

文章编号: 1000-8055(2010)06-1407-05

某探测器上火箭发动机热防护仿真与设计

张 涛, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 根据某探测器的具体结构及工作条件, 分析和计算探测器上火箭发动机的热环境参数. 利用有限元法计算火箭发动机固壁辐射热流密度, 依据热流边界条件设计热防护方案; 利用有效发射率表征多层隔热材料隔热性能并进行温度场数值仿真. 由于多层隔热材料性能参数的不易确定性, 计算了参数在较大范围内的热防护效果. 通过仿真计算验证热防护方案的有效性和可靠性, 并分析影响热防护效果的主要因素; 计算结果表明多层隔热材料的有效发射率是影响隔热性能最重要的因素, 比热容、表面发射率、密度对热防护性能影响很小.

关 键 词: 火箭发动机; 辐射热流密度; 多层隔热材料; 热防护; 数值仿真

中图分类号: V435⁺.14

文献标识码: A

Simulation and design of thermal protection of rocket motor in certain detector

ZHANG Tao, SUN Bing

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Heat environment parameters of rocket motor were analyzed and computed based on structure and work condition of certain detector. Solid radiation heat flux of rocket motor was computed by finite element method, and thermal protection scheme was designed according to heat flux boundary condition. Multilayer insulation material performance was expressed by equivalent emissivity and temperature field was simulated. As the performance parameters are difficult to determine, the temperature field was computed in wide parameter range. Efficiency and reliability of thermal protection scheme were validated and primary influential factors to thermal protection performance were analyzed, providing a theoretical basis for design and selection of thermal protection scheme.

Key words: rocket motor; radiation heat flux; multilayer insulation material; thermal protection; numerical simulation

航天器搭载仪器受到的外部热流主要来自各种姿控和轨控发动机的喷管固壁辐射加热、燃气对流换热、燃气辐射加热. 大扩张比喷管延伸段的热流密度较小, 为了减轻结构质量, 常采用单层薄壁的耐高温金属喷管, 在高温工作条件下, 通过辐射散热将热量散出去. 由于喷管壁面温度很高, 喷管对航天器上的仪器加热严重, 必须针对热环境

制定切实可行的防护措施, 以保证各种仪器的正常工作. 某探测器的火箭发动机的推力室绝大部分在探测器内部, 只有很少一部分裸露在太空中, 辐射热流受到遮挡和反射, 所搭载的仪器将受到该发动机很大的辐射热流. 若不采取相应的热防护措施, 将很难保证各种仪器的正常工作, 甚至损坏各种仪器^[1-2].

收稿日期: 2009-05-10; 修订日期: 2009-07-01

作者简介: 张涛(1982-), 男, 四川眉山人, 博士生, 主要从事目标特性研究.

本文根据某探测器的具体结构及工作条件,分析和计算探测器上火箭发动机的热环境参数,设计热防护方案并进行数值仿真,分析和确定影响热防护效果的主要因素,从而制定相应的热防护方案,以保证探测器上仪器的正常工作。

1 热环境与热防护结构分析

根据探测器的结构,内部仪器受到的热流包括推力室固壁辐射,燃气对流换热,燃气辐射。由于发动机推力室几乎全部置于探测器内部,其平均温度超过 1300 K,而且探测器内部结构复杂,布置相当紧凑,因此推力室对探测器内部的辐射热流很大;而燃气对流换热和燃气辐射相对于固壁辐射很小,本文在计算内部器件受到的热流时只考虑发动机固壁辐射。为了防止探测器内部仪器受到推力室壁面辐射而不能正常工作,本文采用多层隔热材料包覆。对多层隔热材料包覆方案进行分析时为了简化结构,设计一个隔热屏将整个推力室与探测器内部其他仪器分开,从而起到保护内部仪器的作用。根据探测器和推力室的结构尺寸确定隔热屏的形状如图 1 所示。

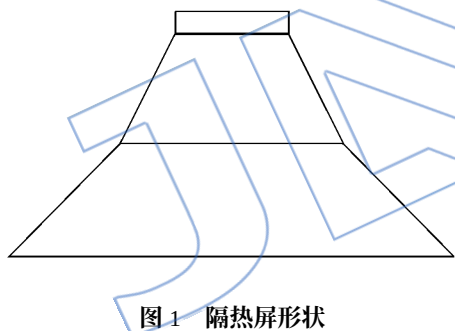


图 1 隔热屏形状

2 有限元法计算辐射热流密度

2.1 热流分析

固壁辐射热流密度的计算主要包括物体辐射力和角系数的计算。辐射力与物体表面的发射率和表面温度有关。按照普朗克定律,物体的辐射力与温度成四次方关系

$$E = \xi \sigma T^4 \quad (1)$$

其中 E 为半球辐射力; ξ 为发射率; σ 为斯忒藩-波耳茨曼常量。

两个表面之间的辐射换热量与两个表面之间的相对位置有很大的关系。角系数表示表面 1 发出的辐射能中落到表面 2 上的百分数。要计算火箭发动机与隔热屏之间的辐射热流密度需要计算

火箭发动机对隔热屏的角系数。

如图 2 所示,从表面 A_1 到表面 A_2 的角系数记为 $F_{1,2}$,表面 A_2 到表面 A_1 的角系数记为 $F_{2,1}$ 。

由角系数互换性可得

$$A_1 F_{1,2} = A_2 F_{2,1} \quad (2)$$

设 Q_1 为表面 A_1 受到的 A_2 的固壁辐射热流量,则有

$$Q_1 = E_2 A_2 F_{2,1} = E_2 A_1 F_{1,2} \quad (3)$$

从而可得表面 A_1 受到的 A_2 的固壁辐射热流密度 q_1

$$q_1 = \frac{Q_1}{A_1} = E_2 F_{1,2} \quad (4)$$

利用式(2)~式(4)可以将计算火箭发动机对航天器上某些关键点的辐射热流密度,转化为计算关键点对发动机的角系数。

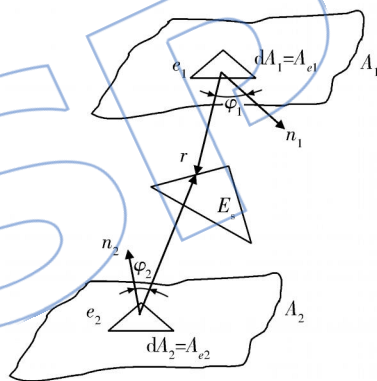


图 2 角系数定义

Fig. 2 View factor definition

2.2 有限元法计算角系数

如图 2 所示,根据角系数的物理意义可得

$$F_{12} = \frac{1}{A_1} \iint_{A_1} \iint_{A_2} \frac{\max(\cos \phi_1, 0) \max(\cos \phi_2, 0)}{\pi r^2} dA_2 \quad (5)$$

设函数

$$G = \frac{\max(\cos \phi_1, 0) \max(\cos \phi_2, 0)}{\pi r^2} \quad (6)$$

ϕ_1, ϕ_2 为 dA_1, dA_2 外法线与其连线的夹角。网格离散后,对于面积分别为 A_{e1} 和 A_{e2} 的三角形单元 e_1 和 e_2

$$F_{e1,e2} = \frac{1}{A_{e1}} \iint_{A_{e1}} \iint_{A_{e2}} G dA_{e2} = G_{e1,e2} A_{e2} \quad (7)$$

其中

$$G_{e1,e2} = \frac{1}{A_{e1} A_{e2}} \iint_{A_{e1}} \iint_{A_{e2}} G dA_{e2} \quad (8)$$

$G_{e1,e2}$ 形式较复杂,本文采用三角形面积坐标的高

斯积分计算^[3-4].

由公式(5)~式(8)可得

$$F_{1,2} = \frac{1}{A_1} \sum_u^U \sum_v^V F_{e_u, e_v} A_{e_u} \quad (9)$$

其中 U, V 分别为面元 1 和面元 2 所含单元数.

由于火箭发动机与隔热屏均为轴对称结构, 发动机壁面温度为轴对称分布, 因此隔热屏受到的辐射热流和温度场也是轴对称分布. 计算喷管对隔热屏的辐射热流密度时, 根据轴对称关系, 只需计算喷管对隔热屏母线上的辐射热流密度. 要得到母线上的辐射热流密度沿轴向的分布, 需要计算喷管对母线上各个点的角系数, 而实质上需要计算喷管对母线上某微元面的角系数. 通过前面推导的关系式(4), 将辐射热流密度的计算转化为隔热屏母线上某一微元面对喷管的角系数. 本文以等边三角形作为微元面, 其中, 三角形法线方向与隔热屏母线法线方向相同; 三角形的形心在隔热屏母线上. 三角形的边长一般小于母线上的点到喷管壁面最近距离即可.

3 导热-辐射耦合温度场计算

由于喷管对隔热屏的辐射热流量较大, 本文采用高温多层隔热材料, 结构如图 3 所示. 由于多层隔热材料并非真正的结构连续, 性质均匀的固体, 而是一种由多层反射屏叠合而成的组合材料, 在反射屏之间常常以不同形式间隔不同种类和厚度的间隔物. 其当量热导率不仅与反射屏、间

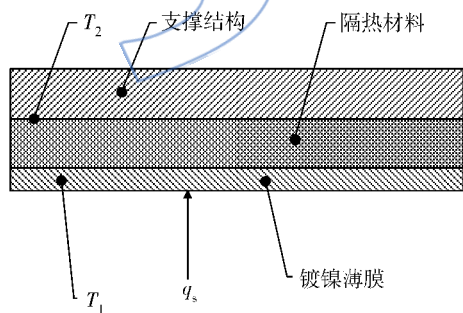


图 3 多层隔热材料包覆方案

Fig. 3 Multilayer insulation material wrap scheme

隔物种类、厚度有关, 而且与多层隔热材料的层密度、冷面和热面的温度、所受的压缩负荷以及真空度有关^[5-8], 采用该参数表征多层隔热材料的隔热性能用于非稳态温度场的仿真计算时将产生较大误差. 本文采用有效发射率 ξ_{eff} 表征多层隔热材料的隔热性能^[9-12]. 有效发射率表征多层隔热材料隔热性能时可将多层隔热材料作为组合发射率为

ξ_{eff} 的热控涂层. 热分析和热计算以图 3 所示结构为研究对象, 其热平衡方程为

$$q_s \varepsilon_1 = \rho_1 c_{p1} \delta_1 \frac{dT_1}{d\tau} + \xi_{\text{eff}} \sigma (T_1^4 - T_2^4) + \varepsilon_1 \sigma T_1^4 \quad (10)$$

$$\xi_{\text{eff}} \sigma (T_1^4 - T_2^4) = \rho_2 c_{p2} \delta_2 \frac{dT_2}{d\tau} + \varepsilon_2 \sigma T_2^4 \quad (11)$$

整理式(10)和式(11)得到

$$\frac{dT_1}{d\tau} = B_1 + B_2 (T_1^4 - T_2^4) + B_3 T_1^4 \quad (12)$$

$$\frac{dT_2}{d\tau} = B_4 (T_1^4 - T_2^4) + B_5 T_2^4 \quad (13)$$

其中

$$B_1 = \frac{q_s \varepsilon_1}{\rho_1 c_{p1} \delta_1} \quad (14)$$

$$B_2 = -\frac{\xi_{\text{eff}} \sigma}{\rho_1 c_{p1} \delta_1} \quad (15)$$

$$B_3 = -\frac{\varepsilon_1 \sigma}{\rho_1 c_{p1} \delta_1} \quad (16)$$

$$B_4 = \frac{\xi_{\text{eff}} \sigma}{\rho_2 c_{p2} \delta_2} \quad (17)$$

$$B_5 = -\frac{\varepsilon_2 \sigma}{\rho_2 c_{p2} \delta_2} \quad (18)$$

4 计算结果与分析

如图 4 所示, 喷管壁面温度取试车测量值中的最高值. 计算过程中不考虑隔热屏与喷管的辐射换热对喷管壁面温度的影响. 将喷管沿轴向分割为 10 个等温旋转面, 计算每部分对隔热屏的辐射热流密度, 图 5 为隔热屏受到的辐射热流密度沿轴向分布.

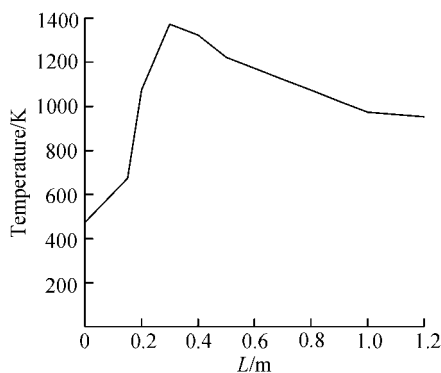


图 4 发动机壁面温度

Fig. 4 Motor wall temperature

根据辐射热流密度计算结果, 取最大辐射热流密度 $q_s = 50 \text{ kW/m}^2$ 处的温度进行分析和计算. 由于多层隔热材料的性能参数与环境真空度、层密度、压缩负荷、打孔、使用温度条件等因素有

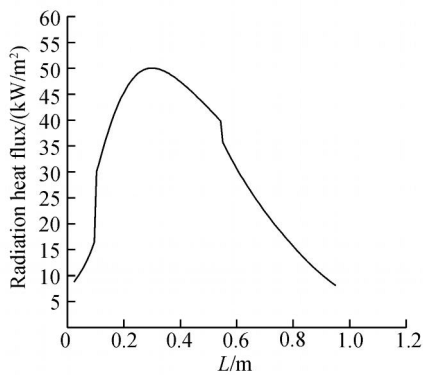


图 5 隔热屏内表面辐射热流密度

Fig. 5 Heat insulation screen inside radiation
heat flux

很大关系,因此很难给定准确的参数值,因此本文
分别计算各种性能参数在较大范围内的热防护效
果.其中整个结构的初温为 300 K.图 6 为比热容
对温度的影响.图 7 为隔热屏内表面发射率对温
度的影响.图 8 为多层隔热材料密度对温度的影
响.图 9 为多层隔热材料有效发射率对温度的影
响.图 10 为多层隔热材料厚度对温度的影响.图

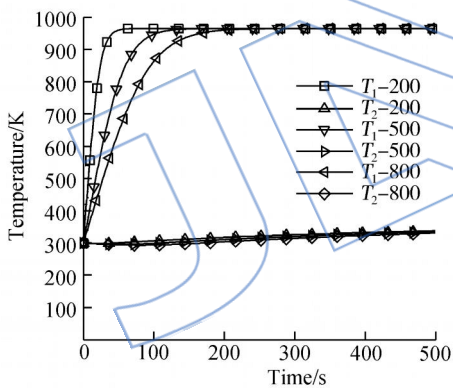


图 6 比热容对温度的影响

Fig. 6 Specific heat effect on temperature

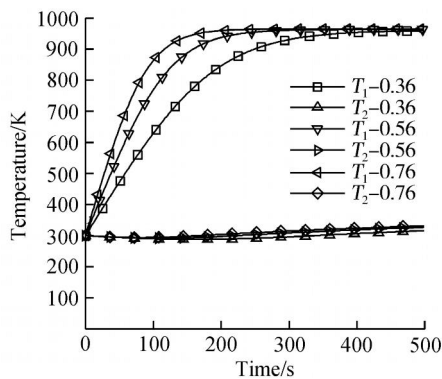


图 7 表面发射率 ξ 对温度的影响

Fig. 7 Surface emissivity ξ effect on temperature

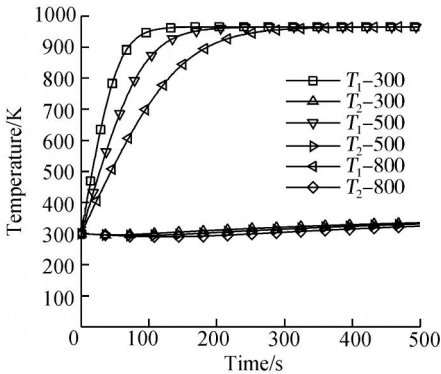


图 8 密度对温度的影响

Fig. 8 Density effect on temperature

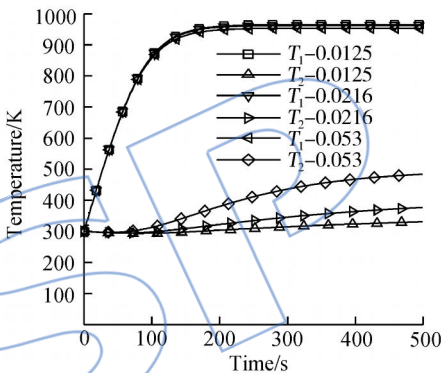


图 9 有效发射率 ξ_{eff} 对温度的影响

Fig. 9 Equivalent emissivity ξ_{eff} effect on temperature

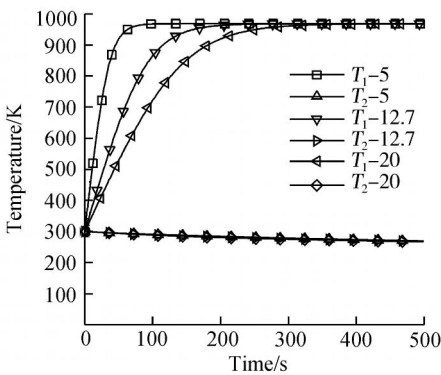


图 10 多层隔热材料厚度对温度的影响

Fig. 10 Thickness of heat insulation material
effect on temperature

中 T_1 和 T_2 为文中计算模型中的温度,后面的数
值为对应的各物理量(比热容、表面发射率、密度、
材料厚度等)数据值.

从图 5 可以看出,隔热屏受到的辐射热流密
度较大,最高达到 50 kW/m^2 以上.其中最大辐射
热流密度出现在喷管喉部,计算结果与实际情况
一致.

从图6至图8可以看出,多层隔热材料的温度在200 s左右均可达到最大值,即稳态温度,而且比热容、表面发射率、密度对稳态温度的大小没有影响,只是影响达到平衡所需的时间;比热容和密度越大,达到平衡所需时间越长.内表面发射率越大达到平衡所需时间越少,这是因为表面发射率越大,隔热材料吸收的辐射热流密度越大.支撑结构的温度受多层隔热材料的比热容、表面发射率 ξ 、密度变化的影响也很小,最高温度334 K,升高不超过40 K.从图9和图10可以看出,有效发射率 ξ_{eff} 几乎不影响多层隔热材料的温度变化,对支撑结构的温度影响很大;而厚度影响多层隔热材料达到稳态温度的时间,厚度越大,达到平衡所需时间越长.

综上所述,只要支撑结构温度不超过400 K,其对探测器内部的辐射加热就可以不予考虑,所设计的隔热屏可阻止火箭发动机对探测器内部仪器的辐射加热.

5 结 论

1) 火箭发动机对探测器内部的辐射热流很大,必须进行热防护以防止内部仪器因温度过高而损坏.

2) 多层隔热材料的有效发射率是影响隔热性能最重要的因素,比热容、表面发射率、密度对热防护性能影响很小.

3) 只要有效发射率满足热防护的温度要求,可选择厚度较薄,密度较小的高温多层隔热材料,从而减轻热防护系统的质量.

参考文献:

- [1] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京:中国宇航出版社,1991.
- [2] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 北京:科学出版社,1998.
- [3] 孔祥谦. 有限单元法在传热学中的应用[M]. 北京:科学出版社,1998.
- [4] 孔祥谦,王德明. 计算空间任意两曲面辐射角系数的有限单元法[J]. 哈尔滨船舶工程学院学报, 1984,1(1):85-92.
- KONG Xiangqian, WANG Deming. FEM for view factors of any surfaces[J]. Journal of Harbin Shipbuilding Engineering Institute, 1984,1(1):85-92. (in Chinese)
- [5] 江经善. 多层隔热材料及其在航天器上的应用[J]. 宇航材料工艺,2000,30(4):17-25.
- JIANG Jingshan. Multilayer insulation materials and their application to spacecrafts [J]. Astronautics Material Technics, 2000, 30(4):17-25. (in Chinese)
- [6] 马忠辉,孙秦,王小军,等. 热防护系统多层隔热结构传热分析及其性能研究[J]. 宇航学报,2003,24(5):543-546.
- MA Zhonghui, SUN Qin, WANG Xiaojun, et al. TPS multilayer insulation thermal analysis and performance study [J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(5):543-546. (in Chinese)
- [7] 张建可,冀勇夫. 多层绝热低温有效导热系数试验研究[J]. 低温与特气,2003,21(1):40-41.
- ZHANG Jianke, JI Yongfu. Experimental study on the effective heat conducting coefficient of multilayer heat insulating materials [J]. Low Temperature and Specialty Gases, 2003, 21(1):40-41. (in Chinese)
- [8] 罗志伟,孟范源,郑钢铁. 一种导弹隔热层内传热计算的近似方法[J]. 战术导弹技术,2004(1):29-34.
- LUO Zhiwei, MENG Fanyuan, ZHENG Gangtie. An approximate method of computing heat conduction inside insulation package of missile [J]. Tactical Missile Technology, 2004(1):29-34. (in Chinese)
- [9] Darybeigi K. Thermal analysis and design of multilayer insulation for reentry aerodynamic heating[R]. AIAA 2001-2834,2001.
- [10] Spinnler M, Winter E R F, Viskanta R. Studies on high temperature multilayer thermal insulations [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(6):1305-1312.
- [11] Spinnler M, Winter E R F, Viskanta R. Theoretical studies of high temperature multilayer thermal insulations using radiation scaling [J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2004,84(4):477-481.
- [12] LI Peng, CHENG Huier. Thermal analysis and performance study for multilayer perforated insulation material used in space [J]. Applied Thermal Engineering, 2006,26(16):2020-2026.