

空间实验室490 N发动机热控设计

王爱华^{1,2}, 陈阳春^{1,2}, 丁卫华^{1,2}

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112;

2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

摘 要:采用新型片式加热器实现对490 N发动机头部加热方法的改进,利用I-DEAS/TMG有限元热分析软件仿真了发动机头部温度场。分析了热控组件及发动机支架的耐温能力,提出了飞控过程中490 N发动机关机的温度判据。阐述了控温回路及其控温点设计,并介绍了控温策略。最后给出了在轨飞行试验的温度控制数据,验证了热控设计的有效性。

关键词:空间实验室;490 N发动机;热控设计;数值模拟

中图分类号:V434-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)03-0012-04

Thermal control design of 490 N engine in space laboratory

WANG Aihua^{1,2}, CHEN Yangchun^{1,2}, DING Weihua^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: A new type of plate heater was adopted to improve the heating method of the 490 N engine head. The finite element software I-DEAS/TMG for thermal analysis was used to simulate the temperature field of the engine head. The temperature resistant ability of the thermal control module and the engine bracket was evaluated. In addition, the temperature criterion to shut down the 490N engine was proposed during the flight control. The temperature control loop and the design of its temperature control point are elaborated, and the control strategy of temperature is introduced. Finally, the temperature control data of the engine in orbit flight test is given and the effectiveness of thermal control design is validated.

Keywords: space laboratory; 490 N engine; thermal control design; numerical simulation

0 引言

空间实验室轨控发动机为卫星用一代490 N发动机^[1-5]的改型设计,均采用2台490 N发动机同时工作进行轨道控制^[6]。应用于卫星的一代490 N发动机头部的加热器为铠装加热丝,存在高温绝缘性

能差、常温绝缘阻值容易在受潮后下降、安装性能差、电能利用率低等缺点^[7]。490 N发动机工作时间加长后,头部温度升高,需暂时停机以保护发动机相关组件。针对上述问题,对490 N发动机热控进行优化和改进,利用仿真分析和试验进行验证。

收稿日期:2017-02-26;修回日期:2017-08-31

作者简介:王爱华(1972—),男,博士,研究员,研究领域为空间推进系统热控

1 空间实验室490 N发动机热控设计

空间实验室490 N轨控发动机在舱体上的布局如图1所示,图中A1和A2为发动机编号。该发动机热控采用以自动控温的主动电加热为主的方式,辅助以隔热垫片、多层隔热材料等被动热控措施的热控方案。发动机头部法兰采用新型片式加热器,发动机管路采用聚酰亚胺薄膜型加热带。控温指标如下:①阀门温度为 $0 \sim 60^{\circ}\text{C}$;②点火前发动机头部温度不低于 0°C 。

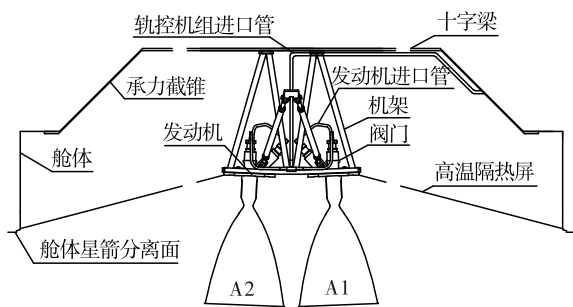


图1 490 N发动机布局

Fig. 1 Layout of 490 N engine

1.1 发动机头部法兰加热方法

为改进头部铠装加热丝的不足之处,提高加热器的性能、可靠性以及安装性,提出了片式加热器加热方法^[7],如图2所示,新型片式加热器为双圆弧平板状。

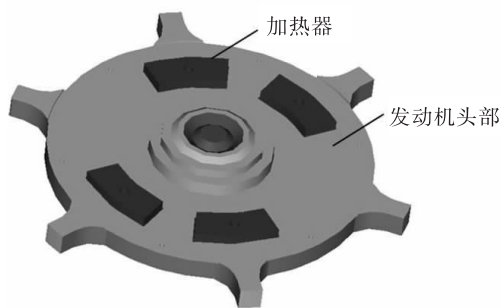


图2 490 N发动机头部上的加热器

Fig. 2 Heater on the head of 490 N engine

1.2 被动热控措施

490 N头部法兰盘上新型片式加热器安装在喷管一侧,外面用20单元揉皱的双面镀铝聚酰亚胺薄

膜多层隔热材料包覆,并用钛箔压住,再通过钛箔条点焊方式将钛箔固定在法兰盘上。测温传感器安装于法兰盘阀门一侧。发动机安装法兰与机架安装面采用5 mm厚酚醛树脂层压布板作为隔热垫片。

管路和阀门上,在安装好相应的加热器和温度传感器后,在外面用5单元聚脂薄膜和涤纶丝网构成的多层包覆。

1.3 加热功率和控温回路设计

对发动机头部及电磁阀的温度分布进行仿真时,假定发轨控发动机的安装底板及舱内的最低温度为 -10°C ,发动机喷管辐射的空间环境温度为 4 K ^[8],未考虑发动机及机组所受的外热流影响,依据发动机真实尺寸建模,490 N轨控发动机头部主加热片功率为 20.0 W ,单个电磁阀加热片功率为 1.0 W ,分析结果见图3和图4。



图3 490 N发动机头部仿真温度

Fig. 3 Simulation temperature of 490 N engine head

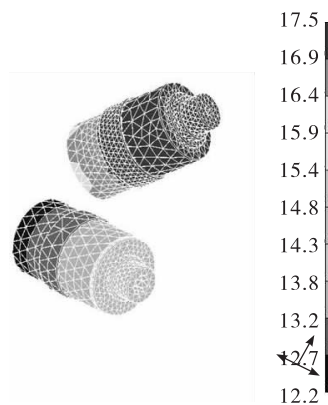


图4 490 N发动机电磁阀仿真温度

Fig. 4 Simulation temperature of solenoid valves of 490 N engine

从图 3 和图 4 可以看出:头部温度范围为 0.9 ~ 35.4 °C、电磁阀温度范围为 12.2 ~ 17.5 °C。仿真表明,加热功率可以满足要求,保证发动机在点火前头部和阀门温度超过 0 °C。

每台 490 N 发动机头部加热共有 3 个加热回路,1 个是主加热回路,功率为 20.0 W;另一个是备份加热回路,功率为 10.0 W;第 3 个是遥控强制加热回路,功率为 10.0 W。2 台发动机阀门上的薄膜式加热片构成主备两个加热回路,每个加热回路的功率 4.0 W,含 4 个控温传感器。

1.4 控温策略

发动机头部和阀门上的加热回路(头部的 2 路强制加热回路除外)由推进管理器根据三控温点(T_1, T_2, T_3)进行自动控温,这里 $T_1 \leq T_2 \leq T_3$ 。当加热回路中的最低温度控温点的温度低于 T_3 时,主加热回路打开,否则关闭主加热回路,在短控温周期内(2 s)要对控温测点温度巡检一次;当加热回路中的最低控温点的温度低于 T_2 时,则备加热回路打开,否则关闭备加热回路,在短控温周期内,要对控温测点温度巡检一次;当加热回路中的最低控温点的温度低于 T_1 时,同时打开主备加热回路,并且在长控温周期(30 s)内,要对控温测点温度巡检一次。强制加热回路可在主备回路失效时,发动机工作前 30 min 时刻由遥控指令打开,在发动机工作前 5 min 时刻关闭,以保证在主备控温回路失控的意外情况下,仍具备加热手段。

1.5 耐温能力评估及发动机的关机策略

热敏电阻耐温上限为 350 °C。热敏电阻引线为镀银导线 AF46-200 0.22,其绝缘层耐温上限为 250 °C。

发动机头部安装的新型片式加热器的额定工作温度范围为 -20 ~ 300 °C。温度交变鉴定试验能承受最高温度为 350 °C。该加热器采用金属螺栓固定在头部法兰盘的扇形安装槽内。加热器引线为 Fy1-2 型聚酰亚胺薄膜导线,可经受不超过 250 °C 的环境温度。

热敏电阻和新型片式加热器的外引线焊接方式为绕焊,焊点保护方式为双层 2 751 玻璃纤维套管加聚酰亚胺薄膜缠绕包覆,焊点不与头部法兰盘直接接触。热敏电阻引线固定于相邻的发动机阀门上或者与阀门相连的导管上。

490 N 发动机头部法兰盘外包覆 20 单元揉皱的单面镀铝聚酰亚胺薄膜,通过钛带与钛箔和法兰盘的点焊将多层及钛箔固定于法兰盘上。聚酰亚胺薄膜长期使用温度范围为 -196 ~ +250 °C,短期使用温度范围为不大于 400 °C(30 min 内为短期)。隔热垫片采用酚醛层压布板,其耐温上限为 250 °C。

星用 490 N 发动机在轨运行情况表明,头部温度在 250 °C 时发动机仍能够长时间正常工作。因此,250 °C 对发动机自身的工作性能(推力、比冲、流量、混合比等)和可靠性无影响。如图 1 所示,空间实验室变轨机架上共有 2 台 490 N 发动机,机架为杆系结构,通过 8 根直径 20 mm 壁厚 2 mm 的 6A02 铝合金杆支撑 2 台发动机所在的平面。假定当发动机工作时铝合金杆支撑杆的温度也达到 250 °C。计算表明,在 250 °C 时支撑杆应力约为 0.23 MPa,经查支撑杆在 250 °C 下的屈服极限为 127 MPa,前者为后者的 1.8‰。因此,机架具有足够的结构性能裕度保证发动机的有效支撑。

基于发动机及其热控组件的耐温能力,制定发动机的关机策略为“当 490 N 发动机头部温度达到 250 °C 时发动机停机”。

2 飞行试验验证

2016 年 9 月进行了空间实验室的飞行试验。图 5 ~ 图 6 给出了三轴对地在轨测试阶段达到热平衡后,490 N 发动机未工作,发动机头部、阀门温度测点在 3 个周期内的温度变化情况。图中 DTz157 和 TTb113 为 A1 发动机头部温度测点,前者为 MF61,后者为 MF51;DTz166 和 TTb114 为 A2 发动机头部温度测点,同样前者为 MF61,后者为 MF51。DTz91、92 分别为 A1 发动机燃阀和氧阀温度;DTz115、116 分别为 A2 发动机燃阀和氧阀温度。490 N 发动机头部温度可控制在 15 ~ 30 °C 范围内;490 N 发动机阀门温度可控制在 19 ~ 22 °C 范围内。在三轴对地姿态下,加热回路的占空比为 0,各测点温度呈现和轨道周期同频率的周期性变化。

图 7 ~ 图 8 给出了发动机未工作,连续偏航姿态下达到热平衡时,发动机发动机头部、阀门温度测点在 3 个周期内的温度变化。由于 490 N 发动机所在的资源舱尾部始终无太阳热流入射,发动机各部位温度不断下降,触发加热回路启动。在控温点

为(4,8,8)情况下,头部温度可控制在 $5.05 \sim 9.71^{\circ}\text{C}$,主备加热回路均启动,占空比为0.094,平均加热功率为 3.05 W 。阀门温度可控制在 $16.55 \sim 21.38^{\circ}\text{C}$,此时阀门加热回路占空比为0.179,阀门加热回路平均加热功率约为 1.4 W 。

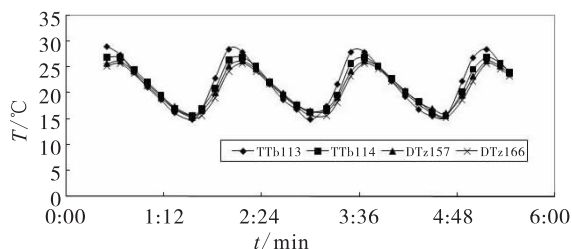


图5 三轴对地姿态下490 N发动机头部温度

Fig.5 Head temperature of 490 N engine under the attitude of three-axis earth oriented

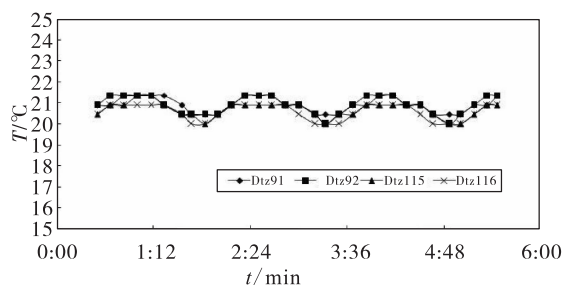


图6 三轴对地姿态下490 N发动机阀门温度

Fig.6 Valve temperature of 490 N engine under the attitude of three-axis earth oriented

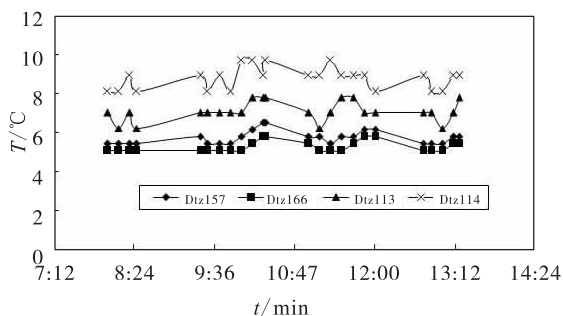


图7 连续偏航姿态下490 N发动机头部温度

Fig.7 Head temperature of 490 N engine under continuous yawing attitude

图9给出了第13圈变轨490 N发动机工作时,头部温度传感器下传的数据,发动机开机时长为438.994 s。A1发动机头部温度TTb113最大值为 152.11°C ,DTz157最大值为 148.19°C 。A2发动机

头部温度TTb114最大值为 136.12°C ,DTz166最大值为 169°C 。温度传感器DTz157和DTz166均有两个峰值,第一个峰值是由于发动机工作前30 min遥控强制加热回路启动所致,此处峰值达到 79.85°C 。温度传感器TTb113和TTb114没有明显的双峰是因为其与加热器距离较远所致。测温数据表明,轨控发动机的加热功率具有较充足的裕度,测温传感器能有效监测发动机温度。飞行试验数据验证了490 N发动机热控设计的有效性和正确性。

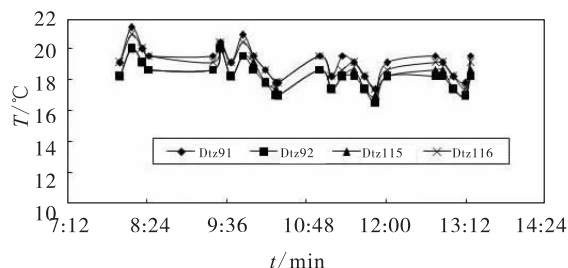


图8 连续偏航姿态下490 N发动机阀门温度

Fig.8 Valve temperature of 490 N engine under continuous yawing attitude

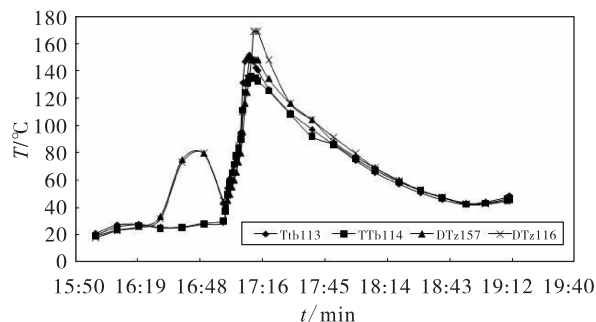


图9 490 N发动机工作时头部温度

Fig.9 Head temperature when 490 N engine working

3 结论

1)采用新型片式加热器实现对490 N发动机头部加热方法的改进,利用热分析软件仿真了发动机头部温度场,确定了单台发动机头部主份加热功率为 20.0 W ,发动机单个电磁阀主份加热功率 1.0 W 。

2)分析了热控组件及发动机支架的耐温能力,提出了飞控过程中490 N发动机关机的温度判据为 250°C 。

3)天宫二号490 N发动机在轨飞行试验正常,温度测控数据验证了热控设计的有效性和正确性。

(下转第22页)

参考文献:

- [1] 刘昌国, 张中光, 韩宏印, 等. 高比冲双组元液体远地点火箭发动机研究[J]. 上海航天, 2003, 20(4): 30-33.
- [2] 周红玲, 姚锋, 杨成虎. 星用远地点发动机真空比冲与推进剂温度关系[J]. 推进技术, 2011, 32(5): 732-736.
- [3] 周红玲, 姜文龙, 刘昌国. 国内外卫星用液体远地点发动机发展综述[J]. 火箭推进, 2011, 37(5): 1-8.
- ZHOU Hongling, JIANG Wenlong, LIU Changguo. Development of liquid apogee engine for satellite at home and abroad [J]. Journal of rocket propulsion, 2011, 37(5): 1-8.
- [4] 杨成虎, 林庆国, 刘昌国. 高性能液体远地点发动机技术发展[J]. 火箭推进, 2013, 39(4): 1-7.
- YANG Chenghu, LIN Qingguo, LIU Changguo. Technology development of high-performance liquid apogee engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(4): 1-7.
- [5] 钱海涵, 荀桂颖. “东三”卫星远地点发动机的可靠性研究[J]. 上海航天, 1999, 16(2): 7-10
- [6] 江铭伟. 天宫一号目标飞行器推进系统的研制与飞行总结[C]//中国宇航学会液体火箭推进专业委员会暨集团公司科技委液体推进及特种推进技术专业组年会论文集. 安康: 中国宇航学会液体火箭推进专业委员会暨集团公司科技委液体推进及特种推进技术专业组年会, 2013: 26-32.
- [7] 丁卫华, 汤建华, 王爱华, 等. 一种航天器发动机喷注器的加热实现方法: 中国, ZL201218001928.3 [P]. 2014. 10. 22.
- [8] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制技术[M]. 北京: 科学出版社, 1998.

(编辑: 陈红霞)