

直升机自适应供油系统建模与仿真

何 勇¹, 王晨臣²

(1. 海装上海局驻南京地区第四代表室, 2. 航空工业南京机电液压工程研究中心
航空机电系统综合航空科技重点实验室: 南京 211106)

摘要:为满足直升机发动机入口燃油压力的严格要求,在传统供油系统的基础上设计了自适应供油系统方案,基于仿真平台建立了自适应供油系统仿真模型,并对此开展自适应供油系统供油压力仿真计算研究。在机动飞行包线 1、2 下对自适应供油系统的发动机入口压力进行计算,并分析了飞行姿态、油箱液位高度、供油流量连续变化等因素对发动机供油压力的影响。仿真结果表明:飞行姿态对发动机入口燃油压力有较大影响,在供油系统设计初期必须加以分析,而油箱液位高度的影响较小,可按最低油箱液位高度进行计算分析;在某机动飞行包线 1、2 下自适应供油系统供油压力始终处于发动机入口压力要求范围,自适应供油系统可满足某型直升机发动机入口燃油压力要求。

关键词:自适应供油;飞行姿态;飞行包线;入口燃油压力;仿真模型;直升机发动机

中图分类号: V233.2+1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.06.014

Modeling and Simulation of a Helicopter Adaptive Fuel Supply System

HE Yong¹, WANG Chen-chen²

(1. The Fourth Military Representatives Office of Navy in Nanjing, 2. AVIC Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, The Aviation Electromechanical System Integration of Aviation Science and Technology Key Laboratory: Nanjing 211106, China)

Abstract: In order to meet the strict requirements of inlet fuel pressure of a certain type of helicopter engine, an adaptive fuel supply system was designed on the basis of the traditional fuel supply system. Based on the simulation platform, an adaptive fuel supply system simulation model was established, and the simulation calculation of the fuel supply pressure of the adaptive fuel supply system was carried out. The engine inlet pressure of the fuel supply system was calculated under a maneuvering flight envelope 1 and 2, and the impacts of factors such as the flight attitude, fuel tank level, and continuous changes of the fuel supply flow on fuel supply pressure were analyzed. The simulation results show that the flight attitude has a significant impact on the engine inlet fuel pressure, which must be analyzed at the early stage of fuel supply system design, while the impact of the fuel tank level is relatively small, which can be calculated and analyzed according to the lowest fuel tank level. Under maneuvering flight envelope 1 and 2, the fuel supply pressure of the adaptive fuel supply system is always within the required range of engine inlet pressure, and the adaptive fuel supply system can meet the inlet pressure requirements of the helicopter engine.

Key words: adaptive fuel supply; flight attitude; flight envelope; inlet fuel pressure; simulation model; helicopter engine

0 引言

直升机可做低空、低速和机头方向不变的机动飞行,加之可在小面积场地垂直起降的优势,因而被广泛应用于武装战斗、观光旅游、火灾救援、医疗救助、农林喷洒等领域,具有广阔的用途和发展前景^[1-2]。作为保证直升机进行机动飞行的动力来源,燃油系统

是直升机必不可少的组成部分之一,而其中燃油系统又是燃油系统中的核心组成,其主要任务是在全飞行包线内提供给发动机满足要求的入口燃油压力和流量,通过向发动机连续稳定地供给燃油,保证其可靠工作^[3-4]。

为保证燃油系统安全可靠地向发动机连续稳定地供给燃油,国内外学者通过仿真和试验对燃油系统

收稿日期:2021-10-08

作者简介:何勇(1978),男,硕士,工程师。

引用格式:何勇,王晨臣. 直升机自适应供油系统建模与仿真[J]. 航空发动机, 2023, 49(6): 85-90. HE Yong, WANG Chenchen. Modeling and simulation of a helicopter adaptive fuel supply system[J]. Aeroengine, 2023, 49(6): 85-90.

的供油能力和通气能力等进行了大量研究,使得燃油系统设计方案更加成熟^[5-6]。Talalaeva等^[7]针对轻型直升机燃油系统开发了仿真计算模型,可用于飞行包线下燃油系统运行的功能测试和故障检测;Tu等^[8]对大型飞机的燃油系统进行了数值分析,并通过试验数据验证了模型的准确性,分析了阀门关闭速度、管路直径和燃油流量对管道压力波动的影响。闫克学^[9]对直升机燃油系统进行仿真计算,表明直升机倾转时会导致较高一侧向较低一侧串油,时间稍长会导致重心偏移,影响飞机操纵和飞行安全;杨小龙等^[10]基于燃油箱模型探讨了一种燃油系统在飞行剖面下的仿真方法;罗铁苟等^[11]通过试验得到燃油温度对供油系统性能的影响,为判断某机动飞行状态燃油系统供油能力提供了精确数据。此外,部分学者还对燃油系统独立性适航、品质规范等进行研究以期提高直升机燃油系统的安全性;顾新等^[12]以适航规章为依据,从基本设计要求、辅助动力装置燃油系统设计要求和其他注意事项3方面解读了燃油系统独立性适航条款;张宏林等^[13]通过介绍国外直升机飞行品质规范,对中国军用直升机飞行品质规范的修订提供了参考。

早期的直升机由于机动飞行下过载加速度较小,加之直升机上部设置有供油箱,因此发动机对供油系统供油压力要求不高^[14]。而直升机由于受到总体设计的限制,供油箱与发动机入口之间存在较大的高度差,且发动机入口燃油压力受到严格限制,采用传统供油设计方案在全飞行包线范围内,尤其是大过载机动下很难满足发动机入口压力要求。本文针对所设计的自适应供油系统方案,搭建自适应供油系统仿真模型,分析多因素对发动机供油压力的影响,并在某机动飞行包线下对供油系统发动机入口压力进行计算验证。

1 自适应供油系统仿真建模

1.1 自适应供油系统介绍

双发直升机左右两侧各1套供油系统,每侧供油系统包含2台并联的增压泵,由于供油系统的对称性,本文仅对单侧供油系统进行仿真建模。本文所设计的自适应供油方案原理如图1所示。从图中可见,与传统供油系统不同,在发动机入口前设置1个减压阀,油箱内的燃油经增压供油泵增压后,通过单向阀,沿供油管路输送至减压阀,在减压阀内将供油压力调

节至某一压力后送到发动机燃油入口,期间还将经过燃油切断阀和各种管路接头。

在正常飞行状况下,高压燃油经减压阀将供油压力调节至某一压力后送到发动机燃油入口;在机动飞行工况下,燃油压力因过载效应而损失,减压阀减压作用减小或不起减压作用,使得发动机入口的燃油始终满足压力要求。

减压阀原理如图2所示,该减压阀通过活门的调节实现出口压力的稳定。当减压阀出口的压力过高时,活门受力增大回关减小阀门开度,导致出口压力降低,通过活门结构设计和弹簧的配合使用可保证减压阀出口压力保持在一定范围;当入口压力较低时,减压阀不起减压作用,阀门处于全开状态。

1.2 自适应供油系统建模

基于仿真平台实现了多学科领域的系统过程建模和仿真,其基于图形化的系统仿真建模环境,可使用户从繁琐的数学建模中解放,更专注于物理系统本身的设计^[14-15]。随着模型库的日益丰富,航空领域越来越多的研究人员应用仿真平台对所研究系统进行仿真建模分析^[16-17]。

本文基于仿真平台对所建立的自适应供油系统搭建仿真模型,如图3所示。系统模型中油箱选择ACFTNKG0001复杂油箱元件,可计算飞行姿态对

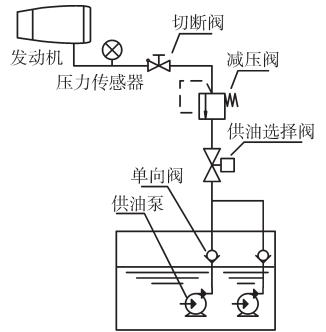


图1 自适应供油系统

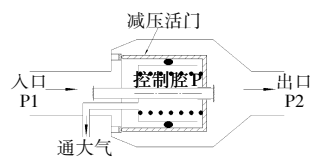


图2 减压阀工作原理

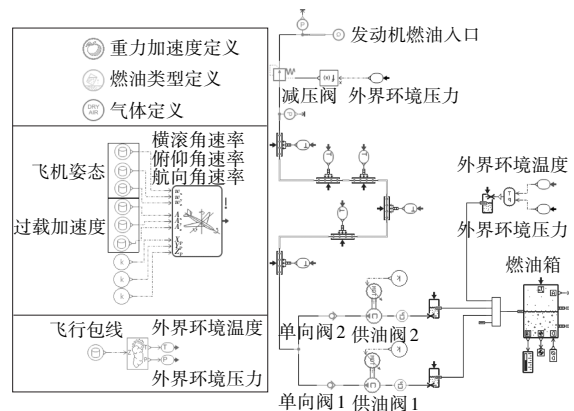


图3 基于仿真平台建立的自适应供油系统模型

燃油箱内燃油的影响,油箱通过 ACF2PN001 通气孔口元件保持与外界大气连通;通过 ACFATTISIMP001 飞行姿态元件输入横滚角、俯仰角和航向角随时间的变化,以及纵向、侧向和法向过载加速度随时间的变化;飞行包线下外界高空环境选择 ATBATM_ISA01 标准大气模型元件,也称为国际标准大气环境 ISA-1976。

增压供油泵选择 TFPU000 离心泵元件,根据实际泵的 P-Q 性能曲线进行定义,其信号接收端与 PMV00 信号转换元件相连,该元件将输入的数字信号转换为转速信号输入到供油泵,以控制供油泵转速,本文供油泵在整个飞行包线内转速恒定;在供油泵出口设置 TFCHV010 单向阀元件,其流量流阻梯度按实际单向阀流阻特性进行设置;管路选择 ACFT-FL0032 管道元件,可自定义管道空间位置,管路几何参数根据所设计的自适应供油系统的 3 维数模测量进行设置;发动机燃油入口用 TFQS00 体积流量源代替,其之前设置 TFPS10 压力传感器元件,对发动机供油压力进行检测。

作为自适应供油系统的核心元件减压阀,选择 TFPRV0 减压阀元件,减压阀元件端口 2 接收外界环境压力信号实现减压阀的减压活门与外界环境相通的特性,从而在不同的飞行高度下具有不同的减压特性,根据减压阀调压性能曲线定义减压阀元件的主要参数,设置地面初始状态开启压力为 180 kPa,最大开启压力为 210 kPa,阀门全开的最大流量为 5400 L/h,对应压力损失为 0.035 kPa。

2 机动飞行包线下自适应供油系统仿真计算

2.1 机动飞行包线 1 下仿真计算

选取 2 条工况较为严苛的机动飞行包线,对机动飞行包线下自适应供油系统的发动机入口燃油压力和减压阀入口压力变化进行计算,其中发动机入口燃油压力要求见表 1。

表 1 发动机入口燃油压力要求

飞行高度 / km	发动机入口低压限制 / kPa(绝压)	发动机入口高压限制 / kPa(绝压)
-0.3 ~ 2	≥ 137.7	≤ 248.4
2 ~ 7	≥ 88.26	

在机动飞行包线 1 下供油流量分别为 4100 和 1550 L/h 时进行自适应供油系统计算,该机动飞行包

线飞行高度变化如图 4 所示。由于纵向和侧向过载加速度很小,对计算结果影响不大,因此这里不再给出,仅给出法向过载加速度随时间变化,如图 5 所示,其中最大过载加速度+2.6g,过载加速度变化率最大为 0.69 g/s。当供油流量为 4100 L/h 时,油箱初始液位高度为 0.1 m,在第 15.2 s 后油箱液位高度为 0.085 m;当供油流量为 1550 L/h 时,油箱初始液位高度为 0.1 m,在第 15.2 s 后油箱液位高度为 0.094 m。2 种供油流量下发动机入口和减压阀入口压力变化对比如图 6 所示。

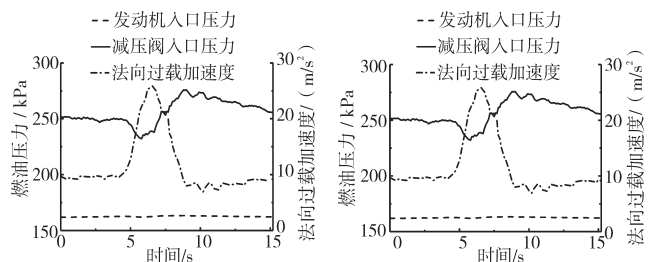
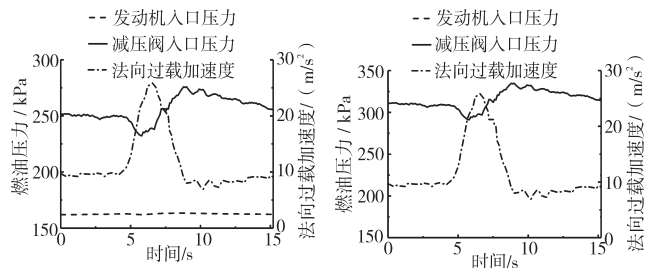


图 4 机动飞行包线 1 高度变化

图 5 机动飞行包线 1 法向过载加速度变化



(a) 供油流量为 4100 L/h

(b) 供油流量为 1550 L/h

图 6 2 种供油流量下发动机入口和减压阀入口压力变化对比 (机动飞行包线 1)

根据计算结果可知,在机动飞行包线 1 下,自适应供油系统在不同发动机供油流量下可将发动机入口燃油压力稳定在 95~160 kPa,满足发动机的入口燃油压力要求。

2.2 机动飞行包线 2 下仿真计算

在机动飞行包线 2 下供油流量分别为 4100 和 1550 L/h 时进行自适应供油系统计算,该机动飞行包线飞行高度变化如图 7 所示,法向过载加速度如图 8 所示,其中最大过载加速度+2.2g,过载加速度变化率最大为 0.54 g/s。当供油流量为 4100 L/h 时,油箱初始液位高度为 0.2 m,在第 39 s 后油箱液位高度为 0.162 m;当供油流量为 1550 L/h 时,油箱初始液位高度为 0.2 m,在第 39 s 后油箱液位高度 0.184 m。不同供油流量下发动机入口和减压阀入口压力变化对比

如图9所示。

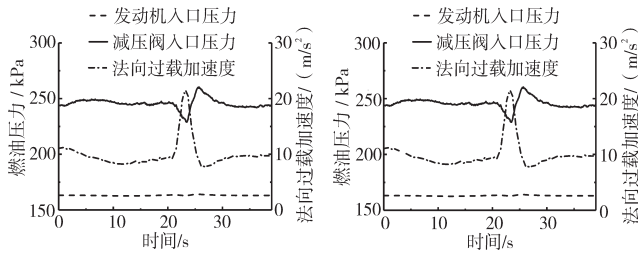
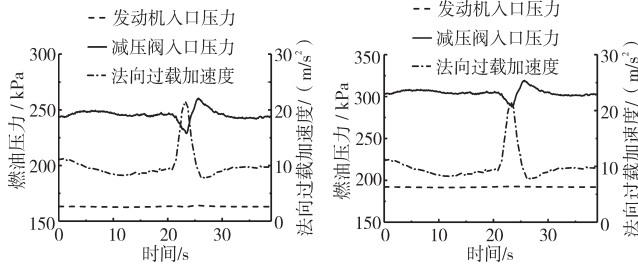


图7 机动飞行包线2 高度变化

图8 机动飞行包线2 法向过载加速度变化



(a) 供油流量为4100 L/h

(b) 供油流量为1550 L/h

图9 2种供油流量下发动机入口和减压阀入口压力变化对比 (机动飞行包线2)

根据计算结果可知,在某机动飞行包线2下,自适应供油系统在不同发动机供油流量下可将发动机入口燃油压力稳定在160~195 kPa,满足发动机的入口燃油压力要求。

通过在机动飞行包线1和2下对自适应供油系统发动机入口燃油压力的仿真计算结果可知,本文设计的自适应供油系统可初步满足直升机发动机入口压力要求。

3 各因素对发动机供油压力的影响

3.1 飞行姿态对供油压力的影响

在机动飞行包线1下,分析飞行姿态对自适应供油系统发动机入口燃油压力的影响。该机动飞行包线高度变化和法向过载加速度变化如图3、4所示,偏航角、俯仰角和滚转角随

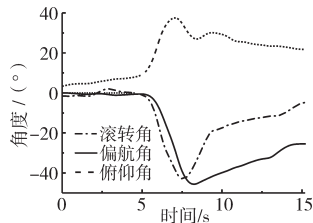


图10 偏航角、俯仰角和滚转角随时间变化

时间变化如图10所示。发动机供油流量为4100 L/h,初始载油率为30%,分别在加入飞行姿态下和不加入姿态下进行仿真计算,得到发动机入口和减压阀入口压力变化对比,如图11所示。

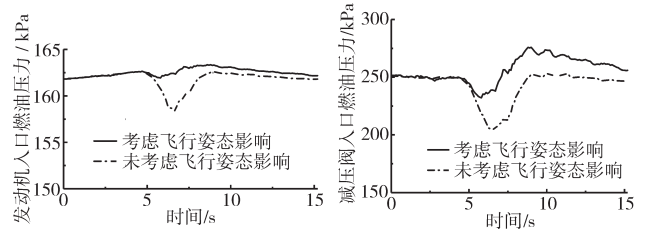


图11 飞行姿态对发动机入口和减压阀入口压力的影响

根据计算结果可知,在考虑飞行姿态对自适应供油系统的影响后,减压阀入口压力与未考虑飞行姿态相比,其压力最大相差约35 kPa,发动机入口压力最大相差约4 kPa,该差值可能随飞行姿态角的变化进一步增大。因此飞行姿态对自适应供油系统有很大影响,在供油系统设计初期必须进行分析。

3.2 油箱液位高度对供油压力的影响

在机动飞行包线1下,分析油箱液位高度对自适应供油系统发动机入口燃油压力的影响。发动机供油流量设置为4100 L/h,初始载油率为30%,分别在油箱液位高度为0.1、0.4和0.8 m下进行仿真计算,得到发动机入口和减压阀入口压力变化对比如图12所示。

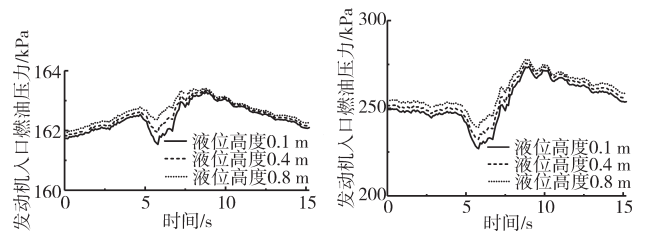


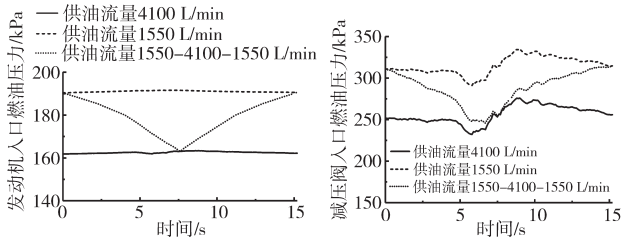
图12 油箱液位高度对发动机入口和减压阀入口压力的影响

根据计算结果可知,随着油箱液位高度降低,减压阀入口压力降低,而发动机供油压力变化较小,在大过载加速度作用时,发动机供油压力随油箱液位高度的降低而降低。因此油箱液位高度对自适应供油系统影响较小,在供油系统设计时可按最低液位高度进行分析。

3.3 供油流量连续变化对供油压力的影响

在机动飞行包线1下,分析供油流量连续变化对自适应供油系统发动机入口燃油压力的影响。分别在最大供油流量4100 L/h、最小供油流量1550 L/h和供油流量从1550 L/h变化至4100 L/h再变为1550 L/h这3种工况下进行计算,其中供油流量从1550 L/h变

化至4100 L/h的时间为7.6 s,从4100 L/h变化至1550 L/h的时间也为7.6 s,初始载油率为30%,得到不同供油流量下发动机入口和减压阀入口压力变化对比如图13所示。



(a) 对发动机入口压力的影响 (b) 对减压阀入口压力的影响

图13 供油流量对发动机入口和减压阀入口压力的影响

根据计算结果可知,自适应供油系统供油流量从1550 L/h变化至4100 L/h再变为1550 L/h过程中,发动机入口燃油压力变化始终在供油流量为1550、4100 L/h的压力范围内,同样,减压阀入口压力变化也是如此。因此后续机动飞行包线下仿真计算仅分析最大供油流量4100 L/h和最小供油流量1550 L/h下发动机入口和减压阀入口压力的变化即可。

4 结论

(1)基于仿真平台搭建了自适应供油系统仿真模型,并在机动飞行包线下对供油系统发动机入口燃油压力进行计算,验证了自适应供油系统能满足发动机入口压力要求。

(2)相较于传统供油系统,本文设计的自适应供油系统可在燃油箱与发动机入口存在较大高度差时满足机动飞行下发动机入口燃油压力要求。

(3)飞行姿态对供油系统有很大影响,在不同飞行姿态下减压阀入口压力最大相差约43 kPa,发动机入口压力最大相差约5 kPa,因此在供油系统设计初期必须考虑;

(4)油箱液位高度对供油系统影响较小,可按最低液位高度进行计算分析;为满足不同供油流量下发动机入口燃油压力要求,可在最大供油流量和最小供油流量下分别计算分析。

参考文献:

[1] 邓景辉. 直升机技术与展望[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 10-16.
DENG Jinghui. Development and prospect of helicopter technology[J].

Aeronautical Science and Technology, 2021, 32(1): 10-16. (in Chinese)

- [2] 于琦. 国外直升机发展特点及市场态势分析[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 23-28.
YU Qi. Features and market competition of foreign helicopter development[J]. Aeronautical Science and Technology, 2021, 32(1): 23-28. (in Chinese)
- [3] 刘欢. 基于系统工程方法的直升机燃油系统需求分析[J]. 江苏科技信息, 2020, 37(10): 59-62.
LIU Huan. Features and market competition of foreign helicopter development[J]. Jiangsu Science and Technology Information, 2020, 37(10): 59-62. (in Chinese)
- [4] 廖凌燕. 飞机燃油系统仿真方法[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(增刊1): 56-59.
LIAO Lingyan. Simulation method of aircraft fuel system[J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(S1): 56-59. (in Chinese)
- [5] Miao Y, Wang S P. Health management system based on airworthiness of the aircraft fuel system[C]//3rd International Symposium on Aircraft Air-worthiness. Toulouse: ISAA, 2013: 34-43.
- [6] 谢增. 机动状态下直升机燃油箱通气系统性能计算和分析[J]. 直升机技术, 2019(3): 28-34.
XIE Zeng. Calculation and analysis of fuel tank venting ability for a maneuvering helicopter[J]. Helicopter Technique, 2019(3): 28-34. (in Chinese)
- [7] Polina T, Konstantin S, Roman S. Elaboration of evaluation criteria for a mathematical model of a fuel system in a light helicopter[J]. Aerospace, 2023, 10(2): 157.
- [8] Tu Y, Chen X R, Yin L, et al. Numerical study on pipeline pressure surge of the large aircraft fuel system[J]. Shock and Vibration, 2022(1): 1-13.
- [9] 闫克学. 基于Flowmaster软件的直升机燃油系统仿真计算[J]. 直升机技术, 2008(4): 14-18.
YAN Kexue. Flowmaster software based on a certain type of helicopter fuel system simulation[J]. Helicopter Technique, 2008(4): 14-18. (in Chinese)
- [10] 杨小龙, 左丽华, 陈林青. 基于Flowmaster燃油系统飞行剖面仿真研究[J]. 直升机技术, 2009(3): 86-89.
YANG Xiaolong, ZUO Lihua, CHEN linqing. Study on flight profile simulation of fuel system basing on flowmaster[J]. Helicopter Technique, 2009(3): 86-89. (in Chinese)
- [11] 罗铁苟, 吴燕燕, 郭芳. 高空飞行剖面燃油系统供油能力试验方法研究[J]. 直升机技术, 2009(4): 54-56.
LUO Tiegou, WU Yanyan, GUO Fang. Study on method of flight profile in altitude flight supplying fuel capability testing for fuel system[J]. Helicopter Technique, 2009(4): 54-56. (in Chinese)
- [12] 顾新, 董宏清. 民用直升机燃油系统独立性适航条款研究[J]. 直升机技术, 2015(4): 34-37, 42.
GU Xin, DONG Hongqing. The study on civil helicopter fuel system

- independence[J]. *Helicopter Technique*, 2015(4):34-37, 42. (in Chinese)
- [13] 张宏林, 马庚军. 军用直升机飞行品质规范发展与展望[J]. *航空科学技术*, 2018, 29(8):7-11.
- ZHANG Honglin, MA Gengjun. Development and prospect of the military helicopter flying quality specification[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2018, 29(8):7-11. (in Chinese)
- [14] Yu Y G, Gong G F, Hu G L. Simulation technique of AMESim and its application in hydraulic system[J]. *Hydraulics Pneumatics and Seals*, 2005(3):28-31.
- [15] 聂同攀. 基于模型的机电系统多物理域仿真技术应用研究[J]. *航空科学技术*, 2017, 28(7):68-72.
- NIE Tongpan. The simulation technology application research of model-based electromechanical systems multi-physical domain[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2017, 28(7):68-72. (in Chinese)
- [16] 杨元桢, 郭迎清, 毛皓天. 基于 AMESim 和 MATLAB 的燃油调节器可视化联合仿真[J]. *航空发动机*, 2019, 45(3):26-30.
- YANG Yuanzhen, GUO Yingqing, MAO Haotian. Visualization co-simulation of fuel regulator based on AMESim and MATLAB[J]. *Aeroengine*, 2019, 45(3):26-30. (in Chinese)
- [17] 丛炜, 丁燕, 廖盛祝, 等. 射流泵在主燃油控制系统中的应用及优化设计[J]. *航空发动机*, 2020, 46(1):27-31.
- CONG Wei, DING Yan, LIAO Shengzhu, et al. Application and optimization design of jet pump in the main fuel control system[J]. *Aeroengine*, 2020, 46(1):27-31. (in Chinese)

(编辑:程海)