文章编号:1000-8055(2020)10-2089-08 doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.10.008

飞机燃油温度仿真及应用

张瑞华，刘卫华
(南京航空航天大学 航空学院
飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室，南京 210016)

摘　　要：为研究飞行过程中燃油温度变化规律，采用热网络法建立油箱热模型，并在 Matlab/Simulink 软件平台上输入与飞行试验相对应的边界条件以验证模型可信度，在此基础上，分析了整个航程中各油箱隔舱燃油温度的变化规律。结果表明：该计算方法和仿真模型具有较高的可信度，试验值与计算值两者误差超过 1.67 K 的时间段中，模拟温度比试验温度高；多数航段内机身油箱燃油温度处于高位，为适航符合性审定重点关注对象，代表着整个燃油箱系统的可燃性暴露时间水平，以巡航结束阶段为例，标准天长航程下机身油箱燃油温度比机翼油箱燃油温度平均高出 25 K，标准天短航程下机身油箱燃油温度比机翼油箱燃油温度平均高出 7 K，热天短航程下机身油箱燃油温度比机翼油箱燃油温度平均高出 12 K；机翼油箱燃油温度在飞机下降阶段回升幅度较大，其可燃性暴露时间主要集中在航程结束阶段。

关　键　词：油箱热模型；热网络；燃油温度；Simulink 建模；动态仿真
中图分类号：V228　　**文献标志码**：A

Simulation and application of aircraft fuel temperature

ZHANG Ruihua, LIU Weihua
(Key Laboratory of Aircraft Environmental Control and Life Support,
Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerosapce Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study the fuel temperature change rule during flight, a thermal network method was adopted to establish a thermal model of the fuel tank, and the boundary conditions corresponding to the flight experiment were input into Matlab/Simulink software platform to verify the credibility of the model. Based on that, the change rule of fuel temperature in each tank compartment throughout the voyage was analyzed. Results showed that the calculation method and simulation model had high credibility; when the error between the experimental value and the calculated value exceeded 1.67 K, the simulated temperature was higher than the experimental temperature. The fuel temperature in the fuselage tank was high in most sections, representing the flammability exposure time level of the entire fuel tank system as the focus of attention for airworthiness compliance certification. Taking the cruise end stage as an example, the fuel temperature of the fuselage tank was 25 K higher than the wing tank fuel temperature on the standard long-range flight, the average tempera-

收稿日期:2020-03-27
基金项目:国家自然科学基金民航联合基金(U1933121)；江苏省科研与实践创新计划(KYCX19_0198)；
中央高校基本科研业务费专项资金(NC2020001)；江苏高校优势学科建设工程
作者简介:张瑞华(1997－)，女，博士生，主要从事运输类飞机适航技术研究。
通信作者:刘卫华(1965－)，男，教授、博士生导师，博士，主要从事飞行器环境与生命保障工程、飞行器燃油系统研究。
E-mail:lwh@nuaa.edu.cn

引用格式: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.

ture was 7 K higher on the fuselage tank fuel temperature than the wing tank, the hot day was shorter during the voyage, and the fuel temperature of the fuselage tank was 12 K higher than that of the wing tank. The fuel temperature of the wing fuel tank rebounded greatly during the descent phase of the aircraft, and its flammability exposure time was mainly concentrated at the end of the voyage.

Key words: fuel tank thermal model; thermal network; fuel temperature; Simulink modeling; dynamic simulation

油箱燃爆是当今世界航空安全主要威胁之一,它已引起世界各国适航管理当局的广泛关注[1-4],为保证飞行安全,FAA(Federal Aviation Administration,美国联邦航空局)已多次发布适航规章、修正案和咨询通告,提出了严格限制飞机机队平均可燃性暴露时间、降低油箱燃爆发生概率的适航要求。

所谓的"飞机机队平均可燃性暴露时间"是指一个机型的机队在世界范围内运行中各航段距离上燃油箱空余空间处于可燃状态的时间,在适航符合性认证要求中,它需借助于 Monte Carlo 评估模型,通过累积出任意航程中油箱内燃油温度落入可燃界限范围内的时间来求取,而掌握适航指定航程中的燃油温度变化规律则是正确应用 Monte Carlo 评估模型的基础,因此,开展燃油温度变化规律研究将是适航符合性认证中不可或缺的环节。

总体而言,获取燃油温度变化规律的方法有飞行实测法和理论分析法两类[5-9],虽然飞行实测法可以获得相对精确的燃油温度变化曲线,但由于飞行实测费用高、周期长,且不同类型飞机所获取的实测数据各不相同,因此,该方法并不具备普适性,在适航认证中,常用来验证理论分析法的可信度;理论分析法则是基于能量守恒原理,建立燃油箱热力学模型,并在模型中充分考虑影响燃油温度变化的各种因素,显然,该方法可有效地降低了评估费用、缩短了评估周期,且具备良好的普适性,但它也存在可信度不足等问题;无疑,采用理论建模与实测数据验证相结合的科学方法来开展飞行过程中油箱热力状态分析,获取准确的燃油温度变化规律,对于适航认证工作而言将是必要的。

事实上,国内外学者对于采用理论分析法来获取燃油温度变化规律已有相关研究,如:Glickstein 等提出了一种评估飞机热系统概念的建模工具,并应用其对未来高速军用飞机综合热管理系统开展设计[10];German 考虑了油箱壁面的总传热量,采用了热平衡微分方程来计算燃油温度随时间的变化情况[11];Zhang 等则利用热量平衡方法建立了燃油传热数学模型,并基于 C 软件程序求解了超声速巡航状态下油箱中燃油温度变化规律[12];Wang 等针对飞机油箱热动力学问题,采用气相、液相热节点,借助网格计算法解决了油箱舱内的传热问题[13];李彦江等建立了飞机燃油系统的仿真模型,开展了稳态和动态分析[14-15];徐志英等通过对燃油系统关键部件建模,预测了不同工况下换热器前端燃油入口温度和进入飞机发动机前燃油温度的变化规律[16]等等。然而,总体来看,国内外目前针对燃油温度变化规律的研究,尤其是针对民机多隔舱燃油箱,如何建立通用数学模型以获取满足适航认证要求的燃油温度变化规律则鲜有报道。

本文基于适航认证需要,对实际某型飞机燃油箱系统展开必要的简化,以其单侧多隔舱燃油箱布局为研究对象,就油箱隔舱进行计算节点划分,采用热网络法建立各隔舱间的热量传递关系,依据节点间表面传热系数和面积确定其热阻,并在 Matlab/Simulink 软件平台上搭建仿真计算模型;为验证该计算模型的可信度,就特定飞行包线下外翼油箱隔舱中的燃油温度变化规律开展了分析计算,并以计算数据与试验数据误差超过 1.67 K 的时间段持续时间不超过 5 min 或模拟温度比试验温度高作为可信度判别条件;在计算模型得以验证的基础上,分析了飞行过程中各油箱隔舱燃油温度变化特点,获得了几点有益的结论。

本文研究成果可为适航取证工作开展提供相关指导。

1 油箱数学模型及简化

某型飞机燃油箱系统由左、右机翼燃油箱和中央翼燃油箱组成,其中:所有油箱左右对称,均采用传统的铝合金整体油箱结构;其机翼油箱包含 20 条肋,从中央翼 1 号肋一直延伸至外翼的 20 号肋;1 号肋和 10 号肋均为半密封肋,使得燃

油可以从外翼部分自由流动到内翼部分,而内翼部分的燃油不能回流至外翼部分;集燃油箱布置在中央翼 1 号展向梁和后梁之间。该实际油箱系统右侧的简化结构如图 1 所示。

由图 1 可见,该飞机实际燃油箱系统可以划分为:集油箱(collector tank),中部隔舱(center tank),机翼油箱和通气油箱(vent tank),其中,集油箱和中部隔舱位于机身内部,机翼油箱则由外翼内隔舱(inboard tank)和外翼外隔舱(onboard tank)组成,通气箱与大气连通。正常状态下,集油箱始终处于满油状态,通气油箱始终处于无油状态,其他油箱载油量则与初始载油率、航程、耗油顺序等因素有关,常处于部分载油状态。

为了方便计算方法可信度验证,如图 1 所示,燃油箱内还布置有多个燃油温度传感器、气相空间温度传感器和壁面温度热电偶传感器。

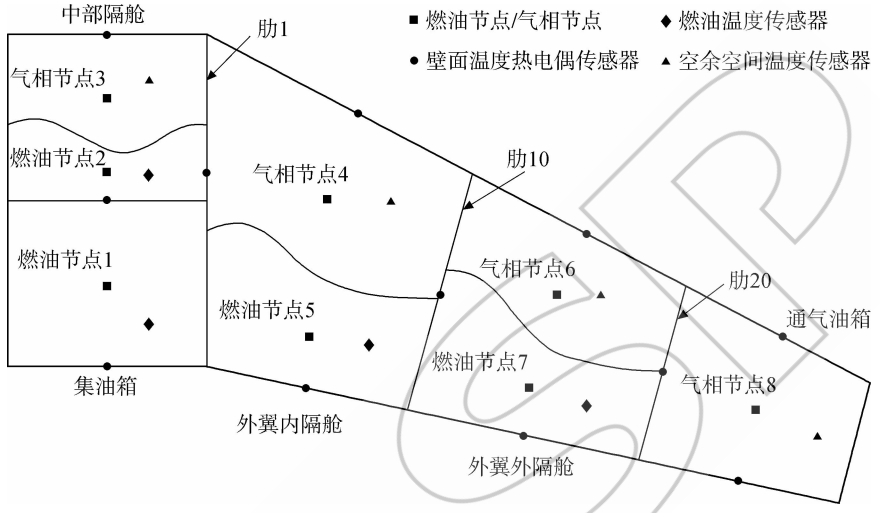

图 1　油箱结构示意图

Fig. 1　Structure diagram of fuel tank

2　油箱热力学模型的建立

2.1　节点划分及热网络

在建立油箱热力学模型中,本文还做出了如下假设:①将燃油箱壁面视之为热力学分析边界,并以油箱壁面条件作为边界条件;②飞行过程中燃油箱内外壁温差较小,故忽略其温差影响;③通气系统主要是在上升阶段和下降阶段对燃油箱内油气温度有一定的影响,而对燃油节点影响不大,故不考虑通气系统的影响;④燃油蒸发量较小,对燃油温度影响甚微,故不考虑燃油蒸发。

由于在相邻半密封肋之间燃油不仅可以自由流动,而且结构振动等因素还将诱发热流和质量流的混合,使得隔舱内燃油温度基本一致,因此,可直接以密封肋和半密封肋作为油箱隔舱计算节点的边界,并可采用热阻来建立各节点之间的换热关系(导热、对流换热、热辐射),如图 2 所示。

假设节点产热量或散热量为 Q,周围邻近节点温度分别为 T_f、T_b、T_u、T_d、T_l、T_r,对应热阻分别为 R_f、R_b、R_u、R_d、R_l、R_r,则需计算的节点温度 T 为

$$T=\frac{\dfrac{T_f}{R_f}+\dfrac{T_b}{R_b}+\dfrac{T_u}{R_u}+\dfrac{T_d}{R_d}+\dfrac{T_l}{R_l}+\dfrac{T_r}{R_r}-Q}{\dfrac{1}{R_f}+\dfrac{1}{R_b}+\dfrac{1}{R_u}+\dfrac{1}{R_d}+\dfrac{1}{R_l}+\dfrac{1}{R_r}} \tag{1}$$

通过燃油或气相空间与壁面的对流换热关系,可以得到关于燃油温度和气相空间温度的方程组,确定热阻和边界条件(即壁面温度),求解方程组,即可获得燃油温度分布。

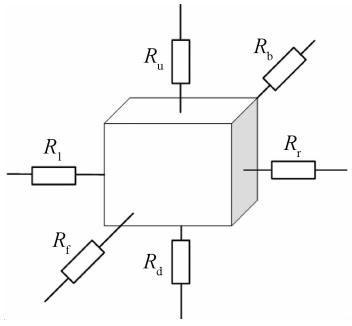

图 2　节点热阻示意图

Fig. 2　Schematic diagram of node thermal resistance

2.2　节点热阻与表面传热系数

对于节点间对流换热而言,其热阻如式(2)所示

$$R = \frac{1}{hA} \tag{2}$$

式中 h 为表面传热系数，A 为换热面积。

表面传热系数 h 可由努塞尔数 Nu 求得，两者的换算关系如式(3)所示

$$Nu = \frac{hL}{\kappa} \tag{3}$$

式中 L 为特征长度，κ 为导热系数。

工程上，表面传热系数通常表示为

$$h = C\frac{\kappa}{L}(Gr \cdot Pr)^n \tag{4}$$

式中 C 为常数，Gr 为格拉晓夫数，Pr 为普朗特数，n 为指数。

根据《Principles of Heat Transfer》[17] 及 SAE(Society of Automotive Engineers)的《Aerospace Applied Thermodynamics Manual》[18]，各参数的取值如下：在竖壁板自然对流换热的情况下，层流时，$C=0.59$，$n=1/4$；湍流时，$C=0.13$，$n=1/3$。在水平板自然对流换热的情况下，热面向上，层流时，$C=0.54$，$n=1/4$；湍流时，$C=0.14$，$n=1/3$，热面向下，$C=0.27$，$n=1/4$。

2.3 边界条件

壁面边界条件受燃油箱布局及其周围环境的影响，如：地面停机时，机翼油箱受到太阳辐射和地面辐射的影响；飞行时，除太阳辐射外，还需考虑气动加热对上壁面影响等等。

2.3.1 气动加热

对于气动加热，现普遍观点为：在 $Ma<2$ 的飞行环境下，其壁面温度为边界层的滞止温度 T_r。

恢复因数 r 定义为

$$r = \frac{T_r - T}{T^* - T} \tag{5}$$

式中 T^* 为飞机蒙皮驻点温度，K；T 为周围大气温度，K；T_r 为滞止温度，K。

理论和试验均表明，对于普朗特数 Pr 接近于 1 的气体，可近似地认为：层流时 $r=Pr^{1/2}=0.85$，湍流时 $r=Pr^{1/3}=0.896$。

驻点温度 T^* 计算式为

$$T^* = T\left(1+\frac{k-1}{2}Ma^2\right) \tag{6}$$

2.3.2 太阳辐射与地面辐射

假设太阳辐射始终垂直于机翼表面，机翼表面具有漫射性质，并且机翼蒙皮上温度分布均匀，根据能量守恒原理

$$\alpha I = Q + I(T) \tag{7}$$

式中 α 为机翼上表面对太阳的吸收率，α 取 0.21；I 为太阳辐射强度，在海平面太阳辐射强度大约为1135.0 W/m^2，在高空太阳辐射强度大约为1335.0 W/m^2；Q 为机翼上蒙皮与周围大气的对流换热；$E(T)$为机翼上表面与外界的辐射量。

机翼上蒙皮与周围大气的对流换热 Q

$$Q = h(T_w - T_s) \tag{8}$$

式中 h 为机翼上表面与空气之间的表面传热系数；T_s 为周围环境温度，K；T_w 为机翼上表面温度，K。

机翼上表面对外界的辐射量

$$I(T) = \varepsilon\sigma T_w^4 \tag{9}$$

式中 ε 为机翼上表面的辐射率，0.96；σ 为斯忒藩-玻耳兹曼常数，5.67×10^{-8} W/(m^2 · K)；将式(8)和式(9)代入式(7)，即有

$$\alpha I = h(T_w - T_s) + \varepsilon\sigma T_w^4 \tag{10}$$

其中表面换热系数 h 表示为

$$h = \frac{Nu\kappa}{L} = \frac{0.664\kappa Re^{1/2}Pr^{1/3}}{L} \tag{11}$$

式中 L 为特征长度；κ 取 2.0×10^{-2} W/(m · K)；Pr 取 0.72；地面停机时，机外风速可按自然风速 1～3.5 m/s 选取。

2.4 燃油箱热力学模型

在 Matlab/Simulink 软件中，搭建燃油箱热力学模型，其建模思路与模型框架见图 3、图 4。

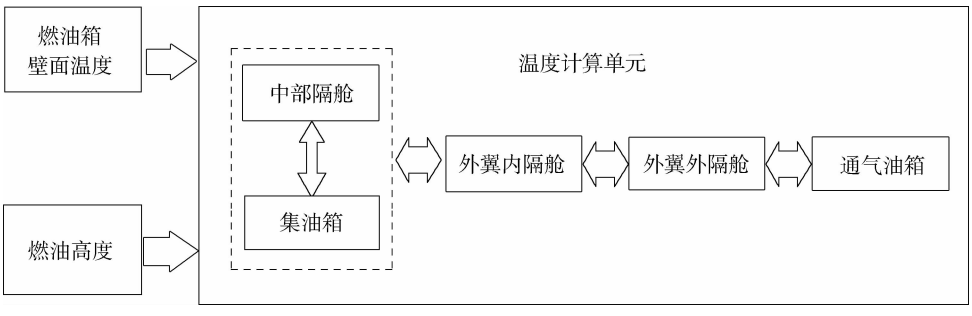

图 3 基于 Simulink 的油箱建模流程

Fig. 3 Fuel tank modeling process based on Simulink

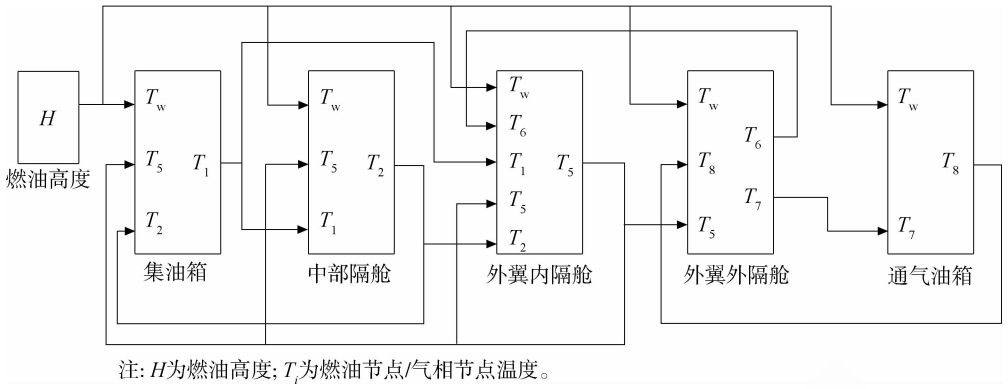

图 4　基于 Simulink 的油箱热力学模型框架

Fig. 4　Fuel tank thermodynamic model framework based on Simulink

实际计算中，可根据各隔舱尺寸、燃油消耗顺序以及总的燃油消耗量，拟合出飞机在整个飞行过程中各隔舱载油量变化，并将其输入至温度计算模块中，即可进行相关节点温度的计算。

3　模型验证与计算分析

3.1　燃油消耗顺序

本文中，3 类油箱的初始载油率相同，燃油消耗依照线性规律，发动机启动后，首先消耗中部隔舱燃油，当中部隔舱燃油部分消耗后，外翼外隔舱燃油开始消耗，中部隔舱燃油耗尽时，外翼内隔舱开始消耗，具体如图 5 所示。

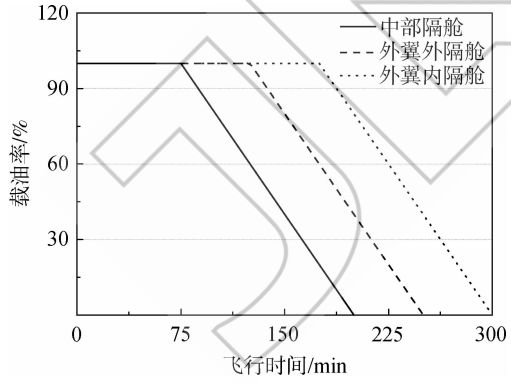

图 5　燃油消耗顺序

Fig. 5　Fuel consumption sequence

3.2　模型验证

适航标准对燃油温度的仿真要求为：误差超过 1.67 K 的时间段不能超过 5 min 或者模拟温度比试验温度高。本文以此作为模型可信度判别标准。

飞行任务中飞行高度和大气总温的变化规律如图 6 所示，为了便于后续分析，本文将整个航程划分为 3 个阶段，即：地面准备与滑行阶段，0～65 min；爬升与巡航阶段，65～265 min；下降阶段，265～290 min。

这里以外翼内隔舱油箱为例，其燃油温度计算结果与实测结果的比较如图 7 所示。由图可知，两者变化趋势完全一致、且吻合度较高。实测

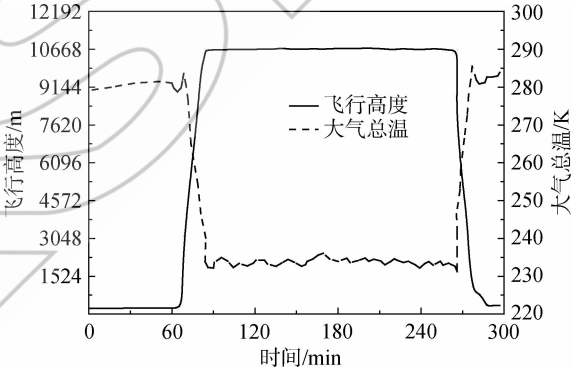

图 6　飞行高度和大气总温的变化规律(标准天长航程)

Fig. 6　Change rule of flight altitude and total atmospheric temperature (long range, international standard atmosphere)

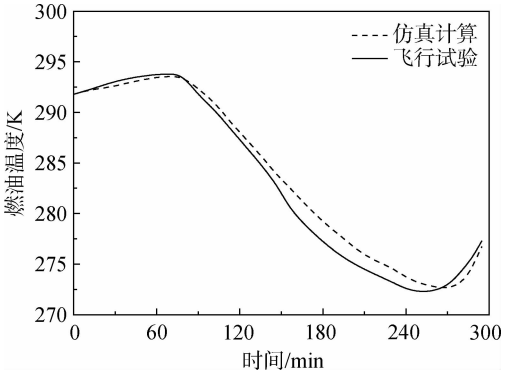

图 7　外翼内隔舱燃油温度计算结果与试验数据对比

Fig. 7　Comparison between calculated results of fuel temperature in inner compartment tank of outer wing and experimental data

值在巡航阶段有小幅波动，而仿真结果过滤掉了这些波动，同时在 154～193 min，两者误差最高达到了 1.98 K，但此时为仿真计算温度高于飞行实测值，它使得评估结果偏于安全，亦为适航认证所许可，而其余时段两者误差均在 1.67 K 规定范围内，由此可见，本文所建立的热力学模型真实可信，可用于适航符合性评估过程中。

3.3 燃油温度变化规律分析

以标准天长航程为例，具体分析各阶段飞机燃油温度变化规律。

地面准备与滑行阶段各隔舱内燃油温度变化规律如图 8 所示。由图可见，集油箱内燃油温度和中部隔舱油箱温度逐渐升高，而机翼油箱燃油温度基本恒定。这是因为：布置在集油箱内燃油泵等设备放出热量，使得集油箱内燃油温度由 292.33 K 升高至 294.6 K；而中部隔舱的温升则来源于其周围设备舱和上方客舱的输入热量；机翼油箱上壁面虽然受到了太阳辐射影响，但总热量有限，且燃油热容较大，故温升不明显。

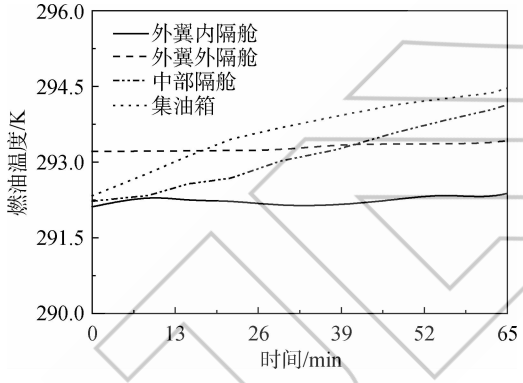

图 8 地面准备与滑行阶段各隔舱燃油温度变化规律

Fig. 8 Fuel temperature change rule of each compartment during ground preparation and taxiing phase

爬升与巡航阶段，各隔舱内燃油温度变化规律如图 9 所示。由图可见，机翼油箱温度变化较机身油箱剧烈，且外翼外隔舱油箱的下降速度大于外翼内隔舱油箱，这是因为：不仅大气总温下降，而且气动冷却效应占据了主导地位，机翼油箱由于受到了良好的气流冷却作用，其壁面温度大幅降低，使得燃油温度下降，而耗油顺序又决定了外翼外隔舱油箱温度下降更快，相比之下，得不到气流冷却的机身油箱自然温度较高。

下降阶段各隔舱内燃油温度变化如图 10 所示。由图可见，各隔舱燃油温度均有一定程度的回升。其中，机翼油箱由于飞行高度降低，大气总温升高，且燃油基本耗尽，燃油温度急速回升；集油箱由于始终为满油状态，燃油热容较大，回升缓慢；中部隔舱由于客舱和设备舱温度较为恒定，亦未出现大幅度回升。

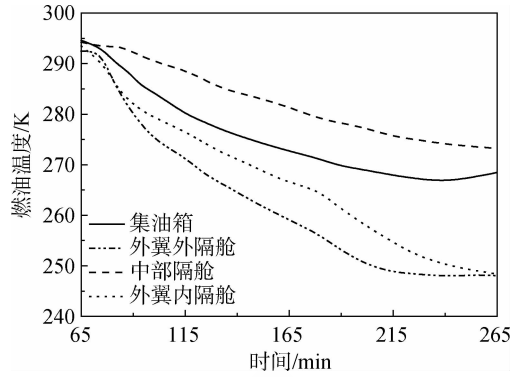

图 9 爬升与巡航阶段各隔舱的燃油温度

Fig. 9 Fuel temperatures of each compartment during climbing and cruise phase

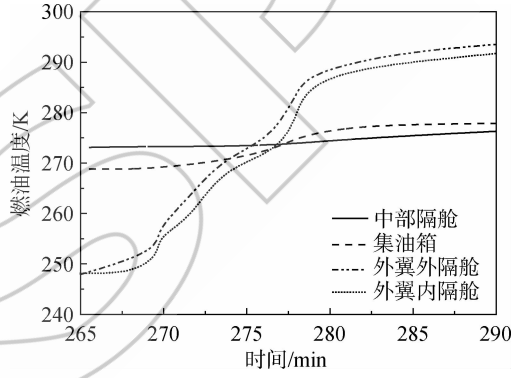

图 10 下降阶段各隔舱燃油温度规律

Fig. 10 Fuel temperature rule of each compartment during descent stage

按照适航规章要求[19]，用于支持适航取证工作的燃油箱热模型，应至少利用两次飞行试验数据对其进行验证。两次飞行试验应包括短航程和长航程飞行剖面，并且其中应有热气候条件（试验开始时地面大气温度高于 299.8 K）的试验。因此，除图 6 所示工况（标准天长航程），本文也计算了标准天短航程和热天短航程下飞机燃油温度的变化规律，如图 11、图 12 所示。在这两种工况下，各隔舱燃油温度变化规律与标准天长航程一致，地面准备与滑行阶段机身油箱内燃油温度略微升高，机翼油箱基本保持稳定；爬升与巡航阶段各隔舱燃油温度均有所降低，机翼油箱温度变化较机身油箱剧烈，大多时段内机身油箱燃油温度始终处于高位；下降阶段机翼油箱燃油温度回升剧烈，此时燃油

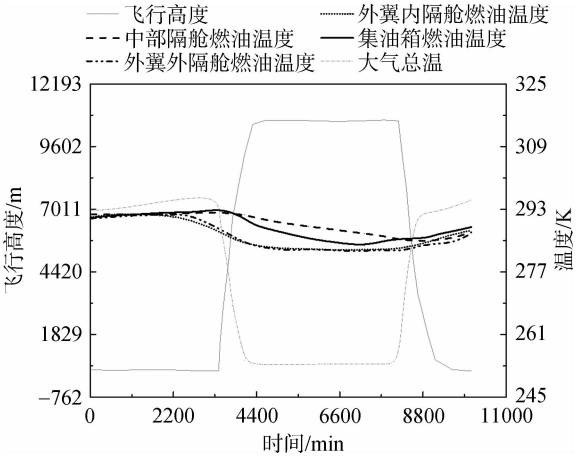

图 11　各隔舱燃油温度变化规律(标准天短航程)

Fig. 11　Change rule of fuel temperature in each compartment (short range, international standard atmosphere)

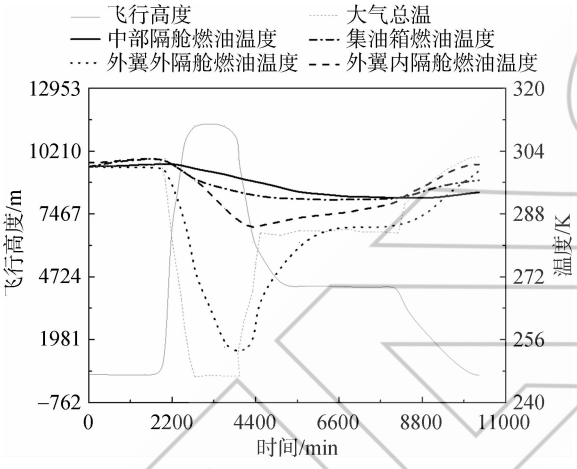

图 12　各隔舱燃油温度变化规律(热天短航程)

Fig. 12　Change rule of fuel temperature in each compartment (short range, hot)

箱处于可燃状态的时间增加,可燃性暴露水平较高。

4　结　论

1) 本文所提出的计算方法和仿真模型具有较高的可信度。

2) 由于航程中大多时段内隔舱油箱燃油温度始终处于高位,因此,适航认证评估中,对机身内隔舱油箱展开可燃性暴露时间计算是必须的,它不仅是适航符合性审定的重点,亦代表着整个燃油箱系统的可燃性暴露时间最高水平。

3) 机翼油箱的可燃性暴露时间主要体现在航程结束阶段。

参考文献:

[1] EVOSEVICH B J, JOJIC I. Aircraft fuel tank flammability reduction method and system: US10/000294[P]. 2018-06-19.

[2] MICHAEL B, WILLIAM M C. Inerting of a vented aircraft fuel tank test article with nitrogen-enriched air[R]. Federal Aviation Administration, DOT/FAA/AR-01/6, 2001.

[3] LANGTON R, CLARK C, HEWITT M, et al. Aircraft fuel system[M]. New York: John Wiley and Sons, 2010: 225-237.

[4] MARTINOV N P. Aircraft fuel tank explosion reduction safety method: US6343465[P]. 2002-02-05.

[5] JOJIC I, SNOW D R, Jr, GRIM A, et al. Aircraft fuel tank flammability reduction methods and systems: US9327243[P]. 2016-05-03.

[6] Federal Aviation Administration. Fuel tank flammability reduction means: Advisory Circular No. 25. 981-2A[S]. Washington: Federal Aviation Administration, 2008: 11-12.

[7] PAUL M D, SURAWSKI E. Temperature control system for fuel tank inerting system: US15/208139[P]. 2018-01-18.

[8] EVOSEVICH B J, JOJIC I. Aircraft fuel tank flammability reduction methods and systems and air separation methods using membranes: US8882886[P]. 2014-11-11.

[9] JONES P E. Aircraft fuel systems: US14/526425[P]. 2015-08-06.

[10] GLICKSTEIN M, HODGE E, VAN GRIETHUYSEN V. Application of a new modeling tool for evaluating aircraft thermal system concepts[R]. Shanghai: the 3rd International Energy Conversion Engineering Conference, 2005.

[11] GERMAN B J. Tank heating modeling for aircraft fuel thermal systems with recirculation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(1): 204-210.

[12] ZHANG X J, ZHANG Z Q, GAO F. Fuel temperature analysis of advanced fighter aircraft during supersonic cruise [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 258-263.

[13] WANG R, DONG S, MENG F, 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.

[14] 李彦江,冯震宙,刘永寿. 飞机燃油系统仿真分析研究[J]. 西安工业大学学报,2008,28(4):401-405.
LI Yanjiang, FENG Zhengzhou, LIU Yongshou. Simulation analysis of aircraft fuel system[J]. Journal of Xi'an University of Technology, 2008, 28(4): 401-405. (in Chinese)

[15] 李彦江,刘永寿,姜志峰,等. 飞机燃油系统功能仿真分析[J]. 航空计算技术,2009,39(4):113-116.
LI Yanjiang, LIU Yongshou, JIANG Zhifeng, et al. Simulation analysis of aircraft fuel system function[J]. Aviation Computing Technology, 2009, 39(4): 113-116. (in Chinese)

[16] 徐志英,庄达民. 飞机燃油系统热管理研究[J]. 航空动力

学报,2007,22(11):1833-1837.
XU Zhiying,ZHUANG Damin. Research on thermal management of aircraft fuel system[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(11):1833-1837. (in Chinese)

[17] KREITH F,MANGLIK R M,BOHN M S. Principles of heat transfer[M]. Stanford, Connecticut, US: Cengage Learning,2012.

[18] Society of Automotive Engineers. Aerospace applied thermodynamics manual[R]. Warrendale,PA,USA:Society of Automotive Engineer,1992.

[19] Federal Aviation Administration. Reduction of fuel tank system flammability in transport category airplanes:Advisory Circular 25-125[S]. Washington: Federal Register, 2008:14-15.

(编辑:王碧珺)

JASP