

文章编号: 1000-8055(2008)04-0635-07

考虑导热对流和辐射作用的轴对称收扩喷管壁温计算

刘友宏¹, 李江宁², 才娟²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2. 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 11001)

摘 要: 基于 N-S 方程求解了包括引射流、加力燃烧室在内的轴对称收扩喷管内外流一体化的流场, 建立了考虑导热、对流换热和辐射换热作用的轴对称收扩喷管各层壁温分布的计算模型, 包括隔热屏、喷管筒体、外调节片三层结构。对某航空发动机进行了多工况计算, 燃气的物性随压力、温度和油气比的变化采用了一系列精度较高的计算公式和计算方法。计算结果表明: 基于密度求解器求解包含引射流在内的轴对称收扩喷管内外流一体化的跨声速流场是成功的。隔热屏和收扩喷管筒体沿流向温度逐渐升高, 喷管筒体壁温在喉部达到最大, 在扩张段逐渐降低; 收扩喷管外调节片壁温与收扩喷管筒体的壁温变化规律相同, 但是壁温最大值则位于喉部前某一位置。计算结果与经过试验验证程序的结果符合良好。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 收扩喷管; 跨声速流场; 壁温; 辐射换热; 导热; 对流换热

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Wall temperature calculation on an axi-symmetrical converging-diverging nozzle considering heat conduction, convection and radiation

LIU You-Hong¹, LI Jiang-Ning², CAI Juan²

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Shenyang Aeroengine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The flow field and the wall temperature distribution calculation models on a converging-diverging nozzle considering the heat conduction, heat convection and radiation heat transfer are established and computed. The flow field is governed by the Navier-Stokes equations and the equations are solved based on the density solver. The wall temperature distribution calculation model is based on the heat transfer mechanism and the heat flux equilibrium. And the corresponding FORTRAN programs for the three layer wall temperature calculation of the nozzle are written. Many flight cases are calculated in which the properties of the burning gas mixture are calculated by a series of formulas and methods considering them varied with the pressure, the temperature and the ratio of oil to air. The results show that the heat shield temperature and the converging-diverging nozzle cylindrical wall temperature increase along the flow direction and decrease in the expand segment of the nozzle. The maximum wall temperature happens around the nozzle throat position. The outer adjustment plate temperature outside of the nozzle cylinder reaches its maximum some little before the nozzle throat position. The best agreement between the calculation and the given data can be

收稿日期: 2007-09-28; **修订日期:** 2007-12-10

作者简介: 刘友宏(1963-), 男, 江苏东台人, 副教授, 博士, 主要从事传热、红外、结构优化等研究。

observed in the paper.

Key words: aerospace propulsion system; converging-diverging nozzle; transitional sonic flow field; wall temperature; radiative heat transfer; heat conduction; convective heat transfer

收扩喷管各部件温度分布的精确计算不仅是航空发动机结构强度设计的基础,而且也是收扩喷管红外特征研究的重要方面.目前国内外已进行了很多收扩喷管的模型实验和收扩喷管内流场的数值模拟,而关于收扩喷管的换热及温度分布方面的计算研究却很少^[1].因为收扩喷管结构的复杂性,所以收扩喷管换热及温度分布计算是一个非常复杂的问题,必须考虑到收扩喷管采取的冷却方式和各种传热形式.为此,本文首先利用 N-S 方程组求解了包括内外涵混合、加力燃烧室在内的收扩喷管内外流流场,然后建立了具有多层壁结构的轴对称收扩喷管壁温计算模型.考虑了收扩喷管内各层间的导热、对流换热和辐射换热,考虑了隔热屏的气膜冷却和缝槽气膜冷却,编制了 FORTRAN 程序,对计算模型进行了求解,得到了有工程价值的结果.

1 流场计算

1.1 流场计算模型

由于轴对称收扩喷管具有轴对称性,所以选取对称平面作为计算对象.建立的轴对称收扩喷管内外流一体化流场的轴对称计算模型,包含加力燃烧室、内外涵、喷管、发动机机体外流、外调节片与收扩喷管筒体之间的引射流等,计算网络采用四边形为主的非结构化网络,进行了网格无关解数值实验^[2].

计算流场为稳态、轴对称、可压流. CFD 算法采用基于密度的可压缩流求解器, N-S 方程组的对流项离散格式采用二阶上风格式^[3],梯度的计算采用精度较高非常适合非结构化网格的以控制单元为基准的 Green-Gauss 理论^[4-5],湍流模型采用 $k-\omega$ SST 模型^[6],考虑了喷管的跨声速流动特征.流场求解采用商业软件 FLUENT 进行.

为了精确地计算燃气流的热物理性质,本文采用了一系列精度比较高的计算公式和计算方法^[7].考虑温度、压力、油气比影响时燃气的定压比热容 c_p 为

$$c_p(T, p, r) = \frac{c_{pB}(T, p) + r n_u(T, p)}{1 + r} \quad (1)$$

式中, r 为油气比, n_u 为除纯净空气外的燃烧产物的比热容; c_{pB} 为空气的定压比热容;燃气中各组分定压比热容随温度的变化分段按四次多项式计算,随压力的变化通过引入比热容修正量来考虑.燃气气体常数基本计算公式为

$$R = A / m \quad (2)$$

当 $200 \text{ K} < T \leq 1800 \text{ K}$ 时,

$$A = 8.3142,$$

$$m = \frac{28.966(1+r)}{1+1.0862r}; \quad (3)$$

当 $1800 \text{ K} < T \leq 5000 \text{ K}$ 时,

$$A = 8.3142 + \frac{2.365724}{(0.54033p \times 10^{-2} + 1)} \left(\frac{T-1800}{1000} \right)^{2.5},$$

$$m = \left[28.966 - \frac{0.32927}{(0.35p \times 10^{-2} + 1)} \left(\frac{T-1800}{1000} \right)^{2.5} \right] \times \frac{(1+r)}{(1+1.0862r)} \quad (4)$$

燃气的定熵指数 k 由式(3)、(4)得出的值,根据热力学基本关系 $k = c_p / (c_p - R)$ 计算求得.燃气除水分外各个组分的粘度根据 Sutherland 公式^[8]计算,对水分采用五次多项式拟合公式计算,燃气总的粘度 μ 为^[9]

$$\mu = \frac{\sum x_i \mu_i}{\sum x_i + \sum_j x_j G_{ij}} \quad (5)$$

式中, x_i 为 i 组分的摩尔分数, μ_i 为 i 组分的粘度, G_{ij} 为

$$G_{ij} = \frac{1}{2\sqrt{2}} \frac{\left[1 + \left(\frac{\mu_i}{\mu_j} \right)^{1/2} \left(\frac{M_j}{M_i} \right)^{1/4} \right]^2}{\left[1 + \frac{M_i}{M_j} \right]^{1/2}} \quad (6)$$

式中, M_i 为 i 组分的分子量.燃气 Prandtl 数的计算公式为^[8]

$$Pr = \frac{k}{2.25k - 1.25} \quad (7)$$

1.2 流场结果与讨论

本文进行了收扩喷管在很多工况下的流场计算.限于篇幅,同时因为在地面试车状态下可以获得较多的有用资料,所以这儿仅讨论收扩喷管在地面飞行速度为 0 状态下的内外流一体化流场特点.图 1 所示为收扩喷管出口截面附近的轴向速

度分布等值线图,呈现出典型的中度欠膨胀射流特征,射流核心区存在多个波节结构.图 2 所示为喷管出口截面附近的压力场分布等值线图.由图 1 和图 2 可以看出,在收扩喷管喉部以后射流核心区,起始波节内射流核心遇到喷管扩张起始段传来的膨胀波时气流经历了膨胀过程,当它遇到穿过中心线连续传来的膨胀波时引起进一步膨胀,在沿中心线膨胀最充分处静压低于大气压,因此,射流核心遇到交叉膨胀波后静压值变低,当地马赫数超过了同一压比下完全膨胀射流所得到的马赫数.波节内其余区域的气流通过斜激波重新压缩,为了提供所需要的压缩,在中心线形成马赫盘.由于马赫盘的存在,原来斜激波的强度和形状发生了改变,但是仍然保持斜激波的结构.在射流

核心区外侧的超声速混合流区和亚声速混合流区,气流的速度由内到外逐渐降低.在喷口截面由于唇部引射流的作用,气流速度过渡平稳.

图 3 所示为喷管内外温度场及在喷口附近的局部放大图.从图 3(a)中可以看出,计算模型选择的计算域是合适的,在计算域边界处的气流温度与大气环境温度 300 K 基本相同.从图 3(b)中可以看出,高温燃气流过收扩喷管喉部后,温度逐渐降低,在第 1 个波节第 2 个马赫盘处温度降到了最低值,然后由于激波系的压缩作用,在第 2 个波节中温度又突然升高.因为粘性和激波的作用,核心区的波节结构沿轴向逐渐模糊,最后转变为均匀的超声速射流流动.

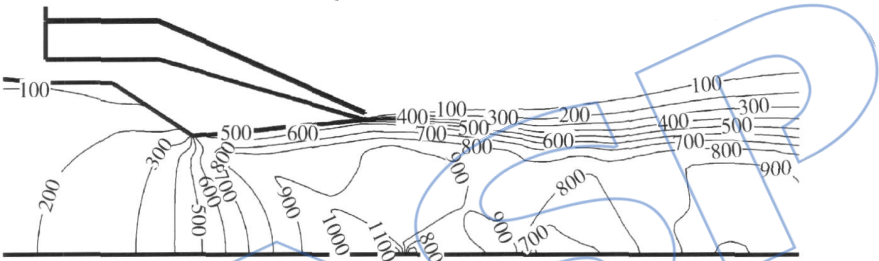


图 1 喷管内外轴向速度分布等值线图(单位:m/s)
Fig. 1 Axial velocity contour around the nozzle

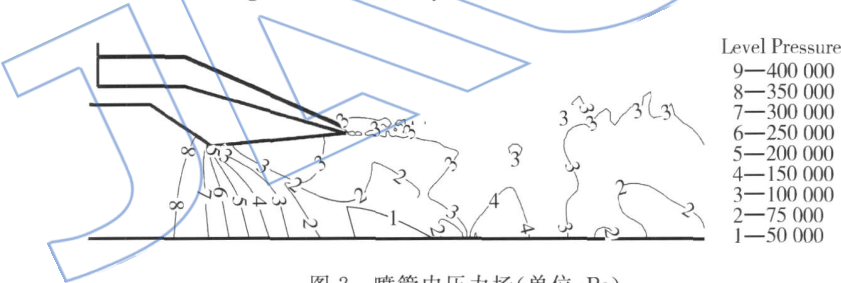


图 2 喷管内压力场(单位:Pa)
Fig. 2 Pressure contour around the nozzle

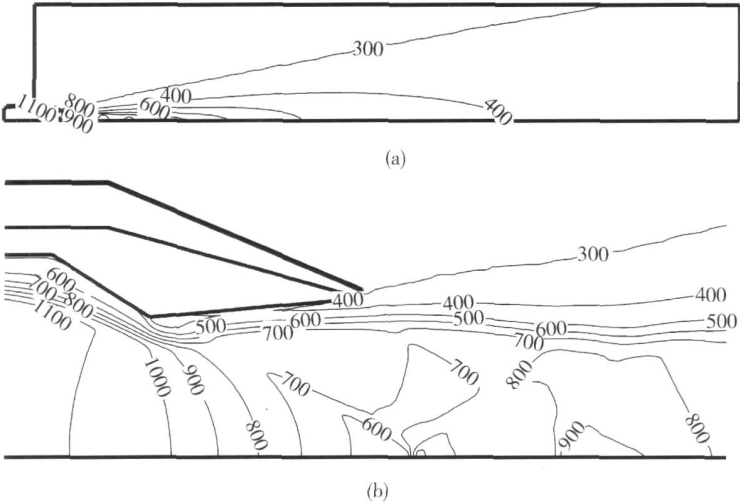


图 3 喷管内外温度场及其局部放大图(单位:K)
Fig. 3 Temperature contour and its local magnification

2 壁温计算模型

2.1 几何模型

收扩喷管及其冷却结构由三层同轴筒体结构组成,中间为收扩喷管筒体,内侧是隔热屏,用来将喷管与高温燃气隔开,外侧是引射冷却通道,如图4所示。燃气在收扩喷管内部流动,气流参数温度 T_g , 压力 p_g , 密度等为本文第1部分计算得到的结果。隔热屏与喷管筒体壁面之间的冷却气流,温度为 T_{sep} , 压力为 p_{sep} , 隔热屏上有离散的小孔,从这些小孔喷出的气体对隔热屏构成气膜冷却。在隔热屏的尾部、喷管筒体收敛段内侧,冷却气流流过,构成缝槽气膜冷却收扩喷管筒体。喷管筒体外侧二次流的温度为 T_{sec} , 压力为 p_{sec} 。在外调节片外侧为环境大气温度 T_{atm} , 大气压力 p_{atm} 。

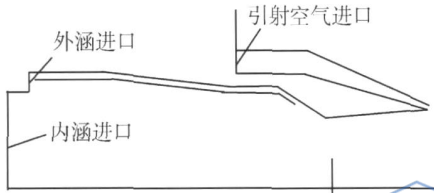


图4 收扩喷管壁温计算几何模型

Fig. 4 Simplified model for wall temperature calculation

2.2 导热、对流换热计算

收扩喷管固体壁面的导热热流按照 Fourier 定律计算,因为壁厚很小,所以不计隔热屏和外调节片的导热热阻。

收扩喷管固壁与气流的对流换热热流为^[10]

$$q_c = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \frac{\lambda}{d_e} (T_w - T_f) \quad (8)$$

式中, q_c 为对流换热热流; $Re = \frac{\rho u_t d_e}{\mu}$, Pr 分别为对应气流的 Re 数和 Pr 数; T_w , T_f 分别为固壁和流体的温度; ρ , u_t , λ , μ 分别为流体的密度、速度、导热系数和动力粘度; d_e 为流道的当量直径。燃气与隔热屏、收敛段内侧的对流换热是气膜冷却,对气膜冷却,式(1)中的 T_w 变为绝热壁温 T_{aw} ,有效温比的计算方法采用文献[11-14]中的经验公式,对多排气膜孔冷却结构,每一排气膜孔对下游的有效温比以及多排气膜孔的有效温比计算方法与文献[11]方法相同。

2.3 辐射换热计算

收扩喷管各热部件表面之间、部件与热燃气之间存在辐射换热。由于气体辐射的光谱选择性,有气体参与的辐射换热计算十分复杂,因为隔热

屏与收扩喷管筒体之间、收扩喷管筒体与外调节片之间的冷却空气温度较低,可以不考虑冷却气流的辐射,所以有气体参与的固壁表面间的辐射换热仅考虑热燃气与收扩喷管各部件内表面之间的辐射换热。隔热屏与收扩喷管筒体之间、收扩喷管筒体与外调节片之间仅考虑固壁表面之间的辐射换热。因为这两者固壁之间的间距很小,所以可以简化为多层无限长圆筒之间的辐射换热,如图5所示。在图5中仅给出二层圆筒之间的辐射换热示意图,内筒体外表面1的温度为 T_1 , 发射率为 ε_1 , 表面积 A_1 , 射入的热流为 $q_{i,1}$, 出射的热流为 $q_{o,1}$, 为维持热平衡外界所需要加入或移走的热流为 q_1 , 所有的固壁以加入的热流为正; 外筒体内表面2的温度为 T_2 , 发射率为 ε_2 , 表面积 A_2 , 射入的热流为 $q_{i,2}$, 出射的热流为 $q_{o,2}$, 为维持热平衡外界所需要加入或移走的热流为 q_2 。采用净热流法^[15-16], 可以推导出内筒1外表面、外筒2内表面,为保持热平衡外界所需要分别加入或移走的热流为

$$q_1 = \frac{\sigma(T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\varepsilon_1} - \frac{A_1}{A_2} \left(\frac{1}{\varepsilon_2} - 1 \right)} \quad (9)$$

$$q_2 = \frac{\sigma(T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\varepsilon_2} \frac{A_1}{A_2} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1} \quad (10)$$

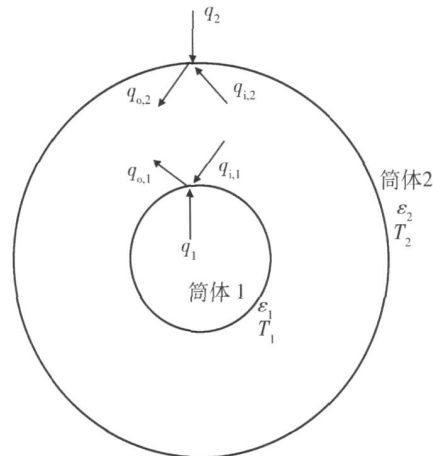


图5 无限长圆筒之间的辐射换热模型

Fig. 5 Radiative heat transfer model between two coaxial cylinders

式中, σ 为 Steffan-Boltzmann 常数。对筒体表面离散为若干微小单元的情况,如图6所示,上面(2)、(3)两式的关系仍然成立。高温热燃气与壁面之间的辐射换热采用文献[17]推荐的经验公式

$$q = \sigma(1 + \varepsilon_w) \cdot \varepsilon_g \cdot \frac{T_g^{1.5} T_w^{2.5} - T_w^4}{2} \quad (11)$$

式中,热燃气的发射率 ε_g 为 $\varepsilon_g = 1 - \exp[-2.898 \times 10^9 B \cdot p(r \cdot L_e)^{0.5} T_g^{-1.5}]$; p 为燃气压力, Pa; T_g 为燃气的温度, K; B 为亮度因子(取 4.0~1.7); r 为油气比; L_e 为射线平均行程长度, m; ε_w 是壁面材料的发射率; T_w 是壁温, K.

2.4 壁温计算

对图 4 所示的收扩喷管结构,加力隔热屏、收敛段、扩张段、进出口截面和燃气构成一个充满不均匀的吸收-发射性介质的封闭腔,将各表面划分为许多离散的微小面元,根据辐射传输方程的积分法和封闭腔的辐射换热理论可得各个离散面元的光谱有效辐射

$$q_{v,o,k} = \varepsilon \cdot e_{v,b,k} + \rho \cdot \sum_{j=1}^{N_1} F_{k-j} \cdot \left[q_{v,o,j} \tau(\kappa_v) + \sum_{i=1}^n e'_{v,b}(\kappa_{v,b}^*) \cdot \{ \tau[\kappa_v - (\kappa_v^* + \delta \kappa_v^*)] - \tau[\kappa_v - \kappa_v^*] \} \right] \quad (12)$$

式中, $q_{v,o,k}$ 表示面元 k 的光谱有效辐射力, ρ 表示面元发射率, $e_{v,b,k}$ 表示面元 k 所在温度下的黑体光谱辐射力, F 表示角系数, τ 表示透过率, κ 表示光学厚度, N_1 表示封闭腔内面元的数目. 对封闭腔内所有面元列出(12)方程式,求解该方程组即可得到封闭腔内各个面元的光谱辐射力 $q_{v,o,k}$, 将光谱辐射力对全波长积分就得到总辐射力.

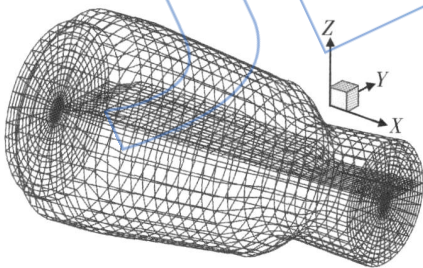


图 6 封闭腔离散单元示意图

Fig. 6 Discrete surface elements of the aeroengine exhaust system

在收扩喷管处于热平衡状态下,壁面的热平衡关系式可以写成

$$\sum q = q_{c,in} + q_{r,in} + q_{c,out} + q_{r,out} = 0 \quad (13)$$

式中, $q_{c,in}$ 表示壁面内侧的对流换热热流, $q_{r,in}$ 表示壁面内侧的辐射热流, $q_{c,out}$ 表示壁面外侧的对流换热热流, $q_{r,out}$ 表示壁面外侧的辐射换热热流. 每个热流的表达式中都包含一个或多个未知壁温,辐射热流的表达式中还包含壁温的指数关系或高次方关系,因此所有面元的热平衡方程构成

一个非线性方程组,本文采用牛顿-拉斐尔森迭代法求解得到壁温的分布.

首先假设加力隔热屏、喷管和套筒壁面温度的初始分布,根据假定的壁温计算壁面内、外侧的对流换热热流和辐射换热热流,计算得到每个面元的净热流 $\sum q$. 由于假定的壁温并非热平衡状态下的壁温,因此壁面面元的净热流不等于 0,必须根据净热流的数值对壁温进行修正. 根据牛顿-拉斐尔森迭代法的计算过程,需要计算净热流随壁温变化曲线 $\sum q = f(T_w)$ 的斜率,为此,在初始的壁温分布基础上,将每个面元的壁温均增加一个微量 $d T_w$, 计算由于壁温的微量变化引起的壁面净热流的变化 $d \sum q$, 由此可得到每个面元上净热流随壁温变化曲线的斜率 $d \sum q / d T_w$, 从而每个面元上壁温的修正值等于

$$\Delta T_w = \frac{- \sum q}{d \sum q / d T_w} \quad (14)$$

修正后每个面元的壁温则等于原来的壁温加上壁温的修正值,这样就完成了第一次迭代. 当然,经过第一次修正的壁温通常仍不能使收扩喷管壁面达到热平衡,所以还需要进行多次迭代,直到在每个面元上壁温的修正值都小于一个微量 10^{-7} 时,则认为所得壁温即为收扩喷管热平衡状态下的温度.

3 计算结果与分析

将以上壁温计算模型编制 FORTRAN 程序 FBQ2007. FOR 进行求解,数据流采用双精度格式,得到了一系列的计算结果. 在地面飞行速度为 0 的状态下,计算得到的轴对称收扩喷管隔热屏、收扩喷管筒体的壁面温度与经过试验验证程序的计算结果的比较如图 7 所示,在图 7 中还给出了计算得到的收扩喷管筒体外侧外调节片壁面的温度分布,大气环境温度为 300 K.

从图 7 可见,轴对称收扩喷管在地面 0 速度飞行状态下,壁温沿轴向逐渐升高然后又迅速降低. 由于加力隔热屏和收敛段气膜冷却的隔热作用,喉道截面以前有隔热屏区域喷管筒体的壁温比较低;在喉道截面附近,喷管筒体直接受到燃气的加热,壁温迅速升高;在收扩喷管的扩张段,对比流场计算结果图 3 可见,由于燃气流的膨胀加速,燃气流的温度降低,同时由于喷管筒体外引射的冷却空气流的换热,对喷管筒体的冷却作用

增强,因此喷管筒壁温迅速降低。

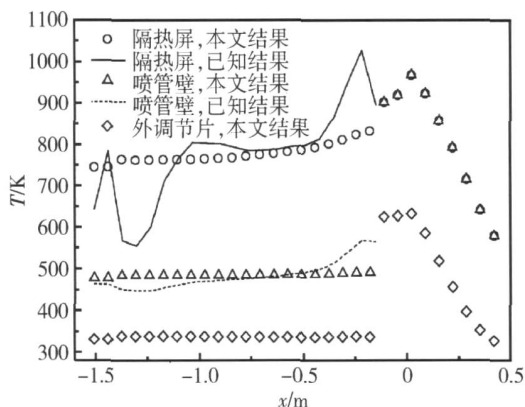


图7 地面工况沿轴向壁温分布

Fig. 7 Temperature distribution along the axial direction in the ground

在10 km高空以马赫数2飞行状态下,计算得到的轴对称收扩喷管壁面温度变化规律如图8所示。由图8可见,轴对称收扩喷管在高空状态下,壁温分布规律与地面试车状态的规律基本相同,数值相差不多,这是因为虽然高空来流空气的温度较低,冷却外调节片的能力较强,但由于外调节片外侧与大气的对流换热道的换热系数较小,同时由于外涵的来流温度与地面状况下相差不多,所以壁温的总体水平与地面状态基本相当,仅喷管出口附近最低壁温较低而已。

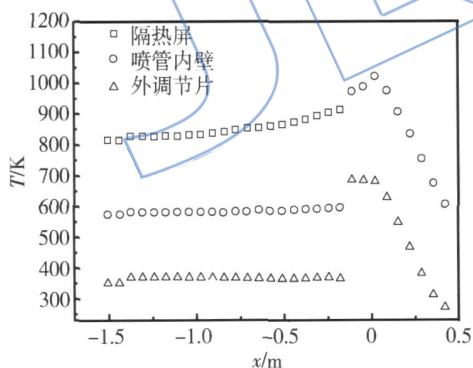


图8 高空工况沿轴向壁温分布

Fig. 8 Temperature distribution along the axial direction at high altitude

4 结论

本文建立了轴对称收扩喷管内外流一体化的流场计算模型和考虑导热、对流、辐射换热的壁面温度计算模型,并进行了有效求解。通过一系列计算分析,可以得出以下几点结论:

(1) 建立的计算模型可以有效地模拟复杂收扩喷管的流场和壁面温度场。

(2) 收扩喷管收敛段以前的壁温比较低,喉道截面以前壁温迅速升高,在扩张段壁温沿流向迅速降低,喉部截面附近的壁温最高。

(3) 收扩喷管筒体外的引射空气流可以有效地冷却收扩喷管扩张段筒体。

参考文献:

- [1] 张小英,朱谷君,王先炜. 矢量喷管壁温分布的数值计算研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 634-638.
ZHANG Xiaoying, ZHU Gujun, WANG Xianwei. Numerical study of temperature distribution on vectored nozzle wall[J]. Journal of Aerospace Power. 2003, 18(5): 634-638.
- [2] 刘友宏,邵万仁,张锦绣. 发动机排气系统及尾喷流的流场和红外特征数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 591-597.
LIU Youhong, SHAO Wanren, ZHANG Jinxiu. Numerical simulation of flowfield and infrared characteristics of an aeroengine exhaust system and its plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 591-597.
- [3] Barth T J, Jespersen D. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes [R]. AIAA-89-0366, 1989.
- [4] Holmes D G, Connell S D. Solution of the 2D Navier-Stokes equations on unstructured adaptive grids[R]. Presented at the AIAA 9th Computational Fluid Dynamics Conference, June, 1989.
- [5] Rauch R D, Batira J T, Yang N T Y. Spatial adaption procedures on unstructured meshes for accurate unsteady aerodynamic flow computations [R]. AIAA-91-1106, 1991.
- [6] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [7] 《航空发动机设计手册》总编委员会. 航空发动机设计手册[M]. 第1册, 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [8] 张远君校编. 流体力学大全[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.
- [9] Wilke C R. A viscosity equation for gas mixtures [J]. Journal of Chemical Physics, 1950, 18: 517.
- [10] 杨世铭. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1980.
- [11] 张小英,王先炜. 比较研究多种气膜冷却模型的冷却效果[J]. 航空动力学报, 2002, 17(4): 475-479.
ZHANG Xiaoying, WANG Xianwei. Study on cooling effectiveness of various film coolings[J]. Journal of Aerospace Power. 2002, 17(4): 475-479.
- [12] Jubran B A, Maitech B Y. Film cooling and heat transfer from a combination of two rows of simple and/or compound angle holes in inline and/or staggered configuration [J]. Journal of Heat and Mass Transfer, 1999, 34(6): 495-502.
- [13] Goldstein R J, Stone L D. Row-of-holes film cooling of

curved walls at low injection angles [J]. Journal of Turbo-
machinery, 1997, 119(3):574-580.

[14] 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中. 气膜冷却[M]. 北京:科学出版
社,1985.

[15] Siegel R, Howell J R. Thermal radiation heat transfer
[M]. 4th ed. New York:Taylor and Francis, 2002.

[16] Modest M F. Radiative heat transfer[M]. 2nd ed. New
York:Academic Press, 2003.

[17] Lefebvre H. Heat transfer processes in gad turbine com-
bustion chamber [J]. Proceedings of the Institution of
Mechanical Engineers, 1961, 175(12):641-668.

JALSP