

JAXA F7 エンジンでの 1 400°C 級 CMC シュラウド実証試験

Demonstration Testing for 1 400°C Class CMC Shroud with JAXA F7 Turbo Fan Engine

渡 邊 文 章 航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センターエンジン技術部 主査
山 中 彰 平 航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センターエンジン技術部 主査
中 村 武 志 航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センター材料技術部 主幹

航空機に関して日本国内で研究・開発された独自技術の適用性についてエンジン実機を用いて実証するため、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) に株式会社 IHI が設計・製造を担当した F7-10 エンジンが導入された。F7-10 エンジンは防衛装備庁 (ATLA) によって P-1 固定翼哨戒機用に開発された高バイパス比ターボファンエンジンである。IHI は、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の委託を受け、1 400°C 級の耐熱性を有するセラミック基複合材料 (CMC) シュラウドを研究・開発し、JAXA と共同で F7-10 エンジン (以下、JAXA F7 エンジン) に搭載し、実証試験を行って、エンジン実環境における健全性を確認した。

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) introduced F7-10 turbo fan engine to demonstrate new aeroengine technologies developed in Japan by producing their usage environment with an actual engine. The engine is a high bypass ratio turbo fan engine developed by Acquisition, Technology & Logistics Agency (ATLA) for P-1 maritime patrol aircraft. In the course of its development, IHI designed and manufactured it. Commissioned by New Energy and Industrial Technology Development Organization (NEDO), IHI developed a ceramic matrix composite (CMC) shroud which has 1 400°C class temperature capability and confirmed its soundness when mounted in the actual engine through a demonstration test conducted jointly with JAXA.

1. 緒 言

近年、CO₂ 削減の社会的要請はますます高まっており、航空機用エンジンの燃費改善への取組みは、より重要性を増している。燃費改善の実現に向けて世界各国のみならず日本でも独自に新技術の研究・開発が行われている。新機種の開発には非常に長い期間を要し、多額の費用も掛かる。特に航空機用エンジンには高い信頼性が求められるため、新技術の導入に際しては、事前にさまざまな試験などによって適用性を実証し、リスクを十分に低減しておく必要がある。エンジンを構成する各部品は、エンジン特有の温度・荷重・振動などの複合環境下において使用される。したがって、これらを総合的に実証できるエンジン実環境での試験が不可欠である。

日本国内で研究・開発された独自技術を実証するため、JAXA に技術実証試験用として第 1 図に示す JAXA F7 エンジンが 2019 年に導入された⁽¹⁾。JAXA F7 エンジンは ATLA によって P-1 固定翼哨戒機用に開発された高バイパス比ターボファンエンジンであり、IHI が設計・製造を担当した。ATLA と IHI の間で JAXA への販売に向けた民間転用契約が締結されて、2019 年に JAXA に導入された。JAXA F7 エンジンの活用により、日本における新

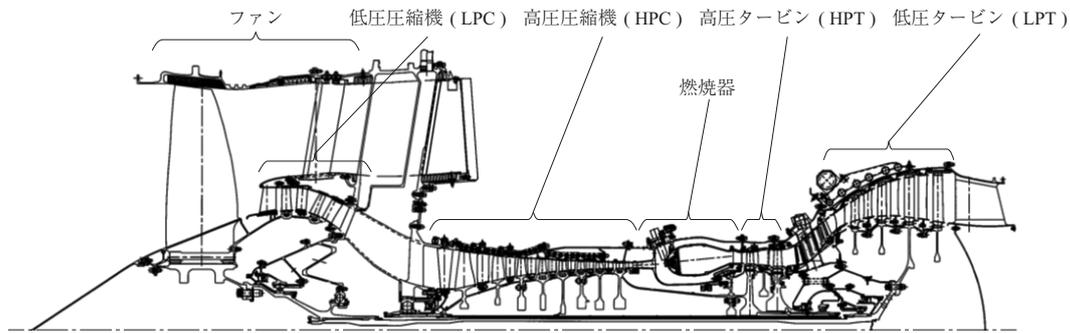


(注) JAXA ホームページより

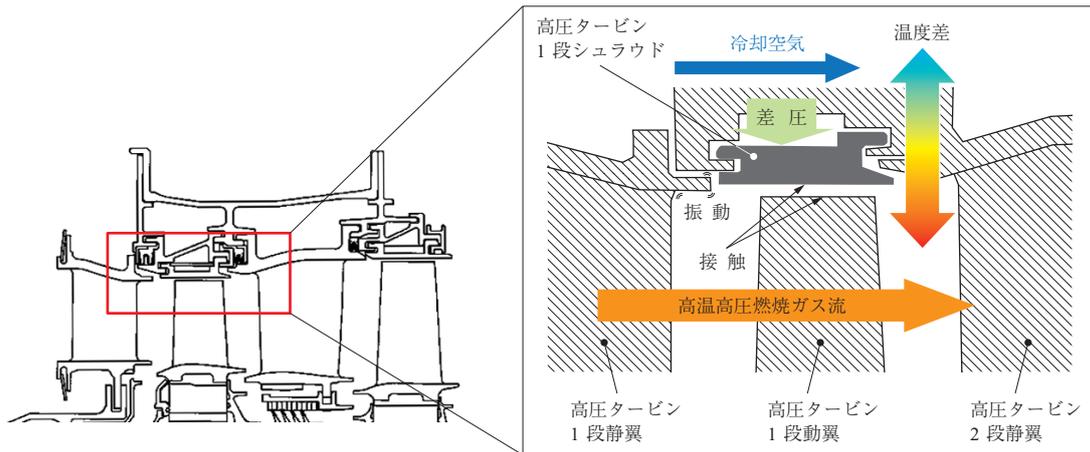
第 1 図 JAXA F7 エンジン
Fig. 1 JAXA F7 engine

技術の研究・開発がよりいっそう進展していくことが期待されている。

エンジン燃費改善に有効な方法として、高圧タービン部品の耐熱温度を上昇させて冷却空気量を低減したり、タービン入口温度を上昇させたりすることがある。従来は高圧タービン用材料としてニッケル基などの超合金が用いられてきたが、近年さらなる耐熱性向上を目指し、セラミック基複合材料 (Ceramic Matrix Composite : CMC) が実用化され始めている。IHI では数十年にわたって CMC 材料および部品の研究・開発を行ってきた⁽²⁾。2015 年からは



第 2 図 JAXA F7 エンジン断面図⁽³⁾
 Fig. 2 Cross section of JAXA F7 engine⁽³⁾



第 3 図 高圧タービンシュラウドの使用環境
 Fig. 3 Operating environment of high pressure turbine shroud

NEDO の委託を受け、世界最高レベルである 1 400℃級の耐熱温度を有する CMC 材料と、この材料を用いた高圧タービンシュラウドを研究・開発し、2021 年に JAXA F7 エンジンに搭載して実証試験を行った。本稿では、1 400℃級 CMC シュラウドの研究・開発の概要とエンジン試験結果について述べる。

2. CMC 材料システム

一般に、セラミック材料は金属材料に比べて軽量で耐熱性が高いという特徴があるが、ぜい性的な破壊挙動を示すため、高い信頼性が求められる航空機用エンジン部品への適用は困難であった。CMC はセラミック材料をセラミック繊維で強化した複合材である。CMC は材料内部の微小な亀裂の伝ばが強化繊維によって妨げられるため、材料全体としては金属材料のような延性的な挙動を示し、航空機用エンジン部品への適用が可能となる。

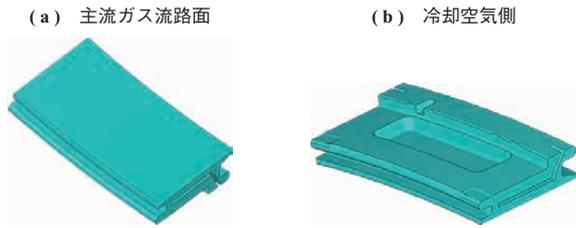
IHI は NEDO の委託を受け、1 400℃級での使用に耐え得る材料を目指し、次のような構成の材料システムを研究・開発した。SiC (炭化けい素) 繊維は NGS アドバンストファイバー株式会社の Hi-Nicalon Type-S、繊維界面

コーティングは BN (窒化ほう素)、繊維構造として直交三次元織物を採用した。SiC マトリックスは気相含浸 (Chemical Vapor Infiltration : CVI) 法を、希土類シリケートベースのマトリックスは液相含浸 (Melt Infiltration : MI) 法を用いたハイブリッド形式で作製した。部品形状に成形した後、主流ガスに曝される面には、希土類シリケートをベースとしたアンダーコートとハフニアをベースとしたトップコートで構成される耐環境コーティング (Environmental Barrier Coating : EBC) を施した。

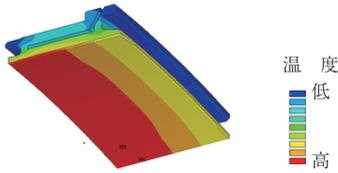
高圧タービンシュラウドの設計に必要な CMC 構成材料の各種データは、1 400℃までの材料試験を行い、取得した。

3. CMC シュラウド設計

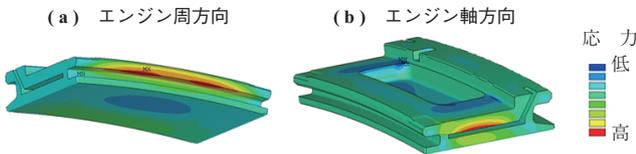
IHI は NEDO の委託を受け、1 400℃級 CMC を用いた実証試験用のシュラウドを研究・開発した。第 2 図にエンジン全体の断面図を示す。本稿で述べる実証試験では、高圧タービンの 1 段シュラウドを対象とした。タービンシュラウドはタービン動翼の外径側に位置し、主流ガスの流路面を形成するという機能をもつ。第 3 図に示すように、



第 4 図 CMC シュラウド形状
Fig. 4 CMC shroud geometry



第 5 図 CMC シュラウド温度分布
Fig. 5 Estimated temperature distribution of CMC shroud



第 6 図 CMC シュラウドの応力分布
Fig. 6 Estimated stress distribution of CMC shroud

タービンシュラウドは高温高圧の燃焼ガスに曝され、繰返し作用する温度、温度差、圧力差、振動、タービン動翼との接触（ラビング）による衝撃を受けるが、これらに対して要求寿命を満足するよう設計されなければならない。

上記の要求を満たすように設計した CMC シュラウド形状を第 4 図に示す。伝熱解析結果および応力解析結果を第 5 図、第 6 図に示す。解析の結果、設計上は最大温度が 1 355℃であり、強度的にエンジン試験条件に対して余裕があることを確認した。

4. 要素試験・部品試験

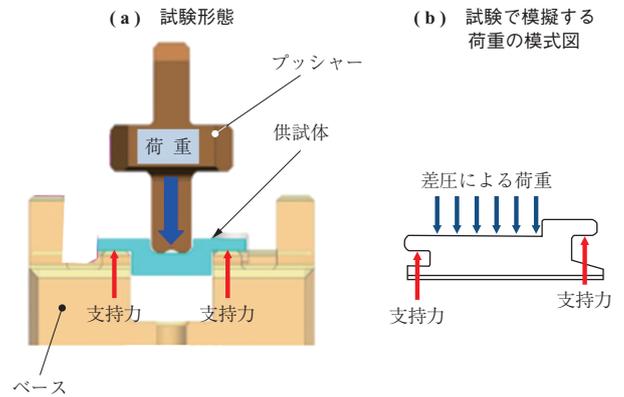
IHI は NEDO の委託を受けた 1 400℃級 CMC シュラウドの研究・開発として、エンジン試験前に以下の ①～④の要素試験および部品試験を実施した。

- ① 平板試験片による高温ガス流曝露試験
- ② 動翼との接触状況を模擬したラビング試験
- ③ シュラウド支持部であるフック部の強度試験
- ④ シュラウドの熱サイクル試験

このうち、③と④の試験概要について述べる。

4.1 フック部強度試験

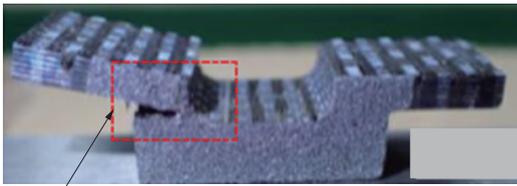
シュラウド支持部であるフック部の強度健全性を確認するために、実際のシュラウドフック部の形状、エンジン温度、負荷応力状態を模擬した強度試験を実施した。試験温度は、伝熱解析によって予想したエンジン試験におけるフック部の温度である 920℃とした。フック部強度試験の試験形態を第 7 図に示す。試験条件と結果の一覧を第 1 表に示す。静的破壊試験の結果、供試体 2 体の破壊荷重は約 2 500 N であった。疲労試験では、エンジン試験で発生する荷重に相当する試験荷重 810 N で 2 体の供試体が 1 000 サイクルで破壊せず、さらにその 1.5 倍以上の荷重 1 270 N を負荷した別の 2 体の試験についても 1 000 サイクルで破壊しなかった。各供試体には段階的に負荷をかけていき、最終的に破壊するまで疲労試験を実施した。代表として供試体 4 の破壊後の状態を第 8 図に示す。供試体 4 は試験荷重 1 490 N、13 443 サイクルで破壊した。以上の試験結果より、シュラウドフック部は十分な強度を有していることが確認された。



第 7 図 フック部強度試験 試験形態
Fig. 7 Configuration of hook strength test

第 1 表 フック部強度試験条件と結果
Table 1 Conditions and results of hook strength test

項目	条件	単位	供試体 1	供試体 2	供試体 4, 供試体 6	供試体 3, 供試体 5	エンジン試験相当条件
静的破壊試験	温度条件	℃	920	920	—	—	920
	破壊荷重	N	2 427	2 556	—	—	810
疲労試験	温度条件	℃	—	—	920	920	920
	荷重条件	N	—	—	810	1 270	810
	サイクル	—	—	—	1 000：破壊せず (破壊するまで負荷を上げて実施)		200



破壊箇所

(注) 試験荷重 1 490 N, 13 443 サイクルで破壊時

第 8 図 試験後の供試体 4

Fig. 8 Appearance of specimen No. 4 after the test

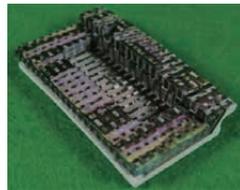
4.2 シュラウド実体の熱サイクル試験

実部品の熱サイクルに対する健全性を確認するために、ガスバーナーを用いて繰り返しシュラウドを加熱する試験を実施した。供試した CMC シュラウドを第 9 図に、試験形態を第 10 図に示す。CMC シュラウドの主流ガス流路面の最高温度が 1 400℃となるように加熱し、約 2 分保持して放熱するサイクルを繰り返し与えた。1 000 サイクル後の供試体、および、2 000 サイクル後の供試体を第 11 図に示す。試験後の供試体には EBC の局所的な剥離以外の損傷は確認されなかった。EBC の剥離は局所的なものであり、エンジン試験で発生したとしても部品の機能に影響するものではないため、エンジン試験に進むことは問題ないと判断した。

(a) 主流ガス流路面



(b) 冷却空気側



第 9 図 熱サイクル試験に供試した CMC シュラウド

Fig. 9 Appearance of CMC shroud before the test



第 10 図 熱サイクル試験 試験形態
Fig. 10 Configuration of cyclic thermal test

(a) 試験前の供試体 1

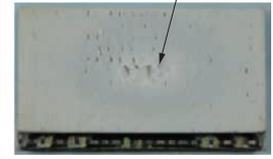


(c) 試験前の供試体 2



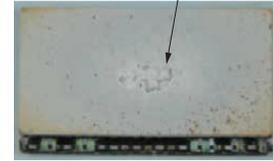
(b) 1 000 サイクル後の供試体 1

局所的な EBC 剥離



(d) 2 000 サイクル後の供試体 2

局所的な EBC 剥離



第 11 図 熱サイクル試験前後の CMC シュラウドの状態

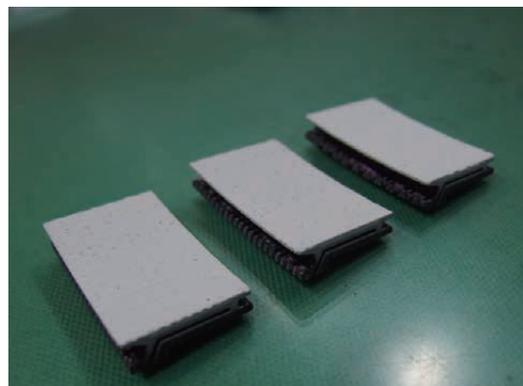
Fig. 11 Comparison of CMC shroud after the test with before the test

5. エンジン試験

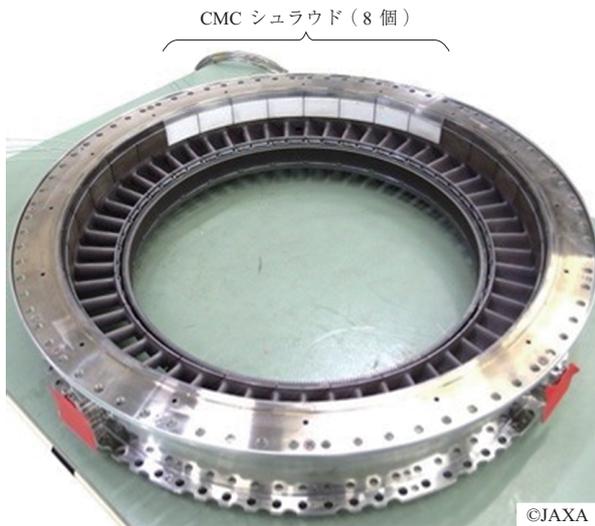
IHI は NEDO の助成を受け、JAXA と共同で、1 400℃級 CMC シュラウドを JAXA F7 エンジンに搭載し、実証試験を実施した。JAXA F7 エンジンに搭載した CMC シュラウドを第 12 図に示す。全周 32 個ある高圧タービン 1 段シュラウドのうち 8 個を、CMC シュラウドに組み替えてエンジン試験を実施した。タービンケースに組み付けた CMC シュラウドを第 13 図に示す。

エンジン試験は 2021 年 6 月から 7 月にかけて JAXA 調布航空宇宙センター（東京）の地上エンジン運転試験設備で行った。高出力状態での保持、加減速運転を含めた総運転時間は約 80 時間であった。試験条件の概要を以下に示す。

- ・ 総運転時間：約 80 時間
- ・ 高出力状態保持時間：37 時間
- ・ 始動回数：39 回



第 12 図 試験前の CMC シュラウド
Fig. 12 CMC shrouds before the engine test



第 13 図 タービンケースに組み付けた CMC シュラウド
Fig. 13 CMC shrouds assembled into a turbine case

- ・ アイドルから高出力状態のサイクル数：227
- ・ 高出力状態でのシュラウド部主流温度：1 300℃以上

おおむね 10 時間運転ごとにボアスコープによる観察を実施し、CMC シュラウドおよび周辺部品に異常がないことを確認しながら運転試験を進めていった。運転期間中にボアスコープを観察したときの CMC シュラウドの状態を第 14 図に示す。

エンジン試験終了後に CMC シュラウドを取り出して確認を行った。第 15 図、第 16 図に試験後の CMC シュラウドの外観を示す。試験後にシュラウドや周辺部品の脱落、固着などはなく、組付け状態はエンジン試験前と同様の状態であった。外観観察の主な結果を以下に示す。

- ・ 主流ガス流路面の EBC に剥離などの損傷は確認されなかった。
- ・ シュラウド全体に茶褐色の変色が見られ、成分分析の結果から主流ガスに含まれる Ca, Mg, Al, Fe などが付着したものと判断した。



第 14 図 ボアスコープ観察時の CMC シュラウド
Fig. 14 CMC shroud observed by a borescope



第 15 図 試験後のタービンケース内の CMC シュラウド
Fig. 15 CMC shrouds with turbine case after the engine test



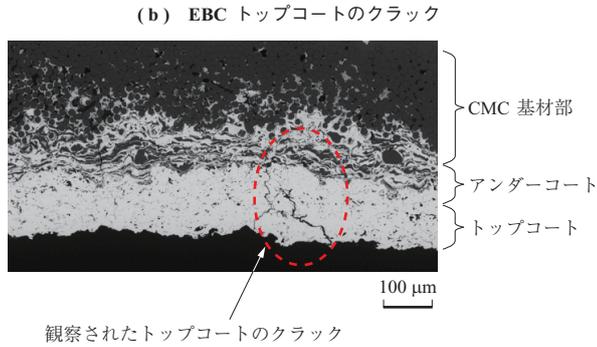
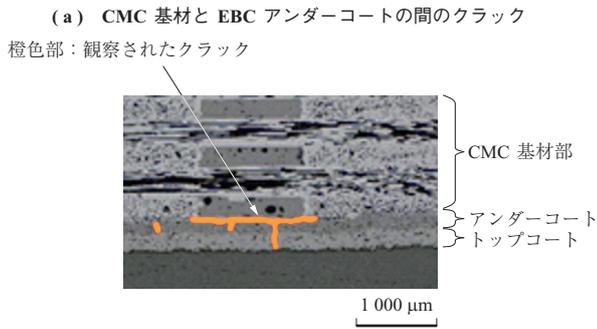
第 16 図 試験後の CMC シュラウド
Fig. 16 CMC shrouds after the engine test

- ・ フック部などの隣接部品との接触部に顕著な摩耗は見られなかった。
- ・ シュラウド全体に焼損や欠け、割れなどの損傷は確認されなかった。

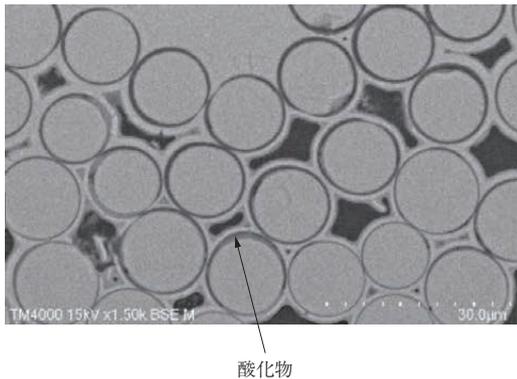
エンジン試験後の CMC シュラウドを切断して内部状態の変化を確認した。第 17 図に EBC 部について切断面を拡大観察した結果を示す。第 17 図 - (a) に示すように CMC 基材とアンダーコート境界にクラックが確認された。第 17 図 - (b) に示すようにトップコートにもクラックが確認された。これらのクラックはエンジン試験において発生した可能性があると判断している。CMC 基材内部のミクロ構造についても拡大観察した。第 18 図に部品表面付近の切断面を拡大観察した結果を示す。その結果、部品表面付近の一部を除いて、内部ミクロ構造に有意な変化は確認されなかった。部品表面付近の一部では、繊維界面の BN コーティングの酸化が確認された。

以上のようにエンジン試験後の CMC シュラウドの状態を確認した結果、外観や内部組織に変化は見られたものの、部品の機能に影響を及ぼすものではなく、継続使用できる状態と判断した。

本エンジン試験によって、1 400℃級 CMC シュラウドのエンジン実環境での健全性が実証された。



第 17 図 EBC 部の切断面の拡大観察結果
 Fig. 17 Result of microscopic observation in cross section including EBC area



第 18 図 部品表面付近の拡大観察結果
 Fig. 18 Result of microscopic observation in cross section near the surface

6. 結 言

1 400℃ 級 CMC シュラウドの研究・開発の概要と JAXA F7 エンジンによる CMC シュラウドの実証試験に

ついて述べた。開発した 1 400℃ 級 CMC 材料のタービンシュラウドについて、JAXA F7 エンジンを活用することで部品単体での実証から一歩進んでエンジン実環境で実証することができた。実用化に向けて、今後は長時間耐久性の確認、製造性の改善に取り組んでいく。

CMC シュラウドに限らず、今後も JAXA F7 エンジンを活用することで日本独自の技術開発が進展することが予想され、IHI としても新技術開発によって航空機用エンジンのさらなる燃費改善、CO₂ 削減に貢献していく。

— 謝 辞 —

JAXA F7 エンジン導入は、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) および防衛装備庁 (ATLA) の多大なるご尽力により実現したものである。1 400℃ 級 CMC シュラウド開発および JAXA F7 エンジン試験は、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) より委託を受けて 2015 年から 2019 年に実施した研究成果、助成を受けて 2020 年から 2022 年に実施した研究成果、および JAXA との共同研究による成果である。本稿に述べた CMC シュラウド実証試験は多くの関係各位のご支援により実現したものであり、ここに記し、深く感謝いたします。

参 考 文 献

- (1) 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構ホームページ：航空エンジン技術の実証に向けた F7-10 エンジンの運用開始について、https://www.jaxa.jp/press/2020/12/20201224-1_j.html, (参照 2022. 3. 7)
- (2) 中村武志, 岡 尚志, 今成邦之, 篠原健一, 石崎雅人：航空機エンジン用 CMC タービン部品の開発, IHI 技報, Vol. 53, No. 4, 2013 年 12 月, pp. 34 - 37
- (3) 坪本 卓, 森脇暢彦：F7-10 エンジンの設計, IHI 技報, Vol. 57, No. 1, 2017 年 3 月, pp. 30 - 38

【ご案内】

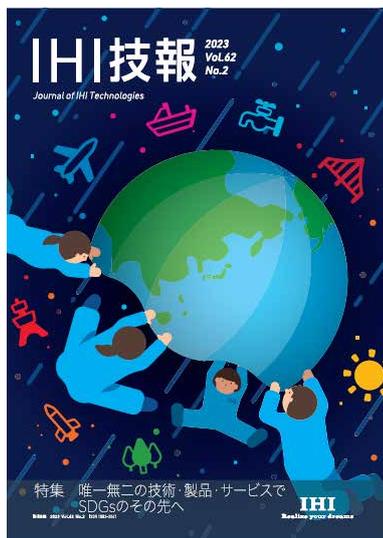
IHI 技報をご覧頂きありがとうございます。
ぜひ、関連する他の記事・論文もご一読ください。

IHI 技報 WEB サイト

[IHI 技報（日本語）](#)

[IHI ENGINEERING REVIEW
（英語）](#)

Vol. 62 No. 2 特集 唯一無二の技術・製品・サービスで SDGs のその先へ



◆特集 [唯一無二の技術・製品・サービスで SDGs のその先へ](#)

林業×宇宙 コラボレーション 世界の環境課題に取り組む
ILIPS 環境価値管理プラットフォームの展開
EFB ペレットの地産地消でサステナブル発電
ガス軸受で電動ターボ機械の軽量化を実現
固定層蓄熱システムの評価技術の開発
海流発電実証試験の概要と信頼性評価・事業性評価
海流発電実証試験の発電特性評価
JAXA F7 エンジンでの 1 400℃級 CMC シュラウド実証試験
さらに安全な踏切を実現する高機能化版 3DLR 障検

◆インタビュー

「世界を緻密に観察する力」から生まれる内発的発想が社会と交わる接点を見つける

◆記事

火力発電ボイラにおけるメンテナンスや運転支援の取り組み

◆技術論文

真空ホットプレスを用いた拡散接合プロセスの開発

[Vol. 62 No. 2（2023年1月）](#)

全ての記事が閲覧できます。

WEB サイトでは、社会と向き合い、社会とともに進化する IHI の技術・製品・サービスもご紹介しております。関連する技報も掲載しておりますので、ぜひご覧ください。

[IHI 技報を通じて IHI グループの
イノベーションを知る](#)

[IHI 製品を支える技術](#)