

航空用エンジン高圧タービン冷却静翼への放射伝熱解析*

(二次元翼列における各種パラメータの影響)

工藤一彦*¹, 谷口博*¹, 船崎健一*²
小幡正一*², 川崎昌美*³

Numerical Simulation of Radiative Heat Transfer to High-Pressure Turbine-Cooled Nozzle Vanes of Aeroengines

Kazuhiko KUDO, Hiroshi TANIGUCHI, Ken'ichi FUNASAKI,
Masakazu OBATA, and Masami KAWASAKI

Combined radiative and convective heat transfer is analyzed numerically in the combustion chamber of aeroengines by using the Monte Carlo method to obtain the profiles of heatflux onto the surfaces of high-pressure turbine-cooled nozzle vanes and cooled rotor blade group. The following results are obtained from the parametric studies: (1) radiative heat flux onto the nozzle vanes is over 10% of the convective flux for the nozzle-inlet temperature of 1700 K, (2) the radiative heat flux onto the rotor blade group is about half of that onto the leading edge of the nozzle vanes and (3) the radiative heat flux onto the nozzle vanes is affected by the absorption coefficient of the flame zone rather than by the nozzle-inlet temperature.

Key Words: Thermal Radiation, Heat Transfer, Jet Engine, Numerical Analysis, Combustion Chamber, Monte Carlo Method, Cooled 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。本研究は二次元の系で、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、これらに与える各種パラメータの影響を評価したものである。

2. 主な記号

K : ガスの吸収係数 m^{-1}
 $q(I)$: 要素 I からの熱量の出入り kW

$Rd(I, J)$: READ の値 (式(7))

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

$\alpha_s(I)$: 要素 I の自己吸収割合

ϵ : 壁の放射率

ξ : 静翼スタガ角 $^\circ$

σ : ステファン・ボルツマン定数
kW/($m^2 \cdot K^4$)

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に示すように、紙面に垂直方向には無限の二次元の解析モデルを使用した。下方のバーナ部を模擬した多孔質平板から、紙面に垂直の単位厚さ当たり質量流量 G_1 、温度 T_1 で流入した一次空気が、

* 平成元年3月11日 北海道支部第30期総会講演会において講演、原稿受付 平成元年6月15日。

¹ 正員、北海道大学工学部 (〒060 札幌市北区北13西8)。

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。

熱負荷 Q_1 で火炎領域で発熱し、希釈領域で質量流量 G_2 、温度 T_2 の二次空気で希釈されて温度が下がり、スタガ角 ξ の傾きで平行に並んでいる斜め平板状の静翼間の流路に流入する。この流路内での加速によるガスの静温度降下を模擬するため、ガス中に等価の熱吸収項 Q_3 を分布させた。また静翼表面の対流熱伝達率は、乱流平板として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のその平均値が Halls⁽²⁾ 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ており、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結果に大きな影響をおよぼさない。よって今回の解析では簡単のため、流れはこれに直角な断面方向に一様で、かつモデルの側面に平行と仮定した。放射伝熱に関しては、図1のモデルが左右方向に周期的に無限に連なっているとし、実線は灰色壁、ガスは灰色体とした。破線部分の境界では、ここを通過して図1のモデルの外部に出る放射は、左右方向の周期性より、反対側の境界から同じ角度で入射せよとする周期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、著者らがこれまで開発してきた放射対流共存伝熱解析用のモンテカルロ法の一つである READ 法⁽³⁾⁽⁴⁾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で求める過程と、これを入れたエネルギー方程式を解いて温度および壁面熱流束の分布を求める過程の二つに分けられる。後者に関し、 I 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、

$$q_{r,out}(I) + q_c(I) + q_{f,out}(I) = q_{r,in}(I) + q_h(I) + q_{f,in}(I) \quad (\text{ガス}) \dots (1)$$

$$q_{r,out}(I) + q_a(I) = q_{r,in}(I) + q_c(I) \quad (\text{壁}) \dots (2)$$

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、

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

$$q_{r,out}(I) = [1 - \alpha_s(I)] \epsilon \sigma T(I)^4 \Delta S \quad (\text{壁}) \dots (4)$$

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

$$q_{r,in}(I) = \sum_j Rd(I, J) q_{r,out}(J) \quad (I \neq J) \dots (5)$$

ここで $Rd(I, J)$ 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 $\alpha_s(J)$ 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、READ と呼び、 $\alpha_s(J)$ とともにモンテカルロ法で求める。モンテカルロ法では、まず各要素から周囲に射出される放射エネルギーを N 本のエネルギー束に分割する。各エネルギー束が吸収されるまでに進む距離は、多数のエネルギー束に対する放射エネルギー強度の減衰がピアの法則を満たすように乱数を用いて決定し、各エネルギー束が吸収される要素の位置を求める。要素 I から射出された N 本のエネルギー束のうち、自

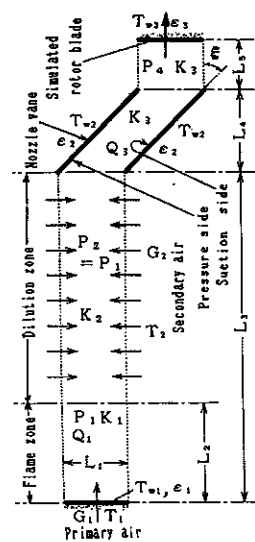


図1 解析モデル

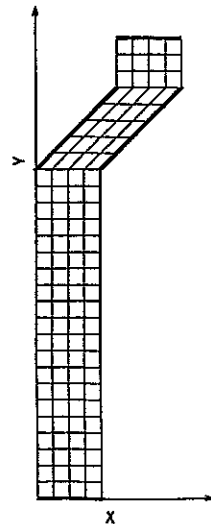


図2 要素分割

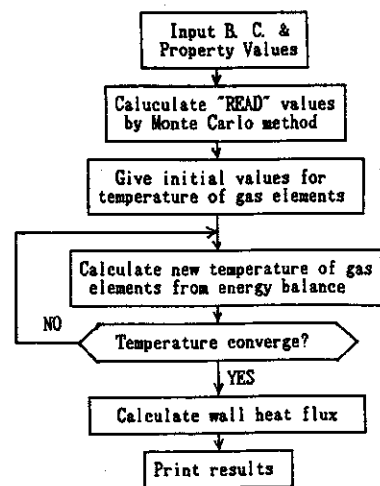


図3 解析フロー線図

分の要素に $n(I)$ 本, 要素 J に $n(J)$ 本が吸収されたとすると, 自己吸収割合 $a_s(I)$ と READ の値 $Rd(J, I)$ は,

$$a_s(I) = n(I)/N \dots\dots\dots (6)$$

$$Rd(J, I) = n(J)/(N - n(I)) \quad (I \neq J) \dots\dots (7)$$

として求めることができる。解析の流れを図3に示す。

以下の解析では, 温度分布のばらつきが $\pm 2\%$ 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 50 000 本とした。このときの計算時間は HITAC-M682H で約 1 000 s であった。

解析条件は実機の値⁽⁵⁾を参考にして表1のように定めた。 $K_1, G_2, \epsilon_2, \epsilon_3, \xi$ 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対する国友らの計算値⁽⁶⁾を用いた。

4. 解析結果と検討

図4に基準条件における各部ガス温度分布の解析結果

表1 解析条件

Primary air Plane	G_1	33.0 kg/ms	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		T_{w1}	1100 K
	K_1	6.0 (1.0~40.0) 1/m		T_{w2}	1270 K
Secondary air Combustion gas	G_2	20.0 (11.0~34.0) kg/m/s	Dimensions	T_{w3}	1100 K
	T_2	670 K		L_1	40 mm
	P_2	0.91 MPa		L_2	60 mm
	Q_2	-220 MW/m		L_3	200 mm
	K_2	1.0 1/m		L_4	50 mm
	K_3	0.6 1/m		L_5	30 mm
				ξ	45° (0°~60°)

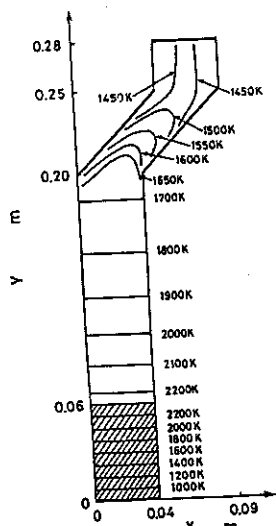


図4 温度分布

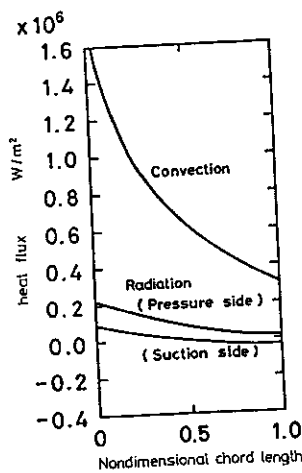


図5 静翼への放射熱流束 (基準条件)

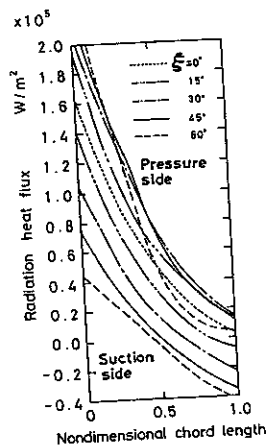


図6 スタガ角の影響 (静翼への放射熱流束)

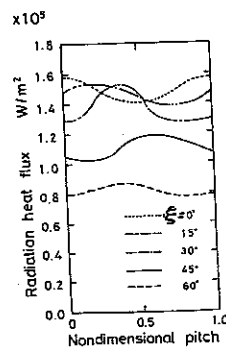


図7 スタガ角の影響 (動翼への放射熱流束)

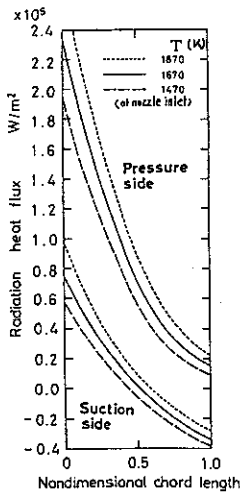


図 8 静翼入口ガス温度の影響 (静翼への放射熱流束)

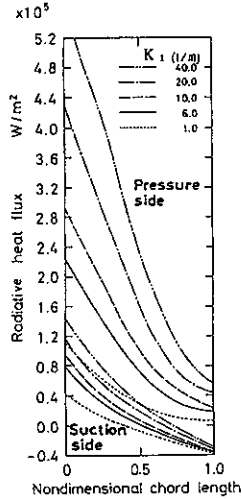


図 9 火炎部ガス吸収係数の影響 (静翼への放射熱流束)

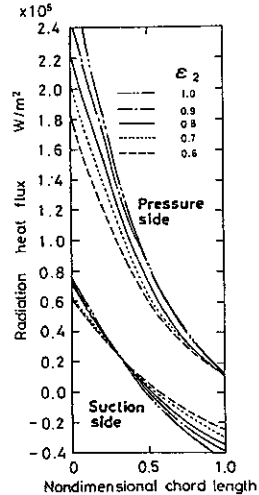


図 10 静翼放射率の影響 (静翼への放射熱流束)

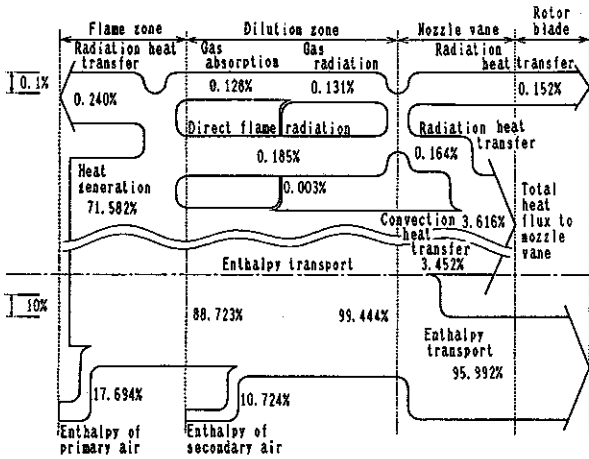


図 11 エネルギーフロー線図

が求められている。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⁽⁶⁾、放射熱流束に大きな影響を与えることがわかる。図 10 は静翼表面の放射率の影響を示したもので、その増加に伴い放射熱流束が静翼腹側前縁で比例的に増加し、背側後縁で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。また同様に動翼表面の放射率を変化させると、動翼への放射熱流束が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。図 11 は各要素間の正味の熱交換を示した図である。これより、火炎部温度は希釈部ガス温度に比してはるかに高温であるにもかかわらず、これからの放射は途中の希釈部のガスによる吸収のために減衰し、静翼に伝えられる放射エネルギーは、火炎部からのものが、希釈部の燃焼ガスからのものの 1.4 倍程度にしか

すぎないことがわかる。

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、二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) 静翼入口ガス温度が 1700 K 程度するとき、静翼前縁への放射熱流束は対流によるものの 1 割程度である。
- (2) 動翼群への放射熱流束は、静翼表面の最大値の 1/2 程度である。
- (3) 静翼への放射熱流束は、静翼入口ガス温度よりも、火炎の吸収係数に大きく影響される。
- (4) 静、動翼表面の放射率変化は、おのおのの放射受熱量をほぼ比例的に変化させる。
- (5) 火炎部と希釈部からの静翼への放射熱流束は同じオーダーになる。

本研究の解析に際し学生の本間立君にご協力いただいた。また本解析は北海道大学大型計算機センターで行った。記して謝意を表する次第である。

文 献

- (1) Gladden, H. J., and Liebert, C. H., NASA TM, X-3172(1975).
- (2) Halls, G. A., AGARD, 120(1976), 241.
- (3) 工藤, 伝熱研究, 26-102(1987), 101.
- (4) 工藤・ほか 2 名, 機論, 53-496, B(1987), 3737.
- (5) 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.
- (6) 西川・ほか 3 名, 伝熱工学の進展, 2, (1974), 308, 養賢堂.