

椭圆截面喷管排气 辐射热流数值分析

赵坚行 李立国

(南京航空学院)

摘 要: 文中对直升机红外抑制器椭圆截面喷管排气的辐射热流进行数值分析, 并预估排气温度分布、速度和燃气成分分布对辐射热流的影响。为了计算辐射热流和考虑尾焰对周围环境的传热, 采用形式简单并可用通用方程计算程序计算的六热流辐射模型。由于排气流场内温度和密度变化较大, 故紊流模型采用考虑密度变化的修正双方程 $k-\epsilon$ 模型。本文中所用的比热 C_{pm} 是随气流温度和成分而变化, 温度用迭代法求得。喷管出口截面为椭圆形, 排气为三元自由射流, 控制方程为三元抛物形偏微分方程, 可采用前进积分求解, 这样既可满足计算精度要求, 又可节省机时。并根据三元喷流周向边界条件周期性变化的特点, 采用CTDMA解法。计算结果与试验结果基本一致, 说明本计算方法是可行的。

主题词: 喷管, 排气, 辐射, 数值分析

A NUMERICAL STUDY ON THE RADIATION CHARACTERISTIC OF A ELLIPTICAL EXHAUST JET

Zhao Jianxing Li Ligu

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract: A flow of exhaust gases from a helicopter infra-red suppressor is one of significant infra-red radiation sources. The infra-red radiation emission of the exhaust jet is related to exhaust temperature, velocity and composition concentration distribution. A numerical study is conducted to investigate radiation characteristic for design of the infra-red suppressor. A computational method for 3-D turbulent free flame jet exhausted

from a elliptical jet pipe of helicopter is described. It comprises a numerical solution technique for the time averaged governing partial differential equations and physics model for the turbulence and thermal radiation. The $k-\epsilon$ twin-equation turbulence model, which is based on Boussinesq's effective viscosity hypothesis, is used here, because of its simplicity and computation economy. It is necessary to calculate radiative heat transfer for predicting radiation fluxes and temperature distribution. Many models have been proposed to account for radiation. In this study, a six-flux model has been used, principally because this method simulates radiative transfer by equations which are differential in form, and can, therefore, be easily incorporated into existing computation schemes for solving the simultaneous differential equations representing the balance of mass, momentum, energy and chemical species. The SIMPLE algorithm and the formulation of the CTDMA, which is the assumption of cyclically repeating boundary conditions, are used to solve the finite-difference equations. Because of the parabolic feature of equations, solution may be achieved by a matching integration. Each or plane is visited in turn, the finite-difference equations are solved by a TDMA algorithm at each plane. Analytical results of exhaust gas temperature, velocity, composition concentration and radiation flux are presented for reference of the design of the helicopter infra-red suppressor. The comparison of numerical results with experimental data shows that the numerical method presented here is generally feasible.

Keywords: Nozzle, Exhaust gas, Radiation, Numerical analysis

符 号 表

u, v, w	分别为轴向、径向和周向速度	Γ_d	紊流交换系数
x, r, θ	分别为轴向、径向和周向坐标	σ_d	施密特数
ρ	气体密度	σ	斯蒂芬-波尔兹曼常数 ($\sigma = 5.669 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$)
h	总焓		
m_1	质量成分数 (1成分)	下 标	
k	紊流动能	i, j	张量
ϵ	紊流动能耗散率	1	组分
R_x, R_r, R_z	分别为 x 向、 r 和 θ 向辐射通量	ox	氧气
p	压力	pr	燃气
T	温度	H_2O	水蒸汽
C_{pm}	等压比热	N_2	氮气
a	吸收系数和椭圆半长轴	CO_2	二氧化碳
s	散射系数		

1 引言

直升机红外抑制器尾焰是重要红外辐射热源之一,燃气从椭圆形尾喷口排出形成一股三元自由射流随着离喷口距离增大,燃气射流不断与周围环境空气掺混,降低排气温度抑制排气的红外辐射。因此排气红外辐射热流不仅与排气的成分、温度、速度、压力有关,而且还与红外抑制器结构有关。研究尾喷流的红外辐射特性不仅可为红外抑制器设计师提供理论依据,也可可为红外探测器设计师提供最大探测距离的参考数据。

研究尾喷流红外辐射可有实验和理论计算二种方法。实验受到测试条件、设备和仪器的限制,很难得到设计所需的全部数据。如用数值方法进行研究不仅没有以上这些限制,而且可得到不同方位、距离和范围的数据,从而弥补实验不足之处。为了了解尾喷流红外辐射的情况,本文采用数值分析方法来预估尾焰的温度、速度和成分等分布对辐射热流的影响。

2 基本方程

尾焰从椭圆截面喷口喷出形成一股三元自由紊流射流进入静止大气中,气流流动是抛物型的,本文采用圆柱坐标,控制方程可以完成以下通用形式^[1]:

$$\begin{aligned} & \frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial r} (\rho v r \phi) + \frac{\partial}{\partial \theta} (\rho w \phi) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u r \phi) \right] \\ & = \frac{1}{r} \left[\frac{\partial}{\partial r} \left(r \Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi}{r \partial \theta} \right) \right] + S_{\phi} \end{aligned} \quad (1)$$

式中 ϕ 代表轴向速度 u ,径向速度 v ,周向速度 w ,总焓 h 和氧成分 m_{ox} 等变量。 S_{ϕ} 为 ϕ 方程源项,其表达式可见表1。由表1可知 $\bar{p}$ 是通过 $r\theta$ 横截面平均压力,它只与 x 方向有关,而 $\frac{\partial p}{\partial r}$ 和 $\frac{\partial p}{\partial \theta}$ 与局部连续方程有关。紊流交换系数 Γ_{ϕ} ,对于速度 u 、 v 、 w 为

$$\Gamma_{\phi} = \mu_t = \mu + \mu_t$$

对于总焓 h

$$\Gamma_{\phi} = \mu_t / \sigma_t + \mu / \sigma$$

式中 μ_t 和 μ 分别为紊流和层流粘性系数, σ_t 和 σ 分别为紊流和层流施密特数。本文取 $\sigma = 0.7$, $\sigma_t = 0.9$ 而

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{273} \right)^{1.5} \frac{273 + 124}{124 + T}$$

式中 T 为温度, $\mu_0 = 2.0 \cdot 10^{-5} \text{Pa} \cdot \text{s}$

除了解控制方程(1)以外还需解连续方程

$$\frac{\partial}{\partial x} (\rho u) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \rho v) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} (\rho w) = 0 \quad (2)$$

表1 源项 ϕ 的表达式

ϕ	S_ϕ
u	$-\frac{\partial p}{\partial x}$
v	$-\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\mu_1}{r} \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial r} (\mu_1 \frac{\partial v}{\partial r}) - \frac{2\mu_1 v}{r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} (\mu_1 \frac{\partial w}{\partial r}) - \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} (\mu_1 w) - \frac{2\mu_1}{r^2} \frac{\partial w}{\partial \theta} + \frac{\rho w^2}{r}$
w	$-\frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial \theta} + \frac{\mu_1}{r} \frac{\partial w}{\partial r} - \frac{\mu_1 w}{r^2} - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (\mu_1 w) - \frac{\rho v w}{r} + \frac{\mu_1}{r^2} \frac{\partial v}{\partial \theta} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} (\mu_1 \frac{\partial w}{\partial \theta}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (\mu_1 \frac{\partial v}{\partial \theta}) + \frac{2}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} (\mu_1 v)$
h	S_h
m_{ox}	0

以及其他代数方程, 如气体密度 ρ 可由理想气体状态方程求得:

$$\rho = p / (RT \sum_{i=1} m_i / M_i)$$

式中 p 为气体压力, R 为通用气体常数, m_i 为成分 i 的摩尔分子量。本文假定从喷口排出尾焰中燃料已烧完, 不再继续进行化学反应。故气体中成分 m_{ox} 由方程(1)求得时其源项消失。燃气成分 m_{pr} 可由下两式求得:

$$\begin{aligned} m_{ox} + m_{pr} + m_{N_2} &= 1 \\ m_{pr} &= m_{N_2O} + m_{CO_2} \end{aligned}$$

温度 T 可由总焓定义式求得

$$h = C_{pm} T + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2)$$

式中 C_{pm} 为气体平均比热, 它随排气温度成分而变化

$$C_{pm} = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + a_4 T^4 + a_5 T^5$$

式中系数 $a_0, a_1 \sim a_5$ 取自文献[2]

3 辐射模型

尾焰与周围大气进行热交换, 以热辐射形式向周围大气传热使气体温度分布不均匀, 因而影响射流流动过程。为了估算辐射热流和气流温度必须考虑热辐射对总焓变化的影响, 故在能量方程中加入辐射热源项 S_h 。

辐射换热的计算数学模型有好几种, 目前常用的辐射模型是热流法^[3]。该方法优点是形式简单, 可与其他变量一样用通用方程计算程序来计算, 所以本文采用六热流辐射模型来估算辐射热流。 x, r 和 θ 方向的辐射能交换方程为:

$$\frac{d}{dx} \left(\Gamma_{x,\theta} \frac{dR_x}{dx} \right) = a(R_x - E) + \frac{s}{3} (2R_x - R_y - R_z) \quad (3)$$

$$\frac{d}{dr} \left(\Gamma_r \frac{dR_y}{dr} \right) = r \left[a (R_y - E) + \frac{s}{3} (2R_y - R_x - R_z) \right] \quad (4)$$

$$\frac{d}{r d\theta} \left(\Gamma_{x,\theta} \frac{dR_z}{r d\theta} \right) = a (R_z - E) + \frac{s}{3} (2R_z - R_y - R_x) \quad (5)$$

$$\text{式中} \quad \Gamma_{x,\theta} = \frac{1}{a+s} \quad \Gamma_r = \frac{r}{a+s+1/r}$$

R_x , R_y 和 R_z 分别为轴向, 径向和周向辐射热流 ($\text{J/m}^2 \cdot \text{s}$), E 为黑体辐射力, $E = \sigma T^4$ 。在总焓方程中辐射源项为

$$S_R = 2a(R_x + R_y + R_z - 3E)$$

a 为吸收系数, 在燃气空间各点的吸收系数与该处成分温度, 颗粒的光学性质, 浓度以及辐射波长等有关, 对于本计算工况可作简化处理:

$$a = \left(\frac{0.78 + 1.6 p_{\text{H}_2\text{O}}/p}{\sqrt{(p_{\text{H}_2\text{O}} + p_{\text{CO}_2})l/p}} - 1 \right) \times \left(1 - 0.37 \frac{T}{1000} \right) (p_{\text{H}_2\text{O}} + p_{\text{CO}_2}) \quad (6)$$

式中 $p_{\text{H}_2\text{O}}$ 、 p_{CO_2} 为三原子气体 H_2O 和 CO_2 的分压, l 为气体层厚度, p 为燃气静压。由于气体分子对热辐射的散射非常小, 因此取散射系数 s 为0.001。

热流法计算燃气辐射换热的基本原则是把微元件界面上复杂的半球空间热辐射简化为垂直于此界面的均匀辐射热流, 然后用通用微分方程求解。六热流法就是把空间辐射积分近似地简化成只是沿三维空间坐标轴的六个热流, 辐射强度可以认为

$$I = (R_x + R_y + R_z)/\pi \quad [\text{J}^2/\text{m}^2 \cdot \text{s} \cdot \text{sr}] \quad (7)$$

实际介质的各微元界面上不仅有垂直于界面的辐射能射入, 其他方向也有辐射能射入。同样反射的辐射能也是射向半球空间, 因此按热流法计算辐射热流会引起误差, 但是此法的最大优点是计算量小, 适合于工程应用, 故本计算仍采用它。

4 紊流模型

由于排气射流为紊流流动, 有效粘性系数可利用双方程紊流模型求得

$$\mu_t = \mu + \mu_t = \mu + C_D \rho k^2 / \varepsilon \quad (8)$$

式中 μ 为层流粘性系数, k 为紊流动能, ε 为紊流动能耗散率。由于 k - ε 模型主要是为不可压、等温、非反应流提出的, 没有考虑密度变化影响。而排气射流因温度变化而引起密度改变。故必须对 k 方程加以密度修正^[6]

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{2k}{s_j} \right) - \rho \overline{u_i' u_j'} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} - \rho \varepsilon + \mu_t / \sigma_\rho \left(\frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \rho}{\partial x_j} \right) \quad (9)$$

式中最后一项是附加的, $\sigma_\rho = 0.9$

$$\overline{\rho u_i' u_j'} = \frac{2}{3} \left(\rho k - \left(\frac{\mu_t}{\rho} u_i \frac{\partial \rho}{\partial x_i} \right) \delta_{ij} - \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right) \quad (10)$$

ε 方程可写成下列形式

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_1}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_1 \frac{\varepsilon}{k} G - C_2 \rho \varepsilon^2 / k \quad (11)$$

其中 $G = -\overline{\rho u'_i u'_j} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$, 紊流模型系数为

σ_k	σ_ε	C_1	C_2	C_D
1.0	1.3	1.44	1.92	0.09

双方程紊流模型形式简单, 经济性好, 在工程研究中得到广泛应用。尤其是计算射流效果好^[4], 所以本文用它来计算有效粘性系数 μ_1 。

5 计算方法

5.1 离散方程和网格系统

本文将偏微分方程在控制容积内积分, 并对源项进行线性化处理, 可得下列离散方程的通用形式

$$a_P \phi_P = a_E \phi_E + a_W \phi_W + a_N \phi_N + a_S \phi_S + a_U \phi_U + a_D \phi_D + S_\phi \quad (12)$$

式中 ϕ_P 为变量 ϕ 在网格点P, a 为包括对流和扩散的差分方程系数, 下标E、W、S、N、U和D为与P点相邻六个网格点(见图1)。 S_ϕ 为变量 ϕ 的源项。当 ϕ 为1时代表连续方程。本文中 ϕ 分别为速度 u, v, w ; 辐射热流 R_x, R_y, R_z ; 总焓 h , 氧成分 m_{ox} ; 紊流参数 k, ε 等十个变量。

速度计算按SIMPLE算法, 先根据假设的压力分布代入动量方程解出近似 u, w , 再根据压力校正方程对速度和压力加以修正。为了提高计算精度和节省计算时间, 在计算区域内采用不均匀分布的错位网格, 本算例的网格点数为 $26 \times 30 \times 11$ 。

5.2 前进积分

尾喷射流从喷口流出, 与周围空气掺混形成三元稳态边界层。在此边界层流动中有一个

单一的主流方向, 对流不能在流体流动相反方向发生作用, 交换过程只在垂直方向进行, 所以主流下的参数变化不影响上游的流动。此类流动属于抛物型, 可用前进积分^[1]求解。由于流线是不封闭的, 下游参数可从上游参数逐步计算出来。如计算某一轴向上位置P点(见图1), 它只与 θr 平面上四点(N、S、E、W)和上游U点有关, 而与下游D点无关。因此沿着主轴 x 方向从进口截面开始求解变量直到计算区域末端。对每

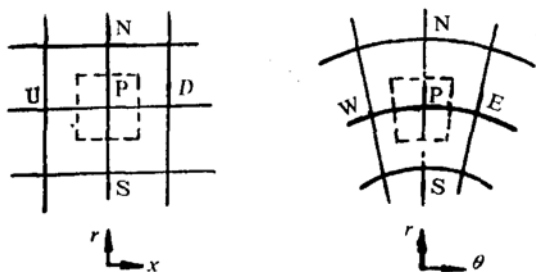


图1 网格点的位置

一轴向上位置 θr 平面, 首先求 u, w 和 p' , 并按压力修正方程对 u, w 进行修正, 然后确定 $\frac{d\bar{p}}{dx}$

和求 u 及其他变量,每一变量求解都采用TDMA和CTDMA算法。

5.3 CTDMA算法

由于圆周边界条件周期性重复出现,无法给出边界值和通量等有意义的边界条件,但是又需要求解它们。此时三对角矩阵解法(TDMA)已不适用,需用CTDMA求解^[6]。所谓CTDMA即认为在圆周边界上所有变量除速度 w 以外都存储在计算区域外的 $K=1$ 和 $K=N+1$ 的平面上,其相对应的积分区域内平面分别为 $K=N$ 和 $K=2$ 平面(见图2)。

$$\phi_1 = \phi_N; \phi_{N+1} = \phi_2$$

而 w 因错位网格存储在 K_w 平面内。根据以上周期性边界条件,采用类似TDMA解法求解。

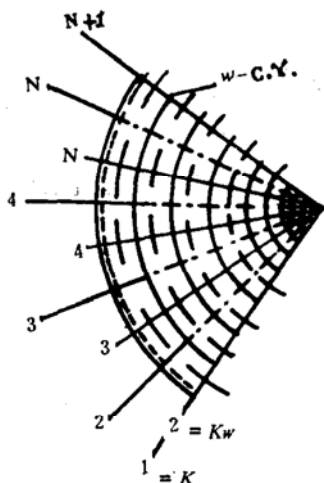


图2 圆周边界

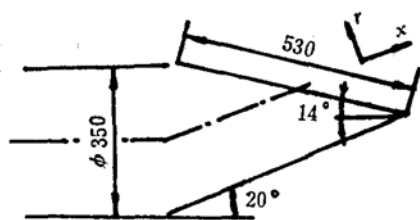


图3 喷管出口简图

6 边界条件与计算结果

直升机红外抑制器喷管出口如图3所示,喷管轴心线与水平轴向上倾斜 20° 而喷管出口截面与水平面交角为 14° ,喷管出口截面长轴 $2a$ 为530mm,短轴 $2b$ 为350mm的椭圆,燃气从喷口排出与环境空气掺混。由于本文只计尾喷流,因此把计算区域进口截面取在椭圆出口截面附近。椭圆截面内气流温度由实验数据给出,气流速度按气流流量计算。由于假定尾焰中燃料已烧完,故尾焰成分可按燃烧室混气成分确定。椭圆截面外气流参数按周围大气条件来定。计算外边界定在离喷流相当远处,也按周围大气条件定,对于在外边界上辐射热流方程按无反射边界处理。圆周边界按上述周期性边界条件而定。由于尾喷流流动是对称于圆截面长轴,因此本文取沿椭圆长轴方向为内边界。

按上述计算方法所得结果如图4~7。图4和5分别为沿椭圆长轴和短轴方向温度分布。由图4可知,为了加强掺混,迅速降低排气温度,红外抑制器喷管出口温度分布不对称,是造成喷流沿椭圆长轴方向温度分布不对称,此不对称对加速掺混是有利的。图4表明随着轴向距离增大,排气与环境空气迅速掺混,形成对称分布。此变化规律与实验结果基本符合。由于喷管出口温度沿短轴方向基本对称,因此图5所示的喷流温度也相应的与轴心线对称,并且随着轴向距离增大温度分布曲线逐趋平坦,基本上与长轴方向一致,这与实验数据是一致的。图6为辐射热流 R_r 的径向分布,由于沿长轴方向温度不对称的分布,故热流分布也不对称。但随着轴向距离增大,辐射热流很快下降,这可能是因为温度分布不对称性加

强了辐射换热的原因。图 7 为无因次轴向速度的径向分布，由图可知，沿长轴方向速度分布不对称，这与温度分布不对称是一致的。速度分布不对称加强了动量交换和掺混，使射流核心区随着轴向距离增大而缩小，当轴向距离 $x/2a \approx 5.32$ 时，射流核心区消失。

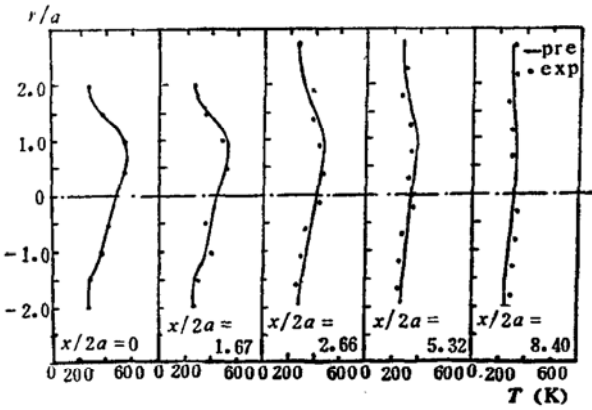


图 4 沿长轴方向温度径向分布

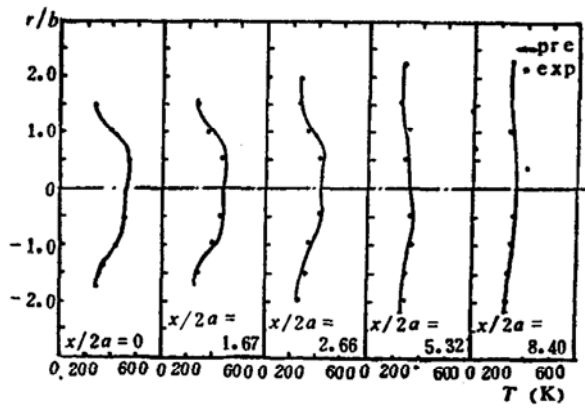


图 5 沿短轴方向温度径向分布

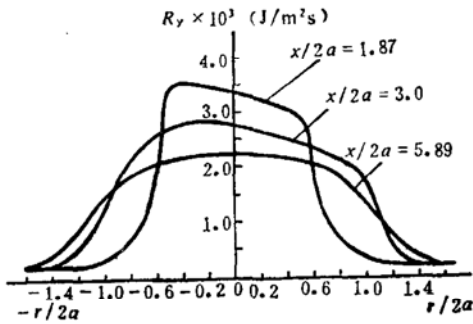


图 6 辐射热流 R_y 径向分布

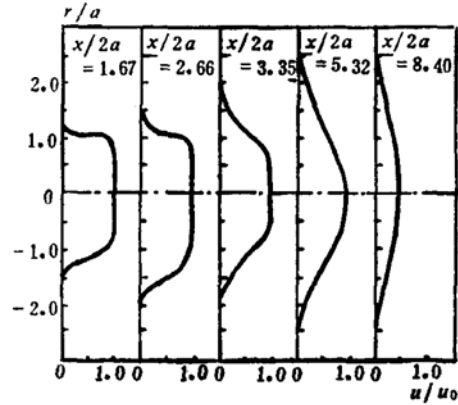


图 7 无因次轴向速度径向分布

本计算结果表明，由于红外抑制器设计采用了速度和温度分布不对称的技术，从而加强了掺混，使排气温度迅速降低，从而减少辐射热流，达到较好的抑制红外辐射的效果。

7 结 束 语

本文对装有红外抑制器的直升机尾喷流进行数值分析，预估了喷流的速度、温度和成分分布对辐射热流的影响。为了验证计算方法的合理性与可靠性，把计算所得的温度分布与实验数据进行了比较，结果表明：

1. 计算结果与实验值基本相符，表明计算所得的温度分布反映了实际物理过程。
2. 不对称的温度和速度分布，能加强掺混，降低燃气温度，有效地抑制红外辐射。
3. 六热流辐射模型，不仅形式简单，可用通用方程的计算机程序进行计算，而且计算精度可满足工程应用的要求。

参 考 文 献

- [1] Payter G C and Birch S C. An Experimental and Numerical Study of the 3-D Mixing Flows of a Turbofan Engine Exhaust System. AIAA 77-204
 - [2] 赵坚行, 覃辉平. 燃烧室特性的数值研究. 航空动力学报, 1988, 3(3)
 - [3] Lockwood F C and Shah N G. An Improved Flux Model for the Calculation of Radiation Heat Transfer in Combustion Chambers. ASME Paper No 76-HT-55, 1676
 - [4] Zhao J X, Andrews G E. Numerical Modelling of Confined Swirler Stabilised Premixed Flames. Stockholm: ICAS Proceeding, 1990
 - [5] Turan A A. Three-Dimensional Model for Gas Turbine Combustors. Ph. D, 1978
 - [6] Khalil E E. Modelling of Furnaces and Combustors. ABACUS Press, 1982
-

(上接第17页)

- [8] 刘陵, 张榛, 牛海发, 刘敬华. 超音速燃烧室燃烧数学模型及气流状态参数的计算. 推进技术, 1989(2)
- [9] Cheng S I. Hypersonic Propulsion. Prog. Energy Combust, 1989 Vol. 15
- [10] Swithenbank J, Eames I, Chin S, et al. Turbulent Mixing in Supersonic Combustion Systems. AIAA 89-0260
- [11] 刘陵, 张榛, 刘敬华. 污染对氢-空气燃烧的化学动力学分析. 推进技术, 1991(3)
- [12] Rogers R Clayton and Weidner Elizabeth H. Numerical Predictions Residence Times behind a Rearward Facing Step with Transverse Injection. 20th JANNAF Combustion Meeting. Volume I. CPIA Publ. 383, 1983
- [13] 刘陵, 张榛, 刘敬华等. 氢燃料超音速燃烧室实验研究. 航空动力学报, 1991, 6(3)