

# ジェットエンジン用高性能材料の開発

## Challenges in the Development of High Performance Materials in Aero-Engine Applications

倉 茂 将 史	航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センター材料技術部
大 田 祐太朗	技術開発本部技術基盤センター金属・材料評価グループ
小 谷 正 浩	航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センター材料技術部 博士（工学）
南 大 基	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

航空機エンジンの高効率化・低コスト化の方策の一つとして、材料変更は性能やコストを大きく改善させる可能性がある。2014年から5年間、戦略的イノベーション創造プログラム（SIP）で「革新的構造材料」が実施され、株式会社 IHI もチタンアルミニウム（TiAl）、セラミック基複合材料（CMC）および金属粉末射出成形（MIM）に関するプロジェクトに参画した。本稿では、関連各機関と IHI が有機的に連携して行った航空機エンジン用高性能材料の研究開発の概要および研究の成果を述べる。

TiAl based alloys are light-weight heat resistant material. Both high performance cast and wrought TiAl based alloys for low pressure or high pressure compressor blades for next generation jet-engine have been developed in the Strategic Innovation Promotion Program (SIP). IHI has also successfully developed 1400°C class Environmental Barrier Coating (EBC) for Ceramic Matrix Composite (CMC) through demonstration of thermal cycle test and steam gas exposure test. As for Metal Injection Molding (MIM) process technology development, IHI obtained a large volume of material data for MIM nickel alloy, which is necessary the qualification as a jet engine part.

### 1. 緒 言

航空機エンジンには、環境負荷低減のため厳しい燃費向上が求められ、それらに対する有効な手段としてエンジンの軽量化と燃焼温度の高温化が挙げられる。チタンアルミニウム（TiAl）基合金は、密度がニッケル（Ni）基合金の約半分で比強度（密度当たりの材料強度）も優れることから Ni 基合金の代替材料として、まずは自動車用エンジンのターボチャージャー翼車から適用が始まった<sup>(1),(2)</sup>。航空機エンジン分野においては、General Electric 社（アメリカ）がほかのエンジンメーカーに先立ち、Boeing 787 ドリームライナーに搭載された GEnx エンジンの低圧タービン動翼（Low Pressure Turbine blade, 以下、LPT 翼）に自社開発の合金の鍛造部材を適用した<sup>(3),(4)</sup>。また、最近では Airbus A320Neo の PW1100G エンジン（Pratt & Whitney 社、アメリカ）の LPT 翼には、ヨーロッパで開発された合金の鍛造部材が適用されており、Rolls-Royce 社（イギリス）も Advance エンジンと UltraFan エンジンに TiAl 基合金を適用することを発表している<sup>(4),(5)</sup>。しかし、Ni 基合金と比べ、常温延性が低く塑性加工性が悪いため、製造性が悪く製造コストが高いことなどが適用範

囲を拡張していくうえでの障害になっているのが実情である<sup>(4)</sup>。

TiAl 関連の開発（2 章および 3 章）では、東京工業大学（以下、東工大）を拠点として、北海道大学、株式会社神戸製鋼所、株式会社 IHI が有機的に連携し、次世代航空機用エンジンの LPT 翼および高圧圧縮機翼（High Pressure Compressor blade, 以下、HPC 翼）に適用可能な高性能 TiAl 基鍛造合金および鍛造合金の開発を推進してきた。このなかで IHI は、航空機エンジン用動翼を低コストで製造するための革新的製造プロセスの開発を担当するとともに、開発合金の実機適用を目指した材料特性データベースを取得してきた。本稿では、本プロジェクトで実施した IHI の研究開発の概要および研究開発成果について述べる。

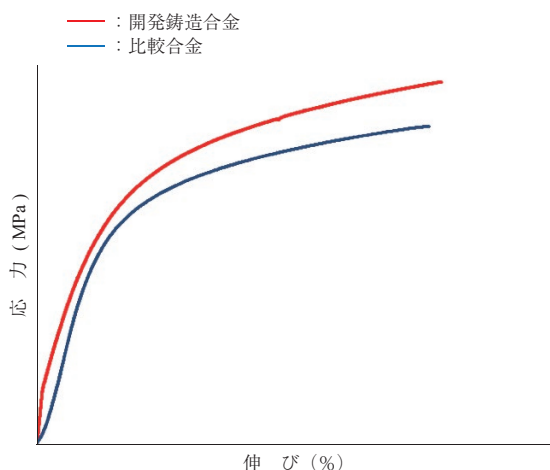
セラミック基複合材料（Ceramic Matrix Composites : CMC）関連の耐環境コーティング（Environmental Barrier Coating : EBC）開発（4 章および 5 章）では、一般財団法人ファインセラミックスセンター（JFCC）を拠点として材料・プロセスの開発を行い、東北大学、東京大学、横浜国立大学、東工大、国立研究開発法人物質・材料研究機構、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）、株

株式会社超高温材料研究センター (JUTEM), IHI が連携し、次世代航空機用エンジンのタービン部品に適用可能な CMC 用 EBC の開発を推進してきた。このなかで IHI は、評価基板 CMC の製造、および EBC の耐久性の評価を担当した。

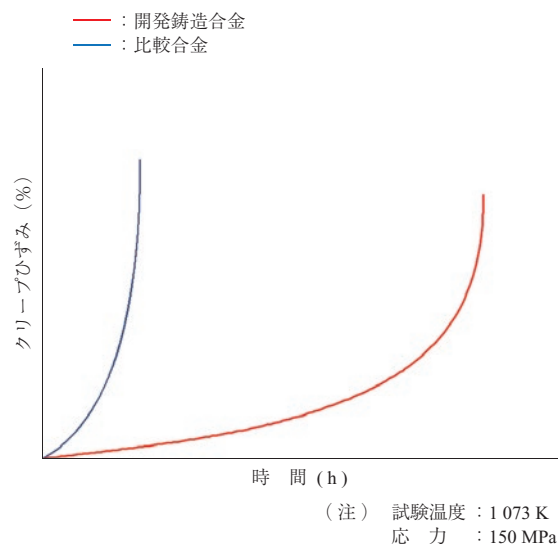
金属粉末射出成形 (Metal Injection Molding : MIM) 関連の開発 (6章) では、戦略的イノベーション創造プログラム (Strategic Innovation Promotion Program : SIP) 以前から研究に着手していた Ni 基合金で、航空機部品に適用するために必要な認証取得のための材料データを取得した。また、九州大学、株式会社大阪チタニウムテクノロジーズ (OTC) と連携して MIM プロセスを適用したチタン (Ti) 合金の研究を立ち上げ、溶製材を上回る強度を発現することを見いだした。

## 2. TiAl 開発合金の合金設計と強度評価

新規に開発した鋳造合金、鍛造合金はともに、東工大の構築した組織設計指導原理に基づき設計され、種々の材料特性と優れた製造性とを両立するよう北海道大学、神戸製鋼所、IHI からフィードバックを行った。材料特性に関しては、常温延性を維持しつつ、高い高温強度を示すように設計している。第 1 図に開発鋳造合金の常温引張試験結果を示す。また、第 2 図に使用環境を想定した 1 073 K-150 MPa のクリープ曲線を、実機適用されている鋳造合金 (以下、比較合金) の特性とともに示す。開発鋳造合金は、比較合金と比べて常温延性に優れ、はるかに高いクリープ特性を有している。開発鍛造合金についても良好な強度結果が得られている。



第 1 図 鋳造 TiAl 基合金の常温引張特性  
Fig. 1 Room temperature tensile property of cast TiAl based alloys

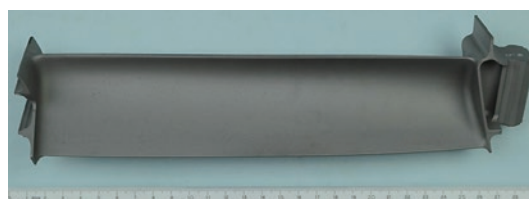


第 2 図 鋳造 TiAl 基合金の高温クリープ特性  
Fig. 2 Creep property of cast TiAl based alloys

## 3. TiAl 開発合金の革新的製造プロセス

比較合金で部材を製造する現行プロセスは、製品形状全面に多量の加工余肉を付加し、全面機械加工を施すファット鋳造が一般的である。これは、鋳物素材表面に鋳造欠陥を形成しやすいことと延性不足により寸法矯正ができないことが理由である。このプロセスは、多量の無駄な余肉を削るため材料歩留まりが悪く、機械加工による加工時間も長くコスト高となる。第 3 図に開発鋳造合金の LPT 試作翼を示す。今回開発したプロセスにより製造した、Ni 基合金製 LPT 翼と同程度の加工余肉付けしたニアネットシェイプ鋳造翼となっている。翼面には加工余肉が一切なく、大型翼 (全長約 350 mm) にもかかわらず湯回り不良は発生せず、鋳造翼の一般的な非破壊検査手法である蛍光浸透探傷評価と X 線評価においても有害な鋳造欠陥は検出されなかった。

現行の鍛造合金の製造プロセスは、鍛造時の割れ発生を避けるため、金型温度を素材温度と同一に保持し、かつ低速で鍛造する恒温鍛造プロセスが採用されている。本プロジェクトでは、リードタイムの短縮を目指し、熱間鍛造を



第 3 図 開発鋳造合金の LPT 試作翼  
Fig. 3 LPT blade of developed cast TiAl alloy

軸にして鍛造プロセス開発を進めた。第4図に開発鍛造合金の実翼鍛造試験結果を示す。HPC翼(第4図-(a))を模擬した全長約50mmの形状では鍛造割れを発生せず、熱間鍛造することができた。LPT翼(第4図-(b))への適用も視野に入れ全長150mmまでスケールアップした試作試験においても鍛造割れなどは発生せず、比較的大きな翼にも適用可能な鍛造プロセスであることが実証された。

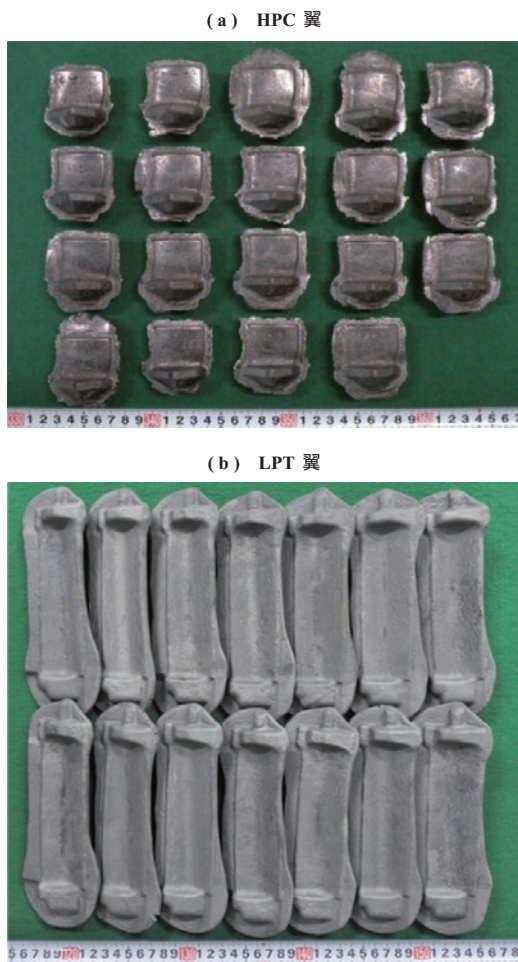
#### 4. CMC用EBC設計

シリコン(Si)系のセラミックは、水蒸気雰囲気において $\text{Si(OH)}_4$ として揮発・減肉することが知られており、炭化けい素( $\text{SiC}$ )の複合材料である $\text{SiC/SiC}$ 系のCMCを航空機エンジンやガスタービンに適用する際に必須のものとしてEBCの重要性が唱えられてきた<sup>(6)</sup>。現在は、トップコートにアメリカ航空宇宙局(NASA)のHSR-EPM(High Speed Research-Enabling Propulsion Materials)プログラムにおいて開発されたバリウムストロンチウム

アルミノシリケート(Barium-Strontium AluminoSilicate: BSAS)、アンダーコートとしてムライトと、BSASの混合組織、さらにボンドコートにSiを施工した3層EBCが第一世代として主にアメリカでは標準となっている。このEBCは $\text{SiC}$ より2桁減肉量小さいが、耐用温度が $1200 \sim 1300^\circ\text{C}$ であり、SIPの開発目標である $1400^\circ\text{C}$ 級のEBCに用いることはできない。そこで、より耐熱性の高いイッテルビウム(Yb)系の希土類シリケートをベースとしたEBCの開発を行った。

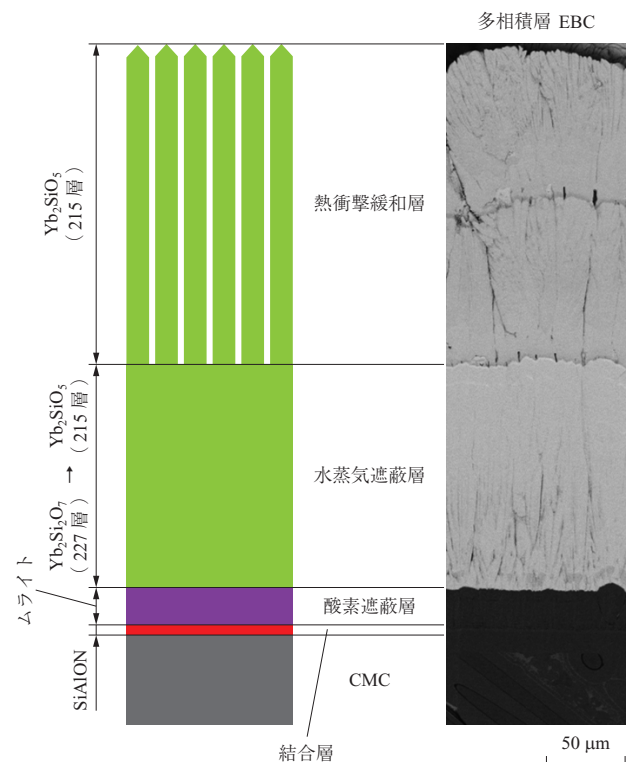
JFCCを中心として材料・プロセスの開発を行い、IHIはJUTEMと評価を担当した。開発したEBCの構成を第5図に示す。

トップコートには耐水蒸気性に優れるが、熱膨張率が比較的大きい $\text{Yb}_2\text{SiO}_5$ をダブル電子ビーム物理蒸着法を用いて柱状晶組織に施工した。アンダーコートにはCMC側から $\text{Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ (227層) $\rightarrow$  $\text{Yb}_2\text{SiO}_5$ (215層)の傾斜組成に施工した。これらにより基板であるCMCとの熱膨張差を緩和・吸収する構造とした。アンダーコートの下には酸素遮蔽層としてムライトを、その下層にはムライトの分解を防ぐサイアロン( $\text{SiAlON}$ )をボンドコートとして施工した<sup>(7)</sup>。



第4図 開発鍛造合金の試作翼

Fig. 4 HPC - (a) and LPT - (b) blades of developed wrought TiAl alloy



第5図 SIPで開発したEBCの断面マイクロ組織

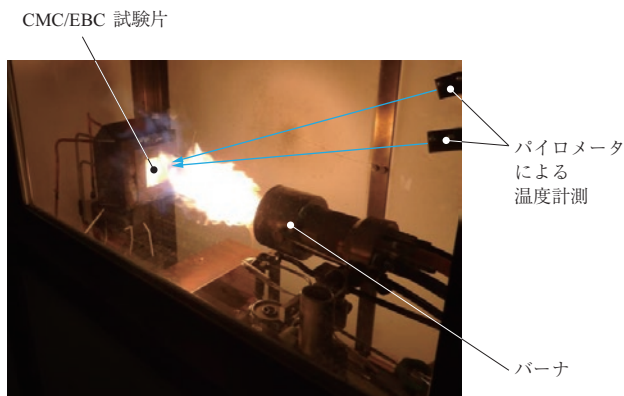
Fig. 5 Micro structure of cross section

## 5. CMC 用 EBC の耐久性評価

EBC の耐久性の確認として、昇温・降温による熱サイクルにおける剥離（バーナリグ試験）や、高温での長時間曝露での剥離（水蒸気曝露試験）を評価することが有効である。前者は運用サイクルで発生する熱疲労などに対する耐久性を評価し、後者は運用でさらされる時間における材料の酸化劣化などの変質を評価するものである。コーティングの評価としてはほかにもさまざまな評価が存在するが、最もコーティング性能と寿命において重要であることからこの 2 法を選択した。これらの耐久性評価において、IHI はバーナリグ装置を用いた熱サイクル評価を行い、JUTEM は水蒸気曝露評価を行った。

IHI の実施した熱サイクル試験の実施状況を第 6 図に示す。1 350 ~ 1 400℃という高温での熱サイクル試験に対応できるよう、バーナリグ装置を改修した。不要な熱応力などを発生させない保持方式、ジグの冷却機構などの検討、実機部品（タービンシュラウド）も想定した平板試験片（52 mm 角）に対応したジグを作製した。加熱中には裏面冷却は行わず、冷却開始から 20 秒経過後に裏面冷却を実施した。温度条件の設定と確認のため、試験片表面の中央近傍の 2 点をパイロメータで、試験片裏面 5 点（中央、および 4 隅）を熱電対で計測した。なお、パイロメータで温度を計測する際の放射率  $\epsilon$  は、予備試験にて測定した。予備試験には、試験片半分に黒体塗料 ( $\epsilon = 0.94$ ) を塗布した試験片を供試し、試験片中央の黒体部と隣接する EBC 表面の表面温度が一致するように、EBC の放射率  $\epsilon$  を調整した。

EBC を成膜した CMC 基板に対して、1 400℃級熱サイクル試験を 1 000 サイクル実施した。両試験片の試験



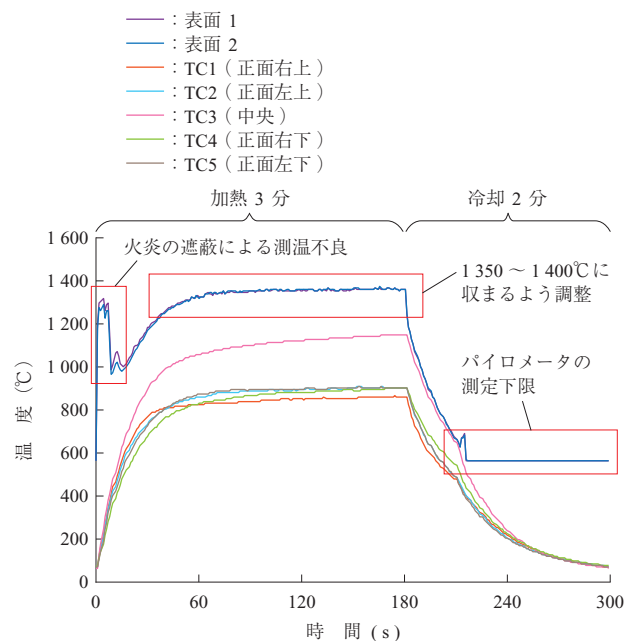
第 6 図 熱サイクル試験実施状況  
Fig. 6 Appearance of thermal cycle test

中の温度プロファイルを第 7 図に、試験前後の試験片外観の変化を第 8 図に示す。開発した EBC は 1 000 サイクルの試験後も未剥離であり、開発目標を達成した。また、JUTEM が担当した加圧水蒸気 500 時間曝露試験においても試験後に未剥離であり、開発目標を達成した。

## 6. MIM 技術の開発

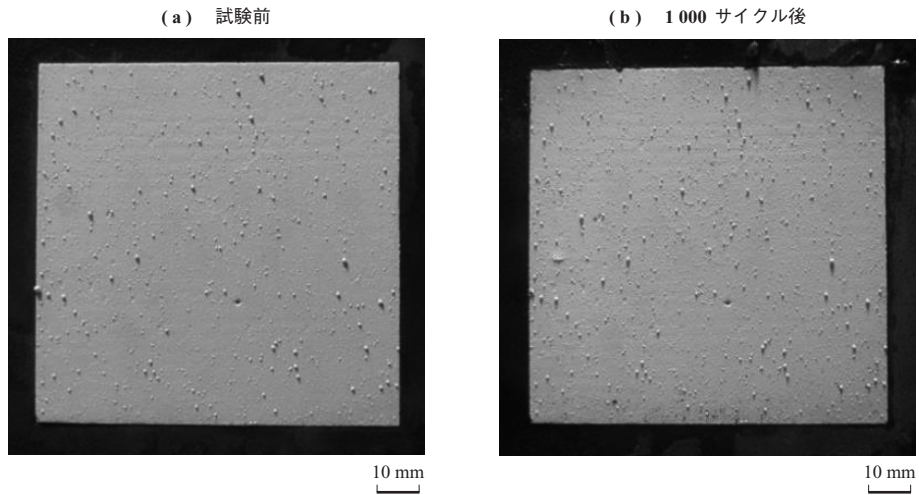
航空機エンジン部品には、Ni 基合金や Ti 合金のような高価な材料が多く使用されているため、製造中に出る材料の廃棄量を抑えることがコスト競争力強化に重要である。SIP では、九州大学、OTC と共同で、MIM の開発に取り組んだ。MIM は金属粉末と樹脂を混練して射出成形し、その後、炉で加熱・焼結させて、ネットシェイプでものづくりをする技術である。 casting 材に比べ高強度、長寿命の材料が得られること、表面粗さの値が小さいことがメリットである。技術課題は、適用例の少ない Ni 基合金や Ti 合金での部材強度の確保と、MIM にとっては比較的大型の部品における寸法精度の確保である。

IHI は、SIP 以前より Ni 基合金向けの MIM プロセスの研究を進めており、MIM により製造した Ni 基合金部材が微細な金属組織と高い引張・疲労強度をもつことを確認している<sup>(8)</sup>。SIP では、MIM プロセスを適用した Ni 基合金の材料データベースを整備し、鍛造材並みの材料強度を有すること、圧縮機構部品において要求される寸



(注) TC : Thermocouple

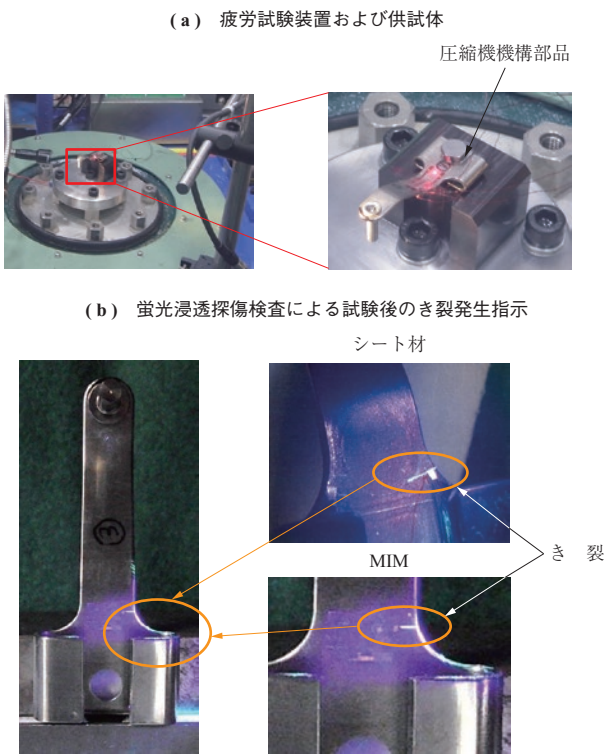
第 7 図 熱サイクル試験の温度プロファイル  
Fig. 7 Temperature profile of thermal cycle test



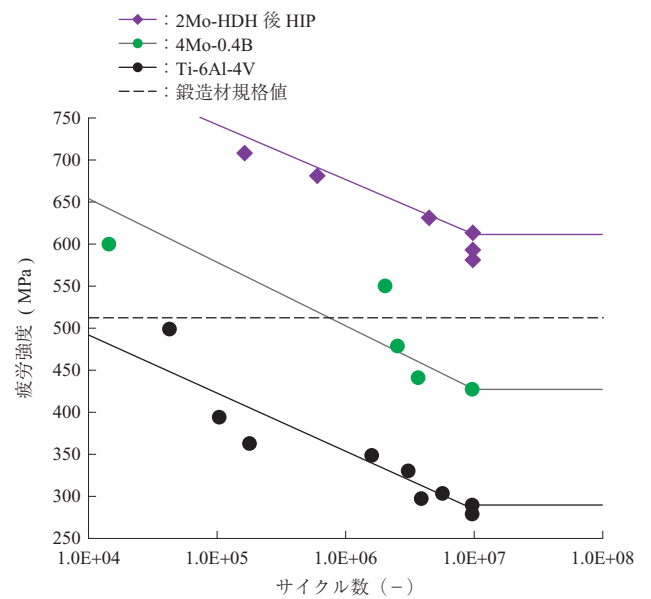
第 8 図 熱サイクル試験前後の外観  
Fig. 8 Appearance of coupon before and after thermal cycle

法，許容欠陥規準を満たすことができることを示した。材料データベースの整備は，航空機部品として製造するための認証取得に必要であり，これにより実用化に向けて大きく前進したといえる。SIP 終了後も実機適用を目指し，その部品を用いて疲労強度試験を行い，圧延で製造された部品と同等の破壊モード（同じ破壊起点，同等の疲労き裂発生寿命）を示すことを確認した。第 9 図に疲労強度の試験結果を示す。

MIM プロセスを適用した Ti 合金については，九州大学が Ti-6Al-4V の粉末に，ほう素 (B)，モリブデン (Mo) を添加し，水素化脱水素処理 (HDH) および熱間静水圧プレス (HIP) を追加することにより結晶組織が微細化して溶製材を上回る引張・疲労強度が得られることを示した<sup>(9)</sup>。第 10 図に常温における疲労強度特性を示す。OTC は，この合金粉末を量産レベルで製造する技術を開発した。第 11 図に複合材ファン静翼締結部品の X 線検査結果を示す。IHI は，複合材ファン静翼締結部品を製造し，要求寸法精度，欠陥許容規準を満足することを確認した。



第 9 図 圧縮機構部品疲労強度試験結果  
Fig. 9 Component fatigue test results



第 10 図 MIM チタン合金の常温疲労強度特性  
Fig. 10 Fatigue characteristics of MIM titanium alloy at room temperature



第 11 図 複合材ファン静翼締結部品 X 線検査結果  
Fig. 11 X-ray inspection results of Structural Guide Vane support

## 7. 結 言

次世代航空機用エンジンの LPT 翼および HPC 翼に適用可能な高性能 TiAl 基鋳造合金および鍛造合金の開発を推進し、現行材を超える高温強度と現行材同等の室温延性を両立させた合金を実現した。さらに現行より低い製造コストを実現可能な革新的製造プロセスの基礎を構築した。

次世代航空機用エンジンのタービン部品用 CMC に適用可能な EBC の開発を行い、1 400℃における耐熱サイクル性、耐水蒸気曝露性で開発目標を達成し、次の開発ステージに進むための候補材を得た。

IHI は、Ni 基合金 MIM 材については、認証に必要なデータを整備し、量産適用に向けて大きく前進した。Ti 合金 MIM 材は、溶製材に匹敵する強度を発現することを示し、航空機部品への適用可能性を示した。

今後は開発中の部品を量産に適用し実績を積むとともにより高強度・高信頼性が要求される部品へ適用していく。

## — 謝 辞 —

本研究は、総合科学技術・イノベーション会議の SIP における「革新的構造材料」（管理人：国立研究開発法人科学技術振興機構（JST））によって実施されました。成果は、同プログラムの開発拠点における共同研究によって得られたものであり、関係者の皆さまに深い感謝の意を表します。

## 参 考 文 献

- (1) 株式会社 IHI：チタンアルミ翼が実現する航空エンジンの軽量化, IHI 技報, Vol. 53, No. 4, 2013 年 12 月, pp. 16 - 19
- (2) 小柳禎彦：軽量耐熱材料チタンアルミ合金の実用化に向けた技術発展, 大同特殊鋼技報電気製鋼 技術解説, 第 88 巻, 第 2 号, 2017 年 12 月, pp. 77 - 84
- (3) 藤村哲司, 西川秀次, 守屋信彦, 今村満勇：GEnx エンジンの開発, IHI 技報, Vol. 48, No. 3, 2008 年 9 月, pp. 153 - 158
- (4) B. P. Bewlay et al.：TiAl alloys in commercial aircraft engines, Materials at High Temperatures, Vol. 33, (2016. 6), pp. 549 - 559
- (5) P. Janschek：Wrought TiAl Blades, Materials Today: Proceedings 2S, 2015, pp. S92 - S97
- (6) I. Yuri and T. Hisamatsu：Recession Rate Prediction for Ceramic Materials in Combustion Gas Flow, Proc. 2003 ASME TURBO EXPO: Power for Land, Sea and Air, GT2003-38886, (2009. 2), pp. 633 - 642
- (7) 北岡 諭：高温における酸化物中の物質移動解析に基づく耐環境性保護膜の構造設計, 耐火物, Vol. 70, No. 10, 2018 年 10 月, pp. 482 - 491
- (8) 池田修治, 佐藤茂征, 津野展康, 吉野内敬史, 佐竹雅之：ジェットエンジン部品製造への金属粉末射出成形プロセス適用研究, IHI 技報, Vol. 53, No. 4, 2013 年 12 月, pp. 50 - 54
- (9) 三浦秀士, 黒木博史, 有本伸弘：航空機エンジン部品用金属粉末射出成形技術の開発, 日本航空宇宙学会誌, 第 68 巻 5 号, 2020 年 5 月