

文章编号:1674-8190(2014)01-070-05

牵制缓释放过程中火箭动力响应特性分析

安军, 杨虎军, 赵美英

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 为研究运载火箭在牵制缓释放过程中的结构动力响应特性, 将牵制缓释放发射过程依次分为静态直立、点火牵制和缓释放三个阶段进行计算。运用 MSC. Patran 有限元程序的场功能来实现上一阶段的全部计算结果场向下一阶段初始条件场的传递, 运用 MSC. Nastran 有限元程序的非线性弹簧单元的非线性位移载荷函数功能来模拟运载火箭缓释放过程中的缓释力, 实现运载火箭牵制缓释放过程结构动力响应的数值计算, 并对比分析运载火箭几种常用发射释放方式的结构动力响应特性。结果表明: 采用牵制缓释放系统可有效减小运载火箭释放时所受冲击载荷, 减小运载火箭全箭结构动力响应。

关键词: 运载火箭; 牵制缓释放; 瞬态响应; 减载缓释机构

中图分类号: V475.1

文献标识码: A

Study on Launch Vehicle's Structure Transient Response in the Phases of Hold-down and Soft Release

An Jun, Yang Hujun, Zhao Meiyong

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

Abstract: In order to analyze the launch vehicle's structural dynamic responses in the phases of the hold-down and soft release(HDSR), the take-off process of launch vehicle is divided into three phases, including the static phase, hold-down phase and the soft release phase. The fields function of MSC. Patran is used to achieve all the results field obtained on the upper phase transfer to the next phase. The MSC. Nastran's nonlinear spring element's nonlinear displacement vs. load function is also used to simulate release force acting on the launch vehicle in the soft release phase. The launch vehicle's structural dynamic responses are finally calculated. As a contrast, the other two commonly used release techniques of launch vehicle are also analyzed. The computational results indicated the HDSR technique can reduce the impact load acting on the launch vehicle and reduce the launch vehicle's structural dynamic responses effectively.

Key words: launch vehicle; hold-down and soft release; structural dynamic response; soft release mechanism

0 引言

牵制释放是垂直发射大型运载火箭时通常采用的一种技术, 采用牵制释放技术发射运载火箭, 在发动机点火后数秒内, 火箭仍然通过牵制释放系统牵制固定在发射台上, 待故障检测系统检测运载火箭上关键设备工作正常且发动机推力达到额定

值后, 牵制释放系统释放, 运载火箭安全起飞^[1]。随着世界各航天大国对运载火箭发射稳定性和可靠性的要求越来越高, 牵制释放系统作为提高运载火箭发射可靠性的一种有效手段, 已经在国外的大型火箭上得到了广泛运用^[2], 如美国的土星系列、欧洲的阿里安系列、俄罗斯的质子号等。而我国还未采用此项技术, 一旦发动机出现非对称点火, 运载火箭就有可能在发射台上倾倒, 造成灾难性后果。随着我国大型运载火箭的出现, 牵制释放技术已成为当前发展高可靠性运载火箭亟需解决的关键技术之一。

收稿日期: 2013-04-23; 修回日期: 2013-06-17

通信作者: 安军, anjun_nwpu@sina.com

牵制释放系统在运载火箭的发动机推力达到额定值后释放火箭,增加了额外的突然释放载荷^[3-4],对运载火箭的结构载荷水平和仪器设备产生影响。为了减小运载火箭释放时受到的冲击,通常增设减载缓释机构;为确保运载火箭起飞后能安全地飞行,需要分析其在牵制缓释过程中的结构动力响应特性。J. A. Brunty^[5]在分析美国航天飞机牵制释放过程中结构动力响应特性时,将航天飞机和发射台视为两个独立子结构,其之间的界面力近似为三次曲线关系,得到了航天飞机牵制释放过程中的结构动力响应;J. Peck 等^[6]利用 MSC. Patran/Nastran 等有限元程序分析得到了 X33 轨道器牵制释放过程中的结构动力响应。国内,万军等^[7-8]最近几年也开展了对运载火箭牵制释放结构动力响应分析方法的研究,提出了分段计算方法。

本文在深入研究已有的牵制释放计算方法的基础上^[5-8],将牵制缓释过程分为运载火箭在发射台上静态竖立、点火牵制和缓释放三个阶段进行计算。运用 MSC. Patran 有限元程序的场功能来实现上一阶段的全部计算结果场向下一阶段初始条件场的传递,同时运用 MSC. Nastran 有限元程序的非线性弹簧单元的非线性位移载荷函数功能来模拟运载火箭缓释过程中的缓释力,实现运载火箭牵制缓释过程结构动力响应的数值计算,并对比分析运载火箭三种常用发射释放方式的结构动力响应特性。研究成果可为我国新一代运载火箭牵制缓释系统地研制提供有益参考。

1 运载火箭及牵制缓释机构

运载火箭牵制缓释发射如图 1 所示。本文在进行运载火箭牵制缓释的有限元建模过程中,将运载火箭缓释发射分为运载火箭、牵制缓释机构、发射台三部分进行建模。运载火箭为通过纵向加级和横向并联形成的多级火箭,其有限元分析模型为梁-杆-壳三维模型,除整流罩、仪器舱和二级液箱体为壳单元模型外,火箭均为梁、杆模型。采用广义梁模型来模拟卫星的质量、转动惯量和基频,卫星广义梁模型作为分支通过卫星支架与火箭对接。为了能准确反映储箱中液体对横向和纵向特性的影响,采用耦合质量单元来模拟储箱中的液体^[9-10]。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。前、后捆绑机构同时使用 RBE2 单元和梁单元,并通过释放连杆与芯级、助推器连接节点的两个转动自由度来模拟球铰机构。

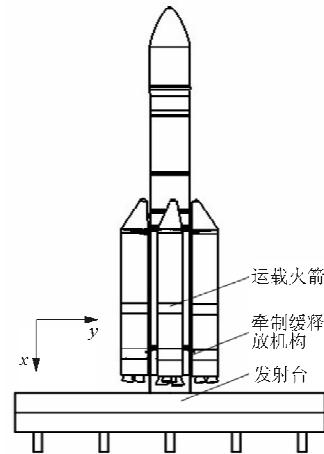


图 1 运载火箭牵制缓释发射示意图

Fig. 1 Schematic diagram of launch vehicle hold-down and soft release

牵制缓释机构主要由爆炸器组件和减载缓释机构组成^[11],如图 2 所示。牵制缓释机构的建模通过修改 Nastran 的输入 bdf 文件来实现,在 MSC. Nastran 的输入 bdf 文件中建立 8 个描述减载缓释机构的缓释力位移特性的 CBUSH1D 单元。减载缓释机构的缓释力位移曲线 $F_s(s)$ 通过 MSC. Patran/Nastran 的场功能输入,并在单元属性 PBUSH1D 中定义 $F_s(s)$ 为单元力和单元两节点相对位移之间的函数。

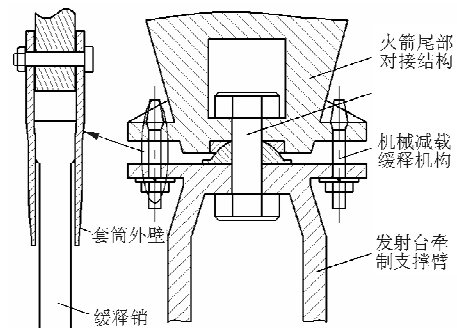


图 2 运载火箭牵制缓释机构

Fig. 2 Hold-down and soft release mechanism of launch vehicle

发射台主要由支撑臂、台体承力结构、行走装

置等组成。对于主牵制支撑臂、台体等主要承力结构,分别建立相应的梁、壳和三维实体模型;而对于行走装置、仪器设备等非主要承力结构,则采用集中质量单元 CONM2 来模拟。

2 火箭牵制缓释放结构动力响应分析方法

运载火箭牵制缓释过程是一个包含突然变化边界条件的结构动力响应问题。为解决该问题,在运载火箭的牵制缓释放结构动力响应特性分析中,将牵制缓释放发射过程依次分为静态竖立、点火牵制、缓释放三个阶段,分阶段计算运载火箭牵制缓释放过程中的结构动力响应。

在运载火箭静态竖立和点火牵制阶段,箭体和发射台有限元模型通过在连接界面处共节点而联系成为一个整体结构进行有限元计算。

运载火箭静态竖立阶段的控制方程为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{K}_{vv} & \mathbf{K}_{vf} \\ \mathbf{K}_{fv} & \mathbf{K}_{ff} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_v(t) \\ \mathbf{x}_f(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{G}_v \\ \mathbf{G}_f \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: \mathbf{x}_v 和 \mathbf{x}_f 分别为火箭结构和发射台结构的节点位移; \mathbf{K}_{vv} 、 \mathbf{K}_{vf} 、 \mathbf{K}_{fv} 、 \mathbf{K}_{ff} 为总刚度矩阵按照 \mathbf{x}_v 、 \mathbf{x}_f 写成的分块矩阵; \mathbf{G}_v 和 \mathbf{G}_f 分别为作用在火箭和发射台上的重力载荷。

在运载火箭点火牵制阶段,结构动力响应的控制方程为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_{vv} & \mathbf{M}_{vf} \\ \mathbf{M}_{fv} & \mathbf{M}_{ff} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{x}}_v(t) \\ \ddot{\mathbf{x}}_f(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{vv} & \mathbf{C}_{vf} \\ \mathbf{C}_{fv} & \mathbf{C}_{ff} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_v(t) \\ \dot{\mathbf{x}}_f(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{vv} & \mathbf{K}_{vf} \\ \mathbf{K}_{fv} & \mathbf{K}_{ff} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_v(t) \\ \mathbf{x}_f(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_p(t) + \mathbf{G}_v \\ \mathbf{G}_f \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $\dot{\mathbf{x}}_v$ 、 $\dot{\mathbf{x}}_f$ 和 $\ddot{\mathbf{x}}_v$ 、 $\ddot{\mathbf{x}}_f$ 分别为火箭结构和发射台结构的节点速度和节点加速度; \mathbf{M}_{vv} 、 \mathbf{M}_{vf} 、 \mathbf{M}_{fv} 、 \mathbf{M}_{ff} 和 \mathbf{C}_{vv} 、 \mathbf{C}_{vf} 、 \mathbf{C}_{fv} 、 \mathbf{C}_{ff} 分别为整体质量矩阵和阻尼矩阵按照 \mathbf{x}_v 、 \mathbf{x}_f 写成的分块矩阵; $\mathbf{F}_p(t)$ 为点火牵制阶段作用在运载器上的推力载荷。

点火牵制阶段的初始位移 \mathbf{x}_{v0} 和 \mathbf{x}_{f0} 为静态竖立阶段的结果位移,通过 MSC. Patran 的场功能,将静态竖立阶段的结果位移场传递给点火牵制阶段的初始位移场。初始速度 $\dot{\mathbf{x}}_{v0} = 0$ 、 $\dot{\mathbf{x}}_{f0} = 0$ 。

在运载火箭缓释放阶段,解除运载火箭和发射台连接界面的共节点约束,将运载火箭和发射台通

过 CBUSH1D 单元联系为一个整体进行动力响应分析计算。

①运载火箭缓释放阶段,火箭离散形式的控制方程为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_{vv} & \mathbf{M}_{vi} \\ \mathbf{M}_{iv} & \mathbf{M}_{ii} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{x}}_v(t) \\ \ddot{\mathbf{x}}_i(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{vv} & \mathbf{C}_{vi} \\ \mathbf{C}_{iv} & \mathbf{C}_{ii} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_v(t) \\ \dot{\mathbf{x}}_i(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{vv} & \mathbf{K}_{vi} \\ \mathbf{K}_{iv} & \mathbf{K}_{ii} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_v(t) \\ \mathbf{x}_i(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_r(t) + \mathbf{G}_v \\ \mathbf{F}_m(t) + \mathbf{F}_s(s) + \mathbf{G}_i \end{bmatrix} \quad (3)$$

②运载火箭缓释放阶段,发射台离散形式的控制方程为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ff} & \mathbf{M}_{fi} \\ \mathbf{M}_{if} & \mathbf{M}_{ii} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{x}}_f(t) \\ \ddot{\mathbf{x}}_i(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{ff} & \mathbf{C}_{fi} \\ \mathbf{C}_{if} & \mathbf{C}_{ii} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_f(t) \\ \dot{\mathbf{x}}_i(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{ff} & \mathbf{K}_{fi} \\ \mathbf{K}_{if} & \mathbf{K}_{ii} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_f(t) \\ \mathbf{x}_i(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{G}_f \\ -\mathbf{F}_m(t) - \mathbf{F}_s(s) + \mathbf{G}_i \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{F}_r(t)$ 为缓释放阶段的发动机推力; $\mathbf{F}_m(t)$ 为缓释放阶段爆炸器组件作用在连接界面节点 i 上的牵制力; $\mathbf{F}_s(s)$ 为减载缓释机构提供的与运载火箭和发射台连接界面处对应节点相对位移 s 相关的缓释力。

缓释放阶段的初始条件 \mathbf{x}_{v0} 、 \mathbf{x}_{i0} 、 \mathbf{x}_{f0} 和 $\dot{\mathbf{x}}_{v0}$ 、 $\dot{\mathbf{x}}_{i0}$ 、 $\dot{\mathbf{x}}_{f0}$ 分别为点火牵制结束时刻相应的节点位移和节点速度。

3 算例分析

采用上述有限元模型和分析方法,计算运载火箭在以下三种发射方式下的结构动力响应特性:(1)直接释放,未采用牵制机构;(2)牵制缓释放;(3)牵制直接释放。在结构动力响应计算中,运载火箭和发射台有限元模型相同,发射台与地基通过球铰连接。运载火箭所受外载荷有重力、发动机推力、爆炸器组件的牵制力和减载缓释机构的缓释力。其中,发动机推力按照实测推力曲线和喷管安装角施加在相应节点上,爆炸器组件的牵制力施加在牵制节点上,并在点火起爆后 10 ms 内线性消失为零。

在运载火箭发射过程中,最关心的是运载火箭开始离开发射台的结构动力响应,为了便于分析,

将发射方式(1)中运载火箭开始离开发射台时作为零时刻,将发射方式(2)和方式(3)中爆炸器组件点火起爆时作为零时刻。

卫星和二级发动机储箱底部在三种不同发射方式下 x 轴方向的加速度历程曲线分别如图 3 和图 4 所示。

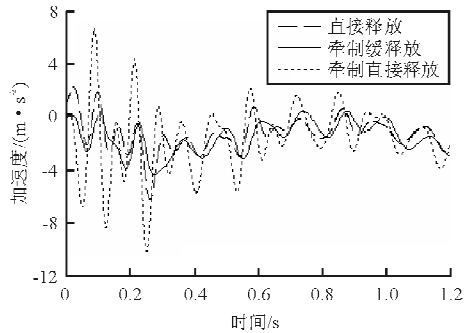


图 3 卫星 x 轴方向加速度历程曲线

Fig. 3 Acceleration response curve in the x -direction of satellite

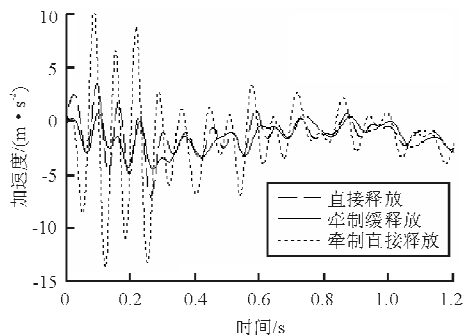


图 4 二级发动机储箱底部 x 轴方向加速度历程曲线

Fig. 4 Acceleration response curve in the x -direction on the bottom of the second rocket's engine storage tank

从图 3 和图 4 可以看出:采用牵制直接释放方式增加了额外的冲击载荷,会使火箭不同部位产生较大的加速度响应;采用牵制缓释放方式,可显著降低火箭不同部位的加速度响应;相对于目前我国主要采用的直接释放方式,牵制缓释放可有效降低火箭在发射过程中的加速度响应,这是由于采用直接释放方式时,运载火箭发动机推力克服自身重力之后的富裕推力也会对火箭产生冲击载荷,而牵制缓释放可以有效减小此部分载荷;二级发动机储箱底部的加速度峰值比卫星加速度峰值大,这是因为

储箱部位的承载较大。

运载火箭芯级顶端在三种不同发射方式下 y 轴方向的加速度历程曲线如图 5 所示。

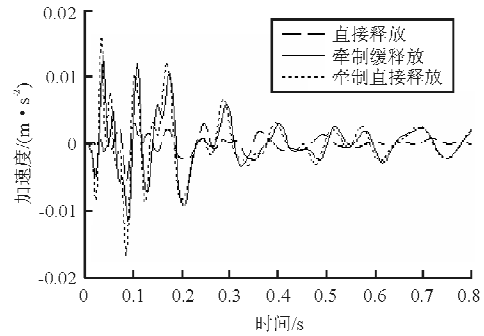


图 5 芯级顶端 y 轴方向加速度历程曲线

Fig. 5 Acceleration response curve in the y -direction on the top of rocket

从图 5 可以看出:采用直接释放方式会使运载火箭 y 轴加速度响应最小;相对于牵制直接释放,采用牵制缓释放并没有显著降低运载火箭 y 轴加速度响应。但 y 轴的加速度响应本身较小,对运载火箭全箭动力响应影响不大。

综上所述,相对于直接释放发射方式和牵制直接释放发射方式,牵制缓释放可以显著降低运载火箭 x 轴方向的加速度响应;相对于直接释放发射方式,牵制缓释放和牵制直接释放会导致运载火箭 y 轴和 z 轴方向(由于火箭的对称性, z 轴响应与 y 轴响应基本一致,因此未给出 z 轴响应历程图)的加速度响应增大,但由于 y 轴和 z 轴的加速度响应本身较小,故增大的加速度响应对运载火箭全箭动力响应影响不大。因此,采用牵制缓释放发射方式可有效减小运载火箭释放时全箭的加速度响应。

4 结 论

(1) 分段计算方法可以解决运载火箭牵制缓释放过程中突然变化边界条件给结构动力响应分析带来的困难。

(2) 运载火箭的不同释放发射方式对其结构动力响应有较大的影响。采用牵制直接释放会使运载火箭产生较大的加速度响应,而采用牵制缓释放可以显著降低运载火箭不同部位的加速度响应。

(3) 相对于目前我国主要采用的直接释放发

射方式,牵制缓释放发射方式可有效降低运载火箭所受的载荷。

参考文献

- [1] 万军,唐国金,李道奎,等.国外牵制释放发射技术研究现状[J].导弹与航天运载技术,2008(3):57-61.
Wan Jun, Tang Guojin, Li Daokui, et al. Research status of hold-down and release lift off technology[J]. Missiles and Space Vehicles, 2008(3): 57-61. (in Chinese)
- [2] Purushothaman P, Pillai K G, Rajamanickam R, et al. Launch hold and release mechanism for launch vehicle[C] //Proceedings of the 7th European Space Mechanisms & Tribology Symposium. Paris: European Space Agency, 1997: 287-290.
- [3] Himelblau H, Manning J E, Piersol A G, et al. Dynamic environment criteria[R]. NASA-HDBK-7005, 2001.
- [4] Gravitz S I. Saturn V thrust buildup & vehicle release dynamic[R]. AIAA-2000-1674, 2000.
- [5] Brunty J A. A transient response analysis of the space shuttle vehicle during liftoff[R]. NASA Technical Memorandum 103505, 1990.
- [6] Peck J, Brunty J A. X33 transient liftoff analysis[R]. AIAA-2000-1585, 2000.
- [7] 万军,李道奎,刘林,等.运载器牵制释放结构动力响应数值模拟方法研究[J].国防科技大学学报,2008,30(3):37-42.
Wan Jun, Li Daokui, Liu Lin, et al. A new numerical simulation method for the launch vehicle's structure transient response in the phases of hold-down and release[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2008, 30(3): 37-42. (in Chinese)
- [8] 万军.新一代运载火箭减载缓释机构设计研究[D].长沙:国防科技大学航天与材料工程学院,2009.
- Wan Jun. Soft release mechanism design of new generation launch vehicle[D]. Changsha: College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, 2009, (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] 王瑞铨,丛小鹏.浅析牵制释放发射技术[J].导弹与航天运载技术,2001(6):1-5.
Wang Ruiquan, Cong Xiaopeng. Brief analysis of hold-down and release technique[J]. Missiles and Space Vehicles, 2001(6): 1-5. (in Chinese)

作者简介:

安军(1989-),男,硕士研究生。主要研究方向:运载火箭结构设计、运载火箭牵制释放技术。

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。

赵美英(1962-),女,教授,博导。主要研究方向:复合材料结构设计、飞机结构设计。

(编辑:马文静)