

文章编号: 1000-6893(2003)04-0296-05

# 某导弹与适配器分离动作可靠性分析计算

王云飞<sup>1</sup>, 张建国<sup>2</sup>

(1. 北京特种机械研究所, 北京 100039)

(2. 北京航空航天大学 工程系统工程系, 北京 100083)

## Reliability Analysis and Calculation of the Missile and Adapter's Separating Action

WANG Yun-fei<sup>1</sup>, ZHANG Jian-guo<sup>2</sup>

(1. Beijing Special Mechanical Institute, Beijing 100039, China)

(2. Department of System Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**摘要:** 在适配器与某导弹弹体分离过程的受力分析的基础上,建立了适配器分离动力学和运动学方程;在进行影响适配器分离可靠性随机因素分析的基础上,对随机因素进行了简化,同时根据某导弹的研制要求确定了分离动作故障判据,并相应建立了功能函数;最后,应用响应面法与一次二阶矩法相结合计算某导弹与适配器分离动作可靠度,并且编制了相应的计算软件。

**关键词:** 可靠性; 导弹; 适配器; 分离动作

**中图分类号:** V553.1; V211.3 **文献标识码:** A

**Abstract:** The main contents of this paper are the research and calculation of the separating action reliability of the missile and its adapters. After establishing the dynamic and kinematic equations of the adapters during its separating action, the authors analyse the random factors which have effects on the reliability of separating action, and define the random variables according to the engineering condition. In order to calculate the reliability of the separating action, a failure criterion is defined, and the G function is established according to the response surface method. At last, the reliability of the separating action is calculated by using the first-order second-moment method and Monte Carlo method. The results show that the method can satisfy the missile engineering developing requirements.

**Key words:** reliability; missile; adapters; separating action

采用适配器发射是一项先进的发射技术,它不仅结构简单,而且装填方便。适配器平时在发射筒内起到了固定、支承导弹的作用,发射时在发射筒内与导弹一起运动,对导弹起到定位、导向的作用。从目前的一些资料获悉,国外的“北极星”、“响尾蛇”、以及“飞鱼 MM40”等导弹武器已经成功地采用了这项技术,并在我国航天领域多种类型导弹上进行应用。

某导弹经论证同样采用适配器发射技术。虽然该导弹在研制阶段作了适配器的分离动作模型模拟试验,进而实弹验证了适配器的分离,并在研制阶段就提出了适配器分离动作可靠性的定量要求,同时对适配器分离动作的动力学和运动学进行了分析研究。但是如何保证适配器与弹体的可靠分离,提高发射成功率,是研制的需要,也是提高其战斗力的关键;如何对适配器与导弹分离动

作可靠度进行满足工程要求的定量分析计算,也是某导弹型号研制的迫切要求。

### 1 适配器的分布与结构

某导弹共包含 12 个适配器,其中前适配器、中适配器和后适配器各 4 个。适配器在弹体上的分布如图 1 所示。其中 3 所示的包带总成是在导弹装填时起到固定适配器的作用,当适配器被发射箱体上的滑轨顺序固定后,顺序去掉包带,导弹装填完毕;发射时,适配器按照前、中、后的出筒顺

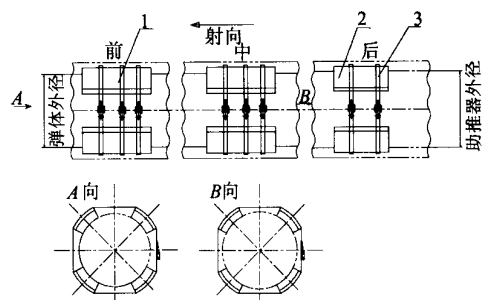


图 1 适配器在弹体上的布局图

Fig. 1 Layout of adapters on the missile

收稿日期: 2002-07-10; 修订日期: 2003-03-21

基金项目: “十五”武器装备预研基金项目的资助  
(51419020201HK01)

文章网址: <http://www.hkxb.net.cn/hkxb/2003/04/0296/>

序与弹体分离。

适配器包括适配器本体、分离弹簧、导向环、弹簧锁销、解锁绳、分离垫片等,具体分布如图 2 所示。因为课题只涉及前、中适配器的分离情况,而不考虑后适配器,所以图 2 画出的是前、中适配器的结构。适配器结构中的解锁绳和弹簧锁销是为装填和固定分离弹簧。当适配器被箱体滑轨限制在弹体表面上时,就去掉了解锁绳和弹簧锁销。否则发射时会阻碍适配器的分离。

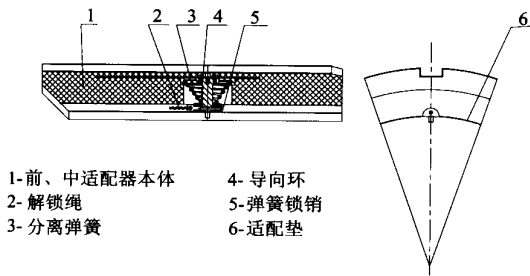


图 2 适配器结构

Fig. 2 Structure of the adapter

## 2 适配器与弹体分离动作动力学和运动学模型<sup>[1]</sup>

适配器随导弹一同出筒后,其在空中的运动可视为自由刚体的任意空间运动,因而,它具有 6 个自由度。和刚体的空间运动相类似,把自由刚体的空间运动分解为随其质心的平动和绕过其质心的某个瞬轴的定点转动。为了方便建立运动学和动力学方程,分别建立了适配器的体轴坐标系、风轴坐标系、地轴坐标系及混合坐标系,以便于明确地描述适配器与弹体的飞行轨迹和在空中的姿态和位置。

### 2.1 适配器与弹体分离过程的受力分析

在适配器刚出筒时,弹簧还没有完全复原的过程中,作用于适配器的力有 3 个:分离弹簧的弹力  $N$ 、气动力合力  $F$  和重力  $G$ 。将弹簧力  $N$ 、气动力  $F$  平移到适配器质心后,根据力的平移原理,使适配器产生转动的力矩有 2 个:分离弹簧的弹力对质心的力矩  $M_N$ ;气流的气动力的合力矩  $M_F$ 。适配器的受力如图 3 所示。

### 2.2 适配器质心平动的动力学方程

根据以上受力分析,选择混合坐标系作为描述适配器质心平动的动坐标系。得适配器质心平动的动力学方程为

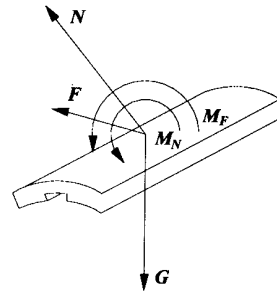


图 3 适配器受力分析

Fig. 3 The forces of the adapter

$$M \begin{Bmatrix} \frac{dV}{dt} \\ V \frac{d\alpha}{dt} \\ -V \frac{d\alpha}{dt} \cos \alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_{x_2} \\ F_{y_2} \\ F_{z_2} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $\alpha$  为弹道倾角;  $\alpha$  为弹道偏角;  $F_{x_2}$ ,  $F_{y_2}$  和  $F_{z_2}$  为适配器所受外力在混合坐标系各坐标轴上的投影分量;  $V$  为适配器质心的绝对速度;  $M$  为适配器的质量。

### 2.3 适配器绕质心转动的动力学方程

设适配器对体轴系 3 个坐标轴的转动惯量分别为  $J_x$ ,  $J_y$  和  $J_z$ ,体轴系对地轴系的瞬时转动角速度矢量在体轴系 3 个坐标轴上的投影分量为  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  和  $\omega_z$ ,外力对适配器质心的合力矩  $M_c$  在体轴系 3 个坐标轴上的投影分别为  $M_x$ ,  $M_y$  和  $M_z$ ,可得适配器绕质心转动的动力学微分方程在体轴坐标系的表达式

$$\left. \begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z &= M_x \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z &= M_y \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x) \omega_y \omega_x &= M_z \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

以上给出的动力学微分方程组式(1)和式(2)还不能确定适配器质心在每一瞬时对地轴系的位置以及适配器对地轴系的瞬时姿态。为此,还必须根据运动学关系,建立适配器质心坐标和速度  $V$ 、弹道倾角  $\alpha$ 、弹道偏角  $\alpha$  的关系以及适配器对地姿态角  $\theta_1$ ,  $\theta_2$  和  $\theta_3$  与适配器转动角速度  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  和  $\omega_z$  之间的关系。

### 2.4 适配器质心平动的运动学方程

设适配器质心对地轴系的坐标为  $(x, y, z)$ ,

则在瞬时  $t$ , 适配器质心速度在地轴系各坐标轴上的投影为

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} & \frac{dy}{dt} & \frac{dz}{dt} \end{bmatrix}^T \quad (3)$$

根据地轴系与混合轴系的坐标变换矩阵有如下公式

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_2 \cos \alpha_1 & -\sin \alpha_2 \cos \alpha_1 & \sin \alpha_2 \\ \sin \alpha_2 & \cos \alpha_2 & 0 \\ -\cos \alpha_2 \sin \alpha_1 & \sin \alpha_2 \sin \alpha_1 & \cos \alpha_2 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \cos \alpha_2 \cos \alpha_1 \\ V \sin \alpha_2 \\ -V \cos \alpha_2 \sin \alpha_1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

## 2.5 适配器绕质心转动的运动学方程

因为地轴系与适配器固连, 所以适配器相对于地轴系的旋转角速度又可表示为

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_1 + \boldsymbol{\omega}_2 + \boldsymbol{\omega}_3 \quad (5)$$

建立适配器对地姿态角  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$  和  $\alpha_3$  与适配器转动角速度  $\boldsymbol{\omega}$  在体轴系坐标轴上的投影  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  和  $\omega_z$  之间的关系, 公式如下

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 \\ 0 & \frac{\cos \alpha_1}{\cos \alpha_2} & -\frac{\sin \alpha_1}{\cos \alpha_2} \\ 1 & -\tan \alpha_1 \cos \alpha_2 & \tan \alpha_1 \sin \alpha_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (6)$$

## 2.6 导弹质心运动动力学方程

$$\left. \begin{aligned} M \frac{dx_m^2}{dt^2} &= P_x \\ M \frac{dy_m^2}{dt^2} &= P_y - Mg \\ M \frac{dz_m^2}{dt^2} &= P_z \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中:  $P_x, P_y, P_z$  为导弹发动机推力在瞬时的地轴坐标系 3 个坐标轴上的投影;  $x_m, y_m, z_m$  为导弹质心在地轴坐标系下的坐标;  $M$  为导弹质量;  $g$  为重力加速度。

## 3 适配器与导弹分离的可靠性分析

### 3.1 适配器分离动作可靠性的定义及其故障判据

根据某型导弹研制要求, 把适配器与弹体的分离动作可靠性的定义为: “如果适配器在规定的

时间内和规定的设计、使用和发射条件下, 能够脱离弹体表面并且不与尾翼相碰, 我们就认为适配器与弹体分离成功。”

根据以上可靠性的定义, 确定分离故障判据为:

- (1) 适配器出筒时与弹体未分离;
- (2) 适配器与弹体分离, 但与尾翼相碰。

### 3.2 影响适配器可靠分离的随机因素

通过对适配器在弹体的分布与其本身的结构分析, 认为影响适配器可靠分离的随机因素有以下几个方面: 适配器的气动外形; 分离弹簧的弹射力的大小及作用点与适配器质心的相对位置; 适配器的质量; 发射现场风速的大小和方向; 导弹发射的角度; 适配器和弹体的出筒速度; 折叠弹翼的布置方式、位置、尺寸、形状及展开的时机和角速度; 适配器的布置方式、位置对分离的影响; 贮存时间、环境(包括运输的条件)对分离的影响; 适配器的力学性能的变化对分离的影响; ①人为因素的影响。

综合工程经验和某导弹模拟试验结果, 在现有设计方案下, 分析计算适配器与导弹分离可靠性。据此, 对以上随机因素进行简化。

(1) 选择攻角  $\alpha$  与侧滑角  $\beta$  代替适配器的气动外形随机变量。因为所有作用在适配器表面上的空气动力可合成为一个作用于适配器质心处的合力  $F$  和一个绕质心的合力矩  $M_F$ 。这对力和力矩的大小与适配器的几何形状(气动外形)有关, 同时与相对运动的气流的速度大小和方向有关。这些关系通过 6 个空气动力系数(即阻力系数、升力系数、侧力系数、滚转力矩系数、偏航力矩系数及俯仰力矩系数)综合地反映出来, 这些气动参数由每种类型的适配器的风洞吹风试验得到。当给定了某一瞬时适配器相对气流运动的攻角  $\alpha$ , 侧滑角  $\beta$ , 及适配器与气流的相对运动速度  $V_r$  之后, 就可确定 6 个气动系数, 从而确定适配器所受的空气动力和空气动力矩。

(2) 不考虑适配器的布置方式、位置对分离的影响、贮存时间、环境(包括运输的条件)的影响和人为因素的影响。

### 3.3 适配器分离动作可靠度计算的功能函数<sup>[2,3]</sup>

根据以上分析写出适配器分离的极限状态方程

$$S = g(\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n, F, V_f, W_f, Ma, s, D_s, d, [s]) = \min(\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n, F, V_f, W_f, Ma, s, D_s, d) - [s] = 0 \quad (8)$$

式中:  $\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n$  为适配器气动外形的随机变量;  $F$  为适配器分离弹簧弹射力的随机变量;  $V_f$  为适配器发射时现场风速大小的随机变量;  $W_f$  为适配器发射时现场风向的随机变量;  $Ma$  为导弹的出筒加速度的随机变量;  $s$  为适配器初始转动的俯仰角加速度的随机变量;  $D_s$  分离弹簧的弹射力作用点与适配器质心的相对位置;  $d$  为导弹折叠弹翼展开角加速度的随机变量;  $[s]$  为适配器发射时适配器与尾翼最短距离的规定值。

为了计算以上功能函数的可靠度,采用了与一次二阶矩法相结合的序列响应面法。首先,应用以上随机变量构造二次多项式响应面,如式(9)所示。

$$S = \min(\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n, F, V_f, W_f, Ma, s, D_s, d) - [s] = a + b_{11}\theta_1 + b_{12}\theta_2 + \dots + b_{n1}\theta_n + b_{n2}\theta_n + b_{n+1}F + b_{n+2}V_f + b_{n+3}W_f + b_{n+4}Ma + b_{n+5}s + b_{n+6}D_s + b_{n+7}d + c_{11}\theta_1^2 + c_{12}\theta_2^2 + \dots + c_{n1}\theta_n^2 + c_{n2}\theta_n^2 + c_{n+1}F^2 + c_{n+2}V_f^2 + c_{n+3}W_f^2 + c_{n+4}Ma^2 + c_{n+5}s^2 + c_{n+6}D_s^2 + c_{n+7}d^2 \quad (9)$$

其次,应用插值技术确定待定系数,求解功能函数的具体表达式。因为有  $2(2n+7)+1$  个系数,所以要有确定的  $2(2n+7)+1$  个功能函数的值。因为第一次得到的功能函数的表达式一般不是收敛的,所以要采用迭代的办法来处理。计算步骤如下:

- (1) 假定初始迭代点修改  $(\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n, f, V_f, W_f, Ma, s, D_s, d)$  (取平均值)。
- (2) 计算功能函数  $g(\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n, f, V_f, W_f, Ma, s, D_s, d)$  及  $g(\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n, f, V_f, W_f \pm f, Ma, s, D_s, d)$  得到  $S$  的  $2(2n+7)+1$  个点估计值,其中  $f$  首次迭代为 3,以后迭代取值为 1。
- (3) 由于方程(9)中只有  $2(2n+7)+1$  个待定因子,利用这  $2(2n+7)+1$  个点估计值插值解出待定因子  $a, b_{i1}, b_{i2}, c_{i1}, c_{i2} (i = 1, 2, \dots, n), b_j, c_j (j = n+1, \dots, n+7)$  得到二次多项式近似的功能函数,从而确定极限状态方程。

适配器与弹体分离的过程是空间刚体自由运动,适配器在分离时,在不同的位置有不同的姿

态,对应的有不同的攻角与侧滑角,所以就会得到在不同时刻有不同的空气动力和空气动力矩。但是在计算适配器与尾翼的最短距离时,每一段时间都极短(约 0.005s),最终得到的最短距离是每一段短时间积累所致。为了工程简化计算,认为在某一段极短时间内空气动力和空气动力矩的变化(采取空气动力和空气动力矩的均值表示其变化后的值)对最终的适配器与尾翼的最短距离几乎没有影响。根据以上假设,公式(8)简化为:

$$S = g(F, V_f, W_f, Ma, s, D_s, d, [s]) \\ S = \min(F, V_f, W_f, Ma, s, D_s, d) - [s] = 0 \quad (10)$$

以上的简化,在影响精度不大的前提下,大大的减小了计算量。

### 3.4 各随机变量的概率分布及数字特征

根据工程实际经验,对式(10)所述各随机变量的分析,确定随机变量分布类型和参数见表1。

表1 随机变量服从分布类型和参数

Table 1 Distribution type and parameters of the random variables

序号	随机变量	分布类型	均值	变异系数
1	F	正态分布	771.16	0.04
2	Ma	正态分布	61.09	0.1
3	s	正态分布	2.42	0.04
4	D <sub>s</sub>	正态分布	-0.01	0.2
5	d	正态分布	-110.77	0.04
6	V <sub>f</sub>	瑞利分布	15	0.15
7	W <sub>f</sub>	均匀分布		0.15

## 4 结论

利用软件<sup>[4]</sup>对某型导弹与适配器分离动作情况进行了大量的计算和分析,结论如下:

- (1) 适配器分离动作可靠度为 0.997210,满足设计要求。
- (2) 适配器的设计对于良好的自然环境,其分离的可靠度会明显的提高,然而对于相对恶劣的自然气候如风大、风向与发射角度为 90°左右,分离动作可靠度会有所下降(如表 2 所示)。
- 因此,虽然发射时的风速、风向对分离可靠性有影响,但即使在相对不利的自然环境下发射,其分离可靠性也有一定的保障。

(3) 在设计误差允许的变化范围内,弹翼展开角加速度、分离弹簧力的大小、适配器的质心与弹

表2 分离动作可靠度

Table 2 Reliability of the separating action

自然环境条件	分离动作可靠度
环境风速为 0m/s;风向为 0°	0.99999992
风向为 45°	0.9999933
风向为 90°	0.995256
风向为 135°	0.9999933

力轴心线距离、导弹加速度和适配器的出筒速度、适配器的俯仰角速度对分离动作可靠性的影响同样可接受(如表3所示)。

表3 分离动作可靠度

Table 3 Reliability of the separating action

随机变量	分离动作可靠度
弹翼展开角加速度的变异系数 0	0.997211
弹簧力的变异系数为 0	0.999988
质心与弹力轴心线距离变异系数 0	0.996424
导弹加速度的变异系数为 0	0.999998
适配器的俯仰角速度的变异系数 0	0.998209

## 参 考 文 献

- [1] 洪嘉振. 计算多体系统动力学[M]. 北京:高等教育出版社, 1999. 37 - 72.  
(Hong J Z. Computational dynamics of multibody systems [M]. Beijing Higher Education Publishing Press, 1999. 37 - 72.)

- [2] Liu Y W, Moses F. A sequential response surface method and its application in the reliability analysis of aircraft structural system[J]. Structural Safety, 1994, 14(14): 277 - 298.  
[3] 赵国藩. 工程结构可靠性理论与应用[M]. 大连:大连理工大学出版社, 1996. 145 - 149.  
(Zhao G F. Reliability theory and applications for engineering structures [M]. Dalian: Dalian University of Technology Press, 1996. 145 - 149.)  
[4] 张建国. 一次二阶矩可靠度方法及软件[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(5): 605 - 606.  
(Zhang J G. First-order second-moment reliability method and its software [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(5): 605 - 606.)

作者简介:



王云飞(1972 - ) 男,山西右玉人,工程师,硕士,兵器发射理论专业,主要从事可靠性维修性方面的研究, Email: Wang\_Yunfei172@sohu.com, 联系电话: 010 - 68386340

张建国(1966 - ) 男,河南通许人,北京航空航天大学工程系统工程系副教授,硕士,1993年毕业于北京航空航天大学固体力学专业,主要从事机械可靠性、系统可靠性工程方面研究, Email: zjg-mail@263.net, 联系电话: 010 - 82316443

(责任编辑:李铁柏)