

大型运载火箭低温复合材料贮箱设计研究进展

黄 诚^{1,2} 雷勇军¹

(1 国防科学技术大学航天科学与工程学院,长沙 410073)

(2 北京宇航系统工程研究所,北京 100076)

文 摘 不同于传统铝合金焊接装配贮箱设计,复合材料贮箱设计重点是在分析其全寿命周期载荷工况下复合材料基体微裂纹萌生和损伤扩展的基础上,通过有效的设计手段防止其所盛装的低温推进剂(LO_x 、 LH_2)泄漏。本文分别对低温用树脂基复合材料及其性能、复合材料贮箱设计准则、贮箱主要部段的结构设计等方面进行了综述,并对复合材料贮箱发展前景进行了展望。

关键词 运载火箭,低温,复合材料贮箱,设计

中图分类号:V42;TB33

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2015.02.001

Research Progress on Design of Composite Cryogenic Tank in Large Launch Vehicle

HUANG Cheng^{1,2} LEI Yongjun¹

(1 College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073)

(2 Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076)

Abstract Different from traditional welded aluminum-alloy tank, the design emphasis of composite tank is focused on preventing leakage of propellant effectively, such as liquid hydrogen and oxygen, which based on the mechanism of micro-crack initiation and propagation in resin during the full service periods. Based on the structural features of aerospace composite tank, this paper summarized the resin matrix composite performance at low temperature, design criteria of composite tank and primary structure design of tank. Finally, the application prospects of composite tank are also proposed.

Key words Launch vehicle, Cryogenic, Composite tank, Structure design

0 引言

大型运载火箭的研制与发展,对箭体结构轻质化要求越来越高,其中推进剂贮箱的结构轻质化越来越关键。传统上贮箱采用高强铝合金焊接装配结构形式,其实现轻质化方向是应用具有更高比强度与比刚度的先进铝合金,如铝锂合金。随着复合材料技术的不断发展,尤其是耐低温树脂基复合材料逐步成熟,发展全复合材料无金属内衬的大型低温复合材料贮箱也成为箭体结构轻质化的重要方向。从结构特点来说,复合材料贮箱的优势是质量更轻,所采用的整体成型工艺能最大程度的减少组件数量和结构装配

的复杂性,达到缩短制造周期和提高生产效率的目标。然而,复合材料贮箱也存在树脂基体与推进剂介质的相容性、液氢/液氧等低温介质气、液两相的微渗漏等问题,这需要在构建低温复合材料贮箱设计体系时重点考虑。目前,国外航空航天部门围绕复合材料贮箱开展了大规模的研究,验证了树脂基复合材料用于制造低温贮箱的可行性,尤其在液氢/液氧等低温推进剂环境下进行了实验并已取得实质性研究成果。本文通过低温树脂基复合材料国内外应用研究的调研,综述了低温复合材料研究方法及成果,对贮箱抗渗漏设计准则和贮箱箱底、过渡段、箱筒段等结构设

计方面的研究工作进行介绍,从设计层面展现出国内低温复合材料贮箱研究需要进一步考虑和研究的问题。

1 低温树脂基复合材料及其性能

在理论研究方面:国外,Yasuhide Shindo 和 Fumio Narita 等^[1]在低温下以混合模式弯曲加载装置施加荷载,探讨了玻璃钢的层间断裂与破坏行为,并采用有限元分析法分别确定室温、77 K 和 4 K 温度下试样的混合模式的层间断裂韧性,使用与损伤耦合的有限元分析研究在试样中的损伤分布,同时还研究了损伤对混合模式能量释放率的影响。国内,曾庆敦^[2]研究了低温下单向复合材料受纵向拉伸荷载作用时由部分纤维及基体断裂所导致的应力重新分布,定量地研究了低温对拉伸强度的影响。张建可^[3]对低温下碳纤维复合材料低温热导率的计算方法进行了研究,指出碳纤维增强复合材料的低温热导率由于受到碳纤维树脂种类百分比及排布方式等因素的影响,将呈现各向异性特征,并归纳总结了碳纤维复合材料低温热导率的实用计算方法。赵福祥和刘康^[4-5]通过对纤维增强树脂基复合材料的低温性能、性能影响因素和作用机理以及低温应用安全性等方面的所取得的研究成果进行总结,指出各类纤维增强树脂基复合材料低温下性能的优势之处,并阐明了材料性能的不足以及相应的改进措施。

在试验研究方面:国外,Reed 和 Walsh^[6]对九种环氧树脂、四种氰酸酯树脂、四种乙烯基酯树脂和一种聚酯进行了研究,得到了在 295 K、76 K 和 4 K 三种温度下的泊松比、弹性模量和极限拉伸强度的数据。Reed 和 golda^[7-8]对各种以环氧树脂为基体的纤维增强复合材料在 4 ~ 295 K 下的机械性能作了总结和较为系统的分析。国内,付绍云等^[9]研究了超声技术制备的多壁纳米碳管增强双酚 F 型环氧树脂基复合材料的低温力学性能。结果表明,适当含量纳米碳管的引入可同时改善 77K 温度下环氧树脂的强度、弹性模量、失效应变和冲击强度。高阳等^[10]针对适于低温应用的不同含量玻璃纤维/聚醚酰亚胺复合材料,深入研究了其在-253℃ 温度下的线胀系数,并与其常温下的热导率、力学性能进行了比较。结果表明,当玻璃纤维质量分数为 30% 时,复合材料的低温性能最为优秀。马宗哲等^[11]对低温(4,76,295 K)和常温下树脂基复合材料的拉伸、压缩与剪切强度和模量进行了测量,同时对树脂基复合材料低温下的热力学性能进行了研究,指出在热导率、导温系数、比热容量、热膨胀系数以及热发射率这些表征材料的性能

中,低温下复合材料热膨胀系数的研究在结构设计中最为重要。裘镜蓉^[12]分别对 20、77、197、298 K 温度下的复合材料性能进行了试验研究。赵立中和马福柱等^[13]采用了浸泡式的试验方法,对 5 种不同的复合材料在 87 K 左右温度下的弯曲性能进行了研究。

综合来看,尽管国内外相关研究机构对树脂基复合材料的低温性能进行了较多的研究,但是复合材料在低温工程上的实际应用仍然很少,尤其是适用于航天工业上液氢、液氧推进剂的复合材料品种则更少,有待于开展相应的进一步研究工作。

2 复合材料贮箱设计准则

低温复合材料贮箱工作于高温差和高压力差的状态,由于复合材料内部纤维与树脂热胀系数差异很大,所以当冷却到低温时,树脂基体中将产生十分显著的内部拉伸应力。由于传统的树脂在低温下会由于内部分子链的收缩而变脆,使得其失效应变显著降低。热胀系数的差异引起的内应力和树脂降低的失效应变共同作用,就会引起缠绕层中基体内部微裂纹的产生。且随着不断的应力循环和温度循环,微裂纹会扩展成为单层横向裂纹,并进一步引发层间裂纹。当复合材料缠绕层中每一层都产生了横向裂纹与层间裂纹时,就会在整个结构的厚度方向形成泄漏通道,从而导致液体推进剂的泄漏,即结构发生了功能失效。因此复合材料低温贮箱的设计目标之一就是在由内压及外载荷引起的机械应力与应变场和由高温差引起的高热应力和高热应变场耦合作用下,不能因基体微裂纹的产生与扩展导致结构发生泄漏而过早的失效。所以,复合材料在服役工况下的微裂纹萌生和扩展、损伤的演化与因其引发的液体推进剂泄漏的研究,是低温复合材料贮箱结构设计中需要重点考虑的问题^[14]。

承受载荷的复合材料贮箱初次损伤模式通常是基体开裂,即在缠绕单层内产生垂直于纤维方向的微裂纹。引起基体开裂的主要载荷是垂直于纤维方向的拉伸应力,因此单层板的横向拉伸强度就为材料的微裂纹抗性提供了一个较好的参数指标。然而,Nairn^[15]通过研究认为,单层板的横向拉伸强度不是树脂基层复合材料的固有属性,它由层合复合材料的铺层结构和单层厚度决定,而且会随着试验的条件发生变化^[16]。于是,他提出了微裂纹断裂韧性的概念作为评估复合材料微裂纹形成的有效指标,并将其应用于随后的很多研究工作中。但该理论的不足之处是它假设产生横跨厚度方向的所有裂纹是瞬间形成的。一些研究工作分别采用了不同的分析方法

对正交铺设层合复合材料的基体开裂和应力传递进行了描述,如断裂力学、变分法、连续损伤力学和细观力学,并通常结合有限元方法进行分析。McCartney^[17]采用代表体元法,建立了单层裂纹非均匀分布的有效近似分析模型,对正交铺设层合复合材料发生基体开裂损伤后的应力传递进行了分析。研究表明,该方法可以在正交铺设层合复合材料参数变化很宽的范围内得到高精度的分析结果,但是该分析模型是针对单层裂纹不均匀但仍具有一定规律分布而进行的。在工程实际中,正交铺设层合复合材料的横向裂纹萌生与扩展受层合复合材料的铺层次序和它的加载历史影响,即使是相同材料、相同加载情况的试件也会显示出基体裂纹分布的随机性。Silberschmidt^[18]提出了将不同的裂纹分布直接引入到有限元模型中的分析方法,对 $[0_m/90_n/0_m]$ 碳纤维环氧树脂层合复合材料基体裂纹随机分布进行了研究。Bapanapalli 和 Sankar^[19]不仅对双轴应力状态下正交对称层合复合材料的裂纹扩展与刚度退化进行了分析,还考虑了热应力对整个过程的影响。Daxu Zhang 和 Jianqiao Ye 等^[20]也给出了一种分析双轴、热载荷下正交层合复合材料裂纹扩展与刚度退化的分析方法,并使用提出的“状态空间方程”计算出结构的应力与位移场,该方法考虑了所有的独立材料常数,并确保了所有层间应力的连续性,将其预测的折减轴向弹性模量、泊松比、热膨胀系数和弯曲模量与其他分析方法的结果或可用的试验结果进行对比,发现该方法对于对称或反对称正交层合复合材料的刚度退化有很好的预测效果,且非对称正交层合复合材料刚度退化的结果亦可作为其他分析方法的基准测试。目前,对低温贮箱层合复合材料微裂纹损伤以及随后的泄漏进行预测的较好分析模型是渐进损伤力学模型,它考虑基体开裂和分层^[21-22],表征了低温、热循环载荷下的复合材料性能来证明其用于低温推进剂贮箱的可行性^[23-25]。基于由 Nairn 提出的微裂纹断裂韧性的概念, Kevin Ryan 和 John Cronin 等人^[26]通过试验给出了微裂纹密度随机械载荷循环次数增长的计算公式。该分析的优点在于它只需要测定两个材料常数,而且这两个参数是材料的固有属性。此外,为了计算拉伸疲劳载荷下正交层合复合材料的剩余刚度, Fathollah 等人^[27]通过使用新的疲劳寿命算法和剪力滞后分析法给出了刚度退化模型。使用该模型首先可以计算出恒定或变化的循环载荷幅值下复合材料单层板的横向折减刚度。随后,结合修正后的模型和剪力滞后法解决高应力状态下的分宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2015 年 第 2 期

析,得到了正交层合复合材料的横向折减刚度、面内纵向折减刚度和 0° 、 90° 层的应力变化历史。该预测结果显示出与 Charewicz 和 Daniel^[28]提供的试验数据的良好吻合。对于以基体开裂为主的低循环疲劳状态,该模型与 Shokrieh 和 Lessard^[29]给出的模型预测结果亦有良好的吻合。另外,该模型也可用于预测低应力状态,即 90° 层的应力远低于其强度时层合复合材料刚度的退化。

综合来看,与金属贮箱极为不同的是,复合材料贮箱设计准则将从内压强度设计向微裂纹控制、抗渗漏设计进行重要转变,设计难度更大,需要考虑在双向应力和热力耦合作用下的基体材料的损伤萌生与扩展问题以及在贮箱多次使用时损伤的渐进扩展问题。

3 复合材料贮箱结构设计

纤维缠绕复合材料贮箱箱底的设计,强度计算中大部分使用网格理论或正交各向异性板理论。基于网格理论的设计方法主要缺陷在于其计算仅考虑纤维强度,而忽略了基体的性能。而基于正交各向异性板理论的设计方法则考虑了层合复合材料内基体的作用,其计算优于网格理论,是箱底强度设计中的主要方法。针对贮箱箱底复合材料缠绕层抗泄漏设计,相对于单层较厚的层合复合材料来说,较薄的单层往往显示出较高的微裂纹抗性与纤维断裂抗性。当前工程实际中的层合复合材料单层厚度通常为 $0.15 \sim 0.20$ mm,更薄的单层由于制造工艺的困难和成本的高昂,限制了其在复合材料贮箱中的大量使用。除此之外,不同的铺设角度也会对层合复合材料内部的裂纹扩展和损伤的演化有一定的影响。Xiaofeng Su 和 Frank Abdi 等^[30]结合了等效约束模型 ECM^[31]和渐进损伤力学模型,通过对层合复合材料表面施加压力与位移约束模拟贮箱的内压载荷状态,对每层内部微裂纹的密度分布与刚度退化进行了仿真分析,分别研究了薄的单层和不同铺设角度对层合复合材料微裂纹抗性的影响。对铺层的准各项同性层合复合材料进行建模分析。结果表明,薄的单层内部微裂纹密度极低,有效的切断了穿透层合板的液体燃料泄漏通道;同时,层合板结构中薄层的加入,也使厚层内部的微裂纹密度有了一定程度的降低。因此在对无内衬复合材料贮箱的层合复合材料设计中,合理的加入薄的单层是增加结构微裂纹抗性的有效方法。随后又针对在一定压力下层合复合材料内部的微裂纹密度和应力状态进行了建模分析,结果表明,准各向同性层合复合材料结构抗漏性要优于相邻层小角度差

的层合复合材料。Tomohiro 和 Takashi 等^[32]为了研究单层厚度和铺设角度对层合复合材料内部裂纹扩展的影响,针对 $\theta=30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 的 $[0/\theta/90]_s$ 、 $[0/\theta_2/90]_s$ 层合复合材料进行了准静态拉伸试验。试验结果表明,已开裂层的夹角和 θ 层的厚度均对与已开裂 90° 层相邻的 θ 层的主要损伤模式有明显的影响,而且更小的夹角与更薄的 θ 层厚度会使其内部的微裂纹密度更高。随后,通过有限元分析计算出了 θ 层裂纹增长的能量释放率。大部分情况下, θ 层裂纹增长的能量释放率会在 90° 层裂纹附近出现最大值。通过该能量释放率的差异,可以表征 θ 层内裂纹增长的稳定性。数值结果表明,能量释放率会随着 θ 层的单层厚度和 90° 层与 θ 层夹角的减小而增大。该结果也解释了试验所观察到的与已开裂层相邻的层的基体开裂行为。随后, Tomohiro 和 Takashi 等^[33]又使用了 Roy 和 Benjamin^[34]给出的层合复合材料泄漏率的计算方法,与试验所得的 $[0_2/90_2]_s$ 、 $[0_2/75_2]_s$ 、 $[0_2/60_2]_s$ 和 $[0_2/45_2]_s$ 铺层的泄漏率进行了对比。结果验证了该计算方法的准确性,且不同铺层层合复合材料的泄漏随应力增长曲线的曲率由大到小分别为 $[0_2/90_2]_s$ 、 $[0_2/60_2]_s$ 、 $[0_2/75_2]_s$ 、 $[0_2/45_2]_s$ 。由此可知, $[0_2/45_2]_s$ 的结构抗泄漏性能最好。但是,工程实际中复合材料贮箱的纤维铺层通常与 $[0_2/75_2]_s$ 近似,所以需要进一步研究 θ 约在 $65^\circ \sim 85^\circ$ 时层合复合材料铺层中加入工艺可实现的缠绕层而降低结构的泄漏率,才具有工程意义。

箱底过渡段由于会受到边缘弯矩的作用,使得过渡段的受力分析变得较为复杂。一般过渡段的设计都应成一定的圆弧状,箱底与直筒部分最好整体成型,同时在过渡段处增设补强层。补强应当逐层递减,避免截面的突变,以免产生应力集中。如果箱筒和箱底分开制造,则应注意在其接合处内外进行有效的补强。拐角区域的最小厚度应等于壳壁和底部的厚度之和。在完全支承的底部过渡段处,层合结构轴向的承载能力取决于其结构的形式,就圆弧形拐角而言,应采用较大的安全系数,以满足圆筒形层合结构周向对承受内压载荷的要求。下面根据复合材料贮箱常用的基本过渡段结构,提出了适用于贮箱过渡段的几个构型设计方案,分别为:短裙式过渡段、角环支承式过渡段和长裙式过渡段。

(1)短裙式过渡段:这种过渡段属于直接支承形式(图 1)。结构简单,容易制造。但会使得过渡段的交叉处受力增大且会出现应力集中,导致该处过早出现破裂致使结构失效。

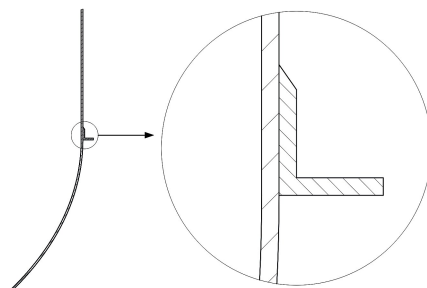


图 1 短裙式过渡段

Fig. 1 Short-skirt transition section

(2)角环支承式过渡段:见图 2,可以看到角环与箱底部分的接触面积较大,可以有效的解决应力集中,并容易实现整体缠绕成型。

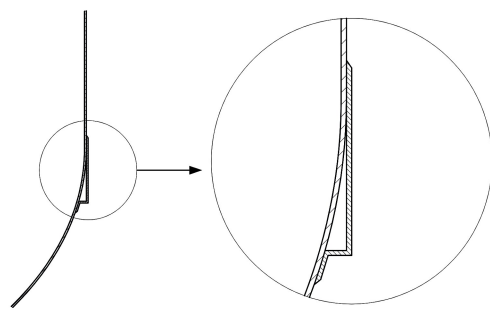


图 2 角环支承式过渡段

Fig. 2 Angle-ring supported transition section

(3)长裙式过渡段:如图 3 所示,裙座体一般搭接在箱底封头外侧,过渡段与直筒段的连接处会产生很大的剪切应力 τ 。当剪切应力小于复合材料的许用剪切强度时,设备才能安全使用,所以承剪连接面必须要有足够的长度。在承剪处,一般都要局部加强。

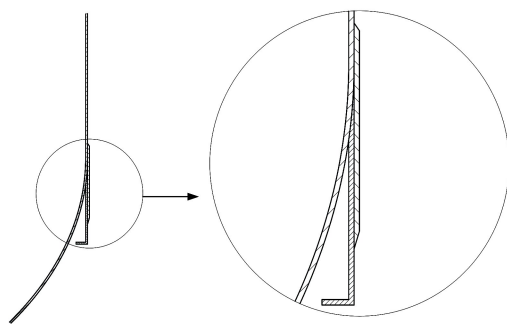


图 3 长裙式过渡段

Fig. 3 Long-skirt transition section

图 4 所示是由加州麦道公司制造的复合材料 LH2 贮箱,其箱筒段和弧形底的边缘使用了裙加强宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2015 年 第 2 期

板,并采用 FM 300 胶膜与叉形环粘接在一起。在贮箱箱底部分均匀分布了 4~5 个装配件,用于贮箱与相邻壳段内壁的连接,从其形式结构来看属于长裙式过渡段,验证了上述提出的长裙式过渡段对于贮箱过渡段连接的适用性。

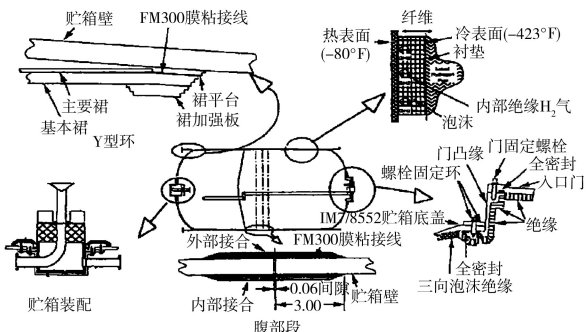


图4 DC-XA 复合材料 LH₂贮箱

Fig. 4 DC-XA composite LH₂ tank

贮箱箱筒段设计一般采用网格加筋结构满足其承载性能。网格加筋柱壳结构作为运载火箭的主要结构性构件具有较高的比刚度和比强度,其结构中的加强筋条既可提高板壳的抗弯刚度而提高承载能力,又可增加其当量厚度从而减小对初始缺陷的敏感程度,被美国国家航空航天局的兰利研究中心(NASA Langley Research Center)认为是未来航天结构技术发展的低成本结构技术六大方向之一^[35]。

国内外关于加筋板壳结构优化设计的工作已经相当丰富,主要可以概括为以下几个方面:(1)最小化结构质量;(2)最大化结构性能(包括屈曲临界载荷、极限载荷);(3)多目标优化。早期的优化工作中更多地采用了敏感度类、单纯形法、参数优选等优化方法,设计变量主要包括蒙皮厚度、筋条高度、筋条宽度等。网格加筋结构的最优设计常为多峰问题,且设计变量多含筋条数量等离散变量,采用上述方法有较大的局限性,因此遗传算法等智能算法备受关注。它具有无需约束函数和目标函数的梯度信息、直接对问题的编码串进行操作、可全局寻优等多种特点,非常适合加筋板壳结构的优化问题。Nagendra 等^[36]基于轴向加筋板开展了优化设计,比较了遗传算法和传统优化算法的结果,讨论了遗传算法的优越性和应用前景。Jaunky 等^[37]采用遗传算法建立了考虑总体、局部稳定性以及强度等约束的加筋壳优化模型,设计变量包括加筋类型、蒙皮铺层、筋条高度和宽度及间距。随后 Ambur 和 Jaunky^[38]又将遗传算法应用至变曲率网格加筋柱壳的优化中。Sadeghifar 等^[39]和 Bagheri 等^[40]分别开展了基于遗传算法的最大化屈曲临界载荷最小化结构质量及最大化轴向和径向屈曲临

界载荷的多目标优化。张志峰等^[41]则发展了一套遗传算法和单纯形法相结合的混合算法,并被证明可以较快得到全局最优解。近年来,代理模型优化方法^[42]被逐渐应用于加筋板壳结构的优化设计中。其核心思想是利用设计空间中已知设计点的信息来预测未知设计点的信息,数学本质即利用近似方法对离散数据进行拟合插值来实现对未知点响应的预测,进而实现设计参数(输入)与响应参数(输出)间的全局非线性映射。目前较为成熟的代理模型方法有多项式响应面模型、Kriging 模型、径向基函数模型、人工神经网络模型等,许多文献已经证实了这些方法在工程结构优化中的有效性和可靠性。Rikards 等^[43]较早地开展了基于响应面模型的加筋柱壳后屈曲优化,其拟合精度和优化结果都取得了满意的效果。李烁等^[44]和荣晓敏等^[45]基于人工神经网络模型实现了复合材料加筋板壳的轻量化设计。周思达^[46]采用响应面模型得到了加筋尺寸、角度与加筋柱壳结构承载力及质量间的关系。Lanzi 和 Giavotto^[47]考虑了最大化屈曲临界载荷和极限载荷及最小化结构质量的多目标优化问题,对比了人工神经网络模型、径向基函数模型和 Kriging 模型的优化结果,发现三者相差不大,最优设计也与实验结果吻合得很好。张柱国等^[48]利用 Kriging 模型并辅以更新技术来不断提高近似模型的精度,最终获得了加筋板的最优设计。针对加筋板壳优化中设计变量取值范围较大的特点,Wu 等^[49]提出了基于自适应近似法的优化方法,以循环迭代的方式开展优化,在每个迭代步中适时改变近似模型的样本空间以跟踪最优解,计算结果证明该法较一般的代理模型优化方法能够显著调用减少结构分析的次数。此外,美国 Lockheed Palo Alto 实验室的 Bushnell 经过多年努力开发出了 PANDA2 软件,主要用于加筋板壳各种载荷工况下的优化设计。该软件内置了包括矩形、T 形、Hat 形和 Z 形在内的多种筋条截面形状,以及面内拉压荷载、热荷载和平面外压力等载荷工况,可执行加筋板壳结构的整体和局部稳定性分析。优化算法方面集成了梯度类算法、遗传算法以及代理模型优化方法。后被应用于美国可重复使用运载火箭(Reusable Launch Vehicle, RLV)燃料贮箱的优化设计^[50-51]。

4 结语

复合材料贮箱设计是箭体结构设计理论与方法又一次重大突破:与传统的铝合金焊接装配贮箱大为不同的是,低温复合材料贮箱的设计是以复合材料基体微裂纹控制作为主要设计目标,重点考虑如何有效

的抑制复合材料缠绕层中的基体开裂以满足贮箱结构不泄漏的功能需求,同时也要考虑如何选择合适的结构形式以满足贮箱承载性能的强度、稳定性需求,实现结构功能和强度刚度的一体化设计。

参考文献

[1] Yasuhide Shindo, Fumio Narita, Susumu Takahashi, et al. Analysis of mixed-mode interlaminar fracture and damage behavior of GFRP woven laminates at cryogenic temperatures [J]. *Cryogenics*, 2009, 49: 80-83

[2] 曾庆敦. 单向复合材料在低温下的应力集中及强度 [J]. *航空材料学报*, 2005, 25(1): 58-62

[3] 张建可. 碳纤维复合材料低温热导率的实用计算方法 [J]. *中国空间科学技术*, 1994(6): 39-42

[4] 赵福祥, 魏蔚, 刘康, 等. 纤维复合材料在低温容器内支撑结构中的应用 [J]. *低温工程*, 2005(3): 23-26

[5] 刘康, 汪荣顺, 石玉美, 等. 纤维增强聚合物基复合材料的低温性能 [J]. *低温工程*, 2006(5): 35-42

[6] Reed R P, Walsh R P. Tensile properties of resins at low temperatures [J]. *Advances in Cryogenics Engineering*, 1994, 40: 1129

[7] Reed R P, Golda M. Cryogenic properties of unidirectional composites [J]. *Cryogenics*, 1994, 34(11): 909

[8] Reed R P, Golda M. Cryogenic composite supports: a review of strap and strut properties [J]. *Cryogenics*, 1997, 37: 233-250

[9] 付绍云, 杨庆生, 陈振坤, 等. 多壁纳米碳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*, 2009 论文摘要集, 2009

[10] 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, 36(6): 42-47

[11] 马宗哲, 类日升. 复合材料的低温性能 [J]. *真空与低温*, 1985(2): 22-29

[12] 裘镜蓉. 低温用复合材料 [J]. *宇航材料工艺*, 1983(2): 55-58

[13] 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): 34-38

[14] Mallick K, Cronin J, Ryan K, et al. An integrated systematic approach to linerless composite tank development [C]. *AIAA paper 2005 - 2089*, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Austin, Texas, April 18-21, 2005

[15] Nairn J A. Matrix microcracking in composites [M]. Talreja R, Manson J A, eds. *Polymer Matrix Composites*, Elsevier Science, Chapter 13, 2001

[16] Mallick K, Cronin J, Arzberger S, et al. Ultralight linerless composite tanks for in-space applications [C]. Presented at the AIAA Space 2004 Conference, San Diego, Sept. 27 - 30,

2004

[17] McCartney L N, Schoeppner G A. Predicting the effect of non-uniform ply cracking on the thermoelastic properties of cross-ply Laminates [J]. *Composites Science and Technology*, 2002, 62(14): 1841-1856

[18] Silberschmidt V V. Matrix cracking in cross-ply laminates: effect of randomness [J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2005, 36(2): 129-135

[19] Bapanapalli S K, Sankar B V, et al. Microcracking in cross-ply laminates due to biaxial mechanical and thermal loading [J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(12): 2949-2957

[20] Zhang D X, Ye J Q, Lam D. Ply cracking and stiffness degradation in cross-ply laminates under biaxial extension, bending and thermal loading [J]. *Composite Structures*, 2006, 75: 121-131

[21] Bechel V. Through-laminate damage in cryogenically cycled polymer composites [C]. *AIAA-2004-1771*, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Palm Springs, California, Apr. 19 - 22, 2004

[22] Bechel V. Permeability and damage in unloaded cryogenically cycled PMCs [C]. *AIAA - 2005 - 2156*, 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Austin, Texas, April 18-21, 2005

[23] Bechel V, Negilski M, James J. Limiting the permeability of composites for cryogenic application [J]. *Composites Science and Technology*, 2006, 66: 2284-2295

[24] Gates T S, Grenoble R W, Whitley K S. Permeability and life-time durability of polymer matrix composites for cryogenic fuel tanks [C]. *AIAA 2004 - 1859*, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC SDM Conference, Palm Spring, CA, 2004

[25] Roy S, Utturkar A, Nair A. Modeling and characterization of permeability and damage of graphite/epoxy at cryogenic temperature [C]. *AIAA 2005 - 2088*, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC SDM conference, Austin, TX, 2005

[26] Ryan K, Cronin J, Arzberger S, et al. Prediction of pressure cycle induced microcrack damage in linerless composite tanks [C]. 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, Rhode Island, AIAA paper 2006-2201, May 1-4, 2006

[27] Fathollah T B, Mahmood M S, Larry B L. Residual stiffness in cross-ply laminates subjected to cyclic loading [J]. *Composite Structures*, 2008, 85: 205-212

[28] Charewicz A, Daniel I M. Damage mechanisms and accumulation in graphite/epoxy laminates [S]. Hahn H T ed. *Compos. Mater. : Fatigue and Fract*, ASTM STP 907, 1986: 274-297

[29] Shokrieh M M, Lessard L B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials: Part 1. Modeling [J]. *J Compos. Mater.*, 2000, 34(13): 1056-80

- [30] Su Xiaofeng, Abdi Frank, et al. A study of ply thickness and angle designs for preventing permeability of the IM7/977-2 polymer composite cryogenic tank [C]. 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, Rhode Island, AIAA, 2006-2213, May 1-4, 2006
- [31] Zhang J, Fan J, Soutis C. Analysis of multiple matrix cracking in $[\pm\theta_m/90_n]_s$ composite laminates-Part 2: development of transverse ply cracks[J]. Composites, 1992, 23(5):299-304
- [32] Tomohiro Y, Takashi I, et al. Effects of layup angle and ply thickness on matrix crack interaction in contiguous plies of composite laminates [J]. Composites: Part A, 2005, 36:1229-1235
- [33] Tomohiro Y, Takashi I, et al. Evaluation of gas leakage through composite laminates with multilayer matrix cracks: Cracking angle effects[J]. Composites Science and Technology, 2006, 66:2815-2824
- [34] Roy S, Benjamin M. Modeling of permeation and damage in graphite/epoxy laminates for cryogenic fuel storage [J]. Composites Science and Technology, 2004, 64:2051-2065
- [35] Noor A K, Samuel L, Venneri D B, et al. Structure technology for future aerospace system[J]. Computers and Structures, 2000, 74(5): 507-519
- [36] Nagendra S, Haftka R T, Gurdal Z. Design of a blade stiffened composite panel by genetic algorithm [C]. 34th AIAA/ASME/ASCE, AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, La Jolla, AIAA-93-1584, 1993
- [37] Jaunky N, Knight N F Jr, Ambur D R. Optimal design of general stiffened composite circular cylinders for global buckling with strength constraints [J]. Composite Structures, 1998, 41(3/4): 243-252
- [38] Ambur D R, Jaunky N. Optimal design of grid-stiffened panels and shells with variable curvature [J]. Composite Structures, 2001, 52(2): 173-180
- [39] Sadeghifar M, Bagheri M, Jafari A A. Multiobjective optimization of orthogonally stiffened cylindrical shells for minimum weight and maximum axial buckling load[J]. Thin-Walled Structures, 2010, 48(12): 979-988
- [40] Bagheri M, Jafari A A, Sadeghifar M. A genetic algorithm optimization of ring stiffened cylindrical shells for axial and radial buckling loads[J]. Archive of Applied Mechanics, 2011, 81(11): 1639-1649
- [41] 张志峰, 陈浩然, 李焯, 等. 先进复合材料格栅圆柱壳优化设计的混合遗传算法[J]. 复合材料学报, 2005, 22(2):166-171
- [42] 穆雪峰. 多学科设计优化代理模型技术的研究和应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004
- [43] Rikards R, Abramovich H, Auzins J, et al. Surrogate models for optimum design of stiffened composite shells[J]. Composite Structures, 2004, 63(2): 243-251
- [44] 李烁, 徐元铭, 张俊. 复合材料加筋结构的神经网络响应面优化设计[J]. 机械工程学报, 2006, 42(11): 115-119
- [45] 荣晓敏, 徐元铭, 吴德财. 复合材料格栅结构优化设计中的计算智能技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(8): 926-929
- [46] 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
- [47] Lanzi L, Giavono V. Post-buckling optimization of composite stiffened panels: Computations and experiments[J]. Composite Structures, 2006, 73(2): 208-220
- [48] 张柱国, 姚卫星, 刘克龙. 基于进化 Kriging 模型的金属加筋板结构布局优化方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4): 497-500
- [49] Wu H, Yan Y, Yan W, et al. Adaptive approximation-based optimization of composite advanced grid-stiffened cylinder[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(4):423-429
- [50] Venkataraman S. Modeling, analysis and optimization of cylindrical stiffened panels for reusable launch vehicle structures[D]. Gainesville: University of Florida, 1999
- [51] Lamberti L, Venkataraman S, Haftka R T, et al. Preliminary design optimization of stiffened panels using approximate analysis models[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2003, 57(10): 1351-1380

(编辑 李洪泉)