

航空发动机附件综合热管理性能分析

苏存要¹, 连文磊¹, 郝鑫², 任雪萍¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国第一汽车股份有限公司 研发总院, 长春 130011)

摘 要: 针对航空发动机舱内附件面临的热问题, 提出了以隔热、通油冷却、通风冷却等为热防护措施的综合热管理方案, 通过实验研究了隔热、通油冷却、通风冷却对附件温度的影响, 获得了机匣温度、初始燃油温度及燃油流量等对附件表面温度及进出口燃油温升的影响规律。结果表明: 隔热能够显著降低附件表面温度增长速率, 在 100 min 工作时间内能够有效控制附件表面温度保持在 200 °C 以下; 附件表面温度的主要影响因素为初始燃油温度、加热功率、燃油流量, 其中初始燃油温度决定附件进口温度, 加热功率、燃油流量决定附件进出口温差, 三者共同决定附件表面温度; 通风冷却对未采取通油冷却的附件有一定的冷却效果, 对采取通油冷却的附件没有明显的冷却效果。

关 键 词: 附件; 综合热管理; 隔热; 通油冷却; 通风冷却

中图分类号: V236

文献标志码: A

Analysis of integrated thermal management performance of aero-engine accessories

SU Cunyao¹, LIAN Wenlei¹, HAO Xin², REN Xueping¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Research and Development Institute,

China First Automobile Company Limited, Changchun 130011, China)

Abstract: In view of the thermal problems faced by the accessories in the aircraft engine cabin, a comprehensive thermal management scheme with heat insulation, oil cooling and ventilation cooling as thermal protection measures was put forward. Through tests, the effects of heat insulation, oil ventilation cooling and ventilation cooling on the temperature of the accessories were studied. The effects of casing temperature, initial fuel temperature and fuel flow rate on the surface temperature of the accessories and the temperature rise of inlet and outlet fuel were obtained. The results showed that the heat insulation can significantly reduce the growth rate of the surface temperature of the accessories, and the surface temperature of the accessories can be effectively controlled to keep below 200 °C within the working time of 100 min. The main factors affecting the surface temperature of the accessories consisted of initial fuel temperature, heating power and fuel flow. The initial fuel temperature determined the inlet temperature of the accessories, while the heating power and fuel flow determined the temperature difference between the

收稿日期: 2021-07-02

作者简介: 苏存要(1996—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机热管理方面的研究。

通信作者: 连文磊(1982—), 男, 副教授, 博士, 主要从事航空飞行器热管理方面的研究。E-mail: wenlian@nuaa.edu.cn

引用格式: 苏存要, 连文磊, 郝鑫, 等. 航空发动机附件综合热管理性能分析[J]. 航空动力学报, 2022, 37(9): 1896-1904. SU Cunyao, LIAN Wenlei, HAO Xin, et al. Analysis of integrated thermal management performance of aero-engine accessories[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(9): 1896-1904.

inlet and outlet of the accessories. The three factors together determined the surface temperature of the accessories. Ventilation cooling had a certain cooling effect on the accessories not participating in oil cooling, but no obvious cooling effect on the accessories participating in oil cooling.

Key words: accessory; integrated thermal management; thermal insulation; oil cooling; forced-air cooling

航空发动机作为航空飞行器的动力装置,其性能直接影响着飞行器的研制与发展。高速飞行器所具有的全球适时侦察、快速部署和远程精确打击能力将改变未来的作战样式,这需要保证其动力装置可以在大范围飞行工况下稳定安全地工作^[1-6]。在这种使用背景下,发动机舱内附件的工作热环境非常恶劣,发动机热防护设计面临着巨大的挑战^[7]。舱内附件在高温恶劣条件下工作的同时又往往受到气动加热的影响^[8],部分电子元器件本身即是高温热源,需要向外散热。这些因素导致附件工作热环境的进一步恶化,在高速飞行时,附件表面温度高达427℃以上,亟需对发动机舱内附件进行有效的热防护。

针对发动机的热防护问题,国内外科研机构均开展了广泛的研究,现阶段热防护技术研究目前主要集中于利用燃油热沉对机载附件进行主动散热,以及添加隔热、相变等材料进行被动温度控制^[9]。燃油主动冷却是目前发动机附件热防护的主要研究方向之一。陈悦^[10]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。Eric等^[11]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^[12]对燃油热管理系统在自主开发的Modelogics' Model Engineer台上进行了模型构建和仿真计算。徐志英等^[13]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。姜德仓等^[14]针对组合动力装置内部燃滑油流路系统进行了总体研究,开发了热管理分析软件Thermal M,对组合动力装置各子系统建立了整机仿真设计平台。李帅等^[15]开展了针对发动机油路热防护设计的数值计算研究,探究了燃油管路内部流动与外部隔热设计对整体热防护设计的影响。刘友宏等^[16]证明了辐射换热是对发动机舱内附件温升的主要原因之一,在此基础上,利用Flowmaster数学模型,基于Microsoft Visual Studio平台二次开发了燃油系统的联合仿真软件,实现了工况参数和计算结果的统一化管理以及自动

化仿真^[17]。

目前国内外针对附件的热防护研究多是集中在理论计算,少有附件热防护实验的相关文献。而理论计算得到的结果,其准确性也需要实验的验证,因此开展附件热防护实验研究是非常必要的。本文通过搭建发动机舱缩比模型实验台,采取隔热、通油冷却、通风冷却等热防护措施研究了附件热防护问题,得到了各种热防护措施对附件温度的影响规律,为高马赫数下发动机附件的热防护设计提供可靠的实验依据。

1 实验研究

在发动机舱热环境研究的基础上,对舱内安装的附件采取隔热、通油冷却等综合热防护措施,研究各种热防护措施对附件表面温度的影响。

1.1 实验系统

实验系统主要由发动机舱实验件、附件、温控系统、温度采集系统及高温燃油系统组成^[18],实验系统原理图见图1。

实验装置尺寸为真实发动机的1/2缩比,采用304不锈钢制造。机匣为双层结构,在双层之间铺设加热的电热丝,电热丝通电后产生的热量传递到机匣外层壁面,模拟发动机机匣表面的工作热环境。通过控制电热丝的加热量,以达到控制机匣壁温的目的。

温度控制系统由配电箱、加热电阻丝、继电器、电源、控温热电偶、温度巡检仪、温度控制模块等组成,其控温的逻辑如图2所示。

通过机匣外表面预埋的3个控温热电偶(求平均值)和温度巡检仪将发动机机匣表面的温度反馈到计算机,调节继电器的占空比,达到控制机匣表面温度的目的。通油附件的加热则通过调节加热功率实现对附件的加热控制,加热方式如图3所示,加热棒通过螺纹安装在通油附件上,可控制加热功率。

燃油系统由油箱、增压泵、压差活门、蓄能器、加热器、实验台、流量调节阀、流量传感器、温度传

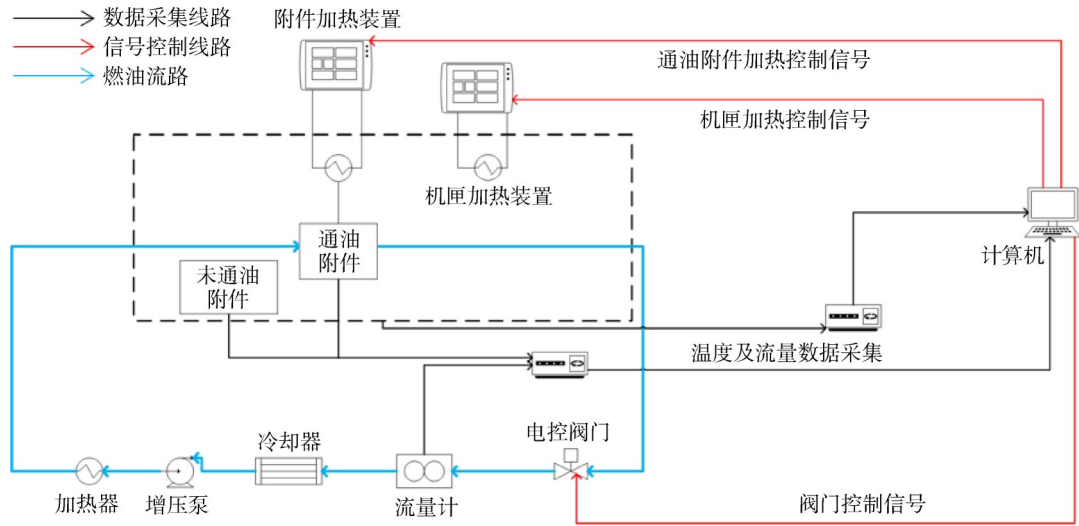


图 1 实验系统原理图
Fig.1 Schematic diagram of test system

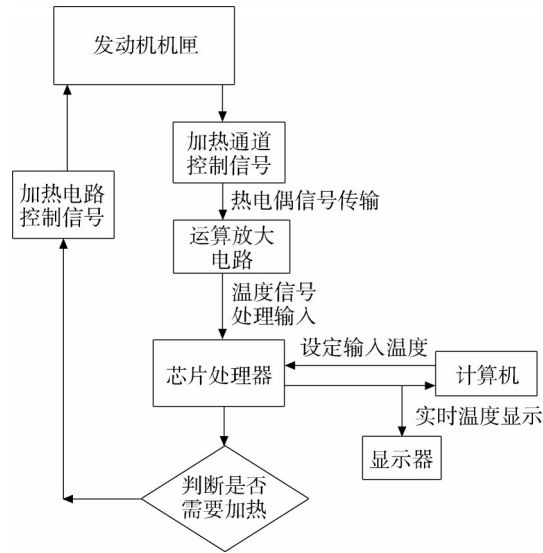


图 2 温度控制逻辑图
Fig.2 Temperature control logic diagram



图 3 附件加热方式
Fig.3 Accessories heating method

感器、冷却器及相关管路等组成。燃油进入加热器后,航空煤油与导热油进行热交换以提高煤油温度,实验前需循环加热,最终保证进入实验台的初始燃油温度恒定,流经实验台后航空煤油温度进一步提升,经过冷却器降温后回到油箱,增压泵将油箱内的航空煤油再次送至加热器,加热后送入实验台。实验系统图如图 4、图 5 所示。

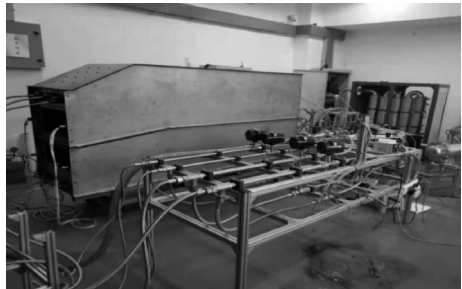


图 4 实验系统图
Fig.4 Test system diagram

1.2 实验方法

高温燃油冷却系统原理图如图 5 所示,流经附件的燃油流量由后端流量阀控制,在燃油流进实验台前和流出实验台后均布置流量传感器,实时显示流路的燃油流量,回流燃油在流量计后端流经冷却器回流入油箱。

对存在内热源的附件采用通油冷却的方式,同时附件外部包裹一层硅酸铝隔热层(每层厚度 2~3 mm),在实验中测量通油附件表面温度及附件进出口燃油温度,研究附件通油后的冷却效果及对燃油温度的影响。

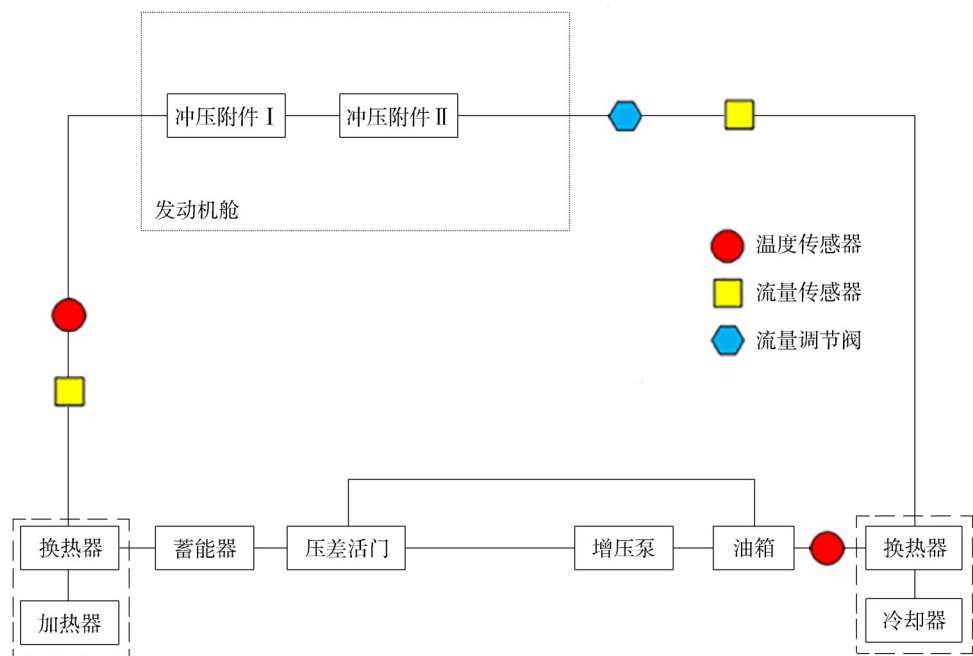


图 5 高温燃油冷却系统原理图
Fig.5 Schematic diagram of high temperature fuel cooling system

对其余附件则采用外部加硅酸铝纤维材料的隔热方式,使用厚度 1 mm 的固定外壳固定隔热材料,隔热材料选取双层,加装隔热材料后,采用螺栓和固定柱将外壳固定在附件表面,保证隔热层安装稳定。附件固定外壳及隔热材料安装方式如图 6 所示。实验中每个附件采取两个温度测点,两个测点位置分别位于附件靠近机匣侧和背离机匣侧,附件温度选取两个测点中温度较高者。



图 6 附件硅酸铝隔热层加装示意图
Fig.6 Sketch of the installation of aluminum silicate of the accessories

2 实验结果及分析

针对不同工况,舱内各附件具体安装位置如图 7 所示,图中数字 1、2、3、4 表示附件进出口处燃油温度测点,A、B、C、D、E 代表冲压附件 I ~

V。附件名称采用冲压附件 I、II、III、IV、V 代替,其中冲压附件 I、冲压附件 II 采用通燃油冷却,冲压附件 III、冲压附件 IV、冲压附件 V 采用硅酸铝纤维隔热。燃油从测点位置 1 流入冲压附件 I,从测点位置 2 流出冲压附件 I,从测点位置 3 流入冲压附件 II,从测点位置 4 流出冲压附件 II,依次流过冲压附件 I、冲压附件 II,再经回路流回油箱完成燃油循环。

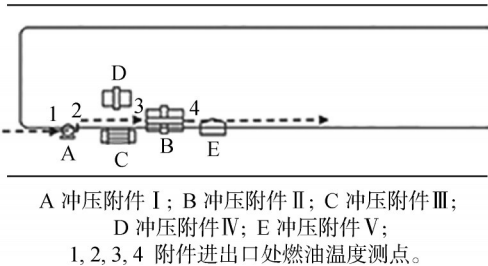


图 7 附件安装位置及燃油管路示意图
Fig.7 Sketch of installation location and fuel pipeline of the accessories

2.1 机舱热环境分析

发动机舱作为一个复杂的热力系统,内部存在复杂的流固热耦合问题,舱内空气、外界大气以及各层固体壁面之间均存在复杂的热量传递。从蒙皮到冲压发动机机匣为例,可以沿径向分为 5 层,分别为:①外界大气;②蒙皮固壁;③舱内空气;④附件;⑤发动机机匣。各部分自身内部存在

的导热暂不考虑仅分析各部分之间的换热关系,获得各部分的传热关系图如图 8 所示。

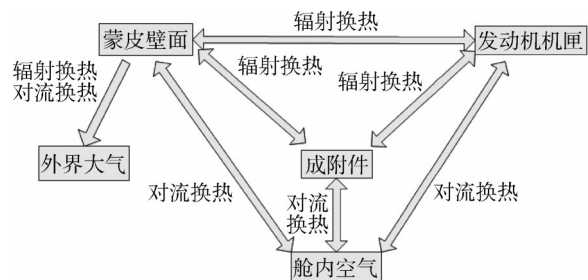


图 8 传热关系图

Fig.8 Heat transfer diagram

首先对发动机舱内热环境进行分析,图 9 为发动机舱内环境温度沿轴向的分布情况(测点位置位于右侧舱壁面深入舱内 3 cm 处)。可以看到:发动机舱内整体环境温度处于 240℃ 以上,前后两个端面处温度略低,这与机舱向外界环境的散热有关;在 $X=0\sim 1\,500\text{ mm}$ 内(X 表示沿机匣轴向的位置,mm),舱内环境保持稳定,维持在 260℃ 左右,但在 $X=1\,500\text{ mm}$ 后开始快速升高,且在 $X=1\,900\text{ mm}$ 处温度达到最高点 280℃,这与发动机壁面的结构有关,发动机舱上壁面在 $X=1\,700\text{ mm}$ 处发生弯折,导致在 $X=1\,700\text{ mm}$ 周围区域内出现局部高温。

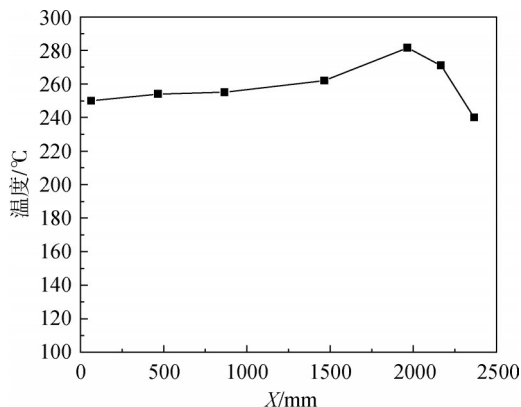


图 9 发动机舱热环境温度分布图

Fig.9 Thermal environment temperature distribution of engine compartment

上述分析表明,发动机机匣对舱内环境存在较强的辐射作用。

2.2 隔热对附件温度的影响

本节通过实验研究了附件外表面包裹硅酸铝纤维隔热层对附件表面温度的影响。

图 10 是马赫数为 3.0 的典型工况下,机匣加

热 150 min 内附件表面温度的变化曲线,取附件温度 200℃ 分析固定温度时隔热对加热时间的影响。附件外部增加双层硅酸铝纤维隔热层后,冲压附件Ⅲ表面温度达到 200℃ 所需时间由未添加隔热层时的 81 min 延长至 128 min,冲压附件Ⅴ表面温度达到 200℃ 所需时间由未添加隔热层时的 68 min 延长至 107 min,而冲压附件Ⅳ未添加隔热层时表面温度达到 200℃ 需要 92 min,增加隔热层后在 150 min 实验时间内冲压附件Ⅳ始终处于 200℃ 以下。

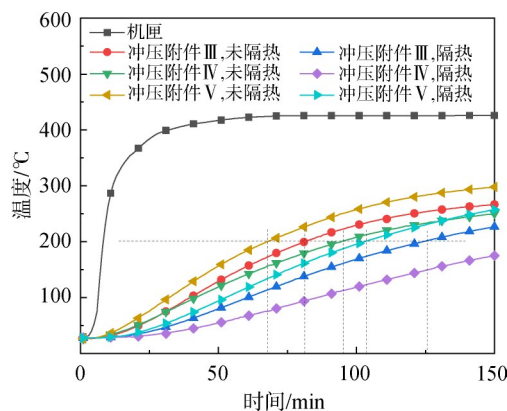


图 10 附件表面温度变化图

Fig.10 Surface temperature change diagram of the accessories

同时选取 100 min 处分析固定加热时间时隔热对附件表面温度的影响,在实验进行到 100 min 时,冲压附件Ⅲ、冲压附件Ⅳ、冲压附件Ⅴ三个附件在未增加隔热层的温度分别为 230、208、257℃,而增加隔热层后的温度分别为 175、115、190℃。

$$R = \theta / A\lambda \quad (1)$$

式中 R 为热阻, K/W ; θ 为隔热材料厚度, m ; λ 为导热系数, $\text{W/(K}\cdot\text{m)}$; A 为面积, m^2 。

以冲压附件Ⅳ为例,其表面所包裹的硅酸铝材料的导热热阻为 70 K/W ,表面包裹硅酸铝隔热材料后,冲压附件Ⅳ表面导热热阻增大,从而大大降低了冲压附件Ⅳ温度的增长速率,能够实现单位时间内控制附件温升的效果。

根据上述分析,获得结论如下:隔热能够显著降低附件表面温度增长速率,有效防止预定时间范围内附件温度过高问题,其原因是隔热层增加了附件与发动机舱内环境的换热热阻,减小了换热热流,在 100 min 工作时间内能够有效控制附件表面温度在 200℃ 以下。

2.3 通油对附件温度的影响

本节通过实验研究了附件通油冷却对附件表面温度及流经附件的燃油进出口温度的影响。在马赫数为 3.0 的典型工况下,流经附件的燃油质量流量(文中简称流量)为 q_{m1} ,单位为 kg/s,各附件的热功率如表 1 所示。

表 1 各附件的热功率

Table 1 Thermal power of each accessory

冲压附件	热功率 P/kW
I	0.801
II	2.8

图 11 所示为附件传热示意图,附件获得的传导热量为 Φ_c ,附件自身的内热源为 Φ_n ,燃油吸收的热量为 Φ_r ,稳态时,三者保持热量平衡。

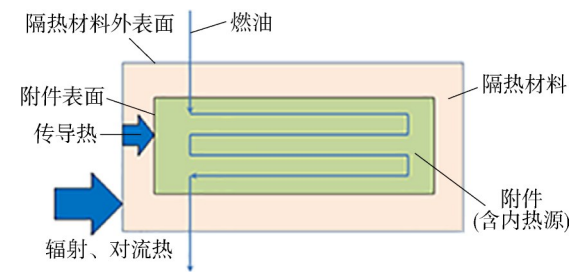


图 11 附件传热关系示意图
Fig.11 Sketch of heat transfer relation the accessories

由上述附件的热平衡关系可得到稳态时附件的热平衡关系式如下：

$$\Phi_r = \Phi_c + \Phi_n \tag{2}$$

2.3.1 机匣温度对燃油和附件温度的影响

为了了解机匣不同温度对通油附件表面温度及燃油进出口温升的影响,根据发动机实际工作中的典型工况分别取 227、327、427℃三个不同冲压压机匣温度进行实验。

图 12 展示的是随着冲压压机匣温度的升高,冲压舱内燃油流路沿程温度变化情况。从图中可以看出,冲压压机匣温度升高,冲压附件 I 进口与冲压附件 II 出口之间的温差也会随之增大;且在冲压附件 I 和冲压附件 II 均存在内热源的情况下,冲压压机匣温度变化对冲压附件 II 的影响远超过对冲压附件 I 的影响,主要原因是冲压附件 II 的体积比冲压附件 I 大,与舱内热环境的换热面积大,相同条件下冲压附件 II 与机匣及舱内环境的换热量更大,即冲压附件 II 需要燃油带走的热量更多,

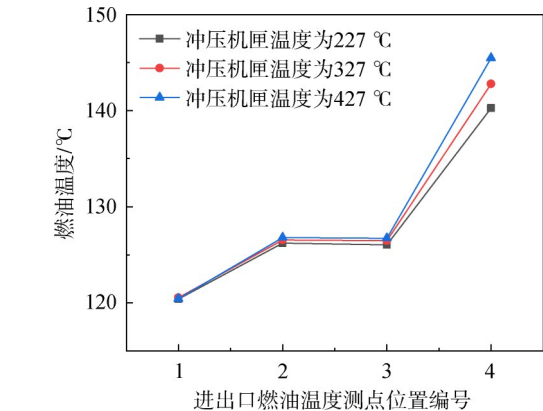


图 12 不同机匣温度下冲压舱油路沿程温度分布
Fig.12 Temperature distribution along the oil path of the stamping chamber at different casing temperatures

故机匣温度对冲压附件 II 的影响更大。

表 2 中展示的是不同冲压压机匣温度下冲压舱内通油附件的表面温度。可以看出,附件表面温度与燃油温度基本相同,但略低于附件出口燃油温度,主要原因在于附件外部包裹隔热层,附件外壁面获得的热量主要来自于内部的加热,而附件壁面本身存在一定厚度,附件内部的燃油与外壁面之间存在对流换热热阻和导热热阻,燃油和附件外壁面存在温差,同时燃油管路与附件之间存在一小段过渡段,燃油出口处的温度测点位于过渡段之后,过渡段处未包裹隔热层,受到机匣辐射的影响,因此此次的燃油温度略高。

表 2 不同机匣温度下附件的表面温度

Table 2 Surface temperature of the accessories at different casing temperatures

冲压压机匣温度/℃	表面温度/℃	
	冲压附件 I	冲压附件 II
227	122.4	134.4
327	122.6	135.1
427	131.1	135.6

机匣温度越高,意味着燃气对机匣的加热越多,而机匣温度从 227℃增大到 427℃,附件表面温度最大升高幅度为 7%,燃油温度最大升高幅度为 4%,表明机匣温度对参与通油的附件表面温度和燃油温度有一定的影响,但影响程度有限。

2.3.2 初始燃油温度对燃油和附件温度的影响

选取的初始燃油温度分别为 93℃和 120℃,研究进入发动机舱的初始燃油温度对燃油温升和附件温度的影响规律。

由图 13 可以看出,初始燃油温度为 93℃时,冲压附件 I 处燃油温升幅度约为 4%,冲压附件 II 处燃油温升幅度约为 15%;初始燃油温度为 120℃时,冲压附件 I 处燃油温升幅度约为 4%,冲压附件 II 处燃油温升幅度约为 15%。各通油附件进出口燃油温升幅度随初始燃油温度升高基本保持不变,表明初始燃油温度与通油附件进出口燃油温差并无显著影响关系。

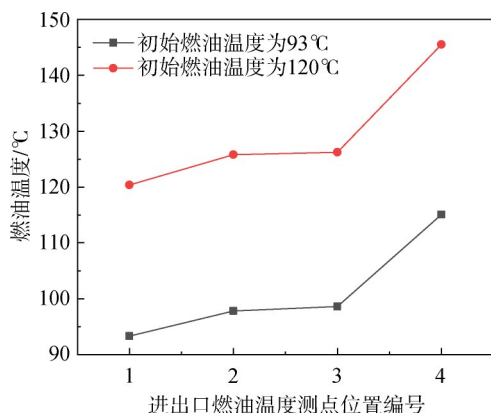


图 13 不同初始燃油温度下冲压舱油路沿程温度分布

Fig.13 Temperature distribution along the oil path of the stamping chamber at different initial fuel temperatures

通油附件表面温度随着初始燃油温度的升高有着明显的升高,见表 3,且通油附件表面温升幅度与初始燃油温度升高幅度基本保持一致,表明初始燃油温度变化对通油附件表面温度有着直接的影响,且影响幅度取决于初始燃油温度变化幅度。而初始燃油温度的高低取决于对燃油管路的有效热防护,因此通过对流经附件前的燃油管路采取有效的热管理措施,可以改善通油附件表面温度和燃油温升。

表 3 不同初始燃油温度下附件的表面温度

Table 3 Surface temperature of the accessories at different initial fuel temperatures

初始油温/℃	表面温度/℃	
	冲压附件 I	冲压附件 II
93	97.5	111.5
120	131.1	135.0

上述分析表明,初始燃油温度对燃油温升的影响不大,而对通油附件表面温度有直接影响,可以通过对初始燃油温度的控制实现对附件温度的有效控制。

2.3.3 燃油流量对燃油和附件温度的影响

为了研究燃油流量对燃油温升和附件温度的影响,根据发动机工作中燃油流量分配情况,考虑附件冷却的需求,取燃油流量为 q_m ,选择 q_m 和 $3.5q_m$ 两个流量值进行实验。

图 14 为改变冲压舱燃油流量,其他条件均不变的情况下的冲压舱燃油管路沿程温度分布。可以看出冲压附件 I 和冲压附件 II 处燃油进出口温升均随流量增大而减小,但冲压附件 II 进出口温升降低幅度远远大于冲压附件 I,表 4 中冲压附件 II 表面温度降低幅度同样远远大于冲压附件 I。燃油流量为 q_m 时,冲压附件 I 处燃油温升幅度在 3% 左右,冲压附件 II 处燃油温升幅度在 26% 左右;燃油流量为 $3.5q_m$ 时,冲压附件 I 处燃油温升幅度在 1% 左右,冲压附件 II 处燃油温升幅度在 13% 左右。

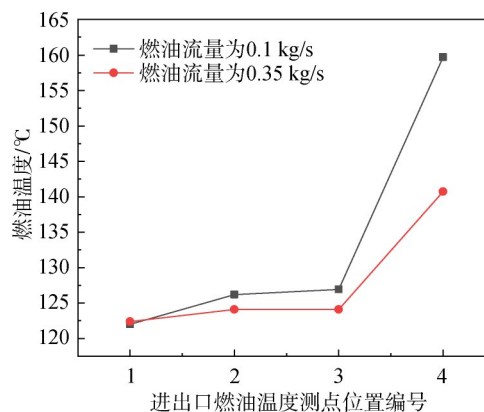


图 14 不同燃油流量下冲压舱油路沿程温度分布

Fig.14 Temperature distribution along the oil path of the stamping chamber at different fuel mass flows

表 4 不同燃油流量下附件的表面温度

Table 4 Surface temperature of fuel pump at different fuel mass flows

燃油流量	表面温度/℃	
	冲压附件 I	冲压附件 II
q_m	128.8	155.4
$3.5q_m$	128.6	142.0

增大流量后,燃油能够吸收的热量更多,而两个附件的加热功率保持不变,因此燃油温升会有大幅度下降。由于冲压附件 II 的加热功率远大于冲压附件 I,燃油吸收的热量主要来自于冲压附件 II,故增大流量对冲压附件 II 处燃油温升的影响较大。

上述分析表明,燃油流量对附件温度和燃油温升的影响较大,在保证发动机正常工作的情况下,可根据附件热防护的实际需要来适当增大燃油流量,实现对附件的有效冷却。

2.4 舱内通风冷却对附件温度的影响

在对附件进行上述综合热防护的基础上,对发动机舱内通入冷却空气,研究综合热防护措施下,舱内通风冷却对附件表面温度的影响规律。

随着发动机舱内通入冷却空气,未采取通油冷却的冲压附件Ⅲ、Ⅳ、Ⅴ表面温度均有下降,且随着通风流量的增大,表面温度呈下降趋势,见图15(a),图中 q_{m0} 表示通入冷却空气的流量。而参与通油冷却的冲压附件Ⅰ、Ⅱ表面温度先略有升高后略有下降,见图15(b),其原因在于小流量通风时冷却空气与舱内热空气混合后其温度仍高于被燃油冷却后的附件表面温度,对附件起到加热作用,而随着流量的增大,舱内环境温度逐渐降

低,此时冷却空气对附件起到冷却作用。

提高冷却空气的流量对冲压附件Ⅲ、Ⅳ、Ⅴ有一定的冷却效果,流量增加到 q_{m0} 时,表面温度降低约5%,流量从 q_{m0} 增加到 $3q_{m0}$ 时,冲压附件Ⅴ表面温度降低约1%,冲压附件Ⅲ、Ⅳ表面温度降低约5%;对冲压附件Ⅰ、Ⅱ没有明显的冷却效果,反而在流量较低时会加热附件,冲压附件Ⅰ在流量处于 $0\sim 3q_{m0}$ 时均被加热,加热幅度在2%左右,在流量达到 $5q_{m0}$ 时,温度与 0 kg/s 时基本一致,冲压附件Ⅱ在流量处于 $0\sim q_{m0}$ 时被加热,加热幅度在3%左右,流量达到 $5q_{m0}$ 时,温度与 0 kg/s 时基本一致。

上述分析可知:通风冷却仅对未通油冷却的附件有一定的效果,但效果不理想,并不能带来附件表面温度的大幅度降低。

3 结 论

本文通过发动机舱1/2缩比模型实验台研究了发动机舱内附件采取隔热、通油等热防护措施后的温度分布,获得了隔热、通油冷却、通风冷却等对附件表面温度的影响规律,得到结论如下:

1) 隔热能够显著降低附件表面温度增长速

30 min工作时间内能够有效控制附件表面温度在 $200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下。

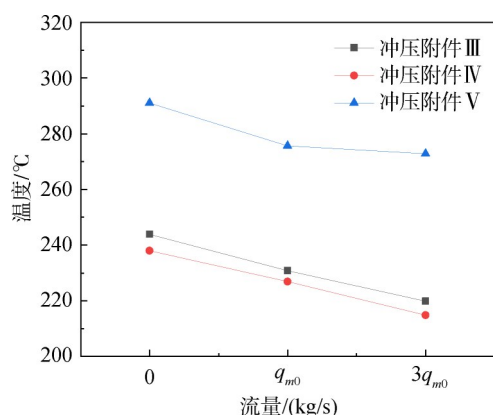
2) 机匣温度从 $227\text{ }^{\circ}\text{C}$ 增大到 $427\text{ }^{\circ}\text{C}$,附件表面温度最大升高幅度为7%,燃油温度升高幅度最大为4%,机匣温度对采用通油冷却的附件表面温度和燃油温度有一定的影响,但影响程度有限。

3) 在不同工况下,各附件表面温度均与附件内燃油温度较为接近,且附件表面温度略低于燃油出口温度。

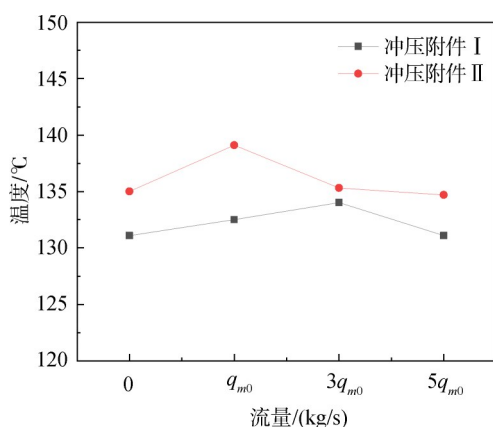
4) 通油附件表面温度的主要影响因素为初始燃油温度、加热功率、燃油流量,在持续通油的前提下,受其他因素影响较小,其中初始燃油温度决定附件进口温度,加热功率、燃油流量决定附件进出口温差,三者共同决定附件表面温度。

5) 燃油流量从 q_m 增加到 $3.5q_m$ 时,各冲压附件处的燃油温升幅度降低50%左右,在保证发动机正常工作的情况下,可根据附件热防护的实际需要来适当增大燃油流量,实现对附件的有效冷却。

6) 通风冷却对未采用通油冷却的附件有一定的冷却效果,随着通风流量从 0 kg/s 增大到



(a) 冲压附件Ⅲ、Ⅳ、Ⅴ温度曲线



(b) 冲压附件Ⅰ、Ⅱ温度曲线

图15 通风流量对附件温度影响

Fig.15 Influence of ventilation mass flow on the temperature of accessories

$3q_{m0}$, 附件表面温度下降幅度仅在 9.8% 左右, 并不能实现附件温度的大幅度降低, 且通风冷却对采用通油冷却的附件没有明显的冷却效果, 反而会使附件温度略有上升, 上升幅度在 3% 左右。

上述结论可以为航空发动机附件的热防护设计提供可靠的依据, 同时本文的研究工作也可以为相关方向的研究提供参考。

参考文献:

- [1] 唐硕, 龚春林, 陈兵. 组合动力空天飞行器关键技术[J]. 宇航学报, 2019, 40(10): 1103-1114.
TANG Shuo, GONG Chunlin, CHEN Bing. The key technologies for aerospace with combined cycle engine[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(10): 1103-1114. (in Chinese)
- [2] MARSHALL A W, GUPTA A K, LEWIS M J. Critical issues in TBCC modeling[R]. Fort Lauderdale, Florida, US: the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
- [3] 陈宏, 何国强. RBCC 和 TBCC 组合发动机在 RLV 上的应用[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 40-42.
CHEN Hong, HE Gouqiang. Application of RBCC and TBCC engines to RLVs[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(3): 40-42. (in Chinese)
- [4] HENDRINK P, MARD S M. ACES sanger-type T.S.T.O. family with common first stage [R]. AIAA -98-3229, 1998.
- [5] BRADFORD J E, CHARANIN A, WALLACE J, et al. Quicksat: a two stage to orbit reusable launch vehicle utilizing air-breathing propulsion for responsive space access[R]. AIAA 2002-5958, 2004.
- [6] 陈大光. 高超声速飞行与 TBCC 方案简介[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 10-13.
CHEN Daguang. Brief introduction of hypersonic flight and TBCC concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(3): 10-13. (in Chinese)
- [7] 刘建, 王清平. 空天组合动力对先进结构热防护技术的需求分析[R]. 河南 洛阳: 中国航天第 3 专业信息网第 3 届空天动力联合会议, 2018.
- [8] BERTIN J J, CUMMINGS R M. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going[J]. Progress in Aero-space Sciences, 2003, 39(6/7): 511-536.
- [9] 梁馨, 罗丽娟, 谭珏, 方洲, 郭鸿俊. 美国空间探测器热防护材料发展现状及趋势[J]. 材料导报, 2016, 30(S1): 551-557.
LIANG Xin, LUO Lijuan, TAN Jue, et al. Current status and trend of thermal protection material for space exploration in america[J]. Materials Reports, 2016, 30(S1): 551-557. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] ERIC G, DANIEL H. Thermal management and fuel system model for TBCC dynamic simulation[R]. AIAA 2010-6642, 2010.
- [12] FISCHER A J. Design of a fuel thermal management system for long range air vehicles[R]. AIAA 2005-5647, 2005.
- [13] 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 Da min. Research of heat management for aircraft fuel system[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1833-1837. (in Chinese)
- [14] 姜德仓. 高超声速组合动力装置热防护技术及整机热管理[R]. 贵阳: 中国航空学会第 7 届动力年会, 2010.
- [15] 李帅. 航空发动机燃油管路热防护研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
LI Shuai. Research on thermal protection of aero-engine fuel supply line[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [16] 刘友宏, 周友鹏, 郜晶晶. 某型组合发动机舱元组件热防护设计与分析[J]. 热科学与技术, 2017, 16(3): 193-200.
LIU Youhong, ZHOU Youpeng, GAO Jingjing. Preliminary study on thermal-protection of components in X-combined engine cabin[J]. Thermal Science and Technology, 2017, 16(3): 193-200. (in Chinese)
- [17] 刘友宏, 赵晓旺. 涡轮基组合循环发动机燃油系统流动传热耦合仿真软件开发[EB/OL]. [2020-09-09]. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.200254>
- [18] 郝鑫, 苏存要. TBCC 组合动力系统机舱及附件热防护实验研究[R]. 江苏 南通: 江苏省工程热物理年会, 2020.

(编辑: 王碧珺)