

导弹适配器分离过程及分离参数分析

朱迪, 李子祺, 赵政, 吴穹, 雷勇杰
(湖北航天技术研究院总体设计所, 武汉, 430010)

摘要: 适配器分离是冷弹射导弹出筒过程的重要环节, 其工作状态影响适配器组间、适配器和导弹的相关位置, 进而影响发射的安全性。针对适配器分离过程与状态研究不足的问题, 以适配器分离时间和速度为研究目标, 采用数值计算—动力学仿真—试验数据对比的方法, 对适配器分离过程和受力状态开展分析。通过建立适配器分离理论模型, 采用Runge-Kutta数值算法获得分离时间和横向速度的数值解, 结合动力学仿真与试验数据解析, 验证了理论模型的可行性。在此基础上, 进一步分析了迎风角、横向风速、销钉组件弹簧初始安装力等分离参数对适配器分离时间和横向速度的影响, 明确了影响适配器分离的主要因素, 可为适配器的设计提供参考。

关键词: 适配器; 分离过程; 受力状态; 分离参数; 理论模型

中图分类号: TJ303.9; V19

文献标识码: A

Study on Adapter Separation Process and Separation Parameters

ZHU Di, LI Ziqi, ZHAO Zheng, WU Qiong, LEI Yongjie
(Hubei Aerospace Technology Research Institute, Wuhan, 430010)

Abstract: Adapter separation is a critical phase during the launch tube ejection process of cold-launch missiles. Its operational state influences relative positional relationships between adapter groups, as well as between adapters and the missile itself, directly impacting launch safety. Despite its importance, systematic studies on modeling the separation process and quantifying its states remain underdeveloped. This study aims to investigate the separation time and velocity of the adapter by adopting a method that combines numerical calculation, dynamic simulation, and experimental data comparison to analyze the separation process and force conditions. By establishing theoretical models for the separation process, the Runge-Kutta numerical algorithm is applied to derive solutions for separation time and lateral velocity. Dynamic simulations are further conducted to replicate the separation behavior, while experimental data analysis interpreting real-world conditions. Results demonstrate strong agreement between numerically calculated separation times/lateral velocities, simulation outputs, and experimental measurements, validating the feasibility of theoretical framework. Building on this foundation, the effects of critical parameters are explored—including angle of attack, lateral wind speed, and initial installation force of the pin assembly spring—on separation time and lateral velocity. Key influencing factors are identified, providing actionable insights for optimizing adapter design in cold-launch systems.

Keywords: adapter; separation process; force conditions; separation parameters; theoretical model

0 引言

适配器是冷弹射发射筒的重要组成部分, 其工作性能影响导弹的支撑可靠性、发射定位精度、出筒时适配器—导弹运动的同步性以及出筒后适配器分离的安全性。目前, 关于适配器出筒过程与受力状态的研究和分析材料较少, 有学者分析了适配器在筒弹间隙内过盈配合时压缩量对导弹出筒摩擦力的影响^[1-2]; 文献[3]明确了适配器销钉组件和内表面与导弹接触材料性能的相关要求; 文献[4]以适配器销钉组

件的位置和风速为变量, 通过适配器出筒动力学仿真, 评估了销钉组件的位置和风速变化对适配器—导弹接触力的影响; 文献[5]采用CFD气动耦合仿真分析技术, 通过模拟出适配器的出筒分离过程, 得出气动载荷使适配器产生翻转运动的结论; 文献[6]采用简化的燃气射流载荷加载方法, 分析了不同风速、风向及燃气衰减规律下的适配器落点及与火箭弹的二次碰撞问题; 文献[7]对适配器进行流场仿真, 模拟风动试验并获取气动参数表, 将气动载荷加载到

动力学仿真模型中, 获得了适配器的落点数据; 文献[8]分析了弹簧刚度、迎风角度、导弹速度和横向风速对适配器分离时间的影响, 得出了弹簧刚度和横向风速是影响适配器分离的主要因素, 但未考虑海绵胶板的压缩弹力和适配器销钉组件从导弹定位销孔内脱离前摩擦力的作用。

本文对适配器出筒过程进行受力分析并建立理论模型, 通过 Runge-Kutt 算法^[9]获得适配器销钉从导弹销孔分离的时间和横向速度数值解。将数值解与动力学模型仿真结果和试验结果对比, 三者的分离时间较为吻合, 验证了理论模型计算分离时间和横向速度的可行性, 并评估了适配器结构和横向风速等参数对分离时间和横向速度的影响, 得出了相关结论。

1 适配器结构

适配器一般由多层材料粘接而成, 具有一定压缩适应性, 从内到外依次为可压缩性较大的海绵胶板、轻质高强泡沫、复合胶板, 适配器上安装一组或多组销钉, 用于定位和分离。适配器结构如图1所示。

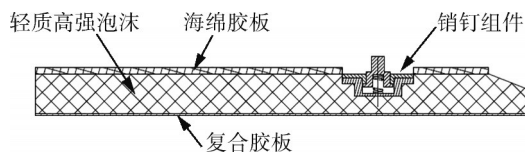


图1 适配器结构
Fig.1 Adapter structure

2 出筒过程

2.1 简化和假设

为便于分析计算, 对适配器出筒过程进行如下简化和假设:

- 导弹沿垂直方向出筒, 忽略弹射倾斜角度、导弹俯仰和偏航方向的影响;
- 适配器出筒分离时间较短, 取适配器完全出筒时刻的数值作为其出筒分离过程中的轴向速度 (导弹轴向) 和过载的过程计算值;
- 适配器出筒后内表面与导弹未发生粘连;
- 适配器销钉从导弹销孔内脱出时未发生卡滞, 且忽略弹簧阻尼的影响;
- 适配器销钉和导弹销孔配合面的摩擦系数保持不变;
- 忽略筒口燃气流对适配器的影响。

2.2 适配器出筒过程

适配器出筒过程可分为3个阶段:

a) 出筒前, 导弹离台开始运动, 适配器与导弹在筒内同步运动, 直至适配器前端面与筒口平齐;

b) 出筒中, 适配器前端面开始超出筒口, 直至适配器后端面与筒口平齐;

c) 出筒后: 适配器开始与导弹分离, 直至其垂直方向位置低于导弹尾端面。

2.2.1 阶段1: 出筒前

为有效抑制导弹在筒内的径向晃动, 一般将发射筒、适配器、导弹之间的装配尺寸设计为过盈配合, 即以一定的压紧力压缩适配器海绵胶板层后, 将其与导弹一起装填至弹筒中。

出筒前, 适配器内、外表面同时受到导弹和筒体沿径向的支反力作用, 该支反力可达数十千牛量级。适配器与导弹、适配器与发射筒构成两对接触面, 其摩擦系数关系为

$$\mu_1 > \mu_2 \quad (1)$$

式中 μ_1 为适配器—导弹接触面的摩擦系数; μ_2 为适配器—发射筒接触面的摩擦系数。

出筒前, 两对接触面摩擦力的差值大于适配器出筒所需的提拉力, 即适配器出筒过程中, 销钉和导弹定位销孔无额外接触力。

出筒前适配器的受力状态如图2所示。

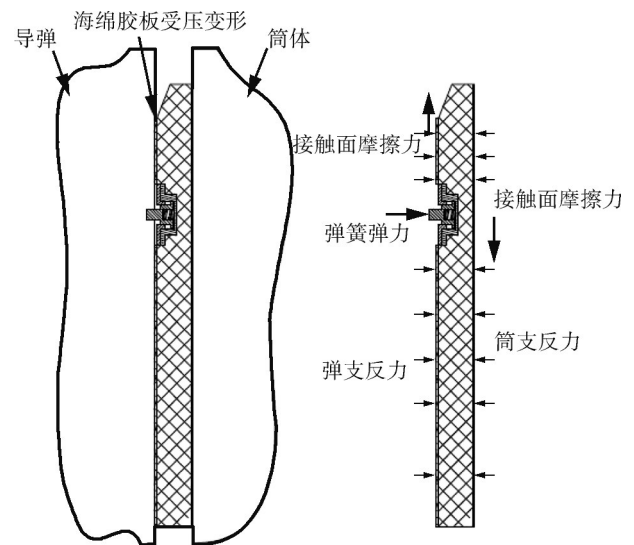


图2 出筒前适配器受力示意

Fig.2 Force analysis of adapter before delivery

2.2.2 阶段2: 出筒中

出筒过程中, 适配器部分结构处于筒外, 部分结构处于筒内, 筒外部分受到横向风载荷和迎风载荷的作用, 筒内部分因筒弹间隙约束, 且硬质泡沫具有一定的刚度, 其径向位置保持不变, 即弹簧弹力不变, 海

海绵板继续保持受压变形状态。适配器内表面和处于筒内的外表面分别受到导弹、筒体的支反力和摩擦力作用。出筒过程中适配器的受力状态如图3所示。

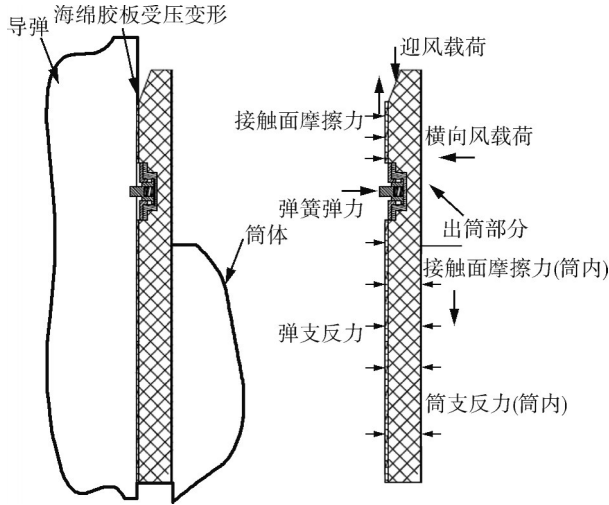


图3 出筒中适配器受力示意

Fig.3 Force analysis of adapter during delivery

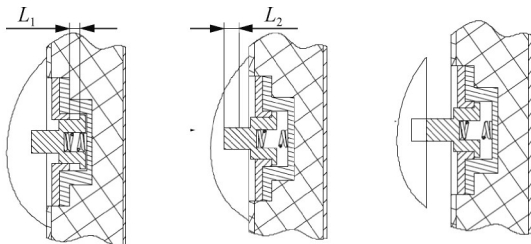
2.2.3 阶段3：出筒后

出筒后，适配器外表面完全出筒，其上的支撑约束解除，适配器开始与导弹分离。因适配器海绵胶板材料的黏弹性，在脱离导弹前无法恢复至初始状态，即其对适配器分离产生的推力作用可忽略不计。

如图4所示，适配器在弹簧力、重力、横向风载、迎风载荷等共同作用下开始分离，依次经历销钉组件弹簧恢复和销轴滑移出销孔两个运动阶段：

a) 弹簧恢复阶段：在适配器销钉组件压缩状态的弹簧作用下，适配器与导弹分离，直至弹簧恢复至压缩前安装状态；

b) 销轴滑移出销轴孔阶段：适配器在弹簧力作用后获得一定的初速度，并在分离气动力作用下继续分离，销轴受到销孔摩擦力的作用。



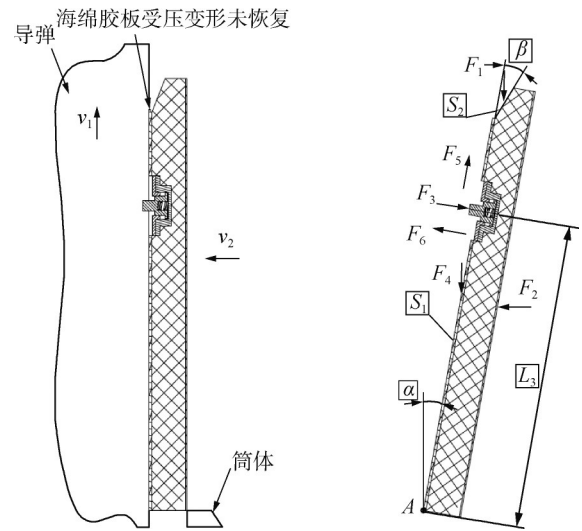
a) 初始状态 b) 初始安装状态 c) 销轴脱离

L_1 —适配器在筒弹间隙内的弹簧压缩量； L_2 —销钉和销孔的配合长度。

图4 出筒后适配器运动过程

Fig.4 The motion of the adapter after launch

出筒后，适配器的受力状态如图5所示。



α —适配器分离的角位移； β —适配器迎风角； S_1 —适配器内表面在 x 轴上的投影面积； S_2 —适配器迎风面在 x 轴上投影的面积； L_3 —销钉组件到适配器下端点的距离； v_1 —导弹轴向速度； v_2 —横向风速； F_1 —迎风面载荷； F_2 —横向风载； F_3 —弹簧力； F_4 —非迎风面载荷； F_5 —销钉随导弹向上运动的提拉力； F_6 —销钉受到的摩擦力。

图5 出筒后适配器受力示意

Fig.5 Force analysis of adapter after launch

3 分离时间和横向速度解算

3.1 局部坐标系和分离参数定义

参考文献[7]，建立以销钉组件中心为原点的局部坐标系，如图6所示，该坐标系的 x 轴始终沿着适配器的径向方向， y 轴始终沿着适配器的轴向方向。

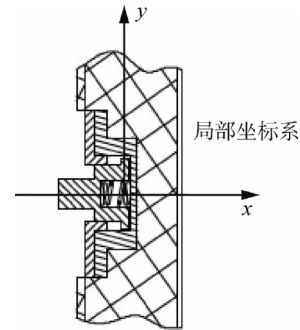


图6 局部坐标系定义

Fig.6 The define of local coordinate system

适配器分离时间和横向速度定义为：

a) 分离时间：自适配器完全出筒到销轴滑移出销孔的时长；

b) 分离横向速度：销轴完全脱离销孔时，适配器在局部坐标系沿 x 方向的速度。

3.2 分离时间和横向速度

3.2.1 数值计算

运动关系的数学表达式如下:

$$y'(t) = v(t) \quad (2)$$

$$y''(t) = a(t) \quad (3)$$

式中 $y(t)$ 为适配器的运动距离; $v(t)$ 为适配器分离的横向速度; $a(t)$ 为适配器分离的横向加速度。根据图5的受力示意, 因分离过程中 $\arctan(y(t)/L_3) < 2^\circ$, 假设分离过程中适配器是绕A点进行转动的, 建立其分离过程的受力方程如下:

$$F_1 = \frac{1}{2} c \rho v_1^2 S_2 \sin(\alpha + \beta) \quad (4)$$

$$F_2 = \frac{1}{2} c \rho v_2^2 (S_1 + S_2 \cos \beta) \cos \alpha \quad (5)$$

$$F_3 = f_0 + k(L_1 - y(t)) \quad (6)$$

$$F_4 = \frac{1}{2} c \rho v_1^2 S_1 \sin \alpha \quad (7)$$

$$F_5 = m(g + a_d) \quad (8)$$

$$F_6 = F_5 \mu_3 \quad (9)$$

式中 c 为空气阻尼系数; ρ 为空气密度; f_0 为弹簧初始安装力; k 为弹簧刚度; m 为适配器质量; g 为重力加速度; a_d 为导弹轴向过载; μ_3 为适配器上销钉和导弹上销孔摩擦系数。

当 $y(t) \subseteq [0, L_1]$ 时, 加速度 a_1 为

$$a_1 = F_3 + (mg + F_1 + F_4) \sin \alpha - F_2 \cos \alpha \quad (10)$$

当 $y(t) \subseteq [L_1, L_1 + L_2]$ 时, 加速度 a_2 为

$$a_2 = (mg + F_1 + F_4) \sin \alpha - F_2 \cos \alpha - F_6 \quad (11)$$

将 F_1 至 F_6 代入加速度方程, 有:

$$a_1 = f_0 + k(L_1 - y(t)) + mg + \frac{1}{2} c \rho v_2^2 (S_1 + S_2 \cos \beta) \cos^2 \alpha \quad (12)$$

$$a_2 = (mg + \frac{1}{2} c \rho v_1^2 S_2 \sin(\alpha + \beta) + \frac{1}{2} c \rho v_1^2 S_1 \sin \alpha) \times \sin \alpha - \frac{1}{2} c \rho v_2^2 (S_1 + S_2 \cos \beta) \cos^2 \alpha - m(g + a_d) \mu_3 \quad (13)$$

根据几何关系 $\alpha = \arctan(y(t)/L_3)$, 并通过 Matlab 软件 Runge-Kutta 方法求解上述方程, 横向风速 v_2 为 0 m/s 时, 适配器分离的速度、时间和位移如图7所示, 分离总时长 26.7 ms, 分离时刻的横向速度为 0.76 m/s。

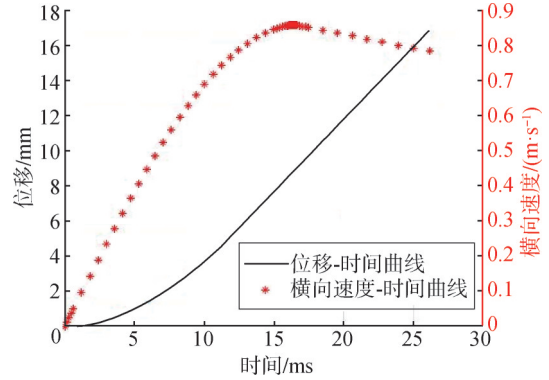
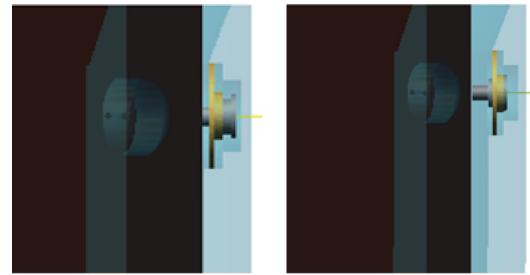


图7 适配器分离运动曲线

Fig.7 Adapter separation motion curve

3.2.2 动力学仿真

通过 Adams 软件建立适配器出筒分离的动力学模型, 考虑适配器质心、转动惯量和风载作用点等结构参数的影响, 如图8所示。弹簧力作用使适配器具有一定的横向速度后带动销轴从导弹销孔内脱出, 结果见图9、图10, 适配器分离时长 27.8 ms, 分离时刻的横向速度为 0.68 m/s。



a) 初始状态

b) 脱离状态

图8 适配器分离过程

Fig.8 Adapter separation process

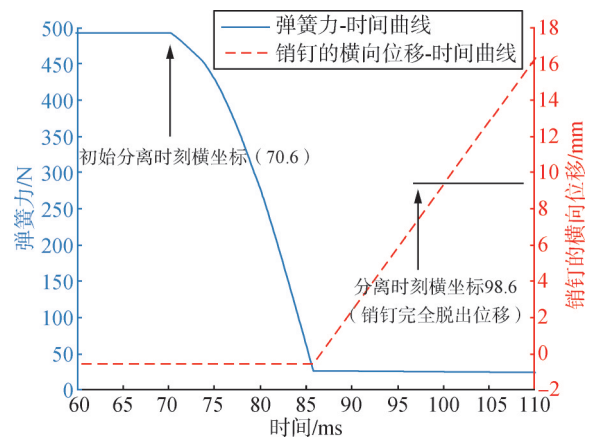


图9 弹簧力-时间和销钉横向位移-时间仿真曲线

Fig.9 Spring force-time and pin lateral displacement-time simulation curves

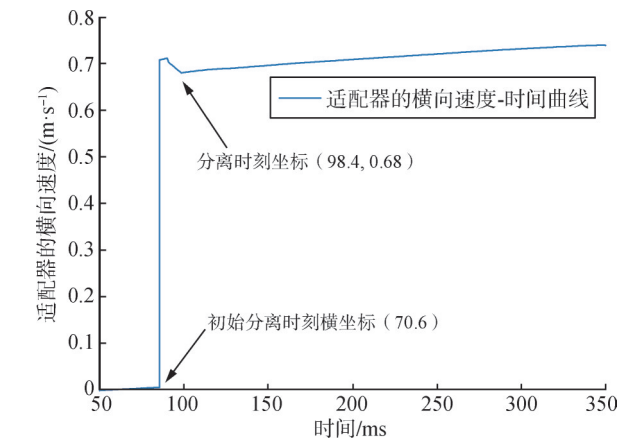


图10 适配器横向速度-时间曲线
Fig.10 Adapter lateral velocity-time curve

3.2.3 试验数据分析

图11为无风工况下弹射试验过程,通过光测数据分析,适配器分离时长为25 ms,横向速度通过其横向位移和时间计算为0.55 m/s。

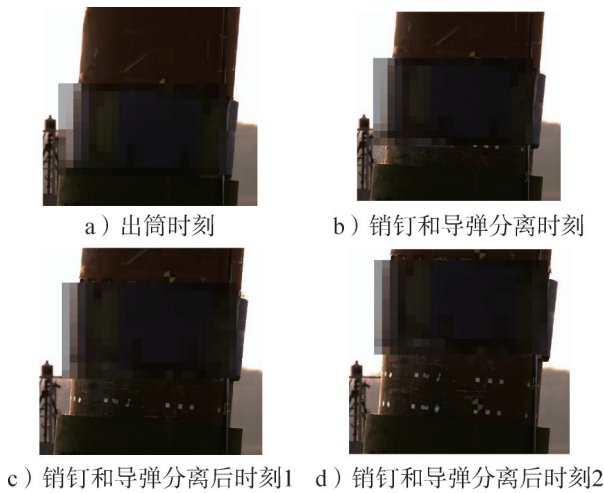


图11 适配器分离高速摄影
Fig.11 Adapter separates high speed photography

3.3 小结

表1为通过数值计算、动力学仿真和试验数据分析得到的适配器分离时间和横向速度,从表中可以看出三者差异较小,验证了上述理论模型分析分离时间和分离横向速度的可行性。同时试验过程适配器分离的横向速度较小,进一步说明具有黏弹性的受压缩海绵胶板材料对分离过程产生的推力作用可忽略不计。

表1 适配器分离时间和横向速度

Tab.1 Adapter separation time and lateral velocity

参数	理论模型	动力学模型	试验结果
时间/ms	26.7	27.8	25
横向速度/(m·s ⁻¹)	0.76	0.68	0.55

4 影响因素分析

在上述理论数值计算模型的基础上进一步评估适配器迎风角 β 、销钉组件参数(包括弹簧初始安装力 f_0 与弹簧刚度 k 、销钉和导弹上销孔的配合长度 L_2 与摩擦系数 μ_3)、导弹运动参数(轴向速度 v_1 与轴向过载 a_d)、横向风速 v_2 对适配器分离时间和横向速度的影响,得出了各分离参数对分离时间与横向速度的影响程度,具体为:

a) 迎风角 β 和导弹的轴向速度 v_1 :这两种因素主要影响迎风载荷 F_1 和非迎风载荷 F_4 ,因迎风面的面积较小,且销钉从导弹销孔内脱出时适配器的角位移 $\alpha < 2^\circ$,非迎风面承受风载的有效面积较小,因此对适配器分离时间与横向速度几乎无影响,如图12和图13所示。

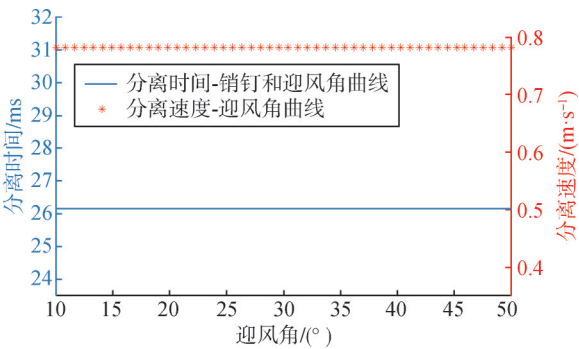


图12 迎风角 β 对适配器分离时间和横向速度的影响规律
Fig.12 The influence of wind angle β on adapter separation time and lateral velocity

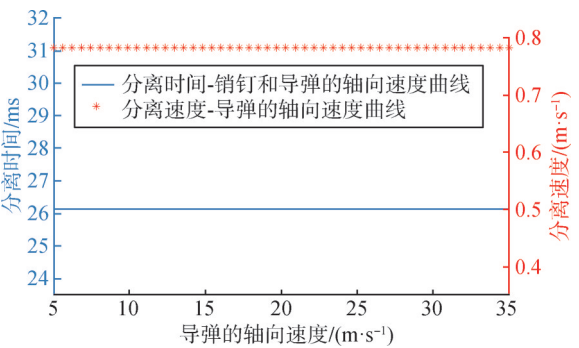


图13 导弹的轴向速度 v_1 对适配器分离时间与横向速度影响规律
Fig.13 The influence of missile's axial velocity v_1 on adapter separation time and lateral velocity

b) 初始安装力 f_0 和弹簧刚度 k :这两种因素影响弹簧力 F_3 。随着初始安装力 f_0 和弹簧刚度 k 增大,分离加速度增大,分离时间下降,横向速度增大,如图14和图15所示。

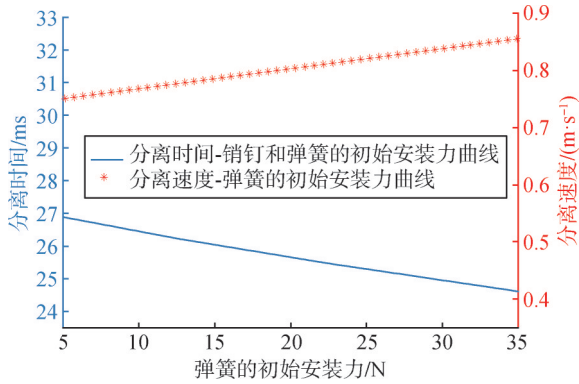


图14 初始安装力 F_0 对适配器分离时间与横向速度影响规律

Fig.14 The influence of spring's initial installation force of pin assembly on adapter separation time and lateral velocity

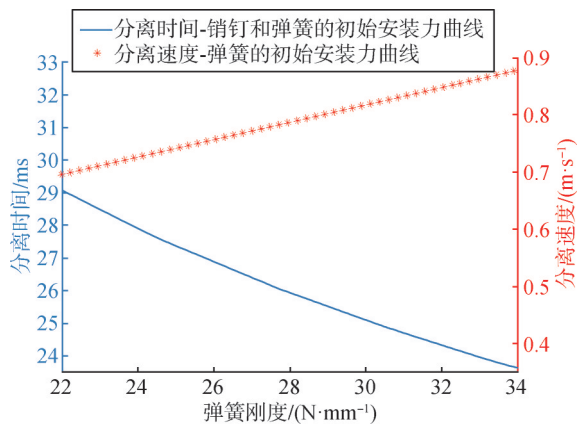


图15 弹簧刚度 k 对适配器分离时间与横向速度影响规律

Fig.15 The influence of spring stiffness k on adapter separation time and lateral velocity

c) 导弹轴向过载 a_d 和摩擦系数 μ_3 : 这两种因素影响销钉脱出销孔时的摩擦力 F_6 。导弹轴向过载 a_d 和摩擦系数 μ_3 增大时, 摩擦力 F_6 增大, 分离时间增加, 横向速度下降, 如图16和图17所示。

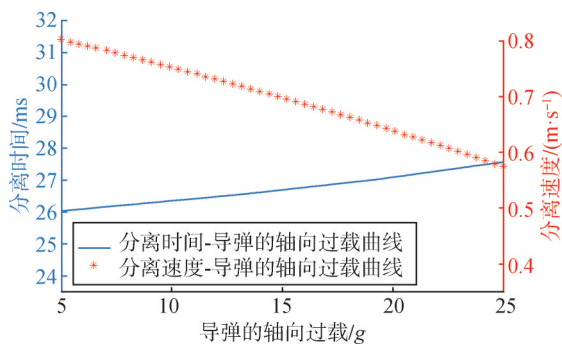


图16 导弹轴向过载 a_d 对适配器分离时间与横向速度影响规律

Fig.16 The influence of missile's axial overload a_d on adapter separation time and lateral velocity

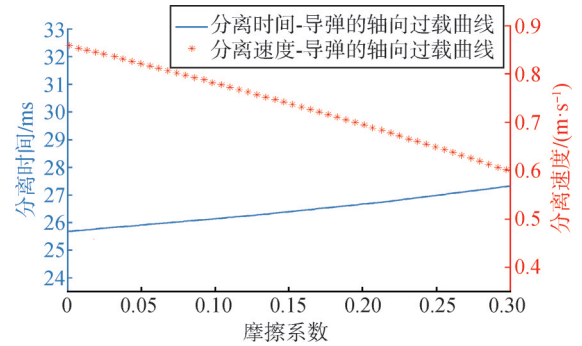


图17 摩擦系数 μ_3 对适配器分离时间与横向速度影响规律

Fig.17 The influence of friction coefficient μ_3 on adapter separation time and lateral velocity

d) 横向风速 v_2 : 该因素影响横向风载 F_2 , 对分离时间与横向速度有较大影响, 横向风速 v_2 增加时, 分离时间增加, 横向速度下降, 如图18所示。

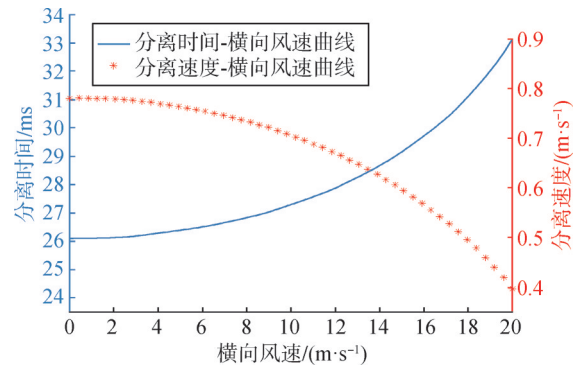


图18 横向风速 v_2 对适配器分离时间与横向速度影响规律

Fig.18 The influence of lateral wind speed v_2 on adapter separation time and lateral velocity

e) 销钉和销孔配合长度 L_2 : 该因素影响摩擦力 F_6 的能量, 由曲线斜率分析, 对分离时间有较大影响, 对横向速度有一定的影响, 销钉和销孔配合长度 L_2 增加时, 分离时间增加, 横向速度有一定下降, 如图19所示。

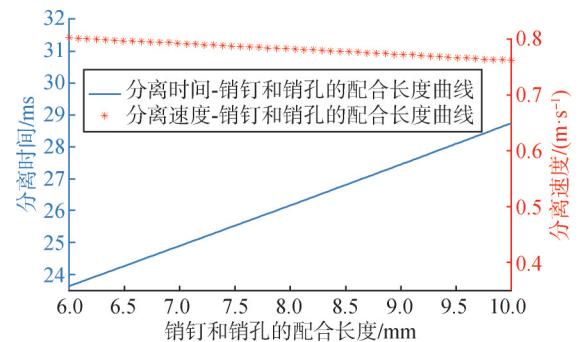


图19 销钉和销孔配合长度 L_2 对适配器分离时间与横向速度影响规律

Fig.19 The influence of mating length between pin and bushing on adapter separation time and lateral velocity

5 结 论

通过本文分析可以得出以下结论:

a) 适配器横向分离速度较小, 说明受海绵胶板黏弹性影响, 虽然出筒前适配器受导弹作用了数十千牛量级的支反力, 但出筒后该支反力消失, 海绵胶板在分离过程中对适配器产生的推力作用可忽略不计。

b) 初始安装力、弹簧刚度、导弹轴向过载和摩擦系数、横向风速、销钉和销孔配合长度为影响适配器分离时间和横向速度的主要因素, 对适配器的分离时间和横向速度起着主导作用。

c) 迎风角和导弹的轴向速度为次要因素, 对适配器的分离时间和横向速度几乎无影响。

参 考 文 献

- [1] 李士军, 叶建华, 赖孝君. 导弹适配器受压及弹射时摩擦力研究[J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 167-171.
LI Shijun, YE Jianhua, LAI Xiaojun. The research on the compressed missile adapter and estimation of friction while being launched[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(2): 167-171.
- [2] 李士军, 乐贵高, 林国问, 等. 导弹适配器与发射筒过盈配合研究[J]. 工程力学, 2011, 28(1): 245-250.
LI Shijun, LE Guigao, LIN Guowen, et al. The research on interference fit between missile adapter and launch canister[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28(1): 245-250.
- [3] 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 Changren, ZHANG Bo. Design of rocket and missile launching devices[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1998.
- [4] 高强, 白静, 张平, 等. 分离力作用点位置和风速大小对适配器分离影响研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(3): 23-26.
GAO Qiang, BAI Jing, ZHANG Ping, et al. Research on influence of separation force application point position and wind speed magnitude on adapter separation[J]. Missiles and Space Vehicles, 2013(3): 23-26.
- [5] 牛钰森, 姜毅, 李静, 等. 基于气动耦合的导弹适配器初始分离弹道数值分析[J]. 弹道学报, 2015, 27(4): 52-59.
NIU Yusen, JIANG Yi, LI Jing, et al. Numerical analysis of initial separation trajectory of missile adapter based on aerodynamic coupling[J]. Journal of Ballistics, 2015, 27(4): 52-59.
- [6] 殷鑫, 宋双婧, 于骐瑞, 等. 燃气射流载荷和风载荷对适配器分离影响研究[J]. 弹箭与制导学报, 2018, 38(2): 7-11.
YIN Xin, SONG Shuangjing, YU Qirui, et al. Study on the influence of gas jet load and wind load on adapter separation[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2018, 38(2): 7-11.
- [7] 黄聪. 适配器的结构外形和外界风载荷对适配器分离落点分布的影响[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
HUANG Cong. Influence of structural configuration and external wind load on the impact point distribution of adapter separation[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016.
- [8] 王华吉, 林禹, 申鹏, 等. 导弹适配器分离时间计算方法及影响因素研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2015(6): 71-74.
WANG Huaji, LIN Yu, SHEN Peng, et al. Study on calculation methods and factors of separating time of missile adapters[J]. Missiles and Space Vehicles, 2015(6): 71-74.
- [9] 天工在线. Matlab 2020 从入门到精通[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2020.
OnlineTiangong. Chinese version of Matlab 2020 from entry to mastery: practical case edition[M]. Beijing: China Water & Power Press, 2020.

作 者 简 介

- 朱迪 (1995—), 男, 工程师, 主要研究方向为结构设计与仿真技术。
- 李子祺 (1999—), 男, 工程师, 主要研究方向为结构设计与仿真技术。
- 赵政 (1998—), 男, 工程师, 主要研究方向为结构设计与仿真技术。
- 吴穹 (1990—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为发射系统总体技术。
- 雷勇杰 (1981—), 男, 研究员, 主要研究方向为发射系统总体技术。