

文章编号:1674-8190(2013)04-426-05

有效载荷基频降低对火箭动特性的影响

雷羽¹, 赵美英¹, 杨虎军^{1,2}

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国航天科技集团公司 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 为了分析有效载荷基频降低对火箭动特性的影响规律,采用纵横扭一体化梁模型与耦合质量方法模拟箭体承力结构与液体推进剂,使用 NASTRAN 中的 RBE2 单元模拟芯级与助推器连接接头。通过修改有效载荷有限元模型以得到不同的有效载荷基频,选取飞行过程中的四个典型秒状态,计算三种不同有效载荷基频下全箭的前九阶固有振动频率。结果表明:纵横扭一体化梁模型在进行全箭动特性分析时模型简单,结果满足要求,可用于设计初期的模态分析;同时,分析得到基频降低对全箭动特性的影响规律,给卫星设计人员提供了相关依据。

关键词: 梁模型;耦合质量;基频降低;秒状态;动力学特性

中图分类号: V475.1

文献标识码: A

Effects of Payload's Base Frequency Reduction on Dynamic Characteristics of Rocket

Lei Yu¹, Zhao Meiyi¹, Yang Hujun^{1,2}

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to analyze the effects of payload's base frequency reduction on dynamic characteristics of rocket, the longitudinal-lateral-torsional integrated beam model and coupled mass method are used to simulate load-bearing structure of rocket and liquid propellant, and the RBE2 element in NASTRAN is also used to simulate the joints between the core and the booster of launch vehicle. Different payload's base frequency can be obtained by modifying the finite element model of payload. The author chooses four typical second states in the process of flying, and obtains the first nine natural frequency of the rocket in three different payload's base frequency. Results show that the integrated beam model is very simple and practical in analyzing the dynamic characteristics of rocket, and the results can meet the requirements. The model can be used for modal analysis at the early stage of design. At the same time, the effects of payload's base frequency reduction on dynamic characteristics of rocket can be obtained by analyzing the natural frequency data. These conclusions can provide some related basis for the design of rocket.

Key words: integrated beam model; coupled mass; base frequency reduction; second state; dynamic characteristics

0 引言

火箭的全箭动力学特性是火箭载荷设计的基础,

是结构与推进系统相互耦合产生的自激振动分析和设计的基础,也是火箭姿态控制系统设计的重要参数^[1]。一枚尺寸大、起飞重量大、结构复杂的火箭,不论是整体还是局部,均是弹性体。全箭振动主要是指横向弯曲、扭转和纵向振动,全箭振动往往与控制系统的俯仰、偏航、滚动回路的敏感元件(如速率陀螺、加速度表)以及控制回路相互作用

收稿日期:2012-09-26; 修回日期:2012-12-21

通信作者:雷羽, nuaaleiyu@126.com

用。一旦这种相互作用明显或强烈,将造成火箭飞行过程中的不稳定振动^[2-5]。为了使同一型号的火箭能够满足更多发射任务的要求,即对于不同的有效载荷,需要研究其基频不同时,各典型秒状态下全箭的动力学特性。由于火箭全箭振动试验需花费大量的人力与资金,目前一般采用有限元法来计算分析全箭动特性。

采用有限元法计算全箭动特性的准确性取决于火箭有限元模型。目前各国各系列的运载火箭多采用两级、三级串联或捆绑助推器的形式,全箭结构长度与直径之比一般在 10 以上,可以简化为多分支等效梁模型^[6]。本文选取火箭飞行过程中助推器分离后、整流罩分离后、芯一级分离前和芯一级分离后四种典型秒状态(下文中将这四种秒状态分别称为状态 1、状态 2、状态 3 和状态 4),在 MSC. Patran 中建立与各秒状态相应的纵横扭一体化梁模型,坐标原点为全箭理论顶点。通过计算得到有效载荷基频分别为 8、6 和 4 Hz 时箭体结构的前九阶固有振动频率。

1 火箭有限元模型

1.1 有效载荷基频引入技术

对于同一型号的火箭,在不同的卫星发射任务要求下,有效载荷基频不同。本文的有限元模型,采用梁单元建立有效载荷模型,边界条件为梁单元底部结点固支。通过调节模型的结构质量分布和结构材料参数,得到有效载荷基频分别为 8、6 和 4 Hz。

假设某型号火箭箭体全长 63 m,芯级直径 5 m,捆绑四个直径 3.35 m、长 24 m 的助推器;点火前贮箱为近满液状态,全箭起飞重量 850 t。火箭各级承力结构可以看成薄壁加强筋结构(又称半硬壳结构),其纵向构件(桁条)和蒙皮是主承力结构。建模时采用空心圆柱梁单元模拟薄壁加强筋结构,其刚度由截面特性及材料性能确定。定义梁单元截面厚度时,采用的是平均厚度,其计算公式为

$$\bar{t} = d + \frac{\sum A_i}{\pi D} \quad (1)$$

式中: d 为蒙皮厚度; A_i 为纵向构件的横截面积; D 为箭体壳段的直径。

火箭的质量主要包括壳体结构质量、发动机质

量、有效载荷和推进剂质量四部分。根据真实结构把发动机支架简化成不同截面的梁单元,只考虑发动机的质量效应,不考虑其对刚度的影响,即将其简化为集中质量。通过定义相应梁单元的截面属性和材料密度,得到壳体结构质量。为了准确模拟贮箱纵向变形时推进剂只跟随箱底运动、横向变形时推进剂跟随箭体一起平动、扭转变形时推进剂不动的特点^[7],采用耦合质量方法模拟液体推进剂。在 MSC. Nastran 中定义贮箱中部圆柱段节点、底部圆锥段节点处的推进剂单元质量矩阵分别为

$$M_f^c = \begin{bmatrix} 0 & & & & & \\ & m_f^c & & & & \\ & & m_f^c & & & \\ & & & 0 & & \\ & 0 & & & 0 & \\ & & & & & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$M_f^s = \begin{bmatrix} \sum m_f^s & & & & & \\ & m_f^s & & & & \\ & & m_f^s & & & \\ & & & 0 & & \\ & 0 & & & 0 & \\ & & & & & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: m_f^c 为贮箱柱段某个节点周围推进剂的质量; $\sum m_f^s$ 为整个贮箱内推进剂的总质量。四种秒状态下各级贮箱中推进剂的质量如表 1 所示。

表 1 四种秒状态下各级贮箱中推进剂的质量
Table 1 Propellant quality in four second states at all tanks
单位:kg

状态	二级氢箱	二级氧箱	一级氢箱	一级氧箱
1	4.388	25.362	16 513.72	89 667.21
2	4.388	25.362	10 725.96	58 494.75
3	4.388	25.362	3571.97	527.79
4	4.388	25.362	—	—

对于卫星支架、级间段以及各级发动机与箭体承力结构的连接,采用多点约束(MPC)的 Rigid(Fixed)单元模拟;前、后捆绑机构同时使用 RBE2 单元和梁单元;释放连杆与芯级、助推器连接节点的三个转动自由度模拟球铰机构。这种建模方式能较好地模拟该型号火箭的传力路径,由此建立的全箭有限元模型如图 1 所示。

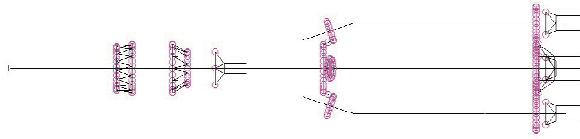


图1 全箭有限元模型

Fig. 1 Finite element model of rocket

1.2 四种秒状态下的火箭有限元模型

与全箭满液状态相比,四种秒状态下各级贮箱中液体推进剂的质量各不相同。状态1中助推器与芯级分离,同时芯一级贮箱中推进剂质量减少,其有限元模型如图2所示。由于此型号火箭整流罩分离发生在芯一级分离之前,因此状态2与状态3有限元模型理论外形相同,只是芯一级贮箱中的液体推进剂质量不同,如图3所示。状态4对应芯一级分离,此时只剩下芯二级与有效载荷舱段,如图4所示。



图2 状态1有限元模型

Fig. 2 Finite element model of state 1

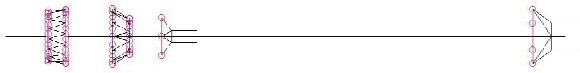


图3 状态2、状态3有限元模型

Fig. 3 Finite element model of state 2 and state 3

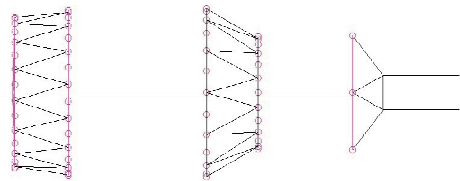


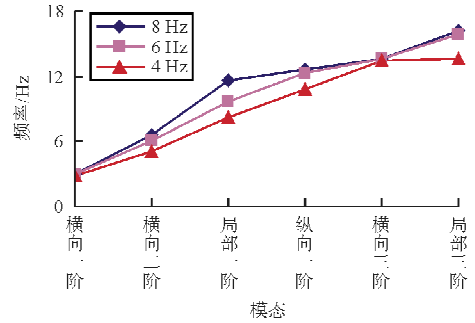
图4 状态4有限元模型

Fig. 4 Finite element model of state 4

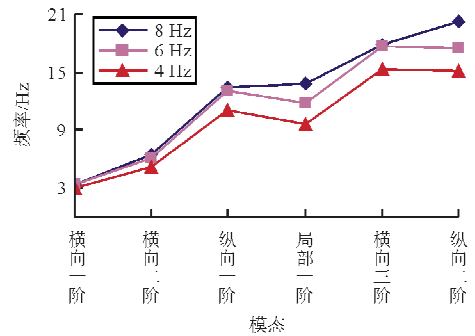
2 四种典型秒状态下全箭动特性分析

使用上文中的梁模型,计算得到四种典型秒状态下,有效载荷基频分别为8、6和4 Hz时,箭体结构的前九阶模态,分别为横向一阶(俯仰)、横向一阶(偏航)、横向二阶(俯仰)、横向二阶(偏航)、横向三阶(俯仰)、横向三阶(偏航)、星箭界面处局部模态、纵向一阶、纵向二阶(或局部二阶),各阶俯仰和偏航状态下的固有频率相同。由此得到不同有效

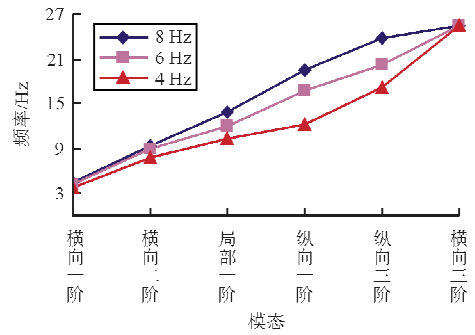
载荷基频下全箭固有频率变化规律如图5所示。运载火箭主要关心的,四种秒状态下纵向一阶、二阶固有频率如表2所示。



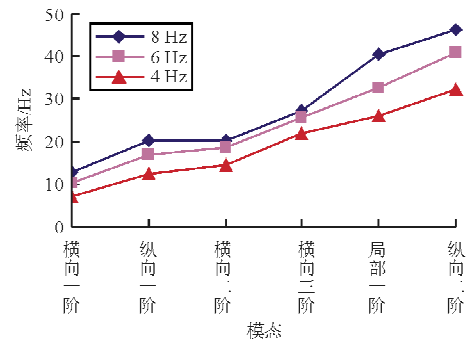
(a) 状态1



(b) 状态2



(c) 状态3



(d) 状态4

图5 四种典型秒状态下全箭固有频率

Fig. 5 Natural frequency of four typical second states

表2 四种秒状态下纵向一阶、二阶固有频率
Table 2 1st and 2nd longitudinal natural frequency of 4 states

模态	飞行状态	有效载荷基频/Hz			相对变化 1/%	相对变化 2/%
		8	6	4		
纵向一阶	状态 1	12.608	12.307	10.759	2.39	12.5
	状态 2	13.509	13.075	10.995	3.21	15.9
	状态 3	19.454	16.609	12.116	14.6	27.1
	状态 4	20.230	17.106	12.532	15.4	36.7
纵向二阶	状态 1	18.257	17.547	14.604	3.9	16.8
	状态 2	20.248	17.543	15.192	13.4	13.4
	状态 3	23.624	20.247	17.193	14.2	15.1
	状态 4	46.238	40.763	32.381	11.8	20.6

注:相对变化 1、相对变化 2 分别表示有效载荷基频由 8 Hz 降到 6 Hz、6 Hz 降到 4 Hz 时,全箭固有频率的相对变化。

从图 5 可以看出,不论火箭处于何种飞行状态,当有效载荷基频降低时,全箭固有振动频率呈下降趋势,并且贮箱中液体推进剂越少,基频降低对全箭固有振动频率的影响程度越大。

从表 2 可以看出,相对变化 2 整体大于相对变化 1,即当有效载荷基频本身处于较低水平时,若基频进一步降低,全箭固有振动频率将随之降低,且变化幅度较大,使低频模态密集,导致火箭飞行过程中的振动形态更加复杂,不利于控制火箭飞行姿态。因此,在卫星总体设计阶段,应保证其基频不落在低频区。

在四种不同的飞行状态下,基频降低对局部一阶固有振动频率影响较大。原因是有效载荷基频降低意味着有效载荷重量增加、尺寸增大,同时有效载荷和弹性体结构刚度下降,柔性增加。

对于状态 4,由于其后期飞行时间最长,由以上变化规律可以预测,随着推进剂的消耗,基频降低对箭体动特性的影响更大。因此对于有效载荷基频较低的发射任务,仪器舱段需要采用更大刚度的材料,以保证箭体在整个飞行过程中的姿态和飞行稳定性。

对于运载火箭主要关心的前两阶纵向模态,四种状态下基频降低对其影响都较大,并且随着推进剂的消耗,基频降低对全箭动特性影响呈变大趋势。因此在设计卫星时应尽量使基频在火箭的总体设计值附近,尽可能减小基频降低对全箭动特性的影响。

3 结 论

大型捆绑火箭低阶模态密集,在实际飞行中,箭体最容易出现的振动形态是各低频主振动的叠加。随着有效载荷尺寸、重量增大,有效载荷基频降低,会导致全箭固有振动频率进一步降低,使火箭飞行过程中的振动形态更加复杂,局部振动幅值变大,给速率陀螺的安装和飞行姿态的控制带来诸多不便。

(1) 采用火箭纵横扭一体化梁模型分析火箭固有振动频率、模态振型等动力学特性参数,结果满足工程精度要求,该模型可在设计初期分析得到所需数据,为后续的全箭外载荷、强迫振动响应分析提供参考。

(2) 采用梁单元对有效载荷进行建模,并通过调节结构质量分布和结构材料参数来改变其基频,能准确模拟基频降低对全箭动特性的影响,结果能达到工程精度要求,该建模思想和方法有效可行。

(3) 通过分析得到了有效载荷基频降低对全箭动特性的影响规律,结果显示在卫星总体设计阶段,应使其基频高于一个基准值,这样对于不同的发射任务,即使其基频一再降低,也能保证良好的箭体局部刚度和飞行姿态。

参考文献

- [1] 王建民,荣克林,冯颖川,等.捆绑火箭全箭动力学特性研究[J].宇航学报,2009,30(3):821-826.
Wang Jianmin, Rong Kelin, Feng Yingchuan, et al. The

- research of dynamic characteristics for the strap-on launch vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(3): 821-826. (in Chinese)
- [2] 黄怀德. 大型液体火箭动力学课题研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 1999(3): 16-22.
Huang Huaide. Research on dynamics of large liquid propellant rocket[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 1999(3): 16-22. (in Chinese)
- [3] 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[J]. *导弹与航天运载技术*, 2000(1): 30-37.
Wang Yi, Zhu Liwen, Wang Mingyu, et al. Summary of some key technologies on dynamics of large launch vehicle[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2000(1): 30-37. (in Chinese)
- [4] 林宏, 罗恒, 潘忠文, 等. 运载火箭动特性有限元模型修正技术研究[J]. *载人航天*, 2011(6): 30-35.
Lin Hong, Luo Heng, Pan Zhongwen, et al. Research on dynamic FEM model updating technique of launch vehicle[J]. *Manned Spaceflight*, 2011(6): 30-35. (in Chinese)
- [5] 王其政, 张建华, 马道远. 捆绑液体火箭跳振(POGO)稳定性分析[J]. *强度与环境*, 2006, 33(2): 6-11.
Wang Qizheng, Zhang Jianhua, Ma Daoyuan. POGO analysis of cluster liquid rocket[J]. *Structure and Environment Engineering*, 2006, 33(2): 6-11. (in Chinese)
- [6] 潘忠文, 王旭, 邢誉峰, 等. 基于梁模型的火箭纵横扭一体化建模技术[J]. *宇航学报*, 2010, 31(5): 1310-1316.
Pan Zhongwen, Wang Xu, Xing Yufeng, et al. A beam model based longitudinal-lateral-torsional integrated modeling technique for launch vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(5): 1310-1316. (in Chinese)
- [7] 潘忠文, 邢誉峰, 朱礼文, 等. 运载火箭动力学建模中液体推进剂模拟技术[J]. *中国科学: 技术科学*, 2010, 40(8): 920-928.
Pan Zhongwen, Xing Yufeng, Zhu Liwen, et al. Liquid propellant analogy technique in dynamic modeling of launch vehicle[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2010, 40(8): 920-928. (in Chinese)

作者简介:

雷 羽(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:结构动力学。

赵美英(1962—),女,博士,教授,博导。主要研究方向:复合材料结构设计、飞行器结构设计。

杨虎军(1978—),男,博士研究生,研究员。主要研究方向:火箭总体设计。

(编辑:马文静)

(上接第425页)

- [5] 周卫来, 赵惠玲, 万国宾, 等. 雷达吸波结构的 FGA 优化设计[J]. *电子测量技术*, 2007, 30(1): 59-62.
Zhou Weilai, Zhao Huiling, Wan Guobin, et al. Design of broad-band radar absorbers using genetic algorithms[J]. *Electronic Measurement Technology*, 2007, 30(1): 59-62. (in Chinese)
- [6] 陈明继, 裴永茂, 方岱宁. 夹芯型雷达吸波结构的多目标优化[J]. *应用数学和力学*, 2010, 31(3): 315-323.
Chen Mingji, Pei Yongmao, Fang Daining. Multi-objective optimization design of radar absorbing sandwich structure[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2010, 31(3): 315-323. (in Chinese)
- [7] 郭彤, 李爱群, 费庆国, 等. 零阶与一阶优化算法在悬索桥模型修正中的应用对比分析[J]. *振动与冲击*, 2007, 26(4): 35-38.
Guo Tong, Li Aiqun, Fei Qingguo, et al. Application comparison between zero-order and first-order optimization methods in model updating of suspension bridges[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2007, 26(4): 35-38. (in Chinese)

作者简介:

袁 伟(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构设计与分析。

程普强(1966—),男,研究员,副总设计师。主要研究方向:飞机结构设计与分析。

(编辑:马文静)