

碳纤维缠绕壳体后封头补强

郭峰 张炜 王晓洁 程勇

(西安航天复合材料研究所,西安 710025)

文 摘 对某种结构壳体进行有限元分析,得到一种“大范围判定方法”,利用此方法得到的分析结果和壳体水压试验结果具有较高吻合度,可进行壳体补强及应力平衡系数研究,并可指导以后壳体理论分析。

关键词 复合材料壳体,容器,有限元

Reinforcement of Carbon Filament-Wound Shell Aft Dome

Guo Feng Zhang Wei Wang Xiaojie Cheng Yong

(Xi'an Aerospace Composites Research Institute, Xi'an 710025)

Abstract By carrying out a finite element analysis for a shell structure, a kind of “wide range decision method”, was obtained. The analysis result by use of this method was in good accordance with the result of hydraulic pressure test for the shell. So, this method can be used for investigation of shell reinforcement and stress balance factor and guide the shell theory analysis in the future.

Key words Composite shell, Vessel, Finite element

0 引言

固体火箭发动机工作时,其壳体的受力状况比较复杂。可将其看作是中、低压容器,其 H/R (壁厚/半径) 与液体火箭的低压贮箱相比要大得多。一般环境情况下,载荷对壳体引起的刚度问题并非主要的,主要矛盾是内压强引起的强度问题^[1-2]。

目前,随着固体发动机性能要求的逐步提升,先进固体火箭发动机复合材料壳体基本上是由碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕成型。在其发动机壳体水压爆破试验中发现破坏形式主要为封头区域纵向纤维断裂,尤其在筒段和封头过渡区及金属连接件区域破坏严重,壳体水压爆破压强不能达到理想值。壳体封头处纤维断裂严重,为强度薄弱区,现在多采取补强方法弥补封头强度不足。

本文应用 ANSYS 有限元分析软件,完成了对某固体火箭发动机壳体的实体建模、网格划分、加载及求解,并将计算和实验结果进行了对比,提出一种线性有限元“大范围判定方法”。前后金属连接件选用钛合金,弹性模量为 109 GPa,泊松比为 0.3。纤维增强材料选用 T700 碳纤维,树脂选用环氧树脂。主要性能参数如表 1 所示。

1 壳体计算模型建立

壳体结构示意图如图 1 所示。前后两极孔直径之比为 0.72,后极孔和筒身直径之比为 0.5。

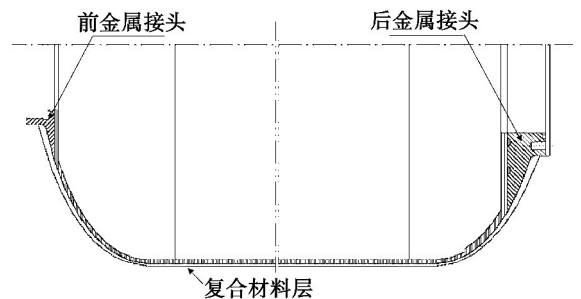


图 1 壳体结构示意图

Fig. 1 Schematic of shell structure

表 1 T700 单向板主要性能参数

Tab. 1 Main performance parameters of T700 slab

纵向拉伸 强度/MPa	横向拉伸 强度/MPa	纵向拉伸 模量/GPa	横向拉伸 模量/GPa	纵横剪切 模量/GPa	泊松比
1830	37.7	133	10.4	4.14	0.29

2 壳体实体建模及网格划分

2.1 壳体实体建模^[3]

由于壳体内绝热弹性层为橡胶材料且为非承载件^[4],故壳体建模过程中不考虑内绝热层。

壳体实体建模在下列基础上进行:

(1) 壳体结构中包含复合材料组合壳体结构、金属接头及弹性层;

(2) 采用连续的曲线描述旋转壳体的母线,从而保证了在几何模型的建立中,能够采用与实际旋转壳

体的内型面完全吻合的旋转曲面,从而提高计算精度;

(3) 考虑到复合材料壳体的制作工艺,对于前后封头上任意的横截面,假设纤维的体积和数量保持不变,而且纤维的缠绕路径是曲面上连接两点的最短曲线距离(测地线缠绕),这样,旋转壳体纤维的缠绕角及厚度可采用函数形式给出。

考虑到壳体封头复合材料层厚度从赤道到极孔处逐渐增加,结合公式(1),用 ANSYS 自带的 APDL 语言编写了一个宏文件,用于封头处单元的实常数赋值。

$$\left\{ \begin{aligned} \alpha &= \cos^{-1} \left(\frac{4x_3z_3(C_1y_3 - 4z_3B_1) + 4y_3z_3(4z_3A_1 - x_3C_1) + (-x_3^2 - y_3^2)(x_3B_1 - y_3A_1)}{\sqrt{(4x_3z_3)^2 + (4y_3z_3)^2 + (-x_3^2 - y_3^2)^2} \cdot \sqrt{(C_1y_3 - 4z_3B_1)^2 + (4z_3A_1 - x_3C_1)^2 + (x_3B_1 - y_3A_1)^2}} \right) \\ t_f &= \frac{R \cos \alpha_0}{r \cos \alpha} t_1 \alpha_0 \end{aligned} \right. \quad (2)$$

式中: α 为封头实际缠绕角; z_3 为头上一一点距离赤道的距离; t_f 为封头段实际缠绕层厚度; R 为圆筒段半径; r 为封头段某点径向半径; α_0 为圆筒段螺旋缠绕角; $t_1 \alpha_0$ 为圆筒段螺旋缠绕层厚度。

由于壳体结构为旋转对称结构,考虑到计算单元较多,计算时间较长,故实体模型采用 1/16 模型,为了计算的精确性,采用在 ANSYS 中直接建模。

2.2 壳体网格划分^[5]

在实体模型基础上,划分网格,复合材料层选用 Shell 99 壳单元,该单元为 8 节点 3D 壳单元,每个节点有 6 个自由度。前后金属接头采用实体网格单元 Solid 92,此单元为 10 节点 3D 四面体结构单元,此单元类型特别适合于不规则网格划分。整个壳体被划分成 18780 个单元,其中,复合材料层划分为 2 600 个有限元单元(筒身段 600 个,前后封头各 1 000 个)。前后金属接头共划分网格总数为 16 180 个。壳体网格划分见图 2。

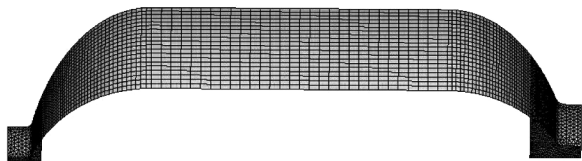


图 2 壳体网格划分
Fig. 2 Shell meshing

3 壳体有限元计算条件的施加

3.1 边界条件

由于采用 1/16 模型进行建模,所以,壳体所有复合材料母线及金属件母线截面采用对称边界条件,后金属接头端面采用全约束。复合材料与金属接头接触表面采用非线性接触。

3.2 施加载荷

内压均匀地施加在由前后金属接头、复合材料筒体和封头组成的容器内表面上。对于作用在前后金属接头开孔处的内压力,将其转换成均匀线载荷作用在前后封头开孔处的圆周线上,线载荷由公式(3)^[6]确定:

(1) 筒段纤维缠绕角及厚度

$$\left\{ \begin{aligned} \alpha_0 &= \sin^{-1} \left(\frac{d_1}{D} + \frac{d_2}{D} \right) \\ t_c &= \frac{A_f}{b} \frac{1}{V_f} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中: α_0 为圆筒段的测地缠绕角; D 为圆筒段直径; d 为为芯模封头极孔直径; t_c 为圆筒段壁厚; A_f 为单股纱的纤维截面积; b 为纱带带距; V_f 为纤维体积分数。

(2) 封头纤维缠绕角及厚度

$$p \times (\pi r_1^2) = q \times (2\pi r_1) \quad (3)$$

式中, p 为内压力, q 为线载荷, r_1 为前金属接头或后金属接头开孔处的半径。

4 有限元计算结果验证

4.1 计算结果

壳体变形及应力情况见图 3-图 5。图 3 中细线代表壳体变形前,深色较粗线条表示内压作用下壳体变形情况。从图 3-图 5 中可以看出:复合材料层在金属件边缘处存在较高拉应力,为强度薄弱区。

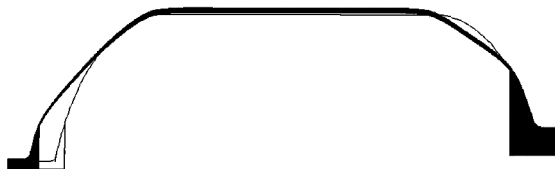


图 3 内压状况下壳体变形图

Fig. 3 Deformation of shell under internal pressure

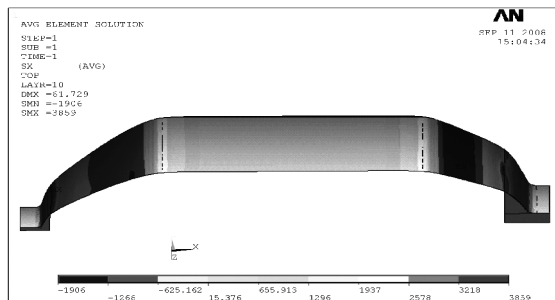


图 4 纤维方向应力

Fig. 4 Stress in same direction of fibers

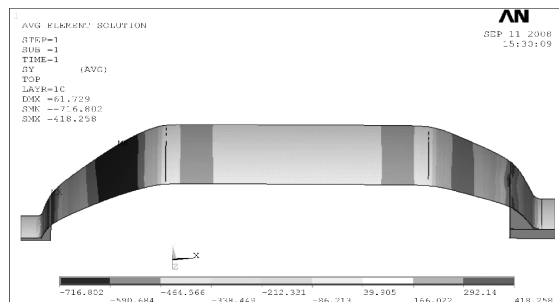


图 5 垂直纤维方向应力

Fig. 5 Stress in vertical direction of fibers

4.2 计算验证

由于结构中金属接头和复合材料层刚度差别较大,致使金属接头边缘附近的复合材料层应力应变状况非常复杂,无法给出解析方程,只能得出封头段的数值解,所以理论计算中只给出筒段结果。

正交异性薄壁圆筒在内压作用下可作为平面应力问题处理。对无矩应力状态下的薄壁圆筒。其应变与内压强之间的关系式^[7]为:

$$\begin{cases} \varepsilon_z = \frac{Rp}{2E_z h}(1 - 2\nu_{z\theta}) \\ \varepsilon_\theta = \frac{Rp}{2E_\theta h}(2 - \nu_{\theta z}) \end{cases} \quad (4)$$

式中, z, θ 为表示筒段轴向和环向; R 为筒段半径; p 为内压强; h 为筒段复合材料层总厚度; E 为弹性模量, ν 为泊松比。

运用公式(4)对筒段应变值进行计算,并和有限元分析结果进行对比,对比情况见表2。

表2 筒段有限元分析、解析计算应变值

Tab.2 Cylinder strain value of theory and finite element analysis

分析方法	$\varepsilon_z/\%$	$\varepsilon_\theta/\%$
有限元	0.52	0.83
解析计算值	0.53	0.84

从表2数据得出:纵向应变和环向应变误差分别为1.9%和1.2%,表明有限元结果和计算值的吻合度相当高,所建立的有限元模型具有一定的真实性,此方法具有一定的可行性。

5 初步补强分析

5.1 有限元分析

当应力平衡系数(K_s)取值0.78时,未补强和两层碳布后封头补强有限元分析结果中最大应力,见表3。补强中,碳布宽70 mm(纬向)、 0° 方向(碳布较大模量所在方向与封头母线方向平行)补强。沿后封头母线,第一层补强碳布中心距后赤道经向曲线距离91.8 mm,第二层碳布中心距后赤道经向曲线距离82.5 mm。

表3 未补强和两层碳布补强壳体最大应力值比较

Tab.3 Comparison of maximum stress value between unreinforced and reinforced shell MPa

状态	应 力		
	筒段	前封头	后封头
未补强	2032-2602	1393-2566	5156-6402
两层补强	2034-2599	1393-2566	3622-4811

5.2 补强实验

用第5节中参数,分别进行未补强和后封头两层碳布补强实验,容器环向纤维强度发挥率取值0.8,

应力平衡系数取值0.78,缠绕容器,并做水压爆破试验。

未补强壳体水压试验为沿壳体整个后金属接头边缘纤维发生较整齐断裂,筒段纵向纤维部分断裂,前封头完好。此结果表明:后金属接头边缘应力极大,与有限元分析结果相符。

补强位置在后金属接头边缘局部区域,采用两层碳布补强。补强后,壳体进行水压爆破试验。水压试验结果为后封头纤维完好,壳体破裂位置发生在前封头和筒段相交处(前封头赤道附近)。此结果表明:后金属件边缘应力相对未补强壳体有较大程度减小,前封头和筒段局部区域应力较大。

5.3 对比分析

表3中显示:两层碳布补强壳体后封头金属接头边缘处纵向纤维最大应力值大于筒段环向纤维层和前封头金属接头边缘纵向纤维最大应力值。若按照此分析结果推断:水压爆破试验中,壳体破坏部位应发生在后金属接头边缘。但实际上,壳体破坏位置发生在前封头和筒段相交处,故有限元最大应力值不能表征真实壳体应力值。

为了避免应力集中效应所造成的影响,在分析中,发现一种“大范围判定方法”即有限元分析应力云图中,比最大应力区间更大范围(比最大应力值低)的判定方法。根据本次实验中壳体特点,后封头金属接头边缘选取比最大应力值所处区间低一级的区间,考虑到前极孔和后极孔之比为0.72,前金属接头边缘处复合材料层比后金属接头边缘处复合材料层厚的情况,前金属接头边缘选取更低一级的应力区间进行判定,筒段则仍选用最大应力区间进行判定。

按照此方法当 $K_s=0.78$ 时,未补强壳体和两层碳布后封头补强应力值判定见表4。

表4 壳体大范围应力值比较

Tab.4 Comparison of large-scale stress value between unreinforced and reinforced shell MPa

状态	应 力		
	筒段	前封头	后封头
未补强	2032-2602	1393-2566	1418-2664
两层补强	2034-2599	1393-2566	1244-2233

从表4中可以看出,后金属接头边缘处应力值低于筒段和前金属接头边缘处应力值,这与水压试验结果相符。

6 有限元方法的验证

采用一层碳布补强,补强层碳布宽50 mm, 0° 补强,补强片中心距后赤道处经向曲线距离97.26 mm。运用“大范围判定方法”进行有限元分析,其结果见表5。经一层碳布补强水压试验,其断裂面贯穿筒段、前封头和后封头。进一步验证以上所得出的“大

范围判定方法”的正确性。

表 5 一层碳布补强应力有限元分析

Tab. 5 Finite element analysis of one layer carbon cloth reinforcement MPa

筒段	前封头	后封头
2030-2599	1393-2566	1362-2604

7 结论

由于碳纤维复合材料壳体和金属件存在刚度差别,金属接头边缘区域为应力集中区,有限元分析中易造成计算误差,利用本文提出的线性有限元方法得出的最大应力值不能直接用于壳体应力分析比较。在分析中得到的“大范围判定方法”能反映出壳体复合材料层应力状况,可用于以后壳体补强及应力平衡系数研究工作,并对将来壳体有限元理论分析具有一定的借鉴指导作用。

参考文献

[1] 李章勋,凌兴云. 固体火箭发动机椭圆球封头的受力分析与结构强度[J].

[2] 高巨龙,于锦生. 复合材料发动机壳体在航天运载中的应用[J]. 纤维复合材料,2005,(3):53~54

[3] Noor A K. Assessment of computational models for multilayered composited shells[J]. ASME J. Applied Mech,1990,49:67

[4] 陈汝训. 具有衬里的纤维缠绕压力容器分析[J]. 固体火箭技术,1999,22(4):54

[5] Kim C U. Analysis of filament wound composite structures considering the change of winding angles through the thickness direction[J]. Composite Structures,2002,55:63

[6] 程勇,邵珠山,刘丙禹. 固体火箭发动机复合材料壳体应力分析及补强区补强研究(下)[C]//首届全国航空航天领域中的力学问题学术研讨会,第15页.

[7] 陈汝训,固体发动机复合材料壳体变形分析[J]. 固体火箭技术,2006,29(4):267

(编辑 吴坚)

(上接第33页)

但由于在圆筒形模具上铺带的流程包括:铺带头对刀、送料、铺带、预浸带切断、铺带头反向旋转等动作,铺带只是预浸带铺放中的一个动作,其他辅助动作占了大量的时间。定性分析为:圆筒形直径越大,可铺预浸带越宽,铺带效率越高;圆筒形模具越长,辅助动作时间所占比重越小,铺带效率越高。

2.4 筒形试验件成型质量

自动铺带技术成型大型复合材料筒形试验件外观良好,对其进行无损检测,结果良好,不存在分层、疏松等缺陷。

对试验件进行取样测试,完成挤压、层间剪切以及孔隙率测试,并与传统手工铺层成型工艺的复合材料筒形试验件性能进行比较,结果见表5。

表 5 试验件取样测试结果对比

Tab. 5 Compare of test results with different moulding

铺层方法	挤压强度/MPa	层剪强度/MPa	孔隙率/%
手工铺层	425	46.0	0.01
自动铺带	453	55.5	0.01

由表5可见,自动铺带工艺铺层精度及铺层密实性均有一定提高,说明成型质量得到了提高,可以有效保证产品质量的一致性。

3 结论

(1) 国产 T300/605 热熔法预浸料铺覆性良好,适合于自动铺带工艺。

(2) 铺带角度在理论值附近进行微调,可以实现复合材料筒形结构的每层铺放整数个预浸带,避免预

浸带铺层时出现间隙或重合。

(3) 自动铺带成型的预浸带间隙或重叠 ≤ 1 mm、铺带角度误差 $\leq 0.2^\circ$ 时,提高了预浸带的铺层精度,保证了质量一致性。

(4) 自动铺带成型工艺,可大幅提高复合材料成型自动化程度,同时提高复合材料产品的质量,利用该技术可以实现大型复合材料筒形结构的成型。

参考文献

[1] Johnston N J, Towell T W, et al. Fabrication of high performance composites: an overview of research at the langley research center[C]. Eleventh International Conference On Composite Materials, Gold Coast, Australia,1997:85-91

[2] Zafer Gürdal, Tatting B F. Tow-placement technology and fabrication issues for laminated composite structures [C]. AIAA 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Confer.,2005:1-18

[3] Pirrung P F. Flat Tape Laying. Engineered Materials Handbook, Vol. 1 [S]. Composite. ASM International,1987:624-630

[4] Williams L A III. Contoured Tape Laying. Engineered Materials Handbook. Vol. 1 [S]. Composites, ASM International,1987:631-635

[5] Heth J. Inside manufacturing: automated tape-aying excels for F-22's wing skin panels[J]. High Perform, Compos.,1999,7(5):27-30

(编辑 李洪泉)