

文章编号: 1000-8055(2008)01-0195-06

火箭发动机喷管辐射及壁温的计算研究

张小英¹, 蔡国飙², 朱定强²

(1. 华南理工大学 电力学院, 广州 510640;

2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 研究了火箭发动机复合喷管的耦合换热及瞬态壁温的计算方法, 考虑了扩散控制的 C/C 喉衬的稳态烧蚀, 建立了封闭腔-净辐射模型计算喷管内的辐射换热, 改进了喷管辐射换热的计算方法. 计算了两种复合喷管的壁温随时间的变化, 并与有关文献的结果进行对比. 研究表明: 在火箭发动机喷管的入口段, 高温燃气对壁面的辐射换热热流比对流换热热流强; 采用封闭腔-净辐射法计算火箭发动机喷管的辐射精度较高.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 火箭发动机; 复合喷管; 辐射换热; 壁温

中图分类号: O434.3; V228.7⁺³

文献标识码: A

Numerical calculation of the radiative heat transfer and wall temperature of the rocket nozzle

ZHANG Xiao-ying¹, CAI Guo-biao², ZHU Ding-qiang²

(1. School of Electric Power, South China University of Technology, Guangzhou 510640, China;

2. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The computation methods for the coupled heat transfer and transient wall temperature of composite walled rocket nozzle were studied. While the stable ablative calculation for C/C throat insert was considered, the Enclosure-Radiative Heat Flux model was established to compute the radiative heat transfer in the nozzle, thus improving the calculation method of radiative heat transfer. The time-dependent variations of wall temperature for two composite walled nozzles were computed, and also compared with the results in the literature. The research shows that, the radiative heat transfer is stronger than the convective heat transfer in the entrance section of the nozzle; the Enclosure-Radiative Heat Flux model could compute more precisely the radiative heat transfer of the rocket nozzle.

Key words: aerospace propulsion system; rocket engines; composite nozzle; radiative heat transfer; wall temperature

从上世纪 80 年代开始, 火箭发动机喷管的传热和温度问题就引起了国内外学者的极大关注. 文献[1]用网络法模拟了一台模型火箭发动机复合喷管在地面试车工况下, 壁温的快速变化, 文献

[2]对 X-34 FASTRAC 型复合火箭喷管的温度变化特性进行了模型实验和理论修正. 美国航空航天学会刊登了大量有关的研究内容: 如文献[3]详细分析了固体火箭喷管的传热问题, 文献[4]对

收稿日期: 2006-12-06; **修订日期:** 2007-03-07

基金项目: 国防“十五”预研课题(113020402)

作者简介: 张小英(1973-), 女, 贵州湄潭人, 副研究员, 博士, 主要从事目标的红外与可见光特性研究.

使用含铝推进剂的固体火箭喷管烧蚀过程的传热进行了理论和试验研究,文献[5,6]介绍了一种高性能固体火箭发动机喷管的设计和传热问题,文献[7]探讨了用多层复合平板理论预测材料的临界温度敏感系数的准确性,文献[8]介绍了采用高性能复合材料的固体火箭发动机喷管的设计进展.国内,文献[9]对固体火箭发动机复合结构喷管的温度场与应力场做了理论计算,文献[10]对发动机喷管的隔热涂层进行了设计与计算,文献[11]介绍了小型固体火箭发动机喷管内壁表面瞬态温度的测量方法,文献[12]介绍了在烧蚀条件下固体火箭发动机复合喷管的温度预测模型.

火箭发动机喷管的传热是复杂的传导/对流/辐射的耦合换热过程,特别是喷管内的辐射换热的数学模拟非常困难.因为温度不同的固体表面间有相互辐射,喷管内高温燃气的辐射有很强的光谱选择性,气体不仅对固体表面辐射能量,还会因吸收使固体表面间的辐射能量衰减.现有研究火箭喷管传热问题的文献一般仅将气体假设为一个均匀温度的灰体,用平行平板间的辐射模型考虑,这种假设使气体辐射的计算变得简单,但精度有限.

本文基于 MODTRAN 的气体辐射特性数据建立了辐射性气体与包围固体表面间辐射换热的封闭腔-净辐射法,推导了封闭腔的波段辐射换热方程组,用该法计算喷管内的辐射换热.将封闭腔-净辐射模型、对流换热的经验算法与二维轴对称非稳态导热过程的数值求解耦合,计算喷管壁面的温度分布及随时间的变化.为了验证本文的方法,计算了文献[1]中不锈钢表面喷 ZrO_2 涂层材料构成的火箭发动机复合喷管的温度,还计算了某型由高硅氧、热解石墨、碳/碳复合材料等构成的复合喷管内的热流及壁面温度.

1 数学模型

1.1 喷管壁面导热的控制方程

根据轴对称的圆柱坐标系中,非稳态导热问题的微分方程^[13]

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \lambda \frac{\partial T}{\partial r} \right) + S \quad (1)$$

取一个弧度的中心角所包含的范围作为研究对象,假设 ρc 不随时间变化,且在控制容积的截面上热流密度均匀,对控制容积 P 积分,采用全隐格式.

非稳态项的积分

$$\iiint_V \rho c \frac{\partial T}{\partial t} dx dr dt = (\rho c)_P (T_P - T_P^0) \Delta x \Delta r \quad (2)$$

扩散项

$$\begin{aligned} & \int_0^{\Delta t} \iint_S \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) dx dr dt + \\ & \int_0^{\Delta t} \iint_S \frac{\partial}{\partial r} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial r} \right) dr dx dt = \\ & \left[\lambda_e \frac{T_E - T_P}{(\delta x)_e} - \lambda_w \frac{T_P - T_W}{(\delta x)_w} \right] \Delta r \Delta t + \\ & \left[\lambda_n \frac{T_N - T_P}{(\delta r)_n} - \lambda_s \frac{T_P - T_S}{(\delta r)_s} \right] \Delta x \Delta t \quad (3) \end{aligned}$$

源项

$$\int_0^{\Delta t} \iint_S S dx dr dt = S \Delta x \Delta r \Delta t \quad (4)$$

整理上述结果,可得二维非稳态导热微分方程的全隐离散格式

$$a_P T_P = a_E T_E + a_W T_W + a_N T_N + a_S T_S + b \quad (5)$$

其中 $a_E = \frac{\Delta r}{(\delta x)_e / \lambda_e}$, $a_W = \frac{\Delta r}{(\delta x)_w / \lambda_w}$,

$$a_N = \frac{\Delta x}{(\delta r)_n / \lambda_n}, a_S = \frac{\Delta x}{(\delta r)_s / \lambda_s}$$

$$a_P = a_E + a_W + a_N + a_S + a_P^0,$$

$$a_P^0 = \frac{(\rho c)_P \Delta x \Delta r}{\Delta t}, b = S \Delta x \Delta r$$

两种材料的交界面上的当量导热系数根据调和平均法可得^[14]

$$\frac{(\delta x)_e}{\lambda_e} = \frac{(\delta x)_e^-}{\lambda_P} + \frac{(\delta x)_e^+}{\lambda_E} \quad (6)$$

上述非稳态问题的初始条件:假设沿壁面长度方向节点的最大数目为 m ,沿壁面厚度方向节点的最大数目为 n .在 $t=0$ 时,分别给出外表面的温度分布 $[T(i, n, 0), i=1, m]$ 和内表面的温度分布 $[T(i, 1, 0), i=1, m]$,并假设壁面内部的温度呈线性分布.

要求解方程(5),还需要对边界条件进行离散.假设喷管头部端面和尾部端面均为绝热,喷管内表面与燃气有对流和辐射换热,喷管外表面与环境有对流和辐射换热,在喷管的内外表面,忽略沿喷管长度方向的导热,则边界条件可离散为^[14]

$$T_{i,1} = T_{i,2} + \frac{\delta x \cdot q_n}{\lambda}, T_{i,n} = T_{i,n-1} + \frac{\delta x \cdot q_{out}}{\lambda} \quad (7)$$

式中 q_n 是喷管内壁的热流量, q_{out} 是喷管外壁的热流量,均为辐射净热流 q_r 与对流热流 q_c 之和.

1.2 喷管内壁的对流换热

喷管内壁的对流换热系数用巴兹公式计

算^[15],即

$$h_c = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \cdot \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (8)$$

式中,粘性系数 μ ,定压比热 c_p ,普朗特数 Pr 均以燃气总温 T^* 为定性温度, D_t 为喉部直径, A_t 为喉部截面面积, A 为计算截面面积, r_c 为喷管喉部的曲率半径, σ 为定性温度变换系数, p_c 为燃烧室的压强, c^* 为燃气的特征速度,可计算如下:

$$c^* = \sqrt{R_g T_g^*} \left/ \left(\gamma \sqrt{\frac{2}{\gamma+1}} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right.,$$

$$\sigma = \left[0.5 \frac{T_w}{T_g^*} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) + 0.5 \right]^{-0.68} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{-0.12} \quad (9)$$

R_g 为燃气的气体常数. 而 Pr, μ 采用近似计算方法如下

$$Pr \approx 4k / (9k - 5) \quad (10)$$

$$\mu \approx 1.184 \times 10^{-7} M_r^{0.5} T^{0.6} \quad (11)$$

式中 M_r 为相对分子质量.

1.3 喷管内壁的辐射换热

为了研究喷管内壁的辐射换热,本文建立封闭腔-净辐射计算方法. 首先建立封闭腔模型,设尾喷管是由包括进、出口平面和喷管壁面组成的封闭腔,腔内充满不等温吸收、发射性气体,根据区域法^[16],将不等温的封闭腔表面和气体容积都划分为若干可视为等温的区域,假设封闭腔表面和气体容积的温度都不随时间变化,下面来分析气体参与辐射吸收和发射情况下,表面之间的辐射换热.

由于封闭腔表面和气体温度都不均匀,封闭腔表面和气体都将吸收和发射辐射,为了保持表面和气体的温度,需要对表面和气体补给辐射损失的热量,因此该热量称为净辐射热流. 封闭腔-净辐射模型就是要建立各表面的净辐射热流-温度关系以及气体的净辐射热流-温度关系,如果给定温度分布,就可以根据辐射换热关系求净辐射热流. 封闭腔-净辐射法就是对每一等温的表面和气体容积列出热平衡方程,从而得到一组包括未知热流或温度的联立方程,以求解表面和气体的未知量.

鉴于篇幅所限,这里省略封闭腔-净辐射模型的推导过程,直接给出联系封闭腔表面辐射净热流与气体和表面温度的方程

$$\sum_j^N \left[\frac{\delta_{ij}}{\varepsilon_j} - F_{k-j} \frac{1 - \varepsilon_j}{\varepsilon_j} \bar{\tau}_{\lambda, k-j} \right] q_{\lambda, j} =$$

$$\sum_j^N [(\delta_{kj} - F_{k-j} \bar{\tau}_{\lambda, k-j}) \varepsilon_{b, j} - F_{k-j} \bar{\alpha}_{\lambda, k-j} \varepsilon_{b, j}^*] \quad (12)$$

式中, q 为辐射净热流, F 为辐射角系数, δ 为 Kronecker 算符,当 $k = j$ 时, $\delta_{kj} = 1$; 当 $k \neq j$ 时, $\delta_{kj} = 0$. $\bar{\tau}_{\lambda, j-k}$ 为光谱透射因子, $\bar{\alpha}_{\lambda, j-k}$ 为光谱吸收因子,定义如下:

$$F_{j-k} \bar{\tau}_{\lambda, j-k} =$$

$$\frac{1}{A_j} \int_{A_j} \int_{A_k} \frac{\bar{\tau}_{\lambda}(S) \cos \theta_k \cos \theta_j dA_k dA_j}{\pi S^2} \quad (13)$$

$$F_{j-k} \bar{\alpha}_{\lambda, j-k} =$$

$$\frac{1}{A_j} \int_{A_j} \int_{A_k} \sum_l^n \frac{\varepsilon_{b, l}}{\varepsilon_{b, j}^*} [\alpha_{\lambda}(S_l + \Delta S) - \tau_{\lambda}(S_l)] \cdot$$

$$\frac{dA_k dA_j \cos \theta_k \cos \theta_j}{\pi S^2} d\lambda \quad (14)$$

若对喷管内壁的 N 个表面均写出方程(12),就得到包含 N 个 $q_{\lambda, j}$ 的方程组,求解这个方程组可得到喷管内壁的光谱辐射净热流. 为了确定全波长的辐射净热流 q_r , 必须在很多波段求解该方程组,并在全波长范围内对光谱辐射积分.

1.4 喷管外壁的换热

喷管外壁的对流换热假设为自然对流. 对于辐射换热,喷管外的环境气体由于其体积非常大,可假设为无限厚的气体,则其发射率为 1,故喷管外壁与环境的净辐射热流为

$$q_r = \sigma T_w^4 - \sigma T_0^4 \quad (15)$$

1.5 C/C 喉衬的稳态烧蚀

大量文献的研究表明,喷管 C/C 喉衬表面的温度较高,喉衬的烧蚀速率主要受扩散速率控制. 对喷管喉部由扩散控制的热化学稳态烧蚀速率可以采用文献[17]发展的模型

$$\dot{r}_t = \frac{3 \cdot 12 \times 10^{-4}}{c_p \rho_c D_t^{0.2}} \left(\frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} Pr_0^{0.4} \cdot$$

$$\left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right)_0 \left(\frac{p_0}{c^*} \right)^{0.8} \times \left(\frac{2}{k+1} \right)^{0.12} \beta \quad (16)$$

$$\beta = n_{H_2O} + n_{CO_2} + 2n_{O_2} + n_O + n_{OH} + 2n_{H_2} \quad (17)$$

式中, k 为燃气的比热容比, ρ 是碳基材料的密度, n_i 是 1 kg 燃气中组分 i 的摩尔数. 随着高温燃气对喉衬材料的加热,喉衬材料由内而外逐渐被烧蚀,炭化层向材料内部逐渐延伸,在求解壁面的导热时,根据炭化层的厚度区分物性参数,以解决喉衬材料边界的移动问题.

2 算例及结果分析

本文计算的第一个算例是文献[1]中的一个火箭发动机的实验复合喷管,喷管壁面由不锈钢 AISI304 表面喷 ZrO_2 涂层材料构成,如图 1 所示.初始时刻 $t=0$ 时喷管表面的温度等于环境温度 $T_0=298\text{ K}$,喷管壁面不锈钢材料厚度 $L_2=25\text{ mm}$,入口直径为 $D=0.5\text{ m}$,喷管内侧 ZrO_2 涂层的厚度 $L_1=10\text{ mm}$,喷管外侧包覆了一层绝热材料.喷管内燃气的温度为 $2\,300\text{ K}$,燃气与喷管壁面的总换热系数 $h_t=h_c+h_r=5\,000\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$.

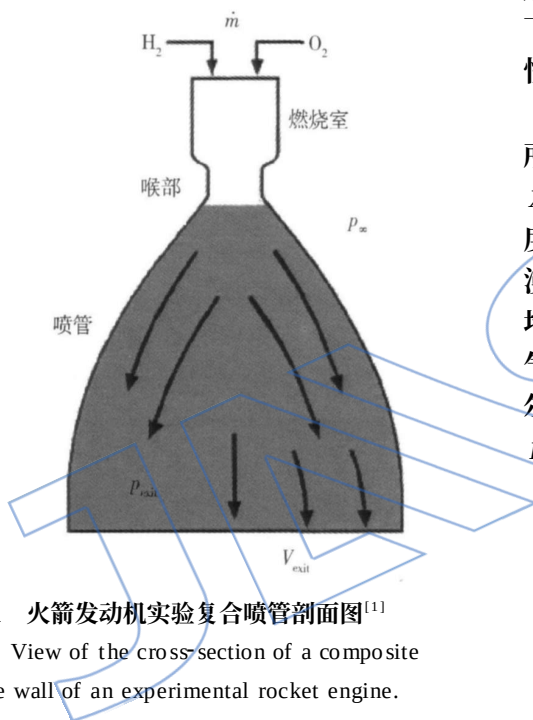


图 1 火箭发动机实验复合喷管剖面图^[1]

Fig. 1 View of the cross-section of a composite nozzle wall of an experimental rocket engine.

图 2 所示为本文用封闭腔-净辐射法计算辐射热流得到壁温的计算结果(图中用 E-B 表示),采用平板模型计算气体辐射得到壁温的计算结果(图中用 P 表示),及文献[1]用网络法得到壁温的计算结果(图中用 Ref 表示),比较可见用封闭腔-净辐射法(E-B 法)计算辐射热流得到的壁面温度的精度较高,且 E-B 法得到的壁面温度比采用平板模型得到壁面温度高,这是因为平板模型不能考虑气体辐射的光谱性,气体发射的能量主要集中在其辐射光谱,所以平板模型计算的气体辐射能量偏小.

本文计算的第二台火箭发动机喷管的材料为:收敛段由高硅氧布和石棉两层材料构成,高硅氧布在内侧,石棉布在外侧;喉部段材料由内而外采用热解石墨、碳/碳复合材料、石棉三层材料构

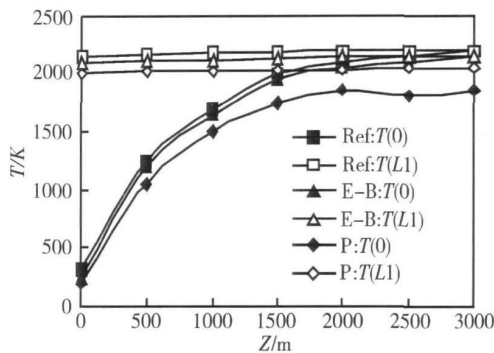


图 2 壁温随时间的变化曲线

Fig. 2 Curves of variation of wall temperature with time

成;扩张段上游采用高硅氧和石棉两层材料构成,下游只采用高硅氧一种材料.上述材料的有关物性参数参见文献[13].

喷管内气体的温度与压力分布见图 3,图 4 所示,图中的坐标均采用无量纲坐标, $Z=z/R_0$, $X=x/L$, R_0 为喷管进口平面的半径, L 为喷管长度.假设进、出口平面为 0 K 的黑体,喷管壁面为漫射灰体表面, $\varepsilon=0.8$,初始时刻喷管壁面的温度均匀,且等于环境温度 $T_0=300\text{ K}$,计算中假设燃气的温度不随时间变化,气体中的辐射组分及摩尔浓度分别为 $F_{\text{H}_2\text{O}}=0.279\,7$, $F_{\text{CO}_2}=0.104\,5$, $F_{\text{CO}}=0.179\,6$, $F_{\text{HCL}}=0.164\,9$.

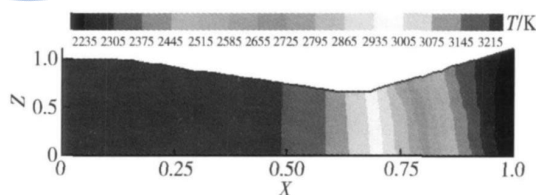


图 3 喷管内燃气的温度(K)

Fig. 3 Temperature distribution of gases inside the nozzle (K)

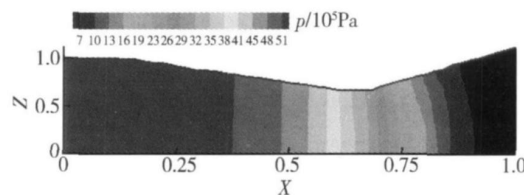


图 4 喷管内燃气的压力(10^5 Pa)

Fig. 4 Pressure distribution of gases inside the nozzle (10^5 Pa)

图 5 所示为喷管内壁不同时刻的温度分布,图 6 所示为喷管外壁不同时刻的温度分布,图 7 表示高温燃气对喷管内壁的辐射与对流加热.可以看到:随着壁面温度的逐渐升高,燃气对喷管内

壁的辐射换热热流和对流换热热流均随时间而下降;在喷管的入口段,由于燃气的温度很高,辐射换热热流大于对流换热热流,而在喷管的中后段,由于燃气的温度下降,流速加快,对流换热加强,对流热流大于辐射热流.

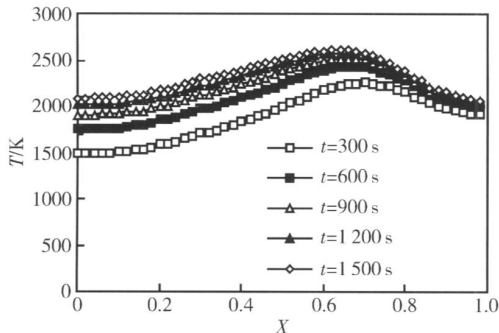


图 5 喷管内壁不同时刻的温度分布
Fig. 5 Temperature distribution on inside surface of the nozzle

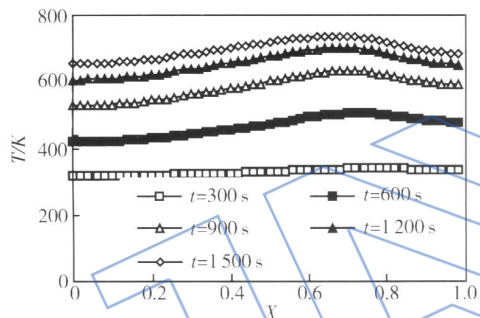


图 6 喷管外壁不同时刻的温度分布
Fig. 6 Temperature distribution on outside surface of the nozzle

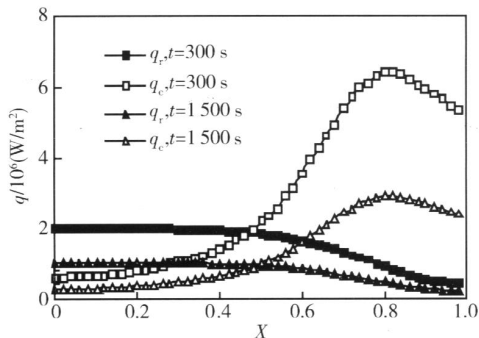


图 7 喷管外壁不同截面的净热流
Fig. 7 Variation of heat flux with time on inside surface of the nozzle

图 8 表示喷管截面 $X = 0.2$ 上,壁面内不同半径处的温度随时间的变化,图中, Y 表示无量纲

半径, $Y = r/R$, R 为喷管外径,比较图 8 与文献 [9] 的图 2 及图 3, 可以看到所得的规律是一致的.

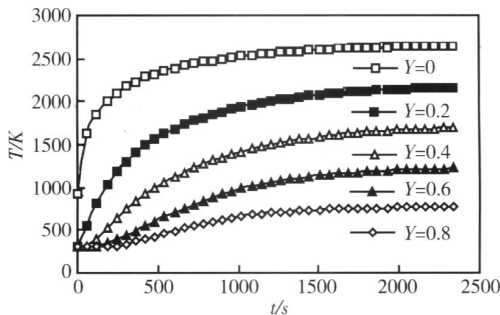


图 8 $X = 0.2$ 截面的壁面温度变化
Fig. 8 Variation of temperature with time inside the wall material at the section $X = 0.2$

3 结 论

建立了火箭发动机复合喷管的耦合换热及瞬态壁温的计算方法,建立了封闭腔-净辐射模型计算喷管内的辐射换热.

用封闭腔-净辐射法计算火箭发动机喷管内的辐射换热精度较高,由此得到的壁面温度比采用平板模型得到壁面温度高.

在火箭发动机喷管的入口段,辐射换热大于对流换热,而在喷管的中后段,对流换热则大于辐射换热.

参考文献:

[1] Alhama F, Campo A. Network simulation of the rapid temperature changes in the composite nozzle wall of an experimental rocket engine during a ground firing test [J]. Applied Thermal Engineering, 2003, 23:37-47.

[2] Brown, Andrew M. Temperature-dependent modal test/analysis correlation of X-34 FASTRAC composite rocket nozzle [J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18 (2) : 284-288.

[3] Melia P F. A detailed thermal analysis of a large soled propellant rocket nozzle [R]. AIAA 85-1186.

[4] Jia Linxiang. An analytical and experimental investigation of nozzle deposition heat transger in aluminized solid rocket motors [R]. AIAA87-2232.

[5] Edwards J W. ASRM nozzle design and development[R]. AIAA91-2070.

[6] Maw J F, Buttars R L. Thermal analysis of ASRM nozzle [R]. TWR-62159 RevA, July 28,1992,97-205.

[7] Nool A K, Burton S. Accuracy of critical-temperature sensitivity coefficients predicted by mutilayered composite plate theories [J]. AIAA Journal, 1992,3(9) :197-205.

- [8] Berdoyes M. SRM nozzle design breakthroughs with advanced composite material [R]. AIAA93-2009.
- [9] 孙菊芳,孙冰,相升海. 固体火箭发动机复合结构喷管温度场与应力场理论计算[J]. 推进技术,1994,15(1):23-31.
- SUN Jufang, SUN Bing, XIANG Shenghai. Theoretical calculation of complex nozzle's temperature profile and stress profile in solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(1):23-31.
- [10] 张津,吴护林. 发动机喷管隔热涂层的设计和计算[J]. 兵工学报,2002,23(2):209-211.
- ZHANG Jing, WU Hulin. Design and simulation for thermal barring coating on high temperature engine nozzles [J]. Acta Armamentarii, 2002, 23(2):209-211.
- [11] 翁中杰. 小型固体火箭发动机喷管内壁表面瞬态温度的测量[J]. 推进技术,1984,5(1):51-55.
- WENG Zhongjie. Measurement of the transient temperature on inside wall of small typed rocket nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 1984, 5(1):51-55.
- [12] 候小利,蔡体敏. 在烧蚀条件下固体火箭发动机复合喷管的温度预示[J]. 推进技术,1988,9(6):18-23.
- HOU Xiaoli, CAI Timin. The temperature prediction for composite nozzle of solid rocket motor under ablation[J]. Journal of Propulsion Technology, 1988, 9(6):18-23.
- [13] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社,2001.
- TAO Wenquan. Numerical heat transfer [M]. Xi'an:Xi'an Jiaotong University Press, 2001:92-93.
- [14] 珪英,胡克嫫. 固体火箭发动机[M]. 北京:北京理工大学出版社,1990:113-114.
- GUI Ying, Hu Kexian. Solid rocket engines[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1990, 113-114.
- [15] 冯文澜,张远君. 液体火箭发动机原理[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1991.
- FENG Wenlan, ZHANG Yuanjun. Principle of liquid rocket engine[M]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,1991.
- [16] Collins M W, Stasiek J. The application of a transformational zone method to the calculation of radiation heat transfer inside a piston-cylinder system[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1992,13(4):380-389.
- [17] 方丁酉,夏智勋,姜春林. C/C 喉衬稳态烧蚀的工程计算[J]. 固体火箭技术,2000,23(2):24-27.
- FANG Dingyou, XIA Zhixun, JIANG Chunlin. Engineering calculating of C/C throat insert ablation[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2000, 23(2):24-27.