

多管火箭发射系统虚实混合动力学建模与仿真

刘广, 许自然, 张广军, 孙文钊, 康海峰

(上海机电工程研究所, 上海 201109)

摘要: 为了减小火箭出管初始扰动, 运用多体动力学虚实混合建模与仿真技术来研究多管火箭出管姿态。在对试验数据频谱分析、关键部件结构动态特性分析和模态试验的基础上, 应用多体动力学仿真分析平台 ADAMS, 采用虚实混合建模方法构建了多管火箭发射系统的动力学虚拟样机模型。发射系统的弹性特性采用柔性连接 Bushing 模拟, 燃气冲击力采用工程算法计算获得并以脉冲形式施加到模型中。基于所建立的模型, 研究了弹管间隙、质量偏心、推力偏心、发射时序和发射时间间隔等因素对火箭出管姿态的影响。研究表明: 合理的弹管间隙、质量偏心、发射时序和发射时间间隔可以减小火箭出管的初始扰动, 研究结果对火箭及其发射系统的设计具有重要的工程意义。

关键词: 多管火箭发射系统, 虚实混合建模, 虚拟样机, 出管姿态, 仿真

中图分类号: TJ765. 239 **文献标识码:** A **文章编号:**

Virtual-real Dynamic Modeling and Simulation for MLRS

Liu Guang, Xu Ziran, Zhang Guangjun, Sun Wenzhao, Kang Haifeng

(Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai, 201109, China)

Abstract: In order to reduce initial disturbance of rocket, multi body dynamics virtual-real modeling and simulation technology is presented to study outlet attitude of multiple launch rocket system (MLRS). Based on the spectrum analysis of test data, structure dynamic characteristic analysis of the key parts and modal test, a dynamics virtual prototype model of MLRS is built using virtual-real modeling method in the multi-body dynamics simulation analysis software ADAMS. Bushing is adopted to simulate the flexible characteristic of MLRS, gas impact force is computed using the engineering algorithm and applied to the model in the form of impulse. Based on the built model, the research is conducted on the influence of a series of factors on outlet attitude, such as the clearance between rocket and launching tube, mass eccentricity, thrust eccentricity, launching sequence and interval etc. The research results show that the reasonable clearance between rocket and launching tube, mass eccentricity, thrust eccentricity, launching sequence and interval can reduce the initial disturbance of the rocket. The research results have important engineering significance for the design of rocket and launching system.

Keywords: MLRS; Virtual-real modeling; Virtual prototyping; Outlet attitude; Simulation

多管火箭是现代战争中的重要武器, 为了能有效地打击和摧毁敌方目标, 要求它们有很高的可靠性和精确度。对于无控火箭, 弹体飞出发射管时的运动状态, 对其后的飞行和落点散布有着非常重要的影响, 因此对火箭出管运动姿态的研究非常重要^[1]。多管火箭在发射过程中, 弹管之间存在一定的间隙, 发动机存在推力偏心, 火箭存在质量偏心, 因此火箭出管姿态必然存在一定的散布, 其变化规律难以确定^[2]。

某型多管火箭在发射试验过程中由于初始扰动过大, 其出管运动姿态偏离了设计值, 导致飞行试验失利。为了研究各种扰动因素对火箭出管姿态的影响, 为后续改进设计提供技术支持, 需要对该多管火箭发射系统进行动力学建模与仿真。为此, 本文在着重分析前期发射试验振动测试数据、发射系统关键部件结构特性和模态试验的基础上, 应用多体动力学仿真分析软件 ADAMS 采用虚实混合建模方法建立了该多管火箭发射系统的多体动力学参数化仿真分析模型; 通过虚拟试验仿真, 研究了弹管间隙、推力偏心、质量偏心、不同发射顺序、不同发射间隔等因素对火箭初始扰动的影响; 获得了火箭出管时的运动姿态, 为确定火箭最佳弹管间隙和质量偏心, 最佳发射顺序和发射

时间间隔, 确保火箭可靠与准确发射具有重要的工程价值。

1 多管火箭发射系统组成及发射过程分析

多管火箭发射系统主要由车体、副车架、回转机、起落架、定向管束和火箭组成, 其拓扑结构如图 1 所示。拓扑关系如下: 车体具有 6 个自由度, 与地面采用 Bushing 连接; 回转机与副车架用 Bushing 连接; 起落架、回转机和定向管束间用固定副连接; 火箭与定向管间用 Contact 模拟。火箭从点火到离开发射架分为 4 个阶段: (1)闭锁期; (2)约束期; (3)半约束期; (4)自由飞行期。多管火箭发射过程中存在变拓扑结构问题: (1)在某枚火箭发射过程中的系统自由度突变; (2)连续发射时多管火箭系统的拓扑形状突变。

工作过程为: 载车到位后主车架上的机械支腿固定车体并调平, 轮胎半着地(半弹性支撑方式); 系统目标射击诸元计算、随动系统调整高低和方位到位后发射火箭; 发动机点火后, 火箭被闭锁机构锁紧不动, 当推力升高到临界值时, 闭锁机构解锁, 在定心部的作用下, 定向钮沿着发射管内的螺旋导轨运动, 实现发射启旋, 前、后定心部分别脱离导轨, 折叠翼出筒

后自动展开定位。

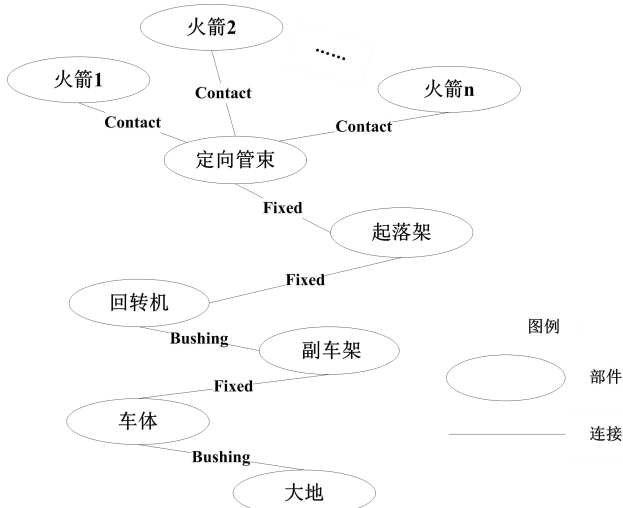


图1 发射车拓扑结构图

2 建模分析

合理、高效、精确的仿真模型是仿真研究的坚实基础。为给发射动力学仿真模型建模提供充分的模型简化依据和参数确定依据，在构建发射系统仿真模型之前需开展大量的分析工作，主要有：发射试验数据频谱分析、发射系统关键结构件的动态特性分析、模态分析及结果分析等。

2.1 发射试验数据谱分析

通过对结构动态响应测试数据进行频谱分析，可以发现真实发射系统隐藏的动力学结构特性，为多管火箭发射系统建模提供一定的依据。本文所采用的频谱分析方法为 Welch 方法^[3]。由于火箭发射过程的复杂性和随机性，试验测得的各枚火箭发射时发射管管口与起落架的俯仰振动角速度响应以及发射管管口、起落架与回转机的偏航振动角速度响应在时域上有一定差异，但频域上的差异较小。对多次试验数据频谱分析证明：在拓扑结构保持不变的条件下，多次发射所测得的发射管管口与起落架的俯仰振动角速度的频谱结构以及发射管管口、起落架与回转机的偏航振动角速度的频谱结构基本一致，因此本文仅给出了其中一次试验的频谱分析结果作为代表。图2给出了定向管管口、起落架俯仰角速度谱分析图，图3给出了定向管管口、起落架、回转机偏航角速度谱分析图。

从频谱分析图中能较准确地确定发射系统大致动力学结构构成：在俯仰方向定向管和起落架含绕俯仰转轴同步仰俯摆动的频率成分，频率为3.1Hz和6.9Hz，因此可以判定定向管和起落架在俯仰方向是同步刚性俯仰振动；在偏航方向回转机、起落架、定向管束含绕偏航转轴同步偏航摆动的频率成分，频率为1.9Hz、3.7Hz和6.1Hz，因此可以判定回转机、起落架和定向管束在偏航方向也是同步刚性偏航振动。

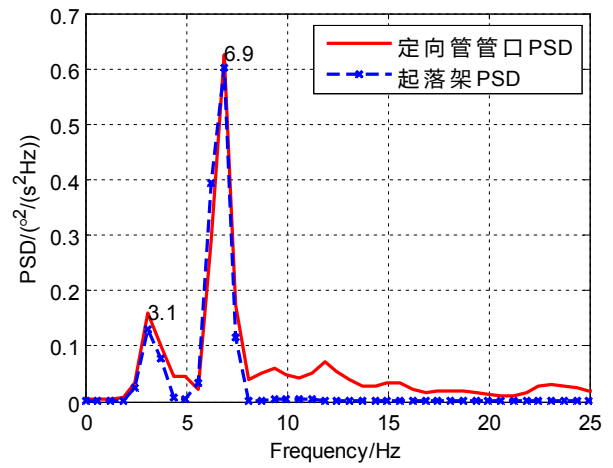


图2 俯仰角速度谱分析图

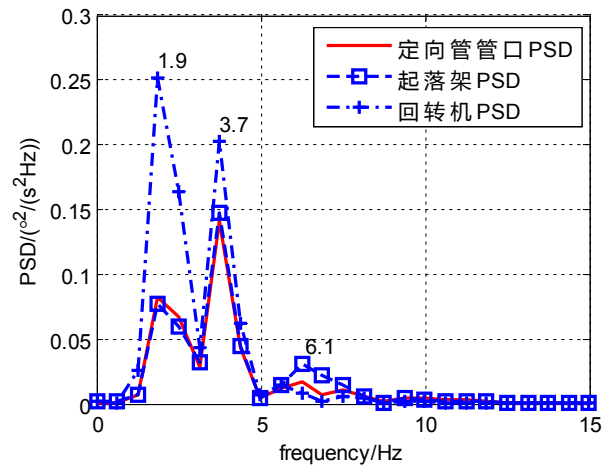


图3 偏航角速度谱分析图

2.2 发射系统关键部件结构特性分析

为了进一步验证试验数据频谱分析中的结论，为发射系统动力学建模提供一定的模型简化依据，需要对发射装置进行结构动态特性分析。模态分析采用 Lanczos 方法^[4]。

对定向管的管体进行有限元网格划分，计算其自由模态，计算结果见表1。从定向管模态计算结果可以看出：前五阶模态中没有出现低频弯曲模态，说明定向管的整体刚度较强。回转机在建模过程中，左右支架下部与回转机底部固定连接，起落架、定向管与火箭的质量、转动惯量以点质量的形式用多点约束方式加载在左右支架的耳轴孔上，回转机模态计算结果见表1。从回转机支架模态计算结果可知：没有出现影响偏航与俯仰扭转10Hz以下的低频模态，说明支架的偏航与俯仰扭转刚度较强。根据经验和相关文献^[5]发现：回转机与副车架之间的轴承座可能在工作状态下存在不完全承载的情况，因此需要对轴承座完全承载与不完全承载分别进行有限元建模分析。在建模过程中，假定发射车底盘的刚度较强，副车架与底盘之间采用三个回转副进行约束，上装（包括回转机、起落架、定向管与火箭）的质量、转动惯量以点质量的形式用多点约束方式加载到副车架的回转支撑底座上，

计算结果如表 1 所示。从副车架的模态计算结果可以看出：出现了俯仰方向的模态，随着轴承承载分布角的增加，副车架的弯曲模态频率也增加，轴承 1/3 承载条件下的一阶弯曲模态频率为 2.76Hz，轴承完全承载条件下的一阶弯曲模态频率为 7.5Hz，说明回转机与副车架的连接刚度对发射装置的低频成分影响较大。图 4~图 6 给出了定向管、回转机和副车架的一阶模态振型。

表 1 模态计算结果

阶数	频率 (Hz)			
	定向管	回转机	副车架	
			轴承座 1/3 承载	轴承座完全承载
1	118.8	17.23	2.76	7.5
2	119.03	27.2	15.6	17.4
3	121.75	113.2	20.2	29.9
4	125.55	254.6	28.4	45.1
5	171.07		41.1	51.1

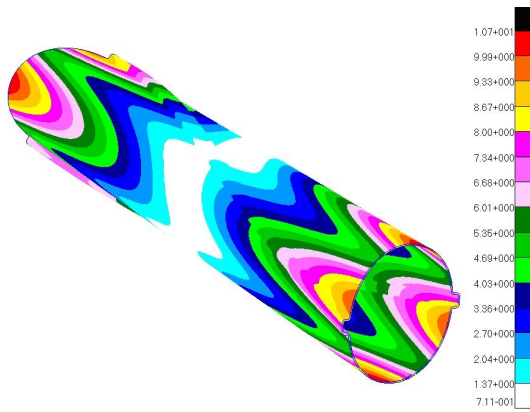


图 4 定向管一阶模态

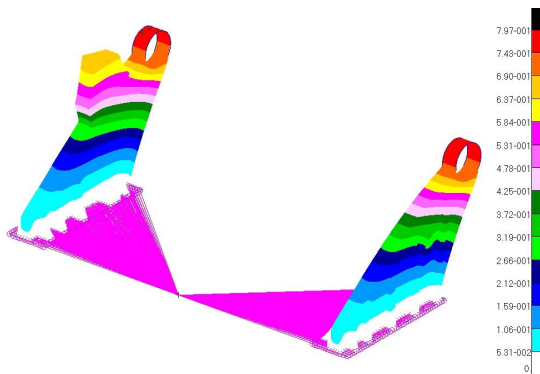


图 5 回转机一阶模态

从结构模态分析结果可以看出：发射装置上装结构组件的俯仰刚度较强，与试验结果频谱分析中起落架、定向管束俯仰方向两体刚性同步转动特性相符；上装结构组件的偏航扭转刚度较强，与试验结果频谱分析中回转机、起落架和定向管束三体刚性同步转动特性相符；由于可能存在轴承座部分承载的情况，在发射动力学建模过程中上装与副车架间的连接刚度予以考虑。

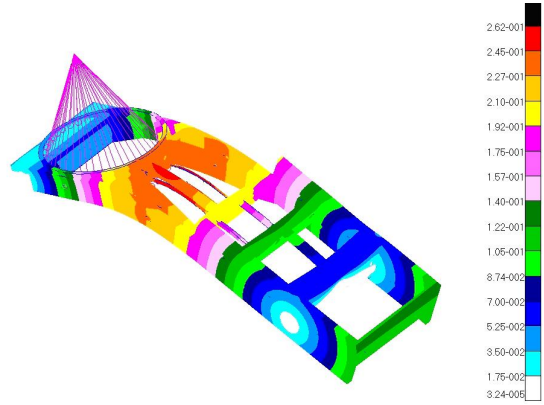


图 6 副车架一阶模态

2.3 模态试验及其结果分析

试验采用锤击法，试验时固定一点锤击激励，多点测响应，得到频响函数矩阵，然后由最小二乘复指数法以及分量分析法识别模态参数^[4,6]。试验设备如表 2 所示。

表 2 模态试验设备

序号	名称	型号	数量
1	加速度传感器	YD-5A	15
2	力传感器	BK8201	1
3	电荷放大器	TS5862	1
4	力锤	—	1
5	数据采集器	SCADAS III	1
6	数据分析系统	CADA-X 3.5	1

测量了发射车在多种状态下的模态参数，包括固有频率、阻尼比、模态质量、振型，为校正发射系统动力学模型建模方案、评估建模简化的合理性、估算动力学模型参数提供基础支持。表 3 给出了模态试验结果。

表 3 模态试验结果

阶数	频率/Hz	上装振型
1	1.91	偏航
2	3.25	俯仰
3	3.62	偏航
4	6.20	偏航
5	6.80	俯仰

从表 3 可以看出：模态试验结果与频谱分析的结果基本一致，并且验证了结构分析中上装与副车架之间的轴承座存在不完全承载的情况；车体和上装整体模态中的弹性环节来源于半着地的轮胎。

2.4 分析结论

从发射试验数据频谱分析、结构模态分析以及模态试验结果可以看出：

- (1) 上装的俯仰和偏航方向的结构扭转刚度都较强，在发射动力学建模过程中可以作为刚体处理；
- (2) 副车架的弯曲模态、上装与副车架之间的轴承连接刚度在建模过程中要予以考虑；
- (3) 发射车底盘的刚度最薄弱环节是半弹性支持的轮胎和支腿，在建模过程中车体与地面之间的半弹性支撑要予以考虑；

(4) 上装与副车架之间、车体与地面之间的弹性约束的参数（刚度和阻尼）可根据模态试验的频率和振型计算获得。

3 动力学虚拟样机建模

对建立好的三维实体模型预处理后通过接口程序将定义的刚体与约束导入到ADAMS动力学仿真平台中，接着根据建模分析结果采用虚实混合建模方法添加弹性约束、碰撞、其它作用力等建立起该火箭发射系统的动力学虚拟样机模型^[7]。

3.1 坐标系定义

以车体质心为坐标原点，车前进方向为X向，竖直向上为Y向，Z向根据右手定则确定。

3.2 刚体和连接关系定义

根据上文的分析可知：发射车上装各关键部件的刚度都较强，在发射动力学建模过程中都作为刚体建模。所定义的刚体有：车体、副车架、回转机、起落架、定向管、火箭等。各个部件的质量、质心、转动惯量根据相关文件获取。

根据其拓扑结构定义部件之间的连接关系，部件之间没有相对运动的使用固定副连接，部件之间的弹性连接关系使用Bushing或者Contact约束模拟，弹性连接的刚度和阻尼由模态试验数据分析获得。

表4 Contact约束力参数取值

参数	值
刚度系数	1.0E+8(N/m)
阻尼系数	5.0E+4(N·s/m)
非线性指数	1.5
穿透深度	1.0E-4(m)
静摩擦系数	0.3
动摩擦系数	0.1
静态阻力滑移速度	0.1 (m/s)
动态阻力滑移速度	1.0 (m/s)

3.3 特殊力元的定义

3.3.1 接触力建模

采用非线性的并联弹簧和阻尼来模拟模型中火箭与定向管间的接触力，接触过程中考虑了Coulomb摩擦效应，其接触力计算公式为^[8]：

$$F = K\delta^e + C\dot{\delta} \quad (1)$$

其中， K 为刚度系数， C 为阻尼系数， e 为非线性指

数， δ 和 $\dot{\delta}$ 分别为穿透深度和穿透速度。Contact约束力参数取值见表4所示。

3.3.2 发动机推力建模

模型中发动机推力用方向随弹体运动姿态一起改变的单向力来模拟，通过样条插值函数AKISPL来实现，其函数表达式为：

$$AKISPL(\text{time}, 0, \text{modell.spline}_n, 0) \quad (2)$$

式中： time 为仿真分析的当前时间； modell.spline_n 是发动机的试车推力曲线，可以根据需要设定多组发动机的性能曲线，在仿真分析时验证不同发动机的推力性能对发射系统性能的影响。图7给出了其中的一条发动机推力曲线。

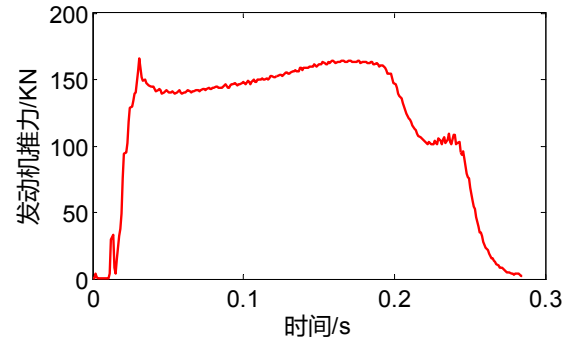


图7 发动机推力曲线

3.3.3 闭锁力建模

闭锁力采用单向力来模拟，当发动机推力达到3500N时，在仿真过程中通过脚本式仿真使用传感器技术来使该单向力自动失效。

3.3.4 柔性连接力建模

为了模拟副车架的弯曲模态、上装与副车架之间的轴承连接刚度，发射系统动力学虚拟样机模型中回转机与副车架间、车体与大地间的连接采用Bushing来模拟。Bushing通过3个方向的力和3个方向的力矩来连接部件，它在相互作用的两个部件的力作用点处进行连接。Bushing的力学模型如式(3)所示，其参数值由模态试验参数辨识获得。车体与大地间的柔性连接模拟整车Y向平动、X向转动、Y向转动和Z向转动，另外两个方向用刚性连接方式模拟，参数见表5。回转机与副车架间的柔性连接模拟上装X向转动、Y向转动与Z向转动，另外三个方向用刚性连接方式模拟，参数见表5。

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} K_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & K_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & K_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} C_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{x0} \\ F_{y0} \\ F_{z0} \\ T_{x0} \\ T_{y0} \\ T_{z0} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中： F 和 T 分别表示力和力矩； $K_{ii}(i=1\sim6)$ 为刚度系数； $C_{ii}(i=1\sim6)$ 为阻尼系数； R_x 、 R_y 、 R_z 和 θ_x 、

θ_y 、 θ_z 为施力物体相对于受力物体的平移位移和转动位移； v_x 、 v_y 、 v_z 和 ω_x 、 ω_y 、 ω_z 为施力物体相对

于受力物体的平移速度和转动速度； F_{x0} 、 F_{y0} 、 F_{z0} 、 T_{x0} 、 T_{y0} 和 T_{z0} 为预载荷。

表 5 柔性连接参数表

方向	车体与大地间		回转机与副车架间	
	刚度	阻尼	刚度	阻尼
X 向平动	1.0E+13(N/m)	/	1.0E+13(N/m)	/
Y 向平动	3.4E+7(N/m)	8.14E+4(N·s/m)	1.0E+13(N/m)	/
Z 向平动	1E+13(N/m)	/	1.0E+13(N/m)	/
X 向转动	2.4E+5(N·m/°)	1.1E+3(N·m·s/°)	4.81E+5(N·m/°)	1.1E+3(N·m·s/°)
Y 向转动	1.01E+6(N·m/°)	4.68E+3(N·m·s/°)	1.16E+5(N·m/°)	3.72E+2(N·m·s/°)
Z 向转动	1.1E+6(N·m/°)	5.1E+4(N·m·s/°)	4.94E+5(N·m/°)	1.15E+3(N·m·s/°)

3.3.5 燃气冲击力建模

火箭发射出管后发动机燃气流尾焰会对发射装置产生很大的冲击力，引起发射装置的振动，势必影响火箭的发射时间间隔和发射时序，因此对燃气流冲击力的建模是很有必要的^[9]。从发动机性能曲线看，在火箭出管之后，燃气流状态差别不大，以该类状态下的燃气流近似计算作用力。

燃气流分为初始段、过渡段以及基本段^[10]，如图 8 所示。其中过渡段比较短，将之简化为过渡面。

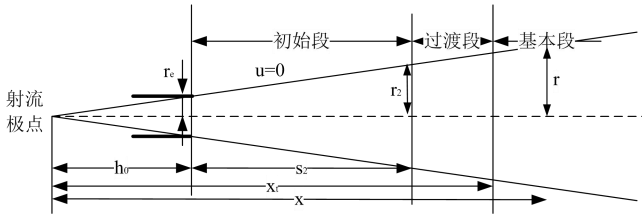


图 8 燃气流流动结构

燃气流初始段半径为：

$$r_2 = r_e \sqrt{\frac{p_e}{p_a}} \quad (4)$$

燃气流初始段长度为

$$s_2 = 10r_2 \quad (5)$$

燃气流基本段射流极点距离：

$$h_0 = 4.4r_2 \quad (6)$$

燃气流基本段射流边界：

$$b = 0.22x \quad (7)$$

其中 x 为距离极点的轴向坐标。

燃气流速度沿轴线分布：

$$u_x = u_e e^{-0.0528(x-x_1)/r_2} \quad (8)$$

其中 x_1 为过渡面距离极点的轴向坐标。

燃气流温度轴线分布：

$$T_x = T_a + (T_e - T_a) e^{-0.8(x-x_1)/r_2} \quad (9)$$

燃气流速度在横截面上分布：

$$u_{xr} = u_x e^{-12.12r/x}$$

燃气流温度在横截面上分布：

$$T_{xr} = T_a + (T_e - T_a) e^{0.8(x-x_1)/r_2 - 0.606r/x} \quad (10)$$

燃气流马赫数在横截面上分布：

$$M_{xr} = \frac{u_{xr}}{\sqrt{KRT_{xr}}} \quad (11)$$

其中 K 、 R 分别为燃气流绝热指数与气体常数， K 取为 1.26， R 取为 357J/(kg·K)。

燃气流在横截面上压强分布：

$$p_{xr} = \frac{\frac{2K}{K+1} M_{xr}^2 - \frac{K-1}{K+1}}{\left[\frac{4K}{(K+1)^2} - \frac{2(K-1)}{(K+1)^2} M_{xr}^2 \right]^{\frac{K}{K-1}}} p_a \quad (12)$$

从而可以计算距离极点 x 处某面积上的燃气流作用力。将距离极点 x 处截面分割成若干层圆环，用下式进行计算

$$R(t) = \sum_{i=1}^n (p_{xri} - p_a) \Delta A_i \quad (13)$$

其中 p_{xri} 为每一圆环的内外环压强均值，该圆环的面积为 ΔA_i 。

计算边界条件：大气压强 $p_a = 0.101\text{MPa}$ ，温度

$T_a = 293\text{K}$ 。喷口处燃气流速度 $u_e = 2240\text{m/s}$ ，温度 $T_e = 2300\text{K}$ ，压强 $p_e = 0.553\text{MPa}$ ，取喷口半径为 $r_e = 0.122\text{m}$ 。计算得到的燃气作用力如图 9 所示，以脉冲的形式施加到仿真模型中。

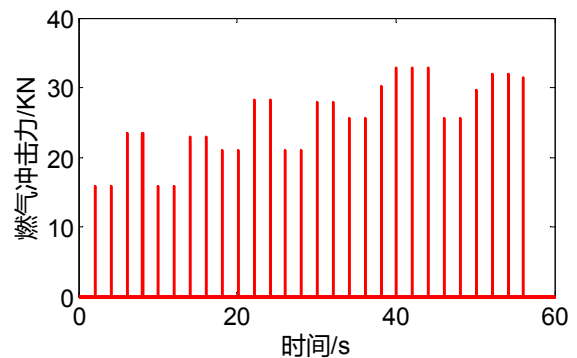


图 9 燃气冲击力曲线

3.4 模型中的参数化定义

使用设计变量在模型中共定义了 32 个参数，其中包括弹管间隙、质量偏心、推力偏心、发射时间间隔、发射时序等等。可以根据需求很方便的在 ADAMS 动力学仿真环境中采用对话框的方式对这些参数进行修改后重新仿真计算得到新参数条件下的仿真结果。

表 6 参数化定义表

参数符号	物理意义	初始值
------	------	-----

clearance	弹管间隙	0.5(mm)
mass_d	质心偏心	0.0(mm)
thrust_alpha	推力偏心	0.0(°)
interval	发射时间间隔	2.0(s)
m_i(i=01~28)	发射时序	1(i=01~28)

ADAMS 中建立好的多管火箭发射系统多体动力学模型如图 10 所示。

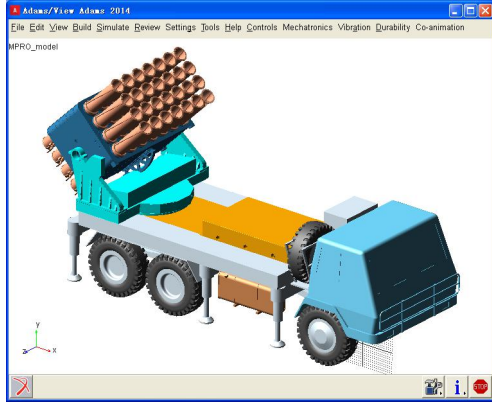


图 10 多管火箭发射系统动力学虚拟样机模型

4 虚拟试验仿真及其结果分析

4.1 整车模态分析

在ADAMS平台中使用Vibration工具对建好的整车虚拟样机模型进行模态分析，获得了整车的前7阶模态，表7给出了模态分析结果与频谱分析、模态试验结果的对比。

从表7可以看出，模态分析结果与频谱分析、模态试验结果基本一致，同时也验证了所构建的该发射系统虚拟样机模型的正确性。

表 3 模态分析结果对比表

阶数	频率/Hz			上装振型
	谱分析	模态试验	模态分析	
1	1.9	1.91	1.92	偏航
2	3.1	3.25	3.38	俯仰
3	3.7	3.62	3.56	偏航
4	6.1	6.20	6.17	偏航
5	6.9	6.80	6.65	俯仰
6	/	/	7.86	俯仰
7	/	/	8.15	偏航

4.2 单发火箭发射虚拟试验仿真结果

为了研究弹管间隙、质量偏心、推力偏心等扰动因素的影响，选择了离车体质心最近的一枚火箭作为研究对象进行仿真研究。

4.2.1 弹管间隙对出管姿态的影响

取弹管间隙分别为 0.2mm、0.4mm、0.6mm、0.8mm，不考虑火箭质量偏心和推力偏心因素，发射角为 45°，对火箭管内运动过程进行仿真计算，可获知弹管间隙变化对火箭出管后横向偏角的影响情况。仿真结果如图 11 所示。

从图 11 可以看出，当弹管间隙过小时，管内碰撞作用增强，初始扰动参数值增大，间隙过大时，碰撞力越来越小，初始扰动参数值增大，因而弹管间隙对火箭管内运动的碰撞作用和初始扰动影响较大，应注意选择合理的弹管间隙值，综合考虑碰撞作用和初始扰动参数值大小，所研究火箭合理的弹管间隙应在 0.4mm 左右。

从图 11 还可以看出，出管后火箭的横向偏角成周期变动，从仿真动画证实火箭出管后存在一定程度的锥摆运动，横向偏角越大，锥摆的幅度就越大。

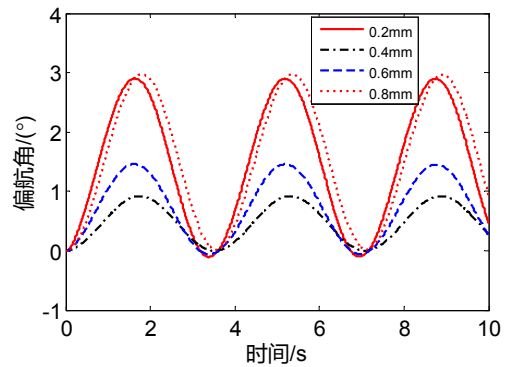


图 11 弹管间隙对横向偏角的影响

4.2.2 质量偏心对出管姿态的影响

由于设计制造上的误差，火箭存在质量偏心。质量偏心是影响火箭散布的重要因素，在发射角为 45°，弹管间隙为 0.4mm，无推力偏心条件下，分别取质量偏心距为 0.1mm、0.3mm 和 0.5mm，对火箭管内运动过程和出管后的姿态进行仿真计算，得到不同质量偏心条件下，火箭出管后横向偏角的数值计算结果，在有和没有质量偏心条件下火箭相对定向管轴线的横向偏角变动曲线对比图 12 所示。

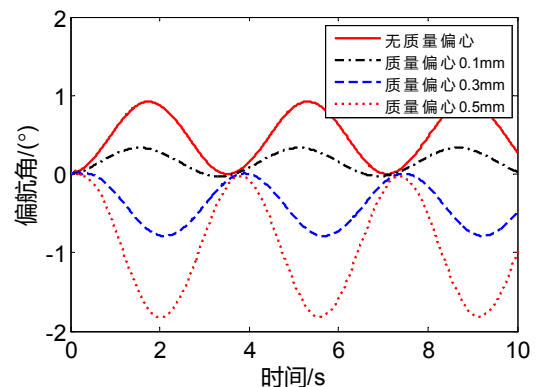


图 12 质量偏心对横向偏角的影响

从图 12 可以看出，质量偏心的存在对火箭出管后的横向偏角有一定的影响。较小的质量偏心可以减小出管后的横向偏角，火箭锥摆幅度变小；较大的质量偏心增大出管后的横向偏角，火箭锥摆幅度增大。因此在火箭设计过程中，选择一个合适的质量偏心值可以减小初始扰动。

4.2.3 推力偏心对出管姿态的影响

由于发动机设计制造上的误差，火箭存在推力偏心。推力偏心是影响火箭散布的重要因素，在发射角为 45°，弹管间隙为 0.4mm，无质量偏心条件下，分别

取推力偏心为1'和3'，对火箭管内运动过程和出管后的姿态进行仿真计算，得到不同推力偏心条件下，火箭出管后横向偏角的数值计算结果，在有和没有推力偏心条件下火箭相对定向管轴线的横向偏角变动曲线对比图13所示。

从图13可以看出，推力偏心对火箭出管后的横向偏角有一定的影响，推力偏心越大，横向偏角就越大，弹体锥摆运动就越严重。因此在火箭设计过程中应该尽量避免推力偏心的存在。

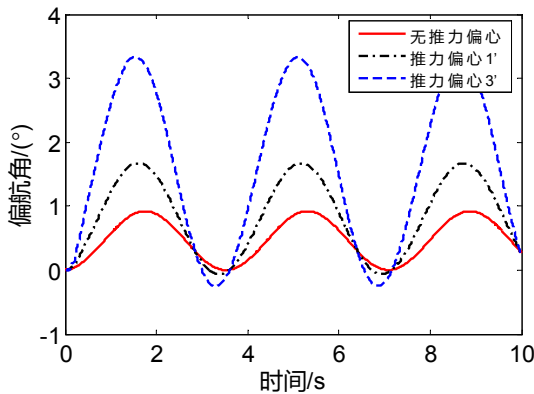


图13 推力偏心对横向偏角的影响

4.3 多发连射虚拟试验仿真结果

火箭发射出管后发动机燃气流尾焰会对发射装置产生很大的冲击力，引起发射装置的振动，势必影响后续火箭发射状态、出管姿态。试验和仿真结果表明：不同的发射时序对发射装置的激励不同，对发射的时间间隔影响也不同，影响后续火箭的出管姿态也不同^[1]。通过仿真选择合理的发射时序和发射时间间隔，使发射装置的振动最小。图14为优化后的发射时序，图15和图16为多发连射定向管偏航和俯仰角速度曲线。

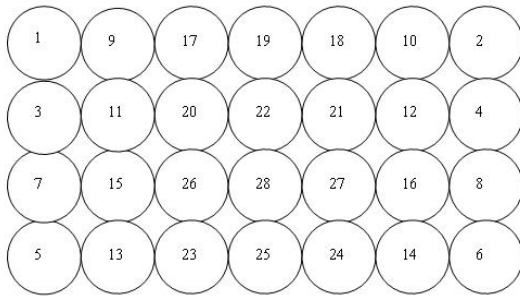


图14 优化后的发射时序

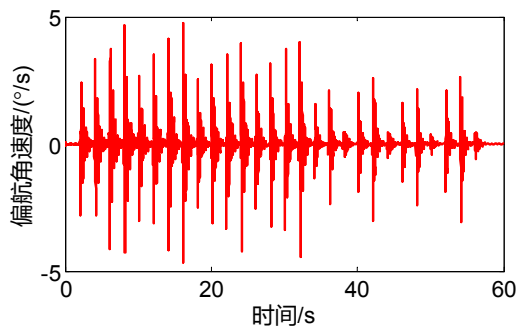


图15 多发连射定向管偏航角速度曲线

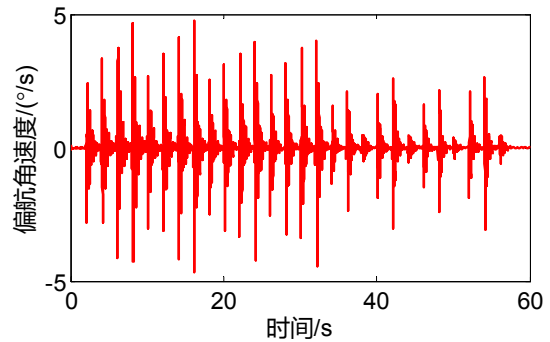


图16 多发连射定向管俯仰角速度曲线

5 结论

本文在发射试验振动测试数据、发射系统关键部件结构特性分析和模态试验的基础上，采用虚实混合方法构建了多管火箭发射系统刚柔耦合虚拟样机模型，研究了弹管间隙、质量偏心、推力偏心、不同发射时序及其发射时间间隔等因素对火箭初始扰动的影响，并得出如下结论：

(1) 火箭发射过程中，弹管间隙、质量偏心、推力偏心都是影响火箭出管姿态的重要因素，合理的弹管间隙和质量偏心能减小对初始扰动的影响，推力偏心增大出管初始扰动。

(2) 不同发射时序与发射时间间隔对火箭连射具有较大的影响，合理的发射时序与发射时间间隔能够减小火箭发射初始扰动。

(3) 采用虚实混合方法构建发射系统动力学虚拟样机模型并进行计算机仿真研究是开展发射系统动态特性分析的一条有效途径，对确保火箭可靠与准确发射具有重要的工程意义。

参考文献

[1] 张胜三, 郭卫东. 多管火箭出管姿态仿真[J]. 导弹与航天运载技术, 2003(2): 16-24
 Zhang Sheng san. Outlet Attitude Simulation of Multitube Artillery Rocket[J]. Missiles and Space Vehicles, 2003(2): 16-24
 [2] 姚昌仁, 唐国梁. 火箭导弹发射动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1996
 Yao Chang-ren, Tang Guo-liang. Rocket and Missile Launching Dynamics [M]. Beijing: Beijing University of Science and Technology Press, 1996
 [3] Alan V.Oppenheim, Ronald W.Schafer. Discrete-time Signal Processing[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2011
 [4] 傅志方. 模态分析理论与应用[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2000
 Fu Zhifang. Mode Analysis Theory and Application[M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2000
 [5] 高素荷, 姚河省. 用有限单元法及反求工程技术巧解挖掘机滚盘滚柱反力[J]. 机械设计, 2008,25(S)
 Gao Shuhe, Yao Hesheng. Solving Reaction Force of Rolled Plate and Cylinder of Excavator with Finite Element Method and Reverse Engineering Technology[J]. Mechanical Design, 2008,25(S)
 [6] GJB2706A-2008, 航天器模态试验方法[S], 北京: 国防科工委军标出版发行部, 2008
 GJB2706A-2008, Mode Test Method of Aerospace[S]. Beijing: COSTIND Army Standard Publication Distribution Department, 2008
 [7] 王毅. 机械系统动力学的虚实混合仿真建模方法研究[D].

西北工业大学, 2007

Wang Yi. Research of Virtual-real Modeling Based on Mechanical Dynamics[D]. Northwestern Polytechnical University, 2007

[8] 陈萌. 基于虚拟样机的接触碰撞动力学仿真研究[D]. 华中科技大学, 2003

Chen Meng. Research on Contact-Impact Dynamics Simulation Based on Virtual Prototyping[D]. Huazhong University of Science and Technology, 2003

[9] 王国平, 芮筱亭. 燃气射流对多管火箭炮动态响应的影响分析[J]. 振动与冲击, 2013, 31(21):143-146

WANG Guo-ping, RUI Xiao-ting. Influence of jet flow on dynamic behavior of a MLRS[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 31(21):143-146

[10] 姚昌仁, 张波. 火箭导弹发射装置设计[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1998

Yao Chang-ren, Zhangbo. Rocket and Missile Launching Device Design [M]. Beijing: Beijing University of Science and Technology Press, 1998

[11] 张驰, 芮筱亭, 戎保, 王国平. 提高机载多管火箭射击密集度方法研究[J]. 南京理工大学学报, 2013, 37(2): 233-238

Zhang Chi, Rui Xiaoting, Rong Bao, Wang Guoping. Method to improve firing dispersion of airborne multiple launch rocket systems[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2013, 37(2): 233-238

作者简介: 刘广 (通信作者), 男, 1976 年出生, 高级工程师, 主要研究方向为机械系统动力学。

E-mail: liuguang_nwpu@163.com

4.CAE 技术的行业应用与解决方案