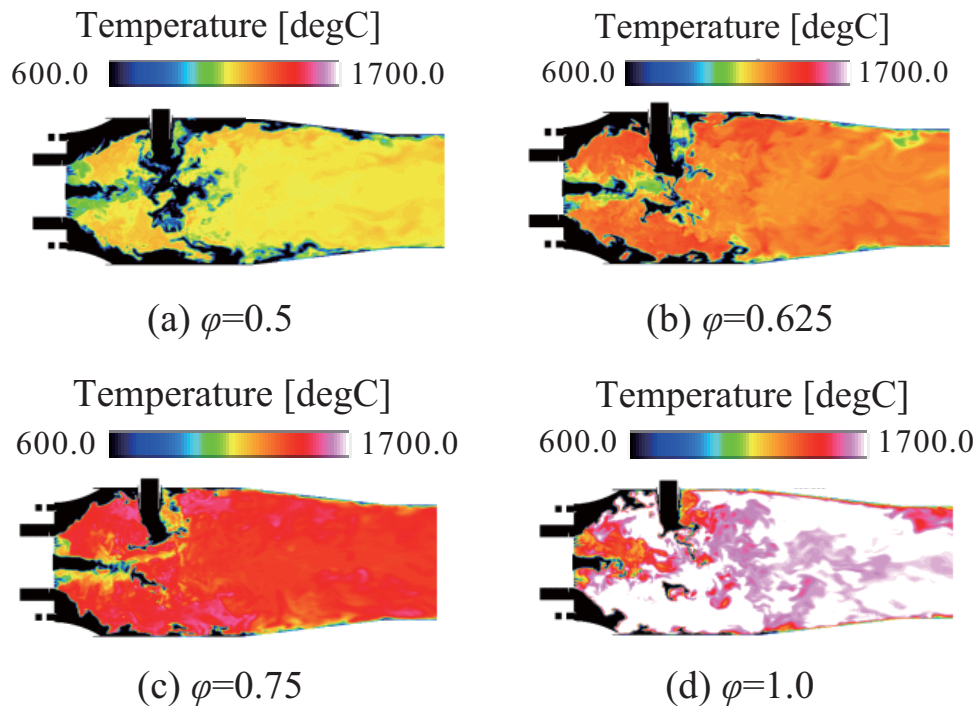
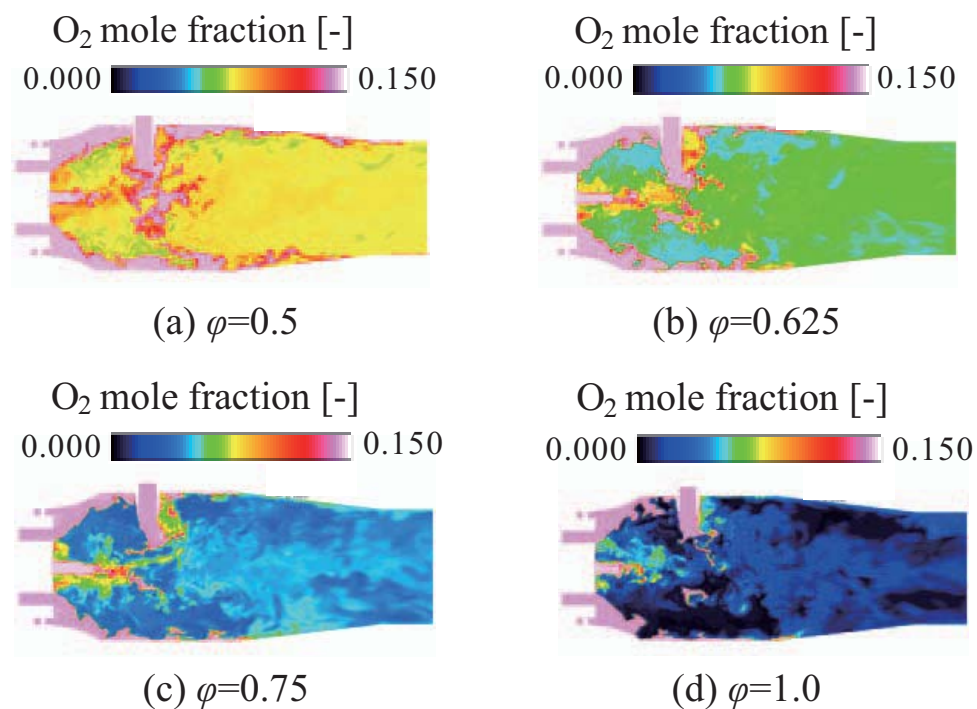
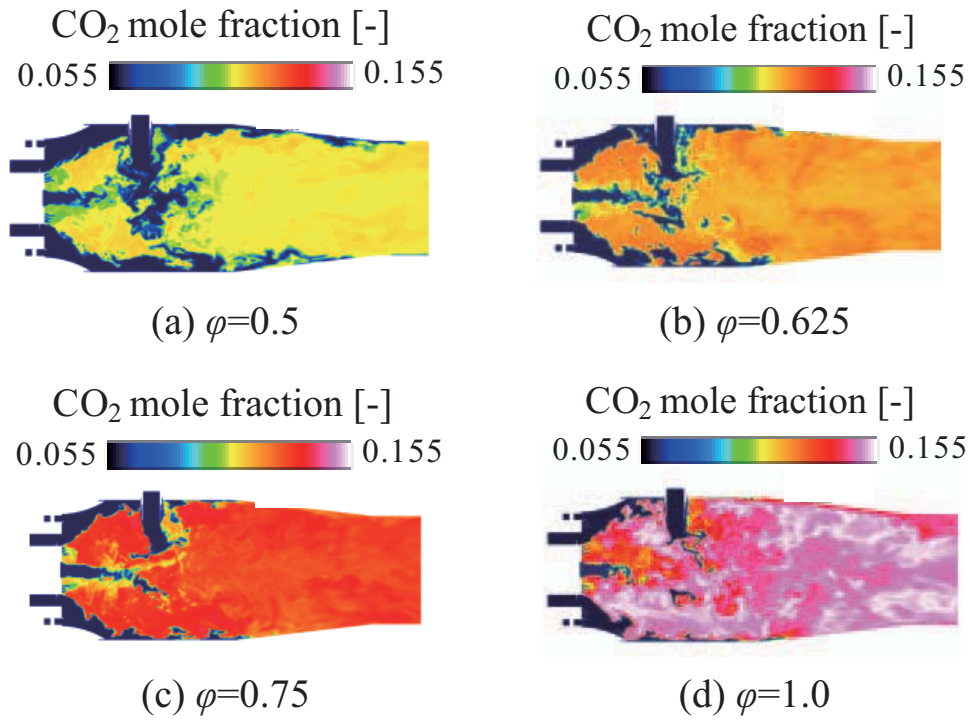




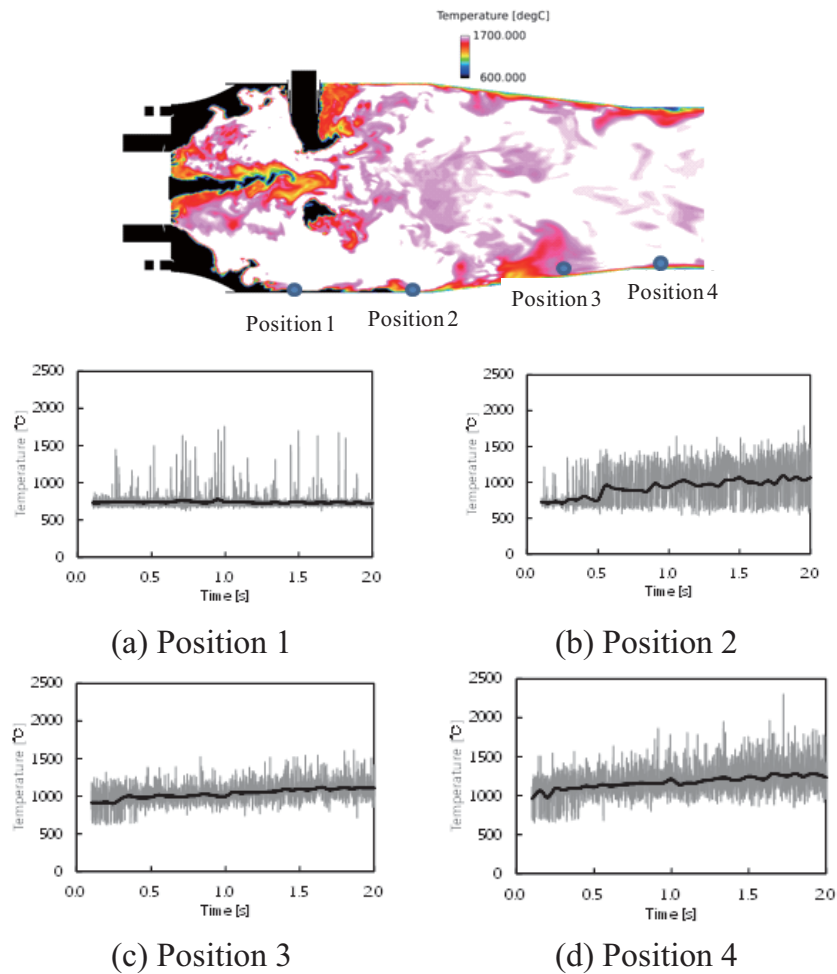
Distributions of temperature for each time
under load increase with 2s. (本文Fig. 3 参照)



Distributions of O₂ concentration for each time
under load increase with 2s. (本文Fig. 4 参照)

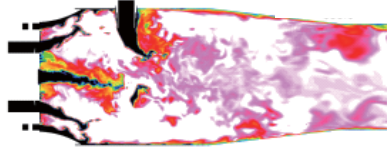


Distributions of CO₂ concentration for each time under load increase with 2s. (本文Fig. 5 参照)



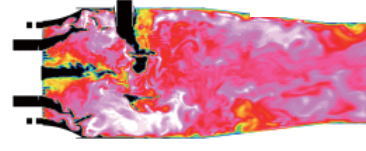
Time series of gas temperature near the combustor wall.
(本文Fig. 7 参照)

Temperature [degC]
600.0 1700.0



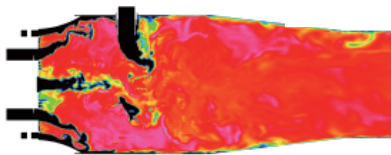
(a) $\phi=0.5$

Temperature [degC]
600.0 1700.0



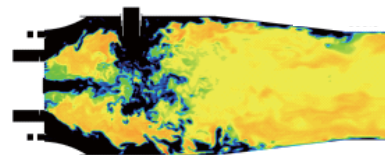
(b) $\phi=0.875$

Temperature [degC]
600.0 1700.0



(c) $\phi=0.75$

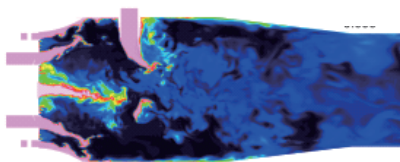
Temperature [degC]
600.0 1700.0



(d) $\phi=0.50$

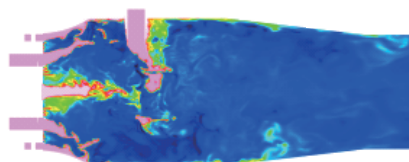
Distributions of temperature for each time
under load decrease with 2s. (本文Fig. 8 参照)

O₂ mole fraction [-]
0.000 0.150



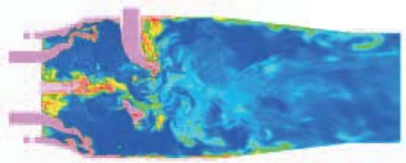
(a) $\phi=0.5$

O₂ mole fraction [-]
0.000 0.150



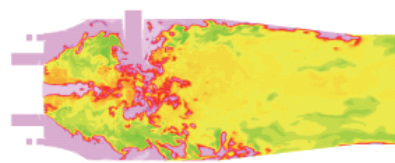
(b) $\phi=0.875$

O₂ mole fraction [-]
0.000 0.150



(c) $\phi=0.75$

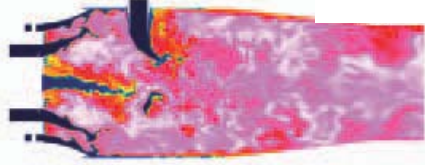
O₂ mole fraction [-]
0.000 0.150



(d) $\phi=0.50$

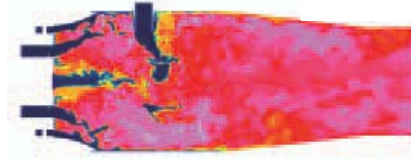
Distributions of O₂ concentration for each time
under load decrease with 2s. (本文Fig. 9 参照)

CO₂ mole fraction [-]
0.055 0.155



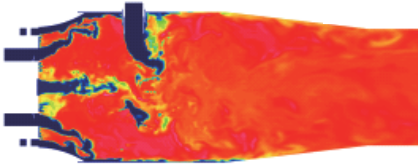
(a) $\phi=0.5$

CO₂ mole fraction [-]
0.055 0.155



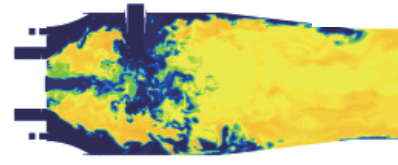
(b) $\phi=0.875$

CO₂ mole fraction [-]
0.055 0.155



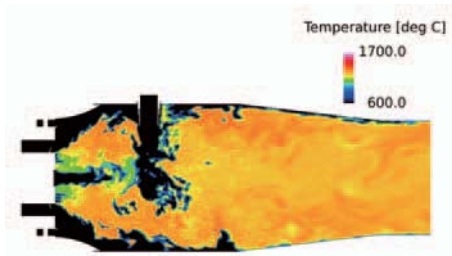
(c) $\phi=0.75$

CO₂ mole fraction [-]
0.055 0.155

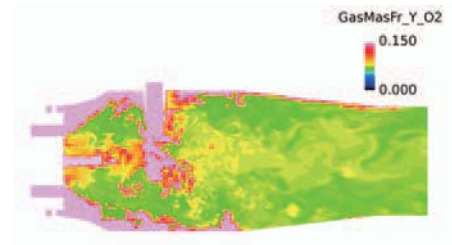


(d) $\phi=0.50$

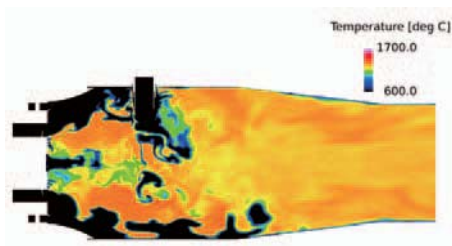
Distributions of CO₂ concentration for each time
under load decrease with 2s. (本文Fig. 10 参照)



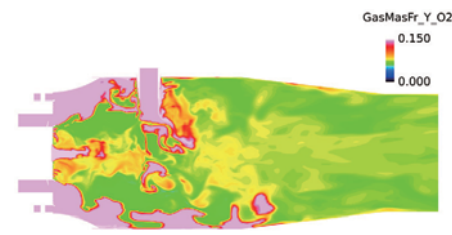
(a) $dt=5.0 \times 10^{-6}$ (CV=0.5)



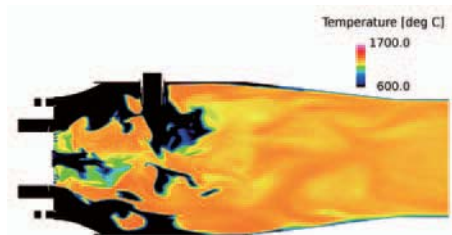
(a) $dt=5.0 \times 10^{-6}$ (CV=0.5)



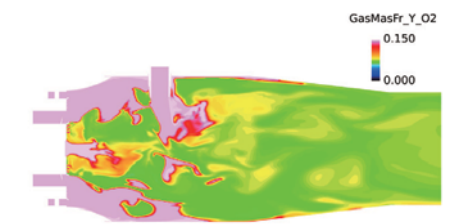
(b) $dt=5.0 \times 10^{-5}$ (CV=5.0)



(b) $dt=5.0 \times 10^{-5}$ (CV=5.0)



(c) $dt=2.0 \times 10^{-4}$ (CV=20.0)



(c) $dt=2.0 \times 10^{-4}$ (CV=20.0)

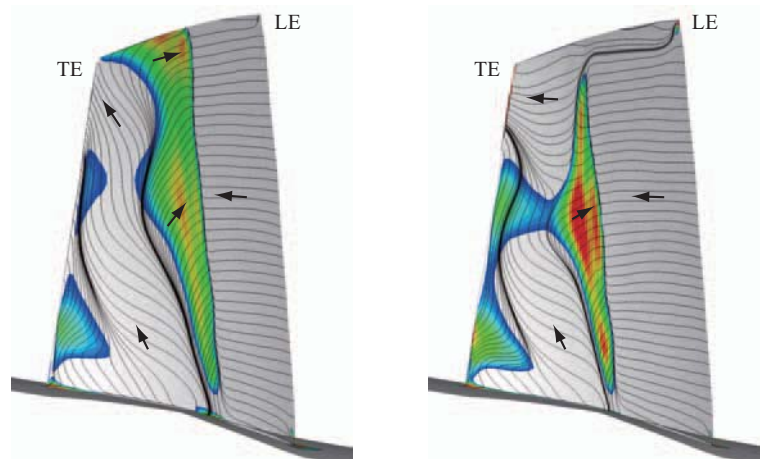
Distributions of temperature for each time step case.
(本文Fig. 11 参照)

Distributions of O₂ concentration for each time step case.
(本文Fig. 12 参照)

急速起動時の圧縮機非定常流れシミュレーションに向けた実験的・数値解析的取り組み

(東京大学 佐久間)

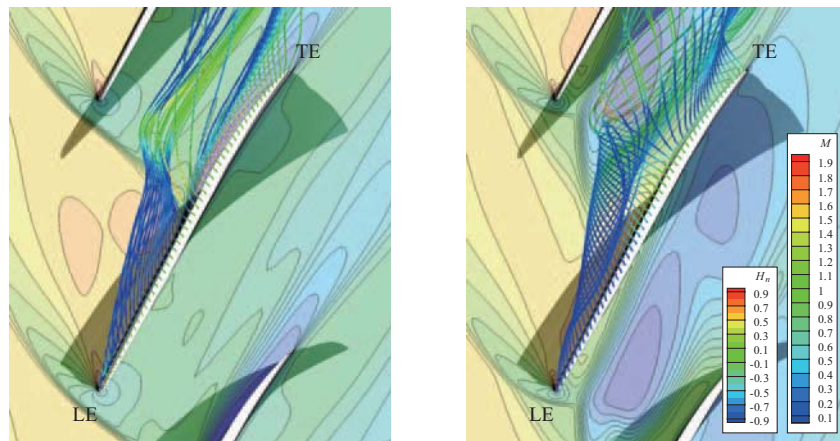
(詳細は本文35頁参照)



(a) 0BL, 025CL

(b) 0BL, 300CL

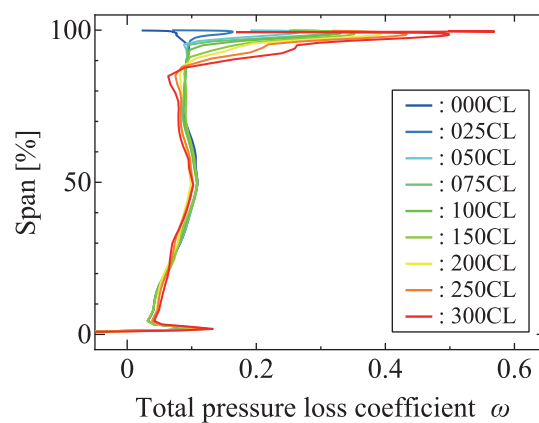
Limiting streamlines and wall shear stress on blade suction surface (stall point) (本文Fig. 4 参照)



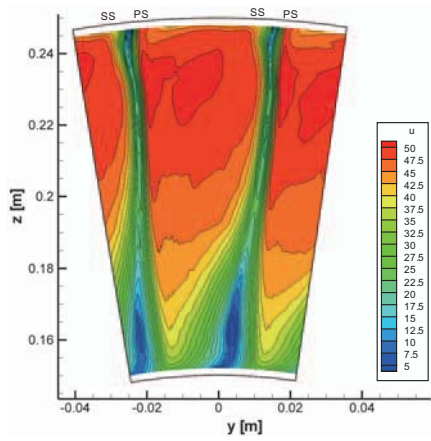
(a) 0BL, 025CL

(b) 0BL, 300CL

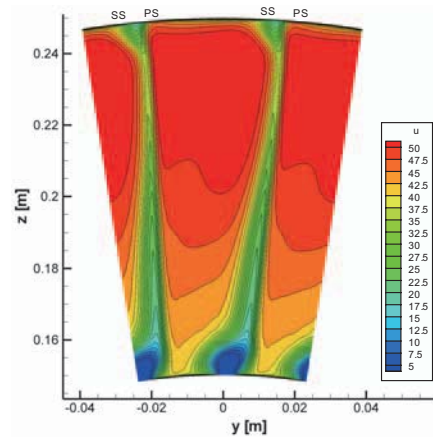
Streamlines of tip leakage flow and relative Mach number distribution at 96% passage height (stall point) (本文Fig. 5 参照)



Span-wise distribution of total pressure loss coefficient (1BL, peak efficiency point) (本文Fig. 6 参照)

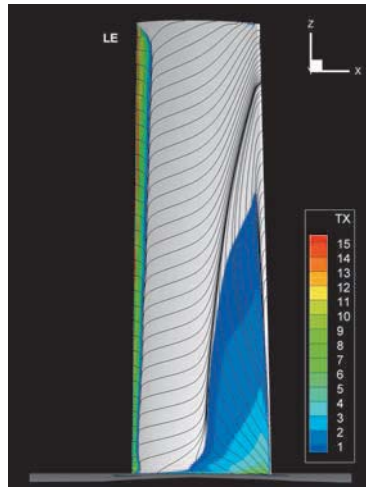


(a) Experiment

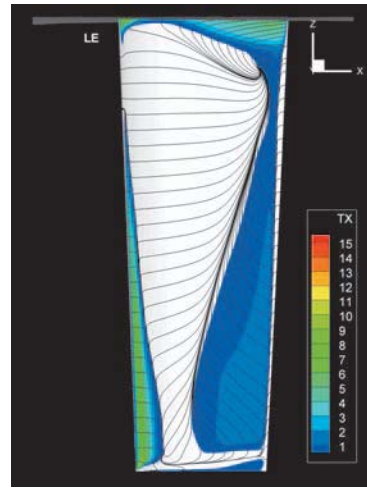


(b) URANS

Axial velocity distribution aft the 1st stator
(single-stage, operating point A) (本文Fig. 9 参照)

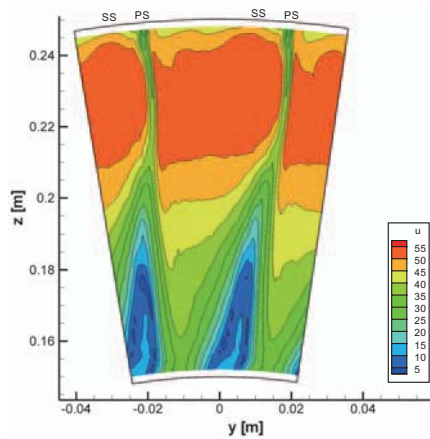


(a) Experiment

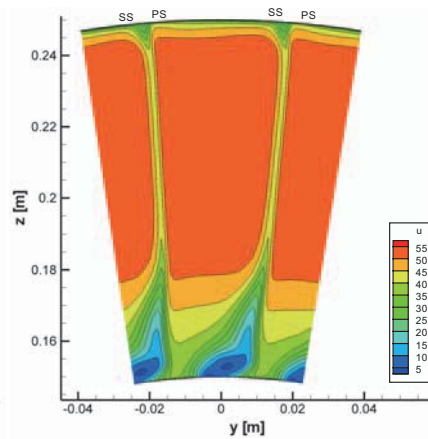


(b) URANS

Limiting streamlines on the suction side of blade surface
(URANS, single-stage, operating point A) (本文Fig. 10 参照)

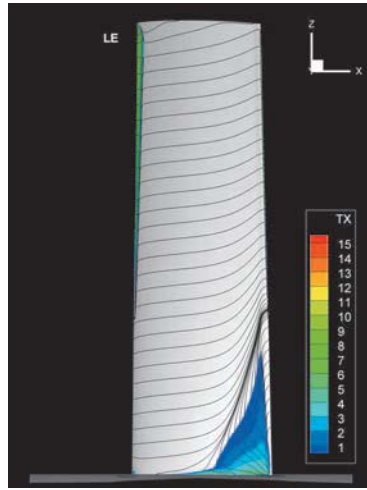


(a) Experiment

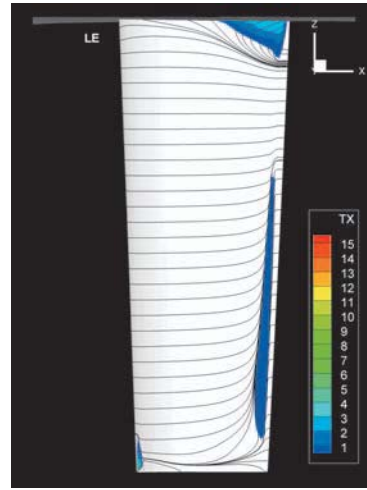


(b) URANS

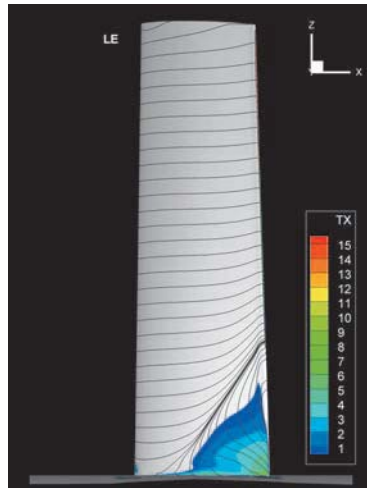
Axial velocity distribution aft the 3rd stator
(three-stage, operating point B) (本文Fig. 12 参照)



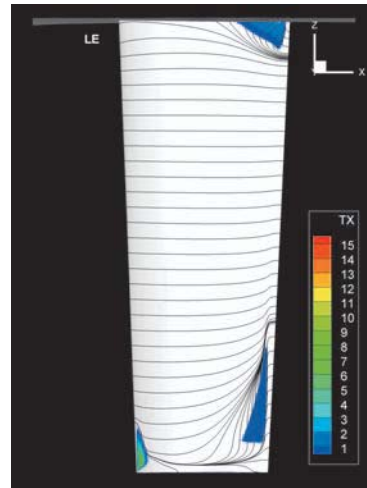
(a) Rotor: 1R



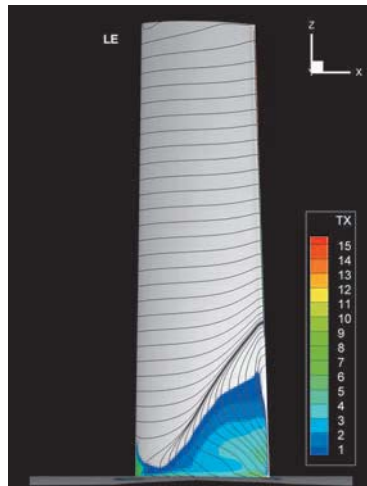
(b) Stator: 1S



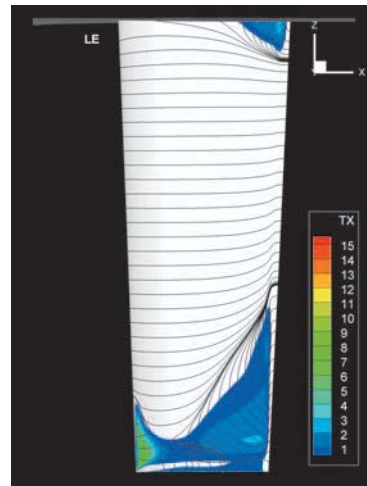
(c) Rotor: 2R



(d) Stator: 2S



(e) Rotor: 3R

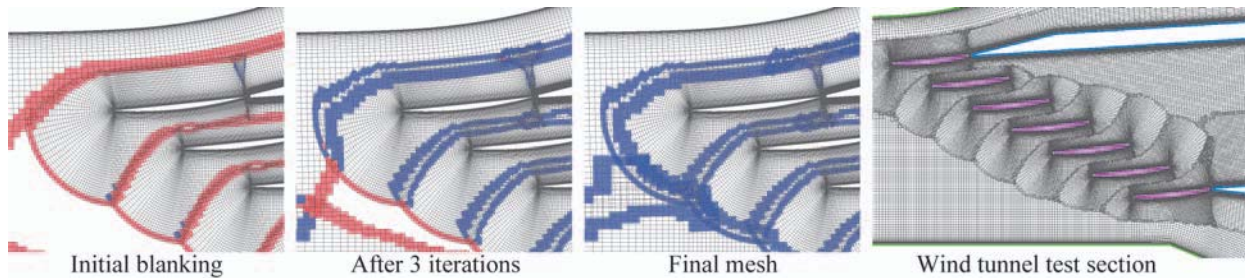


(f) Stator: 3S

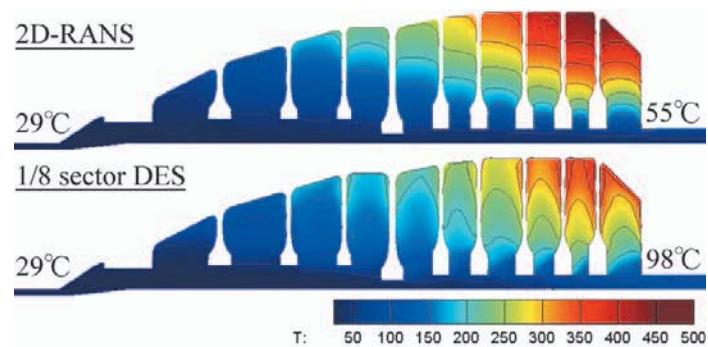
Limiting streamlines on the suction side of blade surface
(URANS, three-stage, operating point B) (本文Fig. 13 参照)

ガスタービン二次空気系の熱・流体・構造過渡応答連成解析に向けた
複雑流路対応型CFDコードの構築（東京大学 立石）

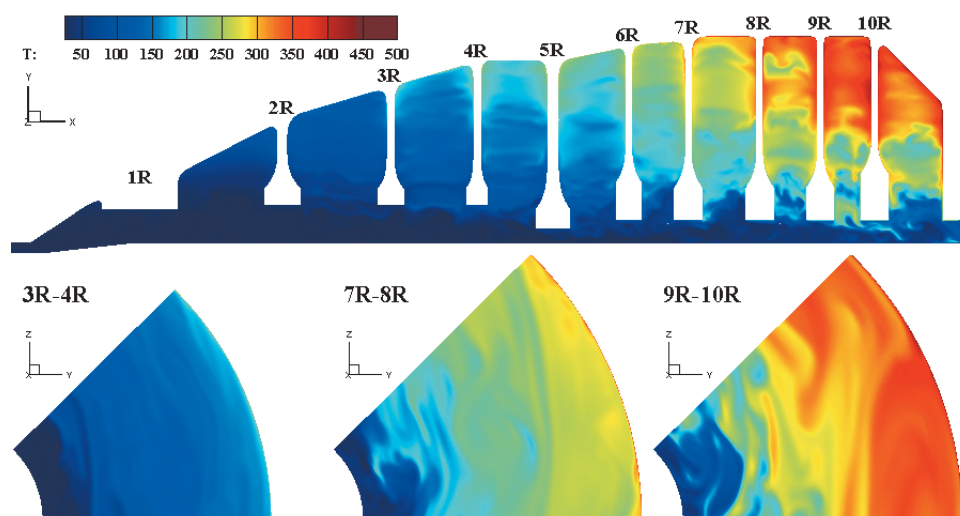
（詳細は本文41頁参照）



Generation of connectivity data by iterative donor search²⁰⁾. Dark cells are on the fringe of the block.
（本文Fig. 8 参照）



Time and circumferential averaged temperature
（本文Fig. 12 参照）

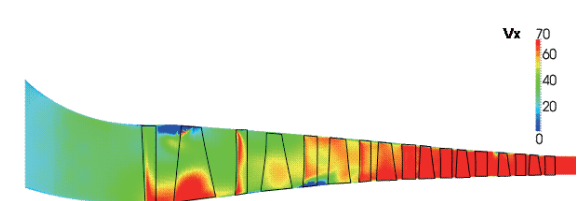


Instantaneous temperature distributions inside the cavity. Upper: meridional cut, lower: axial cut inside the cavities
（本文Fig. 13 参照）

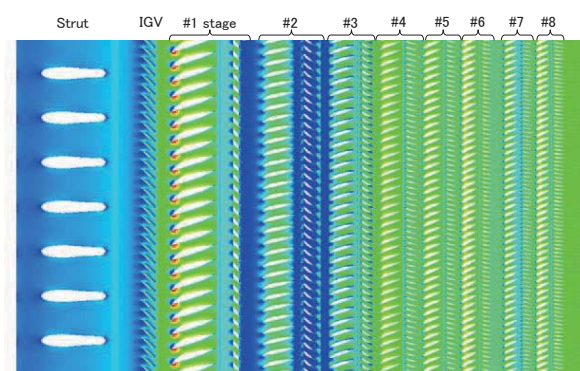
発電用大型ガスタービンにおける急速起動時圧縮機の非定常流れシミュレーション

(三菱日立パワーシステムズ 荒木)

(詳細は本文47頁参照)

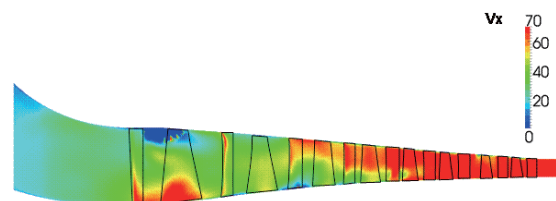


(a) Circumferentially averaged axial flow velocity

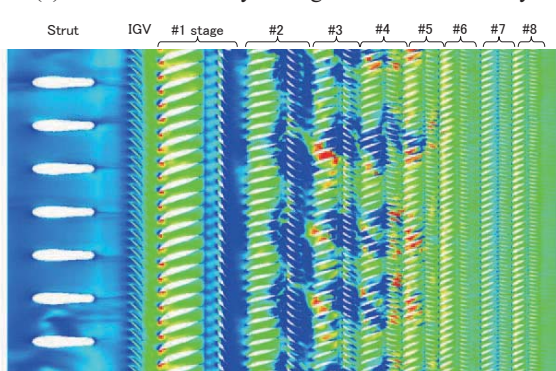


(b) HUB surface axial flow velocity

Axial flow velocity contour in normal start-up & steady analysis condition (本文Fig. 8 参照)

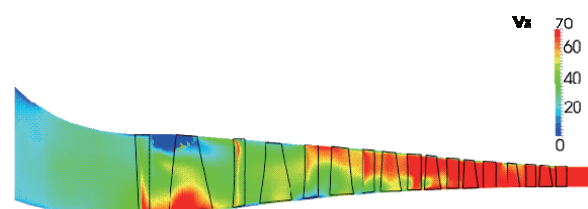


(a) Circumferentially averaged axial flow velocity

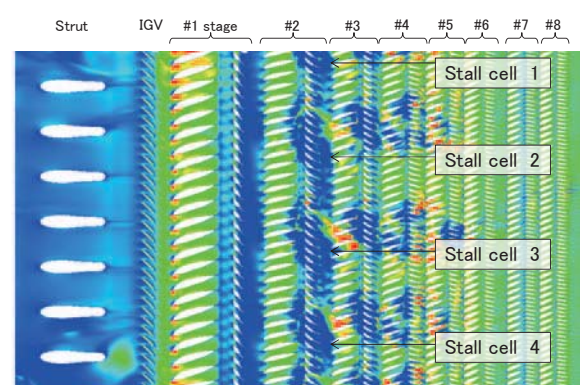


(b) HUB surface axial flow velocity

Axial flow velocity contour in normal start-up & transient analysis condition after 6 revolutions (本文Fig. 9 参照)

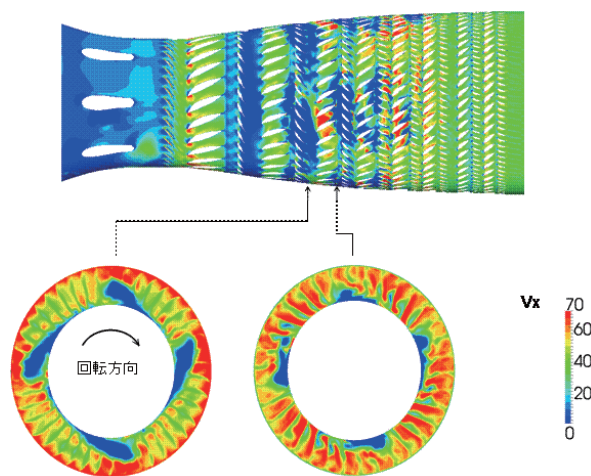


(a) Circumferentially averaged axial flow velocity



(b) HUB surface axial flow velocity

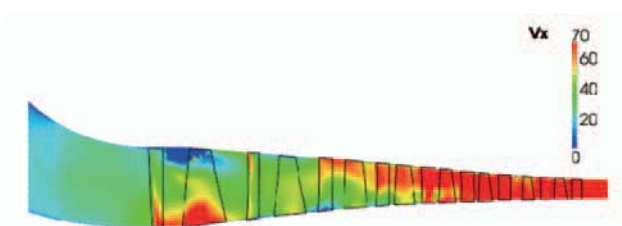
Axial flow velocity contour in normal start-up & transient analysis condition after 10 revolutions (本文Fig. 10 参照)



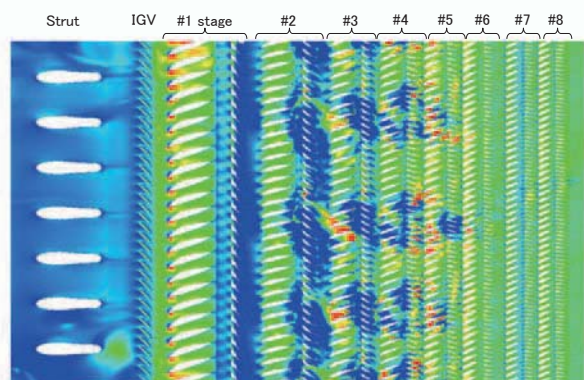
(a) 2nd vane exit

(b) 3rd blade exit

Axial velocity contour at the exit of particular vane and blade (本文Fig. 11 参照)

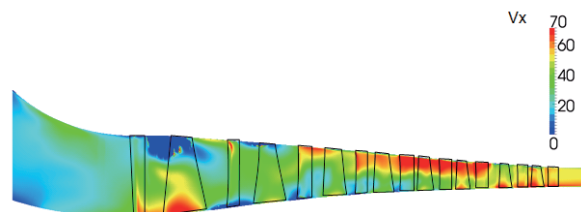


(a) Circumferentially averaged axial flow velocity

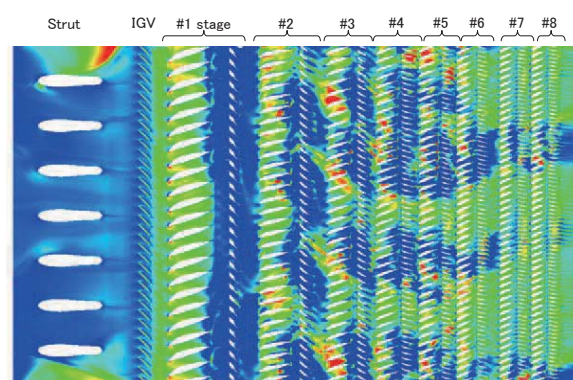


(b) HUB surface axial flow velocity

Axial flow velocity contour in fast start-up & transient analysis condition after 1 revolution (本文Fig. 13 参照)

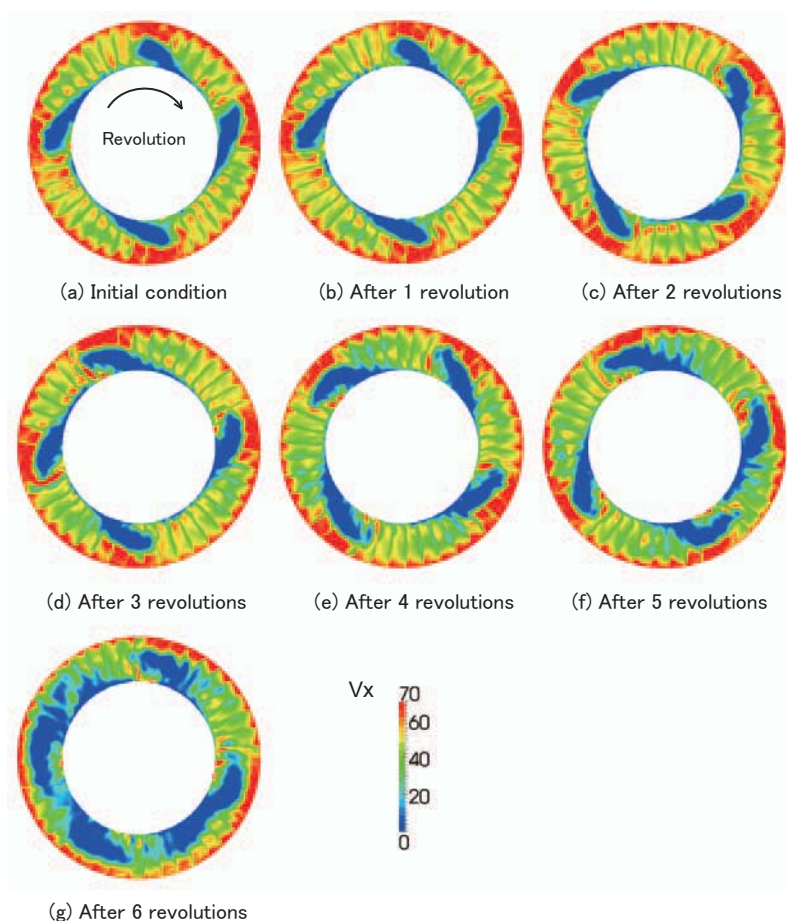


(a) Circumferentially averaged axial flow velocity



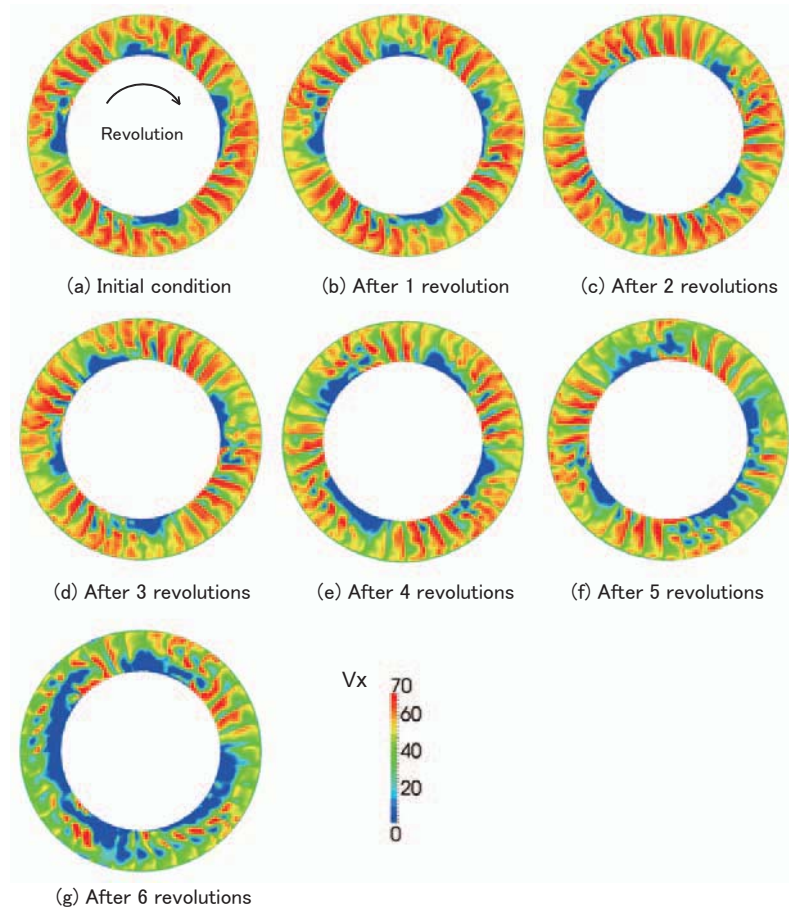
(b) HUB surface axial flow velocity

Axial flow velocity contour in fast start-up & transient analysis condition after 6 revolutions (本文Fig. 14 参照)

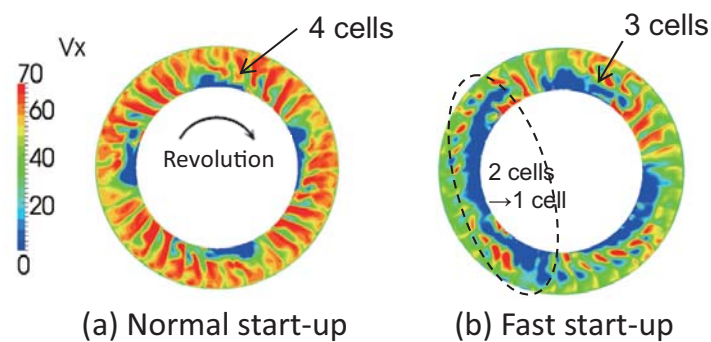


(g) After 6 revolutions

Axial flow velocity contour at the exit of 2nd vane in fast start-up & transient analysis condition (本文Fig. 15 参照)



Axial flow velocity contour at the exit of 3rd blade in fast start-up & transient analysis condition (本文Fig. 16 参照)

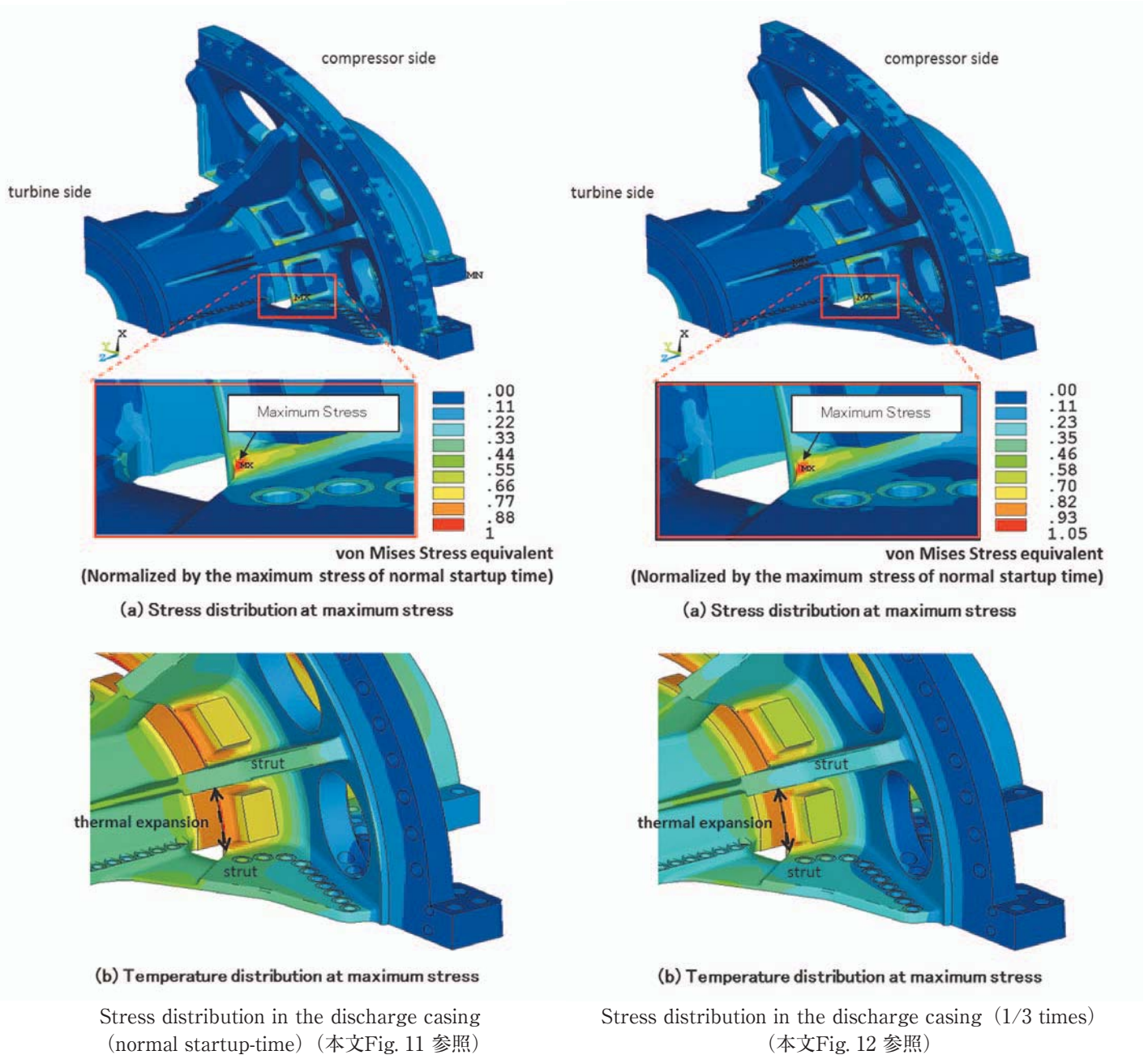


Axial velocity contour comparison between normal start-up and fast start-up at the exit of 2nd vane (本文Fig. 17 参照)

発電用ガスタービンにおける急速起動時の構造過渡応答シミュレーション

(三菱日立パワーシステムズ 荒木・高橋)

(詳細は本文52頁参照)



特集：発電用大型ガスタービンの開発動向

発電用大型ガスタービンの開発動向と定期講演会特集に向けて

Introduction for Special Issue on Development Trend of Heavy Duty Gas Turbine for Power Generation and GTSJ Annual Conference



渡辺 和徳^{*1}

WATANABE Kazunori

地球温暖化防止に向けた世界的な動きは確実に進んでおり、COP21で採択されたパリ協定に対して、米国、中国、EUなどの主要国が批准し、2016年11月4日に発効した。我が国においても、11月8日に批准手続きが完了し、交渉に臨む体制が整った。そのような中、米国においてはトランプ氏が大統領選挙に勝利し、動向が不透明になってきた。オバマ政権が目指していたCO₂排出量削減と石炭火力への環境規制強化の政策、さらには燃料の価格動向など、今後の動きを注視していく必要があるようだ。

火力発電からのCO₂排出量削減のためには、発電設備の高効率化が不可欠である。ガスタービン複合発電(GTCC)の効率は、現状1600℃級最新システムにおいて低位発熱量(LHV)基準で63%程度まで向上しており、GTCCは、他の火力発電方式に比べ、高効率かつクリーンな電源として環境性に対する高い優位性を持つ。さらなる高効率化に向けて、国は発電用大型設備として1700℃級ガスタービンの研究開発を進めており、送電端効率64%以上(LHV基準)の達成を目標としている。

一方で、World Energy Outlook 2016によれば、450シナリオ(地球温暖化を2℃未満に抑える可能性が50%あるケース)においては、2040年の発電量のほぼ60%が再エネ電源によると予測されており、その約半分が太陽光発電と風力発電によるものである。また、長期エネルギー需給見通しで示された我が国における2030年度の電源構成は、太陽光と風力による発電量が9%弱とされているが、設備利用率が低いために膨大な容量の設備が電力系統に連系されることを意味する。このような、再エネ電源が大量に導入された社会において火力発電が担う役割は、定格高効率のベース電源から、再エネ電源出力の不安定性を補完する調整電源にシフトしていくと考えられる。すなわち、ガスタービンの別の特長である機動力をさらに向上させ、かつ効率も優れる調整電源としていく技術開発の方向性が必要となる。この視点は、昨年6月に経済産業省により取りまとめられた「次世代火力

発電に係る技術ロードマップ」に、文言として「負荷追従性の向上など、再生可能エネルギーの拡大に対応する観点からの運用性の向上を合わせて追及する」と盛り込まれている。

さらに、「次世代火力発電に係る技術ロードマップ」には、将来の水素社会を想定した水素燃焼タービンによる発電が明示されている。燃料は化石燃料から水素に変わっていくにしても、ガスタービンは、これからも長期的に必要なとされる発電技術であることは明らかである。

本特集では、現時点で大型GTCCの世界シェアの約90%を占めているGE、シーメンス、MHPSのメーカ3社に、現在各社が進めている開発動向について紹介していただく。最新の開発動向については、毎年1月に開催されているガスタービンセミナーでのアンケート結果を見ても非常に関心の高いテーマとなっており、会員の皆様にとっても興味深い内容であると拝察する。

さて、本号には、毎年秋に開催される定期講演会の特集も組まれている。これは、会員の皆様へのサービス向上を狙った1月号恒例企画であり、今回で4回目となる。昨年の定期講演会は山形県酒田市で開催され、過去最多の参加登録者を集めた、とても盛況な講演会となった。本特集では、全体報告のほかに、先端技術フォーラム「系統安定化対応先進ガスタービンの実現に向けたシミュレーション技術開発の最前線」での発表6件について紹介する。これらは、2014-15年度に採択されたNEDOエネルギー・環境新技術先端プログラム「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」において実施した、数値解析を活用した研究成果である。

数値解析技術は、近年急速な進展を遂げており、研究開発コスト削減の有効な手段となるが、その精度を担保するためには、実験・計測による検証が不可欠であることを忘れてはいけない。ガスタービンの場合、数値解析が高温・高圧・高速場などの過酷な環境下における精緻な物理量を取り扱うほど、検証には高度な実験・計測技術が求められる。数値解析と実験・検証が、ガスタービン技術開発手段の両輪としてともにレベルアップし、我が国のガスタービン技術が向上していくことを期待する。

原稿受付 2016年12月2日

*1 (一財)電力中央研究所 エネルギー技術研究所
〒240-0196 横須賀市長坂2-6-1

特集：発電用大型ガスタービンの開発動向

インダストリアル・インターネット：電力事業のデジタル化ソリューションについて

Industrial Internet : IoT Platform and Digital Solutions for the Power Industry



牟田 泰孝^{*1}
MUTA Yasutaka

キーワード：IoT, インダストリアル・インターネット
IoT, Industrial Internet

1. はじめに

電力市場の自由化、燃料価格の不安定性、CO₂排出削減の要求、再生可能エネルギーの躍進等、電力会社を取り巻く環境は近年大きく変化し続けている。電力会社は常々、消費者に対し安心、安全、安定かつ安価に電力を供給することを求められているが、変化が激しい現在において従来の発電所の運営方法を変えずにこれらの要求に応えるのは非常に困難である。この大きなチャレンジに対しガスタービン業界でもさまざまな取り組みが行われているが、一つの解として今注目を集めているのがデジタル技術を活用した発電事業の革新である。本稿ではGEが取り組む発電事業のデジタル化ソリューションおよびそれを実現するプラットフォームについて、ユーザー事例を交えて紹介する。

2. 電力会社の現状

これまで電力会社の発電設備を制御するオペレーション技術（OT）と情報技術（IT）はそれぞれ独自の進化を遂げてきた。人工知能やビッグデータ分析技術の発達、クラウドサービスの普及、それらを活用した新たなビジネスモデルの開発等、近年のIT技術の発達には目を見張るものがあるが、一方でOTは基本的には従前と変わらぬ姿を維持している。OTの最大の目的は社会インフラの安定的な運用である。従来と同じ方法で安定的な運用を確実に実施できるのであればそれでも良いが、環境がたえず変化し続ける現在においては、単に既存の運用を維持したままではさまざまな要求に応え続けることはできない。電力会社には飛躍的に進化したIT技術を取り入れてOT環境を進化させることが求められている。実際、電力会社の経営陣の93%がビッグデータ分析を3大課題の1つと捉えている。

ではどうすればIT技術を活用したOTの進化を実現することができるか？必ず実現しなければならないこと、それは発電所のデジタル化である。発電所では日々テラバイト規模のデータが生成されているが、今日活用されているデータは全体の2%に満たないと言われている。データによる可視化や詳細な分析が出来ていない為、現在発電所では必要以上に慎重な運転とメンテナンスが行われている。結果、発電所が持っている本来の可能性を活かしきることなく毎年膨大な支出を計上し続けている。発電所のデータを全てデジタル化することができれば、ビッグデータ分析技術に代表されるIT技術を活用して非効率な運用を改善することができる。ガスタービンやその他の発電設備から発生するデータを解析して故障を事前に予測し、必要なときに必要な分だけメンテナンスを行う、あるいは燃料消費や熱効率をリアルタイムに最適化することで部分負荷運転を可能にし、市場の変化や需給予測に柔軟に対応できる発電所を実現する、といったことが可能になる。GEはこのような産業界におけるデジタル化の取り組みを“インダストリアル・インターネット”と称して積極的に推進している。

以降の章では、GEが提供するインダストリアル・インターネットのプラットフォーム、プラットフォーム上で動作するソフトウェア、およびそれらを構成する技術要素について順に紹介していく。

3. Predix

GEが提供するインダストリアル・インターネットを実現する為のプラットフォームがPredixである。（図1）電力業界を始め、さまざまな産業におけるIoTを実現する基盤として急速に成長を遂げている。Predixは大きく2つ、クラウド上でのデータ分析やアプリケーション実行を可能にするPredixクラウドと、発電所内でのデータ収集、エッジ（拠点内）分析、クラウドへのデータ転送を実施するPredixマシンから構成される。Predixクラウド

原稿受付 2016年12月5日

*1 GEパワーサービス
〒107-6112 港区赤坂5-2-20

ドではアプリケーション開発やデータ分析に使えるさまざまな部品（コンポーネント）がマイクロサービスとして提供されている。Predixの開発者用ポータル（www.predix.io）では既に100個以上のマイクロサービスが公開されている。Predixには現在19000人以上の開発者が登録されているが、開発者はこれらの公開されたコンポーネントを活用することで、それぞれの環境に最適な産業向けアプリケーションの作成を手軽に始めることができる。

4. Predixクラウド

PredixクラウドはGEが提供するインダストリアル・インターネット向けに最適化されたクラウドサービス基盤である。ISO27002/01やSSAE16 SOC2等、さまざまな規制要件に対応した安全なクラウドサービスをグローバル規模で展開している。

Predixクラウドは利用者に対し、産業向けアプリケーションを実行する為の環境をPaaS（プラットフォーム・アズ・ア・サービス）としてサービス利用形式で提供する。従来、電力会社が新たなアプリケーションを開発する場合には新たなハードウェアやOS、その他の周辺環境を事前に準備する必要があった。Predixクラウドではハードウェア、ミドルウェア、アプリケーション実行環境、各種ライブラリ、マイクロサービス（後述）等、アプリケーションを開発し実行する為の環境がトータルで提供されている。電力会社の開発者は事前準備することなく、最新テクノロジーを活用したセキュアなプラットフォーム上で速やかにアプリケーションを開発、実行することができる。

クラウドの利点はいくつもあるが、特にインダストリアル・インターネットにおいては小さく始めて大きく育てる「スモールスタート&スケールアウト」という考え方を実現できるという利点は非常に大きい。インダストリアル・インターネットの取り組みは始まったばかりであることからアプリケーション開発は試行錯誤が前提となる。成功したアプリケーションについては対象資産を

増やしたり対象拠点を増やして拡張させていく、一方で成果が上がらないアプリケーションは縮小したり場合によっては撤収する、このような柔軟な対応はクラウドサービスならではの特徴である。一般企業においてクラウドサービスは既に市民権を得ており、IT基盤の主要な選択肢となっている。電力会社および社会インフラにおいても今後クラウドサービスの活用が増えていくものと予想される。実際、72%の電力会社ではクラウドサービスの活用をIT基盤の将来戦略と位置づけている。

5. Predixマシン

従来発電所では、発電所内で得られた全てのデータは原則発電所内で蓄積し、同じく発電所内に設置されているサーバ上のアプリケーションから利用されていた。今後アプリケーション実行環境としてクラウドを利用する場合には発電所内に閉じていたデータを、セキュリティを損なうことなくクラウド上に展開する必要がある。Predixマシンは発電所内の各資産のデータ収集およびPredixクラウドへのセキュアなデータ転送を実現する為のソフトウェアである。

Predixマシンは産業向けアプリケーションにおいて数多くのコア機能を提供する。一つはデータの収集や転送等、クラウドに対するゲートウェイ機能の提供である。発電所とクラウドの通信が不安定な場合でも、ストア&フォワード機能によりデータを一旦発電所内で蓄積、保存し、接続が再確立された時点でクラウドにデータを転送することができる。発電所内にデータを一定期間保存するので、サポート技術者がこのデータに直接アクセスして参照することも可能である。

もう一つの重要な機能はエッジアナリティクス機能である。エッジアナリティクスを利用すれば、取得されるデータに対してリアルタイムに直接アルゴリズムを実行することができる。発電所のデータは膨大でしかも継続的に生成される為、必ずしも全てのデータをクラウドに送信して処理するのが効率的とは限らない。エッジアナリティクス機能を利用すれば、データを前処理し、関

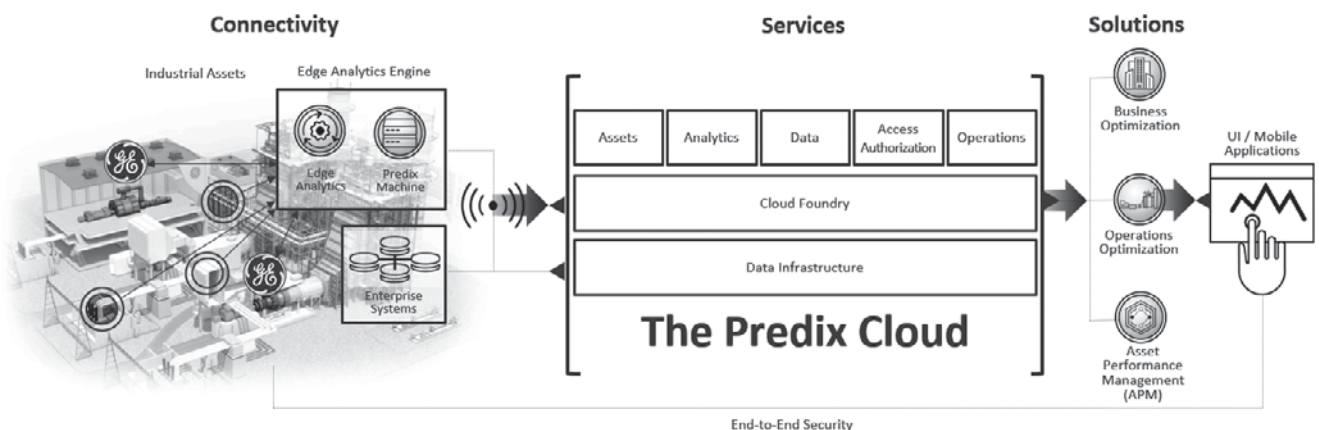


Fig. 1 GE Predix Overview

連性のある情報だけをクラウドに送信することができる。またエッジアナリティクス機能は発電所内においてデータに基づいたリアルタイム自動制御を実現するアドバンスドコントロール機能（後述）にも活用される。

6. Predixサービス

Predixでは産業向けアプリケーションを実装する際に必要となる共通的な機能群をメニュー化し、サービスとして提供している。主なサービスメニューには発電所内の資産情報を管理する為のアセットサービス、各資産から取得されたデータを格納する為のデータサービス、取得したデータを分析する為の分析サービス、アプリケーションレベルのセキュリティ実装を可能にするセキュリティサービス等がある。

これらのサービスは全て「マイクロサービス」というアーキテクチャをベースに実装されている。マイクロサービスアーキテクチャではシステムを複数のサービスの集合体として構成し、各サービスの連携によって一つの目的（アプリケーション）を実現する。マイクロサービスの利点として、一つ一つのサービスが小規模で限られた機能のみを提供する為、将来の機能追加やアップグレード、改修が非常にやりやすいという特徴がある。インダストリアル・インターネットのような変化の激しい環境には非常に適したアーキテクチャと言える。実際、Predix上でGEが提供する産業用アプリケーションであるアセット・パフォーマンス・マネジメント（APM）やオペレーションズ・オプティマイゼーション（OO）もこの考え方に基づいて実装されている。マイクロサービスはGEが提供しているものもあれば、利用者が自らのソフトウェア資産を公開して利用可能にしている場合もある。Predixではこういったソフトウェア資産の公開や課金の仕組みも提供している。産業向けアプリケーションを構成する際に必要となる共通的な機能が多数マイクロサービスとして提供されてることから、Predix上でアプリケーションを開発する開発者は、全ての機能をゼロから実装する必要はない。

ここまでPredixについて紹介してきた。ここからはGEがPredix上で提供する産業用アプリケーションについて紹介する。（図2）

7. アセット・パフォーマンス・マネジメント（APM）

GEがPredixプラットフォーム上で提供する産業向けアプリケーションにアセット・パフォーマンス・マネジメント（以下APM）がある。資産の信頼性（リライアビリティ）および可用性（アベイラビリティ）の向上、定期点検の時期および期間の最適化、メンテナンス作業の最適化等を実現する為のソフトウェアである。

APMの導入は発電所内の各資産からデータを収集し可視化するところから始まる。従来のOT環境でも発電所内の各資産を監視する仕組みはある。APMが異なるのは、発電所内で収集したデータを発電所内で持ち続けるのではなく、セキュアなネットワークを介してPredixクラウド上に展開する部分である。Predixクラウドにデータ持つことで、クラウド上で提供される高度な分析機能を使った発電設備の故障予兆検知、組織をまたがった業務連携や情報共有を実施することができる。各資産から取得されるデータの分析手法はAPMの一部として提供されるが、必要に応じて利用者が自身で開発した新たな分析手法を追加することも可能である。APMが提供する機能には以下のようなものがある。

- ① マシンと設備の正常性 (Machine & Equipment Health)
資産情報（所在、稼働状況、正常性）について完全かつ正確な統一画面を提供、具体的には次のような機能から構成される。
 - コネクティビティ：OEMに関係なく全ての資産（機器／装置）のデータを収集、さまざまな地域に存在する資産の状態を即時に確認することができる。既存のERPやEAMと連携、統合することもできる。
 - データ管理：あらゆる運転データに対して柔軟で拡張性の高いデータ管理を実現する。
 - ダッシュボード：関係者の職種や業務プロセスに応じてカスタマイズされたダッシュボードを提供する。レスポンスデザインを実現するPredixデザインシステムにより実現されている。
 - ユーザアクセス管理：ユーザおよびユーザグループに対する権限付与（アクセス、参照、作成、入力、編集、プロセス実行等）を管理する。
 - モバイルデバイス対応：モバイルデバイス表示への対応。（オプション）



Fig. 2 GE Digital Solutions

② 信頼性管理 (Reliability Management)

問題の発生を予測、正確な診断を行って対処することで資産への悪影響を未然に防ぐことができる。

- ▶ 分析モデル (Smart Signal) : SBM (Similarity Based Modeling, ノンパラメトリック分析モデル) を使用した故障予兆検知モデルを提供する。
- ▶ 分析モデル (Power Analytics) : 発電設備に特化した故障予兆検知アルゴリズムを提供する。
- ▶ イベント／アラート管理 : 検知したイベント／アラートのデータを管理する。(関連データ含む)
- ▶ ケース管理／コラボレーション機能 : アラートやイベントから対応ケースを作成, チームで連携して問題を解決する為の基盤を提供する。対応ワークフローを作成／修正することも可能。
- ▶ ナレッジベース管理 : 過去のアラートや対応ケース, その他の運転情報を集約し, ナレッジベースを形成する。検索やフィルタリング機能も提供する。
- ▶ 分析カタログ管理 : 他の分析モデルやAI, 機械学習等, 今後登場する新たな分析モデルを追加することができる。分析精度の向上や予兆検知タイミングの改善に寄与する。
- ▶ システム・DB間連携機能 : EAM (SAPやMaximo, その他の既存システム) と連携することができる。(参照, 更新, ワークフロー等)

8. オペレーションズ・オプティマイゼーション (OO)

オペレーションズ・オプティマイゼーション (以下オペレーション最適化, OO) とは, 電力会社のさまざまな組織に対し, 主要業績評価指標 (KPI) の達成状況を見える化し, 次のアクション検討をサポートするソリューションである。オペレーション最適化を利用することで電力会社は発電所が持つ真のキャパシティを実現しながら, 更なるコスト削減とダウンタイムの短縮を追及することができる。またオペレーション最適化が目指すものは一つの発電所のキャパシティ拡張だけではない。発電所間のデータを共有することで, 電力会社の経営者がビジネス戦略に応じて, 発電源を問わず, オペレーションに関する優先順位を決定することが可能となる。GTCCだけでなく石炭等の火力発電, バイオマス, 原子力, 風力・水力等の再生可能エネルギーが発電設備に含まれていたとしても, オペレーション最適化はOEMを問わず成果を発揮する。

OO実装に際してはAPMで実装したような個々の資産レベルでの可視化だけでなく, プラント全体での可視化および分析モデルの構築が必要となる。モデル構築には物理的特性モデルとビッグデータ分析の技術が適用される。導入前にはお客様環境で数ヶ月間, モデルを動作させながらベースラインテストおよびチューニングを実施してモデルの精度を向上させている。OOで提供される機能には以下のようなものがある。

① オペレーション評価 (Operations Evaluation)

- ROI (投下資本利益率) 改善を実現する為, 経営層に対して熱効率, オペレーション柔軟性, システム信頼性に関するハイレベルなパフォーマンス指標を提供する。
- ▶ パフォーマンス指標 : フリート全体の運用状況を的確に表示する。経営者は運用モデルやビジネス目標に沿ったプラント運営を実施することができる。
- ▶ ベンチマーク機能 : パフォーマンス, 可用性, 信頼性, ディスパッチ, 排出量, 財務実績に関するベースライン (期待値) の設定および現状との比較ができる。類似発電所との比較も可能。

② プラント最適化 (Plant Optimization)

- 発電量の改善, ヒートレートの削減, 運用マージンの増加に関するKPIを達成する為に必要となる情報および分析を提供する。
- ▶ 「効率性」により, 発電設備全体にわたる生産性増加, 熱効率改善, 運用マージン改善につながる集中的なオペレーションを支援する。
- ▶ 「オペレーション柔軟性」により, 適切な起動, 停止, ランピングを実現する為のプロセス, 構成, 運用設定に関する知見を提供する。起動時の燃料費削減にも寄与する。プラントが全負荷未満で運用されている場合には特に有効な機能。
- ▶ 「システム可用性」により, サイクル効率, アップタイム, 柔軟性, 起動コストを考慮した正確なディスパッチを実現, 運用コストが低い発電所をより頻繁に運用し資産の投資回収率を高める。
- ▶ 「ディスパッチ最適化」により, 起動, ランピング, 運用コストを含むディスパッチターゲットを達成し, マージン目標を満たすのに最適な構成を判別する。

なおオペレーション最適化で可視化できる主要業績評価指標 (KPI) は下記の通りである。

① パフォーマンス

全負荷出力 (予測と実績), 全負荷ヒートレート (予測と実績), 全負荷ISO補正出力, 全負荷ISO補正ヒートレート

② 信頼性

商業的可用性, 設備の強制停止率, 設備の可用性要因, 起動時の信頼性

③ 機能

軽負荷時, ランプ速度, 起動時間, 起動燃料, 地域規制パフォーマンス

④ ディスパッチ最適化

周辺温度に対する予測ヒートレート, 周辺温度に対する予測出力, コスト増加による機能増加分, 燃料消費予測—燃料実績比較

9. アドバンスドコントロール

オペレーション最適化の一部を担うものとしてアドバンスドコントロール機能がある。OOでは発電所で得られたデータをクラウド上で可視化し、発電所のオペレーション柔軟性や熱効率の向上、システム信頼性の強化、発電量の改善、ヒートレートを削減、運用マージンの増加等に関する主要業績評価指標（KPI）の管理を可能にする。ただしこれらは基本的に発電所の運営状況の可視化および推奨アクションの提供であり、発電所内の資産の制御等、実際のアクションはプラント管理者および運転員に委ねられている。

これに対しアドバンスドコントロールは、各資産から取得されたデータを元に、起動時の信頼性向上や部分負荷時の効率性等、特定のシーンに対する制御を自動的に行い、効果的な運用を実施することを実現している。GE製ガスタービンに対するアドバンスドコントロールを提供するソリューションとしてOpFlexがある。（図3）OpFlexの利用者は次のようなメリットを得ることができる。

- ① 起動の俊敏性により、高速で信頼性の高い反復可能な起動を低排出量で行うことができる。
- ② 燃焼の多用途性とターンダウンの改善により、気象条件、燃料、グリッドに変動があっても安定性の高いオペレーションが実現できる。
- ③ 負荷の柔軟性により負荷範囲が拡大され、効率性と即応性が向上する。
- ④ システムの信頼性が強化され、信頼性の高い、費用対効果に優れたオペレーションを実現する。

ここまでGEがPredix上で提供する産業用アプリケーション（APM, OO）およびOOの一部としてのアドバンスドコントロールについて紹介してきた。GEが提供する産業用アプリケーションの強みは、マイクロサービスを活用したアプリケーションの実装およびアプリケーションの随所に提供されている発電事業に対する深い知識と高度な分析機能にある。ここからはGEが提供するアナリティクスについて紹介する。

10. アナリティクス

インダストリアル・インターネットの実現に際しては、各資産から得られる膨大なデータを分析する為の高度な分析手法が欠かせない。そこではITの分野で発達しているビッグデータ分析の手法や人工知能の技術を活用することができる。ただし発電設備における故障の予兆検知やプラント全体の最適化等、産業に特化した分析を実現するには、一般的な手法だけでは不十分である。産業に特化した知見から見出された分析手法を組み合わせることで始めてこの問題を解決することができる。

GEは過去30年以上に渡ってお客様の発電所とリモート回線で接続し、遠隔監視・診断サービスを提供してき

た。現在GEは世界中で30拠点以上の監視・診断センターを運営しており、60カ国に所在する600の発電所、1700機以上のガスタービンを遠隔から監視している。監視・診断センターには毎秒100万ポイント以上のデータが継続的に送信されており、そのデータに対してリアルタイムに分析モデルを実行し故障の予兆を検知している。2015年1年間で故障予兆検知によって回避できた潜在的成本は7000万ドル（1ドル100円換算で70億円）に上ると試算されている。GEは過去20年以上に渡ってガスタービンの故障予兆検知技術を提供しているが、監視・診断センターで取得される大量なデータは故障予兆検知モデルの更なる高度化や新たな分析モデルの構築にも活用される。APMで利用可能な分析モデルは現在250以上に上るが、これらの分析モデルにもこのような知見が活用されている。

11. デジタルツイン

GEが持つ高度な分析技術を示すものの一つとしてデジタルツインがある。（図4）デジタルツインとは物理的特性モデルと人工知能技術、次世代センサー技術を用いて発電所のあらゆる資産の現在の状態をモデル化し、仮想的に再現したものである。このモデルを使うことによって、たとえば試運転の段階においては発電設備の設計限界に関する情報を提供できるほか、GEのデータベースにある何千もの類似資産のデータと照会することで既存の発電所や発電設備の今の性能限界を推測することもできる。

デジタルツインモデルには、物理的特性や熱／機械／電気／化学／流体力学／素材／余寿命／経済／統計等、必要な側面がすべて組み込まれている。これらのモデルでは運用に関係する膨大な数のバリエーション（燃料混合／周辺温度／空気品質／湿度／負荷／気象予測モデル／市場価格）を使って発電所または発電設備が正確に表現される。

デジタルツインの構成に際しては大きく、余寿命管理、異常検知、性能特性解析、および過渡期解析の4つのポイント（目的）に注力している。

余寿命管理デジタルツインでは、プラント内の資産の運用状況、疲労、圧力、酸化、その他の状況を考慮しつつ、それぞれのアセットがどのように経年劣化していくかを予測することができる。これはシステムの信頼性を考慮しつつ、最適なメンテナンスを実現する際にも利用される。

異常検知デジタルツインは物理的特性モデルおよび統計的予兆検知モデルを活用して故障を事前に検知し、計画外停止を最小限に抑える。また余寿命モデルと組み合わせることで資産の寿命延長やより細やかな運用メンテナンスを可能にする。

性能特性解析デジタルツインでは、さまざまなパラメータを考慮しながらプラントの熱効率、発電量、排ガ

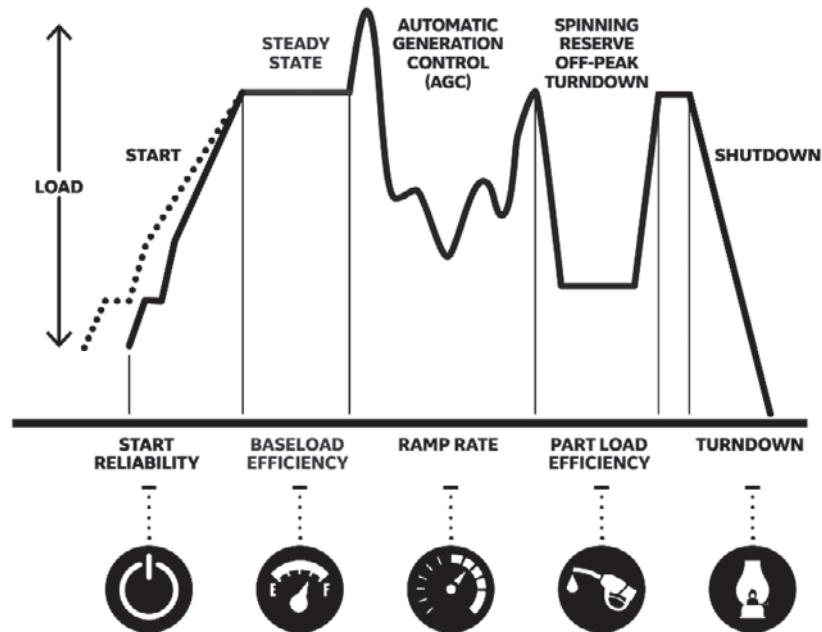


Fig. 3 GE Operational Flexibility

ス予測を実施することができる。このモデルはGEの資産だけでなく、あらゆるメーカーの資産に対して適用することができる。

過渡期解析デジタルツインでは、周辺環境や運転モードの変更に対する発電所の対応能力をシミュレートすると共に、起動、変更速度、部分負荷、規制への対応等に対する洞察を提供する。

デジタルツイン実現の際のコア技術として、物理的特性モデル、人工知能（AI）技術、次世代センサー技術の3つがある。

物理的特性モデルでは、発電設備に関する流量や温度、燃焼、機械特性をモデル化し、発電設備の運用に関してこれまでになかった深い理解と洞察を提供する。

人工知能技術では、パターン認識、学習モデル、非構造化データ分析、マルチモーダルデータ分析、ナレッジネットワーク等の技術を活用している。人工知能を使って各種データの相関関係を考慮しつつモデル分析やパターン認識技術を適用することによって、例えば従来単純な閾値管理で行っていた異常検出に対して、閾値内でのパターン異常や相関関係によって早期に異常の予兆を検出することができるようになる。

次世代センサー技術では、厳しい環境下でも動作可能なセンサを開発している。例えば印刷埋め込み型高温部品クリープセンサーでは、高温部品の不具合の筆頭であるクリープの寿命管理の精度を上げる為に部品表面にひずみ・クリープセンサーを印刷埋め込み法で取り付けて部品個体を固有のバーコードで管理している。運転データと部品固有の修理履歴を合わせることで、部品レベルでの余寿命管理を行うことができる。

ここまでPredixプラットフォームおよびその上で実現す

る産業用アプリケーション、GEが提供する高度な分析能力等について紹介してきた。これらの利点を活用するにはクラウドとの接続が必須となるが、その為にはセキュリティの確保が欠かせない。以降、Predixが提供する高度なセキュリティ機能について紹介する。

12. セキュリティ

Predixは産業向けIoTインフラを前提としたサービスであることから、必要なセキュリティ機能やコンプライアンス対応は標準機能として提供されている。またGEが提供するOT環境セキュリティ対策ソリューションを組み合わせることで更なるセキュリティ強化を図ることもできる。

① Predixクラウド

Predixクラウドで提供される主なセキュリティ機能は下記の通りである。

- セキュアなマルチテナント機能の実装により、各ユーザのビジネス環境およびデータの完全な独立性を担保する。
- インフラ（ハードウェア、OS、仮想OS）ではISO27002/01やSSAE16 SOC2、その他業界のベストプラクティスに準拠した厳格なセキュリティ基準に従って、初期構築から運用まで一貫したセキュリティの強化策が実施されている。
- クラウドネットワーク内の転送データはIPSecおよびSSL/TLSプロトコルを使用して常に暗号化されている。
- 既存認証システムと連携してシングルサインオンを実現することができる。各アプリケーションの操作や資産レベルでの詳細なアクセス権制御も可能。

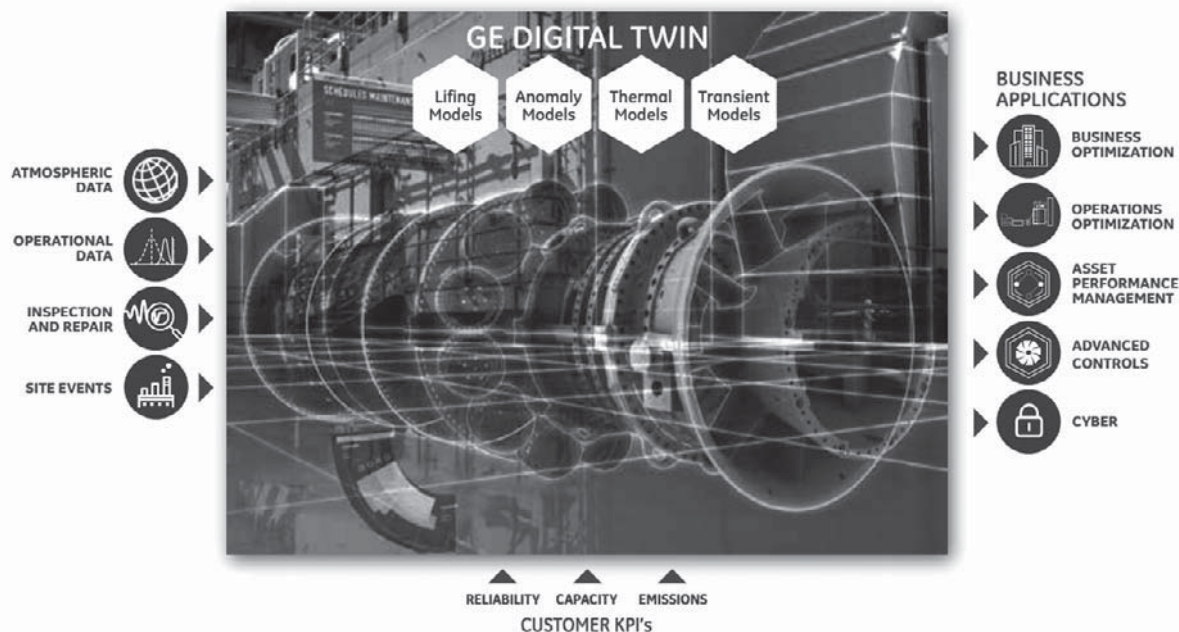


Fig. 4 GE Digital Twin

- ベンダ推奨に従い、変更管理プロセスに基づいた適切なパッチ適用を行っている。
- 不正侵入検知、不正行動監視、コンプライアンス違反の監視等、監視およびログ収集を常時実施している。
- 外部からのペネトレーションテストを定期的実施、セキュリティホールの有無を確認している。

② OT環境セキュリティ対策ソリューション

OT環境セキュリティ対策ソリューションとしてGEではOpShieldという製品を提供している。OpShieldは制御系ネットワークにおいてHMI（ヒューマン・マシン・インターフェイス）からDCS（分散コントロールシステム）への制御系信号を把握し命令の実行可否を制御する。特定の端末から許可された操作のみを実行するように制御することで、外部からの侵入あるいはプラント内でのウイルス感染等のリスクに対処することができる。

以上、GEが提供するインダストリアル・インターネットのプラットフォーム、プラットフォーム上で動作するソフトウェア、およびそれらを構成する技術要素について紹介してきた。ここまで紹介した内容は全て現時点で利用可能なものである。PredixおよびAPMの導入事例を紹介する。

13. 事例

アイルランドのボードガイスイナジー社ホワイトゲート発電所（445MW、GTCC）ではAPMの導入により300以上の分析モデルを活用した故障予兆検知の仕組みを利用できるようになった。結果、効果的な計画停止運用を実現することができるようになり、初年度だけで年

間120万ユーロ相当（1ユーロ＝120円換算で1億4400万円）の潜在的コスト削減効果を確認することができた。

アイルランド政府は2020年の再生可能エネルギーによる発電量目標を全体の40%としている。このような状況下においてGTCCには今後ますます信頼性の高い発電が求められると共に、従来のベースロード運用から部分負荷運用、あるいは負荷追従型運用への変更を視野に準備を進める必要がある。APMを使うことで24時間365日、発電設備の異常に対する予兆検知を実施することができるようになり、発電所のパフォーマンスを一目で確認できるようになった。また、作業ミスによる異常を速やかに把握して修正することができる等、発電所のデジタル化による副次的な効果も確認できている。

14. おわりに

再生可能エネルギーの台頭や燃料価格の変動、電力市場の自由化やグローバル競争の激化等、GTCC発電所には目まぐるしく変化する市場環境に合わせて柔軟に対応することが求められている。従来ベースロードで運用されていた発電所も、近い将来、部分負荷や負荷追従型で運用することを視野に運用方法を最新化して対応していく必要がある。GEのデジタル技術を使えば発電所の資産の可視化から予兆検知、オペレーションの柔軟性向上、発電所全体の最適化、さらにはコーポレートレベルでの発電計画の最適化まで実現することができる。デジタル化の流れを止めることはできない。いち早くデジタル技術を取り入れて自ら変革を始めることが重要である。

参考文献

- (1) Industrial Internet Report for 2015< https://www.accenture.com/t20150523T023646__w__/us-en/_acnmedia/Accenture/Conversion-Assets/DotCom/Documents/Global/PDF/Dualpub_11/Accenture-Industrial-Internet-Insights-Report-2015.pdf> (参照2017年1月10日).
- (2) 押味加奈, 関真, ガスタービンの開発動向～高効率化を目指した技術革新と次世代ガスタービンの方向性～, 電気評論 6月号, Vol. 101, No. 6 (2016), pp. 25-30.
- (3) The Cloud Advantage< <https://www.ge.com/jp/sites/www.ge.com.jp/files/The-Cloud-Advantage-FINAL-JP-151216.pdf>> (参照2017年1月10日).
- (4) Powering the World 2016< https://powergen.gepower.com/content/dam/gepower-pgdp/global/en_US/documents/product/2016-gas-power-systems-products-catalog.pdf> (参照2017年1月10日).
- (5) Predix The Industrial Internet Platform< <https://www.predix.com/sites/default/files/predix-the-industrial-internet-platform.pdf>> (参照2017年1月10日).
- (6) Predix Architecture and Services< <https://www.predix.com/predix-architecture-whitepaper?campaignid=dzone&medium=partner-section-post&campaignname=dzone-developer-acquisition&ref=dzone>> (参照2017年1月10日).
- (7) GE Digital Twin<http://go.digital.ge.com/2016-05-DPP_Digital_Twin-01-Landing-Page.html?scid=7011A000001AMDC&utm_campaign=2016-02-GLOBAL-Inbound_3rd_Party-DG-PG-DPP_PennWell-Child_Tactic&utm_source=PennWell&utm_medium=3rd-Party> (参照2017年1月10日).

特集：発電用大型ガスタービンの開発動向

発電用次世代ガスタービンの開発

Development of the Next Generation Gas Turbines for Power Generation

辻 良史^{*1} 由里 雅則^{*1}

TSUJI Yoshifumi YURI Masanori

キーワード：ガスタービン，原動機，コンバインドサイクル
Gas Turbine, Prime Mover, Combined Cycle

1. はじめに

GTCCの高効率化にはガスタービンの高温化が重要な役割を果たしており，三菱日立パワーシステムズ(株) (MHPS) は，1980年代に1150℃級大容量ガスタービンM701D形を開発後，タービン入口温度1350℃のM501F形，蒸気冷却式燃焼器を採用したタービン入口温度1500℃のM501G形を開発し(図1)，高いプラント熱効率と信頼性及び低公害性を実証してきた。その後2004年から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”に参画して高温・高効率化に必要な最新技術の開発に取り組み，そ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J形ガスタービンを開発した。これまでにM501J形(60Hz市場向け)とM701J形(50Hz市場向け)GTCCの運転実績を着実に積み重ねてきている。

このJ形GTは燃焼器の冷却に蒸気冷却方式を採用しているが，高いタービン入口温度を維持したまま空冷化できれば，GTCCの更なる高効率化と運用性改善が期待できる。本稿では，高温ガスタービンの空冷化を実現する強制空冷システムについてMHPS高砂工場内のガスタービン複合サイクル発電プラント実証設備にてシステム全体の検証試験を実施した結果の概要を紹介する。

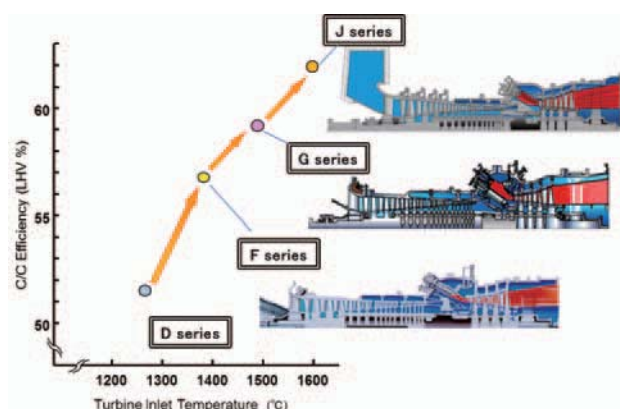


Fig. 1 Developmental trend of large gas turbine models

原稿受付 2016年11月18日

*1 三菱日立パワーシステムズ(株)
タービン開発総括部 ガスタービン開発部
〒676-8686 高砂市荒井町新浜 2-1-1

また次世代ガスタービンの開発のキーとなる要素技術の開発状況について，圧縮機，燃焼器，タービンそれぞれの要素技術について，その概要を紹介する。

2. M501J形ガスタービンの開発と運転実績

M501J形は，豊富な運転実績のあるF形，G形，H形で実証済みの要素技術を集大成し，国家プロジェクトで開発された1700℃級の最先端の技術開発の成果を適用することにより，タービン入口温度1600℃が達成可能となった。タービン入口温度の上昇及び最新の要素技術の採用により，GTCC発電端熱効率は従来機と比べて大きく上昇した。また，CO₂排出量は，従来型石炭焚き火力発電所を天然ガス焚きJ形コンバインドサイクル発電所に置き換えた場合，約6割の削減が可能となる。図2にM501J形の技術的特徴について示す。

M501J形の開発は，基本設計の段階でガスタービン各要素の検証試験を実施し，その結果を詳細設計に反映，最終的に実証発電設備にてガスタービン全体の実機検証というステップを踏んで実施した。

図3にMHPS高砂工場内のガスタービン複合サイクル発電プラント実証設備(通称T地点)の外観を示す。

M501J形初号機に対して，およそ2300点に及ぶ特殊計測を実施し，性能，機械特性，燃焼特性が目標値を満足することを実証した上で，商用機を製作している。これまでに，J形で国内外合計45台を受注して順次出荷し，現在まで累計28万時間以上の運転時間，3,400回以上の

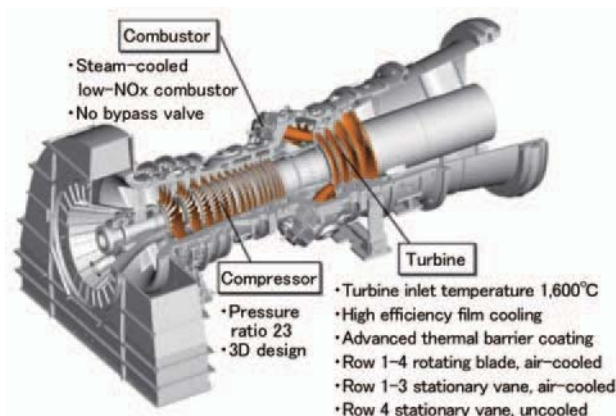


Fig. 2 Characteristic of M501J type GT



Fig. 3 MHPS takasago works T-point demonstration combined cycle power plant

起動回数を達成した。

3. 強制空冷システムの開発

J形GTは燃焼器の冷却に蒸気冷却方式を採用しているが、高いタービン入口温度を維持したまま空冷化できれば、GTCCの更なる高効率化と運用性改善が期待できる。そのため、MHPSは高温ガスタービンの空冷化を実現する次世代GTCCの開発に取り組んでおり、その中核技術である強制空冷システムを開発した。この強制システムを採用すれば、タービン入口温度1650℃級であっても空冷化を実現でき、複合発電効率63%の達成が可能である。2015年に、T地点にてシステム全体の実機検証試験を実施したので、その概要を紹介する。

3.1 強制空冷システム

図4に強制空冷システムの概略図を示す。このシステムは圧縮機出口（燃焼器車室）から抽気した空気を強制冷却空気冷却器にて冷却し、その後、強制冷却空気圧縮機で昇圧して燃焼器の冷却に用いたのち車室に戻す冷却システムとしており、以下の特徴を持つ。

- (1)強制冷却空気冷却器の廃熱をボトムリングサイクルに回収することにより効率のよいシステムとすることが可能
- (2)燃焼器冷却構造を最適化することで蒸気冷却と同等以上の冷却性能にすることが可能
- (3)蒸気冷却に比べ起動時間の短縮が可能

強制空冷システムを採用した次世代GTCCの効率向上には、少ない冷却空気量で効率的に冷却可能な燃焼器を

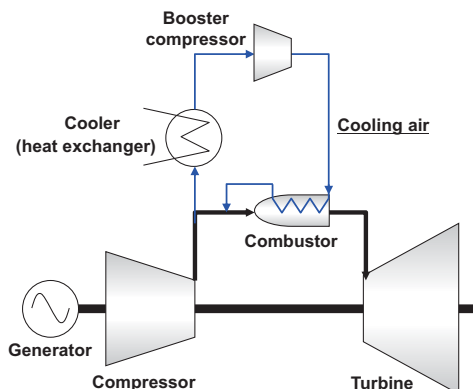


Fig. 4 Forced air cooling system

開発し、強制冷却空気冷却器廃熱及び強制冷却空気圧縮機動力を低減することが重要である。

3.2 強制空冷燃焼器

図5に燃焼筒の冷却構造の概略を示す。冷却構造は、J形が採用している蒸気冷却同様に対流伝熱を利用したMT-FIN構造を採用した。燃焼器の上流側は、燃焼器室内の空気により冷却する構造とし、下流側は、強制冷却空気圧縮機を介する強制冷却空気による冷却とした。強制冷却空気による冷却範囲は下流側のみに限定することにより、強制冷却空気圧縮機を経由する冷却空気量の最小化を図った。また、下流側の冷却方向は、熱負荷の高い燃焼筒出口から供給することで出口部での冷却能力を確保しつつ、効率よく冷却する設計とした。上流側は、音響ライナを設置し燃焼振動の抑制を図っているが、MT-FINを通じて燃焼筒を対流冷却した空気を音響ライナ孔からパージする設計とした。この強制空冷燃焼器は、後述する強制空冷システム全体の検証に先立ち、高圧燃焼試験設備にて冷却性能及び燃焼性に問題ないことを確認している。

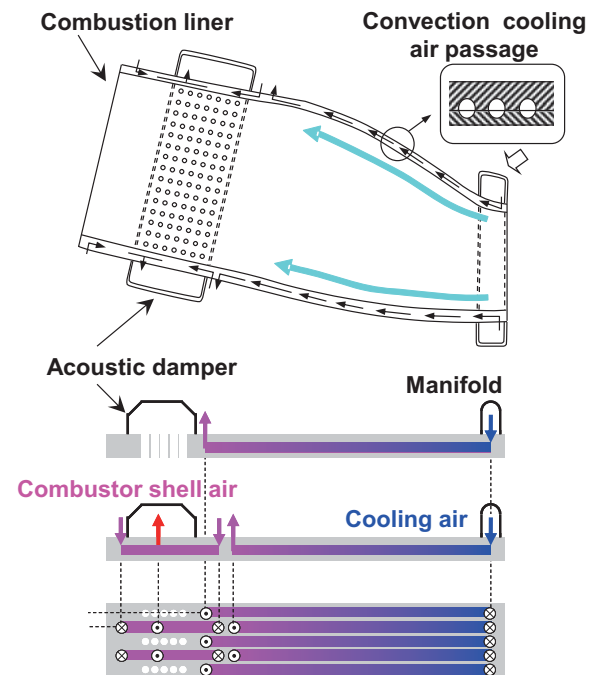


Fig. 5 Combustion liner of forced air cooled combustor

3.3 強制空冷システム実機検証

図6、7にT地点における強制空冷システム検証設備全景及び系統概略を示す。強制空冷システムでは強制冷却空気冷却器の廃熱をボトムリングサイクルにて回収するが、T地点検証では既存のボトムリングシステムを流用するため、強制冷却空気冷却器としてラジエータ式の冷却器を追設した。

この検証設備にて、強制空冷システムの運用性、すなわち起動停止、負荷変化、負荷遮断、トリップといった

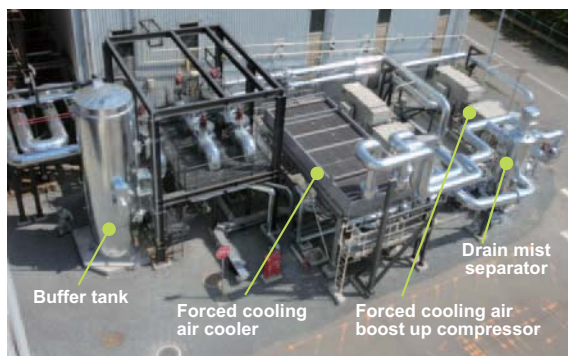


Fig. 6 Appearance of forced air cooling system verification test facility

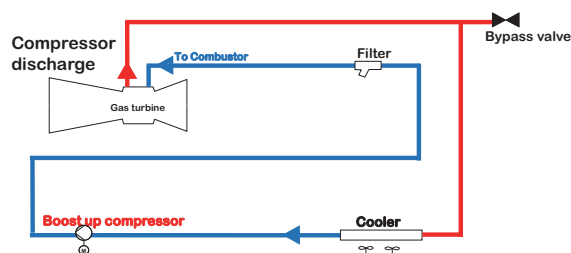


Fig. 7 Schematic diagram of forced air cooling system verification test facility

過渡的な変化に対する追従性を検証し、すべて問題ないことを確認した。図8に一例としてガスタービントリップ試験時の強制冷却空気圧縮機運転点挙動を示す。ガスタービン100%負荷からのトリップにおいて、強制冷却空気圧縮機がサージに入ることなく、安全に停止できることを確認した。

また、強制空冷燃焼器のメタル温度を計測し、実機における冷却性能確認試験を実施した。図9に冷却空気量変化時の燃焼器メタル温度挙動を示す。冷却空気量の低下に伴いメタル温度は上昇するが、当初計画の冷却空気量を下回っても、許容値より十分低く、冷却性能に問題ないことを確認した。また、上述の各種過渡変化試験においても同様に問題ないことを確認した。その他、燃焼振動特性、排ガスエミッションも特に問題なく、安定運用可能であることを確認した。

この強制空冷システムでは、燃焼器への冷却空気導入

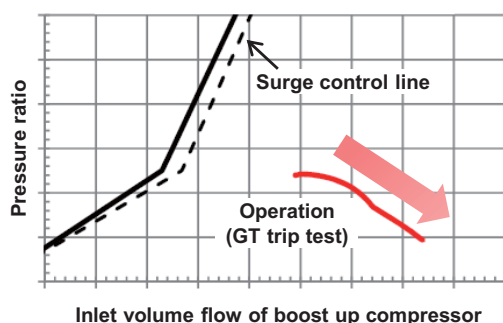


Fig. 8 Trend of forced cooling air compressor operating point after GT trip

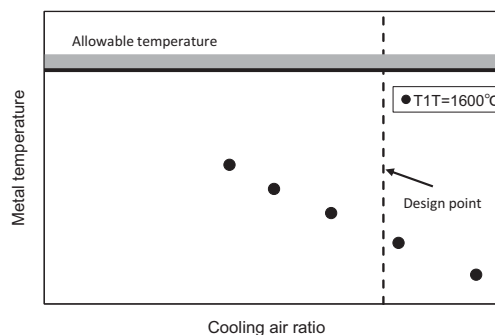


Fig. 9 Combustion liner metal temperature

系統が直接供給（翼環バイパス）とタービンクリアランス低減のためタービン翼環を通気した後供給する（翼環冷却）2系統あり、負荷運転中でも切換弁（三方弁）にて切り替え可能である。図10に負荷運転時の三方弁切り替えによるクリアランス挙動を示す。本システムにより負荷運転時のクリアランスコントロールが可能となることから、急激な負荷変化時のクリアランス減少にも対応可能であり、従来以上の運用性向上が期待できる。

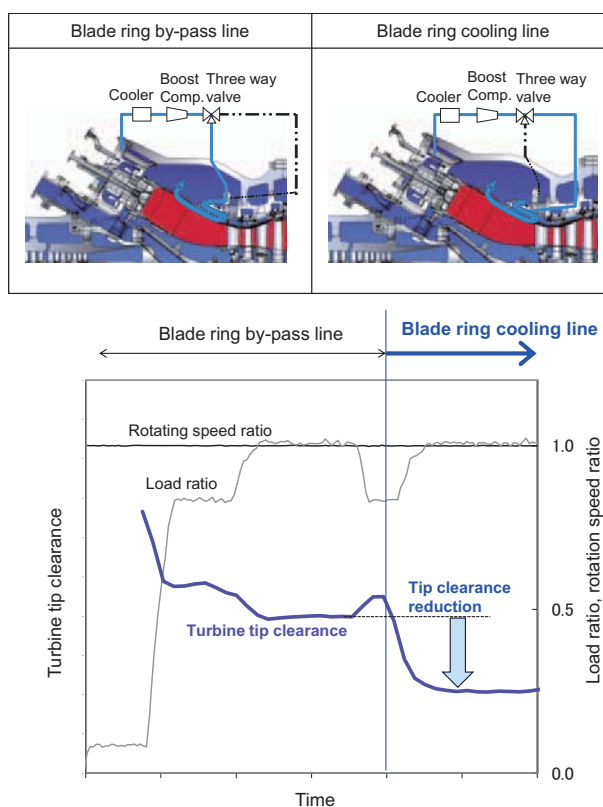


Fig. 10 Turbine tip clearance trend by three-way valve switching

4. 次世代GTCCに向けた要素技術開発

上述の通り、強制空冷システムは運用に問題ないことが実機検証により確認できた。今後、この強制空冷システムを中核とした1650℃級次世代GTCCの開発を進める上で、高性能・高信頼性を確保するためには、各要素での更なる技術開発が必要不可欠となる。特に次世代

GTCCのキー技術となる、高圧力比圧縮機、高負荷燃焼器、タービン伝熱、遮熱コーティング (TBC)、タービン空力に関する技術開発の最新の状況とこれまでに得られた成果を紹介する。

4.1 境界層制御高性能圧縮機の開発

1700℃級ガスタービン圧縮機では、タービン入口温度の上昇に伴うサイクル効率最適化のため、高圧力比化が必要となる。この高圧力比化を従来機並みの段数、軸長で実現するためには圧縮機翼列の高負荷化が必要となり、境界層の発達による損失の増加、サージマージンの低下、起動安定性の低下に繋がる懸念がある。従って、高圧力比化と高性能・高信頼性を両立するため、細部までを模擬した全段の数値流動解析による三次元翼形状の最適化や運用方法の最適化を検討後、スケールモデル圧縮機による検証により改善効果を確認する必要がある。

従来の検証試験は3段又は4段の圧縮機にて実施していたが、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の検証のため、前方8段を模擬したスケールモデル圧縮機を製作した。(図11)。本試験設備は可変静翼機構や抽気室を有しており、性能改善効果の確認に加え、起動時の巡回失速等の不安定現象の抑制検証も実施する計画である。



Fig.11 Schematic of the front 8 stages compressor test rig

4.2 燃焼器の非定常性評価技術

サイクル効率の向上のためにはタービン入口温度の上昇が有効な手法の一つであるが、NO_x排出量増加という背反事象が存在する。低NO_x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、予混合ガスの希薄化、均一化による低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、実燃焼器の燃焼振動評価技術として、非接触光学計測手法の一つであるOH-PLIF法 (OH平面レーザ誘起蛍光法) による火炎可視化とそれを用いた評価手法の技術開発を進めている。実機スケールの燃焼器を用いた大気圧燃焼試験にて火炎の可視化計測を実施し、同時に計測した圧力変動の位相

に対する火炎変動を評価した。図12に装置概略を、図13に計測により得られた火炎画像を示す。図中に示した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しており、赤色の領域は燃焼振動を駆動する領域に対応する。本結果により、燃焼振動が大きな条件で燃焼振動を駆動する不安定燃焼領域を特定することができた。本評価技術を活用し、燃焼振動の発生原因の解明を進めている。

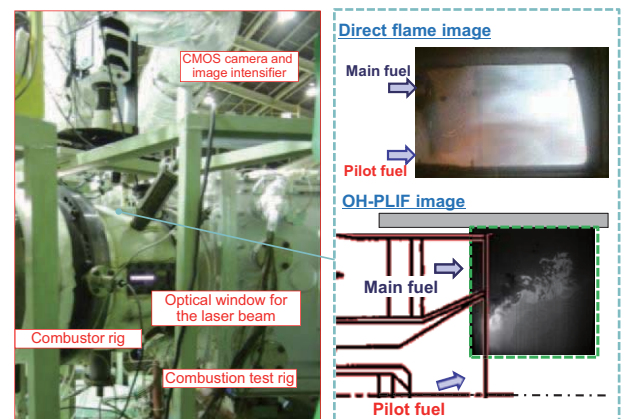


Fig.12 Experimental rig set up and examples of the measured images

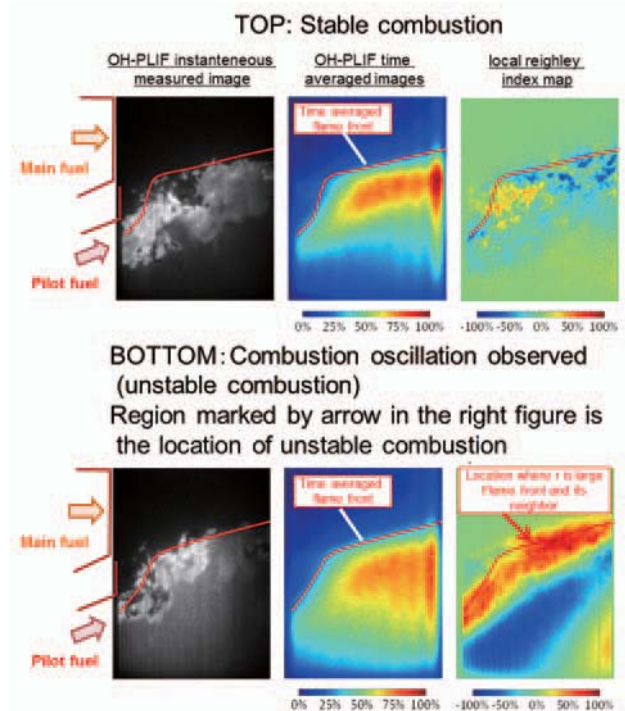


Fig.13 Flame in actual combustor measured by laser optics

4.3 タービン熱伝達率計測の最新手法

タービン翼の冷却設計には、熱伝達率の正確な面分布データが必要である。従来は、薄膜ヒーターと熱電対を用いて熱伝達率を計測 (定常法) してきた。定常法は、点計測、高コストである他、計測準備に長い期間を要するというデメリットがあった。

そこで、主流加熱ヒーターと赤外線カメラを組み合わせることで、熱伝達率の面分布を、低コスト、短い準備期間で計測できる技術（非定常法）を開発した。非定常法では、主流をステップ的に加熱し、加熱に伴う供試体部の表面温度変化を赤外線カメラで計測することで、熱伝達率の面分布を取得できる（図14）。

図15に、定常法と非定常法による熱伝達率計測結果の比較を示す。定常法と比較して同等の計測結果が得られており、非定常法の有効性が確認できた。本計測技術を用いた熱伝達率の面分布取得により、局所的な熱負荷に応じた冷却設計が可能となり、冷却空気削減による性能向上に貢献する。

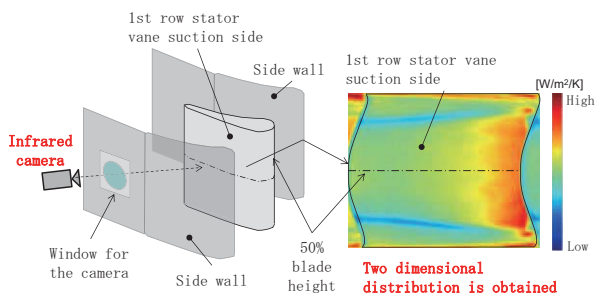


Fig.14 Heat transfer coefficient measured by unsteady method (turbine stator vane suction side)

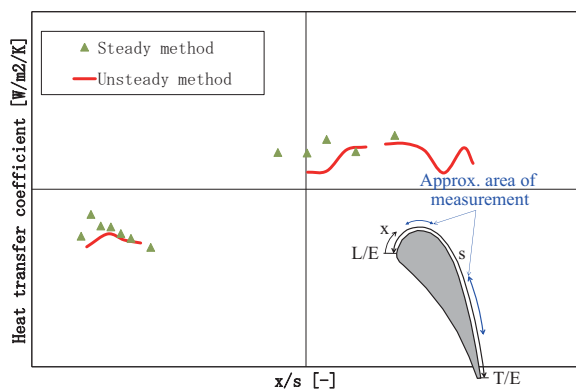


Fig.15 Comparison of heat transfer coefficient measured by steady and unsteady method (turbine stator vane suction side, 50% blade height)

4.4 先進遮熱コーティングの開発

先進遮熱コーティング（TBC：Thermal Barrier Coating）では、社内で開発した電子構造に基づく材料計算システムを適用することにより、従来の試行錯誤的な開発手法と異なり、理論的・解析的に、低熱伝導で、高温安定性に優れる候補材を探索・選定した。抽出したセラミック材料は、溶射粉末の製造技術を開発の上、溶射施工技術の開発を実施した。溶射中の粒子の速度分布や温度分布はTBCのマイクロ組織に影響を及ぼすことから、これらを計測し、遮熱効果、耐久性に加え、高温エロージョン特性の評価試験装置を開発・活用し、これら各種特性のバランスのとれた先進TBC用の成膜条件を

選定した（図16）。さらに、ロボットシミュレーションを活用することで、複雑形状である実翼形状でも、均質で、かつ良好な膜厚分布となる溶射施工プログラムを開発した。

このように開発された先進TBCは、前述の実証発電設備（T地点）において10000時間を超える長期運転を実施し、良好な遮熱性と信頼性を有することが確認された。

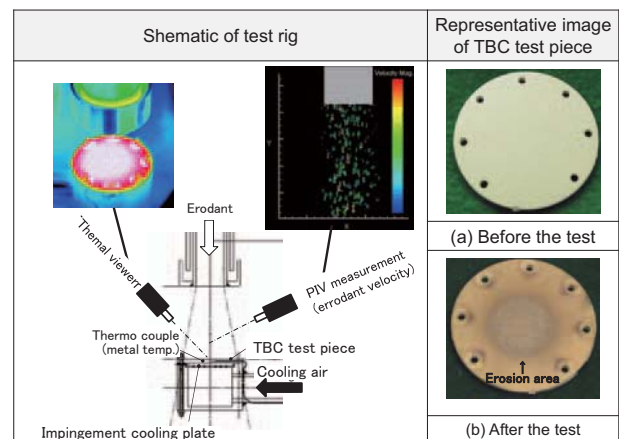


Fig.16 High temperature erosion test set up for TBC

4.5 排気ディフューザの性能向上

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、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での圧力比（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、排気ディフューザ部は減速流れであるため流れの剥離等が生じやすく、高性能なディフューザの形状設計のためには、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。そこで当社では、先進の大規模流動解析（図17）を排気ディフューザの流路形状設計に適用し、タービン・ディフューザの内部流動を分析することでタービン最終段とディフューザを一体で最適化することができた。

これにより、排気ディフューザ内部流れの剥離を抑制しつつ、従来以上の排気流速低減（静圧回復）を可能とし、大幅な性能向上を実現した。本技術は、ディフューザ試験（図18）の詳細な流動計測により有効性を確認し、J形ガスタービンのタービン翼及び排気ディフューザの設計に適用している。

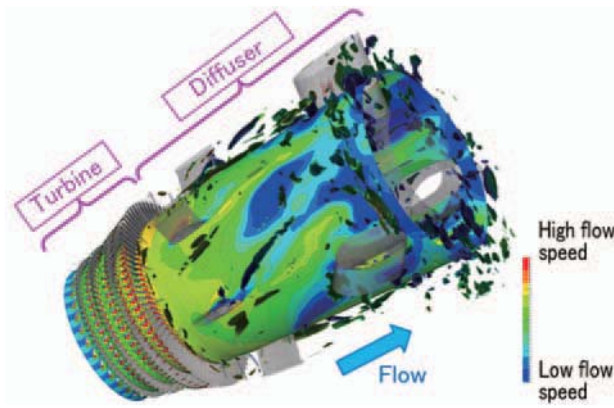


Fig.17 Large simulation of internal flow in the exhaust diffuser

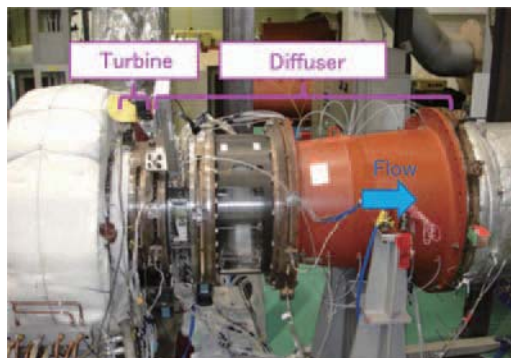


Fig.18 Exhaust diffuser test set up

4.6 ガスタービン実証設備

新たに開発するGTCCの実証試験運転を行うには、ガスタービン本体だけでなく、既存の発電機、主変圧器、HRSGなどの主要機器も次世代機の仕様に合うよう更新する必要があるため、既設の実証設備を廃止し、新たな実証設備として更新する予定である。図19に新実証設備の完成予想図を示す。現在、2020年の実証開始を目標に開発を進めており、これまでのG形、J形同様、新たな実証設備にて着実に検証を行っていく予定である。



Fig.19 Rendering of next generation GTCC verification test facility

5. まとめ

GTCCの高効率化にはガスタービンの高温化が重要な役割を果たしており、MHPSはこれまで着実に高温化技術を積み上げてきた。2004年から参画した国家プロジェクト“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J形ガスタービンを開発、その運転実績を着実に積み重ねてきている。

GTCCの更なる高効率化と運用性改善のため、高温ガスタービンの空冷化を実現する強制空冷システムを開発した。この強制空冷システムの実機検証をMHPS高砂工場内の実機検証設備にて実施し、運用に問題ないことを確認した。

今後、この強制空冷システムの中核とした1650℃級次世代GTCCの開発を進める上で、高性能・高信頼性を確保するために必要なキー技術の開発・検証を実施しており、高負荷圧縮機の検証試験、燃焼器内の可視化、タービン伝熱の非定常計測技術の開発、先進TBCの開発・検証、タービン空力の数値解析およびリグ試験などを実施している。

これらの要素技術を適用した次世代ガスタービンを2020年の実証開始に向けて開発し、GTCCのさらなる高性能化・低環境負荷化の実現を目指していく。

参考文献

- (1) 羽田哲, 高田和正, 岩崎好史, 由里雅則, 正田淳一郎, 発電用高効率ガスタービンとその運転実績, 三菱重工技報Vol. 52, No. 2 (2015), pp. 2-9.
- (2) 辻良史ほか, 1600℃級J形ガスタービンの開発について, 第43回日本ガスタービン学会定期講演会(米子)(2015).
- (3) 羽田哲ほか, 次世代ガスタービンコンバインドサイクル発電設備の開発, 第43回日本ガスタービン学会定期講演会(米子)(2015).
- (4) 木村勇一朗ほか, ガスタービン燃焼器内の火炎変動可視化技術の開発, ガスタービン定期講演会講演論文集(41), (2013), pp. 313-318.
- (5) Satoshi Mizukami et al., Practical Use of the Heat Transfer Coefficient Measurement Technique Using a Heater Mesh and the Infrared Camera, ACGT (2014-098), pp. 1-4.
- (6) 三戸良介ほか, 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, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 43, No. 6 (2015), pp. 428-433.

特集：発電用大型ガスタービンの開発動向

シーメンス大型ガスタービンの開発動向について

The Development of Siemens Large Scale Gas Turbines



大築 康彦^{*1}
OTSUKI Yasuhiko

キーワード：ガスタービン，要素開発，実機検証，
Gas Turbine, Element Development, validation at full scale

1. はじめに

シーメンスは幅広いラインアップを持つガスタービンメーカーであり，図1の通り，出力は5 MWから425MWクラスまで，産業用，航空機転用含めて取り揃えており，世界全体に累計約7,000台ものガスタービンを出荷している。日本でもSGT-4000F/2000Eの事業用を始め，産業用ガスタービン含めて合計70台近くの台数を納入している。

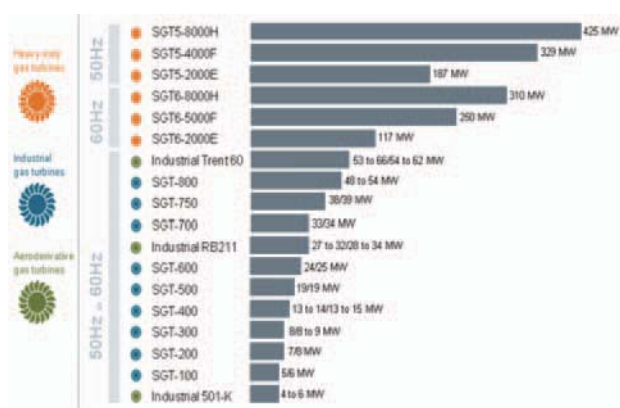


Fig. 1 Siemens Gas Turbine Line-up

この中で事業用のガスタービンとして，SGT-2000E/4000F/5000F/8000Hと称した機種を取り揃えており，図2の通り，1990年代初頭に開発した2000Eと称した型式の機種から順に，確実に効率向上のステップを踏んでいる。現時点ではSGT-8000Hシリーズが最大容量/最高効率クラスのマシンとして，80台の受注を得ており，そのうち28台が営業運転に供してきて，2016年1月に運開したドイツのラウスバルト発電所では，送電端効率が61.5%に達している。

本稿では，このSGT-8000Hの主要な技術開発要素を



Fig. 2 Major milestones in new technology introduction

説明するとともに，今後の技術開発の方向性を報告するものである。

SGT-8000Hでは，顧客要望である高効率，低コスト，シンプル，高柔軟性を実現するために，ガスタービン外部に冷却器を必要としない完全空冷式のガスタービン開発を，シーメンス及びウェスティングハウスのガスタービン技術の優位点を融合させて，開発を行った^{(1),(2),(3)}。この様な新型のガスタービンを開発する際に，シーメンスでは，図3にあるようなPDP (Product Development Plan) と称した設計プロセスに基づき，進めていく⁽⁴⁾。

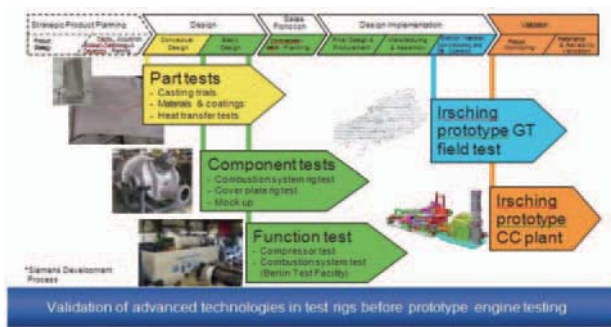
このプロセスでは，まず部品単位で材料学的な高温強度，冷却性能などの基本要素を確認する。その後，圧縮機・タービンといった構成要素単位で実機条件にて相似モデル，若しくは原寸モデルでの検証を実施する。さらに最終的にガスタービン全体をオフグリッドで全負荷試験を行うと言うようなStep By Stepの開発を行うものである。このPDPにて開発したSGT-8000Hは，運開後大きな不具合もなく順調に運転実績を積み重ねており，この開発プロセスが十分に実証されたものと考えている。次章以降に，各モジュールにおける要素開発の一部を紹介する。

2. 圧縮機⁽⁵⁾

圧縮機の開発では，極力少ない段落数で高効率・高圧

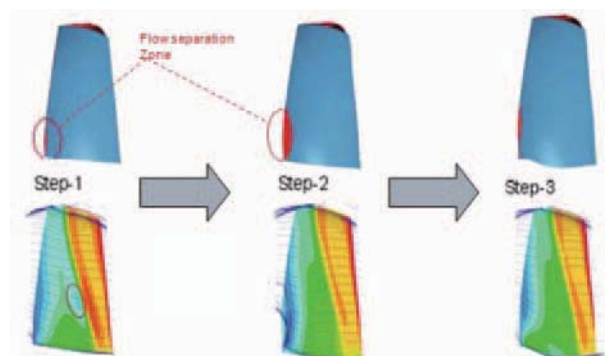
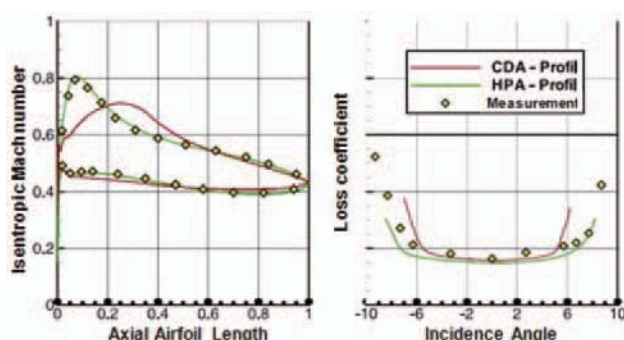
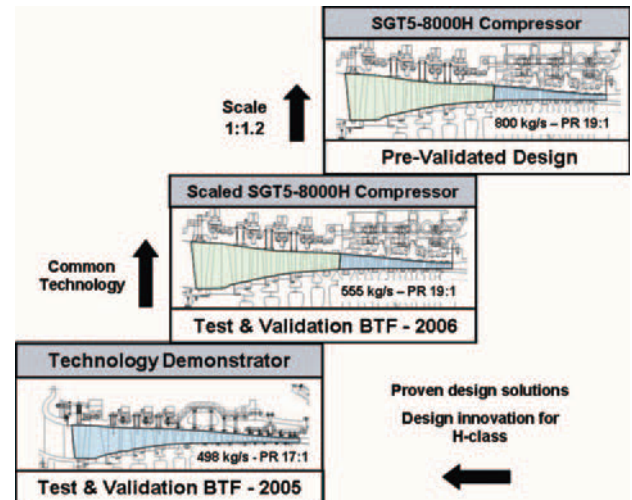
原稿受付 2016年11月21日

*1 シーメンス(株) パワー & ガス事業部
〒141-8644 品川区大崎1-11-1

Fig. 3 Validation approach within PDP⁽⁴⁾

縮比が実現できるように、最新設計技術を導入した。前段落側の遷音速翼では、図4にある通り、エンドウォールも含めた3次元設計を適用し、後段落側の亜音速翼では、従来用いられているCDA (Controlled Diffusion Airfoil) 翼ではなくHPA (High Pressure Airfoil) 翼型設計を適用している^{(6),(7)}。HPA翼設計を用いると高レイノルズ数下において幅広い運用範囲で標準的なCDA設計よりも最適化することが可能であり、図5の通り、CDA翼より高圧力比、高効率が実現できているのが分かる。前後段落翼からの干渉については翼の機械的な強度確認は、実験による計測と数値計算で確認した後、スケールモデルの圧縮機試験を行っている。

この様な翼設計と平行して、図6にある通り、複数回のモデル試験・検証を行いながら、最終的な圧縮機設計を行った。最初に技術検証用として60Hz向けの圧縮機

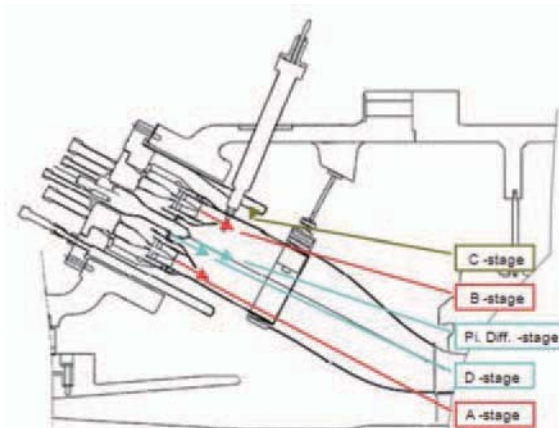
Fig. 4 Aero design optimization steps of a transonic airfoil by applying 3D end wall design features⁽⁵⁾.Fig. 5 Comparison of HPA vs. CDA airfoil design⁽⁵⁾Fig. 6 Evolutionary design innovation for the compressor of the Siemens H-class⁽⁵⁾.

を製作した。この圧縮機にて最新技術の検証を行った。この検証が無事完了後、この圧縮機段落を後段落側に用い、前段落側にSGT5-8000Hとして適切な圧力比となるような修正を行い、再度試験を行なった上で、最終的に空気流量を合わせるべくスケールアップを図り、実モデルの圧縮機を開発した。各ステップでの圧縮機モデル試験では、起動時の旋回失速における圧力脈動計測、運転マージンを確認するためのサージ試験、材料強度を確認するための歪ゲージによる計測など、約800点の計測を行い、弊社のベルリン工場の試験設備 (Berlin Test Facility : BTF) にて行った。

3. 燃焼器⁽⁸⁾

シーメンスのSGT-8000H向け燃焼器は、図7の様な構造をした5ステージの燃料ノズルを持ち、パイロット拡散燃料ノズルから順次予混合ノズルへ切り替えていくことにより、15%O₂換算にて25ppmを実現しているDLE燃焼器である。

この燃焼器は既存の実績あるSGT6-5000Fの燃焼器をベースに開発されており、第一段階として、様々な形の

Fig. 7 Simplified Siemens H-class burner and basket model with location of fuel stages⁽⁸⁾

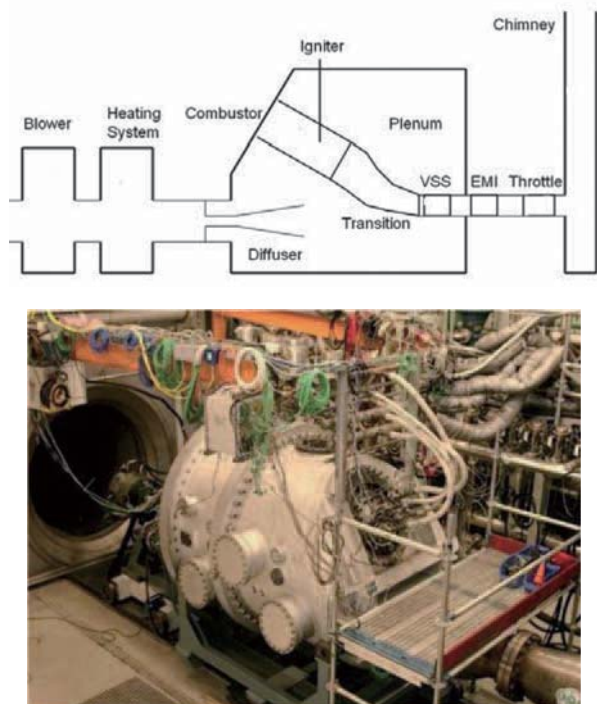


Fig. 8 Siemens high pressure test rig (HP rig) for testing the ULN system for SGT5-8000H⁽⁸⁾

メインスワラ、パイロットスワラのスケールモデルの燃焼試験を行い、最適なスワラデザインを見定めた上で、図8にあるような実圧燃焼試験設備にて試験を行った。

この試験設備では、圧縮空気入口にディフューザ、燃焼器出口のノズルにSGT5-8000Hと同形のを据え付けることでSGT5-8000Hガスタービンの流れ場を極力模擬できるようにした。

実圧燃焼試験設備では、以下のステップで試験を実施した。

1. 燃焼安定、排出NO_xレベルに関わるスワールや燃料分配等のクリティカルな因子のシックスシグマに基づいた実験計画法 (Design of Experiment: DoE) を用いた検証
2. 燃焼器入口空気の流れ場と燃焼振動のチューニング
3. 液体燃料燃焼試験、追加的な更なるNO_x低減の追加試験
4. 初号機向けの量産品燃焼器による再現試験

図9に、実験計画法による評価の一例を示す。主要な4つの設計因子に対する燃焼振動への寄与を示したものである。これを見ると、メイン燃料における燃焼振動への寄与は低いものの、パイロット燃料の寄与が高いことが分かる。この様なデータを基に、NO_x等のEmissionレベルを見ながら最適設計を進めていった。

上記の様な実際の燃焼試験と共に、CFDによる検証も、燃焼器開発に大いに役に立っている。特に、圧縮機出口から燃焼器入口までの流れ場の確認、燃料と空気の混合度合いの確認、火炎の形状、火炎伝搬の音響学的考

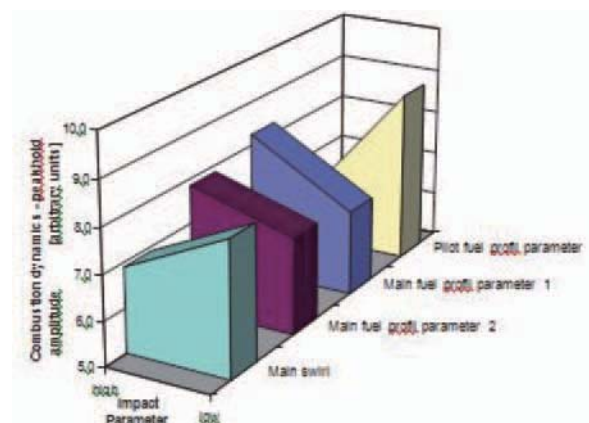


Fig. 9 DoE Result: Impact of Combustor design parameters on combustion dynamics amplitude level in arbitrary units⁽⁸⁾

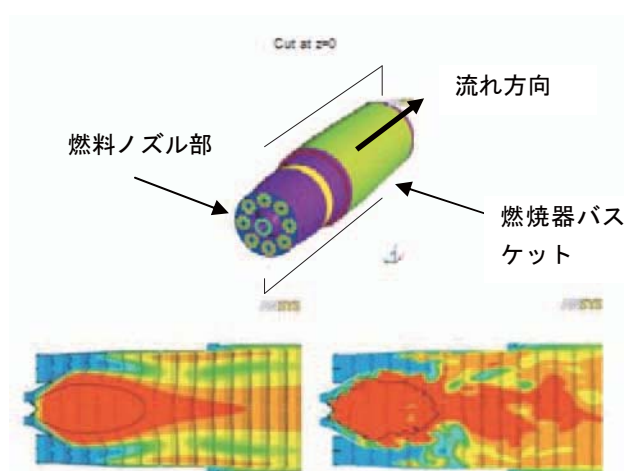


Fig.10 Temperature (colour map: red highest, blue lowest) inside 50Hz ULN system calculated with CFD. Left hand: time average simulation, right hand side: snapshot of time resolved LES simulation⁽⁸⁾

察に大きな役割を果たした。

図10に時間平均のRANS (Reynolds Average Navier-Stokes)で計算した結果と、LES(Large Eddy Simulation)にて計算した結果を示す。このLESの計算から火炎の非定常な伝搬を予測することが可能となった。

また、2015年に約1億ユーロの投資を行い、Clean Energy Centerと呼ばれる新しい燃焼器試験設備を建設した⁽⁹⁾。今後、この設備を用いることで、更に精度良い実証試験、開発スピードの加速が見込まれている。

4. タービン⁽⁴⁾

高温部品であるタービン翼開発では、材料開発から冷却性能向上、TBC開発などあらゆる方面の開発が必要となる。シーメンスでは、特に基礎的研究の分野で様々な大学や研究機関との協力体制を敷いて開発を進めている。ここでは、その中の一つである1段静翼のフィルム冷却性能向上について取り上げる。

冷却孔形状の違いによるフィルム冷却性能の変化については多くの研究発表があるが、実際の静翼表面、エンドウォールにおける影響については余り多くない^{(10),(11)}ことから、図11のような風洞を用いて、実機を模擬した上で、その効果を確認する試験を行った。図12のように冷却孔形状を変化させることで、フィルム冷却性能が向上することが確認でき、実際には孔形状を変化させることによる機械加工コストアップ分を勘案しながら、最適形状を見出している。図13にこの冷却孔形状の違いによる

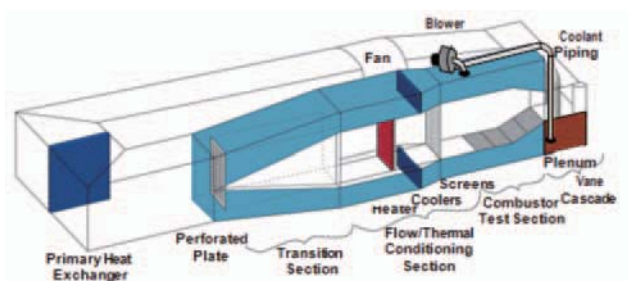


Fig.11 Overview of Wind Tunnel⁽⁴⁾

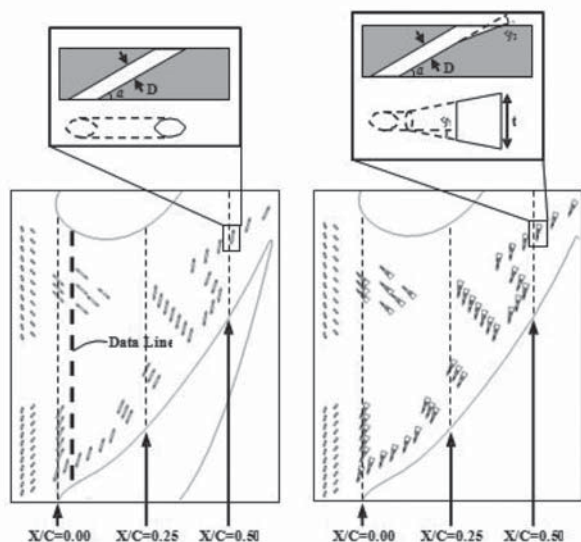


Fig.12 Film cooling hole configurations tested in the wind tunnel⁽⁴⁾.

エンドウォール部の冷却性能を示すが、単純な円筒状の冷却孔 (a), b), c)) と比較してエンドウォール面で開口している形状 (d), e), f)) では、表面での冷却効果が異なり、開口がある冷却孔の方が、冷却効果のある面積が増えているのが確認できる。

このような各要素開発、確認試験を行いながら、図3のPDPに基づき開発を進め、ガスタービン総組立時に約3,000点もの特殊計測を取り付け、ドイツのイルシング発電所にて検証を行った。この際に1段静翼で計測したメタル温度結果が図14となっている。結果として、実測と予測が大きくずれる事も無く、前述の様な風洞試験での試験結果が十分に有効であることが確認された。

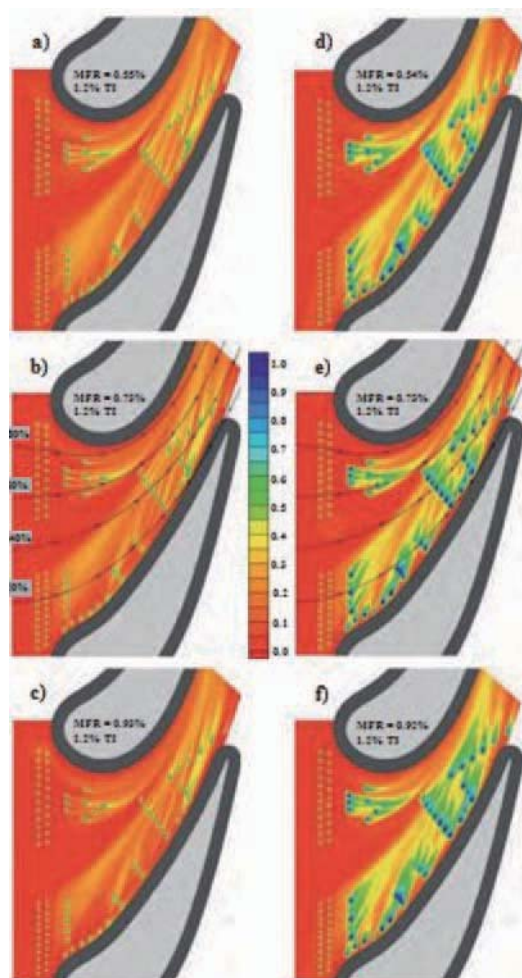


Fig.13 Turbine vane 1 film cooling comparison of cylindrical and shaped holes on endwalls⁽⁴⁾

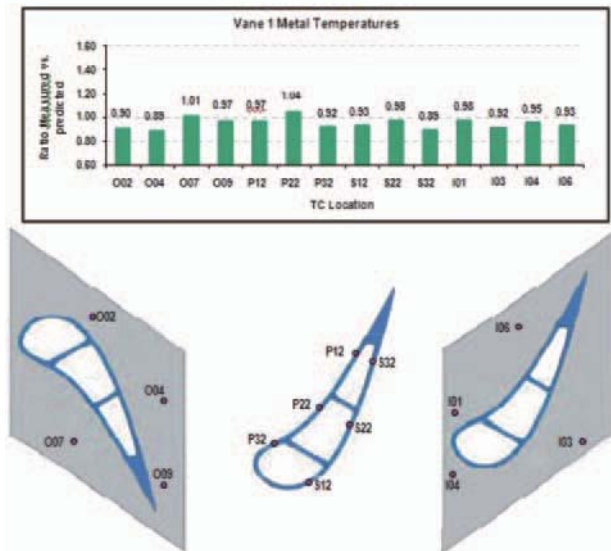


Fig.14 The SGT5-8000H Irshing prototype turbine stage 1 vane metal measured/predicted temperature ratio⁽⁴⁾

5. まとめと今後の展望

シーメンスでは顧客要望を踏まえたグランドデザインを描いた上で、各要素開発から部品レベル、コンポーネントレベル、GT全体レベルと段階的に実証開発を進めることで信頼性の高いマシンを産み出してきた。これまで、その一部を説明したが、実際には何か突然急激に性能が向上するような魔法は無く、小さな要素の改善・効率化を積み上げ、それを段階的に検証していくことで成り立っている。この考え方については、今後も変わることないと考えている。

一方で、3Dプリンターに代表されるような様々な製造技術が開発されており、この様な新しい製造技術を用いることで今まで出来なかった部品が作れることから生み出される要素の改善などが増えてくるのでは無いかと期待される。

加えて、昨今ビッグデータと呼ばれるようになって久しいが、全ての設計開発情報がデジタル化されることによる開発・製造スピードが大幅に加速することになり、これに伴い改善のスピードも加速するであろうとも考えられる。

シーメンスとしては、最新の材料学的や機械的な技術に加えて、上記の様な新しい技術的な潮流を確実に捉え活用しながら、今後共、顧客の要望に応えるガスタービンを継続的に開発していくものである。さらに、日本のユーザーからも忌憚ない意見をもらいながら、この設計開発に取り込んで行ければと考えている。

参考文献

- (1) “Building the world’s largest gas turbine” Modern Power Systems, (2006) Germany Supplement.
- (2) Ratliff, P., Garbett, P., Fischer, W., “SGT5-8000H Groesser Kundennutzen durch die neue Gasturbine von Siemens”, VGB PowerTech, September 2007.
- (3) エドウィン・ヴォルト, 大築康彦 “シーメンス大型ガスタービンの継続的开发について” 日本ガスタービン学会誌, Vol.43 No.5 (2015) pp.314- 318.
- (4) Rudolph, R., Sunshine, R., Woodhall, M., and Haendler, M., “Innovative Design Features of the SGT5-8000H Turbine and Secondary Air System”, ASME Turbo Expo 2009, GT2009-60137 (2009).
- (5) Eulitz, F. et al., “Design and Validation of a Compressor for a New Generation of Heavy-Duty Gas Turbine”, ASME Power 2007, GT2007-22100 (2007).
- (6) Koeller, U., Moenig, R., Kuester, B., Schreiber, H.-A., 1999, “Development of Advanced Compressor Airfoils for Heavy Duty Gas Turbines, Part I: Design and Optimization”, ASME, GT1999-95 (1999).
- (7) Kuesters, B., Schreiber, H.-A., Koeller, U., Moenig, R., 1999, “Development of Advanced Compressor Airfoils for Heavy Duty Gas Turbines, Part II: Experimental and theoretical Analysis”, ASME, GT1999-96 (1999).
- (8) Gruschka, U. et al., “ULN system for the new SGT5-8000H Gas Turbine: Design and High Pressure Rig Test Results”, ASME Turbo Expo 2008, GT2008-51208 (2008).
- (9) シーメンスホームページ
[http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=/en/pressrelease/2015/power-gas/pr2015020130pgen.htm&content\[\]=PG](http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=/en/pressrelease/2015/power-gas/pr2015020130pgen.htm&content[]=PG) (参照2016年11月10日).
- (10) Haendler, M., Thole, K., Colban, W., Gratton, A., “Heat Transfer and Film-cooling measurement on a stator vane with Fan-shaped cooling holes”, Journal of Turbomachinery, vol.128, (2006) pp53-61.
- (11) Haendler, M., Thole, K., Colban, W., “Comparison of Cylindrical and Fan-shaped Film-cooling holes on a vane endwall at low and high freestream turbulence levels”, Journal of Turbomachinery, vol.130, (2008) pp.031007- 1 - 031007-9.

特集：第44回定期講演会（酒田）特集

第44 回日本ガスタービン学会定期講演会 全体報告

西澤 敏雄^{*1}

NISHIZAWA Toshio

姫野 武洋^{*2}

HIMENO Takehiro

1. 市民フォーラム

定期講演会の前日10月25日、鶴岡市先端産業支援センターのレクチャーホールにおいて、ガスタービン市民フォーラムを開催した。このフォーラムは、当学会の活動対象としているガスタービンおよびエネルギー関連技術について、一般の方々に広く知って頂くことを目的としており、今回は、鶴岡工業高等専門学校との共催によって開催したものであり、高橋幸司学校長をはじめ、同校の多くの方々の全面的なご協力のもとで運営された。今回の市民フォーラムの講演は、株式会社IHIの浅子知昭氏による、「ジェットエンジンとは？～ジェットエンジンの歴史から最新技術まで」であった。鶴岡高専で機械工学などを学ぶ学生の熱心な参加もあり、計119名の参加者を得た。学生向けに平易な説明を交えて講演頂くとともに、エンジン開発段階で実施された貴重なビデオ映像を交えての講演が行われ、将来を担う学生に基礎から最先端まで触れる新鮮な機会になったと思われる。一般の研究者・技術者にとっても、ジェットエンジンの最新情報も含まれ、大いに刺激を受けた。

2. 定期講演会

市民フォーラムに続き、10月26日および27日に、山形県酒田市のホテルリッチ&ガーデン酒田にて、「第44回日本ガスタービン学会定期講演会」を開催した。定期講演会のセッションとして手頃の広さの講演室を1階に4



Fig. 1 Participants in the open forum.

原稿受付 2016年12月1日

* 1 宇宙航空研究開発機構 aFJRプロジェクトチーム・
〒182-8522 調布市深大寺東町 7-44-1

* 2 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

室隣接して有し、参加者にとって便利な会場であった。前日夕方からの雨も上がり、講演会には165名と、昨年度の米子市に続いて2年連続で過去最高規模の参加者を得ることができた。

一般講演は56件の発表件数を集めた。その内訳は、空力：17件、伝熱/タービン：7件、材料：13件、燃焼：11件、システム・サイクル：8件であった。内訳を見ても分かる通り、今回も空力分野の発表が多い傾向にあった。各セッションとも多くの参加者を得て、熱心な議論が交わされていた。

今回も、学生登壇者からの事前のエントリーがあった22件の講演を対象として学生優秀講演賞の審査が実施され、首都大学東京の堀川将大君と東北大学大学院の鈴木晃純君に受賞が決定し、2日目午後のセッション開始前に学会長代理で西澤敏雄学術講演会委員長より授与された。詳細については本誌に別記の通りである。

講演会1日目午後には一般にも公開された形で特別講演が実施された。今回は、お隣の鶴岡市にある加茂水族館の前館長である村上龍男氏による「どん底から世界一に」であった。一時は閉館寸前まで追い込まれた経営状況から、クラゲの展示を中心とする人気の水族館として復活するまでの苦難の道のりを、村上前館長の情熱的な思いが籠められた講演であった。

鶴岡市立加茂水族館が現在の海岸沿いに開館したのは約50年前であるが、隣接県に水族館が続々と開館した影響もあり経営状況は悪化の一步だったという。入館者が過去最低となった頃クラゲを偶然飼育し始め、近海や各地から採取するなどにより展示種類数を世界一に増やした。経営改善のためクラゲ入り饅頭などの商品企画にも取り組み話題性を獲得していった。2008年には日本動物園水族館協会より古河賞を受賞、下村脩教授のノーベル化学賞受賞後は入館者も増え続け、2014年6月に新館オープン後は年間83万人に達した。寿命が数ヶ月しかないクラゲに特化した水族館は世界的にも注目され、2015年には第1回国際クラゲ会議が同館で開催された。村上氏が自ら言うように、この間の波乱万丈の歴史は浪花節そのもので、時間を忘れて聞きいった参加者も多かったと思われる。

講演会2日目午後には、「系統安定化対応先進ガスタービンの実現に向けたシミュレーション技術の最前線」と題して、先端技術フォーラムが開催された。

第1部の講演会形式では、九州大学の渡邊裕章准教授を座長とし、先ず「先進ガスタービンの研究開発におけ

るシミュレーション高度化の重要性」として東京大学渡辺紀徳教授より紹介され、その後NEDOプログラム参加者の取り組みが紹介された。電中研の高橋徹氏から「動特性解析による急速負荷変化時のプラント影響評価」、同じく電中研の丹野賢二氏から「先進ガスタービン燃焼器の開発に向けた燃焼シミュレーションの高度化」、東京大学大学院の佐久間康典氏から「急速起動時の圧縮機非定常流れシミュレーションに向けた実験的・数値解析的取り組み」、立石敦氏から「熱・流体・構造過渡応答連成解析に向けた複雑流路対応型CFDコードの構築」、MHPSの荒木勝人氏から「発電用大型ガスタービンにおける急速起動時圧縮機の非定常流れシミュレーション」および「発電用ガスタービンにおける急速起動時の構造過渡応答シミュレーション」が紹介された。

続けて第2部の全体討論では、産総研の壺岐典彦氏を座長として、「シミュレーション技術開発の今後の展望」が議論された。本講演会の締めくくりとして、活発な意見交換が行われた。

本号の特集では、これら6件のシミュレーション技術の講演について内容を紹介する。

前回の定期講演会からの取り組みとして会場内のロビーを利用した小規模の展示会を実施した。事前の公募により関連企業3社（キグチテクニクス、新東工業、第一システムエンジニアリング）の出展が行われ、休憩時間や昼休みを利用し、展示パネルや展示物の説明が参加者に対して行われた。



Fig. 2 A technical session of the annual conference in Sakata.

3. 懇親会

懇親会は、会場内のレイアウトを変更してホテルリッチ&ガーデン酒田にて開催された。久山利之会長の挨拶、川口修元会長による乾杯の挨拶で始まり、酒田市の銘酒や特産物、さらに同市内で長年守られてきた伝統芸能を觀賞しつつ、会員同士の交流が図られた。来賓としてお迎えした丸山至酒田市長のご挨拶に続き、学術講演会委員長から次回は愛媛県松山市で開催する旨の報告などがあり、船崎健一副会長による中締めの挨拶で散会となった。

4. 見学会

見学会は講演会翌日の10月28日に実施され、40名の参加者があった。酒田市の北西側に位置する酒田共同火力発電株式会社の発電所にはじまり、本間家旧本邸、加茂水族館などを巡るコースであった。

酒田共同火力発電所は、石炭を燃料とする火力発電所であり、蒸気タービン2基の出力はそれぞれ35万kWである。94万平米の敷地内にはばら積船から陸揚げする港やアンローダ（揚炭機）、ベルトコンベア、計60日分の石炭を貯蔵可能な貯炭場（2棟）、排煙脱硫装置などの環境対策施設の他、約10%程度の石炭灰についてもリサイクル資源とする貯蔵・搬送施設を備えている。燃焼ガスから取り除いたフライアッシュはセメント原料などに、ボイラー中のクリンカアッシュは土木・農業資材などに有効活用されるという。参加者は中央制御室や発電施設を実際にグループに分かれて見学し、ボイラー内部の燃焼状態などを観察するなど、熱心に見入っていた。最後に全体質疑にもご対応いただき、活発な質疑応答がなされた。加茂水族館では、特別講演講師の村上龍男氏の話の思い出しながら、多種多様な美しいクラゲの水槽や、クラゲ誕生前後から成長の過程を1日ずつサンプリングした専用フラスコなどを熱心に見学していた。



Fig. 3 Participants in the technical tour (at Sakata Kyodo Power site).

謝辞

市民フォーラムの開催に多大なご協力を頂いた鶴岡工業高等専門学校の高橋幸司学校長を始め、田中浩先生、佐藤先生、櫻井様、学生の皆様、定期講演会の開催に多大なご協力を頂いた講演者、参加者および学術講演会委員会の方々、見学会の開催にご協力を頂いた酒田共同火力発電所、他の関係各位に心より御礼申し上げます。

特集：第44回定期講演会（酒田）特集

動特性解析による急速負荷変化時のプラント影響評価 Dynamics Characteristics Analysis of the Effect of Rapid Load Change on GTCC Plant



高橋 徹*1
TAKAHASHI Toru

キーワード：ガスタービン，コンバインドサイクル，運用性，動特性解析
Gas Turbine, Combined Cycle, Operability, Dynamic Analysis

1. 緒言

太陽光や風力発電等，天候変化の影響を受けやすい発電設備の導入がさらに進んだ場合，電力系統において急激な周波数変動や負荷変動が生じる恐れがある。従来の発電設備は，基本的に需要の変動に対して発電出力を変化させて需給を均衡させるのみであったが，太陽光や風力等の再生可能エネルギーによる出力が不安定な電源が増加すると，供給側の変動に対する調整も必要になる。つまり，太陽光・風力発電等の出力が急変することにより周波数の変動が生じ，他発電設備の出力変更でその変動を吸収する必要がある。この場合，ガスタービンコンバインドサイクル（GTCC）発電設備では主に燃料流量や空気流量が変化することで出力を調整するが，このような変動に対して発電所の耐力を向上させる対策が必要になる。また，起動速度や負荷変化率など運用性の向上も必要となる。

そこで，本報告では想定されるいくつかの負荷変動パターンおよび周波数変動パターンに対し，プラント動特性解析によるケーススタディを行い，それらに起因したガスタービン発電設備の燃料バルブや圧縮機入口案内翼（IGV）などの急激な変化による設備内各部の温度や圧力，空燃比などの変化を解析した。

2. 動特性解析方法

動特性解析は，計算機上でプラントや機器等の過渡変化の現象を模擬することである。火力発電システムのように物理則や化学則に従う対象では，動特性は保存則に従う。これは，ある系の内部の量が下式のような時間 t に関する微分方程式（保存則）で表されることを意味する。保存則から導かれる数式モデルは状態量の変化に対して広い範囲で使用できる。したがって，火力発電システムにおける起動から定格までの広い運転範囲でのシ

ミュレーションのために，機器に対する数式モデルは，主にこのアプローチで作成する必要がある。

$$\begin{aligned} d/dt \{ \text{内部の量} \} = & \{ \text{単位時間当たり入る量} \} \\ & - \{ \text{単位時間当たり出る量} \} \\ & + \{ \text{単位時間当たり内部で発生する量} \} \end{aligned}$$

微分方程式による数式モデルを積分計算し，解を得るためには解析ツールが必要となる。

今回の検討では，Modelica言語による物理系複合モデリング・シミュレーションツールDymolaをベースに火力発電システムに必要な動特性機器モデル，制御系モデルを開発し，また，プラント内の作動流体であるガス，水・蒸気の温度（エンタルピ）や圧力等の計算を行うための物性計算関数群を実装して，図1に示すような火力発電システム動特性解析ツールを構築し，その上で動作するGTCCモデルを作成した¹⁾。

Modelica言語は，多岐分野での複雑なシステムのモデリングに適しており，特に物理現象を表現するモデルの構築に使われている。Modelica言語には以下の特徴，利点がある。

機器モデル間の接続は，出力から入力への信号の流れとして定めているのではなく，変数の等価関係から接続が決められており（機器モデル間で接続する変数が等しいとする関係），モデル間で等価とするそれら変数を任意に定義できる。そのため，機器モデル間を配管に見立てた一本の線で接続でき，システム全体モデルを系統図に近い形で表現可能となるため，見通しが良くなる。

また，Modelica言語では，微分方程式や連立方程式を数式そのままの記述であっても，解を得るための計算式表現に自動的に変換される（数式処理）機能があり，これにより複雑な数式でも，機器モデルの作成が比較的容易にできる。数式処理がない場合，式を解くためには連立方程式の数値計算をユーザが関数やサブルーチンを作って計算することになる。一方，数式処理がある場合，数式モデルをほぼ数式のまま記述してもプログラム内で処理が行われ解が得られる。つまり，数式モデルを解が

原稿受付 2016年11月10日

*1 （一財）電力中央研究所

〒240-0196 横須賀市長坂2-6-1

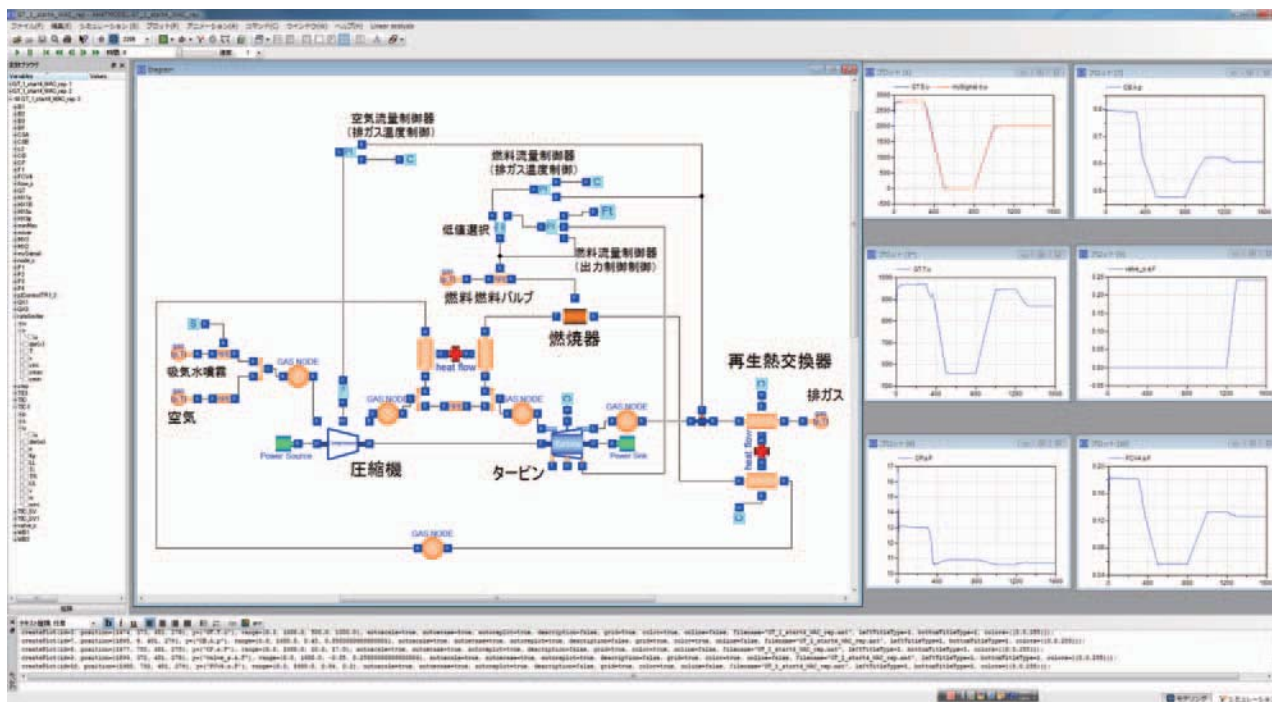


Fig. 1 Screen of the dynamic analysis tool

得られる形に変換した上で記述する必要がないため、数式モデルのプログラム化が容易である。このため、前述のような保存則に基づいた動特性式による、起動から定格運転までの広域的な解析を行うための複雑な数式モデルを理解しやすい形で表現ができる。

さらに、機器モデルや計算関数の開発・追加が容易にできる。それが行えるよう規約を理解することが必要となるが、機器モデル内の計算式は、前述したように数式処理を有するため、プログラムがほぼ数式のまま記述できる。機器モデルを表現するアイコンについても、すでに用意されている基本図形を使って自由に作成でき、これらにより、ユーザーで固有のモデル構築ができる。

Modelica言語では機器モデル間の接続の表現が物理的な接続に近いので、複雑なシステム全体モデルの場合にも作成しやすく、実際の機器の接続に近い表現ができたため理解しやすい。

このModelica言語をベースとした火力発電システム動特性解析ツールを用いて、解析対象GTCCシステムの全体のシミュレーションモデルを構築し、機器仕様を設定して各種条件下での動特性解析を行った。

3. 解析モデル構成

今回の解析対象は、20万kW級一軸型GTCCを想定した。モデル構成は以下に示すものとした。

1) 全体構成

GTCCの全体モデルは、大きく、GT系、蒸気タービン系、プラント制御系からなり、さらに各系は構成要素の動特性機器モデルや制御器モデルからなる。機器モデルにおいては、機器特性式やエネルギー・質量保存則か

ら導かれる収支式から、作動流体のガスおよび水・蒸気の流量、温度、圧力の動特性を計算する。なお、ガスおよび水・蒸気の物性はそれぞれの物性値計算関数に基づいて計算する。

発電プラントのような複数の機器により構成されるシステムの動特性解析モデルにおいては、作動流体の温度（エンタルピー）と圧力を算出する点をノードとにおいて、ノードと機器特性を計算するモデルを組み合わせることで全体システムのモデルを構築する。各系でのモデル構成を以下に示す。

2) ガスタービン系モデル

GT系は、主に圧縮機、燃焼器、タービンからなり、さらに燃料流量を制御する燃料弁、空気流量を制御するIGVで構成される。また、解析にあたっては図2のような機器・ノードによる構成とした。各機器、ノードでの計算の概略は以下の通りである。

(a)燃料弁

前後のノードでの圧力と流量係数、開度から燃料流量を算出する。開度は入力信号に対して一定の変化率で動く。

(b)IGV

入力信号に対して一定の変化率での開度を得る。

(c)燃料ノード、燃焼ガスノード

下式および作動流体の物性計算関数から、温度（エンタルピー）・圧力を算出する。なお、燃焼器ノードでは、燃料と空気の燃焼計算を行い、燃焼ガスの組成およびその組成に基づいたエンタルピー計算を行った上で下式による計算を行う。

$$\frac{d}{dt}M = G_{in} - G_{out} \quad (4.1-1)$$

$$V(-\frac{dp}{dt} + \rho \frac{dh_{in}}{dt}) = G_{in}(h_{in} - h_{out}) + Q \quad (4.1-2)$$

M: 質量, t: 時間, G: 流量, h: エンタルピ, p: 圧力,
V: 体積, Q: 発熱量あるいは外部からの熱移動量

(d)燃料ノズル

前後のノードでの圧力と流量係数から流量計算を行う。

(e)タービン

物性値計算関数により, 入口エンタルピからの等エントロピ変化として出口エンタルピを算出し, 与えられた断熱効率で補正する。また, 排ガス流量と出入口エンタルピ差からタービン出力を算出する。

(f)圧縮機

圧縮機特性曲線を基に, 大気条件から圧力比, 回転数, 流量を算出する。また, タービンと同様, 物性値計算関数により入口エンタルピから等エントロピ変化として出口エンタルピを算出し, 与えられた断熱効率で補正する。空気流量と出入口エンタルピ差から圧縮機動力を算出する。

さらに, 上記で得られたタービン出力と圧縮機動力とからガスタービン出力を算出する。

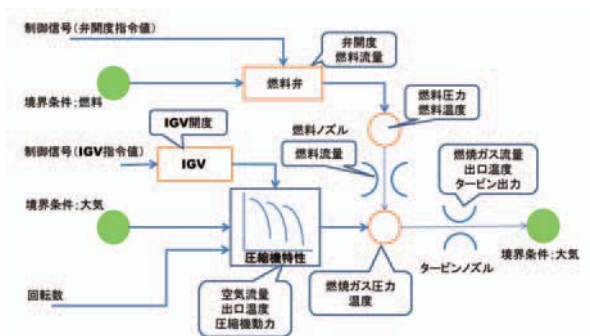


Fig. 2 Schematic diagram and calculation item of gas turbine model

3) 蒸気タービン系モデル

蒸気タービン系は, 主に蒸気タービン, HRSG (熱交換器群として表現), ドラム, 復水器, ポンプ, また, 給水流量や蒸気流量, 圧力を制御する各種バルブ等で構成される。

蒸気タービン系モデルも, 機器モデルおよびノードで構成し, 機器特性式や作動流体の物性値計算関数から各部の温度と圧力, さらに圧力差から流量を算出する。各ノード, タービンや弁等の計算の考え方は2)と同様なので割愛する。

蒸気タービン系におけるHRSGモデルは, 過熱器, 再熱器, 蒸発器, 節炭器といった多くの熱交換器 (伝熱面) を組み合わせることにより表現した。個々の熱交換器モデルでは, 図3に示すようにいくつかの領域に分割し, 領域iでの伝熱量を伝熱の式から求め, 燃焼ガス側, 水・蒸気側の物質および熱収支バランスを計算した。

GT排ガスと水との熱交換で発生する蒸気についても, 水・蒸気の物性計算により温度, 圧力と流量の時間変化 (動特性) を解析できるものとした。

4) 制御系モデル

制御系モデルを構築し, 前述のGTCC全体モデルに設置した。本モデルに設置した主な制御である, GTにおける燃料流量および空気流量制御, 蒸気タービン系におけるドラム水位, 加減弁, タービンバイパス制御の概要は以下の通りである。

(a)燃料流量制御 (出力制御)

燃料流量を負荷・速度制御信号および排ガス温度制限信号の低値選択によって制御する。そのブロック図を図4に示す。負荷・速度制御においては, 出力指令値に発電出力が一致するように負荷設定を調整する。周波数が上昇した場合には出力指令を減少し, 低下した場合には増加する。負荷・速度制御による燃料流量は, 排ガス温度設定値を超えないよう制限される。部分負荷では燃焼温度が低いため制限されないが, 定格付近まで負荷が増加して燃焼温度が上昇し排ガス温度がその設定値に達すると燃料流量が制限される。なお, 排ガス温度の設定値は, GT出力に比例する特性を有する圧縮機出口温度の

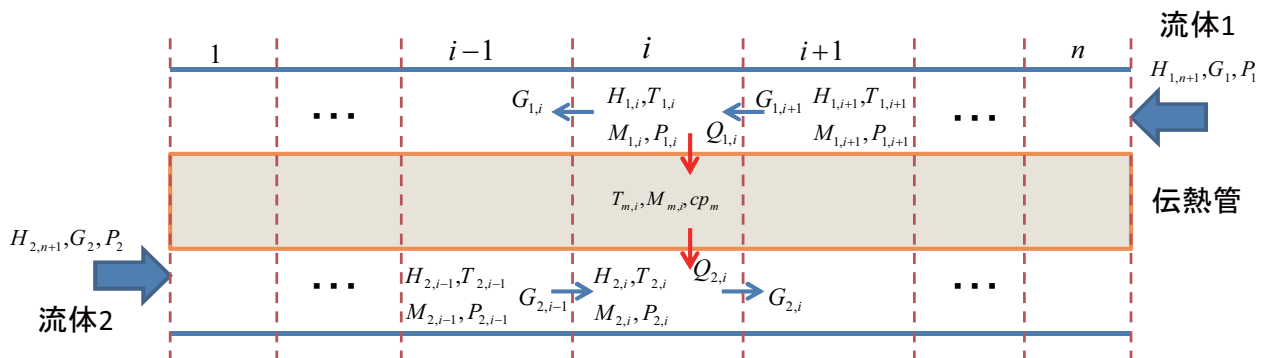


Fig. 3 Schematic diagram of heat exchanger model

関数として与えている。

(b) 空気流量制御（排ガス温度制御）

空気流量をIGV開度により制御することで排ガス温度を制御する。ブロック図を上述の燃料流量制御と同様に図4に示す。IGV開度制御による排ガス温度設定値は、上記の排ガス温度設定値より若干低い値に設定される。空気流量を制御する主な理由は、部分負荷運転の際、燃焼温度（排ガス温度）が著しく低下し、熱効率が低下するのを防ぐためである。IGV開度（空気流量）制御により排ガス温度が制御されている間は、負荷・速度制御における排ガス温度制限にかかることはない。定格付近まで負荷が増加してIGVが全開（空気流量の上限）して排ガス温度が制御できなくなった場合に排ガス温度制限にかかることになる。

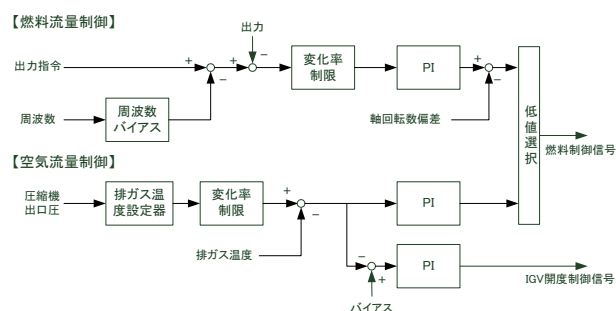


Fig. 4 Block diagram of fuel and air mass flow rate control (described based on ref.(2))

(c) ドラム水位制御

ドラム水位・給水流量および蒸気流量による三要素制御を基本とし、蒸気タービンへの蒸気流量を保つよう（ドラム水位が一定となるよう）、給水流量弁開度を制御する。蒸気流量は過熱器出口で、給水流量はドラム入口で測定する。ドラム水位が大幅に超えた場合はブロー制御弁を開いて余剰水を排出する。

(d) 加減弁制御

起動・停止時における、高圧蒸気タービン入口にあるMCV（蒸気加減弁）の開閉パターン（閉⇄開となるタイミングや開閉速度）をモデル化する。通常運転時は全開とする。

(e) タービンバイパス制御

タービンバイパス弁は、蒸気圧力の過剰な上昇の防止や起動・停止時の蒸気圧力調整に用いる。

4. 動特性解析結果

4.1 検討項目

今回のシミュレーションでは、以下三点について検討した。

- ・ 周波数変動に対する応答
- ・ 負荷変化率向上時の影響
- ・ 起動時間短縮時の影響

周波数変動が生じた際、汽力発電プラントではボイラ

における保有水の熱容量が大きいので、周波数低下時にはそれがバッファとして作用し、タービン加減弁開度の増加により蒸気タービンへの蒸気流量増加を行うことで発電機出力を増加することができる。しかしながら、GTCCプラントで即応できるのはガスタービンの出力応動であり、その出力は燃料流量と空気流量により制御される。その際、ガスタービン内での温度や圧力の急変が懸念される。

一方、負荷変化について、ガスタービンの燃料流量変化による出力応動は非常に速いが、蒸気タービンは通常運転時には加減弁による出力制御を行わないため、排熱回収ボイラ（HRSG）からの発生蒸気流量にほぼ比例した出力となる。蒸気条件の変化はガスタービン出口ガス温度変化に伴うが、HRSGの熱容量などにより応答が遅れ、燃料流量の変化から蒸気条件や蒸気タービン出力が変化するまで遅れが生じると考えられる。そこで、負荷変化率向上の際のそれら挙動を見ることとした。

さらに、プラント起動時においては、上記の負荷変化時の挙動に加え、負荷上昇途中に蒸気タービン系で弁の切り替えがあるためその影響や、切り替えタイミング・開度速度の違いによる影響についても解析する必要があると考えた。そこで、上記三点について検討を行った。なお、今回のシミュレーションモデルはある程度実機に基づいてそのシステム構成を構築し、また、条件設定を行っているが、仮定の条件も多く含み、実プラントそのものを模擬したものではない。急激な周波数や負荷指令に対して、相対的にどのような挙動を示すかを知るための解析であることに留意されたい。

4.2 システム周波数変動に対する出力応答

1) 周波数上昇時

周波数が5秒間で1%上昇（60Hz→60.6Hz）した場合の出力、燃焼温度の解析結果を図5に示す。急激な周波数変動が生じた場合、急激な出力低下と共に、急激な燃焼温度低下が生じる。

燃料流量の減少により低下したGT出口ガス温度を制御値にするためにIGV開度が減少し空気流量を低下させるが、IGV開度の変化速度が燃料弁の変化速度に比べて緩やかであるため、空燃比（燃料流量に対する空気流量の比率）が瞬間的に通常より上昇し、燃焼温度が100℃

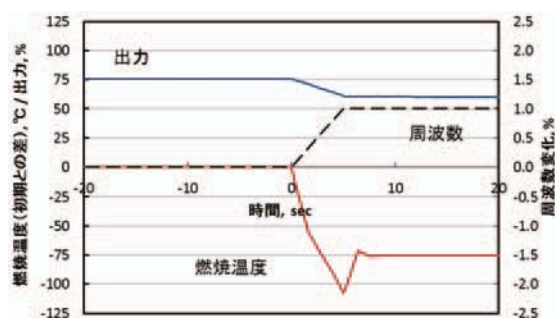


Fig. 5 Power output and combustion temperature change for the frequency change (1 % up)

以上低下する。

したがって、燃焼安定性を維持する技術開発や、熱疲労に耐える機器設計や材料評価技術の開発等が課題として挙げられる。

2) 周波数低下時

周波数が1%低下した場合における、出力および燃焼温度の変化を図6に示す。負荷・速度制御のガバナ動作による燃料制御指令により燃料流量が増加し、プラント出力が急激に上昇する。

一方、燃料流量の増加により瞬間的にGT出口ガス温度が上昇するため、設定値温度に抑えようとIGV開度が開方向に動作し、空気流量が増加する。先と同様、燃料流量の変化に比べて空気流量の変化速度が緩やかであるため、空燃比が通常より低下して瞬間的に燃焼温度が上昇し、それに伴いGT出口ガス温度も10℃程度上昇した。したがって、急激で大きな周波数低下が継続すると、回転数低下による吸込空気流量の低下も重なって燃焼温度が急激に上昇し、それによる各機器・部材への影響や、GT出口ガス温度高により運転継続への影響が懸念される。

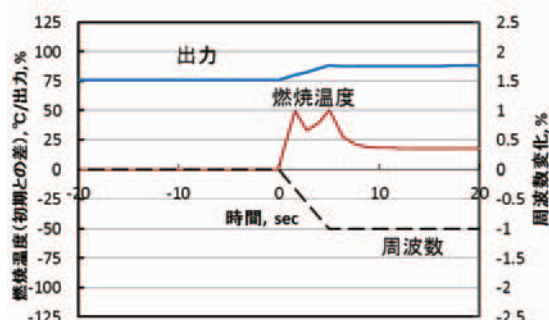


Fig. 6 The power output and combustion temperature change for the frequency change (1% down)

4.3 負荷変化率向上時の影響

次に、負荷変化率を向上させた際の影響を調べた。その結果を図7に示す。まず、現状技術レベルでの解析結果として、5%/分の負荷変化率で100%負荷から50%程度負荷まで低下・上昇させた。この負荷変化率の場合、蒸気タービンの出力変化は遅いものの、GT出力で補われるため出力指令に追従できている。

一方、100%負荷から20%負荷の範囲で出力を変化させ、負荷変化率を20%/分とした。この場合もGTの出力で補おうとするが、蒸気タービン系設備の負荷追従性が低いため、負荷上昇時にGT出力が上限値（燃料流量の上限値）に達し、出力指令に対してプラント出力が追従できなくなることが分かる。

負荷変化率および変化幅が大きくなるに伴い、GT出口ガス温度の変化速度、変化幅も大きくなるため、主蒸気の温度、圧力、流量の変化速度・変化幅も大きくなる。特に温度の変化について、図8に示すように、負荷上昇の際のオーバーシュートが5%/分では30℃程度なのに

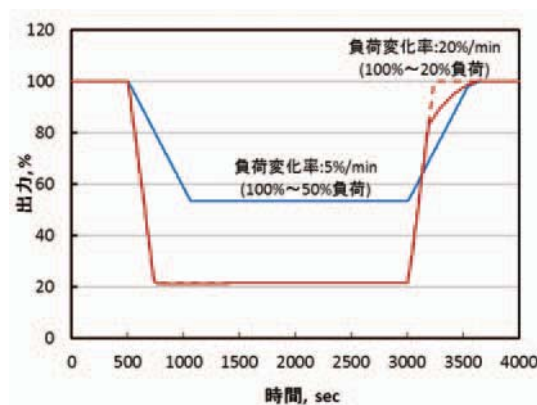


Fig. 7 Power output change characteristic for each load rate of change

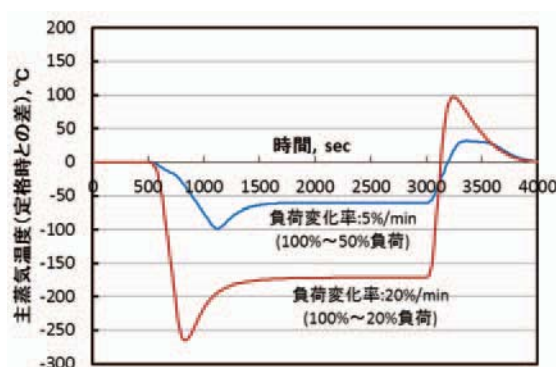


Fig. 8 Main steam temperature change characteristic for each load rate of change

対し、20%/分では100℃程度となり、変化速度（傾き）も大きくなる。さらに主蒸気ドラムの水位の揺動が多くなることが分かり、ドラム内水・蒸気の不安定増加による運転への影響が懸念される。

これらの結果から、速かつ大きな負荷変化に対しては、GTのみならず蒸気タービンの出力追従性向上や蒸気系設備における温度・圧力等の急変に対応する対策も重要であることが分かる。

4.4 起動時間短縮による影響解析

最後に、起動時間短縮（起動速度向上）させた際の影響を調べた。まず、比較のため、現状プラントでの起動時間（起動～並列～定格出力：50分）での出力指令に対する負荷追従性および各種項目の変化を解析した。なお、この時の起動手順は以下のとおりである。

- ・GT起動、パージ後点火し、定格回転数まで昇速
- ・定格回転数達成後、並列
- ・所定負荷変化率で出力を上昇
- ・所定の蒸気流量（定格時の20%）になったらMCV（蒸気加減弁）開（所定蒸気流量に達するまでは復水器へバイパス）
- ・定格出力

また、蒸気系においては、以下を制御対象とした。

- ・主蒸気圧力（上限）：主蒸気バイパス弁開度

- ・ 低圧蒸気圧（上限）：低圧蒸気バイパス弁開度
- ・ 低圧ドラム圧力：低圧蒸気加減弁開度
- ・ 給水流量：高圧給水弁開度（ドラム水位と給水量，主蒸気流量による）
- ・ 補給水：復水器水位

起動時間を短縮した場合の解析結果を図9に示す。図には、現状性能として並列から定格出力まで30分の起動指令の場合と、急速起動として5分の起動指令の場合の、出力および主蒸気温度の変化特性を示す。

起動時においては、ガスタービン出力が先行し排ガス温度・流量が上昇することで、主蒸気温度・流量が上昇して蒸気タービン出力が発生する。蒸気タービンの出力変化は遅いがガスタービン出力で補われるため、30分起動指令の場合ではプラント出力としては出力指令に追従できている。一方、5分起動とした場合、ガスタービンを急速に負荷上昇することで追従するが、途中ガスタービン出力が上限値（燃料流量の上限値）に達する。蒸気の温度・流量の上昇も30分起動時に比べ速いが、蒸気タービン出力の上昇が追い付かず、負荷指令にプラント出力が追従できなくなることが分かる。

HRSGや蒸気タービン等の蒸気タービン系設備においては、起動指令直後から主蒸気温度が急激に上昇している。HRSGでは急激な圧力上昇や蒸発ドラム内水位の変動を伴うことも見られた。したがって、蒸気タービン系設備に対する温度・圧力等の急変に対応する技術開発も重要な課題として挙げられる。

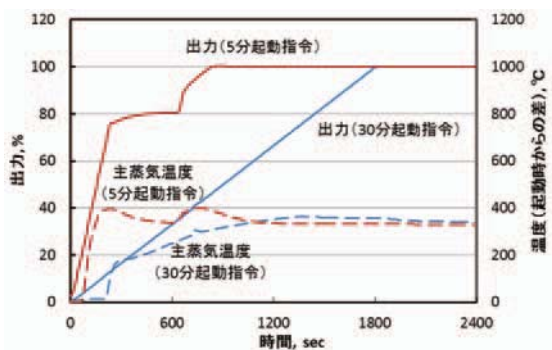


Fig. 9 Power output and main steam temperature change characteristic at each start-up speed

5. まとめ

本検討においては、GTCCの動特性シミュレーションモデルを構築し、周波数変動に対する応答、負荷変化率向上時の影響、起動時間短縮時の影響を解析した。

これら結果から、燃焼安定性を維持する技術開発や圧縮機入口案内翼の作動速度向上技術、熱疲労に耐えうる機器設計や材料評価技術の開発等が課題として挙げられた。また、急速な起動の場合、蒸気タービン系設備において、主蒸気温度の急激な上昇や圧力上昇、蒸発ドラム内水位の変動などが見られた。蒸気タービン系設備に対する温度・圧力等の急変に対応する技術開発も重要な課題として挙げられた。

参考文献

- (1) 高橋徹, 中本政志, 渡邊泰, 火力発電システム動特性解析ツールの構築, 電力中央研究所研究報告M15005, (2016).
- (2) 井上俊雄, 須藤義也, 竹内昭, 三谷嘉伸, 仲地芳紀, 電力系統動特性解析のためのコンバインドサイクルプラントモデルの開発, T.IEE Japan, Vol. 119-B, No. 7, (1999), pp. 788-797.
- (3) 新エネルギー・産業技術総合開発機構 平成26年度-平成27年度成果報告書 エネルギー・環境新技術先導プログラム 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, (2016).

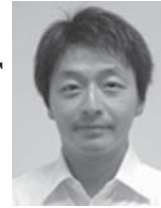
謝辞

本研究は、新エネルギー・産業技術総合開発機構のエネルギー・環境新技術先導プログラム「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」（期間：H27.2～H28.2）で実施した。関係各位に謝意を表す。

特集：第44回定期講演会（酒田）特集

先進ガスタービン燃焼器の開発に向けた燃焼シミュレーションの高度化

Improvement of Combustion Simulation for Development of Advanced Gas Turbine Combustor



丹野 賢二^{*1} 黒瀬 良一^{*2}
TANNO Kenji 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

ガスタービンプラントを運用する上での大きな懸念事項の一つに、燃焼器内における火災の失火が挙げられる。NEDOプロジェクト「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」では、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目的としているが、本プロジェクトで目標とする運用を行った場合、燃焼器の失火リスクは増大するものと考えられる一方、再生可能エネルギーの大量導入は目前に迫っており、本プロジェクトの開発目標を満たすガスタービン燃焼器の開発は喫緊の課題である。しかし、ガスタービン燃焼器の開発や、操作条件の適正化を行う上では、様々な試験が必要となり、膨大なコストと時間を要しているのが現状である。そのため、このようなガスタービン燃焼器の開発課題の明確化と、設計開発を支援することのできる数値シミュレーションツールの開発が強く求められている。

著者らは、「文部科学省HPCI戦略プログラム（分野4次世代ものづくり）」および「文部科学省 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（重点課題6 革新的クリーンエネルギーシステムの実用化）」の下、ガスタービン燃焼器を含む様々な燃焼装置について、大規模な数値シミュレーションを行ってきた⁽¹⁾⁻⁽⁴⁾。また、複数の研究機関および重工メーカーからなる「燃焼・ガス化数値解析技術の高度化に関する研究会」を立ち上げて⁽⁵⁾、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・有用性を検証に関する研究を行っている。

「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」においては、これまでの研究を通して培った知見を生かして、現時点で最も精度が高いと考えられる乱流燃焼モデルを採用し、仮想的に負荷変化時の入力条件を与えた実機規模のガスタービン燃焼器の燃焼シミュレーションを実施した。本稿では、そこで得られたシミュレーション結果について紹介する。

2. 数値シミュレーション

2.1 計算手法

本研究では、複雑な形状を有する実機規模のガスタービン燃焼器を対象とするため、解析ソルバーとして、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⁽⁶⁾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数値シミュレーションコード（FFR-Comb）を用いた。流れ場の解析手法としては、large-eddy simulation（LES）を採用した。乱流モデルとして標準Smagorinskyモデルを、乱流燃焼モデルとしては、Flamelet/progress-variable法とG方程式をカップリングした部分予混合乱流燃焼モデル⁽⁷⁾⁻⁽⁹⁾を採用した。使用するflamelet libraryは通常、断熱条件下での燃焼解析によって作成されるため、輻射や壁面からの熱損失は考慮されない。したがって、これらの熱損失を考慮するため、エンタルピーの輸送方程式を解くことにより温度の修正を行う手法⁽¹⁰⁾⁻⁽¹²⁾を採用した。輻射計算には、ガス吸収係数の算出にCO₂とH₂Oの輻射のみを考慮するWeighted-Sum-of-Gray-Gases（WSGG）モデル^{(13),(14)}を用い、Discrete Ordinates（DO）法⁽¹⁵⁾にて輻射強度輸送式を解いた。

支配方程式の離散スキームについては、移流項は95%の2次中心差分に5%の1次風上差分をカップリングし、それ以外の項は100%の2次中心差分とした。時間積分法についてはEuler陰解法を用いた。

上記の手法による数値シミュレーションを、電力中央

原稿受付 2016年11月18日

* 1 （一財）電力中央研究所 エネルギー技術研究所
〒240-0196 横須賀市長坂2-6-1

* 2 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

研究所の大型計算機システム (ICE X) を用いて1024コア並列計算により行った。

2.2 計算対象および条件

解析対象である実機規模のガスタービン燃焼器^{[16], [17]}について、その概略を図1に示す。解析メッシュの要素数は約600万点である。主要な入口部の位置を図2に示す。本研究では、仮想的に、これらの入口における当量比 ϕ および混合分率 Z を時間的に変化させることにより、負荷変化条件下でのガスタービン燃焼器内の燃焼状態を模擬した。

燃料にはメタン、エタン、プロパンの混合気体を、酸化剤には空気と排ガスの混合気体を用いた。Flamelet libraryおよび層流火炎伝播速度データは、圧力104.35kPa、燃料温度203.07℃および酸化剤温度617.15℃における一次燃焼解析により作成した。この燃焼解析には約280化学種、1600反応を考慮した詳細反応モデルを用いた^{[12], [18]}。

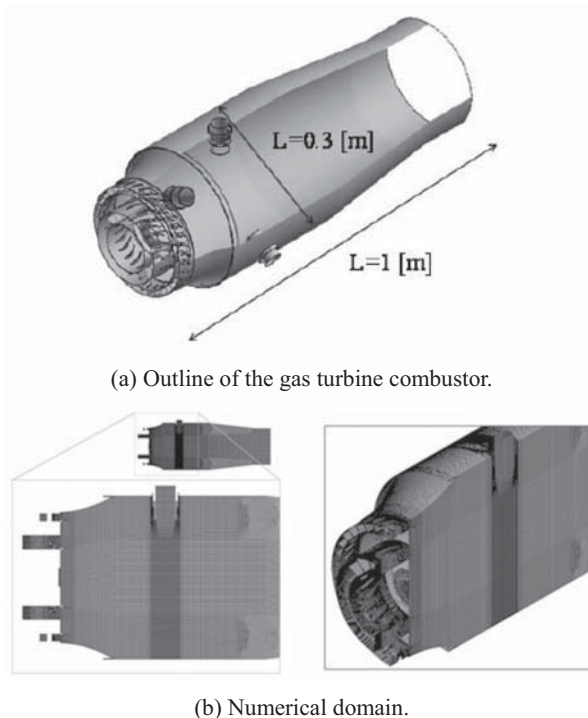


Fig. 1 Schematic of an actual scale gas turbine combustor.

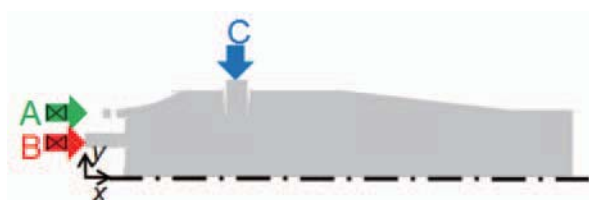


Fig. 2 Positions of main inlet.

3. 結果

3.1 当量比0.5→1.0 (負荷変化時間2s)

図3に、負荷変化時間を2秒とし、当量比を0.5から1.0へと負荷変化させた条件における、各当量比条件時

の燃焼器内ガス温度分布を示す。図より、当量比の上昇とともに、燃焼器内部が高温になっていることがわかる。また、図4、5に上記の負荷上げ条件における各当量比条件時の燃焼器内の酸素濃度分布、および二酸化炭素濃度分布をそれぞれ示す。図より、当量比の上昇とともに、

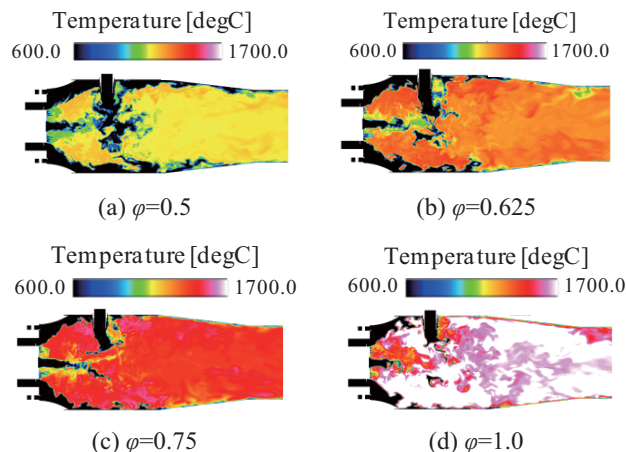


Fig. 3 Distributions of temperature for each time under load increase with 2s.

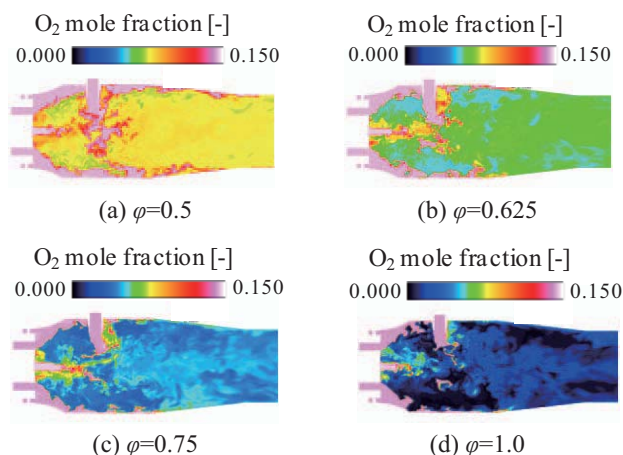


Fig. 4 Distributions of O₂ concentration for each time under load increase with 2s.

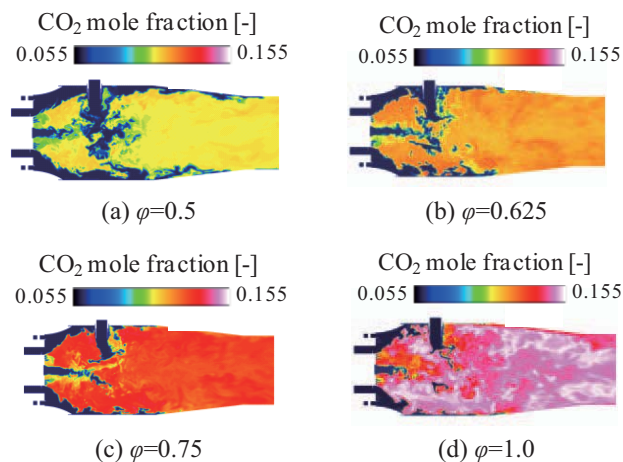


Fig. 5 Distributions of CO₂ concentration for each time under load increase with 2s.

燃焼器内の酸素が消費され、その濃度が低下していること、および、燃焼反応の進行に伴い、二酸化炭素濃度が増加していることがわかる。このように、ガス温度、ガス濃度ともに、当量比の変化に対して、妥当な解析ができていていることがわかる。

図6に、燃焼器出口におけるガス温度、および酸素濃度の断面平均値の経時変化を示す。図より、ガス温度分布については線形的に増加、酸素濃度分布については線形的に減少していることがわかる。この結果は、これらの変数が当量比の変化に対して迅速に反応しているためであると考えられる。

燃焼器を設計する上では、耐久性評価の観点から、燃焼器壁面温度の評価が重要である。そのため、壁面温度に影響の大きい、壁面最近傍セルのガス温度の経時変化を図7に示す。なお、図中灰線が生データ、黒線が移動時間平均値である。最も上流である測定箇所1においては、当量比の変化に対して、あまり大きく変化はしていない。この位置においては、燃焼器の温度の上昇に対し、フィルム冷却の影響が非常に大きいためであると考えられる。それに対して、測定箇所2、3、4においては、振動はしているものの、時間の経過とともに、平均値が増加する傾向にあることがわかる。また、これらの領域では、平均値からのずれが大きい。特に測定箇所2においてその傾向は顕著であり、高温のガスと低温のガスが頻繁に入れ替わっていることがわかる。したがって、このような領域においては、熱応力疲労に対する配慮が必要となるが、このような箇所の特定に対しても、燃焼数値シミュレーションが有効であることが確認できた。

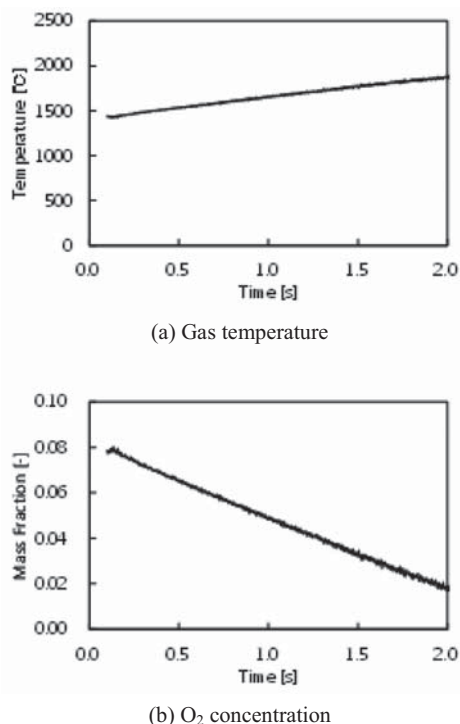


Fig. 6 Time variations of gas temperature and O₂ concentration at the combustor outlet.

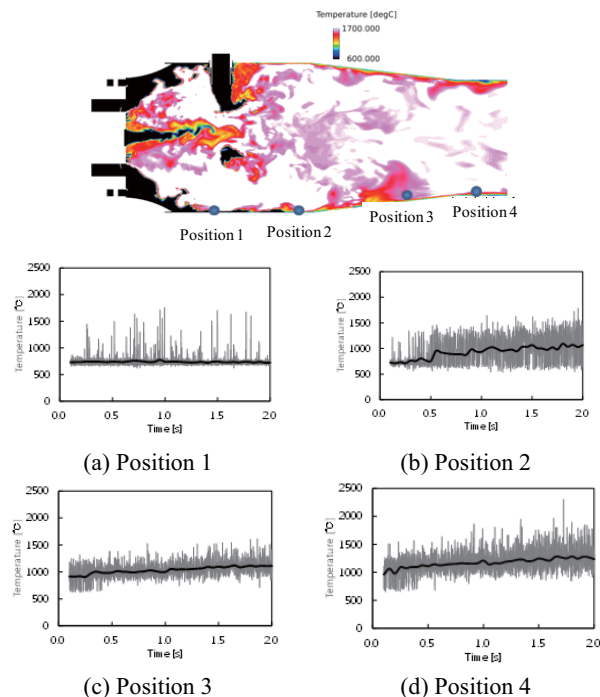


Fig. 7 Time series of gas temperature near the combustor wall.

3.2 当量比1.0→0.5 (負荷変化時間2s)

図8に、負荷変化時間を2秒とし、当量比を1.0から0.5へと負荷変化条件における、各当量比条件時の燃焼器内ガス温度分布を示す。図より、当量比の減少とともに、燃焼器内部が低温になっていることがわかる。しかし、負荷変化後の最低当量比の場合においても、1200K程度は維持できており、失火には至らないことが確認することができた。

図9、10に、負荷下げ条件における各当量比条件時の燃焼器内の酸素濃度分布、および二酸化炭素濃度分布をそれぞれ示す。図より、当量比の減少とともに、燃焼器内の酸素が過剰となり、その濃度が増加していること、および、燃焼反応の停滞に伴い、二酸化炭素濃度が減少していることがわかる。したがって、負荷上げ時と同様

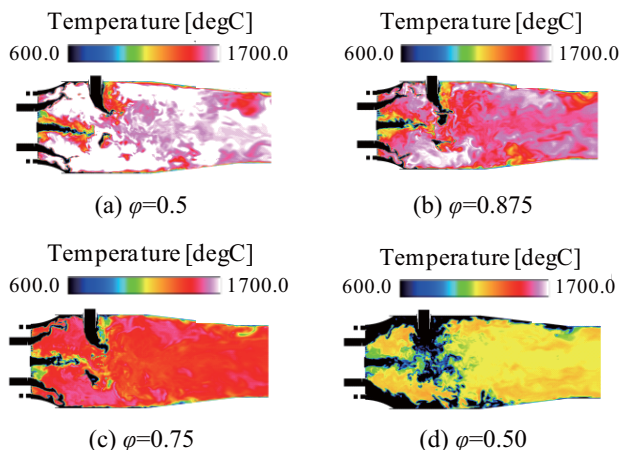


Fig. 8 Distributions of temperature for each time under load decrease with 2s.

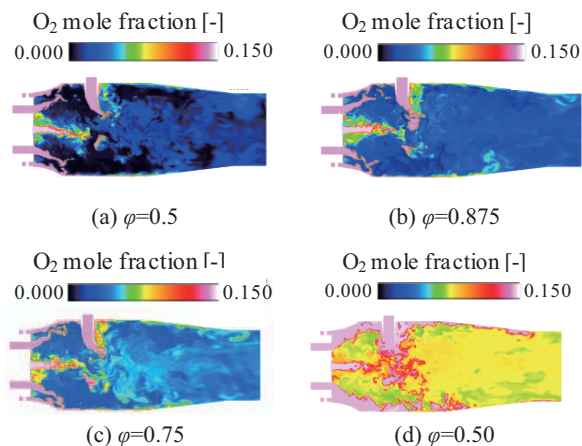


Fig. 9 Distributions of O₂ concentration for each time under load decrease with 2s.

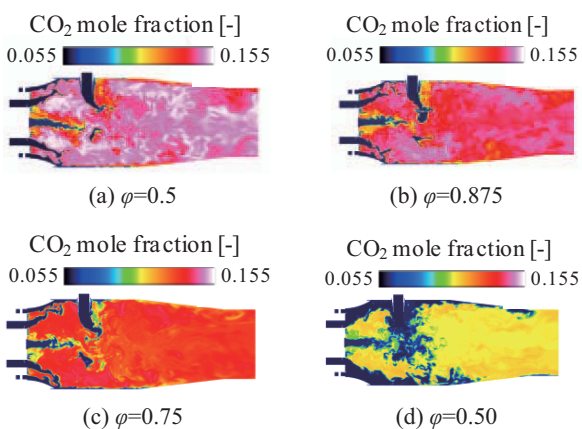


Fig. 10 Distributions of CO₂ concentration for each time under load decrease with 2s.

に負荷下げ時においてこれらの変数が当量比の変化に対して迅速に反応していることが確認できた。

3.3 時間刻みの影響

上記においては、計算時間の都合から、2秒と非常に短い時間での負荷変動の影響を検討した。しかし、実際の運用においては、負荷変化時間は数分オーダーであると考えられる。数分規模の計算を、計算精度を確保したまま実行することは、現時点の計算機性能をもってしても困難である。数分規模の計算を比較的短期間で実施するための手法として、1stepあたりの時間刻みを大きく取ることが挙げられる。しかし、時間刻みを大きく取った場合には計算精度が低下することが考えられる。今後、数値シミュレーションを用いて燃焼器の設計を行っていく上で、時間刻みが計算結果に及ぼす影響を明らかにしておくことは極めて重要である。そこで、現実的な負荷変化時間として、300sと設定し、時間刻みを変化させて計算を行うことで、時間刻みが計算結果に及ぼす影響について検討した。時間刻みについては、計算精度が十分に確保される 5.0×10^{-6} （クーラン数：CV=0.5）を基準に、その10倍、および40倍である 5.0×10^{-5} 、 2.0×10^{-4} に対してそれぞれ解析を行った。

図11、12に、それぞれの時間刻みにおけるガス温度、O₂濃度の分布を示す。これらの図より、時間刻みを大きく取った場合には、特に燃料と酸化剤が混合されている領域において、細かな渦が解像できておらず、渦構造が大まかにしか捉えられていないことがわかる。しかし、温度レベルや濃度レベルについては、ほぼ同程度の値を取っており、本シミュレーション手法を用いた場合、時間刻みを大きく取った場合でも、燃焼器内の大まかな燃焼特性は評価可能である可能性があると考えられる。

図13に、ガスタービン燃焼器出口におけるガス温度および酸素濃度の経時変化を示す。図より、時間刻みによる差異はほとんど見られないことから、図11、12で見たように、時間刻みを大きく取った場合でも、燃焼器出口のガス温度やガス濃度といった大まかな燃焼特性は十分な精度で計算できることが、この結果から示された。

表1に、それぞれの時間刻みにおける計算時間を示す。表より、時間刻みを変化させたとしても、1stepあたりの計算時間は変わっていないことがわかる。十分な計算精度を確保した $dt=5.0 \times 10^{-6}$ の場合には、300秒の数値シミュレーションを行う場合には、2年以上の期間を要するのに対して、 $dt=5.0 \times 10^{-5}$ の場合には、3ヶ月程度、 $dt=2.0 \times 10^{-4}$ の場合には、3週間程度と、現実的な計算時間でのシミュレーションが可能であることがわかる。したがって、必要となる計算精度と、要求される計算時間をバランスさせ、適切な時間刻みを設定することにより、先進ガスタービン燃焼器の設計に燃焼シミュレーションを活用できる可能性があることが示された。

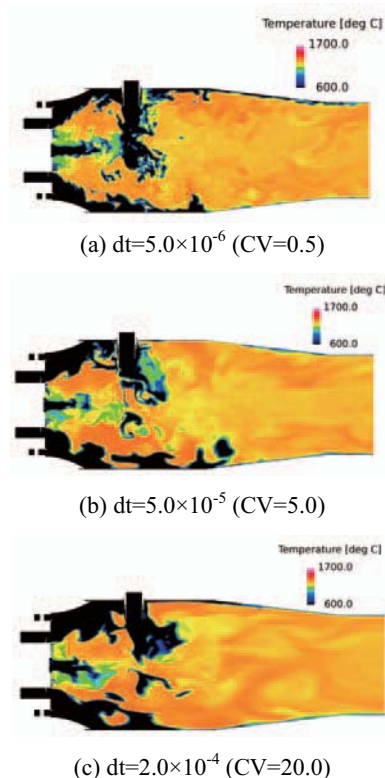


Fig. 11 Distributions of temperature for each time step case.

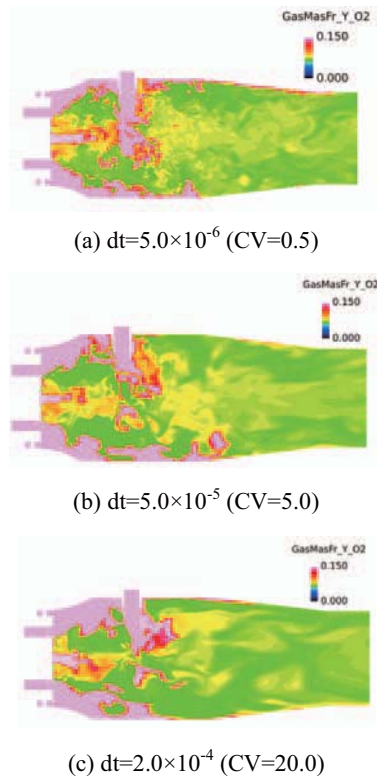
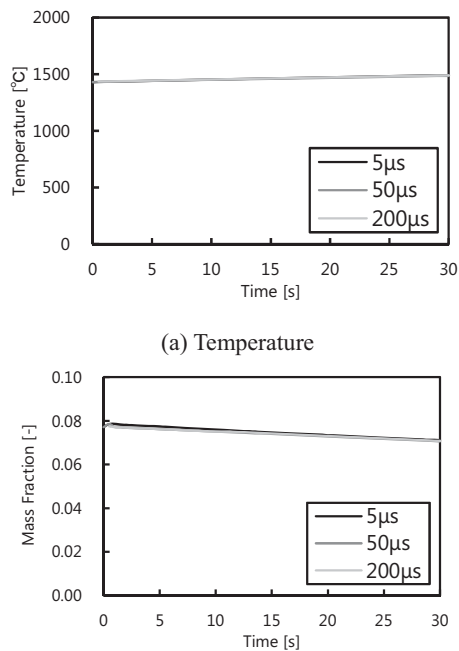
Fig. 12 Distributions of O₂ concentration for each time step case.Fig. 13 Time series of gas temperature and O₂ concentration at the combustor outlet for each time step case.

Table 1 Calculation information for 300s calculation.

dt	CV	step/day	Calculation day for 300s
5.0×10^{-6}	0.5	70000	860
5.0×10^{-5}	5.0	70000	86
2.0×10^{-4}	20.0	70000	22

4. まとめと今後の課題

本稿では、「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」において実施した、実機規模のガスタービン燃焼器の燃焼シミュレーション結果を紹介した。ここで示したように、近年では、計算機性能の飛躍的な向上を背景に、燃焼シミュレーションによって負荷上げ時や負荷下げ時における、ガス温度や各化学種濃度の燃焼器内分布、燃焼器出口や燃焼器壁面における経時変化等の燃焼特性を予測することが可能になってきている。しかし、負荷変化時間が数分オーダーとなる場合、負荷変化中を全てにわたって高精度にシミュレーションするためには、計算速度の更なる高速化が不可欠である。

また、ガスタービン燃焼器にとって予測が最も難しいとされる燃焼振動についても、近年、シミュレーションと実験との比較により、シミュレーションの有用性が確認されつつある^{(19),(20)}。今後、シミュレーションを用いて燃焼振動の予測や対策を行うためには、解析手法の高度化に加えて、シミュレーション精度の検証が可能な実験データの取得が重要となる。

さらに、ガスタービン燃焼器の設計開発を行う上には、熱流動に加えて、材料の温度や熱応力を同時に評価することが望ましい。したがって、流体と材料を直接的にカップリングする連成解析手法の開発が今後必要になると考えられる。著者らは現在、「ポスト「京」で重点的に取り組むべき社会的・科学的課題に対するアプリケーション開発・研究開発」において⁽²¹⁾、熱流体・構造連成をキーワードに研究開発を進めている。こちらのプロジェクトにおいて創出される研究成果についても、今後のガスタービン燃焼器の研究開発を支援できるものとなるよう、研究を進めていく所存である。

謝辞

ここで紹介した内容は、(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)によるエネルギー・環境新技術先導プログラムの下で行ったものである。また、研究の実施にあたり、三菱重工業(株) 斉藤圭司郎氏、数値フローデザイン(株) 西家隆行氏らの協力を得ている。ここに記して謝意を表する。

参考文献

- (1) Hirano, K., Nonaka, Y., Kinoshita, Y., Muto, M., Kurose, R., Large-eddy simulation of turbulent combustion in multi combustor s for L30A gasturbine engine, In Proc. of ASME Turbo Expo 2015, Palais des Congres, Montreal, Canada (2015), GT2015-42545.
- (2) 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, (2015).

- (3) H. Moriai, K. Hori, R. Kurose, S. Komori, Large-eddy simulation of spray combustion in a sector combustor for regional jet aircraft engine -effect of double-wall liner on NO_x formation-, In Proc. of Ninth International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-9), The University of Melbourne, Australia, 2C-2, (2015).
- (4) T. Nishiie, M. Makida, N. Nakamura, R. Kurose, 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).
- (5) Researches on Advanced Numerical Simulation Technology for Combustion and Gasification <<http://www.fluid.me.kyoto-u.ac.jp/members/kurose/hpci.html>> (参照日 2016年11月11日).
- (6) 北海道大学機械宇宙工学専攻計算流体工学研究室 <<https://www.eng.hokudai.ac.jp/labo/fluid/download/download.htm>> (参照日 2016年11月11日).
- (7) Baba, Y., and Kurose, R., Flamelet characteristics of gaseous and spray lifted flames on two-dimensional direct numerical simulations, J. Fluid Sci. and Technol., Vol. 3 (2008), pp. 846-856.
- (8) Baba, Y., and Kurose, R., Analysis and flamelet modeling for spray combustion, J. Fluid Mech., Vol. 612 (2008), pp. 45-79.
- (9) 黒瀬良一, 「京」コンピュータによる乱流燃焼数値シミュレーションの展望, 日本燃焼学会誌, Vol. 54 (2012), pp. 134-138.
- (10) Fujita, A., Watanabe, H., Kurose, R., Komori, S., Two dimensional direct numerical simulation of spray jet flames. Part 1: Effects of equivalence ratio, fuel droplet size and radiation, and validity of flamelet model, Fuel, Vol. 104 (2013), pp. 515-525.
- (11) Kitano, T., Nakatani, T., Kurose, R., Komori, S., Two-dimensional direct numerical simulation of spray jet flames. Part 2: Effect of ambient pressure and lift, and validity of flamelet model, Fuel, Vol. 104 (2013), pp. 526-535.
- (12) 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, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 135 (2013), 091503.
- (13) Smith T.F., Zhen Z.F., Fridman J.N., Evaluation of Coefficients for the Weighted Sum of Gray Gases Model, ASME J. Heat Transfer, Vol. 104 (1982), pp. 602-608.
- (14) Denison M.K. & Webb B.W., A Spectral Line-Based Weighted-Sum-of-Gray-Gases Model for Arbitrary RTE Solvers, ASME J. Heat Transfer, Vol. 115 (1993), pp. 1104-1112.
- (15) Fiveland, W.A., Three-Dimensional Radiative Heat-Transfer Solutions by the Discrete-Ordinates Method, J. Thermophysics, Vol. 2 (1988), pp. 309-316.
- (16) 齊藤圭司郎, 湯浅厚志, 伊藤栄作, 西田幸一, 田中克則, 有村久登, 1700℃ 級ガスタービン燃焼器の開発, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 37, No.4 (2009), pp. 229-234.
- (17) 瀧口智志, 齊藤圭司郎, 木村勇一郎, 伊藤栄作, 西田幸一, 田中克則, 塚越敬三, 1700℃ 級ガスタービン排ガス再循環システムの燃焼器開発, 日本ガスタービン学会講演論文集, (2011), pp. 53-57.
- (18) H. Watanabe, R. Kurose, M. Hayashi, T. Kitano, S. Komori, Effects of ambient pressure and precursors on soot formation in spray flames, Advanced Powder Technology, Vol. 25 (2014), pp. 1376-1387.
- (19) S. Tachibana, K. Saito, T. Yamamoto, M. Makida, T. Kitano, R. Kurose, 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.
- (20) T. Kitano, K. Kaneko, R. Kurose, S. Komori, Large-eddy simulations of gas- and liquid-fueled combustion instabilities in back-step flows, Combustion and Flame, Vol. 170, (2016), pp. 63-78.
- (21) 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 重点課題⑥ 革新的クリーンエネルギーシステムの実用化 <<http://postk6.t.u-tokyo.ac.jp/index.html>> (参照日 2016年11月11日).

特集：第44回定期講演会（酒田）特集

急速起動時の圧縮機非定常流れシミュレーションに向けた 実験的・数値解析的取り組み

Numerical and Experimental Investigation of Axial Compressor in the Scope of Simulating Unsteady Flow Phenomena During the Rapid Start-up of Gas Turbines



佐久間 康典^{*1}
SAKUMA Yasunori

キーワード：ガスタービン，圧縮機，非定常流れ，CFD
Gas Turbine, Compressor, Unsteady Flow, CFD

1. 緒言

CO₂削減のためには，太陽光発電等の再生可能エネルギーの大量導入が有効であるが，再生可能エネルギーによる電力供給は自然変化の影響を受け不安定である。時間帯や気象条件により急激に変動するこれらの発電量を補完し，電力の安定供給・電力系統の安全性/健全性を担保する上で，急速起動・高速負荷応答の性能を有する大容量の電力供給手段が必要になる。このような状況下で，他の火力機と比較しても起動特性や負荷追従性に優れるガスタービンの活用は有望である。しかし電力供給のベースラインを担うような大容量のガスタービン複合発電機においてこのような急速起動を試みた事例は存在せず，起動時間の大幅短縮のためには解決すべき課題が多い⁽¹⁾。

起動してから定格運転に至るまでの部分負荷作動はガスタービンにとって流体力学的に厳しい条件であり，特に圧縮機前方段においてサージや旋回失速などの不安定現象発生リスクが高くなる。通常この問題は圧縮機の段間で抽気を行うことで対策が講じられるが，急速起動時には構造温度や作動回転数が規定する各種シール隙間や翼先端と構造壁面の隙間などが従来許容された値から逸脱し，想定外の不安定現象が発生することが懸念される。加えて，再生可能エネルギーの給電状況変化に応じた負荷追従を行う場合，圧縮機は頻繁に部分負荷作動条件を経験する可能性があり，その都度行われる抽気による損失は無視できるものではない。電力系統の低コスト化/高効率化と安全性の担保を図るうえでは，従来と異なる過渡状態での作動におけるサージ・旋回失速の発生状況を的確にシミュレートし，不安定現象防止手法を最適化してものづくりに適用することが必要となる。

このような視点に立ち，系統安定化対応先進ガスタービンの実現に向けたシミュレーション技術開発の一環として，2つの実験的・数値解析的なテーマに取り組んだ。本報ではその概要と得られた知見，今後に向けた展望について紹介する。

2. 翼端隙間と流入条件が遷音速圧縮機に与える影響

従来よりも短時間でガスタービンの起動を行う際，圧縮機のケーシングや動翼はこれまでにない温度条件や昇速スケジュールを経験する。これにより圧縮機の回転構造と静止構造の間に生じる隙間の大きさは従来想定された範囲を逸脱する恐れがある。特に動翼端隙間から生じる翼端漏れ流れは圧縮機内部で生じる損失の大きい割合を占めることが以前より指摘され，特に翼端の失速が動翼全体としての不安定流動の発生のきっかけとなるような，いわゆるtip criticalな圧縮機においては失速の初生とも深く関連することが知られている。大容量ガスタービンの急速起動実現に向けて，過渡的な作動における翼端隙間の変化が圧縮機の性能や失速特性に与える影響について詳細な現象理解が必要である。

以上の背景より，圧縮機前方段を模した遷音速圧縮機動翼を対象に翼端隙間の大きさとケーシングやハブ壁面における境界層の厚みに焦点を当てた数値解析を実施した⁽²⁾⁻⁽³⁾。これにより，大規模非定常解析用コードの開発に向けて捉えるべきクリティカルな事象の抽出を行った。

2.1 数値解析手法

解析対象はNASA Lewis Research Centerにて設計された遷音速軸流圧縮機動翼列NASA Rotor 37⁽⁵⁾⁻⁽⁷⁾である。本解析では翼端隙間と入口壁面境界層厚みが遷音速圧縮機の性能と流れ場に及ぼす影響に着目した。翼端隙間についてはRotor 37の試験時間隙間 h_{base} を基準として0%から300%の範囲で9通りに変化させた。それぞれの条件における翼端隙間の大きさ h を，前縁における流路高さ

原稿受付 2016年11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

H_{LE} や翼端コード長 c_{tip} との対応とともに表1に示す。最も翼端間隙の大きい条件(300CL)における h/H_{LE} は1.9%であり、これは実際の圧縮機における中段付近での翼端間隙に相当する。入口壁面境界層厚みについては解析領域入口にて境界条件として固定する全圧に対して図1に示すようなスパン方向の分布を与えることにより3通りの流入条件で解析を実施した。1BLは実機試験において対応する位置で実際に計測された全圧の分布であり⁽⁷⁾、2BLは境界層厚みが1BLの2倍となることを意図した分布である。以上9通りの翼端間隙と3通りの流入条件について、計27通りの解析を実施した。

Table 1 Tip clearance h at each case

	h [mm]	h/h_{base}	h/H_{LE} [%]	h/c_{tip} [%]
000CL	0.000	0.00	0.000	0.000
025CL	0.089	0.25	0.158	0.120
050CL	0.178	0.50	0.317	0.240
075CL	0.267	0.75	0.475	0.361
100CL	0.356	1.00	0.633	0.481
150CL	0.534	1.50	0.950	0.721
200CL	0.712	2.00	1.266	0.961
250CL	0.890	2.50	1.583	1.202
300CL	1.068	3.00	1.900	1.442

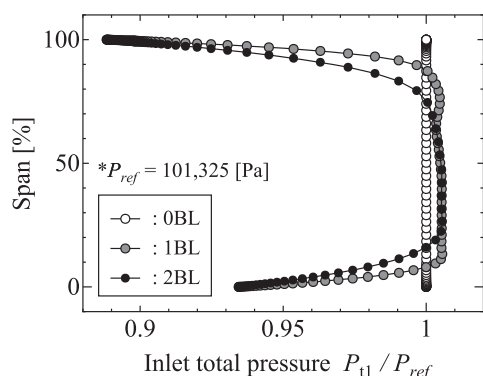


Fig. 1 Span-wise distribution of total pressure applied as a boundary condition of domain inlet

解析には有限体積法に基づき空間離散化した3次元圧縮性RANS方程式を支配方程式とする内製コードを使用した。時間進行はLU-SGSスキームを用いたEuler陰解法により行い、定常解析を実施した。非粘性流束と粘性流束はそれぞれ3次MUSCL補間SHUSスキーム⁽⁸⁾と中心差分により評価した。乱流モデルには $k-\omega$ 二方程式モデルを用いた。

計算格子は流れ場の周期性を仮定して翼列一流路分のマルチブロック構造格子を商用ソフトウェアNUMECA AutoGrid5™を用いて作成した。異なる翼端間隙の条件それぞれに対応した計算格子を作成しており、いずれも合計セル数は約160万である。ここで、試験時条件よりも小さい翼端間隙については翼端をそのまま延長した形

状を想定し、試験時条件よりも大きい翼端間隙については翼端を切り詰めた形状を想定した。

2.2 数値解析結果

図2に各条件における作動特性曲線の解析結果を示す。いずれも出口境界の設定圧力をチョーク条件から徐々に上昇させ、その都度解が収束するまで計算を行うことにより取得した。各曲線の最小流量点は収束解が得られた最後の作動点であり、以降ではこの作動点を失速点と呼称する。失速点近傍での背圧上昇の刻み幅は基準大気圧の0.02%で統一した。図より、いずれの流入条件においても翼端間隙の拡大に伴い全圧比が全体的に低下し、その度合いは入口境界層が厚くなるほど大きい。圧縮機効率も、入口境界層が厚くなるほど、また翼端間隙が大きくなるほど全体的に低下する。加えて、境界層が厚くなるにつれて最高効率点が失速点寄りに移動する。この傾向は翼端間隙が大きい条件でより顕著である。このことは翼端間隙が大きく壁面の境界層も厚くなる多段圧縮機の中段から後段においては、最高効率点付近で各段のマッチングをとろうとすると失速マージンを確保しにくくなることを意味する。

続いて、式(1)により定義される失速マージン $SM^{(9)}$ と、最高効率を図3にて比較する。ここで π は全圧比、 $\dot{m}$ は修正流量、添え字の $stall$ と $design$ はそれぞれの条件における失速点とRotor 37の設計点をそれぞれ表す。

$$SM = 1 - \left(\frac{\pi_{design} \dot{m}_{stall}}{\pi_{stall} \dot{m}_{design}} \right) \quad (1)$$

図より失速マージンは翼端間隙が小さくなるほど大きくなるわけではなく、極大値を与えるような翼端間隙が存在する。この翼端間隙の最適値は入口境界層厚みが増大すると小さくなる。失速マージン変化の傾向について、式(1)から $\dot{m}_{stall}/\dot{m}_{design}$ と π_{design}/π_{stall} それぞれの寄与に注目する。失速マージンが極大となる最適な翼端間隙では失速点流量も失速点圧力比も共に最良となる。これよりも小さい翼端間隙では $\dot{m}_{stall}/\dot{m}_{design}$ の増大が失速マージン悪化に支配的である。大きい翼端間隙でも $\dot{m}_{stall}/\dot{m}_{design}$ は増大するが、200CL程度まで間隙が大きくなると π_{design}/π_{stall} が増大することによる影響が失速マージン悪化に対してより支配的となる。

流れ場の観点からは、最適翼端間隙に前後して、動翼端背側付近における流れが変化する。最適値よりも小さい翼端間隙では翼端で生じた境界層剥離は後縁にまで達し、コーナー剥離が形成される(図4(a))。この時の数値不安定はこの剥離領域の拡大が収束しなくなることによって引き起こされていた。対して翼端間隙が大きい条件では翼端漏れ渦と衝撃波との干渉による渦崩壊の発生が認められ、これが数値不安定の引き金となっていた(図5(b))。加えて、渦崩壊によるブロック領域が壁面付近の広い範囲にわたって拡大することで失速点圧力比の低下が引き起こされていた。まとめると、翼端間隙

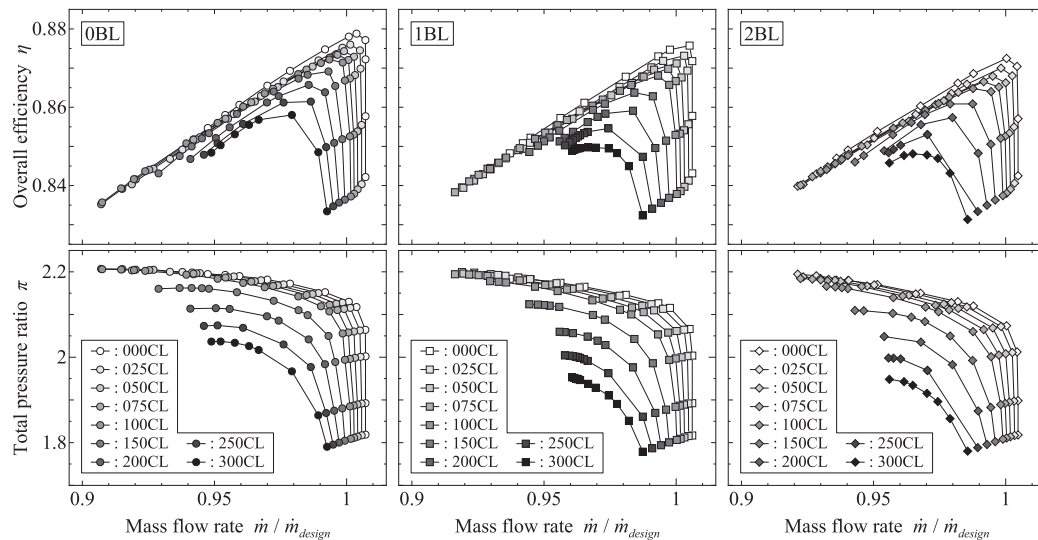


Fig. 2 Comparison of compressor characteristics

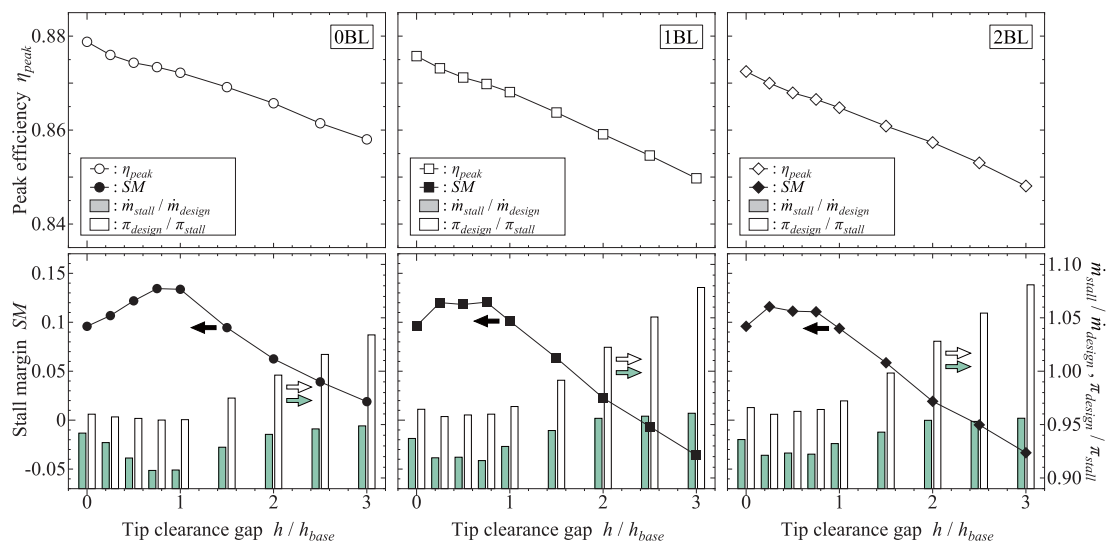


Fig. 3 Comparison of peak efficiency (top) and stall margin (bottom) among each inflow condition

が小さく翼端後縁にコーナー剥離が生じるとそちらによる数値不安定が翼端漏れ渦の渦崩壊に起因した数値不安定に先立って発生する。このコーナー剥離の発達は翼端間隙が小さいほど早い段階で生じるようになり、失速点流量が増大する。失速マージンの山なりの変化は、数値不安定に陥る要因が翼端コーナー剥離と翼端漏れ渦とで切り替わることに原因があると思われる、その切り替わる中間の条件で失速マージンは最適となることが明らかとなった。

上記の傾向を示す失速マージンとは対照的に、最高効率はいずれの流入条件においても000CLで最大となり、翼端間隙の拡大に応じてほぼ線形に低下する。過去に行われた研究では、Wennerstromが高負荷遷音速圧縮機を対象に翼端間隙を変化させた実験を行い、効率の極大値を与える最適な翼端間隙を見出している^[10]。また、Peacockは二次翼列や回転翼列を対象とした過去の実験例を挙げ、二次流れと翼端漏れ流れ、そして移動する

ケーシング壁の効果が上手くバランスするような翼端間隙で効率は最大となるとした^[11]。今回行った解析では、最高効率点においていずれの条件でも翼端にコーナー剥離は生じておらず、流路内の損失の大部分は翼端漏れ流れに起因するものであった。1BL条件における全圧損失係数のスパン方向分布を図6に示す。翼端漏れ流れによる損失は概ね翼端間隙の拡大に応じて増大しており、そのために今回のケースでは翼端間隙の拡大にほぼ比例して最高効率が低下したと考えられる。

以上、網羅的にパラメータを振った解析を実施したことにより、定常解析の範疇ではあるものの遷音速圧縮機の性能と失速特性に対して翼端間隙や壁面境界層の厚みが及ぼす影響について明らかとなった。今後は急速起動時動特性や構造過渡応答の解析結果と組み合わせることで急速起動時の不安定流動現象について信頼性の高い予測を目指すことが期待される。

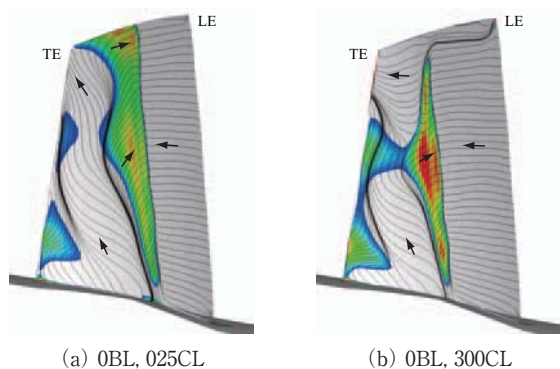


Fig. 4 Limiting streamlines and wall shear stress on blade suction surface (stall point)

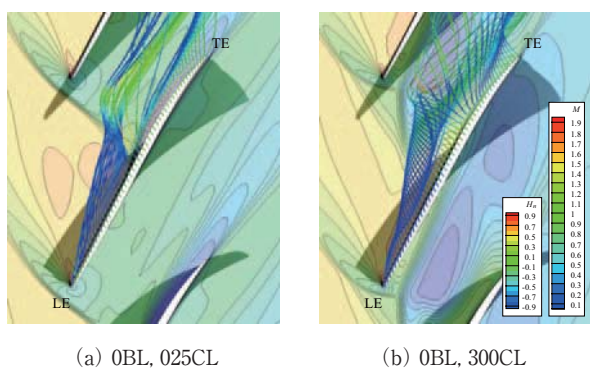


Fig. 5 Streamlines of tip leakage flow and relative Mach number distribution at 96% passage height (stall point)

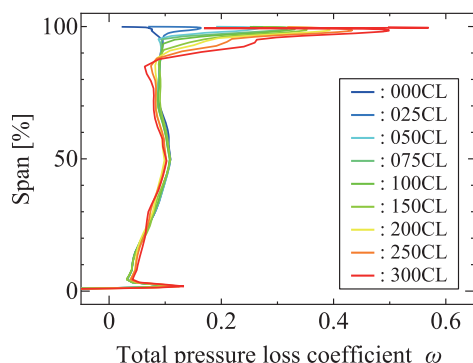


Fig. 6 Span-wise distribution of total pressure loss coefficient (1BL, peak efficiency point)

3. 多段軸流圧縮機を対象とした実験と数値解析

ガスタービンの急速起動時に限らず、圧縮機内で生じる旋回失速やサージを正確に予測するためには非定常解析が不可欠である。計算機による数値流体シミュレーションは近年益々大規模化・高度化が進展し、現象説明/設計検討の両面での貢献が強く期待される。一方で、シミュレーションで取り扱う現象が複雑化するのに伴い、その予測結果の検証に資するデータは益々得難く、実験に対して求められる精度と情報量も同時に増している。圧縮機に関しては、実験と数値解析を実際の現象に可能な限り即して高度化する取り組みが不可欠である。

そこで多段圧縮機を対象に実験ならびに定常・非定常

数値解析を実施し、動静翼干渉を伴う多段圧縮機内部の流れの予測精度向上に向けた課題の抽出と計測技術向上を行った。

3.1 実験手法

図7に示すような子午断面形状を有する低速軸流圧縮試験機を用いて実験を行った。この圧縮機は前置可変静翼 (IGV) と3組の動静翼段により構成され、段の組み合わせと配置が変更可能である。本研究では単段と三段の構成を取り扱った。圧縮機ケーシング内径は500 mm、ハブティップ比は0.6であり、定格回転数3820 rpmにおける設計流量は7.89 kg/s、段あたりの設計圧力比は1.02である。動翼と静翼/IGVの翼枚数はそれぞれ32枚と38枚で、静翼はいずれも片持ち構造である。計測部の外壁は固定したケーシングリングと周方向に回転する計測リングから構成され、計測リングに計測プローブのトラバーサーを取り付けることにより圧縮機内部で任意の半径方向/周方向位置においてプローブ計測が可能である。以降の節で示す軸断面内の流れ場は三孔ピトー管により取得した。

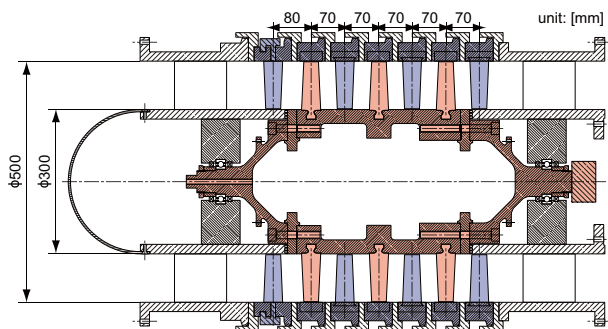


Fig. 7 Schematic of the test compressor

3.2 数値解析手法

前章の解析で使用したコードを用いて定常と非定常のRANS解析を実施した。ただし非定常解析の際には時間進行法として二次精度三点後退差分法を8回の内部反復と組み合わせて用いた。計算負荷軽減のためIGV・静翼と動翼の翼枚数をそれぞれ38枚と32枚から40枚と30枚へと変更し、1ピッチあたりそれぞれ約46万および約47万セルを有するマルチブロック構造格子を作成した。定常解析では各段1ピッチ、非定常解析では1/10周を計算領域として設定した。このとき合計セル数は三段構成の定常解析で約320万、非定常解析で約1150万である。

定常解析では段間の接続にはmixing plane法^[3]を用い、流れの物理量の周方向平均化はmixed-out averaging^[14]に基づいた定式化により行った。非定常解析ではsliding mesh法を用い、周方向の物理量の内挿は3次のLagrange補間により行った。

3.3 実験および解析結果

図8に単段構成での供試圧縮機の特特性曲線について解析結果と実験結果との比較を示す。実験では圧縮機によ

る昇圧に対して排気ダクトの圧損が大きく、最も流量の大きい条件で既に失速点に近い圧力比を示している。解析結果では最小流量点が安定した収束解が得られた最後の作動点である。両者の比較により、圧力比のピーク値は比較的良好に再現されている一方で、失速点前に特性曲線がフラットとなる部分については定常と非定常のいずれの解析でも再現できていない。定常と非定常の特性曲線は互いにほぼ重なり合っており、全体性能に対して非定常性の影響は明確に現れなかった。

図9に作動点Aにおける一段静翼下流の流速分布の実験結果と解析結果との比較を示す。実験結果からは、翼背側とハブ壁面の間に広い範囲で低速領域が生じていることが確認できる。これに対して、計算結果ではハブ壁面付近にやや傾向の異なる楕円形の低速領域が見られる。実験においてはコーナー剥離が発生していると考えられるが、解析における低速領域は翼端漏れ渦による影響である。図10に各段の翼負圧面上の限界流線と軸方向の壁面せん断応力の分布を示す。静翼において、ハブ付近の前縁とミッドコード下流で剥離が生じているものの、翼端漏れ流れの効果によってコーナー剥離は抑制されている。今回の解析では入口流入条件としてスパン方向に一樣な流入を想定していることなどから、流れのより正確な再現に向けて改良の余地がある。

続いて図11に三段構成での供試圧縮機の実験結果と解析結果との比較を示す。解析結果は圧力比がピークとなる作動点までの上昇特性を比較的良好に捉えているが、それ以降の特性がフラットとなる部分

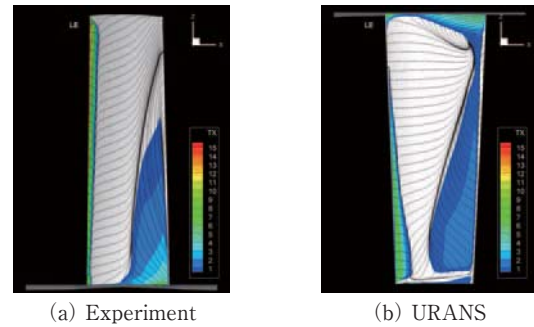


Fig. 10 Limiting streamlines on the suction side of blade surface (URANS, single-stage, operating point A)

については単段構成の時と同様再現することができなかった。熱線による非定常流速計測の結果からは、特性曲線がフラットとなる作動条件では失速点に先立って何らかの失速現象が安定的に存在していることが示唆されており、実験による具体的な現象の解明と数値解析でそれを捉えるための改良が今後の課題であると認識された。図12に作動点Bにおける三段静翼下流の流速分布を、図13に各段の翼負圧面上の限界流線と軸方向の壁面せん断応力の分布を示す。単段構成のときと同様に三段静翼の背側ハブ付近には広範な低速領域が計測されており、その大きさが数値解析では過小評価されている。このような剥離を伴う現象は特に乱流モデルの感度が強く、モデルの取扱いの見直しも含めた再検討が必要である。

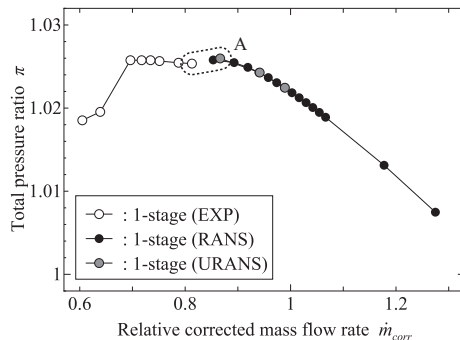


Fig. 8 Comparison of total pressure ratio characteristics (single-stage configuration)

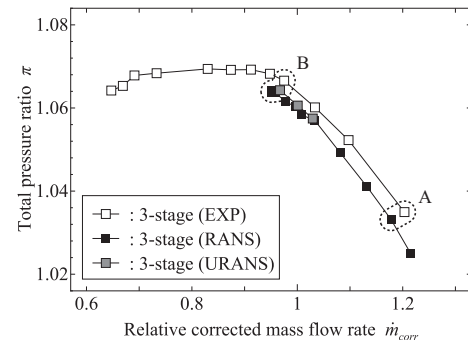


Fig. 11 Comparison of total pressure ratio characteristics (three-stage configuration)

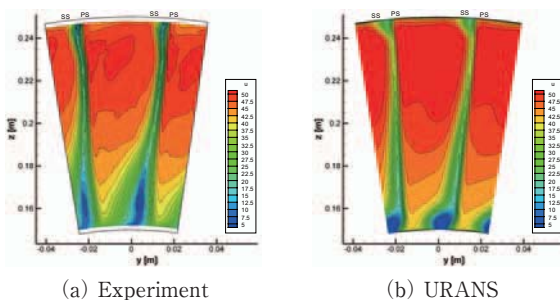


Fig. 9 Axial velocity distribution aft the 1st stator (single-stage, operating point A)

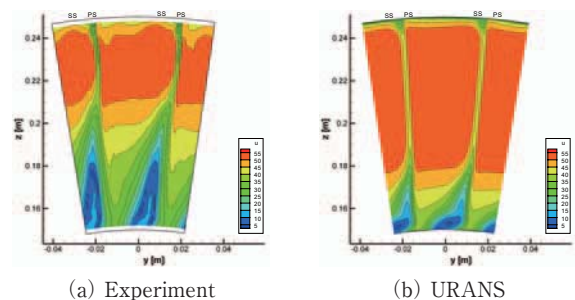


Fig. 12 Axial velocity distribution aft the 3rd stator (three-stage, operating point B)

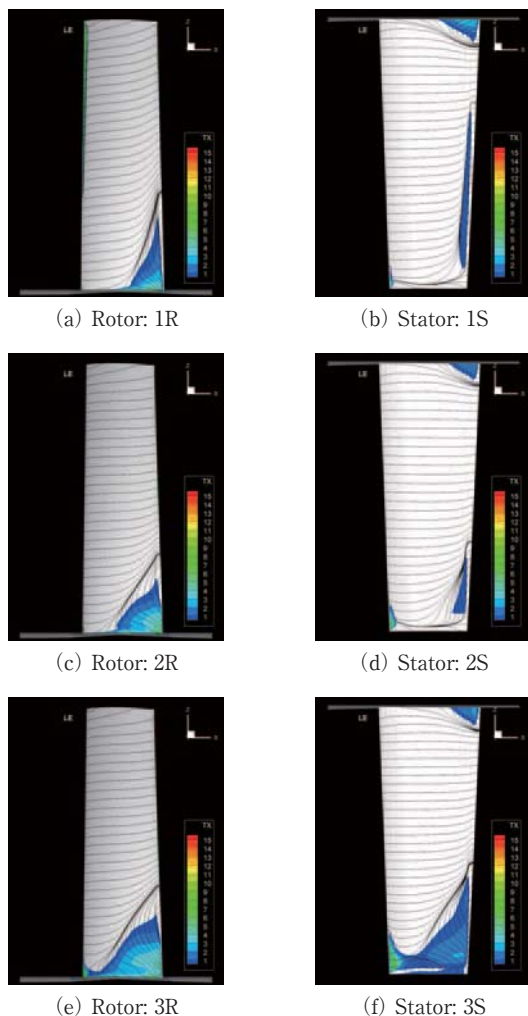


Fig. 13 Limiting streamlines on the suction side of blade surface (URANS, three-stage, operating point B)

4. まとめ

ガスタービン急速起動時の圧縮機内流れの非定常シミュレーションの重要性を背景として行った取り組みについて紹介した。実験も数値解析も改善の余地が多く残されており、国内外で行われてきた過去の研究から学ぶべき点がまだまだ存在することが改めて認識されたものの、過渡的な作動条件における圧縮機内流れの不安定現象解明に向けて一部示唆的な結果を得ることができた。巨人の肩の上に立ち、将来的な課題に向けて取り組みを継続していく所存である。

謝辞

本成果は国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構による「エネルギー・環境新技術先導プログラム 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」の委託業務の結果得られたものである。ここに記して謝意を表する。

参考文献

- (1) 国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構, 平成26年度～平成27年度成果報告書 エネルギー・環境新技術先導プログラム 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, 20160000000495 (2016).
- (2) 佐久間康典, 渡辺紀徳, 姫野武洋, 翼端間隙を広範に変化させた際の遷音速圧縮機流れの数値解析, 第43回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, B-2 (2015), pp. 107-112.
- (3) 佐久間康典, 渡辺紀徳, 姫野武洋, 翼端間隙と入口流れ条件が遷音速圧縮機に及ぼす影響, 第44回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, A-6 (2016), pp. 31-36.
- (4) Yamada, K., Funazaki, K. and Furukawa, M., The Behavior of Tip Clearance Flow at Near-stall Condition in a Transonic Axial Compressor Rotor, ASME Turbo Expo 2007, GT2007-27725 (2007).
- (5) Moore, R. D. and Reid, L., Performance of single-stage axial flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 2.05, NASA TP 1659 (1980).
- (6) Reid, L. and Moore, R. D., Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure ratio core compressor, NASA TP 1337 (1978).
- (7) Dunham, J., CFD Validation for Propulsion System Components, AGARD-AR-355 (1998).
- (8) 嶋英志, 圧縮性CFDによる低マッハ数流れ計算のための新しい陰的時間積分法, 第25回数値流体力学シンポジウム講演論文集C02-4 (2011).
- (9) Cumpsty, N. A., Compressor Aerodynamics, (1989), p. 366, Longman Scientific and Technical.
- (10) Wennerstrom, A. J., Experimental Study of a High-Throughflow Transonic Axial Compressor Stage, J. Eng. Gas Turbines Power, Vol. 106 (1984), pp. 552-560.
- (11) Peacock, R. E., A review of turbomachinery tip gap effects Part 2: Rotating machinery, Int. J. Heat & Fluid Flow, Vol. 4, No. 1 (1983), pp. 3-15.
- (12) Sakulkaew, S., Tan, C. S., Donahoo, E., Cornelius, C., Montgomery, M., Compressor Efficiency Variation With Rotor Tip Gap From Vanishing to Large Clearance, J. Turbomachinery, Vol. 135, No. 3 (2013), 031030.
- (13) Chima, R. V., Calculation of Multistage Turbomachinery Using Steady Characteristic Boundary Conditions, NASA TM 1998-206613 (1998).
- (14) Saxer, A. P. and Giles, M. B., Predictions of Three-Dimensional Steady and Unsteady Inviscid Transonic Stator/Rotor Interaction With Inlet Radial Temperature Nonuniformity, J. Turbomachinery, Vol. 116 (1994), pp. 347-357.
- (15) 古川雅人, 山田和豊, 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, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 43, No. 6 (2015), pp. 3-9.

特集：第44回定期講演会（酒田）特集

ガスタービン二次空気系の熱・流体・構造過渡応答連成解析に向けた複雑流路対応型CFDコードの構築

Development of a CFD Code for Geometrically Complex Configurations: Toward Coupled Aero-Thermo-Mechanical Transient Simulation of Gas Turbine Internal Air Systems



立石 敦^{*1}
TATEISHI Atsushi

キーワード：構造過渡応答，二次空気系，数値流体力学，流体構造連成解析

Transient Thermo-Mechanical Response, Internal Air System, CFD, Fluid-Structure Interaction Simulation

1. 緒言

調査研究「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」（平成27年2月～平成28年2月）⁽¹⁾にて，筆者は「構造過渡応答シミュレーションの高度化」に関する事項を担当した。研究成果として本解説記事を執筆する運びとなったが，なにぶん当研究分野に着手するのは初めてであるため，重要な情報や知識の欠落についてはご容赦頂きたい。

火力発電プラントには，天候に左右されやすい再生可能エネルギーを十分利用しつつ，電力需要に即した発電量を常時供給するために，新しい火力発電プラントには

- ・急速な負荷変動に対する追従性向上
- ・起動時間の大幅な短縮（大型GTで50→10分程度）

が求められる。

ガスタービンの起動時間を短縮する鍵となるのが，各部の熱伸びの予測技術である。実際に，ガスタービン運転時には全体として大気温度（15℃）からタービン入口温度（1700℃）にわたる非常に大きな温度差があり，構造は各部品の温度分布によって複雑に変形する。そのため，様々な運転状態における構造各部の熱伸び量はたいへん慎重に監視・管理されている。こうしたなかで負荷変動追従性向上や起動時間短縮を実現するためには，

- ・回転部・静止部の接触を回避（クリアランス予測）
- ・様々な負荷状態での強度余裕（熱応力，クリープ）

を確認する必要がある。

このように，ガスタービン運用時の熱構造挙動の予測技術は急速起動型ガスタービンの実現に欠かせない。予測技術の高度化によりガスタービン全体の応答が推定できれば，安全に起動可能な作動ラインの計画や，急速起動を念頭においた設計が可能になると考えられる。

構造各部の温度および変位を得るためには，構造表面

での入熱を的確に予測する必要がある。従来，二次空気系を含む一次元的なシステム解析を行った後，壁面熱流束の相関式を境界条件とし，FEMにより熱構造解析を行う手法が用いられてきたが，モデルの出来は技術者の技量に依存するところが大きい。この一部を，流体構造連成解析により流れ場と構造応答を同時に求める手法に置き換えることによって，相関式中の恣意的なモデルパラメータを排除することや，新規的な構造仕様に対する高忠実度かつ迅速な検討（いわゆるVirtual Engineによる設計のFront loading化）が可能になることが期待される。

本調査研究では，クリアランス予測において重要であると考えられる，軸系の熱構造過渡応答予測技術に着目し，まず近年の二次空気系熱構造解析技術の動向調査と，将来的な研究課題の抽出を行った。続いて，抽出された課題の解決にむけて新たなCFDコードを構築し，デモンストレーションを行った。本報では，以上の活動を概観するかたちで成果を紹介したい。

2. 近年の二次空気系熱構造解析

まず近年どのような視点で当分野の研究が行われているかを知るための文献調査を行った。以降では個別の例について紹介するが，代表的なレビュー論文としては二次空気系全般⁽²⁾，CFD手法⁽³⁾などがある。

2.1 欧州プロジェクト ICAS-GT, ICAS-GT2

欧州では二次空気系の空力・伝熱に関する研究プロジェクト「ICAS-GT」が1998～2000年に⁽⁴⁾，その後継の「ICAS-GT2」が2001～2005年に行われており⁽⁵⁾，Rolls-Royce, Alstom, MTU, Siemens, Volvo aero, Turbomeca, Industria de TurboPropulsores (ITP) などのターボ機械主要メーカーとSussex, Surry, Aachen, Karlsruhe といった大学が参加していた^{(4),(5)}。図1に，扱われた研究領域を二次空気系の模式図とともに示す。①リムシール，②圧縮機ディスクキャビティ，③静翼下キャビティ，④

原稿受付 2016年11月9日

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

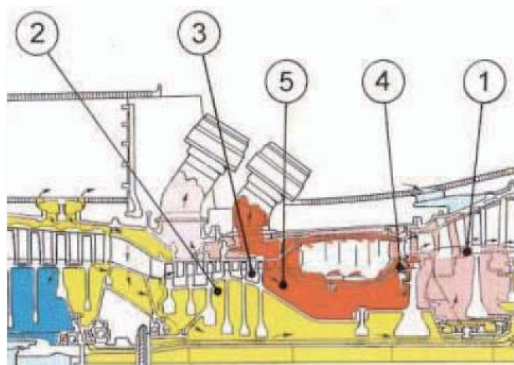


Fig. 1 Internal air system and research area in ICAS-GT project (5)

予旋回ノズル, ⑤燃焼器下キャビティが主な研究対象である。大学では実機の熱構造系を模擬したリグによる各種試験データの取得⁽⁶⁾や, 基礎 (LES) から応用 (熱構造連成) にわたる様々なレベルでの数値解析が行われている。また, プロジェクト終了後も論文が継続的に発表されている。

2.2 モジュール全体の熱構造連成解析事例

CFDと熱構造解析を強連成させた熱構造過渡応答解析は, 2010年以降から多数報告されるようになってきた。解析ではCFDで軸対称二次元または一部のセクタを扱い, FEMによる温度場・変位場解析と連成させている。また商用コードを用いているものは少なく, 各研究者が様々な工夫をして解析を実現している。現在では, 航空用エンジンタービンモジュールに対して, 1飛行ミッションの解析が約2.5日で可能なようである (ITPのコード⁽⁷⁾)。

2.2.1 航空用ガスタービン, タービンモジュール関連

タービンモジュールについては, 比較的古い段階から軸系の熱構造・流体連成解析が行われてきた。Okita⁽⁸⁾は高圧タービンモジュールに対して熱・構造連成解析を実施した。流体部分全てをCFDで解くのではなく, シール部・ガスパスからの巻き込みなどにモデル化が施され, CFDに組み込む工夫がされている。図2は, 得られた定常運転時の温度分布である。これを各点で試験値と比較し, 解析モデルの妥当性を示したのちに, 1フライトミッション中の熱構造応答を解析した。その結果, 応答

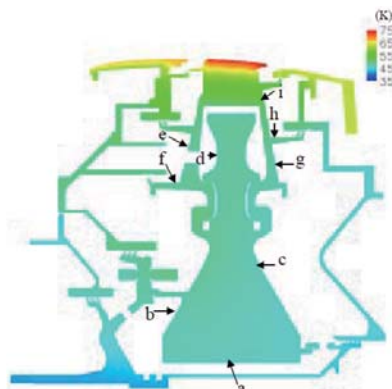


Fig. 2 Conjugate heat transfer (CHT) analysis of a HPT disk (8)

時間に関しても試験値とよい一致が得られている。

Sun⁽⁹⁾は, 航空用エンジン高圧・中圧タービンの45度セクタをCFDとしてモデル化し, 約3.5時間のフライトミッション中の熱過渡応答解析および変形解析を行った。その際, 流体部分のモデル化に関して, 流れ場を凍結し温度場だけを解く方法を用いている。解析コードはRolls Royce 内製のCFDであるHydraと熱構造FEMのSC03であり, 計算負荷は60コアを用いて約2週間で, 設計には十分な速さだと述べている。結果として, 図3に示す, ミッション中の翼端部変位が得られている。

Ganine⁽¹⁰⁾は, 航空用エンジン高圧タービンモジュールを軸対称二次元の系でモデル化し, フライトミッションに対応した温度場の過渡応答解析を行っている。計算の高速化を図るためにAnderson 加速という特殊な収束加速法を導入した。その結果図4に示すように, 準ニュートン法的手法に比べ約1/3のコスト削減を達成した。

Altuna⁽⁷⁾は, 航空用エンジン低圧タービンモジュールの過渡応答解析を報告した。内製の非構造格子CFDコードであるMu²s²Tを用い, 有限要素法の熱構造解析と連成させている。計算は二次元軸対称RANSであるが, MultigridやGPUによる高速化が施されている。また, 翼部を3次元, それ以外を2次元のモデルとして相互に接続することの研究も行われている⁽¹¹⁾。

2.2.2 航空用ガスタービン, 圧縮機モジュール関連

タービンモジュールのみならず, 圧縮機の二次空気系も研究の対象となっている。Ansariら⁽¹²⁾のGE Aviationを中心としたグループは, 高圧圧縮機軸内部における

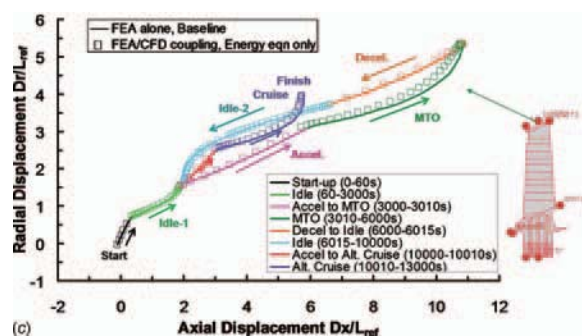


Fig. 3 Turbine tip displacement during a flight mission (9)

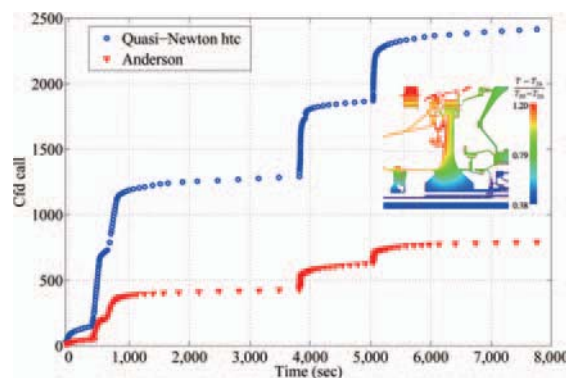


Fig. 4 Anderson-acceleration in the CHT analysis (10)

ディスク間の高温流体と、冷却のために抽気された回転軸中心部の低温流体との混合現象に着目し、RANS解析と種々のRANSを拡張したDESを実施した。三次元のDESによる非定常解析では、図5に示すように、浮力とレイリー・テラー不安定により高密度冷媒が半径方向外向きに駆動され、同時に非軸対称の非定常流れが現れ、後段側で冷媒温度の上昇が認められた。一方軸対称のRANSではこの混合過程が生じないために、冷媒はほとんど温度上昇しないことが示された。彼らの結果からは、二次空気系を通過する冷媒の温度や全圧損失に関する評価には、流れの非定常性や浮力の効果を考慮する必要があることをじかに感じ取ることができる。

Sunら^[3]は圧縮機ディスク間キャビティ内の大規模非定常流れを抑制し、ディスクの熱応答時間を制御するために、キャビティ上面に微量の吹き出しを設ける手法について、熱構造連成解析とリグ試験の比較およびLESを用いた包括的な検討を行った。図6はディスク表面温度をリグ試験データで検証した結果であるが、RANSを用いた連成解析結果と試験値は非常に良く一致している。また、その理由がLES結果と併せて考察されている。

2.2.3 産業用ガスタービン、タービンモジュール

航空用エンジンタービンおよび圧縮機に関しては多くの研究例が公表されている一方、産業用ガスタービンを対象とした報告はあまり多くない。SiemensのThirumurthy^[4]は、動力用高圧空気源に用いられるガスタービンを対象として、パワータービンの背圧が通常の場合と高い場合（低負荷作動）における、負荷状態によ

るディスク温度の違いを調査した。解析は航空用の研究開発で用いられたRolls Royce 内製コードHydraとSC03にて行われており、基盤解析技術の共有という点で、欧州における研究開発の協力体制を垣間見ることができる。解析結果は試験結果とよく一致しており妥当性を示している。また、低負荷条件とノミナルとの差は、主としてパワータービン最終段のディスクに現れることが報告された。

2.3 解析における工夫

上述した二次空気系の流体・構造連成解析は数値解析技術としても流体工学的にも非常に難易度が高い。それゆえ上述の内製コードでは様々な工夫がなされている。航空用エンジン飛行ミッションでは数時間、大型ガスタービンの起動には数十分といった長秒時の解析が要求されるが、流体・構造を連成させた際には、解析時間のほとんどがCFDであり、この高速化が課題のようだ。2015年現在では、壁関数の使用^{(8)–(10)}、連成問題に対する特殊な収束加速法^[9]、並列化、GPU⁽⁷⁾による高速計算、CFD自体の収束性改善（Multigrid）^{(7), (10)}といった手法が用いられている。また、軸、ディスク、シールの入り組んだ複雑流路に対応するため、非構造格子を利用する例が多い。

2.4 ディスク間の流れ現象

これまで見てきたモジュール全体に対する解析は実時間にして長時間の変化を対象とするため、CFDには基本的にRANSが用いられる。ここで、間隙内部の流れ場は乱流であり、熱拡散や流れ場はこれに支配される。したがって、詳細な乱流現象や、モデルがどの程度それを再現しているかを正しく認識することも重要である。

二次空気系を単純化した系は回転キャビティと呼ばれ、遠心力、コリオリ力（エクマン境界層）、浮力、非軸対称大規模非定常流の各効果が現れる複雑な乱流場となる。図7に様々な形式の回転キャビティを例示する。幾何形状、流入・流出条件、回転面の配置、開放系/閉鎖系の違い、壁温分布などにより流れの様子が変化する⁽¹⁵⁾。近年ではOwenら^[6]、Launderら^[7]により流れの現象やモデル化の観点からレビューされている。また、詳細な流れの様子を調べるためにLESが試みられている^{(13), (18)}。

連成解析では計算量軽減のため壁関数が用いられる場合が多い。しかしLaunderら^[7]は壁面近傍の速度ベクト

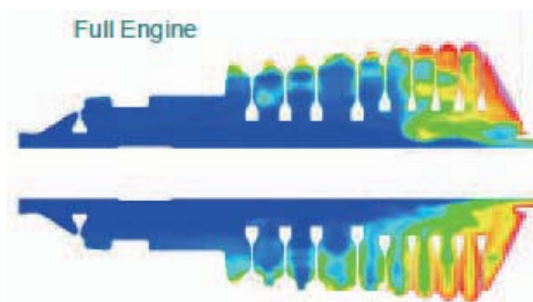


Fig. 5 Instantaneous temperature field in a HPC shaft ⁽¹²⁾

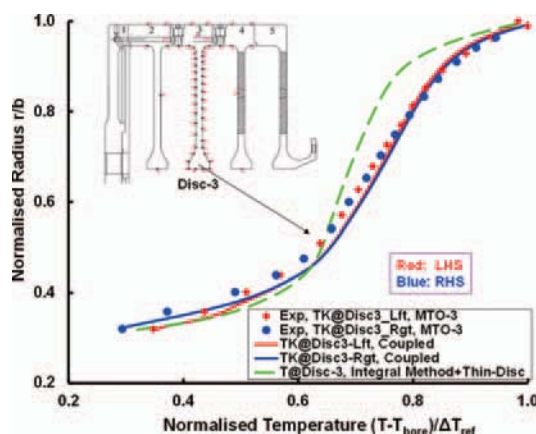


Fig. 6 Validation on metal temperature on the disk ⁽¹³⁾

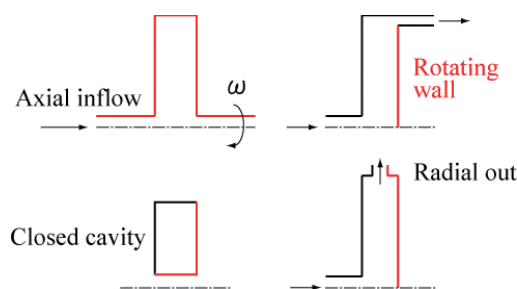


Fig. 7 Various types of rotating cavity

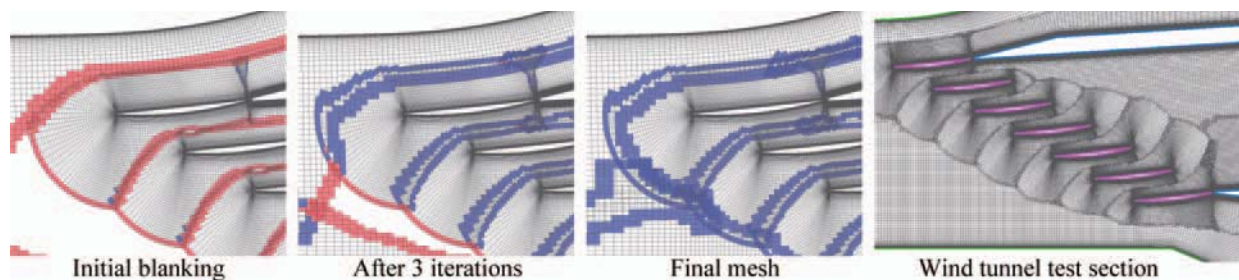


Fig. 8 Generation of connectivity data by iterative donor search²⁰⁾. Dark cells are on the fringe of the block.

ルは大きくねじれているので、壁関数では壁面せん断応力の方向が正しく予測できないと指摘している。モデルの導入や軸対称の仮定などで計算を簡略化する際には、流れ場のもつ重要な性質がどの程度損なわれ、結果に現れるかを知ることが重要であろう。

2.5 文献調査より見出された研究課題

以上の文献調査より、二次空気系の熱流体構造解析を実現する（すなわち、「流れの現象を正しく把握したうえで、現実的な時間でストレスなく解析を実行できるレベルに至る」）ために必要であろう研究課題を筆者の主観で挙げてみたい。まずモジュール全体の連成解析については、長秒時の連成解析といった特殊さから、汎用型のコードではなくこの用途に特化した解析パッケージが必要になると考えられる。具体的な課題としては、

- ・手持ちの道具で行った解析に対する問題点の明確化
 - ・収束のよいCFDソルバや、高速計算の実現
 - ・複雑形状に対するフレキシビリティ向上
 - ・翼部、スワラ部での境界条件の与え方
- が挙げられる。一方、流れ現象の理解という観点からは、
- ・ディスク壁面近傍の壁法則の理解と壁関数精緻化
 - ・回転場や浮力影響下で使えるLESの壁面応力モデル
 - ・DNSやLESで、モデル評価に使う基礎データの収集
- が考えられる。

3. 課題解決にむけた複雑流路対応型CFDコードの構築

抽出された課題を再度キーワードとして整理すると、「ソルバの収束性向上」「高速計算」「複雑形状」「詳細乱流解析」となる。以降、これらの課題解決にむけ構築したCFDコードを紹介する。

シール等の入り組んだ複雑な軸系の解析には非構造格子が最適であろう。しかし一方でLESのような高い精度を要求する乱流解析には格子やスキームの構成に特に注意が必要になると考えられる。また筆者の属する研究グループは非構造格子コードを保有していないためフルスクラッチで開発することになってしまう。

そこで今回は、筆者がこれまで用いてきたセル中心型マルチブロック構造格子コードを改修した。表1にコードの詳細な仕様を示す。支配方程式は圧縮性Navier-Stokes方程式で、RANS部分とLES部分が同一のフレー

Table 1 Numerical schemes for the developed code

(a) For RANS, FVM	
Inviscid terms	SHUS or SLAU, 3rd MUSCL
Viscous terms	2nd order central difference
Turbulence model	SA, $k-\omega$, $k-\varepsilon$, SST, DES local time (steady)
Time marching	2nd order implicit (unsteady) with block Gauss-Seidel iteration
(b) For LES, FDM	
Inviscid terms	4th-order optimized compact 4th-order optimized central,
Viscous terms	localized artificial diffusivity for shock capturing
Turbulence model	none (implicit LES), wall-model (Spalding's law)
Time marching	4-stage Runge-Kutta or 2nd order implicit
Parallelization	MPI and OpenMP

ムワークの中で共存しており、切り替えが容易である。RANS部分は一般に用いられているものと本質的に変わらない。また、高解像度乱流解析を視野に入れ、高精度差分法による圧縮性LES解法を導入した。検証は、DNSデータや翼列流れ計測結果を参照し行っている¹⁹⁾。

格子生成の大幅な簡略化と複雑な流路への対応を両立するため、重合格子法を導入した。図8に、重合格子の接続データの生成過程を、翼列風洞の場合²⁰⁾を例にして示す。風洞の各パーツはO型ないしH型の単純なもので構成される。最初に、パーツ間の距離に応じて重なり部分の不要なセルを除去したのち、反復的に非接続部分まわりを有効化し再探索することで、全ての格子がつながるようにしている。この手法は、NASAのOverflowコードを用いたChanらの研究²¹⁾を参考にして構築した。

4. 高圧圧縮機軸内部の流れ解析への応用

構築したコードを応用して、二次空気系の流体解析がどのように行えるかを示す。解析対象は1970年代後半よりNASAを中心として研究開発されたEnergy Efficient Engine (E³)の高圧圧縮機内ディスクキャビティ^{22), 23)}である。図9、表2に解析領域の概要、仕様、運転条件を示す。幾何形状は文献図²²⁾より読み取り、初段動翼翼端半径でスケールした。圧縮機は10段から構成され(Rは動翼段を表す)、離陸時を想定した出口温度は約800Kである。冷媒は前段側から注入され、タービン側へと流れる。今回は連成解析ではなく、高圧軸で温度

境界条件を与え、キャビティ内の温度に着目する。軸の温度をコア試験時に計測された値²³⁾などから推定し、図10のように双線型補間で壁面にマッピングした。

流れ場の非定常性に着目するため、SAモデルを用いた二次元軸対称定常RANS、およびSAモデルを拡張した1/8セクタのDESを行う。図11に用いた格子を示す。壁面格子幅は $y^+ < 1$ を満足し、キャビティ内の格子幅は1～1.5mmである。DESでは軸1回転に2000stepsを費やし、50～100回転の結果を時間・空間平均した。格子

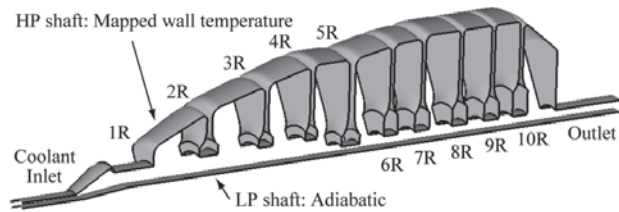


Fig. 9 Disk cavity model of NASA E3 High pressure compressor (1/8 sector)

Table 2 Specifications and core performance test conditions

1R tip radius [mm]	350
Rotating speed [rpm]	14600
Bore coolant temperature [°C]	29
Compressor exit temperature [°C]	535
Bore coolant mass flow rate [kg/s]	0.25

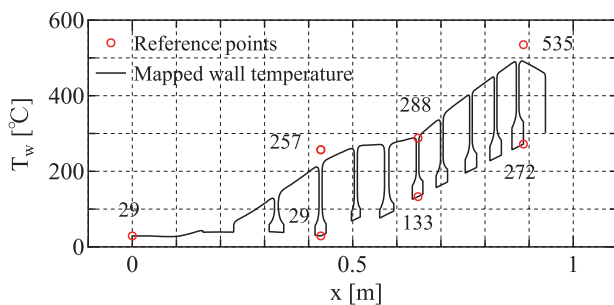


Fig. 10 Positions of reference temperature and bilinear mapping on the wall for the boundary condition

点数は断面内で約29万点、1/8セクタでは1600万点である。

図12に、得られた時間平均温度場を二次元軸対称RANSとDESで比較して示す。DESではRANSに比べて壁面温度が高温になる後段側でキャビティ内が低温になっている。また流出冷媒の質量流量平均温度はRANSで55°Cであったのに対し、DESでは98°Cと高温になっており、解析手法間の差が大きく出てしまうことがわかる。

図13に、DESで得られた軸内部の瞬時温度場を示す。上段の子午断面図からは、6R以降でキャビティ内へ冷媒が貫入し、高温ガスが吐出される様子が見て取れる。下段のキャビティ内断面を見ると、前段側の3R-4R間では温度分布が半径方向に層状となっている。しかし後段側の7R-8Rと9R-10R間では冷媒が外径側に強く貫入し、高温流体との混合が促進されている。ここで観察された

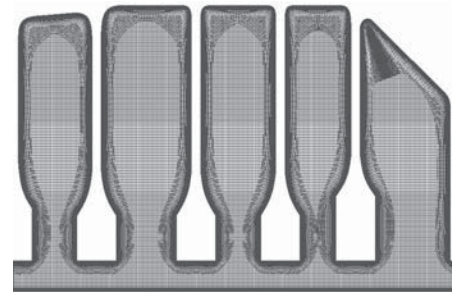


Fig. 11 Closeup of the CFD mesh (from 6R to 10R)

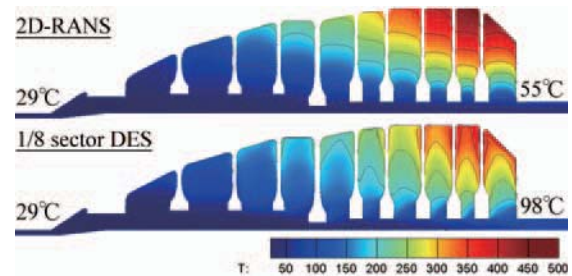


Fig. 12 Time and circumferential averaged temperature

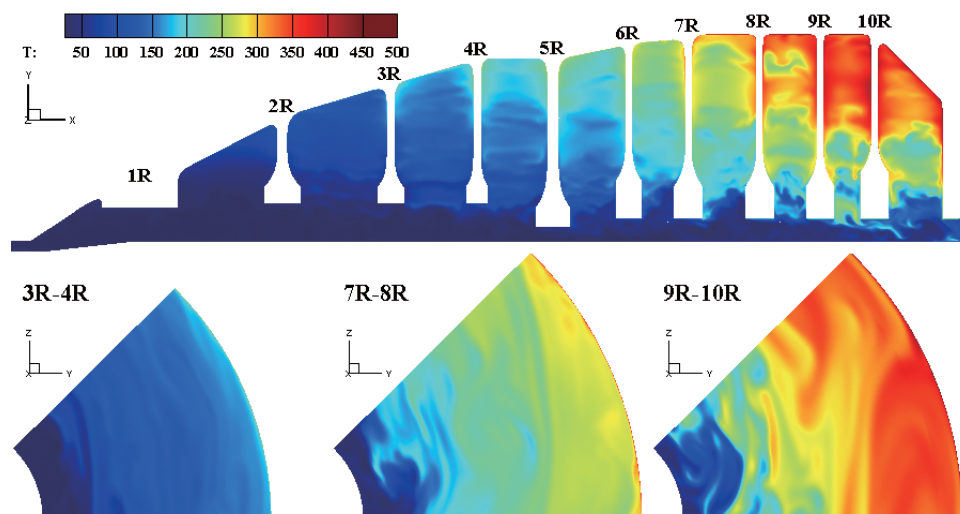


Fig. 13 Instantaneous temperature distributions inside the cavity. Upper: meridional cut, lower: axial cut inside the cavities

ことはAnsariの解析結果⁽¹²⁾と定性的に整合しており、圧縮機軸内部の温度場解析には、冷媒が浮力により駆動される現象や、同時に誘起される流れによる混合現象を正しく取り込む必要があることが改めて確認できた。それとともに、実機における流体現象を正しく把握し解析結果を評価することの重要性も感じられた。

5. 結言

本調査研究によって、ガスタービン二次空気系のCFD/熱構造過渡応答連成解析における研究課題が抽出でき、それらの解決に向けた先行的な活動が実施できた。今後計算手法の改良と使いやすさの向上、さらには実用問題への挑戦を継続して行うことで、将来的な研究活動に貢献できるようになる可能性もある。本稿が当領域の技術者・研究者の関心を呼び、今後の研究の方向性に関する議論の種になれば幸いである。

参考文献

- (1) NEDO 成果報告書, 平成26年度～平成27年度成果報告書 エネルギー・環境新技術先導プログラム 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, 管理番号20160000000495, (2016).
- (2) Moore, A., Gas Turbine Engine Internal Air Systems: A Review of the Requirements and the Problems, ASME Paper, (1975), 75-WA/GT-1.
- (3) Chew, J. W and Hills, N. J., Computational fluid dynamics for turbomachinery internal air systems, Phil. Trans. R. Soc. A, 365, (2007), pp. 2587-2611.
- (4) Smout, P. D., ICAS-GT - EU research into gas turbine internal air system performance, Air & Space Europe, Vol. 3 (3-4), (2001), pp. 166-169.
- (5) Young, C. and Smout, P. D., Recent Advances in the Simulation of Gas Turbine Secondary Air Systems, Proc. of 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006-5.4.4, (2006).
- (6) Childs, P., Dullenkopf, K., and Bohn, D., Internal Air Systems Experimental Rig Best Practice, ASME Paper, GT2006-90215, (2006).
- (7) Altuna, A., Chaquet, J. M., Corral, R., Gisbert, F., and Pastor, G., Application of a Fast Loosely Coupled Fluid/Solid Heat Transfer Method to the Transient Analysis of Low-Pressure-Turbine Disk Cavities, ASME Paper, GT2013-95426, (2013).
- (8) Okita, Y., Transient Thermal and Flow Field in a Turbine Disk Rotor-Stator System, ASME Paper, GT2006-90033, (2006).
- (9) Sun, Z., Chew, J. W., Hills, N. J., Lewis, L. and Mabilat, C., Coupled Aerothermomechanical Simulation for a Turbine Disk Through a Full Transient Cycle, J. Turbomach. 134 (1), (2012), p. 011014.
- (10) Ganine, V., Javiya, U., Hills, N. and Chew, J., Coupled Fluid-Structure Transient Thermal Analysis of a Gas Turbine Internal Air System With Multiple Cavities, J. Eng. Gas Turbines Power 134 (10), (2012), p. 102508.
- (11) Contreras, J., Corral, R., and Pastor, G., Turbomachinery Thermal Analysis Using Coupled Two-and Three Dimensional Models and Reduced Order Fluid Models, ASME Paper, GT2011-45998, (2011).
- (12) Ansari, A., Forsythe, J., and Strang, W., Three-Dimensional Simulations of Buoyancy-Driven Flows Within High Pressure Compressor Bore Cavities, AIAA Paper, AIAA 2009-5376, (2009).
- (13) Sun, Z., Amirante, D., Chew, J. W. and Hills, N. J., Coupled Aerothermal Modeling of a Rotating Cavity With Radial Inflow, J. Eng. Gas Turbines Power, 138 (3), (2016), p. 032505.
- (14) Thirumurthy, D., Impact of High Exhaust Back Pressure on Power Turbine Secondary Flows and Disc Thermals, ASME Paper, GT2015-43238, (2015).
- (15) 公益社団法人 日本ガスタービン学会, ガスタービン工学 第3章 伝熱工学, (2013), pp. 137-144.
- (16) Owen, J. M. and Long, C. A., Review of Buoyancy-Induced Flow in Rotating Cavities, J. Turbomach 137 (11), (2015), p. 111001.
- (17) Launder, B. E., Poncet, S., and Serre, E., Laminar, Transitional, and Turbulent Flows in Rotor-Stator Cavities, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 42, (2010), pp. 229-248.
- (18) Sun, Z., Lindblad, K., Chew, J. W., and Young, C., LES and RANS Investigations Into Buoyancy-Affected Convection in a Rotating Cavity with a Central Axial Throughflow, J. Eng. Gas Turbines Power, Vol. 129 (2), (2006), pp.318-325.
- (19) Tateishi, A., Watanabe, T., and Himeno, T., Development of a Compressible Large-Eddy Simulation Code with Overset Mesh Methodology, Proc. the Asian Congress on Gas Turbines ACGT2016, ACGT2016-41, (2016).
- (20) Tateishi, A., Watanabe, T., Himeno, T., and Uzawa, S., Numerical Method for an Assessment of Steady and Motion-Excited Flowfields in a Transonic Cascade Wind Tunnel, Proc. of Global Power and Propulsion Forum 2017, GPPF-2017-121, (2017).
- (21) Chan, W. M., Kim, N., and Pandya, S. A., Advances in Domain Connectivity for Overset Grids Using the X-rays Approach, Proc. of Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7), ICCFD7-1201, (2012).
- (22) Holloway, P. R., Knight, G. L., Koch, C. C., and Shaffer, S. J., Energy Efficient Engine High Pressure Compressor Detail Design Report, NASA CR-165558, (1982).
- (23) Stearns, E. M. et al., Energy Efficient Engine Core Design and Performance Report, NASA CR-168069, (1982).

特集：第44回定期講演会（酒田）特集

発電用大型ガスタービンにおける急速起動時圧縮機の非定常流れ シミュレーション

Unsteady Flow Simulation for the Fast Start-up Mode of the Large Frame Gas Turbine Compressor for Power Generation



荒木 勝人^{*1}
ARAKI Masato

キーワード：ガスタービン，急速起動，圧縮機，非定常流れ

Gas Turbine, Fast Start-up, Compressor, Unsteady flow

1. 緒言

再生可能エネルギーの大量導入が進めば，その急峻で大きな負荷変動を補い，ユーザへ電力を安定的に供給する必要性が求められることになるが，これに適した電源として発電容量で大きな比率を占めるガスタービンが果たす役割は大きいと考えられる。

再生可能エネルギーの負荷変動を吸収するための負荷追従性という観点で特に優れているのは，航空機用のジェットエンジンで，離陸時に秒単位で一気に最大出力を得ることが出来るため，既に十分な能力があると言える。一方で，発電用大型ガスタービン（図1）は，熱サイクルの原理も，エンジンを構成する主要要素（圧縮機，燃焼器及びタービン）もジェットエンジンと同じだが，体格，重量が大幅に上回る発電用大型ガスタービンでこれを実現している例はない。

本稿では，国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合機構（NEDO）のエネルギー・環境新技術先導プログラム「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」（平成27年2月～平成28年2月）の成果に基づき，発電用大型ガスタービンを対象として，急速起動を実施した場合の課題を調査するため，圧縮機翼列の非定常流れに着目してシ

ミュレーションで検討した内容について紹介する⁽¹⁾。

2. 発電用大型ガスタービン圧縮機の非定常流れ シミュレーション

2.1 目的

ガスタービン圧縮機の翼列において，起動昇速中は定格運転条件に比べて圧力比が低く，流路の環状面積が狭い後方段では相対的に体積流量が増加し，チョーク側での作動となるため吸気流量が制限される。その結果，流路の環状面積が広い前方段では軸流速度が低下し，迎角が大きくなることにより，翼列の一部において失速が発生する。この失速領域（失速セル）は通常，周方向へロータ回転速度の50%程度の速度で連続的に移動し，いわゆる旋回失速が発生する。旋回失速発生時には，失速領域と非失速領域が周方向に旋回することにより翼列内で圧力の変動が発生し，圧縮機翼や周囲の配管等を励振するほか，最悪の場合起動中にサージングに入ることも懸念される。

ジェットエンジンのように小型のガスタービンであれば，試作した実物で実際に何種類も試験を実施して確認することが可能であるが，大型では製造に要する期間も長く，コストも膨らむため，容易には実施できない。また，実機やスケールの小さいモデル試験機による試験を実施しても，詳細な内部流動までの計測は難しく，ケーシング面での圧力変動量や旋回失速セル数などの計測に限定される。従って，実機で圧力変動量が多い場合や旋回失速セル数による励振周波数と翼振動数の共振が発生した場合の対応として，可変静翼開度の変更などによる調整が考えられるが，限られた計測データに基づく試行錯誤が必要となっているのが現状で，解析でこれらを補うことが求められている。

以上の背景から，再生エネルギー大量投入に伴う電力需給ギャップへ対応可能な急速起動ガスタービンを実現するためには，圧縮機の旋回失速の発生メカニズムを詳

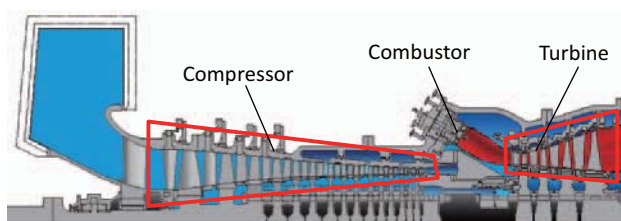


Fig. 1 Typical cross section of large frame gas turbine

原稿受付 2016年12月1日

*1 三菱日立パワーシステムズ(株)タービン技術本部タービン開発部ガスタービン開発部ガスタービン統合開発2グループ
〒676-8686 高砂市荒井町新浜 2-1-1

細に把握し、機器の信頼性に影響がない範囲に抑制する対策を準備しておくことが必須となる。今回、非定常流れシミュレーションによる旋回失速の評価可否の確認と、急速起動時に発生し得る技術課題の抽出を目的として、検討を実施した。

2.2 通常起動時の非定常流れシミュレーションによる旋回失速予測精度検証

数値シミュレーションにより、ガスタービン圧縮機の旋回失速特性を把握することを目的とするが、旋回失速現象は失速セルが周方向に旋回する、時間的にも空間的にも非定常な流れ現象であり、シミュレーションにおいても実際の空間、及び時間進行を再現する大規模なものとなるため、数値シミュレーションにより旋回失速特性の評価を行った例は世界的に見ても数少ない。したがって、急速起動時の圧縮機旋回特性評価を行う前に、当社ガスタービン実機にて実績のある起動パターンの逆解析を行うことにより、非定常流れシミュレーションによる旋回失速予測精度の検証を実施した。

2.2.1 解析モデル

旋回失速現象は、前述の通り時間的にも空間的にも非定常な流れ現象で、シミュレーションにおいても実際の空間、及び時間進行を再現する必要がある、また周方向に不均一な現象でもあるため、モデル化範囲は大型ガスタービン圧縮機の前方及び中間8段の周方向全周とし、図2に示す通り圧縮機フローパス上流側の吸気ダクト及びストラットも解析対象とした。メッシュ点数は解析時

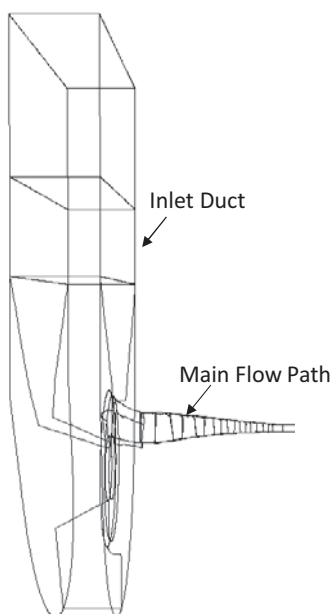


Fig. 2 CFD analysis model



Fig. 3 CFD analysis full stage mesh

間も考慮のうえ、解析範囲全体で3.8億点とした。図3に全段メッシュ図を示す。

2.2.2 解析条件

非定常流れシミュレーションによる旋回失速特性の予測精度の検証のため、大型ガスタービンの起動を模擬した解析を実施した。図4に起動スケジュールを示す。

本ガスタービンは入口案内翼、及び1～3段静翼が可変静翼となっており、起動時には定格運転状態よりも可変静翼角度を閉め側とすることにより、下流動翼の迎角を改善し、旋回失速の抑制を図っている。また、6段静翼、9段静翼、12段静翼の下流に抽気があり、起動中には翼列部からの抽気を行い、前方段の吸気流量を増加させることで、更なる旋回失速の抑制を図っている。解析においては、これら起動中の可変静翼開度、抽気流量は実測値を使用した。また、解析を実施した回転数は1,750rpm（48.6%回転数）とし、非定常解析を実施する前に定常解析を実施し、定常解析結果を初期値として非定常解析を実施した。

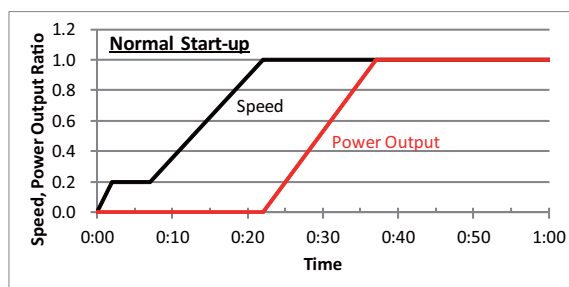


Fig. 4 Starting-up schedule assumption for large frame gas turbine

2.2.3 解析結果

今回の計算環境では、計算時間はロータ1回転あたり4日程度で、10回転分の解析実施のために約40日を要した。図5に解析途中結果を含めた流量の変化を、図6に実機作動マップとの比較を示す。定常解析結果の吸気流量は実機計測流量に比べ、相対的に約10%多めであるが、非定常解析結果の吸気流量と実機計測流量の差は1%以

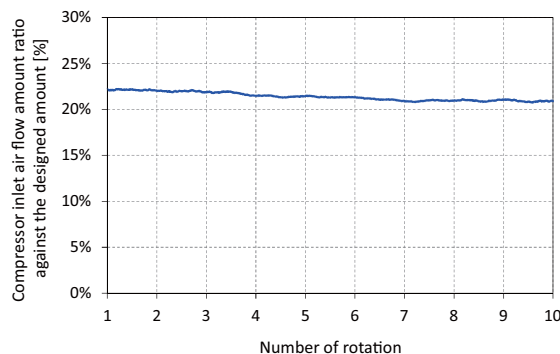


Fig. 5 Trend of compressor inlet air flow amount change during the transient analysis

内と良く一致している。

非定常流れシミュレーションによる起動中における圧縮機内部の作動状態の予測精度確認のため、軸方向の圧力分布について実機実測データと比較した結果を図7に示す。図中のプロットはケーシング面にて計測した実測データであり、実線は非定常流れシミュレーションにより得られた10回転後のケーシング面、及びハブ面の圧力分布を示す。解析結果のケーシング面圧力分布は実測データと良く一致しており、非定常流れシミュレーションにより圧縮機内部の段方向負荷分担が精度良く再現できていることが確認される。

圧縮機内部の軸流速度分布に関して、図8は非定常流れシミュレーションの初期条件として使用した定常解析結果であり、2段静翼のハブ側に低軸流速度領域が発生している。時間の進行とともに2段静翼ハブ側の低軸流速度領域が周方向に失速領域と非失速領域に分割されるとともに、失速領域が下流側まで拡大し、図9の6回転

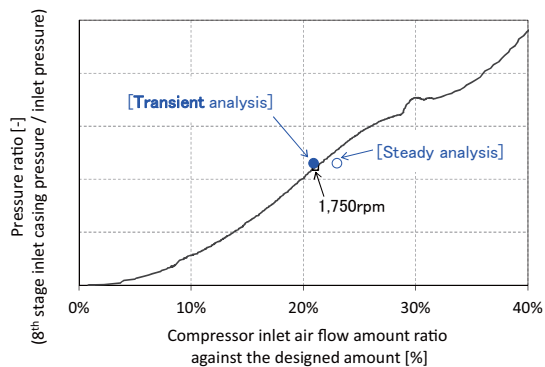


Fig. 6 Comparison of compressor inlet air flow amount

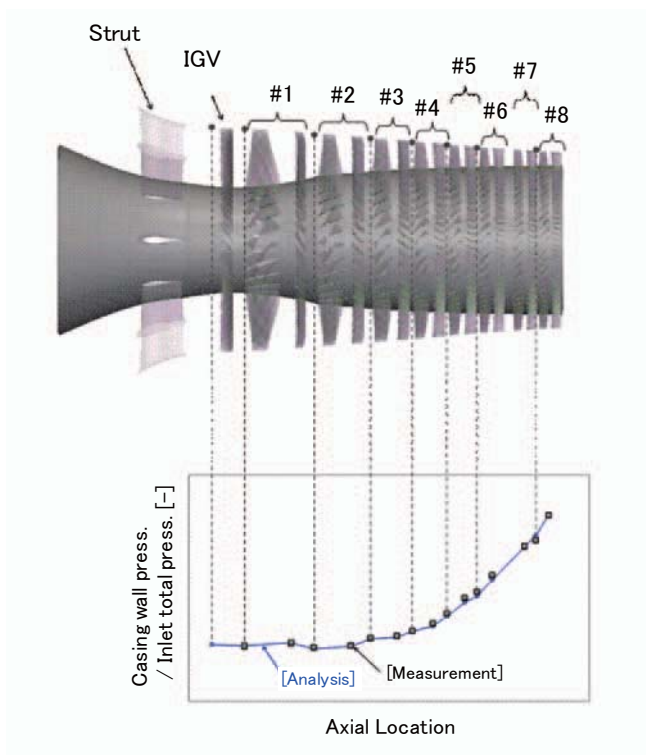
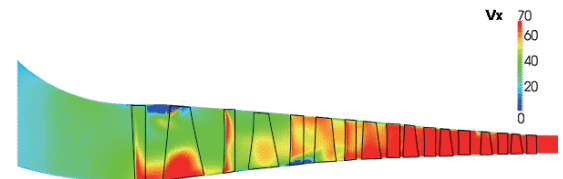


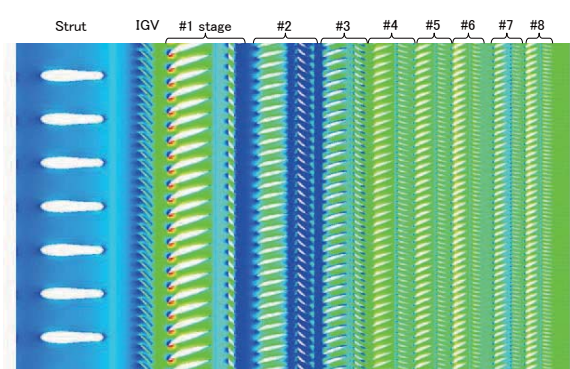
Fig. 7 Casing wall pressure distribution

後に失速領域は5段まで到達し、その後はほぼ周期的な流れ場となっている。図10には10回転後の流れ場を示す。本非定常流れシミュレーションの結果、失速セル数は4であり、実機の計測結果と一致している。

図11に2段静翼出口、3段動翼出口における軸流速度分布を示す。旋回失速セルは2段静翼出口にて周方向、翼高さ方向ともに最も大きく発達し、動翼出口と静翼出口で比較すると、静翼出口にて旋回失速セルが大きくなることが特徴として挙げられ、静翼失速の失速が旋回失速に影響を与えている可能性が考えられる。

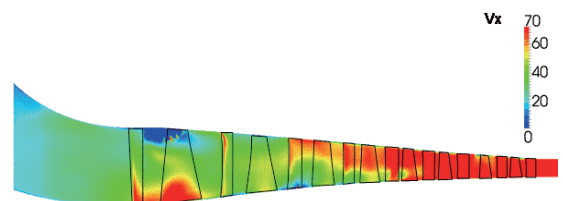


(a) Circumferentially averaged axial flow velocity

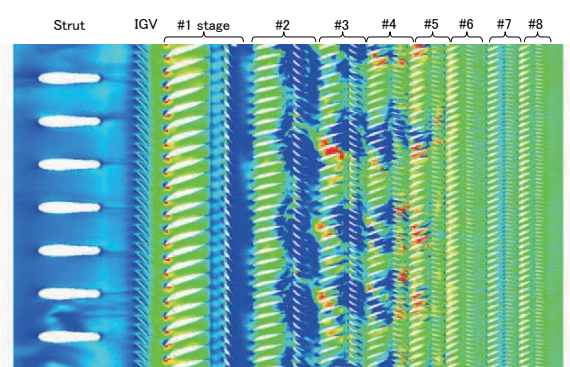


(b) HUB surface axial flow velocity

Fig. 8 Axial flow velocity contour in normal start-up & steady analysis condition



(a) Circumferentially averaged axial flow velocity



(b) HUB surface axial flow velocity

Fig. 9 Axial flow velocity contour in normal start-up & transient analysis condition after 6 revolutions

非定常流れシミュレーションによるガスタービン起動時の圧縮機旋回失速予測の結果、旋回失速セル数は実機計測結果と同等となり、また定格運転状態とは流量、圧力比ともに大きく異なる条件であるにも関わらず、吸気流量等の圧縮機運転状態、各段の負荷分担は精度良く評価可能であることが確認された。

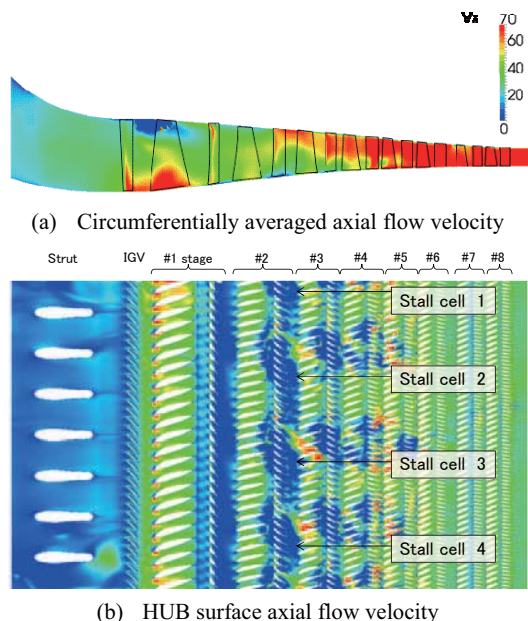


Fig. 10 Axial flow velocity contour in normal start-up & transient analysis condition after 10 revolutions

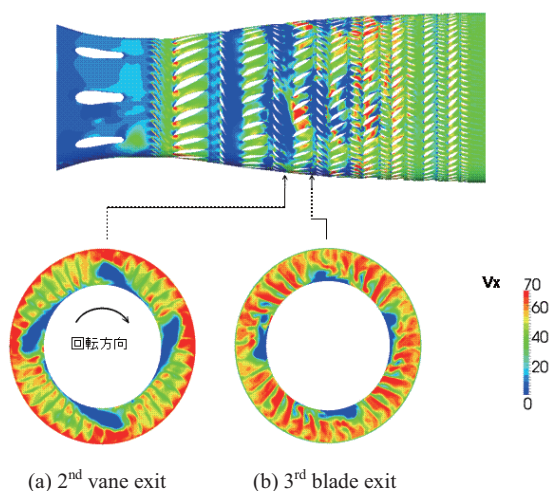


Fig. 11 Axial velocity contour at the exit of particular vane and blade

2.3 急速起動時の旋回失速予測解析

2.3.1 解析条件

図12に急速起動時の起動スケジュールを示す。通常起動に比べて短時間で定格速度に到達させる必要があるため、ガスタービン急速起動時には、燃料投入量を増加させて、昇速トルクを増やす必要がある。結果的に、圧縮機の作動圧力比が上昇するが、この圧力比上昇による旋

回失速特性の変化を確認するため、圧縮機出口圧力を上昇させた非定常流れシミュレーションを実施した。解析の初期条件は2.2.2節の通常起動を模擬した解析の10回転後の結果を使用し、0回転から5回転までの間で徐々に出口圧力を上昇させ、5回転後から1回転分は出口圧力を一定とした。解析の回転数は通常起動模擬解析と同じ1,750rpmである。

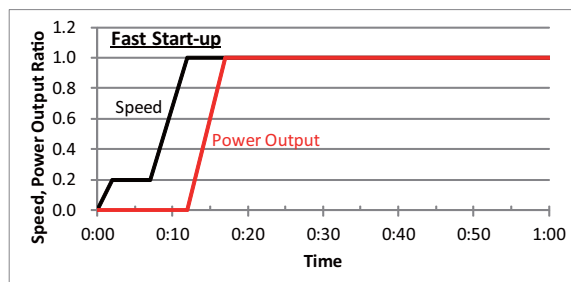


Fig. 12 Starting-up schedule for fast start-up condition

2.3.2 解析結果

図13、図14に解析進行中の圧縮機内部の軸流速度分布の変化を示す。通常起動を模擬した解析では低軸流速度領域は入口～5段程度までであったが、徐々に圧力比を上昇させるとともに下流側まで拡大している。

図15に2段静翼出口、図16に3段動翼出口における軸流速度分布の変化を示す。圧力比上昇前から圧力上昇後の5回転後まで圧力比の上昇に伴い、各位置においても失速領域は周方向、翼高さ方向ともに拡大しており、また5回転後では3段動翼出口以降において、4つの旋回失速セルのうち2つの周方向位置が近づく傾向が認められる。6回転後においては2つのセルが合体し、セル数

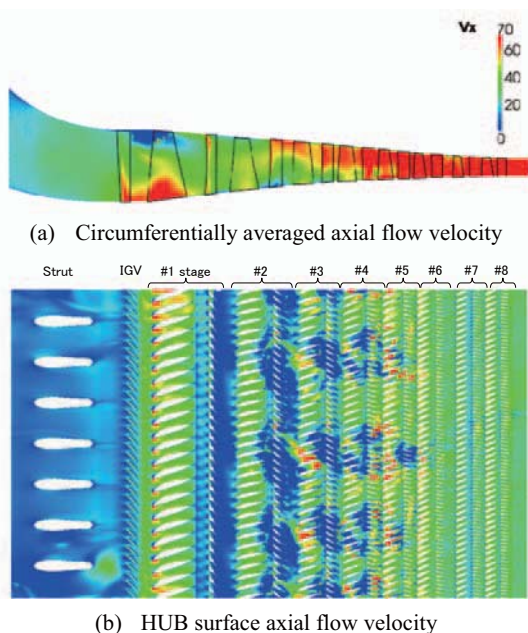


Fig. 13 Axial flow velocity contour in fast start-up & transient analysis condition after 1 revolution

は4セルから3セルへと変化した。各回転失速セル間の周方向距離、及び各失速セルの大きさは不均一となっており、引き続き解析を実施した場合には更に回転失速セルの発生状況は変化するものと考えられる。

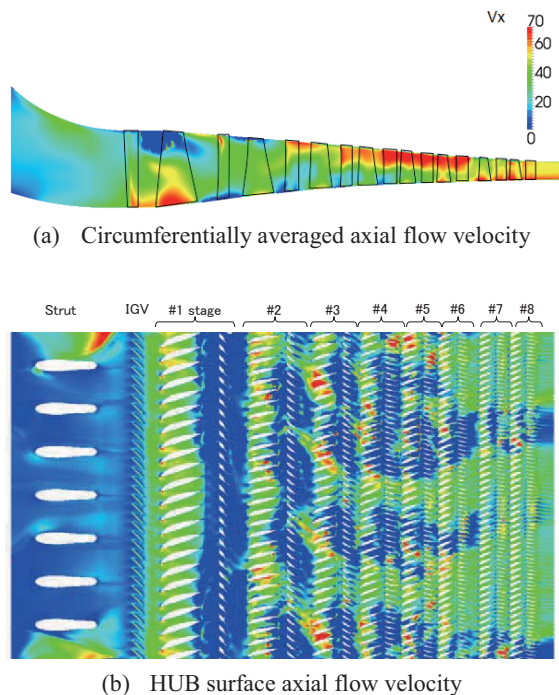


Fig. 14 Axial flow velocity contour in fast start-up & transient analysis condition after 6 revolutions

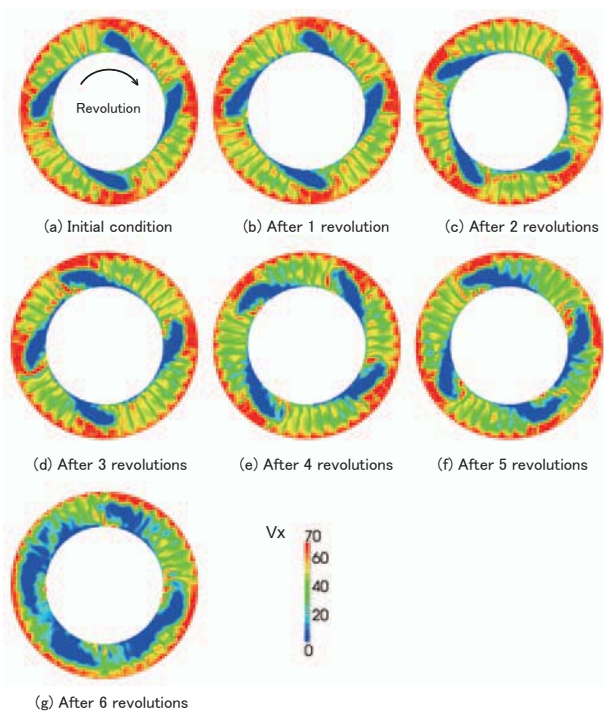


Fig. 15 Axial flow velocity contour at the exit of 2nd vane in fast start-up & transient analysis condition

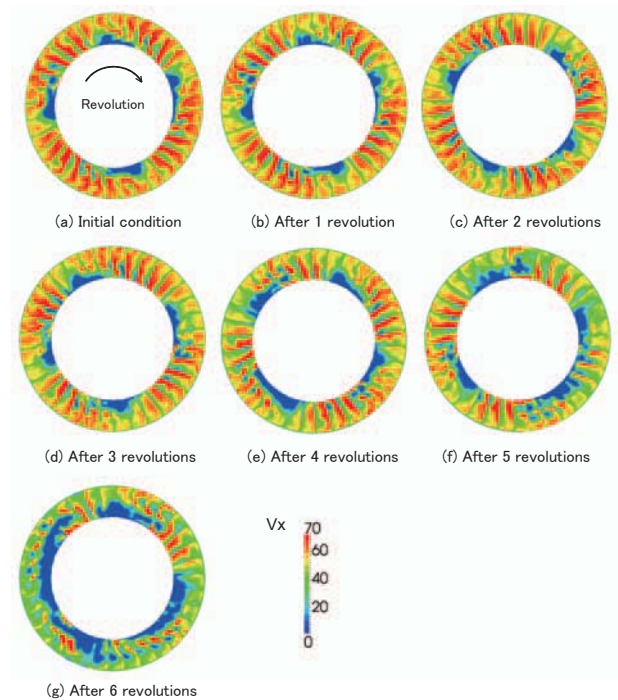


Fig. 16 Axial flow velocity contour at the exit of 3rd blade in fast start-up & transient analysis condition

3. まとめと今後の課題

急速起動による起動時圧力比上昇を模擬した条件では、図17に示す通り、通常起動時の4つの回転失速セルのうち2つが合体し、セル数は3セルへと変化した。回転失速セル数の減少に伴い、圧力変動の周波数が変化することで、従来問題になっていなかった圧縮機翼や周囲の配管等を励振するリスクが高まる可能性を示した。

今後、急速起動ガスタービンの実証に向け、スケールモデルリグ試験での解析結果の妥当性検証と、回転失速セル数を制御するための制御手法（IGV、VV開度、抽気方法等）の構築が必要であると考えられる。また、開発を迅速に進めるためには、解析時間の短縮も平行して取り組むべき課題である。

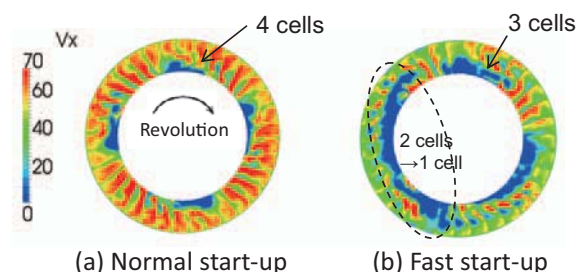


Fig. 17 Axial velocity contour comparison between normal start-up and fast start-up at the exit of 2nd vane

参考文献

- (1) NEDOエネルギー・環境新技術先導プログラム「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」, 平成26年度～平成27年度成果報告書, 2016年2月.

特集：第44回定期講演会（酒田）特集

発電用ガスタービンにおける急速起動時の構造過渡応答シミュレーション Structural Transient Response Simulation for the Fast Start-up Mode of the Gas Turbine for Power Generation



荒木 勝人^{*1} 高橋 康雄^{*2}
ARAKI Masato TAKAHASHI Yasuo

キーワード：ガスタービン，急速起動，構造解析，過渡応答

Gas Turbine, Fast Start-up, Structural Analysis, Transient Response

1. 緒言

二酸化炭素排出量削減に向けて，発電分野においても再生可能エネルギーの活用は有効な手段のひとつであり，日本でも政策的に進められている。一方で，再生可能エネルギーのなかで主となる太陽光発電や風力発電においては，日照や天候等の影響によってその発電量が大きく左右され，容量が大きくなればなるほど，それに伴って変動する発電量の振れ幅も大きくなる。電力システムの安定化を図るためには，その大きな変動を別の電源で吸収する必要がある。発電容量で大きな比率を占めるガスタービン発電は，出力調整が容易で，起動特性にも優れることから，再生可能エネルギーの導入を促進するうえで，有効なバックアップ電源にもなり得る。

発電用ガスタービンと熱力学的に同じ原理の航空用ジェットエンジンは，離陸時に秒単位でフルパワーを得ることが可能で，急峻な負荷変動にも十分追従できることは誰もがよく知るところである。航空用では比較的サイズが小さいことに加え，軽量化が燃費向上に重要な役割を果たすため，高強度材で薄肉化を実現し，部材の熱容量が小さいという特徴があるが，発電用の中・大容量ガスタービンでは，一般的に低コストで強度を満足させるため，低強度材で厚肉に作られ，熱容量が大きくなる。この為，起動停止時の過渡的な流体温度の変化に対して構造部材の温度応答の遅れが大きくなることで，構造の変形や強度へ与える影響を把握することは，熱容量の大きい発電用の中・大容量ガスタービン特有の課題である。

近い将来，再生可能エネルギーの大きく急峻な負荷変動を吸収するため，中・大容量発電用ガスタービンには，従来よりも短時間での起動や出力変化に対応することが

求められる。

本稿では，国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）のエネルギー・環境新技術先導プログラム「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」（平成27年2月～平成28年2月）の成果に基づき，中・大容量ガスタービンを対象として，急速起動時の構造過渡応答における課題を明らかにするため，構造シミュレーションで検討した結果について紹介する⁽¹⁾。

2. 大容量ガスタービンの構造過渡応答解析

急速起動時もしくは急速負荷変化時の構造過渡応答に関連し，発電用大容量ガスタービンの圧縮機及びタービンの回転部（動翼・ロータ等）と，静止部（ケーシング等）の間で，回転数上昇の遠心荷重による回転部の伸びに対して，静止部・回転部共に温度変化による熱変形が時間的に遅れる影響で，回転部と静止部間の半径方向間隙（クリアランス）は減少し，最悪の場合，重接触することが懸念される。解析シミュレーションでその影響を評価し，急速起動における課題を明らかとするため，図1に示すように，圧縮機動翼先端チップクリアランス，タービン動翼先端チップクリアランス及びタービン内側シール部クリアランスを対象として検討を行った。

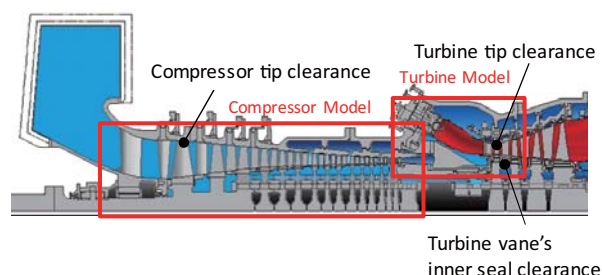


Fig. 1 Analysis objects for large frame gas turbine

原稿受付 2016年11月30日

- * 1 三菱日立パワーシステムズ(株)タービン技術本部タービン開発部ガスタービン開発部ガスタービン統合開発2グループ
〒676-8686 高砂市荒井町新浜 2-1-1
- * 2 三菱日立パワーシステムズ(株)研究所ターボ機械研究部空力研究グループ
〒317-8585 日立市幸町 3-1-1

2.1 圧縮機の動翼先端間隙

急速起動時の圧縮機チップクリアランスの変化について評価するため、圧縮機側の構造過渡応答シミュレーションを実施した。

図2に、通常起動と急速起動の起動スケジュールを示す。通常起動は回転数上昇時間・負荷上昇時間ともに15分程度だが、急速起動はそれぞれ5分程度となるように設定した。

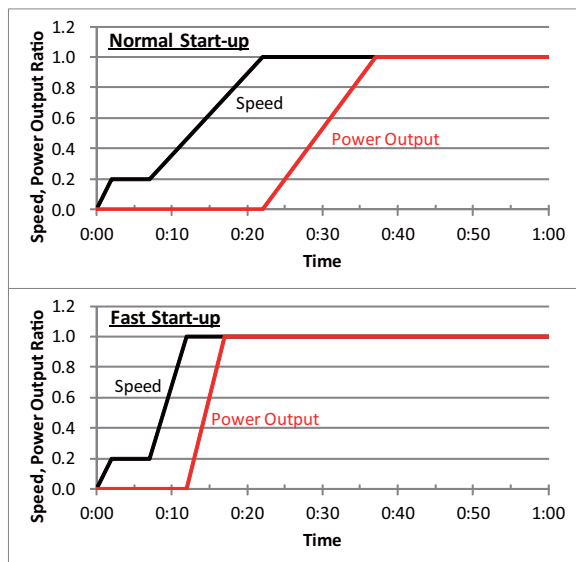


Fig. 2 Comparison of starting-up schedule

図3に、圧縮機最終段動翼の最小チップクリアランス解析結果を示す。冷態からの起動（コールド起動）と、停止後数時間でロータが冷え切らない状態からの起動（ホット起動）の比較では、回転上昇開始から定格出力で静定するまでの非定常変化における過渡最小クリアランスは、ホット起動の方が小さい結果であった。発電用大容量ガスタービンでは、動翼を支えるロータの方が、動翼と相対するケーシングに比べて熱容量が大きいいため、ホット起動では運転停止後もロータ温度が冷えにくく、ロータの熱伸びがあって、起動前からクリアランスが狭くなっているためである。また、通常起動に比べると、最小クリアランスは、急速起動の方がより小さくなる傾

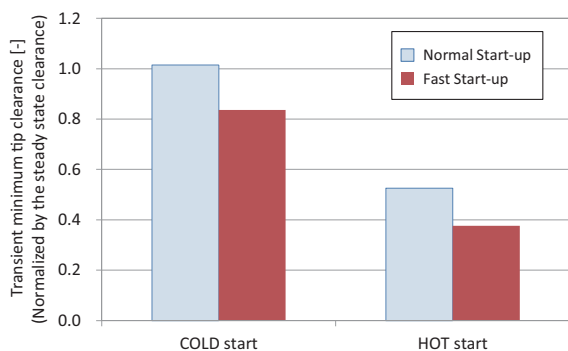


Fig. 3 Comparison of minimum blade tip clearance in compressor last stage

向が認められた。ロータに比べて熱応答の早いケーシングが熱変形で外周側に拡大する過程で、回転上昇に伴う主流空気温度上昇に対して時間遅れがあるので、急速起動ではケーシング温度は相対的に低く、拡大量が減少する。これにより、遠心伸びで外径側に拡大する動翼先端との間隙が減少する。

また、停止直後の再起動における最小クリアランスを、各段で比較した結果を図4に示す。どの段においても急速起動時の方が小さく、後方段ほど通常起動時からの減少量が大きく、接触リスクが高まることが分かる。

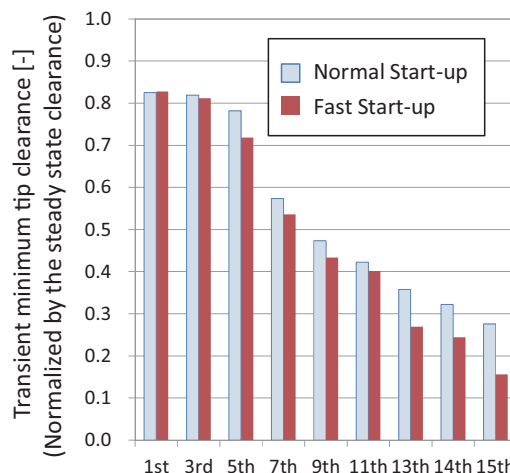


Fig. 4 Comparison of minimum blade tip clearance in specific stages during the very hot startup condition operation

2.2 タービン動翼先端間隙と内側シール部間隙

急速起動時のタービンチップクリアランスとタービン内側シール部クリアランスの変化について評価するため、タービン側の構造過渡応答シミュレーションを実施した。

タービン部においては、主流ガス温度が非常に高温であり、静翼内側とロータの間隙へ流入しないよう、静翼の内側からパージ用のシール空気を供給している（図5）。静翼内側の静止部シールリングにおいて、ロータとのクリアランスが拡大してしまうと、圧力の高い上流側から高温ガスの流入を抑制するために供給するシール

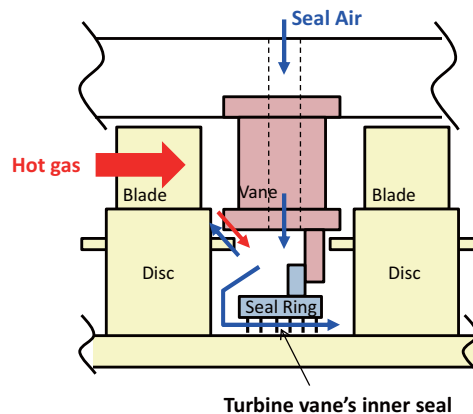


Fig. 5 Turbine inter-stage vane's inner seal clearance

空気の大半が下流側へ漏れ出て、高温ガスの流入を許してしまう。高温ガスの流入に伴い、周辺部材の損傷リスクが高まるため、動翼チップクリアランスだけでなく、静翼内側のシールクリアランス管理も重要である。

解析上、通常起動と急速起動の起動スケジュールは図2で示した圧縮機側解析条件と同じとした。

図6にタービン側の最小クリアランス解析結果を示す。いずれも圧縮機側と同様、急速起動により、最小クリアランスは減少する傾向にあり、回転部と静止部の接触リスクが高まる結果となった。

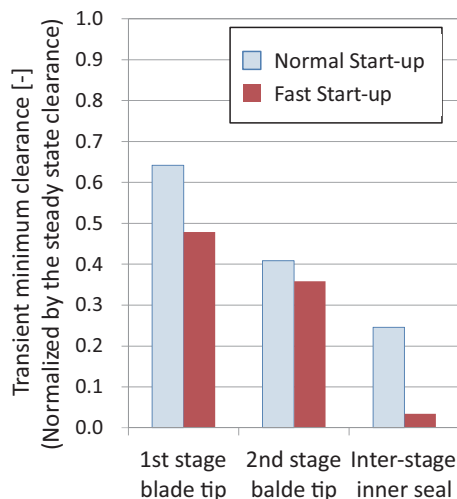


Fig. 6 Comparison of minimum clearance of turbine

接触リスクを回避するために、組立時のクリアランスを拡大することは、定格出力運転時のタービンチップクリアランスも拡大するため、それに伴う性能低下が懸念される。また、タービン静翼内側シール部においては、高温ガスのシールキャビティへの流入量が增大し、ディスク温度の上昇に伴う強度低下等信頼性が低下することが懸念される。これを防止するため、シール空気量を増加させることは、性能低下につながる。今後、急速起動を実現するうえで、性能低下を回避するクリアランス制御技術開発の重要性が高まる。

3. 中容量ガスタービンの構造過渡応答解析

本章では、中容量の二軸ガスタービンシステムについて、急速起動時における構造信頼性の技術課題を過渡応答解析で検討する。起動時間の違いにより、ケーシングおよびロータの温度変化が異なるため、これら部材の熱伸びの影響を受ける動翼先端間隙およびケーシング部材に生じる熱応力が変化する可能性がある。そこで、ガスタービンの起動停止に掛かる時間をパラメータとして、起動時間の違いがタービン動翼先端間隙および吐出ケーシングに発生する局所熱応力に及ぼす影響について検討する。構造の過渡応答を評価するため、起動停止時間を従来の時間をベースに1/3倍、1/2倍および2倍とした4ケースについて、FEM解析により評価した。各解析ケー

スでは、図7に示す高圧タービン（HPT）回転数に対応して、動翼先端間隙については、シュラウドキャビティ内の空気温度（図7(b))と熱伝達係数（図7(c))の時系列データを境界条件として与えた。各ケースで起動から負荷降下開始までの時間（起動停止時間）を一致させて解析しており、時間軸は起動から負荷降下開始までの時間を用いて無次元化している。また、温度軸は初期温度がゼロ、定常状態の温度が1となるように無次元化した。

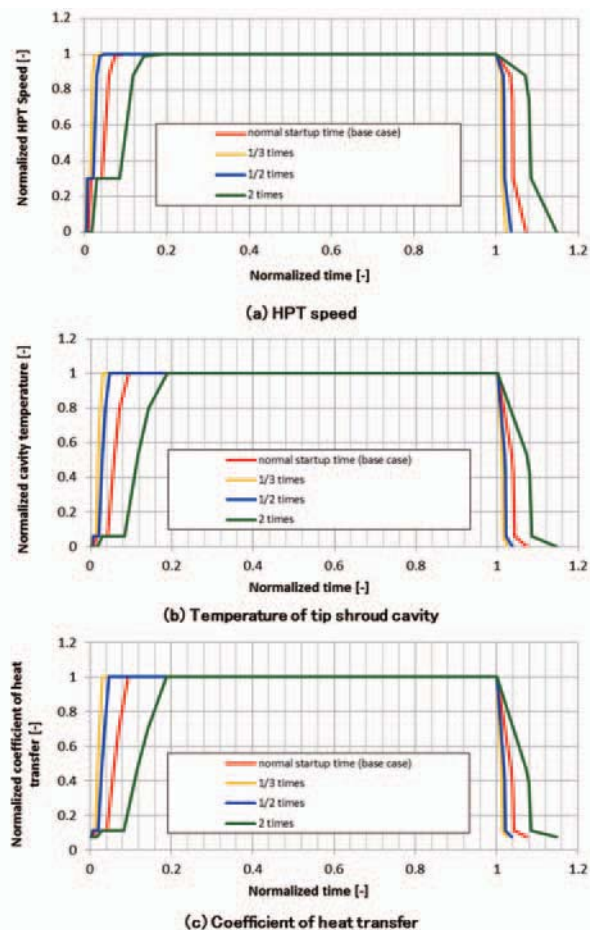


Fig. 7 Boundary conditions of various startup-time

3.1 タービン動翼先端間隙

図8にタービン1段動翼および4段動翼の先端間隙の過渡変化を2次元FEMで解析した結果を示す。動翼先端間隙の変化量は、間隙が最大となる停止時の間隙変化量で無次元化しており、負側は間隙の縮小を示している。図9には起動時間に対する動翼先端間隙縮小量の最大値を示す。本解析では、急速起動ほど、ケーシングおよびロータの温度変化が大きいため、動翼先端間隙の変化量が最小になるまでの時間が短くなっている。1段動翼は、起動時間が2倍に長くなると間隙の縮小量が減少するが、起動時間が短くなることによる影響は小さく、通常の起動時間の1/3倍では、従来の起動時間の場合より約1%小さくなる程度である。また4段動翼は、1段

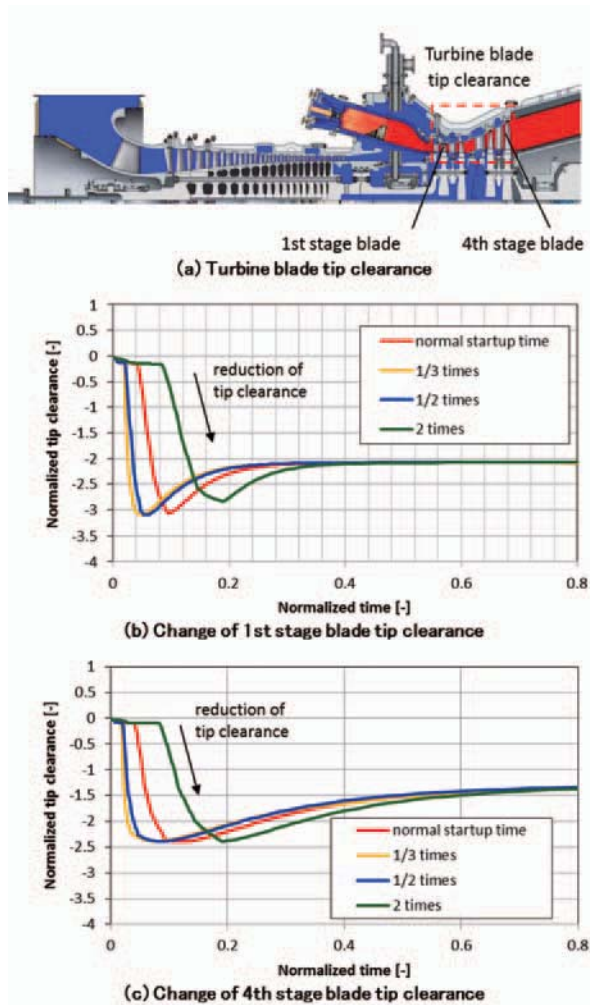


Fig. 8 Effects of startup-time on turbine blade tip clearance

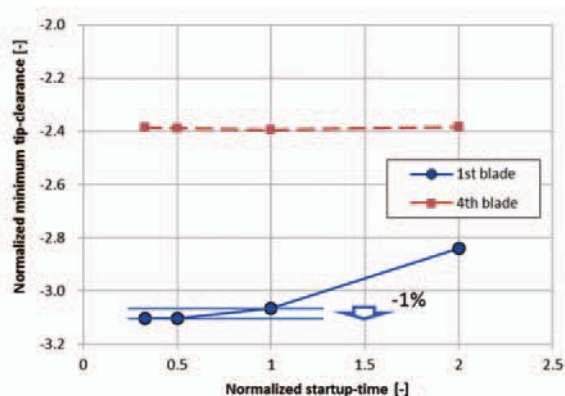


Fig. 9 Minimum tip clearance of the turbine blade

動翼と比較して起動時間による間隙変化量への影響が小さく、間隙縮小量の変化も小さい。

3.2 ガスタービンのケーシング応力解析

ガスタービンの起動停止時間がケーシングに発生する応力に及ぼす影響を検討するため、吐出ケーシング（図10）を3次元でモデル化し、応力解析した。境界条件は、翼先端間隙と同様に図7に示す空気温度と熱伝達係数の時系列データを境界条件として与えた。解析結果として、最大応力発生時の吐出ケーシングの応力分布図と温度分

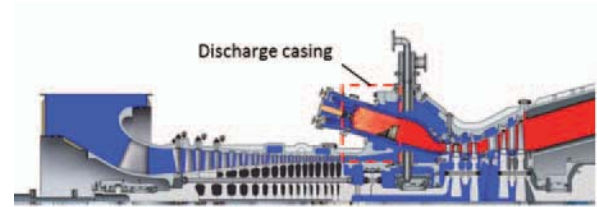


Fig. 10 Compressor discharge casing

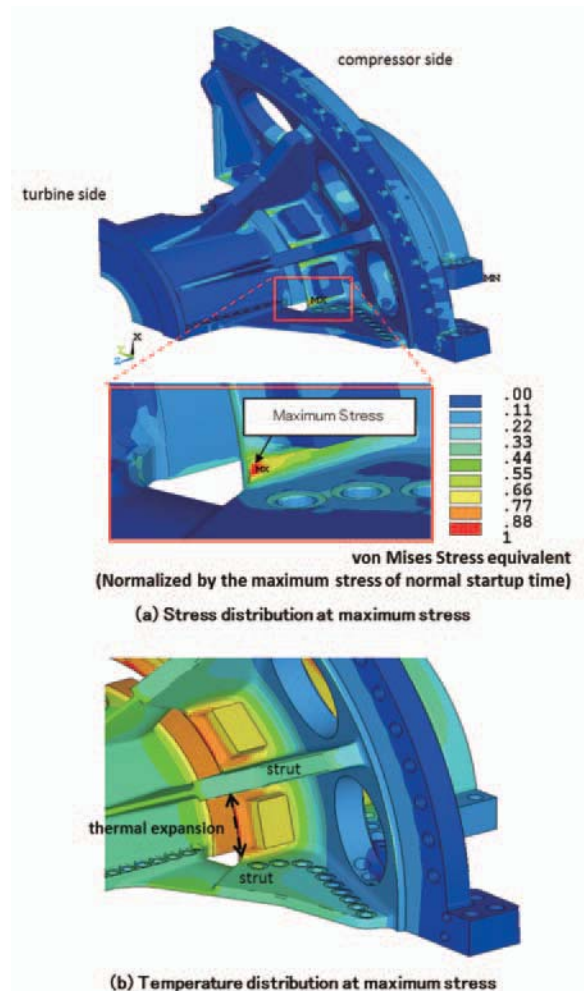


Fig. 11 Stress distribution in the discharge casing (normal startup-time)

布図を示す。図11に、従来の起動時間（ベース）のケース、図12に従来の1/3倍の起動停止時間のケースを示す。図に示した応力値は、従来の起動時間における最大応力値を用いて無次元化している。

図11、図12に示すように、ケーシングの最大応力は吐出ケーシングの水平フランジおよびストラットの間に位置する部材の端部に生じている。これは、起動時の温度変化によって生じる熱変形を、剛性が高く温度の低いストラットによって拘束されるため、その端部に高い応力が生じたと考えられる。

図13に、吐出ケーシングの高応力発生位置の応力経時変化を示す。図に示す応力値は従来の起動時間の最大応力を用いて、また時間は起動停止時間を用いて無次元化している。図13に示すように、起動時間が短いほど

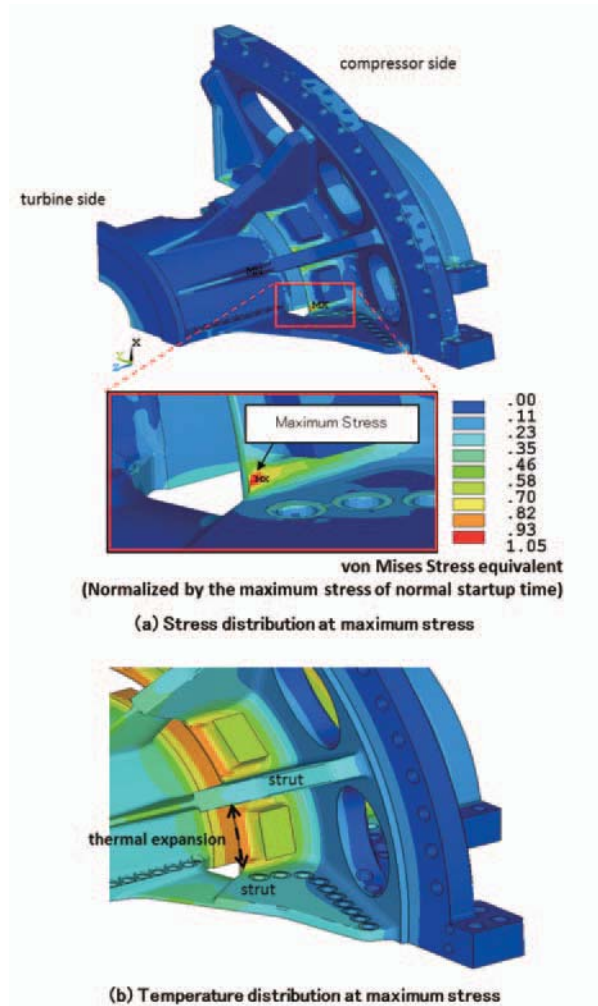


Fig. 12 Stress distribution in the discharge casing (1/3 times)

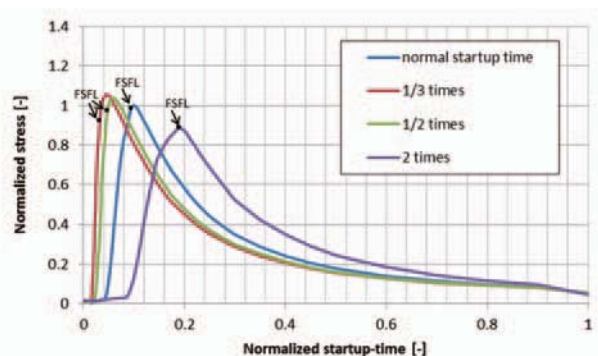


Fig. 13 Stress in discharge casing for various startup-time

最大応力が発生する時間は短くなり、その応力値は大きくなっている。次に図14に各起動時間における最大応力の比較結果を示す。吐出ケーシングに生じる最大応力は起動時間を1/3にすると約6%増加し、起動停止時間を2倍にすると約11%低減する。これは起動停止時間が短いと、ケーシングの高温部および低温部の温度差が大きくなり、熱応力が增大するためと考えられる。図14に示すように今回評価を行った起動時間の範囲内では起動

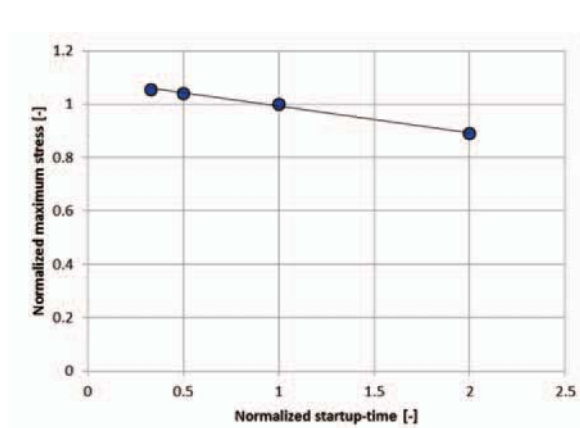


Fig. 14 Maximum stress for various startup-time

時間と発生応力の関係を線形で表すことができる。

以上、中容量ガスタービンの急速起動時における構造信頼性の技術課題として、タービン動翼先端間隙の縮小および吐出ケーシングに作用する局所熱応力の増加についてFEM解析により定量的に検討した。本検討では、通常の起動時間の1/3倍までの解析では、タービン動翼先端間隙の縮小幅は最大で従来の起動時間より約1%小さくなる程度であり、起動時間が短くなることによる影響は小さい。一方、吐出ケーシングに作用する局所熱応力は、起動時間が短いほど線形に増加しており、起動時間1/3倍の解析では約6%増加している。今後はガスタービンのホット起動やウォーム起動といった他の起動パターンに対し動翼先端間隙への起動速度の影響度を検討し、実機試験による確認が必要である。

4. まとめと今後の課題

今回、中・大容量の発電用ガスタービンを対象として実施した構造過渡応答シミュレーションにより、回転部と静止部の接触リスクや、ケーシングの熱応力が高くなることで、損傷リスクが高まることを明らかにした。

クリアランスや熱応力を制御するためには、各部材のサイズ（熱容量）、材料（線膨張係数、熱伝導率）、部材表面の流体温度や熱伝達率等を上手に設計する必要があるが、特に中・大容量発電用ガスタービンのクリアランスや熱応力の変化を精度良く予測し、制御手法を構築するためには、特に部材周りの流体条件（温度と熱伝達率）を精度良く予測することが重要で、今後の課題である。

参考文献

- (1) NEDOエネルギー・環境新技術先導プログラム「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」, 平成26年度～平成27年度成果報告書, 2016年2月。



ガスタービンと出会った頃 Then, I encountered Gas Turbines



本阿弥 真治^{*1}
HONAMI Shinji

ガスタービン要素の空力と伝熱の課題に長年取組んできたが、この間、いつ、どのようにガスタービンと出会ったかを振り返ると、その第一歩は、卒論の研究室を渡部一郎先生の研究室に選んだことであった。渡部研究室を選んだ理由は、専門に関する相性もあるが、その他、学部3年生までに受けた講義の中で先生の授業態度がかなり影響していたように思う。このような訳で志望した渡部研究室では、後に法政大学教授になる水木新平君も一緒に、卒業論文のテーマも同じであった。彼とはその後、40年近い付き合いとなった。学部4年生の設計の授業では、ガスタービンエンジンが課題であり、ステーチキンのジェットエンジン理論などの参考書を調べ、ヘリコプターに搭載するエンジンを選んだ。出力を小さく設定したので、軸流圧縮機と遠心圧縮機を組み合わせた形式となり、両圧縮機の設計計算をする羽目になった。学部生にとってサージ現象や回転速度のマッチングの認識も浅く、その対策も十分でないエンジンであった。最近、当時の資料を整理したところ、トレシングペーパーに描かれた図面が見つかり、懐かしく当時のことを思い出した。このようにガスタービンとの距離がいきなり近くなり、その後の学生生活、ならびに研究生生活にはガスタービンが見え隠れすることになる。

大学院に進学してから、院生同士の輪講では、Schlichting, Hinze, Shapiro等の教科書を読み、ガスタービンからやや距離を置いて、乱流や圧縮性流体力学を勉強した。それでもガスタービンを間近に見る機会に恵まれ、渡部先生に引率されて研究室の院生何人かと一緒に汽車製造株式会社東京製作所内の軌道で鉄道用ガスタービン車輛の試運転を見学した。航空機ばかりでなく、バスや鉄道にガスタービンが使われる時代が到来することを予感したが、今日、実現した陸上輸送機器用エンジンは限られている。大学院の時には、この他、科学技術館を会場とした日本初のガスタービン国際会議で、初めて英語で講演発表した。同じセッションに徳島大学の中瀬敬之先生がいらしてお互い発表前の緊張感を共有したことを思い出す。更に、経団連会館での国際会議など、ガスタービンに係る講演発表を経験し、ガスタービンを研究する人々を知る機会が多くなった。渡部先生は、ASMEのガスタービン部門講演会（現在のTurbo Expo

に相当）に毎年のように出席され、海外渡航が珍しい当時としては、海外出張に積極的であった。先生が帰国後、院生は、最新の海外の情報を研究会で聞くことができた。更に、海外から渡部研究室を訪問する研究者が多かった。そのような時、実験装置の説明やら、夜の会食に陪席し、そして、日光など東京近郊への観光案内など、ガスタービン研究者と触れ合う機会が多く、今から思うと、日本に居ながらにして海外の空気を吸うことができる環境に居たことになり、20代はガスタービンを身近に感じていたことになる。

学位論文を取得後、東京理科大学工学部機械工学科に職を得て、新たに研究室を持つことになった。研究テーマには博士論文の研究から少し距離を置くこととし、流線曲率の影響を受ける乱流境界層や3次元乱流境界層の剥離に関する研究から再スタートすることにした。一つには、斜流ディフューザに発生するねじれ境界層に取組んでいるうちに乱流に対する関心が高まり、ガスタービンという流体機械から離れ、当時、乱流が注目を集めていたことも関係していた。東京理科大学に移り、最初の海外出張は、ASMEの流体工学部門講演会（於ミネアポリス）であった。この時は益田重明先生と一緒にアメリカ大陸を横断し、4週間近く全米各地を廻った。印象に残った先生方は、アイオワ州立大学のV. C. Patel教授、当時大学院生であった中山昭彦先生、ペンシルベニア州立大学のB. Lakshminarayana教授、BostonではCreare社のW. Jansen博士、ワシントン州立大学のF. B. Gessner教授、スタンフォード大学のJ. P. Johnston教授達である。この方々とは後にお付き合いすることになるが其の時は知る由もなかった。この旅行では、教授や大学院生から優れた研究内容の説明を受け、併せて、実験装置や計測機器を見学して、優れた研究成果の背後にあるものを垣間見ることができ、研究者と触れ合うと共に、優れた研究の見学の重要性を痛感した。

後年、ASME Turbo Expoには、欧州9回、カナダ2回、米国1回と場所が偏っていたが、12回出席し、ガスタービンとの出会いが多くなる。第1回の海外出張を経験してから、国際会議での発表と会議前後の見学の機会をできるだけ設けることに努めた。恐らく渡部先生の影響を受けて、道元の言にあるように、知らぬ間に衣が霧に湿っていたのかと思う。師は、歩む先々に影を落としていたのかもしれない。

原稿受付 2016年12月13日

*1 東京理科大学・名誉教授

〒125-8585 葛飾区新宿 6-3-1



学校で習わない英語 (9)

English Which Is Not Taught in School (9)

吉中 司*¹
YOSHINAKA Tsukasa

一F一章 (続き)

{英語} : a ballpark figure

{意味} : 「大雑把な値」

{説明} : ここで, “ballpark” は野球場ですので, この言葉はアメリカ製です。ここには何万人もの観衆が入るわけで, 翌日の新聞を見ると, 観衆の数が何人までと, 細かく報告されています。しかし, 自分で観戦のため野球場へ行き, 観覧席をザッと見渡しただけで, 一体何人の人が入っているかを推定しようとする, ごく大雑把な値しか, 出てきません。そこから, この言葉が生まれてきたようです。この言葉, 日常会話で, よく聞かれますし, 新聞記事にも見られます。

或るエンジニアが, 新しいアイディアに辿り付き, 上司に研究させて欲しいと頼むとしましょう。その場合, 先ず聞かれるのが「一体, 幾ら掛かるんだい」です。しかし, このエンジニア, そこまでは考えておらず, 答えられません。そこで, 上司は「いや, 詳細はいいんだよ。ごく大雑把な値で十分」と助け舟を出しました。これを英語で言うなら, “I don't need details. Give me just a ballpark figure.” となります。

{英語} : cross one's fingers

{意味} : 「神頼みをする」

{説明} : 言葉通りですと, 「指を組み合わせる」となりますが, 実際に使われる場合は, “I cross my fingers.” と言いながら, 立てた人差し指と中指をねじり合わせるのが普通です。そして, どういう場合に使われるかというと, 何か自分の望んだ事が叶えられる様, 神頼みをする時です。

使用例を挙げましょう。何回も試しては失敗する実験に苦労している或るエンジニアが, 何故失敗するのかを考えている内に, フット今まで見過ごしていたエラーに気付いた, としましょう。そこで彼は, 最初からやり直す積もりで, 次の実験の準備を, 同じエラーを繰り返さないよう, 丹念にしました。そして, 実験が再開されたのです。しかし, その結果が出るまでは, 数時間待たねばなりません。その間, 彼は居ても立ってもいられない様で, 実験室内をウロウロ歩き回ります。それを見ていた同僚が, 「何だお前。随分気をもんでるな。一体どうしたんだい」と尋ねます。それに対する彼の答えは, 「だって, もう何回も失敗しているんだ。今回こそ, 神に頼んでも成功させたいんだ」でした。いつもは

無神論者の彼なのですが…。この意味合いを英語にすると, “After so many failures, I am really crossing my fingers, this time.” となります。

どこからこの習慣が出てきたのか, 今までのところ不明です。

{英語} : Fly-by-night

{意味} : 「信用置けない」

{説明} : この言葉の意味は夜間飛行? …ではありません。英語圏の昔からの童話に, 魔女の出てくるものがあります。魔女はほうきにまたがり, 人目を避けて夜空を飛びます。この言葉は, 19世紀に, こうした背景から出て来ました(参考資料1)。直訳すれば「夜に飛ぶ」というこの言葉, 今日, 「人に見られない様に活動する」, 「人に知られない様に活動する」, という意味で使われています。「人に見られない様」とか「人に知られない様」ですから, この活動には, またこの活動をする人には, 信用を置けません。

ここで使用例を一つ。主人が会社から帰って来ると, それを待ち構えていたように, 奥さんが言いました。「ねえー, うちのアスファルトのドライブ・ウェー, 古くなって, あちこちにヒビが入っているでしょう。今日ね, 古くなったアスファルトにタールを塗ってヒビを止める会社のセールスマンが来てね, X千円という安い値段で, 二回塗ります, と言って, この名刺, 置いていったのよ。どう。明日戻ってくるので, 契約したら」

その名刺を取った主人, 「フム」と言いながら, 名刺にある電話番号に電話を掛けました。ところが, それに答えたのは, 電話会社のメッセージ。「今お掛けの番号, サービスしておりません。電話番号をもう一度お調べの上, お掛け直し下さい」でした。

そこで, 主人, 奥さんにこう答えました。「一寸, この業者, 信用置けないぜ。契約金だけ取って逃げちゃう, 詐欺かも知れんよ」「そう言われてみると, そうかもねー。契約金を今日中に, と随分ねばっていたものねー」この主人の答えの前半分を英語にすると, “He may be a fly-by-night operator.” となります。

参考資料 (参考資料は本連載を通した番号で示しています)

1. QPB (Quarterly Paper Book Club) Encyclopedia of Word and Phrase Origins”, 2nd Edition, by Robert Hendrickson, Facts On File, Inc., 2004.

原稿受付 2016年9月18日

*1 独立コンサルタント

2016年度第1回ガスタービン市民フォーラム報告

藤井 智晴

FUJII Tomoharu

2016年10月15日に東京ビッグサイトの会議棟において、「ジェットエンジンの仕組みと中味」と題した2016年度第1回ガスタービン市民フォーラムが開催されました。

今回の市民フォーラムは、10月12日から15日まで東京ビッグサイト西展示棟で開催された2016年国際航空宇宙展（JA2016）のパブリックデー（15日のみ）のイベントの1つとして企画されました。パブリックデーは、主に一般の来場者を対象としており、当日は、宇宙飛行士の山崎直子氏の講演や、航空自衛隊の航空中央音楽隊のコンサートなど、多くの魅力的なイベントが同時並行で開催されていました。市民フォーラムの会場は、JA2016の会場から少し離れていたこともあり、企画段階から集客への不安がありましたが、学会ホームページや学会誌への会告の掲載、近隣高校へのポスターの配布、JA2016のパンフレットへの案内掲載などが功を奏し、受付開始時刻の12時より前に多数の参加者が来場されるなど、結果的に、会場の定員いっぱいの110名の参加者がありました。

講師は東京大学航空宇宙工学専攻准教授の姫野武洋氏にお願いしました。姫野氏には2015年11月のIGTC2015において開催された市民フォーラムでも講師をお願いしており、将来を担う学生に対して、非常に分かりやすい講演を行って頂いた実績を踏まえ、今回も引き続きお願いすることになりました。講演では、会場の参加者の協力による送風機を用いた実験、往年の漫画のキャラクターを用いたジェットエンジンの原理の解説、ジェットエンジンの排気の凄さを示すインパクトの強い動画上映などがテンポ良く行われ、すぐに会場全体が講演に引き込まれていく様子がよく分かりました。市民フォーラムへの参加者の年齢層として、当初は、JA2016に参加した飛行機好きの学生など若い世代を想定していましたが、実際には、社会人の参加者がほとんどであり、講演後の質問も、専門的な内容のものが多数ありました。会場で参加者にご協力頂いたアンケートでは、「展示会に参加する前に講演を聴いておけば良かった」、「次回の航空宇宙展でも市民フォーラムを開催して欲しい」、「ジェットエンジンという難しいイメージだったが、身近な分かりやすい物に変わった」などのご意見を頂きました。

過去の市民フォーラムは、毎年秋に開催される日本ガスタービン学会主催の定期講演会の前日に開催されることがほとんどでしたが、今回は他の団体が主催する展示会に合わせた開催ということで、ガスタービンやジェットエンジンに関わる技術を広く社会に普及するための貴重な機会であったと思います。

最後に、今回このような貴重な機会を与えて頂いた一般社団法人日本航空宇宙工業会（SJAC）の関係者各位、また、立派な会場を提供して頂いた株式会社東京ビッグサイトの関係者各位に深く感謝申し上げます。

（ガスタービン技術普及委員会 委員長）



受付の様子



講演の様子

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞選考結果について

表彰委員会
学術講演会委員会

2016年10月26日(水)、27日(木)に山形県酒田市のホテルリッチ&ガーデン酒田で開催されました第44回日本ガスタービン学会定期講演会で実施いたしました「日本ガスタービン学会学生優秀講演賞」の選考結果についてご報告いたします。

本年この学生優秀講演賞の対象となった講演は、伝熱関係：4件、燃焼関係：5件、空力関係：5件、材料関係：4件、サイクル関係：4件の合計22件でした。発表内容・発表態度等について、複数の審査員により厳正な評価を行い、全ての審査対象講演の終了後に審査会を開催し、以下のとおり授賞が決定されました。

・首都大学東京大学院 理工学研究科機械工学専攻 修士課程2年 堀川 将大君

講演題目：「レーザービーム積層造形法により作製したIN718の組織と強度特性」

・東北大学大学院 工学研究科附属先端材料強度科学研究センター 博士課程前期1年 鈴木 晃純君

講演題目：「150kW級高湿分空気利用マイクロタービンの動作解析」

授賞式は講演会第2日の午後に行われ、学会長に代わり西澤敏雄学術講演会委員長より賞状及び副賞が授与されました。

今回、学生優秀講演賞の対象講演22編の発表はいずれも素晴らしく、積極的にご参加頂いた学生の皆様に感謝申し上げますと共に、審査をお願いした方々には、全ての審査対象講演の聴講や審査会の開催など貴重なお時間を頂戴いたしましたことを、この場を借りて御礼申し上げます。

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞

レーザービーム積層造形法により作製したIN718の組織と強度特性

首都大学東京大学院 理工学研究科機械工学専攻 修士2年
堀川 将大



この度は、学生優秀講演賞に選出して頂き、聴講して下さった方々をはじめ、選考していただいた学会関係者、ご指導頂いた笈幸次先生および研究室の友人に、この場を借りて心より御礼申し上げます。今回、積層造形技術で作製された耐熱合金（IN718）の機械特性と微視組織に関する研究結果を報告し、多くの方から関心を寄せて頂き、積層造形技術に対する期待と重要性を再認識することができました。発表後の質疑や他の講演発表を拝聴し、新たな視点を知ると同時に自らの未熟さを実感しました。この賞を糧に、積層造形技術と学術の発展に貢献できるよう精進してまいりたいと思います。

150kW級高湿分空気利用マイクロタービンの動作解析

東北大学大学院 工学研究科附属先端材料強度科学研究センター 博士課程前期1年
鈴木 晃純



この度、第44回日本ガスタービン学会にて学生優秀講演賞をいただきましたこと、大変光栄に思うとともに日々の研究の励みとしております。

今回の講演では高湿分空気利用マイクロタービンを対象とした動作解析シミュレータの開発および動作解析から、計算モデルの妥当性評価、熱移動の出力への影響評価、WACおよびHAT時の出力上昇の定量的評価の各結果について報告させていただきました。また、講演後にいただいたご質問は以降の研究の糧としたいと思います。

最後になりますが、本研究遂行にあたりご指導賜りました中野晋客員教授をはじめ、東北大学工学研究科附属先端材料強度科学研究センターの皆様、ご支援いただいた東北電力株式会社の皆様に厚く御礼申し上げます。

学術講演会発表助成について

表彰委員会

2016年10月26日(水)、27日(木)に山形県酒田市のホテルリッチ&ガーデン酒田で開催されました第44回日本ガスタービン学会定期講演会に参加して講演を行った学生に対して、本人からの申請に基づき、交通費の助成を実施した結果についてご報告いたします。

本助成制度は、定期講演会で講演する学生に対して、往復交通費の半額相当を助成することで、ガスタービン関連分野の若手人材の育成や技術の発展を奨励することを目的として設置されたもので、自ら講演する学生であることに加え、日本ガスタービン学会または関連学協会の会員であり、会費の滞納がないことなどが助成の条件になっております。今回の講演会では、9月1日を期限として応募者の募集を行ったところ、15名の募集がありました。表彰委員会内で慎重審議を行い、「学術講演会発表助成に関する内規」に則り、以下のような助成を行うことを決定いたしました。

東京地区からの参加者10名（早稲田大学3名、首都大学東京6名、法政大学1名）に対しては各1万3千円、金沢地区からの参加者3名（金沢工業大学）に対しては各2万円、新潟地区からの参加者1名（新潟大学）に対しては5千円、仙台地区からの参加者1名に対しては3千円。

本助成制度が学生諸君の研究発表を奨励する契機になるとともに、ガスタービンの将来を支える若手人材の育成に寄与することを期待しております。来年度の定期講演会（松山）でも同様の助成を検討しておりますので、学生諸君の積極的な参加をお待ちしております。

次号予告 日本ガスタービン学会誌2017年3月号（Vol.45 No.2）

特集「バイオマス発電」

巻頭言 平田 悟史（産業技術総合研究所）

循環流動層（CFB）技術による発電設備へのバイオマス燃料利用と実績 伊藤 一芳（住友重機械工業）

バイオマスガス化発電用ガスタービンの開発 飴 雅英（川崎重工業）

小・中規模バイオマス発電プラント向けORC（オーガニックランキンサイクル）発電技術について 小森 豊明（三菱重工業）

CFBボイラと蒸気タービン発電について 笹本 裕也（JFEエンジニアリング）

やまがたグリーンパワー木質バイオマス発電所の施設紹介（仮題） 鈴木 崇之（やまがたグリーンパワー）

（株）グリーン・エネルギー研究所宿毛バイオマス発電所における取組について（仮題） 永野 正朗（グリーン・エネルギー研究所）

木質バイオマスボイラ・発電システム 森澤 伸哉（荏原環境プラント）

※タイトル、執筆者は変更する可能性があります。

第2回日本ガスタービン学会女性活躍推進イベント開催報告

川岸 京子

KAWAGISHI Kyoko

日本ガスタービン学会では、ガスタービンおよび関連技術分野の女性技術者の継続的なネットワークを作ることとを目的として、今年度「女性参画推進委員会」を発足し、2016年5月に(株)IHI本社ビルにて第1回目のイベントを行いました。そこで第2回目は場所を川崎重工業(株)に移し2016年11月29日(火)に開催しました。第1回目と同様に、テーマを「GT業界の各社における女性活躍推進の取り組み紹介と意見交換」として、前半は講演会、後半は交流会(懇親会)という構成で、関西地区の参加者をターゲットとして募りました。26名(男性6名含む)の参加者があり、うち23名には交流会にも参加いただきました。

講演会では、各社の取組紹介として、IHI(株) 仲俣千由紀さん、三菱日立パワーシステムズ(株) 森川朋子さん、国立研究開発法人物質・材料研究機構 川岸京子、(株)本田技術研究所 川澄郁絵さん、(株)東芝 猪亦麻子さん、川崎重工業(株) 松元法恵さんら女性技術者、人事担当者から各ご所属機関での制度の紹介やワークライフバランスに関するご自身の体験談等をご講演いただきました。各社から、女性社員、男性社員それぞれの意識改革や、社内のネットワーク形成といった活動が紹介されました。第1回のイベント開催時から今回のイベントまでの間に、育児・介護中社員への支援体制が向上した社もあり、各社がダイバーシティ・マネジメントの重要性を強く認識していると感じました。

講演後の意見交換では、グループリーダーなど責任ある立場でのワークライフバランス、また役員や上司だけでなく育児中女性と同世代の男性の意識改革の必要性などについての問題提起があり、議論を行いました。異なる環境、立場の参加者の情報や意見を共有することができ、皆さんにとって有意義な場となったことと思います。講演会終了後は、交流会の会場に移動し、さらに忌憚なく意見を交わして参加者同士の交流を深めました。

女性活躍推進イベントは、今後も会社の枠を超えた女性技術者のネットワークを作っていけるよう、委員会にて企画・検討していきたいと考えております。

最後に、会場の提供についてご協力を頂きました川崎重工業(株)の関係者各位に深く感謝いたします。

(女性参画推進委員会委員)



講演会での意見交換



講演会の様子



集合写真

○ 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
日本機械学会 関西支部	第348回講習会「実務者の ための振動基礎と制振・ 制御技術」	協賛	2017/1/23-24	大阪科学技術センター 8 階中ホール	URL:http://www.kansaijsme.or.jp/
コージェネレー ション・エネ ルギー高度利用セ ンター	コージェネシンポジウム 2017	協賛	2017/2/9-10	イイノホール	URL:http://www.ace.or.jp
日本マリンエン 지니어リング学 会	第61回 特別基金講演会 「次世代の船用機器に応用 可能な最新技術」	協賛	2017/3/3	笹川記念会館	URL:http://www.jime.jp
日本マリンエン 지니어リング学 会	第87回（平成29年）マリ ンエンジニアリング学術 講演会	協賛	2017/5/16-17	東京海洋大学 （越中島キャンパス）	URL:http://www.jime.jp
日本マリンエン 지니어リング学 会	ISME 2017 TOKYO （The 11th International Symposium on Marine Engineering）	協賛	2017/10/15-19	東京国際交流館プラザ 平成	URL:http://www.jime.jp

▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

友成 敏啓（東燃ゼネラル石油）

橋本 真一（東北大学大学院）

平井 省三（日本工営）

山本 智貴（三井物産）

荒木 勝人（三菱日立パワーシステムズ）

〔学生会員〕

齊藤 拓馬（早稲田大学大学院）

◇ 2017年度会費納入のお願い ◇

2017年度会費（2017年3月1日～2018年2月末日）
の納入をお願い申し上げます。納入会費は、下記の通り
となっておりますので、2017年4月30日までに納入下さ
いますようお願い致します。

なお、口座自動振替をご利用の方は、2017年3月23日
にご指定の口座よりお引き落としさせていただきます。

＜2017年度会費（不課税）＞

正会員 8,000円

正会員（65歳以上*） 5,000円

学生会員 2,500円

賛助会員 1口 70,000円

（*2017年3月1日現在）

【納入方法】

郵便振替： 00170-9-179578

銀行振込： みずほ銀行 新宿西口支店
普通預金口座 1703707

いずれも口座名は、
シャ）ニホンガスタービンガッカイ です。
振込手数料は貴方にてご負担願います。

※会費の納入には、簡単・便利な口座自動振替をお勧
め致します。自動振替をご利用されますと、振込手
数料は学会負担となります。ご希望の方は巻末の
「預金口座振替依頼書」にご記入の上、学会事務局
までお送りください。

2016年度役員名簿

会長 久山 利之 (川崎重工)

副会長 船崎 健一 (岩手大)

法人管理担当執行理事 今成 邦之 (IHI), 太田 有 (早大) (兼務), 木下 康裕 (川崎重工), 安田 聡 (MHPS), 渡辺 紀徳 (東大)

公益目的事業担当執行理事 太田 有 (早大), 小森 豊明 (三菱重工), 西澤 敏雄 (JAXA), 野崎 理 (高知工科大), 藤井 智晴 (電中研), 細川 哲也 (JALエンジニアリング), 山根 秀公 (防衛装備庁), 吉田 英生 (京大), 輪嶋 善彦 (本田), 渡辺 紀徳 (東大) (兼務)

理事 渋谷 直紀 (東芝), 田尻 敬次 (荏原エリオット), 松沼 孝幸 (産総研), 原田 広史 (物材研), 松崎 裕之 (酒田共同火力)

監事 坂田 公夫 (SKYエアロスペース研), 渡辺 康之 (IHI)

2016年度委員名簿 (順不同)

2016年10月7日現在

○は委員長

倫理規定委員会 ○木下 康裕 (川崎重工), 今成 邦之 (IHI), 太田 有 (早大), 西澤 敏雄 (JAXA), 安田 聡 (MHPS)

自己点検委員会 ○木下 康裕 (川崎重工), 今成 邦之 (IHI), 太田 有 (早大), 西澤 敏雄 (JAXA), 安田 聡 (MHPS)

運営委員会 ○今成 邦之 (IHI), 太田 有 (早大), 木下 康裕 (川崎重工), 酒井 義明 (東芝), 塚原 章友 (MHPS), 西澤 敏雄 (JAXA), 原田 純 (川崎重工), 松沼 孝幸 (産総研), 森岡典子 (IHI), 安田 聡 (MHPS), 吉田 英生 (京大), 渡辺 紀徳 (東大)

企画委員会 ○太田 有 (早大), 伊東 正雄 (東芝), 今成 邦之 (IHI), 木下 康裕 (川崎重工), 塚原 章友 (MHPS), 西澤 敏雄 (JAXA), 安田 聡 (MHPS), 吉田 英生 (京大), 輪嶋 善彦 (本田), 渡辺 紀徳 (東大)

国際委員会 ○渡辺 紀徳 (東大), 井上 智博 (東大), 太田 有 (早大), 岡井 敬一 (JAXA), 小森 豊明 (三菱重工), 谷 直樹 (IHI), 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)

学術講演会委員会 ○西澤 敏雄 (JAXA), 小熊 英隆 (三菱重工), 酒井 英司 (電中研), 武田 淳一郎 (富士電機), 玉井 亮嗣 (川崎重工), 富永 純一 (東芝), 浜辺 正昭 (IHI), 姫野 武洋 (東大), 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)

集行事務委員会 ○輪嶋 善彦 (本田), 金澤 直毅 (川崎重工), 木村 武清 (元川崎重工), 澤 徹 (東芝), 瀬川 武彦 (産総研), 手塚 津奈生 (IHI), 西江 俊介 (三井造船), 西村 英彦 (MHPS), 平野 篤 (防衛装備庁), 細川 哲也 (JALエンジニアリング), 泰中 一樹 (電中研), 藤井 達 (日立), 松沼 孝幸 (産総研), 山形 通史 (富士電機), 吉田 征二 (JAXA)

ガスタービン技術普及委員会 ○藤井 智晴 (電中研), 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 (三菱重工), 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), 横山 喬 (MHPS), 渡辺 紀徳 (東大)

学会誌編集委員会 ○吉田 英生 (京大), 荒木 秀文 (MHPS), 壹岐 典彦 (産総研), 石川 揚介 (東芝GEタービンサービス), 加藤 千幸 (東大), 齋木 正則 (中部電力), 阪井 直人 (川崎重工), 佐藤 哲也 (早大), 渋谷 直紀 (東芝), 杉本 富男 (三井造船), 高橋 俊彦 (電中研), 田尻 敬次 (荏原エリオット), 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 (高知工科大), 野原 弘康 (ダイハツディーゼル), 原 浩之 (MHPS), 原田 広史 (物質・材料研), 松崎 裕之 (酒田共同火力), 北條 正弘 (JAXA), 山下 一憲 (荏原), 山根 喜三郎 (防衛装備庁), 吉野 展永 (IHI)

論文委員会 ○山根 敬 (JAXA), 青塚 瑞穂 (IHI), 壹岐典彦 (産総研), 小田 剛生 (川崎重工), 柴田 貴範 (MHPS), 田頭 剛 (JAXA), 寺本 進 (東大), 中谷 辰爾 (東大), 姫野武洋 (東大), 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), 坂倉 季彦 (MHPS), 澤 徹 (東芝), 野村 藤樹 (ターボシステムユニティッド), 原田 純 (川崎重工), 宮川 歩 (川崎重工), 山上 舞 (IHI), 山上 展由 (MHPS), 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), 赤城 正弘 (防衛省), 壹岐 典彦 (産総研), 岡崎 正和 (長岡技科大), 金津 和徳 (IHI), 岸部 忠晴 (MHPS), 幸田 栄一 (電中研), 佐々木 隆 (東芝), 武 浩司 (川崎重工), 福泉 靖史 (三菱重工), 藤岡 順三 (物質・材料研), 二村 尚夫 (JAXA), 古川 雅人 (九大), 松崎 裕之 (酒田共同火力), 吉田 英生 (京大)

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

表彰委員会 ○船崎 健一 (岩手大), 太田 有 (早大), 木下 康裕 (川崎重工), 児玉 秀和 (IHI), 西澤 敏雄 (JAXA), 野崎 理 (高知工科大), 吉田 英生 (京大)

将来ビジョン検討委員会 ○寺本 進 (東大), 小田 豊 (関西大), 賀澤 順一 (JAXA), 柴田 貴範 (MHPS), 柴田 良輔 (本田), 高橋 徹 (電中研), 仲俣 千由紀 (IHI), 姫野 武洋 (東大), 森澤 優一 (東芝), 山崎 裕之 (東北電力)

女性参画推進委員会 ○仲俣 千由紀 (IHI), 猪亦 麻子 (東芝), 川岸 京子 (物質・材料研), 葉狩 智子 (川崎重工), 森川朋子 (MHPS)

ACGT2016実行委員会 ○山根 敬 (JAXA), 仲俣 千由紀 (IHI), 葉狩 智子 (川崎重工), 松田 寿 (東芝), 三好 市朗 (MHPS)

調査研究委員会 ○壹岐 典彦 (産総研), 伊藤 栄作 (三菱重工), 岡崎 正和 (長岡技科大), 笈 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 (北大), 原田 広史 (物質・材料研), 松沼 孝幸 (産総研), 米澤 克夫 (IHI), 渡辺 和徳 (電中研), 渡辺 紀徳 (東大)

IGTC2019準備委員会委員 ○西澤 敏雄 (JAXA), 太田 有 (早大), 渋谷 直紀 (東芝), 寺本 進 (東大), 仲俣 千由紀 (IHI), 安田 聡 (MHPS), 山根 敬 (JAXA)

編集 後記

あけましておめでとうございます。このお正月は、(関東では)穏やかな天候に恵まれ、3が日も初詣日和でした。皆様には、つつがなく新たな年を迎えられたこととお慶び申し上げます。我が家でも家族一堂が会した和やかな年明けでした…が、いつの間にやら年度末への繁忙期モードに突入するなか、この後記を書いております。

さて、新年を飾る本1月号の特集には「発電用大型ガスタービンの開発動向」と「第44回定期講演会」の2つを取り上げました。後者は、1月号恒例になりました定期講演会の企画セッションによるものですが、ご覧になられた通り、いずれの特集も、発電用ガスタービンの今後に向けた取り組みをテーマにしています。

「発電用大型ガスタービンの開発動向」の特集では、大型ガスタービンによるコンバインドサイクルプラント(GTCC)のメーカ3社に、技術開発トピックスのご紹介をお願いしました。GTCCに関する開発動向は、毎年1月に開催されるガスタービンセミナーでしばしば取り上げておりますが、意外にも本誌の特集としては2003年の5月号以来となります。要素技術の高度化による高性能ハードウェアの開発状況とともに、IoTやデジタルエンジニアリングなどの積極的な活用、融合についての解説もあり、技術開発に伴うビジネスモデルの変革までもが伺える特集にして頂けました。

「第44回定期講演会」の特集では、昨年10月に開催された同講演会で盛況でありました、先端技術フォーラムの内容を、改めて本誌により会員の皆様に広くご紹介します。本先端技術フォーラムはNEDOエネルギー・環境新技術先導プログラム「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」の成果に基づいており、開発に重要な役割を果たす数値シミュレーション技術について解説して頂きました。

同ガスタービン開発に関しては、当学会の調査研究委員会を通じて、次期プロジェクト提案に向けた検討が進められており、今後のさらなる成果が期待されます。なお、数値シミュレーションには、結果の解釈に等高線などのカラー表示が必須であるため、口絵として各原稿からカラー図を掲載しました。

お忙しいなか原稿を作成に時間を割いて下さいました執筆者をはじめとして、本誌の編集にご協力を頂いた皆様に心より感謝申し上げます。

末筆ながら、当学会誌編集委員会では、会員の皆様により有用な情報を提供できるよう、今後とも鋭意活動して参ります。本年も引き続き皆様のご協力ならびにご指導ご鞭撻のほど、よろしくお願い申し上げます。(高橋 俊彦)

- 1月号アソシエイトエディター
高橋 俊彦 (電力中央研究所)
- 1月号担当委員
荒木 秀文 (三菱日立パワーシステムズ)
齋木 正則 (中部電力)
山根 喜三郎 (防衛装備庁)

(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。

- ・「インダストリアル・インターネット：電力事業のデジタル化ソリューションについて」…………… (P.2～9)
- ・「発電用次世代ガスタービンの開発」…………… (P.10～15)
- ・「シーメンス大型ガスタービンの開発動向について」…………… (P.16～20)

だより

♣事務局

あけましておめでとうございます。

新春号のお便りを担当させていただきます、細川と申します。昨年9月より事務局のアルバイト職員としてお世話になっております。この場をお借りして旧年中の皆さまの温かいご指導に深く感謝いたします。本年もどうぞよろしくお願い致します。

2017年のお正月はどちらでお過ごしになりましたか。「華麗なる一族」のように一流ホテルで会食、とかビーチリゾートでカクテルを片手にデッキチェアでうたた寝、のようなセレブな年越しにちょっぴり憧れもありますが、ほぼ毎年大阪の実家で両親、姉家族らと過ごしております。大阪といっても阪急電車のローカル線、大滝と紅葉が見事な国定公園が広がる自然豊かな箕面というまちで育ちました。ベストシーズンは秋ですがそれ以外の季節でも観光客で週末はそれなりに賑わっているようです。

「もみじの天ぶら」という珍味をご存知ですか。天ぶらといってもおかずではなくかりんとうのような甘いお菓子、素朴な味わいで私の大好物です。なだらかな滝道沿いに点在する小さな土産物屋の店先で一枚一枚丁寧に小さな葉に甘い衣をつけかりんと揚げられる天ぶらはごま油の香ばしい匂いを放ち、滝道の美しい風景とともに私の郷愁を呼びさますものとなっております。

地元に戻省するたびに両親が着実に老いていく姿を見るとやはり寂しいですが甥っ子姪っ子達が成長する姿にほっと安心する機会でもあります。そして母が用意してくれるおせち料理と白味噌仕立てのお雑煮は真似できない塩梅でこれが家族全員の一年の活力の源なのです。まだまだ元気でいてもらねば。

関東に戻ると慌ただしい日常が始まります。皆様におかれましても無病息災、今年こそは穏やかな毎日が過ごせますように祈念いたします。(細川 真子)

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
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）
 ニッセイエブロ(株) 企画制作部
 学会誌担当：高橋 邦和
 〒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.45 No.1 2017.1

発行日 2017年1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 吉田 英生
 発行者 久山 利之
 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
 第3工新ビル402
 Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
 郵便振替 00170-9-179578
 銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
 (普) 1703707
 印刷所 ニッセイエブロ(株)
 〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
 Tel. 03-5733-5158 Fax. 03-5733-5167

©2017, 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の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おりません。直接、本学会へお問い合わせください。