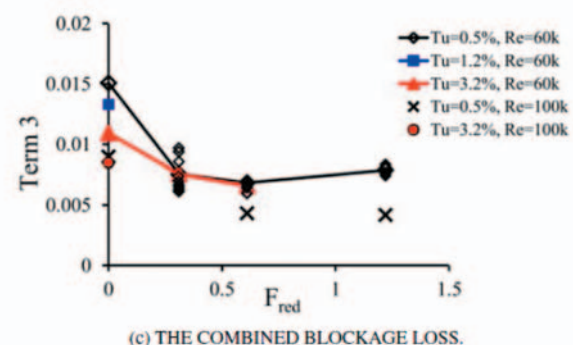
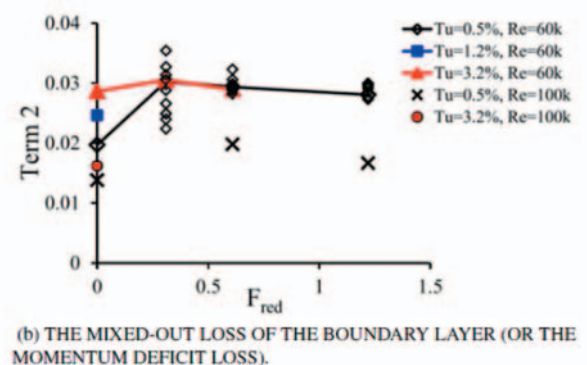
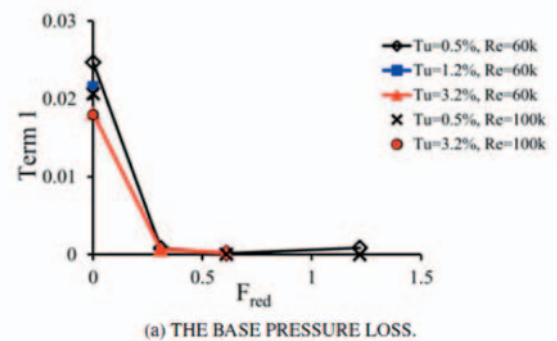
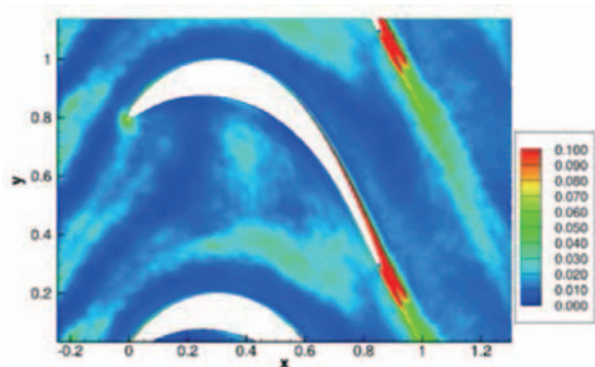


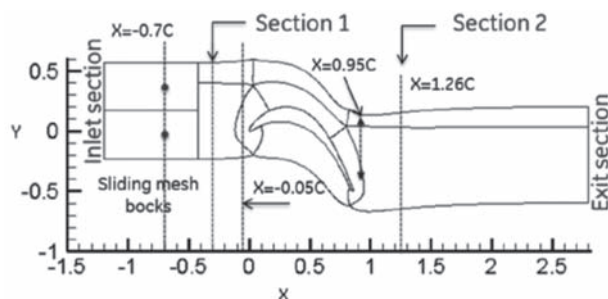
Fig.11 Loss breakdown¹⁷⁾

さらには、渦粘性近似の妥当性についても検討している (図12)。

Michelassiら¹⁸⁾は、DNSで検証されたHiPSTARを用いて、図6と同様の円柱列下流にあるT106A低圧タービン翼列 (図13) まわりの非定常流をLESにより詳細に解析するとともに、非定常性によって発生する損失に対す

Fig.12 Reynolds stress error²⁷⁾

る流量係数 ϕ や無次元wake通過周波数 $F_{red}=K/(P_{bar}\phi)$ の影響を調査している(K :定数, P_{bar} :円柱ピッチ)。同一の F_{red} であっても流量係数, 円柱ピッチの組み合わせは異なり, それによってwake角, 間隔が変化し, wake間の干渉やwakeと翼との干渉のパターンも変化する。これにより, 境界層損失やwake自身による損失(wake distortion損失)も変わってくる。図14には翼列のmixed-out損失やwake distortion損失(翼間流路内で発生する損失)に与える F_{red} 及び ϕ の効果を解析した結果を示す。この他にも, 運動量定理に基づく翼列損失とmixed-out損失との差分から, 非定常損失にも言及している。



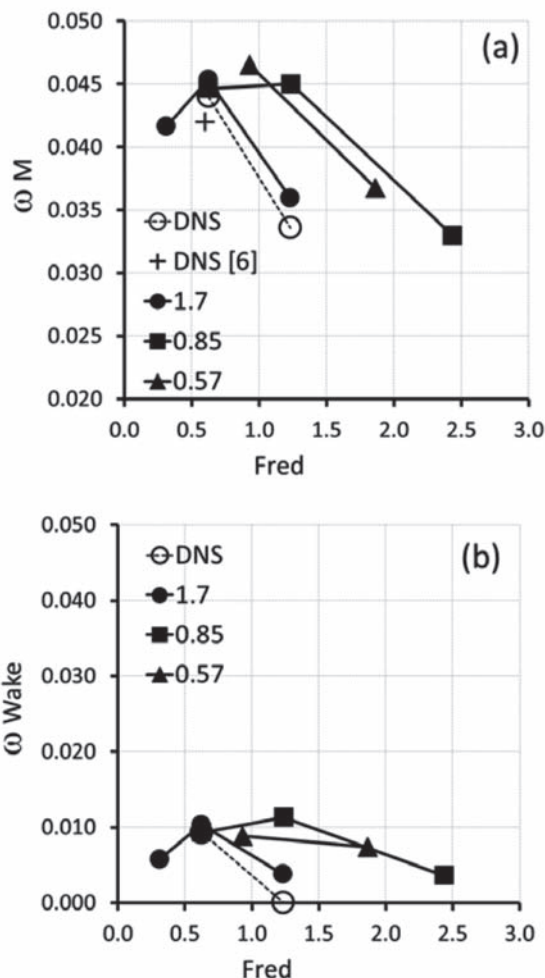
	B2B Grid	Span modes	3D grid	Δx^+	Δy^+	Δz^+
DNS	678,528	64	88,208,640	5	0.9	8
LES	181,632	32	11,987,712	~12	~2.0	~16

Fig.13 The tested T106A cascade and the grid system data¹⁸⁾

(2)Cuiら²⁰⁾のLES解析

Cuiらは, RRの自社開発コードであるHYDRAを用いたLES解析により, wakeや入口乱れ(FST)の影響下にあるT106A低圧タービン翼列まわりの非定常流れ解析を行い, 翼列損失に繋がる各種渦構造についての知見を示している。

図15には翼負圧面後縁における運動量厚さについての実験値と計算値との比較を示している(シンボルは実験値)。低入口乱れでwake流入がある場合(LFW)にはLES解析が実験に匹敵するものであるが, 入口乱れが大きい場合にはwakeの影響の捕捉には若干の差異が生じ

Fig.14 Mixed-out loss (a) and wake-distortion loss¹⁸⁾

ている。図16には, 翼負圧面上及び翼面周りの渦構造をQ値等値面及びスパン方向渦度で可視化した結果を示す。この結果から, wakeが翼面と干渉することにより境界層にストリーク構造が現れるとともに, 剥離泡の不安定化を促進し乱流化が進むこと, 主流乱れがスパン方向への構造の複雑化を促進していることがわかる。図17の翼正圧面での縦渦構造の再現も興味深い。

(3)Hillewaertら²¹⁾, de Wiartら²²⁾のDNS及びLES解析

Hillewaertら²¹⁾, de Wiartら²²⁾は, 独自に開発した高精度不連続ガラーキン法により, 非構造格子による形状適用性の向上とデータの局所性による高並列化率を達成している。特に新たにWall modellingという壁関数的アプローチの導入により, 形状適用性の向上と壁近傍での格子点数の削減を実現可能にし, ターボ機械などの産業利用へのLES/DNS利用に路を開いている。開発したコードをT106C翼列まわりの流れ解析に適用している。図18では, 翼面上などの摩擦分布と渦度の解析結果を示す。二次流れと剥離泡との干渉は, 剥離泡の崩壊による三次元的な渦構造の発生, 乱流化の挙動が克明に解像されている。

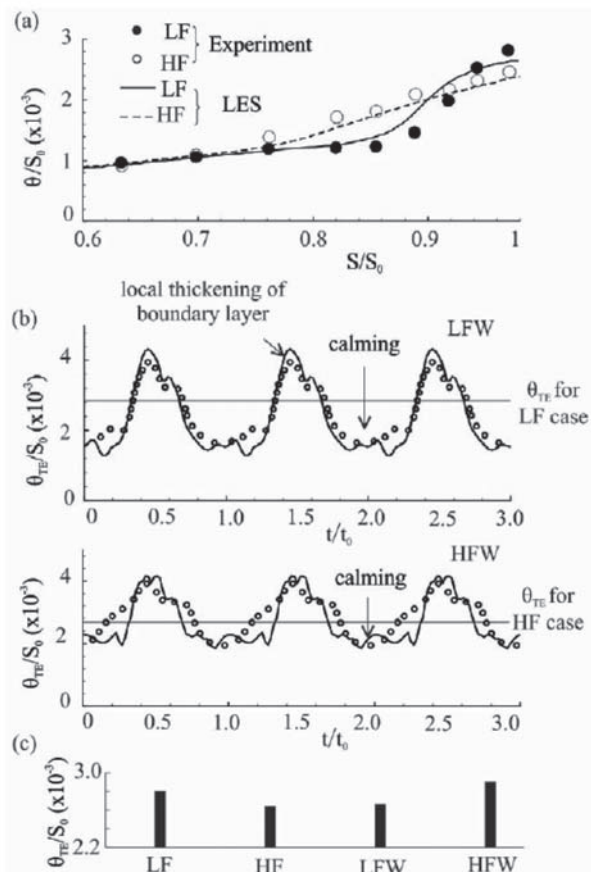


Fig.15 Momentum thickness variation (a) on the suction surface for LF and HF (b) at the trailing edge ($S=S_0 - 0.98$) for all test cases and (c) at the trailing edge²⁰

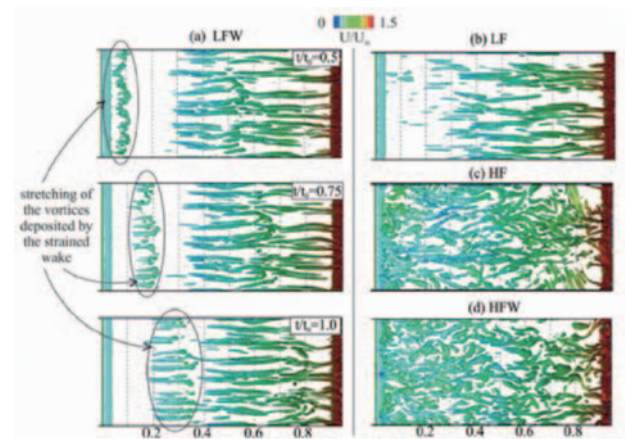


Fig.17 Vortical structures on the pressure surface²⁰

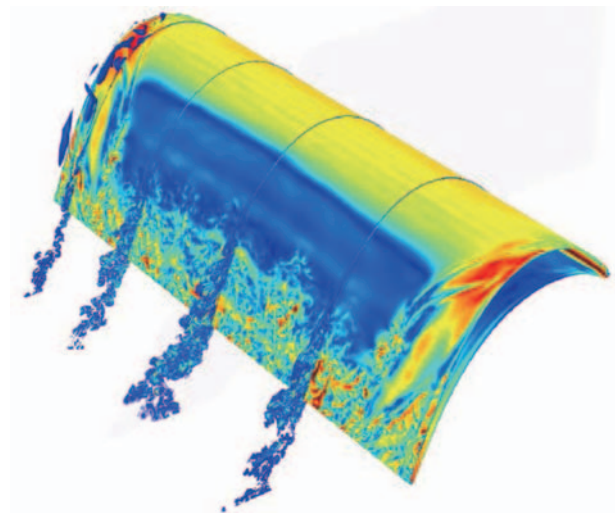


Fig.18 Skin friction on the airfoil with vorticity on some cut planes²²

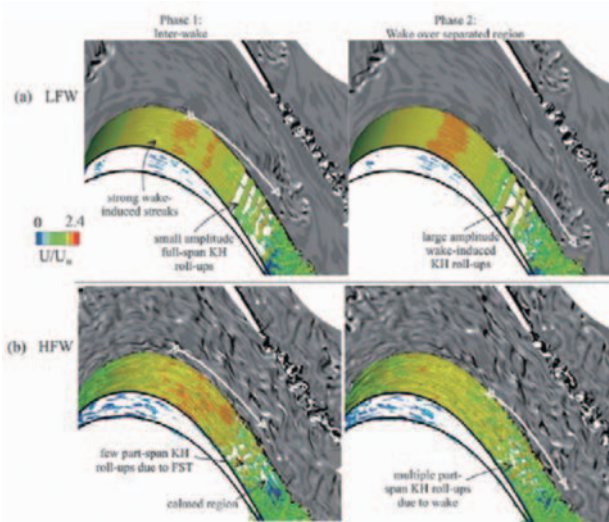


Fig.16 Vortical structures on and around the airfoil²⁰

2.5 冷却問題へのLES解析の応用

タービン冷却の一つであるフィルム冷却は、翼面等に設けられた冷却孔から噴出する冷却空気が主流と干渉し、複雑な渦構造を誘発しながら主流との混合が発生する流れである。設計の段階ではRANS計算でフィルム効率を予測することが多いが、予測精度は必ずしも高くはない²³。それは、フィルム冷却は複雑な渦構造を有する

噴流混合現象であり、この現象が本質的に強い非定常性を備えた流れであるためである。そこで、近年フィルム冷却に関するLES解析の報告例が増えている。図19には、酒井らが行ったLES解析による平板上冷却孔周辺での渦構造を示している²⁴。噴き出し比、密度比、孔の角度・長さ等によって発生、卓越する渦構造は異なるが、円形冷却孔から噴出する冷却空気が平板境界層との干渉による馬蹄形渦やそれが誘発する渦 (counter vortex)、噴流と主流との境界上で発生する渦、冷却孔側面での渦、また、冷却孔後流での渦などが詳細に解像されており、フィルム効率への影響因子の理解に貴重なデータを提供している。

3. まとめ

タービンのCFDについて、主にLPTでのHi-Fi解析の現状を紹介した。上述したように、従来実験だけでは知ることのできなかった重要な現象をLES/DNS解析で数値的に明らかにしている点は重要な点であり、LES解析が実験による検証作業の一部 (翼列試験など) に取って変わる日も遠くはないことを示唆している。ただし、比較的単純な翼列流れでも入口条件の違いで現象が大きく

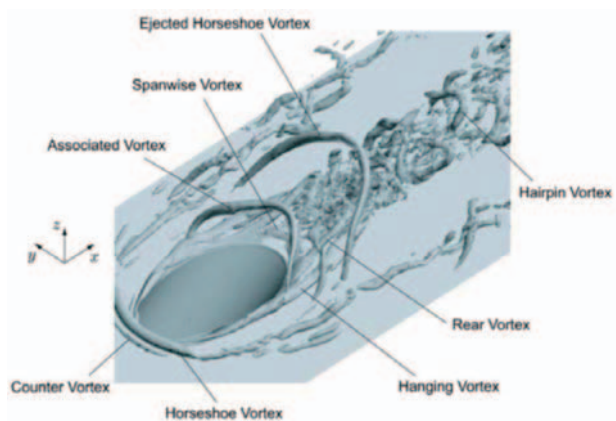


Fig.19 Vortical structures around the hole exit²⁶⁾

異なることから、LES解析が完全にRig試験に取って代わる時代はもう少し先になりそうである。近年、CFDと実験との融合の可能性が模索されており²⁵⁾、モニタリング技術の進展との協働は興味深いテーマであろう。

最後に、紙面の都合と筆者の浅学ゆえ偏った内容になったことをお詫びしたい。

参考文献

- (1) Yamada et al., Large-Scale DES Analysis of Unsteady Flow Field in a Multi-Stage Axial Flow Compressor at Off-Design Condition Using K Computer, ASME Paper GT2015-42648, 2015.
- (2) 加藤, ポスト「京」時代のものづくり, Part I, 近未来型ものづくりを先導する革新的設計・製造プロセスの開発, 計算工学ナビ, Vol. 6, 2015.
- (3) Funazaki, K., et al., A Novel Method for Improvement of Aerodynamic Performance of Highly Loaded LP Turbine Airfoils for Aeroengines, ASME Paper, GT2013-94745, 2013.
- (4) Minot, A., et al., Advanced Numerical Setup for Separation-Induced Transition on High-Lift Low-Pressure Turbine Flows Using the Model, ASME Paper GT2015-42160, 2015.
- (5) Langtry, R.B., A Correlation-Based Transition Model using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD codes, Doctoral Thesis (University of Stuttgart), 2006.
- (6) Menter, F.R., Turbulence Modeling for Engineering Flows, A Technical Paper from ANSYS INC, 2011.
- (7) Eggenpieler, G., Modelling Laminar-Turbulent Transition Process, ANSYS, 2012.
- (8) Tyacke, J. and Tucker, P., Future Use of Large Eddy Simulation in Aeroengines, ASME Paper GT2014-25434, 2014.
- (9) Chapman, D., et al., Computers vs. Wind Tunnels for Aerodynamic Flow Simulations, Astronautics and Aeronautics, 13, pp. 12.35, 1975.
- (10) Tucker, P.G., Computation of unsteady turbomachinery flows : Part2.LES and hybrids, Progress in Aerospace Science, 47, pp.546-569, 2011.
- (11) Wu, X. and Durbin, P.A., Evidence of Longitudinal Vortices Evolved from Distorted Wakes in a Turbine Passage, Journal of Fluid Mechanics 446, pp.199-228, 2001.
- (12) Michelassi, V. et al., Analysis of DNS and LES of Flow in a Low Pressure Turbine Cascade with Incoming Wakes and Comparison with Experiments, Flow, Turbulence and Combustion, 69, pp.295-330, 2002.
- (13) Tucker, P.G., Trends in Turbomachinery Turbulence treatments, Progress in Aerospace Science, 63, pp.1-32, 2013.
- (14) Lardeau, S., et al., Large Eddy Simulation of Transitional Boundary Layers at High Sree-stream Turbulence Intensity and Implications for RANS Modeling, ASME J. Turbomachinery, 129 pp.311-317, 2007.
- (15) Large-Eddy Simulation for Acoustics, Wagner C. A. et al. ed., Cambridge Press, p. 204, 2007.
- (16) Sandberg, R.D., et al, Compressible Direct Numerical Simulation of Low-Pressure Turbines:Part I-Methodology, ASME Paper GT2014-25685, 2014.
- (17) Michelassi, V. et al., Compressible Direct Numerical Simulation of Low-Pressure Turbines:Part II- Effect of Inflow Disturbances, ASME Paper GT2014-25689, 2014.
- (18) Michelassi, V. et al., High-Fidelity Simulations of Low-Pressure Turbines: Effect of Flow Coefficient and Reduced Frequency on Losses, ASME Paper GT2015-43429.
- (19) Denton, J.D., Loss Mechanisms in Turbomachines, ASME J. Turbomachinery, 115, pp. 621-656, 1993.
- (20) Cui, J., et al., Numerical Investigation of Contrasting Flow Physics in Different Zones of a High-Lift Low Pressure Turbine Blade, ASME Paper GT2015-43200, 2015.
- (21) Hillewaert, K. ¥, et al., Accessment of a High-Order Discontinuous Galerkin Method for the Direct Numerical Simulation of Transition at Low-Reynolds Number in the T106C High-Lift Low Pressure Turbine Cascade, ASME Paper GT2014-26739, 2014.
- (22) de Wiart, C.C., et al., Development of a Discontinuous Galerkin Solver for High Quality Wall-Resolved/Modelled DNS and LES of Practical Turbomachinery Flows on Fully Unstructured Meshes, ASME Paper GT2015-43428, 2015.
- (23) Takahashi, T., et al., Assessment of URANS and DES for Prediction of Leading Edge Film Cooling, ASME J. Turbomachinery, 134, 2012.
- (24) 酒井他, 主流中に傾斜して吹出される円形ジェットのラージエディシミュレーション, 日本機械学会論文集 (B編), 78-789, pp. 1107-1117, 2012.
- (25) 渡辺, 口石, EFD/CFD融合技術の現状と可能性, 日本航空宇宙学会誌 62 (4), pp. 113-120, 2014.

特集：ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線（～現状と今後の展望～）

混相流のCFD解析

姫野 武洋^{*1}
HIMENO Takehiro

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，混相流，CFD
Gas Turbine, Jet Engine, Multi-phase Flow, CFD

1. 緒言

数値流体力学（CFD）は、物理現象を深く理解するための分析科学であると同時に、設計者の様々な発想を現実の価値に繋げる設計科学でもあり、多様かつ量的な展開を遂げつつある。近年では、各種人工物の設計から製造に至るまで、ものづくりに関わる課題を解決する実用的手段として、混相流や反応流など、様々な力学分野に跨るマルチフィジックス問題も含め、シミュレーション技術に対する需要が高まっている。

ガスタービンの設計においては、各要素の空力・熱・振動・強度・騒音・排出物等に関する特性を定量的に予測し、全体性能として最適化することが求められる。実用的CFDは、圧縮機やタービンなどの空力要素だけでなく、燃焼器や冷却翼、潤滑系統における熱流動など、複雑形状を持つ流路、化学反応や伝熱と強く関連した流れ、さらに、固体変形と連成した流れにも広く適用される傾向にある。本稿では、ガスタービンに関連する構成要素における混相流に注目し、その動向を述べてみたい。

2. 混相流解法の概観

気体と液体が共存する混相流，すなわち気液二相流には、様々なスケールの現象を内包している。例えば、図1に示すように、旋回型噴射器の下流における微粒化過程ひとつを取っても、流れ場の代表寸法に比べて数桁以上も小さな液膜、液糸、液滴、気泡などを伴う。気液二相流のCFDのために、実に様々な解析法や計算モデルが提案されているが、各手法の長所と短所を認識した上で、着目する現象に適したものを選択することが重要である。

一般に、CFDにおいて、気液界面の変形や移流の時間的変化を解像するには、その寸法および時定数と同程度まで小さな格子刻みと時間刻みが必要となり、それに逆比例して大きな計算機能力が必要とされる。このため、過去の気液二相流CFDでは、界面を空間的にも時間的にも直接的に解像することを諦め、計算格子の気相体積

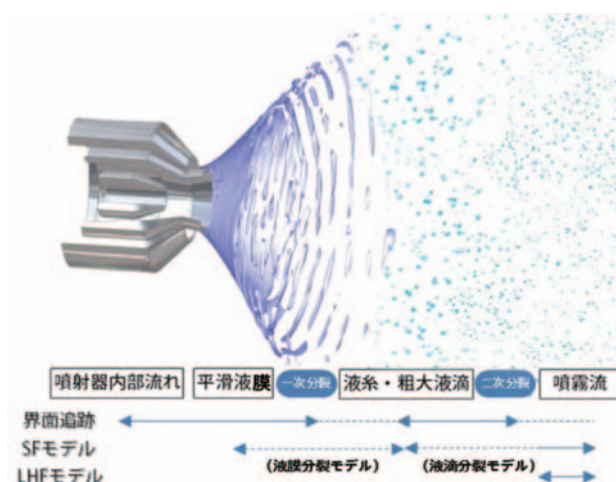


Fig. 1 Multiscale phenomena and modeling in atomization process.

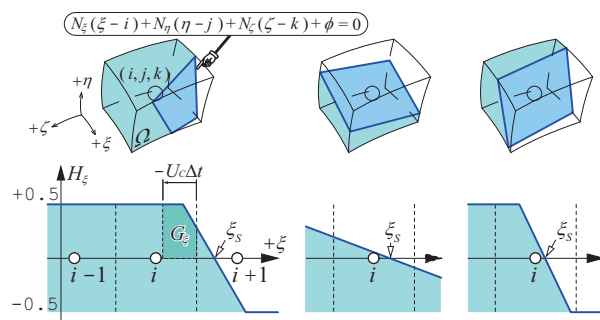


Fig. 2 Interpolation of VOF distribution in piecewise linear interface calculation²⁰: PLIC

占有率（VOF：Volume of Fluid）を定義し、その時間平均値を算出するに留まっていた。しかし、1990年代後半以降、計算機能力の向上と相まって、液面の位置や形状を精度良く捕獲できるアルゴリズムが提案され、気液二相流を本質的に非定常な自由表面流として記述し、液面の変形と移流を直接的に解像する計算が行われるようになった。2010年代には、商用コードにも界面捕獲法が実装されるようになった。

気泡や液滴の分裂・合体など複雑な界面変形を伴う場合の自由表面流の解析では、空間に固定された格子系を採用する方が得策である。固定格子法は、気液の識別関数（VOFもその一種）を定義し、その等値面として界

原稿受付 2015年10月14日

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

面を陰的に表現する界面捕獲法と、界面に付着して移流されるマーカー粒子群を繋ぎ、界面を陽的に表現する界面追跡法に大別される。

界面捕獲法としては、広く普及したVOF法⁽¹⁾、その発展型として、界面の空間的勾配を考慮することで、図2に示すように、計算格子内部におけるVOF分布の偏在を内挿補間し、界面の幾何形状を精度良く捕捉できるPLIC-VOF (Piecewise Linear Interface Calculation)⁽²⁾⁻⁽³⁾やSLIC-VOF (Simple-Line Interface Calculation)⁽⁴⁾の他、界面からの距離関数を導入したLevel-Set法⁽⁵⁾などが提案されている。他方、界面追跡法には、有名なMAC法⁽⁶⁾に始まり、Front Tracking Method⁽⁷⁾などがある。これらの手法は、燃焼器における噴射燃料の一次微粒化過程の数値解析など、界面変形のスケールが大きな現象から順次解析が試みられている。

他方、ほぼ球形と見なせる微小液滴を極めて多数含む噴霧流の解析では、液滴形状の直接把握は重要でない。このような流れでは、気相と液滴の間に滑り速度が無いという仮定を採用し、液滴数密度やVOFを変数として加えた、均質二相流 (Locally Homogeneous Flow) モデル、あるいは、気相から受ける抵抗力をモデル化し、液滴を粒子軌道計算によりラグランジュ的に追跡する粒子追跡法 (Separated Flow) が採用される。粒子追跡法の場合、液滴を個々に追跡することは、計算コストの点でも割に合わないので、液滴群を比較的少数 (格子点数と同程度) の粒子で代表させ、その運動をラグランジュ的に追跡するDDM (Discrete Droplet Model) なども提案されている。

3. 混相流現象解析の実際

本章では、ガスタービンに関する混相流現象の数値解析例を紹介する。

3.1 翼列周りの流れ

3.1.1 蒸気タービンの凝縮現象

コンバインドサイクルにおける蒸気タービン低圧段、湿分添加サイクルにおける圧縮機、悪天候時の航空用ガスタービン空気取入口などの流れは、液滴を伴う混相流である。凝縮や微粒化によって混入する液滴径が微小で、液滴と気体の流跡が一致すると見なせる場合には、気液間の速度差を無視した均質二相流を仮定できる。

このような場合、支配方程式に液滴数密度や混相流音速に関する構成方程式と液滴成長モデルを加えたうえで、単相流解法から拡張された実在流体解法を適用して計算を行うことが可能である。例えば、山本と笹尾らの研究グループは、蒸気タービンでの凝縮衝撃波を含む翼列流の解析例⁽⁸⁾⁻⁽⁹⁾を報告している。「数値タービン」と名付けられた計算コードは、非圧縮流体や理想気体の仮定を先決的に用いておらず、必要な物性値が温度と圧力の関数として表現され、様々な種類の実在流体を解析対象にでき、湿り空気、あるいは、湿り蒸気を仮定し、図3に

示すように、多段静動翼列の非定常流れを解析することが可能となっている。

3.1.2 翼列への粒子衝突

他方、液滴の慣性を無視できない場合には、連続体である気相に対するCFDと、分散相である液滴あるいは液滴群 (代表粒子) に対するラグランジュ解法を重畳するアプローチが採られる。ジェットエンジンに関連する現象として、ファンでの着氷 (Icing)⁽¹⁰⁾、タービンでの粒子付着 (Deposition)⁽¹¹⁾、個体粒子衝突に伴う損耗 (Sand Erosion)⁽¹²⁾などが挙げられる。

中でも着氷は、吸気中に含まれる氷粒子や過冷却液滴がファン翼に衝突し、熱移動により氷層を形成する現象

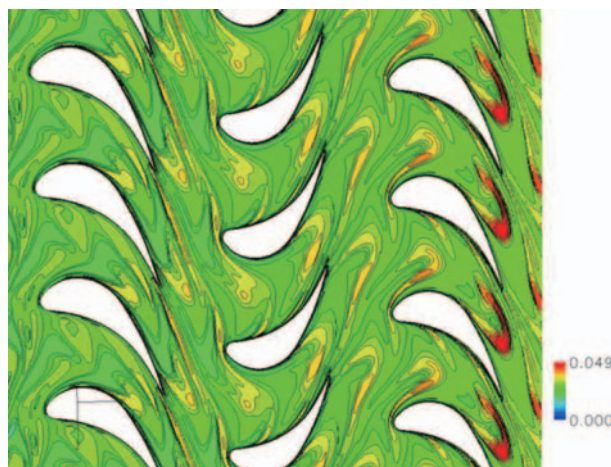


Fig. 3 Unsteady 3-D calculation of wet-steam flows through three-stage stator-rotor blade rows in a low-pressure steam turbine with a non-equilibrium model of condensation⁽⁸⁾. Contours of instantaneous condensate mass fractions.

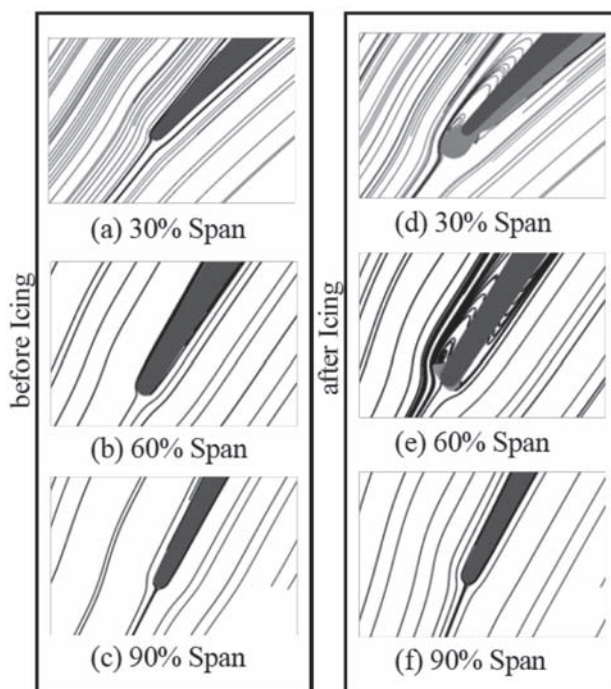


Fig. 4 Change of flow pattern caused by icing around the leading edge of fan blade⁽¹⁰⁾.

である。氷の付着による翼形状変化は、翼列空力性能の悪化、翼間流路狭窄、離脱した氷塊による下流翼列の損傷などを招く恐れがある。

Habashiらは、圧縮機の動翼列と静翼列を含めた流路に粒子追跡法を適用し、動翼と静翼の両方に衝突する氷と液滴の分布を算出している⁽¹³⁻¹⁴⁾。一方、鈴木と山本のグループは、図4に示すように、ファン動翼列を対象とした粒子追跡法による着氷解析を行っている。そこでは、氷の付着による翼形状の変化を、流体解析にフィードバックし、着氷に伴って翼列空力性能が悪化する可能性を示唆している⁽¹⁰⁾。

これらの解析手法は、ジェットエンジンのみならず、航空機や風車の翼、極低温流体を冷媒とする熱交換器への着氷にも共通するものであり、実験的との比較に基づく氷層成長モデル等の検証を通じ、適用範囲が広がることが期待される。

3.2 噴射器周りの流れ

燃料噴射・微粒化の数値解析には、噴霧の平均粒径や質量流束の空間的分布に代表される微粒化特性を算出し、様々な噴射器形状や噴射条件における流れ場を把握することが求められる。微粒化解析を行う難しさは、高密度比の気液を安定に計算する必要があること、様々なスケールの液滴が空間的に不均一に存在すること、混相乱流場であることなどが挙げられる。

近年では、噴射器近傍で液膜から液糸を経て液滴生成へ至る微粒化過程を、表面張力を考慮して、界面捕獲法により詳細に解析した例が多く報告されるようになった⁽¹⁵⁾。ガスタービン燃焼器における燃料噴射では、気流の流速が大きな高We数の条件となっていることから、界面変形と液滴径が非常に小さいという特徴がある。従って、CFDでこれらを直接的に解像するためには、同程度に小さな格子が必要となる。

Yangらのグループ⁽¹⁶⁾や、Desjardinsのグループ⁽¹⁷⁾は、界面捕獲法と解適合格子法（AMR：Adaptive Mesh Refinement）法を組み合わせ、高い空間解像度が欲せられる界面付近に密集した格子を階層的に生成することで、より小さなスケールの界面変形までを直接的に解析しようと試みられている。LESを組み合わせた同軸噴流解析なども報告されている。

一方、噴射燃料の二次微粒化領域を経た下流の噴霧流の解析では、計算コスト観点から、液滴群をラグランジュ的に追跡するDDMが適用される。井上らは、界面捕獲法/DDMハイブリッドモデルを用い、衝突噴流の微粒化過程の解析結果を報告するとともに、対応する実験との比較を行っている⁽¹⁸⁻¹⁹⁾。図5に示すように、同手法は、MARS法とLevel-Set法を組み合わせた界面捕獲法⁽²⁰⁾により連続液膜の形成と分裂をオイラー的に解析し、下流域では液体を代表粒子に変換のうえラグランジュ的に追跡する。

微粒化特性の解析精度向上は、反応流CFDとの連成⁽²¹⁾

により、実機の燃焼器流れの解析精度向上に繋がる。この分野では、直接的な大規模計算に基づく知見の獲得に期待が寄せられる。その一方で、高温高压条件での液滴挙動や蒸発までを考慮した物理モデルの高度化を通じ、比較的少ない計算コストで、燃焼器設計に有用な情報を得ようとする努力も続けられている。

3.3 ギア周りの流れ

ガスタービン全体性能を考える場合、動力伝達に伴う損失の低減も重要な課題である。例えば、高速回転する歯車の噛合部分に噴射される潤滑油について、ギアボッ

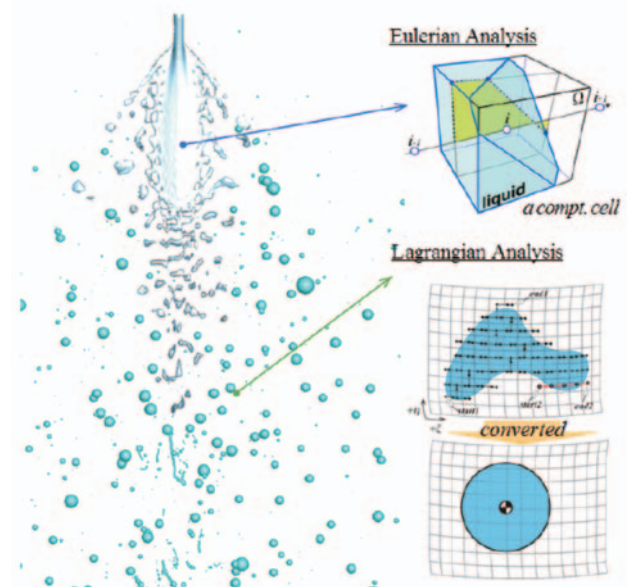


Fig. 5 Eulerian-Lagrangian hybrid analysis of atomization process in the downstream of impinging injector⁽¹⁹⁾.

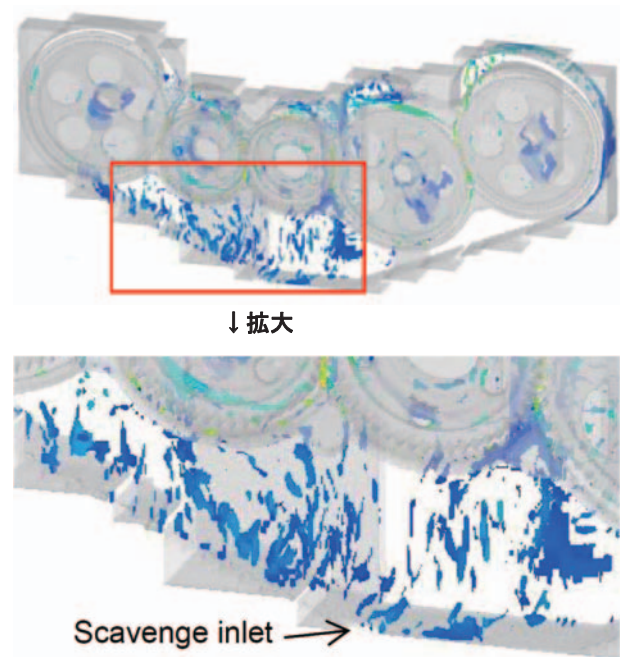


Fig. 6 CFD simulation of oil scavenging in the Accessory Gearbox⁽²¹⁾.

クスのケース形状の工夫により油の排出を促し、シュラウドの設置により油と歯車の再衝突に伴うトルク損失を低減できる。

このような、固気液が複雑に絡み合う流れについて、有澤らは、実験と並行して、自由表面流に対する界面捕獲法と直交格子上に埋込境界条件 (IB) として表現される歯車モデルを組み合わせた数値解析結果を行っており²²⁻²³、図6に示すように、ギアに攪拌される潤滑油の挙動を捉えたうえで、運動量損失を低減するシュラウド形状の最適化について指針を獲得している。

ギアから飛散する潤滑油は、微粒化しながらシュラウドやギアボックスの壁に衝突して液膜を形成し、壁と熱交換しながら排出される。ギアの冷却や熱構造設計までを考慮した最適化のためには、伝熱現象を適切に組み込むことが今後の課題である。

4. まとめ

ガスタービンに関連した混相流現象に注目し、近年発展著しい混相流CFD技術を適用し、各要素の設計に繋がる知見を獲得しようとする試みを紹介した。従来、CFDを適用した設計は、空力分野が先行していたが、近年では、混相流に対する物理モデルの高度化と、実在流体に対する数値解法と汎用化、計算機能力の向上により、様々な物理をCFDに統合した解析が可能となりつつあり、設計に応用する試みが広がっている。

その一方で、今後、計算機能力が向上し続けるとしても、液滴や気泡を直接的に解像するのではなく、乱流・伝熱・相変化などの界面現象に対する物理モデル (サブグリッドスケールモデル) は必要とされ続ける。

分子動力学や格子ボルツマン法などの分子スケールシミュレーションを駆使し、混相流解析におけるサブグリッド現象である、凝縮核・沸騰核の生成および成長過程、界面張力や接触角などに対する適切な物理モデルや境界条件の構築を目指した試みについても、今後の展開が注視される。それと同時に、現象の理解とモデリング、および、解析技術を検証するため、実験が果たす役割は広がっており、一層重要度を増していることを強調しておきたい。

謝 辞

本解説記事を執筆するにあたり、(株)IHIの松野伸介博士、谷直樹博士、ならびに、東京大学の井上智博准教授からは、混相流CFD分野全般について有益な議論をいただいた。ここに記して筆者の謝意を表する。

文 献

- (1) Hirt, C. W. and Nichols, B. D., Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries, J. Comput. Phys., vol. 39, no. 1, pp. 201-225, 1981.
- (2) Parker, B. J. and Youngs, D. L., Two and three dimensional Eulerian simulation of uid flow with material interfaces, *UK Atomic Weapons Establishment*, 1992.
- (3) Kunugi, T. MARS for multiphase calculation, *Computational Fluid Dynamics Journal*, Vol.9, No.1 (2000).
- (4) Noh, W. and Woodward, P., SLIC (simple line interface calculation), in *Proc. of the Fifth Int. Conf. on Numerical Methods in Fluid Dynamics*, pp. 330-340, Enschede, June 28-July 2, 1976.
- (5) Osher, S. and Sethian, J. A., Fronts propagating with curvature-dependent speed: Algorithms based on Hamilton-Jacobi formulations, J. Comput. Phys., vol. 79, no. 1, pp. 12-49, 1988.
- (6) Harlow FH and Welch JE Numerical calculation of time dependent viscous incompressible flow of liquid with free surface *Phys Fluids* Vol.8 (1965), 2182-89.
- (7) Tryggvason, G., Bunner, B., Esmaeeli, A., Juric, D., Al-Rawahi, N., Tauber, W., Han, J., Nas, S. and Janz, Y.-J.: A Front-Tracking Method for the Computations of Multiphase Flow, *Journal of Computational Physics*, 169 (2001), 708-759.
- (8) Satoshi Miyake, Satoru Yamamoto, Yasuhiro Sasao, Kazuhiro Momma, Toshihiro Miyawaki and Hiroharu Ooyama, Unsteady Flow Effect on Nonequilibrium Condensation in 3-D Low Pressure Steam Turbine Stages, *Proc. ASME Turbo Expo 2013, San Antonio, GT2013-94832*, (2013), CD-ROM.
- (9) Satoshi Miyake, Hironori Miyazawa, Satoru Yamamoto, Yasuhiro Sasao, Kazuhiro Momma, Hiroharu Ooyama and Toshihiro Miyawaki, Unsteady Wet-steam Flows through Low Pressure Turbine Final Three Stages considering Blade Number, *Proc. ASME Turbo Expo 2015, Montreal, GT2015-42366*, (2015), 11 pages.
- (10) 山本 充俊, 鎌形 桂太, 山本 誠, 賀澤 順一, "巡航条件での着水によるファン動翼性能変化に関する数値解析", 第42回日本ガスタービン学会定期講演会, 熊本, No.B-22, 講演論文集 (CD-ROM)
- (11) 巻田真, 鈴木正也, 山本誠, 大北洋治, "タービン前縁冷却孔周りにおける粒子付着現象の数値シミュレーション", 第38回日本ガスタービン学会定期講演会, 徳島, No.A-19, 講演論文集 (CD-ROM)
- (12) M.Suzuki and M.Yamamoto, Numerical Simulation of Sand Erosion Phenomena in a Single-Stage Axial Compressor, *J. Fluid Sci. and Tech.* Vol.6, No.1, (2011), 98-113.
- (13) Xavier Veillard, Wagdi Habashi, Martin Aube, Guido Baruzzi, FENSAP-ICE: Ice Accretion in Multi-Stage Jet Engines, *AIAA 2009-4158*.
- (14) Mathieu Pellissier, Wagdi Habashi, Alberto Pueyo, Design optimization of hot-air anti-icing systems by FENSAP-ICE, *AIAA 2010-1238*.
- (15) Shinjo, J., Umemura, A., "Simulation of liquid jet primary breakup : dynamics of ligament and droplet formation", *Intl. J. Multiphase Flow* (2010), Vol.36,

- pp.513-532.
- (16) X. D. Chen and V. Yang, "Thickness-Based Adaptive Mesh Refinement Methods for Multi-Phase Flow Simulations with Thin Regions", J. of Comput. Phys., Vol. 269, 2014, pp. 22-39.
- (17) Olivier Desjardins, Jeremy O. McCaslin, Mark Owkes, & Peter Brady, Direct Numerical and Large-Eddy Simulation of Primary Atomization in Complex Geometries, Atomization and Sprays, 23 (11) : 1001-1048 (2013).
- (18) J. Kouwa et al., Patternator measurements and numerical simulations of mass flux distribution for impinging jet atomization, Proceedings of AJCPP2014 Asian Joint Conference on Propulsion and Power, March 5-8, 2014, Jeju Island, Korea, 2014.
- (19) C. Inoue, A. Shimizu, T. Watanabe, T. Himeno and S. Uzawa, Numerical and Experimental Study on Spray Flux Distribution Produced by Liquid Sheet Atomization, IGTC2015-WeAMA.4.
- (20) 姫野 武洋, 根岸秀世, 野中 聡, 井上智博, 渡辺 紀徳, 鷗沢 聖治, "様々な加速度環境における自由表面流の数値解析 (CIP法, MARS法, Level Set法を協調した解法の改良)", 日本機械学会論文集, 76-765, B (2010), pp.778-788.
- (21) 西家 隆行, 牧田 光正, 中村 直紀, 黒瀬 良一, "航空機用環状燃焼器内乱流噴霧燃焼場のラージ・エディ・シミュレーション (着火及び火炎の燃え広がり現象への適用)", 第43回日本ガスタービン学会定期講演会, 米子, No.A-4, 講演論文集 (CD-ROM)
- (22) H. Arisawa, M. Nishimura, K. Tanaka, H. Imai and T. Goi, Oil Scavenging CFD Simulations and Experiments in the Accessory Gearbox of an Aircraft Engine, IGTC2011-0214.
- (23) H. Arisawa, M. Nishimura, H. Imai and T. Goi, "Computational Fluid Dynamics Simulations and Experiments for Reduction of Oil Churning Loss and Windage Loss in Aeroengine Transmission Gears", J. Eng. Gas Turbines Power, Vol. 136, Issue 9. No. 092604, (2014).

特集：ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線（～現状と今後の展望～）

JAXAにおける航空エンジン用 シミュレーション技術の活用

牧田 光正^{*1}
MAKIDA Mitumasa

北條 正弘^{*1}
HOJO Masahiro

北村 祥之^{*1}
KITAMURA Yoshihiro

山根 敬^{*1}
YAMANE Takashi

賀澤 順一^{*1}
KAZAWA Jyunichi

鈴木 正也^{*1}
SUZUKI Masaya

西澤 敏雄^{*1}
NISHIZAWA Toshio

キーワード：ジェットエンジン，シミュレーション，ファンブレード，CFRP，衝突解析，流体・熱伝導連成，境界層遷移，横流れ遷移，気液二相流，着氷，サンドエロージョン
Jet engine, Simulation, Fan blade, CFRP, Impact analysis, Conjugate heat transfer, Laminar-turbulent transition, Crossflow transition, Gas-liquid two-phase flow, Icing, Sand erosion

1. 緒言

宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空技術部門では、航空機の環境適合技術力や我が国の国際競争力の向上を目的とし、優位技術の開発としてファンおよび低圧タービンについて「高効率軽量ファン・タービン技術実証（通称aFJR プロジェクト）」をIHI、東京大学、筑波大学、金沢工業大学との共同研究で進めており、また、コアエンジンおよび騒音低減に関するハイインパクトな技術の開発として「グリーンエンジン技術の研究開発」を進めている⁽¹⁾。両プロジェクトでは、中小型民間航空機用エンジンの燃料消費量を現行エンジン比で16%以上削減することを目指し、図1に示す様に、aFJRでは高効率軽量ファンブレード、軽量ディスク、軽量吸音ライ

ナ、軽量低圧タービン翼の要素技術の研究開発を実施し、グリーンエンジンではNO_x排出をCAEP/6基準に対し75%低減、騒音1 dB低減を推力損失1%以下で実現することを目標とし、コアエンジンの要素技術開発およびシステム設計および騒音低減デバイスの技術実証を行う計画である。

上記の技術開発においては実験と併せてシミュレーション技術を活用しており、従来行ってきた共通基盤CFDプログラムUPACS（Unified Platform for Aerospace Computational Simulation）を活用しての数値流体解析（CFD）⁽²⁾のみならず、構造シミュレーション、伝熱との連成解析、異相流との統合解析等、幅広いシミュレーション技術を開発し、設計に適用している。ここでは、代表例として、ファンブレード等の構造解析、非定常流れでの流体・熱伝導連成解析、境界層遷移に関する数値解析、着氷・エロージョン解析について紹介する。

2. aFJRプロジェクトにおける構造シミュレーション

2.1 概要

aFJRプロジェクトで行っている研究開発や技術実証試験計画の検討においては、構造シミュレーションを多く活用している⁽³⁾。まずファンブレードにおいては、高バイパス比化に伴い、中空メタルファンブレードや炭素繊維強化プラスチック（CFRP）ファンブレードが開発され、同時に耐衝撃性や剛性を確保するためにワイドコード翼、メタルシース（ブレード前縁をカバーするメタル部品）による耐衝撃性の向上が図られてきた。本プロジェクトでは、CFRPファンブレードよりも軽量な次世代の複合材ファンブレードの開発を目指して、構造解析、成形技術等の研究開発を行っており、ファンブレー

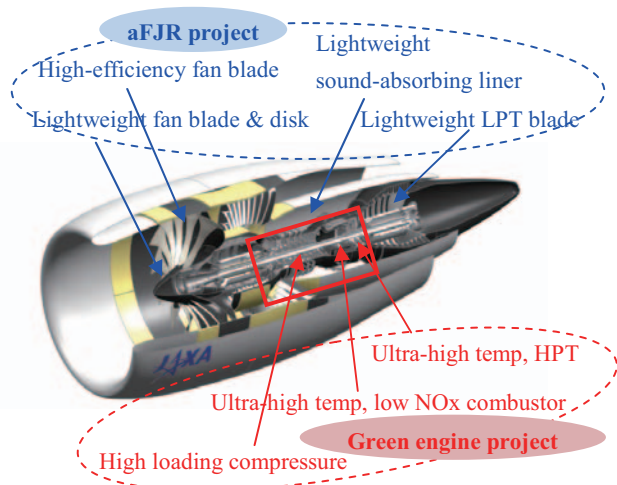


Fig. 1 Overview of engine development project in JAXA

原稿受付 2015年9月24日

*1 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門
〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

ド耐衝撃性実証試験を計画している。その損傷予測のために、京コンピュータを利用した複合材ファンブレード大規模解析に着手したところであり、次項に詳細を述べる。

次に、ディスクの寿命予測精度向上や信頼性向上を目的として、加工シミュレーション技術の研究を行っており、たとえばショットピーニング解析によるディスク表面の残留応力評価等を行っている。

吸音ライナは、ヘルムホルツ共鳴効果を利用した多孔表面板付きのハニカムサンドイッチ材で、ファンセクション内面のほぼ全面に搭載されており、ファン騒音低減にとって重要な役割を果たしている。エンジンの高バイパス比化に伴ってファンケース径が大型化され、同時に吸音ライナも大型化されるため、吸音ライナの軽量化が重要となっている。吸音ライナパネルの圧縮強度、衝撃損傷評価には試験だけでなく、構造シミュレーションによる評価を実施している。

低圧タービンには、高バイパス比化による段数増加に伴う重量増加を防止するための軽量化や、入口温度上昇に対応する高温化が求められている。耐熱複合材 (Ceramics Matrix Composite; CMC) は従来のNi超合金よりも優れた耐熱性を有し、軽量であるため、CMC低圧タービン翼の実用化を目指して過回転防止設計やフラッタ予測技術等の研究開発を行っており、CMC破壊シミュレーションや非線形過渡応答解析等のシミュレーションを行っている。

2.2 軽量ファンブレード解析⁽⁴⁾

ジェットエンジン構造部材のCFRP化はエンジンの大幅な燃費向上を実現する革新的技術であるが、強度的信頼性の評価技術に課題がある。特に、エンジンが鳥を吸い込む事象 (バードストライク) に対するCFRP製部材の強度評価および予測法は未確立である。CFRP積層板は炭素繊維と樹脂の複合材である一方向強化材が幾層にも積層された複雑な構造となっており、その層間で起こる剥離は構造部材全体のマクロな力学応答に大きな影響を与える。その一方で、層間剥離を有限要素モデル化するためには莫大な自由度数を要する。本研究では、バードストライクにおけるCFRPファンブレードの高精度な材料強度・損傷挙動評価を目的としたCFRP材の多重積層構造を陽に考慮する超大規模有限要素シミュレーションの実現を目指す。層間剥離等の微小な損傷はマクロな力学応答を左右しうることから、損傷を陽に導入したモデル化を行うことがシミュレーションのさらなる高精度化をもたらすと期待される。

本報では、損傷モデル導入の前段階として、SPH-有限要素法による実機スケールの衝撃解析を京コンピュータにより行った結果を報告する。

CFRPファンブレードでの衝突解析モデルを図2に示す。バードストライクを模擬した衝突試験では、鳥を模した大きさ・密度を持つゼラチンを回転するファンブ

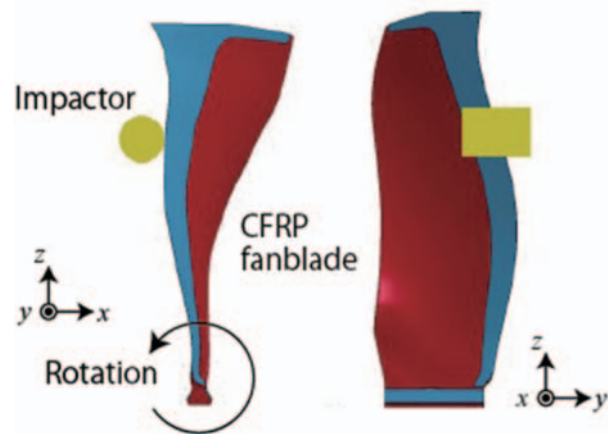


Fig. 2 CFRP jet-engine fan blade model impacted by gelatin

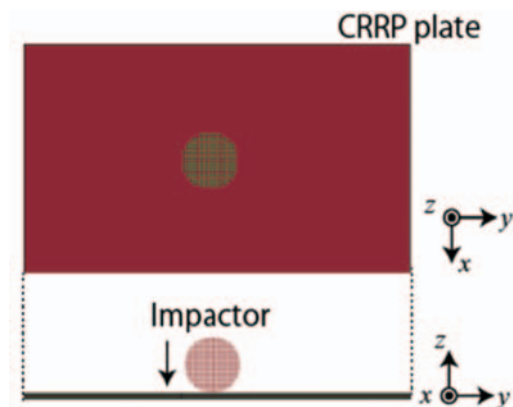


Fig. 3 CFRP-plate model impacted by gelatin

Table 1 Effect of domain decomposition pattern to computational time

Pattern	Computational time (s)
(a)	4,851
(b)	2,368
(c)	3,178
(d)	8,033
(e)	3,798
(f)	6,357

レードに衝突させる。本シミュレーションモデルでは、ゼラチンをSPH要素、CFRPファンブレードをソリッド有限要素法によりモデル化し、衝突過程におけるファンブレードの動的変形挙動を動的陽解法によって再現する。ここに示したファンブレードモデルの離散化に用いた有限要素の総数は約370万要素である。積層された各々のCFRP材は異方性材であるが、今回は簡単のため等方性線形弾性体とした。計算には汎用有限要素ソフトウェアLS-DYNA⁽⁵⁾を用い、MPI-OpenMPハイブリッド並列計算 (8,192コア) を京コンピュータ上により実行した。現象時間を10 msとしたとき、計算に約57.5時間を要した。

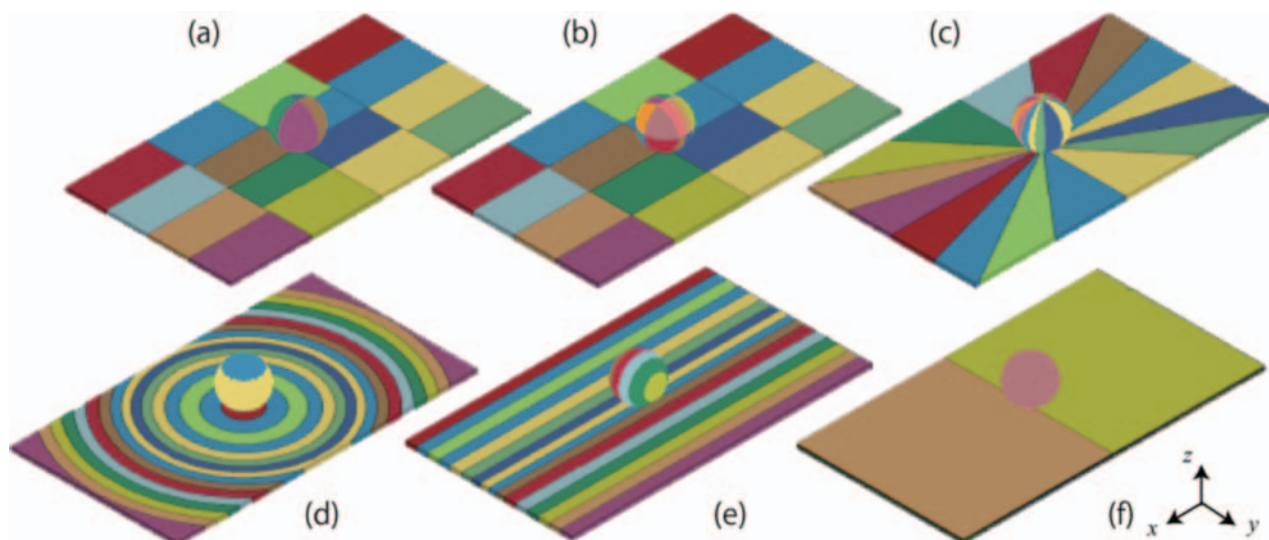


Fig. 4 Domain decomposition patterns of CFRP plate and SPH impactor: (a) default of LS-DYNA, (b) SPH particles distributed to all the nodes, (c) angular, (d) concentric, (e) slice-y, and (f) slice-z patterns

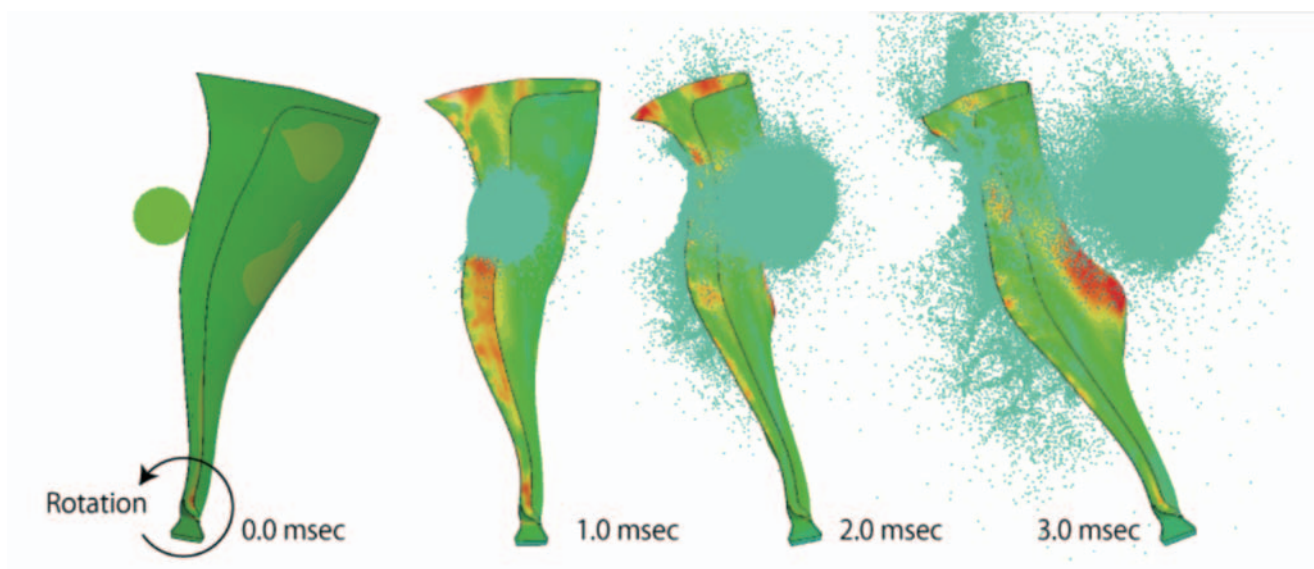


Fig. 5 Dynamic behavior of jet-engine fan blade impacted by gelatin body simulated by SPH-FEM method.

本研究の準備的解析としてCFRP平板の衝突解析を行い、領域分割様式が京コンピュータ上での計算時間に与える影響について検討した。用いたモデルを図3に示す。解析においては、SPHと有限要素間の接触計算が大部分を占めるため、効率の良い領域分割様式を選択することは計算効率の改善に有効である⁽⁶⁾。検討した領域分割様式とそれらを用いた場合の計算時間をそれぞれ図4、表1に示す。この例では、分割様式の差異により計算時間に最大4倍弱の差異が生じた。図5にCFRPファンブレードの衝突解析の結果を示す。円筒形のゼラチンがファンブレードに衝突後、飛散する。衝突においてCFRPファンブレードが示す動的挙動を部品スケールで再現することができた。今後は、層間剥離を考慮するために、積層の各層間に損傷要素を導入した解析を実行する計画である。

なお、本解析は東京大学生産技術研究所の吉川暢宏教

授、椎原良典助教、株式会社IHI関係者の皆様、筑波大学の松田哲也准教授らとの共同研究として実施している。

3. 非定常流れでの流体・熱伝導連成解析手法の開発

3.1 概要

タービンの冷却性能評価には、流体・熱伝導連成解析による詳細な温度予測技術の活用が期待されている。JAXAではin-houseのCFDコードであるUPACSをベースに、構造格子・重合格子を用いた流体と固体熱伝導の連成解析を実現してきた⁽²⁾。固体温度をより正確に得るには、流体側の熱伝達の予測が重要で、RANS解析での乱流モデルの重要性という点において、単純なCFDとも共通の課題である。しかし熱伝達のCFDによる予測に関する数多くの研究により、流れの非定常性を考慮しなければ正確な熱伝達予測ができない対象の存在も明らかになってきていることから、非定常流体解析と固体熱伝

導をカップリングする手法について研究を進めている。

3.2 時間スムージング法の開発

一般に固体熱伝導解析は、現実の物理的な時間スケールでは流体よりもはるかに長い収束時間が必要である。そこで、流体側で非定常計算を行うのに合わせて固体側も同じ時間刻みで熱伝導解析を行うと、収束までに膨大な時間を必要とするため、現実的な時間で解を得るために、流体側の変動を時間平均した場と固体側をカップリングさせる方法が考えられる。最も単純な方法は、流体の変動周期の時間に相当する解析ステップ数の値の平均値を求めることである。この方法はあらかじめ変動周期が判っている場合には有効であるが、周期が未知の場合や様々な周波数の変動成分を含んでいる場合には、平滑化の効果しか期待できない。また、毎計算ステップで平均値をアップデートするためには、時間ステップ数の分の非定常データを常に保持しておかなければならず、解析に必要なメモリの増大を招く。

そこで、1ステップ前の平均値と新しい値に重みをつけて次の平均値を求める、修正移動平均を取り入れた。この手法は株価や非定常時系列データを平滑化して、長い時間スケールでのトレンドを得る方法として知られている。これを流体側の全計算セルで行って平滑化することとして、これを時間スムージング法と名付けた。時間スムージング法により平滑化した流れ場と固体熱伝導とカップリングすることで、流体側から見るとゆるやかに変化する固体表面温度を境界条件とする非定常解析、固体側から見ると平滑化された流体側温度場を境界条件とする準定常解析が可能となった⁽⁷⁾。

3.3 流れの非定常性の温度予測への影響

非定常性の強い流れに対する時間スムージング法の効果を確認するために行った検証解析の例を簡単に紹介する。図6はパイプ断面周りの流れモデルで、パイプ内面からの冷却を模擬するためにヌッセルト数一定の境界条件を与え、パイプ外壁では周りの流れ解析とパイプ材の熱伝導をカップリングさせている。従って、パイプの流体側表面温度は流れからの加熱と内部からの冷却の熱バランスによって定まることになる。

図7はパイプ表面温度分布で、実線は非定常RANS、破線は定常RANSにいずれも時間スムージング法を適用した結果である。定常RANSにも時間スムージング法を使用しているのは、パイプ下流のカルマン渦に由来する強い非定常流れに由来する数値振動により、局所時間刻みによる定常的解析では安定的な解が得られなかったためである。図に示す通り、パイプ上流側の $\pm 120^\circ$ までの範囲では定常・非定常で大きな差は見られない。しかし下流側では大きな温度予測値の違いとなった。これは熱伝達率が定常解析では過小評価された結果である。

このほか、ピンフィン列の冷却性能評価にもこの手法を適用して、定常RANSによる連成解析では実験よりも過小評価していた直列ピンフィンの冷却性能について一

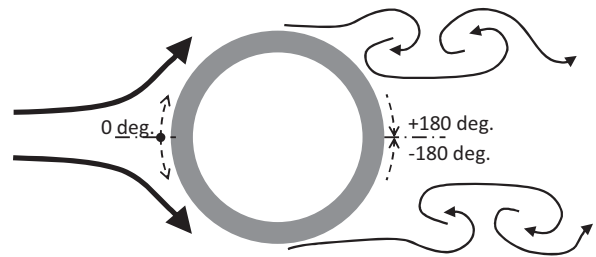


Fig. 6 Flow model around internally cooled pipe

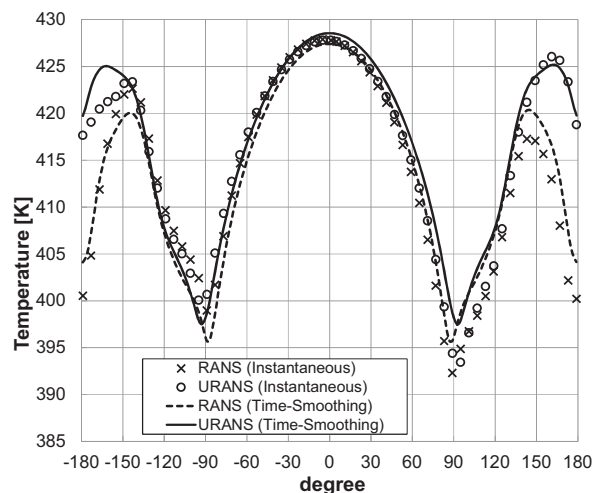


Fig. 7 Surface temperature around pipe

定の改善が得られることが確認できた⁽⁸⁾。引き続き、前縁フィルム冷却構造についても過去の実験研究を対象に検証に取り組んでいる。

現在、時間スムージング法は非定常RANSに適用しているが、この方法はLESなどのより高精度の非定常流体解析に基づく流体・熱伝導連成解析にも適用可能である。

4. 境界層遷移に関する数値解析

4.1 概要

aFJRプロジェクトでは、ファンの空力性能向上技術およびファン・低圧タービンの軽量化技術を開発・実証することによってジェットエンジンの低燃費化技術を獲得し、次世代ジェットエンジンの国際共同開発で国内エンジンメーカーがこれらの要素についての設計を担える技術の獲得を目指している。この中で行われている項目の一つがファン動翼での層流領域拡大による空力性能向上技術開発である。ファン動翼面上で層流領域を拡大させることができれば、従来の設計では達成が難しかったレベルの空力性能が実現できる可能性がある。翼の空力性能向上のために層流領域を拡大させる考え方は航空機主翼やナセルなどでは実現されてきているが、回転するファン動翼で意図的に層流領域を拡大させる技術は未だ確立されていない。この技術を獲得するためには、意図したとおりにファン動翼で層流領域が拡大しているかを確認しながら翼型設計を行う必要があるが、回転する動

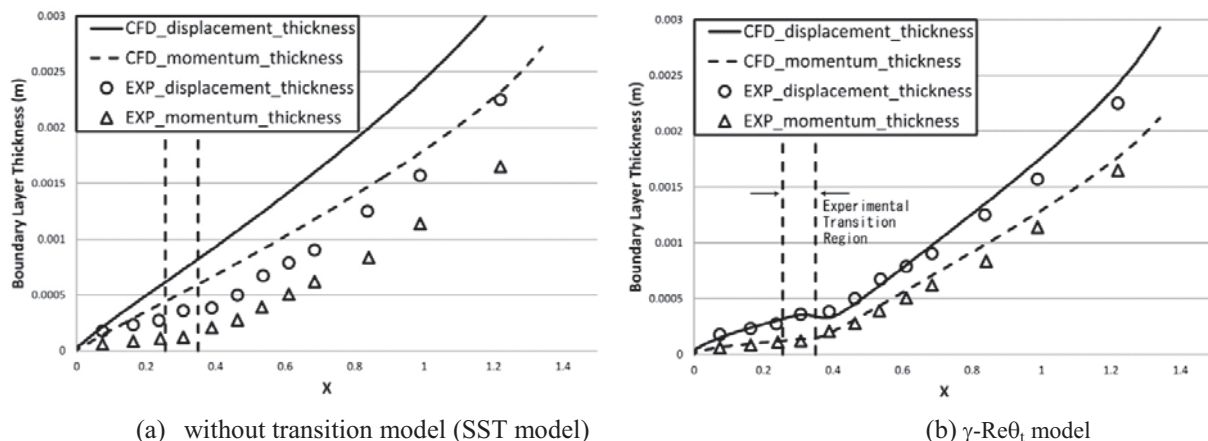
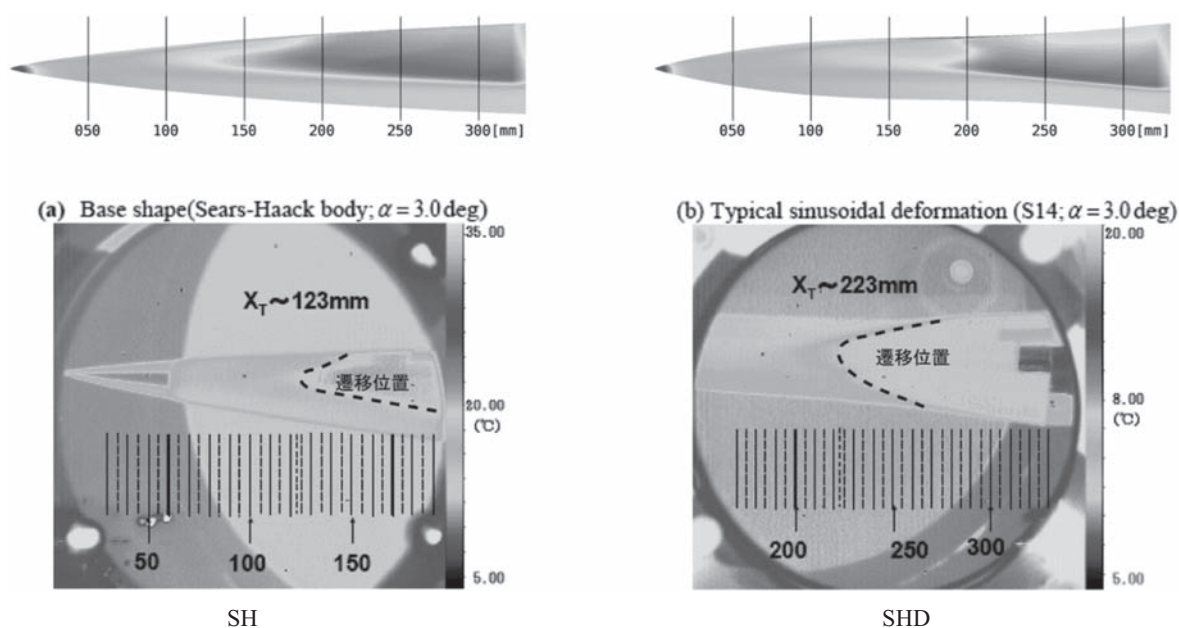


Fig. 8 Boundary layer thickness on NACA0012 airfoil surface

Fig. 9 Transition position on nose cone of SST surface
(Upper : CFD, Lower : experiment)

翼面上境界層の状態を実験で計測することは難しい。そこで本プロジェクトでは、数値解析プログラムとしてJAXAで開発しているUPACSに境界層遷移を模擬できる乱流モデルを組み込み、層流領域拡大を意図した翼型の評価を行っている。本章ではこれまでに行った計算例を紹介し、今後の課題と展望について述べる。

4.2 NACA0012を用いた検証計算

UPACSにMenterらの γ - $Re\theta_t$ モデル⁽⁹⁾を組み込み、モデルが正しく組み込まれているかを検証した。対象としたのはNACA0012翼で、Beckerらが行った試験⁽¹⁰⁾の結果と比較した。結果を図8に示すが、翼弦方向の境界層運動量厚さおよび排除厚さを示している。遷移モデルを使用しない場合には試験結果と大きくずれるが、遷移モデルを用いることで試験結果と良く一致する結果となった。試験条件は迎角 0° で剥離がないことから、境界層の遷移はTollmien-Schlichting波 (T-S波) が発達することに

よって生じていると考えられる。組み込んだ遷移モデルは正しく機能していることが確認できた。

4.3 横流れ遷移に関する検証計算

横流れ遷移とは、境界層外部の主流方向と壁面での圧力勾配が平行でない場合に、境界層内で速度場が3次元的に振れていることによって生じる遷移現象である。後退角のある航空機主翼などで見られる現象であるが、ファンの場合にも流れ方向に翼が傾いたスweep翼とすることが多い。また、遠心力によってハブ側境界層付近の流体はチップ側へと運ばれるため、ファン動翼面上での境界層は複雑になる。これらの理由から、層流領域拡大を意図した設計を行う場合には、横流れ遷移も評価する必要がある。Menterらの γ - $Re\theta_t$ モデルでは横流れ遷移は評価できないため、横流れ遷移を評価するためにモデルを改良する必要がある。横流れ遷移モデルに関しては、Medidaらが γ - $Re\theta_t$ モデルを改良して横流れ遷移を

捉えられるようにしている⁽¹¹⁾。またGrabeら⁽¹²⁾も、横流れ遷移を模擬するためのモデル改良について報告している。これらの過去の研究を踏まえMedidaらの方法をベースにして、独自に横流れ遷移判定方法を組み込み、検証計算を実施した⁽¹³⁾。検証対象として、徳川らが実施した超音速旅客機（SST）の機首を用いた試験^{(14),(15)}を採用した。

いくつかの機首形状に対して風洞試験が実施され、IRカメラによって遷移位置を特定している。検証対象としたもののうち、SH、SHDと呼ばれる2形態の計算結果を図9に示す。合わせて試験での可視化結果も載せた。計算結果は壁面での壁面摩擦係数 C_f で、試験結果はIRカメラによって撮影された壁面温度である。層流から乱流に遷移すると熱伝達率が急変するため、壁面温度が急落している位置を境界層遷移位置として特定できる。計算結果は境界層遷移によって C_f が急増するため、その位置を遷移位置とした。結果を見ると、SHでは試験と計算とで良く一致しているが、SHDではあまり合っていないことがわかる。今回導入した横流れ遷移判定方法では、形状によって予測精度が異なることが分かった。横流れ遷移判定については他の計算対象での検証計算も実施して改良していくことが必要であると言える。

4.4 今後の展望

以上の検証計算から、T-S波による遷移は精度良く予測できるものの、横流れ遷移に関しては精度に問題が残ることが分かった。ここでは触れなかったが、aFJRプロジェクトでは単翼を用いた風洞試験においてIRカメラを用いた遷移位置特定を行っており、この試験結果を用いた検証計算を行っている。この検証計算結果を詳細に検討することで、境界層遷移モデルの更なる高精度化を実現させたい。また、ファン動翼への適用については、既存翼型の前縁を楕円にすることによってT-S波による遷移を遅らせられることなどが確認できており、従来設計では達成できないような高効率ファン動翼設計技術の獲得に向けて、今回報告した境界層遷移モデルを改良しつつ、数値解析を活用していく予定である。

5. 着氷・エロージョン解析

5.1 概要

CFD技術の成熟に伴い、様々な分野で单相流の解析に加え、マルチフィジックスやマルチスケール問題の解析が行われるようになってきている。本章では、ガスタービンにおける混相流の解析例として、着氷とサンドエロージョンの解析を紹介する。

着氷現象は低温環境下で液滴を吸込むことにより生じる氷の堆積現象であり、ジェットエンジンにおいては、主にファンやナセルで発生する。サンドエロージョンは固体粒子の吸込みによる損傷現象であり、ファン、圧縮機、タービンと広範囲で発生する。これらは、気液二相流あるいは固気二相流と、材料表面の形状変化の相互作用を伴うマルチフィジックス現象であり、かつ、流れ

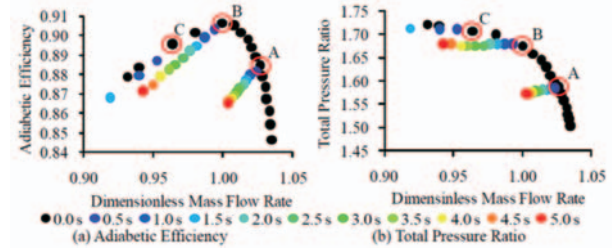


Fig.10 Performance deterioration due to icing

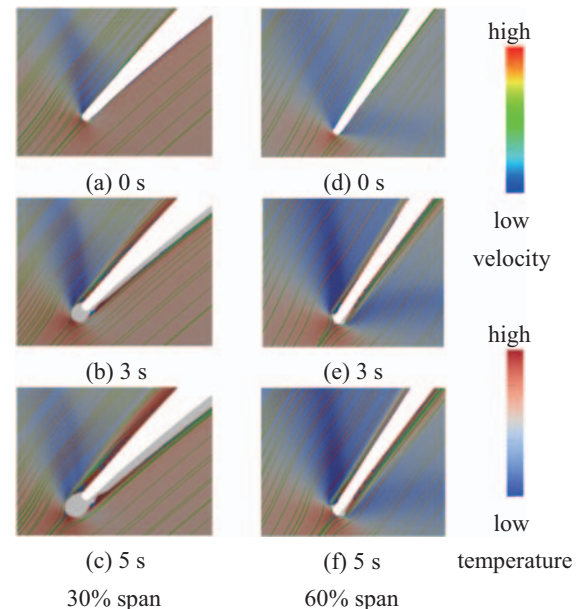


Fig.11 Time history of flow field around leading edge

と壁面形状変化の時間スケールが大きく異なるマルチスケール現象と捉えることができる。

5.2 解析手法

混相流の解析では、連続相（ここでは気体）と分散相（液体あるいは固体の粒子）をオイラー座標系かラグランジュ座標系で計算するかを選択がありうる。分散相が連続相に十分追従し、両者の流跡線が一致すると見なすことが出来れば、いずれもオイラー解法を適用するのが効率的である。しかし、着氷やエロージョンは粒子が壁面に衝突することによって発生するため、両者の速度差が無視できず、分散相にラグランジュ解法を適用するのが一般的である^{(16),(17)}。連成問題の解析手法は、連成する現象の時間進行を分離させるか同期させるかによって、弱連成と強連成に分類できる⁽¹⁸⁾。着氷は数秒から数分、エロージョンに至っては数か月から数年の時間をかけて進展する現象であるが、ガスタービン内の流れの時間スケールは非常に短く、1秒間の時間進行を追うのは非現実的な計算量を要する。

JAXAでは、UPACSに適合するラグランジュ解法に基づく粒子解析コード、着氷およびエロージョンによる壁面形状変化を計算するコードを開発し、弱連成解析を行っている^{(19),(20)}。

5.3 ジェットエンジンファンの着氷解析

JAXA所有の遷音速ファン供試体を対象とした着氷解析事例⁽⁹⁾を紹介する。図10は高流量 (A), 最高効率点 (B), 低流量 (C) の3通りの条件について, 5秒間の着氷計算を行った際の断熱効率と全圧比の時系列変化を0.5秒毎に示している。この解析条件では, 圧力比の変化は小さいが, 効率への影響が大きい結果となった。図11はケース (A) について, 30%スパンと60%スパンの前縁付近の流れ場を可視化したもので, 氷の成長に伴い, 前縁での剥離が発生していることが確認できる。

5.4 ベンドのサンドエロージョン解析

サンドエロージョンの解析については, 正方形断面90°ベンドの解析例を示す⁽⁹⁾。エロージョン前後の気流の速度ベクトルと粒子軌道を図12に示す。曲り部の外側に2か所, 内側に1か所の損傷が確認された。外壁に激しい損傷が見られたベンド角22.5°の断面における二次流れを図13に示す。流れ方向の損傷分布 (図12) だけでなく, 遠心力に起因する二次流れの影響により, スパン方向に2つのピークを持つ損傷形状を再現できている。

5.5 課題解決に向けて

ここでは, 着氷とサンドエロージョンの解析事例をそれぞれ紹介したが, いずれもコード開発や現象の予測・理解を目的として研究を進めてきた。今後は解析技術の改善とともに, これらの解析コードをガスタービンの課題解決技術創出に活用していきたいと考えている。

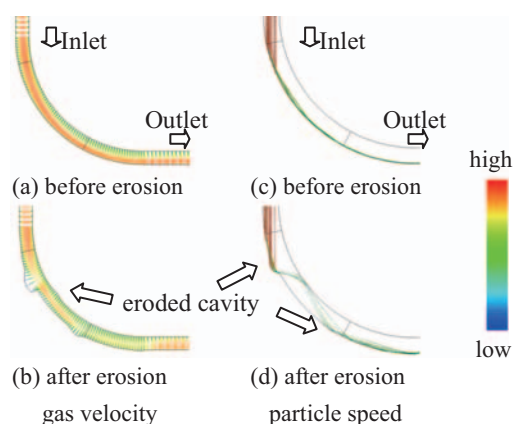


Fig.12 Change of two-phase flow at midspan of 90° bend

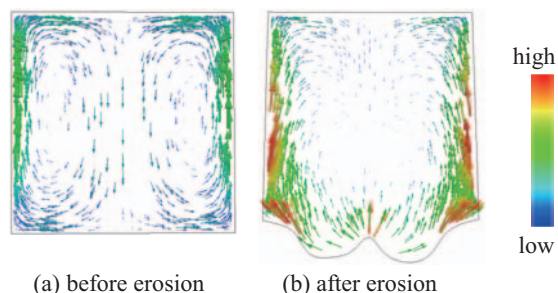


Fig.13 Secondary flow at 25.5° cross-section

6. 参考文献

- (1) 西澤敏雄, "JAXA における低燃費エンジン技術の研究開発", 日本ガスタービン学会誌, Vol. 43, No. 3 (2015), pp. 39-44.
- (2) 野崎理, 賀澤順一, 牧田光正, 山根敬, 榎本俊治, "JAXAにおける航空用ガスタービンへのCFD技術の適用", 日本ガスタービン学会誌, Vol. 40, No. 6 (2012), pp.18-25.
- (3) 西澤敏雄, 北條正弘, "JAXAにおけるエンジン軽量化技術の研究", 第51回飛行機シンポジウム, (2013), pp. 1-4.
- (4) ビダハル・スジット, 椎原良典, 吉川暢宏, 黒木博史, 北條正弘, "衝撃負荷を受けるジェットエンジンファンブレードの動的挙動評価シミュレーション", 日本機械学会2015年度年次大会 (2015), pp. 1-4.
- (5) <http://www.lstc.com/products/ls-dyna>. (2015-8-31参照)
- (6) Lapoujade, V., Mouteliere C., and Millecamps A., "Advanced MPP Decomposition of a SPH Model", 13th International LS-DYNA Users Conference, (<http://www.dynalook.com/13th-international-ls-dyna-conference/computing-technology/>)
- (7) 山根敬, 田中雄飛, "非定常RANSによる流体・熱伝導連成解析", 第42回日本ガスタービン学会定期講演会 (熊本) 講演論文集, (2014), pp.51-56.
- (8) Yamane, T., "Numerical Evaluation of Pin Fin Inclination by Conjugate Heat Transfer Simulation with URANS", Proceedings of ASME Turbo Expo 2015, GT2015-42869.
- (9) R. B. Langtry, and F. R. Menter, "Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes", AIAA Journal, Vol. 47, No. 12 (2009), pp. 2894-2906.
- (10) J. V. Becker, "BOUNDARY-LAYER TRANSITION ON THE N.A.C.A.0012 AND 23012 AIRFOILS IN THE 8-FOOT HIGH-SPEED WIND TUNNEL", NACA SR-137, 1940.
- (11) S. Medida and J. D. Baeder, "A New Crossflow Transition Onset Criterion for RANS Turbulence Models", AIAA 2013-3081.
- (12) C. Grabe, and A. Krumbein, "Extension of the γ -Re θ t Model for Prediction of Crossflow Transition", AIAA 2014-1269.
- (13) 賀澤順一, 榎本俊治, 徳川直子, "横流れ遷移現象を含む流れ場の数値解析", 機械学会2015年次大会 (2015).
- (14) 徳川直子, 川井太郎, 戸塚絢子, 石川敬掲, "波状変形による超音速自然層流機首の設計", 宇宙航空研究開発機構報告, JAXA-RR-13-008 (2013).
- (15) 徳川直子, 石川敬掲, 上田良稲, "正弦波変形による軸対称物体の超音速自然層流効果", 航空宇宙技術, Vol. 13 (2014), pp. 55-59.
- (16) 坂井俊彦, 山本誠, 水田郁久, "FEGVにおける着氷現象の数値予測 - 運転条件による影響 -, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 38, No. 3 (2010), pp. 187-193.
- (17) 鈴木正也, 山本誠, "単段軸流圧縮機におけるサンドエロージョンの数値予測", 日本機械学会論文集B編, Vol. 76, No. 765 (2010), pp. 795-803.

- (18) Yamamoto, M. and Suzuki, M., "Multi-Physics CFD Simulation in Advanced Jet Engine", Proc. Japan-Korea CFD Workshop 2011 (2011), E7-4.
- (19) 山本充俊, 鎌形桂太, 山本誠, 賀澤順一, "巡航条件での着氷によるファン動翼性能変化に関する数値解析", 第42回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集 (2014), B-22.
- (20) Hataya, T., Suzuki, M. and Yamamoto, M., "Numerical Simulation of Sand Erosion Using Unified Platform for Aerospace Computational Simulation", Proc. ACGT 2014 (2014), ACGT2014-082.

特集：ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線（～現状と今後の展望～）

CFD FOR GAS TURBINE COMPONENTS AT MAN DIESEL & TURBO

Alexander WIEDERMANN^{*1}

Johannes GREVING^{*1}

Key words : Gas Turbine Secondary flow system, CFD code validation, 3-D complex geometries, heat transfer predictions

1. Introduction

Along with the rapid development of hardware resources CFD has become an indispensable tool for design of gas turbine components. At MAN's gas turbine development department, both commercial solvers (ANSYS CFX) and in-house solvers are in use. The latter bear the advantages that they easily can be integrated into the turbomachinery design process as interfaces can be straightforwardly adjusted without external support to achieve high level of automatization and, thus, independency of the user. In particular, for design and analysis of compressor and cooled turbine bladed sections in-house solvers are well established at MAN covering Quasi-3-D- and full 3-D steady-state multi-stage analysis ^{(1),(2)}.

As standard in-house code for full 3-D Navier-Stokes analysis, MAN applies a customized version of TBLOCK, which was originally developed by John Denton ⁽³⁾. This code has been further developed and transformed into a fully parallelized version and is MAN's working horse for steady-state and transient flow analyses. Its transient mode has become the backbone for Fluid structure interaction problems (FSI) and is included in an integrated workflow for the analysis of blade flutter employing phase-shifted boundary conditions ⁽⁴⁾.

Recently TBLOCK has been qualified for the analysis of secondary flow channels as well. Details of the code validation are presented in this contribution.

2. Description of the TBLOCK code

Our in-house massively parallelized (MPI)-version of the CFD solver TBLOCK is originally based on John Denton's block-structured steady/unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes solver ⁽³⁾. It uses an explicit time-stepping procedure for steady-state simulations denoted as "SCREE" scheme. In the recent past, improvements have been made by Denton to

allow for higher CFL-numbers and much faster convergence rate of steady-state flow calculations. For time-accurate simulations a "dual-time stepping" procedure is employed. For turbulent flows two different models are available, namely an algebraic mixing-length and a one-equation Spalart-Allmaras model. For more details about TBLOCK algorithm see Klostermeier ⁽⁵⁾.

Due to its block-structured architecture TBLOCK is flexible with regard to the complexity of the computational domain, which can be sub-divided in an arbitrary number of blocks. Meshes can be set up straightforwardly and patches defined where boundary conditions are to be set or transfer of data to be executed between the blocks. Our version of TBLOCK supports interfaces with several commercial mesh generation codes as TurboGrid and ICEM, and a GUI-based pre-processing program has been developed to adapt the meshes to the TBLOCK input requirements.

Flexible meshing and fast computational times favor the inclusion of TBLOCK in the design environment for more complex geometries as the secondary flow path design system for air-cooled gas turbines. Moreover, in-house extensions of TBLOCK have been performed to allow modelling laminar-turbulent flow transition ⁽⁶⁾, and the wall boundary conditions have been modified to account for rough surfaces and heat transfer across the surfaces utilizing Reynolds' analogy.

3. Validation test cases

Before integration in the design system for components in the secondary flow path of gas turbines extensive validation efforts have to be spent. Here, three characteristic test cases have been selected for presentation:

- 1) Linear cascade analysis with transition and walls with heat transfer (Langston cascade, 1976/80)
- 2) Flow in labyrinth seals (Leeb, 1997)
- 3) Flow in rotor-stator disk cavities (Roy et.al., 1999/2001)

原稿受付 2015年 8 月31日

* 1 MAN Diesel & Turbo SE, Steinbrinkstrasse 1, 46145 Oberhausen, Germany

3.1 Non-adiabatic linear test cascade flow

The first test case presented is the computation of the flow around a turbine rotor profile in the well-known low-speed large scale linear wind tunnel by Langston et.al. ⁽⁷⁾ (axial chord 281.16 mm, pitch 268.65 mm, span 278.01 mm) with an inflow velocity 38.5 m/s. Because of the small aspect-ratio side wall effects are essential, and therefore this test case is well suited for code validation with regard to its predictability of secondary flows.

The computational mesh is shown in Fig. 1. A mesh of O-H topology with 4 blocks has been chosen with quasi-orthonormal grid lines close to the wall which can be refined to achieve a wide range of y^+ - values.

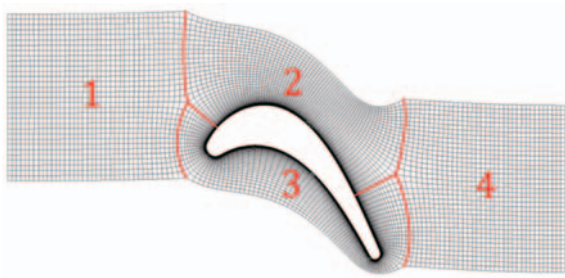


Fig. 1 O-H Mesh topology for Langston's cascade analysis

All the following computations were performed with the laminar-turbulent transition model switched on. Distributions of the static pressure coefficients C_p are displayed in Fig. 2 for 4 span wise locations at 2.3%, 12.5%, 25% and mid span. Overall, the agreement of computations and experiments is quite reasonable. It is remarkable, that the pressure slope at the stations near the side wall (2.3%, 12.5% span) closely follow the measured data, including the suction peak at 12.5% span near the suction side trailing edge. This is an indicator that the turbulent structure near the side wall is well resolved by using the simple algebraic mixing length model.

Computed near wall stream lines and measured stream lines are shown in Fig. 3. The experiments suggest a saddle point at the side wall near the pressure side leading edge which can be well reproduced by the computation. Also the trace of the passage vortex is obtained in good agreement, and it is demonstrated that our present solver is capable to resolve the flow structure near the wind tunnel side wall.

The following results were obtained for non-adiabatic sidewalls and blade surfaces. In the experiments by Graziani et. al. ⁽⁸⁾ they had been uniformly heated by constant resistance metal strips wired in series (Blade surface: 1319 W/m², side wall 1830 W/m²). Heat transfer coefficients were measured by monitoring surface temperatures. The results are represented by local Stanton numbers.

At mid span computed and measured Stanton numbers are shown in Fig. 4 along the suction (negative x-values) and

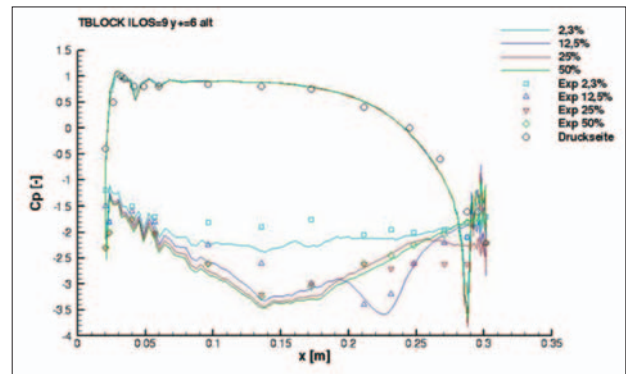
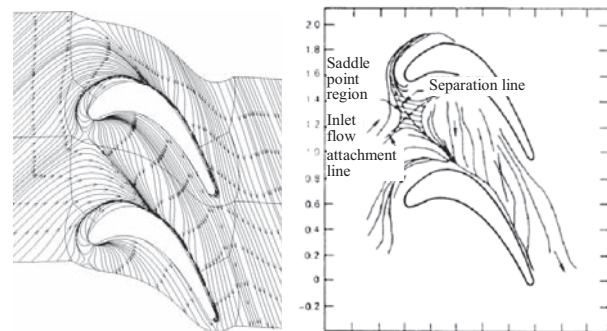


Fig. 2 Measured ⁽⁷⁾ and predicted static pressure coefficient distributions at various span wise locations



CFD (TBLOCK) Experiments, Langston et al ⁽⁷⁾

Fig. 3 Near wall flow topology at the endwall

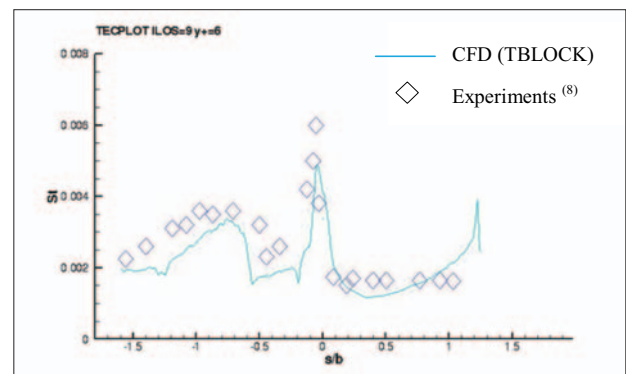
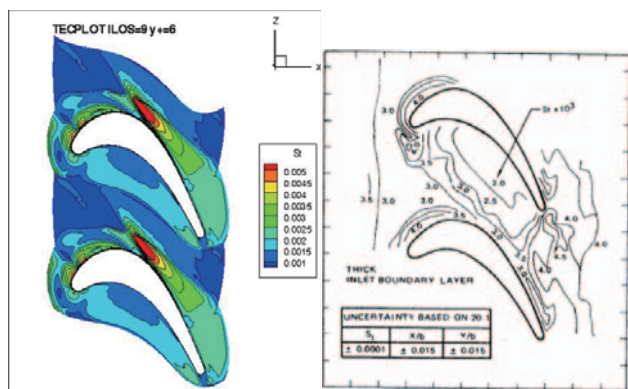


Fig. 4 Stanton numbers at mid span, CFD and experiments ⁽⁸⁾

pressure sides and on the side wall in Fig. 5. The predicted results are reasonably close to the measured distributions. It is remarkable that the laminar-turbulent flow transition, indicated by the steep gradient of the Stanton number shortly downstream of the leading edge (at $x/b = 0$), is in good agreement with measurements.



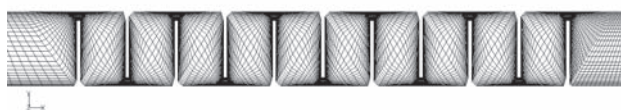
CFD (TBLOCK) Experiments, Graziani et al⁽⁸⁾

Fig. 5 Stanton number distributions at endwall

3.2 Flow in labyrinth seals

Another important verification task is prediction of flows in labyrinth seals as a pre-condition for the evaluation of discharge characteristics. At MAN considerable efforts were taken to validate TBLOCK and comparisons were made with experiments of the open literature and in-house test data. As an example a case with 11 seal fins is discussed where the experiments were taken from⁽⁹⁾. Computational mesh and Mach number distributions are shown in Fig. 6. In the turn of validation it has been found that best results could be achieved with the meander-type mesh arrangement as shown in Fig. 6(A).

The pressure drop across the seal fins is shown in Fig. 7 where measurements had been taken in each of the cavity chambers. Excellent agreement can be stated if one compares the TBLOCK results with experimental data and the concurrent CFD results published in⁽⁹⁾. Finally, good agreement of measured and computed discharge coefficients as shown for this example confirm the ability of our TBLOCK version to evaluate sealing flow characteristics of labyrinth seals over a wide range of input parameters, Fig. 8.



(A) Computational mesh



(B) Mach number distribution (TBLOCK)

Fig. 6 Application of TBLOCK for labyrinth seal analysis

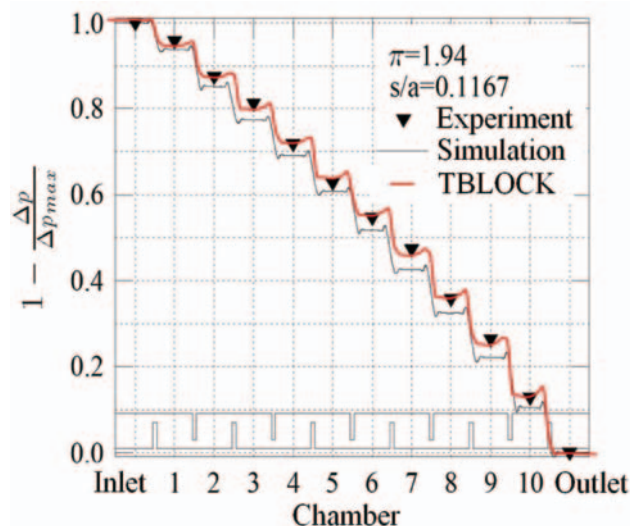


Fig. 7 Pressure drop across a labyrinth with 11 seal fins, TBLOCK results. Experiments from⁽⁹⁾

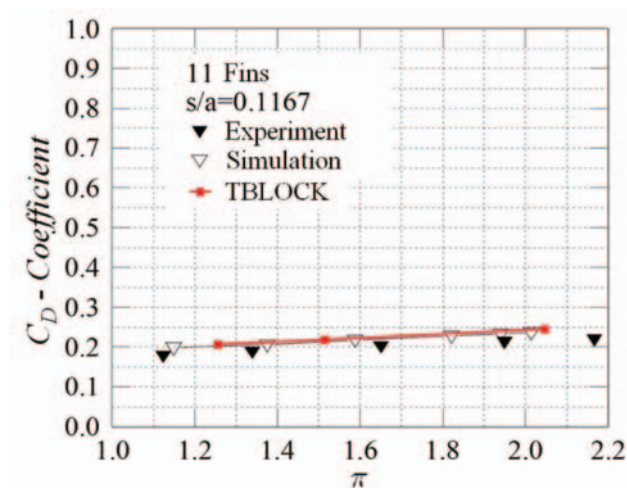


Fig. 8: Labyrinth sealing discharge coefficients, comparison of TBLOCK results with experiments⁽⁹⁾

Because of the flexibility in setting up block-structured computational grids it is easily possible to construct meshes for honeycomb seal arrangements, Fig. 9. Here, the complete mesh has been produced by cloning the grid for each individual cell of the honey comb. This allows us to extend the computed characteristics by taking into account the interaction of the leakage flow with the honey comb cavities, Fig. 10.

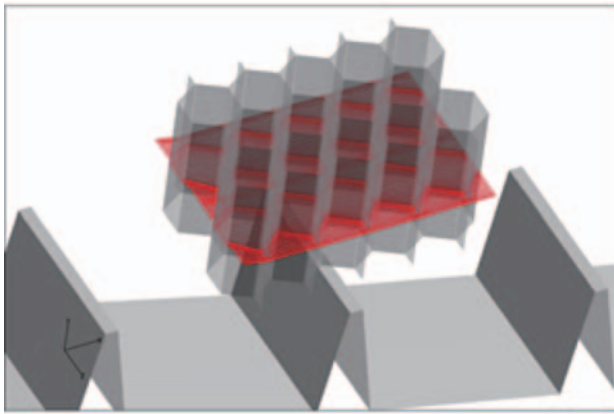


Fig. 9 Computational domain and mesh generation for a honey comb labyrinth seal

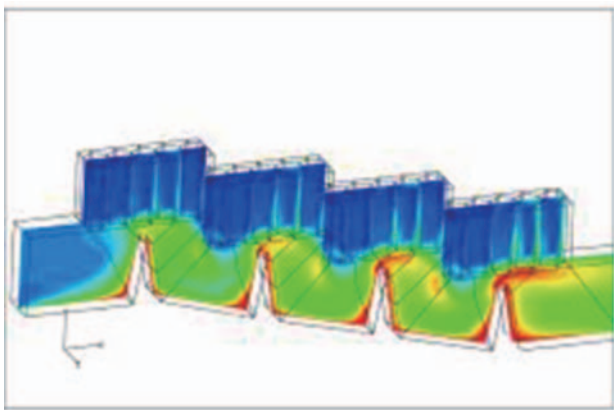


Fig. 10 Flow in a honeycomb seal (Velocity distribution), results with TBLOCK

3.3 Flow field in a rotor-stator disk cavity

This chapter is devoted to the computation of flow and temperature fields in a rotor-stator disk cavity which had been investigated by Roy et.al. ^{(10),(11)}. For the predictability of the flow phenomena, it is very important to resolve the local vortex structures in order to counter the ingress of hot gas into the cavities during the design phase. The test arrangement shown in Fig. 11 features a rotor-stator disk of a model turbine, which is extended down to the centre-line where flow is axially sucked during operation of the rig. Static pressures were measured at several radial locations of the stator disk and flow details provided by Particle Image Velocimetry (PIV)-measurements ⁽¹⁰⁾. For heat transfer measurements a radiant heater unit was installed adjacent to the aluminum rotor disk on the side away from the cavity as shown in Fig. 11 ⁽¹¹⁾. The turning of the mainstream had been chosen to generate a realistic swirl to the flow.

The numerical result of streamlines obtained with our version of TBLOCK is shown in Fig. 12. As can be seen the flow is sucked from axial direction along the centre-line and builds a complex vortex structure in the cavity originated by pressure and shear gradients in the cavity between rotor and

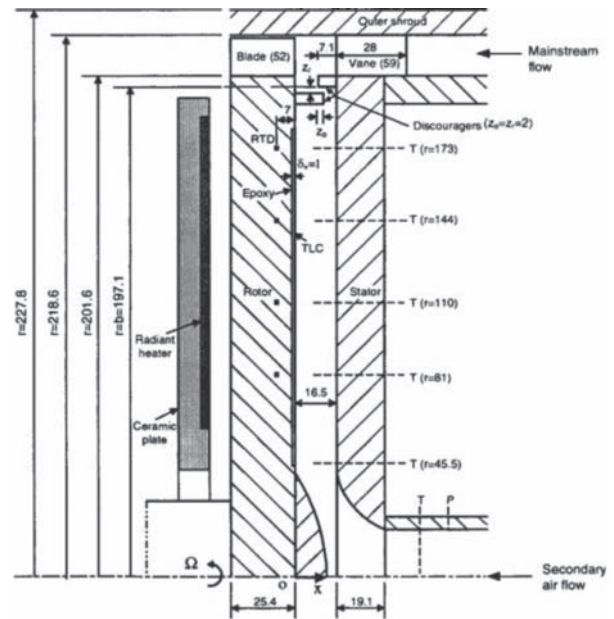


Fig. 11 Rotor-stator system by Roy et.al. to investigate flow in a model rotor-stator cavity flow ⁽¹¹⁾



Fig. 12 Computed stream line pattern in the rotor-stator cavity

stator before it enters the main stream through a labyrinth type flow channel.

To quantify the numerical results, a comparison of the computed and measured slopes of static pressure at seven radial locations and the velocity components for various rotational speeds and mass flows have been performed, shown in Fig. 13. Here, an almost perfect match of TBLOCK results can be observed for all operating points. This demonstrates the applicability of TBLOCK for the assessment of friction forces and disk losses by integrating the shear stresses over the wetted disk surfaces.

Also heat fluxes can be estimated in close agreement with experiments, Fig. 14. However, as TBLOCK wall boundary conditions utilize the log-law, the results may depend on y^+

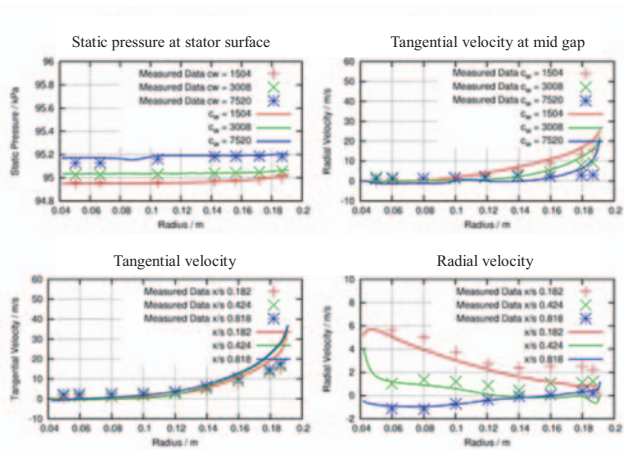


Fig. 13 TBLOCK results along the wetted stator disk surface at different operating conditions against experiments by Roy et.al. ⁽¹⁰⁾

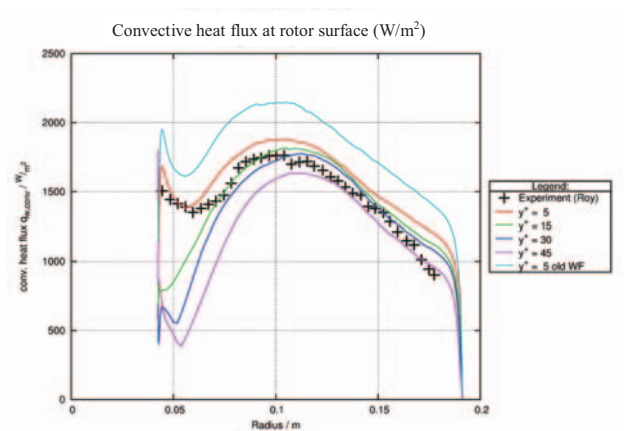


Fig. 14 Computed and measured heat flux results for Roy's rotor-stator cavity ⁽¹¹⁾. Effect of near wall mesh resolution

away from the wall, and it has to be confirmed that the mesh resolution near surfaces is within the optimum band width for y^+ .

4. Application of TBLOCK for secondary flow system

In this chapter examples of application for actual design cases will be briefly shown. The first one is the flow in the rotor stator-cavity of a real gas turbine. The complex flow pattern with more than 2.3 million grid points is shown in Fig. 15. As can be seen TBLOCK mesh generation modules allow matching with curved patches by locally relocating grid points in the adjacent patch. As a result stream line patterns are displayed in Fig. 15, where the colors denote Mach number levels. For this kind of analysis both steady-state with conventional mixing planes as well as transient computations are performed to optimize details as e. g. pre-swirl systems. Steady-state results can be obtained in no more than 8-10 hrs. with 12 parallel processors.

The following example shows the application of TBLOCK in the process of optimization of labyrinth seal geometries.

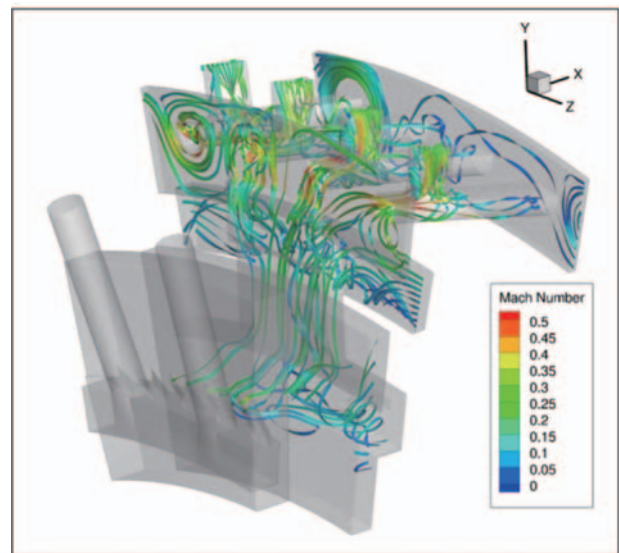
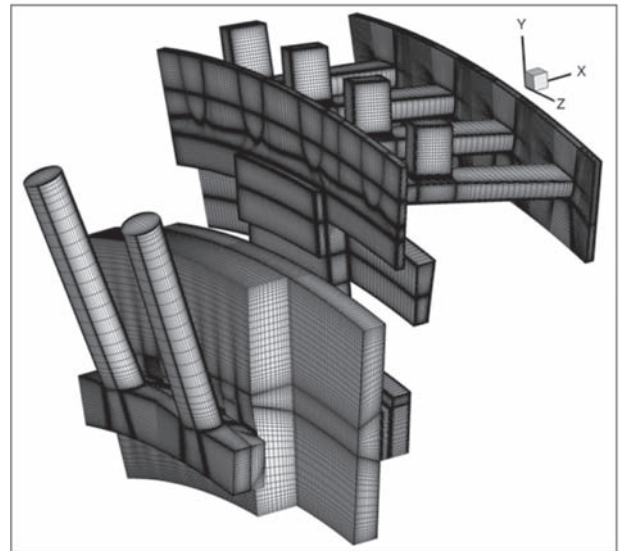


Fig. 15 TBLOCK mesh arrangement and streamline pattern in a real gas turbine rotor-stator cavity as part of MAN's secondary flow optimization process

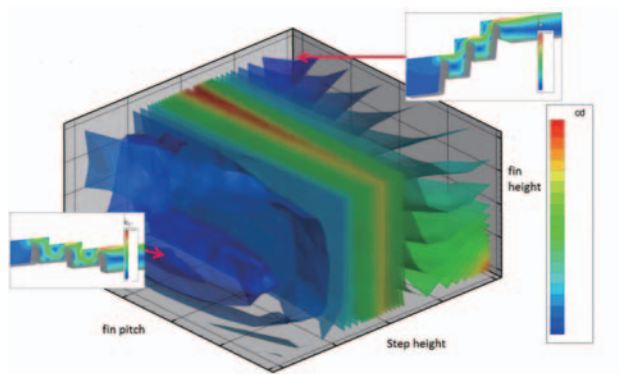


Fig 16 Optimization of labyrinth seal geometry using TBLOCK

Fig. 16 shows discharge coefficients of a stepped labyrinth seal with 3 fins as function of step height, pitch and length of the fin, and combines the results of more than 500 individual TBLOCK runs covering all the parameter space. The entire optimization chart could be obtained within few hours in a fully automated operating mode.

5. Concluding remarks

CFD has become an indispensable tool for turbomachinery design. In general, for the computation of flow fields in bladings of compressors and turbines, CFD has achieved a high confidence level. However, before the application range of CFD-codes can be extended towards more complex geometries, extensive validation has to be carried out. MAN has qualified TBLOCK for gas turbine secondary flow path successfully, and we have demonstrated that our in-house solver TBLOCK is sufficiently accurate and efficient for these flow cases. Taking into account the flexibility of in-house solvers we have established a very successful step towards an unlimited integration in design systems for design and analysis of cooling flow paths in up-to-date gas turbines.

6. Acknowledgements

This work was supported by publicly funding technology programme "Regionale Wettbewerbsfähigkeit und Beschäftigung (EFRE): Innovative Energietechnologien für morgen", contract EF 2014 A (VALENTINO), by the state of North-Rhine Westphalia, Germany, and "Ziel II 2007-2013 (EFRE)" of the European Union. The authors wish to thank MAN Diesel & Turbo SE, Oberhausen, Germany for its support of this work and for granting permission to publish this paper.

7. References

- (1) Wiedermann, A., Frank, D., Orth, U. and Beukenberg, M., "Computational and Experimental Analysis of an Industrial Gas Turbine Compressor", ASME Turbo Expo Vancouver (2011), Paper GT2011-46336.
- (2) Petrovic, M., Abdel-Rahman, A. and Wiedermann, A., "A Quick Method for Full Flange-to-flange Industrial Gas Turbine Analysis based on Through-flow Modelling", IGTC 2015 Conference Proceedings, Tokyo, Paper IGTC-73 (2015).
- (3) Denton, J. D., "Multiblock CFD - Solver TBLOCK", Cambridge University (2005).
- (4) Micallef, D., Witteck, D., Wiedermann, A., Mailach, R., "An Efficient Workflow for Accurate Flutter Stability Analyses and Application to a State of the Art Compressor Rotor", ASME Turbo Expo Dusseldorf (2014), Paper GT2014-25646.
- (5) Klostermeier, C., "Investigation into the Capability of Large Eddy Simulation for Turbomachinery Design", PhD thesis (2008), University of Cambridge.
- (6) Abu-Ghannam, B. J. and Shaw, R., "Natural Transition of Boundary Layers - The Effects of Turbulence, Pressure Gradient, and Flow History", Journal of Mechanical Engineering Science (1980), 22-5, pp. 213 - 228.
- (7) Langston, L. S., Nice, M. L. and Hooper, R. M., "Three-Dimensional flow within a Turbine Cascade Passage", ASME-Paper 76-GT-50 (1976).
- (8) Graziani, F. A., Blair, M. F., Taylor, J. R. and Mayle, R. E., "An Experimental Study of Endwall and Airfoil Surface Heat Transfer in a Large Scale Turbine Blade Cascade", ASME Journal of Engineering for Power (1980), 102, pp. 257 - 266.
- (9) Leeb, K., "Experimentelle und numerische Untersuchungen zum Durchflußverhalten von Labyrinthdichtungen von Turbomaschinen unter dem Einfluß von Rotation, Wellendesaxierung und Drall der Zuströmung", Doctoral thesis (1997), Technical University Vienna (in German).
- (10) Roy, R. P., Devasenathipathy, S., Xu, G. and Zhao, Y., "A Study of the Flow in a Model Rotor-Stator Disk Cavity", ASME Paper 99-GT-246, 1999.
- (11) Roy, R. P., Xu, G. and Feng, J., "A Study of Convective Heat Transfer in a Model Rotor-Stator Disk Cavity", ASME Journal of Turbomachinery (2001), 123, pp. 621-632.

特集：ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線（～現状と今後の展望～）

発電用ガスタービン主要コンポーネントのCFD解析技術と適用事例

三戸 良介^{*1}
MITO Ryosuke

高 学林^{*1}
GAO Xuelin

北川 仁志^{*1}
KITAGAWA Hitoshi

坂元 康朗^{*1}
SAKAMOTO Yasuro

磯野 充典^{*2}
ISONO Mitsunori

伊藤 栄作^{*3}
ITO Eisaku

キーワード：ガスタービン，CFD，圧縮機，燃焼器，タービン，空力，圧力振動，音響

Gas Turbine, CFD, compressor, combustor, turbine, aerodynamics, pressure fluctuation, acoustic

1. はじめに

発電用ガスタービンの開発においては定格負荷時の効率向上とともに部分負荷運転領域の拡大，起動中や定格運転時の圧力変動低減による信頼性の向上，急速起動や騒音レベルの低減といった運用性の向上が求められる。そのような要求に応える高性能のガスタービンを開発するため，数値解析技術を活用して作動状況をより正確に捉え，流れのメカニズムを把握して形状を変更し，ケースを絞り込んで実験検証するという実機開発のアプローチが定着している。その解析技術の実機開発への適用レベルは予測すべき物理事象や要求精度・時間に応じて異なっており，設計プロセスに完全に組み込まれているものから，解析コードの開発，実験データの取得と精度検証，開発設計を同時並行に進めるものまで様々である。例えば，従来，三次元流動解析は，時間的制約から設計段階ではタービン・圧縮機の部分的な範囲且つ定常流れにしか適用できなかったが，計算機と解析技術の著しい進歩により，タービン・圧縮機全段の定常流動解析による性能予測・分析や流動制御の評価を実用時間内に行えるようになった。また，部分的ではあるが，全周非定常解析による圧力変動や空力安定性の予測は実機信頼性の評価に大いに活用されている。

本報では，三次元流動解析技術の高度化と精度検証，各コンポーネントへの適用事例を紹介する。

2. ターボ機械の先進流動解析技術

2.1 GPUを用いた超高速・大規模並列計算技術

当社では，従来CPU（Central Processing Unit）により演算されていた流動解析に対し，GPU（Graphics Processing Unit：画像処理演算装置）による高速並列

演算技術とこれに対応した流動解析コードを世界に先駆けてターボ機械の開発に適用した。

GPUは大量のデータに対し同じ命令を出して並列処理をする能力がCPUに比べて高い。GPU並列演算技術はCPUの命令機能とGPUのデータ処理能力を組み合わせることで計算処理能力を向上させたものである（図1）。当社ではGPUに対応した流体解析コードの導入・改良とGPU計算機の整備をすすめる，従来（CPU計算）比1/20に計算時間を短縮した。これにより，設計段階において圧縮機・タービンの全段解析を実用レベルで活用することを可能とした。

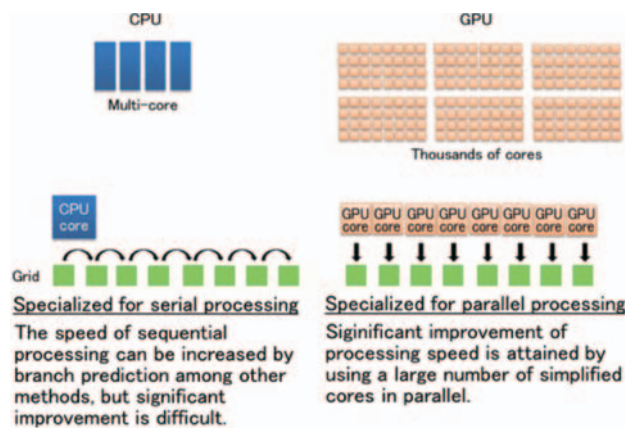


Fig. 1 GPU Parallel computing technology (20 times faster than conventional CPU technology)

2.2 解析モデルの精緻化と解析領域の拡大

計算時間を短縮したことにより，これまで簡略化しがちであったキャビティやクリアランス形状を詳細に模擬できるようになった（図2）。さらには，後述のような吸排気設備を含めた大規模解析を実現した。

2.3 実測値の取得と精度検証

発電用ガスタービン圧縮機の内部流動は前方段から後方段にかけて様相が大きく異なる。前方段は亜音速流れである。動翼では衝撃波が発生し，これが圧縮機の性能特性を支配する。一方，後方段は亜音速流れである。端

原稿受付 2015年9月30日

- *1 三菱重工業(株) 技術統括本部 総合研究所
流体研究部 ターボ機械第二研究室
- *2 三菱重工業(株) 技術統括本部 総合研究所
燃焼研究部 燃焼第二研究室
- *3 三菱重工業(株) 技術統括本部 総合研究所 流体研究部
〒676-8686 高砂市荒井町新浜 2-1-1

壁付近の二次流れや動翼のチップクリアランス流れが支配的となる。また、回転数一定での運用であるため大気温度の変化や季節・昼夜における出力要求の変化によって各段の圧力比が設計点に対して増減する。圧縮機全段の性能特性と内部流動は各段の積み重ねによって決まるため、全段の性能予測のためにはそれらを精度良く求める必要がある。当社では、前方段、および、中・後方段を模擬した要素試験装置で定格負荷条件だけではなく、高圧力比側の条件、低回転数条件、動翼のチップクリアランス幅を変化させた条件で性能特性線と内部流動のデータを詳細に取得した。取得したデータをもとに図3に示す乱流モデルや解析手法の改良に取り組んできた。亜音速4段圧縮機試験装置にて取得した圧縮機特性線を図4に示す。また流路内に全圧計測用のプローブを挿入して得た全圧損失係数の分布について解析結果との比較を図5に示す。解析手法の改良により特性線と翼高さ方向の全圧損失係数の分布の予測精度が高まった。

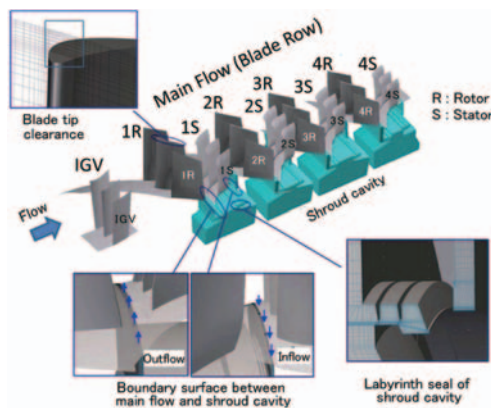


Fig. 2 Compressor CFD model (main flow + clearance)

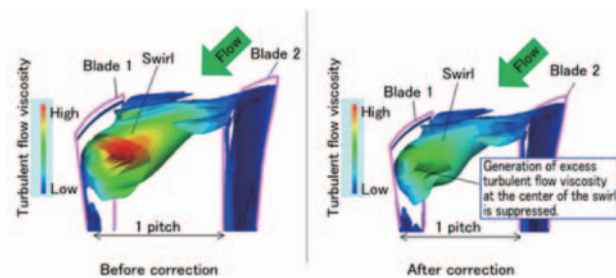


Fig. 3 Example of improvements to the turbulence model

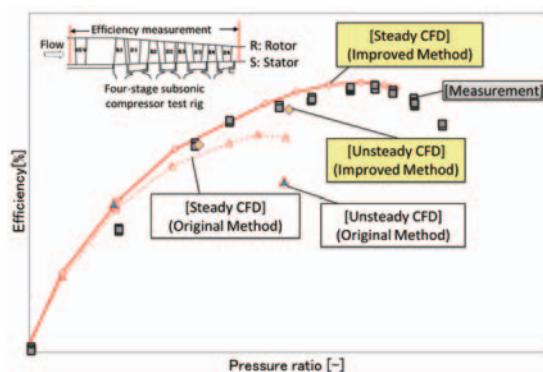


Fig. 4 Pressure ratio - efficiency for a four-stage subsonic compressor (Measurement vs. CFD)

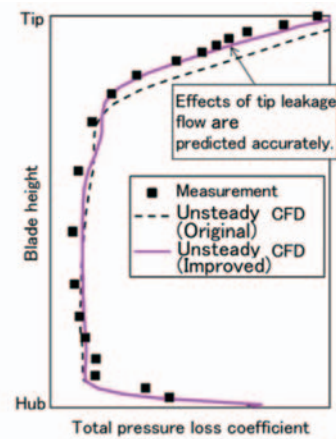


Fig. 5 Total pressure loss coefficient for the fourth stage rotor (measurement vs. CFD)

更に、多段圧縮機中のエンドウォール境界層の発達を考慮した翼形状変更による改善効果とそのCFD予測精度を検証するために、前方8段を模擬したスケールモデル圧縮機（図6）の試験を行っている。

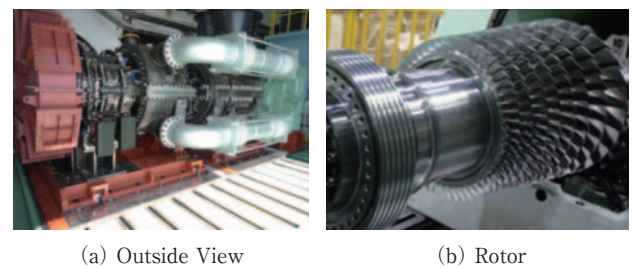


Fig. 6 Front eight-stage compressor test device

図7は、三菱日立パワーシステムズ(株)高砂工場内にあるガスタービン複合サイクル発電プラント実証設備（T地点）の外観である。T地点は、ガスタービン、蒸気タービン、熱回収蒸気発生器を備えた実証設備複合サイクル発電所であり、初号機の試運転時には特殊計測により各構成要素の種々のデータを取得する。

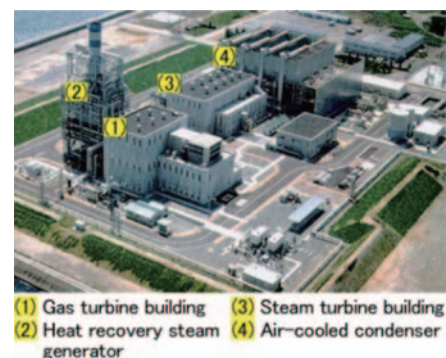


Fig. 7 Combined cycle power plant verification facility in Takasago (T point)

図8、図9に実機圧縮機の全段解析結果を示す。実証設備での圧縮機試運転時に取得したケーシング面の圧力

分布および流路内の全圧分布を精度良く捉えることが可能となった。

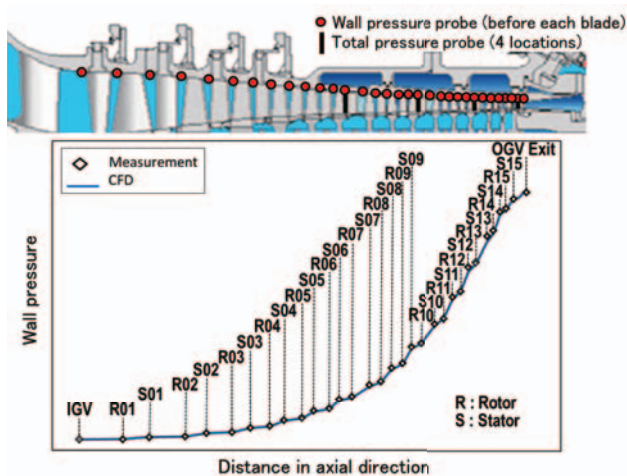


Fig. 8 Tip pressure of the full-stage compressor before each blade and OGV exit (measurement vs. CFD)

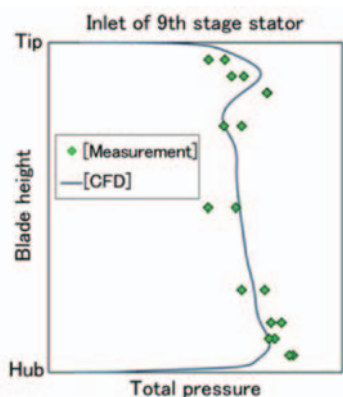


Fig. 9 Total pressure distribution for the middle stage of the actual compressor (measurement vs. CFD)

3. 空力設計への適用事例

要素試験および実機実証試験で取得した計測データをもとに予測精度を検証した流動解析手法を空力性能の評価や損失発生メカニズムの分析に活用している。この際、格子生成や流動解析パラメータを標準として定めることで解析精度の確保を図っている。以下に事例を紹介する。

3.1 圧縮機とその吸気/抽気構造への適用

図10に示すように、中・後方段のような動翼チップクリアランスが比較的広い条件では翼端隙間を通過する流れにより発生する渦の影響によりチップ付近で損失が増大するため、この翼端漏れ流れを制御することが性能向上において重要である。現象の予測には限度があることを認識したうえで流動解析をあくまで設計ツールとして捉え、翼形状を変更した際の漏れ渦の発生位置、漏れ流量、角度、渦の大きさ、強さ、損失レベルを翼毎に整理して相対比較し、空力パラメータとの相関を把握することで改良方針を模索し、実験検証につなげている。

図11に示すように圧縮機の吸気には片吸込みのダクト

が採用される。上流に配置されたダクトの曲りの影響、入口案内翼の取り付け角の影響により流れは周方向に一樣にならないため、圧縮機の空力性能に対する影響を評価している。

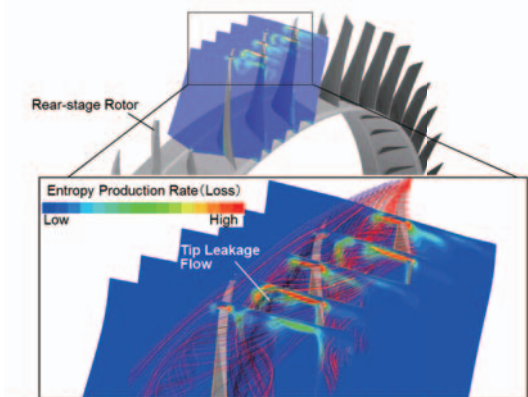


Fig.10 Detailed flow in the rear stage rotor tip region

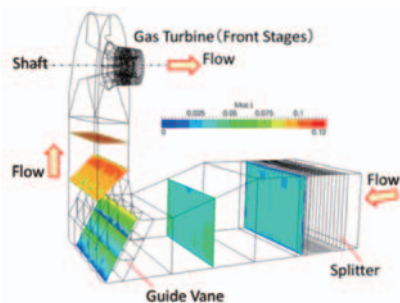


Fig.11 Evaluation of the effect of the inlet duct shape on the compressor front stages

圧縮機には起動中の安定性の確保、および、タービンに冷却空気を供給するために抽気配管、抽気室、抽気スリットが設けられている。周方向に配置した配管により主流部に不均一な流れが生じるため、これらの失速特性に与える影響を解析により評価している。図12は①抽気配管本数、②抽気室の大きさ、③抽気スリット形状を検討するための解析モデルと解析結果の一例である。

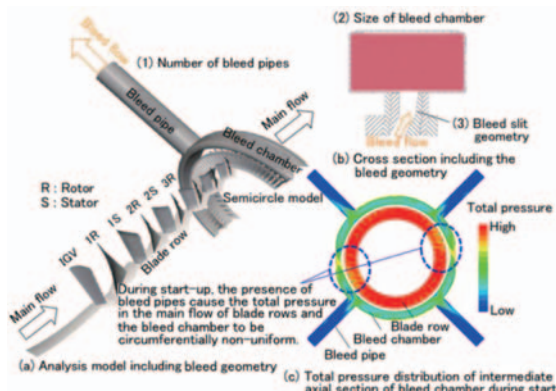


Fig.12 Effect of the bleed geometry on the main flow

3.2 タービン・排気ディフューザへの適用

排気ディフューザは、下流方向へ流路面積が拡大し、これにより流れが減速し、静圧が回復する。その結果、タービン最終段動翼出口の静圧は大気圧より低い状態となり、実質的なタービン部の膨張比及び出力が増加することで、タービン効率を向上させる効果がある。しかし、排気ディフューザ内では減速流れとなり剥離が生じやすく、高性能なディフューザ形状を設計するためには、ディフューザ内流れを正確に予測する技術が必要である。排気ディフューザの設計にあたり、タービン・排気ディフューザの一体解析を行い、剥離を抑制する改良案を考案した（図13左）。ディフューザ試験の詳細な流動計測（図13右）により有効性を確認し、実機検証を経て製品に適用した。

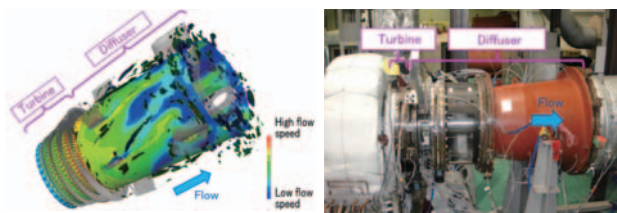


Fig.13 Large-Scale Calculation of turbine and diffuser (Left), and the test rig (Right)

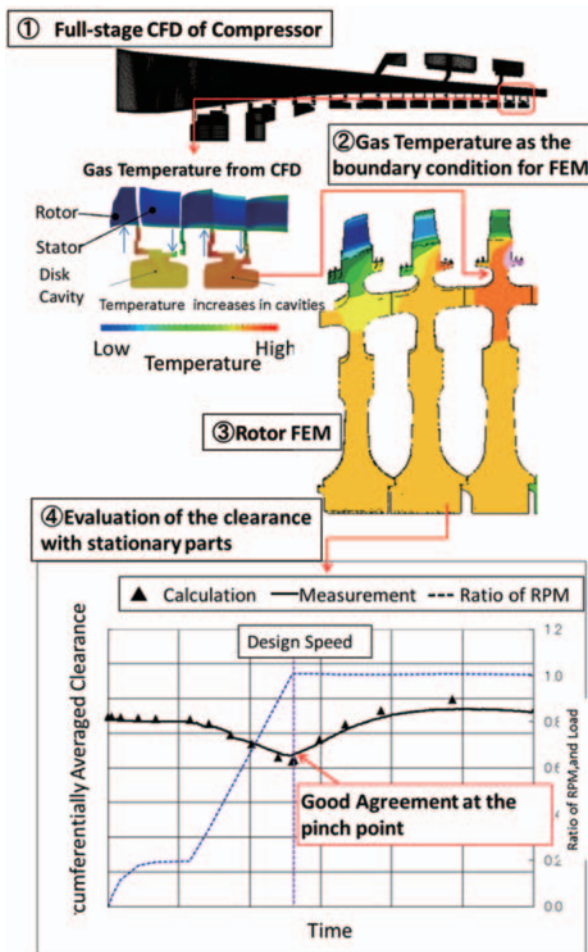


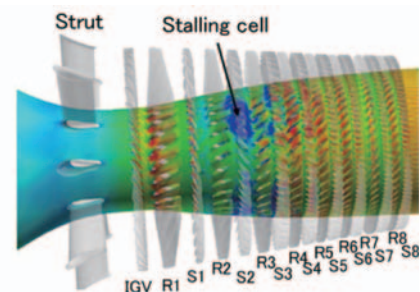
Fig.14 Prediction of rotor tip clearance

4. チップクリアランス・シミュレータへの適用 (流体・構造-伝熱解析)

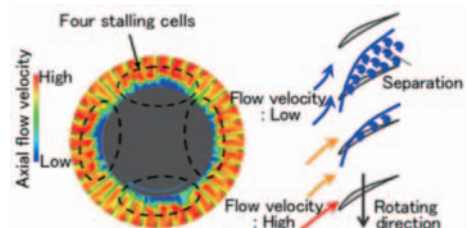
チップクリアランスは圧縮機・タービンの空力性能に大きな影響を与えるパラメータであるため、実機運転前に精度良く予測する必要がある。

主流部のような大流量が流れる経路については、従来実施している空気温度と熱伝達率をFEM解析メッシュに貼付する方式で良好に温度を予測できるが、セカンダリーフロー系統のような微小流量しか流れない経路については、ヒートアップや風損をモデル化する必要があるため、本手法では良好に温度を予測できない。そこで、圧縮機の段間ディスクキャビティを対象に、流体・構造-伝熱解析手法の構築を実施した。但し、CFDの予測する熱伝達率の精度検証は十分に行われていないため、熱伝達率はCFDの予測する局所流速から実験式を介して算出し、CFD解析メッシュからFEM解析メッシュへマッピングを行い、構造解析を実施した。図14にCFD解析結果（定格回転数到達時）のディスクキャビティ周りの温度分布、連成解析したロータのメタル温度分布、チップクリアランス非定常履歴の予測結果を示す。

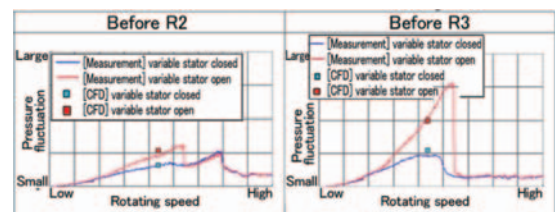
圧縮機ではガスタービン起動後、定格回転数到達時にピンチポイント（最小クリアランス）が発生するが、そのピンチポイントの発生を良好に予測している。今後は様々な起動条件に対して本手法の予測精度検証を実施していく必要がある。



(a) Front 8 stages during start up (unsteady, full annulus, 250 million cells)



(b) Third stage rotor inlet (c) Diagram of a stall cell



(d) Pressure fluctuation at the casing upstream of the rotor

Fig.15 Prediction of pressure fluctuation during the start up

5. 非定常圧力変動予測への適用

5.1 圧縮機旋回失速に起因する圧力変動予測

図15はガスタービン起動中の条件での圧縮機の非定常解析事例である。起動中は流量が少なく前方段で旋回失速が発生するが、そのような不安定な事象を予測することが可能となりつつある。ケーシング面の圧力変動の計測値と予測値は良好に一致した。また、この解析では失速セルが4つ発生し実測結果と一致した。

5.2 タービン動翼の翼列干渉による圧力変動予測

タービン動翼の設計時には、上流静翼に起因する周期的変動による共振応力が問題となることがある。場合によっては、空力性能を犠牲にした翼体格や翼型の変更を迫られる。従って、タービンの空力性能の向上と信頼性の確保の為に、CFDによる励振力予測精度の向上が不可欠であり、また、励振源である流れ場の理解が重要である。図16は、大規模非定常流動解析をタービン動翼の励振力予測に適用し、翼面圧力変動を試験データと比較した事例である。破線と実線で示す背腹の圧力変動予測と高速回転リグ試験装置で取得した各代表点の圧力変動値が良好に一致することを確認した。

図17に示す評価手順に従い、非定常流動解析結果から流体励振力を抽出して求めた動翼の振動モードの一例を図18に示す。また、テレメータ計測により取得した振動周波数と振動応答予測の比較を図19に示す。予測と実測は良好に一致しており、設計手法の妥当性および新規ガスタービン動翼の信頼性を確認している。

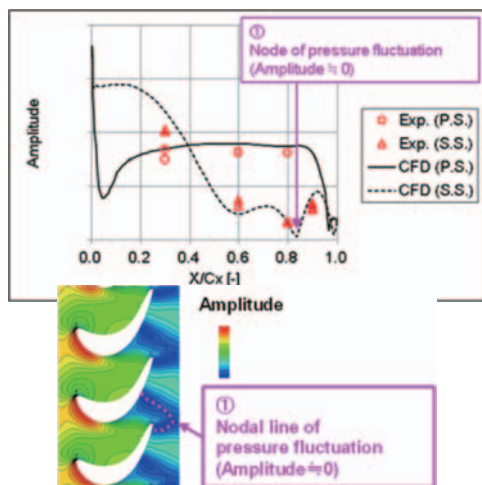


Fig.16 Prediction of the pressure fluctuation on turbine rotors

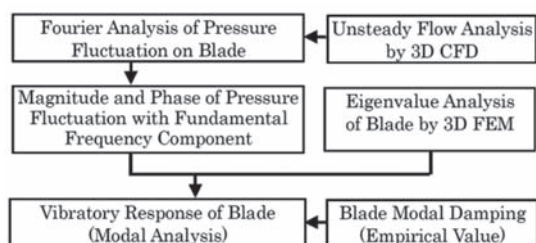


Fig.17 Flow-chart to evaluate the blade vibratory response with CFD and 3D FEM

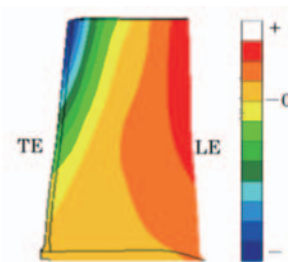


Fig.18 Prediction of the turbine blade's vibratory mode

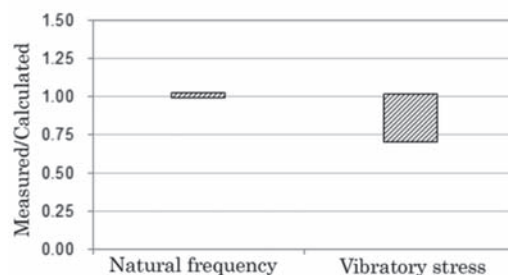


Fig.19 Turbine blade's vibratory response

5.3 排気ダクト内の騒音レベル予測

震災後の緊急電源対応として設置されたシンプルサイクルガスタービンでは、後方に排熱回収ボイラがなく、煙突出口からの排気騒音が懸念されたため、ディフューザ・排気ダクトの全周非定常CFDによりダクト内の乱れを音源とする騒音レベルを事前に評価した(図20)。

このようなディフューザ及び排気ダクトの流れは剥離を伴い非常に複雑な流れとなっている。また、ディフューザ入口のスワールを正しく予測するために、CFD解析ではタービン最終段を含めた大規模解析が必要となる。

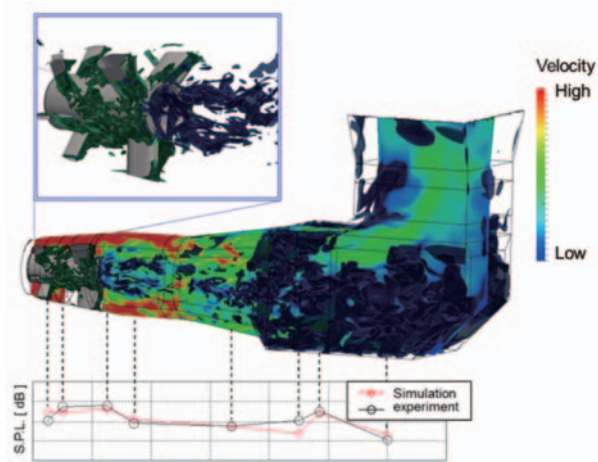


Fig.20 Prediction of the flow and acoustic noise in the turbine diffuser

6. 燃焼器の不安定燃焼領域の予測

低NOx化に対しては希薄予混合燃焼方式が有効であるが、予混合燃焼では火炎位置が安定せず、発熱変動等に起因した燃焼振動が発生する傾向がある。そのため、

予混合燃焼器の開発では、低NO_x化に加え、燃焼振動の抑制も大きな設計課題となっており、実機スケールの燃焼器を用いた大気圧試験及び数値解析の技術開発を進めている。図21に解析モデルを示す。解析領域は燃焼器の上下流ダクトを含み、入口境界条件としてランダム励振を与えた。なお、本解析は汎用コードを使用している。図22に燃焼器内の圧力変動周波数の実測データとの比較を示す。

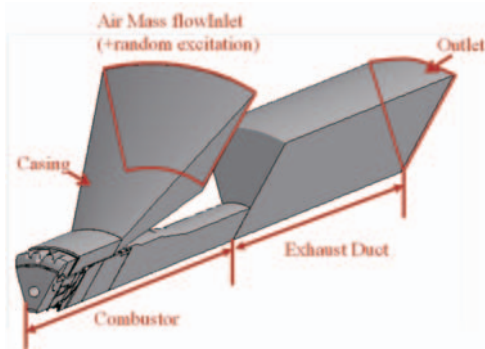


Fig.21 Schematic of computation domain of gas turbine combustor (45 degree periodic symmetry model)

図23にレイリーインデックスの分布を示す。レイリーインデックスは燃焼振動による圧力変動と火炎変動の相関を示すものであり、白色の領域は燃焼振動を駆動する領域に対応する。このような非定常流動解析が、燃焼振動を駆動する不安定燃焼領域を特定するのに有用であることを確認した。

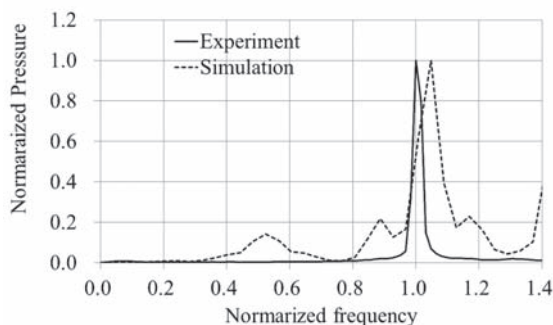


Fig.22 Pressure fluctuation spectrum of GT combustor

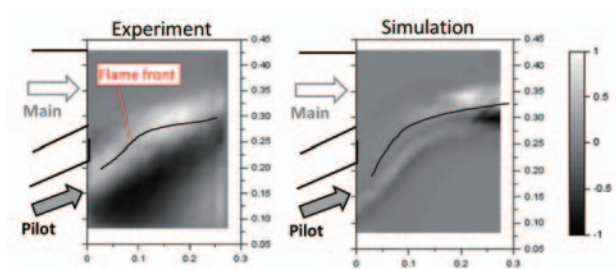


Fig.23 Distribution comparison of Rayleigh criteria

7. まとめ

発電用ガスタービン性能及び運用性向上のための数値

解析技術の適用に関して、解析手法の改良とその適用事例の一端を紹介した。計算技術の進歩にともないその役割は拡大しており、今後、益々高度な解析が設計検討に活用されるものと考えられる。一方で、その流動解析の精度検証や現象の把握のための信頼できる詳細な実験データが必要である。本報では触れていないが高精度の計測技術とそれを実現するための実験装置の高度化にもあわせて取り組んでいる。両者の技術を組み合わせて物理事象をより正確・詳細に把握して製品形状の新しいアイデアを提案し、実験検証のサイクルをスピーディに回すことで優れた製品をいち早くお客様に提供できるよう努めている。

また、設計プロセス自体も年々変遷していくが、設計者の思考過程や、効率の良い開発プロセスは、1次元もしくは2次元の概念設計、3次元詳細設計、3次元かつ非定常性の影響評価、のようにステップを踏んでいく場合が多く、現象を単純化し本質のみを抽出した従来の解析手法や設計ツールは以前と変わらず重要であることを、合わせて強調しておきたい。

8. 引用文献

- (1) 羽田哲, 塚越敬三, 正田淳一郎, 伊藤栄作, “世界初の1600℃級M501Jガスタービンの実証発電設備における検証試験結果”, 三菱重工技報, Vol.49 No.1 (2012), P19 ~ P24.
- (2) 越智真弓, 三戸良介, 松山敬介, 高田智成, 池末俊一, “安全・安心な社会を支える製品開発のための最新数値シミュレーション技術”, 三菱重工技報, Vol.49 No.1 (2012), P92 ~ P95.
- (3) 伊藤栄作, “ガスタービンの主要コンポーネントや吸排気のCFDと最適化”, 日本ガスタービン学会誌 Vol.40 No.6 2012. 11.
- (4) 田村和浩, 羽田哲, 鳥井俊介, 小野正樹, 山下洋行, “高温ガスタービンタービン動翼の振動強度検証”, 第41回日本ガスタービン学会定期講演会(那覇)講演論文集, 2013.10.
- (5) 三戸良介, 高学林, ウォーカー・トマス, 坂元康郎, 濱名寛幸, “発電用ガスタービン圧縮機の高性能化・信頼性向上を支える流動解析技術”, 三菱重工技報, Vol.52 No.1 (2015), P2 ~ P8.
- (6) 伊藤栄作, 塚越敬三, 正田淳一郎, 石坂浩一, 斉藤 圭司郎, 鳥越泰治, “超高温ガスタービンの要素技術の開発”, 三菱重工技報, Vol.52 No.2 (2015), P15 ~ P22.
- (7) Mitsunori Isono, Toshihiko Saitoh and Yuichiro Kimura, “Numerical and Experimental Investigation of the Flame Transfer Function in the Full-Scale Gas Turbine Combustor”, IGTC 2015.
- (8) Xuelin Gao, Ryosuke Mito, Masamitsu Okuzono, Thomas Walker, Ryosuke Seki, and Eisaku Ito, “Numerical and Experimental Investigation on the Effect of Tip Clearance of a Multi-Stage Axial Compressor”, IGTC 2015.

特集：ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線（～現状と今後の展望～）

ジェットエンジン開発におけるCFD技術

青塚 瑞穂^{*1}
AOTSUKA Mizuho

キーワード：CFD, ジェットエンジン
CFD, Jet Engine

1. はじめに

IHIにおいては、80年代からCFD技術開発に精力的に取り組んできた。初期のCFD適用に際しては、主に翼列内部の流れが適用先であり、二次元（または準三次元）のオイラーもしくはNS解析を行った。回転翼列の内部流れのため、翼間部分のみに解析対象を絞り込むことで格子のトポロジーが比較的単純化されるため、構造格子を用いた解析を中心に技術開発を行ってきた。

コンピュータの能力の進歩に伴い三次元流れの解析にも適用されるようになり、支配方程式もNS方程式から、乱流の影響を取り込むためにRANSを取り扱うようになった。乱流モデルは、初期は0方程式モデルのBaldwin Lomaxモデルを用いたが、その後、1方程式・2方程式の様々なモデルが導入されている。

また、多段翼列の解析についても拡張がなされている。静止翼列と回転翼列が交互に並ぶガスタービンのCFDにおいては、その翼列間の接続をどのように扱うのが大きな課題となる。隣接する翼列間のデータを平均した後、データを交換するミキシングプレーンを用いた定常解析や、格子を実際に移動させながら、各タイムステップでのデータの受け渡しを行うスライディングバウンダリを用いた非定常解析技術等が開発されている。

CFD技術・コンピュータ能力の増大は、ジェットエンジンの主要な要素である翼列の空力解析だけでなく、燃焼・冷却等の解析技術へも発展してきている。また、振動や騒音等の非定常問題についてもCFDが適用されるようになってきており、様々な要素の設計に取り入れられるようになった。

CFDは、技術開発やエンジンの設計の際に用いられることが多い。設計段階でのCFDにおいては、解析結果の相対差が評価できれば、最低限度の役目を果たせるが、要素もしくはエンジンの性能評価においては、定量的な結果も求められる。さらに、エンジンの開発や設計時の解析だけでなく、量産段階に入ったエンジンの性能

評価やトラブルシュートなどの様々なフェーズにおいて適用されるようになってきている。

2. ジェットエンジン開発におけるCFDについて

2.1 CFDの適用対象

図1にジェットエンジンの模式図を示す。上流側（図の左側）からファン、圧縮機、燃焼器、タービン、ノズルの順に並んでいる。エンジン開発においては、エンジン全体の仕様から求められる各モジュールの設計目標を達成するように設計を行っている。

各モジュールと技術要素でのCFDの適用方法について説明する。

・ファン・圧縮機・タービン（翼列流れ）

ファン・圧縮機・タービンの性能改善のためには、各要素の空力性能の向上が不可欠である。そのため、CFDを用いた空力性能の評価を行うことになる。基本的には、各翼列の翼素の性能がキーとなってくる。ただし、多段翼列となっているため、翼列と翼列との干渉が性能に影響してくるため、それらについてもCFDを用いて評価を行う。

・燃焼器

燃焼器内の流れは、燃焼と乱流による強い非定常性があり、現在のCFD技術では解析が困難な対象の一つである。燃焼反応に関しては、様々なモデルが提唱されている。また、近年では、乱流による複雑な流れ場に対応するため、LES等の高精度の解析技術も導入されつつある。

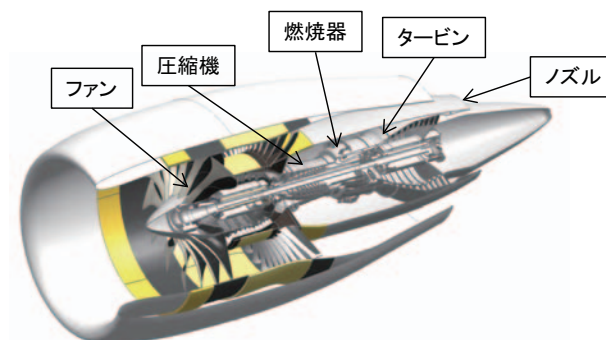


Fig. 1 Schematic View of Jet Engine

原稿受付 2015年9月7日

*1 (株)IHI 航空宇宙事業本部
技術開発センター 要素技術部
〒190-1297 西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

・伝熱・冷却

燃焼器及び高圧タービンにおいては、冷却設計が重要な技術となっているが、これらの冷却技術の評価においても基本的な流れ場の情報を取得するために、CFDが広く使われている。

・振動

ジェットエンジン・ガスタービンエンジンでは、流体力に起因する振動が発生する。代表的な事例としては、フラッタと共振による翼振動応答が挙げられる。振動の励振源となる、流体力の評価にCFDが用いられる。

・騒音

騒音低減は最近の航空機開発での大きな課題の一つである。航空機において大きな騒音源であるジェットエンジンはとりわけ騒音低減の必要性がある。CFDは騒音の発生源の流れ場の解析に用いられている。

・その他

上に挙げたエンジンの主流部以外の流れ場、ディスク内キャビティやエンジンカウル内の流れ場についても、温度分布の評価などにCFDを用いた流れ場解析が適用されている。

また、低温の外気にさらされるジェットエンジンにおいては、着氷に関する評価も必要とされる。この時の着氷の検討にもCFDを取り入れた解析技術が適用される。

2.2 CFDコードと計算機環境

・CFDコードについて

IHIでは、社内で開発された内製のCFDコードと汎用の市販コードを目的に応じて使い分けている。内製コードを用いるメリットとしては、使用に際しライセンス数の制約が無いため、設計時のように多くのケースについて解析を行わねばならないときは非常に便利である。また、必要な機能に集中して開発を行える反面、コードの開発には技術を持った人員と時間がかかるというデメリットも持つ。

市販コードを用いるメリットとしては、新しい機能がコードメーカによって随時アップデートされており、様々な問題への対応が可能となる点が挙げられる。

CFDコードの選択またはコード開発の方向性としては、速度と精度のバランスをいかに取るかが挙げられる。限られた時間の中でより良い結果が求められる設計においては、CFD解析の速度は非常に重要な意味を持っている。計算機の能力の向上により三次元解析が、気軽に行えるようになった現在でも、設計者の要求を満たせるほどには十分な速度があるとは言い難い。その結果、更なる高速化を図るためには、精度の点で妥協せざるを得ない場合も多い。

一方、新しいエンジンの開発に際し、各要素に要求される性能向上はさらに厳しくなっている。確実な目標達成のためには、設計段階での適切な性能評価が必要となる。結果的に、設計イタレーション内では、精度を妥協し速度を取り、最終的な評価は、精度の高い手法で

評価するという過程を踏むこともある。

・計算機環境

比較的小規模な解析環境として、いわゆるPCクラスタが広く用いられている。これらのPCクラスタは年々価格が低下しており、社内で使用できる計算機リソースも増大している。一方、GPUを用いた計算などの新しい計算手法による高速化も近年大きな注目を集めている。

これらの比較的小規模の計算機環境の改善は、小規模から中規模の解析を頻繁に行う設計においては、有利な環境であるといえる。ただし、設計に用いる解析は、設計の山谷に必要な計算機リソースが左右される。そういった計算リソースの山谷に対応するという意味では、今後クラウドサービス等の時間貸しの計算機リソースが拡充されることが期待される。

また、最近では、京を始めJAXAのJSS2、地球シミュレータ等の研究機関が持つスパコンに加え、大学の持つ計算機リソースも産業界に提供されるようになっており、大規模の計算機の利用が可能になっている。今後、LES等の解析手法の導入など、解析規模がさらに大きくなることを考えると、使い勝手を含めたより一層の整備が望まれる。

2.3 開発と設計におけるCFDの役割

エンジンの開発においては、技術開発・設計・量産のいくつかの段階に分けられるが、それぞれの段階でのCFDに求められる要素について述べる。

・技術開発段階

技術開発の段階においては、新しい技術の実証のためにCFDを用いるため、流れ場の詳細な理解や対象となる技術の物理的メカニズムの把握のために、詳細な物理現象が捉えられるような精度を持つ解析手法が採用される。

・設計段階

設計段階の解析は、精度だけでなく解析TAT（Turn Around Time）も非常に重要となる。設計段階においては、決められた開発スケジュール内で要求仕様を満たす性能を達成するため、多くの解析が必要であり、解析時間の短縮は重要な要素となっている。解析時間の短縮のために様々な簡略化が行われるが、必要な精度を持つことが望ましい。

設計された各モジュールは要素試験でその性能を確認し、最終的にエンジンへと組み込まれていく。この段階においては、実際の要素試験やエンジン試験の結果との比較が行われる。この段階でのCFDの利用目的としては、設計結果の妥当性の検証や性能未達の際の原因究明に用いられる。そのため、なるべく精度の高い解析が要求されるが、やはりエンジン開発スケジュール内に間に合うように、できるだけ早く解を出す必要がある。

・量産段階

量産に入ったエンジンにおいても、トラブルシュートや性能改善のためにCFDは適用される。量産に入った

エンジンでも初期の段階では様々な問題が発生することがある。振動や騒音等がその代表的な例であるが、このようなトラブル発生に際しても原因の究明、対策の立案から効果の確認等にCFDが用いられる。

このような場合のCFDにおいては、実際の運用条件における格子作成や境界条件の設定に困難が伴うことも多い。部品の公差はずれによる性能への影響評価や、破損等に伴う形状の変化の場合は、計測データを元に解析者の手作業と勘で格子を作成する必要がある。また、境界条件の設定は、実際のエンジンの運転条件に左右され正確な情報を得ることが難しいのが実状である。

CFDのメリットとして様々な問題解決に柔軟に適用できる点が挙げられるが、実際の運用においては、形状や境界条件に関するなるべく正しい情報の入手が必要である。

3. ジェットエンジン開発とCFDの技術的課題

近年の民間航空機向けのジェットエンジンに対する要求としては、環境負荷の低減が挙げられる、CO₂やNO_xの排出量の低減や騒音レベルの低減が求められている。

CO₂の低減のためには、ファン・圧縮機、タービン等各要素の空力性能の向上が必要となってくる。また、エンジン全体の傾向としては、更なる高バイパス比化と圧縮機の圧力比の増加が挙げられる。

各要素の高効率化と合わせて、軽量化の要求も大きいのが航空エンジンとしての特徴といえる。そのため、各翼列の翼枚数の低減や圧縮機・タービンの段数を少なくするために高負荷化が要求される。

その一方、失速・ストールマージンを確実に確保することやフラッターの回避や翼振動応答の低減等、広い作動範囲を確保するための設計も必要になる。

ファン空力

エンジンの高バイパス比化に伴い、ファンの高効率化がエンジンの燃費改善につながる。その一方ファンの大型化はエンジンの重量増加につながるため、ファン径低減のための高流量化技術が必要になってくる。

高効率化を目的としたスイープ動翼⁽¹⁾、さらに高比流量化を図ったゼロハブチップレシオファン（ZHファン）⁽²⁾の開発を行った。図2にZHファンの特性マップ上での目標と試験結果を示す。また、翼列の概観を図3に示す。

図2に示すようにZHファンでは、従来のファンに比べて高効率かつ高比流量化を狙っている。そのため図3に示すような衝撃波ロス低減を狙ったスイープ形状にハブ側での流量を増やすためのコード長を延ばした、複雑な三次元的な形状となっている。このような3次元翼型の設計には、CFDが用いられる。図4に動翼チップ部付近のCFD解析結果と試験で得られた衝撃波パターンの比較を示す。衝撃波の位置は、CFD解析により適切にとらえられていることがわかる。最終的な空力性能も、

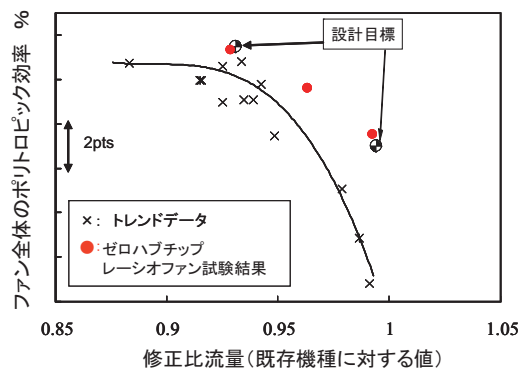


Fig. 2 Characteristic Map of ZH Fan⁽²⁾



Fig. 3 Schematic View of ZH Fan Rotor⁽²⁾

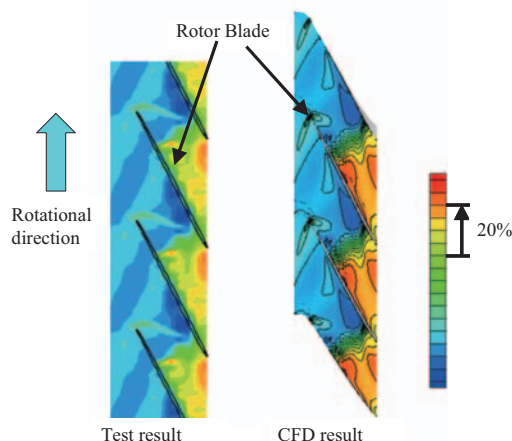


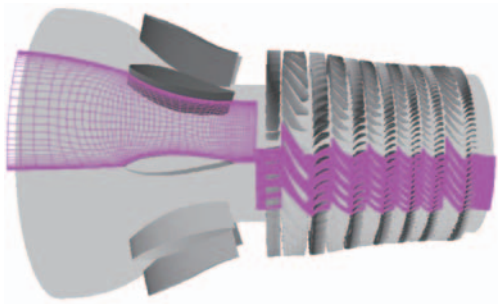
Fig. 4 Pressure Contour at Rotor Tip Wall⁽¹⁾

図2に示すように設計目標を適切に達成することができている。

圧縮機空力

圧縮機においてもファン同様に、高効率化のための技術開発に取り組んでいる。先に述べたファンとは異なり、圧縮機では複数の翼列からなる多段の形態となっている。基本的には、各翼列ごとに設計を行い、最終的に多段での解析を行い、圧縮機全体での性能評価を行う。

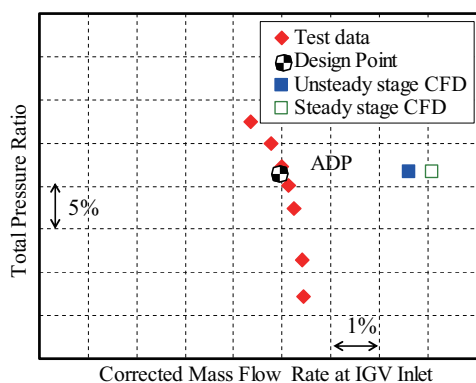
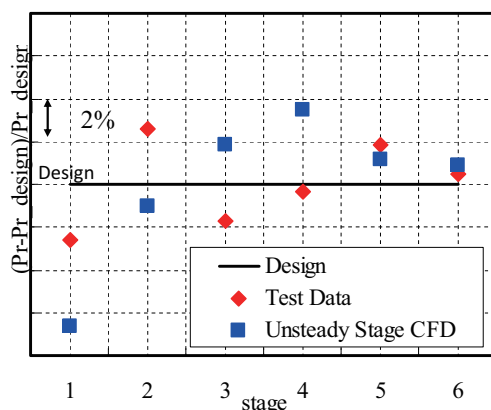
非定常多段解析を用いた多段圧縮機での解析例を示す⁽³⁾。図5は、本解析で適用した解析領域である。圧縮機全体を解析領域にとると、計算領域が大きくなりすぎるため、計算領域を1/10の領域にとっている。この時、各翼列の翼枚数は必ずしも10で割り切れる数にはなっていないので、若干の翼枚数の修正とそれに応じた翼の大きさの修正が必要になる。

Fig. 5 Computational Domain of Multistage Compressor⁽³⁾

試験結果とCFDの解析結果を特性マップ上で比較した図を図6に示す。空力設計点における圧力比を合わせた定常および非定常の段解析の結果、試験結果に対してやや流量が大きいという結果になっている。定常解析と非定常解析を比較すると、非定常解析のほうが試験結果に近い結果になっている。

この時、試験結果とCFD解析結果の各段の圧力比が設計意図に対してどの程度ずれているかを示す図を図7に示す。図を見ると、前側の段で圧力比が低く、後段側で圧力比が高い傾向が見て取れる。各段の作動条件は実際の条件とずれており、前側の段が開き側（圧力比が低い）の条件で作動していることが流量が多めに予想される一因と考えられる。

単翼または単段では比較的精度の良い予測をする

Fig. 6 Performance Map of Multistage Compressor at Design Speed⁽³⁾Fig. 7 Difference of Stage Total Pressure Ratio Relative to the Design Data⁽³⁾

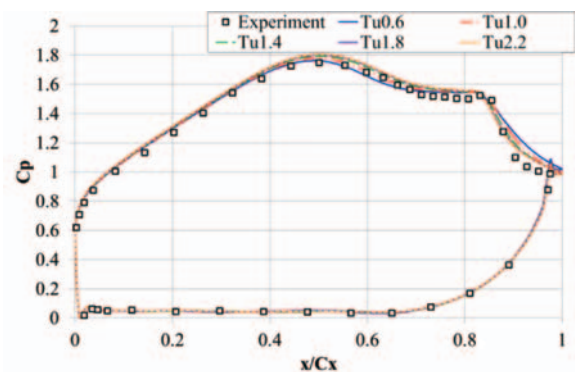
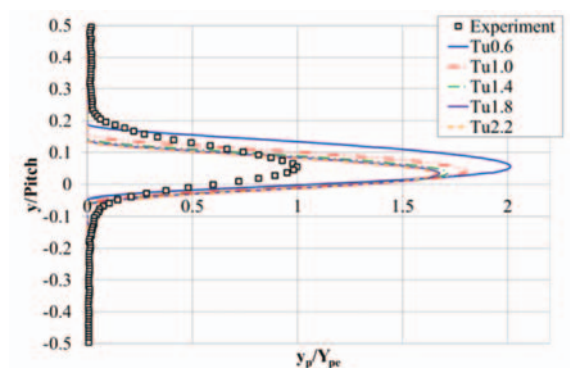
CFDでも段を重ねることですれが大きくなっていくことがある。各段のマッチングが最適になるように設計を行うという点を考えると、多段解析でのマッチング予測の精度向上というのは重要な課題であるといえる。

タービン空力

低圧タービン (Low Pressure Turbine = LPT) は、エンジンの中でも重量の大きいモジュールの一つであり、軽量化のための高負荷化が課題となっている。一方、LPTは比較的低いレイノルズ数領域で作動しており、高空の巡航状態では、さらにレイノルズ数が下がるため、層流剥離の発生による性能低下が懸念されている。そのため、層流剥離の発生による性能低下を引き起こさないように、層流から乱流への遷移や層流剥離を適切に予測するようなCFD技術の開発が課題となってくる。

一方、現在用いているCFDコードは、RANSベースのコードが多く乱流への遷移の評価に関しては遷移モデルを用いている。図8に遷移モデルを用いたLPT層流剥離の予測結果を示す⁽⁴⁾。翼面上の C_p 分布の比較を見ると遷移モデルでも翼面上に発生する層流剥離泡をとらえられることが見て取れる。ただし、後流での圧力損失の分布 (図9) を見ると、試験結果と若干ずれがあり、さらなる改良の必要がある。

遷移予測に関してはLES解析も近年盛んに行われており、ある程度の成果を挙げているが、やはり実際のエンジン設計に適用するには、計算負荷が高すぎるというのが現状である。ただし、LESやDNSを用いて高精度の解

Fig. 8 Pressure Coefficient Distribution on the Blade Surface⁽⁴⁾Fig. 9 Pitchwise Distribution of Pressure Loss Coefficient (115% Cx)⁽⁴⁾

析を行い、そこで得られた知見を設計技術にフィードバックするという点では非常に有効な手法であると考ええる。

エアロメカ

ガスタービンエンジンにおけるエアロメカに関する問題としては、フラッタと共振による翼振動応答が挙げられる。前者は、空力と構造の連成によって生じる自励振動であり、後者は、翼の回転数に応じた周波数による励振力による振動である。

フラッタは原理的にはファン・圧縮機・タービンのどの翼でも発生しうるが、ファン動翼で発生するフラッタが最も大きな問題となりうる。ファン動翼ではその作動領域内でいくつかのフラッタが発生しうるが、部分回転の絞り側の領域で発生するフラッタが、問題となってくる。この領域のフラッタは、部分回転高負荷のため翼間に強い衝撃波が発生しており、予測の難しいフラッタである。

このフラッタに対してCFDを用いた予測を行っている⁽⁵⁾。図10にファンの作動マップとCFD解析によるフラッタ予測の結果を示す。2種類の翼型に関して試験で傾向の異なるフラッタ特性が観察された。CFDを用いた予測では、これらの翼のフラッタ特性の違いが定性的に捉えられている。

ただし、定量的には、若干のずれが見られる。今後、安定作動領域を確保しつつファンの高性能化を達成するために、フラッタの予測精度のさらなる向上が求められている。

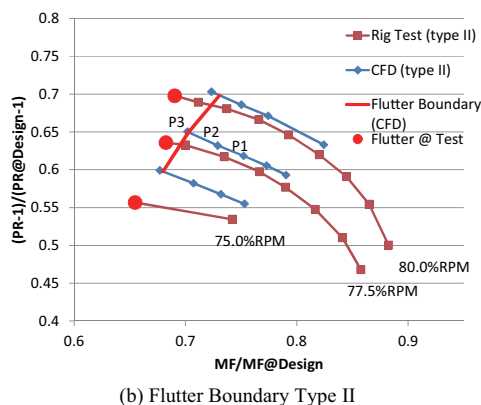
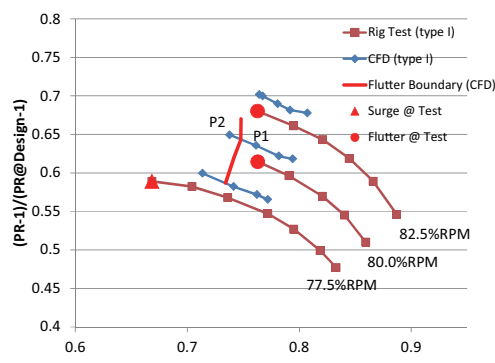


Fig. 10 Fan Flutter Analysis Result⁽⁵⁾

共振による翼振動応答も高サイクル疲労による翼の破損を引き起こすため、大きな問題となってくる。設計段階においてエンジンの作動回転数の範囲内で主要な低次のモードが共振点を持たないように、設計される。ただし、すべてのモードが共振点を持たないように設計することは、困難である。したがって、設計段階で応答量を適切に予測する必要がある。

応答量の予測には、空力による励振力と翼の振動による減衰をCFDを用いて予測する。図11に圧縮機の翼振動応答にCFDを用いた例を示す⁽⁶⁾。高次の3つのモード(12, 13, 14次)を対象に翼振動応答の予測を行い、試験結果との比較を行った。図に示すとおり、12次と14次のモードに関しては、試験結果と良く一致する解を得ているが、13次のモードについては大きく異なっている。

以上のようにエアロメカの分野でもCFDの利用は、有効な手法となりうる。今後、更なる精度の向上と解析時間の短縮が望まれる。

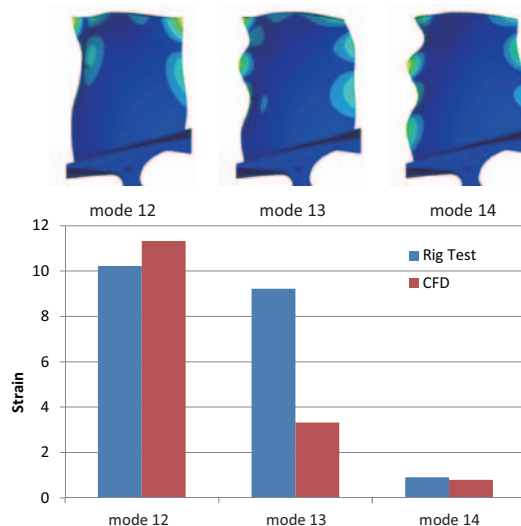


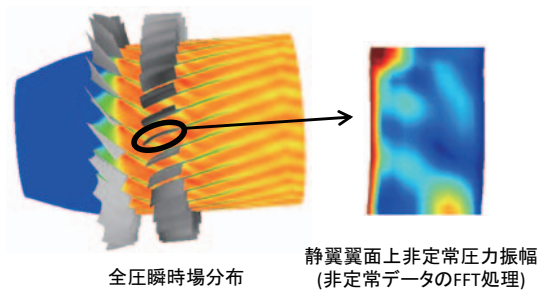
Fig. 11 Forced Response Analysis Result⁽⁶⁾

騒音予測

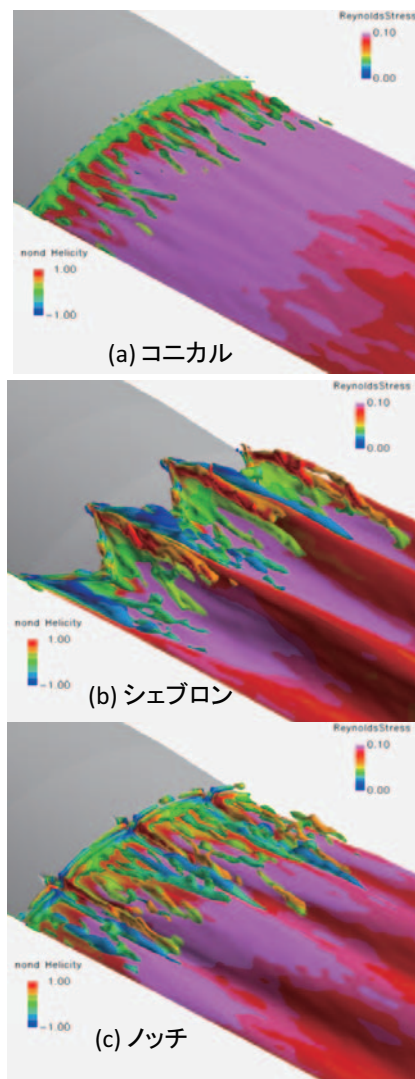
ジェットエンジンの騒音については、ファンノイズとジェットノイズが大きな騒音源となっている。ファンから発生する騒音は、基本的に動翼と静翼との干渉により発生する。そのため、ファン動翼回転数に応じた固有の周波数の騒音が発生する。

図12にCFDを用いたファントーンノイズの解析例を示す⁽⁷⁾。CFDを用いて音源となる翼面上の非定常圧力を算出し、それをもとに騒音の強さや伝播を予測する。音源の予測は、URANSを用いているが、比較的精度良く非定常圧力の分布を捉えることができる。

また、もう一つの騒音源であるジェットノイズについては、高速の排気と周囲の空気の混合により発生する。CFDを用いてこれらの騒音源を特定するためには、流れのせん断で発生する渦を詳細に解く必要があり、LES等の技術が用いられる。図13に騒音低減デバイスの開発

Fig. 12 Unsteady CFD Analysis for Fan Noise Prediction⁽⁷⁾

のために行ったLES解析の例を示す⁽⁸⁾。図は、マッハ数0.4の等値面上のレイノルズ応力の値を示したものである。(a)が通常の円筒形のノズルであり、(b)がシェブロンノズル、(c)が騒音低減のためのノッチを設けたノズルとなっている。ノズル出口におけるせん断層で生成される渦の構造の違いが捉えられていることがわかる。LES解析では、このような詳細な流れ場の様子を捉えることができるが、解析の負荷が大きく解析に時間がかかることが課題である。

Fig. 13 LES Analysis Result for Nozzle Exit Flowfield⁽⁸⁾

4. まとめと今後の展望

ジェットエンジンの開発において様々な要素の技術開発や設計にCFDは適用されるようになり、なくてはならないツールとなっている。設計点付近での空力性能の評価については、ほぼ妥当な解が得られるようになっている。その一方、設計点以外の部分負荷の条件や多段解析のマッチングの精度の向上が求められる。また、エンジンの性能向上のため、定量的な評価に関する精度が上がることも望まれる。

また、計算機能力の増強に伴い、LES等の時間のかかる解析手法も用いられる機会が増えてくると考えられる。ただし、計算機の性能によって解析ができるようになったとしても、解析規模が大きくなり、実際の解析の運用には様々な技術的な課題があると考えられる。特に、解析の前・後処理まで含めた高速化が望まれる。

一方、設計の際に必要な解析数の増加や設計期間の短縮を考えると、既存技術を用いた小・中規模の解析についてもさらなる高速化が望まれる。特に、今後の様々な計算機環境に対して柔軟に対応し、その能力を発揮できるようになることが望まれる。

実際の現象を適切に予測していくためには、空力と構造・伝熱・騒音等の連成解析の技術も、実際の設計に取り込んでいくことが必要になる。

5. 参考文献

- (1) Murooka, T., et al, "New Concept Design and Development of an Advanced Transonic Fan Rotor", IGTC2007 TS-053, 2008.
- (2) Murooka, T., et al, "Design and Development of an Advanced Transonic Fan Rotor", ISABE-2007-1136, 2007.
- (3) Yamagami, M., et al, "Unsteady Flow Effects in a High-speed Multistage Axial Compressor", ASME-GT-2009-59583, 2009.
- (4) 見上千尋, 青塚瑞穂, 山脇り子, 加藤進, 山本一臣, 賀澤順一, 船崎健一, "低レイノルズ数領域におけるタービン翼列数値解析", 第40回日本ガスタービン学会定期講演会(鉦路)講演論文集, 2012.
- (5) Aotsuka, M., Murooka, T., "NUMERICAL ANALYSIS OF FAN TRANSONIC STALL FLUTTER", ASME-GT-2014-26703, 2014.
- (6) Aotsuka, M., Kato, D., Murooka, T., "NUMERICAL ANALYSIS OF FORCED RESPONSE OF HIGH PRESSURE COMPRESSOR CASCADE", ISUUAAT13 proceedings, 2013.
- (7) 楠田 真也, 児玉 秀和, 土屋 直木, 大石 勉, 難波 昌伸, "遠方場におけるファン騒音の実験と予測", 第51回 航空原動機宇宙推進講演会講演資料, 2011.
- (8) Tanaka, N., Oishi, T., Ooba, Y., Enomoto, S., Yamamoto, K., Ishii, T., "EXPERIMENTAL AND COMPUTATIONAL APPROACH FOR JET NOISE MITIGATION BY MIXING CONTROL DEVICES", ASME GT2011-45200, 2011.

特集：ガスタービン関係の数値シミュレーションの最前線（～現状と今後の展望～）

中小型ガスタービンへのCFD技術の適用

松岡 右典^{*1}
MATSUOKA Akinori

平野 昂志^{*2}
HIRANO Kohshi

田中 良造^{*1}
TANAKA Ryoza

キーワード：産業用ガスタービン，数値シミュレーション，大規模解析，CFD，DES，LES
Industrial Gas Turbine, Numerical Simulation, Large Scale Analysis, CFD, DES, LES

1. はじめに

高性能で信頼性の高いガスタービンを設計する上で、今では数値シミュレーションが必要不可欠な存在となっている。計算機の目覚ましい高速化と数値解析技術の発展によって、より複雑で実的なガスタービン要素内部の熱流動現象が現実的な時間で解析できるようになってきた。CFD黎明期の比較的単純化された翼間流れ解析が設計現場で実用的に用いられるようになって久しいが、昨今ではさらに複雑な部品形状を忠実にモデル化した解析や要素間の干渉などに着目した大規模非定常流解析、あるいは化学反応を含めた燃焼器内部流の解析など、より複雑で高度な解析へと応用範囲が広がりつつある。このようにシミュレーション技術が高度化する中で、ガスタービン開発においても解析の果たす役割が拡大している。このような背景のもと、当社では解析手法の高度化や試験による検証を進めることにより、シミュレーション技術の研究開発に鋭意取り組んでいる。本稿では、産業用中小型ガスタービン開発における数値シミュレーションの活用例の一端を紹介したい。

2. 圧縮機の解析

2.1 圧縮機動翼形状の最適化

圧縮機翼形状の設計に対して3次元流れ解析と最適化手法を組み合わせた最適設計への適用事例について述べる。図1に自動最適化による圧縮機翼形状の設計フローを示す。一般に翼形状設計では翼形状を定義する多数の設計変数から目標の空力性能と振動強度要求を満足する翼形状を選定する作業となる。設計者は翼形状が目標を満足するまで流れ解析および振動応力解析を繰り返す。このような解析と評価を反復するサイクルに対して最適化アルゴリズムを適用することで、自動的に最適な翼形状を求める設計手順を確立し、自動最適化設計システムを構築した。

本システムでは、複数の断面での2次元翼型を幾何パ

ラメータにより定義し、翼高さ方向に補間して翼形状を生成し、3次元流れ解析を用いて空力性能や出口分布を評価している。最適化手法には遺伝的アルゴリズムによる多目的最適化を採用し、最適化の過程では数百ケースの解析を繰り返す。基本となる解析は単翼間の定常流解析であり比較的軽い計算であるが、最適化のために多数のケーススタディを行う必要から全体としての計算負荷は高い。そのため、翼形状定義の自由度を決める幾何パラメータの選定と、最適化の評価項目と制約条件を如何に適切に設定するかが、本システムを用いて効率的に最適翼形状を導き出す上で重要であり、実設計に活用するためのポイントとなる。

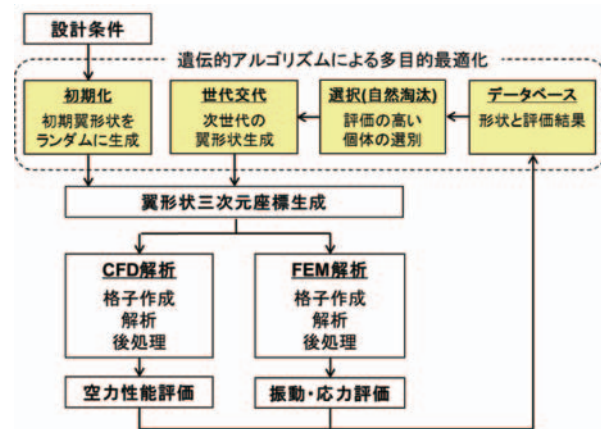


Fig.1 Design flow of compressor airfoil using automated optimization algorithm

図2に本システムを用いて設計された最適化翼の設計例を示す。従来翼に対して最適翼では翼形状定義のパラメータを増やしてより形状自由度を持たせ、適切な形状を選定することによって、性能向上が図られた。図3に効率特性の比較を示す。設計条件のみならず流量の異なる作動条件での性能を合わせて考慮することで、高い効率と広い作動範囲を同時に満足する翼形状を求めている。また、本システムは流れ解析による空力性能の最適化だけでなく、構造解析と組み合わせることができ、空力と振動応力の要求を両立させる同時最適化を行うことも可能となっている。

原稿受付 2015年9月15日

*1 川崎重工業(株) ガスタービンビジネスセンター
〒673-8666 明石市川崎町1-1

*2 川崎重工業(株) 技術開発本部

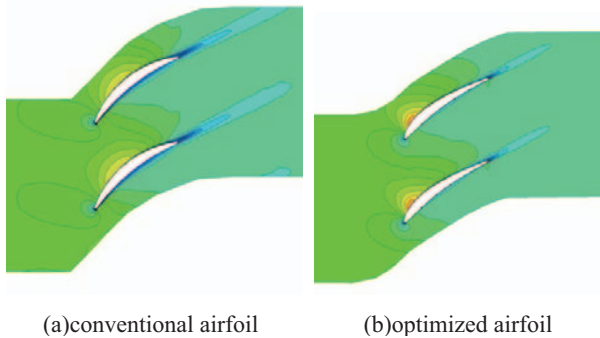


Fig. 2 Comparison of blade to blade Mach number contours

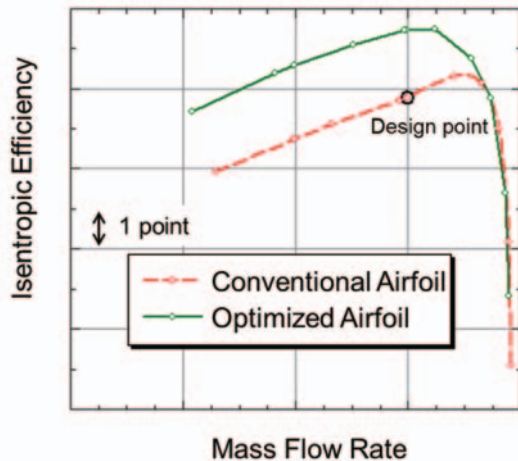


Fig. 3 Example of automated optimization of compressor blade profile

2.2 多段軸流圧縮機の大規模非定常解析

産業ガスタービンに用いられる圧縮機では、サイクル効率の向上のため高圧力比が進んでいる。このような高圧力比の圧縮機では高い要素効率と同時に十分な安定作動領域の確保が重要である。最近では急激な負荷変動や急速始動への対応が求められており、サージや旋回失速などの失速限界付近における空力特性を的確に把握することが、高性能かつ信頼性の高い圧縮機を開発する上で重要な課題となっている。しかしながら、従来から設計現場で広く用いられているRANS定常流解析では、失速等の剥離流れを伴う非定常性の強い流動現象を正確に捉えることは困難であった。最近では非定常流解析も徐々に利用されているが、ガスタービン実機で用いられるような多段軸流圧縮機について緻密な非定常解析を実施するには膨大な計算リソースを必要とするため現実的ではなかった。そこで、このような課題に対して、スーパーコンピュータ「京」を利用することで、実機に用いられている14段軸流圧縮機を対象として、大規模DES (Detached Eddy Simulation) 解析を実施することにより、旋回失速初生現象の解明を試みた⁽¹⁾。

本検討では、14段圧縮機の前7段の翼列全周を解析対象として、 $k-\omega$ 乱流モデルベースのDES解析を実施した。図4に解析に用いた計算格子を示す。図に示すとおり、静翼端部の部分クリアランスおよび動翼根部のフィ

レットは忠実にモデル化された。計算格子は各翼列あたり約1.2～1.4億の計算セルを設け、セル総数は約20億である。

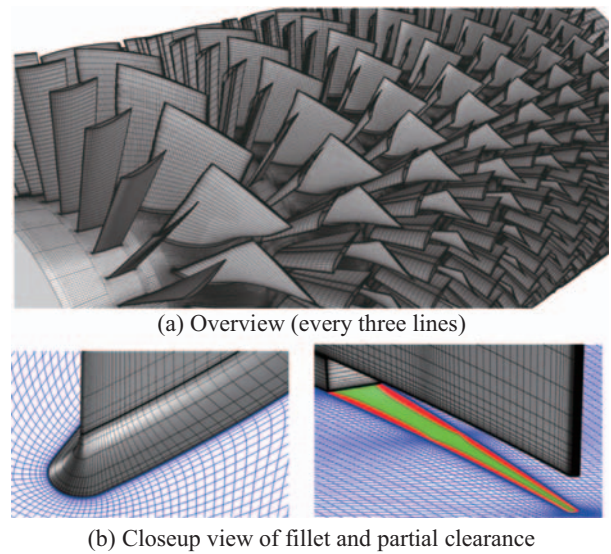


Fig. 4 Computational grid of 7-stage full annulus simulation

7段全周解析結果の一例として、ケーシング近傍断面内の瞬間流れ場のエントロピー分布を図5に示す。全周非定常解析を行うことによって、遷音速動翼で発生する衝撃波や翼列後流が下流の翼列に流入することによる動静翼相互の干渉を正確に捕獲することができる。試験との比較では、図6の圧縮機各段における無次元壁面静圧比の比較に示すとおり、DES解析結果は試験結果をよく再現することが確かめられた。

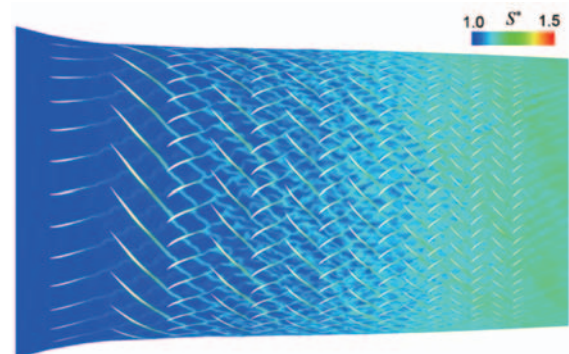


Fig. 5 Instantaneous entropy distribution near the casing wall

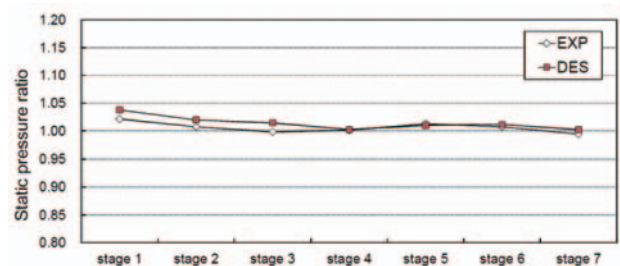


Fig. 6 Comparison of static wall pressure ratio of each stage (normalized by the design value)

図7には失速初生における6段静翼出口の軸流速度分布の時間履歴を示す。本圧縮機の場合には、静翼ハブ側コーナー剥離を起点として、低速度域が動翼回転方向に旋回を伴いつつ急速に発達し、大規模な失速セルへと成長して前後の段に波及し、最終的には圧縮機全体へと失速領域が短時間で拡大していく様子が捉えられた。このように、DESによる全周非定常解析によって、失速限界付近の不安定流動現象を精度よく予測できる可能性が示された。

なお、本解析例のような数十億点規模の非定常計算となると「京」を用いて漸く実施できる負荷の高い課題であり、実際の設計で利用するにはハードルが高い。さらには解析の信頼性を高めるために、試験データと十分な検証を行いながら解析事例を積み上げていく必要もある。今後も実用化に向けてさらに検討を進めていきたい。

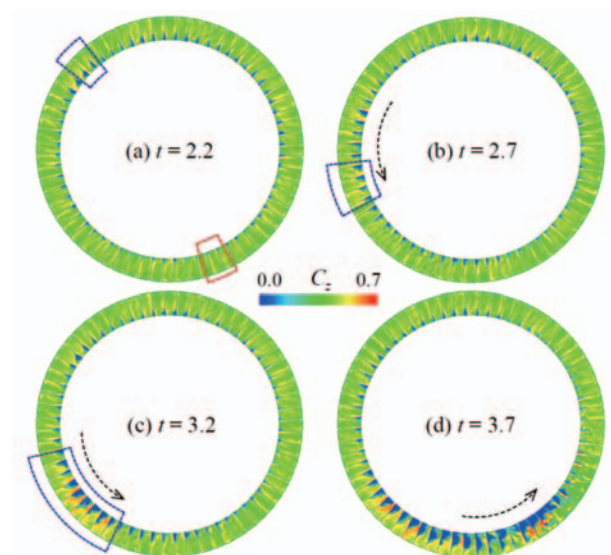


Fig. 7 Time variation of axial velocity distribution on 6th stator exit plane

3. 燃焼器の解析

3.1 LESによる燃焼解析技術の高度化

近年、地球温暖化や資源の有効利用といった環境問題が深刻になりつつある。年々厳しくなる排出規制に対応していくために、ガスタービンエンジン等の内燃機関においては高効率だけではなく低NO_x性も達成していく必要がある。さらに、これらの目標を低コストかつ短い開発期間で達成するためには、効率的な設計検証が重要であり、パラメトリックな検討を容易に行うことができる数値解析は極めて有用なツールである。

一般的に燃焼は時空間方向に対し非定常な現象であり、有害物質であるNO_xは高温となる領域で多く生成される。従って正確なNO_x予測のためには、非定常性を考慮できる手法により高温領域を正確に評価する必要がある。ここでは、Large Eddy Simulation (LES) と 2-scalar flamelet approach をカップリングさせた燃焼場

の数値解析手法を実機ガスタービン燃焼器に適用し、温度場やNO_x生成量の予測を行った⁽²⁾。なお、流体解析コードにはFrontFlow/red ver.3.0βを用いた。

図8に解析より得られた燃焼器中心断面の瞬時の温度分布およびNO_x生成量分布を示す。火炎のしわなどの微小変動を捉えるだけでなくNO_x生成量を評価することが可能となった。また図9に示すように、燃焼器の負荷の変化に伴うNO_x排出量変化の傾向も捉えられており、予測精度も±20%と極めて高いものになっている。このようにLES燃焼解析は、時々刻々と変動する流動、混合を捉えることが可能な手法であり、時間平均場で評価する従来のCFD解析手法よりも高い精度でNO_xや現象を予測できるポテンシャルを有している。

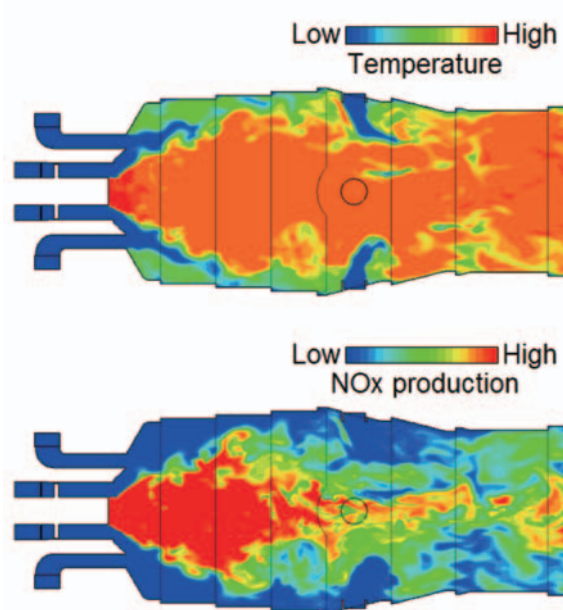


Fig. 8 Temperature distribution and NO_x distribution at center plane of combustor

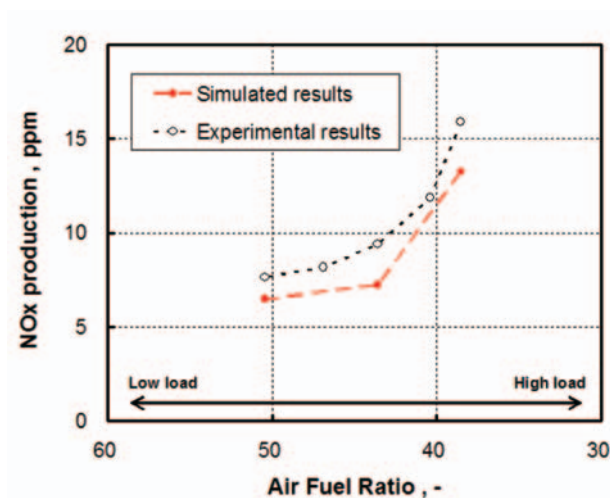


Fig. 9 NO_x production value at combustor outlet between simulated results and experimental results for each load case

3.2 スーパーコンピュータ「京」を用いた大規模解析

低NO_xを実現するための燃焼方式として当社は「希薄予混合燃焼」を採用している。しかしながら、この方式では火炎の不安定性が増大し、逆火や燃焼振動といったトラブルの発生リスクも高まることが懸念される。また多缶式の燃焼器においては、一缶で発生した変動が伝播し、他の缶に影響を与えることも考えられるため、数値解析においても各缶の相互作用を考慮する必要がある。しかしながらエンジンに搭載されている燃焼器をすべて同時に計算するには大きな計算リソースが不可欠である。

文部科学省高性能汎用計算機高度利用事業「HPCI 戦略プログラム（分野4 次世代ものづくり）」プログラムでは「次世代燃焼・ガス化装置設計システムに関する研究会」が設置され、燃焼を扱う装置の設計や最適操作条件の選定を支援するための数値シミュレータの信頼性および有用性の検証を行っている。このコンソーシアムの枠組みの中で、スーパーコンピュータ「京」を活用し、燃焼器全缶を対象とした大規模解析を実施した⁽³⁾。

図10に検討に用いた計算モデルを示す。燃料マニホールドを含めた、圧縮機出口からタービン入口までの領域を検討対象としている。計算格子の要素数はおよそ1.4億要素となっており、計算時の並列数は「京」で20,000並列となっている。

図11に計算より得られた温度の等値面および燃焼器出口における温度分布を示す。各缶における非定常な燃焼場を同時に捉えることができ、定常状態においては燃焼器出口における温度のばらつきも小さいことが確認された。

この「京」を用いたガスタービン燃焼器の全缶解析は、燃焼の数値計算の分野においては世界で類を見ない大規模な解析となっている。現在、とある一缶で発生した変動により、他の缶が影響を受ける過程も捉えられつつあり、燃焼器間の相互作用が原因となるトラブルの対策に活用していきたい。

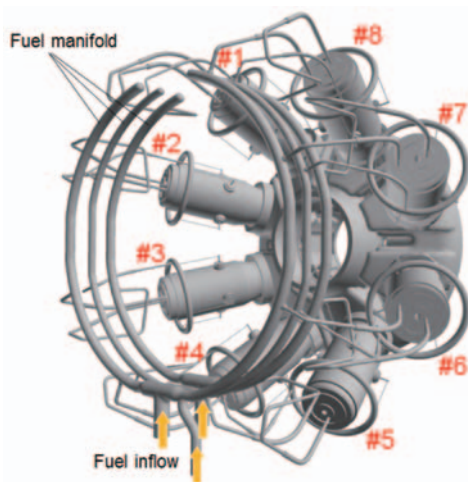


Fig.10 Calculation target (L30A multi-can combustors) modeled from compressor outlet to turbine inlet, including the fuel manifold

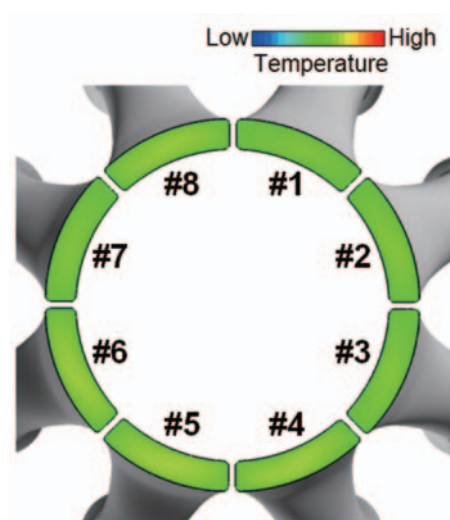
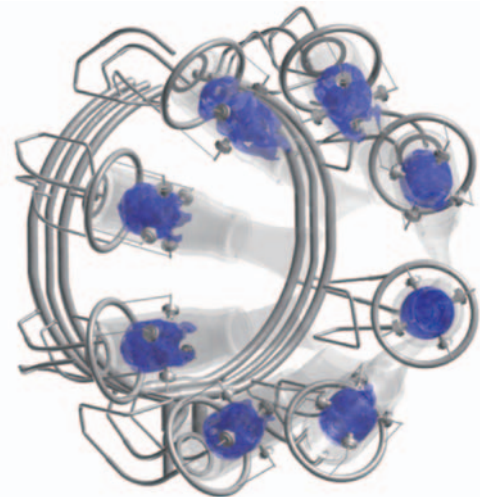


Fig.11 Temperature iso-surface and averaged temperature distributions in the outlets in the L30A multi-can combustor simulation

4. タービン冷却構造の解析

4.1 CHT解析による冷却部品の温度予測

中小型ガスタービンエンジンは排熱を直接利用するCHP (Combined Heat and Power) あるいは蒸気タービンを組み合わせたCCPP (Combined Cycle Power Plant) として利用されることが多く、総合熱効率の効率向上のためにはより高いTIT (Turbine Inlet Temperature:タービン入口温度)を採用すること、またタービンの冷却部品にはより少ない冷却空気量で部品の耐久性を確保することが求められる。

当社ではより高精度な冷却部品温度の予測のため

- ・ フィルム冷却を含む外部流れの解析
- ・ 部品内部の冷却通路の流れ解析
- ・ 流体に接する固体部の熱伝導解析

を同時に実施するCHT (Conjugate Heat Transfer) 解析を実施している。

図12にNACA MARK II翼を用いたベンチマーク計算結果を示す。試験結果と計算結果が良く一致し十分な解析精度を有することを確認している。

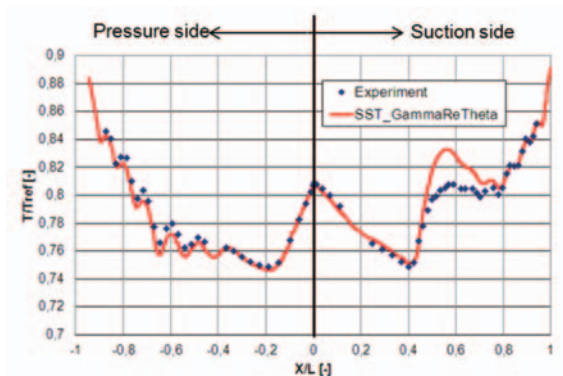
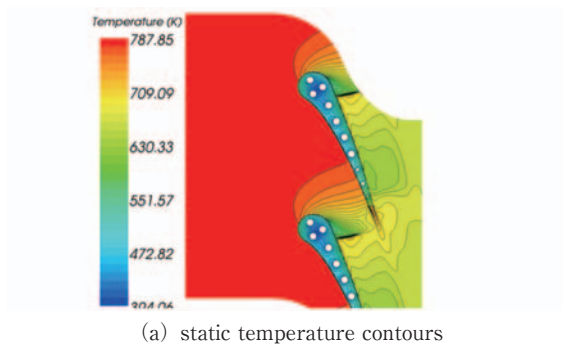


Fig.12 Benchmark result of CHT analysis

図13に当社ガスタービン部品へのCHT解析の適用対象部品例を示す。フィルム冷却，インサート・インピンジメント冷却，リップ冷却，ピンフィンから構成される内部冷却構造を有するタービン静翼である。

図14に解析結果および温度計測結果を示す。温度レベル，温度分布ともによく一致しておりCHT解析による部品温度が精度よく予測できていることが確認できる。

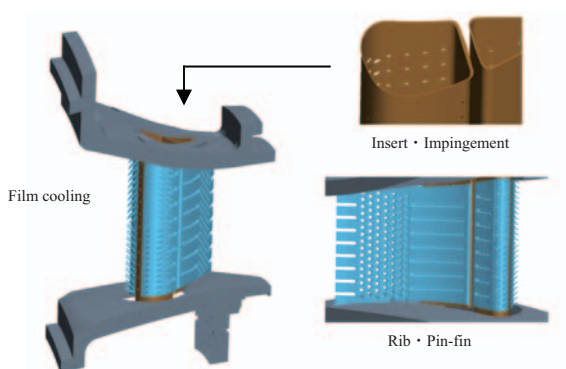


Fig.13 Application parts of CHT analysis (turbine cooling structure)

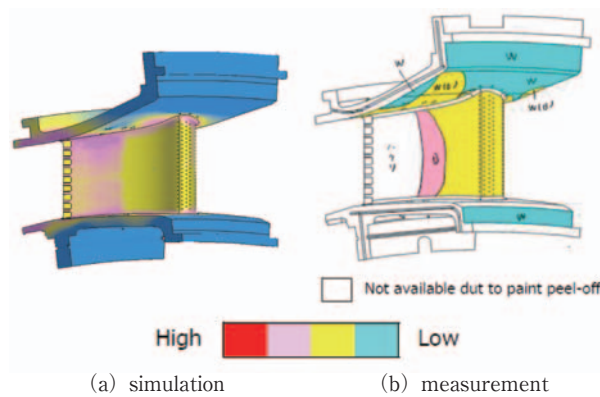


Fig.14 Example of CHT analysis of turbine nozzle simulation measurement

4.2 革新的フィルム冷却技術の開発

当社では，より高いフィルム冷却効率を有するフィルム冷却孔形状の開発をリグ試験及びCFD解析を適用して実施している。リグ試験のみでは詳細な流れ場の把握，及び最適形状の探索は困難でありCFD解析は不可欠な技術となってきた。

図15に新型フィルム冷却孔及び従来型フィルム冷却孔のフィルム効率及び流れ場を示す。新型フィルム冷却孔ではより広く，薄い冷却膜が形成できていることが確認できる。

また，図16にフィルム冷却孔形状の自動最適化の一例を記す。横軸に冷却空気量，縦軸に冷却効率をプロットしたときの包絡線 (Pareto front) が明確に表れているのが確認できる。

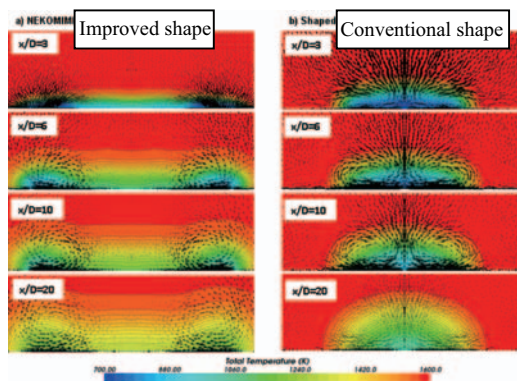
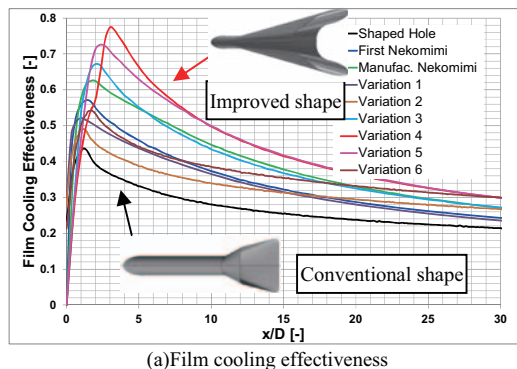


Fig.15 Advanced film cooling technology

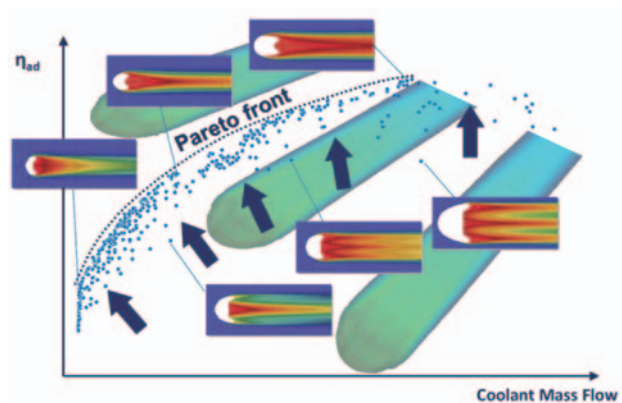


Fig.16 Example of automated optimization of film cooling hole shape

5. おわりに

中小型ガスタービン設計開発における数値シミュレーションの利活用状況について、当社での事例を中心にその一端を紹介した。近年のシミュレーション技術の発展には目覚ましいものがあり、ガスタービンの開発においても流体现象を伴うあらゆる構成要素に解析の適用範囲が広がり、ますます大規模で複雑な現象が扱われるようになってきている。この傾向は今後も続くものと思われ、今後とも継続的にシミュレーション技術の高度化を図り、製品開発へ活用していきたいと考えている。

謝 辞

本稿で紹介した研究の一部は、2.2節は九州大学、3.1節は北海道大学、3.2節は京都大学とそれぞれ実施された共同研究として実施されたものである。本稿を準備するにあたり、九州大学古川雅人教授、山田和豊助教、北海道大学大島伸行教授、京都大学黒瀬良一准教授のご協力を頂いた。ここに記して感謝の意を表する。

参考文献

- (1) Yamada, K., Furukawa, M., Nakakido, S., Matsuoka, A. and Nakayama, K., "Large-Scale DES Analysis of Unsteady Flow Field in a Multi-stage Axial Flow Compressor at Off-design Condition using K Computer", Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015, Paper No. GT2015-42648 (2015)
- (2) Hirano, K., Nonaka, Y., Kinoshita, Y., Oshima, N. and Matsuya, K., "Large-Eddy Simulation in an Industrial Gasturbine Combustor for NOx Prediction", Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, Paper No. GT2012-68925 (2015)
- (3) Hirano, K., Nonaka, Y., Kinoshita, Y., Muto, M. and Kurose, R., "Large-Eddy Simulation of Turbulent Combustion in Multi Combustors for L30A Gas Turbine Engine", Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015, Paper No. GT2015-42545 (2015)

The Next Generation of Aviation Gas Turbine Engine Oil: Mobil Jet™ Oil 387

Toshihiko SEI^{*1}

Yohjiroh HIRAMATSU^{*1}

ABSTRACT

There is a great deal of discussion about how advancements in engine technologies will impact the future.

Certainly, the advances in engine design, size and speed offer reasons for excitement. But these changes can create new maintenance challenges, such as how to properly protect engines that run hotter and faster for longer periods of time.

ExxonMobil, a company that helped pioneer aviation lubricant technology, most recently introduced the latest addition to the Mobil Jet family of aircraft-type gas turbine oils - Mobil Jet Oil 387.

In addition to the aviation industry, Mobil Jet Oil 387 is also applicable for land-based gas turbine operators.

With more than a decade of research and rigorous testing, Mobil Jet Oil 387 is the most advanced synthetic turbine engine oil the company has ever developed.

It is formulated to deliver the type of overall equipment and component protection needed for many of today's most sophisticated engine technologies.

INTRODUCTION

Across multiple sectors - including aviation and land-based applications - ExxonMobil has a strong track record of developing innovative lubricant solutions to address evolving customer needs. With a rich history spanning more than 100 years, ExxonMobil has become one of the world's leading marketers of fuels and lubricants.

Specific to aviation, ExxonMobil has participated in a number of celebrated achievements including the birth of powered flight in 1903, when the Wright brothers used Mobil branded lubricants for their first flight at Kitty Hawk, North Carolina.

EVOLVING ENGINE DESIGNS LEAD TO NEW LUBRICANT FORMULATION

Over the past decade, more aircrafts have been equipped

with stronger and faster engines. While the new engines help reduce fuel burn and emissions, the warmer temperature conditions created by the engines place significant stress on the lubricants.

Running hotter creates coking, or oil degradation, which leaves behind solid residues in the engine - leading to costs for airlines to remove the deposits and lost revenue from having an aircraft sitting on the ground.

One solution is to use High Thermal Stability (HTS) oils that can handle the heat, but HTS oils can be aggressive on O-ring elastomer seals. In the jet engine oil system, O-ring elastomer seals are used to seal joints between components.

This issue led the industry to realize the need for a new class of High Performance Capability (HPC) oils that provide low coking levels and ensure the integrity of the seals.

SAE International, a global association that develops standards for aerospace engines, created a new specification, SAE AS5780B, which defines the basic physical, chemical and performance limits for HPC oils.

Using that specification, lubricant manufacturers' R&D departments went to work developing HPC products that provide low coking without related maintenance drawbacks. ExxonMobil's response was Mobil Jet Oil 387.

After more than a decade of engineering development and testing, ExxonMobil introduced Mobil Jet Oil 387, providing the industry with an advanced lubricant that delivers a wide range of benefits:

- Outstanding deposit control
- Exceptional seal compatibility
- Advanced wear and corrosion protection
- Excellent oxidative stability and low-temperature fluidity.

Mobil Jet Oil 387 also has the potential to achieve longer oil drain intervals in applications such as land-based turbines.

BENEFITS OF MOBIL JET OIL 387

Outstanding deposit control

The ability to control deposits and coking is important, particularly when operating gas turbine engines in extreme

原稿受付 2015年10月16日

* 1 L&S Technical Dept. EMG Marketing Godo Kaisha
Yokohama Blue Avenue, 4-4-2 Minatomirai, Nishi-ku, Yokohama
220-0012

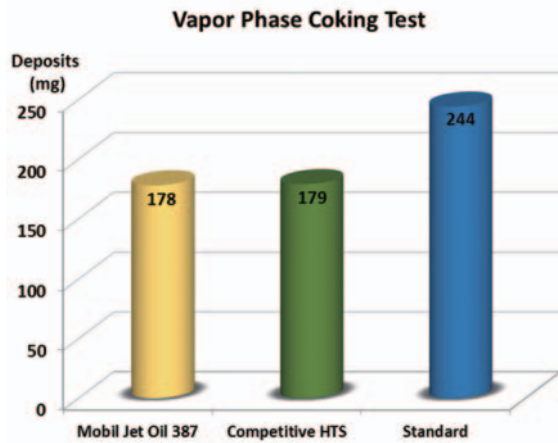


Fig. 1 Vapor Phase Coking Test
Data Source: ExxonMobil

temperatures. Outstanding deposit control results in cleaner running engines, longer running intervals and an increased bottom line.

In the Vapor Phase Coking Test, oil is heated in a flask while air is bubbled through the oil, creating vapors and oil mist. Deposits form when these flow through a heated stainless steel tube in a furnace.

The measured deposit weight indicates the vapor-phase coking propensity of the oil in vent lines. Results showed that Mobil Jet Oil 387 was typically 178 mg or less, lower than all oils tested.

Exceptional seal compatibility

Mobil Jet Oil 387 provides superb compatibility and it maximizes seal life. Its compatibility with seals was evaluated by the elastomer test which assesses the tensile strength of O-ring elastomer seals that have been exposed to the lubricant.

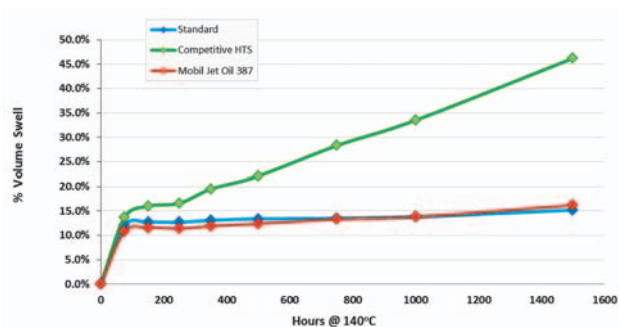


Fig. 2 Long-duration Elastomer Compatibility Test
Data Source: ExxonMobil



Mobil Jet Oil 387



Competitive HTS oil

Fig. 3 Fluorocarbon Elastomer Compatibility
Data Source: ExxonMobil

When technicians exposed the O-rings to other oils, they became brittle and cracked easily when force was applied. When performing the same exercise using Mobil Jet Oil 387, the O-rings successfully retained their strength.

Advanced wear and corrosion protection

Mobil Jet Oil 387 was designed to deliver enhanced corrosion protection and extend gear and bearing life while reducing engine maintenance.

In the oxidation and corrosion test, air is bubbled through oil held at 200°C for 72 hours. Mobil Jet Oil 387 showed low increases of viscosity and acidity. The viscosity increase was only around 10 percent, while the test allows a limit of 22 percent.

Mobil Jet Oil 387 also showed little to no corrosion of metals. Silver and copper corrosion were considerably less than competitive oils tested.

Excellent oxidative stability and low-temperature fluidity

Mobil Jet Oil 387 was designed to withstand cold and hot temperatures. In extreme conditions, the product remains viscous, therefore reducing clogs and engine failure.

Low-temperature performance is important for cold starts. The low-temperature fluidity test requires oil to be held at -40 degrees for 72 hours. The oil's viscosity has to be below

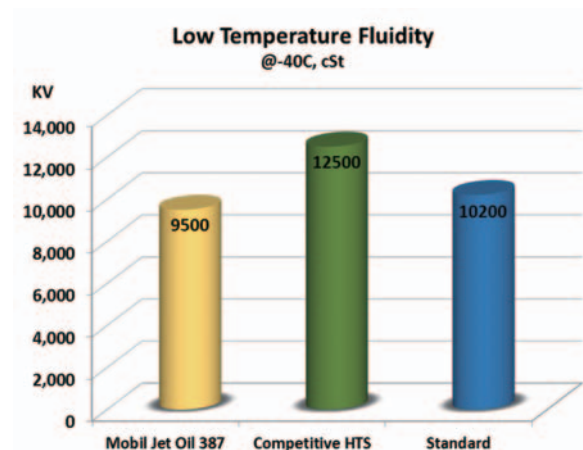


Fig. 4 Low-temperature Fluidity Test
Data Source: ExxonMobil

13,000 cSt during the test and cannot change by more than six percent for three days. In this test, Mobil Jet Oil 387 remained less than 10,000 cSt, a result significantly better than competitive oils tested.

CONCLUSION

Mobil Jet Oil 387 delivers excellent all-around performance for engines of today and tomorrow. It has thermal stability and low coking but still is very benign to seals - striking a perfect balance.

Over the past few years, several of the world's leading airlines have used Mobil Jet Oil 387. In addition, Mobil Jet Oil 387 is fully approved for a number of leading engine manufacturers such as GE and Rolls-Royce which power some of the latest technologies.

Moving forward, we are certain to see Mobil Jet Oil 387 become an even more popular lubricant option for engine makers and airlines around the world.

SOURCES

- (1) Broadbent, Mark, 2015, "New Demands, New Oil" AIR International, May 2015 issue
- (2) ExxonMobil Aviation, 2014, "ExxonMobil Aviation Tech Topics: Oil Coking":
http://www.exxonmobil.com/aviation/Files/learningandresources_tech-topics_oil-coking-part3.pdf (2015-10-21)
- (3) ExxonMobil Aviation website: "Mobil Jet Oil 387": http://exxonmobil.com/aviation/productsandservices_jet-oils_mobil-jet-oil-387.aspx (2015-10-21)
- (4) ExxonMobil Aviation Mobil Jet Oil 387 Fact Sheet: "Next-generation engine oil helps maximize time-on-wing and minimize maintenance costs", 2014: http://www.exxonmobil.com/aviation/Files/mobil-jet-oil-387_factsheet.pdf (2015-10-21)
- (5) ExxonMobil Aviation, Press Release: "Virgin Atlantic Selects ExxonMobil's New Mobil Jet Oil 387 for Boeing 787-9 Dreamliners", January 22, 2015: http://www.exxonmobil.com/aviation/Files/learningandresources_media-and-events_press-releases_VirginAtlantic__Selects_MJO387_for_Boeing7879Dreamliners_PR_Jan2015v1.pdf (2015-10-21)
- (6) © Copyright 2015 EMG Marketing. All Rights Reserved



学校で習わない英語 (2)

吉中 司*1
YOSHINAKA Tsukasa

一B一章

【英語】 : To put something in the back-burner

【意味】 : 「棚上げにする」, 「お預けにする」

【説明】 : “burner” は皆さんご存知のように、燃焼器とか炉の事です。しかし、この言葉が、日常会話で熟語として使われる場合、バーナーは最早バーナーでは無くなり、単に活動が為されるところとなります。そこでは、“front-burner” は、目に付くところにあり、非常に活発な活動が為されています。一方、“back-burner” は、後ろにあり、目に付く活動が見られません。

上の説明が、非常に抽象的になってしまいましたので、ここで、実際の例を挙げて説明を補足しましょう。ある研究所で、プロジェクトAとプロジェクトBが、競争しているとしましょう。両方のプロジェクト・チームは、研究予算を取るために、連日努力をして予算要求書を作成しました。後は、経営管理者による要求書の審査、そして予算決定を待つのみです。

予算発表の日、「今年の研究予算は非常に厳しく、二つのプロジェクトを同時に遂行する事は不可能」との前置きがあって、結局、プロジェクトAに予算が与えられ、プロジェクトBは研究活動停止、となってしまいました。しかし、管理者の審査では、プロジェクトBの非常に高い潜在的な価値が注目され、「プロジェクトBを止めるのではなく、一時棚上げの状態にする」との結論が出されています。

そこで、プロジェクトBのチーフは、チームに戻って、「我々のプロジェクトBは一時棚上げだ」と報告しました。英語で、“Management has decided to put our Project B in the back-burner.” と言えるでしょう。

【英語】 : To drop the ball

【意味】 : 「し損なう」, 「しくじる」

【説明】 : この言葉、直訳すれば、「球を落とす」です。野球でも、外野手がフライを取り損ねると、それが原因で、試合に負ける場合も出てくるでしょう。これを、日常の会話に応用するわけです。勿論、その場合、「球」は「球」でなくなり、「何か大切なもの」とかになります。

例を挙げましょう。或るプロジェクトをチームで進め

ている、としましょう。チーム・メンバーは各自責任範囲を持っています。ところが、その内の一人の注意不足が原因で、責任範囲内でミスを起こしたのです。このミスがたたって、プロジェクト全体の進展が遅れてしまいました。この場合、チームの他のメンバーは、「彼のお陰で、プロジェクトが遅れてしまった」と不満を漏らすでしょう。これを英語で、“The project has been delayed, because he dropped the ball.” と言えます。勿論、他の言い方もあるでしょうが…。

ここで、一つ注意したい事があります。上の例では、注意不足が原因で、ミスを起こしたのですが、“to drop the ball” には、原因の詳細は含まれていません。要は、「責任を果たし損ねた」という意味で使われます。

【英語】 : To keep the ball rolling

【意味】 : 「途切れないようにする」, 「進み続ける」

【説明】 : この言葉、直訳すると、「球を転がし続ける」です。この「球」は、この表現を日常会話で使う場合、プロジェクトとか、仕事、会話など、終わるまでに或る程度の時間が掛かるもの、になります。

例えば、十分な予算が得られなくて進度は遅くなるものの、なんとかプロジェクトを進め続けようとする場合、「この限られた予算の中で、何とかプロジェクトを続行しよう」と言えましょう。“Within this limited budget, let's keep the ball rolling, at least.” です。

仕事やプロジェクトなどを「し続ける」でなく、「し始める」と言いたい場合には、上の“keep”を“start”に変えれば宜しい。例えば、遅れに遅れていた大きな行事の為の準備が、やっと予算が付いたために始められたとしましょう。これを見て、「これで、やっと準備を始められる」と言う場合、“Finally, we can start the ball rolling.” と言えます。

【英語】 : To go bananas

【意味】 : 「我を忘れたように振舞う」, 「気が狂ったようになる」

【説明】 : 使い方としては、代名詞の主語がその前にある、一般的な肯定文です。さて、最初の単語「ゴー」ですが、これが中々の曲者です。英和辞典（参考文献2）を開いて、先ず他動詞の部分を見ましたが、どれもバナナが目的語では意味が通りません。そこで、自動詞の部

原稿受付 2015年9月6日

*1 独立コンサルタント

分を見て、意味が通りそうなものを探すと、15番目に「(ある状態に) なる」, 「変わる」がありました。そこには例の一つとして, “go mad” が挙げられていました。

一方, “go mad” は学校で習うように, 「怒る」「気違いになる」で, 形容詞の “mad” が補語として使われています。そこで, 誰かが何時か, “mad” のような, ありきたりの単語の代わりに, 奇想天外なものと言うことで, バナナが選ばれたのではないか, というのは私の単なる想像です。私の調べた範囲内では, 何故バナナが選ばれたのか, 分かりません。ただ, バナナはこの例だけでなく, 将来, -R- の章で話しますように, 余り良い意味では使われないようです。

では, この言い回しは, どのような場合に使われるのでしょうか。宝くじの特賞に当たった時とか, 入学の難し

い志望大学に合格した時, 本人が喜びの余り, 我を忘れたように振る舞う。こういう時, それを横で見ていた弟が, “My brother has gone bananas.” と言えるのです。決して, 兄を悪く言っているのではありません。

また, この言い回しは, 嬉しい時だけに使われるわけではありません。例えば, 子供達が家の中で遊んでいるうち, お父さんの大事にしている飾り物の陶器を壊してしまったとしましょう。この時, 子供達は, 「お父さん, これを見たら, カンカンになって怒るぞ」と言い合おうでしょう。この場合にも使えます。“Dad will go bananas, when he sees these broken pieces.” となりましょうか。

参考資料

2. “新簡約英和辞典”, 岩崎民平主幹, 研究社発行, 1956

気流中に放出する水膜の分裂形態に関する研究

A Study on Disruption Patterns of Water Film Splashed into Air Flow

松崎 悠^{*1}
MATSUZAKI Yu中野 晋^{*1}
NAKANO Susumu鳥山 温美^{*1}
TORIYAMA Harumi竹田 陽一^{*1}
TAKEDA Youichi佐藤 公仁弘^{*2}
SATOU Kunihiro

ABSTRACT

As a fundamental study on disruption of a water film formed on a blade surface of low pressure stages of steam turbines, disruption patterns splashed from a plate edge which is set in parallel air flow are observed by a high speed camera. The experiments were done using air flow with maximum velocity of 127 m/s and water supplied by city water. Disruption patterns of the water film change by Mach number of air flow and relative Weber number which is expressed by the water film depth taken as the reference length. Disruption patterns of the water film on the plate edge are quite different from those observed in a single water droplet.

Key words : Water film, Droplet, Low pressure turbine, Steam turbine, High-speed camera

1. はじめに

蒸気タービンの高出力・高効率化のためには長翼化が有効である。排出蒸気の運動エネルギーを低減でき、また供給蒸気量の増加によりタービン車室数の低減が可能になる等の利点がある。一方、低圧段の蒸気は湿り領域に入るため、非平衡凝縮によって発生する微細水滴を伴う流れになる。これらの水滴の一部は、翼表面に付着して水膜流となって翼面上を流れ、静翼後縁端において再び蒸気流中に飛散する。翼後縁端から飛散する水膜は、再び水滴を形成するが、非平衡凝縮によって発生した水滴径よりも大きく、飛散速度は蒸気流に比べて著しく低速になる。微細水滴がほぼ蒸気流速に乗って流動するのに比べて、翼後縁端の水膜分裂によって発生する水滴は蒸気流速まで加速することはできず、周速に近い速度で動翼に衝突しエロージョン損傷を引き起こす⁽¹⁾。

液体の空気中での分裂形態に関する研究は、燃料微粒化を目的に古くは棚澤ら⁽²⁾によって実験的に、また近年ではShinjoら⁽³⁾によって数値解析によって調べられている。これらの研究では低速気流中または静止気流中にノズルから放出される液体の分裂状態を対象としており、蒸気タービン低圧段に見られる静翼後縁からの膜状の液体が気流によって放出されるものとは条件が異

なる。気流中を運動する水滴は臨界ウェーバ数を超えると分裂し微細化する。蒸気タービンでは臨界ウェーバ数は約20と言われている⁽⁴⁾。水滴の分裂形態に関しては、単独水滴の分裂観察からBag-type, Club-type, そしてDisc-typeと3種類の分裂形態⁽⁴⁾があり、蒸気タービンで観察される分裂形態はBag-typeが多い⁽⁴⁾と言われている。Hammit⁽⁵⁾らは、このような分裂形態を想定して水滴の微細化メカニズムをまとめている。また、Flock⁽⁶⁾らは単独水滴の分裂形態を高速度カメラで捕らえ、分裂形態とウェーバ数の関係を明らかにしている。Bag-typeの分裂はウェーバ数が9～15の範囲で発生することを明らかにしている。しかし、これらの分裂メカニズムは単独水滴の分裂メカニズムである。一方、航空用ガスタービンの燃料噴射器等に用いられるプレフィルミングエアブラストアトマイザー⁽⁷⁾では、燃料をプレフィルマー上に流し、気流によって燃料の微粒化を促進している。特に、2次元流に対する微粒化特性の研究^{(8),(9)}では、液膜の分裂周期や水膜分裂後の水滴径に関して、蒸気タービン低圧段での静翼後縁からの水膜分裂現象の解明に示唆を与える知見が得られている。

本研究では、水膜分裂から粗大水滴発生メカニズムを調べる前段階の基礎試験として、並行気流中に平板を設置し、その平板上を流れる水膜流の平板端からの分裂状態を観察する。気流速度及び水膜流動状態が分裂形態に及ぼす影響を把握することを目的とする。

原稿受付 2014年9月26日

校閲完了 2015年10月14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6-6-11-720

*2 東北電力株式会社 火力原子力本部 原子力部

2. 記号の説明

C_f : 摩擦係数 (-)

g : 重力加速度 (m/s^2)

L : 水膜幅 (m)

M : マッハ数 (-)

Q : 流量 (m^3/s)

s : スリット幅 (mm)

t : 時間 (s)

U_0 : 流路高さ方向中央の空気流速 (m/s)

u : 流速 (m/s)

We_{cr} : 臨界ウェーバ数 (-)

We_{rel} : 相対ウェーバ数 (-)

x : テストセクション流路スパン方向座標 (m)

X_h : テストセクション流路幅 (m)

y : テストセクション流路高さ方向座標 (m)

Y_h : テストセクション流路高さ (m)

Δy : 水膜厚さ (m)

μ : 粘性係数 ($\text{Pa} \cdot \text{s}$)

ρ : 密度 (kg/m^3)

σ : 表面張力 (N/m)

添え字

a: 空気

w: 水

3. 実験装置及び実験方法

3.1 対象とする流れ場と無次元パラメータ

対象とする流れ場は、実機低圧蒸気タービンの下流段の条件であり、圧力20kPa程度の湿り蒸気流である。実験は、気流条件と水膜条件の設定の容易さから、空気流と水の供給によって実施するが、実験条件が実機と同等となるよう、無次元パラメータとしてレイノルズ数と、水滴の臨界ウェーバ数が同等になるようにした。レイノルズ数に関しては、翼のコード長を代表長さにとると、実機では約 $10^5 \sim 10^6$ の範囲にあるため、実験装置では、水膜の平板上の流動長さを代表長さにとったレイノルズ数が 10^5 の後半域まで到達できるよう空気の流速を決めた。また、気流速度は臨界ウェーバ数にも影響を及ぼす。本実験では、臨界ウェーバ数20を実現できるよう気流速度を選定した。ここで気流速度は流路中央の最大流速を代表速度とした。Hammit⁽⁵⁾らは、既存データを整理して臨界ウェーバ数と気流マッハ数との関係を示した。本研究では、式(1)に示すように、Hammit⁽⁵⁾らのデータを用いてマッハ数0.15～1.28までの範囲の近似式を作成し、マッハ数に対する臨界ウェーバ数を算出した。

$$W_{e,cr} = -25.8M^5 + 132.2M^4 - 234.5M^3 + 118.8M^2 + 45.4M + 4.1 \quad (1)$$

図1に、式(1)を用いて、大気圧中での空気流と、20℃の水を用いて変換した場合の空気流速に対する臨界ウェーバ数と最大水滴径を示す。ただし、最大水滴径の算出では水膜流速 u_w は零と仮定した。Moore⁽⁴⁾らが提

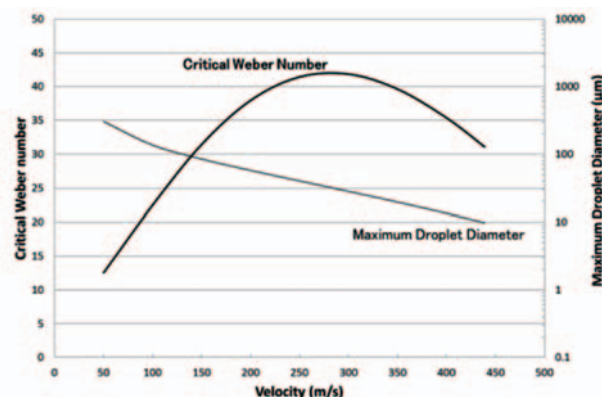


Fig. 1 Critical weber number and maximum droplet diameter

唱する蒸気タービン低圧段での液滴の臨界ウェーバ数20を実現するためには気流速度90m/sが必要になる。レイノルズ数と臨界ウェーバ数を考慮して、気流速度は130m/sまで供給できるようにした。

3.2 実験装置

水膜分離実験に用いた実験装置の概略を図2⁽⁶⁾に示す。本装置は、テストセクションに空気を送風するブロワ（日立ボルテックスブロワVB-080-E2）、ブロワからの空気を一部大気排出してテストセクションへの空気流量を調節するバイパス流路、その空気量を調整するための流量調整バルブ、テストセクションへの空気流量を計測する流量計（東京計装ミニサーマルフローメータTF-2251N-351-4F80）、及びテストセクションで構成されている。

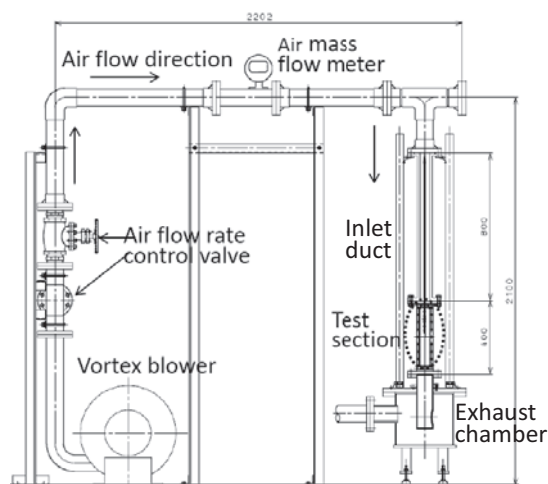


Fig. 2 Experimental apparatus

助走ダクトとテストセクションは流量計下流に設けたT字管から鉛直方向に設置されている。助走ダクト上流までは、圧力損失を低減するため直径80mmの配管を用いた。テストセクション下流には水を分離する排気室を設置した。助走ダクトとテストセクション部のカット図を図3に示す。助走ダクトからテストセクションにかけて、流路は厚さ10mmの中央分離壁によって2分割されている。テストセクションでの流速分布の推定を容

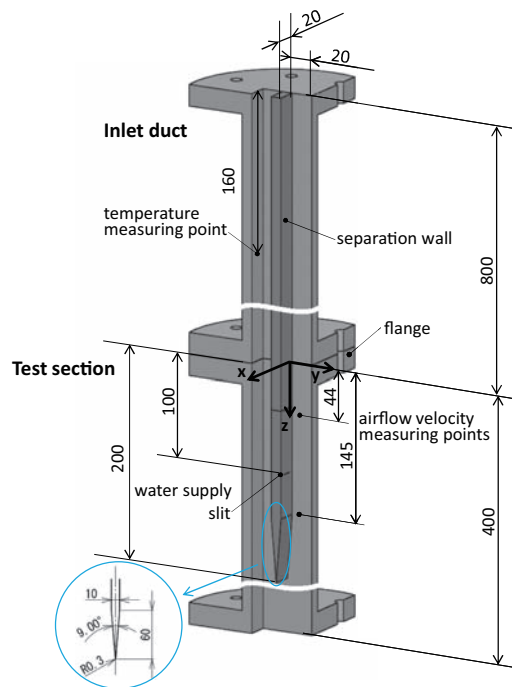


Fig. 3 Cut model of inlet duct and test section (unit: mm)

易にするため、テストセクションで流路断面全域が発達した乱流境界層になるよう、助走ダクトは流路断面（ $20 \times 20 \text{ mm}$ ）高さの40倍の距離を有する。図3に示すようにテストセクション部は軸方向に400mmの長さを有し、助走ダクトとはフランジで結合される。フランジ接合面から200mmの長さで中央分離壁が設置され、分割された流路を流れてきた空気は中央分離壁の端部で合流する。水はフランジ接合面から鉛直方向100mmの位置にスリットを設け、ここから中央分離壁面の片側に供給される。図3に示すようにスリットは流路幅方向の中心部に流路幅方向長さ10mmを有する。供給水は、空気の流れ方向に沿い、重力加速度方向に流れる。なお、中央分離壁の端部の断面はくさび形状とし、その傾きはHammitらの実験に用いられた分離板と同等のくさび角 9.00° とし、端部の厚みは実機蒸気タービン翼後縁厚みと同等の0.3 mmとした。

3.3 実験方法

3.3.1 空気流速分布及び供給水量の測定

空気流速の計測は、外径 $\phi 3 \text{ mm}$ の標準ピトー管を用いて行った。また、ピトー管の全圧と静圧の計測にはデジタル圧力センサー（キーエンス製AP - C30, 31）を用いた。空気の温度は、助走ダクト入口から160mmに設置したK型熱電対を用いて計測した。

テストセクションの基準位置はテストセクションフランジ面とし（以後フランジ面位置を $Z=0$ ）、流れ方向距離を Z 座標、流路高さ方向を Y 座標、流路幅方向を X 座標とする。給水口上流位置のテストセクションフランジ面（ $Z=0$ ）から44mm位置と、給水口下流位置の $Z=145 \text{ mm}$ の空気流速を Y 方向1 mm間隔でトラバースした。

給水量は、コリオリ型微小流量計（オパール製 CoriMate II CR003）を用いて計測した。

3.3.2 液膜分裂の観察

液膜分裂の観察は高速度カメラ（Photoron製 FASTCAM-SA/MC2.1）を用いて撮影した。今回の撮影では、照明をカメラと対向する方向から照射するバックライト方式と、中央分離壁面上の水膜の流動状態も同時に観察するためフロントライト方式を併用した。なお、撮影方向は中央分離壁面正面（XZ面）を撮影面とし、撮影速度は1/5000 fpsである。

3.4 実験条件

実験条件は、空気流量を $16.7 \times 10^{-3} \sim 33.3 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$ までを $2.8 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$ 間隔で、 $33.3 \times 10^{-3} \sim 55.6 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$ までを $5.6 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$ 間隔で、 $55.6 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$ 以上では $11.1 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$ 間隔で $77.8 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$ まで供給した。

水膜の供給水流量は、 $0.29 \times 10^{-6} \text{ m}^3/\text{s}$ 、 $0.58 \times 10^{-6} \text{ m}^3/\text{s}$ 、 $1.17 \times 10^{-6} \text{ m}^3/\text{s}$ とした。ここで、供給口スリットの X 方向長さは10 mmで同一にし、またスリット幅は0.1, 0.2, 0.4 mmの3パターンとして給水条件を変えた。

4. 空気流速と水膜流の計算

4.1 空気流速

テストセクション部は完全に発達した乱流境界層に埋没していると仮定すると、流速分布は $1/n$ 乗則が成立する。つまり境界層外縁の流速との比は、境界層厚さとの比の $1/n$ 乗に等しくなる。 $1/n$ 乗則の流速分布を用いるとダクト内の流量は以下の式で表わされる。

$$Q_a = 4 \int_0^{X_h} \int_0^{Y_h} U_0 \left(\frac{2x}{X_h} \right)^{\frac{1}{n}} \left(\frac{2y}{Y_h} \right)^{\frac{1}{n}} dx dy = U_0 \left(\frac{n}{n+1} \right)^2 X_h \cdot Y_h \quad (2)$$

式(2)で $n=7$ として算出される空気流量と空気流量計による計測結果を比較して、 $n=7$ の妥当性を判断する。

4.2 水膜流速と水膜厚さ

水膜流速と水膜厚さの計測は本研究の課題として今後実施する予定であるが、ここでは簡易的な計算による推定を行った。壁面を落下する水膜の運動は、水膜の平均流速を u_w として、水膜の微小体積に作用する力の釣り合いから以下の式(3)で表される。

$$\frac{du_w}{dt} = g + \frac{\mu_a}{\rho_w \Delta y} \frac{du_a}{dy} - \frac{1}{2} c_f \frac{u_w^2}{\Delta y} \quad (3)$$

$$\Delta y = \frac{Q_w}{u_w L} \quad (4)$$

ここで、式(3)の粘性係数 μ_a は、水膜に働く気流のせん断力として壁面近傍におけるせん断力が作用すると仮定して分子粘性係数を与えた。また、摩擦係数 c_f は、水膜の流れた距離を代表長さとするレイノルズ数が 5×10^5 未満では平板上層流境界層に対するプラジウスの厳密解⁽¹⁾を用い、 5×10^5 以上では乱流境界層の摩擦係数⁽¹⁾を用いた。水膜厚さ、水膜流量、流速、水膜幅の関係式(4)から、水膜幅の計測値を用いれば水膜厚さを推定できる。

5. 実験結果

5.1 空気流量と空気流速

テストセクション $Z=44\text{mm}$, $Y=10\text{mm}$ (流路高さ方向中央位置) 位置のピトー管計測による速度と、式(2)に計測空気流量を代入して算出した流路断面の最大速度の比較を図4に示す。両者は良く一致しており、テストセクションにおける流れが全域乱流で、しかも流速分布は $1/7$ 乗則に従っていることが分かる。

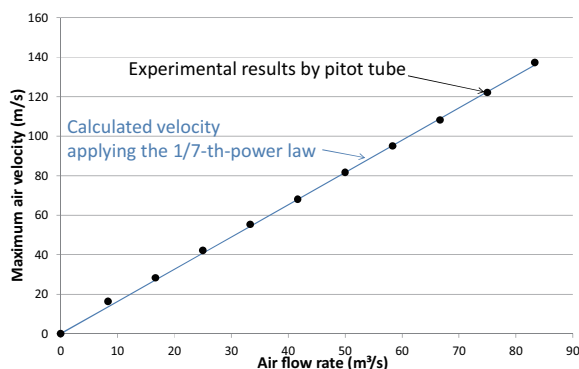


Fig. 4 Comparison of calculated velocity with experimental results for maximum flow velocity in the test section

図5に、テストセクション $Z=145\text{mm}$ 位置の流路高さ(Y方向)の流速分布の計測結果を示す。図にはピトー管計測による流速を記号■で示し、流路中央の最高速度と流路断面高さを用いて $1/7$ 乗則から算出した流速分布を実線で示した。空気流量の増加に伴い、 $1/7$ 乗則との差異が現れるが、流路全域及び各空気流に渡り計測値と計算値は概ね一致している。これらの結果から、式(5)の相対ウェーバ数の算出に用いる水膜上の空気流速は、水膜厚さを仮定して $1/7$ 乗則から算出する。

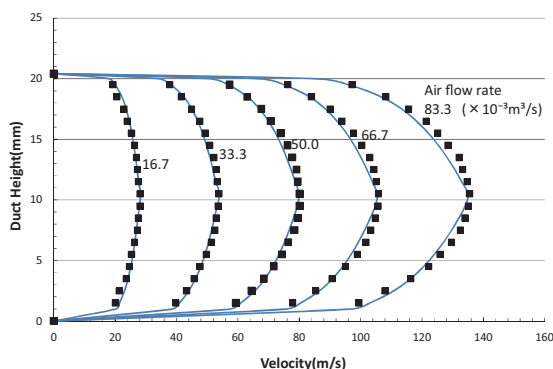


Fig. 5 Distributions of flow velocity

5.2 水膜流

水膜分裂に及ぼす水膜流の条件は、水膜流量、水膜流速、及び水膜厚さが考えられる。本実験の場合、上記パラメータをそれぞれ単独に変化させることはできないため、式(5)に示す相対ウェーバ数^[2]を水膜流の指標とした。

$$W_{e,rel} = \frac{\Delta y \rho_a (u_a - u_w)^2}{2\sigma} \quad (5)$$

相対ウェーバ数は、水膜厚さと気流と水膜流速の相対速度で変わる。水膜流速に比べて、気流速度の方が一桁大きいため、水膜流速の影響は、相対ウェーバ数には反映しにくい。一方、水膜厚さは、相対ウェーバ数に比例する。図6に水膜流の幅の計測値を用いて式(3)及び(4)から算出した水膜流速と水膜厚さを、また図7に相対ウェーバ数を示す。図7において、低速領域でスリット幅 0.1mm 、水膜流量 $0.29 \times 10^{-6} \text{m}^3/\text{s}$ の相対ウェーバ数が、スリット幅 0.2mm 、水膜流量 $0.58 \times 10^{-6} \text{m}^3/\text{s}$ の相対ウェーバ数よりも大きくなっているが、これは水膜幅 L の計測誤差によるものと考えられる。

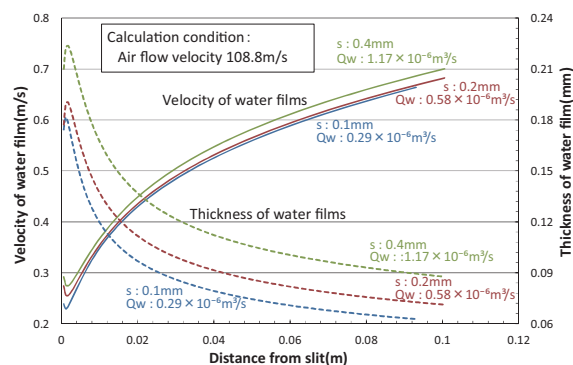


Fig. 6 Calculation results of velocity and thickness of water films

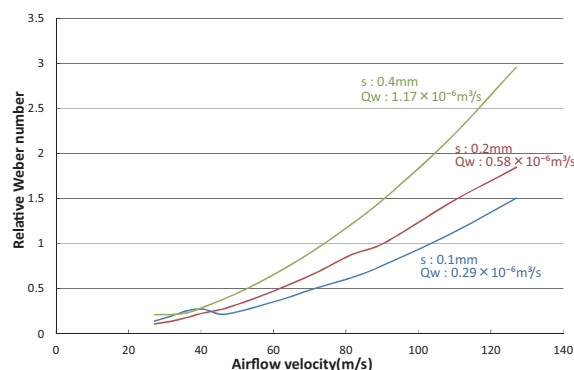


Fig. 7 Calculation results of relative weber number of water films

5.3 水膜の分裂形態

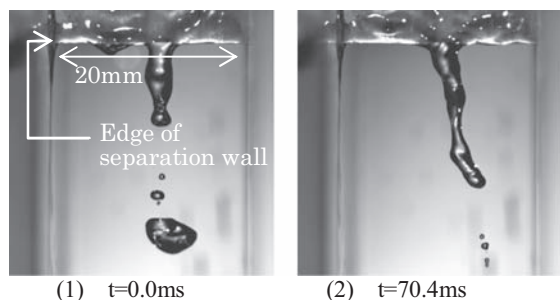
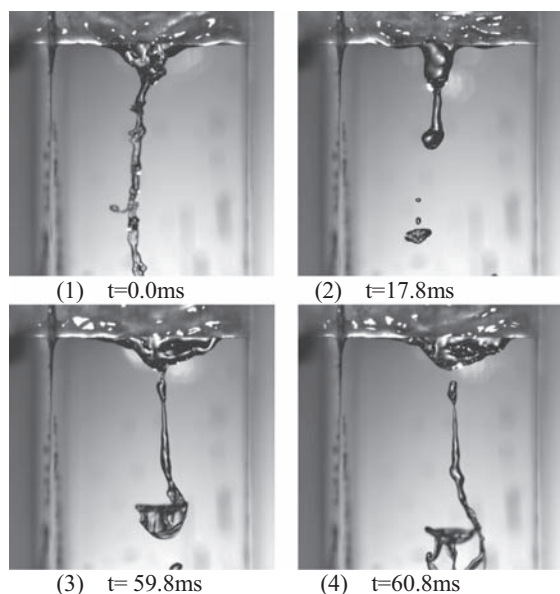
以下に、給水口スリット幅 0.4mm 、給水流量 $1.17 \times 10^{-6} \text{m}^3/\text{s}$ の撮影結果を示す。

5.3.1 主流空気流速 27.2m/s (滴状分裂)

図8に撮影結果を示す。分離壁端より垂下した液柱先端より水滴が引き千切られている。ただし、本撮影範囲では千切れた水滴の微細化は確認できなかった。また、これよりも低速域では無風状態の分裂も含め、図8と同様な適状分裂を示す。この領域では水滴に作用する表面張力の影響が大きく、水塊は球形を保ち流下していく。

5.3.2 主流空気流速 31.7m/s (遷移分裂)

図9に撮影結果を示す。滴状分裂に加えて、図9(1)に示すような紐状分裂が発生している。紐状分裂の先端では、図9(3), (4)に示すような投げ網状に分裂し微細化する

Fig. 8 Photographs of water film disraption ($U_0=27.2\text{m/s}$)Fig. 9 Photographs of water film disraption ($U_0=31.7\text{m/s}$)

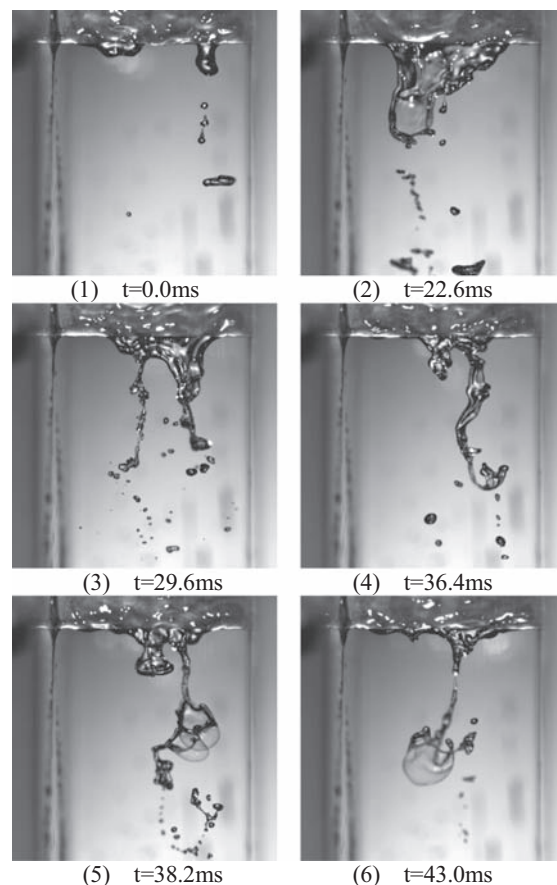
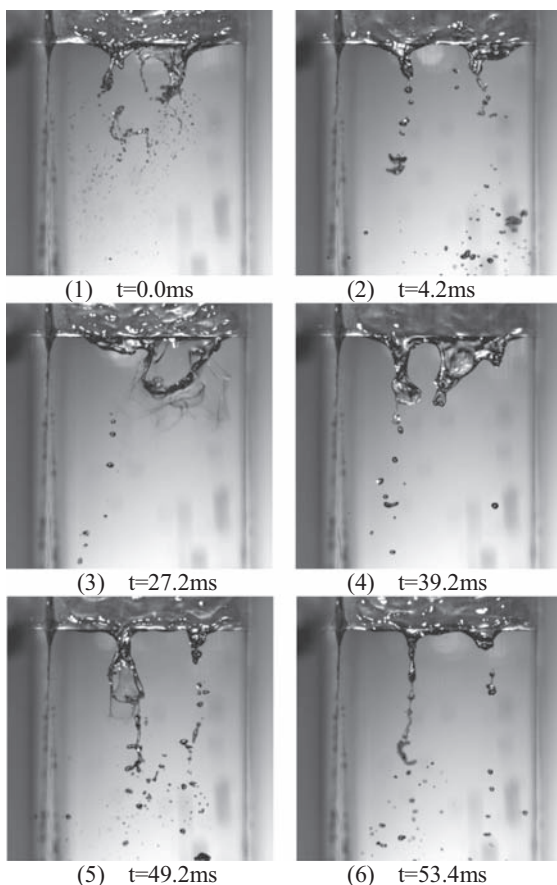
る場合が観察された。この投げ網状分裂は、単独水滴の分裂では見られない独特の分裂形態で、紐状の水膜が空間的に膜状に広がった後に極めて短時間で破裂して、多数の比較的大きな径の水滴を発生する。空気流速の増加に伴い、分離壁上の水膜流にはRayleigh-Taylor不安定性による波が形成される。この波によってもたらされる擾乱は紐状に伸びた水膜の先端部に伝達し、投げ網状分裂の発生に影響を及ぼしているものと考えられる。

5.3.3 主流空気流速40.8m/s (遷移分裂)

空気流速31.7m/sと同様にいくつかのパターンによって分裂が発生する。図10 (1),(4)に示すように、滴状分裂または紐状分裂が発生するが、図9 (4)で見られた投げ網状分裂がより明確に連続して出現するようになる。空気流速31.7m/sの時と同様に、滴状分裂、紐状分裂、投げ網状分裂の3種類の分裂形態が観察され、加えて、図10 (3)に示すような中央分離壁端下流域に水膜がせり出す形で流路空間に広がり、膜の状態から2本の紐状に分岐しその先で分裂を開始する膜状分裂が発生する。

5.3.4 主流空気流速54.4m/s (遷移分裂)

図11に観察結果を示す。図10 (3)で見られた膜状分裂が周期的に発生するようになり、その分裂周期の間に図11 (2),(6)に示すような紐状分裂と滴状分裂が現れる。膜

Fig.10 Photographs of water film disraption ($U_0=40.8\text{m/s}$)Fig.11 Photographs of water film disraption ($U_0=54.4\text{m/s}$)

状分裂の出現周期は図10の主流空気速度40.8m/sよりも早くなる。また、中央分離壁上の水膜の流動状態を見ると、これよりも低速の条件の時と比べ、水膜面の波立ちが明確になり水膜流動が不安定化していることが分かる。

5.3.5 主流空気流速81.6m/s (膜状分裂)

図12に主流空気流速81.6 m/sの場合の水膜の分裂状況を示す。分裂の形態は、膜状分裂だけが現れるようになる。主流空気流速54.4m/sで見られた膜状分裂と比較して、膜状分裂の周期が短くなり、膜から樹枝状に分裂する本数が増加する。中央分離壁上の水膜の幅方向に複数の波立ちがみられるようになる。

5.3.6 主流空気流速127m/s (膜状分裂)

図13に、撮影結果を示す。主流空気流速81.6m/sの場合と比較して、膜状分裂の周期が、本高速カメラではとらえきれない位に短くなっている。また、中央分離壁上の水膜は81.6m/sの場合よりも更に多くの微細な波立ちが生じている。この波立ちと分裂形態の間には、水膜の波立ちが多くなると、膜状分裂の樹枝数が多くなり発生周期が早くなる等の相関がある。

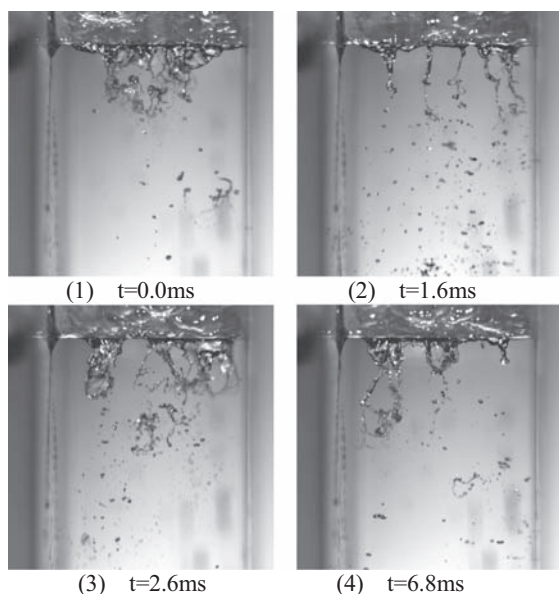


Fig.12 Photographs of water film disraption ($U_0=81.6\text{m/s}$)

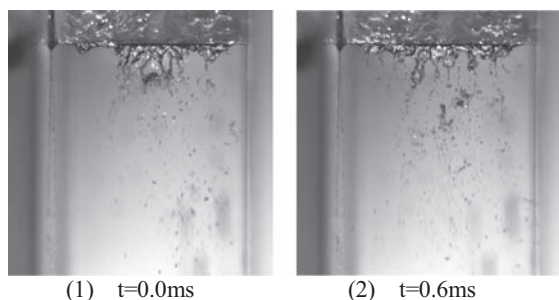


Fig.13 Photographs of water film disraption ($U_0=127\text{m/s}$)

5.4 分裂形態マップ

以上の観察結果から水膜の分裂形態は気流速度に影響を受けることが示された。そこで、気流速度の指標としてマッハ数を用い分裂形態を整理する。また、平板端からの放出された水膜は、水滴の変形分裂と同様に空気流による抗力と水膜に作用する表面張力の比であるウェーバ数の影響を受けるものと考えられる。しかし、ウェーバ数は代表長さとして水滴径を用いるため、単独水滴の分裂等、観察対象の代表寸法が明確な場合は適用できるが、水膜分裂の場合は、水滴に変形する以前の現象のため、水滴直径を代表長さとするウェーバ数を直接適用することはできない。また、水膜の分裂形態自体が、分裂前の分離壁上の水膜の流動状態の影響を受けるものと考え、ここでは、式(5)に示す相対ウェーバ数を現象を支配するもう一つの無次元数と考え、本実験結果を整理する。前節の結果はスリット幅0.4mm、給水流量 $1.17 \times 10^{-6} \text{ m}^3/\text{s}$ の結果であるが、スリット幅を変えた場合の分裂形態の結果も含め、分裂形態を、本実験の範囲内で、マッハ数と相対ウェーバ数を指標とする領域にマッピングすると図14のようになる。水膜分裂は、気流のマッハ数の増加に伴い、滴状分裂から紐状分裂に変わり、その後は、滴状分裂、紐状分裂、投げ網状分裂、そして膜状分裂が混在する遷移分裂状態になる。この遷移分裂状態は、マッハ数が更に増加すると、滴状分裂、紐状分裂、投げ網状分裂の順に出現機会が少なくなり、膜状分裂のみの領域に入る。高速気流域では膜状分裂のみが観察されるようになる。また、相対ウェーバ数が増加すると、膜状分裂への移行が、低マッハ数領域で発生するようになる。

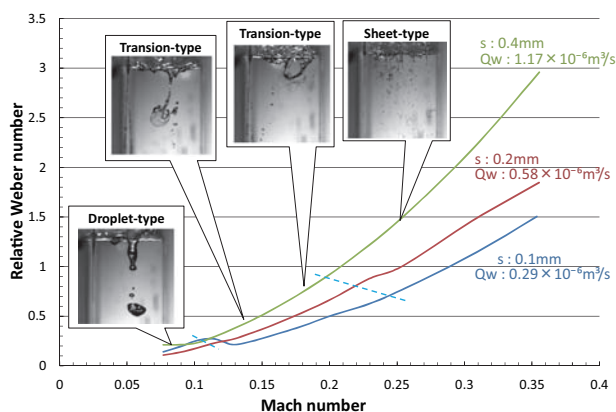


Fig.14 Disruption pattern map of water film

6. 結論

並行気流中に設置された平板端部から飛散する水膜の分裂形態を高速カメラで撮影して以下の知見を得た。(1) 水膜の分裂形態は気流のマッハ数に影響され、低マッハ数領域では滴状分裂に、また高マッハ数領域では膜状分裂から放射状に分裂を開始する膜状分裂形態を示し、その中間域は、滴状分裂、紐状分裂、投げ網状分裂、及び

膜状分裂が混在する分裂を示す。

- (2) 中間的なマッハ数領域は、水膜の分裂形態が多様に変化する領域である。滴状分裂、紐状分裂、投げ網状分裂、及び膜状分裂の形態を示す。投げ網状分裂は、単独水滴の分裂には見られない水膜分裂特有の分裂形態で、紐状の水膜が空間的に膜状に広がった後に極めて短時間で破裂して、多数の比較的大きな径の水滴に分裂する。
- (3) 高マッハ数域で見られる膜状分裂形態は、相対ウェーバ数が増すと、より低マッハ数域で現れるようになる。
- (4) 中央分離壁上の水膜の波立ちが多くなると、飛散水膜の膜状分裂の樹枝数が多くなり発生周期が早くなる。水膜の波立ちと分裂形態には相関が見られる。
- (5) 水膜分裂は、本実験条件の範囲内では、マッハ数と相対ウェーバ数を座標軸にとる領域によって、その分裂形態を表すことができた。

参考文献

- (1) 坪内邦良, 蒸気タービンにおける二相流計測, ターボ機械, Vol.28, No. 5, (2000), pp281-288.
- (2) 棚澤泰, 液体微粒化法の概略, 衛生工業協会誌, 第16巻, 第9号, (1941).
- (3) Shinjo, J., Umemura, A., Simulation of liquid jet primary breakup: Dynamics of ligament and droplet formation, International Journal of Multiphase Flow, 36 (2010) 513-532.
- (4) Moore, M.J., and Sieverding, C.H., Two-phase steam flow in turbines and separators, Hemisphere Pub. Corp., (1976).
- (5) Hammitt, F. G., Kreczkowski, S., and Krzyzanowski, J., Liquid film and droplet stability consideration as applied to wet steam flow, Forschung. Ing.-Wes, 47 (1981).
- (6) Flock, A.K., Guildenbecher, D.R., Chen, J., Sojka, P.E. and Bauer, H.J., Experimental statistics of droplet trajectory and air flow during aerodynamic fragmentation of liquid drops, International Journal of Multiphase Flow, 47 (2012) 37-49.
- (7) Lefebvre, A., H., Gas Turbine Combustion, Taylor & Francis, (1983).
- (8) S. Gepperth, D. Guildenbecher, R. Koch, and H.-J. Bauer, Pre-filming primary atomization: Experiments and modeling, Proceedings of 23th Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, Brno, Czech Republic, ILASS-Europe 2010, (2010).
- (9) 越智雅規, 浜島真二郎, 稲村隆夫, 麓耕二, プレフィルミングエアブラストアトマイザーにおける液膜分裂モデル, 第23回微粒化シンポジウム講演論文集, 123-128, (2014).
- (10) 鳥山温美, 竹田陽一, 中野晋, 佐藤公仁弘, 高速気流中でエッジから飛散する水膜挙動に関する研究, 日本機械学会流体工学部門講演会講演論文集, (2013).
- (11) Schlichting, H., Boundary-layer theory, McGraw-hill Book Company, 1979.
- (12) Friedrich, M. A., Lan, H., Wegener, J. L., Drallmeier, J. A., Armaly, B. F., A Separation Criterion With Experimental Validation for Shear-Driven Films in Separated Flows, Journal of Fluids Engineering, 130 (2008), 051301.

GTSJ ガスタービンセミナー（第44回）のお知らせ

「ガスタービンの最新技術と新しい航空機に向けた推進技術の動向」をテーマとして、第44回ガスタービンセミナーを下記の通り開催致します。学会の会員、非会員を問わず、皆様のご参加をお待ちしております。

1. 日 時 : 2016年1月21日(木) 9:30 ~ 17:15 (受付開始 9:00)
1月22日(金) 9:30 ~ 17:20
2. 場 所 : 帝京大学板橋キャンパス大学棟本館 4階 403講義室
〒173-8605 東京都板橋区加賀2-11-1
*会場地図は、日本ガスタービン学会ホームページに掲載。
3. 主 催 : 公益社団法人 日本ガスタービン学会
4. 協 賛 : エネルギー・資源学会、可視化情報学会、火力原子力発電技術協会、計測自動制御学会、自動車技術会、コージェネレーション・エネルギー高度利用センター、スマートプロセス学会、ターボ機械協会、電気学会、日本エネルギー学会、日本ガス協会、日本機械学会、日本金属学会、日本航空宇宙学会、日本航空技術協会、日本材料学会、日本セラミックス協会、日本鉄鋼協会、日本伝熱学会、日本トライボロジー学会、日本内燃機関連合会、日本内燃力発電設備協会、日本燃焼学会、日本非破壊検査協会、日本品質管理学会、日本マリンエンジニアリング学会、日本流体力学会、腐食防食協会、溶接学会
5. セミナープログラム テーマ: 「ガスタービンの最新技術と新しい航空機に向けた推進技術の動向」

第1日目〔1月21日(木)〕

※講演時間には質疑応答の時間を含む。

「セッションⅠ：将来航空機推進技術」			
1	9:40-10:40	航空エンジンへの脱化石燃料適用技術の研究状況	(国研)宇宙航空研究開発機構 小林 弘明 氏
2	10:40-11:40	電動航空機用推進技術の最新研究動向	東京大学 岡井 敬一 氏
「セッションⅡ：航空用エンジンの最新技術(1)」			
3	13:00-14:00	航空機エンジンの“Geared”化について	川崎重工業(株) 吉富 守 氏
4	14:00-15:00	HF120 ターボファンエンジンの制御システム開発	(株)本田技術研究所 河井 圭助 氏
「セッションⅢ：発電用ガスタービンの最新技術」			
5	15:15-16:15	発電用高効率ガスタービンの開発状況	三菱日立パワーシステムズ(株) 由里 雅則 氏
6	16:15-17:15	火力発電所監視制御技術の動向と今後の取り組みについて	(株)日立製作所 清水 悟 氏

第2日目〔1月22日(金)〕

「セッションⅣ：航空用エンジンの最新技術(2)」			
7	9:30-10:30	JAXAにおけるグリーンエンジン技術の研究開発と展望	(国研)宇宙航空研究開発機構 二村 尚夫 氏
8	10:30-11:30	GE Passport 20 エンジンの開発	(株)IHI 土屋 直木 氏
「セッションⅤ：ユーザー運用技術」			
9	12:50-13:50	ガスタービン自家発電設備のユーザー運用技術の紹介	東京ガス(株) 日本ガスタービンユーザー会 寺澤 秀彰 氏
10	13:50-14:35	航空機エンジンのユーザー運用技術の紹介	(株)JAL エンジニアリング 細川 哲也 氏
「パネルディスカッション」			
11	14:50-17:20	再生可能エネルギー大量導入時代の系統安定化対応先進ガスタービン発電設備の研究開発	座長 東京大学 渡辺 紀徳 氏

6. セミナーの内容

(1) 「航空エンジンへの脱化石燃料適用技術の研究状況」

(国研) 宇宙航空研究開発機構 小林 弘明 氏

近年、水素燃料自動車の市販開始や水素ステーションの整備など、水素社会の実現に向けた取り組みが加速しつつある。これを背景に、航空機分野においても、水素燃料の導入に関する検討が行われている。水素燃料は二酸化炭素を排出せず、また単位質量あたりの発熱量が大きい点で有利である反面、高密度貯蔵をどのように実現するかが技術課題となっている。本講演では、水素燃料をはじめとする脱化石燃料を、航空機に適用するための最近の技術研究動向について紹介する。

(2) 「電動航空機用推進技術の最新研究動向」

(東京大学 岡井 敬一 氏)

AirbusのE-fan, JAXAのFEATHERなど小型電動航空機の飛行成功を踏まえ、旅客機の電動推進に向けた検討が益々活発になっている。まず電動化が実現しつつある小型機と旅客機電動推進に求められる技術の差異についてまとめ、旅客機の推進系が必要とする性能とこれを実現するが未成熟な革新技術で代表的なものを列挙する。その上で、航空機に適用可能な発電分野の技術と合わせ電動推進に関する最新研究状況を示す。

(3) 「航空機エンジンの“Geared”化について」

(川崎重工業(株) 吉富 守 氏)

近年、Pratt & Whitney (P&W) 社のGTF (Geared Turbo Fan) エンジンが航空機エンジン商戦において大きなシェアを獲得し話題になっている。このGTFはタービンとファンの間に減速ギア (gear: 歯車) を挟み、それぞれの回転数を最適化することで推進効率を向上すると共にノイズを低減できる航空機エンジンの一形式で、航空エンジン分野のいわゆる“Game Changer”となりうるものである。GTFを含めた“Geared”エンジンのしくみ・利点、求められるギア技術ならびに今後の見通しを述べる。

(4) 「HF120ターボファンエンジンの制御システム開発」

(株) 本田技術研究所 河井 圭助 氏

商用航空機エンジンの制御システムは、耐空性に関する型式認定要件と顧客からの性能要求を両立し商品性を確保することが求められる。小型ビジネスジェット向けターボファンエンジンHF120の開発においては、それらの設計要件に対する制御機能の検証工程で、開発期間短縮と低コスト化のため、シミュレーションを多く活用した。本講演では、HF120の制御システム概要と、シミュレーションを用いた検証手法について紹介する。

(5) 「発電用高効率ガスタービンの開発状況」

(三菱日立パワーシステムズ(株) 由里 雅則 氏)

MHPS(株)では国家プロジェクト“1700℃級超高温ガスタービン要素技術開発”の開発成果を活用して、世界初のタービン入口温度1600℃の高効率機M501J形を開発し、2011年に実証運転を開始、その後世界で販売、運転実績を重ねている。また、J形の技術に加えて空冷燃焼器を採用したJAC形の開発も並行して進めている。本講演では、これら最新鋭の高効率ガスタービンの運用状況と開発状況、及び発電用大型ガスタービンの開発動向について紹介する。

(6) 「火力発電所監視制御技術の動向と今後の取り組みについて」

(株) 日立製作所 清水 悟 氏

火力発電所の監視制御システムは、プラントの安定運転への寄与、安全性の確保および適切な自動制御といった基本的な役割に加え、プラント効率の最適化、遠隔監視による運転保守支援やデータ解析サービスなどの付加価値を提供するための中核となっている。今後は、ICT (Information and Communications Technology) を活用して発電所のあらゆる機器がIoT (Internet of Things) でつながり、更に広域ネットワークにつながることで様々な新しい価値が創出されていくものと考えられる。本稿では、以上のような火力発電所監視制御技術の動向と、将来に向けた課題や取り組みについて述べる。

(7) 「JAXAにおけるグリーンエンジン技術の研究開発と展望」

(国研) 宇宙航空研究開発機構 二村 尚夫 氏

現代社会を地球上にひとまとめにしているのは、超高速情報通信と物流・旅客航空輸送である。国産ジェット旅客機MRJもようやく初飛行の段階に達し、今後は国内および近隣諸国との往来に活躍するものと期待される。航空エンジンについても同様に、1980年来、日本メーカーの分担・寄与は増大し続けている。我が国の航空技術開発が目指すところとはなにか、そして如何にすべきか。JAXAが展開し始めているエンジン技術研究開発を通じて、その課題と方法、展望等を明らかにする。

(8) 「GE Passport 20エンジンの開発」

(株) IHI 土屋 直木 氏

GE Passport 20 はボンバルディア社が開発中の大型ビジネスジェット機Global 7000/8000に搭載されるターボファンエンジンで、エンジン型式承認取得に向けた開発作業が進められている。本プログラムはGE社のパートナーとして(株)IHIが30%のシェア、ベルギーのTechspace Aero社が7%のシェアで参画する国際共同開発事業で、(株)IHIは主に低圧タービンモジュール、ファン静止部の設計・開発・製造を担当している。本講演ではGE Passport 20エンジンのプログラム概要と技術的特徴、エンジン開発状況について紹介する。

(9) 「ガスタービン自家発電設備のユーザー運用技術の紹介」

(東京ガス (株) / 日本ガスタービンユーザー会 寺澤 秀彰 氏)

ガスタービン自家発電のユーザーが集まり、技術情報交流を通じてガスタービンの運用技術の向上と会員技術の向上を図る目的で1991年日本ガスタービンユーザー会 (以下、ユーザー会) が発足した。本セミナーではユーザー会が主催する過去25年間の技術交流会で取り上げられ、改善を進めてきたガスタービン自家発電設備の信頼性向上の取組み、経済性向上を目的に定期点検周期の延長や点検期間の短縮の取組み、最近の話題として老朽化対策などを紹介する。

(10) 「航空機エンジンのユーザー運用技術の紹介」

((株) JAL エンジニアリング 細川 哲也 氏)

民間航空機用ジェットエンジンの進歩発展に伴い、ユーザーは信頼性や燃費の向上などその恩恵を受ける事となる。一方で、信頼性の維持のためにエンジンメーカーと協力してエアライン整備の果たしている役割も大きく、ここでは日本航空でのそれら運用技術について紹介する。また、新技術導入に伴う部品価格の上昇に対してや今後の新技術に対するユーザー視点での要望について紹介する。

(11) パネルディスカッション「再生可能エネルギー大量導入時代の系統安定化対応先進ガスタービン発電設備の研究開発」

座長	渡辺 紀徳 氏 (東京大学)
パネリスト	渡辺 和徳 氏 ((一財)電力中央研究所)
	壹岐 典彦 氏 ((国研)産業技術総合研究所)
	伊藤 栄作 氏 (三菱重工業(株))
	岸部 忠晴 氏 (三菱日立パワーシステムズ(株))
	西田 怜美 氏 ((株) IHI)
	合田 真琴 氏 (川崎重工業(株))
	齊藤 大蔵 氏 ((株) 東芝)
	黒瀬 良一 氏 (京都大学)
	石原 洋史 氏 (東京大学)
	岡崎 正和 氏 (長岡技術科学大学)
	寛 幸次 氏 (首都大学東京)
	原田 広史 氏 ((国研)物質・材料研究機構)

二酸化炭素排出量削減に向けた発電分野への再生可能エネルギーの大量導入は、社会・経済活動の持続的な発展のために有力な選択肢であり、政策的にも進められている。その一方で、日照や天候等によって発電量が大きく左右される再生可能エネルギーが電力系統の中で大きな割合を占めると、電力の需要と供給の時間的なギャップが非常に大きくなり、系統における電力品質が担保できなくなる問題が認識されている。このような電力需給ギャップを解消し、再生可能エネルギーの導入を促進する有効な手段として、出力調整の容易なガスタービン発電が大いに期待できる。しかし、技術的な観点からは、ベースおよびミドルロード電源の供給用として開発されてきた現状の発電用ガスタービン技術では、今後、より顕在化する大幅かつ急激な電力需給ギャップの問題を解消することは難しい。

係る状況を踏まえ、日本ガスタービン学会では調査研究委員会を設置し、産業用ガスタービンの研究開発を検討してきた。その成果を踏まえ、NEDOエネルギー・環境新技術先端プログラムに「再生可能エネルギー大量導入時代の系統安定化対応先進ガスタービン発電設備の研究開発」を提案し、2015年2月に採択された。当該本事業では、長時間の定格運転を前提とし、熱効率の向上を狙ってきたこれまでのガスタービン発電設備の技術を基盤としつつもその延長線ではなく、始動性や負荷追従性を重視し、過渡応答性に優れ、繰返し負荷に耐えるガスタービン発電設備の実現に向けた開発課題の明確化を行う計画である。急激な負荷変動への対応は、定格負荷で最高効率を狙うピンポイントでの性能から、様々な状況に柔軟に対応できる運用性を向上させた状態での性能を重視するという設計思想の転換になるため多くの技術課題が生じうるが、本事業ではいち早く着手すべき課題として以下を取り上げ、調査・検討を行う計画である。

- A. 急速負荷変動のガスタービンプラントへの影響検討・評価
- B. 負荷変動を吸収するもしくは負荷変動に対するマージンを拡大する技術
- C. 負荷変動に急速に追従する技術、急速起動を可能にする技術
- D. 負荷変動を予測して発電量を変化させる技術
- E. 過渡応答、繰返し負荷による材料劣化への対応技術

本パネルディスカッションでは研究成果を紹介し、討論を行う。

7. 参加要領

- 1) 参加費 (税込) : ◆主催および協賛団体会員 2日間 27,000円 1日のみ 19,440円
◆学 生 会 員 5,400円
◆会 員 外 2日間 37,800円 1日のみ 27,000円
◆会員外 (学生) 8,640円
◆資 料 の み 1冊 5,400円 (残部ある場合)

- 2) 申 込 方 法 : 申込書に所属、氏名、加入学協会名、GTSJ会員は会員番号等必要事項を明記の上、下記事務局宛
2016年1月14日 (木) までにお送り下さい。

日本ガスタービン学会ホームページからも申込ができます。

また、参加費につきましては2016年1月20日 (水) までに以下の方法にてお支払い下さい。
支払い期日に間に合わない場合には 事務局までご連絡ください。

- ・郵便振替 00170-9-179578
- ・銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店 (普) 1812298
- ・現金書留

* 口座名はいずれも、「シャ) ニホンガスタービンガッカイ」です。

- 3) 事 務 局 : 公益社団法人 日本ガスタービン学会

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13-402

Tel. 03-3365-0095

Fax. 03-3365-0387

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

E-Mail gtsj-office@gtsj.org

資料集・ネームカードは当日受付にてお渡しします。

第44回ガスタービンセミナー

(2016年1月21, 22日)

申 込 書

日本ガスタービン学会 行 FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

会社名	
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下さい。）

フリガナ 氏 名	所 属	TEL FAX E-MAIL	所属学協会 GTSJの方は会員 No. をご記入下さい	参加日 〇印をつけて下さい
				21・22
				21・22
				21・22
				21・22
				21・22

【事務局への連絡事項】

	2日間	人数	1日のみ	人数	合計金額
正 会 員	27,000円		19,440円		円
学 生 員	5,400円		5,400円		円
会 員 外	37,800円		27,000円		円
会員外(学生)	8,640円		8,640円		円
支払予定日： 月 日				支払金額	円
払込方法：（○をつけてください。） 1. 銀行振込（みずほ銀行 新宿西口支店 普通 1812298） 2. 郵便振替（00170-9-179578） 3. 現金書留 					

2015年度第2回見学会のお知らせ

2015年度第2回見学会を、(株)JALエンジニアリング（成田市成田空港内）にて開催致します。奮ってご参加下さい。

1. 日 時：2016年2月10日（水） 13：00～17：15（予定）
成田空港第2ターミナル集合・解散
2. 場 所：(株)JALエンジニアリング エンジン整備センター / 成田航空機整備センター
（千葉県成田市成田国際空港内）
3. 内 容：エンジン整備センターにおいて、エンジン整備についての概要説明、及び見学
（エンジンの分解組立、部品修理、試運転等）
成田整備センターにおいて、航空機整備についての概要説明及び見学
4. 参加要領：
 - (1)参加資格：会員資格の有無による制限はありません。
どなたでも参加できます。
ただし、中学生未満の場合には保護者の同伴を必要としますので、保護者の方がお申し込みください。なお、未就学（小学生未満）のお子さまのご参加は、安全上の理由で、保護者同伴でもご遠慮いただいております。
 - (2)定 員：45名
 - (3)参加費（税込。送迎用のバス代及び学会事務経費として。尚、見学はJALエンジニアリングが無償でボランティアとして行っているものです。）：

正会員	2,700円
学生会員	1,620円
非会員	3,780円
学生非会員	1,620円
高校生以下	540円
5. 申込方法：

見学会スケジュール詳細、申込み方法については、近日中に、学会Webページに掲載いたします。（申し込み締め切りは、2016年1月20日(水)）

○ 本会協賛行事 ○

主催学協会	会合名	共催 協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本航空宇宙学会	Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2016/第56回航空原動機・宇宙推進講演会	協賛	2016/3/16-19	サンポートホール高松	日本航空宇宙学会 http://www.jsass.or.jp/propcom
日本機械学会	第9回先進エンジンシステムのモデリングと診断に関する国際会議 (COMODIA2017)	協賛	2017/7/25-28	岡山コンベンションセンター	comodia2017 実行委員会事務局 http://www.jsme.or.jp/conference/comodia2017/



▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

桐明 拓郎(株IHI) 中野 賢治(株IHI) 中村 武志(株IHI) 山田 陽一(株IHI)
 古家野 誠(川崎重工業) 坂口 大作(長崎大学) 嶋田 泰三(千葉大学) 早川 隆康(防衛省)
 福井 仁之(東京海上日動リスクコンサルティング) 細川 浩資(株ニッチュー)

〔学生会員〕

真田 浩希(東京大学) 関 慧一(東北大学) 波多野 楓華(高知工科大学)

〔賛助会員〕

常磐共同火力(株)



次号予告 日本ガスタービン学会誌2016年1月号 (Vol.44 No. 1)

特集「産業向け最新鋭自家発電用ガスタービン」

巻頭言 岩間 秀司(富士フィルム)

H-25およびH-50の仕様と事例紹介 松井 智之 他(三菱日立パワーシステムズ)

L30Aについて(仮題) 谷口 智紀(川崎重工業)

LM6000発電プラントの技術仕様および運用実績の紹介(仮題) 野原 隆樹(IHI)

三井ソーラーガスタービンMSC65及びMSC130の紹介 西江 俊介(三井造船)

50MW級ガスタービンSGT-800の最新開発動向 大築 康彦(シーメンス・ジャパン)

FT4000 Aero-derivative Features Overview and Operational Experience David J. Maher (Pratt & Whitney Power Systems)

特集「第43回定期講演会(米子)特集」

全体報告

西澤 敏雄 ほか(学術講演会委員会)

【先端技術フォーラム】「プラント診断技術の最前線」報告

ガスタービン高温部品の損傷評価技術 吉岡 洋明(愛媛大学)

TBCの非破壊検査技術の開発 福地 哲生(電力中央研究所)

火力発電所の運転データからの異常予兆発見研究について 小野田 崇(電力中央研究所)

ガスタービン監視データを有効活用した状態変化早期検知システムの紹介 田邊 悟(GEエナジージャパン)

※タイトル、執筆者は変更する可能性があります。

日本ガスタービン学会入会のご案内

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

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

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

学会の概要（2015年3月現在）

会員数：2,068名（正会員 1,995名、学生会員 73名） 賛助会員：102社

会員の出身母体数：企業・研究機関・官公庁等 約300、学校 約100

会員のメリット

個人会員（正・学生会員）：

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

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

入会金と会費

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

※当該年度3月1日現在

後期・・・9月1日～翌2月末まで

入会方法

学会ホームページにて入会手続きができます（<http://www.gtsj.org/index.html>）。

学会事務局にお電話いただいても結構です。申込書を送付致します。



公益社団法人

日本ガスタービン学会

Gas Turbine Society of Japan

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

電話番号：03-3365-0095

E-mail: gtsj-office@gtsj.org

2015年度役員名簿

会長 田沼 唯士 (帝京大)

副会長 久山 利之 (川崎重工)

法人管理担当執理事 伊東 正雄 (東芝), 木下 康裕 (川崎重工), 鈴木 健 (IHI), 安田 聡 (MHPS)

公益目的事業担当執理事 壹岐 典彦 (産総研), 小森 豊明 (三菱重工), 佐藤 哲也 (早大), 西澤 敏雄 (JAXA), 姫野 武洋 (東大), 藤井 智晴 (電中研), 細川 哲也 (JALエンジニアリング), 山本 誠 (東京理科大), 吉田 英生 (京大)

理事 野崎 理 (高知工大), 原田 広史 (物材研), 松崎 裕之 (酒田共同火力), 輪嶋 善彦 (本田技術研), 渡邊 啓悦 (荏原)

監事 坂田 公夫 (SKYエアロスペース研), 渡辺 康之 (元IHI)

2015年度委員名簿 (順不同)

2015年10月8日現在

○は委員長

倫理規定委員会 ○木下 康裕 (川崎重工), 伊東 正雄 (東芝), 佐藤 哲也 (早大), 鈴木 健 (IHI), 西澤 敏雄 (JAXA), 安田 聡 (MHPS)

自己点検委員会 ○木下 康裕 (川崎重工), 伊東 正雄 (東芝), 佐藤 哲也 (早大), 鈴木 健 (IHI), 西澤 敏雄 (JAXA), 安田 聡 (MHPS)

運営委員会 ○鈴木 健 (IHI), 壹岐 典彦 (産総研), 伊東 正雄 (東芝), 木下 康裕 (川崎重工), 酒井 義明 (東芝), 佐藤 哲也 (早大), 塚原 章友 (MHPS), 西澤 敏雄 (JAXA), 原田 純 (川崎重工), 伊東 恵一郎 (東電), 安田 聡 (MHPS), 渡辺 紀徳 (東大)

企画委員会 ○安田 聡 (MHPS), 壹岐 典彦 (産総研), 木下 康裕 (川崎重工), 佐藤 哲也 (早大), 鈴木 健 (IHI), 塚原 章友 (MHPS), 西澤 敏雄 (JAXA), 渡辺 紀徳 (東大)

国際委員会 ○仲俣 千由紀 (IHI), 岡井 敬一 (東大), 太田 有 (早大), 小森 豊明 (三菱重工), 葉狩 智子 (川崎重工), 福田 雅文 (高効率発電システム研), 船崎 健一 (岩手大), 松田 寿 (東芝), 三好 市朗 (MHPS), 山根 敬 (JAXA), 山本 誠 (東京理科大), 渡辺 紀徳 (東大)

学術講演会委員会 ○西澤 敏雄 (JAXA), 姫野 武洋 (東大), 小熊 英隆 (三菱重工), 楠田 真也 (IHI), 酒井 英司 (電中研), 渋谷 直紀 (東芝), 武田 淳一郎 (富士電機), 玉井 亮嗣 (川崎重工), 平野 孝典 (拓殖大), 藤原 仁志 (JAXA), 堀内 康広 (MHPS), 松沼 孝幸 (産総研), 渡邊 裕章 (九大)

集会行事委員会 ○佐藤 哲也 (早大), 鈴木 正也 (JAXA), 泰中 一樹 (電中研), 木村 武清 (元川崎重工), 澤 徹 (東芝), 瀬川 武彦 (産総研), 西江 俊介 (三井造船), 西村 英彦 (MHPS), 浜辺 正昭 (IHI), 平野 篤 (防衛省), 藤井 達 (日立), 細川 哲也 (JALエンジニアリング), 山形 通史 (富士電機), 吉田 征二 (JAXA), 輪嶋 善彦 (本田技術研)

ガスタービン技術普及委員会 ○藤井 智晴 (電中研), 横山 喬 (MHPS), 石田 克彦 (川崎重工), 賀澤 順一 (JAXA), 齊藤 大蔵 (東芝), 中村 恵子 (IHI), 花井 直人 (JALエンジニアリング), 檜山 貴志 (MHPS), 福山 佳孝 (JAXA), 村田 章 (東京農工大), 屋口 正次 (電中研), 山本 誠 (東京理科大), 渡辺 紀徳 (東大)

学会誌編集委員会 ○壹岐 典彦 (産総研), 荒木 秀文 (MHPS), 杉本 富男 (三井造船), 石川 揚介 (東芝ジーイー・タービンサービス), 加藤 千幸 (東大), 阪井 直人 (川崎重工), 佐藤 哲也 (早大), 潮崎 成弘 (MHPS), 辻田 星歩 (法政大), 寺澤

秀彰 (東京ガス), 寺本 進 (東大), 中野 賢治 (IHI), 中野 剛 (JALエンジニアリング), 新関 良樹 (東芝), 野崎 理 (高知工大), 野原 弘康 (ダイハツディーゼル), 原田 広史 (物材研), 北條 正弘 (JAXA), 服部 旭倫 (東電), 松崎 裕之 (酒田共同火力発電), 齋木 正則 (中部電力), 山下 一憲 (荏原), 山根 喜三郎 (防衛省), 吉野 展永 (IHI), 渡辺 和徳 (電中研), 渡邊 啓悦 (荏原)

論文委員会 ○寺本 進 (東大), 壹岐 典彦 (産総研), 小田 剛生 (川崎重工), 加藤 大 (IHI), 柴田 貴範 (MHPS), 田頭 剛 (JAXA), 中谷 辰爾 (東大), 姫野 武洋 (東大), 山根 敬 (JAXA), 山本 武 (JAXA), 山本 誠 (東京理科大), 吉岡 洋明 (愛媛大)

ガスタービン統計作成委員会 ○小森 豊明 (三菱重工), 恵比寿 幹 (三菱重工), 澤 徹 (東芝), 野村 藤樹 (ターボシステムズユニテッド), 村上 麻里子 (川崎重工), 山上 展由 (MHPS), 山上 舞 (IHI), 吉田 知彦 (MHPS), 米田 幸人 (ヤンマー)

産官学連携委員会 ○渡辺 紀徳 (東大), 壹岐 典彦 (産総研), 岡崎 正和 (長岡技科大), 金津 和徳 (IHI), 幸田 栄一 (電中研), 佐々木 隆 (東芝), 武 浩司 (川崎重工), 二村 尚夫 (JAXA), 岸部 忠晴 (MHPS), 赤城 正弘 (防衛省), 福泉 靖史 (三菱重工), 藤岡 順三 (物材研), 船崎 健一 (岩手大), 古川 雅人 (九大), 本阿弥 眞治 (東京理科大), 吉田 英生 (京大)

広報委員会 ○吉田 英生 (京大), 村田 章 (東京農工大), 酒井 義明 (東芝), 姫野 武洋 (東大), 吉田 征二 (JAXA), 山根 敬 (JAXA), 荒木 秀文 (MHPS)

表彰委員会 ○久山 利之 (川崎重工), 西澤 敏雄 (JAXA), 壹岐 典彦 (産総研), 木下 康裕 (川崎重工), 児玉 秀和 (IHI), 佐藤 哲也 (早大), 姫野 武洋 (東大)

調査研究委員会 ○壹岐 典彦 (産総研), 松沼 孝幸 (産総研), 伊藤 栄作 (三菱重工), 岡崎 正和 (長岡技科大), 寛 幸次 (首都大), 岸部 忠晴 (MHPS), 黒瀬 良一 (京大), 合田 真琴 (川崎重工), 齊藤 大蔵 (東芝), 高橋 徹 (電中研), 寺島 洋史 (東大), 原田 広史 (物材研), 米澤 克夫 (IHI), 渡辺 和徳 (電中研), 渡辺 紀徳 (東大)

IGTC2015Tokyo実行委員会 ○渡辺 紀徳 (東大), 姫野 武洋 (東大)

(総務委員会) ○西澤 敏雄 (JAXA), 牧田 光正 (JAXA), 小見 淳介 (IHI), 沼田 祥平 (MHPS), 安田 聡 (MHPS), 塚原 章友 (MHPS)

(論文委員会) ○太田 有 (早大), 寺本 進 (東大), 茨木 誠一 (三菱重工), 岡井 敬一 (東大), 小田 豊 (関西大), 幸田 栄一 (電中研), 田頭 剛 (JAXA), 玉木 秀明 (IHI), 辻田 星歩 (法政大), 仲俣 千由紀 (IHI), 新関 良樹 (東芝), 西岡 卓宏 (日立), 葉狩 智子 (川崎重工), 長谷川 武治 (電中研), 檜山 貴志 (MHPS), 福田 雅文 (高効率発電システム研), 三浦 信祐 (防衛大), 三好 市朗 (MHPS), 山根 敬 (JAXA), 山本 誠 (東京理科大), 山本 武 (JAXA), 吉岡 洋明 (愛媛大)

(展示委員会) ○松田 寿 (東芝), 北山 和弘 (東芝), 石川 智貴 (東芝), 井上 俊彦 (川崎重工), 猪亦 麻子 (東芝), 岡村 直行 (東芝), 岡田 智之 (GE), 福川 英紹 (MHPS), 原田 純 (川崎重工), 藤木 貴子 (IHI), 牧野 敦 (JAXA), 山形 通史 (富士電機), 吉國 孝之 (IHI), 吉田 知彦 (MHPS)

(行事委員会) ○大石 勉 (IHI), 山上 舞 (IHI), 岡村 直行 (東芝), 酒井 英司 (電中研), 藤本 秀 (IHI), 堀川 敦史 (川崎重工), 吉田 征二 (JAXA)

(財務委員会) ○井上 洋 (MHPS), 後藤 仁一郎 (MHPS), 中田 淳一 (MHPS), 廣川 順一 (IHI)

この11月は4年に1度のIGTCが開催されましたが、4年に1度といえば、世間一般ではオリンピックでしょう。来年はオリンピックイヤーですが、その四年後はいよいよ東京オリンピック・パラリンピックです。今年は、燃料電池自動車が販売されるなど水素元年とされており、東京都はオリンピック・パラリンピックで水素社会をアピールすべく、水素ステーションの設置を進めていく計画を発表しております。水素エネルギーは、再生可能エネルギー普及の障害となっている電力需給ギャップを、緩和する効果が期待されております。

再生可能エネルギーの普及に対してガスタービン技術が貢献する方法には、燃料としての水素利用がありますが、発電用ガスタービンの応答性を上げることで、電力ネットワークの負荷変動対応能力を向上させることも方法の1つです。日本ガスタービン学会では、調査研究委員会で高効率ながらジェットエンジン並みの急速負荷応答性を持つガスタービンの検討を行ってきましたが、本年はNEDOエネルギー・環境新技術先導プログラムでプロジェクトが立ち上がり、1月のガスタービンセミナー(会告をご参照下さい)でパネルセッションを行います。

さて11月号では加藤先生にご執筆頂いた巻頭言にありますように3年ぶりにシミュレーションの特集を組ませて頂きました。大規模なシミュレーションを実現するなど着実な技術の進歩は、研究開発に関わっておられる皆様の日々の努力を想い起こさせ、敬服しております。今回もカラーの図を口絵としてまとめて掲載させて頂きました。なお学会ホームページでは、会員専用ページで2ヶ月前の学会誌がカラーでご覧頂けるようになっておりますので、1月号の発行時期になりましたら、こちらでもご利用下さい。

また、9月号から吉中様に喫茶室として「学校で習わない英語」をご執筆頂いております。ビジネスの現場では、辞書を引いただけではわからない英語表現が使われており、私などは初めて知ることばかりです。英語も変化し続ける生きた言葉であることを再認識させて頂いており、今後のご執筆も楽しみにしております。

最後にご執筆者はじめご協力いただきました皆様に感謝申し上げます。

(壹岐典彦)

- 11月号アソシエイトエディター
壹岐 典彦(産業技術総合研究所)
- 11月号担当委員
阪井 直人(川崎重工)
潮崎 成弘(三菱日立パワーシステムズ)
吉野 展永(IHI)

(表紙写真)

今回の表紙については、【論説・解説】の著者より流用およびお借りしています。

詳細については、下記記事をご参照ください。

- ・「ガスタービン燃焼器内乱流燃焼の数値シミュレーション」……………(P.396～401)
- ・「混相流のCFD解析」……………(P.409～413)
- ・「JAXAにおける航空エンジン用シミュレーション技術の活用」……………(P.414～421)
- ・「発電用ガスタービン主要コンポーネントのCFD解析技術と適用事例」……………(P.428～433)



だより ♣事務局 ☒ ♣

11月に入り、空気が急に冷たくなってきました。夏から秋に向けては、早く涼しくなると願っておりましたが、今はもう「暖房」のことを考えてしまいます。それでも東京での紅葉はまだ始まったばかりで、通勤途中のプラタナスの樹もようやく黄色くなりかけてきました。

10月中旬の福島再生可能エネルギー研究所(郡山市)の見学会のあと、足を伸ばして会津若松まで行ってきました。会津若松までのJR磐越西線の車窓で間近にせまる紅葉の木や青空の下にそびえたつ磐梯山の姿を楽しむことができ、さわやかな秋晴れのなか、気持ちのいい小

旅行となりました。会津若松ではあまり時間がなかったので、さっとお蕎麦を食べ、路線バスでぐりと市内を周った程度でしたが、帰りには、駅に停車している「SLばんえつ物語号」を見ることができ、またまたラッキーな気分になりました。

そして、今は、11月中旬に開催の国際ガスタービン会議(IGTC2015Tokyo)の準備に追われております。この学会誌が発行されるときにはIGTC2015Tokyoは終了していますが、何事もなく無事に終わっていることを祈っております。

(中村優美)

学会誌編集および発行要領（抜粋）

2015年4月23日改定

1. 本会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 依頼原稿：学会誌編集委員会（以下、編集委員会）がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は本学会会員（以下、会員）外でもよい。
 - B. 投稿原稿：会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - C. 学会原稿：本学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および会員による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、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、情報欄記事の掲載欄に掲載することとし、刷り上がりページ数は原則として以下のとおりとする。

論説・解説、講義	6ページ以内
技術論文	技術論文投稿要領による
速報	4ページ以内
寄書、随筆	3ページ以内
書評	1ページ以内
情報欄記事	1/2ページ以内
3. 依頼原稿の執筆者は、本会誌の原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局（以下、編集事務局）まで原稿を提出する。編集事務局の所在は付記1に示す。
4. 依頼原稿は、編集委員会の担当委員が、原稿の構成、理解の容易さ等の観点および図表や引用文献の書式の観点から査読を行う。編集事務局は査読結果に基づいて、執筆者への照会、修正依頼を行う。
5. 投稿原稿のうち技術論文以外のものは、編集委員会が審査し、本会誌への掲載可否を決定する。
6. 投稿原稿のうち技術論文の審査、掲載については、技術論文投稿要領に従う。
7. 依頼原稿の執筆者には、本学会の事務局（学会事務局）から原則として謝礼（図書カード）を贈呈する。
8. 依頼原稿および投稿原稿の執筆者には、抜刷を10部贈呈する。
9. 本会誌に掲載された著作物の著作権は原則として本学会に帰属する。本学会での著作権の取扱いについては別途定める著作権規程による。
10. 他者論文から引用を行う場合、本会誌に掲載するために必要な事務処理及び費用分担は著者に負うところとする。

付記1 原稿提出先および原稿執筆要領請求先（編集事務局）
ニッセイエブプロ(株) PM部
学会誌担当：山田 鈴子
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
TEL：03-5733-5158
FAX：03-5733-5167
E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp

技術論文投稿要領（抜粋）

2015年3月10日制定

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) ガスタービン及びエネルギー関連技術に関連するものであること。
 - 3) 原稿執筆要領に従って執筆された、モノクロの日本語原稿であること。
 - 4) 一般に公表されている刊行物に未投稿であること。ただし、以下に掲載されたものは未投稿と認め技術論文に投稿することができる。
 - ・本学会主催の学術講演会・国際会議のプロシーディングス
 - ・特許および実用新案の公報、科学研究費補助金等にかかわる成果報告書
 - ・他学協会の講演要旨前刷、社内報・技報、官公庁の紀要等の要旨または抄録
2. 原則として刷り上がり8ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
3. 著者がカラー1ページあたり50,000円を負担する場合には、カラー印刷とすることができる。
4. 投稿者は、原稿執筆要領に従って作成された印刷原稿または原稿電子データを、所定の論文表紙および英文アブストラクトとともに学会誌編集事務局に提出する。
5. 投稿された論文は、論文査読に関する内規に従って査読を行い、論文委員会が掲載可否を決定する。
6. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
7. 本技術論文の著作権に関しては、学会誌編集および発行要領（抜粋）9.および10.を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol.43 No.6 2015.11

発行日 2015年11月20日

発行所 公益社団法人日本ガスタービン学会

編集者 壹岐 典彦

発行者 田沼 唯士

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

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

郵便振替 00170-9-179578

銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店

(普) 1703707

印刷所 ニッセイエブプロ(株)

〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4

Tel. 03-5733-5158 Fax. 03-5733-5167

©2015, 公益社団法人日本ガスタービン学会

複写をご希望の方へ

本学会は、本誌掲載著作物の複写に関する権利を一般社団法人学術著作権協会に委託しております。

本誌に掲載された著作物の複写をご希望の方は、一般社団法人学術著作権協会より許諾を受けて下さい。但し、企業等法人による社内利用目的の複写については、当該企業等法人が公益社団法人日本複写権センター（一般社団法人学術著作権協会が社内利用目的複写に関する権利を再委託している団体）と包括複写許諾契約を締結している場合にあっては、その必要はございません（社外頒布目的の複写については、許諾が必要です）。

権利委託先 一般社団法人 学術著作権協会

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル3F

FAX：03-3457-5619 E-mail：info@jaacc.jp

複写以外の許諾（著作物の引用、転載、翻訳等）に関しては、(社)学術著作権協会に委託致していません。直接、本学会へお問い合わせください。