

文章编号 2095-1531(2014)06-0982-07

空间光学遥感器热试验外热流模拟及程控实现

关奉伟, 刘 巨*, 于善猛, 黄 勇, 崔 抗
(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:以某太阳同步轨道空间光学遥感器为例,阐述了空间外热流分析计算、热平衡试验外热流模拟以及外热流程控加载的全过程。首先,总结了空间光学遥感器外热流模拟的完整流程。其次,简要介绍了太阳辐射、地球反照、地球红外辐射三种空间外热流的计算方法。然后,对该空间遥感器进行了空间综合吸收外热流计算,获得了阳照区及阴影区外热流平均值。最后,确定了热平衡试验外热流的模拟方法和策略,利用 LabVIEW 语言编写了程控电源开环控制程序,实现了热试验外热流的准确加载。试验结果表明,外热流值加载偏差在 $\pm 2.5\%$ 以内,满足热平衡试验要求。

关键词:空间光学遥感器;外热流;程控

中图分类号:V447.3 文献标识码:A doi:10.3788/CO.20140706.0982

Space heat flux simulation and programmable load for thermal test of space optical remote sensor

GUAN Feng-wei, LIU Ju*, YU Shan-meng, HUANG Yong, CUI Kang
(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)
* Corresponding author, E-mail: yanwuqiu@aliyun.com

Abstract: The whole process of space heat flux analysis, heat flux simulation and programmable load for thermal test is expatiated for a given space optical remote sensor working in sun-synchronous orbit. Firstly, space heat flux simulation process of space optical remote sensor is summarized. Secondly, calculation methods of solar radiation, earth albedo and earth infrared radiation are introduced. Thirdly, the space total absorbed heat flux for the given space optical remote sensor is calculated, and the average heat flux of the sunlit area and the shaded area is gained. Finally, the space heat flux simulation method and tactic of thermal test are confirmed, and open-loop control program of programmable power is written using LabVIEW language, and space transient heat loads of thermal test are accurately applied. The results of test indicate that the deviations of applied heat load are within $\pm 2.5\%$, and the deviations which can meet the requirements of thermal test.

Key words: space optical remote sensor; space heat flux; programmable load

收稿日期:2014-09-12;修订日期:2014-11-16

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 60506014)

1 引言

航天器所处的空间热环境与系统热控制设计密切相关,空间热环境包括自由分子加热、真空和低温、粒子辐照、太阳辐射、行星反照、地球反照、地球红外辐射以及宇宙射线等^[1],地球轨道航天器所受空间热流主要来自于太阳辐射、地球反照、地球红外辐射三部分^[2-4],其余如自由分子加热和空间粒子等对热控设计影响较小,通常可忽略不计。

空间外热流会造成航天器表面温度的波动及不均匀性^[5-6],同时空间外热流又随运行轨道、四季时节有显著变化,并且与航天器表面形状、空间方位等也有直接关系,所以对于航天器热设计,空间外热流分析的工作非常必要而且复杂,空间热流分析已经成为了整机热分析工作的重要组成部分^[7-8]。

航天器的热设计通常都需要通过热平衡试验进行验证,对于地面的热平衡试验,空间外热流的模拟是必要的试验条件之一,由于航天器在轨运

行期间,所受空间热流随时间一直处于瞬态变化之中,所以空间外热流模拟的方法和准确性对热平衡试验结果的正确与否有重要影响。本文以某太阳同步轨道空间光学遥感器为例,对空间外热流的仿真计算,热平衡试验的外热流模拟方法,以及热试验中外热流加载的程控实现的全过程进行系统介绍。

2 外热流模拟流程

在空间光学遥感器的热控设计任务中,空间外热流的计算、模拟、试验加载等工作可谓贯穿始终。在确定了轨道参数、卫星空间方位、相机构型等热控设计输入后,进行任务分析;确定热分析及热试验的典型或极端工况之后,展开外热流分析工作;获得典型或极端工况下的瞬态外热流或周期平均外热流,依据计算值以及外热流模拟方案,确定热平衡试验工况热流加载值;最后编写开环或闭环控制程序,实现热平衡试验空间外热流的加载实现及准确模拟。外热流模拟的全部流程如图1所示。

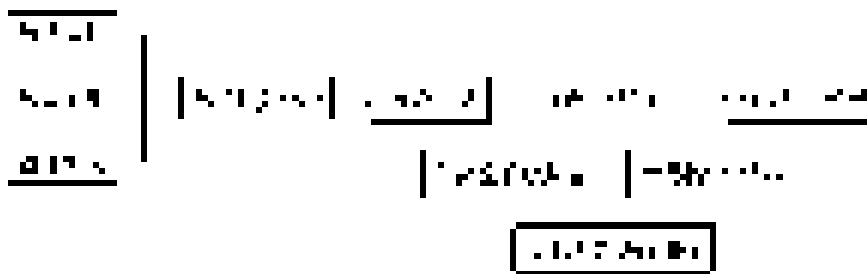


图1 热试验外热流模拟流程图

Fig. 1 Space heat flux simulation flow chart of thermal test

3 外热流计算原理

空间光学遥感器热控设计需要重点考虑的是太阳辐射、地球反照以及地球红外辐射3种空间外热流,到达遥感器表面的外热流被认为是3种热流综合作用的结果,3种空间热流的计算方法^[9]如下。

3.1 太阳辐射

由于地日距离很大,所以太阳光到达地球附

近的发散角已经很小,除特殊情况下,太阳光可近似看作平行光处理。由太阳光与受照表面的相对几何关系可知,受照表面的任一微元 dA 的太阳辐射热流为:

$$dq_1 = SF_1 dA, \tag{1}$$

$$F_1 = \cos\beta_s, \tag{2}$$

式中: S 为太阳辐照常数, F_1 为太阳辐射角系数, β_s 为太阳入射方向与微元面法线方向夹角。太阳辐照常数 S 在一年四季之中有所不同, β_s 随卫星在轨运行期间不断变化,对于某特定时刻,受照平

面的太阳辐射热流即为:

$$q_1 = S \cos \beta_s A. \quad (3)$$

对于太阳同步轨道遥感器,轨道周期内可认为 S 及 β_s 为常数,对于指定平面可依据上式进行计算,式(3)只适用于简单的特定情形,对于不规则形状的表面,需在卫星球面坐标系下,利用轨道参数、卫星姿态、微元面与太阳入射方位等空间几何关系求得 β_s ^[1],再积分求取表面总热流。

3.2 地球反照

对于近地轨道的航天器,太阳辐射的行星反照可以忽略,只需考虑地球对太阳辐射的反照,简称“地球反照”,地球表面区域对太阳辐射的反射能力差异明显,例如冰雪覆盖的区域对太阳辐射的反射能力明显高于沙土表面,所以地球各区域的太阳反照率各不相同,对于航天器的热流计算,可假定地球为一漫反射体,取定值平均反照率进行计算,对于航天器的任一微元面 dA ,地球反照热流为:

$$dq_2 = \rho S F_2 dA, \quad (4)$$

式中: ρ 为地球平均反射率, S 为太阳辐照常数, F_2 为地球反照角系数。其中 F_2 与轨道高度、星地间的空间方位、地球表面受照位置以及太阳与受照区域法线角度等等有关。

3.3 地球红外辐射

地球除了反射部分太阳辐射外,也会吸收一部分太阳辐射,同时地球本身也以红外辐射的方式辐射能量,地球表面各区域红外辐射强弱与区域温度、表面覆盖物等有关,导致辐射强度有差异,地球轨道在轨热分析时,可认为地球为均匀辐射球体,各点的红外辐射强度相同,对于航天器的任一微元面 dA ,地球红外热流为:

$$dq_3 = \frac{1-\rho}{4} S F_3 dA, \quad (5)$$

式中: ρ 为地球平均反射率, S 为太阳辐照常数, F_3 为地球红外辐射角系数。其中 F_3 与轨道高度、航天器红外热流接受面的空间方位等有关。

4 外热流分析

4.1 工况条件

空间光学遥感器在轨道周期内的外热流是瞬

态变化的,并且一年四季之中太阳常数等外热流计算参数也在发生变化,这也导致理论上讲外热流的计算工况有无数种组合,所以空间遥感器的外热流计算需要确定出最典型或最极端的工况^[10],再依据此种工况条件下的外热流去考核遥感器的热控设计是否满足要求,某太阳同步轨道光学遥感器的轨道参数见表1,确定的极端高温和极端低温工况条件见表2。

表1 轨道参数

Tab.1 Orbit parameters

轨道类型	轨道高度	轨道倾角	降交点地方时
太阳同步轨道	500 km	98°	10:30

表2 工况条件

Tab.2 Condition of work states

工况	高温工况	低温工况
β 角的绝对值/(°)	26.98	17.15
日期	2月10日	6月4日
太阳常数/(W·m ⁻²)	1 420	1 318
地球红外辐射/(W·m ⁻²)	245	230
地球太阳反照系数	0.32	0.28

4.2 计算模型

针对某太阳同步轨道光学遥感器,利用 NX 仿真平台的空间系统热模块进行在轨空间外热流分析,外热流计算有限元模型如图2所示,计算到达外热流时,相机表面设定为“黑体”表面,计算

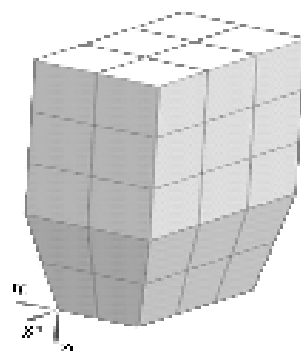


图2 外热流计算有限元模型

Fig.2 Finite element model of space heat flux calculation

吸收外热流时,相机通光孔设定为“黑体”表面,相机其余表面为 F46 二次表面镜表面,表面属性定义见表 3,此吸收外热流值即为热平衡试验模拟采用的外热流值。

表 3 表面属性定义
Tab.3 Table of surface attributes

类型	太阳吸收率 α	表面发射率 ε
黑体表面	1	1
F46 二次表面镜	0.2(在轨运行初期) 0.3(在轨运行末期)	0.7(在轨运行初期) 0.6(在轨运行末期)

4.3 计算结果

依据工况条件,对遥感器进行了高温工况和低温工况的空间外热流计算,选取遥感器 - Y 侧的 - Z 部分的平面,绘制轨道周期内吸收外热流变化曲线图,高温工况吸收外热流如图 3 所示,低温工况吸收外热流如图 4 所示。

由图中可以看出阳照区与阴影区外热流有比较明显的变化,由于遥感器 - Y 侧 - Z 面“背向”地球,次面的综合外热流主要是太阳辐射,进入地球阴影区后太阳辐射照射不到遥感器,导致外热流突降,在遥感器出阴影区后外热流明显增加,基于此平面的外热流特点,分别计算轨道周期内阳照区及阴影区各自的平均外热流,具体结果见表 4。

表 4 阳照区及阴影区外热流

Tab.4 Space heat flux values in sunlit area and shaded area

工况	阳照区热流密度/($W \cdot m^{-2}$)	阳照区热流/W	阴影区热流密度/($W \cdot m^{-2}$)	阴影区热流/W
高温工况	262.8	168.2	45.6	29.2
低温工况	158.7	101.6	43.1	27.6

依据上述方法逐一统计各面的热流变化以及热流密度,并计算各面的热流值,本文不再一一列举数值。

5 外热流模拟及程控实现

5.1 热试验外热流模拟

整机热平衡试验是验证系统热控设计正确性和合理性的必要试验,热平衡试验通常在空间环

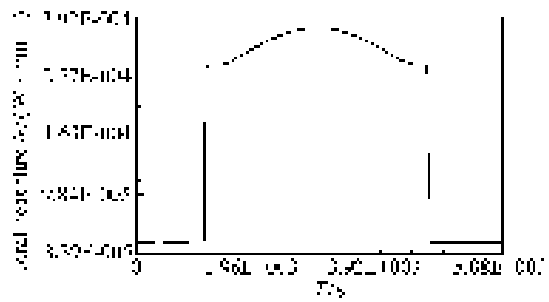


图 3 高温工况吸收外热流变化曲线

Fig.3 Space absorbed heat flux curve obtained in upper temperature orbit

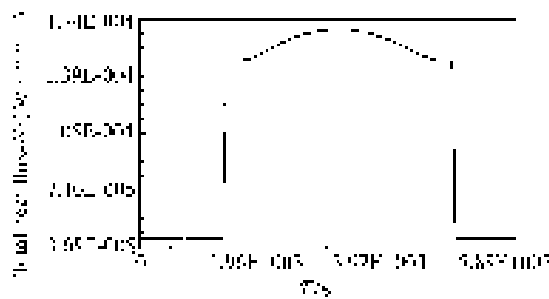


图 4 低温工况吸收外热流变化曲线

Fig.4 Space absorbed heat flux curve obtained in lower temperature orbit

境模拟器中进行,空间环境模拟包括宇宙冷黑背景、高真空度以及空间外热流等,而空间外热流的模拟是其中的重点和难点^[11]。空间环境模拟器可以实现空间冷黑、真空环境的模拟,但是对于太阳辐射、地球反照以及地球红外等空间外热流的模拟,通常需要专门的试验系统和组件进行模拟和实现,目前对于空间外热流的模拟已经有了比较全面的研究成果和使用经验^[12],其中包括太阳模拟器技术,红外笼、红外灯阵等红外辐射加热技

术,以及接触式电加热技术等等。对于直接接触式电加热技术,需将加热器粘贴到航天器表面,会影响航天器的表面状态,通常用于热控星的试验^[11]。

本文提到的某空间遥感器热平衡试验的外热流模拟采用了非接触的电加热方式。试验中在遥感器多层组件的内部设置加热带,通过加热带模拟空间外热流“穿过”遥感器多层包覆表面的外热流,此种外热流模拟方式大大降低了外热流模拟系统的复杂性,可以很好地适应航天器的表面构型。

确定了外热流模拟方法后,需确定外热流模拟策略,根据外热流的变化曲线可知,空间光学遥感器在轨道周期内,各面的外热流处于瞬态变化之中,在试验中如何加载外热流是很重要的,总括外热流的加载策略可分为如下 3 种:

(1)瞬态模拟,即遵循外热流变化曲线进行加载。在地面试验中完全遵循外热流的瞬态变化加载是很困难的,可以在轨道周期内设置若干个控制点,每个控制点的外热流依据计算值加载,理论上控制点越密集,加载值越贴近外热流实际瞬态变化,不过对试验系统的控制精度要求也越高。

(2)阶梯式加载,对于受照表面太阳辐射对外热流的影响比较显著,所以航天器在阳照区和阴影区的外热流差异比较明显,呈现阶梯式变化,因此可对空间外热流按照阳照区及阴影区分段进行平均,分别获得阳照区平均外热流值及阴影区平均外热流值,从而在轨道周期内进行阶梯式加载。阶梯式外热流符合外热流变化趋势,同时也可以获得星上设备的瞬态最高温度及最低温度,还可以降低对试验控制系统的控制精度要求。

(3)轨道周期平均,即将外热流值在全轨道周期内进行平均以获得单一的外热流加载值,从而在试验工况过程中,外热流加载值保持恒定。此种加载方式最为简单,并且在多数稳态试验中可以满足试验要求。

对于本文的太阳同步轨道光学遥感器,结合外热流变化曲线,确定了在热平衡试验中采用第二种阶梯式外热流加载方式,对遥感器各表面的空间外热流值按照阳照区/阴影区阶梯式吸收外热流值进行加载。

5.2 程控实现

将轨道周期分为两个阶段,阳照区的时间段内加载阳照区外热流,待阳照区时间结束后,在阴影区时间段内加载阴影区外热流,如此每个轨道周期重复加载,直至达到热平衡状态为止。因电加热器的功率由程控电源进行加载,所以热平衡试验中通常需要多台程控电源同时工作。为确保热流加载的同步性和准确性,需要对电源进行开环程控,控制软件的编写由 LabVIEW 完成,首先设定每台程控电源的 IP 地址,然后利用控制软件对各电源进行寻址管理,实现电源的同步开/关或功率输出,控制软件的后台程序部分代码截图如图 5 所示。

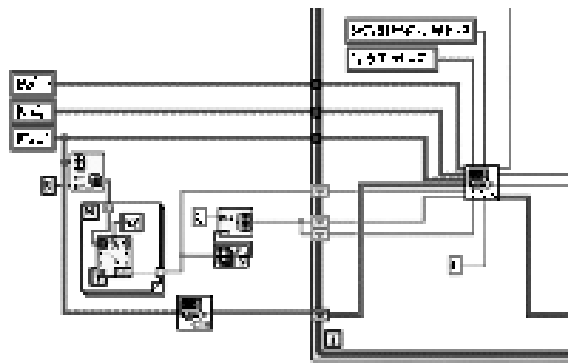


图 5 LabVIEW 后台程序截图

Fig. 5 Screenshot of LabVIEW background program

利用上述控制程序实现的外热流加载过程剖面图如图 6 所示,外热流循环加载直至遥感器达到热平衡,即试验工况结束为止。试验结果表明,外热流模拟值的加载偏差在 $\pm 2.5\%$ 以内,完全满足试验要求。

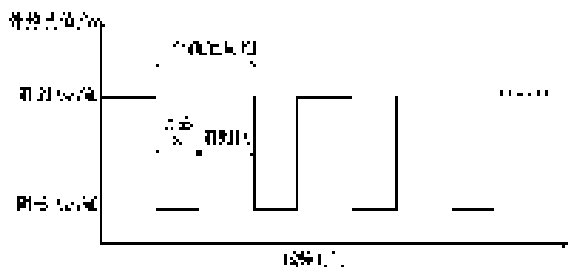


图 6 外热流加载剖面图

Fig. 6 Space heat flux load curve

6 结 论

本文以某空间光学遥感器为例,依照热平衡试验外热流模拟及实现流程,利用NX仿真平台对遥感器进行了高温及低温工况条件下的空间综合外热流分析,绘制了吸收外热流变化曲线,获得了阳照区及阴影区阶梯外热流。依据该遥感器的轨道环境及自身特点确定了外热流模拟方法及加

载策略,利用LabVIEW语言针对程控电源编写了开环控制程序,实现了程控电源对外热流模拟电加热器的精确阶梯式外热流加载。

空间外热流计算及模拟是光学遥感器热分析及热平衡试验的重要组成部分,本文介绍了从空间外热流分析到热试验外热流模拟实现的完整过程,希望以此为其它空间光学遥感器的研制提供一些参考和依据。

参考文献:

- [1] 杨炜平,李德富,朱尚龙,等.上面级在发射轨道的辐射外热流分析[J].航天器环境工程,2014,31(1):57-61.
YANG W P,LI D F,ZHU SH L,*et al.*. Analysis of external radiation heat flux for upper stage on launch orbit[J]. *Spacecraft Environment Engineering*,2014,31(1):57-61. (in Chinese)
- [2] 徐冰,马龙,王昭鑫.光学遥感器进光口模拟外热流的均匀性分析[J].航天器返回与遥感,2013,34(2):42-49.
XU B,MA L,WANG ZH X. Uniformity analysis of simulated external heat flux at hood opticalport of optical remote sensor [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*,2013,34(2):42-49. (in Chinese)
- [3] 徐向华,程雪涛,梁新刚.圆形太阳同步轨道卫星的空间热环境分析[J].宇航学报,2012,33(3):399-404.
XU X H,CHENG X T,LIANG X G. Analysis on space thermal environment for circularsun-synchronous orbit[J]. *J. Astronautics*,2012,33(3):399-404. (in Chinese)
- [4] 王建设.空间光学遥感器轨道外热流的计算与软件设计[J].光学精密工程,1999,7(6):30-35.
WANG J SH. Calculation and software design of the orbit external thermal flux of a space optical remote sense[J]. *Opt. Precision Eng.*,1999,7(6):30-35. (in Chinese)
- [5] 陈荣利,耿利寅,马臻,等.空间相机的热分析和热设计[J].光子学报,2006,35(1):154-157.
CHEN R L,GENG L Y,MA ZH,*et al.*. Thermal analysis and design for high resolution space telescope[J]. *Acta Photonica Sinica*,2006,35(1):154-157. (in Chinese)
- [6] 邓桂俊,武克用.太阳同步圆形轨道空间相机太阳辐射外热流的计算[J].光学精密工程,1997,5(6):107-112.
DENG G J,WU K Y. Calculation on space external thermal flow of sun for space camera in sun synchronous round orbit [J]. *Opt. Precision Eng.*,1997,5(6):107-112. (in Chinese)
- [7] 窦强,李劲东,朱军,等.敏捷型卫星的相机外热流变化及其抑制措施效果分析[J].航天器环境工程,2014,31(1):62-67.
DOU Q,LI J D,ZHU J,*et al* Analysis on heat flux fluctuation and its inhibition strategies for agile satellite camera[J]. *Spacecraft Environment Engineering*,2014,31(1):62-67. (in Chinese)
- [8] 王宇宁,魏承,赵阳.考虑轨道摄动的外热流计算分析[J].上海航天,2012,29(5):48-54.
WANG Y N,WEI CH,ZHAO Y. Numerical computation and analysis of external heat fluxconsidering perturbation and other factors[J]. *Aerospace Shanghai*,2012,29(5):48-54. (in Chinese)
- [9] 侯增祺,胡金刚.航天器热控制技术[M].北京:中国科学技术出版社,2007.
HOU Z Q,HU J G. *Spacecraft Thermal Control Technology*[M]. Beijing:China Science and Technology Press,2007. (in Chinese)
- [10] 刘巨.太阳同步圆轨道空间相机瞬态外热流计算[J].中国光学,2012,5(2):148-153.
LIU J. Calculation of transient space heat fluxes for space cameras working in sun-synchronous circle orbit[J]. *Chinese Optics*,2012,5(2):148-153. (in Chinese)
- [11] 胡金刚.中国航天器热控制技术进展[J].航天器工程,2001,10(1):14-29.
HU J G. Development of chinese spacecraft thermal control technology[J]. *Spacecraft Environment Engineering*,2001,10

(1):14-29. (in Chinese)

[12] 马有礼,刘锋,杨叔楹,等.[J].中国空间科学技术,1991,5:52-64.

MA Y L, LIU F, YANG SH Y, *et al.*. Study of infrared simulation technique for transient fluxes of satellite[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 1991, 5:52-64. (in Chinese)

作者简介:



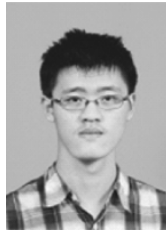
关奉伟(1984—),男,内蒙古通辽人,硕士,助理研究员,2007年、2010年于北京航空航天大学分别获得学士、硕士学位,主要从事空间光学传感器热控设计、热分析、热试验等方面的研究。E-mail: buaaguan@sina.com



黄勇(1982—),男,安徽桐城人,副研究员,2004年、2007年、2010年于吉林大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要从事航天航空光学传感器热设计方面的研究。E-mail: huang001517@163.com



刘巨(1974—),男,吉林省吉林市人,博士,副研究员,2005年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获博士学位,主要从事空间光学仪器热设计、热分析、热试验等方面的研究。E-mail: yanwuqiu@aliyun.com



崔抗(1985—),男,辽宁盘锦人,硕士,研究实习员,2008年、2011年于浙江大学分别获得学士、硕士学位,主要从事空间光学传感器热控设计、热试验等方面的研究。E-mail: cuikang1985@126.com



于善猛(1982—),男,辽宁大连人,硕士,助理研究员,2004年于哈尔滨工程大学获得学士学位,2008年于哈尔滨工业大学获得硕士学位,主要从事空间光学传感器的热设计、热试验、CAE技术方面的研究。E-mail: yushanmeng@163.com