

# 火箭贮箱结构材料应用及发展现状

李 雨<sup>1,2</sup> 王建刚<sup>3</sup> 杨菊鹏<sup>3</sup> 高士康<sup>1,2</sup> 马领航<sup>1,2</sup>  
许子彦<sup>1,2</sup> 周 利<sup>1,2</sup>

(1 哈尔滨工业大学, 材料结构精密焊接与连接全国重点实验室, 哈尔滨 150001)

(2 哈尔滨工业大学(威海), 山东省特种焊接技术重点实验室, 威海 264209)

(3 天津航天长征火箭制造有限公司, 天津 300462)

**文 摘** 火箭贮箱是运载火箭的重要组成部分,但服役环境相对恶劣,在储存液体推进剂的同时还承担着复杂的结构载荷。结构材料是贮箱制造发展的根本,也是航天运载器变革的关键。本文主要介绍国内外运载火箭贮箱结构材料的应用及其发展现状,对铝合金、不锈钢、钛合金等金属材料以及复合材料贮箱进行了综述,系统性地总结了贮箱材料的变革历程和应用情况,并对未来贮箱材料的发展方向提出新的见解与展望。

**关键词** 火箭贮箱,铝合金,复合材料,不锈钢,钛合金

中图分类号:V19

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2024.02.004

## Application and Development Status of Rocket Tank Structural Materials

LI Yu<sup>1,2</sup> WANG Jiangan<sup>3</sup> YANG Jupeng<sup>3</sup> GAO Shikang<sup>1,2</sup> MA Linghang<sup>1,2</sup>  
XU Ziyang<sup>1,2</sup> ZHOU Li<sup>1,2</sup>

(1 National Key Laboratory of Precision Welding & Joining of Materials and Structures, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

(2 Shandong Provincial Key Laboratory of Special Welding Technology, Harbin Institute of Technology at Weihai, Weihai 264209)

(3 Tianjin Long March Launch Vehicle Manufacturing Co., Ltd, Tianjin 300462)

**Abstract** The rocket storage tank is an important component of the launch vehicle, but the service environment is relatively harsh. The rocket storage tank not only store liquid propellants but also bear complex structural loads. Structural material is the foundation for the development of tank manufacture and the key to the revolution of space vehicles. This article mainly introduces the application and development status of structural materials for rocket storage tank at home and abroad. It reviews metal materials such as aluminum alloy, stainless steel, titanium alloy, and composite storage tanks, systematically summarizes the revolution process and application situation of storage tank materials, and puts forward new insights and prospects for the development direction of storage tank materials in the future.

**Key words** Rocket storage tank, Aluminum alloy, Compound, Stainless steel, Titanium alloy

### 0 引言

运载火箭由燃料贮箱与箭体舱段两大结构组成,其中贮箱作为推进器关键结构,占据了箭体60%的质量,储存液体推进剂的同时还承担着大部分的结构载荷,是决定运载火箭性能的关键<sup>[1]</sup>。贮箱材料不仅需要具备一系列优异的性能,还要能够在恶劣条件下表现出高可靠性和高耐久性,因此必须综合考虑材料的力学性能、加工制造性能和推进剂相容

性等重要因素。

航空航天领域以轻量化和延长结构寿命为主要发展目标,贮箱结构设计围绕这两方面不断进行着优化和创新<sup>[2-3]</sup>。国内外航天运载器贮箱结构主要以传统金属材料为主,随着航天技术要求的提高,新型铝合金和复合材料逐渐成为航天器轻量化研究的热点,除此之外不锈钢、钛合金等金属材料也在不断的深入挖掘,其发展的趋势都是追求结构轻量化、强

收到日期:2023-10-25

基金项目:山东省泰山学者青年专家项目(tsqn202211089)

第一作者简介:李雨,2000年出生,硕士研究生,主要从事轻质高强材料搅拌摩擦焊研究工作

通信作者:周利,1982年出生,教授,博导,主要从事固相连接与增材制造研究工作。E-mail:zhou.li@hit.edu.cn

度和模量的提高<sup>[4]</sup>。本文主要介绍国内外运载火箭贮箱结构材料的应用及其发展现状,讨论贮箱材料制造的未来发展方向,拟为国内推进器贮箱结构材料的革新提供一定的支持。

## 1 贮箱结构材料概况

运载火箭贮箱常见结构如图1所示,贮箱结构制造工艺主要包括箱底、筒段的成形、整体结构的组装和附件的连接等。目前国外大型贮箱箱底采用瓜瓣拼接的焊接工艺,箱底主要由瓜瓣、顶盖和圆环等部件焊接而成,筒段则由多块壁板连接而成;而中、小型贮箱箱底主要采用整体旋压技术成形<sup>[5-7]</sup>。贮箱制造的质量要求极高,涉及到多个性能考核指标,包括焊接、铆接、热处理、表面处理、化学铣切、机械加工、检测等多种成形加工工艺。如今结构设计由传统铆接、螺纹联结等连接方式向整体制造方向发展,其中关键是成形和焊接工艺,而材料的选择又与工艺设计密不可分。

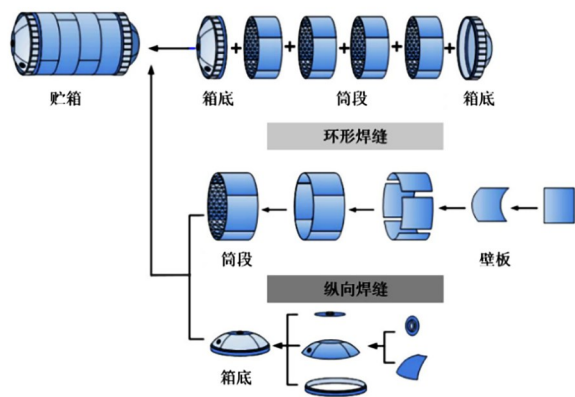


图1 典型火箭贮箱结构示意图<sup>[7]</sup>

Fig. 1 Typical rocket tank structure<sup>[7]</sup>

运载火箭贮箱为大型薄壁构件,服役时会承受极大的载荷,并且在制造中加工与装配工艺难度较大,要求严苛,因此贮箱材料的选用需要考量诸多因素。有相关文献指出,选用贮箱材料要考虑以下方面<sup>[8]</sup>:材料在服役环境下的力学性能;材料的生产加工工艺水平;材料生产成本与经济效益;材料与服役环境的相容性等。国内外对运载火箭贮箱生产制造都积累了一定的经验,在材料设计与选择上都在不断的优化和突破,结构材料许多共通之处值得深入研究,对运载火箭贮箱结构材料的创新和发展有重要的指导意义。

在典型的运载火箭推进系统中,液氢贮箱工作温度为 $-253\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下,液氧贮箱工作温度为 $-183\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下,可重复使用运载器的贮箱及相应管路返回时还需要承受 $170\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上的高温。同时贮箱增压可以提高运载火箭稳定性,大型运载器贮箱压力为 $0.2\sim$

$0.3\text{ MPa}$ ,小型运载器贮箱压力在 $0.5\text{ MPa}$ 以上<sup>[9]</sup>。推进器贮箱的服役环境极为恶劣,储存推进剂的同时还承担着结构载荷,因此要充分考虑制造材料的强度、模量以及低温性能。早期国外贮箱主要采用Al-Mg合金(AM<sub>16</sub>等),其焊接性良好,但强度较低。之后学者们研发了Al-Cu合金(2A14、2219等),其强度更高,在高温或超低温下仍能表现出良好的力学性能,焊接性能也随着研究而不断改善。随后Al-Li合金(2195、2199等)兼顾了轻量化和高强度两种性质,相比传统铝合金具有更高的比强度和比模量,是未来贮箱制造的主要材料。NASA<sup>[10]</sup>研究发现,当净重与发射总质量比值小于 $0.092$ 时,才能实现航天器的可重复使用,而传统金属材料贮箱基本无法实现该要求。复合材料减重优势突出,还具有优秀的比强度和比模量,可以降低结构质量与成本。面对航天领域日益增长的需求,贮箱结构材料也逐渐向复合材料开始发展,但复合材料贮箱面临低温力学性能和液氧相容性等关键问题还有待解决<sup>[11]</sup>。除此之外,“星舰”不锈钢和钛合金等贮箱材料也凭借其独特的性质,吸引着学者们的深入研究。

随着材料的更新迭代,其强度逐渐增强、密度逐渐降低,但在熔焊工艺下的焊接性也逐渐降低。铝合金贮箱焊接制造工艺,由最初的钨极氩弧焊(TIG)逐渐发展到等离子弧焊(PAW)、电子束焊(EBW)和固相连接搅拌摩擦焊技术(FSW)<sup>[12-16]</sup>。一般采用搅拌摩擦焊技术实现贮箱筒体纵缝、环缝的焊接及箱底瓜瓣的焊接<sup>[17]</sup>。国内对铝合金贮箱进行搅拌摩擦焊的制造单位主要有天津航天长征火箭制造有限公司、首都航天机械有限公司和上海航天设备制造总厂等。

## 2 铝合金贮箱

铝合金具有优良的低温韧性、力学性能、承载性能和制造性能,并且成本适中,在低温推进剂贮箱的制造中应用广泛<sup>[18]</sup>。从20世纪50年代末开始,铝合金便一直应用于运载火箭以及卫星结构中。随着运载火箭的革新发展,国外贮箱结构材料从第1代Al-Mg合金,第2代Al-Cu合金发展至第3代Al-Li合金<sup>[19]</sup>。我国长征系列运载火箭的发展推动着贮箱结构材料的创新迭代<sup>[20]</sup>,由开始的5A06 Al-Mg合金逐渐发展到2A14、2219等Al-Cu合金并使用至今,长征五号运载火箭采用2219 Al-Cu合金作为贮箱材料,长征八号运载火箭采用5A06 Al-Mg合金作为贮箱材料,长征九号运载火箭计划将轻质高强度的Al-Li合金贮箱应用于箭体上。

### 2.1 Al-Mg合金发展及其应用

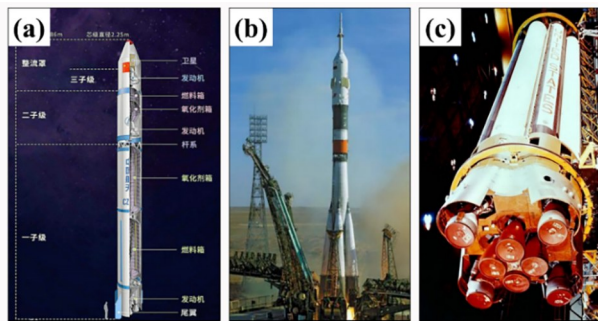
国外第一代运载火箭贮箱结构材料为Al-Mg合金<sup>[21]</sup>,主要有5052、5086、AM<sub>16</sub>等牌号,如表1所示。

Al-Mg合金具有中等强度,延展性、焊接性和腐蚀性都较为良好,采用钨极氩弧焊技术连接合金时不易出现焊接裂纹,其焊接接头强度系数可达80%~90%。Al-Mg合金材料制备和加工制造工艺成熟,因而在运载器贮箱上应用较多,如图2所示。我国2.25 m常

温贮箱所采用的即为5A06 Al-Mg合金,苏联东方号采用AM<sub>r</sub>6 Al-Mg合金作为火箭贮箱材料,美国“土星1”运载火箭贮箱的筒段材料牌号为5456,箱底材料牌号为5086,均为Al-Mg合金。

表1 Al-Mg合金化学成分及其力学性能<sup>[19,21]</sup>  
Tab. 1 Chemical composition and mechanical properties of Al-Mg alloys<sup>[19,21]</sup>

合金 牌号	化学成分/(%)							力学性能			研制 国家
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Ti	Al	$\sigma_b$ /MPa	$\sigma_s$ /MPa	$\delta$ /%	
5A03(LF3)	0.50~0.80	0.50	0.10	0.30~0.60	3.2~3.8	0.15	余量	195	100	16	中国
5A06(LF6)	≤0.40	≤0.40	≤0.10	0.50~0.80	5.8~6.8	0.02~0.15	余量	≥314	≥157	≥15	
AM <sub>r</sub> 6	≤0.40	≤0.40	0.10	0.50~0.80	5.8~6.8	0.02~0.10	余量	≥314	≥157	≥15	苏联
5086	≤0.40	≤0.50	0.10	0.20~0.70	3.5~4.5	0.15	余量	325	255	≥10	美国
5456	≤0.25	≤0.40	0.10	0.50~1.00	4.7~5.5	0.02	余量	310	165	≥22	



注:(a)长征一号运载火箭;(b)苏联东方号火箭;  
(c)美国土星-1一子级结构。

图2 Al-Mg合金贮箱结构运载火箭<sup>[22]</sup>

Fig. 2 Al-Mg alloy tank structure launch vehicle<sup>[22]</sup>

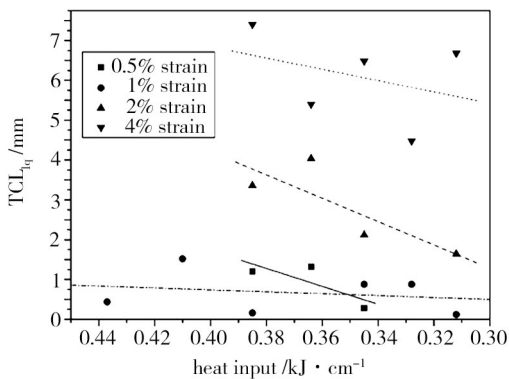


图3 5754 Al-Mg合金液化裂纹总长度随线能量和应变的变化<sup>[23]</sup>

Fig. 3 Variation of total liquation crack length with line energy and strain in 5754 Al-Mg alloys<sup>[23]</sup>

Al-Mg合金只能做形变强化,且屈服强度不稳定,随着时间的延续会自动下降,退火态Al-Mg合金屈服强度只有断裂强度的50%。采用钨极氩弧焊焊接时会导致热影响区组织软化,焊接接头系数降低,近缝区成为焊接接头的薄弱环节。TIRKES等<sup>[23]</sup>人研究了Al-Mg合金在不同应变下的焊接热裂敏感性

能,如图3所示。发现Al-Mg合金在不同应变值下,随着镁含量的增加,高镁合金的中间相偏析降低了晶间液的固相温度,增加了焊接时的液化开裂敏感性。综上,Al-Mg合金在大型贮箱结构应用中存在诸多问题,发展前景受限,逐渐被Al-Cu合金和Al-Li合金所替代。

## 2.2 Al-Cu合金发展及其应用

铝铜合金又称硬铝合金,铜元素的引入使合金产生了时效强化,强度得到提高,其中Cu含量一般为4%~7%(质量分数)。Al-Cu合金能够进行热处理工艺以强化材料性能,具有很好的室温强度,相比于其他铝合金具有更好的抗疲劳性能,其屈服强度和断裂强度均大幅度超过Al-Mg合金<sup>[24]</sup>,主要有2014-T6、2A14-T6等牌号,如表2所示。Al-Cu合金在高温或超低温的恶劣条件下仍能表现出良好的力学性能,是火箭贮箱结构的优秀适宜材料。

Al-Cu合金相比Al-Mg合金虽然力学性能优良,可热处理强化,结构承载效率高,但Al-Cu合金可焊性存在欠缺。Al-Cu-Mg-Si系合金在美国早期研制的大型运载火箭中被应用为贮箱箱体材料,但该类Al-Cu-Mg-Si系合金焊接性能较差,易产生焊接裂纹,低应力脆断倾向较大,同时耐腐蚀性也较低。2A02、2A14(LD10)等Al-Cu合金经过热处理强化后,焊缝处容易产生凝固裂纹,近缝区容易出现液化裂纹;焊接接头应力集中敏感,焊后热影响区组织软化,焊接结构件在服役时易发生低应力脆性断裂<sup>[21]</sup>;为提高焊接性能,改善焊接性,美国设计开发了新型Al-Cu-Mg系合金,牌号为2219,主要成分为Al-6Cu-0.3Mn。该合金不仅强度接近于2A14,塑韧性也显著提高,在低温环境下力学性能十分优良,焊接性能也得到了改善。如图4所示<sup>[22,26-28]</sup>,日

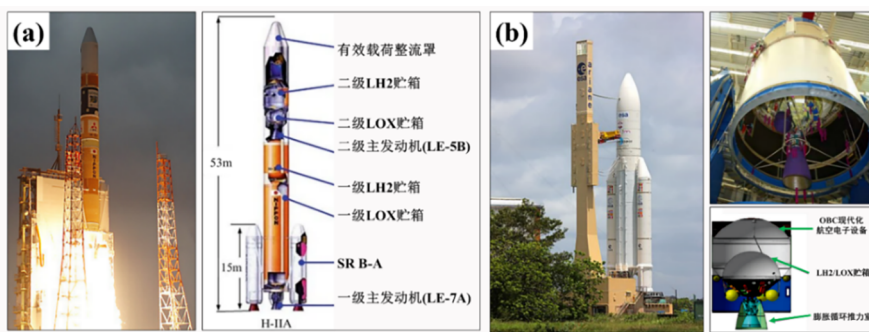


本H-2、H-2A、欧空局阿里安5均曾采用2219 Al-Cu合金作为贮箱箱体材料。苏联也研制了同2219相似的1201 Al-Cu合金,并成功应用于直径8 m的大型燃料贮箱中,随后逐渐成为运载火箭贮箱的主要箱体材料。

20世纪80年代,我国研制出了S147 Al-Cu合金,具有良好的综合性能,并且焊接性与5A06 Al-Mg合金相当,在后续的发展中逐渐投入到工程应用<sup>[25]</sup>。

表2 Al-Cu合金化学成分及其力学性能<sup>[19]</sup>  
Tab. 2 Chemical composition and mechanical properties of Al-Cu alloys<sup>[19]</sup>

合金 牌号	化学成分/(%)										力学性能			研制 国家		
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ti	Zr	V	Al	合金 状态	$\sigma_b$ /MPa	$\sigma_s$ /MPa		$\delta$ /%	
2A14 (LD10)	0.6~1.2	0.7	3.9~4.8	0.4~1.0	0.4~0.8	0.30	0.15				余量	T6	430	310	5	中国
S147 (2B16)	0.2	0.3	5.8~6.8	0.2~0.4			0.02~0.10	0.10~0.25	0.05~0.15	余量	T87	430	343	5		
AK8	0.6~1.2	0.7	3.9~4.8	0.4~1.0	0.4~0.8	0.30	0.10				余量	T	440	372	8	苏联
1201			5.8~6.8	0.4~0.8			0.02~0.10	0.20~0.40	0.05~0.15	余量	HT	430	350	11		
2014	0.5~1.2	0.7	3.9~5.0	0.4~1.2	0.20~0.8	0.25	0.15				余量	T6	485	415	13	美国
2219			5.8~6.8	0.2~0.4			0.02~0.10	0.20~0.40	0.05~0.15	余量	T87	475	395	10		
											T62	415	290	10		



注:(a) 日本H-2A;(b) 阿里安5号运载火箭。  
图4 Al-Cu合金贮箱结构运载火箭<sup>[22,26-28]</sup>

Fig. 4 Al-Cu alloy tank structure launch vehicle<sup>[22,26-28]</sup>

少数Al-Cu合金的焊接性较好,如2A16、2B16和2219等,焊接时热裂纹倾向偏低,焊接接头断裂韧性较高,超低温性能良好,但是仍不及Al-Mg合金的焊接性能。虽然室温下Al-Cu合金焊接接头的强度系数仅能达到60%~70%,但仍然可以采取厚度补偿的工艺方式进行处理。

### 2.3 Al-Li合金发展及其应用

Li是少数几个在Al中固溶度极高的元素之一,凭借固溶强化机制,能够显著增加铝合金的弹性模量;含Li的二元或多元合金能够发生时效反应,析出 $\delta'$ ( $Al_3Li$ )亚稳相,提高合金的强度、模量等力学性能<sup>[29]</sup>。Al-Li合金的发展主要是由于Li元素的添加降低了铝合金的密度,增加其弹性模量,从而与非Al-Li合金相比显著减轻了结构质量<sup>[30]</sup>。针对材料性能改善和结构质量效率关系的研究表明,减轻质量最有效的方法是降低密度<sup>[31]</sup>,如图5所示;其次是

增加强度和模量,并与降低密度相结合,以提高材料的比强度和比模量。

与传统铝合金相比,Al-Li合金<sup>[32]</sup>在比强度和比模量等方面表现出更加卓越的性能,因而享有“未来

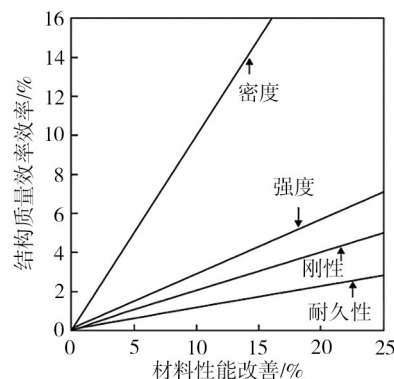


图5 材料性能改善和结构质量效率的影响关系<sup>[31]</sup>

Fig. 5 The relationship between material performance improvement and structural quality efficiency<sup>[31]</sup>

最具发展前景的航空航天金属材料之一”的美誉。相较于Al-Mg系合金和Al-Cu系合金,应用Al-Li系合金制造的运载器贮箱,能够实现结构质量约10%~15%的减重,同时还能增加15%~20%的结构刚度。

Al-Li合金至今为止已有将近百年的发展历程,回顾其发展背景和实际应用情况,Al-Li合金的发展大致经历了三个发展阶段,如表3所示。

表3 Al-Li合金化学成分及其力学性能<sup>[31,33]</sup>  
Tab. 3 Chemical composition and its mechanical properties of Al-Li alloys<sup>[31,33]</sup>

合金 牌号	化学成分/(%w)											$\rho$ /g·cm <sup>-3</sup>	研制 国家		
	Li	Cu	Mg	Si	Fe	Ag	Zr	Sc	Mn	Zn	Al				
第一代															
2020	0.9~1.7	4.0~5.0	≤0.03	≤0.40	≤0.40					0.3~0.8	≤0.25	余量	2.71	美国	1957
VAD23	0.9~1.4	4.8~5.8	≤0.05	≤0.30	≤0.30					0.4~0.8	≤0.10	余量	2.72	苏联	1960
01420	1.8~2.2	≤0.05	4.50~6.00	≤0.15	≤0.20		0.08~0.15					余量	2.47	苏联	1969
01421	1.8~2.2		4.50~5.30	≤0.20	≤0.20		0.06~0.10	0.16~0.21				余量	2.49	苏联	1980
第二代															
2090	1.9~2.6	2.4~3.0	≤0.25	≤0.10	≤0.12		0.08~0.15		≤0.05	≤0.10		余量	2.59	美国	1984
8090	2.2~2.7	1.0~1.6	0.60~1.30	≤0.20	≤0.30		0.04~0.16		≤0.10	≤0.25		余量	2.53	美国	1984
01430	1.5~1.9	1.4~1.8	2.30~3.00	≤0.10	≤0.15		0.08~0.14	0.01~0.10	≤0.25			余量	2.57	苏联	1986
01440	2.1~2.6	1.2~1.9	0.60~1.10	0.02~0.1	0.03~0.15		0.10~0.20		≤0.05	≤0.10		余量	2.55	苏联	1987
01450	1.8~2.3	2.6~3.3	≤0.10	≤0.10	≤0.15		0.08~0.14		≤0.10	≤0.25		余量	2.60	苏联	1988
01460	2.0~2.4	2.6~3.3	0.05	≤0.10	0.03~0.15		0.08~0.13	0.05~0.14				余量	2.60	苏联	1988
第三代															
2195	0.8~1.2	3.7~4.3	0.25~0.80	≤0.12	≤0.15	0.25~0.60	0.08~0.16		≤0.25	≤0.25		余量	2.71	美国	1992
2297	1.1~1.7	2.5~3.1	≤0.25	≤0.10	≤0.10		0.08~0.15		0.10~0.50	≤0.05		余量	2.65	美国	1997
2397	1.1~1.7	2.5~3.1	≤0.25	≤0.10	≤0.10		0.08~0.15		0.10~0.50	0.05~0.15		余量	2.65	美国	2002
2098	0.8~1.3	3.2~3.8	0.25~0.80	≤0.12	≤0.15	0.25~0.60	0.04~0.18		≤0.35	≤0.35		余量	2.70	美国	2000
2198	0.8~1.1	2.9~3.5	0.25~0.80	≤0.08	≤0.10	0.10~0.50	0.04~0.18		≤0.50	≤0.35		余量	2.69	美国	2005
2099	1.6~2.0	2.4~3.0	0.10~0.50	≤0.05	≤0.07		0.05~0.12		0.10~0.50	0.40~1.00		余量	2.63	美国	2003
2199	1.4~1.8	2.3~2.9	0.05~0.40	≤0.05	≤0.07		0.05~0.12		0.10~0.50	0.20~0.90		余量	2.64	美国	2005
2050	0.7~1.3	3.2~3.9	0.20~0.60	≤0.08	≤0.10	0.20~0.70	0.06~0.14		0.20~0.50	≤0.25		余量	2.70	美国	2004
2060	0.6~0.9	3.4~4.5	0.60~1.10	≤0.07	≤0.07	0.05~0.50	0.05~0.15		0.10~0.50	0.30~0.50		余量	2.72	美国	2011
2055	1.0~1.3	3.2~4.2	0.20~0.60	≤0.07	≤0.10	0.20~0.70	0.05~0.15		0.10~0.50	0.30~0.70		余量	2.70	美国	2011
2065	0.8~1.5	3.8~4.7	0.25~0.80	≤0.10	≤0.10	0.15~0.50	0.05~0.15		0.15~0.50	≤0.30		余量	2.70	法国	2012

早在1920年左右,就已经报道了在Al中添加Li元素的工作,但直到1945年,美国铝业公司(Alcoa)的I. M. Le Baron才得到第一个Al-Li-Cu组合物的专利。1957年,美国研制出牌号为2020的Al-Li-Cu合金(Al-4.5Cu-1.1Li-0.5Mn-0.2Cd),并在次年成功应用于美国海军RA-5C Vigilante飞机中,但延展性和断裂韧性降低等问题阻碍了该合金的进一步使用;苏联研究发展了VAD23、01420和01421等Al-Li合金板材,其中01420合金是商用合金中密度最低的合金之一,具有很高的耐蚀性和可焊性,主要缺点是工艺可塑性较差。The A. I. Mikoyan Development Design Office制造了

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

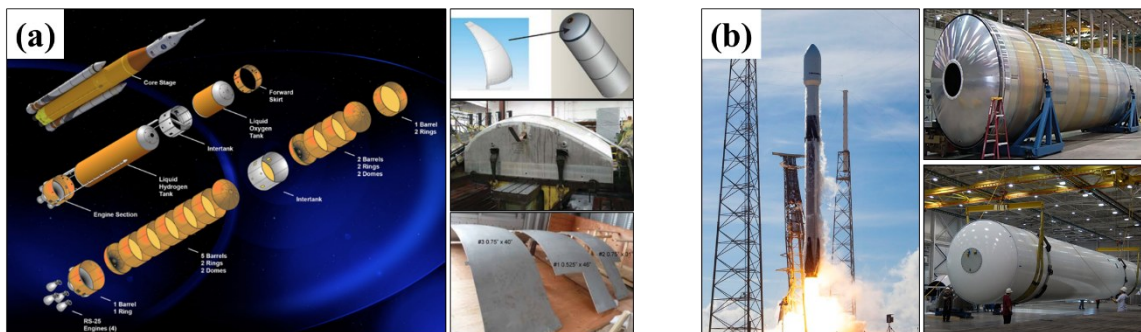
MiG-29M飞机,其中贮箱采用了01420 Al-Li合金进行焊接密封。第一代Al-Li合金耐热性不足,塑韧性较低,具有较高的缺口敏感性,因此并未在运载器贮箱结构中得到应用<sup>[34]</sup>,但Al-Li合金表现出优秀的减重效果,吸引了更多学者的研究。

第二代Al-Li合金主要是在20世纪80~90年代由美国和欧洲各国开发,以及在20世纪80~90年代由苏联开发的。以减重为目标,通过添加约2%或更多的Li,约2%或更多的Cu,以获得相比于传统铝合金轻8%~10%的效果,并添加少量的Mn和Zr来控制晶粒尺寸。第二代Al-Li合金具有广泛的应用性能,可以在很多结构上

发挥作用,国际上最有发展前景的两种第二代Al-Li合金是2090和8090。麦道公司(McDonnell-Douglas Corporation)采用2090-T81 Al-Li合金板材,制造了直径2.44 m的德尔塔运载火箭低温贮箱,结构减重约5%。苏联创建了基于Al-Cu-Mg-Li体系的第二代Al-Li合金,即01430和01441合金;基于Al-Cu-Li体系的01450、01451和01460合金;以及基于Al-Mg-Li体系的01424合金。研发这些合金的主要目标是保留部分合金的特殊性能,即D16和V95合金的断裂韧性、抗裂性和耐腐蚀性。01460合金曾应用于“能源号”运载火箭和图-156飞机贮箱中。RSC Energia公司采用01460代替了2219 Al-Cu合金,为德尔塔运载火箭制造了多个 $\Phi 4.5$  m的大型低温贮箱,减重达37%。第二代Al-Li合金研究和应用虽然取得了巨大的成果,但是仍存在各向异性严重、塑韧性较低、焊接性能差等问题,主要原因是Li含量过高,因此限制了该合金在运载器贮箱的广泛应用,使其难以与7XXX铝合金竞争<sup>[35]</sup>。

20世纪80年代末以来,为解决第二代Al-Li合金存在的相关难题而不断研发了第三代Al-Li合金,主要包括2195、2297、2199、2050等合金。相比第二代,这些合金中Li浓度含量逐渐降低(0.75%~1.8%),并且引入了Zn、Sn、Ag等元素。新型第三代Al-Li合金以超强度、

超韧性、超低密度为发展方向,其中高强可焊性Al-Li合金是研究的重点之一。如表3所示,第三代Al-Li系合金密度在2.63~2.73 g/cm<sup>3</sup>范围内,比传统铝合金密度低2%左右,且具有优良的性能,拥有取代传统铝合金的巨大潜力。作为大型贮箱材料,国外第三代Al-Li系合金已经逐渐替代第二代Al-Cu系合金,进入到了工业生产和应用阶段。俄罗斯研制的1460 Al-Li合金在能源号运载火箭芯二级LH<sub>2</sub>、LO<sub>2</sub>贮箱中得到应用,麦道公司也利用该合金建造了德尔塔快帆(DC-X/XA)火箭的液氧贮箱,结构实现了10%的减重效果;美国研制的2195 Al-Li合金(Weldlite 049系列)被应用于航天飞机贮箱结构中,采用2195合金生产的奋进号航天飞机贮箱质量比原2219 Al-Cu合金材料贮箱减重达3406 kg;Alcan、Alcoa公司不断开发出2055和2199等新型Al-Li系合金,未来这些材料将逐渐在航天领域投入工程实践。如图6(a)所示,SLS(Space Launch System)正在通过优化较厚板材的热处理工艺与性能参数,来开发2195合金制造贮箱顶端瓜瓣面板的制造工艺,以实现SLS Block 1B的减重;图6(b)为猎鹰9号(Falcon 9)采用FSW技术组装而成的2198 Al-Li合金贮箱。与2219和2014相比,2198在比模量和抗压强度、疲劳寿命和耐腐蚀性方面拥有较大的优势。



注:(a) SLS(Space Launch System);(b) 猎鹰九号(Falcon 9)。

图6 Al-Li合金贮箱结构运载火箭<sup>[22,31,36-38]</sup>

Fig. 6 Al-Li alloy tank structure launch vehicle<sup>[22,31,36-38]</sup>

迄今为止,国内铝锂合金的研究也经历了60多年的发展,开展了许多材料研制与工程应用工作。在基础理论研究方面,我国各大高校和研究所都进行了大量的研究,在元素添加、焊接工艺、热处理等方面都取得了丰富的成果,但实际应用较少。20世纪60年代,我国研制出S141 Al-Li合金板材,但塑性较差,距离工程应用还有一定差距。“七五”至“九五”时期,开展了1420、2195、2090等Al-Li合金的试制工作,并初步具备了大规模生产的能力。“十五”至“十二五”时期,我国在Al-Li合金成分设计、热处理工艺等方面取得了许多突破,并自主研发了2A97和X2A66 Al-Li合金,国产1420、

8090等Al-Li合金材料也在航空领域得到应用,2015年,我国自主研制的C919大型客机部分结构便采用了第三代Al-Li合金。2021年,中国运载火箭技术研究院研制出我国首个 $\Phi 3.35$  m Al-Li合金贮箱,并通过了试验检测,初步具备工程应用条件,未来将应用于新一代运载火箭末级。

航空航天用Al-Li系合金经过几十年的发展,材料研发与应用不断完善,呈现出逐渐替代传统铝合金的趋势。目前我国已经具备了Al-Li合金的生产和应用能力,基本可以满足航空航天的需求,但是在合金研制、生产技术水平以及工程应用等方面存在



不足<sup>[39]</sup>。金属材料研发体系不够完善,国内 Al-Li 系合金种类较单一,成熟牌号较少,国内仅有西南铝业等企业拥有该合金工业化生产能力;Al-Li 合金工程应用和产品制造生产规模较小,大型 Al-Li 合金板材成形和构件加工技术研究有限,如贮箱制造工艺等。面对竞争日益激烈的航天领域,我国在 Al-Li 合金基础性研究和工程化应用两方面要加快研究节奏,掌握运载火箭 Al-Li 合金构件生产能力,促进我国航空航天装备制造技术的提高。

### 3 复合材料贮箱

航天运载器低温推进器贮箱大都为金属材料,如 Al-Mg 合金、Al-Cu 合金和 Al-Li 合金,但随着航天技术的改革,金属材料逐渐难以满足国家为提高航天运载器性能而制定的减重要求。与传统铝合金材料相比,复合材料具有通过保持强度和安全性来降低结构成本与质量的优势,采用复合材料能够降低航天主体结构质量的 20%~30%<sup>[40]</sup>。例如碳纤维增强复合材料具有良好的强度和减重性能,在航空航天、日常用品等各种应用领域都有所应用<sup>[41-42]</sup>。未来复合材料将应用于航天运载器动力及结构系统的关键部件,成为航天运载器轻量化设计的主要发展方向之一<sup>[43]</sup>。

#### 3.1 复合材料贮箱发展现状

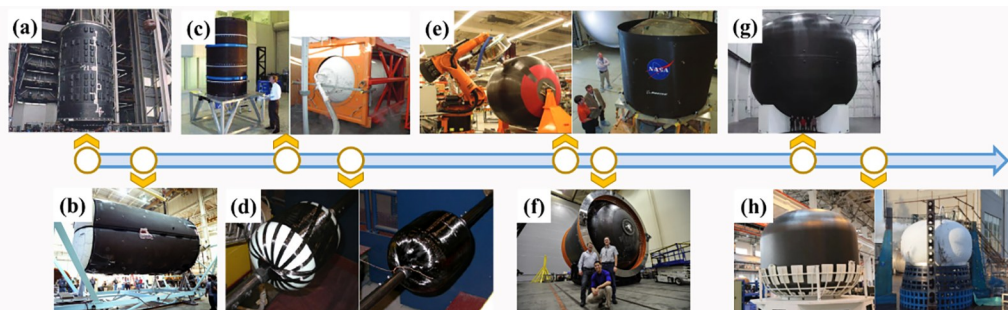
航天结构材料使用最多的是碳纤维复合材料(CFRP),如表 4 所示,碳纤维增强树脂基复合材料具有优秀的比强度和比模量,减重效果更好,并且材料成型性好,有利于航天结构的生产制造。复合材料在液氧环境下,树脂基体与液氧相容性差,并且存在超低温下易脆的问题。目前我国主要采用传统金属材料作为火箭低温贮箱结构材料,尽管复合材料贮箱还处于研发阶段,但复合材料展现出的巨大潜力不可忽略,掌握复合材料低温贮箱的开发研制对于提高我国运载火箭制备技术具有重要意义。

表 4 复合材料与金属材料性能对比<sup>[44]</sup>

Tab. 4 Comparison of composite and metal properties<sup>[44]</sup>

材料	$\rho$ /g·cm <sup>-3</sup>	$\sigma$ /MPa	$E$ /GPa	比强度 /MPa·cm <sup>3</sup> ·g <sup>-1</sup>	比模量 /GPa·cm <sup>3</sup> ·g <sup>-1</sup>
5A06/Al-Mg	2.64	315	71	119	26.9
2219/Al-Cu	2.82	440	68	156	24.1
2195/Al-Li	2.70	552	78	204	28.9
高强碳纤维 复合材料	1.50	1900	150	1270	100.0
高模量碳纤维 复合材料	1.60	1120	240	680	150.0

1996 年,McDonnell Douglas Company (MDA) 公司首次采用全复合材料贮箱,并应用在 DC-XA 亚轨道飞行器结构中,该圆柱体贮箱由 IM7 增强碳纤维和 8552-2 环氧树脂制成<sup>[45]</sup>,其  $\Phi$ 2.4 m,长度 4.8 m,如图 7(a)所示。1999 年,Lockheed Martin Company (LMT) 公司为 X-33 太空火箭计划开发了直径为 3 m 的复合材料贮箱<sup>[46]</sup>,如图 7(b)所示,采用多瓣蜂窝夹层结构,碳/环氧预浸料工艺制成,但未能通过防漏试验。2004 年,LMT 公司研制出具有良好相容性和力学性能的碳纤维/环氧树脂复合材料贮箱<sup>[47]</sup>, $\Phi$ 为 1.2 m,相比金属贮箱实现减重达 18%,如图 7(c)所示。2005 年,Wilson 公司研发了直径同样为 1.2 m 的全复合液氧贮箱<sup>[48]</sup>,如图 7(d)所示。2012 年,波音公司(Boeing)采用自动纤维放置技术和非热压罐技术研制了直径 2.4 m 的低温贮箱,如图 7(e)所示。2014 年,NASA 研制出  $\Phi$ 5.5 m 的大型复合材料贮箱<sup>[46]</sup>,与金属贮箱相比制造成本显著降低,并且后续成功通过了压力和温度测试,如图 7(f)所示。2016 年,SpaceX 研制出  $\Phi$ 12 m 的大型液氧复合材料低温贮箱<sup>[49]</sup>,是迄今为止直径最大的航天贮箱,如图 7(g)所示。2020 年,Infinite Composites Technologies (ICT) 公司<sup>[50]</sup>通过引入纳米材料的方法解决了无内衬复合材料贮箱微裂纹的问题。



注:(a) DC-XA 亚轨道飞行器贮箱;(b) X-33 太空火箭计划贮箱;(c) 碳纤维/环氧树脂液氧贮箱;(d) 湿缠绕成形全复合液氧贮箱;(e) 波音公司贮箱;(f) NASA 贮箱;(g) SpaceX 大尺寸贮箱;(h) 国内复合材料贮箱。

图 7 复合材料贮箱发展历程

Fig. 7 The development history of composite tank

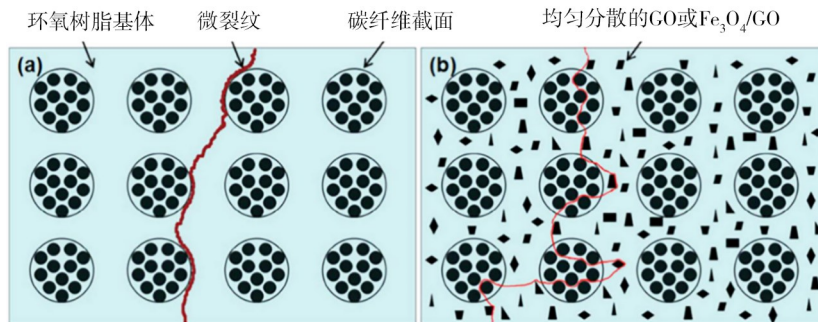
目前,国内学者关于低温复合材料贮箱的研究集中在低温复合材料的研发及箱体结构的设计。李家亮<sup>[51]</sup>等通过阻燃改性的方式制备了双酚A型环氧树脂,具有较好的液氧相容性。舒鹏<sup>[52]</sup>研究了低温环境下复合材料的相容性和界面性能,发现缺陷会极大提高复合材料的冲击敏感系数。陈振国等<sup>[53]</sup>总结了复合材料低温贮箱的金属内衬在抗渗漏性能方面的发展。王相龙<sup>[11]</sup>提出了一种新型复合材料贮箱成型工艺方法,并建立了完整的贮箱研制流程。聂国华等<sup>[54]</sup>针对碳纤维增强/环氧树脂基复合材料进行了渗漏实验,为分析航天低温贮箱渗漏规律提供了支持。但与国外相比,国内复合材料低温贮箱的工程开发和应用较少。尽管早在1969年便开始了复合材料贮箱的基础性研究,但直到2002年才研制出国内首个H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>复合材料贮箱<sup>[44]</sup>。2021年,中国运载火箭技术研究院研制出国内首个Φ为3.35 m复合材料贮箱原理样机,并且已成功通过工程应用考核验证;同年上海航天技术研究院研制出Φ3.35 m复合材料贮箱,已通过力学性能考核验证,相比金属贮箱预期可实现减重30%<sup>[55]</sup>,如图7(h)所示。复合材料贮箱设计制造呈现出从小体积到大体积、从理论研发到实践应用,不断创新发展的趋势。

### 3.2 复合材料贮箱设计关键技术

航空航天复合材料低温贮箱结构主要分为含内衬和无内衬两大类。内衬结构主要是为了防止液氧泄漏,由复合层承担主要载荷<sup>[56]</sup>,而无内衬结构在以上两方

面均要着重考量。同时,复合材料结构损伤具有复杂的机制和行为模式,主要分为制造过程缺陷和服役过程损伤<sup>[57]</sup>两大类,服役过程表现出的各种损伤模式和失效特征,表现在宏观结构上都可能会引发结构破坏,造成巨大损失<sup>[58]</sup>。虽然复合材料低温贮箱的优势已经被广泛认可,但是相比于技术成熟的金属贮箱,目前复合材料贮箱制造仍然存在很多的技术难题。核心问题主要是复合材料在低温服役条件下的各种性能,如力学性能和相容性等,并涉及到材料性能分析、结构检测和制备等多个领域<sup>[59]</sup>。

复合材料低温贮箱制造中主要技术困难集中于液氧相容性、低温力学性能和防泄漏性能三个方面。复合材料与液氧不相容<sup>[60]</sup>是指复合材料在承受外力作用时,液氧的氧化作用会引发剧烈化学反应,发生爆炸、燃烧等情况。目前对相容性机理的研究<sup>[43]</sup>主要分为自由基理论和热点理论,但共同点都认为由于氧化反应而导致材料与液氧不相容。复合低温贮箱的树脂基体必须与液氧相容,用于贮箱结构还需要进一步提高其液氧相容性,目前主要采取的方法有在环氧树脂材料中加入溴、磷、硅、氮等阻燃剂<sup>[61-64]</sup>。后续需要继续开发新的方法来改善环氧树脂的液氧相容性或合成与液氧相容的新型树脂基复合材料,以推动低温推进剂贮箱复合材料的制备和发展。HE等<sup>[65]</sup>人采用Fe<sub>3</sub>O<sub>4</sub>修饰氧化石墨烯的环氧纳米复合材料(Fe<sub>3</sub>O<sub>4</sub>/GO)对碳纤维增强环氧树脂(CF/EP)层压板在77 K下的抗微裂纹性能进行了研究,如图8所示。



注:(a) CF/EP层压板;(b) GO或Fe<sub>3</sub>O<sub>4</sub>/GO改性CF/EP层压板。

图8 填料改性CF/EP复合材料的裂纹扩展和抑制行为示意图<sup>[65]</sup>

Fig. 8 Schematic diagram of the crack propagation and suppression behavior of fillers modified CF/EP composites<sup>[65]</sup>

由图8发现,由于碳纤维和环氧基之间的界面相互作用差,微裂纹主要通过碳纤维与环氧基之间的界面区扩展;而氧化石墨烯和Fe<sub>3</sub>O<sub>4</sub>/GO改性的CF/EP层压板的微裂纹通过基体扩展,与纯环氧体系有很大不同。可以知悉复合材料在低温贮箱服役过程中,会经历热循环效应,由于复合材料不同板层间热胀系数存在差异,会导致复合材料中产生高内应力,因此容易产生微裂纹,进而导致整体结构受到影响与破坏<sup>[66]</sup>。必须对复合材料进行强化以提高其低温

力学性能,降低裂纹出现的趋势,热塑性树脂强化、纳米材料强化和超支化聚合物强化都是常用的复合材料强化方式<sup>[67-68]</sup>。探索对复合材料的改性和强化方法,提高其力学性能,是发展复合材料低温贮箱的关键性任务之一;其次复合材料低温贮箱容易产生液氧泄漏行为,造成结构破坏,引发灾难性事故。复合材料贮箱泄漏行为主要有液体燃料分子溶解导致的扩散泄漏和应力集中产生的裂纹导致的微裂纹泄漏两种,因此复合材料设计要考虑各板层性能与结



构来提高贮箱抗泄漏性能<sup>[69]</sup>。目前提高该性能的方法主要有树脂基体强化、层间强化以及优化结构的先进成形技术。这些方法的目的是降低微裂纹的密度,增加气体渗透路径的长度,来提高其抗泄漏性能,进一步巩固与强化低温贮箱结构。

国外在复合材料研发、贮箱设计制造和工程测试等方面发展较早,取得了许多成就,基本掌握了航天运载器低温贮箱关键技术。我国复合材料低温贮箱研究起步较晚,但是在材料低温力学性能、材料液氧相容性以及材料成形制备等方面不断钻研,取得了许多重大突破,是世界上屈指可数能够掌握复合材料低温贮箱制造技术的国家。不过我国在该领域存在着诸多关键技术没有得到解决,较国外有一定差距,需要加快基础研究以早日达到工程应用。结合目前研究现状,有许多问题需要进一步地探究:完善低温贮箱液氧相容性的测试表征方法和强化手段;探究低温贮箱微裂纹产生机理与预防措施;提高低温贮箱抗泄漏能力,优化复合材料结构;完善复合材料低温贮箱性能评价标准和检测手段。

#### 4 其他贮箱材料

##### 4.1 不锈钢贮箱发展及其应用

不锈钢作为重要金属材料广泛应用于各行各业,根据其微观组织可以分为铁素体不锈钢、马氏体不锈钢、奥氏体不锈钢、奥氏体-铁素体双相不锈钢以及沉淀强化型不锈钢等<sup>[70]</sup>。SpaceX公司的总工程师埃隆·马斯克在“星舰”(Starship)的设计过程中,宣布改用301系列不锈钢材料来取代原计划的先进碳纤维。2020年6月,又采用了类似304L不锈钢的材

料进行了原型机贮箱试验。301不锈钢是一种亚稳态奥氏体不锈钢,充分固溶条件下可以形成完全的奥氏体组织<sup>[71]</sup>,具有耐高温。奥氏不锈钢具有良好的加工硬化性能,优异的耐腐蚀性且无磁性,同时在常温或低温下具有优良的韧性和焊接性能,是极为少见的可适用于装载运输液氮、液氢等液化燃料的金属,但不能通过热处理强化其力学性能,工业中使用最为广泛的是301级和304级<sup>[72-73]</sup>,常应用于航空航天、医疗器械、输送管道等领域,如图9所示。

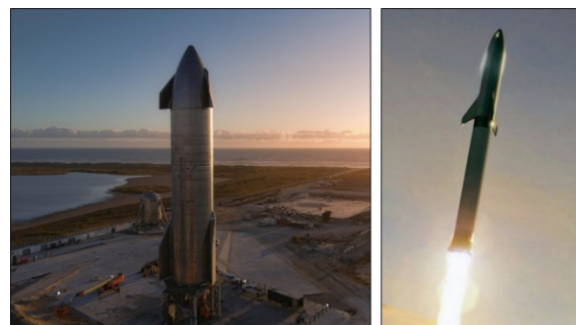


图9 星舰示意图<sup>[74]</sup>

Fig. 9 Schematic diagram of the Starship<sup>[74]</sup>

QIU等<sup>[75]</sup>研究了18Cr-8Ni奥氏体不锈钢的力学性能随温度的变化关系,如图10(a)所示。研究发现不锈钢的屈服强度和抗拉强度随温度的降低而增加,而塑性则随之降低。由图10(b)可知,在温度从300 K降至20 K的过程中,316奥氏体不锈钢的断裂韧度呈先增大后降低的趋势,在77 K时达到峰值随后在20 K时略微下降,但性能仍然高于室温,说明316奥氏体不锈钢具有良好的低温韧性。

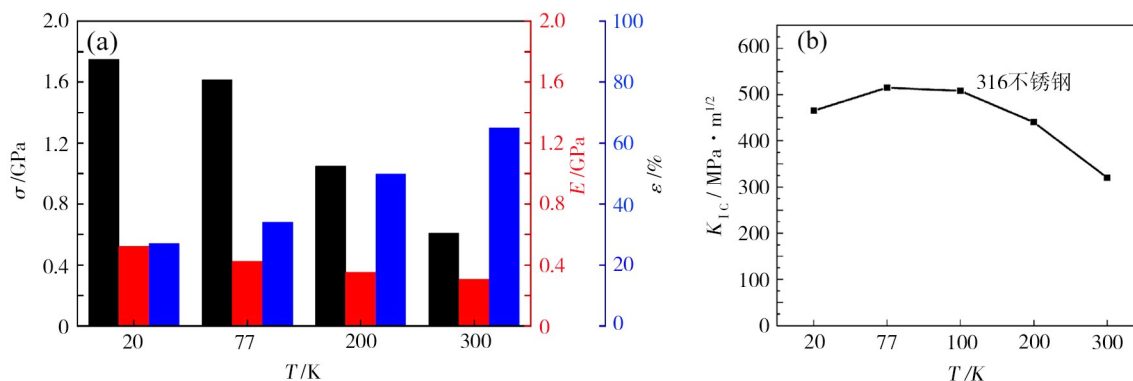


图10 18Cr-8Ni奥氏体不锈钢在不同温度下的力学性能和316奥氏体不锈钢在不同温度下的断裂韧度<sup>[75]</sup>

Fig. 10 Mechanical properties of 18Cr-8Ni austenitic stainless steel at different temperatures and fracture toughness of 316 austenitic stainless steel at different temperatures<sup>[75]</sup>

“星舰”贮箱采用的奥氏体不锈钢具有耐高温、强度高、低温性能好等特点,但密度是铝合金的3倍,因此航天应用有限<sup>[6]</sup>。相比铝合金与复合材料,不锈钢结构贮箱减重效果并不理想,但凭借着成熟的工业化技术在贮箱制造领域展现出巨大优势。不锈钢

贮箱材料工业化生产水平高,焊接工艺难度较低,可以实现户外作业。而且不锈钢材料成本低廉,能够节约80%的成本。在SpaceX火箭回收手段逐渐提高的背景下,解决了回收火箭发动机的可能,因此采用不锈钢制造火箭,能够极大地减少生产成本。在后

续的研发中,SpaceX还通过在“星舰”上增加多台“猛禽”发动机的方式,提高了火箭运载推力,一定程度上解决了运载效率较低的问题。

在SpaceX之前,早期研发的运载器也有采用不锈钢材料的案例,但数量较少。美国的先锋号(Vanguard)二子级采用了410型不锈钢,宇宙神D(Atlas D)芯级采用了301型不锈钢。如图11所示,宇宙神-半人马运载器火箭是美国20世纪60年代研究的一款运载火箭,其由“宇宙神”洲际弹道导弹为基础作为第一级和液氢液氮“半人马座”上面级(第二级)组成,采用了301薄壁不锈钢材质,厚度仅有1.3 mm左右,但贮箱增压后强度高、质量轻,足以在满足轻量化的同时承受服役载荷。



图11 宇宙神-半人马上面级不锈钢贮箱<sup>[22]</sup>

Fig. 11 The stainless steel tank of Atlas-Centaur upper stage<sup>[22]</sup>

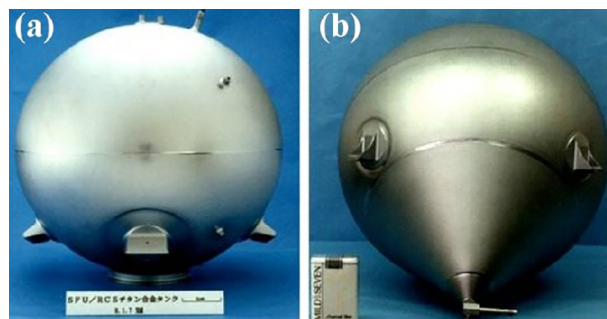
## 4.2 钛合金贮箱发展及其应用

钛合金拥有高比强度、高比模量、优良耐蚀性、耐高温性和良好的化学相容性等优势,在航空航天领域应用较多,有“太空金属”的美誉,主要应用于卫星、高超声速导弹等系统中<sup>[76-77]</sup>。随着温度降低,钛合金的强度会显著提高,但塑韧性会逐渐下降,有学者研究发现,降低钛合金中H、O、N、Al等元素含量可以提高其低温性能<sup>[78]</sup>。

近年来,钛基合金的使用量有所增加,从1%逐渐增加至19%,已应用于航天结构和发动机中,如飞机弹簧、直升机旋翼系统和发动机压气机部件等。根据晶体结构类型,钛合金一般可分为: $\alpha$ 钛合金、 $\beta$ 钛合金和 $\alpha+\beta$ 钛合金<sup>[24]</sup>。苏联开发的BT5-1、OT4钛合金曾用于液氢贮箱和燃烧室结构的制造。低温钛合金方面,美国主要集中于 $\alpha$ 型钛合金TA7ELI以及 $\alpha+\beta$ 型钛合金TC4ELI的研究中,在阿波罗计划(Apollo Program)中曾采用TC4ELI钛合金应用于液氢贮箱中。近年来开发出了许多具有多种性能的钛合金<sup>[2]</sup>,如Ti-6Al-4V、Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Mo-2Cr、Ti-10V-2Fe-3Al、细晶Ti-6Al-

4V等。目前,国内外常用低温钛合金主要为 $\alpha$ 钛合金和 $\alpha+\beta$ 两相钛合金。 $\alpha$ 钛合金无法进行热处理强化,承力较低,常应用于液氢管道、氢泵等。 $\beta$ 钛合金相比 $\alpha$ 钛合金强度更高,成形性能更好,适合于复杂零件的加工制造。随着航空航天技术的发展,人们对低温材料性能有了更高的要求,因此急需开发新型的低温钛合金材料<sup>[79]</sup>。

钛合金贮箱结构应用较少,采用钛合金作为贮箱材料的仅有部分型号的上上级小体积贮箱。Ti-6Al-4V钛合金材料是最早开发的钛合金之一<sup>[19]</sup>,该材料拥有优良的性能,曾被采用作为美国大力神3C(Titan3C)三子级的贮箱材料,目前仍是航空航天领域应用的主要钛合金材料。钛合金低温贮箱要求非常复杂,因此需要优化制造技术和调控合金性能<sup>[80]</sup>。日本ISAS和MHI公司研制出Ti-6Al-4V钛合金N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>贮箱,并应用于人造卫星当中<sup>[81,83]</sup>,如图12所示。阿丽亚娜5号(Ariane 5)的姿态控制系统(SCA)的贮箱,是通过超塑性成形手段将6~10 mm厚的钛板加工为半球状,而后TIG焊接在一起制成的。曼科技股份有限公司(MAN Technologie AG)曾采用冷成形 $\beta$ 合金的工艺方式为欧空局在国际空间站(ISS)的自动转移飞行器(ATV)上生产燃料贮箱。德国MT宇航公司采用Ti-15V-3Cr高强度钛合金和旋压工艺,制备出“阿尔法”通信卫星推进系统贮箱<sup>[82]</sup>,直径为1.905 m。



注:(a) SFU球形N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>贮箱;(b) HITEN泪滴形N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>贮箱。

图12 日本钛合金燃料贮箱<sup>[81,83]</sup>

Fig. 12 Japanese titanium alloy fuel tank<sup>[81,83]</sup>

在低温钛合金研究开发领域中,我国较欧美起步较晚,CT20合金是我国第一款自主研发的低温钛合金<sup>[84]</sup>,可在20 K低温条件下使用,低温下具有良好的力学性能和成形性能,已成功应用于某航天器低温管路。航天材料及工艺研究所研究了TC4钛合金强力旋压缺陷的形成机理,并成功研制出 $\Phi 670$  mm的大尺寸薄壁TC4贮箱筒段<sup>[85]</sup>。西安航天动力机械厂采用旋压成形工艺研制出直径 $\Phi 500$  mm的TC4钛合金薄壁环形内胆<sup>[86]</sup>。

## 5 结语

运载火箭贮箱材料的革新发展,需要将制造生  
宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2024年 第2期



产和材料性能相结合,我国应加大力度发展具有特殊性能优势的新型铝锂合金及其低温复合材料,增强以整体制造技术为主的贮箱制造加工技术,促进我国航空航天领域高端装备制造技术水平提升。

(1)国外运载火箭推进剂贮箱的结构材料主要还是以铝合金为主,已从第1代Al-Mg合金,第2代Al-Cu合金发展到第3代Al-Li合金。经过几十年的发展,铝锂合金呈现出全面替代传统铝合金的趋势。目前我国运载火箭贮箱制造以Al-Cu合金为主,具有成熟的生产与应用水平,同时具备了Al-Li合金的生产和应用能力,基本可以满足航空航天的需求,但是国内铝锂合金发展与国外相比在材料基础研究、工程应用和规模化生产等方面仍存在一定差距。我国应大力发展新型Al-Li合金及板材,完善国内牌号与合金设计种类,提高贮箱材料与结构制造技术水平,促进航空领域装备制造水平的拔高。

(2)复合材料贮箱在未来航天领域具有广阔的发展前景,在贮箱结构轻量化设计与制造方面拥有巨大潜力,但相比于技术成熟的金属贮箱,复合材料贮箱制造存在很多技术难题,包括推进剂相容性、低温力学性能和防泄漏性能等。我国复合材料研究起步较晚,但发展至今已在复合材料贮箱制造领域取得了许多重大突破,未来我国应从材料、工艺、结构设计、检测等方面进行深入研究,促进基础研究向工程应用转变,逐渐实现复合材料贮箱在运载器火箭中的应用。

(3)“星舰”不锈钢贮箱材料凭借成熟的工业化水平、可靠的焊接性和低廉的成本,弥补了材料质量方面的劣势。钛合金拥有良好的强度、低温性能和相容性,在航天领域应用较广,新型钛合金材料和加工技术不断也有学者开发出来。相关贮箱制造技术也逐渐取得新的突破,但采用这两种材料的贮箱结构屈指可数,其中不锈钢贮箱更是少有人研究,距离工程应用还有一段距离。但不锈钢、钛合金材料在航空航天领域表现出优异性能和综合效益值得我们进一步挖掘,我国应促进钛合金、不锈钢等新型贮箱材料设计和构件成形技术的共同发展,增强我国的航空航天贮箱制造水平,不断缩小国内外贮箱的研究制造差距。

### 参考文献

[1] 马领航,李波,赵彦广,等. 火箭贮箱焊接缺陷修复技术研究现状[J]. 电焊机,2023,53(3): 31-45.

MA L H, LI B, ZHAO Y G, et al. Research status of welding defect repair technology for rocket fuel tank[J]. Electric Welding Machine, 2023, 53(3):31-45.

[2] BOYER R R, COTTON J D, MOHAGHEGH M, et al. Materials considerations for aerospace applications[J]. Mrs Bulletin, 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2024年 第2期

2015,40(12): 1055-1065.

[3] 刘观日,吴迪,姚重阳,等. 航天运载器结构先进材料及工艺技术应用与发展展望[J]. 宇航材料工艺,2021,51(4): 1-9.

LIU G R, WU D, YAO C Y, et al. Application and development of advanced materials and processing technology in aerospace vehicle structure[J]. Aerospace Materials and Technology, 2021, 51(4):1-9.

[4] 刘利明,李泽琛,李倩云,等. 浅谈贮箱材料的选择[J]. 中国新技术新产品, 2020(4): 80-81.

LIU L M, LI Z C, LI Q Y, et al. Selection of materials for storage tanks[J]. New Technology & New Products of China, 2020(4): 80-81.

[5] 吴小宁,赵国柱,卢兆勇,等. 国外运载火箭典型结构制造工艺研究[J]. 航天制造技术, 2016(4):33,63-66.

WU X N, ZHAO G Z, LU Z Y, et al. Research of manufacturing process of foreign launch vehicle typical structures[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2016(4): 33, 63-66.

[6] 顾名坤,何巍,唐科,等. 中国液体运载火箭结构系统发展规划研究[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(2): 55-67.

GU M K, HE W, TANG K, et al. Research on the development plan of chinese liquid launch vehicle structure system [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(2): 55-67.

[7] WANG G, ZHAO Y, HAO Y. Friction stir welding of high-strength aerospace aluminum alloy and application in rocket tank manufacturing [J]. Journal of Materials Science & Technology, 2018, 34(1): 73-91.

[8] 龙乐豪. 导弹与航天丛书. 第一辑,液体弹道导弹与运载火箭系列. 总体设计(上)[M]. 北京:宇航出版社,2009.

LONG L H. Missiles and space series. series I, liquid ballistic missiles and launch vehicles series. overall design (above)[M]. Beijing:China Astronautic Publishing House, 2009.

[9] 刘萝威. 复合材料低温贮箱的开发与应用[J]. 飞航导弹, 2006(3): 59-62.

LIU L W. Development and application of composite cryogenic storage tanks[J]. Aerospace Technology, 2006(3): 59-62.

[10] BELVIN W, WATSON J, SINGHAL S. Structural concepts and materials for lunar exploration habitats [C]//Space 2006. San Jose, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006: 2-4.

[11] 王相龙. 火箭发动机复合材料燃料贮箱结构设计及缠绕成型工艺研究[D]. 合肥工业大学, 2022.

WANG X L. Study on structure design and winding process of composite fuel tank for rocket engine [D]. Hefei University of Technology, 2022.

[12] 姚君山,蔡益飞,李程刚. 运载火箭箭体结构制造技术发展与应用[J]. 航空制造技术, 2007(10): 36-40,42.

YAO J S, CAI Y F, LI C G. Development and application of manufacturing technology for launch vehicle body structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(10): 36-40,42.

[13] CHOI D H, AHN B W, LEE C Y, et al. Formation of intermetallic compounds in Al and Mg alloy interface during friction stir spot welding[J]. Intermetallics, 2011, 19(2): 125-130.

[14] CAO X, JAHAZI M. Effect of tool rotational speed and



probe length on lap joint quality of a friction stir welded magnesium alloy[J]. *Materials & Design*, 2011, 32(1): 1–11.

[15] HUANG Z. Formation and fracture characteristics of friction stir lap joint of Alclad 2A12-T42 aluminum alloy at different tilt angles[J]. *Welding in the World*, 2023, 67(8): 1901–1910.

[16] DURSUN T, SOUTIS C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys[J]. *Materials & Design*, 2014, 56: 862–871.

[17] 唐众民. 航空航天用铝合金材料搅拌摩擦焊技术及应用[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2019.

TANG Z M. Friction stir welding technology and application for aluminium alloy materials for aerospace applications[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2019.

[18] NARAYANA MURTY S V S, SHARMA S C. Materials for Indian space program: an overview[J]. *Journal of the Indian Institute of Science*, 2022, 102(1): 513–559.

[19] 刘春飞. 新一代运载火箭箱体材料的选择[J]. *航空制造技术*, 2003(2): 22–27.

LIU C F. Material selection for new-type launch vehicle tank[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2003(2): 22–27.

[20] 何巍, 牟宇, 朱海洋, 等. 下一代主力运载火箭发展思考[J]. *宇航总体技术*, 2023, 7(2): 1–12.

HE W, MOU Y, ZHU H Y, et al. Reflections on the development of next generation main launch vehicle [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2023, 7(2): 1–12.

[21] 姚君山, 周万盛, 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): 17–22.

YAO J S, ZHOU W S, WANG G Q, et al. Development of structural materials for aerospace receptacles and their welding technology[J]. *Aerospace Manufacturing Technology*, 2002(5): 17–22.

[22] 龙乐豪, 王丹阳. 世界航天运载器大全[M]. 北京: 宇航出版社, 1996.

LONG L H, WANG D Y. World space launch vehicles[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1996.

[23] TIRKES S, BATIGUN C, ANKARA A. Hot cracking susceptibility of twin roll cast Al–Mg alloy welds[J]. *Canadian Metallurgical Quarterly*, 2010, 49(1): 73–80.

[24] ZHANG X, CHEN Y, HU J. Recent advances in the development of aerospace materials[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 97: 22–34.

[25] 徐强. 高强铝铜合金焊缝组织细化及热影响区性能研究[D]. 沈阳工业大学, 2005.

XU Q. Study on microstructure refinement of weld metal and property of HAZ for high strength Al–Cu alloy [D]. Shenyang University of Technology, 2005.

[26] BERTRAND J, ROVIERA P M. Ariane 5 mid-life evolution launch facilities development and qualification [C]//SpaceOps 2010 Conference. Huntsville, Alabama: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010: 3–4.

[27] BEHRUZI P, MICHAELIS M, KHIMECHE G. Behavior of the cryogenic propellant tanks during the first flight of the Ariane 5 ESC–A upper stage [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, California:

American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006: 2–3.

[28] ENDO M. The Japanese space launch program [M]. *Handbook of Space Security: Policies, Applications and Programs*. New York, NY: Springer, 2015: 899–920.

[29] 杨遇春. Al–Li 合金的开发与应用[J]. *宇航材料工艺*, 1997(1): 7–12.

YANG Y C. Development and applications of Al–Li alloys[J]. *Aerospace Materials and Technology*, 1997(1): 7–12.

[30] ERISOV Y A, GRECHNIKOV F V. Physical modelling of hot rolling for low-density alloy of the Al–Mg–Li–Zr–Zn–Sc system[J]. *Metallurgist*, 2018, 61(9): 822–829.

[31] KABLOV E N, ANTIPOV V V, OGLODKOVA J S, et al. Development and application prospects of aluminum–lithium alloys in aircraft and space technology[J]. *Metallurgist*, 2021, 65(1/2): 72–81.

[32] 尹嘉明, 马鹏程, 陈永来, 等. 铝锂合金的发展及在运载火箭贮箱的应用[J]. *兵器材料科学与工程*, 2020, 43(3): 137–141.

YI J M, MA P C, CHEN Y L, et al. The development of Al–Li alloys and its application in launch vehicle tank [J]. *Ordnance Material Science and Engineering*, 2020, 43(3): 137–141.

[33] RIOJA R J, LIU J. The evolution of Al–Li base products for aerospace and space applications[J]. *Metallurgical and Materials Transactions A*, 2012, 43(9): 3325–3337.

[34] ZAKHAROV V V. Some problems of the use of aluminum–lithium alloys[J]. *Metal Science and Heat Treatment*, 2003, 45(1/2): 49–54.

[35] 孙增晖. 铝锂合金先进制造技术及其发展趋势探究[J]. *南方农机*, 2019, 50(8): 178–179.

SUN Z H. Exploration of advanced manufacturing technology of aluminium–lithium alloy and its development trend[J]. *China Southern Agricultural Machinery*, 2019, 50(8): 178–179.

[36] VOLZ M. Aluminum 2195 T8 gore development for space launch system core and upper stage[J]. *NASA*, 2015: 50–51.

[37] DREYER L. Latest developments on SpaceX’s Falcon 1 and Falcon 9 Launch Vehicles and Dragon spacecraft [C]//2009 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2009: 1–15.

[38] CRUMBLY C, HITT D. NASA space launch system advanced developed opportunities [R]. SLS Advanced Development Office, 2014.

[39] 吴秀亮, 刘铭, 臧金鑫, 等. 铝锂合金研究进展和航空航天应用[J]. *材料导报*, 2016, 30(S2): 571–578, 585.

WU X L, LIU M, ZANG J X, et al. Research progress and aerospace application of aluminum lithium alloys [J]. *Materials Reports*, 2016, 30(S2): 571–578+585.

[40] MORINO Y, SHIMODA T, MORIMOTO T, et al. Applicability of CFRP materials to the cryogenic propellant tank for reusable launch vehicle (RLV)[J]. *Advanced Composite Materials*, 2001, 10(4): 339–347.

[41] CHUNG D D, CHUNG D. Carbon fiber composites[M]. Amsterdam: Elsevier, 2012.

[42] MORGAN P. Carbon fibers and their composites[M]. Boca Raton: CRC press, 2005.

[43] LIU N, MA B, LIU F, et al. Progress in research on 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2024年 第2期

composite cryogenic propellant tank for large aerospace vehicles[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2021, 143: 106297.

[44] 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): 27-35.

HUANG C, LIU D B, WU H Q, et al. Application prospects of composite propellant tanks in domestic launch vehicles[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2016, 33(2): 27-35.

[45] ROBINSON M J. Composite structures on the DC-XA reusable launch vehicle[J]. Journal of advanced materials, 1997, 28(3): 9-18.

[46] MCCARVILLE D A, GUZMAN J C, K D A, et al. Design, manufacture and test of cryotank components[M]. Amsterdam: Elsevier, 2017.

[47] ROBINSON M. Composite cryogenic propellant tank development[C]//35<sup>th</sup> Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Hilton Head, SC, U. S. A. AIAA, 1994: 1375.

[48] MALLICK K, CRONIN J, RYAN K, et al. An integrated systematic approach to linerless composite tank development[C]//46<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics and materials conference. Austin, Texas: AIAA, 2005: 2089.

[49] 史汉桥, 高坤, 刘德博, 等. 国外低温复合材料贮箱渗漏性能研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2020, 50(5): 8-13.

SHI H Q, GAO K, LIU D B, et al. Progress on leakage performance of cryogenic composite tank abroad[J]. Aerospace Materials and Technology, 2020, 50(5): 8-13.

[50] 付丽, 石宇萌, 赵峥嵘, 等. 美国最新研制的无内衬全复合材料低温压力容器[J]. 航天制造技术, 2020(5): 57-59, 65.

FU L, SHI Y M, ZHAO Z R, et al. New linerless, All-composite cryogenic pressure vessels developed in the USA[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2020(5): 57-59+65.

[51] 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]//第十五届中国科协年会第17分会场: 复合材料与节能减排研讨会论文集. 贵州: 中国科学技术协会, 2013: 145-152.

LI J L, WU Z J, WANG Z, et al. Study on compatibility of bisphenol a epoxy resin with liquid oxygen by mechanical impact [C]// Proceedings of the 15<sup>th</sup> Annual Conference of the Chinese Association for Science and Technology, Session 17: Symposium on Composite Materials and Energy Conservation and Emission Reduction. Guizhou Provincial: China Association for Science and Technology, 2013: 145-152.

[52] 舒鹏. C<sub>17</sub>改性环氧复合材料低温界面性能及液氧相容性研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2013.

SHU P. Cryogenic interfacial properties and liquid oxygen compatibility of C<sub>17</sub>modified epoxy resin[D]. Harbin Institute of Technology, 2013.

[53] 陈振国, 矫维成, 闫美玲, 等. 碳纤维增强树脂基复合材料低温贮箱抗渗漏性研究进展[J]. 玻璃钢/复合材料, 2018(11): 109-116.

CHEN Z G, JIAO W C, YAN M L, et al. Research progress of anti-leakage of carbon fiber reinforced resin composites at cryogenic tanks [J]. Composites Science and Engineering, 2018(11): 109-116.

[54] 聂国华, 徐宏宇, 沈峰. 低温下含分层复合材料层合板渗漏问题研究[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2023, 51(1): 1-10.

NIE G H, XU H Y, Shen F. Analysis of leakage of composite laminated structure with delamination at low temperature [J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2023, 51(1): 1-10.

[55] 武湛君, 陈铎, 李世超, 等. 低温复合材料贮箱关键技术研究应用进展[J]. 航空制造技术, 2021, 64(11): 14-23.

WU Z J, CHEN D, LI S C, et al. Research and application progress of key technologies for composites cryogenic tanks[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(11): 14-23.

[56] HU Z H, LIU H J, WANG R G, et al. The Study on Buckling Deformation of Composite Pressure Vessel Based on Acoustic Emission Signals [J]. Advanced Materials Research, 2010, 87-88: 445-450.

[57] 廖兴升, 梁智洪, 傅继阳, 等. 基于频率变化预测玻璃纤维增强树脂复合材料层合板的剩余疲劳寿命[J]. 复合材料学报, 2021, 38(10): 3323-3337.

LIAO X S, LIANG Z H, FU J Y, et al. Prediction of remaining fatigue life of glass fiber reinforced polymer laminates based on frequency change[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(10): 3323-3337.

[58] PARODI M, FIASCHI C, MEMMOLO V, et al. Interaction of guided waves with delamination in a bilayered aluminum-composite pressure vessel[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2019, 28(6): 3281-3291.

[59] 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 C W, ZHANG B M. Application and key technology of composites tank in space cryogenic propulsion system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(10): 2747-2755.

[60] 王戈, 李效东, 曾竞成, 等. Liquid oxygen compatible polymer matrix system[J]. 复合材料学报, 2005, 22(6): 108-113.

WANG G, LI X D, ZENG J C, et al. Liquid oxygen compatible polymer matrix system[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(6): 108-113.

[61] WILÉN C E, PFAENDNER R. Design and utilization of nitrogen containing flame retardants based on N-alkoxyamines, azoalkanes and related compounds [M]. Polymer Green Flame Retardants. Amsterdam: Elsevier 2014: 267-288.

[62] CAI H, HU J, WANG Y, et al. Liquid oxygen compatibility and toughness of epoxy resin modified by a novel hyperbranched polysiloxane[J]. Materials Research Express, 2019, 6(8): 085338.

[63] WU Z, LI S, LIU M, et al. Synthesis and characterization of a liquid oxygen-compatible epoxy resin[J]. High Performance Polymers, 2015, 27(1): 74-84.

[64] WU Z, LI J, CHEN Y, et al. Synthesis and liquid oxygen compatibility of a phosphorous-containing epoxy resin[J]. Polymer Engineering & Science, 2015, 55(3): 651-656.

[65] HE Y, CHEN Q, YANG S, et al. Micro-crack behavior of carbon fiber reinforced Fe<sub>3</sub>O<sub>4</sub>/graphene oxide modified epoxy composites for cryogenic application [J]. Composites Part A:

Applied Science and Manufacturing, 2018, 108: 12–22.

[66] HUANG C, REN M, LI T, et al. Trans-scale modeling framework for failure analysis of cryogenic composite tanks [J]. Composites Part B: Engineering, 2016, 85: 41–49.

[67] 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(13/14): 3168–3175.

[68] LI H, CHEN G, SU H, et al. Effect of the stoichiometric ratio on the crosslinked network structure and cryogenic properties of epoxy resins cured at low temperature [J]. European Polymer Journal, 2019, 112: 792–798.

[69] ZHOU H, DU X, LIU H Y, et al. Delamination toughening of carbon fiber/epoxy laminates by hierarchical carbon nanotube-short carbon fiber interleaves [J]. Composites Science and Technology, 2017, 140: 46–53.

[70] 谭粤, 李蔚, 夏莉, 等. 奥氏体不锈钢低温力学性能研究综述 [J]. 广州化工, 2022, 50(18): 13–16.

TAN Y, LI W, XIA L, et al. Review on research of mechanical properties of austenitic stainless steel at low temperature [J]. Guangzhou Chemical Industry, 2022, 50(18): 13–16.

[71] 贾瑞志. 含铜301不锈钢的组织特点及热变形行为 [D]. 辽宁科技大学, 2021.

JIA R Z. Microstructure and hot deformation behavior of 301 stainless steel containing copper [D]. University of Science and Technology Liaoning, 2021.

[72] 王智海. 深冷后 SMAT 对 AISI301 不锈钢显微组织与力学性能的影响 [D]. 南昌大学, 2016.

WANG Z H. Effect of SMAT on microstructure and mechanical properties of AISI301 stainless steel after cryogenic treatment [D]. Nanchang University, 2016.

[73] 于文霞, 邢淑清, 张思雨, 等. 电磁能退火对 301 不锈钢薄带残余应力及性能的影响 [J]. 内蒙古科技大学学报, 2019, 38(1): 41–44.

YU W X, XING S Q, ZHANG S Y, et al. Effect of electromagnetic annealing on residual stress and properties of 301 stainless steel strip [J]. Journal of Inner Mongolia University of Science and Technology, 2019, 38(1): 41–44.

[74] SEEDHOUSE E. Starship [M]//SEEDHOUSE E. SpaceX: Starship to Mars—The First 20 Years. Cham: Springer International Publishing, 2022: 171–188.

[75] QIU Y, YANG H, TONG L, et al. Research progress of cryogenic materials for storage and transportation of liquid hydrogen [J]. Metals, 2021, 11(7): 1101.

[76] 顾昊, 刘元云, 吴秉横, 等. 高超音速导弹天线罩用陶瓷基材料的研究进展 [J]. 材料导报: 纳米与新材料专辑, 2012, 26(1): 230–232.

GU H, LIU Y Y, WU B H, et al. Research of ceramic-based materials for hypersonic missile radomes [J]. Materials Reports, 2012, 26(1): 230–232.

[77] 赵融, 廖金华. 先进材料与工艺在机载导弹上的研究

与应用 [J]. 航空制造技术, 2016(Z2): 120–125, 132.

ZHAO R, LIAO J H. Research of advanced materials and technologies on airborne missile [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016(Z2): 120–125, 132.

[78] 刘伟, 杜宇. 低温钛合金的研究现状 [J]. 稀有金属快报, 2007(9): 6–10.

LIU W, DU Y. Current status of research on cryogenic titanium alloys [J]. Rare Metals Letters, 2007(9): 6–10.

[79] 许爱军, 万海峰, 梁春祖, 等. 低温钛合金材料应用现状及发展趋势 [J]. 精密成形工程, 2020, 12(6): 145–156.

XU A J, WAN H F, LIANG C Z, et al. Application status and development trend of cryogenic titanium alloy [J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2020, 12(6): 145–156.

[80] PETERS M, KUMPFERT J, WARD C H, et al. Titanium alloys for aerospace applications [J]. Advanced Engineering Materials, 2003, 5(6): 419–427.

[81] 丁新玲, 安孟长. 超塑成形技术研究及其在航空航天上的应用 [J]. 航天制造技术, 2009(1): 1–5.

DING X L, AN M C. Superplastic forming technology research and application on aerospace industry [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2009(1): 1–5.

[82] 陈永来, 张帆, 单群, 等. 精密成形技术在航天领域的应用进展 [J]. 材料科学与工艺, 2013, 21(4): 57–64.

CHEN Y L, ZHANG F, SHAN Q, et al. Application progress of precision forming technology in aerospace [J]. Materials Science and Technology, 2013, 21(4): 57–64.

[83] 陆子川, 张绪虎, 微石, 等. 航天用钛合金及其精密成形技术研究进展 [J]. 宇航材料工艺, 2020, 50(4): 1–7.

LU Z C, ZHANG X H, WEI S, et al. Research progresses of titanium alloys and relevant precision forming technology for the aerospace industry [J]. Aerospace Materials and Technology, 2020, 50(4): 1–7.

[84] 赵永庆, 杨冠军. 西北有色金属研究院研制的部分钛合金及产业化 [J]. 钛工业进展, 2006(5): 14–18.

ZHAO Y Q, YANG G J. Some titanium alloys developed by Northwest nonferrous metals research Institute and industrialisation [J]. Titanium Industry Progress, 2006(5): 14–18.

[85] 李启军, 吕宏军, 王琪. 高深径比 TC4 钛合金筒形件普旋成型有限元数值模拟 [J]. 宇航材料工艺, 2006, 36(S1): 88–92.

LI Q J, LU H J, WANG Q. FEM Numerical simulation of spinning processing for workpiece of TC4 alloy with great ratio of height to diameter [J]. Aerospace Materials and Technology, 2006, 36(S1): 88–92.

[86] 韩冬, 赵升吨, 张立武, 等. TC4 合金复杂型面工件薄壁旋压成形工艺 [J]. 锻压装备与制造技术, 2005(6): 66–68.

HAN D, ZHAO S D, ZHANG L W, et al. Research on spinning process for complex workpiece of TC4 alloy with thin wall and special shape [J]. China Metalforming Equipment & Manufacturing Technology, 2005(6): 66–68.