

多层隔热材料热防护方法

张忠利, 周立新, 胡锦华

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要 基于运载火箭一二级发动机分离时热流密度约为 9.6 MW/m^2 、持续时间 0.5 s , 二级发动机工作时的喷管辐射热流密度为 $25 \sim 100 \text{ kW/m}^2$ 、持续时间 120 s 的边界条件, 选取了 2.0 mm 厚的氧化锆陶瓷纤维板、 $5.0/8.0 \text{ mm}$ 厚的硅酸铝纤维毡、 $3.2/1.6 \text{ mm}$ 厚的阻燃型硅橡胶组成的两种隔热方案。应用一维非稳态方法仿真分析了两种隔热方案保护下发动机舱内部组件的壁温, 依据隔热组件壁温及材料质量, 提出了耐高温多层隔热材料热防护方案。使用液化气喷枪喷吹高温合金平板模拟燃烧室壁, 模拟试验壁温测试值表明隔热方案可以满足热防护要求。

关键词 运载火箭; 液体火箭发动机; 热防护; 隔热材料

中图分类号 V231.3 文献标识码 A 文章编号 1672-9374(2023)02-0051-06

Thermal protection methods of multilayer heat insulation material

ZHANG Zhongli, ZHOU Lixin, HU Jinhua

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

Abstract Based on the boundary conditions that the separated heat flux of the 1st and 2nd stages of the launch vehicle is about 9.6 MW/m^2 and the running time is 0.5 s , and the nozzle radiation heat flux of the 2nd stage engine is $25 \sim 100 \text{ kW/m}^2$ and lasting time is about 120 s . Two thermal insulation schemes were selected, which were composed of 2.0 mm thick zirconia ceramic plate, $5.0/8.0 \text{ mm}$ thick aluminum silicate fiber felt and $3.2/1.6 \text{ mm}$ thick flame retardant silicone rubber. One-dimensional unsteady state method was used to simulate and analyze the wall temperature of the components in the engine under the protection of two thermal insulation schemes. According to the wall temperature and material mass, the thermal protection scheme of high temperature resistant multilayer thermal insulation materials is put forward. Using LPG spray gun to inject super-alloy plate to simulate the combustion chamber wall, the wall temperature of simulation test shows that the thermal insulation scheme can meet the requirements of thermal protection.

Key words launcher; liquid rocket engine; thermal protection; heat insulation material

收稿日期: 2021-12-16; 修回日期: 2022-03-16

基金项目: 国家联合基金 (U1737112)

作者简介: 张忠利 (1970—), 男, 硕士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机过程分析。

0 引言

运载火箭一级发动机在不满流和满流状态下工作,喷管采用再生冷却^[1-5],喷管外壁温约 150 ℃,其对外辐射热流^[6-9]较小,在一级发动机工作期间,通常不考虑喷管对零部件的辐射热。运载火箭二级和三级发动机均是在满流或欠膨胀^[10-11]状态下工作,由于质量限制,大喷管部分大多采用辐射冷却,这部分喷管外壁温约为 1 000 ℃,喷管向外壁辐射的热流密度范围为 25 ~ 100 kW/m²,欠膨胀的燃气在喷管外继续膨胀,产生类似于“羽毛状”的燃气羽流,燃气羽流向外产生约 1 000 kW/m² 的燃气辐射,这两项的热流叠加后,舱内局部的零部件接受到的热流将很高。

喷管周围的电缆、调节元件、推进剂输送管路等部组件经受长时间热辐射,致使其壁温升高很多,造成电缆短路、调控失效、推进剂泄漏等故障,这些故障均可引起运载火箭发射失败,产生较大的经济损失。因此需对这些零部件进行热防护,目前可采用的热防护方法为多层隔热材料包覆。

本文基于运载火箭一二级发动机的分离热、二级发动机工作时的喷管辐射热为边界条件,选取了氧化锆陶瓷纤维板、硅酸铝纤维毡、阻燃型硅橡胶组成的隔热方案。应用一维非稳态方法仿真分析了这两种隔热方案的发动机舱内部组件的壁温,依据隔热组件壁温及材料质量,提出了耐高温多层隔热材料热防护方案。使用液化气喷枪喷吹高温合金平板模拟燃烧室壁,模拟试验壁温测试值表明隔热方案可以满足热防护要求。

1 耐高温隔热材料选型

某型运载火箭一二级分离时热流密度约为 9.6 MW/m²,持续时间约 500 ms;二级液体火箭发动机工作时喷管向外散发的辐射热流密度大约为 25 ~ 100 kW/m²,持续时间 200 s 以内,该热流量级作用下金属材料壁温约为 1 000 ℃。为了保证推力室、喷管及其零部件正常工作,在型号研制时通常的做法是对部组件采取柔性隔热防护措施,选取

的耐高温隔热材料^[12-18]包括耐高温隔热氧化锆陶瓷^[19-21]、硅酸铝纤维和阻燃型硅橡胶材料。

1.1 氧化锆陶瓷

ZrO₂熔点高(2 760 ℃),热导率低,可承受许多金属熔体和氧化物侵蚀,但因为它在高温下的晶型转变会伴随较大的体积变化而产生剥蚀现象,一般不使用纯 ZrO₂。氧化钙稳定氧化锆涂层可用在 1 093 ℃ 以下的氧化性气氛中;氧化钇(Y₂O₃)稳定氧化锆(YSZ)涂层可用作 845 ℃ 以上 1 650 ℃ 以下温度范围的高温、热震、燃气冲蚀的环境。

1.2 硅酸铝纤维

硅酸铝纤维是一种轻质、节能的新型耐火隔热陶瓷纤维,其热导率不高于 0.128 W/(m·K),最高使用温度为 1 260 ℃,具有质量轻、耐高温、热导率低、比热容小、化学稳定性优良及耐机械震动等优点。硅酸铝纤维通常用 Al₂O₃ 含量来区分其使用环境:

1) 天然料、普通型:Al₂O₃ 含量 45% ~ 48%,使用温度不高于 1 000 ℃。

2) 合成料、高纯型:Al₂O₃ 含量 50% 左右,使用温度不高于 1 100 ℃。

3) 合成料、高铝型:Al₂O₃ 含量 55% ~ 60%,使用温度不高于 1 200 ℃。

4) 混合型:含 5% Cr₂O₃ 及约含 15% ZrO₂ 的 Al₂O₃ ~ SiO₂ 系原料,经高温熔融后形成固溶体而起到抑制 Al₂O₃ ~ SiO₂ 析晶的作用,使用温度分别在 1 200 ℃ 和 1 300 ℃ 以内。

1.3 阻燃型硅橡胶

硅橡胶是航空航天领域应用极广的耐热材料,具有热稳定性高、热释放速率低、成炭率高、无毒、低烟等优点。硅橡胶燃烧形成的 SiO₂ 灰烬层具有阻燃隔热作用,因此,硅橡胶具有潜在的防火性能。但硅橡胶燃烧残余物的结炭强度很低,难以抵挡 1 100 ℃ 高温火焰和热气流的长时间冲击,使其不能达到防火(1 100 ℃ - 15 min)的效果。为此,可在硅橡胶中添加耐火阻燃剂[通常使用 Al₂O₃ 或 Ca(OH)₂]来提高其燃烧炭层的强度,防止或减少炭层的裂纹;同时还能降低炭层的热导率,进一步提高硅橡胶的防火隔热性能。

2 高热流条件下多层隔热材料热防护分析

2.1 高热流多层隔热材料分析模型

本文选取氧化锆陶瓷板(最外侧,第一层)、硅酸铝纤维毡(次外层,第二层)及阻燃型硅橡胶(内层,第三层)等3种材料组成的隔热板作为研究对象,分析时将隔热板简化成平板^[11-12]结构,分析模型^[8]见图1。图中 q 为热流密度, T_1 、 T_2 、 T_3 、 T_4 为层间及外壁面壁温。

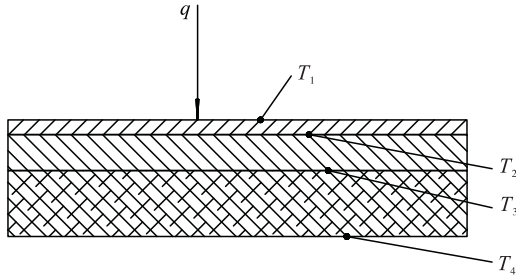


图1 高热流多层隔热材料热防护分析模型

Fig. 1 Analysis model of thermal protection of multilayer heat insulation materials with high heat flux

对图1分析模型列写热平衡方程,即

$$q\varepsilon = (\rho c_p \delta)_1 d\bar{T}_1/d\tau + (\lambda/\delta)_1 (T_1 - T_2) + \varepsilon\sigma (T_1/100)^4 \quad (1)$$

$$(\lambda/\delta)_1 (T_1 - T_2) = (\rho c_p \delta)_2 d\bar{T}_2/d\tau + (\lambda/\delta)_2 (T_2 - T_3) \quad (2)$$

$$(\lambda/\delta)_2 (T_2 - T_3) = (\rho c_p \delta)_3 d\bar{T}_3/d\tau + (\lambda/\delta)_3 (T_3 - T_4) \quad (3)$$

式中: ε 为外壁黑度; $(\rho c_p \delta)_1$ 为第一层隔热材料物性参数; $(\rho c_p \delta)_2$ 为第二层隔热材料物性参数; $(\rho c_p \delta)_3$ 为第三层隔热材料物性参数; λ_1 、 λ_2 、 λ_3 为各层热导率; \bar{T}_1 、 \bar{T}_2 、 \bar{T}_3 为第一、二、三层隔热材料平均壁温。

边界面上的热平衡方程为

$$(\lambda/\delta)_3 (T_3 - T_4) = h_\infty (T_4 - T_\infty) \quad (4)$$

每层的平均温度由内外两侧温度按照几何分布确定,其分布系数 ξ 由热导率确定,即

$$\bar{T}_1 = \xi T_1 + (1 - \xi) T_2 \quad (5)$$

$$\bar{T}_2 = \xi T_2 + (1 - \xi) T_3 \quad (6)$$

$$\bar{T}_3 = \xi T_3 + (1 - \xi) T_4 \quad (7)$$

对式(1)~式(3)差分得

$$\bar{T}_1^{i+1} = \bar{T}_1^i + [A_1 - A_2(T_1^i - T_2^i) - A_3(T_1^i/100)^4] \Delta\tau \quad (8)$$

$$\bar{T}_2^{i+1} = \bar{T}_2^i + [A_4(T_1^i - T_2^i) - A_5(T_2^i - T_3^i)] \Delta\tau \quad (9)$$

$$\bar{T}_3^{i+1} = \bar{T}_3^i + [A_6(T_2^i - T_3^i) - A_7(T_3^i - T_4^i)] \Delta\tau \quad (10)$$

对式(4)~式(7)差分得

$$\bar{T}_1^i = \xi T_1^i + (1 - \xi) T_2^i \quad (11)$$

$$\bar{T}_2^i = \xi T_2^i + (1 - \xi) T_3^i \quad (12)$$

$$\bar{T}_3^i = \xi T_3^i + (1 - \xi) T_4^i \quad (13)$$

$$T_4^i = \frac{A_8 T_3^i + T_\infty}{1 + A_8} \quad (14)$$

系数 $A_1 \sim A_8$ 表达式为

$$A_1 = \frac{q\varepsilon}{(\rho c_p \delta)_1}, \quad A_2 = \frac{(\lambda/\delta)_1}{(\rho c_p \delta)_1}, \quad A_3 = \frac{\varepsilon\sigma}{(\rho c_p \delta)_1}$$

$$A_4 = \frac{(\lambda/\delta)_1}{(\rho c_p \delta)_2}, \quad A_5 = \frac{(\lambda/\delta)_2}{(\rho c_p \delta)_2}, \quad A_6 = \frac{(\lambda/\delta)_2}{(\rho c_p \delta)_3}$$

$$A_7 = \frac{(\lambda/\delta)_3}{(\rho c_p \delta)_3}, \quad A_8 = \frac{(\lambda/\delta)_3}{h_\infty}$$

将材料物性参数和边界条件参数代入以上各式,即可得到各层壁温随时间的变化关系。

2.2 高热流多层隔热材料热防护分析算例

本节针对某型运载火箭一二级发动机分离时的分离热和二级发动机工作时大喷管的辐射热作为边界条件,分析组件外壁温不高于150℃的隔热材料选型过程。

某组件外壁处在运载火箭一二级发动机分离时和二级发动机工作时接受的热流有两种状态:

1) 状态1: 0~500 ms, 分离冲击热流约为 $q = 9.6 \text{ MW/m}^2$ 。

2) 状态2: 0.5~120 s, 二级发动机喷管辐射热流约为 $q = 100 \text{ kW/m}^2$ 。

本文选取的隔热材料物性参数见表1。

表 1 隔热材料物性参数

Tab. 1 Physical parameters of thermal insulation materials				
材料名称	密度/(kg · m ⁻³)	比热/[J · (kg · K) ⁻¹]	热导率/[W · (m · K) ⁻¹]	厚度/m
ZrO ₂ 陶瓷板	5 600.0	480.0	1.20	2.0
硅酸铝纤维毡	60.0	924.0	0.03	5.0/8.0
阻燃型硅橡胶	1 200.0	1 047.7	0.20	3.2/1.6

本文选取两种算例组合方案：

1)组合方案 A: $\delta_1 = 2\text{ mm}$, $\delta_2 = 5\text{ mm}$, $\delta_3 = 3.2\text{ mm}$ 。

2)组合方案 B: $\delta_1 = 2\text{ mm}$, $\delta_2 = 8\text{ mm}$, $\delta_3 = 1.6\text{ mm}$ 。

初始条件为 $T_1 = T_2 = T_3 = T_4 = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

将表 1 物性参数和隔热材料结构参数代入式(8)~式(14),即可得到组合方案 A、B 的壁温变化曲线,计算结果见图 2 和图 3。

壁为 127.0 $^{\circ}\text{C}$ 。

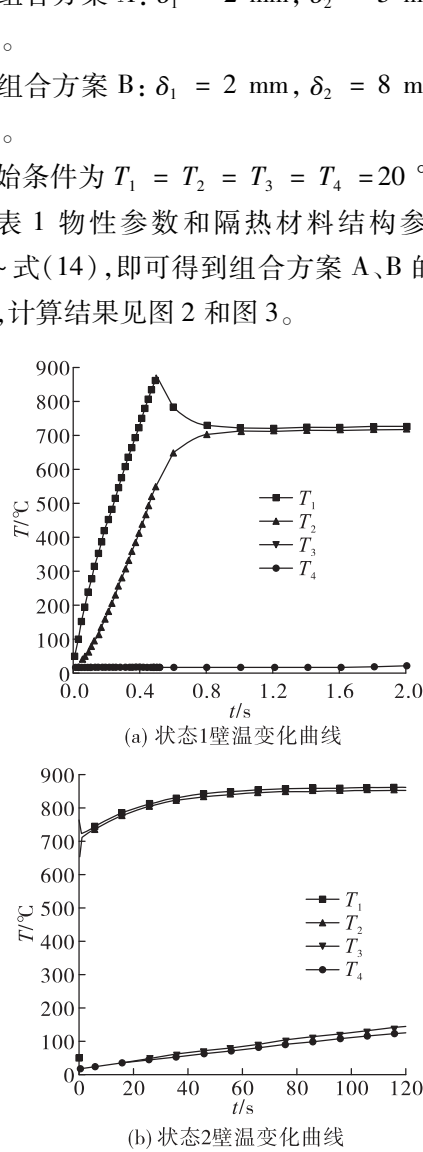


图 2 组合方案 A 壁温变化曲线

Fig.2 Wall temperature change curve of combined scheme A

从图 2 可以得到,对于组合方案 A:状态 1 最高时隔热层外壁温为 887.8 $^{\circ}\text{C}$,隔热层内壁为 20.2 $^{\circ}\text{C}$;状态 2 最高时隔热层外壁温为 862.1 $^{\circ}\text{C}$,隔热层内

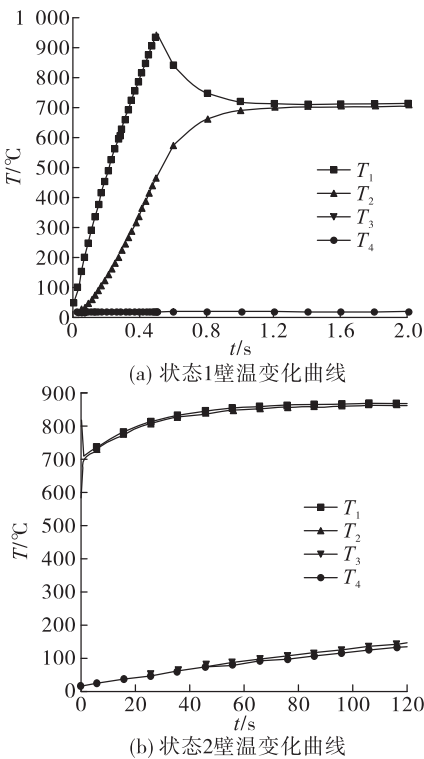


图 3 组合方案 B 壁温变化曲线

Fig.3 Wall temperature change curve of combined scheme B

从图 3 可以得到,对于组合方案 B:状态 1 最高时隔热层外壁温为 950.2 $^{\circ}\text{C}$,隔热层内壁为 20.2 $^{\circ}\text{C}$;状态 2 最高时隔热层外壁温为 867.9 $^{\circ}\text{C}$,隔热层内壁为 140.6 $^{\circ}\text{C}$ 。

从计算结果来看,组合方案 A 的隔热效果优于组合方案 B。

单位面积的组合方案 A 和组合方案 B 结构质量估算:

1)组合方案 A: $m_A = \sum_{i=1}^3 (\rho\delta)_i = 15.34\text{ kg/m}^2$ 。

2)组合方案 B: $m_B = \sum_{i=1}^3 (\rho\delta)_i = 13.6\text{ kg/m}^2$ 。

从组合方案 A 和 B 单位面积的质量来看,组合方案 B 的质量低于组合方案 A。

基于以上分析,在隔热效果均满足要求的情况下,应选取质量较低的组合方案 B。

2.3 算例验证

为了验证组合隔热方案的热防护效果是否可行,采用液化气喷枪模拟热环境,按照实际使用的隔热材料加工成隔热板,隔热板厚度方向与真实隔热板相同,隔热板面积与喷枪的辐照面积相近,具体的隔热板结构参数见方案 A 和方案 B。试验过程见图 4。

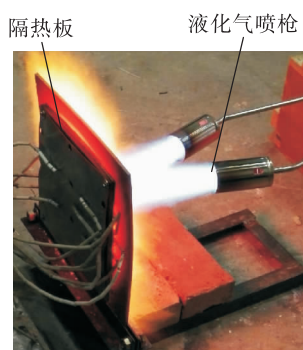


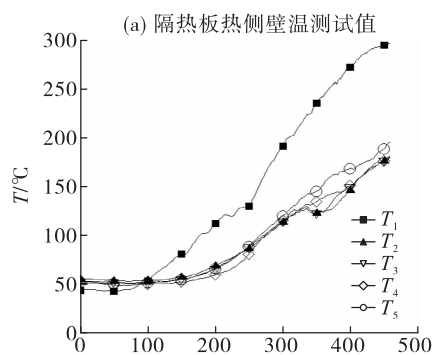
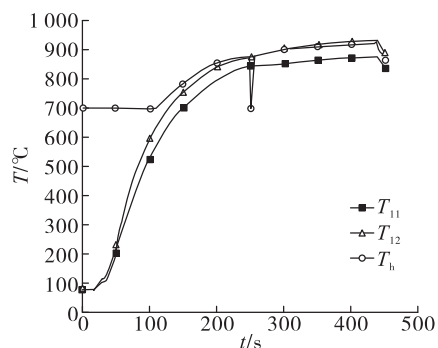
图 4 单板模拟试验

Fig. 4 Veneer simulation test

组合方案 A 热试采用双喷枪直吹,支撑板温度超过 $600\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的时间为 334 s ,试验总时间为 418 s ,试验中隔热板没有起火,试验时隔热板内外侧壁温测试值见图 5。

从图 5 可以看出, A 方案模拟燃烧室外侧壁温最高值约 $910\text{ }^{\circ}\text{C}$,壁温超过 $800\text{ }^{\circ}\text{C}$ 约 300 s ,发动机

热试时燃烧室外壁超过 $800\text{ }^{\circ}\text{C}$ 约 150 s ;隔热板最终外壁温大部分低于 $200\text{ }^{\circ}\text{C}$,只有一个测点接近 $300\text{ }^{\circ}\text{C}$,该值超过热防护要求的最终壁温 $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。



(b) 隔热板冷侧壁温测试值

图 5 组合方案 A 内外侧壁温测试值变化曲线

Fig. 5 Variation curve of inner and outer wall temperature test value of combined scheme A

组合方案 B 热试采用双喷枪直吹,支撑板温度超过 $600\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的时间为 316 s ,试验总时间为 394 s ,试验中隔热板没有起火,试验时隔热板内外侧壁温测试值见图 6。

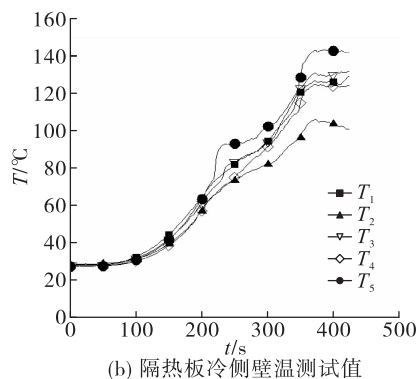
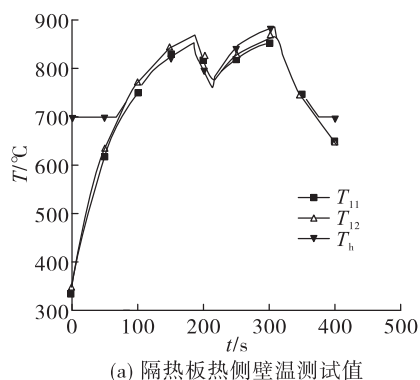


图 6 组合方案 B 内外侧壁温测试值变化曲线

Fig. 6 Variation curve of inner and outer wall temperature test value of combined scheme B

从图6可以看出,组合方案B模拟燃烧室外侧壁温最高值约890℃,约250s时壁温超过800℃,发动机热试时燃烧室外壁超过800℃约150s;隔热板外壁最终温度大部分测点低于140℃,只有两个测点接近145℃,该壁温值未超过热防护要求的最终壁温150℃。

综合组合方案A、B喷枪烧烤试验数据,组合方案A、B均满足燃烧室热防护要求;从质量方案来看,组合方案B优于组合方案A。

3 结论

1)基于运载火箭一二级发动机的分离热、二级发动机工作时的喷管辐射热边界条件,选取了氧化锆陶瓷纤维板、硅酸铝纤维毡、阻燃型硅橡胶组成的隔热方案。

2)应用一维非稳态方法分析了发动机舱内部组件的壁温变化,依据隔热组件壁温及材料质量提出了耐高温多层隔热材料热防护方案。

3)使用液化气喷枪喷吹高温合金平板模拟燃烧室壁,模拟试验壁温测试值表明隔热方案可以满足热防护要求。

参考文献

- [1] 范瑞祥,徐珊妹,宫宇昆,等.基于CFD/DSMC羽流仿真的新型运载火箭二级尾舱整体防热方案研究[J].载人航天,2018,24(4):500-504.
- [2] 周志坛,丁逸夫,乐贵高,等.高空飞行环境中液体运载火箭底部热环境研究[J].宇航学报,2019,40(5):577-584.
- [3] 张灿,林旭斌,刘都群,等.2019年国外高超声速飞行器技术发展综述[J].飞航导弹,2020(1):16-20.
- [4] 王鹏飞,王光明,蒋坤,等.临近空间高超声速飞行器发展及关键技术研究[J].飞航导弹,2019(8):22-28.
- [5] 刘欣,王国庆,李曙光,等.重型运载火箭关键制造技术发展展望[J].航天制造技术,2013(1):1-6.
- [6] 林奔,黄超,马云龙,等.重型运载火箭结构材料选材方案研究与启示[J].轻合金加工技术,2020,48(6):14-18.
- [7] 张忠利.姿控发动机热防护研究[J].火箭推进,2008,34(3):17-22.
ZHANG Z L. Investigation on thermal protection for attitude correction liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion,2008,34(3):17-22.
- [8] 王亚军,刘树仁,吴义田,等.运载火箭柔性防热材料隔热性能的试验研究[J].航天器环境工程,2019,36(1):56-60.
- [9] 冯韶伟,马忠辉,吴义田,等.国外运载火箭可重复使用关键技术综述[J].导弹与航天运载技术,2014(5):82-86.
- [10] 任芬,唐锦荣,吴光宗,等. SCAT弹头热防护的简化计算方法[J].宇航学报,1996,17(4):14-19.
- [11] 华增功.固体发动机有机烧蚀防热涂层的研究[J].推进技术,1992,13(3):47-52.
- [12] 魏超,张忠利.深空探测发动机热防护研究[J].航空动力学报,2010,25(5):1139-1144.
- [13] 姚从菊.再入飞行器烧蚀层内热质传输过程的数值模拟[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2007.
- [14] 姬梅梅,朱时珍,马壮.航空航天用金属表面热防护涂层的研究进展[J].表面技术,2021,50(1):253-266.
- [15] 朱剑琴,赵超凡,邱璐,等.热障涂层在涡轮叶片应用中的热防护有效性[J].航空动力学报,2019,34(11):2503-2508.
- [16] 姜贵庆,马淑雅.防热涂层材料热防护性能预测[J].空气动力学学报,2004,22(1):24-28.
- [17] 李崇俊.X-43A高超音速飞行器C/C热防护涂层结构分析[J].高科技纤维与应用,2015,40(4):26-30.
- [18] 易桦,黄金印.星外管路多层隔热组件热参数确定方法[J].航天器工程,2013,22(3):53-57.
- [19] 侯增祺,胡金刚.航天器热控制技术:原理及其应用[M].北京:中国科学技术出版社,2007.
- [20] GILMORE D G. Spacecraft thermal control handbook[M]. 2nd ed. El Segundo: The Aerospace Corporation Press,2002.
- [21] 何知朱.新型热控材料器件及应用[M].北京:宇航出版社,1988.