

重复使用液氧贮箱设计、制造与试验研究

刘希敏 刘德博 董曼红 阮小鹏 马云龙 杨瑞生 王晓博

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

文 摘 重复使用贮箱是重复使用运载器的关键部件,使用寿命长,受力复杂,构型独特,是重复使用运载器研制的难点,为找到一种科学合理的研制方法,本文对重复使用液氧贮箱的设计、制造与试验进行研究。在传统火箭贮箱研制的基础上,进行了创新研究,阐述了设计思想、设计理念和贮箱材料选择,发明了液氧贮箱的前支撑、消能器与箱内附件的连接结构;对箱底的成型工艺和箱体的焊接方法进行研究得出:整体旋压成型工艺优于传统的瓜瓣拼焊工艺,真空电子束焊接可以保证箱体质量和尺寸精度;关于试验的创新包括用试片级前支撑结构选型试验和强度极限试验取代全尺寸真实环境试验,进行箱外消能器测试而不是箱内测试,以及将光纤检测技术纳入传统的箱体静力试验。

关键词 重复使用,液氧贮箱,设计,制造,试验

中图分类号:V419

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2024.02.013

Design, Manufacturing, and Experimental Research on Reusable Liquid Oxygen Storage Tank

LIU Ximin LIU Debo DONG Manhong RUAN Xiaopeng MA Yunlong

YANG Ruisheng WANG Xiaobo

(Beijing Institute of Aerospace Systems Engineering, Beijing 100076)

Abstract The reusable storage tank is a key component of reusable launch vehicles. Long service life, complex stress, and unique configuration are the difficulties in the development of reusable launch vehicles. In order to find a scientific and reasonable development method, the design, manufacturing, and testing of reusable liquid oxygen storage tanks are studied. On the basis of the development of traditional rocket storage tanks, innovative research is carried out, the design idea, design concept and material selection of the tanks is expounded. The front support of the liquid oxygen storage tank, the connection structure between the energy dissipator and the accessories inside the tank are invented. Research on the forming process of the bottom of the tank and the welding method of the tank has shown that the integral spinning forming process is superior to the traditional melon petal welding process, and vacuum electron beam welding can ensure the quality and dimensional accuracy of the box. Innovation in the experiment includes replacing full-scale real environment testing with specimen level front support structure selection testing and ultimate strength testing, conducting out of external energy dissipator testing instead of internal testing, and incorporating fiber optic detection technology into traditional static tank testing.

Key words Reusable, Liquid oxygen storage tank, Design, Manufacture, Test

0 引言

重复使用运载器作为现阶段航天领域关注的热点问题,有着广阔发展前景^[1],具有较多的优越性,高质量与低成本才能催生出强大的竞争力,重复使用是必然选择。在研制中需要通过技术创新,实现大幅度降低成本,提升性能与效率^[2]。

推进剂贮箱作为重复使用运载器的重要部件,其性能指标远高于一次性使用的火箭贮箱,可靠性与安全性尤为重要,液氧贮箱贮存的推进剂为低温液氧,比常温推进剂贮箱研制难度大。使用寿命长,受力复杂,构型独特,需要创新才能突破技术瓶颈。本文对重复使用液氧贮箱设计、制造与试验三方面

收稿日期:2024-03-05

基金项目:氢能源支线飞机总体设计与技术验证项目

第一作者简介:刘希敏,1965年出生,高级工程师,主要从事推进剂贮箱结构设计工作。E-mail:2833606587@qq.com

开展研究,在现有火箭贮箱研制技术基础上进行创新,主要研究前支撑结构、消能器,对其他部分也进行简要叙述,并且考虑到低成本与国产化。

1 重复使用液氧贮箱的设计

1.1 设计基本内容与遵循的理念

传统低温推进剂贮箱主要由前后短壳、箱体(前后底和筒段)、箱内附件(防晃板、消能器、消漩器等)以及外绝热层组成;主要功能为承受发射前准备阶段和发射飞行阶段的自重、内压、过载、振动、冲击等载荷;为动力系统贮存和管理推进剂,通过箱内增压消能器、防晃结构、消漩器等来保证向动力系统输送推进剂过程的稳定性。除此之外,液氧贮箱还为相关仪器、电缆和管路提供安装和固定位置,以及适宜的工作环境。

重复使用液氧贮箱属于航天低温压力容器,通过箱体法兰密封结构形成密闭容器,贮存液氧推进剂,能承受和传递各类载荷,贮箱连接有安溢活门,在箱内压力值比安溢活门开启值大时,使得活门开启^[3],液氧贮箱包括金属箱体与外绝热结构,外绝热结构防止箱体外的热量传入箱内,隔绝贮箱内外热量交换,防止液氧过度蒸发,不变质。在各工况载荷下,贮箱结构有足够的强度、刚度,并有适当的裕度,在承受外载荷作用时,贮箱结构必须具备抵抗断裂、失稳、变形等失效形式,保证贮箱结构刚度满足其静变形不致引起结构破坏和稳定性降至所不允许的水平,在各种外载荷下不发生结构整体屈曲,同时结构的稳定性计算应覆盖外载荷所引起的主应力及其他缘故导致应力的所有作用影响。在设计中遵循“泄漏先于爆破”理念,采用最大避免箱体爆破、液氧大量外泄的灾难性失效模式,有利于其可靠性与安全性的提高。设计需要考虑到多次重复使用的目标,遵循轻量化设计要求,通过对结构优化,在满足总体与系统指标的同时力求贮箱结构质量最小。在设计中将零部件全部属性保存至数字化三维模型,实现无图制造,在试验前进行仿真预示分析,对设计方案验证,并将改进信息对模型更新,通过结构设计、制造、试验的创新来达到重复使用所需要的高可靠性与高安全性。

1.2 金属箱体主体结构材料选择

对国内外航天液体火箭贮箱金属箱体主体结构材料调研,美国历史上火箭贮箱曾经采用2A14铝合金,由于当时的焊接水平低,另外在熔焊过程中2A14铝合金时常出现焊接热裂纹,因此,后来2219铝合金成为火箭贮箱主体结构材料。表1列举了几个国家曾经或正在用2A14和2219铝合金作为液体推进剂贮箱材料的火箭型号^[4]。

表1 国外选用2A14和2219铝合金作为贮箱材料的火箭型号
Tab. 1 Foreign rocket models that choose 2A14 and 2219 aluminum alloys as tank materials

国别	型号	贮箱名称	选材类别	贮箱直径/m
美国	土星 I	二级液氧箱	2A14-T651	5.59
		二级液氢箱	2A14-T652	
美国	土星 V	一级液氧箱	2219-T87	10
		一级煤油箱		
美国	土星 V	二级液氧箱	2A14-T651	10
		二级液氢箱	2A14-T652	
美国	航天飞机	液氧外贮箱	2219-T87	8.4
法国	阿里安 5	二级液氧箱	2219-T87	5.4
		二级液氢箱		
日本	H-II 和 H-II A	一、二级液氧箱 一、二级液氢箱	2219-T87	4

目前我国重复使用液氧贮箱金属箱体主体结构材料可选用2A14、2219、5A06铝合金与2195铝锂合金,考虑到2195铝锂合金价格昂贵,尚处于探索使用阶段,5A06铝合金比强度较低,作为重复使用贮箱主体结构材料没有优势。2A14铝合金虽具有丰富的工程使用经验,但可焊性较差,其焊接接头有严重裂纹倾向并且延伸率偏低,2A14铝合金难以适应重复使用贮箱高可靠性要求,2219铝合金具有优异的可加工性、可焊性、力学性能等,在焊接、成型与机械加工等方面都具有优良的性能,并且能实现国产化,在国内外航天液体推进剂贮箱已得到成熟应用,因此2219铝合金可作为重复使用液氧贮箱金属箱体主体结构优选材料。

1.3 前支撑结构的创新设计

根据运载器总体布局决定液氧贮箱结构型式与连接方式,在金属箱体外需要包裹绝热结构。本文述及的重复使用液氧贮箱后短壳采用对接螺栓与环框固定连接,前端没有前短壳,通过在贮箱前部的一段外圆柱面上周向布置5个弹性块支撑。在接触5个弹性块的液氧贮箱金属箱体圆筒段外壁设置前支撑结构,其外圆柱面需与液氧贮箱圆柱段其余外绝热结构外表面齐平以满足装配需要,并具有良好的绝热性能,在承受较大级别轴向与径向双向载荷下保证结构完整无破损、无变形,并且还满足结构轻量化要求。

前支撑结构采用整体套装或者局部粘结的方案都不能满足使用要求,从国内外航天低温贮箱结构设计经验来看,航天低温贮箱推进剂受热主要由于箱外支撑固定连接部位带来的导热,如大力神火箭中液氧贮箱与液氢贮箱之间的隔热结构设计,在减少导热截面积后,系统从连接部位的导热降低90%^[5]。贮箱支撑连接部位可采用高强度、低热导率的复合材料^[6]。强度、模量能满足使用要求的复合材料较多,但热导率偏大。液氧贮箱前支撑结构需要与金属箱体外壁以及相邻前、后侧的外绝热结构粘

结牢固可靠,设计成能承受较大级别轴向与径向双向载荷的非金属复合结构具有明显的优势。

通过工程理论分析、有限元仿真模拟预示开展方案比较选优工作,可初步得到若干个优选方案,再开展前支撑结构试片级选型试验,抓住关键特性进行简化,通过小平板试验件开展原理性试验,得到满足设计要求的优选方案,对现有可选材料与结构再优化设计,在高性能PMI与蜂窝夹芯的上表面粘结复合材料面板提高结构承载能力。设计出若干种复合结构,最终筛选得到性能优越的蜂窝夹芯加复合材料面板的复合结构作为前支撑结构方案。

1.4 箱内消能器设计

箱内消能器是贮箱的箱内附件之一,起到保证箱内液面稳定及贮箱箱内压力在预定范围内的作用,从而使得输送管路中的推进剂达到性能指标,满足发动机运转需要^[7]。一般贮箱增压通过气瓶向箱内气枕喷注惰性气体或者加温推进剂汽化后产生的气体^[8-12]。消能器必须达到性能指标,否则会使气枕和推进剂界面出现飞溅和空穴,还可造成气液扰动与振动,使得推进剂液体在箱内晃动增大^[13]。

消能器需满足增压气体通过后的压降要求。在消能器出口薄板上布有相当密集的小孔,增压气体从消能器入口流入,从薄板上的小孔喷出,气体速度影响孔板的压降,多孔孔板的孔隙率也相当影响孔板压降值^[14]。从消能器喷出的气体速度超过指标会造成气枕和推进剂液体的界面产生飞溅和空穴;气液扰动同时附加外界振动会使箱内推进剂晃动增大。在分析中,箱内气枕作为增压消能器的外部环境,通过简化箱内气枕环境来分析消能器内部流场。先把消能器附近的气枕限定于消能器周围,不考虑

气枕内部可能的液体晃动、多相流动。在高速气体喷入箱体内部气枕达到稳定后,消能器周围的温度场没有改变,所以传热问题不予考虑^[15]。结果是,繁琐的消能器使用情况精简为高速气流的绝热流动问题。从1960年到1980年期间,NASA提出蜗壳流消能器^[16]和锥形消能器^[17]。李颖琦等^[18]对增压消能器数值仿真,得到的消能器特性与试验值相符,表明用数值仿真方法来分析流场特性是可行的,箱内增压消能器的出口面积比入口面积大许多倍,而增压气体为高速射流,通过在消能器内部布置导流和节流结构达到出口气流均匀;增压气体通过节流结构后形成许多条射流,造成紊动,出现卷吸^[19],呈现相当多的回流区,从而继续对气体减速。

气体在消能器内部流动形成许多湍流,数值计算中要用湍流模型仿真湍流流动;因消能器内部的湍流以旋流为主,所以在数值计算中用Realizable K- ϵ 模型^[20],在对消能器的流动过程仿真分析中可用FLUENT软件。在入、出口边界采用质量流量入口与压力出口边界;壁面边界为无滑移、绝热边界,在近壁面采用标准壁面函数^[21-22]。

用GAMBIT前处理软件对消能器结构建模和网格划分,以流体力学基本理论为基础,在消能器流场计算时,把实际工况条件如边界条件和初始条件、湍流模式、必要控制参数等输入Fluent计算软件,在迭代计算到收敛标准后就能得到各流场参数的分布结果,跟踪计算域入口的质点流动,以速度的平方为观察变量,质点流动过程中能量的变化趋势得以更清晰地描述。图1为喇叭形消能器流体动力学行为低速和高速工况流场图。

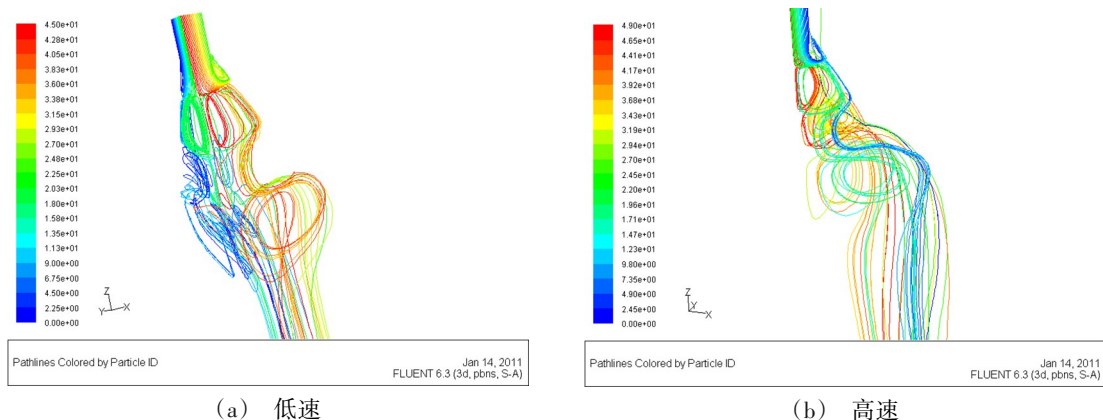


图1 消能器流体动力学行为低速和高速工况流场图

Fig. 1 Flow field diagrams of low-speed and high-speed operating conditions for fluid dynamics behavior of energy dissipators

通过理论分析与试验相结合,得到性能优异的直吹式喇叭型消能器。由于消能器在使用中连续受

到增压气体的动载荷,对于螺纹连接的防松要求相当高,采用全焊接一体化结构具有明显优越性,并且

能杜绝产生多余物,相比螺纹连接减少施加拧紧力矩、防松等环节,大幅度提高消能器性能与可靠性,有利于多次重复使用。

1.5 箱内附件连接结构设计

支架、角片、防晃板等箱内附件与金属箱体主结构的连接,一般采用电阻点焊与角焊,角焊连接结构在箱体受到内压膨胀时变形协调能力较差,目前贮箱箱内附件大部分采用点焊连接,对于重复使用贮箱而言,箱内附件的连接结构需要承受更多次内压载荷变化,为防止在液压试验与使用过程中出现焊点拉裂、拉脱的质量问题,箱内附件连接结构需要有更高的可靠性,满足多次重复使用需求。将支架、角片、防晃板等箱内附件设计成具有适度变形协调能力的结构,防止产生多余物,设计中对接点间距进行优化、将防晃板等箱内附件设计成可适应箱体变形的结构,使得在液压试验、飞行工况受内压以及其他载荷下箱体发生变形时,箱内附件连接结构具有适当的强度、刚度,具备良好的变形协调能力,在液压试验与飞行中杜绝出现焊点拉脱拉裂的质量问题,避免因为多次反复加载-卸载导致连接结构疲劳受损。用防多余物的箱内附件设计来规避航天液体推进动力系统中出现的常见故障。

2 重复使用液氧贮箱制造

2.1 整底旋压替代传统拼焊底

我国目前液体火箭推进剂贮箱箱底采用先冲压再拼焊工艺,在加工效率、尺寸精度和力学性能上都存在一定的局限性,整底旋压工艺具有制造精度高、力学性能均匀、加工效率高的显著优势,具有如下特点^[23-25]。

(1)旋压成型消耗能源很低。整底旋压时,旋轮对坯料逐点施加压力,点压强高至2 GPa以上,因接触面积很小,使得总的变形力很小,因此功率消耗得到极大降低,对高强度难变形材料采用该工艺非常适合。

(2)采用旋压工艺的零件产品具有高质量。这是由于旋压中零件与模胎紧密地贴合,回弹相当小,因此成型后工件的厚度均匀,有高的尺寸精度与小的表面粗糙度,一般零件成型后尺寸精度可达0.03~0.2 mm,表面粗糙度 R_a 为0.16~0.40 μm 。

(3)旋压加工零件的强度、硬度、抗拉强度和屈服极限都得到提升。因为受到三向变形力作用后,金属晶粒沿着变形区的滑移面滑移,每个滑移层的滑移面方向、变形方向相同,晶格产生结构应变时纤维保持连续,所以旋压制品获得更优的性能。

(4)可加工零件的范围大。能加工其他方法无法完成的工件,加工工件的径厚比可达1 000:1,长

径比能达到20:1。

(5)旋压设备具有很高的柔性化程度。在一台旋压机上能完成旋压、缩颈、精整、卷边、接缝等多道加工工序。

(6)坯料便于得到,用拼焊平板成型与其他方法成型的坯料都适用。

(7)旋压能对工件材料进行检查,在旋压时,旋轮对坯料逐点施加压力,坯料的裂纹、夹渣、沙眼、夹层等缺陷都得以暴露。

传统运载器推进剂贮箱箱底采用顶盖、若干个瓜瓣、过渡环拼焊的方式制造,有若干条纵向焊缝和2条环向焊缝;而采用整体旋压成型的箱底则可取消这些焊缝,减少零件数量和装配焊接环节,大幅提升箱底的整体性能。传统拼焊贮箱箱底见图2,整体旋压贮箱箱底见图3。



图2 传统拼焊贮箱箱底

Fig. 2 Traditional tailor-welded tank bottom

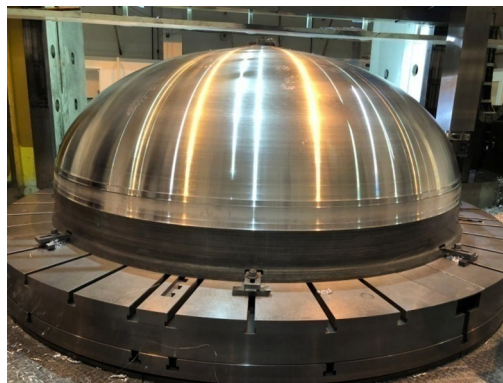


图3 整体旋压贮箱箱底

Fig. 3 Integral spinning tank bottom

采用传统拼焊工艺的贮箱箱底需要在对顶盖、瓜瓣拉伸成型后再化铣,化铣合格后还需要对零件进行精确切边,然后将零件装配到复杂的焊接工装上进行拼焊,工序多,流程长,顶盖、瓜瓣化铣工序加工对环境有较严重污染,而整底旋压加工方法属于绿色制造,并且减少零件数量和装配焊接环节,取消多条I级对接焊缝,降低加工操作难度,节省工装模具,降低成本,大幅提升箱底的整体性能,提高产品

质量与可靠性。整底旋压工艺在国外航天贮箱箱底制造中已得到广泛应用,重复使用液氧贮箱优先选用整底旋压工艺。

2.2 箱体主焊缝采用真空电子束焊接

焊接技术是推进剂贮箱装配的关键技术,贮箱主体结构的焊接工艺方法目前主要有TIG焊、搅拌摩擦焊、真空电子束焊,贮箱焊接采用TIG焊有相当长的历史,积累了丰富的经验,包括两面三层焊、单面焊双面成型、悬空焊等,焊接工装复杂,焊接难度大,气孔、夹杂等焊缝缺陷较多,焊接质量保证难度较大。近年来搅拌摩擦焊在贮箱焊接上得到大量应用,最先在贮箱筒段纵缝得到应用,现阶段应用已扩展到贮箱纵缝、环缝等主焊缝,但其焊接工装复杂,成本高。真空电子束焊接能防止熔化金属受到氧、氮等有害气体的污染,还对焊缝金属的除气和净化有利,在焊缝质量上比火箭贮箱常用的TIG焊有显著优势,能提高产品质量与可靠性。采用TIG焊、搅拌摩擦焊、真空电子束焊等工艺焊接铝合金材料都需要工装。有必要开展基于提升变形协调能力的焊缝优化分析设计,解决焊缝承载能力较差、焊接缺陷拉力敏感性高的问题。筒段基体母材与连接环比焊接接头的屈服强度高,造成焊接接头被动进入屈服,发生延伸变形,进而导致承载能力较差,容易成为危险点,焊缝对拉力表现出很高的缺陷敏感性,MCS态连接环的屈服应力大于焊缝的破坏应力,因此焊缝缺陷造成的局部集中应力无法通过连接环进行重新分配,表现为焊缝拉力缺陷敏感性高,电子束焊接具有能量密度高、可达性和可控性好、保护效果好的特点,已在航天制造领域有着广泛的应用^[26],无论从控制焊缝缺陷大小还是焊接缺陷数量,真空电子束焊接产品质量都有显著的优势,还能减少辅助材料和能源的消耗,焊接速度快,焊接变形小,重复使用液氧贮箱金属箱体采用真空电子束焊接,使得焊后金属箱体有良好的尺寸精度,对保证产品质量具有重要意义。

2.3 外绝热结构与前支撑结构一体化施工

充分继承与借鉴现有低温贮箱外绝热结构施工工艺,严格控制泡沫塑料密度、泡沫抗压强度、泡沫闭孔率、泡沫热导率等技术指标。使得前支撑结构外圆柱面与箱体外绝热结构外圆柱面齐平,前支撑结构内表面与金属箱体外表面、前支撑结构前后端面与相邻外绝热结构端面粘结牢固,确保外形与接口尺寸满足设计图纸要求。尽可能借用现有工装设备,或者在现有设备上稍做改造就能满足外绝热结构施工需要,充分利用传统经验与工艺试验成果,确保产品质量。

3 重复使用液氧贮箱试验

在设计之初,可以通过试验从多种设计方案中遴选出最优前支撑结构方案。在初样设计完成后,开展地面静力试验,通过试验验证重复使用液氧贮箱能满足全生命周期的载荷工况要求,确保设计方案正确,可制造性良好,产品质量可靠,能满足使用要求。

3.1 前支撑结构选型试验

在重复使用液氧贮箱采用前支撑结构时,如果模拟真实环境条件开展试验,在计划周期内难以具备需要的试验设备与工装,可通过采用简化的试片试验件模拟液氧贮箱前支撑结构承受双向载荷开展试验,通过对若干组方案进行有限元仿真选优,再在初选得到的方案上开展试验得到最优的前支撑结构方案,大幅度缩短研制周期,降低成本。

双向加载试验示意图如图4,其中 F_1 表示法向力, F_2 表示轴向力。利用位移传感器测量试验件压缩量,剪切工况无压缩量测量。试验前,测量试验件厚度,部分工况还需测量卸载后试验件厚度(试验件破坏且已分体除外)。

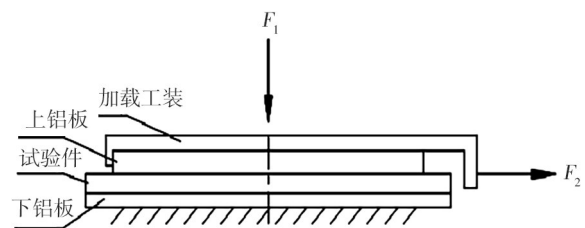


图4 双向加载试验示意

Fig. 4 Indication for two-way loading test

该试片级试验主要测量破坏载荷,进行5种工况下试验。图5为4种试验件每种取两件在纯法向力作用下的位移-载荷曲线。

含PMI结构位移-载荷曲线近似为分段折线,而含蜂窝结构位移-载荷曲线呈明显非线性。蜂窝+复合材料面板结构两相同试片位移平均值曲线有明显差别,可见刚度离散性较大,其原因与该产品中复合材料面板与蜂窝间胶层厚度有关。

试验结果表明,轴压工况含蜂窝结构明显大于含PMI结构;压剪工况含蜂窝结构明显小于含PMI结构;但纯剪切工况承载能力不能区分;各工况中复合材料面板能提高整体承载能力。从破坏模式看,轴压工况复合材料面板显著提高承载能力,无复合材料面板时均为压陷破坏;压剪工况和纯剪切工况中,含PMI结构为本体压碎剪切破坏或界面剪切破坏;含蜂窝结构为复合材料和蜂窝间界面剪切破坏。试验后试验件破坏情况见图6-图9。

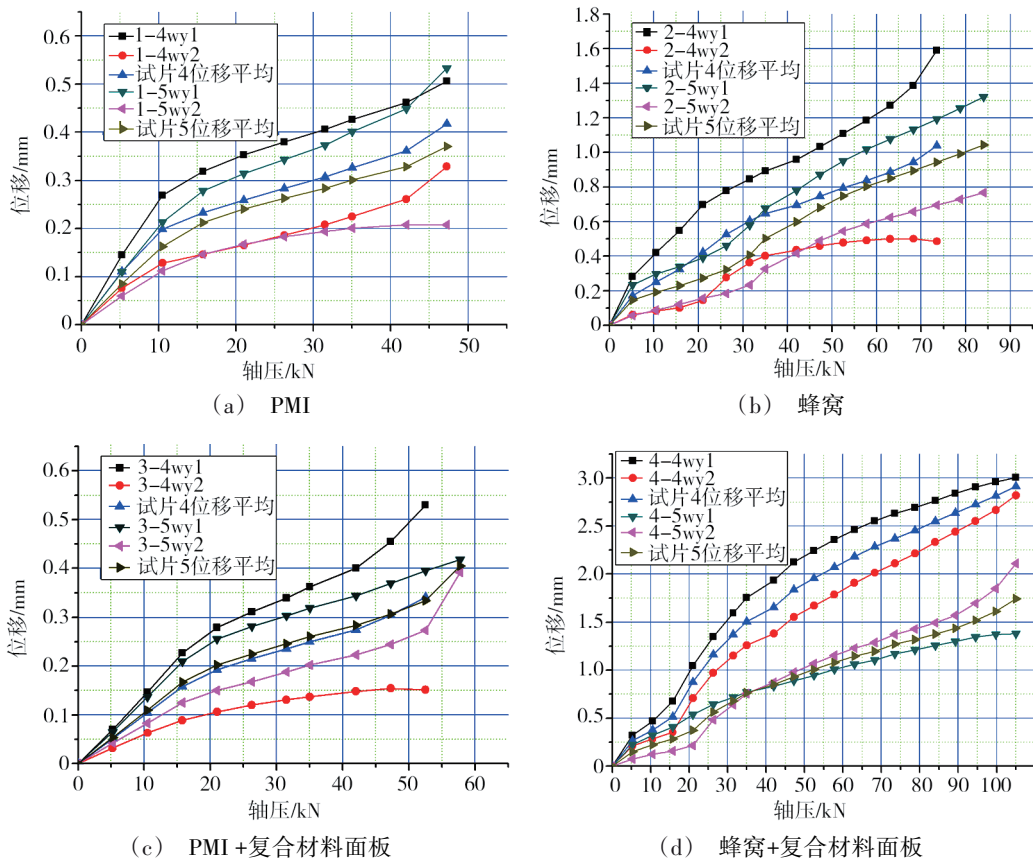


图5 轴压工况位移-载荷曲线

Fig. 5 Displacement-load curve under axial compression loading condition



图6 三种双向加载工况的破坏试验件

Fig. 6 Failure test specimens under three biaxial loading conditions

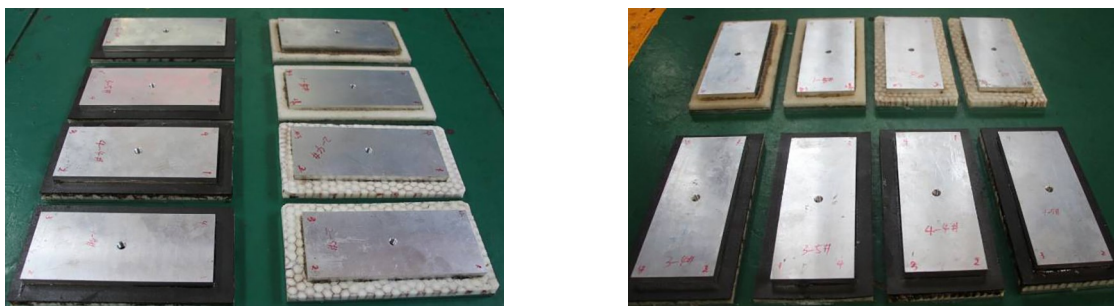


图7 轴压加载工况的破坏试验件

Fig. 7 Failure test pieces under axial compression loading conditions

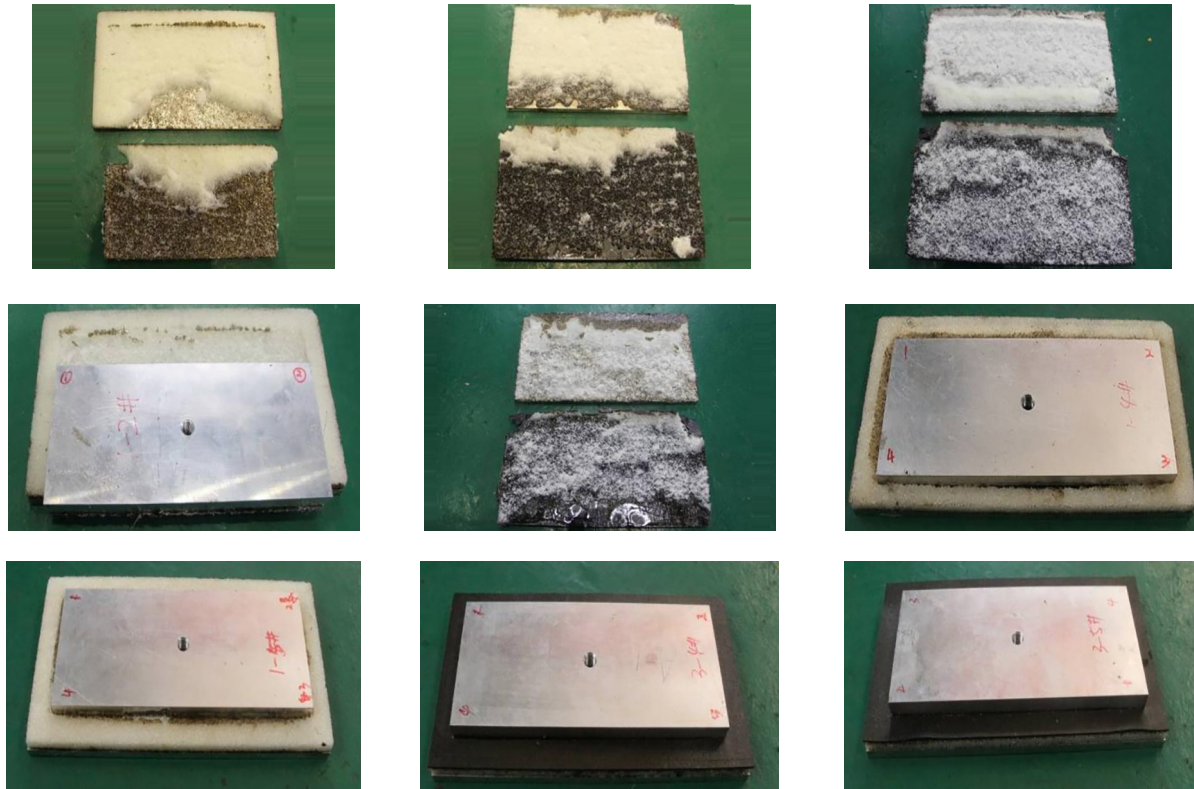


图8 PMI试验件破坏后照片
Fig. 8 Photos of damaged PMI test pieces

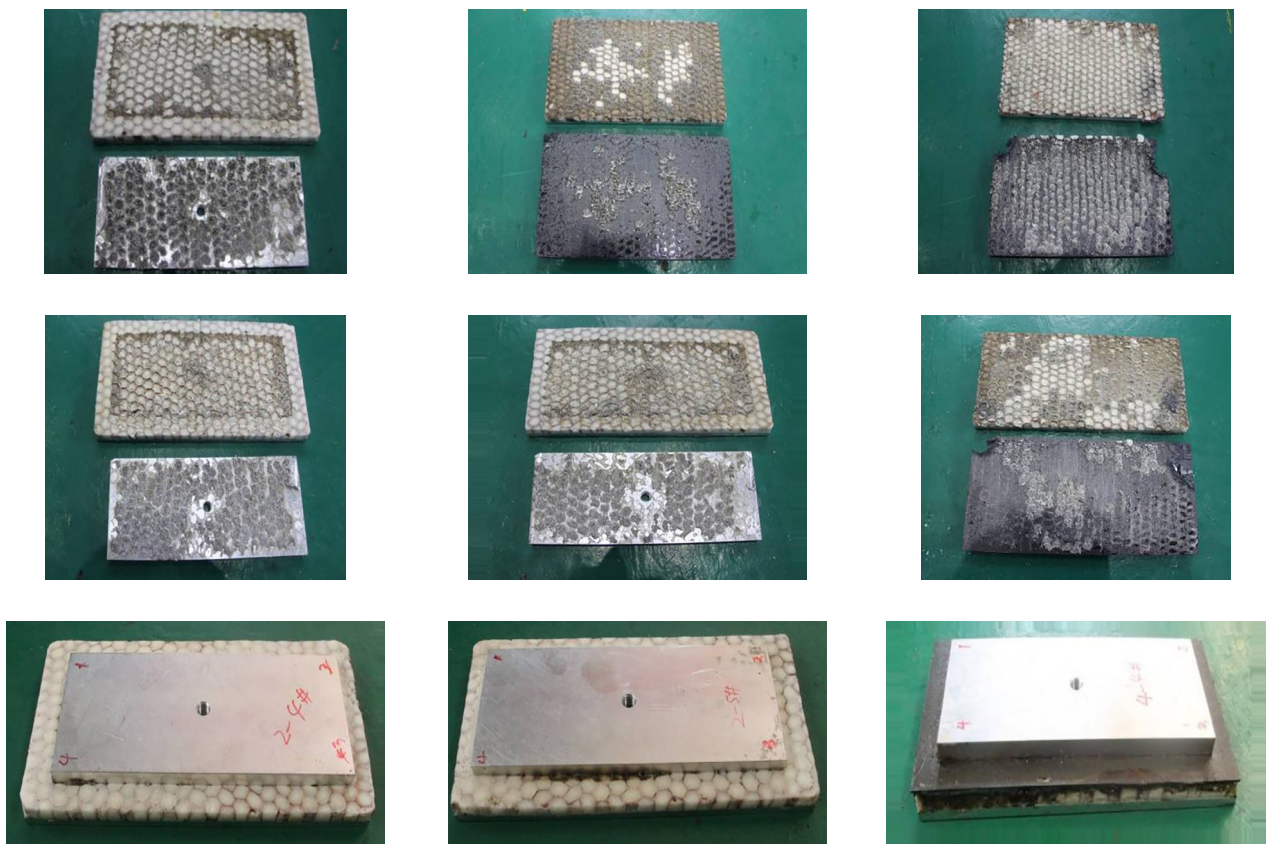


图9 蜂窝试验件破坏后照片
Fig. 9 Photos of damaged honeycomb test pieces

通过液氧贮箱前支撑结构选型试验,获得满足设计要求的蜂窝加复合材料面板的复合结构。

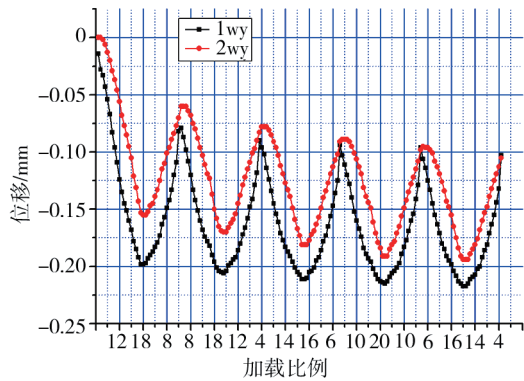


图10 前支撑结构试验件循环位移曲线

Fig. 10 Cyclic displacement curves of test piece of front support structure

3.2 前支撑结构强度极限试验

在液氧贮箱前支撑结构方案确定后,开展前支撑结构试片级极限承载能力试验,进行加载-卸载-加载-卸载多次循环工况试验,获取液氧贮箱前支撑结构在轴向与法向载荷同时作用下的极限承载能力。用5件前支撑结构试片试验件进行循环加载-释放载荷试验,再进行极限承载能力试验。图10为前支撑结构试片试验件循环位移曲线。

3.3 新研消能器试验

消能器安装在液氧贮箱箱内,为便于观察试验状况,设计出可视、可听与可采集测量多参数量的试验系统,对多种形式消能器开展试验考核,筛选出性能优良的消能器构形,图11为3种消能器距液面不同高度的试验现场照片。



图11 新研消能器试验照片

Fig. 11 Test photos of new developed energy dissipators

3.4 整箱静力试验

开展整箱常低温静力试验考核液氧贮箱的承载能力,验证设计正确性与产品可制造性,在低温静力试验中可搭载光学光纤健康检测系统,在加注低温

能力,验证设计正确性与产品可制造性,在低温静力试验中可搭载光学光纤健康检测系统,在加注低温

介质过程与试验中实时监测绝热结构健康状况是否满足使用要求。尽可能利用试验得到所需的全部数据信息,作为液氧贮箱使用中不拆解状态下对结构质量评估的参考依据。此外,在制定试验方案时,应考虑到常低温试验工况差异,尽量减小环境与设备给试验结果数据带来的偏差,提高试验结果数据的准确度。

4 结论

通过对重复使用液氧贮箱设计、制造与试验研究取得重要技术成果,在一次性使用的液体火箭贮箱研制技术基础上主要取得如下创新点:得到一套重复使用液氧贮箱设计方法,发明轻质绝热能承受双向载荷的前支撑结构、高性能消能器、具有高度变形协调能力的箱内附件连接结构,采用整体旋压底、真空电子束焊接、前支撑结构与外绝热结构一体化施工技术提升产品性能,确保产品质量,用试片级的前支撑结构选型试验与强度极限试验取代全尺寸真实环境试验、消能器试验在箱外做取代箱内试验,在传统的整箱静力试验中搭载光学光纤检测技术。此外,采用数字化三维无图制造与试验预示仿真分析提升重复使用液氧贮箱研制技术与效率。

参考文献

[1] 我国构建未来航天运输系统路线图:2045年全面建成航天强国[EB/OL]. http://www.xinhuanet.com/politics/2017-11/16/c_1121967211.htm.

China's road map for building a future space transportation system: Fully build a space power by 2045 [EB/OL]. http://www.xinhuanet.com/politics/2017-11/16/c_1121967211.htm.

[2] 鲁宇. 中国运载火箭技术发展[J]. 宇航总体技术, 2017,1(3):1-8.

LU Y. Development of carrier rocket technology in China[J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2017,1(3): 1-8.

李大鹏,潘辉,李奕莹,等. 贮箱增压控制与停放过程影响因素分析[J]. 导弹与航天运载技术,2019(4):32-37.

LI D P, PAN H, LI Y X, et al. Analysis of influence factors of tank pressurization control and parking process [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2019(4): 32-37.

[4] 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 SH, ZHOU W SH, WANG G Q, et al. Development of structural materials and welding technology of space storage tank[J]. *Aerospace Manufacturing Technology*, 2002(5):17-22.

[5] SPRADLEY I E, PARMLEY R T. Design and test of a modified passive orbital disconnect strut(PODS-IV)[M]// *Advances in Cryogenic Engineering*. Springer US, 1988:935-942.

[6] 李佳超,梁国柱. 运载火箭低温推进剂热管理技术及

应用进展分析[J]. 宇航总体技术,2017,1(2): 59-70.

LI J C, LIANG G Z, Analysis on thermal management technology and application of cryogenic propellant for launch vehicle [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2017,1(2):59-70.

[7] 范瑞祥,田玉蓉,黄兵. 新一代运载火箭增压技术研究[J]. 火箭推进,2012,38(4):9-16.

FAN R X, TIAN Y R, HUANG B. Research on pressurization technology of new generation carrier rocket [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2012,38(4):9-16.

[8] 廖少英. 液体火箭推进增压输送系统[M]. 北京:国防工业出版社,2007:325.

LIAO S H Y. Liquid rocket propulsion booster delivery system[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2007:325.

[9] AIMER R. Status of ITER[J]. *Fusion Engineering and Design*, 2002,61-62:5-12.

[10] DUSSOLLIER G, TEISSIER A. Ariane 5 main stage oxygen tank pressurization[R]. AIAA 1993-1969, 1993.

[11] 《世界航天运载大全》编委会. 世界航天运载器大全(第2版)[M]. 北京:中国宇航出版社,2007.

Editorial Board of the World Complete Collection of Space Vehicles. World space launch vehicles (2nd edition) [M]. Beijing:China Aerospace Press,2007.

[12] 金鑫. 增压输送系统全系统建模及仿真分析[D]. 上海:上海航天技术研究院,2015.

JIN X. Modeling and simulation analysis of the whole system of booster conveying system [D]. Shanghai:Shanghai Academy of Aerospace Technology,2015.

[13] 李克诚. 新型贮箱增压消能器流场的仿真分析研究[D]. 大连:大连理工大学,2014.

LI K C, Simulation and analysis of flow field of a new type of tank booster energy dissipator [D]. Dalian:Dalian University of Technology,2014.

[14] 赵天怡,张吉礼. 多孔孔板节流特性主效应因素试验[J]. 哈尔滨工业大学学报,2007,39(12):1878-1881.

ZHAO T Y, ZHANG J L. Main effect factor test of orifice plate throttling characteristics [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2007,39(12):1878-1881.

[15] LACONIC R F, YEB F C, SZABO S V, et al. Management of cryogenic propellants in full-scale orbiting space vehicle [R]. NASA TN D-4571, 1968:50-52.

[16] PROPELLANT P. Centaur space vehicle pressurized propellant feed system tests [R]. NASA TN D-6876, 1972:41-44.

[17] 李颖琦,胡梦琦,梁国柱,等. 运载火箭贮箱增压消能器流场数值仿真方法研究[J]. 宇航总体技术,2021,5(1):50-56.

LI Y Q, HU M Q, LIANG G Z H, et al. Study on numerical simulation of flow field of tank booster energy dissipator [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2021,5(1):50-56.

simulation method of flow field of booster energy dissipator for carrier rocket tank [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2021, 5(1): 50-56.

[18] 董志勇. 射流力学[M]. 北京: 科学出版社, 2005: 51.

DONG Z Y. Jet mechanics [M]. Beijing: Science Press, 2005: 51.

[19] 张志伟, 刘建军. 各种湍流模型在 FLUENT 中的应用[J]. *河北水利*, 2008(10): 25-26.

ZHANG Z W, LIU J J. The application of various turbulence models in FLUENT [J]. *Hebei Water Resources*, 2008 (10) : 25-26.

[20] ANSYS help manual[M]. ANSYS Inc, 2013.

[21] WILCOX D C. Turbulence modeling for cfd [M]. LA Canada, CA: DCW Industries, 1998.

[22] YANG Y, XU H J. Overview metal spinning process [C]. Proceedings of the 2010 IEEE International Conference on Information and Automation, Harbin, China, 2010: 2502-2507.

[23] WONG C C, DEAN T A, LIN J. A review of spinning, shear forming and flow forming processes [J]. *International Journal of Machine Tools & Manufacture*, 2003, 43(14): 1419-1435.

[24] 田锡唐. 焊接结构[M]. 北京: 机械工业出版社, 1982.

TIAN X T. Welding Structure [M]. Beijing: China Machine Press, 1982.

[25] 张骏华. 导弹结构强度计算设计手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1978.

ZHANG J H. Missile structural strength calculation design manual [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1978.

[26] 周广德, 陶守林. 电子束焊接技术在航天领域中应用[J]. *电工电能新技术*, 1999, 18(1): 25-28.

ZHOU G D, TAO S L. Application of electron beam welding technology in aerospace field [J]. *Advanced Technology of Electrical Engineering and Energy*, 1999, 18(1): 25-28.