

飞机燃油箱热分析研究^{*}

吕亚国, 任国哲, 刘振侠, 康振烨

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了预测飞机燃油箱燃油温度在飞行过程中的变化情况, 基于热网络法建立了飞机燃油箱非稳态热分析模型。该模型考虑了油箱内部的换热问题, 同时又考虑了燃油箱壁面与外界环境间的对流换热、辐射换热以及气流的气动加热问题, 将燃油箱热分析的边界扩展至燃油箱外。采用 Matlab/Simulink 软件实现了飞机整个航程内燃油箱系统的热分析研究, 并将热分析计算结果与飞行测试数据进行了对比。结果表明, 计算结果与飞行测试数据吻合良好, 最大误差不超过 3.2℃。

关键词: 飞机; 燃油箱; 燃油温度; 非稳态热分析

中图分类号: V233.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2015) 01-0061-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2015.01.009

Thermal Analysis of Fuel Tank for Aircraft

LV Ya-guo, REN Guo-zhe, LIU Zhen-xia, KANG Zhen-ye

(Northwestern Polytechnical University, School of Power and Energy, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to investigate the changes of fuel temperature in aircraft fuel tanks in the process of flight, an unsteady thermal analysis model is developed based on the thermal network method. The model takes into account the heat transfer inside the fuel tank, at the same time, considering the convective and radiation heat transfer between the fuel tank wall and the external environment, as well as the aerodynamic heat, which extends the boundary conditions of thermal analysis to the outside of the tank. The Matlab/Simulink soft is applied to simulating the thermal characteristics of an aircraft fuel tank throughout the whole voyage. Comparisons show that the simulated results agree with the flight test data well. The maximum error is less than 3.2℃. The model could be used for thermal analysis for aircraft fuel tank system in the stage of aircraft design and the results could instruct the arrangement of heat source components inside and outside the fuel tanks.

Key words: Aircraft; Fuel tank; Fuel temperature; Unsteady thermal analysis

1 引 言

飞机燃油系统的燃油温度是民用飞机燃油箱可燃性评估的关键输入参数。运输类飞机适航标准规定:在燃油箱的点燃防护上,要求燃油箱或燃油系统的最高温度低于预期燃油箱内燃油的最低自燃温度,并留有安全裕度^[1]。因此,飞机燃油箱燃油温度的研究就成为燃油箱可燃性评估过程中的重要问题之一。

飞行试验和基于数值模拟方法的燃油系统热分

析是获取飞机燃油系统燃油温度的重要手段。前者虽然可以得到较为可靠的燃油温度参数,但是其不可能在飞机设计阶段进行,而且由于受到温度传感器安装位置和数量的限制,并不能够全面的了解系统的详细温度分布。而后者在飞机设计阶段和验证阶段均可实现飞机燃油系统的详细分析,且具有成本低、效率高等特点。因此,基于数值模拟方法的飞机燃油系统热分析研究就显得格外重要。

国外对于飞行器系统热分析的研究已经开展了大量的研究工作。文献[2]介绍了一种航空飞行器

^{*} 收稿日期: 2013-07-22; 修订日期: 2014-04-20。

作者简介: 吕亚国 (1980—), 男, 博士, 研究领域为航空发动机燃、滑油系统及空气系统。E-mail: lyg07391@163.com

燃油系统模拟工具 Athena, 文献[3]介绍了一种模拟工具 Model Engineer, 并将其应用于飞行器的系统热分析。文献[4]提出了一种快速的油箱瞬态热分析模型, 该模型可以独立分析油箱的结构传热和油箱内部的换热问题; 文献[5]研究了一种基于有限差分原理的燃油箱瞬态热分析方法。文献[6]建立了燃油箱热分析模型, 并将该模型应用于燃油系统包括燃油管路在内的整体网络热分析。近年来, 国外在燃油系统热分析的基础上进一步开始考虑燃油箱惰化系统^[7]和通气系统^[8]的分析研究。

国内的研究学者在燃油系统研究方面也开展了一定的研究工作。文献[9, 10]采用 Flowmaster 软件建立了飞机燃油系统整体分析模型, 研究了系统中燃油流量、压力的分布情况。文献[11]利用热量平衡方法初步分析了超声速巡航过程中战斗机燃油系统燃油箱内燃油温度的变化特性及其主要影响因素。文献[12]基于热网络法建立了燃油箱稳态热分析方法, 并采用 Matlab/Simulink 软件搭建了某飞机燃油箱稳态热分析仿真模型, 但是该研究工作以油箱壁面飞行测试温度作为燃油箱热分析的边界条件, 而未能考虑外界环境与油箱壁面之间的换热问题。

从公开的研究文献来看, 目前国内的研究工作主要集中于燃油管路系统中燃油压力、流量^[9, 10]和燃油温度的变化规律^[13], 以及燃油箱通风系统^[14]研究, 对于燃油系统燃油箱的热分析研究相对较少。

本文考虑了外界环境与油相壁面之间的换热问题, 建立了燃油箱非稳态热分析方法, 基于 MATLAB/Simulink 软件实现了某民航客机燃油箱的非稳态热分析研究, 并将计算结果与飞行测试数据进行了对比, 验证了方法的可靠性。本文方法将燃油箱热分析的边界扩展至燃油箱外, 可在飞机设计研究阶段实现燃油箱热分析, 为燃油箱可燃性评估提供数据输入, 同时也可以为燃油箱内部热源部件和燃油箱附近热源系统布置、安装提供指导。

2 飞机燃油箱热分析模型

2.1 燃油箱分类及基元模块划分

根据飞机燃油箱燃油量的多少, 可以将燃油箱分为三大类, 如图1所示。将油箱中始终充满燃油的油箱称为满油油箱, 如燃油系统中的集油箱; 将油箱中存在部分燃油油箱称为半油油箱, 如中央油箱和机翼油箱; 将油箱中始终没有燃油的油箱称为无油油箱, 如通气油箱。

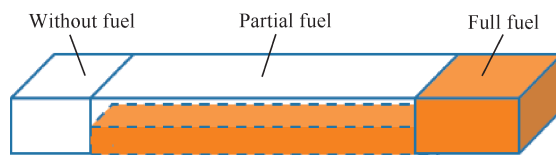


Fig. 1 Classification of fuel tanks

为了建立燃油箱热分析模型, 本文提出了三种标准长方形基元模块模型, 作为燃油箱热模型建立的最小单元。三种基元模块包括满油基元模块、半油基元模块和无油基元模块, 分别与前述三种燃油箱相对应, 如图2所示。

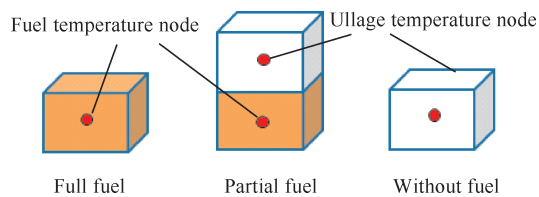


Fig. 2 Schematic of cell module

满油基元模块中心设置燃油温度节点, 用于满油油箱模型搭建。半油基元模块表示燃油箱中燃油和油气混合物共存, 分别设置燃油温度节点和油气温度节点, 用于半油油箱模型搭建。在半油基元模块中, 随飞机飞行时间的推进, 燃油油量不断减少, 燃油节点位置不断的随之发生变化。无油基元模块表示油箱中始终是油气, 其中心设置油气温度节点, 用于无油油箱模型的搭建。

此外, 由于燃油箱内除了有燃油、油气等流体介质外, 还存在固体壁面及各油箱之间的肋板, 因此还应该设置固体壁面基元模块。在壁面基元模块中也需要设置温度节点, 用于燃油箱中固体结构热网络模型的搭建。

根据实际情况, 在燃油箱基元模块划分时, 一般遵照以下原则:

(1) 满油基元模块只用于满油油箱流体空间的划分; 半油基元模块只用于有部分燃油的半油油箱流体空间的划分; 无油基元模块只用于无油油箱流体空间的划分; 壁面基元模块只用于油箱壁面及油箱肋板等固体结构的划分。

(2) 如果燃油箱的厚度与长度、宽度相比, 尺寸相对较小, 燃油箱只进行长度和宽度方向的划分, 而不进行厚度方向的划分, 如机翼油箱。

(3) 在燃油箱中, 由于可能存在供油泵等部件, 其工作时对燃油散热, 因此将其当作燃油箱内部热源处理。在存在热源、燃油温度测点的区域, 或者油箱厚度较大、燃油高度较高时, 为了能够更加详细地

描述燃油温度场的分布,在各个方向上都可以进行较细的基元模块划分,如图3所示。

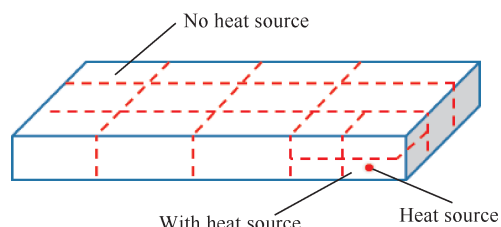


Fig. 3 Schematic of fuel tank division using cell module

2.2 基元模块温度节点之间的换热关系

应用基元模块可以把飞机燃油箱进行离散化,即将燃油箱划分为由若干个不同种类的基元模块组成的网络系统。各基元模块的温度节点之间通过换热关系形成热网络。

对于任意基元模块中的未知温度节点,其周围一共有上、下、左、右、前、后六个温度节点,分别用 U, D, L, R, F, B 来表示^[12]。对于不同的计算温度节点,其与周围六个温度节点之间均存在不同的换热关系,如图4所示。这些换热关系主要有:燃油与燃油之间的换热,燃油与壁面之间的换热,燃油与油气之间的换热,油气节点之间的换热,油气节点与壁面之间的换热,壁面与外部环境之间的对流、辐射换热等。

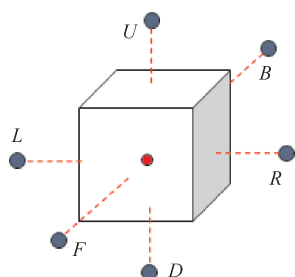


Fig. 4 Relationship between heat nodes for cell module

针对热网络中的任意温度节点,根据换热关系建立热平衡方程。有多少个未知温度节点,即可建立多少个热平衡方程。联立各方程,并加入热网络边界条件,即可实现燃油箱整个热网络的求解。燃油箱热网络的边界条件可以是油箱外部环境温度,也可是油箱固体壁面温度。

对于热网络中的任意未知温度节点 j ,在考虑前述各种换热关系的基础上,可以建立如下通用形式的非稳态热平衡方程

$$(\rho C_p V)_j \frac{dT_j}{dt} = \dot{Q}_{\text{radi},j} + \dot{Q}_{\text{conv},j} + \dot{Q}_{\text{cond},j} + \dot{Q}_{\text{gen},j} \quad (1)$$

式中 T_j 代表节点 j 的瞬时温度, $(\rho C_p V)_j$ 表示温度节点 j 处密度、比热和体积的乘积, $\dot{Q}_{\text{conv},j}$, $\dot{Q}_{\text{cond},j}$,

$\dot{Q}_{\text{radi},j}$ 和 $\dot{Q}_{\text{gen},j}$ 分别代表节点 j 可能吸收的对流换热率、导热率、辐射换热率和节点自身的生热率。

式中导热率 $\dot{Q}_{\text{cond},j}$ 采用傅里叶定律计算,主要考虑油箱固体结构之间的导热,油气温度节点之间以及燃油温度节点之间的导热。对流换热率 $\dot{Q}_{\text{conv},j}$ 根据牛顿冷却公式计算,计算中对流换热系数依据特征关联式得出。燃油箱内部对流换热系数计算具体参见文献[12],油箱壁面与外界空气之间的对流换热采用外掠平板的准则关系式计算^[15]。

2.3 辐射换热率

在实际飞行过程中,机翼(油箱壁面)与外界环境之间存在辐射换热。飞机在地面停留时要吸收太阳辐射,同时也要吸收地面辐射。此外,机翼在吸收外界辐射热量的同时,又以热辐射的方式向外界环境散热。本文计算模型中将机翼简化为平板,并假设外界辐射总是垂直于机翼表面,给出了辐射换热率的计算方法。

当 j 为燃油箱上壁面温度节点时,式(1)中 $\dot{Q}_{\text{radi},j}$ 可以表示为

$$\dot{Q}_{\text{radi},j} = A_j (\alpha E - \varepsilon \sigma T_j^4) \quad (2)$$

式中 E 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 ,在高空时,太阳辐射强度约为 1335.0 W/m^2 ^[16]。 α 为机翼对太阳辐射的吸收率, σ 为斯特潘-玻耳兹曼常数,取 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/(m}^2 \cdot \text{K)}$, ε 为机翼表面的法向发射率, A_j 为节点 j 代表的壁面模块的辐射换热面积。

当 j 为燃油箱下壁面温度节点时, $\dot{Q}_{\text{radi},j}$ 可以表示为

$$\dot{Q}_{\text{radi},j} = A_j \sigma (\varepsilon_g T_g^4 - \varepsilon T_j^4) \quad (3)$$

式中 ε_g 为地面法向发射率, T_g 为地面温度。注意当飞机高空飞行时,本文忽略了地面对油箱下壁面的热辐射。

2.4 燃油箱生热率

在飞机燃油系统中,由于存在油箱通气系统、燃油惰化系统以及燃油泵等部件,其在工作过程中会给燃油系统输入一定的热量。此外,飞机飞行过程中机翼上不可避免地存在着气动加热,也影响着燃油箱内油气和燃油的温度。本文模型中,将上述热量处理为自身的生热率加入到对应节点上,用式(1)中 $\dot{Q}_{\text{gen},j}$ 来表示。

2.4.1 通气系统与惰化系统输入的热量

通气系统利用通气管路将通气油箱与外界环境

联通。飞机飞行过程中,由于外部环境压力的变化,导致外界空气通过通气管路流入或流出燃油箱。通常情况下,认为只有飞机在地面与巡航高度之间进行过渡飞行时,会有气体的流入流出。

惰化系统只把富氮气体分配到飞机燃油系统的特定油箱内。由于惰化气体的温度一般比较高,而且在整个航程中一直工作,因此,惰化气体对燃油箱内油气和燃油温度可能产生较大的影响。

实质上,流体充入流体空间相当于在对应的节点处加入了一个热量。若流体进入节点 j 的质量流量为 m ,温度为 T_{in} 。则在单位时间内,流体进入节点 j 所带来的热量为

$$\dot{Q}_{gen,j} = C_{p,in} m (T_{in} - T_j) \quad (4)$$

2.4.2 燃油泵等部件输入的热量

燃油箱内一般设置有燃油泵、液压热交换器等功能部件,其在工作过程中会产生功率损失,导致燃油温度的升高。该部分热量在热分析过程中可以根据具体情况给出固定值,以 $\dot{Q}_{gen,j}$ 加入到燃油节点 j 中。

2.4.3 气动加热量

粘性流体流过物体时会产生气动加热。飞机在高速飞行的过程中,由于机翼上的气动加热会对机翼壁面温度产生影响,进而影响油箱油气和燃油温度。同样的方法,气动加热仍然以 $\dot{Q}_{gen,j}$ 加入到燃油壁面温度节点 j 中。机翼壁面节点 j 上的气动加热率根据文献[17]来近似计算,具体如下

$$\dot{Q}_{gen,j} = h_c A_j r \frac{V_e^2}{2C_p} \quad (5)$$

式(5)中 h_c 为对流换热系数, V_e 为附面层外边界速度, r 为恢复温度因数可表示为

$$r = 1 - \left(\frac{V_e}{V_\infty} \right)^2 (1 - Pr^n) \quad (6)$$

式(6)中 V_∞ 为空气来流速度, Pr 为空气普朗特数。对于层流附面层 $n=1/2$, 对于湍流附面层 $n=1/3$ 。

2.5 油箱中燃油高度计算

在计算燃油箱内部油气节点与壁面,燃油节点与壁面对流换热系数的过程中必须知道对流换热的特征长度。由于飞机在飞行过程中,燃油不断消耗,油箱中燃油高度不断下降,导致对流换热特征长度不断变化。因此,需要对油箱中燃油的高度进行计算,进一步确定对流换热的特征长度。

由于在满油油箱中,燃油始终是充满的,在无油油箱即通气油箱中始终没有燃油,故这两种油箱中

燃油高度为定值,根据油箱结构参数可以直接得到。本节主要讨论半油油箱,即中央油箱和机翼油箱中燃油高度的计算方法。

2.5.1 中央油箱

通常在一个航程中,中央油箱中的燃油首先被消耗,燃油量始终随时间变化。由于中央油箱形状比较规则,可以简化成为一个长方体,如图5所示。

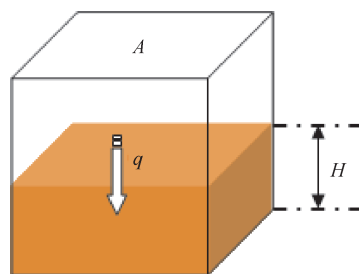


Fig. 5 Simplified diagram of center tank

所以,根据中央油箱油箱的结构参数和燃油消耗率可以将燃油高度表示为

$$H = \frac{V_0 - q \times t}{A} \quad (7)$$

式中 H 为燃油高度, V_0 为初始时刻中央油箱油箱中燃油量, q 为燃油消耗率, t 为时间, A 为中央油箱底面积。

2.5.2 机翼油箱

民用飞机机翼一般存在上反角,而且机翼上下壁面与水平面的夹角不同。图6给出了简化的机翼侧视图和俯视图。

在图6所示的坐标系内,将上、下壁面看作两条直线,其方程分别表示为

$$Y_U = \tan \alpha \times X + H_1 \quad (8)$$

$$Y_D = \tan \beta \times X \quad (9)$$

若某时刻油面与上、下壁面的交点分别为 M 和 N 点,则 M 和 N 点的横坐标 X_M 和 X_N 可以分别表示为

$$X_M = \frac{Y - H_1}{\tan \alpha} \quad (10)$$

$$X_N = \frac{Y}{\tan \beta} \quad (11)$$

则 MN 中点横坐标为

$$X_{\left(\frac{M+N}{2}\right)} = \frac{X_M + X_N}{2} \quad (12)$$

由图5可以得到

$$\frac{W_{\left(\frac{M+N}{2}\right)} - W_n}{W_o - W_n} = \frac{L - X_{\left(\frac{M+N}{2}\right)}}{L} \quad (13)$$

由此,可以将此时油箱燃油液面面积 S_{MN} 表示为

$$S_{MN} = W_{\left(\frac{M+N}{2}\right)} \times (X_N - X_M) \quad (14)$$

当燃油体积消耗率为 q , 则在下一个微分时间 dt 内, 可得如下关系式

$$q \times dt = -dY \times S_{MN} \quad (15)$$

式中, dY 为微分时间内燃油液面下降高度。

联立方程(8)~(15), 并根据初始时刻燃油液面高度, 以及油箱结构参数即可计算得到任意时刻机翼油箱内燃油液面高度。

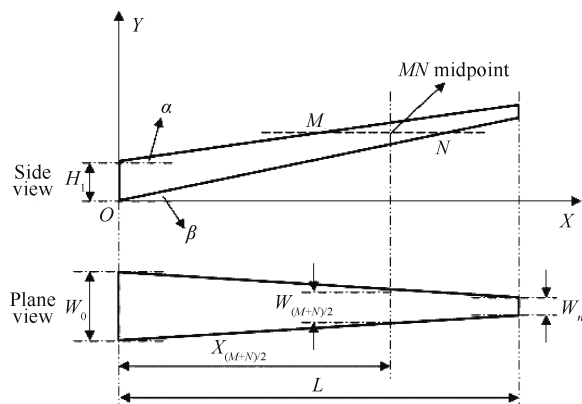


Fig. 6 Side view and plane view of wing tank

3 仿真计算与分析

基于本文模型, 采用 MATLAB/simulink 软件搭建了飞机燃油箱热分析仿真计算模型, 对该飞机起飞至降落的整个航程中, 燃油箱内部燃油温度进行了计算, 并将结算结果与测试数据进行了对比。

图7为飞机单侧燃油箱结构示意图。燃油箱主要由集油箱(Collector tank)、中央油箱(Center tank)、机翼油箱(Wing tank)和通气油箱(Vent tank)组成。其中机翼油箱又分为内隔舱(Inboard tank)和外隔舱(Outboard tank)。

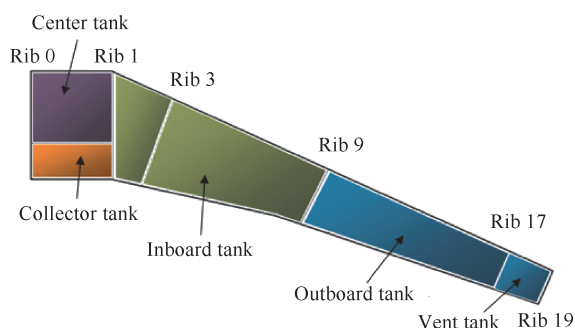


Fig. 7 Fuel tanks distribution of one plane

该飞机飞行试验时对应温度传感器位置分布如图8所示: 在集油箱靠近下壁面位置、中央油箱前隔间靠近下壁面位置、外翼内隔舱油箱(5~6#肋之间)

靠近下壁面位置、外翼外隔舱(12~13#肋之间)靠近下壁面位置都设置了燃油温度传感器。外翼外隔舱燃油温度传感器大多数时间里处于油面以上。

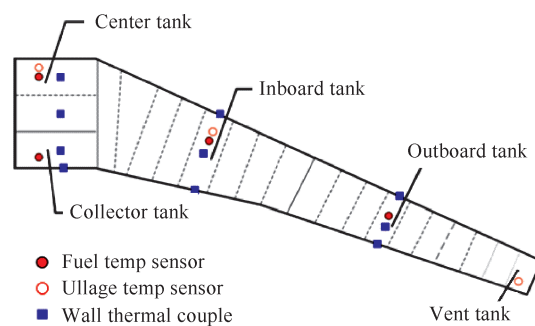


Fig. 8 Position of the temperature sensor

在模型搭建过程中, 对于中央油箱, 划分为四个半油基元模块, 如图9所示。在划分好的模块中, 温度传感器位于左前块中。

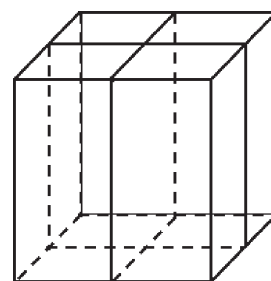


Fig. 9 Partition of the center bay

对于集油箱, 由于内部存在热源, 温度变化及分布可能更为剧烈, 因此, 将集油箱划分为六个满油基元模块, 如图10所示。在划分好的模块中, 传感器位于中下模块中。

对于机翼油箱, 划分为: 1~3#肋、3~5#肋、5~6#肋、6~9#肋、9~11#肋、11~14#肋、14~17#肋, 采用半油基元模块搭建, 对于通气油箱(17~19#肋)划分为一个无油基元模块。由于在5~6#肋中布置了温度传感器, 是一个重要的温度计算值对比点, 所以将5~6#肋隔舱单独划分出。

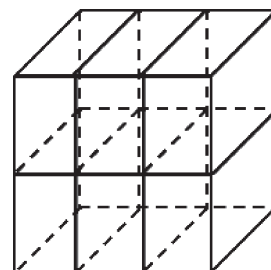


Fig. 10 Partition of the collector tank

对于机身外部油箱,即1~19#肋部分,输入计算条件为飞行高度和飞行马赫数;对于机身内部油箱(0~1#肋),燃油箱上壁面上方部分为客舱,上壁面上方环境温度给定25℃,中央油箱前梁前方有约为75mm厚的玻璃棉毡,导热系数非常小,可以视作隔热层。中央油箱后梁(即集油箱后梁)后方为起落架舱,中央油箱下壁面下方为整流罩舱,直接与外界大气相通,可以采用恢复温度表示其对应壁面的边界温度。

计算时间域选取为飞机经过了一段时间(65min)的停机之后,从起飞至降落的整个航程段。由于在地面停机足够长,燃油箱内部各节点温度与外部环境非常接近,因此计算的初始时刻即 $t=0$ 时,各计算节点初始温度根据周围环境温度设置。

图11给出了整个航程内中央油箱左前模块中燃油温度计算结果及其与测试温度的对比。可以看出,随着飞机飞行高度的增加,油箱内的燃油温度逐渐减小,而当265min后飞机下降过程中燃油温度开始上升。从计算结果与飞行测试数据的对比来看,该油箱燃油温度计算结果与测试结果变化趋势符合良好,且最大误差不超过2.5℃。

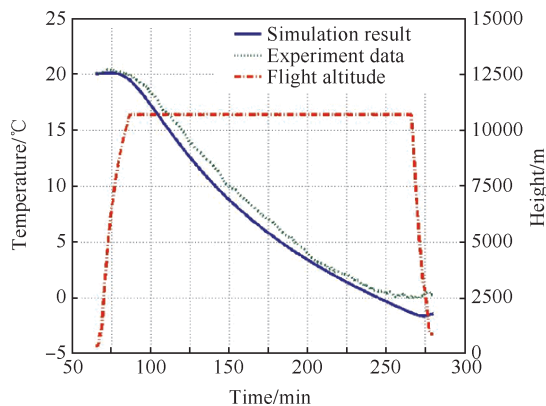


Fig. 11 Center tank fuel temperature contrast

图12为机翼油箱内隔舱5~6#肋中燃油温度计算结果与飞行测试数据的对比。由于在飞机飞行160min以后,该油箱中的燃油温度传感器已经暴露在燃油液面以上,测量值不再是燃油温度,而是上方的油气温度。图12中给出了160min之前5~6#肋中燃油温度计算结果。可以看出在160min之前,燃油温度计算值与测试值吻合得较好,只是在传感器即将露出燃油液面的时候误差较大,但仍然保持在3℃以内。

图13为集油箱中燃油温度计算结果与测试结果的对比。从图中可以看出燃油温度的变化趋势与测试结果符合良好,尤其是在175min之前,计算值与测

试值非常吻合。在175min之后燃油温度计算值略高于测试结果,但最大误差也不超过3.2℃。在飞机下降过程中,由于外界环境温度的增加,燃油温度也逐渐增加,而且相比于中央油箱燃油温度增加较为明显,这是由于集油箱中的液压热交换器在此时开始工作。

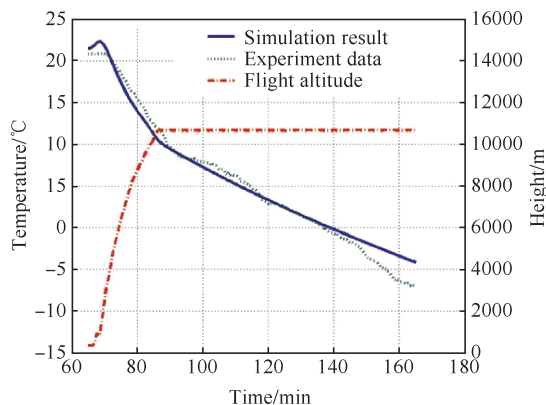


Fig. 12 Inboard tank fuel temperature contrast

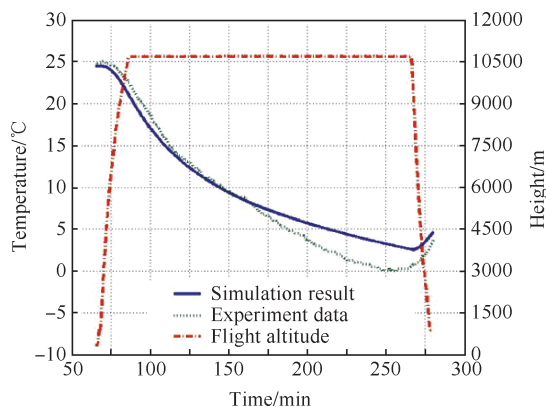


Fig. 13 Collector tank fuel temperature contrast

此外,由图11和图13中的计算值和测试值均可看出,当飞机由高空下降到地面后,油箱内的燃油温度并没有立刻上升到外界环境温度,甚至有近20℃的差距。由此可以证明飞机在飞行过程中,燃油箱温度变化是一个非稳态过程,且相对于外界环境温度变化有一定的滞后。本文的计算模型较好地模拟了这一变化过程。

4 结论

本文建立了飞机燃油箱热分析计算模型,并实现了飞机整个航程内的燃油箱热分析。主要结论如下:

- (1) 本文所建立的计算模型是一种非稳态方法,可以实现飞机飞行过程中燃油箱的非稳态热分析。
- (2) 该计算模型考虑了机翼的辐射换热、对流换热以及气动加热,将燃油箱热分析的边界条件扩展

至燃油箱外。可以利用模拟飞机的飞行高度、大气环境和飞行马赫数等条件,在飞机设计阶段实现燃油温度计算分析,为飞机燃油箱结构设计、热源部件布置提供参考。

(3)计算结果与飞行测试数据吻合良好,最大误差不超过 3.2°C ,说明本文模型具有一定的可靠性,可以应用于飞机燃油箱的热分析。

参考文献:

- [1] CCAR-25-R4-2001, 运输类飞机适航标准[S].
- [2] Mawid M A, Arana C, Sekar B. An Engineering Analysis Tool for High Performance Combustors and Fuel Systems[R]. *AIAA* 98-3910.
- [3] Glickstein M R, Hodge E S, Van Greiethuysen V J. Application of a New Modeling Tool for Evaluating Aircraft Thermal System Concepts[R]. *AIAA* 2005-5648.
- [4] Teare D, Kubik D. Integrated Cryo-Tank Thermodynamic Analysis Method[R]. *AIAA* 90-5214.
- [5] Wim F Fuls, 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.
- [6] Bodie M, Russell G, McCarthy K, et al. Thermal Analysis of an Integrated Aircraft Model[R]. *AIAA* 2010-288.
- [7] Cavage William M, Bowman Timothy. Modeling in-Flight Inert Gas Distribution in a 747 Center Wing Fuel Tank[R]. *AIAA* 2005-4906.
- [8] Jensen D L. Analysis of a Boeing 747 Aircraft Fuel Tank Vent System [J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38 (5): 828-834.
- [9] 李彦江,冯震宙,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.
- [10] 吕亚国. 飞机燃油系统计算研究[D]. 西安:西北工业大学, 2006.
- [11] 张兴娟,张作琪,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.
- [12] 康振辉,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 Zhen-ye, LIU Zhen-xia, REN Guo-zhe, 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.)
- [13] 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.
- [14] 吕亚国,刘振侠,黄生勤,等. 机动过程中飞机通气系统性能计算研究[J]. 航空学报, 2007, 28(5): 1069-1072.
- [15] 陶文铨. 传热学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2006.
- [16] 雷世豪. 飞机设计手册第15分册:生命保障和环控系统[M]. 北京:航空工业出版社, 1999.
- [17] MacArthur C D, Thomas S K, Cassoni R P. Aircraft Anti-icing and Deicing Techniques and Modeling[J]. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(5): 841-854.

(编辑:朱立影)