

舱外航天服热平衡试验的外热流模拟方法

孙 萌, 张 堪, 姜 军, 范含林

(中国空间技术研究院总体部, 北京 100094)

摘 要: 适合出舱行走的舱外航天服外形复杂, 而且其空间外热流极其复杂, 这样如果按照传统的热平衡试验的外热流施加方法, 以热流计目标值来调节红外笼各个加热分区的功率将会带来很大的复杂性。为此, 本文章提出了采用试验与计算相结合的方式进行外热流模拟, 即通过建立舱外服热试验模型, 进行试验外热流分析计算来确定各个红外笼加热分区的供电功率, 并根据计算结果对外热流施加情况进行统计和分析。此种外热流模拟方法在节省大量试验时间及成本的基础上, 可以准确的计算出试验实际施加外热流与规定施加外热流的偏差值, 提高了外热流模拟的准确性。

关键词: 舱外航天服; 热平衡试验; 外热流模拟

中图分类号: V445

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2009)01-0327-05

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.059

0 引言

适合出舱行走的舱外航天服是宇航员完成出舱行走的重要保障, 因此舱外航天服的热设计是否合理, 能否保障宇航员工作在合适的环境温度下, 需要进行热试验验证。同时评估外热流大小对航天服的内部影响, 以及评估外热流模拟的准确性对试验的影响也是很重要的工作。

对于舱外航天服来说, 由于其外形轮廓不规则, 无法用特定的几个热流计代表舱外航天服的各个部位; 另外舱外航天服复杂的空间外热流包括地球红外热流、地球反照热流、太阳辐射外热流、飞船红外热流, 故模拟其外热流的红外笼采用的是包络体(圆柱面), 并不是贴体形状, 即使使用较多的热流计统计各部位的热流, 由于各个分区之间的相互干扰较大, 每个热流计的测量值所代表的受照区域也很难界定, 试验中很难调整红外笼的加热功率使各热流计达到要求的目标值, 同时对外热流施加无法计算出航天服表面吸收热流的准确偏差值。

这样在试验中按照以往的方法, 以热流计目标值来调节红外笼各个加热分区的功率将会带来很大的困难。为此, 本文章提出了采用试验与计算相结合的方式进行外热流模拟, 即通过建立舱外服热

试验模型, 进行试验外热流分析计算来确定各个红外笼加热分区的供电功率, 并根据计算结果对外热流施加情况进行及时调整。此种外热流模拟方法在节省大量试验时间及成本的基础上, 可以准确的计算出试验实际施加外热流与规定施加外热流的偏差值, 提高了外热流模拟的准确性。

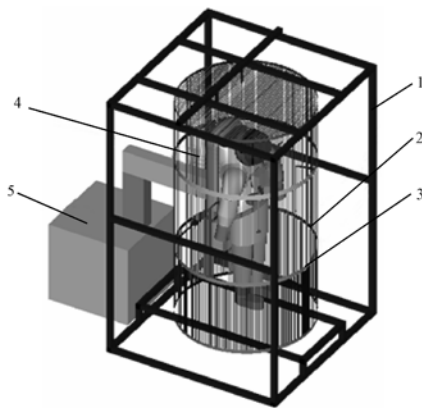
1 外热流施加分析模型

舱外航天服热平衡试验的外热流施加采用了与传统的卫星热平衡试验不同的外热流施加方式, 通过热分析计算, 建立试验模型(包括温度模型及热流模型)得到各个工况下各加热分区的加热功率, 在计算模型中统计得到各工况下航天服表面吸收的热流, 使其与工况设置中所需的外热流相吻合, 同时得到施加外热流与理论外热流的偏差。

由此可知试验计算模型的正确性对最后的外热流施加结果有着决定性的意义。因此外热流施加的分析模型需与试验情况高度一致, 不但分析模型要尽可能反映试验罐内各组件的真实情况, 而且对舱外航天服外表面的各种材料、红外笼, 支架等外表面喷涂了热控涂层的试验组件的外表面发射率特性进行了实测, 同时对红外笼的各分区的红外热流均匀性进行了实测, 并进行标定试验对这些参数进行修正。

1.1 物理模型

把航天服划分为右下肢、左下肢、上背包、下背包、躯干、右臂、左臂、头盔 8 个分区,并据此设计红外笼的形状及分区,如图 1 所示红外笼为圆柱形,红外笼由圆顶面和圆柱体 2 部分组成,圆顶面分成 3 个加热区,圆柱体沿高度分 3 段,分别对应头部、躯干和腿部,每 1 段沿周向均划分 12 个分区,共 39 个分区,其中 HW1 - HW12 位于周向头部,HW13 - HW24 位于周向躯干,HW25 - HW36 位于周向腿脚,HW37 - HW39 位于头顶,如图 2 所示。



1 - 红外笼支架 2 - 红外笼带条 3 - 红外笼边框
4 - 航天服 5 - 抽湿装置

图 1 外热流施加分析模型

Fig. 1 The analysis model for heat flux simulation

确定航天服外表面的 8 个分区和红外笼 39 个加热区之间的空间位置关系。建立热分析计算模型,模型中包括真空热沉、航天服试验件、红外笼、红外笼支架、航天服支架、抽湿装置、热流计、热流计支架等所有参与试验的组件,如图 1 所示。

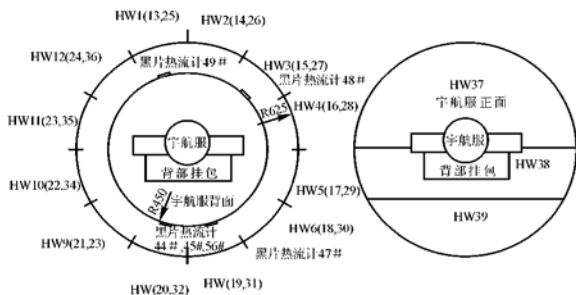


图 2 红外加热笼分区

Fig. 2 The heat division of infrared cage

1.2 数学模型

因舱外航天服热平衡试验为稳态热平衡试验,

故其网络模型可简单描述为^[1]:

$$Q_i + \sum_j D_{ij}(T_j - T_i) + q_{in} = 0 \quad (1)$$

其中 T_i 为节点 i 的温度, Q_i 为辐射换热计算中节点 i 净损失的热量; D_{ij} 为热传导网络系数; q_{in} 为内热源。

式(1)中最难确定的为辐射换热量 Q_i 。由于宇航员在飞船附近活动,因此其接受到的空间外热流包括:太阳辐射热流、地球红外辐射热流、地球反射的太阳辐射热流、飞船红外辐射热流以及反射的太阳辐射热流^[2,3]。由于舱外航天服现状复杂,采用一般的外热流模拟装置难以进行准确的分区模拟,舱外航天服的外热流包括了从 0.3 μm 到 50 μm 波长范围的热射线,紫外线、可见光和红外线三个子波段均有涉及,而且其比例也不同于普通的航天器,例如飞船红外在极端高温工况下占总外热流的 34%,其比例也非常大,因此要完整模拟舱外航天服的所有外热流,即使采用太阳模拟器,也只能进行太阳辐射热流的模拟,而对于其它的红外热流类似的问题仍然存在增加过多边界模拟条件会增大试验的难度及模拟的复杂性。本文提出的用数学分析的方法将不同波段范围不同能级的热射线用固定波长范围的热射线(红外线)模拟,将各种热辐射现象转换成漫反射灰体表面之间的辐射换热,即热平衡试验中各试验组件实际的辐射换热关系。

对于漫反射灰体表面之间的辐射交换采用有效辐射法为主要的热辐射计算方法^[4],有效辐射是指离开给定表面 i 的总热流,包括该表面自身的发射和对其他表面入射热流的反射,单位面积的有效辐射用 J_i 表示。以舱外航天服躯干部分为例:

$$J_i = \epsilon_i \sigma T_i^4 + \rho_i H_i \quad (2)$$

其中 J_i 为舱外航天服躯干部分单位面积的有效辐射, ϵ_i 为舱外航天服躯干部分的发射率, σ 为斯忒藩-波尔兹曼常数, T_i 为舱外航天服躯干部分的绝对温度, ρ_i 为舱外航天服躯干部分的反射率, H_i 为到达舱外航天服躯干部分单位面积的人射热流,舱外航天服躯干部分的净热损失 Q 等于它所发射的辐射能与投射到它上面而被它吸收的辐射能之差。净热损失和净传热量不同,净损失的热量有可能跑到非封闭体之外,不再参与表面间的换热,故净热损失大于净传热量。对于封闭体,净热损失的结果都参与了与其他表面的换热,净热损失等于净传热量。

净热损失一般写为

$$\frac{Q_i}{A_i} = \epsilon_i \sigma T_i^4 - \alpha_i H_i \quad (3)$$

式(3)不仅对封闭体适用,对非封闭体也适用。

式(3)与式(2)相减,得到

$$Q_i = A_i (J_i - H_i)$$

上式表明,舱外航天服躯干部分净损失的热量 Q_i 等于离开舱外航天服躯干部分的有效辐射 J_i 与到达舱外航天服躯干部分的人射辐射 H_i 之差。

由式(2)和式(3),对灰体辐射 ($\alpha_i = \epsilon_i$), 得到舱外航天服躯干部分损失的能量为:

$$Q_i = \frac{(\sigma T_i^4 - J_i)}{(1 - \epsilon_i) / \epsilon_i A_i} \quad (4)$$

式(4)中的 $(1 - \epsilon_i) / \epsilon_i A_i$ 可以理解为辐射传热的“表面热阻”。

按照有效辐射的概念,以舱外航天服躯干部分与红外笼的一个分区 HW1 为例, A_1 (舱外航天服躯干部分)和 A_2 (红外笼的分区 HW1)之间的辐射传热(净能量交换)就是舱外航天服躯干部分到达红外笼的分区 HW1 的能量 $J_1 A_1 F_{12}$ 与离开红外笼的分区 HW1 到达舱外航天服躯干部分的能量 $J_2 A_2 F_{21}$ 之差,这里 F 表示表面 1、2 之间的角系数,即

$$Q_{1-2} = J_1 A_1 F_{12} - J_2 A_2 F_{21} \quad (5)$$

由于 $A_1 F_{12} = A_2 F_{21}$

$$Q_{1-2} = \frac{J_1 - J_2}{1/A_1 F_{12}} \quad (6)$$

将上式推广,舱外航天服躯干部分净损失的热量 Q_i 为

$$Q_i = \frac{(\sigma T_i^4 - J_i)}{(1 - \epsilon_i) / \epsilon_i A_i} = \sum_{j=1}^n \frac{J_i - J_j}{1/A_i F_{ij}} \quad (7)$$

同样的对舱外航天服的其他分区,红外笼的各个分区,真空罐,试验装置等,也是应用相同的计算方法进行数值计算。

2 外热流模拟方法描述

本文以舱外航天服最大热流工况为例,描述舱外航天服所采用的外热流模拟方法的主要步骤如下(其技术流程图如图 3 所示):

- (1) 根据最大热流工况的情况设定红外笼 39 个加热区的加热功率。
- (2) 利用外热流施加分析模型计算航天服热试

验中各组件的各部分的温度。

(3) 在温度小于 1000K 时的黑体辐射中,可见光的比例不到 1/1000,黑体辐射的最大光谱辐射力的波长位于红外线区段,在舱外航天服热平衡试验中,各组件的温度均在 500K 以下范围内,同时,其各组件的灰体半球总发射率 ϵ 可以通过实验直接测出,其辐射力可以由斯蒂芬-玻尔兹曼定律 $e = \epsilon \sigma T^4$ 确定,因此根据试验中各组件的红外辐射对航天服吸收的红外热流贡献的大小以及步骤 2 中各部分的温度计算结果,按照温度相近的原则,把红外笼的带条划为 39 个红外辐射源,红外笼的框架划为 3 个红外辐射源,试验支架面向航天服方向划为 2 个红外辐射源,试验支架面向热沉方向划为 1 个红外辐射源,热沉划为 1 个红外辐射源,航天服正面及背面各划分 2 个红外辐射源,除湿装置收集器及管道分别划为 1 个红外辐射源,所有试验件共划分成为 52 个红外辐射源,建立热流计算模型。

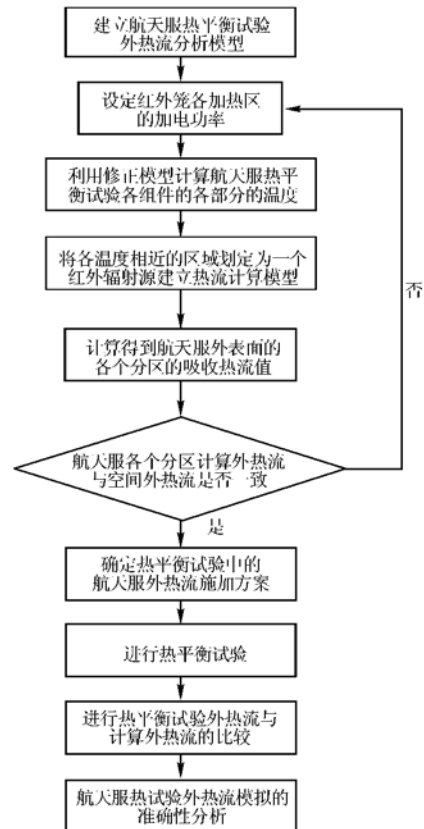


图 3 舱外航天服外热流模拟方法流程图

Fig. 3 The flow chart for heat flux simulation of space suit

- (4) 计算得到航天服外表面 8 个分区及航天服整体的吸收的热流值,如表 1 所示。

表 1 最大热流工况各部位吸收热流与空间外热流比对

Table 1 The comparison between real space heat flux with simulative heat flux in the most heat flux case

部位	实际空间热流 (W)	模拟外热流 (W)	偏差百分比
右下肢	80.6	78.6	-2.50%
左下肢	74.8	75	0.30%
上背包	234.1	230.6	-1.50%
下背包	150.5	148.6	-1.30%
躯干	150.2	163	8.50%
右臂	70.5	71.8	1.80%
左臂	56.3	60.5	7.50%
头盔	27.4	26.9	-1.80%
整体	852.3	861.9	1.10%

(5) 对比最大热流工况各部位吸收热流与空间外热流之间的差值, 如果超出允许值, 则返回步骤 1 重新设定 39 个加热区的加热功率进行计算。

(6) 最大热流工况各部位吸收热流与空间外热流之间的差值在允许范围内后, 确定了最大热流工况下 39 个加热区的加热功率。

(7) 进行热平衡试验, 测得最大热流工况下各热流计到达热流。其中各热流计的布局, 如图 2 和图 3 所示。舱外航天服热平衡试验共粘贴热流计 49 个, 为便于比对, 外热流施加分析模型中所采用的热流计均为粘贴在相对固定的平面上的热流计, 同时在红外笼上设置六个与红外笼保持相同距离分布在同一圆柱面上的热流计(RL44 - RL49 见图 2), 这六个热流计与红外笼的相对位置与模型中一致, 另外选取了部分相对位置较为固定的热流计进行比对(见表 2), 例如航天服胸部控制台处, 背包处, 头盔处的热流计。

(8) 进行热试验外热流与计算外热流的比较, 如表 2 所示。

(9) 根据试验中测量系统, 真空低温系统等实际情况, 结合试验模拟外热流、计算外热流、规定需要施加的外热流, 航天器试验外热流模拟的准确性进行评估。

3 外热流模拟准确性评估

由上节, 外热流施加的偏差主要分成三个部分:

(1) 由于热分析温度模型在进行模化假设与实际试验之间的存在误差, 这项误差是以下几个方面

综合作用的结果:

- 由于计算模型中各组件的形状尺寸与实际试验组件存在不可避免的偏差而引出的误差;

- 计算模型对部分边界条件进行了简化假设, 例如热流计与粘贴面采取隔热措施, 故忽略热流计背面的导热漏热; 试验支架采取了跟踪控温方式减小漏热, 计算模型对此部分漏热进行忽略而引起的而误差;

- 加热源电流施加及热流计测量引起的误差。

为综合评估此项误差, 在舱外航天服热平衡试验之前, 进行了舱外航天服试验模型标定试验, 试验的结果表明此误差最大为 4.9%。

表 2 最大外热流工况热流分布模拟结果

Table 2 The result of heat flux distributing in the most heat flux case

编号	热流计安装位置	计算	试验	热流相对偏差	
		热流 w/m ²	热流 w/m ²	局部 热流	总热流
RL02	头盔面窗前部	234	230.7	-1.4%	
RL03	头盔面窗右部	258.5	252.2	-2.5%	
RL04	头盔面窗左部	225.9	225.9	0.0%	
RL06	背包排气口左	680.2	654.3	-4.0%	
RL07	背包排气口右	701.8	675.3	-3.9%	
RL20	背包后侧中部	609.2	611.4	0.4%	
RL21	背包后侧下部	826.3	862.1	4.1%	
RL31	电控制台前面	290.5	306.9	5.3%	
RL32	气液控制台前	284.5	292.7	2.8%	1.1%
RL44	红外笼支架后左上	626	622.1	-0.6%	
RL45	红外笼支架后左中	793.5	815.9	2.7%	
RL46	红外笼支架后左下	813.1	812.2	-0.1%	
RL47	红外笼支架后右侧	786.2	795.4	1.2%	
RL48	红外笼支架前右侧	339.9	344.3	1.3%	
RL49	红外笼支架前左侧	337	348.3	3.2%	

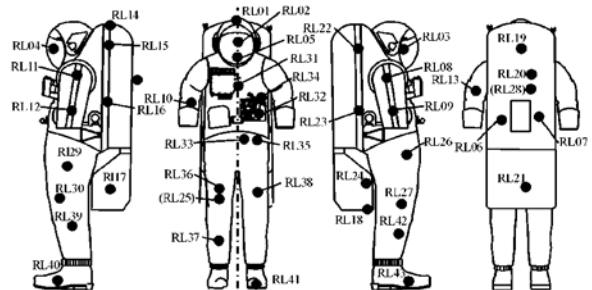


图 4 舱外服外表面热流计布局图

(2) 将温度模型转换成热流模型的时候, 计算中要将各个与舱外航天服有红外辐射换热的热沉、试验支架(划分成内外共 3 个部分)、红外笼的 39 个分区及四圈角钢、舱外航天服外表面等各个部分按

照温度相近的部分视为一个等温体,然后转换成一个红外辐射源,由斯蒂芬-玻尔兹曼定律,其红外辐射源的辐射力由其红外半球发射率及其温度确定,而计算中要假设同一辐射源的半球发射率及温度相同,因此这部分误差是由半球发射率及温度的不均匀性引起的,其中以加热源红外笼的各个分区的等温化假设带来的误差为主。对于单个分区来说,其加热带条的阻值密度是均匀的,加热电流一定的情况下,分区的温度均匀性很好,计算中单个分区其最高温与最低温在 $\pm 3^{\circ}\text{C}$ 范围之内。此项误差可通过温度模型中六个典型位置(RL44-RL49)的热流计的到达热流值与热流模型中六个典型位置的热流计到达热流值比对得到。最大外热流工况的此项差值见表3,由表3知此项误差最大为2.9%。

表3 温度模型与热流模型之间的差值 单位: W/m^2

热流计	最大热流工况		
	温度模型 到达热流	热流模型 到达热流	差值百分比
RL44	626.0	612.0	-2.2%
RL45	791.7	768.5	-2.9%
RL46	813.1	790.3	-2.8%
RL47	781.6	779.1	-0.3%
RL48	339.4	338.3	-0.3%
RL49	337.0	336.7	-0.1%

(3) 热流模型计算中舱外航天服吸收的外热流与空间中舱外航天服吸收的外热流的偏差。对于最大外热流工况来说其各部位的热流偏差及整体的外热流偏差,如表2所示,舱外航天服热平衡试验只考核总热流,由此可知此项误差最大为1.1%。

综合三项偏差,由此可以得出在舱外航天服热平衡试验的最大外热流工况中,试验施加外热流与空间外热流相比,最大偏差不超过 $4.9\% + 2.9\% + 1.1\% = 8.9\%$ 。

传统的热平衡试验方法,以热流计目标值来调节红外笼或灯阵各个加热分区的功率,航天器总的吸收热流误差的评估为下面两个误差的线性叠加:吸收的红外辐射热流的调节误差 $\pm 5\%$ 和热流计

$\pm 5\%$ 的误差,因此总的吸收热流误差为 $\pm 10\%$ 。

综上所述,本文采用的热平衡试验外热流模拟方法在外热流模拟上具有更高的准确性。

4 结论

舱外航天服外形复杂且其空间外热流极其复杂,以热流计目标值来调节红外笼各个加热分区功率的传统热平衡试验方法很难在复杂外形及空间外热流的舱外航天服上实施。为此,本文章提出了采用试验与计算相结合的新型的外热流施加方式来进行外热流模拟,即通过建立舱外服热试验模型,通过温度模型和热流模型的转换,进行试验外热流分析计算来确定各个红外笼加热分区的供电功率,并根据计算结果对外热流施加情况进行统计和分析。综合本文描述可得如下结论:

(1) 舱外航天服外热流模拟方法可以用于复杂外表面航天器的热平衡试验中的外热流模拟;

(2) 此种外热流模拟方法在节省了传统外热流模拟方法中以热流计目标值来调节红外笼而花费的大量试验时间及成本;

(3) 舱外航天服外热流模拟方法通过试验及分析计算比对的结果得出试验实际施加外热流与规定施加外热流的偏差值,相对传统外热流模拟方法提高了外热流模拟的准确性。

参考文献:

- [1] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安交通大学出版社,2001.
- [2] 侯增祺,胡金刚. 航天器热控制技术-原理及其应用[M]. 中国科学技术出版社,2007.
- [3] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 科学出版社,1998.
- [4] E.M. 斯帕罗, R.D. 塞斯, 著. 顾传保, 张学学, 译. 辐射传热[M]. 高等教育出版社,1982.

作者简介:孙萌(1977-),男,硕士,工程师,2003年清华大学工程热物理硕士学位,现就职于中国空间技术研究院总体部热控工程技术研究室,从事航天器热控设计工作。

通信地址:北京市 5142 信箱 86 分箱(100094)

电话:(010)68746575

E-mail:sunmeng501@163.com

(下转第 361 页)