

第35期会長就任挨拶

この度,日本ガスタービン学会2010年通常総会におい て第35期会長に選出されました。1972年に前身の日本ガ スタービン会議が設立されて以来,38年の歴史を重ねる 当学会の会長を拝命いたしましたことは光栄なことであ り,責任の重さに身の引き締まる思いであります。

私の当学会との係わりは、ガスタービン会議発足当初, 講演会への出席をきっかけに会員になって以来のもので、 30数年になります。また、ガスタービンとの係わりは大 学で航空原動機を専攻し、会社に入ってからもジェット エンジンの開発と事業に係わってきましたので、40余年 になります。この間、わが国の航空エンジンにおいて はFJR710, HYPRなどの研究開発を通して技術力を高 め、防衛省機用には世界レベルの高性能、低騒音、高信 頼性を有する国産エンジンを自主開発し、民間機用では V2500, CF34, TrentやGEnxエンジンなどの国際共同 開発プログラムにおいて主要な役割を果たしてきました。 産業用、事業用ガスタービンにおいては、ムーンライト 計画などの研究開発で培った技術を梃子に世界をリード する高効率, 高い環境適合性を有するガスタービンを開 発し、先行していた欧米各国に伍して市場での地位を確 立してきました。自動車用ターボチャージャにおいても グローバルな開発・生産体制を展開し、世界の自動車 メーカーへ供給しています。

ガスタービンは、試験機が生まれて100余年、実用化 してから数十年の比較的歴史の浅い機械システムですが、 この間、材料、熱力、空力、燃焼、構造・振動解析、制 御・計測、機械要素、生産技術など、幅広い領域の最先 端技術を適用することによって進化し続けてきました。 そして今日、ガスタービンはこれら広い領域の先端技術 テーマを一杯載せた研究開発の対象となっています。産 業として見た場合、高付加価値、他回転機械システムへ の大きな技術的波及効果といった特徴を有し、高い技術 力と裾野の広い産業基盤が求められることから先進工業 国を中心に展開されています。我が国がこの領域におい て今後とも世界をリードし続けていくためには、学界と 産業界が連携して効率的に技術を進化させていく必要が あります。当学会はその橋渡しの役も担っていると考え ています。

地球規模での温暖化問題に関して、1995年の京都会議

原稿受付 2010年3月18日 \*1 (株)IHI

渡辺 康之<sup>\*1</sup> WATANABE Yasuyuki

挨

拶

も含めて国連気候変動枠組条約の締約国会議,いわゆる COP会議において世界レベルの活発な議論がなされて います。ガスタービンはそのエネルギー変換効率の高さ, 多様な燃料への適合性などからCO<sub>2</sub>削減対策の一つとし て期待されており,LNG燃料を使ったガスタービンの コンバインドサイクルシステムやコジェネレーションシ ステムが発電分野において近年急速にシェアを拡大して きています。航空エンジンにおいては環境問題への対応 策のひとつとしてバイオ燃料を使った実証試験も始まっ ています。地球の未来を決める環境問題の視点からもガ スタービン技術の一層の進展が求められており,この点 で当学会は大きな役割を担っていると言えます。

当学会は、発足の経緯から国際的な連携を図った活動 を事業の柱の一つとしています。昨年8月には韓国、中 国のガスタービンや流体機械関連の学会と共にアジアガ スタービン会議ACGT2009 in Tokyoを共同開催し、日 本、韓国、中国を中心に130余人が参加いたしました。 ACGTがアジアにおけるガスタービン技術に関する情報 交換の場としての地位を確立しつつあります。また、来 年は当学会がほぼ4年毎に開催している国際ガスター ビン会議の年にあたり、第10回国際ガスタービン会議 IGTC2011を大阪で開催する予定です。今年はその準備 活動が本格的に立ち上がります。

今期は、当学会の運営上の重要な転換期を迎えます。 2008年12月に施行された公益法人制度の抜本的改革に関 する新法により、当学会は新公益社団法人となるか、一 般社団法人となるかを選択する必要があります。前期に おいて当学会としては活動を公益性に軸足を置くという 考えから新公益社団法人に移行することを選択すること とし、関連する定款、規定類の改訂準備を進め、今期の 予算編成案にもこの方針を反映いたしました。本年秋に は公益認定の申請書を提出し、本格審査に入る予定です。 関連する各委員会には引き続き新公益社団法人化に向け た準備や審査への対応が求められますので、よろしくお 願いいたします。各事業での収支バランスを取るなど新 公益社団法人に求められる運営への第一歩を踏み出した いと考えています。

終わりになりますが,第34期の本阿彌会長はじめ,各 理事,各委員の皆様のご尽力に心より感謝申し上げると ともに,会員各位の益々のご健勝とご発展を祈念いたし まして,会長就任の挨拶といたします。

- 1 -



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その2:航空用)

# 航空エンジン高温化の変遷

福山 佳孝<sup>\*1</sup> FUKUYAMA Yoshitaka

キーワード:航空エンジン、高温化、エンジンシステム

#### 1. はじめに

航空エンジンの高温化は表1に示すような多くの技術 に支えられており、本特集でこの中のいくつかの技術が 紹介される。航空エンジンの場合も高温化はエネルギ利 用効率向上(燃費削減)が目的であるが、エンジンは航 空機の推進機関であるから航空機と切り離した議論は無 意味だし、航空機に搭載する事により地上用とは異なる 特性が要求される。本稿の読者全てが航空エンジンや冷 却技術の専門家では無いだろうから、以下では、高温化 の変遷に加えて、航空エンジンシステムの特徴と冷却要 素技術の効果に関しても概要を述べたい。

表1 高温化を支える技術

- A 冷却技術 対流冷却(衝突噴流,リブ,ピンフィン,ディンプル等) 膜冷却(孔形状,配置等) 複合冷却(複数の対流冷却技術と膜冷却)
- B 材料技術 金属基材(Ni基超耐熱単結晶材料等) コーティング(耐腐食,耐酸化,遮熱等) 複合材料(CMC等)
- C 燃焼技術(低NOx,安定燃焼等)
- D 压縮機技術(高性能化,高負荷化,安定制御等)
- E 冷却構造設計技術(組合せ要素冷却性能評価等)
- F 製造・加工技術(精密鋳造,孔加工等)
- G 検査技術(非破壊検査,オンウィング検査等)
- H 補修技術(溶接,組織再生,形状再生,再コート等)

# 2. 航空機と航空エンジンの推移とエンジン高温化

図1に民間航空機とエンジンの推移を,図2にタービン高温化の推移を概念的に示す。図1は平塚<sup>(1)</sup>,図2は 吉田<sup>(2)</sup>を参考に作成したもので,世代定義等は著者の私 見である。また,破線の航空機とエンジンを示す枠は商 品の運用期間を示すものではない。なお,航空エンジン と環境技術の変遷に関しては,林<sup>(3)</sup>の解説があるので参 照されたい。

ターボジェットエンジンは英国のFrank Whittleとド イツのHans von Ohainの二人により1930年代の同時期



図1 航空用エンジンと民間航空機の推移



図2 航空用エンジンのタービン入口温度の推移

に軍用機の推進機関として開発され<sup>(4)</sup>, 1939年8月にド イツ, 1941年5月に英国の戦闘機が初飛行した。

1949年7月には世界初のジェット旅客機コメットが 初飛行し,1950年代(図1-①)には第1世代ジェット 旅客機とターボジェットエンジンや初期の低バイパス比 ターボファンエンジンが出現した。ジェット旅客機はプ ロペラ機の倍近い高速で気象の安定した高高度を飛行で きるが、これはジェットエンジンの小型軽量大出力特性 の賜物であり、唯一の大型航空輸送用推進機関として社 会と航空機の要請に従って発展を続けてきたのである。

1960年代(図1-②)には第2世代ジェット旅客機の 就航と共に低バイパス比ターボファンエンジンが実用化

原稿受付 2010年4月16日

<sup>\*1</sup> 宇宙航空研究開発機構

<sup>〒182-8522</sup> 調布市深大寺東町7-44-1

されたが、タービン入口温度は1000℃程度、エンジンバ イパス比は1程度であった。以降大型エンジンはターボ ファンの時代となる。

1970年代(図1-③)には広胴型(Wide body)の第 3世代機と共に、バイパス比5程度のエンジンが運用さ れ始めた。タービン翼には膜冷却技術が適用され、ター ビン入口温度は1300℃に達した。ロングセラー機では同 様の機体に新型エンジンが導入される事もあった。1980 年代(図1-④)からは、中小型旅客機がジェット化さ れ、大型エンジン技術を活かした中小型エンジンが開発 された。

1995年(図1-5)にはそれまでエンジン3又は4基 を必要とした大洋や北極路線にエンジン2基で運航でき るB777が登場した。これは、エンジンの信頼性が格段 に向上した為である。それらのエンジンはバイパス比が 6を超えタービン入口温度は推定最高1600℃に達し、全 面膜冷却と微細な内部構造の対流冷却強化技術、単結晶 材料,遮熱コーティングが実用化されている。

2009年12月15日にB787-8が初飛行した(図1-⑦)。こ の航空機にはバイパス比が9~11と推定されるエンジ ンが搭載され,運航燃費は同規模の航空機から20%程度 低減できると言う。小型機では大型ファン駆動に減速ギ アを使用するギア付ターボファンエンジンが,実用化の 直前にある(図1-⑧)。

民間航空機の約60年の歴史で,推力当りの燃料消費率 (SFC; Specific Fuel Consumption)は50%以下に低減さ れ、そこにはコアエンジンの高温高圧化とエンジンシス テムの高バイパス比化の貢献が大きい。

#### 3. 高温・高圧化とエンジンシステムの高性能化

表2に飛行とエンジンシステムを検討する為に必要な

表2 飛行とエンジンシステムに関する式

$\mathbf{F} = \mathbf{D} = \mathbf{C}_{\mathrm{d}} \times \mathbf{S} \times \mathbf{q}$	式1
$\mathbf{L} = \mathbf{W} = \mathbf{C}_1 \times \mathbf{S} \times \mathbf{q}$	式2
$F = W \times (C_d/C_1)$	式3
$q = (1/2) \times \rho \times V_0^2$	式4
$V_0^2 = 2 \times H_0 \times (\tau_r - 1)$	式5
$\eta_{\rm T}$ = PWR/ Q <sub>f</sub> = 1 - 1/( $\tau_{\rm r} \times \tau_{\rm o}$ )	式6
$\eta_{\rm P} = F \times V_0 / PWR$	式7
$\eta_{0A} = \eta_T \times \eta_P = T \times V_0 / Q_f$	式8
$SFC(kg/s/N, s/m) = W_f/F$	式9
SEC(J/s/N, m/s) = $W_f \times H_f/F = Q_f/F = V_0/\eta_{0A}$	式10
$V_{jc}^2 = 2 \times H_0 \times$	式11
$\{\tau_{\rm r} \times [\tau_{\rm o} \times \tau_{\rm b} - \alpha \times \tau_{\rm f} - \tau_{\rm O} + (1+\alpha)] - \tau_{\rm b}\}$	
$V_{jb}^2 = 2 \times H_0 \ (\tau_r \times \tau_f - 1)$	式12
$V_{\rm jc} = V_{\rm jb} = V_{\rm j}$	式13
$\eta_{\rm P} = 2 \times V_0 / (V_j + V_0)$	式14
$V_{m} = F/G_{a} = V_{j} - V_{0}$	式15
$\tau_{\rm f} \times (\tau_{\rm r}+1) \times (\alpha+1) = (\tau_{\rm b}-1) \times (\tau_{\rm r} \times \tau_{\rm o}-1)$	式16

式をまとめておく。

先ず, 航空機の定速巡航を考えると, 推力 (F) は 航空機の空気抵抗 (D) と, 揚力 (L) は航空機の重 量(W)と釣合っている(式1~3)。ここで、qは航空機の受ける動圧(式4)、Sは翼面積である。巡航時の 揚抗比(L/D=C<sub>1</sub>/C<sub>d</sub>)は20程度の大きな値である為、重量に対して必要推力はかなり小さい。また、同じqでは 高空ほど空気密度( $\rho$ )が低いので高速で飛行(飛行 速度;V<sub>0</sub>)できる。この高空高速でも推力を得られるの がジェットエンジンの特質である。飛行速度と温度比 ( $\tau_r$ )の関係は大気のエンタルピ(H<sub>0</sub>)を使用して式5 となる。重要なのは、Wにはエンジンと、その数倍の燃料の重量が含まれ、Dにはエンジン自身の生む空気抵抗 も含まれる事である。

図3に2軸ターボファンエンジンの概要を示す。以下, 理想エンジンサイクル(損失・冷却無し,ノズル出口 マッハ数<1.0)を対象としてエンジンシステムを解説



図3 2軸ターボファンエンジン

する。詳細は教科書(5)等を参照して欲しい。

図に示すターボファンエンジンの仕様は、バイパス比 ( $\alpha$ )、ファン圧力比( $\pi_f$ )、エンジン全体圧力比( $\pi_o$ )、 燃焼器温度比( $\tau_b$ )で決まる。

航空エンジンは推進機関なので、その総合効率( $\eta_{\text{OA}}$ , 式 8) はエンジンの熱効率( $\eta_{\text{T}}$ , 式 6) と推進効率 ( $\eta_{\text{P}}$ , 式 7) の積となる。ここで、PWRはエンジンが 成す仕事、Q<sub>f</sub>は燃料で供給するエネルギである。

エンジン性能評価値として良く使用されるのがSFC (式9) で $W_f$ は燃料消費量である。燃料発熱量 $H_f$ を考慮 したSEC (Specific energy consumption,式10) は燃料 が変わっても使用できるエネルギ消費の指標である。

エンジン重量や大きさの観点から比推力(V<sub>m</sub>,式15) が大きい事が望ましい。理想ターボファンエンジンでは コア(式11)とバイパス(式12)の排気ジェット速度が 同じ時(式13)に比推力が最大となり,その条件で推進 効率(式14),比推力(式15),温度比(τ)とバイパス 比のバランス関係(式16)が得られる。

熱効率は全体圧力比(τ<sub>o</sub>)にのみ依存して増加し(式 6),比出力は燃焼器温度比(τ<sub>b</sub>)にのみ依存し増加す る。

推進効率はジェット速度(V<sub>j</sub>)が飛行速度(V<sub>0</sub>)に

近づくほど高い(式14)が、 $\tau_{f}$ 減少により $V_{j}$ を減少(式 12)するとエンジン空気流量( $G_{a}$ )が増加(式15)し、 それに伴いエンジンサイズと重量が増加する事になる。

エンジンサイズの増加は抗力(D)を増加(式1)し, 主翼下へのエンジン装着を困難にする。支持構造強化 も含めた重量の増加は航空機重量(W)と必要推力(F, 式3)の増加を招き,必要推力増加は燃料消費増加(W<sub>f</sub>, 式9)につながる。よって,推進効率の追求には限界が あると思うが,これを解決するのが新材料によるエンジ ン軽量化技術で,非常に期待が高いのである。

ターボファンエンジンのエネルギ効率向上は、 $\eta_{T}$ と $\eta_{P}$ の向上により実現されてきた。式16で説明すれば、 左辺の $\alpha$ を増加し $\tau_{f}$ を低下して推進効率を高め、これ と釣合う右辺の $\tau_{b}$ 増加(高温化)と $\tau_{o}$ 増加(高圧化) で比出力(小型・軽量化)と熱効率を増加できるエンジ ンシステムを開発してきた事と理解できよう。

以上の様に使用可能な最新技術を統合して全体バラン スの良いエンジンを構想するシステムインテグレーショ ン技術が良い商品開発のポイントだと思われるが,それ を支えるのはエンジンに係る全ての要素技術である。

# 4. 高温化要素技術の効果

膜冷却や遮熱コーティングを含む冷却システムの構成 概念と1次元熱通過の考え方,各種定義を図4にまとめ て示す。ここでは,膜冷却と遮熱コーティングの無い単 純な内部対流冷却(熱流束:qw0,冷却効率; $\eta_0$ )を基準 として,冷却要素の追加や熱抵抗変化の熱流束比( $\phi$ ) 及びメタル表面冷却効率変化( $\Delta \eta$ )に対する影響具合 を見てみよう。一次元熱通過による計算式を表3にまと めて示す。これらは単純だが概念検討には有用である。

膜冷却は高温構造に直接触れるガス温度を低下し、冷 却性能を向上、熱流束も低減できる非常に優れた技術で あるが、均一な膜の形成が困難である。また、噴出しに 伴いガス側熱伝達率変化(χ<sub>f</sub>=K<sub>gf</sub>/K<sub>g</sub>)が発生する事が 知られている。膜冷却の効果(η<sub>f</sub>)は表3-laの様にな り、熱伝達率が増加すると(χ<sub>f</sub><1) 膜冷却効果が低減



図4 冷却システムの構成概念図(イメージと定義)

表3 一次元熱通過による計算式

	φ <sub>x</sub> (熱流束比)	$\Delta \eta_x$ (冷却性能変化)
	$=q_{wx}/q_{w0}$	$=\eta_x - \eta_0$
1a	$\phi_{\rm f} = (1 - \eta_{\rm f})$	$\Delta \eta_{\rm f} = (1 - \eta_0) \times$
	$/(1+\eta_{0}\times(1-\chi_{f}))$	$\left[\eta_{\rm f} + \eta_0 \times (1 - \chi_{\rm f})\right]$
		$/ [1 + \eta_0 \times (1 - \chi_f)]$
1b	$\phi_{\mathrm{f}}=1-\eta_{\mathrm{f}} \leq 1$	
2	$\phi_{\rm c} = 1/(1+\chi_{\rm c})$	$\Delta \eta_{c} = -\eta_{0} \times \chi_{c}$
		$/(1+\chi_{c})$
3	$\phi_g = 1/(1+\chi_g)$	$\Delta \eta_{g} = (1 - \eta_{0}) \times \chi_{g}$
		$/(1+\chi_{g})$
4	$\phi_{t} = 1/(1+\chi_{t}) \leq 1$	
		$\chi_{\rm t}/(1+\chi_{\rm t}) \geq 0$
5	$\phi_{\rm m} = 1 - \tau_{\rm m} / \eta_0 \leq 1$	
		$\chi_{\rm c} = \tau_{\rm m} / (\eta_0 - \tau_{\rm m})$
6	$\phi_1 = 1 - \tau_1$	$\Delta \eta_1 = -\eta_0 \times \tau_1$

する。表3-1bは熱伝達率変化が無い(χ<sub>f</sub>=1)場合の関 係であり、一般にはこの式で評価されることが多い。

内部冷却の熱抵抗変化 ( $\Delta K_c$ ,  $\chi_c = \Delta K_c/K_{a0}$ ) は表 3-2の様になる。対流強化 ( $\chi_c < 0$ ) は冷却性能を向上 するが、熱流束と材料熱応力を増加する事になる。

同様にガス側熱抵抗変化 ( $\Delta K_g$ ,  $\chi_g = \Delta K_g / K_{a0}$ ) は 表 3 - 3 の様に影響する。高温表面の表面粗さが酸化や 付着物により増大すると熱伝達率が増加 ( $\chi_g < 0$ ) する 可能性があり運用時には注意が必要であろう。

膜冷却と同様にガス側の熱抵抗を増加し熱流束を 低減して冷却性能を向上するのが遮熱コーティング (TBC; Thermal barrier coating)である。TBC効果 ( $K_t$ ,  $\chi_t = K_t/K_{a0}$ )は表 3-4の様に冷却構造の全体熱抵抗 ( $K_{a0}$ )に依存するので、タービン翼と燃焼器では必要厚 みが異なる。

新材料開発による材料許容温度増加 ( $\Delta T_m > 0, \tau_m = \Delta T_m / (T_g - T_c)$ ) を冷却効率削減に利用すれば、表 3-5の様に熱流束と必要冷却空気流量低減 ( $\chi_c > 0$ ) に つながる。また、冷却性能を維持すれば、部品の低温化 により長寿命化につながるだろう。

冷却空気温度変化 ( $\Delta T_{l}, \tau_{l} = \Delta T_{l}/(T_{g} - T_{c})$ )の影響は表3-6の様になる。高圧力比エンジンでは、圧縮 機吐出温度が上昇するため、冷却注意が必要だが、従来 は燃焼器やタービン翼に限られていた高温腐食がタービ ンディスクに発生する可能性も有る。

高温化を目指した高性能冷却構造開発では、以上の様 な要素性能の向上を担う基礎研究と共に、要素が複合し た実用構造の冷却性能(及び熱応力)を高精度で予測評 価できる技術が必要である。実機構造を実機条件で試験 計測するのは困難且つ高コストであるから、流体と固体 を同時に解析できる連成解析技術等の数値シミュレー ション技術が重要と考えられているのである。

### 5. おわりに

航空エンジンには熱効率を向上できても、重い・大き

い技術要素は使いにくく,小型軽量高効率の観点からシ ンプルなガスタービンエンジンが相応しい様に思う。

エネルギの有効利用の為,今後も熱効率向上を狙った 高温化・高圧化・軽量化の研究開発は必須であろう。著 者は我が国独自の斬新且つ高度な技術開発とそれを盛り 込んだ商品の出現を望んでやまない。

# 参考文献

- (1) 平塚真二, 論説・解説「民間航空機用エンジン産業について」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.36, No.4, pp.8-13, 2008。
- (2) 吉田豊明, 論説・解説「ガスタービンにおける伝熱・冷却特集号によせて」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.35, No.3, pp.2-3, 2007。
- (3) 林茂, 論説・解説「航空エンジン」, 日本ガスタービン 学会誌, Vol.35, No.2, pp.3-8, 2007。
- (4) 特集「歴史に見るガスタービンの発達プロセス」,日本 ガスタービン学会誌,Vol.36,No.3,2008。
- (5) Mattigly, J.D., "Elements of Gas Turbine Propulsion", International Editions 1996, McGraw-Hill Inc.

- 5 -



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その2:航空用)

# 高温用非金属材料の技術動向

中村 武志<sup>\*1</sup> NAKAMURA Takeshi

キーワード: Gas Turbine, Heat Resistant material, Non-metallic, Ceramics Matrix Composite, Silicon Carbide

# 1. はじめに

近年,航空機用ガスタービンエンジンでは環境意識の 高まりと,航空燃料の価格高騰などにより,燃費改善が 喫緊の課題となっている。燃費改善に向けた取り組みと して,部品の耐熱性向上,重量削減の重要性が高まって いる。

図1に航空エンジンの主要部位の環境温度と材料温度 の概要<sup>(1)</sup>を示す。エンジンに吸い込んだ外気が圧縮機で 圧縮されると600℃以上になり,燃焼器以降では環境温 度が現在使われているニッケル(Ni)基超合金の融点 (1400℃前後),耐用温度(1000℃程度)を大きく超えて いる。そのため,圧縮した空気の一部を冷却用に用いる 必要がある。また,環境温度の一例としてタービン入口 温度の変遷を図2<sup>(2)</sup>に示すが,エンジン中の環境温度は 更に上昇傾向にあることが分かる。材料の耐用温度を上 げ,冷却空気を減らすことができれば,燃費削減に大き なメリットがある。

ニッケル基超合金に代表される金属材料について、こ れまで長い期間を経て耐用温度の改善が進められてきた。 その経緯は3月号に紹介されており、そちらを参照願い たい。本稿では金属材料の耐用温度を大きく超えること が期待される非金属材料のうち、最も有望な材料であ るセラミックス基複合材(Ceramic Matrix Composite, 以後CMCと略記する)の開発動向について紹介する。



# 2. セラミックス基複合材料とは

CMCはニッケル基超合金に比べて比重が約1/4程 度であり、1300℃以上でも用いることが可能な耐熱性 を有する。CMC材をタービン構造部品に適用すること により、エンジン重量の削減および燃料消費率(以後、 SFCと略記する)を低減する試みが米国を中心に世界的 に行われている。図3に各種材料の温度-比強度の比較 を示す。高温域ではCMCが優れていることが分かる。

CMCは強化繊維としてセラミックの繊維を用い,セ ラミックのマトリクスで固めた材料である。繊維とマ トリクスの界面にはインターフェイスと呼ばれるコー ティングが施工され,互いが固着するのを防ぎ,CMC の強度発現に重要な技術となっている。また,1200℃以



原稿受付 2010年3月19日 \*1 (株IHI 航空宇宙事業本部 技術開発センター 材料技術部

〒190-1297 西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229



- 6 -

上の高温における適用が期待されているため,水蒸気減 肉に対する耐環境コーティング(Environment Barrier Coating,以後EBCと略記する)の開発が適用への課題 である。

#### 2.1 繊維

CMCに用いられる繊維は、SiC繊維とAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>繊維が主 流である。耐用温度はSiCの方が高いが、コストはAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 繊維が安いため、適用温度域によって使い分けが検討さ れている。以下にそれぞれについて記す。

SiC繊維は東北大の矢島教授によって1975年に開発さ れ,日本カーボン(株)のニカロン繊維,宇部興産(株)のチ ラノ繊維として商品化された。現在世界の市場は、こ の日本の2社によって独占されている。図4に、SiC繊 維の原料とSiC繊維の外観を示す。いずれもSiとCを含 んだポリマーから紡糸され、焼成してセラミック化す る。製造工程途中で酸素を含んでしまうことから、ニカ ロンNL-200やチラノLoxMに代表される初期のSiC繊維 の耐熱性は1200℃程度で、SiCが本来持つ耐熱性を十分 発揮できなかった。Zrという安定な元素を含むチラノ ZMI繊維や、繊維に電子線を照射することで酸素混入量 を減らしたハイニカロン繊維が登場し、繊維の耐熱性 は1400℃程度に向上したが、更なる特性向上一特にク リープ特性向上のために、元素組成をSiとCの化学量論 比に近づけたハイニカロンタイプS. 結晶粒径を通常の 数ナノから数十ナノサイズにまで成長させたチラノSA 繊維が最新のSiC繊維となっている。SiC繊維の開発は 主に日本で行われているが、米国においてもSylramic繊 維がEPMプロジェクトで開発された。更に米国UEET (Ultra-Efficient Engine Technology Program) プロジェ クトではSylramic繊維を高温処理することにより、繊維 表面のBN層を安定にしたSylramic-iBN繊維が開発され ている。代表的な耐熱繊維であるハイニカロンタイプS と、米国が開発したSylramic, Sylramic-iBNのクリープ 特性の比較がなされ、クリープ歪み速度等の観点から Sylramic-iBNが優れていると報告されている。<sup>(3)</sup>



図4 SiC 繊維の原料(ポリカルボシラン)と外観

SiC系の繊維が日本主導で開発されたのに対し、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 系の繊維は米国3M社で開発されたNextel繊維が主流で ある。Nextel繊維では610、および720がCMCへの適用 を検討されている。610が純粋なAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>繊維であるのに対 し、720はSiO2を加えてムライト化し耐熱性を向上した ものである。いずれの繊維も1100℃程度から強度低下が 認められ、1200℃程度が耐熱限界と思われる。

#### 2.2 インターフェイスコーティング

繊維とマトリクスの界面には、互いが固着するのを防 ぐインターフェイスコーティングと呼ばれる界面層が施 工されている。インターフェイスコーティングはマトリ クス中に入ったクラックが繊維に伝播しないよう、イン ターフェイス中でクラックを逸らす働きを持つ。図5に インターフェイスの模式図を示す。

このような働きを持つ物質としては、炭素の一形態で あるグラファイトが知られている。グラファイトは強固 な共有結合を持つ面と、その面間を弱いファンデルワー ルス結合がつないでいる。繊維に平行に共有結合の面が 存在する場合、クラックが繊維を切断せず、弱いファン デルワールス結合を切断する方向 - 繊維に平行な方向へ クラックを逸らしてくれる。インターフェイスコーティ ングの厚さは数百ナノのオーダーであるが、施工されて いない場合繊維強度はほとんど発現されず、CMCにとっ て非常に重要なものである。SiC系CMCでは、CH4等の 原料ガスの熱分解反応を利用する気相蒸着法(Chemical Vapor Infiltration,以後CVIと略記する。)で施工したC (カーボン) インターフェイスコーティングが最初に実 用化された。Cは大気中では600℃程度から酸化消失す る。また、SiCは1000℃以上で酸化されSiO2の保護膜を 形成する。このため、初期のCMCは600~1000℃の間 に酸化が顕著となる温度域である中間温度域の問題を持



-7-

つこととなり、その強度の低さから問題視された。

この問題を解決するため、仏ボルドー大のNaslain教 授やSociété européenne de plopulsion(以後,SEPと略 記する)社が中心となり、CVIによって施工するBN(ボ ロンナイトライド)インターフェイスコーティングを開 発した。BNコーティングの施工としては、下記の反応 を用いるのが一般的である。

#### $BCl_3 + NH_3 = BN + 3HCl$

BNは耐酸化温度が900℃程度であり、マトリクスに 覆われた場合は1000℃まで顕著に酸化されないため、 CMCの中間温度域の問題を無くすことに成功した。し かしながら、BN形成は反応速度が早く、2種類の原料 ガスによる反応のため、Cに比べ高温での施工が難しい。 よって、SiC繊維を織物にしてから施工するCインター フェイスと違い、織物を形成する前に繊維上に高温で処 理する試みが成された。現在もBNは高性能型として主 流であり、これに変わるインターフェイスは、アイデア としては雲母や高融点金属等多数提示されているもの の<sup>(4)</sup>, BNインターフェイスコーティングを超える本命 はまだ見つかっていない。

一方Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>系の酸化物CMCでは,米空軍の研究所が中 心となりLaPO<sub>4</sub>(モナザイト)インターフェイスコー ティングが開発されている。モナザイトはAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>に対し 高温まで安定であり,固着しないという特徴を有してい る。Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>繊維上にスラリーで施工するため,均一な膜 厚で付けるのが難しく,施工方法,膜厚の評価方法等が 検討されている。

#### 2.3 マトリクス

SiC系マトリクスとしては、CVI,液相含浸(Polymer Impregnation and Pyrolysis,以後PIPと略記する)法, 溶融含浸(Melt Infiltration,以後MIと略記する)法が 主な施工方法である。Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>系酸化物CMCでは、ゾルゲ ル法等も用いられる。SiCマトリクスの形成法について, 以下に詳細を述べる。

SiCマトリクスの形成法であるCVI法は、前述したようにインターフェイスコーティングの施工でも用いられている。CVI法によるSiCマトリクスは、主に仏Naslain 教授とSEP社等によって開発された。図6に示すメチ ルトリクロロシラン(Methyl Tri-Chloro Silane,以後 MTSと略記する。)と呼ばれる原料ガスの熱分解反応な



図6 メチルトリクロロシランとSiC化反応

どにより,SiCマトリクスが形成される。緻密で純粋な 膜状組織となる。酸化性である反応副生成物の処理が可 能な特殊な装置を必要とし,高コストとなる問題がある。

PIP法の適用は日本で進められた。2.1項で前述した SiC繊維の原料を繊維織物に含浸し、焼成してセラミッ ク化することでSiCマトリクスを形成する手法である。 焼成時に体積収縮を起こすため、砕けた組織でO(酸素) や余剰のC等を含んだ塊上組織となる。特殊な装置を必 要としないため低コストであるが、必要な含浸量を得ら れるまでにサイクルを何度か繰り返す必要があり、製造 期間がかかるという問題点がある。図7にCVIとPIPで マトリクスを形成したCMCのミクロ組織を示す。CVI は緻密な組織であり、PIPは砕けた組織であることが分 かる。この組織から分かるように、CVI相は純粋なSiC の特性に近く高弾性率、高熱伝導率であり、PIP相は見 かけ上低弾性率、低熱伝導率となる。

CVI法とPIP法を組み合わせて形成したCMCの板厚方



図7 CVIとPIPで形成したCMCのミクロ組織

向熱伝導率を図8に示す。横軸はマトリクスの全体積に おけるCVIマトリクスの割合を,縦軸はCVIマトリクス の熱伝導率を1とした場合の熱伝導率の比を示している。 PIPマトリクスが多いと熱伝導率が低くなっていること が分かる。



- 8 -

MI法は米General Electric(以後,GEと略記する)社 を中心に開発された。骨材としてのSiC粉末と原料のC 粉末を混合した後に繊維織物にスラリー法で含浸し、そ の後溶融したSiをかけることでSiとCを反応させ、SiCマ トリクスを形成する。短時間、低コストで気孔の無い緻 密な組織を形成できるが、反応速度が速すぎて制御が難 しく、残留Siを数%含んだマトリクスとなる。そのため、 1300℃を超えSi融点近くになると、残留Siの溶出により 強度が低下するという問題点がある。

現在上記の3手法が主流であり、互いに組み合わせて 用いることが多い。特に最初のマトリクス形成にはイン ターフェイスの耐酸化保護膜として、また、MIプロセ ス中の溶融Siとの反応保護膜としてCVIマトリクスが必 要とされる。これらのマトリクス形成法に対し、コスト と耐熱性を兼ねた固相含浸(Solid Phase Infiltration: 以後SPIと略記する)が近年開発され、その有効性を示 している。固相含浸法は原料であるSiとCの混合粉末の 沈殿中に繊維織物を沈め、超音波によって振動を加える ことで粉末を織物中に含浸させている。MI法と異なり SiとCの量を1:1とすることができ、残留Siがないとい う利点がある<sup>(5)</sup>。これらの手法を、表1に合わせて示す。

方法	形成 速度	反応	原料 寄与率	問題点
CVI法 (仏·米·日)	小	CI $CH_0^{-}$ Si-CI (see) → SiC + 3HCl(see)↑ $CH_0^{-}$ Si-CI (see)↑ $CH_0^{-}$ Si-CI (see)↑	1~5 wt%	形成速度 遅い
PIP法 (日)	中	$ \begin{pmatrix} CH_{\theta} & H\\ \vdots & -C\\ H & H\\ \vdots & -I\\ H & H \end{pmatrix}_{n} \psi_{Qad} \rightarrow S_{1}C + CH_{4}(gad)^{\uparrow} + 2H_{2}(gad)^{\uparrow} \\ \bigstar U = -$	~20 wt%	形成速度 遅い
MI法 (米)	×	C + Si (liquid) → SiC ( + C + Si) 固相+溶融金属 未反応分残存	~95 wt%	残存Siあり 高温で 強度低下
固相 含浸	×	Si + C → SiC 固相+固相(混合比制御が容易)	100 wt%	粉末の 含浸性

表1 SiCマトリクス形成法の比較

#### 2.4 表面コーティング

Si系のセラミックは、水蒸気雰囲気中において減肉す ることが知られており、CMCを航空エンジンやガスター ビンに適用する際に必須のものとしてEBCの重要性が 唱えられてきた。下記にSi系セラミックの水蒸気減肉を 支配する化学式を示す。

 $SiO_2(s) + 2H_2O(g) = Si(OH)_4(g)$ 

Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>, SiCに代表されるSi系のセラミックは,大気中 でSiO<sub>2</sub>の酸化膜を形成するため,同じ問題を共有してい る。また,Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>においても下式で示す水蒸気減肉が問 題となる。

$$Al_2O_3(s) + 3H_2O(g) = 2Al(OH)_3(g)$$

電力中央研究所の報告によると, Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>, SiC, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> の比較ではSi<sub>3</sub>N<sub>4</sub>が最も減肉量が多く,並べた順に少 なくなる。ガス温度1250℃,全圧1.52MPa,ガス流速 110m/s,水蒸気分圧120 kPa,暴露時間15000hrにおい ては,減肉量はそれぞれ約8 mm, 5 mm, 1 mmとなり, EBCの適用は必須と結論付けられている<sup>(6)</sup>。

1999年までに米国EPM (Enhanced Materials Program) プロジェクトにおいて、第一世代のEBCが SiC/SiC用に開発された。トップコートとしてはバリ ウムストロンチウムアルミノシリケート(以後BSAS と略記する)、ボンドコートとしてはムライト、BSAS の混合組織, さらに下地にSiを施工した3層コーティ ングである。このEBCはSiCより2桁減肉量が小さく、 耐用温度1200℃のEBCとして米国でスタンダードに なっている。最近では高温となるHPTに用いるために, EBCの上に更に遮熱コーティング (Thermal Barrier Coating: 以後TBCと略記する) を適用する研究が, NASAやGE社を中心に行なわれている<sup>(7)</sup>。TBCは安定 化ジルコニアがニッケル基超合金用に既に幅広く適用さ れているが、ジルコニアは金属用に開発されたもので熱 膨張係数が9×10-6/K程度と大きく,CMCに適用す るには熱膨張係数を下げる必要がある。図9にCMCで あるSiC / SiC複合材とEBC候補材などの熱膨張係数の 比較を示す。



日本ではCFCC (Continuous Fiber Ceramic Composites) プロジェクト (「非酸化物系セラミックス複合材料の燃 焼環境下での耐久性向上研究」, NEDO技術開発機構委 託研究)等において, 1300℃級の耐用温度を目指し希土 類酸化物系のEBCが開発された。トップコートはルテ チウムシリケート, ボンドコートはイッテルビウムシリ ケートを適用し, 静的な環境下であるが1300℃ 1000時 間以上の評価を実施している。

# 2.5 適用部品

CMCは主に米国IHPTET (Integrated High Performance Turbine Engine Technology) プロジェクトにおいて, 多数の部品が試作され評価された。その中で主力メン バであるGE社は、CMCの適用候補として燃焼器ライ ナ、静翼、シュラウド、動翼、タービンフレーム、アフ ターバーナフラップ等を挙げており、燃料消費率, 推重 比に与える効果を示している<sup>(7)</sup>。この試算はCMCが現状 より93℃耐熱性を向上した場合(超合金の耐熱温度より 204℃高い)で検討され、タービンエアフォイル全てに CMCを適用した場合、燃料消費率は数%改善され、推 重比は10%以上改善されることが示されている。GE社 は軍用機では、F35用エンジンF136の低圧タービン3段 静翼に,CMC静翼を適用することを発表している。<sup>(8)</sup> このCMC静翼は、タービン部に適用される最初の実用 CMC部品となることが見込まれている。また、民間機 用ではCFM56エンジンの後継機となるLEAP-Xエンジ ンの高圧タービン静翼、シュラウドにCMCを適用する 研究を積極的に進めている。なお,同様にLEAP-Xエン ジンでは、SNECMA社が低圧系であるものの、静止部 品のみでなくタービン動翼への適用も目指している。(8)

アフターバーナフラップにおいては,F18用エンジンのF414にSiC/C材が適用され始めている。Pratt & Whitney(以後,P&Wと略記する)社はSNECMA社製のCMCを用い,適用開発を進めている。金属製のフラップに比べ,十分長い寿命を示している。<sup>(9)</sup>

また, 燃焼器ライナ, シュラウドへの取り組みが進め られており, 既に地上でのエンジン耐久試験を実施して いる。

日本においてはESPRプロジェクト (Research and Development of Environmentally Compatible Propulsion System for Next-Generation Supersonic Transport;「環境適合型次世代超音速推進システム」 研究開発, NEDO技術開発機構委託研究) にて, CMC の適用に向けた開発が進められた<sup>600</sup>。対象部品としては, タービンシュラウド, タービン静翼等である。図10に



図10 ESPRで試作したCMCタービン出口静翼

ESPRにて試作された大型のタービン出口静翼を,図11 にタービンシュラウドを示す。ESPRプロジェクトでは 図11のCMCシュラウドについて,タービン入り口温度 1650℃でのエンジン搭載試験を実施した。エンジン試験 は無事終了し,搭載試験後に外観,およびミクロ組織観 察を行ったが,損傷等は見られなかった。



試験前 (冷却側)

試験前 (主流側)



エンジン試験後(主流側) 図11 エンジン試験に供試されたCMCシュラウド

### 3. まとめ

航空機用エンジンの耐熱材として期待されるCMCは. 繊維, インターフェイス, マトリクス, コーティングの 各材料構成要素において、様々な開発が進められてきて いる。繊維においては更なる耐熱性を志向し、成分の最 適化、結晶粒の調整が行われた。インターフェイスにつ いては、CからBNへ移行し、BNの処理温度の検討が進 められたが、次世代型を模索している。マトリクスにつ いては、各社様々な製造法を生み出してきたが、近年高 効率と耐熱性を兼ねる固相含浸法が開発された。表面 コーティングであるEBCは最も開発の関心が高く、第 一世代にTBCを併用し、1200℃より耐熱温度を高めたT / EBCが開発され始めている。適用候補部品は、燃焼器、 シュラウド、アフターバーナフラップ等でエンジン搭載 評価が進み、タービン静翼や動翼が次の適用対象として 開発が進められている。今後もCMCは耐熱材として有 望であり、開発予算が大きい米国、CVI技術を有する仏 国が開発を牽引すると思われる。日本としても、繊維や 高効率マトリクス含浸で世界をリードする優れた技術を 有しているが、開発競争は厳しく優位に立つため、一層 の技術力向上が必要である。

CMCの課題としては、材料データの蓄積,エンジン 環境下での搭載評価が実機適用への鍵となる。これらの 開発はコスト,期間がかかり、また、革新材料の開発の ためリスクも大きい。例として、現在大きく注目され ている樹脂系の複合材料やTi-Alなどの金属間化合物も, 開発初期から20年以上の歳月をかけ、漸く本格的な適用 が始まったところである。次世代耐熱材料の主役となる CMCの開発において、官民一体となった開発が望まれる。

# 参考文献

- 服部博:航空エンジン材料の熱処理技術(1),熱処理,44 (2004), pp.69-75
- (2) 服部博:航空エンジン用耐熱合金,耐熱金属材料第123 委員会研究報告,38 (1997), pp.247-256
- (3) H.M.Yun et al : Process and Structural Advantages of the Sylramic-iBN SiC fiber for SiC/SiC Components, 27th International Cocoa Beach Conference on Advanced Ceramics and Composites; B, Vol.24 Issue4 P247-251 (2003)
- (4) R.J.Kerans et al : Interface Design for Oxidation-Resistant Ceramic Composites, Journal of American Ceramic Society, Vol.85 Number11 P2599-2632 (2002)
- (5) 村田 裕茂:航空エンジン用CMCの新製造法の研究,石 川島播磨技報, Vol.46, No.3 p.101-108 (2006)

- (6) I.Yuri et al : Recession Rate Prediction for Ceramic Materials in Combustion Gas Flow, Proc.2003 ASME TURBO EXPO, Power for land, Sea and Air, GT2003-38886
- (7) I.Spitsberg et al : Thermal and Environmental Barrier Coatings for SiC/SiC CMCs in Aircraft Engine Application, International Journal of Applied Ceramic Technology, Vol.1 Number4 P291-301 (2004)
- (8) AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, March 9, 2009, P36-38
- (9) E.P.Bouillon et al : Engine Test Experience and Characterization of Self Sealing Ceramic Matrix Composites for Nozzle Application in Gas Turbine Engines, Proc.2003 ASME TURBO EXPO, Power for land, Sea and Air, GT2003-38967
- (10) Tamura Tadashi et al : Research of CMC Application to Turbine Components, IHI Engineering Review, Vol.38 Number2 P63-69 (2005)

- 11 -



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その2:航空用)

# 航空エンジンにおける冷却技術の動向

大北 洋治<sup>\*1</sup> OKITA Yoji

キーワード:航空エンジン,タービン,冷却,伝熱, Aero-Engine, Turbine, Cooling, Heat Transfer

#### 1. はじめに

航空エンジンは、その黎明期から今日に至るまで、常 に高温化の途をひた走ってきており、今なお作動温度上 昇の傾向は鈍化の兆しを見せていない。今日までの航空 エンジンの目覚しい性能向上が、この大幅なタービン入 口温度上昇に負うところ極めて大であることは異論を さしはさむ余地が無い。そして、この著しい高温化を可 能にしたのは、タービンや燃焼器等いわゆるホットセク ションにおける冷却技術、材料技術、コーティング技術 の華々しい進歩である。

図1に示す通り、タービン入口温度は過去60年余りを かけて、研究エンジンを除いても1000℃近く上昇して いる。この間の材料耐用温度の向上は300℃程度であり、 残りの大部分は冷却性能向上に負っている。むろん、技 術レベルは同じでも、単純に冷却空気を増やすだけで冷 却性能は向上できるので、この差が全て純粋に「技術」 の進歩を指しているとは言えない。しかし、冷却用に抽 出される圧縮空気は、本来ならば燃焼器に導かれてエン ジン出力の源になる貴重な空気であり、抽気量をいたず らに増やせば、いくら高温化してもエンジン性能は損な われていく。換言すれば、高温化によるエンジン性能向 上のメリットをこれまで十二分に享受できているのは、 やはり冷却技術の実質的な進歩が大きく貢献しているか らなのである。

同じガスタービンシステムである産業用・発電用ガス タービンにおいても、航空エンジンと同様に高温化が推 し進められてきており、それに対する冷却技術の貢献は 大きい。航空用ガスタービンと産業用ガスタービンとで、 冷却技術の本質に大きな差異は無いが、それでも運用方 法や製品に求められる機能上の違いから、技術として注 力すべきポイントは異なってくる。産業用の場合、ホッ トセクションは、航空用に比べてはるかに長い時間を最 高ガス温度条件下で連続作動することを要求されるので、 基本的には定格長時間作動を前提に設計する。一方で航 空用の場合では、飛行要求条件に合わせてフライト毎の 最大パワーが変化し、また一つのフライトミッション

原稿受付 2010年4月2日

 \*1 (株IHI 航空宇宙事業本部 技術開発センター 要素技術部 〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 中でもホットセクションの温度・荷重は大きく変化する ため、そうしたサイクリック条件もクリティカルモード として設計することが必要となる。また、航空用の場合、 産業用と決定的に異なる要件として、各部品を1gでも 軽くするため、ぎりぎりまで贅肉をそぎ落とす軽量化設 計が常に求められており、この事は特にタービン翼のよ うな高温回転部品の冷却設計においては大きな技術課題 であり、産業用では見られないような独特な冷却構造の 工夫が編み出される背景ともなっている。

こうした経緯を踏まえ、本論説では、航空エンジンの タービン部を中心に、まず過去においてどのように冷却 技術が変遷・進歩してきたかについて振返った上で、最 近の冷却翼構造の具体例を見ていく。また、冷却技術が どのように検証され、エンジン部品でどのように実証さ れていくかのプロセスについて紹介し、さらには開発後 の実運用において発生する事象が冷却技術とどのような 関連性を持っているかについても触れる。そして最後の 章では、将来に向けた研究開発の動向について幾つかト ピックスを紹介する。



#### 2. 冷却技術の変遷と進歩

図2は、タービン翼における冷却技術の変遷と進歩を 示したものである。横軸は冷却空気量,縦軸は左側が冷

- 12 -

却効率を、右側が熱交換効率を示している。冷却効率は 翼全体の冷却性能の指標として良く使われる。一方、熱 交換効率とは、翼の内部における冷却空気と部材との熱 交換の効率を示す指標であり、冷却空気が翼に入ってか ら出て行くまでの間に部材と完全に熱交換して、出口で 空気温度と部材温度が等しくなる理想状態が熱交換効率 1.0である。

図から明らかなように、冷却性能(冷却効率)を向上 するためには、熱交換効率を高めるか、冷却空気量を増 やすか、またはその両方が必要である。熱交換効率は、 その定義から類推できるように、翼の基本的な冷却構造 によってほぼ決まってくる。図中に示す各年代の代表的 な冷却構造の存在領域が、熱交換効率のカーブと概ね良 い相関を示しているのは、このためである。

60年代あるいはそれ以前の初期の空冷翼は、内部に 複数の小さい通路を設けて単純な対流冷却を行う方式 であった。70~80年代初頭にかけて、インピンジ冷却 (噴流衝突冷却)や乱流促進体の付いたサーペンタイン 流路(往復蛇行流路)といった画期的な冷却構造が実 用化されたことで、冷却性能は一気に向上した。しか し80年代半ばには、タービンの晒されるガス温度が優 に1200℃を越えるようになり、内部冷却性能をいくら高 めても、それが却って翼の壁厚み方向の部材温度勾配を 増大させ、許容できない程の熱応力を引起すという課題 が生じてきた。ここで、タービン冷却技術の歴史上最も 偉大な発明と筆者が信じて疑わない技術、即ちフィルム 冷却(膜冷却)が登場する。それまでの冷却技術開発は、 ヒートシンク側の熱交換効率をいかに高めるかという一 点に着眼していた。しかし、フィルム冷却は熱源側から の熱流束を遮蔽するという全く別の観点を新たに提示し たものであり、これを従来の内部冷却技術と組合せるこ とで、冷却効率を飛躍的に向上させるだけでなく、翼の 温度勾配を大幅に緩和することにも成功した。図2にお いて近年の冷却方式が熱交換効率1.0を超えた領域に存

在するように見えるが、これは熱交換効率の定義に含ま れていないフィルム冷却が併用されているためである。

フィルム冷却の出現後,これに匹敵するような本質的 な革新は起きていないが,内部構造・フィルム冷却とも に様々な改良がなされ,冷却効率は着実に向上し続けて いる。今後の方向性は,トランスピレーション冷却(浸 み出し冷却)が有望な方式と目されており,これを擬似 的かつ部分的に精密鋳造で実現する冷却翼は,既に実用 化されている<sup>(1)</sup>



図2 航空エンジンのタービン冷却技術の進歩

#### 3. タービン冷却翼の構造

図3に、小型航空機用エンジン<sup>(2)</sup>の高圧タービン用に 設計されたタービン静翼、動翼の冷却構造例を示す。 静翼内部は2室構成になっており、それぞれの室にイ ンサートと呼ばれる筒状の別部品を装着し、このイン サートから多列の孔を通じて翼内面に冷却空気を衝突さ せるインピンジ冷却を行っている。一般的に前縁部は熱 負荷が高く特に冷却を強化する必要があり、本設計でも



図3 航空エンジンの冷却タービン静翼・動翼の構造

インピンジ冷却の効果を更に高めるために伝熱面を拡 大する構造が採られている<sup>(3)</sup>。後縁付近は翼が薄くなり, インサートによる冷却が困難になるため,乱流促進体と ピンフィンを適用している。一方翼面にはフィルム冷却 を全面的に適用しており,前縁は多列の円孔によるシャ ワーヘッド方式を,また背側には冷却性能の高い特殊な 形状の冷却孔<sup>(4)</sup>が適用されている。腹側の下流にも円孔 の冷却孔列が配置されている。後縁は離散的にカット バックされ,スロット状開口部から冷却空気を後縁に排 出しフィルム冷却を行っている。

動翼は非常に大きな遠心力がかかる部品であるため, 静翼のように別部品を内部に装着することは困難であ り,内部構造は一体の精密鋳造で成形される。内部冷却 は,幾つかの異なる冷却方式を併用している。前縁部は インピンジ冷却を適用しているが,前縁に隣接する室か ら噴流空気が供給されており,静翼のインピンジ冷却と は構造が異なる。中央部の3つの流路はサーペンタイン 方式(往復蛇行方式)になっており,その流路面には乱 流促進体が配置されている。後縁部は静翼と同様のピン フィンが適用されている。動翼についても翼表面には全 面的にフィルム冷却が適用されている。

# 4. 冷却技術の検証とエンジンでの実証

#### 4.1 冷却技術の検証

開発設計した冷却翼は, 試験で各部のメタル温度を計 測する等により, その冷却性能を検証する。

試験方法としては、精度の高い計測データを詳細に取 得できる図4のような翼列試験が最も良く適用される。 エンジン実環境と同等の高温・高圧下で試験するのが望 ましいが、開発の初期段階の検証では、レイノルズ数や ビオー数など冷却性能の支配無次元数をエンジン条件と 合わせた上で、より基礎的な試験を繰り返し行う場合も 多い。翼の冷却効率は、図4に示すようなサーモカメラ による詳細な温度分布計測から求められ、適用した冷却 技術が設計通りに機能しているかどうかが検証される<sup>(5)</sup>。

次のステップとしては、タービン回転試験が実施され る。詳細な計測は翼列試験より困難になるが、要素全体 としての技術、設計の検証を行う上で必要不可欠なス テップである。設計点および主要な設計点外作動条件で の性能を確認する事が主たる目的であり、また動翼にお ける内部冷却流・外部フィルム冷却流への回転場効果や 静翼列と動翼列の非定常干渉が主流温度分布や翼面熱伝 達率に及ぼす影響など、冷却性能上重要な幾つかの影響 を評価・検証することができる。

# 4.2 エンジンでの実証

冷却翼としての基本的な冷却性能が検証されて初めて、 タービン翼は部品としてエンジンに組込まれ、そこでの 実証が行われる。航空エンジンが量産に至るまでには実 に多くのエンジン試験を経る必要があるが、その中でも 冷却技術の真価が最も試されるのは、いわゆる耐久試験 と呼ばれる試験である。例えばミリタリ用エンジンの分 野であれば、その代表的な規格である米軍規格(MIL規 格)において、耐久試験はPFRT(予備飛行定格試験) の主要評価項目のひとつとして、文字通りエンジンの耐 久性を評価する試験と位置づけられている。図5は、耐 久試験の典型的な運転パターンである(6)。耐久試験にお ける推力は、実運用条件よりもタービン入口温度を高い 条件に設定して行うため、タービン翼は非常に過酷な環 境下で耐久することを試される。さらに、この試験では アイドルから最大推力間の急加減速が繰り返し行われる が、各推力への移行は0.5秒のパワーレバー操作により 行われ、タービン翼には非常に大きくかつ急激な温度振 幅が何度も課せられる。本例では6時間で1回の耐久サ



図4 タービン翼列試験と冷却効率の計測例(5)



図5 XF7エンジン耐久試験の運転パターン<sup>(6)</sup>

イクルになっており、これを規定回数まで反復する。図 6は耐久試験後の分解検査例であるが<sup>(7)</sup>,ここでタービ ン翼部品に焼損やクラックなどの異常が無いことを確認 することで、設計した冷却翼が実運用に足る十分な信頼 性を有していることが実証される。

#### 5. 運用における事象と冷却技術

エンジンが運用に入ってからも、エンジンメーカーは ユーザーと緊密な情報交換・連携を行い、さらなる信頼 性向上に努めている。運用中にタービン翼等の高温部品 に起きる事象は、冷却技術との関連が極めて深い。

図7は、民間エンジンのオーバーホール時に確認され た冷却タービン翼での損傷の一例である<sup>(8)</sup>。タービン翼 で起きる典型的な損傷としては、クラック、酸化・減肉、 焼損、変形、TBC(熱遮蔽コーティング)の剥離等が ある。また直接の損傷では無いが、外部/内部由来の微 粒子が表面に夥しく付着する事象も良く見られ、翼面粗 さの増加やフィルム冷却孔の目詰まりを引起し、冷却性 能に好ましくない影響を及ぼす。運用に入ってから損傷 が起きやすい部位としては、翼の前縁や後縁、動翼先端 部、静翼のバンドや動翼のプラットフォーム部などがあ る。これらの部位に損傷が多い背景として、翼の他の部 位よりも温度予測が難しいという点が挙げられる。

運用に入ってから顕在化するこうした損傷は,冷却設 計の改良により克服できる場合が多い。最近では,損傷 部の材料組織のミクロ分析を行うことで,運用中の金属 温度を推定する手法も開発されており,オーバーホール 部品を分析することで,冷却改良の具体的な指針を得る こともできる。改良の具体的手段として最も良く実施さ れるのは,フィルム冷却の改良であり,冷却孔列を追加 して強化したり,また高温ガスの侵入が疑われるような 損傷箇所については孔列を除く・移動するといった再配 置が行われる。もちろん,既存の孔列をより高性能な孔 形状に改良する場合も多い。

外観に現れる損傷は、オーバーホール時に容易に検知 できる。運用で発生するのは、こうしたタイプの損傷が 殆どではあるが、稀に、翼内部に損傷の起点が発生す る場合があり、これらは検知が困難である。図8は高圧 タービン初段静翼において内部クラックが発生している 例である<sup>(8)</sup>。冷却翼では、背側と腹側の熱膨張差により





酸化⇒翼長減少

図7 PW4090HPT初段静翼 損傷状況例<sup>(8)</sup>



図 8 CF6-80C2HPT初段静翼の内部クラックの例<sup>(8)</sup>



図6 XF7-10エンジン耐久試験前後のHPT初段動翼<sup>(7)</sup>

内部流路面側に高い熱応力が生じる場合があり, 軽微な 酸化や腐食部を起点としてクラックが発生することがあ る。このような場合は, クラックの発生位置に応じて背 腹いずれかの側の冷却を強化して部材温度を下げ, 熱応 力を緩和する必要がある。

こうした諸々の冷却の改良により,タービン翼の寿命 は確実に伸長し、オーバーホール時の補修コスト低減, 廃却率低減に貢献している。

#### 6. 将来のさらなる冷却技術の発展に向けて

前章まで,冷却技術の過去の変遷と現在の最新動向を 述べてきた。最後に本章では,将来のさらなる冷却技術 の発展に向けて取組んでいる研究開発のトピックスを幾 つか紹介したい。

#### 6.1 冷却翼の軽量化

序章で述べた通り,空を飛ぶ技術は軽くなくては競争 に勝てない。タービンで言えば,特に動翼を軽くできれ ば,それ自身の軽量化メリットに留まらず,これを支え ている大きなディスクの軽量化にもつながる。しかし冷 却翼は,過去の変遷からもわかるように,内部を緻密化 することで熱交換効率を高めてきた歴史があり,劇的な 軽量化を実現するには,発想を転換した新しい技術が必 要である。

こうした中,画期的な軽量化をもたらす技術として, 図9に示す薄型冷却翼が研究されている<sup>(9),(0)</sup>。この新し いコンセプトは,内部冷却構造を前縁近傍のみに限定し, その後ろの大部分を薄翼形状にして,フィルム冷却によ り冷却するものである。本コンセプトの基本性能の成立 性は,既に空力試験<sup>(9)</sup>,伝熱試験<sup>(0)</sup>により確認されている。 さらには,革新的な軽量化と高温化をもたらす新材料 CMC(セラミクス基複合材)を、タービン冷却翼に適 用する研究も進められている。図10は、内部にインピン ジ冷却、そして翼表面にフィルム冷却を適用したエンジ ン実スケールのCMCタービン翼であり、従来の金属翼 に対し、重量は実に4分の1になっている。同図に示す ように、このCMC翼についても、翼列試験において冷 却性能が確認されている。

#### 6.2 微粒子付着への耐久性向上

5章でも少し触れたが,航空エンジンに特有の事象 として,飛行中に火山灰がエンジン内に吸いこまれた り,駐機中や離陸時にエンジン近傍の地表面で発生す る"Ground Vortex"によって,地表の砂等が大量にエ ンジン内に吸い込まれ,タービン翼表面に半溶融状態で 付着する問題がある。それにより生じる冷却上の問題と しては,表面粗さの増加による高温ガス側からの熱流束 の増大などがあるが,中でも特に影響が甚大なのは,翼 面のフィルム冷却孔の周りや内部に,こうした半溶融粒 子が堆積して冷却性能が著しく低下することである。い まだに,この堆積メカニズムは十分に解明されておらず, よって根本的な解決策もまだ見出されていない。

これに対し、最近になってタービン翼のフィルム冷却 孔周囲の粒子の付着挙動を数値シミュレーションにより 解明する試みが研究されている(図11)。解析の結果は、 運用で生じる堆積の傾向を妥当に再現できることがわ かっており、こうした数値解析を利用して粒子の付着の 影響を受けにくいフィルム冷却法の開発が取組まれている。

解析的な研究と並行して、図12に示すようなエンジン 実環境を模擬した実験により、冷却孔近傍の粒子付着お よびそれによるフィルム冷却性能への影響を詳細に計測



図9 薄型冷却翼と翼面フィルム効率計測結果





航空エンジンのタービン翼への火山灰堆積(12)



東京理科大学·IHI共同研究

図11 翼前縁冷却孔近傍への粒子堆積の数値予測



シャワーヘッドモデル 図12 翼前縁シャワーヘッド部の粒子堆積模擬実験



する研究も行われている。こうした実験結果は,前述した数値解析における粒子付着の物理モデルを検証・改善 する上でも貴重なデータとなる。

#### 6.3 革新的な内部冷却技術

内部冷却については,熱交換効率を一層高めるために, 革新的な構造が研究されている。

図13は、冷却面にディンプル形状を適用することで、 伝熱面拡大と乱流促進の効果により、大幅な冷却性能向 上を狙ったものである。伝熱試験を行ったところ、一般 的に適用されている乱流促進体に比べて、圧力損失増加 分を割引いて評価しても、冷却性能は20%以上向上する ことがわかった。

一方図14は、ラティスと呼ばれる特殊な格子状の冷却 流路の研究例である。この方式では、冷却空気が翼の中 を流れていく際に、格子で区切られた流路間で何度も衝 突と折返しを反復し、その度に高い熱伝達率が得られる 特長がある。本図で示したタービン翼の後縁部への適用 を模擬した実験では、後縁流路に従来適用されているピ ンフィン方式に比べて、圧力損失増加を考慮した指標に おいても、40%以上の大幅な冷却性能向上が確認されて いる。



図13 ディンプル冷却流路と冷却性能計測結果





#### 6.4 革新的なフィルム冷却技術

フィルム冷却についても, 革新的な冷却法, または新 しい予測方法が研究されている。

図15に示すのは、フィルム冷却を適用したエンド ウォールにおいて、流路面を非軸対称形状にすることで 冷却性能を向上した例である<sup>(44</sup>)。エンドウォールは翼間 で発達する二次流れの影響を強く受けることが知られて おり、フィルム冷却についても付着性や拡散性が悪くな る影響が見られる。これに対し、図に示すように翼間の 流路面を特殊な非軸対称形状に設計することで、二次流 れが抑制され、フィルム冷却性能が向上する。また、二 次流れが弱まることで高温ガスからの熱伝達率が低減す る派生効果も得られることがわかっている。 冷却性能の予測にCFDを適用する試みは盛んに行わ れているが、フィルム冷却において主流と冷却流が混合 する過程は、一般的に良く使われているRANS(レイノ ルズ平均ナビエストークス)によるCFDでは、正確に 解像できないことが明らかになっている。図16は、こ うした混合現象をより高精度に予測できるLES(Large Eddy Simulation)を用いて、タービン翼後縁部のフィ ルム冷却を解析した例である。混合を支配している剪断 層の渦構造が非常に良く捉えられているが、こうした非 定常の渦構造は従来のCFDでは解像し得なかったもの であり、今後こうした解析を利用してフィルム冷却性能 を一層向上することが期待できる。







# 7. おわりに

これまで見てきた通り,過去50年余にわたり様々な冷 却技術が開発され,エンジンの飛躍的な高温化に多大な る貢献を果たしてきた。現在最新の冷却翼では,高い熱 交換効率を有する緻密で複雑な内部冷却構造と,様々な 形状の冷却孔を用いたフィルム冷却が併用され,タービ ン翼の冷却効率は目覚しく向上している。

しかし今日,エネルギー資源の有効活用および地球温 暖化抑制という新たな命題に直面し,なおかつ持続的な 経済発展を進めていかねばならないという困難な状況下 で,航空エンジンはその性能をさらに向上してくことを 求められている。これを達成していく上で,エンジンの 高温化と冷却空気削減への期待は,今まで以上に大きい。

こうした期待に応えるべく,次世代に空を飛ぶ革新的 な冷却技術の数々が,既に研究段階では着々とその成果 を上げつつある。これら有望な新技術について,確実に 実証レベルを上げて製品につなげていくためには,冷却 技術だけでなく,空力・構造・材料・製造技術のチーム ワークが不可欠である。今後ますますハードルが高くな る高温化のニーズに応えていくためには,このように多 分野技術が連携し,一丸となって技術開発に取り組むこ とが,今まで以上に重要となってくるであろう。

# 参考文献

- Howse, M., 2003年, "Rolls-Royce and Gas Turbines", ISABE-2003-1004
- (2) 山脇栄道他,2007年,"エコエンジンプロジェクト研究 総括",IHI技報,第47号,第3巻
- (3) Okita, Y.他, 2009年, "Impingement Cooling Performance on Turbine Airfoil Leading Edge Including Effects of Surface Roughness", ISABE-2009-1184

- (4) Okita, Y.他, 2007年, "Film Effectiveness Performance of an Arrowhead-Shaped Film Cooling Hole Geometry", Journal of Turbomachinery, Vol.129, No.2
- (5) Fujimoto, S.他, 2009年, "Experimental Study on the Cooling Performance of a Turbine Nozzle with an Innovative Internal Cooling Structure", ASME Paper GT2009-59597
- (6) 山根喜三郎他, 2009年, "大型機用エンジン (XF7)の 研究概要", 第37回GTSJガスタービンセミナー資料集
- (7) 山根喜三郎, 2007年, "大型機用エンジン (XF7-10)の 性能確認試験", http://www.mod.go.jp/trdi/org/
- (8) 福山佳孝他、2004年、"航空機用エンジン使用部品の劣 化分析とデータベース化に関する調査報告書", http:// www.nedo.go.jp/database/index.html/
- (9) 船崎健一他,2006年,"高圧空冷タービン翼の軽量化に 関する研究",第34回GTSJ定期公演会
- (10) Okita, Y.他, 2010年, "Film Cooling In a Separated Flow Field on a Novel Lightweight Turbine Blade", Journal of Turbomachinery, Vol.132, No.3
- Walsh, W.S.他, 2006年, "Effects of Sand Ingestion on the Blockage of Film-Cooling Holes", ASME Paper GT2006-90067
- (12) Hamed, A.他, 2006年, "Erosion and Deposition in Turbomachinery", Journal of Propulsion and Power, Vol.22, No.2
- (13) Saha, K.他, 2008年, "Heat Transfer and Pressure Measurements in a Lattice-Cooled Trailing Edge of a Turbine Airfoil", ASME Paper GT2008-51324
- (14) Okita, Y.他, 2008年, "Computational Predictions of Endwall Film Cooling for a Turbine Nozzle Vane With an Asymmetric Contoured Passage", ASME Paper GT2008-50878



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その2:航空用)

# 航空エンジン高温部品用コーティング技術の動向

**清水**邦弘<sup>\*1</sup> SHIMIZU Kunihiro 杉浦 幸彦<sup>\*2</sup> SUGIURA Yukihiko

キーワード: 遮熱コーティング, アルミナイジング, イットリア安定化ジルコニア, 溶射, 電子ビーム物理蒸着, TBC, Aluminizing, YSZ, Thermal Spray Coating, EB-PVD

# 1. はじめに

航空エンジンのNOxを減少させながら,熱効率向上 のための燃焼器出口温度の上昇に向けた開発が継続的に なされている。燃焼器出口温度の上昇には,(1)高温部に 使用する材料の耐熱性・高温強度向上,(2)コーティング システムの採用,(3)冷却システムの開発 があげられる。 ここでは(2)のコーティングについて,その効果と変遷, 種類,今後の動向と課題について紹介する。

なお、航空エンジンでは、始動、高負荷運転、定 常運転、停止の繰返しが多いため、熱疲労(Thermal Fatigue:TF)性が重要となる。本稿では、セラミッ クスコーティングの説明時にTFに優れていると言われ る電子ビーム物理蒸着(Electron Beam-Physical Vapor Deposition:EB-PVD)についても述べる。

#### 2. 高温部品へのコーティング

#### 2.1 コーティングの効果と変遷

燃焼器,タービン動翼・静翼などの高温部品では,使 用サイクルの長時間化,耐用温度の上昇のため,コー ティングが施工されている。コーティングを適用した当 初は,長時間の使用に耐えるように酸化を抑制したり, 耐エロージョン性の向上に主眼が置かれた。しかし,航 空エンジンの燃焼ガスの高温化に伴い,コーティングに 遮熱効果が要求されるようになり,遮熱コーティング



図1 TBCによる遮熱効果

原稿受付 2010年3月4日

\*1 三菱重工業(株) 名古屋誘導推進システム製作所 エンジン
 機器技術部 ガスタービン設計一課
 〒485-8561 小牧市東田中1200番地



(Thermal Barrier Coating:TBC)が主流となってきた。 図1に示すように、TBCによる温度低下は50~150℃ である。現在の航空エンジンでは、この温度降下を見込 んだ設計が行われており、高温部材に対してのコーティ ングはエンジン性能を左右する重要技術である。

高温部品へのコーティングは、図2に示すように、耐 用温度の上昇につれて各種のコーティングが適用されて きた。付着型コーティングのうちセラミックスであるジ ルコニア溶射やPVDによるコーティングはTBCと言わ れているコーティング適用の初期には、耐酸化防止のた めのCr、Alの拡散処理によるクロマイジングやアルミ ナイジングが施工された。その後、Ptなどの貴金属を電 気めっき等によりコーティングした後、Alの拡散処理 を行うPtアルミナイジングが現れた。Pt自身も良好な耐 酸化特性を有しているが、さらに、アルミナイジングと の組合せによりPtAl相、PtAl<sub>2</sub>相を形成し、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>による





熱成長酸化物((Thermal Growth Oxide: TGO) を維持しやすくなる<sup>(1)</sup>。

その後, コーティングはMCrAIY("M"はNi, Co, あるいはこれらの合金を示す。)と変遷した。さら に, 燃焼ガス温度の高温化が進み, タービン入口温度は 1500℃になるエンジンも出現した。このようなエンジン を可能としたのは高温材料の開発のみでなく,TBCが 適用されているからである。従来のMCrAlYやPtアルミ ナイジングはTBCのアンダーコートとして,今も重要 な役割をしている。現在では,エンジン部品の設計条件 により各種コーティングが使い分けられている。航空エ ンジンの中で特に高温となる燃焼器や高圧タービン部で はセラミックスコーティングによるTBCが多用されて いる。以下,各種コーティングについて述べる。

#### 2.2 コーティングの種類

# 2.2.1 拡散コーティング

初期のコーティングでは、高温酸化の抑制による航 空エンジン部品の寿命延長のためにCrまたはAlの拡散 コーティングであるクロマイジング、アルミナイジング が採用された。Cr, Alを含むスラリーをスプレー等に より塗布し、それを拡散処理して施工する場合と、部品 を粉末内に埋めて、高温で部品表面にCr, Alを堆積後 に拡散処理する場合がある。

例えば、粉末を使用するアルミナイジングでは部品と ともにAl粉末と塩化アンモニウム(NH4Cl)などを加熱 して、AlCl<sub>3</sub>のハロゲン化アルミをNi基合金の表面で化 学反応させ、主にβ-NiAl膜を生成させる<sup>(2)</sup>。図3にはア ルミナイジングの例を示す。図3(1)はコーティング施工 状態であり、基材上にコーティング層が認められる。高 温加熱後には図3(2)に示すようにコーティング直下には 拡散のカーケンドール効果に起因するボイドや、2次 反応相(Secondary Reaction Zone: SRZ)が形成され、 コーティングや基材の劣化が生じている。このような反



図 3 アルミナイジングによるコーティング (1)施工状況,(2)高温長時間加熱後の状況

応による劣化を考慮した使用方法が重要である。

拡散コーティングの開発当初に用いられたスラリー 塗布および通常の粉末によるコーティングの施工方法 では、中空部へのコーティングは難しい。しかし、設 計・製造技術の進展より冷却システムの適用として、動 翼、静翼には中空部品が使用されることが多くなった。 このように設計された部品には、化学蒸着(Chemical Vapor Deposition : CVD)や物理蒸着(Physical Vapor Deposition : PVD)などによる気相によるコーティング も適用され<sup>(3)</sup>、中空部の性能向上に寄与している。

#### 2.2.2 MCrAIYコーティング

部品に耐酸化性を付与するためにMCrAlYが使用され る場合もある。MCrAlYは溶射によってコーティングさ れることが一般的である。溶射方法も当初は大気圧プラ ズマ溶射(Atomospheric Plasma Spray: APS)が使用 されたが、皮膜の欠陥である酸化物の巻き込みを減少 させるために減圧プラズマ溶射(Low Pressure Plasma Spray: LPPS)が使用されるようになった。さらに、 コーティング膜の密着性を上げるために高エネルギー で基材にMCrAlYを衝突させるために、高速ガス炎溶射 (High Velocity Oxygen Fuel: HVOF)が適用されている。

MCrAlYは,単独のコーティング膜として,当初は用いられていた。しかし,セラミックスコーティングが出現すると,基材の金属とセラミックスの熱膨張差の緩衝機能のために,アンダーコートとして,使用されるようになった<sup>(4)</sup>。





図 4 セラッミクスコーティング部品の加熱・エロージョン試験状況 (1)静翼,(2)動翼

- 22 -

(1)

2.2.3 セラミックスコーティング

耐酸化性および耐熱性をさらに上げるためにセラミックスコーティングが適用されている。セラミックスは熱 伝導率が金属より低いため遮熱効果が大きい。しかし、 金属との熱膨張差が大きいためTFによる剥離が発生し やすくなる。その対策として、MCrAIYやPt-AIをボン ドコートとして施工して、その後にトップコートとして セラミックスコーティングを行う方法が一般的である。

セラミックスコーティングとしては、ジルコニア (ZrO<sub>2</sub>)が最も使用されている。しかし、ZrO<sub>2</sub>は1100<sup>C</sup> で相変態があり、これにより体積変化が生じる。この 体積変化を少なくするために部分安定化ZrO<sub>2</sub> (Partial Stabilized Zirconia: PSZ)が採用されている。PSZと しては、MgO、Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>、CaO、CeO<sub>2</sub>などの酸化物を固 溶させる手法がある。当初はMgOを固溶させたマグネ シア部分安定化ZrO<sub>2</sub> (Magnesia Stabilized Zirconia: MSZ)が使用された。しかし、現在では耐TFに優れ たY<sub>2</sub>O<sub>3</sub>を約6~8%含むイットリア部分安定化ZrO<sub>2</sub>

原料粉末

ている。しかし、 $ZrO_2$ は1100 こより体積変化が生じる。この こより体積変化が生じる。この こめに部分安定化 $ZrO_2$ (Partial ために部分安定化 $ZrO_2$ (Partial この、 $CeO_2$ などの酸化物を固 i初は $M_0O$ を固溶させたマグネ この、Croong Content and the formula and the

ング材を溶融,気化させて基材に堆積させていく。溶射 による成膜は被コーティング材を基材に衝突・変形させ るため,図6(1)のように扁平したラメラ状組織となって, 基材に堆積していく。ラメラ状組織は素材に対して,平 行かつ層状に堆積した状況を示す。しかし,コーティン グ中にはボイドや未溶融粒子が存在する。ラメラ状に積 層した膜では,膜の横方向に空隙があるため遮熱性が高 いが,き裂が基材に沿って進展するため,コーティング が剥離しやすい。一方,EB-PVDによって形成され膜は, 図6(2)に示すように,基材に対して直角に成長して柱状 晶組織となる。柱状晶組織に沿った空隙は基材とコー ティング間の熱膨張差を緩和するためAPSよりTFに対

(Yittria Stabilized Zirconia: YSZ) が主流である<sup>(5)</sup>。図

4には酸素,窒素等の混合ガスを1000℃以上の高温で

TBCを有する動翼・静翼に吹きつけて、TBCの有効性

トップコートのYSZの施工は溶射によって行われて

きた。しかし、近年ではTFに対して、有効であるEB-

PVDによる成膜も行われている。航空エンジンでは、 一般的に産業用ガスタービンよりエンジンの始動停止が

多く, また, 運用中も離陸時の高出力状態と定常飛行状

を確認する試験状況の一例を示す。





(1) APSICL & TBC, (2) EB-PVDICL & TBC

- 23 -

して有効となる。本組織は,詳細観察の結果,ナノポア を含む羽毛状構造であることが判明している。ナノポア とは,羽毛状構造の隙間に形成された微細な空孔であり, この構造が熱伝導率の低下に役立つと言われている<sup>(6)</sup>。

高温部に適用されているMCrAIYとYSZの2層コー ティングについて、その品質評価例を表1に示す。膜品 質を確認するには、平板または部品を模擬した試験片に 成膜して、断面観察等により品質評価を行う。その評価 項目は、断面観察によるポロシティ、クラック、酸化物、 未溶融粒子、界面の汚染など、多くの管理項目を満たす 必要がある。例えば、ボイドについては必ずしも少ない ほど良い膜とは言えない。ボイドは、TBCとして必要 な低熱伝導率と低ヤング率化に寄与しているためである。

	ポロシティ
	クラック
	酸化物
	未溶融粒子
アンダー コート	界面状態 界面のコンタミネーション
- 1	曲げ特性
	密着強度
	硬さ
	表面粗さ
	膜厚
	ポロシティ
	クラック
	金属粒子の巻込み
トップ	未溶融粒子
コート	界面状態
	界面のコンタミネーション
	表面粗さ
	膜厚

表1 コーティングへの要求品質

これらの管理項目を考慮して,密着性に影響をおよぼす 前処理のブラスト等を含む溶射条件を設定し,それを維 持,管理していく必要がある。

#### 3. 今後の動向と課題

航空エンジンの燃焼器出口温度の上昇に向けてコー ティングシステムの改善・開発は今後とも重要な課題で ある。コーティングシステムの開発には,(1)コーティ ング施工方法,(2)コーティング材,(3)非破壊検査手法 (Non Destructive Inspection:NDI),(4)評価方法の統 一化,が必要である。

# 3.1 コーティング施工方法

拡散コーティングやボンドコートに有効なアルミナイ ドまたはPtアルミナイドは高い耐酸化性があり、これを 電析法により形成させることも試行されている。このア ルミナイドについて、さらに長時間の使用に対しても安 定性を増すためのバリア層としてZr, Re, Hf, Ptの添 加も検討されている<sup>(7)-00</sup>。

TBCのYSZは、開発当初は溶射で皮膜形成を行って いたが、TFに対して長所があるEB-PVDによる開発が 行われた。しかし、現有のEB-PVDでは成膜速度が遅い。 そのため、高速で成膜できる施工方法を開発する必要が ある。例えば、開発されつつある超音速フリージェッ トPVD<sup>III</sup>の適用化もそのひとつであろう。また、従来の 成膜速度は数µm/hであったCVDにおいても、高速成 膜が検討されている。特にプラズマ励起CVD(Plasma Enhanced CVD:PE-CVD)やレーザCVDが有力視され ている<sup>1(2),133</sup>。このような高速成膜の手法を量産ベースに 乗せていく必要がある。

TF特性の向上にはEB-PVDは優れているが、欠点も ある。EB-PVDによるTBCは成膜時に内在する低熱伝導 率に寄与するナノポアが使用中に焼結することによっ て、消滅して熱伝導率が上昇することも問題である。ま たEB-PVDの皮膜でも熱伝導率がAPSより高い場合もあ り<sup>[4]</sup>,これらの改善も必要となる。

#### 3.2 コーティング材の開発

アンダーコートでは耐酸化性向上のみでなく,長時間 の高温暴露によって生じる基材とのSRZを抑制するため の成分開発も必要である。基材とコーティング材の拡散 を抑制して、組織の安定性を考慮した平衡相コーティ ング(EQコーティング)が開発された<sup>153</sup>。また、白金 族金属により、SRZ抑制も検討されており、特にIrが有 望視されている<sup>(1),06</sup>。TBCのアンダーコートは、酸化に よってアルミナが形成され、コーティングの特性に影響 を与えている。MCrAIYの上にアルミナをED-PVDで積 層することも検討されており、これにより、使用中の TGOの厚さが減少することも報告されている<sup>110</sup>。

トップコートについてもさらなる熱伝導を抑制し、よ り安定化させるために各種材料が開発されてきた。EB-PVDによって成膜したHfO2は、YSZより熱伝導率が小 さく、TBCとして優れた特性を有しており、注目され ている<sup>18</sup>。しかし、HfO2は熱膨張係数が小さいため基材 との剥離性を検討する必要がある。YSZの熱伝導率を 低下させるためにNiO, Er<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, Yb<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, Nd<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, Gd<sub>2</sub>O<sub>3</sub> の添加が試行されている<sup>19</sup>。また、La<sub>2</sub>O<sub>3</sub>およびZrO<sub>2</sub>を 添加したYSZをEB-PVDで成膜すると、羽毛状組織が より発達して、ナノポアの形成が進む。その結果とし て. 熱伝導率が通常のYSZの2W/(m・K) から0.5W/ (m・K) へ低減されることも確認されている<sup>20,21</sup>。また, YSZ/MCrAlYのコーティングに熱処理を行って、トッ プコート/ボンドコートの界面に安定したAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>のTGO を初期に形成させて,酸化特性を向上することも検討さ れている22。

#### 3.3 非破壊検査(NDI)

部品に施工されたコーティングは同一条件で行った試 験片により評価されている。しかし、品質を確実に把握 するためには皮膜のNDIが必要である。TBCの剥離は TGO層の生成や剥離発生までに蓄積される応力に関係 する。この応力を測定する方法として蛍光分光法が検討 されている<sup>144</sup>。また、コーティングの剥離による熱伝導 率の変化を赤外線サーモグラフを用いて検査することも 検討されているが、試行域を出ない。断面観察により膜 の品質を確認する方法では、試験片としての評価に留ま り、実体の評価をすることができない。この点からも NDIの手法を開発していく必要がある。

# 3.4 評価方法の統一化

材料の強度評価は、その試験方法の規格化が早くから 進んで、それに基づいたデータが蓄積されてきた。し かし、コーティングに関しては試験方法の統一化およ びデータベース化が遅れていることは否めない。コー ティングは室温に近い環境では基材より延性が乏しいた め、TFに対して、き裂が発生しやすくなる。これより、 コーティングの機械的特性に関する評価として、高温に おける低サイクル疲労のみでは不完全であり、TFの評 価も必要である。コーティングのTF、耐酸化性の評価 も統一された方法がなく、これらの評価方法の統一によ るコーティング評価の確立も不可欠である。

コーティングの密着性を評価する方法として、コー ティングされた平板を曲げて剥離性を確認する方法や、 コーティングされた試験片を接着剤で接合して、接合強 度を確認する方法がある。この方法では接着剤の強度以 上を正確に評価することはできず、また、接着剤の施工 方法による強度の不安定さもあり、改善の余地がある。

# 4. おわりに

本稿では航空エンジンの高温部に適用する耐熱コー ティングについて、初期の拡散コーティングから現状の セラミックスコーティングについて概説した。また、耐 環境対策の点からも、さらなる燃焼温度の上昇、使用時 間の延長を目指す必要があり、そのためのコーティング システムの改善・開発は必須である。

なお,産業用ガスタービンと航空エンジンに使用され る耐熱コーティングは,高温から防御するための目的は 同じであり,共通技術は多い。しかし,航空機では,エ ンジン始動,離陸,定常飛行,着陸,エンジン停止の繰 返しによるTF特性やコーティングの剥離特性に対して, より厳しい環境への適合性を要する。一方,産業用ガス タービンでは一般的に一定条件下の運転が長時間にわた るため,耐クリープ特性が重要となり,それぞれの特徴 を踏まえて,開発,適用をしていく必要がある。

#### 参考文献

- (1) 村上秀之, 金属, 76-9 (2006), p.1012
- (2) Das, D.K., Manish, R., Vakil, S., Joshi, S.V., Mater. Sci. Technol., 15-10 (1999), p1199
- (3) 児島慶享,山口静,福井寛,笹田哲男,鳥谷初,まてりあ,33-6 (1994), p628
- (4) Bill, R.C., Sovey, J., Allen, G.P., Thin Solid Films, 84 (1981), p95
- (5) 原田良夫, 熱処理, 39-4 (1999), p192
- (6) 松原秀彰,山田哲史,金属, 79-12 (2009), p1081
- (7) 福本倫久, 遠藤俊貴, 松田康弘, 原基, 成田敏夫, 日本 金属学会誌, 71-12 (2007), p1075
- (8) 上村功也, 福本倫久, 原基, 成田敏夫, 日本金属学会 誌, 72-11 (2008), p868
- (9) 泉岳志,吉岡隆幸,成田敏夫,日本金属学会誌,72-9(2008), p728
- (10) 林重成,成田敏夫,まてりあ,46-3 (2007), p225
- (11) 丹羽直毅, 金属, 78-6 (2008), p65
- (12) 後藤孝, まてりあ, 43-7 (2004), p585
- (13) 木村禎一, 後藤孝, 金属, 75-3 (2005), p240
- (14) 長谷川誠, 福富洋志, 熱処理, 49-3 (2009), p91
- (15) 川岸京子,佐藤彰洋,松本一秀,小林敏治,原田広史, 青木祥宏,荒井幹也,日本金属学会誌,71-2 (2007), p226
- (16) 安井義人,村上秀之,吉田美紀代,佐藤彰洋,立野晃, 黒田聖治,今井八郎,日本金属学会誌,73-12 (2009), p913
- (17) 松永康夫, 松本晃一, 茂垣康弘, 佐々正, セラミック ス, 39-4 (2004), p286
- (18) 和田国彦,石渡裕,布施俊明,松本一秀,松原秀彰,ま てりあ,45-3 (2006), p222
- (19) Nicholls, JR., Lawson, K.J., Johnson, A., Rickerby, D.S., Surf. Coat. Tech., 151-152 (2002), p383
- (20) 山口哲史,松本峰明,松原秀彰,セラミックス,39-4 (2004), p281
- (21) Matsumoto, M., Yamaguchi, N., Matsubara, H., Scripta Mater., 50 (2004), p867
- (22) 松原秀彰, 金属, 75-3 (2005), p233
- (23) 高橋智, 古葉正行, 原田良夫, 金属, 71-1 (2007), p47



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その2:航空用)

# 航空エンジン用低NOx燃焼技術の動向

小林 正佳<sup>\*1</sup> KOBAYASHI Masayoshi

キーワード:ガスタービン燃焼器、低NOx, RQL, 希薄燃焼, ICAO

#### 1. はじめに

近年,オゾン層の破壊,酸性雨被害,地球温暖化など 地球規模の環境への懸念が世界的に高まっている。排ガ ス総量としては全体の数%にしか過ぎない航空機からの 排気ガスに対しても,将来的な航空需要の増加による化 石燃料消費量の増加,および地表表面大気のみならず高 空大気への排気ガス放出は環境への影響が大きいとして 排気ガス規制は厳しくなってきている。

航空エンジンの排気ガス低減のためには, 燃焼させる 総燃料消費量を低減することがまず必要であり, メー カー側の取り組む機体/エンジン重量軽減, 機体空気抵 抗減少, エンジン熱効率向上に加えて, エアラインも航 空機の運用方法の工夫(例えば飛行ルート短縮, 空港混 雑緩和等)に対して積極的に取り組んでいる。

排気ガス低減策の1つであるエンジン熱効率向上については、エンジン作動ラインを高温高圧化させることになるため、排ガス成分の1つである窒素酸化物(NOx)は逆に指数関数的に増加することになる。このNOx成分は、地表表面では光化学スモッグの要因、また亜音速機が巡航する高度10km付近の対流圏上部では地球温暖化を促進するオゾンの生成につながるとされている。エンジンが高温高圧化しNOxが発生しやすい状況になってきているにも関わらず、NOx排出規制は年々厳しくなってきている。そのため燃焼器には、今後ますます低NOx燃焼技術が要求され、各航空エンジンメーカーは精力的に低NOx燃焼技術の開発を行っている。本報では、この低NOx燃焼技術の動向について紹介する。

#### 2. 航空機のNOx排出規制動向

航空機エンジン排出物による大気汚染問題として指摘 されたのは、ターボジェットエンジンが定期輸送航空機 として使用され始めた1950年代末であり、エンジンから の目に見える黒煙が注目されたのが始まりであった。次 に環境破壊に対する影響が懸念されるようになり、1970 年に米国のEPA(米国環境保護局)が排出基準の制定 を提案し、それを受けてICAO(国際民間航空機関)が、 1981年に国際基準と実行勧告を行い本格的に対策がとら れるようになった。

図1にNOx成分についての排出規制の変遷<sup>(1)</sup>を示す。 縦軸Dp/F00は,空港周辺の高度3000フィート以下にお けるNOx排出総量Dpをエンジン定格推力F00で除した 単位推力あたりの排出量である。またNOx総排出量Dp はLTO(Landing and Take Off)サイクル(図2)と 呼ばれるアイドル(26分),テイクオフ(0.7分),クラ イム(2.2分)そしてアプローチ(4分)からなる空港 周辺の典型的なエンジン運用形態をもとに算出される。

1981年規制は、その当時のエンジン排出レベルを許容 する緩やかなものであったが、その後、空港周辺を中心 とした大気汚染が深刻化するにつれて規制強化を求め







図 2 LTO (Landing and Take Off ) サイクル<sup>(2)</sup>

- 26 -

原稿受付 2010年3月24日 \*1 川崎重工業㈱ 明石工場

<sup>〒673-8666</sup> 明石市川崎町1-1

る声か強くなり, 亜音速機のNOx排出基準を20%削減 する案を採択しCAEP2(1996年規制)として発行した。 本排出基準は年々厳しくなり, 2004年から約16%厳しい CAEP4, 2008年から更に12%厳しいCAEP6が運用され 現在に至っている。またCAEP6よりも更に厳しい規制 の適用が現在ICAOにて検討されているとの報告もある。 また,現在は規制の対象となっていない高度3000ft以上, 特に巡航におけるNOx排出量も規制対象とする新たな 動きもある。

# 3. 航空用燃焼器の概要

図3に代表的な航空エンジン燃焼器の主断面図を示す<sup>(3)</sup>。



圧縮機を出た高圧空気はプレデフューザーにて減速さ れて,燃焼器の各部位から下記の役割を持って内部に導 入させる。

①燃料噴射弁からの空気:スワーラにより旋回がかけ られ燃料と適切な混合気を形成する。またその旋回流に より火炎を安定に保持させる。

②燃焼用空気:燃焼器ライナ上流部の空気孔からプラ イマリ領域やセコンダリ領域に導入し燃焼を完結させる。

③希釈用空気:燃焼器ライナ下流部の空気孔から導入 し,高温既燃ガスを希釈してタービン耐熱許容温度まで 下げる。

④冷却空気:燃焼器ライナを高温ガスから保護する。

上記の空気流量配分を適切にすることにより,所望の 安定燃焼範囲の実現(良好な地上着火および高空再着火, 吹消マージンの確保),耐久性(燃料コーキング,焼損 が発生しないこと),排ガス規制のクリア(低出力での 高燃焼効率,および高出力条件における低NOx化)と いった要求事項をすべてバランス良く満たすように燃焼 器は設計される。

# 4. 航空エンジン用低NOx燃焼器の開発動向

#### 4.1 低NOx化の手法

航空エンジンで問題となるNOxは、火炎温度の上昇 とともに指数関数的に増加するサーマルNOxであり、 その低減のためには、低い火炎温度にて燃焼させること が必須となる。

図4に混合気濃度とNOx排出量の関係を模式的に示 す。燃料と空気が互いに過不足なく完全反応する理論混 合比にて、火炎温度とNOx生成量はピークを示す。そ れをはさんで燃料過濃側(右側)および燃料希薄側(左 側)の領域ではNOx生成量は大幅に減少する。燃焼器 において理論混合比領域を生成させないように燃焼させ ることがNOx低減につながる。

その代表的な手法として, RQL (Rich burn, Quick quench, Lean burn) 方式および希薄燃焼 (Lean Burn) 方式があり, 現在精力的に研究開発が行われている。以下にそれぞれの燃焼方式について紹介する。



図4 混合気濃度とNOx排出量の関係<sup>(4)</sup>

# 4.2 RQL燃焼方式

本方式の概念を図5と図6に示す。燃料噴射弁からの 燃料と少量の空気①が燃料過濃領域で反応し,低酸素濃 度と低火炎温度によりNOx生成を抑制する(A)。その



図5 RQL燃焼方式の概念<sup>(4)</sup>

- 27 -



図6 RQL燃焼器の例<sup>(5)</sup>

下流域で燃焼用空気②および希釈用空気③を急速混合 (B) して理論混合比での燃焼ガス滞留時間を低減する。 エンジンサイクルに要求される混合比まで希釈し,火炎 温度の低い状態での燃焼完結によりNOx生成を抑制(C) する方法である。

本燃焼方式のメリットとして,燃料系統が1系統のみ で簡単な構造になり,燃料噴射弁の下流域を燃料過濃側 に設定することから,一般的に始動着火,高空再着火が 良好となり,また低出力での燃焼効率や火炎安定性にも 優れる。本燃焼方式は主に以下あげる設計課題がある。 (1) 燃料過濃領域から希薄領域への急速均一混合

この急速均一混合技術は、空気孔配置に工夫を凝らし て過濃域から希薄域に短時間で移行させるもので、本方 式にとって生命線と言うべき重要な技術である。この混 合が緩慢に行われると火炎温度の高い領域での滞留時 間が増加しNOx生成量が増加する。図7に示すように Scott Samuelsen らにより混合促進の研究<sup>66</sup>が行われて いる。



図7 急速均一混合の研究例

(2) ライナ壁冷却

燃料過濃領域においては、ライナの冷却空気が酸素供 給する役割を担って局所的に理論混合比での燃焼を誘発 し、ライナ壁損傷やNOx大量生成の原因となる。フロート ウォール形式のライナを採用して冷却すると同時に燃焼 領域に冷却空気を極力導入させない工夫がなされている。 (3) Smoke低減とNOx低減の最適化

Smokeは低酸素環境で発生しやすい。一旦生成された

Smokeを消滅させるには燃焼器内での滞留時間の確保 が必要である。一方,NOx低減には滞留時間の減少が 必要である。この相反する事象を高次元でバランスさせ, 燃焼器形状や燃焼器体積の最適化する設計が行われてい る。

(4) 低中高出力のエミッション特性バランス

航空エンジン用燃焼器はアイドルから離陸条件まで作 動範囲が広く,空気と燃料の混合比は大きく変化する。 離陸条件における低NOx化最適設計が,巡航条件にお いてはプライマリ領域の混合気濃度が理論混合比に接近 する可能性もあり,全作動ラインを見越した最適設計が 必要となる。

### 4.3 RQL燃焼方式の開発例

現時点において現行燃焼器はすべて本燃焼方式を採 用しており、前述した課題に対する対策の度合により NOx低減レベルが異なる。図8に示すGE社のLEC燃 焼器(CF6-80C2エンジン搭載)は約80%CAEP6レベ ル、そして図9に示すRR社のフロートウォール方式の Phase5燃焼器(Trentエンジン)は約70%CAEP6への 低減を実現している。



図8 GE社LEC燃焼器<sup>(4)</sup>



図9 RR社Phase5燃焼器<sup>(4)</sup>

P&W社 はTALON (Technology for Advanced Low NOx) と呼ばれるRQL方式を採用した先進的低NOx燃 焼器の開発を精力的に進めており少し詳しく紹介する。

図10にICAOのNOx規制動向とP&W社の低NOx燃焼 器開発の経緯を示す。NOx排出レベルはICAO CAEP2 に対する割合で記述してある。現行規制はCAEP6であ る。また図11に各TALON燃焼器の形状を示す。

初期のRQL燃焼方式であるPW4090燃焼器は,軸方向 に3列空気孔配列を採用しており過濃領域から希薄領 域への混合が緩慢に行われる燃焼器であった。その空 気孔の混合技術を改善したTALON-I燃焼器(PW4098,



圧力比約40)により約80% CAEP2レベルまで低減させた。また、さらに空気孔の急速混合技術等の向上を図ったTALON-II 燃焼器(PW4158, PW4168および PW6000,圧力比30前後)により、約50~70% CAEP2 レベルへの低減に成功している。現在は、冷却空気の最 適化、急速混合技術の改善および滞留時間の短縮を行ったTALON-X燃焼器の開発が行われており、P&W社が 開発中のGTF(Geared Turbo Fan)エンジンに搭載され、CAEP2規制の約30%を達成したとの報告がある<sup>(7)</sup>。

#### 4.4 希薄燃焼方式

次にもうひとつ低NOx手法である希薄燃焼方式の原 理を説明する。本方式は、あらかじめ均質な希薄混合気 を形成して平均および局所火炎温度を低下させて燃焼す る方式である(図12)。



図12 希薄燃焼方式の概念(4)

図13に示す本方式を採用する燃焼器を示す。希薄混合 気の形成は燃料と大量の空気との混合で行われる。希薄 混合気をあらかじめ形成するため、図3に示す現行の航 空用燃焼器において、ライナ空気孔から導入していた燃 焼空気②は燃料噴射弁から導入される。また目標とする 低NOx化レベルによっては、希釈用空気③も混合気形 成に使用される場合もある。本方式では、燃焼器に流入 する空気の大部分が燃料噴射弁から流入することになり、 燃料噴射弁の性能がほぼ燃焼器特性を左右する最も重要 な開発要素であるといっても過言ではない。



図13 航空用希薄燃焼器の例(川崎重工による試作開発例)

キー技術となる燃料噴射弁はパイロット燃料噴射弁を 中心にして、その外側にメイン燃料噴射弁を同軸上に配 置させるコンセントリック燃料噴射弁である。低出力条 件ではパイロット燃料噴射弁のみに局所的に燃料噴射し て安定燃焼させ、高出力条件ではメイン燃料噴射弁にも 燃料噴射して均質希薄燃焼させる。

本方式は混合気が希薄であるために大幅なNOx低減 およびSmoke低減のポテンシャルは高い。しかしなが ら,航空用燃焼器の幅広い作動範囲に対応するためには 燃料ステージングが必須であり、このため以下に示す設 計課題がある。

#### (1) 低出力での安定燃焼および燃焼効率

本燃料噴射弁は従来の燃料噴射弁と異なり,パイロットがメインに囲まれているために開発の難しさがある。 始動着火や高空着火,アイドルといった低出力条件では パイロットのみに燃料を噴射するが,その燃料が大量の メイン空気と混合して希薄になると着火特性の悪化,ア イドル燃焼効率の低下,そして火炎安定性の低下を引き 起こす。このためパイロット噴霧のメイン空気流との混 合を抑制する工夫が必要になる。図14はパイロットとメ インの間に設けたスリットから少量の空気を噴射し,パ イロット燃料の広がりを抑制して,メイン空気に多量に 入り込むのを防止した例である<sup>(8)</sup>。

(2) 短い予混合ダクトでの均質混合気形成

FlashbackやAuto-ignitionの発生を防ぐため,可能な 限り短いメイン予混合ダクトにて均質な混合気形成を行 う最適設計が必要となる。





(3) 高出力条件での振動燃焼

均質なメイン混合気を生成すればする程, NOx低減 は可能である一方.振動燃焼発生の可能性が増大する。 この抑制のために、燃焼振動を検知して燃料流量を逆位 相に微小に変動させるアクティブ制御の研究例®が報告 されている。

(4) 燃料噴射弁コーキング

フライト中に燃料ステージングによりメイン燃料を遮 断する状態が生じる。希薄燃料噴射弁は従来の燃料噴射 弁と比較してサイズが大きく、燃料ラインのコーキング の危険性が高くなる。このため燃料噴射弁の燃料通路部 品は、高温空気からの受熱量低減用の遮熱板で囲まれ、 さらにパイロットとメインの燃料ラインを互いに近接配 置させて冷却を行うといった複雑な構造を有する燃料噴 射弁例が報告されている(図15)<sup>11)</sup>。

#### 4.5 希薄燃焼器の開発例

希薄燃焼方式を採用する低NOx燃焼器は、圧力比30 以上の高圧力比エンジンに対して, GE社およびRR社が 現在精力的に開発をすすめている。これは希薄燃焼器は 高いNOx低減ポテンシャルがあることと、構造が複雑 でコスト高であることにより、まずは比較的エンジン単 価の高い大型エンジンへの適用がなされていると思われ る。

GE社はGEnxエンジン(ボーイング787に搭載)にて、 TAPS (Twin Annular Premixing Swirl) と呼ばれる希 薄燃焼器を航空エンジン史上初めて実用化を計画して いる。図16にその燃焼器と燃料噴射弁を示す。巡航時の



図15 希薄燃焼器用燃料噴射弁例(GE社)







図16 GE社TAPS燃焼器と燃料噴射弁<sup>(4)</sup>



-30 -

燃焼効率は99.5%以上,NOx排出レベルはCAEP2の約40%レベルに低減されたとの報告がなされている<sup>(1)</sup>。

またRR社はEUの研究開発プログラム等で,GE社 のTAPSと同様な希薄燃焼器の開発を進めている(図 17)<sup>(4),12</sup>。

## 5. おわりに

ガスタービンの高温化対応技術の1つとして低NOx 燃焼技術について紹介した。

RQL燃焼方式は、そのシンプルな構造を生かして圧 力比30前後、あるいはそれ以下の中小型エンジンを対象 に現在精力的に開発が進められている。一方、希薄燃焼 方式は、複雑な構造に起因するコストアップの影響度が 少ない大型エンジンを対象に鋭意開発が進められている。 筆者の私見ではあるが、今後NOx規制が一段と厳しく なれば、中小型のエンジンに対しても希薄燃焼方式の適 用が増えるのでないかと考えている。

どちらの燃焼方式も、今後厳しくなる排出規制は年々 厳しくなってきており、低NOx燃焼技術は今後一段と 重要性を増していくと思われる。

# 参考文献

- http://www.tc.gc.ca/civilaviation/international/ICAO/ committee/pdf/working/CAEP7\_WP11.pdf
- (2) NASA / CR2004—212957,P9
- (3) The Jet Engine, Rolls-Royce plc (2005), pp116, 126
- (4) http://www.aqmd.gov/tao/conferencesworkshops/ AircraftForum/DoddsSlides.pdf
- (5) http://airquality.ucdavis.edu/pages/events/2007/ aviation\_presentations/Sabnis.pdf
- (6) http://www.netl.doe.gov/technologies/coalpower/ turbines/refshelf/handbook/3.2.1.3.pdf
- (7) Mckinney,R,G, Sepulveda,D, Dowa,W and Cheung, A, AIAA2007-386
- (8) 小林正佳,緒方秀樹,小田剛生,堀川敦史,木下康裕:小型エコエンジン用部分希薄燃焼器の開発,第36回ガスタービン定期講演会論文集(2008),pp291-295
- (9) Leonardo, C, Kammer, ASME GT2007-27637
- (10) European Patent Application EP1 369 644
- (11) エム・ジェイ・ベンザカイン(訳 羽根田絵彗), 航空 技術 No.570 (2009-2), P32
- (12) http://www.umweltbundesamt.de/verkehr/ verkehrstraeg/flugverkehr/workshop-luftqualitaet/ MTU-Flugtriebwerke-Schadstoffreduktion2005.pdf



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その2:航空用)

# 航空エンジン用高温部品の伝熱数値解析技術の動向

山根 敬<sup>\*1</sup> YAMANE Takashi

**キーワード**: CFD, タービン, 燃焼器, 熱伝達, 冷却, 連成解析, 乱流モデル, CFD, Turbine, Combustor, Heat Transfer, Cooling, Conjugate Simulation, Turbulence Model

# 1. はじめに

航空エンジンの高温部品の耐熱設計には温度分布の 予測が欠かせなく、タービン翼における内部冷却通路、 フィルム、インピンジメントなど各種の冷却要素、ある いはそれらの組み合わせ、燃焼器ライナのエフュージョ ン孔などを対象にした数値解析による研究がさかんに行 われている。CFD解析の利用では、温度や熱流束を固 体表面の境界条件とすることで熱伝達率を求め、実験的 研究から得られる値と比較評価を行い、数値解析の精度 が議論される。また、CFDと固体熱伝導解析を直接カッ プリングさせることで仮定の熱的境界条件を排除する流 体・熱伝導連成数値解析の適用範囲も拡大している。

これら流体解析,連成解析のいずれにおいても,伝熱 解析の結果に大きく影響するのは乱流モデルである。本 記事では,主にASME Turbo Expo2008,2009で発表さ れた論文を題材に,乱流モデルの利用状況に注目しなが ら伝熱解析に関する動向を探ることとした。

なお、3年前の本誌特集「ガスタービンにおける伝 熱・冷却」での筆者および電中研高橋氏による2件の解 説記事<sup>(1),(2)</sup>と内容が重複する部分があることはご容赦い ただきたい。また今号の特集は航空用ガスタービンを対 象としたものであるが、伝熱問題の数値解析に関しては 発電用ガスタービンとも共通点が多いため、紹介する事 例では特に両者の区別はしていない。

#### 2. 商用CFDコード利用の拡大

近年の伝熱問題に関する論文では、実験研究を中心に しながらも数値解析で結果を補強するものが非常に多い。 これは商用CFDコードの普及の結果であろう。

表1はASME Turbo ExpoでのHeat Transfer関連研 究の発表論文から、使用されたCFDコードを調べたも ので、各年およそ50件の論文のうち、約3分の2で商用 コードが使われていた。特にFLUENTとCFXの利用が 圧倒的に多い。

非商用コードについてはメーカーや研究機関で開発さ れたものが中心で、ロールスロイスのHYDRA、NASA

表1	商用数値解析コー	ドの占める割合
----	----------	---------

	2008年	2009年
FLUENT	36%	42%
CFX	24%	24%
他の商用コード	6 %	2 %
非商用コード	34%	32%

のGlenn-HT, JAXAのUPACSなどは、開発した組織 以外に共同研究者などにも利用されている。一方、大 学でのin-houseコードの開発や利用は、商用コードが 適用できない問題に限定されつつある。異色なのは OpenFOAM<sup>(3)</sup>で、もとは商用コードであったが現在は オープンソースになり、サポートを有償としている。

商用コードの多くが非構造格子に対応している点も, 利用拡大の一因である。CFD技術が構造格子での解析 を中心に進歩したのは,ベクトル型スーパーコンピュー タが非構造格子での高速処理にむいていなかったことも 理由の一つであるが,今日の高性能コンピュータのアー キテクチャがスカラー CPUによる大規模並列計算シス テムでほぼ統一された結果,非構造格子による大規模数 値解析の普及が進んだものと思われる。非構造格子の最 大のメリットは複雑な形状への適合性である。一時は四 面体セルのみを使用して境界層解析の精度に問題がある 研究例も見られたが,今日では壁面付近に六面体セルの 格子を作成して解像度を確保する格子生成が一般的な手 法となっている。

#### 3. 乱流モデル

タービン伝熱数値解析で良く使用されている主要な乱 流モデルを列挙すると,おおむね計算負荷の少ない順に 以下の通りである。

<u>1</u>方程式モデル

- Spalart-Allmaras (S-A)
- <u>2</u>方程式モデル
- Standard k-  $\varepsilon$
- Renormalization Group Method (RNG) k-  $\varepsilon$  (4)
- Realizable k-  $\varepsilon^{(5)}$
- k- $\omega^{(6)}$

原稿受付 2010年4月15日

<sup>\*1</sup> 宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 〒182-8522 調布市深大寺東町7-44-1

• Shear Stress Transport (SST)<sup>(7)</sup>

その他

•  $v^2$ -f  $^{(8)}$ 

- · Reynolds Stress Model (RSM)
- Detached Eddy Simulation (DES)
- Large Eddy Simulation (LES)

個々の乱流モデルの特徴を簡単に記述しておこう。レ イノルズ平均Navier-Stokes方程式(RANS)解析で使 われるモデルのうち、1方程式モデルの代表的存在が S-Aである。機体まわりのCFDにおいて空気抵抗の推算 などで定評があり、2方程式モデルが普及している現在 でも計算の安定性と負荷の少なさの点でメリットがあり 内部流においてもよく利用されているが、最近では2方 程式モデルへの移行が進んでいる印象を受ける。

2 方程式モデルの代表であるk- $\varepsilon$ モデルは壁関数を用 いる高Re型と境界層内部の格子解像度が必要な低Re型 があるが伝熱問題では低Re型がほとんどである。ただ し逆圧力勾配や剥離流れでの精度が良くないとされてい る。そこでk- $\varepsilon$ モデルに繰込み群理論を適用して平均歪 の大きな流れに適用できるように改良したのがRNG k- $\varepsilon$ モデル,循環流や旋回流のような複雑な流れにも適用 できるように改良されたのがRealizable k- $\varepsilon$ モデルであ る。k- $\omega$ モデルもk- $\varepsilon$ モデルの欠点を改善するモデルで あるが,流れの全領域においてk- $\varepsilon$ モデルに対して優位 とはならなかった。そこで開発されたのがSSTモデルで、 壁面から離れた領域ではk- $\varepsilon$ に切り替わる。

2 方程式モデルで指摘されている問題点は、よどみ点 のように速度歪の大きな領域や遷移点での乱流運動エネ ルギーの過大評価(Anomaly問題)である。物体表面 への剪断力への悪影響は大きくなくても、熱伝導係数が 過大評価されることになる伝熱問題(特にインピンジ冷 却)では注意が必要である。Anomaly問題の改善策の 一つは、渦粘性の過大評価を抑えるために時間スケール に束縛条件を導入する方法である<sup>(9)</sup>。またv<sup>2</sup>fモデルは 2 方程式モデルに壁面垂直方向の乱れv<sup>2</sup>と楕円型緩和関 数fを追加してAnomaly問題を改善するものだが、方程 式が増えるために計算負荷は増大する。

定常流れを前提としたRANS解析の乱流モデルに対 して,直接的に非定常現象として捕らえる手法の一つ がLESである。非定常3次元解析により渦を直接計算 するが,格子幅を関数としたフィルターよりも小さな 渦をSubgrid Scale 応力(SGS)モデルで除外してい る。小さな渦まで直接解くDirect Numerical Simulation (DNS)よりも計算負荷は小さいが,乱れ渦を捕らえる だけの解像度を確保するためにRANS解析よりも細かい 格子が必要である。

LESは大きな渦から乱れ渦まで一体的に扱えるが,翼 列干渉や大規模剥離に伴う現象を調べるには必要な格子 点数が大きく計算時間が必要となる。そこで境界層内は RANS解析で使用する乱流モデルを適用して計算コスト を削減させるのがDES<sup>III</sup>である。一口にDESと言っても LESと乱流モデルの種類の組み合わせ方によって様々で ある。

RANS解析による伝熱研究では商用コードで様々な 乱流モデルの選択が可能であることから、いくつかの モデルで実験データと比較したうえで研究対象と最も 合うモデルを選択する研究が多く見られ、RNG k- $\varepsilon$ , Realizable k- $\varepsilon$ , k- $\omega$ , SSTが良く使われる一方で、選 択理由について特に言及無くSSTを利用する例も多い。 たとえばBardinaら<sup>(11)</sup>による乱流モデルの比較にあるよ うにSSTの総合的な評価が高いことが理由であろうが、 決して万能ではない。

RANS解析では非定常性に起因する現象をモデルでと らえる点に限界があるが、解析時間と得られる結果の精 度とはトレードオフの関係にある。Amanoら<sup>112</sup>は、回転 する冷却通路の伝熱問題で各種乱流モデルの比較を行い、 LESが実験結果と最も良く合うとしながらも、2方程式 モデル、RSM、LESの計算速度比が1:10:20であったこと から、2方程式モデルの利用が実用的であると指摘して いる。

これら乱流モデルのトレンドや評価については,S-A モデルの開発者であるSpalart<sup>133</sup>やSSTモデルの開発者で あるMenter<sup>144</sup>自身によるコメントもあり参考になるだろ う。

#### 4. 数值解析事例

ここからは伝熱解析事例をいくつかの問題に分類して 紹介する。ただし乱流モデルの使用状況に注目したため, 必ずしも代表的な研究ではないことにご注意いただきた い。

#### 4.1 フィルム冷却

乱流モデルを使用したRANS解析で最も実験とのかい 離が大きいのはフィルム冷却であり,残念ながら2方程 式モデルでの精度向上については今のところ決定的な解 はないように思われる。Harrisonら<sup>153</sup>はFLUENTで利用 可能なモデルのうち, Realizable k-ε, k-ω, RSMの比 較を行い,着目点によって優劣が分かれるが,幅方向に 平均したフィルム冷却効率についてはk-ωモデルが比較 的良い一方,センターライン上については一番悪い結 果となったと報告している。Funazakiら<sup>163</sup>は,フィルム +インピンジ+ピンフィンからなる複合冷却構造の研 究の中で,2重壁間の流れにはSSTが実験と良く合うが, フィルムを含む外部流れ領域については非定常性の効果 が大きいためにRANS解析では限界があり,次善の策と してRNG k-εを使用している。

このようにRANS解析でフィルム冷却を扱う場合は、 定性的な現象の違いをとらえられれば良いと割り切り、 より精度の高い解析のために様々な冷却要素のなかでも 最もLESの利用が進んでいる。計算負荷がかかるため単

- 33 -

孔を対象にした研究(たとえばLeedomら<sup>(37)</sup>が多いが, 最近では千鳥配置の3列のフィルム孔の解析(図1)や, 翼前縁のよどみ点をはさんで配置した3つのフィルム孔 の解析(図2)など,対象とする規模の拡大が進んでい る。しかしながら内部プレナムも含む翼全体のフィルム 冷却解析(図3)はLESには規模が大きすぎるため,非 定常RANS(URANS)やDESによる研究の発展に期待 したい。Sakaiら<sup>(20)</sup>はRANS領域にS-Aモデルを使用する DESと2方程式モデルを比較し,RANSでよく見られる 幅方向の過小評価がDESでは改善されたと報告してい る。DESについては,商用コードでもRANS領域で使用 できる乱流モデルの選択肢が増えており,今後研究事例 が増えていくだろう。



図1 千鳥配置の3列フィルム冷却のLES 解析 (Renzeら<sup>18</sup>)



図2 翼前縁フィルム孔のLES 解析 (Sreedharan ら<sup>19</sup>)



図3 RANS 解析による多孔フィルム (Charbonnierら<sup>20</sup>)

#### 4.2 内部冷却

インピンジメントは効果的な冷却手法であるだけに ジェットの衝突位置での熱伝達予測誤差が大きいと冷却 性能評価に影響する。これまでにも多くの乱流モデル適 用研究が行われてきたが、比較的最近のHofmanら<sup>222</sup>に よる13種類のRANSモデルについての評価では、熱伝達 に関してはほぼすべてのモデルの結果が不十分で、唯一、 遷移モデルを追加したSSTモデルのみで良好な結果が得 られたとしている。この研究では前述のAnomaly問題 を解決する手法は試みられていないが、Bambaら<sup>223</sup>はkωとSSTに対してDurbinの時間スケールの修正<sup>(9)</sup>を行い、 熱伝達予測の改善効果を確認している。

Schüler, Zehnder ら<sup>24, 23</sup>はリブ付サーペンタイン通路内のいくつかの形態についてRealizable k- $\varepsilon$ , SST, v<sup>2</sup>-fで得られたヌッセルト数を実験結果と比較し, v<sup>2</sup>-fは全般的に過大評価, Realizable k- $\varepsilon$ とSSTは実験結果との差が小さく, わずかの差でRealizable k- $\varepsilon$ がベストであったと報告している。

#### 4.3 翼外部の熱伝達

タービン動翼の翼端部は,流れの複雑さのために熱 伝達予測が難しい領域である。翼端面に冷却のための キャビティーや吹き出しが加わるとさらに複雑になる。 Tangら<sup>58</sup>は、フラットな翼端部分について赤外線カメ ラにより詳細なヌッセルト数分布を実験で得て、図4の ようにS-A、2方程式モデル5種、RSMと比較し、k-ω が他のモデルよりも特に誤差が少ないと報告している。

翼端部については非定常性も熱伝達に大きく影響する。 Ameriら<sup>th</sup>は上流翼のWakeの影響を境界条件で与える URANSにより,平均値を境界条件とする定常解析との 熱伝達の違いを報告している。さらにAtkinsら<sup>th</sup>は1.5段 タービン(3翼列)の非定常解析を行い,中間の動翼翼 端部の熱伝達変化を明らかにした(図5)。

タービン翼における非定常熱伝達の一つのテーマは, 燃焼器からのHot Streakの影響である。Anらはタービ ン初段の動静翼URANS解析で,境界条件として与える



図4 翼端部のNu 分布 (Tang ら<sup>26</sup>)



図5 1.5段タービン翼端部の熱流束変化 (Atkins ら<sup>28</sup>)



図 6 動翼面熱伝達への燃焼器Hot Streak および静翼後縁冷却空 気の影響 (An ら<sup>58</sup>)

Hot Streakの静翼に対する周方向位置を変化させて熱伝達の変化を調べ<sup>20</sup>, さらに静翼の後縁からの冷却空気の吹き出しの影響も加えた研究<sup>20</sup>に発展させている(図6)。

#### 4.4 流体・熱伝導連成数値解析

CFDと固体熱伝導をカップリングさせる連成解析 は筆者の主要研究テーマでもあり動向には特に注目して いる。連成解析手法にはベースとするCFDコードなど によっていくつかの方法があるが,基本的には流体と熱 伝導の境界面での温度の連続と熱流束のマッチングによ り実現されており,流体のみの解析では物体表面に仮 定の温度条件を設定して熱伝達率を求めるが連成解析 では表面温度と熱流束から直接得られる。以前のTurbo Expoでは連成解析だけを集めたセッションのみで発表 がされていたが,最近では商用コードでも可能になった ことで研究ツールのひとつとしての利用が増えてきてい る。

連成解析では乱流の取り扱いによる表面熱伝達の違い が固体部温度分布に直接影響するが,現在利用されてい るモデルは流体のみの解析と同じで,連成解析に特化し た改良の必要性は明確にはなっていない。Ledezmaら<sup>(31)</sup> は内部冷却翼(C3X翼)を対象に,粗い格子+壁関数モ デル,細かい格子+低Re型モデルの比較では後者が優 れており,さらにSSTモデルに1方程式遷移モデルを追 加することで翼背側の遷移領域の熱伝達予測が改良され ることを示した(図7)が,これも流体解析での知見の 連成解析への応用である。



図 7 連成解析で遷移モデルを導入したC3X 翼背側の熱伝達率予 測(Ledezma ら<sup>31)</sup>)

流体・熱伝導連成解析の最大のメリットは,温度境界 条件を仮定することなく固体側の詳細な温度分布が得ら れることである。Starkeら<sup>628</sup>は内部冷却空気が翼先端か ら吹き出す形状をモデルに,CFDから得られる熱伝達 率と流体側参照温度を境界条件とする従来型の固体熱伝 導解析を,(1)翼全体に平均熱伝達率と平均参照温度を使 用,(2)熱伝達率は局所値を使用,(3)熱伝達率と参照温度 とも局所値を使用,の3通りで計算し,完全な連成解析 結果と比較した(図8)。その結果,(1)(2)は連成解析と 大幅に異なる結果となったが、(3)では連成解析にかなり 近い結果が得られている。熱伝達率で評価できないよう な複雑な流れの領域が限定的なケースについては、固体 側の熱解析には(3)の手法でも一定の精度が確保されると 言えるだろう。ただし熱伝達率と参照温度の局所値を求 めるには表面温度境界値を変えた2種類のCFD結果が 必要である。



(a) 手法(1) 平均熱伝達率と平均参照温度による

R



(b) 手法(3) 局所熱伝達率と局所参照温度による



連成解析で得られる詳細な温度分布により,高温部品 の強度や寿命予測の精度向上が期待できる。Amaralら<sup>33</sup> は内部冷却翼(冷却側はモデル)と高温ガスの連成解析 から得られる詳細な温度分布結果をもとに,熱応力解析 を行った(図9)。局所的な温度分布が熱応力の大きさ に影響するため,連成解析のメリットが生かせる評価手 法と言えるだろう。

流体・熱伝導連成解析では、壁面上で流体解析セル面 と固体解析セル面を一致させ、面を通過する熱流束を厳 密に計算する手法が一般的であるが、これが格子作成の 難しさや格子点数の増大を招く。たとえば翼面にフィル ム孔がある場合、孔まわりには細かい格子が必要となる が、特に構造格子の場合、周囲の翼間領域も不必要に細 かくせざるを得なくなる。そこでGoormans-Franckeら <sup>64</sup>は図10のような格子トポロジーを提案した。連成境界 では流体セルと固体セルが一致するが、境界層外で 'full non-matching' と呼ぶ、動静翼非定常解析における回 転面接続に似た、格子幅の違いを吸収する接続方式によ り、格子生成を容易にしている。一方、Yamaneら<sup>68</sup>は 重合格子の利用手法を考案した。流体と固体の境界は従 来通りセル面の完全な接合で精度を維持し、フィルム孔、



(a)連成解析による温度分布



(b)熱応力解析結果(ミーゼス応力)図 9 連成解析と熱応力解析の連携(Amaral ら<sup>∞</sup>)

- 36 -



図10 (Goormans-Francke ら<sup>34</sup>)

インピンジ孔,ピンなどの冷却要素部分まわりの連成解 析格子を,翼外部-翼材-内部プレナムからなる背景連成 格子に重合させる(図11)もので,背景格子部分を変え ずに冷却要素の数,形状や配置を容易に変えることが可 能としている。

連成解析による翼冷却の最適化問題も試みられてい る。しかし現状では連成解析は計算負荷が大きいため、 Nowakら<sup>66</sup>の研究では, 翼内部冷却通路の最適化につい て,まずオリジナル構造で完全な連成解析を行い, 翼外 表面はその結果を境界条件として固定し, 翼材と内部冷 却通路のみを連成解析の対象とすることで負荷を軽減し た。最高温度の低減,熱負荷軽減,冷却空気量削減の3 つの要素からなる1つの目的関数による進化アルゴリズ ムで,図12のような最適解を得ている。



(a)冷却構造形状と重合格子



図11 重合格子による複合冷却構造の連成解析 (Yamane ら<sup>55</sup>)

流体解析と固体熱伝導解析は時間スケールが大きく異 なるため、境界面で温度の連続と熱流束をマッチングさ せる連成解析手法では局所時間刻みによる定常問題し か扱えない。しかしながらHeら<sup>SII</sup>は周期性のある非定常 問題への連成解析の適用手法を開発した。燃焼器から のHot Streakによるタービン翼列の非定常問題を対象に、 流体側のURANS解析をフーリエ変換し、定常成分で固 体側と定常連成解析を行い、一方で流体側の非定常成分 と固体側の温度変動を関連付ける解析モデルを新たに 考案して、最終的に時間平均された温度結果を得ている。 図13に示すように、翼表面の熱流束について、定常解と 非定常解の時間平均値に有意な差が現れた。流体・熱伝 導連成解析に新たな可能性を示す研究成果と言えるだろ う。



図12 内部冷却通路の最適化 (Nowak ら<sup>56</sup>)



(a)Hot Streak による非定常温度分布



#### 4.5 燃焼器の伝熱問題

燃焼器の数値解析研究の動向調査に燃料・空気の混合 や燃焼反応の問題を含めると対象範囲が膨大になるため 伝熱問題のみをピックアップしたところ,ほぼ燃焼器ラ イナーのエフュージョンに絞られた。

タービン翼のフィルム冷却と同様,RANS解析では吹き出し流を十分に評価できない。Jerominら<sup>68</sup>はSSTモデルを,Andreiniら<sup>69</sup>はk-*ε*モデルを使用してライナー部の熱伝導との連成解析結果について報告しているが,得られた温度分布は実験との定量的な比較では満足できるものではないようだ。

Bohnらの連成解析による研究は、フィルムとエフュージョンを同等に扱っているが、遮熱コーティングの破損 による孔出口形状の変化の模擬<sup>(40</sup>や、表面酸化による熱 伝導特性変化の模擬<sup>(41</sup>など、より現実に近い形状での解 析をおこなっている(図14)。

# 5. 今後の展望

3年前の筆者の解説記事の最後で,商用コードの台頭 とブラックボックス化への不安について述べたが,その 後商用コードの利用はさらに進んでいる。実験がメイン の研究者にもCFDが利用しやすくなったのは商用コー ドの普及によるところが大きく,機能の向上も頻繁に行 われている。しかしながら,商用コードでできる範囲の 解析しかしなくなり,自分でプログラムを書いて新しい 問題に取り組む研究者が減少しているのではないかと危 惧している。





(b)TBC や酸化層を含むモデル解析
 図14 エフュージョン孔の連成解析 (Bohn ら<sup>(iii</sup>))

そんな中でin-houseコードとも商用コードとも異なる 存在がOpenFOAM<sup>(3)</sup>である。ManganiらはOpenFOAM を利用した伝熱解析についての論文<sup>(42)</sup>の中で、カスタマ イズ可能なCFDツールの重要性を強調している。過去 のプログラム資産の影響をひきずっている多くの既存の コードと異なり、オブジェクト指向型言語であるC++ で書かれオープンソースとなっているOpenFOAMは、 計算速度を重視したプログラムチューニングの面では不 利であるものの、ユーザーがプログラムのすべてを知る ことができ、かつ定式とプログラムの関係が理解しやす いようである。ツールとしての新たな進化形として注目 したい。

航空エンジンの高温部品における数値解析は、今後さらに複雑な現象への適用や大規模化が進んでいき、解析 コードのユーザーはさらに増えるであろう。そんなユー ザーの中から既存技術に満足することなく、新しい解析 技術にチャレンジする研究開発者が生まれることに期待 したい。

# 参考文献

- 山根 敬,タービン伝熱問題における数値解析,日本ガ スタービン学会誌, Vol.35, No.3, pp.52-57
- (2) 高橋俊彦,発電用ガスタービン冷却翼の健全性評価における温度解析,日本ガスタービン学会誌,Vol.35, No.3, pp.58-63
- (3) http://www.openfoam.com/
- (4) Choudhury D., "Introduction to the Renormalization Group Method and Turbulence Modeling", Fluent Inc. Technical Memorandum TM-107, 1993
- (5) Shih, T.-H., Liou, W., Shabbir, A., and Zhu, J., "A New k- ε Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows-Model Development and Validation", Computers and Fluids, Vol. 24, No. 3, 1995, pp. 227-238.
- (6) Wilcox, D. C., 1993, "Turbulence Modeling for CFD", DCW Industries, La Canada, Calif., USA
- (7) Menter, F. R., 1994, "Two-Equation Eddy Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA J., 32, pp. 1299-1310
- (8) Durbin, P. A., 1995, "Separated Flow Computation with k- ε -v2 Model", AIAA J., 33, pp. 659-664
- (9) Durbin, P. A., 1996, "On the k- ε Stagnation Point Anomaly", Int. J. of Heat and Fluid Flow, Vol. 17, pp. 89-90
- (10) Spalart, P.R., 2001, "Young-Person' s Guide to Detached-Eddy Simulation Grids", NASA/CR-2001-211032
- Bardina, J.E., Huang, P.G., Coakley, T.J., "Turbulence Modeling Validation", AIAA Paper 97-2121
- (12) Lucci, J.M., Amano, R.S., Guntur, K., Song, B., "Numerical Study of the Thermal Development in a Rotating Cooling Passage", ASME GT2008-50201
- (13) Spalart, P.R., 2000, "Trends in Turbulence

Treatments", AIAA 2000-2306

- (14) Menter, F.R., 2003, "Turbulence Modeling for Turbomachinery", QNET-CFD Network Newsletter, Vol.2, No.3, pp-10-13
- (15) Harrison, K.L., Bogard, D.G., "Comparison of RANS Turbulence Models for Prediction of Film Cooling Performance", ASME GT2008-51423
- (16) Funazaki, K., BinSalleh, H., "Extensive Studies on Internal and External Heat Transfer Characteristics of Integrated Impingement Cooling Structures for HP Turbines", ASME GT2008-50202
- (17) Leedom, D.H., Acharya, S., "Large Eddy Simulations of Film Cooling Flow Fields from Cylindrical and Shaped Holes", ASME GT2008-51009
- (18) Renze, P., Schröder, Meinke, M., "Large-Eddy Simulation of Interacting Film Cooling Jets", ASME GT2009-59164
- (19) Sreedharan, S.S., Tafti, D.K., "Effect of Blowing Ration in the Near Stagnation Region of a Three-row Leading Edge Film Cooling Geometry Using Large Eddy Simulations", ASME GT2009-59325
- (20) Charbonnier, D., Köbke, Th., Cottier, F., "Comparison of Numerical Investigations with Measured Heat Transfer Performance of a Film Cooled Turbine Vane", ASME GT2008-50623
- (21) Sakai, E., Takahashi, T., Funazaki, K., BinSalleh, H., Watanabe, K., "Numerical Study on Flat Plate and Leading Edge Film Cooling", ASME GT2009-59517
- (22) Hofmann, H. M., Kaiser, R., Kind, M., Martin, H., "Calculations of Steady and Pulsating Impinging Jets- An Assessment of 13 widely used Turbulence Models", Numerical Heat Transfer, Part B, Vol. 51, 2007, pp. 565-583.
- (23) Bamba, T., Yamane, T., Fukuyama, Y., 2007, "Turbulence Model Depandencies on Conjugate Simulation of Flow and Heat Conduction", ASME GT2007-27824
- (24) Schüler, M., Zehnder, F., Weigand, B., von Wolfersdorf, J., Neumann, S.O., "The Effect of Side Wall Mass Extraction on Pressure Loss and Heat Transfer of a Ribbed Rectangular Two-pass Internal Cooling Channel", ASME GT2009-59481
- (25) Zehnder, F., Schüler, M., Weigand, B., von Wolfersdorf, J., Neumann, S.O., "The Effect of Turning Vane on Pressure Loss and Heat Transfer of a Ribbed Rectangular Two-pass Internal Cooling Channel", ASME GT2009-59482
- (26) Tang., B.M.T., Palafox, P., Gillespie, D.R.H., Oldfield, M.L.G., Cheong, B.C.Y., "Computational Modeling of Tip Heat Transfer to a Super-scale Model of an Unshrouded Gas Turbine Blade", ASME GT 2008-51212
- (27) Ameri, A.A., Rigby, D.L., Steinthorsson, E., Heidmann, J., Fabian, J.C., "Unsteady Analysis of Blade and Tip Heat Transfer as Influenced by the Upstream

Momentum and Thermal Wakes", ASME GT2008-51242

- (28) Atkins, N.R., Thorpe, S.J., Ainsworth, R.W., "Unsteady Effects on Transonic Turbine Blade-tip Heat Transfer", ASME GT2008-51177
- (29) An, B.T., Liu, J.J., Jiang, H.D., "Numerical Investigation on Unsteady Effects of Hot Streak on Flow and Heat Transfer in a Turbine Stage", ASME GT2008-50415
- (30 An, B.T., Liu, J.J., Jiang, H.D., "Combined Unsteady Effects of Hot Streak and Trailing Edge Coolant Ejection in a Turbine Stage", ASME GT2009-59473
- (31) Ledezma, G.A., Laskowski, G.M., Tolpadi, A.K., "Turbulence Model Assessment for Conjugate Heat Transfer in a High Pressure Turbine Vane Model", ASME GT2008-50498
- (32) Starke, C., Janke, E., Hofer, T., Lengani, D., "Comparison of a Conventional Thermal Analysis of a Turbine Cascade to a Full Conjugate Heat Transfer Comparison", ASME GT2008-51151
- (33) Amaral, S., Verstraete, T., Van den Braembussche, R., Arts, T., "Design and Optimization of the Internal Cooling Channels of a HP Turbine Blade-Part 1, Methodology", ASME GT2008-51077
- (34) Goormans-Francke, C., Carabin, G., Hirsh, C., "Mesh Generation for Conjugate Heat Transfer Analysis of a Cooled High Pressure Turbine Stage", ASME GT2008-50660
- (35) Yamane, T., Yamamoto, K., "Introduction of Combined Usage of Overset Grid Method in Conjugate Heat Transfer Simulation", ASME GT2009-59832
- (36) Nowak, G. Wróblewski, W., "Application of Conjugate Heat Transfer for Cooling Optimization of a Turbine Airfoil", ASME GT2009-59818
- (37) He, L., Oldfield, M.L.G., "Unsteady Conjugate Heat Transfer Modelling", ASME GT2009-59174
- (38) Jeromin, A., Eichler, C., Noll, B., Aigner, M., "Full 3D Conjugate Heat Transfer Simulation and Heat Transfer Coefficient Prediction for the Effusion-cooled Wall of a Gas Turbine Combustor", ASME GT2008-50422
- (39) Andreini, A., Bianchini, C., Ceccherini, A., Facchini, B., Mangani, L., Cinque, G., Colantuoni, S., "Investigation of Circular and Shaped Effusion Cooling Arrays for Combustor Liner Application-Part 2: Numerical Analysis", ASME GT2009-60038
- (40) Bohn, D., Krewinkel, R., "Influence of a Broken-Away TBC on the Flow Structure and Wall Temperature of an Effusion Cooled Multi-Layer Plate Using the Conjugate Calculation Method", ASME GT2008-50378
- (40) Bohn, D., Krewinkel, R., "I Conjugate Simulation of the Effects of Oxide Formation in Effusion Cooling Holes on Cooling Effectiveness", ASME GT2009-59081
- (42) Mangani, L., Andreini, A., "Application of an Object-Oriented CFD Code to Heat Transfer Analysis", ASME GT2008-51118



特集:ガスタービン高温化対応最新技術動向(その2:航空用)

# 航空エンジン高温部品メンテナンス技術の動向

松田 隆\*1 MATSUDA Takashi

**キーワード**:オン・コンディション、ショップ整備、修理技術、コスト削減、 On Condition, Shop Maintenance, Repair Technology, Cost Reduction

# 1. はじめに

航空機エンジンメンテナンスにおいて,高温部品は信 頼性においてもコストにおいても重要な位置を占めてい る。オペレーションとオーバーホールの観点から,過去 および今後における高温部品に対するメンテナンス技術 の動向を紹介する。

#### 2. 航空機エンジン整備方式

ガスタービン・エンジンが民間機に利用され始めた 1950 ~ 60年代は,航空機エンジンは予め定められた使 用時間限界までに機体から取り卸され,部品交換やオー バーホール等の分解整備を行うハード・タイム方式で整 備が行われていた。

ところが実際は定期的な分解検査では必ずしも故障を 防止することは出来ないことが判ってきた。

1970年代に出現した大型のワイド・ボディ機には新設 計の高出力/大バイパス比のターボファン・エンジンが 装備された。これらのエンジンおよびそれ以降に開発さ れたエンジンは装備中にもエンジンの健全性を確認でき るように始めから設計されていた。

コンプレッサー, 燃焼器, タービンの内部を点検する 為のボアスコープ・ポート, およびベアリングに異常 が発生した際に発生する金屑を採集する Magnetic Chip Detector (MCD) がその代表的な装備である。

この様なエンジンでは,機体装着状態でエンジンの状況をモニターし,不具合がなければ継続使用が可能であり,不具合の兆候が発見された場合,故障に至る前に必要な処置を行うオン・コンディション方式を採っている。

#### 3. モニター手法

機体装着状態でエンジンの状況をモニターするには以 下の様な手法を用いている。

3.1 ボアスコープ検査

エンジン内部に内視鏡を挿入し, 目視検査をする方法 (Fig.1) で, コンプレッサー, 燃焼器, タービン等の

原稿受付 2010年3月19日

\*1 全日本空輸㈱ 整備本部技術部

状況を把握するために確実な方法である。

光ファイバーを使用したファイバースコープ式が広く 使用されて来たが、近年では先端にCCD カメラを内蔵 したビデオスコープ式も普及している。ビデオスコープ 式では画像の解像度が向上し、電子ファイルの処理・保 存が容易になったのに加え、長さ・面積を計測する機能 を持つ機種もあり、より正確な判定が可能となった。

使用環境が厳しい燃焼器やタービンセクションに対し ては定期的なボアスコープ検査が義務付けられており, 損傷に対するリミットも詳細に設定されている。



Fig.1 エンジン高温部におけるボアスコープ点検

#### 3.2 MCD/Filter 点検

潤滑油が供給されているベアリングやギアをモニター する為に MCD 点検(磁性体の検出)やフィルター点 検が定期的に実施される。

また検出した金属片を成分分析器で分析して,材質を 特定することにより,どの構成部品が損傷したかを判別 することも可能である。

# 3.3 フライト・データ・モニター

オペレーション中のエンジン・パラメータを継続的に 監視することで,エンジンの性能劣化や内部故障を初期

<sup>〒144-0041</sup> 大田区羽田空港3-5-4

#### のうちに探知することが可能である。

初期には巡航中にパラメータが安定した時点で運航 乗務員が計器を読み取り記録した数値を,地上でコン ピューターに入力して解析を行っていた。その後事故解 析の目的で搭載が義務付けされたDFDR (Digital Flight Data Recorder) により 人を介さずに直接データの取り 込みが可能になり,離陸時および巡航中の Data も定期 的に解析可能になった。

多くの機体にはDFDR自体を取り卸さずにデータを 磁気テープ等の記憶媒体にコピー出来る装置(Quick Access Recorder:QAR)も搭載されており,解析は更 に容易になった。更にリアルタイムにデータを機体と地 上局とで交信するシステム(ACARS)が搭載されてい る現在の主力機種ではデータの送受信も自動的に行って おり,より早く解析が行なわれ精度も向上している。フ ライト・データ・モニターにより以下の様なエンジン高 温部品の劣化・損傷が検出できる。

#### 3.4 性能劣化

一般的にエンジンは使用時間の増加に伴い, 燃焼器や タービン等の効率低下によりエンジンとしての性能が劣 化し,ゆるやかな排気ガス温度上昇として現れる。特に 外気温度が高い環境下で離陸・上昇する場合,排気ガス 温度が制限を越えて所要推力を出せないことがある。離 陸・上昇時の排気ガス温度が定められた間隔でモニター されており,性能的に余裕の少ないエンジンに対しては, 内部の水洗や計画的にエンジンを取り卸すなど予防整備 を行っている。

#### 3.5 エンジン内部損傷

排気ガス温度,燃料流量,回転数の急激な変化がモニ タリングにて認められ、補機類に問題が無い場合はコン プレッサー,燃焼器,タービンにボアスコープ検査を行 う。この結果,動翼等に損傷が発見される事例もあり, 損傷の進行による過度の二次損傷を防止している。

最新の解析プログラムでは,特定のパラメータやパラ メーターの組み合わせが閾値を超えた事を知らせるオー ト・アラート機能が組み込まれており,データ分析の自 動化も進んでいる。

最近ではエンジンメーカーが世界中のオペレーターの エンジンパラメータを常時リアルタイムで監視・分析し, 必要であればオペレータに整備処置までもアドバイスす る業務も行っている。今後は豊富なデータに基づいたタ イムリーで的確な整備処置が期待される。

エンジンの信頼性が向上したのは設計品質・製造品質 の向上だけでなく、この様なモニタリング技術の向上が 大きく寄与している。

# 4. ショップ整備

#### 4.1 Module構造と分解深度

航空機エンジンは整備要目等により指定された時間制 限や技術指示により計画的に取り卸される場合と何らか の損傷により早期に取り卸される場合がある。

オン・コンディション方式の現在の民間航空機エンジ ンは取り卸し理由,使用時間,前回の整備内容に従い, ショップでの分解深度と処置内容が決定される。

また現在のエンジンは、ショップでの整備性を良くす るためにModule構造に設計されている。更にModuleが いくつかのSub Assembly (Engine Maintenance Unit: EMU, Engine Build Group: EBG等) に分割される。 分解が必要なModuleあるいは Sub Assemblyのみ良品 と交換すればエンジンを使用可能な状態に戻せるので、 エンジンのShop Inの期間と予備エンジン数が少なくて 済むというメリットがある。

Hot SectionにあたるModule/Sub Assemblyは他の部 位と比べて劣化が早いので,深い深度の整備を早い使用 時間・サイクルに設定するのが一般的である。

#### 4.2 ショップでの整備内容

モジュールを単品にまで分解する整備作業の流れは以 下の通りである。

分解→洗浄→点検→(修理→)組み立て

点検の結果, 部品の再使用が可能と判定された場合は 修理を行わず組み立てに進む。

分解が不要な Module/Sub Assemblは,外観の目視 点検と組み立てに必要な寸法計測が実施されるが,基準 に満たない場合は必要な深度まで分解される。

いずれの場合もエンジンとして組み上がった後は試運 転を行いエンジンとしての性能を確認する。

#### 5. 高温部品の劣化状況とメンテナンス

主な高温部品について以下に紹介する

#### 5.1 燃焼室

現在の航空機用エンジンの燃焼室 (Combustor) は Co基または Ni基ベースの耐熱合金を成型したアニュ ラー型が一般的であり,円環状(型式によっては二重円 環状)に構成された燃焼室外側ケース,燃焼室内側ケー ス,燃焼室ライナー(Fig. 2)と円周上に配置された燃 料噴射ノズルから構成されている。燃焼室ケース,ライ ナーとも更にいくつかの部品で構成されている。

特に高温に晒される部位には母材を保護するために耐 熱コーティング(Thermal Barrier Coating)が施され ている。

高温高圧ではあるが回転体が含まれないので、損傷 (Crack/Burning/Material Missing等)に対しての許容 度は高い。また、継続使用できる基準を超えても多くの 修理が設定されている。



Fig.2 燃焼室ライナーと耐熱コーティング(矢印)

燃焼器母材の損傷に対しては損傷の程度により以下の 様な方法を取る。

 

 ・軽微な損傷(Fig. 3)に対する溶接またはロウ付け 修理(主にライナーの構成部品)



Fig.3 燃焼室ライナー軽微な損傷事例

② 限られた範囲であれば損傷部位を部分的に切り取り、 修理用子部品を溶接またはロウ付けする部分交換修理

③ 損傷範囲が広く,①または②では修理費用が高額に なり過ぎる場合は予備部品との交換

耐熱コーティングの損傷が再使用基準を超えている場 合や上記①②の修理を実施した後は一旦コーティングを 全て除去した後に,新たに全周にコーティングを溶射 (Thermal Spray) する。また使用に伴う変形や溶接に 伴う変形の修正が必要であり,溶射前に定められた寸法 に回復する処置(Re-size)を行う。

近年開発されたエンジンの多くは、燃焼器の構成部品 中でも特に損傷しやすいライナー部分をセグメント状に 細かく分割して構造部にNutで固定する構造を採用して いる。損傷した Segment 交換のみで済む場合が多く整 備性は良好である。

# 5.2 タービン・ステータ

現在使用されているエンジンのタービン・ステータの 多くは、ノズルガイドベーン(タービン静翼)数枚をま とめて(一枚の場合もあり)Ni基合金を一体鋳造とした セグメントを、支持構造部材を介して円環状に配置した 構造となっている。

母材温度を下げるために翼の内部には冷却空気が流さ れ、外部には耐熱コーティングも施されているが、運転 中は常に高温・高圧の燃焼ガスに晒されるので損傷は著 しい。

但し燃焼室と同様に損傷に対しての許容度は高く,機 体装着時は損傷の進行を経過観察しながら(損傷が進め ば点検間隔を縮める),エンジン運用を継続できる様に 基準が設定されている場合が多い。

ショップ整備におけるエンジン整備コストの大半は部 品費・修理費であり,特にタービンの動翼・静翼が大き な割合を占める。

ノズルガイドベーンは分解後の検査で修理となる率が 高く、しかも同じ部位に繰り返しBurning や Crackな どの損傷が発生する (Fig. 4)。 代表的な修理としては、



Fig.4 ノズルガイドベーンCrack(白矢印)とBurning(黒矢印)事例



時理候、時候用き Inner Platform

Fig.5 ノズルガイドベーン修理例

176

Airfoil / Outer Platform

母材に近い成分の一種のロウ材を使う修理方法があるが, 同じ部位を繰り返すうちに部分的な母材の劣化が進行す る為,この修理は回数が制限される場合が多い。

最近では修理が殆ど発生しない部分を残して取り去り, 残った部分と形状が合う様に作られた修理用子部品を接 合する修理が開発された(Fig.5)。これにより実質的 に新品と同等までに強度が回復する。修理技術の進歩に より,これまで廃棄されていた部品が修理可能となって おり,整備コストの低減に大きく寄与している。

#### 5.3 タービンブレード

高温高圧の燃焼ガスに晒されるのに加え,遠心力によ る高い応力が加わるタービンブレードは最も使用環境が 苛酷な部品である。現在では耐熱性,耐クリープ性が高 いNi基ベースの単結晶ブレードが広汎に使用されてい る。また翼内部と外部には耐熱コーティング(主に酸化 アルミが全体に,特に翼外部ではセラミックコーティン グをオーバーコート)が施され,更に冷却空気を流すこ とで母材温度を下げている。

燃焼器やステータでは溶射によりセラミックコーティ ングが施されるが、ブレードでは母材にかかる応力が 高く変形量が大きいため、厚さ方向に成長した柱状組 織をもたせる電子ビーム物理蒸着(Electron- Beam Physical Vapor Deposition)が用いられる。

ブレードは回転による運動エネルギーが高い為,エン ジン外から吸い込んだ物体や飛散したエンジン内部部品 との衝突に起因して損傷することもある(Fig. 6)。



Fig.6 Blade Tip 損傷事例

コーティングの剥離や応力の低い翼先端の損傷はある 程度許容されており、ステータと同様に機体装着時は損 傷の進行を経過観察しながら、エンジン運用を継続でき る様に基準が設定されている場合が多い。また損傷がこ れらに限られていれば、ショップでの点検でも再使用可 能であることが多い。

タービンケースの内側(シュラウド)とブレード先端 の隙間は使用に伴い拡大するが,エンジンの効率に大き く影響する。この隙間を適正に保つために部品単品時に はシュラウドとブレード先端に対する修理が繰り返し行 われる。ブレード先端に対しては肉盛溶接により寸法を 回復する。

ブレード外側の耐熱コーティングは使用時間に伴って 劣化するため、再コーティングが必要となる。従来の修 理方法では古いコーティングを除去する工程で母材も削 られるため、再コーティング修理回数に制限があった。 近年コーティング除去方法・プロセスを変えることで母 材に影響が無くなり修理回数制限が大きく緩和された。

一方コーティングや翼先端以外の部位には厳しい検査 基準が設定されている。溶接修理可能な部位は限られて いるため、一定度使用されたブレードは点検時や修理時 に再使用も修理継続も不可となり、廃棄される。地上用 ガスタービンでは、タービンブレードの経年劣化した金 属組織を再生する技術が実用化されており、航空エンジ ンへの展開が期待される。

タービンブレードは翼根に近い部分から飛散すると甚 大な二次損傷が発生するので、不具合モードに合わせ て詳細な検査がショップで行われる。次のエンジン・ ショップインまで飛散が起こらないことを確認できる検 査方法が確立できない場合は、統計解析に基づく整備上 の使用限界を設定して(ブレードには設計上の寿命は設 定されていない)、ショップで新品と交換する。エンジ ンの信頼性維持の為に、この様なブレード交換事例は過 去から最近まで多くのエンジン型式で発生している。

#### 5.4 タービン・シュラウド(ダクト・セグメント)

強度部材ではないので損傷に対する基準は緩いが, タービンブレード先端との隙間を適性に保つため,ブ レード翼先端と擦れあう面(Rub Surface)が頻繁に修 理される(Fig.7,8)。

修理方法としては Rub Surface のみを溶射(LPPS (Low Pressure Plasma Spray) またはHVOF(High Velocity Oxy-Fuel, Fig.9)) あるいは一体型に成型し たコーティング材をロウ付けで修復する方法,部品の大 部分を交換する修理(Backing Strip Replacement)等 各種方法が確立されている。



Fig.7 タービン・シュラウド構造



Fig. 8 タービン・シュラウドRub Surface損傷事例



Fig.9 HVOF によるタービン・シュラウド修理

# 6. 経済的整備

#### 6.1 De-rating Operation による部品寿命延長

国内線機は国際線機に比べ搭載燃料が少なく離陸重量 が少ない為,定格推力よりも低い推力で運航(De-rating Operation)が可能であり,タービン入口温度が低くな るので高温部品の寿命は著しく延びる

製造会社/FAA(米国連邦航空局)により廃棄寿命が 設置されているLife Limited Parts(LLP)に与える応力 も著しく減少し,部品によってはDe-rate に対応した上 限値の緩和や Life の修正係数が設定されている場合が ある。LLP以外の部品も劣化が遅れることにより,部品 購入費用,修理費用の低減に寄与している。

#### 6.2 リデュースト・スラスト・テイクオフ

主に運航に係わる変更であるが、最近の機体では離陸重量に合わせて必要な推力を細かく設定できる機能が装備されており、エンジンの劣化を最小限に押さえることで、エンジン部品の劣化を遅らせ、整備コストの低減に寄与している。LLPに与える応力も著しく減少するが、最近の機体/エンジンでは運航中のエンジン・パラメータが全て自動的に記録され、コンピューターにて実際のThrust Level を記録・管理することが可能となっている。FAA はその Thrust Level に応じて Life Limited Partの寿命延長を認めており、弊社でもメーカーのプログラムに従って、一部のエンジンで寿命延長を実施している。開発中の航空エンジンでは更にエンジン・パラメータを詳細に記録・分析する機能が加わり、より正確な寿命延長が可能となる。

#### 6.3 FAA DER Approved Repair

近年、メーカーだけでなく、修理会社が独自に修理 を盛んに開発している。これらの多くはFAA DER (Designated Engineering Representative)の審査を受 けており、本邦においては航空局の承認後に適用可能で ある。

修理会社の中にはメーカーから製造の下請けを分担す るなど高い技術力を持つものも多く、メーカーが営業 的な戦略から修理を開発しない場合などは、FAA DER Approved Repairが経済的に有効な解決策となっている。 2009年4月に米国との間で BASA (Bilateral Aviation Safety Agreement) が締結されたことで、今後審査が 簡略化される予定である。

#### 7.終わりに

一昨年に発生した金融危機以降,国内外とも航空運送 業界を取り巻く環境も大変厳しい状況であり,当面この 状況が継続すると予測されている。航空エンジンにおい ても安全性・信頼性を維持向上しつつコストを削減する メンテナンス技術が今後益々重要になると思われる。

#### 参考文献

(1) 酒井義明, ほか, ガスタービン高温部品の寿命延伸技術, 日本ガスタービン学会誌 Vol.37 No.1 P24

# Rolls-Royce Technology Development for High Temperature Aeroengines

Prof. Ric Parker<sup>\*1</sup>, Laurence Ellis<sup>\*2</sup>

Key Words : High temperature gas turbine, environment, materials, secondary air system, lean burn, future architecture

#### 1. Summary

Gas turbine engines have undergone significant and rapid development since Sir Frank Whittle's first engine. Development of advanced materials, cooling schemes, manufacturing and predictive modelling has allowed cycle efficiencies to reach extremely high levels. Despite the extreme temperature environment within modern aero gas turbine engines, components maintain levels of reliability and integrity unique to the aviation industry.

Gas turbine manufacturers are facing some major challenges dictated by market mechanisms and the challenge of global warming. The modern Civil gas turbine must not only focus on safety and fuel burn, but also Carbon Dioxide (CO<sub>2</sub>), oxides of Nitrogen (NOx) and noise emissions. These have to be reduced to meet the exacting targets for 2020 agreed by the European industry in the Advisory Council for Aeronautics Research in Europe (ACARE)<sup>(2)</sup>. To meet these targets, the gas turbine core will probably get more power-dense and hotter to meet the fuel burn challenges, with ever more sophisticated combustion and noise technology to facilitate this improvement, whilst meeting the wider environmental challenges.

# 2. Technology Drivers

Historically, the aerospace industry, and Rolls-Royce in particular, has been extremely successful in driving down fuel burn. Since the introduction of jet powered civil aircraft some 50 years ago, engine and airframe technology, combined with operational measures, have reduced the aircraft fuel burn per passenger km by 70 per cent compared with the Comet aircraft of that time. The engine cruise fuel consumption alone was reduced by over 40 per cent. Over the same period, aircraft have become 20dB or 75 per cent quieter. Visible smoke, particulates, smell and many other undesirable emissions have been virtually eliminated.

The constant drive towards improved performance has created an increasingly challenging environment within the engine itself. Modern Civil aero gas turbines operate with overall pressure ratios of around 50, with gas temperatures leaving the compression system at around 700°C and Combustor Outlet temperatures in excess of 1600°C. Despite such extreme operating conditions, modern components are expected to operate faultlessly for up to 25,000 hours without overhaul.

Gas turbine development has always been a matter of compromise: balancing the often-conflicting need to meet Specific Fuel Consumption (SFC), noise, emissions, weight and cost requirements. Improving SFC requires higher temperatures and increased pressure ratios, but this drives an increase in emissions, particularly NOx. Advances in technology are needed, firstly to enable SFC improvements without adversely affecting other emissions, and then to drive emissions down further.

Figure 1 shows that, irrespective of application, for



Figure 1 Technology drivers

Received 2 April 2010

<sup>\* 1</sup> Director of Research & Technology, Rolls-Royce plc

<sup>\* 2</sup> Rolls-Royce plc

all aerospace gas turbines safety, reliability and cost effectiveness are key. Civil technology development is mainly driven by the environment and cost of ownership, but military engines are mainly driven by capability and affordability. However, propulsion requirements also differ according to individual aircraft types, being dependant on aircraft size, range, utilisation, operator and end-user.

### 3. The Environment

There has been growing national and international concern over the environmental impacts of civil aviation. The Intergovernmental Panel on Climate Change has concluded that it is now very likely that man-made greenhouse gas emissions are increasing the average global temperature and changing the climate. The report concludes that global concentrations of the main greenhouse gases of carbon dioxide  $(CO_2)$ , methane  $(CH_4)$  and nitrous oxide  $(N_2O)$  have increased measurably as a result of human activities, and now significantly exceed pre-industrial levels.



Figure 2 Chart plotting the contribution of different sectors to global man-made  $CO_2$  levels<sup>(1)</sup>

The global aviation industry currently accounts for just 2% of man-made  $CO_2$  emissions compared with 16% from other forms of transport and around 32% from electricity and heat supply, figure 2. Aviation's share of the total emissions will grow to an estimated 5% by 2050 if the overall growth of air-travel continues based on a "business-as-usual" scenario.

Lifecycle analysis (LCA) is the thorough and systematic investigation of resource usage, energy use and emissions at every stage in a product's life. Figure 3 shows the results of an LCA study completed for a typical Rolls-Royce Trent aero engine with respect to greenhouse gas emissions. This shows that in use, their environmental impact is over a thousand times more than any other part of the life-cycle. As a result of the length of time in service, the consumption of fuel and the release of the combustion products into the atmosphere during life totally dominate the overall environmental impact of this product. Thus, improving the efficiency, reducing harmful emissions and noise are priorities for the designer.

While CO<sub>2</sub> emissions, which are directly related to burning fossil fuel, are the major contributor, the overall impact of aviation on climate change is complex and uncertain. In addition to carbon dioxide, aeroengines can also emit NOx, unburned hydrocarbons (UHC), smoke and water vapour. The current level of understanding on the impact of contrail induced cirrus clouds is poor, but they are also thought to have a warming effect. NOx emissions lead to the formation of ozone in the region of the flight path, which has a warming effect. In particular, NOx is a greater concern for local air quality around airports.



Figure 3 Lifecycle analysis results based on greenhouse gas emissions

In the atmosphere,  $CO_2$  lasts for more than 100 years, methane for decades, ozone for weeks and contrails and cirrus clouds for a few hours at most. Hence, it can be very misleading to use a simple multiplier to estimate the overall climate-change impact of aviation. There is considerable uncertainty surrounding the overall impact of these emissions, but  $CO_2$  effects dominate in the long term. As  $CO_2$  is directly proportional to fuel burn, it is vital to improve the efficiency of products and, coupled with a reduction in NOx emissions, these progressive improvements are guaranteed to have beneficial effects which will address the longer-term impacts on the local and global environment.

Whereas NOx and smoke tend to be the products of operation at high power conditions, CO and UHC production tends to be greatest at idle conditions. Prolonging combustion for as long as possible could reduce CO, smoke and UHC emissions if held at high enough temperature, whilst increasing combustion efficiency and therefore lowering fuel burn. However, this approach would increase the production of NOx, which is a function of time and temperature.

The sensitivity of NOx emissions to temperature and pressure means that there is a tendency for the level to increase as the design overall pressure ratio is increased to obtain benefit in overall efficiency. As shown in Figure 4, modern combustion systems focus on staged combustion, using a pilot stage for idle and low power and a separate stage of combustion at high power to control residence times, and therefore CO<sub>2</sub>, UHC and NOx emissions.



Figure 4 Combustion development for low NOx emissions

Noise tends to decrease with increasing fan diameter. This would seem complementary to the general tendency for decreasing specific fuel consumption, and hence fuel burn, with increasing bypass ratio. However, at aircraft systems level, an optimum must be achieved as the benefits in propulsive efficiency are quickly out-weighed by the nacelle drag increase, which ultimately increases fuel burn if fan size becomes too large. This then also focuses the designer on improving the by-pass ratio (efficiency) of the engine, by decreasing the core size, hence increasing operating temperature for a given fan diameter.

Contrails, and the subsequent formation of Cirrus clouds, are largely the result of altitude and route selection. Again, a balance must be struck between operation at a lower altitude, where saturation levels reduce the formation of contrails, but aircraft drag, and hence fuel burn, is increased; and operation at higher altitudes, where drag is decreased, but tendency for contrails to form is increased.

Rolls-Royce has endorsed the 2020 goals published by the Advisory Council for Aeronautical Research in Europe (ACARE)<sup>(2)</sup>, which are against a baseline of the year 2000. These include reducing fuel burn and CO<sub>2</sub> per passenger kilometre by 50 per cent, which will require contributions from engines (15-20%) and airframes in addition to improved air traffic management and operational efficiency. Other targets include reducing NOx emissions by 80% and perceived noise by 50%. These goals represent a doubling of the historic rate of improvement and will require significant and sustained investment in research and development to develop and validate the new technologies required. Rolls-Royce's progress against the ACARE target is shown in Figure 5. These successes clearly reflect the levels of our past investment in research and development. These will continue with new research programmes, such as the Environmentally Friendly Engine (EFE), to deliver the technology for the future.



Figure 5 Chart showing progression to ACARE fuel burn

Developments in gas turbine technology, combined with airframe developments and new operating procedures, can go a long way to reduce the environmental impact of the aviation industry. However, trade-offs between NOx,  $CO_2$  and noise in particular must be made, requiring significant design and definition at system level, good understanding of the overall requirements and a balanced set of regulatory limits.

#### 4. Materials

Advanced materials and processing technologies have been responsible, either directly or indirectly, for a large proportion of the efficiency improvements that reduce the environmental impact of engines. These technologies have resulted in increased temperature capability and a reduction in weight, noise and emissions.

The high-pressure turbine blade is one component that has dictated the pace of the improvement in overall gas turbine performance. Turbine materials research and development has always focussed on increasing temperature capability. Figure 6 shows the improvement in overall temperature capability that has been achieved through a combination of alloy development and processing technology, culminating in the advanced, single crystal (SC), nickel based



Figure 6 Improvement of temperature capability of turbine blade alloy materials

super alloys in use today.

The peak temperature in the gas turbine occurs within the primary zone of the combustion chamber, figure 7. Within this zone the temperature of the gases released by combustion can be over 1800°C (and an ultimate limit imposed by stochiometric combustion of Kerosene is 2000°C). Despite these extreme temperatures, the combustor design must retain functional and structural integrity even under the most extreme pressure loads seen by the engine. Extreme torques and bending moments are induced during the rapid deceleration following a fan bladeoff event and the components must resist any damage due to bird strike.



Figure 7 Zones of annular Combustor

Due to their high temperature creep resistance and strength retention, Nickel alloys are an almost universal solution for high temperature turbine blades and Nozzle Guide Vanes (NGVs).

Advanced, single crystal, nickel-based, super alloys keep their strength to temperatures around 1000°C to 1100°C. Advanced Nickel alloys can be cast as

single crystal (SC), directionally solidified (DS) or conventional Equiax, figure 8.

Single crystal components have extremely good mechanical properties, as they contain no internal grain boundaries from which failures can initiate. However, these qualities come at a high manufacturing cost. Directionally Solidified (DS) components have crystals aligned in the direction of maximum stress to increase resistance to creep and, whilst they have slightly reduced mechanical properties than SC components, they come at a lower manufacturing cost. Conventional Equiax casting can also be used, further reducing cost but at the expense of mechanical properties, and temperature limits.



Figure 8 Casting technologies of turbine blades

Nickel alloys predominate throughout the combustion module, where medium to high-strength wrought alloys are used for structural components. Cast Nickel alloys are also employed, especially where precision forms are required.

The drive for overall efficiency is increasing overall pressure ratio, and as such, the gas temperature leaving the compressor is increasing. Modern Civil gas turbines have compressor outlet temperatures of the order of 700°C. The thermal stresses in the compressor blades and discs are becoming more significant with these increased core temperatures.

Thermal stresses in the disc are induced when a thermal difference exists between the gas-washed rim and the cob (the thickened central ring). In general, the greater the mass of the disc, the less thermally responsive it is and the higher the thermal stress levels. Therefore, with increasing compressor outlet temperatures, materials are developed to allow for lower mass discs, with development heading towards bladed disc (blisk), or bladed ring (bling), designs. In addition, casings, abradables and blade materials must be used which retain their material properties despite the increased temperatures within the compressor module.

As the temperature of the cooling air, typically delivered from HP compressor, increases, the cooling potential of that air reduces, thereby applying increased emphasis on the material capabilities at temperature. For this reason advanced materials are being investigated, with significant effort applied to ceramic and ceramic metal composites materials research.

All materials must meet the mechanical properties required by modern gas turbines, including resistance to corrosion and oxidation, but must also be manufacturable in production volumes, cost effective and repairable. Materials development time is long, taking some 20 years to develop from basic material science into a component that can be used in a production engine. Therefore, aerospace companies must be prepared to invest in materials technology well in advance of their entry into service.

#### 5. Secondary air system

Air, the working fluid in a gas turbine, is compressed, heated and expanded to produce power. Some of the compressed air does not contribute directly to the production of power as it is used for functions vital to the safe and efficient operation of the engine: cooling, sealing and controlling bearing loads.

Cooled components allow higher operating temperatures whilst facilitating component lives of greater than 30,000 hours. However, it is necessary to balance the requirements of cooling flow and cooling design effectiveness, as cooling flows remove compressor air from the core flow prior to combustion. The amount of air available for work in the cycle thus reduces, increasing inefficiency. Additionally, reintroducing this air through cooling holes in aerodynamic components produces aerodynamic losses. Designs with the most effective cooling can often increase the complexity of manufacture, and therefore cost, and will reduce design freedom, thereby potentially compromising component performance and limiting the scope for future engine growth.

In a Rolls-Royce, 3-shaft, civil engine most high pressure (HP) and intermediate pressure (IP) turbines are cooled, although low pressure (LP) turbines are usually uncooled. Military designs use cooling in both the HP and LP systems. Internally cooled components are manufactured by investment casting with complex ceramic core geometries. The cross-section design of cooled blades is governed by the permitted stress in the material used and by the size of any core passages required for cooling passages.

Figure 9 shows a typical cooling flow through an HP turbine blade. Cooling air enters the blade from the root, follows the serpentine shape of the internal passages and is ejected through holes to form a cooling film over the external surface of the component. In order to keep high cooling air velocities, and therefore high heat transfer coefficients, the internal passage cross-sectional area is reduced according to the mass flow rate of the coolant through the holes. The passages are equipped with turbulators (internal ribs inclined to the flow direction) to minimise pressure loss and enhance internal heat transfer.

# Trent 800 HP Turbine Blade



Figure 9 Cooling flows through an HP turbine

There are a variety of cooling systems that can be incorporated in the gas turbine. These include Trellis/Matrix/Lattice and wall cooling systems. In each case, advanced casting technology is required to manufacture the intricate internal convective cooling system, and hence associated costs are high.

Transpiration cooling is often used in the combustion system. This uses laminated materials that allow cooling air to enter a network of passages within the component wall, before exiting to form an insulating film of air. As the air enters the wall, it provides impingement cooling, as it passes through the network of passages it provides internal convective cooling and, after exiting the passages, provides external surface film cooling.

Modern Combustion systems are effectively 100% efficient at take-off. Due to the extreme temperatures

of the combustion gases, secondary air is introduced along the length of the combustor to reduce the gas temperature ahead of the HP NGV, control emissions and condition the temperature profile. The temperature profile at the combustor exit must be controlled both radially and circumferentially. If the profile is too biased towards either the tip or the root of the turbine, it can significantly reduce the blade-life in these regions.

In order to reduce the amount of cooling air required to control component metal temperatures, ceramic Thermal Barrier Coatings (TBC), or ceramic tiles are commonly used on Combustor components, NGVs and turbine blades. TBC significantly reduces the thermal conductivity of a component, and hence its external metal temperature.

As materials have been developed for increased strength and creep resistance, the proportion of elements such as Rhenium has been increased. To accommodate this inclusion, the proportion of Chromium within Nickel alloys has been reduced, making the materials more susceptible to corrosion and oxidation. Advanced coatings are being increasingly used to protect components from these hazards.

Military engines have an additional requirement to cope with missile plume ingestion. After a missile has been fired, its hot gases can be ingested into the engine. The momentary increase in inlet mass flow and temperature, and the secondary effect of depletion of oxygen in the combustor, must not cause extinction of the flame.

The use of air in the secondary air system reduces the overall cycle efficiency and can affect individual component performance. However, its use does enable high temperatures and maximises the costeffectiveness of the engine, by increasing component lives. The use of cooling flows and design effectiveness must be balanced with the cost and performance requirements of the engine.

## 6. Lean Burn

In order to meet future emissions requirements, large civil engine combustor design is moving towards a lean-burn approach. Lean burn combustion technology enables NOx and Smoke emissions to be reduced by 40% relative to conventional technology.

This technology eliminates fuel-rich pockets within the combustor, reducing smoke and NOx production. However, at low power the lack of the fuel-rich regions can result in operability challenges, including failureof altitude relight, reduced combustion efficiency and flameout margin. In addition, at lean fuel:air ratios, slight changes in mixture could lead to large changes in heat release, potentially causing aero-acoustic instability ("rumble").

To overcome the challenges associated with a leanburn approach, the input of fuel can be 'staged' using multiple fuel circuits. A 'pilot' fuel supply is used for low power operation, and a 'main' supply is introduced for higher power. This brings its own challenges of cost, weight and complexity.

The need to switch between two fuel circuits also complicates the engine control system and fuel system thermal management, itself already a significant challenge as the fuel is often used as a heat-sink by other aircraft systems.

Design of these complex systems requires effective systems design to ensure that the correct balance of reliability, cost, fuel-burn and environmental impact are met.

# 7. Predictive modelling

Any aerospace gas turbine component performance must be understood and verified before it can be used in service. Traditionally, rig, component and fullscale engine tests would be used to verify component performance and validate the assumptions made during the design.



Figure10 Computational Fluid Dynamics of flow within a wallcooled HP Blade

Predictive modelling of metal temperatures can be used to determine the displacement, thermal stresses and life of a component. This modelling is done using Finite Element Analysis. In order to calculate metal temperatures, it is necessary to input material property data, air system data and heat-transfer coefficients. These heat-transfer coefficients may be developed using Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis, figure 10, allowing for an iterative design process of complex 3-dimensional flows. The results are validated using rig or engine thermocouple, or thermal paint data.

Modern predictive modelling techniques not only allow for the reduction of expensive tests, but also enable the designer to optimise the design for integrity, weight, aerodynamic performance and cost earlier on in the component and engine design cycle.

# 8. Novel Architectures for the future

Advanced cycles for aerospace engines are being considered, as it is becoming increasingly difficult to develop more fuel-efficient Brayton cycle engines. Due to sensitivity to temperature increase, further increases in cycle temperatures make it increasingly difficult to improve NOx emissions. Some alternative cycles have higher specific work, giving smaller, lighter and/or cheaper core components.

Engine cycle and engine configuration studies need to be developed together. Some cycles significantly alter non-dimensional flows and affect component sizes and efficiency, thereby changing the length, volume and weight of engines. Where core size is reduced, it may be difficult, or impossible to keep the traditional coaxial through-flow arrangement of turbo-machinery due to shaft torque and disc bore size limitations. In these cases reverse flow cores, or alternative configurations may provide more attractive design solutions.

Figure 11, identifies the advanced cycle engines that Rolls-Royce has applied or investigated.



Figure11 Advanced Cycles

Recuperation is a well-known efficiency improvement that removes waste heat from the exhaust and returns it to the cycle during the compression stage. Success of recuperative systems is dependent on the cost and durability of the required heat exchange device. At any given level of peak temperature a recuperated Brayton cycle will have a lower optimum overall pressure ratio (OPR) than a conventional engine. At pressure ratios above this optimum, recuperation capability is reduced by the narrowing gap between exhaust temperature and compressor discharge temperature.

By reducing the optimum OPR for a given engine, and therefore making cooling air cooler, recuperation simplifies the engine turbomachinery. It is most effective for small, OPR-limited engines: the benefits to large engines at high power are reduced. Recuperation suffers from the additional weight and complexity of incorporating the recuperator and ducting. In addition, the high combustor-inlet temperature may increase NOx emissions.

The addition of one or more stages of intercooling (IC) into the compression process of the Brayton cycle significantly reduces the work input required. This, therefore, increases the power from a given core and offers a modest performance improvement at all thrusts. In addition, the lower combustor entry temperature reduces NOx and eases the thermal loading of hot components, thereby simplifying materials selection, or cooling mechanisms. The IC engine does, however, require a higher optimum OPR, requiring more compressor and turbine stages and increased static and dynamic gas loads, affecting blades, core casings and HP system thrust bearing loads. In addition, small core size may reduce component efficiencies and require compressor variables, or a variable turbine to control compressor working line.

The combination of intercooling and recuperation (ICR) into a cycle produces an increase in both specific power and thermal efficiency. The thermal efficiency improvement derives from an increased temperature differential between the exhaust gas stream and the compressor discharge air. This enables the recovery of a greater portion of the thermal energy in the exhaust gas, and hence improvements in SFC, and hence  $CO_2$  production, at all thrusts. The decrease in combustor inlet temperature allows for a potential NOx emissions reduction. The main disadvantage associated with an ICR engine is the significant weight penalty and subsequent increase in aircraft fuel burn. Production ICR engines are, however, successfully applied in the non-aerospace

markets with the Rolls-Royce WR-21 marine engine (the world's most efficient marine gas-turbine) as a particular example.

A gas turbine combined with constant volume (CV) combustion basically comprises the turbomachinery components of a conventional gas turbine, but with a valved, intermittent-flow combustion chamber in place of the usual open-ended, steady-flow combustor. Studies performed within and outside Rolls-Royce show that in theory, based on equivalent mass mean turbine entry temperatures (TET), the CV gas turbine could offer an advantage in cycle efficiency over the conventional gas turbine. However, in practice, the efficiency of the sealing process in a CV cycle is much less than 100%, and a large proportion of the compressor delivery air passes directly through the combustor and into the turbine, causing a substantial loss in cycle efficiency. In addition, cooling the HP turbine is less efficient than for a conventional engine, since the use of film cooling becomes impractical.

Due to the weight penalty generally associated with advanced cycles, these tend to be used on nonaerospace products, such as in Marine and Energy applications. However, further work is ongoing to overcome these challenges.

# 9. Conclusion

Modern gas turbines for aviation must be safe, reliable, cost-effective and have minimal impact on the environment. A balance between all of these requirements must be sought and it is the job of the aerospace industry to understand, develop and provide system-level solutions that deliver these requirements.

Development of future engines requires significant and early investment in technology, and the ability to optimise solutions at an early stage of the design cycle. Rolls-Royce continues to invest in and deliver these technologies to ensure that the next generation of aero-engines goes beyond the environmental and cost improvements demanded the customer and society at large.

# 10. References

- Aviation and the Global Atmosphere-Intergovernmental Panel on Climate Change; Joyce E Penner, David H Lister, et Al; 1999. Cambridge University Press
- 2. European Aeronautics-A Vision for 2020; Report of the Group of Personalities; 2001; http://www. acare4europe.com/html/documentation.asp

## 11. Bibliography

- The Jet Engine; Rolls-Royce PLC, 2005
- Jet Propulsion; Nicholas Cumpsty; Cambridge University Press 1997

# 12. Acknowledgments

- · M GJW Howse
- P D Price, Rolls-Royce PLC
- S Friedrichs Rolls-Royce PLC
- F Haselbach, Rolls-Royce PLC
- P Madden, Rolls-Royce PLC
- N Kumar, Rolls-Royce PLC
- · J Moran, Rolls-Royce PLC

┫技術論文 ┣━

# FEGVにおける着氷現象の数値予測 一運転条件による影響一

Numerical Prediction of Ice Accretion Phenomena on FEGV —Effect of Operating Condition—

> 坂井 俊彦<sup>\*1</sup> SAKAI Toshihiko

山本 誠<sup>\*2</sup> YAMAMOTO Makoto 水田 郁久<sup>\*3</sup> MIZUTA Ikuhisa

# ABSTRACT

Ice accretion is a phenomenon where supercooled water droplets impinge and accrete on a body. The occurrence of ice accretion leads to the performance degradation in a jet engine, and may cause serious damage to fan, compressor and so on. Since the flight tests and wind tunnel tests are difficult and too expensive, a numerical simulation is very useful to predict ice accretion a prior. If we can accurately simulate ice accretion in the design phase and improve the performance, it should become possible to reduce the cost and design time of a jet engine. In the present study, we simulated ice accretion process for a 3-dimensional FEGV to clarify how the engine operation condition affects the ice accretion and the aerodynamic performance of the vane.

Key words: FEGV, Ice Accretion, Numerical Simulation, Computational Fluid Dynamics

# 1. 緒 言

着氷とは、大気中の過冷却水滴が物体に衝突するこ とによって、固体表面上に氷層を形成する現象である。 ジェットエンジンにおける着氷の発生は、空力性能の低 下や、エンジン流入空気の流れを乱して作動不調を引き 起こすほか、はく離した氷片によるエンジン内部の機械 的損傷等,きわめて深刻な影響をもたらす<sup>(1)-(2)</sup>。このた め様々な防氷/除氷システムが開発されているが,いま だ空気力学的な損失を生み出しているのが現状である。 また、航空エンジンの設計・開発において、着氷に起因 した不安定作動が発生した場合、対応が非常に困難であ り、開発の後戻りも大きい。それゆえに、設計段階で着 氷過程を再現し,着氷による空力性能低下を抑制する ことができれば、設計時間や開発コストの削減につなげ ることが可能である。しかし、着氷は流体力学と熱力学 の側面を併せ持つ非常に複雑な物理現象であり、実験に よって着氷現象を繰り返し再現することは容易ではない。 また、地上で模擬実験を行うための実験設備には莫大な 費用を必要とし、実機を用いた飛行実験では危険すら伴 う。このため、様々な気象条件における着氷現象を妥当 に再現し,かつファン動翼等の3次元的な幾何形状にも

原稿受付 2008年9月4日 校閲完了 2010年3月30日

- \*2 東京理科大学 工学部 機械工学科
- 〒102-0073 千代田区九段北1-14-6
- \*3 (株) I H I

適用可能な着氷シミュレーションが強く求められている。 本研究は、ジェットエンジンのFEGV(ファン出口案 内翼)を対象として3次元着氷シミュレーションを行い、 エンジン運転状況の変化による着氷の変化と、翼空力性 能への影響を明らかにすることを目的として行われたも のである。

# 2. 数値計算手法

# 2.1 計算アルゴリズム

本研究で用いた着氷現象の計算手法は、流れ場に依存 した着氷形状の計算と、その着氷形状に対する流れ場計 算の反復からなっている。まず、着氷していない翼周り の流れ場をRANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 計算し、水滴軌道計算によって翼面に対する水滴の衝突 特性を得る。次に、熱力学計算を行うことで、翼面上に おける氷層の成長率を算出し、着氷形状を決定する。そ の後、着氷した翼面に沿って計算格子を再構成し、再び 流れ場計算を実行する。この一連のプロセスを着氷時間 に達するまで反復することで、氷層の時間的・空間的な 成長過程を再現する。

なお、本計算手法はNASAが開発したLewiceコー ド<sup>(3)-(6)</sup>に基づき、種々の改良を加えたものとなっている。 以下、各段階における計算手法の概要を説明する。

#### 2.2 流れ場計算

流れ場は3次元圧縮性乱流と仮定し、支配方程式と してレイノルズ平均した連続の式,Navier-Stokes方程

<sup>\*1</sup> 東京理科大学 大学院

式,エネルギ式を,乱流モデルとして高レイノルズ数型 標準k-εモデルを用いた。なお,k-εモデルの生産項に はKato-Launder修正を加えた。支配方程式は,非粘性 項をYee-Hartenの提案した2次精度風上型TVDスキー ム<sup>(7)</sup>,粘性項を2次精度中心差分でそれぞれ離散化して おり,時間進行には4段階ルンゲ・クッタ法を用いた。

境界条件は以下の通りである。流入境界では、全温、 速度、乱流量を固定し、密度を外挿した。流出境界では、 静圧を固定し、その他の変数を外挿した。側面境界は周 期境界を課した。壁面および氷表面ではすべりなし断熱 条件を課し、乱流量には次式に示す氷による表面の粗さ 効果を考慮した壁関数を使用した。

$$\frac{U}{u_{\tau}} = \frac{1}{\kappa} \ln \frac{y^{+}}{k_{s}^{+}} + A_{r} \quad , \quad k_{s}^{+} = u_{\tau} k_{s} / v \quad \dots \dots (1)$$

ここで, *A*<sub>r</sub>の値にはNikuradse (1933)の実験<sup>(4)</sup>を参考 にして, 以下のような定数を与えた。

4 < *k*<sub>s</sub><sup>+</sup> < 70 (粗滑遷移領域) *A*<sub>r</sub> = 9.525 *k*<sub>s</sub><sup>+</sup>> 70 (完全粗面領域) *A*<sub>r</sub> = 8.5

#### 2.3 水滴軌道計算

水滴軌道計算にはラグランジュ法を用い,計算を進め ていく上で以下の仮定を行った。

- ・水滴は完全な球形で変形しない
- ・水滴に働く力は抗力のみ (重力等の外力は無視)
- ・水滴間の衝突は起きない
- ・水滴は気体に影響を及ぼさない(1-Way手法)
- ・流入部における水滴の速度は主流速度に等しい

これらの仮定により,水滴の運動方程式は次式のよう に簡略化することができる。

$$\frac{du_d}{dt} = \frac{3}{8}C_D \frac{\rho_f}{r_d \rho_d} (u_f - u_d) |u_f - u_d| \cdots \cdots (2)$$

ここで $\rho$ は密度, uは速度, rは水滴半径であり, 添字f, dはそれぞれ周囲流体, 水滴を表している。また抗力係 数 $C_D$ にはShiller-Naumann係数<sup>(8)</sup>を採用した。この運動 方程式を時間積分することにより, 水滴の位置を時々 刻々計算することが出来る。また, 本研究では, 扱う水 滴径に均一の大きさではなく, NASAで行われた実験<sup>(9)</sup> により得られた分布を導入し, より実条件に近い環境を 再現した。

#### 2.4 熱力学・氷堆積計算

本計算では、Lewice Code<sup>®®</sup> に準拠し、格子1セルを 検査体積として、質量およびエネルギバランスを計算す ることにより、検査体積内に堆積する氷の質量を決定す る。エネルギバランスは以下のように表される。

 $E_{im}+E_{in}+E_{ac}+q_f=E_{va}+E_{ou}+q_c$  (3) ここで,  $E_{im}$ は翼面上に衝突する水滴によるエネルギ,  $E_{in}$ は周囲のセルから検査体積へ流入するエネルギ,  $E_{ac}$  は検査体積内に堆積する氷の潜熱によるエネルギ, Euu は蒸発・昇華によるエネルギ, Eouは検査体積から流出 するエネルギ, qAは摩擦によって空気から検査体積に与 えられる熱エネルギ, そしてqcは空気の対流による熱損 失である。なお, 質量バランスについても同様の式を用 いていることを付記しておく。

また、本コードでは、氷表面の粗さを半球体の粗さモ デルで表現した。ランバックする水滴がこの粗さの谷間 にトラップされるとし、粗さの影響を対流熱伝達係数や 流れ場の計算だけではなく、水滴のランバック量に対し ても考慮した。なお、氷表面の粗さ高さは一様ではなく 温度の関数である。本研究では、Fortinら<sup>111</sup>の経験式を 用いてこれを考慮することとした。

#### 2.5 コードの検証

作成したコードの検証は、着氷プロセス全体に対して 検証に使える実験データ(例えば、速度や温度の分布と 氷形状の時間変化等)が存在しないため、流れ場の再現 性と氷形状の再現性に分けて実施した。流れ場について は着氷していないNACA0012翼の迎え角/揚力係数変 化に対して、氷形状についてはNACA0012への着氷に 関するNASAの実験(-7~-27℃の4条件)に対して 検証計算を実施し、ともに妥当な結果が得られることを 確認した。検証計算の詳細は参考文献<sup>112-13</sup>を参照してい ただきたい。

#### 3. 計算条件

#### 3.1 計算対象

本研究では図2に示すFEGVを対象として3次元数値 計算を行う。計算に用いた格子は、図に示すようにH型 格子のMain-Grid 201×41×101と、翼形状に適合したO 型格子のSub-Grid 201×26×101である。なお、これら の格子数は、当研究室において利用可能な最大メモリ量 (2GB)から決まった数値であることを付記しておく。

#### 3.2 計算条件

本研究で用いた計算条件を表1に示す。表中で, P<sub>in</sub>, T<sub>in</sub>, M<sub>in</sub>はそれぞれ流入圧力,温度,マッハ数であり, LWCは大気中の水分含有量である。表1に示したよう に,本研究では,運転条件の異なる4ケースの計算を実 施した。これらの運転条件は,Case1から4の順に通 常運行,上昇時などの高出力時,アイドリング状態,高 温時の通常運行を模擬して決められている。また,この 表における値はミッドスパンにおけるものであり,着氷 時間はすべてのケースで3秒とした。なお,いずれの ケースにおいても,平均水滴直径MVDは20µmで固定 した<sup>14</sup>。



Fig. 1 Schematic of Energy Balance



Fig. 2 FEGV and Computational Grids

Table 1 Computational Conditions

	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
P <sub>in</sub> [MPa]	1.1	1.2	1.0	1.1
$T_{\rm in}$ [K]	262	266	255	277
$M_{ m in}$	0.61	0.69	0.25	0.60
LWC[g/m <sup>3</sup> ]	1.0	1.0	1.0	2.0

# 4. 計算結果および考察

### 4.1 水滴軌道計算

図3はCase1において、FEGVの正圧側,負圧側に衝 突した水滴の単位面積あたりの衝突個数分布を,図4は 翼周りにおける水滴の軌道を表している。図3より,水 滴の衝突は,翼前縁に集中していることが見て取れる。



Fig. 3 Distribution of Droplet Impingement



Fig. 4 Droplet Trajectory around FEGV



Fig. 5 Ice Thickness around Leading Edge

また,通常の航空機翼等とは異なり,後縁近傍に至るま で正圧面のほぼ全域で水滴の衝突が見られる。一方,負 圧面側では前縁以外に衝突は認められない。これは,図 4の水滴軌道に示されたように,前縁に衝突しなかった 水滴がそのまま流れに追従して翼後方に飛び去る,ある いは,隣接する案内翼の正圧面後縁側に衝突するためで ある。また,同じ正圧面でも,チップ側に比べて,ハブ 側で水滴の衝突個数が多い。これは,ハブ面形状が翼後 縁近傍で流路を狭めるような形状をなしているためであ ると考えられる。

#### 4.2 氷形状および氷厚さ

図5に, Case1から4で得られた氷層厚さを鳥瞰図 として示す。この図より,運転条件の違いによって生成 される氷層形状が異なることが明らかである。

まず,いずれの運転条件においても,前縁の着氷が著 しく,一方,ハブ側では着氷が確認されなかった。しか し,正圧面後方に生成される氷厚さは,ハブ側が丘状に 最も厚くなることが分かる。これは,ハブ面形状により 水滴がこの付近に集中して衝突するためであると考えら れる。



Case 3 と他のケースで氷厚さに顕著な差が現れた。 これは、表面温度により、形成される氷密度に違いが生 じたためである。

ミッドスパンでは、前縁部及び正圧面後方への着氷が 確認でき、その形状はCase 1 からCase 4 の運転環境条 件によりかなり異なることが確認できる。また、ハブや ミッドスパンとは異なり、チップ側正圧面後方への着氷 は少ない。これは、流路形状によるほか、チップ側ほど 翼の捩れやキャンバーが強くなるため、正圧面前縁で剥 離が生じ流れ場の挙動が変化し、これにより水滴の衝突 頻度が減少するためであると考えられる。

図6から9に、各Caseにおける前縁付近の着氷の様 子と静圧分布を示す。

Case 3 のアイドリング状態では温度が低いため,前 縁に形成された氷は上流側に向かって成長する霧氷形状 をなしている。これに対し,流入温度が10℃近く高い他 のCaseでは,よどみ点近傍の氷形状がくぼみ,ホーン を形成していることから,水滴のランバックが確認でき, Case 3 に比べて雨氷寄りの形状となっている。この傾 向は,特にCase 2 で顕著に現れている。

Case 1 とCase 4 は流入温度とLWCを除いて,運転環 境条件にはほとんど違いはないが,氷形状は大きく異 なっている。これは,表面温度が高くなることによる氷 結率の違いだけではなく,温度が高いほど粗度要素高さ &が大きくなるため,翼表面をランバックする水質量が 減少するという2つの理由によるものと考えられる。 チップでは、ミッドスパンとは異なり、生成される氷形 状はどちらの運転条件でも、霧氷寄りの形状となる。し かし、Case 1 では温度が10℃以上高く、雨氷の発生範 囲であるため、形状こそ似ているが生じる氷層厚さは倍 近くも厚いものとなっている。

いずれのCaseでも、チップ側では着氷量が少ない。 これは、チップ側ほど流入温度は高く、したがって氷結 率が低くなるので、ミッドスパンに比べて生成される氷 の量が少なくなったためと考えられる。

#### 4.3 流れ場への影響

図10に、着氷後のCase 1 から4における前縁近傍の 流れ場を示す。これより、流入温度が低く霧氷よりの形 状をなすCase3では、着氷による流れ場への影響が弱い ことが分かる。一方、Case 1 や4では前縁正圧側には く離が発生し、渦が生じていることが確認できる。ま た、Case 2 や4 では流入する空気の温度が高く、よど み点近傍では温度が氷結温度を超えるため着氷しないが、 その上下でホーン形状が形成されている。これは、よど み点近傍に衝突した水滴が凍ることなく、上下部にラン バックしたためである。したがって、ランバックが生じ る雨氷の方が流れ場に与える影響が大きいと言える。こ の雨氷の特徴を最も顕著に表しているのは、Case 2 で ある。さらに時間が進んでホーンが成長すれば、翼周り の流れ場が大きく変化し、翼性能が著しく低下すること が予想される。



Fig.10 Mean Velocity Vect or around Leading Edge

#### 4.4 圧力係数分布

図5の氷層厚さの分布からわかるように,いずれの ケースでもミッドスパン付近で最も厚い氷が形成されて いる。したがって,ミッドスパン付近で空力性能に最も 大きな影響が現れているものと考えられ,これを明らか にするために*Cp*分布を比較してその影響の程度を評価 することとした。

図11に、ミッドスパンでの壁面静圧係数分布の変化を 比較する。図より、Case 3 を除いて、着氷の存在が翼 性能に大きな影響を与えていることが明らかである。着 氷により前縁形状が変化し、さらに翼後方の厚さも増加 したため、正圧面・負圧面を問わず全面的に圧力係数 は変化する。着氷の有無による性能をCp分布で囲まれ た面積で比較したところ、ほぼ全てのCaseで5%程度の 減少を確認した。具体的に見ていくと、特にCase 2 で はCp分布で囲まれる面積がクリーンな状態と比べて明 らかに小さくなっている。これより, エンジン高出力時, エンジン流入温度が0℃に近づくほど翼に雨氷形状を生 じやすくなるため、翼性能に与える影響が大きくなるこ とが分かる。一方、Case 3 では着氷の有無によるCp分 布の変化はほとんど見られない,これは,前述のように, Case 3 では霧氷寄りの氷形状を形成し、雨氷に見られ るようなホーン形状やくぼみが生じないためである。

興味深いことに、Case 1 では、Cp分布で囲まれた面 積が増え、翼性能が向上する結果となった。これは、氷 が翼弦方向に最も伸びたことで翼弦が長くなる効果が現 れたものと思われる。

# 5. 結 言

本研究で得られた知見を以下に示す。

- (1)FEGVでは前縁部だけではなく,正圧面後方にも比較 的厚い着氷が発生する。
- (2)ハブ側では着氷が起きにくい。
- (3)いずれの運転条件においても、スパン方向ではミッド スパン付近で最も厚い氷が生成される。
- (4)流入時の周囲温度が-20℃程度と低ければ,霧氷寄り の形状を生成し,-10℃程度の比較的暖かい温度では 雨氷寄りの形状となる。
- (5)霧氷に比べ、雨氷の方が前縁・正圧面後方の氷層が厚 くなるため、翼全体にわたって圧力係数分布に影響が 現れる。
- (6)高出力時のように、ファン流入部の温度が高くなるほど雨氷寄りの形状となり、翼性能へ与える影響は大きくなる。
- (7)アイドリング時のように温度が低く,霧氷形状が生成 されるとき,翼性能へ与える影響は、雨氷が生じる Caseと比較して小さい。

今後は、着氷のモデル化をより洗練するとともに、ファン動静翼干渉場での着氷現象の再現・解明に取組み、 ジェットエンジンの安全性向上に貢献したいと考えている。



Fig.11 Static Wall Pressure Coefficient around Mid-Span

- K.Das et. al., "Ice Shape Prediction for Turbofan Rotating Blades", AIAA 2006-209, 2006
- (2) K.Das et. al, "Icing Analysis of Fan Rotor at Part Load Conditions", FEDSM 2006-98241, 2006
- (3) A.Garry et al., "Users Manual for the NASA Lewice Ice Accretio Prediction Code (LEWICE)", NASA CR-185129, 1990
- (4) D.N.Anderson, "Manual of Scaling Methods", NASA CR 2004-212875, 2004
- (5) D.N.Anderson and J.C.Tsao, "Overview of Icing Physics Relavant to Scaling", NASA CR 2005-213851, 2005
- (6) W.B.Wright, R.W.Gent and D.Guffond, "DRA/NASA/ ONERA Collaboration on Icing Research: Part II-Prediction of Airfoil Ice Accretion", NASA CR-202349, 1997
- (7) Yee,H.C. and Harten,A., Implicit TVD Scheme for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates, AIAA J., 3, 1987, 266-274

- (8) H.Schlichting, "Boundary Layer Theory", McGraw, Hill, 1979, 615-623
- (9) Y.Bourgault et al., "A Finite Element Method Study of Eulerian Droplets Impingement Models", Int. J. for Numerical Methods in Fluids, 29, 1999, 429-449
- (10) W.B.Wright, "Validation Results for LEWICE3.0", NASA/CR 2005-213561, 2005
- (11) G.Fortin et.al., "A New Roughness Comp. Method and Geometric Accretion Model for Airfoil Icing", J. of Aircraft, Vol.41, 2004
- (12) M.Yamamoto et al., "Development and Verification of Unified Ice Accretion Model for Multiphysics Icing Simulation", Computational Methods for Coupled Problem in Science and Engineering II, edited by E.Onate, CIMNE, 2007, 524-527
- (13) 今村祐一郎, "普遍的着氷モデルの構築と検証",東京理 科大学修士論文,2006
- (14) J.C.Taso and D.N.Anderson, "Additionl Study of Water Droplet Median Volume Diameter (MVD) Effects on Ice Shapes", NASA CR 2005-213853, 2005

-59 -

成嘉<sup>\*2</sup>

# LNG/酸素焚き缶型ガスタービン燃焼器の開発 Development of LNG/Oxygen Combustor for Carbon Dioxide Capture **Closed-Cycle Gas Turbine**

洋\*1 井上 小金沢知己\*1 小林 INOUE Hiroshi KOGANEZAWA Tomomi KOBAYASHI Nariyoshi

# ABSTRACT

This paper describes the development of LNG/Oxygen Combustor for semi-closed high efficiency gas turbine cycle for  $CO_2$  capture. LNG/Oxygen combustion makes  $CO_2$  capture from exhaust gas fairy easy because exhaust gas consists of only H<sub>2</sub>O and CO<sub>2</sub>. The subjects for combustor are high temperature operation and high efficiency combustion near stoichiometry for minimizing noncondensable gas. After basic considerations of chemical kinetics and computer fluid dynamics, atmospheric combustion tests were carried out using test pieces of multi co-axial flow nozzle burner. Results are fairy promising of combustion efficiency over 99% at  $\Phi = 0.95$  and 1700degC.

Key words : Combustor, Gas Turbine, Carbon dioxide capture, Co-axial flow nozzle

# 1. はじめに

化石燃料から発生する二酸化炭素などによる地球温 暖化が世界的な問題となり、先進各国をはじめとして 二酸化炭素排出量の削減目標達成への対応を迫られて いる。わが国では発電プラントの熱効率向上やWE-NET (World Energy NETwork System) 計画に代表 される水素エネルギシステムへの転換などが検討されて きた<sup>(1)</sup>。このような状況のなか, 天然ガス (LNG) と酸 素を用いてNOx生成の無い1700℃級の高温燃焼を行い, 排気ガスから二酸化炭素を分離・回収するというセミク ローズド型高効率ガスタービン発電システムが考案され, WE-NET計画第 I 期において検討された水素/酸素燃 焼タービンの延長線上技術という位置づけでガスタービ ン要素技術の開発が行われた<sup>(2)</sup>。本報告は二酸化炭素回 収対応クローズド型高効率ガスタービン用LNG / 酸素 焚き多缶型燃焼器について,基本コンセプトの構築,概 念設計を行い、試作ノズルによる大気圧燃焼試験により基 本コンセプトの妥当性の検証を行った結果の報告である。

2. LNG /酸素燃焼器の基本コンセプトと概念設計

図1にCO2回収対応クローズド型高効率ガスタービ ンシステム構成図を示す<sup>(2)</sup>。 主要作動媒体は水蒸気で あり高温タービン入口圧力・温度は約5 MPa, 1700℃

		原稿受付	2009年	F 2 月23日
		校閲完了	2010年	F 4 月23日
*	1	(株)日立集	製作所	エネルギー環境システム研究所
		₹312-00	)34 ひ	たちなか市堀口832-2
*	2	(株)日立集	是作所	日立研究所



図1 CO2回収対応クローズド型高効率ガスタービンシステム構成

表1 運転条件と目標

Combustor Operating Condition			Targ	jets
Inlet Pressure	5MPa		Efficiency	>98%
Gas Temperature	1700°C		Patern Factor	<15%
Equivalence Ratio	0.95		Metal Temp.	<900°C

で、発電端効率60%以上を目指すものである。天然ガス (LNG) /酸素燃焼を行うことで燃焼排気ガスは水蒸気 とCO2の混合ガスとなり、CO2の分離回収が容易になる とともに、基本的にシステム内に窒素ガスが含まれない ためNOxの排出もなくクリーンなシステムとなる。燃 焼器については、水蒸気とCO2以外の排気ガス中の成分 を最小限とするため天然ガスと酸素は量論混合比近傍で の燃焼が要求される。燃焼器の開発目標としては表1に 示すように1700℃・当量比 φ=0.95にて燃焼効率98%以 上,パターンファクタ(燃焼器出口ガス温度偏差指標) 15%以下,燃焼器メタル温度900℃以下,圧力損失5% 以下などが設定された。水素/酸素燃焼器開発<sup>(3)</sup>で得ら れた知見をベースとして,以下の項目をLNG/酸素燃 焼器開発の基本コンセプト及び概念設計方針として開発 を進めた。概念図を図2に示す。



図2 LNG /酸素燃焼器の基本コンセプト

(1)燃焼性能: 燃焼器内でLNGと酸素が短時間で混合す る供給構造と旋回流による高温循環流の形成,(2)圧力損 失:通常のガスタービン燃焼器と同等(圧力損失5%以 下程度),(3)信頼性:コンパクトな火炎形成で熱負荷低 減を図るとともに,燃焼器ライナ冷却には実績のある フィルム冷却構造を適用。

LNG /酸素燃焼制御技術としての課題は,(1)量論比 燃焼時の体積流量比の違いに対する最適設計,(2)燃焼速 度の遅い天然ガスの主成分メタンの燃焼安定化と,CO などの残存ガス発生防止,(3)すす発生の防止などが考 えられる。これらの課題について化学反応論的検討, CFDによる燃焼器内フローパターンの検討などを実施 した。

水素に比べて燃焼速度の遅いメタンであるが、COな どの残存ガス排出については酸化反応の速度が影響する と考えられ、簡単な素反応計算により検討した。計算に はCHEMKIN II<sup>(4)</sup>とGRI mech.v2.11<sup>(5)</sup>を用いた。図2に 示した燃焼器内を燃焼領域と混合領域に分け,燃焼器の 運転条件からそれぞれの領域の滞留時間と温度分布を 仮定して中間生成物の挙動を計算した例を図3に示す。 LNG・酸素以外の作動流体はCO2などを少量含む水蒸気 であるが研究では便宜的に水蒸気100%を仮定して検討 を進めた。全水蒸気量の40%を燃焼領域に流入させたと 仮定すると、燃焼領域の温度T1は2673Kとなり燃焼反応 は瞬時に平衡状態となる。その後、1msの混合領域で燃 焼器出口温度T2の1700℃まで温度は降下するが、COな どの中間生成物は速やかに1700℃の平衡濃度に移行して おり、1700℃というシステム定格条件においては反応の 速度は十分に速いことがわかる。したがって、残存ガス を最小限にするためのキー技術はメタンと酸素のマクロ 的な偏在の防止と、混合促進であると考えられる。

以上の結果を踏まえて,水素/酸素燃焼器<sup>(3)</sup>をベース



に基本コンセプトを具体的な形としたのが図4に示す LNG /酸素燃焼器基本構造である。燃焼器頭部に設け た水蒸気スワラとメタン酸素ノズルの旋回流で高温循環 流の形成を図る。また、LNGと酸素が燃焼器内で短時 間に混合するノズル構造を採用する。前項で述べたよう に残存ガスを最小とするにはLNGと酸素をいかに偏在 なく混合できるかが重要である。そこでノズル設計の基 本方針として、LNG / 酸素の噴流をできるだけ早く同 一の軌道に乗せるということを念頭に設計を行った。ま た、火炎の高温化による安定燃焼を重視し、LNG / 酸 素とも水蒸気による希釈は行わずに直接燃焼器に投入す ることとする。以上の基本方針のもと、ノズル形式はメ タン噴孔と酸素噴孔を別々に設けるコンベンショナルな タイプAとLNGと酸素を多数の同軸噴孔とする、より偏 在のない混合を目指したタイプBの2つの形式を検討し た<sup>(6),(7)</sup>。タイプAノズルは比較的シンプルな構造となっ ているが、予備的な燃焼試験の結果、燃焼安定性や燃 焼効率の点で十分な性能が得られなかったため<sup>(6),(7)</sup>以下 の報告では省略する。図5及び図6に示すタイプBノズ ルはLNGと酸素が多数の同軸噴流を形成するタイプで、 構造的にLNGと酸素が同一軌道に乗る構成のため偏在 の可能性が低く、また、多数の小径の噴流とすることに より、LNGと酸素の混合についても良好な特性が期待 できる。酸素噴孔には保炎のための循環流形成を意識し



図4 LNG/酸素燃烧器基本構造



図5 LNG /酸素多孔同軸ノズル





酸素ノズル試作品

メタンノズル試作品

図6 試作ノズル写真

てピッチ円周方向に旋回角を付与し、水蒸気スワラと併 せて全体として大きな循環流を形成させるようにした。 次に、数値流体解析 (CFD) により燃焼器内の流れと 混合状況について検討した結果について述べる。計算は 3次元定常非燃焼流れとし、乱流モデルは標準的なk-ε モデルとした。解析には熱流体解析ソフトのSTAR-LT を使用した。LNG側はメタンとした。

安定な循環流を形成させることと、メタン、酸素の濃 度分布を検討するために行った燃焼器内流れ解析の結果 を図7に示す。これは、タイプBノズルについて、水蒸 気スワラの旋回角の影響を示したもので左側が軸方向流 速分布、右側にはメタンと酸素の質量分率分布を示した。 上半がメタン、下半が酸素の質量分率を示す。質量分率 は量論比の場合に同色となるように酸素の質量分率を 1/4倍して示している。流速分布については、旋回角度



(水蒸気スワラ旋回角の影響)

25°の場合には逆流領域は中心軸上の限られた領域に形 成されているが、35°、45°の結果と比べて逆流流速大 の領域が小さく、燃焼安定性の面では35、45°に比べ多 少弱いものと推測される。旋回角度35°,45°の場合に は、全体的な流動パターンはほぼ同様である。

メタン,酸素濃度分布についてはいずれもほぼ相似の 分布をしており、混合的には良好な結果が得られている。 しかし、蒸気スワラ出口部のメタン、酸素濃度分布に注 目すると、45°の場合には内向き旋回スワラの出口部に メタン、酸素が回り込んでおり、この部分に火炎ができ ることが予想され、燃焼安定性の面、及びノズルメタル 温度の上昇による信頼性面での問題がでる可能性がある。 この結果から大気圧試験においては初期の選択として水 蒸気スワラ旋回角35°が好ましいと考えた。

以上のようなCFDによるパラメータサーベイを参考 に燃料ノズル、酸素ノズル、水蒸気スワラなどの仕様を 選定して大気圧燃焼試験により各仕様を評価した。表2 には供試品の仕様の一覧を示す。これら一連の燃焼試験 で最適な仕様を決定し、その後、最終的な仕様による性 能確認試験を実施した。

表2 供試品仕様

S∕N	口径 (mm)	旋回角(内) (°)	噴孔数(内) (個)	旋回角(外) (°)	噴孔数(外) (個)	酸素流速 (m/s)
0-01	3.0	35	6	35	10	147
O-02	4.2	35	6	35	10	75
O-03	3.5	25	6	25	10	108
O-04	3.0	25	6	25	10	147
O-05	3.5	35	6	25	10	108

注) 流速は1700°C条件

メタンノズル

酸素ノズル

S∕N	口径 (mm)	噴孔数 (個)	燃料流速 (m/s)
F-01	1.6	16	245
F-02	2.3	16	119

水蒸気スワラ

S∕N	旋回角 ( <sup>°</sup> )	内向き角 (°)
S-01	35	20
S-02	35	20
S-03	25	20

# 3. 大気圧燃焼試験方法

試験装置系統図を図8に示す。作動流体としての水蒸 気はボイラで発生した飽和水蒸気を電気ヒータで過熱し 試験装置入口で約350℃として供給した。酸素とLNGは 常温にて供給した。燃焼性能の評価としては、燃焼器下 流の計測ダクトに設置した3本の水冷ガスサンプリング 管に設けた合計15点の採集孔から吸引ポンプで燃焼ガス を採集し、水冷ジャケットとドレンセパレータで水分を 除去したあと窒素ガスで希釈してガス分析計にて、CO, CO<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, THC (全炭化水素), H<sub>2</sub>濃度を分析した。CO, CO<sub>2</sub>は非分散赤外分析法,O<sub>2</sub>は磁気圧力分析法,THCは



図8 大気圧燃焼試験装置

表3 試験条件とLNG 組成

	流量	温度	成分	Vol%
水蒸気	58.3 g/s	約 350℃	$CH_4$	89
酸素	$0{\sim}25~\mathrm{g/s}$	常温	$C_2H_6$	9
LNG	$0{\sim}5.3~{\rm g/s}$	常温	>C <sub>3</sub>	2

FID法, H<sub>2</sub>は質量分析計または接触燃焼法にて分析した。 分析結果から燃焼効率を求めた。また計測ダクトに設置 したサーモレーキに15点の熱電対 (JIS Type B)を取 り付け, 排気ダクト断面の温度分布計測を行いガス温度 分布の偏差を評価した。さらに燃料ノズル, 燃焼器ライ ナ, 尾筒に設置した熱電対でメタル温度を計測・評価し た。

水蒸気流量は58.3g/s,水蒸気温度は約350℃で一定と し,酸素流量を,燃焼ガス温度~1700℃に相当する~ 25g/sまで変化させた。この酸素流量に対してLNG流量 を当量比φ=0.85~1.1まで変化させて燃焼試験を行っ た。試験条件を表3に示す。

# 4. 大気圧燃焼試験結果と考察

大気圧燃焼試験結果を図9以降に示す。図9はCO濃 度に対する水蒸気スワラ仕様の影響を示す。横軸は当量 比ゆで、縦軸には測定されたCO濃度を、水蒸気を含め た燃焼ガス中の濃度として示す。水蒸気スワラ以外の共 通仕様は図中の凡例下に示してあり、燃焼器出口ガス温 度は特に記載しない限り1700℃である。水蒸気スワラ仕 様のうち偏流板付きとは暫定的にノズル燃焼室側に内向 き偏流板を設置したタイプである<sup>(8)</sup>。いずれもCO濃度 は低いが、偏流板付きのタイプがやや高くなっている。 その他はほぼ同等であり、CO排出濃度への水蒸気スワ ラ旋回角の影響は小さい。図10は燃料噴孔径の影響を 示す。燃料噴孔径1.6mmと2.3mmの比較となっているが CO濃度は噴孔径2.3mmの方が明らかに低く良好である。 これは表2に示したように噴孔径1.6mmでは燃料の噴出 流速が245m/sとかなり速く,酸素流とのバランスを欠 き燃料が突き抜けるような現象が起こっているためと推 定される。図11は酸素噴孔仕様の影響を示す。この図か らは酸素噴孔径が一番多きい4.2mmのものが特にCO濃 度が低く効果的であることがわかる。ただし,別途計測 しているノズルのメタル温度が900℃以上になるという 問題がある。図12には温度条件の違いによるCO濃度の 変化の状況を示した。1250℃条件から燃焼温度の上昇と ともにCO濃度は上昇する傾向にあるがその差はわずか であり,燃焼性能は燃焼温度(負荷)によらず安定して いるといえる。以上の検討の結果,LNG/酸素燃焼器 のバーナ仕様を表4のように選定した。



- 63 -



LNG 燃料噴孔 16個 φ2.3							
酸素噴孔	1 (	6個	$\phi$ 3.0	旋回角 25°			
水蒸気スワラ		旋回	角 35°				

最終仕様のLNG /酸素燃焼器について改めて燃焼性 能確認試験を実施した結果について以下に述べる。

試験装置は図7と同じで大気圧燃焼試験による性能評価である。評価項目は未燃ガス濃度計測に基づく燃焼効率の他,ガスタービン燃焼器として要求される燃焼器出口温度偏差を表すパターンファクター,燃焼器メタル温度,燃焼器圧損などである。

大気圧,1700℃条件における燃焼器出口ガス成分濃度 と燃焼効率を図13に示す。横軸は当量比で0.95がシステ ム設計点である。不完全燃焼成分であるCO,H<sub>2</sub>,THC (全炭化水素)などは500ppm以下であり,燃焼効率も 開発目標の98%以上に対し99%以上であり余裕をもって 達成することができた。図14は燃焼器出口温度分布計測 結果の一例を示す。計測点は3本のサーモレーキに各5 点で15点を計測した。図は燃焼器出口の燃焼ガス温度を 横軸に,断面内温度分布の不均一度を示す指標であるパ





ターンファクタ (= (最高温度 – 平均温度) / (燃焼ガ ス平均温度 – 燃焼器入口水蒸気温度))を示す。1700℃ 当量比0.95における温度計測値も示す。開発目標はガス タービン燃焼器として標準的な値である15%以下(燃 焼条件1700℃.当量比0.95)となっている。燃焼ガス 温度が低い条件ではパターンファクタは大きめである が、ガス温度の上昇とともに小さくなり、定格条件であ る1700℃付近では8%以下と開発目標に対し十分に小さ な値となっている。図15には燃焼器ライナのメタル温度 計測位置を示す。このほかバーナノズル端面中心とトラ ンジションピース各部に熱電対を設置して高温部品のメ タル温度を評価した。<sup>(8)</sup>燃焼器メタル温度の測定結果を 図16に示す。横軸には出口ガス温度をとり、縦軸は燃焼 器各部の壁面温度の最大値を示した。燃料ノズルは測定 点が1点のみであるが出口ガス温度によらずほぼ一定の 温度となっている。燃焼器ライナとトランジションピー スの最高温度は出口ガス温度の上昇とともに高くなり 1700℃条件では700℃以上となっているが、開発目標で ある900℃以下に対してはまだ余裕がある。

最後に図17には燃焼器での圧力損失率測定結果を示す。 計測は図の上部に示すように燃焼器外筒の内圧(静圧)



- 64 -



図16 燃焼器メタル温度







と計測ダクト部全圧の差を測定し燃焼器外筒静圧との比 として圧力損失率を評価した。1700℃条件では圧力損失 率は1.7%程度であり,目標の5%以下に対し十分な余 裕がある。

# 4. まとめ

二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービン用 LNG /酸素多缶型燃焼器の燃焼方式について,基本コ ンセプトの構築と多孔同軸噴流ノズル構造を特徴とする バーナを試作し,大気圧燃焼試験により次の結論を得た。

- (1)LNG / 酸素多孔同軸噴流ノズルの仕様を検討し、 LNG噴孔径2.3mm,酸素噴孔径3.0mm,酸素噴孔旋回 角25°,水蒸気スワラ旋回角35°の組合せを選定して 当量比0.95,1700℃条件で燃焼効率99%以上,圧力損 失率1.7%の良好な性能が得られた。
- (2)信頼性に関しては燃焼器出口ガス温度偏差を示すパ ターンファクターや高温部品のメタル温度などを評価 し実用的に問題ないレベルであることを確認した。

# 謝辞

本研究はNEDO,(財電力中央研究所からの委託で平成 11~13年にかけて実施したものであり,各機関のご協 力とご指導に対し感謝致します。

#### 参考文献

- NEDO,水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術 研究開発第 I 期 最終評価報告書, 1999.12
- (2) 二宮徹,阿部俊夫,第15回ガスタービン秋季講演会講演 論文集,2000.10, p.115-120
- (3) 久松暢,水素燃焼タービンの開発,日本ガスタービン学会誌,27-4,1999.7, p.7-13,
- (4) Kee,R.J. et.al, Sandia National Laboratories Report SAND89-8009,1989,
- (5) GRI MECH HOME PAGE: http://www.me.berkeley. edu/gri\_mech/
- (6) 井上洋,小金沢知己,小林成嘉,LNG・酸素焚き燃焼器の開発,第29回ガスタービン学会定期講演会,2001.6, p.113-118
- (7) Hiroshi Inoue, Nariyoshi Kobayashi, Tomomi Koganezawa : "Research and Development of Methane-Oxygen Combustor for Carbon Dioxide Recovery Closed Cycle Gas Turbine", CIMAC 23rd World Congress, 2001.5
- (8) NEDO, 二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガス タービン技術 第 I 期研究開発 平成12年度成果報告 書, 2001.3





司馬遼太郎の「坂の上の雲」を読んだ。

小学校時代に刷り込まれた私のイメージでは日露戦争の英雄〔旅順開城の乃木大将・日本海海戦の東郷元帥〕

ところが203高地攻撃の度重なる失敗は乃木将軍の 司令官としての資質の欠如と指弾する。作者の論拠は, 『兵力の逐次投入は指揮官が決して行なってはならない 最大の愚策』と,それは満州原野に世界最強の誉れ高き コサック騎兵師団を撃破した秋山好古が,かって留学先 のフランス陸軍騎兵隊で度々耳にした作戦の要諦。そし て戦局も終盤,奉天大会戦の直前今度はロシア極東軍が 同じ行動を繰り返し,大山元帥の勝利を幇助したと言う。

国家プロジェクト「ムーンライト計画」による「高効 率ガスタービンの研究」は1978年に始まった。

世界のガスタービン業界はコンバインドサイクル方式 の採用に伴い、通常火力の限界は塗り替えられるかも知 れないとの期待が高まり、電力事業は大きな転換期に向 かっていた。一方国内のガスタービン各社は一部の例外 を除くと欧米の先進メーカーとの技術提携による信用 を頼りに活動しており、迫り来る技術革新の時代への対 処に苦慮していた。このような時代背景のもとで、自主 技術の確立を大義名分とするこのプロジェクトは立ち上 がった。技術研究組合の中核である設計室には関係する 7社から50名の技術者が参加した。当時の国内のガス タービン技術者の総数から見ると大変な人数であった。 そこでの最初の課題は試作するガスタービンのイメージ を固めることで、与えられた最終目標はコンバインドサ イクルを前提として、10年後にプロトタイプの熱効率 55%. 前段として7年以内にパイロット試作機での熱効 率50%を実証すると言うことであった。

設計室はこの命題に対し二つの素案を提出した。一つ は通常のシンプルオープンサイクルでひたすらTITの上 昇と要素効率の改善に努めると言うものでインプルーブ 路線である。二つ目は再熱・中間冷却サイクルの採用で 熱力学的長所を最大限に活用し、TITの負担を軽減する ブレークスルー路線である。この両案は上部委員会で審 議を重ね最終的に再熱サイクルに決定した。

その後30年世界市場を見渡すとシンプルサイクルの独 走が続いている、それがなぜ否定されたのか、当時の日

原稿受付 2010年3月3日 \*1 元徳島大学教授 元三菱重工業㈱ (社日本ガスタービン学会 名誉会員

〒655-0038 兵庫県神戸市垂水区星陵台7-6-12

本が置かれている立場が垣間見える。米欧先発各社はコ ンバインドサイクルという大市場の出現で、大容量高効 率の動きを加速させており、後発の日本が同じ土俵に上 がっても勝算は有るのかという素朴な疑問、それは単な る技術の底上げ行為ではないか、ならば企業の自助努力 のカテゴリーではないのか、更には技術提携先との守秘 義務が技術の集約に必要なノウハウの提供を阻害しない か、等々減点方式の積み上げが対案を浮上させた。

再熱サイクル案も実績不足と高温高圧の「二兎を追 う」危険性,システム構成に由来する高コスト体質等の 懸念はあるが,完成すれば世界最高の栄冠に輝くとの期 待が,国家プロジェクトの理念に相応しいとの結論に 到った。

パイロット機の設計は要素研究の成果を逐次導入する 平行作業となったが、研究の焦点は高温化・再燃焼器・ 蒸発型冷却器・制御システムに絞られた。各社で分担製 作した構成部品が寸分の狂いもなく組み立て結合できた のは、さすが物造り大国の底力であろう。

パイロット機の開発は国際的にも大きな反響を呼び、 アムステルダムASMEガスタービン会議では、ムーン ライト関連研究を特集したセッションが会場を満員にし、 CIMACオスロ大会では最優秀論文賞を受賞した。

順調に推移するかに見えたパイロット機の開発は,本 番の試運転段階に到って齟齬を来した。トラブルは前後 3回運転中に発生し,いずれも内部部品が損傷し事後の 運転継続は不能であった。夫々の直接原因は比較的容易 に判明したが,皮肉と言うべきか要素研究で重点的に取 り上げた部位でもなく,また再熱サイクルなるが故の宿 命とは言い難いものであった。度重なる試練を越えパイ ロット機は定格性能を実証したが,プロト機への展開は 果たせず,プロジェクトは終了した。パイロット機で採 用した圧力比55は現在も世界記録である。

このプロジェクトの当事者である私はその功罪を論評 する立場にない。従って以下に述べることは全くの私見 である。パイロット機の実証試験が全て終了したのは キックオフから丁度10年後,計画からは3年の遅れ,こ の遅れが再熱サイクルの芽を摘んでしまった。直接原因 は勿論トラブル発生にあるが,対策後の修復工程に於い てこれ以上の期間短縮は本当に不可能であったか,そこ に明治以来の慣行「単年度予算」の壁が見え隠れする。

冒頭のキャッチフレーズにあやかり『兵力の……』を 『予算の……』と読み変えは牽強付会に過ぎるだろうか。