

# 载人飞船连续偏航姿态下轨控机组热控设计

刘海娃<sup>1,2</sup>

(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:**为保证载人飞船在新的连续偏航姿态下轨控机组的热控状态满足各组件温度指标要求,利用 I-deas/TMG 软件对连续偏航飞行姿态、原热控状态下的轨控机组进行了高温工况在轨仿真分析,根据分析结果提出了高温工况下热控状态设计改进方案。对改进热控措施后的轨控机组进行多轮高温工况热分析计算和低温工况功率复核。结果表明:新热控措施能够保证轨控机组各组件在工作过程中温度均符合温控指标要求,可开展工程应用。

**关键词:**载人飞船;轨控发动机机组;连续偏航;热分析;热控设计

**中图分类号:**V434-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)05-0010-06

## Thermal control design of divert thruster unit in manned spacecraft under continuous yaw attitude

LIU Haiwa<sup>1,2</sup>

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

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

**Abstract:** To meet components temperature requirements of the manned spacecraft divert thruster unit at continuous yaw attitude, original thermal control state on-orbit under high-temperature condition is analyzed through software I-deas/TMG. Thermal control design improvement concept is proposed based on the analysis result. Several rounds of thermal calculation and analysis are conducted for components under high-temperature condition with improved thermal control concept, as well as validation of working power under low-temperature condition. Results show that improved thermal control concept meets the temperature requirements of components of the divert thruster unit under continuous yaw attitude and engineering application is applicable.

**Keywords:** manned spacecraft; divert thruster unit; continuous yaw attitude; thermal analysis; thermal control design

## 0 引言

载人飞船一般沿近圆轨道运行,且体纵对称平

面常位于轨道面内<sup>[1]</sup>。由于未来的载人飞船与以往相比,在轨飞行的对日连续偏航飞行姿态时间增长,对整船来说热环境条件更加严酷。对于热控系

收稿日期:2018-03-07;修回日期:2018-06-14

基金项目:上海市科学技术委员会资助课题(13DZ2250600)

作者简介:刘海娃(1980—),女,高级工程师,研究领域为航天器热控制设计

统来说首要目的是保证所有组件在各自的温度指标内<sup>[2]</sup>。由于原有热控设计方案未考虑该种飞行姿态,推进分系统面临着原有的热控状态下各组件是否符合原有温度指标要求的情况,而在试验条件不具备的情况下,仿真计算可以有效而快速地解决该问题。

I-deas/TMG 现在称为“NX Master FEM TMG Thermal”,是 UGS 系列注册软件之一“I-deas® NX Series”的一个内置模块。NX Master FEM TMG 是一个全面的传热仿真程序,它采用先进的有限元分析方法建立非线性、瞬态热交换问题的模型,采用三维建模思想,创建和关联几何与热分析有限元模型,快速精确地求解复杂的传热问题。

本文应用 I-deas/TMG 软件对载人飞船轨控机组进行热分析计算,对轨控机组在原有的热控状态下在连续偏航飞行模式下进行考核,通过高温和低温工况下的计算和分析最终确定热控状态,有效解决了复杂宇宙环境带来的热控设计难题。

## 1 连续偏航飞行姿态和坐标定义

轨道坐标系原点  $O_0$  在航天器质心处,  $O_0Z_0$  轴指向地心方向,  $O_0X_0$  轴在  $O_0X_0Y_0$  平面追踪太阳,  $O_0Y_0$  轴垂直于  $O_0X_0Z_0$  平面,  $O_0X_0Y_0Z_0$  满足右手定则如图 1 所示。

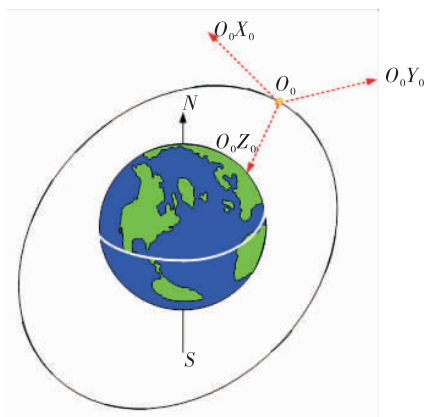


图1 载人飞船飞行姿态示意图

Fig. 1 Schematic sketch of manned spacecraft flight attitude

## 2 控制方程

### 2.1 控制体方法

通过控制体边界的净热流与控制体内的热产之和等于控制体贮存的能量。

其方程式为:

$$\int_A q_a da + \int_V q' dV = \int_V \rho c \frac{\delta T}{\delta t} dV \quad (1)$$

式中:  $q_a$  为单位面积的热流密度;  $a$  为面积;  $q'$  为单位体积的热产;  $V$  为体积;  $\rho$  为密度;  $c$  为比热容;  $T$  为温度;  $t$  为时间。

### 2.2 有限元方法

有限元方法的基本思想是人为地把连续体的求解域划分成若干单元,单元与单元之间通过节点互相连接,用构成一个单元的集合来替代本身的连续体。通过能量关系来建立节点量相互之间的方程式,而后形成代数方程组,根据边界条件对方程组进行求解。

各向异性体传热问题能量方程为:

$$-\left(\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z}\right) + Q = \rho c \frac{\partial T}{\partial t} \quad (2)$$

式中:  $q_x, q_y, q_z$  为单位面积热流向量分量;  $Q$  为内热源;  $\rho$  为材料密度;  $c$  为材料热容;  $T$  为温度;  $t$  为时间;  $x, y, z$  为向量方向。

## 3 热控指标

电磁阀和管路的温度需保证在  $0 \sim 80^\circ\text{C}$  范围内。

## 4 热分析

### 4.1 机组结构和热控状态

轨控机组由 4 台轨控发动机组成,处于推进舱尾部中央位置,其周边由高温隔热屏、舱壁多层组件形成半包围结构。高温隔热屏朝向舱内部分为承力截锥部件,轨控机组的上半部分(即轨控发动机的头部和电磁阀)位于推进分系统的承力截锥结构环境内,其示意图见图 2,热控状态见表 1。

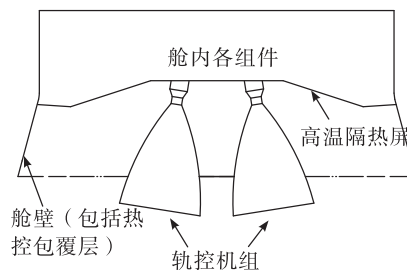


图2 载人飞船尾部俯视图

Fig. 2 Schematic sketch from the back of manned spacecraft

表 1 轨控机组热控状态汇总表

Tab. 1 Summary table of thermal control design for the divert thruster unit

部位	热控措施
发动机头部	电加热器和多层隔热材料 <sup>[3]</sup>
电磁阀	电加热器和多层隔热材料(表面为镀铝面朝外)
发动机进口管路	电加热器和多层隔热材料(表面为镀铝面朝外)

## 4.2 热模型描述

影响轨控机组温度场的组件主要为轨控发动机、发动机的进口管路、轨控机架、高温隔热屏、锥形舱壁多层组件、承力截锥组件。建立物理模型包括轨控发动机、发动机的进口管路、轨控机架、高温隔热屏、锥形舱壁多层组件和承力截锥组件。为同时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<sup>[4]</sup>:轨控发动机除忽略螺纹孔及少数倒角外其余按发动机的实际尺寸建模;高温隔热屏和锥形舱壁的按实际尺寸建模;承力截锥由于包括了贮箱等多组件,但实际计算过程中只需考虑其表面的热控状态对轨控机组可见组件的影响,因此将承力截锥按最大外缘尺寸将其等效为一锥形平顶薄壁结构;发动机进口管路,将所有的管路简化为三段液路管路。

用 I-deas 的 Simulation 的 Master modeler 为轨控发动机等组件建立模型。有限元分析中,由于各组件形状不规则并且存在薄壁结构,因此网格化是一项重要复杂且困难的工作。为保证热分析仿真计算的准确性和模拟精度,每个组件均有不同大小的体单元,表面覆盖零厚度的直线型三角壳单元,分别赋予组件各自材料的热物理性质<sup>[5]</sup>,总共生成 32 233 个节点和 75 811 个单元,形成有限元模型,见图 3。

## 4.3 边界条件和轨道设置

边界条件根据该模型的具体应用情况分为温度、热耦合、辐射、热流和轨道设置:①空间背景温度 4 K,软件自动将舱壁空间处理为由 6 个巨大的温度恒定的正方形单元组成的六面体,该六面体与模型中各辐射面之间组成封闭体;②发动机喷管与

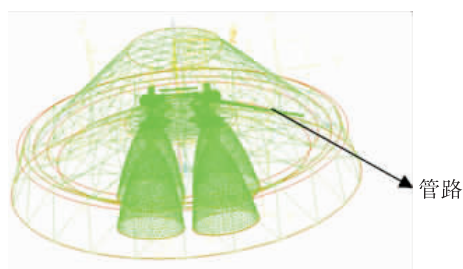


图 3 轨控机组有限元模型图

Fig. 3 Finite element model of divert thruster unit

法兰盘联接方式为焊接,法兰盘与电磁阀通过螺钉以及内部的密封圈接触,因此接触面之间设定接触热阻<sup>[6]</sup>;③所有表面均参与辐射,有限元模型中根据各组件的相对位置设定不同形式的辐射关系;④边界温度:连续偏航工况下,根据系统仿真计算结果,舱壁最高温度和承力截锥表面温度分别取 40 °C 和 30 °C;⑤热流条件:这里以轨道设置来实现,外界热流包括太阳辐照热流、地球对太阳的反照热流和地球红外热流。由于该热分析针对在轨飞行中推进舱尾对日连续偏航模式,根据实际在轨运行的情况,太阳  $\beta$  角在 25° 到 65° 之间变化,因此计算中定义一个轨道运行模式,取太阳  $\beta$  角 25° 和 65°,以上热流自动施加在有限元模型中,有限元模型轨道示意图见图 4;⑥发动机进口管路端面与电磁阀表面设置热耦合,总管路一段由于接近环形管,由于位置关系,其主要与承力截锥进行热传导和辐射,认为最高温度不会超过承力截锥最高温度,所以设定该段管路在连续偏航姿态下温度为 30 °C (由承力截锥温度 30 °C 而定)。软件据以上边界条件运算根据需要进行稳态温度计算。

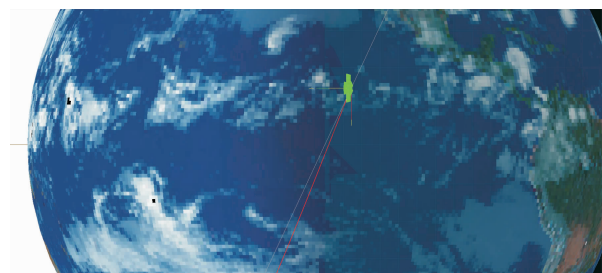


图 4 连续偏航在轨飞行姿态下轨道模型图

Fig. 4 Orbit model diagram under continuous yaw attitude

4.4 现有热控状态评估

对于在轨飞行的航天器来说,太阳入射角是非常重要的参数,其表示太阳光线与轨道面之间的夹角<sup>[7]</sup>,不同的太阳入射角<sup>[8]</sup>对应的轨道周期受晒因子不同,太阳入射角越大,受晒因子越大<sup>[9]</sup>,因此考虑飞船在轨道周期内经受的最大太阳热流对其的影响,选定飞船所有轨道周期内最大的太阳角 65°,在该太阳角下对飞船连续偏航飞行姿态下的高温工况进行热分析计算。在连续偏航飞行姿态以及相应的边界条件可得到不同工况的温度结果,图 5 和图 6 为轨控机组在原热控状态下的连续偏航飞行姿态下的温度云图。

由于轨控机组位于整舱的尾部,发动机的机身大部分都暴露在外,因此当飞船尾对日连续偏航 65°的飞行姿态下,轨控机组温度水平比较高。根据热量平衡原则,最终所有组件在计算完成后得出一个稳态温度值。由图 5 可得,发动机喷管尾部为 56.7℃,该部分由于与深冷空间直接辐射换热并且由于与高温隔热屏和舱壁的辐射角系数较小,因此温度水平最低,最高温度出现在高温隔热屏中央未被发动机机身部遮挡的区域,达到 149℃,高温隔热屏和舱壁锥形多层组件由于本身位置和外形与接受太阳光热流入射程度不同,温度为 52.5~149℃。由图 6 可得,氧路电磁阀最高温度为 65.8℃,燃路电磁阀最高温度为 73.2℃。氧路管路温度为 28.1~62.4℃,燃管温度为 28.4~69.3℃。

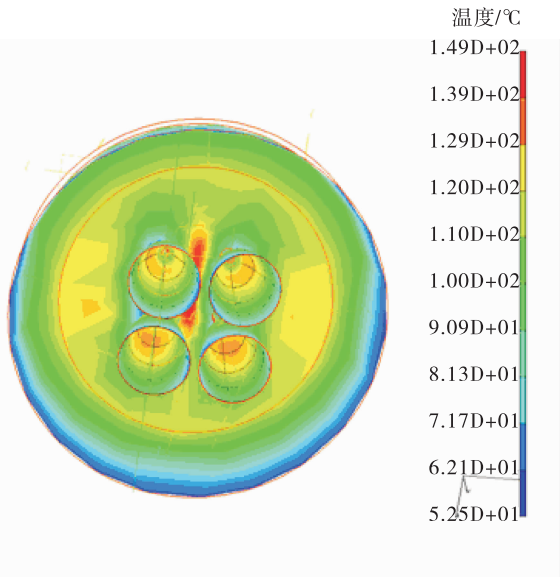


图 5 轨控机组尾部温度云图  
Fig. 5 Temperature cloud diagram of divert thruster unit

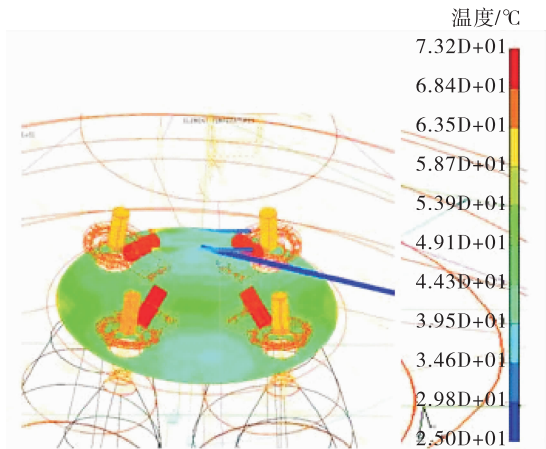


图 6 轨控机组承力截锥内部各组件温度云图  
Fig. 6 Temperature cloud diagram of the components inside bearing truncated cone of divert thruster unit

根据 NASA 的军标 MIL-STD-1540,在高温端增加 11℃的热不确定余量<sup>[10]</sup>,得到轨控发动机电磁阀在载人飞船连续偏航飞行姿态下电磁阀和管路预示最高温度分别为 84.2℃和 80.3℃,温度不满足使用要求,为保证其正常工作,需更改热控措施降低其温度。

4.5 更改热控状态

由于原有的轨控机组热控状态无法满足其温度要求,因此需对其进行热控方案的更改。更改方案从两个方面考虑:①改变热控组件表面辐射特性。由于采用不同太阳吸收率和发射率的材料,可决定暴露于空间环境中表面热平衡温度<sup>[11]</sup>,从而达到降低各组件温度的目的;②改变热控多层厚度。热控多层主要是绝热作用<sup>[12]</sup>,通过减少其厚度,加强组件与外部低温环境(指主承力壁面)之间的换热,达到降低组件温度的目的。

根据相应的边界条件以及飞行姿态(推进舱尾对日连续偏航姿态),制定其多种热控方案,见表 2,各工况的热分析温度结果见表 3。

表 2 热控状态更改方案以及相应工况情况表  
Tab. 2 Operating conditions of modified thermal control design

工况	热控状态
工况 1	电磁阀、管路表面为白色防原子氧布,无多层
工况 2	电磁阀、管路表面为亚胺膜,无多层
工况 3	电磁阀、管路表面为亚胺膜,有多层



表 3 各工况热分析最高温度汇总  
Tab. 3 Maximum temperatures of thermal analysis under various operating conditions

部位	工况 1 温度/℃	工况 2 温度/℃	工况 3 温度/℃
氧阀	32.8	33.9	51.6
燃阀	40	41.7	62.8
头部	76.1	76.4	79.9
高温隔热屏	148	148	148
氧管	30	31	47.6
燃管	34.8	36.4	57.6

更改热控措施经过多轮仿真计算,从表 3 可以得出,工况 1~工况 3 下,电磁阀和管路的表面温度均满足热控目标,此时需要选定最优的热控状态,以最少的代价取得较好的温控效果,这里工况 3 对应有 多层隔热材料的热控状态要比工况 1 和 2 无 多层隔热材料状态温度高出约 20 ℃,因此去除多层隔热材料对高温工况来说是可取的。多层隔热材料的表面状态的选取可依据工况 1 和工况 2,可以得出两种热控状态下温度基本一致,但白色防原子氧布由于表面发射率要比聚酰亚胺薄膜高出 19%,采用白色防原子氧布带来的问题是低温工况下(即无外热流)向低温环境散热量较高,加热功率高,因此选用工况 2 对应的电磁阀和管路表面无多层隔热材料,表面为亚胺面状态。因此,轨控机组的热控技术状态进行如下更改:电磁阀和管路的热控表面状态由多层外表面为镀铝面更改为:多层取消,外表面为亚胺面。

对工况 2 进行热分析。从表 3 可得,氧阀最高温度 33.9 ℃,燃阀最高温度 41.7 ℃,头部最高温度 76.4 ℃,高温隔热屏(包括锥形舱壁多层)最高温度 148 ℃,氧管最高温度 31 ℃,燃管最高温度 36.4 ℃。管路和电磁阀的预示最高温度分别 47.4 ℃和 52.7 ℃,各组件特别是阀门均符合温控指标要求。

4.6 低温工况热分析

对高温工况下轨控机组热控状态进行了更改,还需对低温工况(这里考虑为完全无外热流的情况)进行热分析。

对轨控机组的热控状态进行更改后,高温工况

下确实起到了降低各组件温度的目的,但是在低温工况下,即头对日连续偏航飞行姿态下,电磁阀和管路表面材料的发射率有明显的提升,隔热效果下降,更改后的亚胺面发射率是原来镀铝面的 12.4 倍,散发的热量有所增加导致加热功率随之增加,具体体现在控温回路的占空比<sup>[13]</sup>(反映加热回路开启频率参数)增加,需要考核原有设计功率是否满足温控要求,同时需要对占空比进行量化分析。表 4 为工况 2 下低温工况加热功率、占空比以及对应的热分析情况。

从表 4 可得,与外界低温宇宙环境路径最近的头部加热功耗在原有设计状态下需要占空比最多,平均加热功耗也最多,离宇宙环境越远其功耗占空比越小,在此占空比下各组件可均符合控温要求,说明总设计功率可以保证各组件的温度,因此选工况 2 对应的热控状态作为轨控机组热控状态,热控状态更改后在低温工况下加热功耗满足控温指标要求。

表 4 低温工况下各组件加热功耗与占空比情况

Tab. 4 Heating power and duty cycle of components under the low – temperature operating condition

组件名称	占空比	热分析温度值/℃
头部	0.6	4.26 – 19.9
氧阀	0.5	6.17 – 7.98
燃阀	0.5	5.88 – 7.98
发动机进口氧管	0.2	6.85 – 11
发动机进口燃管	0.2	8.05 – 11.2
主管路	0.1	0 – 6.2

5 结 论

以载人飞船轨控发动机机组作为研究对象,对调整热控状态前后的轨控机组进行了高温工况下的热分析计算,对更改热控状态后低温工况功率进行了复核,得出如下结论:

1)在高温工况下,对轨控发动机电磁阀和管路增大表面材料的发射率和降低表面多层厚度,可以将承力截锥表面的相对低温环境有效地与电磁阀和连接管路进行热交换,降低其表面温度。

2)在热设计过程中,不但要通过必要的热控措

施保证高温工况下各组件满足温度指标要求,并且在选取热控材料时同时考虑低温工况下带来的不利效应,应尽量降低该效应。

3)在无外热流的低温工况下,对轨控机组进行了热分析,并且得出了加热功耗占空比,该项工作在以往的热控设计中鲜少开展,为主动热控设计提供了有力的数据支持。

4)将载人飞船高低温下的热设计和对应的加热占空比进行综合考虑和评估,形成了全面和合理的热设计思路。

#### 参考文献:

- [1] 郝晓宁,吴瑞林,潘亮等. 航天器的发射窗口及太阳能帆板的最佳受晒[J]. 中国空间科学技术. 1997,5:54-60.
- [2] DODD C, GRALHER M, NODING P. Thermal challenges in the development of the Hydrazine propelled roll and attitude control subsystem for the vega launcher; AIAA2012-3495[R]. San Diego, California: AIAA, 2012.
- [3] FARAG A, KHALIL E. Numerical Analysis for Multi-layer Insulation(MLI) Effect on Spacecraft Thermal Control System; AIAA2013-3728[R]. San Jose, CA: AIAA, 2013.
- [4] UEBELHART S, MILLER D. Numerical Conditioning and Reduction of Large Spacecraft Models for Dynamic Analysis; AIAA. AIAA2004-2041[R]. Palm Springs, California: AIAA, 2004.
- [5] 汪琼华,汤建华,洪鑫,等. 小推力单元肼推力器温度场数值分析[J]. 火箭推进. 2007,33(1):18-22.  
WANG Qionghua, TANG Jianghua, HONG Xin. Numerical investigation on low power monopropellant hydrazine thruster[J]. Journal of rocket propulsion. 2007,33(1):18-22.
- [6] 王飞,曾凡文,杨勇. 高温接触热阻有限元数值分析[J]. 气体物理-理论与应用, 2010,5(3):65-70.
- [7] 丁延卫,赵欣,张立华,等. 临界倾角卫星双轴太阳翼热性能研究[J]. 宇航学报. 2008,29(6):2050-2055.
- [8] 陈忠贵,张志,廖瑛. 航天器太阳翼在轨光照角度建模及仿真分析[J]. 航天器工程, 2012,21(1):37-42.
- [9] 卢威,黄家荣,钟奇. 载人运输飞船多模式和姿态的外热流[J]. 中国空间科学技术, 2011,2(1):25-32.
- [10] 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.
- [11] 刘海娃,汤建华. 浮动断接器热控设计与仿真[J]. 火箭推进. 2015,41(1):23-28.  
LIU Haiwa, TANG Jianhua. Design and simulation of thermal control for floating coupling[J]. Journal of rocket propulsion. 2015,41(1):23-28.
- [12] 林骁雄,陶家生,温正. 离子推力器羽流沉积对卫星热控影响研究[J]. 火箭推进. 2017,43(2):9-16.  
LIN Xiaoxiong, TAO Jiasheng, WEN Zheng. Influence of plume deposit of ion thruster on thermal control properties of satellite[J]. Journal of rocket propulsion. 2017,43(2):9-16.
- [13] 于波,李春林,杨涛,等. 一种基于空间相机热特性的高精度控温方法[J]. 航天返回与遥感, 2014,32(3):84-89.

(编辑:陈红霞)