

民机燃油箱热模型工程应用研究

江 华*

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘 要: 为满足民机燃油系统和惰化系统研制过程中对燃油箱热分析的多元化需求,采用 Matlab/Simulink 软件,针对一典型窄体干线客机燃油箱采用集总参数法建立热模型,通过对部分对流传热过程建模优化,同时在各个计算环节融入实际工程数据,最终经试飞数据校核修正,热模型对主油箱的仿真误差小于 $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。通过对燃油结冰气象条件试飞热分析、燃油系统热气候条件试飞热分析、燃油箱差异对油温影响热分析等多种工程场景的算例研究,展示了燃油箱热模型在民机研制中的典型工程应用。为进一步提升热模型通用性与易用性,结合工程经验,通过关键输入参数化、集成飞行参数自动生成模块和油量分配计算模块,形成具有独立操作界面的工程应用型燃油箱热分析工具,为民机燃油箱热模型的高效工程应用提供一种参考。

关键词: 民机;燃油箱;热模型;工程应用

中图分类号: V228

文献标识码: A



0 引言

燃油箱热模型是一种用于获取全飞行剖面下飞机燃油箱热特性数据的仿真工具。燃油箱热模型在飞机研制多个工程场景下有重要应用,如:燃油箱可燃性分析、燃油热管理系统设计、燃油结冰条件分析和燃油系统热气候试验规划等工作,其中涉及适航的工程应用尤为关键。

伴随国产民机发展,国内针对民机燃油箱热模型的研究同步开展,如相关机构^[1-4]针对一型两油箱布局的支线民机开展了燃油箱热模型建模方法研究工作,完成对机身内外燃油箱的温变规律的仿真研究,为最终燃油箱可燃性评估提供支持。童升华等^[5]通过建模分析探讨了实际飞行过程中气动加热、马赫数和太阳辐射强度等因素对机翼油箱边界温度的影响,付振东^[6]则通过简化热模型对一型民用涡浆支线飞机的燃油箱开展了热分析并基于燃油温度反推出油箱温变时间常数。

除此之外,一些机构^[7-9]采用热模型针对典型军用飞机的燃油热管理系统开展研究,定量评估了

机载设备热载荷、燃油回油量、巡航马赫数和燃油散热器冷却量等因素作用下用燃油作为热沉的冷却能力。

国内相关试验单位^[10-12]从试验试飞角度总结出民机高寒试验和燃油系统热气候试验的方法以及相应场景下燃油温数据变化规律;通过试飞数据分析获得不同飞行阶段下典型军机燃油热管理系统的温度变化趋势,识别出导致飞机燃油热管理系统温度变化的主要影响因素。

ARAC^[13]在民机惰化论证阶段形成的研究报告集中介绍了国外 6 家主要民机制造商针对民机燃油箱热分析问题形成的 7 种方法与工具,并据此完成了典型大、中、小型商用干线、支线涡扇飞机以及公务机在不同飞行场景下的燃油箱热分析与可燃性分析。

综上,国内针对民机燃油箱热模型的研究具有一定积累,已经探索出部分可行的建模方法与技术路径,但多集中在理论层面,采用大量简化与假设,侧重于规律研究,主要由于缺少实际工程信息,热模型工程应用研究不多。燃油箱热模型相关技术属于

* 通信作者. E-mail: jianghua@comac.cc

引用格式: 江华. 民机燃油箱热模型工程应用研究[J]. 民用飞机设计与研究,2022(2):82-88. JIANG H. Engineering application of thermal model for civil aircraft fuel tank[J]. Civil Aircraft Design and Research,2022(2):82-88(in Chinese).

民机研制的核心技术之一,出于知识产权保护目的,国外涉及燃油箱热模型的公开资料较少且多为简要介绍建模方法,对于热模型具体工程应用案例鲜有提及,难以为实际应用提供指导。

本文通过研究一窄体干线客机的燃油箱热模型在多元化工程场景中的应用技术,总结民机燃油箱热模型在解决不同实际工程问题中的技术关注点及相应工具开发方法,为国内相关民机研制活动提供指导。

1 建模与校核

1.1 建模方法

本文研究对象为一窄体干线客机燃油箱,其燃油箱通常为三油箱布局,如图1所示,包括左主油箱、右主油箱和中央翼燃油箱,其中主油箱内侧局部舱段由半密封肋和密封隔断构成集油箱,主油箱与中央翼油箱为独立油箱,均通过引射泵将燃油传输至集油箱,同时集油箱内安装有发动机供油泵与APU供油泵向发动机和APU供油,由于通常引射速率远大于发动机耗油率,且集油箱的半密封肋底部单向阀仅允许燃油的单向流动,因此集油箱可始终保持高油位(满油),可在任意飞行工况下为发动机和APU持续供油。

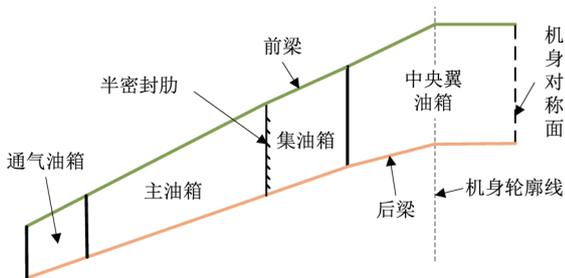


图1 窄体干线客机油箱架构示意图

本文采用集总参数法开展理论建模工作,工具为Matlab/Simulink软件,热模型为基于时间推进的一维非稳态模型,模型建立过程中,在兼顾模型复杂度与仿真精度后,作出如下假设:

1) 燃油掺混过程瞬间完成,热平衡过程瞬间完成,热节点代表的燃油隔舱内燃油等温、气相空间气体等温、结构单元等温;

2) 忽略燃油箱内辐射与地面辐射;

3) 油量分配与耗油过程的油面变化仅考虑飞

机水平姿态,中央翼作为整体进行油面位置计算,集油箱始终满油,主油箱其余隔舱作为整体计算油面位置,获取油面位置后开展油箱内部结构干湿面积、换热特征长度、油量分配计算。

基于以上假设,根据油箱分舱信息和燃油系统架构特征,可搭建油箱热节点网络模型,整个油箱由多个隔舱单元组成,每个隔舱单元由一系列关联热节点组成,其中单个隔舱单元的热节点划分如图2所示。热节点包括:上下壁板、前后梁、左右肋板、气相空间以及燃油空间,考虑的传热过程主要包括:燃油或者油气与油箱结构内表面的对流换热、油箱结构外表面与外部临近环境的辐射传热、油箱结构外表面与外部临近环境气体的对流换热、内热源发热以及太阳对机身外结构直接辐射传热等。

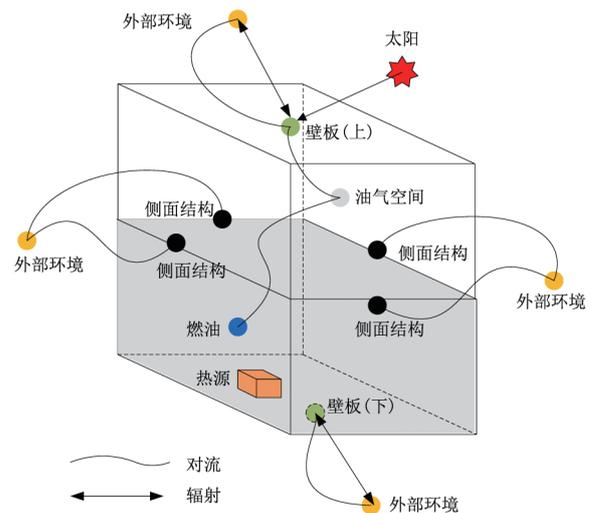


图2 隔舱单元的热节点划分

构成热模型的任意一个热节点均服从非稳态热平衡方程,如公式(1)所示:

$$\rho C_p V \frac{dT}{dt} = Q \quad (1)$$

式中: ρ 为密度, C_p 为比热, V 为体积, T 为温度, t 为时间, Q 为热量变化,吸热为正。热量变化计算应考虑的热子环节包括:对流换热、太阳及大气环境对油箱的辐射换热、金属导热、燃油流动引起的热量转移以及油箱内部热源等。各热节点涉及的传热子过程不尽相同,需根据实际情况分析确定,各传热子环节对应的传热方程选取参见文献[5]和文献[8],此处不再赘述。

本文在以前研究经验基础上,从实际工程应用角度出发,在建模过程中,对部分热模型传热计算环

节进行了改进,并对燃油箱热模型的工程应用方式进行了探索,简要阐述如下:

1) 自然对流传热过程修正,除暴露在大气油箱上下壁板外,其余油箱结构(梁、壁板、肋)与相邻流体(燃油、内部油气、外部空气)的传热过程近似自然对流换热,但由于燃油箱内燃油与空气均存在传输流动、油箱外部临近舱室存在通风、前后梁外部临近空间非密封等因素,存在换热流体低速流动的现象,导致这些换热强度大于自然对流换热强度,本文通过在自然对流半经验半理论公式中引入修正系数的形式,模拟该过程,最终修正系参数通过试飞数据校核比对确认;

2) 关键参数取实际工程数据,机身外油箱上下壁板与外界大气传热过程等效为一维平板强制对流换热,特征长度选取隔舱展向位置的对应弦长;油箱内表面壁板连接大量附加结构,如:壁板长桁、前后梁加强筋以及角片等,这些附加结构增加了流体与结构的换热面积,本文油箱内换热面积计算过程充分考虑实际值;油箱结构导热涉及的尺寸与材料数据均取自实际数模;

3) 嵌入高精度油量油位数据库,数据库源于对实际燃油实体模型的切片测量操作获得,几个不同油位的切片实例如图 3 所示,原始仿真过程中,程序

根据实时总油量在油量油位数据库中的差值,通过查表即可获取油位信息。油箱内部结构干湿面积、自然对流换热特征长度、油量分配等关键数据均基于实时油位信息调用相应函数完成计算;

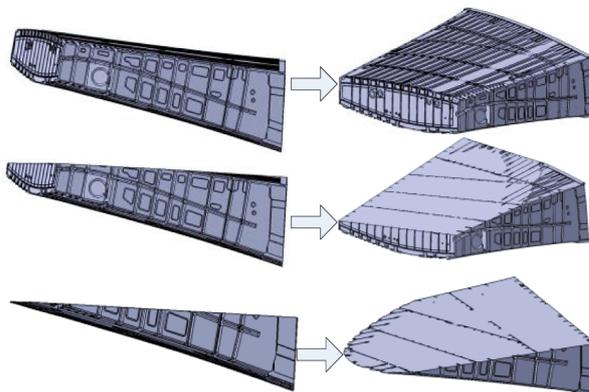


图 3 燃油实体模型切片操作

4) 定制化开发操作界面,除热模型的仿真程序开发外,为便于工程应用,本文采用 Matlab GUI 开发出相应燃油箱热模型操作界面,热模型源程序作为底层程序供界面调用,封装形成专用燃油箱热分析软件工具,软件界面如图 4 所示,工程人员仅需通过界面输入部分飞机级操作参数,即可完成一次仿真任务,显著提升工作效率。

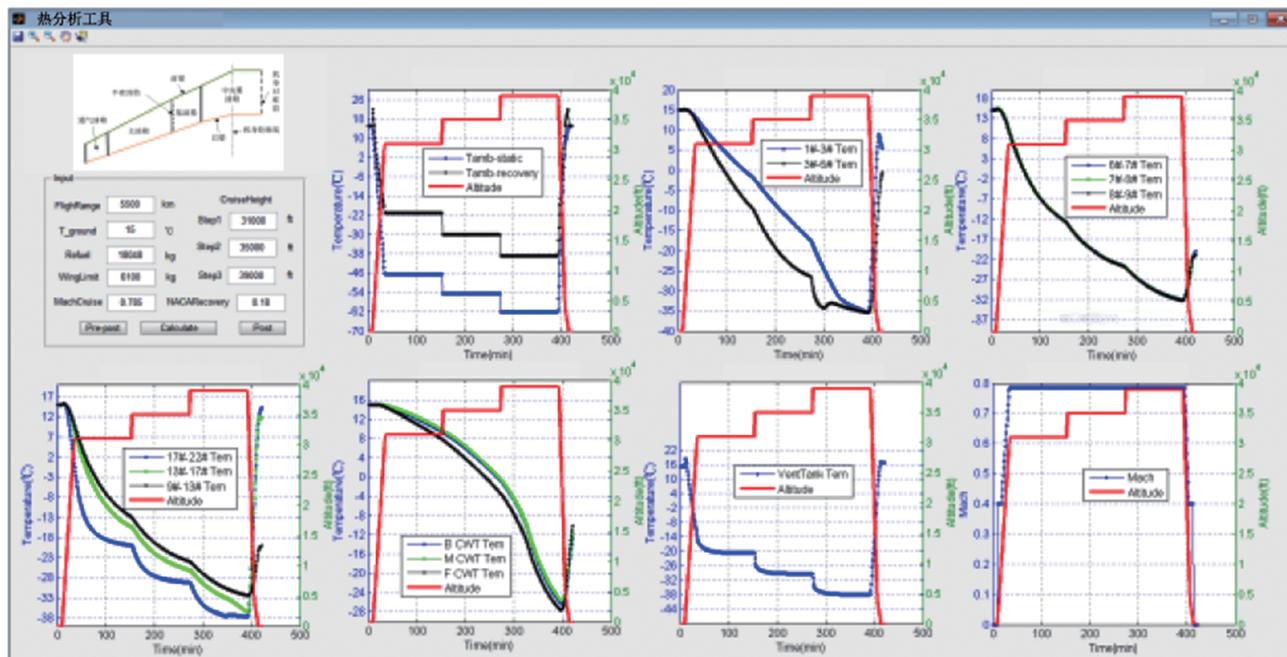


图 4 燃油箱热分析工具界面

适用于工程应用的完整燃油箱热模型工具开发过程如图 5 所示。

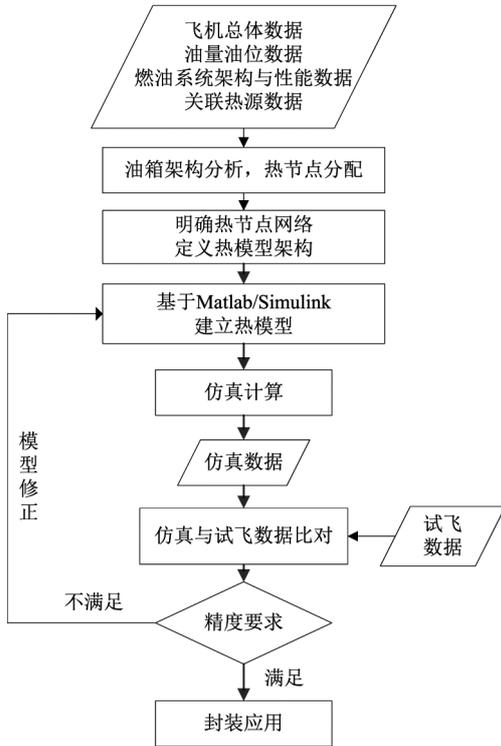


图 5 燃油箱热模型开发过程

1.2 模型校核

热模型校核工作涉及专项试飞,一般采用在燃油箱加装温度传感器的方法开展试飞验证,试飞完成后,温度传感器获取的燃油箱温度数据将用于热模型校核,为固化校核过程,减少重复工作,本文针对校核过程进行了相应工具开发,该工具具有强拓展性,易于改编,可按需增加试飞架次数据。经多架次数据比对,剔除部分因燃油消耗油面降低,传感器暴露之后获取的无效数据后,确认本文热模型对机身外油箱燃油温度仿真精度为 $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$;对机身内中央翼油箱燃油温度仿真精度为 $\pm 4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

2 燃油系统结冰气象条件试飞热分析

2.1 场景介绍

CCAR-25-R4 第 25.951(c) 描述了燃油系统在结冰条件下的运行要求。进行燃油结冰条件分析,确定试验工况是燃油箱热模型典型应用场景之一。

场景描述:飞机需在设备或系统存在结冰运行限制条件下开展试飞,需提前开展结冰条件分析,为试飞剖面制定提供数据,降低试飞风险。

2.2 仿真工况与结果分析

上述场景下开展结冰条件分析就是根据飞机设计温度包线,选取典型工况,开展飞行仿真确认燃油温度降低至 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 前飞行时间。选取工况信息如下表 1 所示。集油箱和中央翼油温降低至 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时刻信息汇总见表 2。

表 1 工况表

工况编号	巡航 Ma	地面气温/ $^{\circ}\text{C}$	巡航高度 1/ft	巡航高度 2/ft	巡航高度 3/ft
1	0.6	15	35 000	37 000	40 000
2	0.7	15	35 000	37 000	40 000
3	0.8	15	35 000	37 000	40 000
4	0.8	35	35 000	37 000	40 000
5	0.8	55	35 000	37 000	40 000
6	0.8	15	20 000	20 000	20 000
7	0.8	15	30 000	30 000	30 000
8	0.8	15	40 000	40 000	40 000

表 2 油温降低至 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时刻信息表

工况编号	巡航 Ma	地面气温/ $^{\circ}\text{C}$	集油箱 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时刻/min	中央翼 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时刻/min
1	0.6	15	53	118
2	0.7	15	55	125
3	0.8	15	57	133
4	0.8	35	154	>240
5	0.8	55	>240	>240
6	0.8	15	106	>240
7	0.8	15	69	161
8	0.8	15	52	123

其中集油箱油温与巡航 Ma 、油温与气温、油温与飞行高度关系分别如图 6 ~ 图 8 所示。

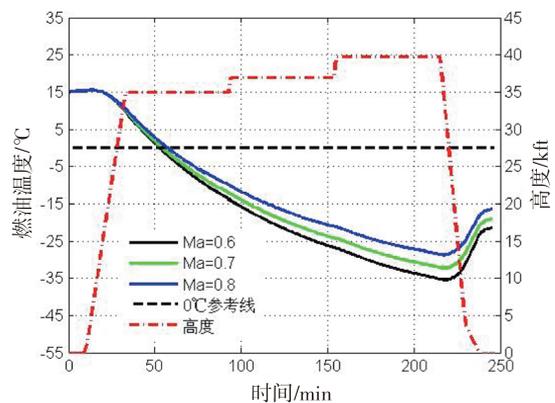


图 6 不同巡航 Ma 工况下集油箱油温

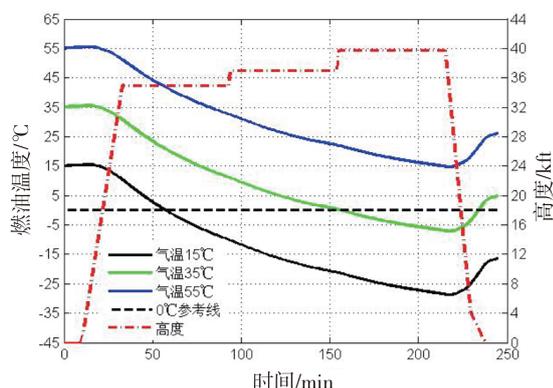


图 7 不同大气温度工况下集油箱油温

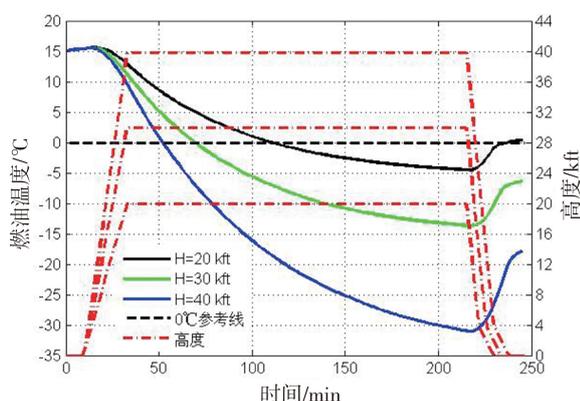


图 8 不同巡航高度 H 下集油箱油温

3 燃油系统热气候条件试飞热分析

3.1 场景介绍

CCAR-25-R4 第 25.961 条规定燃油系统热气候试飞中“吸力供油热燃油爬升试验”燃油温度必须至少为 $43\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。该试飞科目主要考核燃油系统在高温条件下的工作性能,其实施方法可参见文献 [11],该项试验对起飞时刻燃油温度有定量要求,为保证试验成功,开展此项试验时,实验前会有燃油加热保温车将燃油加热至一定温度 ($>43\text{ }^{\circ}\text{C}$),然后注入飞机燃油箱,结束加油后,完成其他地面准备工作后开展试飞。

地面和飞行条件下,热燃油温度显著高于环境温度因此存在散热,为避免油箱内燃油降温过多,需对完成加油后的航前地面时间进行严格限制,即需要评估从完成注入热燃油到燃油温度降低至 $43\text{ }^{\circ}\text{C}$ 或者其他更高温度消耗的时间,也需要评估爬升过程燃油温变过程,保证试验过程温度达标,此时需要应用燃油箱热模型开展仿真分析,试飞工程师将根据分析结果

进行合理任务安排,避免重复加热,提高试验效率。

3.2 仿真工况与结果分析

为保证飞行安全,对于三油箱架构的机型,“吸力供油热燃油爬升试验”执行时,不会向所有油箱加入热燃油,通常会向一侧主油箱加入热燃油,向另一侧主油箱和中央翼加入常温燃油,这样可以保证在高温燃油不能支持正常飞行情况下,飞机仍可继续采用常温燃油执行后续飞行。

本文以加油结束时刻中央翼油箱燃油温度 $25\text{ }^{\circ}\text{C}$,左翼主油箱燃油温度 $54\text{ }^{\circ}\text{C}$ 为案例,开展地面和飞行仿真,分析可接受的航前准备时间以及飞行中有效试验时间。

地面和飞行工况,燃油温度仿真结果如图 9 和图 10 所示。其中地面状态集油箱热燃油维持 $43\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上超过 4 h,飞行爬升过程集油箱热燃油从 $54\text{ }^{\circ}\text{C}$ 降温至 $43\text{ }^{\circ}\text{C}$,耗时 18 min。

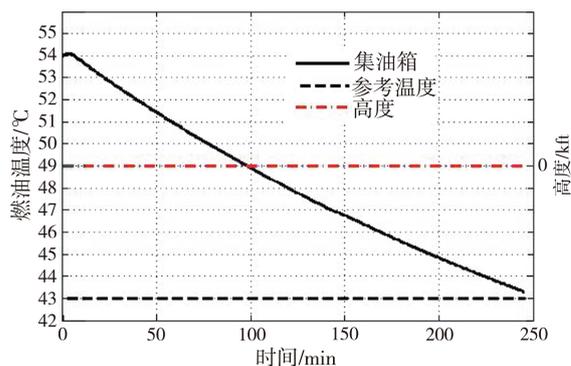


图 9 地面工况集油箱油温

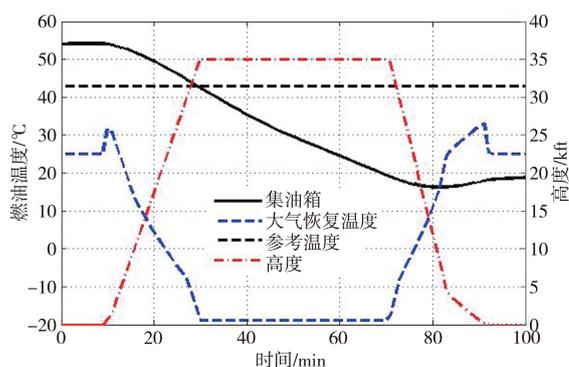


图 10 飞行工况集油箱油温

4 燃油箱差异对油温影响热分析

4.1 场景介绍

民机原型机在制造阶段仍会逐步优化设计,不

同架次的试飞机会出现构型变更,最终导致早期原型机构型与冻结版本的取证构型会存在小幅差异,获取成熟可靠的燃油箱热模型试飞验证是开展燃油箱可燃性定量分析的前提,燃油箱结构信息是热模型的输入,若油箱结构发生变更,就需要定量评估油箱结构变更对热模型仿真结果的有效性影响。

场景描述:试飞机油箱构型相对于取证构型,存在结构设计优化过程,即试飞机油箱构型与取证油箱构型存在差异。

4.2 仿真工况与结果分析

为分析上述构型差异对燃油温度的影响,本文通过调整结构壁厚参数形成一组典型规律研究案例,工况如下表3所示。

表3 工况表

序号	壁厚更改系数	燃油初温/°C
1	1×基准壁厚	15
2	3×基准壁厚	15
3	10×基准壁厚	15

热模型中油箱结构壁板的导热过程通过对流换热进行修正的形式引入,修正过程如方程(2)所示。

$$\frac{1}{h^*} = \frac{1}{h} + \frac{\delta}{\lambda} \quad (2)$$

式中: h^* 为修正后的等效对流换热热阻, h 为修正前的对流换热热阻, δ 为结构壁厚, λ 为结构导热系数。

集油箱油温分析结果如图11所示,中央翼油温分析结果如图12所示。相对基准工况1,壁厚差异导致的油温最大温差数据汇总如表4所示。

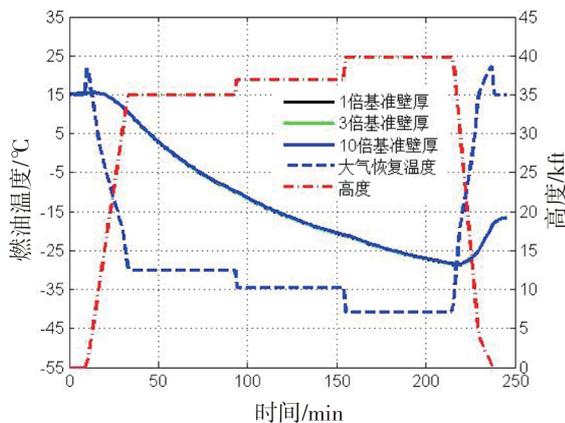


图11 不同油箱结构壁厚-集油箱油温

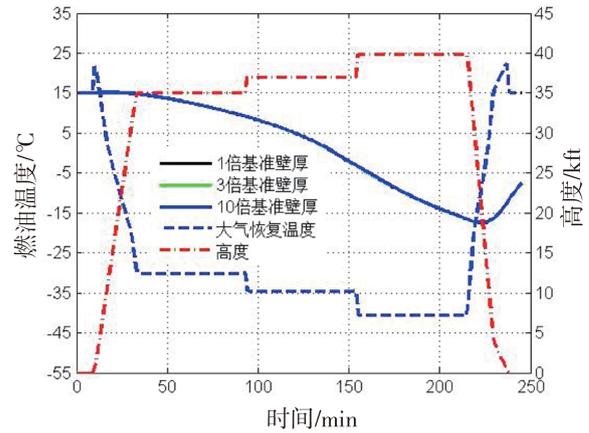


图12 不同油箱结构壁厚-中央翼油箱油温

表4 油箱结构壁厚差异引起的温差分析

序号	壁厚	集油箱相对 工况1 温差/°C	中央翼相对 工况1 温差/°C
1	1×基准壁厚	0	0
2	3×基准壁厚	0.065	0.030
3	10×基准壁厚	0.291	0.135

5 结论

本文研究结论如下:

1)热模型开发过程中,通过对部分传热环节仿真方法进行优化,嵌入实际工程数据,进一步提高了燃油箱热模型置信度和精度;

2)不同民机研制场景下热模型的工程应用表明燃油箱热模型具备用途多元化特点,不同应用场景下,仿真关键参数、输入输出形式存在不同,因此提升热模型对多元化输入的兼容性可提升热模型的工程应用价值;

3)基于热模型用途开发操作界面,形成专业燃油箱热分析工具的方法,可显著降低燃油箱热模型应用难度,提升热模型工程应用效率。

参考文献:

[1] 张斌. 民用飞机燃油箱系统热模型分析研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(1): 23-26, 36.
 [2] 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.
 [3] 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.

- [4] 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.
- [5] 童升华,邵垒,古远康,等. 外热源作用下机翼油箱边界温度变化规律研究[J]. 航空兵器, 2014, 21(1): 48-52.
- [6] 付振东. 燃油中溶解氧逸出规律与油箱热模型技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013: 44-57.
- [7] 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.
- [8] 兰江,朱磊,赵竞全. 通用油箱热模型的建模与仿真[J]. 航空动力学报, 2014, 29(7): 1623-1630.
- [9] 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: 10-59.
- [10] 任伟,魏锦洲. 自然对流冷却条件下油箱油温变化规律研究[J]. 工程与试验, 2014, 54(1): 35-38.
- [11] 魏锦洲,陈战斌,吕美茜. 民用飞机热气候燃油试验适航试飞技术研究[J]. 工程与试验, 2014, 54(1): 45-48.
- [12] 郝毓雅,王婕. 飞机燃油热管理系统分析[J]. 现代机械, 2015(3): 77-82.
- [13] AVIATION RULEMAKING ADVISORY COMMITTEE. Fuel tank harmonization working group final report[R]. USA: Aviation Rulemaking Advisory Committee, 1998.

作者简介

江 华 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 民机燃油箱防爆。E-mail: jianghua@comac.cc

Engineering application of thermal model for civil aircraft fuel tank

JIANG Hua *

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: In order to meet the diversified needs of thermal analysis of fuel tank in the development process of civil aircraft fuel system and inerting system, the lumped parameter method is used to establish the thermal model of a typical narrow trunk airliner fuel tank by using Matlab / Simulink software. By modeling and optimizing part of the convective heat transfer process, and integrating the actual engineering data into each calculation link, the simulation error of the thermal model for the main tank is less than $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$ after checking and correcting the flight test data. The application of fuel tank thermal model in civil aircraft development was demonstrated through the analysis of fuel icing conditions, such as fuel system thermal climate flight test analysis, and the analysis of the influence of fuel tank configuration differences on fuel temperature, and the typical engineering application of fuel tank thermal model in civil aircraft development was presented. In order to further improve the generality and ease of use of thermal model, combined with engineering experience, through key input parameterization, integrated flight parameter automatic generation module and fuel allocation calculation module, an engineering application type fuel tank thermal analysis tool with independent operation interface is formed, which provides a reference for the efficient engineering application of civil aircraft fuel tank thermal model.

Keywords: civil aircraft; fuel tank; thermal model; engineering application

* Corresponding author. E-mail: jianghua@comac.cc