

多级运载火箭动态级间分离的 Monte Carlo 仿真*

J·柔沙尼安, M·塔利班

(K. N. 图什理工大学 航空工程系 16765-3381 信箱, 伊朗 德黑兰)

(陈立群推荐)

摘要: 提出了研究多级运载火箭级间冷、热分离的计算公式. 利用 Monte Carlo 仿真, 考虑箭体分离时, 采用远离正常设计值的参数去评估分离失败的风险. 分析了各种扰动, 如动态不平衡, 剩余推力, 分离机构引起的分离扰动, 以及冷、热分离未对准的影响, 得到分离箭体不会发生碰撞的条件. 结果表明, 当前设计满足分离要求.

关键词: 气垫增压火箭; 反推进式火箭; 运载火箭; Monte Carlo; 热分离; 冷分离
中图分类号: V421.7; O242.2 文献标识码: A

符号说明

a_0	坐标系的加速度(m/s^2)	u^*	临界速度(m/s)
u, v, w	箭体沿着 x, y, z 轴方向的线速度分量(m/s)	C	圆锥角($^\circ$)
p, q, r	箭体沿着 x, y, z 轴方向的角速度分量($^\circ/\text{s}$)	ρ_1	气体密度(kg/m^3)
T	横向角偏离速率($^\circ/\text{s}$)	m	质量(kg)
P_k	容器中的压强(Pa)	M_a	对比值
P_a	喷射嘴内的压强(Pa)	P_M	级间压强(Pa)
P_{02}	冲击作用与第一级火箭之间的压强(Pa)	S_a	喷嘴表面积(m^2)
I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}	偏航、俯仰及滚转面上的惯量积($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)	r	第一级火箭半径(m)
R_{12}	坐标系上 1、2 级火箭重心间的相对距离(m)	T_k	容器内的温度(K)
I_x, I_y, I_z	滚转、俯仰及偏航轴上的惯性矩($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)	T_M	两级之间的温度(K)
V_M	两级之间的空间体积(m^3)	t	时间(s)
ϕ, γ, φ	偏航、滚转及俯仰角度($^\circ$)	u_1	速度(m/s)

引 言

级间分离的动力学问题引起了许多研究者的注意. Chubb^[1]已经建立了两个分离火箭之间碰撞的边界条件. Palmer 和 Mitchell^[2]研究了太空船的弹射分离. Dwork^[3]和 Wilke^[4]对弹射装置中的分离机构引起的扰动提出了很有价值的见解. Puglisi^[5]分析了级间分离的可控性.

* 收稿日期: 2007-06-19; 修订日期: 2008-08-07

作者简介: J. Roshanian, 副教授(联系人, E-mail: roshanian@kntu.ac.ir).

本文原文为英文, 黄锋译, 张禄坤校.

对于包括有翼箭体结构等类型的航天飞机,建立了包括稳定导数在内相当多数量的空气动力学数据^[6-7]。这些数据,已用于分离动力学的研究^[8]。Christensen 和 Narahara^[9]对航天器分离研究进行了综述,Palmer 和 Mitchell^[10]建立了高精度的航天器分离系统。Waterfall^[11]研究了分离、旋转与不旋转筒体的多弹射系统。Bolster 和 Googins^[12]完成了空中发射探空火箭的设计、制作和测试的一系列工作。Longren^[13]分析了具有导向靴和约束横向运动横杆的自旋火箭的稳定性。Hurley 和 Carrie^[14]回顾了 4 杆机构分离系统的起源,并进行了平行分级往返飞船的分离分析。Michael 和 Charles^[15]得到了高空级间前后分离时的羽流冲击力。Subramanyam^[16]建立了辅助弹射级间分离的基本模型。Kalesnikof^[17]编写了一本关于动态分离的专著。Saxena^[18]研究了上一级火箭对分离助推器的喷射冲击作用。Lochan 等^[19-22]利用动力风洞模拟数据,分析了捆绑式助推器从主火箭上分离的动力学问题。Cheng^[23]基于气流/结构复合模型编写分析程序,模拟整流罩分离问题。将程序分析结果与神州五号运载火箭足尺有效荷载作用下整流罩分离试验数据的对比分析,验证了该程序的有效性。Reubush 等^[24]采用了 Monte Carlo 方法模拟了美国国家航空航天局高超声速试验机的(hyper-x)级间分离。Jeyakumar 和 Biswas^[25-27]提出了级间分离系统设计和运载火箭的动力学分析。

在多级火箭中,指令分离阶段是非常重要的。假设,分离阶段完全分离,那样可以避免决定于横向角速率的飞行姿态发生任何变化,并能消除发生分离后级间碰撞的可能。但是,由于分离机制和分离火箭动态不平衡产生的偏离力而引起的分离干扰,使得完全分离难以实现。另一种干扰是由于下一级火箭的剩余燃烧引起。

预测分离轨道,必须包括来自相邻推进系统的冲击力,而且如果推进系统在紧靠燃尽火箭处点火,这种推进力将特别巨大。

分离动力学分析的实质是确定分离股扰,确定碰撞边界条件,并生成输入引导程序的数据。分离分析的复杂性从单自由度刚体的简单模型发展到 6 自由度刚体的计算机非线性仿真分析的复杂模型,有时还需考虑自旋和弹性影响。通常,这种分析常用于预测机构的标定性能,和评估多设计参数由于标准公差引起的偏离误差。故障模式及其影响分析已经变得很普遍,应用中先假设故障模式,再通过装置的性能,至少能够定性地评估其影响。

一般地,两种层次的分析都已经成功应用。当没有复杂外力作用于箭体时,简单平面模型应用于无自旋的分离问题,简单横向弯矩模型应用于有自旋的分离问题。当各个参数都影响偏离或障碍时,例如公差的影响,假定其有最不利值,可以设计分离机构成功运转。通常,反复分析几次,对确定参数值(从统计学上说,等效于 9 或 10 个可能大的 σ 值)的最不利组合,并实现这种条件下箭体的完美分离是非常必要的。虽然简单分析不考虑复杂的力与力偶耦合的影响,但是它的缺点是在参数值的最不利组合时,对满意的分离进行保守补偿。这种分析类型对多数简单分离已证明有效,并设计出可靠性很高的分离机构。

当有复杂的力或力偶作用于箭体,人工发送指令,分离重量达到分离机构能力的临界值,或者指令要求迫切时,则进行复杂的计算机非线性分析。在这种分析中,力和力矩作用于各个箭体时已仔细考虑,每个箭体都允许发生 6 个自由度的刚体运动。陀螺力矩中考虑了自旋的影响,弹性影响也在考虑范畴之内。另外,采用统计研究,评定各个参数在允许范围内变化时,对分离动作的影响。通过利用 Monte Carlo 技术,替代对分离动作参数每个可能组合的计算,降低了开展这些研究的花费。

另一个复杂分离的分析技术是确定各个误差源的偏导数. 这些偏导数, 加上各个参数值的变化范围, 可以确定由于各个参数值的变化而引起的偏离误差. 那么, 来自全部参数的偏离误差, 综合起来可以得到全部可能的误差. 解决这些误差的有效方法, 是利用均方根方法, 对这些有关联和无关联的误差进行处理. 这种技术得到了接近精确解的结果, 虽然精确解也可以通过更加严密的数学逼近法得到, 但需要进行大量的计算机运算.

偏微分误差分析也可以确定偏离误差的基本来源, 也可以有效地控制这些参数的变化. 它们都可以在容许范围内变化, 而不会引起额外误差. 这个信息对开展/评价权衡研究特别有用. 偏微分法为分离机构分析及评估其可能的误差提供了最好的实用方法.

当分离行为发生后, 在飞行期间, 严密的分析需要考虑空气动力学环境、风的剪切或进发作用、燃料晃动、引擎喷嘴流动分离、分离进展、控制系统相互作用、分离体的质量及惯性作用、陀螺力矩以及分离机构自身缺陷的影响^[28].

1 级间分离建模

典型的运载火箭可能要经历几次分离, 如捆绑式分离, 就有级间分离, 热防护罩分离, 气垫增压火箭分离, 以及航天器分离. 在多级火箭结构中, 最重要的事件就是分离. 显然, 正在工作的火箭燃料烧完指令一发出, 分离程序就立即开始, 烧完的那一级火箭分离, 下一级火箭继续点燃工作.

1.1 冷分离

问题的建模考虑在力及力矩作用下, 单个箭体的分离, 模型中箭体视为刚体. 刚性物体有 6 个自由度(3 个线自由度, 3 个角自由度). 每个分离的箭体有 12 个变量(即 3 个线位移, 3 个角位移, 3 个线速度, 3 个角速度), 公式建立中, 除了通常的几何中心坐标系或地球中心惯性坐标系(计算重力影响)及拓扑中心坐标系或发射点惯性坐标系外, 还采用了两种基本参考坐标系.

在局部惯性坐标系中描述动力学问题, 而在分离动作发生时, 个体运动问题分别采用各自的箭体坐标描述(见图 1). 从箭体坐标到局部惯性坐标的转换, 及其相反过程, 通过转换矩阵都可以实现, 而在转换矩阵中, 采用了 Euler 角的旋转预固定次序(见图 2).

原则上, 运动方程可以在任意坐标系中表示. 可以根据情况来选择, 如惯性矩、发动机后推力和空气动力学计算, 在箭体坐标系中计算将变得简单, 而重力计算在几何中心惯性坐标系中计算简单.

分离分析坐标系中, 包含两个箭体坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 和 $O_2x_2y_2z_2$, 分别对应于下一级火箭和上一级火箭^[17]. 每个分离的火箭有 6 个自由度, 分别是沿着 x, y, z 坐标轴的平移速度 u, v, w 和转动速度 p, q, r . $Exyz$ 是惯性坐标系. 分离刚开始($t = 0$)时, 3 个坐标系相互平行, 其中 $O_1x_1y_1z_1$ 和 $Exyz$ 重合. 方程可以表达如下:

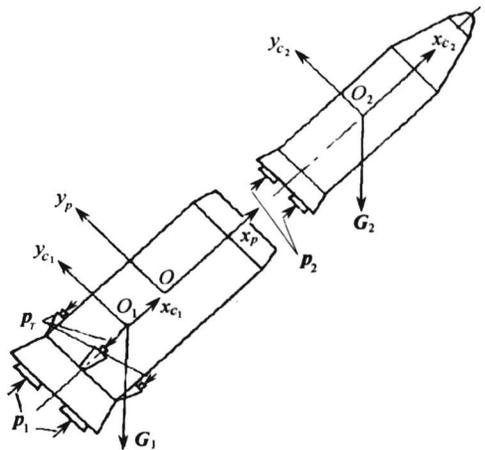


图 1 坐标轴系统

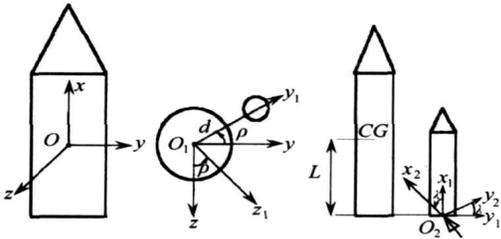


图2 制动火箭推力坐标和箭体坐标的转换

$$m \left\{ \frac{d\mathbf{v}}{dt} \right\} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} = \mathbf{F}_t, \quad (1)$$

其中, m 是火箭的质量; $\mathbf{v} = v_x \hat{i} + v_y \hat{j} + v_z \hat{k}$ 是线速度; $\boldsymbol{\omega} = p \hat{i} + q \hat{j} + r \hat{k}$ 是角速度, 是由沿着箭体坐标轴的 p 、 q 和 r 分量组成; t 是时间; $\mathbf{F}_t = F_x \hat{i} + F_y \hat{j} + F_z \hat{k}$ 是合外力向量. 沿着箭体 x 、 y 、 z 坐标轴的平均方程是:

$$\begin{cases} m(u\dot{p} + qw - rv) = F_x, \\ m(u\dot{q} + ru - pw) = F_y, \\ m(u\dot{r} + pv - qu) = F_z, \end{cases} \quad (2)$$

转动方程是:

$$\frac{d\mathbf{L}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{L} = \mathbf{M}_t, \quad (3)$$

$\mathbf{L} = L_x \hat{i} + L_y \hat{j} + L_z \hat{k}$ 是角动量向量, $\mathbf{M} = M_x \hat{i} + M_y \hat{j} + M_z \hat{k}$ 是合外力矩向量, \hat{i} 、 \hat{j} 、 \hat{k} 分别是关于箭体坐标系下质量中心的单位向量. 角动量向量的分量由下面得到:

$$\begin{Bmatrix} L_x \\ L_y \\ L_z \end{Bmatrix} = [I] \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix}. \quad (4)$$

沿着箭体 x 、 y 、 z 坐标轴的转动方程是:

$$\begin{cases} I_x \dot{p} - I_{xy} \dot{q} - I_{xz} \dot{r} - p(I_{xz}q - I_{xy}r) - qr(I_y - I_z) - I_{yz}(q^2 - r^2) = M_x, \\ I_y \dot{q} - I_{yz} \dot{r} - I_{xy} \dot{p} - q(I_{xy}r - I_{yz}p) - rp(I_z - I_x) - I_{xz}(r^2 - p^2) = M_y, \\ I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p} - I_{yz} \dot{q} - r(I_{yz}p - I_{xz}q) - pq(I_x - I_y) - I_{xy}(p^2 - q^2) = M_z. \end{cases} \quad (5)$$

质量、转动惯量和惯量积是时间的一般函数, F_x 、 F_y 、 F_z 和 M_x 、 M_y 、 M_z 分别是外力、外力矩. 这些作用包括推力、重力、分离空气动力和干扰力的影响, 动态不平衡通过惯量积不为 0 来模拟.

Euler 角确定关于惯性坐标系的箭体姿态, 速率 $\dot{\phi}$ 、 $\dot{\gamma}$ 、 $\dot{\vartheta}$ 根据 ϕ 、 γ 、 ϑ 和 p 、 q 、 r 表示为

$$\begin{cases} \dot{\phi} = (q \sin \gamma + r \cos \gamma) / (\cos \vartheta), \\ \dot{\gamma} = p + \tan \vartheta (q \sin \gamma + r \cos \gamma), \\ \dot{\vartheta} = q \cos \gamma - r \sin \gamma, \end{cases} \quad (6)$$

速度分量在惯性坐标系下表示为

$$\begin{cases} x\dot{\gamma} = u(\cos \vartheta \cos \phi) + v(\cos \phi \sin \gamma \sin \vartheta - \sin \phi \cos \gamma) + \\ \quad w(\cos \phi \cos \gamma \sin \vartheta + \sin \phi \sin \gamma), \\ y\dot{\gamma} = u(\cos \vartheta \sin \phi) + v(\sin \phi \sin \gamma \sin \vartheta - \cos \phi \cos \gamma) + \\ \quad w(\sin \phi \cos \gamma \sin \vartheta - \cos \phi \sin \gamma), \\ z\dot{\gamma} = -u \sin \vartheta + v(\sin \gamma \cos \vartheta) + w(\cos \gamma \cos \vartheta). \end{cases} \quad (7)$$

上述方程都是一阶非线性微分方程, 有两组这样的方程分别对应于各级火箭. 对于各级火箭, 这些方程的输出项是由与时间相关的 $x\dot{\gamma}$ 、 $y\dot{\gamma}$ 、 $z\dot{\gamma}$ 、 x 、 y 、 z 、 p 、 q 、 r 、 ϕ 、 γ 、 ϑ 、 u 、 v 、 w 组成的. 分离的各级火箭之间的相对速度及运动, 可以通过不同值的独立参数确定. 如果在分离机构采用定位销, 则微分方程如下:

沿着箭体坐标系 x, y, z 轴的带定位销的平动方程为

$$\begin{cases} m_B(a_{0_x} - (q^2 + r^2)R_B + \dot{R}_B) + m_H(a_{0_x} - (q^2 + r^2)R_H + \dot{R}_H) = F_x, \\ m_B(a_{0_y} + (r\dot{p} + pq)R_B + 2r\dot{R}_B) + m_H(a_{0_y} + (r\dot{p} + pq)R_H + 2r\dot{R}_H) = F_y, \\ m_B(a_{0_z} - (q\dot{r} - pr)R_B - 2q\dot{R}_B) + m_H(a_{0_z} - (q\dot{r} - pr)R_H - 2q\dot{R}_H) = F_z. \end{cases} \quad (8)$$

沿着箭体坐标系 x, y, z 轴的带定位销的转动方程为

$$\begin{cases} p\dot{I}_{xx} + (r^2 - q^2)I_{yz} + (pr - q\dot{r})I_{xy} - (pq + r\dot{p})I_{xz} + rq(I_{zz} - I_{yy}) = M_x, \\ q\dot{I}_{yy} + (p^2 - r^2)I_{xz} + (pq - r\dot{p})I_{zy} - (qr + p\dot{q})I_{xy} + pr(I_{xx} - I_{zz}) - \\ (m_B R_B + m_H R_H) a_{0_z} + (2m_B R_B \dot{R}_B + 2m_H R_H \dot{R}_H) q = M_y, \\ r\dot{I}_{zz} + (q^2 - p^2)I_{xy} + (rq - p\dot{q})I_{xz} - (pr + q\dot{r})I_{yz} + pq(I_{yy} - I_{xx}) + \\ (m_B R_B + m_H R_H) a_{0_x} + (2m_B R_B \dot{R}_B + 2m_H R_H \dot{R}_H) r = M_z. \end{cases} \quad (9)$$

补充方程为

$$\begin{cases} F_{B_x} = m_B(a_{0_x} - (q^2 + r^2)R_B + \dot{R}_B), \\ F_{H_x} = m_H(a_{0_x} - (q^2 + r^2)R_H + \dot{R}_H), \\ m_B \times R_B + m_H \times R_H = 0. \end{cases} \quad (10)$$

1.2 热分离

在热分离中, 前后两级火箭靠的很近 ($X/D \leq 2$) 时, 返流的影响是非常显著的. 这些影响是在气流通过烧完火箭的空穴, 直接朝紧连的一级火箭返流时产生的. 在这小节中, 主要介绍一种分析技术, 来预测前后两级火箭分离时的羽流冲击力, 及评估返流影响.

在高空上, 作用在下一级火箭的羽流冲击模型如图 3 所示. 一旦离开喷射嘴, 废气就急速膨胀, 在进入下一级箭体空穴之前, 形成一组弓形冲击波, 那么气流反向, 并几乎以声速离开空穴.

应用动量定理, 得到分离 x 距离后, 作用在下一级火箭圆顶的冲击力. 假设冲击波后面的气流几乎平行于对称轴, 且气流以声速离开空穴, 那么

$$\begin{cases} F_{1x} = 2\pi \int_0^{r_1} P_{02} r dr + 2\pi u^* \int_0^{r_1} \rho_1 u_1 r dr, \\ F_{1y} = \int_{S_{1y}} P_M dS, \quad F_{1z} = \int_{S_{1z}} P_M dS, \end{cases} \quad (11)$$

以上方程可以在数值上与排气羽流的特征值解结合, 然而, 特征值计算很费时间, 而且离喷射嘴较远时, 计算变得更加困难.

如果对排气羽流流场, 以近似公式对上述方程积分, 那么计算将得到很大的简化^[15]

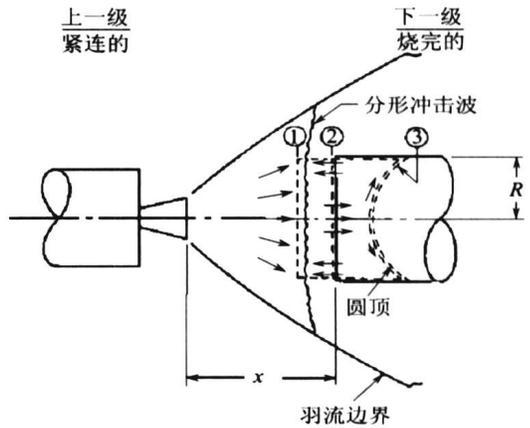


图 3 纵列式级间分离的羽流冲击的流动模型和控制面

$$\begin{cases} P_{02} = P_a S_a \phi_1(M_a, X) (1 + kM_a^2), \\ u_1 = u_a \left[1 + \frac{2}{(k-1)M_a^2} \right]^{1/2}, \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \rho_1 = \rho_a \phi_2(M_a, X) k(k-1)M_a^2, \\ \phi_1(M_a, X) = \frac{[k(k-1)M_a^2 + 2][\cos(\arctan r/X)]^{k(k-1)M_a^2 + 4}}{2\pi X^2}, \\ \phi_2(M_a, X) = (1/2)(r/X)^2 [\cos(\arctan r/X)]^{k(k-1)M_a^2}. \end{cases} \quad (13)$$

根据空气动力学计算, 临界速度 u^* 为

$$u^* = \sqrt{\frac{2k}{k+1}} gRT_k. \quad (14)$$

将方程(12)代入方程(11)并积分, 整理得

$$F_{1x} = kM_a^2 P_a S_a \left\{ \left[1 + \frac{1}{kM_a^2} \right] [1 - f_1^a(X)] + \frac{k(k-1)M_a^2}{[k(k-1)M_a^2 - 2]} \left[\frac{2}{k+1} \right]^{1/2} \times \left[\frac{k-1}{2} + \frac{2}{M_a^2} + \frac{2}{(k-1)M_a^4} \right]^{1/2} [1 - f_1^b(X)] \right\}, \quad (15)$$

$$F_{1y} = P_M S_{1y}, \quad F_{1z} = P_M S_{1z}, \quad (16)$$

$$f_1(X) = \frac{1}{1 + (r_1/X)^2}, \quad a = \frac{k(k-1)M_a^2}{2} + 1, \quad b = \frac{k(k-1)M_a^2}{2} - 1, \quad (17)$$

其中

$$\begin{cases} \frac{S_k P}{S_a} = \frac{M_a ((k+1)/2)^{(k+1)/(2(k-1))}}{(1 + ((k-1)/2)M_a^2)^{(k+1)/(2(k-1))}}, \\ \frac{P_k}{P_a} = \left[1 + \frac{k-1}{2} M_a^2 \right]^{k/(k-1)}. \end{cases} \quad (18)$$

它们确定了在喷射嘴出口处, 作用在下一级火箭的轴向羽流冲击力, T_M 、 P_M 通过下列方程计算得到:

$$\frac{dT_M}{dt} = \frac{RT_M}{P_M V_M} \left[(kT_k - T_M) k o P_k \sqrt{\frac{g}{RT_k}} \sum_{i=1}^n S_{kp}^i - \mu_c (k-1) T_M k o \sqrt{\frac{g}{RT_M}} \times \frac{\pi(d_1 + d_2)}{2} x P_M - \frac{(k-1) \alpha c T S c r (T_M - T c r)}{R} \right], \quad (19)$$

$$\frac{dP_M}{dt} = \frac{0.3k_o \sqrt{gRT_k}}{V_M} P_k \sum_{i=1}^n S_{kp}^i - \frac{1}{V_M} \left[\mu_c k o \sqrt{0.3gRT_k} \frac{\pi(d_1 + d_2)}{2} x + S_{Mx} \right] P_M. \quad (20)$$

作用在下一级火箭的轴向羽流冲击力为

$$F_{2x} = P_M \left[S_2 - \sum_{i=1}^n S_a^i \right]. \quad (21)$$

1.3 分离机构的力和力偶

考虑了气垫增压火箭的力和制动火箭推力作用下的级间分离(见图4、图5). 分离推动力是由储存在短小时内点燃的固体燃料发电机产生能量的释放. 由于来自制动火箭的喷射冲击力将不影响高度敏感的有效荷载作用面, 它的位置和支撑硬件按几何要求设计.

为了计算来自箭体坐标系中推进单元的实际推进力, 建立推进坐标系(假设坐标点在喷射

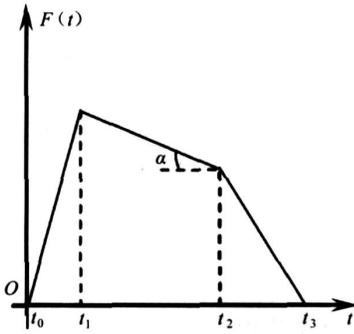


图 4 制动火箭的数学模型

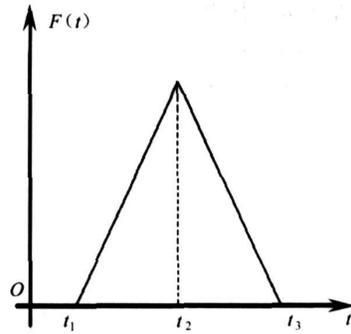


图 5 捆绑火箭的数学模型

嘴上) 和箭体坐标系之间的转换矩阵. 该矩阵是箭体坐标系逆时针旋转确定的, x 轴是由方位角 ρ (由 x 轴测定) 确定推进单元的位置, z 轴是由喷射嘴倾角 λ 确定, 如图 3 所示. 箭体坐标中推力向量为^[27]

$$F_b = T(t)[\cos \lambda \hat{i} - \sin \lambda \cos \rho \hat{j} + \sin \lambda \sin \rho \hat{k}]. \quad (22)$$

推进单元推力位置为

$$r = -L \hat{i} + d \cos \rho \hat{j} + d \sin \rho \hat{k}. \quad (23)$$

推力产生的力矩为

$$M = r \times F_b. \quad (24)$$

求推力 $F(t)$ 的数学模型如图 4、5 所示, 气垫增压火箭和制动火箭的数学模型输入值为 I 、 α 、 t_0 、 t_1 、 t_2 、 t_3 , t_i 是时间, I 是发动机转动动力, α 是角度.

$F(t)$ 曲线的表面积等效于 I ,

$$I = \int_{t_0}^{t_3} F(t) dt, \quad (25)$$

推力 $F(t)$ 如下给出:

$$\begin{cases} T = \frac{t - t_0}{t_1 - t_0} h, & t_0 < t < t_1, \\ T = \frac{(t_1 - t_2)(t - t_1)}{(t_2 - t_1)} \tan \alpha + h, & t_1 < t < t_2, \\ T = \frac{t - t_3}{t_2 - t_3} (h - (t_2 - t_1) \tan \alpha), & t_2 < t < t_3, \end{cases} \quad (26)$$

$$h = \frac{I + 0.5(t_2 - t_1)^2 \tan \alpha + 0.5(t_2 - t_1)(t_3 - t_2)}{0.5(t_1 - t_0) + 0.5(t_3 - t_2) + (t_2 - t_1)}. \quad (27)$$

爆炸螺栓的输入值为 I 、 t_0 、 t_1 、 t_2 , 相似于上面爆炸螺栓力如下给出:

$$\begin{cases} T = \left\{ \frac{t - t_0}{t_1 - t_0} \right\} \frac{2I}{t_2 - t_0}, & t_0 < t < t_1, \\ T = \left\{ \frac{t - t_2}{t_1 - t_2} \right\} \frac{2I}{t_2 - t_0}, & t_1 < t < t_2. \end{cases} \quad (28)$$

2 Monte Carlo 方法和扰动

分离动力学研究的本质是确定分离扰动, 确定碰撞边界条件, 分析动态不平衡影响、剩余推力、分离机构引起扰动的影晌.

2.1 Monte Carlo 方法

分离分析的重要方面是模型参数(质量特性, 初始条件, 分离机构参数等)的不确定性. 为了计算这种不确定性的任意组合情况, 在分离分析中, 整合了 Monte Carlo 技术. Monte Carlo 仿真为模型不确定性的定量分析, 相关风险评估, 和设计参数权衡比研究的公式化表示, 提供了一个统一框架. 高速工作站的应用, 使得 Monte Carlo 仿真作为设计和验证工具变得更加实用.

由于 Monte Carlo 技术的进步, 分离分析预测了分离参数的统计范围. 统计范围用于评估最坏条件下, 级间分离硬件设计的性能^[29].

2.2 动态不平衡的影响

各级火箭上, 惯量积引起动态不平衡. 动态不平衡产生偏离速率和圆锥运动.

2.3 剩余推力的影响

剩余推力促使下一级火箭向前, 有可能赶上并碰到上一级火箭.

2.4 分离机构引起的分离扰动的影

由于制造公差, 实际上不可能完全符合分离机构. 一种或更多分离机构失效而引起附加力的可能性不能完全排除. 这样的扰动产生作用在分离火箭上的横向力偶, 导致偏离速率的产生.

它们也会引起分离速度和时间的变化. 在这里, 引进一些参数, 横向角偏离速率 T 和圆锥角 C 为^[3-4],

$$T = \sqrt{q^2 + r^2}, \quad (29)$$

$$C = \arctan \left[\frac{I_y}{I_x} \frac{\sqrt{q^2 + r^2}}{p} \right]. \quad (30)$$

在热分离中, 必须关注的要点是两级火箭之间的距离. 因为体积小, 距离短, 可能会引起喷射嘴上压力升高和气流中断. 为了避免这种现象发生, 必须采用下列条件^[17]

$$\frac{d_a}{d_{kP}} \leq 1 + 0.33^k \left[\frac{P_k}{P_M} - \frac{1}{f_{kP}} \right]^{0.6}, \quad f_{kP} = \left[\frac{2}{k+1} \right]^{k/(k-1)}. \quad (31)$$

有了这些方程, 可以获得最小容许的初始体积.

3 仿真结果

利用 4 个分离弹簧对火箭级间分离进行分析, 其初始分离条件为^[16]:

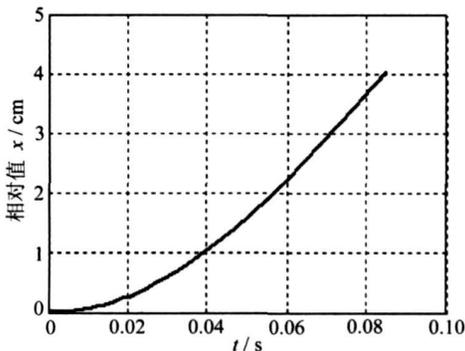


图 6 分离的相对距离

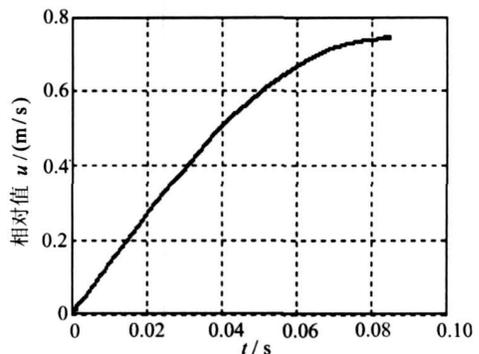


图 7 分离的相对速度

$$\begin{cases} x_1 = y_1 = z_1 = 0; \phi_1 = \gamma_1 = \delta_1 = 0; \\ u_1 = v_1 = w_1 = 0; p_1 = 6 \times \pi(\text{rad}); q_1 = r_1 = 0; \end{cases} \quad (32)$$

在理想分离案例中, 不存在分离扰动, 其相对距离和相对速度如图 6, 图 7 所示.

两级火箭之间的分离距离单调增加, 因此不会有碰撞发生. 现在, 讨论各个分离扰动所带来的影响.

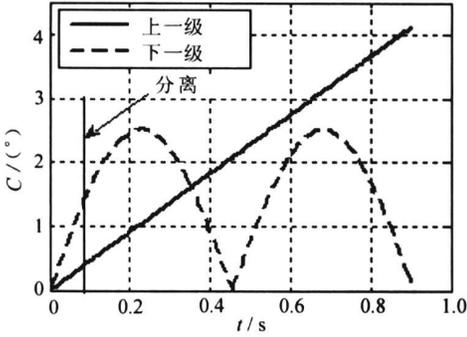


图 8 动态不平衡圆锥角的影响

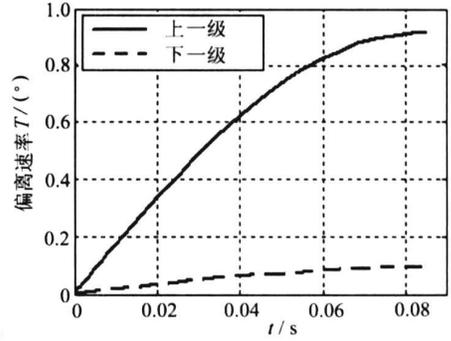


图 9 弹簧刚度变化 5% 对偏离速率的影响

在当前的例子中, 动态不平衡假定仅在俯仰平面内存在(见图 8). 动态不平衡产生旋滚速率, 致使箭体做圆锥运动, 下一级火箭圆锥角表现为时间的周期函数, 圆锥角的最大值为 2.5° . 上一级火箭的圆锥角随着时间而持续增长.

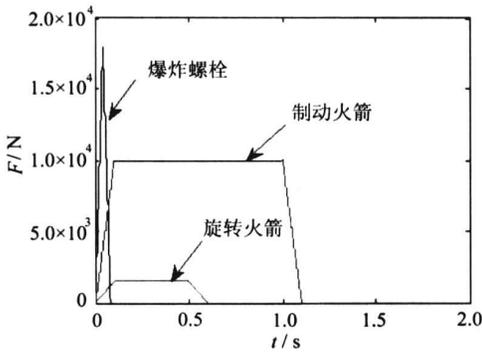


图 10 分离推力

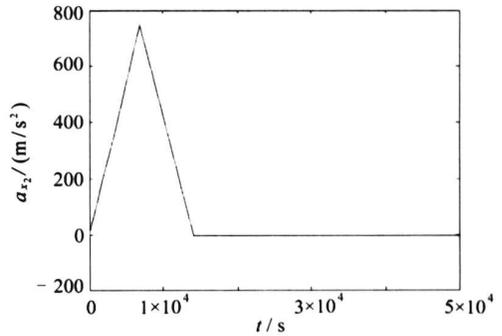


图 11 2 级加速度的 x 方向分量

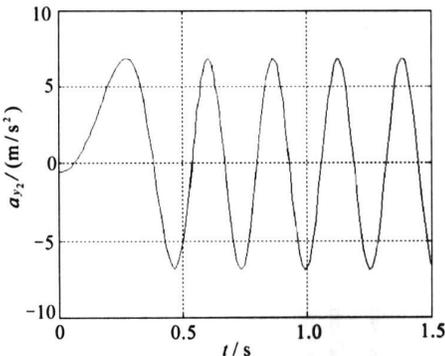


图 12 2 级加速度的 y 方向分量

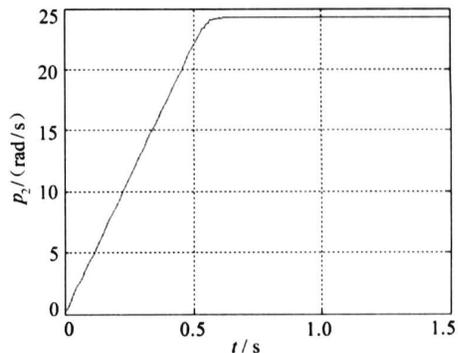


图 13 2 级角加速度的 x 方向分量

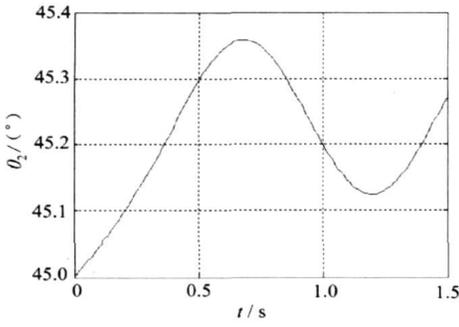


图 14 2 级的 θ 角

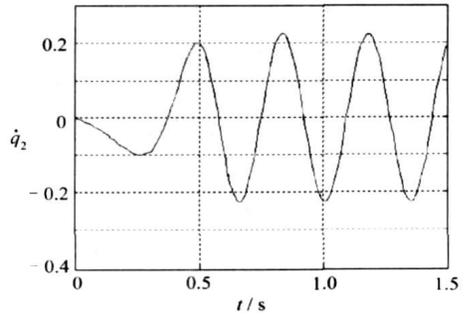


图 15 爆炸螺栓的数学模型

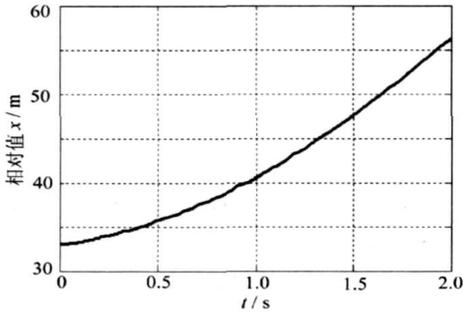


图 16 热分离中的相对距离

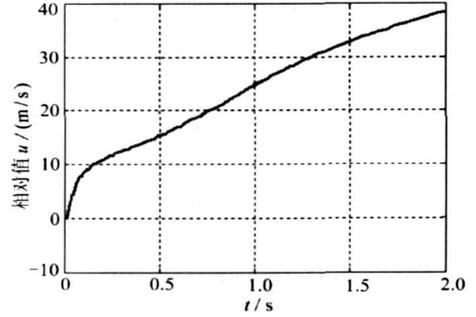


图 17 热分离中的相对速度

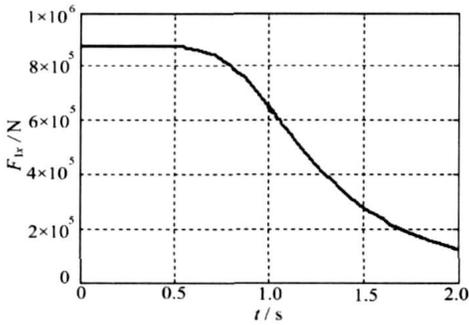


图 18 热分离中气流引起的轴向力

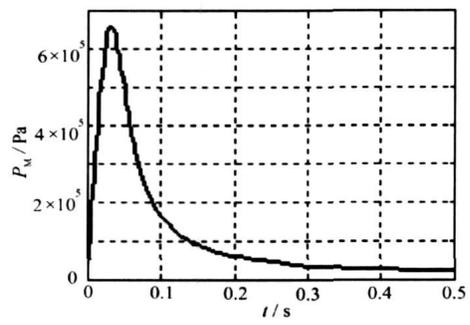


图 19 热分离中的级间压强 P_M

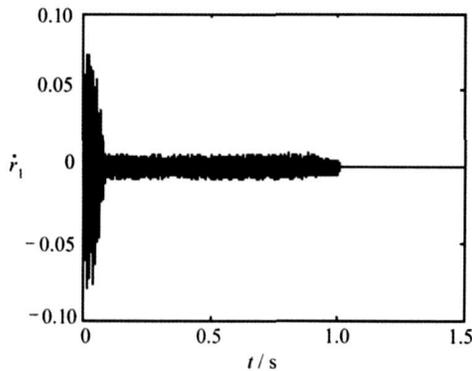


图 20 1 级角加速度的 z 方向分量

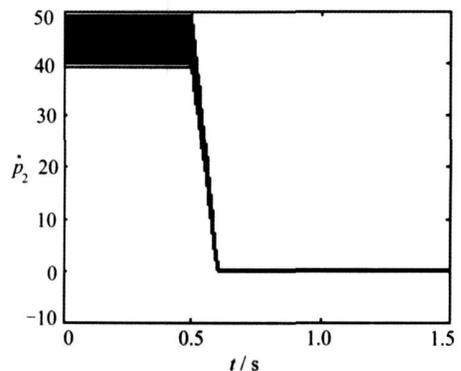


图 21 2 级角加速度的 x 方向分量

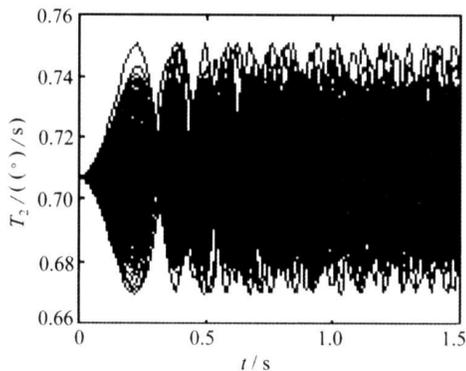


图 22 2 级横向角偏离速率

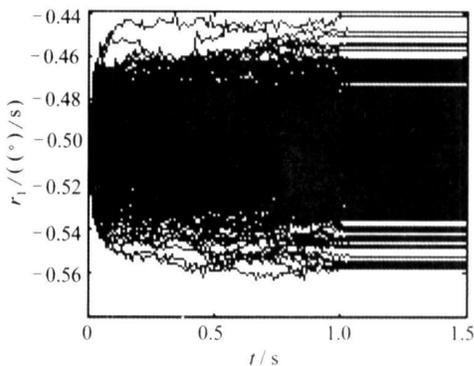


图 23 1 级角速度的 z 方向分量

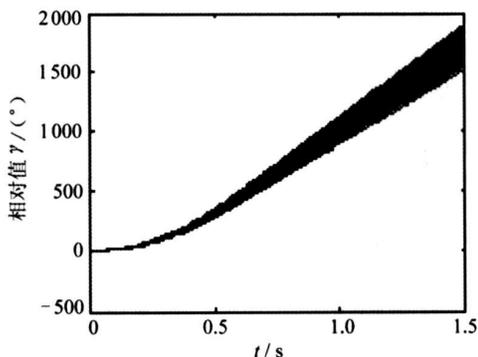


图 24 级间相对 γ 角

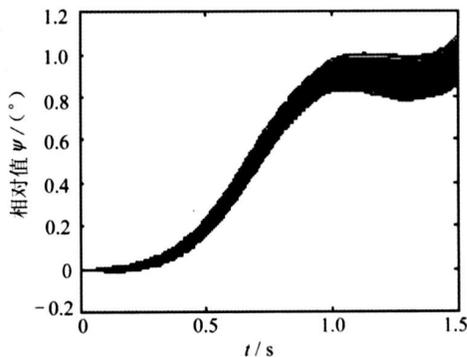


图 25 级间相对 ϕ 角

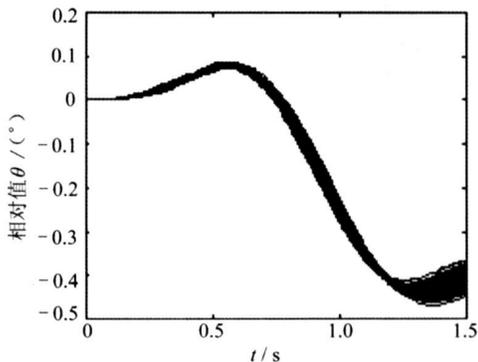


图 26 级间相对 θ 角

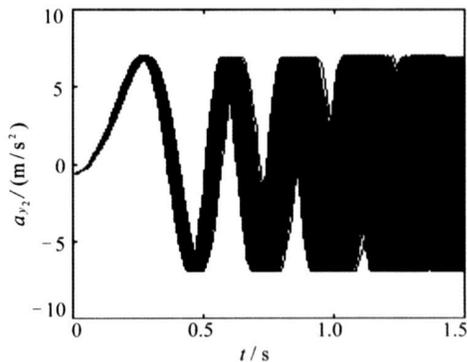


图 27 2 级加速度的 y 方向分量

现在, 讨论弹簧力变化的影响(见图 9). 由于制造公差, 几乎不可能得到性能完全相同的弹簧. 一种或更多弹簧不能提供相同弹簧力的可能性不能完全排除. 在当前的例子中, 弹簧刚度的最大变化幅度允许在正常值的 5% 之内.

模拟有 6 个点火开关, 2 个制动火箭和转动火箭的运载火箭的级间分离. 分离发生在真空中, 空气动力影响可以不计. 外部力和力偶是由推力、重力、分离机构制造误差而引起. 冷分离中, 分离在下一级火箭烧尽后发生, 因此质量、力偶、惯量积为常数. 热分离中, 分离在下一级火箭烧尽前已发生, 在理想分离中, 不存在分离扰动力, 其相对参数如图 6 和图 7 所示.

羽流冲击力和 P_M 的影响如下(见图 10).

表1给出了分离刚发生时,分离箭体的动态参数.表2提供了对分离机构研究的分散度参数.表3提供了分离箭体12个自由度的预测值和时变值.

1 000次仿真的记录已经完成,其结果分离参数是以统计范围:最小值、最大值、平均值 $\pm 3\sigma$ 的形式给出(见图11~图27).

表1 分离箭体的动态参数

参量	1级火箭	2级火箭
质量 m / kg	2 000 \pm 2	500 \pm 2
$I_x / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	500 \pm 5	50 \pm 2
$I_y / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	25 000 \pm 20	200 \pm 5
$I_z / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	25 000 \pm 20	200 \pm 5
$I_{xy} / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0 \pm 10%	0 \pm 10%
$I_{xz} / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0 \pm 10%	0 \pm 10%
$I_{yz} / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0 \pm 10%	0 \pm 10%

以上数据概述了分离参数的统计范围.

表2 分离机构的灵敏度

参数	离散水平		
	制动火箭	旋转火箭	爆炸螺栓
喷射火箭推力和爆炸螺栓力离散值 $P_1 / \%$	± 4	± 4	± 4
喷射火箭点火和爆炸螺栓爆炸延迟时间 t / ms	± 10	± 10	± 10
喷射火箭倾角 $\rho / (^\circ)$	± 0.5	—	—
主发动机和爆炸螺栓之间的差分脉冲 $P_e / (\text{N} \cdot \text{s})$	± 10	± 5	± 2
主发动机和爆炸螺栓之间的推力线偏离量 e / mm	± 0.3	0	± 0.1

表3 分离箭体12个自由度的变化值

物理量	1级火箭			2级火箭		
	- 3σ 值	预测值	+ 3σ 值	- 3σ 值	预测值	+ 3σ 值
$v_x / (\text{m/s})$	2 973	2 976	2 979	3 000.4	3 004	3 007.6
$v_y / (\text{m/s})$	79.1	88	96.9	- 280	- 231	- 182
$v_z / (\text{m/s})$	239.2	249	258.8	4.5	5.3	6.1
x / m	2 706	3 378	4 050	2 716	3 397	4 078
y / m	- 233.6	- 194	- 154.4	- 233	- 195	- 157
z / m	- 3 559	- 2 957	- 2 355	- 3 527	- 2 968	- 2 409
$p / (\text{rad/s})$	0	0	0	21.2	24.2	27.2
$q / (\text{rad/s})$	0.008 7	0.008 7	0.008 7	- 0.007 5	- 0.006 5	- 0.005 5
$r / (\text{rad/s})$	- 0.009 7	- 0.008 7	- 0.007 7	0.007	0.01	0.013
$\phi / (\text{rad})$	- 0.11	- 0.107	- 0.102	- 0.095	- 0.091	- 0.086
$\vartheta / (\text{rad})$	0.78	0.79	0.792	0.787	0.79	0.792
$\gamma / (\text{rad})$	- 0.105	- 0.102	- 0.098	22	29.5	37.2

4 结 论

对各种扰动的限制,可以采用容许偏离速率的知识来进行说明,偏离速率依赖于火箭的性能及对电机局限性的控制.分离动力学分析为机载电机控制和选择、评估分离机构提供了一

定参考价值. 采用统计方法, 可以对分离箭体设计参数变化的影响进行评估, 也可以对分离参数的统计范围进行检测.

[参 考 文 献]

- [1] Chubb W. The collision boundary between the two separating stages of the SA-4 Saturn Vehicle[R]. NASA-TND-598, 1961.
- [2] Palmer G D, Mitchell D H. Spring separation of spacecraft[R]. NASA-CR-64009, 1963.
- [3] Dwork M. Coning effects caused by separation of spin stabilized stages[J]. AIAA Journal, 1963, 1(11): 2639-2640.
- [4] Wilke R O. Comments on coning effects caused by separation of spin stabilized stages[J]. AIAA Journal, 1964, 2(7): 1358.
- [5] Pugisi A G. Saturn IB/ S-IVB stage separation controllability report[R]. Douglas report SM-46758, 1964.
- [6] Decker J P, Pierpont P K. Aerodynamic separation characteristics of conceptual parallel-staged reusable launch vehicle at Mach 3 to 6[R]. NASA-TMX-1051, 1965.
- [7] Decker J P. Aerodynamic abort-separation characteristics of a parallel staged reusable launch vehicle from Mach 0.60 to 1.20[R]. NASA-TMX-1174, 1965.
- [8] Decker J P, Gera J. An exploratory study of Parallel-stage separation of reusable launch vehicles[R]. NASA-TND-4765, 1968.
- [9] Christensen K L, Narahara R M. Spacecraft separation[J]. Space Aeronautics, 1996, 46(7): 74-82.
- [10] Palmer G D, Mitchell D H. Analysis and simulation of a high accuracy spacecraft separation system [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 3(4): 458-463.
- [11] Waterfall A P. A Theoretical study of the multi-spring stage separation system of the black arrow satellite launcher[R]. Royal Aerospace Establishment, TR-682016, Farnborough Hants, UK, 1968.
- [12] Bolster W J, Googins G G. Design, development and testing of a series of Air-Launched sounding rockets[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1969, 6(4): 460-465.
- [13] Longren D R. Stage separation dynamics of spin stabilized rockets[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1970, 7(4): 434-439.
- [14] Hurley M J Jr, Carrie G W. Stage separation of parallel-staged shuttle vehicles: A capability assessment[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1972, 9(10): 764-771.
- [15] Michael W S, Charles R M. Plume impingement force during tandem stage separation at high altitudes [J]. J Spacecraft, 1972, 9: 715-717.
- [16] Subramanyam J D A. Separation dynamics analysis for a multistage rocket[A]. In: Kobayashi S, Ed. Proceedings of the International Symposium of Space Science and Technology [C]. Tokyo: AGNE Publishing, 1973, 383-390.
- [17] Kalesnikof K S. Dynamic Separation [M], 1977. (in Russian)
- [18] Saxena S K. Upper stage jet impingement on separated booster[J]. Aeronautical Journal, 1979, (616): 71-74.
- [19] Lochan R, Adimurthy V, Kumar K. Separation dynamics of strap-on boosters[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1992, 15(1): 137-143.
- [20] Lochan R. Dynamics of bodies separating from launch vehicles[D]. Ph. D. Dissertation. Kanpur: Department of Aerospace Engineering, Indian Institute of Technology, 1993.
- [21] Lochan R, Adimurthy V, Kumar K. Separation dynamics of ullage rockets[J]. Journal of Guidance,

- Control and Dynamics, 1994, **17**(3): 426-434.
- [22] Lochan R, Adimurthy V. Separation dynamics of strap-on boosters in the atmosphere[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, **20**(4): 633-639.
- [23] Cheng S C. Payload fairing separation dynamics[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, **36**(4): 511-515, 1999.
- [24] Reubush David E, Martin J G. Hyper-x stage separation simulation development and results[A]. In: 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference [C]. Kyoto, Japan, 2001.
- [25] Jeyakumar D, Biswas K K. Design and analysis of the stage separation system of a massive liquid rocket stage[A]. In: Proceedings of the International Conference on Modelling Simulation and Optimization for Design of Multidisciplinary Engineering Systems [C]. Goa, India, 2003.
- [26] Jeyakumar D, Biswas K K. Stage separation system design and dynamic analysis of ISRO launch vehicles[J]. Journal of Aerospace Sciences and Technologies, 2003, **55**(3): 211-222.
- [27] Jeyakumar D, Biswas K K. Stage separation dynamic analysis of upper stage of a multistage launch vehicle using retro rocket[J]. Mathematical and Computer Modelling, 2005, **41**(819): 849-866.
- [28] Mitchell D H. Flight Separation Mechanism[R]. NASA-SP-8056, 1970.
- [29] Papoulis A. Probability, Random Variables, and Stochastic Processes [M]. McGraw-Hill, 1991.
- [30] Logan J W. DSV-3E First-Second stage separation analysis[R]. Rept SM-46446, Douglas Aircraft co., 1965.
- [31] Ball K J, Osborne G F. Space Vehicle Dynamics [M]. Oxford: Oxford University Press, 1967, 59-61.
- [32] Orlik Rukemann K J, Iyengar S. Example of dynamic interference effects between two oscillating vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1973, **10**(9): 617-619.
- [33] YU Xue. Separation between stages of multistage carrier rocket[R]. FTD-ID (RS) T-1143-83, 1983.
- [34] Naftel J C, Wilhite A W, Cruz C I. Analysis of separation of a two-stage winged launch vehicle[A]. In: 24th AIAA Aerospace Sciences Meeting [C]. Reno, NV, Jan, 1986.

Monte Carlo Simulation of Stage Separation Dynamic of a Multistage Launch Vehicle

J. Roshanian, M. Talebi

(Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran)

Abstract: The formulation used for studies of cold and hot separating stages of a multistage launch vehicle was provided. Monte Carlo simulation is employed to account for the off nominal design parameters of the bodies undergoing separation to evaluate the risk of failure for the separation event. All disturbances, effect of dynamic unbalance, residual thrust, separation disturbance which are caused by the separation mechanism and misalignment in cold and hot separation are analyzed to and out the nonoccurrence of collision between the separation bodies. The results indicate that the current design satisfies the separation requirements.

Key words: ullage-rocket; retro-rocket; launch vehicle; Monte Carlo; hot separation; cold separation