

矢量喷管内燃气辐射与壁面温度的耦合计算

廖华琳^{1,2}, 陈徐屹^{3,4}, 张小英^{3,4}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500;

3. 华南理工大学 电力学院, 广州 510640;

4. 中山大学 中法核工程与技术学院, 广东 珠海 519082)

摘 要: 选取内、外调节片和隔热屏建立几何模型, 基于封闭腔净辐射模型和壁面热平衡模型建立了燃气辐射与喷管壁面温度的耦合算法. 波段为 $1\sim 5\mu\text{m}$ 的气体辐射采用窄波段模型计算, 其他波段不考虑气体辐射, 建立辐射净热流密度-有效辐射亮度-壁面温度的关联式求解燃气与壁面的辐射换热, 采用牛顿-拉斐尔森迭代法求解壁面热平衡方程计算其温度. 对某轴对称矢量喷管(偏转 20°), 计算了喷管壁面的红外光谱辐射和辐射净热流密度, 以及各部分结构的温度. 作为验证, 还计算了文献中某液体火箭发动机轴对称矢量喷管壁面的辐射净热流密度, 与文献的结果进行对比一致性较好. 研究表明: 轴对称矢量喷管偏转段沿周向的辐射热流密度和温度差异很大, 沿偏转方向部位壁面的温度和辐射热流密度都较低, 偏转方向壁面的温度比相反方向大约低 10% , 辐射热流密度大约低 50% .

关 键 词: 矢量喷管; 燃气辐射; 壁面温度; 耦合计算; 数值研究

中图分类号: V235

文献标志码: A

Coupled simulation of gas radiation and wall temperature in vectored nozzle

LIAO Hua-lin^{1,2}, CHEN Xu-yi^{3,4}, ZHANG Xiao-ying^{3,4}

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China;

3. School of Electric Power,

South China University of Technology, Guangzhou 510640, China;

4. Institut Franco-Chinois de l'Energie Nucléaire,

Sun Yat-sen University, Zhuhai Guangdong 519802, China)

Abstract: Models of heat shield and inner, outer shells were built for investigation. A coupled simulation method of gas radiation and nozzle wall temperature was established based on neat radiation in an enclosure model and heat balance model of wall. Gas radiation in $1\sim 5\mu\text{m}$ was computed with narrow band model, which was considered transparent in all other bands. A coupled equation of neat radiative heat flux-effective radiosity-wall temperature was developed, and the Newton Rafael method was used to solve the heat balance equation to obtain wall temperature of nozzle. An axisymmetric vectored nozzle with 20° deflection angle

was taken for investigation. The infrared spectral radiation and neat radiative heat flux on the nozzle wall and the wall temperature were computed. For verification of the computation method, the neat radiative heat flux for one axisymmetric nozzle of a liquid rocket motor were computed, showing well agreement through comparison. This study also shows that radiative heat flux and temperature in deflected section of axisymmetric vectored nozzle varies remarkably along the circumferential direction, much lower on the deflecting side than the other side. Wall temperature of deflecting side is about 90% of the other side, while the radiative heat flux is only 50%.

Key words: vectored nozzle; gas radiation; wall temperature; coupled simulation; numerical study

矢量推进技术是第4代及未来高性能歼击机必备的技术,目前,机械调节式矢量喷管是实现矢量推力的主要方案,其由于结构的偏转,喷管流道内燃气参数沿轴向、径向和周向都有较大变化,使得扩张段壁面受热很不均匀,对喷管高温构件的结构强度提出了严峻考验.在加力工况下,航空发动机排气温度在2000 K以上^[1],高温燃气对喷管的辐射加热大大增强.然而,燃气中主要辐射组分为极性三原子气体:水蒸气和二氧化碳,其辐射呈现很强的光谱性,气体的辐射谱线数量众多^[2];且燃气的温度、压力等参数分布很不均匀,因此燃气的三维光谱辐射场计算复杂^[3].当前流场分析和结构热分析的软件均不能计算燃气的三维光谱辐射,故燃气辐射的精细计算一直是航空发动机尾喷管热分析研究中面临的一个难题.

国际上发表的专门针对航空发动机喷管的传热研究较少,更多地关注高温燃气辐射与火箭喷管的传热.文献[4]用红外相机测量了一亚声速轴对称矢量喷管热排气的红外辐射强度.文献[5]研究壁面传热与喷管内流场N-S方程的耦合计算,壁面传热考虑导热与对流热流.文献[6]研究火箭发动机燃气辐射与多相流场的耦合计算,辐射场采用一维近似模型求解.文献[7]用试验方法研究火箭发动机喉部的气膜冷却.文献[8]用加权灰气体和模型(WSGG)计算气体的光谱特性,用 finite volume method(FVM)求解辐射传输方程,在给定壁面温度下计算喷管壁的辐射热流密度.国内在航空发动机研究迎来空前发展形势下,涌现了许多针对航空发动机喷管传热分析的研究.金捷等^[9]关注轴对称矢量喷管的三维传热计算研究,探索壁温与对流、辐射换热的耦合算法,辐射换热采用灰体辐射模型计算.文献[10]对轴对称喷管和圆转方喷管内流场与壁面温度采用 FLUENT 软件进行计算.没有考虑燃气辐射.文献[11]将固

体火箭发动机喷管热结构计算程序嵌入到 FLUENT 软件中实现流动传热耦合计算,但未考虑燃气辐射对壁面的加热作用.文献[12]用 FLUENT 软件计算双脉冲固体发动机喷管的流固耦合传热烧蚀,计算燃气对喷管的对流传热和喷管导热,不考虑辐射传热.文献[13]采用 FLUENT 程序求解流场与喷管壁面温度,喷管的红外辐射强度采用反向蒙特卡罗法计算.在燃气与固体的辐射换热方面,文献[14]研究了大推力液体火箭发动机推力室内部燃气、壁面和冷却剂之间流动与换热的耦合算法,辐射采用径向二流模型计算.文献[15]计算了飞行器壳体在火箭发动机辐射作用下的温度.目前,在喷管传热分析中耦合考虑燃气光谱辐射的文献比较少.文献[16]研究导热、对流和辐射换热作用下轴对称收扩喷管壁温的计算模型,燃气对壁面的辐射采用 Lefebvre 经验公式计算.

总结当前国内外对发动机喷管传热的研究,高温燃气与壁面辐射换热的精确快速计算仍有待解决.特别是对喷管的矢量工作状态,喷管内燃气参数很不均匀,采用灰体模型、流模型和 Lefebvre 经验公式不能计算燃气的三维光谱辐射场,采用 FVM 虽可以计算燃气的三维辐射场,但需耦合流场的全部节点求解,计算量特别大,不适合在求解喷管的温度时采用.为此,本文建立矢量喷管内燃气辐射与壁面温度耦合的计算模型,燃气对喷管内壁的辐射热流密度用封闭腔净辐射模型计算,燃气的三维辐射场不考虑颗粒散射,采用辐射传输方程的线积分法计算,光谱计算在 $1\sim 5\mu\text{m}$ 波段分为41个波带考虑,在其他波段将燃气视为透射性介质.计算了一个轴对称矢量喷管在稳态矢量加力工况下,喷管内外的对流与辐射热流密度及壁面温度,研究燃气辐射对壁面温度的影响,得到了喷管壁面温度和辐射热流密度的二维分布.

1 几何模型及网络

如图 1,轴对称矢量喷管喉道前的收敛段无偏转,喉道后的扩张段偏转 20° . 收敛段内置隔热屏,隔热屏与喷管间通过一股冷却气流,这股气流流出喉道后贴附在扩张段内壁,继续冷却扩张段内壁. 喷管外部是外调节片,向外调节片与喷管之间的通道引射空气,对喷管外壁进行冷却. 图中 T_g, p_g, u_g 为喷管内流的温度、压力和速度; T_2, p_2, u_2 为喷管外引射气流的温度、压力和速度.

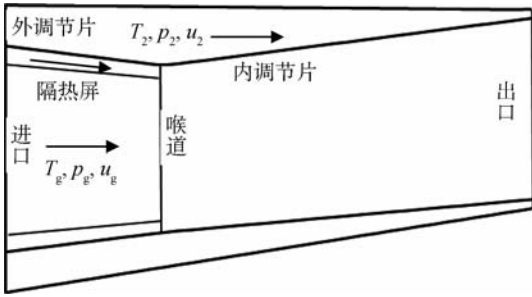


图 1 轴对称矢量喷管的简化几何模型
Fig. 1 Simplified geometry model of axisymmetric vectored nozzle

如图 2,轴对称矢量喷管内燃气辐射计算网格节点的划分按照等单元面积原则,沿径向均匀地划分成 11 个同心环,沿周向均匀地划分为 $[2 \times (i-1)-1] \times 4$ 个单元,由此在喷管内流场横截面上划分出 400 个节点.

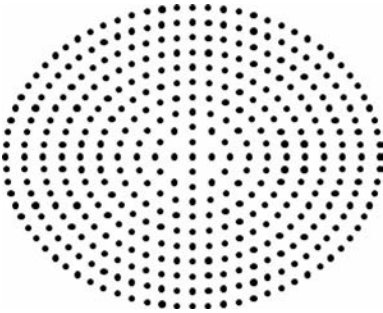


图 2 轴对称矢量喷管内流场横截面上的节点
Fig. 2 Nodes on a cross section of the flow field in axisymmetric vectored nozzle

2 喷管内壁辐射热流密度计算模型

为计算喷管与燃气的辐射换热,采用封闭腔净辐射模型. 以喷管进口、出口和壁面,以及管内燃气构成封闭腔,腔壁不仅受到燃气辐射,不同温度的腔壁之间也有辐射换热. 根据文献[3],在给

定壁面温度 T_w 与发射率 ϵ 条件下,腔壁的辐射净热流密度 q_r 与有效辐射亮度 L 间有如下关系:

$$q_r = \frac{\epsilon}{1-\epsilon}(\sigma T_w^4 - L) \quad (1)$$

式中 σ 为普朗特辐射常数. 式(1)的关键是计算喷管壁面的有效辐射亮度,它包括壁面的自身辐射亮度 L_0 和对入射辐射亮度 L_a 的反射,即

$$L = L_0 + \rho L_a \quad (2)$$

式中 ρ 为反射率.

入射辐射既有燃气对壁面的辐射,还有壁面间的辐射. 根据封闭腔辐射模型,一个壁面单元的入射辐射亮度是入射半球内辐射能流的积分,假设入射辐射都集中在目标单元中心,入射半球即为目标单元可见的封闭腔边界各出射面对目标单元中心所成微元立体角 $d\omega$ 之和,如图 3 所示.

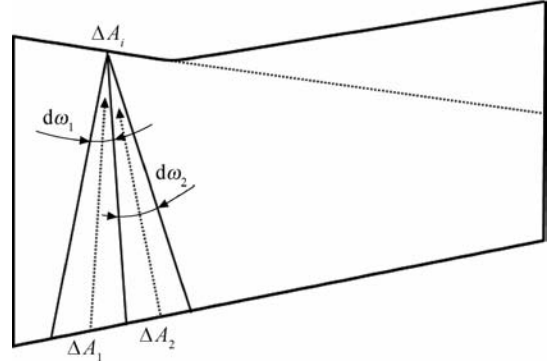


图 3 入射辐射半球示意图
Fig. 3 Sketch of hemisphere of incident radiation

对于壁面的有效辐射亮度 L ,考虑到燃气辐射的光谱性,在红外 $1 \sim 5 \mu m$ 波段分为 41 个波带计算,其余光谱不考虑燃气辐射,合并为一个波带计算. 由此先计算出 42 个波带的光谱有效辐射亮度 L_λ ,将其积分计算得到 L . 在计算光谱入射辐射亮度 $L_{a,\lambda}$ 时,假设一个微元立体角 $d\omega$ 的光谱辐射均匀,等于沿出射面元 ΔA_k 中心至目标面元 ΔA_i 中心连线的光谱辐射亮度 $L'_{k,\lambda}$,需考虑出射面元 ΔA_k 的光谱有效辐射亮度与沿程气体的光谱辐射亮度,如图 4 所示. 其中, κ_λ 是沿程燃气的辐射厚度, $\tilde{\kappa}_\lambda$ 是计算点到入射点燃气的光谱厚

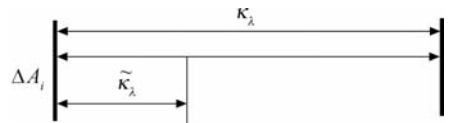


图 4 燃气沿程辐射的线积分模型
Fig. 4 Path integration model of gas radiation

度.由以上得

$$L'_{k,\lambda} = \frac{\cos\theta_k \cos\theta_i \Delta A_k}{\pi s^2} \left\{ L_{k,\lambda} \tau(\kappa_\lambda) + \sum e_b(\bar{\kappa}_\lambda) [\tau(\kappa_\lambda - \bar{\kappa}_\lambda - \delta\bar{\kappa}_\lambda) - \tau(\kappa_\lambda - \bar{\kappa}_\lambda)] \right\} \quad (3)$$

式中 θ_k, θ_i 分别为面元 ΔA_k 和 ΔA_i 的法线与之连线的夹角; e_b 为黑体光谱辐射力; s 为面元间的距离; τ 为燃气的辐射透过率. 在其余光谱, 燃气的透过率全等于 1, 上式成为

$$L'_k = L_k \frac{\cos\theta_k \cos\theta_i \Delta A_k}{\pi s^2} \quad (4)$$

目标面元 ΔA_i 的光谱有效辐射亮度为面元上光谱辐射亮度对入射半球积分, 并考虑辐射角系数 $X_{i-k} = \frac{\cos\theta_k \cos\theta_i \Delta A_k}{\pi s^2}$, 根据式(2)得到光谱有效辐射亮度的计算式

$$L_{i,\lambda} = \epsilon e_{b,\lambda} + \rho \sum X_{i-k} \{ L_{k,\lambda} \tau_{i-k} + \sum e_b(\bar{\kappa}_\lambda) [\tau(\kappa_\lambda - \bar{\kappa}_\lambda - \delta\bar{\kappa}_\lambda) - \tau(\kappa_\lambda - \bar{\kappa}_\lambda)] \} \quad (5)$$

式中目标面元 ΔA_i 的光谱有效辐射亮度与其他出射面元 ΔA_k 的光谱有效辐射亮度关联, 需联立封闭腔边界所有壁面单元的光谱有效辐射亮度方程组求解. 将式中的面元自身辐射亮度与气体辐射亮度之和用 $b_{i,\lambda}$ 表示

$$b_{i,\lambda} = \epsilon e_{b,\lambda} + \rho \sum X_{i-k} \left\{ \sum e_b(\bar{\kappa}_\lambda) [\tau(\kappa_\lambda - \bar{\kappa}_\lambda - \delta\bar{\kappa}_\lambda) - \tau(\kappa_\lambda - \bar{\kappa}_\lambda)] \right\} \quad (6)$$

由此, 封闭腔壁面的光谱有效辐射亮度方程组可以写为

$$\begin{cases} L_{1,\lambda} = \rho \sum X_{1-k} \tau_{k-1} L_{k,\lambda} + b_{1,\lambda} \\ L_{2,\lambda} = \rho \sum X_{2-k} \tau_{k-2} L_{k,\lambda} + b_{2,\lambda} \\ \vdots \\ L_{n,\lambda} = \rho \sum X_{n-k} \tau_{k-n} L_{k,\lambda} + b_{n,\lambda} \end{cases} \quad (7)$$

式(7)为一个系数矩阵主对角占优的代数方程组, 用迭代算法求解. 将求解式(7)得到的光谱有效辐射亮度在全波长积分, 并根据式(1), 得到辐射净热流密度-有效辐射亮度-壁温的关联式如下:

$$q_r = \frac{\epsilon}{1-\epsilon} (\sigma T_w^4 - \sum_{\Delta\lambda} L_\lambda \Delta\lambda) \quad (8)$$

将式(8)与壁面传热方程耦合求解, 就实现了燃气辐射与壁面温度的耦合计算.

3 喷管壁面温度计算模型

对喷管壁面温度的计算是在不考虑导热的热

平衡条件下进行的, 因为喷管壁很薄, 沿厚度的温差很小, 而轴向导热相对对流换热而言是很微弱的, 所以也没有考虑. 热平衡条件下, 喷管各部分, 包括隔热屏、收敛段、扩张段和外调节片内外侧的辐射热流密度与对流热流密度之和为零.

$$q_w = q_{c,i} + q_{r,i} + q_{c,o} + q_{r,o} = 0 \quad (9)$$

对于壁面内侧的对流热流密度 $q_{c,i}$, 除扩张段采用缝槽气膜计算^[17]以外, 其他壁面都采用管内强迫对流换热经验式计算, 扩张段的缝槽气膜是隔热屏与喷管间冷却气体流出喉道后, 贴附在扩张段表面形成的. 对于壁面内侧的辐射热流密度 $q_{r,i}$, 受燃气加热的隔热屏和喷管扩张段内壁的辐射热流密度用式(8)计算, 对于其他壁面只考虑与内部结构的辐射换热. 对于壁面外侧的对流热流密度 $q_{c,o}$, 外调节片外壁用板式对流换热计算, 其他壁面采用管内强迫对流换热计算. 对于壁面外侧的辐射热流密度 $q_{r,o}$, 计算与外部结构的辐射换热.

由于喷管各部分的壁温相互影响, 热平衡计算要求各部分壁面都达到热平衡, 因此计算壁温需要联立求解所有壁面单元的热平衡方程. 然而, 由于辐射热流密度的计算式都是壁温的 4 次方函数, 燃气加热壁面的辐射热流密度计算式中还包含光谱有效辐射亮度对波长的积分, 故所有壁面单元的热平衡方程构成一个高次非线性方程组. 借鉴求解非线性方程常用的牛顿-拉斐尔森迭代法, 本文将发展求解壁面单元热平衡方程组的牛顿-拉斐尔森迭代法.

4 计算结果与分析

4.1 验证性计算

作为验证算例, 本文计算了一台液体火箭发动机轴对称矢量喷管壁面的辐射净热流密度, 火箭发动机长为 0.89 m, 其中喷管部分长为 0.5 m, 喉道和出口截面面积为 0.075 m² 和 0.38 m². 对该喷管, 文献[18]用非灰的 FVM 计算燃气辐射, 假设壁温和发射率分别为 1100 K 和 1.0, 还用灰介质模型考虑了烟粒辐射. 本文采用文献[18]的流场参数, 忽略烟粒辐射, 计算喷管内壁的辐射净热流密度. 比较本文与文献[18]的结果(图 5), 两组结果基本一致, 但由于烟粒辐射考虑的差异, 本文计算的结果略低于文献[18]的结果.

4.2 实例计算

针对某轴对称矢量喷管, 喷管形状及内外冷

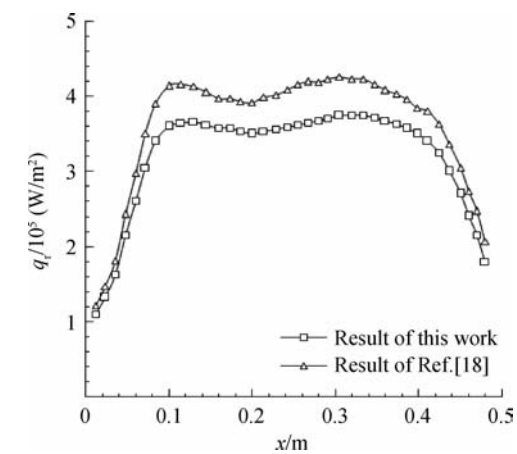


图 5 液体火箭发动机轴对称矢量喷管壁面的辐射净热流密度

Fig. 5 Neat radiative heat flux of the axisymmetric vectored nozzle for liquid rocket motor

却结构如图 1 所示,喉道截面的轴向坐标 $x = 0.184\text{ m}$, 本文用 CFD 软件计算了喷管内的三维流场参数,采用所编制的燃气辐射与壁面温度耦合计算的程序,计算壁面的辐射热流密度及温度分布.所计算出流场最外层节点上燃气的温度、压力和主流速度分别见图 6~图 8,图中 5 条曲线对应 5 个圆周方向,定义喷管的偏转方向为 $+z$ 轴,圆周角 φ 定义为半径与 $+z$ 轴的夹角.

流场参数的计算结果表明:在喷管收敛段(喉道截面之前),各圆周方向燃气的温度、压力和主流速度都比较接近;在喷管扩张段,受压侧($\varphi = 3\pi/4 \sim \pi$)燃气的压力和温度比较高,背压侧($\varphi = 0 \sim \pi/4$)的比较低;喷管扩张段燃气的轴向流速则是在 $\varphi = 3\pi/4 \sim \pi$ 间比较低,在 $\varphi = 0 \sim \pi/4$ 比较高.

所计算该轴对称矢量喷管加力工况下隔热屏的壁温 T_{ws} 如图 9 所示.图中由于直接受到高温

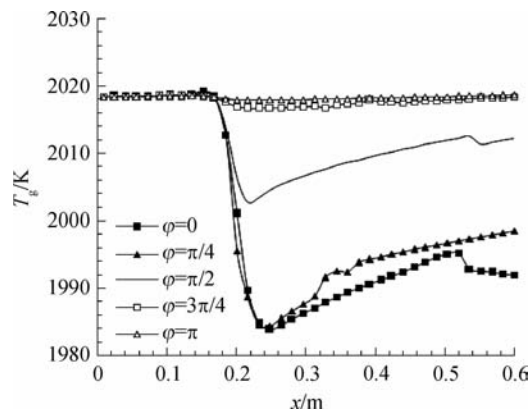


图 6 喷管内不同圆周方向的燃气温度

Fig. 6 Circumferential gas temperature in the nozzle

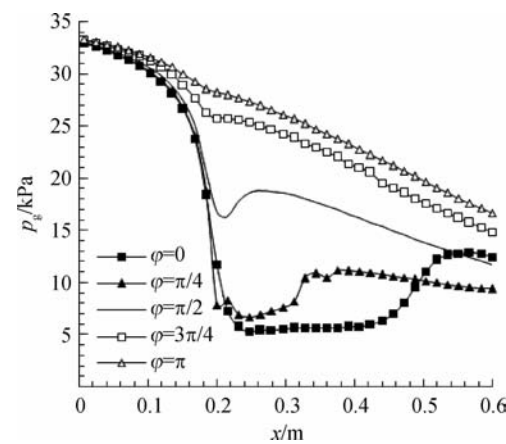


图 7 喷管内不同圆周方向的燃气压力

Fig. 7 Circumferential gas pressure in the nozzle

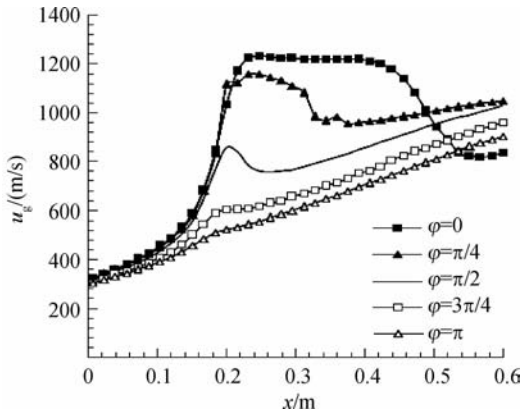


图 8 喷管内不同圆周方向的燃气速度

Fig. 8 Circumferential gas velocity in the nozzle

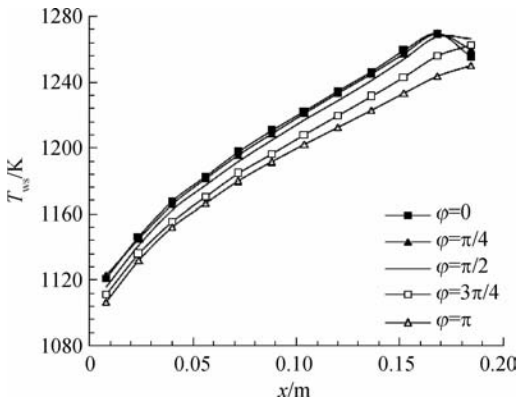


图 9 不同圆周方向的隔热屏的温度

Fig. 9 Circumferential temperature of the heat shield

燃气的对流与辐射加热,隔热屏壁温较高;燃气对壁面的对流换热对于壁温的周向分布有决定性作用,背压侧($\varphi = 0 \sim \pi/4$)燃气流速高,对流换热强,壁面温度比受压侧大约高 10%.

所计算喷管的壁温如图 10 所示,图中看到喷

管收敛段由于受到隔热屏保护,受到的辐射加热来自隔热屏,对流加热来自夹缝中的冷气,隔热屏温度比燃气约低 1000 K,夹缝气流的温度也比较低,因此收敛段受热不强,温度约为 500 K,周向差异也很小.扩张段由于喉道流出的夹层气流形成气膜冷却,故扩张段壁面受到燃气的对流加热减弱,燃气辐射的作用增强,扩张段的壁温为 850~980 K.扩张段壁温的周向分布与燃气温度呈现相似的特征,在 $\varphi=3\pi/4\sim\pi$ 之间温度较高,而 $\varphi=0\sim\pi/4$ 之间温度较低.

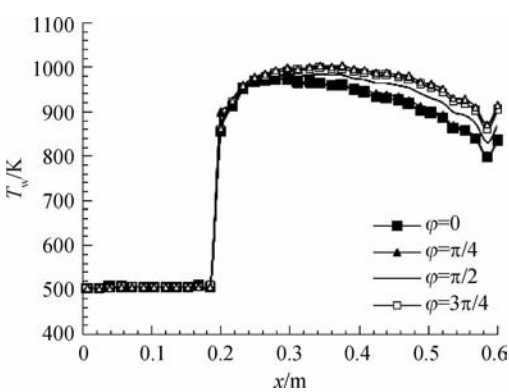


图 10 喷管内不同圆周方向的壁面温度
Fig. 10 Circumferential wall temperature of nozzle

喷管外调节片的温度 T_{wos} 见图 11 所示,将其与图 10 中喷管的壁温比较发现,外调节片的壁温与喷管的壁温呈现相似的特性,喉道前的温度在周向无差异,喉道后圆周角 $\varphi=3\pi/4\sim\pi$ 之间温度较高,因为外调节片的加热主要来自喷管壁的辐射.喉道后外调节片温度先沿轴向急剧上升,而后迅速下降,外调节片的最高温度为 760 K.

图 12 表示喷管壁面圆周角 $\varphi=0,\pi/2,\pi$ 处

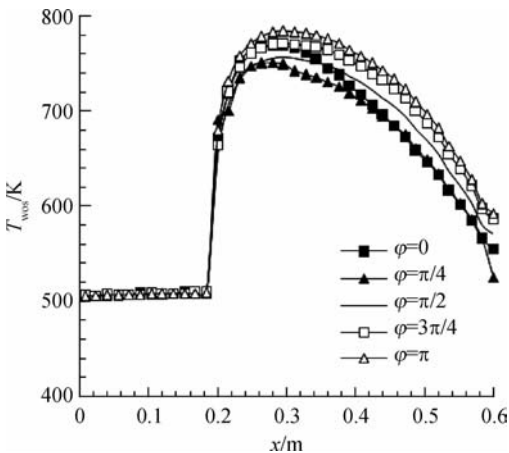


图 11 喷管外调节片的温度
Fig. 11 Temperature of outer shell of the nozzle

的面元在红外 $1\sim5\mu\text{m}$ 波段和其余波带的有效辐射亮度,横坐标 λ 为波长.喷管壁面在 $1\sim5\mu\text{m}$ 波段的有效辐射亮度是其余波段的 10 倍以上,说明喷管壁面的辐射主要位于红外波段.收敛段的有效辐射亮度沿周向没有差异,扩张段的有效辐射亮度在 $\varphi=0$ 时为最小, $\varphi=\pi$ 时为最大.喷管喉道附近的有效辐射亮度比两侧壁面低,是因为喉道处发生偏转,挡住了喉道另一侧的临近部分燃气辐射,而临近部分的燃气对壁面辐射的作用最显著,导致喉道附近接受的燃气辐射有所下降.

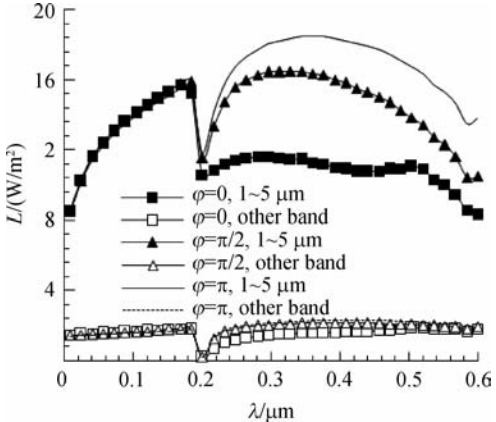


图 12 喷管壁面 $1\sim5\mu\text{m}$ 波段与其余波段的有效辐射亮度
Fig. 12 Effective radiosity of wall in $1\sim5\mu\text{m}$ and other bands

图 13 表示喷管扩张段出口, $\varphi=0,\pi/2,\pi$ 处的面元在红外 $1\sim5\mu\text{m}$ 波段的光谱有效辐射亮度.面元的红外光谱有效辐射亮度呈现出燃气光谱辐射的特性,在水蒸气和二氧化碳辐射的峰值光谱($\lambda=1.8,2.7,4.3\mu\text{m}$),光谱有效辐射亮度均有所增强.在周向上,光谱有效辐射亮度的差异与壁面温度相同, $\varphi=0$ 为最小, $\varphi=\pi$ 为最大,两方

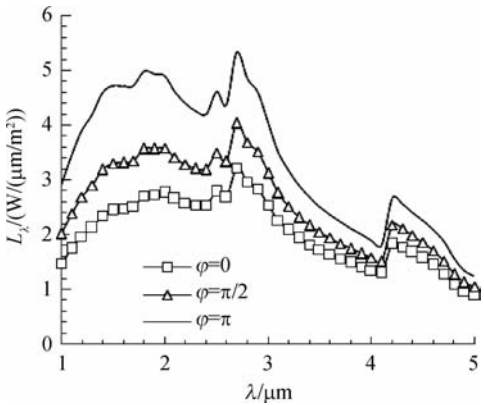


图 13 喷管出口的光谱有效辐射亮度
Fig. 13 Spectral effective radiosity on the nozzle outlet

向相差约 50%。

5 结 论

针对航空发动机喷管的传热与温度特性,建立了对流/辐射传热与壁面温度的耦合计算模型,壁面辐射用封闭腔净辐射模型计算.对某轴对称矢量喷管(偏转 20°)在加工况下,壁面的光谱有效辐射亮度与壁面温度进行了计算,研究表明:隔热屏有效地屏蔽了燃气对喷管收敛段内调节片壁面的加热;燃气辐射对扩张段内调节片壁面温度的影响大,考虑燃气辐射使扩张段壁温约升高 300 K;喷管扩张段壁温沿周向很不均匀,沿偏转方向的部位温度较低,相反方向部位的温度较高;喷管壁面的有效辐射亮度主要集中在红外 1~5 μm 波段,该波段壁面的光谱有效辐射亮度分别在波长为 1.8,2.7,4.3 μm 处有 3 个峰值。

参考文献:

[1] 张小英,王先炜.轴对称矢量喷管红外特性的数值计算研究[J].航空动力学报,2004,19(5):366-369.
ZHANG Xiaoying, WANG Xianwei. Numerical study in infrared characteristics of axisymmetric vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 366-369. (in Chinese)

[2] Rothman L S, Jacquemart D, Barbe A, et al. The HITRAN 2004 molecular spectroscopic database [J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2005, 96(2): 139-204.

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

[4] David L B, Jay P G. Radiating characteristics of high temperature exhaust plumes from a subsonic axisymmetric nozzle[R]. AIAA-2009-1639, 2009.

[5] Marineau E C, Schetz J A, Neel R E. Turbulent Navier-Stokes simulations of heat transfer with complex wall temperature variations[R]. AIAA-2006-3087, 2006.

[6] Rodolphe D, Anouar S, Jean T. Coupled radiation and turbulent multiphase flow in a aluminized solid propellant rocket engine[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer 2004, 84(4), 513-526.

[7] Doyoung B, Seung W B. Numerical investigation of combustion with non-gray thermal radiation and soot formation effect in a liquid rocket engine[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2007, 50(3/4): 412-422.

[8] James G L, Richard L G. Gaseous-film cooling of a rocket motor with injection near the throat[R]. NASA TN D-3836, 1967.

[9] 金捷,廖华琳,朱谷君,等.轴对称矢量喷管三维传热计算

研究[J].燃气涡轮试验与研究,2002,15(2):4-7,46.

JIN Jie, LIAO Hualin, ZHU Gujun, et al. A numerical investigation of 3D heat transfer for axisymmetric vectoring exhaust nozzle[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(2): 4-7, 46. (in Chinese)

[10] 韩非,刘宇.轴对称喷管与圆转方喷管冷却换热特性的比较[J].航空动力学报,2007,22(11):1947-1953.
HAN Fei, LIU Yu. Heat transfer characters of asymmetrical nozzle and RS nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1947-1953. (in Chinese)

[11] 郑晓亚,王卫祥,蔡飞超,等.固体火箭发动机喷管热结构一体化计算[J].航空动力学报,2012,27(9):2122-2127.
ZHENG Xiaoya, WANG Weixiang, CAI Feichao, et al. Thermo-structure integrative computation for nozzle in SRM[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 2122-2127. (in Chinese)

[12] 张晓光,刘宇,王长辉.双脉冲固体发动机喷管传热烧蚀特性[J].航空动力学报,2012,27(6):1391-1397.
ZHANG Xiaoguang, LIU Yu, WANG Changhui. Characterization of nozzle thermal and ablation response in dual-pulse solid rocket motors[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1391-1397. (in Chinese)

[13] 刘常春,吉洪湖,黄伟,等.一种双 S 弯二元喷管的红外辐射特性数值研究[J].航空动力学报,2013,28(7):1482-1488.
LIU Changchun, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of serpentine 2-D nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1482-1488. (in Chinese)

[14] 张宏伟,陶文铨,何雅玲,等.再生冷却推力室耦合传热数值模拟[J].航空动力学报,2006,21(5):930-936.
ZHANG Hongwei, TAO Wenquan, HE Yaling, et al. Numerical study on coupled heat transfer of thrust chamber with regenerative cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 930-936. (in Chinese)

[15] Kyung J Y, Seung W B, Sung N L, et al. Prediction of the rear fuselage temperature with radiation shield[J]. World Academy of Science, Engineering and Technology, 2011, 59: 1520-1523.

[16] 刘友宏,李江宁,才娟.考虑导热对流和辐射作用的轴对称收扩喷管壁温计算[J].航空动力学报,2008,23(4):635-641.
LIU Youhong, LI Jiangning, CAI Juan. Wall temperature calculation of an axisymmetrical converging-diverging nozzle considering heat conduction, convection and radiation [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 635-641. (in Chinese)

[17] 葛绍岩,刘登瀛.气膜冷却[M].北京:科学出版社,1985.

[18] Lucas J G, Golladay R L. An experimental investigation of gaseous-film cooling of a rocket motor[R]. NASA TN D-1988, 1988.