

連携記事

ジェットエンジン用高温タービン部材開発と実用化戦略

High Temperature Turbine Materials for Jet Engines : Developments and Strategies for Applications

(独) 物質・材料研究機構 特命研究員-超耐熱材料 **原田広史** Hiroshi Harada

(独) 物質・材料研究機構 先進高温材料ユニット 高性能合金グループリーダー **谷 月峰** Gu Yuefeng

(独) 物質・材料研究機構 先進高温材料ユニット 高性能合金グループ 主任研究員 **川岸京子** Kyoko Kawagishi

(独) 物質・材料研究機構 先進高温材料ユニット 高性能合金グループ 主幹研究員 **横川忠晴** Tadaharu Yokokawa

(株) 超合金 取締役社長 **小林敏治** Toshiharu Kobayashi

(独) 物質・材料研究機構 先進高温材料ユニット 特別研究員 **藤岡順三** Junzo Fujioka

1 はじめに

日本の航空技術は、第二次世界大戦後、日本が航空機産業に従事することのできなかつたいわゆる“7年間の空白”の間に世界に大きく遅れをとり、さらにその後の国際体制等も影響して、欧米の技術に未だ大きく差を開けられた状況にある。例えば、民間ジェットエンジン市場における日本のシェアは重工3社 (IHI、川崎重工、三菱重工) 合わせて6%程度に過ぎない。一方、三大OEM (Original Equipment Manufacturer) と称されるジェネラルエレクトリック (GE) 社、プラットアンドホイットニー (P&W) 社、ロールス・ロイス (RR) 社が合わせて60%以上のシェアを有していることに比べるとその差は歴然としている。

近年の航空エンジン開発は国際共同開発が通例となっており、国内重工メーカーも上記海外OEMのリードする次世代ジェットエンジン開発にリスクシェア・パートナーシップ (RSP) などの形で参画している (表1)。しかし、高温高圧・中圧タービン (以下高温タービン) への参入実績はない。高温タービンは技術的に最も高度であり、カルノーサイクルの頂点に位置して効率を決定付けるエンジンの心臓部である。また、高温タービンはクリープ、疲労、酸化・腐食などを生じる過酷な環境で稼働するためタービン翼などの部材の損傷、消耗も激しく、修理や部材供給などアフターマーケットの大部分を占める。従ってエンジン販売後の収益を長期 (~20年) にわたって維持し開発費等を回収する上でも重要である。これらがOEMが高温タービン部への他社の参入を許さない理由である。このような状況において、我が国の民間航空エンジン産業の復権には、高温タービン技術を含む競争力ある独自技術開発が必須であり、そのための最も重要な要素技術の一つが超耐熱材料技術である。

本稿では、高温タービン翼材、高温タービンディスク材などに用いるNi基超合金部材などの開発と実用化研究の現状を、新世紀耐熱材料プロジェクト (1999-2010年度: 文部科学省/物材機構) の成果¹⁾を中心に、海外の最新技術とも比較しながら紹介する。2006年6月に物材機構に設立されたロールス・ロイス航空宇宙材料センターについても可能な範囲で紹介したい。併せて、東日本大震災によって引き起こされた福島第一原発事故等による電力危機に対応すべく重要性を増している超高効率発電ガスタービンへの適用に向けた研究についても紹介する。

2 タービン翼材の開発

図1は現在使用されている高温タービン動翼 (回転翼) の

表1 民間機エンジン開発プロジェクトへの国内重工メーカーの関与

機 種	V2500	CF34	B787エンジン	
			GE9x	Trent1000
推 力	22~33klb (10~15トン)	14~20klb (6~9トン)	53~72klb (25~32トン)	
参画比率	23%	30%	15%	15%

(担当部位)

担 当 部 位	V2500		CF34		B787エンジン	
	ファン/低圧縮機	モジュール	部品 (ファンローター)	部品 (動軸翼)	部品 (動軸翼)	モジュール
圧縮機	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール
燃 焼 器	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール
タービン	高圧タービン	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール
	中圧タービン	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール
	低圧タービン	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール
ギアボックス	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール	モジュール
補機	熱交換器・バルブ等	ポンプ・センサー等				

:モジュールで担当
 :部品で担当
 :該当なし
 :該当なし (RR社の大型エンジンに特有のもの)

(注) (株) 超合金 日本航空機エンジン協会提供

一例である。このようなタービン翼は、Ni基超合金を用いて精密鑄造（ロストワックス鑄造）で作成される。翼面にイットリア安定化ジルコニア（YSZ）の遮熱コーティング（TBC：Thermal Barrier Coating）を施し、内部を空冷し、さらに冷却空気の一部で表面を覆うフィルム冷却も行うことによってメタル温度を調節し、Ni基単結晶超合金の溶融開始温度1300～1350℃を超える1600℃の高温のガス流中でも使用可能になっている。しかし冷却はそれ自体熱効率の低下要因となるので、Ni基超合金自体の耐用温度をできる限り高くし、冷却空気量を最小にすることが常に求められる。

Ni基超合金は母相であるγ相（Ni固溶体）中に60-70vol%



図1 遮熱コーティングを施した航空機エンジン用空冷単結晶タービン動翼（120mm長）

のγ'相（Ni₃Alを基本組成とするL1₂規則相）が整合析出したマイクロ組織を有し、整合界面が転位の移動の障壁となる効果や、Re、W、Taなどによる両相の固溶強化などにより、優れた高温強度を発揮する。典型的なマイクロ組織を図2に示す。

Ni基超合金は、鍛造合金から普通鑄造合金、一方向凝固合金、単結晶合金へと進化してきた。単結晶合金も、第1世代から、レニウム（Re）を3wt%程度含む第2世代、Reを5-6wt%含む第3世代、ルテニウム（Ru）など貴金属を2-3wt%含む第4世代、貴金属を5-6wt%程度含む第5世代へと合金開発が進み、その間約100℃の耐用温度向上が得られている。代表的なタービン翼用Ni基単結晶超合金の組成を表2に示す。また図3には鍛造合金以来半世紀以上にわたる耐用温度向上の経緯を示す¹⁾。図中「NIMS Target」は新世紀耐熱材料プロジェクトにおける開発目標である。

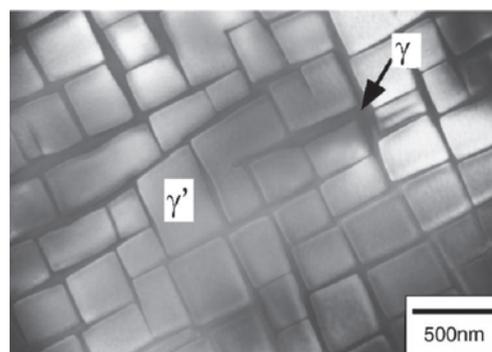


図2 Ni基超合金の典型的なマイクロ組織

表2 代表的なタービン翼用単結晶超合金の合金組成（wt% , bal. Ni)¹⁾

Alloy	Alloy Composition														Generation	Organisation
	Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Hf	Re	C	B	Zr	Others		
PWA1480	5	10	-	4	5	1.5	-	12	-	-	-	-	-	-	1 st	Pratt&Whitney
Rene'N4	8	9	2	6	3.7	4.2	0.5	4	-	-	-	-	-	-	1 st	GE
CMSX-2	4.6	8	0.6	8	5.6	1	-	6	-	-	-	-	-	-	1 st	Cannon Muskegon
TMS-6	-	9.2	-	8.7	5.3	-	-	10.4	-	-	-	-	-	-	1 st	NIMS
PWA1484	10	5	2	6	5.6	-	-	9	-	3	-	-	-	-	2 nd	Pratt&Whitney
Rene'N5	8	7	2	5	6.2	-	-	7	0.2	3	-	-	-	-	2 nd	GE
CMSX-4	9	6.5	0.6	6	5.6	1	-	6.5	0.1	3	-	-	-	-	2 nd	Cannon Muskegon
TMS-82+	7.8	4.9	1.9	8.7	5.3	0.5	-	6	0.1	2.4	-	-	-	-	2 nd	NIMS/Toshiba
YH 61	1	7.1	0.8	8.8	5.1	-	0.8	8.9	0.25	1.4	0.07	0.02	-	-	2 nd	Hitachi
Rene'N6	12.5	4.2	1.4	6	5.75	-	-	7.2	0.15	5.4	0.05	0.004	-	0.01Y	3 rd	GE
CMSX-10	3	2	0.4	5	5.7	0.2	0.1	8	0.03	6	-	-	-	-	3 rd	Cannon Muskegon
TMS-75	12	3	2	6	6	-	-	6	0.1	5	-	-	-	-	3 rd	NIMS
MX-4/PWA1497	16.5	2	2.8	5.9	5.9	-	-	8.25	0.15	5.95	0.03	0.004	-	3Ru	4 th	GE/P&W/NASA
MC-NG	<0.2	4	1	5	6	0.5	-	5	0.1	4	-	-	-	4Ru	4 th	ONERA
TMS-138	5.8	3.2	2.8	5.9	5.9	-	-	5.6	0.1	5.0	-	-	-	2Ru	4 th	NIMS/IHI
TMS-138A	5.8	3.2	2.8	5.6	5.7	-	-	5.6	0.1	5.8	-	-	-	3.6Ru	4 th	NIMS
TMS-196	5.6	4.6	2.4	5.0	5.6	-	-	5.6	0.1	6.4	-	-	-	5Ru	5 th	NIMS

最新の第4世代以降の単結晶超合金の開発は、米国GE社²⁾、フランスONERA³⁾や、国内では著者らの新世紀耐熱材料プロジェクト^{4,4)}で進められてきた。Ru(ルテニウム)など貴金属元素の添加により、第3世代単結晶合金で問題となった組織安定性を向上させ、それによる高温長時間側でのクリープ強度向上を図っているのが第4世代合金の一般的な特徴である。新世紀耐熱材料プロジェクトでは、Ru添加による組織安定化とあわせて、添加元素のバランス調整により γ/γ' 格子定数ミスフィットを意図的に大きくし($\sim 1\%$ 、 $a\gamma' < a\gamma$)、もって整合界面のミスフィット転位網を微細化するという独自の合金設計で、耐用温度1080℃の第4世代合金TMS-138⁴⁾、同じく1100℃の世界初の第5世代合金TMS-162、TMS-196などを開発し⁵⁻⁷⁾、耐用温度1150℃を目指して研究が進められている(TMS: Tokyo Meguro Single Crystal)。

図4はクリープ試験中に生じたTMS-138のマイクロ組織を

示したものである。立方体状であった γ' 析出物が応力軸に垂直な方向に連結して板状組織(いわゆるラフト組織)を形成し、 γ/γ' 界面には微細な転位網が形成されている。転位の移動は材料の変形の素過程である。その転位が、界面にネットワークを形成することにより相互に拘束し、さらに可動転位が界面を横断することも妨げる効果によって優れたクリープ強度が得られる。界面転位間隔が小さくなるにつれてその効果は増し、クリープ強度が飛躍的に高くなる。代表的な単結晶超合金の耐用温度を世代別に比較したのが図5であり、著者らの第4、第5世代合金の優位は明らかである。MX-4またはPWA1497と呼ばれる合金は、GE、P&Wなどが共同開発した第4世代合金であるが、界面転位間隔が大きいため1000℃以上の高温のクリープ強度は第3世代合金と同等レベルまで低下する。

第4、第5世代合金は、クリープ強度だけでなく、空冷翼の使用環境を模擬したOut-of-Phaseの熱疲労強度にも優れている⁷⁾。第4世代合金TMS-138については、国内のジェットエンジンメーカーとの協力で、経済産業省の超音速エンジンプロジェクトの高温高压タービン翼材としての実機試験が短時間ではあるが成功裏に行われた。またTMS-196は、第4世代合金の問題点であった耐酸化性の点でも、第2世代と同等程度の良好な特性を有するなど、バランスのよい第5世代合金として評価されている^{6,7)}。これら次世代合金についてはジェットエンジンのみならず発電用ガスタービンの効率向上のための実用化も期待される場所である。

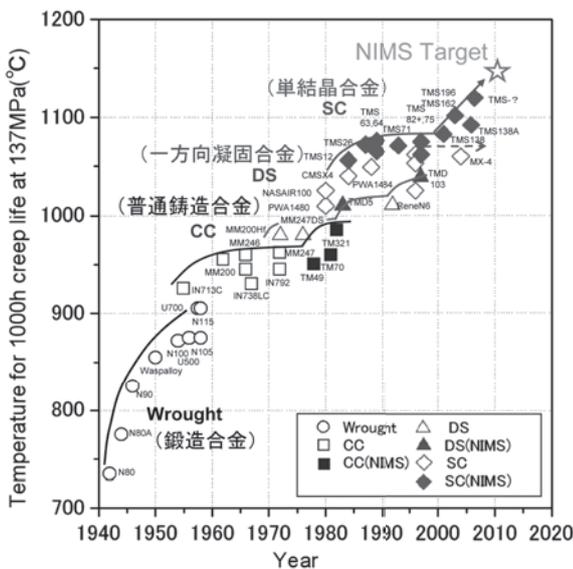


図3 Ni基単結晶合金の耐用温度の比較¹⁾

3 コーティング材の開発

高温に用いられるNi基超合金タービン翼は前述のように、通常、遮熱コーティングを施し、内部から空冷することによってメタル温度を調節し、融点以上の高温のガス流中で使

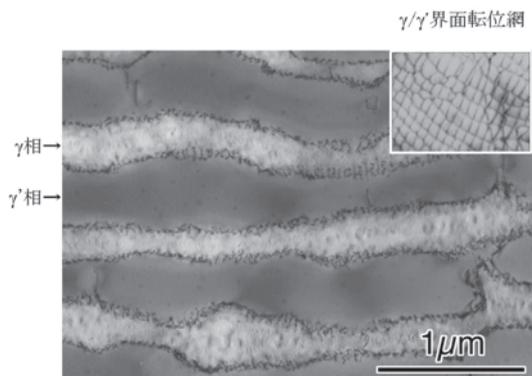


図4 高温クリープ中にNi基超合金の γ/γ' 整合界面に形成されたミスフィット転位網^{4,5)}

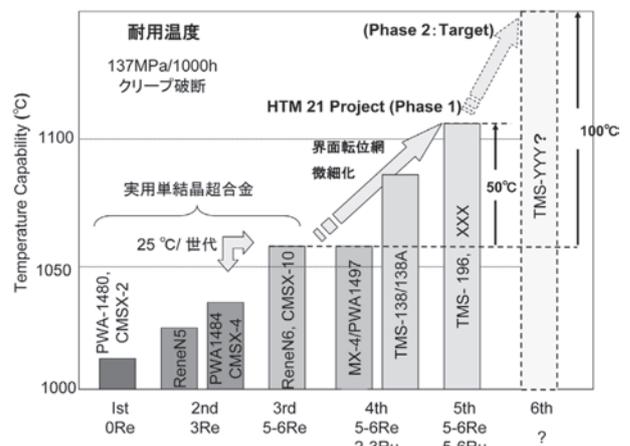


図5 各世代の単結晶超合金の耐用温度比較¹⁾

用可能になっている。高圧タービン動翼に遮熱コーティングを施して空冷して用いる際、基材Ni基超合金と、ボンドコート材(金属)、トップコート材(セラミック)の相互の適合性が重要である。特に近年の高温化のため、基材とボンドコート材の相互拡散による基材の組織劣化、強度劣化が重要な問題となっている。その解決のためEQ (Equilibrium) コーティングという新しい概念のボンドコート材が開発されている^{8,9)}。これは γ' 相などをベースに、耐酸化性に優れかつ基材と熱力学平衡するように設計した金属をコーティング材として用いるものである。図6に示すように高温で長時間加熱しても相互拡散をほとんど生じないため、基材Ni基超合金のマイクロ組織が安定に保たれ、強度劣化を生じないのが特徴である。また、トップコート材とのマッチングも良いというデータも得られつつある。今後、燃焼ガス温度向上を背景に広い実用化が期待されている。

4 タービンディスク材の開発

ジェットエンジンや発電ガスタービンの熱効率向上のためには、タービン翼だけでなくタービン翼を装着するタービンディスクの耐用温度向上が必須である。タービンディスクは、使用温度は従来700℃以下とそれほど高くないが、タービン動翼に比べてはるかに高い応力でのクリープ強度や、疲労強度、破壊靱性、クラック進展抵抗などが要求される重要部材であり、Ni基超合金の鍛造製品が用いられている。

図7にタービンディスク材の耐用温度向上の歴史を示す。合金元素添加による固溶強化や γ' 体積率の増大によって耐熱性向上が図られてきた¹⁰⁾。従来、鍛造-鍛造プロセス(C&W: Cast & Wrought)ではU720Li合金が限界とされており、それ以上の高強度のものは粉末冶金(P/M: Powder Metallurgy)プロセスが必要とされてきたが、異物混入など

に対する高度の品質管理が要求され、高コストになるという問題があった。また国内では、防衛用途に限られるなど需要が少なかったため、現在では本格的な粉末製造能力はない。このような状況に鑑み、新世紀耐熱材料プロジェクトでは、国内で可能なC&Wプロセスを用いてU720Liの耐用温度を50℃上回る鍛造超合金を目標に合金開発を行った。

開発合金(TMW合金: Tsukuba Material Wrought)は、Ni基超合金とCo基合金を融合するという新コンセプト(図8)により、高強度と優れた鍛造性を両立すべく設計された。小規模(~100kg)の鍛造-鍛造プロセスでの比較において、U720Liの耐用温度を50℃上回り、P/M材に匹敵する耐熱性を示した¹¹⁾。合金組成を表3に示す。これらの合金の実用化には、商用のC&Wプロセスによる大型試作と特性の実証が不可欠である。そこで、NEDOエネルギー使用合理化プロジェクトにて三菱マテリアル(桶川)の協力を得て大型製造技術開発を行った。トン級の大型溶解に始まるトリプルメル

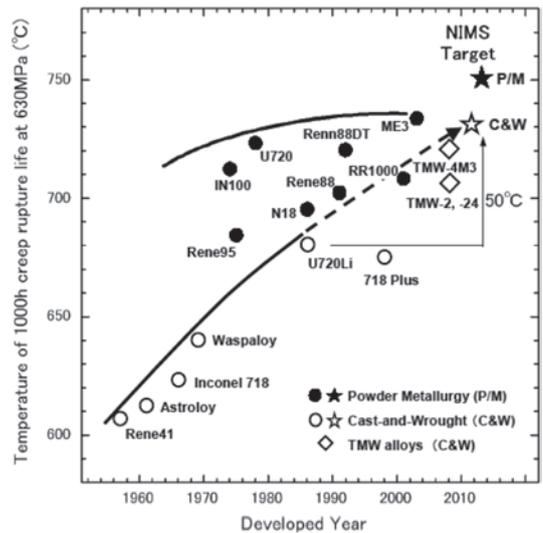


図7 タービンディスク合金の耐用温度向上の歴史 (TMWはNIMS開発の鍛造-鍛造合金)¹⁰⁾

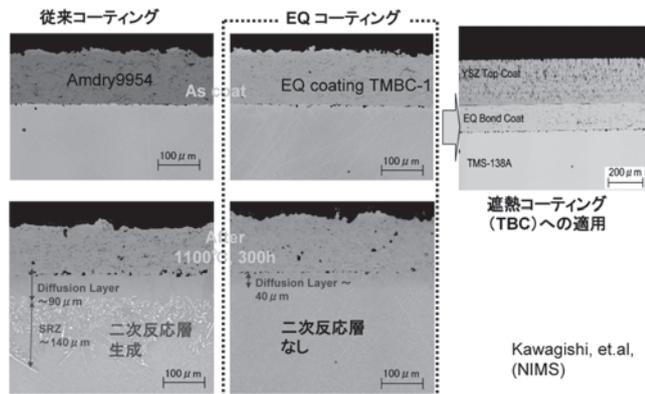


図6 高温でも基材の組織劣化を生じないEQ コーティング (熱力学平衡コーティング)^{8,9)}

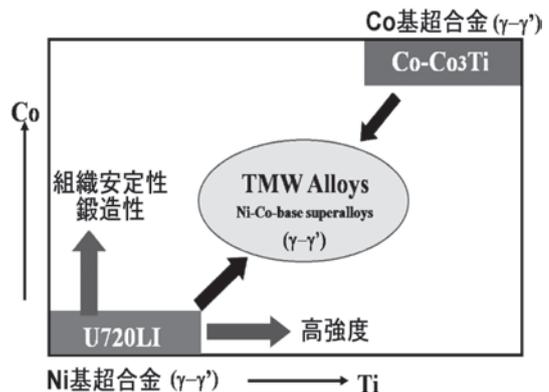


図8 Ni-Co鍛造超合金(TMW合金)の設計コンセプト^{10,12)}

ト（真空誘導溶解→エレクトロスラグ再溶解→真空アーク再溶解）*を行った後、6000トン級のプレスによる鍛造により、成分の偏析や製造プロセス中の割れなどの問題を生じず、結晶粒径 $10\mu\text{m}$ の均質な微細組織を有する実用スケール（直径440mm）の模擬タービンディスクの試作に成功した（図9）。

この模擬ディスク材の高温特性をクリープ試験により評価したところ、0.2%クリープ耐用温度にて既存のU720Li合金より58-76℃高く（図10）、最新のP/M材と同等以上の耐用温度を有することが示された。また、疲労特性、クラック進展速度などの特性の点でもU720Li合金と同等以上の優れた特性を有することが確認された^{10,12)}。このような強度特性向上には微細な変形双晶が重要な役割を果たしていることが明らかになっている¹³⁾。

開発合金の実用化には、特性データベースをさらに充実させる必要があり、そのために国内はもちろん海外の民間企業等との連携も深めつつ研究を進めている。航空エンジンや発

電ガスタービンの高温タービンディスクに国産の材料が使われれば、我が国初めてのこととなる。

このような高強度部材の鍛造成形に威力を発揮する大型鍛造プレスの整備は、我が国にとって長年の懸案事項であった。現在国内では1万4千トンクラスの鍛造プレスが最大であるが、タービンディスクのような鍛造超合金をコストパフォーマンス良く製造するには、図11に示すような大型の鍛造プレスが不可欠である¹⁴⁾。3万トン級以上の鍛造プレス保有数は、米国9、ロシア2、フランス2、イギリス1、オーストリア1などとなっており、中国においても8万トン級プレス（仕様の詳細は不明）を建設中である。このように大型鍛造の分野で日本は取り残されつつあり、将来の国産ジェットエンジン開発や発電ガスタービンのいっそうの高効率化など国際競争力強化のため、早急の整備が望まれていた。幸い、最新装備を有する5万トンプレスが国内で計画され、1年半後にも稼働開始する動きにあることは、航空産業界の朗報であ

表3 既存合金U720Li及び開発合金（TMW）の公称組成（wt%，残Ni）と γ' 量^{11,12)}

Alloy	Cr	Co	Mo	W	Ti	Al	C	B	Zr	γ' vr
U720Li	16.0	15.0	3.0	1.25	5.0	2.5	0.025	0.018	0.03	45
TMW-2	14.4	21.8	2.7	1.10	6.2	2.25	0.023	0.015	0.033	48.7
TMW-24	13.8	25.0	2.6	1.1	5.6	2.2	0.015	0.015	0.03	45
TMW-3	16.5	23.3	3.1	1.2	5.1	1.9	0.026	0.018	0.022	40
TMW-4	14.9	26.2	2.8	1.1	6.1	1.9	0.014	0.017	0.019	45
TMW-4M3	13.5	25.0	2.8	1.2	6.2	2.3	0.015	0.015	0.03	49.5

γ' vr : Volume fraction of γ' at 760°C

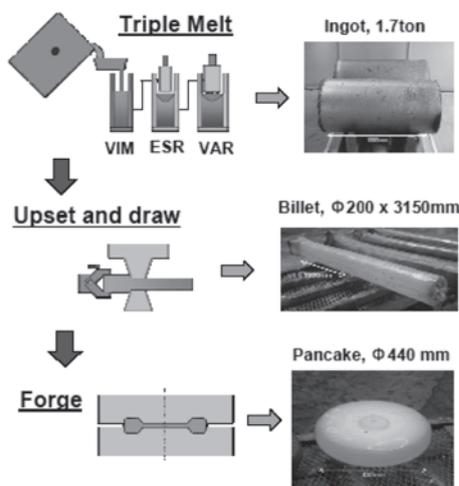


図9 開発Ni-Co基超合金（TMW合金）を用いた実用スケール440mm径のパンケーキの製造（三菱マテリアル）

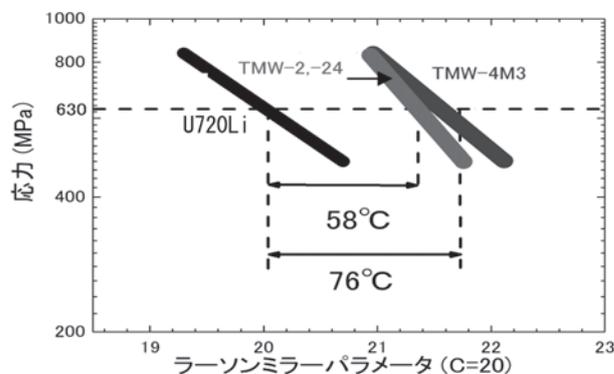


図10 開発合金（TMW）と既存合金（U720Li）の0.2%クリープ耐用温度の比較^{10,12)}

* 真空誘導溶解：Vacuum Induction Melt, VIM
 エレクトロスラグ再溶解：Electro Slag Remelting, ESR
 真空アーク再溶解：Vacuum Arc Remelting, VAR

り、ハイエンドの鍛造部材である高温タービンディスクの国内生産、さらには国産民間ジェットエンジン開発にも極めて重要な役割を果たすものと期待されている。

5 高温タービン部材の実用化戦略

5.1 ジェットエンジンへの適用

今年2011年11月1日には250人乗り中型高効率機ボーイング787 (B787) が、2013年以降には中型高効率機エアバス350XWB (A350XWB) がそれぞれ就航予定であり、これら新機種開発にあわせて、GE、RR社などにて高効率ジェットエンジンの開発が行われている。エンジンの燃料消費効率向上は経済的にも非常に重要である。例えば国内エアラインの年間の燃料費は一社で数千億円に達し、相対的に1%の効率向上でも数十億円の節約になる。図12はRR社のエンジンの燃

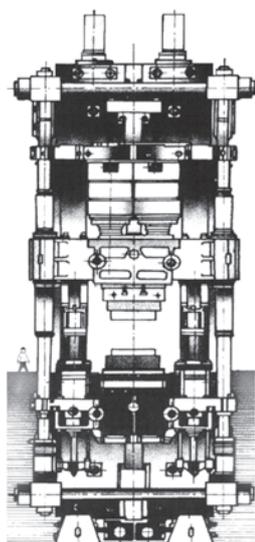


図11 6万5千トン鍛造プレスの構造¹⁴⁾

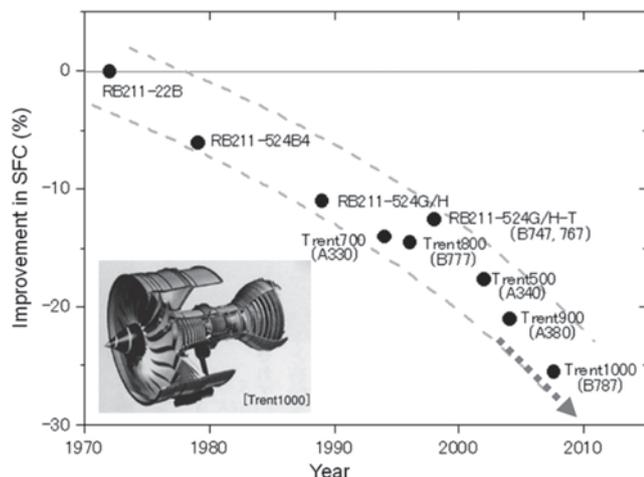


図12 RR社の航空機エンジンの燃料消費効率改善の経緯¹⁵⁾

料消費 (Specific Fuel Consumption, SFC) 改善の経緯を示したものである¹⁵⁾。このようなSFC改善を可能にするための最も重要なキーテクノロジーの一つが、次世代超合金などの高温タービン部材である。

物材機構とRR社は、2006年6月30日に、物材機構内にロールス・ロイス航空宇宙材料センターを開設した。RR社は基礎研究のアウトソーシングの観点から国際的な産学協同研究を進めており、その一つとして我が国初のセンターとして開所されたものである。同センターで開発した新超合金はTrentエンジンなど新エンジンにてB787など新機種の商用飛行に用いられることになっており、その日は目前に迫っている。

これまで国内重工メーカーが参入できなかった高温タービン部材に独立行政法人が開発した国産の材料が使用されることはエポックメイキングなことであり、将来の国産エンジン開発にも繋がる重要な一歩になるものと考えている。物材機構はまた、ビジネスジェット用の小型エンジンの性能向上を目的に、本田技研との研究協力を行っている。

5.2 発電ガスタービンへの適用

最後に、ジェットエンジンと基本的に同様のタービン構造を有する発電ガスタービンへの適用について述べたい。

国内の総排出CO₂ガスの約30%は火力発電所から排出されてきた。図13に示すように火力発電には燃料によって石炭火力、石油火力、天然ガス複合発電火力の3種類があり、単位電力あたりのCO₂発生量は順に100 : 76 : 53程度の大きな差がある。従って、石炭火力を天然ガス複合発電火力にて代替すれば、効果的にCO₂の削減が可能である。再生可能エネ

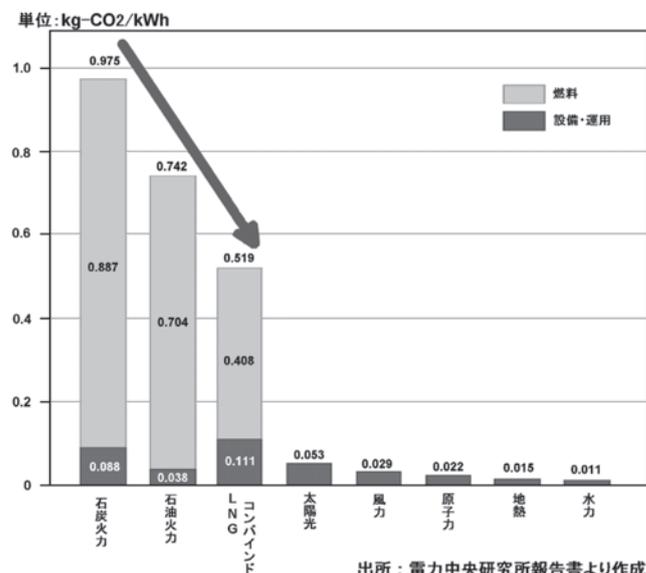


図13 発電方式別単位電力あたりのCO₂発生量¹⁶⁾

ルギーが電力の主要構成要素となるには長期の取り組みが必要とみられることから、今後10年間にCO₂排出増加に歯止めをかけ減少に転ずるには、石炭火力から天然ガス複合発電火力への転換が現実的で最も効果的な方法のひとつと考えられている。特に、今年3月11日の東日本大震災にともなう福島原発の事故等によって引き起こされた電力危機に緊急に対応すべく、休止中の石炭火力発電を稼働させるケースが増えており、これらも含めて早期に最高効率の天然ガス複合発電火力にて置き換え、CO₂削減を図ることが求められている。

図14に示すように、現在最高効率を有する1500℃級の空冷タービン動翼材であるNi基超合金の耐用温度を100℃程度向上させ、適合する遮熱コーティングや冷却構造などを併せ用いれば、燃焼ガス温度を1700℃まで向上させて熱効率を56%（高位発熱量：Higher Heating Value, HHV）以上に向上させることが可能と考えられている¹⁶⁾。125-135万KWの石炭火力発電をこのような超高効率の天然ガス複合発電火力で代替すれば、1ヶ所で国内総排出の約0.4%、10～20ヶ所で4～8%のCO₂削減も見込める状況にある。さらに、石炭火力の発電効率の低い海外で普及できれば、大きな排出権取引も可能となると期待される。

海外では発電用大型ガスタービン翼への単結晶超合金の導入が進んでおり、例えば米国GEの1500℃級のガスタービンの第1段タービン動翼には第2世代単結晶超合金Rene' N5が用いられている。国内では、2004年度から、文部科学省／物材機構の提案で、資源エネルギー庁／三菱重工との省庁連携で進めてきた1700℃大型ガスタービン要素研究にて、熱効率56-60%（HHV）の複合発電を目指して、タービン部材開発の研究が行われている。図15は、開発第5世代単結晶合金TMS-196を用いて国内で鑄造した200MWクラスの大型発電ガスタービン翼の例である⁷⁾。さらに、合金素材の価格低減

を指向したコストパフォーマンスの高い単結晶超合金も開発されており、2011年度からはNEDO省エネプロジェクトの一環として、実機実証に向けて必要な材料評価研究が進められている。1700℃超高効率ガスタービン技術は、天然ガス複合発電以外にも、石炭ガス化複合発電や、さらに燃料電池とのいわゆるトリプル発電などにも適用可能で、CO₂削減に大きな効果を発揮するものと期待されている。

6 おわりに

国内産業力強化において航空技術は柱となるべき分野であり、それを支えるジェットエンジン技術力の向上が望まれている。また、東日本大震災にともなう福島原発の事故等によって引き起こされた電力危機等に緊急に対応すべく、発電ガスタービンの出力向上と超高効率化も喫緊の課題となっている。これらの実現のため、高温タービン部材、なかでも重要なタービン翼やコーティング、タービンディスクの耐用温度向上に対する期待は大きい。本稿に紹介した新開発の高温タービン部材が今後有効に活用されて、ジェットエンジンや発電ガスタービン技術の高度化による我が国産業の国際競争力向上はもとより、CO₂削減等、地球環境保全にも大いに寄与することを念願するものである。

参考文献

- 1) 原田広史, 横川忠晴, 佐藤彰洋, 川岸京子, 谷月峰：高温学会誌, 33 (2007) 5, 237.
- 2) K.S.O' hara, W.S.Walston, E.W.Ross and R.Darolia：U.S.Patent 5, 482, 789A (1996)
- 3) P.Caron：Superalloys 2000, ed by T.M.Pollock, et.al. TMS (The Minerals, Metals & Materials Society), 737.

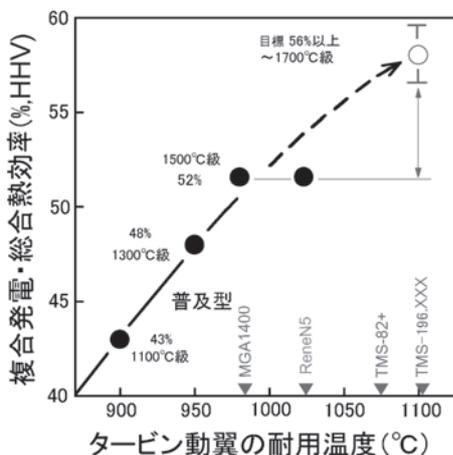


図14 タービン動翼材の耐用温度向上により期待される発電の熱効率向上¹⁶⁾



図15 第5世代TMS-196合金を用いて鑄造した発電ガスタービン用空冷単結晶動翼 (300mm長)

- 4) J.X.Zhang, T.Murakumo, Y.Koizumi, T.Kobayashi, H.Harada, S.Masaki and JR : *Mat. and Mat. Trans.A*, 33A (2002) , 3741.
- 5) J.X.Zhang, J.C.Wang, H.Harada and Y.Koizumi : *Acta Mater*, 53 (2005) , 4623.
- 6) 佐藤彰洋, 原田広史, 小林敏治, 張建新, 村雲岳郎, 横川忠晴 : *日本金属学会誌*, 70 (2006) 2, 196.
- 7) A.Sato, H.Harada, A-C.Yeh, K.Kawagishi, T.Kobayashi, Y.Koizumi, T.Yokokawa and J.X.Zhang : *Superalloys 2008*, 131.
- 8) 川岸京子, 佐藤彰洋, 松本一秀, 小林敏治, 原田広史, 青木祥宏, 荒井幹也 : *日本金属学会誌*, 71 (2007) 2, 226.
- 9) K.Kawagishi, A.Sato and H.Harada : *JOM July (2008)* , 31.
- 10) 横川忠晴, 谷月峰, 崔傳勇, 小泉裕, 藤岡順三, 原田広史, 福田正, 三橋章 : *日本金属学会誌*, 74 (2010) 3, 221.
- 11) Y.Gu, H.Harada, C.Cui, D.Ping, A.Sato and J.Fujioka : *Scripta Mat.* 55 (2006) , 815.
- 12) YF.Gu, T.Fukuda, C.Cui, H.Harada, A.Mitsuhashi, T.Yokokawa, J.Fujioka, Y.Koizumi and T.Kobayashi : *Met.Mat.Trans.A*, 40A, 13, (2009) , 3047.
- 13) Z.Y.Yuan, Y.F.Gu, C.Y.Cui, T.Osada, T.Yokokawa and H.Harada : *Adv. Eng. Mater.* 13 (2011) 296.
- 14) 超大型鍛造用プレス機を利用した革新的部材開発に関する調査報告書, 新エネルギー・産業技術総合開発機構 (委託先 財団法人素形材センター), 平成15年3月
- 15) *The Jet Engine*, Rolls-Royce plc, 84.
- 16) H.Harada : *Proc. of 9th Liege Conference on Materials for Advanced Power Engineerinf*, Sept.27-29, Liege, Belgium, (2010)

(2011年9月2日受付)