

# 高空发动机燃料主管路防热罩设计优化

秦新华<sup>1</sup>, 王 鑫<sup>2</sup>, 周塞塞<sup>1</sup>

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 中国人民解放军 96901 部队, 北京 100089)

**摘 要:** 针对火箭飞行工作中高空发动机燃料主管路系统防热罩存在热防护能力不足的问题, 开展了高空羽流条件下的仿真计算和分析, 依据温度计算值确定了防热罩紧固件在高温下抗拉伸强度低, 在较高拧紧力矩条件下存在锌、镉脆断裂的薄弱环节, 从而导致防热罩脱落。防热罩脱落后其内充填的隔热包覆材料被羽流吹落, 燃料主汽蚀管连接法兰直接暴露在高温羽流环境中, 高温导致法兰连接及密封失效从而产生燃料泄漏。针对防热罩热防护设计中存在的薄弱环节完成了设计改进, 采用头锥形防热罩、高温合金材料的紧固件和多层耐高温隔热材料捆扎包覆等设计改进方案后, 经过了高温、振动、地面发动机热试车和飞行试验验证, 未出现前述故障。

**关键词:** 液体火箭发动机; 防热罩; 可靠性; 设计优化

**中图分类号:** V431      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1672-9374(2020)02-0071-06

## Design optimization of heat shield for main fuel pipeline in high-altitude engine

QIN Xinhua<sup>1</sup>, WANG Xin<sup>2</sup>, ZHOU Saisai<sup>1</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Chinese People's Liberation Army 96901, Beijing 100089, China)

**Abstract:** For the problem of insufficient thermal protection capability of the heat shield of the main fuel pipeline in high altitude engine during the flight, simulation calculation and analysis under high-altitude plume conditions were carried out. Based on the calculated temperature, it is determined that the heat shield fastener has low tensile strength at high temperatures, and there are weaknesses of Zn-Cr brittle fracture under the condition of high tightening torque, which leads to the fall off of the heat shield. After the heat shield falls off, the insulation material inside the heat shield is blown off by the plume flow, and the connecting flange of main fuel venturi-tube is directly exposed to the high temperature plume environment, which leads to the failure of flange and seal, resulting in the fuel leakage. To improve the design of the heat shield, the cone-shaped heat shield, fastener of high temperature alloy material and multi-layer of high-temperature heat-resistant insulation material are adopted. These optimizations have been validated by the high temperature, vibration, ground and rocket flight tests.

**Keywords:** liquid propellant rocket engine; heat shield; reliability; design optimization

收稿日期: 2019-05-09; 修回日期: 2019-07-18

基金项目: 国家预先研究项目(41410040202)

作者简介: 秦新华(1966—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机总体设计

## 0 引言

某型号火箭高空发动机燃料主管路系统,在汽蚀管法兰连接两端采用了非金属橡胶密封,该部位在发动机工作时受到游机的高空羽流影响,法兰连接处温度超过了橡胶密封圈允许的工作温度范围,为保证发动机管路连接密封可靠,采取了隔热措施即在法兰连接两端设计安装了隔热罩(如图1所示)并在其内部填充了耐烧蚀材料。2009年该型号火箭在执行某次飞行任务时隔热罩脱落,隔热隔热功能失效,固定发动机燃料管路与汽蚀管连接两端的法兰紧固件工作温度超过了允许值导致螺栓断裂、法兰连接处密封失效、燃料泄漏、发动机推力及转速等性能参数下降的故障。本文针对隔热罩在飞行过程中的高空羽流热环境仿真计算结果和试验验证结果,提出了隔热罩热防护功能失效的故障机理及改进方案,改进后的隔热罩经过了高温振动、地面试车和飞行考验验证。

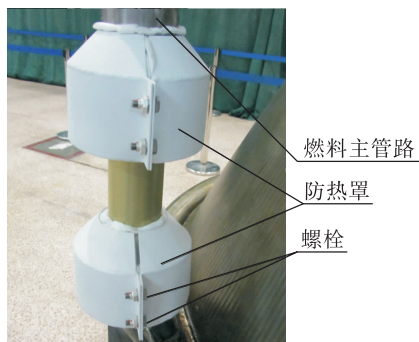


图1 高空发动机燃料主管路隔热罩

Fig. 1 Heat shield of main fuel pipeline in high altitude engine

## 1 隔热罩工作环境温度计算及故障机理分析

高空发动机工作时外界环境压力极低,喷管出口处高温燃气为连续流且处于膨胀不足状态,高速排出的高温燃气气流在喷口外急剧膨胀后在喷口边缘形成很大的膨胀角并转折向前。高空发动机热环境除了来自火箭及其发动机自身高温工作部件热辐射外,主要热源来自侧边游动发动机喷管高温燃气在真空环境条件下形成的羽流。国外羽流研究主要集中在上世纪60~80年代,尤以70年代

为高峰时期,80年代末开始侧重于高空羽流数值模拟研究<sup>[1]</sup>。研究的计算方法先后采用了工程算法、标准红外辐射模型法(SIRRM)、蒙特卡罗(MC)法和RMC法等<sup>[2-4]</sup>。国内研究主要集中于红外目标特性,采用有限体积法(FVM)、离散坐标法(DOM)和RMC等<sup>[5-8]</sup>以及应用商业软件模拟和编程计算<sup>[9-10]</sup>,目前更多采用了DSMC仿真及算法研究高空羽流流场<sup>[11-14]</sup>。文献[15]采用Fluent商业软件数值计算了某二级液体火箭发动机的喷流流场,分析了不同位置及不同高度相同位置的底部平面的对流和辐射热流密度。文献[1]指出在羽流流场仿真计算过程中至关重要的湍流流动模型通常选用 $k-\varepsilon$ 和 $k-\omega$ 模型,前者能够有效模拟远离壁面处的湍流流动,而后者则可以较好反映各种压力下的边界层问题。针对单喷管火箭尾焰流场的仿真计算大多采用 $k-\varepsilon$ 模型,李茂等<sup>[16]</sup>采用标准的 $k-\varepsilon$ 湍流模型对单台氢氧火箭发动机中地面试车的尾焰流场进行了研究。文献[17-18]采用realizable  $k-\varepsilon$ 湍流模型对单喷管尾焰流场进行了数值仿真。文献[19]应用RNG(Renormalization Group)方法借助Fluent软件对具有固定喷管面积比的火箭发动机在10~80 km高空飞行时的燃气流场进行了计算,计算后指出“羽流”的范围随着飞行高度的增加而变大,火箭发动机高空工作中应考虑燃气“羽流”对发动机的影响并且应有热及污染防护措施。

本文应用Fluent软件分析了高空发动机羽流影响环境下的隔热罩温度分布,提出了隔热罩脱落原因及改进设计方案。在高空羽流分析时应用GAMBIT对计算域划分了27 570个单元、27 979个节点网格,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,远场压力边界和出口边界均取0.1 Pa,流场计算均采用隐式稳态求解法,湍流模型采用 $k-\varepsilon$ 模型,方程的离散采用二阶迎风格式。羽流流场的计算基于连续介质假设,不考虑外界稀薄气体对主流的影响,计算后得到了密度、速度、静压、静温、总温等流场分布参数,并作为隔热罩环境温度热仿真计算的初始边界条件。

燃料主管路汽蚀管法兰两端的热防护组件分别为隔热罩、连接紧固件和隔热层。隔热罩罩体基材采用10#钢,表面喷涂0.3~0.5 mm厚 $\text{Al}_2\text{O}_3$ 抗烧蚀耐高温涂层。连接紧固件为螺栓(表面镀锌)

YC017-88 M6X16、自锁螺母(表面镀镉) M6 GB1337 各4件,材料均为30CrMnSiA,隔热层采用2~4层高温型薄硅橡胶玻璃布和高硅氧玻璃纤维布包裹。

防热罩计算模型如图2所示,为建模方便,模型中未包括防热罩连接紧固件,防热罩内壁采用对流边界,外壁采用“对流+辐射”混合边界,其中外壁 $\text{Al}_2\text{O}_3$ 涂层表面辐射黑度取0.1,不锈钢、碳钢和30CrMnSiA低碳合金钢金属材料表面辐射黑度取0.5,初始时刻所有实体温度均取14.85℃。

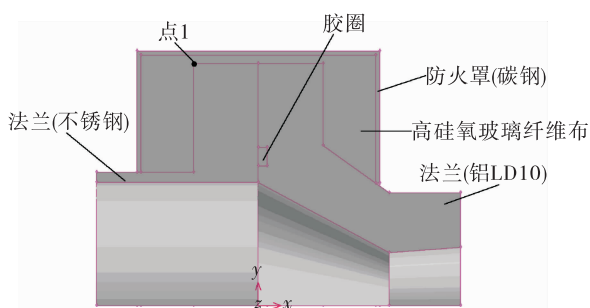


图2 高空羽流热环境防热罩计算模型

Fig.2 Simulation model of heat shield in high temperature plume flow

工作中高空发动机环境压力极低接近真空,且高空羽流气体密度非常小,属于分子流范畴,传统强制对流换热系数准则方程已不适用该条件下方程的建立和求解,因此计算中高空羽流与防热罩外壁面间的对流换热系数可采用下式计算

$$h_g = 7.29 Ma^{-3.46} (\cos \theta_N)^{1.3} R_N^{-0.5}$$

式中: $Ma$ 为防热罩部位处的羽流流速马赫数; $\theta_N$ 为羽流在防热罩部位处流线法向角; $R_N$ 为防热罩曲率半径。当 $Ma = 7.28$ ,  $\theta_N = 68.4^\circ$ ,  $R_N = 0.062$  m时,对流换热系数 $h_g$ 约为 $35 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。

法兰两端与防热罩内表面间对流换热系数准则方程为

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4}$$

式中: $Nu$ 为努塞尔数; $Re$ 雷诺数; $Pr$ 为普朗特数。根据该式计算后的发动机主燃料管路汽蚀管法兰两端与防热罩内表面间对流换热系数为 $24\,000 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。

高空发动机防热罩外表面温度随火箭飞行时间的变化曲线如图3所示,稳态条件下防热罩温度场分布如图4所示。

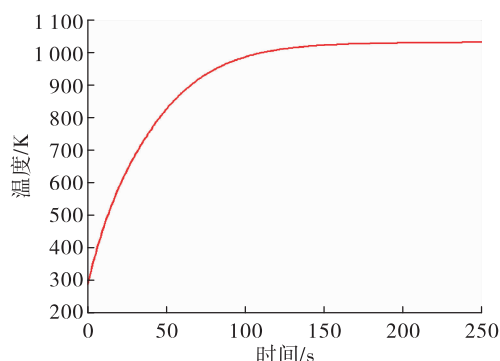


图3 防热罩外表面温度随火箭飞行时间变化曲线

Fig.3 Out-surface temperature of heat shield during rocket flight

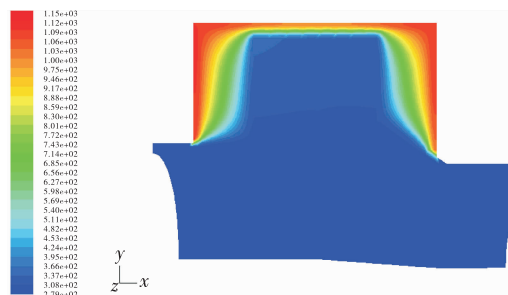


图4 稳态条件下防热罩温度场

Fig.4 Temperature field of heat shield under steady state condition

以上计算结果表明火箭飞行中高空发动机燃料主管路系统处于游机羽流中,防热罩受高空羽流作用45 s后表面温度已超过 $500^\circ\text{C}$ ,随着工作时间的延长表面温度至稳态后最高可达 $877^\circ\text{C}$ 。防热罩的紧固件螺栓和螺母材料为30CrMnSiA,材料的抗拉伸强度由 $20^\circ\text{C}$ 时的1055 MPa下降至 $800^\circ\text{C}$ 时的69.5 MPa。紧固件表面镀锌或镀隔阳极化处理,由于防热罩安装中紧固力矩未明确规定,装配中往往力矩较大。在高温和较高紧固连接拧紧力矩条件下螺栓或螺母由于存在锌脆或镉脆从而导致防热罩脱落,防热罩内由充填的隔热包覆材料及隔热层被羽流吹落,燃料主汽蚀管连接两端法兰直接暴露在羽流环境中,法兰连接螺栓在高温和工作载荷综合作用下可能发生塑性拉伸变形或部分镉脆断,导致燃料主管路汽蚀管法兰连接两端处密封胶圈密

封比压不足,甚至在内压作用下从螺栓失效部位挤出,发生燃料泄漏,发动机涡轮转速、喷前压力遥测参数下降,导致火箭飞行故障。

## 2 防热罩结构改进方案

为消除薄弱环节、提高防热罩结构可靠性,必须开展高空发动机防热罩可靠性设计改进,提高高温环境条件下防热罩性能。高空发动机防热罩已经过多次地面热试车考验和飞行试验,具有一定的可靠工作基础,因此在防热罩改进设计中,针对防热罩隔热功能可能失效的模式,在保持原防热罩结构和对外接口基本不变的条件下,充分继承原防热罩制造工艺,从改进防热罩气动外形、采用耐紧固件、耐高温隔热非金属材料等方面进行结构改进设计,综合提高防热罩隔热性能。

### 2.1 外形改进

原防热罩上端盖片为平面(如图5所示),高空羽流来流方向垂直接触面小,强化了高空羽流和热辐射叠加后对防热罩的加热效果,恶化了罩内环境,气动外形不佳,不利于防热罩的隔热。改进后的防热罩借鉴了火箭整流罩纺锤形的气动外形,上端平面盖片由直角改为 $45^\circ$ 锥面盖片(如图6所示),可使高空羽流沿头锥斜面流过防热罩,减小换热,消除羽流在盖片附近滞止形成高温区,改善罩内环境,同时隔热罩容积相比改进前增大了27%,可以充填更多的防火耐热材料。

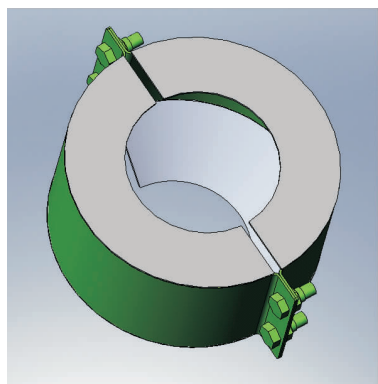


图5 改进前防热罩上端平面盖片

Fig. 5 Upper flat sheet of heat shield before improvement

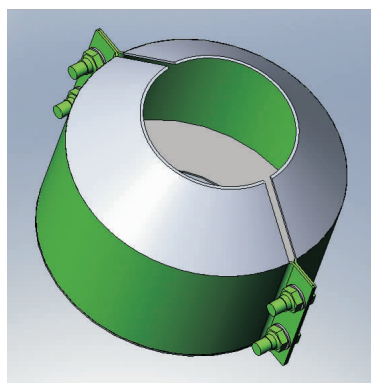


图6 改进后防热罩上端锥面盖片

Fig. 6 Upper cone sheet of heat shield after improvement

### 2.2 紧固件改进

高空发动机防热罩紧固件——螺栓、螺母采用了30CrMnSiA低碳高强合金钢金属材料,表面镀锌镀镉防腐蚀电镀处理,常温下紧固连接强度裕度高,但螺栓、螺母材料抗拉伸强度性能下降。同时紧固件装配拧紧力矩未做要求时,紧固件规格小,安装操作时拧紧力矩较高,高温环境中容易出现锌镉脆断。试验结果也证明了随着防火罩紧固螺栓预紧力的增大,螺栓抗高温性能逐渐降低。螺栓拧紧力矩为 $6\text{ N}\cdot\text{m}$ 时,温度超过 $750^\circ\text{C}$ 螺栓失效;拧紧力矩为 $9\text{ N}\cdot\text{m}$ 时,温度超过 $600^\circ\text{C}$ 螺栓即会失效;当拧紧力矩为 $12\text{ N}\cdot\text{m}$ 时,温度不到 $600^\circ\text{C}$ 螺栓就会失效,发生松动或脆断,对试验后的螺栓断口表面理化分析也表明了存在锌、镉脆断。

防热罩仿真计算结果表明紧固连接处最高温度可达 $876.85^\circ\text{C}$ ,设计改进后的防热罩紧固连接件材料由原高强钢替换为耐高温合金钢,经过计算后确定防热罩紧固件安装力矩 $(4.5+0.5)\text{ N}\cdot\text{m}$ ,此力矩条件下防热罩紧固件连接强度安全裕度在高温工作环境条件下为1.93,满足设计准则要求。防热罩紧固件螺栓和螺母材料采用耐高温合金钢,螺母表面镀银处理后,高温下紧固件材料性能较高,可以提高防热罩在高空羽流环境条件下紧固连接强度和安全裕度,消除锌镉脆断风险。

### 2.3 隔热层改进

原防热罩内隔热层由填充的多层隔热材料组成,但未采取捆扎,防热罩紧固件失效后防热罩脱



落,隔热层直接暴露在高空羽流环境中,未捆扎的隔热层易被羽流吹掉导致防热罩功能失效。结构设计改进后的防热罩上端盖片平头形改为 $45^\circ$ 锥面纺锤形并沿管路壁面向前延伸,从而扩大了隔热罩的防热隔热范围,增大了隔热层厚度和容积,增加了可填充的隔热材料而且改善了隔热性能。隔热材料紧贴管路壁面包覆后捆扎固定,改变了原隔热层“填充式”的包覆方法,起到了加固固化冗余紧固隔热层的作用。

### 3 试验验证

#### 3.1 紧固件高温试验

高空发动机防热罩紧固连接件工作在高空羽流环境条件下除承受发动机振动、过载等工作载荷外,还承受高温工作环境下的热载荷,为验证改进设计后的防热罩在安装力矩为 $(4.5 \pm 0.5) \text{ N} \cdot \text{m}$ 条件下的强度裕度,通过增大螺栓高温下工作载荷检验紧固件抗拉伸破坏能力有无变化。试验中采用耐高温合金材料的螺栓和自锁螺母组成高温试验装置(图7),在安装力矩分别为5,6,9,12  $\text{N} \cdot \text{m}$ 条件下,拧紧后放入 $900^\circ\text{C}$ 高温炉中保温5 min取出。试验后的紧固连接件进行了外观检查、力矩校核、螺栓拉断破坏试验和断口分析,断口金相检查结果如图8所示。结果表明试验前后力矩无变化,外观检查未见微裂纹,螺栓拉断破坏应力分别为973,963,961 MPa,均大于960 MPa断口进行金相分析后材料成分及组织正常,未见银扩散。采用高温合金材料紧固件在高温工作环境条件中紧固力矩最大达到2.4倍规定的拧紧力矩后,抗拉伸破坏性能仍保持良好。

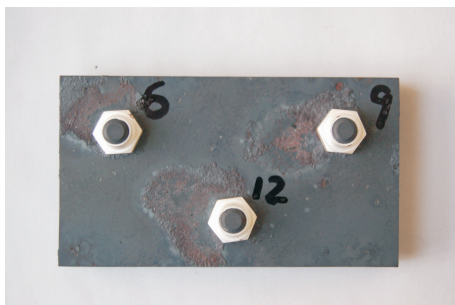


图7 防热罩紧固件高温试验装置

Fig. 7 High temperature test equipment of heat shield fasteners

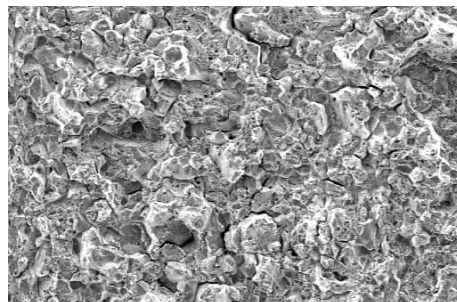


图8 断口金相检查结果

Fig. 8 Metallographic examination results of the section

#### 3.2 防热罩高温试验

为验证改进设计后的防热罩在高温环境工作条件下的可靠性,使用了3件新的防热罩,连接紧固力矩按 $4.5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 拧紧装配后放入高温炉中加热,验证设计改进后的防热罩及其紧固件耐高温性能。试验时第一件在炉内温度从 $500^\circ\text{C}$ 加热到 $600^\circ\text{C}$ ;第二件在炉内温度从 $600^\circ\text{C}$ 加热到 $750^\circ\text{C}$ ;第三件在炉内温度从 $750^\circ\text{C}$ 加热到 $900^\circ\text{C}$ ,防热罩加热后均在炉内保温8 min后取出。取出后的防热罩外表面涂层完好无脱落,紧固件螺栓、自锁螺母、垫片外观完好无裂纹、无脆断或松动等,螺栓与垫片表面略有氧化色,自锁螺母镀层完好无氧化色。

防热罩经过 $600, 750, 900^\circ\text{C}$ 高温试验后紧固件螺栓松出力矩均大于 $4.5 \text{ N} \cdot \text{m}$ ,防热罩螺栓最小破坏拉断力分别为19 164, 19 243, 18 895 N,相应的最小拉断破坏强度为953, 957, 940 MPa,断口均为正常拉断断口。

#### 3.3 防热罩高温振动试验

改进设计后的防热罩在安装连接紧固力矩分别为 $4.5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 和 $12 \text{ N} \cdot \text{m}$ 两种条件下进行了300 s轴向振动试验。试验中采用了该高空发动机地面试车采集的频谱数据(轴向振动数据)作为振动输入条件,同时使用了2个酒精喷灯对防热罩连接紧固件加热并使其温度保持在 $880 \sim 900^\circ\text{C}$ 之间。试验后检查防热罩外观完好,耐高温抗烧蚀涂层无脱落,连接紧固件无裂纹无松动,螺栓由于高温下氧化颜色变黑,螺母镀层外观完好无变化,冷却后校核松动力矩值与试验前安装拧紧力矩值相比较没有变化。防热罩分解后检查罩内隔热层耐高温烧蚀材料包覆紧密牢固。

### 3.4 地面热试车及飞行考验

该型号高空发动机采用改进设计后的防热罩进行了多次整机地面热试车考验,试车中主机工作 400 s,游机工作 1 100 s,为火箭飞行任务时间的 3 倍以上。发动机地面试车综合考验了防热罩在振动、冲击和过载等条件下的隔热防热性能,防热罩工作正常。试车后对防热罩进行了解体检查,防热罩外表面耐高温  $\text{Al}_2\text{O}_3$  烧蚀涂层完好,紧固件表面无裂纹连接无松动。防热罩分解后检查内表面喷涂涂层完好,隔热层隔热材料无松动脱落,包扎紧密牢固。改进后的防热罩已完成十多次火箭飞行任务,飞行中高空发动机工作正常。

## 4 结语

某高空发动机在羽流热环境工作条件下由于防热罩紧固件高温下抗拉伸强度低,在较高装配力矩条件下存在锌脆或镉脆带来的断裂风险,从而造成防热罩热防护功能失效。通过开展高空羽流中防热罩环境温度的仿真计算,对防热罩功能失效的机理进行了深入分析,完成了结构改进设计,并通过高温振动等一系列考核试验验证了改进后的防热罩。

改进后的防热罩参加了多次地面试车,试车后产品性能无变化。改进后的防热罩参加了多次飞行试验,试验后未出现以前故障。

### 参考文献:

- [1] 郭敬,孔凡超,胡旭坤.空间发动机羽流研究技术发展综述[J].火箭推进,2014,40(6):51-58.  
GUO J, KONG F C, HU X K. Research on plume flow of space thrusters[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(6):51-58.
- [2] JRFONTENOT J E. Thermal radiation from solid rocket plumes at high altitude[J]. AIAA Journal, 1965, 3(5): 970-972.
- [3] WATSON G H, LEE A L. Thermal radiation model for solid rocket booster plumes[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1977, 14(11):641-647.
- [4] NELSON H F. Backward Monte Carlo modeling for rocket plume base heating[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1992, 6(3):556-558.
- [5] 樊士伟,张小英,朱定强,等.用 FVM 法计算固体火箭羽流的红外特性[J].宇航学报,2005,26(6):793-797.
- [6] 张小英,朱定强,蔡国飙.固体火箭羽流红外特性的 DOM 法模拟及高度影响研究[J].宇航学报,2007,28(3):702-706.
- [7] 亓雪芹,王平阳,张靖周,等.反向蒙特卡罗法模拟波瓣喷管的红外辐射特性[J].上海交通大学学报,2005,39(8):1229-1232.
- [8] 帅永,董士奎,刘林华.高温含粒子自由流红外辐射特性的反向蒙特卡罗法模拟[J].红外与毫米波学报,2005,24(2):100-104.
- [9] 于胜春,汤龙生.固体火箭发动机喷管及羽流流场的数值分析[J].固体火箭技术,2004,27(2):95-97.
- [10] 朱定强,薛莲,蔡国飙,等.轨控发动机真空流场计算[J].宇航学报,2006,27(5):830-833.
- [11] 程晓丽,毛铭芳,阎喜勤.小推力发动机高空羽流场数值模拟[J].空间科学学报,2002,22(3):261-267.
- [12] 黄琳,聂万胜,陈伟芳.姿控发动机高空羽流流场干扰效应的 DSMC 方法研究[J].空气动力学学报,2003,21(1):104-108.
- [13] 范瑞祥,徐珊姝,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.
- [14] 程晓丽,李明智,毛铭芳,等.高空羽流场的 DSMC 计算和实验研究[J].空气动力学学报,2002,20(1):9-14.
- [15] 杨帆,王平阳,包轶颖,等.二级火箭喷流对底部热环境影响的数值模拟[J].上海航天,2009,26(5):46-51.
- [16] 李茂,陈世哲,陈春富.火箭发动机地面水平试车尾流温度场仿真分析[J].火箭推进,2012,38(6):29-34.  
LI M, CHEN S Z, CHEN C F. Simulation analysis on wake flow temperature field of rocket engine in horizontal ground test[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(6):29-34.
- [17] 张光喜,周为民,张钢锤,等.固体火箭发动机尾焰流场特性研究[J].固体火箭技术,2008,31(1):19-23.
- [18] 李猛,张晓宏,孙美,等.改性双基推进剂两相化学反应羽流特性研究[J].弹箭与制导学报,2012,32(1):123-126.
- [19] 张忠利.液体火箭发动机在高空工作期间喷管及其周围流场研究[J].火箭推进,2003,29(2):7-12.  
ZHANG Z L. Research on plume and nozzle of liquid rocket engine working in high altitude[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2003, 29(2):7-12.