

文章编号: 1674-8190(2021)01-091-06

某无人机爬升过程中燃油温度变化规律仿真研究

温占永

(中国航天空气动力技术研究院 航天彩虹无人机股份有限公司, 北京 100074)

摘要: 采用 RON 95[#] 车用汽油或 100LL 航空汽油为燃料的中空长航时无人机在爬升过程中容易遭遇气阻。利用 Flowmaster 软件搭建某型无人机燃油系统的仿真模型, 以实际飞行试验中的环境温度、初始燃油温度、初始燃油量、耗油率等参数作为边界条件, 通过仿真得到飞行过程中油箱内燃油温度, 并与实际飞行试验数据进行对比, 验证仿真模型的可行性; 利用该模型定量研究环境温度、燃油油量、耗油率、爬升速度等因素对燃油温度变化规律的影响。结果表明: 对于某型无人机燃油系统, 在连续爬升过程中燃油温度的变化受初始外界环境温度、爬升速度的影响比较大, 而燃油油量、耗油率则对燃油温度变化的影响较小; 初始外界环境温度越低、燃油油量越少、耗油率越快、爬升速度越大则燃油温度下降幅度越大。

关键词: 无人机; 燃油系统; 汽油; 温度; Flowmaster

中图分类号: V279; V228.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.01.012

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Simulation Research on Fuel Temperature Variation Law of a UAV during Climbing

WEN Zhanyong

(Aerospace Caihong UAV Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: The medium altitude long endurance UAV Using RON 95[#] vehicle gasoline or 100LL aviation gasoline as fuel is prone to encounter air lock during climbing. The simulation model of the UAV fuel system is built by using the Flowmaster software. Taking the parameters of environment temperature, initial fuel temperature, initial fuel quantity and fuel consumption rate as boundary conditions, the fuel temperature in the fuel tank during the flight is obtained by simulation. The feasibility of the simulation model is verified by comparing with the actual flight test data. Based on the simulation model, the influence of environment temperature, fuel quantity, fuel consumption rate, climbing speed and other factors on the fuel temperature change law is further quantitatively studied. The results show that for the fuel system, the change of fuel temperature in the process of continuous climbing is distinctly affected by the initial ambient temperature and climbing speed while the influence of fuel quantity and fuel consumption rate on the change of fuel temperature is relatively small. The lower the initial ambient temperature and the less fuel are, the bigger the fuel consumption rate is, and the higher the climbing speed is, the greater the decrease of fuel temperature will be.

Key words: UAV; fuel system; gasoline; temperature; Flowmaster

收稿日期: 2020-02-10; 修回日期: 2020-03-11

通信作者: 温占永, wzy8766@126.com

引用格式: 温占永. 某无人机爬升过程中燃油温度变化规律仿真研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 91-96, 103.

WEN Zhanyong. Simulation research on fuel temperature variation law of a UAV during climbing[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 91-96, 103. (in Chinese)

0 引言

中空长航时无人机一般采用活塞式发动机及螺旋桨作为动力装置,多采用 RON 95[#] 车用汽油或 100LL 航空汽油作为燃料^[1-3]。中空长航时无人机燃油系统一般为开式或半开式油箱通气系统,其油箱内压力与外界环境压力基本一致。在无人机起飞爬升过程中,油箱内的压力、外界环境温度随飞行高度的上升而迅速下降,由于燃油与外界环境存在热交换,燃油温度也随着飞行高度的上升而下降,但由于燃油比热容较大,燃油降温速度较慢。燃油温度是影响其饱和蒸气压的重要参数,燃油温度越高其饱和蒸气压越大^[4]。当燃油饱和蒸气压接近或等于油箱内压力时,会导致供油泵入口条件恶化,极易发生气阻,造成发动机供油压力或供油流量波动,并引起发动机工作不稳定,甚至导致发动机空中停车,严重威胁无人机飞行安全^[5]。在相同温度条件下,RON 95[#] 车用汽油或 100LL 航空汽油的饱和蒸气压比航空煤油大,采用 RON 95[#] 车用汽油或 100LL 航空汽油为燃料的中空长航时无人机在爬升过程中更容易发生气阻问题^[6]。连续爬升能力是衡量无人机性能的重要考核指标,针对连续爬升过程中燃油温度变化规律开展研究具有非常重要的意义。

康振焯等^[7]以燃油箱的壁面温度作为燃油箱热模型的边界条件,通过 Matlab/Simulink 软件平台,搭建了客机燃油箱热模型,对于有飞行试验数据的飞机可以有效地利用该模型进行数值仿真;陈悦^[8]采用 Fluent 软件针对油箱内部的流动换热过程进行数值模拟,研究了马赫数、耗油率、入口温度等参数对油箱燃油温度的影响;郝毓雅等^[9]根据传热学原理,建立了油箱内燃油的传热学方程,分析了起飞前地面温度、飞行高度、飞行速度等因素对飞机油箱内燃油温度的影响。上述研究采用 Fluent 等商用软件或者以 Matlab/Simulink 为平台仅针对单个油箱内的流动换热做了数值分析,无法快速完成对整个燃油系统的计算。实际上,在无人机连续爬升过程中,燃油温度变化过程属于瞬态过程,受外界环境温度、各油箱内油量、耗油率等多种动态因素的影响。Flowmaster 软件基于整个燃油

系统,具备较为完备的油箱、阀门、管道、泵等多种组件模型,在此基础上搭建系统仿真模型,可以高效地完成复杂流体系统的流动仿真与热系统分析,近年来被广泛应用于加油系统^[10-11]、供输油系统^[12-13]、冷却系统^[14]、环控系统^[15]等的仿真研究。

本文针对某型无人机燃油系统,利用 Flowmaster 软件搭建仿真模型并定量研究环境温度、燃油油量、耗油率、爬升速度等因素对燃油变化规律的影响,以期为该型无人机飞行试验、通气增压系统设计等提供科学依据。

1 燃油系统描述及模型

1.1 燃油系统描述

某型中空长航时无人机燃油系统共 5 个油箱组成,布局如图 1 所示,其中 1[#]~4[#] 油箱为输油箱,5[#] 油箱是消耗油箱(以下均简称油箱)。

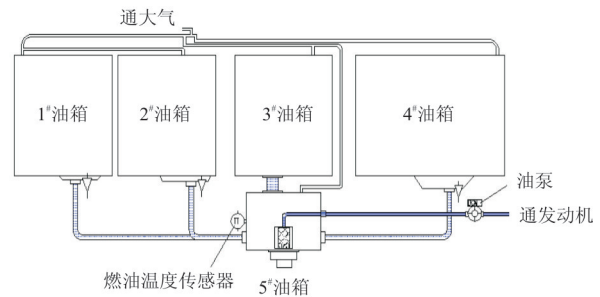


图 1 燃油系统布局

Fig. 1 Layout of Fuel system

5 个油箱均为可拆卸式金属铝油箱,安装在机身内部,由于 4[#] 油箱所在的起落架舱为敞开式布局,且其他油箱舱和 4[#] 油箱舱连通,故假定各油箱外部的空气温度和外界环境温度一致。1[#]~4[#] 油箱分别通过导管与 5[#] 油箱连通,1[#]~4[#] 油箱内的燃油在重力的作用下同时输送至 5[#] 油箱。通气系统为开式通气系统,各油箱通气管路在油箱顶部连接,并通过伸出机身外部的通气总管与外界大气相通,因此可认为油箱内压力与外界环境压力一致。燃油温度传感器安装在 5[#] 油箱壁上,油泵安装在供油管路上,将燃油从 5[#] 油箱吸出增压后输送至发动机。燃油系统满油状态和半油状态各油箱油量分布如表 1 所示,可以看出:半油状态油量合计为 179 L,满油状态油量合计为 359 L。

表 1 各油箱油量分布

Table 1 Volume distribution of each fuel tank

油箱	半油状态/L	满油状态/L
1#	35.0	74.5
2#	35.0	74.5
3#	35.0	74.5
4#	54.0	115.5
5#	20.0	20.0

1.2 燃油系统仿真模型

利用 Flowmaster 软件搭建该燃油系统的仿真模型,如图 2 所示,1#~4# 油箱采用 3-arm 油箱元件,5# 油箱采用 12-arm 油箱元件。外界环境压力通过控件给出,采用流量源模拟发动机耗油。Flowmater 软件在模拟多个串联油箱的输油问题时,对较高液位油箱内油量的仿真结果通常不太准确,因此在 4 个支路上额外增设辅助球阀,根据 5# 油箱内燃油液位高度对 4 个支路辅助球阀同时开关控制。该设置对 1#~4# 油箱向 5# 油箱的输油及燃油温度仿真没有影响。

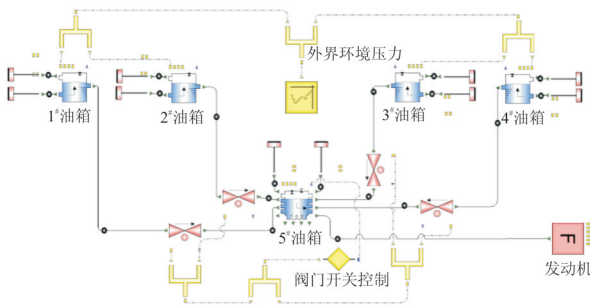


图 2 燃油系统仿真模型
Fig. 2 Simulation model of the system

由于所研究的对象是油箱内燃油温度仿真,对通气管路、供输油管路、油滤、油泵等组件进行简化,此外忽略管路换热、气动加热、太阳辐射等对燃油温度的影响。上述简化可大幅提升模型运行效率,缩短仿真运算时间。

2 边界条件及仿真结果对比

仿真边界条件按照实际飞行试验数据给出,飞行高度、环境压力随时间的变化如图 3 所示,以起飞时刻作为第 0 s,之后历时 3 804 s 分阶段爬升至 7 000 m。起飞时外界环境温度为 23 °C,在爬升过

程中外界环境温度随时间的变化如图 4 所示。仿真介质为 RON95# 车用汽油,1#~3# 油箱的初始油量均为 34.8 L、4# 油箱、5# 油箱的初始油量分别为 54.2 和 20 L。各油箱内的初始燃油温度均为 15 °C,耗油率设为 0.5 L/min。各油箱与外界大气环境的对流换热系数设为 30 W/(m²·K),仿真时间设为 3 804 s,仿真时间步长设为 0.2 s,选用 compressible transient 模型进行仿真运算。

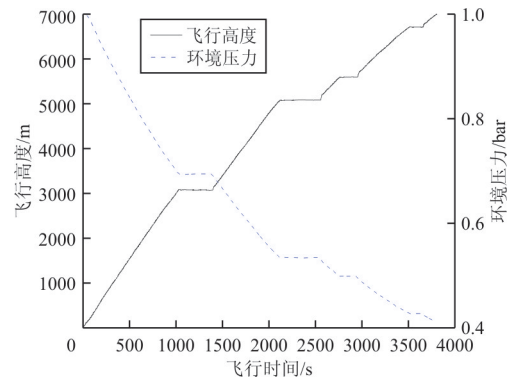


图 3 飞行高度、环境压力随时间的变化
Fig. 3 Flight altitude and environmental pressure v. s. time

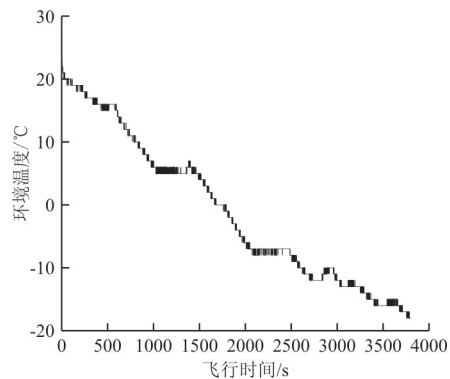


图 4 环境温度随时间的变化
Fig. 4 Environmental temperature v. s. time

各油箱油量随时间变化的仿真结果如图 5 所示,可以看出:1#~4# 油箱内油量随着飞行时间缓慢下降,5# 油箱则一直处于满油状态,油量仿真结果正确地反映了各油箱真实的燃油消耗状态;4# 油箱内油量消耗速率大于 1#~3# 油箱,这是因为 1#~4# 油箱内的燃油在重力的作用下同时输送至 5# 油箱,故 1#~4# 油箱内燃油的液面基本一致,而 4# 油箱内的油量大于 1#~3# 油箱内的油量,所以在同样的时间内 4# 油箱内燃油消耗量比 1#~3# 油箱内燃油消耗量要多。

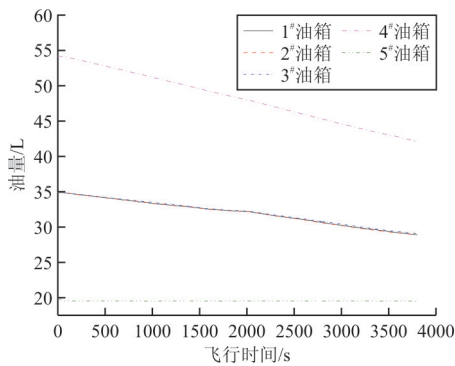
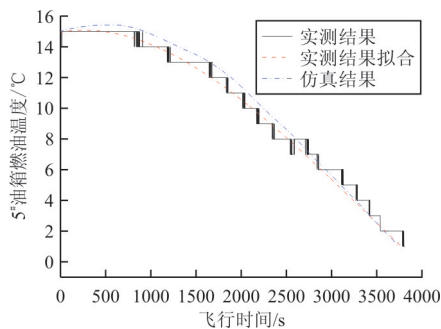


图 5 各油箱油量随时间的变化

Fig. 5 Volume of each tank v. s. time

由于某无人机燃油系统只在 2[#]、4[#] 油箱内安装了油量传感器,且实际油量测量数据受飞行姿态影响较大,故飞行试验油箱油量变化数据无法用来和仿真结果对比。某无人机燃油系统在 5[#] 油箱内安装了燃油温度传感器,且燃油传感器测量温度经处理后精确到个位数,故实测燃油温度随时间的变化曲线为折线,如图 6 所示。为了便于与仿真结果对比,对实测结果进行多项式曲线拟合,可知在整个飞行过程中 5[#] 油箱燃油温度仿真结果与实测结果拟合数据误差不超过 1 °C。

图 6 5[#] 油箱燃油温度随时间的变化Fig. 6 Temperature of 5[#] tank v. s. time

从图 5~图 6 可以看出:所搭建的燃油系统仿真模型正确地反映了各油箱的燃油消耗及 5[#] 油箱内燃油温度的变化规律,具有较高的可信度,故可基于此仿真模型开展进一步的仿真研究。

3 各参数对燃油温度影响研究

3.1 环境温度对燃油温度变化的影响

为了研究环境温度对燃油温度变化的影响,设置仿真初始条件如表 2 所示,无人机从第 0 s 时刻

开始连续爬升 2 000 s。起飞前环境温度分别设置为 -5、15、35 °C,起飞后环境温度按每升高 1 km 下降 6.5 °C 的规律下降,结合爬升速度可得出外界环境温度随时间变化的关系,如式(1)所示。

表 2 仿真初始边界条件(环境温度影响)

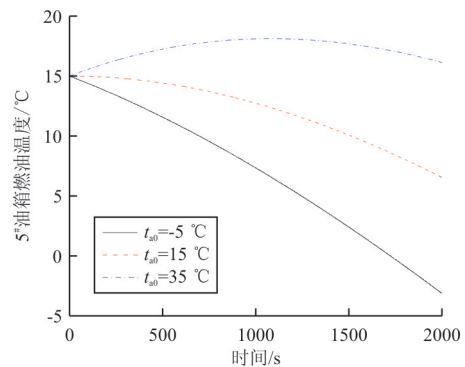
Table 2 Initial boundary conditions of simulation (environmental temperature effect)

边界条件	状态/数值
油量	半油状态
初始燃油温度/°C	15
起飞前环境温度/°C	-5/15/35
爬升速度/(m·s ⁻¹)	2.5
耗油率/(L·min ⁻¹)	0.5

$$t_a = t_{a0} - \frac{13V_y \cdot t}{2000} \quad (1)$$

式中: t_{a0} 为起飞前环境温度; V_y 为爬升速度; t 为飞行时间; t_a 为 t 时刻环境温度。

在连续爬升 2 000 s 后,无人机飞行至 5 000 m 高空,此时外界环境温度比起飞时下降了 32.5 °C。5[#] 油箱燃油温度随时间的变化如图 7 所示。

图 7 5[#] 油箱燃油温度随时间的变化(环境温度影响)Fig. 7 Temperature of 5[#] tank v. s. time (environmental temperature effect)

从图 7 可以看出:在某型无人机常见的飞行环境温度范围内,外界环境温度对燃油温度具有明显的影响,在起飞前外界环境温度与燃油温度相等的情况下,2 000 s 时 5[#] 油箱内燃油温度下降 8.5 °C;当起飞前外界环境温度比燃油温度低 20 °C 时,当起飞后 2 000 s 时燃油温度下降 18.1 °C;在起飞前外界环境温度比燃油温度高 20 °C 时,燃油温度则随着飞机的爬升先升高后降低,在 1 086 s 时燃油温度上升至 18.1 °C,而后在 2 000 s 时下降至 16.1 °C。

3.2 油量对燃油温度变化的影响

为了研究油量对燃油温度变化的影响,设置仿真初始条件如表 3 所示,无人机从第 0 s 时刻开始连续爬升 2 000 s,外界环境温度随时间变化的关系如式(1)所示。

在该仿真条件下,5# 油箱燃油温度随时间的变化如图 8 所示,可以看出:在半油状态和满油状态下,燃油温度均随飞行时间的增加而降低,且燃油温度的下降幅度随着飞行时间的增加而增大,这是因为随着飞行时间的增加,燃油温度与外界环境温度的温差越来越大;在半油状态和满油状态下,飞行 2 000 s 后,燃油温度分别下降 8.5、7.7 °C,在半油状态下燃油温度下降稍快,但总体上燃油油量对某型燃油系统的燃油温度影响不大。

表 3 仿真初始边界条件(油量影响)

Table 3 Initial boundary conditions of simulation (fuel quantity effect)

边界条件	状态/数值
油量	半油状态/满油状态
初始燃油温度/°C	15
起飞前环境温度/°C	15
爬升速度/(L·min ⁻¹)	2.5
耗油率/(m·s ⁻¹)	0.5

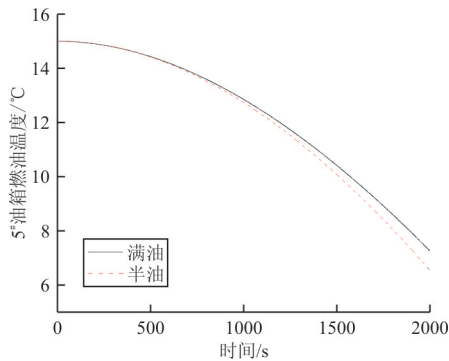


图 8 5# 油箱燃油温度随时间的变化(油量影响)

Fig. 8 Temperature of 5# tank v. s. time (fuel quantity effect)

3.3 耗油率对燃油温度变化的影响

为了研究耗油率对燃油温度变化的影响,设置仿真初始条件如表 4 所示,无人机从第 0 s 时刻开始连续爬升 2 000 s,外界环境温度随时间变化的

关系如式(1)所示。

在该仿真条件下,5# 油箱燃油温度随时间的变化如图 9 所示,可以看出:在某型无人机最大耗油率范围内(0.5 L/min),耗油率对燃油温度的变化速度基本上没有影响,无人机连续爬升 2 000 s 时,燃油温度下降约 8.4 °C。

表 4 仿真初始边界条件(耗油率影响)

Table 4 Initial boundary conditions of simulation (fuel consumption rate effect)

边界条件	状态/数值
油量	半油状态
初始燃油温度/°C	15
起飞前环境温度/°C	15
爬升速度/(m·s ⁻¹)	2.5
耗油率/(L·min ⁻¹)	0.3/0.4/0.5

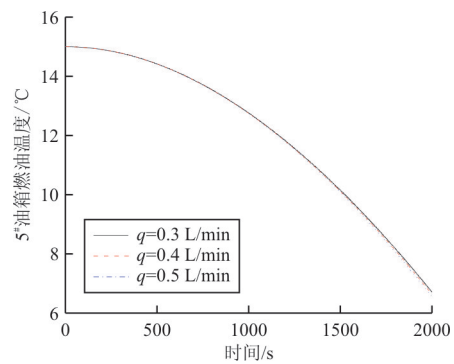


图 9 5# 油箱燃油温度随时间的变化(耗油率影响)

Fig. 9 Temperature of 5# tank v. s. time (fuel consumption rate effect)

3.4 爬升速度对燃油温度变化的影响

为了研究爬升速度对燃油温度变化的影响,设置仿真初始条件如表 5 所示,无人机从第 0 s 时刻开始连续爬升 2 000 s,外界环境温度随时间变化的关系如式(1)所示。

在该仿真条件下,5# 油箱燃油温度随时间的变化如图 10 所示,可以看出:燃油温度受爬升速度影响较为明显,当爬升速度分别为 1.5、2.5、3.5 m/s 时,在连续爬升 2 000 s 后燃油温度分别下降 5.1、8.5、11.9 °C,且燃油温度下降幅度也随着爬升速度的增大而增加。这是因为无人机爬升速度越大,在相同的时间内爬升的高度越高,对应的外界环境温度则越低,燃油与外界环境的温差也越大。

表 5 仿真初始边界条件(爬升速度影响)
Table 5 Initial boundary conditions of simulation
(climbing speed effect)

边界条件	状态/数值
油量	半油状态
初始燃油温度/°C	15
起飞前环境温度/°C	15
爬升速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	1.5/2.5/3.5
耗油率/($\text{L} \cdot \text{min}^{-1}$)	0.5

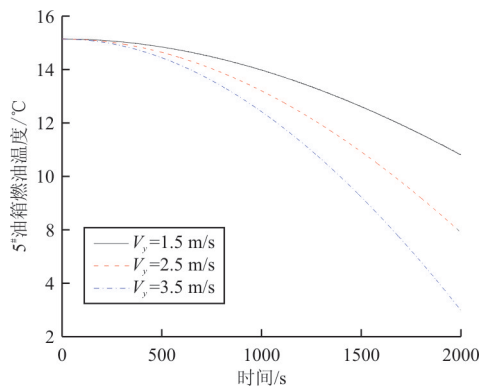


图 10 5# 油箱燃油温度随时间的变化(爬升速度影响)
Fig. 10 Temperature of 5# tank v. s. time
(climbing speed effect)

4 结 论

(1) 针对某型无人机燃油系统,利用 Flowmaster 软件搭建了仿真模型,并通过与实际飞行试验数据的对比,验证了该仿真模型的可行性与准确性。

(2) 对于某型无人机燃油系统,在其连续爬升过程中,燃油温度的变化受初始外界环境温度、爬升速度的影响较大,而燃油油量、耗油率则对燃油温度变化的影响较小。初始外界环境温度越低、燃油油量越少、耗油率越快、爬升速度越大则燃油温度降幅越大。

上述研究结果可为该型无人机飞行试验、通气增压系统设计等提供科学依据。

参考文献

- [1] DONATEO T, SPEDICATO L, TRULLO G, et al. Sizing and simulation of a piston-prop UAV[J]. Energy Procedia, 2015, 82: 119-124.
- [2] MANSOURI H, OMMI F. Performance prediction of aircraft gasoline turbocharged engine at high altitudes[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 156: 587-596.
- [3] GUDMUNDSSON S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures[M]. Oxford: Butterworth-Heinemann publishers, 2016.
- [4] 陈梦君. 石油产品蒸气压测量准确性研究[D]. 北京: 中国石油大学, 2017.
CHEN Mengjun. Study on vapor pressure measurement accuracy of petroleum products[D]. Beijing: China University of Petroleum, 2017. (in Chinese)
- [5] 陈嵩禄. 动力装置系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
CHEN Songlu. Power plant system design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [6] 刘志远, 夏树丹, 任伟. 燃油系统高空性试飞应用理论分析[J]. 工程与试验, 2018, 58(1): 39-42.
LIU Zhiyuan, XIA Shudan, REN Wei. Theoretical analysis of altitude performance flight test of aircraft fuel system[J]. Engineering & Test, 2018, 58(1): 39-42. (in Chinese)
- [7] 康振焯, 刘振侠, 任国哲, 等. 基于 MATLAB/Simulink 的飞机燃油箱内燃油温度仿真计算[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 62-69.
KANG Zhenye, LIU Zhenxia, REN Guozhe, et al. Simulation and calculation of fuel temperature in aircraft fuel tank based on MATLAB/Simulink[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 62-69. (in Chinese)
- [8] 陈悦. 飞机燃油系统热负荷计算及热管理分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
CHEN Yue. Heat sink calculation and the analysis of thermal management for aircraft fuel system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [9] 郝毓雅, 鲁勇帅. 飞机燃油温度的影响因素分析[J]. 工程与试验, 2019, 59(3): 18-20.
HAO Yuya, LU Yongshuai. Influence factor analysis of fuel temperature in aircraft fuel tank[J]. Engineering & Test, 2019, 59(3): 18-20. (in Chinese)
- [10] 邹高鹏, 杨勇志, 闵兴明, 等. 油箱两侧布置式直升机压力加油系统工作特性及设计优化[J]. 航空科学技术, 2018, 29(7): 1-7.
ZOU Gaopeng, YANG Yongzhi, MIN Xingming, et al. Performance and design optimization of the pressure refueling system of the helicopter with fuel tank arranged on both sides of fuselage[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(7): 1-7. (in Chinese)
- [11] 刘康. 基于 Flowmaster 飞机压力加油系统限流孔板设计计算研究[J]. 飞机设计, 2019, 39(2): 45-48.
LIU Kang. Design and calculation of restrictor orifice plate aircraft pressure refueling system based on flowmaster[J]. Aircraft Design, 2019, 39(2): 45-48. (in Chinese)
- [12] 刘康. 基于 Flowmaster 飞机重力供油系统计算研究[J]. 飞机设计, 2019, 39(3): 48-51. (下转第 103 页)

1079. (in Chinese)
- [8] 聂进方, 潘泉, 张大林. 基于 Labview 的高空模拟舱模拟特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(4): 594-598.
NIE Jinfang, PAN Quan, ZHANG Dalin. Performance investigation of high-altitude simulation cabin based on Labview[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(4): 594-598. (in Chinese)
- [9] 武艳, 张大林. 数字电子气动式座舱压力控制系统模型及性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(3): 324-328.
WU Yan, ZHANG Dalin. Modeling and performance analysis of digital electronic-pneumatic cabin pressure control system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(3): 324-328. (in Chinese)
- [10] 郑新华. 气动式座舱压力调节系统关键技术研究及优化设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
ZHENG Xinhua. Key technology and optimization of pneumatic cabin pressure regulating system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [11] 郭晓敏. 数字式座舱压力控制系统性能仿真研究——SM 软件环境下[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
GUO Xiaomin. A simulation research on the aircraft numerical cabin pressurization control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [12] 钟圣国, 彭光正. 利用电/气比例阀的容腔压力控制系统的建模与仿真[J]. 机床与液压, 2004(10): 90-92.
ZHONG Shengguo, PENG Guangzheng. Modeling and simulation about pneumatic pressure control system based on proportional pressure valve[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2004(10): 90-92. (in Chinese)
- [13] ANG K H, CHONG G C, LI Y. PID control system analysis, design, and technology[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2005, 13(4): 559-576.
- [14] XUE D Y, CHEN Y Q, ATHERTON D P. Linear feedback control analysis and design with MATLAB[M]. Philadelphia, USA: SIAM Press, 2007: 187-198.
- [15] ZHAO Junpeng, LIU Xinfu. Research on PID controller for hydraulic servo system based on LabVIEW[C]// International Conference on Fluid Power and Mechatronics. USA: IEEE, 2015: 1184-1187.

作者简介:

涂喻昕(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机控制。

马春香(1981—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:环控系统试验。

张贤锦(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:环控系统试验。

杨 蓓(1979—),女,硕士,副教授。主要研究方向:航空发动机控制。

王 云(1966—),男,博士,教授。主要研究方向:航空发动机。

(编辑:马文静)

(上接第 96 页)

- LIU Kang. Research on gravity fuel supply calculation of aircraft based on flowmaster[J]. Aircraft Design, 2019, 39(3): 48-51. (in Chinese)
- [13] 高泽海, 马存宝, 宋东. 基于 Flowmaster 的飞机燃油供油系统仿真研究[J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(5): 1703-1705, 1709.
GAO Zehai, MA Cunbao, SONG Dong. Research of aircraft fuel feeding system based on flowmaster simulation[J]. Computer Measurement & Control, 2015, 23(5): 1703-1705, 1709. (in Chinese)
- [14] 刘涛, 张明, 王广基. 基于 Flowmaster 的冷却系统仿真研究[J]. 中国工程机械学报, 2018, 16(2): 175-177, 182. (in Chinese)
- [15] 兰江, 朱磊, 赵竟全. 基于 Flowmaster 的多喷嘴射器建模与仿真[J]. 系统仿真学报, 2016, 28(2): 410-415.
LAN Jiang, ZHU Lei, ZHAO Jingquan. Modeling and simulation of multi-nozzle ejector based on Flowmaster[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(2): 410-415. (in Chinese)

作者简介:

温占永(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机燃油系统设计。

(编辑:马文静)