

面向快速泄压环境模拟的瞬间泄压机构设计

韩潇¹, 冷巍¹, 吕世增¹, 王军伟¹, 张磊¹, 张新彬^{2*}, 闫继宏³

(1. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094; 2. 哈尔滨工业大学 空间基础科学研究中心, 哈尔滨 150001;

3. 哈尔滨工业大学 机器人技术与系统国家重点实验室, 哈尔滨 150080)

摘要: 为开展机舱失压环境效应研究, 针对大口径泄压通道, 设计一种新型的机械式瞬间泄压装置, 并进行相关机构运动学、动力学建模研究。该泄压装置主要由弹簧储能机构、连杆式舱门压紧机构、基于 SEA (Series Elastic Actuator) 的舱门锁紧/释放机构和基于惯性飞轮的电磁式缓冲机构组成, 具有操控简单、可靠性高、可重复使用、试验效率高的特点。最终设计的瞬间泄压机构面向 DN750 泄压通道, 舱门从 0° 开启到 90° 用时约 280 ms。本研究将为今后研发面向大口径泄压通道的瞬间泄压机构, 并应用于大型快速泄压环境效应试验装置建设提供参考。

关键词: 快速泄压; 瞬间泄压机构; 大口径泄压通道; 动力学建模

中图分类号: V223

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2019)04-0387-06

DOI: [10.12126/see.2019.04.015](https://doi.org/10.12126/see.2019.04.015)

Design of fast-pressure-relief mechanism for fast-pressure-relief environment simulation equipment

HAN Xiao¹, LENG Wei¹, LÜ Shizeng¹, WANG Junwei¹, ZHANG Lei¹, ZHANG Xinbin^{2*}, YAN Jihong³

(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;

2. Laboratory for Space Environment and Physical Sciences, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

3. State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: To study the fast-pressure-relief effect, a novel mechanical facility capable of instantaneous depressurizing is designed for large-sized pressure relief openings, and the related kinetic and dynamic modeling studies are carried out. The mechanism consists of a spring-based energy storage mechanism, a connecting rod-type latching mechanism, an SEA-based locking/releasing mechanism, and an inertia wheel-based electromagnetic buffer mechanism. It enjoys several advantages like the easy maneuverability, the repeatable usage, and the high testing efficiency. The finally designed fast-pressure-relief mechanism can enable a 750 mm diameter pressure relief door to shift from 0° to 90° position within 280 ms. This work provides some theoretical basis and technical support for the development of the large-sized pressure relief environmental simulation equipment in the future.

Keywords: fast pressure relief; fast-pressure-relief mechanism; large-sized pressure relief opening; dynamic modelling

收稿日期: 2019-01-15; 修回日期: 2019-08-13

基金项目: 北京卫星环境工程研究所创新基金项目 (编号: CAST-BISEE 2017-017)

引用格式: 韩潇, 冷巍, 吕世增, 等. 面向快速泄压环境模拟的瞬间泄压机构设计[J]. 航天器环境工程, 2019, 36(4): 387-392

HAN X, LENG W, LÜ S Z, et al. Design of fast-pressure-relief mechanism for fast-pressure-relief environment simulation equipment[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2019, 36(4): 387-392

0 引言

航空航天器的飞行安全一方面取决于其本身、运载工具、发射装置、测控设备以及搜索救援设施等系统的安全可靠性,另一方面取决于飞行员的素质、人机系统的协调性以及地面人员工作的可靠性^[1]。其中,航空航天器飞行过程中可能发生的机舱失压问题,直接影响机载设备的安全可靠性,危及机载人员的生命安全^[2-3]。

机舱失压是指密封舱高空突然失密,舱内气压快速下降,伴随气浪冲击、高空缺氧、低温等。除对机载人员产生的生理影响之外,快速泄压环境对机载设备的影响体现在瞬间高压差产生的机械损伤,空气密度骤降产生的散热减慢、动力设备推力下降以及电气设备电学性能改变,物质挥发引起的有害物质泄漏、润滑失效等诸多方面^[4-5]。机舱失压问题在航空航天发展史上屡见不鲜,最惨痛的一次失压事故发生在1971年6月30日:苏联“联盟11号”飞船返回大气层时,机械故障导致压力阀门被振开,密封舱瞬间失压,造成3名航天员牺牲^[6]。对于民航客机,由于机舱失压引发的客机返航、紧急迫降甚至坠毁事故时有发生,造成不可估量的人员和财产损失^[7]。因此,建设快速泄压环境模拟装置,开展机舱失压对机载设备的影响试验研究,以及机载人员面对机舱失压时的应急处理与逃生能力训练,是提高航空航天器安全可靠性的关键环节。

目前,针对快速泄压环境效应试验,航空工业行业标准 HB 6167/6167A^[8]以及国家军用标准 GJB 150/150A^[9]中均有相应准则要求。其中,快速泄压试验要求的降压时间极短,压力从75.2 kPa降到18.8 kPa/4.4 kPa的时间为15 s,爆炸性降压的时间则小于0.1 s,用常规抽真空的方式难以实现。现阶段快速泄压环境模拟试验设备主要由辅助腔和快速泄压腔组成,其中辅助腔为低气压/真空舱,快速泄压腔为试验腔,内置被试样品,两者经气动阀门控制通断。国内依据该原理研制的快速泄压试验设备容积约为0.04 m³,只适用于电子元器件、航空仪表等材料、器件级小型样品^[5]。对于体积较大的样品试件,常用的替代方法是将试验样品封装在大容积的密闭容器(例如气球)内,再将该容器置于

低气压试验腔内,通过击破容器实现快速(爆炸)减压环境模拟。该方法的缺点是密闭容器为一次性使用,成本较高,试验准备周期长,且不适合开展相关的人员训练^[4]。

针对目前快速泄压试验技术存在的问题,本文面向中、大型快速泄压环境模拟装置,针对DN750快速泄压通道,开展操控简单、可靠性高、可重复使用、试验效率高的机械式瞬间泄压机构研究,能够在210~350 ms内实现使舱门从关闭状态到90°开启状态,具体包括机构原理设计、运动学分析、动力学理论建模及仿真研究。

1 瞬间泄压机构整体设计思路

对中、大型快速泄压环境模拟装置,为保证极短的减压时间,需要大口径泄压通道,这就要求用大尺寸阀门或舱门机构实现泄压通道的快速开闭,意味着阀门或舱门驱动机构须具备在短时间内释放大量能量的能力,采用电机、液压等驱动元件直驱的方式难以兼顾高的传动速度和大的力/力矩输出,因此本文研究的瞬间泄压机构采用可重复利用的储能元件,靠瞬间释放其大量势能驱动舱门快速开启。快速泄压环境模拟装置如图1所示,主要由座舱、真空储备舱、真空蝶阀、泄压舱门及瞬间泄压机构组成,工作原理是:真空蝶阀开启,泄压舱门关闭,样品置于或训练人员进入座舱,座舱、真空储备舱分别建立气压环境,之后瞬间泄压机构释放泄压舱门,配合有关测量系统完成快速泄压试验。

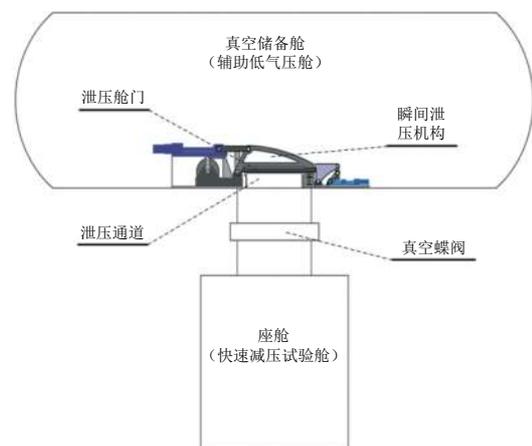


图1 基于瞬间泄压机构的快速泄压环境模拟装置
Fig. 1 Large-size fast-pressure-relief environmental simulation system with fast-pressure-relief facility

可重复利用的常用高能量密度储能元件有弹簧、飞轮等, 相对于飞轮, 弹簧机构简单、冲击小、实时性好, 故在此采用压缩弹簧作为储能元件。舱门的关闭采用连杆式舱门压紧机构; 为减小舱门惯量且与其运动解耦, 压紧机构与舱门分离, 舱门的关闭过程同时压缩弹簧给弹簧储能机构储能。设置舱门锁紧/释放机构, 用于舱门关闭后锁紧及开启时的释放。舱门快速开启伴随大的惯性冲击, 因此设置舱门缓冲机构, 吸收转换舱门转动动能, 降低舱门开启对舱体的冲击。

2 弹簧储能机构设计

弹簧储能机构以弹簧为储能元件, 舱门关闭时储存能量, 舱门开启时瞬间释放大量能量驱动舱门在既定时间内快速开启。其原理见图 2。

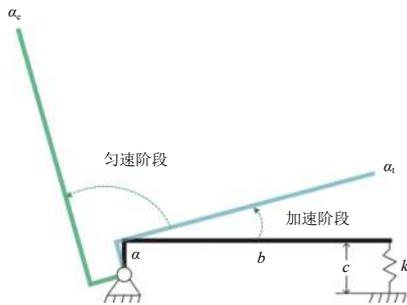


图 2 弹簧储能机构原理示意
Fig. 2 Principle of the energy-storage mechanism

舱门的开启过程分加速阶段和匀速阶段。加速阶段满足方程

$$kb(2\alpha_0\alpha - \alpha^2) - I\dot{\alpha}^2 = 0, \quad (1)$$

式中: k 为弹簧弹性系数, N/m; b 为舱门转轴与弹簧作用点间的距离, m; α_0 为弹簧最大压缩状态对应的舱门转角, rad; α 为舱门转角, rad; I 为舱门绕转轴的转动惯量, $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 。

舱门开启过程总耗时为

$$t_e = \int_0^{\alpha_t} \frac{1}{\dot{\alpha}} d\alpha + \frac{\alpha_e - \alpha_t}{w_t}, \quad (2)$$

式中: α_e 为舱门完全开启要求的最小转角, rad; α_t 为舱门加速阶段结束对应转角, rad; w_t 为舱门转动速度, rad/s。

同时满足

$$\begin{cases} (1 - e_k)l = c + b\tan\alpha_t \\ b\tan\alpha_0 = l - c \end{cases}, \quad (3)$$

式中: e_k 为弹簧预压量系数; l 为弹簧自由长度, m; c 为舱门关闭后弹簧长度, m。

对于 DN750 泄压口, 设计舱门质量为 120 kg, 其绕舱门转轴转动惯量为 $43 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, b 、 c 分别为 980 mm、150 mm, 要求舱门开启用时 210~350 ms, 设弹簧预压量为自由长度的 10%, 舱门完全开启对应转角 α_e 为 $\pi/2$, 采用 4 根弹簧作为储能元件, 通过求解方程 (1)、(2), 得到 α_t 与 k_e 关系如图 3 所示, 图中阴影区域内取值满足舱门开启时间要求, 在此选定 $k=30 \text{ N/mm}$, $\alpha_t=4^\circ$, 舱门关闭状态弹簧压紧力 15 kN。

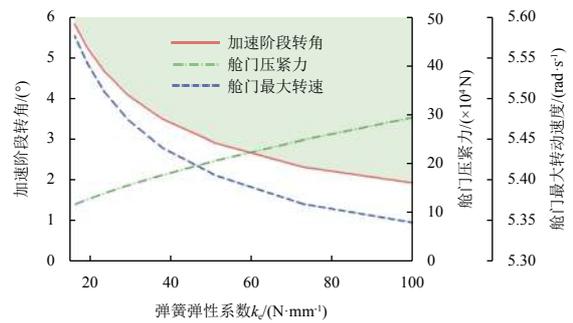


图 3 舱门加速阶段转角与弹簧弹性系数匹配
Fig. 3 Relation between rotation angle of the door and the elastic coefficient of the spring

3 连杆式舱门压紧机构设计

为减小舱门惯量且与压紧机构运动解耦, 采用压紧机构与舱门分离的方式。舱门的紧闭需要很大的压紧力, 采用减速电机加滚珠丝杠驱动方式, 通过连杆式曲柄滑块机构实现, 其原理如图 4 所示, 其中 l 、 θ 、 h 、 j 、 m 均为舱门压紧机构结构参数。

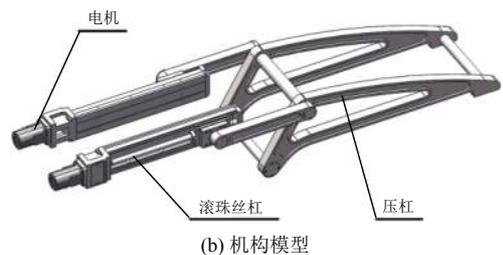
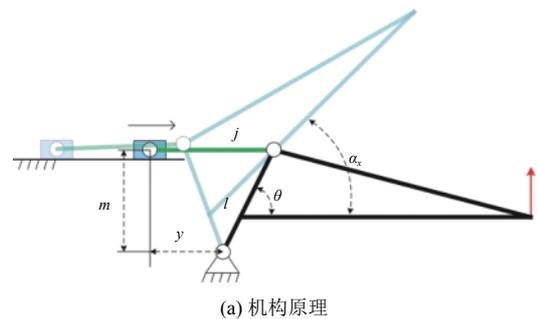


图 4 连杆式舱门压紧机构
Fig. 4 Schematic view of the rod-type latching mechanism

舱门释放开启状态, $\alpha \in [0, \alpha_e]$, 则压紧机构运动满足方程

$$\alpha = \arctan\left(\frac{y}{m}\right) + \frac{\pi}{2} - \arccos\left(\frac{y^2 + m^2 + l^2 - j^2}{2\sqrt{l(y^2 + m^2)}}\right), \quad (4)$$

式中 y 为滑块位移, m。

关闭并压紧舱门阶段, $\alpha \in [0, \alpha_i]$, 压紧机构压缩弹簧储能, 在此过程中滑块推力 F 满足方程

$$Fl \frac{\sin(\theta + \alpha)}{1 + c \tan \gamma} = bk(\alpha_0 - \alpha), \quad (5)$$

式中: c 为滑块摩擦系数; γ 为 j 杆与水平面夹角, rad。

其中

$$\gamma = \arccos\left(\frac{j^2 + m^2 + y^2 - l^2}{2j\sqrt{m^2 + y^2}}\right) - \arctan\left(\frac{m}{y}\right). \quad (6)$$

从式(5)中可以看出, 在舱门关闭过程中的压缩弹簧阶段, 要降低对滑块的输出推力要求, 一方面是增大结构参数 $l \sin \theta$, 另一方面在保证小摩擦系数 c 的同时尽量减小夹角 γ 。预取舱门压紧机构结构参数 $\theta=60^\circ$ 、 $j=0.4$ m、 $m=0.25$ m, 然后分别改变其中1个参数的值, 研究其对滑块位移与舱门转角及所需滑块推力之间关系的影响规律, 结果见图5。

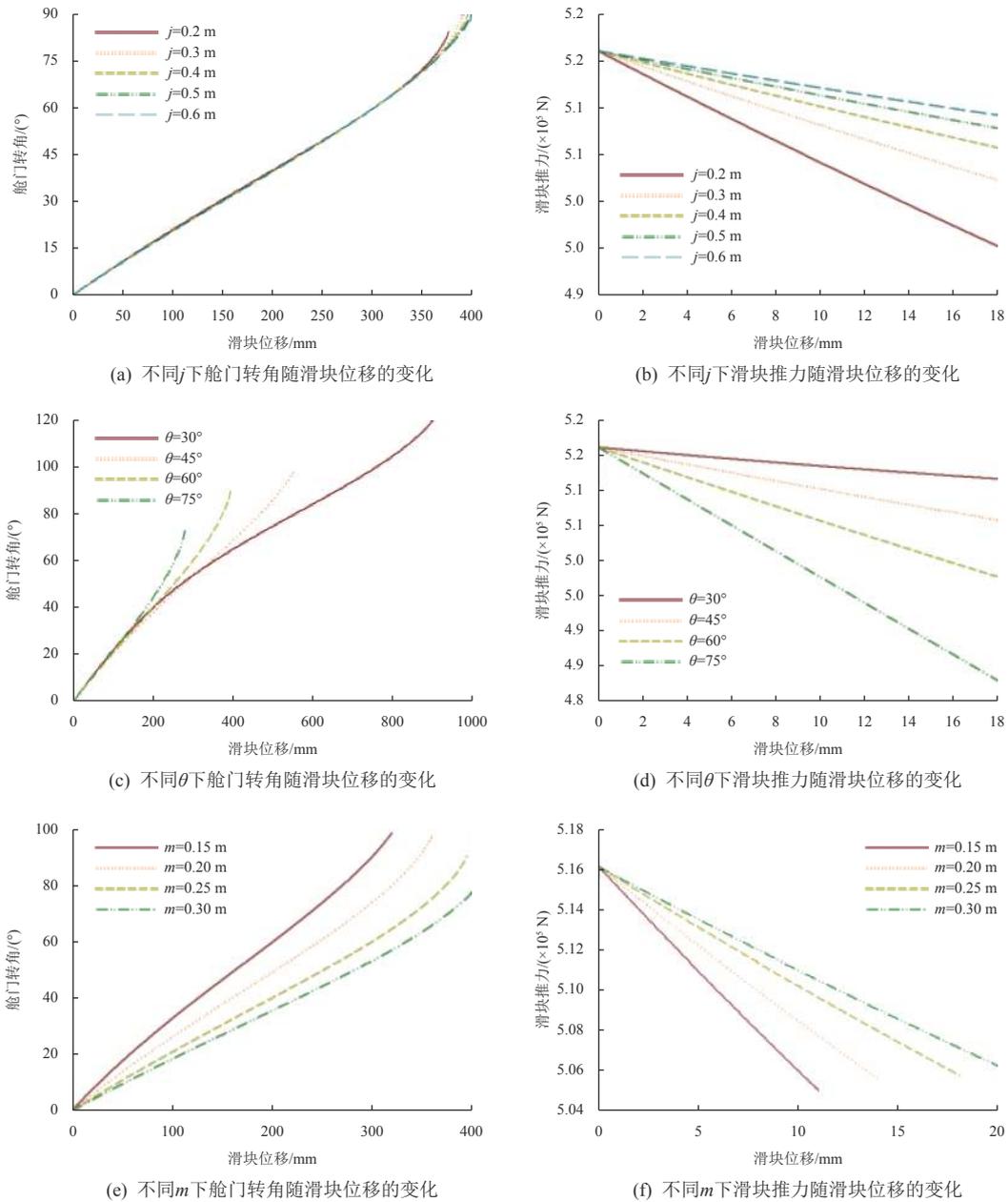


图5 舱门压紧机构结构参数变化的影响分析

Fig. 5 Effects of structure parameters on the rotation angle and driving force

4 基于 SEA 的舱门锁紧/释放机构设计

舱门紧闭后作用在舱门锁紧/释放机构上的力包括储能弹簧的压紧力和舱门两侧的压力差。在此采用滑块加平面四连杆机构, 实现可靠的、较大的压紧力输出, 机构原理如图 6 所示。采用减速电机加滚珠丝杠方式驱动滑块运动, 同时, 为降低舱门释放瞬间对机构产生巨大冲击, 基于 SEA (Series Elastic Actuator) 原理, 引入弹性元件实现滑块与四连杆之间的柔性连接。

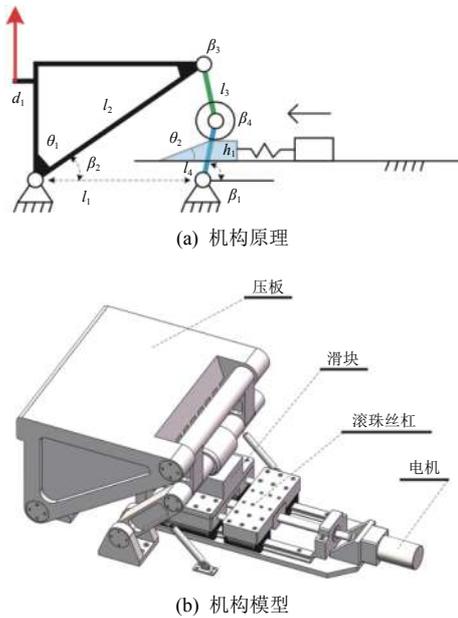


图 6 基于 SEA 的舱门锁紧/释放机构

Fig. 6 Schematic view of the SEA-based locking/releasing mechanism

对于机构运动学, 根据图 6 所示几何信息, 其中 l_1, l_2, l_3, l_4 为四连杆长度, $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ 为四连杆转角, 楔形滑块位移与 l_4 连杆转角的关系满足方程

$$l_4 (\sin\beta_0 - \sin\beta_1) = \frac{d - d_0}{\tan\theta_2} \quad (7)$$

式中: d 为滑块位移, m ; d_0 为滑块起始位移, m ; β_0 为 l_4 连杆起始转角, rad 。

舱门释放所需的拉力为

$$F_1 = \frac{d_1}{l_2 \sin\beta_3} F_t [\sqrt{1 - \sin^2(\beta_4 - \beta_1)} + c_1 \sin(\beta_4 - \beta_1)] \quad (8)$$

式中: d_1 为舱门对压紧机构施力点与 l_2 连杆转轴水平距离, m ; c_1 为压紧机构综合摩擦系数; F_t 为舱门压紧力, N 。

图 7 为结构参数 $\beta_4 - \beta_1$ 对舱门释放拉力的影响规律, 其中 d_1, l_2, β_3 分别为 $10 \text{ mm}, 303 \text{ mm}, 60^\circ$, 可

以看出, 对于不同的综合摩擦系数, 舱门释放所需的滑块拉力均在 $\beta_4 - \beta_1 = 90^\circ$ 时最小, 取综合摩擦系数为 0.1 , 则相应的拉力约为 30.6 N 。

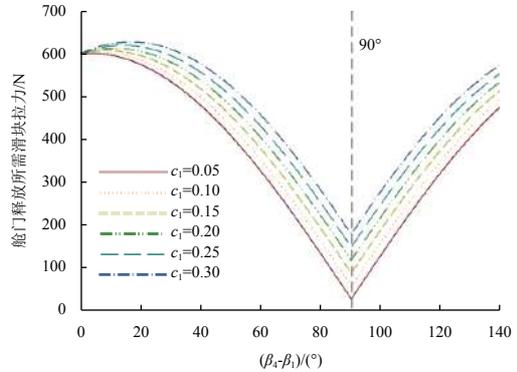


图 7 结构参数 $\beta_4 - \beta_1$ 对舱门释放拉力的影响规律

Fig. 7 Effects of $\beta_4 - \beta_1$ on the releasing force for the door

5 基于惯性飞轮的电磁式缓冲机构设计

舱门开启的转速快、惯量大, 因此需要设置缓冲机构降低对舱体的惯性冲击。在此采用基于惯性飞轮的电磁式缓冲机构, 利用惯性飞轮转换吸收舱门动能, 降低舱门转速, 之后通过电磁换能器将惯性飞轮的动能转换为电能缓慢释放。缓冲机构原理如图 8 所示, 舱门完全开启后, 与释放机构碰撞, 基于 SEA 原理, 利用弹性元件柔顺冲击受力, 通过四连杆及单向轴承机构带动惯性飞轮旋转储能, 使舱门旋转至极限位置时动能降至一定值。

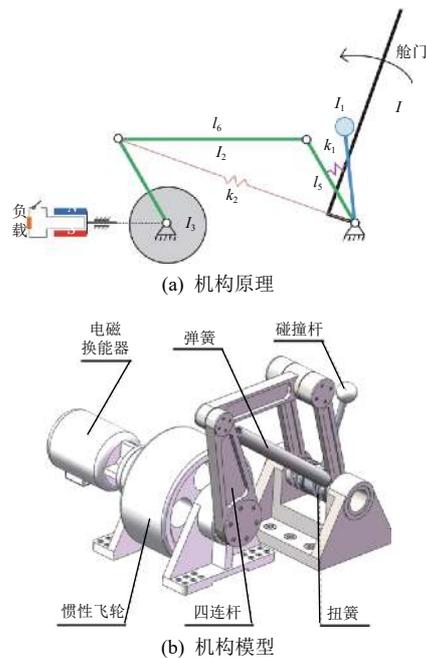


图 8 基于惯性飞轮的电磁式缓冲机构

Fig. 8 Schematic view of the inertia wheel-based electromagnetic buffer mechanism

设图8中旋转件转动惯量分别为 I_1 、 I_2 、 I_3 ,则有

$$\begin{cases} Iw_0^2 = I\dot{\alpha}^2 + I_1\dot{\alpha}_1^2 + I_2\dot{\alpha}_2^2 + I_3\dot{\alpha}_3^2 + \\ \quad k_1(\alpha_2 - \alpha_1)^2 + k_2(d_2 - d_j)^2, \\ Iw_0 = I\dot{\alpha} + I_1\dot{\alpha}_1 + I_2\dot{\alpha}_2 + I_3\dot{\alpha}_3 \end{cases}, \quad (9)$$

式中: α_1 、 α_2 、 α_3 分别为 I_1 杆、平行连杆、惯性飞轮的转角,rad; w_0 为舱门最大转速,rad/s; k_1 、 k_2 为弹簧弹性系数,N/mm; d_2 为固定弹簧的平行连杆对角长度,m; d_j 为固定弹簧的平行连杆对角起始长度,m。

且满足

$$\begin{cases} d_2 = \sqrt{l_5^2 + l_6^2 - 2l_5l_6 \cos(\alpha + \alpha_e)} \\ d_j = \sqrt{l_5^2 + l_6^2 - 2l_5l_6 \cos \alpha_e} \end{cases}. \quad (10)$$

图9为所设计的缓冲机构的性能曲线,其中 k_1 、 k_2 分别取1 N/mm、2 N/mm, I_1 、 I_3 分别为 $1.25 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 、 $20 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, $I_2 \ll I_3$,可以看出舱门完全打开至 90° 耗时约280 ms,后经缓冲机构舱门转速降至 $6^\circ/\text{s}$,对舱体的冲击可以忽略。舱门最大开启至 100° ,之后以约 $5^\circ/\text{s}$ 的转速回弹,由于快速泄压效应试验已在舱门开启瞬间完成,故舱门以低速回弹对试验结果没有影响,且不会产生冲击,因此满足要求。

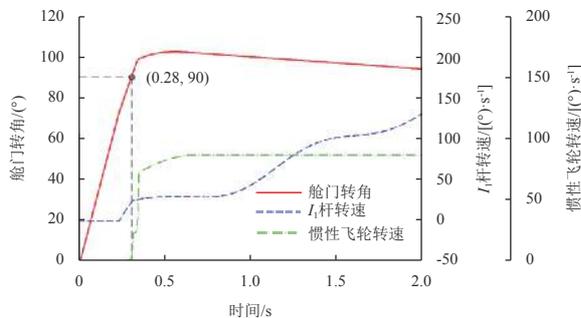


图9 惯性飞轮缓冲机构性能曲线

Fig. 9 Dynamic properties of the buffer mechanism

6 结束语

本文提出了一种用于航空航天器机舱快速失压模拟的新型机械式瞬间泄压机构:采用可重复、高可靠性的弹簧作为储能元件设计了弹簧储能机构;设计了一种连杆式舱门压紧机构,其与舱门独立,可实现舱门的紧闭与弹簧储能机构储能;设计了一种舱门锁紧/释放机构,引入SEA设计柔顺舱门开启瞬间对锁紧/释放机构的冲击作用;基于惯性

飞轮设计了一种电磁式舱门缓冲机构,引入SEA设计,在大惯性、高速舱门制动的同时,避免舱门对舱体产生巨大冲击。最终设计的瞬间泄压机构,实现了舱门从 0° 开启到 90° 用时约280 ms,满足快速泄压环境模拟技术要求,并具有操控简单、可靠性高、可重复使用、试验效率高、成本低的特点,未来可应用于中、大型快速泄压环境模拟装置建设。

参考文献 (References)

- [1] 吴清才. 航天飞行器的救生系统方案及其设备[J]. 载人航天信息, 1996(11): 1-9
- [2] 沈学夫. 飞船密封舱失压的危险性与保障航天员安全的航天服循环系统[J]. 载人航天, 2003(1): 36-39
- [3] 朱铮, 韩寒, 刘长明. 低气压条件下飞行员防护原理与防护装备[J]. 中国个体防护装备, 2016(3): 49-53
ZHU Z, HAN H, LIU C M. Protective principles and protection equipment for aircrew during flight under the condition of low[J]. China Personal Protection Equipment, 2016(3): 49-53
- [4] 宋小燕, 翟波. 低气压试验标准及试验技术分析[J]. 环境技术, 2014(6): 94-97
SONG X Y, ZHAI B. Low pressure test standard and test technical analysis[J]. Environmental Technology, 2014(6): 94-97
- [5] 苏兴荣. 机载设备快速泄压试验技术研究[J]. 环境技术, 2011, 33(2): 18-22
SU X R. Research on rapid decompression testing technologies for airborne equipment[J]. Environmental Technology, 2011, 33(2): 18-22
- [6] MOENING C J. Pyrotechnic shock flight failures[C]//IES Pyrotechnic Shock Tutorial Program. 31st Annual Technical Meeting, Institute of Environmental Sciences, 1985
- [7] 白杰, 陈希远, 杨建忠, 等. 飞机座舱失压模拟仿真研究[J]. 中国民航大学学报, 2014, 32(6): 1-6
BAI J, CHEN X Y, YANG J Z, et al. Simulation of aircraft cabin pressure loss[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2014, 32(6): 1-6
- [8] 民用飞机机载设备环境条件和方法 第2部分: 高温低气压试验: HB 6167.2—2014[S], 2014
- [9] 军用装备实验室环境试验方法 第2部分: 低气压试验: GJB 150.2A—2009[S], 2009

(编辑: 冯露漪)

作者简介: 韩 潇 (1981—), 男, 硕士学位, 高级工程师, 研究方向为空间环境模拟技术。E-mail: hxcast@163.com。

*通信作者: 张新彬 (1987—), 男, 博士学位, 专业为机械电子工程。E-mail: xinbinzhang@hit.edu.cn。