

文章编号: 2097-1974(2025)03-0008-06

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20250302

# 舱门燃气展开-锁止过程仿真与锁止摆动抑制方法

刘 赛, 姚宇地, 李克诚, 孔文秦, 徐方舟  
(中国运载火箭技术研究院, 北京, 100076)

**摘要:** 为了研究舱门燃气冲击展开-锁止过程中的锁止摆动现象及其抑制方法, 针对某飞行器上的一种燃气作动器驱动的舱门展开-锁止机构, 采用显式动力学有限元仿真分析方法, 对舱门机构燃气展开-锁止过程分阶段进行仿真分析, 与舱门冲击燃气展开试验对比验证建模合理性, 揭示舱门锁止摆动现象和机理, 进一步提出锁止摆动抑制方法。研究表明, 仿真建模方法合理有效, 复现了舱门锁止后大幅摆动的试验现象, 锁止摆动过程中摆动角度与高速摄影基本一致; 可采用单自由度扭转振动模型估计舱门锁止后的摆动特性; 提高作动器、机身刚度或增强舱门鹅颈, 对舱门锁止摆动的抑制效果较为有限; 削弱舱门鹅颈, 使其在舱门锁止后局部进入塑性, 能够有效抑制舱门的锁止摆动, 满足紧急情况下舱门燃气展开的需求。

**关键词:** 燃气作动器; 燃气冲击; 舱门展开; 锁止摆动; 有限元分析

中图分类号: O347; V421.1

文献标识码: A

## Simulation of Pyrotechnic Driving-locking Process of Aircraft Door and Swing Suppression Method after Locking

LIU Sai, YAO Yudi, LI Kecheng, KONG Wenqin, XU Fangzhou  
(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076)

**Abstract:** In order to study the locking-swing phenomenon and swing suppression method during the pyrotechnic driving-locking process of aircraft door, an explicit dynamic finite element simulation is conducted for an aircraft door opening-locking mechanism driven by a pyrotechnic actuator. The pyrotechnic driving-locking process of the mechanism is simulated in stages and verified compared with the pyrotechnic driving test. The locking-swing phenomenon and mechanism of the door are revealed, and swing suppression method is proposed. The research shows that the simulation method is effective, reproducing the experimental locking-swing phenomenon, and the swing angle is basically consistent with high-speed photography results. A single-freedom torsional vibration model can be used to estimate the swing characteristics of the door. Increasing the stiffness of the actuator or supported structure, or enhancing the door goose neck, has limited effect on swing suppression. Weakening the door goose neck, making it under plastic deformation during door swing, can effectively suppress the swing angle, and meet the demand for pyrotechnic opening of the door in emergency situations.

**Keywords:** pyrotechnic actuator; pyrotechnic shock; aircraft door opening; swing after locking; finite element analysis

### 0 引言

燃气作动(发生)器是一种满足快速响应、瞬时大功率输出和高可靠性要求的作动装置, 在航天、航空、兵器等行业应用广泛<sup>[1-3]</sup>。马聪等<sup>[4]</sup>和杨敏勃等<sup>[5]</sup>介绍了燃气作动器在飞行器折叠翼展开机构中的应用方案和试验验证情况。Zhao等<sup>[6]</sup>和Wang等<sup>[7-9]</sup>研究了分离装置和微纳装置中燃气发生器的作用机理和仿真分析方法。在一般驱动方式(冷气、液压和电动作动器等)失效情况下, 燃气作动器是一种

可以紧急起动的高可靠性备用方案, 但机构在紧急起动燃气备用方案时仍存在问题<sup>[3]</sup>。因为燃气作动器的驱动力远远大于一般作动器, 属于冲击载荷, 机构到位锁止后往往出现被驱动件大幅振动的现象, 振幅明显超出运动许用包络, 造成机构干涉、结构失效等问题<sup>[10-12]</sup>。因此燃气作动器的负载输出特性尤为重要, 也是燃气作动器选型的重要依据。夏冬星等<sup>[13]</sup>和吴宪举等<sup>[14]</sup>采用内弹道模型和数值计算方法研究了燃气作动器负载输出特性, Lu等<sup>[15]</sup>

和 Wang 等 [16] 设计了一种负载输出特性可控的燃气作动器。但对于某些需克服较大外载的燃气作动器驱动机构，例如飞行器舱门打开需克服较大的气动和压差载荷，为了保证此类机构紧急起动的可靠性，燃气作动器需保持较大的负载输出特性 [17-18]，而且无法施加阻尼，机构到位锁止后不可避免出现被驱动件大幅振动的现象。目前有关此类作动筒及其锁止振动现象的研究较少。如何从机理方面揭示此类机构的冲击展开-锁止振动特性，从而抑制锁止振动，防止产生机构干涉、结构失效等问题，研究意义就显得尤为重要。

本文针对某飞行器上的一种燃气作动器驱动的舱门展开-锁止机构，采用显式动力学有限元方法，对舱门机构燃气展开-锁止过程进行仿真分析，与试验对比验证建模合理性，揭示舱门锁止摆动现象，进一步分析机理、改进机构，提出锁止摆动抑制方法。

### 1 舱门燃气展开-锁止试验

某飞行器上的一种燃气作动器驱动的舱门展开-锁止机构如图1所示。冷气驱动失效的紧急状态下，燃气作动器推动舱门展开，舱门到位后作动器内部锁止机构起效，使机构锁止。试验现场的高速摄影结果见图2，舱门展开-锁止过程中舱门打开角度-时间曲线见图3，0.2 s舱门展开到位开始锁止，锁止后舱门出现大幅摆动的现象，舱门返回极限位置明显超出了运动许用包络。

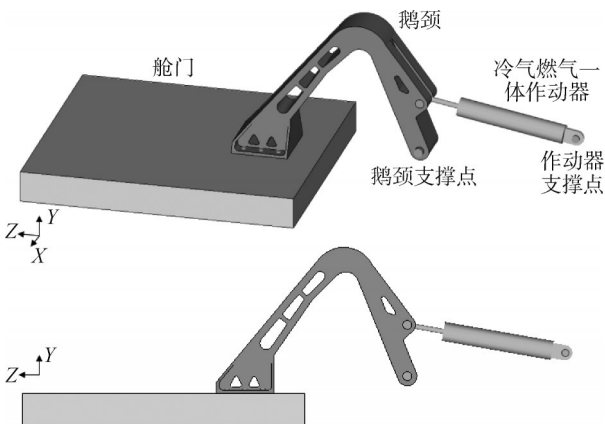


图1 燃气作动器驱动的舱门展开-锁止机构

Fig.1 Aircraft door opening-locking mechanism driven by a pyrotechnic actuator

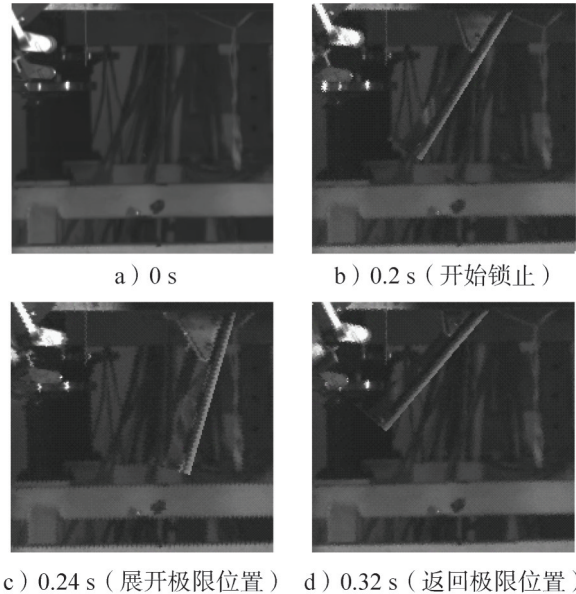


图2 试验现场的高速摄影结果

Fig.2 High-speed photography results of the pyrotechnic driving test

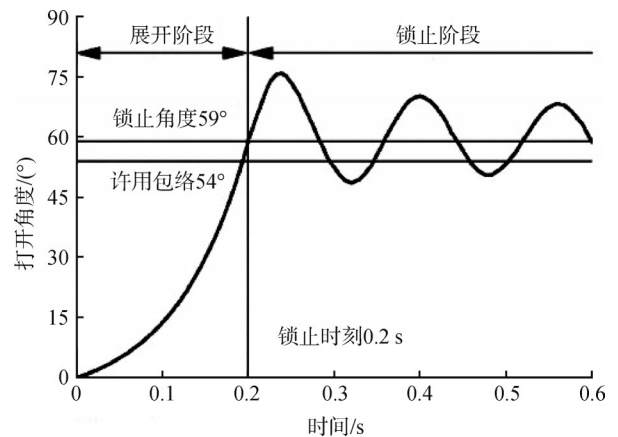


图3 舱门打开角度-时间曲线

Fig.3 Curve of the door swing angle

### 2 舱门燃气展开-锁止过程建模

舱门燃气展开-锁止过程分为展开和锁止两个阶段，分别进行建模仿真。舱门展开阶段模型简化方法见图4，由于缺少燃气作动器输出载荷-时间曲线，因此采用作动器驱动点绕鹅颈支撑点的转角-时间曲线作为输入，此曲线与图3舱门展开阶段的角度-时间曲线一致。展开阶段的有限元模型见图5，采用1阶六面体网格建模。鹅颈材料为铝合金，采用线性随动强化弹塑性材料模型，试算表明材料的应变率效应并不明显，暂不考虑材料的应变率效应，舱门材料为钢材，采用线弹性材料模型，材料模型参数见表1。

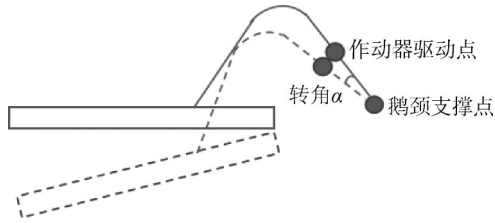


图4 舱门展开阶段模型简化示意

Fig.4 Simplified model during the door opening stage

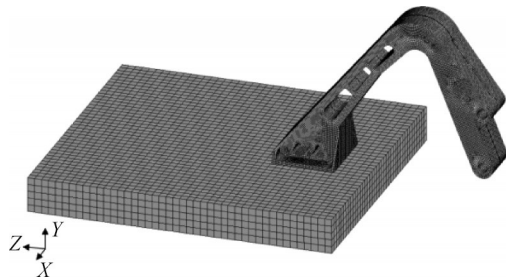


图5 舱门展开阶段模型简化示意

Fig.5 Finite element model during the door opening stage

表1 材料模型参数

Tab.1 Material parameters

部件	密度/ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ )	弹性模量/ GPa	泊松比	屈服极限/ MPa	切线模量/ GPa
鹅颈	2 700	70	0.3	410	0.3
舱门	7 800	210	0.3	—	—

舱门展开到位后进入锁止阶段，作动器内部锁止机构起效锁止，模型简化方法见图6，模型继承舱门展开阶段的位移、速度和应力等，在作动器驱动点与作动器支撑点之间建立等效弹簧起到锁止作用，不再采用图3曲线作为输入。等效弹簧考虑作动器刚度和支撑作动器的机身刚度，实测等效弹簧刚度约为17 kN/mm，有限元模型见图7。

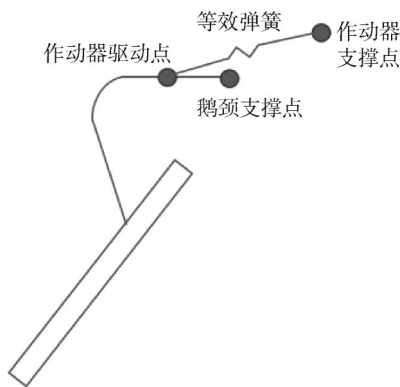


图6 舱门锁止阶段模型简化示意

Fig.6 Simplified model during the door locking stage

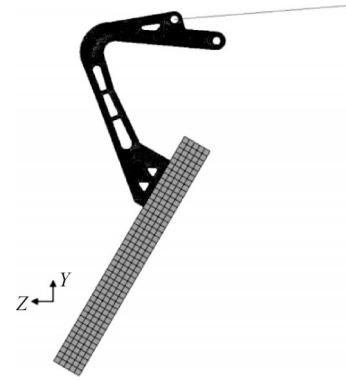


图7 舱门锁止阶段的有限元模型

Fig.7 Finite element model during the door locking stage

### 3 仿真结果与锁止摆动现象

舱门展开-锁止过程中舱门打开角度-时间曲线的仿真结果见图8，仿真结果与高速摄影的比较见图9。舱门展开阶段仿真模型采用试验结果作为输入，两者曲线理应一致，因此以锁止阶段作为比较对象。仿真分析复现了舱门锁止后大幅摆动的现象，锁止摆动过程中摆动角度与高速摄影基本一致，仿真结果摆动角度大于试验结果，采用仿真结果进行预测分析更加保守。

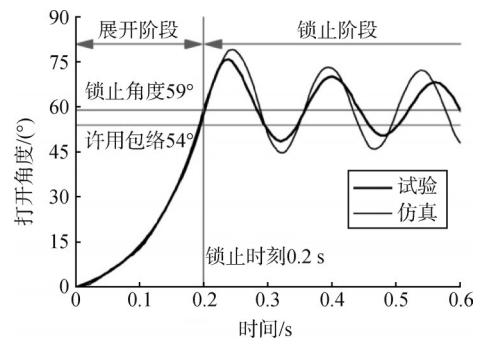
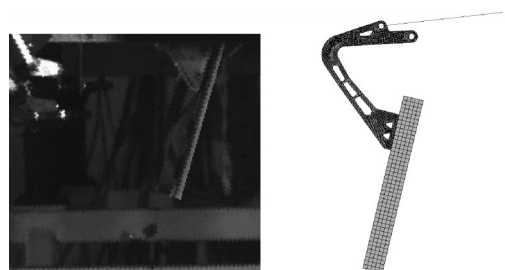


图8 舱门打开角度-时间曲线的仿真结果

Fig.8 Simulation result of the door swing angle

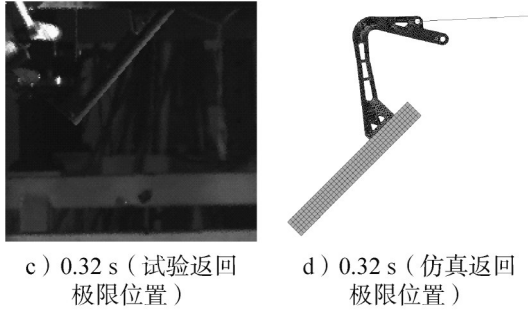


a) 0.24 s (试验展开极限位置)

b) 0.24 s (仿真展开极限位置)

图9 仿真结果与高速摄影的比较

Fig.9 Comparison of simulation results with high-speed photography



续图9

### 4 锁止摆动机理分析

舱门锁止后的摆动可简化为图10所示的单自由度扭转振动，扭簧刚度由图6中的等效弹簧和鹅颈提供。通过静力学计算得到等效弹簧产生的扭簧刚度为  $520 \text{ N}\cdot\text{m}/(\text{°})$ ，鹅颈产生的扭簧刚度为  $2108 \text{ N}\cdot\text{m}/(\text{°})$ ，两者串联得到扭簧刚度，即：

$$k_{\text{合}} = (k_{\text{等效}} \cdot k_{\text{鹅颈}}) / (k_{\text{等效}} + k_{\text{鹅颈}}) \quad (1)$$

式中  $k_{\text{合}}$  为扭簧刚度； $k_{\text{等效}}$  为等效弹簧的扭簧刚度； $k_{\text{鹅颈}}$  为鹅颈的扭簧刚度。计算得到扭簧刚度为  $417 \text{ N}\cdot\text{m}/(\text{°})$ ，扭簧刚度主要由串联扭簧中较弱的一个决定，即由等效弹簧的扭簧刚度决定。舱门产生的转动惯量为  $8.5 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ ，扭转振动周期和振幅分别为

$$T = 2\pi / \sqrt{k_{\text{合}}/J} \quad (2)$$

$$\varphi = \omega_0 / \sqrt{k_{\text{合}}/J} \quad (3)$$

式中  $T$  为振动周期； $J$  为转动惯量； $\varphi$  为振幅； $\omega_0$  为初始摆动速度。计算得到振动周期和振幅分别为  $0.12 \text{ s}$  和  $13.9^\circ$ ，大致接近试验结果 ( $0.18 \text{ s}$  和  $17^\circ$ )。这说明单自由度扭转振动模型基本合理，可以用于估计舱门锁止后的摆动特性，但此模型估计的振幅较小，属于非保守估计。

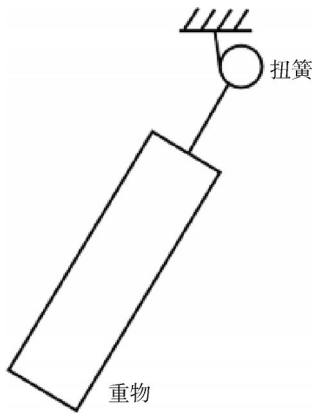


图10 单自由度扭转振动模型

Fig.10 Single-freedom torsional vibration model

### 5 锁止摆动抑制方法

对于单自由度扭转振动，可通过增加阻尼或扭簧刚度，抑制扭转振动幅值。但为了保证此类机构紧急起动的可靠性，燃气作动器需保持较大的负载输出特性<sup>[17-18]</sup>，无法施加阻尼，因此首先尝试增大扭簧刚度，抑制舱门的锁止摆动。提高图6中等效弹簧刚度50%（即提高作动器刚度或机身刚度）后，舱门打开角度-时间曲线见图11。通过式(3)估计，可降低摆动振幅约20%，对舱门锁止摆动的抑制效果较为有限。

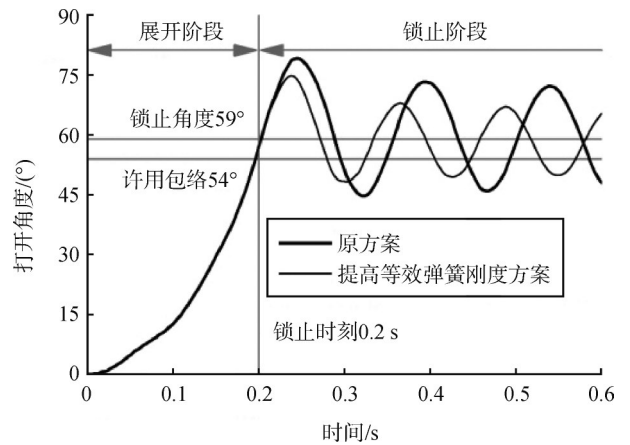


图11 提高等效弹簧刚度后的舱门打开角度-时间曲线

Fig.11 Door swing angle of increasing the equivalent spring stiffness

另一方面，改变鹅颈的设计方案（见图12）后，舱门打开角度-时间曲线见图13。与上节机理分析一致，提高扭簧刚度可降低摆动振幅，但扭簧刚度主要是由等效弹簧决定的，提高鹅颈刚度作用十分有限，这与图13结果一致，增厚鹅颈和增加随动鹅颈并未有效抑制舱门的锁止摆动。但削弱鹅颈，使鹅颈在舱门锁止过程中进入塑性，能够有效抑制舱门的锁止摆动，舱门返回极限位置未超出运动许用包络。鹅颈的等效塑性应变云图见图14，局部区域大范围进入塑性，等效塑性应变并未超过材料许用值（0.12）。可见削弱鹅颈方案满足紧急情况下舱门燃气展开的需求，但燃气展开后舱门无法正常关闭，需及时更换鹅颈。削弱后的鹅颈经仿真分析，在舱门冷气展开过程中未进入塑性，满足重复使用需求。

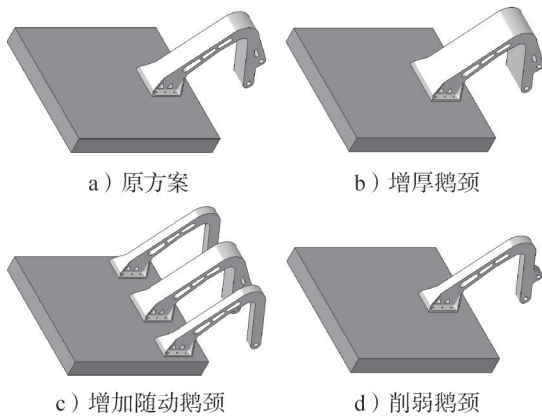


图12 多个鹅颈设计方案

Fig.12 Designs of the door goose neck

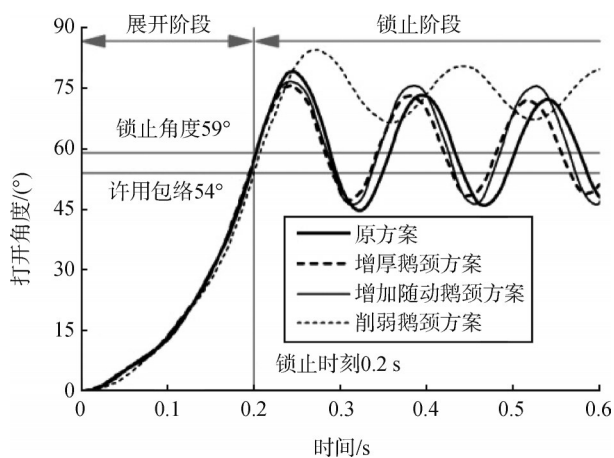


图13 多个鹅颈设计方案的舱门打开角度-时间曲线

Fig.13 Door swing angle of different goose neck designs



图14 鹅颈削弱后的等效塑性应变云图

Fig.14 Equivalent plastic strain distribution of weakening the door goose neck

## 6 结论

本文针对某飞行器上的一种燃气作动器驱动的舱门展开-锁止机构,采用仿真与机理分析相结合方法,研究了舱门燃气展开-锁止过程中锁止摆动现象及其抑制方法,得出如下主要结论:

a) 采用的分阶段建模仿真方法合理有效,仿真分析复现了舱门锁止后大幅摆动的现象,锁止摆动过程中摆动角度与高速摄影基本一致,摆动极限位置明显超出了许用包络;

b) 舱门锁止后的摆动可简化为单自由度扭转振动,从机理方面可采用扭转振动模型揭示舱门锁止后的摆动特性,但此模型预测的舱门摆动振幅较小,属于非保守估计;

c) 提高作动器、机身刚度或增强舱门鹅颈的改进方案对舱门锁止摆动的抑制效果较为有限,但削弱舱门鹅颈,使其在舱门锁止过程中局部进入塑性,能够有效抑制舱门的锁止摆动,从而满足紧急情况下舱门燃气展开的需求。本文的研究成果具有一般性意义,有助于其他燃气锁止机构机理分析和优化设计。

## 参考文献

- [1] XIONG S H, LI Y H, YE Y K, et al. Quantitatively decoupling the impact of preload and internal mechanism motion on pyrotechnic separation shock[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2021, 22(5): 1106-1117.
- [2] GARCÍA-PÉREZ A, SORRIBES-PALMER F, ALONSO G, et al. Overview and application of FEM methods for shock analysis in space instruments[J]. Aerospace Science and Technology, 2018(9): 572-586.
- [3] 刘竹生,王小军,朱学昌,等. 航天火工装置[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012.  
LIU Zhusheng, WANG Xiaojun, ZHU Xuechang, et al. Space pyrotechnical devices[M]. Beijing: China Astronautics Press, 2012.
- [4] 马聪,孙永壮,李亮,等. 火工作动筒的低冲击结构设计与验证[J]. 火工品, 2021(4): 1-5.  
MA Cong, SUN Yongzhuang, LI Liang, et al. Low shock structure design and verification of pyrotechnic actuated cylinder[J]. Initiators & Pyrotechnics, 2021(4): 1-5.
- [5] 杨敏勃,杨磊,康昌玺,等. 一种主动阻尼式燃气作动器的设计及实验验证[J]. 液压与气动, 2021(2): 177-184.  
YANG Minbo, YANG Lei, KANG Changxi, et al. Design and experiment verification of an active damping gas actuator[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2021(2): 177-184.
- [6] ZHAO H D, LIU W, DING J F, et al. Numerical study on separation shock characteristics of pyrotechnic separation nuts[J]. Acta Astronautica, 2018(10): 893-903.
- [7] WANG X X, QIN Z Y, DING J F, et al. Finite element modeling and pyroshock response analysis of separation nuts[J]. Aerospace

- Science and Technology, 2017(9): 380-390.
- [8] WANG Q, XU J B, ZHANG Z H, et al. Design and performance of a micro-scale detonation train with a built-in pyrotechnic MEMS-based safety and arming device[J]. Energetic Materials Frontiers, 2024, 5(3): 208-215.
- [9] WANG K X, HU T J, ZHAO Y L, et al. Research on a MEMS pyrotechnic with a double-layer barrier safety and arming device[J]. Defence Technology, 2022, 18(11): 2034-2044.
- [10] 余同希, 朱凌, 许骏. 结构冲击动力学进展(2010-2020)[J]. 爆炸与冲击, 2021, 41(12): 4-64.  
YU Tongxi, ZHU Ling, XU Jun. Progress in structural impact dynamics during 2010-2020[J]. Explosion and Shock Waves, 2021, 41(12): 4-64.
- [11] LI B W, LI Q M. Damage boundary of structural components under shock environment[J]. International Journal of Impact Engineering, 2018(8): 67-77.
- [12] 赵欣, 丁继锋, 韩增尧, 等. 航天器火工冲击模拟试验及响应预示方法研究综述[J]. 爆炸与冲击, 2016, 36(2): 259-268.  
ZHAO Xin, DING Jifeng, HAN Zengyao, et al. Review of pyroshock simulation and response prediction methods in spacecraft [J]. Explosion and Shock Waves, 2016, 36(2): 259-268.
- [13] 夏冬星, 杨安民, 徐禄, 等. 一种双侧推负载整流罩分离作动筒输出特性研究[J]. 火工品, 2020(3): 9-12.  
XIA Dongxing, YANG Anmin, XU Lu, et al. Study on the output characteristics of the fairing separation actuator for double-side push-load[J]. Initiators & Pyrotechnics, 2020(3): 9-12.
- [14] 吴宪举, 吴豪, 余威格, 等. 重载负荷下的燃气作动筒内弹道推力特性研究[J]. 火箭与控制学报, 2020, 40(4): 34-36+40.
- WU Xianju, WU Hao, YU Weige, et al. Study on the internal ballistic thrust characteristics of gas actuator under heavy load[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2020, 40(4): 34-36+40.
- [15] LU X G, JIANG K, CHENG S S, et al. Prediction and isolation of pyroshock in typical pyrotechnic device based on coupled modeling technique[J]. Thin-Walled Structures, 2022(8): 1-15
- [16] WANG X X, YU T, YAN H P, et al. Application of stress wave theory for pyroshock isolation at spacecraft-rocket interface[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(8): 75-86.
- [17] LI Y H, WANG J C, XIONG S H, et al. Numerical study of separation characteristics of piston-type explosive bolt[J]. Shock and Vibration, 2019(2): 1-18.
- [18] LI Y H, XIONG S H, LI Y, et al. Identification of pyrotechnic shock sources for shear type explosive bolt[J]. Shock and Vibration, 2017 (8): 253-261.

#### 作者简介

刘 赛 (1988—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为结构动力学。

姚宇地 (1991—), 男, 工程师, 主要研究方向为结构强度设计。

李克诚 (1988—), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为结构强度设计。

孔文秦 (1978—), 男, 研究员, 主要研究方向为起落架设计。

徐方舟 (1989—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为起落架设计。