# 空气作用张开式尾翼设计及仿真

# 柏绍波,魏宁波,姚新涛,李志飞,刘欢,王成

(西北机电工程研究所,陕西 咸阳 712099)

摘要:目的 适配发射过程无火药气体且弹丸不自旋的电磁发射技术,设计一种直接由空气作用的张开式尾翼。方法 该尾翼预制斜角,通过进气道气流在斜面上产生的压差,推动尾翼绕螺钉打开。采用动网格技术 耦合流体控制方程、六自由度(6DOF)方程,对不同马赫数下尾翼张开过程进行仿真。结果 设计的空气 作用张开式尾翼在流场作用下可以正常张开,来流流速为2、3、4 马赫时,张开耗时分别为4.7、3.7、3.1 s。 结论 该空气作用张开式尾翼方案设计有效。马赫数越高,张开过程耗时越短。迎风面积显著影响尾翼张开 过程。

关键词:尾翼张开;电磁发射;气动仿真;动网格;数值模拟;流体力学 中图分类号:TJ011 文献标识码:A 文章编号:1672-9242(2023)11-0008-06 DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2023.11.002

### Design and Simulation of an Air-acting Open Tail Fin

BAI Shao-bo, WEI Ning-bo, YAO Xin-tao, LI Zhi-fei, LIU Huan, WANG Cheng

(Northwest Institute of Mechanical & Electrical Engineering, Shaanxi Xianyang 712099, China)

**ABSTRACT:** The work aims to design a kind of open tail fin which is directly acted by air to adapt to the electromagnetic emission technology without gunpowder gas and projectile spin. The tail was prefabricated with a bevel angle. The pressure difference by inlet air flow on the bevel pushed the tail fin screw open. The process of tail opening under different Mach numbers was simulated by a coupling fluid control equation and a six degrees of freedom (6DOF) equation with dynamic mesh technology. The results showed that the air-acting open tail fin could open normally under the action of flow field. When the incoming flow rate was 2, 3 and 4 *Ma*, the opening time was 4.7, 3.7 and 3.1 s, respectively. The simulation results show that the scheme design is effective. Higher mach number means shorter opening time and the windward area significantly affects the opening process of tail fin.

**KEY WORDS:** tail fin open; electromagnetic emission; aerodynamic simulation; dynamic mesh; numerical simulation; fluid mechanics

对于目前配用于电磁发射技术的一体化弹丸 (Integration Launch Projectile, ILP),其发射装置与 传统火炮具有明显不同。现代电磁轨道炮的基础结构 为两条平行导轨及电枢,电源接通后,轨道与电枢形 成闭合回路,并产生强磁场,此时巨大的安培力推动 电枢运动,完成发射<sup>[1]</sup>。相对于传统火炮,电磁发射 技术速度可控,且炮口初速极高,但同时平行导轨使 得发射过程弹丸无法自旋,且发射过程不再依赖火药

收稿日期: 2023-06-02; 修订日期: 2023-10-08

Received: 2023-06-02; Revised: 2023-10-08

引文格式:柏绍波,魏宁波,姚新涛,等.空气作用张开式尾翼设计及仿真[J].装备环境工程,2023,20(11):8-13.

BAI Shao-bo, WEI Ning-bo, YAO Xin-tao, et al. Design and Simulation of an Air-acting Open Tail Fin [J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(11): 8-13.

气体。因此,本文设计了一种适用于电磁发射技术的 新尾翼结构。

一体化弹丸由电枢、弹托和弹丸组成。电枢在弹 尾起助推作用,弹托由绝缘材料制成,在弹丸四周, 起保护及运动导向作用。电磁发射时,弹丸在炮口的 初速最高可超过 2 km/s,出炮口后,在气动力、重 力的综合作用下,电枢、弹托和弹丸分离<sup>[2]</sup>。由于 电磁发射技术无法自旋稳定,所以弹丸采用尾翼稳 定方案。尾翼稳定弹通过尾翼作用使压心位置在质 心后,且相对质心距离占全长 10%~15%,从而保证 良好的静态稳定性<sup>[3]</sup>。发射前,尾翼被约束为折叠 状态。出炮口后,尾翼张开,并提供主要升力及稳 定力矩<sup>[4]</sup>。

配用于传统火炮的尾翼稳定弹较为成熟,按照 尾翼打开方向,尾翼可分为前张式、后张式以及径 向张开式 3 种<sup>[5]</sup>。典型前张式如气缸尾翼<sup>[6]</sup>、后效气 动开翼<sup>[7]</sup>,后张式如后效气体反射开翼<sup>[8]</sup>,径向张开 式如弧形尾翼<sup>[9]</sup>。典型尾翼的开翼动力主要有以下 几种:1)火药气体,借助火药气体压差推动尾翼张 开到位,但尾翼受到高温高压火药气体冲击大;2) 依赖发射带来的离心惯性力,但仅适用于传统线膛 火炮;3)机械动力,但结构设计复杂,会带来额外 的消极质量。

考虑到电磁发射过程无火药气体,且弹丸不自旋,本文设计了一种直接由空气作用的张开式尾翼, 尾翼张开过程不依赖火药气体或是弹丸旋转,结构简 单。采用动网格技术耦合流体控制方程、6DOF方程, 对不同马赫数下尾翼张开过程进行了仿真,验证了方 案设计的有效性,张开时间及张开过程的气动力变化 可为弹药系统总体设计提供输入。

## 1 尾翼张开方案设计

尾翼张开方案如图 1、图 2 所示。方案原理:发 射前,尾翼受弹托约束,处于折叠状态,此时尾翼由 螺钉固定在弹体上,螺钉由定位销固定(见图 1); 出炮口后,高速空气由进气道吹入,由于尾翼预制 斜角,进气道气流在斜面上产生的激波耦合促使尾 翼上下表面产生压差,推动尾翼绕螺钉打开(见图 2);张开到位时,尾翼受进气道底部面约束,停止 运动。



Fig.1 Tail fin folded



图 2 尾翼张开 Fig.2 Tail fin opened

# 2 尾翼张开过程仿真模型

### 2.1 仿真方法

尾翼张开过程仿真涉及流场求解、气动力作用下的尾翼运动解算以及尾翼运动引起的网格更新,是一个迭代更新的瞬态过程。对于流场作用下刚体受气动力作用的运动过程求解,目前往往采用动网格技术/嵌套网格技术耦合流体控制方程、6DOF方程的方式,常见于脱壳穿甲弹的脱壳过程<sup>[10-11]</sup>、一体化弹丸弹托分离过程<sup>[12-14]</sup>、子母弹分离<sup>[15-17]</sup>、飞机投弹<sup>[18-20]</sup>、头罩分离<sup>[21-23]</sup>等过程仿真。

本文基于目前 CFD 领域广泛应用的 FLUENT 软件开展仿真工作,具体仿真流程:编写 UDF (User-Defined Function)定义尾翼质量、转动惯量,并根据设计方案对相应自由度进行约束;定义流场边界条件及相应流场属性;求解流场控制方程,得到尾翼表面所受气动力及力矩;将气动力及力矩代入6DOF 方程,更新尾翼运动状态;根据尾翼边界变化,通过动网格的方式更新流场网格,再次进行气动力及力矩计算,直至仿真结束。整个尾翼张开仿真流程如图 3 所示。



图 3 尾翼张开仿真流程 Fig.3 Simulation process of tail fin opening

气动力及力矩通过 *N-S* 方程求解:  $\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial x} + \frac{\partial H_v}{\partial x}$ (1) 式中: *U* 为守恒变量; *F*、*G*、*H* 为无黏性对流通

量;  $F_v$ 、 $G_v$ 、 $H_v$ 为黏性对流通量。各量的表达式为:

$$\begin{aligned}
\mathbf{U} &= \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^{2} + p \\ \rho u w \\ \rho u w \\ (\rho e + p) u \end{bmatrix}, \\
\mathbf{G} &= \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^{2} + p \\ \rho v w \\ (\rho e + p) v \end{bmatrix}, \\
\mathbf{H} &= \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho u w \\ \rho v w \\ \rho w^{2} + p \\ (\rho e + p) w \end{bmatrix}, \\
\mathbf{F}_{v} &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{xx} u + \tau_{xy} v + \tau_{xz} w - q_{x} \end{bmatrix}, \\
\mathbf{F}_{v} &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yy} v + \tau_{yy} v + \tau_{yz} w - q_{y} \end{bmatrix}, \\
\mathbf{G}_{v} &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yy} u + \tau_{yy} v + \tau_{yz} w - q_{y} \end{bmatrix}, \\
\mathbf{H}_{v} &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\$$

式中: $\rho$ 为密度项;p为压力项;e为单位体积总能;u、v、w为3个方向的速度; $\tau_{\xi\eta}(\xi,\eta = x, y, z)$ 为黏性应力,且 $\tau_{\xi\eta} = \tau_{\eta\xi}$ ; $q_x$ 、 $q_y$ 、 $q_z$ 为导热热流。

湍流模型采用外流场计算常用的 S-A 模型, 该方程为:

$$\frac{\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_{i}}(\rho\tilde{v}u_{i}) = \underbrace{C_{b1}\rho\tilde{S}\tilde{v}}_{\underline{\pm k\bar{u}\bar{m}}} - \underbrace{C_{w1}\rho f_{w}\left(\frac{\tilde{v}}{d}\right)^{2}}_{\underline{\#\bar{k}\bar{u}\bar{m}}} + \underbrace{\frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}}\left\{\frac{\partial}{\partial x_{j}}\left[(\mu + \rho\tilde{v})\frac{\partial\tilde{v}}{\partial x_{j}}\right] + C_{b2}\rho\left(\frac{\partial\tilde{v}}{\partial x_{j}}\right)^{2}\right\}}_{\overline{M\bar{n}\bar{m}}} \qquad (4)$$

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{v}}{k^{2}d^{2}}f_{v2}, S \equiv \sqrt{2\Omega_{j}\Omega_{j}} \qquad (5)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right), f_{\nu 2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{\nu 1}}$$
(6)

$$f_{\nu 1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{\nu 1}^3}, \chi \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$$
(7)

$$f_w = g\left(\frac{1+C_{w3}^6}{g^6+C_{w3}^6}\right)^{\frac{1}{6}}, g = r + C_{w2}\left(r^6 - r\right)$$
(8)

$$r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S}k^2 d^2} \tag{9}$$

式中: d 为当地点到壁面的距离;  $\mu$  为分子动力 黏度; v 为分子运动黏度;  $C_{b1}$ 、 $C_{b2}$ 、 $\sigma_{\tilde{v}}$ 、 $C_{v1}$ 、 $C_{w1}$ 、  $C_{w2}$ 、 $C_{w3}$ 和 k 均为常数系数。

忽略运动过程中的形变, 刚体运动的 6DOF 方程 由质心运动方程和绕质心运动方程组成。质心运动方 程为:

$$\dot{\boldsymbol{v}}_{\rm G} = \frac{1}{m} \sum \boldsymbol{F}_{\rm G} \tag{10}$$

式中: $\dot{v}_{G}$ 、 $F_{G}$ 分别为刚体运动加速度和受到的外部合力。

绕质心运动方程为:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\rm B} = \boldsymbol{L}^{-1} \left( \sum \boldsymbol{M}_{\rm B} - \boldsymbol{\omega}_{\rm B} \times \boldsymbol{L} \boldsymbol{\omega}_{\rm B} \right) \tag{11}$$

式中:L为刚体惯性张量; $M_{\rm B}$ 为质量矩阵; $\omega_{\rm B}$ 为转动角速度。

# 3 仿真分析

### 3.1 仿真设置

螺钉、销钉对尾翼张开过程流场的影响较小,为 网格离散化和计算方便,在建模时去除部件,对模型 进行简化。为便于网格划分和动网格区域更新,在尾 翼和弹体留有一定空隙。同时,考虑到弹体结构中心 对称,仿真计算采用 1/4 模型进行,相应表面设置为 对称面约束,提高计算效率,模型如图 4 所示。



由于尾翼张开过程由尾翼受力决定,因此以尾翼 完全张开时的尾翼受力为判据,对网格划分尺寸进行 选取。计算条件设置:弹体和翼面为绝热壁面,计算 域边界为压力远场,温度为 300 K,不考虑弹体姿态 扰动,攻角设置为 0°。来流马赫数为 2 时,不同网格

数下尾翼所受阻力见表 1, 可见采用 1/4 模型计算时, 网格数为 25 万的精度已满足计算所需。根据相应网 格尺寸划分仿真用网格,弹丸表面网格如图 5 所示。 动网格更新采用弹簧光顺法和局部网格重构法,相对 位移较小时,弹簧光顺法小幅度调整网格节点,保证 网格拓扑;相对位移较大时,局部网格重构法局部进 行网格重新划分,适应节点大位移变化,提高网格质 量<sup>[24]</sup>。

表(	1 不	司网格	数下	宒翼所受	阻力	
Tab.1 Tail fi	n drag	table 1	under	different	mesh	number

	0	
 网格数/万	尾翼阻力/N	气动力偏差/%
 25	11.81	0.42
42	11.92	0.51
53	11.83	0.25
73	11.86	—



图 5 弹丸表面网格分布 Fig.5 Surface mesh of projectile

### 3.2 仿真结果

不同马赫数下尾翼张开过程仿真结果统计见表 2,典型云图及尾翼运动状态量变化见图 6~9。由表 2 可知,随着来流马赫数越大,尾翼张开时间越短。因 为来流流速增大后,张开初始时刻作用于尾翼斜切面 的激波强度增大,张开过程中,高速气流使得尾翼上 下表面压差(见图 6)增大,综合作用下转动力矩增 大。同时,随着马赫数增大,张开时间减小幅度降低, 从 2~3 马赫时的 1 ms 减小到 3~4 马赫时的 0.6 ms。超 音速时,马赫数提高对气动力的影响幅度逐渐降低。

表 2 仿真结果统计 Tab 2 Statistic table of simulation results					
rab.2 Statistic table of simulation results					
来流马赫数	张开时间/ms				
2	4.7				
3	3.7				
4	3.1				

从图 7 可以看出, 1 ms 前尾翼张开角度不大, 1 ms 后尾翼张开角度迅速增大,近似指数增长,与转 动力矩增长趋势基本一致。这是因为 1 ms 前,尾翼 所受气动力主要来自尾翼斜切面附近的压差阻力,相 对较小; 1 ms 后,尾翼所受气动力则逐渐主要来自尾 翼前缘迎风面,随着尾翼张开,迎风面积迅速增大, 尾翼所受空气作用力迅速增大。



图 6 来流 2 Ma 典型云图





different mach number

从图 8 和图 9 可知,转动力矩系数变化趋势与尾 翼沿弹体轴向的气动力系数相近,与尾翼迎风面积变 化基本一致。尾翼沿弹体径向的气动力系数先增大、 后减小,2、3、4 马赫的最大值分别出现在 4.2、3.1、 2.6 s 左右。此时尾翼张开角度在 45°左右,沿弹体径 向投影面积达到最大值。张开结束时,2 马赫轴向气 动力系数最大,4 马赫轴向气动力系数最小,因为激 波倾角减小,气流相对波面分量减小,流经波面的压 缩程度相对减弱<sup>[25]</sup>。



图 8 不同马赫数下尾翼转动力矩系数变化情况 Fig.8 Change of tail fin torque coefficient under different mach number



图 9 不同马赫数下尾翼气动力系数变化情况 Fig.9 Change of tail fin aerodynamic coefficient under different mach number

# 4 结论

本文适配不依赖火药气体发射且弹丸无法自旋 的电磁发射技术,设计了一种直接由空气作用的张开 式尾翼,并采用动网格技术耦合流体控制方程、6DOF 方程,对不同马赫数下尾翼张开过程进行了仿真。结 果表明,文中设计的空气作用张开式尾翼在流场作用 下可以正常打开。马赫数越高,张开过程耗时越短, 但在超声速时,马赫数提高对弹丸张开时间的缩短下 降。迎风面积显著影响尾翼张开过程,与尾翼张开过 程的受力变化具有明显的相关性。本文工作可为张开 式尾翼设计提供一种思路,仿真思路可用于优化相关 尾翼构型。

#### 参考文献:

[1] KITZMILLER J R, DRIGA M D. An Optimized Double

Ramp Integrated Launch Package Design for Railguns[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2003, 39(1): 62-65.

- [2] 陈亮,邱群先,何行,等.一体化弹丸脱壳数值仿真研究[J].火炮发射与控制学报,2020,41(1):33-38.
   CHEN Liang, QIU Qun-xian, HE Hang, et al. Numerical Simulation on Sabot Discarding of Integration Launch Projectile[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2020, 41(1):33-38.
- [3] 钱林方.火炮弹道学[M].2 版.北京:北京理工大学出版社,2016.

QIAN Lin-fang. Gun Ballistics[M]. 2nd Edition. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2016.

[4] 刘瑞卿,杨力,陈红星,等.一种带弹托的尾翼稳定装置的设计及动力学仿真分析[J].弹箭与制导学报, 2019, 39(2): 1-5.

LIU Rui-qing, YANG Li, CHEN Hong-xing, et al. Design and Dynamic Simulation Analysis of a Tail Fin Stabilizer with a Sabot[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2019, 39(2): 1-5.

- [5] 王频. 尾翼弹稳定装置动力仿真及结构优化研究[D]. 沈阳: 沈阳理工大学, 2015.
   WANG Pin. Research on Dynamic Simulation and Structural Optimization of Tail Missile Stabilizer[D]. Shenyang: Shenyang Ligong University, 2015.
- [6] 任明,曾稼,陈江,等. 气缸式尾翼气缸内压力及影响 因素分析[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(12): 93-97. REN Ming, ZENG Jia, CHEN Jiang, et al. Analysis of Pressure in Cylinder with Cylinder Tail and Its Influencing Factors[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(12): 93-97.
- [7] 汤傲,戴劲松,王茂森,等.小口径尾翼弹膛口流场数 值模拟[J]. 兵器装备工程学报,2021,42(6):34-37. TANG Ao, DAI Jin-song, WANG Mao-sen, et al. Numerical Simulation of Muzzle Flow Field of Small Caliber Tail Wing[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(6): 34-37.
- [8] 焦志刚,张健,王尔林,等. 尾翼弹后效开翼技术研究
  [J]. 沈阳工业学院学报, 1997, 16(1): 7-12.
  JIAO Zhi-gang, ZHANG Jian, WANG Er-lin, et al. Research on the Technicals of Unfolding the Fins of Fin Stabilized Projectile in the Intermediate Period[J]. Journal of Shenyang Ligong University, 1997, 16(1): 7-12.
- [9] 张超. 低速旋转弹箭气动特性计算与研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2018. ZHANG Chao. Calculation and Research on Aerodynamic Characteristics of Low-Speed Rotating Projectile and Arrow[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2018.
- [10] 张学伟,李强,高斌,等.不同攻角对尾翼稳定脱壳穿 甲弹脱壳过程影响分析[J]. 弹箭与制导学报,2016, 36(3): 28-30.
  ZHANG Xue-wei, LI Qiang, GAO Bin, et al. Analysis on Influence of Different AOA on Discarding Process for APFSDS[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and

Guidance, 2016, 36(3): 28-30.

- [11] 王琪,曹红松,刘峰,等.基于动网格的穿甲弹脱壳过 程仿真研究[J]. 兵器装备工程学报,2022,43(5):63-71.
  WANG Qi, CAO Hong-song, LIU Feng, et al. Simulation Research on Shelling Process of Armor-Piercing Projectile Based on Dynamic Mesh[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2022, 43(5):63-71.
- [12] 倪强,洪亮,吴道兴. 基于 Star-CCM+的弹托分离空气 动力学数值分析[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(1): 64-68.
  NI Qiang, HONG Liang, WU Dao-xing. Sabot Separation Numerical Analysis of Kinetics Based on Star-CCM+[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(1): 64-68.
- [13] 罗驭川,黄振贵,杜宏宝,等.空心弹结构设计及弹托 分离过程仿真[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(5): 5-8.
  LUO Yu-chuan, HUANG Zhen-gui, DU Hong-bao, et al. Design of Hollow Projectile Structure and Simulation of Separation Process of Sabot[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(5): 5-8.
- [14] 李湘平, 鲁军勇, 冯军红, 等. 采用动网格技术的弹托 分离仿真模型[J]. 国防科技大学学报, 2018, 40(5): 9-13.

LI Xiang-ping, LU Jun-yong, FENG Jun-hong, et al. Simulation Model for Sabot Discard Using Dynamic Mesh Technique[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(5): 9-13.

- [15] 陈时通,于勇. 超声速流场中子母弹分离与子弹姿态 变化规律的数值模拟[J]. 弹道学报, 2019, 31(1): 29-35. CHEN Shi-tong, YU Yong. Numerical Simulation of Attitude Motion of Submunition during Dispensing in Supersonic Flow Field[J]. Journal of Ballistics, 2019, 31(1): 29-35.
- [16] 张曼曼,姜毅,程李东,等.基于嵌套网格的超声速子母弹分离数值分析[J]. 兵工学报,2019,40(1):79-88. ZHANG Man-man, JIANG Yi, CHENG Li-dong, et al. Numerical Analysis of Separation of Supersonic Submunition Based on Nested Grid[J]. Acta Armamentarii, 2019,40(1):79-88.
- [17] 黄阳阳,姜毅,李玉龙,等. 子母弹结构特征对分离特 性影响分析[J]. 现代防御技术, 2021, 49(2): 35-42.
  HUANG Yang-yang, JIANG Yi, LI Yu-long, et al. Impact Analysis of Structure Characteristics of Cluster Bombs on Separation Characteristics[J]. Modern Defence Technology, 2021, 49(2): 35-42.
- [18] 范晶晶,张海瑞,管飞,等.外挂式导弹机弹分离气动 干扰特性研究[J].国防科技大学学报,2018,40(2): 13-21.

FAN Jing-jing, ZHANG Hai-rui, GUAN Fei, et al. Studies of Aerodynamic Interference Characteristics for External Store Separation[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(2): 13-21.

- [19] 雷娟棉,牛健平,王锁柱,等.初始分离条件对航弹与 载机分离安全性影响的数值模拟研究[J]. 兵工学报, 2016, 37(2): 357-366.
  LEI Juan-mian, NIU Jian-ping, WANG Suo-zhu, et al. Numerical Simulation about the Effect of Initial Separation Condition on Safety of Aerial Bomb Separated from
- an Aircraft[J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(2): 357-366. [20] 朱世权. 机载导弹分离与控制数值模拟研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2018. ZHU Shi-quan. Research on Numerical Simulation of airborne Missile Separation and Control[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2018.
- [21] 袁亚. 带头罩折叠翼飞行器多体分离数值模拟[D]. 北京:中国航天科技集团公司, 2017.
   YUAN Ya. Numerical Simulation of Multi-Body Separation of Folding Wing Aircraft with Hood[D]. Beijing: China Aerospace Science and Technology Corporation, 2017.
- [22] 王巍,刘君,白晓征,等.非结构动网格技术及其在超 声速飞行器头罩分离模拟中的应用[J]. 空气动力学学 报,2008,26(1):131-135.
  WANG Wei, LIU Jun, BAI Xiao-zheng, et al. DUM Research and Apply to Solve the Fairing Separating Form Hypersonic Vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(1):131-135.
  [23] 宋威,艾邦成. 多体分离动力学研究进展[J]. 航空学
- [25] 木威, 文邦成. 多体分离切刀字研究进展[J]. 机至字 报, 2022, 43(9): 025950. SONG Wei, AI Bang-cheng. Research Progress of Multi-Body Separation Kinetics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 025950.
- [24] 黄振贵,陈志华,郭玉洁. 尾翼稳定脱壳穿甲弹脱壳动 力学过程的三维数值模拟[J]. 兵工学报, 2014, 35(1):
   9-17.
   HUANG Zhen-gui, CHEN Zhi-hua, GUO Yu-jie. Nu-

merical Simulation on Three-Dimensional Dynamic Process of Sabot Discarding of APFSDS[J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(1): 9-17.

[25] 韩子鹏. 弹箭外弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版 社, 2014.

HAN Zi-peng. Exterior Ballistics of Projectiles and Rockets[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2014.

责任编辑:刘世忠