Ni 基超合金一次世代ジェットエンジン・ガスタービンへの適用の期待—

原 田 広 史* 横 川 忠 晴**

1. はじめに

ジェットエンジンや発電用ガスタービンの高効率化のかなりの部分は、高温高圧タービン部材に用いる Ni 基超合金の性能向上によって成し遂げられてきたといっても過言ではない。近年、エネルギー起源の CO₂ 削減・地球温暖化防止などの観点から、高効率複合発電や次世代ジェットエンジンなどの開発に期待が寄せられている。これら熱機関の効率向上にはカルノーサイクルの高温側の温度上昇が最も有効であり、その実現に必要な耐熱材料、なかでも現実的な次世代 Ni 基超合金の研究開発が内外で活発に行われている。

本稿では、海外および国内のジェットエンジン、発電ガスタービン開発とそれらに必要な Ni 基超合金開発の現状について紹介するとともにその将来を展望する。

2. Ni 基超合金への期待

(1) 発電用ガスタービン

1997年の京都会議(COP3：気候変動枠組条約第3回締結国会議)において、日本の地球温暖化ガス削減目標として“1990年比6%減を2008～2012年に達成”が議定書に盛り込まれ、2002年には国内で批准された。しかし有効な具体策はいまだ十分実施されないまま国内総排出量は1990年比約6%増となっており、目標達成には現状に対して12%前後の大幅な削減が必要な状況となっている。

国内の CO₂ 総排出量の内訳をみると、図1のように、実にその約30%はエネルギー変換、特に発電に関連して排出されている⁽¹⁾。さらに、発電に関してみれば、図2に示すよ

図1 国内 CO₂ 総排出量の内訳。

図2 国内の発電方式による電力供給比(左)および CO₂ 排出比(右)。

うに電力供給量で約55%の火力発電が発電関連の CO₂ のほとんど全てを排出しているのが現状である⁽²⁾⁽³⁾。

* 独立行政法人物質・材料研究機構材料研究所超耐熱材料研究グループディレクター(〒305-0047 つくば市千現1-2-1)

** 独立行政法人物質・材料研究機構超耐熱材料研究グループ主幹研究員

Superalloys for Next Generation Jet Engine and Advanced Gas Turbine Applications; Hiroshi Harada*, Tadaharu Yokokawa** (*,**National Institute for Materials Science, Tsukuba)

Keywords: high temperature material, Ni-base superalloy, gas turbine, jet engine, CO₂ cutting

2003年7月25日受理

現在、CO₂削減策の柱になっているのが、直接CO₂を排出しない原子力発電所の13基増設、あるいは原子力発電容量の30%増である。しかしその2012年までの実現は非常に困難と見られている。一方、太陽光、風力、燃料電池など期待される新エネルギーは、現時点では総発電量の0.2%を提供するに過ぎず(図2では省略)、ここ10年以内で電力の主要構成要素に成長するとは考えにくい。このような状況で、現実的なCO₂削減策として期待されているのが火力発電の効率向上である。

現状の火力発電の平均熱効率は約40%である。大量の化石燃料の半分以上は熱的に有効利用されないまま燃焼し、CO₂ガスを発生させていることになる。このような中で近年注目されている複合発電は、石炭、石油など従来の燃料に比べて単位熱量あたりCO₂発生量の少ない液化天然ガス(LNG)を燃料として用いる。しかもガスタービンの廃熱で蒸気タービンを駆動して熱効率43~49%(HHV基準、普及型：タービン入口ガス温度1100~1300℃)で効率的に発電する。このため、図3⁽¹⁾に示すように火力発電の中ではCO₂発生量が最も少なく、石炭火力を代替した場合のCO₂削減効果として原子力発電で行った場合の約1/2という大きな効果を発揮しうる。今後さらに効果的にCO₂削減に寄与するためには、タービン入口ガス温度1700℃、熱効率60%となるような超高効率ガスタービンの開発が不可欠であり、それを可能にするためのタービン動・静翼材として次世代Ni基超合金が求められている。

Ni基超合金の融点(固相線温度)は最新の単結晶合金でも1350℃前後にあるため、タービン翼の冷却技術、外面の遮熱セラミックコーティングは必須である。その際、材料の耐用温度を向上させることにより冷却空気量を減少させて効率のロスを低減することが効率向上の鍵となる。

(2) 航空機用ジェットエンジン

飛行便数の増加に伴い、ジェットエンジンのCO₂排出削減も重要課題となっている。民間航空機用エンジンの離陸時のタービン入口ガス温度は1600℃を超えているが、次世代エンジンではいっそうの高温化・高効率化が予定されており、耐用温度の高いNi基超合金が求められている。たとえば、図4の2006年に就航する総2階の555人乗り大型旅客機エアバス380、2007年に就航予定の150人クラスのボーイング7E7など新機種開発に併せて、米国GE、同P&W(プラットアンドホイットニー)、英国RR(ロールスロイス)などで高効率ジェットエンジンの開発が始まっており、高温高压タービン部の動・静翼に次世代のNi基単結晶超合金が検討されている。近年需要の伸びている小型ビジネスジェット機分野でも、小型で高出力のエンジンが必要になっており単結晶超合金が使用され始めている。

国内でも、経済産業省で30~50人乗りの小型ジェット旅客機の開発とそれに連携した「環境適合型小型ジェットエンジン」プロジェクトが2003年に開始されている。このように海外国内で高性能エンジン開発が活発化しており、それらを可能にするための次世代Ni基超合金への期待が高まっている。

単位：kg・CO₂/kWh

出所：電力中央研究所報告書より作成

図3 国内の電源別CO₂排出原単位。

図4 2006年就航予定の大型旅客機エアバス380。

3. タービン翼用Ni基超合金

(1) ジェットエンジンタービン翼への適用

Ni基超合金は、母相であるγ相(Ni固溶体)中に60~70 vol%のγ'相(Ni₃Alを基本組成とするL1₂規則相)が整合析出し、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⁽⁶⁾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5に示す。代表的なタービン翼用Ni基超合金の組成を表1に示す。

Ni基超合金は、鍛造合金から普通鋳造合金、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、初期の第1世代合金から、レニウム(Re)を3mass%程度含む第2世代合金、Reを5~6mass%含む第3世代合金、ルテニウム(Ru)など貴金属を含む第4世代合金の単結晶合金へと開発が進んでいる。図6にこの間の耐用温度向上の経緯を示す⁽⁴⁾。図中「目標」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。

新型機用エンジンに必要な第4世代単結晶超合金の開発は、米国GE社⁽⁵⁾、フランスONERA⁽⁶⁾や、国内では著者らの新世紀耐熱材料プロジェクト⁽⁷⁾で石川島播磨重工との協力により進められている。貴金属元素の添加により、第3世

代単結晶合金で問題点となっている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による γ/γ' ミスマッチ制御を行って整合界面のミスマッチ転位網を微細化するという方法で、耐用温度1083℃のTMS-138⁽⁸⁾、同じく1100℃の第4世代単結晶合金TMS-162などを開発している⁽⁹⁾。図7は第1世代から第4世代までの代表的な単結晶超合金の耐用温度を比較したものである。新世紀耐熱材料プロジェクト開発の合金については、経済産業省の超音速エンジンプロジェクトの高温高圧タービン翼材としての実機試験が検討されている。また海外のジェットエンジンメーカーでの材料評価も開始されている。

Ruは15万円/kgと貴金属としては比較的廉価であるが、5 mass%程度の添加により原材料では50%程度、完成タービン部材としてみた場合には20%程度のコストアップとなる。しかしエンジンとしてのコストパフォーマンス向上の観

図5 Ni基超合金の典型的なマイクロ組織。

点から、次世代エンジンへの使用は必至と見られている。海外に勝るタービン翼用合金を自主技術として保有することは、国内航空エンジン産業の海外競争力向上の観点から重要であり、材料研究者がエンジン設計者と密接に協力して達成すべき絶好の課題といえる。

(2) 発電ガスタービン翼への適用

発電用大型ガスタービンでは、大型翼の铸造性など製造性

図6 Ni基超合金の耐用温度向上の歴史。物質材料研究機構(NIMS)開発の実験合金を併せて示す。(ここで、耐用温度は137 MPaの応力下でのクリープ破断寿命が1000 hとなる温度、○：鍛造合金、□：普通铸造合金、△：一方向凝固合金、◇：単結晶合金を示す。また、塗りつぶしはNIMS開発合金)。

表1 タービン翼用一方向凝固(DS)/単結晶(SC)Ni基超合金の合金組成(mass%, 残Ni)。

種類	合金名	合金組成														世代
		Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Hf	Re	C	B	Zr	Others	
DS	GTD111	9.5	14	1.5	3.8	3	4.9	—	2.8	—	—	0.1	0.01	—	—	1st
	CM247LC	9	8	0.5	10	5.6	0.7	—	3.2	1.4	—	0.07	0.015	0.01	—	1st
	TMD-5	9.5	5.8	1.9	13.7	4.6	0.9	—	3.3	1.4	—	0.07	0.015	0.015	—	1st
	PWA1426	12	6.5	1.7	6.5	6	—	—	4	1.5	3	0.1	0.015	0.03	—	2nd
	CM186LC	9	6	0.5	8.4	5.7	0.7	—	3.4	—	3	0.07	0.015	0.005	—	2nd
	TMD-103	12	3	2	6	6	—	—	6	0.1	5	0.07	0.015	—	—	3rd
	TMD-107	6	3	3	6	6	—	—	6	0.1	5	0.07	0.015	—	2Ru	4th
SC	PWA1480	5	10	—	4	5	1.5	—	12	—	—	—	—	—	—	1st
	CMSX-2	4.6	8	0.6	8	5.6	1	—	9	—	—	—	—	—	—	1st
	TMS-26	8.2	5.6	1.9	10.9	5.1	—	—	7.7	—	—	—	—	—	—	1st
	PWA1484	10	5	2	6	5.6	—	—	9	—	3	—	—	—	—	2nd
	Rene'N5	8	7	2	5	6.2	—	—	7	0.2	3	—	—	—	—	2nd
	CMSX-4	9	6.5	0.6	6	5.6	1	—	6.5	0.1	3	—	—	—	—	2nd
	TMS-82+	7.8	4.9	1.9	8.7	5.3	0.5	—	6.0	0.1	2.4	—	—	—	—	2nd
	YH61	1	7.1	0.8	8.8	5.1	—	0.8	8.9	0.25	1.4	0.07	0.02	—	—	2nd
	Rene'N6	12.5	4.2	1.4	6	5.75	—	—	7.2	0.15	5.4	0.05	0.004	—	0.01Y	3rd
	CMSX-10	3	2	0.4	5	5.7	0.2	0.1	8	0.03	6	—	—	—	—	3rd
	TMS-75	12	3	2	6	6	—	—	6	0.1	5	—	—	—	—	3rd
	MC-NG	<0.2	4	1	5	6	0.5	—	5	0.1	4	—	—	—	—	4th
	TMS-138	6	3	3	6	6	—	—	6	0.1	5	—	—	—	2Ru	4th
	TMS-162	5.8	2.9	3.9	5.8	5.8	—	—	5.8	0.1	4.9	—	—	—	6Ru	4th

図7 第1世代から第4世代の代表的な単結晶合金の耐熱温度の比較。

図8 空冷翼として用いる場合のタービン動翼材の耐熱温度と複合発電熱効率。

の制約から、単結晶合金の実用化は遅れていた。しかし1990年代半ばになって、ヨーロッパ系の最新ガスタービンに第2世代単結晶合金 CMSX-4 が導入された。米国でも、エネルギー省(DOE)の先進タービンシステム(ATS)プロジェクトにて、1500°C級ガスタービンが GE を中心に開発され実用化されている。その第1段動翼には第2世代単結晶合金 Rene N5 が用いられている。タービン翼材の耐熱性と複合発電熱効率の関係を、実用技術レベルおよび各国のプロジェクトの開発目標値についてまとめたのが図8である。図中のガス温度1700°C、熱効率60%の目標は、文部科学省/物材機構が立案中のプロジェクト目標である。

発電用大型ガスタービンはジェットエンジンの場合と異なり、大型翼への鋳造性、数万時間にわたる長時間での組織安定性、材料コストなど考慮すべき点が多い。燃焼ガスの高温化に伴うタービン翼の冷却強化により、材料内部の熱歪は増加傾向にあるため、熱疲労特性の評価が重要になっている。

新世紀耐熱材料プロジェクトでは、国内企業との協力により、高コストパフォーマンスの第2世代単結晶合金 TMS-82+⁽¹⁰⁾などを用いて1300°C級 15 MW 発電ガスタービンによる実機回転試験を行った。図9は実機試験に用いたタービン翼と、大型のコンバインドサイクル発電用を想定した 200

図9 第2世代単結晶超合金 TMS-82+による 15 MW 発電ガスタービン第一段単結晶動翼(左:実機試験中)と 200 MW 級第一段単結晶動翼(中実模擬翼)。

MW 級第一段単結晶動翼(モデル翼)である。

単結晶超合金に比べてクリープ強度は劣るが製造歩留りが良く、補修も容易な一方凝固(DS)超合金の開発も引続き行われている。DS 合金も Re を含まない第1世代の DS 合金から、3 mass % 前後の Re を含む第2世代、そして5 mass % の Re を含む第3世代、Ru を含む第4世代⁽¹¹⁾へと合金開発が進んでいる。1999年には国内重工メーカーにより自社開発の第1世代 DS 合金を用いた1500°C級ガスタービンが実用段階に入り、熱効率50.6%を達成し⁽¹²⁾、蒸気冷却の導入による一層の効率向上も実証されている。

4. タービンディスク用 Ni 基超合金

高圧タービンの高温化に伴って、タービンディスク用超合金にも例えば700°Cでも長時間使用できる次世代合金の開発が求められるようになっている。

ディスク用合金は、大きく鍛造材と粉末プロセス(P/M)材に分けられる。鍛造材としては、Ni₃Nb 型の γ' (ダブルガンマプライム) 相の析出強化を利用した Inconel 718 が普及しているが、高温化の観点から最近はより安定な Ni₃Al 型 γ' 相が析出する通常の超合金 Udimet 720 へ移行する傾向にあり、特に、炭素などの微量元素を低下させた Udimet 720Li (Li は Low interstitials) が主流となっている。

P/M 材は、偏析のない均質なディスクが得られ、超塑性鍛造や高温鍛造などによるニアネット加工ができるなどのメリットがある。一方で、異物混入などに対する高度の品質管理を要求され、コストアップにつながる。P/M 材では強化元素タングステン(W)を多く含む AF115 が最も高強度であるが、最近の方向として、クラックが発生したとしてもその進展速度の遅い材料を用いた損傷許容設計の考え方が取り入れられている。例えば、フランスで開発された N18 合金などがこのような設計に基づいて広く使用されている。代表的

表2 タービンディスク用 Ni 基超合金の合金組成例(mass%, Ni 残).

種類	合金名	合 金 組 成													Others
		Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Hf	Re	C	B	Zr	
P/M	MERL76	18.6	12.4	3.2	—	5.0	4.3	1.4	—	0.4	—	0.03	0.02	0.06	—
	AF115	15	10.5	2.8	5.9	3.8	3.9	1.8	—	0.8	—	0.05	0.02	0.05	—
	N18	15.7	11.5	6.5	—	4.4	4.4	—	—	0.45	—	0.02	0.02	0.03	—
鍛造	Inconel 718	—	19	3	—	0.5	0.9	5.1	—	—	—	0.04	—	—	18.5Fe, 0.2Mn, 0.2Si
	WASPALLOY	13.5	19.5	4.3	—	1.3	3.0	—	—	—	—	0.05	0.01	0.06	—
	U720Li	14.6	16.2	3	1.3	2.5	5	—	—	—	—	0.02	0.01	—	—

図10 タービンディスク成型用超大型鍛造プレス.

な合金の組成を表2に示す.

ディスク鍛造プロセスでは, 図10に示すような最大7万トン級の大型の鍛造プレスが必要となる⁽¹³⁾. 現在国内にはこのような設備がなく, 大型のディスク材はほとんどすべて輸入に頼らざるを得ない状況である. ガスタービン産業の一層の活性化のため, 大型鍛造設備の早期導入と新規ディスク材開発研究の再開が期待されるところである.

5. 将来に向けて

Ni 基超合金など耐熱材料は, 述べてきたようにジェットエンジンやガスタービンなど先進熱機関のキーマテリアルであり, その熱効率向上に大きく貢献するものである. その観点から, 例えば文部科学省は他省庁や重工メーカーと連携して, 大型プロジェクト「CO₂削減のための超耐熱材料イニシアティブ」を計画・提案し, 材料開発促進および成果の1700℃級ガスタービンへの実用化を図ろうとしている. そ

の経緯, 可能性などについての説明は別の機会に譲るが, 今後このように材料研究の立場からもシステム研究に積極的に働きかけ, 連携していくことが必要であろう.

Ni 基超合金以外の耐熱材料, 高融点合金, 金属間化合物材料, セラミックなどについては紙面の都合で述べることはできなかったが, 将来 Ni 基超合金を越える可能性のある材料として, コーティング技術とともに今後とも積極的な研究開発が必要であることはいうまでもない. (「エネルギー材料の材料戦略概要」: 耐熱材料ロードマップ参照)

化石燃料の節約, CO₂削減, 地球温暖化防止など, 地球規模での問題解決のために, ガスタービン機関はじめ各種熱機関のいっそうの高性能化が求められている. その達成のため耐熱材料, 特に Ni 基超合金の耐用温度向上に対する期待は大きい. 今後材料研究とシステム研究の連携・協力が行われ, 新材料が有効に利用され, ジェットエンジンやガスタービンの高効率化による地球環境保全, ならびに国内産業の国際競争力向上に寄与することを期待するものである.

文 献

- (1) 電気事業連合会ホームページ, <http://www.fepc.or.jp/menu/kankyo/kankyo1.html>
- (2) 資源エネルギー庁ホームページ, <http://www.enecho.meti.go.jp/energy/japan/japan2.htm>
- (3) 新田明人: 学振耐熱金属材料第123委員会創立40周年記念特集号, (1999.11), p. 157.
- (4) 原田広史: 日本ガスタービン学会誌, **28**, No. 4(2000), 278.
- (5) K. S. O'hara, W. S. Walston, E. W. Ross and R. Darolia: U. S. Patent 5, 482, 789A (1996).
- (6) P. Caron: *Superalloys 2000*, Ed. by T. M. Pollock, et al. TMS (The Minerals, Metals & Materials Society), p. 737.
- (7) <http://sakimori.nims.go.jp/>
- (8) J. X. Zhang, T. Murakumo, Y. Koizumi, T. Kobayashi, H. Harada and S. Masaki, JR: Metall. Mater. Trans. A, **33A**(2002), p. 3741.
- (9) 小泉 裕, 張 建新, 小林敏治, 横川忠晴, 原田広史, 青木祥宏, 荒井幹也: 日本金属学会誌, **67**(2003), 468-471.
- (10) T. Hino, T. Kobayashi, Y. Koizumi, H. Harada, T. Yamagata: *Superalloys 2000*, Ed. by T. M. Pollock, et al. TMS(The Minerals, Metals & Materials Society), p. 729.
- (11) 小林敏治, 小泉 裕, 横川忠晴, 原田広史: 日本金属学会誌, **66**(2002), 897-900.
- (12) 河合久孝, 岡田郁生, 高橋孝二, 佐平健彰, 三橋 章: まてりあ, **36**(1997), 643.
- (13) 新エネルギー・産業技術総合開発機構(委託先: 財団法人素材センター), 平成14年度調査報告書, 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研究報告書, (平成15年3月).