

机载综合热管理系统控制特性分析

周 旭¹, 姜春英¹, 李胜宇², 陈 蒙³, 毛艳娥²

(1. 沈阳航空航天大学 机电工程学院, 沈阳 110136;

2. 沈阳航空航天大学 计算机学院, 沈阳 110136;

3. 中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要: 以简化的机载综合热管理系统作为研究对象,对系统在不同控制模式下的变化特性进行分析,为系统控制方案的研究提供了理论依据。利用数学模型和计算机模型相结合的方法建立起一种以燃油为主要热沉,具有空气/燃油换热器、燃油/PAO(聚 α 烯烃)换热器等主要元器件的机载综合热管理系统整体模型,并提出一种模糊自整定的PID(比例-积分-微分)控制方法对燃油/PAO换热器和电子设备热变化等系统特性进行分析。结果表明:在热极限工况下,相对于开环控制,模糊自整定PID控制模式不仅能有效地控制燃油泵等一系列设备保持合适的转速,还可以保证电子舱及燃油/PAO换热器的出口温度保持在既定范围以内,进而满足机载综合热管理系统的设计要求。

关 键 词: 机载综合热管理系统; 热沉; 空气/燃油换热器; 模糊自整定PID控制; 热极限工况

中图分类号: V271.4

文献标志码: A

Analysis of control characteristics of airborne integrated thermal management system

ZHOU Xu¹, JIANG Chunying¹, LI Shengyu², CHEN Meng³, MAO Yan'e²

(1. School of Mechatronics Engineering,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. School of Computer Science, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

3. Shenyang Aircraft Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Shenyang 110035, China)

Abstract: Taking the simplified airborne integrated thermal management system as the research object, the change characteristics of the system under different control modes were analyzed, which provided a theoretical basis for the study of system control schemes. Using a combination of mathematical models and computer models to establish an airborne integrated thermal management system model with fuel as the main heat sink, air/fuel heat exchanger, fuel/PAO (polymerized α olefin) heat exchanger and other main components, and a fuzzy self-tuning PID (proportional-integral-derivative) control method was proposed to analyze system characteristics such as fuel/PAO heat exchanger and electronic equipment thermal changes. The results show that compared to open-loop control under thermal extreme conditions, the fuzzy self-tuning

收稿日期: 2020-10-21

基金项目: 辽宁省自然科学基金项目(2019-KF-01-11)

作者简介: 周旭(1995—),男,硕士,主要从事飞机系统仿真及热力学方面研究。

通信作者: 姜春英(1978—),女,副教授,博士,主要从事飞机系统仿真及热力学方面的研究。E-mail:99448588@qq.com

引用格式: 周旭,姜春英,李胜宇,等. 机载综合热管理系统控制特性分析[J]. 航空动力学报,2022,37(3):511-522. ZHOU Xu, JIANG Chunying, LI Shengyu, et al. Analysis of control characteristics of airborne integrated thermal management system[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 511-522.

PID control mode can not only effectively control a series of equipment such as fuel pumps to maintain proper speed, but also ensure the electronic cabin and fuel/PAO heat exchanger. The outlet temperatures are kept within a predetermined range to meet the design requirements of the airborne integrated thermal management system.

Key words: airborne integrated thermal management system; heat sink;
air/fuel heat exchanger; fuzzy self-tuning PID control;
thermal limit conditions

随着飞行器的发展,飞行器上携带的电子设备越来越多,随之所产生的热量也越来越大。一旦设备所产生的热量不能及时排散,就会对电子设备性能产生很大的影响。而且,当飞机的高度和速度发生变化时,撞击空气的流量和温度在实际飞行中也会发生变化,进而影响到油箱的燃油温度、电子设备热载荷等^[1-2]。所以,如何高效利用机载的有限热沉,实现对于热量的收集、传输、排散是当前急需研究的内容之一^[3]。

国外方面,综合热管理技术作为美国综合飞行器能量技术(INVENT)计划第三期重点研究的技术,大大降低了总的热载荷,减少了能量消耗,最终达到了能量优化的目的^[4-7]。国内方面,徐志英等^[8]提出了一种飞机燃油系统仿真模型,并通过计算仿真来研究飞机燃油系统各部分的流量、压力、温度以及热量;马德胜等^[9]设计并搭建了一种新型飞机环控热管理系统;于喜奎等^[10-11]以超声速飞机为研究对象,搭建了一种简化的飞机热管理模型,并对其热控制策略进行了讨论。

本文以F-22的综合热管理系统为参考,设计并搭建了一种简化的机载综合热管理模型,并以

此模型为基础,讨论了在地面温度313.15 K的热极限工况下,不同控制方式对燃油温度和电子设备热负荷等系统扰动特性的影响。

1 机载综合热管理系统

1.1 系统简述

本文所搭建的机载综合热管理系统原理图如图1所示。整个系统由5个回路所组成,分别为燃油循环回路、蒸发循环回路、空气循环回路、高温PAO循环回路和低温PAO循环回路。5个回路的交联界面包括:空气/PAO换热器,燃油/PAO换热器、蒸发器和冷凝器等。系统工作时的流程如图1所示。

1) 燃油循环回路:燃油循环过程中通过机身油箱和机翼油箱向消耗油箱供油,并通过燃油泵转速对整体循环系统进行控制。燃油首先通过燃油/PAO换热器带走高温PAO循环回路所产生的热量,再通过燃油/液压换热器带走液压系统所产生的热量,而后通过燃油/滑油换热器带走滑油系统所产生的热量。最后,通过空气/燃油换热器对燃油进行降温处理,而后部分燃油进入发动机,

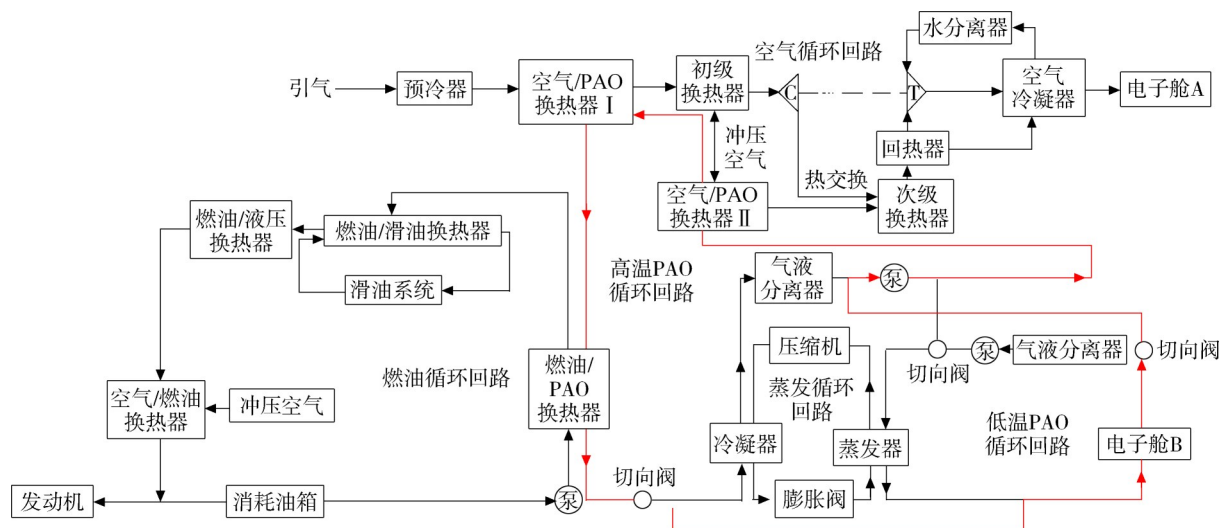


图1 机载综合热管理系统模型

Fig.1 Airborne integrated thermal management system model

部分继续回流至消耗油箱。

2) 空气循环回路:高温高压的冲压空气从发动机中出发,经过空气/PAO换热器、压气机(图1中所示C)进行压缩、涡轮(图1中所示T)进行膨胀降温,然后经过空气冷凝器对冲压空气进行冷却,最后进入电子舱A中,从而实现电子设备冷却功能。

3) 蒸发循环回路:蒸发循环回路主要利用制冷剂R134a的相变过程进行换热,将从低温PAO循环回路吸收的电子舱B所产生的热负荷通过冷凝器传递到高温PAO循环回路。

4) 高温PAO循环回路:高温PAO循环回路先通过冷凝器从蒸发循环回路吸收热量,再通过空气/PAO换热器从空气循环回路吸收热量,最后通过燃油/PAO换热器传递给燃油。

5) 低温PAO循环回路:低温PAO循环回路的载冷剂PAO直接与电子舱B进行热交换,通过蒸发器将电子舱B的热负荷传递给蒸发循环回路。

其中,图1中红线部分为冷却备用回路,当蒸发循环回路出现故障时,蒸发循环将无法为电子舱B提供冷源,此时低温PAO循环回路和高温PAO循环回路将通过切向阀对回路进行重构,从而利用高温泵或者低温泵输送制冷剂PAO对电子舱进行冷却。

将包括燃油循环回路、蒸发循环回路、空气循环回路、高温PAO循环回路和低温PAO循环回路的5个循环回路联系在一起,改进并简化了F22部分循环回路,如空气循环回路采用两轮升压式空气循环系统,并且采用冷却备用回路在蒸发循环回路冷却产生故障的时候,对电子舱进行冷却,以此为基础搭建了此机型的热管理系统设计原理图。

1.2 工作介质及条件说明

系统以燃油作为主要热沉,因燃油的换热能力受到物性的限制,所以本系统采用JP-8型燃油^[12]。取燃油最高温度为443.15 K。低温PAO循环回路和高温PAO循环回路载冷剂采用PAO介质^[13],蒸发循环回路制冷工质选用制冷剂R134a^[14]。空气循环回路的引气流量为2 000 kg/h,初始温度为323.15 K,引气压强为 3×10^5 Pa(绝对压强)。模型采用的滑油系统输入初始条件如下:系统的总体齿轮发热量为1 038.23 W,总体轴承发热量为11 418.7 W,总发热量为12 456.93 W。

2 机载综合热管理系统建模

2.1 空气循环回路建模

两轮升压式空气循环系统是升压式空气循环制冷系统的一种改型,是应用最为广泛的飞机空气循环系统,如美国的F-18战斗机、T46A教练机、波音737客机等均采用此种系统,我国生产的大部分飞机也采用此种系统^[15-17]。

2.1.1 初级换热器建模

在AMESim软件中,半换热器即定义为热或冷流体的热液压或热气动的计算模型,即采用半换热器对压力和温度以及热交换器内部的压降等参数进行计算,从而可确保换热器保持质量守恒和能量平衡。

在本模型中,初级换热器由两个混合气体半换热器和一个热流计算组件组成,其模型设计见图2。

由于换热器中的翅片种类繁多,本模型选用等效换热面积对各种型号的换热翅片进行替代,其模型如图3所示。图3中分为直接热交换面(direct exchange surface)和非直接热交换面(indirect exchange surface),并通过这两种热交换面积对翅片换热效率(heat transfer efficiency)和整体换热面积(exchange surface)进行定义,其数学模型为

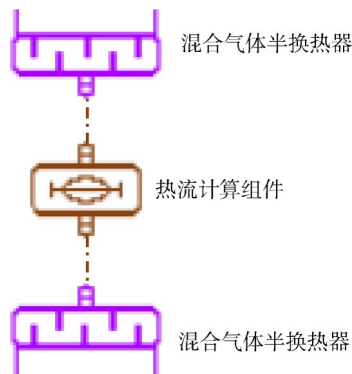


图2 初级换热器建模

Fig.2 Modeling of primary heat exchanger

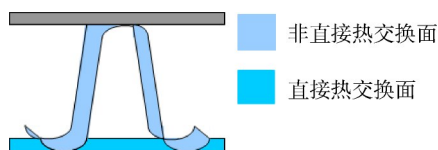


图3 等效换热模型图

Fig.3 Equivalent heat transfer model diagram

$$S_{\text{esarea}} = S_{\text{shxiarea}} + S_{\text{shxdarea}} \quad (1)$$

$$e' = \frac{S_{\text{shxiarea}}}{S_{\text{esarea}}} \quad (2)$$

其中 S_{esarea} 为整体换热面积, S_{shxiarea} 为非直接热交换面换热面积, S_{shxdarea} 为直接热交换面换热面积, e' 为翅片换热效率。

气体半换热器模型中的 1 号和 2 号接口如图 4 所示, 主要用于换热器热流体的进出, 3 号接口则用于和热流效率计算控件相连。

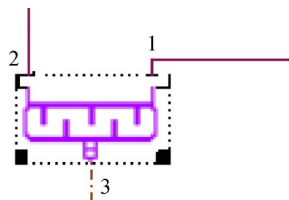


图 4 半换热器接口图

Fig.4 Half heat exchanger interface diagram

接口 3 的比定压热容为

$$c_p = \left| \frac{h(p_{\text{up}}, T_{\text{up}}) - h(p_{\text{int}}, T_{\text{opp}})}{T_{\text{up}} - T_{\text{opp}}} \right| \quad (3)$$

式中 p_{up} 、 T_{up} 和 p_{int} 、 T_{opp} 分别为出口和进口处的压强与温度, $h(p_{\text{up}}, T_{\text{up}})$ 为出口空气比焓, $h(p_{\text{int}}, T_{\text{opp}})$ 为入口空气比焓。热流计算组件是定义换热器热阻、计算换热器换热效率的关键组件, 其模型如图 5 所示。



图 5 热流计算组件

Fig.5 Module of heat flow rate calculation

热流计算组件 1、2 接口的总质量热容分别为

$$c_1 = q_{m1} c_{p1} \quad (4)$$

$$c_2 = q_{m2} c_{p2} \quad (5)$$

其中 q_{m1} 和 q_{m2} 分别为 1、2 接口处流体的质量流量, c_{p1} 和 c_{p2} 分别为 1、2 接口处流体的比定压热容。然后, 可以得到 c_1 和 c_2 的最大值和最小值 $c_{1\text{max}}$ 、 $c_{1\text{min}}$ 、 $c_{2\text{max}}$ 和 $c_{2\text{min}}$ 。取 $c_{1\text{max}}$ 和 $c_{2\text{max}}$ 中的大值为 c_{max} , $c_{1\text{min}}$ 和 $c_{2\text{min}}$ 中的小值为 c_{min} 。

考虑到换热器的质量对于热流体的影响, 总热阻为

$$U = \frac{1}{R_{\text{th1}} + R_{\text{wall}} + R_{\text{th2}}} \quad (6)$$

其中 R_{th1} 和 R_{th2} 分别为 1、2 接口的热阻, R_{wall} 为管

壁热阻。

模型中选用两种流体未混合的错流式换热器, 其换热单元的数量 N 为

$$N = \frac{U}{c_{\text{min}}} \quad (7)$$

令 $c_r = \frac{c_{\text{min}}}{c_{\text{max}}}$, 则

$$\epsilon_{\text{steady}} = 1 - \exp\left[\frac{N^{0.22}}{c_r} (e^{-c_r N^{0.78}} - 1)\right] \quad (8)$$

$$a' = (1 + c_r) \epsilon_{\text{steady}} \quad (9)$$

则 1、2 接口的热流量为

$$\Phi_{1,\text{trans}} = a' c_1 (T_{\text{wall}} - T_1) \quad (10)$$

$$\Phi_{2,\text{trans}} = a' c_2 (T_{\text{wall}} - T_2) \quad (11)$$

其中 T_1 、 T_2 为 1、2 接口的温度, $\Phi_{1,\text{trans}}$ 、 $\Phi_{2,\text{trans}}$ 为 1、2 接口的热流量, T_{wall} 为热交换时的管壁温度, 需根据瞬时态的能量守恒方程进行计算, 其数学模型为

$$\frac{dT_{\text{wall}}}{dt} = \frac{\Phi_{1,\text{trans}} + \Phi_{2,\text{trans}}}{m c_{p,\text{wall}}} \quad (12)$$

其中 t 为时间, m 为换热器的质量; $c_{p,\text{wall}}$ 为 T_{wall} 温度下固体类型指数所引用的固体比定压热容。

最后可以利用传热单元数 (NTU) 方法可以算得换热效率为

$$\epsilon = \frac{\max(|\Phi_{1,\text{trans}}|, |\Phi_{2,\text{trans}}|)}{|c_{\text{min}}(T_2 - T_1)|} \quad (13)$$

部分参数设置见图 6。

Title	Value	Unit	Tags
internal pressure	1.03421	barA	
internal temperature	0e+02/1.8e+00	K	
gas mixture index	10		
number of species	2		
initial fraction mode	mass		
volume of gas involved in the exchange	7.04644	L	
initial fraction (1)	1	null	
initial fraction (2)	0	null	
pneumatic computation			
flow rate computation	coefficient Cq		
free-flow cross-sectional area	26451.6	mm**2	
free-flow hydraulic diameter	10	mm	
flow coefficient	0.72	null	

图 6 气体半换热器部分参数设置

Fig.6 Partial parameters setting of air half heat exchanger

2.1.2 空气循环回路整体模型

本文通过改进后的两轮升压式空气循环系统对空气循环回路进行建模, 其原理图如图 7 所示。

工作流程如下:

首先, 引气将通过初级换热器与冲压空气进行换热, 进行初步冷却。然后, 引气将再进入压缩机进行加压。而后, 让其进入次级换热器对冲压空气进行进一步的换热, 从而进一步对引气进行冷却, 冷却后的引气将进入回热器的热边, 再通过冷凝器使得引气温度降低。此时, 由于引气温度

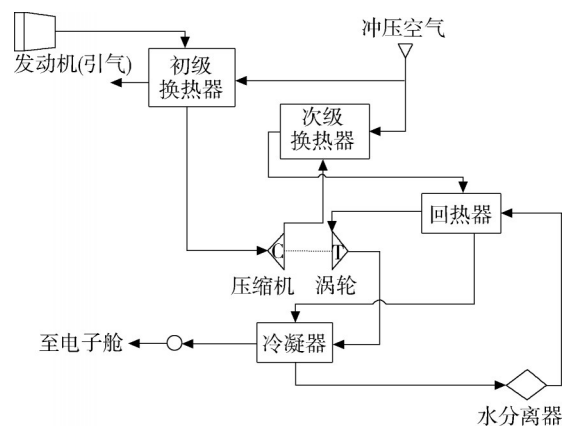


图7 空气循环回路原理图
Fig.7 Schematic diagram of air circulation loop

过低产生大量水分。所以,让引气进入水分离器以分离其中的大部分水分,再让分离水分后的高压空气进入回热器进行加热,从而进一步蒸发空气中的水分。此时,引气就变成一种干燥、高压的饱和气体。而后再进入涡轮进行膨胀做功,使得引气温度与压力下降,再通过冷凝器的冷边的换热,从而使得空气达到对电子舱的冷却功能的温度设计要求。AMESim 建模仿真模型如图 8 所示。

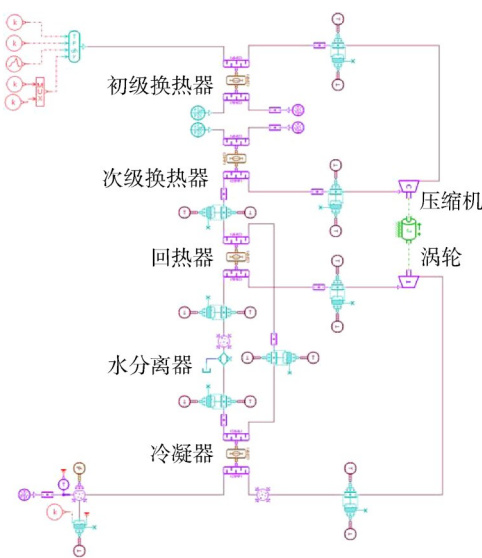


图8 空气循环回路模型
Fig.8 Air circulation loop model

2.2 总体系统建模

根据系统的原理图,基于 AMESim 建立仿真模型,通过联合各子系统的模型,从而搭建整体热管理系统。系统中采用燃油作为热沉,系统热量由燃油吸收,最终流入发动机内进行燃烧,整体模型见图 9。

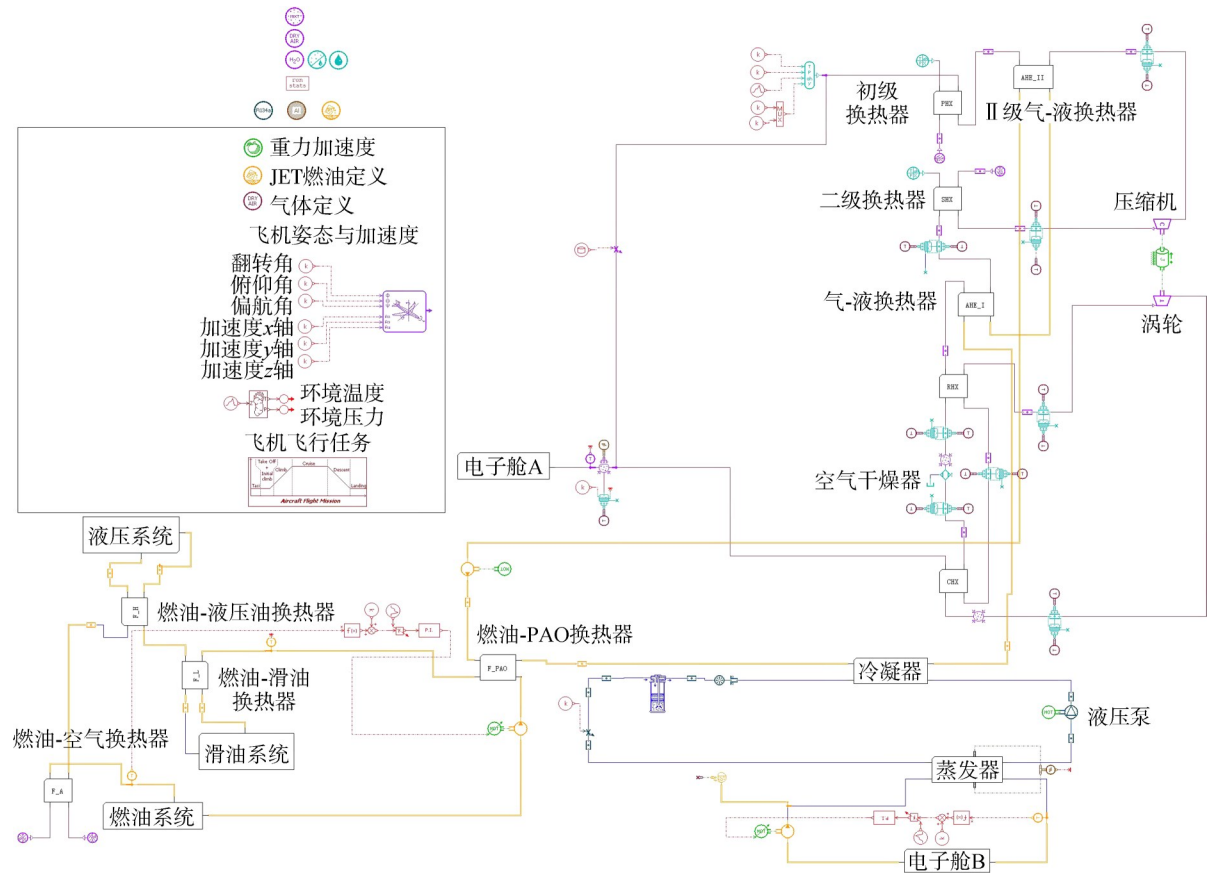


图9 机载综合热管理系统整体模型
Fig.9 Overall model of airborne integrated thermal management system

虽然 AMEsim 软件中对用户所建立的系统复杂程度没有限制,在建模过程中,力求模型与实际系统的相似度越高越好,但是当模型过于复杂时,会导致计算量巨大,而且由于模型之间的匹配问题,容易在求解过程中其内置的微分方程会出现发散,导致仿真失败。所以在此次仿真过程中,为了提高仿真的计算效率,在不影响准确度的情况下对其中一些部件做了简化,具体包括:

1) 系统中忽略了流阻较小的一些复杂部件。这些部件忽略之后并不会对仿真结果产生较大的影响,所以对管路中的弯曲、接头等进行了简化,在仿真模型中省略了管路中较为复杂的阀门等部件。

2) 将系统中的管路进行了简化,但是在实际中,管路中的部件对管路系统流阻等参数都会产生作用。所以在模型建立过程中,首先对各部件之间的管路进行了定义,包括管路的长度、流阻、与外界热交换以满足系统参数要求,但仍有部分参数仍难以定义。

3 热管理系统控制特性分析

3.1 热管理模型开环特性分析

3.1.1 系统边界换热模型

主要考虑外部辐射和外界空气与飞机边界表面所进行的辐射换热与对流换热这两种形式的热能对系统所造成的影响,其计算过程如下:

1) 外部辐射对飞行器壁面辐射的热流为

$$q_r = \epsilon' k T_w^4 \quad (14)$$

其中 $k=1.380\ 649 \times 10^{-23}$ J/K, 表示玻耳兹曼常数; ϵ' 代表蒙皮表面辐射系数, T_w 代表飞行器壁面温度。

2) 蒙皮热传导热流为

$$q_\lambda = -\lambda \left(\frac{\partial T_{skin}}{\partial y} \right) \quad (15)$$

热传导方程为

$$c_p' \rho \frac{\partial T_{skin}}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T_{skin}}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T_{skin}}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \frac{\partial T_{skin}}{\partial z} \right) \quad (16)$$

其中 T_{skin} 为蒙皮表面指向内部各方向的导热温度, c_p' 、 ρ 、 λ 分别代表蒙皮材料的比定压热容、密度、导热系数; y 代表从蒙皮表面指向内部法向坐标。因为内热流沿 y 向明显超过垂直 y 向的 x 、 z 向, 不考虑沿 x 、 z 向传导热流, 蒙皮厚度记作为 δ ,

把上文中的蒙皮热传导热流沿厚度方向积分, 则有

$$q_\lambda = \rho c_p' \left(\frac{\partial T_{skin}}{\partial y} \right) \delta \quad (17)$$

3) 气动加热热流按照 Newton 公式进行计算如下:

$$q_a = a_h (h_r - h_w) \quad (18)$$

其中 a_h 代表焓值传热系数; h_r 、 h_w 分别代表恢复壁面焓值和原始壁面焓值。边界层中气体参数无法保持恒定, 为降低难度, 工程上往往基于参考焓法进行计算。

按照热力学第一定律, 即可得出飞机表面在大气内热交换期间热流平衡方程如下:

$$q_a - q_r = q_\lambda \quad (19)$$

3.1.2 飞行状态与初始参数设置

飞行包线主要由 5 个环节构成, 分别为地面维护、滑跑、爬升、巡航、降落^[18]。模型选取其中 3 个主要过程进行仿真计算, 包括爬升、巡航和降落过程。

本文选择在热极限工况下进行仿真, 地面极限温度为 313.15 K, 飞行极限高度为 5 000 m。飞行包线设置如下: 在 1 500 s 时达到飞行高度 5 000 m, 随后调整为巡航模式, 并在巡航 3 500 s 后降落, 在 1 000 s 后降落至地面。将燃油泵转速与低温 PAO 循环回路液压泵转速设定为 4 000 r/min。

模型采用 AMEsim 中的 Aircraft Flight Mission 模块对飞行过程进行建模, 模块如图 10 所示。飞行包线中的飞行距离参数设置如图 11 所示, 飞行包线中的飞行时间参数设置如图 12 所示。在 AMEsim 平台上, 选用 4 阶龙格-库塔和固定步长算法, 步长为 0.01 s, 模拟时间设置为 6 000 s, 求解器参数设置如图 13 所示。

泵模型采用一种理想的液压泵的子模型(见图 14), 没有流量损失或机械损失, 流量仅由轴速度、泵排量 and 入口压力确定, 瞬时泵排量为

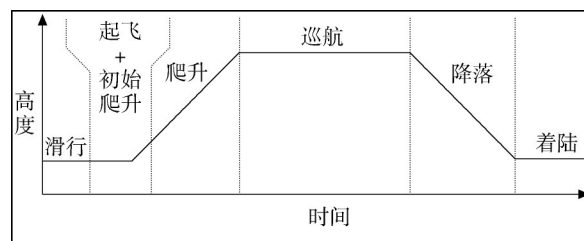


图 10 Aircraft Flight Mission 模块

Fig.10 Aircraft Flight Mission module

Title	Value	Unit	Name
Taxi out	0 a	alt3	
Take off 1 (until 100kts call)	0 a	alt4	
Take off 2 (until V1)	0 a	alt5	
Take off 3 (until Vr)	0 a	alt6	
Climb 1 (until lift off + 35ft - screen height)	10.668 a	alt7	
Climb 2 (until lift off + 35000ft)	5000 a	alt8	
Cruise	5000 a	alt9	
Descent (until 50ft - Vref)	15.24 a	alt10	
Approach (until touch down)	0 a	alt11	
Landing (until 100kts call)	0 a	alt12	
Taxi in (until last engine shut down)	0 a	alt13	

图 11 飞行距离参数设置

Fig.11 Flight distance parameters setting

Title	Value	Unit	Name
Take off 1 (until 100kts call)	0 s	dur4	
Take off 2 (until V1)	0 s	dur5	
Take off 3 (until Vr)	0 s	dur6	
Climb 1 (until lift off + 35ft - screen height)	0 s	dur7	
Climb 2 (until lift off + 35000ft)	1500 s	dur8	
Cruise	3500 s	dur9	
Descent (until 50ft - Vref)	1000 s	dur10	
Approach (until touch down)	0 s	dur11	
Landing (until 100kts call)	0 s	dur12	
Taxi in (until last engine shut down)	0 s	dur13	
Post Flight (until last engine shut down +5')	0 s	dur14	

图 12 飞行时间参数设置

Fig.12 Flight time parameters setting

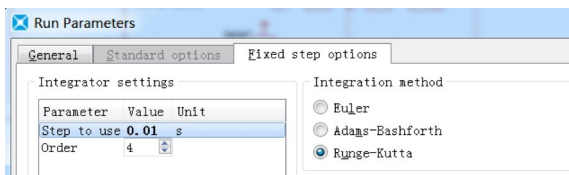


图 13 求解器参数设置

Fig.13 Solver parameters setting

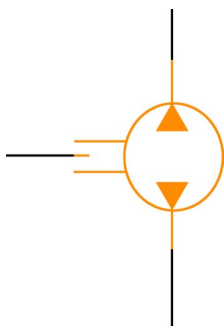


图 14 液压泵模型

Fig 14 hydraulic pump model

$$d' = d_{\min} + (d_{\max} - d_{\min}) \sin\left(\frac{K\theta}{2}\right) \quad (20)$$

标准体积流量为

$$q_{V,l,\min} = d'w \quad (21)$$

其中 $d_{\min}$ 为泵的最小排量; $d_{\max}$ 为泵的最大排量; w 为泵的转速; θ 为角位置; K 为泵脉动频率的倍数。

在飞机燃油子系统中,换热器有两种形式,其中气-液换热器是通过定义一个混合气体半换热器,一个热流计算组件和一个液体半换热器组成,而液-液换热器是通过定义两个液体半换热器和一个热流计算组件构成,如图 15、图 16 所示。燃油系统坐标系如图 17 所示。

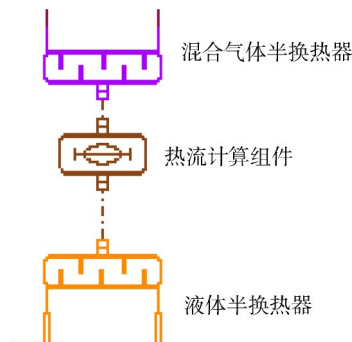


图 15 气-液换热器模型

Fig 15 Gas-liquid heat exchanger model

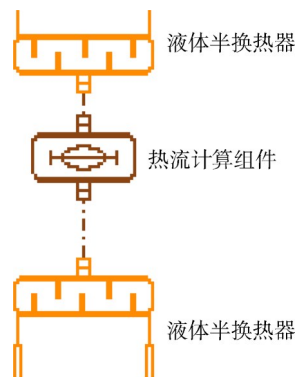


图 16 液-液换热器模型

Fig 16 Liquid-liquid heat exchanger model

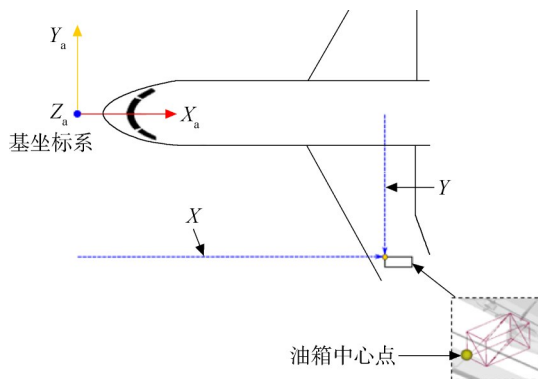


图 17 燃油系统坐标系

Fig 17 Fuel system coordinate system

气体半换热器和热流计算组件已在上文中进行过阐述,本节着重介绍液体半换热器计算方式。仍将半换热器分为直接热交换面和非直接热交换面,并通过这两种热交换面积对翅片换热效率和整体换热面积进行定义,其数学模型为

$$S_{\text{esarea}} = S_{\text{shxiarea}} + S_{\text{shxdarea}} \quad (22)$$

$$e' = \frac{S_{\text{shxiarea}}}{S_{\text{esarea}}} \quad (23)$$

将油箱模型简化为机身油箱、消耗油箱与机翼油箱 3 部分,飞机两侧各一组消耗油箱与机翼

油箱,机身油箱位于飞机机舱内部,油箱的 3D 模型如图 18 所示。采用 AMEsim 的油箱子模型 ACFTNK0001 进行建模,仿真模型如图 19 所示(图中 $V_{\max}$ 为油箱最大体积)。

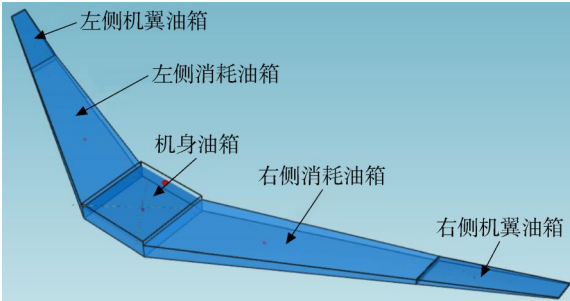


图 18 油箱 3D 模型
Fig.18 3D model of fuel tanks

供油流程如下:当消耗油箱的燃油量低于 95% 时,机身油箱的燃油将转移到两侧的消耗油箱,保持消耗油箱中的燃油处于最大值状态,直

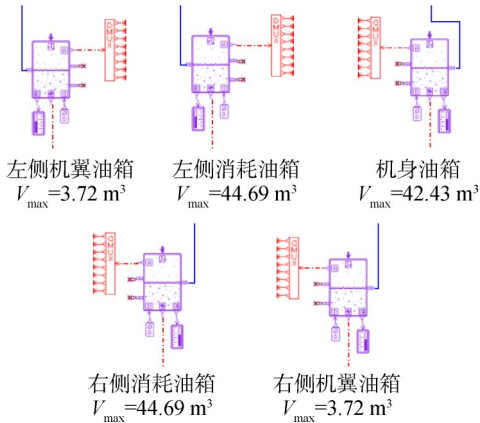


图 19 油箱仿真模型
Fig.19 Fuel tank simulation model

至机身油箱燃油耗尽。当消耗油箱燃油量少于 400 kg 时,两侧的机翼油箱将燃油转移至消耗油箱,直至机翼油箱燃油耗尽。最后直至消耗油箱中燃油耗尽,飞机降落至地面。各个油箱的初始参数如表 1 所示。

表 1 油箱初始参数
Table 1 Initial parameters of oil tanks

参数	消耗油箱	机身油箱	机翼油箱
体积/ m^3	44.69	42.43	3.72
起始压力/MPa	21	21	21
起始温度/K	293.15	303.15	313.15
油箱中心 X 位置/m	26.7 ± 2.596 (左右油箱)		26.7 ± 8.269 (左右油箱)
油箱中心 Y 位置/m	± 8.362 (左右油箱)		± 20.374 (左右油箱)
油箱中心 Z 位置/m	0.614	0.674	0.865

3.1.3 仿真结果分析

开环模式下模型仿真结果见图 20~图 22。从图 20 可以看出,系统的输油顺序如下:两侧消耗油箱中的燃油消耗至低于 95% 时,机身油箱开始向消耗油箱供油;机身油箱中的燃油耗尽

后,开始使用消耗油箱中的燃油,直至消耗油箱中的燃油少于 400 kg 时,两侧的机翼油箱开始向消耗油箱供油;直至机翼油箱中的燃油耗尽,最后使用消耗油箱中的燃油直至飞行结束。

由图 21、图 22 可知,在开环控制下,燃油/

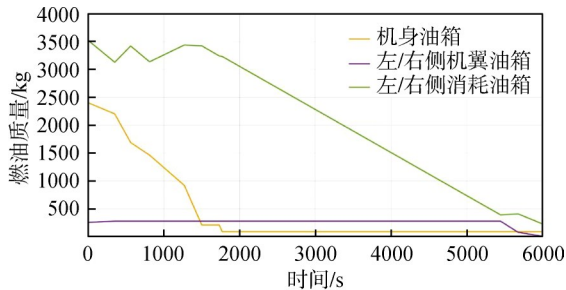


图 20 油箱中燃油质量变化(开环控制)
Fig.20 Fuel quality change in fuel tanks (open-loop control)

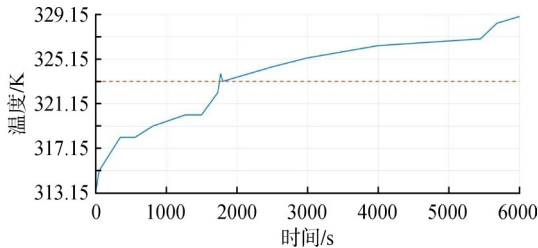


图 21 燃油/PAO换热器PAO载冷剂出口温度(开环控制)
Fig.21 Outlet temperature of PAO refrigerant in fuel/PAO heat exchanger (open-loop control)

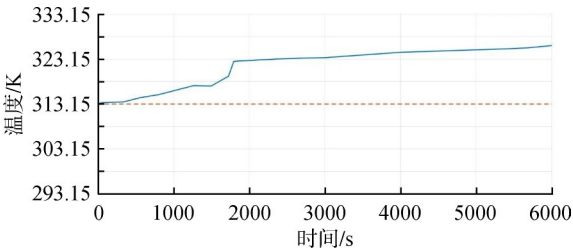


图 22 电子舱 B 出口温度(开环控制)

Fig.22 Outlet temperature of electronic cabin B
(open-loop control)

PAO 换热器的 PAO 载冷剂出口温度与电子舱 B 出口温度均超出了规定温度的上限值(图中虚线即代表了出口温度上限值)。所以,有必要对热管理系统进行控制特性分析,以使得燃油/PAO 换热器的 PAO 载冷剂出口温度与电子舱 B 出口温度均降至设计温度并保持稳定,降至上限以下。

3.2 模糊自整定 PID 控制方法对机载综合热管理系统的影响

3.2.1 模糊自整定 PID 控制条件设置

采用模糊自整定 PID 算法对系统参数进行控制,控制模型如图 23 所示,图中 k_p 、 k_i 、 k_d 为 PID 控制参数。

在温度控制系统中,温度传感器将测量到的

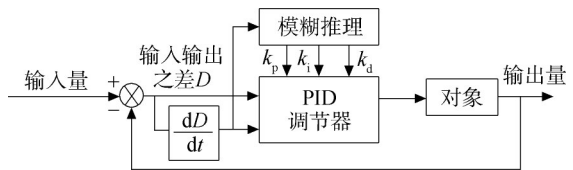


图 23 模糊自整定 PID 控制模型

Fig.23 Fuzzy self-tuning PID control model

模拟信号转换为数字信号后送给控制器。控制器以温差 ΔT 和温差变化率 $\Delta T/\Delta t$ 作为模糊控制器的输入 $[\Delta T, \Delta T/\Delta t]$, 以 PID 控制参数 k_p 、 k_i 、 k_d 作为模糊控制器的输出, 利用模糊控制规则对 PID 控制参数进行在线调整, 通过输出的控制量, 对相应的元件进行控制, 以减小偏差, 直到把回路温度控制在允许范围内。模糊量 ΔT 、 $\Delta T/\Delta t$ 的模糊子集均设为 $\{a, b, c, d, e, f, g\}$, 论域设为 $[-6, 6]$ 。 k_p 的模糊子集设为 $\{a, b, c, d, e, f, g\}$, 论域设为 $[-1, 1]$, k_i 、 k_d 的模糊子集设为 $\{a, b, c, d, e, f, g\}$, 论域设为 $[-0.1, 0.1]$, 量化因子 $k_e=1$, $k_{ec}=3$ 。 ΔT 、 $\Delta T/\Delta t$ 和 3 个输出量 k_p 、 k_i 和 k_d 的模糊隶属函数均是采用 trimf(三角型), 模糊规则如下 (Δk_p 、 Δk_i 、 Δk_d 分别为 k_p 、 k_i 、 k_d 的修正值):

- 1) 当 $|\Delta T|$ 较大时, 已逼近温度上限时, 为加快系统的响应速度, 防止系统在开始时的偏差瞬间变大, 从而导致微分控制作用超出允许范围, 应取较大的 Δk_p 和较小的 Δk_d , 同时为了防止积分饱和, 避免系统出现过大的超调, 通常取较小的 Δk_i 或者去掉积分作用。
- 2) 当 $|\Delta T|$ 相对较大时, 仍处于温度上升阶段, 但尚未逼近温度上限时, 为使系统所带响应的超调量减小, 应采用相对较小的 Δk_i 和大小相对适中的 Δk_p 和 Δk_d , 以保证系统的响应速度。
- 3) 当 $|\Delta T|$ 较小时, 为使系统具有良好的稳态性能, 应取较大的 Δk_p 和 Δk_i , 同时为了避免系统在平衡点附近出现来回振荡现象, 并考虑系统的抗干扰能力, 应取适当数值的 Δk_d 。模糊规则表如表 2 所示。

表 2 模糊规则

Table 2 Fuzzy rules

$\Delta k_p/\Delta k_i/\Delta k_d$	ΔT						
	a	b	c	d	e	f	g
$\Delta T/\Delta t$	a	<i>g/a/e</i>	<i>g/a/e</i>	<i>f/a/d</i>	<i>f/b/d</i>	<i>e/b/d</i>	<i>e/d/g</i>
	b	<i>g/a/c</i>	<i>g/a/c</i>	<i>f/b/c</i>	<i>f/b/c</i>	<i>f/c/d</i>	<i>d/d/c</i>
	c	<i>f/a/a</i>	<i>f/b/a</i>	<i>e/b/b</i>	<i>e/b/c</i>	<i>d/d/d</i>	<i>c/e/e</i>
	d	<i>f/b/a</i>	<i>e/c/a</i>	<i>g/c/c</i>	<i>d/d/c</i>	<i>c/e/d</i>	<i>b/f/e</i>
	e	<i>e/c/b</i>	<i>e/c/b</i>	<i>d/d/c</i>	<i>c/e/c</i>	<i>c/f/d</i>	<i>b/f/e</i>
	f	<i>e/d/b</i>	<i>d/c/b</i>	<i>c/e/c</i>	<i>b/f/c</i>	<i>b/f/e</i>	<i>b/f/e</i>
	g	<i>d/d/e</i>	<i>c/d/d</i>	<i>c/e/d</i>	<i>b/f/d</i>	<i>b/g/g</i>	<i>a/g/g</i>

通过实时计算出的温差 ΔT 和温差变化率 $\Delta T/\Delta t$, 从上文的模糊规则表中分别查出 PID 控制器 3 个参数的修正值 Δk_p 、 Δk_i 、 Δk_d , 然后计算出 PID 的实际参数值为

$$k_p = \Delta k_p + k_{p0} \quad (24)$$

$$k_i = \Delta k_i + k_{i0} \quad (25)$$

$$k_d = \Delta k_d + k_{d0} \quad (26)$$

式中 k_{p0} 、 k_{i0} 、 k_{d0} 为各参数初始值。

本文采用衰减曲线法对 PID 控制器的各初始参数设置如下:

1) 低温 PAO 循环回路中, 采用电子舱 B 出口温度参数, 对低温 PAO 循环回路液压泵的转速控制, PID 初始参数为 $k_{p0}=5$ 、 $k_{i0}=0.1$ 、 $k_{d0}=0.1$, 设定电子舱 B 出口温度的最大值不高于 313.15 K, 电子舱 B 出口温度的最优值设置为 308.15 K 左右, 并设置液压泵最小转速应大 3 000 r/min。

2) 燃油循环回路中, 采用燃油/PAO 换热器 PAO 载冷剂出口温度参数, 对燃油泵的转速进行控制, PID 初始参数为 $k_{p0}=8$ 、 $k_{i0}=0.1$ 、 $k_{d0}=0.1$, 设定 PAO 载冷剂出口温度不高于 323.15 K, 燃油泵最小转速应大于 3 000 r/min, 目标燃油/PAO 换热器 PAO 载冷剂出口温度设置的最优值为 318.15 K。

3.2.2 仿真结果分析

仿真结果见图 24~图 30。由图 24~图 26 可知, 相对于开环控制, PID 控制虽然使得燃油泵转速发生了改变, 从而影响燃油系统流量发生改变, 但是由于发动机整体所消耗的油量不变, 所以此燃油质量相对于开环控制时对比变化不大, 基本可以忽略不计。而燃油温度随着燃油泵转速的不断波动, 整体呈现上升趋势, 而后期随着燃油泵转速下降, 燃油又开始随之冷却, 呈现下降趋势。

图 27 为 PID 控制下燃油/PAO 换热器 PAO 载冷剂出口温度, 图 28 为低温 PAO 循环回路液压泵转速变化。

由图 29 可以看出低温 PAO 循环回路的 PAO 温度在随液压泵转速下降一段时间后达到顶峰, 随后随着液压泵转速的进一步降低后, 其温度也不断降低。

图 25、图 28 分别为燃油泵、液压泵的转速特性曲线。燃油泵、液压泵由各自控制目标控制, 如燃油/PAO 换热器 PAO 载冷剂出口温度参数和电子舱 B 出口温度。其出口温度在达到温度上限时, PID 控制方法使得燃油泵及液压泵转速发生

不断波动变化, 在保证泵最小转速的条件下不断降低泵转速, 不仅可以保证温度逐渐降低至上限以下, 维持在最优设计值上下浮动, 也可以保证转速满足飞机动力等最小转速需求。

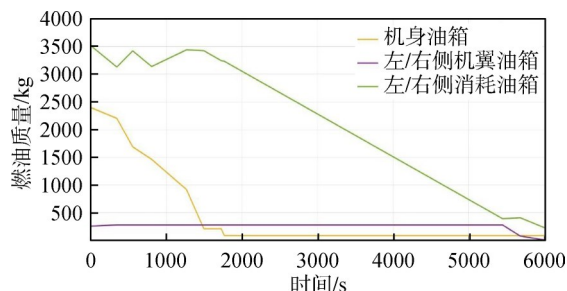


图 24 油箱中燃油质量变化图(PID 控制)

Fig.24 Fuel quality change in fuel tanks (PID control)

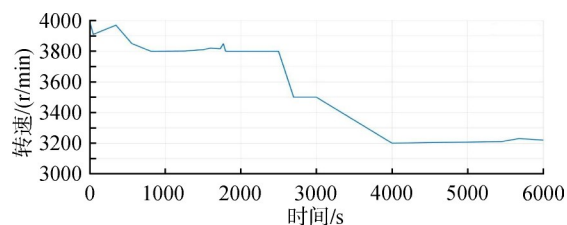


图 25 燃油循环回路燃油泵转速变化

Fig.25 Change of fuel pump speed in fuel circulation loop

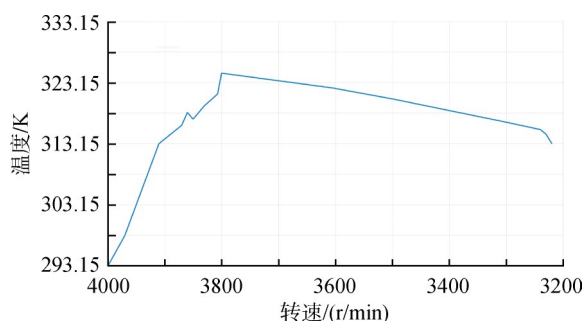


图 26 燃油泵转速和燃油温度耦合变化

Fig.26 Coupling change of fuel pump speed and fuel temperature

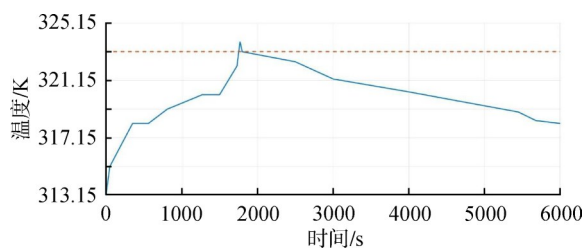


图 27 燃油/PAO 换热器 PAO 载冷剂出口温度 (PID 控制)

Fig.27 Outlet temperature of PAO refrigerant in fuel/PAO heat exchanger (PID control)

图27、图30显示了电子舱B和燃料/PAO换热器PAO载冷剂出口温度的变化情况。虚线为温度上限,实线为模拟结果。结果表明,电子舱B和燃料/PAO换热器PAO载冷剂出口温度虽然在很短的时间内超出温度上限,但在大部分时间可以满足设计温度要求,而且在很长时间内电子舱B出口温度维持在最优设计值308.15 K和318.15 K上下浮动。结果表明,在模糊自整定PID控制条件下,系统设计参数可基本达到设计控制要求,且相对于开环控制时鲁棒性更好。

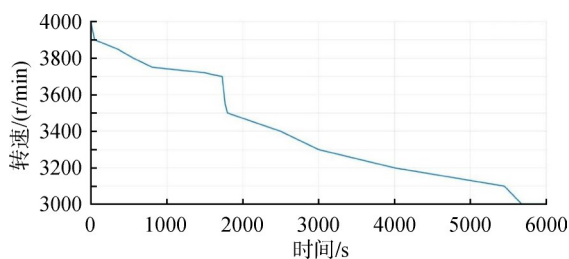


图28 低温PAO循环回路液压泵转速变化

Fig.28 Change of hydraulic pump speed in low-temperature PAO circulation loop

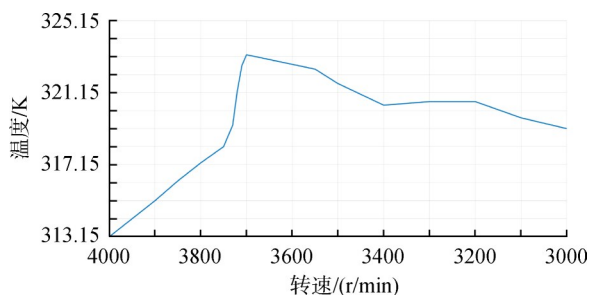


图29 液压泵转速和低温PAO循环回路的PAO温度耦合变化

Fig.29 Coupling change of hydraulic pump speed and PAO temperature of low-temperature PAO circulation loop

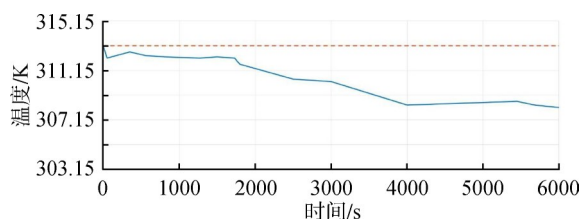


图30 电子舱B出口温度(PID控制)

Fig.30 Outlet temperature of electronic cabin B (PID control)

4 结论

本文以一种简化的机载综合热管理系统为研

究对象,采用AMESim软件,完成了机载综合热管理系统设计、子系统及整体系统模型的搭建,并对热管理系统的控制特性进行了进一步的研究。主要任务如下:

1) 完成了模型的设计。针对机载综合热管理系统的需求,设计了燃油循环回路、蒸发循环回路、高温PAO循环回路、低温PAO循环回路、空气循环回路5个系统子模型,并设计了一种机载综合热管理模型。

2) 完成了模型的搭建与验证。建模工作包括以下3个方面:子控件的建模、子系统的模型建立、机载综合热管理系统的AMESim模型的建立和封装。

3) 对热管理模型的控制特性进行了分析:根据热管理系统的设计方案原理图,在热极限工况下分别对开环与模糊自适应PID控制模式下热管理模型进行控制特性分析,以探究控制方案的可行性。控制方案的控制对象主要包括各个电子设备温度以及燃/液换热器出口温度。使用模糊自适应PID控制器,不仅能有效地控制燃油泵等一系列设备,确保这些设备保持合适的转速,又可确保电子设备及燃/液换热器工作期间的温度可以稳定地保持在既定范围之内,满足了机载热管理系统的设计要求。

参考文献:

- [1] LI D, DONG S, WANG J, et al. Thermal dynamics and thermal management strategy for a civil aircraft hydraulic system [J]. Thermal Science Journal, 2020, 24(4): 2311-2318.
- [2] 孙宇. 大型无人机整体热环境三维动态仿真分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
SUN Yu. Three-dimensional dynamic simulation analysis of the overall thermal environment of a large UAV[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [3] 庞丽萍, 邹凌云, 阿崂, 等. 高速运载体燃油热管理系统优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(2): 252-258.
PANG Liping, ZOU Lingyu, A Rong, et al. Optimization of fuel thermal management system for high-speed carrier[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(2): 252-258. (in Chinese)
- [4] WALTERS E A, IDEN S, IDEN S, MCCARTHY K, et al. Modeling INVENT, simulation, analysis and optimization [R]. AIAA-2010-287, 2010.
- [5] IDEN S. Integrated vehicle energy technology overview[R]. Cincinnati, US: Air Force Research Laboratory, 2012.
- [6] WEISE P, GVOZDICH G, VON SPAKOVSKY M. INVENT: mission-integrated optimization of a tip-to-tail high performance aircraft system[R]. AIAA-2012-0491, 2012.

- [7] 孙友师,俞笑,黄铁山.美国空军能量优化飞机研究进展综述[C]//2017年(第三届)中国航空科学技术大会论文集(下册).北京:中国航空学会,2017:38-41.
- [8] 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)
- [9] 马德胜,庞丽萍,毛晓东,等.机载综合环控系统的热管理[J].化工学报,2020,71(增刊1):436-440.
MA Desheng, PANG Liping, MAO Xiaodong, et al. Thermal management of airborne integrated environmental control system[J]. Journal of Chemical Industry and Engineering, 2020, 71(Suppl.1):436-440. (in Chinese)
- [10] 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.
YU Xikui, MAO Yufeng. Construction and simulation of the control model for the thermal management system of a hypersonic aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3):741-751. (in Chinese)
- [11] 于喜奎,王伟.飞机综合机电系统热管理技术浅析[J].飞机设计,2006(2):60-62,71.
YU Xikui, WANG Wei. Analysis on thermal management technology of aircraft integrated electromechanical system[J]. Aircraft Design, 2006(2):60-62, 71. (in Chinese)
- [12] LABECKAS G, SLAVINSKAS S. Combustion phenomenon, performance and emissions of a diesel engine with aviation turbine JP-8 fuel and rapeseed biodiesel blends[J]. Energy Conversion and Management, 2015, 105:216-229.
- [13] 刘伟.PAO生产军用航空润滑油研究[J].精细与专用化学品,2018,26(2):18-21.
LIU Wei. Study on the production of military aviation lubricating oil by PAO[J]. Fine and Special Chemicals, 2018, 26(2):18-21. (in Chinese)
- [14] 屠敏,袁耿民,薛飞,等.综合热管理在先进战斗机系统研制中的应用[J].航空学报,2020,41(6):136-146.
TU Min, YUAN Gengmin, XUE Fei, et al. Application of integrated thermal management in the development of advanced fighter systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6):136-146. (in Chinese)
- [15] 黄星.飞机自适应动力与热管理系统能效分析研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.
HUANG Xing. Energy efficiency analysis of aircraft adaptive power and thermal management system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [16] 马慧才,刘毅玲,党晓民.高空长航时无人机综合热能管理的构型分析[J].化工学报,2020,71(增刊1):417-424.
MA Huicai, LIU Yiling, DANG Xiaomin. Configuration analysis of integrated thermal energy management for UAVs at high altitude and long endurance[J]. Journal of Chemical Industry and Engineering, 2020, 71(Suppl.1):417-424. (in Chinese)
- [17] 孟繁鑫,孙佳宁,周月,等.飞机环控系统空气循环机仿真建模及试验校核[J].化工学报,2020,71(增刊1):328-334.
MENG Fanxin, SUN Jianing, ZHOU Yue, et al. Simulation modeling and test verification of air circulation machine for aircraft environmental control system[J]. Journal of Chemical Industry and Engineering, 2020, 71(Suppl.1):328-334. (in Chinese)
- [18] LIU Zhi, WANG Yong. Fuzzy adaptive tracking control within the full envelope for an unmanned aerial vehicle[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(5):1273-1287.

(编辑:张 雪、秦理曼)