

# 航天低温复合材料贮箱国内外研究现状分析

湛利华<sup>1,2</sup>, 关成龙<sup>1</sup>, 黄 诚<sup>2</sup>, 杨晓波<sup>1</sup>

(1. 中南大学机电工程学院, 长沙 410083;

2. 中南大学轻合金研究院, 长沙 410083)

**[摘要]** 航天低温复合材料贮箱相比于传统的金属贮箱, 减重可达 20%~40%, 为下一代低成本、高运载力、可回收航天器的研究开发提供了可能。通过对发展航天低温复合材料贮箱的必然性和其所具备的显著优势进行分析, 从需求背景、结构参数、制造工艺等方面介绍了近 30 年来发达国家在该领域取得的成果以及存在的一些问题, 针对这些问题提出了相应的解决方法, 并对我国低温复合材料贮箱的发展与研究进行了展望。

**关键词:** 新型运载火箭; 减重; 航天低温复合材料贮箱; 渗透率; 液氧相容性

## Analysis of Research Status of Composite Cryotank for Space

ZHAN Lihua<sup>1</sup>, GUAN Chenglong<sup>1</sup>, HUANG Cheng<sup>2</sup>, YANG Xiaobo<sup>1</sup>

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Central South University, Changsha 410083, China;

2. Institute of Light Alloy, Central South University, Changsha 410083, China)

**[ABSTRACT]** Compared with the traditional metal tank, the space composite cryotank can achieve weight reductions up to 20%–40%, which provides the possibility for the research and development of the next generation of low-cost, high-capacity and recoverable spacecraft. The inevitability of the development of space composite cryotank is systematically analyzed. Furthermore, the achievements and problems in this field in developed countries during recent 30 years are introduced from the aspects of demand backgrounds, parameters of structures and processes of manufacturing, and some solutions to these problems are proposed. The development and research of composite cryotank in China are also prospected.

**Keywords:** New launch vehicle; Weight reduction; Aerospace composite cryotank; Permeability; Liquid oxygen compatibility

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2019.16.079

航天运载器作为能够将人造卫星、空间站、飞船等太空装置送入宇宙空间的重要飞行载体, 是一个国家航天科技水平的重要标志<sup>[1]</sup>。未来航天器及运载火箭的发展趋势是具备高运载能力, 同时最大程度降低其制造成本, 例如低成本航天器(ELV)、可重复使用飞行器(RLV)、单级入轨(SSTO)等航天器, 这就需要将航天器的发射总重量(GLOG)降到最低。美国航空航天局(NASA)通过研究发现, 只有将净重与发射总重量的比值控制在 0.092 以内, 才能实现航天器可重复使用的目标<sup>[2-3]</sup>。为了实现高运载力、低成本航天器的发展, 首先必须解决的就是飞行器整体重量过大的问题。推进剂贮箱作为运载火箭的主要组成部分之一, 占据了很大的空间, 是主要的减重部件。

目前, 世界上主流的航空运载器均尝试使用复合材料来降低整机的重量以及生产成本, 部分发达国家已

成功将其应用在航天飞行器低温贮箱的制造之中。我国在低温复合材料贮箱领域的研究起步较晚, 目前还处于研究的初级阶段, 全复合材料贮箱还未能实现工程化应用。在全面了解国内外制造工艺、技术及存在问题的基础上, 大幅提升航天低温复合材料贮箱的自主研发能力, 制造国产低温全复合材料贮箱, 对我国新一代运载火箭的研发具有重要的战略意义。

## 1 低温复合材料贮箱优点

低温复合材料贮箱的发展是进行下一代空间探索和创造新型运载火箭的关键一步<sup>[4]</sup>。传统的低温燃料贮箱大都是由金属材料(例如高强铝合金等)通过焊接工艺制备而成, 但是随着复合材料技术的高速发展以及在航空航天领域的逐步应用, 特别是冷热循环力学性能优良的复合材料体系的不断研发, 使得无内衬全复合材

料低温贮箱成为航天运载器轻质化的主要发展方向<sup>[5]</sup>。如表1所示<sup>[6]</sup>,复合材料相比于金属材料,具有更高的比强度和比模量,同时兼具优良的抗疲劳性能。复合材料低温贮箱能够实现比目前的铝合金制贮箱低20%~40%的减重目标,且其所采用的各种先进成型工艺可以大幅度减少零部件的装配,很大程度上提高了生产效率、缩短了生产周期,达到了降低生产成本的目的<sup>[7]</sup>。

## 2 航天低温复合材料贮箱研究进展

### 2.1 国外发展情况

早在20世纪50年代,美国林肯工业有限公司(LIC)就率先开展了有关复合材料压力容器的研究,将用于成型运载火箭发动机外壳的复合材料缠绕技术应用到复合材料压力容器的制造当中,开启了复合材料压力容器的崭新篇章。之后,法国、俄罗斯等国先后开展了复合材料压力容器的设计与制造,在此期间,出现了大量含橡胶、钛合金、不锈钢、铝合金为内衬的复合材料压力容器。直到20世纪80年代,国外开始了全复合材料贮箱的研究,并逐步开展液氢和液氧等低温复合材料贮箱的研究<sup>[6]</sup>。

过去30年来,美国国家航空航天局(NASA),美国国防部高级研究计划局(DARPA)和美国空军赞助了多项复合材料低温贮箱研发项目,作为降低运载火箭重量和增加其有效运载能力的一种手段。这些项目均取得

了一些成果,但同时也存在一定问题。

1991年,美国麦道公司(MDC)与国防部战略防御倡议组织(SDIO)合作,实施了DC-X计划,为SSTO飞行器创建一个技术演示模型,可以有效地实现快速/低成本回收利用。飞行器最初的垂直起落架(VTOL)减速装置的设计使用了一个铝制LH<sub>2</sub>油箱,但后来随着减重等需求的增长将其改为复合材料。1994年,NASA接管了该计划,将其改名为DC-XA,并增加了额外的设计和性能目标<sup>[8]</sup>。1996年,DC-XA亚轨道飞行器首次采用了全复合材料液氢贮箱,如图1<sup>[8]</sup>所示,该贮箱采用常规圆柱体结构,使用IM7增强碳纤维和8552-2韧性环氧树脂,采用预浸料铺放工艺制备了贮箱壳段和箱底两个部分,之后使用腹带接头拼接在一起,贮箱直径2.4m,长度4.8m。该飞行器进行了4次飞行试验后,在着陆时坠毁<sup>[9]</sup>。

同时在20世纪90年代,美国政府资助了一种被称为X-33的可重复使用运载火箭(RLV)太空发射项目(SLI)。X-33计划是为了开发垂直起飞和水平着陆(HTOL)的关键技术而创建的。与过去的圆柱形贮箱不同,洛克希德·马丁公司(LM)选择使用碳/环氧预浸料为X-33飞行器建造一种直径为3m的多瓣蜂窝(HC)夹层结构液氢贮箱,如图2<sup>[8]</sup>所示。贮箱长8.8m,底部宽5.5m、长6.7m的壳段与前、后叉形环及3个半球形顶盖在热压釜中粘接在一起,夹层面板为碳纤维/

表1 常用复合材料与金属材料性能对比

Table 1 Common composite material and metal material performance comparison

材料	密度 / (g·cm <sup>-3</sup> )	拉伸强度 / MPa	弹性模量 / GPa	比强度 / (10 <sup>6</sup> ·m <sup>2</sup> ·s <sup>-2</sup> )	比模量 / (10 <sup>6</sup> ·m <sup>2</sup> ·s <sup>-2</sup> )
铝镁合金 5A06	2.64	315	71	0.119	26.9
铝铜合金 2219	2.82	440	68	0.156	24.1
铝锂合金 2195	2.70	552	78	0.204	28.9
高强碳纤维复合材料层合板	1.50	1900	150	1.270	100.0
高模量碳纤维复合材料层合板	1.60	1120	240	0.680	150.0

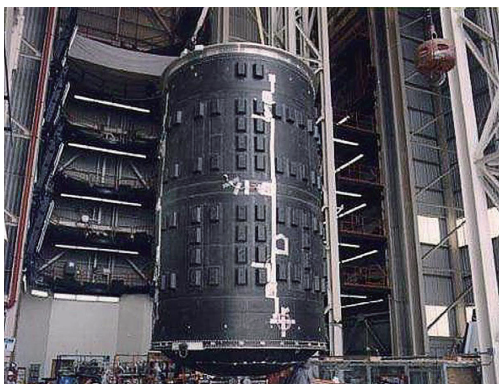


图1 DC-XA复合材料贮箱

Fig.1 Composite tank of DC-XA



图2 X-33复合材料液氢贮箱

Fig.2 Composite liquid hydrogen tank of X-33

环氧树脂复合材料(IM7/977-2),蜂芯采用Korex新型高性能酚醛蜂窝芯材。1999年,LM公司使用LH<sub>2</sub>对X-33贮箱进行压力循环测试,2h后发现外壳与蜂窝夹层分层,其原因是复合材料层压板内部的微裂纹使得一部分LH<sub>2</sub>渗透到蜂窝夹层中,同时外壳与蜂窝夹层间的粘合力不满足设计要求,导致试验以失败告终<sup>[9]</sup>。

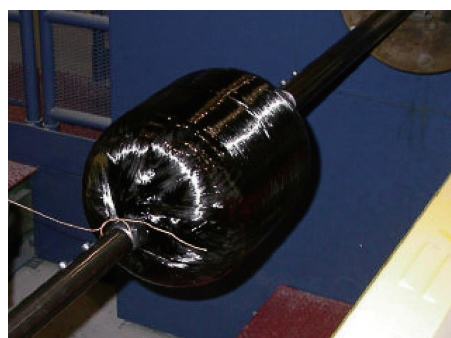
2005年,美国空军科特兰研究实验室(AFRL)使用5轴缠绕机制作了直径0.25m,长0.46m的原型无内衬复合材料贮箱,该贮箱的内部工装是由亚利桑那州先进陶瓷研究公司研发的可洗共晶盐制成。在制造过程中

使用4根Toray T700-SC 12K碳纤维丝束和增韧环氧树脂CTD7.1,采用湿法缠绕成型工艺,如图3<sup>[10]</sup>所示。箱体由环绕层和螺旋层组成,环绕层的作用是巩固和压实内部的螺旋层<sup>[10]</sup>。

2011年波音公司为NASA进行了直径2.4m和5.5m复合材料低温贮箱的研制,贮箱的制造以内部复合材料组合工装为模具,采用自动纤维铺放(Automated Fiber Placement)技术和非热压罐(Out-of-Autoclave)技术成型,复合材料组合工装的制造和装配方式如图4和图5所示<sup>[8]</sup>。直径2.4m贮箱的研发工具和制造方法在随后



(a) 缠绕过程



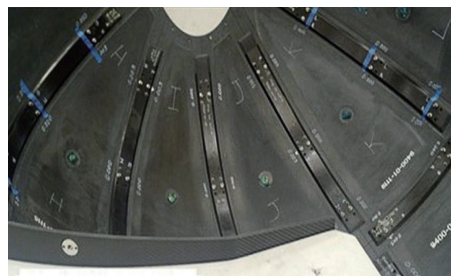
(b) 缠绕完成效果

图3 原型无内衬复合贮箱制造的不同阶段

Fig.3 Different stages of manufacture of unlined composite tank



(a) 装配完成效果



(b) 内部连接方式

图4 直径2.4m复合材料贮箱组合工装的装配

Fig.4 Assembly of core shaft of  $\Phi 2.4\text{m}$  composite tank

(a) 制造过程



(b) 装配过程

图5 直径5.5m复合材料低温贮箱组合工装的制造与装配

Fig.5 Manufacture and assembly of core shaft of  $\Phi 5.5\text{m}$  composite cryogenic tank

直径 5.5m 贮箱的制造过程中得到使用。直径 2.4m 贮箱的内部组合工装由 24 个部分组成,每一部分均为实心层压板,此设计产生的大量接缝由多条加强带进行连接,如图 4 所示。针对这些层合板、加强带以及主轴进行了三维有限元分析,以确保装配后箱体满足强度、挠度的要求<sup>[8]</sup>。

直径 5.5m 级复合材料贮箱,箱体直径 5.5m,总长度 5.8m,容量约 107m<sup>3</sup>,采用环氧树脂/碳纤维(5320-1/IM7)复合材料体系,使用 AFP 技术和 OOA 技术成型,成型后将内部组合工装拆分,通过贮箱首尾两端椭圆孔取出,其具体结构如图 6<sup>[11]</sup>所示。内层主要承受贮箱内部产生的压力,外部凹型槽衬裙主要承受轴向压力,二

者通过 Y 型接头共固化连接在一起。此贮箱相比于铝锂合金贮箱节省了 30% 的重量和 25% 的制造成本,并于 2014 年通过了压力及温度测试(表 2<sup>[8]</sup>)。

同样在 2011 年,美国宇航局与波音公司及其他工业制造商签订了有关材料测试和初步设计制造直径 10m 级复合材料低温贮箱的计划<sup>[12]</sup>。箱体设计尺寸为直径 10m,总高度 10.6m,容量 634m<sup>3</sup>,工作压力 290kPa,空箱净重 3037kg,总重 47967kg,相比于铝锂合金制作的同等大小贮箱,可节省大约 39% 的重量<sup>[13]</sup>。

## 2.2 国内发展情况

从 20 世纪 70 年代开始,我国就开展了有关航天贮箱的研究与试验,先后采用了铝镁合金 -5A03/5A06、铝

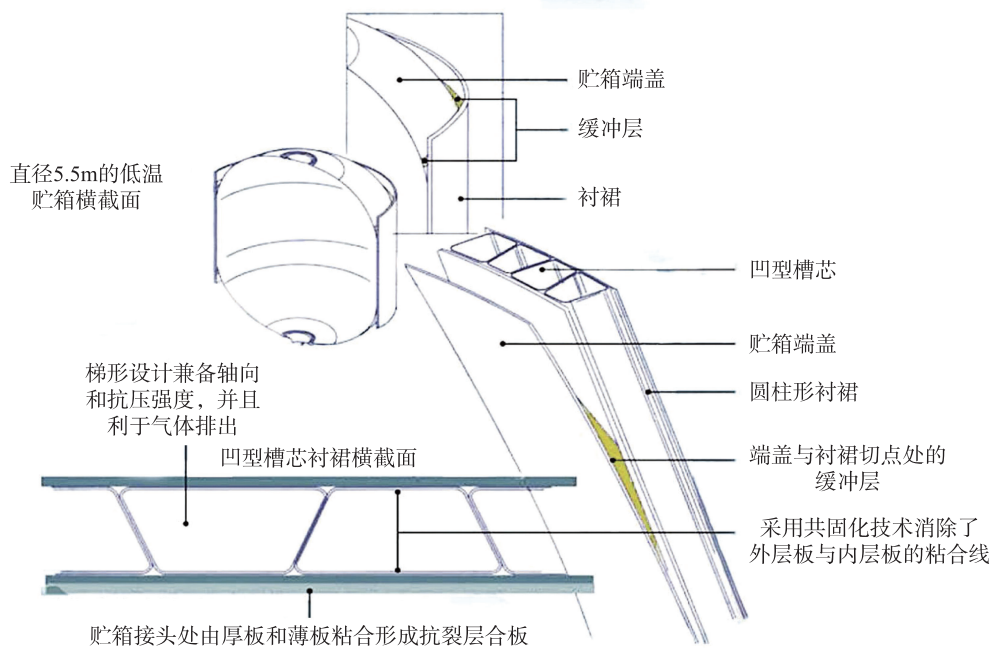


图6 直径5.5m复合材料低温贮箱内部结构示意图

Fig.6 Schematic diagram of the internal structure of  $\Phi 5.5\text{m}$  composite cryogenic tank

表2  $\Phi 5.5\text{m}$ 贮箱试验一览表  
Table 2  $\Phi 5.5\text{m}$  tank test schedule

测试说明	日期	形式	细节
成功进行了氮气环境压力测试	2014-05-22	常温氮气环境	达到了目标压力和目标应变的 80%
成功进行了液氢低温压力试验	2014-07-20	液氢环境	前部穹顶达到目标压力和 100% 应变(采集渗透样本)
成功进行了氮气环境压力及负载联合试验	2014-07-30	常温氮气环境	箱体可承受 100% 的目标压力以及载荷
进行了液氢低温压力及负载联合试验	2014-08-16	液氢环境	由于测试过程中施加载荷设备出现故障,试验提前停止在 20% 的机械载荷下
成功进行了液氢低温压力循环试验	2014-08-17	液氢环境	达到了 80 次压力循环(20%~90% 的最大压力)的目标(采集渗透样本)
进行了氢气渗透试验	2014-08-22	常温氢气环境	达到预期的压力,但设备管道泄漏和袋内泄漏问题导致无法采集有效的渗透数据
进行了氢气渗透试验	2014-08-28	常温氢气环境	达到了预期压力,获得了渗透数据

铜合金-2A14以及新型铝合金2219等金属作为其结构材料。中国运载火箭技术研究院最早采用2A14铝铜合金作为贮箱材料,但在焊接时发现焊接裂纹,同时在压力测试时发生低压爆破。经过长时间努力发现,采用BJ-380和BJ-380A焊丝做焊接填充材料,采用两面三层钨极氩弧焊工艺可以很好地消除焊接裂纹<sup>[14]</sup>;2012年,长征五号火箭一级液氢贮箱成功通过检漏试验,标志着该贮箱质量符合设计要求。一级液氢贮箱是长征五号火箭所有贮箱中最大的一个,直径5m,长21m,容积约380m<sup>3</sup>,焊缝长度超过300m,由8个壁板和前后底组件构成,如图7所示。运用铣焊一体技术、内撑外压技术等先进手段解决了焊接过程中遇到的一系列问题<sup>[15-16]</sup>;同年,长征七号运载火箭首个贮箱在首都航天机械公司顺利下架,该氧化剂贮箱长13m,直径2.25m<sup>[16]</sup>;2014年,我国首个全搅拌摩擦焊贮箱通过强度校核。全搅拌摩擦焊贮箱箱底主焊缝、筒段纵缝、箱体环缝均采用搅拌摩擦焊技术进行焊接,并先后通过超声相控阵、X射线、压力及气密性等一系列测试<sup>[17]</sup>。但是,采用金属材料制造航天贮箱使得整机重量、生产成本居高不下,同时对焊接技术的要求十分苛刻,因此采用轻质高强的复合材料制造航天低温贮箱是必然的发展趋势。

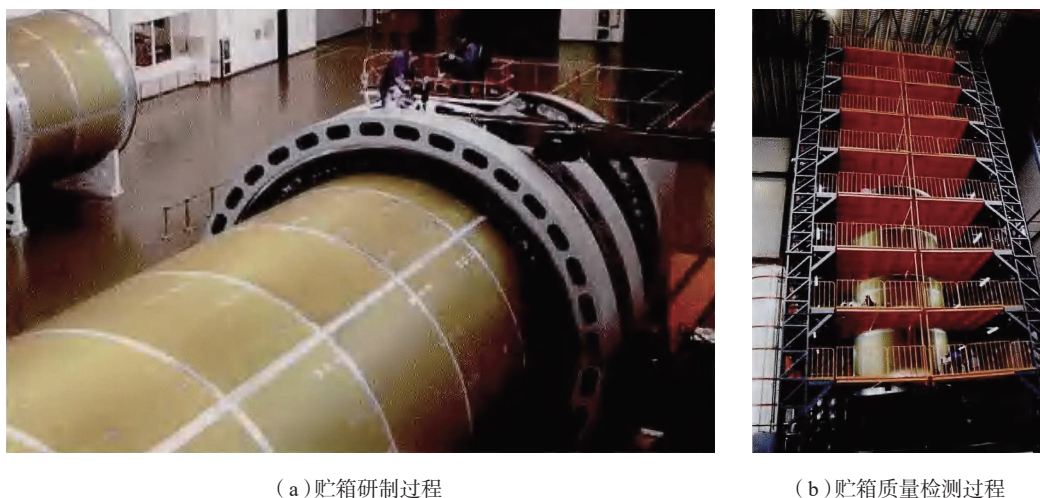
早在1969年,我国就开展了有关复合材料贮箱的研究,类似于国外早期的含有内衬的复合材料贮箱制造工艺,采用不锈钢为内衬,壳体使用玻璃纤维/环氧树脂复合材料,但之后在该领域无实质性的技术突破。直到2002年,国家863项目开始探究聚合物基复合材料与液氧相容性的问题,并研发制造了我国第一个H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>复合材料贮箱。在国防973项目的推进下,众多国内高校、研究院所都在进行有关复合材料低温贮箱的关键性技术研

究工作,力争早日实现复合材料贮箱的工程化应用<sup>[18]</sup>。

目前,国内大部分研究团队都将低温复合材料贮箱研究的侧重点放在低温复合材料的研发及箱体结构的设计之上。赵立中等<sup>[19]</sup>研究了不同复合材料体系在低温条件下的弯曲性能,并发现E-3复合材料体系可以满足低温构件的要求,并且在液氮温度下也具备良好的压缩强度和模量;武湛君等通过对环氧树脂进行阻燃改性的方式,制备得到了改性双酚A型和改性双酚F型环氧树脂并对其进行液氧冲击试验,结果表明经过该方式改性后的环氧树脂是液氧相容的<sup>[20-21]</sup>;舒鹏<sup>[22]</sup>对碳纤维/改性环氧复合材料在液氧低温条件下的界面性能、液氧相容性等进行研究,并发现低温条件下材料的界面强度明显提高,冷热循环次数对材料的液氧冲击敏感性有较大影响;周思达等<sup>[23]</sup>基于加筋贮箱圆通外壳的有限元模型,进行了加筋角度、尺寸以及箱体厚度的优化设计;黄诚<sup>[18]</sup>基于复合材料低温下结构的多尺度层次化分析方法,提出了针对低温全复合材料贮箱结构的多尺度层次化损伤分析法,并进行了贮箱结构的设计与优化,建立了相应的有限元分析模型,为我国开展航天低温复合材料贮箱的设计和研发奠定了基础。

### 3 复合材料贮箱制造的关键问题及解决方案探讨

在典型的运载火箭推进系统中,液氢燃料贮箱及配套管路工作于-253℃条件下,液氧燃料贮箱及配套管路工作于-183℃条件下。除此之外,为了保证运载火箭的整体稳定性,同时维持低温燃料的液体状态,贮箱内一般存在0.2~0.3MPa的压力<sup>[24]</sup>。针对上述复杂的工作环境,复合材料贮箱不仅需要承受冷热交变循环应力



(a) 贮箱研制过程

(b) 贮箱质量检测过程

图7 长征五号火箭一级液氢贮箱

Fig.7 First liquid hydrogen tank of Long March 5 Series Launch Vehicle

以及箱体内外的巨大压差,还需要保证在整个运行过程中箱体的密封性能。因此,低温下复合材料的性能、渗透性以及液氧相容性对贮箱的整体性能起着至关重要的作用。

### 3.1 复合材料贮箱制造面临的关键问题

#### 3.1.1 低温下的复合材料性能

复合材料制件在低温条件极易在内部产生微裂纹,而微裂纹的进一步扩展会导致结构整体的破坏。由于低温条件下各层合板之间以及树脂与纤维体系之间热膨胀系数的不匹配导致制件内部产生明显的应力集中是微裂纹产生的主要原因,同时,在贮箱工作过程中中高温应力循环造成的反复热应力加载则会导致微裂纹不断扩展,进而产生孔隙、裂纹、分层等缺陷,故复合材料在低温条件下的综合力学性能对贮箱质量的影响极为重要<sup>[25]</sup>。美国华盛顿大学的 Timmerman 和 Matthew<sup>[26]</sup> 研究了树脂基体的固化工艺对复合材料内部产生微裂纹的影响。结果表明,材料内部微裂纹在使用了橡胶增韧剂后大大减少;大阪大学的 Fumio 和 Nishijima<sup>[27]</sup> 通过对环氧树脂基体的大量研究发现,对于低温树脂基体,当其具有最大应力松弛时,其断裂韧性最好;高阳等<sup>[28]</sup> 研究了低温玻璃纤维/聚醚酰胺复合材料中玻璃纤维含量对材料力学性能的影响,结果表明,当玻纤含量为 30% 时,复合材料的低温性能最为优良。

#### 3.1.2 复合材料的渗透率

渗透率是衡量气体在特定时间内透过阻隔层渗透量的一个指标。低温复合材料贮箱盛装的液体燃料分子量很小,很容易发生泄露而造成极为严重的安全事故: X-33 液氢多瓣贮箱在进行压力测试时,贮箱的整个内层板出现了明显的微裂纹,液氢通过微裂纹渗入夹层芯材,导致整个贮箱发生故障<sup>[9]</sup>。早期成熟的复合材料低温贮箱制造工艺,大部分都是采用金属内衬与复合材料外壳相结合的方式,由金属内衬来保证结构的密封性。20 世纪 90 年代美国的 Northrop Grumman 公司研制的直径 1.8m 的碳纤维增强燃料箱采用铝制蜂窝和铝箔衬垫;2002 年日本注册了第 P2002-104297 号带聚合衬垫的碳纤维贮箱专利等。但是对于全复合材料结构的低温贮箱,复合材料结构不但要承受交替循环应力,还需要对内部低温燃料有密封的作用,同时,航空航天飞行器的特殊工作环境还要求复合材料具备优良的冷热循环力学性能<sup>[1]</sup>。NASA 兰利研究中心设计了一套专用测试系统来测量含有微裂纹层压板的氢气渗透率,并进行了 200000 次循环周期的渗透率测试,结果表明渗透率明显取决于外加力学载荷和测试温度,其中,在低温环境下出现最高泄漏率,而低温复合材料贮箱的高渗透率源于低压固化的层合板间形成的大量孔隙和裂

缝(孔隙率约 3%~4%)<sup>[12]</sup>。

#### 3.1.3 液氧相容性

液氧相容,即在正常工作状态下或使用过程中,材料与液氧进行接触但不发生爆燃。根据燃烧学的有关内容,影响一种材料燃烧起火的主要因素是温度和升温速率,相关的燃烧特性参数有燃点、闪点、比热容、氧指数等,而复合材料相比于金属材料,其燃点、闪点较低,贮箱在工作过程中若遇到高能量的瞬时冲击,很可能由于箱体局部产生瞬时高温引发火灾,而燃烧所产生大量的燃烧热会使贮箱内的低温燃料迅速气化膨胀,进而引发箱体爆炸<sup>[29]</sup>,因此需要选择适当的复合材料来满足其与氧气的相容性。目前国外已有团队针对液氧相容性的机理开展了相关研究: Amwster 等<sup>[30]</sup> 基于聚合物燃烧的自由链式反应提出了“自由基理论”,他们认为自由基的形成及其活性的提高是造成材料液氧冲击敏感性的根本原因; Bowden<sup>[31]</sup> 在考虑了冲击过程中温度作用的基础上提出了“热点理论”,认为当材料受到冲击时,局部区域所受到的机械能会转化为热能而引起局部高温,产生高活性的自由基,引发材料内聚合物与液氧的链式反应。

### 3.2 解决方案探讨

为了有效地解决上述问题,目前国内外研究团队提出的解决方案可以归纳为以下 3 种:

(1) 对环氧树脂进行改性解决复合材料低温条件下的力学性能问题。Yang 等<sup>[32]</sup> 在研究二环氧丙醚和双酚 A 的时候发现,在环氧树脂基体中加入羟基官能团超支化聚合物,可以有效提高材料的拉伸强度和断裂韧性; Kim 等<sup>[33]</sup> 利用采用顺丁橡胶对复合材料树脂基体进行改性,并测试了用该改性树脂制备的单向层合板的断裂韧性,结果表明采用橡胶对复合材料进行改性可以有效提高其韧性;付绍云等<sup>[34]</sup> 研究了双酚 F 型环氧树脂基复合材料在低温条件下的力学性能,并发现通过适当引入纳米碳管可以有效改善复合材料的强度及弹性模量;张建峰<sup>[25]</sup> 采用纳米二氧化硅对双酚 A 型环氧树脂(E51)进行改性,并对固化后的试样进行了 25 次高低温循环试验,结果表明掺杂了 2% 和 5% 二氧化硅颗粒的 E51/CE 体系并未产生明显的裂纹,二氧化硅颗粒可以起到很好的增韧作用,从而提高材料的抗热震能力。

(2) 采用高性能树脂基体材料解决材料与液氧的相容性问题。Wang 等<sup>[35]</sup> 对双酚 A 环氧树脂基体进行了液氧相容性的研究,结果表明,氰酸酯可以有效地改善树脂基体的液氧相容性,并且随着氰酸酯含量的提高,相容性也越好; LM 公司曾采用了双噁唑啉改性酚醛树脂的聚醚酰胺(PEAR)作为基体树脂进行 X-34 液

氧贮箱的制备<sup>[36]</sup>,该材料耐热氧化性能优良,低温韧性好,使用温度范围广;国防科技大学的王戈<sup>[37]</sup>采用氰酸酯(CE)改性环氧树脂制备了复合材料制件并进行了大量测试,结果表明,随着CE含量的升高,树脂的液氧相容性明显提高,但是CE在低温条件下的脆断性限制了其含量的提高。通过向体系中加入抗氧化剂和阻燃剂的方式获得了较理想的结果,同时说明液氧相容性的化学本质主要是树脂的热氧化;NASA马歇尔航天飞行中心联合波音在NASA白沙试验场开展了针对复合材料着火问题的研究,对多类树脂进行了标准力学冲击测试,包括标准树脂、增韧树脂、双马来酰亚胺、聚酰亚胺、酚醛树脂、热塑性塑料等,结果表明,Hexcel公司生产的8552、8551-7增韧树脂和F655增韧双马来酰亚胺等增韧树脂体系具有相对较高的阻燃性,可作为低温复合材料贮箱的首选材料<sup>[38]</sup>。

(3)采用先进的制造工艺改善复合材料的渗透性问题。NASA的相关研究表明,低温复合材料的渗透率对层合板的质量和层合板中单层预浸料的厚度极为敏感,通过大量使用薄预浸料或通过改善OOA材料体系和AFP工艺来降低层合板内部的孔隙率,可以很好地解决低温复合材料渗透的问题<sup>[39]</sup>。发达国家针对航空航天复合材料构件的AFP技术及配套设备进行了大量的研究,并制造出多种适用于AFP技术的纤维束铺放设备,如图8<sup>[40]</sup>所示。这些大型纤维束铺放设备广

泛应用于各种复杂型面复合材料构件的整体化制造,如图9<sup>[40]</sup>所示,波音787复合材料机身即是采用AFP技术制造而成<sup>[40]</sup>;马歇尔航空飞行中心使用12层0.14mm的厚预浸料和5层0.06mm的薄预浸料制备了混合层合板并对其进行了渗透率的研究,结果表明,采用薄层板和标准压力进行固化后的制件,其渗透性可以很好地满足设计要求<sup>[39]</sup>;NASA兰利研究中心的研究人员在研究低温复合材料贮箱失效问题时,将单层或多层聚合物薄膜插入复合材料内衬层,或将其覆盖在内衬层表

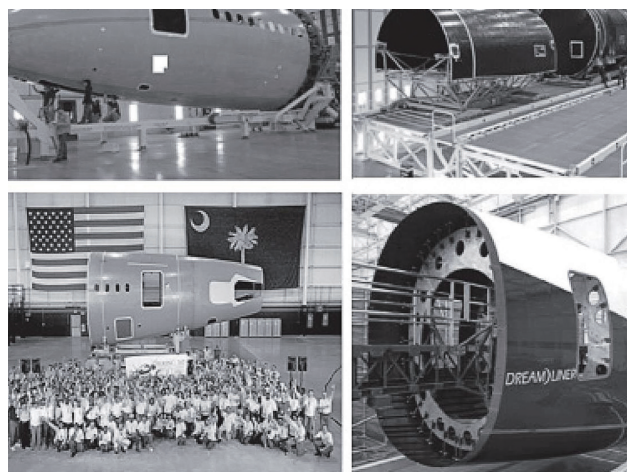


图9 波音787机身段

Fig.9 Boeing 787 fuselage section

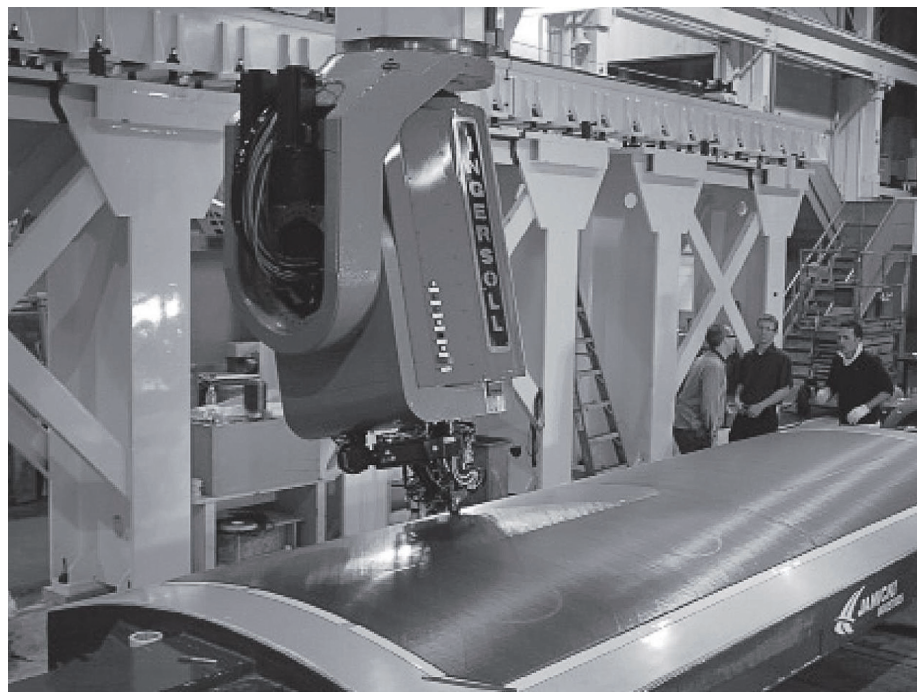


图8 龙门式纤维束铺放设备

Fig.8 Gantry type fiber placement machine

面进而形成阻隔层,防止液氢燃料渗入微裂纹,试验表明,含有苯乙炔基的酰亚胺硅烷或聚酰亚胺混合物具有相对较低的渗透率,是最有前途的非金属阻隔材料; Su 等<sup>[41]</sup>采用数值计算方法,针对 IM7/977-2 高分子复合材料低温贮箱的防渗透性能进行了铺层厚度及角度方面的设计研究,采用两种层压板结构:准各向同性铺层 [45/90/-45/0]<sub>4s</sub> 和相邻铺层间纤维角度差略小的铺层 [0/0/16/-16/21/-21/26/-26/36/-36/45/-45/55/-55/75/-75/90]<sub>s</sub>,对铺层角度效应进行研究,并将准各向同性铺层中某些 0.013cm 厚的预浸料更换为 0.007cm 的预浸料进行防渗漏的铺层厚度设计研究。仿真结果表明,在常规层压板积层中嵌入较薄的铺层能有效防止沿层压板厚度方向渗透路径的形成,且准各向同性铺层的防渗透性比研究的其他铺层更好。

#### 4 结论与展望

从 1995~1996 年的 DC-XA 飞行器液氢贮箱到 2011 年 NASA 委托波音公司制造的直径 2.4m 和 5.5m 复合材料贮箱的研发过程中可以看出,复合材料贮箱是从小直径、小容量向大直径、大容量的方向发展。经过 30 多年的研究,美国、法国等发达国家已经基本掌握了航天低温复合材料贮箱的生产制造技术,而我国在该领域的发展才刚刚起步,制造全复合材料低温贮箱的一些关键技术尚未得到有效解决。本文通过对国外大量相关案例进行分析与综述,试探性地给出了几个核心问题的解决思路以及部分具体举措。针对我国目前在航天低温复合材料贮箱研究领域的现状,需要从材料研究、结构设计、成型工艺、监测技术、试验测试、工程应用等多方面同时开展研究工作,尽快实现低温复合材料贮箱从基础研究向应用研究的转变,实现我国航天低温全复合材料贮箱的工程化应用。

#### 参 考 文 献

[1] 张辰威,张博明. 复合材料贮箱在航天飞行器低温推进系统上的应用与关键技术[J]. 航空学报, 2014, 35(10): 2747-2755.  
ZHANG Chenwei, ZHANG Boming. Application and key technology of composites tank in space cryogenic propulsion system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(10): 2747-2755.

[2] KEITH B W, JUDITH J W. Structural concepts and materials for lunar exploration habitats [J]. Space, 2006, 12(3): 19-27.

[3] 陈祥宝,张宝艳,邢丽英. 先进树脂基复合材料的发展和应 用[J]. 航空材料学报, 2003, 23(10): 198-220.  
CHEN Xiangbao, ZHANG Baoyan, XING Liying. Application and development of advanced polymer matrix composites [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2003, 23(10): 198-220.

[4] EPAARACHCHI J A. Effects of static-fatigue (tension) on the tension-tension fatigue life of glass fiber reinforced plastic composites [J].

Composite Structures, 2006, 74(4): 19-40.

[5] 陈绍杰,申屠年. 先进复合材料的近期发展趋势[J]. 材料工程, 2004, 29(9): 1-7.  
CHEN Shaojie, SHEN Tunian. Development trends of advanced composite in near term [J]. Journal of Materials Engineer, 2004, 29(9): 1-7.

[6] 黄诚,雷勇军. 大型运载火箭低温复合材料贮箱设计研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2015, 45(2): 1-7.  
HUANG Cheng, LEI Yongjun. Research progress on design of composite cryogenic tank in large launch vehicle [J]. Aerospace Materials & Technology, 2015, 45(2): 1-7.

[7] 增汉民. 高分子复合材料的进展—纤维增强树脂基复合材料[J]. 材料工程, 1989, 6(5): 6-13.  
ZENG Hanmin. The developments in polymeric composites—the fiber-reinforced resin composites [J]. Journal of Materials Engineer, 1989, 6(5): 6-13.

[8] MCCARVILLE D A, GUZMAN J C, DILLON A K, et al. Design, manufacture and test of cryotank components[EB/OL]. (2018-01-12). <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20170012407>.

[9] 黄诚,刘德博,吴会强,等. 我国航天运载器复合材料贮箱应用展望[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2016, 33(2): 27-75.  
HUANG Cheng, LIU Debo, WU Huiqiang, et al. Application prospects of composite propellant tanks in domestic launch vehicles [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2016, 33(2): 27-75.

[10] MALLICK K, CRONIN J, RYAN K, et al. An integrated systematic approach to linerless composite tank development[J]. An Integrated Systematic Approach to Linerless Composite Tank Development, 2005, 56(1): 70-81.

[11] JOHANNA K. NASA/Boeing composite launch vehicle fuel tank scores firsts [J]. Composites World, 2016(2): 60-63.

[12] JACKSON J R, VICKERS J, FIKES J. Composite cryotank technologies and development 2.4 and 5.5 out of autoclave tank test results [EB/OL]. (2015-11-20). <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20150021410>.

[13] VICKERS J. Composites australia conference: composite cryotank project structures for launch vehicles [R]. Alabama: NASA Marshall Space Flight Center, 2013.

[14] 姚君山,周万胜,王国庆,等. 航天贮箱结构材料及其焊接技术的发展[J]. 航天制造技术, 2002(5): 21-16.  
YAO Junshan, ZHOU Wansheng, WANG Guoqing, et al. Development of structural materials and welding technology for space tank [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2002(5): 21-16.

[15] 吴思. 国内最大火箭贮箱通过质量检测[J]. 太空探索, 2012(9): 5.  
WU Si. The largest rocket tank in China passes quality inspection [J]. Space Exploration, 2012(9): 5.

[16] 运载. 我国最大火箭贮箱面世[J]. 航天与航空, 2012(2): 21.  
YUN Zai. The largest rocket tank in China [J]. Space & Aeronautics, 2012(2): 21.

[17] 杭文. 我国首个全搅拌摩擦焊贮箱通过强度校核[J]. 太空探索, 2014(4): 5.  
HANG Wen. China's first full friction stir welding tank passes strength check [J]. Space Exploration, 2014(4): 5.

[18] 黄诚. 航天运载器低温复合材料贮箱结构设计方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2017.

HUANG Cheng. Structural design of cryogenic composite tank for space vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017.

[19] 赵立中, 刘会新, 马福柱, 等. 玻璃钢/复合材料的低温力学性能研究 [J]. 玻璃钢/复合材料, 1985(4): 36–60.

ZHAO Lizhong, LIU Huixin, MA Fuzhu, et al. Cryogenic mechanical properties of fiber reinforced plastics/composites [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 1985(4): 36–60.

[20] 李家亮, 武湛君, 王智, 等. 双酚 A 型环氧树脂的机械冲击液氧相容性研究 [C]// 中国科协年会: 复合材料与节能减排研讨会. 贵阳, 2013.

LI Jialiang, WU Zhanjun, WANG Zhi, et al. Study on compatibility of bisphenol an epoxy resin with liquid oxygen by mechanical impact[C]// Annual meeting of China Association of Science and Technology: Seminar on Composite Materials and Energy Saving and Emission reduction. Guiyang, 2013.

[21] 李世超. 阻燃改性环氧树脂液氧相容性机理研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2014.

LI Shichao. Study on the compatibility of flame-retardant epoxy resin with liquid oxygen [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2014.

[22] 舒鹏. Cf/改性环氧复合材料低温界面性能及液氧相容性研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.

SHU Peng. Cryogenic interfacial properties and liquid oxygen compatibility of Cf/modified epoxy resin [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.

[23] 周思达, 刘莉, 朱华光. 网格整体加筋贮箱圆筒壳结构优化设计 [J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(3): 363–368.

ZHOU Sida, LIU Li, ZHU Huaguang. Structural optimal design for integrated stiffened cylindrical shell of fuel tank [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 42(3): 363–368.

[24] 刘荣威. 复合材料低温贮箱的开发与应用 [J]. 飞航导弹, 2006(3): 59–92.

LIU Luowei. Development and application of cryogenic composite tank [J]. Winged Missiles Journal, 2006(3): 59–92.

[25] 张建峰. 碳纤维增强树脂基复合材料低温液氧相容性研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.

ZHANG Jianfeng. Study on the compatibility of carbon fiber reinforced resin matrix composite with cryogenic liquid oxygen [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.

[26] TIMMERMAN J F, MATTHEW S T. Matrix and fiber influence on the cryogenic microcracking of carbon fiber/epoxy composites [J]. Composites: Part A, 2002, 33(3): 323–329.

[27] SAWA F, SHIGEHIRO N, YUICHI O, et al. Fracture toughness and relaxation of epoxy resins at cryogenic temperatures [J]. Advanced in Cryogenics Engineering, 1994, 40: 1113–1119.

[28] 高阳, 汤炜, 王立峰, 等. 适于低温应用的玻璃纤维/聚醚酰亚胺复合材料 [J]. 宇航材料工艺, 2009, 39(6): 42–47.

GAO Yang, TANG Wei, WANG Lifeng, et al. Glassfiber reinforced polyetherimide used in cryogenic temperature environment [J]. Aerospace Materials & Technology, 2009, 39(6): 42–47.

[29] 王戈, 刘长军, 李效东, 等. 聚合物基复合材料在液氧贮箱中的应用研究 [J]. 宇航材料工艺, 2004, 34(1): 16–22.

WANG Ge, LIU Changjun, LI Xiaodong, et al. Study on application of polymer composites in liquid oxygen tank [J]. Aerospace Materials &

Technology, 2004, 34(1): 16–22.

[30] MILL T, CHAMBERLAIN D L, STRINGHAM R S, et al. Investigation of reactivity of launch vehicle materials with liquid oxygen [EB/OL]. (1968–04–22). <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19690028038>.

[31] BOWDEN F P, YOFFE A D. Initiation of growth of explosions in liquids and solids [J]. Journal of the Franklin Institute, 1953, 255(2): 155–156.

[32] YANG J P, CHEN Z K, YANG G, et al. Simultaneous improvements in the cryogenic tensile strength, ductility and impact strength of epoxy resins by a hyperbranched polymer [J]. Polymer, 2008, 49: 3168–3175.

[33] KIM M G, MOON J B, KIM C G. Effect of CNT functionalization on crack resistance of a carbon/epoxy composite at a cryogenic temperature [J]. Composites: Part A, 2012, 43(9): 1620–1627.

[34] 付绍云, 杨庆生, 陈振坤, 等. 多壁碳纳米管增强环氧树脂基复合材料的低温力学性能研究 [C]// 中国力学学会学术大会. 郑州, 2009.

FU Shaoyun, YANG Qingsheng, CHEN Zhenkun, et al. Cryogenic mechanical properties of epoxy resin composites reinforced by multi-walled carbon nanotubes [C]// 2009 Conference of the Chinese Society of Mechanics. Zhengzhou, 2009.

[35] WANG G, LI X D, YAN R. The study on compatibility of polymer matrix resins with liquid oxygen [J]. Materials Science & Engineering: B, 2006, 132(10): 70–73.

[36] KIM E P, GRAF N A, ELY K W. Lox-compatible composite tank for aerospace applications: US6837464 B1 [P]. 1999–05–11.

[37] 王戈. 与液氧相容性聚合物及其复合材料研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2005.

WANG Ge. Study on liquid oxygen compatible polymer and its composites [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005.

[38] MICHAEL J B, JOEL M S, THOMAS N O. Composite material compatibility with liquid oxygen [C]// 38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Seattle, 1997.

[39] VICKERS J. NASA composite cryotank technology project game changing program [EB/OL]. (2015–12–01). <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20160000466>.

[40] 周晓芹, 曹正华. 复合材料自动铺放技术的发展及应用 [J]. 航空制造技术, 2009, 52(S1): 1–3.

ZHOU Xiaoqin, CAO Zhenghua. Development and application of automated placement technology for composites [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52 (S1): 1–3.

[41] SU X F, ABDI F, KIM R Y. A study of ply thickness and angle designs for preventing permeability of the IM7/977–7 polymer composite cryogenic tank [C]// 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2006.

通讯作者: 湛利华, 博士、教授、博士生导师, 研究方向为机械工程、塑性加工工艺与装备、结构设计、金属成形工艺、形性协同制造、数值建模与仿真、复合材料制件制造、高性能构件复杂制造, E-mail: yjscast@csu.edu.cn.

(责编 大漠)