

# 载人航天器地面热试验方法研究概述

范含林 黄家荣

(北京空间飞行器总体设计部)

**摘 要** 载人航天器所采用的热控方式与一般的卫星有较大的不同,尤其是主动流体回路热控技术,以及载人航天飞行所要求的密封舱环境,使得地面试验验证的重点发生了变化,即由于地面重力场的存在,具有对流换热的密封舱在进行地面模拟热试验时,必须尽量消除自然对流对试验结果的影响,以使试验结果能够尽量反映实际飞行的情况。此外,载人航天器的发展方向是大型化、舱段模块化和在轨对接与组装,因此如何进行设计验证也将是需要解决的问题。为此,进行专题研究,并提出初步的解决方案是十分必要的。

**关键词** 载人航天器 热控 试验

**中图分类号** V416.4 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825 (2009) 03-0001-04

## 1 前 言

在航天器热控分系统的研制过程中,需要进行相关的地面模拟试验,以验证热控设计的正确性,考核在各种典型工况下热控分系统的适应性及航天器的温度等环境数据,修改并确定热分析模型参数。这其中最主要的试验是整体的热平衡试验,要求建造一个能够反映设计状态的热模型件,试验在模拟的空间环境下进行,模拟真空、低温、黑背景以及空间外热流的环境,一般在大型空间模拟器中进行<sup>[1-2]</sup>。

载人航天器由于需求的不同,其主体部分是航天员所处的密封舱。对于具有密封舱的航天器而言,其传热的方式不仅有传导和辐射,而且由于舱内流动、传热和湿度控制的要求,采用通风循环的方式,存在着气体的对流换热,因此其试验方法和一般卫星相比有较大的不同,其中由于采用对流换热的热控制技术,在地面重力场的影响下如何进行设计的验证,试验的目的和试验方法也将会发生较大的变化,同时对于载人航天器大型化、舱段模块化和在轨对接与组装的发展趋势,如何更加有效地进行设计的验证亦是需要研究的问题。

## 2 对流换热地面模拟试验方法

### 2.1 问题的提出

对于一般航天器来说,其传热的方式主要是导热和辐射,而对于具有密封舱的航天器来说,其传热方式除了导热和辐射以外,还有对流换热,这其中主要考虑的是密封舱内气体的对流换热。而对流换热的强弱和重力场有很大的关系,尤其是气体的对流换热。密封舱内充有 1 个标准大气压的空气,在空间微重力环境下可以认为密封舱内空气的对流换热基本上是纯强迫对流换热;而在地面热试验时,如果仍然按照轨道飞行时舱内气体的状态,由于地面重力场的存在及舱内温度的不均匀性,空气自然对流对换热的影响是不可忽略的。因此,地面试验时密封舱内空气的对流换热是舱内通风循环回路产生的强迫对流和地面重力场作用下形成的自然对流相互叠加的混合对流换热。

由于地面重力场的客观存在,在地面试验时这种试验环境的差异难以克服,因此有必要在进行试验时通过试验手段和试验技术,以及试验后对数据的处理和修正,使得试验得到的结果尽量能够反映实际空间飞行的情况。

来稿日期:2009-06-12

作者简介:范含林(1961.10—)男,硕士,研究员,主要从事航天器热控制技术和总体技术研究。

## 2.2 解决的途径

从理论上来看,对流换热的地面模拟试验,可以根据相似理论,由描述微重力环境下密封舱内气体对流换热过程的数学模型,推导出地面热试验时密封舱内气体的对流换热过程和微重力环境下相似所必须遵循的相似准则,在满足相似准则条件的情况下,用地面热试验时的温度数据,反映空间飞行时微重力环境下的温度情况<sup>[3]</sup>。

但是在实际工程应用上,完全依靠相似理论进行试验几乎是不可能的。在工程应用方面,更多的是关注全尺寸的试验验证,并对各种设计状态不会产生太大的影响,否则会导致一些新的问题出现。对于气体对流换热而言,自然对流的强弱一般用葛拉晓夫数(Gr)的大小来判断,而强迫对流的强弱则用雷诺数的平方(Re<sup>2</sup>)大小来判断,用其比值 Gr/Re<sup>2</sup> 的大小来判断自然对流与强迫对流的相对强弱,其数值越小,则自然对流的影响越小,按 Gr/Re<sup>2</sup> 的大小近似地将流动分成纯自然对流、纯强迫对流和混合对流<sup>[4]</sup>。在地面模拟试验时,希望通过试验方法和手段将自然对流对密封舱内对流换热的影响减少到可以忽略的程度,同时在试验技术的实现上也是可行的。原则上说,Gr/Re<sup>2</sup> 的比值越小越好,但在技术上难以达到。因此可以根据密封舱内实际的气体流动速度、预计的温度情况、气体压力、特征尺寸等因素,确定 Gr/Re<sup>2</sup> 的比值,在不改变舱内气体成分的情况下,调整舱内气体的密度,即气体压力,以及气体的流动速度进行试验。而另一方面也可以通过改变气体的成分,主要是改变气体的热膨胀系数,达到同样的目的。

$$Gr = \frac{\beta g L^3 \Delta T}{\nu^2} = \frac{\rho^2 g \beta \Delta T L^3}{\mu^2}, \text{葛拉晓夫数};$$

$$Re = \frac{uL}{\nu}, \text{雷诺数}。$$

由于密封舱内气体流场速度分布的不均匀性,舱内设备的大小和形状各不相同,由此按照上述方法进行试验,对于密封舱内主流区的情况较为接近,而对于非主流区的设备和部件来说,其对流换热的状况和实际空间飞行环境相比仍有一定的差别。因为舱内每个设备的传热途径不一样,有些主要通过对流,但也有一些主要通过辐射和传导,因此对于每个具体设备来说,对流换热的试验误差对其传热和温度的影响是各不相同的,需要根据舱内的气体流

场分布,每个设备在舱内的布局 and 安装情况,分析其传热的主要方式,对试验数据进行适当的修正。

试验结果的修正主要从以下两个方面考虑,一个是设备安装部位的气体流动速度,另一个是设备本身的散热方式。

由于密封舱内部通风设备的布局,以及各种遮挡,从而造成了各处气体流动速度的不均匀,影响到通过气体对流的散热,而设备本身的散热方式如果是以传导和辐射为主,则无论是否采用上述试验方法,对其最终的温度不应该产生很大的影响。

对于某一设备,其和环境的散热可以看成由三个部分组成,即传导、对流和辐射。目前一般是将设备认为是一个等温体,不考虑内部的温度分布,温度的测量也是在设备的壳体上,即将此温度认为是设备的温度,而对流换热不仅影响到设备表面的温度,也会影响到内部的温度分布。从定性的来看,由于设备内部气体对流的影响,地面试验时设备壳体的温度较空间飞行时要低,因此,对于具体的设备,通过分析在不同环境下其内部和外部的换热情况,对试验所得到的温度进行修正,进而预示飞行温度。

## 3 设计验证方法的改进

### 3.1 载人航天器热设计的特点

载人航天器的热设计不同于一般的卫星,综观已经发射运行的国内外载人航天器,及其热控制技术的发展和,虽然基本上仍然采用被动热控和主动热控相结合的方法,但相比较一般航天器而言,有以下的热设计特点<sup>[5-7]</sup>。

(1)密封舱内部通过通风循环和流体回路,实现航天员代谢热和仪器设备热量的收集。

(2)采用流体回路和通风循环,即通过冷凝换热器和流体回路之间的液/液式热交换器进行传递,将热量传递到热沉,整个航天器的热量排散一般通过舱外的热辐射器进行。

(3)辐射器的散热能力一般考虑到最大内部热负荷和可能的最大空间外热流情况,并留有一定的设计余量。

(4)在通风循环和流体回路中设立调节系统,根据热负荷的大小和温度情况,调节舱段和整体的散热量,进而控制内部温度水平。

(5)外部设备采用单独的热设计,减少对整个航天器热设计的影响。

(6)除辐射器以外,整个航天器的外部包覆多层隔热材料,以最大限度地减少航天器和外部空间的热交换,以及空间外热流的变化对航天器的影响。

综上所述可以看出,热设计的指导思想是最大限度地减少和外部空间不可控制的热交换,将外部空间外热流的影响减少到最低程度,同时内部采用通风循环和液体回路,进行热量的收集和输运,最终通过辐射器排散到外部空间,对于内部和外部热负荷的变化,通过各种调节的方式,控制回路之间的换热量和辐射器向外部空间的散热量,进而控制不同的舱段在要求的温度水平上。

### 3.2 必要性和可行性分析

对于一般的航天器而言,在研制过程中需要进行相关的热试验,即热平衡试验,主要目的是在尽可能真实的模拟空间环境下,获取航天器的温度等相关参数,检验热设计的正确性,并对热分析模型的修正提供必要的参数。由于模拟真实空间环境的复杂性和热分析技术进步等诸多因素,近年来热平衡试验的目的趋向于重点进行热分析模型的验证,通过热分析验证热设计<sup>[8]</sup>。对于载人航天器而言,一方面其尺寸较大,要进行全尺寸的地面热试验需要建造大型空间模拟器,并带来不菲的试验费用,同时其内部传热的复杂程度,尤其是要实现准确的对流换热地面模拟非常困难,而按照目前通过地面试验准确获取在轨温度等数据的目的难以达到,因此有必要对地面设计试验的方法进行改进。而另一方面,由于载人航天器采用以主动热控为主的热控制技术,在某种程度上简化地面试验验证,使得这种改进也是可行的。

### 3.3 试验目的和方法

鉴于载人航天器热设计的特点,在试验验证中更多地需要关注以下几个方面:

(1)外部空间热环境的变化对舱内的影响,虽然采用了隔热设计,但是绝对的隔热是不可能的,因而所产生的整体漏热对于整体的热量排散和内部温度水平控制都有一定的影响。

(2)由于热辐射器是航天器向外排散热量的主要通道,辐射器的散热能力和控制能力将在很大程度上决定航天器内部的温度和湿度控制,而且热辐射器的

工作性能与空间外热流有关,因此有必要对热辐射器在模拟空间环境下进行性能检验。

(3)对于多舱段的载人航天器,在单舱段设计的基础上,需要对一些相互之间的耦合关系进行试验验证,以确保整体的性能指标满足要求。

就载人航天器热设计而言,主要可以分成三个主要的方面,即密封舱内的通风循环回路设计、流体回路的设计和热辐射器设计。这三者联合实现了载人航天器整体热量的收集、输运和排散,从验证设计的角度出发,可以分别进行验证,在试验过程中重要的是系统的散热能力和系统的控制能力检验。

对此,可以将载人航天器的热设计验证分解成不同规模、不同形式的试验验证,再根据具体试验结果的情况,确定试验的环境和边界条件。以密封舱内流动特性为主的流场测试和试验,重点验证通风循环系统的设计,因考虑到自然对流的影响,一般在冷态的情况下进行试验,并考虑流动特性的三维测试;以流体回路运行和控制为主的流体回路试验,重点验证流体回路的设计,在回路换热器上模拟热源和热沉,主要针对热源和热沉的各种变化情况验证回路的控制能力。这两项试验均可以在常压条件下进行,而不需要在空间环境模拟器中完成,同时在实验台的搭建上也可以综合考虑,一般采用原型物理模型,但对于相关流动和传热设备的功能和性能指标应满足试验的要求,热辐射器可以不安装。由于其热辐射器的性能和空间环境条件有密切的关系,其热性能试验一般需要在空间模拟器中进行,而随着辐射器尺寸的最大,也可以考虑采用辐射器单元试验和相似试验进行验证。

在热设计中,密封舱向外的漏热量是较难确定的,这是由于常用的多层隔热材料(MLI)不可能做到完全意义上的“绝热”,同时一些安装在舱外的设备通过舱体的安装面也会导致漏热。因此一方面需要尽量减少漏热量,使得设计简化和可控,另一方面可以根据多层隔热材料的组成、使用情况和飞行试验数据确定漏热量。另外在设计过程中也可以不考虑密封舱的漏热量,设想舱内的热负荷均通过热辐射器向外排散,这样的结果是辐射器的面积增加,导致系统在低热负荷情况下的调节能力降低。

### 3.4 热分析与试验的结合

虽然试验研究是设计的重要环节,但是试验必

然带来了费用高、周期长,以及试验的覆盖性难以全面的问题,而由于试验环境模拟的准确性尚不能令人满意,也影响到对于试验的有效性及其结果的评价。基于计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)的数值模拟技术是研究载人航天器密封舱内流动和换热的有效方法<sup>[9-13]</sup>,具有研究内容广、费用低和周期短的特点,可以进行多方案的定量比较分析和优化设计,而这些仅仅通过试验是难以达到的。但是,热分析中一些必要的参数,需要通过试验得到,而热分析的模型也有必要通过试验结果的分析进行修正,使其更加准确。因此将热分析和必要的地面试验相结合可以实现设计的优化和验证。

对于非密封舱段,其热设计和大部分卫星相似,主要的传热手段是导热和辐射,热分析方法也已经非常成熟,通过热分析或者经过热试验对热分析模型进行修正,其温度预示的结果和在轨飞行两者的误差已经在可以接受的范围内。

### 3.5 舱段级的热接口验证

随着载人航天器的不断发展,采用不同的舱段进行在轨组装,形成较大规模的组合体是载人航天发展的一个趋势。但是由于多舱段组合后的尺寸规模较大,在空间模拟器中进行全尺寸的组合体热试验几乎是不可能的,从目前一般的热设计角度来看,各舱段基本上进行相对独立的热设计,有各自的热辐射器或者通过舱段之间的回路热交换器进行热量的传递,最终的废热通过组合体的热辐射器统一向外排散,舱段之间其它的热耦合关系较小,因此可以在热分析的基础上,通过地面常压环境下的舱段接口试验加以验证。

### 3.6 热真空试验

热真空试验也属于热试验范畴,但从严格意义上来说,热平衡试验和热真空试验是两个性质完全不同的试验。热平衡试验主要用于验证设计和修正模型,而热真空试验属于环境试验,在热真空环境下暴露工艺等方面的缺陷,剔除早期失效。热平衡试验趋于简化,乃至取消,这就涉及到如何进行载人航天器热真空试验的问题。

热真空试验一般要求产品是正样状态,目前基本上和热平衡试验一起进行,由热平衡试验的高低温工况温度确定热真空试验的温度变化范围。在不

进行全尺寸热平衡试验的情况下,可以通过热分析的结果确定热真空试验的温度条件进行试验。但是仍然有需要解决的问题,即在尺寸超过空间模拟器的情况下如何进行热真空试验,尤其是密封舱在热真空环境下试验的有效性,和非密封的卫星有很大的不同,即使是有泄复压的过程,也是相对短暂的过程。一种可行的方法是通过地面常压环境下的热循环试验加以替代,既可以得到试验目的,也可以简化对试验系统的要求。

## 4 结 论

以上主要讨论了载人航天器热试验方法问题。综上所述,对于载人航天器的热设计可以有不同的设计验证方法,试验验证并不是唯一的选择,尤其是通过选择设计方法,以及计算仿真技术的进步,在空间模拟器中进行热平衡试验将会趋于简化,乃至取消,设计验证更多地通过分析仿真,常压条件下舱内气体流动试验,流体回路试验,和关键部件空间模拟环境下的热试验等进行组合、相互补充完善来完成,具体的试验方案需要根据实际情况加以论证。◇

## 参 考 文 献

- [1] 侯增祺、胡金刚.航天器热控制技术.中国科学技术出版社,2007年
- [2] 国防科学技术委员会 GJB1033A.航天器热平衡试验方法.2005年
- [3] 闵桂荣、郭舜.航天器热控制.(第二版)科学出版社,1998年
- [4] E.R.G.埃克特、R.M.德雷克.传热与传质分析.科学出版社,1983年
- [5] 范含林.载人航天器热管理技术发展综述.航天器工程,2007年第1期
- [6] 范含林.神舟飞船热设计及飞行温度数据分析.航天器工程,2003年第1期
- [7] 范含林等.载人运输飞船流体回路方案研究.中国空间科学技术,2007年第5期
- [8] 范含林、文耀普.航天器热平衡试验技术评述.航天器环境工程,2007年第2期
- [9] 黄家荣、范含林.载人航天器生活舱内热湿环境的数值模拟.中国空间科学技术,2004年第6期
- [10] 黄家荣、范含林.载人航天器生活舱内温度场的稳态数值模拟.宇航学报,2005年第3期
- [11] 刘庆志等.与流体回路耦合的空间辐射器流动/传热分析.航天器工程,2007年第3期
- [12] 宁献文等.卫星流体回路的动态热模型与仿真.航天器工程,2007年第6期
- [13] 潘维等.载人航天器密封舱内流动换热数值模拟研究.航天器工程,2008年第3期

(下转第 18 页)