

文章编号:1674-8190(2014)04-469-06

融合式内外层结构受力特性分析

杨华保,谢洪涛,史振海,于雪艳
(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要: 重复使用飞行器(RLV)在机身内部安装贮箱,形成融合式内外层结构,其受力特性的分析对减轻结构重量、提高结构可靠性有重要意义。针对 RLV 融合式内外层结构提出静定结构和静不定结构共三种连接方案,采用有限元分析方法对其进行静力分析;并通过改变内外层结构的厚度,来探究厚度对其传力比例的影响。结果表明:静不定结构连接方式比静定结构更加合理;通过改变厚度的方法来调整轴向载荷在内外层中的分配比例,可以使内外层结构均得到充分利用。

关键词: RLV;融合式内外层结构;受力特性;有限元法;厚度
中图分类号: V214.1 **文献标识码:** A

Analysis on Stress Characteristics of Reusable Launch Vehicle's Inner and Outer Structure

Yang Huabao, Xie Hongtao, Shi Zhenhai, Yu Xueyan
(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The tank of reusable launch vehicle(RLV) is installed inside the body, forming a double layer structure. The stress characteristics of connection between inner tank and outer vehicle structure is very important for reducing the structural weight and improving reliability. Three kinds of connection scheme are put forward, which are statically determinate structure and statically indeterminate structure. The finite element analysis method is used for the static analysis; and the effect of thickness on force transmission ratio are explored. Result shows that the statically indeterminate structure joint scheme is more reasonable; it can adjust the axial load in the inner and outer layer by changing the thickness of structure. In this way, the inner and outer structure can be fully exploited.

Key words: RLV; inner and outer structure; stress characteristics; finite element method; thickness

0 引言

重复使用飞行器(RLV)代表未来航天运载技术的发展方向,其最终目标是实现运载器的单级入轨和完全可重复使用,进而大幅降低运输成本^[1]。目前国际上使用的运载火箭都是一次性的,发射费用高、准备周期长、可靠性低,因此各航空航天强国正在努力研究多用途的可重复使用飞行器。RLV

是航空、航天技术的高度融合,具有快速、可靠、廉价进入空间的能力,在军事和民用方面有着非常广阔的应用前景^[2-3]。

纵观各国可重复使用运载器的研制历程,经历了一个从单级入轨完全可重复使用到多级入轨部分可重复使用的发展思路。20世纪80~90年代,美国提出的X-33、欧洲提出的HOTOL计划等,均为单级入轨重复使用方案,但都因技术难度过大、投入经费过多而终止。世界各国在认识到可重复使用运载器的研制难度后,纷纷转变发展思路,把多级入轨部分重复使用作为研究目标,例如美国提出的SMV计划、俄罗斯提出的Kliper计划等。而

且水平起降单级入轨方案一直是各国航天运输系统的发展方向^[4-5]。

一次性运载火箭的贮箱即火箭箭体外壳,承受全部的轴向载荷,而重复使用飞行器具有外层机身和内层贮箱的双层结构,相比于只用外层机身承受轴向载荷,内外层结构同时参与轴向传力能充分利用贮箱箱体结构,并有效减轻外层机身结构的重量。故外层机身与内层贮箱的连接至关重要,这种双层传力结构可增加飞行器的有效载荷,提高其可靠性。

本文针对 RLV 提出三种贮箱与飞行器机身结构的连接方案,采用有限元方法进行静力分析,对这三种连接方案进行对比,并探究内外层结构厚度对内外层传力比例的影响。

1 内外层结构连接方案

RLV 贮箱位于机身内,内外层结构示意图如图 1 所示,发动机推力机架与贮箱后端的后连接面连接,在机架作用点处设置有集中力扩散结构^[6]。中连接面和后连接面为蒙皮加内桁结构,同时设置有横向加强隔框。

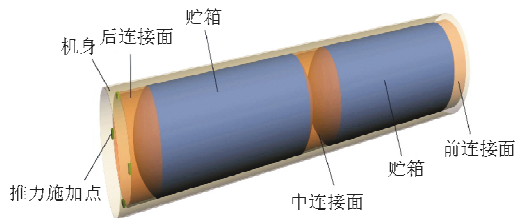


图 1 内外层结构示意图

Fig. 1 Diagram of inner and outer structure

飞行器机身布置有四根大梁的半硬壳式结构,四根梁分别位于机身对称面上、下及机身左右,在与纵轴垂直的平面内呈“十”字形分布;为了方便与贮箱连接,在前连接面、中连接面和后连接面处布置有加强框^[7]。

内层贮箱与外层机身结构由三个连接点连接起来,三个连接点分为固定铰接和活动铰接两种连接方式。

固定铰接型式如图 2 所示,每个连接面有 4 组推力销,支座外体和衬套安装在机身大梁上,推力销则安装在内层贮箱上。为了贮箱安装方便并防止径向变形,允许四个推力销径向自由滑动。

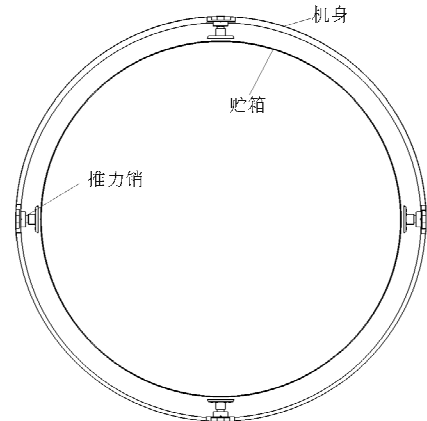


图 2 推力销型式固定铰接

Fig. 2 Fixed hinge of thrust pin

活动铰接型式如图 3 所示,每个连接面有 8 根连杆,连杆通过安装在贮箱和机身上的耳片连接,可以实现贮箱沿轴向在一定范围内的自由移动,只能传递径向力而不能传递轴向力。

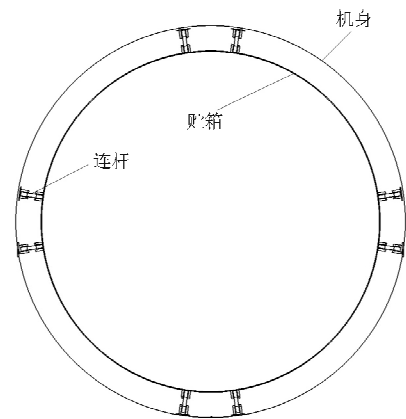


图 3 连杆型式活动铰接

Fig. 3 Movable hinge of connecting rod

连接方案一为轴向静定结构,三个连接面分别位于机身的后段、中段和前段,连接方式分别为固定铰接、活动铰接、活动铰接,简称固—铰—铰,如图 4 所示。

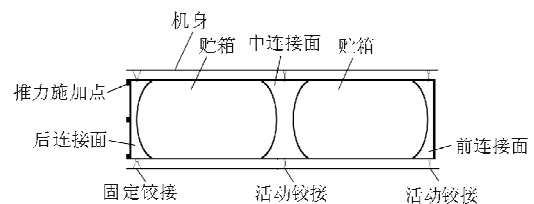


图 4 方案一示意图

Fig. 4 Diagram of the first scheme

通过方案一的这种轴向静定连接方式,发动机推力通过推力销传递到机身大梁上,并继续向前扩散;贮箱结构不承担发动机推力的传递,只承受自身的惯性载荷,推力主要由机身承担。由于贮箱为压力式容器,其结构主要依据内压进行设计,若贮箱不能承担发动机推力的传递,那么贮箱结构将得不到充分利用。

连接方案二也为轴向静定结构,三个连接面分别位于机身的后段、中段和前段,连接方式分别为活动铰接、活动铰接、固定铰接,简称铰—铰—固,如图 5 所示。

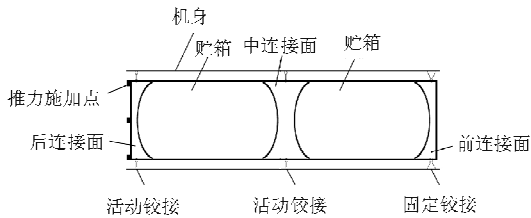


图 5 方案二示意图

Fig. 5 Diagram of the second scheme

通过方案二的这种轴向静定连接方式,发动机推力通过后连接面传递到贮箱箱体上,抵消贮箱自身的惯性力,并继续向前扩散,通过前连接面的固定铰接传递到机身上,推力主要由内层贮箱箱体来承担。若外层机身不能承担发动机推力的传递,那么其结构将得不到充分利用。

上述两种连接方案均为静定结构,其优点是结构简单,容易布置,但不能同时充分利用内外层结构。

连接方案三为轴向静不定结构,三个连接面分别位于机身的后段、中段和前段,连接方式分别为固定铰接、活动铰接、固定铰接,简称固—铰—固,如图 6 所示。

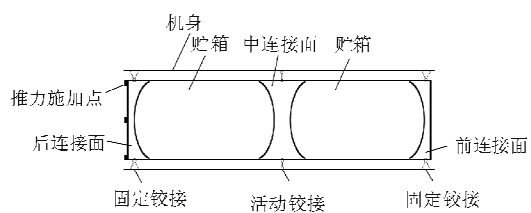


图 6 方案三示意图

Fig. 6 Diagram of the third scheme

通过方案三的这种静不定连接方式,发动机推

力由机身和贮箱共同承担,所承受力的大小与结构本身的受力特性及结构刚度有关^[8]。虽然这种连接方式相对复杂,连接接头的重量也略有增加,并且限制了贮箱轴向的伸缩变形,但是综合考虑,这种连接方式更加安全可靠。

2 三种连接方案简化模型的有限元分析

2.1 有限元简化模型的建立

依据有限元建模标准建立简化的内外层及连接结构的有限元模型,如图 7 所示。

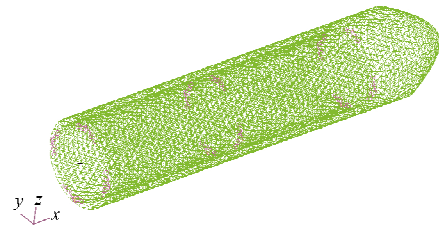


图 7 简化双层结构的有限元模型

Fig. 7 Finite element model of simplify double layer structure

该简化的双层结构的内、外层均为厚壁筒结构,厚度均为 4 mm。外层相当于机身结构,材料为铝合金 2024-T3;内层相当于机身内部的贮箱,材料为铝合金 2195。内外层采用 MPC 接头连接,布置在三个连接面上,类型为 RBE2。载荷及约束条件的施加:位移约束加在前部,约束三个方向位移为(0,0,0),位置如图 8 所示;推力加在内层结构后部的边缘(20 个点),推力大小恒定,施加位置及方向如图 9 所示;过载为推力除以总质量,方向与推力方向相反^[9-10]。

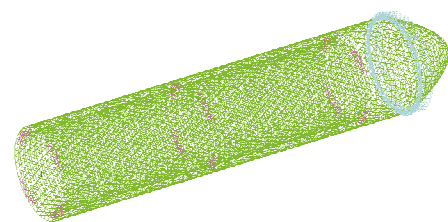


图 8 位移约束的施加

Fig. 8 Adding the displacement constraint

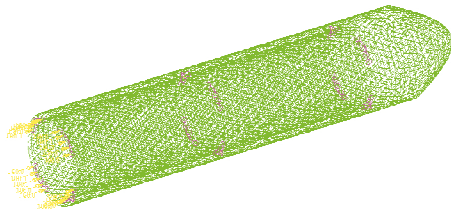


图 9 推力的施加
Fig. 9 Adding thrust

采用有限元方法对三种连接方案进行静力分析。有限元前处理及后处理采用 MSC. Patran, 求解器采用 MSC. Nastran。结构模型和有限元模型采用统一的坐标系, 即机体坐标系。计算是以满足强度为设计约束。

2.2 连接形式对内外层传力比例的影响

为了得到不同计算情况下的内外层结构轴向

力的分配比例, 在 1# ~ 2# 连接点之间 (即实际结构的后贮箱) 取截面 1, 在 2# ~ 3# 连接点之间 (即实际结构的前贮箱) 取截面 2, 来考察其轴力。双层结构轴力分析示意图如图 10 所示。

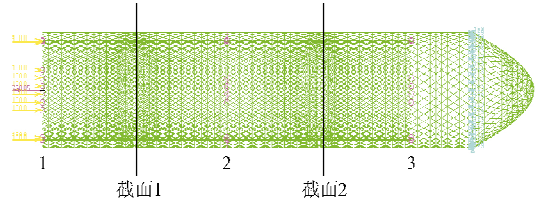


图 10 简化双层结构轴力分析
Fig. 10 Simplify double layer structure's force transmission

通过有限元静力分析, 提取内外层两个截面处所受轴向力, 分析结果如表 1 所示。

表 1 简化双层结构受力分析结果一

Table 1 Result one simplify double layer structure's force analysis

连接类型	截面 1			截面 2			结构重量/t
	内层轴力/N	外层轴力/N	合轴力/N	内层轴力/N	外层轴力/N	合轴力/N	
方案一 固-铰-铰	24 525.52 (30%)	58 014.64 (70%)	82 540.16	8 175.16 (17%)	39 445.41 (83%)	47 620.57	3.013
方案二 铰-铰-固	91 824.82 (91%)	-9 284.66 (9%)	82 540.16	75 474.48 (73%)	-27 853.90 (27%)	47 620.58	3.013
方案三 固-铰-固	48 263.11 (58%)	34 277.05 (42%)	82 540.16	31 912.75 (67%)	15 707.82 (33%)	47 620.57	3.033

2.3 厚度对内外层传力比例的影响

厚度是影响内外层传力比例的因素之一, 本文取每次变化量为筒壁厚度的 50%, 以使结果表现得更加明显, 便于观测和分析。考虑到实际情况下, 外层结构还要受到气动力等载荷的影响, 故加

厚内层贮箱厚度来改变内外层厚度比, 使内层结构承受更多的轴向推力。

在上述计算条件的基础上, 取外层筒壁厚度为 4 mm, 内层筒壁厚度为 6 mm 进行计算, 结果如表 2 所示。

表 2 简化双层结构受力分析结果二

Table 2 Result two simplify double layer structure's force analysis

连接类型	截面 1			截面 2		
	内层轴力/N	外层轴力/N	合轴力/N	内层轴力/N	外层轴力/N	合轴力/N
方案一 固-铰-铰	31 617.72 (39%)	49 863.32 (61%)	81 481.04	10 539.22 (24%)	33 903.69 (76%)	44 442.91
方案二 铰-铰-固	89 460.75 (92%)	-7 979.72 (8%)	81 481.03	68 382.25 (74%)	-23 939.07 (26%)	44 443.18
方案三 固-铰-固	52 004.17 (64%)	29 476.87 (36%)	81 481.04	30 925.66 (70%)	13 517.52 (30%)	44 443.18

取外层筒壁厚度为 4 mm,内层筒壁厚度为 8 mm 进行计算,结果如表 3 所示。

表 3 简化双层结构受力分析结果三

Table 3 Result three simplify double layer structure's force analysis

连接类型	截面 1			截面 2		
	内层轴力/N	外层轴力/N	合轴力/N	内层轴力/N	外层轴力/N	合轴力/N
方案一 固—铰—铰	36 961.96 (46%)	43 721.02 (54%)	80 682.98	12 320.63 (29%)	29 728.34 (71%)	42 048.97
方案二 铰—铰—固	87 679.35 (93%)	-6 996.37 (7%)	80 682.98	63 038.02 (75%)	-20 989.05 (25%)	42 048.97
方案三 固—铰—固	54 982.71 (68%)	25 700.26 (32%)	80 682.97	30 341.38 (72%)	11 707.58 (28%)	42 048.96

2.4 内外层结构受力特性分析

从表 1~表 3 可以看出,轴向静不定结构(固—铰—固)相应截面的合轴力与对应的轴向静定结构(固—铰—铰、铰—铰—固)是一致的,表明计算结果是正确的。

(1) 相比于轴向静定结构(方案一、方案二),轴向静不定结构(方案三)内外层传力比例更均衡。

从表 1 可以看出:方案一主要由外层机身结构承受轴向载荷,方案二主要由内层贮箱箱体承受轴向载荷,方案一和方案二均不能充分利用内外层结构,使其发挥最大作用;方案三内外层传力比例明显比前两种方案均衡。

虽然方案三接头总重量比方案一、方案二增大了 20 kg,但是采用方案三,即轴向静不定结构(固—铰—固),可以充分利用内层贮箱结构的轴向承载能力,最大限度地发挥内层贮箱的作用,来承受更大的轴向推力载荷,对于减轻外层机身结构重量大有裨益。

同时,静不定结构是一种有余度的结构,对提高连接的可靠性,保证系统安全工作,也十分有益。

(2) 内外层结构的传力比例与厚度有关。

从表 1~表 3 可以看出,不论是哪种连接方案,增大内层贮箱的厚度,内层贮箱的结构受载都有所增加。

在其他条件不变的情况下,随着筒壁厚度的增加,结构的拉压刚度增加,其承受拉压载荷的能力也随之增加,受载也会增加。

以方案三为例,对比分析厚度对内外层传力比例及结构重量的影响程度,结果如表 4 所示。

表 4 方案三(固—铰—固)内外层受载的比较

Table 4 The third scheme force transmission ratio of inner and outer structure

筒壁厚 度/mm	截面 1		截面 2		结构重 量/t
	内层轴力 百分比	外层轴力 百分比/%	内层轴力 百分比	外层轴力 百分比/%	
内层 4 外层 4	58%	42	67%	33	2.873
内层 6 (+50%) 外层 4	64% (+6%)	36	70% (+3%)	30	3.491
内层 8 (+100%) 外层 4	68% (+10%)	32	72% (+6%)	28	4.109

从表 4 可以看出,轴向静不定结构(固—铰—固)在外层厚度不变的情况下,随着内层厚度增加 50%和 100%(均在 4 mm 的基础上),内层承受的轴向载荷分别增加了 6%(截面 1)、3%(截面 2)和 10%(截面 1)、6%(截面 2),而结构重量分别增加了 21.5%和 43.0%。

同时,通过改变刚度(本文通过改变厚度)来调整轴向载荷在内外层中的分配比例,可以达到预期目的,与静不定结构的刚度分配法相一致;但是会付出较大的重量代价。

3 结 论

(1) 后中前三个连接面分别为固—铰—固的静不定结构比静定结构更能充分利用贮箱的箱体结构,减轻外层机身结构的重量,而且静不定结构比静定结构可靠性更高。

(2) 通过改变厚度来调整内外层轴向载荷的分配,可以达到预期目的,与静不定结构的刚度分配法相一致。

(3) 对内外层连接方式及传力比例分配的研究,可以为双层结构的应用提供参考。

(4) 静不定结构的连接形式限制了贮箱轴向的伸缩变形,解决该问题的方法需进一步研究。

参考文献

- [1] Marco Caporicci, Luisa Innocenti. Future European launcher plans [C] // Acta Astronautica, 52nd IAF Congress. Great Britain; Elsevier Science Ltd., 2002; 537-548.
- [2] Kladtke R, Obersteiner M. A European road map for RLVs [C] // Acta Astronautica, 52nd IAF Congress. Great Britain; Elsevier Science Ltd., 2002; 477-485.
- [3] 于震, 孙伶俐, 单文杰. 国外可重复使用运载器发展现状和趋势[J]. 国际太空, 2012(12): 2-6.
Yu Xia, Sun Lingli, Shan Wenjie. Foreign RLV development status and trend[J]. Space International, 2012(12): 2-6. (in Chinese)
- [4] 杨勇. 我国重复使用运载器发展思路探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 2006(4): 1-4.
Yang Yong. Study on roadmap of Chinese reusable launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2006(4): 1-4. (in Chinese)
- [5] 王振国, 等. 可重复使用运载器研究进展[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
Wang Zhenguo, et al. Reusable launch vehicle research progress[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [6] 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.
Xia Deshun. Development of the tank for reusable launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2001(2): 12-18. (in Chinese)
- [7] 陶梅贞, 等. 现代飞机结构综合设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001: 75-78.
Tao Meizhen, et al. Design of modern aircraft structure [M]. Xi'an; Northwestern Polytechnical University Press, 2001; 75-78. (in Chinese)
- [8] 朱平萍, 刘宪力. 大型贮箱结构及工艺性研究[J]. 航天制造技术, 2011, 6(3): 42-45.
Zhu Pingping, Liu Xianli. Structural and technological research on large tank[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2011, 6(3): 42-45. (in Chinese)
- [9] 马爱军, 等. Patran 和 Nastran 有限元分析专业教程[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005: 47-49.
Ma Aijun, et al. Patran and Nastran finite element analysis professional tutorial [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005; 47-49. (in Chinese)
- [10] 王华侨. 结构有限元分析中的网格划分技术及其应用实例[J]. CAD/CAM 与制造业信息化, 2005(1): 42-47.
Wang Huaqiao. Structural finite element analysis of grid technology and its application[J]. CAD/CAM and Manufacturing Informatization, 2005(1): 42-47. (in Chinese)

作者简介:

杨华保(1964—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器总体综合设计。

谢洪涛(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

史振海(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

于雪艳(1987—),女,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:马文静)