

文章编号: 1001-2486(2006)05-0017-05

## 基于有限元—刚体混合模型的运载火箭缓释放特性分析\*

万 军, 李道奎, 唐国金, 雷勇军

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘 要:**以一种新提出的新型强制式牵制释放系统为例,建立了分析运载火箭缓释放过程中缓释特性的有限元—刚体混合模型。采用刚体模型计算运载火箭的运动,利用有限元方法计算缓释销的弹塑性大变形接触过程,缓释机构和运载火箭的界面满足力和位移的协调条件。该混合模型采用增量方法进行求解,其用来分析缓释机构的不同材料、几何形状、尺寸以及摩擦条件对运载火箭的完全释放时间、释放时刻速度以及缓释机构消耗功等参数的影响。

**关键词:**运载火箭;牵制释放;减载缓释机构;缓释特性;混合模型

**中图分类号:**V475.1 **文献标识码:**A

## A Soft Release Characteristic Analysis of the Launch Vehicle Based on the Finite Element and Rigid-body Mixed Model

WAN Jun, LI Dao-kui, TANG Guo-jin, LEI Yong-jun

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

**Abstract:** The soft release mechanism in a controlled hold-down and release system proposed recently was discussed in this paper and a finite element and rigid-body mixed model was put forward to analyze its release characteristic during launch vehicle liftoff. The rigid-body model was used to describe the movement of the launch vehicle and the finite element method was employed to analyze the finite deformation elastic-plastic contact of the soft release mechanism. The interface compatibility condition was enforced between the launch vehicle and the soft release mechanism. The mixed model was solved with an increment algorithm, which can be used to analyze the influences of the material property of the pin, the shape and size of the soft release mechanism, friction between the die and pin on the entire release time, the launch vehicle velocity and the consumed energy during liftoff.

**Key words:** launch vehicle; hold down and release; soft release mechanism; soft release characteristic; mixed model

牵制释放是确保火箭发射可靠性的一种重要的技术手段。它可以在火箭点火后到起飞前有故障的情况下安全可靠地终止发射。该技术在外国已得到广泛的使用<sup>[1-5]</sup>,然而在我国才刚刚开始这方面的研究。

王瑞铨等<sup>[6]</sup>提出了我国新一代运载火箭中可采用的一种新型强制式牵制释放系统。该系统由数个牵制释放机构组成。而每个机构又由控制火箭牵制释放的爆炸器组件及其两侧的减载缓释机构组成。减载缓释机构的组成如图 1 所示。为了保证火箭在牵制状态下当出现发动机故障、发动机推力偏差以及横向风载荷等情况,运载火箭均不至于倾覆,爆炸器组件通常预加给运载火箭一定的初始牵制力。当接到释放信号后,爆炸器组件同时解锁,其对火箭的牵制力在几十毫秒内减小至零。为了减小突然释放对火箭的冲击,缓释销从随火箭运动的模芯内拔出,给火箭提供一个递减至零的缓释力。

增设了减载缓释机构后,运载火箭的运动以及释放时间等均发生了变化。比较准确地了解运载火箭完全释放时间、释放速度以及减载缓释机构在缓释过程中所消耗的功等参数对于运载火箭牵制释放系统的设计具有重要的意义。本文建立了分析运载火箭缓释放特性的有限元—刚体混合模型,该模型可以在牵制释放系统的初步设计阶段分析减载缓释机构的不同材料、几何形状、尺寸以及摩擦条件对运载火箭的完全释放时间、释放速度以及减载缓释机构的消耗功等参数的影响。

\* 收稿日期:2006-03-23

作者简介:万军(1975—),男,博士生,讲师。

## 1 计算模型与数值方法

以某型捆绑式火箭在芯级和助推级之间设置四个牵制释放机构为例,其设置位置如图2所示。由于运载火箭结构复杂,爆炸器组件起爆时间存在分散性,运载火箭实际的缓释过程是十分复杂的。在分析中通常需要对问题做一些简化。

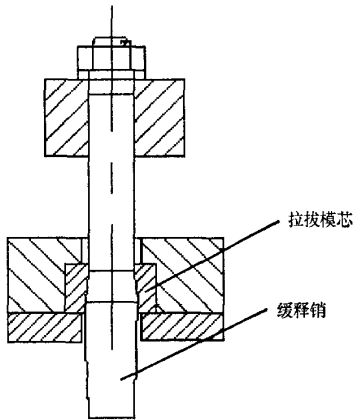


图1 减载缓释机构组成示意图  
Fig.1 Schematic diagram of the soft release mechanism

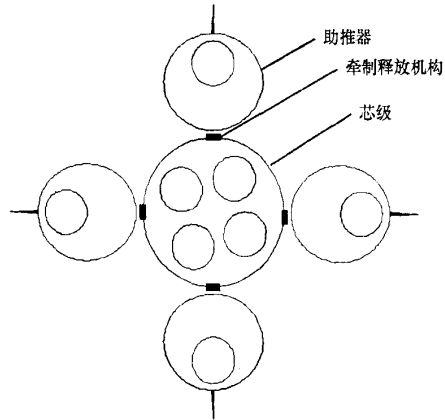


图2 运载火箭牵制释放机构设置示意图  
Fig.2 Schematic diagram of hold-down and release mechanism position

(1) 运载火箭的释放过程比较短暂,时间一般小于  $1\text{s}^{[7]}$ 。在缓释过程中忽略发动机的流量,认为火箭质量  $M$  为恒值。

(2) 假定运载火箭在释放过程中发动机总推力  $F_T$  保持恒值不变。忽略发动机的推力偏心以及运载火箭上的横向风载。在本文中运载火箭的重量为  $8000\text{kN}$ ,缓释过程中富余推力  $F_r$  恒为  $3000\text{kN}$ 。

(3) 根据文[8]的方法,确定4个爆炸器组件上共预加初始牵制力  $6000\text{kN}$ 。记爆炸器组件开始解锁的时间为0时刻。假定爆炸器组件解锁后,牵制力  $F_c$  如下线性变化:

$$F_c(t) = 6000 - \frac{6000}{0.03}t, \quad 0 \leq t < 0.03\text{s} \quad (1)$$

(4) 忽略缓释机构间的几何形状和材料的偏差,认为其在相同的位移下的拉拔力  $F_f$  相同。

将运载火箭和减载缓释机构分离进行分析。进行运载火箭运动分析时,只考虑缓释机构的缓释力对火箭运动的影响。进行缓释销的弹塑性变形分析时,随运载火箭运动的拉拔模芯的位移作为外加载荷。运载火箭和减载缓释机构的运动满足位移和力的协调条件:

$$d_i = d_d, \quad F_i = -8 \cdot F_f \quad (2)$$

式中,  $d_i$  为运载火箭在牵制释放点处的位移,  $d_d$  为缓释销的拔出位移,  $F_i$  为运载火箭所受的总缓释力,  $F_f$  为单个缓释机构的拉拔力。

本文关注运载火箭的完全释放时间及释放速度、缓释销的消耗功等重要参数,不考虑运载火箭内部结构的振动。将运载火箭作为刚体来考虑,能使问题得到极大的简化,同时获得很有价值的结果。

### 1.1 运载火箭的刚体运动增量分析模型

爆炸器解锁极限平衡时刻  $t_e = 0.015\text{s}$ ,该时刻火箭富余推力  $F_r$  恰好等于爆炸器的牵制力  $F_c(t)$ 。  $t \geq 0.015\text{s}$  时刻,运载火箭的刚体运动分析模型如图3(a)所示。运载火箭的刚体运动采用增量方法来分析。记  $\Delta t_n = t_{n+1} - t_n$ ,则  $\Delta t_n$  增量步内运载火箭的合外力可近似用  $t_n$  时刻的合外力<sup>n</sup> $F$  表示:

$${}^n F = 0, \quad 0 \leq t_n < 0.015\text{s} \quad \spadesuit (3)$$

$${}^n F = 3000 + \left( \frac{6000}{0.03} \cdot t_n - 6000 \right) - 8 \cdot {}^n F_f \quad 0.015\text{s} < t_n < 0.03\text{s} \quad (4)$$

$${}^n F = 3000 - 8 \cdot {}^n F_f \quad t_n \geq 0.03s \quad (5)$$

式中,  ${}^n F_f$  为  $t_n$  时刻单个减载缓释机构的拉拔力。

在  $\Delta t_n$  增量步内, 运载火箭的刚体运动加速度为  ${}^n a_i = \frac{{}^n F}{M}$ 。

在  $t_{n+1}$  时刻, 运载火箭的速度为  ${}^{n+1} v_i = {}^n v_i + {}^n a_i \cdot \Delta t_n$ , 位移为  ${}^{n+1} d_i = {}^n d_i + \frac{1}{2} ({}^n v_i + {}^{n+1} v_i) \cdot \Delta t_n$ 。

## 1.2 减载缓释机构的增量接触分析模型

在本文的接触问题中, 除了缓释销大变形引起的几何非线性和材料非线性以外还有未知接触边界条件引起的强非线性, 致使从有限元方程的表述、本构关系的建立、未知接触边界条件的处理都比一般非线性问题具有更大的复杂程度<sup>[9]</sup>。

### 1.2.1 运动方程的表述形式

以虚位移原理建立弱形式的运动方程为:

$$\int_{t_V} \sigma_{ij}^s \delta e_{ij} d^i V + \int_{t_V} \rho \delta u_i \delta u_i d^i V - \int_{t_V} \delta u_i f_i^b d^i V - \int_{t_{S_f}} \delta u_i f_i^s d^i S - \int_{t_{S_c}} \delta u_i f_i^c d^i S = 0 \quad (6)$$

式中:  $i, j = 1, 2, 3$ ;  $\sigma_{ij}^s$  为 Cauchy 应力张量;  $e_{ij}$  为应变张量;  $\rho$  为质量密度;  $f_i^b$  是体积力载荷;  $f_i^s$  为作用的接触力;  $f_i^c$  为作用的边界外力载荷;  $V$  为接触体在当前时间所占据的空间;  $S_f$  是给定边界力的边界;  $S_c$  是接触边界。

### 1.2.2 本构关系

缓释销可以选用弹塑性材料本构关系。当使用更新的 Lagrange 有限元格式时, 采用联系 Jaurman 应力率与应变速度之间的本构关系更为方便:

$$\overset{\nabla}{\sigma}_{ij} = C_{ijkl} D_{kl} \quad (7)$$

式中,  $\overset{\nabla}{\sigma}_{ij}$  为 Jaurman 应力率张量;  $D_{kl}$  为应变速度张量;  $C_{ijkl}$  为小位移时弹塑性力学中的应力应变矩阵;

### 1.2.3 接触边界条件

在接触问题中, 场变量除了要满足基本控制方程、边界条件和初始条件外, 还要满足接触面  $\Gamma_c$  上的接触边界条件。

当采用罚函数方法或 Lagrange 乘子等方法处理接触约束条件后, 减载缓释机构的弹塑性接触过程可以采用非线性增量有限元方法进行分析。

当  $t_n$  时刻弹塑性接触增量有限元迭代收敛后, 可计算出  $t_n$  时刻缓释销的拉拔力  ${}^n F_f$ 。在下一时刻  $t_{n+1}$ , 当运载火箭的位移  ${}^{n+1} d_i$  计算出之后, 可由  ${}^{n+1} d_i = {}^n d_i$  求得减载缓释机构在该时刻的边界位移  ${}^{n+1} d_d$ , 则可据此求解该时刻减载缓释机构的接触状态以及拉拔力  ${}^{n+1} F_f$ 。减载缓释机构弹塑性接触分析模型如图 3(b) 所示。

## 1.3 有限元-刚体混合模型增量求解算法

在本文中, 我们利用 MSC.Marc 软件的二次开发功能, 建立了分析运载火箭缓释特性的有限元-刚体混合模型。采用增量方法求解该混合模型, 具体算法如下:

### (1) 初始化

起始计算时间  $t_0 = 0$ , 终止时间  $t_{end} = 0.6s$ , 时间步长  $\Delta t = 0.0005s$ 。

$t_0 = 0$  时, 运载火箭位移<sup>0</sup>  $d_i = 0$ 、速度<sup>0</sup>  $v_i = 0$ 、减载缓释机构的拔出位移<sup>0</sup>  $d_d = 0$ 。

由<sup>0</sup>  $d_d = 0$ , 计算  $t_0 = 0$  时刻缓释销的拉拔力<sup>0</sup>  $F_f = 0$ 。

计算  $\Delta t_0$  增量步内运载火箭的合外力<sup>0</sup>  $F$  及其加速度<sup>0</sup>  $a_i$ :  ${}^0 F = 0, {}^0 a_i = \frac{{}^0 F}{M} = 0$ 。

### (2) 迭代计算

当  $t_n$  时刻运载火箭的运动<sup>n</sup>  $d_i$ 、<sup>n</sup>  $v_i$  和  $\Delta t_n$  增量步内的合外力<sup>n</sup>  $F$ 、加速度<sup>n</sup>  $a_i$  求出后, 可按如下步骤求

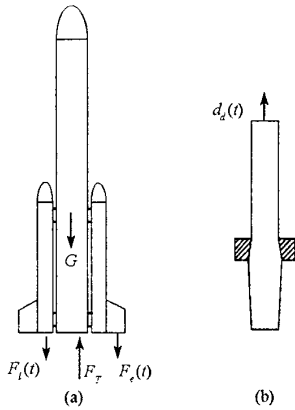


图3 运载火箭和减载缓释机构分析模型  
Fig.3 Analysis model of launch vehicle and soft release mechanism

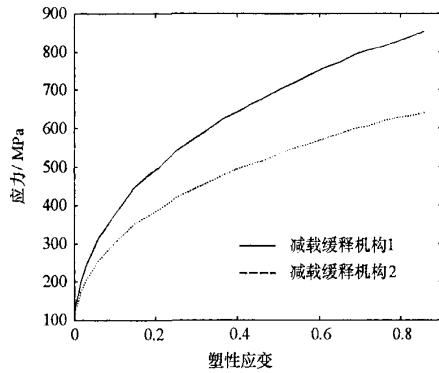


图4 缓释销材料应力-塑性应变曲线  
Fig.4 Stress vs. plastic strain of soft release pin material

出  $t_{n+1}$ 时刻  ${}^{n+1}v_i$ 、 ${}^{n+1}d_i$ 、 ${}^{n+1}F_f$  以及  $\Delta t_{n+1}$ 增量步内的  ${}^{n+1}F$ 、 ${}^{n+1}a$ :

① 计算  $t_{n+1}$ 时刻运载火箭的速度  ${}^{n+1}v_i = {}^n v_i + {}^n a_i \cdot \Delta t$ , 位移  $d_{n+1} = d_n + \frac{1}{2}(v_n + v_{n+1}) \cdot \Delta t$ 。

② 由  $t_{n+1}$ 时刻减载缓释机构的拔出位移  ${}^{n+1}d_d = {}^{n+1}d_i$ , 通过缓释机构的增量接触分析计算缓释销的拉拔力  ${}^{n+1}F_f$ 。

③ 由式(3)~(5)计算  $\Delta t_{n+1}$ 增量步内运载火箭的合外力  ${}^{n+1}F$ , 其加速度为  ${}^{n+1}a = \frac{{}^{n+1}F}{M}$ 。

运载火箭在整个缓释过程中的刚体运动以及减载缓释机构的接触变形过程均可以求出。

## 2 算例分析

在本文的混合模型中,减载缓释机构的模芯半锥角  $\alpha = 9^\circ$ ,其出口半径  $R_d = 0.021\text{m}$ 。模芯材料为硬质工具钢。缓释销与模芯间的摩擦系数  $\mu = 0.05$ 。考虑两种减载缓释机构的设计方案,在两种方案中缓释销和拉拔模芯的几何形状、摩擦条件、缓释销材料杨氏模量、泊松比、初始屈服应力均相同。  $E = 113.8\text{GPa}$ 、 $\lambda = 0.32$ 、 $\sigma_c = 100\text{MPa}$ 。但是缓释销材料的硬化曲线不同,如图4所示。

采用两种减载缓释机构后,缓释过程中的运载火箭运动速度、位移的计算结果分别如图5和图6所示。单个减载缓释机构的缓释力-时间曲线以及缓释力-位移曲线分别如图7和图8所示。

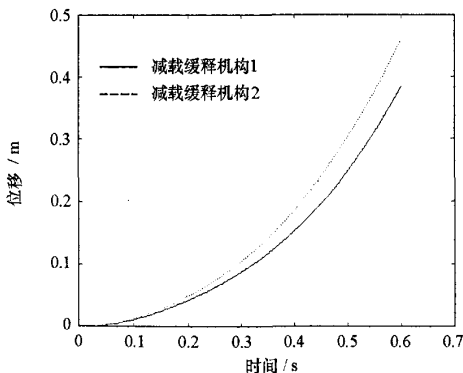


图5 运载火箭位移-时间曲线  
Fig.5 Displacement vs. time of launch vehicle

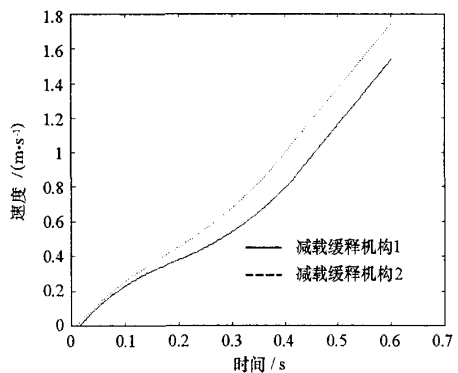


图6 运载火箭速度-时间曲线  
Fig.6 Velocity vs. time of launch vehicle

采用方案1和2,爆炸器组件起爆解锁后0.414s和0.377s,运载火箭完全释放,如图7所示。完全释放时刻火箭的速度分别为0.841m/s和0.910m/s,其位移均为0.164m。

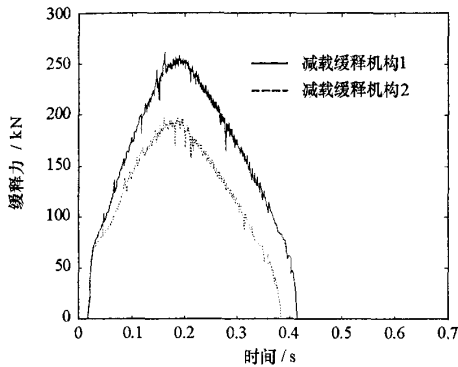


图 7 单个减载缓释机构缓释力—时间曲线  
Fig.7 Restrain force vs. time of  
soft release mechanism

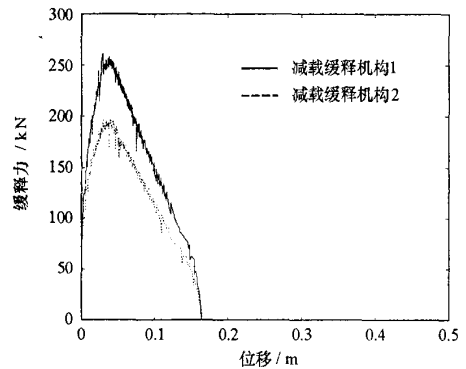


图 8 单个减载缓释机构缓释力—位移曲线  
Fig.8 Restrain force vs. displacement of  
soft release mechanism

积分图 8 的缓释力—位移曲线,可得减载缓释机构在缓释过程中的消耗功。采用方案 1 和 2,8 个减载缓释机构在缓释过程中消耗的功为  $207.742\text{kN}\cdot\text{m}$  和  $159.502\text{kN}\cdot\text{m}$ 。在两种方案下,运载火箭的富余推力在缓释过程中所做的功均为  $492\text{kN}\cdot\text{m}$ 。方案 1 和 2 中的减载缓释机构消耗功分别占富余推力所作的功的 42.2% 和 32.4%。

### 3 结论

建立了分析运载火箭缓释放特性的有限元—刚体混合模型。该模型可以在运载火箭的减载缓释机构初步设计阶段了解缓释销材料特性、缓释销和拉拔模芯的几何形状和尺寸、摩擦条件对运载火箭的完全释放时间、完全释放时刻的速度、减载缓释机构的消耗功等重要参数的影响规律。这对于筛选减载缓释机构初步设计方案具有重要的意义。

### 参考文献:

- [1] Purushothaman P, Pillai K G, Rajamanickam R, et al. Launch Hold and Release Mechanism for Launch Vehicle. Proceeding of the 7<sup>th</sup> European Space Mechanisms & Tribology Symposium, 1997:287 - 290.
- [2] 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.
- [3] Gravitz S I. Saturn V Thrust Buildup & Vehicle Release Dynamic [A]. 41<sup>st</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structure, Structural Dynamic, and Material Conference and Exhibit, Atlanta, GA, 2000.
- [4] Belloch P A, Antal G W, Peleti W D. Simulation of the Atlas Liftoff Events[A]. AIAA Dynamics Specialists Conference, Dallas, TX, 1992.
- [5] Peck J, Brunty J A. X33 Transient Liftoff Analysis[A]. 41<sup>st</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structure, Structural Dynamic, and Material Conference and Exhibit, Atlanta, GA, 2000.
- [6] 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.
- [7] Himelblau H, Manning J E, Piersol A G, et al. Dynamic Environment Criteria[R]. NASA-HDBK-7005, 2001
- [8] 郝武乐. 火箭牵制释放发射动力学研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2004.
- [9] Wriggers P. Computational Contact Mechanics[M]. West Sussex, England: John Wiley & Sons Ltd, 2002.

