

# 可重复使用航天器耐高温复合材料结构设计技术

邓云飞<sup>1</sup> 顾春辉<sup>1</sup> 尹进<sup>1</sup> 程锋<sup>1</sup> 李丹圆<sup>1</sup> 赵锐霞<sup>2</sup>

孙宏杰<sup>2</sup>

(1 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

(2 航天材料及工艺研究所, 北京 100076)

**文 摘** 针对未来可重复使用航天器需求, 本文首先简要分析了国外典型重复使用航天器耐高温复合材料结构设计技术应用进展与特点, 包括美国 X 系列、追梦者飞行器。然后从结构选材、设计和分析等方面, 论述了可重复使用航天器大量应用先进耐高温树脂基复合材料整体结构相关的主要工程技术现状和发展方向, 从工程应用角度为未来可重复使用航天器结构研制提供理论分析。最后介绍了未来需开展的可重复使用航天器耐高温复合材料结构设计技术重点研究内容。

**关键词** 航天器, 复合材料, 结构设计, 耐高温

中图分类号: TB332

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2024.02.002

## Design Technology Research of Heat-resistant Composites for Reusable Aerospace Vehicles Structure

DENG Yunfei<sup>1</sup> GU Chunhui<sup>1</sup> Yin Jin<sup>1</sup> CHENG Feng<sup>1</sup> LI Danyuan<sup>1</sup> ZHAO Ruixia<sup>2</sup>

SUN Hongjie<sup>2</sup>

(1 Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076)

(2 Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

**Abstract** In response to the demand for future reusable spacecraft, this article first briefly analyzes the application progress and characteristics of heat-resistance composite structure design technology for typical reusable spacecraft abroad, including the American X series and the Dream Chaser spacecraft. Then, from the aspects of structural material selection, design and analysis, the current status and development direction of the main engineering technologies related to the large-scale application of advanced heat-resistant resin-based composite in the overall structure of reusable spacecraft is discussed, theoretical analysis for the future development of reusable spacecraft structures from an engineering application perspective is provided. Finally, the key research content of the heat-resistant composite structure design technology for future reusable spacecraft is introduced.

**Key words** Aspacecraft, Composite, Structure design, Heat-resistant

### 0 引言

虽然美国航天飞机已全部退役, 但航天飞机类可重复使用天地往返航天器一直作为国际上的研究重点, 其中最具典型代表的是美国 X-37B, 作为一种小型航天飞机, 多次执行长期在轨任务, 并安全返航。欧洲也发展了相关技术, 并完成了 IXV 飞行试验。印度也于近期完成了类似飞行器的约 65 公里高度、5 马赫飞行速度的飞行试验验证, 并持续投入该领域的研究<sup>[1-3]</sup>。

为确保可重复使用航天器具有足够的载荷投

送、携带载荷返回能力及全寿命周期保障经济性等, 对结构系统提出了更高的轻量化要求。先进复合材料的高比强度、高比刚度等优良的力学性能及可设计性等特点, 使其在航空航天领域得到越来越广泛的应用, 其用量及应用部位已经成为飞行器结构先进程度的主要评价标志之一。NASA 在 2012 年发布的《空间技术发展路线图》<sup>[4]</sup>中, 依然将材料与结构列为最优先发展的十四大领域之一, 并且在 2015 年对其进行了细化与完善, 世界先进航空航天技术国家十分重视复合材料的基础研究, 并结合各类飞行器

收稿日期: 2024-03-01

第一作者简介: 邓云飞, 1983 年出生, 硕士, 高级工程师, 主要从事飞行器结构设计工作。E-mail: 13699183430@163.com

设计需求组织开展了一系列树脂基增强复合材料结构研究工作,促进了复合材料设计、制造、试验、评价等的体系化提高<sup>[5-12]</sup>。

可重复使用航天器技术领域新、载荷环境恶劣,且对耐高温和轻质化、耐久性要求相对传统航天器更为突出。例如机体结构外表一般覆盖热防护层,传统的铝合金蒙皮与热防护瓦线胀系数差异大,在高温作用下粘接或机械连接热应力大,限制了单个热防护零/组件的尺寸规模和冷热结构连接界面的最高使用温度。通过采用先进耐高温树脂基复合材料及铺层设计,可获得与热防护结构相近的热膨胀系数,从而解决冷热结构连接热应力匹配问题,并且复合材料结构在高温下具有优良的力学性能保持率,此外可充分发挥复合材料结构的大尺寸整体成型优势,获得更加轻质高效的创新结构构型,从而提高飞行器总体性能。为此国内外专家学者针对耐高温复合材料结构的设计准则、新概念、原材料性能测试、工艺性等进行了大量研究,促进了耐高温复合材料和工艺科学技术的进步,奠定了重复使用航天器耐高温复合材料结构技术基础<sup>[13-22]</sup>。本文简要分析国外典型重复使用航天器耐高温复合材料结构设计技术进展,从结构选材、设计和分析等方面,论述可重复使用航天器大量应用先进耐高温树脂基复合材料整体结构相关的主要工程技术现状和发展方向。

### 1 国外主要可重复使用天地往返航天器复合材料应用

天地往返航天器由于性能优良,是近年来世界各国可重复使用航天器市场竞争的热点。其中高温使用环境下结构的轻质化、复杂环境下重复使用寿命和维护成本是市场竞争力的关键技术指标。因此对耐高温复合材料的设计和应用研究至关重要,相对传统战斗机、火箭、飞船等,天地往返航天器耐高温复合材料结构设计方案具有显著的特点,例如采用整体耐高温复合材料结构设计方案,研究复合材料高温下微观损伤对重复使用性能影响等。在诸多先进飞行器中,最有代表的是X-37和追梦者。

#### 1.1 X-37飞行器<sup>[23-26]</sup>

国际上,美国在该领域研究最为深入、全面,技术水平最高,先后开展了航天飞机、X-30、X33、X-34、X-37、X-43等项目,积累了大量的材料、结构性能数据和使用经验,这些技术集成应用于X-37B,如图1所示。

X-37B飞行器结构设计方案中大量采用了耐高温树脂基复合材料高加筋整体结构(Integrated Structure)形式,除集中承载接头外,主次承力结构均采用复合材料,预计耐高温树脂基复合材料用量占比超过80%,设计过程中充分结合成型工艺,尽可能保证纤维连续性,提高结构承载效率。X-37B飞行

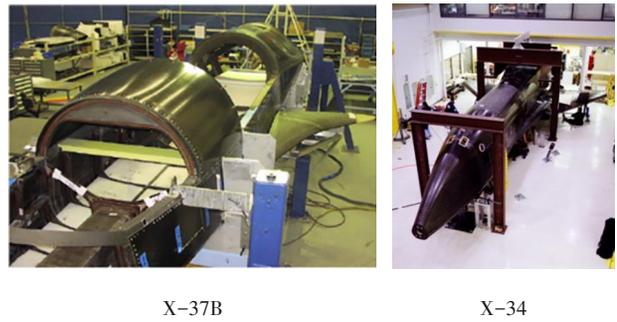


图1 国外先进耐高温复合材料航天器结构

Fig. 1 Advanced heat-resistant composites structure abroad

器主结构主要选用美国Cytac公司的IM7/5250-4碳纤维增强双马来酰亚胺树脂复合材料体系,部分高温区域(超过300℃)使用IM7/PETI-5碳纤维增强聚酰亚胺复合材料体系;机体模块划分为机身前上壁板、有效载荷舱门、机身后上壁板、机身左右侧壁长达约8m的复合材料整体梁、机身下整体壁板,左右机翼、体襟翼,全动V尾(陶瓷基复合材料热结构)。机身和机翼所有壁板均采用复合材料蜂窝夹层结构,机身所有框也采用复合材料蜂窝夹层结构,通过剪切带与机身壁板共胶接。上下机身壁板与机身通梁对接,如图2所示。

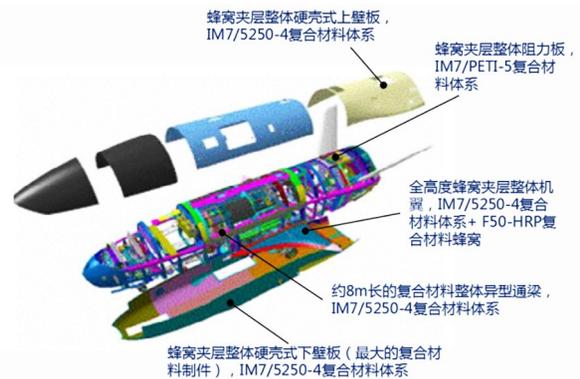


图2 X-37飞行器复合材料结构系统方案

Fig. 2 The system scheme of composite structure of X-37 aircraft

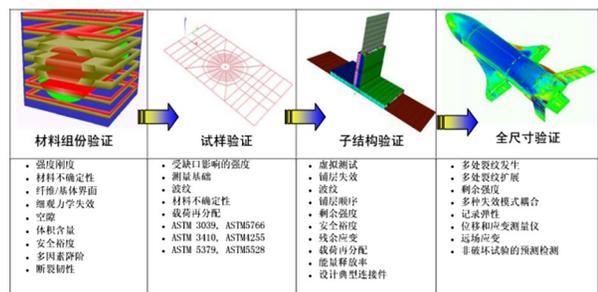


图3 X-37B飞行器复合材料结构验证技术路线

Fig. 3 Technical route for verifying composite structure of X-37B aircraft

美国在X-37B研制过程中采用积木式验证试验方法,逐级模拟、验证细观和宏观力学行为,如图3所示。建立了复合材料渐进损伤分析方法,计算仿真可以辨识损伤扩展的5个阶段,量化每个阶段的损伤程度并确定损伤对结构的影响。并在典型连接结构中运用自适应网格技术和裂纹扩展算法结合,保证了渐进破坏分析和虚拟测试仿真具有良好的效果。

### 1.2 追梦者飞行器<sup>[27]</sup>

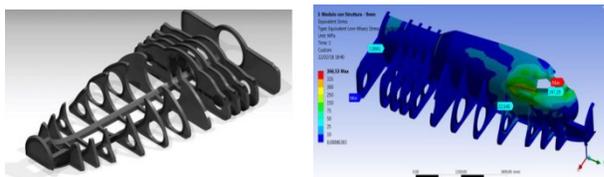
美国内华达山脉公司开展追梦者航天飞机全复合材料机身结构设计、整体成型技术、连接与装配技术等方面研究工作。该飞行器机体总长9 m、翼展7 m、高2.8 m,总重9 t,翼身融合结构,主体结构采用耐高温双马5250-4全复合材料,复合材料长期使用温度高于177℃,如图4所示。



图4 复合材料主结构

Fig. 4 The primary structure of composite

追梦者飞行器采用全复合材料整体结构技术,机身主结构由多个全腹板框与下部2根连续纵梁形成主结构骨架,如图5所示。框腹板上设计多个贮箱安装通道。复合材料框、梁及乘员舱采用复合材料共胶接工艺整体成型,除部分金属接头连接外,很少采用机械连接。结合最新的数字化分析技术和复合材料渐进损伤分析方法准确预报结构失效模式和载荷,并通过了静力试验验证。



复合材料机身骨架

结构强度优化

图5 复合材料主结构及优化

Fig. 5 The primary structure and optimization of composite

## 2 可重复使用航天器结构选材

### 2.1 碳纤维和树脂选材

综合考虑各种因素,可重复使用航天器壁板的长期使用温度不低于180℃。树脂基复合材料的耐宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2024年 第2期

温性能主要由树脂基体决定。目前,常用的结构耐180℃以上高温复合材料基体主要有双马来酰亚胺树脂和聚酰亚胺树脂等。

近30年来,我国也成功研制一系列高性能双马树脂,成功应用于各种先进航空航天器<sup>[28]</sup>。其中重点研究方向为材料更高的耐热性和韧性,例如TG800/802复合材料最高使用温度可达250℃,冲击后压缩强度可达200 MPa。

从材料本身耐温性看,TG800/802等耐高温双马树脂可应用于230~260℃,值得注意的是,一次性结构工作时间较短,仅考虑短时极限耐温条件即可,而重复使用结构材料许用温度应距离材料耐温极限留有合适的安全余量,如取低于材料玻璃化转变温度30℃。其中国内空空导弹最高长期使用温度为200℃<sup>[29]</sup>。综合考虑机身内部温控等因素,双马复合材料长期使用温度通过热防护手段使机身冷结构控制在190℃以内。对于超过此温度的主承力冷结构推荐选择钛合金。

聚酰亚胺虽然耐热性好,最高使用温度甚至短时超过500℃,但是主材料呈脆性、性能的分散性较大, $C_v$ 值为15%,层间强度较低,且工艺性差,主要应用于体襟翼等次承力结构,未在机身机翼主结构应用<sup>[30]</sup>。可重复使用航天器推荐在机翼前缘、机头锥、小型舵面等次承力结构应用。

### 2.2 夹层结构选材

夹层结构具有强度高、比刚度大、密度小、抗声振疲劳和机械疲劳好、隔热性能优越等优点,在航空航天领域得到大量应用。目前航空航天器应用最广泛的夹层为蜂窝和泡沫。就大型民用飞机而言,波音747(1969年2月9日首飞)大量采用夹心结构,约一半的机翼表面(包括前缘和后缘)由玻璃纤维和Nomex蜂窝制成。波音B757/767飞机高达46%的表面是蜂窝夹层结构。

碳纤维蜂窝夹层结构具有高刚度、轻质化的优点,非常适合面向刚度设计的重复使用航天器,因此在美国37B、IXV、追梦者航天飞机上得到广泛应用。纸蜂窝热成型工艺好,可用于复杂曲面夹层结构。铝蜂窝一般用于平面和单曲夹层结构,例如带有热控管路的设备安装板。

正在研究的耐高温玻璃布蜂窝采用聚酰亚胺节点胶,密度和低密度纸蜂窝相当,这种蜂窝以前一般用于热防护底板等功能结构,随着材料技术的进步,将在航天器舱体主承力框梁、壁板结构上也逐步进行应用验证。

虽然碳纤维-双马或者碳纤维-聚酰亚胺层压板的可用温度均可超过180℃,但是对蜂窝或者泡沫夹

层结构,需要考虑综合耐温性能,结构的耐温性是个别组分中最低耐温材料(蜂窝或泡沫)决定的。温度越高,蜂窝性能相对常温保持率越低,当前航天器上普遍使用的纸蜂窝许用温度均低于170℃,一定程度上制约了复合材料耐高温结构的广泛应用,因此需发展长期许用温度超过180℃的耐高温芯材以解决综合耐热性能问题<sup>[31]</sup>。

### 2.3 材料评定

在确定具体材料体系前,要通过一系列材料评定试验,筛选合适的材料体系。与飞机相比,除了关注湿热、抗冲击/损伤性、工艺性外,可重复使用航天器还需重点评定热氧化稳定性和热循环性能退化(考虑典型铺层类别)、空间环境适应性(原子氧、真空质损、长期在轨温度循环等)、液体相容性/敏感性等。完成材料体系筛选与评定后,便按照复合材料“积木式”验证试验方法,建立材料许用值体系。

## 3 耐高温复合材料结构设计

### 3.1 耐高温复合材料防热/承载结构的材料-结构一体化设计方法

可重复使用航天器以高马赫数飞行时,结构表面受到强烈的气动加热作用。结构设计往往需兼顾承载、防热等多个方面的功能需求,导致用于后两者的比较成熟的设计方法都不能够直接应用。传统的冷热解耦设计不能完全满足更高的轻质化要求,因此实现防热/承载结构的一体化是未来结构技术的发展趋势之一<sup>[32]</sup>。对于可重复使用飞行器这样服役环境严苛的复杂系统而言,涉及气动、结构、热等多方面,其一体化设计可以归结为对飞行器冷-热结构进行一体化的优化设计,现有的分开的处理方式无法充分考虑冷热结构间的相互影响效应,很可能会失去系统的全局最优解,从而降低飞行器的总体性能。搭建飞行器防热-承载一体化结构综合优化设计技术体系,对提升未来飞行器效能具有重要意义。

### 3.2 耐高温复合材料新概念设计

#### 3.2.1 防热承载整体耐高温复合材料部件

整体耐高温复合材料结构可大量减少连接紧固件和金属接头。可最大程度提高结构耐温性以及降



图6 典型复合材料整体翼面骨架结构

Fig. 6 The integral wing skeleton structure of typical composite

低结构质量,例如复杂曲面大尺寸航天器舵面结构,将梁、肋和壁板一体化采用聚酰亚胺耐高温复合材料成型。克服了金属紧固件、金属结构高温下与复合材料的线膨胀不匹配性问题,如图6所示。

#### 3.2.2 耐高温复合材料管件空间桁架结构

传统的飞行器结构框、梁一般为C、I、J、T字形剖面,由腹板和缘条组成<sup>[33]</sup>,复合材料蒙皮的重复许用温度限制了粘接防热结构的厚度。航天器结构轻质化要求更高,充分利用复合材料管材易缠绕成型、杆系桁架高刚度的优点,采用碳纤维耐高温树脂基复合材料管件桁架结构,并结合热蒙皮结构和传热路径设计,保证力热联合作用下的高承载效率。

#### 3.3 面向制造的复杂耐高温复合材料结构设计<sup>[34]</sup>

复合材料结构具有高度的材料、设计与工艺一体化特征,复杂耐高温复合材料由于成型温度更高,控制变形难度更大。结构设计时首先结合铺层优化设计结果和固化变形仿真分析结果,选用合理的复合材料铺层构型,然后进行模具和制件成型变形联合仿真分析,修正模具,从而控制复合材料结构成型精度。大型复杂复合材料整体制件高精度成型的核心在于制定合理的共固化、共胶接组装方法,和总工艺流程,如图7所示。

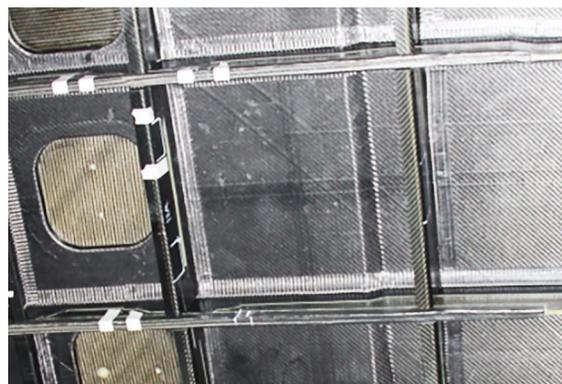


图7 典型复合材料夹层整体高加筋壁板结构

Fig. 7 The integral sandwich panel structure with frames and beams of typical composite

#### 3.4 面向重复使用的耐高温复合材料结构精细化设计

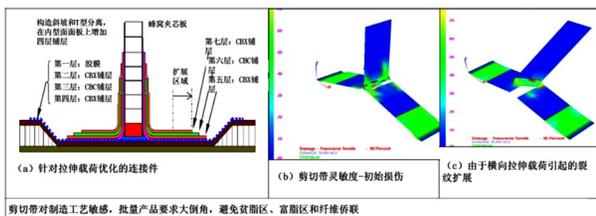


图8 典型复合材料剪切带连接设计

Fig. 8 The connection design of typical composite shear band

大尺寸整体成形结构的连接设计是关键,应更加注重结构细节,对复杂耐高温复合材料连接结构要充分贯彻耐久性理念,提高高低温交变下结构寿命。需

充分考虑铺层过渡和铺层分块顺序的影响,优化其连接结构提高耐久性。例如充分考虑R区初始工艺缺陷对剪切带(剪切角片)结构承载影响,由于横向拉伸失效模式导致的初始损伤通常发生在剪切带R区,然后损伤扩展并最终导致结构失效。因此对剪切带连接区域需要构造斜坡并增加加强铺层,如图8所示。

### 3.5 大集中载荷复合材料结构机械连接扩散技术

复合材料机械连接历来作为设计难点和重点,虽然可重复使用航天器尽量推荐全复合材料整体共固化或共胶接结构,但对于局部集中载荷接头连接区仍不可避免采用紧固件机械连接。不同于金属结构,复合材料开孔后孔边应力集中系数远远高于金属材料,且复合材料孔边易产生分层,往往与紧固件又采用间隙配合的形式传递载荷,高温下结构和紧固件强度保持率下降,更加削弱承载能力,如图9所示。复合材料机械连接大集中载荷扩散设计的核心要点包括:(1)采用严格量化控制金属接头与复合材料连接配合面间隙补偿方法,按间隙等级,制定使用液体、层叠及固体垫片等不同的补偿措施;(2)紧固件与复合材料结构采用小干涉量配合,并严格控制紧固件与复合材料结构配合干涉量在3%以内,如有必要采用孔边修复甚至加强技术;(3)铺层优化设计确保机械连接强度最佳,以提升和保证紧固件机械连接承载可靠性。

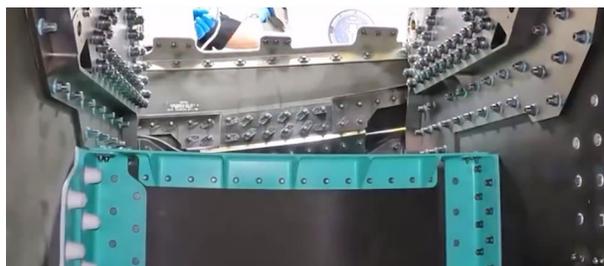


图9 典型复合材料与金属结构机械连接

Fig. 9 Mechanical connection between metal structure and typical composite

## 4 可重复使用耐高温复合材料结构工程分析与评估方法

可重复使用航天器的任务剖面、使用环境和重复使用次数与传统飞机、卫星有很大差异,因此需要在传统飞行器复合材料结构已有的性能数据基础上,对可重复使用航天耐高温复合材料结构工程分析和预评估方法进一步研究。

### 4.1 复杂环境因素对复合材料结构重复使用性能分析与评估

#### 4.1.1 空间环境影响评估<sup>[35]</sup>

结合已有的卫星应用数据、经验,对非金属结构材料空间环境适应性进行设计分析。并根据空间环境条件,对飞行器结构系统非金属材料的空间环境适应性和性能退化程度进行分析与评估。通过开展

原子氧侵蚀、太阳紫外线辐照、带电粒子辐照等空间环境验证,建立环境影响因子,对非金属材料及结构空间环境适应性进行评估。

#### 4.1.2 力学环境影响评估

由于结构承受力学环境的寿命具有累积效应,针对设备支架等力学环境敏感结构,进行振动疲劳寿命分析,寿命裕度较低结构进行试验充分性验证。对于冲击环境的关键结构,如关键区域螺栓预紧、器件爆炸螺栓周边结构等部位开展重点分析,并基于试验结果进行剩余性能评估。

#### 4.1.3 温度环境影响评估<sup>[36]</sup>

对飞行器重要部位及热环境恶劣区域进行传热分析、热应力分析,针对高温服役环境,通过有限元方法和试验相结合,对结构强度、刚度、模态进行综合分析,获得材料/结构在高温环境下的失效机理。

### 4.2 疲劳关键结构的剩余寿命评估

对于复合材料结构,疲劳损伤主要产生于连接结构,往复的疲劳载荷会对连接结构产生疲劳损伤,疲劳损伤具有累积效应,与往复的疲劳载荷次数和载荷量级相关,针对复合材料的疲劳关键件的剩余寿命进行评估。

#### 4.2.1 复合材料结构疲劳分析

叠加高温影响的复合材料连接失效模式异常复杂,试验表明复合材料连接结构高温连接疲劳失效分析精度偏差往往在20%以上。并且考虑到全系统疲劳分析与试验周期成本巨大,应对结构疲劳关键件进行筛选,重点针对重复使用修正后的疲劳载荷谱评估出的疲劳裕度较低的结构,开展结构疲劳分析与试验,如图10所示。



图10 典型复合材料机械连接高温疲劳拉脱失效

Fig. 10 High temperature fatigue detachment failure of typical composite mechanical connections

#### 4.2.2 损伤容限评估

离散源引起的损伤属于非预期的损伤,对于可重复使用航天器而言,复合材料结构离散损伤源主要考虑典型工具掉落损伤,按此开展结构损伤容限设计与试验,按“损伤无扩展”设计理念所确定的结构设计许用值能够覆盖重复使用剩余强度要求。然而,当前虽然建立了适用于工程的高温热力联合作用的下复合材料损伤容限评估方法,但由于试验数据积累不足,精准的高温失效机理和损伤模型仍然

缺失,损伤在疲劳载荷条件下的扩展规律无法准确预测。

## 5 结语

虽然经过20余年的发展,但大量采用大尺寸耐高温树脂基复合材料整体结构仍然是国际上重复使用航天器轻质结构主要的发展趋势。未来可重复使用耐高温复合材料结构设计主要还有以下研究工作需要解决。

### (1)耐更宽温域环境的复合材料体系研究

复合材料、结构一体化的特点要求耐高温复合材料本体不仅仅注重高温性能指标,还必须考虑长期在轨面临的频繁高低温交变温度应力引起的微观疲劳损伤等不良影响。当前为了确保重复使用性能,防止基体微裂纹在重复使用寿命周期内快速扩展,往往牺牲铺层的力学承载性能,转而兼顾热应力循环,因此需要进一步提升耐高温树脂基体低温韧度。

### (2)建立复合材料力热耦合渐进损伤失效准则

当前,综合考虑材料高温性能退化、多向载荷层合板高温失效准则等因素的复合材料渐进损伤模型表征仍然缺失,依然需要大量的元件级和组件级的力热耦合试验来探索复合材料渐进损伤模型表征,以试图获得复合材料在使用过程中典型损伤扩展规律,为未来进一步提升复合材料设计许用值提供依据。

### (3)研发在线健康监测系統

目前航天器结构健康监测系統已经经过验证,通过在结构上布设多元素分布式传感器网络,采集包含结构状态参数和损伤特征信息的传感信号。未来结合数字孪生技术,能够实时获取飞行器复合材料及复杂结构损伤在线识别,实时监测结构的健康状况,并根据需要反演特征时刻的载荷分布情况,为全面快速评价与确定飞行器在使用环境中的完整性提供有效的技术手段。

## 参考文献

[1] 彭小波. 新型航天飞行器结构设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2016.

PENG Xiaobo. Structural design of new new spacevehicles[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2016.

[2] 赵鹏飞,董长虹. 高超声速飞行器关键技术发展分析[J]. 飞航导弹, 2017(10): 37-44.

ZHAO Pengfei, DONG Changhong. Analysis on the development of key technologies for hypersonic vehicles [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2017(10): 37-44.

[3] 谌国森,陈晓丽. 美军巡航导弹的现状与发展趋势[J]. 飞航导弹, 2006(2): 37-40.

CHEN Guosen, CHEN Xiaoli. The present situation and development trend of us army cruise missile [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2006(2): 37-40.

[4] BOB Piascik, JOHN Vickers. NASA's integrated

technology roadmap TA12[R]. NASA, 2012:6.

[5] 王潘丁,牛国浩,等. 树脂基复合材料缺陷表征与评价方法研究综述[J]. 宇航总体技术, 2023, 7(5): 52.

WANG Panding, NIU Guohao. A review of research on internal defects characterization and evaluation methods of fiber reinforced polymer composites [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023, 7(5): 52.

[6] 杨强,解维华,彭祖军,等. 热防护设计分析技术发展中的新概念与新趋势[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2981-2991.

YANG Qiang, XIE Weihua, PENG Zujun, et al. New concepts and trends in development of thermal protection design and analysis technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2981-2991.

[7] 赵渠森. 先进战斗机用复合材料树脂基体[J]. 高科技纤维与应用, 2000, 25(3): 21-28.

ZHAO Qusen. Composite resin matrix for advanced military aircraft [J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2000, 25(3): 21-28.

[8] DIVYA K, CHAKRAVARTHI, VALERY N, et al. Carbon fiber-bismaleimide composites filled with nickel-coated single-walled carbon nanotubes for lighting-strike protection [J]. Advanced Functional Materials, 2011, 21(13): 2527-2533.

[9] PENDLETON E, BIGGS R, COCHRAN R, et al. Integrated composite structures demonstration for future space launch vehicle airframe application [C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Hawaii, 2012.

[10] WILLIAMS J C, STARKE Jr. E A, Progress in structural materials for aerospace systems [J]. Acta Materialia, 2003, 51(19): 5775-5799.

[11] SAÚDE J M L D, SILVA J M. Aircraft industrialization process: a systematic and holistic approach to ensuring integrated management of the engineering process [M]//Technology and Manufacturing Process Selection. London: Springer, 2014: 81-103

[12] vehicles abroad [J]. Acta Materialia Composita Sinica, 2022, 39(7): 3029-3043.

[13] 刘萝威,曹运红. 高温树脂基复合材料在超声速导弹弹体上的应用 [J]. 宇航材料工艺, 2002, 32(5): 15-19.

LIU Luwei, CAO Yunhong. High temperature resistant resin matrix composite applications to supersonic missile airframes [J]. Aerospace Materials & Technology, 2002, 32(5): 15-19.

[14] KUBIT A, TRZEPIECINSKI T, KŁONICA M, et al. The influence of temperature gradient thermal shock cycles on the interlaminar shear strength of fibre metal laminate composites determined by the short beam test [J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 176: 107217.

[15] LIU D F, TANG Y J, CONG W L. A review of mechanical drilling for composite laminates [J]. Composite Structures, 2012, 94(4): 1265-1279.

[16] XU J, AN Q, CAI X, et al. Drilling machinability evaluation on new developed high-strength T800S/250F CFRP laminates [J]. International Journal of Precision Engineering & Manufacturing, 2013, 14(10): 1687-1696.

宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2024年 第2期

- [17] SU F, WANG Z, YUAN J, et al. Study of thrust forces and delamination in drilling carbon-reinforced plastics (CFRPs) using a tapered drill-reamer [J]. *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2015, 80(5/6/7/8): 1457-1469.
- [18] LAN Y, GUAN Z, MENG Q. Evaluation method for technology maturity of composite aircraft structure [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, 27(3): 150-154.
- [19] WANG H, QIN X, LI H, et al. A comparative study on helical milling of CFRP/Ti stacks and its individual layers [J]. *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2016, 86(5/6/7/8): 1-11.
- [20] 尹昱凯. 温度对碳纤维/双马树脂复合材料力学特性及抗冲击性能的影响研究[D]. 南京航空航天大学, 2021.
- YIN shikai. Study on the effect of temperature on the mechanical properties and impact resistance of carbon fiber/bismaleimide resin composite [D]. NUA, 2021.
- [21] MENG J, WANG Y, YANG H, et al. Mechanical properties and internal microdefects evolution of carbon fiber reinforced polymer composites: Cryogenic temperature and thermocycling effects [J]. *Composites Science and Technology*, 2020, 191: 108083.
- [22] GUO F L, HUANG P, LI Y Q, et al. Multiscale modeling of mechanical behaviors of carbon fiber reinforced epoxy composites subjected to hygrothermal aging [J]. *Composite Structures*, 2021, 256: 113098.
- [23] Design of X-37 Orbital Vehicle [J]. *International SAMPE Symposium and Exhibition (Proceedings)*, 2003, 48( II ): 2294-2305.
- [24] 宋博, 李高峰. 美国 X-37B 轨道试验飞行器的发展及分析 [J]. *飞航导弹*, 2012(12): 3-9.
- SONG Bo, LI Gaofeng. Development and analysis of American X-37B test vehicle [J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2012(12): 3-9.
- [25] 卢兆勇, 郑义, 隋阳, 等. 美国空天飞机计划验证飞行器结构、材料工艺及试验技术 [J]. *航天制造技术*, 2013(5): 5-11.
- LU Zhaoyong, ZHENG Yi, SUI Yang, et al. Research of structure, material processing and test of the United States space airplane [J]. *Aerospace Manufacturing Technology*, 2013(5): 5-11.
- [26] 杨智勇, 张东, 顾春辉, 等. 国外空天往返飞行器用先进树脂基复合材料研究与应用进展 [J]. *复合材料学报*, 2022, 39(7): 3029-3043.
- YANG Zhiyong, ZHANG Dong, GU Chunhui, et al. Research and application of advanced resin matrix composites for aerospace shuttle [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2022, 39(7): 3029-3043.
- [27] Vittorio Alessandro Del Buono, et al. Preliminary structural study and design of the SNC's dreamchaser [R]. Researchgate report, <https://www.researchgate.net/publication/326588990>, 2018.
- [28] 李伟东, 张金栋, 刘刚, 等. 国产 T800 碳纤维/双马来酰亚胺复合材料的界面及力学性能 [J]. *复合材料学报*, 2016, 33(7): 1484-1491.
- LI Weidong, ZHANG Jindong, LIU Gang, et al. Interfacial and mechanical properties of domestic T800 carbon fiber/bismaleimide composites [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 33(7): 1484-1491.
- [29] 樊会涛, 崔颢, 天光. 空空导弹 70 年发展综述 [J]. *航空兵器*, 2016(1): 3-12.
- FAN Huitao, CUI Hao, TIAN Guang. A review on the 70-year development of Air-to-Air Missiles [J]. *Aero Weaponry*, 2016(1): 3-12.
- [30] 刘强, 王晓亮, 蒋蔚, 等. BMP 系列热固性聚酰亚胺树脂基复合材料的应用进展 [J]. *航空制造技术*, 2009(增刊): 22-24.
- LIU Qiang, WANG Xiaoliang, JIANG Wei, et al. Application progress of BMP thermosetting polyimide resin matrix composites [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2009(Supl): 22-24.
- [31] 白云鹤, 于开平, 赵锐, 等. 高温与脱粘对复合材料蜂窝板模态特性影响的试验 [J]. *复合材料学报*, 2018, 35(4): 885-895.
- BAI Y H, YU K P, ZHAO R, et al. Experimental investigation on the effects of the high temperature and debonding on the modal characteristics of the composite [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2018, 35(4): 885-895.
- [32] 时圣波, 王韧之, 严力, 等. 运载火箭尾段防热/承载一体化热防护系统设计及性能分析 [J]. *上海航天*, 2020, 37(4): 64-73.
- SHI Shengbo, WANG Renzhi, YAN Li, et al. Design and property analysis of integrated thermal protection system for tail cabin of launch vehicle [J]. *Aerospace Shanghai*, 2020, 37(4): 64-73.
- [33] 陆磊, 许家宝, 李洁玉. 复合材料机身框轴向压缩屈曲分析与研究 [J]. *民用飞机设计与研究*, 2021(1): 69-75.
- LU Lei, XU Jiabao, LI Jieyu. Analysis and research of composite fuselage frame buckle under axial compression [J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2021(1): 69-75.
- [34] 顾钦卓, 李敏, 李艳霞, 等. 飞行器结构用复合材料制造技术与工艺理论进展 [J]. *航空学报*, 2015, 36(8): 2773-2797.
- GU Zhuoyi, LI Min, LI Yanxia, et al. Progress on manufacturing technology and progress theory of aircraft composite structure [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(8): 2773-2797.
- [35] 于祺, 陈平, 陆春, 等. 空间环境下碳纤维/双马树脂基复合材料的性能演化及损伤机理 [J]. *装备环境工程*, 2018, 15(2): 1-7.
- YU Qi, CHEN Ping, LU Chun, et al. Property evolution and damage mechanism of cf/bmi composite in space environment [J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2018, 15(2): 1-7.
- [36] 王雪明, 谢富源. 碳纤维/双马树脂复合材料整体成型过程分层扩展行为实验研究 [J]. *航空学报*, 2021, 42(2): 424918.
- WANG Xueming, XIE Fuyuan. Experimental study on behavior of delamination of carbon fiber/bismaleimide composites during integral forming process [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(2): 424918.