

可重复使用运载器复合材料 低温贮箱应用研究

于建, 晏飞

(上海空间推进研究所, 上海 200233)

摘要: 轻质高强度低温贮箱是发展可重复使用运载器 (RLV) 的关键技术之一。本文论证了聚合物复合材料作为低温贮箱材料的必要性和可行性, 介绍了复合材料低温贮箱的研制现状, 对聚合物基体和纤维选择、设计技术、复合材料的成型及其性能测试等进行了探讨, 指出了复合材料低温贮箱的发展趋势, 并就我国复合材料低温贮箱的发展给出了建议。

关键词: 复合材料; 低温贮箱; 可重复使用运载器

中图分类号: V421.3

文献标识码: A

文章编号: (2009) 06-0019-05

Study on application of composite cryogenic tank for reusable launch vehicle

Yu Jian, Yan Fei

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract: Development of the light-weight and high-strength tank for low temperature condition is one of the key areas of reusable launch vehicle (RLV) in the future. The advantages and feasibility of cryogenic composite tank are presented, and the development status of the tank is described. The discussions are focused on the selection of resins and fibers, design technology, the shapement of composite materials, and their complex performance tests. The development trend and the advices in the future are pointed out.

Key words: composite material; cryogenic tank; reusable launch vehicle

收稿日期: 2009-07-17; 修回日期: 2009-10-16。

作者简介: 于建 (1981—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为空间系统压力容器设计与分析。

0 引言

一次性运载火箭或部分重复使用的航天飞机存在着发射费用过高、地面发射准备时间长等缺陷,严重制约了空间商业化以及空间科学研究和军事应用的发展。随着空间运输特别是商业航天需求的不断扩大,能大幅降低航天运输成本的可重复使用运载器受到越来越多的关注,成为未来航天运载器重要的发展趋势之一。我国可重复使用运载器技术近期仍以关键技术研究为重点,为多级入轨部分重复运载器乃至单级入轨完全重复运载器研究储备力量。

结构重量是重复使用运载器系统的一个关键指标,其中推进剂贮箱占据较大比例。目前航天领域的推进剂贮箱都由金属材料制备而成。研究表明,相比于铝锂合金材料,石墨纤维/环氧树脂复合材料可使液氧贮箱减重27%,保温材料减重12%。因而,开展复合材料低温贮箱研究具有巨大的应用前景。

1 研究现状

早在1987年,美国McDonnell Douglas Aerospace(MDA)公司就开始了碳纤维/环氧树脂复合材料超低温贮箱的研究,并成功攻克了氢分子渗透和低温下力学强度两大难题,制成了复合材料液氢贮箱。

由于聚合物材料与液氧间存在着远较金属材料严重的相容性问题,因而在很长一段时期内普遍认为,聚合物材料不能用于液氧结构材料。但鉴于复合材料对减轻液氧贮箱质量的巨大贡献,MDA与NASA合作开展了液氧贮箱复合材料可行性研究。

Lockheed Martin Space Systems Company(LM)公司与NASA合作从事复合材料与液氧相容性研究以及贮箱的制造工作,重点是建立环氧基复合材料与液氧相容性的测试方法及其检验标准。2001年8月,LM公司与NASA对外宣布成功研制出树脂基复合材料液氧贮箱。

1.1 聚合物基复合材料

1.1.1 聚合物基体

聚合物基体的选择主要是依据其缠绕工艺性、固化性能以及低温力学性能,同时基体的应变应等于或稍大于典型碳纤维(T1000)断裂应变的2%,以保证基体与增强碳纤维在贮箱内压作用下的变形量。

MDA和LM公司研究的材料体系及近年来的相关研究论文和专利表明,在耐低温胶粘剂及低温基体材料研究中,环氧树脂体系是最佳选择之一。

超低温下,环氧树脂的断裂韧性一般认为是由裂纹尖端的应力松弛或分子链的强度控制的,为增强分子链强度,应该增大交联度,但树脂的弹性就会丧失,反过来,又会降低断裂韧性;为此,可以选择含有多种功能团的环氧杂合体,由刚性链承载负荷,柔性链缓和应力集中。

环氧树脂在室温大气环境下的耐氧化性能是其突出优点之一,但在纯氧环境下,由于通用型环氧树脂存在大量易氧化的基团,从燃烧性能角度看不太理想。因此必须选用特殊环氧树脂或对其进行相应改性。

1.1.2 增强纤维的选择

在纤维增强复合材料中,载荷主要由纤维承受,它对复合材料性能起着决定性作用。碳纤维具有优异的力学性能,低温下的力学性能变化不大,是首选增强材料。通过对碳纤维/环氧树脂复合材料在常温-低温循环下微裂纹的传播、分布,以及形态的研究,发现纤维的拉伸模量高,则由于热应力产生的微裂纹密度加大,缺陷加大。因此,在选择纤维时,应当选择高强中模纤维。

1.2 设计技术

1.2.1 热防护设计

从发射前贮箱加注到大气层外有效载荷入轨前是一次性使用运载器低温贮箱的主要使用工况,此阶段贮箱的外界环境温度较低,热防护系统主要解决绝热问题。因此,此时热防护系统主要由绝热结构构成,其主要作用是将导热、对流和辐射3种热传导减至最小。绝热方式一般有内

绝热式、氦吹洗泡沫外绝热式和密封泡沫外绝热式等 3 种,包括中国的 CZ-3/A 系列火箭的金属液氢、液氧低温贮箱均采用结构重量轻、易于制造、使用简便、系统导热率低的密封泡沫外绝热式结构。

与一次性使用运载器低温贮箱不同,重复使用运载器低温贮箱在完成空间飞行任务后重返大气层。再入过程机体与大气摩擦使得机体表面温度急剧升高,机身迎风面的温度大于 1000℃,热防护系统主要解决防热问题。

重复使用运载器低温贮箱的热防护系统一般由防热结构和绝热结构组成,绝热结构的组成、功能等与一次性使用低温贮箱相同,在性能上要求具有耐久性、可重复使用和易维修等特点。防热结构的主要作用是抵御再入时产生的高温,保证绝热系统和主承力结构的温度始终在允许的范围内。为减轻结构重量,一般在不同的温度区域采用不同的防热材料和结构形式。

1.2.2 内衬设计

内衬有金属内衬和非金属内衬两种,其主要功能是在纤维缠绕过程中提供支撑,同时保证贮箱内气体或液体的密封。空间应用压力容器一般为金属内衬,包括有焊缝和无焊缝两类,其中无焊缝金属内衬通常由铝板经过拉压或挤压成型、旋压闭合、热处理、化学抛光和机械精加工等工序制备而成。内衬对贮箱的强度贡献较小,一般在工艺允许范围内将金属内衬壁厚设计到最小。通常金属内衬的生产成本占贮箱生产成本的 30%~60%,因此,发展无内衬的低温复合材料贮箱是未来发展方向之一。

1.2.3 弹性层设计

对于金属内衬复合材料低温贮箱,由于金属内衬与复合材料层的热膨胀系数、弹性模量及延伸率不同,复合材料/金属内衬的界面层常会因为温度变化或载荷的变化而产生过大的应力,致使复合材料层与金属内衬分层。在承载过程中,两者不能作为一个整体同时受力,常常会发生两者的分层,因此,在复合材料与金属内衬之间必须增加弹性层。弹性层应具有一定厚度,从而具有较高的缓冲调解能力。

1.3 成型技术

1.3.1 热固化

传统的热固化工艺技术成熟可靠,是目前复合材料的主要成型技术。在贮箱的复合材料热固化成型过程中,通常将贮箱分成几个部分进行生产,然后再连接起来。但是在把热固化这个步骤进一步放大时遇到了很大的挑战,即对大尺寸蜂窝粘接结构贮箱来说,大面积的粘接强度得不到保证。检验大面积粘接质量和粘接强度成为需要解决的重要问题。尤其是当试件直径非常大,而器壁比较薄时,成型就更加困难(如 X-33 液氢贮箱)。因此,近年来新型成型技术成为热点。

1.3.2 电子束固化

电子束固化工艺是近年来复合材料技术的一项重要的高新技术,其基本原理是通过高能电子束照射复合材料,引起复合材料中树脂基体聚合和交联反应,因此在本质上和常规的加热固化有区别。电子束固化具有实现室温或低温固化、固化速度快、固化区域可选、连续化操作性强等许多独特的优点,它的低成本高速固化已显示了巨大的潜力。法国 Aerospatiale 公司和美国有关部门先后将电子束固化用于导弹火箭发动机壳体成型,相关应用表明,电子束固化复合材料壳体的性能优于热固化复合材料。

1.4 性能测试

1.4.1 相容性

复合材料与氧的相容性是需要重点关注的领域,主要包括两个方面:氧化反应和燃烧爆炸。MDA、Johnson Space Center White Sands Test Facility (WSTF) 和 Marshall Space Flight Center (MSFC) 等研究部门在对航天器液氧贮箱可能发生的事故进行了全面分析后,为表征材料与液氧相容性主要进行了氧化试验、静电摩擦放电、燃烧性能测定和力学冲击试验等。

研究表明:MDA 选取的复合材料试样经液氧浸泡 184h 后失重率小于 0.1%,几乎可以忽略不计;同时基本排除了静电摩擦产生放电引起燃烧的可能性。在液氧冲击试验中,在一定能量的瞬时冲击下,聚合物材料的热导率较低,若材料冲击局部产生的瞬时高温超过材料的自燃点,材

料便会着火;所放出的燃烧热如果很大,在维持燃烧的基础上能够引起液氧的大量气化,造成体积迅速膨胀,将导致爆炸。因此,这两个性能参数有助于更好地理解材料在液氧中的安全性,从而为材料的筛选提供初步依据。

1.4.2 低温力学性能

研制低温复合材料贮箱的重要一步是要获得复合材料在低温高压下的力学性能。碳纤维的低温力学性能与常温下相比基本无变化,因此,纤维起主导作用的性能(拉伸、压缩、剪切和承压)基本不受低温的影响,尤其是对于交叉铺层的层合板。大部分基体的低温力学性能均有一定程度的下降,亦有部分基体(HEI 535、Urethane 15-55等)的力学性能在液氮温度下反而有上升的趋势,尤其是剪切强度和模量随温度下降反而上升。对于单向铺层复合材料,低温下复合材料的模量上升,强度有一定幅度的下降;层间剪切断裂应力随温度降低而上升,直至一个平台。通过复合材料的合理设计,完全可以满足贮箱的力学要求。但在贮箱设计中,应以复合材料的低温爆破性能作为设计依据,而不是复合材料的常温性能。

1.4.3 热循环寿命分析

复合材料在低温下会受到一定程度的损伤,当处于常温和低温的反复热循环下,这种损伤程度会极大加剧。不管是低温性能下降还是低温性能优异的复合材料,在热循环下其性能均会有一定程度的降低。因为当材料在低于其应力松弛温度时,由于纤维和基体间线膨胀系数的差异,其内部会产生松弛应力。所以预测复合材料的热循环寿命是十分重要和必要的。特别是当贮箱需要多次使用时,必须进行贮箱复合材料的热循环寿命分析,以评估贮箱的使用寿命和可靠性。

1.4.4 气密性

在进行液氢复合材料贮箱气密性研究时,最初的思路是在复合材料贮箱内层加一层金属内衬,即由复合材料提供结构支撑,金属层保证气密性。但进一步的研究发现,复合材料完全可以同时胜任结构支撑和气密两大功能。Brunswick应用高密度聚乙烯作为内衬材料,制备出了无金

属内衬的全复合材料液氢贮箱。液氧分子的渗透性远小于液氢分子,故而其材料的气密性从技术上已不存在障碍。但为判定所用材料的气密性能否长期应用于所处环境,必须测试该材料在热循环寿命期内在特定环境下渗透气体的情况。

2 发展趋势与建议

目前,高强度碳纤维及与之匹配的基体材料、适用于大型结构件的先进成型工艺、先进复合材料设计及分析技术和低温复合材料贮箱综合低温测试技术等领域逐渐成为研究热点。我国应密切跟踪国外低温复合材料技术研究进展,立足当前技术水平尽快开展相关研究,逐步探索低温复合材料失效准则,建立起一套完整的评价聚合物及其复合材料的低温性能测试标准,从而为我国研制安全、廉价、快速、机动、舒适和可靠的可重复使用运载器提供低温贮箱复合材料技术。

3 结束语

国外已经肯定了聚合物基复合材料用于制备低温贮箱的可行性,并已取得一些实质性成果。尽管目前使用聚合物基复合材料制备大型低温贮箱遇到一些挫折,但仍是未来可重复使用运载器的发展方向。有理由相信,在可以预见的将来,复合材料低温贮箱将作为液氢、液氧、液体甲烷等低温推进剂的储存和供应装置,逐步取代全金属低温贮箱。

参考文献:

- [1] 吴燕生. 中国航天运输系统的发展与未来[J]. 导弹与航天运载技术, 2007, (5): 1-4.
- [2] 张登成, 唐硕. 美国重复使用运载器的发展历史、现状及启示[J]. 导弹与航天运载技术, 2003, (5): 20-27.
- [3] 康开华, 才满瑞. 欧洲下一代运载器研制计划[J]. 导弹与航天运载技术, 2008, (4): 26-30.

(下转第 36 页)

3.4.5 热试车考验

结构改进后的调节器已有多台产品经过了大量液流、专项试验考核和几十次、长时间的热试车考验,调节器均工作正常。

4 结论

通过对调节器研制中出现的问题及所产生的原因进行分析,采取了针对性措施,并通过了试验验证。大量研究试验和多次试车考核结果表明:调节器结构改进后,工作可靠,性能满足要求。

参考文献:

- [1] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [2] 格列克曼 Б Ф. 液体火箭发动机自动调节 [M]. 顾明初译 北京: 宇航出版社, 1995.
- [3] 休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌译. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [4] 王昕. 流量调节器动态特性研究[J]. 火箭推进, 2004, 30 (3): 19-23.
- [5] 赵双龙. 滑阀液动力的计算与分析[J]. 火箭推进, 2006, 32(3):18-23.

(编辑: 马 杰)

(上接第 22 页)

- [4] 晏飞, 赵和明. 纤维缠绕金属内衬压力容器的设计与分析技术[J]. 上海航天, 2004, (4): 54-59.
- [5] 夏德顺. 重复使用运载器贮箱的研制现状 [J]. 导弹与航天运载技术. 2001, (2): 12-18.
- [6] 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, (1): 16-22.
- [7] 熊焕, 唐国金. 航天运载器及低温贮箱的热防护系统[J]. 导弹与航天运载技术. 2005, (1): 20-25.
- [8] Charles N Gudaitis. High Pressure Cryogenic Composite Tank Qualification[C]. SAMPE, 2000, Nov.
- [9] Tom D, James P. Development of Composite Overwrapped Pressure Vessels for High Pressure Cryogenic Storage Applications[C]. SAMPE, 2006, May.
- [10] Shimoda T, Morimoto T, Morino Y, etc. Study of CFRP Application to the Cryogenic Propellant Tank of Reusable Launch Vehicle[R]. AIAA 2001-1598.
- [11] Takahira Aoki, Takashi Ishikawa, Yoshiki Morino. Overview of Basic Research Activities on Cryogenic Composite Propellant Tanks in Japan[R]. AIAA 2001-1878.
- [12] Galib H Abumeri, Daniel N Kosareo, Joseph M Roche. Cryogenic Composite Tank Design for Next Generation Launch Technology[R]. AIAA 2004-3390.
- [13] David M Ray, Nathanael J Greene, Duane Revilock, etc. High Pressure Composite Overwrapped Pressure Vessel (COPV) Development Tests at Cryogenic Temperatures[R]. AIAA-2008-1912.
- [14] Terri L. Tramel, Susan M Motil. NASA's Cryogenic Fluid Management Technology Project[R]. AIAA-2008-7622.
- [15] Tom D, James P. Development of Cryogenic Composite Over-wrapped Pressure Vessels (COPVS) [C]. SAMPE, 2007, June.
- [16] David C. Achary, Robert W Biggs, Carl G Bouvier, etc. Composite Development & Applications for Cryogenic Tankage[R]. AIAA 2005-2160.
- [17] Bharani Ravishankar, Bhavani V Sankar, Martin Leong. Failure Criteria for Composite Materials at Cryogenic Temperatures[R]. AIAA-2008-1913.
- [18] Li Min-Chung, Brian H Jones. The Design of Composite Pressurized Tanks With and Without Lines for Use in Space Applications[C]. SAMPE, 2001, Nov.

(编辑: 王建喜)