

通用油箱热模型的建模与仿真

兰 江, 朱 磊, 赵竞全

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 全面考虑各种传热情况,建立了油箱壁面、油箱内气体和燃油的热平衡微分方程组,进而在 Flowmaster 平台上用 C# 语言二次开发了通用的油箱仿真模型,对某燃油系统进行了典型飞行剖面内的动态仿真,根据燃油质量、回流燃油质量流量和燃油温度的变化曲线定量分析用燃油作为热沉的冷却能力,确定适当的燃油混合循环质量流量以及燃油散热器的冷却量.结果表明:对于所研究的燃油系统,燃油能够冷却的最大热载荷约为 50 kW;当热载荷为 70 kW 时,供油箱与前后输油箱的循环质量流量分别为 0.3 kg/s 和 0.1 kg/s,燃油散热器冷却量为 12 kW.

关 键 词: 油箱; 燃油; 热管理; 动态仿真; Flowmaster

中图分类号: V228.3; TK124

文献标志码: A

Modeling and simulation of general fuel tank thermal model

LAN Jiang, ZHU Lei, ZHAO Jing-quan

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Heat balance differential equations were built for fuel tank wall, gas inside the fuel tank and fuel by considering comprehensive heat transfer processes. Then general simulation model of fuel tank was further developed on the Flowmaster platform with C# language. Dynamic simulations of a fuel system were subsequently performed over a typical flight profile to get dynamic curves of fuel mass, recirculation fuel mass flow rate and fuel temperature, so that quantitative analyses on the cooling ability of fuel could be conducted, and then appropriate circulation mass flow rates, and cooling capacity of the fuel radiator were obtained. Results show that the maximum heat load which can be carried away by the fuel is about 50 kW of this fuel system. For a higher heat load of 70 kW, circulation mass flow rates between the supply and transport tanks (front and back) are 0.3 kg/s and 0.1 kg/s, and the cooling capacity of the fuel radiator is 12 kW.

Key words: fuel tank; fuel; thermal management; dynamic simulation; Flowmaster

随着飞机性能的不不断提高,传统环境控制系统中的空气循环制冷系统已经逐渐难以满足日益增长的制冷量需求.一方面,机载电子设备的数量和功率不断增加;另一方面,出于减小代偿损失和提高隐身性能的考虑,对冲压空气的使用限制越来越大.综合热管理系统成为解决这一矛盾的研

究热点^[1-4].机载燃油由于其高储量和高比热的优点,被视为飞机综合热管理系统中的理想热沉^[5-8].综合热管理系统可以通过各类传热器将环境控制系统、滑油系统、液压系统等热管理子系统联结成一个有机整体.为了更高效地使用燃油作为热沉,燃油的温度应当成为关注的重点.燃油温

收稿日期:2013-12-19

作者简介:兰江(1984—),男,吉林四平人,博士生,主要从事飞机环境控制系统部件及系统的设计和仿真研究.

通讯作者:朱磊(1981—),男,河南开封人,讲师,博士,主要从事飞行器环境控制、预测与健康管理技术、机电系统综合管理等领域的研究工作. E-mail: zhulei@buaa.edu.cn

度过高,不但会破坏燃油的热稳定性使得油箱的可燃性增加^[9-10],而且会使燃油失去作为热沉的冷却能力。

文献[7]中通过一个简单的稳态热平衡方程计算燃油温度的变化;文献[8]仅考虑流入燃油带入的热量,建立了燃油温度的微分方程;文献[11]利用飞机不同飞行状态试验中的燃油温度计算热时间常数,进而计算不同飞行阶段的燃油温度。由于实际燃油系统的油箱数量多,广泛分布在机身内、机翼内、机身尾部、发动机舱内等位置^[12],油箱的形状以及传热情况各不相同,所以假设油箱对外绝热是不合理的,热管理系统设计过程中预先获得基于试飞数据的各油箱热时间常数也是不现实的。文献[13]考虑了油箱壁面的总传热量,根据热平衡微分方程计算燃油温度随时间的变化;文献[14-15]则将燃油的热源细分为气动热、太阳辐射、燃油回流热载荷等,建立了燃油的稳态热平衡方程,并对某燃油系统进行了瞬时稳态仿真;文献[16]进一步引入了油箱上部气体温度的微分方程以及油箱壁面温度的稳态方程,使油箱热模型变得更加精细。

上述油箱热模型都是以 Matlab/Simulink 为平台,或者用 C/C# 语言单独开发的,对于单个油箱或者单个燃油系统来讲,这不失为一种有效的研究手段,然而对于更为庞大复杂的系统,就存在着开发量大、交互性差等缺点,Flowmaster 是一款成熟、先进的一维流体仿真软件,凭借其大量齐全的部件模型、方便友好的交互界面、优异的线性化算法及强大的数据处理能力,在复杂流体系统的仿真领域有着巨大的优势。近些年,该软件已经在燃油系统^[17-18]、供氧系统^[19]、防冰系统^[20]、引气系统^[21]和起落架控制系统^[22]等飞机子系统的仿真研究中得到了广泛应用。

Flowmaster 中原有的油箱模型对热源的考虑不够详细,本文在综合分析上述文献成果的基础上,建立了一个更为完善的动态油箱热模型,应用 C# 语言在 Flowmaster 平台二次开发了一种油箱仿真模型,并通过算例对某燃油系统进行了典型飞行剖面内的动态仿真分析。

1 油箱传热的数学模型

油箱的实际传热情况比较复杂,为了便于工程应用做出如下简化:①将油箱壁面抽象为“上壁面”、“下壁面”和若干个“侧壁面”;②燃油、气体和各壁面的温度为集总参数;③将燃油视为理想的

不可压流体,同时不考虑其蒸发;④油箱内部热辐射仅考虑上壁面与燃油表面间的辐射传热;⑤仅考虑飞机水平姿态情况,并忽略加速度对燃油液面的影响。

依据上述简化,油箱可能存在的所有传热过程如图 1 所示。对于供油箱,流入燃油包括输入燃油以及回流燃油,如图 2 所示。

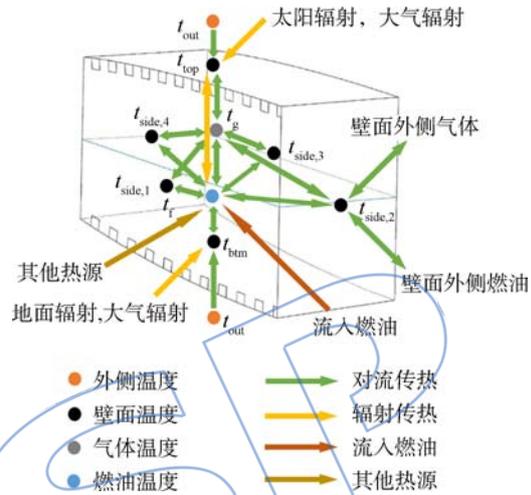


图 1 油箱的传热过程

Fig. 1 Heat transfer processes of fuel tank

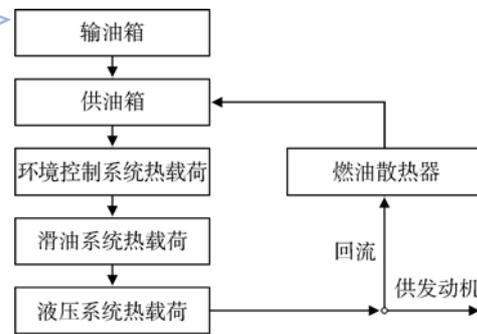


图 2 综合热管理系统框图

Fig. 2 Integrated thermal management system architecture

本文公式中,下标 top, btm 和 side 分别表示上壁面、下壁面和侧壁面的参数;下标 int 和 out 分别表示壁面的内侧和外侧;下标 f 和 g 分别表示燃油和气体;各壁面的总传热面积 A 等于气体浸润面积 A_g 与燃油浸润面积 A_f 之和,即 $A = A_g + A_f$;燃油浸润面积 A_f 、燃油体积 V_f 均视为燃油液面高度 H_f 的函数,即 $A_f = f_a(H_f)$, $V_f = f_v(H_f)$ 。燃油液面高度 H_f 定义为飞机水平姿态时油箱最低点与燃油液面的垂直距离,油箱高度 H_{tank} 定义为飞机水平姿态时油箱最低点与最高

点间的垂直距离,如图3所示.当 $H_f = H_{\text{tank}}$ 时,表示满油状态.

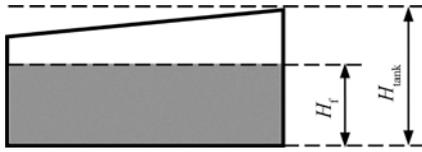


图3 油箱高度的定义

Fig. 3 Definition of fuel tank height

1.1 油箱上壁面热平衡方程

对于油箱的上壁面,可能存在的热载荷为:外侧面与外部气流的对流传热量 $q_{\text{top,out}} = h_{\text{top,out}} \cdot A_{\text{top}} (t_{\text{out}} - t_{\text{top}})$,内侧面与油箱内气体的对流传热量 $q_{\text{top,g}} = h_{\text{top,g}} A_{\text{top,g}} (t_{\text{g}} - t_{\text{top}})$,内侧面与燃油的对流传热量 $q_{\text{top,f}} = h_{\text{top,f}} A_{\text{top,f}} (t_{\text{f}} - t_{\text{top}})$,来自燃油表面的辐射传热量 $q_{\text{r,f}} = \sigma (t_{\text{f}}^4 - t_{\text{top}}^4) / [(1 - \epsilon_{\text{int}}) / (\epsilon_{\text{int}} A_{\text{top,g}}) + 1 / A_{\text{top,g}} + (1 - \epsilon_{\text{f}}) / (\epsilon_{\text{f}} A_{\text{f}})]$,来自太阳的辐射传热量 $q_{\text{sun}} = I_{\text{sun}} A_{\text{top}}$,来自大气的辐射传热量 $q_{\text{air}} = \epsilon_{\text{out}} A_{\text{top}} \sigma (t_{\text{sky}}^4 - t_{\text{top}}^4)$.其中 h 为表面传热系数; I_{sun} 为太阳辐射强度; ϵ 为表面发射率; σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数; t_{sky} 为有效天空温度.上壁面的热平衡方程为

$$m_{\text{top}} c_w \frac{dt_{\text{top}}}{d\tau} = q_{\text{top,out}} + q_{\text{top,g}} + q_{\text{top,f}} + q_{\text{r,f}} + q_{\text{sun}} + q_{\text{air}} \quad (1)$$

式中 m 表示质量, c_w 表示壁面比热容, τ 表示时间.

1.2 油箱下壁面热平衡方程

对于油箱的下壁面,可能存在的热载荷为:外侧面与外部气流的对流传热量 $q_{\text{btm,out}} = h_{\text{btm,out}} A_{\text{btm}} (t_{\text{out}} - t_{\text{btm}})$,内侧面与油箱内气体的对流传热量 $q_{\text{btm,g}} = h_{\text{btm,g}} A_{\text{btm,g}} (t_{\text{g}} - t_{\text{btm}})$,内侧面与燃油的对流传热量 $q_{\text{btm,f}} = h_{\text{btm,f}} A_{\text{btm,f}} (t_{\text{f}} - t_{\text{btm}})$,来自大气的辐射传热量 $q_{\text{air}} = \epsilon_{\text{out}} A_{\text{btm}} \sigma (t_{\text{sky}}^4 - t_{\text{btm}}^4)$,来自地面的辐射传热量 $q_{\text{grd}} = \epsilon_{\text{out}} A_{\text{btm}} \sigma (t_{\text{grd}}^4 - t_{\text{btm}}^4) / (1 - \epsilon_{\text{out}})$.其中 T_{grd} 为地面温度.下壁面的热平衡方程为

$$m_{\text{btm}} c_w \frac{dt_{\text{btm}}}{d\tau} = q_{\text{btm,out}} + q_{\text{btm,g}} + q_{\text{btm,f}} + q_{\text{air}} + q_{\text{grd}} \quad (2)$$

1.3 油箱侧壁面热平衡方程

对于油箱的某一个侧壁面,内外侧可能存在的热载荷相同,有:侧壁面与气体的对流传热量 $q_{\text{side,g}} = h_{\text{side,g}} A_{\text{side,g}} (t_{\text{g}} - t_{\text{side}})$,侧壁面与燃油的对流

传热量 $q_{\text{side,f}} = h_{\text{side,f}} A_{\text{side,f}} (t_{\text{f}} - t_{\text{side}})$.侧壁面的热平衡方程为

$$m_{\text{side}} c_w \frac{dt_{\text{side}}}{d\tau} = (q_{\text{side,g}} + q_{\text{side,f}})_{\text{int}} + (q_{\text{side,g}} + q_{\text{side,f}})_{\text{out}} \quad (3)$$

1.4 气体热平衡方程

对于油箱内的气体,可能存在的热载荷为:气体与上壁面内侧的对流传热量 $q_{\text{g,top}} = -q_{\text{top,g}}$,气体与下壁面内侧的对流传热量 $q_{\text{g,btm}} = -q_{\text{btm,g}}$,气体与侧壁面内侧的对流传热量 $q_{\text{g,side}} = -\sum q_{\text{side,g}}$,气体与燃油液面的对流传热量 $q_{\text{g,f}} = h_{\text{g,f}} A_{\text{f}} (t_{\text{f}} - t_{\text{g}})$.气体的热平衡方程为

$$m_{\text{g}} c_{p,g} \frac{dt_{\text{g}}}{d\tau} = q_{\text{g,top}} + q_{\text{g,btm}} + q_{\text{g,side}} + q_{\text{g,f}} \quad (4)$$

式中 c_p 为比定压热容.

1.5 燃油热平衡方程

对于燃油本身,可能存在的热载荷为:燃油与上壁面内侧的对流传热量 $q_{\text{f,top}} = -q_{\text{top,f}}$,燃油与下壁面内侧的对流传热量 $q_{\text{f,btm}} = -q_{\text{btm,f}}$,燃油与侧壁面内侧的对流传热量 $q_{\text{f,side}} = -\sum q_{\text{side,f}}$,燃油与上方气体的对流传热量 $q_{\text{f,g}} = -q_{\text{g,f}}$,来自油箱上壁面内侧的辐射传热量 $q_{\text{r,top}} = -q_{\text{r,f}}$,输入燃油及回流燃油带入热量 $q_{\text{in}} = \sum c_{p,f} G_{\text{in}} (t_{\text{in}} - t_{\text{f}})$,燃油泵等其他内部热载荷 q_{other} .其中 G_{in} 为流入燃油的质量流量.燃油的热平衡方程为

$$m_{\text{f}} c_{p,f} \frac{dt_{\text{f}}}{d\tau} = q_{\text{f,top}} + q_{\text{f,btm}} + q_{\text{f,side}} + q_{\text{f,g}} + q_{\text{r,top}} + q_{\text{in}} + q_{\text{other}} \quad (5)$$

2 油箱仿真模型的开发

Flowmaster 采用了一种先进的网络节点计算方法,将部件仿真模型某一支路的质量流量表示成该部件各支路节点压力的线性化关系,即

$$G_j = \sum_{i=1}^n a_i p_i + b_j \quad (6)$$

其中质量流量 G 流入为负,流出为正; p 为支路节点压力; i 为支路编号, j 表示第 j 个支路, n 为支路数目; a 和 b 为线性化系数.对应式(6),油箱仿真模型任意一个支路 j 的线性化系数为

$$a_i = \begin{cases} -\frac{2\rho_j A_j^2}{KG_j} & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases} \quad (7)$$

$$b_j = \frac{2\rho_j A_j^2}{KG_j} p_{\text{int},j} \quad (8)$$

其中 K 为阻力系数; ρ 为密度; 内部压力 $p_{int,j}$ 根据油面高度 H_f 与支路高度 H_b 的关系计算

$$p_{int,j} = \begin{cases} p_g + \rho g(H_f - H_b) & H_f > H_b \\ p_g & H_f \leq H_b \end{cases} \quad (9)$$

进行系统仿真时, 将所有部件的质量流量-压力线性化关系式组成一个线性化方程组 $G=ap+b$. 其中 G 和 p 分别为各支路质量流量和各节点压力组成的向量, a 和 b 分别为线性化系数 a_i 和 b_j 组成的向量. Flowmaster 自行对该线性化方程组迭代求解, 求得系统中各支路的质量流量及节点压力.

在上述数学模型的基础上, 油箱仿真模型在 Flowmaster 平台上通过 C# 语言编程实现, 主要内容包括: 线性化系数的计算与赋值, 采用 4 阶龙格-库塔法对式(1)~式(5)组成的微分方程组求解, 并在每个时间步长迭代结束后通过函数将各温度赋值到相应支路节点.

3 燃油系统仿真算例

3.1 系统描述

参照文献[14-15]中燃油系统的结构及尺寸, 如图 4 所示. 其中 A1 和 A2 分别为左右机翼输油箱; B 为前输油箱; C 为后输油箱; D 为供油箱(以下均简称为油箱). 油箱 A1、油箱 A2 首先同时向油箱 D 输油, 油箱 A1、油箱 A2 内燃油耗尽后, 油箱 B、油箱 C 以 3:2 的质量流量比同时向油箱 D 输油. 在此基础上, 应用开发的油箱仿真模型与 Flowmaster 中的其他模型(流阻部件、信号部件等)搭建起系统仿真模型, 对该燃油系统进行动态仿真, 如图 5 所示.

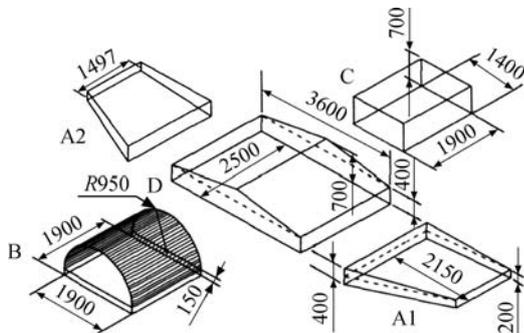


图 4 燃油系统的油箱结构(单位: mm)
Fig. 4 Fuel tanks structure of fuel system
(unit: mm)

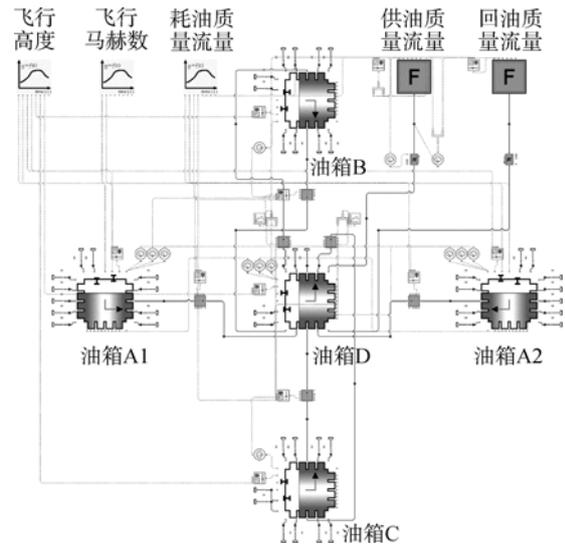


图 5 Flowmaster 中的燃油系统仿真模型
Fig. 5 Simulation model of fuel system in Flowmaster

3.2 仿真条件

参考飞机燃油系统热设计的典型剖面^[23], 飞行高度、飞行马赫数和耗油质量流量随时间的变化如图 6 所示. 飞行剖面划分为 9 个阶段, I 阶段地面停机, II 阶段滑跑起飞, III 阶段增速爬升, IV 阶段平飞, V 阶段增速、超声速平飞, VI 阶段高速机动, VII 阶段返航, VIII 阶段下滑, IX 阶段着陆.

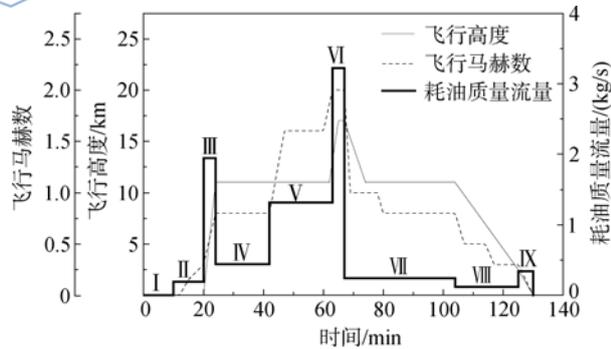


图 6 飞行剖面
Fig. 6 Flight profile

仿真时, 认为油箱 A1 和油箱 A2 的上下壁面均为机翼蒙皮, 与外界空气对流传热, 且上壁面受到太阳辐射, 其他壁面绝热; 油箱 B 下壁面与飞机舱内对流传热, 其他壁面绝热; 油箱 C 上壁面与外界气体对流传热, 受太阳辐射, 下壁面与飞机舱内对流传热, 其他壁面绝热; 油箱 D 上壁面与外界气体对流传热, 受太阳辐射, 下壁面与飞机舱内对流传热, 两侧壁面分别与油箱 A1 和油箱 A2 共用, 其他壁面绝热. 各表面传热系数的计算以及发射率的选取参见文献[14], 气动热的计算参见

文献[15].假设各油箱初始处于满油状态;燃油和油箱壁面的初温为 15℃;油箱壁面材料为铝合金;舱温为环境温度;环境温度与太阳辐射强度参考 GJB1193-91 中的规定值,采用极热天气情况;地面温度为 50℃;油箱内气体的增压值为 20 kPa;各油箱内均有 5kW 内部热载荷;供给发动机的燃油温度不超过 80℃^[23],即 $t_{max} = 80℃$;当热载荷 q_{load} 过大,耗油质量流量满足不了散热要求,供油质量流量 G_s 由 $q_{load} = G_s c_{p,f} (t_{max} - t_f)$ 确定;回流燃油质量流量 G_r 为供油质量流量 G_s 与耗油质量流量 G_e 之差,即 $G_r = G_s - G_e$.

3.3 仿真结果与分析

图 7 和图 8 为各油箱内燃油质量、各油箱燃油温度的变化曲线.在进入高速机动阶段前,油箱 A 内的燃油最先耗尽;高速机动阶段中油箱 B 和油箱 C 的燃油先迅速消耗,随后逐渐消耗;油箱 D 则一直保持满油状态.

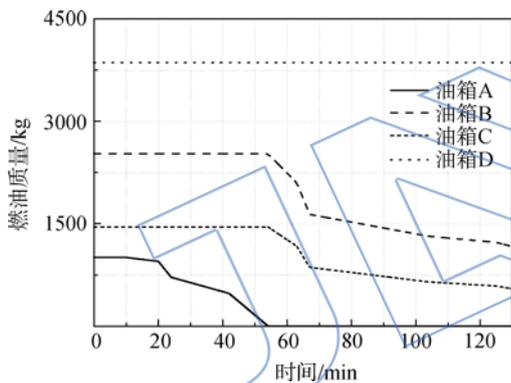


图 7 燃油质量
Fig. 7 Fuel mass

图 8 为油箱燃油温度的变化曲线.油箱 A 内的燃油即将耗尽时温度急剧上升,是因为热量全部传给剩下的少量燃油.油箱 B 和油箱 C 内燃油温度增加的速率随着燃油质量的减少逐渐上升.

图 9 和图 10 分别为不同的热载荷条件下(环境控制、液压和滑油系统的总热载荷),回流燃油质量流量和油箱 D 燃油温度的变化曲线.油箱 A 燃油耗尽后,由于油箱 B 和油箱 C 内的燃油温度较低,使得油箱 D 内的燃油温度有段逐渐下降的过程.对于油箱 D,燃油回流时,燃油温度的上升速率增大;同时由于燃油温度的不断升高,又使得回流燃油质量流量急剧上升.当热载荷为 70 kW 时,飞行阶段后期的燃油温度已经超过了飞机环境技术要求规定的最大值 60℃^[23],逼近 80℃.可以看出,回流燃油对燃油温度有着很大的影响,这

与文献[15]中得到的结论相一致.

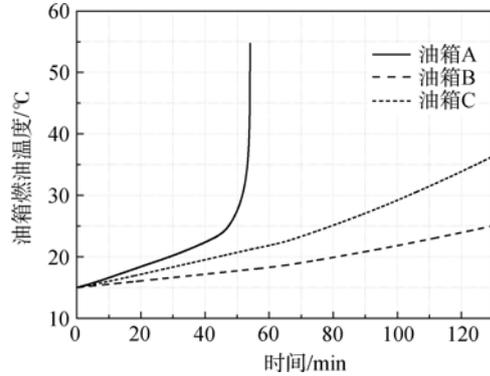


图 8 油箱燃油温度

Fig. 8 Fuel temperature in fuel tanks

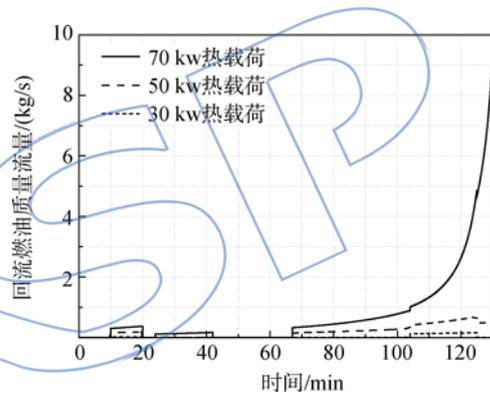


图 9 回流燃油质量流量

Fig. 9 Recirculation fuel mass flow rate

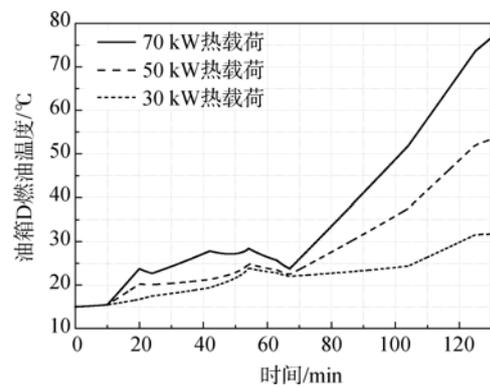


图 10 油箱 D 的燃油温度

Fig10 Fuel temperature in fuel tank D

图 7 和图 8 中显示油箱 B 和油箱 C 中仍存在有大量温度较低的燃油能够作为热沉,可让它们分别与油箱 D 内的燃油循环流动进行混合.图 11~图 13 为采用 4 组循环质量流量(① $G_{bd} = 3G_{cd} = 3 \text{ kg/s}$; ② $G_{bd} = 3G_{cd} = 0.3 \text{ kg/s}$; ③ $G_{bd} = 3G_{cd} = 0.15 \text{ kg/s}$; ④ $G_{bd} = G_{cd} = 0 \text{ kg/s}$,其中 G_{bd} 为

油箱 B 与油箱 D 间的循环质量流量; G_{cd} 为油箱 C 与油箱 D 间的循环质量流量)、热载荷为 70 kW 时油箱 B、油箱 C、油箱 D 内燃油温度的变化曲线。

图 11 和图 12 中, 循环质量流量对油箱 B 和油箱 C 内的燃油温度影响很大。由于油箱 B 和油箱 C 内燃油的持续消耗其热容量逐渐减小, 燃油温度随着循环质量流量增大而大幅升高。

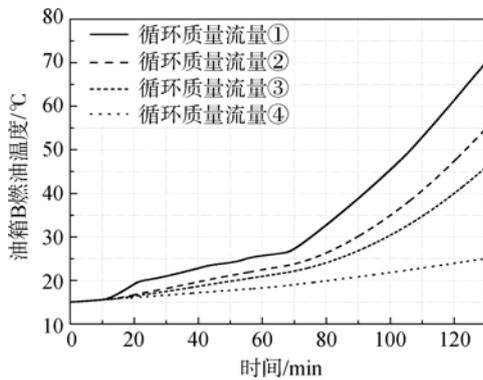


图 11 燃油混合时油箱 B 燃油温度

Fig. 11 Fuel temperature in fuel tank B with fuel mixing

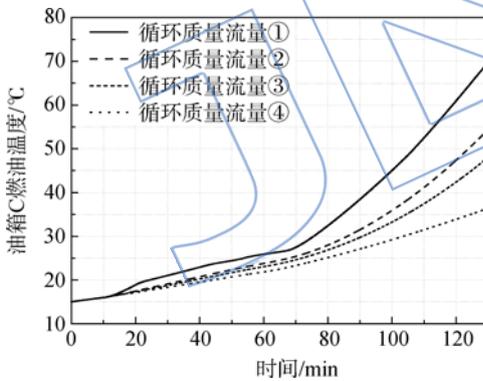


图 12 燃油混合时油箱 C 燃油温度

Fig. 12 Fuel temperature in fuel tank C with fuel mixing

图 13 中, 循环质量流量对油箱 D 内燃油温度的影响相对较小。这是因为油箱 D 内的燃油质量大, 同时循环质量流量的增加使油箱 B 和油箱 C 内燃油的可利用热沉迅速减小, 循环质量流量过大, 不但增加了泵的功率, 又使得油箱内的燃油温度过高。综合考虑, 第 ② 组循环质量流量是适当的。

燃油混合最终使油箱 D 内的燃油温度下降了约 5℃, 但仍高于 60℃。说明此时整个燃油系统的可利用热沉不能满足需求, 这就需要借助另

一个冷源, 即冲压空气对回流燃油进行冷却。图 14 为热载荷为 70 kW、循环质量流量 ②、不同燃油散热器冷却量时, 油箱 D 内燃油温度的变化曲线。其燃油温度随着冲压空气冷却量的增大而降低。然而冲压空气质量流量会随着制冷量的增大而增大, 这就增加了代偿损失, 同时由于可能会采用更大的冲压空气进气口而降低飞机的隐身性能。综合考虑, 冷却量为 12 kW 是适当的。

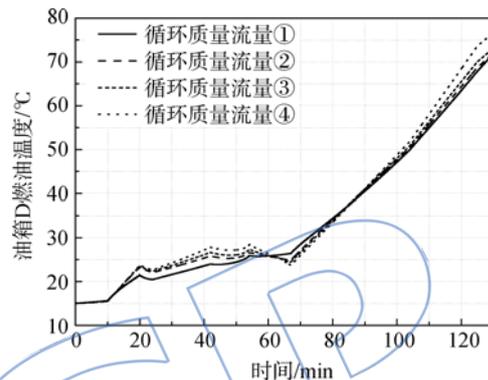


图 13 燃油混合时油箱 D 燃油温度

Fig. 13 Fuel temperature in fuel tank D with fuel mixing

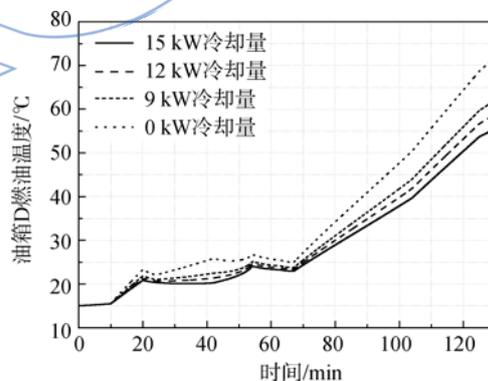


图 14 回流燃油冷却时油箱 D 燃油温度

Fig. 14 Fuel temperature in fuel tank D with recirculation fuel cooling

4 结 论

本文建立的油箱热模型全面考虑了实际中可能存在的各种传热情况, 实现了对油箱各壁面温度、油箱内气体温度和燃油温度的动态耦合计算。开发的油箱仿真模型在 Flowmaster 中具有兼容性, 可以基于系统结构与其他原有部件模型一起搭建系统仿真模型, 进而根据油箱尺寸及传热情况输入相关参数, 给定初始条件(初始燃油质量、燃油温度等)和边界条件(热载荷、燃油温度限制

等),在给定的飞行剖面内进行动态仿真计算,具有较强的通用性。

燃油在输油箱与供油箱之间循环流动,能让整个燃油系统内的燃油热沉得到充分有效地利用。当热载荷过高燃油满足不了散热需求时,可以采用冲压空气作为冷源。对于给定的燃油系统,通过仿真结果可以分析典型剖面内燃油的可利用热沉情况,进而选取适当的燃油循环质量流量和冲压空气冷却量。本文的研究方法对飞机热管理系统的设计和优化具有一定的指导意义。

本文在 Flowmaster 平台上开发的油箱仿真模型具有扩展性,今后可在建立油箱气路流动和传质数学模型的基础上进一步完善其功能,将其应用到油箱增压与惰性的研究中。

参考文献:

- [1] Bock P, Gerstler B. Thermal challenges in today's commercial and military aviation[EB/OL]. [2011-03-01]. <http://www.electronics-cooling.com/2011/03/thermal-challenges-in-today-s-commercial-and-military-aviation/>.
- [2] Mehta J M, Charneski J, Wells P. Unmanned aerial systems (UAS) thermal management needs, current status, and future innovations[R]. AIAA-2012-4051, 2012.
- [3] Butzin E L, Johnson P K, Creekmore R E. Airframe thermal management system modeling in NPSS[R]. AIAA-2007-5048, 2007.
- [4] 常士楠,袁美名,袁修干.飞机机载综合热管理系统稳态仿真[J].北京航空航天大学学报,2008,34(7):821-824.
CHANG Shinan, YUAN Meiming, YUAN Xiugan. Numerical simulation of aircraft integrated thermal management system in steady working condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(7):821-824. (in Chinese)
- [5] Fischer A J. Design of a fuel thermal management system for long range air vehicles[R]. AIAA-2005-5647, 2005.
- [6] Fischer A J. Future fuel heat sink thermal management system technologies[R]. AIAA-2006-4026, 2006.
- [7] 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 of heat management for aircraft fuel system[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11):1833-1837. (in Chinese)
- [8] 高峰,袁修干.高性能战斗机燃油热管理系统[J].北京航空航天大学学报,2009,35(11):1353-1356.
GAO Feng, YUAN Xiugan. Fuel thermal management system of high performance fighter aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11):1353-1356. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 郭军亮.民用飞机燃油箱热特性数值仿真[J].航空计算技术,2013,43(1):65-68.
GUO Junliang. Numerical simulation on fuel tank thermal characters for civil aircraft[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(1):65-68. (in Chinese)
- [11] 杨波,郑捷.飞机机电综合管理框架下燃油系统建模与仿真[J].北京航空航天大学学报,2013,39(7):1-6.
YANG Bo, ZHENG Jie. Modeling and simulation of aircraft fuel system under the framework of electromechanical integrated management[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(7):1-6. (in Chinese)
- [12] 吕亚国.飞机燃油系统计算研究[D].西安:西北工业大学,2006.
LÜ Yaguo. Computation of aircraft fuel system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [13] German B J. Tank heating modeling for aircraft fuel thermal systems with recirculation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(1):204-210.
- [14] 姜茂斌.飞机燃油热负荷计算[J].飞机设计,1994(2):34-38.
JIANG Maobin. The heat load calculation of aero-fuel[J]. Aircraft Design, 1994(2):34-38. (in Chinese)
- [15] 张兴娟,张作琦,高峰.先进战斗机超声速巡航过程中的燃油温度变化特性分析[J].航空动力学报,2010,25(2):258-263.
ZHANG Xingjuan, ZHANG Zuqi, GAO Feng. Fuel temperature analysis of advanced fighter aircraft during supersonic cruise[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2):258-263. (in Chinese)
- [16] 周伟,郭军亮.民用飞机燃油箱传热计算方法研究[J].民用飞机设计与研究,2012(增刊1):30-33.
ZHOU Wei, GUO Junliang. Study of calculation method on civil aircraft fuel tank heat transfer[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2012(suppl. 1):30-33. (in Chinese)
- [17] 李彦江,冯震宇,刘永寿.飞机燃油系统仿真分析研究[J].西北工业大学学报,2008,28(4):401-405.
LI Yanjiang, FENG Zhenyu, LIU Yongshou. Study on simulation analysis for airplane fuel system[J]. Journal of Xi'an Technological University, 2008, 28(4):401-405. (in Chinese)
- [18] ZHANG Yue, LIN Guiping, TU Yi, et al. Conceptual design and dynamic simulation of thermal management for fighter aircraft fuel system[R]. AIAA-2010-8087, 2010.
- [19] 屠毅,林贵平,李国栋.基于 Flowmaster 的运输机供氧系统仿真[J].北京航空航天大学学报,2009,35(11):1306-1310.
TU Yi, LIN Guiping, LI Guodong. Computer analysis of

- transport aircraft oxygen system based on Flowmaster[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11):1306-1310. (in Chinese)
- [20] 卜雪琴, 郁嘉, 林贵平, 等. 机翼热气防冰系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(8):927-930.
BU Xueqin, YU Jia, LIN Guiping, et al. Investigation of the design of wing hot-air anti-icing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8):927-930. (in Chinese)
- [21] SHI Hong, JIANG Yanlong, LIU Zhili, et al. Simulation of bleed air behavior during aircraft in flight based on the Flowmaster[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 30(2):132-138.
- [22] 屠毅, 肖翔, 李楠. 大型飞机起落架收放控制系统仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(5):595-599.
TU Yi, XIAO Xiang, LI Nan. Computer analysis of large-scale aircraft landing gear retraction and extension control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(5):595-599. (in Chinese)
- [23] 陈嵩禄, 云梦东, 刘日明, 等. 飞机设计手册: 第13册 动力装置系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.

JALSP