

新一代火箭卫星整流罩的模态特性分析、试验与模型修正*

朱春艳^{1†} 臧旭^{1,2} 张锦¹ 刘松¹ 狄文斌¹

(1.上海宇航系统工程研究所 上海 201109) (2.复旦大学航空航天系 上海 200433)

摘要 针对全透波段非金属夹层结构的新一代运载火箭卫星整流罩,建立有限元模型,计算了半罩在不同边界条件下的模态特性.地面模态试验中,采用垂直悬挂和置于海绵垫上多种方式模拟自由边界条件,基于频响函数和特征值、特征向量辨识半罩模态,基于试验结果采用模型缩聚迭代算法对仿真计算模型进行模型修正,得到高精度的可供全箭动力学分析和整流罩分离分析使用的有限元模型.

关键词 新一代运载火箭, 非金属夹层整流罩, 结构动力学, 模态试验, 模型修正

DOI: 10.6052/1672-6553-2017-36

引言

当运载火箭处于临射状态时,卫星整流罩保护罩内的卫星不受外界环境的影响,飞行过程中,罩体外壳构成了火箭有效载荷部分的气动外形,当火箭飞越大气层时,整流罩使卫星免受气动加热、加载、噪声等环境因素的危害^[1-3].因此,整流罩对于卫星的顺利升空至关重要.由于整流罩为薄壁壳结构,且周向刚度小,基频低,受外界干扰或分离时由于呼吸、扭转和弯曲等模态影响易导致弹性振动,可能会减小整流罩在分离时与卫星之间的间隙,增加相碰的危险性^[4-6].随着火箭有效载荷包络和复杂度不断增大,整流罩尺寸不断增大,固有频率不断减低,获取准确的整流罩模态特性参数,将为全箭精确模型的建立以及整流罩分离仿真提供重要支撑.

目前,常规型号整流罩通常采用高强铝合金板或型材,仅球头前锥段为复材结构,新一代运载火箭卫星整流罩是一个全透波段采用非金属夹层结构的卫星整流罩,除了结构尺寸、质量较以往整流罩有所不同外,动力学特性也存在差异.为了准确获取新型整流罩的动力学特性,除必要的仿真计算,地面试验不可或缺,试验中合理地模拟自由边

界条件也是准确获取试验数据的关键之一.

航天器结构的地面试验需针对不同的动力学结构综合效益、试验需求等选择不同的自由边界条件模拟方式.典型航天器结构经常采用悬挂或将结构置于柔软物体上模拟自由边界^[7],如基频较低的太阳电池阵,地面模态试验有专门的低频悬挂系统或置于气浮平台上^[7],卫星整流罩可采用橡皮绳直接悬挂或置于海绵垫上.

新一代运载火箭卫星整流罩为基本对称性结构,本文基于有限元方法建立了卫星整流罩半罩的动力学模型,分析了半罩模型自由边界条件下的模态特性.地面试验分别采用三点悬挂、四点悬挂及置于海面垫上三种方式模拟自由边界条件,计算了半罩在不同边界条件下的结构动力学特性,并针对不同的试验边界条件对整流罩模态的影响进行了分析研究.最后,基于试验结果对有限元模型进行了修正,得到了较高精度的有限元模型.

1 有限元建模及模态分析

新一代运载火箭卫星整流罩透波段采用一体化设计,由两个蜂窝夹芯复合材料半罩铆接而成,如图1所示,整流罩分四部分:球头、曲线段、筒段和倒锥段.

2016-05-19 收到第1稿,2016-08-11 收到修改稿.

*上海市科学技术委员会扬帆计划项目(15YF1411900)

† 通讯作者 E-mail: zhuchunyan@fudan.edu.cn

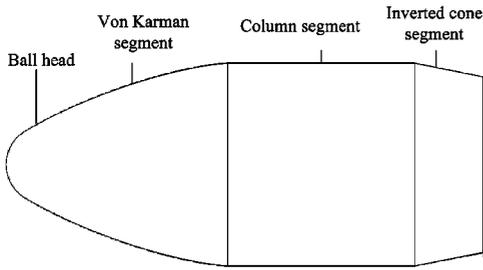


图 1 卫星整流罩理论外形

Fig. 1 Outline drawing of satellite fairing

由于卫星整流罩结构对称性较好,半罩的结构动力学特性具有代表性的意义,因此这里只研究半罩的动力学特性.采用 MSC.PATRAN 建模,其三维有限元模型主要由简化的梁、壳等单元构成,倒锥段与透波段的连接采用刚性单元近似,梁考虑剪切效应和偏心距,有限元模型如图 2 所示.

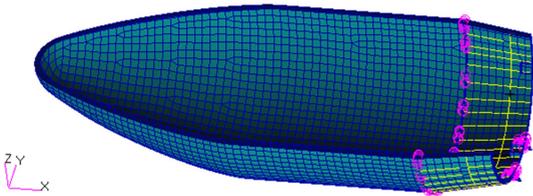


图 2 卫星整流罩半罩有限元模型

Fig.2 Finite element model of the half fairing

采用 MSC.NASTRAN 的 SOL103 模块计算得到自由边界条件下的模态特性.表 1 列出了固有频率计算值.低频模态对半罩的弹性振动影响较大^[8],前 4 阶振型分别为扭转振型、z 向振型、y 向振型、y 向振型.仿真计算可初步得到半罩模态特性,由于复合材料结构受材料、工艺等因素影响较大,需要地面试验加以验证,并在试验基础上得到更精确的动力学模型.

表 1 半罩固有频率计算结果/Hz

Table 1 Frequencies of the half fairing/Hz

Order	Frequencies	Mode shape
1	4.34	Torsion
2	7.28	Bending in z-direction
3	12.50	Bending in y-direction
4	18.13	Bending in y-direction

2 地面模态试验

2.1 试验准备

2.1.1 激励点的选择

选择激励点的位置,最显然的方法是以对驱动

点留数的研究为基础的.留数 A_{ijr} 借助模态参数由下面的频响函数表达式定义:

$$H_{ij}(j\omega) = \sum_{r=1}^N \left(\frac{Q_r \psi_{ir} \psi_{jr}}{(j\omega - \lambda_r)} + \frac{Q_r^* \psi_{ir}^* \psi_{jr}^*}{(j\omega - \lambda_r^*)} \right) = \sum_{r=1}^N \left(\frac{A_{ijr}}{(j\omega - \lambda_r)} + \frac{A_{ijr}^*}{(j\omega - \lambda_r^*)} \right) \quad (1)$$

在纯模态情况下,若按单位模态质量换算,模态比例系数则为:

$$Q_r = \frac{1}{j2\omega_r} \quad (2)$$

因此,驱动点留数 ($i=j$) 为:

$$A_{ijr} = \frac{\psi_{jr}^2}{j2\omega_r} \quad (3)$$

(1)(2)(3) 式中 ψ_{ir}, ψ_{ir}^* 为复值模态位移, λ_r, λ_r^* 为共轭极点.由(3)式可知,某个或某些自由度对于尽可能多的模态,当留数值 A_{ijr} 较大时,这样的自由度就是比较好的激励点,当某个 ψ_{ir} 为零时,意味着激励点在某一阶模态的一个节点上,将会导致这阶模态不能检测出来^[9,10].

模态试验流程示意图如图 3. 试验中,参试半罩为全尺寸结构,采用动态激振器施加激励信号,在式(3)的理论支撑下,结合工程经验及需求选择单点激励点的位置,并根据预试验结果调整.激振器采用摆式悬挂的方式,见图 4^[11].

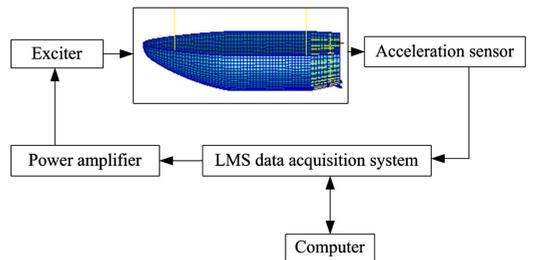


图 3 半罩模态试验示意图

Fig. 3 Flow chart of the modal test for half fairing

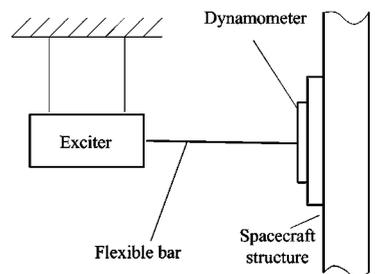


图 4 激振器摆式悬挂安装图

Fig. 4 Pendulous suspension installation drawings of the exciter

2.1.2 传感器布置

在整流罩的外表面上布置加速度传感器,传感器的数目和位置取决于工程上关心频率范围、期望的模式数目、试件上的关心区域、可用的传感器数.结合仿真分析和预试验确定传感器位置和个数,测点的数量和位置应表征在工程有意义频带内各阶主模态振型的基本轮廓^[10,11].对于半罩模态试验,共布置26个传感器,具体位置见图5.

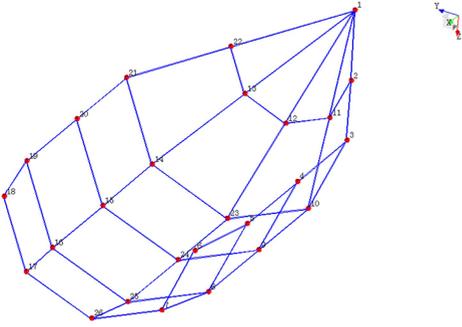


图5 半罩模态试验测点布置

Fig. 5 Measuring points of model test for half fairing

2.1.3 信号输入及数据采集

激励力为随机白噪声,数据采集的平均次数为30~50次,频率分辨率0.1Hz,力信号和响应信号使用汉宁窗函数.经LMS数据分析采集系统发出并接收指令信号,基于频域模态分析法确定每阶固有模态.

2.2 试验工况

2.2.1 三点悬挂

半罩地面模态试验需要模拟自由边界条件,地面试验较难设计出完全自由的边界条件,垂直悬挂是地面试验经常采用的一种自由边界条件模拟方式,采用三点悬挂的方式,如图6所示.



图6 三点悬挂边界条件

Fig. 6 Free boundary condition with three hanging ropes

试验用吊绳为橡胶材料,吊绳刚度对整流罩自身模态影响很小,吊点的选择除要求整流罩有合适

的悬挂位置,还需保证悬挂后整流罩处于水平平衡状态.分别对图5中的6点 z 方向、18点 z 方向激励,考虑20Hz以内的频率,试验得到的频响函数集总平均幅值见图7.20Hz以内获取了5阶频率,具体数值见表2.可见,大于4Hz处有两个较为接近的频率都为扭转频率,为了进一步验证试验结果的正确性,接下来将采用不同的自由边界条件模拟方式做验证性试验.

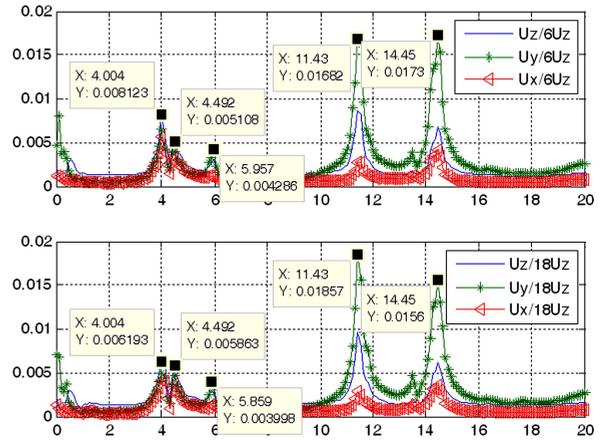


图7 三点悬挂频响函数

Fig. 7 Frequency response with three hanging ropes

表2 三点悬挂试验频率/Hz

Table 2 Frequency for boundary condition with three hanging ropes/Hz

Order	Frequency	Mode shape
1	4.00	Torsion
2	4.49	Torsion
3	5.96/5.86	Bending in z -direction
4	11.43	Bending in y -direction
5	14.45	Bending in y -direction

2.2.2 四点悬挂

如图8所示为四点悬挂模拟自由边界条件.18点 z 方向激励,试验得到的频响函数集总平均幅值见图9,20Hz以内采集到的频率见表3.



图8 四点悬挂边界条件

Fig. 8 Free boundary condition with four hanging ropes

从图 9 中可以看出,前两阶频率值较低,半罩振型表现为刚体运动,只有一阶扭转模态,为了进一步验证结果的正确性,考虑将整流罩置于海绵垫上。



图 10 置于海绵垫上边界条件

Fig. 10 Free boundary condition on a sponge

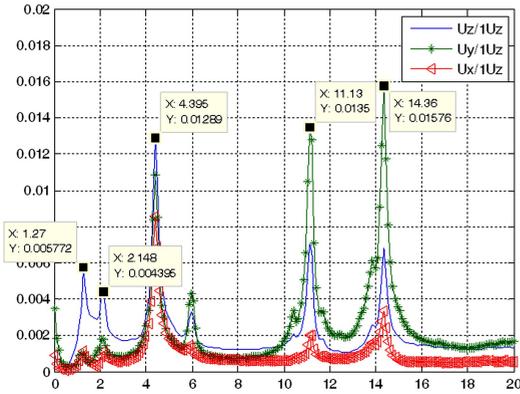


图 9 四点悬挂频响函数

Fig. 9 Frequency response with four hanging ropes

表 3 四点悬挂试验频率/Hz

Table 3 Frequency for boundary condition with four hanging ropes/Hz

Order	Frequency	Mode shape
1	1.27	Rigid body mode
2	2.15	Rigid body mode
3	4.40	Torsion
4	5.96	Bending in z-direction
5	11.13	Bending in y-direction
6	14.36	Bending in y-direction

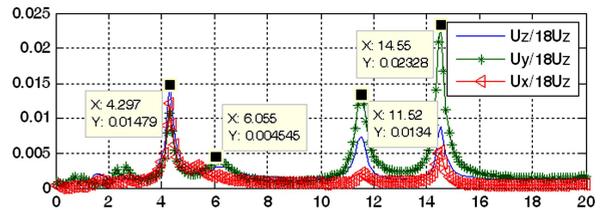
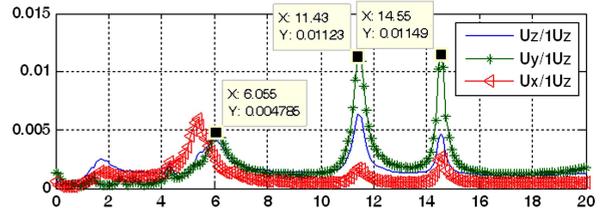


图 11 置于海绵垫上的频响函数

Fig. 11 Frequency response on a sponge

2.2.3 置于海绵垫上

为了进一步确定半罩 20Hz 以内的非刚体模态,将整流罩置于厚海绵垫上,见图 10,频响函数集总平均幅值见图 11,采集到的频率见表 4。激励点为 1 点 z 方向和 18 点 z 方向,1 点处于半罩对称面上,由图 11 可见,1 点激励不能完全激发出第 1 阶扭转模态,相对于悬挂的方式,置于海绵垫上时增大了整流罩的径向刚度(图 5 中的 z 方向),第 2 阶 z 向频率大于悬吊边界的这阶频率。

表 4 置于海绵垫上试验频率/Hz

Table 4 Frequency for the boundary condition on a sponge/Hz

Order	Frequency	Mode shape
1	4.30	Torsion
2	6.06	Bending in z-direction
3	11.52	Bending in y-direction
4	14.55	Bending in y-direction

3 仿真模型修正

计算全箭模态和整流罩分离时,需要用到整流罩的仿真计算模型,因此需要根据试验结果对仿真模型进行模型修正。比较三种边界下采集到的半罩模态,三点悬挂在 4Hz 处有两阶扭转振型,与半罩结构动特性不符;置于海绵垫上时,1 点 z 向激励第一阶扭转模态没有被完全激发出来,18 点 z 向激励,第 2 阶 z 向模态没有被完全激发出来。因此,选择 4 点悬挂的试验结果作为有限元模型修正的依据。

模型修正在 FEMtools 商业软件下进行,经过以下三个步骤:1) 设定材料弹性模量为设计变量;2) 目标函数为频率差和 MAC 值,目标频率与试验频率前 4 阶相对差值在 5% 以内,目标振型和试验振型 MAC 值匹配在 0.9 以上;3) 约束参数变化范围为 ±10%。基于模型缩聚——迭代计算,共迭代 5 步,得到修正后的结果。图 12 所示为试验振型(四点悬挂)与修正后的仿真计算振型对比图,图中,网

格线表示仿真计算振型,点线表示试验振型,从图中可以看出试验和仿真模型的各阶振型.表5中的计算值为经过模型修正的值,频率相对误差=(计算值-试验值)/试验值,比较表1和表5可见,修正后的仿真计算结果和试验结果差异很小,可以作为新一代运载火箭卫星整流罩的实际频率使用.

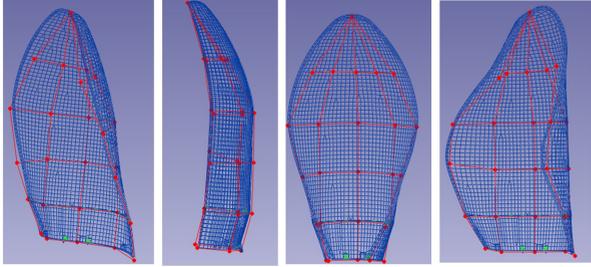


图12 试验与仿真计算振型对比

Fig. 12 Model shapes of half fairing from test and FE simulation

表5 半罩仿真频率/Hz

Table 5 Frequency of the half-fairing/Hz

Order	testing Frequency	computing Frequency	MAC	Related errors
1	4.40	4.37	0.95	-0.68%
2	5.96	5.97	0.95	0.17%
3	11.13	11.10	0.96	-0.27%
4	14.36	14.59	0.96	1.60%

4 结论

本文详细叙述、分析了新一代运载火箭卫星整流罩半罩产品地面模态试验过程,采用不同的方式模拟了自由边界条件,并研究不同边界条件模拟方式对半罩模态的影响,试验结果和仿真结果相互验证,基于试验结果对仿真模型进行了修正,得到了较高精度的半罩仿真模型可供全箭动力学分析和整流罩分离使用.从上述分析中可以得出以下结论:

1) 模态试验激励点和测量点的选择关系到能否获取工程师们关心的频带内完整的频率;

2) 不同的悬挂方式都能够获取半罩的模态信息,四点悬挂 11Hz 附近的频率较其他边界偏低,置于海绵垫上径向频率(z 向)较悬挂工况下的频率略高,原因为不同边界条件的附加刚度有差别.

3) 基于试验结果的模型修正,可得到精度较高的仿真计算模型,供后续全箭动力学分析、整流罩分离分析使用.

参考文献

- 1 王毅,朱礼文,王明宇等. 大型运载火箭动力学关键技术及其进展综述. 导弹与航天运载技术, 2000(1):29~37 (Wang Y, Zhu L W, Wang M Y, et al. Summary of some key technologies on dynamics of large launch vehicle. *Missiles and Space Vehicles*, 2000(1):29~37 (in Chinese))
- 2 Krivanek T M, Yount B C. Composite payload fairing structural architecture assessment and selection. NASA, 2012; 20120009204
- 3 李耀民. 卫星整流罩设计与“三化”. 导弹与航天运载技术, 1999(2):2~11 (Li Y M. Satellite fairing design and systematization, standardization and combination. *Missiles and Space Vehicles*, 1999(2):2~11 (in Chinese))
- 4 徐永成,苟永杰,王石刚. 某卫星整流罩分离仿真分析. 上海航天, 2009(1):53~56 (Xu Y C, Gou Y J, Wang S G. Simulation analysis of separation for some satellite fairing. *Aerospace Shanghai*, 2009(1):53~56 (in Chinese))
- 5 董寻虎,骆剑. 大型柔性整流罩抛罩多体动力学仿真. 上海航天, 2005(5):28~33 (Dong X H, Luo J. Multi-body dynamics simulation of large scale flexible fairing separation. *Aerospace Shanghai*, 2005(5):28~33 (in Chinese))
- 6 Butcher J R. The separation test in vacuum of the Ariane 4 payload fairing. NASA, 1989; 19890003241
- 7 刘松,邹义成,丁瀛等. 大型太阳能电池阵模态试验方法. 航天器环境工程, 2013,30(2):165~170 (Liu S, Zou Y C, Ding Y, et al. Modal test for large solar array. *Spacecraft Environment Engineering*, 2013,30(2):165~170 (in Chinese))
- 8 Bertram, 李庆忠. 用扩充的模态鉴定试验验证阿里安4卫星有效载荷整流罩数学模型. 国外导弹与航天运载器, 1990(12):49~58 (Bertram, Li Q Z. An extensional model survey test for the mathematical model of ariane 4 launcher fairing. *Foreign Missile and Space Vehicle*, 1990(12):49~58 (in Chinese))
- 9 沃德·海伦,斯蒂芬·拉门兹,波尔·萨斯著. 白化同,郭继忠译. 模态分析理论与试验. 北京:北京理工大学出版社, 2001 (Heylen W, Lammen S, Sas P. Translated by Bai H, Guo J. Model analysis theory and testing. Beijing: Institute of Technology Press, 2001 (in Chinese))

- Chinese))
- 10 郭其威,吴松,刘芳等. 航天器模态分析-试验体系工程实践研究. 动力学与控制学报, 2014, 12(3):274~278 (Guo Q W, Wu S, Liu F, et al. Research on engineering practice of modal analysis-test of spacecraft. *Journal of Dynamics and Control*, 2014, 12(3):274~278 (in Chinese))
- 11 宴廷飞,李晔,杨松等. 航天器模态试验方法. 国防科学技术工业委员会, 2008: GJB2706A-2008 (Yan T F, Li Y, Yang S, et al. Modal test method for spacecraft. Beijing: Commission of Science. Technology and Industry for National Defence, 2008: GJB2706A-2008 (in Chinese))

TEST, ANALYSIS AND MODEL UPDATING OF STRUCTURAL DYNAMICS FOR SATELLITE FAIRING OF NEW GENERATION SPACE VEHICLE*

Zhu Chunyan^{1†} Zang Xu^{1,2} Zhang Jin¹ Liu Song¹ Di Wenbin¹

(1. Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China)

(2. Department of Aeronautics and Astronautics Fudan University, Shanghai 200433, China)

Abstract A finite element model of half-fairing of a new generation space vehicle with laminated nonmetal structure is built for the modal analysis. For the laboratory modal test, several methods are used to simulate the free boundary condition, such as hanging the fairing with a suspension system or putting the fairing on a sponge cushion. Model identification of half-fairing modes is done based on FRF, eigenvalues and eigenvectors. Based on test model, the finite model is updated. At last, a high-precision finite element model of satellite fairing is developed, which can be used for the analysis of fairing separation and space vehicles.

Key words new generation space vehicle, laminated nonmetal satellite fairing, structural dynamics, modal test, model updating