

文章编号: 1000-8055(2024)11-20220877-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220877

转输油模式对燃油箱热模型影响分析

王晨臣, 刘 伟, 潘 俊, 白文涛

(中国航空工业集团有限公司 金城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: 为研究飞行包线下飞机燃油箱燃油温度的变化情况, 基于 AMESim 仿真平台建立了燃油箱热模型, 以某飞行试验对应的边界条件为输入进行计算以验证模型的准确性, 在此基础上分析了暖天飞行任务及不同转输油模式下各燃油箱燃油温度变化规律。结果表明: 该仿真模型计算结果与飞行试验数据吻合良好, 满足适航符合性验证的精度要求; 在爬升和巡航阶段, 中部油箱燃油温度始终高于其他油箱, 机翼油箱由于外界环境的冷却作用燃油温度较低; 转输油模式对中部油箱和集油箱燃油温度变化影响较大, 在转输油模式 2 下各燃油箱燃油温度差异较转输油模式 1 更小。

关 键 词: 热模型; 飞行包线; AMESim 仿真; 适航; 转输油模式

中图分类号: V228.1⁺1

文献标志码: A

Influence of transfer mode on fuel tank thermal model

WANG Chenchen, LIU Yi, PAN Jun, BAI Wentao

(Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero Electromechanical System Integration,
Jincheng Nanjing Engineering Institute of Aircraft System,
Aviation Industry Corporation of China, Limited, Nanjing 211106, China)

Abstract: In order to study the fuel temperature change rule of aircraft fuel tank under the flight envelope, a fuel tank thermal model was established based on the AMESim simulation platform, and the boundary conditions corresponding to a flight experiment were used as input for calculation to verify the accuracy of the model. On this basis, the change rule of fuel temperature in each fuel tank under a hot day flight and different fuel transfer modes was analyzed. Results showed that the calculation results of this model were in good agreement with the flight experiment data, and met the accuracy requirements of airworthiness compliance verification; during the climbing and cruising stages, the fuel temperature in the middle fuel tank was higher than other fuel tanks; the wing tank fuel temperature was at a relatively low temperature due to the cooling effect of the external environment; the fuel transfer mode had a greater impact on the fuel temperature changes in the middle fuel tank and collection fuel tank, and the fuel temperature difference of each fuel tank in the fuel transfer mode 2 was smaller than that in the fuel transfer mode 1.

Keywords: thermal model; flight envelope; AMESim simulation; airworthiness;
fuel transfer mode

飞机燃油系统的起火爆炸是导致各类飞机失事的主要原因之一^[1-2]。1998 年, 美国航空规章管

理咨询委员会(Aviation Regulatory Advisory Committee, ARAC)调查发现: 近 40 年来发生过 16 起

收稿日期: 2022-11-16

作者简介: 王晨臣(1996—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事飞行器燃油系统、惰化系统研究。E-mail: 583812642@qq.com

通信作者: 潘俊(1981—), 男, 研究员, 硕士, 主要从事飞行器机电系统、燃油系统研究。E-mail: jay-pan@163.com

引用格式: 王晨臣, 刘伟, 潘俊, 等. 转输油模式对燃油箱热模型影响分析[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220877. WANG Chenchen, LIU Yi, PAN Jun, et al. Influence of transfer mode on fuel tank thermal model[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220877.

飞机燃油箱爆炸事故,造成了多达 530 余人的死亡^[3]。因此,飞机燃油箱的防火抑爆是当今各国适航管理当局重点关注内容,美国联邦航空局(Federal Aviation Administration, FAA)发布的 25 部 981 条款,目的就是为了降低燃油箱燃烧爆炸的发生概率。

目前适航 FAR/CCAR 25.981(Federal Aviation Regulations/Chinese Civil Aviation Regulations)条款规定:一架飞机上每一燃油箱的机队平均可燃性暴露时间均不得超过定义的可燃性暴露评估时间(FEET)的 3%^[4-5]。在适航符合性认证时,机队平均可燃性暴露时间的计算目前唯一认可的方法是借助于 FAA 提出的 Monte Carlo 评估模型,其需要用户提供准确的时间常数和平衡温差来反映燃油温度变化规律,对此常采用建立油箱热模型,并通过飞行试验数据验证的方法来获取准确的时间常数和平衡温差^[6]。

国内外对于油箱热模型的建模仿真已开展大量研究工作。Teare 等^[7]建立了一种瞬态油箱热模型,可单独分析油箱的壁面结构导热和内部换热。Wim 等^[8]基于有限差分原理建立了燃油箱瞬态热模型。German 等^[9]对比分析了是否考虑壁面传热的情况下,飞机燃油箱在任务飞行下燃油温度的变化差异。Wang 等^[10]对燃油箱气相、液相分别设置热节点,借助网格计算方法建立了油箱隔舱的传热模型。康振烨等^[11]基于 Matlab/Simulink 平台搭建了某客机燃油箱热模型,在 3 条不同的飞行任务包线下验证了仿真模型的准确性。吕亚国等^[12]基于热网络法建立了飞机燃油箱非稳态热分析模型,并将燃油箱热分析的边界扩展至燃油箱外。张瑞华等^[13]采用热网络法建立了油箱热模型,并在 Matlab/Simulink 软件平台上输入与飞行试验相对应的边界条件验证了模型可信度。

目前关于油箱热模型的研究多以 Matlab/Simulink 软件平台,或基于 C/C# 语言单独开发,这些方法对于简单的燃油系统来说,是一种有效的研究手段,然而对于布置复杂、油箱隔舱数量较多的系统,就存在着开发量大、交互性差等缺点。AMESim 作为一款成熟、先进的一维系统仿真建模软件,可完成多学科领域的融合建模仿真,其基于图形化的操作界面具有良好的交互性,可使设计人员更高效、准确地完成系统建模。目前已广泛应用于航空航天、汽车、重型设备等领域^[14-15]。

本文基于 AMESim 仿真平台,以某型飞机单侧燃油箱系统为研究对象,在必要的简化基础上,搭建多隔舱燃油箱热模型,以某飞行任务为边界条件进行仿真计算,并与飞行试验数据对比,验证所建立模型的准确性。在此基础上,计算分析某暖天飞行任务下各个燃油箱燃油温度的变化,以及转输油模式对各个燃油箱燃油温度变化的影响,计算结果可为设计人员分析飞行包线下燃油箱内燃油温度变化提供数据。

1 燃油箱热模型的建立

1.1 建模分析假设

某型飞机燃油箱系统左右油箱对称,因此仅对右侧燃油箱系统进行建模分析,其包括集油箱、中部油箱、内机翼油箱、外机翼油箱和通气油箱,如图 1 所示。通气油箱与外界大气连通,保持各个油箱内压力与外界大气压力维持在一定范围内。燃油由外机翼油箱输送到内机翼油箱,内机翼油箱和中部油箱输送到集油箱为发动机供油,在飞行过程中,集油箱始终处于满油状态。飞机燃油箱材质全部为铝合金,无惰化系统。

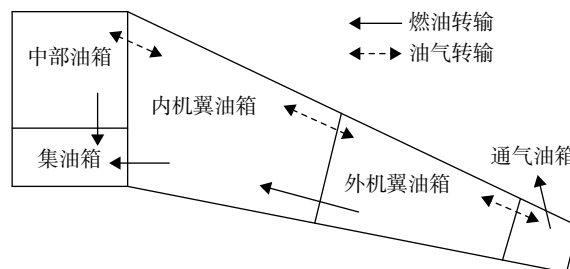


图 1 某型飞机燃油箱系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of an aircraft fuel tank system

飞机燃油箱热模型需考虑的热源包括:太阳辐射、地面辐射、机翼气动加热、燃油箱内燃油泵散热、液压系统散热、滑油系统散热、客舱热源、电子舱热源、环控系统向燃油散热等。利用集中参数法将各个燃油箱的各个壁面、燃油、油气空间定义为不同的节点,建立相邻节点之间的热传导、对流换热和热辐射换热关系。

由于实际传热过程非常复杂,为便于工程计算应用故作如下假设简化:

- 1) 将燃油视为理想不可压缩流体,不考虑燃油蒸发过程及燃油内气体的溶解溢出;
- 2) 忽略燃油箱内部的辐射换热;
- 3) 忽略燃油箱内隔板肋片引起的传热变化;

4) 燃油箱隔舱油量变化的计算不考虑加速度和飞行姿态的影响。

1.2 油箱节点换热关系

由于燃油和气体在隔舱内可以自由流动, 及飞行姿态变化和振动导致的热流混合, 可认为每个油箱隔舱内各处的燃油或气体温度无差异^[16]。因此对任一燃油箱进行节点划分, 包括上、下、左、右、前、后 6 个壁面温度节点, 燃油和上部气体空间节点; 分析各节点之间存在的换热关系, 包括: 燃油节点与气体节点之间的热传导和对流换热、燃油节点与壁面节点之间的热传导和对流换热, 气体节点与壁面节点之间的热传导和对流换热, 壁面节点与外部环境的热传导、对流换热和热辐射, 燃油节点与内热源之间的热传导和对流换热, 壁面节点与外热源之间的热传导和对流换热。

对每个节点 i , 分析上述存在的换热关系, 并建立非稳态换热平衡方程:

$$\rho_i c_{p_i} V_i \frac{dT_i}{dt} = Q_{\text{cond},i,j} + Q_{\text{conv},i,j} + Q_{\text{rad},i,j} + Q_{\text{gen},i} \quad (1)$$

式中 T_i 为节点 i 的瞬时温度; ρ_i 为节点 i 的密度; c_{p_i} 为节点 i 的比热容; V_i 为节点 i 的体积; $Q_{\text{cond},i,j}$ 为节点 i 与相邻节点 j 的热传导; $Q_{\text{conv},i,j}$ 为节点 i 与相邻节点 j 的对流换热; $Q_{\text{rad},i,j}$ 代表节点 i 与相邻节点 j 的热辐射; $Q_{\text{gen},i}$ 代表节点 i 的自身生热。

对于热传导

$$Q_{\text{cond},i,j} = \frac{\lambda A}{l} (T_i - T_j) \quad (2)$$

式中 λ 为导热系数; A 为换热面积; l 为特征长度; T_i 为节点 i 的温度; T_j 为节点 j 的温度。

对于对流换热

$$Q_{\text{conv},i,j} = hA (T_i - T_j) \quad (3)$$

式中 h 为表面传热系数, 工程上主要通过下式进行计算:

$$h = C \frac{\lambda}{l} (Gr \cdot Pr)^n \quad (4)$$

式中 C 为常数; Gr 为格拉晓夫数; Pr 为普朗特数; n 为指数, 其中常数 C 和指数 n 的取值根据查阅传热学确定^[17]。

1.3 边界条件

1.3.1 气动加热

对于机翼表面的气动加热, 由于空气是黏性流体, 如果不存在热交换, 则机翼上、下表面温度

将等于气体滞止温度, 而实际机翼上、下表面达不到该温度, 而是略低于气体滞止温度。该温度被称为恢复温度 T_r 。恢复因数 r 定义为

$$r = \frac{T_r - T}{T^* - T} \quad (5)$$

式中 T 为机翼附近环境温度; T^* 为气体滞止温度; T_r 为恢复温度;

理论和试验表明, 对于空气, 可近似根据普朗特数 Pr 进行计算, 层流时: $r = Pr^{1/2} = 0.85$; 湍流时: $r = Pr^{1/3} = 0.896$ ^[18]。

1.3.2 辐射换热

在实际飞行过程中, 机翼上表面会吸收太阳辐射; 在靠近地面时, 机翼下表面会吸收地面辐射, 当距地面较高时, 地面辐射经大气吸收、反射等, 使得机翼下表面吸收得到的地面辐射量很小, 此时可忽略不计。

忽略机翼上、下表面弧度, 由于漫射性质, 认为机翼上、下表面的定向辐射率为常数。此时根据能量守恒可得

$$\alpha E = Q + E(T) \quad (6)$$

式中 α 为机翼上表面对太阳辐射的吸收率, 对于涂白漆的金属壁面, α 可取 0.21^[17]; E 为太阳辐射强度, 在海平面时约为 1 135 W/m²; 在高空时约为 1 335 W/m²^[19]; Q 为机翼上表面与附近大气的对流换热量; $E(T)$ 为机翼上表面向大气环境的辐射量。

机翼上表面向大气环境的辐射量可由式(7)计算:

$$E(T) = e\sigma T_w^4 \quad (7)$$

式中 $e=0.96$ 为机翼上表面的辐射率; σ 为斯特藩-玻耳兹曼常数; T_w 为机翼上表面温度。

1.4 搭建油箱热模型

基于上述建模假设、换热关系, 在 AMESim 仿真平台搭建燃油箱热模型, 其建模思路如图 2 所示。分别搭建每个燃油箱换热模型, 包括燃油、油气和 6 个壁面节点, 然后连接设置各个油箱之间的换热关系; 最后设置全局参数, 包括飞行包线、外界环境大气参数、燃油和空气物性参数。AMESim 油箱热模型框架如图 3 所示。

对于油箱元件模型设置燃油箱初始载油量和燃油转输速率, 可模拟飞行包线内各个油箱剩余油量的实时变化; 根据设置好的 tank shape 文件和 tank shape information 文件, 由燃油箱元件模型端口 6 输出燃油箱每个壁面的干、湿面积在飞行

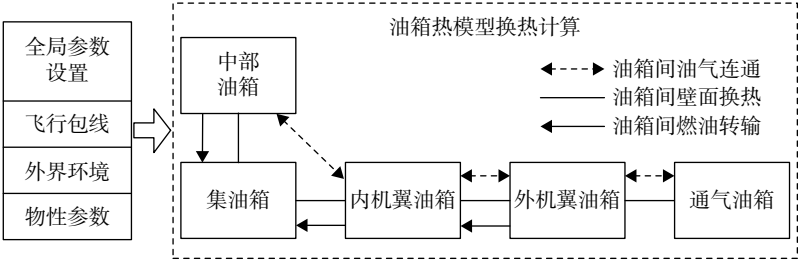


图 2 基于 AMESim 的燃油箱热模型建模流程

Fig. 2 Fuel tank thermal model modeling process based on AMESim

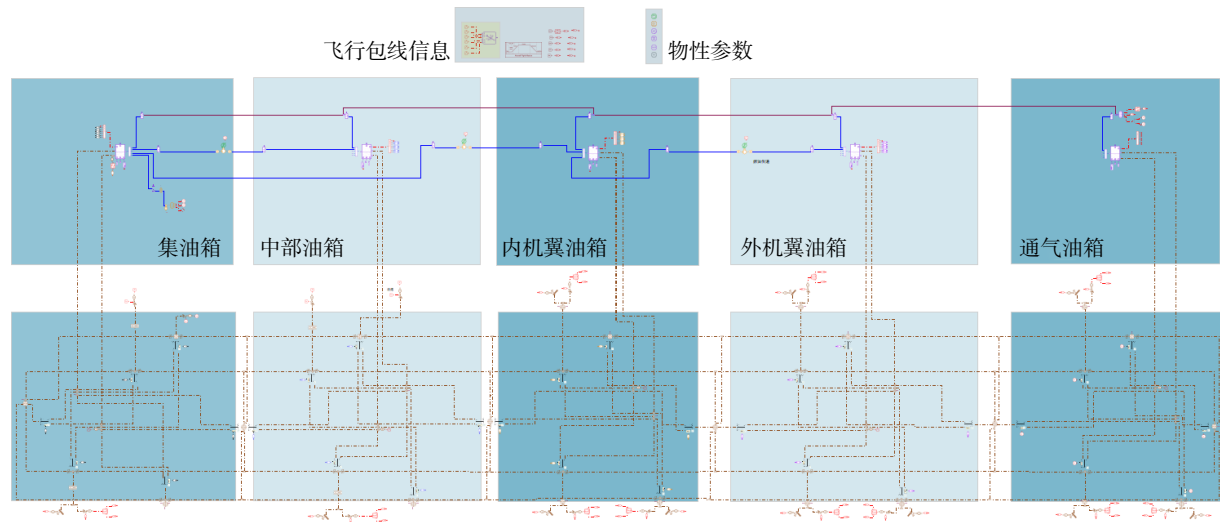


图 3 基于 AMESim 建立的燃油箱热模型

Fig. 3 Fuel tank thermal model established based on AMESim

包线内实时变化,然后在各个油箱壁面子模型中分别计算干、湿面积与油气空间节点、燃油节点的换热量;计算油气空间节点、燃油节点与 6 个壁面的总换热量,然后通过端口 7、8 输入到燃油箱子模型,最终计算得到各个燃油箱内油气空间、燃油温度在飞行包线内的实时变化。

2 燃油箱热模型验证及计算分析

2.1 燃油箱热模型验证

FAA 发布的咨询通告 AC25.981-2A 中规定了燃油箱热模型计算误差的要求:燃油温度计算误差超过 1.67 K 的时间段不能超过 5 min 或者计算结果比试验值高^[16]。本文以满足该咨询通告的精度要求作为油箱热模型可信度判别的标准。

选取某标准天长航程飞行任务对油箱热模型进行仿真验证。飞行任务分为 3 个阶段:前 65 min 为起飞前准备阶段;65~265 min 为爬升和巡航阶段;265~290 min 为下降阶段。飞行任务中飞行高度和大气总温变化如图 4 所示。

在该标准天长航程飞行任务下对油箱热模型

展开计算,得到中部油箱燃油温度随时间变化与飞行试验数据对比如图 5 所示。

由图可知,仿真计算结果与飞行试验数据在整个飞行包线内变化趋势基本相同,吻合度较高。在起飞前准备阶段、爬升和巡航阶段仿真结果略高于飞行试验数据,最大相差不超过 1.5 K;在下降阶段,仿真结果略低于飞行试验数据,最大相

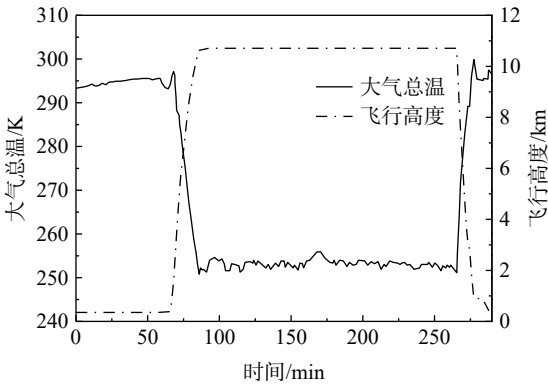


图 4 标准天长航程下飞行高度和大气总温变化

Fig. 4 Change of flight altitude and total atmospheric temperature under long range and on an international standard atmosphere day

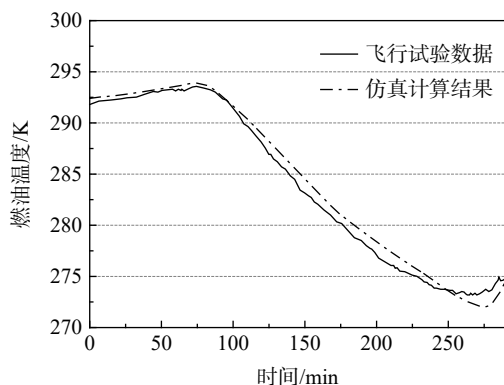


图 5 中部油箱燃油温度计算值与飞行试验值对比

Fig. 5 Comparison between calculated results of fuel temperature in center tank and flight experimental data

差 1.7 K, 但相差超过 1.67 K 的时间段不超过 1 min。因此, 本文基于 AMESim 平台建立的燃油箱热模型具有较高的可信度, 满足适航符合性验证对燃油箱热模型计算精度的要求。

2.2 转输油模式对各油箱燃油温度影响分析

为了分析转输油模式对燃油箱温度变化的影响, 本文设计下列两种转输油模式: ①外机翼燃油箱转输到内机翼燃油箱, 内机翼燃油箱和中部燃油箱转输到集油箱, 如图 1 所示; ②外机翼燃油箱转输到内机翼燃油箱, 然后转输到中部燃油箱, 最后转输到集油箱, 如图 6 所示。在某暖天(地面大气温度应高于 26.7 °C)飞行任务下对燃油箱热模型进行计算, 这里地面大气温度取 30 °C, 飞行包线高度变化如前所述, 初始时刻中部油箱和内、外机翼油箱初始载油量均为 80%, 计算得到各个油箱燃油温度变化如图 7 和图 8 所示。

根据计算结果可知, 在不同转输油模式下, 内、外机翼燃油箱在整个飞行包线内温度变化较大, 在起飞前准备阶段和下降阶段后半段高于集油箱和中部油箱, 而在爬升和巡航阶段, 及下降阶段前半段低于集油箱和中部油箱。

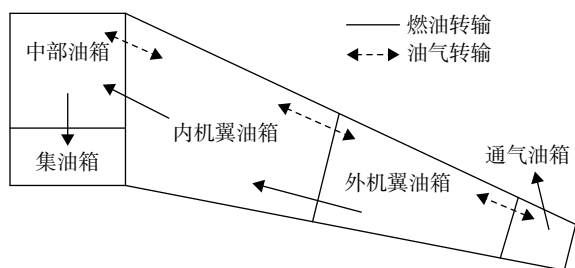


图 6 转输油模式 2 示意图

Fig. 6 Schematic diagram of fuel transfer mode 2

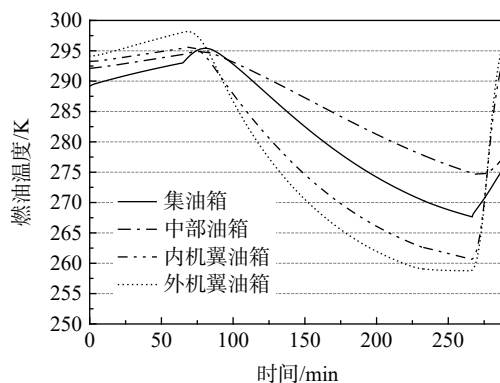


图 7 转输油模式 1 下各个油箱燃油温度变化

Fig. 7 Change rule of fuel temperature in each fuel tank under fuel transfer mode 1

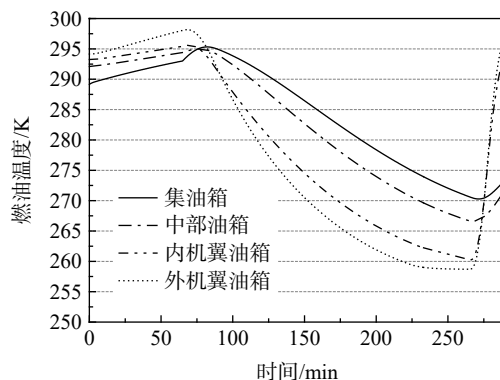


图 8 转输油模式 2 下各个油箱燃油温度变化

Fig. 8 Change rule of fuel temperature in each fuel tank under fuel transfer mode 2

这是由于在起飞前准备阶段, 机翼油箱温度吸收更多的太阳辐射和地面辐射, 因此燃油温度高于中部油箱和集油箱; 而在爬升和巡航阶段, 及下降阶段前半段, 机翼油箱由于与外界环境对流换热占据主导地位, 因此其燃油温度相比中部油箱和集油箱要低得多, 最大相差超过 20 K; 在下降阶段后半段, 由于机翼油箱燃油耗尽, 此时燃油温度近似为气体空间温度, 其随着外界环境温度的上升而迅速增加。

由于内、外机翼油箱在爬升和巡航阶段燃油温度低于燃油闪点下限, 其被认为是不可燃的, 因此对该油箱的可燃性暴露评估仅需定性分析; 而集油箱、中部油箱燃油温度较高, 在进行可燃性暴露评估时需进行定量分析, 故这里对两种转输油模式下集油箱、中部油箱燃油温度变化进行对比分析, 如图 9 和图 10 所示。

由图 7 和图 8 可知, 相比转输油模式 1, 转输油模式 2 下各个油箱燃油温度差异较小, 这是由于爬升和巡航阶段, 内、外机翼燃油温度较低, 其

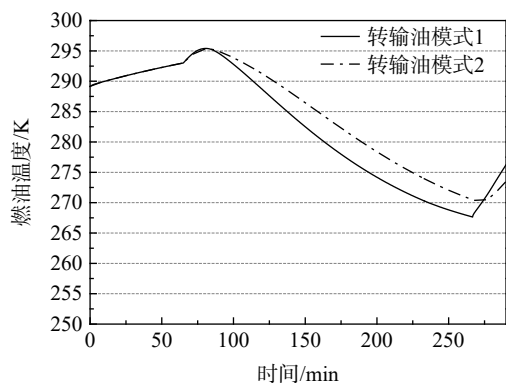


图 9 不同转输油模式下集油箱燃油温度变化对比

Fig. 9 Comparison of fuel temperature variation in collector tank under different transfer modes

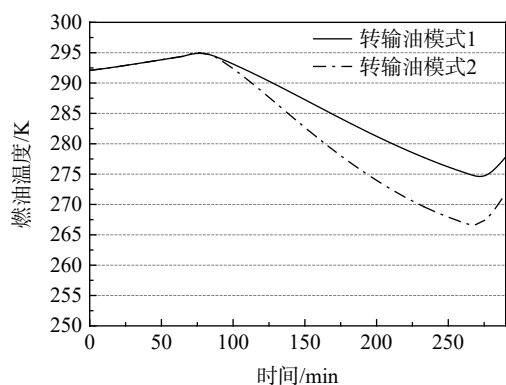


图 10 不同转输油模式下中部油箱燃油温度变化对比

Fig. 10 Comparison of fuel temperature variation in center tank under different transfer modes

流经中部油箱时,与中部油箱高温燃油混合起到了冷却作用,由图 10 可知,转输油模式 2 下中部油箱燃油温度较转输油模式 1 最大可降低 8 K;而由于转输到集油箱的燃油经中部油箱时吸收了一部分热量,因此转输油模式 2 下集油箱较转输油模式 1 有所升高,由图 9 可知最大升高不超过 4 K。总体而言,转输油模式 2 下可在爬升和巡航阶段有效降低中部燃油箱燃油温度,使得各个燃油箱温度分布更加均匀。

3 结 论

基于 AMESim 平台建立了某飞机燃油箱热模型,通过飞行试验数据验证了热模型的准确性,然后对某暖天飞行任务下各个燃油箱燃油温度变化,以及不同转输油模式对各个燃油箱燃油温度变化影响进行了计算分析,结论如下:

- 1) 本文所建立的燃油箱热模型具有较高的可信度,满足适航符合性验证对计算精度的要求。
- 2) 内、外机翼燃油箱在起飞前准备阶段和下

降阶段后半段高于集油箱和中部油箱,而在爬升和巡航阶段,及下降阶段前半段低于集油箱和中部油箱,最大相差超过 20 K。

3) 在爬升和巡航阶段,机翼燃油箱燃油温度低于燃油闪点下限,对其可燃性暴露评估仅需定性分析;而集油箱、中部油箱燃油温度介于燃油闪点上下限范围内,在进行可燃性暴露评估时需进行定量分析。

4) 相较于转输油模式 1,转输油模式 2 下各个燃油箱燃油温度差异更小,其中部油箱燃油温度较转输油模式 1 最大可降低 8 K,集油箱较转输油模式 1 升高不超过 4 K。

参考文献:

- [1] MANATTSA. Fuel tank inerting system: US4556180[P]. 1985-12-03.
- [2] 刘小芳, 刘卫华. 飞机供氧和燃油箱惰化技术概况[J]. 北华航天工业学院学报, 2008, 18(3): 4-7.
LIU Xiaofang, LIU Weihua. Outline of airborne oxygen supplied and its fuel tanks inerted[J]. Journal of North China Institute of Aerospace Engineering, 2008, 18(3): 4-7. (in Chinese)
- [3] Aviation Rulemaking Advisory Committee (ARAC). Fuel tank harmonization working group task group 1, Service history/fuel tank safety level assessment[R]. Washington DC, US: Aviation Rulemaking Advisory Committee (ARAC), 1998.
- [4] Federal Aviation Administration. Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes: FAA-14 CFR Parts 25[S]. Washington DC, US: Federal Aviation Administration, 2008: 296-303.
- [5] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011: 243-250.
Civil Aviation Administration of China. Chinese Civil Aviation Regulations Part 25 Airworthiness Standards for Transport Category Airplanes: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011: 243-250. (in Chinese)
- [6] 郭军亮, 周宇穗, 王澍, 等. 飞机燃油箱可燃性定量分析的燃油箱热参数计算方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2011(3): 20-22.
GUO Junliang, ZHOU Yusui, WANG Shu, et al. Study of fuel tank thermal data calculating method for Aircraft fuel tank flammability quantitative analysis[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2011(3): 20-22. (in Chinese)
- [7] TEARE D, KUBIK D. Integrated cryo-tank thermodynamic analysis method: AIAA 90-5214 [R]. St Louis, US: AIAA, 1990.
- [8] WIM F F, MATHEWST E H. Transient thermal analysis of a PBMR spent fuel tank using finite differences[J]. Research and Development Journal, 2004, 20(2): 8-15.
- [9] GERMAN B J. Tank heating model for aircraft fuel thermal systems with recirculation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(1): 204-210.
- [10] WANG Ri, DONG Sujun, MENG Fanchao, et al. A shortcut method for solving long-term thermal dynamic analysis of aircraft fuel tank by thermal node network analysis and OpenFOAM software[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2018, 10(11): 1-8.
- [11] 康振烨, 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)
- [12] 吕亚国, 任国哲, 刘振侠, 等. 飞机燃油箱热分析研究[J]. 推进技术, 2015, 36(1): 61-67.
- LV Yaguo, REN Guozhe, LIU Zhenxia, et al. Thermal analysis of fuel tank for aircraft[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(1): 61-67. (in Chinese)
- [13] 张瑞华, 刘卫华. 飞机燃油温度仿真及应用[J]. 航空动力学报, 2020, 35(10): 2089-2096.
- ZHANG Ruihua, LIU Weihua. Simulation and application of aircraft fuel temperature[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(10): 2089-2096. (in Chinese)
- [14] 余佑官, 龚国芳, 胡国良. AMESim 仿真技术及其在液压系统中的应用[J]. 液压气动与密封, 2005, 25(3): 28-31.
- YU Youguan, GONG Guofang, HU Guoliang. Simulation technique of AMESim and its application in hydraulic system[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2005, 25(3): 28-31. (in Chinese)
- [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 & Technology, 2017, 28(7): 68-72. (in Chinese)
- [16] Federal Aviation Administration. Fuel tank flammability reduction means: Advisory Circular No. 25.981-2A[S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2008: 11-12.
- [17] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 3 版. 北京: 高等教育出版社, 1998.
- YANG Shiming, TAO Wenquan. Heat transfer[M]. 3rd ed. Beijing: Higher Education Press, 1998. (in Chinese)
- [18] 寿荣中, 何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- SHOU Rongzhong, HE Huishan. Spacecraft optimal control theory and method[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004. (in Chinese)
- [19] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第 15 册 生命保障和环控系统的设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999: 8-9.
- Aircraft Design Manual Total Editorial Committee. Aircraft design manual: Volume 15 Aircraft design manual-life support and environmental control system design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1999: 8-9. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)