

飞机综合热能管理系统仿真分析

陆宾宾,吉洪湖,唐 玫

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘 要:以某型飞机的综合热能管理系统为对象开展了研究。该系统以燃油作为主要热沉,使用热防护结构和液体蒸发器作为辅助热沉,对整机的热量进行综合调控及管理。建立了综合热能管理系统数学模型,在 Flowmaster 软件中搭建了系统的仿真模型进行计算。研究结果表明,提出的系统能满足飞机整体的热设计需求,为飞机综合热能管理系统及各子系统的设计提供参考。

关键词:飞机;综合热能管理系统;建模;仿真计算

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2020)05-0084-03

Simulation Analysis of Aircraft Integrated Thermal Management System

LU Binbin, JI Honghu, TANG Mei

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This paper takes a integrated thermal management system as object of study. In this system, the main heat sink is fuel oil and auxiliary heat sink is thermal protection structure and liquid evaporator, which comprehensively control and manage the heat of the whole aircraft. The mathematical model of the integrated thermal management system is established, and the simulation model of the system is built in Flowmaster software for calculation. The results show that the system above can meet the overall thermal design requirements of the aircraft. A reference is given to the design of the aircraft integrated thermal management system and its subsystems.

Keywords: aircraft; integrated thermal management system; modeling; simulation and calculation

0 引言

随着飞行器性能的提高,机载电子设备数量和功率不断增加,飞机的各个子系统所需求的冷量大幅提升。与此同时,飞行器内部存在大量的废热无法得到利用,各子系统间的热量无法进行综合利用。飞行器散热需求的提升和飞机整体热量使用存在大量的重复和浪费现象,共同引出了飞机的热量管理问题^[1]。

综合热能管理系统技术是对飞行器的热量进行整机尺度上的分配和利用,相较于传统的飞行器环控系统,能够实现热量的合理分配,吸收飞行器需要冷却部件的热量同时对燃油进行预热,在不引入附加质量的基础上能较大提升飞机的散热能力,因此具有较大的研究空间和应用前景。

20 世纪 90 年代以来,诸多学者对综合热能管理系统的各个方面进行了研究,PETLEY D H 等^[2]提出以燃油循环作为主循环的飞行器热能管理系统,建立综合热能管理系统的基本框架;袁美名等^[3]参考了 F-22 战机的综合热能管理系统,分别建立了各子系统的数学模型,并在 Matlab/Simulink 上搭建了系统的模块进行仿真计算。

目前综合热能管理系统方面的研究多集中在子系统

的研究方面,整体方面的研究较少。本文以某型飞机的综合热能管理系统为对象进行研究,旨在为飞机的综合热能管理系统及子系统的设计提供参考。

1 综合热能管理系统介绍

某型飞机的简化物理模型如图 1 所示。机身狭长呈圆柱状,从前向后分别是飞机的设备舱系统和燃油箱系统,底部为飞行器的进气道。设备舱及燃油箱顶部及底部设有热防护结构,机电设备设于设备舱内。

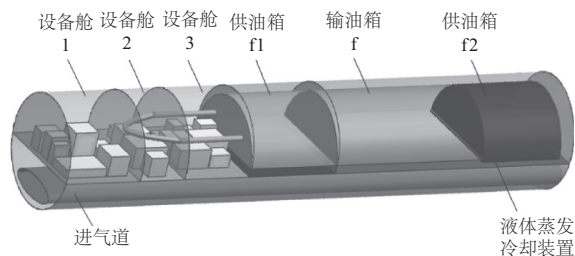


图 1 物理模型简图

机体热源分为外部热源和内部热源:外部热源为超音

速气流对机体上部所受的气动加热和辐射热以及机体下部受进气道影响产生的气动热;内部热源主要为机载设备散热,根据机舱所载设备不同分别给定。

综合热能管理系统图如图2所示。其基本的思想是:系统以机身外部的热防护结构作为第一层热沉,吸收来自外部的热气动热及辐射热等,机体内部的热量管理以燃油作为主要热沉,液体蒸发冷却系统作为辅助热沉,从而实现整机热量的综合控制。机体内部的热控方面,以燃油循环作为主要循环,设备舱的温度由燃油循环冷却系统控制,当设备舱的温度超过限制值时,开启燃油循环冷却系统的阀门,对设备舱进行散热。燃油循环系统同时会吸收滑油、液压油等子系统的散热,最终流向发动机进行燃烧,多余燃油则经冲压空气和液体蒸发器冷却后流回燃油箱。

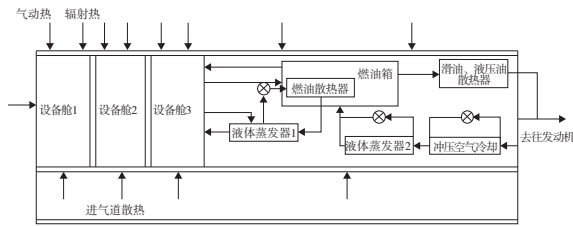


图2 综合热能管理系统图

2 系统建模

飞行器在超音速巡航过程中的传热过程十分复杂,本文着重考虑系统尺度上的仿真计算,建立以下简化模型。

2.1 外部热源

机体外部所受的热源主要是气动热和辐射热两部分。对于机体外部的气动热,根据传热学以及气动加热的相关理论,可以采用气动热的工程算法进行计算^[4]。进气道部分所受气动加热,以恒壁温作为边界条件进行计算。太阳辐射的热流密度在一年间波动不大,可以视为常量^[5]。

2.2 热防护结构

热防护结构的传热形式类似一维无限大平板的导热问题,结合机体外部热源的边界条件,采用一阶差分方法,即可对热防护结构的导热问题进行求解。

2.3 设备舱

为简化计算,文中忽略设备舱内的空气流动影响。根据闭口系能量方程,可以得出舱内的热平衡方程为:

$$c_c m_c \frac{dT_c}{dt} = \frac{\delta Q_{top,c}}{dt} + \frac{\delta Q_{bot,c}}{dt} + \frac{\delta Q_e}{dt} - \frac{\delta Q_{ep,c}}{dt} - \frac{\delta Q_c}{dt} \quad (1)$$

式中: m_c 、 c_c 、 T_c 分别为设备舱内空气的质量、比热、温度; $\delta Q_{top,c}$ 、 $\delta Q_{bot,c}$ 分别为设备舱上部、下部热防护结构传递的热量; δQ_e 为设备舱内的设备发热量; $\delta Q_{ep,c}$ 为液体蒸发器吸收的设备舱热量; δQ_c 为燃油吸收的设备舱热量。

2.4 燃油箱

根据开口系能量方程,可以得到燃油箱的热平衡方程

为:

$$m_f c_f \frac{dT_f}{dt} = \frac{\delta Q_{in}}{dt} + \frac{\delta Q_{top,f}}{dt} + \frac{\delta Q_{bot,f}}{dt} + \frac{\delta Q_c}{dt} - \frac{\delta Q_{ep,f}}{dt} - \frac{\delta Q_{out}}{dt} \quad (2)$$

式中: m_f 、 c_f 、 T_f 分别为燃油箱内燃油的质量、比热、温度; δQ_{in} 、 δQ_{out} 分别为某时刻流入、流出燃油携带的热量; $\delta Q_{top,f}$ 、 $\delta Q_{bot,f}$ 分别为燃油箱上部、下部热防护结构传递的热量; δQ_c 为燃油吸收的设备舱热量; $\delta Q_{ep,f}$ 为液体蒸发器吸收的燃油热量。

2.5 液体蒸发器

液体蒸发器中冷却液的能量平衡方程为

$$Q_{ep} = \dot{m}_{ep} \cdot \gamma \quad (3)$$

式中: Q_{ep} 为液体蒸发器的冷却功率; $\dot{m}_{ep}$ 为冷却液的质量流率; γ 为其汽化潜热。

2.6 子系统散热

基于简化考虑,文中所提及的滑油、液压油等子系统均以热载荷的方式进行计算。

3 仿真及分析

本文采用Flowmaster软件搭建了综合热能管理系统的仿真所需的模型。基于Flowmaster软件多样化的元件,并结合大量的自定义脚本程序,即可在软件中搭建完整的系统进行计算。

3.1 仿真条件

飞行器飞行时具有多种工况,本文以飞行器典型的起飞至巡航的工况进行计算,其飞行高度稳定为7 000 m,飞行马赫数在初始阶段时由 $t=0$ s时的 $Ma=0.7$ 迅速提升,当 $t=67$ s时,飞行速度达到最大,此时 $Ma=3.5$,其后保持巡航状态飞行时长为3 600 s。

其余参数可见表1。

表1 仿真参数

部位	仿真参数	参数值
热防护结构	厚度/mm	10
	初始温度/℃	0
设备舱	初始气温/℃	5
	设备舱1散热/kW	3.442
	设备舱2散热/kW	0.424
	设备舱3散热/kW	0.789
燃油箱	初始温度/℃	20
	燃油总量/kg	2 200
	流往发动机的燃油质量/(kg/s)	0.61
液体蒸发器	液体蒸发器1功率/kW	28
	液体蒸发器2功率/kW	10
子系统	滑油散热/kW	35.22
	液压油散热/kW	12.31
	冲压空气系统功率/kW	5

系统的热设计需求为:流向发动机的燃油温度 ≤ 150 ℃;设备舱的温度 ≤ 100 ℃。

3.2 仿真结果

图3为设备舱上部热防护结构各节点处温度变化的示意图。热防护结构外部节点温度为526℃,内部节点温度为256℃,差距为270℃,热防护结构能够有效隔绝外部气动热及辐射热。

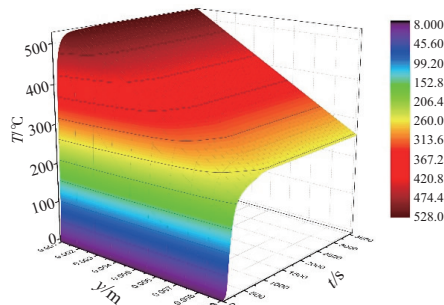


图3 机舱上部热防护结构温度随节点位置变化

图4所示为设备舱1、设备舱2、设备舱3温度随时间的变化情况。从图4中可以看出,其温度在整个飞行时长内均保持在100℃以内,综合热能管理系统能够将设备舱的工作温度保持在合适的范围内。

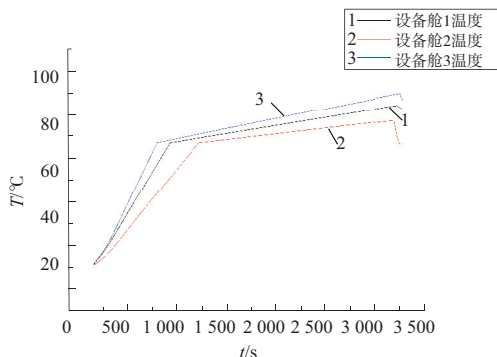


图4 设备舱温度变化

图5为燃油循环系统中各节点处的温度。从图5中可以看出,在综合热能管理框架下,燃油箱出口的燃油首先吸收滑油的散热,再进一步吸收来自液压油的热量,最后部分流向发动机燃烧,部分则经冲压空气和液体蒸发器冷却后流回燃油箱。因高马赫数飞行时冲压空气的冷却能力不足,因此冲压空气冷却的效用不明显。液体蒸发器2则仅在初始阶段和当回流燃油温度超过120℃时启用,因此在初始阶段和回流燃油超温时的冷却效用较为明显。

在综合热能管理的框架下,燃油充分发挥其作为冷源的效用,预热燃油,并流往发动机进行燃烧,充分地发挥了燃油作为冷源的作用,实现了飞机内部能量的互补,且在液体蒸发系统的作用下,流向发动机的燃油温度并没有超过150℃,满足了发动机系统的工作温度需求。

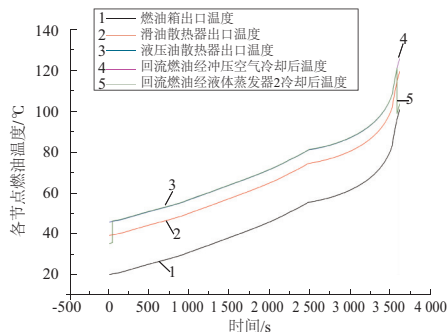


图5 燃油循环系统中各节点温度

4 结语

本文针对某型飞机的综合热能管理系统开展了研究。针对该系统,建立了仿真计算所需的模型并进行了计算分析。研究表明,以燃油作为主要热沉,热防护结构和液体蒸发器作为辅助热沉的综合热能管理方案能够满足整机各系统的工作需求。热防护结构能隔绝来自外部的大量热源,燃油循环流动提供了大量的冷源,液体蒸发器可作为燃油冷源不足时的补充冷源。在各系统共同作用下,飞行器内部的能量得到了综合利用。

参考文献:

- [1] 于喜奎,毛羽丰.高超声速飞机热管理系统控制模型构建与仿真[J].航空动力学报,2018,33(3):741-751.
- [2] PETLEY D H, JONEST S C. Thermal management for a mach 5 cruise aircraft using endothermic fuel [J]. Journal of Aircraft. 1992, 29(3): 384-389.
- [3] 袁美名,常士楠,洪海华.飞机机载综合热管理系统仿真研究[J].航空科学技术,2008(4):30-34.
- [4] 张俊,刘荣忠,郭锐,等.高速飞行弹箭目标表面动态热辐射[J].航空动力学报,2017,32(2):289-297.
- [5] 祝德春,范志刚,吴明,等.新一代智能变电站预制舱热设计与舱内热环境数值模拟及评价[J].机械制造与自动化,2017,46(1):126-130,152.

收稿日期:2019-05-27