

# MicrO - X概念验证机热防护系统研究进展

张泰华 孟宪红

(北京航空航天大学,北京 100083)

**文 摘** 简述了国外可重复使用运载器的研究现状及发展趋势,详细介绍了美国下一代可重复使用运载器 MicrO - X概念验证机的热防护材料及设计。

**关键词** 可重复使用运载器, MicrO - X概念验证机,热防护系统

## Development of TPS for MicrO - X Concept Demonstrator

Zhang Taihua Meng Xianhong

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

**Abstract** The development of the foreign reusable launch vehicle is briefly reviewed. The MicrO - X concept is the next generation reusable launch vehicle. The materials and design of the TPS for MicrO - X concept are described.

**Key words** Reusable launch vehicle, MicrO - X concept demonstrator, Thermal protection system (TPS)

### 1 前言

可重复使用运载器(RLV)在飞行过程中,要经受太空中 - 157 ~ 55 的温度交变,在发射和返回过程中则要经受 1 670 以上的高温,隔绝高达 167 dB 的噪音、抗大气中各种粒子的冲刷、抗各种射线的辐射等<sup>[1]</sup>。因此,热防护系统(TPS)与电子设备、推进和承力结构具有同等重要的作用,它决定了运载器的再入轨道和再入加速度,影响运载器的发射维护费用和运载能力<sup>[2]</sup>。

先进火箭发动机必须能提供完成 200 次任务的动力,其一体化机体也要具有完成 500 次运载任务的能力,这需要有良好的 TPS<sup>[3]</sup>。2000 年,美国 NASA 提出了第二代 RLV 研制计划,其目标是将安全提高 100 倍,相当于 10 000 次任务中有一次失败。成本降低 10 倍,相当于运送 0.45 kg 载荷的成本为 1 000 \$。第二代 RLV 将采用一些新材料,包括先进的金属 TPS<sup>[4]</sup>。

据英国《简氏防务周刊》报道<sup>[5]</sup>,美空军正在制定计划,促进下一代运载器所需技术的成熟。该计划分三个阶段进行:2010 年,研制出适当的部件,以

比较经济的方式生产小型一次性运载器;2015 年,使“混合”运载器所需的材料成熟;2025 年,开发出完全 RLV 必需的技术。美空军的目标是:部署极端耐用、可靠的运载器,打破传统火箭对专用航天发射场的依赖,使其能在更多地点、任何天候下迅速灵活的发射。“混合”运载器拥有可重复使用的一级发动机和一次性的二级发动机,能在 24 h 内完成发射准备,将 4 500 ~ 6 800 kg 的载荷送入轨道。这种运载器的关键技术包括:用于可重复使用发动机的机械连接式 TPS、自主导航与控制系统以及自主状态管理系统。机械连接式 TPS 将取代航天飞机目前使用的粘结式隔热瓦,前者结构质量稍大,但所需维护时间少,可极大缩短火箭的任务周转时间。小型一次性运载器能搭载 450 ~ 900 kg 的载荷,收到命令 48 h 内即可发射。美空军认为这种运载器技术已经成熟,现在需要更加经济。为促进完全可重复使用运载器技术的成熟,美空军将在 2009 ~ 2012 年,与国防高级研究计划局(DARPA)合作进行“MicrO - X”运载器的飞行试验,验证快速周转 TPS 的性能,探索用更少的地面人员和发射控制人员实施

收稿日期:2005 - 12 - 17

作者简介:张泰华,1982 年出生,硕士研究生,主要从事航天器热防护方面的工作

运载器发射的概念。

本文将以前一代 RLV——Micro - X 概念验证机为例,对其 TPS 作一介绍。

## 2 Micro - X 概念验证机

Micro - X 概念验证机,是空军研究实验室

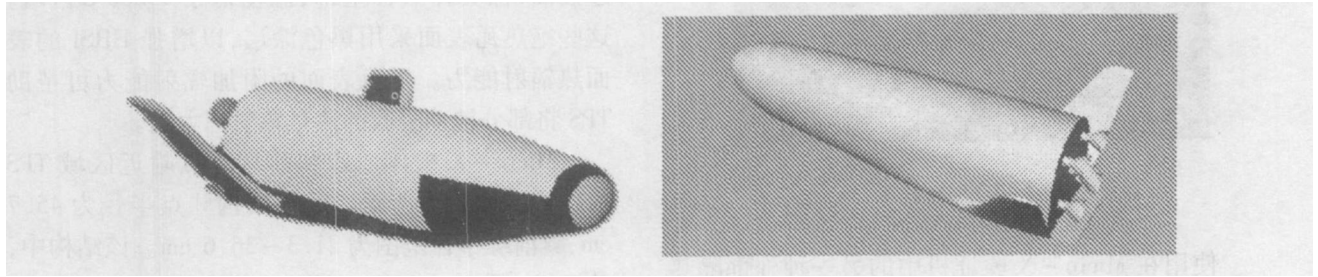


图 1 Micro - X 概念验证机

Fig 1 Micro - X concept demonstrator

Micro - X 和其他再入飞行器一样,在全程飞行中要经受气动和热的考验。但是与比它稍大尺寸的再入飞行器相比, Micro - X 并不是为承担在轨有效载荷设计的。对照在轨飞行器的承运能力,概念机需很小,且仍能提供有用的科学研究数据,概念机加速到高速通常使用一般的推进系统即可,比如民兵导弹或和平卫士使用的助推器。

Micro - X 概念验证机大约 8.84 m 长,机体空载质量 3 970 kg,升空后总质量 13 608 kg。独立飞行的 Micro - X 飞行  $Ma = 4$ ,高度在 7 620 m,承载能力达 1 361 kg,如果没有负载,其飞行速度  $Ma = 7$ 。研究表明,为使质量和尺寸减到最小,验证机应垂直起飞并且使用液态氢氧运载火箭。同时,为了能与多级火箭相配合, AFRL 将验证机设计成圆柱形,这种形状事实证明有较好的垂直和水平着陆技术<sup>[6]</sup>。为保持小的尾迹影响和减少热环境,验证机设计一般尽可能短而粗。

## 3 热防护系统

防热问题是研制 Micro - X 验证机最大的技术难题之一。同时,一套轻质、耐用、易操作及成本合理的、可重复使用的 TPS,又是 Micro - X 为达到大大降低输送有效载荷进入轨道所需费用这一目的要求的关键技术之一。防热系统方案的研究基础是加热、传热和防热原理,其决定因素主要是加热环境、力学环境、使用次数、质量和成本限制。所需要的防热系统和结构的类型基本上取决于验证机表面加热(热流和热载荷)的大小和持续时间,即使在同一验证机上,由于表面加热不同也可能采用几种不同类型的宇航材料工艺 2006年 第6期

(AFRL)和加利福尼亚州 Playa del Rey 概念机研究公司联合开发的,由 Dayton 大学研究院统筹负责 TPS 的研究和分析工作。Micro - X 概念验证机模型如图 1 所示。

型的防热系统及结构布局<sup>[7~8]</sup>。

当验证机执行完任务再入大气层阶段, TPS 的表面材料温度应保持在可接受的范围之内。验证机结构外部材料主要是铝材料,当其再入大气层时, TPS 材料保证验证机表面铝结构温度不高于 177。这些材料需能从在轨时的 - 157 到再入大气层时的 1 649 范围内工作。TPS 也要适应再入阶段由热变形引起的气动特性变化和机动载荷引起的轨道器的阻力和机身变形。

由于 TPS 是安装在验证机外部,因此除了控制验证机重返大气层的热防护外,它还决定着验证机的表面气动特性。如果存在显著的烧蚀或表面老化还需要维修。

### 3.1 系统材料

TPS 通常由防热层、隔热层和承力结构三部分组成<sup>[9]</sup>。高超声速飞行器 TPS 的材料可分为三类:(1)表面温度  $T > 1 200$  时用难熔材料;(2)  $760 < T < 1 200$  ,采用高温合金基复合结构,缺点是使系统质量增加;(3)  $315 < T < 760$  ,用钛基复合材料或钛基金属间化合物<sup>[10]</sup>。

因气动加热程度的不同,在 Micro - X 的设计不同阶段,有不同的 TPS 设计理念,每一种都有其独特的优缺点。设计初级 TPS 概念是在机身隔热(AETB)核心,选用铝增强隔热,外部由高温可重复使用表面隔热(HRSI)陶瓷复合模(CMC)安装瓦(图 2)覆盖,前缘安装有隔热辐射空间的碳-碳薄壳热结构(RCC、ACC),迎风面安装一种可重复使用的隔热系统毡(CRID)。Micro - X 的 TPS 用于保护运

载器免受可预计的热载荷。

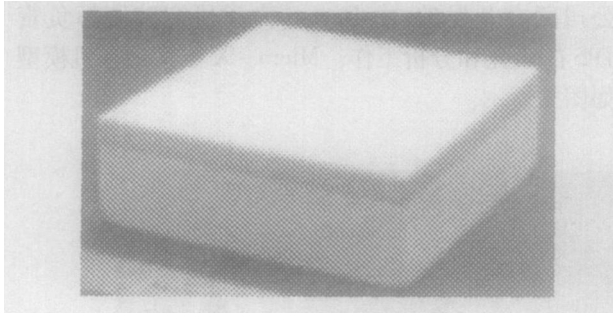


图 2 CMC安装瓦

Fig 2 CMC wrapped tile

使用在 Micro - X验证机中的另一种外部隔热系统是 CMC瓦,它的主体材料是 CR I隔热毡,这种隔热毡内部隔热层由高温 Nextel陶瓷纤维织物组成。这些可重复隔热毡之间是缝合连接的,就像被子,以确保其结构稳定性,同时还能防止与里层隔热层分开。CR I既可用于验证机的背风面,亦可用于迎风面。与 HRSI瓦相比,CR I毡的最大优点是在较大面积内组合,这样不仅减少了防热毡的缝合(图 3),也降低了飞行后的维修要求。高级柔性可重复表面绝热 AFRS I是 TPS当外部温度低于 371 时的另一种防热毡。

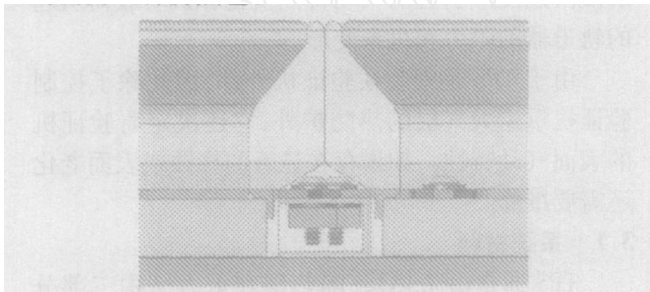


图 3 Micro - X热防护 CR I毡之间的密封装配图

Fig 3 Detail of seal between CR I wrapped tiles of TPS for Micro - X

### 3.2 系统设计

在 Micro - X中,碳 碳薄壳热结构(RCC, ACC)一般用在机翼前缘、顶罩,包括轨道舱背板底缘后部区域、轨道舱结构附件前缘。在再入阶段,RCC保护区域内温度可达 1 260 ,AFRL正在研究中的 RCC材料能使前缘承受温度达到 1 649 。前缘中的 RCC或 ACC要求设计者使其与内部的机翼结构有一个辐射间隙。在有些情况中,仅仅依靠辐射间隙保护内部构件是不够的,需填充固体或加多层绝热体,以最优化前缘 TPS。黑色 HRSI瓦主要使用在

Micro - X机身前上部包括机身前周围窗口;轨道调整系统和反馈控制系统舱的部分;垂直稳定器的主要部位和尾舵边;机翼热防护区域;升降舵尾翼边缘;顶翼表面 C/C区域附近;热防护层底部;翼前缘连接面;襟翼体表面上部;温度低于 1 260 区域。这些绝热瓦表面采用黑色涂层,以增强 HRSI的表面热辐射能力。黑色表面的附加辐射能力可帮助 TPS将部分被动吸收的热量辐射到太空。

Micro - X机体前缘和前端驻点附近区域 TPS内部构造如表 1所示。前端结构驻点半径为 45.7 cm,翼前缘半径范围为 21.3 ~ 36.6 cm。该结构中,验证机工作从高温面到低温面依次是 ACC防护层、辐射间隙、LI- 2200绝热层。LI- 2200绝热层被空间硬化层(RTV)固化在热应变绝热板上。在此,使用 LI- 2200绝热层厚度作为单独最优化变量,调整厚度,使低温面的温度不高于 177 。这种调整以前靠人工完成,现在借助于计算机,这个厚度调整过程只需一两秒。

表 1 前端和翼驻点 TPS结构示意图<sup>1)</sup>

Tab 1 Nose and wing stagnation point TPS configuration

结构名称	薄厚情况	厚度 /mm	承受最高温度 /
ACC层	薄层	0.508	1538
Zr层	薄层	0.508	1593
Zr层	薄层	0.508	1593
LI- 2200层	厚板	33.3	1482
RTV - 560	薄层	0.203	288

注: 1)ACC防护层与 LI- 2200绝热层间的辐射间隙为 12.7 mm。

迎风面区域内 TPS内部构造如表 2所示。在该结构中,从高温面到低温面,验证机使用 HRSI层保护、AETB LI- 900作为绝热层被 RTV粘在绝热板上。使用 AETB LI- 900作为单独的最优化变量参数,调整厚度,使低温面的温度不高于 177 。

表 2 迎风面区域 TPS结构示意图

Tab 2 Windward acreage TPS configuration

结构名称	薄厚情况	厚度 /mm	承受最高温度 /
HRSI保护层	薄层	1.27	1260
CMC瓦	板	1.27	1260
AETB LI- 900绝热层	厚板	91.08	1260
RTV - 560(环氧树脂粘合)	薄层	0.203	288

综上, Micro - X的 TPS主要分为外部防护层、

(下转第 51页)

前采用的典型工况下之峰值载荷相比得到了进一步的减小,现为 6.952 MN(图 8)。

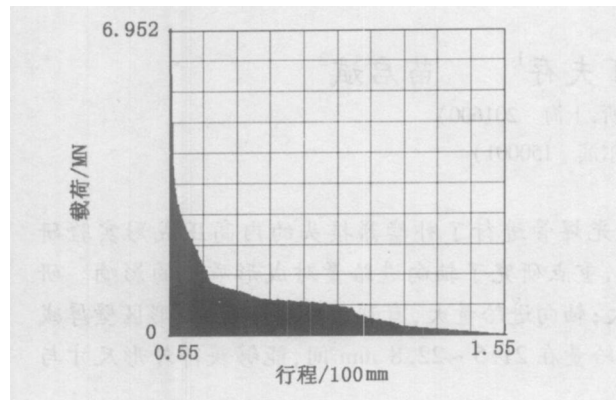


图 8 优化后的终锻件载荷—行程曲线图

Fig 8 Load-stroke curve for second-optimized design

在整个锻造工艺过程中,最大等效应变值约为 2.448,小于工厂目前采用的典型工况下之最大等效应变,且材料变形均匀,流线依外形分布合理,伸展流畅平滑,组织均匀性指标值从 2.262 847 降到了  $2.13 \times 10^{-5}$ ,得到显著降低,其终锻件平均晶粒尺寸为  $15.93 \mu\text{m}$  左右,小于原始坯料晶粒尺寸。综上所述,在此工艺条件下,锻件微观组织再结晶充分,分布均匀,优化效果显著,最终锻件的组织分布和性能更加趋于理想。

## 4 结论

(1)采用有限元数值模拟虚拟试验方法,以终锻件组织均匀性为目标,研究了 TC4 合金盘形件等温成形过程,为锻造工艺参数的优化提供了一条从虚拟试验—回归模型—优化设计的新思路。

(2)根据锻造工艺参数与组织均匀性之间的函数关系,结合建立的回归模型,采用单纯形优化算法对 TC4 合金盘形件等温锻造成形工艺参数进行了优化。采用优化后的工艺参数模拟了等温锻造成形过程,结果表明,锻后组织分布均匀,优化效果显著。

## 参考文献

- 1 王旭. 国外钛合金超塑性成形应用现状及发展趋势. 航天工艺, 1989; (4): 20~25
- 2 张季骊. 钛合金盘件等温成形工艺优化与过程控制. 西安:西北工业大学硕士学位论文, 2004
- 3 张立斌. TC11 压气机盘超塑性等温锻造工艺. 航天工艺, 1996; (4): 38~41
- 4 Semiaton S L, Lahoti G P. The occurrence of shear bands in isothermal hot forging. Met Trans A, 1982; 13A (2): 275~288
- 5 胡运权. 运筹学教程. 北京:清华大学出版社, 2003
- 6 邓成梁. 运筹学的原理和方法(第 2 版). 武汉:华中理工大学出版社, 1998

(编辑 任涛)

(上接第 16 页)

辐射间隙和内部硬化层三部分组成,采用了先进材料和最优化的热防护层材料布置。Micro-X 作为美国下一代 RLV,它的一个主要目标是能够验证大量先进技术,不仅仅是先进 TPS 的实验验证。

## 4 结束语

现阶段,研究 TPS 冷却方式的热点包括相态转变、汽化冷却和热管。在本文所述的 Micro-X 概念验证机中,TPS 的防热是被动的,并且没有工作的流体。

未来的研究工作将主要分析验证机远离驻点流地方,包括下风向和迎风方向的 CRI 使用;其他不同的 TPS 结构,比如面积区域中的 CRI 和更先进前端和前缘的 C/C,以减少覆盖在运载器上的不同 TPS 种类。随着研究的深入,TPS 将继续向耐用、易维护、减轻质量、降低成本、高可靠性方向发展。

## 参考文献

- 1 王思青等. 重复使用运载器陶瓷热防护系统. 导弹与航天运载技术, 2004; (3): 37~41
- 2 曹义等. 美国金属热防护系统研究进展. 宇航材料

工艺, 2003; 33(3): 9~12

- 3 John Rogacki. Materials for air and space. Advanced Materials & Process, 2000
- 4 刘梦威. 用于 RLV 的金属热防护系统研究进展. 飞航导弹, 2003; (11): 44~48
- 5 Jane's Defence Weekly. England, Sep 8, 2004
- 6 Bhungalia A A. Thermal protection system (TPS) design and optimization—a case study. AIAA 2005-6809
- 7 Blosser M L. Development of metallic thermal protection systems for the reusable launch vehicle. NASA Technical Memorandum 110296, 1996: 1~22
- 8 关春龙等. 可重复使用热防护系统防热结构及材料的研究现状. 宇航材料工艺, 2003; 33(6): 7~11
- 9 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制. 北京:科学出版社, 1998
- 10 ElSoudani S M. High performance RX2TM Ti6242S titanium for reusable launch vehicles metallic thermal protection systems. AIAA 200025147

(编辑 李洪泉)