

轴对称矢量喷管的气膜冷却及红外辐射耦合计算分析

陈徐屹^{1,2}, 张小英¹

(1. 华南理工大学 电力学院, 广州 510641; 2. 中山大学 物理科学与工程学院, 广州 510275)

摘要:为考察喷管壁面气膜冷却以及红外辐射特性对高性能航空发动机壁温分布的影响,对燃气红外波带的光谱特性采用窄波段模型计算,对壁面-燃气辐射采用封闭腔模型计算,对喷管收敛段的气膜冷却采用绝热温比计算。对于包含喷管壁面、隔热屏、套筒的多层结构传热建立壁面-热流耦合的热平衡方程,用Newton-Raphson求解得到喷管及内外结构的壁温。对NASA TN D-1988中试验台架发动机喷管扩张段的气膜冷却及壁温进行验证计算,并详细计算了收敛段采用多排缝槽气膜冷却的轴对称矢量喷管。结果表明:气膜冷却有效降低了喷管收敛段的壁温,使得喷管扩张段成为受热严峻的部位;扩张段偏转改变了扩张段壁面温度和红外辐射的圆周分布,沿偏转方向的壁温和红外辐射都明显低于偏转反方向的,2个方向上的平均壁温相差约4.8%,喷管在后半球的辐射沿偏转方向增强。数值模拟结果与试验测量值吻合良好,可用于发动机喷管壁温分布精确计算。

关键词:轴对称矢量喷管;气膜冷却;燃气辐射;壁面温度;航空发动机;红外特性

中图分类号:V235.1

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2015.05.007

Coupled Analysis of Film-Cooling and Infrared Characteristics of Vecteded Axisymmetric Nozzle

CHEN Xu-yi^{1,2}, ZHANG Xiao-ying¹

(1. School of Electricity, South China University of Technology, Guangzhou, 510641; 2. School of Physics and Engineering, Sun Yat-sen University, Guangzhou 510275, China)

Abstract: To study the influence of film-cooling and infrared characteristics on a high performance aeroengine, the gas spectral characteristic in infrared band was computed with the narrow band model. The wall gas-radiation was considered with enclosure model and the calculation of film cooling was performed using adiabatic film cooling effectiveness method. A coupled heat balance equation of heat flux and wall temperature was established on the multi-layer structure of nozzle including the wall, heat shield and the outer shield. The temperature distribution of nozzle wall was obtained by Newton-Raphson method. An experimental nozzle in NASA TN D-1988 was investigated for verification, and vectored nozzle with multi-row of film cooling was also investigated. The results show that film cooling descend the wall temperature of convergent part remarkably, making the divergent part the most heated part. The deflection of the nozzle changed the circumferential distribution of the wall temperature and infrared radiation, both of which are less than the opposite direction of deflection. Radiation to the rear semisphere is amplified in the deflection direction. The simulation results agree well with the experiment measurement results, the method can be used in the precise calculation of nozzle wall temperature calculation.

Key words: axisymmetric nozzle; film-cooling; gas radiation; wall temperature; aeroengine; infrared characteristics

0 引言

在高性能航空发动机的研发与设计中,喷管无疑是整个发动机受热最为严峻的部件。处在加力工况下的发动机矢量喷管的燃气温度高达2000 K^[1]以上。在这样高温的环境下,气膜冷却受到广泛关注。同时,矢量喷管发动机的红外辐射特性对发动机实现红外隐

身以及雷达隐身有重要作用^[2]。

关于在喷管收敛段施加气膜冷却的技术,国外最先针对火箭的气膜冷却开展研究。文献[3]证明当燃烧室压力达到8.93 MPa时再生冷却只能带走壁面热流的40%;文献[4]提出在火箭发动机传热计算中采用Hatch-Papell公式计算气膜冷却;文献[5]在试验台架

收稿日期:2014-11-26 基金项目:国家自然科学基金项目(51176052, 51376065)、广东省科技攻关项目(2013B010405004)资助

作者简介:陈徐屹(1992),男,在读硕士研究生,研究方向为航空发动机冷却与传热分析;E-mail:362169764@qq.com。

引用格式:陈徐屹, 张小英. 轴对称矢量喷管的气膜冷却及红外辐射耦合计算分析[J]. 航空发动机, 2015, 41(5): 33-37. CHEN Xu-yi, ZHANG Xiao-ying. Coupled analysis of film-cooling and infrared characteristics of vectored axisymmetric nozzle[J]. Aeroengine, 2015, 41(5): 33-37.

上探究小孔气膜出口形状对换热系数的影响;文献[6]采用燃气黑度考虑辐射热流;文献[7]主要考虑了多排隔热屏的衔接界面;文献[8]通过数值解法研究了单一缝槽在平板上的气膜流与主流的掺混情况;文献[9]研究了燃气、壁面和冷却剂之间流动与换热的耦合算法;文献[10]采用了 FLUENT 软件对圆转方喷管的内流场以及壁温进行了模拟计算;文献 [11] 采用 Lefebvre 经验公式计算了壁面辐射。

针对航空发动机燃气辐射的光谱特征,文献[12]采用 WSGG 模型模拟了气体辐射的光谱特性,采用 FVM 法求解辐射传输方程;文献[13]采用球谐法求解了定向积分形式的辐射亮度。限于燃气光谱辐射计算的复杂性,目前国内外在发动机温度分析中考虑燃气光谱辐射的研究还比较少。新型的高性能航空发动机冷却与红外隐身设计都需要精确预测喷管与燃气的辐射换热。

本文针对航空发动机的轴对称矢量喷管内外结构及高温燃气的对流/辐射传热建立理论分析模型,计算不同气膜结构的隔热屏、喷管和套筒的全结构壁温,以及壁面和喷口的红外辐射。

1 几何模型及网格

计算程序所采用的算例是长为 0.624 m, 加力筒体部分直径为 0.8 m 的轴对称矢量喷管,喷管的收敛段长 0.184 m。在收敛段上设有隔热屏,隔热屏与喷管间有 6 mm 的间隙,并设有 3 排气膜缝槽,流经间隙的气膜流从缝隙处流入喷管,覆盖在隔热屏表面,形成贴壁流动。另外,还有部分间隙气流从间隙的末端流向喷管扩张段,并迅速与主流混合。此外,在喷管的壁面外有 1 层套筒,喷管外壁与套筒平均相隔约为 100 mm,二次流从这个间隔中流过喷管外壁面,带走部分热量。轴对称矢量喷管的简化模型如图 1 所示。

传热计算是建立在 CFD 计算得到的流场数据基础上,进行喷管壁面辐射换热以及气膜对流换热的计算。利用 CFD 软件计算喷管内流场时采用非结构化网格,在壁面边边界层部分的网格相当密集。由于边界层密集的网格会对喷管内燃气辐射计算带来巨大工作量,所以有必要对 CFD 计算结果网格进行重整

划分。

2 求解模型

2.1 燃气对壁面辐射的计算模型

燃气对壁面计算采用封闭腔模型^[14]。即建立 1 个由喷管入口平面、出口平面以及壁面所围成的封闭腔,对腔内的每个壁面单元计算有效辐射。封闭腔内的每个面元的辐射净热流为

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

式中: ε_w 为面元的发射率; T_w 为面元的温度; J 为该面元的有效辐射,任一面元的 J 包括其自身辐射 E , 以及对外界投入辐射 G 的反射,即

$$J = E + \rho_w G \quad (2)$$

G 来自封闭腔内其他面元的有效辐射,所以在封闭腔内的所有 J 都相互关联,需要对其联立求解。

对任一面元, G 包括入射半球内的燃气辐射,以及其他面元投入的辐射。所以为计算 G , 需要对该面元的入射半球内每个方向上的投入辐射进行积分。将某一面元 ΔA_i 的入射半球离散为若干个立体角 $d\omega_i$, 每个立体角对应壁面上的 1 个面元 ΔA_k , 计算每个立体角内的投入辐射并求和便可以得到该面元的投入辐射。而每个立体角内的投入辐射则包括沿程气体辐射以及面元 ΔA_k 发出的有效辐射。

每个方向的辐射都将对 2 面元间连线上的燃气节点进行积分

$$i_{\lambda,k} = \left[J_{\lambda,k} \tau_{\lambda,k} + \sum_{n_i} \left\{ e_{\lambda,b}(\kappa_{\lambda}^*) [\tau[\kappa_{\lambda} - (\kappa_{\lambda}^* + \delta\kappa_{\lambda}^*)] - \tau[\kappa_{\lambda} - \kappa_{\lambda}^*]] \right\} \right] \frac{\cos \theta_k \cos \theta_i \Delta A_k}{\pi s^2} \quad (3)$$

考虑到燃气辐射的光谱性,在计算任一方向的和红外辐射时在红外 1~5 μm 波段分为 41 个波带计算,其余光谱将燃气视为透射体,由此得出 42 组光谱有效辐射 $J_{\lambda,i}$, 将其积分可以得到 J_i 。

对于红外波段以外的其余光谱,由于不考虑其燃气辐射,故得到简化的计算式

$$i_{\lambda,k} = J_{\lambda,k} \frac{\cos \theta_k \cos \theta_i \Delta A_k}{\pi s^2} \quad (4)$$

在每个波段内将式(3)对 ΔA_i 入射半球内的所有立体角进行积分后代入式(2),并计辐射角系数为 $X_{ki} = \frac{\cos \theta_k \cos \theta_i \Delta A_k}{\pi s^2}$, 便可以得出 ΔA_i 面元有效辐射

$$J_{\lambda,i} = \varepsilon_{\lambda,i} \sigma T_{\lambda,i}^4 + \rho_{\lambda,i} \sum_{n_i} i_{\lambda,i} = \varepsilon_{\lambda,i} \sigma T_{\lambda,i}^4 + \rho_{\lambda,i} \sum_{n_i} \left[J_{\lambda,k} \tau_{\lambda,k} + \sum_{n_i} \left\{ e_{\lambda,b}(\kappa_{\lambda}^*) \left[\tau[\kappa_{\lambda} - (\kappa_{\lambda}^* + \delta\kappa_{\lambda}^*)] - \tau[\kappa_{\lambda} - \kappa_{\lambda}^*] \right] \right\} \right] X_{ki} \quad (5)$$

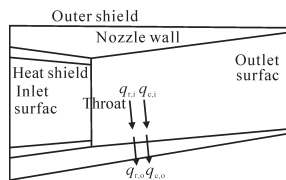


图 1 轴对称矢量喷管的简化模型

式中: n_k 为 ΔA_i 入射半球内微元立体角的数目。对封闭腔中的所有面元列出有效辐射计算式,便可以得到封闭的有效辐射方程。这是 1 个系数矩阵主对角占优的方程组,用高斯赛德尔法进行迭代求解,可以得出所有面元在每个波段内的有效辐射,将所有波段的有效辐射求和便可得到总的有效辐射。最终根据式(1)可以得出所有面元的净辐射热流 q_r 与其壁温 T_w 的关系。

2.2 气膜冷却的计算模型

对喷管收敛段隔热屏上的气膜冷却采用有效温比计算,通过文献[4,15]给出的高温燃气与气膜冷却壁面间的换热经验公式,计算得出燃气对流换热热流。

气膜对流换热热流为

$$q_c = h_c (T_w - T_{aw}) \quad (6)$$

式中: 对流换热系数 h_c 的计算一般采用强迫对流换热 Dittus-Boelter 公式, 计算采用的物性参数为壁面附近燃气主流的参数。而 T_{aw} 则根据有效温比经验公式给出。

$$\eta_{aw} = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_f} \quad (7)$$

所计算的工况在隔热屏上布置了 3 排缝槽气膜, 为计算 3 排气膜流合成的复合气膜的有效温比, 需先计算单排气膜的有效温比, 然后再利用单排气膜的结果计算多排气膜的结果。文献[15]中给出的单排缝槽气膜冷却有效温比为

$$\eta = \eta_0 \beta, \beta = \frac{1 + 0.05x/MS}{1 + 0.1x/MS} \quad (8)$$

式中: M 为气膜吹风比; x 为计算点到缝槽的距离; S 为缝槽的高度; η_0 为 M 和 x/S 的函数。

在计算中发现当计算点距离缝槽较近时, 该公式计算得出的有效温比 η 结果不合理。对此采用文献[4]中推荐的 Hatch-Papell 公式, 文献[2]将其应用于火箭发动机的冷却计算

$$\ln \eta = - \left(\frac{3.6 \alpha p x}{g c_{pf}} - K \right) \left(\frac{S u_g}{a_f} \right)^{1/8} f \left(\frac{u_g}{u_f} \right) + \ln \cos 0.8 \beta_{eff} \quad (9)$$

采用冷却效果乘积方法得到 3 排缝槽气膜下的有效温比为

$$\eta = 1 - (1 - \eta_1)(1 - \eta_2)(1 - \eta_3) \quad (10)$$

2.3 壁温的计算模型

为求解喷管整体结构的壁温分布, 对壁面温度采用集总参数法, 对喷管壁面的每个面元内外的对流与辐射换热都建立以下热平衡式

$$q_w = q_{ci} + q_{ri} + q_{co} + q_{ro} = 0 \quad (11)$$

式中: 下标 c 为对流热流; r 为辐射热流; i 为内壁的热流; o 为外壁的热流。

在求解式(11)时, 注意燃气加热壁面的辐射热流项与壁面的有效辐射及温度有关。所以喷管内各面元的壁温应该耦合计算。也就是每当全部面元的温度更新时, 要重新迭代求解有效辐射。

3 结果及分析

3.1 验证算例计算结果

为验证前面所建立的计算方法, 对文献[6]中给出的采用气膜冷却的航空发动机实测曲线进行对比, 如图 2 所示。文献[6]给出了斯贝 -25 发动机火焰筒 4~7 波纹环末段壁温的实测曲线, 该发动机的火焰筒采用波纹环缝槽气膜冷却。从图中可见, 所计算结果与文献[6]的实测结果相差不大于 20%。

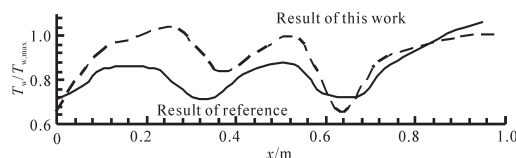


图2 验证算例 1 的无量纲壁温计算结果与文献[6]对比

3.2 轴对称矢量喷管的计算结果

针对如图 1 所示的矢量喷管, 详细计算了收敛段壁面的温度, 得到的隔热屏和喷管收敛段温度如图 3 所示, 图中还给出了未施加气膜冷却时的隔热屏壁温计算结果。从图中可见, 隔热屏在气膜冷却的保护作用下, 其壁温明显降低。施加气膜冷却后的隔热屏壁温起伏较大, 在冷却剂注入点附近的温度可以比未施加气膜时的温度低近 550 K, 同时也注意到喷管的收敛段在隔热屏的隔绝下, 其壁温沿轴向基本保持恒定, 壁温约 500 K, 比隔热屏的温度平均降低了近 500 K, 这是因为喷管壁面并不直接接触燃气, 同时还受到隔热屏间隙中气膜流的冷却。从这个角度说明, 隔热屏对喷管壁面起到了很好的冷却作用。

矢量喷管全结构的壁面温度如图 4 所示。从图中可见, 燃气对其扩张段

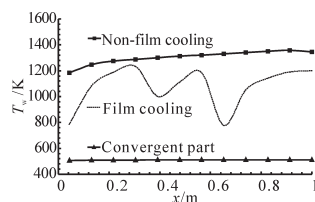


图3 矢量喷管隔热屏及喷管收敛段壁温

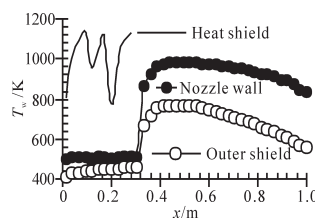


图4 矢量喷管全结构的壁面温度

的加热形势要比收敛段严峻得多。由于失去了隔热屏的保护,这部分喷管直接暴露在燃气中,虽然燃气经过喉道之后其气温有较为明显地下降,但是依然使得喷管的壁温在经过喉道后突然上升至 940 K。外层套筒的温度也由喉道前的平均 440 K 升至 690 K。

矢量工况对壁温的影响主要由于在喷管扩张段的燃气参数分布不匀,以及喉道对偏转以后上部分面元的遮挡。在矢量工况下 3 个圆周方向的喷管壁温分布如图 5 所示, φ 为喷管的圆周角。从图中可见,在偏转方向上($\varphi=0$)喷管的壁温最低,而在其反方向($\varphi=\pi$)上喷管的壁温最高,因为此处正是受到高温燃气冲刷的部分,同时此处的面元也不会被喉道所遮挡,直接受到来自进口截面的燃气辐射加热,在这 2 个方向上的平均壁温相差约 4.8%。

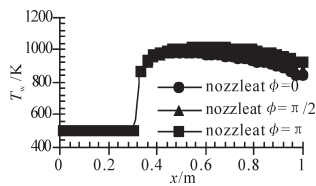


图5 不同周向位置下的
喷管壁温分布

3.3 矢量工况与非矢量工况的对比

20°矢量工况与非矢量工况扩张段的壁温比较如图6所示。从图中可见,二者在喷管扩张段周向角 $\varphi=0$ 方向的壁温分布规律有所不同。在矢量工况下扩张段由于受到燃气的冲刷,其温度分布呈拱形;而在非矢量工况下其壁温基本呈直线降低。而且在非矢量工况下扩张段壁温降低较快,其壁温最大值出现在靠近喉道的位置;相比而言偏转工况的壁温将在喉道下游较远的区域持续 1 个较高值,其最大值出现在喉道下游一定距离处。

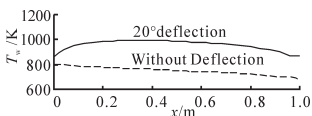


图6 20°矢量工况与非矢量
工况扩张段的壁温比较

3.4 轴对称矢量喷管的红外特征

喷管在矢量工况下壁面沿周向 $\varphi=0^\circ, 90^\circ, 180^\circ$ 处,在红外 1~5 μm 波段和其余波带的有效辐射如图 7 所示。从图中可见,喷管壁面在红外 1~5 μm 波段的有效辐射是其余波段的 10 倍以上,由此说明喷管壁面的辐射主要位于红外波段。收敛段的有效辐射沿周向没有差异,扩张段的有效辐射在 $\varphi=\pi$ 时为最小,时为 $\varphi=0$ 最大。喷管喉道附近的有效

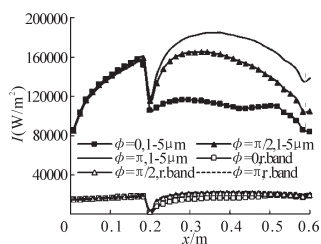


图7 喷管壁面红外与其余
波带的有效辐射

辐射比两侧壁面的低,是因为喉道处截面积最小又发生偏转,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。

在喷管出口平面上,沿周向 $\varphi=0^\circ, 90^\circ, 180^\circ$ 方向,在红外 1~5 μm 波段的光谱辐射强度如图 8 所示。喷管出口的光谱辐射呈现出燃气光谱辐射的特性,在 H_2O 和 CO_2 辐射的峰值光谱:1.8、2.7、4.3 μm , 光谱有效辐射均有所增强。在周向上,光谱辐射的差异与壁温相同,为最小 $\varphi=0, \varphi=\pi$ 为最大。

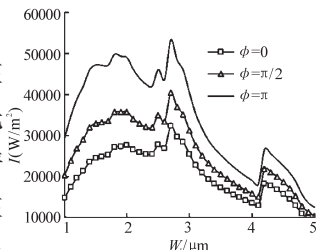


图8 喷管出口平面的光谱
辐射强度

喷管出口的全光谱定向辐射如图 9 所示,从图中可见,极角辐射方向与喷管中轴线的夹角,该矢量喷管的定向辐射最大方向在极角 70°方向,也就是喷管的偏转方向上,而在非矢量工况下的定向辐射最大方向为正 90°方向。由此可见,矢量喷管有效地改变了喷口定向辐射的发射方向。

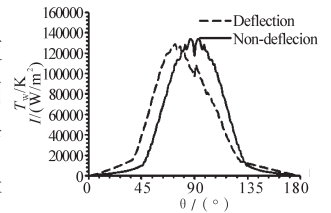


图9 喷管出口的全光谱
定向辐射

5 结论

通过轴对称矢量喷管的气膜冷却和红外辐射研究,建立了理论模型并编制了计算程序。研究表明:对验证算例的计算结果与文献的测量结果相近;轴对称矢量喷管收敛段由于在隔热屏以及气膜气流的保护下,壁温较低,但相比之下喷管扩张段的壁温仍然较高,同时隔热屏仍然是喷管全结构温度的高温部分;矢量喷管偏转后使得扩张段上偏转方向反方向上的壁温升高且在下游持续较长距离,使该处受热更为严峻,同时偏转也有效地改变了喷口定向辐射的分布。本文的研究结果对于矢量喷管的冷却设计和红外特征有一定参考意义。

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 research of infrared characteristics of axial-symmetrical vectored nozzle [J]. Journal of

- Aerospace Power, 2004, 19(5):366-369. (in Chinese)
- [2] 邓洪伟,赵春生,贾东兵,等. 航空发动机喷管修身隐形技术分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(2):10-14, 37.
- DENG Hongwei, ZHAO Chunsheng, JIA Dongbin, et al. Analysis of stealthy shape design technology for aeroengine exhaust nozzle [J]. Aeroengine, 2013, 40(2):10-14, 37. (in Chinese)
- [3] Hines W S, Mccathy J R, Seader J D. Investigation of cooling problems at high chamber pressures[R]. NASA-CR-50773.
- [4] Lucas J G, Golladay R L. Gaseous film cooling of a rocket motor with injection near the throat [R]. NASA-TN-D-3836.
- [5] Taslim M E, Spring S D, Mehlum B P. An experimental investigation of film cooling effectiveness for slots of various exit geometries[C]//26th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion. Orlando: Conference FL, 1990.
- [6] 朱长青,董志锐. 波纹环气膜冷却结构燃烧室壁温计算[J]. 西北工业大学学报, 1988, 6(1):53-61.
- ZHU Changqing, DONG Zhirui. Calculation of wall temperature of chambers with wiggle strip combustion film-cooled construction [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1988, 6(1):53-61. (in Chinese)
- [7] 韩振兴,朱谷君. 气膜冷却燃烧室火焰筒二维壁温分布计算[J]. 航空动力学报, 1995, 10(1):83-86.
- HAN Zhenxing, ZHU Gujun. Calculation of 2D wall temperature distribution of film cooling combustion chamber flame tube [J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(1):83-86 (in Chinese)
- [8] 王宝玉,李永康,胡正义,等. 带气膜冷却的火焰筒壁温的数值分析[J]. 航空学报, 1995, 16(4):415-421.
- WANG Baoyu, LI Yongkang, HU Zhengyi, et al. Numerical analysis of the wall temperature with film-cooling in the combustion chamber [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(4):415-421 (in Chinese)
- [9] 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)
- [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 characteristics of axis-symmetrical nozzle and RS nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11):1947-1953. (in Chinese)
- [11] 刘友宏,李江宁,才娟. 考虑导热对流和辐射作用的轴对称收敛喷管壁温计算[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4):635-641.
- LIU Youhong, LI Jiangning, CAI Juan. Wall temperature calculation on an axis-symmetrical converging-diverging nozzle considering heat conduction, convection and radiation [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4):635-641. (in Chinese)
- [12] Rodolphe D, Anosar S, Jean T. Coupled radiation and turbulent multi-phase flow in a aluminized solid propellant rocket engine [J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2004 (84):513-526.
- [13] Nacouzi G, Edwards D. The effects of radiation on film cooling in a particle-laden flow [C]//Heat Transfer Conference. San Diego: CA, 1992:9-12.
- [14] Robert S. Thermal radiation heat transfer 4th edition [M]. New York: Taylor & Francis, 2002:419-500.
- [15] 葛绍岩. 气膜冷却[M]. 北京:科学出版社, 1985:24-61.
- GE Shaoyan. Film cooling [M]. Beijing: Science Press, 1985:24-61. (in Chinese)

(编辑:张宝玲)