

光学舱推进剂补加过程的热分析仿真与试验研究

卢威^{1,2}, 张宁莉^{1,2}, 王帅^{1,2}, 丰茂龙^{1,2}, 范含林¹

(1.北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2.航天器热控全国重点实验室, 北京 100094)

摘要:推进剂补加是确保光学舱在轨长寿命工作的重要功能,补加过程面临的热环境条件比以往任务恶劣,全过程热控制十分必要。针对光学舱推进剂补加过程的复杂传热新问题,建立包含压气机、液冷模块和环路热管等部件的光学舱平台集成热数学模型,进行热分析仿真研究,并开展系统级热试验。对比高温和低温2种补加条件的瞬态热分析和热试验结果,研究传热关系和温度变化规律;针对热试验中垂直热管因重力因素从不运行至运行的瞬态过程,提出一种变热导率仿真方法;提出高温补加优化设计方案并进行在轨预示。结果表明:瞬态仿真结果与试验结果吻合良好,验证了热分析方法和仿真模型的准确性和有效性;在轨补加采用压气机本体预热并启动2套环路热管,压气机的最高温度 $\leq 34.1^{\circ}\text{C}$,预热总功耗50 Wh,满足指标要求。研究结果对于光学舱停靠空间站期间的推进剂补加流程设计具有一定参考价值。

关键词:光学舱;推进剂补加;热控制;热分析;压气机;液冷模块;环路热管

中图分类号:V476.5;V416.6

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2024)03-0498-08

中国空间站工程计划研制的“巡天”光学舱平台,用于上行多功能光学设施,单独发射入轨,与空间站共轨飞行,支持多功能光学设施开展巡天观测;需要时可与空间站对接,开展推进剂补加、设备维修维护和载荷设备升级等活动,延长光学舱的寿命^[1]。在巡天观测能力上,与哈勃望远镜相比,它的分辨率与之相当,但视场却大出200多倍^[2]。

推进剂在轨补加是确保光学舱长寿命工作并实现最大科学产出的重要条件。通过推进剂在轨补加可延长光学舱的在轨运行寿命。光学舱是中国第一个采用推进剂在轨补加技术延寿的无人航天器。在此之前,天舟一号于2017年4月20日发射,与天宫二号对接后,成功验证了推进剂在轨补加技术。天舟货运飞船采用“增压气体回用+推进剂恒压挤压”技术方案,货运飞船完成与被补加航天器的推进剂管路对接与密封,由被补加航天器压气机将贮箱气腔内增压气体回抽至气瓶,降低贮箱背压,以具备接收推进剂条件,货运飞船再以恒压方式将推进剂输

送至被补加航天器膜盒贮箱,完成推进剂补加^[3]。光学舱采用与空间站一体化的在轨补加方案,具备经由空间站管路接受货运飞船推进剂补加的能力。

但与空间站相比,光学舱推进剂补加时的热控制方式具有较大差异。空间站采用泵驱单相流体回路方案进行热控制,推进剂补加时压气机产生的热量由空间站上的单相流体回路带走。光学舱采用环路热管散热为主、舱门被动散热为辅的方案进行热控制,推进剂补加时压气机的热量主要由舱体带走。另外,光学舱为非密封结构的无人航天器,停靠空间站期间为节约能源,舱体温度较低,基本维持在一般电子设备储存温度下限偏上的水平。当停靠空间站时,光学舱压气机的温度比空间站压气机的温度低很多,最低约为 -14°C 。空间站即使低功率运行时,流体回路温度仍可维持 8°C 左右。因此光学舱压气机的热控制既需要解决推进剂补加时的大功率散热问题,又应解决压气机启动前的加热问题。

压气机是空间补加系统的关键单机^[4-5],一方面压气机抽气增压工作由于机械运动而产生的巨大热量(约500 W)需要排散,如果能量得不到有效排散导致压气机温度过高将影响压气机工作性能和可靠性^[6]。为解决压气机的散热问题,光学舱为压气

机配置了单相流体回路散热系统,这套系统继承了天宫二号和空间站的设计。这一设计具有中国特色,与俄罗斯空间站采用风机散热不同^[7-8]。流体回路的循环泵、阀和补偿器等部件集成到液冷模块上,同时液冷模块的底部为冷板。压气机的热量通过流体工质在循环泵的作用下传输至冷板,再由冷板传输到舱体上进行散热。另一方面,压气机启动时温度也不能过低。过低的温度将导致压气机内部润滑油黏度过高,影响运动副的润滑效果。压气机启动时,为保证压气机内润滑油处于最佳工作状态,需将压气机温度提高至4℃以上。综上,温度过高或过低都将影响压气机的可靠性、寿命以及运行效率。

文献[9-10]对推进剂补加过程进行了建模和仿真,主要对流动过程的压力和流量等参数进行了研究,但没有涉及传热过程。文献[11]对国际空间站机器人推进剂补加装置进行了热设计,考虑不同安装情况和外热流条件对装置温度进行了仿真计算,但没有对补加过程的流动换热情况进行分析。目前处于研制中的光学舱后续将发射入轨与中国空间站长期伴飞。推进剂补加系统是光学舱的重要组成部分,其复杂程度和面临的环境条件比以往任务更加恶劣,解决推进剂补加过程中的热问题十分重要。

1 光学舱推进剂补加热控制方案

光学舱平台采用“环路热管主动热控为主、舱门散热面被动热控为辅”的复合热控制方案。环路热管作为核心部件,建立了一个散热和保温系统。独立飞行阶段,环路热管进行传热,设备热耗主要通过环路热管传输到辐射器排散;对接停靠空间站阶段,环路热管进行隔热,电子设备独立保温。

光学舱平台设备主要安装在十棱柱(舱体主结构)的内外两侧,十棱柱结构板内预埋正交铝-氨槽道热管网络将单块结构板进行等温化,另外十棱柱内部用外贴铝-氨槽道热管将结构板进行连接,促进十棱柱间的等温化。环路热管蒸发器安装在十棱柱内部,冷凝器与安装在十棱柱外部的辐射器进行热耦合。推进剂补加压机布置在十棱柱中央的推进主模块上。液冷模块由泵、膨胀器、泵控制器、过滤器、压传、管路等组成。液冷模块各组件集成在液冷模块安装板上,再整体安装到液冷模块冷板上。液冷模块随其自身冷板一起安装到十棱柱舱板内表

面。压气机与液冷模块冷板之间有流体回路管路连接,管路内部充装液体工质。从传热路径看,压气机工作的废热通过流体回路工质带到液冷模块冷板后传递至对应的十棱柱舱板,再通过十棱柱结构耦合的环路热管系统和十棱柱结构外部的舱门散热面共同对外散热。光学舱停靠空间站飞行时,舱内热负荷较低,整舱处于低温状态,推进剂补加前压气机、液冷模块和十棱柱结构的最低温度在-14℃左右。为达到压气机启动温度 $\geq 4^\circ\text{C}$ 要求,压气机预热有直接预热和间接预热2种方案。直接预热是通过压气机本体上的加热器对其进行加热升温。为减小压气机向液冷模块的漏热,预热期间关闭流体回路循环泵。间接预热是通过加热液冷模块所在的舱体结构,先提高液冷模块温度,并开启循环泵间接给压气机补偿热量。由于液冷模块与舱体紧密相连,间接预热过程中液冷模块上有部分热量漏给舱体。

光学舱平台的热控制方案示意图如图1所示。

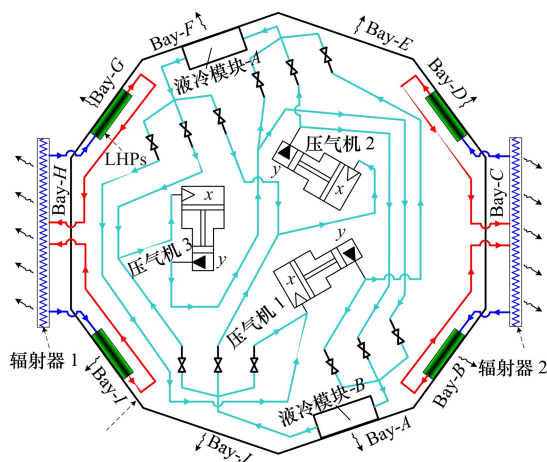


图1 光学舱平台和推进剂补加系统热控制方案

图中LHPs为环路热管系统,环路热管内部充装的工质为氨,压气机与液冷模块间的单向流体回路内部工质为全氟三乙胺。压气机1~3安装在十棱柱中央的推进主模块上,液冷模块A安装在十棱柱隔舱F区(图中Bay-F)内表面,液冷模块B安装在隔舱A区(Bay-A)内表面。

2 热分析仿真模型

2.1 传热模型

从上述热控制方案看出,推进剂补加系统的压气机、液冷模块与光学舱平台舱体是紧密相连的,推

进剂补加系统各部组件的温度与舱体温度是强耦合关系。压气机温度与推进主模块、液冷模块和舱内辐射边界温度交联,液冷模块温度与所在的隔舱温度交联,而隔舱温度除受到其他隔舱温度影响外,还受舱外设备以及环路热管工作状态影响,尤其是压气机工作期间产生的巨大热量依靠整个舱体进行热排散。因此涉及推进剂补加过程的传热是热传导、热辐射和管内流体流动换热三者互相耦合的复杂传热问题,有必要将推进剂补加系统放入到整个光学舱平台的热分析模型中进行整体性考虑。

采用控制体积法,求解导热和辐射耦合方程,对于控制体积,热平衡方程为

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

式中: q_n 为穿过控制体边界的热流; q' 为控制体内热源; A 为穿过控制体边界的面积; V 为控制体体积; T 为控制体温度; ρ 为控制体密度; c 为控制体比热容。

描述整个光学舱平台在轨状态的热平衡方程为

$$\rho_i v_i c_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i + q_i + \sum_{j=1}^N D_{ji} (T_j - T_i) + \sum_{j=1}^N G_{ji} (T_j^4 - T_i^4) \quad (2)$$

式中,下标 i, j 表示控制体单元; T 为温度; ρ 为密度; v 为体积; c 为比热容; t 为时间; Q 为空间外热流; q 为内热源或加热功率; D_{ji} 和 G_{ji} 分别为单元 j 和 i 之间的线性热导和辐射热导。

空间外热流描述如下

$$Q_i = \sum_i A_i (\alpha_{si} \phi_{1i} S + \alpha_{si} \phi_{2i} E_r + \varepsilon_{hi} \phi_{3i} E_e) \quad (3)$$

式中: Q_i 表示单元 i 吸收的空间外热流; A 为面积; α_s 为太阳吸收率; ε_h 为半球红外发射率; ϕ_1 为太阳直接投射角系数; ϕ_2 为地球反照角系数; ϕ_3 为地球红外辐射角系数; S 为太阳常数; E_r 为地球对阳光的平均反射密度; E_e 为地球平均红外辐射密度。

对环路热管传热,蒸发器与冷凝器间传热、冷凝器与辐射器间传热用线性热导模拟。当环路热管阻断传热时 $D_{ji} = 0$ 。

对流体回路中工质流动,线性热导 D_{ji} 描述为上游对下游流体输运单元的运输项 $\rho_i u \pi D^2 C_p / 4$ 。其中 ρ_i 为流体工质密度, u 为工质流动流速, D 为流体管路直径, C_p 为工质比热容。流体对管壁的对流换热努赛尔数采用经验公式^[12]

$$Nu = (0.4 \sqrt{Re} + 0.06 Re^{0.67}) P_r^{0.4} \quad (4)$$

2.2 热数学模型

将传热模型采用基于有限元网格的控制体积法数值离散建立光学舱平台集成热数学模型,进行网格无关性验证后共划分 96 132 个节点,68 526 个单元。控制体积以有限元单元来定义,控制体积的每个子表面都是一个单元的二等分面,采用离散逼近法对单元分区进行体积积分和对积分点表面进行面积分,所有节点都有一个完整的控制体积方程^[13]。时间离散采用绝对稳定的向后差分法,该方法与 Crank-Nicholson 法相比更适合大规模计算,与向前差分法相比更稳定。包含时间和空间的离散方程为

$$\rho_i c_i \Delta x_i \Delta y_i \Delta z_i \frac{[T_i(t + \Delta t) - T_i(t)]}{\Delta t} = [Q_i + q_i + \sum_{j=1}^N D_{ji} (T_j - T_i) + \sum_{j=1}^N G_{ji} (T_j^4 - T_i^4)]_{t+\Delta t} \quad (5)$$

热模型中包括光学舱平台导热和辐射换热模型(含压气机、液冷模块、铝-氨槽道热管、环路热管、辐射器、所有舱内电子设备、舱外导热设备和舱体结构)、压气机与液冷模块间的一维流动换热模型以及舱体外表面空间外热流分析模型,如图 2 所示。

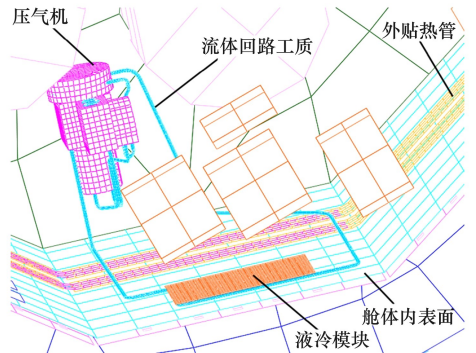


图 2 热数学模型

3 推进剂补加过程热试验

光学舱平台热试验中设计了 2 种工况分别对停靠空间站时高温补加和低温补加过程进行系统级验证。热试验在 KM-8 空间环境模拟器中进行,真空度优于 1.0×10^{-3} Pa,热沉温度 -173 °C,轨道外热流由红外加热笼模拟,压气机 1 和液冷模块 B 为真实产品。

3.1 高温补加过程

以光学舱停靠空间站热平衡试验高温工况为起点,进行推进剂补加瞬态热试验。停靠高温工况热平衡时,舱体温度约 $-6\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。 T_0 时刻,液冷模块 B 所在隔舱 A 区(Bay-A)施加 100 W 电加热,对液冷模块 B 进行辅助加热。 $T_0+1\ 200\text{ s}$,液冷模块 B 所在隔舱 A 区(Bay-A)内表面再施加 100 W 电加热。 $T_0+2\ 580\text{ s}$,启动液冷模块 B 循环泵对压气机 1 预热。 $T_0+4\ 020\text{ s}$,关闭舱体结构 200 W 加热器。 $T_0+5\ 100\text{ s}$,压气机 1 启动工作。 $T_0+13\ 200\text{ s}$,启动隔舱 B 区的 1 套环路热管,对液冷模块 B 和压气机 1 辅助散热。 $T_0+48\ 180\text{ s}$,压气机 1 关机。

3.2 低温补加过程

以光学舱停靠空间站热平衡试验低温工况为起点,进行推进剂补加瞬态热试验。停靠低温工况热平衡时,舱体温度约 $-14\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。 T_0 时刻,对压气机 1 表面预热,电加热补偿功率 300 W 。 $T_0+2\ 880\text{ s}$,关闭压气机 1 预热加热器。 $T_0+3\ 180\text{ s}$,压气机 1 启动工作。 $T_0+4\ 500\text{ s}$,启动液冷模块 B 循环泵对压气机 1 进行散热。 $T_0+46\ 560\text{ s}$,压气机 1 关机。 $T_0+48\ 240\text{ s}$,液冷模块 B 关闭。

4 全流程热分析仿真结果

利用所建立的热分析仿真模型,对热试验时高温和低温补加进行全流程的瞬态热分析仿真,与热试验结果进行对比,验证热分析模型的准确性。

4.1 高温补加

高温补加过程的瞬态热分析结果与热试验结果对比见图3。从温度曲线看,瞬态温度计算值与试验值吻合性较好,整体温度偏差 $\leq 4\text{ }^{\circ}\text{C}$,96%时间内温度偏差 $< 3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

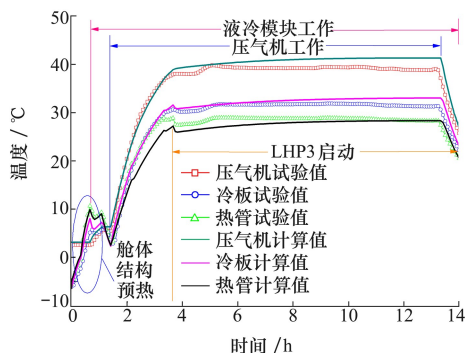


图3 高温试验工况推进剂补加系统温度变化曲线

压气机 1 工作前,先通过预热液冷模块 B 所在的隔舱 A 区结构板将液冷模块 B 温度提升,而后启动液冷模块 B 循环泵通过流体回路建立与压气机 1 间的耦合换热,从而间接地对压气机 1 进行预热。在舱体结构上施加 100 W 加热功率,液冷模块 B 温度在 20 min 内由起始的 $-6.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 升高到 $0.3\text{ }^{\circ}\text{C}$,升温速率 $0.335\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 。继续在舱体结构上增加 100 W 加热功率,液冷模块 B 的预热速率加快,在 20 min 内由 $0.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 升高到 $7.6\text{ }^{\circ}\text{C}$,升温速率 $0.365\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 。启动液冷模块 B 流体回路循环泵后,压气机 1 的温度由 $1.9\text{ }^{\circ}\text{C}$ 升高到 $4.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ (10 min 内),同时舱体和液冷模块温度均出现先降低后升高的趋势。先降低是由于压气机与液冷模块和舱体之间产生了换热,压气机温度升高,液冷模块和舱体温度降低。后升高是由于舱体上 200 W 的加热还在维持,导致舱温短暂下降后继续上升。压气机 1 启动工作前温度 $6.3\text{ }^{\circ}\text{C}$,满足 $\geq 4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 要求。压气机 1 工作后,液冷模块及舱体温度均不同程度升高,压气机最大温升速率约 $0.46\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 。

图4是液冷模块 B 所在的隔舱 A 区热管网络示意图,隔舱 A 区和 B 区以及十棱柱结构其他区域通过上下两圈外贴热管阵列进行热耦合。隔舱 B 区上布置有 3 套环路热管,从上至下依次是环路热管 $1,2$ 和 3 。压气机 1 工作时,其热量传递给液冷模块 B ,然后通过舱体排散。隔舱 A 区的 $1\sim 9$ 铝氨槽道预埋热管为垂直布置,由于高温补加热试验工况光学舱平台电子单机和压气机传输给液冷模块 B

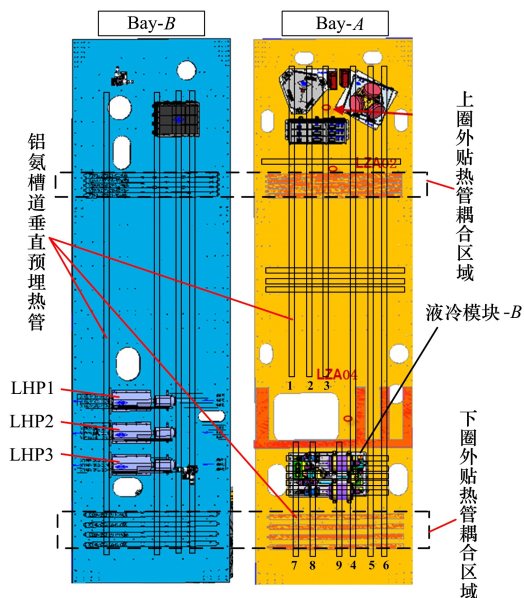


图4 隔舱 A 区和 B 区间热管网络示意图

的热量集中在垂直热管上端,推进剂补加试验刚开始时垂直热管在逆重力作用下等温性较差。但液冷模块 B 通过底部 5 根预埋水平热管将热量传递给附近的预埋热管 4,5,6,在底部热量的逐渐输入下,预埋热管 4,5,6 在试验过程中逐一启动运行。由于推进剂补加过程热量始终位于热管上端,预埋热管 7,8,9 在整个试验过程中没有启动。值得说明的是,此现象为地面热试验时光学舱处于垂直姿态导致,在轨飞行时由于没有重力的影响,热管两端的等温性是良好的,一般小于 3 ℃。

热管启动表现为热管两端温差迅速减小,即垂直热管下端的温度迅速升高,且温度高于上端温度。为模拟热管由不启动转为启动这一瞬态过程,模型中将热管的热导率 λ_{hp} 进行如下设置

$$\begin{cases} \lambda_{hp} = 180 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K}), & t = [0, \tau) \\ \lambda_{hp} = 1 \times 10^5 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K}), & t = [\tau, \infty] \end{cases} \quad (6)$$

式中, τ 为热管启动时刻。

以图 4 中预埋热管 5 为例,将其热物性进行上述设置后,热管两端的试验温度与计算温度对比见图 5。热管启动前两端温差超过 10 ℃,启动后温差降低到 3 ℃ 以内。热管启动和运行时,内部气液两相分布复杂,图中曲线变化规律一致,试验温度和计算温度最大偏差不超过 5 ℃,说明本文对逆重力铝氨槽道热管动态传热的模型设置基本能够真实地模拟热管从不运行到运行过程的物理状态,可满足工程需要。

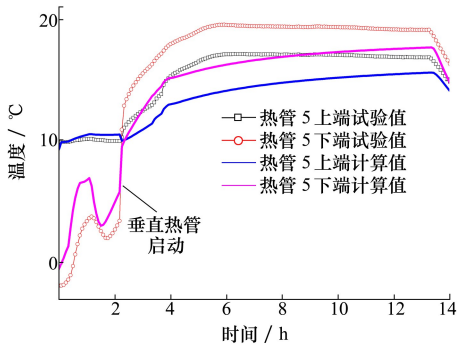


图 5 垂直预埋热管热分析温度与试验温度对比

隔舱 A 区的垂直预埋热管启动以及环路热管 3 开机运行后,压气机的温升趋势得到抑制。推进剂补加结束时,压气机 1 温度 38.8 ℃,液冷模块 B 温度 32.7 ℃,满足温度指标要求,压气机与液冷模块温差 6.1 ℃。从高温工况推进剂补加看出,舱体 200 W 预热模式下,经过 67 min,压气机温度由

1.9 ℃ 提升至 6.3 ℃,压气机温升速率约 0.066 ℃/min。从舱体预热至压气机启动,时长为 80 min。

4.2 低温补加

低温补加过程的瞬态热分析结果与热试验结果对比见图 6。从温度曲线看,瞬态温度计算值与试验值吻合性比高温补加时略好,整体温度偏差不超过 3 ℃,92% 时间内温度偏差小于 2 ℃。

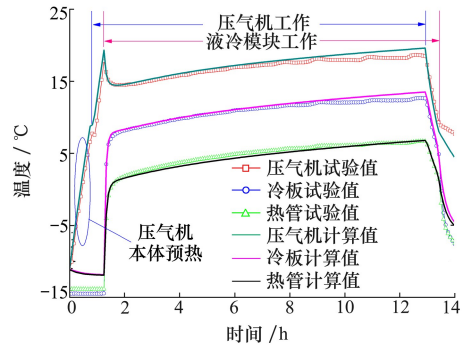


图 6 低温试验工况推进剂补加系统温度变化曲线

压气机 1 工作前,先通过压气机本体上的加热器对其进行直接预热,预热功率 300 W。压气机 1 温度由起始的 -11.2 ℃ 在 50 min 内升高到 7.8 ℃,升温速率 0.38 ℃/min。压气机 1 工作后,液冷模块及舱体温度均不同程度升高,压气机最大温升速率 0.47 ℃/min,这一结果与高温补加时压气机最大温升速率 0.46 ℃/min 相当。

随后启动液冷模块 B 流体回路循环泵,建立液冷模块与舱体间的热交换关系,液冷模块 B 底部预埋热管温度和液冷模块 B 温度升高,同时压气机 1 温度降低。在 20 min 内,压气机 1 温度降低 3.5 ℃,液冷模块 B 温度升高了 22 ℃,液冷模块 B 底部的预埋热管也升高了约 15 ℃。液冷模块循环泵启动后,压气机温升趋势得到抑制。

垂直预埋热管方面,预埋热管 7,8,9 在低温补加过程中由于热量始终位于热管上端,在整个试验过程中依然没有启动。停靠空间站低温工况光学舱平台上端的负载较小,大部分热量没有聚集在热管上端,因此其他预埋热管在试验中均正常运行,等温性良好。

推进剂补加结束时,压气机 1 温度 18.7 ℃,液冷模块 B 温度 12.7 ℃,压气机与液冷模块温差 6.0 ℃。从低温工况推进剂补加看出,压气机本体 300 W 预热模式下,经过 48 min,压气机温度由

-11.2 ℃ 提升至 7.8 ℃, 压气机温升速率约 0.38 ℃/min, 从压气机本体预热至压气机启动, 时长为 52 min。与高温工况的舱体预热效果相比, 压气机本体预热效果显著。压气机本体预热温升速率是舱体预热的 3.3 倍, 且低温工况压气机的起始温度比高温工况要低很多(约 13 ℃)。显而易见, 压气机本体预热效果明显优于舱体预热, 且操作流程简单, 整个推进剂补加准备时间缩短了 30 min。因此推进剂补加时, 应首选压气机本体预热, 舱体预热可作为压气机本体预热失效后的备保手段。

4.3 在轨推进剂补加方案

4.3.1 高温补加在轨预示与方案优化

高温补加热试验时, 部分垂直热管未启动导致地面验证结果与在轨飞行状态存在一定差异。通过热分析模型对飞行时高温补加流程进行仿真, 如图 7 所示。在轨飞行状态与地面状态相比, 垂直热管等温性趋于良好, 因此在轨飞行高温补加时压气机最高平衡温度将比地面试验时低 5.3 ℃, 最高不超过 36.0 ℃, 满足压气机温度不超过 45 ℃ 要求。

为进一步降低压气机温度并优化推进剂补加前的预热时间, 高温补加时采取压气机本体预热的方式, 研究压气机本体不同预热功率以及增加环路热管运行数量对压气机散热的影响。高温补加时分别对压气机本体实施 150 W 和 200 W 预热, 对比开启 2 套和 1 套环路热管时压气机的温度变化曲线见图 7。图中看出, 无论是压气机本体预热还是舱体预热, 预热功率和时间对压气机最终平衡温度影响较小, 压气机的平衡温度取决于整舱的散热能力。当开启 2 套环路热管后, 压气机最高温度降低 1.9 ℃。

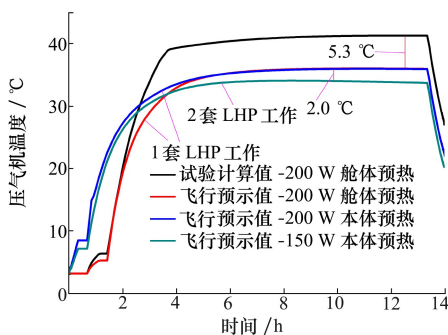


图 7 压气机温度变化曲线

综合上述研究, 优化后的流程为:

1) T_0 时刻, 对压气机 1 表面进行预热, 电加热补偿功率 150 W;

2) $T_0+1\ 200\ s$, 压气机温度可预热到 7 ℃, 关闭压气机 1 上预热加热器;

3) $T_0+2\ 400\ s$, 压气机 1 启动工作;

4) $T_0+2\ 500\ s$, 启动液冷模块 B 循环泵对压气机 1 进行散热。同时开启 LHP1 和 LHP2 辅助散热;

5) $T_0+48\ 180\ s$, 压气机 1 关机, 推进剂补加时压气机 1 的最高温度不超过 34.1 ℃。

4.3.2 推进剂补加流程功耗对比

压气机工作功率大, 对整个飞行器而言是一个很大的负担。从俄罗斯进步号货运飞船为和平号推进剂补加的经验看, 受能源的约束, 其压气机仅能在阳照区工作, 推进剂补加在几天内断断续续的进行^[7-8, 14]。光学舱压气机虽然能连续工作, 但压气机启动前的预热功率如果太大, 也将影响能量平衡, 导致补加时能源紧张。因此预热功率越小越有利于保证后续推进剂补加时飞行器的能源安全。

对比地面试验和方案优化后的推进剂补加流程功耗见表 1。

表 1 预热功率和预热时间对比

预热方式	预热功率/ W	压气机 升温速率/ ($^{\circ}\text{C} \cdot \text{min}^{-1}$)	预热 总时间/ min	预热 总功耗/ Wh
舱体-热试高温	200	0.07	67	215
压气机-高温优化	150	0.23	20	50
压气机-热试低温	300	0.38	48	240

从表 1 中看出, 经过优化后, 压气机预热时间由 67 min 缩短为 20 min, 且预热总功耗由 215 Wh 降低为 50 Wh, 压气机本体预热的效果显著。

5 结论

本文提出了一种推进剂补加过程的热分析仿真方法, 基于有限元的控制体积法建立了集成热数学模型, 仿真分析了从预热开始至补加结束全流程下压气机、液冷模块和热管的瞬态温度结果, 研究了预热方式和热管运行对补加时间、功率和温度的影响规律, 并通过地面系统级热试验进行了验证。主要结论如下。

1) 对比仿真结果与试验结果, 高温和低温工况下推进剂补加瞬态过程温度偏差分别小于 3 ℃ 和 2 ℃, 吻合良好, 验证了热分析方法和仿真模型的准

确性和有效性。

2) 采用变热导率模型模拟垂直热管从不运行至运行的瞬态过程, 仿真温度与试验温度变化规律一致, 计算值与试验值最大偏差小于 $5\text{ }^{\circ}\text{C}$, 吻合较好, 可以满足工程需要。研究还表明由于热管性能存在天地差异, 压气机在轨飞行时的最高温度将比地面试验时低 $5.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

3) 压气机本体预热与舱体预热相比热效率更

高, 2 种预热方式对压气机热平衡温度影响较小。在轨推进剂补加高温工况采用压气机本体 150 W 预热并启动 2 套环路热管进行冷却的优化方案, 预热时间 20 min , 预热总功耗 50 Wh , 压气机的最高温度 $\leq 34.1\text{ }^{\circ}\text{C}$, 满足指标要求。

本文的研究结论可为空间补加系统的热控制提供重要参考, 对优化光学舱停靠空间站期间的推进剂补加流程设计具有重要意义。

参考文献:

- [1] 王天梦, 王华, 李海阳. 面向补给任务的空间站共轨飞行器部署研究[J]. 载人航天, 2017, 23(5): 582-596
WANG Tianmeng, WANG Hua, LI Haiyang. Research on location deployment of space station co-orbital spacecraft for refueling mission[J]. Manned Spaceflight, 2017, 23(5): 582-596 (in Chinese)
- [2] 姜天骄. 筑梦天宫中国空间站将于 2022 年左右建成[J]. 科学大观园, 2020(19): 30-31
JIANG Tianjiao. Build a dream tiangong chinese space station to be completed around 2022[J]. Grand Garden of Science, 2020 (19): 30-31 (in Chinese)
- [3] 白明生, 金勇, 雷剑宇, 等. 天舟一号货运飞船研制[J]. 载人航天, 2019, 25(2): 249-255
BAI Mingsheng, JIN Yong, LEI Jianyu, et al. Research on location deployment of tianzhou-1 cargo spacecraft[J]. Manned Spaceflight, 2019, 25(2): 249-255 (in Chinese)
- [4] 魏卫. 无人值守设备在压气机寿命试验中的应用[C]//第二届计量测试与航天发展论坛论文集, 北京, 2015: 553-558
WEI Wei. Application of unattended equipment in compressor life test[C]//China Conference of Second Forum for Metrology & Measurement and Aerospace Development, Beijing, 2015: 553-558 (in Chinese)
- [5] 金广明. 我国载人航天器推进系统技术发展[J]. 航天器工程, 2022, 31(6): 191-204
JIN Guangming. Technical development of propulsion system for China manned spacecraft[J]. Spacecraft Engineering, 2022, 31 (6): 191-204 (in Chinese)
- [6] HAFELE B W, RAPOZO R R. Space station gas compressor technology study program, phase 1[R]. NASA-CR-183758, 1990
- [7] 江铭伟. 俄罗斯空间站推进剂补加程序分析[J]. 火箭推进, 2013, 39(4): 8-12
JIANG Mingwei. Analysis of propellant refueling program for russian space station[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39 (4): 8-12 (in Chinese)
- [8] HARLAND D M. The story of space station MIR[M]. Beilin: Springer, 2005: 302-310
- [9] 廖瑛, 龚明方, 尹嘉娃, 等. 空间补加过程的建模与仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(6): 1535-1538
LIAO Ying, GONG Mingfang, YIN Jiawa, et al. Research on modeling and simulation of process of propellant refueling to space stations[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(6): 1535-1538 (in Chinese)
- [10] 孙威, 左岁寒, 张娟, 等. 膜盒贮箱推进剂补加过程的建模与仿真研究[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(6): 589-592
SUN Wei, ZUO Suihan, ZHANG Qiao, et al. Simulation and analysis of propellant refueling process of membrane tank[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(6): 589-592 (in Chinese)
- [11] GREGORY T H, NEWMAN M. Thermal design consideration of the robotic refueling mission(RRM)[C]//41st International Conference on Environmental Systems, Portland, USA, 2011
- [12] KRAUS A D, BAR-COHEN A. Thermal analysis and control of electronic equipment[M]. Washington: Hemisphere, 1983: 483-485
- [13] 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型及其地面验证[J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 959-965
LU Wei, HUANG Jiarong, FAN Yufeng, et al. Numerical model of flow and heat transfer for manned spacecraft pressurized cabin and its ground verification[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(5): 959-965 (in Chinese)
- [14] BAKER P. The story of manned space stations[M]. Berlin: Springer, 2007: 61-89

Study on thermal analysis simulation and test of propellant refueling process for optical module

LU Wei^{1,2}, ZHANG Ningli^{1,2}, WANG Shuai^{1,2}, FENG Maolong^{1,2}, FAN Hanlin¹

(1.Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;
2.National Key Laboratory of Spacecraft Thermal Control, Beijing 100094, China)

Abstract: Propellant refueling is important for long-term operation of the optical module in orbit. However, its thermal environment is harsher than on previous missions. Therefore, thermal control of the entire process is required. In order to solve the complex heat transfer of propellant refueling process, an integrated thermal model is established, which includes all the equipment such as the compressor, liquid cooler and loop heat pipe. The thermal analysis simulation and system-level thermal tests is presented. Firstly, the heat transfer relationship and temperature variation are analyzed by comparing the results of transient thermal analysis and thermal test in high and low temperature conditions. Then, a variable thermal conductivity simulation method is studied for the transient process from inoperative to operative of the vertical heat pipe due to gravitational factors in the thermal test. Finally, an optimized design scheme for high temperature refueling is proposed and pre-demonstrated in orbit. The results indicate that the transient simulation results are in a good agreement with the test results under the high and low temperatures, which verifies the accuracy and validity of the analysis method and simulation model. When preheating the compressor and starting two sets of loop heat pipes during on-orbit refueling, the maximum temperature of compressor is below 34.1°C, and the total power consumption of preheating is 50 Wh, which meet the design requirement. The investigation provides an important reference for designing the propellant refueling process in the docking of the optical module to the China Space Station(CSS).

Keywords: optical module; propellant refueling; thermal control; thermal analysis; compressor; liquid cooler; loop heat pipe

引用格式:卢威,张宁莉,王帅,等.光学舱推进剂补加过程的热分析仿真与试验研究[J].西北工业大学学报,2024,42(3):498-505

LU Wei, ZHANG Ningli, WANG Shuai, et al. Study on thermal analysis simulation and test of propellant refueling process for optical module[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2024, 42(3): 498-505 (in Chinese)