

文章编号: 1000-8055(2010)05-1139-06

深空探测发动机热环境研究

魏 超¹, 张忠利²

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072;
2. 航天推进技术研究院 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 对深空探测发动机热环境进行了分析,发现深空探测发动机喷管将给探测器辐射较高热量;为了尽可能阻止热量散发至探测器,拟采用热阻材料;采用热阻材料后,喷管壁温较没有热阻材料时高,但还在使用范围之内.热防护分析方法经过了地面试车验证,计算结果与试车测量值符合较好.

关 键 词: 液体火箭发动机;深空探测;热防护;数值仿真

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Investigation on thermal environment for deep-space-exploration liquid rocket engine

WEI Chao¹, ZHANG Zhong-li²

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute,
Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: The thermal environment for deep-space-exploration liquid rocket engine (LRE) was analyzed. It was found that high heat flux could be eradiated to the explorer from the nozzle of LRE. The thermal-resistance material was used to prevent heat radiation onto the explorer. When the engine was coated with thermal resistance material, the nozzle wall temperature could be higher than wall temperatures without coating. The current analysis showed that, the increased nozzle wall temperature was still in the allowable range for engine thermal protection. The computational methods of current paper were validated by hot-fire testing. The results were in good agreement with hot-fire measurements.

Key words: liquid rocket engine (LRE); deep-space-exploration; thermal protection; numerical simulation

符号说明

c_p 比定压热容(J/(kg·K))
 t 温度(°C)
 ρ 密度(kg/m³)
 δ 材料厚度(m)
 σ 斯忒藩-波尔兹曼常量, $\sigma=5.67\times10^{-8}\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{K}^4)$
 h_g 燃气与壁面之间的传热系数(W/(m²·K))
 p 压力(Pa)
 q 热流密度(W/m²)
 X 内层隔热材料的反射率

λ 热导率(W/(m·K))
 ε 材料的发射率

下标

ad 绝热参数
cv 对流参数
n 喷管参数
s 饱和参数
c 燃烧室参数
g 燃气侧参数
r 辐射参数

收稿日期:2010-01-18; 修订日期:2010-03-25

作者简介:魏超(1964-)男,河南兰考人,研究员,在职博士生,主要从事液体火箭发动机研究.

w	壁面参数	21	第二层隔热层内侧参数
tot	总参数	22	第二层隔热层外侧参数
1	第一层隔热层参数	3	第三层隔热层参数
11	第一层隔热层内侧参数	31	第三层隔热层内侧参数
12	第一层隔热层外侧参数	32	第三层隔热层外侧参数
2	第二层隔热层参数		

深空探测发动机的热防护大多采用的方法是,在推力室头部设置边区液膜喷嘴,使液膜在头部蒸发降低壁温,蒸发后的燃料蒸汽继续参与燃烧,可以提高燃烧室的燃气温度,从而提高发动机的性能;发动机喷管采用单壁辐射冷却,这样可减小发动机质量,同时降低推进剂供应难度,发动机系统可采用挤压式系统。但是喷管的壁温较高,辐射出去的能量无法回收,致使发动机性能有所损失。若发动机系统采用泵压式,可以提高室压,且推力室可使用再生冷却,发动机的性能会有所提高。但是其推进剂供应难度加大且高速旋转涡轮泵会给探测器在太空的姿态控制带来问题,因此泵压式系统将导致研制周期长,研制难度加大。从美国阿波罗登月计划、前苏联登月任务均采用挤压系统和辐射冷却喷管看,选择挤压式系统且喷管采用单壁辐射冷却热防护系统相对较好。

发动机被镶嵌在探测器热防护层内,会致使其热防护难度加大,因此对发动机本身热环境进行分析是发动机设计过程中一个重要环节。本文针对深空探测发动机被镶嵌在热防护层内的情况,研究推力室壁温的变化过程以及推力室壁面与燃气换热时的热流变化过程。

1 发动机工作参数

根据国外已有发动机情况^[1-5],该发动机也采用四氧化二氮(MON-1)和一甲基肼(MMH)的推进剂组合。本文重点分析该类发动机最大推力工况条件下的热环境情况。发动机推力室壁面为铌钨合金材料。发动机结构见图 1,工作参数见表 1。

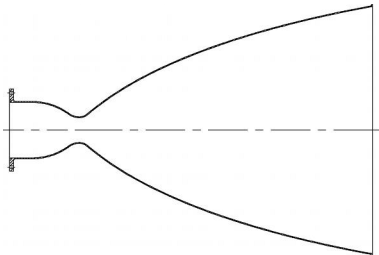


图 1 推力室结构简图

Fig. 1 Configuration of thrust chamber

表 1 发动机工况参数
Table 1 Operating parameters of the engine

参数	技术指标
推进剂	MON-1/ MMH
氧化剂流量/ (kg/ s)	1. 356
室压/ MPa	0. 680
主路燃料流量/ (kg/ s)	0. 664
冷却燃料流量/ (kg/ s)	0. 166
混合比	1. 650

2 热环境分析

该类发动机研制初期,往往首先关注发动机在地面工作时的性能和热环境。地面工作状态下,一般发动机外周不加热防护层,外周也不是真空及低温环境,虽然此种工况与发动机的真实使用环境有差异,但是可以模拟分析发动机的性能、热环境等参数。为了验证计算分析方法的有效性。

下面分析发动机在地面工作状态的热环境参数。

2.1 推力室热防护分析模型

推力室内有液膜气膜冷却^[6-7]模型较为复杂,下面仅将推力室内的热平衡模型列出。在分析壁温变化时,传热分析模型见图 2。分析推力室喷管

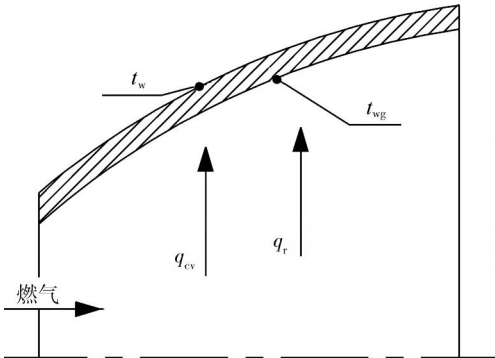


图 2 传热分析原理图

Fig. 2 Schematic of heat transfer analysis

壁温时,以喷管壁为研究对象,对其应用能量守恒方程.

$$q_{tot} = q_r + q_{cv} \tag{1}$$

$$q_{tot} = \left(\frac{\lambda}{\delta} \right)_w (t_{wg} - t_w) \tag{2}$$

$$q_{tot} = 1.54 \epsilon_w \alpha_w^4 + h_w (t_w - t_{\infty}) \tag{3}$$

式(1)~(3)中, q_{cv} 为燃气(或液膜/气膜)与壁之间的对流热流密度; q_r 为燃气与壁之间的辐射热流密度; q_{tot} 为燃气与壁之间的总热流密度; ϵ_w 为壁面的辐射率; δ_w 为壁面厚度; h_g 为燃气(或液膜/气膜)与壁面之间的表面传热系数.

在液膜/气膜区,壁与膜之间的对流热流密度为

$$q_{cv} = h_g (t_{ad} - t_{wg}) \tag{4}$$

1) 液膜冷却段的绝热壁温 t_{ad} 算法

$$\frac{t_c - t_{ad}}{t_c - t_s} = \theta \tag{5}$$

$$t_{aw} = t_s + (1 - \theta) t_c \tag{6}$$

2) 气膜冷却段的绝热壁温 t_{ad} 算法^[8-12]

$$t_{aw} = \beta t_c \tag{7}$$

其中

$$\beta = Pr_g^{1/3} + \frac{1 - Pr_g^{1/3}}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2} \tag{8}$$

2.2 推力室热防护分析

依据表 1 中推力室的工作参数及 2.1 节分析模型,计算得到地面试车状态时壁温及热流密度的变化曲线,见图 3 和图 4.

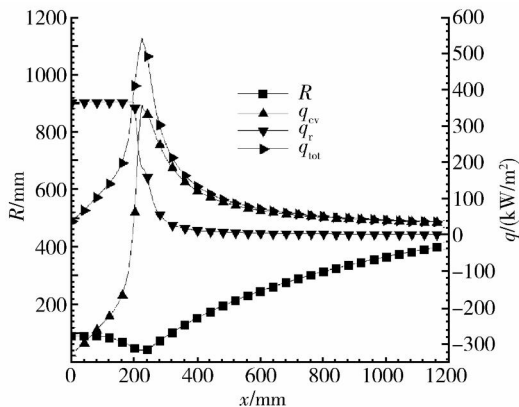


图3 地面试车状态时热流密度沿轴线方向的变化曲线
Fig. 3 Heat flux density variation axial during land test

从图 3 和图 4 可以得到:推力室内壁与燃气

换热时最高热流密度和最高壁温出现在喉部附近,最大热流密度为 547.1 kW/m²,最高平均壁温为 1393 °C 此计算分析结果与发动机试车时的壁温变化规律基本一致.图 5 为地面试车时推力室外壁温的红外装置测试值,红外装置测试的发动机试车时整个推力室外表面的壁温,在太空飞行发动机研制过程中,通常采用短喷管进行试车,对于图 5 来说,该曲线为短喷管任意一条母线的壁温变化值.

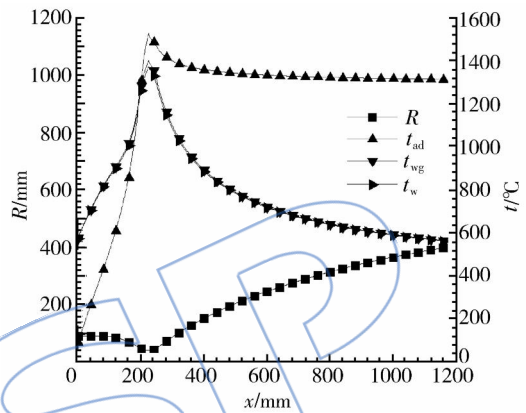


图4 地面试车状态时推力室壁温沿轴线方向的变化曲线
Fig. 4 Wall temperature variation axial during land test

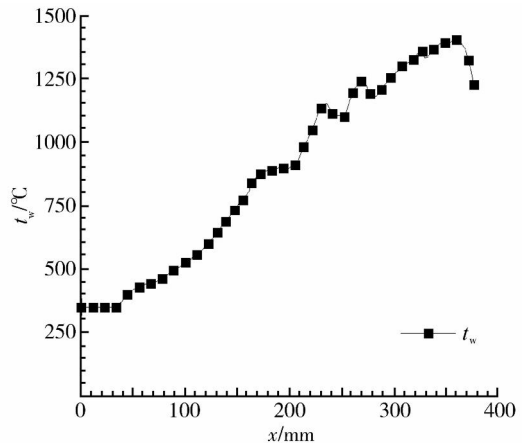


图5 试车实测壁温沿轴向分布曲线
Fig. 5 Test temperature variation axial during land test

该发动机设计室压低,面积比大,所以在地面试车时采用短喷管.图 6 为试车实测结果与分析结果的对比,从图 6 可以得到,试车实测结果与分析结果的变化规律一致,最高值也基本一致,这说明此计算方法可以用于飞行状态的热防护分析.

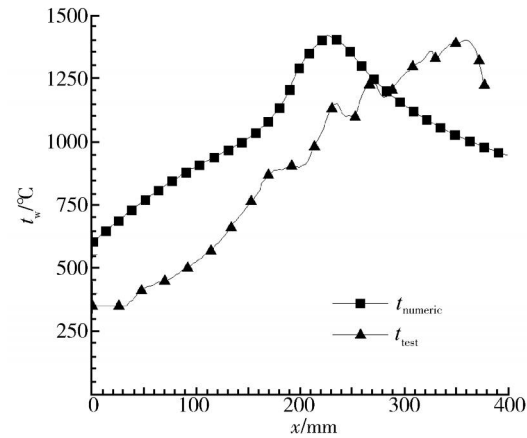


图 6 试车测试结果与分析结果对比曲线
Fig. 6 Test temperature to numerical comparison

3 发动机飞行时热防护分析

如果在喷管周围没有热阻层,那么喷管散发出的热量将进入探测器内部,随着热量的累积效应,将使探测器内部的电子元器件失灵,致使月球探测任务不能完成,为了避免此种情况发生,通常的做法是在喷管周围布置热阻层.下面就喷管四周布置热阻层后,热阻层对喷管壁温及热阻层壁温的变化进行分析,以确定热阻层对喷管壁温的影响.

3.1 计算模型

星际航行飞行器的热阻层通常是导热系数及辐射率较低的聚氨酯类复合材料,实际热导率约为 $\lambda_w = 0.01 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$,辐射率约在 $\varepsilon = 0.01 \sim 0.06$ 之间,温度承受范围约为 $-100 \sim 700 \text{ }^\circ\text{C}$,因此该材料通常作为星际航行飞行器的热阻材料.对于此种热防护模式,计算模型如图 7 所示,在分析喷管和热阻层的壁温时假设有部分能量从喷管与热阻层之间的空隙漏向外太空,又有部分能量通过热阻层导向探测器.计算时,假设热阻层为三层结构,热阻层材料热物性参数见表 2;并假设热

表 2 热阻层材料参数

Table 2 Material parameters of heat resistance

材料	工作温度/ $^\circ\text{C}$	$\rho \text{ (kg/m}^3\text{)}$	$\lambda \text{ (W/(m} \cdot \text{K))}$
Al_2O_3	1817	510	0.605
SiO_2	1647	320	0.158
SiC	1927	320	0.821
锆英石	2197	740	0.137

阻层型面与发动机轴线的夹角 $\alpha \geq 45^\circ$. 这样可以计算出热阻层的内外边界.

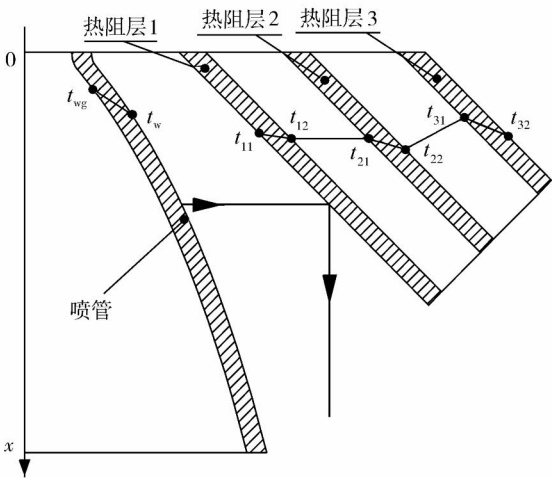


图 7 热阻层的辐射传热过程模型
Fig. 7 Radiation heat transfer course on thermal resistance

因为深空探测发动机长时间在太空工作,喷管及热阻层的壁温在工作过程中均可达到稳定状态,如果将计算节点取得特别小,那么可以忽略节点之间的导热,这样节点从燃气获得的能量一部分用于自身温度提高之外,其余部分导出,热量导出之后,因外界为真空环境,仅仅只能通过辐射的形式落到其他物体的壁面.

3.2 结果分析

当发动机周围有热阻层时,并且热阻层第一层内壁的反射率 X_{w1} 为分别为 0.70, 0.75, 0.80 和 0.85,发动机喉部壁温的计算结果见表 3. 图 8~

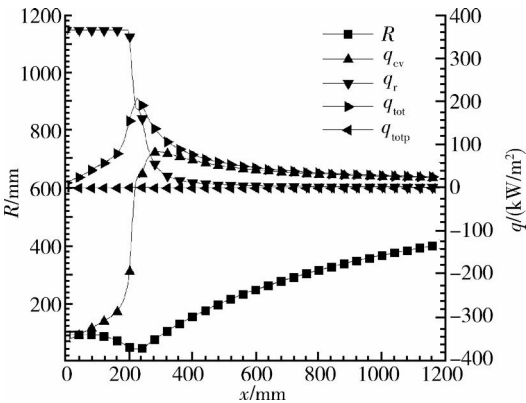


图 8 燃气与壁换热热流及推力室壁与热阻层之间热流密度沿轴向变化曲线
Fig. 8 Total / convection / radiation heat flux density variation axial

图 10 为热阻层第一层内壁的反射率 $X_{w1} = 0.70$ 时的结果曲线。

从图 9~图 11 和表 3 可以看出,推力室外壁的辐射总热流密度随着热阻材料反射率增加而增加,推力室外壁温、热阻材料外壁温等随着反射率的增加而减小。计算结果显示,当发动机周围安装热阻层时,推力室外壁温均低于 $1500\text{ }^{\circ}\text{C}$,热阻层向外散热热流密度小于 1 kW/m^2 ,紧挨探测器舱的热阻层外壁温小于 $220\text{ }^{\circ}\text{C}$ 分析认为,当采用此种材料作为热阻层时,能够保证发动机正常工作要求。

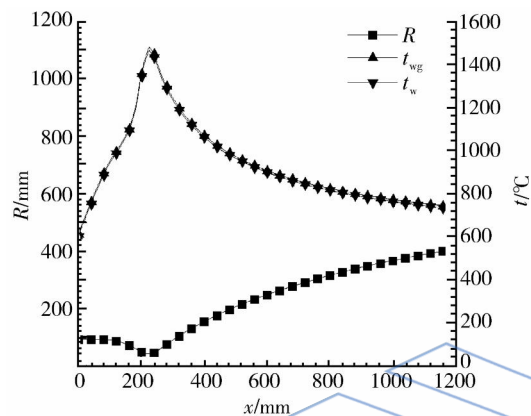


图 9 推力室内壁温曲线
Fig. 9 Inner and outer wall temperature in thruster chamber variation axial

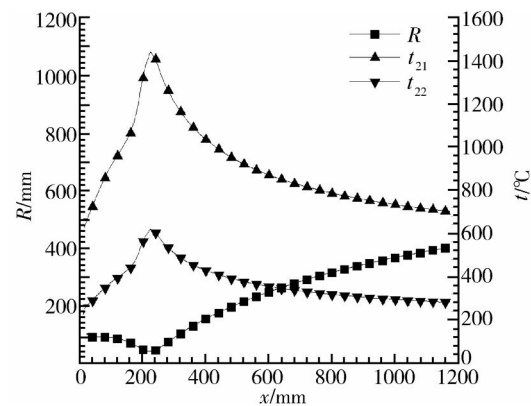


图 10 热阻层第二层内外壁温曲线
Fig. 10 Inner and outer wall temperature on second resistance layer variation axial

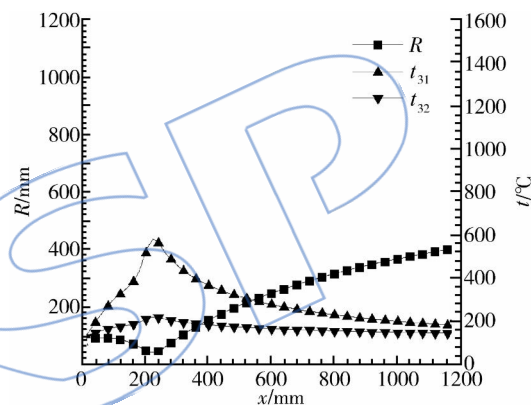


图 11 热阻层第三层内外壁温曲线
Fig. 11 Inner and outer wall temperature on third resistance layer variation axial

表 3 不同反射率的计算结果
Table 3 Numerical results on different reflectivities

X_{w1}	$q_{tot}/(\text{kW}/\text{m}^2)$	$q'_{tot}/(\text{kW}/\text{m}^2)$	$t_w/^\circ\text{C}$	$t_{12}/^\circ\text{C}$	$t_{22}/^\circ\text{C}$	$t_{32}/^\circ\text{C}$
0.70	207.3	0.83	1480.7	1456.3	624.8	218.8
0.75	219.7	0.83	1476.0	1451.7	622.5	218.3
0.80	231.8	0.82	1471.3	1447.1	620.3	217.8
0.85	243.7	0.82	1466.8	1442.6	618.1	217.4

4 结 论

通过对深空探测发动机的热环境情况进行研究,得到如下结论:

- 1) 深空探测发动机四周如果没有热阻层时,喉部附近外壁温最高,其最高值约为 $1400\text{ }^{\circ}\text{C}$;如果有热阻层,也是喉部附近外壁温最高,最高值约为 $1475\text{ }^{\circ}\text{C}$
- 2) 采用热阻层对探测器进行绝热,进入探测

器的热流不高于 1 kW/m^2 ,热阻层与探测器接触的外侧壁温不高于 $220\text{ }^{\circ}\text{C}$

参考文献:

[1] Kim J G, Lee K J, Seo Seonghyeon, et al. Film cooling effects on wall heat flux of a liquid propellant combustion chamber[R]. AIAA 2006-5195, 2006.

[2] Cho W K, Moon Y W. Cooling performance analysis of sub-scale calorimeter[J]. Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, 2003, 7(3) : 8-14.

- [3] Lee K J , Han Y M. Combustion performance tests of sub-scale combustor with a insert ring for film cooling[C]// The 6th Symposium on Space Launch Technology. Bremen , Gernay : [s. n.] , 2005 : 245-249.
- [4] 陈建华, 卢钢, 张贵田, 等. 冷却环带喷注结构对煤油超临界液膜的影响研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23 (2) : 336-341.
- CHEN Jianhua, LU Gang, ZHANG Guitian, et al. Investigation on the effects of injection structure on kerosene supper critical cooling film[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2) : 336-341. (in Chinese)
- [5] Katorgin B I, Chvanov V K, Chelkis F J, et al. RD-180 engine production and flight experience [R]. AIAA-2004-3635, 2004.
- [6] 张忠利. 高空滑行期间燃烧室温度仿真方法研究[J]. 火箭推进, 2001(6) : 14-18.
- ZHANG Zhongli. An investigation on the method of numerical simulation of temperature distribution on combustion chamber during coast [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2001(6) : 14-18. (in Chinese)
- [7] Carlos A C, Marshall A W. Surface and gas-phase temperatures near film wall[R]. AIAA-2004-3654, 2004.
- [8] 唐蝉, 常海萍. 发动机纵向波纹隔热屏气膜冷却特[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1) : 18-24.
- TANG Chan, CHANG Haiping. Numerical simulation of effusion holes on the longitudinal-ripple heat shield [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1) : 18-24. (in Chinese)
- nese)
- [9] 常国强, 常海萍, 胡晓东, 等. 多孔纵向波纹表面气膜冷却效率实验研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3) : 513-518.
- CHANG Guoqiang, CHANG Haiping, HU Xiaodong, et al. Experimental investigation on film cooling effectiveness of multi-hole at longitudinal wavy surface [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3) : 513-518. (in Chinese)
- [10] 郭涛, 朱惠人, 许都纯. 双排簸箕形气膜孔下游换热研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7) : 1488-1492.
- GUO Tao, ZHU Huiren, XU Duchun, Investigation on film cooling heat transfer for double row dust-pan shaped holes [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7) : 1488-1492. (in Chinese)
- [11] 吕锡嘉, 王建华, 刘庆东, 等. 应用红外热像技术实验研究层板结构冷却特性[J]. 航空动力学报, 2009, 24 (9) : 2260-2265.
- LÜ Xijia, WANG Jianhua, LIU Qingdong, et al. Investigation on cooling performance of laminated configuration using infrared thermal imaging technique [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9) : 2260-2265. (in Chinese)
- [12] 胡博, 王军逵, 刘震雄, 等. 狭小空间内气膜孔流量系数的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9) : 1981-1988.
- HU Bo, WANG Junkui, LIU Zhenxiong, et al. Numerical studies about the discharge coefficient of film cooling at narrow space [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (9) : 1981-1988. (in Chinese)