

空间实验室尾部对接机构变轨期间热分析研究

秦文波, 程惠尔

(上海交通大学航空航天工程系, 上海 200240)

摘 要: 根据辐射传热基本原理和计算对象的几何物理特点, 采用节点热网络方法, 提出空间实验室尾部变轨发动机组和对接机构组合系统的热分析数学模型。利用龙格-库塔法, 求得变轨飞行期间变轨发动机瞬态温度的变化历程和对接机构主体结构——对接框架周向、轴向温度的变化规律, 着重分析对接机构组件表面辐射特性 ϵ_d 、液体发动机倾角 β 和间距 R 对接机构温度分布的影响, 指出两个高温发动机热辐射对尾部对接机构造成的热影响范围, 大致在周向角 $\theta = 90^\circ \pm 30^\circ$ 和 $\theta = 270^\circ \pm 30^\circ$ 区域, 最高温度位于对接框底部, 其值介于 $30 \sim 90^\circ\text{C}$ 之间, 温度随发射率的变化率 $\Delta T / \Delta \epsilon_d \approx 96^\circ\text{C}$, 表明发射率 ϵ_d 和发动机间距 R 是影响对接机构温度水平的重要因素。热分析工作是提出并改进对接机构热控设计方案的技术依据, 具有十分重要的工程应用价值。

关键词: 空间实验室; 对接机构; 变轨; 热分析; 热控设计

中图分类号: V433.9⁺2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)03-1276-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.073

0 引言

迄今为止, 所有关于空间对接机构的热分析工作, 都是针对飞行器头部安装的方式展开的^[1-3]。但是, 要使空间实验室或者空间站长期在轨运行, 必须要对空间实验室或者空间站新用推进剂或者其它气、液进行补加, 而为了安全和降低技术风险, 补加口往往是在空间实验室的尾部, 也就是在尾部安装空间对接机构。安装在空间实验室尾部的被动式对接机构, 在变轨飞行阶段, 除了要经受各种空间外热流的作用外, 还要接受其邻近变轨发动机工作时的附加高温热辐射冲击。所以, 与头部情况相比, 空间实验室尾部对接机构将处在一个更为恶劣的空间环境之中。有关空间实验室尾部变轨发动机-对接机构组合系统的热分析研究, 尚未有过报道。此问题是空间对接的关键环节之一, 需要引起高度重视。因此, 依据热控理论和数值分析方法, 对安装在空间实验室尾部的对接机构在变轨飞行阶段的瞬态温度分布, 做了模拟计算分析工作, 着重研究有关高温变轨发动机的辐射对邻近对接机构部件造成的热影响问题, 模拟计算分析诸多情况下, 对接机构组件温度可能达到的水平和分布特点。为飞行器对接机构初

步热控方案的设计提供充分的理论依据, 具有重要工程应用价值。

1 物理假设

计算空间实验室尾部对接机构的实时温度分布时, 认为: (1) 尾部对接机构除了受到太阳热流等交变空间外热流作用外, 还要接受邻近两台辐射冷却高温变轨发动机室壁的热辐射作用, 不再考虑其它热源; (2) 不计低温对接机构对高温发动机的热辐射影响, 因此辐射冷却液体火箭发动机的温度仍可按文献[5]给出的方法计算; (3) 不计飞行器轨道高度微小改变引起的地球红外热流改变, 即认为变轨飞行期间落到尾部对接机构的空间外热流仅和飞行器所在空间位置有关; (4) 假定在 $\tau = 0\text{s}$ 变轨发动机第一次点火时刻, 对接机构各组件温度分布已处在准稳状态, 其值也已确定。 (5) 根据质量和外表面积不变或基本不变的原则, 将对接锁、锁钩和对接锁驱动等诸多不规则的机构器部件, 转化处理成六面体、圆柱体等几何规则体, 但这些假想物体的辐射和物理特性仍与实际构件保持相同。空间实验室尾部发动机组-对接机构的组合空间系统如图 1 所示, 图中 β 为变轨发动机的安装倾角。

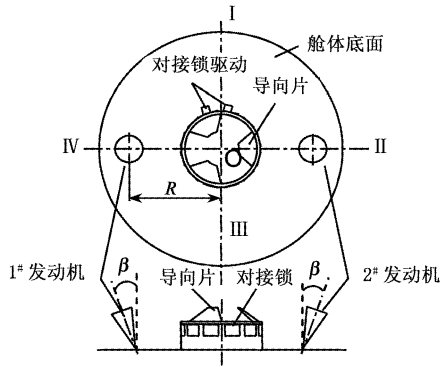


图 1 组合系统空间结构示意图

Fig.1 Structural schematic of combined system

空间实验室尾部采用被动异体同构周带式对接机构^[6],其对接框和对接环为框架结构,对接环上有 3 个导向片,在对接框的外围上部均匀布置 12 把对接锁,每把对接锁都有主动和被动两个锁钩。两个对接锁对应布置两个对接锁驱动。

为便于分析,采用 $o_i x_i y_i z_i (i = 1, 2)$ 和 $OXYZ$ 两套直角坐标系,分别描述两个推力室的几何型面和对接机构组件之间以及两推力室表面之间的几何联系(见图 2)。其中 $OXYZ$ 坐标系的原点 O 在对接机构底端中心, $o_i x_i y_i z_i$ 坐标系原点在推力室圆柱段入口面中心。 $o_i O = R$,可看成两个发动机的间距尺寸或组合系统的几何特征尺寸。 θ 为组合系统的周向变量, $\theta = 0^\circ$ 为 OX 轴所在位置,规定它沿顺时针方向递增。 $\theta = 90^\circ$ 和 $\theta = 270^\circ$ 为两个变轨发动机所在周向位置。

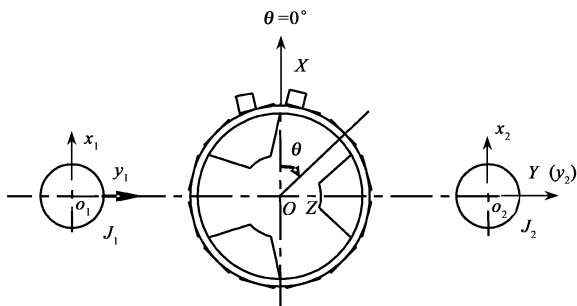


图 2 组合辐射体系中的两套坐标系

Fig.2 Two types of coordinate system in radiation system

2 数学模型

采用节点热网络方法^[7,11],建立上述空间组合系统的温度计算方程。

2.1 节点划分

由于推力室壁较薄,可以忽略室壁的径向传导热阻,只考虑轴向和周向热传导。如图 3 所示,将发动机的推力室沿轴向分为 $k_r = 15$ 段,沿周向均分 $e_r = 24$ 段,因此,一台推力室的节点总数为 $N_r = k_r \cdot e_r = 360$ 个。至于尾部的对接机构,根据其结构和传热特点,整体上将其主体对接框架沿轴向均分为 $k_d = 5$ 段,周向均分成 $e_d = 24$ 个节点,径向布置一个节点,得对接框节点 120 个。此外,对接锁的轴向、周向和径向分别布置 3、3 和 2 个节点,12 把对接锁共有节点 $18 \times 12 = 216$ 个,24 个锁钩有 $8 \times 24 = 192$ 个,3 个导向片设置 $22 \times 3 = 66$ 个,对接框底部组件均布 110 个。对接机构上的其它部分根据一个构件至少布置一个节点的原则进行设置,共有 369 个。这样,对接机构总共布置节点 $N_d = 1073$ 个,所以整个发动机组-对接机构组合系统的全部节点数共计 $N = N_d + 2N_r = 1793$ 个。其中典型节点的布局见图 4。

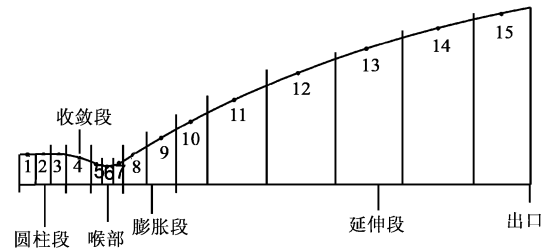


图 3 变轨发动机推力室轴向节点分布示意图

Fig.3 Axial nodes distribution of thrust chamber

2.2 热网络方程

空间组合系统各设备(节点)之间的换热只有辐射和导热两种方式,根据能量守恒定律,系统内任一节点 i 的热网络方程可表示为:

$$(mc)_i \frac{dT_i}{d\tau} = \sum_j D_{i,j} (T_j - T_i) + \sum_j \sigma E_{i,j} (T_j^4 - T_i^4) + Q_{z,i} \quad (1)$$

式中, $(mc)_i$ 为节点 i 的热容; T_i 为温度; τ 为时间; $D_{i,j}$ 为节点 i, j 间的传导热网络系数; $E_{i,j}$ 为节点 i, j 间辐射热网络系数; $Q_{z,i}$ 为节点 i 总热流; σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数。式(1)的物理意义十分清晰。下面仅对式(1)中几个重要参数的计算做简要说明。

2.2.1 传导热网络系数 $D_{i,j}$ 计算式

式(1)等号右边第一项表示系统内所有节点通过导热方式传递给节点 i 的热量。其中 $D_{i,j}$ 的一般计算式可表示为

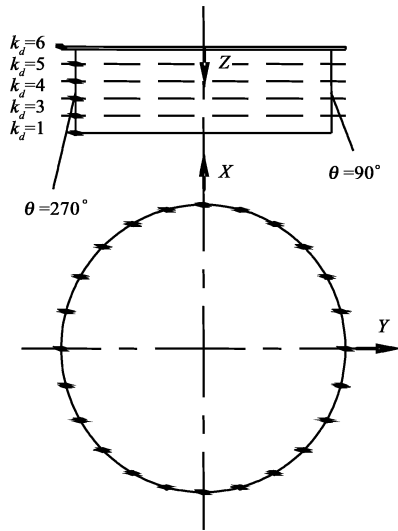


图 4 对接框轴向和周向节点划分
Fig.4 Nodes distribution of docking ring

$$D_{i,j} = \frac{1}{\frac{L_i}{A_{\lambda_i}k_i} + \frac{1}{A_h H} + \frac{L_j}{A_{\lambda_j}k_j}} \quad (2)$$

式中, $A_{\lambda_i}, A_{\lambda_j}$ 为节点 i 和节点 j 边的有效导热面积; λ_i, λ_j 为节点 i 和节点 j 边的材料导热系数; L_i, L_j 为节点 i 和节点 j 间的有效导热距离; A_h 为 i 和 j 间的有效接触面积; H 为接触热导, 常按经验值选取。对于推力室壁各节点之间不存在接触问题, 所以 $1/H = 0$ 。有关 $D_{i,j}$ 更详尽的计算原则和方法可参见文献[7]中的介绍。

2.2.2 辐射网络系数 $E_{i,j}$ 计算式

式(1)等号右边第二项表示系统内所有节点通过辐射方式传递给节点 i 的热量, 其中节点 i 和另一节点 j 间的辐射热网络系数 $E_{i,j}$ 计算式为

$$E_{i,j} = A_i \epsilon_i B_{i,j} \quad (3)$$

式中, A_i 为节点 i 的计算表面积; ϵ_i 为节点 i 的表面发射率; $B_{i,j}$ 为节点 i 表面对节点 j 表面的辐射交换系数^[8], 它是节点表面发射率和节点几何相对位置关系的函数。采用蒙特卡罗法计算节点表面间的角系数, 然后通过联立求解角系数和辐射交换系数的关联式, 得到系统内两节点间的辐射交换系数 $B_{i,j}$ ^[9]。变轨发动机只以辐射的方式与对接机构进行热量交换, 所以辐射热网络系数 $E_{i,j}$ 的大小, 本质上反映变轨发动机对其附近对接机构的热影响大小。

2.2.3 总热流 Q_{si} 计算式

式(1)等号右边第三项表示节点 i 获得的全部

外热流, 其计算式可表示为

$$Q_{si} = Q_{s,i} + Q_{e,i} + Q_{r,i} + Q_{g,i} \quad (4)$$

式中, $Q_{s,i}, Q_{e,i}$ 和 $Q_{r,i}$ 分别为太阳辐射热流、地球反射热流和地球红外辐射热流, 可按文献[2,7]计算。 $Q_{g,i}$ 为发动机高温燃气的加热热流, 通常由对流和辐射两部分组成, 对于发动机推力室壁节点, 可按文献[5]计算。对于对接机构组件, $Q_{g,i} = 0$, 上述热网络方程的形式看似简单, 实际极其复杂。由于 1793 个计算对象间的几何联系极不规则, 它们的空间位置又处在连续不断变化之中(属瞬态问题), 所以实际计算时的工作量非常大。

3 热网络方程组求解

对组合系统的全部节点, 建立热网络方程, 然后根据问题的初值条件, 采用 4 阶隐式龙格-库塔方法^[10], 联立求解方程组, 可得整个空间系统在变轨期间的瞬态温度分布。

如图 5 所示, 假定空间实验室通过 A-B-C 三个空间位置, 经 5500s 的变轨飞行, 将圆轨道高度从 400km 提升到 420km。假定控制系统在 $\tau = 0s$ 在 A 点发出第一次点火指令, 在 $\tau = 2786s$ 在 B 点(400 × 420km 椭圆轨道远地点)发出第二次点火指令。假定发动机两次工作均持续 500s, 之后又均历经一段时间不等的无动力自由飞行。本文计算空间实验室尾部对接机构在上述 5500s 变轨飞行期间的温度分布。计算初始条件为 $\tau = 0s$ 时系统各部件的在轨温度(认为已达准稳态)。计算时间步长 $\Delta\tau = 5s$ 。全辐射冷却发动机铝合金推力室表面的发射率取实际值 $\epsilon_r = 0.85$ 。图 5 中的太阳入射角(太阳光线与轨道平面的夹角)为 66.45° , AD 对应阴影区。

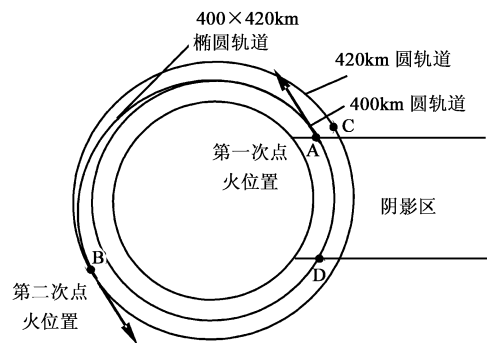


图 5 轨道变化示意图

Fig.5 Schematic of orbit changing

4 计算结果及分析

4.1 变轨发动机推力室温度场

尽管两台变轨发动机点火前的温度,因其所在空间位置不同,是略有区别的。但是当两台发动机同时点火工作后,在强大的燃气热流作用下,其温度会迅速上升并趋于一致。图 6 给出 1 号发动机在总共 5500s 的变轨飞行期间,推力室喉部、延伸段入口和出口这 3 个典型位置的壁温变化情况。可以看出,在发动机两次点火工作约 15s 后,整个推力室的壁温便迅速升高并达到稳定状态,其中最高的喉部温度为 1450℃,延伸段入口 950℃,喷管出口达 600℃。与此对应的室壁红外辐射热流高达 425 ~ 28kw/m²。可见,整个变轨发动机具有极高的温度梯度变化。与头部无高温发动机的情况不同,它必定会对邻近对接机构造成极大热影响。

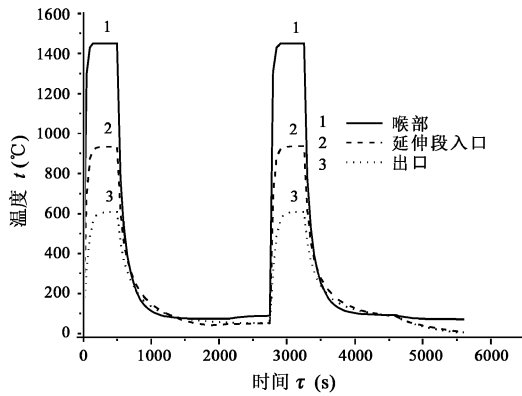


图 6 变轨期间发动机推力室的壁温曲线
Fig.6 Variation of wall temperature of thrust chamber during orbit changing

4.2 对接机构温度场

分析计算结果可知,发动机工作期间,对接机构距离发动机较近区域(Y轴所在平面,即 $\theta = 90^\circ$ 和 $\theta = 270^\circ$ 的附近)受发动机热影响较大,该区域的构件温度也较高。经过计算,对接机构最高温度出现在对接框的底部 ($k_d = 1$) $\theta = 270^\circ$ 处,对应时刻为 $\tau = 3286s$,即发动机第二次工作结束时刻。下面就以对接框为例,分析变轨期间对接机构的温度分布特点以及各参数对最高温度的影响。

4.2.1 周向和轴向温度分布特点

图 7 给出在变轨飞行期间的 4 个特定时刻,在 $\theta = 270^\circ$ 这个发动机热影响最大的周向位置,对接框轴向温度的分布特点,设备的表面发射率 $\epsilon_d = 0.8$

(辐射特性比 $\alpha_d/\epsilon_d = 1$,下同)。可以看出,在 5500s 整个变轨飞行期间,温度随框架高度单调下降。对接框底部温度和的轴向温差在发动机第二次点火工作结束瞬时分别达到最大值 90℃ 和 52℃ (见曲线 4)。当发动机关机后,机构框架的轴向温差将逐渐减小,温度曲线也将趋于平坦,并大致保持在 0 ~ 10℃ 的水平,如曲线 1 所示。

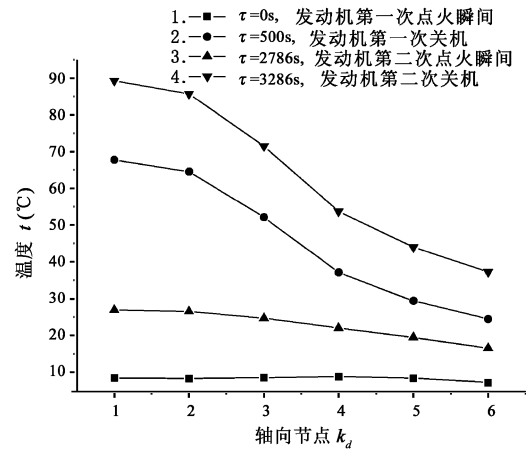


图 7 对接机构对接框的轴向温度分布
Fig.7 Axial temperature distribution of the docking ring

图 8 给出变轨飞行期间对接机构主体结构底部 ($k_d = 1$) 温度的周向分布特点(设备的表面发射率 $\epsilon_d = 0.4$):(1) 对比 1、2 和 3、4 两组曲线,可以看出高温发动机的辐射对机构设备的周向温度分布有很大影响。 $\tau = 0s$ 发动机尚未点火时对接框的周向温差不超过 10℃ (见曲线 1),而发动机第二次工作结束时,这一温差上升到 56℃ (见曲线 4)。(2) 发动机工作结束时,机构温度在 $\theta = 90^\circ$ 和 $\theta = 270^\circ$ 两个位置出现两个尖峰,由发动机辐射产生的加热效应大致在周向角 $\theta = 90^\circ \pm 30^\circ$ 和 $\theta = 270^\circ \pm 30^\circ$ 区域,超出这个区域高温发动机的辐射影响较小。(3) 发动机二次点火结束后对接机构对接框的温度高于一次点火结束后的值。

由上面的数据可知,对接机构的温度梯度 ($\partial t/\partial z$ 和 $\partial t/\partial \theta$) 必须受到严格的控制,过大的温度梯度会使设备内产生过大的热应力和热变形,而任何超出设计值的微小热变形都会导致设备组件的运动功能和固定功能失效,危及可靠对接。

4.2.2 参数影响分析

(1) 发射率

图 9 给出对接框底部最高温度和发射率 ϵ_d 的变化关系,可以发现,温度和其表面发射率 ϵ_d 几成

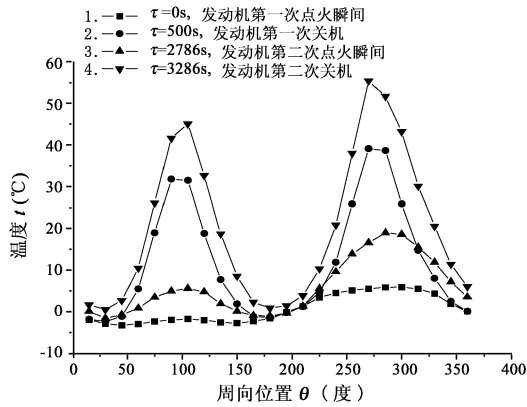


图 8 对接机构对接框的周向温度分布

Fig.8 Circular temperature distribution of the docking ring

直线变化关系,温度对 ϵ_d 的变化率 $\Delta t / \Delta \epsilon_d \approx 96^\circ\text{C}$ 。构件温度达到 90°C 的情况是不许可的,必须采取必要的热控措施。上述计算条件为发动机间距 $R = 1000\text{mm}$ 。同时,计算表明,若对接机构的表面发射率 ϵ_d 从 0.4 增大到 0.8 时,图 8 中对接框的周向温差将进一步增大到 90°C 。

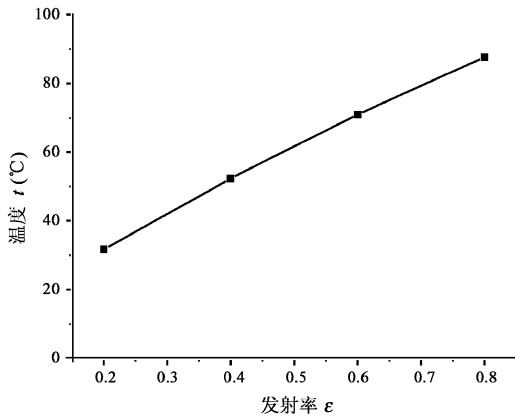


图 9 对接框底部温度随发射率的变化关系

Fig.9 Variation of temperature at the bottom of docking ring with emissivity

(2) 发动机安装距离

图 10 给出 $R = 1.0, 1.2, 1.5\text{m}$ 时,对接框可达到的最高温度,对接机构表面发射率取 $\epsilon_d = 0.8$ 。显然,发动机安装距离 R 的大小会对机构总的温度水平造成不小的影响。最高温度随着发动机安装距离的增大而减小的,但不是线性递减关系,在间距较小(如 $R = 1.0\text{m}$)时,增大 R 引起机构温度减小的幅度,要甚于 R 较大时的情况。

(3) 发动机倾角

图 11 给出三个发动机倾角下对接框底部 $\theta = 270^\circ$

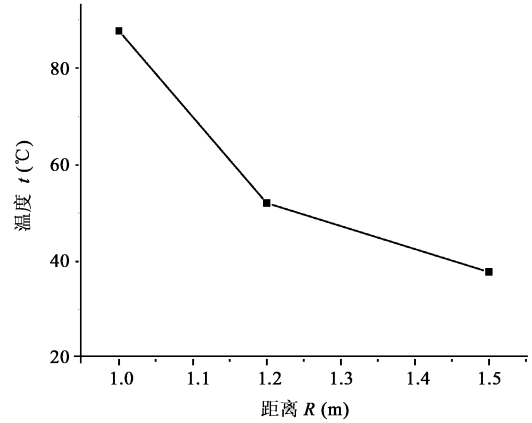


图 10 $\tau = 3276\text{s}$ 时对接框底部 $\theta = 270^\circ$ 处温度随间距 R 的变化情况

Fig.10 Variation of temperature of docking mechanism with distance as $\tau = 3286\text{s}$

处的温度在 $0\text{s} \sim 5500\text{s}$ 期间的计算结果。可以看出,当发动机倾角 $\beta = 0 \sim 10^\circ$ 时,对接机构温度几乎保持相等。就是说, β 对对接机构的温度几乎没有影响。

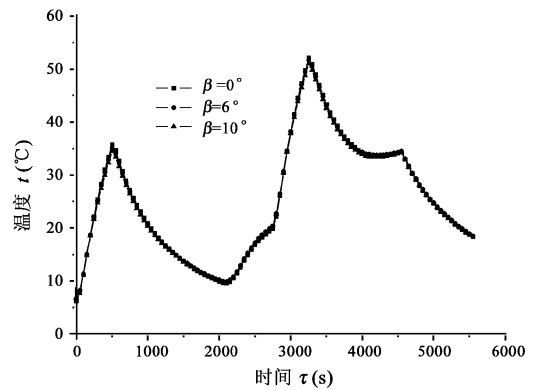


图 11 不同倾角下对接机构温度的计算结果

Fig.11 Variation of temperature on docking mechanism with time for different obliquity

5 结论

(1) 飞行器尾部变轨发动机推力室的壁温达到 $600 \sim 1450^\circ\text{C}$, 相应的室壁红外辐射热流高达 $28 \sim 425 \text{kw/m}^2$, 远高于太阳常数 1.35kw/m^2 , 必须仔细评估它对邻近对接机构造成的辐射加热效果。

(2) 两个高温变轨发动机对尾部对接机构的热影响范围,大致在周向角 $\theta = 90^\circ \pm 30^\circ$ 和 $\theta = 270^\circ \pm 30^\circ$ 区域,超出这个范围可以忽略发动机的热辐射影响。

(3) 对接机构的温度和其表面发射率几成线性增加关系。当 $R = 1000\text{mm}$, $\epsilon_d = 0.8$ 时,变轨期间

对接机构对接框的周向温差和对接框底部的最高温度均高达 90°C , 温度变化的幅度为 83°C , 它们都已大大超出对接机构设备的温度许可值。

(4) 给出对接机构的最高温度和发动机安装距离 R 之间的数值联系, 确认发动机倾角 $\beta = 0 \sim 10^{\circ}$ 时, 倾角 β 对机构温度的影响可以不计。这对尾部总体设计有一定参考价值。

(5) 为确保对接机构各功能器件的温度和温差水平维持在许可范围, 必须引入热控设计于尾部对接机构之中, 并对有热控措施的对接机构的温度特点做进一步的理论和实验论证。

参考文献:

- [1] 李鹏, 程惠尔. 空间对接机构丝杠副在轨温度的数值模拟[J]. 上海交通大学学报, 2006, 40(8): 1262 - 1266. [LI Peng, CHENG Hui-er, QIN Wen-bo. The numerical simulation of the on-orbit temperature of the screws in docking mechanism[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2006, 40(8): 1262 - 1266 (in Chinese).]
- [2] 李鹏. 航天器热网络理论及其在热控设计中的应用研究[D]. 上海交通大学博士论文, 2007. [LI Peng. Study on thermal network theory and application in thermal control technology of spacecraft [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2007 (in Chinese).]
- [3] 安敏杰, 程惠尔, 李鹏. 空间对接机构太阳外热流的计算与分析[J]. 上海航天, 2006, 23(1): 22 - 26. [AN Min-jie, CHENG Hui-er, LI Peng. Computation and analysis of solar external heat flux in the docking mechanism[J]. 2006, 23(1): 22 - 26 (in Chinese).]
- [4] 郭海林, 曲广吉. 航天器空间交会过程综合变轨策略研究[J]. 中国空间科学技术, 2004, 24(3): 60 - 67. [GUO Hai-lin, QU Guang-ji. Study on synthetic orbit maneuver of spacecraft during space rendezvous[J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 24(3): 60 - 67 (in Chinese).]
- [5] 程惠尔, 牛禄, 邓澍, 等. 四机并联全辐射冷却推力室的传热分析[J]. 上海交通大学学报, 1999, 33(8): 974 - 978. [CHENG Hui-er, NIU Lu, DENG Shu, HUANG Rui-sheng. Analysis of heat transfer for thrust chambers of parallel four engines by all radiation cooling[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 1999, 33(8): 974 - 978 (in Chinese).]
- [6] Wigbert Fehse. Automated rendezvous and docking of spacecraft[J]. Cambridge Aerospace Series, 2003.
- [7] David G. Gilmore. Spacecraft thermal control handbook[J]. Aerospace Press, California, 2002.
- [8] James D. Maltby, Patrick J. Burns. Performance accuracy and convergence in a three-dimensional monte carlo radiative heat transfer simulation[J]. Numerical Heat Transfer, Part B, 1991, 19: 191 - 209.
- [9] 张伟清, 宣益民, 韩玉阁. 单元表面间辐射传递系数的新型计算方法[J]. 宇航学报, 2005, 126(1): 77 - 80, 85. [ZHANG Wei-qing, XUAN Yi-min, HAN Yu-ge. A new method of radiative transfer coefficient between unit surfaces[J]. Journal of Astronautics, 2005, 126(1): 77 - 80, 85 (in Chinese).]
- [10] 李庆扬, 王能超, 易大义. 数值分析[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2000. [LI Qing-yang, WANG Neng-chao, YI Da-yi. Numerical Analysis[M]. Wuhan: Wuhan University of Science and Technology Press, 2000 (in Chinese).]

作者简介: 秦文波(1966-), 男, 研究员, 飞行器总体。

通信地址: 上海市元江路 3888 号(201109)

电话: 13681727625

E-mail: wenboq@hotmail.com

Thermal Analysis of Docking Mechanism at the Tail of Space Laboratory During Orbit Changing

QIN Wen-bo, CHENG Hui-er

(Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The mathematical model for thermal analysis of combined system with engines and docking mechanism at the tail of space laboratory by node thermal network method according to the principle of radiation heat transfer and geometry and physical features of calculation objects. Transient temperature field of maneuvering engine and circular, axial temperature variation of docking ring have been acquired by R - K method. Effects of radiant properties ϵ_d of docking mechanism and obliquity β , distance R and retrofire moment of engine on temperature distribution of docking mechanism. It is shown that from calculation results that the circular ranges in which thermal effect works are $\theta = 90^{\circ}\text{C} \pm 30^{\circ}\text{C}$ and $\theta = 270^{\circ}\text{C} \pm 30^{\circ}\text{C}$. Maximum temperature is at the bottom of docking ring which ranges from 30°C to 90°C . The ratio of temperature variation to surface emissivity variation equals approximately to 95°C , $\Delta T/\Delta\epsilon_d \approx 96^{\circ}\text{C}$. ϵ_d and R are important influence factors of docking mechanism temperature. Thermal analysis is technique reference to present and perfect thermal control design that has important engineering value.

Key words: Space laboratory; Docking mechanism; Orbit changing; Thermal analysis; Thermal control design