

导弹尾罩分离运动不确定性分析*

贾如岩,王涛,江振宇,胡凡,张为华

(国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南长沙 410073)

摘要:为了检验实际条件下导弹尾罩分离运动可能存在的风险,建立了基于凯恩方程的分离过程多体动力学模型与基于关键点-碰撞边界相对位置判断的碰撞检测模型,采用蒙特卡洛方法与 Morris 筛选法对输入参数存在随机偏差时尾罩分离运动受到的影响进行了不确定性分析,通过蒙特卡洛法得到了分离运动状态的散布特性,通过 Morris 筛选法得到了各输入变量的影响程度排序。研究结果表明:尾罩分离方案的可靠性较高,在输入参数存在偏差情况下也可满足安全性指标,各项输入参数中风干扰、推冲器的推力偏差对尾罩落点距离的影响相对较大,而导弹点火时尾罩的横向距离受风与出筒速度的影响相对较大。

关键词:尾罩分离;不确定性分析;蒙特卡洛法;Morris 筛选法

中图分类号:V421 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2014)06-088-05

Uncertainty analysis of the rocket trail cover separation

JIA Ruyan, WANG Tao, JIANG Zhenyu, HU Fan, ZHANG Weihua

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To assess the risk of the rocket trail cover separation movement, the multi-body dynamic model in separation process was established according to the Kane's equation, and the collision checking model based on the relative location estimation of the key point-collision boundary was built. The Monte Carlo method and the Morris screening method were used to analysis the uncertainty of the separation process when the input parameters had random deviations. The dispersion characteristics of the separation motion state were got from the Monte Carlo method and the sensitivity of each parameter was ranked by using the Morris screening method. Results show that the trail cover separation solutions possess high reliability, which can satisfy the security requirements in the case of the input parameters with deviations. Among all the input parameters, wind interference and the thrust deviation of the thruster from ejection pistons has greatly influenced the distance of drop points, and the horizontal distance between the rocket and the trail cover has been greatly affected by the wind and the out-canister velocity under the circumstances of ignition.

Key words: trail cover separation; uncertainty analysis; Monte Carlo method; Morris screening method

大型筒式导弹发射较多采用冷弹射的方式完成出筒过程,弹射过程由发射筒内燃气发生器产生高温高压燃气提供动力。为避免发射筒内燃气对导弹尾段内设备造成影响,在筒内弹射阶段需要尾罩对其进行保护的同时起到承力作用。待导弹出筒后,须及时将尾罩分离,以使发动机能够点火工作^[1-2]。

尾罩分离是导弹出筒后的第一个关键动作,分离过程受实际条件的不确定性影响较大。尾罩分离运动的不确定性分析是研究输入参数在一定范围内随机变化时尾罩分离的运动特性,具体包括概率分析与灵敏度分析两部分。概率分析通过计算模型输出的概率分布给出模型整体上受输入参数随机变化的影响程度;灵敏度分析则通过计

算各输入参数在一定变化范围时模型输出对单个输入参数的敏感程度,给出各输入参数影响程度的排序。概率分析常用的方法有蒙特卡洛法(Monte Carlo method)和拉丁超立方抽样法(latin hypercube sampling)等,其中蒙特卡洛法应用最为广泛^[3-4]。灵敏度分析常用的方法有 OTA 法(One-at-a-Time Approach)、线性回归法、方差分解法、Morris 筛选法等。其中 OTA 方法最为简单,但只能计算局部灵敏度而无法给出输入参数在一定范围内变化的灵敏度;线性回归法只有在输入输出为近似线性关系时具有较好的效果;方差分解法的定量结果最为准确,但对于高维问题计算量巨大;Morris 筛选法所需计算量小,也可用于非线性模型的分析,其计算结果在定量上不如

* 收稿日期:2014-04-28

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51105368)

作者简介:贾如岩(1989—),男,宁夏隆德人,博士研究生,E-mail:jry890216@126.com;

张为华(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:zwh_kjs@163.com

方差分析法准确,但在定性上比 OTA 与线性回归法更具参考价值^[5-6]。

本文针对一种采用推冲器轴向解锁弹出、侧推火箭横向推离的尾罩分离方案,建立这一过程的动力学模型,给出尾罩-弹体碰撞检测方法,采用蒙特卡洛法对尾罩分离运动过程进行概率分析,采用 Morris 筛选法对其进行输入参数的全局灵敏度分析,以实现对此方案中尾罩分离运动过程的不确定性分析与评估。

1 计算模型

1.1 物理模型

尾罩分离过程流程图如图 1 所示。弹体与尾罩分离过程物理模型如图 2 所示。弹体通过燃气弹射以一定速度飞出发射筒,尾罩与弹体固定连接,处于一体飞行阶段。出筒大约 150ms 后,导弹发出尾罩分离指令,推冲器点火,尾罩与导弹之间解锁。解锁后尾罩在推冲器的作用下与弹体发生相对运动。分离初期导向销的约束作用使尾罩保持沿弹体轴线运动,将两体约束形式简化为棱柱铰,此时系统处于导向销约束阶段。当两者相对距离超过导向销后,尾罩在推冲器的作用下继续相对弹体运动,此时尾罩与弹体可能发生一定的相对偏转,因此将两体约束形式简化为棱柱-球铰组合约束,此时系统处于推冲器约束阶段。4 个推冲器均达到最大行程后,尾罩与弹体之间不再有结构接触,分离过程进入自由飞行阶段。侧推火箭在发出尾罩分离指令之后延迟 400ms 点火,将尾罩推离发射阵地,尾罩自由飞行至落地。

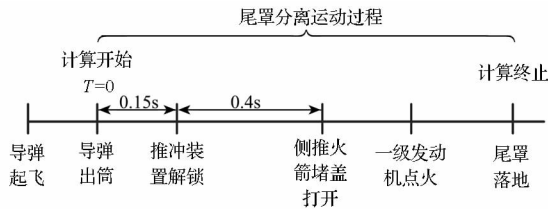


图 1 尾罩分离过程流程图

Fig. 1 Flow chart of trail cover separation simulation

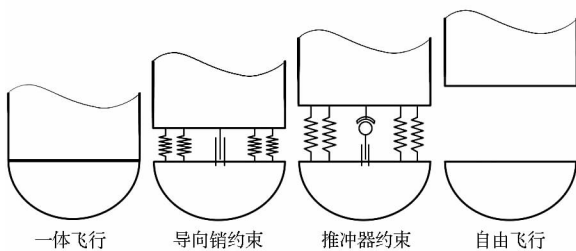


图 2 尾罩分离各阶段约束特性示意图

Fig. 2 Constraint features of trail cover separation

in each phase

1.2 动力学方程

假设两体均为刚体,两体约束均为刚性约束。选取导弹弹体质心的 3 个速度与绕质心的 3 个角速度以及各阶段尾罩相对于弹体的相对运动速度为相互独立的系统广义速率。基于凯恩方程将各个阶段系统动力学方程写成统一形式。

$$M\ddot{q} - F = 0 \tag{1}$$

其中,

$$M = \sum_{i=1}^2 (\alpha_i^T m_i \alpha_i + \beta_i^T J_i \beta_i)$$

$$F = \sum_{i=1}^2 \alpha_i^T (F_i^e - m_i \nu_i) + \sum_{i=1}^2 \beta_i^T [M_i^e - J_i \sigma_i - \omega_i \times (J_i \omega_i)]$$

式(1)中, M 为系统广义质量矩阵, F 为系统广义力向量, \ddot{q} 为广义速率向量 \dot{q} 的导数, α_i 为刚体 i 的偏速度矩阵, β_i 为刚体 i 的偏角速度矩阵, F_i^e 与 M_i^e 为外力与外力矩矢量, ν_i 为附加加速度矢量, σ_i 为附加角加速度矢量。 i 为刚体编号,1为导弹,2为尾罩。

刚体 i 在惯性系下的速度、角速度、加速度与角加速度通过以下关系得到:

$$\begin{cases} \dot{r}_i = \alpha_i \dot{q} \\ \omega_i = \beta_i \dot{q} \end{cases} \tag{2}$$

$$\begin{cases} \ddot{r}_i = \alpha_i \ddot{q} + \nu_i \\ \dot{\omega}_i = \beta_i \ddot{q} + \sigma_i \end{cases} \tag{3}$$

尾罩所受外力有重力、发射筒燃气后效压力、推冲器的推力、气动力以及侧推火箭的推力。

1.3 碰撞检测

分离进入自由飞行阶段后开始碰撞检测,检测边界如图 3 中虚线所示。I - VIII为碰撞检测关键点,由于弹体为轴对称物体,因此 I - VIII代表碰撞检测的关键线,每个关键线上均匀取 8 个关键点,共 64 个关键点,以双方关键点的坐标是否位于对方的碰撞边界内部作为判断碰撞的基准。

碰撞检测分为两步:

1) 计算弹体上关键点在尾罩参考坐标系中的位置坐标为 $(x_i^{(2)}, y_i^{(2)}, z_i^{(2)})$,则弹上关键点与对称轴之间的距离为 $R_i = \sqrt{y_i^{(2)2} + z_i^{(2)2}}$,碰撞发生的判据为:

$$\begin{cases} (R_V)^2 < R_i^2 \leq (R_{IV})^2, x_{VI}^{(2)} \leq x_i^{(2)} \leq x_{IV}^{(2)} \\ (R_{VI})^2 < R_i^2 \leq (R_V)^2, \\ x_{VII}^{(2)} \leq x_i^{(2)} \leq \left(\frac{x_{VI}^{(2)} - x_{VIII}^{(2)}}{R_{VI} - R_{VIII}} \right) (R_i - R_{VIII}) + x_{VIII}^{(2)} \\ R_i^2 \leq (R_{VIII})^2, x_{VII}^{(2)} \leq x_i^{(2)} \leq x_{VIII}^{(2)} \end{cases} \tag{4}$$

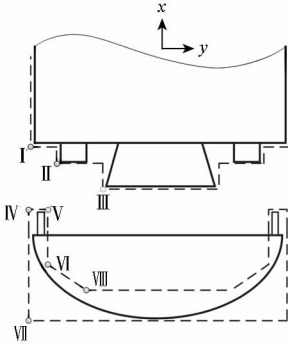


图 3 碰撞边界示意图

Fig. 3 Collision check boundary

2) 计算尾罩上关键点在弹体参考坐标系中的位置坐标为 $(x_i^{(1)}, y_i^{(1)}, z_i^{(1)})$, 则碰撞发生的判据为:

$$\begin{cases} x_i^{(1)} \geq x_I^{(1)}, (y_i^{(1)})^2 + (z_i^{(1)})^2 \leq (y_I^{(1)})^2 \\ x_{II}^{(1)} \leq x_i^{(1)} < x_I^{(1)}, (y_i^{(1)})^2 + (z_i^{(1)})^2 \leq (y_{II}^{(1)})^2 \\ x_{III}^{(1)} \leq x_i^{(1)} < x_{II}^{(1)}, (y_i^{(1)})^2 + (z_i^{(1)})^2 \leq (y_{III}^{(1)})^2 \end{cases} \quad (5)$$

2 输入参数偏差

影响尾罩分离的主要输入偏差有时序偏差、出筒状态偏差、推冲器作用力偏差、侧推火箭特性偏差、尾罩质心位置偏差、风干扰以及燃气后效等。时序偏差主要来自于计时、起爆、导爆装置的性能散布。出筒状态中出筒速度偏差来自于弹射燃气的性能参数散布,出筒的滚转角速率偏差来自于发射筒内滚转方向的导向力与摩擦力散布,出筒的俯仰与偏航角速率偏差来自于出筒后弹体在随机干扰下的运动散布。推冲器推力大小与工作时间偏差来自于推进剂随环境条件变化的性能散布,推力线方向偏差来自于喷管制造加工装配时的工艺精度散布。尾罩质心位置偏差来自于尾罩本身的加工误差以及安装仪器设备后的质心偏移散布。风干扰属于发射时的环境条件散布。燃气后效是导弹出筒时筒内燃气外泄过程中对弹体底部产生的残余压力^[7]。各输入参数变化范围如表 1 所示。

表 1 输入参数偏差表

Tab. 1 Deviation of input parameters

序号	项目	子项目	偏差范围(相对于标准值)
1	时序	解锁时刻	$\pm 20\text{ms}$
2	偏差	侧推火箭点火时刻	$\pm 40\text{ms}$
3		出筒速度	$\pm 3 \text{ m/s}$
4	出筒	俯仰角速率	$\pm 1^\circ/\text{s}$
5	状态	偏航角速率	$\pm 1^\circ/\text{s}$
6		滚转角速率	$\pm 5^\circ/\text{s}$

7		推冲器 1 推力大小	$\pm 6 \text{ kN}$
8	推冲器	推冲器 2 推力大小	$\pm 6 \text{ kN}$
9		推冲器 3 推力大小	$\pm 6 \text{ kN}$
10		推冲器 4 推力大小	$\pm 6 \text{ kN}$
11		推力大小	$\pm 0.6 \text{ kN}$
12		工作时间	$\pm 25\text{ms}$
13	侧推	推力线纵向偏斜	$\pm 0.3^\circ$
14	火箭	推力线横向偏斜	$\pm 0.3^\circ$
15		推力线纵向横移	$\pm 4\text{mm}$
16		推力线横向横移	$\pm 4\text{mm}$
17	尾罩质心位置	弹体 X 方向	$\pm 10\text{mm}$
18		弹体 Y 方向	$\pm 20\text{mm}$
19		弹体 Z 方向	$\pm 20\text{mm}$
20	风	风速大小	$\pm 22.5 \text{ m/s}$
21		风向方位角	$\pm 180^\circ$
22	燃气	出筒底部压强	$\pm 0.1 \text{ MPa}$
23	后效	衰减指数	± 20

表 1 中时序偏差、出筒状态偏差、推冲器偏差、侧推火箭偏差与尾罩质心位置偏差的变化范围均为分系统设计后通过测试与计算得到的结果。风为环境条件,由总体指定适用范围。燃气后效由于没有成熟的模型与测试条件,因此在基准参数上下浮动 15% 作为偏差范围。

3 不确定性分析

3.1 概率分析

3.1.1 蒙特卡洛法

蒙特卡洛法又称统计模拟法、随机抽样技术,是一类通过随机变量的统计试验或随机模拟,求解数学、物理和工程技术问题近似解的数值方法。基于蒙特卡洛法进行尾罩分离运动概率分析的具体步骤如下^[4]:

1) 建立一个较精确的尾罩分离运动计算模型;

2) 确定计算模型输入参数的概率分布,如果没有先验数据,可以设为均匀分布,这样得到的结果更为保守;

3) 根据输入参数的概率分布构造相应的数学模型,生成随机抽样值;

4) 通过计算模型得到分离运动特性的一个输出值;

5) 循环上述两步,进行多次仿真,对输出值的概率分布特性进行统计分析。

3.1.2 分析结果

利用蒙特卡洛法对随机偏差干扰下的尾罩分离过程进行评估。为了更为保守地分析系统在随机输入参数条件下的散布特性,设定所有

随机偏差在区间内服从均匀分布。仿真次数为1000次。

经过1000次随机偏差作用下的尾罩分离过程仿真,得到尾罩落点散布如图4所示,导弹点火时尾罩相对导弹空间位置的散布如图5所示,仿真输出特性参数变化范围如表2所示。1000次仿真中尾罩均能与弹体安全分离,导弹点火时尾罩与弹体的横向距离、尾罩落点与发射点距离均满足安全性要求,这表明此尾罩分离运动方案具有较高的可靠性。

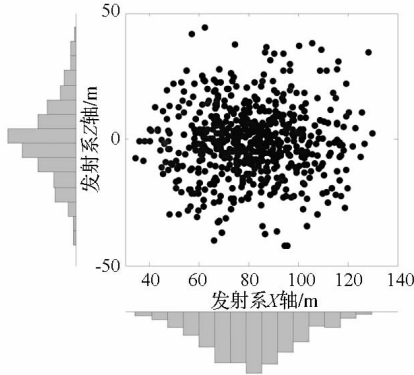


图4 尾罩落点散布

Fig. 4 Distribution of drop points

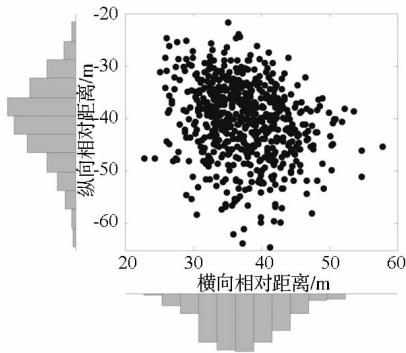


图5 导弹点火时尾罩质心空间位置散布

Fig. 5 Distribution of centroid spatial position under the circumstances of ignition

表2 尾罩分离特性参数范围

Tab. 2 Parameter range of trail cover Separating characteristics

项目	范围		
	最小	均值	最大
落点坐标 X/m	35.81	80.34	129.58
落点坐标 Z/m	-42.18	-0.53	44.36
落点与发射点距离/m	34.94	81.71	132.75
导弹点火时尾罩相对横向距离/m	22.78	37.23	57.86

3.2 全局灵敏度分析

3.2.1 Mirros 筛选法

Mirros 筛选法^[6]对每个输入变量采用初级影响(Elementary Effect, EE)的概念。假设输入变量为 $X(x_1, x_2, \dots, x_k)$, $Y(X)$ 是输入变量为 X 时模型的输出,则第 i 个输入变量的 EE 可表示为:

$$EE_i = \frac{Y(x_1, \dots, x_{i-1}, x_i + \Delta, x_{i+1}, \dots, x_k) - Y(X)}{\Delta} \quad (6)$$

式(6)中, Δ 为对应变量相邻采样点间的增量,若先将每个参数的变化范围映射到区间 $[0, 1]$,并将其离散化,使每个输入参数只能从 $\{0, \frac{1}{p-1}, \frac{2}{p-1}, \dots, 1\}$ 中取值,其中 p 为输入参数取样点的个数,则式(6)中 $\Delta = \frac{1}{p-1}$ 。

利用 Morris 筛选法分析全局灵敏度的步骤如下:

- 1) 使每个变量在各自 p 个采样点中随机选择一个点,计算一次 $Y(X)$;
- 2) 在 k 个变量中随机选择一个变量,将该变量的值增加一个 Δ ,其他变量保持不变,再计算一次 $Y(X + \Delta)$,通过式(6)即可得到该变量的一次 EE 值;
- 3) 在剩下 $k - 1$ 个变量中随机选择一个变量,其他变量保持第二步的数值不变,根据第二步的方式计算一次该变量对应的 EE 值,并重复此步骤直到所有输入变量都被计算了一次 EE 值;
- 4) 重复上述三步,生成多个 EE 向量,针对每个输入变量,计算所对应 EE 的平均值,即可作为该变量全局灵敏度的度量值。

3.2.2 计算结果

基于 Mirros 筛选法对表1中各项偏差的影响程度进行全局灵敏度分析,每个偏差选取6个水平,共进行20轮 EE 数值的计算。全局灵敏度分析结果如图6、图7所示。从图6、图7中可知,风向方位角(偏差序号21)对尾罩落点距离灵敏度的影响最大,之后是第II、III象限推冲器的推力偏差以及风速偏差(序号8、9、20)。另一方面,解锁时刻、偏航角速率以及燃气后效偏差(序号1、5、22、23)对尾罩落点距离的影响可以忽略。对于导弹点火时尾罩的相对横向距离,风向方位角与出筒速度影响显著(序号21、3),而侧推火箭推力线横向偏差以及燃气后效偏差(序号14、16、22、23)对结果的影响可以忽略。

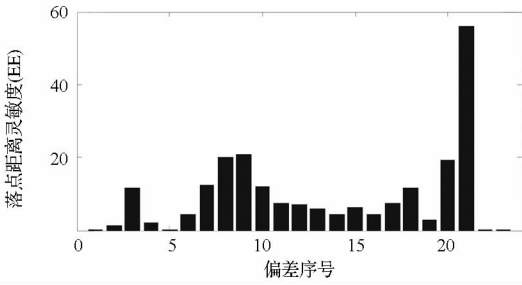


图 6 落点距离全局灵敏度分析结果
Fig. 6 Sensitivity of drop point distance

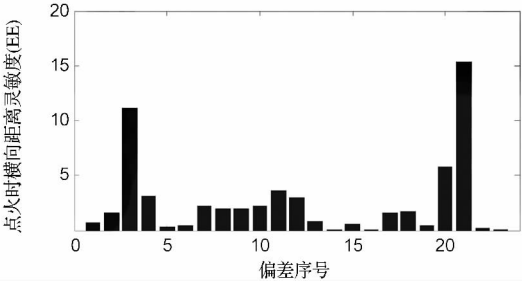


图 7 点火时横向距离全局灵敏度分析结果
Fig. 7 Sensitivity of horizontal distance under the circumstances of ignition

4 结论

本文针对某导弹尾罩分离过程,建立了分离过程动力学仿真模型,基于蒙特卡洛法与 Morris 筛选法对尾罩分离运动过程进行了输入参数对分离过程影响的不确定性分析,主要结论如下:

1)文中建立了尾罩分离系统多体动力学模型,并给出了一种简洁的尾罩 - 弹体碰撞检测方法。

2)1000 次蒙特卡洛仿真中尾罩均能与弹体安全分离,导弹点火时尾罩与弹体横向距离、尾罩落点与发射点距离均满足安全性要求,这表明此尾罩分离运动方案具有较高的可靠性。

3)根据基于 Mirros 筛选法的灵敏度分析结

果,在 23 个偏差中,风向方位角,第 II、III 象限推冲器的推力偏差以及风速偏差对尾罩落点距离灵敏度的影响相对较大,而解锁时刻、偏航角速率以及燃气后效偏差的影响可以忽略。风向方位角与出筒速度对导弹点火时尾罩相对横向距离的影响显著,而侧推火箭推力线横向偏差以及燃气后效偏差的影响可以忽略。

参考文献 (References)

[1] 王恒,由小川,林崧,等. 火箭尾罩导向段分离仿真分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(5): 15 - 19.
WANG Heng, YOU Xiaochuan, LIN Song, et al. Numerical simulation of rocket aft dome separation [J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(5): 15 - 19. (in Chinese)

[2] 华楠,阎君. 新型尾罩分离方案及分离过程的仿真[J]. 导弹与航天运载技术, 2005(2): 4 - 8.
HUA Nan, YAN Jun. A new trail cover separation concept and simulation of separation process [J]. Missiles and Space Vehicles, 2005(2): 4 - 8. (in Chinese)

[3] 宁波,陈刚,陈卫东. 基于蒙特卡洛法的水下火箭攻击弹道数学仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(2): 8 - 13.
NING Bo, CHEN Gang, CHEN Weidong. Simulation research on attacking trajectory of the underwater rocket based on Monte Carlo method [J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(2): 8 - 13. (in Chinese)

[4] 贾如岩,江振宇,张为华. 高超声速飞行器级间分离偏差干扰仿真[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(5): 578 - 582.
JIA Ruyan, JIANG Zhenyu, ZHANG Weihua. Simulation of off-nominal parameters disturbance of hypersonic vehicle stage separation [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(5): 578 - 582. (in Chinese)

[5] Saltelli A, Ratto M, Tarantola S, et al. Sensitivity analysis practices: strategies for model-based inference[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2006, 91(10 - 11): 1109 - 1125.

[6] Morris M D. Factorial sampling plans for preliminary computational experiments[J]. Technometrics, 1991, 33(2): 161 - 174.

[7] Romine G, Edquist C T. Muzzle blast from canister launched missiles[C]//Proceedings of 16th Joint Propulsion Conference, 1980.