航空用エンジンタービン静翼への 三次元放射伝熱解析*

工藤 一彦^{*1}, 谷口 博^{*1}, 小幡 正一^{*2}
真家 孝^{*2}, 佐々木 亨^{*3}

Three-Dimensional Numerical Simulation of Radiative Heat Transfer to Turbine Nozzle Vanes of Aeroengines

Kazuhiko KUDO, Hiroshi TANIGUCHI, Masakazu OBATA,
Takashi MAYA and Tohru SASAKI

Combined radiative and convective heat transfer is analyzed numerically in the combustion chamber of aeroengines by using the Monte Carlo method to obtain the heat-flux profiles onto the surface of turbine nozzle vanes. The combustion chamber and the nozzle-vane cascade are supposed to be three-dimensional. The following results are obtained from the analyses: (1) liner temperature has a strong effect on the radiative heat flux onto the nozzle vanes, which is shown only by using three-dimensional analysis; (2) Radiative heat flux onto the nozzle vanes is strongly affected by the absorption coefficient of the flame zone.

Key Words: Thermal Radiation, Heat Transfer, Jet Engine, Numerical Analysis, Combustion Chamber, Monte Carlo Method, Cooling Blade

1. 緒 言

航空用ガスタービンエンジンのタービン入口温度は熱効率向上のために着実に上昇しているが、これに伴い燃焼室から高圧タービン第1段冷却静翼への放射伝熱評価の精度向上が望まれている。従来この種の評価は対流伝熱量に一定割合を乗ずるか、ガス、静翼などをおのおの1要素とみなして簡易計算する方法⁽¹⁾が行われてきたが、静翼表面受熱量分布およびこれに与える各種パラメータの影響などは不明であった。著者らは前報⁽²⁾で二次元の系で、冷却静翼およびその後流に位置する冷却動翼群への放射熱流束分布をモンテカルロ法を用いて解析したが、本報ではこれを三次元の系に拡張して行い、二次元解析の問題点およびこの系内での伝熱に与える各種パラメータの影響を定量的に評価した。

2. 主な記号

K : ガスの吸収係数 m^{-1}
 $Rd(I, J)$: READ の値
 ΔS : 壁要素面積 m^2
 $T(I)$: 要素 I の温度 K
 ΔV : ガス要素体積 m^3
 $Q(I)$: 要素 I からの熱の出入り kW
 $\alpha_s(I)$: 要素 I の自己吸収割合
 ϵ : 壁の放射率
 ξ : 静翼スタガ角
 σ : ステファン・ボルツマン定数

添 字

a : 壁からの正味の出熱
 c : 対流伝熱
 f : エンタルピー輸送
 h : 内部発熱
 in : 流入
 out : 流出
 r : 放射

3. 解析モデル

本解析では図1に示すような三次元モデルを使用し

* 平成2年5月31日 第27回日本伝熱シンポジウムにおいて講演。原稿受付 平成2年10月15日。

^{*1} 正員、北海道大学工学部 (〒060 札幌市北区北13条西8丁目)。

^{*2} 正員、石川島播磨重工業(株) (〒190-12 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229)。

^{*3} 学生員、北海道大学大学院。

た。また座標軸は図2に示すようにとった。なおタービンの回転軸は、図2に対し、 Z の $+$ 方向にある。下方のバーナ部を模擬した多孔質平板から、温度 T_1 の一次空気が、 X - Y 断面の単位面積当たり、質量流量が G_1 で流入し、火炎領域で熱負荷 q_1 で発熱し、希釈領域で温度 T_2 、単位面積当たりの質量流量が G_2 の二次空気で希釈されて温度が下がり、スタガ角 ξ の傾きで平行に並ぶ平板状の静翼間の流路に流入する。この流路内でのガスの加速による静温度降下を模擬するため、ガス中に等価の熱吸収項 q_2 を分布させた。また静翼表面の対流伝熱は、平板乱流境界層として、その熱伝達率は流れに沿って距離の -0.2 乗に比例して減少し、かつ静翼の全長にわたってその平均値が Halls⁽³⁾ の式から計算される値と一致するように定めた。静翼後流の動翼群の放射特性を模擬するため、動翼群の先端の位置に流れに垂直に多孔質平板を置いた。ここで今回の解析は放射伝熱の評価に重点を置いているため、対流伝熱に関しては主流温度と壁温との温度差に熱伝達率を掛けて求めた。また放射伝熱はガス層全体の温度分布が積分的に効くため、対流熱伝達率を上記のような方法で与えてやれば、壁面近傍の細かい温度分布などは対流および放射による熱流束の計算に大きな影響をおよぼさないことになる。よって今回の解析では簡略化のため、流れは X - Z 断面上で一様で、かつモデルの側面に平行なピストンフローと仮定した。放射伝熱に関しては、図1において、実線は灰色壁、ガスは灰色体とした。破線部分の境界は、実際の系ではここに境界があるわけではなく、 X 軸(図2参照)の正負方向に連続的に広がっているのを、ここを通過

して系外に出る放射を反対側の境界から同じ角度で入射させるとすると周期性境界条件を採用した。

図2に解析で使用した要素分割を示す。解析手法は、著者らがこれまでに開発してきた、放射対流共存伝熱解析用としてのモンテカルロ法の一様である READ 法⁽⁴⁾⁽⁵⁾を使用した。READ 法によるモンテカルロ法を用いた放射伝熱解析は、系を構成するガスとこれを囲む固体壁とを多数の要素に分割し、各要素間の放射伝熱のやりとりの指標である READ の値をモンテカルロ法によって求める過程と、これを入れたエネルギー方程式を解き、温度および壁面熱流束の分布を求める過程の二つで構成される。後者に関し、1 番めのガスあるいは壁要素に対するエネルギー方程式は、

$$Q_{r.out}(I) + Q_c(I) + Q_{f.out}(I) = Q_{r.in}(I) + Q_h(I) + Q_{f.in}(I) \quad (\text{ガス}) \cdots (1)$$

$$Q_{r.out}(I) + Q_a(I) = Q_{r.in}(I) + Q_c(I) \quad (\text{壁}) \cdots (2)$$

ここで $Q_{r.out}(I)$ は射出項で、要素 I から射出され I 以外の要素に吸収される放射エネルギーで、

$$Q_{r.out}(I) = 4[1 - \alpha_s(I)] K \sigma T(I)^4 \Delta V \quad (\text{ガス}) \cdots (3)$$

$$Q_{r.out}(I) = [1 - \alpha_s(I)] \epsilon \sigma T(I)^4 \Delta s \quad (\text{壁}) \cdots (4)$$

また $Q_f(I)$ は要素 I に対流によって出入りするエンタルピー、 $Q_c(I)$ はガスと壁の間での対流伝熱を示す。各要素における放射エネルギーの吸収項 $Q_{r.in}(I)$ は、

$$Q_{r.in}(I) = \sum_j R_d(I, J) Q_{r.out}(J) \quad (I \neq J) \cdots (5)$$

ここで $R_d(I, J)$ は、要素 J の射出エネルギーから J 自身に吸収される割合 $\alpha_s(I)$ を除いた残りのエネルギー $Q_{r.out}(J)$ のうち、要素 I に吸収される割合を表し

図1 解析モデル

図2 要素分割

ているもので、READ と呼び、 $\alpha_s(I)$ と共にモンテカルロ法により求める。

以下の解析では、各壁面要素の放射入熱のばらつきが $\pm 3\%$ 以内におさまるように、各要素から射出する放射エネルギー束の本数を 10 000 本とした。このときの計算時間は HITAC-M 682 H で約 1 500 s であった。

解析条件は実機の値⁽⁶⁾を参考にして表 1 のように定めた。 $K_1, K_2, K_3, G_2, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4, \varepsilon_5$ の各変数はかつこ外の値を基準条件とし、これらのうちの一つを順にパラメータとして、かつこ内の値の範囲で変化させておのおのの影響を調べた。火炎部、希釈部および静翼後流部のガス吸収係数 K_1, K_2, K_3 の基準条件における値は、各位置でのガス条件における国友らの計算値⁽⁷⁾を用いた。

また結果の検討の前に、今回の解析に用いた各種の仮定および条件が結果に与える影響を検討するため、主要な条件を変化させてその影響を調べた。まず、今回は火炎領域で熱負荷が一定の値をとるとしたが、火炎領域全体の熱負荷の平均値を同じにして、火炎領域の前半部の熱負荷を後半部の 2 倍の値とすると、静翼への放射入熱は 10 % 程度増加する。また、静翼間流路での熱吸収項 q_2 は、これが変化すると静翼間を流れる流体の温度が変化するが、この部分の流体から静翼にくる放射入熱は、全放射入熱の 4 % 程度であるので、 q_2 の変化による放射入熱の変化は無視できる。静翼表面における対流熱伝達率に関しては、静翼間を流れているガスの保有エンタルピーに比べて、対流熱伝で静翼に伝えられる熱量は 5 % 以下であるので対流熱伝達率の変化による静翼間流路内のガス温度変化は少ない。また、上述のようにこのガス温度変化が静翼への放射入熱に与える影響は少ないので、対流熱伝達率の変化が放射入熱に与える影響は無視できる。流れについては、前述のような理由でピストンフローを仮定し

たが、図 2 の右図で左右のライナに接しているガス要素の Y 方向流速とその中での熱負荷をその間の 2 要素の 2/3 にしても、内部の温度分布および静翼への放射入熱に変化はなかった。次に、今回の計算では各要素からの放射エネルギー束を 10 000 本としたが、これが 1 000, 10 000, 50 000 本の場合、ガス温度のばらつきがそれぞれ $\pm 0.6, \pm 0.1, \pm 0.1$ K, および壁面への放射入熱のばらつきがそれぞれ $\pm 8.0, \pm 2.3, \pm 1.2\%$ となる。またガス温度および放射入熱のばらつきの平均値はいずれの場合もほぼ同じ値となった。また、今回は図 2 のような要素分割をしたが、この分割を X 方向および Y 方向に 2 倍に増加させても静翼への放射入熱は変化しなかった。ただし Z 方向の要素数を 2 倍にすると、上下のライナの影響が若干減るため、放射入熱が 10 % 増加する。しかし、これは分割数をさらに増加させてもそれ以上は増加しなかった。

4. 解析結果と検討

基準条件における各部ガス温度分布の解析結果を図 3 に、また静翼表面での熱流束分布の解析結果を図 4 に示す。ここで図 3 は、図 2 の A-A' 断面における分布を、また図 6, 7 を除く図 4 以降では静翼の高さ方向の平均値を示している。これより火炎部最高温度 2 200 K, 静翼入口ガス温度 1 670 K, 動翼入口ガス温度 1 400 K となり、実機の作動条件に近い値となっていることがわかる。一方、放射伝熱量は前縁部付近で対流伝熱量の約 4 % となっており、腹側(Pressure side)では正の値をとるが、背側(Suction side)では中央部か

表 1 解析条件

Primary air flame	G_1	33.0 kg/m ² /s	Solid walls	ε_1	1.0
	T_1	670 K		ε_2	0.8(0.6~1.0)
	p_1	1.52 MPa		ε_3	1.0(0.6~1.0)
	q_1	890 MW/m ²		$\varepsilon_4, \varepsilon_5$	0.8(0.6~1.0)
	K_1	6.0 1/m (1.0~40.0)		T_{w1}	1100 K
Secondary air combustion gas	G_2	20.0 kg/m ² /s (11.0~34.0)	Dimensions	T_{w2}	1270 K
	T_2	670 K		T_{w3}	1100 K
	p_2	1.52 MPa		T_{w4}, T_{w5}	1270 K
	q_2	-440 MW/m ²		L_1	40 mm
	K_2	1.0 1/m (1.0~0.1)		L_2	60 mm
	K_3	0.6 1/m (0.6~0.06)		L_3	200 mm
				L_4	50 mm
				L_5	30 mm
				L_6	16 mm
				L_7	8 mm
				L_8	160 mm
				F	45°

図 3 ガス温度分布
(A-A' 断面)

ら後縁部にかけて負の値をとっている。これは静翼背側が、より低温の動翼の冷却効果を受けるためである。図2においてZ方向の長さを無限とした前報⁽²⁾の二次元モデルと、今回の解析で使用した三次元モデルの、基準条件での静翼における放射熱流束の翼弦長方向分布の比較を図5に示す。双方とも前縁部で最大値を、また後縁部で最小値を示している。これは前縁部が後縁部よりも高温の燃焼室を望む角度が大きいためである。三次元モデルの放射熱流束が二次元モデルよりもかなり低い値を示しているのは、今回使用した三次元モデルが、かなり低アスペクト比の翼列を対象としているため、Z方向に垂直に存在する、ガス温度より

り低温の燃焼室ライナの放射吸熱効果が大きく出るためである。この燃焼室を上下にはさむライナの放射冷却効果を見るために、静翼の腹側と背側表面の放射熱流束分布を示したのが図6, 7である。これらの図で、静翼の高さは、アウトライナからタービン軸の方向を正としている。これより、高温の燃焼室を直接見ることのできる静翼腹側では、図6に示すように上下の比較的低温のライナによってその上下の部分が放射冷却を受けて、放射熱流束が減少していることがわかる。これに対し図7の静翼背側では、上下のライナ温度 $T_{w4.5}$ より低温の、下流の動翼群の温度 T_{w2} の影響を受けて、静翼の高さ方向の中央部の熱流束が減少している。

火炎領域のガス吸収係数を $1.0 \sim 40.0 \text{ m}^{-1}$ まで変化させたときの静翼における放射熱流束の変化を図8に示す。図8より、火炎領域のガス吸収係数を基準条件の 6.0 m^{-1} から、若干不完全燃焼気味の条件に対応した 40.0 m^{-1} に増加させると、静翼腹側前縁の放射熱流束は約2倍に増加している。火炎の吸収係数はすすの生成のため、空気比の若干の減少でこの程度の急激な増加を示すことが知られており、静翼の放射熱流束に大きな影響を与えることがわかる。図9は、二次空気の導入量を変えて静翼入口のガス温度を変化させたときの静翼における放射熱流束の増加を示しており、静

図4 静翼への熱流束

図5 静翼への放射熱流束
(三次元、二次元の比較)

図6 静翼表面腹側における放射熱流束分布

図7 静翼表面背側における放射熱流束分布

図 8 静翼への放射熱流束におよぼす
火炎部ガス吸収係数の影響

図 9 静翼への放射熱流束におよぼす
静翼入口ガス温度の影響

図 10 静翼への放射熱流束におよぼす
非火炎部ガス吸収係数の影響

図 11 静翼への放射熱流束におよぼす
燃焼室ライナ放射率の影響

図 12 静翼への放射熱流束におよぼす
静翼放射率の影響

翼入口ガス温度を 1670 K に対し ± 200 K 変化させると静翼表面の放射熱流束は約 30 % 程度増減する。図 10 は、非火炎領域のガス吸収係数がタービン静翼における放射熱流束に与える影響を示したもので、非火炎領域のガス吸収係数を 1/10 にすると、放射熱流束は 50 % 程度減少する。図 11 は、燃焼室ライナ放射率の変化が静翼における放射熱流束に与える影響を示したもので、ライナ放射率が 0.6 から 1.0 に増加すると、ライナによる放射エネルギーの吸収効果が増加するので静翼の放射熱流束は前縁部で約 2/3 に減少するが、後縁部ではほとんど変化しないことがわかる。したがって、静翼の放射伝熱に関しては、火炎部の吸収係数の

上昇がいちばん影響が大きいと考える。図 12 は、静翼の表面放射率の変化が静翼における放射熱流束に与える影響を示したもので、静翼表面放射率が 0.6 から 1.0 に増加すると放射熱流束は腹側前縁で約 1.5 倍に増加し、背側においては、前縁部では若干増加する傾向が見られるが、後縁部では逆に減少することがわかる。このとき動翼への放射熱流束はほとんど変化しないことが確かめられている。また動翼表面の放射率を変化させると、動翼への放射熱流束は比例的に変化するが、静翼への放射熱流束はほとんど変化しないことが求められている。

5. 結 言

航空用ガスタービンエンジンの燃焼室から高圧タービン第1段冷却静翼および冷却動翼への放射伝熱を三次元モデルを用いてモンテカルロ法で解析し、以下の結果を得た。

(1) 三次元解析では、燃焼室ガスを上下にはさむ、これより低温のライナの放射冷却効果を受け、二次元解析に比べ静翼への放射伝熱量が減少する。

(2) 静翼への放射熱流束は、主に火炎の吸収係数に大きく影響を受ける。

(3) 燃焼室ライナの放射率の変化は、静翼の放射

受熱量をほぼ反比例的に変化させる。また、静、動翼放射率変化は、おのおのの放射受熱量をほぼ比例的に変化させる。

文 献

- (1) Gladden, H. J. and Liebert, C. H., NASA TM, X-3172(1975).
- (2) 工藤・ほか4名, 機論, 56-521, B(1990), 129.
- (3) Halls, G. A., AGARD, 120(1976), 241.
- (4) 工藤, 伝熱研究, 26-102(1987), 101.
- (5) 工藤・ほか2名, 機論, 53-496, B(1987), 3737.
- (6) 航空技術水準の向上に関する研究調査, No.12(1980), (社)日本航空宇宙工業会.
- (7) 西川・ほか3名, 伝熱工学の進展, 2(1974), 308, 養賢堂.