

空间站核心舱俯仰机组热设计及在轨验证^{*}

陈阳春^{1,2}, 叶 胜^{1,2}, 丁卫华^{1,2}, 汤建华^{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: 为验证核心舱俯仰机组热控设计能满足空间站任务期间任何工况对机组温度的要求, 运用 I-DEAS/TMG 软件, 通过仿真分析确定了核心舱俯仰机组所需的加热功率及被动热控措施, 预示了极端高温工况下的最高温度。在轨飞行情况表明: (1) 俯仰机组飞行温度验证了理论计算的正确性, 二者之间的偏差约 3.2%, 为后续在轨任务的圆满完成提供了保障。(2) 喷管受太阳照射面积越大, 头部及电磁阀温度越高。在太阳角为 60° 时, 喷管受照面积最大。(3) 低温工况下, 有推进剂流道的机组头部和电磁阀温度高于 8℃, 满足高于 0℃ 的指标要求。(4) 惯性飞行姿态对俯仰机组而言, 属于高温工况。跟以往飞船系列俯仰机组的被动热控设计不同, 核心舱俯仰机组被动热控设计保证了电磁阀温度低于 40℃, 为电磁阀在合适的温度范围内可靠工作提供了保障。

关键词: 空间站; 核心舱; 俯仰机组; 热设计; 验证

中图分类号: V434.24 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 03-2203087-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2203087

Thermal Design and Flight Verification of Pitching Unit in Core Cabin of Space Station

CHEN Yang-chun^{1,2}, YE Sheng^{1,2}, DING Wei-hua^{1,2}, TANG Jian-hua^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;
2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: In order to verify that the thermal control design of the pitching unit in the core cabin can meet the requirements of the temperature under any working condition during the mission of the space station, I-DEAS/TMG software is used to determine the heating power and passive thermal control measures required by the pitching unit, and the maximum temperature under extreme high temperature conditions is predicted. The on-orbit flight shows that: (1) The flight temperature of the pitching unit verifies the correctness of the theoretical calculation, and the deviation between them is about 3.2%, which provides a guarantee for the successful completion of follow-up on orbit tasks. (2) The larger the area of nozzles exposed to the sun, the higher the temperature of the heads and solenoid valves. When the solar angle is 60°, the illuminated area of the nozzle is the largest. (3) Under low temperature conditions, the temperature of unit head with propellant flow and solenoid valve is higher than 8℃, which meets the index requirement higher than 0℃. (4) The inertial flight attitude belongs to high temperature condition for the pitching unit of the core cabin. Different from the passive thermal control de-

^{*} 收稿日期: 2022-03-24; 修订日期: 2022-05-25。

基金项目: 国家自然科学基金 (U21B2088)。

作者简介: 陈阳春, 硕士, 高级工程师, 研究领域为航天器推进系统热控。

通讯作者: 汤建华, 硕士, 研究员, 研究领域为航天器推进系统技术。E-mail: sisp@sisp.cn

引用格式: 陈阳春, 叶 胜, 丁卫华, 等. 空间站核心舱俯仰机组热设计及在轨验证[J]. 推进技术, 2023, 44(3):2203087.
(CHEN Yang-chun, YE Sheng, DING Wei-hua, et al. Thermal Design and Flight Verification of Pitching Unit in Core Cabin of Space Station[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(3):2203087.)

sign of the previous spacecraft series pitching units, the passive thermal control design of the pitching unit in the core cabin ensures that the temperature of the solenoid valve is lower than 40°C , which provides guarantee for the reliable operation of the solenoid valve within the appropriate temperature range.

Key words: Space station; Core cabin; Pitching unit; Thermal design; Verification

1 引言

大型且十分复杂的长期载人航天器与短期载人航天器及一般的卫星相比,其设计理念和关注的重点不尽相同^[1-3]。推进系统作为航天器的“心脏”,其可靠性直接关系到任务的成败^[4-5]。推进系统所携带的姿俯仰发动机是决定航天器能否完成各项任务的关键组件,其主要的功能是实现航天飞行器空间姿态的调整、轨道转移等^[6]。发动机按程序正常点火是发动机正常工作最基本的前提,同时,保证推进剂处于正常工作温度范围是发动机正常点火的基本条件^[7]。空间站核心舱推进系统发动机均布置在舱外,面对太空深冷环境,必须采取一定的热控措施才能保证推进剂处于正常的工作温度范围。

国内外未见学者对俯仰机组热控设计作深入研究。王爱华等^[8]对空间实验室用490N发动机热控组件的加热能力及发动机支架的耐温能力进行了分析,验证了热控设计的有效性。韩崇巍等^[9]针对第二代490N发动机点火而导致其周边重要结构件温度偏高的问题,重新对发动机周边结构件的热控进行了设计。刘昌国等^[10]为探究低温环境下单组元300N发动机的工作特性,揭示影响发动机低温性能的主要因素,开展了模拟飞行工况的低温试验。肖泽娟等^[11]以一台10N单组元发动机为研究对象,通过仿真和地面试验相结合的方法,获得了推进剂在流过喷注管中的降温规律。

空间站核心舱推进系统包含2个俯仰双机机组,每个俯仰机组由两台150N双组元发动机组成。空间站各种构型、飞行姿态、受晒环境给电磁阀高温防护提出了适应性更高、更广的要求。成熟可靠的热分析模型是验证热设计、在轨温度预示和故障处理的可靠手段,特别是对长寿命的航天器而言尤为重要^[12]。针对俯仰机组低温下的加热能力以及高温下电磁阀的热防护,本文在模型校核的基础上开展了大量的仿真计算。通过I-DEAS/TMG建立了俯仰机组传热的集成数值模型,对俯仰机组在轨各种飞行阶段可能面临的高低温工况进行了仿真分析,在长寿命要求下确定了机组的主动和被动热控方案,得到了该设计状态下俯仰机组低温和高温工况可能的

温度数据。计算结果得到在轨飞行验证,为后续任务的圆满完成提供保障。

2 研究方法

2.1 任务指标

飞行任务对推进俯仰机组的指标要求为:

(1)点火前有推进剂流道的发动机头部温度不高于 0°C ;

(2)点火前发动机电磁阀温度控制在 $+4^{\circ}\text{C} \sim +60^{\circ}\text{C}$ 。

2.2 热控方案

与以往型号的俯仰机组推力室伸出舱体不同,核心舱俯仰双机机组通过减震器安装至机组机架上,机架近似一小凹舱,嵌入舱壁,燃烧室受机架遮挡,不利于其工作时的散热,给防热设计带来了困难。图1为核心舱俯仰机组模型及安装在舱体上的照片。图2为飞船系列俯仰机组模型及安装在舱体上的照片。

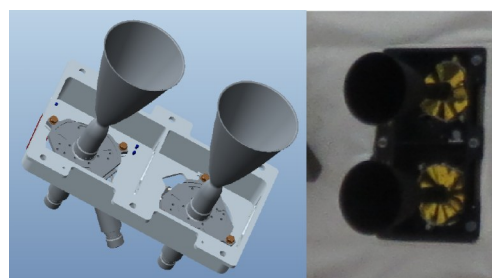


Fig. 1 Pitching unit in core cabin

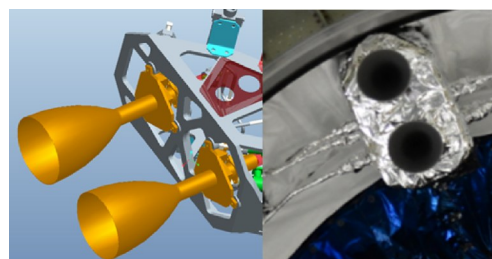


Fig. 2 Pitching unit in spacecraft

围绕上述任务指标,经分析,确定如下热控方案:

(1)其特殊的空间位置决定了俯仰机组不同的被动包覆设计:为不影响发动机工作时的散热,机架维持其本身黑色阳极化的表面状态,不包覆多层(图

1右),不同于以往飞船系列俯仰机组机架全部包覆且表面状态为高吸发比($\alpha_s/\varepsilon_H=2.3$)的镀铝面(图2右)。为同时保证设计加热功率在低温工况下的加热效果以及防止高温工况下头部及电磁阀温度过高,头部包覆20单元揉皱的双面镀铝聚酰亚胺薄膜,表面采用低吸发比($\alpha_s/\varepsilon_H=0.57$)的亚胺面。

(2)遵循轻量化原则,电磁阀多层反射屏采用 $6\mu\text{m}$ 的镀铝聚酯薄膜。包覆厚度为10单元多层隔热材料组件,电磁阀在舱内,受空间原子氧、紫外辐射的影响可以忽略,因此,表面状态采用利于节省功耗的高吸发比($\alpha_s/\varepsilon_H=2.30$)的镀铝面。

(3)根据目前已有的头部加热器规格(1.5W, 3W, 4W, 10W),结合俯仰发动机头部及电磁发大小、机械特征及传热漏热方式等,确定头部加热功率6W(2个3W加热器串联)、电磁阀加热功率0.8W的主动热控方案。

(4)每个电磁阀布置一个MF61测点;头部设置两个测点,一个MF51,一个铂电阻。

头部及电磁阀加热器、测点通过外引导线接入电缆,分别进入核心舱舱上电源及测控设备。热控组件在发动机上的安装见图3。

2.3 仿真计算

2.3.1 模型描述

建立如图4所示物理模型,包括150N发动机、双机机架及减震器、舱壁及其多层组件。机架表面做了黑色阳极化处理,舱壁外侧均包覆20单元多层隔热材料组件,外表面覆盖一层白色防原子氧外用阻燃布。为保证有限元模型的准确性和合理有效网格数量,将各组件模型逐一进行简化:(1)发动机及机组机架的圆角、倒角直线化;(2)忽略机架的螺栓、螺钉;(3)忽略头部结构中小孔的影响;(4)舱壁多层以软件自带壳单元形式体现;(5)舱壁用一方框来模拟。

根据上述简化,采用Delaunay方法^[13],对计算区

域采用基于有限元网格的控制体积法进行离散^[14-15]。分别对发动机头部、电磁阀、机架、减震器及舱壁进行离散并逐一建立四面体网格,体网格数分别为1211个、1025个、3108个、36个、5578个。忽略减震器与环境的辐射换热,分别对推力室(含喷管、喉部、燃烧室)内外表面、头部上表面、电磁阀表面、舱壁内外表面以及机架表面逐一建立三角形面网格单元,面网格数分别为2028个、116个、132个、4413个、1879个。图5为离散后的俯仰机组模型。

2.3.2 计算方法

TMG是加拿大公司研制的热分析软件,集成在美国公司SARC的I-DEAS中,具有良好的有限元几何造型、热辐射分析和热网络求解等一体化功能。有限元几何模型能自动产生有限差分热模型。I-DEAS/TMG具有完成集成的功能来分析航天器的环境热,对于求解航天器在轨温度场非常方便快捷。

2.3.2.1 控制方程

在上述模型的基础上,利用I-DEAS/TMG,采用节点热网络法计算俯仰机组在极端低温工况(始终背阳)所需要的加热功率以及在极端高温工况(机组最大面积受太阳持续照射)时的最高温度。

机组在任务期间,与外界的传热只有辐射换热和导热。对于热网络节点*i*,其控制方程为

$$\sum_i D_{ij} (T_j - T_i) + \sum_i R_{ij} \sigma (T_j^4 - T_i^4) + Q_j = C_j \frac{dT_j}{d\tau} \quad (1)$$

式中 D_{ij} 为节点*i*与节点*j*之间的导热系数; R_{ij} 为节点*i*与节点*j*之间的辐射系数; Q_j 为节点*j*内热源和所吸收的外热流之总和; σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数; C_j 为节点*j*的热容。左边第一项表示所有节点通过导热方式传递给节点*j*的热量,左边第二项表示所有节点通过辐射方式传递给节点*j*的热量。右边项表示节点内能的变化率。

传导热网络系数 D_{ij} 的通用计算式为

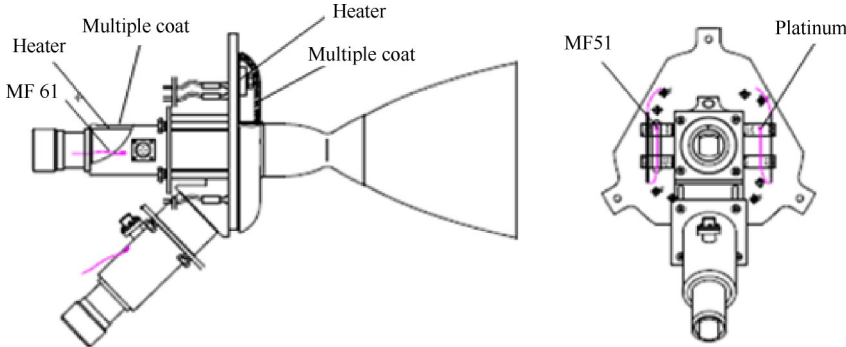


Fig. 3 Thermal control installation diagram

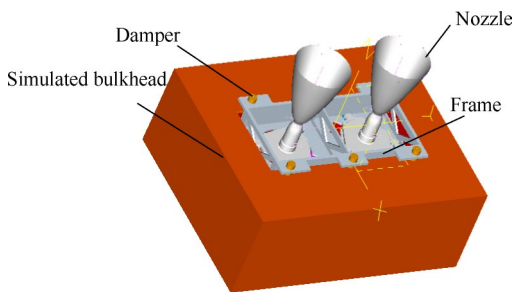


Fig. 4 Physical model

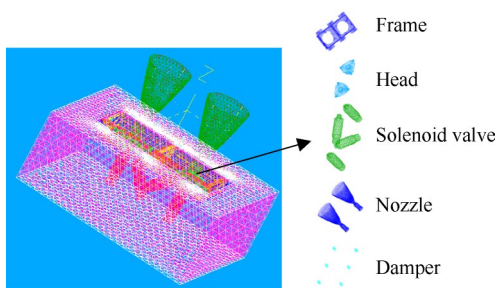


Fig. 5 Finite element model

$$D_{ij} = \frac{1}{\frac{1}{A_{\lambda,i}\lambda_i} + \frac{1}{A_e h_e} + \frac{1}{A_{\lambda,j}\lambda_j}} \quad (2)$$

式中下标 λ 表示与导热相关的参数。

节点间辐射网络传热系数 $R_{i,j}$ 通用计算式为

$$R_{i,j} = A_i \varepsilon_i B_{i,j} \quad (3)$$

式中 A_i 为节点 i 表面积; ε_i 为节点 i 表面发射率; $B_{i,j}$ 为表面 i 对表面 j 的辐射交换系数。

2.3.2.2 计算方法

- (1)采用稳态模型计算;
- (2)采用共轭梯度(Conjugate Gradient)方法^[13]求解热传导;
- (3)采用奥本海姆(Oppeheim)方法^[13]计算辐射换热。

2.3.2.3 边界条件

- (1)舱壁: $-10 \sim 40^{\circ}\text{C}$ 。以此温度上、下限分别作为俯仰机组高温工况、低温工况的输入;
- (2)空间背景温度取4K;
- (3)太阳常数取极大值 $1414\text{W}/\text{m}^2$;
- (4)受晒因子取1;
- (5)全辐射设置。

3 结果与讨论

3.1 仿真结果

3.1.1 计算正确性校核

利用货船尾部正推机组在太阳角分别为 62.5° 和 45° 两种工况下的飞行数据来校核本文研究对象计算结果的正确性。两种工况下的仿真结果和飞行数据对比见表1,计算结果与飞行数据吻合性好。在得出此结论的前提下,对核心舱俯仰机组的仿真采用与货船尾部正推机组相同的计算方法、参数设置及网格尺寸。

3.1.2 极端低温工况

当俯仰双机机组无任何外热流时,即为机组的极端低温工况。有推进剂流道的部位为发动机头部及电磁阀,在深冷环境,需要采取主动热控措施才能保证其温度。在上述热控方案及计算方法下,图6给出了头部和电磁阀温度云图。由图6(a),整个头部温度为 $-7.7 \sim 41.5^{\circ}\text{C}$,有推进剂流道的部位为头部中心区域,平衡温度为 $12.0 \sim 41.5^{\circ}\text{C}$;由图6(b)可以看出电磁阀温度为 $35.4 \sim 36.8^{\circ}\text{C}$ 。通过极端低温工况的计算结果分析表明,该功率组合能满足在轨任意飞行姿态下,头部温度不低于 0°C ,电磁阀不低于 4°C 的温度要求。由于采用自动控温,当温度加热至停控点温度时,加热器随即断开,不存在发动机在设计加热功率下一直加热至 36.8°C 的情况。

针对核心舱俯仰机组的安装特点,为保证其头部及电磁阀在不同的构型及姿态下均温度适中,核心舱每个俯仰机组头部和电磁阀独立成一个控制回路。该设计能保证空间站核心舱任意构型任意飞行姿态下,俯仰机组头部和电磁阀温度水平适中。

3.1.3 极端高温工况

当俯仰机组长期处于太阳照射时,即为该机组高温工况。在舱壁定温 40°C 前提下,首先计算了太阳角为 65° 时,机组头部及电磁阀稳态温度分布。平衡后的温度见图7,由图7(a)可以看出头部温度为 $46.3 \sim 55.3^{\circ}\text{C}$;由图7(b)可以看出电磁阀温度为 $46.0 \sim 47.5^{\circ}\text{C}$,此工况下,电磁阀最高温度为 47.5°C ,满足低于 60°C 的指标要求。

Table 1 Comparison between calculation results and flight datas

Solar angle/ $(^{\circ})$	Heat flux/ (W/m^2)	Oxygen valve temperature from flight data/ $^{\circ}\text{C}$	Oxygen valve temperature from simulation result/ $^{\circ}\text{C}$
62.5	1050	65.5	65 ~ 68
45.0	845	52.8	51 ~ 54

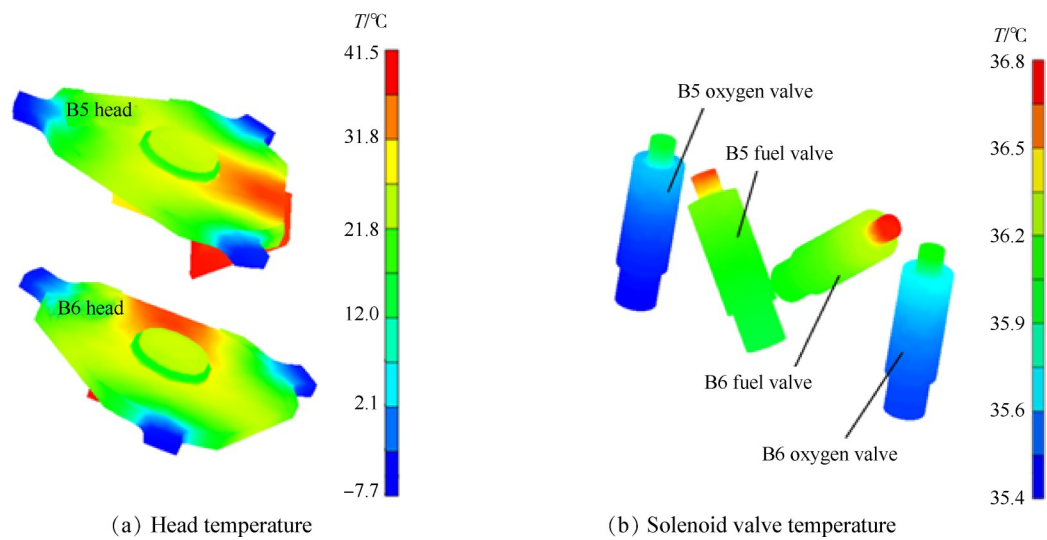


Fig. 6 Diagrams of temperature under low temperature condition

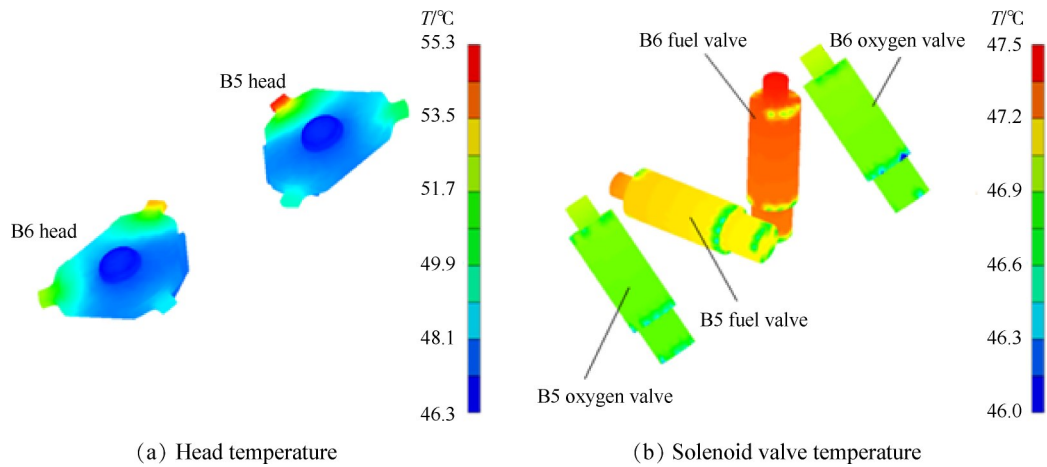


Fig. 7 Temperature corresponding to 65° solar angle

此外,计算了不同太阳入射角对应的发动机温度。图 8 为俯仰机组电磁阀平均温度随太阳角变化曲线。由图 8 可以看出,电磁阀平均温度随着太阳入射角 θ 的增大呈现先升高再降低的趋势,最高温度出现在 $\theta=60^\circ$,对应极端高温工况,此时整个机组受照面积最大,对应的电磁阀温度为 $47.2\sim 48.8^\circ\text{C}$ 。在模型校核的基础上,太阳热流、照射面积、照射时间都取最恶劣条件的情况下,计算结果包络了在轨飞行极端高温工况,因此,分析认为电磁阀实际在轨温度低于 48.8°C ,满足 60°C 温度上限要求。表 2 为俯仰机组电磁阀、头部、喷管在不同太阳角下对应的温度汇总。

3.2 在轨飞行情况

目前该航天器已在轨数月,经历各种飞行阶段及姿态,涵盖了低温工况和高温工况。在机组长期处于背阳面期间,机组加热器在自动控温使能下启动加热,俯仰机组头部温度为 $8\sim 19^\circ\text{C}$,如图 9 所示;

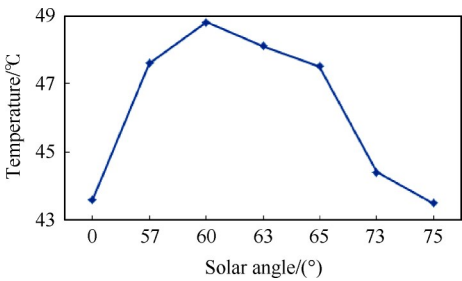


Fig. 8 Variation of solenoid valve temperature with solar angle

电磁阀温度为 $10\sim 12^\circ\text{C}$,见图 10 所示。在头部加热功率 6W ,每个电磁阀加热功率 0.8W 的设计状态下,3.1.2 节得到的仿真结果即头部有推进剂流道的区域平衡温度 $12.0\sim 41.5^\circ\text{C}$,电磁阀平衡温度 $35.4\sim 36.8^\circ\text{C}$ 是基于稳态设置下得到的,即占空比为 1 的常加热设置。而实际飞行期间,受整舱功耗限制、温度均衡性等要求,俯仰机组按控温策略自动控温,控温

Table 2 Pitching unit temperatures corresponding to different solar angles

Solar angle/(°)	T of solenoid valve/°C	T of head/°C	T of effuser/°C
0	37.7 ~ 43.6	34.4 ~ 52.2	2.9 ~ 34.9
57	46.1 ~ 47.6	46.2 ~ 53.1	15.8 ~ 56.6
60	47.2 ~ 48.8	47.4 ~ 55.8	16.0 ~ 58.8
63	46.5 ~ 48.1	46.6 ~ 53.2	16.2 ~ 60.7
65	46.0 ~ 47.5	46.3 ~ 53.3	16.1 ~ 61.9
73	43.0 ~ 44.4	43.4 ~ 48.4	15.4 ~ 65.5
75	42.1 ~ 43.5	42.6 ~ 47.2	15.1 ~ 66.2

阈值设定为(4,12)℃,即当温度低于4℃时,加热器启动加热,当温度高于12℃时,加热器停止加热。低温工况期间,俯仰机组头部及电磁阀加热回路占空比约0.5。因此,仿真结果和实际飞行得到的温度有偏差的原因因为二者加热模式不同。仿真和飞行结果表明,俯仰机组热控设计能保证机组在低温工况下温度高于8℃。由于每个机组头部的电磁阀独立成回路,不存在同回路内不同俯仰机组温差较大的现象。

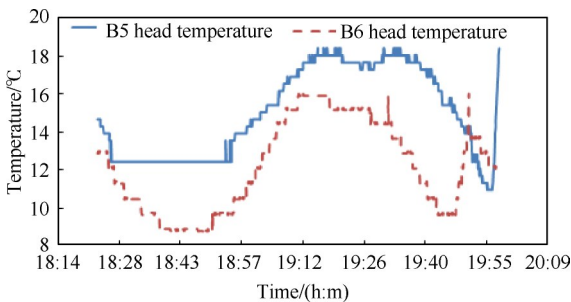


Fig. 9 Head temperatures at low temperature

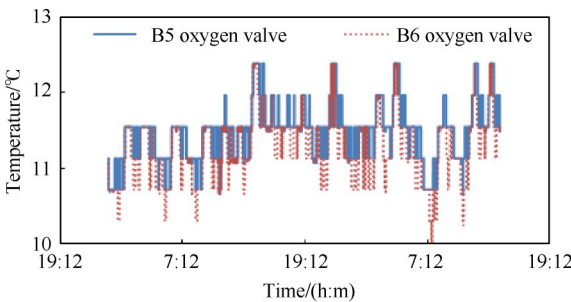


Fig. 10 Solenoid valve temperatures at low temperature

偏航惯性飞行姿态对俯仰机组而言为高温工况,期间,机组受太阳长期照射,机组加热器在自动控温使能下停止加热,机组因受太阳照射各部位温度升高。图11为高温工况期间,俯仰机组头部温度曲线,头部最高温度为57.6℃,与仿真值最高温度55.8℃基本一致,偏差约3.2%;图12为该工况下对应的电磁阀温度曲线,最高温度为38.5℃,满足低于

60℃的指标要求,且离上限的余量较大,与计算值上限即47.5℃有一定偏差的原因在于:电磁阀在舱内,受舱内温度环境的影响较大。仿真计算设置包络了在轨可能出现的极端高温工况,即按舱内环境及舱壁温度定温40℃作为输入,加之喷管因为太阳照射温度升高导热至电磁阀,电磁阀计算温度必高于40℃,计算值46.0~47.5℃是可信的。而实际飞行温度低于40℃,说明舱壁或舱内环境温度比设定值40℃要低。头部暴露于舱外,其温度不受舱内环境影响,只跟舱壁温度及空间外热流有关。因此,头部和电磁阀计算结果和飞行数据的吻合程度不一致的原因为二者位置不同,导致其受舱内环境及舱壁温度的影响程度不同。电磁阀在高、低温工况下均保持适中的温度水平,为核心舱后续飞行任务的圆满完成提供保障。

此外,核心舱在整个飞行任务期间,会经历各种飞行姿态,俯仰机组在不同的飞行姿态,每个轨道周期处于阴影区和阳照区的时间不同。热控设计应能保证俯仰机组在核心舱整个任务期间温度处于正常范围内,因此,仿真分析时采用稳态设置。由图11,图12多个轨道周期内头部及电磁阀温度曲线可知,在一个轨道周期内的阳照区或阴影区,热容较小的头部及电磁阀均已达到平衡,说明采用稳态模型得到的高温 and 低温均与实际飞行差别不大。因此,分析认为采用稳态模型的计算设置是合理的。

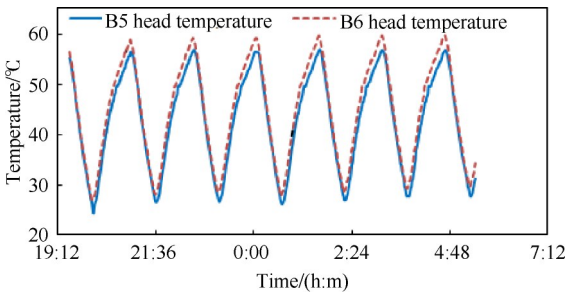


Fig. 11 Head temperatures at high temperature

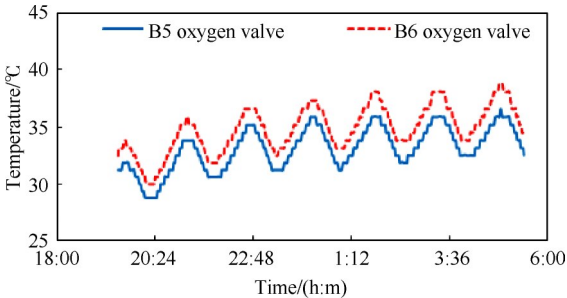


Fig. 12 Solenoid valve temperatures at high temperature

综上,无论低温还是高温工况,俯仰机组热控设计保证了所有发动机处于适中的温度水平。

4 结 论

本文通过对空间站核心舱俯仰机组热设计在低温工况下的加热能力以及高温工况下的隔热效果进行研究,得出以下结论:

(1)飞行温度验证了理论计算的正确性,二者之间的偏差约3.2%,为核心舱后续在轨任务的圆满完成提供了保障。

(2)头部设计功率6W,每个电磁阀设计功率0.8W的主动热控措施能保证俯仰机组在极端低温工况下温度不低于8℃。

(3)喷管受太阳照射面积越大,头部及电磁阀温度越高。太阳角为60°时,喷管受照面积最大。

(4)惯性飞行姿态对俯仰机组而言,属于高温工况,与以往飞船系列俯仰机组的被动热控设计不同,核心舱俯仰机组被动热控设计保证了电磁阀温度低于40℃,离60℃的上限指标有充分的余量,保证了电磁阀工作在一个合适的温度范围,提高了核心舱任务期间的可靠性。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Glimore D G. Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume I: Fundamental Technologies [M]. California: The Aerospace Press, 2002.
- [2] 范含林. 载人航天器热管理技术发展综述[J]. 航天器工程, 2007, 16(1).
- [3] 范含林, 黄家荣. 载人航天器热控制技术问题分析[J]. 载人航天, 2010(2): 40-44.
- [4] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [5] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术——原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007.
- [6] 胡海峰, 鲍福廷, 蔡 强, 等. 液体姿控火箭发动机地面试验热结构分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 442-447.
- [7] 谭维炽, 胡金刚. 航天器系统工程[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2009.
- [8] 王爱华, 陈阳春, 丁卫华. 空间实验室490N发动机热控设计[J]. 火箭推进, 2018, 44(3): 12-22.
- [9] 韩崇巍, 赵启伟, 张 旸, 等. 第二代490N发动机热控设计[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(4): 388-391.
- [10] 刘昌国, 光 亮, 施 伟, 等. 单组元300N发动机低温试验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1662-1670. (LIU Chang-guo, GUANG Liang, SHI Wei, et al. Low Temperature Experimental Research on Mono-Propellant 300N Engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(7): 1662-1670.)
- [11] 肖泽娟, 程惠尔, 李 鹏. 姿控发动机真空深冷环境中传热研究[J]. 热科学与技术, 2005, 4(2): 101-106.
- [12] 卢 威, 黄家荣, 范宇峰, 等. 载人航天器密封舱流动和传热数值模拟以及地面验证[J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 959-965.
- [13] 叶 宏, 焦冬生. I-DEAS热分析实用教程[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2003.
- [14] Schneider G E, Raw M J. Control-Volume Finite Element Method for Heat Transfer and Fluid Flow Using Co-Located Variables-1. Computational Procedure[J]. Numerical Heat Transfer, 1987, 11: 363-390.
- [15] Karimian S M H, Schneider G E. Pressure-Based Control-Volume Finite Element Method for Flow at All Speeds[J]. AIAA Journal, 1995, 33(9): 1611-1618.

(编辑:白 鹭)