

高超声速飞行器控制面热防护系统地面试验研究

王立研 王菁华 李军 杨炳尉 陈浩

(北京航天长征飞行器研究所,北京 100076)

文摘 针对高超声速飞行器控制面研发手段中极其重要的地面试验技术,以 X-37 轨道飞行器为例,介绍了国外的最新研究进展和关键技术解决途径,以及指导地面试验研究的方法,并针对控制面方案在评估和鉴定中必不可少的高温模态试验,进行了综述和分析。

关键词 高超声速飞行器,控制面,地面试验,高温模态试验

中图分类号:V57;V46

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2016.01.003

Research on TPS Ground Test for Control Surface of Hypersonic Vehicles

WANG Liyan WANG Jinghua LI Jun YANG Bingwei CHEN Hao

(Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076)

Abstract Ground test plays a very importance role in developing the control surface of hypersonic vehicles. This paper introduces the latest technical progress of ground test, solutions to critical technology and methodology guiding the ground test by taking X-37 orbital vehicle as an example. And then, it summarizes the high-temperature modal survey of a hot structure control surface, which is an essential part in evaluating the control surface concept.

Key words Hypersonic vehicles, Control surface, Ground test, High-temperature modal test

0 引言

高超声速飞行器控制面需要采取特殊的热防护措施,保证控制面热结构在严酷的飞行热环境下能正常工作;如何在模拟热环境条件下,执行必不可少的地面试验,研制出可靠的热防护系统,已成为高超声速飞行器研发过程中必不可少的、极其重要的一环。本文主要介绍了国外高超声速飞行器控制面地面试验的最新进展和指导地面试验研究的方法,并针对控制面方案的评估和鉴定中必不可少的高温模态试验,详细综述和分析了美国在这方面的研究进展。

1 热结构控制面的研发和验证试验^[1]

X-37 轨道飞行器是由美国波音公司鬼怪工程部研发的,在该项目中,关键技术的努力方向之一是热结构控制面的研发和验证试验。这是一个庞大的系统工程,涉及到子部件试验件的确定和制造、多个单位的协同等。由于地面试验需要多种复杂的大型设备,不是某一个单位能够单独完成的任务,所以必须使用系统工程的办法,协调多个单位共同分工合作来完成。

1.1 子部件试验件的研发和制造

为获取对不同材料热结构控制面的地面试验数

据,NASA 专门设计和制造了四种子部件试验件,包括 C/C 襟副翼子部件、C/C 方向升降舵子部件、C/SiC 襟副翼子部件和 C/SiC 方向升降舵子部件(部分见图 1)。



C/C襟副翼子部件 C/SiC襟副翼子部件 方向升降舵子部件

图 1 X-37 飞行器子部件试验件

Fig. 1 The X-37 orbital vehicle subcomponent test articles

C/C 襟副翼和 C/C 方向升降舵子部件试验件都是由 C/C 先进技术公司生产的 C/C 复合材料构成;C/SiC 襟副翼子部件试验件,是由通用电气动力系统复合材料公司制造的 C/SiC 复合材料组成^[2]。这类子部件试验件都是从飞行硬件全尺寸复制品上截取的一段,但是都包含所有主要的结构件,如扭力管、心轴、铰链销、肋等。虽然 X-37 项目最终选择了 C/C 材料,但仍继续开展了 C/SiC 襟副翼和方向升降舵的研发和测试工作。

1.2 多单位分工合作

收稿日期:2015-10-30

作者简介:王立研,1983 年出生,硕士,高级工程师,主要从事科技情报工作。E-mail:liyanwang2009@sina.com

通过地面试验的测试、评估和鉴定等手段,进行新材料和新方案的研发,需要协调多个单位才能合作完成。NASA 专门将 C/SiC 方向升降舵子部件试验件作为一个试验台,试图建立一个多合作伙伴的项目。C/SiC 方向升降舵子部件试验件团队是由下列五个单位组成的。

(1) NASA 德莱顿飞行研究中心,主要负责对整体任务进行管理、对试验要求进行界定,提供热、结构和地面振动试验,无损检测以及高温仪器设备^[3]。

(2) NASA 兰利研究中心,负责声、振动和模态试验,热试验和声试验。

(3) 材料研究与设计公司,是 C/SiC 方向升降舵子部件试验件的设计单位,为其提供保障、使其能满足 X-37 和洛克希德·马丁公司载荷的试验要求,并对方向升降舵子部件试验件进行热、结构及动态分析^[4]。

(4) 通用航空公司,是 C/SiC 方向升降舵子部件试验件的制造商,可对方向升降舵子部件试验件改装、组装,支持无损检测。

(5) 洛克希德·马丁公司,可界定产生的载荷,监督相关的试验。

1.3 需要的地面试验研究设备^[5]

在开展地面试验时,必须使用一些大型的热测试设备(图 2),其中包括飞行器地面试验设备、大型热-结构载荷试验设备、大型热载荷试验设备、高温测量仪器以及无损检验设备等。在地面模拟再入飞行器气动环境的设备有电弧等离子体风洞和地面高温喷射试验设备。利用这些设备提供的高焓高速气流,在试验段中对模型进行气动加热地面试验。

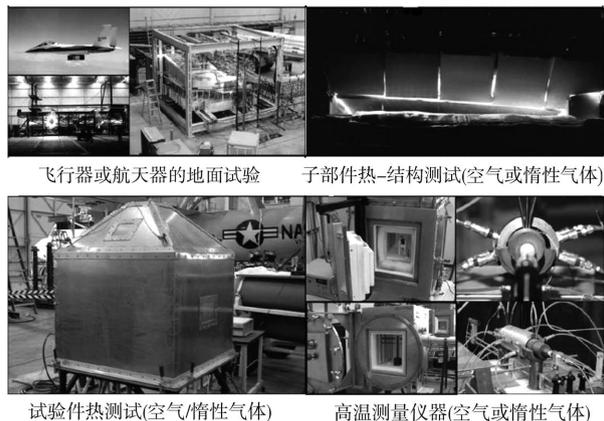


图 2 热测试设备

Fig. 2 Thermal testing facilities

大型热-结构载荷试验设备可用于高温下的模态测量和声激励环境下的动态响应测量。高温模态测量(图 3)用于研究加热对振型、固有频率和阻尼的影响,由加热系统、振动台和振动台支座构成的。在进行大型热载荷试验时会用到成排的石英灯或石墨加热器^[6]。石英灯的使用温度 $<1\ 482^{\circ}\text{C}$,带有抛光铝

质反射器,冷却方式可以是水冷或气冷;石墨加热器的使用温度 $>1\ 482^{\circ}\text{C}$,试验件的温度高于 $1\ 649^{\circ}\text{C}$,要求净化的环境。

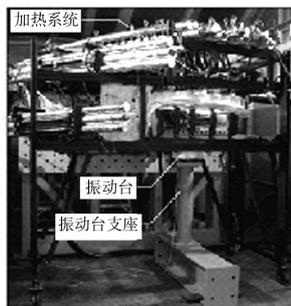


图 3 高温模态测量装置

Fig. 3 High-temp modal survey setup

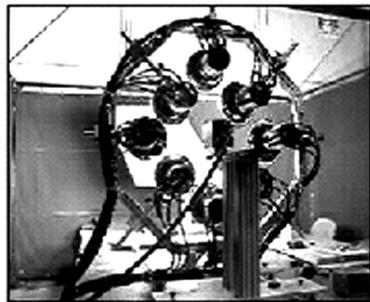


图 4 红外脉冲热成像无损检测设备

Fig. 4 IR pulsed thermography NDE

高温测量仪器包括高温传感器、应变传感器验证系统和热循环加热炉。其中应变传感器验证系统和热循环加热炉的使用温度为 $1\ 649^{\circ}\text{C}$,内部可充填惰性气体或直接使用空气。通过高温传感器的测试,可以开发热结构材料(如 C/C 复合材料、C/SiC 复合材料)的贴合技术^[6],利用特性试验来验证贴合技术,并在温度、热流、应变传感器的应用温度范围内,检验传感器的性能。无损检验技术采用红外脉冲热成像法进行无损检测(图 4)。在整个子部件试验件的测试期间,都要进行无损检测,用来识别缺陷和追踪潜在的损伤传播。

地面试验耗资巨大,方法不当,就会造成巨大损失,因此使用先进正确的指导地面试验的方法显得尤为重要。

2 指导地面试验研究的方法^[7]

目前在指导地面试验研究方法方面,即把发展的相对比较成熟的地面试验技术与数值模拟计算技术有机地结合起来,更有效地解决与高超声速控制面有关的关键技术,如材料的考核和鉴定、结构的鉴定等。最具代表性的是用“从飞行条件外推法”指导等离子风洞内再入飞行器翼前缘试验。

2.1 从飞行条件外推法的必要性和先进性

地面高焓试验设施不允许同时复现典型航天器再入轨道上整个近地轨道部分的所有热力-流体动力学条件,要同时复现热流和压力是很困难的。此

外,在驻点处准确地复现热流和压力,并不能从总体上保证所模拟驻点下游的环境与真实飞行条件下的环境相同,这是因为在单位雷诺数和马赫数上存在差别。根据文献[8]报道,在这种情况下,采用适用性广的计算流体动力学(CFD)十分必要,它既可以从模拟的飞行条件外推出合适的等离子风洞的运行条件,又可以将试验结果外推到飞行条件。

根据设计的飞行轨道确定需要承受的热流、压力之后,通过一系列迭代计算,外推出试验的运行条件,迭代过程见图5。

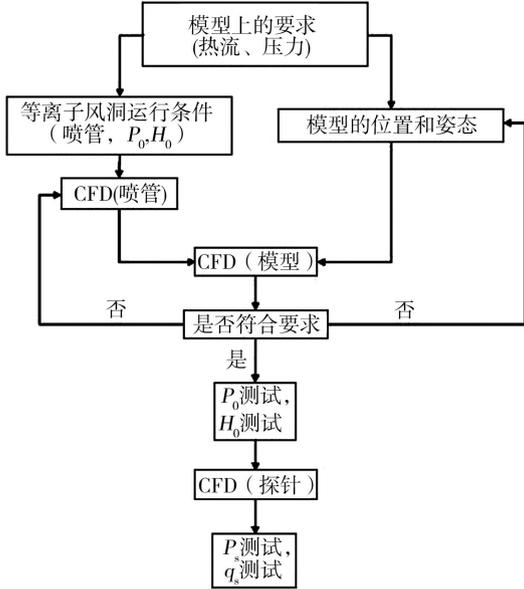


图5 从飞行条件外推法迭代过程示意

Fig. 5 Schematic representation of extrapolation from flight methodology

如图5所示,模型的构型一经确定,就对模型在试验室内的位置和姿态(攻角、圆锥形喷管出口截面的距离)以及设备的运行条件(储气罐焓值和压力)做出一个初步的假设。然后对锥形喷管内的流场和模型所处的流场进行模拟计算,来验证模型上的各种要求是否得到满足;如果没有达到要求,则可以改变设备的运行条件,或者调整模型在试验室内的姿态,然后再重新计算模型上的流场,直到该迭代过程收敛,满足要求为止。

2.2 从飞行条件外推法的优点

2.2.1 精确复现飞行器的再入飞行条件

把从飞行条件外推法应用于等离子风洞,可用于材料试验和方案鉴定,能精确复现壁面的热流或驻点压力,通过数值模拟推导出试验设施的运行条件。在数值模拟中可以考虑到气流组分的变化、壁面的催化特性等。空气的化学模型可以描述不同的组分构成和化学反应,目前是用五种组分(O 、 N 、 NO 、 O_2 、 N_2)之间的17个化学反应方程来描述。需要指出的是,这一功能对于使用诸如火箭发动机高温喷流进行地面试验时特别有意义。在不同于空气的燃气流内,应当宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016年 第1期

考虑到组分的变化,把燃气中各种烃类碳氢组分考虑进去,提高试验数据的可用性。

2.2.2 简化试验件

在现有的等离子设施中,对配备有机身的真实全尺寸三角翼进行测试是不可能的,而且由于真实三维效应的不可复现性,仅仅测试三角翼的一部分也是毫无意义的。从飞行条件外推法允许试验件的设计可以不同于1:1的原型,而是通过数值模拟导出一个简化的构型(图6)用于试验,再把试验结果外推到飞行条件。

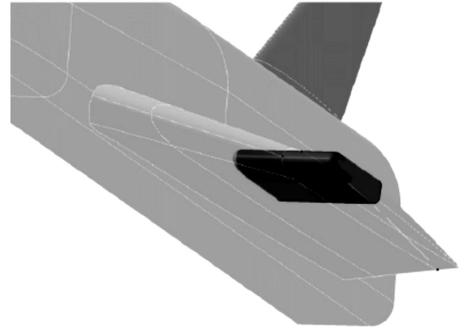


图6 FTB-X翼和试验件的导出

Fig. 6 FTB-X wing and test article derivation

为了简化控制面试验件平板的研发工作,并保证从迎风面到背风面(反之亦然)可以交换使用平板,把试验件翼截面的顶部和底部都做成平坦形的。

图7表示的是X飞行试验台(FTB-X)真实翼截面与试验件剖面之间的比较图。

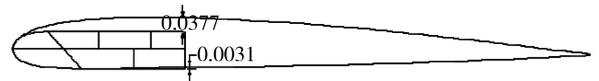


图7 FTB-X翼截面与试验件剖面之间的比较

Fig. 7 Comparison between FTB-X wing section and test article profile

2.2.3 节省试验经费

一个试验件可以同时验证和鉴定多个热防护系统的结构或材料,至少可以同时试验一个前缘、一个迎风侧平板和一个背风侧平板,从而大大提高效率,节省试验经费,因为这种大型设施运行一次的费用是十分昂贵的。

2.2.4 估算试验设施中的阻塞效应

试验件及其支撑机构在风洞内产生的激波,不可以与风洞壁接触。如果设计不当,让这种激波打到了风洞壁上,就会产生阻塞效应,从而导致试验结果不正确。通过数值模拟可以避免产生阻塞效应。图8呈现的是,试验件在“西罗古”试验室内的三维图,给出了喷管、扩压段和试验件周围产生的激波形状,证明在所做的各种试验中,都不会出现阻塞效应。数值模拟与大型试验设备运行过程之间相互推动、相互验证,以此来推动研究进展,有利于理论研究和实验研

究两种研究途径之间的有机结合,实现螺旋式的不断上升。最终达到当一个精确的数值计算模型可以完全计算出各种地面试验的结果时,就可以用其进行外推,计算出所需真实飞行条件下的结果。这是当前具有重要意义的研发手段和技术解决途径。

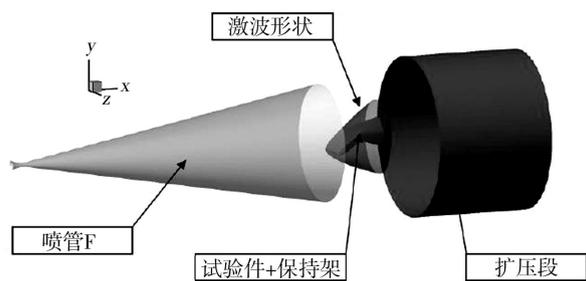


图8 试验件在西罗古试验室内的三维图
(除去部分喷管和扩压段后)

Fig.8 3D view of the test article within Scirocco test chamber with the nozzle and the diffuser pick-up

3 控制面的高温模态试验

计算和评估控制面结构的动力学特性、动态响应特性和稳定性,都必须用到控制面的模态参数。若要了解高超声速飞行器在极端气动加热环境中的模态特性,就要在地面模拟其气动加热环境,通过高温模态试验来测定。如何进行高温模态试验,在进行高温模态试验时会用到哪些试验设备通常是我们比较关心的问题。以下将重点介绍美国在进行高温模态试验时所采用的地面设施、测试设备以及激励试验件的试验方法。

3.1 地面设施^[9]

在试验件的模态测定研究过程中,需要的地面设施,可参照 NASA 德莱顿飞行研究中心飞行载荷实验室里的相关设施。飞行载荷实验室的大型氮气试验室,如图9所示,提供了特有的惰性气体热试验能力。

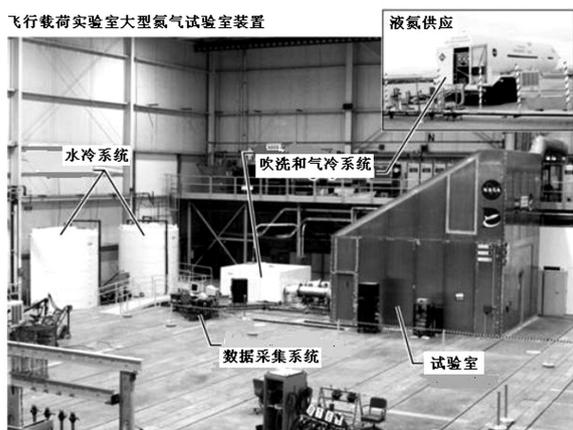


图9 NASA 德莱顿飞行研究中心飞行载荷实验室大型氮气试验室

Fig.9 Large nitrogen test chamber at NASA Dryden flight research center flight loads laboratory

大型氮气室是一个 6.1 m×7.3 m×6.1 m 的试验室,可通过石英灯辐射加热器将试验件加热至大约 1371℃,在氮气惰性气体环境中对其进行主动热控制。飞行载荷实验室拥有自己的数据采集和控制系统,称之为数据采集系统,可以监控并记录数百个试验测量传感器,供动态和模态数据测量应用。

3.2 测量设备^[1]

高温模态试验利用传感器来捕获结构频率和振型,采集模态数据。根据传感器要测得的数据不同,如温度、加速度和应变,传感器可分为热电偶传感器、加速度传感器和应变传感器。无论是热电偶传感器、加速度传感器,还是应变传感器,能否精确地测量数据,取决于传感器能否与受测物体表面牢固连接,如果有缝隙,那么传感器将不能敏感地捕获到待测数据细微的变化。下面以热电偶传感器和应变传感器为例,说明传感器的连接方式。

高超声速飞行器要求表面材料具有很高的耐热温度,传统的金属材料适用温度范围较低,已被耐热性好的陶瓷基复合材料所取代。将传感器粘结到金属材料制成的基底上的安装技术比较成熟,而将传感器粘结到陶瓷基复合材料制成的基底上的安装技术却面临着很大的挑战,这主要是由于陶瓷表面较为光滑、不易粘贴的特性造成的。在 C/C 和 C/SiC 表面上安装传感器前,可采用等离子弧喷涂和 Rokide 热喷涂的方式将基底喷上涂层,然后涂上陶瓷黏结剂进行粘贴,最后覆盖上 Nextel 人造陶瓷纤维编织物加以保护。具体细节,详见图 10 和图 11,这样的特殊处理,可以保证传感器能够牢固安装到光滑的陶瓷基复合材料上,与基底表面紧密贴合。

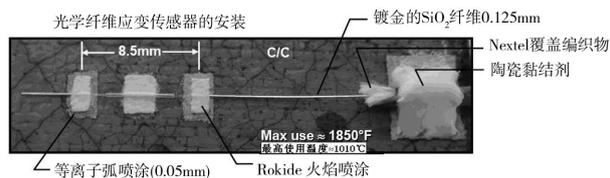


图10 应变传感器的连接方式^[10]

Fig.10 Strain sensor installation

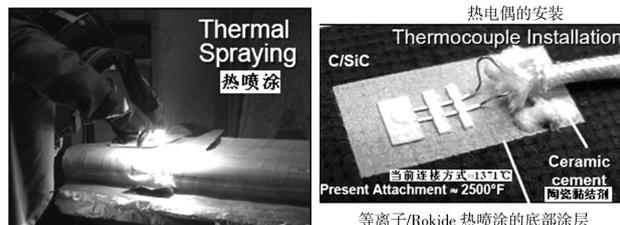


图11 热电偶的连接方式

Fig.11 Thermocouple installation

3.3 试验方法基本原理

对试验件进行模态测定试验基本上有两种类型:一种是在自由-自由的边界条件下,即将试验件悬挂在宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016年 第1期

弹性索上进行;另一种是在固定的边界条件下,将试验件安装在固定的加强座上进行。不论何种试验,其基本做法都是一致的。首先要在试验件上按照预先的设计,安装上许多传感器(包括力传感器、加速度传感器、温度传感器等),安装好传感器的试验件例子如图 12 所示,这是在自由-自由边界条件下的试验。

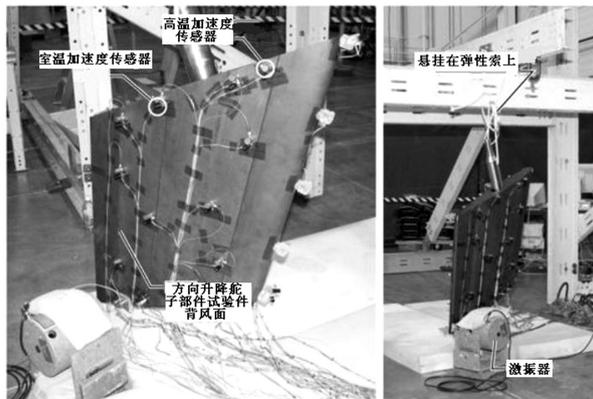


图 12 安装好传感器的试验件

Fig. 12 Test article mounted with sensors

在完成这些安装工作之后,在试验件的某个点或某些点上施加激励,按图 13 的原理框图完成模态测定试验。通常采用的激励方式有两种:一种是用冲击锤施加激励,即用冲击锤敲击;另一种是用电磁激振器施加激励,它可以使用不同力度等级进行猝发随机激励和正弦扫描激励。通过冲击锤或电磁激振器产生激励信号,作为机械系统的试验件在激励信号的激励下产生振动,采集输入到机械系统的力信号以及机械系统的响应信号(加速度信号),由激励信号和响应信号得到系统的频响函数,根据频响函数进行模态参数识别,就可以得出系统的谐振频率、振型、阻尼比等模态参数。

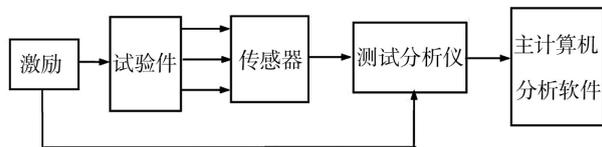


图 13 模态试验系统框图

Fig. 13 Diagram of modal survey system

3.4 试验方案的设计^[9]

根据资料的介绍,在高温模态研究中,为了分离各种干扰因素,获取所需的热弹性模态数据,美国国家航空航天局德莱顿飞行研究中心设计了以下的试验方案。对于每一次采集高温模态数据结果的过程,都要进行四个部分的测试:第一部分是进行室温模态测试,即计划中的热模态试验的早期阶段,这时不运行任何加热系统;第二部分是在试验室经充分吹洗且所有加热系统都运行起来后,在热状态变化全过程开始之前,进行室温模态测试;第三部分是在方向升降宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016 年 第 1 期

舵子部件试验件的模态热状态变化全过程一开始之后,获取试验所需的热弹性模态数据;第四部分是当方向升降舵子部件试验件冷却下来后,关掉所有的加热系统,进行试验后的室温模态测试。

通过以上四个部分的测试,可以获得满足如下要求的数据:(1)在不运行任何加热系统的状态下,进行室温模态测试,可以排除加热系统的干扰,只测量试验件在室温下的模态,利用所得的数据可以追踪其重复性;(2)将第二部分的测试结果与第一部分的测试结果相减,即可确定吹风机的噪声和加热系统对模态的影响;(3)将第三部分的测试结果与第二部分的测试结果相减,即可直接评估热模态的变化;(4)将第四部分的测试结果与第一部分的测试结果相减,即可从热载荷导致结构永久变形的角度,对方向升降舵子部件试验件的结构进行评估。

这样的试验设计方案,对有效地分离不同的干扰因素,准确地评估热模态变化的全过程,捕获所需的热弹性模态数据,将起到非常重要的作用。

4 结语

高超声速飞行器控制面的地面试验研究是一个庞大的系统工程项目,需要用到多种复杂的大型试验设备,必须采用系统工程的办法,协调多个单位分工合作共同来完成。

在指导地面试验研究方法方面,其发展方向是把当前相对比较成熟的地面试验和用大型高速计算机进行的数值模拟计算两大技术有机地结合起来,准确地复现重要的飞行现象,这是当代先进研究途径中极其重要的一部分。

为了有效地评估和鉴定控制面方案,在做高温模态试验时,需采用高温传感器与陶瓷基复合材料良好的贴合技术和能够巧妙地分离各种干扰因素,获取所需的热弹性模态数据的试验方案。

参考文献

[1] STEPHENS C A, HUDSON L D, PIAZZA A. Overview of an advanced hypersonic structural concept test program [R]. NASA-20080000561, FAP Annual Meeting-Hypersonics Project, Oct. 30-Nov. 1, 2007.

[2] PAEZ C A. The development of the X-37 re-entry vehicle [C]. AIAA-2004-4186, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, July 11-14, 2004.

[3] HUDSON L, STEPHENS C. Thermal-mechanical testing of hypersonic vehicle structures [C]. NASA-20070023780, Hypersonics/MURI Review Meeting, Santa Barbara, CA, July 9-11, 2007.

[4] RIVERS H K, GLASS D E. Advances in hot-structure development [R]. NASA 20060020757, NASA Langley Research Center, Hampton, VA, 2006.

(下转第 26 页)