

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.06.011

RAT 系统作动筒阻尼孔的设计与仿真技术

李海亮, 蔡 景

(南京航空航天大学民航学院, 南京, 211106)

摘要: 冲压空气涡轮(Ramjet air turbine, RAT)在紧急情况下释放能够为飞机提供所需的电能和液压动力,从而保证飞机安全。RAT 系统能否在规定时间内顺利释放是保证飞机安全的关键,其释放速度主要靠作动筒的阻尼孔来控制,但是目前国内在 RAT 作动筒阻尼孔的设计方面缺乏研究。为此,利用仿真技术,开展了 RAT 系统作动筒阻尼孔的设计研究。首先根据 RAT 作动筒的结构和工作原理,使用 AMESim 建立了 RAT 作动筒模型,并验证了模型的正确性。AMESim 是一种基于物理模型的建模仿真平台,其中包含液压元件设计库、动力传动库等,在液压系统的建模仿真方面应用十分广泛。然后通过仿真试验,研究了阻尼孔的设计对 RAT 释放时间的影响规律及程度。最后,针对支线飞机和小型飞机的 RAT 释放时间要求(0.6~0.8 s),对阻尼孔进行了最优设计,从而为 RAT 系统作动筒阻尼孔的设计工作提供支持。

关键词: 载运工具运用工程; 冲压空气涡轮; 作动筒; 阻尼孔; AMESim

中图分类号: TH137 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2020)06-0923-07

Design and Simulation of Damping Holes in RAT Actuators

LI Hailiang, CAI Jing

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 211106, China)

Abstract: Ramjet air turbine (RAT) can provide the electrical and hydraulic power needed in an emergency to keep the aircraft safe. The key to ensure the safety of aircraft is whether the RAT system can release energy smoothly within the specified time. The releasing speed is mainly controlled by the damping hole of the actuator cylinder, but there is a lack of research on the design of the damping hole of RAT actuator cylinder in China. Therefore, the design of damping hole of actuator cylinder in RAT system is studied by using simulation technology. First, according to the structure and working principle of the RAT actuator, the RAT actuator model is established by using AMESim, and its correctness is verified. AMESim is a model and a simulation platform based on physical model, which includes hydraulic component design library, power transmission library, etc. It is widely used in modeling and simulating of hydraulic systems. Then, through the simulation experiment, the effect of damping hole design on RAT releasing time is studied. Finally, for the RAT releasing time requirements (0.6—0.8 s) of regional aircraft and small aircraft, the optimal design of damping holes is carried out, which provides support for the design of damping holes of RAT actuators.

Key words: carrier tool application engineering; ramjet air turbine; actuator cylinder; damping hole; AMESim

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(NP2019408)资助项目。

收稿日期: 2019-09-03; **修订日期:** 2020-09-14

通信作者: 蔡景,男,副教授, E-mail: caijing@nuaa.edu.cn。

引用格式: 李海亮,蔡景. RAT 系统作动筒阻尼孔的设计与仿真技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(6): 923-929. LI Hailiang, CAI Jing. Design and simulation of damping holes in RAT actuators[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(6): 923-929.

冲压空气涡轮能够在紧急情况下释放为飞机提供电能和液压动力,保证飞机安全^[1]。当飞机正常飞行时,RAT收于机身内部的RAT舱内,当突发紧急情况(如发动机空中停车)时,舱门打开,RAT通过作动筒的展开而释放^[2]。在RAT作动筒展开过程中,液压油受到挤压而通过阻尼孔流出内腔。液压油在阻尼孔中的流量直接决定了RAT的释放速度^[3],同时产生的阻尼力能起到缓冲吸能的作用^[4]。

目前国内外对于阻尼孔系统的研究主要是针对阻尼孔数量、直径、长度和开孔角度等对液压阀、阻尼器或其他元件特性的影响^[5-7]。比如陈永亮基于试验和仿真研究了阻尼孔数量、直径和长度等对黏滞阻尼器性能的影响^[8]。Lee等研究了不同阻尼孔直径和长度对高温航空燃油喷嘴的水力特性的影响^[9]。然而,目前国内外缺少RAT系统作动筒阻尼孔数量、直径和布局等参数对RAT释放影响的研究,导致中国RAT作动筒阻尼孔存在正向设计困难的问题^[10-11]。

针对上述问题,通过理论研究和仿真建模的方法,从阻尼孔的数量、直径、间距、位置等方面,研究了作动筒阻尼孔设计对RAT释放时间的影响规律和程度,为RAT系统作动筒阻尼孔的设计提供支持。

1 RAT作动筒结构和工作原理

飞机正常飞行时,RAT整体安装在机上的RAT舱内,如果遭遇紧急情况,作动筒的上位锁会被解除。然后,在弹簧力和负载的作用下,作动筒向外展开伸出,从而推动RAT系统的释放。在RAT释放到位后,下位锁定机构会实现装置的下位锁定^[12]。

RAT系统展开前后状态如图1所示^[13]。

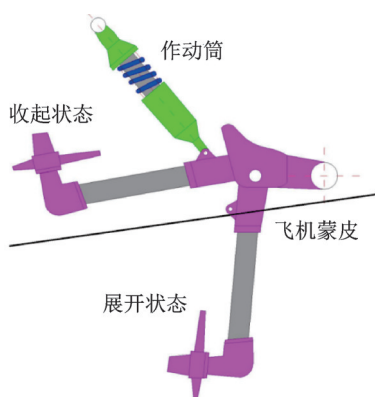


图1 RAT系统展开前后状态
Fig.1 RAT state before and after deployment

图2展示了RAT系统释放过程作动筒的工作过程。首先回收控制阀左移,使左油腔通过管路与油箱相连,然后移动活塞缸在预压弹簧的弹簧力推动作用下向外伸出,左油腔的油液会通过阻尼孔流出,产生的阻尼力会起到缓冲吸能的作用,移动活塞缸移动到位后,RAT释放完成。

RAT系统作动筒结构如图3所示。

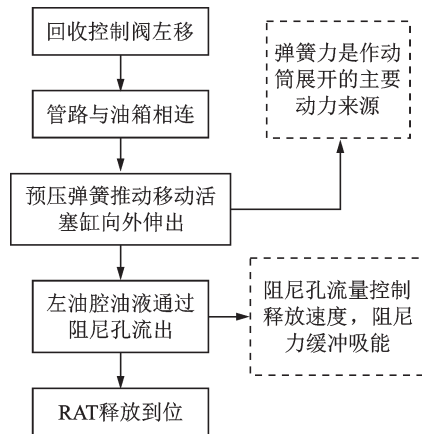


图2 RAT释放过程作动筒工作原理
Fig.2 Working principle of RAT actuator in releasing process

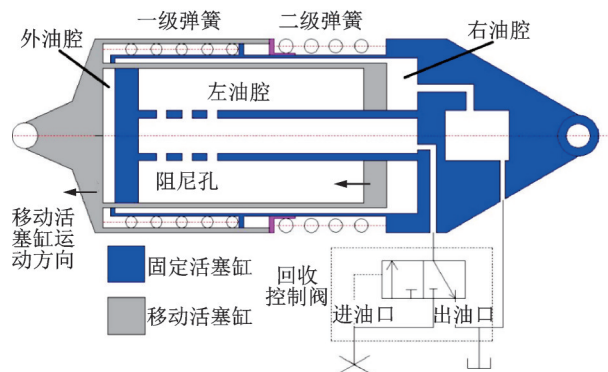


图3 RAT系统作动筒结构
Fig.3 Structure of RAT actuator

由图3可以看出,RAT系统作动筒主要由弹簧、活塞缸和回收控制阀组成。弹簧分为一级弹簧和二级弹簧,其中一级弹簧在RAT系统释放的整个过程中始终推动活塞缸,而二级弹簧主要在移动活塞缸启动时起作用。活塞缸分为固定活塞缸和移动活塞缸,活塞缸内分为3个主要油腔:外油腔、左油腔和右油腔,其中外油腔与右油腔通过外部管路连接。阻尼孔位于左油腔与固定活塞缸的空心活塞杆之间。回收控制阀右移会与进油口连接,控制RAT的回收,左移会与出油口连接,控制RAT的释放。

2 基于 AMESim 的 RAT 作动筒模型

2.1 RAT 作动筒建模

(1) 油腔

左、右油腔使用移动液压缸加可变容积进行建模,外油腔使用固定液压缸加可变容积进行建模。

(2) 预压弹簧

在函数关系元件中输入等效弹簧力与位移的关系式,在信号转换元件中输入转换值,再通过力转换器将信号值转换为力,从而实现预压弹簧力的施加和转换。

(3) 阻尼孔

阻尼孔采用并联设计,开孔数量与移动活塞缸位移有关。在恒定信号源中设置各个阻尼孔关闭的位置,为避免油缸中液压油的积压,要设置一个常开阻尼孔。

(4) 负载施加部件

在函数关系元件中输入负载随位移的关系式,将输出信号改变方向之后,再通过力转换器将信号转化为力,从而对回路施加负载。

最终建立的 RAT 作动筒模型如图 4 所示。

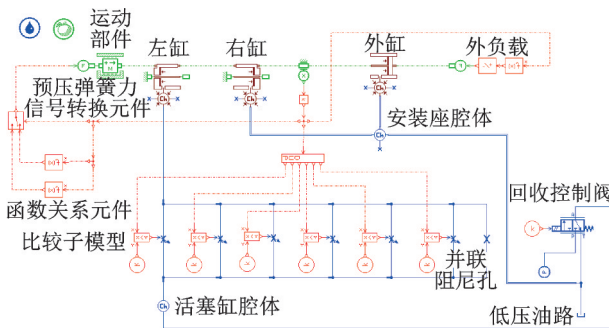


图 4 RAT 系统作动筒模型

Fig.4 Actuator model of RAT

2.2 RAT 作动筒模型参数设置

2.2.1 液压油参数

在民机 RAT 系统作动筒中通常使用的液压油是蓝油^[14],即磷酸酯基液压油,密度为 833.3 kg/m³,弹性模量为 1 700 MPa,绝对黏度为 0.051 Pa·s^[15-17]。

2.2.2 预压弹簧参数

预压弹簧的参数设置如表 1 所示。

表 1 预压弹簧参数

Table 1 Parameters of preloaded spring

参数名称	一级弹簧	二级弹簧
自由长度/mm	300	108
预压长度/mm	114.3	75.0
劲度系数/(N·mm)	21.5	324.0
预压力/N	4 000	10 700
作用行程/mm	150.8	25.0

移动活塞缸位移用 x 来表示,弹簧力用 F 表示。

移动活塞缸位移低于 25 mm 时,等效弹簧弹力为

$$F = 14\,700 - 345.5x \quad (1)$$

移动活塞缸位移高于 25 mm 时,等效弹簧弹力为

$$F = 4\,000 - 21.5x \quad (2)$$

2.2.3 负载参数

基于某研究所的风洞试验数据,获得两种工况(工况 1 和工况 2)下 RAT 负载与移动活塞缸位移的对应关系分别如式(3)和(4)所示。

$$f(x) = -51\,370\,000x^4 + 16\,530\,000x^3 - 609\,500x^2 - 88\,200x + 4\,966 \quad (3)$$

$$f(x) = -9\,034\,700x^4 + 8\,912\,500x^3 - 1\,655\,700x^2 - 140\,700x + 1\,500 \quad (4)$$

式中:位移传感器的信号 x 单位为 m,负载 $f(x)$ 的单位为 N。其中工况 1 是指飞机的电源系统、液压系统或其他系统出现轻微故障,对飞机飞行造成轻微影响,飞机的飞行姿态仍能够得到控制的情况。工况 2 是指飞机的电源系统、液压系统或其他系统出现严重故障(如发动机空中停车),飞机已无法正常飞行的严重紧急情况。

2.2.4 其他主要液压元件参数

其他主要液压元件参数设置如表 2 所示。

表 2 其他液压元件参数

Table 2 Parameters of other hydraulic components

序号	元件	变量名	参数
1	运动部件	质量/kg	2.45
		位置最小值/mm	0.0
		位置最大值/mm	150.8
		初位置/mm	0
2	左缸	活塞直径/mm	59
		活塞杆直径/mm	33.2
3	右缸	活塞直径/mm	65
		活塞杆直径/mm	33.2
4	外缸	活塞位移为 0 时液压缸的长度/mm	0
		活塞直径/mm	59
		活塞杆直径/mm	0
		活塞位移为 0 时液压缸的长度/mm	0

3 RAT 作动筒模型正确性验证

通过某研究所的风洞试验,得到某 RAT 系统释放试验的试验条件和试验结果,如表 3 所示。

表3 已做RAT释放试验的试验条件和试验结果

Table 3 Conditions and results of the completed RAT release tests

试验序号	阻尼孔数量	阻尼孔直径/mm	阻尼孔间距/mm	工况	RAT释放时间/s
1	4	1.3	5	1	1.11
2	4	1.3	5	2	0.98

对此,本研究设置了和表3中两个试验相同的试验条件进行仿真试验。

与试验1、2对应仿真试验的移动活塞缸位移变化曲线分别如图5和图6所示。由图5和图6可以看出,移动活塞缸位移是随时间不断增长的,当位移达到150.8 mm后便不再增长,说明RAT系统此时已经释放完成,所以移动活塞缸位移达到150.8 mm的时间就是RAT系统释放时间。

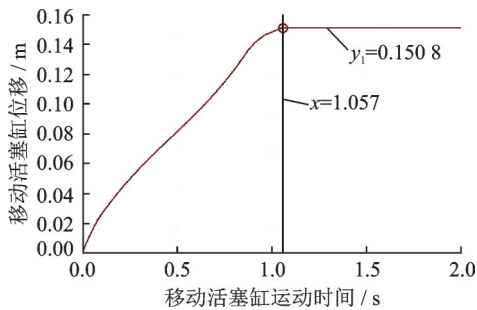


图5 试验1对应试验移动活塞缸位移变化曲线

Fig.5 Displacement curve of the moving piston cylinder in Test 1

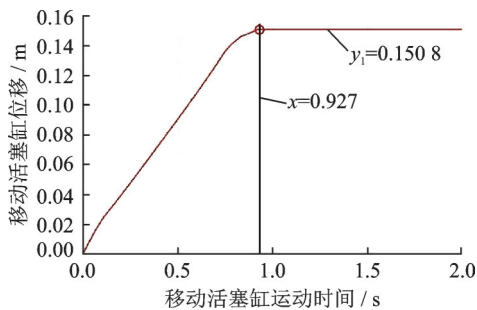


图6 试验2对应试验移动活塞缸位移变化曲线

Fig.6 Displacement curve of the moving piston cylinder in Test 2

试验结果对比如表4所示,由表4可知,两种工况下,仿真试验的释放时间均比已做试验的

表4 试验结果对比

Table 4 Comparison of the test results

试验序号	工况	已做试验RAT释放时间/s	仿真试验RAT释放时间/s	试验误差/%
1	1	1.11	1.057	-4.7
2	2	0.98	0.927	-5.4

少,主要原因是仿真试验中忽略了RAT释放过程中作动筒的解锁和锁定过程,使得RAT释放时间减少,但是试验误差均在6%以内,说明RAT系统作动筒模型及相关参数的设置是正确的。

4 阻尼孔对RAT释放时间影响分析

研究各阻尼孔设计因素对RAT释放时间的影响规律及程度,采用的是单一变量法,即研究其中一个阻尼孔设计因素的同时保持其他参数为初始值。阻尼孔设计因素主要分为3方面,即阻尼孔数量、直径和间距。

RAT释放时间一般要求为0.5~1.5 s,并且无论在何种工况下,RAT的释放时间均应满足要求。为方便研究,试验结果只取在两种工况下,释放时间均小于2 s的试验结果。

4.1 阻尼孔数量

阻尼孔的直径取1.2 mm,阻尼孔的间距取5 mm,阻尼孔数量设置为2~7个。试验结果如图7所示。

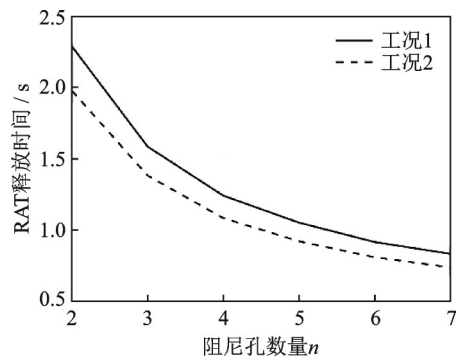


图7 RAT释放时间随阻尼孔数量变化曲线

Fig.7 Releasing time curves of RAT with the number of orifices

由试验结果可知,随着阻尼孔数量的增加,RAT系统的释放时间越来越短,而且对RAT释放时间的影响程度越来越小。

4.2 阻尼孔直径

分别研究相同大小及不同大小阻尼孔直径对RAT释放时间的影响规律和程度。

4.2.1 相同阻尼孔直径

阻尼孔的数量取5,阻尼孔的间距取5 mm,阻尼孔直径范围为0.5~1.5 mm,步长为0.05 mm。

试验结果如图8所示。由试验结果可知,随着阻尼孔直径的增加,RAT系统的释放时间越来越短,而且对RAT释放时间的影响程度越来越小。

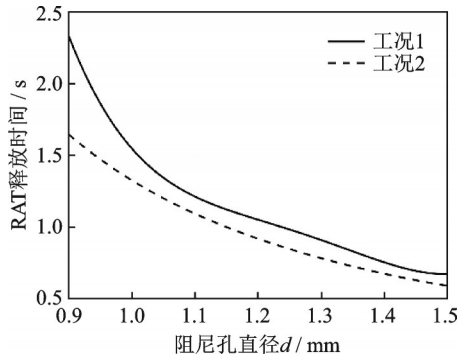


图8 RAT释放时间随阻尼孔直径变化曲线

Fig.8 Releasing time curves of RAT with the diameter of orifice

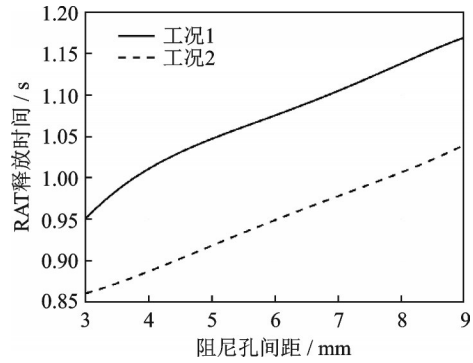


图10 RAT释放时间随阻尼孔间距变化曲线

Fig.10 Releasing time curves of RAT with the separation distance of orifices

4.2.2 不同阻尼孔直径

本节是研究不同位置的阻尼孔直径大小对RAT释放时间的影响规律和程度。

将阻尼孔的数量设置为5,间距设置为5 mm,设置一个单独的直径较小的阻尼孔(4个阻尼孔直径设置为1.2 mm,一个阻尼孔直径设置为0.8 mm),使直径较小的阻尼孔的位置逐渐接近作动筒行程末端。试验结果如图9所示。

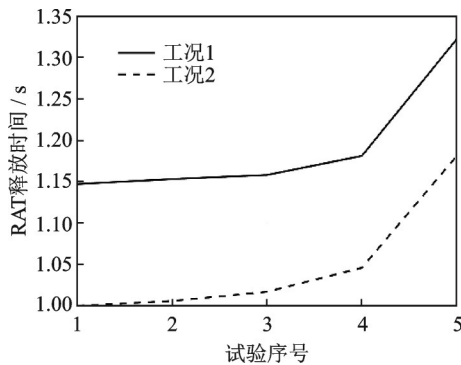


图9 直径较小阻尼孔处于不同位置对应试验的RAT释放时间变化曲线

Fig.9 Releasing time curves of RAT with the smaller diameter orifice in different positions

在图9中,实验序号越大,直径较小的阻尼孔越靠近作动筒行程末端。由试验结果可知,直径较小的阻尼孔越靠近作动筒行程末端,RAT系统的释放时间越长。同时,阻尼孔的位置越靠近活塞行程末端,对RAT系统释放时间的影响程度越大。

4.3 阻尼孔间距

阻尼孔的数量取5,直径取1.2 mm,阻尼孔间距范围为3~9 mm,步长为1 mm。

试验结果如图10所示。由试验结果可知,阻尼孔的间距越大,RAT系统的释放时间越长。

4.4 阻尼孔数量、直径和间距影响程度比较

设置试验条件时,应注意:

(1) 应设置对照试验组,用以确定RAT释放时间的变化;

(2) 3种变量应成相同比例变化,并且各组试验的RAT释放时间的相对变化为同增长或同减少的,以便于比较3种因素影响程度的大小。

试验条件设置如表5所示。

表5 比较试验的试验条件

Table 5 Conditions of the comparison test

试验序号	阻尼孔数量	阻尼孔直径/ mm	阻尼孔间距/ mm
1	5	1.0	5
2	6	1.0	5
3	5	1.2	5
4	5	1.0	4

试验结果如表6所示。从试验结果可以看出,RAT释放时间均是减少的。RAT释放时间的相对变化率最大的是试验3,其次是试验2,最后是试验4,说明对RAT释放时间影响最大的是阻尼孔直径,其次是阻尼孔数量,最小的是阻尼孔间距。

表6 比较试验的试验结果

Table 6 Results of the comparison test

试验序号	工况1对应RAT 释放时间/s	相对变 化率/%	工况2对应RAT 释放时间/s	相对变 化率/%
1	1.513		1.322	
2	1.327	-12.29	1.113	-15.81
3	1.046	-30.87	0.916	-30.71
4	1.475	-2.51	1.277	-3.40

5 RAT作动筒阻尼孔的最优设计

对于一些飞行高度较低的支线飞机或小型飞机,其飞行速度是较小的,当飞机完全失去动力源的时候,其下坠速度更快,时间更短,所以需要加快RAT系统的释放,同时为了减少机械冲击,RAT

系统的释放时间不应过短。

经过调研,通过对 RAT 释放所造成的机械冲击进行评估,发现为保证 RAT 及其他飞机结构不发生损坏,RAT 释放时间不应小于 0.5 s。同时通过对小型飞机完全失去动力源的情况进行数据分析,发现为保证飞机不会完全失控,需要在 1 s 内重新为飞机提供动力源。故为保证安全,该研究所指出 RAT 释放时间的最佳设计为 0.6~0.8 s。

由第 4 节的仿真结果可知,阻尼孔的数量为 5,直径为 1.4 mm,间距为 5 mm 时,工况 1 对应的 RAT 释放时间为 0.77 s,工况 2 对应的 RAT 释放时间为 0.674 s,符合上述最佳设计要求。因此,可以以该设计为基础,对阻尼孔参数进行调整,以实现 RAT 作动筒阻尼孔的最优设计。

对此,提出 3 种阻尼孔设计方案,如表 7 所示。在表 7 的 3 种设计方案中,工况 1 和工况 2 对应的 RAT 释放时间都在 0.6~0.8 s 之间,符合最佳设计要求。方案 1 即为阻尼孔最优设计的基础方案,方案 2 相比于方案 1 增加了阻尼孔的间距,这样能够使阻尼孔更加分散,阻尼力更加均匀,缓冲作用更充分,机械冲击更小。方案 3 相比于方案 1,增加了阻尼孔数量,减小了阻尼孔直径,会增加阻尼孔制造难度。因此,阻尼孔的最优设计选择为方案 2。

表 7 阻尼孔设计方案

Table 7 Design plans of orifices

设计方案	1	2	3
阻尼孔数量	5	5	6
阻尼孔直径/mm	1.4	1.4	1.3
阻尼孔间距/mm	5	6	5
工况 1 对应 RAT 释放时间/s	0.770	0.792	0.781
工况 2 对应 RAT 释放时间/s	0.674	0.696	0.691

6 结 论

本文首先对 RAT 作动筒的结构及其工作原理进行了研究,使用 AMESim 建立了 RAT 作动筒模型,并为模型中各元件设置了参数。之后依照已做的 RAT 释放试验进行了仿真试验,试验误差在 6% 以内,验证了模型及参数设置的正确性。然后根据 RAT 释放时间的一般要求(0.5~1.5 s),通过仿真试验,研究了 RAT 作动筒阻尼孔的设计对 RAT 释放时间的影响规律及程度。最后针对支线飞机和小型飞机对 RAT 释放时间的要求(0.6~0.8 s),对 RAT 作动筒阻尼孔进行了最优设计,为 RAT 系统作动筒阻尼孔的设计工作提供了支持。

参考文献:

- [1] WANG Y, YIN Y, CHEN J, et al. A calculation method for temperature control orifice of ram air turbine pump[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1287-1292.
- [2] 姚鹏. 冲压空气涡轮动力装置应急释放动力学分析研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
YAO Peng. Dynamic analysis of emergency release of ram air turbine power plant[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [3] 米滨. 大型民机双作动筒式前轮转弯系统设计与分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.
MI Bin. Design and analysis of dual actuator nose wheel steering system for large civil aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [4] 陈威. 粘滞阻尼器的理论和实验研究[D]. 武汉:华中科技大学,2012.
CHEN Wei. Theoretical and experimental researches on a viscous damper[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2012.
- [5] 于淑政,王鑫鑫,刘志民. 基于 AMESim 插装溢流阀中阻尼孔取值的定量分析[J]. 机床与液压, 2013, 41(21): 143-145.
YU Shuzheng, WANG Xinxin, LIU Zhimin. Quantitative analysis for value of orifice in cartridge relief valve based on AMESim[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2013, 41(21): 143-145.
- [6] 王传礼,魏本柱,邓海顺,等. 基于 AMESim 卸荷溢流阀阻尼孔优化分析[J]. 机床与液压, 2017, 45(5): 104-107.
WANG Chuanli, WEI Benzhu, DENG Haishun, et al. Optimization analysis of damping hole of unloading relief valve based on AMESim[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2017, 45(5): 104-107.
- [7] LEE J Y, JEON W. Vibration damping using a spiral acoustic black hole[J]. Journal of Acoustical Society of America, 2017, 141(3): 1437-1445.
- [8] 陈永亮. 新型黏滞阻尼器在工程加固中的应用[D]. 南京:东南大学,2017.
CHEN Yongliang. New type of viscous dampers in the application of the engineering reinforcement[D]. Nanjing: Southeast University, 2017.
- [9] LEE H J, CHOI H, PARK D C. Hydraulic characteristics of high temperature hydrocarbon liquid jets with various orifice geometries[J]. Acta Astronautica, 2018, 152(1): 657-666.

- [10] 周连骏,卢岳良,杜鑫,等. 冲压空气涡轮展开过程联合仿真研究[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(1): 124-128.
ZHOU Lianjun, LU Yueliang, DU Xin, et al. Joint simulation of deployment process for ram air turbine[J]. Machine Building & Automation, 2019, 48(1): 124-128.
- [11] PINTO R N, AFZAL A, D'SOUZA, et al. Computational fluid dynamics in turbomachinery: A review of state of the art[J]. Archives of Computational Methods in Engineering, 2017, 24(3): 467-479.
- [12] JIAN W. Research on several similarity criteria of ram air turbine operating under high-low altitude[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems.[S.l.]: IEEE, 2016.
- [13] 王永鑫,崔宇. 冲压空气涡轮在民用涡桨飞机中的应用[J]. 航空制造技术, 2014(14): 86-88.
WANG Yongxin, CUI Yu. Application of ram air turbine in civil turbo-prop aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(14): 86-88.
- [14] BLEY T, STEFFENSKY J, MANNEBACH H, et al. Degradation monitoring of aviation hydraulic fluids using non-dispersive infrared sensor systems[J]. Sensors & Actuators B Chemical, 2016, 224: 539-546.
- [15] 赵辉,冯永保,张金星,等. 航空液压油综合性能模糊评价研究[J]. 润滑与密封, 2015, 40(11): 138-140.
ZHAO Hui, FENG Yongbao, ZHANG Jinxing, et al. Research on fuzzy evaluation of comprehensive performance of aviation hydraulic oil[J]. Lubrication Engineering, 2015, 40(11): 138-140.
- [16] 姜旭峰,校云鹏,刘长城. 航空液压油的性能要求和应用注意事项[J]. 合成润滑材料, 2016, 43(4): 34-36.
JIANG Xufeng, XIAO Yunpeng, LIU Changcheng. Performance demands and attentions in application of aviation hydraulic oils[J]. Synthetic Lubricants, 2016, 43(4): 34-36.
- [17] RASKIN Y E, VIZHANKOV E M. Prediction of service life of aviation hydraulic fluids based on phosphate esters[J]. Chemistry & Technology of Fuels & Oils, 2016, 51(6): 1-5.

(编辑:陈珺)