

复合材料压力容器在航天领域的应用研究

冯 雪, 沈 俊, 田 桂, 晏 飞
(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 综述了复合材料压力容器在航天领域的最新应用进展, 列举了国外空间系统应用的几个典型实例, 从金属内衬、纤维材料及树脂基体方面给出了比较重要的技术信息。论述了低温复合材料压力容器的研发与应用趋势, 金属内衬和缠绕纤维在低温环境下的性能表现优异及低温环境下树脂基体的选择。探讨了复合材料压力容器无损检测方法的研究现状及展望。未来复合材料压力容器无损检测技术将向着高效实时、精确定位、定量分析及由局部缺陷检测向整体缺陷检测的方向发展。

关键词: 复合材料压力容器; 应用研究; 树脂基体选择; 无损检测

中图分类号: V432-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 04-0035-08

Research of composite over-wrapped pressure vessels for space application

FENG Xue, SHEN Jun, TIAN Gui, YAN Fei
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: The latest development of composite over-wrapped pressure vessels (COPVs) for space applications are summarized based on a study of published literatures and some typical samples on applications of overseas spacecrafts are introduced in this paper. Besides, some valuable information about the metal liner, fiber and resin matrix of COPVs is presented respectively. R&D and application trends of cryogenic composite pressure vessel are described. The properties of the metal liner and fiber behave very well in cryogenic temperature environment. The selection principles of resin matrix in cryogenic temperature environment are pointed out emphatically. The research status and prospect of nondestructive detection for COPVs are discussed. It is pointed out that COPV NDE technologies will advance to high efficiency, real time, precise positioning, quantitative analysis and overall defect detection.

Keywords: composite pressure vessel; application research; resin matrix selection; nondestructive inspection

收稿日期: 2014-01-22; 修回日期: 2014-03-26

作者简介: 冯雪 (1980—), 女, 硕士, 研究领域为空间压力容器

0 引言

早期运载火箭、卫星、飞船和导弹等航天系统中多采用全金属压力容器贮存高压气体和推进剂，如钢制气瓶、钛合金气瓶和钛合金推进剂贮箱等，但其重量大，无法满足航天飞行器的减重需求。复合材料压力容器由于具有重量轻、可靠性高、失效模式安全等一系列优点，在航天技术领域中得到了相当广泛的应用。美国早在 20 世纪 40 年代末就开始研究用于武器系统的复合材料高压容器；60 年代末，航天领域中开始采用纤维缠绕的金属内衬轻质压力容器，并在 70 年代大量地应用于航天和武器动力系统中；80 年代中期高强度碳纤维与低费用无缝铝合金内衬制造技术的结合，使得复合材料

压力容器的制造费用更低、重量更轻及可靠性更高。复合材料压力容器的质量仅为钛合金容器的 50%左右，且具有破裂前先泄漏 (LBB) 的疲劳失效模式，可增大有效载荷比、降低发射成本、提高使用安全性。因此，国外卫星、运载火箭和导弹等航天系统中复合材料缠绕高压容器已逐渐取代传统钛合金高压容器。目前美国和欧洲等发达国家已制定了复合材料压力容器的设计、制造及检测等一系列标准，具有大规模生产和制造复合材料压力容器的能力^[1-3]。现阶段中国航天技术领域也具备了纤维缠绕金属内衬高压复合材料气瓶的研制和生产能力，新一代运载火箭、探月工程等航天系统均使用了金属内衬/复合材料压力容器。表 1 给出了国外空间系统应用实例^[4]。

表 1 国外空间系统复合材料压力容器应用实例
Tab. 1 COPVs in overseas spacecraft systems

容积/L	工作压力/MPa	平均爆破压力/MPa	质量/kg	工作次数	结构效率/ km	内衬材料	复合材料	应用
0.23	68.95	111.18	0.09	>50	28.67	6061-T62	T1000/Epoxy	卫星
0.75	65.50	117.47	0.45	>100	19.91	6061-T62	T1000/Epoxy	SDI
0.77	62.05	224.65	0.50	>100	35.36	6061-T62	T1000/Epoxy	SDI
1.15	68.95	135.16	0.45	>50	34.85	6061-T62	HT-46-9A/Epoxy	SDI
1.16	41.37	105.66	0.45	>100	27.64	6061-T62	T1000/Epoxy	太空实验
1.21	68.95	108.04	0.54	>50	24.54	6061-T62	T1000/Epoxy	卫星
6.05	17.2	51.02	2.90	>50	10.83	6061-T62	HT-46-9A/Epoxy	SDI
6.88	48.26	102.85	3.08	>100	23.40	6061-T62	T1000/Epoxy	SDI
8.36	68.95	170.40	4.17	>50	34.80	6061-T62	T1000/Epoxy	SDI
20.16	41.37	84.09	8.16	>100	21.17	6061-T62	HT-46-9A/Epox	SDI
33.92	17.24	47.02	6.53	>50	24.90	6061-T62	T1000/Epoxy	运载火箭
43.43	29.65	46.88	6.76	>50	30.72	6061-T62	T1000/Epoxy	卫星
65.66	41.37	86.70	25.13	>100	23.10	6061-T62	T-4D/Epoxy	运载火箭

注：1) HT-46-9A，T-4D 及 T1000 为不同牌号的碳纤维；Epoxy 为环氧树脂；SDI 为战略防御倡议
2) 结构效率为 PV/W，即爆破压力×容积/重量

1 航天器用高性能复合材料压力容器研究

复合材料压力容器的减重要求是制约新一代先进航天系统研制和发展的技术瓶颈之一。设计和制造出轻量化的复合材料压力容器, 最大化地减轻系统重量, 是航天设计者和复合材料研究人员永恒的追求目标。世界发达国家已将发展航空航天动力系统用轻量化复合材料压力容器作为国家重点科研课题之一, 如美国 NASA 提出的新航空研究计划、2030 年前的太空探索计划及欧洲木星探索计划等, 均将发展轻量化复合材料压力容器技术列为关键技术之一^[5]。因此, 复合材料压力容器在材料、结构、制造工艺、试验和测试评价等方面的研究日新月异。

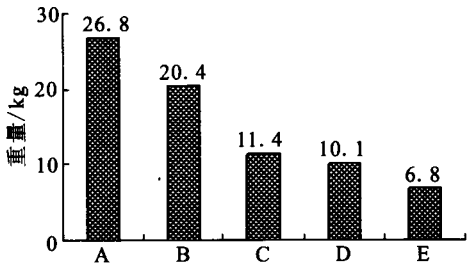
1.1 内衬

早期复合材料压力容器是从金属压力容器的基础上发展起来的, 因此设计重点关注在能够承压的金属内衬上, 不太关注外面的缠绕层, 认为缠绕层主要是为了提高产品可靠性, 对金属内衬强度给予补充。因此, 早期金属内衬多为负载型 (load-sharing), 即内衬和复合材料缠绕层共同分担内压, 内衬也是承载结构要素之一, 厚度较大 (约为不用纤维缠绕时全金属容器壁厚的 1/4~1/2)。随着对金属内衬和复合材料这种组合结构认识的不断提高, 以及薄壁金属内衬工艺制造水平的大幅提高, 薄壁型 (thin-liner) 金属内衬/纤维缠绕压力容器在航天系统上广泛采用, 重量大大减轻。薄壁金属内衬主要起到密闭增压介质, 提供缠绕芯模和对外接口的作用, 自身不分担载荷, 壁厚可做得极薄, 复合材料缠绕层作为承载结构。

常用的金属内衬材料有铝合金、不锈钢、纯钛、钛合金及因科乃尔合金等。对于高循环寿命应用的压力容器宜采用较高屈服强度材料如钛合金、不锈钢及因科乃尔合金内衬, 工作时内衬应变处于弹性范围。对于低循环寿命应用的压力容器采用铝合金或纯钛超薄内衬, 工作时内衬应变处于塑性范围^[5]。另外, 还有如橡胶内衬、塑料

内衬等非金属内衬形式, 尽管同样厚度情况下橡胶、塑料较之金属材料密度小、重量轻、成本低, 但橡胶和塑料存在易老化、密封性能差等缺点, 导致在航天器上的应用较少。

NASA 资料表明, 美国航空航天领域现役的复合材料压力容器大多采用薄壁铝合金内衬, 球形容器内衬的铝合金牌号多为 5086-T0, 柱形容器内衬的铝合金牌号为 6061-T62。目前, 国内航天领域的复合材料高压容器也采用较多柱形薄壁铝合金内衬, 铝合金牌号为 6061-T6, 厚度一般为 0.8~1.5 mm。图 1 中给出了 NASA 容积 92 L, 工作压力 31 MPa, 爆破压力不小于 47 MPa 的 Apollo 登月舱钛合金球形氦气瓶, 标准航空航天用钢内衬复合材料氦气瓶, 以及不同壁厚铝内衬和无内衬复合材料氦气瓶的重量对比情况。Apollo 登月舱钛合金球形氦气瓶的重量为 26.8 kg, 同规格无内衬复合材料气瓶的重量仅为 6.8 kg, 减重 75%^[6]。无内衬复合材料压力容器卓越的减重优势成为国内外新的研究热点。无内衬复合材料压力容器的缠绕层除了作为承载结构外, 还要求密闭充装介质。在结构设计时, 需要重点考虑复合材料层产生微裂纹, 以及裂纹扩展而导致气体或液体泄露的问题, 因此需要研发新的复合材料满足长期承载、防泄露、防污染充装介质等要求^[7]。目前相关报道还较少。



注: A 为 Apollo 钛合金球形氦气瓶;
B 为标准航空航天用钢内衬复合材料氦气瓶 (内衬厚度 2 mm);
C 为壁厚 1.5 mm 铝合金内衬复合材料氦气瓶;
D 为壁厚 1 mm 铝合金内衬复合材料氦气瓶;
E 为无内衬全复合材料氦气瓶

图 1 NASA 氦气瓶重量对比结果

Fig. 1 Weight comparison of NASA helium tanks

从加工制造方面来看，内衬分为无焊缝和有焊缝 2 类。目前无焊缝结构仅限于铝合金材料，其他材料的无焊缝内衬在国内外均无相关报道，均为有焊缝类。国内无焊缝铝内衬的加工技术已趋于成熟，但大长径比和薄壁结构的铝内衬加工技术水平还有待提高，壁厚还不能做得很薄。另外，国外金属焊接及热处理工艺相对国内先进，例如钛合金焊接接头性能就下降得较少。

1.2 缠绕纤维

1946 年美国研制了纤维缠绕压力容器。20 世纪 60 年代美国在北极星和土星等航天大型固体火箭发动机壳体上采用纤维缠绕技术，实现了轻质高强结构。1975 年美国开始了轻质复合材料气瓶研制，采用 S-玻纤/环氧、Kevlar（凯夫拉）/环氧缠绕复合材料压力容器。1970 年以来，航空航天科学家们研制出了各种先进复合材料，如玻璃纤维、碳化硅纤维、氧化铝纤维、硼纤维、碳纤维、Kevlar 纤维及 PBO 纤维等高性能增强材料。表 2 给出了一些典型缠绕纤维材料的性能比较^[2,8-9]。Kevlar 纤维曾大量用于空间系统、军事航空和民用系统中复合材料压力容器的缠绕，其具有杰出的抗冲击和防枪弹韧性性能，后随着

碳纤维性能提高及成本大幅度下降而逐渐被碳纤维取代。

碳纤维是 20 世纪 60 年代迅速发展起来的高新材料，主要包括以美国为代表的大丝束碳纤维和以日本为代表的小丝束碳纤维 2 大类^[10]。碳纤维因具有高强度、高模量、耐高温、抗化学腐蚀、导电及传热等特性，而被广泛用于航天系统结构件和复合材料压力容器。以 T1000 为代表的碳纤维具有显著的性能优势，在当前空间复合材料压力容器的缠绕纤维中占据主导地位。

PBO 纤维是 20 世纪 70 年代由美国空军研制的一种高性能纤维。从表 2 可以看出，PBO-HM 纤维的比强度、比刚度等性能甚至优于 T1000 碳纤维，并具有优异的耐热、阻燃性能，被誉为“21 世纪的超级纤维”。PBO 纤维在国外航空航天领域应用已有几十年的历史，主要产品有美国 NASA 空间技术 5 计划冷气推进系统使用的 2.3 L PBO 纤维缠绕/6061 铝合金内衬复合材料压力容器^[11]，美国 Brunswick 公司采用 PBO 纤维缠绕的内径为 250 mm，压力 91 MPa 的球形复合材料压力容器。但国内在 PBO 纤维缠绕复合材料压力容器方面的应用经验较少，尚属起步阶段。

表 2 典型缠绕纤维材料性能比较

Tab. 2 Comparison between properties of typical wrapping fibers

纤维	密度/(g·cm ⁻³)	拉伸强度/MPa	弹性模量/GPa	比强度/(GPa·cm ³ ·g ⁻¹)	比模量/(GPa·cm ³ ·g ⁻¹)
E 玻璃纤维	2.55	3 510	73.8	1.38	28.9
S 玻璃纤维	2.49	4 920	87.9	1.97	35.3
碳化硅纤维	2.74	2 800	270	1.02	98.5
氧化铝纤维	3.30	2 000	300	0.61	90.91
硼纤维	2.50	3 500	420	1.40	168
石墨纤维	1.71	2 500	273	1.46	159.6
T300	1.76	3 530	230	2.00	130.7
T700	1.79	4 900	235	2.74	131.3
T1000	1.79	6 330	304	3.54	169.8
IM-7	1.80	5 880	274	3.27	152.2
IM-9	1.80	6 340	290	3.52	161.1
Kevlar-49	1.45	3 790	121	2.61	83.4
PBO-AS	1.54	5 800	180	3.77	116.9
PBO-HM	1.54	5 800	270	3.77	175.3

由于单一纤维具有各自的优势和劣势, 例如碳纤维比强度和比模量高, 但抗断裂应变和冲击韧性差; Kevlar 纤维比强度和比模量不及碳纤维, 但耐冲击性好; PBO 纤维比强度和比模量高, 耐冲击性好, 但对紫外线敏感, 在紫外光照射下性能急剧下降。因此, 可采用不同纤维混杂的缠绕工艺来改善复合材料压力容器的性能。例如, kevlar 纤维可与碳纤维混杂以提高纤维复合材料的耐冲击性。NASA 和 HyPerComp 公司合作研制了 T1000 碳纤维和 PBO 纤维混杂复合材料气瓶, 并进行了大量冲击试验和枪击试验考核。试验数据表明, 混杂复合材料气瓶耐冲击性显著提高, 且重量更轻^[12]。

1.3 树脂基体

复合材料压力容器用的树脂多为热固性树脂, 包括聚酯树脂、环氧树脂和酚醛树脂等。虽然复合材料的主要力学性能取决于纤维增强材料, 但对于某些性能, 如剪切性能、老化性能、电性能及热性能等, 树脂基体起主要作用。另外, 树脂基体材料起粘接纤维的作用, 以剪切力的形式向纤维传递载荷, 并保护纤维免受外界环境的损伤。对树脂基体材料的要求主要包括: 1) 对纤维具有良好的浸润性和粘接性; 2) 具有一定的塑性和韧性, 固化后有较高的强度、模量 and 与纤维相适应的延伸率等; 3) 湿、热特性好, 复合材料的湿、热特性主要取决于基体; 4) 有良好的工艺性, 主要包括流动性、固化特性等^[9]。目前, 国外树脂行业较为规范, 生产规模大、品种多、质量好及注重研发特种树脂; 国内树脂行业还不够规范, 生产厂多、生产规模小、品种单一及特种树脂少。

2 低温复合材料压力容器研究与发展

NASA 的星座计划和未来探测任务中低温推进系统将尽可能采用包括液氧、液氢和液态甲烷等在月球和火星上有充足资源的推进剂介质。因此, 为了防止低温推进剂汽化, 作为增压气体的氦气在近于液态氧的温度下低温贮存。此外, 氦气低温贮存的另一个优点是贮存同等质量的氦气需要容器的容积更小, 即增压子系统需要更小的

氦气瓶, 这样达到显著的减重目的^[13]。这些应用需求促进了复合材料压力容器内衬、树脂、纤维以及纤维/树脂复合材料低温性能的试验研究, 为低温复合材料压力容器内衬和复合材料层选材提供基础数据, 进而开展低温复合材料压力容器的研究。

NASA 和密西西比州立大学联合开展了铝合金 6061、树脂基体、纤维在常温和低温环境性能对比试验^[6, 13-15], 试验装置见图 2 和图 3 所示。表 3 给出了 7.5 L 无缝铝合金 6061-T6 内衬在常温环境和液氮低温环境下进行爆破试验数据, 可见在液氮低温环境下铝合金内衬的爆破压力更高。表 4 给出各种树脂基体在常温、液氮环境及液氢环境下的性能试验数据, 其中 15-SP 和 15-55 是聚氨酯基, 其余均为环氧基。可见不同种类的树脂基体在低温环境下的机械性能较接近, 那些常温下弹性模量小于 100 MPa, 拉伸强度小于 10 MPa 的树脂在低温环境下强度和模量提高最大, 例如 HEI535 和 Urethane15-55。表 5 给出了 3 种碳纤维在常温、液氮环境下的性能数据。可见 M30SC 碳纤维在常温和低温下的性能几乎无变化, IM7 碳纤维在低温下的强度和模量略有提高, T1000GB 碳纤维在低温下的性能较常温下的性能有大幅提高。



图 2 树脂拉伸试验装置

Fig. 2 Resin tensile test equipment



图 3 纤维拉伸试验装置

Fig. 3 Fiber tensile test equipment

表 3 铝合金 6061-T6 内衬爆破性能
Tab. 3 Bursting properties of aluminum alloy 6061-T6 liner

MPa		
	常温环境下 (25 ℃) 爆破压力	液氮环境下 (-196 ℃) 爆破压力
Al6061-T6 内衬	8.9	11.4

表 4 树脂基体在不同温度环境下性能数据
Tab. 4 Property parameters of resin matrixes at different temperatures

温度环境	树脂牌号	拉伸强度/MPa	试样数量	弹性模量/MPa	试样数量	断裂延伸率/%	试样数量
常温环境 (25 ℃)	HEI535	6.9±1.4	4	28±7	4	161±9	1
	EPON862/W	75.8±2.1	4	2 903±41	4	5.0±0.6	4
	EPON828	68.9±7.6	4	2 537±21	2	3.7±1.3	4
	CTD 7.1	55.2±4.8	3	2 848±110	3	7.6	1
	TD111103	11.0±0.0	3	503±28	3	181±40	3
	Urethane15-SP	9.7±0.7	3	62±14	3	660*	3
	Urethane15-55	1.4±0.3	3	3.8±0.1	3	49±11	3
液氮环境 (-196 ℃)	HEI535	120.0±4.6	3	7 005±593	3	2.0±0.14	3
	EPON862/W	133.8±18.5	5	6 240±90	5	2.1±0.32	4
	EPON828	110.3±22.3	4	5 102±90	3	2.1±0.51	4
	CTD7.1	129.6±20.7	2	5 916±820	4	1.7	1
	TD111103	145.5±20.2	6	6 205±565	6	2.4±0.30	6
	Urethane15-SP	94.5±12.7	2	6 178±510	3	1.5±0.0	2
	Urethane15-55	95.1±20.7	6	4 613±841	6	2.5±0.53	6
液氢环境 (-253 ℃)	HEI535	107.0±8.2	3	7 743±1 125	3	1.30±0.07	2
	Urethane15-55	137.9±14.1	3	7 042±671	3	1.96±0.27	3

注：* 表示主动中止

表 5 碳纤维单丝在不同温度环境下性能数据
Tab. 5 Property parameters of single carbon fiber at different temperatures

温度环境	树脂牌号	拉伸强度/MPa	试样数量	弹性模量/MPa	试样数量	断裂延伸率/%	试样数量
常温环境 (25 ℃)	M30SC	4.8±0.9	11	333±19	7	1.6±0.6	3
	IM7	4.7±0.1	2	229±28	4	1.9±0.7	4
	T1000GB	5.1±1.3	2	268±37	4	2.7±0.4	2
液氮环境 (-196 ℃)	M30SC	5.6±0.6	7	325±17	8	1.6±0.43	5
	IM7	5.0±1.1	3	315±4	3	2.5±0.7	3
	T1000GB	7.3±1.0	7	395±72	4	NA	

注：NA 表示数据未获得

为了进一步评价在低温环境下,复合材料系统中纤维和树脂的结合情况, NASA 还进行了 IM7 纤维/多种树脂基体和 T1000 纤维/多种树脂基体 2 类复合材料 NOL 环试验。复合材料 NOL 环中的纤维体积含量设定为 60%。试验结果显示, 2 种纤维与 HEI535, U15-55 和 U15-SP 3 种树脂的 NOL 环在低温环境下拉伸性能均有提高, 且 T1000 纤维/树脂基体环比 IM7 纤维/树脂基体环性能提高更大, 可能归因于 T1000 纤维在低温环境下的强度和模量有较大提高的原因。通过试验数据分析可知, 选用适用于低温环境的树脂基体对于提高复合材料压力容器性能有相当大的作用, 合适的树脂基体能够将复合材料压力容器综合性能提高至少 30%。

另外, NASA 试验中心还进行了容积为 51.47 L, 工作压力为 31 MPa, 最小爆破压力为 46.5 MPa (1.5 倍安全系数) 的因科乃尔合金 718 内衬/T1000 碳纤维缠绕和铝合金 2219 内衬/T1000 碳纤维缠绕 2 种复合材料气瓶在液氮环境 ($-196\text{ }^{\circ}\text{C}$) 下的爆破试验。试验结果显示, 因科奈尔合金 718 内衬复合材料气瓶和铝合金 2219 内衬复合材料气瓶的爆破压力均达到最小爆破压力要求, 经比较, 铝合金 2219 内衬复合材料气瓶的爆破压力普遍比因科乃尔合金 718 内衬复合材料气瓶更高, 且重量更轻。尽管由于铝合金 2219 比因科乃尔合金 718 的机械性能要低, 因此需缠绕更多纤维, 但最终重量还是比因科奈尔合金 718 内衬复合材料气瓶更轻。这组试验为 NASA 未来探测任务中研发低温复合材料高压容器提供了所需要的数据。

3 复合材料压力容器无损探伤技术研究与发展

复合材料压力容器与金属压力容器的差异性主要体现在以下 3 点^[1]:

1) 复合材料压力容器对表面损伤的容忍程度较差。金属压力容器当表面受到较少损伤后, 其结构强度不会显著降低; 而复合材料压力容器的碳纤维复合层、凯夫拉复合层及玻璃纤维复合层受到表面损伤后, 爆破压力明显下降, 其中碳

纤维复合层尤其严重。

2) 复合材料压力容器失效模式受多种因素的影响, 易发生应力断裂失效和疲劳失效, 如复合材料层可能由于容器长期承载工作压力的状态而失效。

3) 用于厚壁金属容器的无损探伤方法一般不适用于复合材料结构, 因此复合材料压力容器的失效模式和安全寿命较难预测。

过去通常认为复合材料压力容器设计为爆破前泄露 (LBB) 的失效模式就不再需要进一步的安全检测和监控了, 但事实上, 复合材料缠绕层受损伤后不易被察觉, 且易导致复合材料压力容器产生不同的失效模式。因此确定复合材料容器失效模式比确定金属容器的更复杂。近年来, 随着复合材料压力容器在航空航天等领域的广泛应用, 检测复合材料压力容器内部缺陷、损伤的无损检测技术也得到迅速发展。

目前尚无一种无损探伤方法能够直接用于复合材料压力容器整体应力断裂和安全寿命的预测, 但一些局部的、孤立的缺陷或损伤可进行无损探伤。例如: 声发射适用范围广, 不受被检件几何形状的限制, 可以检测复合材料压力容器在负载情况下活性缺陷的起源和扩展, 能够有效识别复合层的冲击损伤、纤维断裂等缺陷^[16]。激光散斑法是 20 世纪 80 年代提出的一种用于测量物体面内位移的非接触光学测量方法。激光散斑通过将异常的变形转化成不规则的条纹图案鉴别出现的缺陷, 可以检测表面缺陷和深度较浅的内部缺陷, 具有全场测量、非接触等优点, 对于复合层层、冲击损伤、以及应力场变化等缺陷效果优异。该技术已被复合材料结构无损检测行业认可^[17]。未来复合材料压力容器无损检测技术将向着检测仪器小型化、高效快速、定位精确、定量、实时在线检测的方向发展。

4 结束语

综合当前空间应用复合材料压力容器的发展情况, 可总结有以下几点:

1) 无内衬复合材料压力容器卓越的减重优势成为国内外新的研究热点, 在结构设计时, 需

要重点考虑复合材料层产生微裂纹,以及裂纹扩展而导致气体或液体泄露的问题。

2) 以 T1000 为代表的高性能碳纤维以其显著的性能优势,在当前空间复合材料压力容器的缠绕纤维中占据主导地位;被誉为“21 世纪超级纤维”的 PBO 纤维具有高比强度、比刚度以及优异的耐热阻燃性能,也有很好的应用前景。另外,采用 2 种或多种纤维的混杂缠绕技术,可有效改善单一纤维的性能劣势,提高复合材料压力容器的安全性和可靠性,空间应用前景广阔。

3) 低温推进系统的未来发展需求促进低温复合材料压力容器的研究。金属内衬和缠绕纤维在低温环境下的性能表现优异,重点是低温环境下树脂基体的选择,合适的树脂基体能够将复合材料压力容器综合性能提高至少 30%。

4) 随着复合材料压力容器在航空航天等领域的广泛应用,其无损检测技术也得到迅速发展。未来复合材料压力容器无损检测技术将向着高效实时、精确定位、定量分析以及由局部缺陷检测向整体缺陷检测的方向发展。

参考文献:

- [1] MCLAUGHLAN P B, FORTH S C, GRIMES-LEDESMA L. Composite overwrapped pressure vessels, NASA SP-2011-573[R]. USA: NASA, 2011.
- [2] 张天平. 空间应用复合材料压力容器研究技术[J]. 上海航天, 2002 (1): 54-58.
- [3] CHANG J B. Development of COPV-related standards, AIAA2007-2146[R]. USA: AIAA, 2007.
- [4] 侯继东. 国外复合材料压力容器的发展及应用[J]. 载人航天信息, 1995 (4): 34-37.
- [5] 王荣国, 矫维成, 刘文博, 等. 轻量化复合材料压力容器研究进展[J]. 航空制造技术, 2009 (15): 86-89.
- [6] SCHNEIDER J, DYESS M, HASTINGS C, et al. Lightweight cryogenic composite over-wrapped pressure vessels (COPVS) for launch vehicle applications, AIAA 2007-2148[R]. USA: AIAA, 2007.
- [7] MALLICK K, CRONIN J, RYAN K, et al. An integrated systematic approach to linerless composite tank development, AIAA 2005-2089[R]. USA: AIAA, 2005.
- [8] PATTERSON J, DELAY T. Material evaluation for filament wound pressure vessels[C]//Proceedings of 46th International SAMPE Symposium and Exhibition on a Materials and Processes Odyssey. California, USA: [s.n.], 2001:1307-1315.
- [9] 郑传祥. 复合材料压力容器[M]. 北京: 化学工业出版社, 2006.
- [10] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.
- [11] HARRIS J, GRANDE R, HIGGINS M. Ultralight propellant tank for NASA space technology, AIAA 2003- 4608 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [12] OLSON M A. Super robust and ultra-light pressure vessels using new technology[C]// Proceedings of 49th International SAMPE Symposium and Exhibition on Materials and Processing Technology. California, USA: [s. n.], 2004: 111-120.
- [13] RAY D M, GREENE N J, REVILOCK D, et al. High pressure composite overwrapped pressure vessel (COPV) development tests at cryogenic temperatures, AIAA 2008-1912[R]. USA: AIAA, 2008.
- [14] PATTERSON J, DELAY T, SCHNEIDER J, et al. High pressure COPVS for cryogenic storage applications, AIAA 2006-4718 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [15] DELAY T, PATTERSON J, SCHNEIDER J, et al. Development of composite overwrapped pressure vessels for high pressure cryogenic storage applications [C]//Proceedings of 51st International SAMPE Symposium and Exhibition on Creating New Opportunities for the World Economy. California, USA:[s.n.], 2006: 11-18.
- [16] SAULSBERRY R, GREENE N, CAMERON K, et al. Nondestructive methods and special test instrumentation supporting NASA composite overwrapped pressure vessel assessments, AIAA 2007-2324[R]. USA: AIAA, 2007.
- [17] 赫晓东, 赵俊青, 王荣国, 等. 复合材料压力容器无损检测研究现状[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2009, 41(12): 78-82.

(编辑: 马 杰)