

远地点发动机热防护模型

张 暘, 赵剑锋, 韩崇巍, 张宁莉, 宁 博, 杜卓林, 赵 欣, 赵啟伟
(北京空间飞行器总体设计部 热控技术研究室, 北京 100094)

摘 要: 针对多参数、强热耦合发动机热防护模型修正的难题, 通过分析系统的传热特点, 提出热环境分级、热参数分类的单参数调试方法。通过分析传热关系, 将系统分为两级热环境; 在每级热环境中仅调节几个参数, 减少了调试工作量。通过分析热阻网络, 确定了待定参数; 通过分析参数的影响程度, 确定参数的修正顺序。以具有代表性的两颗导航卫星为研究对象, 利用 I-DEAS TMG 软件对发动机热影响过程进行仿真。调试结果表明: 热模型的精度控制在 2°C 以内, 提高精度后的热模型可用来验证、指导热控设计。单参数调试方法的原理基于各参数对不同部件的影响程度不同, 可经有限次调试快速获得高精度、稳定的结果。单参数调试方法可用于解决工程实践中的多参数耦合问题。

关 键 词: 远地点发动机; 热防护模型; 多参数; 强热耦合; 热环境分级; 热参数分类; 单参数调试

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Thermal protection model of apogee engine

ZHANG Yang, ZHAO Jianfeng, HAN Chongwei, ZHANG Ningli,
NING Bo, DU Zhuolin, ZHAO Xin, ZHAO Qiwei

(Thermal Control Technology Department,
Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: To solve the problem of modifying thermal model on thermal protection of apogee engine with multi-parameter and strongly thermal coupling, a single-parameter modified method was proposed by grading thermal environment and classifying thermal parameters. By analysing heat transfer network, the system was divided to two thermal environments. Only few parameters were debugged in each thermal environment. By analysing thermal resistance network, the undetermined thermal parameters were figured out. By analysing the influence degree of parameters, the debugging sequence was determined. The temperatures of two Beidou Navigation satellites were employed. The thermal model was built by I-DEAS TMG. The debug result showed that all the temperature deviations were less than 2°C , so the modified thermal model can be used to verify and optimize thermal protection design. The principle of single-parameter modified method was based on different influence degrees of the undetermined parameters. Through several times debugging, the problem can be solved with high precision and stability. The single-parameter modified method is available to debug multi-parameter and strongly thermal coupling model.

收稿日期: 2020-09-03

基金项目: 国家自然科学基金 (11973100)

作者简介: 张暘(1979—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航天器热设计和热分析。

引用格式: 张暘, 赵剑锋, 韩崇巍, 等. 远地点发动机热防护模型[J]. 航空动力学报, 2021, 36(8): 1594-1604. ZHANG Yang, ZHAO Jianfeng, HAN Chongwei, et al. Thermal protection model of apogee engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1594-1604.

Key words: apogee engine; thermal protection model; multi-parameter; strongly thermal coupling; thermal environments grading; thermal parameters classifying; single-parameter modified

发动机热防护目的是确保发动机点火过程中航天器本体温度不超耐温限。发动机热防护已成为航天器热设计的重要研究内容^[1-7]。

赵啟伟等^[1]针对 DFH-4 平台卫星,通过地面点火试验,研究了 490N 发动机对卫星的对接框、承力筒胶接部位的热影响。首次获得了卫星对接框侧壁的到达热流为 $4\,900\text{ W/m}^2$,验证了高温隔热屏耐受发动机高热流载荷的能力。并指出地面点火试验舱的压力仅能维持不大于 80 Pa ,不能忽略气体微弱对流换热的影响。卫星在轨为高真空环境,不存在对流换热的传热途径。因此,地面点火试验的传热方式与在轨有本质区别,地面点火试验的温度数据不能用来评判热控设计,只能采用热分析的方法验证热设计的正确性。张暘、邹恒光等^[2-3]针对 DFH-4 平台卫星,采用基于 I-DEAS TMG (integrated design engineering and analysis software thermal model generator) 的热分析模型,预示了对接框、分离开关、以及发动机支架的温度。热分析参数均取值保守,模型的精度低。虽然可保证足够的热设计余量,但是会导致整星资源浪费。张涛等^[4]研究了某探测器上火箭发动机热防护,研究结果表明高温隔热屏的有效发射率是影响热防护效果的重要参数。给出了不同有效发射率对卫星部件温度的影响,但未给出高温隔热屏有效发射率的建议取值。

本文的研究目的为:针对地面试验无法验证热防护设计的问题,研究热防护模型修正方法,确保仿真模型的计算精度,使仿真模型能用于指导和评价热防护设计,并减小模型调试工作量。

热防护仿真模型有两个特点:第一,热模型是多部件、强热耦合系统;第二,不确定热参数较多^[8-9]。这些都给模型修正带来了很大困难。

本文首先对系统传热途径进行了分析,由外至内将卫星分成两个大的热环境。模型调试从最外层开始,由外向内,逐级修正;在每级热环境中,再将热参数分类,采用单参数调节的方法。此调试方法符合系统的传热规律,保证模型的准确性和稳定性,有效减少了修正的工作量。

其次,尽量减少不确定参数,减小模型修正的工作量。本文使用的计算参数大多来自长期的工

程积累^[10-11]。部分参数来源于宇航工程单位的测试数据^[12-14]。对于小部分不确定(仅有取值范围)的参数,如高温多层的有效发射率、隔热垫热阻等,再通过调试的方法获取^[15-16]。

通过采用本文描述的模型修正方法,利用有限元热分析软件 I-DEAS TMG 进行了仿真,仿真结果与在轨温度偏差在 $2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内。考虑到远地点发动机的相似性,本文的研究工作对今后航天器用高比冲发动机^[17]的热防护设计具有参考意义。

1 热防护模型

1.1 物理模型

1.1.1 热设计状态

DFH-4 平台卫星采用中心承力筒为核心的箱形结构,分为通信舱、推进舱和服务舱。发动机及其支架位于推进舱,推进舱结构组成如图 1。

推进舱的热控状态为:在背地板、中板、承力筒锥段、东西板朝向推进舱侧粘贴镀铝膜。背地板外表面安装黑膜多层。东西板星外侧以及承力筒在背地板以下 100 mm 区域的外侧安装黄膜多层。在下贮箱的下半球安装多层。在南、北板外表面粘贴 OSR(optical solar reflector)片,作为推进、服务舱的散热面。

发动机热防护设计包括两个方面。第一,防发动机身部的辐射热。在发动机下法兰与卫星的对接框之间吊挂锥台状高温隔热屏,保护承力筒复材结构、以及承力筒和对接框的胶接部位。图 2~图 3 为高温隔热屏(高温多层隔热组件)的安装示意。第二,防发动机头部的导热。发动机安装面垫 1 mm 厚聚酰亚胺隔热垫片,保护复材发动机支架。

图 4 为导航两颗卫星(代号为 G1 和 G2)对接框测温点位置。G1 卫星对接框的测温点(遥测代号为 T1,该点温度记为 t_1)位于承力筒的内壁面距离星箭分离面 25 mm 处。该处虽有 T300 加强碳纤维布(CFRP),但仍在对接框的高度以内,所测温度可代表对接框的温度。G1 卫星承力筒锥段仅 1 个测温点(遥测代号为 T3,该点温度记为 t_3),位于背地板以上 200 mm ,如图 1~图 2。G2

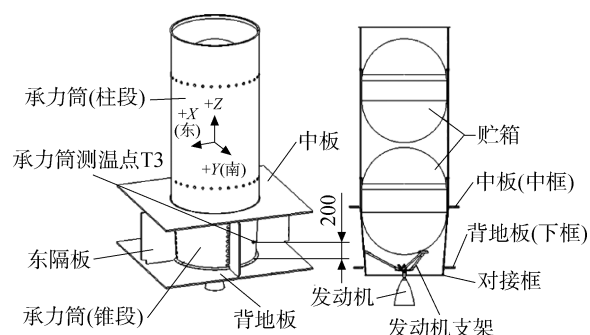


图1 推进舱结构组成(单位:mm)

Fig.1 Assembly structure of propelling module (unit:mm)

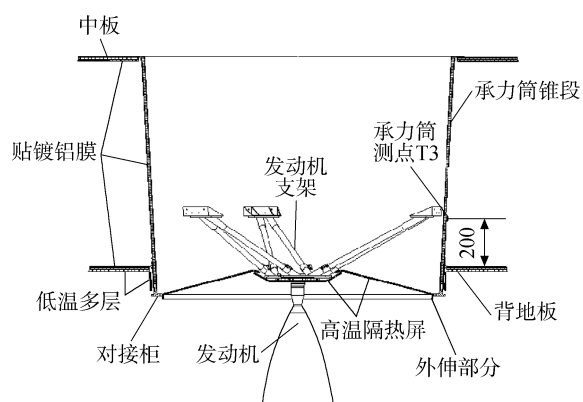


图2 远地点发动机热防护设计示意图(单位:mm)

Fig.2 Apogee engine thermal protection diagram (unit:mm)



图3 高温多层隔热组件实施效果

Fig.3 High temperature multilayer insulator assemble installation

卫星将对接框的测温点(T1)移至距离星箭分离面 150 mm 处(背地板以上 30 mm),所测温度实则为承力筒下端温度(遥测代号为 T2,该点温度记为 t_2)。T1、T2 两个测点相结合,可反映承力筒的温度梯度。G2 卫星对接框的温度以安装在其上的分离开关为准(根据飞行经验,分离开关与对接框温差在 1°C 以内)。

图 5 为两颗导航卫星发动机支架测温点位置。G1 卫星测点位于支架接头 A 的安装底座(遥测代号为 T4,该点温度记为 t_4),G2 卫星测点

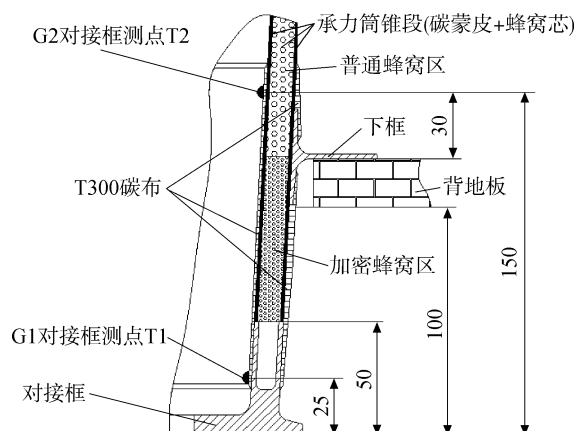


图4 承力筒横截面及对接框测温点布局(单位:mm)

Fig.4 Cylinder cross section and docking ring thermistors layout (unit:mm)

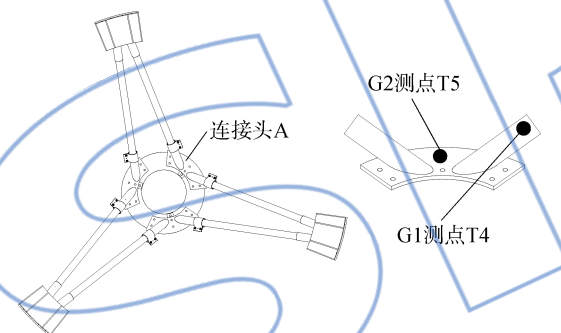


图5 远地点发动机支架测温点布局

Fig.5 Apogee engine bracket thermistors layout

位于支架接头 A 的套管(遥测代号为 T5,该点温度记为 t_5)。接头 A 为 T300 碳纤维材料编织而成,热导率无实测值。两颗卫星的在轨数据可用于修正该参数。

图 6 为 DFH-4 平台卫星背地板测温点(遥测代号为 T6,该点温度记为 t_6)的位置。测点位于

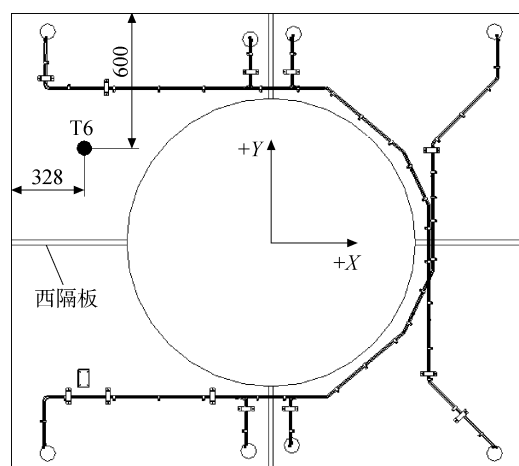


图6 背地板测温点布局(单位:mm)

Fig.6 Anti-earth panel thermistors layout (unit:mm)

背地板内表面,与隔板、南北板有一定距离,受导热影响较小,主要靠辐射换热。

1.1.2 发动机热边界

发动机身部的温度场如图 7 所示,为地面点火试验实测值。G1 卫星燃烧室温度为 $1\,317\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、喉部温度为 $1\,417\text{ }^{\circ}\text{C}$; G2 卫星燃烧室温度为 $1\,186\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、喉部温度为 $1\,387\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。发动机头部温度按在轨实际温度处理为定温边界。

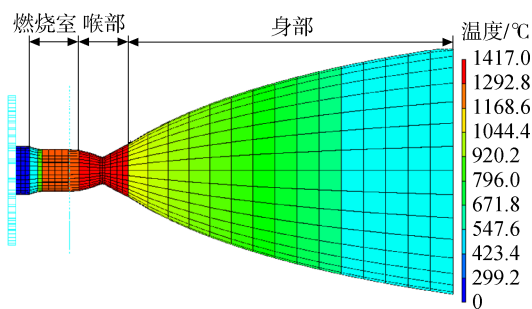


图 7 远地点发动机温度分布

Fig.7 Temperature distribution of apogee engine

1.2 传热途径分析

图 8 为发动机热防护模型的传热网络,为了更清晰地描述部件之间的传热关系,图中未画出对接框、发动机以及高温隔热屏与空间的换热。

R 代表辐射热阻, C 代表导热热阻,并用虚/实线区分。一级热环境为高温隔热屏、贮箱下半球多层、承力筒锥段内表面组成的封闭区域。发动机支架位于一级热环境内,对接框与一级热环境有导热耦合(C_{11})。一级热环境的热源是发动机的身部辐射热和头部导热。发动机身部热辐射,通过两个渠道进入一级热环境:隔热屏漏热(R_{12})、对接框吸热(R_{11})。发动机头部导热(C_{12}),通过隔热垫进入发动机支架。一级热环境的热沉是承力筒锥段,吸收来自对接框(C_{11})、高温隔热屏(R_{15})、支架(R_{18})、贮箱多层(R_{17})的热流。

次级热环境为服务舱南/北板、背地/中板、东/西板、隔板以及承力筒锥段外表面组成的封闭区域。次级热环境的热源是承力筒锥段,即一级热环境的热沉。服务舱南/北板为次级热环境的热沉,吸收来自承力筒(R_{12})、隔板(R_{14})、背地板(R_{15})辐射热。隔板(C_{11})、背地板(C_{12})均与承力筒有导热耦合,也是承力筒的散热途径之一。

可见,一级热环境热沉的温度除了受发动机输入热流的影响外,还受次级热环境的影响。次级热环境的热沉温度主要取决于服务舱设备的工作状态、以及南北面 OSR 的热光学性能,相对一级热环境热沉而言是相对简单的。因此,修正热

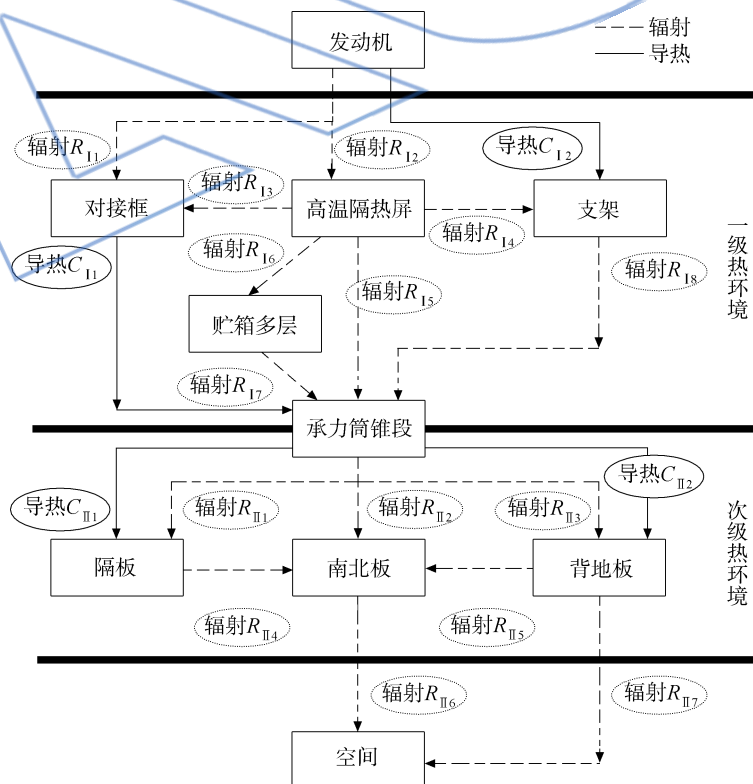


图 8 传热网络图

Fig.8 Thermal resistance network

模型从次级开始,向内修正。为了减少影响因素,次级热环境做了简化处理:不考虑服务舱南/北、东/西隔板的设备;南/北、东/西隔板按定温边界处理,取在轨飞行温度。

1.3 热参数分析

1.3.1 部件间热阻及其参数选取

辐射热阻 $R_{11} \sim R_{18}$ 、 $R_{11'} \sim R_{17'}$ 与部件的表面发射率有关。各部件的发射率见表1,大部分均为有确定数据的实测值。对接框实测数据离散性较大;镀铝膜热控实施后无实测数据;背地板多层有效发射率无实测数据。这3个参数需要调试。

导热热阻 C_{11} 为对接框与承力筒通过加强碳布的导热热阻,与碳布自身热导率以及碳布胶粘区域的接触传热系数有关。加强区域的示意图如图4。对接框与承力筒对接区域的内外表面,均采用6层T300编织布与Redux420胶补强,各层方向不同,以保证加强后各向同性。沈蓉影^[14]给出了这种复材结构的热导率实测值,如表2,表中 t 为测试温度。可见,加强碳布的热导率随温度变化不明显,面向热导率大于层间热导率。层间热导率虽小,但层厚仅为0.2 mm。通过评估可知,

面内热阻约为层间热阻的180倍,即各层是等温的。在热模型中,加强碳布按一层1.2 mm厚等效处理。至此,导热热阻 C_{11} 中仅碳布胶接处的接触传热系数(h)不确定,需要调试(一般取300~1 500 W/(m²·℃))。

导热热阻 C_{12} 为发动机与支架间隔热热阻。该热阻由两部分热阻并联组成,如图9。直线箭头分支包括两个安装面与隔热垫的接触热阻以及隔热垫自身导热热阻;曲线箭头分支包括弹垫、平垫、螺钉帽、发动机安装面之间的接触热阻,以及螺钉杆自身的导热热阻。估算热阻理论值为25.8℃/W。考虑实际安装情况,螺钉杆会与安装孔接触,导致局部热短路,因此该值会减小,也是一个需要修正的重要参数。

导热热阻 $C_{11'}$ 、 $C_{12'}$ 也需修正,根据连接件的材料以及接触面积,估算其最小值分别2、0.1℃/W。

1.3.2 部件自身参数选取

各个部件的热容可以根据部件的实测重量以及材料的比热容计算得到。复合材料的热导率往往缺少实际测量值,需要调研分析。

表1 部件发射率、吸收率
Table 1 Emissivity and absorptivity of the parts

部件	部位	发射率	吸收率	是否调试	备注
发动机	高温涂层1	0.88	0.83	否	实测
对接框	磷酸阳极化	0.08~0.12	0.22~0.39	是	实测、离散大
高温隔热屏	外表面(高温涂层2)	0.78	0.83	否	实测
	内表面(镀铝膜)	0.05~0.1		是	估计
	有效发射率	0.02~0.05		是	经验:部件自身热阻 (文中第1.3.2节)
贮箱多层	外表面(镀铝膜)	0.05~0.1		是	估计
支架	复材	0.85		否	实测
	铝合金	0.1		否	实测
承力筒	内表面(碳蒙皮)	0.85		否	实测
	外表面(镀铝膜)	0.05~0.1		是	估计
隔板	碳蒙皮	0.85		否	实测
	铝蒙皮	0.1		否	实测
南北板	内表面(SR107白漆)	0.85		否	实测
	外表面(OSR)	0.79	0.135	否	实测
	内表面(镀铝膜)	0.05~0.1		是	估计
背地板	外表面(黑膜多层)	0.78	0.92	否	实测
	黑膜多层有效发射率	0.02~0.05		是	经验

对接框为铝合金材料,牌号为LD10,其热导率是确定的。支架连接头A为T300碳纤维编织结构,虽然无实测数据,但必小于T300纤维的热导率($10\text{ W}/(\text{m}\cdot^{\circ}\text{C})$,产品手册)。隔板、南北板、背地板热导率取 $1.3\sim 1.5\text{ W}/(\text{m}\cdot^{\circ}\text{C})^{[13]}$ 。高温隔热屏为镍箔/玻璃布、双面镀铝聚酰亚胺膜/涤纶网以一定比例组合而成,其有效发射率无实测数据,经验取 $0.02\sim 0.05$,是需要调试的。

承力筒的结构较复杂(图4),需采用等效方法计算其热导率。承力筒锥段的下端面(与对接框顶部的对接面)直到背地板区域:碳蒙皮采用13层M55J碳布,每层碳布厚 0.1 mm ,蜂窝芯为加密结构。锥段其他区域:碳蒙皮结构相同,蜂窝芯为普通结构。根据文献[13]给出M55J单层碳布热导率的实测值,以及多层碳布等效热导率计算公式,得到了适用于DHF-4平台承力筒的热导率,如表3。可见,在 $20\sim 50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内热导率变化较小,仿真取 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的数据。

表 2 T300 碳布 X、Y、Z 方向导热系数
Table 2 Thermal conductivity of T300 carbon fiber reinforced polymer on X, Y, Z direction

材料与铺层	导热系数/(W/(m·℃))				
	方向	$t=60^{\circ}\text{C}$	$t=75^{\circ}\text{C}$	$t=95^{\circ}\text{C}$	$t=115^{\circ}\text{C}$
T300/4211 [±45°]	X	3.027	3.163	3.283	3.409
	Y	3.027	3.163	3.283	3.409
	Z	0.756	0.783	0.798	0.862

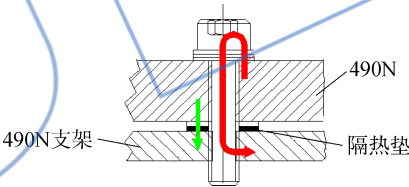


图 9 导热热阻 C_{12} 组成
Fig.9 Thermal resistance component of C_{12}

表 3 承力筒热导率
Table 3 Thermal conductivity of cylinder

部件	热导率/(W/(m·℃))				
	$t=-150^{\circ}\text{C}$	$t=-50^{\circ}\text{C}$	$t=20^{\circ}\text{C}$	$t=50^{\circ}\text{C}$	$t=100^{\circ}\text{C}$
单层平行纤维	30	38.9	45	51	56
单层垂直纤维	12	14.7	17	20.1	24.2
密蜂窝区	32.9	39.9	44.8	49.9	54.6
普通蜂窝区	25.8	32.8	37.7	42.8	47.5

2 模型调试

2.1 模型调试思路

根据上述的分析,一级热环境需要调试的参数为对接框的吸收/发射率($\alpha_1(\epsilon_1)$)、隔热屏的有效发射率(ϵ_{eff1})、连接头A的热导率(λ_A)、对接框与承力筒通过加强碳布的导热热阻(C_{11} /仅h)、以及发动机与支架间隔热热阻(C_{12})。次级热环境需要调试的参数为镀铝膜发射率(ϵ_{Al})、背地板多层有效辐射率(ϵ_{eff2})、导热热阻 C_{11} 、 C_{12} 。

可见,热模型需要调节的参数较多,并且通过传热途径分析可知,参数间会关联起作用。

多参数调节可采用智能算法,但是智能算法不能避免调试的结果收敛于局部最优解,智能算法的准确性和稳定性还有待进一步提高。

本文研究的多参数、强耦合传热系统有其自身的特点,即每个参数对不同测温点的影响程度不同。这个特点为单参数调节提供了可能性。

单参数调节方法的判据是:受其影响最大的温度测点偏差较小,而不是所有的温度测点。参数调试的顺序十分关键。先调节全局参数、再调整局部参数。另外,将热环境分级,从而将待定参数分配到不同的热环境中。如此,针对每级热环境待修正的参数就会减少,从而大大减少修正计算工作量。这种热环境分级、参数分类的单参数调试方法是符合传热规律和传热特点的、高效的调节方法。

通过传热途径分析可知,次级热环境相对简单,并且其待定参数较少,应该从次级环境开始修正。次级的4个参数分两类。第一类为局部参数,仅影响部件自身的温度(ϵ_{Al} 、 ϵ_{eff2})。可通过多颗在轨卫星背地板温度,确定这两个参数的具体数值。第二类参数与一级热环境有较强的热耦合(C_{11} 、 C_{12})。需要与一级热环境结合确定参数的取值。但 C_{11} 、 C_{12} 仅影响承力筒局部的温度(t_2),对承力筒温度水平(t_3)影响较小,可以放在最后做局部调整。

一级热环境的5个参数可分为三类。第一类为局部参数(λ_A 、 C_{12})。第二类参数会影响多个部件($\alpha_1(\epsilon_1)$ 、 C_{11})。第三类为全局参数,决定一级热环境的温度水平,影响所有部件温(ϵ_{eff1})。因此,第三类参数需要最先调节,再调整第二类参数,第一类参数最后局部修正即可。一级热环境参数的影响程度分析见表4。可见,每个参数对不同测

点的影响程度是有差异的。

综上所述,得到模型调试的流程图如图 10。

表 4 参数影响程度分析

Table 4 Parameter influence degree analysis

参数	T1	T2	T3	T4	T5
λ_A	×	×	×	☆☆	☆☆☆
C_{I2}	×	×	×	☆☆☆	☆☆
$\alpha_1(\epsilon_1)$	☆☆☆	☆☆	×	×	×
C_{I1}	☆☆	☆☆☆	☆	×	×
ϵ_{eff}	☆	☆	☆☆☆	☆☆	☆☆

注:“×”代表不相关,“☆”的数量表示相关程度。

2.2 调试过程及结果

2.2.1 次级热环境参数调试

导航卫星背地板测温点位于舱板的 4 个角点,受南北板、东西板以及 10 N 推力器支架的导热影响较大,不能反映背地板受纯辐射的影响情况。为了准确地修正镀铝膜发射率、以及背地板多层有效发射率,采用 DFH-4 平台多颗卫星整星热分析模型,计算了不同参数组合的结果,见表 5。根据卫星飞行数据,巡航姿态下,背地板平衡温度为 26~28 ℃(黑膜多层)。

对比组合 1、组合 2 可知:镀铝膜发射率(ϵ_{Al})

从 0.05 增加到 0.1,背地板仿真温度仍高于在轨;可见,多层的有效发射率(ϵ_{eff2})是影响背地板温度的主要因素,而且这一参数应小于工程建议值的下限(0.02)。多次调试后,取 $\epsilon_{eff2}=0.005/\epsilon_{Al}=0.1$ 与在轨温度均吻合较好,偏差 1 ℃。

修正的多层有效发射率比经验值低,因为多层的有效发射率不是一个定值,而是随温度变化的。文献[18]指出,多层的隔热效果是导热和辐射共同作用的结果,而有效发射率的等效方法仅使用辐射项描述传热过程,因此不能体现温度变化的影响。根据文献[18],采用 I-DEAS TMG 建了 20 单元多层的传热模型,计算了高温、低温工况下黑膜多层的有效发射率。计算结果表明,无太阳照射情况(低温),多层有效发射率为 0.018,与经验值一致;正照太阳情况下(高温),黑膜多层有效发射率取 0.005,与调试的结果一致。

2.2.2 一级热环境参数调试

未确定的热参数还有 7 个,计算的初始值均取最大值,见表 6。利用 G1、G2 两颗卫星在轨巡航工况和点火工况的实测温度来调试参数。G1 和 G2 卫星巡航姿态,太阳均直照背地板,直至温度稳定。G1 点火姿态,背地面与阳光矢量夹角约为 130°,对接框的星箭分离面侧照太阳。G2 点火姿态,背地面与阳光矢量夹角约为 85°,对接框基本无太阳热流。点火过程均持续 60 min。

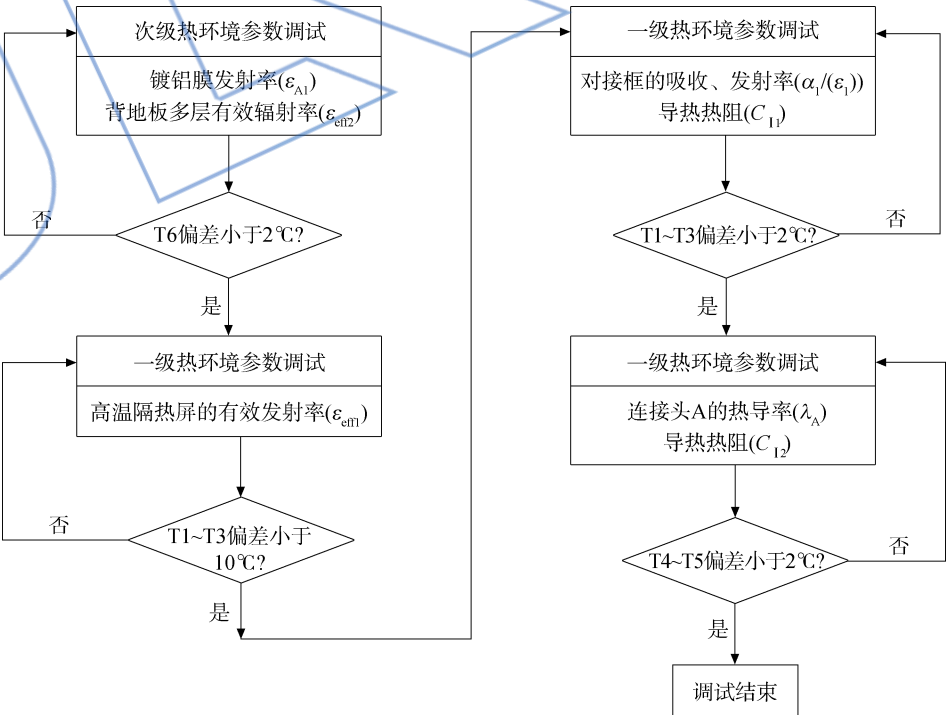


图 10 参数调试流程图

Fig.10 Flow path of parameter debugging

表 5 次级热环境参数调试
Table 5 Secondary thermal environment adjustment

参数	组合 1	组合 2	组合 3	组合 4
ϵ_{eff2}	0.02	0.02	0.005	0.005
ϵ_{A1}	0.05	0.10	0.05	0.10
$t_6/^{\circ}\text{C}$	65.8	48.4	34.8	26.8

根据初始值得到了仿真 0 的结果,见表 7。巡航工况:计算温度普遍比在轨高 5℃,承力筒 t_2 偏高 9℃。点火工况:也是计算温度普遍偏高, t_3 偏高 14℃, t_2 偏高 10℃, t_5 偏高 14℃。部件温度普遍偏高,需调整影响一级热环境整体温度水平的参

数,即隔热屏有效发射率。按黑膜多层有效发射率随温度变化的规律,高温情况下隔热屏的有效发射率也会小于经验值(0.02)。由于缺少高温多层反射屏间接触传热系数、反射屏发射率随温度变化的实测数据,因此无法计算其有效发射率,只能通过调试模型获取。

1) 调试 1:先将 ϵ_{eff1} 降低至 0.01,其他参数维持不变,见表 6。得到仿真 1 的结果,见表 7。巡航工况:对接框和承力筒仅降温 1℃,说明 ϵ_{eff1} 对巡航的结果影响小,需要进一步调整其他参数。承力筒仍严重偏离在轨温度。G2 卫星承力筒 T2 与对接框的温差仅为 8℃,在轨温差为 16℃,说明对

表 6 主级和次级热环境参数调试过程
Table 6 Primary and secondary thermal environment parameter adjustment process

级数	参数	范围	初始值	工况			
				调试 1	调试 2	调试 3	研究工况
次级	$C_{\text{II}1}$	<2	2	2	2	2	2
	$C_{\text{II}2}$	<0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
一级	ϵ_{eff1}	0.05~0.1	0.02	0.01↓	0.01	0.01	点火 0.05↓
	$\alpha_1(\epsilon_1)$	0.39(0.08)	0.39(0.08)	0.39(0.08)	0.3(0.1↓)	0.3(0.1)	0.35(0.1↑)
	$C_{\text{I}1}$	300~1 500	1 500	15 00	500↓	500	500
	λ_{A}	<10	10	10	10	7↓	10↑
	$C_{\text{I}2}$	<25.8	25.8	25.8	25.8	7↓	5↓

注:表中↓、↑分别为相对前一工况的增、减。

表 7 热环境参数对仿真温度的影响
Table 7 Effect of thermal environment parameter on temperature simulation

工况	卫星	测温点温度	在轨	仿真 0	仿真 1	仿真 2	仿真 3	仿真 4
巡 航	G1	对接框温度 $t_1/^{\circ}\text{C}$	59	64	63	59	59	61
		距离承力筒下端 200 mm 高温 $t_3/^{\circ}\text{C}$	39	44	43	38	38	39
		连接头 A(套管)温度 $t_5/^{\circ}\text{C}$	46	49	47	43	44	46
		对接框(分离开关)温度/ $^{\circ}\text{C}$	60	65	64	59	59	62
		距离承力筒下端 30 mm 高温 $t_2/^{\circ}\text{C}$	44	53	52	45	45	46
	G2	距离承力筒下端 200 mm 高温 $t_3/^{\circ}\text{C}$	40	45	44	39	39	40
		连接头 A(底座)温度 $t_4/^{\circ}\text{C}$	54	54	48	44	54	55
		对接框温度 $t_1/^{\circ}\text{C}$	55~68	58~74	57~68	53~67	53~67	55~67
		距离承力筒下端 200 mm 高温 $t_3/^{\circ}\text{C}$	39~43	42~57	41~50	37~45	37~45	38~42
		连接头 A(套管)温度 $t_5/^{\circ}\text{C}$	45~64	47~78	46~66	42~62	44~65	45~60
点 火	G1	对接框(分离开关)温度/ $^{\circ}\text{C}$	53~54	56~57	57~52	53~53	53~53	55~52
		距离承力筒下端 30 mm 高温 $t_2/^{\circ}\text{C}$	42~42	44~52	50~48	44~44	44~44	45~43
		距离承力筒下端 200 mm 高温 $t_3/^{\circ}\text{C}$	40~41	51~53	43~46	39~43	39~43	40~41
	G2	连接头 A(底座)温度 $t_4/^{\circ}\text{C}$	52~90	52~90	51~79	48~76	52~90	53~86

接框向承力筒导热过多。点火工况对接框、承力筒降温显著,说明降低 ϵ_{eff} 是正确的。承力筒 t_2 与对接框温差仅 5°C ,在轨温差为 12°C ,与巡航工况的现象一致。因此,需要增大热阻 C_{11} ,即减小 h ,减小对接框向承力筒的导热。

2) 调试2:增大热阻 C_{11} (即降低 h)的同时,必须减小对接框 $\alpha_1(\epsilon_1)$,否则对接框温度偏高更多。经多次调试,将 h 降至 $500\text{ W}/(\text{m}^2\cdot^\circ\text{C})$,同时 $\alpha_1(\epsilon_1)$ 调整为 $0.3, 0.1$,见表6。得到仿真2的结果,见表7。调试步骤为先减小 h ,增大承力筒和对接框的温差,使其接近在轨温差;再减小 $\alpha_1(\epsilon_1)$,降低

对接框和承力筒的温度水平。巡航工况、点火工况承力筒、对接框温度吻合较好,偏差均 2°C 以内。

连接头A温度偏差较大,特别对G2卫星,偏差 14°C 。连接头A温度取决于 λ_A, C_{12} ,均为局部参数,可放到最后调整。

3) 调试3:经多次调试,取 C_{12} 为 $7^\circ\text{C}/\text{W}$, λ_A 为 $7\text{ W}/(\text{m}^2\cdot^\circ\text{C})$,见表6。得到仿真3的结果,见表7。调试步骤:先减小导热热阻 C_{12} ,提高 t_4 ;再减小连接头A热导率 λ_A ,使 t_4, t_5 均吻合。所有部件温度偏差均在 2°C 以内,见表7。点火过程曲线见图11~图12。

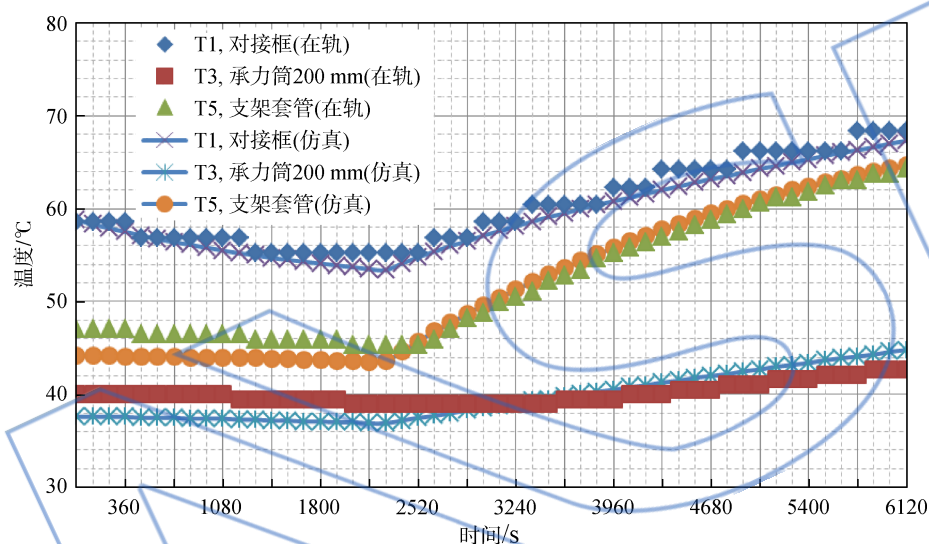


图11 G1卫星仿真结果与飞行数据对比

Fig.11 G1 satellite simulation result vs.flight data

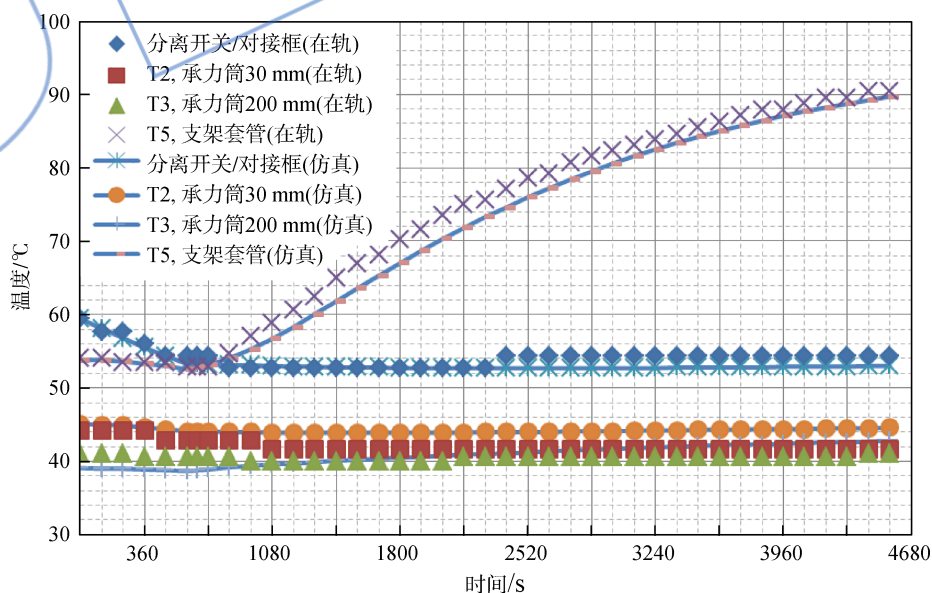


图12 G2卫星仿真结果与飞行数据对比

Fig.12 G2 satellite simulation result vs.flight data

通过以上分析可知, C_{11} 、 C_{12} 取经验值即可,不必进一步修正。

2.2.3 高温隔热屏有效发射率的研究

根据前述对低温多层的研究结果,多层的有有效发射是随温度变化的。为此研究了温度对高温隔热屏有效发射率的影响情况。

研究工况:点火过程隔热屏外表面温度 $400\sim 600\text{ }^{\circ}\text{C}$,远高于巡航($135\text{ }^{\circ}\text{C}$),因此点火过程高温隔热屏 ϵ_{eff} 有可能更小,调整至0.005,见表6。由于隔热屏漏热量减小,一级热环境的所有部件均降温,需要适当增大对接框吸收发射比,并减小支架隔热热阻、增大连接头A的热导率。在参数合理范围内,得到仿真4的结果,见表7。巡航工况和点火工况下温度偏差基本仍在 $2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内。点火工况温升幅度有明显变化,G2卫星对接框仿真结果为降温,而在轨温度基本不变。G1、G2卫星连接头A、承力筒的温升幅度均小于在轨。可见,一级热环境所有部件吸收热流均小于在轨。因此,隔热屏的有效发射率的下限为0.005。

3 结 论

通过采用热环境分级、热参数分类的单参数调试方法,有效地解决了多参数、强耦合的热模型修正的难题。最终仿真结果与导航两颗卫星的在轨温度吻合较好,温差在 $2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内。获得了准确的关键参数如下:

- 1) 镀铝膜粘贴后,发射率从0.05提高到0.1。
- 2) 发动机点火过程,高温隔热屏有效发射率可取0.01,甚至更低。该值突破了经验取值范围,体现了温度对多层隔热效果的影响。
- 3) 发动机与其支架间热阻取 $7\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{W}$ 。仅为理论值的27%,说明目前的隔热方式存在热短路。

热分析参数的取值是准确、稳定的。热防护模型具有较高的预测精度,可以用来验证、指导热控设计。

参考文献:

[1] 赵啟伟,华诚生,张暘,等.490N发动机点火热影响试验研究[C]//第8届空间热物理会议论文集.北京:中国宇航学会飞行器总体专业委员会,2007:593-598.

[2] 张暘,华诚生,钟奇,等.DFH-4卫星平台分离开关热分析[C]//第8届空间热物理会议论文集.北京:中国宇航学会飞行器总体专业委员会,2007:282-289.

[3] 邹恒光,张暘.高比冲远地点变轨发动机热防护技术[R].北京:航天国防科技报告管理办公室,GF-A9015732M,2017.

[4] 张涛,孙冰.某探测器上火箭发动机热防护仿真与设计[J].航空动力学报,2010,25(6):1407-1411.
ZHANG Tao, SUN Bing. Simulation and design of thermal protection of rocket motor in certain detector[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6):1407-1411. (in Chinese)

[5] 魏超,张忠利.深空探测发动机热环境研究[J].航空动力学报,2010,25(5):1139-1144.
WEI Chao, ZHANG Zhongli. Investigation on thermal environment for deep-space-exploration liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5):1139-1144. (in Chinese)

[6] 王杏涛,张靖周,单勇.发动机舱内部传热和蒙皮的降温规律[J].航空动力学报,2016,31(5):1121-1126.
WANG Xingtao, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Internal heat transfer and skin temperature reduction law of engine nacelle[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5):1121-1126. (in Chinese)

[7] 张栋,薛淑艳,宁献文,等.大推力发动机高温隔热屏设计及优化研究[J].航天器环境工程,2017,34(4):350-354.
ZHANG Dong, XUE Shuyan, NING Xianwen, et al. Design and optimization of high temperature heat shield for large thrust engines. [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2017, 34(4):350-354. (in Chinese)

[8] ISHIMOTO T, HENRY M P. Thermal network correction techniques[C]//Proceedings of AIAA 5th Thermophysics Conference. Los Angeles, US: AIAA, 1970:383-389.

[9] DOENECKE J. Adjustment of a Thermal mathematical model to test data[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1970, 7(6):720-725.

[10] 麻慧涛,华诚生.通信卫星平台热分析建模方法研究及温度预示[J].中国空间科学技术,2002,22(5):54-60.
MA Huitao, HUA Chengsheng. Research of thermal modeling method and temperature prediction for communication satellite platform[J]. Chinese Space Science and Technology, 2002, 22(5):54-60. (in Chinese)

[11] 刘百麟,周佐新.GEO卫星氢镍蓄电池在轨温度波动机理分析[J].中国空间科学技术,2011,31(2):64-71.
LIU Bailin, ZHOU Zuoxin. Analysis of H₂-Ni battery temperature oscillation mechanism for GEO satellites[J]. Chinese Space Science and Technology, 2011, 31(2):64-71. (in Chinese)

[12] 张建可.碳纤维复合材料低温热导率测试方法[J].低温工程,2010(4):58-61.
ZHANG Jianke. Experiment and research for test methods of thermal conductivity of carbon fiber composites at low temperature[J]. Cryogenics, 2010(4):58-61. (in Chinese)

[13] 张建可.M55J碳纤维/氰酸酯复合材料X、Y方向低温热导率的测试研究[J].宇航学报,2011,32(1):219-223.
ZHANG Jianke. Research and measurement of the thermal conductivity of M55J carbon fibre/cyanate ester composites for the X, Y directions at low temperature[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(1):219-223. (in Chinese)

[14] 沈蓉影.碳纤维复合材料导热系数研究[J].材料工程,1993(3):

- 4-5.
SHEN Rongying. Study of thermal conductivity of carbon fiber composites[J]. Journal of Materials Engineering, 1993(3): 4-5. (in Chinese)
- [15] 程文龙, 刘娜, 钟奇, 等. 卫星稳态热模型参数修正方法研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(1): 270-275.
CHENG Wenlong, LIU Na, ZHONG Qi, et al. Study on parameters correction method of steady-state thermal model for spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1): 270-275. (in Chinese)
- [16] 张镜洋, 常海萍, 王立国, 等. 小卫星瞬态热分析模型修正方法[J]. 中国空间科学技术, 2013, 33(4): 24-30.
ZHANG Jingyang, CHANG Haiping, WANG Liguang, et al. Correction method for transient thermal analysis model of small satellite[J]. Chinese Space Science and Technology, 2013, 33(4): 24-30. (in Chinese)
- [17] 赵婷, 陈夏超, 杨成虎, 等. 面向高轨卫星的液体轨控发动机研制进展[J]. 火箭推进, 2018, 44(1): 1-7.
ZHAO Ting, CHEN Xiachao, YANG Chenghu. Developing progress of liquid bipropellant orbit control engine for high orbit satellite[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(1): 1-7. (in Chinese)
- [18] 张暘, 赵啟伟, 钟奇, 等. 低温区多层隔热性能研究[J]. 航天器工程, 2019, 28(增刊1): 97-102.
ZHANG Yang, ZHAO Qiwei, ZHONG Qi. Thermal performance study of multiplayer insulation at low cold temperature[J]. Spacecraft Engineering, 2019, 28(Suppl. 1): 97-102. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)