

文章编号:1674-8190(2013)04-438-05

基频降低对火箭点火起飞动响应的影响分析

郭峰, 万小鹏, 赵美英, 孙柯

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 为了分析有效载荷基频降低对火箭发射时箭体的动响应的影响规律, 将不同的有效载荷基频引入到运载火箭纵向有限元模型中, 通过改变有效载荷基频, 计算箭体在发射阶段受到冲击载荷时的瞬态动力学响应, 并找出有效载荷以及星箭界面处随发动机推力变化的加速度、单元力等响应时程的变化规律。结果表明: 有效载荷基频降低对发射时箭体的动响应有一定影响, 有效载荷位置的加速度响应受到的影响较为明显, 有一定程度地增加, 其对星箭界面处载荷的影响则较小。

关键词: 有效载荷基频; 运载火箭; 冲击载荷; 动响应分析

中图分类号: V475.1

文献标识码: A

Dynamic Response Analysis of Launch Vehicle with Reducing Payload's Fundamental Frequency

Guo Feng, Wan Xiaopeng, Zhao Meiyang, Sun Ke

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

Abstract: In order to analyze the effect law of dynamic response when launch a rocket by different payload's fundamental frequency, different fundamental frequencies are led to the launch vehicle's longitudinal model. By changing the frequency, vehicle's dynamic responses are analyzed with finite element method and the acceleration/element force response on payload with the changing of jet thrust is calculated. It shows that the fundamental frequency affects the dynamic response of the launch vehicle. The effect on the acceleration response of payload is more palpable than the other parts.

Key words: payload's fundamental frequency; launch vehicle; impact load; dynamic response analysis

0 引言

随着航天技术的发展及深空探测的需要, 箭体结构自身越来越轻巧, 其柔度越来越大; 而有效载荷也是大柔度、低阶模态非常密集的结构, 因此火箭和有效载荷难免在某低频上出现动力耦合效应^[1], 使得有效载荷承受的环境条件变得更加严酷, 甚至会出现严重过载和破坏。

国内外对运载火箭起飞载荷的分析研究已取得了较大进展。美国航天飞机起飞载荷分析方

法^[2]是将起飞前处于悬臂状态分析得出的发射台界面载荷应用到航天飞机及其有效载荷的自由-自由模型。R. H. MacNeal^[3]采用模态综合法以自由-自由模态和残余柔度项表示运载火箭和有效载荷的方法, 计算运载火箭离开发射台期间的动态响应。直接激励法是一种不对基础结构运动激励进行等效处理, 而直接将其作为方程边值条件进行处理的方法, 该方法不仅可以计算基础激励下结构的瞬态响应问题, 还可以解决结构在某特定位置受到激励时的响应问题。2001年, MSC/NASTRAN软件^[4]增加了直接激励法求解瞬态响应这一功能, 直接瞬态响应分析通过直接数值积分方法求解耦合方程来计算结构响应。

本文主要研究不同有效载荷基频下火箭点火

收稿日期: 2012-10-17; 修回日期: 2013-02-27

通信作者: 郭峰, guofengzhuliping@sina.cn

起飞时,箭体结构承受动响应的变化规律。首先建立卫星—火箭纵向动力学模型,对不同基频的有效载荷进行模拟,随后通过 MSC/NASTRAN 软件中直接激励法进行箭体结构在点火起飞阶段的动响应分析,预示出有效载荷位置以及星箭界面处点火起飞动响应的变化规律。研究结果可为火箭搭载不同有效载荷时发射阶段的安全性提供参考。

1 全箭纵向动力学模型

1.1 动力学分析模型

火箭结构的动力学建模应根据系统设计要求,对不同问题的动力学分析选择不同的结构数学模型。常见的火箭动力学模型有:轴向振动分析模型、横向弯曲模型和扭转模型。建模工作由简单到复杂,最初的结构数学模型应尽量简单,多采用弹簧—质量模型或者梁式模型;随着研究问题的深入以及大量试验地进行,箭体结构的部分部段可以采用壳单元或三维实体单元;在型号后期,可以建立全箭的三维组合模型。

本文计算箭体点火起飞时的动响应问题,由于此阶段箭体主要受到地球引力和发动机的推力作用,火箭纵向过载远大于由地面风、高空风和气动力等引起的横向过载,因此在考虑计算效率和实际问题的情况下,采用求解纵向特性分析时惯用的弹簧—质量模型,其自由度数较低,比较简单且具有需要的精度^[6]。同时,可以对有效载荷进行单独建模,这里主要采用梁模型以便更好地模拟其基频。

1.2 模型相关参数等效

运载火箭由整流罩、芯二级、芯一级、助推器等主要部段组成,为建立纵向动响应分析的弹簧—质量模型,首先要对各部段进行等效。主要是将充液贮箱、锥壳结构、圆筒结构、杆系结构以及推进剂等部段等效为集中质量、弹簧阻尼、弹簧刚度,然后将运载火箭表示成弹簧、质量和阻尼罐的串并联组合。

1.2.1 质量、阻尼等效

进行质量等效时,对于一些不规则的复杂结构质量,在实际处理中,可以将全箭沿轴线方向离散为质量块;对于比较规则的结构则通过几何尺寸和

材料密度来计算其质量;对于箭载设备可以称重法确定其质量;最后将等效的各质量按照箭体结构的顺序建立质量分站。

对于阻尼来说,其在振动系统中将消耗振动的能量,在进行仿真计算时必须予以考虑。然而实际结构中,无法对阻尼进行精确的数学描述,在工程设计中为了方便分析,常采用一种简化的比例阻尼。

阻尼矩阵

$$\begin{cases} C = \alpha M + \beta K \\ \alpha + \beta \omega_i^2 = 2\omega_i \xi_i \end{cases} \quad (1)$$

式中: C 为阻尼矩阵; M 为质量矩阵; K 为刚度矩阵; ω_i 为第*i*阶振动圆频率; ξ_i 为试验所得结构模态阻尼比。

1.2.2 弹簧刚度等效

为了建立轴向的弹簧—质量振动分析模型,对箭体各部段要进行较详细地纵向拉压刚度等效分析。

① 薄壁圆筒壳及锥壳段的刚度

设结构高度为 L ,底面半径为 a ,壁厚为 δ ,锥段的底面与锥壳母线夹角为 θ ,箱壁材料的弹性模量为 E ,则薄壁圆筒壳及锥壳段的刚度 K_1 、 K_2 分别为

$$K_1 = \frac{2\pi a \delta E}{L} \quad (2)$$

$$K_2 = \frac{2\pi a \delta E}{L} \cdot \frac{\sin^2 \theta \cos \theta}{\lg \left(\frac{a}{a - L \cot \theta} \right)} \quad (3)$$

② 级间杆系刚度

设级间杆系长度为 L ,相邻两杆之间的夹角为 α ,杆系构件的内、外半径分别为 r 和 R ,其截面积为 A ,级间杆系的杆件数目为 N ,则此结构的刚度 K_3 为

$$K_3 = \frac{NAE \cos^2(\alpha/2)}{L} \quad (4)$$

式中: $A = \pi R^2 - \pi r^2$ 。

③ 充液贮箱刚度及等效弹簧—质量模型

推进剂贮箱占箭体结构的大部分,是箭体重要的组成结构。假设推进剂充满深度为 L 的贮箱,其不可压缩推进剂密度为 ρ ,总质量为 M ,贮箱充液部分体积为 V 。考虑到推进剂液体压力、作用在液体上的惯性力以及箱顶传来的轴向力的情况,等

效的贮箱弹簧—质量模型如图1所示。其中结构段有详细的等效刚度公式^[6],可以求得刚度 K_4 、 K_5 、 K_6 。

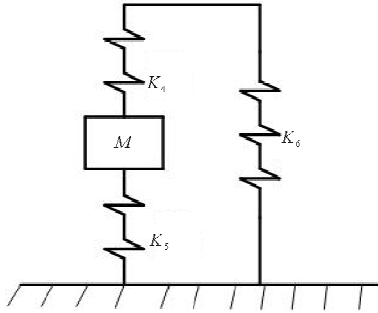


图1 贮箱的等效模型

Fig. 1 Equivalent model of tank

1.2.3 有效载荷基频

基频是结构的第一阶固有频率,对一个结构的动特性起着至关重要的作用。有效载荷的基频与其结构的刚度、质量特性有关,降低刚度和增加质量都可以使有效载荷的基频降低。良好的刚度特性可以保证有效载荷有效抵抗动、静态载荷下的变形,使振动、颤振或失稳处于设计范围之内。对于一次特定的卫星发射任务,有效载荷质量、质心位置以及转动惯量等参数已确定,可以通过改变有效载荷等效模型的刚度,将不同的有效载荷基频引入到全箭有限元模型中,这样就可以计算箭体在不同有效载荷基频的条件下发射阶段受到冲击载荷时的瞬态动力学响应,并找出有效载荷以及星箭界面处的响应变化规律。这对有效载荷力学环境的预示有着重要作用。

1.3 直接瞬态动力响应分析方法介绍

MSC/NASTRAN 软件中的直接瞬态响应分析是采用直接数值积分方法求解耦合方程来计算结构响应的方法。

结构的运动方程矩阵形式为

$$[\mathbf{M}]\{\ddot{\mathbf{u}}(t)\} + [\mathbf{B}]\{\dot{\mathbf{u}}(t)\} + [\mathbf{K}]\{\mathbf{u}(t)\} = \{\mathbf{p}(t)\} \quad (5)$$

固定积分时间步长 Δt , 在离散时间点计算基本结构响应位移,再用中心差分法计算离散点处的速度 $\{\dot{\mathbf{u}}_n\}$ 及加速度 $\{\ddot{\mathbf{u}}_n\}$:

$$\{\dot{\mathbf{u}}_n\} = \frac{1}{2\Delta t}\{\mathbf{u}_{n+1} - \mathbf{u}_{n-1}\} \quad (6)$$

$$\{\ddot{\mathbf{u}}_n\} = \frac{1}{\Delta t^2}\{\mathbf{u}_{n+1} - 2\mathbf{u}_n + \mathbf{u}_{n-1}\} \quad (7)$$

外力取三个临近时间点的平均值,则运动方程为

$$\begin{aligned} & \left[\frac{\mathbf{M}}{\Delta t^2} \right] (\mathbf{u}_{n+1} - 2\mathbf{u}_n + \mathbf{u}_{n-1}) + \left[\frac{\mathbf{B}}{2\Delta t} \right] (\mathbf{u}_{n+1} - \mathbf{u}_{n-1}) + \\ & \left[\frac{\mathbf{K}}{3} \right] (\mathbf{u}_{n+1} + \mathbf{u}_n + \mathbf{u}_{n-1}) = \frac{1}{3} (\mathbf{P}_{n+1} + \mathbf{P}_n + \mathbf{P}_{n-1}) \end{aligned} \quad (8)$$

合并同类项,得到运动方程为

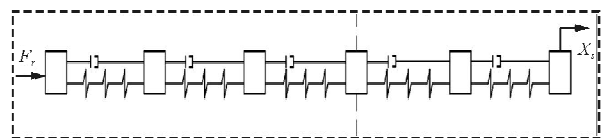
$$[\mathbf{A}_1]\{\mathbf{u}_{n+1}\} = [\mathbf{A}_2] + [\mathbf{A}_3]\{\mathbf{u}_n\} + [\mathbf{A}_4]\{\mathbf{u}_{n-1}\} \quad (9)$$

式中: \mathbf{A}_1 为动力矩阵; \mathbf{A}_2 为外力矩阵(三个相邻时间点平均); \mathbf{A}_3 、 \mathbf{A}_4 为上一步得到的初始条件。

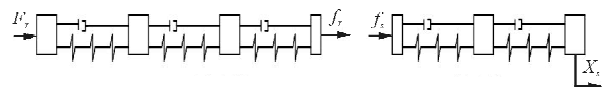
2 火箭点火起飞瞬态响应分析

2.1 箭体模型以及发动机推力等效

本文并没有得到具体火箭型号的真实数据,所有的模型数据都是基于我国现有某型火箭的基本尺寸而作出的假设,主要是对分析方法的研究探索。火箭芯级长 52 m,直径为 3.35 m,分为芯一级、芯二级和有效载荷段;全箭起飞重量 530 t,其中液体推进剂重量 480 t,火箭结构重量 50 t;通过上文所述的等效法建立的火箭纵向耦合动力学模型如图 2 所示,其目的是得到火箭在外力 F_r 作用下的卫星及星箭界面的响应 X_s 、 f_s 。



(a) 星箭耦合系统



(b) 火箭子系统

(c) 卫星子系统

图2 卫星—火箭动力学模型

Fig. 2 Dynamic model of rocket-satellite coupled system

在箭体推力方面,由于四个助推器发动机的推力是关于芯级中心对称分布的,为了分析方便,将

其推力等效到芯级上。火箭发动机的起飞推力为 1 224 t,起飞推重比为 2.31。主要考虑启动段工况,火箭发动机底部的外力函数如图 3 所示^[7]。

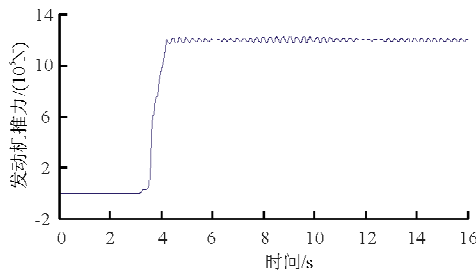


图 3 发动机推力曲线

Fig. 3 Curve of engine thrust

需要说明的是,运载火箭点火起飞过程中,发动机消耗的推进剂质量相对于运载火箭总质量较小,分析中暂不考虑推进剂质量的消耗。

2.2 基频改变时有效载荷位置响应值分析

有效载荷在火箭发射阶段会受到冲击载荷作用,有效载荷的冲击载荷主要为时域瞬态动力学冲击,在 MSC/NASTRAN 求解器中对应的仿真类型为瞬态动力学分析。发动机推力载荷可以在 MSC/PATRAN 中定义 Field 来实现,然后在模型中施加与 Field 相关的激励。通过瞬态响应分析可以得到有效载荷和星箭界面的位移、速度、加速度、力等响应,在相同火箭起飞重量和发动机推力曲线的瞬态激励下,改变有效载荷基频从 8、6、5 到 4 Hz,计算得到卫星结构的加速度响应,由 $n(t) = \frac{\ddot{x}(t)}{g_0} - \frac{\dot{p}(t)}{mg_0}$ 可得到其轴向过载如图 4 和图 5 所示。

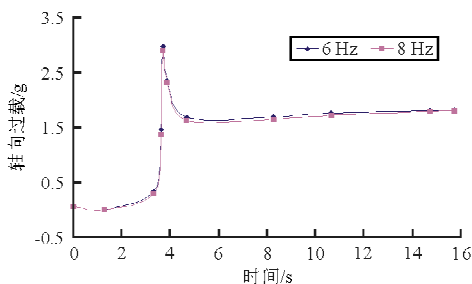


图 4 基频 8、6 Hz 时有效载荷轴向过载时程图

Fig. 4 Axial overload timing diagram on frequency 8、6 Hz of the payload

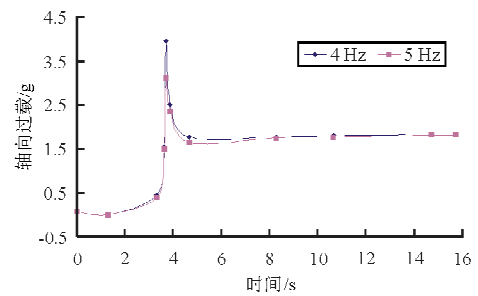


图 5 基频 5、4 Hz 时有效载荷轴向过载时程图

Fig. 5 Axial overload timing diagram on frequency 5、4 Hz of the payload

从图 4 和图 5 可以看出,随着有效载荷基频的降低,卫星结构的轴向过载峰值有逐渐增大的趋势。其中,发射过程中轴向过载峰值的出现主要是由火箭起飞瞬间箭体尾部约束释放引起的,此时的箭体状态也是需要重点关注的时刻:

(1) 在助推器发动机推力急剧增加的 3.23~4.25 s 阶段,过载变化程度比较明显;在 3.68~3.82 s 阶段,基频为 8、6、5、4 Hz 的卫星结构最大轴向过载分别为 2.92、2.98、3.12、3.95 g;有效载荷受到的轴向过载峰值随基频降低的变化趋势如图 6 所示。

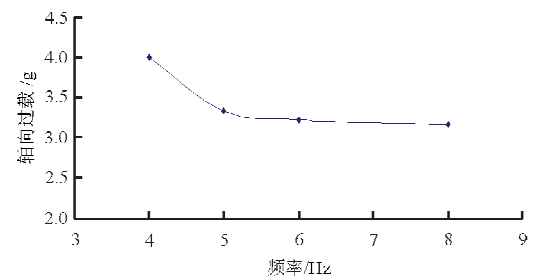


图 6 基频降低轴向过载峰值变化图

Fig. 6 Axial overload peak change chart of reducing frequency

(2) 在火箭点火起飞的其他时间段,特别是随着发动机推力的逐渐稳定,不同有效载荷处的轴向过载值虽然仍有差异,但变化程度比较小,甚至可以忽略,并且其值基本都保持在 1.5 g 左右。

2.3 星箭界面处动载荷响应对比分析

星箭连接界面的内力响应值可以预示卫星结构的设计载荷。当有效载荷基频为 4 Hz 时,界面

单元响应载荷如图7所示。

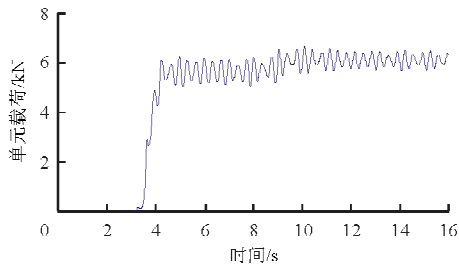


图7 基频4 Hz时星箭界面响应载荷

Fig. 7 Satellite rocket interface load response on frequency 4 Hz

从图7可以看出,最大响应值出现的时间为10.14 s,响应值为6 561.5 N。改变基频可以得到5、6、8 Hz时星箭界面的响应载荷,其变化曲线与图7基本一致,且最大响应值均出现在10.14 s时刻,响应载荷分别为6 569.3、6 575.1、6 576.0 N。综上所述,在星箭界面处载荷的改变是很有限的,变化范围为5~10 N,这主要是由于火箭点火起飞时结构承受的轴向载荷较大,有效载荷基频的略微改变对箭体结构的载荷响应影响很小。

3 结 论

(1) 随着基频的降低,在火箭点火起飞阶段有效载荷轴向过载值有所提高,特别是在发动机推力急剧增加的3.23~4.25 s期间,基频为4 Hz时其过载值甚至能达到3.9 g。

(2) 星箭界面处在火箭点火起飞阶段所受到的载荷主要跟箭体结构和发动机的推力大小有关,有效载荷基频的改变对其影响较小,变化范围在5~10 N。

参考文献

- [1] 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): 29-37.
- [2] Christopher C Flanigan. A residual flexibility approach to launch vehicle liftoff loads analysis[J]. *Structural Dynamic & Materials Conference*, 1989, 30: 1541-1545.
- [3] MacNeal R II. A hybrid method of component mode synthesis [J]. *Computers and Structures*, 1971, 1(4): 581-601.
- [4] Raymond Michael. MSC/NASTRAN User Manual [M]. The MacNeal-Schwendler Corporation, 2001.
- [5] 王锋. 运载火箭载荷计算及通用软件实现[D]. 长沙: 国防科技大学航天科学与工程学院, 2001.
Wang Feng. Launch vehicle load calculation and software realization[D]. Changsha: College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, 2001. (in Chinese)
- [6] 龙乐豪, 方芯虎, 刘淑贞, 等. 总体设计: 上册[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
Long Lehao, Fang Xinhui, Liu Shuzhen, et al. Conceptual design: Volume 1[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2009. (in Chinese)
- [7] Gravitz S I. Saturn V thrust buildup and vehicle release dynamics[C]. Atlanta Botanical: 41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamic, and Materials Conference and Exhibit, 2000(4): 3-6.

作者简介:

郭 峰(1987—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

万小鹏(1962—),男,教授,博导。主要研究方向:飞行器结构设计。

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。

孙 柯(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:马文静)