

特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その1:発電用)

# ガスタービン高温化の変遷

キーワード:ガスタービン、タービン入口温度

#### 1. はじめに

近年のガスタービン技術の進歩は著しく,わが国で は1984年に,1100℃級ガスタービンを用いるコンバイ ンド・サイクル発電が初めて導入されて以来,現在で は、1500℃級ガスタービンが実用化の時代を迎えている。 1500℃級ガスタービンを用いるコンバインド・サイクル 発電の熱効率は53%(発電端,HHV基準)が得られて いる。また,わが国では2004年度から次世代の1700℃級 ガスタービン要素技術開発が国家プロジェクトとして進 められている。

本稿では、ガスタービンの高温化の変遷と、わが国に おけるガスタービン・コンバインド・サイクル発電導入 の推移を概観する。

#### 2. 発電用ガスタービン技術の黎明期

GE社MS5001型(動翼入口温度:820℃級,出力:約 12MW)のパッケージ型ガスタービンが,1958年に初め て市場に投入され,日本には1964年にGE社と共同製作 協定を締結した日立製作所を通じて導入された。当初は 通常の汽力発電がベース負荷を受け持ち,ガスタービン 発電は年間運転時間として1000時間以内のピーク対応 に用いられた。その後,1970年にGE社MS7001A型ガス タービン(動翼入口温度:1000℃以下,出力:48MW) が市場に投入された。また,1971年には第1段動翼に空 気冷却を採用した,ガスタービン動翼入口温度約1000℃, 出力60MWのMS7001B型ガスタービン(GE社)が開発 され,1975年に中国電力・坂発電所に2台,1977年に沖 縄電力・牧港発電所に1台導入された。

### 3. コンバインド・サイクル発電の導入

1981年に運転開始した日本国有鉄道(当時)川崎発電 所1号機(141MW)はGE社製MS9001B型(動翼入口温 度:1000℃級,出力:100MW)ガスタービンを採用し ており,わが国における大容量ガスタービンを用いるコ ンバインド・サイクル発電設備導入の先駆けとなった。

\*1 ())電力中央研究所

〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

#### 4. 1100℃級ガスタービン

GE社は、1977年にタービン動翼入口温度が約1100℃ 級のMS7001E型ガスタービン(出力:85MW)を開発 した。また、米国ウェスティング社と技術開発を進め てきた三菱重工業は、1980年にM501D型ガスタービン (タービン入口ガス温度:1150℃,出力:100MW)を開 発している。

電気事業用としてわが国で最初に1984年12月に東北電 力・東新潟3号系列に導入された,LNG焚きコンバイ ンド・サイクル発電設備では,三菱重工業のM701Dガ スタービン(タービン入口ガス温度:1150℃級)が採用 され、コンバインド・サイクル発電としての熱効率は約 43%(発電端,HHV基準)を達成した。続いて,1985 年12月には東京電力・富津1号系列にGE社のMS9001E 型ガスタービンを用いるコンバインド・サイクル発電が 導入され、わが国における事業用大型ガスタービンを用 いるコンバインド・サイクル発電の本格的導入の幕開け となった。その後,1988年2月に中部電力・四日市4号 系列(東芝-GE,MS7001E型ガスタービン),1990年11 月に中国電力・柳井1号系列(日立-GE,MS7001EA型 ガスタービン),1991年6月に九州電力・新大分1号系列 (日立-GE,MS7001E型ガスタービン)が導入された。

#### 5. 1300℃級ガスタービン

1100℃級ガスタービンの実用化以降,一方向凝固材 (DS材)などの材料技術の進展や,翼内部の複雑な冷却 通路を有するリターンフロー冷却の採用による冷却効率 の向上などにより,タービン入口ガス温度の一層の高温 化が図られ,1300℃ガスタービンが実用化された。

1300℃級ガスタービンを用いるコンバインド・サイク ル発電については、わが国では1994年以降、九州電力・ 新大分2号系列(三菱重工業:501F型)、中国電力・ 柳井2号系列(日立-GE:MS7001F型)、関西電力・姫 路第一5号系列(三菱重工業:M501F型)、同6号系列 (日立-GE:MS7001FA型)など、60Hz機が先行して導 入された。50Hz機では、1996年の東京電力・横浜火力 7、8号系列(GE:MS9001FA型)を皮切りに導入が 図られてきた。1300℃級ガスタービンを用いるコンバイ ンド・サイクル発電としての熱効率は48~50%(発電

佐藤 幹夫<sup>\*1</sup> SATO Mikio

原稿受付 2010年1月18日

端,HHV基準)に達している。

#### 6. 1500℃級ガスタービン

第1,2段の動翼への,単結晶(SC)材あるいは 一方向凝固(DS)材の採用や,燃焼器や動静翼の冷 却媒体として蒸気を用いることなどにより,現在では, 1500℃級ガスタービンが実用化の段階を迎えている。

1500℃級ガスタービンを用いるコンバインド・サイ クル発電については、わが国では50Hz機として2007年 に東京電力・川崎1号系列(三菱重工業:M701G2型), 2008年に東京電力・富津4号系列(GE:MS9001H型) が、また60Hz機としては2008年の中部電力・新名古屋 8号系列が営業運転を開始している。コンバインド・サ イクル発電の熱効率としては、53%(発電端、HHV基 準)となっている。

三菱重工業の1500℃級G型ガスタービンでは、タービン動静翼の冷却は空冷、燃焼器ライナーを回収式蒸気冷却としている。また、GE社の1500℃級H型ガスタービンでは、第1、2段動静翼に回収式蒸気冷却が採用されている。GE社のH型ガスタービンは、英国南部のバグランベイで2003年から運転が開始され、米・カリフォルニアに次ぎ東京電力が3号機目で、電気事業者が主力電源で本格運転するのは初めてのケースとなった。

#### 7. 1600℃級ガスタービン

三菱重工業は、2009年3月12日に、タービン入口温度 を1600℃級とする「J型ガスタービン」の開発を終了し、 商用化に着手したと発表した。60Hz用では定格単機出 力(ISOベース)が約32万kWで、コンバインド・サイ クルとしての出力は約46万kWとなる。J型は、既存の 1500℃級G型に比べ、100℃の高温化に耐えられるよう、 遮熱コーティング技術と冷却効率が改善されている。改 良型三次元設計の採用により、圧縮機は圧力比を高めた 設計とし、燃焼器はG型で開発した蒸気冷却技術を応用 している。タービン部はG型の設計をベースに、1700℃ ガスタービン要素技術開発に関する国家プロジェクトの 成果が適用されている。

#### 8. 1700℃級ガスタービン

次世代の高温・高効率ガスタービンの実用化を目指し た国家プロジェクトとして、「1700℃級ガスタービン要 素技術開発」が三菱重工業を中心にして進められている。 本プロジェクトでは、コンバインド・サイクル発電とし て62%以上(LHV基準)の発電効率(発電端)を目指し ている。これまでに2004年度からの4カ年で,1700℃ ガスタービンで必須となる「コーティング」、「冷却翼」、 「燃焼器」、「タービン」、「圧縮機」の各要素技術開発に ついては、経済産業省資源エネルギー庁からの補助事業 として、また「超耐熱材料」に関しては、新世紀耐熱材 料プロジェクト(文部科学省)からの委託研究として実 施された。2008年度からは実用化を目指した要素技術開 発が開始され、引き続き1700℃級ガスタービンの実証機 の開発設計、実証運転が計画されている。

#### 9. 今後の展望

経済産業省は2008年3月5日,世界の温室効果ガスを 2050年までに半減させるための,21の開発目標を示した 「クール・アース・エネルギー革新技術計画」を発表し た。重点的に取り組むべき21のエネルギー革新技術の一 つとして,「高効率天然ガス火力発電」が示され,技術 開発ロードマップとして「1700℃級ガスタービンの開発 に取り組むことにより,2015年頃に,発電効率56%(送 電端,HHV基準)の実用化を目指し,高温耐熱・耐食 材料や冷却技術,セラミック遮熱コーティング等の開発 を推進する。さらに2025年頃には,燃料電池とガスター ビン,蒸気タービンの組み合わせにより,発電効率が 60%(同),まで向上することを目指して技術開発を推 進する」と述べられている。

一方,燃料多様化の観点からみると,わが国の事業 用大型ガスタービンの主な燃料は液化天然ガス(LNG) であるが,長期的な視点からはLNG以外の燃料を用い るガスタービン技術の確立が不可欠である。石炭,固体 バイオマスおよび超重質油などは直接,ガスタービン燃 料として用いることはできないが,ガス化や液化をする ことにより使用することが可能になる。わが国で現在開 発が進められている石炭ガス化複合発電(IGCC)の高 効率化に対しても,高効率な高温ガスタービンの採用が 不可欠である。また,化石燃料の改質や,原子力,太陽 光,風力および水力などの再生可能エネルギーから得ら れる水素を,大規模集中型発電で使用する場合は,水素 燃焼タービンが用いられるであろう。

このようにガスタービン技術は高効率化によって,地 球環境問題への対応に貢献するばかりでなく,燃料多様 化によって,わが国のエネルギー安全保障にも貢献する 技術であると言っても過言ではない。今後のガスタービ ン技術のさらなる進展を期待したい。

以 上



# 特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その1:発電用)

# ガスタービン用高温部材の開発と実用化戦略 —CO<sub>2</sub>排出25%削減への貢献をめざして—

**原田 広史**<sup>\*1</sup> HARADA Hiroshi 川岸 京子<sup>\*1</sup> KAWAGISHI Kyoko 谷 月峰<sup>\*1</sup> GU Yuefeng

横川 忠晴<sup>\*1</sup> YOKOKAWA Tadaharu



キーワード:高温部品,保守,補修,寿命管理,信頼性

# 1. はじめに

地球温暖化抑制の観点から我が国が中期目標として掲 げた"2020年において1990年比25%のCO<sub>2</sub>削減"を達成 するため、天然ガス燃焼複合発電やジェットエンジンな どに用いるガスタービン機関のいっそうの効率向上に大 きな期待が寄せられている。ガスタービン機関の効率向 上にはカルノーサイクルの頂点に位置するタービン入口 ガス温度の上昇が有効であり、その実現に必要な超耐熱 材料、なかでも最も現実的に効果を期待できる次世代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、高温タービン用Ni基超合金部材開発の現状 を、新世紀耐熱材料プロジェクト(1999年度~2011年 度:文部科学省/物質・材料研究機構(物材機構))の成 果<sup>(1)</sup>を中心に、海外の最新技術とも比較しながら紹介す る。他省庁や民間企業との協力によるこれらの材料の実 用化研究の進展や、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。

## 2. 高温部材開発への期待

#### 2.1 天然ガス複合発電への適用

国内の総排出CO<sub>2</sub>ガスの約30%は火力発電所から排出 されている。図1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CO<sub>2</sub>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CO<sub>2</sub>の削減が可 能である。再生可能エネ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CO<sub>2</sub>排出増加に歯止めをかけ減少に転ずるに

原稿受付 2010年2月18日



図1 発電方式別単位電力あたりのCO<sub>2</sub>発生量

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。

現在天然ガス複合発電火力に用いられているガスター ビンの燃焼温度は、普及型で1100 ~ 1300℃(熱効率は 43 ~ 49%, HHV:高位発熱量基準),最新型で1500℃ (熱効率約52%)である。図2に示すように、1500℃級 の空冷タービン動翼基材であるNi基超合金の耐用温度 980 ~ 1025℃(137MPaの応力にて1000hでクリープ破 断する温度)を1100℃まで向上させ、適合する遮熱コー ティング(TBC: Thermal Barrier Coating)や冷却構 造などをあわせ用いれば、燃焼ガス温度を1700℃まで向 上させて熱効率を56%以上に向上させることが可能と 考えられる。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

<sup>\*1</sup> 独立行政法人 物質・材料研究機構 超耐熱材料センター 〒305-0047 茨城県つくば市千現1-2-1



図2 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

所で国内総排出量の約0.4%, 10 ~ 20 ヶ所で4~8%の CO<sub>2</sub>削減が見込める。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。

#### 2.2 ジェットエンジンへの適用

将来の航空機需要の伸びも考慮して,総排出量の1~ 2%前後とされる航空機エンジンからのCO<sub>2</sub>排出につい ても,その削減のためいっそうの燃料消費効率(SFC: Specific Fuel Consumption)向上が必要になっている。 航空機用エンジンの離陸時のタービン入口ガス温度は 1500℃を超えているが,新機種に搭載される次世代エン ジンでは,燃料消費効率向上のためさらなる高温化が必 要となっており,高温タービン部材の耐用温度向上が求 められている。因みに,2010年には250人乗り中型高効 率機ボーイング787 (B787),2013年以降には中型高効 率機エアバス350XWB (A350XWB)が順次就航予定で あり,これら新機種開発にあわせて,米国GE,英国RR (ロールス・ロイス)にて高効率ジェットエンジンの開



燃料消費効率改善の経緯

発が行われている。図3はロールス・ロイス社のエンジ ンのSFC改善の経緯を示したものである。

エンジンの燃料消費効率向上は経済的にも重要である。 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,1ポイントの効率向上でも百億円以上の節約に なる。ジェットエンジン技術は,戦後日本が世界に遅れ をとり,その影響が未だ色濃く残っている分野である。 航空機産業の復権という観点からも,世界をリードする 超耐熱材料の開発に期待が寄せられている。

このように海外国内で高性能タービン開発が活発化し ており、それらを可能にするための最も重要なキーテク ノロジーの一つとしてタービン翼をはじめとする高温 タービン部材への期待が高まると同時に、材料への要求 もますます過酷になっているのが現状である。なお、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、内部から空冷あるいは蒸気冷却するこ 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、基材である超合金の耐用温 度をできる限り高くし、冷却量を最小にすることが常に 求められる。

#### 3. タービン翼材の開発

Ni基超合金は母相である y 相 (Ni固溶体) 中に60-70vol%の y'相 (Ni<sub>3</sub>Alを基本組成とするLl<sub>2</sub>規則相) が 整合析出したミクロ組織を有し,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 型的なミクロ組織を図4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3wt%程度含む第2世代合 金,Reを5-6wt%含む第3世代合金,ルテニウム (Ru) など貴金属を2-3wt%含む第4世代合金,貴金属を 5-6wt%程度含む第5世代単結晶合金へと開発が進み, 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1に示す。



図4 Ni基超合金の典型的なミクロ組織

- 4 -

							A1101	v Comp	ositi	n					Genera	Organisation
Alloy	Co	Cr	Мо	w	A 1	тi	Mh	у сошр То	Uf	Po	C	P	71	Othors	tion	of gam Sation
DWA 1 400		10	MO	w	A1	11	ND	10	111	Ke	U	D	71	others	1 st	D ++ 0 W1 *+
PWA1480	5	10	_	4	ъ	1.5	_	12	_	_	_	-	-	-	150	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	-	-	-	-	-	_	$1^{\rm st}$	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
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	$3^{\rm rd}$	GE
CMSX-10	3	2	0.4	5	5.7	0.2	0.1	8	0.03	6	-	-	-	_	$3^{\rm rd}$	Cannon Muskegon
TMS-75	12	3	2	6	6	-	-	6	0.1	5	-	-	-	-	$3^{\rm rd}$	NIMS
MX-4/PW	16.5	2	2.8	5.9	5.9	-	-	8.25	5 0.15	5.95	0.03	0.004	-	3Ru	$4^{\rm th}$	GE/P&W/NASA
A1497																
MC-NG	< 0.2	4	1	5	6	0.5	-	5	0.1	4	-	-	_	4Ru	$4^{\rm th}$	ONERA
TMS-138	5.8	3.2	2.8	5.9	5.9	-	-	5.6	0.1	5.0	-	-	-	2Ru	$4^{\rm th}$	NIMS
TMS-162	5.8	2.9	3.9	5.8	5.8	-	-	5.6	0.09	4.9	-	-	-	6Ru	$5^{\rm th}$	NIMS
TMS-196	5.6	4.6	2.4	5.0	5.6	-	-	5.6	0.1	6.4	-	-	-	5Ru	$5^{\mathrm{th}}$	NIMS

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



図5 Ni 基単結晶合金の耐用温度向上の歴史<sup>(1)</sup>

また図5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<sup>(1)</sup>。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。

最新の第4世代以降の単結晶超合金の開発は,米国 GE社<sup>(2)</sup>,フランスONERA<sup>(3)</sup>や,国内では著者らの新世 紀耐熱材料プロジェクト<sup>(1),(4)</sup>で進められてきた。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'格子定数ミスフィットの調節を行って,整合界面の ミスフィット転位網を微細化するという方法で,耐用温 度1080℃の第4世代合金TMS-138<sup>(4)</sup>,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<sup>(5).</sup> <sup>(6).(7)</sup>, 耐用温度1150℃を目指して研究が進められている。

図6はクリープ試験中に生じたTMS-138のミクロ組 織を示したものである。立方体状であった y' 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、 y / y'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、さらに新たに生成した可動転位 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。このメカニズムを利用して開発されたのが物材機構 の上記第4/5世代単結晶超合金である。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7であ り、第4/5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



図 6 高温クリープ中にNi 基超合金の y/y' 整合界面に
 形成されたミスフィット転位網<sup>41,(5)</sup>

73



図7 各世代の単結晶超合金の耐用温度比較<sup>(1)</sup>

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 も優れることが新世紀耐熱材料プロジェクトにおいて示 されている<sup>(7)</sup>。またTMS-196は、第4,第5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 金として実用化が期待されている<sup>(6),(7)</sup>。

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圧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おこなわれ、その成果 を生かして小型エコエンジンへの実用化が検討されてい る。また第5世代合金の国内、海外のジェットエンジン メーカー等での実用化も今後期待されるところである。

物材機構とロールス・ロイス社は、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。ロールス・ロイス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。同センターでは耐用温度1150℃の第6世代単 結晶超合金など新合金の開発を担当し、得られた合金は Trentエンジンなど次世代のエンジンにて2012年ころを めどに商用飛行に用いる計画である。図8は現在使用さ れている遮熱コーティングを施したタービン動翼の一例 である。

発電用大型ガスタービンでも単結晶合金の導入が進 んでおり、例えば米国GEの1500℃級のガスタービンの 第1段動翼には第2世代単結晶合金Rene'N5が用いら れている。国内でも、文部科学省/物材機構と資源エネ 庁/三菱重工との省庁連携で進めている1700℃大型ガ スタービン要素研究(2004年度~)にて、熱効率56~ 60%(HHV)の複合発電を目指して、新合金を用いた タービン部材開発などの研究が進められている。図9は、 三菱重工が物材機構開発の第5世代単結晶合金TMS-



図8 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)



図 9 第5世代TMS-196 合金を用いて鋳造した発電ガスタービン
 用空冷単結晶動翼(300mm長)

196を用いて国内で鋳造した200MWクラスの大型発電ガ スタービン翼の例である<sup>(7)</sup>。クリープ特性に加えて,耐 酸化性,熱疲労特性,鋳造性など総合特性に優れ,合金 元素の価格も考慮した,コストパフォーマンスの高い単 結晶超合金が開発されており,実機実証に向けて研究が 進められている。

高圧タービンブレードに遮熱コーティングを施して空 冷(あるいは蒸気冷却)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 ンドコート材が川岸らにより開発されている<sup>(8),(9)</sup>。これ は y'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,図10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、ミクロ組織が安 定に保たれ,強度劣化を生じないのが特徴である。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。



図10 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)<sup>(8),9)</sup>

# 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、優れたクリープ強度、疲労強度、破壊靭 性などが要求される重要部材であり、鍛造製品が用いら れる。

図11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 y'体積率の増大に よって耐熱性向上が図られてきた<sup>(10)</sup>。従来, 鍛造 – 鋳造 プロセス (C&W) 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) プロセス が必要とされて来たが, 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。 そこで物材機構において, U720Liの耐用温度を50℃上 回るNi-Co基鍛造超合金 (TMW合金)の開発が行われ た。

TMW合金は、Ni基超合金とCo基合金を融合するとい う革新的な概念(図12)により、高強度と優れた鍛造性 を両立すべく設計された合金で、小規模(~100kg)の 鋳造-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<sup>(11)</sup>。 合金組成を表2に示す。これらの合金の実用化には、商 用の大型プロセスによる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



図11 タービンディスク合金の耐用温度向上の歴史(TMW は NIMS 開発の鋳造-鍛造合金)<sup>100</sup>



図12 Ni-Co 鍛造超合金(TMW 合金)の設計コンセプト<sup>(10),12</sup>

として三菱マテリアル(桶川)と協力して大型製造技術 開発を行った。トン級の大型溶解に始まるトリプルメル 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、TMW合金に適した鍛造過程を 経て、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 $\mu$ mの均質な微細組織を有する実用 スケール(直径440mm)の摸擬タービンディスクの試作 に成功した(図13)。

Alloy	Cr	Co	Мо	w	Ti	AI	С	в	Zr	γ'vf
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

表 2 既存合金U720Li及び開発合金(TMW)の公称組成(wt%, 残Ni)とy' 量<sup>(11,12)</sup>

 $\gamma'$  vf : Volume fraction of  $\gamma'$  at 760°C

この摸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14)、最新のP/M材 と同等以上の耐用温度を有する可能性が示された。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<sup>(0),(12)</sup>。

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、そのためにエンジンメーカーなど 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 究を進めていく計画である。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り、熱効率向上による CO<sub>2</sub>削減の効果も併せて、極めて意義のある技術的成果 となるものと期待されている。

今後の課題として、大型鍛造プレス機の整備が挙げら れる。現在国内では1万4千トンクラスの自由鍛造プレ



図13 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)<sup>00</sup>



図14 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<sup>10,12</sup>

ス機が最大であるが、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ためには、図 15に示すような大型の型鍛造プレス機が不可欠である<sup>(3)</sup>。 3万トン級以上の型鍛造プレス機保有数は、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(仕様の詳細 は不明)を建設中である。このように大型型鍛造の分野 で日本は取り残されているのが現状であり、将来の国産 ジェットエンジン開発や1700℃級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 必要である。

図16はNi基超合金など高温部材の適用の可能性を示 すものである。ガスタービン設計者との協力により,耐 用温度の高い開発材料を広範に適用していくことにより, いっそうのCO<sub>2</sub>削減効果が期待される。



図15 6万5千トン型鍛造プレス機の構造<sup>13</sup>



図16 高温部材の広範な適用の可能性(発電用途)

#### 5. おわりに

2020年までに1990年比で25%のCO<sub>2</sub>を削減するという 我が国の中期目標を達成するために,ジェットエンジン や発電ガスタービン機関のいっそうの高効率化が求めら れている。その実現のため高温タービン部材,特にNi基 超合金部材の耐用温度向上に対する期待は大きい。今後, 新開発超合金部材が有効に利用されて,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はもと より,国内産業の国際競争力向上にも大いに寄与するこ とを期待するものである。

## 参考文献

- 原田広史,横川忠晴,佐藤彰洋,川岸京子,谷月峰:高 温学会誌, Vol.33, No.5 (2007), p.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, Edited by T.M.Pollock, et.al. TMS (The Minerals, Metals & Materials Society), p.737.
- (4) J.X.Zhang, T.Murakumo, Y.Koizumi, T.Kobayashi, H.Harada, S.Masaki, JR: Mat. and Mat. Trans.A, Vol.33A (2002), p.3741.

- J.X.Zhang, J.C.Wang, H.Harada, Y.Koizumi: Acta Mater, Vol.53 (2005), p.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,第70巻,第2号(2006), p.196.
- (7) A.Sato, H.Harada, A-C.Yeh, K.Kawagishi, T.Kobayashi, Y.Koizumi, T.Yokokawa, J.X.Zhang, Superalloys 2008, p.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,Vol.71,No.2 (2007),p226.
- (9) K.Kawagishi, A.Sato, H.Harada, JOM July (2008), p.31.
- (10) 藤岡順三,谷月峰,崔 傳勇,横川忠晴,小林敏治,原 田広史,福田 正,三橋 章,日本ガスタービン学会誌 (投稿中).
- Y.Gu, H.Harada, C.Cui, D.Ping, A.Sato, and J.Fujioka, Scripta Mat. 55 (2006), p.815.
- (12) YF.Gu, T.Fukuda, C.Cui, H.Harada, A.Mitsuhashi, T.Yokokawa, J.Fujioka, Y.Koizumi, T.Kobayashi, Met. Mat.Trans.A, 40A, 13, (2009), P.3047.
- (13)「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.

-9-



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その1:発電用)

# ガスタービン翼冷却技術の最新動向

武石賢一郎<sup>\*1</sup> TAKEISHI Kenichiro

 $+- \nabla - \mathbf{F}$ : cooling technology, heat transfer, film cooling, CFD

#### 1. まえがき

地球温暖化問題の顕在化に対処して,高温ガスタービ ンを主機としたコンバインドプラント(GTCC)の需要 が世界的に旺盛である。産業用ガスタービンは,技術の オリジンを航空用に持つが,1970年代以降産業用の特徴 を生かした独自の発展を遂げ,今日地球環境問題の切り 札として社会的地位を確立するに至っている。今後もよ り高性能で信頼性の高いエンジンの開発が続けられるで あろうが,高性能化には,高温化が最も効果があるため, タービン入口温度(TIT)の上昇傾向は続くと考えられ る。TITの上昇を可能とする技術は,いわゆる高温技術 としての冷却技術,材料技術,遮熱コーティング技術 が上げられるが,その中で冷却技術の役割が最も大きい。 本解説では,最新のガスタービン冷却技術を紹介し,そ の動向を述べると共に,今後の課題をまとめる。

## 2. ガスタービンの高性化の趨勢

産業用ガスタービンのTITの上昇傾向を航空用のそれ と比較して図1に示す<sup>(1)</sup>。また産業用ガスタービンの開 発の歴史を図2に示す<sup>(2)</sup>。わが国では1978年から1987年 に渡り1300℃級の高効率ガスタービンAGTJ-100Aの開 発研究が国家プロジェクトとして実施され,そのパイ ロットプラントでの1年間の運転を東京電力(㈱袖ケ浦火 力発電所で実施し1987年成功裏に完了している。

三菱重工業(MHI)はD形GTCCの実績, 社内技術 およびAGTJ-100Aの高温技術をベースに出力13-17MW 1250℃級のMF-111の開発に成功し、さらにこれを基に 開発した1350℃級の501F形ガスタービンの運転を1991 年に開始している。F形ガスタービンを用いたコンバイ ンドプラントの熱効率は48%(HHV)に達し、当時の 最新鋭の火力に比べて20%以上効率が高く、世界的に GTCCの大きな需要が生じた。さらに産業用ガスタービ ンの高温化を推し進めたプロジェクトとして、1989年か ら1994年に渡り東北電力㈱とMHI,日立,東芝間で個 別に1500℃級のガスタービンの要素技術開発研究が進め られた。MHIは1500℃級G形ガスタービンを開発し、こ れを用いたGTCCが、東北電力(株東新潟発電所4号系列 で1999年運転が開始されている。このGTCCの熱効率は 52% (HHV) 以上に達し、最新の火力プラントの熱効 率に比べて30%以上高く、LNG焚き故、火力に比べ50% 以上CO2を削減するため地球温暖化の防止に寄与してい る。1500℃級のG形ガスタービンの第1段動静翼の冷却 構造を図3,図4に示す(3)。第1段動静翼とも、熱応力 を軽減する目的で、薄肉構造からなり、第1段静翼は内 面にインピンジメント冷却、そしてシェイプトフィルム 冷却からなる全面フィルム冷却が採用されている。また 第1段静翼の前縁にはシャワーヘッド冷却,後縁にはピ ンフィン冷却が用いられている。



原稿受付 2010年2月1日

\*1 大阪大学大学院工学研究科機械工学専攻 〒565-0871 大阪府吹田市山田丘2-1



図2 産業用高温ガスタービンの開発の歴史



図3 501G形ガスタービンの第一段静翼冷却構造



図4 501G形ガスタービンの第一段動翼冷却構造

一方,第1段動翼には,振動の観点からインサートを 採用することが困難なため,内面にタービュレンスプロ モータを具備したサーペンタイン流路が採用されている。 第1段動翼においてもフィルム冷却が採用され熱負荷の 低減が計られている。

1500 ~ 1600℃のタービン入口温度を可能とした高温 化技術の中で、冷却技術の進歩が最も著しい。今後もさ らに熱効率の改善と、比出力の増大に寄与する高温化が 進められる。その際、大きな課題になるであろう技術に ついて、Bunkerは図5に示す10の課題を提示している<sup>(4)</sup>。



図5 冷却技術のリスクvsインパクトマップ

図5は課題となる冷却技術をリスクと効果の指標で整理 している。このマップに示された技術課題も参考にしな がら,現在最新のタービン翼冷却技術を中心に,フィル ム冷却技術,内部対流冷却技術,数値解析技術を紹介し, 最後に冷却技術の課題に関して筆者の見解を述べる。

#### 3. タービン翼端壁面の伝熱

ガスタービンが高温化することに対処して熱サイクル 上, 圧力比を増大させる必要が生じる。また, 高温化に よって非常に複雑なタービン冷却翼を採用することから, 製造コストを下げるため, タービン段数, タービン翼枚 数を低減する必要が生じる, その結果タービンは高負荷 化する傾向にある。タービンの空力設計としては, 高負 荷の条件のもと, 性能向上を図る設計が求められる。そ の一つの解決方法にエンドウォールコンタリング (EC) がある。エンドウォール形状を図6に示すごとく三次元 の形状とし, 最適化した圧力分布により空力性能の向上 を図るものである<sup>(5)</sup>。



図6 エンドウォールコンタリングの形状

タービン端壁面上の流れは、馬蹄渦で代表される渦シ ステムと二次流れが存在する複雑な流動場を構成してい て、その流れにエンドウォールコンタリング形状が加わ るわけで、空力性能と伝熱性能(熱伝達率とフィルム冷 却)の最適化が必要となる。この部分の設計手法を構築 する観点からも、今後非常に重要な課題である。エンド ウォールコンタリングの有り無しにおける端壁面におけ る熱伝達率の分布の違いを図7に示す<sup>(5)</sup>。この図からエ ンドウォールコンタリング形状を採用することによって



図7 平面とECのNu数分布比較

翼前縁付け根部の端壁面上の熱伝達率が著しく低下して いることが明らかである。

## 4. フィルム冷却技術

フィルム冷却孔としては、傾斜した円孔列が用いられ てきた。しかしフィルム冷却孔の加工技術の進歩によっ て、放電加工あるいは電解加工で円孔を加工する段階か ら、レーザー加工により、フィルム冷却の出口の形状を 任意に設計することが可能となり、いわゆる"シェイ プトフィルム冷却孔"が広く採用されるようになった。 シェイプトフィルム冷却と一言で言っても、その形状は 種々あり、一般に円孔の出口形状を流れ方向およびスパ ン方向に広げたものが多く用いられてきた。

シェイプトフィルム孔の形状に関して、現在ではおび ただしい数の幾何学的形状を許しているが、ある一つの 形状に収斂する方向にある。むしろ前述した形状とは反 対に、円孔フィルム孔の流路断面積を減少させてスリッ ト状にし、フィルム空気を加速する方法が取られている。 Sargison等は、図8に示す軸方向には狭くして、横方向 には広げる形状を提案している<sup>(6),(7),(8)</sup>。このような形状 を採用することによって、低いジェット乱れと、フィル ムのより良い安定性が得られると推定されている。こ れらの形状はいわゆるConverging Slot-Holeを略して Console冷却孔と呼ばれるものである。平板面上での試 験では、高いフィルム冷却効率と低い空力損失であるこ とが明らかになっている。



Figure 1: Basic console configuration

図8 Console冷却孔基本形状

図9にOkita等のArrowhead- Shaped孔<sup>(9),00</sup>と従来の シェイプト孔とのフィルム冷却効率の比較を示す。フィ ルム冷却孔のスパン方向への広がりが大きいと流れは剥 離する。ディフューザーの中央にリブを設けて剥離を防 止し、フィルム冷却空気のスパン方向への広がりを均 一化することによって高いフィルム冷却効率を得ている。 同様のコンセプトに小リブ付きシェイプトフィルム冷却 孔がある<sup>(10)</sup>。



Fric等<sup>112</sup>は、円孔の出口に図10に示す、浅い垂直の円 形のカップを設けたいわゆる"クレータフィルム冷却 孔"と称すフィルム冷却孔の効果を調べた。フィルム冷 却空気の流れは、この窪みの淵に衝突して方向を変え、 窪みを満たして壁から流出する。平板面上の試験では、 吹き出し質量流束比M=1において、円孔フィルムのフィ ルム冷却効率に比べておよそ50%高い効率を示した。ま たMの増加と共に、フィルム冷却効率の増加が認めら れ、M=5では100%あるいはそれ以上効率が増加するこ とが明らかになった。Bunker<sup>113</sup>は文献<sup>112</sup>の成果を壕付き フィルム冷却形状に拡張した。この形状はトレンチと称 され、フィルム冷却孔の出口に堀を置き、フィルム冷却 空気がこの堀の中で広がることを利用している。さらに Bunkerはフィルム冷却孔形状として図11に示す二次元 スロットに近いMesh-fed slotフィルム冷却孔を提案して



図10 クレーターフィルム冷却孔形状



図11 Mesh-fed slotフィルム冷却孔

- 12 -

いる。タービン翼の冷却に用いられるフィルム冷却孔の 変遷を図12に示す<sup>™</sup>。円孔→シェイプト孔→トレンチ→ メッシュスロットと、フィルム冷却孔のコンセプトが構 造的には三次元を保ちながらフィルム冷却の効果として 二次元スロット的形状を試行する挑戦が行われている。



図12 フィルム冷却孔の歴史的変遷

翼前縁のフィルム冷却の一般名称は、その形状から シャワーヘッドと呼ばれる。翼前縁部分には大きな圧 力勾配があり、フィルム冷却孔の吹き出し方向と主流 が平行でないため、この部分に適用されたフィルム空気 の流れは非常に複雑である。このためシャワーヘッド 冷却に関して多くの研究がなされてきた。最近Kohilと Bogard<sup>15</sup>は、文献(16)と同じ翼形を用いて、前縁近傍の翼 背側のフィルム冷却効率が高くなる翼形状の最適化を数 値解析的に行い、さらにその形状での翼列試験を実施し て、フィルム冷却効率を確かめている。図13に最適化し た翼形状を、またそのフィルム冷却効率を図14に示す。

回転するタービン動翼面上のフィルム冷却の効率ある いは現象を把握する事は、実験的に非常に困難であり、 コストがかかることから、報告されている研究結果は非 常に少ない。Dring等<sup>10</sup>は、大型の低速回転試験装置を 用いて,動翼背腹面にあけた1個のフィルム冷却孔から の吹き出しにおけるフィルム冷却空気の挙動をアンモニ ア/オザリッド法で調べた。腹側では、翼先端側にフィ ルム冷却空気が広がる事を明らかにした。Takeishi等<sup>18</sup> は、実機と相似の単段の空気タービンを用いて、フィル ム冷却空気に炭酸ガスをトレーサーとして混入すること によって、フィルム冷却孔下流における炭酸ガス濃度を 測定することで、実マッハ数における回転動翼面上の フィルム冷却効率を測定すると共に、大型の相似な静止 翼列上での詳細なフィルム冷却効率の計測結果と比較す ることによって、背側のフィルム冷却効率は回転時と静 止時は良く一致するが、腹側では、回転時にはフィルム 冷却効率の減衰が激しい事を明らかにした。

大型の低速タービン回転試験装置を用いて、回転する 動翼のプラットフォーム面上でのフィルム冷却効率が、 羽田等によるPSP (Pressure Sensitive Paint)を用いた



図13 フィルム冷却中心線上の温度分布(a)基本前縁形状(b)前縁最適化形状の場合



図14 前縁におけるフィルム冷却効率分布の比較 (形状は図13参照)

実験で調べられた<sup>(19)</sup>。その計測結果の一例を図15, 図16 に示す。静翼のシュラウド面上,動翼のプラットフォー ム面上のフィルム冷却は,面上に発達した二次流れ,通 過渦さらには非定常流の影響を受けるため,プラット フォーム面上のフィルム冷却効率は静翼のシュラウド面



図15 第1段静翼シュラウド面上のフィルム冷却効率分布

- 13 -



図16 第1段動翼プラットフォーム面上のフィルム冷却効率分布

上のそれに比較して約半分に低下している。

# 5. 内部対流冷却

MEMSおよび拡散接合技術の発展は、微細なタービ ン翼壁の冷却構造を可能とした。現在においては古典と なったが、図17に示すLAMILLOYの商号で呼ばれる複 合冷却構造
<sup>201</sup>は、燃焼器壁の冷却構造として開発された もので、タービン翼壁への適用も検討された。鋳造で 製作した翼中心部材にインピンジメント冷却、ピンフィ ンなどの冷却構造を機械加工で製作した後、全面フィル ム冷却を有する薄い外壁を接合して製作する図18に示す CASTCOOLが試作されている<sup>20</sup>。現在においてもさら に伝熱性能の向上を目指した内部冷却構造が検討されて いる。Nakamata等<sup>20</sup>は、インピンジメント冷却とピン フィン冷却および全面フィルム冷却(FCFC)を組み合 わせた図19に示す二重壁の冷却構造を提案し、その伝熱 特性と圧力損失におよぼす構成要素の影響について調べ ている。また図20は、高負荷タービンの端壁部の圧力勾 配に見合った冷却空気量の調整機能とフィルム冷却空気 に旋回を持たせフィルム冷却効率の向上を図ったV-Cell と称する微細冷却構造である22。このような複合冷却構 造から成り立つタービン翼は未だ実用化されておらず, 研究試作段階であるが、将来製作法の進歩に伴って実用 化されるものとして期待されている。



図17 LAMILLOY冷却構造



図19 二重壁構造のタービン翼冷却構造



図4に示した内部にリブを有するサーペンタイン流路 がタービン動翼の冷却手法として今後も用いられて行く であろうが、この場合、タービュレータ付き流路の圧損 と熱伝達の最適化がなされるであろう。そのためには、 リブによる伝熱促進と圧力損失低減の詳細なメカニズム の解明が必要となる。また180度ターン部の圧力損失が 特に大きいため、剥離が生じない通路形状の設計とその 熱伝達分布の把握が調べられている。

ロシアでは、タービン動翼の内部冷却に図21に示す格 子冷却構造が採用されている<sup>23</sup>。鋳造による製作性に優 れるが、この冷却構造の伝熱特性に関して公開された文 献はほとんど無く、欧米でその特性が調べられている。

蒸気を用いたタービン動静翼を冷却するH形ガスター ビンでは、蒸気タービンから抽気した蒸気をタービン動 静翼に流し冷却した後、回収し、蒸気タービンの作動流 体として使用するために、タービン動静翼を流れる流路 の圧力損失を出来るだけ低く設計する必要がある<sup>24</sup>。



図21 格子 (Vortex) 冷却構造とその流れ

#### 6. 数值解析

ガスタービンの冷却技術に関連した数値解析を述べる だけで優に一解説が必要である。ここでは、大きな動向 について述べる。図22にタービン翼のメタル温度予測の 困難な度合いを示す。この図から、ガス温度の推定が 最も困難で,次にタービン翼面の熱伝達率分布,フィル ム冷却の冷却効率の予測が同程度に困難であることが解 る。最近の数値解析の発達と共に、燃焼器内の非定常な 流動解析が可能となり環境汚染物質の生成予測はもちろ んのこと、タービンの冷却技術に重要なタービン入口で の条件、すなわちガス温度分布の予測を行う努力がなさ れている。図23に1700℃級の排ガス循環を行った燃焼器 内部の流動状況をLES解析で予測した例を示す<sup>126</sup>。また 図24には、1500℃級の産業用ガスタービンの4段タービ ン動静翼の翼間非定常流動解析の例を示す
の。シュラウ ド面上、動翼プラットフォーム面上あるいは動翼先端の ガス温度条件を推定する上で数値解析が役立つ時代が始 まろうとしている。翼面の熱伝達率の予測は翼間の三次 元の流路の解析が可能となったため熱伝達率分布あるい はフィルム冷却効率の予測が可能となりつつある。図25 にタービン後縁部腹側から吹き出すフィルム冷却の流動



図22 高圧タービンにおける予測困難な度合いとインパクト

伝熱状況をDESで解析した例を示す™。

ガスタービンの数値解析は、計算機と解析手法の発達 とともに、大規模、非定常解析へと進むが、設計手法と しては当分RANSが、また現象の把握にはDES、LESが 使用されるであろう。これらの数値解析の進歩によって、 その解析精度を検証するに足る実験データの充実も非常 に重要である。フィルム冷却空気と主流との混合の非定



図23 排ガス循環方式の1700℃級燃焼器 のLESによる熱流動解析結果



図24 1500℃級4段タービン流路の流動解析



図25 タービン腹側後縁フィルムのDESによる 非定常流動解析結果

- 15 -

常流動をPIV, LIFで瞬時同時測定した結果などが報告 されている<sup>20</sup>。

### 7. 今後の課題

産業用ガスタービンは、冷却媒体として蒸気を用いる ことが可能で、また圧縮機から抽気した空気を冷却する ことも出来る。しかし航空エンジンでは重量の問題があ ることと、構造的な制約があるため、冷媒の冷却(再生 冷却)が困難である。ヒートパイプ利用<sup>50</sup>も提案されて いるが、航空エンジンでは再生冷却の適用が大きな課題 である。

産業用ガスタービンでは、石炭ガス化複合発電 (IGCC)の主機としてガスタービンが用いられることか ら、高温脱塵で除ききれない微細灰分のタービン表面へ の付着のメカニズム、付着したデポジットのタービン翼 面熱伝達を増加させるメカニズム、フィルム冷却効率の 低下、さらにはフィルム孔回りへの堆積のメカニズム解 明と、その防止策の策定が必要である。

1700℃級のガスタービンでは、タービン動翼および第 二段静翼の非定常流、回転するタービン動翼面上のフィ ルム冷却、動翼先端部への伝熱の効果をきっちり把握す る必要がある。また高負荷タービンでは、エンドウォー ルコンタリングを施した端壁面(動翼ではプラット フォーム面)上の伝熱、フィルム冷却への二次流れ、渦 の影響の解明と空力性能と伝熱性能の最適化が重要であ る。さらに高負荷化が進めば、衝撃波と境界層の干渉に よる伝熱促進、フィルム冷却効率の低下に関するメカニ ズムの解明が必要である。

構造解析は熱的境界条件を独立に与える方法で,実施 されてきたが、タービン入口温度の上昇に伴って,熱負 荷が増大するため,信頼性を従来以上により精度良く熱 応力,熱変形を推定する必要がある。特に複雑な複合冷 却構造では,構造と流体の連成した解析が必須である。

# 8. あとがき

著者は、図1、図2に示す産業用ガスタービンの冷却 翼の開発研究に長年携わってきた。図1、図2から明ら かなように1970年代から、開発が完了すると次の開発が 始まるというその繰り返しが続いた。何時の時代におい ても、開発の当初は、開発目標のタービン入口温度を達 成するのは不可能ではないかと思えた。しかし、高温技 術を構成する個々の技術の進歩によって、総合的に達成 することが続いてきた。今後、産業用ガスタービンも航 空用ジェットエンジンも、タービン入口温度1700℃級の 開発を目指して研究がなされていくと考えられるが、そ の技術は、次世代の我が国の戦略的技術を担うと考えら れるので、技術の共有化を限られた研究投資の中で実施 していく必要がある。ガスタービンの冷却技術は、欧米 がリードする分野であるが、我が国独特の繊細な文化を 背景とした革新的なアイデアが生まれることを期待する。 それを達成するためには、冷却技術は加工技術によると ころが大きいので、我が国の進んだ生産加工技術との連 携が必要である。タービン冷却翼は最先端技術の集積さ れた結晶である。この結晶を作る過程で、産官学が協力 するネットワークが形作られ、欧米を凌駕する技術と人 が育つことを夢見たい。

# 参考文献

- (1) 武石賢一郎, 日本機械学会誌, 112, No. 1092 (2009), pp.876-879.
- (2) 塚越敬三他, ガスタービンセミナー第34回資料集,
   (2006), pp.57-64.
- (3) Aoki, S. et al., ASME Paper 96-GT-314, (1996)
- (4) Bunker, R. J. of Turbomachinery, 129, (2007), pp.193-201.
- (5) Lynch, S. P. et al., ASME Paper No. GT2009-60185, (2009).
- (6) Sargison, J. E. et al., ASME Paper 2001-GT-0126, (2001).
- (7) Sargison, J. E. et al., ASME Paper 2001-GT-0127, (2001).
- (8) Liu, C. et al. ASME Paper No. GT2009-59002, (2009).
- (9) Okita, Y. and Nishiura, M., ASME Paper GT2006-90108, (2006).
- (10) 山脇栄道,山本雅彦,高温学会誌, 33, (2007), pp.216-221.
- (11) 塚越敬三他, ガスタービンセミナー第35回資料集, (2007), pp.1-8.
- (12) Fric,T. F. and Campbell, R. P., US Patent No. 6383602, (2002)
- (13) Bunker, R. S., ASME Paper GT2006-90002, (2006).
- Bunker, R. S., Turbine-09 Symposium on Heat Transfer in Gas Turbine Systems, (2009).
- (15) Kohli, A. and Bogard, D. G., ASME Paper GT2006-90852, (2006).
- (16) Colban, W. et al., ASME Paper GT2005-68258, (2005).
- (17) Dring, R. et al., J. of Eng. for Power, 102, (1980), pp.81-87.
- (18) Takeishi, K. et al., J. of Turbomachinery, 114, (1992), pp.828-834.
- (19) 羽田哲他, 高温学会誌, 33, (2007), pp.264-272.
- (20) Sweeney, P. C. and Rhodes, J. F., J. of Turbomachinery, 122, (2000), pp.170-177.
- (21) Nakamata, C. et al., ASME GT2007-27020, (2007)
- (2) 塚越敬三他、日本ガスタービン学会誌、35, (2007), pp.141-146.
- (23) Bunker, R. S., ASME Paper GT2004-54157 (2004).
- (24) Matta, R.K., et al., GE Power Systems Schenectady, NY Paper No. GER-3935B, (1996)
- (25) Bunker, R. S., VKI Lecture Series 2007-06, (2007).
- (26) 伊藤栄作他、日本ガスタービン学会誌、33、(2007)、 pp.222-228.
- (27) 内田澄生他, 三菱重工技報, 40, (2003), pp.336-339.
- (28) Martini, P. et al., ASME Paper GT2005-68083. (2005).
- (29) Takeishi, K. et al., Turbine-09 Symposium on Heat Transfer in Gas Turbine Systems, (2009).
- (30) Townsent, J. et al., ASME Paper GT2005-68591, (2005).



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その1:発電用)

# ガスタービン耐熱コーティング開発の最新技術動向

**児島 慶享**\*1 KOJIMA Yoshitaka

キーワード:耐熱コーティング、遮熱コーティング、TBC、セラミックコーティング、溶射

#### 1. はじめに

地球温暖化の対策として,省エネルギー,炭酸ガスの 排出量削減が我国の大きな課題として掲げられており, 電力分野の火力発電では各種高温機器の高効率化,熱効 率向上が進められている。

発電機器であるガスタービンの熱効率向上に有効な 手段として、燃焼ガス温度の上昇があり、現在、事業 用ガスタービン(GT)ではタービン入口温度(TIT) は1100~1300℃級が主力であるが<sup>(1)</sup>,最新の機種では 1500℃級に達し、コンバインド発電プラントでは熱効率 50% (LHV) 以上に達している<sup>(2)</sup>。更に国家プロジェク トで1700℃級のGT開発も行われている。<sup>(3)</sup>そのために はタービン動静翼用材料の耐熱性(高温強度)向上が必 要である。耐熱性に優れた材料としてNi基超合金があ り、耐熱温度の向上が年々図られている。普通鋳造材 (CC材),一方向凝固材 (DS材),単結晶材 (SC材)の 組織制御、或いは、合金組成開発により、最新のSC材 では、Re, Ru等の貴金属添加により耐熱温度が900℃超 級のSC材も開発されている。材料開発により、耐熱温 度は大幅に向上してきているが、高価な貴金属を含む合 金では、価格が高くなり、更に、大型翼では、SC翼の 精密鋳造の難しさがあり、Heavy Dutyの発電用ガス タービンでは、CC材、DS材が主流で、一部の機種でSC 材が使われているのが現状である。

そこで注目されているのが、耐熱セラミックコー ティングの遮熱効果による動静翼部材の温度低減であ る。図1は遮熱を狙った耐熱セラミックコーティング (Thermal Barrier Coating:TBC)の遮熱効果の模 式図であり、50~150℃の部材の温度低減が可能になる。 図2は燃焼ガス高温環境下での材料の損傷挙動を示す<sup>(4)</sup>。 耐熱合金では、部材の曝される温度により、溶融塩腐食、 酸化等が生じ、翼材の減肉損傷が発生する。このような、 損傷を防止する耐熱合金コーティングも重要になる。本 報では、主に溶射法による耐熱セラミックコーティング (TBC)、耐熱合金コーティングの現状、最新の開発状 況について述べる。



図2 耐熱合金の温度と腐食/酸化速度の関係

#### 2. 耐熱合金コーティング

Ni基超合金の耐熱温度を向上するため、合金中のCr 量を減少させ、主に $\gamma$ '相(Ni<sub>3</sub> (Al, Ti))形成元素で あるAl, Tiを主体にMo, W, Ta, Re等を添加した合金 が主流となってきている。その結果、高温腐食を防止す る上で有効なCr量が低下し、耐熱合金の高温腐食を招 くことが予想され、各種の耐食・耐酸化コーティングの 開発が行なわれてきた<sup>(5),(6)</sup>。

#### 2.1 MCrAIY合金コーティング

高温耐食性に優れた合金 (MCrAlY, MはCo, Niま

原稿受付 2010年2月2日

<sup>\*1 (</sup>株日立製作所 材料研究所 〒319-1292 日立市幸町3-1-1

たは両方)を被覆する合金コーティングでは真空中で電 子ビームによりMCrAlY合金を溶融し、蒸着粒子をコー ティングする、電子ビーム物理蒸着(Electoron Beam Physical Vapor Deposition: EB-PVD),減圧雰囲気中 で熱プラズマによりMCrAIY合金粉末を溶融し、溶融 溶射粉末をコーティングする減圧雰囲気プラズマ溶射 (Low-Pressure (Vacuum) Plasma Spray: LPPS or VPS)が行われている。EB-PVDによるMCrAlY合金 コーティングでは緻密な組織の皮膜が得られ、耐食、耐 酸化防止に有効であったが、合金元素の蒸気圧の相違 により、合金成分の制御が難しいという問題があった。 MCrAlY合金コーティングでは合金制御の容易さあるい は、生産性の点からLPPS(VPS)が主流となっている。

LPPS (VPS) では溶射時の溶射粉末の酸化が防止で きるため、大気中プラズマ溶射 (APS) に比べ、酸化ス ケール等の内部欠陥を含まない緻密な組織のMCrAIY合 金コーティングが得られ、種々のMCrAIY合金組成の耐 酸化、耐食性が検討されている<sup>(7),(8)</sup>。更に、溶射の前処 理として、低圧雰囲気中でのアーク放電現象を利用した スパッタクリーニングを行ない、部材と皮膜との密着性 を向上する機能も追加されている。

また最近,大規模な設備が必要な減圧容器中での LPPSに代わり,大気中で高密度皮膜が形成できる高速 ガス溶射(High Velocity Oxy-Fuel:HVOF)が注目さ れている。HVOF溶射は酸素とガス燃料または液体燃料 を効率的に燃焼させ高い運動エネルギーを生み出すこと ができる。溶射ガンは高圧燃焼室を有し,この燃焼室に 直接または出口近傍に粉末原料を投入し,高温のガス流 によって加熱することで,溶融または半溶融状態にし, さらに,ノズルによって燃焼フレームが加速され,燃焼 ガスと溶射粒子速度は超音速に達する。フレーム温度は 2600 ~ 3200K,速度は1300 ~ 2400m/secで,粉末粒子 に大きな運動エネルギーを与えるとともに適度の加熱が 得られる。溶射粒子を高速で基材表面に吹き付けること により,基材に強固に結合した高密度の被膜が得られる。

HVOFは超音速の溶射で溶射粒子が基材に到達するま での飛行時間が短いことから,通常の大気中で実施する 溶射(APS)に比較して大気雰囲気との反応による変化 (酸化など)が少ない。被膜中に酸化スケールの混在を 嫌うMCrAIY合金溶射では,減圧雰囲気中プラズマ溶射 (LPPS)が主として用いられているが,HVOFでも酸化 が少なく良好な密着性の被膜が得られることから,大気 中で溶射できるLPPS代替溶射方法としてLPPSでの施工 が困難な大型部品,或いは,比較的低温部品を対象に用 いられている。LPPSとHVOFによるMCrAIY合金の耐 酸化性の比較で,HVOFでもLPPSとほぼ同等の耐酸化 性が認められている<sup>(9)</sup>。

図 3 は大型ガスタービン動翼に用いられてい るMCrAlY合金コーティングの一例で,GT-29 (CoCrAlY),GT-33 (CoNiCrAlY),或いは,合金コー



# GT-29:CoCrAIY PLUS:表面AIリッチ(AIパック) GT-33:CoNiCrAIY IN:裏面(冷却面)AIパック

図3 各種の耐熱合金コーティングの相対的な特性比較

ティングの表面部にAlパックを行ったコーティング (PLUS, IN- PLUSと記載)の相対的な特性比較を示 す<sup>(10),(11)</sup>。これらのMCrAlY合金コーティングでは, 耐酸 化, 耐食, 耐クラックにそれぞれ特徴があり, 特性バラ ンスがとれたCoNiCrAlY合金とAlパックとの組合せが 用いられている。長時間使用後の動翼では, 翼面の一部 が局部的に酸化損傷し, その対策として再コーティング 補修が実施され, 動翼寿命の延命化も図られている<sup>(12)</sup>。

#### 2.2 最新の耐熱コーティングの開発

最新の合金コーティングの開発としては、高温長時間 使用による合金皮膜と基材との相互拡散での合金皮膜の 特性劣化を防止する検討がなされている。特に、耐熱温 度が高いSC材を用いた動翼では、合金皮膜と動翼基材 での元素の相互拡散に起因して二次反応層(Secondary Reaction Zone: SRZ)が生成し、基材の強度低下、及 びコーティングの特性低下を生じる。SRZの抑制検討の 一方法として、EQコーティングが提案されている。EQ コーティングでは、基材Ni基合金中の析出強化因子であ る γ'相と熱力学的に平衡(Equilibrium)関係となる組 成のMCrAIY合金を用いることで、基材とコーティング 層の界面でのSRZ層の生成を抑制する。γ/γ'相、β相 EQコーティングの基礎検討結果では、拡散によるSRZ の抑制が認められている<sup>13</sup>。また、(Ni, Pt-) Alベータ 相単層のコーティングの検討例も報告されている<sup>14</sup>。

一方, SRZ抑制として, 基材とコーティング層の界 面にNi-Cr-Re系のσ相の拡散バリヤーを設ける報告があ る。図4はその結果で, バリヤー無でSRZが形成する条 件(1100℃×1h⇔RT:100回)でも, σ相バリヤーの 効果でSRZ形成が抑制できている<sup>155</sup>。更に, 高温使用時 にコーティング層の最表面に形成され環境遮断効果を発 揮するAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>スケールの密着性を改善する希土類元素添 加のメカニズム検討例もある<sup>160</sup>。

このように、最近の合金コーティングの開発として SRZの抑制が注目されている。特に、ピーク負荷が厳 しく、かつ、小型翼である航空機タービンSC材翼では、 最高使用温度が高く、翼の肉厚も薄い為、SRZの問題が 今後大きくなると考えられる。



図4 σ相拡散バリヤの効果(熱サイクル試験後の 断面組1100℃×1h⇔室温:100回)

# 3. 耐熱セラミックコーティング(TBC)

# 3.1 TBCの遮熱効果

TBCは部材の表面に高温耐酸化、高温耐食性に優れ た合金からなるボンドコート(下地層)を厚さ0.1~ 0.2mm形成し、その上にトップコートとして熱伝導率 の小さいセラミックス層を0.2~0.6mm厚さ被覆したも のである。現在主流となっているプラズマ溶射による TBCは、ボンドコートには前述の高温耐食・耐酸化性に 優れるLPPS(または大気中プラズマ溶射,HVOF)に よるMCrAlY合金、トップコートには低熱伝導で、セラ ミックとしては比較的熱膨張が基材に近い、大気中プ ラズマ溶射による6~8%のY2O3を添加した部分安定化 ZrO<sub>2</sub>(PSZ)を用いた二層型TBCである。TBC適用翼 では、図1に示すように表面のセラミック層が低熱伝導 のため熱流が遮られ、セラミック層内で大きな温度勾配 が生じる。この結果、TBC無し翼に比べると基材の表 面温度は⊿Tだけ低減できる。従って,同じ燃焼ガス温 度を維持した場合は、基材表面温度を⊿Tだけ低く保て るので, 翼の長寿命化が期待できる。一方, ⊿Tの温度 低減分を翼内面の冷却空気の削減にあてることも可能 で、タービン効率の向上を図ることも可能となる。遮熱 効果の具体的な値はトップコートの熱伝導率、厚さ、冷 却方法などに依存するが、プラズマ溶射によるPSZ系 TBCでは, 厚さ250 ~ 300 µ mで60 ~ 170℃程度が確認 されている<sup>(5)</sup>。発電用ガスタービンの場合,航空機用と 異なり長時間の耐久性が要求されることもあって、比較 的熱負荷の低い燃焼器では広く適用されていた。しか し,最新の1500℃級ガスタービンでは1段,あるいは1, 2段動静翼にTBCが採用され<sup>(2),(17)</sup>,更に従来機でもTBC 適用が試みられ部材の温度低減効果が認められている<sup>18</sup>。 25MW級発電用ガスタービンの初段動翼にTBCを適用 した事例では、長時間稼動後の切断調査の結果、翼基材 のミクロ組織変化からの温度推定で、TBC無し翼に比 べ、約50℃の基材温度の低減効果が明らかになっている。

#### 3.2 TBCの開発状況,課題

GTの高効率化を実現する上での,TBCの開発課題は, セラミック層の低熱伝導化,厚膜化による遮熱効果の向

上と燃焼ガス温度の高温化, 起動停止等に対する耐久性 の向上である。耐久性は熱衝撃,熱サイクル,高温酸化, 高温腐食などによって支配される。図4はTBC翼の長 時間使用後の断面模式図を示す。トップコートとボンド コートとの界面には界面酸化物(Thermally Grown Oxide: TGO)が生じ、ボンドコートと基材との界面に は、それぞれの合金成分の相違による相互拡散によっ て生じる二次反応層 (Secondary Reaction Zone: SRZ) が生じる。更に、高温燃焼ガスに曝されるトップコート のセラミックでは、燃料中の不純物との反応、多孔質セ ラミックの焼結も生じる。これらの組織変化だけでなく, 起動停止の熱応力に伴う熱衝撃,熱サイクルなどにより, 機械的損傷(クラック,はく離など)も生じ,更に,多 孔質セラミックの焼結による熱特性(熱伝導率)の変化 も生じる。これらの、すべての変化がTBCの遮熱効果、 耐久性に大きな影響を及ぼし、長時間安定なTBCの開 発課題となる。

#### 3.2.1 セラミック層の低熱伝導化, 焼結の抑制

燃焼ガス温度の高温化に伴い,遮熱特性の向上の要望 が大きい。遮熱特性の向上として、トップセラミック層 の低熱伝導化、多孔質化、厚膜化があげられるが、耐久 性との関連から、Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>で安定化したZrO<sub>2</sub>(YSZ)に替 わり、低熱伝導率の新規セラミック材料の開発が有力と なる。アドバンスドセラミックではYSZに比べ、約20% の熱伝導率の低減と、YSZと同等の耐熱サイクル性が 報告されている<sup>19</sup>。焼結の抑制として、溶射原料のYSZ の高純度化が報告されている。YSZ中のAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>、SiO<sub>2</sub> を0.2%から0.02%まで1ケタ低減することにより、焼 結が抑制され、熱伝導率の増加が防止できる<sup>20</sup>。YSZ と燃料中との不純物(V<sub>2</sub>O<sub>5</sub>, P<sub>2</sub>O<sub>5</sub>, CaO-MgO, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-SiO<sub>2</sub>)の反応について検討し、例えばV<sub>2</sub>O<sub>5</sub>とYSZとで は、747℃以上で化合物が形成され、Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>の消耗により、 YSZの相変態に伴う損傷が生じる。<sup>20</sup>

#### 3.2.2 TBCの熱応力緩和, セラミックの組織制御

図5は熱応力緩和作用を付与した多層コーティング の一例(四層型TBC)<sup>22</sup>,及び柱状組織セラミックを 設けたTBCの模式図を示す。四層型TBCでは、セラ ミック層は大気中プラズマ溶射,MCrAIY層及びセラ ミックとMCrAIY混合層は減圧雰囲気中プラズマ溶射 (LPPS)で形成されている。このTBCでは、セラミッ ク層と基材との熱膨張差に起因する熱応力をセラミック とMCrAIY混合層で緩和する構造である。また、多孔質 セラミック層を通じての混合層の高温腐食・酸化を防止 する環境遮断用MCrAIY層を設けてある。四層型と二 層型TBCの熱サイクル試験(1000℃⇔170℃)結果では、 四層型TBCは熱応力緩和と環境遮断作用により二層型 TBCに比べ約2倍の耐久性を示していた<sup>22</sup>。

セラミックの組織制御による耐久性の向上として,縦



図5 TBC翼の稼動後の断面模式図

クラック型セラミックがある。プラズマ溶射によるトッ プコートでは,通常,溶射偏平粒子が積層した多孔質な セラミック層が得られる。このような積層組織では、皮 膜内にはく離を生じる方向に潜在的な欠陥を抱えている ため、耐剥離性には限界がある。最近、プラズマ溶射に より、熱応力緩和を狙った縦クラック型セラミック組織 をプラズマ溶射で形成する報告が多い23-26。図6は縦ク ラック型セラミックと多孔質セラミックの断面組織の一 例を示す。組織は基材表面を高温に保持した状態でセラ ミックをプラズマ溶射することで、緻密な組織で、か つ. 縦クラックが均一分布した組織を形成するのが一 般的である。本来、熱応力緩和効果を狙った柱状組織 セラミックは後述のEB-PVD(Electron-Beam Physical Vapor Deposition) で形成できるが、設備が大規模 で生産性、コスト等の課題がある為、大気中で施工で きるプラズマ溶射に着目し検討されている。縦クラッ ク型セラミック組織を設けたTBCはSegmented TBC, Vertically Segmented TBC, Stress Tolerant Ceramic Coating, Dense Vertically Cracked TBCなど種々な名 前で呼ばれているが、いずれもその開発の考え方、作製 方法は類似している。縦クラック型TBCでは、セラミッ クが緻密な組織で、かつ、縦クラックが均一に分布した 組織であり、熱応力緩和機能に優れる。また、通常のプ ラズマ溶射による多孔質なセラミックに比べ、高温長時 間での焼結が進行し難く、組織変化が少ない。従って、



図6 TBCの断面模式図

縦クラック型TBCでは焼結の進行による熱応力緩和機 能の低下が少なく、長期耐久性にも優れる。

LPPS-Thin Film (LPPS-TF) は、通常200Torrの減 E雰囲気で溶射するLPPSと異なり、更に減圧雰囲気と なる数Torrで溶射する方法である。LPPS-TFでは、粒 子溶射ではなく蒸気相の付着となり、次項のEB-PVDと 類似したプロセスとなる。その結果、LPPS-TFで作製 したYSZの被膜は図7に示すように、通常の溶射(APS) による縦クラック型セラミックと異なり、柱状組織にな り、EB-PVDによる柱状組織セラミックとほぼ同等の耐 熱サイクル性を示す。LPPS-TFは最近開発された技術 であり、EB-PVDに比べ、初期投資が少ないと報告され ている。<sup>50</sup>





更に、EB-PVDによって形成した柱状組織セラミック 層を設けたTBCの開発も継続して進められている。本 法ではプラズマ溶射に比べ、セラミック層の組織制御 が可能であり、数µm幅の柱状組織から成るZrO<sub>2</sub>-Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> セラミック層が得られる<sup>28</sup>。このような柱状組織セラ ミックTBCでは、前述の溶射による積層組織とは異な り、皮膜内にはく離を生じる方向にはほとんど欠陥がな い。さらに微細な柱状組織間の分離により熱ひずみを吸 収でき、プラズマ溶射による多孔質セラミック層に比 べ非常に優れた熱応力緩和作用を発揮する。図8はEB-PVDによる柱状組織とAPSによる積層組織セラミック のTBCの耐久性試験結果を示す<sup>29</sup>。試験はTBC表面をプ ラズマ加熱しつつ基材裏面を水冷した状態の高熱流束負



図8 LPPS Thin film によるTBCの断面組織

荷(約2 MW/m<sup>2</sup>)と、冷却を繰り返す熱サイクルであ る。柱状組織セラミックTBCでは積層組織に比べ10倍 以上の耐久性がある。柱状組織セラミックTBCは、離 着陸を繰り返すことで熱サイクルに対する耐久性が求め られる航空機用のTBCとして適用され実績を重ねつつ ある。発電用ガスタービンへの適用には、発電用では航 空機用に比べ大型翼となるため、EB-PVD法による柱状 組織TBCの生産性、コスト等の課題が残されている。

#### 3.2.3 TGOの抑制

トップコートとボンドコートとの界面に生成する TGOの主成分はAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>である。このAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>は多孔質な トップコートを通じての酸化によって、ボンドコートの MCrAlY合金中のAlが優先的に酸化して生成したもので, 本来、ボンドコートの内部酸化を防止する役割を果た す<sup>(7)</sup>。しかし、高温長時間の使用により、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>層の厚 さが大きくなった場合, TBCの損傷の原因となる。従っ て、TGOの成長の抑制がTBCの耐久性向上に重要にな る。TGOの成長抑制として、ボンドコートの合金組成 を検討した結果, MCrAlY合金中のYを除いたY-free合 金ではMCrAlY合金のTGOに比べ,約1/2の厚さに低減 できる。高温保持を伴う熱サイクル試験結果、TBCの 損傷に至るまでの繰り返し数が約2.5倍となり,耐久性 向上に有効であることが明らかになった<sup>30</sup>。ボンドコー トのMCrAlY合金にCe. Siを添加したMCrAlYCeSi合金 を検討している例もある。この場合, Ce, Siの効果と して、高温長時間加熱試験の結果、Ni、Coの酸化物を 含まないAl. Crの酸化物からなるTGOが生成し、TGO の厚さの抑制効果が認められている<sup>33</sup>。ナノ構造の NiCrAlY粉末を用いたボンドコートのTBCでは、TGO の下部ボンドコートに微細分散したAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>粒子が形成され, 大幅な耐熱サイクル性の向上が図れるとの報告もある<sup>33</sup>。 このように、最近の研究では、TBCの耐久性に及ぼす TGOに関する報告が多い。熱的要因で生成するTGOが TBCの機械的特性に及ぼす影響について検討し、TBC 損傷メカニズムを提案している報告もある<sup>33</sup>。これらの 研究成果は、今後、発電用ガスタービン動静翼用TBC の耐久性向上に大きく寄与すると考えられる。

# 4. 耐熱コーティングの特性評価・試験方法の標準化

耐熱コーティングでは、熱特性、機械特性、及び耐熱 評価の測定・試験方法の標準化が遅れており、従来のバ ルク材の規格を参考にして測定・評価していた。セラ ミック層と、MCrAIY合金層との2層構造のTBCでは、 バルク材と異なり、被膜と基材との多層構造体、被膜の みの試験片作製の煩雑さ、多孔質被膜特有の高温での焼 結、熱応力負荷試験での被膜特有の剥離損傷等の要因が あり、TBCとしての規格化が必要となる。<sup>54</sup>

規格化は国内JISのみならず,海外のISOでも殆ど規格化されていなかった。熱的特性では,YSZの焼結性

を考慮した「TBCの線膨張係数の試験方法」,TBCと 基材とを一体化した状態での「TBCの熱伝導率の測定 方法」,機械特性として,TBCと基材とを一体化した状 態を梁理論で模擬した「TBCのヤング率試験方法」が JIS提案段階である。耐熱評価試験としては,TBCの実 機温度負荷状態に近い「温度傾斜場での耐熱試験方法」 がJIS7851として制定されている。TBCの熱サイクル試 験,熱衝撃試験については,「遮熱コーティングの耐は く離試験方法」JIS8451および「耐酸化金属コーティン グの耐はく離試験方法」JIS8452が制定されている。こ れらの測定・試験方法のJISについてはISO提案中であ る。このように,溶射耐熱コーティングでの規格・標準 化による国際競争力強化を目指し,産学連携による推進 が図られている。

# 5. コーティングの適用状況

TBCは燃焼器,静翼,動翼等の高温部品に適用され ている。TBCは溶射法で施工した二層型が主流である。 ボンドコートは高温耐食・耐酸化性に優れるMCrAIY合 金が用いられ,減圧雰囲気中プラズマ溶射(LPPS)ま たは大気中プラズマ溶射(APS),高速ガス溶射(HVOF) で施工されている。トップコートは,低熱伝導でセラ ミックとしては比較的熱膨張が基材に近い部分安定化 ZrO<sub>2</sub>(PSZ)が主に用いられ,APSで施工されている。 図9は初段動翼にTBCを適用した発電用ガスタービン の外観の一例を示す。更に,高効率化を目指し,商用運 転のガスタービンを用いて,単結晶動翼にTBCを施工 し翼冷却空気を低減した状態での、効率向上と長期耐久 性の実機実証試験を実施中である<sup>55</sup>。





#### 6. まとめ

ガスタービン部品の耐熱コーティングは, 高効率高温 ガスタービンの開発上必須の技術である。その目的は高 温耐食, 耐酸化, 及び遮熱等と種々あり, コーティン グ方法も、本報で述べた各種溶射技術の他,拡散浸透, めっき、化学蒸着(CVD)および物理蒸着(PVD)と 多岐に及び、それぞれの方法の特徴を生かして既に、燃 焼器、動静翼などの高温部品に適用されている。長時間 の耐久性が要求される最新の高効率高温の発電用ガス タービンでは、主に溶射法による耐熱コーティングがガ スタービンの高効率化、部品の信頼性向上による運用効 率の向上に大きく寄与している。



図10 発電用ガスタービンの外観

#### 参考文献

- (1) 三明誠司, 日本ガスタービン学会誌, 25-97, (1997), p.47-51
- (2) 秋田栄司,西田美妃,日本ガスタービン学会誌,27-3,(1999), p.138
- (3) E.Ito, K.Tukagoshi, A.Muyama, J.Masada, I.Okada, ASME, GT2007-28211
- (4) R, Viswanathan, KL-1-2, Creep 7 Proceedings of the 7th International Conf. on Creep and Fatigue (2001), p.7-21
- (5) 吉葉正行, 日本ガスタービン学会誌, 25-97, (1997), p.57
- (6) 吉葉正行, 日本ガスタービン学会誌, 25-98, (1997), p.80
- (7) 児島慶享,大高清,大中紀之:日本溶射協会誌,27-4,(1990), p.1-10
- (8) 児島慶享,大高清:日本溶射協会誌, 28-2, (1991), p.1-12
- (9) Mituhiro Shibata, Seiji Kuroda, Proceedings of the 1st ATSC, (2005), p.67-68
- (10) P, W, Schilke, GER-3569F
- (11) K, J, Pallos, GER-3957B
- (12) 市川国弘, 第31回GTSJ, (2003), p.49-57
- (13) 川岸京子,佐藤彰洋,原田広史,耐熱材料123委員会研 究報告46-3,(2005) p.281-286

- (14) C. G. Levi, Current Opinion in Solid andMaterial Science, 8 (2004), p.77-91
- (15) 成田敏夫,泉岳志,学振123委員会研究報告49-1 (2008), p.109-120
- (16) 黒川一哉,川田牡志,山内啓,渡辺精一,成田敏夫,耐 熱材料123委員会研究報告46-3,(2005), p.311-316
- (17) 石井潤治, 日本ガスタービン学会誌, 27-3, (1999), p.161
- (18) 河合久孝,守屋慶一,吉川正一,高橋孝二,小林雄一,下村 慶一, 耐熱金属材料第123委員会研究報告, 36-3 (1995), p.447-455
- N.Notomi,N.SAkakibara,T.Torigoe Proceedings of ITSC, (2009), p.1106-1111
- (20) L.Xie,M.R.Dorfman Proceedings of ITSC, (2009), p.423-427
- (21) Y.H.Soch, P.Mohan, P.Scelling, D.Nguyen Proceedings of ITSC, (2009), p.89-96
- (2) 児島慶享,和田克夫,寺前哲夫,古瀬裕:高温学会誌, 17,303 (1991), p.303
- R.Annigeri,P.S.DiMascio,R.M.Orenstein,J.R.Zuiker, ASME Paper, 2000-GT-580
- (24) D.M.Gray, Y.C.Lau, C.A.Jhonson, M.P.Borom, W.A.Nelson, US Patent, US5830586, (1998)
- (25) A,Bolcavage, A,Feuerstein, N,Hitchman, Proceedings of ITSC, (2005), p.470-475
- (26) A. Tricoire, M. Vardelle, P. Fauchais, Proceedings of ITSC, (2005), p.356-360
- (27) K.V.Niessen, G.Eschendorff, M.Gindrat, A.Refke, GT2008-51090
- (28) 有川秀行,西和也,児島慶享,第16回ガスタービン秋季講演大会講演論文集,(2001), p.111
- (29) 有川秀行, 目幡輝, 児島慶享, 日本ガスタービン学会誌, 33-6, (2005), p.69-74
- (30) Hideyuki Arikawa, Yoshitaka Kojima, Takayuki Yoshioka, Mitutoshi Okada, Tohru Hisamatu, Proceedings of the 1st ATSC, (2005), p.63-64
- (31) 小川和洋, 丹野昌利, 庄子哲雄, 耐熱材料123委員会研 究報告, 44-2, (2003), p.117-187
- (32) G. E. Kim, M. Brochu, A. Moran, T. Addona, Proceedings of ITSC, (2009), p.397-402
- (3) 高橋智,吉葉正行,河村雷人,原田良夫,耐熱材料123委員会研究報告,46-3,(2005), p.259-269,等
- (34) 伊藤義康,和田国彦,表面技術, 59-8, (2008), p.501-507
- (35) 吉成明,有川秀行,玉置英樹,木塚宣明,第36回ガス タービン定期講演会講演論文集,(2008), p.267-271



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その1:発電用)

# 環境に貢献するガスタービン燃焼器技術

田中 克則<sup>\*1</sup> TANAKA Katsunori 西田 幸一<sup>\*1</sup> NISHIDA Koichi 秋月 涉<sup>\*1</sup> AKIZUKI Wataru

キーワード:ガスタービン燃焼器,燃料多様化,自動燃焼調整,低NOx,低カロリー

現在地球温暖化問題の解消のため、温室効果ガスの排 出低減が求められ、ガスタービンの高温化により性能向 上しCO2低減に取り組んでいる。そして高効率コンバイ ンド発電の増加に伴い燃料であるLNG(Liquid Natural Gas、液化天然ガス)の需要が増加し、産地・燃料組 成・カロリーの異なる多種のLNGを安定に低公害で利 用できるニーズが高まっている。一方では、製鉄所など で発生する高炉ガスなどを高効率のコンバインド発電設 備で有効利用するニーズもある。こういった環境的背景 を考慮して、種々の燃料を高温低公害にて安定燃焼可能 とする技術について紹介する。

## 1. はじめに

ガスタービンに使用する燃料の種類には様々なものが あり、図1に示すように燃料カロリーと燃焼速度により 使用する燃焼器を選定している。カロリーの低い燃料に ついては、拡散燃焼器を使用し、カロリーの高い燃料に ついては予混合燃焼器を使用する。発電用に使用されて いるガスタービンでは主に天然ガスを燃料としているが、 高効率のための高温燃焼下、供給燃料(成分)を変えた 場合の最大の問題は"燃焼振動"である。燃焼振動は燃 焼器内部で発生する圧力変動であり、過大な燃焼振動は 燃焼器及びタービン部品の損傷を招く。

一般的に天然ガスの主成分はメタンであるが,メタン はエタン・プロパンなど他の炭化水素成分に比べ燃焼速 度が遅く燃焼性が悪い。このため燃料中のメタン濃度が 変化すると燃焼性が変化し,図2,図3のとおり燃焼振 動レベルが上昇する傾向にある。今回この天然ガス成分 変化(カロリー変化)に対応した技術,また多種多様燃 料の代表としてDME燃料及び燃料組成変化に対応した 燃焼器について紹介する。



図1 燃料カロリーと燃焼器仕様

原稿受付 2010年1月20日

<sup>\*1</sup> 三菱重工業(株) 高砂製作所

<sup>〒676-8686</sup> 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1



#### 2. 天然ガス焚き低NOx燃焼器

#### 2.1 天然ガスの燃料組成の影響

予混合燃焼は拡散燃焼に比べ火炎温度を低減できる ため、水・蒸気の添加なしでNOxの低減が可能であり、 現在ガスタービンに広く適用されている技術である。図 4に天然ガス焚き予混合燃焼器を示す。各燃焼器にはそ れぞれ1本のパイロットノズルと8本のメインノズルが あり、パイロットノズルにて形成される拡散火炎にてメ イン予混合火炎の安定化を図っている。

尾筒には空気バイパス弁を取り付けており, 燃焼用空 気の一部を尾筒へバイパスすることにより燃焼領域の燃 空比が調整可能な構造となっている。図5にガスタービ ン運転中の空気バイパス弁の動作スケジュールを示す。 燃料量の少ない着火時・無負荷時には空気バイパス弁を 開けることにより燃焼領域の燃空比を上昇させ, 負荷上 昇と共に空気バイパス弁を閉める運用としている。また メタン濃度により適正な設定に調整している。

燃料系統は図6のとおりメイン系統とパイロット系統 の2系統から構成されており,図7に示すような配分で 運用を行っている。パイロット比率(パイロット燃料流 量/全体燃料流量)は着火時に最も多く,負荷上昇と共 に低下させ,定格負荷ではパイロット比率を最も低くし



図4 予混合燃焼器



図5 IGV及び空気バイパス弁の動作スケジュール



図6 ガスタービン制御



図7 パイロット燃料とメイン燃料の配分

NOxの排出量を抑えている。燃料中のメタン濃度が変化した場合前述のとおり燃焼性が変化するため、これら空気バイパス弁及びパイロット比率を変化させ、安定な燃焼状態に調整することが必要となる。また、IGVではガスタービンに流入する空気量の調整を行っている。

## 2.2 自動燃焼調整装置による燃焼振動抑制

燃焼振動に対する機器保護としてCPFM (Combustion Pressure Fluctuation Monitoring)を開発し、燃焼振動 に対する機器保護を行っている。このCPFMは燃焼器に 取り付けたセンサにより燃焼振動を常時監視し、燃焼振 動発生時に負荷降下もしくは非常停止などの処置を行う ことにより機器の損傷を避けるシステムである。

さらに燃焼振動発生時の負荷降下もしくはトリップに よる負荷変動を最小限に抑えるため、自動的に運転パ ラメータを調整し、燃焼振動の発生を抑えるA-CPFM (Advanced Combustion Pressure Fluctuation Monitoring)を開発した。

このA-CPFMは燃焼振動がアラーム値までに達する 前に自動的に空気バイパス弁とパイロット比率を調整し, 常に安定燃焼で運転するように調整するシステムである (図8)。このA-CPFMでは,燃料ガスカロリー範囲ごと



図8 A-CPFMのシステム構成

にデータベースを蓄積し, 燃料性状が変化した場合にこ れらのデータベースを切り替えることで, 燃料組成変動 に追従することが可能となっている。

#### 2.3 構造的な改良による燃焼振動抑制

燃料カロリー変動に関しては前述の運転パラメータ調 整による対応のほかに,構造的な改良による対応も行っ ている。この改良としては主として以下の2点がある (図9)。

- ・音響ライナーの採用により500Hz ~ 5000Hzの燃焼振 動を抑制(図9左参照)。
- ・保炎器の改良により循環流温度を上昇させ保炎性を改善(図9右参照)。

# 3. 天然ガス焚き燃焼器の高温化技術

燃焼温度の高いG型向け燃焼器では、NOx低減の観点

から冷却空気の削減が可能な蒸気冷却方式を採用してきた。これに対し、運用性の改善を図るため、蒸気冷却方 式からF型向け燃焼器と同じ空気冷却方式に変更し、かつ燃焼技術の改良により、NOxの低減を図る技術を開 発した。

空気冷却方式の採用にあたっては、燃焼用空気をより 確保するため、以下の技術を適用し、NOxの低減を行っ ている。

- TBCの改良
- ・もれ空気の低減
- ・高効率冷却方式の採用

また,最新のG型向け燃焼器に適用しているノズルを 採用することで,以下のような燃焼技術の改良を行って いる。

- ・燃料と空気の混合技術の改良
- ・保炎性の改良



図9 構造的な改良による燃焼振動抑制

これらの技術を適用することにより、低いNOx排出 レベルを達成している。



石油に代わる代替燃料の1つとしてDMEが注目され ている。DMEは芳香族を含まず硫黄分がほとんどない ためクリーンな燃料であり,種々の炭化水素資源から合 成が可能という特徴をもつ。表1にDMEの燃料組成及 び特性値を示す。DMEをガスタービン燃料として使用 する場合,気体もしくは液体の状態で燃焼器に供給する。 特徴としては主に以下の2点が挙げられる。

- ・気体状態では天然ガスに比べ燃焼速度が速く,フラッシュバックが発生する懸念がある。
- 液体状態では飽和蒸気圧が低いため、ベーパーロック を起こす懸念がある。

なお液燃時は拡散燃焼方式を,気化燃時は予混合燃焼 方式を採用している。

G型高圧燃焼試験にて、天然ガスと同等のNOxとなる ことが確認できている。



# 4.2 低カロリーガス燃料に対応した燃焼器4.2.1 低カロリーガス燃料の種類

低カロリーガスの代表として製鉄所から発生する 高炉ガス(BFG:Blast Furnace Gas), コークス炉ガ ス(COG:Cokes Oven Gas), 転炉ガス(LDG:Linz-Donawitz converter Gas)と呼ばれる副生ガスがある。 ガスタービンの高温燃焼技術の革新によるコンバインド サイクルプラントの高効率化に伴い, これらの製鉄所副 生ガスを利用したコンバインドサイクルプラントを多数 納入しており, 燃料の多様化に有効である(図15)。

		DME (CH <sub>3</sub> OCH <sub>3</sub> )	プロパン (C <sub>3</sub> H <sub>8</sub> )	メタン (CH4)	軽油
沸点	(°C)	- 25	- 42	- 162	$200 \sim 350$
液密度	$(kg/m^3)$	667	501	_	831
燃料カロリー (LHV)	(液体)(kcal/kg)	6,870	11,050	11,940	10,220
燃料カロリー (LHV)	(気体)(kcal/m <sup>3</sup> )	14,143	21,812	8,600	_
燃焼速度	(cm/s)	50	43	37	_
液体粘性係数	$(10^{-3} kg/ms)$	0.15	0.15	_	$2 \sim 4$

表1 DME燃料の特性値



図15 燃料ガスの実績

#### 4.2.2 低カロリーガス燃料向け燃焼器

低カロリーガスは発熱量が低く燃焼性が悪いため、天 然ガスと同構造の燃焼器では安定燃焼が困難である。図 16に示す低カロリーガスの特徴として主に①~④の特徴 があり、それぞれに対応した技術の適用を行っている。

特徵	配慮項目		対応技術
①燃焼範囲が狭い	燃燒領域の空気比制御	-	空気バイパス弁の適用
<ol> <li>2) 燃焼速度が遅い</li> </ol>	燃焼領域の流速低減	┝	燃焼器径の拡大
③ 多量の燃焼空気を必要とする	冷却空気量の低減	┝	高効率の冷却方式の適用
④ 多量の燃料流量を必要とする	ノズル部圧損の低減	⊢	スワラー式ノズルの適用

図16 低カロリー焚きの燃焼器技術図説明

#### ① 燃焼範囲が狭い

低カロリーガスは燃焼安定範囲が狭いために, 天然ガ スと同じ燃焼器では火炎喪失が起こり, エネルギーの安 定供給ができない。したがって, 燃焼領域での燃料と空 気の割合(燃空比)を適正化することが必要となる。

当社ではこれを解決するため、図17に示すように尾筒 に空気バイパス弁機構を適用し、燃焼領域である内筒内 の燃空比を適正化している。図18に示すとおりバイパス 弁機構無しの場合では、燃焼領域の燃空比が低い低負荷 時に燃焼効率が低下し、燃焼領が悪化する。これに対し てバイパス弁機構有りの場合では、低負荷時に燃焼器バ イパス弁を開方向に設定し、燃焼領域である内筒内の燃 空比を調整することにより、燃焼効率の改善が可能とな る。



図17 マルチキャン型BFG燃焼器



図18 空気バイパス弁開度と燃焼効率

② 燃焼速度が遅い

低カロリーガスは燃焼速度が遅いため, 天然ガスと同 じ燃焼器では燃焼不安定もしくは燃焼器内での燃焼未完 了の状態(滞留時間が不足)が懸念される。このため内 筒空気流速を低下させて火炎の安定,滞留時間の確保を 行う必要がある。

低カロリーガス焚き内筒では内筒空気流速を低下させ る方法として、図19のとおり内筒の内径拡大を行っている。



図19 燃焼器内筒形状

③多量の燃焼空気を必要とする

低カロリーガス焚きでは天然ガス焚きに比べ燃料量が 多くなるため、空気流量が少なくなる(図20)。このた め冷却空気量を最小限とする必要があり、冷却構造につ いては図21に示すような通常燃料と同様に高効率の冷却 構造を適用している。





図21 燃焼器冷却方式

④ 多量の燃料流量を必要とする

低カロリーガスは燃料カロリーが低いことから,通常 の天然ガスの約10倍もの燃料流量が必要となる。このた め、天然ガスのような単孔式のノズルではノズル部の圧 力損失が大きくなりすぎるため、図22のようなスワラー 式のノズルを適用し、ノズル圧損の低減を図っている。



図22 低カロリー用燃焼器ノズル

# 5.まとめ

燃料ガス成分変化及び多種燃料に対応する燃焼技術と して,ガスタービンコンバインドサイクルプラント向け の燃焼器の紹介を行った。

今後もエネルギー資源の有効活用及び環境負荷低減の ニーズに応えるべく,より一層の技術開発に努める所存 である。

# 参考文献

- (1) K. Tanaka, etal., Update on desigh and operating experience, Power-Gen USA (2007)
- (2) 田中・他2名,環境に貢献するガスタービン燃焼器技術, 三菱重工技報,46-2 (2009)
- (3) T. Konishi, etal., Development of air cooled combustor for G series gas turbine



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その1:発電用)

# ガスタービン高温部品の保守技術について

**堀口 雅樹**<sup>\*1</sup> HORIGUCHI Masaki

キーワード:高温部品,保守,補修,寿命管理,信頼性

#### 1. はじめに

タービン入口温度の上昇によって出力及び効率の向上 が図られてきたガスタービンにおいては, 燃焼ガスの最 高温度が1,500℃に達し, 既に耐熱材料の許容温度を大 きく上回っている。このため燃焼ガスに直接さらされる 高温部品には, 内部冷却構造や遮熱コーティング等にお いて種々の改良が進められ, 信頼性の維持/向上が図ら れている。しかしながら, それでもなお長期運用に伴う 材質の劣化は避けられず, 高温部品は寿命を持つ消耗品 として定期的なメンテナンスが不可欠である。

ここで,有限の寿命を持つ高温部品を有効的かつ効率 的に運用することは,メンテナンス費用のみならず,資 源及びエネルギー消費の低減に対しても寄与すると考え られる。

本稿では,実績データの蓄積とそれに基づく改良検討 が進められている検査/補修技術,高温部品の余寿命評 価について紹介する。

#### 2. 高温部品の補修技術

#### 2.1 高温部品の劣化/損傷要因

ガスタービン高温部品の代表的な損傷要因は以下のように分類される。高温部品の損傷状況は回転部品と静止 部品とで異なることはもとより,同一部品においてもそ の部位によって特徴的な損傷要因が異なる。

①クリープによる劣化

高温環境では一定応力条件下において材料組織が時間 と共に変化し、材料固有のクリープ破断時間に達すると 破壊を生じる。このため、高温燃焼ガス中で回転による 遠心力を受ける動翼や、ガス流れによる曲げ力を受ける 一部静翼については、その材質組織が運転時間の蓄積と ともに劣化する。ガスタービン高温部品においては、主 に体格の比較的大きいタービン後方段動静翼に認められ る劣化形態である。

②低サイクル疲労による劣化

材料に急激な熱負荷の増減が与えられると熱疲労によ り表面に微細なクラックが発生するとともに,熱負荷の

原稿受付 2010年1月20日

\*1 三菱重工業㈱ 原動機事業本部 高砂製作所 〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1 増減が繰返されるとそのクラックは進展する。

高効率な冷却構造を有する高温部品においては,部材 内(燃焼ガス側と冷却側と)での温度差に起因した熱応 力の発生が避けられず,熱疲労寿命消費はメンテナンス における重要な管理項目となる。

ガスタービン高温部品においては,主に静翼や上流段 に位置する動翼,燃焼器に認められる劣化形態である。 ③表面の酸化及び腐食による減肉

材料の酸化反応は高温環境下ほど促進される。このた め部材,さらには部材表層に施工される耐酸化コーティ ングにおいても,運転時間の蓄積とともにその酸化耐性 が劣化し,部材の減肉に至ることがある。ガスタービン 高温部品において,主に静翼や分割環といった静止部品 の端部において認められる劣化形態である。

なお,燃料中に硫黄などの腐食性成分が含まれる場合 には,腐食による減肉が生じることもある。

#### 2.2 検査手法

高温部品の補修時には表1に示すような検査手法が用 いられ、これら検査手法はその特性に応じて使い分けが なされる。

また近年では、3次元寸法計測を通じた精密な寸法管 理が要求される例もある。これは運転パラメータの変化 と微小な寸法変化とが相関を有するためであり、運転状 況評価を反映した検査項目策定が重要であることを示し ている。

検査項目	タービン 静翼	タービン 動翼	燃焼器
目視検査 (VT)	0	0	0
浸透探傷検査(PT)	0		0
蛍光探傷検査 (FPT)	0	0	
渦電流探傷検査 (ECT)		0	

表1 高温部品の一般的な非破壊検査適用例

#### 2.3 損傷形態と補修基準

燃焼ガスに直接さらされる高温部品は長期運用後に各 種劣化の発生/進展が予想されるため、ガスタービンの 安定運用に向け,計画的な検査/補修を通じた信頼性の 維持が重要となる。

高温部品に認められる一般的な損傷形態を表2に示す。 高温部品の補修に際しては、これら認められた損傷と、 各部品/部位毎に定められた補修基準(図1)と照らし 合わせ、その内容が選定される。

この補修基準は,当社がこれまでの損傷記録を蓄積し 発生の予想される損傷に対し設計評価を加えたものであ り,高温部品の運転実績及び材料強度/補修技術を反映 させ改定を行っている。

农业 同価時間損傷形态
損傷形態
コーティング剥離
酸化減肉
クラック
減耗
打痕
変形



図1 補修基準:部位分類例(タービン第1段動翼)

#### 2.4 補修技術

長期運用後の点検時に認められる高温部品の劣化/損 傷に対しては、その形態に合わせた補修項目が選択され る。一方、補修を行っても再使用不可(次回長期運用に おける信頼性維持が困難)と判断された高温部品につい ては、予め想定していた計画寿命に到達する以前であれ、 廃却されることとなる。ここで、適切な補修内容の選定 は以後の運用における部材の信頼性維持に重要であり、 補修技術の向上は、従来廃却と判断されていた高温部品 についても補修後の継続運用を可能とすることとなる。

また、補修に際しては損傷部を復旧するだけでなく、 最新の技術を適用すること(新型ガスタービンの高温部 品と同様のスペックへ引き上げること)により、さらな る信頼性の向上が図られることもある。

ここでは、当社が補修に採用している技術の一部を紹 介するとともに、ガスタービンの長期間運用実績の蓄積 に伴い,経年劣化として現れた高温部品の変形事象への 対策を紹介する。

#### 2.4.1 自動プラズマ溶接補修

本手法では、CCDカメラを用いた自動化に加えパル ス溶接法を用いることで、時間当たりの熱入力を最小限 に抑えている。このため本手法は補修時の熱影響部を最 小限に留めることが可能であり、補修部の強度維持に有 効となる。本手法は図2に示すとおり、主にタービン動 翼のチップ部に採用される。



図2 自動プラズマ溶接補修

#### 2.4.2 低流動ロー付け補修

従来のロー付け補修は、比較的狭いき裂に対して、 ロー材の浸透/熱処理による固化プロセスを利用して適 用されてきた手法である。

本手法は、低流動(ペースト状の)ロー材を補修部位 に充填し熱処理を実施することで、比較的広い開口部の 整形補修を可能とした手法(図3)であり、主に動翼プ



図3 低流動ロー付け補修

- 30 -

ラットフォームに採用される。

#### 2.4.3 冷却通路部分溶接補修およびクーポンリペア

当社では燃焼器壁面部材として,内部に冷却通路を備 えた二重構造パネル(MTフィン)を採用している(図 4)。

MTフィンにおいて冷却通路に架かるき裂が認められ た場合,補修時のき裂完全除去に伴い冷却通路が開口す ることとなる。ここで,その補修には肉盛溶接が適用さ れるが,復旧に際しては冷却通路が閉塞することの無い よう管理がなされる。

また,損傷部位を入れ替えるクーポンリペアを採用す ることもある(図5)。



図4 MTフィン冷却通路補修



図5 燃焼器尾筒クーポンリペア

#### 2.4.4 再熱処理による材質回復

Ni基超合金の高温強度は, y'相の析出強化機構によ るものである。これら合金が高温環境下で長期間運用さ れると, y'相が成長すると共に,凝集粗大化といった 組織変化を生じ材料強度特性の低下が引き起こされる。 また場合によっては,材質の劣化により健全な補修が困 難となる。 そのような場合にはこれら部材に適切な熱処理を施し, 組織を回復させることが必要となる。また,これにより 材料強度特性についても回復を図ることが可能である (図 6 )。



図6 再熱処理によるタービン動翼材の組織回復例

#### 2.4.5 タービン静翼の変形修正

高温環境下においてガス流れによる曲げ力が継続的に 負荷され,かつ比較的体格が大きいタービン後方段静翼 においては,運転時間の累積と共にクリープ歪の蓄積に よるガス流れ下流方向への変形(図7)が進行する。こ のため,次回運用中に変形量が基準を超過すると予想さ れる場合には,形状修正等の補修が必要である。

一方変形進行の程度には,部品の材質はもとよりガス タービンの運用形態によっても差異がある。したがって, これら部品においては継続的な変形量計測によりその傾 向を監視し,将来の変形量を推定することが必要となる。



図7 タービン静翼の軸方向変形

#### 2.4.6 遮熱コーティング施工法の改良

従来遮熱コーティングの施工に際しては,コーティン グ施工時に冷却穴が詰まることを防止するため,冷却穴 まわりにマスキングが施されていた(図8)。このため, 高温部品のガス側表面の一部には,コーティングの未施 工部分が存在していた。

現在では,施工方法の改善を通じガス側表層全面への コーティング施工を可能とし,冷却穴まわりの耐熱性の 向上を図ると共に,熱疲労によるき裂の発生を抑制する ことが可能となっている。



図8 燃焼器尾筒 遮熱コーティングの改良と温度分布

#### 3. 余寿命評価

# 3.1 運用中の部品における消費寿命評価

前述の通り,高温部品の劣化形態にはクリープ等の時間依存型の劣化形態と低サイクル疲労等の回数依存型の 劣化形態が存在し,それらが重畳して劣化が進行する。 このため,実機運用中の高温部品における寿命消費を管理し,計画的なメンテナンス指針を策定していくために は,線形損傷則を用いた等価運転時間管理が有効である。 これは,回数依存型の劣化の進行に対しても係数を用い ることで時間依存型の劣化として換算/評価する手法で あり,これにより高温部品の消費寿命を実運転時間,起 動回数,負荷変化等の運転実績を通じ,簡易式にて算出 することが可能となる。

以下に、代表的な等価運転時間評価式を示す。

 $\mathrm{Ho} = \mathrm{Hi} + \mathrm{A} \times (\mathrm{Ni} + \mathrm{Bi} \times \mathrm{Lri} + \mathrm{Ci} \times \mathrm{Ti} + \mathrm{Di} \times \mathrm{Lci})$ 

Ho:等価運転時間(hr)

Hi: 実運転時間 (hr), A: 等価運転時間換算係数

Ni: 実起動回数(回)

Bi: 負荷遮断回数(回), Lri: 負荷遮断換算係数

Ci:トリップ回数(回),Ti:トリップ換算係数

Di:負荷急変回数(回),Lci:負荷急変換算係数

なお,上記係数については高温部品毎に規定され,高 温部品の改良設計を通じた強度向上に伴い見直しがなさ れている。

#### 3.2 計画寿命へ到達した部品に対する余寿命評価

等価運転時間による評価を通じ計画寿命に到達した高 温部品については、ミクロ組織及び機械的特性が相応に 劣化していると考えられる。このため、それら高温部品 については非破壊及び破壊検査を行い、それら検査結果 を材料特性データと比較することで実質残寿命の評価 を行う。ここで余寿命評価において特に重要となるのが、 対象部品における寿命支配因子を特定することと、寿命 支配部位を特定することである。 なお,検査結果の評価を通じ継続運用が可能と判断さ れれば,必要な処置を施すと共に以降の運用指針を策定 することが必要となる。

#### 3.2.1 タービン動翼の余寿命診断

図9にクリープ破断寿命に着目した余寿命評価の概要 を示す。クリープ破断寿命の評価に際しては,材料のク リープ破断特性と運用環境における温度/応力に関する 情報が必要となる。高温環境下で一定の遠心力を受け続 けるタービン動翼の材料には主としてクリープ破断寿命 の優れるNi基超合金が採用されており,これら材料は, 図10に示すように高温に曝される時間に比例して y'相 や粒状析出物が成長,凝集粗大化する特性を有している。 この特性を利用することで,調査翼のミクロ観察を通じ て y'相の大きさと使用時間の関係から動翼のメタル温 度を推定することが可能であり,同一翼から試験片を採 取しクリープ破断試験を実施することで,調査翼のク リープ破断特性を確認することが可能である。

そしてこれら実翼から得られる2つの情報に対し,設 計応力を考慮することで対象翼のクリープ破断寿命の評 価が可能となる。

#### 3.2.2 タービン静翼の余寿命診断

タービン静翼には起動停止及び運転中の負荷変化に伴 い熱応力が生じ、これによりクラック等の損傷が発生す る。クラック等については溶接及びロウ付け等で補修し て継続使用することとなるが、補修履歴が度重なった場 合や使用に伴う材料劣化が進行した場合は補修が困難と なり、経済的ではなくなる。この時点が静翼の寿命と考 えられる。

静翼の材料はNi基超合金並びに,耐食性・溶接性に優 れたCo基超合金も採用される。Co基超合金の場合はy' 相の析出はないものの,図11に示すように加熱時間の経 過とともに炭化物が析出拡大する特性がある。従って動 翼と同様に,これら炭化物の形状を観察すれば使用時間 から静翼のメタル温度が推定される。

これに加えて静翼から採取したテストピースの材料試 験結果から高温強度を調査することでその部品の材料劣 化程度が把握でき,これと補修の経済性を総合的に評価 して余寿命を診断する。

なお, 燃焼器の内筒・尾筒はその劣化形態がタービン 静翼と同様であるため, 余寿命診断の手法も同様なもの となる。

#### 4. おわりに

ガスタービン高温部品の検査/補修,及び余寿命評価 の概要について述べてきた。

ガスタービン運用に対する近年の動向は,効率化/省 力化を目的としたメンテナンスインターバル及び高温部 品の寿命延長化に加え,変動し易い自然エネルギー発電



図9 高温部品の余寿命評価概要



図10 Ni基超合金の加熱時間と y'相粗大化の関係

に対応し安定して出力調整を行うことである。このため, 高温部品の運用環境はさらに過酷となることが予想され るものの,機器の信頼性はこれまでと同等に維持するこ



図11 Co基超合金の炭化物粗大化例

とが必要となる。

このような環境下,高温部品に対しては蓄積される点 検結果を反映した改良設計が加えられると共に,補修/ 余寿命評価技術の更なる向上が期待される。

### 参考文献

 (1) 堀口雅樹 : ガスタービンセミナー・第35回「ガスタービンの最新技術動向と保守管理技術」 資料集 (2007) 社団法人日本ガスタービン学会, 61



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その1:発電用)

# ガスタービン高温部品の寿命評価技術

森田 聡<sup>\*1</sup> MORITA Akira

キーワード:高温部品、寿命評価、組織、硬さ、温度推定、き裂進展、有限要素解析

#### 1. はじめに

地球温暖化による環境への影響については、気候変動 に関する政府間パネル(IPCC)の第4次報告書が公表 されており、産業革命以降、短期間のうちに大量の化石 燃料が消費された結果、過去100年の間に世界平均地上 気温が0.74℃上昇し、21世紀末にはさらに1.1~6.4℃上 昇すると予測されている。これに伴い、海面水位の上昇、 水資源の減少、干ばつ地域の増加、洪水など気象リスク、 動植物の絶滅リスクが高まる可能性が高いことが指摘さ れている。COP15においてわが国が1990年比で2020年 までにCO<sub>2</sub>を25%削減を目指すことを表明するなど、今 後地球全体の排出量を大幅に削減し、温室効果ガスの濃 度を安定させるための議論が国内外において大きく取り 上げられている。日本は、京都議定書の第一約束期間 (2008~2012年度まで)に温室効果ガス排出量を1990年 比で6%削減する必要がある。<sup>(1)</sup>

当社においては、安全性の確保を大前提に、エネル ギーセキュリティー、環境負荷特性、経済性を総合的に 検討し、原子燃料サイクルを含めた原子力発電をベース に火力発電、水力発電などの電源をバランスよく組み合 わせた最適な電源構成に基づいて低炭素社会を目指して いる。

この低炭素社会を実現するための重要な取り組みのひ とつとして、火力発電プラントにおける熱効率の向上が 挙げられる。発電所の熱効率を向上することは、化石燃 料の節約になるとともに、CO2排出量を抑制することに もなる。このため堺港発電所では、既設の火力発電プラ ントを1500℃級のガスタービンを用いた高効率のコンバ インドサイクル発電方式へ設備更新する工事が順次進め られている。また、姫路第二発電所では、さらに高効率 である1600℃級のガスタービンへの更新を予定している。

このように火力発電プラント全体の効率化によりCO<sub>2</sub> 排出量の削減や燃料費の削減などを達成できる反面,保 守管理の観点から見ると,ガスタービンの導入によりメ ンテナンス費用がかさむことが大きな問題となっている。 ガスタービンの高効率化に伴いタービン入口温度が上

原稿受付 2010年2月15日

\*1 関西電力(株) 研究開発室 電力技術研究所 〒661-0974 兵庫県尼崎市若王寺 3-11-20 昇し,動翼,静翼,燃焼器などの高温ガスに直接さらさ れる高温部品は,これまで以上に過酷な環境での使用に 耐えうるものが要求される。そのために,高温強度に優 れた材料の開発,冷却技術の開発,耐熱コーティング技 術の開発が日々進められている。<sup>(2),(3),(4)</sup>それに伴い,部品 価格が上昇し,冷却やコーティング等の新技術に対応し た新しい修理技術が必要なため修理費用が増大する等各 高温部品のライフサイクルコストは上昇傾向にある。

これらにかかるメンテナンス費用を低減するためには, 信頼性を確保した上で,高温部品の寿命を延伸すること, 補修,交換のインターバルの延長を実現することが求め られる。<sup>(5)</sup>

本稿では,寿命延伸に資する当社における寿命評価技 術を紹介する。

#### 2. 高温部品の損傷・劣化

ガスタービンでは、燃焼ガスのタービン入口温度が 1000℃を超え、高い熱応力や遠心力が作用する苛酷な環 境で使用されることから、健全性を確保するために、寿 命を的確に判断し、これに基づいた保守管理を行うこと が重要である。高温部品のうち、動翼は高速回転体であ り、その破損がガスタービンの運転上、致命的な影響を 及ぼすことから、使用中の損傷劣化状態を的確に把握す ることが大切である。<sup>66</sup>静翼は静止体であるためある程 度のき裂や変形が許容されるが、起動停止により発生す る熱疲労き裂は、運転頻度の増加に伴い増大するため的 確な評価が必要である。また、燃焼器については、充分 な冷却対策が施されているが、燃焼モードによっては火 炎の偏りや部分的な冷却不足が発生し、局所的なホット スポットが生じることがある。そのため、局所的な材料 劣化や変形が現れることがあり詳細な観察が必要である。

#### 2.1 動翼

動翼には、回転に伴う遠心力とともに、燃焼ガスによ る衝撃,起動停止に伴う熱応力等が作用する。特に初段 動翼が温度,応力的に最も厳しい条件下にさらされる。 そのため、耐高温腐食性と高温クリープ等の強度特性に 優れたニッケル基超合金が使用されている。また、高温 強度をより向上させるため遠心応力に直角な方向の結晶 粒界をなくした一方向凝固合金なども採用されている。

過去の運転実績から,高温下で高速回転する初段動翼 では,翼端部などにおける焼損,高温酸化,き裂の発生, 遠心力の作用に伴うクリープ損傷,耐熱コーティングの 剥離,摩耗,割れなどが多く見られる。また,2段動翼 以降も初段動翼ほど厳しい条件下では使用されないが, 翼やシール部におけるクリープ変形やコーティングの剥 離,磨耗,き裂などが見受けられる。

#### 2.2 静翼

初段(一部2段も含む)静翼は内部が中空構造となっ ており、内部には薄板製の箱型インサートが挿入されて いる。インサートには多数の細孔があけられており、内 部に供給された冷却空気は細孔によりジェット状に吹き 出し翼内面に衝突させて冷却するインピンジメント冷却 と翼表面にあけられた小孔を通り、翼表面から吹き出し て表面を覆い、高温燃焼ガスから翼面への熱伝達を減ら すフィルム冷却が採用されている。それよりも後段の静 翼は単純冷却もしくは無冷却である。<sup>(7)</sup>

静翼材料には,熱疲労強度,耐高温腐食性に優れ,溶 接性のよいコバルト基合金が多く用いられる。また,片 持ち支持翼などクリープ変形の配慮が必要な部位につい ては,クリープ強度を向上させたニッケル基合金が使用 される。

初段静翼でよくみられる劣化事象は,起動停止による 熱疲労に起因するき裂の発生である。構造上拘束が厳 しい部分など,発生する箇所は限定される傾向にある。 次に酸化減肉が挙げられ,構造上冷却が困難なサイド ウォール近傍と熱伝達率が高い翼後縁端で観察されるこ とが多い。また,打痕,コーティングの剥離・摩耗・機 能劣化なども認められる。

後段の静翼では、初段ほど高温でないことから損傷は 少なく、寿命も長い。しかし、構造上一方が外部ケーシ ングに固定され、他方が軸シールとなる片持ち構造とな るものでは、クリープによる変形も認められる。他の損 傷としては、打痕や耐食コーティングの剥離が見受けら れる。

#### 2.3 燃焼器

燃焼器は圧縮空気と燃料を混合・燃焼させ高温の燃焼 ガスを発生させることにより,高い燃焼効率,優れた燃 焼安定性,低い圧力損失,均一な出口温度分布,少ない 環境負荷を実現させる部分である。メーカ各社により異 なる構造,異なる材料が用いられそれぞれの設計がな されている。特に環境性能を維持するため,予混合燃焼 させることで窒素酸化物の低減に寄与している。燃焼器 の材料は,最も高温の燃焼ガスにさらされる上,薄板構 造物であるので,耐高温腐食性やクリープ強度に優れる ほか,加工性もよいニッケル基合金等が採用されている。 燃焼火炎からの部品保護のため十分な冷却対策が施され ているが,場合によっては火炎の偏りや部分的な冷却不 足が発生し,短時間ではあるものの局所的なホットス ポットが生じることがある。<sup>(7)</sup>

燃焼器で観察される劣化損傷事象として,変形,酸化 減肉,き裂の発生,材料劣化,コーティングの剥離,摩 耗,機能劣化などが挙げられる。

#### 3. 寿命評価技術

タービン動静翼, 燃焼器などの高温部品については, その劣化形態に応じた寿命管理を行い, 適切な時期に修 理,取替を計画することが必要である。<sup>(8)</sup>高温部品は非 常に高価であり,ガスタービンでは,部品1つごとに寿 命評価・管理し設備信頼性と低コスト化を図っている。 部品取替にあたっては,取替時の残寿命ができるだけ少 なくなるような時期に定期検査を実施すれば,長期的に 見て部品費用は低減できる。また,定期検査のインター バルをできるだけ長くとれれば検査回数が減少するので 保守費用は少なくて済む。実際の部品管理においては, 各部品の寿命,定期検査インターバル,安全・経済性を 勘案し定期検査時期および部品取替時期を決定する必要 がある。

その判断手段として,高精度な寿命評価技術が必要と なり,継続使用,修理,廃却などの合理的な保守管理方 法を確立するためにも重要となる。

#### 3.1 材料劣化評価

材料の劣化評価は,高温部品に対する寿命支配因子の 特定や各部品の継続使用・修理・廃棄等の判断において, 最も重要な評価であるといえる。材料は高温にさらされ ている時間に応じて組織が変化することから,材料組織 変化と材料強度変化の関係性を把握することで,劣化状 況を評価することができる。金属材料組織変化からメタ ル温度等を定量的に評価できるため寿命予測に有効な手 段である。

#### 3.1.1 材料データベース

当社では、ガスタービン高温部品材料を電気炉で 600℃から900℃の各温度で時効させ、所定の時間が経過 した材料を取り出し、各種材料試験を実施することによ り材料データベースの構築を行っている。温度が高くな るほど、長時間時効されるほど組織が劣化していくこと がわかっている。同様に時効試験片を用いて機械強度試 験を実施する。硬さ、引張特性、疲労強度、クリープ強 度等の試験を実施し、データベースの蓄積を図っている。 図1に一例として燃焼器部品材料の硬さを測定した結果 を示す。

#### 3.1.2 メタル温度推定

硬さによるメタル温度推定では、図1で示された硬さ 試験結果をLMP=T×(20+logt)/1000で得られるラーソ ンミラーパラメータで整理すると、図2のようにプロッ トされ硬さの時効曲線が得られる。ただし、運転時間を



図2 燃焼器材料のLMPとビッカース硬さの関係

t(h), 運転中のメタル温度をT(K)とする。この時効 曲線を用いてメタル温度推定を実施する。

実機高温部品の評価箇所の硬さを測定し,硬さの時効 曲線からLMPを求める。実機高温部品は運転時間tがほ ぼ正確にわかるため,Tを計算するとメタル温度を推定 できる。また,同一箇所から採取した試験片の金属組織 観察を行い,組織データベースと比較することにより組 織面からもメタル温度を推定し矛盾が生じていないこと を確認する。

#### 3.1.3 材料損傷評価

材料に何らかの損傷が生じているか否かの判断をする ための評価の一つとして引張試験結果を用いた損傷評価 方法を示す。図1に示したものと同じ燃焼器部品材料の 時効材の0.2%耐力をLMPで整理すると、図3のように あるバンド内に収まってプロットされた。このデータは新材 を電気炉で時効させたものであるから疲労やクリープ 等の損傷を受けずに時効した材料であるといえる。した がって、実機の評価箇所の試験結果がこのバンド内に収 まれば損傷を生じていないと推測できる。このとき、実 機評価箇所でのLMPは、実機運転時間と3.1.2項に示し た方法で推定したメタル温度から計算することができる。





#### 3.2 損傷傾向評価

高温部品を長時間使用すると,法則性が見出しがたく 対策を講じることが困難なき裂,変形,摩耗等の損傷を 生じることがある。これらの外的損傷量の変化の傾向を 統計的に解析することにより有効な法則性を見出してマ スターカーブ等を導くと,損傷の進展予測が可能となる。

例えば、静翼の定期検査記録を調査し、各き裂が定期 検査毎でどれくらい進展したかを明確にすることで、き 裂の進展傾向を予測することが可能となっている。信頼 性評価上重要となる進展型のき裂は、発生箇所が限定さ れており、また、燃焼器との位置関係に依存しないこと が明らかにされている。したがって、き裂は静翼の構造 に起因していることが示唆される。また、限定されたき 裂について、進展速度を求めた結果、部位毎に、運転時 間、起動停止回数で整理できることも明らかとなってい る。

#### 3.3 解析評価

有限要素法プログラム等を用い,運転データや材料 データに基づき,温度分布解析,応力解析,き裂進展パ ラメータの応力拡大係数の計算等を実施することにより, 現象や損傷のシミュレーションを行うものである。

#### 3.3.1 温度分布解析

温度分布を把握するためには、例えば動翼の場合,翼 周りの燃焼ガス、内部冷却空気の流れを考慮した数値流 体力学解析が行われている。翼周りのガス対流電熱解析 には、圧縮流れに関する質量、運動量、エネルギーの各 保存則および繰り込み群理論に基づくk-ε2次方程式 乱流モデルに関するk、εの輸送方程式を用い、実機使 用翼の燃焼ガスによる表面変色状況と合致した定性的に 妥当な解析結果が得られている。<sup>(6),(9)</sup>

上記は、純粋に解析的な手法であるが、実機データを 併用した以下のような手法で温度分布解析を行うことが 可能である。すなわち、実機の硬さ・組織観察から得ら れたメタル温度推定結果に基づきそれぞれの評価箇所の 温度を求め、翼等の周りを流れる燃焼ガス、冷却空気の 温度を仮定し,推定したメタル温度になるような熱伝達 係数を求める。これらの境界条件に基づき当該高温部品 のFEMモデルの温度解析を行い,翼等の全体の温度分 布を推定する。

#### 3.3.2 応力解析

前項の温度分布解析の結果に基づき応力解析を実施す る。応力解析により評価部品の中で応力が集中している 部分が明らかになる。材料の応力 – ひずみ関係が既知で あればひずみも同様にして求めることができる。実機の 損傷と解析における応力集中部分を比較することにより き裂発生評価等に役立てることができる。

## 3.3.3 き裂進展パラメータの計算

き裂進展解析を実施するには,前項までに作成した FEMモデルにおいてき裂を導入したモデルを作成する 必要がある。評価すべきき裂の最大長さから初期き裂長 さまでの間で数種類の長さのモデルを作成し解析を実施 する。き裂進展パラメータである応力拡大係数を求める ために,エネルギー解放率から求める方法<sup>600</sup>や,き裂開 口変位や応力から求める方法<sup>601</sup>がある。

#### 4. 評価事例

前節における寿命評価技術を組み合わせて実機を評価 した例を示す。

#### 4.1 動翼のき裂進展評価事例

動翼の損傷評価事例を示す。<sup>123</sup>動翼の翼面背側前縁部 に発生するき裂の進展挙動評価を目的とする。このき裂 は,ほぽ一定の間隔で多数並列して発生することを特徴 とする。

実機において20,000時間以上(起動停止回数:約200回)の長時間使用した動翼の翼面背側前縁部で複数平行き裂が発生した様子を図4に示す。図のように長手方向に対して垂直に細かく多数発生している様子がわかる。次に、き裂の断面の様子を図5に示す。図より1mmから3mm間隔でき裂が存在していることがわかる。また、き裂が耐食コーティングから母材にまで貫通している様子がわかる。次に、動翼の外表面から内部冷却孔にかけてミクロ組織を観察した結果を図6に示す。それぞれ動翼表面から0.2mm, 1.0mm, 2.0mm, 4.8mmの組織観察結果である。表面に近いほど y'相が丸みを帯び、高温にさらされていたことがわかる。また、表面近傍ではラフト化した組織が見られることから圧縮応力が生じていたことが推定できる。

3.1.1項で構築した動翼と同等の材料の組織データ ベースより,20000時間時効材の組織データと図6に示 す実機の観察結果を比較することで,動翼表面から内部 冷却孔にわたる運転中の温度を推定した。この推定温度 分布を用いてFEM弾性解析を行い熱応力分布を求めた ところ動翼表面側では圧縮応力が生じていることがわ かった。またクリープ解析を実施し得られた20,000時間



図4 ガスタービン動翼表面に発生するき裂



図5 き裂発生箇所の断面



図6 実機の組織観察結果

後のクリープひずみ分布より,停止時に発生するクリー プひずみによる残留応力分布を求めた。

熱応力による残留応力分布に遠心力相当応力を加え評価応力とし、これに基づき応力拡大係数を求め、き裂進展解析を実施した結果を図7に示す。細線は単一き裂の場合のき裂進展曲線である。破線と太線はそれぞれ2L/W=0.5と2L/W=0.2の場合のき裂進展曲線である。ここで、Wは部材の幅で、2Lはき裂間隔である。W=5であ

るから、き裂間隔2.5mmと1.0mmにそれぞれ対応してい る(図5参照)。縦の矢印は実機において発生したき裂 長さの範囲とそのときの起動停止回数を示している。図 7より単一き裂の場合の結果は動翼表面でのき裂進展挙 動の上限線を示すといえる。また、実機き裂の観察結果 は2L/W=0.5のときの評価結果に比較的一致した。



#### 4.2 静翼

#### 4.2.1 静翼のき裂進展評価事例

ガスタービン静翼では定期検査において数10mm程度 の長さのき裂が翼部やシュラウド部にしばしば検出され, これらのき裂が原因で静翼の補修や取替を実施する事例 が多く見られる。これらのき裂のうち翼後縁端に発生す るき裂の進展挙動評価を行った事例を紹介する。<sup>(3)</sup>

まず、実機で長時間使用された静翼の各部分のミクロ 組織観察と硬さ分布測定を実施し、その結果から運転中 の温度分布を推定した。推定した温度分布に極力一致す るように試行錯誤により燃焼ガス温度,冷却空気温度, 熱伝達係数を設定し、有限要素法による温度解析データ を求めた。解析にはFEM汎用プログラムであるMARC を用いた。図8に解析モデル、図9に熱変形後の解析結 果を示す。白っぽく見える部分が高温域である。図9で は静翼の熱変形を30倍に誇張して示している。次に、こ の温度解析データに基づいて熱応力の弾性解析を実施し た結果、き裂がしばしば観察される箇所に高い圧縮応力 が発生することがわかった。そこで、上記の温度解析 データに基づきクリープ解析を行い、各部に運転中に発 生する圧縮クリープひずみを評価しこの結果から運転停 止時に発生する引張残留応力を推定し、これを用いて前 段翼後縁端の熱疲労進展評価を行った。その結果、き裂 長さが70mm程度に達するまで著しい加速も減速も示さ ず、ほぼ一定の速度で進展する結果を得た。



図8 FEM解析モデル



図9 変形後の解析結果

さらに詳細な検討をするには市販の有限要素プログラ ムではカバーしきれないほどに大きな自由度数に達する 解析モデルが必要となる。藤岡ら<sup>(4)</sup>は、このような困難 を持つ静翼の解析に関して、並列計算によって現状で世 界最高水準の自由度数が取り扱い得る上、非弾性破壊力 学パラメータ評価機能を有する超並列大規模構造解析ソ ルバADVCを用いた解析を行い、参照として比較可能な 解を求めるとともに、き裂発生位置の特定、破壊力学パ ラメータ算出法の検討および典型的なき裂位置に対する 破壊力学パラメータ評価を行っている。その結果、図10 のように前段翼後縁から発生するインサイドウォール中 央部のき裂は前段翼までの距離の75%に達しても停留傾 向を示さないが、アウトサイドウォール中央部に生じる き裂は、前段翼までの距離の75%までに停留傾向を示す ことが確認されている。



図10 弾性解析に基づく応力拡大係数範囲の推定結果のき裂長さ依存 性 (一部修正)<sup>14</sup>

## 4.2.2 静翼の損傷評価事例

実機で約65000時間使用された静翼の損傷を評価した 例を示す。評価するにあたり65000時間時効させたデー タベース等の直接比較可能なデータがないため、3.1.1項 で構築した静翼材料のデータベースを外挿して使用した。 600℃から900℃で最長30000時間時効させた試験片を用 いて測定した硬さデータをLMPで整理してプロットし たものとそれをカーブフィッティングさせた時効曲線 を図11に示す。図より、LMP=23程度までは時効硬化し、 それ以降は過時効軟化していると考えられる。この図11 を用いて次のような評価を実施した。

まず,静翼の各部分から試験片を採取しミクロ組織観 察と硬さ測定を行った。硬さ測定の結果,翼前縁・後 縁で275≦HV≦299,翼面背側・腹側で295≦HV≦336, 内側シュラウド冷却部でHV=290であった。ミクロ組 織観察結果より,翼前縁・後縁では常に針状組織が析出, 翼面背側・腹側でも若干の針状組織の析出が見られた。 内外シュラウドでは,背側・腹側いずれにおいても針状 組織の析出は認められなかった。よって組織の変化より,





翼前縁・後縁が最も高温となり,翼面背側・腹側,内外 シュラウドの順に低くなると考えられる。硬さの結果と あわせると図11の時効曲線より,翼前縁・後縁でLMP  $\geq$ 23.8,翼面背側・腹側で23.2 $\leq$ LMP $\leq$ 23.8,内側シュ ラウド冷却部でLMP=21.6である。対象の静翼は65000 時間使用しているのでLMPからt=65000(h)として計 算すると,翼前縁・後縁で690℃以上,翼面背側・腹側 で660℃から690℃,内外シュラウドは660℃以下,内側 シュラウド冷却部は約600℃と温度推定できる。

次に,上記と同じ部分で実施した引張試験の結果を図 12に示す。引張試験の材料データベースは未整備である ため,内側シュラウド冷却部を劣化の進んでいない健全 部として比較した。図12より,0.2%耐力はいずれの部分 も内側シュラウド冷却部より高い強度を有することがわ かる。

以上より総合すると,組織,硬さによる温度推定結果 から設計温度を超える異常な部分がなく,未劣化部の引 張試験結果よりも高い強度を有していることから,この 材料は健全であると評価できる。





#### 4.3 燃焼器の損傷評価事例

燃焼器も動静翼と同様に3.1.1項で構築した材料デー タベースを基に評価を実施する。運転時間,起動停止 回数等の運転条件を勘案し,定期検査で行われる外観検 査,き裂探傷検査だけでなく,実機部品を破壊検査する ことにより得られる,組織,硬さ,引張等の材料データ を用いて評価を実施する。き裂,減肉,変形,コーティ ングの剥離等は補修基準と照らし合わせて評価を行うが, ヒートスポットや異常に劣化している部分の有無を調べ る際には、メタル温度の推定,引張特性の変化等が重要 な指標となる。ここでは、燃焼器材料の温度推定および 引張特性による損傷評価を行った事例を紹介する。

3.1節の手順にしたがい,硬さ測定データをLMPで整理し,カーブフィッティングにより時効曲線を図2のように得る。図より,この燃焼器部品材料では,LMPが21を超えたところでまでは時効硬化し,その後過時効軟化していることがわかる。燃焼器材料の入口側1箇所と

出口側2箇所の硬さを測定したところ、入口側がHV= 248、出口側がHV=200、196であった。硬さの時効曲線 からLMPを求めると、それぞれ25.2、27.0、27.5となる。 運転時間が約23000時間なのでメタル温度を計算すると それぞれ,760℃、840℃、855℃と推定することができた。 また、同一箇所から採取した試験片の金属組織観察を行 い、組織データベースと比較することにより組織面から 推定メタル温度が矛盾していないことを確認した。

次に、材料損傷評価のために引張試験結果を用いて 評価した事例を示す。硬さ試験を実施した箇所の近傍 で採取した試験片より得られた0.2%耐力は、入口側が 486MPa,出口側がそれぞれ364MPa,346MPaであった。 これらを図3にオーバープロットしたとき、バンド内に 収まっていることから、このデータは疲労やクリープ 等の損傷を受けずに時効した材料と同等であるといえる。 したがって、この評価箇所は損傷を生じていないと推測 できる。以上より、この燃焼器材料は疲労、クリープ等 の損傷もなく異常劣化がないとの評価が可能となる。

#### 5. おわりに

低炭素社会実現のためにも発電設備の高効率化は不可 欠である。その中で高効率であるガスタービンの役割は 大きい。設備の健全性を保ちつつ効率的に使用するため にも寿命の正確な評価が必要である。本稿では、当社に おいて活用している寿命評価技術について紹介した。現 時点では1300℃級のガスタービンについて寿命評価を実 施しているが、これまでに実施した評価技術を蓄積し、 今後1500℃級のガスタービンの評価にも適用できるよう 検討を進める予定である。また、さらなる観察、測定、 試験,解析を組み合わせてより実効性のある寿命評価技術の向上に努めたい。

#### 参考文献

- 気候変動に関する政府間パネル第四次評価報告書, (2007),第27回総会承認
- (2) 武石賢一郎, 日本エネルギー学会誌, 86, (2007), p.436
- (3) 吉岡洋明, 日本ガスタービン学会誌, 32, (2004), p.178
- (4) 塚越敬三,秋田栄司,西田美妃,日本ガスタービン学会誌,25-100,(1998-3)
- (5) 藤井泉, ガスタービン学会誌, 37, (2009), p.1
- (6) 緒方隆志, ガスタービン学会誌, 29, (2001), p.345
- (7) 高橋毅, ガスタービン学会誌, 29, (2001), p.338
- (8) 酒井義明, 澤徹, 岡本浩明, 東芝レビュー, 60-12, (2005), p.24
- (9) 高橋俊彦,渡辺和徳,高橋毅,電力中央研究所報告, W98006,(1999)
- (10) 岡村弘之, 線形破壞力学入門, (1976), p.57, 培風館
- 石田誠,き裂の弾性解析と応力拡大係数,(1976), p.117,培風館
- (12) 森田聡,香川裕之,久保司郎,日本機械学会論文集A編, 71-709,(2005-9), p.1213
- (13) 香川裕之,日本機械学会第10回動力・エネルギー技術シンポジウム講演論文集,(2005), p.235
- (14) 藤岡照高,藤井智晴,森田聡,香川裕之,電力中央研究 所報告, M08008, (2009)

┫技術論文 ┣━

# 一方向凝固材によるタービン動翼のミスチューニング応答解析

Response Analysis of Mistuned System with Directionally Solidified Turbine Blades

秋山 陵\*1 圓 AKIYAMA Ryo MARU

圓島 信也<sup>\*1</sup> MARUSHIMA Shinya

# ABSTRACT

Recently, in downstream stage, directionally solidified alloy is adopted to integral shrouded blades against high combustion temperature in gas turbine. Directionally solidified alloy have elastic anisotropy, and every blade has different crystal solidification direction, resulting in different elastic constant, which causes mistuning-effect. In this paper, a response analysis of tuned and mistuned system with directionally solidified alloy blades is carried out, in order to investigate the mistuning effect due to the elastic anisotropy. Analysis was carried out for three kinds of mistuned patterns, and comparison with normal materials blade was made.

Key words: Directionally Solidified, Elastic Anisotropy, Mistuning Blade, Forced Vibration, Turbine Blade

#### 1.緒言

省エネルギーと環境保全, CO<sub>2</sub>排出削減の観点より, 近年, 各種発電プラントを高効率化する技術が研究され ている。ガスタービンも例外ではなく, 効率向上のため 年々燃焼温度は上昇する傾向にあり, 燃焼ガスに晒さ れるタービン翼の高温対策が重要となっている。高温対 策の一つとして, タービン翼に高温強度の高い単結晶材 (SC材, Single Crystal Alloy) や, 一方向凝固材 (DS材, Directionally Solidified Alloy) を採用することが近年注 目されている。

単結晶材や一方向凝固材は,結晶方位が一方向に揃う ことにより弾性定数に異方性が生じる。タービン動翼製 造の際は結晶方位を翼高さ方向に合せて製造するが,製 造誤差の影響によって完全には一致せず, 翼毎に結晶方 位のばらつきが発生する。その結果, 翼毎に弾性定数の ばらつきが生じ,いわゆるミスチューニング振動応答が 発生し,振動応答が各翼によって異なる現象が発生する。

ミスチューニング問題は、ガスタービン、蒸気タービン両方で古くから検討されており、1960年代には流体関連振動の影響や振動応答特性に関する研究<sup>(1),(2)</sup>、1980年から1990年にかけては簡略化したモデルを用いた検討や統計学的な研究<sup>(3),(4),(5)</sup>、最近ではFEM解析による研究<sup>(6)</sup>もなされており、国内における研究<sup>(7),(8)</sup>も多い。しかし、 異方性材の結晶方位のずれに起因するミスチューニング

原稿受付 2008年10月2日 校閲完了 2010年1月29日 \*1 日立製作所 エネルギー・環境システム研究所 〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口832-2 に関する研究報告例は少ない。

本報告では、一方向凝固材による全周1リング翼の結 晶方位ずれに起因するミスチューニング振動応答につい て検討した結果を述べる。

## 2. 解析モデル

本研究は、ガスタービンの全周1リング翼の翼材に一 方向凝固材を適用するに当たって、事前検討としてミス チューニングの影響を調べたものである。このため翼の 解析モデルには簡易的な薄肉板をモデル翼として使用し た。図1-1にモデル翼、図1-2に翼車全体の解析モデ ルを示す。モデル翼に作用する励振力は、軸方向・周方 向共に20Nとし減衰比は0.5%とした。解析は汎用FEM 解析ソフトにより固有値解析、周波数応答解析を実施し た。



- 41 -

## 3. 材料物性值

タービン動翼に一方向凝固材を用いる場合,図2に示 すように結晶粒界が翼高さ方向と平行になるように結晶 方位を合わせて製造する。しかし製造誤差の影響によっ て結晶粒界は翼高さ方向に完全には一致せず,翼毎に結 晶方位のばらつきが発生する。結晶方位ずれ量は,精 鋳精度・歩留まりの関係から概ね±15°以内で管理され ているため,実機に組み込まれるタービン動翼の結晶方 位ずれ量は15°以内と考えて,翼のばらつきとして結晶 方位ずれ量=0°,5°,10°,15°を代表値として使用した。 また,翼断面方向(翼高さ方向に直行する方向)には結 晶粒界が存在する多結晶構造となっており,一つ一つの 結晶の結晶方位は制御されていない。このため平均的な 一方向凝固材として,結晶方位1~360°までの結晶が 平均的に含まれると仮定した。



図2 一方向凝固材によるタービン翼の結晶粒界

弾性定数に異方性を有する材料では一般的なヤング率 を用いることができないため、式(1)に示すHookeの法則 により一般化された応力 – ひずみの関係に用いる弾性コ ンプライアンスマトリクスを使用した。等方性材におけ る弾性コンプライアンスマトリクスは式(2)となる。一方 向凝固材には純ニッケルの数値を使用し<sup>(9)</sup>、結晶方位ず れ量0°、5°、10°、15°における弾性コンプライアンス マトリクスは、Reuss平均<sup>(9)</sup>より算出した。式(3)~(6)に、 結晶方位ずれ量0°、5°、10°、15°における弾性コンプラ イアンスマトリクスを示す。

$$\begin{bmatrix} \mathcal{E}_{xx} \\ \mathcal{E}_{yy} \\ \mathcal{E}_{zz} \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xx} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} & s_{14} & s_{15} & s_{16} \\ s_{21} & s_{22} & s_{23} & s_{24} & s_{25} & s_{26} \\ s_{31} & s_{32} & s_{33} & s_{34} & s_{35} & s_{36} \\ s_{41} & s_{42} & s_{43} & s_{44} & s_{45} & s_{46} \\ s_{51} & s_{52} & s_{53} & s_{54} & s_{55} & s_{56} \\ s_{61} & s_{62} & s_{63} & s_{64} & s_{65} & s_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{yz} \end{bmatrix}$$

$$S_{ij} : \mathbf{\vec{\mu}} \mathbf{t} \, \mathbf{1} \, \mathbf$$

・等方性材の弾性コンプライアンスマトリクス

	$\int 1/E$	$-\nu/E$	$-\nu/E$	0	0	0	
	$-\nu/E$	1/E	$-\nu/E$	0	0	0	·····(2)
[_]_	$-\nu/E$	$-\nu/E$	1/E	0	0	0	(2)
$\lfloor s \rfloor =$	0	0	0	1/G	0	0	
	0	0	0	0	1/G	0	
	0	0	0	0	0	1/G	
E:ヤング率, G:横弾性係数, v:ポアソン比							

・結晶方位ずれ量=0°

	0.58	-0.12	-0.27	0	0	0 ]	
[ <i>s</i> ]=	-0.12	0.58	-0.27	0	0	0	
	-0.27	-0.27	0.73	0	0	0	
	0	0	0	1.4	0	0	
	0	0	0	0	0.8	0	
	0	0	0	0	0	0.8	
			( >	< 10-	<sup>5</sup> MF	Pa⁻1)	······(3)

・結晶方位ずれ量=5°

	0.58	-0.1211	-0.2689	0	-0.0261	0
	-0.1211	0.5732	-0.2621	0	-0.0768	0
[_]_	-0.2689	-0.2621	0.7209	0	0.1028	0
[s] =	0	0	0	1.3954	0	-0.0521
	-0.0261	-0.0768	0.1028	0	0.8317	0
	0	0	0	-0.0521	0	0.8046
			( > 1)	)-5 MDo	-1)	
			$( \land \Pi)$	J WIFA	,	

	0.58	-0.1245	-0.2655	0	-0.0513	0 ]
[s]=	-0.1245	0.5538	-0.2393	0	-0.1431	0
	-0.2655	-0.2393	0.6948	0	0.1944	0
	0	0	0	1.3819	0	-0.1026
	-0.0513	-0.1431	0.1944	0	0.9228	0
	0	0	0	-0.1026	0	0.8181
			( ) . 1(	)-5 MD	-1)	(=)
			(×1(	J <sup>o</sup> MPa	•) •••••	$\cdots \cdots (5)$

・結晶方位ずれ量=15°

結晶方位ずれ量=10°

	0.58	-0.1301	-0.2600	0	-0.075	0 ]
	-0.1301	0.5244	-0.2044	0	-0.1898	0
[_]_	-0.2600	-0.2044	0.6543	0	0.2648	0
[s]=	0	0	0	1.3598	0	-0.15
	-0.075	-0.1898	0.2648	0	1.0625	0
	0	0	0	-0.15	0	0.8402
			(×10-	<sup>5</sup> MPa <sup>-</sup>	1)	(6)

# 4. 翼配列パターン

翼間には結晶方位のずれの他に,重量,製作公差によ る寸法,材料のばらつきなど様々なばらつきが存在する。 通常,翼の組立配列は,翼の重量バランスより決定され るが,翼の重量と結晶方位ずれ量には相関性が無いため, 結晶方位ずれに関する配列パターンを設計の段階で事前 等方性材も比較のため解析した。ここで,一方向凝固 材の結晶方位のずれによるばらつきと"同等"のばらつき を,如何にして等方性材に与えるかが問題となる。本研 究では,等方性材によるモデル翼の単翼1次固有振動数 が,一方向凝固材の結晶方位ずれ量0°,5°,10°,15°と 同一になるように4種類のヤング率を同定して解析に使 用することで,一方向凝固材と"同等"のばらつきとした。 表1にモデル翼の一方向凝固材と等方性材による単翼1



表 1	単翼	1	次固有振動数
20.1	一十天	т.	小凹白瓜奶奶

	一方向	凝固材	等方性材		
No	結晶方位	固有振動数	ヤング率	固有振動数	
	ずれ(°)	(Hz)	(GPa)	(Hz)	
1	0	253.8	139.9	253.9	
2	5	255.5	141.8	255.6	
3	10	260.2	147.0	260.3	
4	15	267.9	155.8	267.9	

次固有振動数及び同定したヤング率を示す。配列パターンは図3-1~3と同一とし、均一系に相当する解析も 実施した。

#### 5. 解析結果

図4に等方性材によるモデル翼のキャンベル線図,図 5に一方向凝固材によるモデル翼のキャンベル線図を示 す。両方とも,60rps近辺で1次モード群と回転次数6 の共振点に近いため,1次モード群の節直径数6のモー ドを代表させて振動応答を検討した。

等方性材の場合,周波数応答解析によって変位解のみ を解析し,翼毎の最大変位にヤング率を乗じることで各 翼の応力比を推測し,最大応力の発生する翼を特定する ことができるが,一方向凝固材の場合,ヤング率が方向



図6 配列ハターン1振動心谷 (一方向凝固材, 1次モード群, 節直径数6) によって異なる為,前述の方法で各翼の応力比を推測す ることはできないと思われる。このため,本研究では全 てのケースについて,応力解を求めた。

図6に一方向凝固材モデル翼の配列パターン1にお ける#8翼と#12翼のx方向振動応力の応答曲線を示す。 チューンド系で重根として現れるモードは、ミスチュー ン系では二つの単根モードに分かれる為、周波数応答解 析における振動応答のピークも二つの周波数に現れる。 このためミスチューン系については、二つの周波数で振 動応力を求め、その最大値を最大振動応力とした。

図7-1に一方向凝固材によるモデル翼の配列パターン1における翼車全体の振動応力,図7-2にモデル翼の振動応力を示す。最大振動応力は,翼の付根部分に発生している。

図8,9,10及び11に等方性材モデル翼のx方向最大 振動応力を、図12,13,14及び15に一方向凝固材モデル 翼のx方向最大振動応力を示す。表2に振動応力解析結 果のまとめを示す。等方性材の配列パターン1は、均一 系より振動応力は低下している。図16-1に等方性材の 配列パターン1の振動モード、図16-2に翼先端部の軸 方向変位と励振力を示す。ミスチューニングの影響に よって翼車の振動モードの軸対象性が崩れ、励振力との 間に位相差が生じるため、振動応力が低下していると思 われる。ミスチューニングによって振動応力が低下する 現象は論文(10)にも報告がある。

均一系の翼に発生する振動応力は全翼で同一の値であ

り,等方性材モデル翼では61.5MPa,一方向凝固材モデ ル翼では54.0MPaである。一方,ミスチューン系の翼に 発生する振動応力は配列パターン3で最も高く,等方性 材で66.3MPa,一方向凝固材で65.6MPaである。

図17に等方性材モデル翼の配列パターン1について、 変位解より得られる翼先端変位にヤング率を乗じること で得られた各翼の応力比推定値と、応力解による各翼の 応力比を示す。応力比は平均値で正規化している。同様 に図18に一方向凝固材モデル翼の配列パターン1につい て、翼先端変位に径方向ヤング率を乗じることで得られ た各翼の応力比推定値と応力解による各翼の応力比を示 す。図19に、変位解から求めた応力比推定値の、応力解 から求めた応力比に対する誤差を示す。一方向凝固材で は変位解による応力比推定値は、等方性材より誤差が大 きいことが分かる。このため、一方向凝固材では翼毎の 正確な応力比を得るためには、応力解を求める必要があ ることが分かる。

表2より,均一系に対するミスチューン系の振動応力 の上昇率は,どの配列パターンにおいても一方向凝固材 のほうが高く、ミスチューニングの影響によって振動応 力が上昇するリスクは一方向凝固材による全周1リング 翼のほうが等方性材よりも高いことがわかる。今後,配 列パターンの標本数を増やして確率統計的なアプローチ によって、より一般的な解として一方向凝固材のミス チューニングの影響によるリスクを評価する予定である。





図9 配列パターン2振動応力 (等方性材モデル翼)



155.8GPa

- 45 -

図16-1 振動モード (等方性材, 配列パターン1) 30

<u>25 ی</u>

0

30

0

等方性材

(MPa)

51.3

63.9

66.3

61.5

上昇率

(%)

-16.6

3.9

7.8

\_

狭い

-#67

<u>\_`</u>







# 6. 結言

一方向凝固材によるガスタービンの全周1リング翼に 発生する, 翼の結晶方位ずれに起因するミスチューニン グ振動特性を, 簡易的な薄肉板モデル翼で検討した。ミ スチューニングパターンは, 3種類を仮定して解析し, 以下の結果を得た。

- (1)等方性材では、周波数応答解析の変位解より得られる 翼最大変位にヤング率を乗じることで翼毎の応力比を 得ることができるが、一方向凝固材では応力解を求め なければ精度の高い応力比を得ることはできない。
- (2)今回検討した中では配列パターン3が最も最大振動応力が高く、均一系に比べて翼の最大振動応力は一方向凝固材で21.5%、等方性材で7.8%増加する。また、全ての配列パターンにおいて、均一系に対するミスチューン系の振動応力の上昇率は一方向凝固材のほうが高い。

# 参考文献

- D.S. Whitehead : Effect of mistuning on the vibration of turbo-machine blades induced by wakes, J. of Mechanical Engineering Science, Vol.8, No.1 (1966)
- (2) D.J. Ewins : Resonant vibration levels of a mistuned bladed disk, J. of Vibration, Acoustics, Stress, and Reliability in Design Vol.106 (1984)
- (3) J.H. Griffin, et al. : Model development and statistical investigation of turbine blade mistuning, Trans. of the ASME, Vol.106 (1984)
- (4) H. Irretier, et al. : Mistuned bladed disks dynamical behaviour and computation, Rotor-Dynamics Problems in Power Plants International Conference, p215-226 (1982)
- (5) C. Pierre, et al. : Reduced order modeling and vibration analysis of mistuned bladed disk assemblies with shrouds, Trans. of the ASME (1998)
- (6) E.P. Petrov, et al. : Analysis of the Worst Mistuning Patterns in Bladed Disc Assemblies, Proc. of ASME, turbo EXPO 2001 (2001)
- (7) 金子康智,他:ミスチューンがある翼・ディスク系の応答解析:日本機械学会論文集(C編),58\_547号(1992-3)
- (8) Kaneko, Y. et al. : Forced response and stability analysis of a mistuned bladed disk, Proc. IGTC'99, pp249-256 (1999)
- (9) 長谷部忠司,他:ニッケル基単結晶および一方向凝固超 合金平板の振動解析,日本機械学會論文集.A編 Vol.59, No.561 (19930525) pp. 1333-1339
- (10) Keith W.Jones : Mistuning for Minimum Maximum Bladed Disk Forced Response, American Institute of Aeronautics and Astronautics Vol40, No.10.

┫技術論文 ┣━

# 航空エンジン用高負荷低圧タービン翼面上剥離境界層に与える 主流乱れの効果に関する研究

Studies on Separated Boundary Layers over Ultra-High Lift Low-Pressure Turbine Airfoils with variable Solidity: Effect of Freesteam

> 船崎 健一<sup>\*1</sup> FUNAZAKI Ken-ichi

**山田 和豊\***<sup>1</sup> YAMADA Kazutoyo

田中 望<sup>\*1</sup> TANAKA Nozomi 千葉 康弘\*2 CHIBA Yasuhiro

# ABSTRACT

This paper deals with experimental and numerical investigation on the interaction between inlet freestream turbulence and boundary layers with separation bubble under Ultra-High Lift condition for low-pressure turbine airfoils. The solidity of the cascade can be reduced by increasing the airfoil pitch by at least 25%, while maintaining the throat in the blade-to-blade passage. Reynolds number examined is 57,000, based on chord length and averaged exit velocity. Freestream turbulence intensity is 0.80% (no gird condition) and 2.1% (with grid condition). Hot-wire probe measurements of the boundary layer on the suction surface for LP turbines rotor are carried out to obtain time-averaged and time-resolved characteristics of the boundary layers under the influence of the freestream turbulence. The turbulence grid constituting of wires is installed upstream of the cascade. Numerical analysis based on high resolution Large Eddy Simulation is also executed to enhance the understanding on the flow field around the Ultra-High Lift turbine airfoils. Emphasis is placed on the relationship of inherent instability of the shear layer of the separation bubble and the freesteam turbulence. Standard Smagorinsky model is employed for sub grid scale modeling.

Key words : Boundary Layer Measurement, Large Eddy Simulation, Low-Pressure Turbine, Separation Bubble, Freestream Turbulence

# 1. はじめに

現在,旅客機用航空エンジンは,地球環境問題への配 慮に伴うエネルギー使用の効率化,エアライン競争の激 化などに起因する経済性,エンジンの騒音低減などの 様々な要求に対して,一層の高性能化が求められている。 このような要求に対して発展を遂げた高バイパス比ター ボファンエンジンは,バイパス比を増加させることで低 燃費,低騒音化を実現している。この場合ファン動翼が エンジンでの推力の大半を発生することになり,ファン 動翼を駆動する低圧タービンには高い効率が要求される。 この効率を維持しつつ,イニシャル・ランニングコスト の削減を目的とし,低圧タービン動翼枚数を削減するた

原稿受付 2008年9月5日 校閲完了 2010年2月3日

〒020-8551 岩手県盛岡市上田4-3-5

めの研究が数多く行われている<sup>(1),(2),(3),(4)</sup>。

これらの研究の中では、高負荷・超高負荷設計を可能 にするため、主な損失要因である負圧面境界層を制御す るような報告がされており<sup>(1),(2),(3),(4)</sup>, 2次元翼列を用い た基礎研究が盛んに行われている。特にwake通過が空 力性能に与える影響を調査した例として、次のような報 告がある。Schulteら<sup>(1)</sup>は周期的wake下での圧力計測及 び翼面境界層計測を行い、高負荷翼負圧面上で発生す る剥離泡がwakeとの干渉により時間平均的に抑制され る事を示し、その抑制効果とwake通過に伴って生ずる calm regionとの間に強い相関があることを報告した。

数値計算例としては、Wissinkとそのグループ<sup>(2)</sup>が DNS (Direct Numerical Simulation)を行い、剥離泡 の巻き上がりや遷移過程におけるwake Onegative-jet 効果と流れ方向速度変動の役割を議論した。その結果、 剥離泡の巻き上がりはnegative-jet効果が誘発すること、 また、巻き上がり渦の崩壊はwake 内の速度変動が関与

<sup>\*1</sup> 岩手大学工学部機械工学科

<sup>\*2 (</sup>株)デンロコーポレーション

していると報告した。Funazakiら<sup>(3)</sup>は、典型的な航空用 エンジン低圧タービン翼列を用い、そのソリディティを 減少させることで高負荷状態を発生させ、そのときの翼 面静圧分布及び剥離泡を伴う翼面境界層を計測した。流 れ場の時間平均特性から、wake 通過の効果で剥離泡を 抑制し、時間平均的運動量厚さ(境界層損失に相当)を 低減させることが可能であることを示した。

これまでの研究により,wake通過による損失抑制効 果は,境界層外を周期的に通過する乱れによって剥離せ ん断層の不安定性が促進され,定常条件の剥離泡に比べ て時間平均的に抑制される事がわかってきた。しかし, wake が通過していない時間の流れ場や定常条件におけ る剥離泡とその下流域の乱流遷移領域に対する報告は意 外に乏しい,それは平板試験に代表されるバイパス遷移 研究や乱流スポット研究の報告に始まる古くからの境界 層研究が,高負荷低圧タービン翼面上に適用された例が 少ないからである。だからこそ等方性乱流を模擬した主 流乱れを導入し,逆圧力勾配下に生じた大規模剥離を伴 う流れの実験・数値計算の比較は今後の境界層研究にお いて重要な意味を持つ。更に,今後の高負荷低圧タービン 翼開発においても,剥離せん断層の乱流遷移過程が翼列 性能に与える影響についての詳細な調査が望まれている。

以上の背景を踏まえ、本研究では、実験及びCFDを 通じて、流れ場に意図的に与えた主流乱れが剥離泡に与 える効果を境界層遷移の観点から詳細に解明すると共に、 翼負荷の効果を調査する。

#### 主な記号

С	: 翼コード長 [m]
$C_x$	: 軸コード長 [m]
$C_{p}$	: 翼面圧力係数
E(k)	:エネルギースペクトル
$k$ , $\mathbf{k}_{\mathrm{n}}$	:波数(=  k <sub>n</sub>  ),波数ベクトル
Р	: 確率分布関数
Þ	: 翼面静圧 [Pa]
$p_{01}, p_{02}$	: 入口,出口全圧 [Pa]
Re	: 出口平均速度で無次元化したレイノルズ数
RRS	:ソリディティ削減率 [%]
<b>S, S</b> 0	:翼表面距離,翼負圧面全表面距離
t, t <sub>base</sub>	: ピッチ,基準ピッチ
$U_{in}, \ \overline{U}_2$	:入口速度,出口平均流速
$U_{x1}$ , $U_{x2}$	:入口軸流速,出口軸流速 [m/s]
х, у	:軸方向,ピッチ方向
$\beta_1$ , $\beta_2$	:流入角,流出角 (軸方向からの角度) [deg]
$\delta_1$ , $\delta_2$	:排除厚さ,運動量厚さ[mm]
ρ	:密度
σ	:ソリディティ (=C/t)
$\sigma_{\it base}$	: 基準ソリディティ (=C/t <sub>base</sub> )

#### 2. 解析対象・試験条件

解析対象は典型的な航空エンジン用低圧タービン翼列 である。主な仕様を表1に示す。レイノルズ数は翼コー ド長と翼列出口平均流速で定義され,高空巡航時の低レ イノルズ数条件(Re=57,000)を模擬した。

本研究では主に2つの主要なパラメータに着目して試 験が行われる。1つ目はソリディティ減少率である。翼 枚数の削減率を示すソリディティ減少率(以下:*RRS*) は翼ピッチの増加によって調整した。ここで,元となっ た翼列のソリディティをσ<sub>base</sub>として,削減率は次式で与 えられる。

$$RRS = \left(1 - \sigma_{base} / \sigma\right) \tag{1}$$

また,計測においてはピッチ増加に伴う翼負荷の上昇と 剥離泡の動的挙動を調べた。翼負荷レベルを示す指標と して,式(2)のZweifel係数がよく用いられる<sup>(3)</sup>。

$$Z = 2\left[\frac{t}{C_x}\right]\cos^2\beta_2\left[\tan\beta_2 + \frac{U_{x1}}{U_{x2}}\tan\beta_2\right]$$
(2)

本研究で用いた条件は、RRS0%でのZweifel係数 はHoheisel<sup>(4)</sup>らの翼と同レベルであり、RRS-15%での Zweifel係数はRRS0%の場合の1.14 倍, RRS-25%では1.23 倍に達する超高負荷条件である。

2つ目のパラメータは主流乱れである。試験装置についての詳細は次章で説明する。試験条件の表記は、上流に乱流格子を取り付けていない状態をnoGrid、乱流格子を取り付けた状態をwithGridで示す。風洞主流乱れは平均で0.8%であり、乱流格子を取り付けた場合の主流乱れは1.9~2.1%となっている。図1に乱流格子を取り付けた状態での熱線プローブからの出力の違いを示す。

#### 3. 翼列試験

# 3.1 試験装置・乱流格子

図2に実験に用いた直線翼列部と後流発生装置を示す。 直線翼列は7枚の翼で構成されている。 表1に供試翼 の概要を示す。7枚の内5枚はアルミ製で、残り2枚の 真鍮製の翼のミッドスパンには静圧孔が設けてあり、そ れぞれ負圧面と正圧面の静圧分布を得る事ができる。静 圧孔はそれぞれ30孔設けてあり、孔径は0.5mm となっ ている。計測流路は3・4 番翼, 4・5 番翼間であり, 各 流路間全圧分布がピッチ方向に周期性を持っている事を 確認している。非定常wake通過による効果を再現する ための装置が図2に示されているが (ベルトなど),本 研究では使用していない。乱流格子は図2に示すように 624mm上流位置に配置されている。ダクト内にレール を取り付け、ダクト側板からスライドさせることで乱流 格子を装着する。装置の都合上、翼列試験装置の傾きと 乱流格子の傾きが異なっているが、測定点から設置部ま での距離が長いために、主流乱れのピッチ方向分布は無 視できる。乱流格子は格子間隔が16mm×16mmで,格

子幅は2mm となっている。取り付け時ダクト面にお ける開口率は78%である。



Fig. 1 Inlet velocity fluctuations with and without turbulence grid

	Table 1	LPT	blade	geometry	and	cascade	configur	ation
--	---------	-----	-------	----------	-----	---------	----------	-------

<b>Chord length</b> C	114mm
<b>Axial chord length</b> $C_x$	100mm
Span	260mm
<b>Pitch</b> t	variable
<b>Inlet flow angle</b> $\beta_1$	47 deg
<b>Outlet flow angle</b> $\beta_2$	-60 deg

#### 3.2 計測手法及びデータ処理

図3に直線翼列部の座標系と計測に使用した各種プ ローブの設置状況を示す。空力計測において翼面静圧は 入口全圧と各静圧孔との圧力差として30秒間計測し,時 間平均を行うことで取得している。出口に設置されたピ トー管先端は,細糸を用い流れ方向に対して平行になる ように調整されている。トラバース装置によりミッドス パンをピッチ方向に移動する事で2流路間の分布を得る。 1地点における計測時間は1秒でデータ数は4であり, 時間平均を行っている。実験レイノルズ数の定義はこ の出口における動圧値を平均して算出する。ピトー管に より得られた局所全圧損失係数Ybと翼面圧力係数Cbは 以下の式により与えられる。

$$Y_{p}(y) = \frac{p_{01} - p_{02}(y)}{\rho/2 \bar{U}_{2}^{2}}$$
(3)

$$C_{\rho}(x) = \frac{p_{01} - p(x)}{\rho/2\bar{U}_{2}^{2}} \tag{4}$$

 $\overline{U}_2$ は翼列出口における局所速度をピッチ方向に平均化 したものである。式(3)は出口におけるピッチ方向に広が りを持った損失分布を表している。ピッチ方向へのトラ バースは1mm間隔で行った。全圧損失係数分布(以後  $Y_b$ 分布)においてy方向負は翼負圧面側に,正は翼正圧 面側の損失分布に対応している。式(4)は翼列軸方向の翼 面静圧分布(以後 $C_b$ 分布)を表している。この翼面圧力 係数 $C_b$ を基に時間平均的な剥離開始点や遷移点,再付着 点がわかるため、ソリディティの変更に伴う剥離泡の変 化を時間平均的に知る事ができる。

境界層計測では定温度型熱線流速システム、カノマッ クス社製MODEL1011を使用した。出力電圧値は同社 MODEL 1013を使い線形化し、KEYENCE社製A/D変 換器NR500を通じてUSB通信によりPC に格納される。 また、リニアライザには計測時の温度変化を補正する温 度測定プローブ・温度補償ユニットMODEL 1020を組 み込んでいる。熱線プローブの較正試験位置と計測座 標系を図3に示す。熱線プローブはDANTEC 製 I 型プ ローブ55P11を使用した。また、プローブサポータも同 社のものを使用した。プローブサポータはトラバース装 置で移動する。サンプリング周波数20kHz, サンプリン グ数213で行われ、結果を時間平均した。定常試験では 各計測点で25個のデータを取得し、時間平均処理を行っ た。また、境界層外端速度は翼面から法線方向トラバー ス線上で, 翼面に最接近する速度最大値の98%で定義し た。

境界層計測の流れ方向計測位置を図4に示す。計測 位置は $x/C_x=0.5 \sim x/C_x=0.98$ までの11 ~ 12箇所で, 翼 面法線方向 ( $Y_n$ ) に32点 (0.2mm ~ 10mm)取得した。 熱線プローブの翼面限界接近点は翼面から0.2mmの地点 とし, 翼負圧面法線方向へのプローブのトラバースの制



Fig. 2 Cross-section of the test apparatus



Fig. 3 Test cascade and indication of the measurement location



Fig. 4 Target blade for boundary layer measurement with measurement points

御には2相ステッピングモータを使用し, 翼面法線方向 の角度調整と共にVisualC++で作成したモータ制御アプ リケーションを使用した。

# 4.数値計算(Large Eddy Simulation)4.1 計算手法・計算格子

数値計算に用いたソルバでは、支配方程式に3次元圧 縮性Navior-Stokes方程式を用い,これを時間方向に対 し非粘性流束と粘性流束の全てを陰的に離散化した。ま た空間方向には6面体計算セルを用いたセル中心法によ る有限体積法に基づいて離散化した。非粘性流束の評価 には、少ないステンシル数で高次精度化が可能な4次精 度コンパクトスキームを適用した。このスキームの数値 振動を除去するために、10次精度フィルタリングスキー ムを併用し、粘性流束は中心差分的に評価した。 時間 積分はGauss-Seidel型の点緩和法を用い,その際各時間 ステップで5回のニュートン反復を行った。時間精度 は最大2次精度となる。また、軸コード長Cxと入口音速 で無次元化された時間刻み幅0.001で計算を行い、クー ラン数は3程度である。サブグリッドスケールのモデ ルにはSmagorinskyモデルを適用し、Smagorinsky定数 (Cs=)は0.1とした。また、壁面近傍で過大に評価され るSGS渦粘性はVan Driestの壁面減衰関数(A+=) 25.0 を用いて減衰させた。

計算格子はPointwise社のGridgenを用いて作成した。 トポロジはH型を採用し,総セル数は2400万セルである。 内訳は,翼負圧面に1421 セル,ピッチ方向に241セル, スパン方向は0.1*C*<sub>x</sub>の領域を確保し,その中に49セルを 設けた。上記のような空間解像度は,負圧面上での主流 乱れと剥離泡との干渉を解像し,乱流遷移過程の渦構造 を同定するためである。例えば,乱流境界層で発生する ストリークの平均的間隔は100 wall units程度であるこ とが知られているが<sup>(5)</sup>,本研究でのスパン方向の格子間 隔は5~6 wall unitsであり,ストリークの空間的広が りを捉えつつ,ある程度の解像度を有している。

# 4.2 境界条件・主流乱れの導入

流れ場における主流乱れを考慮する方法として,図 5 (左)に示すような空間内に擬似的な一様等方性乱流 場を生成し, 生成された乱流場の速度ベクトルを計算領 域の入口境界から流れ場に導入する方法を用いる。等 方性乱流場の表現法として, SNGR (Stochastic Noise Generation and Radiation) 法<sup>(6),(7)</sup>で用いられたランダム フーリエモード法を採用した。乱流場を生成する空間 は、翼列の1ピッチの長さ及びスパン長さ(0.1Cx)の 断面を有し、奥行きは時間発展方向に相当する(実際に は、入口速度に20無次元時間を掛けた長さに設定してい る)。ここから1ステップに相当する時間刻み幅Δtの間 に図中の検査面(色付きの領域)を、入口流体が移流す る距離Uin Δtだけ時間方向に移動させる。次に、その検 査面内における速度3成分を抽出し、それを変動速度と して、空間方向の乱れをテイラーの凍結仮説を用いて時 間進展方向のデータへと変換し、等方性乱流を流入境界 に与える。図5(右)には翼まわりの流れ場における瞬 時の渦度分布を示す。入口境界には、上記の乱れとは別 に翼列上流の全圧, 全温及び速度から求まる物理量を与 えた。出口の境界条件では全流量を規定し、ピッチ方 向・スパン方向には周期境界を適用した。翼面上は滑り なしかつ断熱境界とした。



Fig. 5 Implementation of the turbulent flow field created by SNGR method into computational domain

#### 4.3 一様等方性乱流の生成法

前述のように、一様等方性乱流場の生成法はランダム フーリエモード法に基づいている。まず式(5)のように瞬時の乱流速度場u<sub>t</sub>(x)を与える。

$$u_{t}(x) = 2\sum_{n=1}^{N} \hat{u}_{n} \cos(k_{n}x + \psi_{n})k'_{n}$$
(5)

ûnは振幅で、図6(左)より式(6)のように与えられる。

$$\hat{u}_n = \sqrt{E(k_n)\Delta k_n} \tag{6}$$

添え字nは第n項までのフーリエモードである事を示す。  $\mathbf{k}_n = \{k_1, k_2, k_3\}$ は波数ベクトルであり、速度場の等方性を満 たすため、図6(右)から幾何学的に決定され、式(7)の ように表される。

$$\mathbf{k}_{n} = \{\cos\varphi_{n}\sin\theta_{n}, \sin\varphi_{n}\sin\theta_{n}, \cos\theta_{n}\}$$
(7)

また、 $\mathbf{k}'_n$ は方向を表す単位ベクトルで、非圧縮の仮定 から波数ベクトル $\mathbf{k}_n$ と直交する ( $\mathbf{k}_n \cdot \mathbf{k}'_n = 0$ )。 図 6 (右)から $\mathbf{k}'_n$ は式(8)になる。

$$\mathbf{k}_{n}' = \{k_{1}', k_{2}', k_{3}'\} = \frac{1}{\sqrt{3}} \{k_{2} - k_{3}, k_{3} - k_{1}, k_{1} - k_{2}\}$$
(8)

また $\varphi_n$ ,  $\psi_n$ ,  $\theta_n$ は表2の確率密度関数Pによって与え られ、これを本研究では擬似乱数生成アルゴリズムで与 えた。n はモード数を表し、n=1000 とした。すなわち 以下に示す初期エネルギスペクトルE(k)を1000 個の正 弦波で表す事になる。E(k)として、式(9)及び図6(左) で示されるvon Karman-Pao Spectrum<sup>(6),(7)</sup>を採用した。

$$E(k) = \alpha \frac{2/3\overline{k}}{k_e} \frac{(k/k_e)^4}{\left[1 + (k/k_e)^2\right]^{17/6}} \left[e^{\left[-2(k/k_\eta)^2\right]}\right]$$
(9)

$$\overline{k} = \int_{0}^{\infty} E\left(k\right) dk \tag{10}$$

 $\alpha$ はKolmogorov 定数(=1.45276), $k_{\pi}$ はKolmogorov 波 数を示す。 $k_e$ は乱流の積分長さスケールから得られる波 数であり、式(11)に実験で用いた乱流格子幅を代表スケー ルとして与えた。

$$k_e = \frac{2\pi}{L} \tag{11}$$



Fig. 6 von Karman-Pao spectrum (left) and wave number vector k<sub>n</sub> and unit vector k<sub>n</sub>' (right)

Table 2 Probability functions used to create random variables

$P(\varphi_n) = 1/2 \pi$	$0 \leq \varphi_{\mathrm{n}} \leq 2\pi$
$P(\psi_n) = 1/2 \pi$	$0 \leq \! \psi_{\mathrm{n}} \leq 2  \pi$
$P(\theta_n) = 1/2 \sin \theta_n$	$0 \leq  heta_{ m n} \leq \pi$
$P(\alpha_n) = 1/2 \pi$	$0 \leq \alpha_{\mathrm{n}} \leq 2\pi$

#### 5.実験/LESの結果と考察

図7には高負荷条件(RRS-15%)空力試験によって得 られた*C*<sub>b</sub>分布及び*Y*<sub>b</sub>分布の結果と同流れ場条件でのLES 結果を示す。

C<sub>p</sub>中の最大値を過ぎた後に現われる,変化率の小さい 領域が剥離領域に対応し,その下流の急激な変曲点は遷 移開始点に相当する。実験結果よりwithGridでは遷移開 始点は上流へ移動し,剥離領域は縮小する。また,LES ではnoGrid よりもwithGridの方がそれぞれの条件に対 する実験値と良い一致を示した。この一致はLESへの主 流乱れの導入が,負圧面剥離に対して,実験条件の流れ 場に近い現象を再現できているからだと考えられる。

 $Y_b$ 分布については、主流乱れの導入によりの $Y_b$ ピー ク値が低下するとともに、翼負圧面側の損失の減少が実 験で確認されている。一方、LESの結果は、主流乱れの 導入による損失低減効果に関しては実験値と良い一致を 示しているが、wakeの幅や損失ピーク値を過大評価し ている。このような差違発生の原因は不明だが、今回用 いた計算格子では、翼後縁下流での複雑な拡散・混合現 象を捉えるための空間解像度が不足していた可能性がある。

更に、図8、9には、それぞれnoGrid,withGridの条件で行った境界層計測による翼負圧面時間平均速度分布(上)とRMS分布(下): $x/C_x=0.50 \sim 0.98$ 、翼面法線方向距離: $Y_n=0.2 \sim 5.0$ mmを示す。なお、速度及びRMSは、各流れ方向計測位置での境界層外縁速度で無次元化されている。図8(noGrid)から、壁面近傍に現れる剥離泡の存在が、壁面から高さ方向に広がる低速領域(<0.1)や高RMS値を有する剥離せん断層の下の低RMS領域として明瞭に確認できる。図9(withGrid)の結果から、主流乱れにより剥離最大高さが減少するだけでなく、再付着点も上流へ移動する事が確認され、このことは翼面圧力分布の結果と一致している。また、図9(下)から、主流乱れはせん断層内に強い乱れを誘起していることがわかる(矢印A)。

次にnoGridとwithGridの違いを境界層法線方向プロ ファイルで比較するために,図10には剥離上流・剥離 高さ最大地点(遷移開始点近傍)・高RMS 生成地点 におけるRMSプロファイルを示す。なお,この図での RMS値は有次元である。上流の壁面近傍においてのみ 見られた違いは,剥離高さ最大地点(*x/C<sub>x</sub>*=0.78)では withGridでは特徴的なピークを持ったプロファイルに変 化する。遷移開始後のプロファイルは高さ方向にほぼ一 様な強い乱れを持ち,乱流境界層が厚くなっていく。そ れを定量的に示したのが図11の流れ方向における運動量 厚さである。運動量厚さの増加は境界層損失の指標と なるが,図10に示す高RMS 領域近傍から急激に増加し, 一旦落ち着いた後,また増加した。更にwithGrid では 増加が上流から発生する。結果的に後縁近傍の運動量厚 さはwithGrid条件の方が若干下回っている。

比較のために, solidityを変更して, 超高負荷条件 (RRS-25%)の調査も行った。主流乱れが与える影響は RRS-15%とほぼ同等だが, LES 結果では主流乱れによ る違いが見えた。図12 に示すのはLES で得られた瞬時 値に対し, 渦を速度勾配テンソルの第二不変量(Q値) で同定し, 遷移開始点近傍から翼後縁にかけての領域 を下流側から見た図である。左はnoGrid,右はwithGrid である。剥離泡はせん断層内のKH (Kelvin-Helmholtz)







- 52 -





Fig. 12 Time-resolved flow field over the suction surface near trailing edge for RRS-25%, Q=30

不安定性により巻きあがり、下流に向かって巨大な渦 構造が放出されると考えられるが、この渦構造は主流 乱れによって大きく変化する様子が観察された。特に withGridではスパン方向に不均一な構造となり、noGrid より上流側から巻きあがる様子が捉えられた。図9、10 に示す境界層計測の結果に現れている高RMS 領域(矢 印B)は、この巻きあがり渦が誘起する乱流運動エネル ギの急激な増加を捉えたと考えられる。このせん断層 の巻きあがりについて、LESを用いて渦層の厚さと局 所速度勾配からKH不安定性の増幅率Gainを算出した<sup>(8)</sup>。 その結果を表3に示す。RRS-15%よりもRRS-25%の方 が、noGridよりもwithGridの方が、Gainが高い事がわ かる。最もGainの高い条件ほど早期遷移する傾向は実験 と数値計算で一致している。

以上の事から,主流乱れがせん断層内のRMSや巻き あがり渦構造に深く関係し,剥離を伴う境界層遷移へ影 響することがわかる。このことを,剥離せん断層中央 部における速度変動のFFT (Fast Fourier Transform) 解析を用いてさらに調査する。RRS-15%の場合の解析結 果を図13に示す。

noGrid場合には、二つの卓越周波数(約200Hz,約 390Hz)が確認できた。TS(Tollmien-Schlichting)波 の最大成長周波数に関するWalkerの判定基準<sup>(9)</sup>によ れば、200HzはTS波の周波数に対応している。また、 Chandrasekhar<sup>100</sup>による判定基準を適用すると、390Hz はKH波の周波数であると推定される。スペクトル振幅 の流れ方向の成長を見た場合、剥離せん断層での変動成 長は剥離泡が最大高さに達した地点( $x/C_x=0.78$ )から であることがわかる。withGridの場合では明確な卓越周 波数は確認できないが、400Hz以下のスペクトル振幅の 成長が剥離泡の上流側から始まり、比較的緩やかに成長 していること確認できる。

## 6. 結論

本研究では、航空用低圧タービン翼面境界層の挙動に 与える主流乱れの効果についての空力試験、境界層計測 およびLES流れ解析を行った。以下に本研究で得られた 知見を示す。

- ・実験と数値計算の両側面からの調査で、剥離せん断層 は主流乱れや逆圧力勾配の強さによって不安定になり、 剥離泡から巨大な渦構造を有する巻きあがり現象が起 こる。その渦構造の崩壊と共に乱流化が進む過程を捉 えた。
- ・低い主流乱れの場合,せん断層はTS波とKH不安定波 などの複数の不安定モードが混在していて,遷移開始 点において最も高い増幅率を持つ。
- ・高い主流乱れの場合,上記のような特徴周波数が目立 たず,広い周波数帯を持ったせん断層の乱れが,流れ

Table 3 Gain of Kelvin-Helmholtzs instability calculated from LES

	noGrid	withGrid
RRS-15%	40.1	40.9
RRS-25%	42.3	43.2





- 53 -

方向に成長する。

- ・数値計算においては主流乱れが実験に近い遷移流れを 捉えるうえで重要な役割を担っている。また、主流乱 れを導入する事でより正確な剥離せん断層の評価が可 能になる。
- ・超高負荷条件では高負荷条件に比べて安定性増幅率が 増すために早期遷移する。主流乱れの効果と合わせる と増幅率は更に大きくなる。

# 参考文献

- Schulte, V., Hodson, H. P., Prediction of the Becalmed Region for LP Turbine Profile Design, Trans. ASME J. Turbomachinery, Vol. 120, pp. 839-846, 1998.
- (2) Wissink J. G., Rodi, W., Hodson, H., The Influence of Disturbances Carried by Periodically Incoming Wakes on the Separating Flow around a Turbine Blade, International Journal of Heat and Fluid Flow 27, pp.721-729, 2006.
- (3) Funazaki, K., Tanaka, N., Ono, T., Yamada, K., Kikuchi, M. and Taniguchi H., Studies on High-Lift LP turbine Airfoils of Aero Engines (Understanding of Time-Averaged Behavior of Separated Boundary Layer under the Influence of Incoming Wakes), (in Japanese), JSME Transaction, Vol.74, pp.2301-2310, 2008.

- (4) Hoheisel, H., Kiock, R., Lichtfuss, H. L. and Fottner, L, Influence of Free-Stream Turbulence and Blade Pressure Gradient on Boundary Layer and Loss Behaviour of Turbine Cascades, ASME J. Turbomachinery, Vol. 109, pp. 210-219, 1987.
- (5) Kobayashi, K., Taniguchi, N. and Kobayashi T., Construction of LES Wall Model using Zero Equation RANS Model (Validation in Channel Flow) (in Japanese), Seisan Kenkyu, Vol. 52, pp.19-22, 2000.
- (6) Bechara, W., Bailly, C. and Lafon, P., Stochastic Approach to Noise Modeling for Free Turbulent Flows, AIAA J., Vol. 32, pp. 455-463, 1994.
- (7) Kamatsuchi, T., Computational Aeroacoustic Analysis around an Airfoil Using Linearized Euler Equations (in Japanese), Nagare, Vol.23, pp. 285-219, 2004.
- (8) Chiba, Y., LES-Based Flow Analyses of an LP Turbine Airfoil with Freestream Turbulence and Studies on Implicit LES (in Japanese), Master Thesis, Iwate University, 2007.
- (9) Walker, G.J, Transitional Flow on Axial Turbomachine Blading, AIAA Journal, Vol. 27, pp. 595-602, 1989
- (10) Chandrasekhar, S., Hydrodynamics and Hydromagnetic Stability, Clarendon, Oxford, 1981.



暹\*1

村田 MURATA Susumu



思い出

人生あっという間に過ぎ,87歳になった。お世話に なった先輩方の多くはこの世に居られない。「喫茶室」 への執筆の御依頼があったので、先輩方の冥福を祈りな がら「思い出」を書くことににした。

私の同級生の中には戦時中約一年間の勤労動員におい て、軍や会社などでガスタービンの開発やターボ過給機 の研究に関係した人もいたが、私の動員先は中央航空研 究所(後の運輸技研,船舶技研)の高速風洞課で,排気 推進の研究に関係する作業をした。

そこで私がガスタービン関連の研究に興味をもったの は遅く, 昭和30年にMITのE.S.Taylor教授の講演を 聴いてからである。

その内に旧制学位申請の締め切り日(昭和36年3月) が迫ってきたので、昭和34年5月から10ヵ月間白倉教 授の研究室に内地留学した。その結果を7編の論文にま とめ機械学会論文集に発表し、学位請求論文「ターボ機 械の輻流羽根車の性能に関する理論的研究」として提出 することができた。

昭和32年にスプートニクが打ち上げられ、アメリカは ショックを受け、翌年にはNACAがNASAに変わり、 ガスタービンの研究から撤退し、人工衛星の打ち上げに 専念することになった。またソ連においては軍関係を含 めて理工教育を受ける人数が多いということで、アメリ カの理工教育の改善が進められた。

この影響でわが国でも工学部の拡張が行われ、私の勤 めていた山梨大学では精密工学科が新設され、大阪大学 では基礎工学部が創設された。工学部の植松教授が基礎 工に移られたので、その後を昭和38年11月から私が勤め ることになった。

山梨大学から転出する際後任の指名を頼まれ、大阪大 学と相談して川重の林貞助氏を推薦した。林先生の感化 を受けガスタービンの開発に挑戦した卒業生がいること を最近山梨大学同窓会誌で知り、ガスタービン開発者の 影響力の大きさに感心し、産学協同の必要性を痛感して いる次第である。

学位をとって以後いろいろな学会の研究会に出席する ようになったが、一番始めに参加したのは渡部一郎教授

原稿受付 2009年12月10日

の研究会で、当時小金井にあった慶應大の研究室にしば しばお邪魔した。多くの若い方々が熱心に討論されてお り、三宅、辻本両君などのいた大阪大学での私の研究 室運営に大いに参考となった。記録をみると機械学会の ふく流ターボ機械に関する分科会が昭和43-46年に渡部 委員長,有賀幹事のもと開設され,白倉,大橋(東大), 生井, 妹尾(九大)平山(都立大)などの方々が委員に 加わっている。

私はその他いろいろな研究会に出て多くの先生方と知 り合いになった。例えば沼知教授の水車研究会では東北 大高速研の先生方、岡崎教授や田中教授の翼列研究会で は東大宇航研の先生方と知り合い、白倉教授の研究会に もよく出席した。

またガスタービン学会の地方委員会にしばしば出席し た。東京から航技研の松木氏や高原氏、三浦事務局長が 来られた。実務経験のない私にとって、会社の方々のお 話は面白く、参考になった。

昭和57年4月に田中周治君(現豊田工大副学長)と一 緒に阪大から豊田工大に移ったが、その2、3年前より 長尾初代学長などとカリキュラムの案を練ったり、大学 設立趣意の説明のため豊田英二理事長のお供で文部省に 出頭したこともある。

トヨタではその当時ガスタービンHV(Hvbrid Vehicle)の研究開発が進められ、研究会には水町教授 が指導に来られた。当時も電池の充電時間が長いことが 問題になっていたが、ここで獲得したHV技術が現在レ シプロのHVに生かされているのだろうと思う。また当 時F1のターボ時代でターボ過給機が広く車に用いられ るようになった。レシプロの会社におけるタービンの研 究はターボ時代に役だったのではないかと思う。会社の 研究開発の仕方の幅の広さに感心している次第である。

当時ターボは流行語で、速いという意味で用いられ、 例えばコンパイルが速いターボCというプログラミング 言語があった。また私が初めて使ったパソコンはシャー プのX1ターボであった。

長い研究生活の間、楽しい思いをさせていただいた。 本文では名前を挙げなかった多くの方々にも大変お世話 になった。このことに感謝して筆を置く。

<sup>\*1</sup> 大阪大学名誉教授,豊田工大名誉教授 日本ガスタービン学会名誉会員 〒560-0082 豊中市新千里東町2-5, 3-1602