

涡轮冲压组合发动机燃油系统温升仿真研究*

刘友宏¹, 李甲珊¹, 唐世建², 陆德雨², 董海滨²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 为了实现涡轮冲压组合发动机(简称组合发动机)燃油系统温升仿真计算, 基于Flowmaster软件平台首次建立了组合发动机燃油系统温升仿真计算模型, 为提高精度, 根据试验数据自定义了航空煤油随温度压力变化的物性模块代替软件内置物性模块, 基于此进行仿真计算得到不同工作模式下燃油系统温升情况。计算结果表明: 涡轮模式工况下自定义物性模块计算得到的主要节点温升与软件内置物性模块相比总体偏低, 且压力变化越大计算结果偏差越大; 模态转换期间各子燃油系统流量迅速变化对燃油温度影响十分显著; 冲压模式工况下燃油流量为2.68倍主燃烧室燃油流量时, 可承受的最大发动机热负荷为400kW, 最大飞行马赫数为5。实现了对发动机燃烧室入口燃油温度的预测和评估。

关键词: 涡轮冲压发动机; 模拟; 燃油系统; 温升; 热管理

中图分类号: V236 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 05-0984-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180594

Simulation of Fuel System Temperature Rise in Turbine Based Combined Cycle Engine

LIU You-hong¹, LI Jia-shan¹, TANG Shi-jian², LU De-yu², DONG Hai-bin²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to realize the simulation of the fuel system temperature rise of the turbine based combined cycle engine (referred to as the combined engine), based on the Flowmaster software platform, the simulation model of the combined engine fuel system temperature rise was established for the first time. To improve the accuracy, the physical property module of aviation kerosene changed with temperature and pressure was customized based on the experimental data, instead of physical property module built-in the software. Based on this simulation calculation, the temperature rise of the fuel system under different working cases was obtained. The simulation results show that, under the turbine mode working case, the temperature rise of the main node calculated by the custom physical property module is lower than that of the software built-in physical property module, and the greater the pressure change, the greater the deviation of the calculation result. The rapid change of the sub-fuel system flow rate during the modal transition has a significant effect on the fuel temperature. Under the ramjet mode working case, when the fuel mass rate is 2.68 times of main combustion chamber, the maximum bearable engine heat load is 400kW and the maximum bearable flight Mach number is 5. The prediction and evaluation of engine combustor inlet fuel temperature are realized.

* 收稿日期: 2018-09-21; 修订日期: 2019-01-04。

通讯作者: 刘友宏, 博士, 教授, 研究领域为发动机气动热力。E-mail: liuyh@buaa.edu.cn

引用格式: 刘友宏, 李甲珊, 唐世建, 等. 涡轮冲压组合发动机燃油系统温升仿真研究[J]. 推进技术, 2020, 41(5):984-991. (LIU You-hong, LI Jia-shan, TANG Shi-jian, et al. Simulation of Fuel System Temperature Rise in Turbine Based Combined Cycle Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5):984-991.)

Key words: Turbined based combined cycle (TBCC); Simulation; Fuel system; Temperature raise; Thermal management

1 引言

TBCC 涡轮冲压组合发动机(简称组合发动机)将涡轮发动机和冲压发动机有机结合,拓宽了飞行器工作的速域和空域,还具有比冲高、灵活性好、可重复使用等优点,是一种前景广阔的动力方案^[1-4]。然而随着飞行马赫数不断突破,电子设备性能要求不断提高,其热负荷迅猛增长^[5],热负荷总功率已经达到了 MW 级,飞行器热管理系统面临着有效散热途径不足的严峻挑战^[6]。传统冲压空气作为热沉的方法,因为高速飞行器来流空气的滞止温度太高而失去了应用价值,因此在不考虑附带其它冷源的情况下,燃油成为主要的热沉选择^[7]。因此,开展组合发动机燃油系统热管理研究,准确计算燃油系统温度变化规律具有重要的理论意义和工程应用价值。

近年来国内外对飞行器燃油系统开展了一系列相关研究。Eric 等^[8]针对燃油主动冷却组合发动机热端部件开展了燃油系统热管理研究,但未考虑其他子系统热负荷的影响。Fischer^[9]对燃油热管理系统的相关理论和设计方法进行了梳理,并在自主开发的 Modelogics' Model Engineer (ME) 平台上进行了模型构建和仿真计算。国内的徐志英等^[10]对飞行器燃油系统中的燃油增压泵、液动涡轮泵、管网等进行了数学建模与计算。兰江等^[11]在 Flowmaster 平台上二次开发了通用的油箱仿真模型。陈悦^[12]通过对燃油系统热负荷的计算、油箱流动换热过程的模拟在仿真平台上进行了燃油系统的热管理工作,以 F-22 的典型飞行状态参数作为计算参数,最大马赫数为 2.15;娄德仓^[13]基于 Flowmaster 平台建立了组合发动机整机流动与热力网络,但并未结合具体工况开展仿真计算工作。纵观国内外的相关研究,研究对象大多是常规低速飞行器或发动机,且一般针对具体子系统,针对高速飞行器组合发动机处于不同工作模式,综合考虑飞行器各子系统热负荷带来的燃油系统温升的研究鲜有报道。

本文以 Flowmaster 为仿真平台,在考虑了组合发动机各燃油子系统之间的耦合作用,以及对复杂元组件进行合理简化处理的基础上,建立了组合发动机燃油系统温升仿真计算模型,并创新嵌入了自定义的航空煤油物性模块,针对给定的工作模式参数进行了热流体仿真计算,得到了燃油流路中关键节

点的温度分布规律,实现了对发动机燃烧室入口燃油温度的预测和评估。

2 燃油系统建模

2.1 组合发动机燃油系统

本文建立的组合发动机燃油系统为区别于飞机燃油系统,指的是发动机上将燃油从供油箱送往燃烧室的系统,对于组合发动机而言,燃油系统由涡轮发动机燃油系统和冲压发动机燃油系统两部分组成,二者通过喷口油源切换装置连接,控制着组合发动机的工作模式。其中,带加力燃烧室的涡轮发动机燃油系统又分为主燃油流路和加力燃油流路。涡轮发动机燃油系统中从供油箱出来的燃油经涡轮离心增压泵、一系列子系统换热器、涡轮低压燃油滤分别进入主燃油系统和加力燃油系统。进入主燃油流路的燃油由柱塞型主泵进一步增压后,经主燃油分布器进入主燃烧室,进入加力燃油流路的燃油一部分由离心加力燃油泵增压,再由加力燃油分布器进入加力燃烧室,另一部分进入涡轮喷口油源泵大幅增压,通过喷口油源切换装置对该股燃油进行控制。冲压发动机燃油系统中燃油的流动路线与之类似,故不再赘述。

组合发动机燃油系统网络计算模型如图 1 所示。考虑到气动加热效应会使飞机蒙皮温度骤升,蒙皮把这部分热量传递给分布于机身和机翼的各燃油箱(供油箱和输油箱),因此燃油系统热管理计算模型的入口边界温度等于考虑气动加热后的供油箱出口燃油温度。

2.2 Flowmaster 建模

基于本文研究目的即实现组合发动机燃油温升仿真计算,根据组合发动机燃油系统网络计算模型,在 Flowmaster 中建立相应的热管理计算模型,在模型中输入所有元件的性能参数和几何参数信息,进行仿真计算,并根据计算结果的合理性进一步更新参数设置,从而迭代计算。利用 Flowmaster 软件自带的泵、管道、阀门、换热器、油滤、流量/压力源等标准流体元组件,建立了如图 2 所示的热管理计算模型,图中编号为网络节点(Nodal point),下文计算结果后处理均基于此节点次序进行。建模过程中采取的假设或简化^[14]如下:

(1)各供油箱利用压力源元组件模拟。

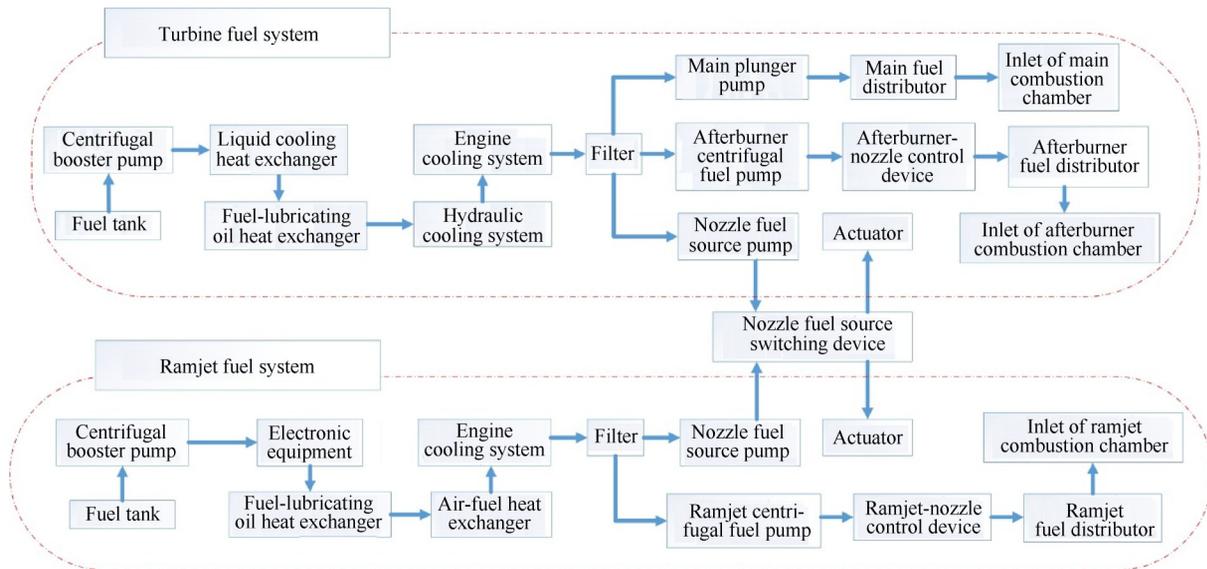


Fig. 1 Network computational model of TBCC engine fuel system

(2) 管路系统利用管道、三通等元组件模拟时,忽略节点高度差异造成的重力影响。

(3) 喷口控制装置简化为阀门、阻力件的组合元组件。

(4) 燃油分布器简化为可调开度阀门。

(5) 喷口油源切换装置以一系列高压球阀元组件代替。

燃油系统建模时采用 Pressure source 元组件模拟各供油箱;采用 Flow source 元组件模拟各燃烧室入口;采用 Radial flow pump 元组件模拟各离心泵,包括主离心增压泵、加力燃油泵、冲压离心增压泵、冲压燃油泵;采用 Piston pump 模拟各柱塞泵,包括柱塞型主泵、加力喷口油源泵、冲压喷口油源泵;采用 Swing check valve 元组件模拟增压泵出口单向阀;采用多个 Ball valve 元组件模拟喷口油源切换装置;采用 Ball valve 和 Discrete loss 元组件的组合起来模拟喷口控制装置和燃油分布器;采用 Thermal 换热器元组件模拟空-油换热器;采用 Heater-Cooler 换热器模拟其他换热器;采用 Oil filter 元组件模拟油滤,包括主燃油滤和冲压燃油滤;采用 Cylindrical rigid pipe 元组件模拟系统中的管路;采用 Junction Y 元组件模拟流路中所有多支路连接。燃油系统中的管路、阀门、三通的特征尺寸根据燃油系统管路图相应尺寸确定,过滤器水力直径假定为 0.01m,换热器的流通面积假定为 $1.5 \times 10^{-3} \text{m}^2$ 。

2.3 航空煤油物性模块自定义

进行组合发动机燃油温升仿真时,可以直接采用 Flowmaster 不可压缩材料类目下的 Kerosene Nomi-

nal Properties(简称 Kerosene)物性模块,但它只考虑了温度对密度和动力粘度的影响,定压比热、导热系数为定值。本文燃油温度、压力变化范围大,燃油物性变化大,为了提高计算精度和结果可靠性,作者将文献[15-18]中通过试验测得的某航空煤油物性数据导入到 Flowmaster 性能数据库中,覆盖的温度范围为 290K~830K,压力范围为 0.1MPa~5.98MPa,将其整合成密度、动力粘度与温度、压力的特性曲面以及定压比热、热导率与温度的变化规律曲线,得到了相应的拟合关系式,然后将特性曲线、特性曲面加载到材料数据库中新建的航空煤油物性模块中,形成了自定义航空煤油随温度、压力变化的物性模块。

航空煤油的密度、动力粘度、定压比热和导热系数(单位分别为 kg/m^3 , $\mu\text{Pa}\cdot\text{s}$, $\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$, $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$)的物性参数拟合关系式分别为

$$\rho(p, T) = 837.20426 + 0.61432T - 51.78594p - 0.00247T^2 + 1.55046p^2 + 0.12823Tp \quad (1)$$

$$\mu(p, T) = 3611.53211 - 11.89828T - 119.79561p + 0.00886T^2 - 44.07484p^2 + 0.65588Tp \quad (2)$$

$$C_p(T) = 16.30749 - 0.10755T + 2.587 \times 10^{-4}T^2 - 1.93356 \times 10^{-7}T^3 \quad (3)$$

$$\lambda(T) = 0.18941 - 2.10466 \times 10^{-4}T \quad (4)$$

2.4 工作模态参数

燃油系统的出口即为发动机燃烧室的入口,对于组合发动机而言,飞行器在不同的工作模态下,主燃油系统、加力燃油系统和冲压燃油系统的出口燃油流量并不相同。确定不同工况下各燃油子系统的

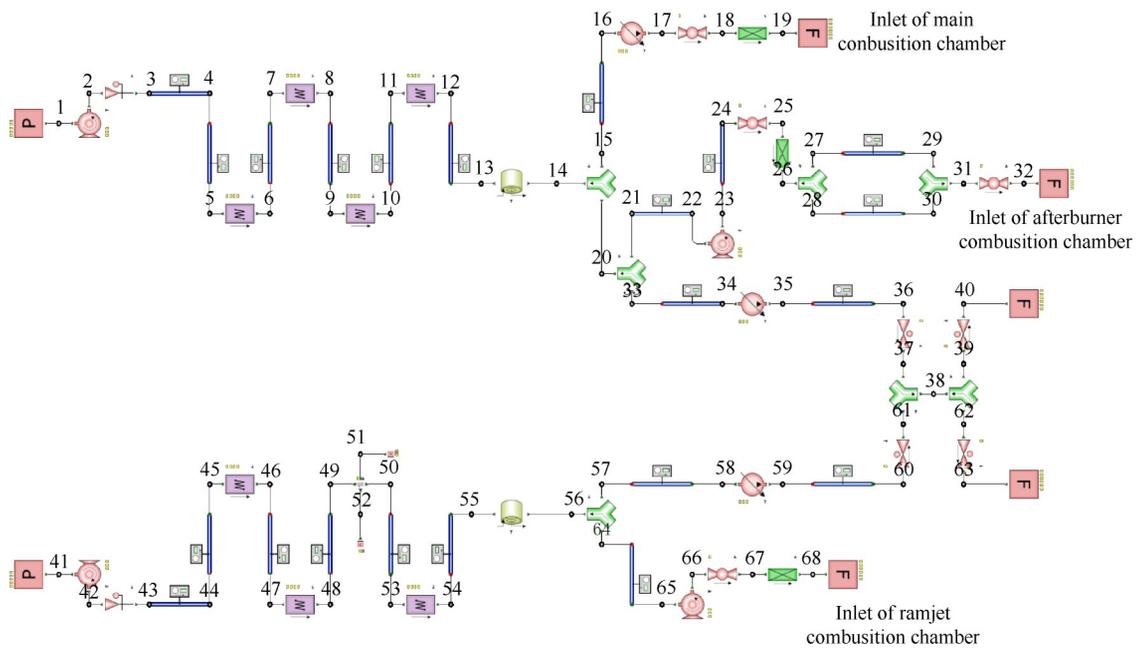


Fig. 2 Simulation model of fuel system thermal management in flowmaster

出口参数是 Flowmaster 进行迭代计算必不可少的基础条件。

本文选取三种不同工作模态进行仿真计算。各燃油子系统的出口燃油质量流量以涡轮模态工况下主燃烧室燃油流量 m_0 为基准进行无量纲化处理,如表 1 所示。三种工作模态下燃油系统入口燃油温度分别假设为 20℃, 50℃和 70℃。

Table 1 Mass flow rate of fuel at different working cases

System	Turbine mode	Mode transition	Ramjet mode
Main fuel system	m_0	$0.39m_0$	0
Afterburner fuel system	$2.76m_0$	$2.22m_0$	0
Ramjet fuel system	0	$0.76m_0$	$0.73m_0$

参考 F-22 飞行器在典型飞行状态下的热负荷^[19]和文献[6, 10]取定不同工作模态下飞行器各子系统的热负荷,如表 2 所示。根据来流空气驻点温度的计算公式,如式(5)所示,得到空-油换热器入口空气温度,结合文献[20]对空-油换热器的进出口边界条件进行取定。

$$T_0 = T_\infty \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_\infty^2 \right) \quad (5)$$

式中 T_∞ 为来流空气温度, Ma_∞ 为来流马赫数, γ 为空气的比热比,在计算中取 1.4。

2.5 计算模型验证

基于 Flowmaster 软件建立与燃油系统台架试验相对应的验证计算模型,如图 3 所示。图 3 中元组件

Table 2 Heat load of sub-system at different working cases (kW)

System	Sub-system	Turbine mode	Mode transition	Ramjet mode
Turbine	Liquid cooling system	50	50	0
	Lubricating system	12.31	10.90	0
	Hydraulic system	35.22	29.24	0
	Engine	246.34	220	0
Ramjet	Electronic equipment	0	30	30
	Lubricating system	0	15	15
	Engine	0	100	250

1 Flow source 为流量源,模拟系统入口流量,元组件 2 Reservoir 为燃油箱,元组件 3 Radial flow pump 为离心增压泵,元组件 5 Piston pump 为柱塞型主泵,元组件 9 Pressure source 为压力源,模拟系统出口压力。参考试验设计参数,流量源入口流量设置为 $0.602m_0$,入口温度为 26.7℃,出口压力设置为 4.63MPa。其它参数设置与试验设计参数均保持一致。

根据以上参数设置进行仿真计算,结果见表 3。仿真结果与计算结果较为吻合,说明采用上述元组件并设置合理的参数能较为真实地模拟燃油系统温升情况。

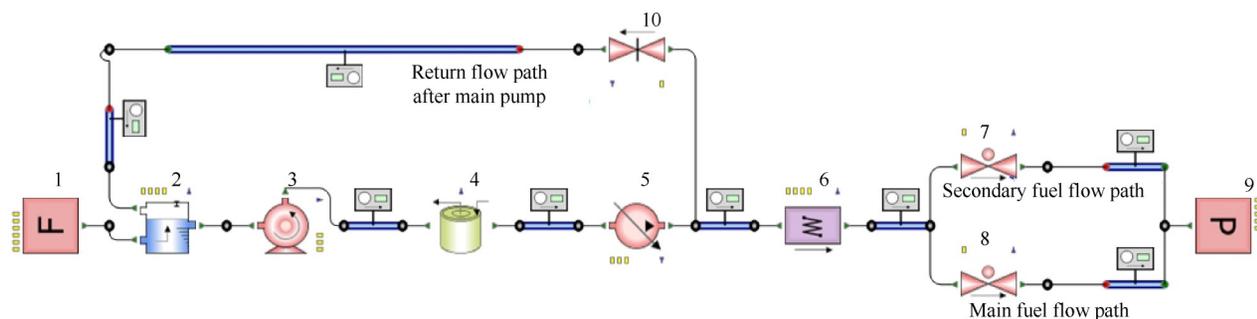


Fig. 3 Verification model

Table 3 Experiment and simulation of fuel temperature results

Temperature/°C	Experiment	Simulation
Outlet of radial flow pump	29.8	29.933
Outlet of piston pump	30.1	30.178
Return flow path of system	26.5	28.925
Fuel tank	27.0	26.728

3 结果与分析

3.1 涡轮模态工况

3.1.1 节点温度分布

航空煤油在温度高于 150°C 时开始氧化沉积结焦,温度高于 450°C 时开始裂解沉积结焦^[21]。因此本文将燃油流向燃烧室的温度不大于 150°C 作为燃油热沉的约束条件。

图4给出了涡轮模态工况下节点温度情况,横轴为节点编号,与图2中节点1~40相对应,纵轴为相应的节点温度计算值。由图4可知,涡轮模态工况下主燃油系统出口(节点19)、加力燃油系统出口(节点32)及喷口油源切换装置出口(节点40)燃油温度分别为 73°C 、 63°C 、 155°C ,对应的燃油系统整体温升(燃油系统进出口燃油温差)分别为 53°C 、 43°C 、 135°C 。由于该工况下主燃油流量和加力燃油流量较大,热负荷形势尚不严峻,燃油通往燃烧室的温度处于较低水平。对于喷口油源切换装置出口到作动筒之间流量较小的流路,燃油温度超过 150°C ,处于超温工作状态。

3.1.2 物性模型比较

图5是涡轮模态工况下基于不同物性模块计算得到的主燃油流路中各节点温度,横轴对应图2中节点1~19,纵轴为相应的节点温度计算值。由图5可知,自定义的航空煤油物性模块与Flowmaster内置的Kerosene物性模块相比,计算得到的节点温度水平总体偏低2%左右。针对不同节点计算结果偏差不同

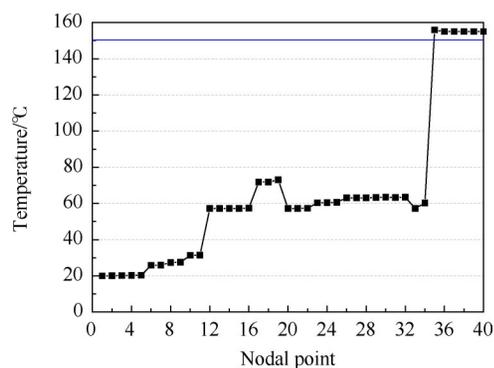


Fig. 4 Temperature distribution under turbine mode working case

进行对比分析发现,元组件进出口压力变化越大的节点,两种物性模块计算结果的偏差也越大。主燃油流路中主泵、燃油分布器前后节点温度计算值偏差百分比约为3.5%,各换热器前后节点温度计算值偏差百分比约为1.5%,其它压力变化较小的元组件进出口节点温度计算值相差并不大。据此,可以认为计算结果存在差异主要是由于自定义的航空煤油物性模块综合考虑了温度、压力对燃油密度和动力粘度等的影响,而Kerosene自带物性模块仅考虑了温度的影响。考虑到本文研究范围内压力变化范围大,燃油物性变化大,为了提高计算精度和结果可靠性,本文所有工况研究均基于自定义航空煤油物性模块进行。

3.2 模态转换工况

3.2.1 节点温度分布

图6是涡轮-冲压模态转换工况下,燃油流经多个换热器和泵、管道、阀门等元组件后流向发动机燃烧室这一过程中燃油温度的变化曲线,横轴对应图2中节点1~68,纵轴为相应的节点温度计算值。由图6可知,各流路燃油在流动过程中温度均呈现上升趋势,但流经不同元组件后燃油温升不尽相同,如燃油流经增压泵、管道、油滤、阀门、三通等元组件时,产生的温升效果并不明显。这主要是由于增压泵的增

压值小、轴功转化率高,自生热较少,油滤、阀门、三通等元组件则仅表现出由于压降损失造成的部分能量转换。而流经喷口油源泵的燃油由于流量小、增压值是增压泵的数十倍之多,燃油温度变化十分显著。计算结果显示,主燃油系统出口(节点19)、加力燃油系统出口(节点32)及冲压燃油系统出口(节点68)燃油温度分别为97℃,99℃,142℃,对应的燃油整体温升分别为47℃,49℃,92℃。由于主燃油流量和加力燃油流量较大,在经过一系列换热器后,通往主燃烧室和加力燃烧室的燃油温度仍不足100℃。而冲压燃油流量较小,热负荷相对较大,燃油充当热沉的能力略显不足,冲压燃油系统整体温升达到了92℃,此时通往燃烧室的燃油温度已经接近其氧化结焦温度150℃。

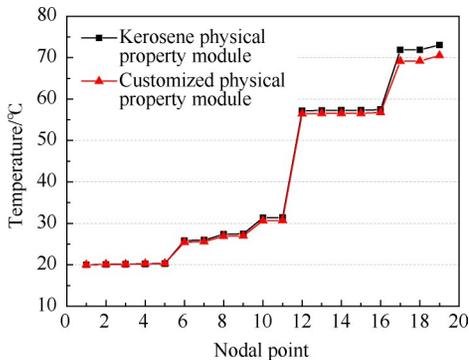


Fig. 5 Fuel temperature of nodal point in main fuel flow under turbine mode working case

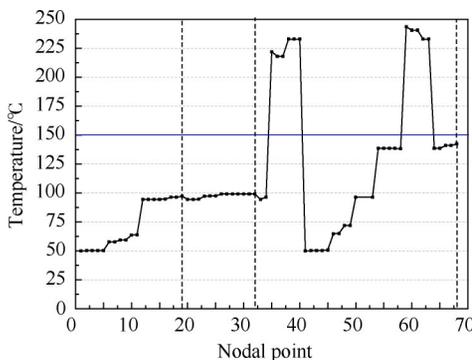


Fig.6 Temperature distribution under mode transition working case

3.2.2 准动态分析

文献[4]根据涡轮发动机的工作状态将组合发动机模态转换过程分为三个阶段:(1)涡扇发动机由全加力状态转换为不加力状态;(2)涡扇发动机转速下降直至主燃烧室接近熄火边界;(3)涡扇发动机流路完全关闭。并给出了模态转换过程中各燃烧室燃

油流量的动态调节规律,本文将据此对模态转换过程中燃油系统温升情况进行仿真计算。

根据文献[4]选取若干个重要时间节点对应的各燃烧室燃油流量,基于前述模态转换工况下的热负荷条件,计算得到各燃油子系统出口燃油温度,如图7所示。对于模态转换第一阶段,在加力燃烧室未停止工作前,主燃油流量保持不变,随着加力燃油流量减小,主燃油系统和加力燃油系统出口燃油温度逐渐升高。对于第二阶段,随着主燃油流量逐渐减小,主燃油系统出口燃油温度迅速升高。对于第三阶段,随着冲压燃油流量不断增大,冲压燃油系统出口燃油温度随之下降,但下降趋势愈加缓慢。

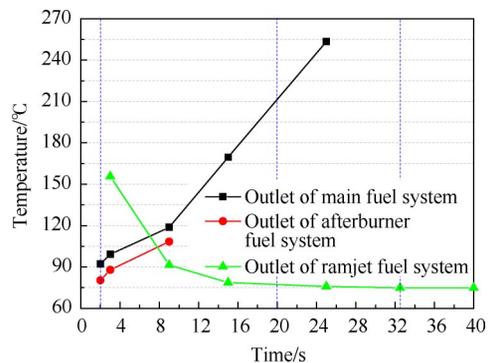


Fig. 7 Fuel temperature of critical nodal points during the mode transition

3.3 冲压模态工况

3.3.1 节点温度分布

图8给出了冲压模态工况下节点温度情况,横轴为节点编号,与图2中节点40~68相对应,纵轴为相应的节点温度计算值。由图8可知,冲压模态工况下冲压燃油系统、喷口油源切换装置出口燃油温度分别为248℃,388℃,对应的燃油系统整体温升(燃油系统进出口燃油温差)分别为178℃,318℃。由于该工况下冲压燃油流量较小,热负荷形势十分严峻,燃油通往燃烧室的温度远远超过氧化结焦温度。对于喷口油源切换装置出口到作动筒之间流量较小的流路,燃油超温更为严重。

3.3.2 燃油流量对燃油温升的影响

由于冲压模态基准工况下燃油流量较小,使得充当热沉的能力不足,现对燃油流量对燃油温升的影响规律展开研究。图9是冲压模态工况下流体网络中各节点的温度随冲压燃油流量取不同值时的变化情况。燃油流量为 $0.73m_0$, $1.22m_0$, $1.71m_0$, $2.68m_0$, $3.41m_0$ 在表2冲压模态热负荷条件下对应的燃油系

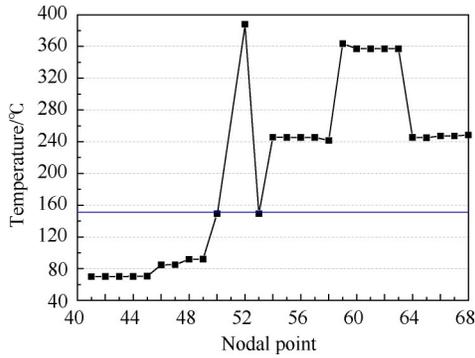


Fig. 8 Temperature distribution under ramjet mode working case

统整体温升分别为 178℃, 117℃, 88℃, 61℃和 50℃。由此可见,随着燃油流量增大,燃油系统整体温升不断下降,但降低的趋势越来越慢。另外,冲压燃油流量为 $2.68m_0$ 时能在燃油氧化结焦温度限制的前提下最大程度地发挥其作为热沉的能力。

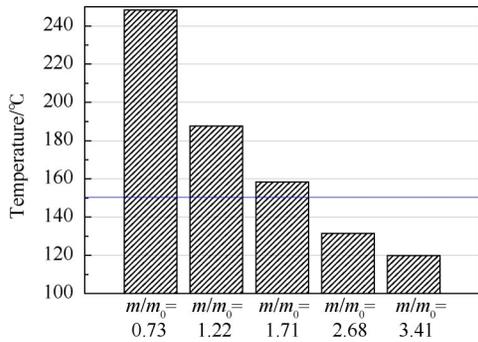
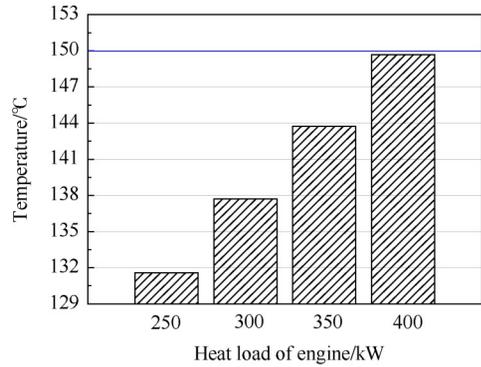


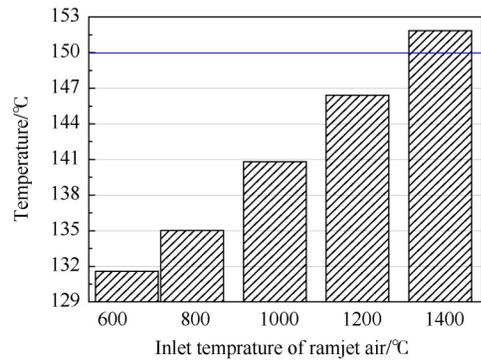
Fig. 9 Outlet temperature of ramjet fuel system

3.3.3 子系统热负荷对燃油温升的影响

考虑到电子设备热负荷和滑油系统热负荷所占比例较小,故假设其值保持不变,研究空-油换热器和发动机热负荷对燃油温升的影响。由于冲压燃油流量为 $2.68m_0$ 时燃油系统出口燃油温度尚有一定的安全裕度,对其可承受的空-油换热器和发动机热负荷进行了预测研究。图 10(a), (b) 分别为不同发动机热负荷和不同空-油换热器入口空气温度下燃油温度变化情况。当发动机热负荷增长至 400kW 时,冲压燃油系统出口燃油温度逼近 150℃。当冲压空气入口温度为 1400℃ 时(飞行马赫数为 5 时对应的冲压空气温度约为 1365℃),冲压燃油系统出口燃油温度已经达到了 152℃。据此认为,在燃油流量为 $2.68m_0$ 下,燃油系统可承受的最大发动机热负荷为 400kW,最大飞行马赫数为 5,否则燃油将会超温开始结焦。



(a) Different heat load of engine



(b) Different inlet temperature of ramjet air

Fig. 10 Outlet temperature of ramjet fuel system

4 结论

本文对组合发动机燃油系统温升进行了计算分析,在本文参数范围内,可以得到如下结论:

(1) 在涡轮模态工况下,主燃油系统、加力燃油系统整体温升分别为 53℃, 43℃。另外,主燃油管路各节点温度计算结果显示,自定义的航空煤油物性模块与 Flowmaster 内置的 Kerosene 物性模块相比,计算得到的节点温度总体偏低,且压力变化越大计算结果偏差越大。主要是由于 Kerosene 物性模块未考虑压力对物性的影响导致的。为提高计算精度,本文所有工况研究均基于自定义的航空煤油物性模块。

(2) 在模态转换工况下,主燃油系统、加力燃油系统及冲压燃油系统整体温升分别为 47℃, 49℃, 92℃。

(3) 在模态转换第一阶段,主燃油流量保持不变,随着加力燃油流量逐渐减少,主燃油系统和加力燃油系统出口燃油温度逐渐升高;第二阶段,随着主燃油流量减少,主燃油系统出口燃油温度迅速升高;第三阶段,随着冲压燃油流量进一步增大,冲压燃油系统出口燃油温度降低得愈加缓慢。

(4) 在冲压模态工况下,冲压燃油流量为 $0.73m_0$,

1.22 m_0 , 1.71 m_0 , 2.68 m_0 , 3.41 m_0 在相同的热负荷条件下对应的燃油系统整体温升分别为178℃, 117℃, 88℃, 61℃和50℃, 冲压燃油流量为2.68 m_0 时能在燃油氧化结焦温度限制的前提下最大程度地发挥其作为热沉的能力。

(5)在冲压模态工况下, 冲压燃油流量为2.68 m_0 时, 为保证送往发动机燃烧室的燃油不超温, 燃油系统可承受的最大发动机热负荷为400kW, 最大飞行马赫数为5。

参考文献

- [1] Lynn E S, Daric W E, Rich L D, et al. Turbine Based Combination Cycle(TBCC)Propulsion Subsystem Integration [R]. *AIAA* 2004-3649.
- [2] Daniel A H, Eric J G. Integrated Turbine-Based Combined Cycle Dynamic Simulation Model [C]. *Arlington: 58th Joint Army-Navy-NASA-Air-Farce (JANNAF) Interagency Propulsion*, 2011.
- [3] Andre W M, Ashwani K G, Mark J L, et al. Critical Issues in TBCC Modeling[R]. *AIAA* 2004-3827.
- [4] 张明阳, 王占学, 刘增文, 等. *Ma4* 一级内并联式 TBCC 发动机模态转换性能分析[J]. *推进技术*, 2017, 38(2): 315-322. (ZHANG Ming-yang, WANG Zhan-xue, LIU Zeng-wen, et al. Analysis of Mode Transition Performance for a Mach 4 Over-Under TBCC Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 315-322.)
- [5] Newman R W, Dooley M, Lui C. Efficient Propulsion, Power, and Thermal Management Integration[R]. *AIAA* 2013-3681.
- [6] 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.
- [7] Fischer A J. Future Fuel Heat Sink Thermal Management System Technologies[R]. *AIAA* 2006-4026.
- [8] Eric J G, Daniel H. Thermal Management and Fuel System Model for TBCC Dynamic Simulation [R]. *AIAA* 2010-6642.
- [9] Fischer A J. Design of a Fuel Thermal Management System for Long Range Air Vehicles[R]. *AIAA* 2005-5647.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 娄德仓. 高超声速组合动力装置热防护技术及整机热管理[C]. 贵州:中国航空学会第七届动力年会, 2010.
- [14] 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.
- [15] Deng H W, Zhang C B, Xu G Q, et al. Density Measurements of Endothermic Hydrocarbon Fuel at Sub and Supercritical Conditions [J]. *Journal of Chemical & Engineering Data*, 2011, 56(6): 2980-2986.
- [16] Deng H W, Zhu K, Xu G Q, et al. Isobaric Specific Heat Capacity Measurement for Kerosene RP-3 in the Near-Critical and Supercritical Regions [J]. *Journal of Chemical & Engineering Data*, 2011, 57(2): 263-268.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] 王金涛. 高热流条件下碳氢燃料主动冷却流动换热数值研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
- [21] 朱锟, 邓宏武, 王英杰, 等. 超临界压力下航空煤油结焦换热综述及实验[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(11): 2472-2478.

(编辑:史亚红)