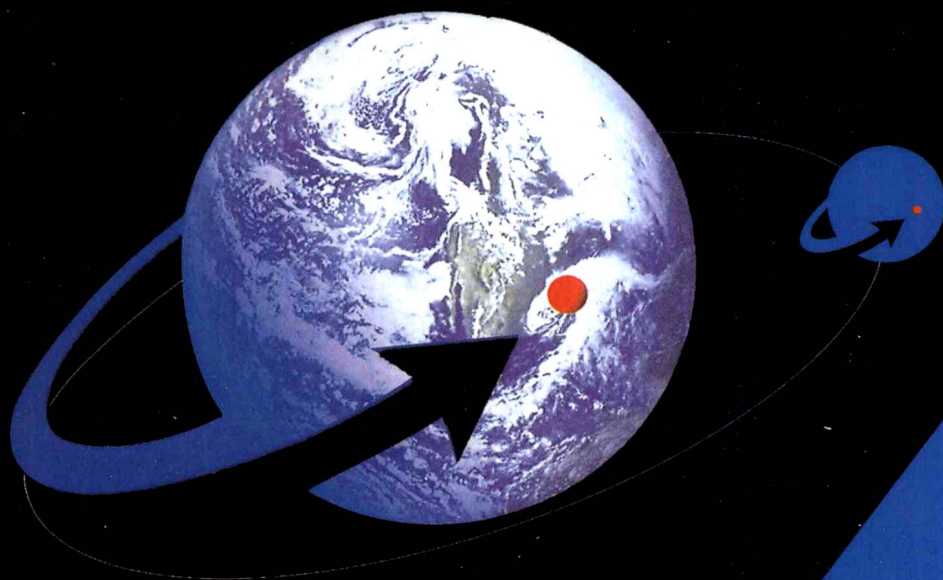
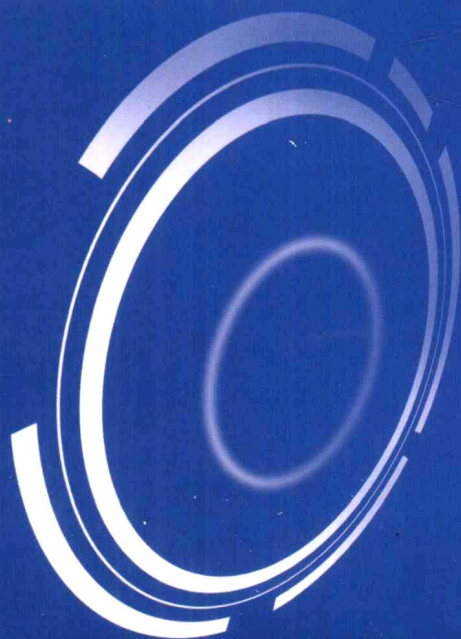




用软模辅助 RTM 整体制备 复合材料主承力件

主 编：肖加余 曾竟成
副主编：刘 钧 杜 刚

Integrated Preparation of Composite Primary Structural
Components for Armament by Means of Soft Mold Assisted
Resin Transfer Molding (SMARTM)



国防科技大学出版社

国防科技大学学术著作专项
经费资助出版

用软模辅助 RTM 整体制备 复合材料主承力件

**Integrated Preparation of Composite Primary
Structural Components for Armament by Means
of Soft Mold Assisted Resin Transfer Molding (SMARTM)**

主 编：肖加余 曾竟成

副主编：刘 钧 杜 刚

编 委：肖加余 曾竟成 刘 钧

杜 刚 彭超义 江大志

尹昌平

国防科技大学出版社
·长沙·

图书在版编目(CIP)数据

用软模辅助 RTM 整体制备复合材料主承力件/肖加余,曾竟成主编. —长沙:国防科技大学出版社,2010.1

ISBN 978 - 7 - 81099 - 721 - 8

I . 用… II . ①肖… ②曾… III . 非金属复合材料—材料制备—研究 IV . TB332

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2009)第 196788 号

国防科技大学出版社出版发行

电话:(0731)84572640 邮政编码:410073

<http://www.gfkdcbs.com>

责任编辑:石少平 责任校对:耿 筠

新华书店总店北京发行所经销

国防科技大学印刷厂印装

*

开本:787×1092 1/16 印张:18.25 字数:433 千

2010 年 1 月第 1 版第 1 次印刷 印数:1—500 册

ISBN 978 - 7 - 81099 - 721 - 8

定价:36.00 元

序

材料是人类社会历史发展分期的标志,是人类赖以生存和发展的物质基础。新材料技术也是其他高新技术发展的基础和先导。先进复合材料是新材料家族中的一枝新秀,它具有好的使用性能(包括高比强度、高比模量、低密度、耐腐蚀、疲劳性能好等)、性能可设计(可以充分发挥其各向异性的特点)和材料与构件或器件的一体性等性能特点,应用于国防军工、航天航空、交通运输、动力能源、化工建筑、资源环境等领域,尤其是支撑着国防军工和航天航空的发展。

限制先进复合材料广泛应用的主要瓶颈之一是成本高,主要表现在生产制备成本高。生产制备成本由原材料成本和制造工艺成本组成。对于复合材料而言,通常认为原材料成本占 20%,制造工艺成本占 70%,其余 10%为质量控制、性能检测成本等。因此,降低复合材料成本的重点在于降低制造工艺成本,其次是原材料成本。在已有主要材料体系基础上开发先进的低成本制造技术是当今世界各国复合材料科学与技术界共同关注的重大课题。

树脂传递模塑(Resin Transfer Molding,简称 RTM)工艺基本过程,是采用 RTM 注射设备将预催化树脂系统注入已预先铺放好纤维预成型体的闭合模腔,模具周边紧固和密封,并事先设计有注射及排气系统,以保证树脂顺畅流动和模腔内气体的顺利排出,使树脂能充分地浸润纤维填充整个模腔,固化后脱模获得制件。RTM 工艺具有效率高、投资低、工作环境好、能耗低、工艺适应性强等一系列优点,备受青睐,发展迅速,已广泛应用于建筑、交通、电讯、卫生、航空、航天等领域。但是,国内外 RTM 技术普遍存在的技术难点有:(1)树脂对纤维的浸渍不够理想;(2)制品的纤维体积分数不高,一般不超过 50%;(3)大面积、结构复杂的模具型腔内,模塑过程中树脂的流动不均衡,难以进行预测和控制。

近年来,先进复合材料的低成本制备技术得到重视和发展。在国家“863”计划航天航空领域、新材料领域,以及装备预先研究等计划的支持下,国防科学技术大学研发的软模辅助 RTM(Soft Mold Assisted Resin Transfer Molding,简称 SMARTM)整体制备装备复合材料主承力件技术,克服了上述传统 RTM 技术的不足,是对 RTM 技术的创新性发展。

国防科学技术大学肖加余教授和曾竟成教授等撰写的《用软模辅助 RTM 整体制备复合材料主承力件》专著归纳的工作,主要包括了国防科学技术大学近 10 年来在高性能复合材料低成本制备技术方面承担的国家“863”计划、武器装备预先研究、国防工业部门委

托的国防关键技术攻关和军品配套等项目课题研究所取得的成果。

本书提出并研发出了所谓 SMARTM 成型技术,与传统的 RTM 技术相比,具有能在固化过程中向复合材料制品表面法向均匀加压、纤维体积分数高、力学性能高、阳模脱模方便等一系列优点;研究表明,拉伸强度和弯曲强度比用传统 RTM 工艺制备的同种复合材料均高出 40% 以上。国防科学技术大学用此方法制备了国内第一个全尺寸全复合材料整体连接裙和国内第一个全尺寸弹用全复合材料整体舱段,还支撑了多个型号关键构件的研制。SMARTM 是一种低成本制备先进复合材料制品的技术,能整体成型大尺寸复杂形状复合材料构件,对推动先进复合材料制备技术的低成本化,提高先进复合材料的设计、制备和应用水平,进而推动武器装备,尤其是飞行类装备结构的轻量化(复合材料化)具有非常积极的意义,是一种具有广阔发展前景的大型复杂复合材料构件整体低成本制备工艺。

本书的主要创新性工作有:(1)轴/环向铺层比例优化方法:在既定几何结构和尺寸条件下,只优化轴向/环向铺层比例,便可得到满足使用要求的铺层设计;(2)软模设计理论与方法:推导出软模膨胀行程、内外径尺寸和厚度设计计算公式;(3)树脂化学流变模型和充模时间估算:设计测试了纤维增强材料预成型体的渗透率并建立了定粘度充模时间估算法,建立了树脂化学流变预测模型(双阿仑尼乌斯模型)并建立了变粘度充模时间估算法,用这些方法估算了充模时间,同时研发出两套分别适用于 RTM 和 SMARTM 的树脂配方体系;(4)SMARTM 成套模具设计制备方法:阴模的受力变形分析和制备工艺,阳模材料配方研制及阳模制备;(5)纤维增强体的“依模铺覆—缠绕定型”和 CAD 精确织物铺层法等低成本制备方法:替代高成本的纤维预成型体编织工艺,制备成本大大降低。

本书可供高等院校、科研院所和工业部门中从事材料科学与工程领域的教学、科研和工程技术的人员,尤其是复合材料方向教学、研究与生产的人员参考。

中南大学校长、教授
中国工程院院士

黄伯云

2009 年 9 月于湖南长沙

前 言

本书中归纳的工作,主要包括了国防科学技术大学航天与材料工程学院材料工程与应用化学系高分子复合材料教研室(502 教研室)近 10 年来在高性能复合材料低成本制备技术方面,承担的国家“863”、武器装备预先研究、国防工业部门委托的国防关键技术攻关和军品配套等项目课题研究所取得的成果。

本书提出并研发出了所谓软模辅助树脂传递模塑成型技术(Soft Mold Assisted Resin Transfer Molding,简称 SMARTM),与传统的树脂传递模塑(Resin Transfer Molding,简称 RTM)技术相比,具有能在固化过程中向复合材料制品表面法向均匀加压、制品纤维体积分数高、力学性能好、阳模脱模方便等一系列优点,是一种低成本制备先进复合材料制品的技术,能整体成型大尺寸复杂形状复合材料构件,对推动先进复合材料制备技术的低成本化,提高先进复合材料的设计、制备和应用水平,进而推动武器装备,尤其是飞行类装备结构的轻量化(复合材料化)具有非常积极的意义。

本书第一章综述了复合材料在飞行器结构中的应用现状和复合材料制备技术的现状与趋势,第二章研究了软模辅助 RTM 工艺的基本原理和软模设计方法,第三章研究并优化设计了复合材料主承力件纤维增强预成型体结构与铺层,第四章研究了不同形式的纤维增强预成型体中树脂渗流规律和充模时间,第五章研究了制备构件用高性能环氧树脂体系性能,第六章研究了 RTM 模具的设计与制备过程,第七章研究了典型构件的软模辅助 RTM 制备工艺,第八章研究了成型构件的整体性能。

本书研究工作的主要创新性内容有:(1)轴/环向铺层比例优化方法:在既定几何结构和尺寸条件下,只优化轴向/环向铺层比例,便可得到满足使用要求的铺层设计;(2)软模设计理论与方法:推导出软模膨胀行程、内外径尺寸和厚度设计计算公式;(3)树脂化学流变模型和充模时间估算:设计测试了纤维增强材料预成型体的渗透率并建立了定粘度充模时间估算法,采用树脂化学流变预测模型(双阿仑尼乌斯模型)建立了变粘度充模时间估算法,用这些方法估算了充模时间,同时研发出两套分别适用于 RTM 和 SMARTM 的树脂配方体系;(4)SMARTM 成套模具设计制备方法:阴模的受力变形分析和制备工艺,阳模材料配方研制及阳模制备;(5)纤维增强体的“依模铺覆—缠绕定型”和 CAD 精确织物铺层法等低成本制备方法:替代高成本的纤维预成型体编织工艺,制备成本大大降低。

研究结果表明:SMARTM 工艺制备的复合材料构件纤维含量高,拉伸强度和弯曲强度

比用传统 RTM 工艺制备的同种复合材料均高出 40%。用此方法制备的国内第一个全尺寸全复合材料整体连接裙通过地面热试车考核,制备的国内第一个全尺寸弹用全复合材料整体后设备舱通过地面载荷考核,还支撑了多个型号关键构件的研制。

综上所述,SMARTM 是一种先进的大尺寸复杂复合材料构件整体低成本制备工艺,具有很好的发展应用前景。

在本书撰写过程中,作者得到了中南大学校长、中国工程院院士黄伯云先生的精心指导,在此深表谢意。

参与本书有关研究工作和对本书撰写提供帮助的有:国防科学技术大学航天与材料工程学院材料工程与应用化学系高分子复合材料教研室(502 教研室)的邢素丽、杨孚标、王春齐、曹予申等老师,以及研究生王遵、李再柯、文思维、鞠苏、代晓青、刘卓峰、杨金水等同学。作者在此一并致谢。

本书不足之处在所难免,敬请读者不吝指教。

著者

2009 年 9 月于湖南长沙

国防科学技术大学

目 录

第一章 绪 论

1.1 引 言	(1)
1.1.1 可重复使用运载器需结构轻量化和制备低成本化	(1)
1.1.2 高超声速飞行器需结构轻量化和制备低成本化	(2)
1.1.3 导弹需结构轻量化与制备低成本化	(4)
1.2 国内外导弹结构轻量化研究现状	(5)
1.2.1 国外导弹结构轻量化研究现状	(5)
1.2.2 国内导弹结构轻量化研究现状	(6)
1.3 复合材料制备技术现状与趋势	(7)
1.3.1 常用复合材料低成本整体制备技术	(7)
1.3.2 FW 制备技术	(7)
1.3.3 LCM 制备技术	(8)
1.3.4 AFP 工艺技术	(10)
1.4 本章小结	(11)
本章参考文献	(11)

第二章 软模辅助树脂传递模塑原理及软模设计

2.1 RTM 工艺发展现状	(14)
2.1.1 RTM 工艺简介	(14)
2.1.2 RTM 工艺技术特点	(15)
2.1.3 RTM 工艺在航空航天领域的应用	(16)
2.2 软模辅助 RTM 原理	(17)
2.2.1 RTM 技术的发展趋势	(17)
2.2.2 真空辅助 RTM 原理	(18)
2.2.3 软模辅助 RTM 原理	(18)

2.3 软模辅助 RTM 中软模的设计	(20)
2.3.1 软模材料种类的选择	(21)
2.3.2 软模结构形式设计	(21)
2.3.3 软模的外径设计及其尺寸控制方程	(22)
2.3.4 软模的厚度设计及其尺寸控制方程	(23)
2.4 本章小结	(25)
本章参考文献	(25)

第三章 RTM 复合材料构件预成型体结构与铺层优化设计

3.1 基本理论	(28)
3.1.1 基本坐标系	(28)
3.1.2 应力应变方程	(28)
3.1.3 强度校核准则	(30)
3.1.4 材料基本力学性能参数	(32)
3.2 RTM 复合材料连接裙预成型体结构与铺层优化设计	(32)
3.2.1 复合材料连接裙的结构和受力特点分析	(32)
3.2.2 VARTM 制备的复合材料连接裙的铺层结构设计	(33)
3.2.3 SMARTM 制备的复合材料连接裙的铺层结构设计	(47)
3.3 RTM 复合材料推力锥预成型体结构与铺层优化设计	(53)
3.3.1 复合材料推力锥结构形状设计优化	(53)
3.3.2 复合材料推力锥结构铺层优化分析	(65)
3.4 RTM 复合材料舱段预成型体结构与铺层优化设计	(69)
3.4.1 舱段结构有限元模型	(69)
3.4.2 形变、应力和应变随铺层比的变化趋势	(70)
3.4.3 形变、应力和应变云图	(77)
3.4.4 结果分析	(84)
3.5 本章小结	(85)
本章参考文献	(85)

第四章 SMARTM 制备工艺中树脂流动充模分析

4.1 树脂注射浸渍增强体充模过程规律研究	(87)
4.1.1 树脂浸渍增强纤维预成型体的控制方程	(87)
4.1.2 增强材料预成型体渗透率及其性质	(89)
4.2 增强材料预成型体平面渗透率研究	(92)

4.2.1	平面渗透率控制方程	(92)
4.2.2	单向流动渗透率测试	(95)
4.2.3	影响注射充模过程的因素分析	(99)
4.3	SMARTM 纤维预成型体渗透率研究	(110)
4.3.1	模内树脂流动过程简化	(110)
4.3.2	纤维预成型体渗透率测试	(111)
4.4	SMARTM 树脂充模时间研究	(114)
4.4.1	计算充模时间所需的几何参数	(114)
4.4.2	计算充模时间所需的渗透率 K	(114)
4.4.3	计算充模时间所需的粘度 η 、压力 P 、孔隙率 φ	(115)
4.4.4	充模时间计算	(115)
4.5	本章小结	(118)
	本章参考文献	(119)

第五章 RTM 成型复合材料整体构件用环氧树脂体系性能研究

5.1	RTM 成型复合材料整体构件用树脂基体体系	(120)
5.1.1	RTM 常用树脂基体	(120)
5.1.2	复合材料整体构件用树脂基体体系	(121)
5.2	RTM 成型复合材料整体构件用环氧树脂体系固化性能研究	(124)
5.2.1	选定的环氧树脂体系固化过程分析	(124)
5.2.2	固化剂/促进剂用量对树脂体系玻璃化转变温度的影响	(127)
5.2.3	固化剂/促进剂用量对树脂浇铸体力学性能的影响	(128)
5.2.4	固化物断口形貌分析	(130)
5.3	CYD/IPDA 和 TDE/THPA 环氧树脂体系固化反应动力学研究	(131)
5.3.1	环氧树脂体系固化反应动力学模型及处理方法	(132)
5.3.2	环氧树脂体系固化动力学分析	(132)
5.3.3	环氧树脂体系最佳固化温度	(135)
5.4	CYD/IPDA 和 TDE/THPA 环氧树脂体系的化学流变特性	(138)
5.4.1	环氧树脂体系的粘度曲线	(138)
5.4.2	环氧树脂体系化学流变模型的建立	(139)
5.4.3	环氧树脂体系粘度的模拟	(140)
5.4.4	环氧树脂体系 RTM 工艺的温度窗口	(143)
5.4.5	环氧树脂体系的凝胶时间	(144)
5.4.6	不同环氧树脂体系的 RTM 注射压力	(145)

5.6 本章小结	(147)
本章参考文献	(148)

第六章 软模辅助树脂传递模塑模具设计与制备

6.1 全复合材料整体连接裙成型用模具设计与制备	(151)
6.1.1 复合材料连接裙工艺成型用模具设计	(151)
6.1.2 刚性阴模模具强度、刚度分析与模具壳体厚度设计	(163)
6.1.3 复合材料连接裙 SMARTM 成型模具设计	(167)
6.1.4 复合材料连接裙模具制备工艺过程	(170)
6.1.5 本节小结	(173)
6.2 复合材料推力锥模具设计与制备	(175)
6.2.1 推力锥成型模具结构设计	(175)
6.2.2 推力锥成型模具制备	(181)
6.3 复合材料舱段模具设计与制备	(183)
6.3.1 舱段结构及模具结构	(185)
6.3.2 硅橡胶软模尺寸	(185)
6.3.3 硅橡胶软模制备	(188)
6.3.4 舱段成型阴模的设计与制备	(190)
6.4 本章小结	(194)
本章参考文献	(195)

第七章 复合材料主承力构件 SMARTM 整体制备工艺

7.1 SMARTM 工艺中纤维增强体的一般要求和制备方法	(197)
7.1.1 SMARTM 工艺对纤维增强体的一般要求	(197)
7.1.2 纤维增强体制备的一般方法	(198)
7.2 全复合材料整体连接裙的制备工艺研究	(200)
7.2.1 用于纤维增强体制备的“依模铺覆-缠绕定型”方法	(200)
7.2.2 全复合材料连接裙的 RTM 制备工艺	(206)
7.2.3 SMARTM 工艺中软模膨胀对复合材料连接裙制品的影响	(214)
7.2.4 本节小结	(230)
7.3 复合材料推力锥的制备	(231)
7.3.1 概述	(231)
7.3.2 推力锥各部位纤维铺层数估算	(232)
7.3.3 树脂注射浸渍与推力锥固化工艺条件确定	(233)

7.3.4 推力锥的制备	(234)
7.3.5 推力锥结构尺寸和表观质量	(235)
7.4 复合材料舱段的制备	(240)
7.4.1 概述	(240)
7.4.2 注射工艺条件	(240)
7.4.3 固化工艺条件	(241)
7.4.4 用 SMARTM 工艺制备复合材料舱段	(242)
7.5 本章小结	(245)
本章参考文献	(246)
 第八章 SMARTM 整体制备复合材料主承力构件性能	
8.1 全复合材料整体连接裙轴压性能试验研究	(249)
8.1.1 全复合材料整体连接裙轴压性能试验	(249)
8.1.2 全复合材料整体连接裙轴压性能试验结果与分析	(251)
8.1.3 全复合材料整体连接裙轴压应变预测值与试验值的比较分析 ...	(260)
8.2 全复合材料整体推力锥结构轴向承载能力测试与分析	(261)
8.2.1 全复合材料整体推力锥结构轴向性能测试	(262)
8.2.2 全复合材料整体推力锥试验测试结果分析	(268)
8.3 全复合材料整体后设备舱段承载能力测试与分析	(273)
8.3.1 全复合材料整体后设备舱段制品材料性能考核方法及考核结果	(273)
8.3.2 全复合材料整体后设备舱段制品结构性能考核方法及考核结果	(274)
8.4 本章小结	(276)
后 记	(277)

第一章 绪 论

1.1 引 言

1.1.1 可重复使用运载器需结构轻量化和制备低成本化

空天运载器的结构质量对其技术性能和经济效益具有十分重要的影响,故常将结构质量占其总质量的比例作为评价其先进性的重要指标之一^[1-2]。提高空天运载器的结构效率,除与结构设计先进程度有关外,同时也受使用材料性能高低的影响和限制。先进的空天运载器技术迫切需要高性能、轻质量材料技术的支撑,迅速发展起来的先进复合材料,正成为新一代空天运载器不可缺少的结构材料^[3-6]。

目前,以碳纤维增强树脂基复合材料为代表的先进复合材料的性能已能够满足大多数空天运载器主结构的使用要求,其应用量正迅速增长。如欧洲空中客车集团研制的“A380 客机”中应用的复合材料结构比例已达到 25%^[5];而美国波音公司研制的“梦想飞机”B787 中应用的复合材料结构比例则更高,达到 50%,其机翼、机身和后承压框等主结构都采用先进复合材料制成^[5];国际 V 号通信卫星中心承力筒采用石墨/环氧复合材料取代铝合金后减重 9kg,使有效载荷增加 2000 路电话线,据计算,7 年中已盈利 3000 多万美元。其他如阿里安、德尔塔等运载火箭主结构中都已大量采用先进复合材料。

近些年,可重复使用运载器(Reusable Launch Vehicle, RLV)成为航天业最大的研究热点之一^[7-19]。RLV 是指可重复使用的、能够迅速穿越大气层,自由地往返于地球表面与太空之间,运送有效载荷,也可以较长时间在轨停留和在轨机动,完成各种任务、具有军民两用特点的多用途航天器。通常要求 RLV 像火箭一样将有效载荷迅速送入空间轨道,同时在完成任务后又能够像飞机一样安全准确地返回地面基地。因此它是航天、航空技术高度融合的结晶。在实现运载器完全重复使用的途径中,最关键的问题之一就是运载火箭的结构质量要轻。有资料表明,将有效载荷从地球送入空间轨道,运载火箭的干重(不包括有效载荷)不能超过其总起飞重量的 11%,而完全可重复使用的运载火箭的干重有可能超过总起飞质量的 20%,这几乎是单级入轨(Single Stage to Orbit, SSTO)运载火箭所允许的 2 倍^[14]。因此 RLV 首要解决的问题就是有效地降低运载火箭的结构重量,即运载火箭的结构材料应尽量采用轻质材料,而先进的复合材料无疑是最佳的选择。美国国家航空和宇航局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)负责研制的 SSTO 完全可重复使用的“冒险星”半尺寸验证机“X-33”(见图 1.1)的主体结构大量采用高模量石墨纤维

增强环氧树脂基复合材料,如 IM7/977-2 复合材料液氢贮箱,IM7/APC2 箱间桁架结构等,比常规结构轻 20%~30%^[15-16]。值得关注的是,连接塞式发动机(推力约 2000kN^[17-18])的推力结构也采用了碳纤维/环氧复合材料和硼/碳纤维/环氧混杂复合材料支架结构,并在 2000 年的飞行演示验证试验中经受住了考验。这表明,将聚合物基复合材料应用于运载器推力结构中是可行的。

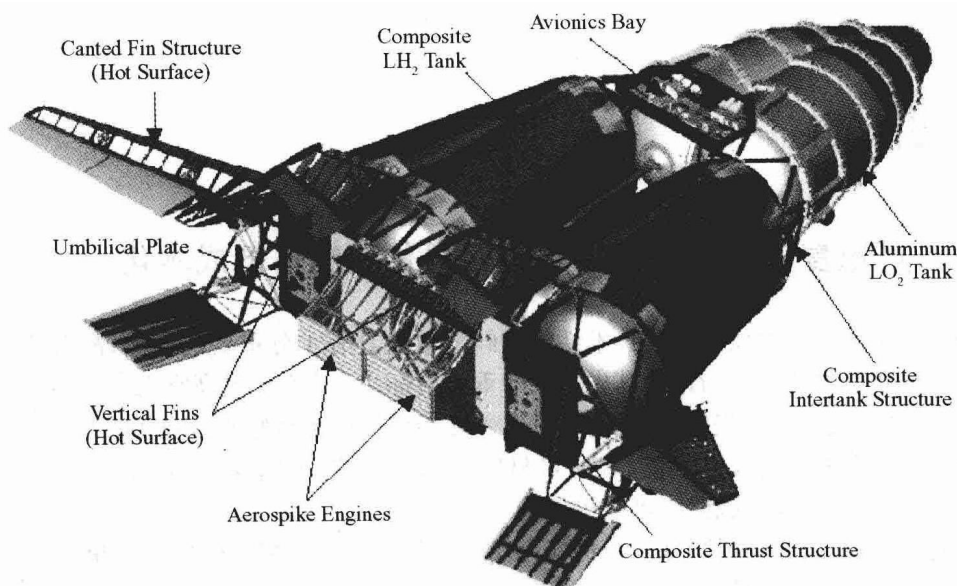


图 1.1 美国研制的 X-33 样机内部结构示意图

Fig.1.1 Configuration of X-33 prototype

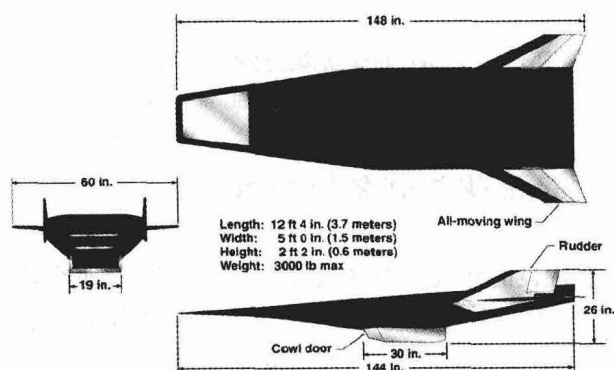
1.1.2 高超音速飞行器需结构轻量化和制备低成本化

高超音速巡航导弹一般飞行在 25~40km 高空,巡航速度为 2000m/s 或更高。高超音速(马赫数 $Ma > 5$)巡航导弹集速度、杀伤力、生存力和射程等特性于一身,给作战人员提供了史无前例的对付远程威胁的能力。高超音速巡航导弹的远程精确打击武器系统包括:导弹总体动能性能,发射平台兼容性,指挥、控制、通讯、计算机、情报、预警和侦察(C⁴ISR)能力,瞄准要求,精确制导和导航,生存力和载荷杀伤力等。这些因素都要以高超音速飞行器结构体作为物质支撑。

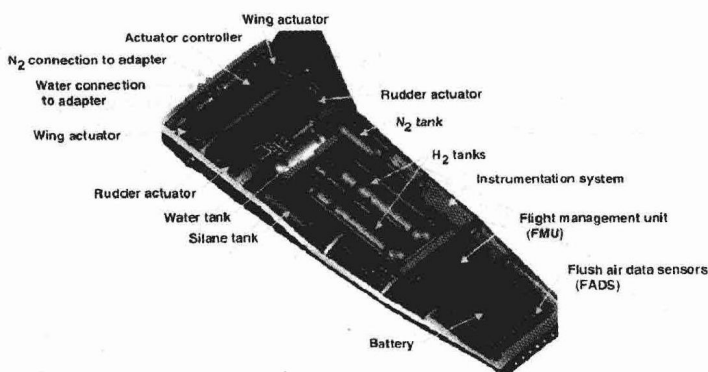
2004 年 3 月 27 日和 11 月 16 日,美国 Hyper-X 计划的 X-43a 验证机在临近空间分别以 7 马赫和 10 马赫的高超音速试飞成功,并获得了大量宝贵的飞行试验数据,标志着超燃冲压发动机已经在临近空间高超音速飞行器上取得成功应用,引起了国际上的广泛关注。

通过资料调研发现,X-43a 验证机的机体结构为典型的临近空间高动压机体,其结构和材料布局分别如图 1.2 和图 1.3 所示。对其外形尺寸和结构进行分析的初步结果

是:机体为长 3.7m、宽 0.8m、高 0.4m 的扁平结构;蒙皮为一曲面结构,机体腹部较厚,与超燃冲压发动机连成一体;机体头部呈楔形结构,最前端的尖锐楔形结构为连接在机体框架上的钨合金(前缘和外缘为 C/C 耐高温结构);机体后部呈逐渐变薄的趋势,耐高温的海因斯合金制造的两片水平翼和两片垂尾均安装在机体后部。对其内部结构进行分析的初步结果是:机体为框架式结构,主要由钢桁架结构 + 铝合金蒙皮、隔板 + 头部和尾部钛合金隔板组成,四组纵向钢桁架结构和铝合金蒙皮及壁板组成三个长条形的大隔舱(进一步由铝合金隔板分成多个小隔舱),隔舱内需要平衡安装液氢储箱、液氮储箱、硅烷储箱、电池、电子设备、机翼和垂尾控制机构、数据处理系统以及传感器元件等。整个机体框架结构(包括钢桁架结构、蒙皮和隔板等)重约 300kg,约占 X-43a 总重(1360kg)的 22%。初步估计,在满足服役条件的前提下,如果采用碳/环氧复合材料来替代钢桁架结构以及部分铝合金结构,可使结构总重下降 30% 以上,也就是,机体框架可以省下 100kg 左右的重量!



(a)外形和尺寸



(b)机体内部结构

图 1.2 美国高超音速验证机 X-43a 的结构设计

Fig. 1.2 Configuration of X-43a

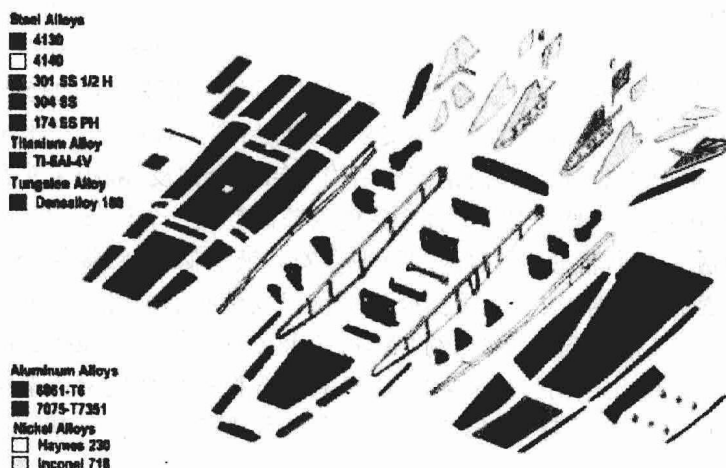


图 1.3 X-43a 机体结构组件和材料布局

Fig.1.3 Configuration and materials of X-43a

1.1.3 导弹需结构轻量化与制备低成本化

为了使导弹武器具有优良的作战性能,如射程远、速度快、机动性强,导弹构件轻型化是一个重要的发展趋势,相关的重要措施之一,就是实现导弹结构复合材料化。采用轻质、高强度的先进复合材料制备导弹结构,可大幅减少导弹的惯性质量、增加燃料的装填量,提高导弹的升限和航程,进而提高导弹的机动和生存能力,增大打击效能。轻质高强材料,尤其是复合材料的应用,对提高导弹射程的作用与意义,可用图 1.4 表示。

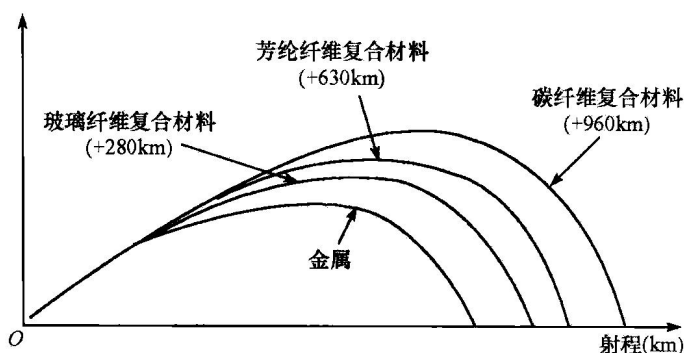


图 1.4 复合材料的应用对提高导弹射程的作用

Fig.1.4 Role of composite material on missile range

导弹用材料的发展,先后经历了金属材料、玻璃纤维增强复合材料(如美国北极星、雷神、大力神、宇宙、海神 C3、“民兵”等中、远程导弹,法国 M4、M20 潜地导弹等)、芳纶纤维增强复合材料(如美国 MX、潘兴-2 等战略战术导弹,前苏联的 SS-24、SS-25 洲际导弹

等)和碳纤维增强复合材料(如美国侏儒洲际导弹、三叉戟 II(D5)潜射导弹等)四个阶段,后三个阶段使用的是复合材料。先进复合材料的性能和可靠性越来越高,但其高昂的价格却没有太大的降低,主要原因是目前的每一道制造工序费用都十分昂贵。

为了改变这一现状,人们把重点放在先进复合材料低成本制备技术上,即在满足使用要求的前提下,尽可能采用低成本的材料与低消耗的工艺,使复合材料从高成本中走出来,成为“买得起”又“用得好”的一种材料。目前,对于先进复合材料低成本制备技术研究,主要包括树脂传递模塑(RTM)、树脂膜熔渗(RFI)、低温聚合成型(LTM)、自动纤维铺放(AFP)、电子束(EB)固化等复合材料成型工艺。

随着世界各国对导弹武器性能和装备数量的要求越来越高,导弹复合材料构件的低成本制备技术也越来越受到人们的关注。

我国当前以经济建设为中心,但国家安全形势并不乐观。为保卫我国的领土安全和经济建设成果,大力研发、装备、应用导弹武器以警告、威慑和打击敌人,成为我军的必然选择。然而,导弹武器的装备数量,不仅取决于军事需求,更依赖于经济实力。为满足我军对导弹武器装备需求的不断扩大,必须大力发展导弹武器的低成本制备、维护、使用技术,走一条具有我军特色的低成本发展之路。

1.2 国内外导弹结构轻量化研究现状

1.2.1 国外导弹结构轻量化研究现状

先进复合材料具有“轻质高强”的特点,同时,某些复合材料还具有耐高温、耐烧蚀、耐超高压、耐腐蚀,以及不变形、耐老化、耐低温、高韧性等性能,是战略战术导弹、火箭、卫星、宇宙飞船等航空航天工业中不可缺少的材料。从某种意义上说,没有性能优良的先进复合材料,就很难保证未来型号导弹武器的优良性能。

近20年来,西方发达国家不遗余力地开展复合材料在导弹武器上的研究和应用工作。如战斧巡航导弹,其弹翼原采用铝合金蒙皮和铝合金框架粘接而成,为了提高性能、降低成本,后改用混杂纤维增强聚酰亚胺复合材料框架和蒙皮,将两者粘接而成;其天线罩、进气道和进气道整流罩均采用玻璃纤维增强环氧复合材料;尾翼蒙皮则采用玻璃纤维增强聚碳酸酯复合材料。捕鲸叉导弹的弹翼、尾翼和进气道也都采用了热塑性树脂基复合材料。飞鱼导弹的弹头和弹翼亦采用了纤维增强复合材料。可见,国外导弹均不同程度地采用了复合材料,而且有翼面复合材料化的趋势。

与此同时,导弹用复合材料的制备工艺从以热压罐工艺为主导,结合缠绕、模压的传统成型方法,逐渐转向以整体成型为特征的RTM、RFI、AFP、EB固化等低成本制备技术。

从上世纪90年代中期开始,美国军方就开始谋求“买得起的复合材料”与传统金属材料竞争,以期在航空航天领域中用复合材料构件取代更多的金属材料构件。为此,美国空军编制了“买得起的复合材料”计划,其研究重点放在低成本的制造和廉价的材料上,即不使用或减少使用预浸料,提高固化速度,缩短固化时间,升级材料性能等。