

文章编号: 1001-2486(2008)03-0037-06

## 运载器牵制释放结构动力响应数值模拟方法研究\*

万军, 李道奎, 刘林, 唐国金

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 将运载器牵制释放垂直发射的过程依次分为静态、牵制、释放三个阶段。利用 MSC. Patran/Nastran 的场功能和分组分析功能, 将前一个阶段的计算结果场向后一个阶段的初始条件场传递, 提出了一种分析运载器牵制释放全过程结构动力响应的分阶段计算新方法。解决了牵制释放过程中由于出现运载器-发射台分离面给结构动力响应计算带来的困难。采用该方法计算了几个运载器牵制释放的算例, 分析了牵制阶段牵制力的变化、释放阶段运载器结构动力响应的特点、不同释放时间对结构动力响应的影响。算例表明: 该方法实施简便、精度较高, 还可拓展用于不同时刻释放、释放不同步、施加缓释力等条件下运载器结构动力响应的分析, 为牵制释放系统的研制提供参考。

**关键词:** 运载器; 牵制释放; 瞬态响应

**中图分类号:** V475.1   **文献标识码:** A

## A New Numerical Simulation Method for the Launch Vehicle's Structure Transient Response in the Phases of Hold-down and Release

WAN Jun, LI Dao-kui, LIU Lin, TANG Guo-jin

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The vertical take-off event of launch vehicle was divided into static phase, hold-down phase and release phase, and the computational result fields of the previous phase provided the initial condition fields of the next phase. A new analysis method to compute the launch vehicle's structure transient response during the hold-down and release phase was proposed in this paper, using the field transferring function and group analysis function of the MSC. Patran/Nastran software. This analysis method solved the difficulty brought about by the changed boundary condition (the separate face between the launch vehicle and the launch pad) during the structure transient response computation course. Several examples of launch vehicle's structure transient response during the hold-down and release phase were analyzed by the proposed method. The variety characteristics of hold-down force during hold-down phase and the vehicle's structure transient response during the release phase were obtained. The computational results indicated that the analysis method is both simple and convenient, and the computational result was quite accurate. The method can be used to make efficient analysis of the influence of the different release time, the disappearing characteristics of the hold-down force, the dispersion of the release time, the restrain force of soft release mechanism to the vehicle's structure transient response. It can provide reference for the design of the hold-down and release mechanism.

**Key words:** launch vehicle; hold-down and release; transient response

牵制释放是确保运载器垂直发射可靠性的一种重要技术手段。采用牵制释放发射技术后, 运载器在发动机点火后数秒钟内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器上关键设备工作正常而且发动机推力达到额定值后, 牵制释放系统释放, 运载器安全起飞。它可以在运载器点火后到起飞前有故障的情况下安全可靠地终止发射。该技术在国外已得到较为广泛的应用<sup>[1-8]</sup>, 然而在我国才刚刚开始<sup>[9]</sup>。牵制释放可以提高运载器的发射可靠性, 但从结构动力响应的角度分析, 却对运载器增加了一个牵制力突然释放的载荷。为确保起飞后能安全可靠地飞行, 需要分析运载器在牵制释放过程中的结构动力响应。由于实验耗费巨大, 国际上也采取数值模拟的方法来分析运载器牵制

\* 收稿日期: 2007-10-29

作者简介: 万军(1975-), 男, 副教授, 博士生。

释放过程中的结构动力响应<sup>[3-5]</sup>,国内最近几年也开始了该领域的研究。

在分析航天飞机的牵制释放过程中,Brunty 等人<sup>[4]</sup>将航天飞机和发射台视为独立的两个子结构,用三次曲线近似航天飞机和发射台之间的界面力,将航天飞机和发射台的节点位移、速度、加速度和三次曲线的控制参数一起作为变量求解。释放通过在计算程序中删除联系界面力-节点位移的矩阵而实现。同时,他们还编制了专门的分析程序来计算航天飞机牵制释放过程中的结构动力响应。

Peck<sup>[5]</sup>等人在分析 X33 轨道器的牵制释放过程中,利用 MSC. Patran 建立了 X33 轨道器和发射台的有限元模型,然后通过 MSC. Nastran 的 DMAP 功能提取 X33 轨道器和发射台的质量矩阵、刚度矩阵、阻尼矩阵,同时用三次曲线近似 X33 轨道器和发射台之间的界面力,最后输入到专门编制的程序中计算 X33 轨道器牵制释放过程中的结构动态响应。对于液体推进剂,Peck 等人采用流体分析软件 HYDRO 建立推进剂的液体模型,然后将流体的运动转移到与其接触的贮箱壁和推进剂自由液面的自由度上去,和贮箱结构的自由度耦合求解。

在牵制释放阶段,运载器大部分质量为液体推进剂,而且还会在运载器和发射台之间出现分离面,这种结构响应过程中约束条件发生改变的情况通常需要对结构分析源代码进行特殊的处理,准确分析运载器的结构动力响应具有相当大的难度。本文在深入研究 Brunty 和 Peck 等人提出的牵制释放计算方法的基础上,采用小弹性模量的近似不可压缩固体单元来近似模拟液体推进剂,综合运用 MSC. Patran/Nastran 的场功能和分组分析功能,将全部计算结果场向初始条件场传递,提出了一种分析运载器牵制释放全过程结构动力响应的分阶段计算新方法。

## 1 运载器牵制释放的分阶段计算方法

牵制释放过程分为运载器在发射台上静态竖立、点火牵制和释放三个阶段进行计算。前一个阶段的计算结果为后一个阶段的计算提供初始位移场和速度场。同时牵制阶段的计算结果还为释放阶段提供作用在运载器和发射台上的初始牵制力。在本文的分析方法中,静态和牵制阶段下运载器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。释放阶段则解除连接界面共节点的约束,将运载器和发射台作为两个独立的结构进行分析。

在静态竖立阶段,运用 MSC. Nastran 的结构静态分析功能,计算运载器和发射台结构整体在竖立状态下的静变形,为后续的牵制阶段计算提供初始位移场。静态竖立阶段的控制方程为

$$\begin{bmatrix} K_{ww} & K_{wi} & K_{wp} \\ K_{iw} & K_{ii} & K_{ip} \\ K_{pw} & K_{pi} & K_{pp} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_w \\ x_i \\ x_p \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} G_w \\ G_i \\ G_p \end{Bmatrix} \quad (1)$$

式中,  $x_w$ 、 $x_i$  和  $x_p$  分别为运载器结构(不含连接界面节点)、连接界面节点和发射台结构(不含连接界面节点)的节点位移;  $K_{ww}$ 、 $K_{wi}$ 、 $K_{wp}$ 、 $K_{iw}$ 、 $K_{ii}$ 、 $K_{ip}$ 、 $K_{pw}$ 、 $K_{pi}$ 、 $K_{pp}$  为运载器和发射台整体的结构刚度矩阵按照  $x_w$ 、 $x_i$ 、 $x_p$  写成的分块矩阵;  $G_w$ 、 $G_i$  和  $G_p$  分别为作用在运载器结构(不含连接界面节点)、连接界面节点和发射台结构(不含连接界面节点)上的节点重力载荷。

在运载器点火牵制阶段,结构动力响应的控制方程为

$$\begin{bmatrix} M_{ww} & M_{wi} & M_{wp} \\ M_{iw} & M_{ii} & M_{ip} \\ M_{pw} & M_{pi} & M_{pp} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_w \\ \ddot{x}_i \\ \ddot{x}_p \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{ww} & C_{wi} & C_{wp} \\ C_{iw} & C_{ii} & C_{ip} \\ C_{pw} & C_{pi} & C_{pp} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{x}_w \\ \dot{x}_i \\ \dot{x}_p \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{ww} & K_{wi} & K_{wp} \\ K_{iw} & K_{ii} & K_{ip} \\ K_{pw} & K_{pi} & K_{pp} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_w \\ x_i \\ x_p \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_h(t) + G_w \\ G_i \\ G_p \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中,  $\dot{x}_w$ 、 $\dot{x}_i$ 、 $\dot{x}_p$  和  $\ddot{x}_w$ 、 $\ddot{x}_i$ 、 $\ddot{x}_p$  为运载器结构(不含连接界面节点)、连接界面节点和发射台结构(不含连接界面节点)的节点速度和节点加速度;  $M_{ww}$ 、 $M_{wi}$ 、 $M_{wp}$ 、 $M_{iw}$ 、 $M_{ii}$ 、 $M_{ip}$ 、 $M_{pw}$ 、 $M_{pi}$ 、 $M_{pp}$  为运载器和发射台整体的质量矩阵按照  $x_w$ 、 $x_i$ 、 $x_p$  写成的分块矩阵;  $C_{ww}$ 、 $C_{wi}$ 、 $C_{wp}$ 、 $C_{iw}$ 、 $C_{ii}$ 、 $C_{ip}$ 、 $C_{pw}$ 、 $C_{pi}$ 、 $C_{pp}$  为运载器和发射台整体的阻尼矩阵按照  $x_w$ 、 $x_i$ 、 $x_p$  写成的分块矩阵;  $F_h(t)$  为牵制阶段作用在运载器上的推力载荷。初始位移  $x_{w0}$ 、 $x_{i0}$  和  $x_{p0}$  为静态阶段计算的结果,初始速度  $\dot{x}_{w0} = 0$ 、 $\dot{x}_{i0} = 0$ 、 $\dot{x}_{p0} = 0$ 。此阶段的牵制力即为作用在界面节点上的节点力。

在运载器释放阶段, 解除运载器和发射台连接界面处节点的约束。分别将运载器和发射台作为独立的结构进行分析, 其相应的控制方程为

$$\begin{aligned} \text{运载器: } & \begin{bmatrix} M_{vv} & M_{vi} \\ M_{iv} & M_{ii} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_v \\ \ddot{x}_i \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{vv} & C_{vi} \\ C_{iv} & C_{ii} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{x}_v \\ \dot{x}_i \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{vv} & K_{vi} \\ K_{iv} & K_{ii} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_v \\ x_i \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_r(t) + G_r \\ F_l + G_i \end{Bmatrix} & (3) \\ \text{发射台: } & \begin{bmatrix} M_{pp} & M_{pi} \\ M_{ip} & M_{ii} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_p \\ \ddot{x}_i \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{pp} & C_{pi} \\ C_{ip} & C_{ii} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{x}_p \\ \dot{x}_i \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{pp} & K_{pi} \\ K_{ip} & K_{ii} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_p \\ x_i \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} G_p \\ -F_l + G_i \end{Bmatrix} & (4) \end{aligned}$$

在式(3)和(4)中,  $F_r(t)$  为释放阶段作用在运载器上的推力载荷,  $F_l$  为作用在连接界面处的界面力, 如果是直接释放, 其为爆炸器组件提供的随时间变化的牵制力; 如果考虑缓释, 还应包括缓释力。初始条件  $x_{i0}$ 、 $x_{i0}$ 、 $x_{p0}$  和  $\dot{x}_{i0}$ 、 $\dot{x}_{i0}$ 、 $\dot{x}_{p0}$  分别为牵制结束时刻相应的节点位移和节点速度。式(3)和(4)中的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵及节点重力载荷均在各自独立的结构内计算得到。

## 2 运载器牵制释放的有限元建模方法

运载器牵制释放发射如图 1 所示。在运载器的建模中, 对于主要的承力结构, 按照其受力的情况分别建立相应的梁、壳模型。运载器贮箱中的液体推进剂, 采用真实密度但是小弹性模量的近似不可压缩的固体单元来近似模拟。对于发射台的主要承力结构, 也建立了相应的梁、壳模型。而对于行走装置、仪器设备等在牵制释放过程中的非主要承力结构, 采用集中质量单元 CONM2 模拟。

在计算中需要多次进行计算结果场向初始位移场(速度场)的传递。在 MSC. Nastran 的算法中, 不接受多点约束单元(RBE2、RBE3)中的从节点的初始条件, 因此前一个阶段末的计算结果中的多点约束单元(RBE2、RBE3)上从节点的结果是不能够导入到计算程序中去的。如果忽略该影响, 会在多点约束单元的从节点处产生较大的加速度偏差。为了解决这一困难, 在有限元建模时对于芯级和助推级之间连接机构中存在的球铰连接, 没有采用常规的多点约束单元, 而通过释放连接机构梁单元相应节点的 3 个弯曲自由度来模拟球铰连接关系。

在传递位移场和速度场时, 不同类型单元的节点位移和速度的分量数目是不同的。对于三维实体单元, 节点的位移和速度只有 3 个平动分量。而对于壳单元和梁单元, 则需要同时导入 6 个分量(3 个平动、3 个转动)。

此外, MSC. Patran 在生成 Nastran 的输入 bdf 文件的过程中, 对于边界上定义了铰接边界条件的节点, 没有将这些节点的 3 个初始转动位移和速度分量输出, 这时需要手动修改 bdf 文件, 加上相应节点的初始转动位移和速度分量。

## 3 运载器牵制释放分析方法的验证

首先采用一个运载器牵制过程结构响应的算例对本文计算方法进行验证。将运载器的牵制过程 0~ 9.0s 分为 0~ 6.0s 和 6.0~ 9.0s 两阶段。先计算其在 0~ 6.0s 阶段的结构动态响应, 然后将计算得到的 6.0s 时刻的位移场和速度场导入到 6.0~ 9.0s 阶段作为计算的初始条件, 计算运载器在 6.0~ 9.0s 阶段的结构响应。最后将该结果与直接计算(不采用分阶段方法)运载器牵制过程 0~ 9s 中得到的 6.0~ 9.0s 阶段的结构响应进行对比。

本文中以沿运载器轴向竖直向上为  $x$  轴正向。选取运载器结构上的某一节点, 采用两种方法计算得到的  $x$  轴位移和速度响应如图 2 和 3 所示。为了便于比较, 我们将分阶段方法的计算结果的时间轴向左平移了 6s。算例表明, 采用分阶段计算和直接计算, 运载器上节点的位移和速度历程的差别很小,

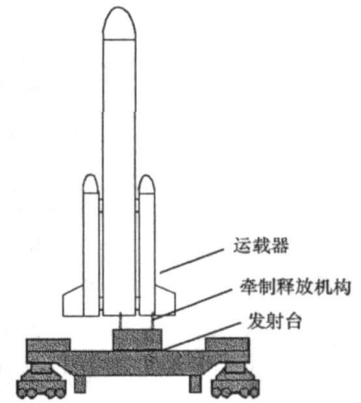


图 1 运载器牵制释放发射示意图  
Fig. 1 Schematic diagram of the vehicle hold-down and release

其误差大约在 0.01% ~ 1% 之间。此外, MSC. Nastran 在 6.0~ 9.0s 计算开始时, 要计算此阶段初始时刻的加速度。将其与在 0~ 6.0s 终了时刻的加速度值进行对比, 其误差大约在 0.01% ~ 1.6% 之间。这表明分阶段计算方法带来的误差较小, 可以满足运载器牵制释放计算的精度要求。

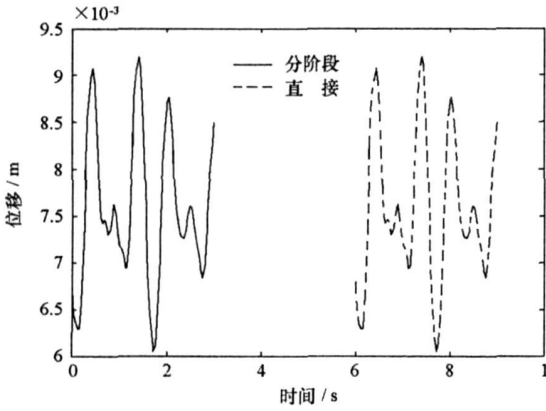


图 2 牵制过程  $x$  轴位移对比

Fig. 2 Displacement curve in  $x$  axis during hold-down phase

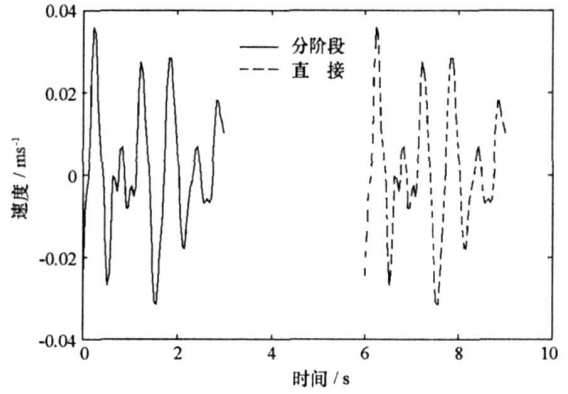


图 3 牵制过程  $x$  轴速度对比

Fig. 3 Velocity curve in  $x$  axis during hold-down phase

#### 4 运载器牵制释放数值算例与分析

计算了图 1 所示运载器在四点牵制释放时结构动力响应的几个算例。数值研究了运载器牵制释放过程中结构动力响应的基本规律, 并与国外文献进行了对比。

##### 4.1 牵制阶段的牵制力变化

首先研究牵制过程中牵制力的变化规律。运载器牵制阶段发动机的总推力曲线如图 4 所示。计算得到, 在牵制阶段单个牵制释放机构处沿  $x$  轴的牵制力如图 5 所示。由图 5 可知, 在运载器推力未建立阶段, 其表现为沿运载器轴向向上的支撑力, 四个牵制支撑点的支撑力之和等于运载器的重量。随着发动机的推力迅速增长而达到满推力, 牵制点处的力也由向上的支撑力而转化为对运载器的向下牵制力。数值算例表明在运载器的推力较为稳定的阶段(5.0~ 9.0s), 由于发射台和运载器结构自身动特性的影响, 牵制释放机构上的牵制力有较大的变化幅值。为了减小释放过程中的冲击, 可以选择在牵制力较小的时刻进行释放。

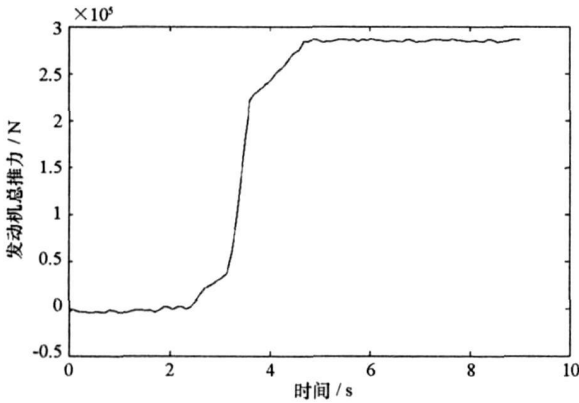


图 4 发动机总推力曲线

Fig. 4 Total thrust curve in  $x$  direction of liquid rocket engine

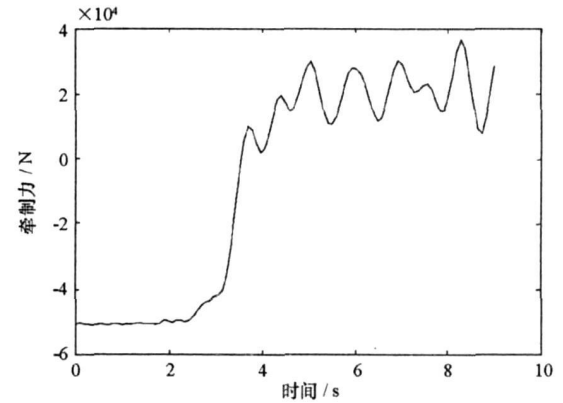


图 5 单个牵制点处  $x$  向牵制力曲线

Fig. 5 Hold-down force curve in  $x$  direction during hold-down phase

将本文计算方法得到的牵制力曲线和文献[5]中的牵制力曲线进行对比, 可以发现两者具有相同的变化规律, 这也证明了文中计算方法的有效性。

## 4.2 释放过程中结构动响应的基本特点

以牵制力在 30ms 内线性消失的直接释放算例,说明释放过程中运载器  $x$  轴方向的加速度和位移的变化趋势。在运载器靠近牵制释放点处选取节点 1,在运载器的中部选取节点 2,在运载器的顶部选取节点 3。3 个节点在释放过程中的加速度和位移响应如图 6 和 7 所示。在图 6~9 中的 0 时刻为运载器开始释放的时刻。由图 6 可见,释放过程中运载器结构的加速度响应呈现如下的特点:释放过程中,靠近牵制释放点处的节点峰值加速度一般要大一些,同时随着距牵制释放点距离的增大,其峰值加速度值一般逐渐减小。同时,靠近牵制释放点,其峰值加速度出现得早,而随着离牵制释放点距离的增大,其峰值加速度出现得要晚一些。这个可以解释如下:由于释放时的冲击载荷在运载器结构内是由牵制释放点向上逐步传播的,其在传播的过程中由于结构阻尼等的影响,其峰值也逐渐减小。图 7 表明,节点 1、2、3 沿运载器轴向的位移响应差异不是十分显著。

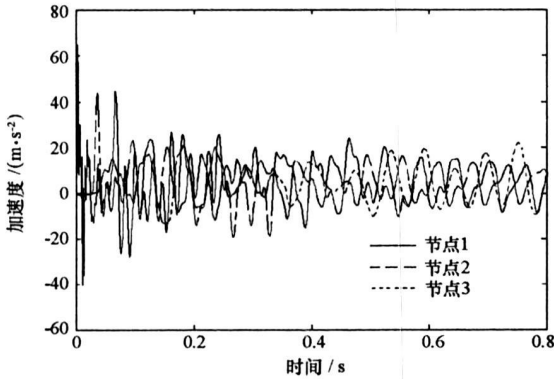


图 6 不同位置的加速度响应历程曲线

Fig. 6 Acceleration curve in  $x$  direction during release phase

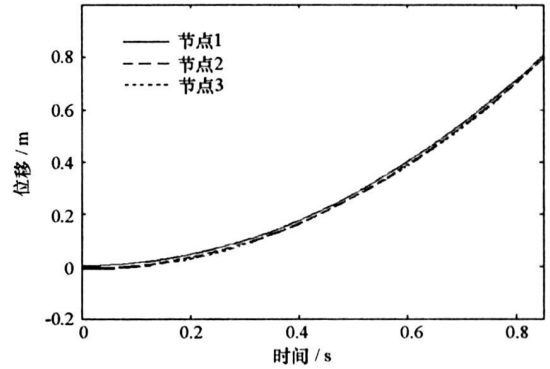


图 7 不同位置的位移历程曲线

Fig. 7 Displacement curve in  $x$  direction during release phase

## 4.3 不同的释放时间对运载器结构响应的影响

对比研究在其他条件不变的情况下,牵制释放机构上的牵制力在不同的时间内消失,对运载器结构动响应的影响。参阅国外文献,爆炸解锁装置的分离时间一般在数十个 ms 内。我们假定牵制释放机构上的牵制力分别在 1ms 和 30ms 内线性释放完毕,比较运载器结构响应的特点。计算得到运载器上某点  $x$  向加速度变化的曲线见图 8 和图 9。由图可见,当牵制力在 1ms 内线性释放完毕时,运载器上某节点沿运载器轴向的峰值加速度为  $720\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$ ,而当爆炸螺栓上的牵制力在 30ms 内线性释放完毕时,该点沿  $x$  向的峰值加速度则下降为  $64\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$ ,后者仅为前者的 8.9%。

算例表明释放时间对于运载器结构的动力响应具有显著的影响,延长牵制力消失的时间可以有效减小释放时运载器的结构动力响应,这与文献[2]中的结论是一致的。

## 5 结论

采用小弹性模量的近似不可压缩的固体单元近似模拟液体推进剂,利用 MSC.Patran/Nastran 的场功能和分组分析功能,将计算结果场向初始条件场传递,提出了一种分析运载器牵制释放过程中结构动力响应的分阶段计算新方法。采用该方法计算了几个运载器牵制释放过程结构动力响应的算例。算例结果表明:

- (1) 文中方法实施简便,而且计算结果有足够的精度。
- (2) 可以有效分析结构变形过程中出现分离面等现象的动力响应过程;
- (3) 可以有效分析牵制过程中牵制力的变化、释放过程中运载器结构动力响应的特点、不同的释放时间对运载器结构动力响应的影响。

本文方法还可用于在不同的点火时序、不同的时刻释放、释放不同步、施加缓释力、缓释力不同步、横向负载等复杂条件下进行运载器牵制释放结构动力响应的分析,还可以进行点火时序、释放时刻、释

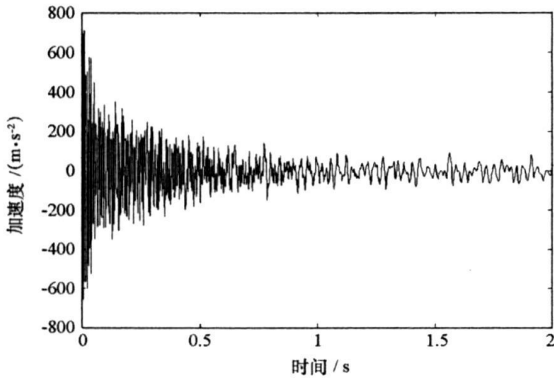


图8 牵制力1ms线性消失时加速度曲线  
Fig. 8 Acceleration curve when hold-down force disappear in 1ms

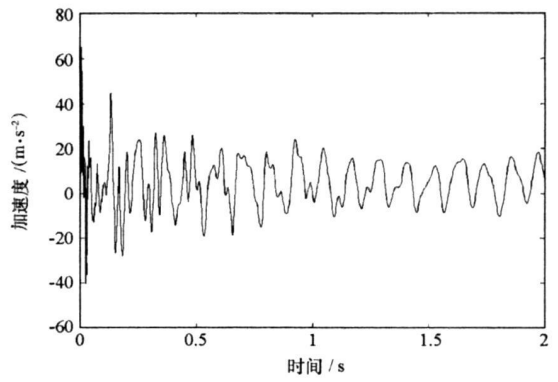


图9 牵制力30ms线性消失时加速度曲线  
Fig. 9 Acceleration curve when hold-down force disappear in 30ms

放时间的优化,为运载器的牵制释放系统的研制提供参考。

## 参考文献:

- [1] Purushothaman P, Pillai K G, Rajamanickam R, et al. Launch Hold and Release Mechanism for Launch Vehicle [C]//Proceeding of the 7<sup>th</sup> European Space Mechanisms & Tribology Symposium, 1997: 287- 290.
- [2] Gravitz S I, Saturn V. Thrust Buildup & Vehicle Release Dynamic [C]//41<sup>st</sup> AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structure, Structural Dynamic, and Material Conference and Exhibit, Atlanta, GA, April 3- 6, 2000.
- [3] Blueloch P A, Antal G W, Peleti W D. Simulation of the Atlas Liftoff Events [C]// AIAA Dynamics Specialists Conference, Dallas, TX, April 16 - 17, 1992.
- [4] Brunty J A. A Transient Response Analysis of the Space Shuttle Vehicle During Liftoff [R]. NASA Technical Memorandum 103505, 1990.
- [5] Peck J, Brunty J A. X33 Transient Liftoff Analysis [C]// 41<sup>st</sup> AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structure, Structural Dynamic, and Material Conference and Exhibit, Atlanta, GA, April 3- 6, 2000.
- [6] Himeblau H, Manning J E, Piersol A G, et al. Dynamic Environment Criteria [R]. NASA- HDBK- 7005, 2001.
- [7] Pollard S M, McDonald E J, Glaese J. Innovative Modeling Approach for Dynamic Simulation of the Space Shuttle Solid Rocket Booster Hold down Post Studs [C]// Huntsville Simulation Conference 2004 Huntsville, Alabama, October 20- 21, 2004.
- [8] 张福全, 李广裕. 火箭与导弹的牵制释放技术 [J]. 国外导弹与航天运载器, 1990, 2: 30- 36.
- [9] 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.

(上接第14页)

## 参考文献:

- [1] Panaras A G. Review of the Physics of Swept-shock/ Boundary Layer Interactions [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1996, 32: 173- 244.
- [2] Horstman C C. Computation of Sharp-fin induced Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction [J]. AIAA Journal, 1986, 24(9): 1433- 1440.
- [3] Schmisser J D, Gaitonde D V. Numerical Investigation of New Topologies in Strong Crossing Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interactions [R]. AIAA 2000- 0931, 2000.
- [4] Narayanswami N, Hostman C C, Knight D D. Computation of Crossing Shock/Turbulent Boundary Layer Interaction at Mach 8. 3 [J]. AIAA Journal, 1993, 31(8): 1369- 1376.
- [5] Narayanswami N, Knight D, Bogdonoff S M, et al. Interaction Between Crossing Oblique Shocks and a Turbulent Boundary Layer [J]. AIAA Journal, 1992, 30(8): 1945- 1952.
- [6] Menter F R. Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598- 1605.
- [7] Zheltovodov A A, Maksimov A I. Hypersonic Crossing Shock Waves/Turbulent Boundary Layer Interactions [R]. Technical Report Final Report, EOARD Contract F61775- 98- WE091, Russia, 1999.