

1978 · 广州



第二届空间热物理 会议文集 详细摘要

中国宇航学会空间热物理会议 编
中国空间技术研究院

前 言

第一届空间热物理会议于1974年7月在北京举行，会上交流了论文和技术报告78篇。1978年12月在广州召开的第二届空间热物理会议规模又有所扩大，会议收到论文和技术报告102篇。参加会议的有中国空间技术研究院，中国科学院和各有关工业部门的研究所、工厂，以及部分高等院校。论文和技术报告的内容包括：空间飞行器热控设计、计算与实验、空间热环境模拟，再入大气层热防护，各种热控材料的研制和性能测试，与空间热物理有关的基础学科研究以及其它有关课题。为便于学术交流，我们请文章作者将论文写成详细摘要，共收到第一届空间热物理会议论文摘要36篇，第二届空间热物理会议论文摘要64篇，汇集成两册印行，以供有关方面参考。

编者 1979年5月

目 录

不稳定法卫星热真空试验·····	(1)
卫星临射前的地面温度调节·····	(4)
卫星表面直接粘贴电加热片的空间外热流模拟技术·····	(7)
飞行器用镉镍电池发热率测定·····	(9)
电反馈可控热管的设计和实验·····	(12)
周向槽道干线芯热管的实验研究·····	(16)
低温热管的设计与试验·····	(20)
热管热开关·····	(24)
挠性热管的构造和实验·····	(27)
旋转盘温控机构·····	(30)
十三种导热脂接触热导的测试·····	(33)
接触式温控热开关·····	(36)
外层空间航天器温度场相似律·····	(38)
航天器空间外热流的实时计算·····	(42)
用矢量法计算卫星外部角系数·····	(46)
传热传质学的发展·····	(50)
用导电纸-电阻联合模型解有移动热源的不稳定温度场·····	(55)
风冷 1000 安晶闸管热管散热器设计与性能试验·····	(58)
传热传质学进展·····	(61)
地球轨道卫星再入大气层的气动加热计算·····	(63)
有攻角旋成体过渡区热环境的统计模拟·····	(66)
在激波风洞中湍流底部热流的测量结果·····	(68)
有攻角球头旋成体气动加热率和温度计算·····	(72)
低密度烧蚀材料的研制·····	(75)
火箭喷管用烧蚀材料·····	(78)
新型耐热材料——聚苯撑树脂及其复合材料·····	(80)
烧蚀材料分解热和分解百分数测定·····	(83)
1500℃以下自动绝热铜块量热计的建立及烧蚀材料比热的测定·····	(88)
有加质和化学反应热传导的积分计算·····	(92)
几种卫星用温控有机涂层·····	(98)
铝合金阳极氧化及无机着色·····	(101)
低吸收辐射比温控有机涂层的研究 (I) ·····	(104)
铝及铝合金阳极氧化电绝缘涂层的研制·····	(107)
RTV-107 白色温控有机涂层·····	(108)

低辐射率温控有机涂层的研制	(111)
涂料型第二表面镜温控涂层的研究 (I)	(114)
温控压敏胶带 I 和星内使用温控带	(117)
两种高 α_s 和低 ε_n 涂层	(119)
腔式防热窗研究	(122)
电热涂层的研制	(123)
薄膜温控涂层进展	(126)
接触热导材料钨的应用试验研究	(131)
多层隔热体传热机理的研究	(133)
高温超级隔热材料的研究	(134)
多层绝热试验研究	(135)
石英晶体微量天平检测分子污染物	(138)
铝光亮阳极氧化涂层辐射性质的讨论	(141)
一台具有真空、电子辐照综合环境的材料稳定性原位检测设备	(143)
超高压汞灯 (汞氙灯) 紫外能量测定	(145)
温控涂层真空—冷热循环试验装置	(147)
硅太阳能电池的紫外辐照试验	(150)
封管式真空紫外辐照装置的研究	(152)
有机温控涂层的热辐射率测试	(154)
快速测定温控表面发射率的手携式检测仪的研究	(157)
调制型热辐射率检验装置	(161)
手提式反射率检测仪	(164)
法向全辐射率测试中几个问题探讨	(166)
- 100~129℃ 十四种热控材料和涂层比热的测试与理论计算	(168)
80~400°K 温区精密自动绝热量热计的建立及烧蚀材料真比热的测定防热	(173)
同时测定热绝缘材料 α 和 λ 的常功率平面热源法	(177)
低温平板导热系数测试装置	(180)
恒热流非稳态法快速测试热物性的研究—准稳态平板法测定导热系数 和比热	(183)
某些绝热材料常、低温导热系数的测定—恒热流准稳态法的应用	(185)
航天器温控涂层的现状和若干问题的探讨	(187)
航天器温控涂层和防热隔热材料的研究	(190)

CONTENTS

Thermal Vacuum Testing of Satellite by Unsteady Method.....	(1)
Pre-launching Temperature Regulation of the Satellites on the Ground	(4)
Simulation of Space Heat Flux with Heater Strips Attached Directly to the Satellite Skin	(7)
Measure of Heat Rateing in Cd-Ni Batteries for Spacecraft.....	(9)
Desing and Test of Electrical Feedback Controlled Heat Pipe.....	(12)
Experimental Investigation of Artery Heat Pipe of Circumferential Groove	(16)
Desing and Test of Cryogenic Heat Pipe.....	(20)
A Study of Switching Heat Pipe	(24)
Construction and Tests of Flexible Heat Pipe	(27)
Temperature Control Apparatus of the Rotatory Plate	(30)
The Measurement of the Thermal Contact Conductance of 13 Greases	(33)
Contacting Thermal Switch for the Temperature Control	(36)
The Similarity Law of Spacecraft Temperature Fields in the Outer Space	(38)
The Real-Time Computation of the External Heat Fluxes for the Spacecraft.....	(42)
Calculation of Radiation Shape Factors of External Heat Exchange of Satellite by Using Vector Method.....	(46)
Some Aspects of Developments in Heat and Mass Transfer.....	(50)
The Solution of Unsteady-State Temperature Fields with Moving Heat Sources by Composite Model of Electrically Conducting Paper and Resistor	(55)
Design and Performance Test of Heat Pipe Radiator for Air-Cooled 1000 Ampere Thyristor	(58)
Advances in Heat and Mass Transfer	(61)
The Aerodynamic Heating Computations for an Earth Orbit Satellite During Atmospheric Entry	(63)
The Statistical Simulation of Heat Circumstance of Revolutionary Body in Transition Region at Angle of Attack.....	(66)
Some Resultes of Turbulent Base Heat Measurments in Shock	

Tunnel	(68)
Calculation of Aerodynamic Heating Rate and Surface Temperature over Sphere-Nosed Bodies of Revolution at an Angle of Attack	(72)
The Study and Preparation of Low Density Ablative Materials	(75)
Ablative Materials for Rocket Nozzle	(78)
A New Material for Heat Shield—Polyphenylene Resins.....	(80)
Determination of Heat and Percentage of Decomposition for Ablative Materials	(83)
Development of Automatic Adiabatic Copper Calorimeter Up to 1500°C and Determination of Heat Capacities for Ablative Materials	(88)
An Integral Method for Calculating Heat-Conduction with Mass Transfer and Chemical Reaction.....	(92)
Several Organic Thermal Control Coatings for Use on Satellites	(98)
Anodizing of Aluminum Alloys and Its Colouration by Inorganic Dyes	(101)
Studies on the Organic Thermal Control Coatings with Low Ratio of Solar Absorptance to Emittance(I)	(104)
Development of Anodizing Electrical Insulating Coatings for Aluminum and Aluminum Alloy Substrates.....	(107)
The RTV-107 White Paint Useful as Thermal Control Organic Coating	(108)
Development of Organic Thermal Control Coatings with Low Emissivity	(111)
Research on Thermal Control Coatings for the Coated Second Surface Mirrors (I)	(114)
Thermal Control Pressure Sensitive Adhesive Tapes I and Thermal Control Tapes for Use in Satellite s Interior Walls.....	(117)
Two Types of Coatings with High Solar Absorptance and Low Emissivity	(119)
Fabrication of Thermal Resisting Cavity Window	(122)
Development of Electrothermal Coating	(123)
Progress of Thin Film Thermal Control Coatings	(126)
Experimental Results of Thermal Contact Conductance Material Indium	(131)
The Study of Mechanism of Heat Transfer in Multilayer	

Thermoinsulation Material.....	(133)
The Study of Super Thermo-insulation Materials at High Temperature.....	(134)
Experimental Research of Multilayer Heat Insulation	(135)
Molecular Contaminant Measurement by Quartz Crystal Microbalance	(138)
Discussion of Radiative Property for Polish Aluminum Anodizing Coating	(141)
A Device for Detecting the Stability of Materials Exposed to a Combined Environment of Vacuum and Electron Radiation.....	(143)
Energy Measurement of Ultra High-Pressure Mercury Lamp (Mercury-Xenon Lamp) in the Ultraviolet Lamp	(145)
Apparatus for Vacuum-Thermal Cycle Testing of Thermal Control Coating	(147)
Ultraviolet Radiation Testing of Silicon Solar Cell	(150)
Study of the Vacuum-Ultraviolet Irradiation Facility with Sealed Envelop	(152)
Measurement of Emittance of Organic Thermal Control Coatings	(154)
A Study of the Portable Inspection Tool for Rapid Measurement of Emissivity of Temperature Control Surfaces.....	(157)
A Chopper-type Device for Measurement of Total Emittance	(161)
Handy Type Reflectance Detector	(164)
A Few Problem in Measurement of Normal Total Emittance.....	(166)
The Experimental Determination and Theoretical Computation of Specific Heat of Fourteen Thermal Control Materials and Coatings from -100°C to 129°C	(168)
An Automatic Adiabatic Calorimeter for Heat Capacity Measurements in the Temperature Range from 80°K to 400°K and Determination of Heat Capacities for Ablative Materials	(173)
A Plane Heat Source Method for Simultaneous Measurement of the Thermal Diffusivity and Conductivity of Insulating Materials with Constant Heat Rate	(177)
Apparatus of Thermal Conductivity Measurements by Means of the Guarded Hot Plate at Cryogenic Temperatures	(180)
The Study of the Constant Heat Flow Unsteady Method for Quick Testing of the Thermophysical Properties—The Test for Thermal Conductivity and Specific Heat with the	

Quasi-Stationary Plates Method	(183)
The Tests of Thermoconductivities of Some Heat Insulators at Normal and Cryogenic Temperatures with the Applications of the Quasi-Stationary Plates Method	(185)
Recent Development and Evaluaion of Thermal Control Coatings for Spacecraft.....	(187)
Investigation of Thermal Control Coatings and Insulating Materials	(190)

不稳定法卫星热真空试验

Thermal Vacuum Testing of Satellite by Unsteady Method

闵桂荣

(中国空间技术研究院 总体设计部)

一、前言

为了检验航天器热设计的可靠性,必须对全星或部件进行热真空模拟试验,但是充分稳定的热平衡试验时间长,投资大,对不同的卫星每工况长达几十小时,甚至一百多小时,而且最终结果仍然是近似的热稳定。其次,试验设备和星载仪器在某些情况下,不能坚持长时间的试验,所得的数据也是不稳定的结果。上述情况离真正的充分稳定温度究竟差多少,至今还无法解决。为了解决这个困难,本工作通过理论分析和处理大批试验数据,利用不稳定的温度数据推算各仪器充分稳定的温度,以达到缩短试验时间,节约人力、物力的目的。本文所建议的方法称为比差法。

二、比差法原理和结果分析

设有如图所示的辐射换热系统。环境(包围体 d)温度 T_d 已先稳定,内部仪器设备 $a, b, c, \dots$ 因时间常数大,其温度 T_a, T_b, T_c 远未达到稳定值,假定热物性不随温度变化,则设备 a 的热平衡方程为

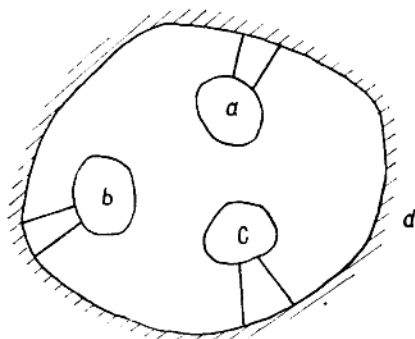


图 1

$$(1 - B_{aa})F_a \varepsilon_a \sigma T_a^4 - B_{ba}F_b \varepsilon_b \sigma T_b^4 - B_{ca}F_c \varepsilon_c \sigma T_c^4 - \sum_{i=1}^n B_{dia}F_{di} \varepsilon_{di} \sigma T_{di}^4 - Q_a + \left(\frac{\lambda f}{l}\right)_a \Delta T_a \\ = - \sum_{j=1}^m G_{aj} C_{aj} \frac{dT_{aj}}{d\tau} \quad (1)$$

式中: Q_a 为内热流; ε 为热辐射率; F 为表面积; $\lambda f/l$ 为热传导因子; $G_a C_a$ 为热容; B 为吸收因子, 如 B_{ba} 为物体 b 发射的能量被 a 物体吸收的部分, 余此类推; B 值据 Gebhart 方法求解。

因为稳定过程的温差比起物体的绝对温度很小, 所以非线性不稳定导热方程可近似以线性导热方程代替。如果考虑稳定进入“正常情况”, 则

$$\sum_{j=1}^m G_{aj} C_{aj} \frac{dT_{aj}}{d\tau} = h_a \frac{dT_a}{d\tau} \quad (2)$$

式中 T_a 为设备 a 的表面温度,

$$k_a = \sum_{j=1}^m G_{aj} C_{aj} \frac{\psi(x_j, y_j, z_j)}{\psi(x_0, y_0, z_0)}$$

亦即 k_a 仅是几何位置的函数, 不随时间变化。分析辐射边界条件的不稳定导热过程, 在一定的温度差范围内 (卫星内部设备试验温度变化范围), 同样近似有此属性。

取任意两时刻 τ_1, τ_2 的方程 (1) 之差与时刻 τ_1 和 τ_∞ (即充分稳定时) 两方程之差, 进行相比, 并注意互换性 $B_{ij}\varepsilon_i F_j = B_{ji}\varepsilon_j F_i$, 对设备 a 得到

$$\frac{T_{a1}^4 - T_{a2}^4}{T_{a1}^4 - T_{a\infty}^4} H_a = 1 - \frac{(dT_a/d\tau)_2}{(dT_a/d\tau)_1} \quad (3)$$

式中

$$H_a = \frac{\left[1 - \frac{B_{ab}(T_{b1}^4 - T_{b2}^4)}{(1 - B_{aa})(T_{a1}^4 - T_{a2}^4)} - \frac{B_{ac}(T_{c1}^4 - T_{c2}^4)}{(1 - B_{aa})(T_{a1}^4 - T_{a2}^4)} + \left(\frac{\lambda f}{l}\right)_a \times \right. \\ \left. \frac{B_{ab}(T_{b1}^4 - T_{b\infty}^4)}{(1 - B_{aa})(T_{a1}^4 - T_{a\infty}^4)} - \frac{B_{ac}(T_{c1}^4 - T_{c\infty}^4)}{(1 - B_{aa})(T_{a1}^4 - T_{a\infty}^4)} + \left(\frac{\lambda f}{l}\right)_a \times \right. \\ \left. \times \frac{(T_{a1} - T_{a2})}{(1 - B_{aa})F_a \varepsilon_a \sigma (T_{a1}^4 - T_{a2}^4)} \right] \\ \times \frac{(T_{a1} - T_{a\infty})}{(1 - B_{aa})F_a \varepsilon_a \sigma (T_{a1}^4 - T_{a\infty}^4)} \Bigg]$$

同理, 对设备 b 和 c 也可以得到相应的式子。 B 值仅是几何位置和表面辐射率的函数, 对确定的卫星是定值, 不随温度变化, 可预先计算求得。因此, 在测得两不同时刻 τ_1 和 τ_2 的设备温度 T 和 $(dT/d\tau)$ 代入式 (3), 即可求得该设备的稳定温度。

简化计算法分析 关系式 (3) 中的 H_a 内各项指出, 在实际卫星中各仪器设备往往对应一确定的外壳作为主散热面, 因此中括号内的后三项之和远小于 1 (因 B 值很小), 同时分子和分母的各对应项大小接近, 故如忽略它们 (即令 $H \approx 1$) 引起的误差 δ 很小。曾以我国第一颗人造卫星为例进行实际计算, δ 值小于 1%, 引起的温度误差小于 0.1°C 。因此, 式子 (3) 简化为

$$\frac{T_{a1}^4 - T_{a2}^4}{T_{a1}^4 - T_{a\infty}^4} = 1 - \frac{(dT_a/d\tau)_2}{(dT_a/d\tau)_1} \quad (4)$$

对稳定温差小于 20°C 时上式可改为一次方形式

$$T_{\infty} = T_1 - \frac{(T_1 - T_2)}{1 - \frac{(\Delta T / \Delta \tau)_2}{(\Delta T / \Delta \tau)_1}} \quad (5)$$

式(4)、(5)对卫星内各个设备通用,这个式子是简单的,只要知道设备在任意时刻 τ_1 和 τ_2 的温度 T_1 和 T_2 ,以及相应温梯 $(\Delta T / \Delta \tau)_1$ 和 $(\Delta T / \Delta \tau)_2$,即可以很快算出该设备的最终稳定温度 T_{∞} ,而所需的时间要比充分稳定的试验时间短几倍。

上面所叙述的方法称为微分比差法,卫星在热真空环境中进行模拟试验时温度为慢变化过程,温度梯度不难确定。但对某些情况,如温度梯度不易精确求得的试验,则可采取积分比差法,以减少处理数据的误差。在稳定过程中,对设备热平衡方程分别取两段足够大的相等的时间间隔 $\Delta \tau$ 进行积分,并令

$$\bar{T}_1^4 = \frac{1}{\Delta \tau} \int_{\Delta \tau} T_1^4 d\tau, \quad \bar{T}_2^4 = \frac{1}{\Delta \tau} \int_{\Delta \tau} T_2^4 d\tau$$

然后对两个式子进行相比,消去共同因子,与上相同具有以下近似式子

$$T_{\infty}^4 = \bar{T}_1^4 - \frac{\bar{T}_1^4 - \bar{T}_2^4}{1 - \Delta T_2 / \Delta T_1} \quad (6)$$

式中 ΔT_1 和 ΔT_2 分别为前后两相等时间间隔内的温度变化。

为了验证式子(4)、(5)和(6)的可靠性,作者把我国几种卫星的整星及部段大批试验数据进行了计算和比较。实测和计算结果比较后指出,绝大多数卫星的仪器设备推算稳定温度很接近于实测的最终温度,二者之间的偏差不超过 $\pm 1^{\circ}\text{C}$,但所需的试验时间仅为充分稳定试验的三分之一左右。

利用比差法同样可以确定某些材料的热物理性能。本文分析了利用该法测定导热系数、涂层表面热辐射率和太阳吸收率的情况。

三、结 论

1. 研究不稳定法卫星热真空试验具有重要的实际意义,它不仅可以大大缩短卫星的试验周期,节省人力、物力,而且对某些不允许进行长时间试验的情况,可以得到足够可靠的数据作为热设计用。

2. 所建议的比差法可用于推算卫星和其它试验件的最终稳定温度;对温差大于 20°C 情况可用式子(4),小温差情况可直接用式子(5);如果温度变化较快,温度梯度不易确定,可用积分比差法式子(6)。已有试验数据验证了这些式子的可靠性,推算值和实测值偏差不超过 $\pm 1^{\circ}\text{C}$,试验时间可缩短三倍左右。

3. 比差法可进一步研究用于确定材料热物理性质,如导热系数、热辐射率、太阳吸收率,以及研究对流传热情况。

4. 应该继续研究卫星热真空试验的不稳定方法,特别是对主动温控系统的卫星,大幅度温度变化的情况,以及多体不稳定过程和环境条件周期变化的过程,进一步缩短全星热模拟试验的时间。

卫星临射前的地面温度调节

Pre-launching Temperature Regulation of the Satellites on the Ground

孟庆生

(中国空间技术研究院 总体设计部)

一、前言

大家知道返回式卫星一般要经历四个阶段即：地面段、上升段、轨道段和返回段。地面段是指卫星处于靶场发射架上的周围环境阶段。它取决于靶场的地理气象条件。由于靶场建立在沙漠地带，使得发射区冬夏昼夜间的环境温度在 $-35^{\circ}\text{C}\sim 40^{\circ}\text{C}$ 之间变化。我们的发射架上没有空调设备。星上仪器在自然环境条件下有时无法正常工作。为了保证发射前地面检测工作的顺利进行，要求通过一些措施，给星上仪器提供一个适宜的温度环境。这是地面调温系统的第一项任务。它的另一项任务是选取发射时刻各仪器的初始温度。如果我们对发射时刻的初始温度选取不当，它将影响上升段的温度。也将影响入轨初期各仪器的温升。使得一些仪器温度超过它的允许值。

二、地面调温系统简介

1. 星衣和加温系统：

本系统由保温星衣，加温星衣和星内电加温片组件构成。

保温星衣的面和里用刮胶平纹绸做成。它起防止漏气和防雨的作用。面和里之间填上20~25mm厚的泡沫塑料，它起保温作用。保温星衣内表面设有冷气流道及软管路系统。用它来通冷气，冷却星体。

加温星衣用尼龙布做成。该星衣上有132个口袋，内装电加温片。加温片共分12条回路。每条回路设计功率不超过250瓦。加温星衣和保温星衣用尼龙搭扣连为一体，保温星衣在外。加温星衣可以通电加温，补充星体通过星衣向周围环境的散热。

星内加温片组件是把电加温片分组贴在星内关键性部位上，用来提高舱内平均温度。对于特殊部位的仪器和对温度有特殊要求的仪器部件，采取单独直接电加温的方式进行。

2. 冷气系统：

本系统是由高压储气罐、液氮桶、气源控制台、星衣软管和星上冷管组成。储气罐内

220 个大气压的气体，经液氮桶内的 U 型管冷却，由气源控制台将压力降至 3~5 个大气压后，产生出低于 -20°C 的低温气体，通过保温星衣内的软管，流进星衣和卫星蒙皮外表面之间致冷。

在发射台上，可将气源控制台产生的低温气体通过星上冷管吹进舱内，用来降低舱内温度。通过调节使舱内温度达到所要求的温度范围。

3. 地面电源系统:

地面加温电源由 21 台 $50\text{V} \times 5\text{A}$ 的直流可调稳压电源组成。每台电源供应一条回路，每条回路都可以调节加温电流的大小，使之达到所要求的温度范围。

4. 测温系统:

温度敏感元件是热敏电阻，把它贴在关键性部位上，用测温仪测得温度读数，调节加温电流的大小或控制通冷气的时间，使舱内温度达到所要求的调温指标。

三、地面调温系统的设计

1. 设计思想:

由于卫星在发射过程中没有气动整流罩，因此在发射前后周围环境对星体内部的温度影响较大。考虑到发射场的现有条件，我们给卫星设计了一套星衣，以便减少星体与周围环境之间的热变换。夏季周围环境温度较高时，在星衣和卫星外蒙皮之间通冷气降温。冬季周围环境温度较低时，用加温星衣加温。用上述方法分别保证在冬夏不同季节时地面检测工作的顺利进行。

为了保证发射前初始温度的迅速获得，我们对星体内部采取直接通冷气或电加温的方式进行。

2. 电加温功率的简单估算:

我们取 -35°C 为冬季的环境温度，取星衣内表面温度为 10°C 。经过简单计算认为星衣用 1300 瓦的热量就可以保证星内温度不低于 10°C 。

再通过一些简单的分析和计算，认为升高舱温度时各需要 200 瓦的内功率。

3. 冷气用量的简单估算:

在计算冷气用量时均不考虑太阳的照射加热。

我们取 40°C 为夏季的环境温度，取星衣内表面温度为 0°C 。在此情况下，周围环境对星衣内的加热量约为 960 大卡/时。地面检测时仪器耗功加热量约为 172 大卡/时。用 -20°C 的空气流入星衣致冷时，用气量约为 236 公斤/时。

在进入临射前某确定时间起，将 $-20^{\circ}\text{C} \sim 0^{\circ}\text{C}$ 的气体直接通入星体内部，使舱内温度维持在要求的 $0^{\circ} \sim 5^{\circ}\text{C}$ 的范围内，其用气量约为 235 公斤/时。

四、发射前初始温度的选定

我们假定舱内仪器通电工作达到热平衡之后，仪器温度比舱内环境温度高 ΔT_1 。若在此时发射，由于气动加热的影响，仪器温度继续上升 ΔT_2 ，入轨后由于热传递滞后，引起仪器温度再升高 ΔT_3 。我们在发射前就要停止地面调温，停止调温期间，由于环境温度的影响，将使舱温升高 ΔT ，设 T_0 为停止调温时的舱内环境温度，那么卫星入轨后的每个仪器的最高温度 T_m ，可以用下式表示：

$$T_m = T_0 + \Delta T + \Delta T_1 + \Delta T_2 + \Delta T_3$$

上式中 ΔT 、 ΔT_1 、 ΔT_2 、 ΔT_3 可以用计算方法或实验方法求出。若取每个仪器允许的最高温度等于入轨后的最高温度 T_m ，那么由上式就可以求出停止地面调温时各仪器的初始舱温 T_0 的最大值 $T_{0.m}$ 。

$$T_{0.m} = T_m - \Delta T - \Delta T_1 - \Delta T_2 - \Delta T_3$$

对于不同的仪器，则有不同的 $T_{0.m}$ ，取它们当中最低的 $T_{0.m}$ 为调温指标。

五、结 论

通过实验和四次发射证明地面调温系统工作可靠，在冬季发射时能顺利地完成任务。在夏季发射时必须用遮阳板挡住太阳对星衣的照射加热，不然用上述的冷气流量是不够的。

今后为了减少地面调温的工作量，应该在发射架上增设空调设备，随时供应温度可以调节的气体。

卫星表面直接粘贴电加热片的 空间外热流模拟技术

Simulation of Space Heat Flux with Heater
Strips Attached Directly to the Satellite Skin

江 经 善

(中国空间技术研究部 总体设计部)

近年来,在卫星的热真空模拟试验中,采用了一种粘贴电阻加热片的外热流模拟方法(以下简称电阻加热片模拟方法)。它是预先将电阻加热片粘贴在卫星的表面上,试验时,在电阻加热片上通以电流,用它发出的电热来模拟卫星的空间外热流。试验可采用热流模拟或壳温模拟。我们通常采用热流模拟的方法,也就是使电阻加热片发出的热量等于卫星在空间运行轨道上接收的外热流。根据卫星表面的外热流分布,可将电阻加热片组成若干个加热回路,并在试验时,按实际的热流分布,给各回路(或各面)分别加以不同的电功率。

在采用电阻加热片模拟技术时,星体的外热流和外热流分布比较容易控制,热流的测试和热流的控制精度也都比较高,其相对误差比较小。它的一个突出优点是可以进行阴影轨道工况(即卫星运行轨道有一部分是在地球的阴影区)的模拟。配以程序控制电源或电子计算机以后,还可进行变外热流的瞬时工况模拟。在采用其他外热流模拟方法时(无论是太阳模拟器或红外加热器),阴影轨道工况的模拟往往是比较困难的,需要增加一些复杂的专门装置。对于在地球阴影中时间较长的卫星(如同步通信卫星,它在地球阴影区的时间可长达72分钟)和暴露于星外的不发热仪器来说,这种阴影轨道的模拟往往是很关键的。

现在采用的电阻加热片较多的是附有聚酰亚胺薄膜的康铜箔加热片,康铜箔加热均匀,可在低于 500°C 的温度下长期使用,它的电阻温度系数较小,约为 $2 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ 。附有聚酰亚胺薄膜的康铜箔加热片由康铜箔涂复聚酰亚胺薄膜和化学腐蚀等工序制备。聚酰亚胺薄膜起支撑和一定的绝缘作用,15微米厚的聚酰亚胺薄膜(化学腐蚀后)在250伏下的绝缘电阻大于1兆欧。这种加热片具有良好的耐温性能,经 $+150 \sim -196^{\circ}\text{C}$ 的10次温度交变后,加热片仍完整无损。

对常用的金属和玻璃钢底材,附有聚酰亚胺薄膜的康铜箔加热片可用单组分室温硫化硅橡胶进行粘贴。粘贴在不锈钢、铝合金和环氧玻璃钢底材上的上述加热片,在 10^{-5} 托真空下,经室温—— -150°C —— $+100^{\circ}\text{C}$ —— -150°C —— $+100^{\circ}\text{C}$ —— -150°C 的温度交变后,加热片及其粘结均保持良好。上述加热片也可用双面压敏胶带来进行粘贴,这样使用更加方便,并可进一步提高绝缘性能,其在1000伏下的绝缘电阻大于100兆欧,可在 $-60 \sim +60^{\circ}\text{C}$ 的真空环境中使用。

但是事物总是一分为二的，它的一些缺点也限制了更广泛的应用。主要是温控试验星的状态不同于正样星的状态，温控试验星的生产比较复杂，对地面热真空模拟室（以下简称真空模拟室）有一定的要求等。

由于真空模拟室与宇宙空间具有一定的差异，因而在进行地面热真空模拟试验时，星体还会接收一部分来自真空模拟室的附加外热流，其主要是（1）真空模拟室不同于无限大的宇宙空间，星体辐射的热量不能完全为真空模拟室所吸收（真空模拟室壁面的红外吸收率为0.90~0.95），其中有一部分被反射回来，并为星体所吸收；（2）真空模拟室的壁温通常为80—100°K，高于4°K的近地轨道环境温度，因而真空模拟室对星体还有一定的红外加热；（3）真空模拟室内的一些试验装置（如太阳模拟器、星体停放小车、导轨等）温度较高（有的可高达200°K以上），因而对星体有较强的红外辐射，它往往是星体外热流误差的主要来源。

为将真空模拟室壁面反射引起的外热流相对误差控制在+1%之内，真空模拟室的直径应为星体直径的三倍左右。对热沉温度为80—100°K的真空模拟室，其壁面红外辐射引起的外热流相对误差约为+0.8~1.8%。对真空模拟室中一些试验装置，需采取一些专门的措施（如星体在真空模拟室内的安装采用吊装的形式，对温度较高的试验装置加装导热良好的低温辐射黑板）来减小它们的影响。

电阻加热片模拟方法已广泛地用于卫星的热比例模型试验。在整星的热真空模拟试验中，也进行了多次的应用。例如，某型号的温控星试验，其外热流采用电阻加热片的模拟方法，真空模拟室热沉的内径与星体外接圆直径之比为2.33/1。试验共进行四个稳定工况。将试验中星体所加的热流（包括电阻加热片和仪器加热芯两部分发热）与星体表面辐射的热量（ $\sigma \cdot \epsilon_s \cdot A_s \cdot T_s^4$ ）进行比较，发现星体辐射的热量要比前者高5.3—8.2%。据分析，其中0.9%是由真空模拟室壁面的反射所引起，1.3%是真空模拟室热沉对星体的红外加热，1.0%是真空模拟室的试验装置（已加装低温辐射黑板）对星体的红外加热。其余的2.2—5.0%是由电阻加热片的电功率误差、星体的温度测量误差和星体表面涂层辐射率等误差所引起的。又如某型号的一个不发热星外部件，由于有较高的温度要求，因而进行了阴影轨道的模拟。试验采用电阻加热片的外热流模拟方法，真空模拟室热沉内径与部件外径之比为4.47/1。试验进行了三个瞬时工况，模拟该部件在最大阴影轨道中的热状态。在阴影轨道，每一周期包括日照区和地球阴影区两个部分，试验时分别加以不同的热流，并测试各时刻的瞬时温度。将各时刻部件接收的热流及其表面辐射的热流分别进行周期平均，并加以比较。结果表明后者约偏低0.2—2.2%。在三个稳定工况的试验中，后者亦偏低0.3—2.0%。考虑了真空模拟室壁面反射和壁面红外加热引起的+3.3%误差后，可知电阻加热片的电功率、星体温度测量和星体表面涂层辐射率引起的误差约为3.5—5.4%。

通过上述试验和分析可见，电阻加热片外热流模拟方法是一种可行的外热流模拟方法，为了进行变外热流的瞬时工况模拟，应配以程序控制加热电源或采用计算机的热流模拟。

飞行器用镉镍电池发热率测定

Measure of Heat Rateing in Cd-Ni Batteries for Spacecraft

胡金刚 邓 黎

(中国空间技术研究院 总体设计部)

一、引 言

测定镉镍电池放电时的发热量,在卫星热设计中具有重要的意义。镉镍电池由于它能多次反复充放电,并能提供较大的电流,因此,它与硅太阳能电池配合构成一次能源,在空间飞行器上得到了广泛的应用。但是,电池的充放电性能与电池本身的温度有着密切的关系。电池的温度又与电池工作时发出的热量、电池向周围环境散热能力有关。为了提高电池工作的可靠性和延长电池使用寿命,卫星热设计应当保证电池工作在一个较为合适的温度范围。

过去因为缺乏电池发热率数据,星上电池的温度不得不依靠整星热试验来解决。本文讨论了电池内部能量平衡,设计了一个量热计,并通过实验测出电池在放电时的发热率,从而填补了这方面的空白,为卫星热设计提供了重要参数。

二、电池中的能量平衡

根据热力学第一定律,若把电池看成一个体系,该体系与外界有功和热的交换。假定电池对外做的功为 A , 向外界放出的热量为 Q , 则电池的内能 U 的变化应满足下面关系

$$-\Delta U = A - Q \quad (1)$$

一般来说,电池对外做的功包括两部份,一部份是电功 W , 另一部份是与电池体内部压力和电池体容积变化有关的功 A , 即

$$A = W + A \quad (2)$$

对于金属壳的密封电池,体积 V 为常数,若选择适当的充放电时间,使得电池内部的压力 P 保持不变,即 P 为常数,那末就有

$$\Delta U = Q - W \quad (3)$$

再从热力学函数关系我们知道体系的焓与内能有下列关系

$$H = U + PV$$