

2020年度会長就任挨拶 —続く世代に伝えたい魅力—

Message from the President —Real Challenges Gas Turbine Offers to the Following Generation—



識名 朝春^{*1}
SHIKINA Tomoharu

この度、渡辺紀徳前会長の後任として2020年度の日本ガスタービン学会会長を拝命いたしました識名朝春です。これまで、航空機用及び船用のガスタービンの開発、設計、生産、運用支援に関わってまいりました。開発中の航空機用ターボファンエンジン担当のテストエンジニアとして技術者としてのキャリアを踏み出して以来、ガスタービンとは40年の付き合いになりますが、その奥深さは尽きることなく、いろいろと悩み惑わされながらも、今も魅了されつづけています。一人の若者が、その生涯をかけて付き合いしていく対象として、正に「相手にとって不足はない」ものでしたし、今の若い世代の方々にもそう感じてもらえるものと思っています。

本学会は、そのガスタービンに関連する分野で専門性を磨きながら社会に貢献するという志を同じくする人たちの集団です。これまで歴代の会長、理事、各委員会メンバー、会員、事務局の方々が、その輪を広げるべくいろいろな活動を続けてこられ、多くの成果に繋がっています。学会誌・学術書の発行や学術講演会のみならず、国際的なイベント、教育シンポジウムやセミナー、見学会、市民フォーラム、更には若い世代や女性技術者の交流の場の提供等、実に様々な活動があります。いずれもガスタービンの魅力を再確認したり、新しい気付きに出会える貴重な場です。会員の皆様におかれましては、是非これらの機会を利用あるいは経験していただき、周りの方々にも紹介していただけたらと思います。

特に、最近では若い世代の学会員数の減少が続いているようです。彼らに如何にガスタービンの魅力を知ってもらうか、ここに日本におけるガスタービン関連の技術や

産業の発展の鍵があるように思われます。若い人たちが何に魅力を感じるか、最先端の技術、新しい価値を生み出す技術、世界の在り方を変えるような技術等々でしょうか。そしてその根底に常にあるのが、自分が技術を通して如何に社会に貢献出来るのかということではないでしょうか。我々は、ガスタービンも大いにその道を提供することを彼らに示す必要があります。ガスタービンは、化石燃料を使用し、環境に大きな負荷をかけているということで、ともすれば時代の要請に逆行するような印象を持たれている向きがあります。航空機利用にも「Flight Shame」という有り難くないキャッチフレーズがつけられています。しかし、これはガスタービンや航空機の社会的インフラとしての重要性を否定しているのではなく、環境負荷への強い危機感と負荷低減への高い期待の声ととらえることができます。その期待に応えるための技術課題（従って可能性）がガスタービンにはまだまだ残されています。課題解決のためには、材料、エレクトロニクス、ICT/IOC、AIといった技術との連携も不可欠です。広がりがある、社会貢献に直結する分野です。そんなことを、本学会の活動を通じて、少しでも続く世代に伝えることが出来たらと思います。

今年度は、新型コロナウイルスの影響で、社会生活に多くの制約を余儀なくされる状態でのスタートとなりました。学会活動もいろいろな制約を受けるとは思いますが、皆様のご支援とご協力を得て、この伝統ある学会の活動をしっかりと継続し、実りのある一年としたいと存じます。どうか一年間よろしくお願い申し上げます。

原稿受付 2020年5月8日

*1 (株)IHI

〒135-8710東京都江東区豊洲三丁目1-1

特集：ジェットエンジンの安全な運用を支える技術

「ジェットエンジンの安全な運用を支える技術」特集に寄せて

Preface to the “Technology for Supporting the Jet Engine Safety”



二村 尚夫^{*1}
FUTAMURA Hisao

キーワード：ガスタービン，安全，運用，試験技術

Key Words：Gas Turbine, Safety, Operation, Testing

この文章を書いている3月下旬において，世界的なコロナウィルスの蔓延が止まらない。増え続ける犠牲者の方々に哀悼の意を捧げるとともに，社会，個人の活動が大きな制約を受けていることに深い憂慮の念を示す。この困難に伴い，海外への渡航，往來の自粛要請，入国禁止もあって，国際航空旅客輸送業界は軒並み大幅な減便となり，また感染者の集団発生により，世界中に広がっているサプライチェーンは崩れ，物流も滞って工場生産の休止が生じている。一日も早い収束を願うものである。

さて，現代社会を支えるエネルギー供給と航空輸送の担い手であるガスタービン，ジェットエンジンは世界で使われるようになってから80年ほどが経ち，各時代の要請に連れて，そのサイズは大型化，小型化の両方向へ，その仕組みも単純なターボジェット（ガスジェネレータ）から，多軸化や可変化，複合サイクル化と複雑になるとともに，燃料の多様化，環境規制への適応などの，社会的ニーズに対応して発達を遂げてきた。一方，機械そのものは製造／開発者の手元を離れて10年，20年とユーザーにより運用されている間も，長期間，安定的に高性能を発揮し続けることが求められる。このためガスタービンについてはISO等の規格，ジェットエンジンについては各国の型式認証とICAOの標準が定められ，一定の品質が担保されている。2014年1月の学会誌では「ガスタービンに関連する標準規格」が特集されている⁽¹⁾。また，個々の機械は運用先により様々な使用履歴を有することとなり，リアルタイム・モニタリングにより故障，劣化の芽を摘み取るとともに，数年に一度のオーバーホール等の保守により，その機能が維持されている。2019年3月の学会誌では「ガスタービンのMRO最新動向」に関する特集が組まれているが⁽²⁾，長寿命化が進んでいる証である。

原稿受付 2020年3月30日

*1 (国研) 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門
推進技術研究ユニット
〒182-8522 調布市深大寺東町 7-44-1
E-mail: futamura.hisao@jaxa.jp

2010年1月の学会誌で「ガスタービンを開発・製造・維持するための試験設備」⁽³⁾が特集されてから10年が経過した現在，試験技術，中でも安全性を含めた運用に係る技術への関心が高いことを踏まえ，今回，「ジェットエンジンの安全な運用を支える技術」を企画した。企業，大学，研究機関の専門家から7編の解説記事を寄稿いただいた。これらは，先進的ジェットエンジンに不可欠な構造・複合材の評価，高温タービンに適用されるコーティングやその損傷メカニズム，耐FODを含む強度，エンジンの高空並びに耐環境性能，着氷現象の解明，火山灰吸込みの影響，エアラインの現場におけるエンジン試験設備などを題材としている。

近年のシミュレーション技術では，複雑な系におけるマルチフィジックスシミュレーションにより運用段階での様々な環境下での現象解明⁽⁴⁾，故障診断に寄与する機械学習⁽⁵⁾など，安全な運用への発展が期待されている。とはいえ，ガスタービンやジェットエンジンのように高度に集約された機械の安全な運用には，要素レベルとシステムレベル双方の実証が不可欠である。2017年7月号の「航空エンジン・発電プラントの技術進歩を支える最新の試験計測技術」⁽⁶⁾で渡辺前会長が巻頭で指摘されているように，大型試験設備，基盤の研究設備の不足は道半ばである。設備を使いこなす技術の習熟とシミュレーション技術の検証データベース構築による普遍化，更に効率的な試験設備運用の仕組みと試験技術に精通した人材の確保が重要度を増している昨今，本号特集が問題解決の一助となることを願うものである。

参考文献

- (1) 日本ガスタービン学会誌，Vol. 42, No. 1 (2014)
- (2) 日本ガスタービン学会誌，Vol. 47, No. 2 (2019)
- (3) 日本ガスタービン学会誌，Vol. 38, No. 1 (2010)
- (4) 日本ガスタービン学会誌，Vol. 47, No. 6 (2019)
- (5) 日本ガスタービン学会誌，Vol. 47, No. 5 (2019)
- (6) 日本ガスタービン学会誌，Vol. 45, No. 4 (2017)

特集：ジェットエンジンの安全な運用を支える技術

複合材ファン部品開発における衝撃試験設備の活用

Utilization of Impact Test Facilities on Development of Composite Fan Components

稲田 貴臣^{*1}
INADA Takaomi

福重 進也^{*2}
FUKUSHIGE Shinya

キーワード：ジェットエンジン，ファンモジュール，複合材，衝撃試験

Key Words：Jet Engine, Fan Module, Composite Material, Impact Test

1. 緒言

民間航空機用エンジンに対する低燃費化の要求が一層強くなる状況において，新たに開発されるエンジンでは推力が同等の従来のエンジンよりもバイパス比が高くなってきている。高いバイパス比を実現するためにファン径を拡大する必要があるが，もともとエンジン重量に占める割合の大きいファンモジュールの重量がさらに増加することになるため，低燃費化のためには複合材適用によるファンモジュール構成部品の軽量化が必要不可欠である。

当社では2007年から複合材ファンシステムの研究開発を開始し，エアバス社のA320neoの搭載エンジンの一つであるPW1100G-JMエンジンでは，複合材ファンケースと複合材ファン出口案内翼の2種類の部品が採用された^{(1),(2)}。

本報では，材料開発段階も含めて複合材ファン部品開発において実施した衝撃試験の内容を紹介するとともに，一部については衝撃試験解析の内容を紹介する^{(1),(2)}。

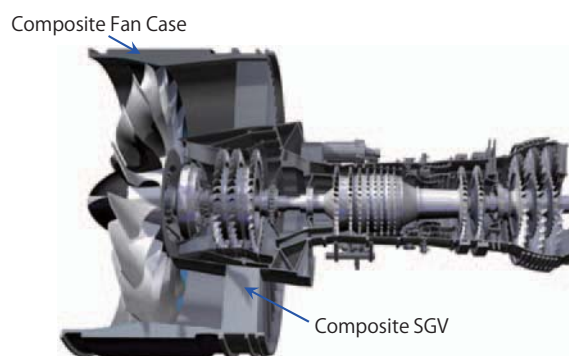
2. 複合材ファン部品開発の概要

2.1 複合材ファン部品

PW1100G-JMエンジンのファンモジュール付近カットビューをFig. 1に示す。ファンケースは万一ファンブレードが破断した場合（FBO: Fan Blade Off）にファンブレードが外に飛び出すことがないように，ファンケース内に閉じ込めるコンテインメント性が要求される。ファンケースは大きな円筒状の構造体でありファンモジュール重量への影響も大きいことから，最近のエンジンでは複合材で製造される場合が多く，PW1100G-JMエンジンにおいても当社グループ内で製造している。

複合材ファン出口案内翼は，ファン動翼で圧縮されたバイパス流を低損失で整流することで高い効率を維持する機能を持つ。本出口案内翼は構造面では複合材ファン

ケースを支持する構造案内翼（SGV: Structural Guide Vane）となっており，大きい飛行荷重およびFBO荷重に耐え，さらには，エンジン全体から要求される剛性を満たすように設計されている（以降，本稿においては呼称をSGVに統一する）。これら各種要求と軽量化を実現するために，複合材SGVは複合材製の翼（ベーン）の両端（内外径）部を金属製のサポートで挟み込む構造を採用している。



（提供：（一財）日本航空機エンジン協会）

Fig. 1 Cut view of PW1100G-JM engine

2.2 ビルディングブロック

複合材ファン部品の開発においては，FAA（Federal Aviation Administration）が推奨するビルディングブロック手法を採用した。すなわち，試験片レベルでの材料物性（設計許容値）取得，要素レベルからコンポーネントレベルの試験を通して設計・解析手法と設計許容値の妥当性を検証し，本報では割愛するが最終的にエンジン試験で実証した。

例として，複合材ファンケース開発におけるビルディングブロックをFig. 2に示す。クーポン（試験片）試験として弾性率や強度を取得するための材料試験に加えて，平板への高速衝撃（飛翔体撃込み）試験を実施し，複合材ファンケース用材料を選定した。その後，サブ・コンポーネント試験として実機大の円筒から切り出した曲面パネルおよび2分の1円筒への高速衝撃試験で検証を進め，コンポーネント試験として実機スケールの複合材

原稿受付 2020年3月9日

*1 ㈱IHI 航空・宇宙・防衛事業領域 民間エンジン事業部 技術部
〒196-8686 昭島市拝島町3975-16

*2 ㈱IHI 技術開発本部 技術基盤センター 数理工学グループ
〒235-8501 横浜磯子区新中原町1

ファンケースに回転するファン動翼を切り離して衝突させるFBO試験を実施した。

複合材SGVについても同様にクーボン（試験片）試験を通じて材料・成形方法を選定し、サブ・コンポーネント試験、コンポーネント試験で実証を進める過程の一部において、衝撃試験を実施している。

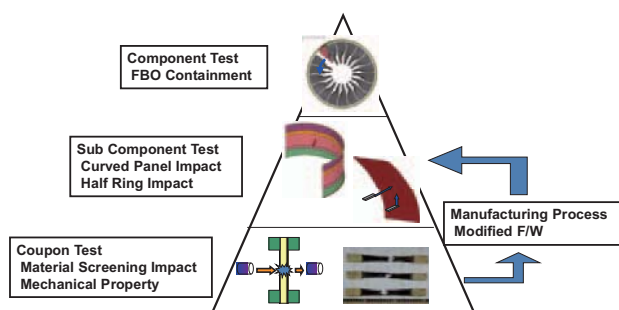


Fig. 2 Building Block Approach for composite fan case

3. 複合材ファン部品開発における衝撃試験

3.1 複合材ファンケース開発

前述のとおりビルディングブロック手法を用いて部品開発を進める過程において、クーボン（試験片）レベルからコンポーネントレベルまで衝撃試験を活用した。これら試験のいくつかについてその内容を説明する。

3.1.1 平板衝撃試験（クーボン試験） 複合材ファンケースに適したエネルギー吸収能力が高い複合材料（FRP: Fiber Reinforced Plastics）を選定するために、比較的小さいサイズの平板への高速衝撃試験を行った。候補材料は強化形態と成形法により3種類の材料系を選択した。その3種類は、炭素繊維束を3次元に織ったプリフォームにエポキシ樹脂を注入・硬化してFRP化する方法であるRTM（Resin Transfer Molding）の組合せ（3D/RTM）、炭素繊維のシートに高靱化エポキシを含浸させたプリプレグ（高靱化プリプレグ）を積み重ね、高温高压を付加できるオートクレーブでFRP化する方法の組み合わせ（Tough Matrix）、改良エポキシ樹脂を炭素繊維に含浸させたものを巻き付け・硬化してFRP化するフィラメントワインディング（FW）の組合せ（FW system）である。このうち、FWに使用したエポキシ樹脂は当社における技術開発の中で改良を進めたものを使用した。高速衝撃試験は、試験平板の外周を固定し、鋼製の円柱状飛翔体をガスガンで試験板（平板）の中央に撃ち込んだ。材料の評価は、Fig. 3に示すように飛翔体が試験平板を貫通した際の貫通前後の速度から求められる吸収エネルギーにて進めた。

試験で得られたエネルギー吸収量を比較した結果をFig. 4に示す。ここで、破線は重量が同じチタン合金平板の試験結果である。Fig. 4より、3D/RTM平板と高靱化プリプレグ平板の吸収エネルギーはチタン合金平板の吸収エネルギーと同等かそれ以下であるが、FW平板は3種類の改良エポキシのうちD2とD3の吸収エネルギー

は高く、特にD2ではチタン合金の1.5倍以上の値が得られた。飛翔体撃込み時の平板の変形状況を高速カメラで確認したところ、他試験片が衝突部周辺のごく狭い範囲で変形しているのに対して、D2はより広い範囲が膨らむように大きく変形しており、この差が高い吸収エネルギーの実現に寄与していると考えられる。一連のクーボン試験の結果から、複合材ファンケース材料と成形法として、D2樹脂を用いたフィラメントワインディング法を採用することにした。

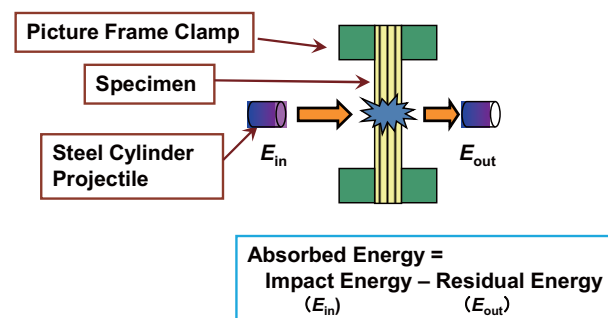


Fig. 3 Flat Panel Impact Test

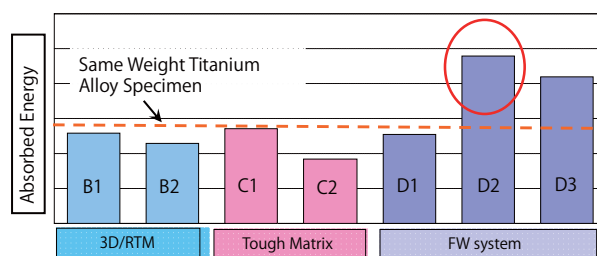


Fig. 4 Comparison of absorbed energy

3.1.2 カーブドパネル試験（サブ・コンポーネント試験） 第一段階のサブ・コンポーネント試験として、D2樹脂を用いたフィラメントワインディング法で成形した円筒を周方向に8分割して試験体とし、そこにチタン合金製平板をガスガンで撃ち込む試験を実施した。

FBOに際し、破断したファン動翼がファンケースに衝突する挙動は、平板試験のような正面衝突とは異なり、非常に複雑である。ファン動翼はある姿勢（傾き）とある衝突角をもってファン動翼先端からファンケース内面に衝突する（第1撃）。ここで突き抜けない場合には、ファン動翼はファンケース内を転がるように回転し、次にファン動翼のエンジン軸側（ハブ側）がファンケース内面に衝突する（第2撃）。カーブドパネル試験は、このファン動翼の複雑・特異な挙動とファンケースの損傷を評価するために考案したサブ・コンポーネント試験である。

実際のFBO時には、ファン動翼とファンケースは互いに種々の角度で衝突し得るため、飛翔体を傾斜姿勢で射出する技術が必要となる。そこで、Fig. 5に示すガスガンを用いて、平板状の飛翔体を任意のピッチ角（水平

面に対する傾き)ないしロール角(弾道軸回りの傾き)で射出する技術を開発した⁽³⁾。ここで、ピッチ角についてはサポー座面を傾斜させる方式を採り、ロール角については同一サポーを使いガイドレールを利用して姿勢を保持する方式を考えた。

Fig. 6に平板飛翔体の姿勢の例を示す。ピッチ角では、 0° 、 90° 、および垂直状態から幾分傾斜した状態の例として $90 \pm 15^\circ$ の傾斜角とした場合で、本方式の妥当性を確認した。一方、ロール角では、ピッチ角 0° の状態では、ロール角を 45° 、 60° 、 90° に傾斜させた姿勢とした。

試験時の平板の飛行姿勢は、高速度カメラにより確認した。Fig. 7にピッチ角 75° 平板の飛行画像の一例を示す。平板は 75° の傾斜姿勢を保ったまま飛行していることがわかる。Fig. 8にロール角 45° 平板の飛行画像の一例を示す。平板はガイドレールを通り抜けた後もロール角 45° の姿勢を崩すことなく飛行していることがわかる。

カーブドパネル試験は、Fig. 5に示すガスガンの真空引きできるチャンバー内に試験体を設置し、そこに開発した手法で平板飛翔体を撃ち込む方式とした。カーブドパネル試験の模式図をFig. 9に示す。傾斜した状態で平板飛翔体を撃ち込むことで、第1撃後に飛翔体が回転し第2撃を与えることが可能である。試験後のカーブドパネル試験片の衝突面(内面)側の様子の一例をFig. 10に示す。この場合、第1撃と比べて第2撃による損傷が大きい結果となった。



Fig. 5 Gas gun for impact test

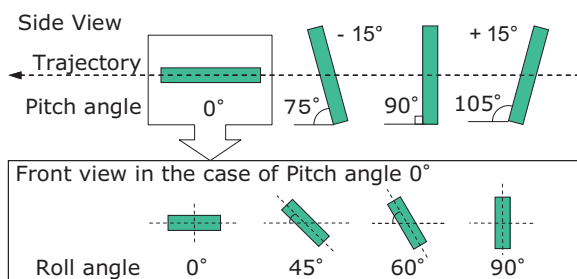


Fig. 6 Parameters of plate angle



Fig. 7 Sequential images of 75° pitch angle plate

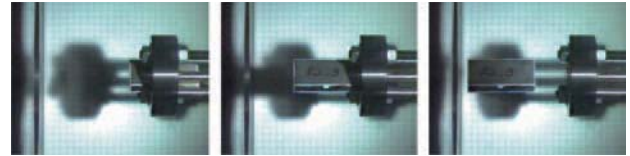


Fig. 8 Sequential images of 45° roll angle plate

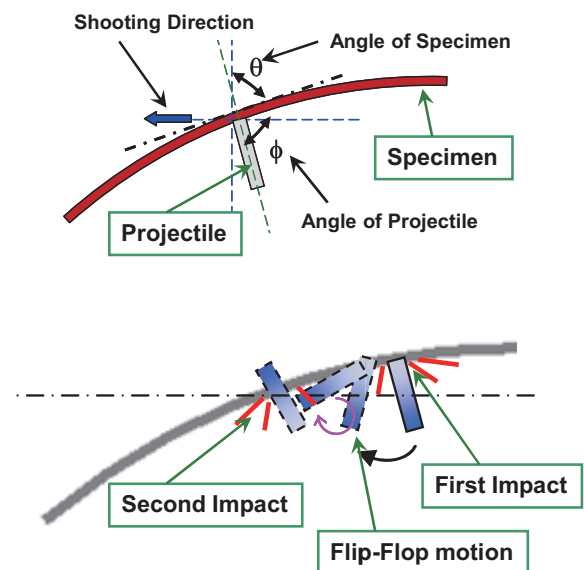


Fig. 9 Schematic view of curved panel impact test

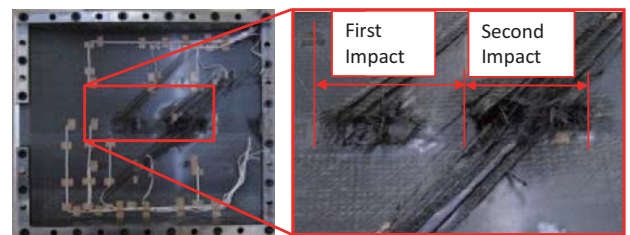


Fig. 10 Post test inspection result of a curved panel

3.1.3 ハーフリング試験 (サブ・コンポーネント試験)

カーブドパネル試験での平板飛翔体は重量が数十グラム程度であり、実機のファン動翼の重量との差は大きい。そこで、第2段階のサブ・コンポーネント試験として、ファン動翼と同等重量の飛翔体でのコンテインメント性能評価を行うため、実機形状の円筒を周方向に2分割した円筒への撃込み試験を行った(ハーフリング試験)。飛翔体・試験体ともに大きいため、ハーフリング試験は異なる大型ガンで実施した。Fig. 11にハーフリング試験の模式図と飛翔体が衝突する瞬間の写真を示す。ここで、飛翔体は試験体内面に垂直に撃ち込んだ。

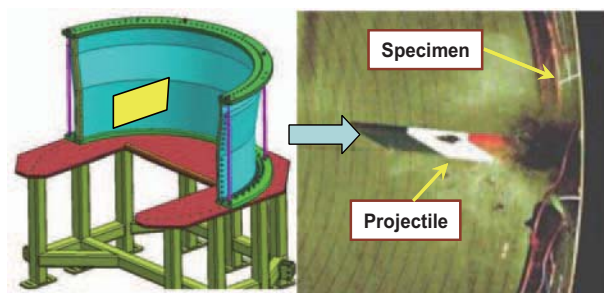


Fig. 11 Half ring impact test

3.1.4 FBO試験（コンポーネント試験） ビルディングブロックの最終段階として、FBO試験を行った。この試験は、前段階までの各種試験の結果により設計されたファンケースの実機サイズの試験体に、チタン合金製ファン動翼を実機と同様に組み込み、回転するファン動翼の1枚のダブテール部（固定部）を火薬によって解放し、ファンケースがこれを閉じ込める（コンテイン）ことができることを確認するものである。Fig. 12にファン動翼が解放された直後の写真を示す。FBO試験の結果、ファンケースに損傷は見られたがファン動翼は無事にコンテインされ、設計の妥当性が確認できた。



Fig. 12 FBO test (Containment rig test)

3.2 複合材SGV

前述のとおり複合材SGVもビルディングブロック手法を用いて部品開発を進めたが、構造部材としての評価・実証が中心となっている。ここでは、衝撃関連試験のみを紹介する。

3.2.1 平板衝撃試験（クーボン試験） SGVはファン動翼の後流側に位置し、鳥がファン動翼に衝突した後にSGVにも衝突することから、鳥に対する耐衝撃性評価が必要となる。そこで、材料の選定に際しては、平板へのゼラチン高速衝撃試験を行った。試験は、翼を模擬した片持ち平板試験片に対して、鳥を模擬した球状ゼラチンをガスガンにて試験片中央に撃ち込むことで行った。このとき、平板試験片は衝撃により端部が波打つように変形し、損傷モードとしては主に層間はく離が生じるた

め、ゼラチンの衝突エネルギーに対する層間はく離面積によって耐衝撃性を評価した。耐衝撃複合材料として実績のある高靱性エポキシ複合材（E材）および熱可塑複合材（F材）をベンチマークとして用意し、外部の協力も得て開発を進めた熱可塑複合材（C材）の耐衝撃性を評価した。

縦軸を層間はく離面積、横軸をゼラチンの衝突エネルギーとして試験結果を整理したものをFig. 13に示す。平板試験片寸法が小さいことからばらつきが大きいのが、E材、F材と比べて、C材は高衝撃エネルギーにおける層間はく離面積が小さく、耐衝撃性が高いことが確認できた。C材に関して、平板試験片をプレス成形した場合も同様の耐衝撃性を有することが確認できたことから、複合材SGV材料および成形方法として、C材を用いたプレス成形を採用することとした。

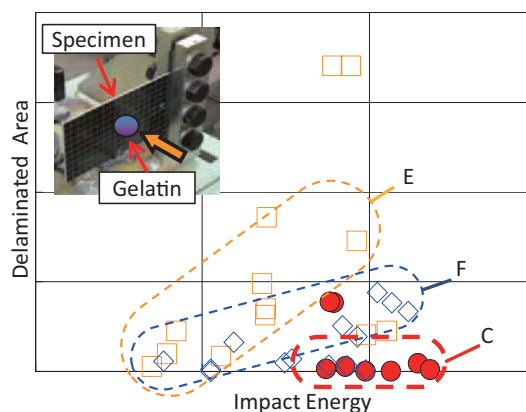


Fig. 13 Comparison between delaminated area and impact energy

3.2.2 単翼衝撃試験（サブ・コンポーネント試験） 実際に試験に用いたものとは異なるが、Fig. 14にSGV外観を示す。SGVの内径・外径側端部には金属製サポートが備わっており当該部で固定されることから、Fig. 15に示す通り、単翼衝撃試験は両端固定となる状態で実施した。ここで、実際のエンジンでは鳥はファン動翼に衝突した後にSGVに衝突することから、あらかじめ解析でファン動翼に衝突後の鳥の状態を予測し、それに基づいた形状・重量のゼラチンを撃ち込んだ。

試験後の供試体をFig. 16に示す。外観・非破壊検査のいずれにおいても損傷は確認されず、SGVの耐衝撃性が確認できた。

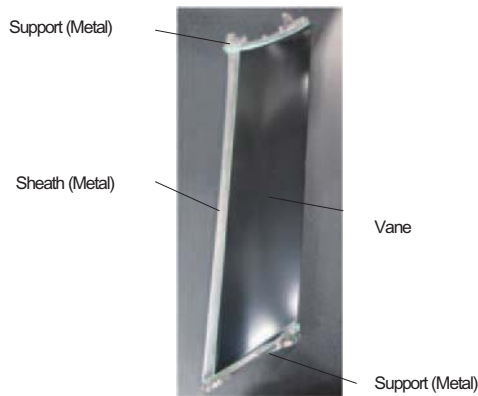


Fig. 14 Structural Guide Vane (SGV)

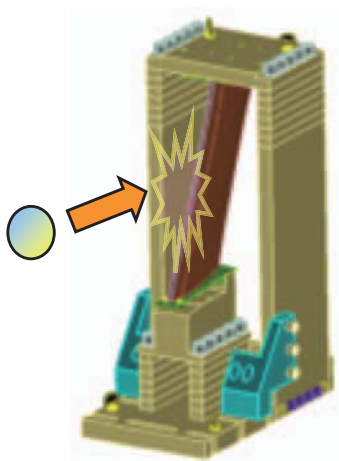


Fig. 15 Impact test configuration



Fig. 16 SGV after impact test

4. 衝撃試験解析

3章で紹介した衝撃試験の条件検討や試験後の評価において、衝撃・構造解析ソフトウェアLS-DYNAによる解析を実施した。本章では解析による評価の事例を紹介する。

4.1 複合材ファンケース

3.1.2項で紹介したカーブドパネル試験解析モデルを作製し、平板飛翔体を撃ち込んだ際のシミュレーションを実施した。Fig. 10に示した試験の再現を試みた結果、

Fig. 17に示す通り第1撃と比べて第2撃による損傷が激しく、飛翔体貫通に相当する要素削除（白色部分）が生じる様子を再現することができた。

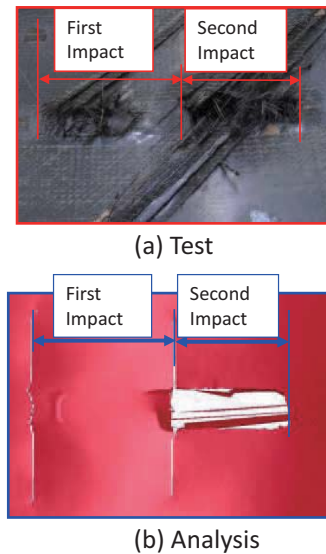


Fig. 17 Damage model correlation result

4.2 複合材SGV

3.2.2項で紹介した単翼衝撃試験解析の内容を簡単に紹介する。前述のとおり、鳥はファン動翼に衝突した後にSGVに衝突することから、あらかじめ解析でファン動翼に衝突後の鳥の状態を予測する必要がある。解析の一例をFig. 18に示す。SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) で鳥をモデル化しているが、ファン動翼に衝突後は粒子が飛び散った状態となる。但し、実際の試験で飛び散った状態のゼラチンを衝突させることはできないため、これと等価な状態を再現できる特殊なゼラチンを考案して試験を実施した。

試験と事前解析のいずれにおいてもSGVは無損傷であり損傷状態の比較はできないので、SGVの腹側中央付近表面のひずみゲージにおける応答（計測値）を解析と比較した結果をFig. 19に示す。Fig. 19より、解析によるひずみ応答は試験でのひずみ応答を良く再現できていることがわかる。



Fig. 18 Bird strike analysis

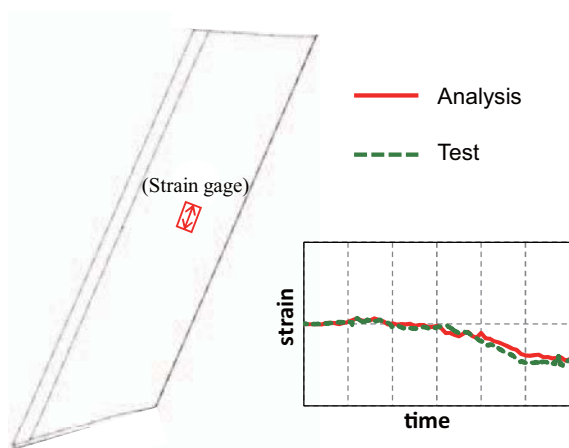


Fig. 19 Strain comparison between analysis and test

5. 結言

PW1100G-JMエンジンに採用された複合材ファンケースと複合材SGVを対象として、ビルディングブロック手法による部品開発の過程における衝撃試験設備の活用について紹介した。複合材ファンケースと複合材SGVでは必要とされる耐衝撃性が異なるが、材料の選定はクーポン（試験片）レベルの衝撃試験で行い、その後はサブ・コンポーネント試験で構造面含めた検証を進めるアプローチそのものに違いはない。サブ・コンポーネント

レベル以上の試験を行うためには大型で特殊な試験設備が必要となる場合もあり、今回紹介した技術開発においても一部試験は海外の試験機関に委託する必要があった。技術開発を短い期間で効率的に進めるためには、日本国内でも大型・特殊な試験を実施できる設備の整備が望まれる。

謝辞

本研究開発の一部は、経済産業省の委託を受けた一般財団法人日本航空機エンジン協会との契約に基づき実施した成果である。また、材料の開発やクーポン試験実施においては、外部研究機関・大学や株式会社IHIエアロスペースのご支援を得た。ここに記し、深く感謝の意を表します。

参考文献

- (1) 佐藤篤, 今村満勇, 藤村哲司, PW1100G-JM エンジン開発, IHI技報, Vol. 53, No. 4 (2013), pp. 28-33.
- (2) 村上務, 盛田英夫, 及川和喜, 複合材ファンシステム研究開発, IHI技報, Vol. 53, No. 4 (2013), pp. 63-67.
- (3) 北川潤一, 島村和夫, 石崎雅人, 新井和吉, 杉目道史, 傾斜平板および軟質飛来物の射出技術, 衝撃波シンポジウム講演論文集, (2009), pp. 397-398.

特集：ジェットエンジンの安全な運用を支える技術

ジェットエンジン地上試験設備

Jet Engine Ground Test Cell



二村 佳代*¹
FUTAMURA Kayo

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，航空機，整備

Key Words：Gas Turbine, Jet Engine, Airplane, Maintenance

1. はじめに

JALエンジニアリングは、JALグループの機材全般の整備を受け持つ日本航空の子会社である。この一部門である成田空港に隣接するエンジン整備センターは、JALグループの航空機から取り卸されたエンジンのほか、他社から受託したエンジンの整備も担うMRO（整備，修理，オーバーホール）事業を行っている。

航空機エンジンは一般に，修理，性能回復，あるいは改修を目的として，数年に一度の頻度で航空機から取り卸される。当センターに搬入されたエンジンは，取り卸し理由に応じた深度で分解，洗浄，検査，修理，改修，及び組立が実施された後，併設のジェットエンジン地上試験設備（テストセル）にて試験が行われる。そして一定以上の性能が確認されたエンジンが，再び航空機に戻される。

本報告では，テストセルや試験による性能試験の概要，技能伝承に関する当センターの取組み，並びに将来性について紹介する。

2. テストセル

2.1 建屋

当センターが保有するテストセルの建屋は，テストセル棟2棟，付属棟1棟，及び準備室より構成される。Fig. 1に建屋の全体図を示す。

テストセル棟は，前方に吸気塔，後方に排気塔を持つU字型の建屋で，実際にエンジンの試験が実施される場所である。Fig. 2にテストセル棟の構造を示す。吸気塔は，外部からの異物の吸い込みを防ぐためのステンレス製スクリーン，吸気消音装置（平行平板形吸気スプリッター），コーナバーン（整流板）より構成される。また排気塔は，オギュメンタ，排気消音装置（円筒型吸

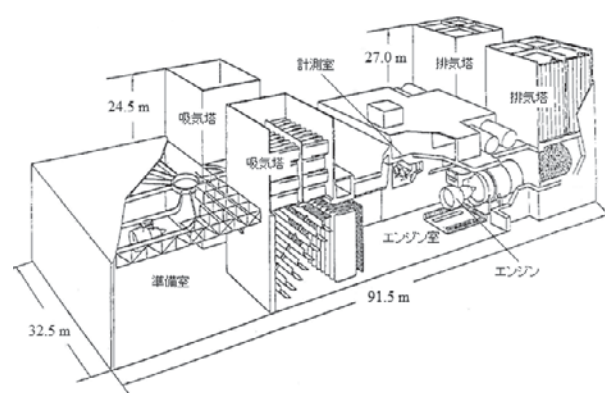


Fig. 1 Test Cell Building

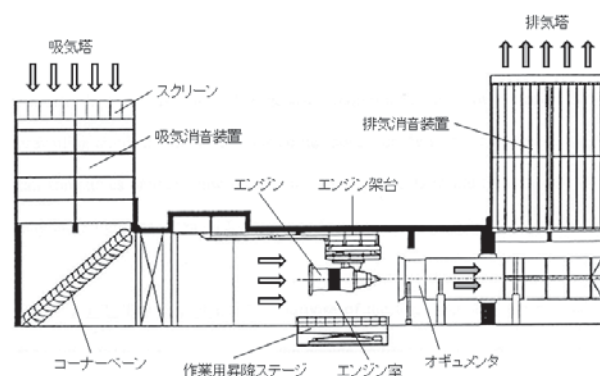


Fig. 2 Test Cell Equipment

音ダクト）より構成される。吸気塔と排気塔の間に位置し，エンジンが設置されるエンジン室は，室内の壁に吸音処理が施されている。Fig. 3にエンジン室の様子を示す。

一方，付属棟は，テストセル棟2棟の間に位置する3階建ての建物であり，2階の計測室にはオペレーターがエンジンやテストセル設備を操作するための制御装置及びデータ計測・解析用コンピュータ等があり，1階と3階にはエンジンへ圧縮空気，燃料，油圧，及び電気を供給する装置が設置されている。Fig. 4に計測室内のエンジン制御装置の様子を示す。エンジン室と計測室の境に

原稿受付 2020年3月13日

* 1 JALエンジニアリング エンジン整備センター
〒282-0011 成田市三里塚御料牧場 1-1
E-mail: futamura.ggc4@jal.com



Fig. 3 Engine Room



Fig. 4 Engine Control Panel

は、オペレーターが運転中のエンジンを監視出来るように観測窓が設けられている。

テストセル建屋は、オペレーターや建屋周囲への騒音に配慮した設計となっており、音の強さは、計測室内は60dB、建屋周りは75dB、建屋から250m離れた地点では45dBに抑えられている。目安として、それぞれ40dBが図書館内、60dBが通常の会話、80dBが電車の車内の音量である。

なお建屋とは別に、地下に試運転用の燃料タンクが2基設置されている。1基あたりの容量は50,000Lである。

当センターのテストセルの着工は1989年3月であり、これまでに約5,000台もの試運転を実施し、実績を積んできた。設計仕様としては推力約445kNまでのエンジンに対応可能である。テストセルの空気流量の制約から最近の大型エンジンには対応しておらず、現在の運転対象エンジンはボーイング767に装備されるCF6-80C2エンジンのみである。しかし、将来的には日本航空も導入を予定しているMitsubishi SpaceJetに装備されるPW1200Gエンジン等への対応範囲拡張に向け、現在検討及び準備を進めているところである。

2.2 装備システム

テストセルには、前述の通りエンジンの始動や運転に

必要な圧縮空気や燃料、油圧、電気の供給システムが装備されている。それらに加えて、エンジンの圧縮機を水で洗浄することで圧縮効率を向上させるための洗浄システムや、試運転後にエンジンを長期間保管する場合に備え、エンジンの潤滑油システム及び燃料システムに防錆油を供給するための防錆システムも有している。さらにエンジンパラメータやデータ補正用の大気条件データ（大気温度、気圧等）を計測するための各種センサー（推力計測用ロードセル、圧力計測用センサー、振動計測用加速度センサー、温度計測用熱電対、温度計測用測温抵抗体、燃料流量計測用タービンフローセンサー、燃料比重計測用センサー、回転計測用センサー、変位計測用センサー）が備えられている。

3. エンジン性能試験

3.1 概要

エンジンの性能試験とは、試運転を実施し、測定されたエンジンの推力、ローター回転数、排気ガス温度、潤滑油圧力、並びに振動等のデータを、エンジン製造会社が発行する整備マニュアルの基準値と比較して性能を判定する一連のテストをいう。これらの基準値はエンジン型式証明取得時に定められたもので、エンジンが再び運航に供され次回定期整備まで数年に渡り使用される中で、性能が徐々に劣化したとしても必要な推力が維持できるよう考慮されており、エンジンの信頼性を保証するものである。以降では、当センターが実施しているCF6-80C2エンジンの性能試験を中心に紹介する。

3.2 性能試験の要件

航空機から取り卸された後に一定深度以上の分解整備が施されたエンジンは、エンジン製造会社の整備マニュアルにより組立後の性能試験の実施が求められる⁽¹⁾。

性能試験では、試験当日の大気温度から最大定格推力に到達させるための低圧ローター回転数（N1）の設定値を算出して、エンジンのパワー設定を行う。なお試運転に関わる定格には以下の2種類がある。

- 離陸定格（Take-off Rating）：
地上もしくは飛行状態において、定められた時間内（通常5分間）に限って連続して出すことが保証されている最大の性能特性値。
- 最大連続定格（Maximum Continuous Rating）：
地上または飛行状態において、連続して出すことが保証されるエンジンの最大性能特性値。緊急時に使用するため設定されているもので時間制限は設けられていない。

試運転にてエンジンのパワーを上げていき、N1が設定値に到達した時の推力が定格推力以上であることを確認しながら、予め定められたテストスケジュールに基づき、離陸定格、最大連続定格に加えてアイドル等、複数の異なった推力レベルでエンジンを運転し、各レベルでエンジンが安定した時にパラメータを計測する。

また次に示すシールの交換, 修理, あるいは脱着が行われた場合は, 追加でシール・ランイン・テスト (Seal Run-in Test) を実施する。

- 低圧タービン・シュラウドまたは低圧タービン・インターステージシール
- 高圧タービン・インターステージシール
- 圧縮機吐出圧 (CDP) シール
- バランス・ピストン・シール

シール・ランイン・テストの目的は, 回転数を徐々に上げることによってファースト・カットイン時のローターティンゲ・シール (Rotating Seal) とステーションナリー・シール (Stationary Seal) の摩擦を減らし, ローターティンゲ・シール先端やステーションナリー・シール表面への損傷を防ぎながら適切な追い込みをして, 相互のクリアランスを保つことである。

Fig. 5にシール・ランイン・テストを含む場合の, 当センターにおけるCF6-80C2エンジンのテストスケジュールの例を示す。

3.3 計測パラメータ

テストセルでは, 100を超えるパラメータを計測するが, 性能判定にあたり使用する主な大気条件データ及びエンジンパラメータは以下の通りである。

- 大気温度
- 気圧
- 湿度
- 推力 (F_n)
- 低圧ローター回転数 (N_1)
- 高圧ローター回転数 (N_2)
- 排気ガス温度 (EGT)
- 燃料流量 (W_f)
- 低圧圧縮機出口総圧 (P_{t25})
- 高圧圧縮機出口静圧 (P_{s3})

- 排気ガス総圧 (P_{t49})
- 潤滑油圧力
- 振動

4. 試運転の流れ

4.1 準備作業

組立てが完了したエンジンは, テストセル建屋の準備室に搬入され外観点検が実施される。その後, テストセル専用のベルマウスと呼ばれる空気を取り込み口, テストセルに搭載するためのエンジンアダプタ, 計測用のセンサー, 及びその他システムの配管等が取り付けられ, テストセル棟のエンジン室まで運ばれる。

エンジンの組立てエリアから準備室, さらにはテストセル棟のエンジン室までは天井でレールがつながっており, クレーンで吊った状態で移動させることができる。Fig. 6は準備室からエンジン室へ搬送されるエンジンの様子である。



Fig. 6 Engine conveyed by crane

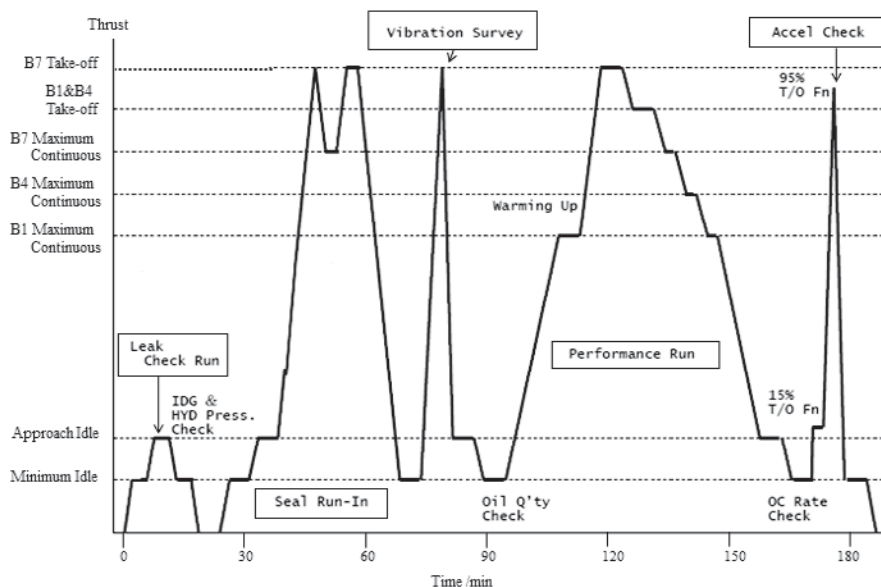


Fig. 5 Test Schedule (Typical)

※B1, B4, B7:
Thrust Rate of
CF6-80C2 Engine

4.2 試運転

エンジンはエンジンアダプタを介してテストセル架台に接続され、装備品の機能確認や点火システムの確認等が実施される。

次に、燃料ノズルから燃料を噴射せずに、テストセルシステムの圧縮空気によりエンジン駆動装置を回してエンジンを回転させるドライモータリングを実施して、エンジンの各システムの作動および潤滑油システムのリーク確認を行い、続いて燃料ノズルから燃料を噴射しながら点火プラグは作動させずに同じくエンジン駆動装置でエンジンを回転させるウェットモータリングで燃料供給システムのリーク確認を行う。またモータリング中に燃料調整バルブ、可変静翼、及び可変抽気バルブ等の各アクチュエータを0%から100%に可動させることにより、各アクチュエータが正常に作動するか点検する。必要により、ここでエンジンの水洗浄を実施する。

その後、燃料ノズルから燃料を噴射して点火し、エンジンをスタートさせる。一旦アイドルまで回転数を上げ、10分程度運転後にエンジンを停止させ、各システムのリーク確認と、潤滑油システム内にベアリングやギア材の欠片が出ていないかを確認する。その後再びエンジンをスタートさせ、必要によりシール・ランイン・テスト、及び性能判定運転、潤滑油消費量の点検を実施する。続いて、パワーレバーを操作して規定時間内に推力が出ることを確認するアクセル試験を行う。

最後に、長期間保存する場合は防錆処理を実施してエンジン室での作業は完了する。

試運転が順調に進んだ場合、1回の試運転で消費する燃料は約7,000Lである。エンジンに何らかの不具合が見つかったと、トラブルシューティングや処置後の性能確認のためにさらにエンジンを運転させる必要があり、追加で燃料を消費する。

4.3 完了作業

エンジンはエンジン架台から取り下ろされ、再びクレーンで準備室へ運ばれる。4.1項の準備作業で取り付けられた試運転用の装置を取り外し、外観点検の後、エンジンにカバーをかけ、必要により乾燥剤をセットして空調管理されたエンジン保管場所に搬送する。

5. 運転限界値

エンジンには、性能試験にて確認するエンジンの信頼性を保証するための性能判定基準値とは別に、運転によりエンジンに損傷を与えるのを防ぐための運転限界値が設定されている。運転限界値を超過した場合、エンジンに講じるべき措置が定められており、状況によってはエンジン再分解となる。このため、試運転ではエンジンに一定の性能があることを確認すると共に、運転限界値を超えるようなパラメータが無いかをリアルタイムデータを見ながら常に監視し、もし超えそうな場合にはその時点で適切な処置を行う。Fig. 7は試運転中にオペレー

ターが監視する、主なパラメータのリアルタイムデータの表示画面の例である。推力 (F_n)、低圧ローター回転数 (N_1)、高圧ローター回転数 (N_2)、排気ガス温度 (EGT)、燃料流量 (W_f)、潤滑油圧力、振動等のリアルタイムデータが表示される。



Fig. 7 Round Gage Indication System

以下では主なパラメータの運転限界値と、仮に超過した場合の処置を紹介する。

5.1 ローター回転数

低圧ローター回転数 (N_1) と高圧ローター回転数 (N_2) にはそれぞれ運転限界値が設けられている。 N_1 は100%が3,280rpmであるのに対し、運転限界値は117.5% (3,854rpm) と定められている。 N_1 が117.5% (3,854rpm) を超えた場合は、エンジンを停止させた後にボアスコープ検査、及びトラブルシューティングによる超過原因の除去を行う。さらに一定の回転数を超えると、エンジンを分解し、詳細検査を実施する。

一方の N_2 では、100%が9,827rpmであるのに対し、運転限界値は112.5% (11,055rpm) と定められている。 N_2 が112.5%を超えた場合は、エンジンを停止させた後にボアスコープ検査、及びトラブルシューティングによる超過原因の除去を行う。さらに一定の回転数を超えると、エンジンを分解し、詳細検査を実施する。

5.2 排気ガス温度

排気ガス温度の運転限界値を超過した場合、ピークの排気ガス温度と超過時間に応じて処置する。処置内容としては、排気ガス温度と超過時間の値の組み合わせにより3つにパターン分けされており、エンジンを停止させてボアスコープ検査をしたり、最悪の場合はエンジンを分解したりして、トラブルシューティングによる超過原因の除去を行う。

5.3 潤滑油システム

5.3.1 潤滑油圧力 エンジン運転中の定常状態において、一定以上の潤滑油の圧力変動が発生した場合は、エンジンを停止させてその原因を調査する。

また潤滑油圧力が65.5kPa以下と低い状態でエンジンを運転した場合も、エンジンを停止させて原因を調査し、加えて潤滑油システムのフィルター及びマグネティッ

ク・プラグの検査を行い、ベアリングやギア材等が破損して金属の欠片が出ていないかを確認する。

5.3.2 潤滑油温度 潤滑油温度の運転限界値は、潤滑油ポンプ吐出温度、及びスカベンジオイル温度でそれぞれ定められている。5分経過後もスカベンジオイルが運転限界値を超過している場合は、エンジンをアイドルまで減速させ、潤滑油温度を運転限界値内に入れる。その後、エンジンを停止させ、原因を調査する。

5.3.3 潤滑油消費率 潤滑油消費率は、パラメータ計測の前後にそれぞれエンジンをアイドル状態で十分に安定させ、同じ潤滑油温度における潤滑油量を測定し潤滑油量の差を計算、これを測定の時間差で割ることで算出する。この潤滑油消費率にも運転限界値が決められている。

またアイドルパワー以上で潤滑油量がある値を超えた場合は、燃料との熱交換を利用した潤滑油冷却器の内部破損により潤滑油システムに燃料が混入している可能性があるため、エンジンを停止させて原因を調査する。

5.4 振動

振動の運転限界値は、低圧ローターと高圧ローターにそれぞれ設定されており、振動の幅が一定の値を超えると、エンジンを停止させ、トラブルシューティングによる超過原因の除去を行う。

6. 性能判定

6.1 テストセル・コリレーション (Test Cell Correlation)

エンジンの性能は本来、大気無限開放の状態のもとで論じるべきものであり、性能判定基準値もそれを前提に定義されている。テストセルという箱の中でエンジンを運転する場合、セルの構造や、それに伴う空気の流れの変化、空気流量などの影響を受け、推力が低下したり排気ガス温度が上昇したりする。したがって、性能判定は、テストセルで得られた観測データを大気無限開放の状態に校正したうえで行う必要がある。

テストセル・コリレーションとは、エンジン製造会社が保有する、大気無限状態での計測がすでに確立された基準となるテストセルと、今後性能判定運転をしたいテストセルの双方で同一エンジンを運転し、種々のエンジンパラメータを比較することで、今後運転をしたいテストセルにおける、大気無限状態へのデータの修正に必要となるセル・コリレーション・ファクター（テストセル損失分）を見つける作業をいう。コリレーションは、テストセルを新設した時、新型エンジンを導入する時、改修によりエンジンの性能・特性が変化した時、またはテストセルを改造・改修した時に実施する必要がある。

Fig. 8にコリレーションに基づくセル・コリレーション・ファクターの決定例を示す。それぞれのテストセルで計測された観測データを、まず標準大気状態に修正し、大気条件の違いによる差を無くした上で低圧ローター回転数 (N1) との対比でプロットする。基準のテストセ

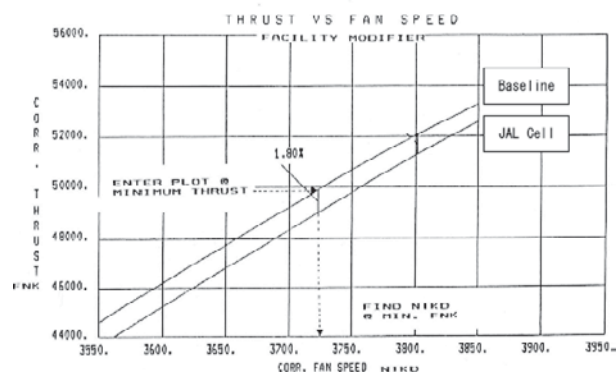


Fig. 8 Decision of Test Cell Correlation Factor

ルの観測データと、新たにコリレーションするテストセルの観測データのグラフ上の差が、テストセルの構造による損失分、すなわちセル・コリレーション・ファクターとなる。

6.2 エンジン性能データの計算、及び判定

エンジンの性能判定にあたり、観測データを校正するための計算の流れは以下の通りである。セル・コリレーション・ファクター以外にも、数段階でデータを補正する必要がある。

- ① 観測データを標準大気状態に補正 (コレクテッド・データ)
- ② コレクテッド・データにセル・コリレーション・ファクターを加える (セル・コリレーション・データ)
- ③ セル・コリレーション・データに基準の低圧ローター回転数 (N1) と実際に観測されたN1の差による補正を加える (スタンダード・デイ・データ)
- ④ スタンダード・デイ・データを高気温の状態に補正する (ホット・デイ・データ)

なお、性能データの判定方法はエンジン製造会社によって異なり、P&W社製のエンジンでは、②のセル・コリレーション・データにて性能判定を行うことができるよう整備マニュアルが作られている。一方、CF6-80C2の製造会社であるGE社製のエンジンでは、特定のN1に合わせた場合の性能判定値を定めており、大気状況によりN1に差が出ることを踏まえ、上記③④のように2種類の補正を行いそれぞれ性能判定する。これらの補正データはデータ計測・解析用コンピュータにより自動で計算され、大気条件データ等と共に、テストログとしてまとめて出力される。GE社製のエンジンでは、③スタンダード・デイ・データ及び④ホット・デイ・データの値を、エンジン製造会社の整備マニュアルに記載されている性能表の性能判定基準値と比較することで性能判定を行う。

エンジンの最終的な合否判定は、上述の性能判定に加え、エンジン始動時のライトアップ時間（燃料レバーをONにしてから燃焼室で点火し排気ガス温度の上昇が認められるまでの時間）やアイドルに到達するまでの時間、パワーレバーを一定にした際のパラメータのブレの大き

さ、異音の有無、試運転後のファンブレード等の外観確認、各システムのリークの有無の確認、及びエンジンの潤滑油システムへのベアリング/ギア材の破片混入の有無の確認など、総合的に評価して実施する。

7. 技能伝承

7.1 人材育成

当センターのテストセルでは、1台のエンジンの試運転に、エンジン操作者と、性能判定兼監視者の2名のオペレーターを要する。なお、エンジンのパワーレバーを握ることができるエンジン操作者になるには、当センターが定めた以下の養成課程を経る必要がある。

- 初級/中級整備士としての知識/技量の習得（約3年）
- テストセルでの実機訓練（約1年）
- 評定者による試験

エンジン操作者は、パワーレバーを操作しながら、運転限界値を超えるようなパラメータがないかをデータ表示画面で随時確認し、場合により咄嗟の判断でエンジンを緊急停止させなければならない。知識と経験が必要となるため、養成に時間を要する。さらに性能判定兼監視者としての業務が可能となる上級整備士になるには、上記課程に加えて3年間の実務経験が義務付けられており、計画的な人材の育成が求められている。

近年は、エンジンの耐久性が著しく向上してエンジンの分解整備回数が減ったことや、運転対象エンジンモデルの退役等により、当センターでの試運転台数は減少傾向にある。これにより、オペレーターの養成に必要となる実機訓練の機会の創出に苦勞するようになった。ただし、2.1項にも記載したように、将来的にPW1200Gエンジン等への対応範囲拡張、及び試運転台数の増加を目指しており、若手を中心に養成人数を増やしているところである。試運転がない時は、エンジンの組立て作業に従事するなど、マルチスキル化により業務負荷の変動に柔軟に対処できるような体制を取っている。

7.2 テストセルの活用

エンジン整備及び試運転の難しいところとして、整備マニュアル通りに分解・修理・組立等が実施されたからといって、全てのエンジンが試運転で合格となるわけではないという点が挙げられる。実際に当センターでは、過去数台のCF6-80C2エンジンの試運転にて高圧ローター回転数（ N_2 ）が性能基準値を超過する事例が発生し、一部がエンジンの再分解に至った。原因は、高圧圧縮機/タービンに比べ、低圧圧縮機/タービンが劣化していることによる性能の不均衡と考えられた。エンジンの劣化はその使用環境や取り出し時期によって様々であり、各エアラインが経験に基づき工夫して対処している。当セ

ンターでは上記対策として、2015年から10台のエンジンで整備深度や処置内容の調整を行い、試運転にて効果を検証した。当該検証を基に、現在はエンジン取り出し時に各種パラメータを確認して低圧圧縮機/タービンの劣化傾向を判断し、エンジン整備時の分解深度や処置内容を決定するようにしている。これにより、試運転における本不具合の発生はほぼ抑えられている。

元来、エンジン整備時の分解深度や処置内容の決定は非常に難しい。エンジンは、一概に機体に取り付けて単に長期間使用すれば良いというものではなく、経年により一定以上劣化が進むと、信頼性が低下したり、エンジンによっては取り出し後の整備費が急激に高額になったりする。よって使用時間と整備費のバランスを考慮して、最適なエンジンの取り出し時期や、取り出し後の整備深度及び処置内容を決定する必要がある。このためエアラインMROにとってテストセルは、安定的な生産に必須なものであるだけでなく、試運転によるエンジン劣化具合の細かな把握や、整備深度・処置内容の適切性の確認など、最適な整備計画を立案する際に大いに参考になる情報が得られるという点でもメリットが大きい。

8. おわりに

LCC（ローコストキャリア）の出現に伴う航空機数の増加や、整備コストの抑制圧力により、近年エアラインが自社整備から外注へと切り替える動きが世界的に拡大した。これにより、MRO事業に対する需要がますます増加している。

当センターのようなMRO事業部門にとって、整備に使用する設備やツールの保有は必要不可欠である。しかし、これらを保有するには莫大な初期投資を要し、維持費も掛かる。中でもテストセルは、整備期間の短縮や安定的生産のためには必須の設備である一方、高額な建設費用に加えて騒音の問題を有するため、保有にあたってのハードルが一際高い。

このため、大型化やギヤードターボファンエンジンの実用化など、年々進化するエンジンにMRO事業部門が追随していくには、1社でできることには限度があり、複数の企業が協力する必要性が指摘されている。

当センターも、すでに保有しているテストセルを有効に使う一方で、本邦のエンジンMRO事業全体が海外の整備需要の取り込みを拡大させる一助となるべく、エアラインMROとしてこれまで培ってきた整備技術や経験を活かし貢献していきたい。

参考文献

- (1) Rolls-Royce plc, ザ・ジェット・エンジン, (2011), p. 260, 社団法人 日本航空技術協会

特集：ジェットエンジンの安全な運用を支える技術

ジェットエンジンにおける着氷現象と試験技術

Icing Phenomena in Jet Engine and its Test Facilities



林 亮輔^{*1}

山本 誠^{*2}

HAYASHI Ryosuke YAMAMOTO Makoto

キーワード：ジェットエンジン，着氷，試験設備，コンピュータ・シミュレーション

Key Words：Jet Engine, Icing, Test Facility, Computer Simulation

1. はじめに

着氷（IcingあるいはIce Accretion）は過冷却液滴や氷粒子が固体表面に衝突して衝突領域付近に氷層を形成する現象であり，航空機，送電線，船舶，風力タービンなど様々な機械・機器に発生することが知られている。航空機機体への着氷は主翼，尾翼，機首，計測機器などで主に発生し，空力性能低下や計測データの誤表示の原因となっている。一方，ジェットエンジンの着氷はノーズコーン，スプリッター，ファン動翼，ファン出口案内翼，低圧圧縮機などで主に発生し，空力性能低下や推力減少の原因となる。また，ジェットエンジンの場合，堆積した水が何らかの要因により離脱してエンジンコアに吸い込まれ，翼などに機械的損傷を引き起こすことも知られている。

このような着氷による悪影響のため，飛行中の航空機に着氷が発生すると，しばしば悲惨な大事故につながってしまう。例えば，1994年10月31日シカゴにおいてアメリカン・イーグル航空4184便（ATR-72）が墜落し，乗員乗客68名の尊い命が失われている。また，最近では，2014年12月28日にインドネシア・エアアジア航空8501便（Airbus A320）が墜落事故を起こし，162名全員の死亡が確認されている。米連邦航空局（Federal Aviation Administration, FAA）では，航空輸送の安全維持に関する規定をFAR（Federal Aviation Regulation）によって設け，米国内における航空機の開発・製造・修理・運航の全てがFAAの認証を必要としている。当然ながら，耐着氷性に関しても規定があり，世界中の航空機に関わる企業は製造物・製品がこの規定を満たすことを証明しなければならない。例えば，着氷が発生する水分含

有量（liquid water content, LWC），過冷却液滴の平均直径（median volume diameter, MVD），大気温度などのエンジンエンヴェロープがFAR Part 25 Appendix Cによって規定されている。また，同Part 33では防水システム作動時のエンジンへの要求として，「アイドル状態を含めた推力範囲において，エンジン作動に影響する，あるいは深刻な推力低下を引き起こす着氷があってはならない」と定めている。

本稿では，上述のように航空機の安全性に重大な影響を及ぼす着氷現象がどのように生じるのか，その物理的なメカニズムを解説するとともに，ジェットエンジンの開発に欠かせない着氷に関する試験施設について代表的な例を紹介する。また，試験では取得できないデータを得るために援用されている着氷の数値シミュレーションについても簡単に触れることとする。本稿により，ジェットエンジンに生じる着氷現象とその試験に関して理解いただければ幸いである。

2. ジェットエンジンにおける着氷現象

着氷は，大気中の水分含有量（LWC）や液滴の中位体積直径（MVD），大気温度，湿度，衝突する液滴や氷粒子の質量や密度，衝突壁面の温度や粗さなど，非常に多くの物性やそれに伴う物理現象が複雑に絡み合って生じる。また，“氷”の物性は物理学や雪氷学の分野においても未だに不明な点が多く，構造（多形，密度，拡散係数など）や熱的性質（比熱，融解熱，膨張係数，熱拡散率，熱伝導率，飽和蒸気圧など），力学的性質（弾性率，粘性，塑性，硬さ，付着など）が完全には解明されていない^{(1),(2)}。このため，着氷の発生には多種多様な発生プロセスが存在することが知られているが，その全貌が十分に理解されているとは言い難いのが現状である。

本章では，ジェットエンジンにおいて発生し，安全上の問題を引き起こす代表的な着氷現象として，霧氷，雨水，粗大液滴着氷，アイスクリスタ着氷の4種類の着氷現象について簡単に解説する。

原稿受付 2020年3月10日

*1 (株)IHI 技術開発センター要素技術部
〒196-8686 昭島市拝島町3975-18
E-mail: hayashi6882@ihi-g.com

*2 東京理科大学 工学部機械工学科
〒125-8585 葛飾区新宿6-3-1
E-mail: yamamoto@rs.tus.ac.jp

2.1 霧氷 (Rime ice)

霧氷は、雲中に浮遊する直径が $10 \sim 40 \mu\text{m}$ 程度の過冷却液滴によって発生する着氷である。霧氷は比較的低い温度 (-15°C 以下) で発生するため、過冷却液滴が壁面に衝突すると瞬時に凍結する。そのため、衝突点に集中して厚い氷層が形成される。翼の場合には、液滴が翼前縁付近に衝突することが多いため、液滴の衝突方向に向かって翼弦が伸びるように成長する。また、液滴が瞬時に凍結するとともに、形成される氷層の中に空隙 (すなわち気泡) が形成されるため、氷層は不透明で乳白色に見える。氷層の密度は約 880kg/m^3 であり、空隙が多いと 650kg/m^3 程度になることもある。防除氷の観点では、霧氷着氷の発生は認知しやすく (すなわち、対応が迅速に取れる)、着氷範囲が液滴の衝突位置だけで決まり、壁面との付着力も弱いので、防除氷の対策・対応が比較的容易である。

2.2 雨氷 (Glaze ice)

雨氷も雲中に浮遊する直径が $10 \sim 40 \mu\text{m}$ 程度の過冷却液滴によって発生する着氷であるが、比較的温暖な温度 ($0 \sim -10^\circ\text{C}$) で発生するため、衝突直後に液滴は凍結せず、衝突面を流れながら徐々に凍結して行く。衝突した液滴が水膜を形成して下流側へ流れていく現象をランバック (runback) と呼ぶが、ランバックが発生すると、局所的な熱輸送の効果により凍結位置が決まるため、翼の場合、翼前縁から少し離れた位置にホーンのような壁面から突き出した着氷形状を形成しやすいことが特徴である。また、動翼の場合、遠心力によって水膜が半径方向外側に向かって流れるため、エビの尻尾と呼ばれるような特異な氷形状を形成することもある。霧氷に比べると、雨氷の氷形状は翼から突き出したような形になる傾向があるため、流れ場への悪影響が顕著で、揚力が急減 (場合によっては、50%程度に減少) することもあり、翼の空力性能にとっては極めて望ましくない着氷形態であると言える。水膜が徐々に凍結して氷層を形成するため、氷層は透明に見える。氷層の密度は約 920kg/m^3 であり、冷蔵庫で作られた氷と同程度となっている。防除氷の観点では、水膜を形成しつつ氷層が形成されて行くため、液滴の衝突点からどの範囲までが着氷領域となるか (いわゆる着氷範囲) の評価が難しく、緻密な氷層が形成されるため壁面との付着力が強く、防除氷の対策・対応が難しい。

2.3 粗大液滴着氷 (Super-cooled large droplet icing)

粗大液滴着氷 (SLD icing)⁽³⁾は、液滴直径が $50 \mu\text{m}$ 以上 3mm 程度までの粗大な過冷却液滴によって発生する着氷である。SLD着氷には、液滴の飛行時や壁面衝突時に、霧氷や雨氷とは異なる現象が発生する。液滴直径が大きいため、気流中を飛行する際に流れからのせん断変形を受け、球形を維持できずに液滴が変形・分裂することがあり、これにより液滴の軌道が変化して衝突位置の予測を難しくする。また、壁面衝突時に、壁面に付着す

る質量と着氷せずに小さな液滴 (2次液滴) となって飛び散る質量に分かれる現象 (いわゆる、スプラッシュ)、全質量が付着せずに壁面から跳ね返る現象 (バウンド) が発生する。さらに、液滴が大きいため壁面上に厚い水膜が形成されやすく、ランバックの効果が強く現れる。これらSLD着氷特有の現象により問題となることは、これまでは想定されていなかった箇所において着氷が生じることである。当然、そこには防除氷装置は備わっていないため、事故に直結する恐れがある。また、着氷形状も従来の着氷と異なるため、パイロットが着氷の発生に気づき難いという問題も生じる。なお、FAAのSLD着氷に関する規程は、2014年に、運航に関してFAR Part 25 Appendix O、エンジンに関してPart 33 Appendix Dに追加された。

2.4 アイスクリスタル着氷 (Ice crystal icing)

2008年、過去20年間でエンジン内の着氷による100件以上のエンジンの出力損失トラブルが発生しているとWall Street Journalが報じた⁽⁴⁾。また、ボーイング社も1991年から2004年の間にGE社製のCF6-80C2エンジンを搭載したB767が17件のフレームアウトを起こしたと報告している⁽⁵⁾。Masonら⁽⁶⁾はこれらの事故原因を調査し、雲中に含まれる氷粒子 (アイスクリスタル) によるものであると発表し、アイスクリスタル着氷 (以下、IC着氷) が新しく危険な着氷として認知されるに至った。また、過冷却液滴の存在限界は高度7,000 m程度であるが、IC着氷はこの限界高度以上の高空でも発生する点が問題視された。上記の報告以前には、ノーズコーン、ファン動静翼、スプリッター、低圧圧縮機前方段が、ジェットエンジンにおいて着氷の発生し得る箇所とされていた。しかし、IC着氷は、気流温度が約 30°C になる高圧圧縮機初段においても発生する。なぜエンジンコアの気流温度が氷点を上回る環境において着氷が発生するのは、未だ十分に明らかになっていない。

Masonら⁽⁶⁾は、IC着氷によるエンジン出力損失が発生した航空機や、発生場所に存在した雲の気象条件等を調査し、IC着氷の生成過程について以下のような仮説を立てている。(1)雲中の氷粒子がエンジンに吸い込まれる。(2)吸い込まれた氷粒子がエンジン内においてファンやケーシングなどに衝突し、跳ね返りながらエンジンコアへ進入する。(3)エンジンコアへ進入した氷粒子が圧縮機翼に衝突して溶け、翼表面に水膜を形成する。(4)圧縮機翼表面に形成された水膜に新たに進入した氷粒子がトラップされ、圧縮機翼の表面温度が低下する。(5)圧縮機翼の表面温度が氷点まで下がって氷層を形成する。もっともらしい仮説であるが、現時点でこの仮説の正しさは立証されておらず、IC着氷の発生メカニズムやジェットエンジンでの発生状況などに関する研究が盛んに行われている段階である。なお、IC着氷に関するFAAの規程は、2014年にSLD着氷と同時に追加されている。

3. 着氷の試験設備

本章では、着氷現象を観察・計測するための代表的な試験設備について解説する。着氷の試験としては、着氷のメカニズム解明を目的とする実験室内での基礎試験、翼、流路壁、センサーなどの要素への着氷を観察・計測するための着氷風洞試験、ジェットエンジン実機を用いて着氷の影響を計測し、着氷に対するエンジンの安全性・健全性を証明する実機試験に分類できる。以下では、それぞれの代表的な試験設備について紹介する。

3.1 基礎試験

本節では、基礎試験の例として、液滴の凍結挙動および液滴の壁面付着力に関する実験について紹介する。

Tanakaら⁽⁷⁾は、氷点下に維持された恒温槽内で液滴の落下・凍結実験を行い、壁面衝突時に振動変形しながら液滴が凍結する過程を詳細に計測した。液滴に関する実験条件は、衝突速度0.1～3.6 m/s、液滴直径0.4～2.0 mm、液滴温度0～-10℃の範囲で設定可能であり、1000 fpsの高速度カラーカメラを用いて液滴が振動しながら凍結して行く過程が観察された。また、2種類の感温発光塗料を液滴に混入することにより、液滴の温度変化も同時に計測されている。田中らが使用した実験装置の模式図をFig. 1に、計測結果の一例をFig. 2に示す。Fig. 2より、液滴の凍結挙動が温度変化とともに明瞭に捉えられていることが分かる。

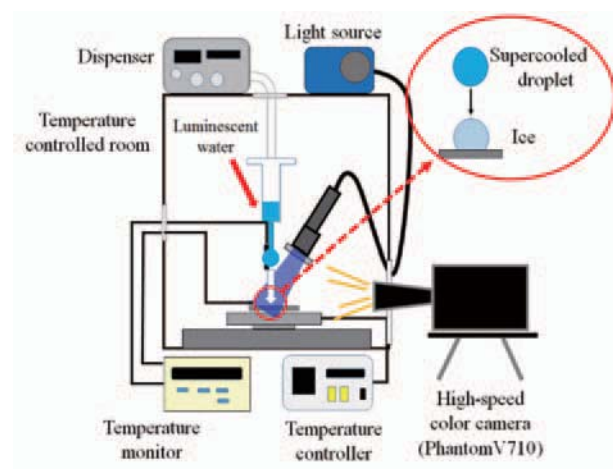


Fig. 1 Experimental apparatus of freezing droplet

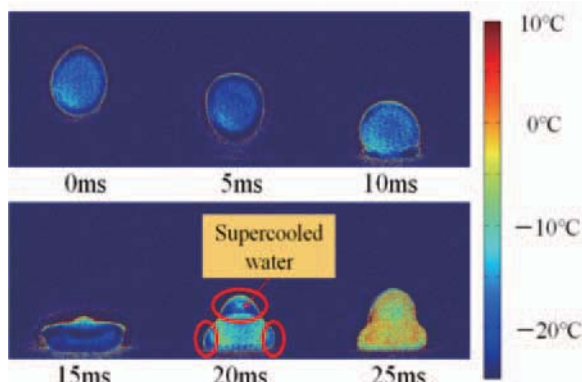


Fig. 2 Temporal change of droplet shape and temperature

伊藤ら⁽⁸⁾は、着氷現象の素過程である単一水滴の付着凝固挙動を明らかにするため、低温恒温槽内で水滴の落下・凍結実験を行い、水滴の付着形態と試験条件（水滴の落下高さ、試験温度、基板の表面粗さ、基板材料）との関係、付着強度と試験条件の関係について調査した。恒温槽の温度を-20℃に維持し、約10℃の水滴を様々な高さから落下させ、1000 fpsの高速度カメラにより凍結挙動が観察された。また、Fig. 3に示したように、凍結した試料を裏返し、万能試験機を用いてピンを押し込むことによって押込み加重とはく離面積を計測し、最大荷重をはく離面積で除した平均押込み圧力を付着強度として評価した。本研究の結果、-20℃の環境下でアルミニウム合金（A2017）に水滴を落下させた場合、落下高さが高いほど付着面積が増加すること、この付着凝固挙動は主に水滴と基板間の熱伝導によって支配されること、基板の表面粗さが粗い場合には付着面積が減少し、熱伝導率が低い場合には付着面積が増加すること、アルミニウム合金基板上に付着凝固した水滴の付着強度は環境温度によらず約0.1MPaであること、などが明らかとなった。Fig. 3に、水滴を落下・凍結させ、付着力を計測した一連の実験手順を示す。

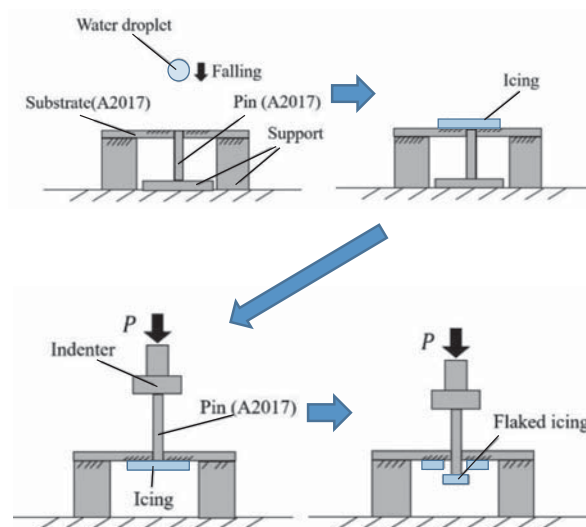


Fig. 3 Experimental procedure of adhesion force measurement

3.2 着氷風洞試験

着氷現象を再現するための風洞を着氷風洞（Icing wind tunnel）と呼ぶ。通常の風洞の流路に冷却装置を設け、気流を低温まで冷却し、低温となった気流中に液滴を噴霧する形態が一般的である。NASA（アメリカ）、NRC（カナダ）、CIRA（イタリア）、VKI（ベルギー）、Fraunhofer（ドイツ）、Boeing（米）、Cranfield大学（イギリス）、Iowa州立大学（アメリカ）、神奈川工科大学（日本）、防災科学研究所（日本）など多くの研究所、企業、大学が着氷風洞を所有しており、翼への着氷を主として、様々な着氷研究が行われている。

まず、世界的に有名な着氷風洞として、NASA Glenn

Research Center (以下, GRC) が所有する Icing Research Tunnel (IRT) について紹介する。IRT は, GRC が設立して間もない 1942 年から構想が立ち上がり, 1944 年には最初の着氷風洞が完成している。この着氷風洞は着氷研究の先駆けとなり, 世界中の着氷風洞の原型になるとともに, 今日使用されているほとんどの防除氷装置の開発がこの IRT を用いて行われた。GRC では, IRT を用いて, 着氷環境の特徴, 航空機着氷の物理現象の解明, 着氷が航空機の空力やエンジン性能に及ぼす影響, 防除氷装置の開発, 試験と CFD による航空機着氷の再現, 着氷センサーや防除氷装置の開発など, 包括的に着氷に関連する研究を実施している。例えば, 着氷性の雲の理解や測定精度の向上のために, Hovenac ら⁽⁹⁾ は 1986 年に液滴直径と LWC の測定方法を開発した。Ide and Sheldon⁽¹⁰⁾ は 2008 年に直接的に LWC を測定する単純な方法を開発し, Davison ら⁽¹¹⁾ はこの方法を改良してコンパクトな LWC 計測器を開発している。また, IRT で取得された着氷データに基づき, 着氷の数値予測コード LEWICE⁽¹²⁾ が開発されている。

Fig. 4 に, IRT の概略図を示す。IRT はゲッチング型⁽¹³⁾の回流式風洞であり, テストセクションは高さ 1.83 m, 幅 2.75 m, 長さ 6.1 m である。試験条件は, 気流の温度は $\pm 0.5^\circ\text{C}$ の精度で $5 \sim -35^\circ\text{C}$ まで, 流速は $26 \sim 167 \text{ m/s}$, 液滴直径は $15 \sim 275 \mu\text{m}$, LWC は $0.15 \sim 4.0 \text{ g/m}^3$ の範囲で設定できる。また, 床面に直径 2.6 m のターンテーブルが備えられており, 供試体を ± 20 度傾けることが可能となっている。興味のある読者は, IRT の詳細について参考文献⁽¹³⁾を参照していただきたい。

日本における着氷風洞の代表例は, 防災科学技術研究所の新庄雪氷環境実験所に設置されている風洞である⁽¹⁴⁾。この着氷風洞は 1997 年に完成し, Fig. 5 のような概略となっている。図中に示されているように, 降雪氷装置を切り替えることによって, 球形の水粒子だけでなく, 天然の雪に近い結晶形の雪を降らすことができる世界でも珍しい風洞である。この風洞はゲッチング型⁽¹³⁾の回流式であり, テストセクションは高さ 1 m, 幅 1 m, 長さ 14 m, 試験条件として風速を $0 \sim 20 \text{ m/s}$, 気流温度を $-30 \sim +25^\circ\text{C}$ に設定できる。この着氷風洞では雪害に関する実験を行うことが多いようであるが, 木村ら⁽¹⁵⁾は, 風洞流路内に 2 本のスプレーノズルを設置して水を噴霧し, $-15 \sim -8^\circ\text{C}$ の気流温度, 18 m/s の流速で 2 次元 NACA0015 翼への霧氷および雨氷着氷の試験を行っている。

3.3 実機試験

開発したジェットエンジンは, FAA による型式認証を取得するため, 前述の FAR Part 33 の規程を満たさなければならない。したがって, エンジンのテストセルの前方に水を噴霧して着氷環境を模擬し, エンジンが規定量の水滴や氷を吸い込んでも健全に運転できることを証明する必要がある。気流が低温である必要性から, この

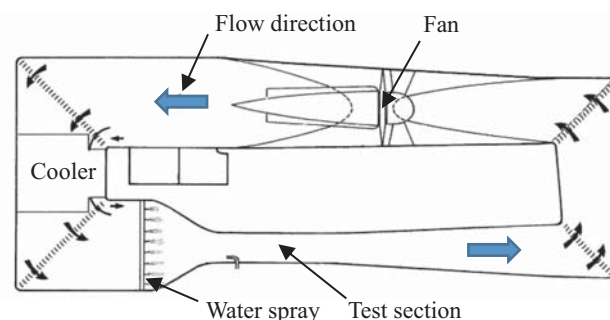


Fig. 4 Schematic of NASA Icing Research Tunnel (IRT)

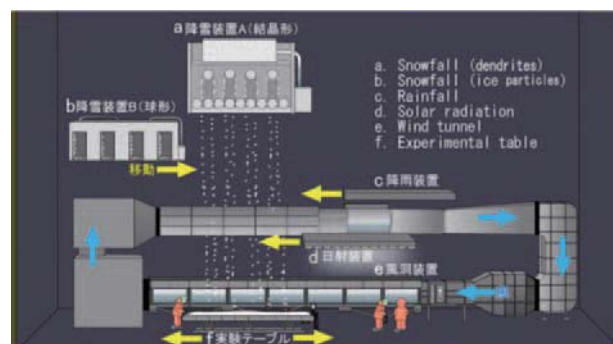


Fig. 5 Schematic of icing wind tunnel in NIED, Japan

ような試験を行うための着氷テストセルは必然的に寒冷地に置かれることになる。

General Electric (GE) 社は, 2012 年に, カナダ中部のマニトバ州南部にある Winnipeg に施設面積 $11,300 \text{ m}^2$ の巨大な着氷テストセルを建設した⁽¹⁶⁾。Winnipeg は年間約 50 日が氷点下の気温であり, 着氷試験を実施するために格好の立地にある。エンジンの前方には, 7 基のファンと 125 本のスプレーノズルが設置され, FAA の要求を満たす設計となっている。この着氷テストセルでは CFM Leap や GE Passport といったエンジンが試験されたが, 推力 $100,000$ ポンド級のエンジン GE9X を試験するため, 2018 年にファンが 9 基に増強されている。着氷試験の様子を記録したビデオがインターネット上に公開されているので, 興味のある読者は参照していただきたい。

Rolls-Royce (RR) Canada 社と Pratt & Whitney (P&W) Canada 社は, GE 社と同じく, カナダ・マニトバ州の Thompson に着氷テストセルを有する Global Aerospace Center for Icing and Environmental Research (通称 GLACIER) を 2010 年に設立した⁽¹⁷⁾。このテストセルにおいて, RR 社は Trent XWB, P&W 社は Geared Turbofan - Pure Power エンジンなどの試験を行っている。また, この着氷テストセルは, 将来のジェットエンジンの大型化を見越して, $150,000$ ポンド, 直径 3.5 m 級のエンジンに対応できるように設計されている。

日本においても, このような着氷テストセルが建設されたことがある。Fig. 6 は, 防衛省が北海道広尾郡大樹町で 2007 年に実施した哨戒機 P-1 用のエンジン XF7-10 の着氷試験の様子である⁽¹⁸⁾。惜しむらくは, この着氷テストセルは試験実施後に廃棄され, 現存していない。



Fig. 6 Test of XF7-10 engine developed by Ministry of Defense

4. 着氷のコンピュータ・シミュレーション

着氷は様々な要因に基づいたマルチフィジックス現象であるため、現在の試験技術を用いて着氷現象の全体像を把握することは極めて困難である。例えば、大気中の過冷却液滴の直径分布を再現するといった基本的な実験条件であっても容易ではない。このため、実験では得られない情報を取得することを目的として、数値シミュレーション（いわゆるCFD）が活用されるべきであると言える。本章では、着氷に対する数値シミュレーションについて簡単に説明することとする。

4.1 着氷のシミュレーション手法

着氷現象の数値シミュレーションでは、流体と着氷（水の凝固）の二つの物理現象を取り扱う必要がある。着氷現象のように、気流と水の堆積の時間スケールが十分離れている場合、それらの相互作用を無視して弱連成問題として扱うことができる⁽⁹⁾。弱連成解析を用いた着氷シミュレーションの手順は以下の通りである。(1)計算格子を生成する。(2)流れ場を計算する。(3)液滴軌道計算により翼表面における液滴衝突特性を得る。(4)熱力学計算により翼表面における着氷量を得る。(5)氷の成長に伴い計算格子を再生成する。(6)(2)へ戻る。

流れ場計算については、RANSを用いた一般的な圧縮性流体の解析手法が多いが、最近ではLESによる計算も行われている。液滴軌道計算には、オイラー解法に比べ計算コスト面では不利であるが、着氷現象では液滴の衝突位置が非常に重要となるため、ラグランジュ解法を用いる方が望ましい。液滴に作用する力として、流体抗力、回転による慣性力、流体加速による圧力勾配力、仮想質量力、Basset履歴力、重力、サフマン揚力が挙げられるが、抗力と回転による慣性力が約8割を占めることが知られているため、これらのみを考慮するのが一般的である。

液滴の凍結量を評価するための代表的な熱力学モデルとしてMessingerモデル⁽²⁰⁾がある。Messingerモデルは、検査体積内の質量とエネルギー保存に基づいて構築されている。考慮されている質量は、壁面に衝突する液滴、隣のセルから流入する水、堆積する氷、昇華・蒸発する氷・水、隣のセルへ流出する水である。エネルギーは、

衝突する液滴、隣のセルから流入する水、空力摩擦、堆積する氷、昇華・蒸発する氷・水、隣のセルへ流出する水、対流である。Messingerモデルでは水の状態変化が考慮されていないため、ランバック現象の再現性に劣ることが知られている。この問題に対応するため、Özgenら⁽²¹⁾は相変化を再現する一般的な手法であるステファン問題に基づき、Extended Messingerモデルを開発した。特に、エンジンファンのようなターボ機械では、ランバックした水膜がハブからチップ方向に広がるため、ランバックの取り扱いが非常に重要である。また、ターボ機械では、着氷現象に付随して遠心力による氷の離脱現象が生じる。この現象は、回転体壁面に堆積した氷が成長することにより、氷に作用する遠心力が強くなり、これら遠心力などの外力が氷と壁面の付着力を上回ったときに、壁面から氷片が剥がれ落ちる現象である。堆積した氷に作用する力として、翼表面と氷の界面における付着力、氷間の接触力、遠心力、気流によるせん断力などが挙げられる。著者ら^(22,23)は、エンジンファンのように高速で回転する機械では遠心力が支配的であると仮定し、遠心力と氷の付着力のみを考慮した氷の離脱モデルを開発し、ファン動静翼における着氷および氷層の離脱現象を再現している。

4.2 ファン動静翼における着氷シミュレーションの例

ここでは、ジェットエンジン・ファンに対する着氷シミュレーションの例を示す。Fig. 7は、ファンのハブ側とミッドスパンにおける静温分布である。本計算で用いた条件であれば、ファンとファン出口案内翼（Fan exit guide vane, FEGV）は着氷環境にさらされることが分かる。各翼面の表面温度分布と液滴衝突分布をFigs. 8, 9に示す。これらは着氷シミュレーションを行う上で重要なパラメータであり、着氷形状や着氷量を大きく左右する。ファンでは、翼面の温度が低いハブ側かつ液滴が多く衝突する正圧面側の前縁付近に着氷が発生し易いことが予想できる。また、ファンのチップ側では衝突する液滴数が減るため、FEGVまで到達する液滴が増す。6秒後の翼面の氷層厚さをFig. 10に示す。最大氷層厚さは7.2 mmで、これは翼コード長の4.2%に相当する。ファンにおいては、正圧面と前縁に着氷領域が広がり、前縁を除く負圧面側では液滴が衝突しないため着氷は生じない。FEGVにおいては、液滴が衝突する前縁と正圧面のミッドコード付近から後縁にかけて着氷領域が広がる。Fig. 9に示したように、FEGVは液滴の衝突数が少ないため、ファンに比べると氷層は非常に薄い。実際、FEGVでは最大氷層厚さ0.5 mmであり、翼コード長に対し0.5%であった。

5. まとめ

航空機の安全な運航、ジェットエンジンの健全性にとって非常に重要な現象である着氷について、その物理的な特性とともに、ジェットエンジンの開発・型式認証

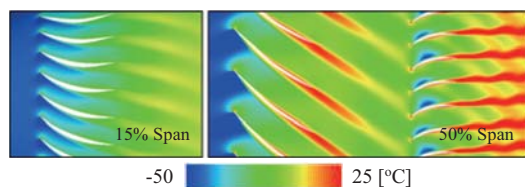


Fig. 7 Static temperature distribution around rotor and stator

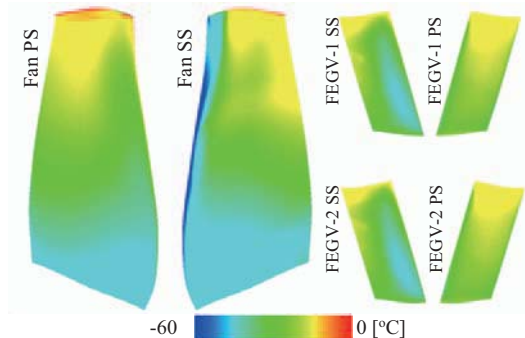


Fig. 8 Temperature distribution on fan blade and FEGV

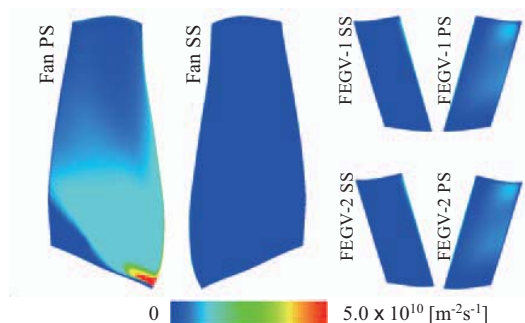


Fig. 9 Impact frequency of droplets

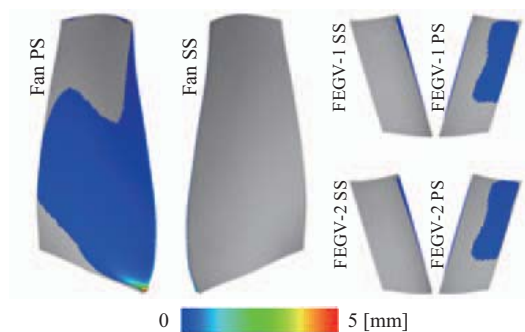


Fig. 10 Ice thickness on fan blade and FEGV

に欠かせない着氷試験について、基礎試験、着氷風洞試験、実機試験に分けて代表的な例を紹介した。加えて、試験データを補完するために用いられている着氷の数値シミュレーションについても簡単に計算例を含めて解説した。本稿が読者の業務や研究の参考となれば幸いである。

参考文献

- (1) 日本雪氷学会監修, 雪と氷の事典, (2005), 朝倉書店.
- (2) P.V. Hobbs, Ice Physics, (1973), Oxford University Press.
- (3) D.N.Anderson and J.C.Tsao, Ice Shape Scaling for Aircraft in SLD Conditions, NASA CR2008-215302 (2008).
- (4) A.Pasztor, Airline Regulators Grapple with Engine-Shutdown Peril, Wall St. Journal, April 7, (2008), pp. A1.
- (5) J.Mason, "747 CF6-80C2 Icing Events", Boeing

Commercial Airplanes, (2004).

- (6) J.G.Mason, J.W.Strapp and P.Chow, The Ice Particle Threat to Engines in Flight, Proceedings of 44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit (2006).
- (7) M.Tanaka, K.Morita, H.Mamori, N.Fukushima and M.Yamamoto, Temperature Measurement of Super-Cooled Droplet in Icing Phenomenon by Means of Dual-Luminescent Imaging, Journal of Thermal Science, Vol. 26, No. 4, (2017), pp. 316-320.
- (8) 伊藤潔洋, 昔農怜磨, 荒井正行, 山本誠, 低温基板上に自由落下した水滴の付着特性, 材料, 69巻, 3号 (2020), pp. 269-276.
- (9) E.Hovenac, Calibration of Droplet Sizing and Liquid Water Content Instruments: Survey and Analysis, NASA CR-175099 (1986).
- (10) R.F.Ide and D.W.Sheldon, 2006 Icing Cloud Calibration of the NASA Glenn Icing Research Tunnel, NASA TM-2008-215177 (2008).
- (11) C.R.Davison, M.Benner, C.Landreville and D.Fuleki, Development and Validation of Compact Isokinetic Total Water Content Probe for Wind Tunnel Characterization, AIAA 2016-4052 (2016).
- (12) W. B. Wright, Validation results for LEWICE 3.0, NASA CR-2005-213561 (2005).
- (13) T.B.Irvine, J.R.Oldenburger and D.W.Sheldon, New Icing Cloud Sim. System at the NASA Glenn Research Center Icing Research Tunnel, NASA TM-1999-208891 (1999).
- (14) 雪氷防災実験棟, < http://www.bosai.go.jp/seppyo/jikkentou/ces_youran.pdf > (参照日2020年3月1日)
- (15) 木村茂雄, 佐藤威, 坪井一洋, 森川浩司, 風力タービンブレード上の着氷解析コードの開発, 雪氷, 68巻, 5号 (2006), pp. 393-407.
- (16) GE Reports, <https://www.ge.com/reports/post/74545134012/some-like-it-cold-where-jet-engines-must-endure/> (accessed on 1 March, 2020).
- (17) AVIATIONPROS, <<https://www.aviationpros.com/home/press-release/10392936/stateoftheart-cold-weather-testing-centre-officially-opens-in-thompson-manitoba>> (accessed on 1 March, 2020).
- (18) XF7-10エンジンの環境氷結試験, <https://web.archive.org/web/20160306211725/http://www.mod.go.jp/trdi/news/0703_02.html> (参照日2020年3月1日).
- (19) 鈴木正也, 山本誠, ジェットエンジンにおけるマルチフィジックスCFDシミュレーション, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 47, No. 6 (2019), pp. 382-388.
- (20) B.L.Messinger, Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Airspeed, AIAA Journal of Aeronautical Sciences, Vol. 20, No. 1 (1953), pp. 29-42.
- (21) S.Özgen and M.Canibek, Ice Accretion Simulation on Multi-Element Airfoils using Extended Messenger Model, Springer Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 45, No. 3 (2009), pp. 305-322.
- (22) 林亮輔, 山本誠, エンジンファン着氷における氷の離脱現象のモデル化, 機械学会論文集, Vol. 88, No. 815 (2014), pp. 1-12.
- (23) R.Hayashi, M.Yamamoto, Numerical Investigation of Ice Shedding Associated with Engine Fan Icing, Proceedings of SAE 2015 International Conference on Icing of Aircraft, Engines, and Structure, pp. 1-8.

特集：ジェットエンジンの安全な運用を支える技術

ガスタービンしゃ熱コーティングのCMAS損傷発達挙動

Mechanisms of CMAS Damage Evolution of Thermal Barrier Coatings



岡崎 正和*¹

OKAZAKI Masakazu

キーワード：ガスタービン高温部材，しゃ熱コーティング（TBCs），CMAS損傷，YSZ，大気溶射，EB-PVD，単結晶，非破壊検出

Key Words：Gas Turbine high Temperature Components, Thermal Barrier Coatings, CMAS Damage, YSZ, Atmospheric Plasma Spraying (APS), Electron Beam Physical Vapor Deposition (EB-PVD), Damage Evolution Kinetics

1. 緒言

ガスタービンエンジンは熱機関の一つであり，航空機，船舶，火力発電などの動力源として活用されている^{(1),(2)}。これらガスタービンエンジンを用いた製品の市場は，昨今の新興国を中心とする人口増加ならびに経済成長に伴い急速な拡大が見込まれている⁽⁵⁾⁻⁽⁶⁾。ガスタービンエンジンは圧縮機，燃焼器，タービンの3つの主要要素から構成されている。その基本サイクルはブレイトンサイクルと呼ばれており，効率向上にはタービン入口温度（Turbine Inlet Temperature：TIT）の高温化が最も有効である。そのため，航空機用および産業用ガスタービンエンジンのTITはその開発とともに年々上昇し，現在では1500-1700℃に達している⁽¹⁾⁻⁽⁶⁾。Ni基超合金はそのような超高温環境に耐えうる構造材料としてタービン動・静翼および燃焼器内壁に用いられ，その役割を果たしてきた⁽⁷⁾⁻⁽⁹⁾。ガスタービンエンジンの開発当初は多結晶のNi基超合金が多く用いられてきた一方で，一般的に高温では結晶粒界が破壊の起点となることから，応力の作用方向に垂直な粒界を除去した一方向凝固Ni基超合金，さらには粒界をすべて除去した単結晶Ni基超合金を開発し，TITの高温化要求に応えてきた。一方，さらなる高温化を目指し，超合金部材を保護する付加的技術が開発された。「遮熱コーティング（Thermal Barrier Coatings：TBCs）」はその一つであり，内部冷却システムとともにTITの大幅な上昇を可能にした⁽¹⁰⁾⁻⁽²¹⁾。TBCsの適用は部材の耐用温度を100℃以上上昇させることに成功し，今やTBCsはガスタービンエンジンの熱効率を高めるための根幹の技術と言えよう。

一般的なTBCs部材は，Ni基超合金基材上にボンドコートおよびセラミックトップコートを施工した多層構造となっている^{(11),(15)-(22)}。セラミックトップコートは遮熱性能の向上のために，ボンドコートは耐酸化・耐腐食性の向上およびトップコート/金属基材間の密着性向上のために用いられている⁽¹⁰⁾⁻⁽²¹⁾。これらのトップコートの成膜には主にプラズマ溶射（Plasma Spraying：PS）と電子ビーム物理蒸着（Electron Beam-Physical Vapor Deposition：EB-PVD）の2種類の 방법이工業的に広く用いられている⁽¹⁰⁾⁻⁽²¹⁾。

現在，トップコート材料にはジルコニア（ZrO₂）にイットリア（Y₂O₃）を少量添加したイットリア部分安定化ジルコニア（Yttria partially stabilized Zirconia：YSZ）が用いられている⁽¹⁶⁾⁻⁽¹⁹⁾。ジルコニアはセラミック材料の中でも熱伝導率が低く，機械的特性に優れる⁽¹⁸⁾⁻⁽²⁰⁾。一方で，ジルコニアの結晶構造は室温で単斜晶であるが，温度上昇とともに正方晶，さらには，立方晶と変態を生じる。この変態では4%の体積変化を伴うため，相変態が起こるような温度域で熱サイクルを受けると容易に破壊に至る。そこでジルコニアにイットリアを数%添加することによって，室温でも正方晶を安定して存在させることができる。さらに，ジルコニアへのイットリアの添加はジルコニア中に酸素空孔を導入し，それが熱伝導率の低下に寄与することも報告されている⁽²⁰⁾。

その一方で，ごく最近，TBCsに関連した新たな問題が顕在化し始めている。その一つが，無機質燃焼生成物による損傷である（Fig. 1）⁽²²⁾⁻⁽³²⁾。これは，エンジン運転中の吸気や燃料に混入した砂，塵および火山灰などの微小な無機不純物がTBCs表面に付着し，溶融することによって生じる損傷である⁽²²⁾⁻⁽²⁵⁾。その不純物の主な成分はCaO，MgO，Al₂O₃，SiO₂であることから，それらの頭文字をとって「CMAS」と呼ばれ，それに起因した損傷

原稿受付 2020年3月10日

*1 長岡技術科学大学

E-mail: okazaki@mech.nagaokaut.ac.jp

*2 長岡市上富岡町1603-1

は、「CMAS損傷」として知られている。

大気中に浮遊する不純物によるガスタービンエンジン部材の損傷はTBCsが適用される以前から航空機用ガスタービンエンジンを中心にいくつか報告されてきた²²⁾。その主な損傷現象は、エロージョン、タービン翼への不純物の堆積およびタービン翼冷却孔の目詰まりである。また、燃焼器を通り抜けた不純物は高温に曝されることで軟化し、タービン翼に堆積する可能性がある。さらに内部冷却機能を有するタービン翼においては、表面に導入された冷却孔内に入り込み破損をもたらすことがある。

一方、TBCsの開発に伴い、燃焼誘起の生成物による損傷事例の報告が多くなった²²⁻³⁰⁾。損傷現象はエロージョンや部材表面への付着・堆積だけでなく、トップコート表面に付着した不純物が溶融し、その内部へ浸入するというものであった²²⁻²⁵⁾。この不純物の浸入は、遮熱性能の低下、ならびに、Fig. 1に示すようなトップコートのはく離・脱落を引き起こし、ボンドコートおよび金属基材がそれらの耐用温度を大きく超えた環境に曝され、TBCs部材全体の損傷を加速的に進行させる原因になる。このCMAS損傷に関する事例は1990年ごろから報告され始めたが、報告件数が増えてきたのは2000年代になってからである。このように、CMAS損傷が最近になって顕在化し始めた原因はエンジン運転温度の高温化にあると考えられる。さらに、近年のエネルギー問題によって注目されている石炭やバイオマス資源などを燃料とした多種燃料対応型のガスタービンにおいても類似の損傷が起こることも懸念されている²²⁻³⁰⁾。以上のことから、CMAS損傷が深刻な課題となる前に、その損傷機構を明らかにして、対策を立てておく必要がある。

本原稿では、まず、CMAS損傷とはどのようなものであるかを、大気プラズマ溶射法（APS）によって成膜されたTBCsについて紹介した後、成膜条件と成膜方法による損傷の進行速度の相違に注目し、損傷をもたらす物理的な側面と材料学的側面について紹介したい。

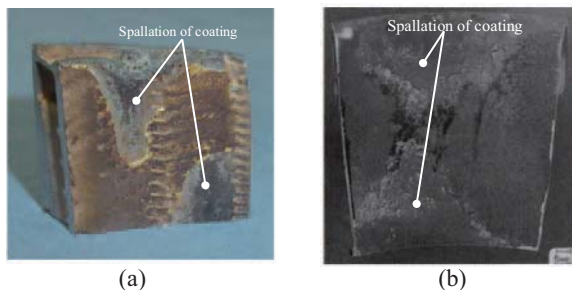


Fig. 1 Examples of CMAS damage^{22, 25)}

2. CMAS損傷の概要

2.1 CMASモデル材と損傷調査方法

本原稿で一貫して用いているCMASモデル材の組成をTable 1に示す。この組成は実機で使用されたタービン翼表面における堆積物の組成を調査した文献²²⁻²⁵⁾を参

考にして調合・作製したものである。すなわち、Table 1に示す重量割合になるように各試薬を混合した後、アルミナ坩堝に入れ、電気炉にて1550℃、30分間加熱し、融解・ガラス化させた後、パウダー状に粉碎して作製した。なお、示差熱分析装置（DTA）を用いてこのパウダーの溶融開始温度を測定した結果は約1210℃であり（Fig. 2）、燃焼ガス温度がこれ以上になると溶融することになる無機質混合体である³¹⁾。

CMAS損傷の進行の調査のため本稿ではFig. 3に示すような2種類の形状のTBC試験片を用いている。Fig. 3 (a)に示す平板状TBC試験片では、平板Ni基超合金MarM 247基材の上面にCoNiCrAlYボンドコートを減圧プラズマ溶射法により100 μmの厚さで施工した後、8wt.%Y₂O₃部分安定化ZrO₂を大気プラズマ溶射法（APS）により300 μmの厚さで成膜し、トップコートとした。一方、Fig. 3 (b)に示すリング状TBC試験片^{32, 36)}では、円盤状Inconel 939基材の側面にCoNiCrAlYボンドコートをAPSにより100 μmの厚さで施工した後、8YSZトップコートをAPSにより300 μmの厚さで成膜した。用いたコーティングパウダーの化学組成をTable 2に示す。

Table 1 A model powder for CMAS damage test²⁷⁾

SiO ₂	CaO	Al ₂ O ₃	MgO
51.5	39.2	4.1	5.2

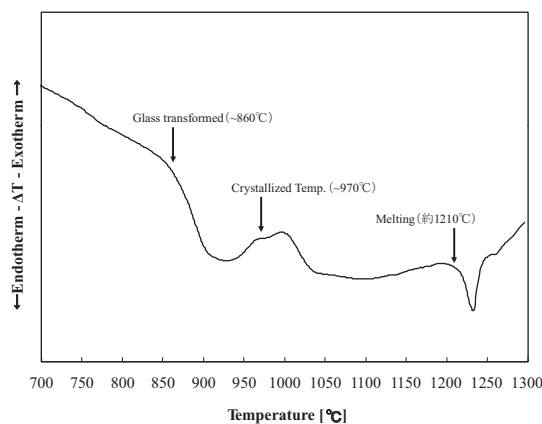
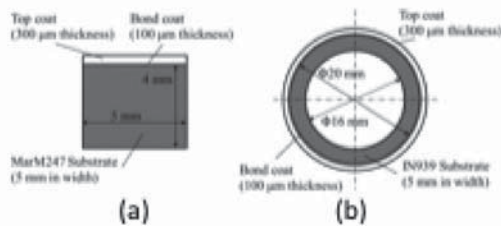


Fig. 2 TGA analysis of the model CMAS powder

実験室レベルでのCMAS損傷模擬試験は、CMASモデルパウダーとエタノールを混合してペースト状にした後、それをFig. 3に示すそれぞれの試験片のトップコート表面に付着させ、大気中あるいは不活性ガス（Ar）雰囲気中で高温曝露して行った。以上のようにCMAS損傷を付与したAPS試験片に対して、走査型電子顕微鏡および光学顕微鏡を用いて、それぞれの試験片の断面観察ならびにEDSによる元素分析を実施した。

Table 2 Chemical compositions of YSZ ceramic top coat introduced through the present experimental work.

ZrO ₂	Y ₂ O ₃	CaO	Fe ₂ O ₃	SiO ₂	TiO ₂
Bal.	8.18	0.31	0.3	0.11	0.09

Fig. 3 Specimens used for CMAS damage tests.
(a) Plate specimen (b) Ring specimen.

2.2 CMAS損傷の特徴

高温曝露前および1250℃において曝露時間を1時間、12時間、24時間と変化させた平板状APS試験片のトップコート断面のSEM像を比較してFig. 4に示す。Fig. 4より、曝露時間の増加に伴い、トップコート内部にCMASが浸入していき、その表面から順次トップコート層とCMAS層の層状構造へと変化していくこと、それと同時に、トップコート内部において空隙が発生し、成長していく。このような空隙は、他者によるCMAS損傷再現試験においても同様に発生している⁽²³⁻²⁷⁾が、その発生機構については未だ不明である。一方で、トップコート内部におけるこの空隙の発生は、トップコートのひずみ耐性（密着性）を低下させる要因となる可能性があることから、その発生機構を解明して対策する必要がある。そこで、まず、この空隙の発生機構について検討する。

画像処理法を用いて曝露時間に伴うトップコートの気孔率の変化を断面写真から測定した結果をFig. 5に示す。これより、空隙は曝露時間が12時間を経過してから増加し始めていることがわかる。すなわち、空隙の発生にはある程度の時間が必要であると考えられる。一方、Fig. 4 (c)および(d)より、多くの空隙がCMAS中に存在しており、それらは丸みを帯びていることが見てとれる。

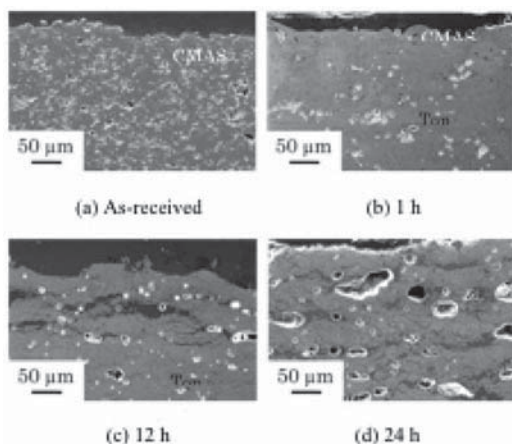


Fig. 4 CMAS damage evolution in the APSed ceramic top coat.

一方、従来からガラス製品の製造において、ガラス中での気泡の発生が問題となっている⁽³³⁾。この気泡の発生原因はいくつか指摘されているが、特に、溶融したガラスが耐火物（セラミックス）を浸食することでガラスの組成が変化し、ガスの溶解度が低下して気泡を発生するという報告が多い⁽³⁴⁾。文献⁽³³⁾、⁽³⁴⁾によれば、発生するガスの成分は、主にN₂、O₂、CO₂であり、耐火物の種類やガラスの組成によって変化することも報告されている。

Krämerらは、この正方晶から単斜晶への変態がZrO₂の溶解・再析出によって生じるとしている⁽²⁹⁾。一方、著者らも、CMASを伴う1250℃における24時間の曝露によってトップコート材のYSZが部分的に正方晶から単斜晶に変態することを示した⁽³¹⁾、⁽³³⁾。すなわち、高温曝露時にY₂O₃を含むZrO₂がCMAS中に溶解し、その後、CMAS中において局所的に飽和状態となったZrO₂がY₂O₃を欠乏した状態で再析出するため、冷却時に安定化材を失ったZrO₂が単斜晶へと変態する可能性が高い。また、CMAS損傷における空隙の主な発生原因は、溶融したCMASとトップコート材（YSZ）が反応（YSZがCMAS中に溶解）することでCMASの局所的な組成が変化し、CMAS中におけるガスの溶解度が低下して、気泡が発生したことによるものと考えられる。さらに、トップコートが層状構造に変化することによって、CMAS層で発生した気泡の浮上をその上部のトップコート層が拘束し、その内部に気泡を残存させ、これら気泡が曝露時間の増加とともに集まり、成長していくと考えられる。気泡は数十kPaの内圧を持っていることも報告されており⁽⁹⁾、き裂の発生源となる可能性が十分にある。

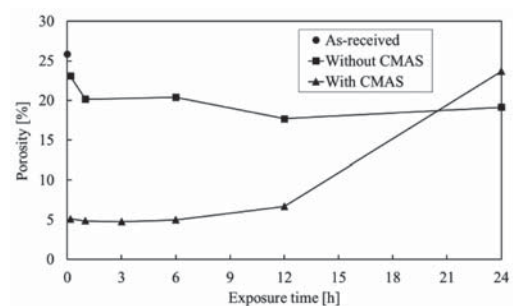


Fig. 5 Progress of pores inside of the CMAS damage ceramic top coat.

これまでの結果から、また、後述の調査結果も含めて考えると、CMAS損傷は以下のような順序で発達すると考えられる。(1)トップコート表面に付着したCMASが高温で溶融し、(2)溶融したCMASがトップコート内部へ浸入した後、(3)CMASとトップコート材（YSZ）が反応し、(4)トップコート（YSZ）の相変態とその内部において空隙の発生を引き起こす。

以上の行程でトップコートがCMAS損傷を受けると、その部分の熱伝導率や熱膨張係数もまた変化し、はく離やチッピング/脱落も助長させると考えるのが自然であ

る。実際、CMASを付着させた部分でトップコートのはく離が優先的に生じ、その部分での静電容量が有意に変化する事が報告されている^{32,36}。一般的に、材料の気孔率の低下に伴い、比誘電率は増加する⁴⁰一方で、CMASはガラス質であり、その比誘電率は空気よりも高い（空気の比誘電率は約1であるのに対し、例えば1 MHz・室温において、SiO₂を主成分とする石英ガラスの比誘電率は約4、CaO/SiO₂/Na₂Oを主成分とするソーダ石灰ガラスの比誘電率は4.4～7.2⁴¹）ことが背景にあるようである。これらの知見は、損傷を非破壊的に検出する手法につながる知見として、工業的に注目に値する。

3. CMAS損傷機構

3.1 皮膜施工条件と施工方法の影響の調査からの知見

(1) 大気溶射膜による知見³⁷

CMAS損傷過程が2章で示した機構に従うならば、トップコート内にあるCMASの侵入経路、すなわち、空隙の存在が最初の損傷発達の要因になる可能性が高い。換言すれば、皮膜の施工条件や方法によってCMAS損傷が変わると考えるのが自然である。実際、予め熱時効を与えてトップコートの緻密化をはかった研究、溶射に用いるパウダー粒径や、パウダーの製造方法を変えて行った研究に依れば、トップコート内の気孔径分布や分布のモードが変わり、これに付随してCMASの損傷速度も変化する事が示されている。一例として、曝露時間に対するCMASの浸入深さをFig. 6に示した（図中に用いている記号は試験片の種類を表しており、各試験片間では開気孔率、平均気孔径（モード径）、比表面積などが異なる。詳細は文献³⁷を参照ねがいたい）。

一般に、微細な孔を有する多孔質体への液体の浸入は

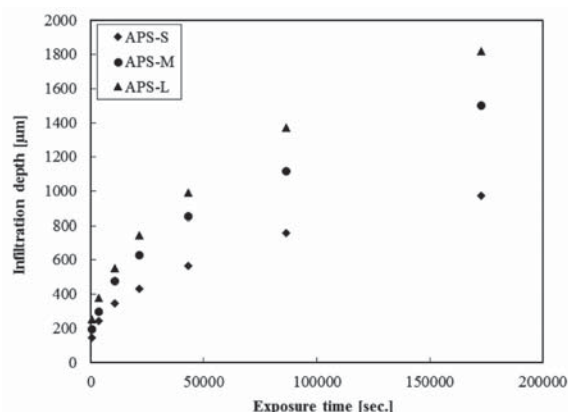


Fig. 6 CMAS damage penetration depending on the spraying conditions.

毛細管現象によって起こることが知られている。その浸入挙動は、Lucas-Washburnの式を用いて以下のように表すことができる³⁸⁻⁴⁰。

$$L = \sqrt{\frac{R\gamma \cos \theta}{2\eta} t} \quad (1)$$

ここで、 L は液体の浸入深さ、 R は毛管半径、 γ は液体の表面張力、 η は液体の粘度、 θ は接触角、 t は時間である。浸入過程において液体の物性や被浸入体の構造に変化がなければ R 、 γ 、 η および θ は定数と考えることができ、液体の浸入深さ L は時間 t の平方根に比例することになる。Fig. 6は、この機構を支持するものである。

(2) EB-PVD遮熱コーティングにおけるCMAS損傷

Fig. 7はCMAS損傷を与えた EB-PVD試験片の断面写真をCMAS曝露時間に対して示したものである³³。これより、EB-PVD膜においても短時間でCMASがトップコート全体に浸入し、EB-PVD膜特有のXRDを用いてEB-PVD試験片のCMAS曝露によるトップコートの構造変化を調査した結果に依れば、CMAS曝露後のトップコートでは正方晶ZrO₂ (t-ZrO₂)のピークに加えて、単結晶ZrO₂ (m-ZrO₂)のピークが見られ、APS膜と全く類似の損傷が起こっていることが示されている³³。

3.2 CMAS損傷機構の材料学的側面：単結晶YSZバルク材を用いた調査からの知見

これまで示してきたように、APSや電子ビーム物理蒸着法によって成膜されたトップコートは、それぞれ固有の微細構造を持つ一方で、共通してCMAS損傷を受ける。その一方で、プロセスに依存して混入する不純物などによってCMAS損傷が複雑化している可能性も否定できない。そこで本節では、YSZトップコート材の単結晶材を準備し、CMAS損傷機構の基礎的検討を行った結果、及び、損傷の結晶面依存性を調査した結果³³を紹介する。

本節ではジルコニアに20wt.%のイットリアを添加した立方晶の結晶構造を有する単結晶YSZ材を用いた。単結晶YSZ材の形状と切出し方法をFig. 8に示す。切出の際、CMASと接触する結晶面がそれぞれ{100}、{110}、{111}となるように準備した。CMAS損傷実験に用いた手法はCMAS損傷試験法は前節までと類似である。

高温CMAS曝露後の単結晶YSZ{111}試験片におけるCMAS/YSZ界面近傍の断面写真をFig. 9に示す。一連の写真より、CMAS/YSZ界面においてYSZが組織変化した反応領域が生成されていること、曝露時間の増加とともに反応域の厚さが増加していることもわかる。またFig. 9 (c)と(d)の比較から、冷却速度が変化しても反応域中の組織やその厚さに相違がないこともわかる。

Table 3は1250℃で100時間のCMAS曝露後に徐冷した{111}試験片のCMAS/YSZ界面近傍の断面写真と代表的な領域における元素分析結果をまとめたものである。同図⑥で示された反応域中の上部組織（粒子状組織）と③

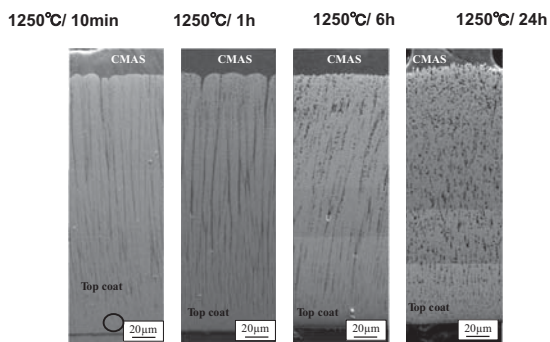


Fig. 7 CMAS damage evolution in the EB-PVD ceramic top coat.

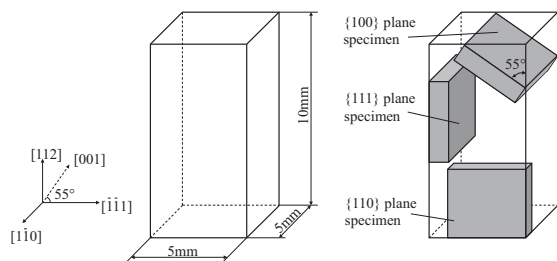


Fig. 8 Extraction of single crystal YSZ specimens with different crystallographic orientation.

で示された下部組織（セル状組織）では、組織変化していない部分のYSZ組成と比較して安定化材であるYの含有量が低下しており、その含有量は粒子状組織のほうがより低いことがわかる。さらに、反応域中の各組織（bおよびc部）は初期のYSZには存在しないCaとMgを含んでいることもわかる。dおよびeで示された領域ではCMASの元素（Ca, Mg, AlおよびSi）が多量に検出されており、反応域は完全にCMASによって満たされている様子がうかがえる。また、それら反応域中のCMASおよび反応域の上に存在するCMAS（f部）中には、ZrとYが含まれていることもわかる。

曝露時間に対する反応域の厚さの変化をFig. 10に示す。これより、反応域の厚さは、時間に対して1/2乗則（放物線則）にしたがって増加していることがわかる。

以上の結果より、CMAS/YSZの高温における材料の挙動は以下のように考察できよう。まず、Fig. 2に示したCMASモデルパウダーのDTA曲線より、高温曝露中においてCMASは液相状態であると予測される。また、元素分析結果からCMAS中ではYSZの構成元素であるZrおよびYを多量に含んでいる（Table 3）。以上のことは、高温曝露中にYSZが液相状態のCMAS中へと溶解していることを強く示唆するものである。

以上の結果および考察より、高温曝露中に液相状態となったCMASはYSZを溶解し、その反応過程において、初期のYSZと異なる組成を持つZrO₂の晶出を生じている可能性が高い。そして、この反応が不純物を含まず緻密なバルクYSZにおいて生じていることも工業的には重要である。なぜなら、APSやEB-PVDによって成膜された多孔質トップコートにおいて、その表面に緻密な層を

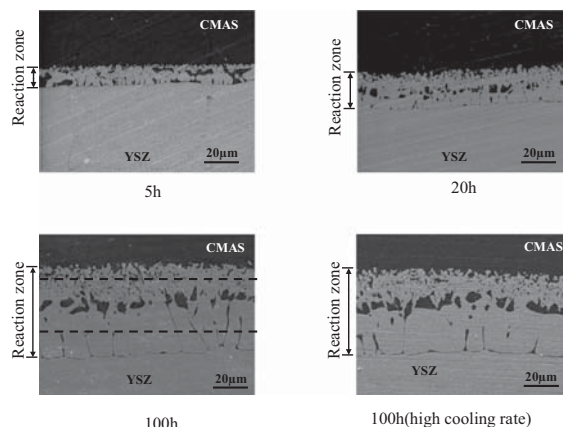
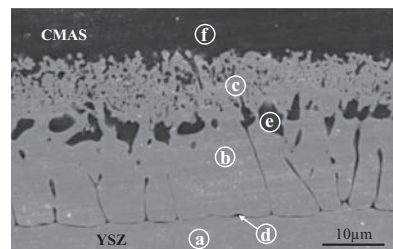


Fig. 9 CMAS damage evolution in the single crystal YSZ specimens.

Table 3 Analysis of CMAS damaged area in the single crystal YSZ specimen



	O	Mg	Al	Si	Ca	Y	Zr
a. Bulk-YSZ	65.4	-	-	0.5	-	7.3	26.7
b. Cellular structure	65.5	0.1	-	0.6	1.3	3.8	28.7
c. Fine particles	66.1	0.2	0.1	0.9	0.8	1.1	30.9
d. Interface between cellular structure and bulk-YSZ	61.1	1.7	3.8	13.1	10.6	4.4	5.2
e. Interface between fine particles and cellular structure	60.4	2.1	4.5	15.0	11.9	4.6	1.4
f. CMAS phase above the fine particles	60.5	2.1	4.7	15.2	11.8	4.4	1.3

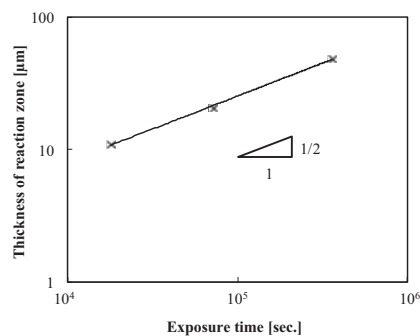


Fig. 10 Kinetics of CMAS damage evolution in the single crystal YSZ specimens.

形成してトップコート内部の気孔への物理的なCMASの浸入を防止できたとしても、CMAS/トップコート材の化学的な反応を防止しない限りトップコート内部への損傷の進行を止められないからである。なお、ここでは言及しなかったが、CMAS損傷の結晶面依存性を調べた結果によれば、CMAS/YSZ間の反応はYSZの結晶面に依存することも示されている⁽³⁵⁾。

4. まとめと今後の検討課題

本稿では、最近顕在化しつつあるCMAS損傷の発達挙動を材料学的側面と物理的な側面からに調査した結果を紹介した。基本的な機構は明らかになりつつあると考えられる一方で、現状の技術を考えると、CMAS損傷を非破壊的に検出し、破損の力学的駆動力である熱応力と耐熱サイクル破損に対する余寿命評価方法を確立することが急務と考えられる。2章で示唆されたように、静電容量を介した手法はそのための潜在的能力があると思われる。CMASの浸入挙動がLucas-Washburnの式に代表される液相の浸透式に従っていたことから(3章)、トップコート気孔径を小さくしながら、CMAS浸入経路の屈曲度を大きくすることがCMAS損傷の軽減につながると思われる。ただし、CMASの物性と温度依存性はほとんど知られておらず、今後、データの蓄積が望まれる。

もちろん、耐CMAS特性を向上させたTBCsの材料及び施工方法の開発も急務であることは言うまでもない。その際、私見では、これまでの膨大な累積知見を考えると、施工方法は変えず新規のトップコート材料開発が最も有力と思われる。第3章で得られた知見より、EB-PVDトップコートはAPSトップコートよりもCMAS損傷の発達速度が速く、CMASに対する耐性が低い。その一方で、EB-PVDトップコートは金属基材との熱膨張係数の差によって発生する熱応力を緩和できる微視的構造を有しており、APSトップコートよりもはく離に対する抵抗が高い。そして、破損の力学的駆動力である熱応力に対する尤度を持っており、この特徴は何にもまして得難いものである。EB-PVDコーティングとAPSコーティングを組み合わせることもあり得る。さらに、第3章で得られたCMAS/YSZの反応がYSZ結晶面に依存するといった知見を、結晶配向性を制御できるEB-PVDトップコートに応用することもあり得る。

本稿は、最近耳にするようになったCMAS損傷がどのような機構で発達するかについて、主に自らの結果を基に執筆したものである。著者の薄学ゆえにCMAS防止に対する対策や寿命維持管理手法を提示できるまでには至らなかった。各位のアドバイス、ご批判、叱責をお願いしたい。

謝辞

本研究の遂行にあたり、科学研究費補助金(基盤(A)(Category A, No. 16H02304))の援助を受けた。記して感謝の意を示す。本稿はかつて長岡技術科学博士課程学生の林 勇貴君(現在 MHPS(株))と一緒に行った研究を中心に執筆したものである。同君の努力に深甚なる謝意を表す。

参考文献

- (1) 日本ガスタービン学会, “ガスタービン工学,” (2013).
- (2) エネルギー総合工学研究所, “新エネルギーの展望 ガスタービン技術,” (2007).
- (3) 日本航空機開発協会, “平成27年度版民間航空機関連データ集,” (2016).
- (4) 日本航空機開発協会, “民間航空機に関する市場予測2016-2035,” (2016).
- (5) 日本エネルギー経済研究所, “アジア/世界エネルギーアウトック2015,” (2015).
- (6) エネルギー総合工学研究所, “世界の火力発電の市場動向,” 経済産業省-次世代火力発電の早期実現に向けた協議会, (2016).
- (7) B. B. Seth, “Superalloys: The Utility Gas Turbine Perspective,” Superalloys 2000, pp. 3-16.
- (8) 吉岡洋明, 土井裕之, 武田淳一郎, 難波浩一, 岡田郁夫, 武浩司, 伊藤健之, “発電用ガスタービンの材料技術,” 日本ガスタービン学会誌, Vol. 32, No. 3, (2004) pp. 130-173
- (9) 原田広史, 岡崎正和, “3. 次世代ガスタービン用超合金とコーティング材の高温強度,” 材料, Vol. 51, No. 7, (2002). pp. 836-842.
- (10) 松永康夫, 松本晃一, 茂垣康弘, 佐々正, 松原秀彰, “航空機ジェットエンジン用遮熱コーティングシステム,” セラミックス, Vol. 39, No. 4, (2004) pp. 286-290.
- (11) 吉葉正行, “耐熱コーティング技術の展望,” 日本ガスタービン学会誌, Vol. 30, No. 6, (2002) pp. 483-487 pp. 493-496.
- (12) 島慶享, 有川秀行, “発電用ガスタービンコーティング技術,” 日本ガスタービン学会誌, Vol. 30, No. 6, (2002).
- (13) N. P. Padture, M. Gell, and E. H. Jordan, “Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications,” Science, Vol. 296, No. April, (2002) pp. 280-284.
- (14) R. Rajendran, “Gas turbine coatings - An overview,” Engineering Failure Analysis, Vol. 26, pp. 355-369, 2012.
- (15) M. Okazaki, “The Potential for the Improvement of High Performance Thermal Barrier Coatings,” Materials Science Research International, Vol. 9, No. 1, (2003) pp. 3-8.
- (16) 伊藤義康, “発電用ガスタービンにおける遮熱コーティング(2),” 機械の研究, Vol. 47, No. 8, (1995) pp. 848-852.
- (17) M. Suzuki, S. Sodeoka, and T. Inoue, “Zircon-based ceramics composite coating for environmental barrier coating,” Journal of Thermal Spray Technology, Vol. 17, No. 3, (2008) pp. 404-409.
- (18) 和田国彦, 石渡裕, 布施俊明, 松本一秀, 松原秀彰, “電子ビーム物理蒸着法による遮熱コーティング技術の開発,” まてりあ, Vol. 45, No. 3, (2006) pp. 222-224.
- (19) 吉田豊信 香川豊, 松原秀彰, “ナノコーティング: セラミックス・コーティング技術の新しい展開,” 技報堂出版, (2010).
- (20) 山口哲央, 和田国彦, 松原秀彰, “電子ビーム物理蒸着法によるイットリア安定化ジルコニア膜の柱状・羽毛状構造形成,” 日本金属学会誌, Vol. 69, No. 1, (2005). pp. 2-5.
- (21) U. Schulz, S. G. Terry, and C. G. Levi, “Microstructure and texture of EB-PVD TBCs grown under different rotation modes,” Materials Science and Engineering: A, Vol. 360, No. 1-2, (2003) pp. 319-329.

- (22) M. P. Borom, C. A. Johnson, and L. A. Peluso, "Role of environment deposits and operating surface temperature in spallation of air plasma sprayed thermal barrier coatings," *Surface and Coatings Technology*, Vol. 86-87, (1996) pp. 116-126.
- (23) S. Krämer, S. Faulhaber, M. Chambers, D. R. Clarke, C. G. Levi, J. W. Hutchinson, and A. G. Evans, "Mechanisms of cracking and delamination within thick thermal barrier systems in aero-engines subject to calcium-magnesium-alumino-silicate (CMAS) penetration," *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 490, No. 1-2, (2008) pp. 26-35.
- (24) C. G. Levi, J. W. Hutchinson, M.-H. Vidal-Sétif, and C. A. Johnson, "Environmental degradation of thermal-barrier coatings by molten deposits," *MRS Bulletin*, Vol. 37, No. 10, (2012) pp. 932-941.
- (25) C. Mercer, S. Faulhaber, A. G. Evans, and R. Darolia, "A delamination mechanism for thermal barrier coatings subject to calcium-magnesium-alumino-silicate (CMAS) infiltration," *Acta Materialia*, Vol. 53, (2005) pp. 1029-1039.
- (26) M. H. Vidal-Setif, N. Chellah, C. Rio, C. Sanchez, and O. Lavigne, "Calcium-magnesium-alumino-silicate (CMAS) degradation of EB-PVD thermal barrier coatings: Characterization of CMAS damage on ex-service high pressure blade TBCs," *Surface and Coatings Technology*, Vol. 208, (2012) pp. 39-45.
- (27) N. P. Padture, M. Gell and E. H. Jordan, *Science*, Vol. 296, (2002) pp. 280-284.
- (28) G. W. Goward, *Surface and coatings technology*, Vol. 108-109, (1998) pp. 73-79.
- (29) S. Krämer, J. Yang, C. G. Levi and C. A. John, *Journal of the American Ceramic Society*, Vol. 89, No. 10, (2006) pp. 3167-3175.
- (30) A. Aygun, A. L. Vasiliev, N. P. Padture and X. Ma, *Acta Materialia*, Vol. 55, (2007) pp. 6734-6745.
- (31) 林勇貴, 山岸郷志, 岡崎正和, "無機質燃焼生成物による遮熱コーティングの損傷発達挙動" *材料* 第64巻 第2号 (2015) pp. 134-139.
- (32) 山岸郷志, 岡崎正和, 池田創一, 深沼博隆, *日本機械学会論文集 (A編)*, Vol. 79, No. 801 (2013) pp. 527-535.
- (33) 山根正之, *ガラス工学ハンドブック*, 朝倉書店 (1999) pp. 226-238.
- (34) 酒井千尋, *NEW GLASS*, Vol. 15, No. 1 (2000) pp. 31-35.
- (35) Yuki HAYASHI, Siddharth LOKACHARI, Satoshi YAMAGISHI and Masakazu OKAZAKI, "CMAS Damage in Thermal Barrier Coatings: An Exploration via Single Crystal Bulk YSZ Specimen" *Mechanical Engineering Letters*, Vol. 2, Paper No. 16-00240, (2016) pp. 1-7.
- (36) Yuki HAYASHI, Satoshi YAMAGISHI and Masakazu OKAZAKI, "Non-destructive Detection of CMAS Damage on Thermal Barrier Coatings using AC Impedance Technique" *Mechanical Engineering Journal*, Vol. 3, No. 6, Paper No. 16-00280, (2016) pp. 1-10.
- (37) 林勇貴, Siddharth LOKACHARI, 山岸郷志, 岡崎正和, 深沼博隆, 大気プラズマ溶射遮熱コーティングのCMAS損傷発達挙動に及ぼすトップコート溶射条件の影響, *材料* 第66巻 第2号 (2017) pp. 80-85.
- (38) H. Nogami, T. Nagai, E. Fukuoka, and T. Yotsuyanagi, "Dissolution Kinetics of Barbitol Polymorphs," *Chemical and Pharmaceutical Bulletin*, Vol. 17, No. 1, (1969) pp. 23-31.
- (39) R. S. Roth and T. A. Vanderah, "Phase Equilibria diagrams," *The American Ceramic Society*, Vol. XIV, No. 11563, (2005), p. 573.
- (40) A. Christensen and E. Carter, "First-principles study of the surfaces of zirconia," *PHYSICAL REVIEW B*, Vol. 58, No. 12, (1998) pp. 8050-8064.

特集：ジェットエンジンの安全な運用を支える技術

航空機用エンジンの評価試験（高空性能試験，水吸い込み試験，横風試験）

Verification Tests of Aircraft Engine (Altitude Test, Water Injection Test and Cross Wind Test)

坂本 数貴^{*1}
SAKAMOTO Kazuki

宮入 嘉哉^{*1}
MIYAIRI Yoshiki

平野 篤^{*1}
HIRANO Atushi

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，認定試験，水吸い込み試験，横風試験，高空性能試験装置，FTB

Key Words：Gas Turbine, Jet Engine, Qualification Test, Atmospheric Water Injection Test, Cross Wind Test, Altitude Test Facility, Flying Test Bed

1. はじめに

航空機用エンジンを機体に搭載して実用化するためには，機体が飛行する環境にエンジンが適合することを確認しなければならない。そのため，飛行環境や条件を模擬した種々の試験を実施し，エンジンの機能・性能，耐久性，安全性，耐環境性等を確認することが不可欠である。

本稿では，このような航空機用エンジンの試験のうち高空性能試験，水吸い込み試験，横風試験について，防衛装備庁が保有する試験設備や過去に実施した試験を一例として解説する。

2. 高空性能試験

2.1 高空試験とは

エンジン高空性能試験とは，航空機用エンジンの耐空性を保証するための試験のうちの1つで，エンジンがその作動範囲内で所要の性能を持っていることを確認する試験である。性能と一口に言ってもその対象範囲は幅広く，定常性能，過渡性能，始動及び再始動性，ウインドミル特性，アフタバーナ着火特性，抽気・抽出力特性等が挙げられ，実用化のためには全ての項目を確認していく必要がある。

航空機用エンジンの高空性能を確認するためには，地上設備である高空性能試験装置（Altitude Test Facility：ATF）に供試するエンジンを設置して試験評価する方法と，飛行試験機FTB（Flying Test Bed）に搭載して実際に飛行試験により実施する方法がある。Fig. 1及びFig. 2に，XF7（固定翼哨戒機P-1に搭載）をATFとFTBに搭載した状況を示す。ATFでは設備プラントにより飛行状態を模擬するため，設備能力の範囲内において上述の試験項目のほとんどを再現性良く試験することが可能である。一方で試験中に供試エンジンを減圧チャンバーに固定し，かつ推力計測を行うことから，運転中のエンジンの姿勢変更や機体の速度変化に伴う重

力変化を模擬することに適しておらず，これらに関連する項目の試験を実施することは困難である。また，地上に試験関連装置を展開するため，計測点数についても実質的に制限を受けない。FTBは，飛行中の姿勢及び重力変化を含め，総合的な性能評価が可能であるが，天候や機体等の制限により試験条件及び計測点数は限定される。

本項では高空性能試験手法のうち，ATFについて解説することとする。

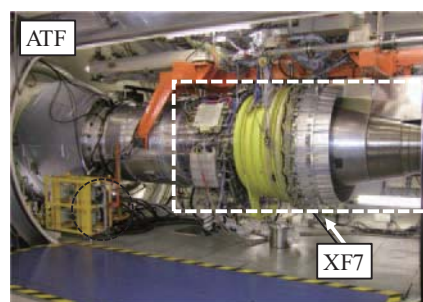


Fig. 1 Altitude Test Facility⁽¹⁾

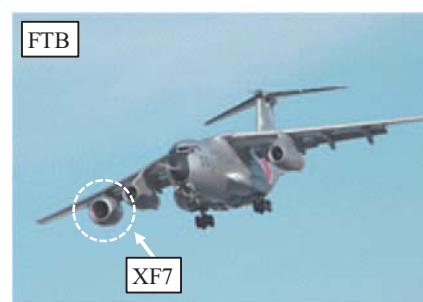


Fig. 2 Flying Test Bed⁽²⁾

2.2 高空性能試験（ATF）の試験方法⁽³⁾

2.2.1 ATFの概要 ATFにおける高空飛行条件の模擬はFig. 3に示すように，飛行速度及び高度に対応したエンジン入口の空気温度 T_1 及び圧力 P_1 ，並びに飛行高度に対応したエンジン排気ノズル出口の大気圧 P_0 を地上で模擬することにより実現する。機体に搭載されたエンジンはインテーク等の影響を受けるが，ATFにおける入口状態量はCFD（Computer Fluid Dynamics）の計算

原稿受付 2020年5月1日

* 1 防衛装備庁航空装備研究所

〒190-8533 立川市栄町1-2-10

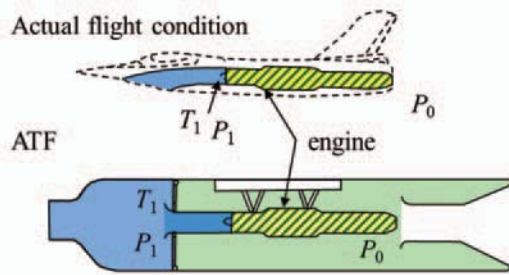


Fig. 3 Fundamental concept of ATF

結果や風洞試験によるデータ等を基に設定される。

2.2.2 試験装置の紹介・特徴 防衛装備庁千歳試験場に設置されているATFの俯瞰図をFig. 4に示す。一般にATFは、圧縮空気製造，調温，エンジン運転，排気冷却，排気といったような機能を持った装置群が必要となるため大規模な装置となる。千歳試験場のATFの試験可能領域をFig. 5に示す。Fig. 5で着色した領域は最大空気流量60 kg/s級エンジンの場合に試験可能な領域である。より空気流量の大きなエンジンについても試験実施は可能であるが，エンジンの要求する空気流量が大きくなるにつれて，空気供給が困難となり，試験が実施できなくなる領域が発生する。

Fig. 5は飛行速度・高度で整理した飛行領域で示したが，千歳試験場のATFは給気側（エンジン入口側）の温度・圧力，及び排気側の圧力を個別かつ任意に設定することが可能である。この機能を利用することにより，エンジンコア部（Compressor + Combustor + HPT（High Pressure Turbine））を抜き出して，単体での要素試験を実施することが可能となる。ATFでは，実際にXF7エンジン（固定翼哨戒機P-1に搭載），及びXF9（戦闘機用エンジン）のそれぞれのコア部について，コアエンジン入口状態をフルエンジンのファン出口状態，コアエンジン出口状態を低圧タービン入口状態となるように設定し，フルエンジンの作動状態を模擬して試験を実施した。

その他の特色として，千歳試験場のATFではエンジンの排気ノズル後方に耐熱性を付与したカメラ（Afterburner（AB）camera）を設置しており，Fig. 6に示すようにTurbineの状態やAfterburner（コアエンジンの場合はCombustor）の燃焼状態をリアルタイムで観察することができる。



Fig. 4 ATF at Chitose Test Center, ATLA

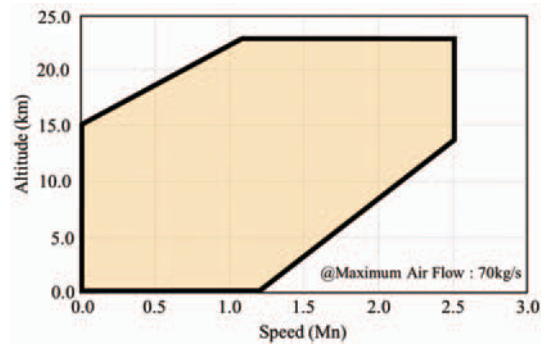


Fig. 5 Envelope of ATF at Chitose Test Center

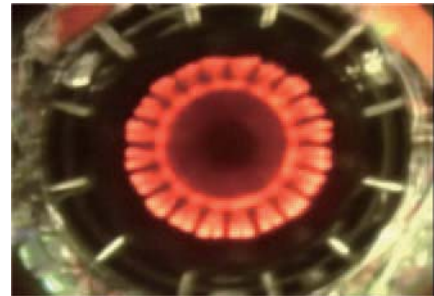


Fig. 6 Photo of engine exhaust nozzle (AB camera image)

2.3 成果，計測例の紹介

防衛装備庁千歳試験場のATFでは，これまでにXF5（先進技術実証機X-2搭載）⁽⁴⁾，XF7，XF9⁽⁵⁾等のエンジンについて高空性能試験を実施し，定常性能や再始動特性等の所要のデータを取得している。Fig. 7にXF9エンジンのATFへの搭載状態を示す。

XF5の開発においては，FTBは行わずATFで耐空性能の確認を実施したため，X-2の初飛行に先立ってATFにより広範囲の飛行条件に対して，定常性能はもとより各種の再始動特性について徹底的にデータを取得した。またXF9では，要求空気流量が千歳試験場の供給能力と比して大きいため，試験実施可能な高高度領域を中心に定常性能を取得したほか，ウインドミル特性及び高空始動特性，及びABの着火性試験を実施して所要のデータ取得を実施した。

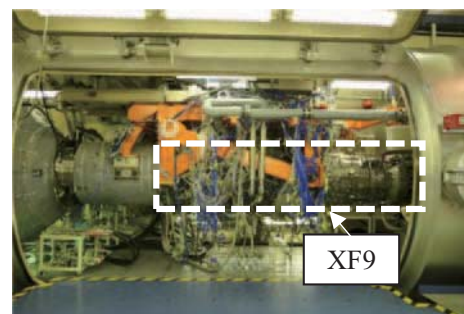


Fig. 7 XF9 installed in ATF (Chitose Test Center)

3. 水吸い込み試験

3.1 水吸い込み試験とは

航空機用のジェットエンジンは、飛行中の暴風雨による水の吸い込みや、滑走路上に澱んでいる水を離着陸時に吸い込む場合においても正常な作動が求められており、その背景はエンジンが入口から多量の水を吸い込むと、ストール、回転減少、燃焼器やアフタバーナに吹き消えなどを起こし、エンジン性能に大きく影響するおそれがあるからである。そのため、水を吸い込んだ条件下でエンジン運転においてストール等による不安定作動を生じることなく、エンジンが作動することを確認する水吸い込み試験を実施する必要がある。

本項では、航空機用ジェットエンジンの水吸い込み試験について解説する。

3.2 水吸い込み試験の試験方法

3.2.1 評価基準 JSSG-2007A⁽⁶⁾等の公共規格では、航空機用ジェットエンジンの水吸い込み試験の方法について以下の通り規定している。

- A) アイドル及び最大定格回転において、エンジン入口空気流量の2%、3.5%及び5%の水分が5分間に渡ってエンジンに吸い込まれること。
- B) 水分の50%が入口面積の1/3に吸い込まれること。

なお、試験条件の最大水吸い込み流量5%は、MIL-HDBK-310⁽⁷⁾に書かれた海面上における1分間での世界最大の降雨量(3.12 cm/min=約6.4%)を考慮したもので、実環境で空気流量の5%以上の水吸い込み流量を超過する確率は極めて少ないとして設定されたものである。

3.2.2 試験装置の紹介・特徴⁽¹⁾ Fig. 8及びFig. 9に3.2項の試験方法を実現するための水吸い込み試験装置の外観を示す。

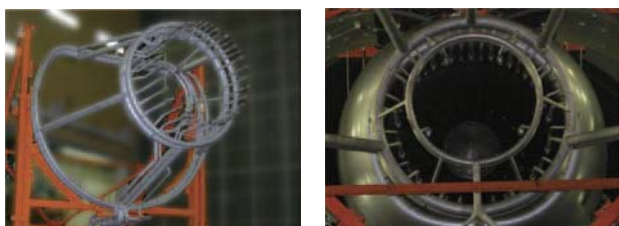


Fig. 8 Appearance of test equipment
(Left: Side View, Right: Front View)



Fig. 9 Equipment for water purifying by reverse osmosis membrane filtration method

これらの試験用器材の設計に際しては、実環境を適切に模擬できるよう、以下のような考慮事項を反映している。

- A) 特にバイパス側の流量が多い高バイパス比エンジンについては、水がコア側へ集中せず、バイパス比通りに流れるように、噴射リングをコア側、バイパス側それぞれに複数のリングを設置し、各噴射リングの流量を独立して調整が可能となるようにする。
- B) 全体流量の50%の水がエンジン入口面積の1/3に吸い込まれるように、コア側、バイパス側ともノズル上部の1/3部分に噴射ノズルを集中させる。
- C) 水噴射停止時の水切れを良くするために、各噴射ノズルにチェック弁を設置し、制御バルブに三方弁を設ける。また、噴射ノズルの集中位置はボトム側よりトップ側が良い。
- D) 理想的な雨水を模擬するために、水道水に含まれる塩素及びカルキ等の不純物を除去が可能な純水装置を設置し、通過した水は水タンクに保管して、試験ではこの水を使用する。

3.2.3 試験の実施方法 試験の実施方法の一例として、高バイパス比エンジンを題材として具体的な内容を紹介する。公共規格の既定の通り、エンジンをアイドル及び最大離陸推力(MTO: Maximum Take-Off)のレーティングにおいて、2%、3.5%及び5%の水分をエンジンに吸い込ませるにあたり、大量の水を吸い込ませることで想定される問題点として以下のことが上げられる。

- 水の影響により、エンジン入口温度センサの温度が下がる。
- エンジンは温度センサにより回転数を制御しているため、水を吸い込むことによる温度低下により、回転を上げようと燃料流量を増加させる可能性がある。
- しかし、吸い込まれる水による抵抗のため、回転上昇を妨げる効果も考えられる。
- 空気流量についても温度センサにより計算しているため、温度が変わると正確に算出することができない可能性がある。

このため、水吸い込み手順としては以下の方法で実施した。Fig. 10は、水吸い込み試験時の運転スケジュールの一例である。

- ① 空気流量は水を入れない定常性能試験時のデータから試験当日の気温による修正を行い、これにより規定水量を算出する。
- ② バイパス側から水を吸い込ませ、エンジン回転変動を確認する。
- ③ 安定したのちコア側からも水を吸い込ませ、エンジン回転変動を確認する。
- ④ 回転が安定した後、規定の水量まで増加する。
- ⑤ 規定水量で5分間のデータ計測を実施する。
- ⑥ 終了後、水を減少し、停止時はコア・バイパス同時に停止する。

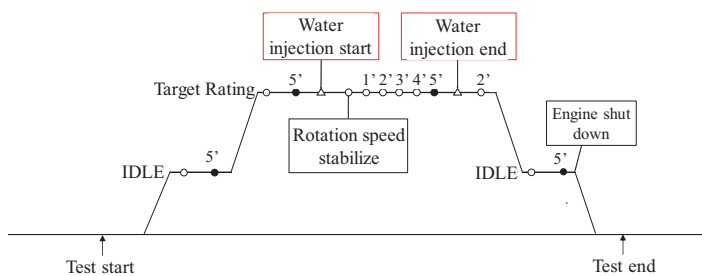


Fig. 10 Example of test schedule of water injection test

3.3 成果，計測例，解析例の紹介⁽¹⁾

Fig. 11に，Fig. 8及びFig. 9に示す試験用器材を用いた際の試験状況の写真を示す。水噴射ノズルをエンジン近傍まで近づけた結果，噴射流量通りの配分比でコアとバイパスに流れることを確認している。

Fig. 11 Photo of water injection test (5%MTO)
(Left: Front View, Right: Back View)

また，エンジンの性能に関して，Fig. 12は，水を吸い込ませる前後の各エンジン推力の変化に対して，燃料消費率をプロットしたものである。水吸い込み試験前後では，エンジン推力に対して燃料消費率（SFC: Specific Fuel Consumption）は若干向上しているように見えるが，計測誤差の範囲内である。また，HPT出口温度，NG-NF回転数マッチングについても大きな変化は見られず，水吸い込みに起因する性能低下等の変化は起きていないことが確認できた。

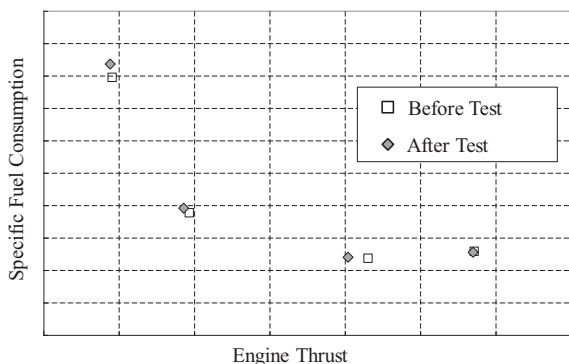


Fig. 12 SFC as function of Engine Thrust

4. 横風試験

4.1 横風試験とは

航空機用のジェットエンジンは，横風が発生している気象条件下で離着陸を行う場合においても正常な作動が求められる。急加減速運転中のエンジンが強い横風を受けた場合，サージ等の不安定作動が発生するおそれがある。そのため，横風条件下でのエンジン運転においてサージ等による不安定作動を生じることなく，エンジンが作動することを確認する横風試験を実施する必要がある。

本項では，航空機用ジェットエンジンの横風試験について解説する。

4.2 横風試験の試験方法

4.2.1 評価基準 横風試験の評価としては，米国連邦航空規則FAR PART25.237「Wind velocities」⁽⁸⁾に加え，エンジンが搭載される機体の横風に対する要求を勘案して設定する。FARの基準では，「少なくとも20 ktの横風の中，安全な離着陸が可能なこと」とあり，機体の横風に対する要求については，「規定の風速・風量の横風の中，離着陸時における最も厳しい状況を考慮して急加減速運転を実施し，サージ等の不安定作動が発生しないこと」等を確認することが一般的である。

4.2.2 試験装置の紹介・特徴 横風試験には，既定の風量及び風速を安定して発生させ，エンジン全体に吹き付けることが可能な試験装置（以下，「横風試験装置」⁽⁹⁾という。）が必要である。Fig. 13に横風試験装置の外観を示す。Fig. 13に示した横風試験装置は軸流送風機を複数台組み込むことにより標準大気状態において十分な風量を発生可能であり，風速は目標とする風速の2～3倍程度まで設定可能としている。送風機間の吸入干渉を低減するため，送風機単体は小さめのものとし，送風機間隔を広げて配置されている。風速はエンジン入口位置の風速センサと送風機ノズル部のピトー管から取得したデータに基づいて設定されている。送風機を制御する制御装置は，送風機駆動モータそれぞれにインバータを配置した構成としており，屋内に設置した操作パネルから遠隔操作が可能である。

Fig. 13 Appearance of cross wind test equipment
(Left : side Right : front)

4.2.3 試験の実施方法 横風試験の実施場所は，エンジンに一方方向から均一な風を当てなければならないため，野外の広い運転場が適切である。

横風試験のセットアップ例をFig. 14に示す。この試験では，エンジン右舷側からの横風状態となるようにエンジンと横風試験装置を配置した。これは，エンジン内部の空気通路構造はエンジン子午線で左右対称であり，横風が左右舷のどちらから当たっても評価に差がないためである。

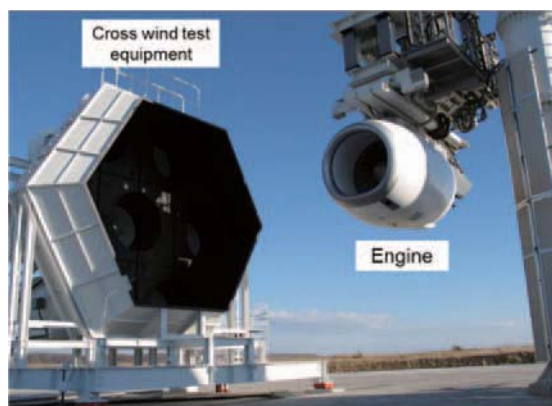


Fig. 14 Setup of cross wind test

この試験では，Fig. 15に運転スケジュールを示すように，エンジンの始動から最大推力（離陸時定格）までの段階的な加速，アイドルから最大推力までの緩加減速，急加減速の運転を，横風を送風した状態で行い，回転数，温度，圧力などの各種エンジンデータを取得した。また，比較のために横風がない状態でも同じ運転スケジュールで運転を行った。

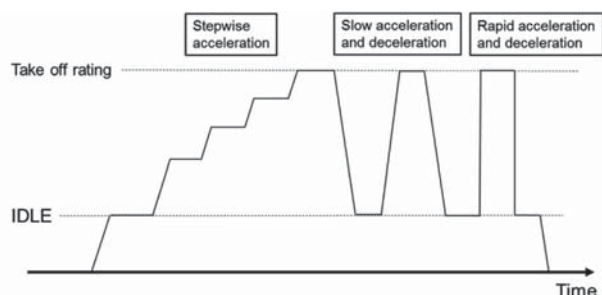


Fig. 15 Example of driving schedule of cross wind test

横風試験実施時の周囲気象条件は，試験条件として設定した風量・風速の横風を受けた状態で評価を行うため，風がないあるいは微風であることが望ましい。また，エンジンの作動に影響を及ぼすことが懸念されるため，降雨降雪がないことが望ましい。

また，横風風速の実測値は，ある程度の幅を持って時間変動することから，実際に試験で発生させる横風は規定の風速より1割程度高めの数値となるよう設定した方が良いといった知見も得られた。

4.3 成果，計測例，解析例の紹介

試験評価に関しては，運転で取得したデータのうち，特にサージ等の不安定作動が発生しやすいという観点で急加減速時及びエンジン始動時の二つに着目している。

4.3.1 急加減速時 横風を受けた状態での急加減速運転においてエンジンが正常に作動していたかどうかを確認する。横風を送風した状態で急加減速運転を行った結果の例をFig. 16に示す。Fig. 16には，高压軸回転数（NG），低压軸回転数（NF），修正推力（FNHC），高压圧縮機出口静圧（CDP）及び低压タービン入口ガス温度（T45）の時系列データを示している。この横風を受けた状態の急加減速の試験データで，以下のことを確認する。

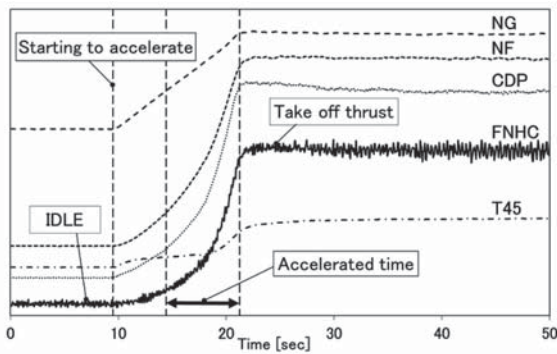
- A) NG, NF及びT45は急加速時にオーバーシュートがなく，かつ，急減速時にもアンダーシュートや吹き消えすることなく，推力遷移後も安定していること。
- B) サージ及びストールの兆候の指標となるCDPの急激な変化がないこと。
- C) エンジンの規定の加速時間及び減速時間を満足すること。

A)及びB)は，エンジンがサージ等の不安定作動を生じることなく正常に作動することを確認している。また，C)は，エンジンの加速及び減速にかかる時間について，エンジンの評価基準として規定されている時間内であることを確認している。Fig. 16に示した例では，この試験データから，A)～C)の項目を満たしていることを確認した。ただし，Fig. 16の試験結果では，横風ありの場合に推力値の振れが確認される。これは，推力に影響するNG, NF, T45等の計測パラメータに振れがないことから，エンジンを懸架する推力計測装置が横風試験装置の風圧を受けて推力値の振れが発生したものと考えられる。そこで，解析に当たっては，各定格推力（IDLE，離陸時定格）状態への移行時間は推力に相関する回転数（NG, NF）をもとに算出し，また，各定格推力値は，振れを含むデータを平均処理することで振れの影響を排除するなどの工夫が必要である。

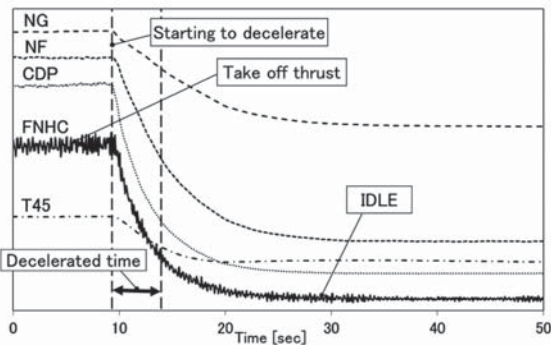
また，A)～C)の確認項目を満たしていることに加えて，横風がない場合と比較を行い，推力変化に要する時間に差がなく，推移傾向にも顕著な相違がないことを確認した。

以上によって，規定の風量及び風速の横風を受けた状態でも，エンジンの急加減速運転が正常に行えることが確認された。

4.3.2 始動時 加減速が正常に行われることに加えて，横風の中でエンジンが正常に始動することを確認することも必要である。Fig. 17に横風試験におけるエンジン始動特性データの例を，横風の有無のそれぞれを示す。両者を比較すると，始動時のエンジンの挙動は

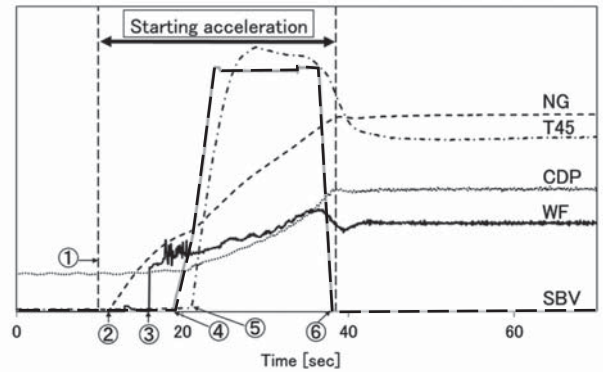


(a) Acceleration

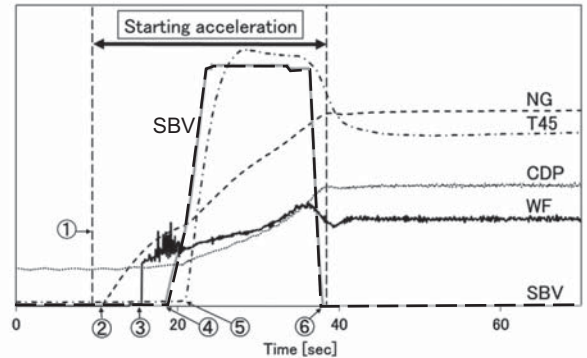


(b) Deceleration

Fig. 16 Time series data of rapid acceleration and deceleration with cross wind



(a) With cross wind



(b) Without cross wind

Fig. 17 Time series data of engine starting

横風ありと横風なしで同様な作動状態（①スタータエアIN，②：高圧軸が回転開始（NG上昇），③燃料投入開始（WF：燃料流量），④始動抽気バルブ（SBV: Start Bleed Valve）が開作動，⑤燃料に着火（T5上昇），⑥SBVが閉作動）でIDLE推力へ到達しており，始動時間及び低圧タービン入口ガス温度にも差がないことが確認された。また，サージ等の不安定作動の指標となる高圧圧縮機出口静圧（CDP: Compressor Diffusor Pressure）の振れ挙動は発生していないことも確認された。以上から，横風ありの条件下でも横風なしの条件と比較してエンジンの始動特性に変化はなく，正常な始動が可能であることが確認された。

5. おわりに

航空機用エンジンの試験のうち高空性能試験，水吸い込み試験，横風試験について，評価方法や試験装置の概要を紹介した。航空機用エンジンの実用化や安全な運用を支えるためには，エンジン本体に関する技術の蓄積に加えて，安全性を評価するための評価方法及び試験用器材に関する知見の蓄積も同様に重要であり，今回の報告がガスタービンの安全な運用を支える読者の参考になれば幸いである。

参考文献

- (1) 山根喜三郎, 秋津 満, 赤城正弘, “大型機用エンジン (XF7) の概要”, ガスタービンセミナー第37回資料集, 2009.1
- (2) 秋津 満, “高バイパス比ターボファンエンジンについて”, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 40 No. 3, 2012.5
- (3) 赤城正弘, “エンジン高空性能試験装置の概要”, 日本航空宇宙学会誌, 第54巻, 第629号, 2006.6
- (4) 及部朋紀, “先進技術実証機搭載エンジン (XF5-1) の概要”, 第56回飛行機シンポジウム資料集, 2018.11
- (5) 枝廣美佳, 大石竜輔, 平野 篤, 山根喜三郎, 及部朋紀, 橋口 勝一, “戦闘機用エンジンの研究進捗状況について”, 第59回航空原動機・宇宙推進講演会資料集, 2018.3
- (6) JSSG-2007A, “DEPARTMENT OF DEFENSE, JOINT SERVICE SPECIFICATION GUIDE, ENGINE, AIRCRAFT, TURBINE”, (2004.1)
- (7) MIL-HDBK-310, “DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, GLOBAL CLIMATIC DATA FOR DEVELOPING MILITARY PRODUCTS”, (1997.6)
- (8) FAR PART25, “Federal Aviation Regulation, Part25: AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES”, FAA, U.S.A., (2002.11)
- (9) 及部朋紀, 平野 篤, “次期固定翼哨戒機 (XP-1) の性能確認試験 (エンジン試験)”, 第51回飛行機シンポジウム資料集, 2013.11

特集：ジェットエンジンの安全な運用を支える技術

Mitigation of Volcanic Ash Attack on YSZ Thermal Barrier Coatings Using Sacrificial Alumina Prepared by a Sol-Gel Process

R.T. WU^{*1}

K.I. LEE^{*2}

L.T. WU^{*3}

K. KAWAGISHI^{*4}

Key words : Gas Turbine, Thermal Barrier Coatings (TBCs), Ytria Stabilized Zirconia (YSZ), Calcium-Magnesium-Alumino-Silicate (CMAS), Volcanic Ash

1. INTRODUCTION

TBCs have been widely used for decades in the hot section of modern jet engine turbines to provide heat insulation. This leads to the reduction of the surface temperature of superalloys, minimizes the oxidation and therefore, prolongs the components' service life. TBCs have four primary layers: (i) nickel-based superalloy, which is used to sustain the structural loads, (ii) a bond coat consisting of an oxidation-resistant-metallic layer, which is prepared directly on top of the alloy substrate, (iii) thermal grown oxide (TGO), which is a relatively thin oxide layer between the top coat and bond coat, and (iv) a top coat, which is the YSZ coating for heat insulation and compliance to thermal expansion mismatch⁽¹⁾⁻⁽⁷⁾.

Ytria-stabilized zirconia, or so-called YSZ, has been utilized as the material for the top coat of TBCs of modern jet turbines to reduce the transfer of heat from the combusted gas to the substrate material⁽⁵⁾⁻⁽⁹⁾. However, airborne ash, dust and debris are ingested into the engine during operation, where they melt and form CMAS on the surface of the turbine blades^{(10),(11)}. The molten CMAS penetrates the YSZ top coat and depletes the yttria content, thereby shortening the lifetime of TBCs⁽¹²⁾⁻⁽¹⁴⁾.

The eruption of Eyjafjallajökull volcano, Iceland, on April 14, 2010, caused an estimated economic loss of 2 billion dollars and severe chaos to air travel^{(15),(16)}. Numerous attempts have been made to mitigate the volcanic ash-induced degradation of hot section turbine components⁽¹⁶⁾⁻⁽²¹⁾. Previous researchers⁽¹⁷⁾ have demonstrated that Al_2O_3 is effective in protecting the top coat from volcanic ash attacks by reacting with the volcanic ash, thereby forming a new compound with a higher melting temperature. This prevents the deposited volcanic ash component from melting during the operation of the engine at high temperatures and, thus, minimizes the penetration of volcanic ash into TBCs⁽¹⁹⁾.

Before examining the methods of depositing an Al_2O_3

protective coating, the main purpose of the current study is to investigate whether sacrificial Al_2O_3 fabricated using a sol-gel based approach offers similar levels of volcanic ash mitigation compared to those fabricated by EB-PVD or plasma spray. Real volcanic ash is used in this study to react with sol-gel prepared oxides and SEM, XRD, EDX and TEM are utilized in the characterization.

2. EXPERIMENT DETAILS

2.1 Preparation of YSZ and alumina powder using a sol-gel-based approach

Unlike our previous paper⁽¹⁷⁾ in which we utilized EB-PVD-prepared YSZ and bulk alumina, the powder form samples of YSZ and alumina used in the current study were prepared using a sol-gel method. Four components were used in the sol-gel preparation of YSZ, namely, deionized water (50 ml), ZrCl_4 (4.66 g), $\text{Y}_2\text{Cl}_3 \cdot 6\text{H}_2\text{O}$ (1.21 g) and propylene oxide (8 ml). The ZrCl_4 and $\text{Y}_2\text{Cl}_3 \cdot 6\text{H}_2\text{O}$ was firstly dissolved in deionized water before being mixed with propylene oxide for 15 minutes under 500 rpm rotation. To prepare the alumina, the $\text{AlCl}_3 \cdot 6\text{H}_2\text{O}$ (4.6 g) was first dissolved in deionized water (10 ml) before mixing it with propylene oxide (8 ml) for 115 minutes under 500 rpm rotation. Next, the Al_2O_3 doped YSZ was prepared using a similar method, ZrCl_4 (4.43 g), $\text{Y}_2\text{Cl}_3 \cdot 6\text{H}_2\text{O}$ (0.98 g), and $\text{AlCl}_3 \cdot 6\text{H}_2\text{O}$ (0.46 g) was dissolved in deionized water (40 ml) before mixing it with propylene oxide (9 ml) and at 500 rpm rotation for 95 minutes. Three powder form samples were obtained by drying each gel in air at 100 °C for 24 hours before grinding them into powder. Each powder sample was then further calcined in air at 1400 °C for 2 hours. The concept of applying a sacrificial alumina layer prepared by a sol-gel process is illustrated in Fig. 1.

2.2 Characterization of as-prepared YSZ, alumina and Al_2O_3 doped YSZ

The as-prepared YSZ, alumina and Al_2O_3 doped YSZ specimens were characterized using a scanning electron microscopy (SEM, JEOL-7000). An energy-dispersive X-ray spectroscopy (EDX) and a transmission electron microscopy (TEM, JEOL-2100) were used to study the chemical composition and microstructure of the Al_2O_3 .

原稿受付 2020年4月3日

* 1, * 2, * 3, * 4 Superalloys and High Temperature Materials Group, National Institute for Materials Science, 1-2-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki 305-0047, Japan

* 1 E-mail: WU.Rudder@nims.go.jp

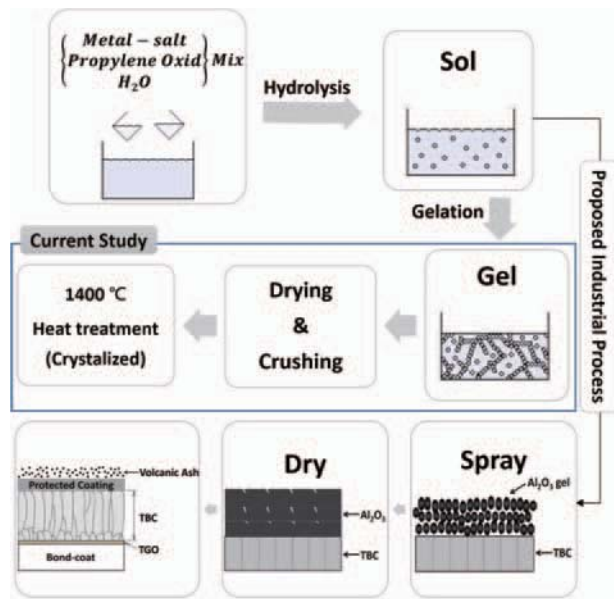


Fig. 1 Sacrificial alumina layer prepared by a sol-gel Process

2.3 Reaction with volcanic ash and subsequent OM, SEM, and EDX characterizations

The volcanic ash-YSZ, volcanic ash- Al_2O_3 and volcanic ash- Al_2O_3 doped YSZ mixed powder samples were prepared in a one-to-one weight ratio and evenly milled. They were then placed inside crucibles and heated at 1250 °C (i.e. above the melting temperature (1178 °C) of volcanic ash) for 2 hours. The surface roughness of each sample after annealing was observed using an optical microscopy (OM, Keyence VHX-5000) and a color 3D laser microscope (Keyence VK-9700) to determine the extent of the reaction and melting. In addition, the annealed samples were characterized for the change in microstructures and chemical composition using SEM and EDX.

2.4 DTA characterization of volcanic ash- Al_2O_3

Different thermal analyses (DTA, Netzsch AST449) were utilized to study the solid-state reactions and melting temperature of the mixed volcanic ash-alumina sample. The experiment was carried out using 50 mg of each sample and the temperature profile was set from room temperature (around 25 °C) to 1480 °C (device limit) at a heating rate of 10 °C per minute. The specimen chamber was kept in atmospheric air conditions during the entire analysis. The volcanic ash, sol-

gel prepared Al_2O_3 , and volcanic ash- Al_2O_3 (1:1 weight ratio) mixture were analyzed.

2.5 XRD analyses of volcanic ash- Al_2O_3 reacted at different peak temperatures

The one-to-one weight ratio mixture of volcanic ash- Al_2O_3 annealed at different temperatures was subjected to an X-ray diffraction (XRD, Bruker New D8 ADVANCE) analysis. The reaction temperatures chosen from the peaks obtained in DTA were 1060 °C (peak top), 1250 °C (above the melting point of volcanic ash) and 1310 °C (the approximate melting point of the volcanic ash- Al_2O_3 mixture), and the annealing time was 5 hours.

3. RESULTS

3.1 Characterization of volcanic ash, sol-gel prepared Al_2O_3 , YSZ, and Al_2O_3 doped YSZ

The SEM image of the sol-gel prepared Al_2O_3 is shown in Fig. 2 (a). The surface of the sol-gel prepared Al_2O_3 had a wavy texture, similar to the surface of a cerebral cortex. As shown in Fig. 2 (b), there was a protrusion on the surface of the sol-gel prepared YSZ. Furthermore, the SEM image of the sol-gel prepared Al_2O_3 doped YSZ is shown in Fig. 2 (c). The surface of the sol-gel prepared Al_2O_3 doped YSZ had a porous texture. The composition of the as-prepared Al_2O_3 system was verified by an EDX analysis, which showed that the atomic percentage of aluminum and oxygen concentrations was 35.8% and 64.2%, respectively. This ratio well resembles that of pure Al_2O_3 . The SEM image of the volcanic ash is shown in Fig. 2 (d). The particle size of the volcanic ash was in the range of 2-40 μm as can be seen in the SEM image of Fig. 2 (d) and its composition is summarised in Table. 1.

3.2 Crystallization of sol-gel prepared Al_2O_3

TEM characterizations were carried out in order to confirm the morphology, composition and crystal structure of the sol-gel prepared Al_2O_3 . Representative images of an Al_2O_3 particle are shown in Fig. 3. It can be seen from Fig. 3 (a) that the particle had a porous structure, which is a typical morphology of materials synthesized by sol-gel chemistry. At a higher magnification, it was recognized that the particle was assembled by small grains of an average size around 500 nm, as shown in Fig. 3 (b). Most of the grains were single crystals, as confirmed by the diffraction pattern shown in Fig. 3 (c).

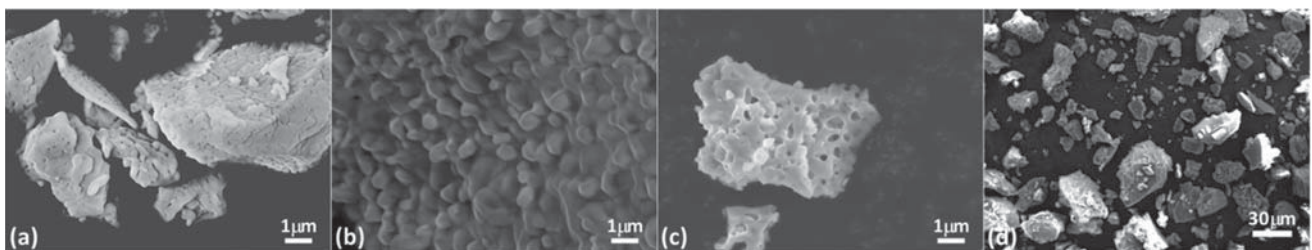


Fig. 2 SEM images showing the surface morphology of sol-gel prepared (a) Al_2O_3 , (b) YSZ, (c) Al_2O_3 doped YSZ, together with (d) volcanic ash.

Table 1 Composition of volcanic ash (at.%)

Element	Na	Mg	Al	Si	P	K	Ca	Ti	Mn	Fe	Ta	O
Volcanic ash	0.57	4.02	10.27	35.44	0.19	1.99	6.39	0.94	0.22	9.46	0.03	Bal.

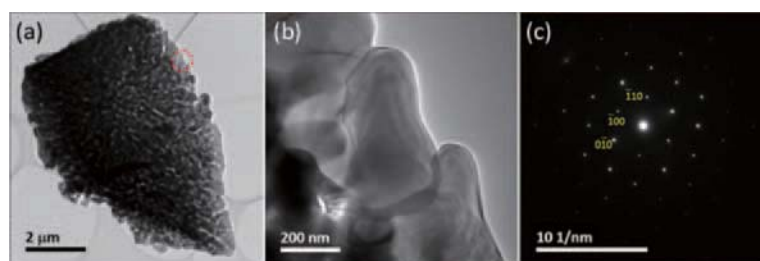


Fig. 3 (a) Low magnification TEM image of an Al_2O_3 particle, (b) magnified TEM image showing the grain structure and (c) the corresponding diffraction pattern of the chosen grain in Fig. 3 (b)

3.3 Characterization of volcanic ash- Al_2O_3 , volcanic ash-YSZ and volcanic ash- Al_2O_3 doped YSZ reaction products

Fig. 4 (a), (b) and (c) show the appearance of the volcanic ash- Al_2O_3 , volcanic ash-YSZ and volcanic ash- Al_2O_3 doped YSZ reaction products, respectively. As can be seen from Fig. 4 (a), the color remained the same as before the annealing. On the contrary, the color of the product shown in Fig. 4 (b) was brown, similar to being scorched, while the appearance of the product of the volcanic ash- Al_2O_3 doped YSZ system was in between the other two, as shown in Fig. 4 (c). To understand the melting characteristic of these three systems, the surface roughness was measured by a 3D optical microscope, as shown in Fig. 4, (d), (e), (f) and (g). Based on the 3D images showing their surface roughness, the roughness of the volcanic ash- Al_2O_3 system in Fig. 4 (d) was the largest, at $230.2 \mu\text{m}$, while that of the volcanic ash-YSZ system in Fig. 4 (e) was relatively small ($182.6 \mu\text{m}$). The surface roughness of

the volcanic ash- Al_2O_3 doped YSZ mixture in Fig. 4 (f) was measured to be the smallest ($149.3 \mu\text{m}$).

3.4 Investigation of the reaction between volcanic ash and sol-gel prepared Al_2O_3 , YSZ, and Al_2O_3 doped YSZ

The melting point of the volcanic ash was measured using a DTA, and the results are shown in Fig. 5. Compared to the original melting point of volcanic ash (1178°C), the melting point of the corresponding volcanic ash and Al_2O_3 solid-state reacted compound increased to approximately 1310°C . The EDX mappings of this new compound are shown in Fig. 6 (a), from which it can be seen that the areas occupied by silicon overlapped those occupied by aluminum. Meanwhile, for the volcanic ash-YSZ mixed system, the SEM images and EDX mappings in Fig. 6 (b) demonstrate that the areas of silicon, calcium, and other components of volcanic ash did not overlap the areas of zirconia. As for the samples of volcanic ash reacted with Al_2O_3 doped YSZ, similar compositional separation was observed, as shown in Fig. 6 (c).

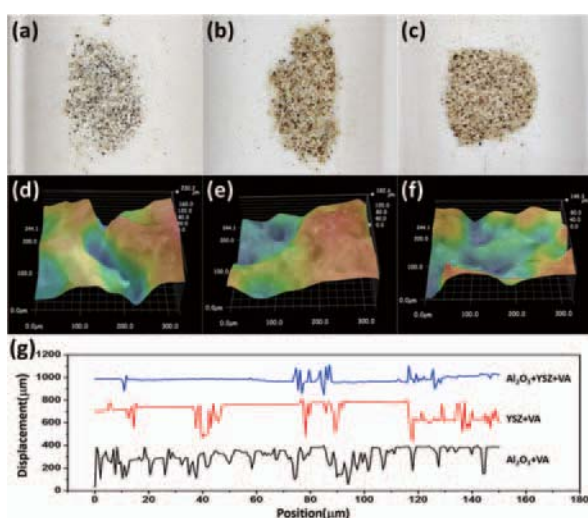


Fig. 4 Images showing the appearance of (a) volcanic ash- Al_2O_3 , (b) volcanic ash-YSZ, (c) volcanic ash- Al_2O_3 doped YSZ, mixtures annealed at 1250°C , together with their corresponding 3D surface roughness (d-f) and plotted roughness profiles (g).

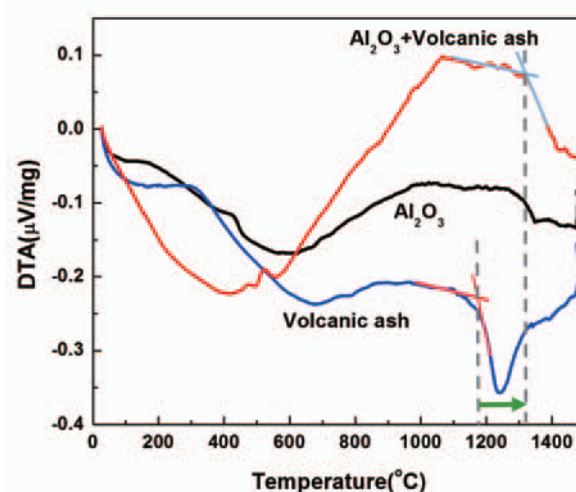


Fig. 5 DTA pattern showing the difference in melting temperature between the volcanic ash and the volcanic ash- Al_2O_3 mixture.

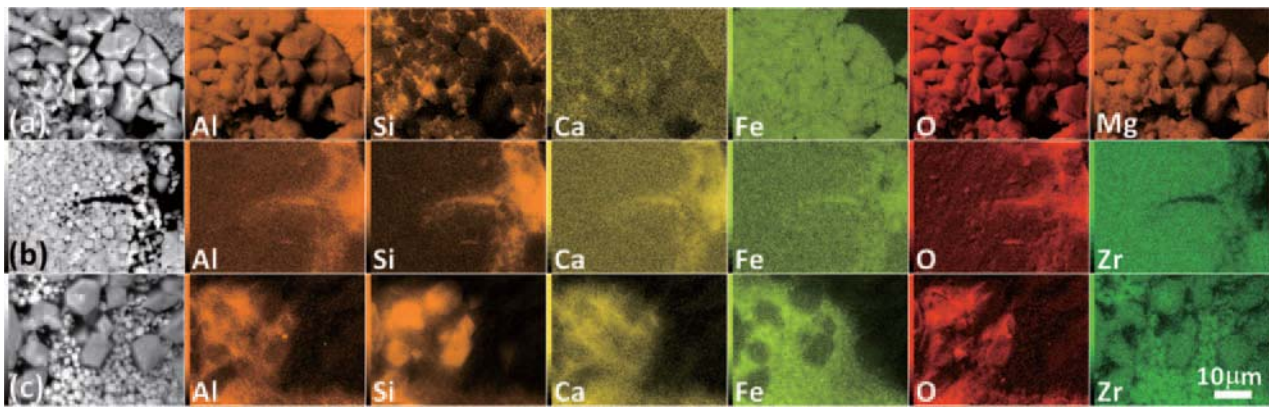


Fig. 6 EDX mappings showing the compositional distribution of volcanic ash- (a) Al_2O_3 , (b) YSZ, (c) Al_2O_3 doped YSZ reacted mixtures

3.5 Effect of the temperature on the reaction between volcanic ash and sol-gel prepared Al_2O_3

The effect of the volcanic ash and Al_2O_3 reaction (annealing) temperature was studied by XRD. As shown in Fig. 7, it was confirmed that it is possible to produce α -phase Al_2O_3 using the sol-gel method and the subsequent drying and annealing process. Moreover, while volcanic ash- Al_2O_3 mixture reacted at 1060 °C still preserve peaks associated with volcanic ash, signs (i.e. XRD peaks) of volcanic ash became much weaker with the increasing reaction temperature. With a peak reaction temperature of 1250°C and 1310 °C, which are higher than the melting point of volcanic ash (1178 °C), peaks of SiO_2 from the volcanic ash, and labradorite ($\text{Al}_{0.81}\text{Ca}_{0.325}\text{Na}_{0.16}\text{Si}_{1.19}\text{O}_4$) disappeared while anorthite ($\text{Al}_2\text{CaSi}_2\text{O}_8$) and spinel ($\text{Al}_{1.75}\text{Mg}_{0.889}\text{Mn}_{0.351}\text{O}_4$) associated peaks were identified.

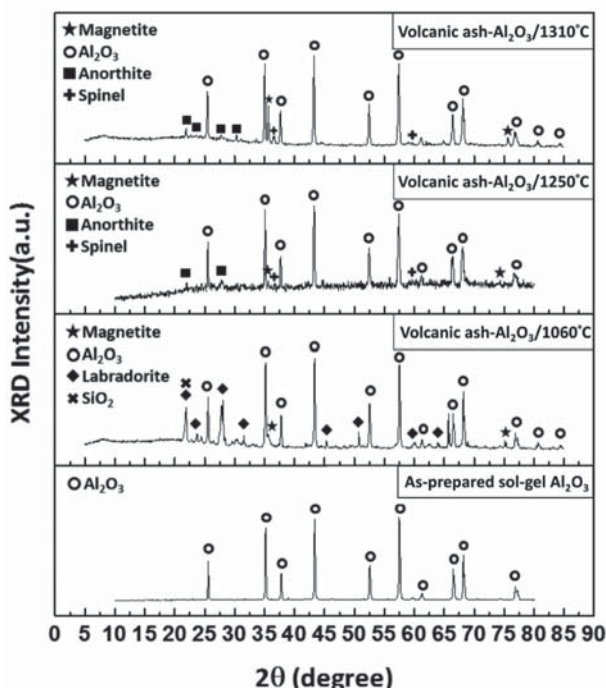


Fig. 7 XRD Spectra of the as-prepared sol-gel Al_2O_3 and 1060°C, 1250°C, and 1310°C annealed volcanic ash- Al_2O_3 mixtures, respectively.

4. DISCUSSION

The effectiveness of using sol-gel prepared Al_2O_3 as a protective layer against volcanic ash attacks has been verified in this study. Similar to the mitigation mechanism found on commercial Al_2O_3 in previous literature⁽¹⁶⁾⁻⁽¹⁸⁾, the sol-gel prepared Al_2O_3 appeared to form the similar reactive products capable of blocking the penetration of molten volcanic ash. The melting protectiveness of the sol-gel prepared Al_2O_3 was suggested by the analysis of the 3D surface roughness in section 3.3, where the surface roughness of volcanic ash- Al_2O_3 mixture was the largest among the three sol-gel specimens, indicating that volcanic ash and Al_2O_3 reacted in the solid-state to form compounds having melting temperatures higher than the annealing temperature. As shown by the SEM images in section 3.1, the particle size of the volcanic ash is inherently much larger than that of the as-prepared Al_2O_3 . If the volcanic ash had melted, the surface roughness would have been more evenly distributed, as in the case of the volcanic ash-YSZ specimen.

In Fig. 6, the EDX analysis indicated that the volcanic ash reacted with the sol-gel prepared Al_2O_3 during the heat treatment, as can be seen by the overlapping regions of Al with other elements. Si, Ca and Al were concentrated at the top right corner, while Fe and Mg tended to occupy the rest of the area. This suggested that a possible reaction had occurred between the volcanic ash and the Al_2O_3 , forming SiO_2 - CaO - Al_2O_3 based compounds. On the other hand, the Zr and main elements of volcanic ash were clearly segregated in the volcanic ash-YSZ specimen, particularly with Si and Ca components. This phenomenon confirms the previous findings that volcanic ash simply penetrates the columnar gaps of the YSZ top coat without forming reactive products capable of blocking it during engine operation^{(12),(16),(17)}. A less distinctive segregation behavior between the Zr and main elements of volcanic ash was observed in the Al_2O_3 doped YSZ. As shown by the EDX maps, the Zr seemed to be evenly distributed throughout the scanned area, and intermixed

with all the other elements. It is therefore, suspected that the volcanic ash preferentially reacted with the slight amount of Al_2O_3 doped in the bulk YSZ.

Lastly, the formation of anorthite, magnetite, and spinel in the volcanic ash- Al_2O_3 specimen was confirmed by the XRD analysis. Pure alumina was successfully produced using the proposed sol-gel procedure, as shown by the XRD spectra of the as-prepared sol-gel Al_2O_3 . After heat treatment at 1250 °C, XRD peaks of anorthite, magnetite, and spinel were detected on the volcanic ash- Al_2O_3 specimen, which is similar to the reactive products formed with the commercially-available pure Al_2O_3 ⁽¹⁷⁾. The sol-gel prepared Al_2O_3 demonstrated a promising step toward the goal of applying a protective layer of volcanic ash to TBC at an industrial level. On the other hand, the Al_2O_3 doped YSZ specimen seemed to be able to react to the components of volcanic ash to form SiO_2 -CaO- Al_2O_3 based compounds ^{(17),(19)}. However, based on the results of the surface roughness analysis, it was still inevitable that volcanic ash would melt during the heat treatment. It would be worth confirming whether sufficient protectiveness can be achieved with a higher amount of alumina doping (i.e. yttria depletion and volcanic ash melting issues ⁽¹²⁾). This paper has provided an initial insight into the versatility of preparing a volcanic ash protective layer using a wet-chemistry- (sol-gel) based approach. Further research is needed to determine the compatibility of sol-gel prepared Al_2O_3 on the YSZ coating and to fine-tune the coating deposition method.

5. CONCLUSION

A series of characterizations was carried out on sol-gel prepared Al_2O_3 to determine its behavior in reacting with volcanic ash at a high temperature. The results showed that volcanic ash reacts well with the sol-gel prepared Al_2O_3 powder, forming compounds having a higher melting temperature than volcanic ash.

The current work has particularly led to the following conclusions:

1. The synthesis of a high purity and crystallinity Al_2O_3 structure by sol-gel wet-chemistry has been confirmed using SEM, EDX, and TEM.
2. The large surface roughness of the sol-gel prepared Al_2O_3 -volcanic ash specimen indicated that the melting of volcanic ash was largely subdued at 1250 °C.
3. The overlapping regions of Si, Ca, and Al distribution in the EDX map of the Al_2O_3 -volcanic ash specimen indicated the formation of SiO_2 -CaO- Al_2O_3 based compounds.
4. The XRD analysis indicated the presence of anorthite ($\text{CaAl}_2\text{Si}_2\text{O}_8$), magnetite (Fe_3O_4), and spinel ($\text{Al}_{1.75}\text{Mg}_{0.889}\text{Mn}_{0.351}\text{O}_4$) on the Al_2O_3 -volcanic ash specimen, which is similar to reactive products formed between

commercial Al_2O_3 and volcanic ash in the previous work ⁽¹⁷⁾.

REFERENCES

- (1) Clarke, D.R., Levi, C.G., Materials Design for the Next Generation Thermal Barrier Coatings, Annual Review of Materials Research, Vol. 33 (2003), pp. 383-417.
- (2) Wu, L.T., Wu, R.T., Zhao, X., Xiao, P., Microstructure Parameters Affecting Interfacial Adhesion of Thermal Barrier Coatings by the EB-PVD Method, Materials Science and Engineering A, Vol. 594 (2014), pp. 193-202.
- (3) Beele, W., Marijnissen, G., Van Lieshout, A., The Evolution of Thermal Barrier Coatings – Status and Upcoming Solutions for Today's Key Issues, Surface and Coatings Technology, Vol. 120-121 (1999), pp. 61-67.
- (4) Miller, R.A., Current Status of Thermal Barrier Coatings - An overview, Surface and Coatings Technology, Vol. 30(1) (1987), pp. 1-11.
- (5) Padture, N.P., Gell, M., Jordan, E.H., Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Application, Science, Vol. 296 (2002), pp. 280-284.
- (6) Strangman, T.E., Thermal Barrier Coatings for Turbine Airfoils, Thin Solid Films, Vol. 127(1-2) (1985), pp. 93-106.
- (7) Meier, S.M., Gupta, D.K., Evolution of Thermal Barrier Coatings in Gas Turbine Engine Applications. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 116(1) (1994), pp. 250-257.
- (8) Nicholls, J.R., Lawson, K.J., Johnstone, A., Rickerby, D.S., Methods to Reduce the Thermal Conductivity of EB-PVD TBCs, Surface and Coatings Technology, Vol. 151-152 (2002) 383-391.
- (9) Stiger, M.J., Yanar, N.M., Topping, M.G., Pettit, F.S., Meier, G.H., Thermal Barrier Coatings for the 21st Century, Zeitschrift fuer Metallkunde, Vol. 90(12) (1999), pp. 1069-1078.
- (10) Mercer, C., Faulhaber, S., Evans, A.G., Darolia, R., A Delamination Mechanism for Thermal Barrier Coatings Subject to Calcium-Magnesium-Alumino-Silicate (CMAS) infiltration, Acta Materialia, Vol. 53 (2005), pp. 1029-1039.
- (11) Braue, W., Mechnich, P., Recession of an EB-PVD YSZ Coated Turbine Blade by CaSO_4 and Fe, Ti-Rich CMAS-Type deposits, Journal of the American Ceramic Society, Vol. 94(12) (2011), pp. 4483-4489.
- (12) Vidal-Setif, M.H., Chellah, N., Rio, C., Sanchez, C., Lavigne, O., Calcium-Magnesium-Alumino-Silicate (CMAS) Degradation of EB-PVD Thermal Barrier Coatings: Characterization of CMAS Damage on Ex-Service High Pressure Blade TBCs, Surface and Coatings Technology, Vol. 208 (2012), pp. 39-45.
- (13) Wellman, R., Whitman, G., Nicholls, J.R., CMAS Corrosion of EB PVD TBCs: Identifying the Minimum Level to Initiate Damage, International Journal of Refractory Metals and Hard Materials, Vol. 28 (2010), pp. 124-132.
- (14) Peng, H., Wang, L., Guo, L., Miao, W., Guo, H., Gong, S., Degradation of EB-PVD Thermal Barrier Coatings Caused by CMAS Deposits, Progress in Natural Science: Materials

- International, Vol. 22(5) (2012), pp. 461-467.
- (15) Roberts, G., Lessons Learned From Ash Clouds, July 18, 2010, New York Times.
- (16) Drexler, J.M., Gledhill, A.D., Shinoda, K., Vasiliev, A.L., Reddy, K.M., Sampath, S., Padture, N.P., Jet Engine Coatings for Resisting Volcanic Ash Damage, *Advanced Materials*, Vol. 23 (2011), pp. 2419-2424.
- (17) Lee, K., Wu, L.T., Wu, R.T., Xiao, P., Mechanisms and Mitigation of Volcanic Ash Attack on Yttria Stabilized Zirconia Thermal Barrier Coatings, *Surface and Coatings Technology*, Vol. 260 (2014) 68-72.
- (18) Mohan, P., Yao, B., Patterson, T., Sohn, Y.H., Electrophoretically Deposited Alumina as Protective Overlay for Thermal Barrier Coatings Against CMAS Degradation, *Surface and Coatings Technology*, Vol. 204 (2009), pp. 797-801.
- (19) Aygun, A., Vasiliev, A.L., Padture, N.P., Ma, X., Novel Thermal Barrier Coatings that Are Resistant to High-Temperature Attack by Glassy Deposits, *Acta Materialia*, Vol. 55 (2007), pp. 6734-6745.
- (20) Rai, A.K., Bhattacharya, R.S., Wolfe, D.E., Eden, T.J., CMAS-resistant thermal barrier coatings (TBC), *International Journal of Applied Ceramic Technology*, Vol. 7(5) (2010), pp. 662-674.
- (21) Schulz, U., Braue W., Degradation of $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ and Other Novel EB-PVD Thermal Barrier Coatings by CMAS ($\text{CaO-MgO-Al}_2\text{O}_3\text{-SiO}_2$) and Volcanic Ash Deposits, *Surface and Coatings Technology*, Vol. 235 (2013), pp. 165-173.

特集：ジェットエンジンの安全な運用を支える技術

航空機エンジン材料試験設備の紹介

Introduction of Test Facility for Jet Engine Materials

北條 正弘^{*1}

HOJO Masahiro

キーワード：ジェットエンジン，試験設備，材料

Key Words：Jet Engine, Test Facility, Material

1. はじめに

航空機用エンジンに最重要とされる安全性を担保する上で、構造材料の信頼性向上は不可避の課題である。宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空技術部門 推進技術研究ユニットのエンジン構造セクションでは、ジェットエンジンの高効率化や信頼性向上等を目的とする研究開発の中で、先進材料の適用によるエンジンの耐熱性向上や軽量化等の基盤研究、構造解析技術の高度化、エンジン材料試験設備の整備・運用、構造解析技術や試験設備を使用した研究開発プロジェクト支援等を行っている。本報では、JAXAで整備・運用してきたジェットエンジンに関する材料試験設備として、回転強度試験機、高速衝撃試験機、材料試験機を始めとする各種試験機とその試験例や技術課題を紹介する。

2. 航空エンジン構造材料試験設備

2.1 回転強度試験機

ディスク破壊試験や疲労試験、翼振動試験、軸振動試験等を行うための回転強度試験機として、大小2種類の回転強度試験機を使用している。

Fig. 1は小型回転強度試験機であり、駆動源にはエアタービンを使用することで、最大回転速度100,000 rpmを実現する。本試験機は高温環境での試験を想定し、高周波誘導加熱装置と電気加熱炉を使って、最高1,200℃程度までの高温回転試験が可能である。

供試体の最大外径は500 mm、最大重量は14 kgである。回転試験は、チャンバ構造内部で行われ、回転体の飛散防止を図るとともに、軸振動をリアルタイム監視する。回転体や試験機の異常による過振動を検知すると、エアタービンに供給される高圧ガスが自動的に遮断され、回転試験機を停止する。

計測データについては、28接点の多点スリップリングを介して、20,000 rpm程度までの回転速度での供試体（回転体）の歪みや温度を測定することが可能である。回転体の破壊試験の際には、チャンバ上部に設けた観測

窓から、高速度ビデオカメラで回転体を撮影し、破壊起点を確認している。

Fig. 2には、供試体としてCeramic Matrix Composite (CMC) ディスクを高周波数加熱した時の高温回転試験例を示す⁽¹⁾。高周波誘導加熱装置は、供試体（ここでは、CMCディスク）の上下にカーボン発熱体を備え、この発熱体をディスク（扇形）形状の誘導加熱コイルにより発熱させる。その結果、発熱体からのふく射によりCMCディスクが加熱される。この装置の利点は、供試体の回転面上に何ら加熱装置を配置することなく高温回転破壊試験を行うことができる点である。その反面、供試体（回転体）に合わせた誘導加熱設計が必要なことや、供試体に温度分布が発生しやすいことが技術課題となっている。

Fig. 3は高温回転試験用の電気加熱炉内部を撮影したものである。回転体の上下に電気ヒータが配置されている。上下側面の全体は断熱材で覆われているため、高周波誘導加熱装置よりも均一な温度分布が得られているが、加熱炉内に収まるように回転体を設計する必要がある。破壊試験を行うときは、加熱炉側壁を取り外して、交換可能な断熱材ブロックを円周上に並べて、回転体の飛散による加熱炉の損傷軽減を図っている。

Fig. 4には大型回転強度試験機を示す。同試験機は、中小型航空機エンジンのフルスケールサイズの供試体について回転強度試験を行うことを目的としている。駆動源には60 kWモータを使用しており、最大回転速度は



Fig. 1 Small-sized spin tester

原稿受付 2020年5月1日

*1 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1
E-mail: hojo.masahiro@jaxa.jp

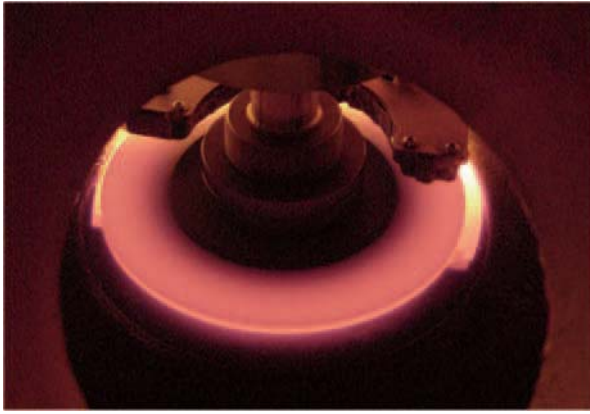


Fig. 2 Hot spin test of a Ceramic Matrix Composite (CMC) disk using induction heater

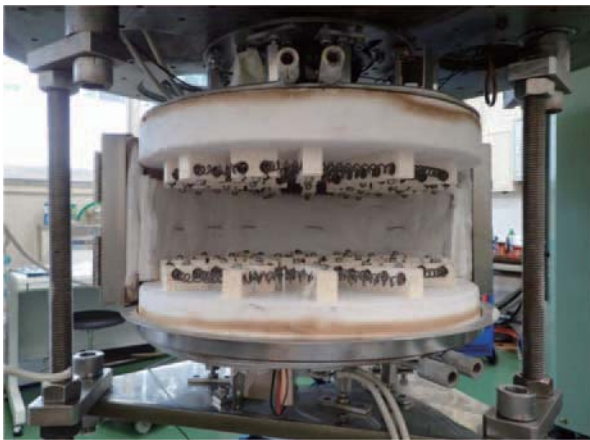


Fig. 3 Electric heating furnace for hot spin tests



Fig. 4 Large-sized spin tester



Fig. 5 High-speed impact test apparatus

42,000 rpmである。供試体の最大外径は1.8 m, 最大重量は400 kgである。計測には72接点の多点スリップリングを使用し、回転体の歪みを測定する。破壊試験の際には、小型回転強度試験機と同様に、チャンバ上部の観測窓から、高速度ビデオカメラで回転体を撮影する構造となっている。

2.2 高速衝撃試験機

ファンプレードやファン出口案内翼等の開発には、航空機エンジンにおける鳥吸込み等の異物吸込みに対する耐衝撃性の実証が必要である。Fig. 5は高速衝撃試験機であり、ファンプレード等の衝撃試験に使用している^{(2),(3)}。

図中左端のテストセクション内にある定盤にファンプレード等の供試体を固定した後、加速管（直管）右端に射出する飛翔体を設置する。加速管右端にある圧力容器に高压ガスを充填してから、高速バルブにより高压ガスを急速放出すると、飛翔体が加速管を経て供試体に衝突する、つまり打込みが行われる。

打込み速度は圧力容器での射出圧力（1 MPa未満）と飛翔体重量に依存し、供試体への衝突速度は、50～450 m/sの範囲である。飛翔体には、ゼラチン球や氷球を使用した実績があり、ゼラチン球の例をFig. 6に示す。ゼラチン球の重量は約1 kg, 外径120 mm程度であり、最大250 m/s程度で打込むことができる。飛翔体は、高密度ポリエチレンと発砲スチロール製のサボ（Sabot）と呼ばれる筒で覆われている。サボは加速管出口のサボストップで飛翔体と分離される。本装置では、外径120 mm程度以下の任意形状の飛翔体を、形状を保持したまま衝突させることができる。飛翔体の打込み速度は、加速管出口に取り付けられているレーザ速度計で測定する。

テストセクションの両側面と上面の3面に1 m×1 m程度のアクリル厚板製の大型観測窓を取り付けており、高速度ビデオカメラを使用して、ファンプレードの3次元変形を観察する。

Fig. 7はファンプレード衝撃試験⁽³⁾の予備試験として行った金属平板へのゼラチン球打込み試験で撮影したゼラチン球の高速度ビデオカメラ画像である。高速度ビデオカメラ画像から、衝突直前のゼラチン球の形状や衝突速度、衝突位置等を確認することができた。また、高



Fig. 6 The gelatin ball held in sabot

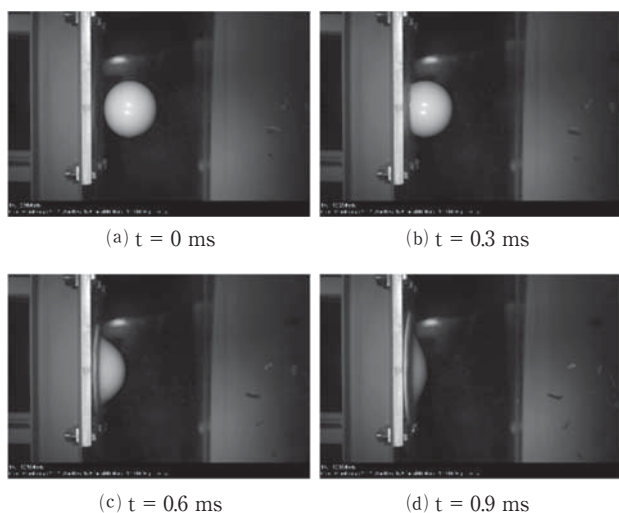


Fig. 7 Time history deformation of a gelatin ball shot to rigid wall



Fig. 8 Arrangement of high-speed video cameras and lighting equipment

速度ビデオカメラで撮影した連続画像から画像相関法によって供試体の変形量や歪みを算出する。ここでは、Digital Image Correlation (DIC) 専用ソフトウェアを使用し、3D歪み分布を解析している。Fig. 8はファンプレード衝撃試験における撮影機材の配置例であり、ファンプレード変形の観察や歪み解析用に、最大6台の高速度ビデオカメラを使用している。その他、ファンプレード等の供試体に貼付した歪みゲージを使って、最大32点の歪み測定も可能である。

2.3 材料試験機

材料試験には、疲労試験機と引張試験機を使用している。疲労試験機をFig. 9に示す。疲労試験機の試験荷重は最大100 kNである。薄型電気加熱炉を使用して最大1,500 °Cまで温度条件で疲労試験を行うことができる。試験片の固定には、油圧グリップを使用しており、平板試験片や丸棒試験片の疲労試験に対応する。また、油圧グリップから、疲労き裂進展試験ジグ（使用温度900 °Cまで）に交換することにより、Compact Tension (CT) 試験片を使用した疲労き裂進展試験が可能である。測定項目には、荷重や変位のほか、高温伸び計による歪みなどが挙げられる。

引張試験機は、試験荷重が最大100 kNであり、恒温環境槽を使用して、-70 °C ~ 350 °Cの温度環境の試験を行う。平板試験片や丸棒試験片に専用のメカニカルグリップの他、圧縮試験用ブラテンや3点曲げ試験ジグ、層間引張強度試験等の複合材試験ジグ、ハニカムサンドイッチパネル試験用試験ジグ等を使用することにより、様々な試験ニーズに対応できる。荷重、変位、クリップゲージや非接触ビデオカメラ伸び計を使って歪みを測定する。

2.4 振動試験機

ファンプレード等の翼部品の固有振動数測定や振動モード測定、材料の高サイクル疲労試験等に使用している動電式振動試験機をFig. 10に示す。試験機の最大

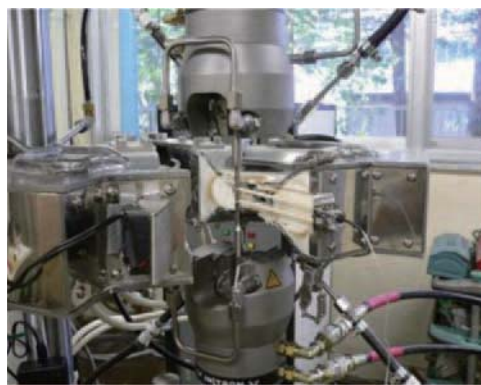


Fig. 9 Fatigue testing machine



Fig. 10 Electrodynamic vibration testing machine

振動数は3,000 Hz, 最大加振力16 kN, 最大加速度1,250 m/s², 最大変位 51 mmであり, 供試体の最大重量は300 kgである。この試験機は移動式電気加熱炉を有しており, 室温から1,500 °Cまでの高温試験も実施できる。室温試験における振動測定には, 最大3チャンネルの加速度センサを使用することができる。高温試験では, 高応答性ブルーレーザ変位計による変位測定のみが使用可能である。

2.5 水蒸気環境試験機

材料の長時間の耐水蒸気特性を評価するための水蒸気環境試験機をFig. 11に示す。水蒸気環境の原理は, まず水タンク内の精製水を小型ポンプによって連続的に試験機内に供給する。供給した精製水を蒸発ヒータで水蒸気とし, 乾燥空気と混合後, テストセクションに流入させる。試験温度は1,500 °C以下, 試験圧力は1.0 MPa未満で, 水蒸気分圧は水供給量と空気圧力・流量により調整する。水タンクに精製水を定期的に供給すれば長時間試験も可能である。テストセクションには, 外径60 mm程度以下の任意形状の供試体や材料試験片を設置する。

測定項目は, テストセクション内のガス温度, 圧力であり, 材料の耐水蒸気特性は, 試験前後の重量や寸法変化, 材料組織観察, 残留強度等により評価する。



Fig. 11 Durability test apparatus in high temperature water vapor environment

2.6 熱疲労試験機

熱疲労試験機は, 燃焼器ライナや高圧タービン翼材料の熱疲労特性を評価することを目的とし, 赤外線ランプ加熱を使って繰り返し熱応力を材料に負荷する装置である (Fig. 12)。赤外線ランプは出力3 kWを有し, 温度調節器によって出力制御される。2台の赤外線ランプの間に平板試験片を固定し, 試験片の表裏面に温度差を生じせしめることで熱応力を負荷する。赤外線ランプをゆっくり点滅させることで, 試験片に繰り返し熱応力を負荷でき, 熱応力試験が可能となる。試験温度 (加熱温度) は最大1,400 °C程度である。評価可能な試験片サイズは, 加熱範囲の制約によるがφ20 mm程度である。試験片表裏面に熱電対を取り付け, 表裏面温度を測定し, 温度信号を参照して温度制御試験も行うことがで



Fig. 12 Thermal fatigue testing machine

きる。材料や試験片厚さ等にも依存するが, 最大8 s程度で最高温度まで到達する特性を活用して, 熱衝撃試験にも使用している。

2.7 分析装置

材料試験や要素試験後の評価においては, 材料の損傷や劣化評価が重要となる。そのため, 検査用サンプルを製作するための精密切断機や研磨装置, 破面観察や材料のミクロ組織を行うための電子顕微鏡や光学顕微鏡, 非破壊検査を行うためのボアスコープやフェイズドアレイ超音波探傷器, 蛍光浸透探傷検査機材, X線CTスキャナ, ハンマリング試験機材, その他にフーリエ変換赤外分光光度計 (FT-IR), X線回折 (XRD) 装置等の様々な分析装置を整備している。

3. まとめ

本報は, ジェットエンジン材料試験設備を構成する各種試験機を紹介した。先進的な構造材料の基礎的並びに機械的性能を評価するには, 構造解析に加えて試験検証技術が高めることが鍵となる。将来のニーズを先取りして, 試験設備の維持・拡張は今後も継続するであろう。JAXA航空技術部門では, 基礎研究, 外部機関との共同研究, 試験設備等供用に基づく技術支援⁽⁴⁾等を通じて, エンジン先進材料の実用化を目指す予定である。

参考文献

- (1) 荒木隆人, 橋本良作, 河内幸雄, 井上貴博, 村上 敬, 瀧博資, 軽量・複合材技術の研究開発, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 32, No. 5 (2004), pp. 372-378.
- (2) Toshio Nishizawa, Outline of JAXA's Project: Advanced Fan Jet Research (aFJR), Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2019 Tokyo (2019), IGTC-2019-IL2.
- (3) Hiroshi Kuroki, Toshihiko Hosaka, Tomo Takeda, Masahiro Hojo, Toshio Nishizawa, Nobuhiro Yoshikawa, Development of Hollow Composite Fan Blade, Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2019 Tokyo (2019), IGTC-2019-186.
- (4) JAXA新事業促進部 施設設備供用
<<https://aerospacebiz.jaxa.jp/solution/facility/>>
(accessed on 31 March, 2020).

2019年度通常総会報告

公益社団法人 日本ガスタービン学会2019年度通常総会は、2020年4月16日(木)15時より開催された。出席者は委任状提出者、議決権行使者を含めて1,122名であり、定款に定められた成立要件である総正会員数の過半数934名を満たし、総会は成立した。

報告事項

2019年度事業報告・監査結果報告
2020年度事業計画および収支予算
以上について担当理事より報告された。

決議事項

第1号議案：計算書類および財産目録の件 承認
第2号議案：理事選任の件 10名の候補者全員を承認

第3号議案：名誉会員候補者の件 承認

第4号議案：終身会員候補者の件 承認

以上の通り、いずれの議案も原案通り承認された。

総会終了後の第1回臨時理事会（書面審議）にて理事の互選により識名朝春氏が新会長に、副会長には太田有氏が選定され、また法人管理及び公益事業担当の執行理事13名が決定された。

なお、2019年度通常総会添付書類（2019年度事業報告、計算書類および財産目録、2020年度事業計画・収支予算）は、学会ホームページの会員ページに掲載されている。



2020年度役員

会長	識名 朝春 (IHI)
副会長	太田 有 (早大)
法人管理担当執行理事	石井 達哉 (JAXA), 大石 勉 (IHI), 飴 雅英 (川崎重工), 岸部 忠晴 (MHPS) (兼務), 村田 章 (東京農工大)
公益目的事業担当執行理事	石井 達哉 (JAXA) (兼務), 伊藤 栄作 (MHI), 岡田 満利 (電中研), 及部 朋紀 (防衛装備庁), 岸部 忠晴 (MHPS), 佐藤 哲也 (早大), 鈴木 伸寿 (東芝ESS), 新関 良樹 (徳島文理大), 野崎 理 (高知工大), 姫野 武洋 (東大)
理事	鈴木 雅人 (産総研), 清野 幸典 (東北電力), 稜川 宏樹 (JALエンジニアリング), 福谷 正幸 (本田技術研究所), 渡邊 啓悦 (荏原)
監事	筒井 康賢 (元高知工大), 松崎 裕之 (東北発電工業)

2019年度 学会賞審査報告

2019年度学会賞審査委員会委員長 田沼 唯士
TANUMA Tadashi

本学会では、ガスタービンおよびエネルギーに関連する優れた論文の著者や優れた技術の開発者に対し2年に一度学会賞として論文賞・技術賞・奨励賞を贈り、表彰しております。

2019年度はその表彰の年に当たりますので、2015年11月から2019年10月までを対象期間とし、論文賞・奨励賞候補には学会誌および英文電子ジャーナルに掲載された技術論文の著者、技術賞候補にはこの期間に完成した新技術の開発者を対象として学会誌、学会ホームページを通じて募集しました。その結果、論文賞については19件

(奨励賞対象論文含む)、技術賞については3件の候補の推薦がありました。

学会賞審査委員会では、審査方法に関して過年度と同様とし、論文賞・奨励賞については各委員による書面評価による審査、また、技術賞については書類審査とヒアリングによる審査を実施しました。その結果、論文賞2件、技術賞3件、奨励賞2件を推薦し、理事会に報告しました。そして理事会における審議により、その推薦内容が承認され、以下のとおり、授賞が決定いたしました。

論文賞

遷音速ファンのフラッター境界予測におけるミスチューニング効果の統計的感度解析

(日本ガスタービン学会誌 46巻1号 2018年1月)

東京大学 立石 敦
渡辺 紀徳
姫野 武洋
(株)IHI 青塚 瑞穂
室岡 武

航空エンジン遷音速ファンに生じる翼振動である失速フラッターは、特性マップ上の発生領域がサージ線から張り出し、地上運転時の作動線に接近する特徴がある。そのため、設計時の予測精度向上や抑制法確立が課題となっている。著者らは、独自開発した流体構造連成解析手法を用いてファンリグ試験で経験された失速フラッターの発生領域再現を目指したが、解析では試験よりも発生領域がやや広く算出された。試験・解析間の差の原因を探る際、ミスチューニング（製造公差等に起因する翼構造特性のばらつき）はフラッターを抑制することが知られており、その影響度を評価する必要がある。

そこで本論文では、対象とするファンのフラッター

境界を包含する合計19作動点において、モンテカルロ法による統計評価に基づき、フラッター発生領域のミスチューニング量に対する感度と、全翼の振動パターンの変化を調べた。その結果、モード質量の影響は小さく翼振動数のばらつきがフラッター抑制効果に支配的なこと、標準的な翼振動数のばらつきの下ではフラッター境界の変化は小さいことがわかった。この結果より、フラッター解析と試験の差は製造公差による偶発的なものではないこと、より正確な解析には流体解析の精度向上が必要であることを考察した。さらに、翼振動数のばらつき増大に伴う振動特性の変化や、他翼との連成が小さい、単一の翼が支配的なモードの存在を明らかにした。

論文賞

動翼シュラウド漏れ流れ制御による蒸気タービンの段効率向上

(日本ガスタービン学会誌 46巻5号 2018年9月)

三菱重工業(株) 柴田 貴範

三菱日立パワーシステムズ(株) 福島 久剛

瀬川 清

動翼の先端にシュラウドを有する蒸気タービンの高・中圧段では、シュラウドを回り込む漏れ流れが発生し、大きな損失要因となり得ることが知られている。その漏れ流れは、強い旋回速度成分を有するため、主流と合流する際に大きな混合損失を生み出し得る。本研究では、その漏れ流れと主流の混合損失に着目し、流れ解析と要素試験によって、動翼下流のキャビティ形状が段性能に与える影響を評価した。試験で性能を評価した改良案は2案あり、1つはシュラウドとケーシングの間の軸方向間隙を減らすための軸方向フィンであり、もう1つは、

さらに漏れ流れの旋回速度を減らすことも考慮した旋回防止板である。ベース案を含めた合計3タイプのキャビティ形状を設計、製作し、1.5段の空気タービンにて性能を評価した。その結果、ベース形状に比べて段効率が、軸方向フィンの場合で0.2%、旋回防止板の場合で0.7%向上した。今回試験した旋回防止板は、主流と混合する前に漏れ流れの旋回速度を効果的に除去することができ、段効率向上と動翼下流の流れの一樣化を同時にもたらす性能改善手段の一つである。

技術賞

ハイパワー・スリム・エンジンの研究

防衛装備庁 航空装備研究所

(株)IHI 航空・宇宙・防衛事業領域防衛システム事業部

平成22年度に防衛省は、「将来の戦闘機に関する研究開発ビジョン」を公表し、将来の戦闘機のコンセプトと、その実現に向けて必要な研究項目の1つとして次世代ハイパワー・スリム・エンジンが示された。防衛装備庁航空装備研究所は、ハイパワー・スリム・エンジンを実現するため、実証エンジン(XF5-1)の研究で獲得した技術を基礎として、更なる高温化とファンの高比流量化等を図ることとした。高温化の目標を他機種の動向等から世界トップレベルとなる燃焼器平均出口温度最大1,800℃として、平成22年度からエンジンコア部構成要素である更なる軽量化、高温化を図った圧縮器、燃焼器及び高圧タービンの研究に、平成25年度からは高比流量化等を図ったファン、低圧タービンの研究に着手し、それらの技術的な成立性を試験により確認した。平成29年7月からは防衛装備庁千歳試験場の高空性能試験装置を用いてコアエンジンの運転試験を実施して、目標とした燃焼器平均出口温度最大1,800℃での作動健全性を確認

し、その技術的な成立性を確認した。これらの研究成果をハイパワー・スリム・エンジンとしてシステム・インテグレーションする研究に平成27年度から着手し、同時期に実施していた先進技術実証機X-2の搭載エンジンXF5-1(FT)で得られた教訓事項等を反映させつつ、平成30年6月にプロトタイプ・エンジンXF9-1が完成した。平成30年7月からXF9-1のエンジン運転試験を開始し、速やかに目標とするアフターバーナー非作動時の最大推力11トン、アフターバーナー作動時の最大推力15トンを達成した。エンジン製造から目標推力達成までのエンジン運転時間は、長い歳月の技術の蓄積により、中等練習機T-4用エンジン(F3)の開発時の所要時間と比較して約9割短縮することができた。以上より、将来の戦闘機に供しうる我が国独自のハイパワー・スリム・エンジン技術を確立できる見通しが得られた。

技術賞

5MW級M5Aガスタービンの開発

川崎重工業(株) 寺内 晃司
池口 拓也
上村 大助
松本 匡史

省エネルギー、CO₂排出量削減や電力安定供給のニーズからコージェネレーションは普及が進んでおり、熱電比の高い産業用分野で多く利用される主要なシステムのガスタービンコージェネレーションには、より一層の効率向上への期待がある。川崎重工業は、長年培ってきた産業ガスタービンの開発技術を結集し、多くの経験や実績をベースに信頼性を継承すると同時に、最新技術を適用しクラス最高効率と環境性能を実現した5 MW級の新機種「M5Aガスタービン」を開発した。本機は5 MWといった比較的小容量ながら高いエネルギー利用効率による優れた経済性を有し、分散型エネルギーシステムとして優れるガスタービンコージェネレーションを導入する選択肢を多くのエネルギー需要家へ提供可能とした。

設計においては信頼性継承を第一とし実績があり品質上確立した技術を適用すると同時に、コージェネ性能、環境性能、耐久性、運用性などを高いレベルで実現すべく、流れ解析による最適化空力設計や熱流体連成解析による冷却設計などの最新の設計技術を適用した。また、開発試験では、非接触の動翼振動計測や放射温度計による計測などの評価技術を適用して信頼性を確認した。

市場投入以降、国内外で採用が進み、順調に運用実績を重ねている。また、行政、産業界、学术界など様々な視点から認定や表彰により高く評価されており、これらの高い期待に応えるため、今後もさらなる商品性向上に取り組んで行く。

技術賞

高効率軽量ファン・タービン技術

宇宙航空研究開発機構 西澤 敏雄
石井 達哉
北條 正弘
賀澤 順一
(株)IHI 草川 剛

JAXA航空技術部門は、将来の超高バイパス比エンジンの開発に向け、株式会社IHIと共同で高効率軽量ファン・タービン技術実証（略称aFJRプロジェクト）を実施した。同プロジェクトは、ファン及び低圧タービンについて日本の航空機エンジン産業が国際競争力を強化しうる差別化技術の開発を行ったものである。1）層流ファン設計によるファン高効率化、2）中空CFRP翼設計によるファンブレード軽量化、3）加工シミュレーションベース設計によるメタルディスク軽量化、4）樹脂製ハニカム構造設計による吸音ライナ軽量化、5）CMCブレード設計によるタービン軽量化を実現する要素技術を開発した。開発した技術をそれぞれ適用した供試体の設計製作および地上試験設備を用いた実証試験に

より、高効率化および軽量化の性能目標を達成することができた。また、超高バイパス比エンジンシステムに開発技術を適用した場合の燃料消費（Fuel Burn）の低減効果を性能評価ツールで推算し、当初見込み（1%減）を上回る効果を期待できることも明らかとなった。開発した樹脂製吸音ライナが、軽量化とともに騒音低減およびコスト低減の効果を両立できることも確認した。

航空機についてCO₂排出基準の国際的取り決めが進められ、低燃費化はますます重要な課題となっている。環境適合性能が国際競争力を左右する時代であり、産学官の先進的な研究開発成果を実用化へ繋げる活動へ今後も貢献していきたい。

奨励賞

超音速矩形ジェットから発生する騒音のマイクロジェットによる抑制 第三報 騒音低減要因に関する考察

(日本ガスタービン学会誌 45巻4号 2017年7月)

(株)IHI 岡田 隆一

環境適合型次世代超音速ジェット機の実現にはジェット騒音の大幅な低減が不可欠である。ジェットエンジンの排気ジェットが音速を超える場合には、亜音速ジェット騒音に比べて騒音レベルが増大するため、従来機に比べて大幅な騒音低減量が要求される。巡航時のエンジン性能の低下を防ぎつつ離着陸時に必要な騒音低減量を得る能動制御手法の一つとして、主ジェットに対して微量のジェットを吹き付けるマイクロジェット噴射が提案されている。超音速ジェット騒音に対するマイクロジェット噴射の効果を調べた研究例は少なく、詳細な音響場や流れ場の調査が不十分であることから騒音低減のメカニズムは未解明である。本研究では無響室内でスケールモデルを用いた騒音計測を実施するとともに流れ場の可視

化や数値解析を実施した。

本論文は一連の調査結果をまとめた論文であり、超音速矩形ジェットから発生する騒音のマイクロジェット噴射による低減効果を広範な条件で示した。例えば、不足膨張状態の主ジェットに対して質量流量比1.5%のマイクロジェットを噴射することにより、約13dBの低減量が得られた。また、超音速ジェット騒音に特徴的なスクリーチ音および広帯域衝撃波関連騒音の流れ場との関連性を見出し、マイクロジェット噴射による騒音低減の物理的機構を明らかにした。得られた知見にもとづき、主ジェットの状態に応じたマイクロジェットの適切な噴射方法を提案した。

奨励賞

淀み点保炎噴霧燃焼器の排気性能に及ぼす燃料微粒化レベルおよび空気温度の影響

(日本ガスタービン学会誌 46巻2号 2018年3月)

法政大学大学院 齋藤 拓海

※現在の所属は、JFEエンジニアリング(株)

希薄予混合燃焼はガスタービンからのNO_x排出削減の合理的な手法であるが、NO_x排出と燃焼効率がトレードオフの関係にあることや火炎の安定性の問題から希薄化が制約される。液体燃料焚きの場合、燃焼室の上流に位置する予混合気形成領域における自発点火や逆火を確実に回避しようとする均質度の高い混合気を生成することが難しい。また、希薄予混合燃焼が燃焼振動を起こしやすいという問題もある。それらの問題に関わる制約のために、NO_xの排出抑制に対する希薄予混合燃焼のポテンシャルを十分に発揮させられない場合が多い。上記の課題に対して、本論文では、著者らが提案するLean-Lean Two-Stage Combustion (LL2) 燃焼方式

の1段階目としてシンプルかつ希薄域の保炎性に優れた淀み点保炎噴霧燃焼を適用することを想定し、液体燃料噴霧を燃焼空気噴流と同軸で燃焼室ドーム壁に噴射する淀み点保炎用のインジェクターを製作し、大気圧において灯油を燃料とし、排気性能の調査を行った。その結果、淀み点保炎噴霧では優れた保炎性と超低NO_x燃焼が実現できるとともに、微粒化レベル、霧化空気への旋回の付与の有無、噴流空気温度、全体当量比がNO_x排出および燃焼効率に対して影響を及ぼしていることが確認された。また、同一燃焼装置を用い灯油を気体メタンで代替して排気特性を評価し、燃料の蒸発過程の有無がNO_x排出に及ぼす影響についても併せて調査した。

公益社団法人日本ガスタービン学会終身会員の紹介

公益社団法人日本ガスタービン学会では、永年にわたり本学会に在籍し、本学会に対して特に功労のあった者のうちから理事会の推薦により総会において承認された方が終身会員となります。去る4月16日に開催されました2019年度通常総会において次の方が新たに本学会の終身会員になりました。

浜田 義次 氏	伊藤 献一 氏
鈴木 二郎 氏	住 泰夫 氏
三崎 仁郎 氏	室田 光春 氏

会 告

▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

島村 昌邦 (IHI)	尾崎 喜彦 (川崎重工業)	藤本 治貴 (シュナイダーエレクトリックジャパン)
植田 茂紀 (大同特殊鋼)	今和泉 昭彦 (中部電力)	

次号予告 日本ガスタービン学会誌2020年7月号 (Vol.48 No. 4)

特集 ガスタービン周辺技術の新展開

論説・解説

巻頭言 寺澤 秀彰 (東京ガス)

ガスタービン用吸気フィルタ、エンクロ、ダクト等の事例、技術動向の解説 (仮) 澄田 和夫 (進和テック)

ガスタービンコージェネレーション向けガス圧縮機の最新動向 松中 聖剛 (日本コムテック)

ガスタービン用燃料ガス圧縮機の技術動向 田中 喜芳 (前川製作所)

ガスタービン用減速機の技術解説 岩本 安弘 (日立ニコトランスミッション)

ガスタービン制御システムにおける技術動向 三崎 研吾 (ウッドワード・ジャパン)

ガスタービン用点火装置の技術解説 吉田 英明 (横河電子機器)

ガスタービン用発電機の技術解説 大久保 隆介 (西芝電機)

※タイトル、執筆者は変更する可能性があります。

第48回日本ガスタービン学会定期講演会・講演募集

下記の日程で、第48回日本ガスタービン学会定期講演会を、山口県周南市で開催いたします。講演をご希望の方は、期日までに学会ホームページより講演の申し込みをお願いします。

主 催 公益社団法人 日本ガスタービン学会
協 賛 協賛団体は学会ホームページ
 (http://www.gtsj.org/) をご覧ください。
開 催 日 2020年10月14日(水)、15日(木)
講演会場 周南市文化会館
 〒745-0874 山口県周南市徳山5854-41
 http://s-bunka.jp/bunka/
 電話番号：0834-22-8787
見 学 会 2020年10月16日(金)

※ 会期中のご宿泊は各自で手配ください。

講演関連日程

講演申込締切 2020年 6 月19日(金)
 講演採否連絡 2020年 7 月17日(金)
 論文原稿締切 2020年 8 月28日(金)※

募集講演

「研究報告」および「技術紹介」に関する講演を募集いたします。「研究報告」の対象は、ガスタービン及びエネルギー関連技術に関する未発表の研究とします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限り、ます。「技術紹介」は、既発表の研究のレビューや関連情報(例えば、試験設備、設備運転実績)の紹介などとなります。講演論文集では「研究報告」と「技術紹介」の別を明示いたします。

ガスタービン本体およびその構成要素、補機・付属品、補修技術、ガスタービンを含むシステムやユーザーの計画・運用および保守実績に関する講演、ターボチャージャー、蒸気タービンなどに関する講演に加え、ガスタービン関連の技術(材料、製造、溶射など)に関する講演も歓迎します。

講演時間

論文1件につき、講演15分、討論5分、合計20分です。

登壇者の資格

原則として、本会会員もしくは協賛団体会員に限り、ます。(1人1題目の制限はありません。)

講演申込方法と採否の決定

学会ホームページ (http://www.gtsj.org/) で講演題目・著者・登壇者・概要(200文字以内)などを登録し

てください。講演申し込み後すぐに、受付完了をお知らせするEメールが自動返送されますので、申し込み内容をご確認ください。学会ホームページからの申し込みができない場合には事務局にお知らせください。

締切後の申し込みは受け付けません。

講演採否は、7月17日(金)までにEメールで連絡します。

公益社団法人 日本ガスタービン学会事務局
 電話番号：03-3365-0095
 FAX番号：03-3365-0387
 Eメールアドレス：gtsj-office@gtsj.org

講演論文原稿の提出※

講演会に先立ち、講演論文原稿をご提出いただきます。原稿は講演論文集原稿執筆要領(学会ホームページに掲載)に従って、A4用紙2～8ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙を付して、期限までにEメールに添付した電子データ(PDF形式)として提出してください。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は、講演採否の連絡時にお届けします。

技術論文としての学会誌への投稿※

原稿執筆要領に記載の要件を満たす「研究報告」の講演原稿は、著者の希望により、講演会終了後に通常の技術論文として投稿されたものとして受理されます。技術論文としての投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー2部を添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。

日本ガスタービン学会学生優秀講演賞

学生による「研究報告」の内、特に優秀な発表に対して表彰を行います。表彰された発表に対しては表彰状および副賞が授与されます。エントリー希望者は、申込時に所定欄の「エントリーする」に印をつけてください。

学生講演会参加旅費支援

学生が登壇者として講演会に参加する際の旅費の一部を補助する予定です。申請方法や審査方法については、7月上旬までに学会ホームページなどでお知らせします。

※コロナウイルス感染状況に応じた柔軟な対応を可能とするため、講演論文集の発行については現時点で未定です。講演採否連絡、ならびに学会ホームページにおける最新情報をご確認ください。

第33回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

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

1. 日時：2020年7月9日(木)、10日(金)
2. 場所：(国研)宇宙航空研究開発機構 調布航空宇宙センター（東京都調布市深大寺東町7-44-1）
JR中央線 吉祥寺駅、三鷹駅、京王線 調布駅よりバス約15分＋徒歩約5分
3. プログラム：9日(木) 9:30- 受付（事務棟1号館講堂）
10:00-10:10 開会の挨拶
10:10-11:40 「ガスタービン概論」 山根 敬（JAXA）
11:40-12:40 昼食
12:40-14:10 「ガスタービンと流体力学」 山本 誠（東京理科大学）
14:20-15:50 「ガスタービンと伝熱工学」 村田 章（東京農工大学）
16:10-17:40 「ガスタービンと燃焼工学」 吉田正平（MHPS）
18:00-19:30 懇親会（参加費 無料）
10日(金) 9:00- 受付
9:20-10:50 「ガスタービンと材料工学」 生沼 駿（東芝）
11:00-12:30 「ガスタービンと制御工学」 垣内大紀（IHI）
12:30-13:30 昼食
13:30-14:20 「JAXAにおける航空エンジン研究紹介」 石井達哉（JAXA）
14:40-16:40 見学会 JAXA 調布航空宇宙センター（ガスタービン関連施設等）
16:40-16:50 アンケート記入
16:50-17:00 閉会の挨拶

（注）延期・中止について

新型コロナウイルス感染症の蔓延状況により、延期または中止になる場合があります。延期・中止について決定し次第、学会ホームページ上でアナウンスするとともに申込者にメールでご連絡いたします。また、プログラムが変更になる場合がございますので、最終プログラムはホームページにてご確認ください。

4. 定員：60名 ※申し込み多数の場合、お断りすることがございます。
5. 対象者：大学、大学院、高等専門学校在籍者、ならびに技術者（ガスタービン初心者）
6. 参加費（税込）：学生（会員：¥4,400／非会員：¥7,700）、社会人（会員：¥16,500／非会員：¥27,500）
参加費にはテキスト（「ガスタービン工学」）の代金が含まれております。
7. 参加費の支払い：当日、受付でお支払いください。その他のお支払方法は学会事務局にご相談下さい。
8. 受講証の発行：2日間の講義を受講された方には「ガスタービン教育シンポジウム受講証」を発行します。
9. 申込方法：

学会ホームページ（<http://www.gtsj.org/>）よりお申込みください。または、「第33回ガスタービン教育シンポジウム 参加申し込み」と明記のうえ、下記の情報をE-mailにて学会事務局（gtsj-office@gtsj.org）までお送りください。

- (1)氏名（フリガナ）
- (2)国籍
- (3)会員種別（会員の場合は、会員番号）
- (4)勤務先（学生の場合は学校名）
- (5)入社年度（学生の場合は学年）
- (6)連絡先住所
- (7)電話番号
- (8)E-mailアドレス
- (9)懇親会 参加／不参加

◆申込締切：2020年6月17日(水)（必着）

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

○昼食：JAXA調布航空宇宙センター内に食堂があり利用できます。

○宿泊施設：幹旋はいたしませんので、必要な方は各自手配願います。

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

★今年度は関西地区において、第34回ガスタービン教育シンポジウムを2020年9月頃に川崎重工業(株)明石工場にて開催する予定です。

日本ガスタービン学会入会のご案内

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

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

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

学会の概要（2020年3月現在）

会員数：1,956名（正会員 1,920名、学生会員 36名） 賛助会員：115社

会員の出身母体数：企業・研究機関・官公庁等 約300、学校 約100

会員のメリット

個人会員（正・学生会員）：

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

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

入会金と会費

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

※当該年度3月1日現在

後期・・・9月1日～翌2月末まで

入会方法

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

学会事務局にお電話いただいても結構です。申込書を送付致します。



公益社団法人

日本ガスタービン学会

Gas Turbine Society of Japan

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

電話番号：03-3365-0095

E-mail: gtsj-office@gtsj.org

編集後記

巷では「自粛」という言葉をよく聞きます。自粛は、日常生活では人の往来を変化させました。自粛は働き方に変化をもたらすという人もいます。確かに、テレワークなる新たな働き方が浸透していて、殆どの同僚とは1か月以上も顔を合わせていません。その間、メールや認証は勿論のこと、Web会議の掛持ちなどもあってか、今は通勤している時よりも長い時間パソコンの前に陣取っている状態です。

ところで、自粛が要請される中、職場では閉鎖期間中にアクセスが例外的に認められる業務があります。設備の保守管理はその一つです。機械システムを常時安全に起動できる状態に維持することは、様々な業務の中でも優先度が高く、ジェットエンジンとて例外ではありません。エンジンの信頼性は黎明期に比べて極めて改善したと言われますが、将来も安全への要求は変わりません。

特集記事の企画を立ち上げた頃は自粛とは関係なく、ガスタービンやジェットエンジンの設備から議論が開始されました。その後、認証を含む安全に係る試験技術へと論点が絞られ、ジェットエンジンの安全な運用にとって必要な技術を題材としました。今回は、エンジンシステムから基礎研究まで複数の視点から論ずる目的で、エアライン、エンジンメーカー、研究機関、大学の方々に執筆をお願いしました。

特集記事は、全7件で構成されます。

2件は、エンジンシステム試験に関するもの（「航空機用エンジンの評価試験（高空性能試験、水吸い込み試験、横風試験）」及び「ジェットエンジン地上試験設備」）です。エンジンシステムの大規模でかつ特殊な試験を知る良い機会となりました。試験結果、運転限界値、コリレーションなどにも言及されており、よい参考になりました。

2件は構造・材料試験に関するもの（「複合材ファン部品開発における衝撃試験設備の活用」及び「航空機エンジン材料試験設備の紹介」）です。ビルディングブロック手法に基づく開発工程と各フェーズの試験結果が解説と共に整理されており、理解の助けとなりました。強度、耐久性、耐環境性を評価する各試験機についても原理や仕様が列挙されています。

1件はエンジンへの着氷に関するもの（「ジェットエンジンにおける着氷現象と試験技術」）です。着氷発生原理を粒径、過冷却、衝突と関連付けて丁寧に説明されており、感銘を受けました。また、基礎試験、着氷風洞試験、エンジン実証試験、更には数値シミュレーション

の位置づけも理解できました。

2件は高圧タービンのコーティングに関するもの（「ガスタービンシャ熱コーティングのCMAS損傷発達挙動」及び「Mitigation of Volcanic Ash Attack on YSZ Thermal barrier Coatings Using Sacrificial Alumina Prepared by a Sol-Gel Process」）です。トップコートへのCMAS損傷メカニズムの解説が理路整然と判りやすい内容でした。また、火山灰沈着への対策の一つとして酸化アルミニウムを添加する研究の展開に関心を持ちました。

最後に、執筆者の皆様には、昨今の厳しい環境にもかかわらず貴重な時間をいただき、有意義な解説をしていただきました。ありがとうございました。（石井 達哉）

● 5月号アソシエイトエディター

石井 達哉（JAXA）

● 5月号担当委員

田尻 敬次（荏原エリオット）

多田 暁（JALエンジニアリング）

宮入 嘉哉（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。

- ・「複合材ファン部品開発における衝撃試験設備の活用」……………（P.131～136）
- ・「ジェットエンジン地上試験設備」……………（P.137～142）
- ・「ジェットエンジンにおける着氷現象と試験技術」……………（P.143～148）
- ・「ガスタービンシャ熱コーティングのCMAS損傷発達挙動」……………（P.149～155）
- ・「航空機用エンジンの評価試験（高空性能試験、水吸い込み試験、横風試験）」……………（P.156～161）
- ・「Mitigation of Volcanic Ash Attack on YSZ Thermal barrier Coatings Using Sacrificial Alumina Prepared by a Sol-Gel Process」……………（P.162～167）
- ・「航空機エンジン材料試験設備の紹介」…（P.168～171）

だより

♣事務局 ☒ ♣

5月に入り、外出しないのが残念なほど新緑が美しい爽やかな季節となりました。本号が皆様のお手元に届く頃には、明るい兆しがみえることを祈りつつ、ステイホーム週間に、この原稿を書いています。

新型コロナウィルスの感染拡大により社会生活は一変し、多くの皆様がテレワークなどを活用され、ご自宅でお仕事をされていることと思います。事務局でも緊急事態宣言を受け、急きょ在宅勤務ができる環境を整え、制約がある中ではありますが、業務を進めております。在宅勤務では、どうしても仕事とプライベートのオンオフが曖昧になってしましますが、服装や髪型など身だしなみは、常時オフモードのまま…。この生活が長引けば、運動不足と合わせて、社会復帰（？）できるのだろうか、別の危機感を感じています。

緊急事態宣言の延長も決まり、事務局の皆様とは、会えない

日々が続くことになりそうです。次に全員で顔を合わせて話せる日が来たら、思わずちょっと涙ぐんでしまうかもしれません。今はまだ、急激な日常の変化に心身共に追いついていない状況ですが、長丁場になると言われている中、なんとか生活のモチベーションを保ち続けるコツを身につけていきたいと思います。

最後になりますが、緊急事態宣言下にもかかわらず、会員の皆様には、通常総会開催に際し、電子投票での回答にご協力いただき、深くお礼申し上げます。報告記事にも掲載の通り、総会は無事に成立し、新体制での学会運営がスタートしております。今年度は、各種行事の開催には大変厳しい一年となりそうですが、一日も早く安心してご参加いただける日が来ることを、切に願っております。

（山本由香）

学会誌編集および発行要領（抜粋）

2018年7月13日改定

1. 本会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 依頼原稿：学会誌編集委員会（以下、編集委員会）がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は本学会会員（以下、会員）外でもよい。
 - B. 投稿原稿：会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - C. 学会原稿：本学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および会員による調査・研究活動の成果等の報告。
- 1.2. 技術論文の投稿については、「技術論文投稿要領」による。
- 1.3. 英文技術論文の投稿については、Instruction to Authors, JGPP (International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems) による。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、論説・解説、講義、技術論文、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事の掲載欄に掲載することとし、刷り上がりページ数は原則として以下のとおりとする。

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

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

技術論文投稿要領（抜粋）

2018年7月13日改定

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

日本ガスタービン学会誌
 Vol.48 No.3 2020.5

発行日 2020年5月29日
 発行所 公益社団法人日本ガスタービン学会
 編集者 佐藤 哲也
 発行者 識名 朝春
 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
 第3工新ビル402
 Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
 郵便振替 00170-9-179578
 銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
 (普) 1703707
 印刷所 ニッセイエブプロ(株)
 〒105-0003 東京都港区西新橋1-18-17
 明産西新橋ビル
 Tel. 03-5157-1277 Fax. 03-5157-1273

©2020, 公益社団法人日本ガスタービン学会

複写複製をご希望の方へ

公益社団法人日本ガスタービン学会では、複写複製に係る著作権を一般社団法人学術著作権協会に委託しています。当該利用をご希望の方は、学術著作権協会（<https://www.jaacc.org/>）が提供している複製利用許諾システムを通じて申請ください。