

姿控发动机热防护研究

张忠利

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 经分析, 某运载火箭定向姿控发动机所在环境的主要热源为游机喷管辐射、游机燃气羽流辐射、涡轮废气管辐射等。计算得出各受热危险部位所接受的辐射热流, 依据热流值提出了对辐射热流较大的地方采取隔热材料包覆的热防护方案, 并对热防护方案进行数值仿真和试验验证, 试验值与仿真结果接近。

关键词: 姿控发动机; 热防护; 数值仿真

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2008) 03-0017-06

Investigation on thermal protection for attitude correction liquid rocket engine

Zhang Zhongli

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The main thermal sources of the attitude correction and control liquid rocket engine of the X type launch vehicle were analyzed. The thermal sources are nozzle wall radiation, combustion gas radiation, gas turbine wall radiation, etc. The heat flux values of each key positions were obtained by numerical calculation. The thermal protection scheme was put forward. This scheme was demonstrated by numerical analysis and experiment, and the test values fit well with the numerical analysis results.

Key words: attitude control engine; thermal protection; numerical simulation

称号说明:

A —— 表面积, m^2

B —— 系数, 过程参数

c_p —— 比热, $\text{J/kg} \cdot \text{K}$

F —— 辐射换热角系数

T —— 温度, $^{\circ}\text{C}$

V —— 体积, m^3

ρ —— 密度, kg/m^3

ε —— 黑度

收稿日期: 2008-01-14; 修回日期: 2008-03-20。

作者简介: 张忠利 (1970—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机气动传热。

c_p	——	比热, J/kg·K	ρ	——	密度, kg/m ³
F	——	辐射换热角系数	ε	——	黑度
p	——	分压, MPa	σ	——	玻尔兹曼常数
q	——	热流, W/m ²			

上标:

*	——	滞止参数
---	----	------

下标:

c	——	燃烧室	f	——	辐射面
N	——	喷管	five	——	五通
three	——	三通	tube	——	导管
tur	——	涡轮废气管	w	——	壁面

1 引言

定向姿控发动机受到下面级发动机的喷管辐射、燃气对流换热、羽流辐射加热等, 致使其管路在未充填时的温度远远超过推进剂的沸点及热分解温度, 因此必须分析其热环境, 针对热环境制定防护措施, 使发动机可靠工作。本文分析了某运载火箭的定向发动机热环境参数, 针对热环境情况制定不同的热防护方案, 并对热防护方案进行数值仿真及试验验证。

2 姿控发动机所处的热环境分析

某定向姿控发动机处在二级游机和主机燃气羽流及喷管辐射的热环境中, 其燃料供应部位接受的热源有二级主机及二级游机喷管和燃气、涡轮废气管、燃气发生器及火药启动器。二级主机距离姿控发动机较远, 对姿控发动机的热辐射及对流换热可忽略。二级游机燃气发生器采用再生冷却, 壁面温度很低, 从辐射换热角度考虑, 忽略该热源项。火药启动器壁面温度虽然较高, 但工作时间短, 可忽略。参考高模试车数据, 铌合金大喷管壁面平均温度约为 1000℃。二级游机的辐射效应包括铌合金大喷管和羽流辐射两部分。二级游机涡轮废气管壁温度 500℃。

2.1 游机羽流流场计算分析

应用 FLUENT 软件对二级游机外流场进行数值计算, 计算时选取二维轴对称几何模型, 采用压力入口边界、压力出口边界和远场压力边界来封闭求解域, 内外流场的计算均采用隐式稳态的求解法, 湍流模型采用目前应用最广、精度最高的 RNG $k-\varepsilon$ 模型, 方程的离散采用精度较高的二阶迎风格式。计算边界条件: 入口总压 3.28MPa, 马赫数 1.0; 出口及远场静压 0.0Pa, 马赫数 0.0, 静温-90.45℃。结果如图 1、2 所示。

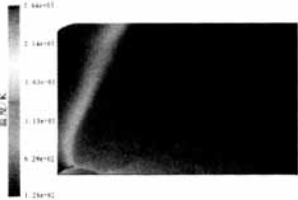


图 1 二级游机外流场静温分布图

Fig.1 Contour of the static temperature outside the second stage vernier engine

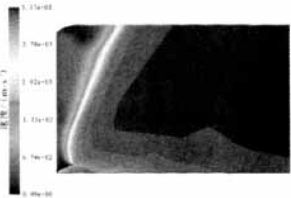


图 2 二级游机外流场速度分布图

Fig.2 Contour of the velocity outside the second stage vernier engine

由计算结果可以得出，外流场边界外燃气总温度、速度值都很小。姿控发动机燃料供应管路中距离热源比较近的部位有燃料导管及三通和五通，它们距游机推力室喉部的垂直距离较大，燃气速度及温度将进一步减小，因此忽略二级游机燃气羽流对这些部位的对流换热不会对燃料供应管路的热效应产生较大影响。

2.2 二级游机羽流与受热恶劣部位之间的辐射热流

二级游机燃烧室热力计算参数：

$T_c^*=2979.4\text{K}$ 、 $p_{\text{CO}_2}/p_c=0.0368$ 、 $p_{\text{H}_2\text{O}}/p_c=0.2695$ 。

根据文献，得到二级游机燃烧室的燃气辐射热流： $q_c=726.6\text{kW/m}^2$ 。由文献知，在喷管面积比4处，辐射热流降至燃烧室辐射热流的3%，在面积比50处，辐射热流降至1%，由此，可以计算二级游机出口处的燃气辐射热流。二级游机出口处的面积比约为50，二级游机出口处的燃气辐射热流为 $q_t=0.01q_c=7.266\text{kW/m}^2$ 。

导管外包覆镀铝薄膜，取黑度 $\varepsilon_{\text{tube}}=0.06$ ，忽略镀铝薄膜与导管之间的热阻。

2.3 游机喷管与受热恶劣部位的辐射热流

游机喷管对受热危险部位的辐射换热角系数，采用同轴圆盘模型，如图3所示。应用角系数的完整性和互换性可以得到游机喷管与各部位之间的辐射换热角系数。

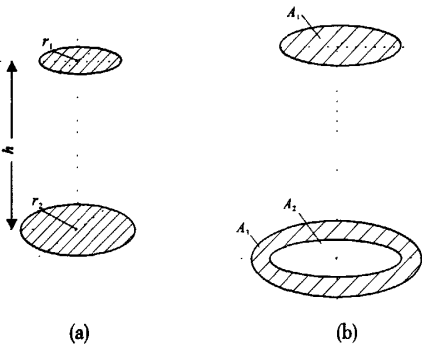


图3 同轴圆盘(a)及同轴圆盘对圆环(b)模型
Fig.3 Coaxial disk(a) and disk to circular(b) model

将喷管沿轴向取一小段，按圆柱计算表面积，再转化成等面积的圆环，利用角系数的可加性，并考虑机架三角横梁对热射线的阻挡，得到喷管对危险部位的导管、三通、五通的辐射换热

角系数： $F_{N,\text{tube}}=0.05$ ， $F_{N,\text{three}}=0.083$ ， $F_{N,\text{five}}=0.122$ 。

喷管表面涂抗氧化涂层，黑度取 $\varepsilon_N=0.85$ ，喷管壁温依据高模试车测得、取平均值，则导管、三通、五通接受到钎合金喷管的辐射热流为

$$q_{N,x}=\varepsilon_N\sigma\left(\frac{T_w}{100}\right)^4 F_{N,x}$$

钎合金喷管表面与受热危险部位之间的辐射热流计算结果见表1。

表1 钎合金喷管表面与受热危险部位之间的辐射热流

Tab.1 Radiation flux between C103 nozzle wall and the heated position			
受热危险部位	导管	三通	五通
$q_t/(kW\cdot m^{-2})$	6.33	10.50	15.44

2.4 涡轮废气管的辐射热流

涡轮废气管对导管、三通、五通的热辐射角系数模型^[9]，选用两平行管模型。考虑机架横梁对热射线的阻挡，计算得到涡轮废气管对导管、三通、五通的辐射角系数

$F_{\text{tur,tube}}=0.0275$ ， $F_{\text{tur,three}}=0$ ， $F_{\text{tur,five}}=0.0275$

涡轮废气管材料为1Cr18Ni9Ti，其黑度取 $\varepsilon_w=0.35$ ，壁面温度取试车测量值中的最高值即： $T_w=500^{\circ}\text{C}$ ，则受热危险部位平面接受涡轮废气管的辐射热流为

$$q_{\text{tur,x}}=\varepsilon_w\sigma\left(\frac{T_w}{100}\right)^4 F_{\text{tur,x}}$$

涡轮废气管与受热危险部位平面之间的辐射换热热流计算结果见表2。

表2 涡轮废气管与受热危险部位平面之间的辐射热流

Tab.2 Radiation flux between turbine exhausting pipe and the heated position			
受热危险部位	导管	三通	五通
$q_t/(W\cdot m^{-2})$	195.0	0	195.0

3 受热危险部位壁温分析

3.1 受热危险部位参数

姿控发动机的燃料供应管路中 $\Phi 6\times 1$ 导管、

三通、五通为受热危险部位，其几何参数如下：

导管的结构参数为：外径为 6mm，壁厚为 1mm，材料为 1Cr18Ni9Ti。

三通及五通结构见图 4，三通体积为： $V=1.720\times10^{-5}\text{m}^3$ ，表面积为： $A_1=5.693\times10^{-3}\text{m}^2$ ， $A_2=1.055\times10^{-6}\text{m}^2$ ， $A_3=5.934\times10^{-7}\text{m}^2$ ，材料为铝合金。

五通体积为： $V=4.669\times10^{-5}\text{m}^3$ ，表面积为： $A_1=7.712\times10^{-3}\text{m}^2$ ， $A_2=5.652\times10^{-7}\text{m}^2$ ，材料为铝合金。

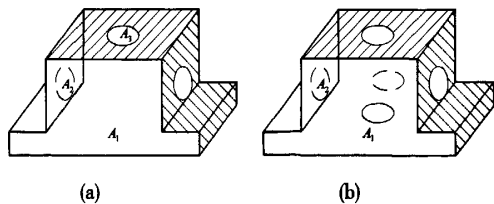


图 4 三通 (a)及五通 (b)结构简图

Fig.4 Structure of the 3-way(a) and 5-way(b) unit

3.2 受热危险部位温度分析

据能量方程列写各部位受热壁温传热方程：

$$q_f \varepsilon_w A_s = \rho_w V c_{pw} \frac{dT_w}{d\tau} + \varepsilon_w \sigma A_s \left(\frac{T_w}{100} \right)^4 \quad (1)$$

受热危险部位接受到的最大辐射热流依据前面的方法计算得到，如表 3 所示。

表 3 危险部位最大辐射热流 (单位：kW/m²)

Tab.3 Maximum radiation flux of key components

unit kW/m²			
危险部位	导管	三通	五通
燃气羽流辐射热流	7.266	7.266	7.266
喷管辐射热流	6.33	10.50	15.44
涡轮废气管辐射热流	0.195	0	0.195
总热流	13.791	17.766	22.901

将受热危险部位物性参数和表 3 的热流参数代入 (1) 式可得各部位在二级飞行时的温度变化曲线。计算的 0 时刻为一、二级分离时刻，各部位初始温度为 10.04℃，计算结果见图 5。受热危险部位在二级飞行段壁温最终值见表 4。从图 5 和表 4 可得出：三通壁温超过燃料的热分解温度，必须对各危险部位进行热防护，下面将进行防护方案分析及试验验证。

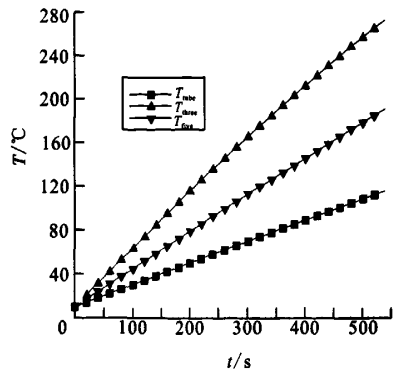


图 5 受热危险部位在二级飞行段的温度变化曲线。

Fig.5 Temperature evolution of the fuel feeding pipe, 3-way and 5-way unit during flight

表 4 受热危险部位在二级飞行段的终温计算值

Tab.4 Numerical value of the heated position at the end of the second stage flight

受热危险部位	导管	三通	五通
$T_w/^\circ\text{C}$	116.25	272.42	191.26

4 热防护方案传热分析及验证

4.1 热防护方案传热分析

定向姿控发动机受热危险部位的防热措施是应用防热材料包覆，因为包覆方案的实施方法比较简单。在进行防热材料包覆方案分析时为了使结构在较复杂环境下更安全工作，本文选取的最高辐射热流为所有部位在最恶劣工况下的热流再放大 5kW/m²，即 28kW/m²。

本方案是用一层镀铝薄膜加多层无碱玻璃纤维带（简称“无碱带”）或高硅氧玻璃纤维布（简称“高硅氧布”）包覆受热危险部位，结构见图 6，以其为研究对象，列写热平衡方程

$$q_f \varepsilon_1 = \rho_1 c_{p1} \delta_1 \frac{dT_1}{d\tau} + \frac{\lambda_1}{\delta_1} (T_1 - T_2) + \varepsilon_1 \sigma \left(\frac{T_1}{100} \right)^4 \quad (2)$$

$$\frac{\lambda_1}{\delta_1} (T_1 - T_2) = \rho_2 c_{p2} \delta_2 \frac{dT_2}{d\tau} \quad (3)$$

如受热部位是三通或五通，那么 (3) 式将变为

最终测量值与分析值相近，因此应用数值仿真的方法可以预估计验的温度范围。

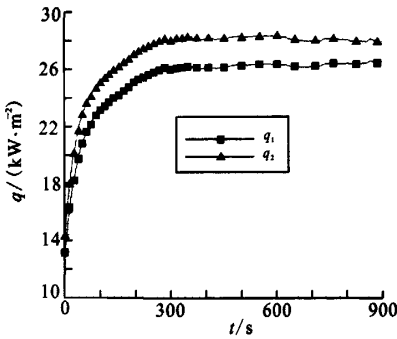


图 9 试件表面热流变化曲线
Fig.9 Heat flux of the wall during test

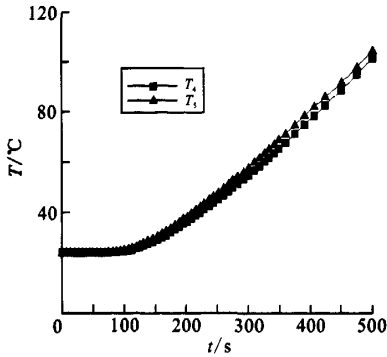


图 10 无碱带的试件壁温变化曲线
Fig.10 Non-alkali fiberglass wall temperature during test

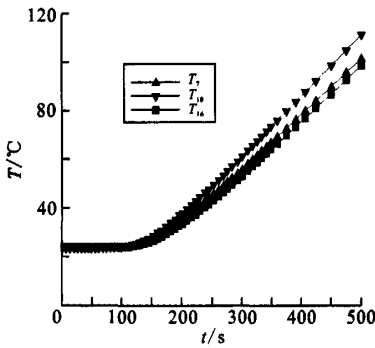


图 11 高硅氧布的试件壁温变化曲线
Fig.11 Vagcor fiber's wall temperature during test

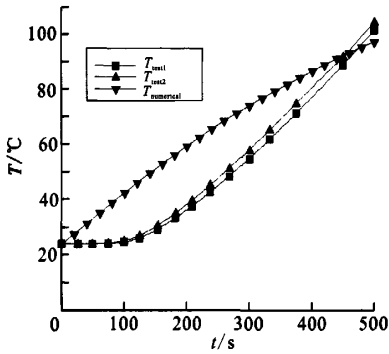


图 12 无碱带试件分析值与试验值壁温比较
Fig.12 Comparision between numerical and test results of the non-alkali fiberglass's wall temperature

5 结论

- (1) 定向姿控发动机所接受的热量主要是辐射热。
- (2) 镀铝薄膜的防辐射热效果较好。
- (3) 通过真空热防护试验证明，采取数值仿真方法可以预估计验温度测量范围。

参考文献：

[1] 刘国球 主编. 液体火箭发动机原理(第一版)[M]. 北京: 宇

航出版社, 1994.
[2] 马庆芳, 方荣生, 项立成 等. 实用热物理性质手册(第一版)[M]. 北京: 中国农业机械出版社, 1986.
[3] 杨贤荣, 马庆芳. 辐射换热角系数手册 (第一版)[M]. 北京: 国防工业出版社, 1982.
[4] 张忠利. 高空滑行期间氧化剂泵壳体冷却方案研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(1): 24-28.
[5] 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.

(编辑: 陈红霞)