

# 展望

耐熱鋼および耐熱合金開発の現状と将来展望-7

## 発電用大型ガスタービン動翼用Ni基超合金の開発(1) 一方向凝固材か、単結晶材か Development of Ni-Base Superalloys for Heavy-Duty Gas Turbine Buckets (1) Directionally Solidified Alloys or Single Crystal Alloys

吉岡洋明  
Yomei Yoshioka

(株) 東芝 電力・社会システム技術開発センター  
金属材料開発部

### 1 はじめに

近年の発電用ガスタービンの高温・高効率化および大容量化の動きには目を見張るものがある。発電用大型ガスタービンでは、熱効率はLHVベースで39%を達成しており、出力では150~330 MWの容量を実現している。また、ガスタービンの廃ガスを利用し廃熱回収ボイラーにて起こした蒸気で蒸気タービンを駆動するコンバインドサイクル発電では、58~60%の熱効率を達成するまでになっている<sup>1)</sup>。図1に燃焼ガスの初段動翼入口温度とその耐熱温度の変遷を示す<sup>1,2)</sup>。ガスタービンの進歩に対して、高温化技術、冷却技術とともに材料技術の果たした役割は大きいことが伺える。

ガスタービン材料には、新機種においても可能な限り従来用いられてきた実績のある材料が選定される。しかし、従来材で設計が成り立たなくなった場合は、高温化で先行する航空機エンジンで実績のある材料が選定される。ただし、実機適用に際しては発電用ガスタービンとの使用環境・条件の違いを考慮し長期間の検証試験が行われ、場合によってはその結果に基づく改良が行われる<sup>2)</sup>。

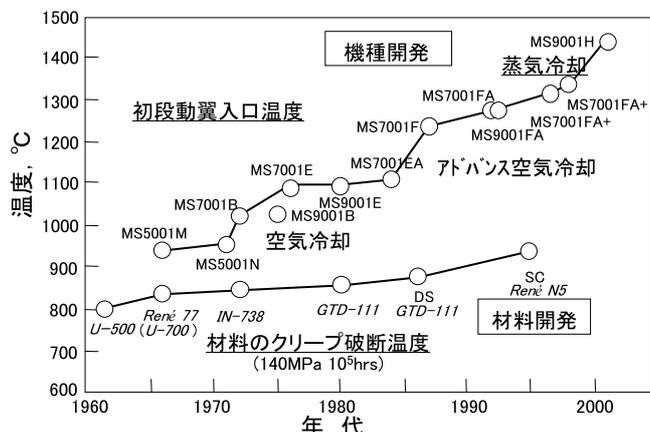


図1 発電用大型ガスタービンの高温化の推移

ここでは、ガスタービンの高温化を図る上におけるキー技術である動翼用Ni基超合金の材料技術について、方向性凝固材を中心にその現状と将来展望を述べる。

### 2 ガスタービン動翼用材料の開発の変遷

ガスタービン動翼に用いられている超合金は、強化析出相として母材に整合に析出する金属間化合物  $\gamma'$  相  $[\text{Ni}_3(\text{Al,Ti})]$  が利用されるようになって以来、Ni基合金を中心に合金設計技術、製造技術の進歩と相俟って大きな進歩を遂げてきた。航空機エンジンでは、 $\gamma'$  相形成元素を多く添加しCr含有量を減少させクリープ強度を向上させる施策が採られてきたが、発電用大型ガスタービンでは、燃料中のS含有率が航空機用に比較的高いことから、耐高温腐食性を考慮しつつ強度の向上が図られてきた。このためCrを12~22.5%程度添加することにより耐食性を付与するとともに、W、Ta等の耐火金属を添加し固溶強化を図り強度を維持している。この代表的な合金として、最も広く用いられているのがIN-738LC、あるいはRené 80の改良材GTD-111、国産合金のMGA 1400である。これらの翼は高温強度に優れることから鍛造が難しく、また、近年図2に示したような複雑な冷却構造が

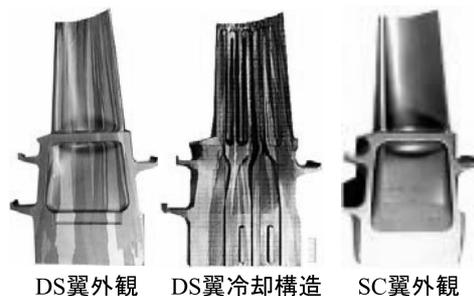


図2 1300℃級ガスタービン初段動翼(DS翼, SC翼)の外観および内部冷却構造

要求されることから精密鍛造で作られている。

この鍛造技術も航空機エンジンでは、1960年代末から1970年代にかけて一方向凝固法を用いた柱状晶 (DS) 翼が、また、1980年代には単結晶 (SC) 翼が実用化されている。ここでは、結晶粒界をなくし粒界強化元素の添加を控えることにより合金の融点降下を抑え、 $\gamma'$ 相を完全固溶させる溶体化熱処理を可能とし高温強度改善を図った第1世代SC合金、これにReを3%添加し改善を図った第2世代SC合金、また、5~6%までReを増量しさらに改善を図った第3世代SC合金が、開発され実用化されている。図3にSC合金の開発の推移を示す。

ところで、このReを中心とした耐火金属の多量添加は、TCP (Topologically Closed Pack) 相の析出<sup>3,4)</sup>、あるいはコーティング層と基材の間に形成される拡散層下に $\gamma'$ 相中にP相と $\gamma$ 相がセル状に析出したコロニー (SRZ: Secondary Reaction Zone) の形成<sup>5)</sup>を誘発し、逆に強度低下をきたした。このため、添加量の調整および新たな元素の模索が行われており、現在Ruに代表される白金元素を中心に次世代単結晶合金の開発競争が行われている。ここでは(独)物質・材料研究機構がその先導的な役割を果たしている<sup>6)</sup>。

発電用ガスタービンへのDS/SC翼の適用は、航空機エンジンから各々約10年の遅れで実用化されてきている。定格出力で長期の運転が求められる発電用ガスタービンでは、航空機エンジン用の転用合金としてはReの添加を3%までに抑えた第2世代SC合金CMSX-4あるいはRené N5が、また、発電用ガスタービン専用に開発した合金としては、耐食性を考慮しCr含有量を12%程度とした第1世代SC合金CMSX-11<sup>7,8)</sup>、あるいはPWA 1483<sup>7,9)</sup>が用いられている。

また、一連のSC合金開発の流れに加え、近年発電用では、機器の大型化に伴い、SC合金に粒界強化元素を添加し高強度化を図ったDS合金あるいは普通鍛造 (CC) 合金の開発が、SC翼の大型化技術の開発と平行して行われている。SC合金René N4に粒界強化元素を添加したDS合金GTD-444<sup>7,10)</sup>、同じくSC合金PWA1483を改良したDS合金PWA1437、CC合金PWA1432<sup>11)</sup>がそれに該当する。

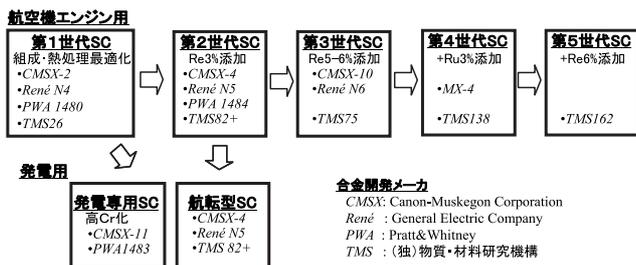


図3 航空機用および発電用SC合金の開発の流れ

### 3 発電用大型ガスタービンの開発動向と材料仕様

ガスタービンの高温化・大容量化の流れは、1970年代に1100℃級ガスタービンで冷却技術が初めて導入されて以後、その冷却技術と材料技術の向上により、1980年代には1300℃級、1990年代から2000年にかけては1400~1500℃級のガスタービンが実用化されるに至っている。図4に大型ガスタービンメーカー各社の最新鋭機であるGE—東芝製H形、三菱重工業製G2形、川重—Alstom製GT26形、富士—Siemens製3A形の各ガスタービンの写真を<sup>12-15)</sup>、表1および2にそのガスタービンの仕様とそこに用いられている高温部品用材料およびその材料組成<sup>6,7,16)</sup>を、また、各々の機種種の代表部品である動・静翼の写真を図5に示す<sup>12,16,17,18)</sup>。ここでは従来機種である1300℃級ガスタービンの仕様も合わせて示したが、最新鋭機種では、G2形ガスタービンを除いて各社とも動翼の1段あるいは2段動翼にSC合金を、表面にセラミックスの遮熱コーティングを施し用いている。発電用大型ガスタービンにおいても航空機エンジン同様、SC合金は高温材料としての定地位を確保した感がある。

### 4 DS合金、SC合金への要求仕様と特性

表1に示したように最新鋭機の動翼には、上流側1・2段落の比較的サイズの小さな翼はSC合金が、それより下流側3段以降のサイズの大きな翼にはDS合金あるいはCC合金が用いられている。SC翼は、依然大型化に課題を残しているが、設計上のニーズは高まっているものと思われる。ここでは、設計面と特性面から両合金の比較を試みる。

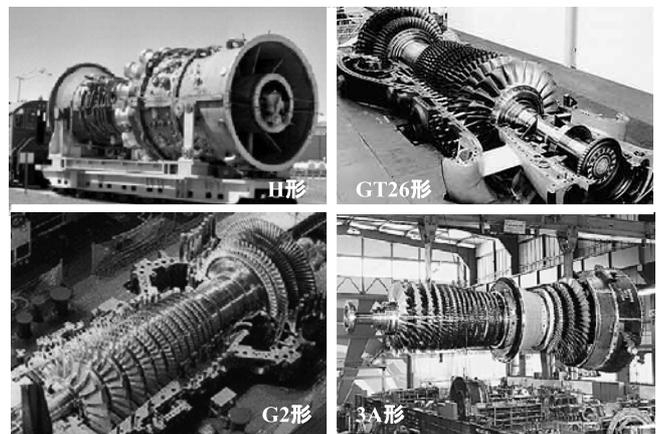


図4 最新鋭の発電用大型ガスタービン

表1 代表的な最新鋭大型ガスタービンの仕様緒言

		GE-日立-東芝			GE-東芝			三菱重工業			富士-Siemens			川重-Alstom		
型式		FA形 : F7FA/F9FA			H形 : F7H			G形 : M501G/701G			3A形 : V84.3A/V94.3A			GT24/GT26		
出力(MW) (60Hz/50Hz)		171.7/255.6			400(コンバインドサイクル)			254/334.2			180/266			187.7/280.9		
燃焼ガス温度		初段動翼入口:約1328°C			初段動翼入口:約1430°C			初段静翼入口:1500°C			1400°C超(ISO定義)約1,230°C			SO定義:HP約1,250°C/LP約1,300°C		
タービン動翼		基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング
	1段	GTD-111 (DS)	空冷	TBC	René N5 (SC)	蒸気冷却	TBC	MGA1400 (DS)	空冷	TBC	PWA1483 (SC)	空冷	TBC	CMSX-4 (SC)	空冷	TBC
	2段	GTD-111	空冷	MCrAlY	GTD-111 (DS)	蒸気冷却	TBC	MGA1400 (DS)	空冷	TBC	PWA1483 (SC)	空冷	TBC	CMSX-4 (SC)	空冷	TBC
	3段	GTD-111	無冷却	クロマシ	GTD-444 (DS)	空冷	MCrAlY	MGA1400	空冷	MCrAlY	René 80	空冷	MCrAlY	CM-247LC (DS)	空冷	MCrAlY
	4段	-	-	-	GTD-444 (DS)	無冷却	MCrAlY	MGA1400	無冷却	MCrAlY	René 80	無冷却	クロマシ	MarM-247	空冷	MCrAlY
	5段	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	MarM-247	無冷却	クロマシ

CC:普通鋳造, DS:柱状晶, SC:単結晶

表2 代表的な発電用ガスタービン動翼用材料および航空機エンジン用SC合金の化学組成

材料名	鋳造条件	化学組成 (mass %)													
		Cr	Ni	Co	Mo	W	Ti	Al	Ta	C	Zr	B	Hf	Re	その他
IN-738LC	CC	16.0	Bal.	8.5	1.7	2.6	3.4	3.4	1.7	0.11	0.05	0.010	-	-	0.9Nb
IN-939	CC	22.4	Bal.	19.0	-	2.0	3.7	1.9	1.4	0.15	0.10	0.010	-	-	1.0Nb
René 80	CC	14.0	Bal.	9.5	4.0	4.0	5.0	3.0	-	0.17	0.05	0.015	-	-	
MAR-M 247	CC	8.4	Bal.	10.0	0.7	10.0	1.0	5.5	3.0	0.15	0.05	0.015	1.5	-	
CM-247LC	DS	8.1	Bal.	9.2	0.5	9.5	0.7	5.6	3.2	0.07	0.02	0.015	1.4	-	
GTD-111	CC/DS	14.0	Bal.	9.5	1.5	3.8	4.9	3.0	2.8	0.10	-	-	-	-	
MGA 1400	CC/DS	14.0	Bal.	10.0	1.5	4.3	2.7	4.0	4.7	0.08	-	-	-	-	
GTD-444	DS	9.8	Bal.	7.5	1.5	6.0	3.5	4.2	-	C+Zr+B=0.1			-	-	0.5Nb
PWA1432	CC	12.2	Bal.	9.0	1.9	3.8	4.2	3.6	5.0	0.11	<0.02	0.013	-	-	
PWA1437	DS	12.2	Bal.	9.0	1.9	3.8	4.2	3.6	5.0	0.11	<0.02	0.013	-	-	
PWA1480	第1世代 SC	10.0	Bal.	5.0	-	4.0	1.5	5.0	12.0	-	-	-	-	-	
CMSX-2		8.0	Bal.	4.6	0.6	8.0	1.0	5.6	9.0	-	-	-	-	-	
PWA 1483		12.2	Bal.	9.0	1.9	3.8	4.2	3.6	5.0	0.07	-	-	-	-	
TMS-26		5.6	Bal.	8.2	1.9	10.9	-	5.1	7.7	-	-	-	-	-	
TMS-82+	第2世代 SC	4.9	Bal.	7.8	1.9	8.7	0.5	5.3	6.0	-	-	-	0.10	2.4	
CMSX-4		6.5	Bal.	9.0	0.6	6.0	1.0	5.6	6.5	-	-	-	0.10	3.0	
René N5	第3世代 SC	7.0	Bal.	7.5	1.5	5.0	-	6.2	6.5	0.05	-	0.004	0.15	3.0	
René N6		4.2	Bal.	12.5	1.4	6.0	-	5.8	7.2	0.05	-	0.004	0.15	5.4	0.001Y
TMS-75		3.0	Bal.	12.0	2.0	6.0	-	6.0	6.0	-	-	-	0.10	5.0	
MX-4	第4世代 SC	2.0	Bal.	16.5	2.0	6.0	-	5.6	8.3	0.03	-	-	0.15	6.0	3.0Ru
TMS-138		2.8	Bal.	5.8	2.9	5.8	-	5.8	5.6	-	-	-	0.10	4.9	1.9Ru
TMS-162	第5世代 SC	2.9	Bal.	5.8	3.9	5.8	-	5.8	5.6	-	-	-	0.10	4.9	6.0Ru

CC:普通鋳造, DS:柱状晶, SC:単結晶

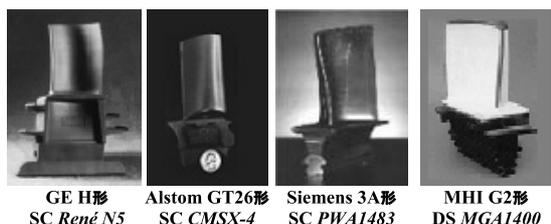


図5 各社最新鋭機に用いられている初段動翼

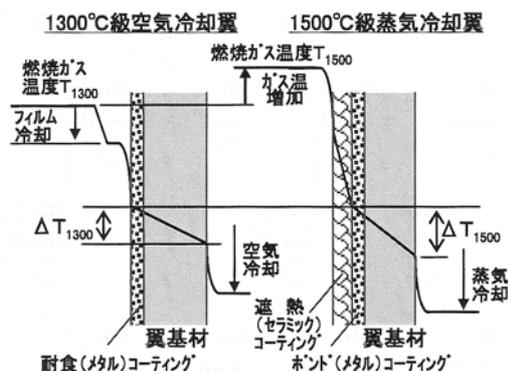


図6 1300°C級ガスタービン空気冷却翼と1500°C級蒸気冷却翼の冷却設計の概念図

4.1 設計上の要求特性

図6に1,300°C級のFA形ガスタービンで採用されている空気冷却翼と1,500°C級のH形ガスタービンで採用されている回収式蒸気冷却翼を例に冷却設計の概念を示す。翼前縁部より冷却空気を噴き出し、翼の内外面から冷却するフィルムクーリングを採用した空気冷却翼においても、翼基材の内外面温度差  $\Delta T_{1300}$  により定格運転時翼表面に圧縮の熱応力が発生する。1500°C級では空気より約1.5倍冷却特性に優れた

蒸気を用いることにより、フィルムクーリングを用いることなく基材表面温度を1300°C級並に保つよう設計されているが、その分基材部の温度差  $\Delta T_{1500}$  は大きく、大きな熱応力が発生する。このため、H形ガスタービンでは、FA形と同

等以上の熱疲労寿命を得るためDS合金GTD-111材の約3倍の熱疲労寿命を有するSC合金René N5を用いている<sup>17)</sup>。なお、空気冷却翼においてもその冷却性能を向上させることにより発生する熱応力は大きくなっている。また、基材温度も上がる傾向にあることから3A形、あるいはGT24/26においてもSC合金が用いられている。

図7に1300℃級の15MWガスタービンで500時間商用運転を行ったCMSX-2製SC翼表層部の組織観察結果を示す。定格運転時表面に生じた等方的な熱応力により、翼面に平行に成長した $\gamma'$ 相のラフト組織が観察されている<sup>19)</sup>。このように熱応力は翼表面上で等方的に働くことから、翼長方向だけでなくその垂直方向対しても従来以上に高い強度が求められており、結晶粒界を有しないSC合金が必要とされることとなっている。

4.2 DS合金とSC合金の特性比較

DS翼は、クリープき裂の起点となる翼長方向(DS方向&遠心力方向)に垂直な結晶粒界がなく、また、翼長方向がヤング率の小さな[001]方向であることから、この方向のクリープ強度だけでなく熱疲労強度にも優れている。SC合金では、さらにこの翼長方向の結晶粒界もなくすることで横方向の強度改善も図っている。また、粒界強化元素であるC、B、Zr、Hf等の添加量を抑えることは、これらの偏析により生じる局所溶融の溶融温度を上げる。このため、高温での溶体化処理による主強化析出物 $\gamma'$ 相の完全固溶・再析出を可能とし、 $\gamma'$ 相の形状最適化と高温強度の大幅な改善を図ることができる。また、疲労き裂の起点となるMC炭化物をなくすことで疲労強度の大幅な改善も図れている。この他、結晶粒界をなくすことで添加できる合金元素の自由度も増すことから、強度特性に加えて耐高温腐食・酸化特性の改善も図ることが可能である<sup>20)</sup>。

図8～10に、CC合金Mar-M247、DS合金CM-247LC、SC合金CMSX-2のDS方向からの角度、結晶方位の、ク

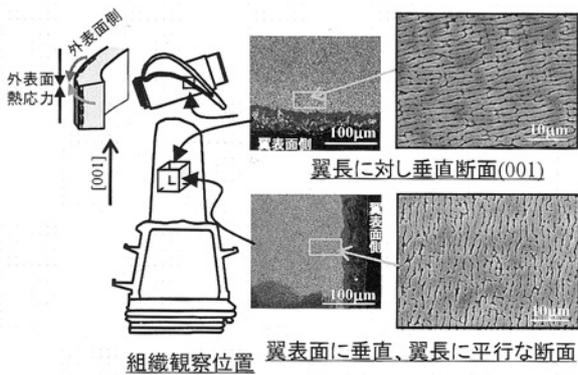


図7 1300℃級15MWガスタービン初段SC翼(材料: CMSX-2)表層下に観察された表面に平行に形成した $\gamma'$ 相ラフト組織

リーブ強度、ヤング率、低サイクル疲労強度に及ぼす影響を示す。SC合金のクリープ強度は図8に見られる通り結晶方位依存性が認められている。しかし、DS合金とは異なりき裂の起点となる結晶粒界を有しないことから、いずれの方位

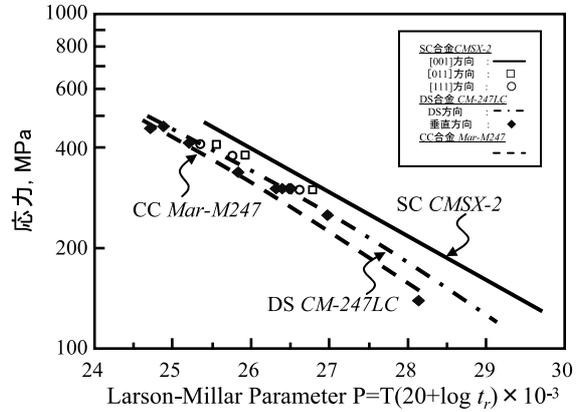


図8 CC合金 Mar-M247、DS合金 CM-247LC、SC合金 CMSX-2のクリープ特性

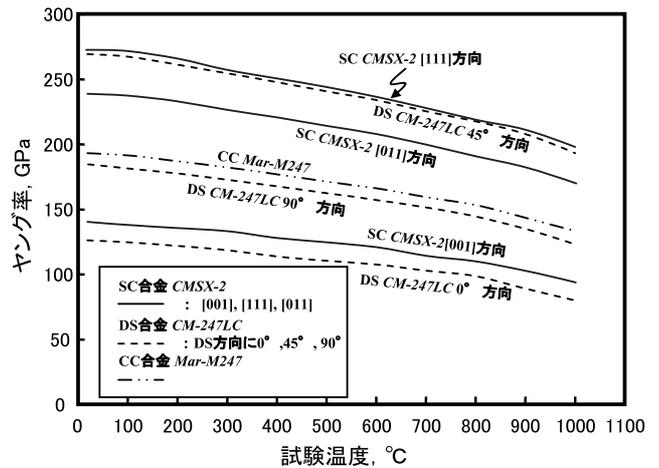


図9 CC合金 Mar-M247、DS合金 CM-247LC、SC合金 CMSX-2のヤング率の結晶方位、温度依存性

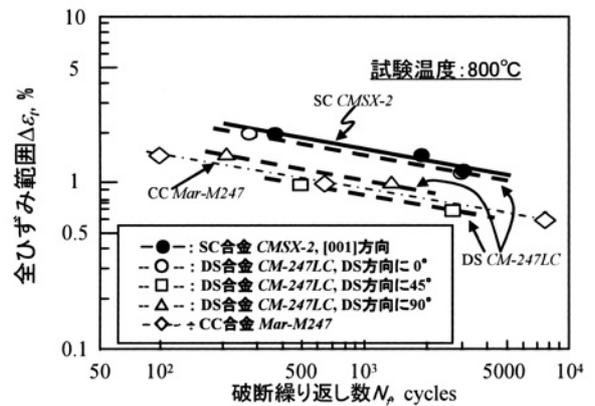


図10 CC合金 Mar-M247、DS合金 CM-247LC、SC合金 CMSX-2の低サイクル疲労特性

においてもDS合金より優れた強度を示している。これに対してDS合金は、DS方向に対し90°方向では長時間側ではCC合金とほぼ同等の強度になっており、DS化のメリットはほとんどなくなっている。

DS合金、SC合金のヤング率も、クリープ試験の結果と同様、DS方向からの角度あるいは結晶方位依存性が認められている。DS方向と[001]方向、45°方向と[111]方向はほぼ同じヤング率を示し、前者は後者の約1/2、また、CC合金とDS合金の90°方向はほぼ同じ値を示し、両者の中間の値を示していた。

ひずみ制御の低サイクル疲労強度はこのヤング率の影響を強く受ける。DS合金、SC合金とも、[001]方向では耐力は高くヤング率は小さいことから、CC合金より優れた疲労強度を有している。しかし、DS合金の場合、結晶粒界を横切る45°あるいは90°方向では結晶粒界がき裂の起点として働くことからCC合金とほぼ同等の強度となっている。なお、これに対してSC合金は結晶粒界を有しないことから通常表面下の粗大析出物、デンドライト境界、ポロシティを起点としており、その低下量はDSに較べると小さなものとなっている<sup>20)</sup>。

この他、SC合金は、DS合金あるいはCC合金に比較して高温酸化・腐食性にも優れることが報告されている<sup>20, 21)</sup>。

## 5 単結晶合金の発電用大型ガスタービンへの適用に際しての課題

以上に述べたように、大型の発電用ガスタービンにおいても航空機用と同様、動翼材料としてSC合金が用いられるようになって来ている。しかし、SC翼の大型化は製造技術上依然課題を残しており、また、実機運用上の問題も、航空機エンジンの実績で十分とはいえない。ここでは、航空機用との違いを取り上げ、今後解決すべき課題の抽出を行う。

まず、航空機エンジンとの大きな違いの一つに製品サイズが挙げられる<sup>10)</sup>。H形ガスタービンのSC翼は、大型航空機エンジンであるGE90のSC翼と比較した場合、翼長は約4倍、重量差は約18kgとその差は大きい。 casting時、鑄型は1475°Cを超える熔融金属を一方向凝固させる間保持しなければならない。このため、翼の肉厚寸法を設計の許容範囲である±20%内に収めることは非常に難しい。また、製品サイズが大きくなるほど熱伝導に制約を受けることから固液界面で大きな温度勾配をつけることは難しくなり、小傾角粒界、異結晶粒、フレックル等の欠陥が生じやすくなる。製造コストはその歩留まりに大きく依存するといわれている。現状SC翼の歩留まりは約30%、DS翼は80%以上と報告されており、その差は依然大きいといえる。ここでは、鑄型材ある

いは中子材の耐熱性の改善、凝固解析等の導入等による鑄造方案の最適化と鑄造性を考慮した翼形状の変更、化学組成の調整等の対策を講じ、その歩留まりを改善する努力がなされている<sup>10)</sup>。この他、新たな鑄造法の検討もなされており、現状のブリッジマン法に対して、冷却媒体としてSnあるいはAl等の液体金属を用いるLMC法(Liquid Metal Cooling)<sup>22, 23)</sup>あるいは鑄型壁をガス冷却するGCC法(Gas Cooling Casting)<sup>24)</sup>等の研究がなされている。SC翼が広く普及するためには更なる製造技術面のブレークスルーが求められる。

航空機エンジンとのもう一つの違いは、運転パターンの違いによる損傷モードの違いが挙げられる。図11に航空機エンジンと発電用ガスタービンの代表的な運転パターンを示す。航空機エンジンは、最高温度での運転は離陸時に限られ、巡航運転時はその8割程度の温度で運行している。その運行時間もせいぜい10時間程度であり多起動型の運転となっている。これに対して、発電用ガスタービンは、週末停止あるいは年末点検での年一回の停止以外は常時定格負荷で運転されるといったミドルロードあるいはベースロードでの運転が、近年特にその発電効率の向上とともに標準的に行われるようになってきている。航空機用では翼の運転時間はせいぜい25,000時間、ピーク温度では1,000時間程度であるのに対し、発電用では約10<sup>5</sup>時間と大きく異なる<sup>25)</sup>。このため航空機エンジンの運転実績から発電用のSC翼の劣化・損傷形態、延いては翼寿命の支配因子を予測することは難しい。発電用ガスタービンでのSC翼の運転実績が出るのはこれからであるが、この実績を積み重ねる中で、その劣化・損傷形態を明らかにし、保守あるいは材料の改良設計に反映していく必要があると考える。

## 6 おわりに

SC合金は、高温特性に優れることから今後ガスタービンの高温化の流れの中でますますその重要度は増していくと考えられる。その一方で、大型化に関しては、前述したようにまだ完全に課題を解決したとはいえない。大型化に伴うデ

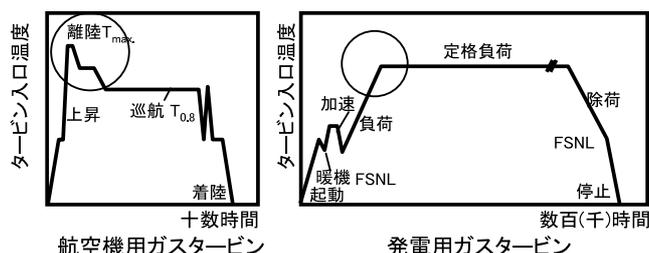


図11 航空機エンジンと発電用ガスタービンの運転パターンの違い

ンドライト組織の粗大化、小傾角粒界の対策として添加された粒界強化元素、あるいは2次方位の熱疲労特性への影響、この他、SC翼の異方性が翼の曲げ、ねじり振動に及ぼす影響も、熱膨張係数の結晶方位依存性が小さい分ヤング率の影響が無視できないことから懸念されるところである。運転実績を基に運用上の問題点をクリアにしていく必要があると思われる。なお、現時点でのSC翼の適用は、各社の製造可能なサイズの翼に限定されている感がある。今後、運転実績を基に、また、製造技術面からのブレードスルーも加味され、DS翼との使い分けがなされていくものと考えられる。

#### 参考文献

- 1) 2003 GTW Handbook, Gas Turbine World Vol. 23
- 2) P. Schilke : GE reference Library GER-3569 G (2004), 1.
- 3) R. Darolia, D.F. Lahrman and R.D. Field : Proc. the 6th Symposium on Superalloys, (1988), 255-264.
- 4) T. Hino, Y. Yoshioka, K. Nagata, H. Kashiwaya, T. Kobayashi, Y. Koizumi, H. Harada and T. Yamagata : Proc. 6th Liège conference, Part.II, (1988), 1129-1137.
- 5) W.S. Walston, J.C. Schaeffer and W.H. Murphy : Proc. the 8th Symposium on Superalloys, (1996), 9-18.
- 6) H. Harada : Proc. Int. Gas Turbine Congress 2003 Tokyo KS-2, (2003)
- 7) R. Viswanathan and ST. Scheirer : Proc. Creep 7, JSME, Tsukuba, June 3-8, (2001)
- 8) G.L. Erickson : Proceeding of Superalloys 1996, (1996), 45-52.
- 9) D.M. Shah and A. Cetel : Proc. Superalloys 2000, ed. by T.M. Pollock, R.D. Kissinger, R.R. Bowman, K.A. Green, M. McLeen, S.L. Olson and J.J. Schirra, TMS, (2000), 295-304.
- 10) J.C. Schaeffer : Proc. Power-gen, (2005), 1-11.
- 11) A.D. Cetel and V. Seetharaman : Proc. ASME Turbo Expo 2005, Power for Land, Sea and Air, GT2005-68882, June 6-9, Reno-Tahoe, Nevada, USA, (2005), 1-15.
- 12) 吉岡洋明 : 金属, 75 (2005) 7, 661-668.
- 13) <http://www.powergeneration.siemens.com/en/v943a/index.cfm>, (2006/08/23)
- 14) 三菱重工カタログ
- 15) [http://www.khi.co.jp/products/gendou/sangyou/kawasaki/kawasaki\\_01.html](http://www.khi.co.jp/products/gendou/sangyou/kawasaki/kawasaki_01.html), (2006/08/23)
- 16) 吉岡洋明, 土井裕之, 武田淳一郎, 難波浩一, 岡田郁生, 武浩司, 伊藤健之 : 日本ガスタービン学会誌, 32 (2004) 3, 4-47.
- 17) R.K. Matta, G.D. Mercer and R.S. Tuthill : GE reference Library GER-3935b (2000), 1.
- 18) Howmet catalogue.
- 19) 吉岡洋明, 斎藤大蔵, 福山佳孝, 伊藤勝康 : 日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, 30 (2002/09), 233-238.
- 20) D.N. Duhl : In the Superalloys II, ed. by C.T. Sims, N.S. Stoloff, W.C. Hagel, John Wiley and Sons, New York, 189-214.
- 21) M. Gell, D.N. Duhl, D.K. Gupta and K.D. Scheffler : J. Metals, 39 (1987) 11, 11-15.
- 22) R.F. Singer : Mat. For Advanced Power Engrg. 2 (1994), 1707.
- 23) A.J. Elliott, G.B. Karney, M.F.X. Gigliotti, TM Pollock : Proc. Superalloys 2004, ed. by K.A. Green, T.M. Pollock, H. Harada, T.E. Howson, R.C. Reed, J.J. Schirra and S.Walston, TMS, (2004), 421-430.
- 24) M. Konter, E. Kats, N. Hofmann : Proc. Superalloys 2000, ed. by T.M. Pollock, R.D. Kissinger, R.R. Bowman, K.A. Green, M. McLeen, S.L. Olson and J.J. Schirra, TMS, (2000), 189-200.
- 25) B.B. Seth : Proc. Superalloys 2000, ed. by T.M. Pollock, R.D. Kissinger, R.R. Bowman, K.A. Green, M. McLeen, S.L. Olson and J.J. Schirra, TMS, (2000), 3-14.

本論文掲載の商品の名称は、それぞれ各社の商標として使用している場合があります。

(2006年8月4日受付)