

先進金属材料適用研究

Research and Development of Advanced Metallic Materials

荒 木 隆 人	航空宇宙事業本部技術開発センター材料技術部 課長
青 木 祥 宏	航空宇宙事業本部技術開発センター材料技術部 博士（工学）
植 田 祐 介	航空宇宙事業本部技術開発センター材料技術部
佐 藤 彰 洋	航空宇宙事業本部技術開発センター材料技術部
細 谷 昌 厚	航空宇宙事業本部技術開発センター材料技術部 部長

環境適合型次世代超音速推進システムの二酸化炭素（CO₂）排出量抑制を達成するため、冷却空気量の削減による燃料消費率向上を目的として、高温特性に優れた単結晶合金、粉末冶金材およびチタンアルミナイド（TiAl）合金のタービン部品への適用研究を行った。各材料について疲労強度、クリープ特性、耐酸化性などの特性評価を行い、タービン翼やタービンディスク部品製造技術の最適化に取り組んだ。単結晶合金タービン翼についてはエンジン搭載試験によって構造健全性を実証した。

To reduce CO₂ emissions from the ESPR propulsion system, research and development investigated advanced metallic material turbine parts, that is new generation single crystal superalloy blades, powder metal alloy disks, and titanium aluminide blades. Material properties were evaluated for candidate single crystal superalloys, powder metal alloys and titanium aluminide alloys, such as fatigue and creep properties, and oxidation resistance at elevated temperatures. The most suitable alloys were selected for the ESPR propulsion system and manufacturing techniques were optimized for turbine blade and disk parts. Finally, single crystal superalloy blades were successfully demonstrated in an engine test with a turbine inlet temperature of 1 923 K.

1. 緒 言

環境適合型次世代超音速推進システムの二酸化炭素（CO₂）排出量抑制を達成するためには、冷却空気量の削減による燃料消費率向上が必要であり、高温特性に優れた単結晶合金や粉末冶金材およびチタンアルミナイド（TiAl）合金のような先進金属材料をタービン部品へ適用することによって部品耐用温度を向上させ、冷却空気量を削減することが可能となる。本研究では各材料について疲労強度、クリープ特性、耐酸化性などの特性評価を行い、タービン翼やタービンディスク部品製造技術の最適化に取り組んだ。

さらに単結晶合金タービン翼についてはエンジン搭載試験によって構造健全性を実証した。本稿ではこれらの研究成果の概要について述べる。

2. 次世代単結晶材タービン翼の適用研究

高温特性の優れたニッケル基単結晶（Single Crystal：SC）合金をタービン動翼に適用するとエンジンの冷却空気量が削減され、燃料消費率（Specific Fuel Consumption：SFC）の低減に大きく寄与することが期待される。現在、

世界各国の企業・研究機関において活発な研究開発が進められているが、当社においても独立行政法人物質・材料研究機構（National Institute for Materials Science：NIMS）と共同で次世代単結晶合金 TMS-138（以下、TMS-138 合金と呼ぶ）を開発している⁽¹⁾。本プロジェクトではまず、TMS-138 合金を含む四つの合金を選択し、タービン翼への適合性評価を行った。

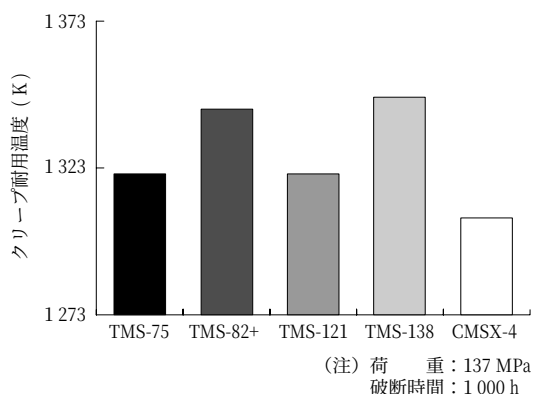
2.1 材料特性評価試験

評価合金と比較合金の化学組成を第 1 表に示す。これらの合金を用いクリープ強度、高サイクル疲労強度、低サイクル疲労強度試験を実施した。第 1 図に各合金の 137 MPa、1 000 h 換算でのクリープ耐用温度を示す。第 1 図によると TMS-138 合金が、最も高い耐用温度を示していることが分かる。第 2 図、第 3 図に各合金の各サイクルにおける HCF（高サイクル疲労）、LCF（低サイクル疲労）破断応力を示す。TMS-138 合金は、CMSX-4 合金と比較し 1 373 K の HCF、1 073 K の LCF とともに改善されている。以上の耐用温度と疲労強度の結果から、TMS-138 合金をエンジン試験搭載用合金とした。

第1表 評価合金と比較合金の化学組成 (wt%)

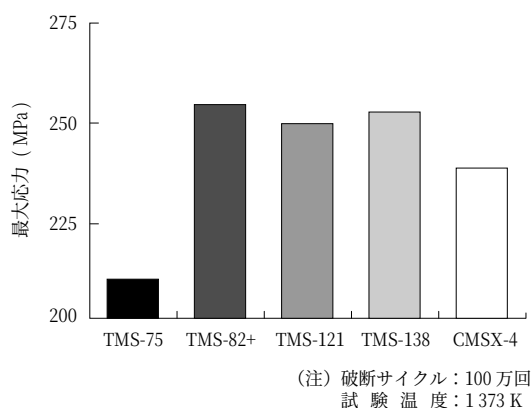
Table 1 Chemical compositions of candidate alloys and conventional alloy

区 分	材 料	元 素										
		Al	Ti	Ta	Mo	W	Re	Hf	Cr	Co	Ru	Ni
評価合金	TMS-75	6.0	—	6.0	2.0	6.0	5.0	0.1	3.0	12.0	—	残部
	TMS-82+	5.3	0.5	6.0	1.9	8.7	2.4	0.1	4.9	7.8	—	残部
	TMS-121	6.0	—	6.0	3.0	6.0	5.0	0.1	3.0	6.0	—	残部
	TMS-138	5.9	—	5.9	2.9	5.9	4.9	0.1	2.9	5.9	2.0	残部
比較合金	CMSX-4	5.6	1.0	6.5	0.6	6.0	3.0	0.1	6.5	10.0	—	残部



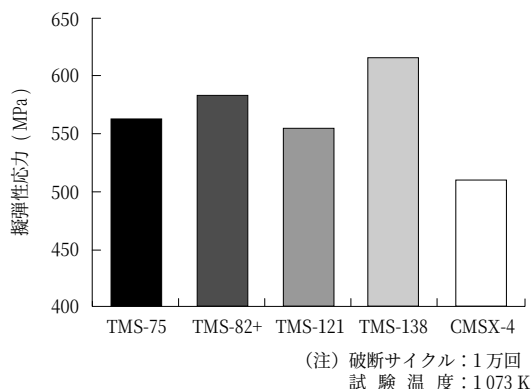
第1図 各合金のクリープ耐温度

Fig. 1 Creep resistant temperature for various alloys



第2図 各合金のHCF破断応力

Fig. 2 HCF failure stress for various alloys



第3図 各合金のLCF破断応力

Fig. 3 LCF failure stress for various alloys

2.2 エンジン搭載試験翼の製作とエンジン試験結果

エンジン搭載試験に供試するため、TMS-138 合金翼素材を鋳造し熱処理後、冷却孔加工、翼根部研削加工などの二次加工を行い、高圧タービン動翼を製作した。なお、動翼の鋳造、加工に当たっては事前に試作を行い製造条件の最適化を行っている。また、鋳造後には非破壊検査として寸法検査、蛍光浸透探傷検査、X 線検査、結晶粒（グレイン）検査、結晶方位検査を、機械加工後には、非破壊検査に加え質量、冷却空気量、固有振動数検査を実施し翼の健全性を確認した。さらに、製作した翼の1枚を切断しミクロ組織を確認した。これらの検査ではこれまでに実績のあるCMSX-4合金で製作した翼と同一の判定基準に基づいて評価した。

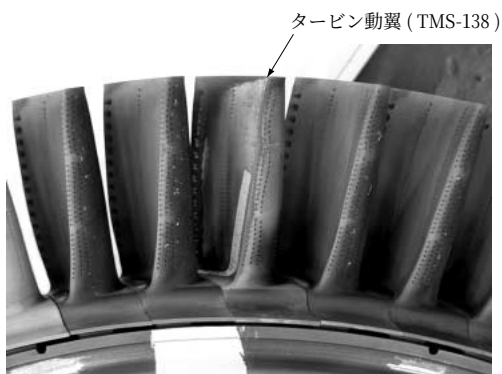
製作したエンジン搭載用高圧タービン動翼の外観を第4図に示す。鋳造後、および加工後のいずれの非破壊検査でも、製作した翼には有害な欠陥は見られず、設定した判定基準を満足していた。翼切断面組織から初期溶融や過剰な共晶などの異常組織は認められず、良好な組織であった。以上の検査結果から製作した翼はエンジン運転搭載可能であると判断した。

これらの翼は最終的にエンジンに搭載され、タービン入口温度1 923 Kの条件で構造健全性を確認した。第5図にエンジン試験後のタービン動翼の外観を示す。試験後の検査でも搭載した翼において、有害な欠陥は見られなかった。以上から、TMS-138 合金タービン翼はエンジン環境において健全性が確認された。



第4図 エンジン搭載用高圧タービン動翼の外観

Fig. 4 High pressure turbine blade for HTCE tests



第 5 図 エンジン試験後のタービン動翼の外観
Fig. 5 High pressure turbine blades after HTCE test

3. 高圧タービンディスク材料特性の最適化研究

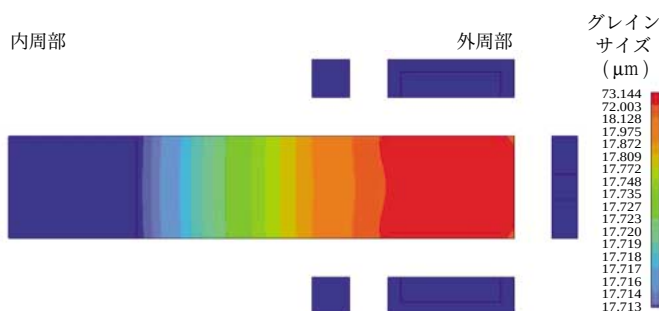
一般にディスク材は一つの素材中で高温になるリム側ではクリープ強度を、ボア側では疲労強度をというように異なる材料特性が要求される。このクリープ強度と疲労強度に大きく影響を及ぼす金属組織因子として結晶粒径が挙げられる。粗大な結晶粒の組織ではクリープ強度が向上し、微細な結晶粒の組織では疲労強度が向上するという特性がある。本研究では粉末冶金合金 N18 材を対象として熱処理による組織制御の最適条件を検討し、一つの素材に異なる二つの材料特性をもたせたデュアルプロパティ材を試作した。また、材料試験でその特性を確認した。第 2 表に N18 材と主なタービンディスク材の化学組成を示す。

3.1 デュアルプロパティ材の試作

直径 400 mm、厚さ 50 mm の未熱処理の N18 材を用いて、外周側は結晶粒径を粗大化しクリープ強度を向上させ、内周側は微細な結晶粒径を保持したデュアルプロパティ試験体を製作した。熱処理条件は試作に先立って実施したシミュレーションで求めたものを用いた。このシミュレーション結果を第 6 図に示す。また、部分的な熱処理は高周波誘導コイルを用い、試験体の外側のみを加熱し行った。第 7 図に高周波誘導コイルによる部分的な熱処理を示す。この後、試験体全体の熱処理は炉を用いて行った。熱処理条件を以下に示す。

第 2 表 N18 材と主なタービンディスク材の化学組成 (wt%)
Table 2 Chemical compositions of N18 and major turbine disk materials

材 料	元 素										
	C	Cr	Co	Mo	W	Ti	Al	Hf	Nb	Fe	Ni
N18	0.02	11.5	15.5	6.5	—	4.3	4.3	0.5	—	—	残部
RENE95	0.16	14.0	8.0	3.5	3.5	2.5	3.5	—	3.5	—	残部
AF115	0.05	10.5	15.0	2.8	5.9	3.9	3.8	0.8	1.8	—	残部
INCO718	0.04	19.0	—	3.0	—	0.9	0.5	—	5.1	18.5	残部



第 6 図 シミュレーション結果
Fig. 6 Simulation results



第 7 図 高周波誘導コイルによる部分的な熱処理
Fig. 7 Partial heat treatment with induction coil

溶体化処理

外周部 1 473 K, 0.5 h 空冷
+ 1 453 K, 4 h 空冷

内周部 1 453 K, 4 h 空冷

時効硬化処理

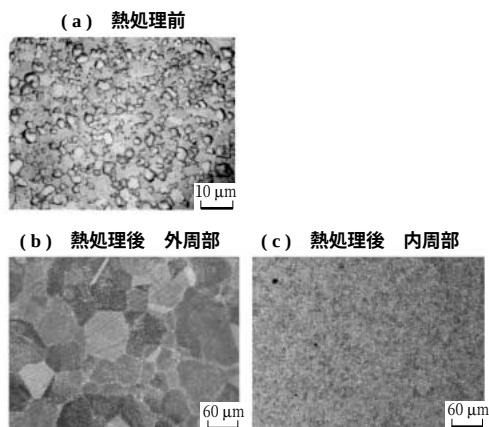
922 K, 24 h 空冷

+ 1 033 K, 8 h 空冷

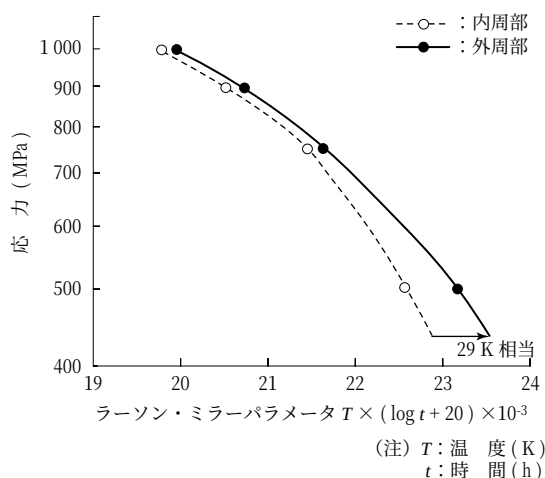
第 8 図に試験体の熱処理前のマイクロ組織と熱処理後のマイクロ組織を示す。試験体外周部の組織は結晶粒径が約 80 μm と粗大化されており、内周部は約 13 μm と微細な組織を保持している。外周部ではシミュレーション結果とほぼ一致しており、目標とした組織を達成していることが確認できた。

3.2 材料特性確認試験

試作したデュアルプロパティ材の特性確認のため、試験体の外周部および内周部からそれぞれ採取した試験片を用いてクリープ強度、引張強度、LCF 強度、き裂進展特性について材料試験を行った。第 9 図にクリープ試験結果および耐用温度の上昇を示す。クリープ寿命は結晶粒径を粗大化させた外周部で内周部に対し向上しており、その差は破断時間で 750 MPa 以上の高応力側では約 1.7 倍、低応力側



第 8 図 熱処理前のマイクロ組織と熱処理後のマイクロ組織
Fig. 8 Microstructure before and after heat treatment



第 9 図 クリープ試験結果および耐用温度の上昇
Fig. 9 Creep test result and improvement of creep resistant temperature

では約 3.6 倍となり低応力ほど大きい。

逆に LCF 強度および低温での引張強度は内周部の方が外周部に比べ若干高くなっていた。また、き裂進展特性は両者で顕著な差が見られないという結果が得られた。き裂進展特性と結晶粒径との関係を明らかにするにはさらにデータの蓄積が必要である。

3.3 デュアルプロパティ材の評価

3.2 節の結果から内周部に比べ外周部でクリープ強度が向上しており、デュアルプロパティの達成が確認された。実際のディスクの応力レベルで外周部のクリープ耐用温度の向上を評価した結果、外周部で内周部に対し 29 K のクリープ耐用温度の向上が確認された（第 9 図に矢印で示す）。

4. チタンアルミナイド材の casting 翼への適用研究

TiAl 合金は比重が Ni 基合金の約半分で同レベルの高温比強度をもつことから、ジェットエンジンの軽量化に対して極めて魅力的な材料である。今までに GEAE 社（アメリカ）は 4822 合金（48Al-2Cr-2Nb）を開発し、低压タービン翼の試作および亜音速エンジン搭載試験を行った実績がある^{(2),(3)}。また、当社においても Alloy01A と呼ばれる Ti-Al-Fe-V-B 合金について同様の実績がある⁽⁴⁾。しかし、これらの合金は 1 023 K 以下での使用を前提としており、ジェットエンジンの燃料消費率低減を意図した燃焼温度上昇に対応するために、さらに耐熱性を向上させた合金が必要である。一方、 casting 技術や溶接補修技術も、実用化のためには改良が必要である。

そこで本プロジェクトでは次世代タービン翼材料に相応し TiAl 合金を選択することを目的に、最新の TiAl 開発合金のなかから候補合金として MVS 合金、MVSC 合金、K5C 合金、47XD 合金の4種を選択し、4822 合金を比較材として casting 性、溶接補修性、機械的特性、耐酸化性を評価した。

4.1 材料特性評価試験

候補 TiAl 合金の評価結果を第 3 表に示す。種々の試験の結果、候補合金のうち casting 性、溶接補修性、クリープ特性の点では MVS 合金が優れ、引張強度、高温疲労特性、耐酸化性の点では K5C 合金が優れていることが分かった。一例として、各合金のクリープ耐用温度の試験結果を第 10 図に示す。図は 230 MPa の荷重下での破断時間が 500 時間となる最高温度を示す。候補合金中 MVS 合金が最も優れた値を示し、4822 合金よりも約 50 K の耐熱性向上が認められた。また、K5C 合金では 4822 合金よりも約 30 K の耐熱性向上が認められた。そのほかの特性についても

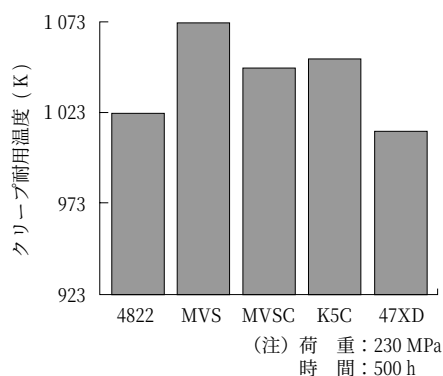
第 3 表 候補 TiAl 合金の評価結果
Table 3 Evaluation result of candidate TiAl alloys

合 金	casting 性 (モデル翼の数: 12)		溶接補修性		機械的特性			耐酸化性
	重力 casting	吸引 casting	予備加熱なし	予備加熱	引張強度	クリープ特性	高温疲労特性	
MVS	○	○	○	○	○	◎	○	○
MVSC	△	○	×	○	×	○	—	—
K5C	×	○	×	○	◎	○	◎	◎
47XD	×	○	○	○	○	×	—	◎

(注) 1. casting 性の記号
○: casting 性 良い
△: casting 性 中程度
×: casting 性 悪い

2. 溶接補修性の記号
○: クラックなし
×: クラックあり

3. 機械的特性と耐酸化性の記号
◎: 4822 より非常に良い
○: 4822 より良い
×: 4822 より悪い



第 10 図 各合金のクリープ耐温度
Fig. 10 Creep resistant temperature for various alloys

MVS 合金, K5C 合金は 4822 合金と比較して優れた特性を示し, 次世代 TiAl 合金としていずれも期待できることが明らかになった. それぞれ優位な特性領域が異なる合金であることから, 部品の使用環境に応じて, 適用合金の選択が可能である.

4.2 タービン翼製造試験

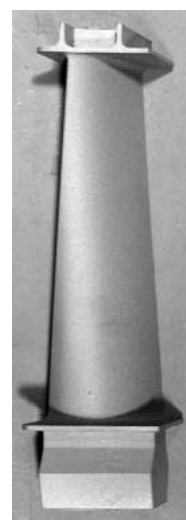
本プロジェクトでは TiAl 合金の製造技術に関しても研究を行った. 鑄造技術に関しては, タービン翼のネットシェイプ成形技術として吸引鑄造法を適用した. この結果, 吸引鑄造法では従来の TiAl 合金の鑄造法である重力鑄造法に対して湯流れ不良 (鑄型内に溶けた金属が完全に充てんされない状態) や鑄型材と鑄造品の焼付きなどの点が改善され, 歩留り良く翼形状が付与できることを確認した.

第 11 図に TiAl 合金鑄造タービン翼の外観を示す. また, 溶接補修技術の研究も実施し, タービン翼のチップシュラウド部 (先端部) のような厚さ約 1.0 mm 薄肉部に対しても端部の溶損なく肉盛溶接できる技術を開発した. 第 12 図に TiAl 合金鑄造タービン翼のチップシュラウド部肉盛溶接部を示す.

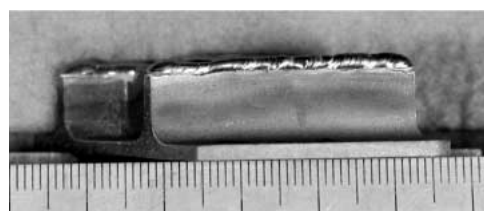
以上のように, 本プロジェクトでは製造性, 耐熱性に優れた TiAl 合金の選択を実施し, 優れた翼製造技術を開発した.

5. 結 言

以上の研究成果から, 環境適合型次世代超音速推進システムの冷却空気量を削減できる先進金属材料をタービン部品へ適用する見通しを得ることができた. これら先進材料適用技術を実用化段階にするためには長時間の耐久性の評価, 量産化技術の確立および材料データベースの充実が必要である.



第 11 図 TiAl 合金鑄造タービン翼の外観
Fig. 11 TiAl blade casting



第 12 図 TiAl 合金鑄造タービン翼のチップシュラウド部肉盛溶接部
Fig. 12 Weld for tip shroud section of TiAl blade

— 謝 辞 —

本研究は, 経済産業省の新規産業創出型産業科学技術研究開発制度による「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」の一環として, 独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) から委託を受けて実施したものである. 本研究の実施に当たり, ご指導とご協力をいただいた NEDO および関係各位のご厚誼に対し, 深く感謝の意を表します.

参 考 文 献

- (1) IHI : 特開 P2003-049231 (2003)
- (2) GEAE : Aviation Weekly (1993.12.1)
- (3) C. M. Austin et al. : Gamma Titanium Aluminide TMS (1995) p.21
- (4) 荒井幹也ほか : TiAl 製大型低圧タービン動翼の開発 までりあ 第 36 巻 第 4 号 1997 年 pp.394—396