

基于 Flowmaster 的航空发动机燃油系统 温度仿真及分析

康思昭¹, 奚修智¹, 李 波², 张 博¹

- (1. 大连理工大学 能源与动力学院
辽宁省复杂能源转换与利用重点实验室, 辽宁 大连 116024;
2. 中国航空发动机集团有限公司 航空发动机控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 采用大庆 RP-3 型燃油,利用 Flowmaster 软件对某型航空发动机燃油系统进行建模,计算定、变转速工况下燃油温升情况,开展了发动机变转速下的温度仿真,将仿真温度与实验温度值进行对比验证模型准确性。结果表明:模型精度主要受元件的性能曲线影响;某些工况下主燃烧室前的燃油温度可达145℃以上,影响发动机安全,必须加以控制;仿真发现向飞机回油可以降低燃油温度,但对于阶跃回油质量流量信号,温度响应具有延迟性;设计回油质量流量为 0 kg/s,不同工况的离心泵效率相同,各工况的燃油温度与主燃烧室燃油质量流量的关系,质量流量增大,温度降低,质量流量稳定时,温度也会达到稳定值。该仿真主要是建立了燃油温度的求解模型,提出了燃油泵加热的计算方法,对于航空发动机系统一维仿真研究有一定的指导作用。

关 键 词: 航空发动机燃油系统; 温度仿真; Flowmaster 软件; 飞机回油; 燃油温度

中图分类号: V233.2 **文献标志码:** A

Simulation and analysis of temperature of aviation engine fuel system based on Flowmaster software

KANG Sizhao¹, XI Xiuzhi¹, LI Bo², ZHANG Bo¹

- (1. Key Laboratory of Complex Energy Conversion and Utilization
School of Energy and Power Engineering,
Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China;
2. Aero Engine Control System Institute,
Aero Engine Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: In order to study temperature rise of the fuel system under constant and variable speeds, based on the Flowmaster software and the Daqing RP-3, the aeroengine fuel system simulation model was established, the temperature simulation of engine was carried out, and experiment and simulation results were compared to verify the accuracy. Results showed that: the performance curve of components led to the calculation error. The maximum temperature was in the front of the main combustion chamber, up to 145℃ in some working cases, which could affect the safety of aeroengine, so the temperature of fuel must be controlled. The measure of taking fuel returning to the aircraft was useful. The temperature

收稿日期:2019-10-30

作者简介:康思昭(1994—),男,硕士生,主要研究方向为航空发动机燃油热管理。

通信作者:张博(1974—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事发动机/飞机能源管理系统研究。E-mail:zhangbo@dlut.edu.cn

引用格式:康思昭,奚修智,李波,等. 基于 Flowmaster 的航空发动机燃油系统温度仿真及分析[J]. 航空动力学报,2020,35(4): 722-731. KANG Sizhao, XI Xiuzhi, LI Bo, et al. Simulation and analysis of temperature of aviation engine fuel system based on Flowmaster software[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 722-731.

could not immediately achieve steady when the mass flow was instantly changed. With the rise of main combustion chamber flow, the fuel temperature declined when the returning mass flow was 0 kg/s and the centrifugal pump efficiency under different working conditions was equal. The temperature also achieved steady when mass flow was at a steady state. The calculation method of fuel temperature and fuel pump is proposed for the one-dimensional simulation further research of aviation engine system level.

Key words: aviation engine fuel system; temperature simulation; Flowmaster software; return fuel to the aircraft; fuel temperature

随着现代国防需求的提高,对于战斗机的要求也不断提高。新一代的战斗机要求具有大功率的电子设备、超声速的巡航能力、高隐身性能。提高了战斗机新能力的同时,也随之产生了新问题,比如飞机内部热负荷过高的问题。传统的解决办法是采用以空气、液体为循环工质的环控系统来冷却热负荷。但是,以冲压空气作为热沉越来越不能满足现代飞机的制冷需要,如飞机以超高声速巡航时,由于气动加热,冲压空气的温度变得很高,以之所做的换热器面积大,增加了飞机的代偿损失,此外,由于隐身的要求要减少飞机表面的开口数量,限制了冲压空气的进气量。因此,又提出了以燃油作为最终热沉的综合热管理系统,美国的 F-22 战机已配备综合热管理系统,其中燃油热管理系统^[1-4]是其核心部分。

燃油在流向发动机的过程中,依次去冷却飞机上机载机电系统的热负荷,冷却发动机内部的热负荷,进入燃烧室燃烧。如果进入发动机的燃油质量流量(文中简称流量)大于燃烧所需要的流量时,再返回到飞机的油箱。在这一过程里,燃油吸收了热量,温度得以升高,有利于燃烧。但是,过高的燃油温度会导致燃油结焦,造成管路堵塞,另外,发动机内高温燃油会对发动机控制系统造成影响,也会影响发动机滑油系统的冷却^[5]。在此背景下,对于某一型发动机燃油系统,在具体的工作工况内研究燃油温度的变化是非常有必要的。

本文研究的燃油系统不同于飞机燃油系统,只研究发动机供油系统部分,燃油由两级泵增压,再经过燃油计量装置计量出燃烧室燃烧所需的流量,后经燃滑油散热器、增压阀和喷嘴,最后进入燃烧室。由于齿轮泵为固定排量泵^[6],当所供燃油流量大于计量流量时,燃油通过回油活门返回到齿轮泵前。燃油系统有加力状态和非加力状态之分。加力泵部件内部是由一个离心泵和一个供油装置一起组合而成。加力状态时加力泵是正常

工作的离心泵,叶轮转动并出油,来自齿轮泵前的低压燃油进入加力泵,得到增压,之后燃油分为 3 路:一部分经过供油装置,作为加力泵回油回到初级增压泵前,一部分作为加力系统回油回到初级增压泵前,还有一部分去往加力燃烧室燃烧。非加力时叶轮转动但离心泵不出油,齿轮泵前一部分燃油仍然是进入加力泵这个装置,从加力泵内供油装置作为加力泵回油流到初级增压泵前,齿轮泵后一部分高压燃油作为加力系统回油流回到初级增压泵前,非加力状态和加力状态之间可以实现切换。此外,齿轮泵前一部分燃油作为伺服燃油进入伺服系统,之后又以伺服系统回油流回到初级离心泵前。齿轮泵后一部分燃油作为主燃油回油流回初级离心泵前。另外,当燃油系统热负荷过高时,燃油可返回到飞机油箱中^[7]。

目前国内外针对发动机燃油系统级的研究主要集中于:研究供油流量的影响因素,对燃油计量装置利用液压仿真软件 AMESim 进行仿真^[8],研究影响流量控制的因素,但未考虑整个循环系统的影响;对于燃油系统的温度研究有^[9]:理论计算、实验研究,和利用液压仿真软件 AMESim 进行仿真。国外鲜有利用 Flowmaster 软件对发动机燃油系统进行温度仿真,大多是对飞机燃油系统以及综合机载机电系统进行流量、压力和温度的仿真^[10]。本此仿真来源于中国航空发动机集团有限公司航空发动机控制系统研究所的一项“利用 Flowmaster 软件对发动机燃油系统进行温度仿真”的课题研究,计算发动机在不同工作状态下,燃油系统内各点的温度。

1 计算工具介绍

Flowmaster 是一款成熟的热流体分析软件,其中的元件是通过大量的实验所得到性能曲线,所以建模准确;只关注于一维尺度上元件的输入输出关系因而仿真速度较快,因此已被大量运用于航空航天、能源化工、汽车等行业。

Flowmaster 软件在进行仿真计算时,认为流体网络是由各类元件相互按照实际结构相互连接而来,元件之间相互生成节点。元件流动模型主要基于压力-流量关系,管网系统多元件之间流动关系有相关文献[11]。关于系统温度计算有方程

$$t_2 - t_1 = \frac{Q}{mc_p} \quad (1)$$

其中 t_1 、 t_2 表示元件进出口温度; Q 表示元件吸收或放出的热量; m 表示经过元件的流体流量; c_p 表示流体的比定压热容。它们都可随时间变化。

对于瞬态温度求解问题,假设有一个控制微元体,它满足能量方程

$$\Delta E = \delta e_1 - \delta e_2 - \delta q + \delta w \quad (2)$$

其中 ΔE 是累积项; δe_1 、 δe_2 是控制体的输入项和输出项; δq 是由于导热、对流、辐射导致的损失项; δw 是做功项。

$$\delta e_1 = \delta m \cdot \overline{c_{p1}} \cdot (\bar{t}_1 - t_0) + \delta e_0 \quad (3)$$

$$\delta e_2 = \delta m \cdot \overline{c_{p2}} \cdot (\bar{t}_2 - t_0) + \delta e_0$$

$$\bar{t} = \frac{[t(T + \delta T) + t(T)]}{2} \quad (4)$$

其中 δm 是平均质量; t_0 是参考温度; δe_0 是参考温度下的内能; $\overline{c_{pi}}$ 是温度在 $(\bar{t}_i - t_0)$ 段内流体定压比热容的平均值,其中 $i=1,2$; $\bar{T}$ 是时间步长 δT 内温度的平均值。

$$\delta w = \delta m \cdot \left(\frac{p_1}{\rho_1} - \frac{p_2}{\rho_2} \right) \quad (5)$$

其中 p_1 、 p_2 为控制体进、出口压力; ρ_1 、 ρ_2 为进、出口流体密度。

软件还可以进行导热问题计算、传热以及辐射问题计算,相关理论^[12]。

2 系统模型的建立

基于本文是计算某型航空发动机燃油系统燃油温升情况,根据实际的燃油系统架构,在 Flowmaster 中建立相应的热管理计算模型,在其中输入一些必要参数,实现计算。系统内造成燃油温度升高的主要原因是:来自燃油泵的功率损耗和滑油以及其他部分散到燃油的热量。初级离心泵和高压齿轮泵内对燃油造成的热量不知,加力状态下,加力离心泵正常工作,齿轮泵前的低压燃油进入加力泵,温度、压力升高后,分为 3 路流出,此时的经过离心泵的燃油得到的热量不知,这两部分是仿真主要计算的部分;非加力状态下,加力离心泵叶轮转动但是不出油,但是分析认为也对进入其中的燃油造成了加热,这一部分热燃油作为

加力泵回油从加力泵内的供油装置流出,还有进入伺服系统的燃油得到热量,这两部分热量假设是已知的;此外,一定流量的滑油与燃油下,滑油的散热量,三者之间关系是已知的。对此燃油系统温度的计算,作出下列假设^[13]:

- 1) 模拟类型为 Heat Transfer Transient, 稳定流动;
- 2) 认为管路绝热,不考虑管内流体和外界的换热;
- 3) 阻力元件只降压,不考虑生热;
- 4) 管路系统不考虑重力的影响;
- 5) 发动机燃油箱供油、返回燃油箱,不以实际油箱考虑,以软件自带源元件代替。

模型的边界条件即发动机进口燃油、燃烧室、去往飞机燃油,都以压力源 (pressure source) 代替,输入压力值,发动机进口燃油压力源还要输入温度;初级增压泵、加力泵是为离心泵,软件有离心泵 (radial flow pump) 模型,物理模型见图 1。离心泵建模的关键是要输入一些额定参数,实际参数与额定参数经过一些数学转换后得到特性曲线:体积流量-扬程曲线、体积流量-扭矩曲线,这样就可以根据输入实际参数,通过曲线转换,得到离心泵的实际工作特性。

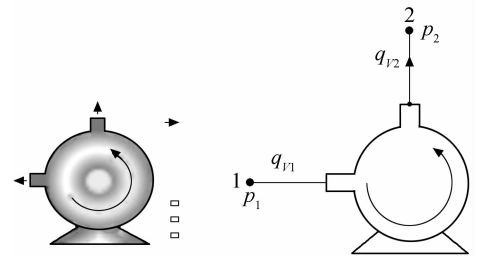


图 1 离心泵模型

Fig. 1 Centrifugal pump model

图 1 中 q_{v1} 、 q_{v2} 表示两端的体积流量。

$$\alpha = \frac{n}{n_r}, \quad \nu = \frac{q_v}{q_{vr}}, \quad h = \frac{H}{H_r}, \quad \beta = \frac{Q}{Q_r} \quad (6)$$

式中 n 为泵转数 (r/min), 泵任意情况下的实际转速; q_v 为泵在单位时间内所输送流体的体积流量,实际体积流量 (m^3/s); H 为单位质量流体经过泵所上升的高度,实际扬程 (m); Q 为泵运转时转轴的实际转矩 ($N \cdot m$)。 n_r 、 q_{vr} 、 H_r 、 Q_r 分别为泵的额定转速、额定体积流量、额定扬程和额定转矩。

软件中定义如下坐标来表示离心泵特性曲线关系,将离心泵实际工况与额定工况参数全部包含进去

$$\begin{cases} X = \tan^{-1}\left(\frac{\alpha}{\nu}\right) \\ H_w = \frac{h}{\alpha^2 + \nu^2} \\ Q_w = \frac{\beta}{\alpha^2 + \nu^2} \end{cases} \quad (7)$$

由式(7)可知, $X-H_w$ 即为体积流量-扬程曲线; $X-Q_w$ 即为体积流量-转矩曲线;不同的非加力工况下,加力离心泵认为不工作,加力泵回油所带的热量与加力泵回油流量之间的关系已知,加力工况下进入加力泵的燃油都得到了增压加热,加力与非加力下,加力系统回油来源不同,依靠单向阀实现来源选择;已知不同工况下,伺服系统回油流量和回油所带的热量;不同工况下,各条流路的燃油流量已知;主燃油流路,不同的燃油流量所要带走滑油的热负荷已知;主燃油流路上压损元件的压降值已知。这些已知的工况与某一物理量之间的数值关系可以内嵌到通用型控制器,热量输出给通用型换热器(general heat-exchanger)^[14],其上面有热功率信号接收端口。流量、压降输出给多功能元件(multifunctional component),此元件上下凸起口代表着流量、压降等控制信号输入端口,可实现不同功能的控制,具体见图 2。

控制元件主要实现数据传输处理,如图 3 所示,自左向右分别为 gauge 元件、信号发生器、信

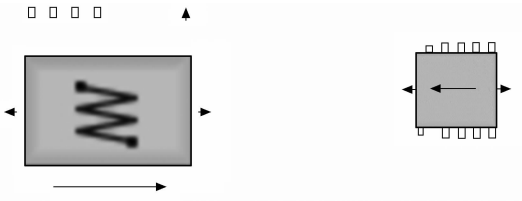


图 2 通用型换热器模型和多功能组件模型
Fig. 2 General heat-exchanger and multifunctional components models

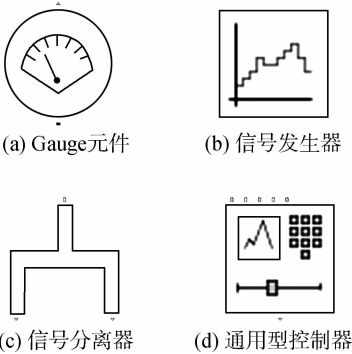


图 3 控制器元件模型

Fig. 3 Controller components models

号分离器、通用型控制器。Gauge 元件和通用型控制器可以内嵌自定义的脚本程序或者内嵌曲线实现控制。信号发生器是要输入某一信号随时间变化的关系。信号分离器不需要输入参数,信号分离器实现对输入信号进行同等大小的信号分离输出。Flowmaster 软件配备了许多的控制器,可以通过输入数值、内嵌曲线、编写脚本等方式来实现控制功能^[15]。

齿轮泵(gear pump)元件软件有相应的元件计算模型,但是由于其数学模型里有 3 个参数,分别是:系数 1(leakage coefficient)、系数 2(coulomb friction coefficient)、系数 3(viscous friction coefficient),这 3 个系数不能得到其精确值,所以要对齿轮泵的生热计算提出简化。与计算齿轮泵在某一转速下的产热量时,齿轮泵的效率已知,将工况下经过齿轮泵流体的有用功通过记录器(gauge template)记录下来,通过编写脚本将其转化成产热功率,输出给通用型换热器(general heat-exchanger),此时这个换热器不考虑流动计算,所以流动损失系数设为最小值,为软件默认值;当去往主燃烧室的燃油量多于燃烧所需要的量时,需要通过回油活门返回到齿轮泵前,齿轮泵泵后各压降是已知的,所以泵后压力已知,齿轮泵泵后压力的模拟,也是通过编写脚本的方式来实现。齿轮泵前的压力值通过 gauge 元件时刻记录,输出给控制器,作为控制器的一个输入量,齿轮泵泵后压力值作为控制器的另一个输入量,在控制器内两个压力值作差,输出给多功能控制器。

本次仿真是由一个总输入决定的,在信号发生器里输入具体的工况数字,根据内嵌的曲线关系输出某一物理量,实现仿真。根据上述介绍,发动机燃油系统建模结果如图 4 所示,图中网络节点为元

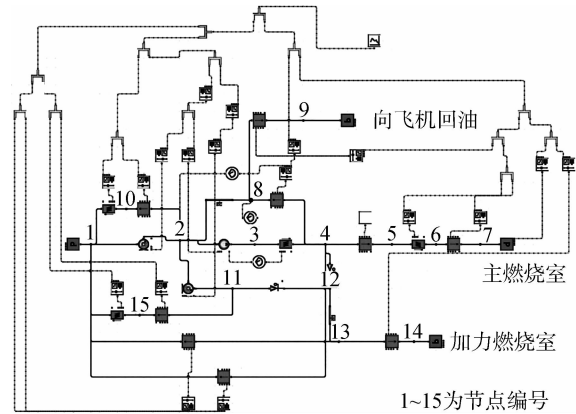


图 4 Flowmaster 软件所搭系统模型

Fig. 4 System model was established by Flowmaster software

件连接时自动生成,仿真查看节点温度结果。图中的数字为元件之间连接时生成的节点编号。

3 元件参数的确定

Flowmaster 软件的材料库里有各种可用于仿真的材料,可以根据自己需要自行选择也可以创建自己的材料。本文主要目的是研究燃油温度变化,燃油物性对温度的影响是很大的,所以选择自行创建流体,所使用的燃油流体为大庆 RP-3

燃油。根据文献[16-20]中航空燃油的物性数据,将其拟合出燃油密度、比热容、饱和蒸汽压力和运动黏度随温度的变化曲线,导入软件曲线库中,以便在后期仿真时使用,如图 5~图 8 所示。

Flowmaster 软件仿真时,需要设定各元件的性能参数和几何参数,某些元件可以自行设置曲线内嵌。对于此次温度计算,需要准确设定各流路的流量、各元件的压力分布以及泵的特性参量值。主要元件的输入参数种类见表 1 所示。

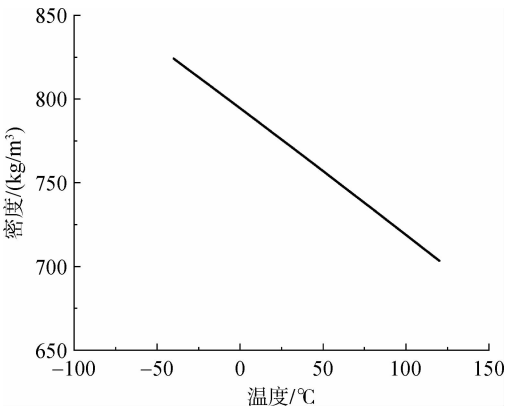


图 5 大庆 RP-3 的密度随温度变化曲线

Fig. 5 Curve changed density of Daqing RP-3 when temperature is changing

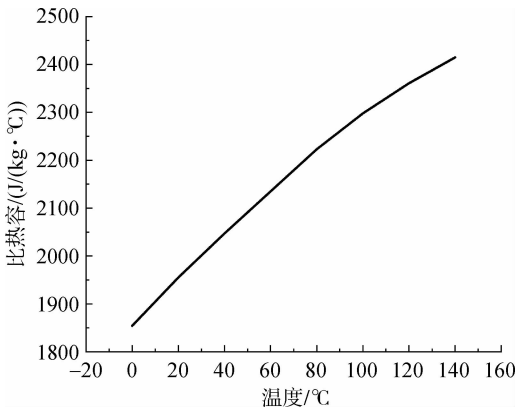


图 6 大庆 RP-3 的比热容随温度变化曲线

Fig. 6 Curve changed specific heat capacity of Daqing RP-3 when temperature is changing

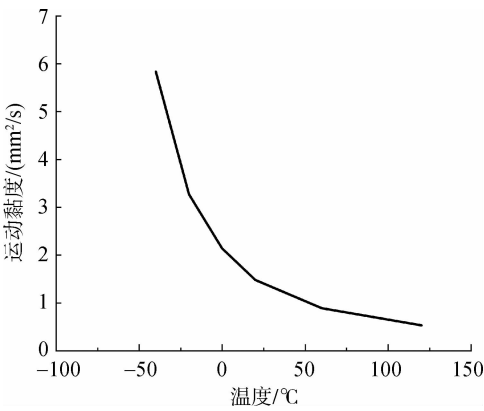


图 7 大庆 RP-3 的运动黏度随温度变化曲线

Fig. 7 Curve changed dynamic viscosity of Daqing RP-3 when temperature is changing

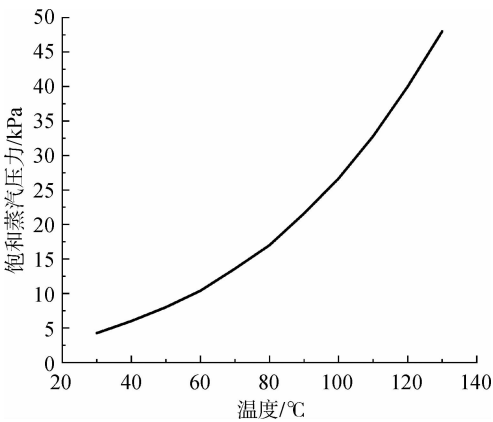


图 8 大庆 RP-3 的饱和蒸汽压力随温度变化曲线

Fig. 8 Curve changed vapour pressure of Daqing RP-3 when temperature is changing

表 1 燃油系统温度仿真计算参数表

Table 1 Temperature simulation parameter table of fuel system

元件类型	参数 1	参数 2	参数 3	参数 4	参数 5	参数 6
入口源	压力	温度	大庆 RP-3 型号燃油			
燃烧室压力	压力		大庆 RP-3 型号燃油			
去往飞机源	压力		大庆 RP-3 型号燃油			
通用换热器	损失系数(设为最小)	直径				

续表						
元件类型	参数 1	参数 2	参数 3	参数 4	参数 5	参数 6
离心泵	额定转速	额定扬程	额定体积流量	额定效率	体积流量-扬程	体积流量-扭矩
齿轮泵	实际转速	体积排量	系数 1	系数 2	系数 3	
止回阀	直径					

4 结果与分析

4.1 工况参数

现有发动机转速已知的 8 个工况,发动机进口燃油温度都为 93 ℃,压力为 0.2 MPa。每个工况下的数据如表 2 所示。

当供油量大于所需量时,发动机的燃油量可以回往飞机,对飞机有一定的影响,所以着重分析热回油活门前的温度结果。

在 Flowmaster 元件 data 输入表里输入各元件的参数或者曲线,计算各元件前后的节点温度。

4.2 模型准确性验证

对 8 个工况全部进行仿真,计算网络节点的温度。在热回油活门前设置测温点,现有热回油活门前处的实验温度,将热计量活门前处仿真计算得到的温度与其作比较,来验证模型的准确性。比较结果如表 3 所示。

表 2 工况参数
Table 2 Parameters of different working states

参数	工况编号							
	1	2	3	4	5	6	7	8
主燃烧室燃油流量/(kg/h)	7 000	2 100	1 500	650	1 200	5 000	9 000	9 000
加力燃烧室流量/(kg/h)		7 000					27 000	30 000
主系统回油流量/(kg/h)	300	300	300	200	300	300	300	300
加力系统回油流量/(kg/h)	700	700	500	500	500	700	1 000	1 000
加力泵回油流量/(kg/h)	700	700	600	500	600	700	2 500	2 500
伺服回油流量/(kg/h)	2 200	2 200	1 900	1 700	2 000	2 000	2 000	2 000
向飞机回油流量/(kg/h)	200	4 000	800	500	1 500	200	190	190
加力泵回油产生热量/kW	15	15	10	5	10	15		
伺服回油产生热量/kW	5	5	2	1	2	5	5	5
齿轮泵泵后压力值/MPa	5.9	3.6	3.2	3	3.5	6	7	7.3

表 3 测温点燃油温度
Table 3 Fuel temperature of measuring point

工况编号	实验结果	数据拟合结果	偏差
1	112	112.809	0.809
2	106.2	100.038	−6.162
3	129.5	123.446	−6.054
4	130.4	131.924	1.524
5	122.6	120.162	−2.438
6	120	120.137	0.137
7	101.73	101.194	−0.536
8	102.4	100.502	−1.898

观察数据可以发现,大部分工况的仿真值相较于实验值偏差较小,部分工况,存在较大偏差。Flowmaster 软件所建立的模型基本是可信的。

对仿真结果分析出现误差的原因,系统中燃油得到的热量主要来自滑油向燃油注入的热量、燃油泵轴功里未全部转化为有用功的一部分功率,它们使得燃油的温度得到升高。滑油向燃油注入的热量部分都已明确,主要对燃油泵进行分析。离心泵的特性值经过式(6)、式(7)数学转化,拟合出体积流量-扬程、体积流量-扭矩特性曲线。流量、增压值要转化成体积流量和扬程,这就带来了计算上的误差,数据拟合成曲线,原始数据与拟合曲线的贴近程度,也是误差来源。所以离心泵计算热量的误差来源是拟合曲线。误差导致经过泵的流体温升与实际实验值有偏差。低压离心泵的扬程值与实际不准,就会造成齿轮泵前后压差有错误,导致齿轮泵的功率出现错误,最终造成测温点处燃油温度计算结果与实验数据有偏差。

本文利用 Flowmaster 软件进行温度仿真所建立的模型具有一定的可靠性。可以发现,软件要建模准确,对于一些元件的性能曲线必须要准确,这就需要对元件的具体工作性能精确掌握,这是准确建模的关键。

4.3 节点温度分布

对所有工况进行计算,15 个网络节点的温度计算结果如图 9 所示。分析表明:所有工况在去往主燃烧室流路上温度逐渐升高,主燃烧室前即节点 7 的温度达到最高,某些工况里主燃烧室前温度可达 145℃ 以上。节点 7 之后的节点温度,由于处于燃油循环回路中,温度都比节点 7 的低。工况 1、工况 3~工况 6 的变化趋势相同,是非加

力工况,加力燃烧室无燃油,节点 13 温度急剧下降,到节点 14,节点 15 由于有加热段,温度又上升。工况 2、工况 7、工况 8 变化趋势相同,是加力工况,加力燃烧室有燃油流入,所以从节点 13 到节点 14,温度上升。加力与非加力区别主要是加力燃烧室是否有燃油流入,温度变化趋势只体现在加力燃烧室段。

4.4 向飞机回油流量改变对燃油温度的影响

向飞机回油可以带走航空发动机内部的热负荷,降低燃油系统温度。为了探究回油流量对燃油系统温度的影响,现针对某一工况,只改变向飞机的回油流量、泵转速,其余各流路流量都不变,仿真温度变化。

以工况 4 为例,回油活门开度的变化曲线如图 10 所示:前 15 s 内活门保持关闭,流量保持为 0 kg/s,使系统温度保持稳定,之后在 15~30 s 时间范围内,持续匀速的调节流量直到 1 kg/s,在 30 s 后流量维持在 1 kg/s 到仿真结束。

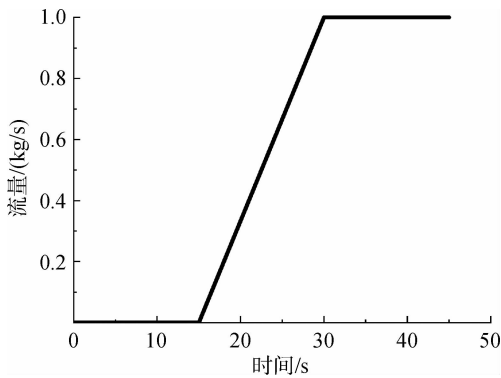


图 10 回油流量变化

Fig. 10 Variation of returning fuel mass flow

将向飞机回油的动态曲线嵌入仿真系统中,运行仿真,结果如图 11 所示。为系统测温点处即热回油活门前节点处的燃油温度变化情况。0~15 s 内,测温节点处的温度随着时间的推移,在 10 s 左右攀升至 160℃ 左右后达到稳定状态,之后逐渐打开回油活门,随着飞机回油流量的增加,温度开始下降,温度下降幅度由大到小,逐渐平缓。最终稳定在 105℃ 以下。

在 15~30 s 时间内,热回油流量为线性变化,而燃油温度的变化情况为曲线,开始温度下降速度快,之后下降速度慢,最终平缓的达到稳定状态。仿真刚开始,系统内的产热就达到了某一值,回油活门刚打开,流出系统的热随着回油流量逐渐增加,为了实现热平衡,所以温度下降得快,之

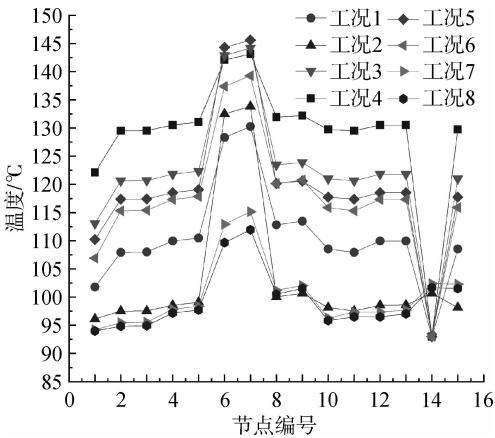


图 9 节点温度分布

Fig. 9 Node temperature distribution

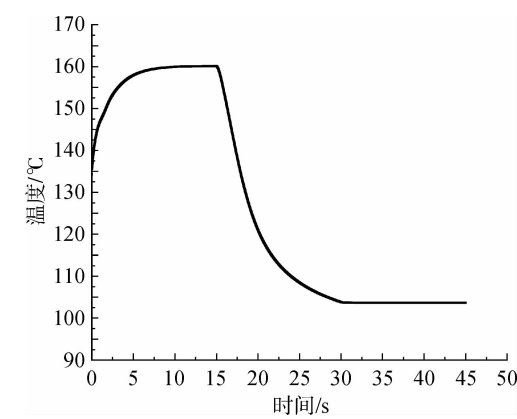


图 11 测温点处温度变化

Fig. 11 Temperature variation of measuring point

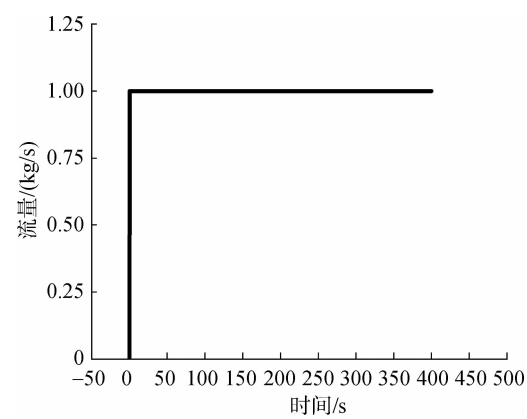


图 13 回油流量阶跃信号

Fig. 13 Step signal of returning fuel mass flow

后燃油流量已经相当大了,系统产热功率基本在减小,所以下降速度变慢,相同时间间隔内下降程度要小一些。所以在燃油流量变化率相同的条件下,燃油温度的变化并不是一种线性关系。

图 12 为仿真过程中,系统内主要热源的产热功率变化图。图中红色曲线为低压泵产热功率,黑色曲线为高压增压泵产热功率。可以看出在整个仿真过程中,两个泵的产热功率瞬间就达到了某一值,之后基本保持稳定。低压离心泵产热的功率基本不变,高压齿轮泵的产热功率基本减小,为非线性变化。

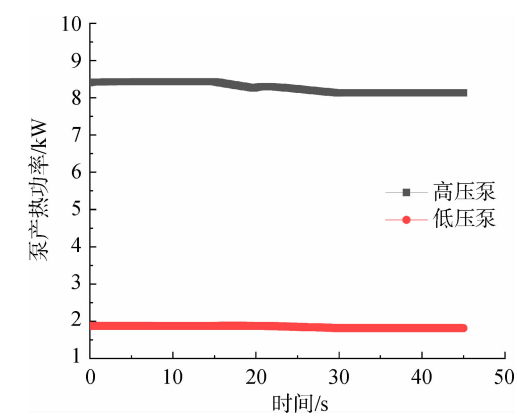


图 12 流体流经泵时损失功率转化的热

Fig. 12 Wasted power is transformed into heat when fluid across the pump

改变回油流量曲线,回油流量从 0 kg/s 很快变化到 1 kg/s,研究温度变化情况,其余参数不变,如图 13 所示。

结果如图 14 所示,仿真发现:初始结果与最终结果与图 11 的相同,当流量发生阶跃变化时,温度的响应需要一定时间,温度对于流量的响应具有延迟性。

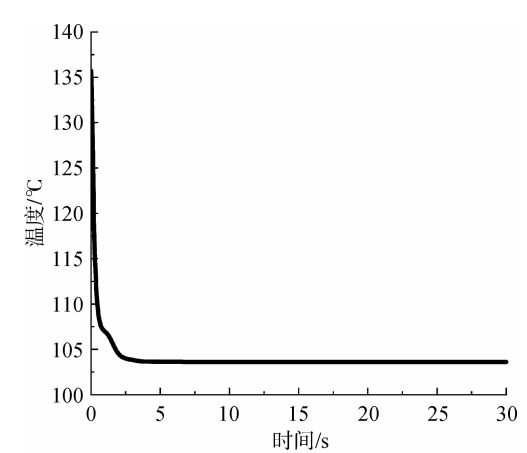


图 14 阶跃回油流量导致的温度变化

Fig. 14 Temperature variation of step returning fuel mass flow

仿真结果表明向飞机回油可以有效降低发动机内燃油的温度,对发动机燃油系统有利。

4.5 发动机全任务下温度仿真

对燃油系统做进一步的动态仿真分析,考虑状态变化,每个转速下离心泵的效率相同,且全为非加力工况,当飞机热回油活门始终关闭时,即向飞机的回油流量为 0 kg/s,即只改变主燃烧室流量时,发动机转速变化时温度分布情况。表 4 为状态变化的组合工况 4-3-1-4 的转速信号。

表 4 组合工况 4-3-1-4

Table 4 Combination working state 4-3-1-4		
工况编号	相对转速/%	时间/s
4	67	0~20
3	84	25~45
1	100	50~70
4	67	80~100

在单个状态点上维持 20 s,考虑到发动机转速每秒最高的变化率为 4%,相应的将各状态点间的转换时间设置为 2~10 s 不等的时间长度。将对应的参量设定好后,运行计算。

图 15 为转速改变时,测温点处温度随燃烧室燃油流量变化的曲线图。由结果可知,在状态 4 时,发动机转速较低,主燃烧室燃油量也少,此时燃油散失的热量较少,系统温度偏高,随着飞机起飞后到达状态 3,燃烧室燃油流量变大,系统散热量增多,系统温度得以降低,在状态 1 时,发动机转速达到 100%,此时燃烧室需要的油量达到最大值,系统内燃油流速更快,大量低温燃油经过热源,单位时间内产生的热量被更多的燃油吸收,使得燃油温度迅速下降。

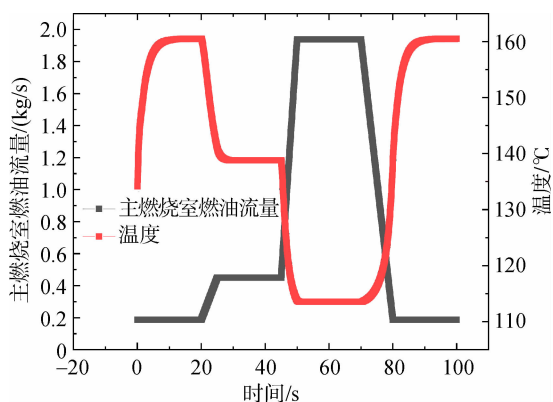


图 15 组合工况 4-3-1-4 计算结果

Fig. 15 Calculation result of combination working state 4-3-1-4

发动机在低转速转动时,燃油燃烧量较小,导致系统内散热量小,温度都是逐渐升高到一个稳定值。切换工况,转速增大,进入燃烧室的燃油量增大,在线性转变的过程里,温度下降,下降趋势是先增大后减小,当转速稳定后,温度也达到了稳定值。燃油温度、流量曲线中,每一个平台期都代表燃油系统在运行过程中各状态点的稳定状态,每个平台期之间的曲线代表相邻两个状态切换过程中的温度变化情况。与前文所得结果一致,燃油从高温到低温的过程是呈现先快后慢的趋势。

5 结 论

本文以专业的热流体仿真软件 Flowmaster 为操作工具,计算航空发动机燃油系统温度,得到如下结论:

1) Flowmaster 软件建模准确性的关键是正确输入元件参数以及性能曲线,得到了燃油泵加

热燃油的计算方法,有利于后续此计算模型的进一步研究。

2) 各流路流量、泵恒转速运行,分别对 8 个工况进行温度仿真计算,得到 15 个节点的温度结果。发现主燃油流路上,主燃烧室前的燃油温度最高,某些工况主燃烧室前温度可高达 145 °C 以上,容易造成燃油结焦;其余流路由于燃油在循环,温度差异不大。加力工况与非加力工况温度趋势不同主要体现在加力燃油路上,其余点趋势基本相同。

3) 对于定转速工况,只增大回往飞机的回油流量,其余流路的流量不变时,发现可以降低燃油温度,温度下降速度逐渐减慢。对系统施加一个流量阶跃信号,发现温度对于流量的响应具有延迟性。

4) 最后开展了发动机在变转速时的温度仿真研究。设计回油流量为 0 kg/s,不同工况的离心泵效率相同,各工况的燃油温度与主燃烧室燃油流量的关系,流量增大,温度降低,流量稳定时,温度也会达到稳定值。

本文使用 Flowmaster 对发动机燃油系统进行温度求解。通过以上仿真,全面得到了航空发动机温度变化结果,对于发动机系统级的一维仿真研究具有指导作用。

参考文献:

- [1] 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)
- [2] FISCHER A. Future fuel heat sink thermal management system technologies[R]. AIAA-2006-4026, 2006.
- [3] HUANG H, LOUIS J S, DAVID R S. Fuel-cooled thermal management for advanced aeroengines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126(2): 284-293.
- [4] 肖凝,蒋正雄.第四代战斗机燃油系统综述[J].航空科学技术,2004(3):23-25.
XIAO Ning, JIANG Zhengxiong. Summarization of the 4th generation fighters fuel system[J]. Aeronautical Science and Technology, 2004(3): 23-25. (in Chinese)
- [5] 张东辉.高温燃油对航空发动机控制系统的影响分析[J].航空发动机,2013,39(1):12-16.
ZHANG Donghui. Influence of high temperature fuel on aeroengine control system[J]. Aeroengine, 2013, 39(1): 12-16. (in Chinese)
- [6] 余玲.航空发动机燃油计量装置的温度特性研究[D]南京:

南京航空航天大学,2013.

YU Ling. Research on temperature characteristics of aero-engine fuel metering devices[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)

[7] 苏壮,毛宏图,宋冠麟. 基于热管理技术的航空发动机滑油系统热分析方法[J]. 航空发动机,2016,42(2):44-50.

SU Zhuang, MAO Hongtu, SONG Guanlin. Thermal analysis method of aeroengine lubrication system based on heat management technology[J]. Aeroengine,2016,42(2):44-50. (in Chinese)

[8] 周立峰. 发动机燃油计量装置特性仿真与试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.

ZHOU Lifeng. Research on characteristics of aeroengine fuel metering devices based simulation and experiment [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010. (in Chinese)

[9] 王海鹰,杨永敏,单亚杰. 航空发动机燃油系统温升特性研究[J]. 制造业自动化,2017,39(7):92-95.

WANG Haiying, YANG Yongmin, SHAN Yajie. Research on temperature rise characteristics of aeroengine fuel system[J]. Manufacturing Automation, 2017, 39(7): 92-95. (in Chinese)

[10] DOMAN D B. Optimal cruise altitude for aircraft thermal management[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics,2015,38(11):1-12.

[11] 刘巧玲. 离心泵系统特性的一维与三维瞬态耦合模拟研究 [D]. 杭州:浙江大学,2013.

LIU Qiaoling. Investigation on 1D/3D coupling simulation on pump system during transient process[D]. Hangzhou: Zhejiang University,2013. (in Chinese)

[12] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 北京:高等教育出版社,2006.

[13] 王乐. 基于 Flowmaster 的燃油系统模型简化方法[J]. 中国科技信息,2014(9):68-71.

WANG Le. The simplified technology of fuel system model based on the flowmaster software[J]. China Science and Technology Information,2014(9):68-71. (in Chinese)

[14] 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.

CHEN Yue. Heat sink calculation and the analysis of thermal management for aircraft fuel system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

[15] 唐孜,胡娅萍,王强,等. 飞行器简化模型热管理系统的非稳态仿真[J]. 重庆理工大学学报(自然科学),2017,31(3):58-65.

TANG Mei, HU Yaping, WANG Qiang, et al. Unsteady simulation of thermal management system of a simplified aircraft model[J]. Journal of Chongqing Institute of Technology (Natural Science), 2017, 31(3): 58-65. (in Chinese)

[16] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册:第 6 卷 橡胶、密封剂、燃料及润滑材料[M]. 北京:中国标准出版社,1989.

[17] DENG Hongwu, ZHANG C B, XU Guoqiang, et al. Density measurements of endothermic hydrocarbon fuel at sub and supercritical conditions[J]. Journal of Chemical and Engineering Data,2011,56(6):2980-2986.

[18] DENG Hongwu, ZHU Kun, XU Guoqiang, et al. Isobaric specific heat capacity measurement for kerosene RP-3 in the near-critical and supercritical regions[J]. Journal of Chemical and Engineering Data,2012,57(2):263-268.

[19] 周海鹏,闻洁,邓宏武,等. 多组分碳氢燃料 RP-3 导热系数实验[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(10):1387-1391.

ZHOU Haipeng, WEN Jie, DENG Hongwu, et al. Experiment of multi-component hydrocarbon fuels RP-3 thermal conductivity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(10): 1387-1391. (in Chinese)

[20] 贾洲侠,徐国强,邓宏武,等. 亚临界压力下航空煤油 RP-3 动力黏度测量[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(7):934-938.

JIA Zhouxia, XU Guoqiang, DENG Hongwu, et al. Dynamic viscosity measurements of aviation hydrocarbon fuel RP-3 at sub-critical pressures[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(7):934-938. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)