

矢量喷管作动器应急回中特性研究



李鹏伟, 胡锦涛, 白文文

航空工业庆安集团有限公司, 陕西 西安 710077

摘 要:针对军用航空发动机矢量喷管在故障状态下自动将矢量喷管拉回到安全位置的问题,在矢量喷管作动器中引入回中孔。为了保证矢量喷管作动器在航空发动机高温环境下正常工作,在作动器活塞头处设置了用于沟通作动器的两腔的冷却小孔,使得产品具有自动冷却功能。作动器同时设计有回中孔和冷却孔,并给出了两者同时存在时应急回中功能的工作原理。通过建立液压系统的 AMESim 仿真模型,得到冷却孔大小和管路对回中速度影响的仿真结果。仿真结果表明,冷却孔在一定范围内,伸出/收进回中速度随着冷却孔径的增大而增大/减小;管路越复杂越长,回中速度越低。研究结果对工程研制具有一定的指导意义。

关键词: 矢量喷管; 应急回中; 冷却结构; AMESim 仿真

中图分类号: V19

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.02.006

推力矢量控制技术是指推进系统除为飞机提供前向推力外,也能同时或单独在飞机俯仰、偏航、滚转和反推力方向提供发动机内部推力,用于全部或部分取代飞机舵面或其他装置产生的外部气动力来进行飞行控制^[1-3]。矢量控制技术的发展对提高战斗机性能的作用是显而易见的,但实际应用中不能始终保证喷管矢量控制在安全状态下工作。如发动机工作期间,伺服元件的电液伺服阀出现故障,将导致数字控制的矢量喷管液压机械装置失效,喷管控制系统一旦失效,矢量喷管的无序气动性将对飞机的飞行安全造成严重威胁,矢量喷管控制需降级到应急回中控制状态^[4-6]。矢量喷管作动器接收控制器的控制指令,根据指令分配油液,实现对矢量喷管扩张段的控制。当控制系统发生故障时,此时控制器将切断控制指令,切换至故障工作状态,无论矢量喷管作动筒此时处于何种位置,在高压油的作用下作动筒回到回中位置,并带动矢量喷管系统回到非矢量状态,保证飞机飞行安全。

矢量喷管作动器是实现推力矢量控制技术的重要部件,一般安装于发动机的加力筒体外壁机匣处,此处环境温度较高,一般在 250℃ 以上。而矢量喷管作动器的电磁阀、伺服阀、传感器正常工作时的温度范围一般为 -50~130℃,此时核心电子元件将无法正常工作,因此矢量喷管控制装置除了设置用于故障应急回中的回中孔外,还需设

置用于冷却电子元件的冷却孔。

为了同时实现故障回中应急功能和自动冷却功能,本文设计并分析了一种带冷却结构且具有应急回中功能的矢量喷管作动器,利用 AMESim 软件搭建矢量喷管作动器的液压系统模型,分析了冷却孔和回油油路对回中特性的影响,可为产品回中的设计与系统调试提供一定指导。

1 矢量喷管作动器原理

1.1 传感器冷却结构原理

矢量喷管作动器结构示意图如图 1 所示,主要包括筒体、位移传感器、冷却衬套、活塞杆,其中活塞端部有冷却小孔,冷却衬套位于活塞杆与位移传感器之间。

如图 1 所示,假定作动器右腔通高压,左腔通低压,在两腔压差作用下,来自发动机油泵的部分高压腔工作介质从活

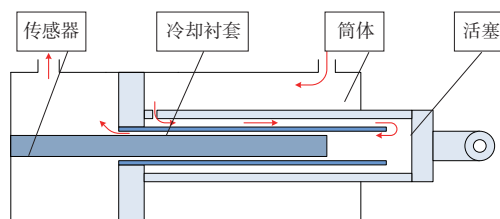


图 1 作动器结构示意图

Fig.1 Actuator structure diagram

收稿日期: 2022-06-14; 退修日期: 2022-11-10; 录用日期: 2022-12-03

引用格式: Li Pengwei, Hu Jinyun, Bai Wenwen. Research on emergency return to centering characteristics of vector nozzle actuator[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(02): 41-48. 李鹏伟, 胡锦涛, 白文文. 矢量喷管作动器应急回中特性研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(02): 41-48.

塞上的小孔将依次流过活塞与冷却衬套之间的间隙和冷却衬套与位移传感器间隙,最后进入低压腔并随低压腔工作介质流回发动机回油箱。在此流动过程中,来自发动机油泵的工作介质与沿路的零部件形成热传导,进而带走传感器及其周边的部分热量,引起其温度降低,完成位移传感器冷却。

1.2 应急回中原理

应急回中液压作动器是在作动器的筒体中间某个位置加工几个规则分布的小孔,并通过设置的油路与回油口相通,作动器两腔通过固定单向阀和节流孔分别与系统压力 p_s 相通,进入左腔的高压油通过回中小孔部分流回油箱^[7-9]。

当活塞位于回中孔左端时,如图2所示。回中时,高压油进入作动器两腔,由于左腔的作用面积大于右腔的作用面积且右腔有回中小孔的回流,因此活塞向右腔一侧移动;当活塞过了回中孔位置时,左腔由于回中小孔的回流,左腔的压力小于右腔的压力,最终在回中孔处形成液压力和流量的动态平衡,此时活塞停到回中位置。

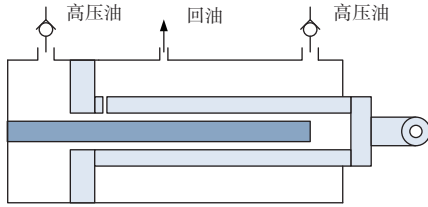


图2 活塞在回中孔左端

Fig.2 The piston is at the left of the centering hole

当活塞位于回中孔右端时,如图3所示,由于回中小孔流量的流出使得左腔的压力小于右腔,活塞向左腔一侧移动。当活塞到达中位时,左腔由于回中小孔的回流,左腔的压力小于右腔的压力,最终在回中孔处形成液压力和流量的动态平衡,此时活塞停到回中位置。通过调节回中小孔与活塞间的开口度来调节活塞两腔平衡后的位置。同时,在此过程中依靠作动器筒体内部活塞两侧的工作介质压差,通过活塞杆上的冷却孔形成冷却油路。

2 矢量喷管作动器回中数学模型

根据上述应急回中原理,基于流体力学平衡方程所建

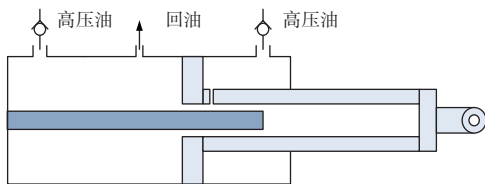


图3 活塞在回中孔右端

Fig.3 The piston is at the right of the centering hole

立的回中装置非线性数学模型(见图4、图5)有以下几种情况。

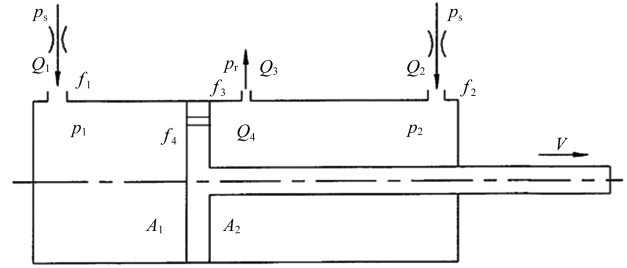


图4 伸出运动回中模型

Fig.4 Extending the movement back to the center model

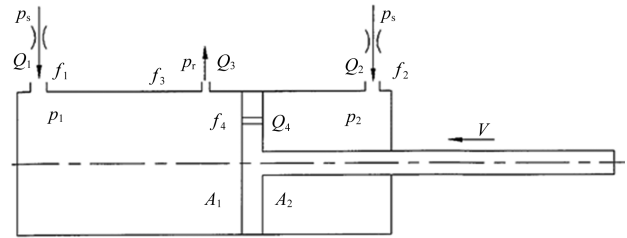


图5 收进运动回中模型

Fig.5 Retracting movement back to the center model

(1) 当活塞位于回中孔左端时

作用在活塞左、右端面的作用力相等

$$p_1 A_1 = p_2 A_2 \quad (1)$$

无杆腔进油流量和出油流量相等

$$A_1 V_{sc} = Q_1 + Q_4 \quad (2)$$

有杆腔进油流量和出油流量相等

$$A_2 V_{sc} = Q_3 - Q_2 + Q_4 \quad (3)$$

经过各节流小孔的流量

$$Q_1 = C_d f_1 \sqrt{\frac{2(p_s - p_1)}{\rho}} \quad (4)$$

$$Q_2 = C_d f_2 \sqrt{\frac{2(p_s - p_2)}{\rho}} \quad (5)$$

$$Q_3 = C_d f_3 \sqrt{\frac{2(p_2 - p_r)}{\rho}} \quad (6)$$

$$Q_4 = C_d f_4 \sqrt{\frac{2(p_2 - p_1)}{\rho}} \quad (7)$$

式中, A_1 为作动筒无杆腔面积; A_2 为作动筒有杆腔面积; p_s 为系统供油压力; p_r 为系统回油压力; C_d 为流量系数; ρ 为燃油密度; 以上均为已知量。 f_1 为无杆腔节流小孔面积; f_2 为有杆腔节流小孔面积; f_3 为回中小孔面积; f_4 为活塞头冷却小孔面积; V 为活塞杆运动速度; Q_1 为流进作动筒无杆腔流

量; Q_2 为流进作动筒有杆腔流量; Q_3 为流出作动筒回中小孔流量; Q_4 为流过活塞头冷却小孔流量; p_1 为作动筒无杆腔压力; p_2 为作动筒有杆腔压力;以上均为未知量。

(2)当活塞位于回中孔右端时

作用在活塞左、右端面的作用力相等

$$p_1A_1 = p_2A_2 \tag{8}$$

无杆腔进油流量和出油流量相等

$$A_1V_{sj} = Q_3 - Q_1 - Q_4 \tag{9}$$

有杆腔进油流量和出油流量相等

$$A_2V_{sj} = Q_2 - Q_4 \tag{10}$$

经过各节流小孔的流量

$$Q_1 = C_d f_1 \sqrt{\frac{2(p_s - p_1)}{\rho}} \tag{11}$$

$$Q_2 = C_d f_2 \sqrt{\frac{2(p_s - p_2)}{\rho}} \tag{12}$$

$$Q_3 = C_d f_3 \sqrt{\frac{2(p_2 - p_r)}{\rho}} \tag{13}$$

$$Q_4 = C_d f_4 \sqrt{\frac{2(p_2 - p_1)}{\rho}} \tag{14}$$

3 AMESim 仿真模型建立

根据上述矢量喷管作动器回中原理图,并对与回中状态无关的元器件进行简化处理,利用AMESim^[10-12]软件中的液压库、液压元件库、机械库、信号库等搭建液压系统仿真模型。

利用AMESim软件建立液压系统模型后,设置具体参数见表1。

表1 基本参数设置

Table 1 Basic parameter settings

项目参数	参数值
油液密度/(kg/m ³)	850
油液绝对黏度/cP	51
油液弹性模量/MPa	1700
系统供油压力/MPa	21
系统回油压力/MPa	0.6
作动筒内径/mm	—
活塞外径/mm	—
作动筒负载力/N	3000

4 仿真结果与分析

4.1 冷却孔对回中速度的影响

为研究活塞向伸出、收进方向运动时,冷却孔的大小对回中速度的影响,活塞冷却孔直径*d*分别设置为0.4mm、

0.7mm、1.2mm、2.5mm进行仿真测试(见表2),其余参数均参照表1,仿真模型如图6所示,通过仿真可得到当活塞向伸出、收进方向运动时的回中速度和回中位移仿真曲线,如图7~图10所示。

表2 不同冷却孔回中速度和位移(伸出运动)

Table 2 The speed and displacement of different cooling holes in the extension movement

冷却孔大小/mm	回中速度/(mm/s)	活塞位移/mm
0.4	39.53	76.36
0.7	39.73	76.45
1.2	41.37	76.63
2.5	64.89	140.00

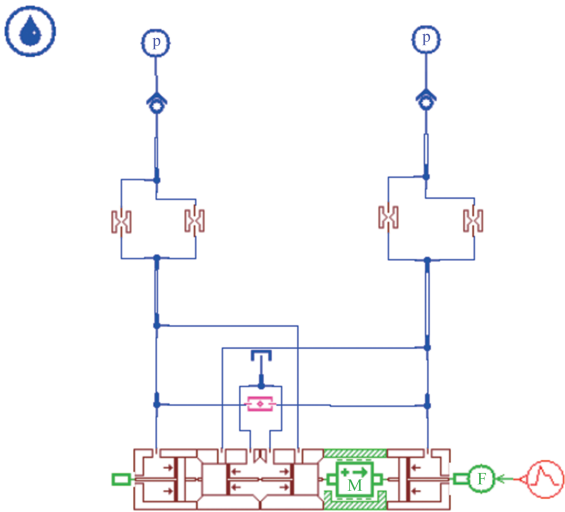


图6 回中仿真模型

Fig.6 Back-to-center simulation model

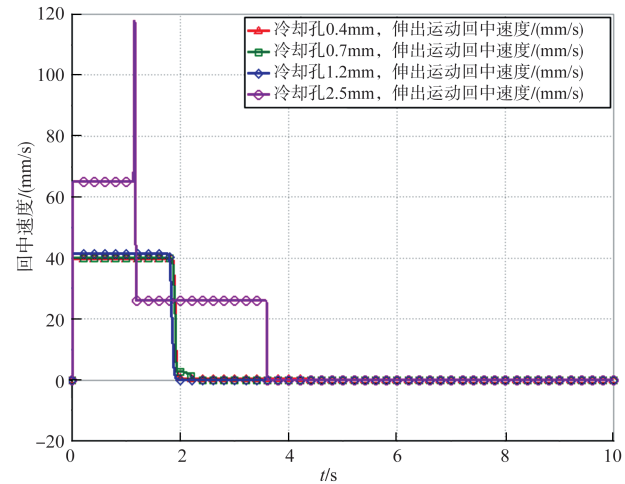


图7 不同冷却孔回中速度(伸出运动)

Fig.7 Different cooling hole return speed (extending movement)

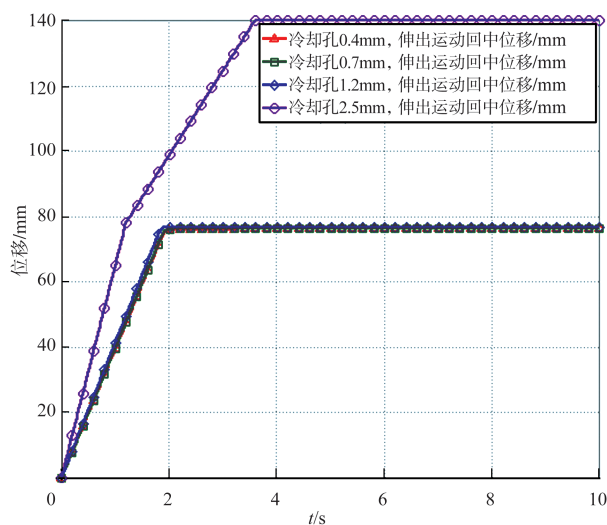


图8 不同冷却孔回中位移(伸出运动)

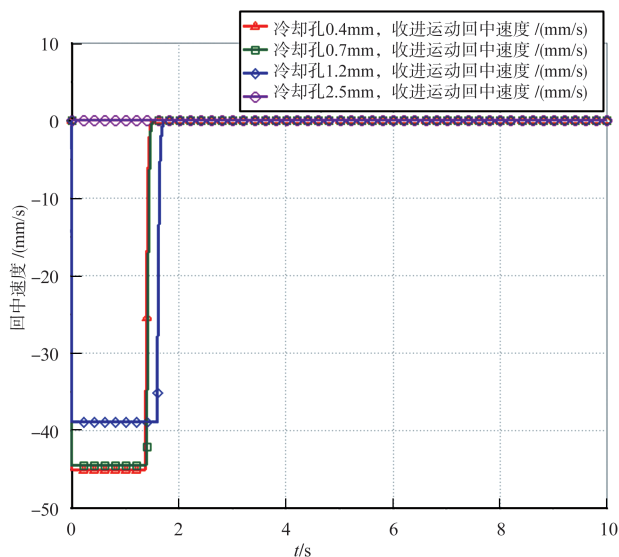
Fig.8 Different cooling holereturn displacement
(extending movement)

图9 不同冷却孔回中速度(收进运动)

Fig.9 Different cooling hole return speed (retracting movement)

当活塞向伸出方向运动时,在最左端时为初始位置,当活塞向收进方向运动时,在最右端时为初始位置,规定往右侧运动为正。

分析该结果可知,伸出回中速度与冷却油路的孔径大小有关,在其余设计参数不变的情况下,伸出回中速度随着冷却油路孔径的增大而增大。但矢量喷管作动器的伸出回中速度并非越快越好,适当的回中速度能确保矢量喷管快速切换到安全状态,但速度过快会使矢量喷管的瞬间作用力变大,影响矢量喷管强度。

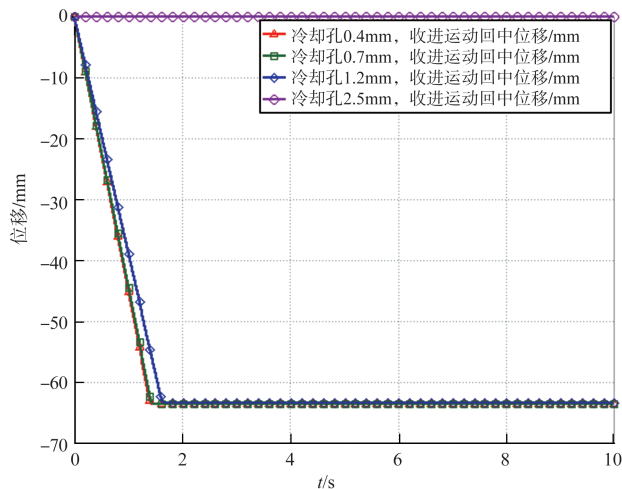


图10 不同冷却孔回中位移(收进运动)

Fig.10 Different cooling hole return displacement
(retracting movement)

从活塞向伸出方向运动不同冷却孔下活塞位移曲线可看出,并非冷却孔越大越好,当冷却孔增大到一定程度,产品无法到达回中位置。

当冷却油路的孔径增加到一定程度时,活塞向伸出方向运动到右极限位置,即活塞无法回到回中位置,此时查看作动筒左右两腔的压力曲线,如图11所示,作动筒无杆腔压力为6.82MPa,作动筒有杆腔压力为7.90MPa,此时,两腔的压差为1.08MPa。查看作动筒左右两腔的作用力曲线,如图12所示,作动筒无杆腔产生的作用力大于有杆腔的作用力,因此活塞无法回到回中位置,而是一直运动到右极限位置。

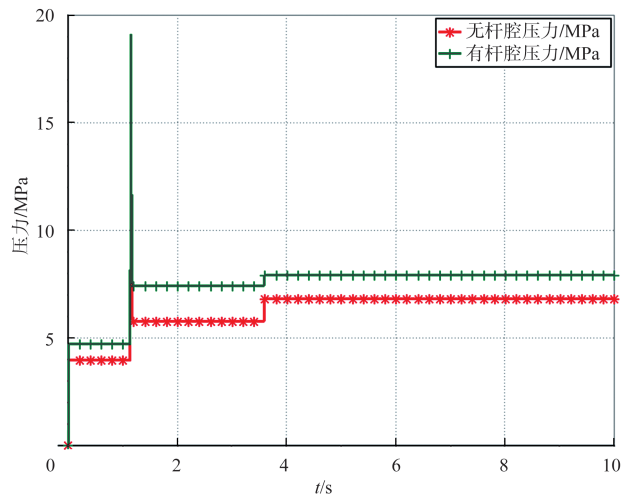


图11 两腔压力曲线

Fig.11 Two-chamber pressure curve

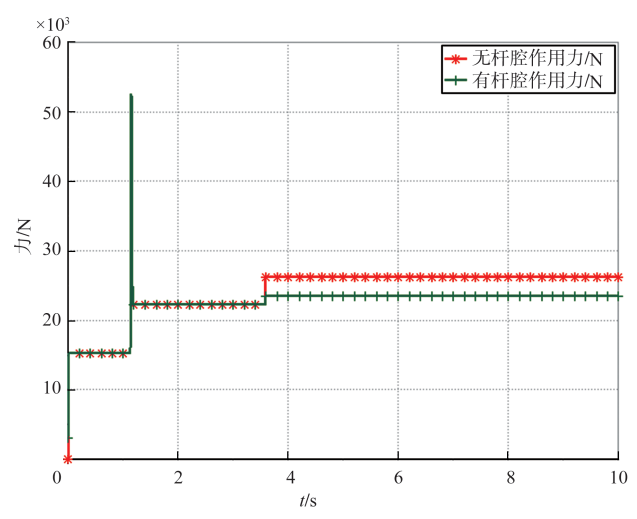


图 12 两腔作用力曲线

Fig.12 Two-cavity force curve

在工程应用中,上述结果除了指导设计冷却孔不应过大外,对于因作动器左右两腔的密封设计不当或者因长时间工作引起的磨损造成两腔之间的内漏过大同样可以等效替代为冷却孔过大问题,对于工程应用具有指导意义。

分析该结果可知,其余设计参数不变的情况下,回中速度随着冷却油路孔径的增大而减小。

从活塞向收进方向运动时,不同冷却孔下活塞位移曲线和表 3 可以看出,当冷却油路的孔径增加到一定程度时回中速度减小到 0,即活塞杆无法带动负载运动。此时查看作动筒左右两腔的压力曲线,如图 13 所示,作动筒无杆腔压力为 6.82MPa,作动筒有杆腔压力为 7.90MPa,此时两腔的压差为 1.08MPa。查看作动筒左右两腔的作用力曲线,如图 14 所示,作动筒有杆腔产生的作用力小于无杆腔的作用力,因此活塞无法向左运动到回中位置。

表 3 不同冷却孔回中速度和位移(收进运动)

Table 3 Different cooling hole return speed and displacement (retracting movement)

冷却孔大小/mm	回中速度/(mm/s)	活塞位移/mm
0.4	45.18	63.57
0.7	44.51	63.55
1.2	38.98	63.36
2.5	0	0

4.2 回油油路对回中速度的影响

为研究回油油路对回中速度的影响,设定无杆腔节流小孔直径、有杆腔节流小孔直径、回中小孔直径为定值;活塞冷却孔直径 d 设置为 0.7mm 进行仿真测试,同时第一组

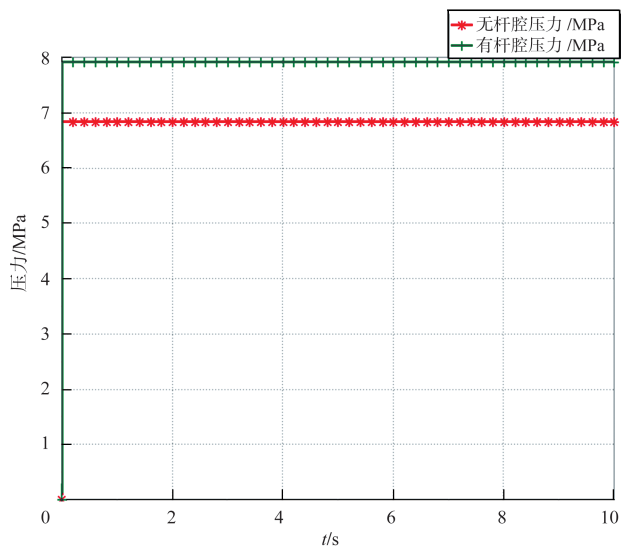


图 13 两腔压力曲线

Fig.13 Two-chamber pressure curve

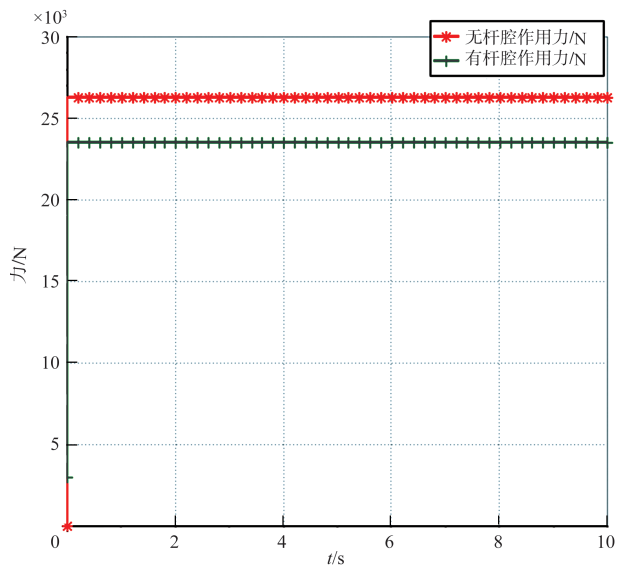


图 14 两腔作用力曲线

Fig.14 Two-cavity force curve

建模与 4.1 节建模相同,第二组建模时在回中孔与系统回油之间添加三个有长度的管路和与管路垂直的孔元件,如图 15 所示,第三组建模时在回中孔与系统回油之间添加 6 个有长度的管路和与管路垂直的孔元件,如图 16 所示,用来表示管路的长度和复杂度。

从图 17 和图 18 的仿真结果分析可知,回中孔到系统回油之间的管路长度和复杂度对回中速度有显著影响,具体表现为管路越复杂越长,回中速度越低。这是因为矢量喷

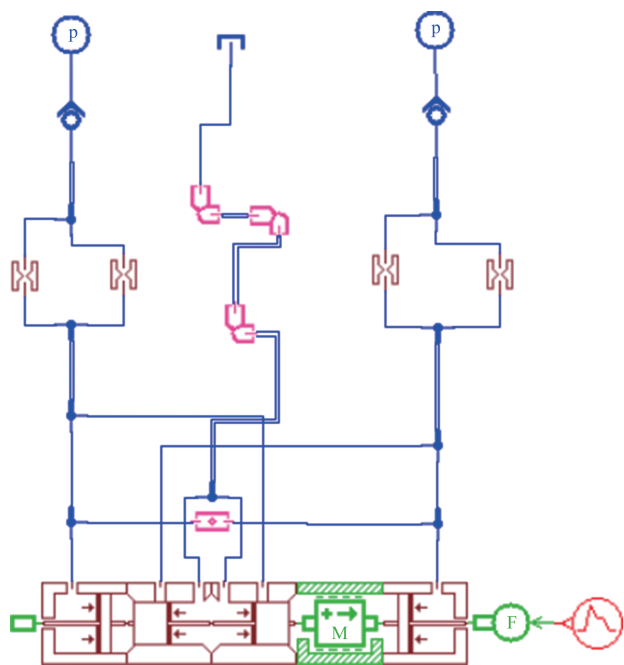


图15 增加三段油路仿真模型

Fig.15 Adding three sections of oil circuit simulation model

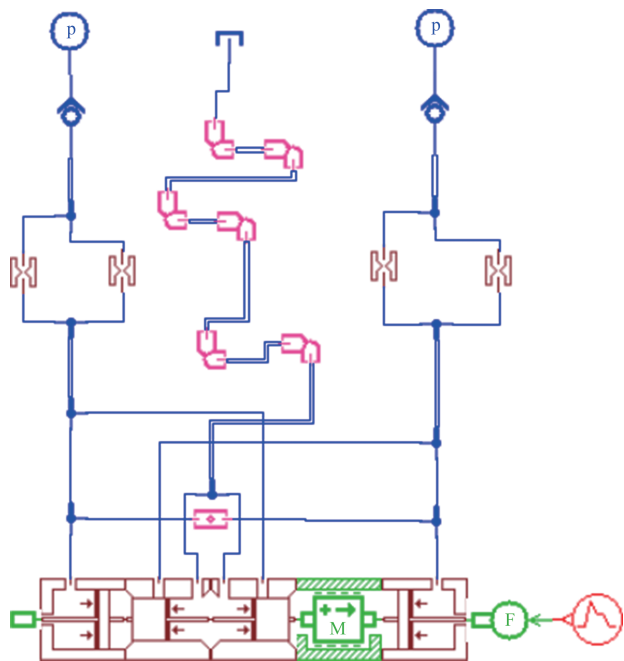


图16 增加六段油路仿真模型

Fig.16 Adding six sections of oil circuit simulation model

管作动器的回中原理是通过回中孔的泄压作用实现的,管路复杂后,管路中介质的沿程损失和局部损失增加,回中孔到系统回油之间的流阻变大,回中孔的泄压能力降低,引起回中速度的降低。该结果对于工程实践具有重要指导意义。在设置回中孔到系统回油之间的连接油路时,应尽可能

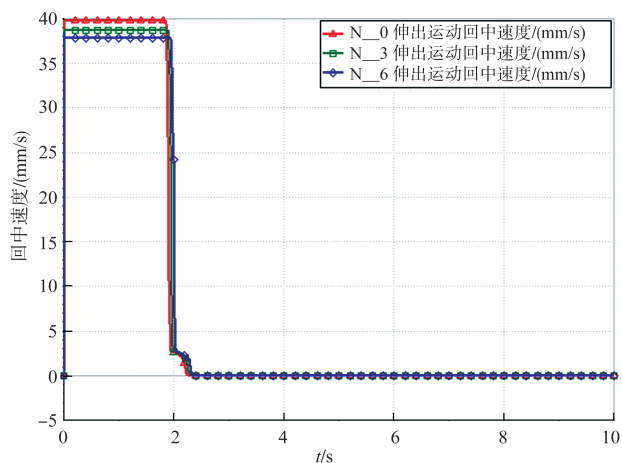


图17 回油油路对回中速度的影响(伸出运动)

Fig.17 The influence of the oil return circuit in the extension movement on the return speed

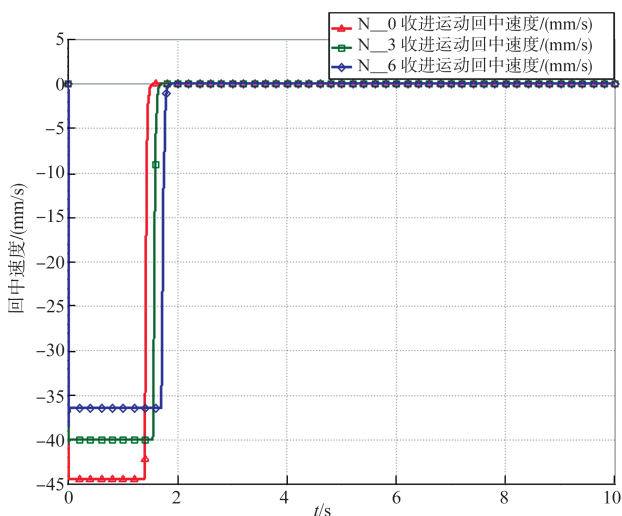


图18 回油油路对回中速度的影响(收进运动)

Fig.18 Influence of retracting movement oil return circuit on return speed

能地减小油路长度,减少连接油路反复的改变油路走向,尽可能避免与其他工作油路共用一条油路,以减小介质的沿程损失和局部损失,确保矢量喷管作动器速度满足设计值。

5 结论

通过理论计算得到了矢量喷管作动器两个方向的回中特性的数学模型,并建立了矢量喷管作动器两个方向的回中AMESim模型。通过研究可以得到以下结论:

(1) 通过仿真分析,得出了冷却孔与回中速度之间的关系:伸出运动回中速度随着冷却孔径的增大而增大,但并

非冷却孔越大越好,当冷却孔增大到一定程度时,产品无法到达回中位置;收进运动回中速度随着冷却孔径的增大而减小,当冷却油路的孔径增加到一定程度时,回中速度减小到0,即活塞杆无法带动负载运动。上述结论除了指导冷却孔的设计外,对于两腔之间的内漏过大同样可以等效替代为冷却孔过大问题,对于工程应用具有指导意义。

(2)通过仿真分析,得出了回中孔到系统回油之间的管路长度和复杂度对回中速度的影响,具体表现为管路越复杂越长,回中速度越低。本文给出了实际工程设计中管路设计的指导意见,为矢量喷管作动器的回中结构设计提供了参考,具有工程意义和价值。

AST

参考文献

- [1] 高彦玺,金长江,肖业伦. 推力矢量控制与推力矢量喷管[J]. 飞行力学,1995,13(2):1-12.
Gao Yanxi, Jin Changjiang, Xiao Yelun. Thrust vectoring control and thrust vectored nozzle[J]. Flight Dynamics, 1995,13(2):1-12.(in Chinese)
- [2] 杜伟,孙娜. 电动垂直起降飞行器的发展现状研究[J]. 航空科学技术,2021,32(11):1-7.
Du Wei, Sun Na. Research on development status of eVTOL [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(11): 1-7. (in Chinese)
- [3] 杨向群,田杨涛,王胜,等. 航空发动机反推作动器卡滞故障分析[J]. 航空科学技术,2021,32(8):43-48.
Yang Xiangqun, Tian Yangtao, Wang Sheng, et al. Analysis of jammed failure of aero-engine reverse actuator [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(8): 43-48. (in Chinese)
- [4] 段渝波,王玉新. 轴对称矢量喷管应急复位液压系统的设计研究[J]. 液压与气动,2007(4):11-13.
Duan Yubo, Wang Yuxin. Design and research of failsafe hydraulic system for axisymmetric vectoring exhaust nozzle [J]. Hydraulics and Pneumatics, 2007(4):11-13. (in Chinese)
- [5] 谢奕胜,李小民,韩志华. 基于双极式DDV作动器的伺服控制系统设计[J]. 电力电子技术,2011,45(9):29-31.
Xie Yisheng, Li Xiaomin, Han Zhihua. The design of servo control system for dual-stage DDV actuator[J]. Power Electronics Technology, 2011, 45(9): 29-31. (in Chinese)
- [6] 芦海洋,王曦,王华威,等. 矢量喷管作动机构故障模式回中设计[J]. 燃气涡轮试验与研究,2016,29(3):43-48.
Lu Haiyang, Wang Xi, Wang Huawei, et al. Return structure design of vector nozzle actuating mechanism in fault mode[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(3): 43-48. (in Chinese)
- [7] 朱康武,房成,纪宝亮,等. 壁孔回中式液压作动器机理与应用研究[J]. 机械工程学报,2018,54(10):225-232.
Zhu Kangwu, Fang Cheng, Ji Baoliang, et al. Theoretical study and application on the hydraulic actuator with holes in wall [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(10): 225-232. (in Chinese)
- [8] 孟东. 一种双余度舵机液压回中锁紧装置:中国,201210584173[P].2012-12-07.
Meng Dong. A return to center locking device for dual-redundancy hydraulic: China, 201210584173 [P]. 2012-12-07. (in Chinese)
- [9] Matsui G. Local backup hydraulic actuator for aircraft control systems: US, US7870726[P].2011-01-11.
- [10] 李吉,李华聪. 仿真软件 AMESim 应用研究[J]. 航空计算技术,2006(1):56-58.
Li Ji, Li Huacong. Research on application of simulation software AMESim [J]. Aeronautical Computing Technique, 2006(1): 56-58. (in Chinese)
- [11] 唐毅,魏鑫,曹克强. 基于 AMESim 的某型飞机液压系统仿真研究[J]. 机床与液压,2007,35(6):198-200.
Tang Yi, Wei Xin, Cao Keqiang. The simulation of aero hydraulic system based on AMESim [J]. Machine Tool and Hydraulics, 2007, 35(6): 198-200. (in Chinese)
- [12] 张小宇. 基于 AMESim 的液压控制系统建模及仿真[J]. 煤矿机械,2011(2):71-73.
Zhang Xiaoyu. Modeling and simulation of hydraulic control system based on AMESim [J]. Coal Mine Machinery, 2011(2): 71-73. (in Chinese)

Research on Emergency Return to Centering Characteristics of Vector Nozzle Actuator

Li Pengwei, Hu Jinyun, Bai Wenwen

AVIC Qing'an Group CO., LTD., Xi'an 710077, China

Abstract: Aiming at the problem that the vector nozzle of military aircraft engine automatically pulls the vector nozzle back to a safe position in a fault state, a centering hole is introduced into the vector nozzle actuator. In order to ensure the normal operation of the vector nozzle actuator in the high temperature environment of the aircraft engine, a cooling hole for communicating the two cavities of the actuator is set at the piston head of the actuator so that the product has an automatic cooling function. The actuator is designed with a centering hole and a cooling hole at the same time, and the working principle of the emergency centering function is given when both exist at the same time. By establishing the AMESim simulation model of the hydraulic system, the simulation results show that within a certain range of the cooling hole, the extension/retraction speed increases/decreases with the increase of the cooling hole diameter; the more sophisticated and longer the pipeline, the lower the return to centering speed. The result has certain guiding significance for engineering development.

Key Words: vector nozzle; emergency return; cooling structure; AMESim simulation