

空间平台与分离式载荷一体化热控设计

吴自帅¹ 张赅栋¹ 雷智博¹
翟载腾¹ 姚建²

1(上海卫星工程研究所 空间机热一体化技术实验室 上海 200240)

2(上海航天技术研究院 上海 201109)

摘要 随着航天探索需求发展,对组合式航天器通过空间平台在轨完成释放,分离出有效载荷或舱段来实现更复杂功能的需求愈加迫切。空间平台为分离前舱段或载荷提供服务保障。在假设的空间平台和分离式载荷条件下,提出一种空间平台与分离式载荷一体化热控设计,进行热控方案设计,并对载荷存储控温、载荷与平台互相影响、分离时平台温度变化进行热仿真,同时开展初步热真空试验,验证稳态工况下热设计的正确性,并校正热模型以开展更多工况的分析。通过热试验和仿真获得了该设计的温度特性和热量传递特性,数据分析表明该设计合理有效,验证了热耦合的载荷和平台进行独立热试验方法的可行性,可为此类航天器热控制提供依据。

关键词 空间平台, 分离式, 一体化, 热控

中图分类号 V1

Integrated Thermal Control System for Space Platform and Fractionated Payload

WU Zishuai¹ ZHANG Chengdong¹ LEI Zhibo¹
ZHAI Zaiteng¹ YAO Jian²

1(Laboratory of Space Mechanical and Thermal Integrative Technology, Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 200240)

2(Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109)

Abstract With the development of space exploration, combined spacecraft which can implement more complicated targets through fractionated payload or part of the spacecraft separated from the space platform have been in urgent need. Space platform provides carriage service for the fractionated payload or part of the spacecraft before separation. Under the hypothetical space platform and fractionated payload conditions, the paper proposed an integrated thermal control system for it, simultaneously, simulations of several cases such as thermal control efficacy for the payload during storage stage, the thermal impact between the space platform and the fractionated payload, and the temperature variation of the platform during separation were carried out. Moreover, the steady-state simulations and thermal mathe-

2023-03-28 收到原稿, 2023-05-07 收到修定稿

©The Author(s) 2024. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License
(<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

matic model were verified through thermal vacuum test. Thermal simulations and thermal vacuum tests generate the scheme characters of the temperature and thermal fluxes between the platform and fractionated payload. The whole figures of the simulations and test results proved the rationality and effectiveness of the system, meanwhile, verified the feasibility of the thermal vacuum test method for the thermal coupled space platform and fractionated payload while would be independent during thermal vacuum test, which can be as a reference of such spacecraft cases.

Key words Space platform, Fractionated, Integrated, Thermal control

0 引言

随着航天探索目标和需求发展,越来越多的任务需要通过组合式航天器在轨分离有效载荷或舱段来实现,例如美国的“轨道快车”(Orbital Express)、自主交会技术演示(DART)、中国的嫦娥五号等;分离前组合式航天器通过空间平台为有效载荷正常工作和存储提供机、电、热等系统服务保障.当前空间平台作为空间活动得以实现的基础和前提,其能力已经逐渐成为制约空间应用活动的瓶颈^[1-7].Liu等总结空间平台需要显著提升的8种能力,其中多载荷与任务适应能力包含了空间平台对载荷和任务的热控能力.

对于非密封舱结构飞行器,空间平台与分离式载荷或者舱段一般采用隔热、分舱段独立热控设计,嫦娥五号着陆器和上升器组合体采用流体回路一体化设计,以节省对探测器的资源需求,但是分离后着陆器不再具备完整的独立功能^[7-11].本文提出一种空间平台与分离式载荷一体化热耦合设计方案,该设计可满足载荷长期在轨储存保温和工作时排散热量的不同需求,同时载荷分离后二者热控具备独立功能.本文通过假设空间平台及分离式载荷,仿真研究平台对载荷存储控温效果,载荷在平台内工作对空间平台温度的影响,空间平台对载荷散热措施的能力,以及分离对空间平台及载荷温度的影响,并根据仿真分析结果,提出热耦合载荷进行独立试验的方法.

1 空间平台及分离式载荷假设

考虑到对空间碎片、辐照等防护措施以及与空间平台一体化热耦合设计思路,分离式载荷布局安装在空间平台内部,并且与空间平台单机各自形成独立舱室但共用舱板,可利用平台单机热耗为载荷存储时保温,也可在载荷工作时通过公用舱板向平台散热面散热.需要设计可开合的舱板作为载荷分离的窗口,并

在可开合舱板上设计主动控温措施,舱板可开合不同角度以实现载荷的释放及存储期高热流测试工况的散热;共用舱板上同时采取主动控温措施,起到调整空间平台温度的作用,并与可开合舱板及其控温措施配合,形成载荷的主要存储保温控制措施,尤其是能够减小载荷释放时,可开合舱板打开导致空间平台内部空间外露时漏热的影响.

在载荷安装于空间平台内部的前提下,综合考虑空间平台质心及平台对载荷预留空间能力等因素,空间平台外形可为六棱柱、八棱柱等,载荷对称布局在空间平台舱内.这里假设空间平台为外径 $\Phi_1=3000$ mm、高 $H_1=2600$ mm的八棱柱结构,载荷为直径 $\Phi_3=550$ mm、高 $H_3=2200$ mm的圆柱形,对称布置于十字形舱内,其舱体张角为 55° ,间隔的4个舱体张角 35° ,为空间平台单机舱(见图1).

2 一体化热设计方案

在空间平台与分离式载荷对称布局条件下,针对其1/4舱体开展的一体化热设计方案如图2所示,该

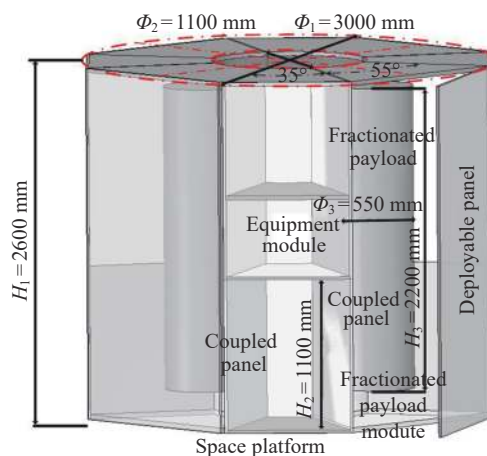


图1 空间平台与分离式载荷

Fig. 1 Space platform and fractionated payload

Both sides of the top panel for fractionated payload module coated by MLI

Top side of the coupled panel coated by MLI.

Pre-buried heat pipe in the bottom side according to the equipment installation and setting heaters.

Bottom side of the coupled panel painted by white paint

Inside of equipment module painted black paint.

Side panel of equipment module as heat sink covered by OSR.

Pre-buried heat pipe in the coupled panel and other panels according to the equipment installation and setting heaters.

Top and bottom panel of equipment module may be coated MLI or setted as heat sink according to the actual need

Both sides of the bottom panel for fractionated payload module coated by MLI

Out side of the deployable panel coated by MLI.

Inside of the deployable panel is scattered four heater zones.

Inside of the deployable panel painted by white paint

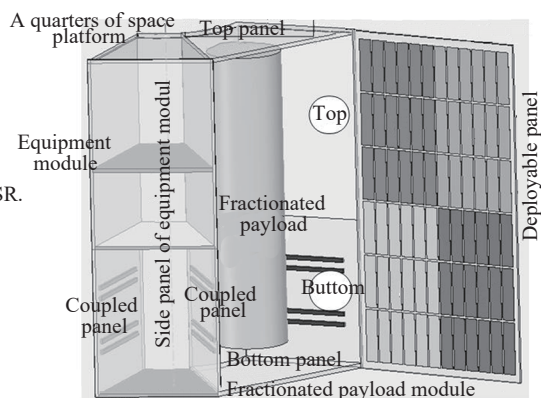


图 2 空间平台与分离式载荷一体化热控设计方案

Fig. 2 Integrated thermal control design of space platform and fractionated payload

段舱体包含了空间平台舱和分离式载荷舱. 分离式载荷存储期热设计以温度保持为主, 载荷舱外主要采用多层包覆措施; 根据其分离特性, 释放时载荷舱的封闭舱打开, 舱内直接面对空间复杂外热流, 所以载荷舱内的多层、涂层等吸发比均与舱外的一致; 可开合舱板内侧分 4 个区设计控温加热器, 是载荷存储期的主要控温措施, 可开合舱板打开后可作为载荷释放的窗口, 也可通过控制其开合角度为载荷在平台内工作时散热; 共用舱板为平台舱和载荷舱进行热耦合设计的位置, 共用舱板的下侧面喷涂 KS-ZA 白漆, 可根据散热需求和平台舱内单机布局控制耦合面积, 共用舱板上根据单机布置预埋热管起到等温化作用, 并利用单机工作热耗为载荷存储保温, 为单机散热, 同时也可作为载荷工作热耗的散热面, 最终通过平台外侧板散热面辐射到深空背景; 共用舱板预埋热管区域辅助加热器, 可以调节平台舱体温度, 也可应对载荷释放时共用舱板受到空间热流的影响.

基于分离式载荷控温重点区域位于其下半部分以及空间平台单机布局的假设, 以中间位置层板为界线将共用舱板分为上下部分, 并在舱板下部分预埋热管. 对于耦合设计的区域, 假设共用舱板的耦合高度 $H_2=1100$ mm, 可以根据实际情况控制共用舱板耦合区域及热管布局.

对应可开合舱板上布满加热器的设计, 可以通过预埋热管等其他等温措施布置控温区域, 也可根据实际质量和电接口等要求优化加热片控温区域分布. 在分离时可根据打开时间长短、可开合舱板温度、空间平台能源情况, 选择开启或关闭可开合舱板上的主动控温加热器. 分离后, 根据载荷舱室特殊控温需求, 关

闭舱门后可选择关闭可开合舱板上的加热器控温, 只保留共用舱板主动控温加热器工作.

分离式载荷假设为圆柱状, 隔热安装在载荷舱内, 为适应分离后在轨空间状态, 对其进行独立热控设计; 除外表面局部包覆的多层外, 其余表面均喷涂白漆, 增强与平台间的辐射换热; 部分设备采用主动温控措施, 长期存储状态下关闭主动控温措施, 分离时同步开启主动控温措施.

3 数学模型和仿真工况

在 Thermal Desktop 分析软件中建立热模型, 如图 3 所示, 该模型只有分离式载荷舱和分离式载荷, 对热耦合边界采用第三类边界条件模拟分析产生耦合的热耗、温度变化. 模型中舱板采用常规蜂窝板结构, 并预埋热管. 对载荷简化处理成两部分: 上半部分为 3 mm 铝合金薄壁结构, 热耗均布, 喷白漆; 下半部分为 1 mm 不锈钢薄壁、无源结构, 包覆多层. 根据载荷特性及分离后温度变化情况, 载荷存储期控温目标值为 $-5\sim 15^\circ\text{C}$, 可开合舱板 4 个区域加热器控温阈值为 $0\sim 5^\circ\text{C}$.

为分析平台对载荷存储的控温效果, 载荷在平台内工作对空间平台温度的影响, 空间平台对载荷散热措施的能力, 以及载荷分离对空间平台及载荷温度的影响, 主要开展以下工况仿真.

工况 1 基于上述模型假设, 分析平台对载荷存储期的控温效果. 在此存储工况下, 通过在热管区域施加控温加热器, 加热器阈值设置以最小值不低于 -5°C 、最大值不高于 15°C 为目标, 获取共用舱板的温度分布特性以及向平台传递的热量, 通过此分析, 可

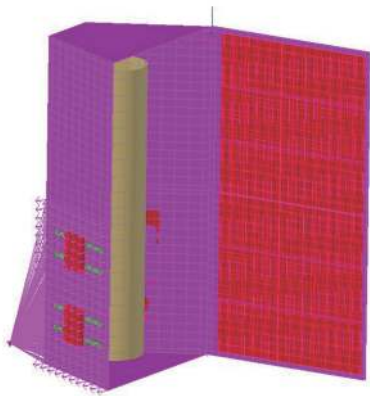


图3 热分析模型

Fig. 3 Thermal mathematic model

以获得载荷存储期温度水平,并在热设计时为热耦合边界上单机布局提供依据。

工况2 假设载荷工作最高温度要求不高于45℃,将工况1下的加热器控温施加改为定功率施加,施加功率为工况1中使用加热器的平均功率,模拟存储工况下共用舱板上的单机热耗,并将载荷采取定温45℃的温度边界条件,获取共用舱板热耦合区域温度变化特性及向平台传递热量的变化量。该工况下可分析载荷在平台内工作时对平台温度的影响及平台散热能力。需要注意的是,公共舱板为载荷散热时,其预埋热管区域作为平台单机安装区域,温度也应保证不高于一般电子学单机高温45℃的要求。

工况3 在工况2基础上,共用舱板上除了单机热耗模拟加热器外,在预埋热管区域增加控温加热器,保持平台单机温度不低于-10℃;选择工况2中共用舱板的最高温度作为工况3的起始温度,载荷温度以45℃作为起始温度;基于上述条件,工况3中可将可开合舱板打开不同角度,并在开舱板同时关闭其上的控温加热器,分析载荷、共用舱板热耦合区域降温特性,可以获得以打开可开合舱板作为散热措施的效果以及载荷分离时对空间平台及载荷温度的影响。

4 仿真结果分析

4.1 存储期载荷控温工况仿真分析

以图2所示1/4舱体作为研究对象,设计试验工装,进行高低温环境下载荷存储工况的热真空试验,试验状态如图4所示。试验获取载荷储存状态下的温度,校正了仿真模型,如表1所示。在共用舱板处于0℃时,载荷温度满足-5~15℃要求,在共用舱板达

到20℃左右时,只有载荷上半部分满足温度要求,载荷下半部处于与空间平台的热耦合区域,受共用舱板高温影响,超过了15℃上限温度指标。

仿真模型分析时假设共用舱板为定温边界,与试验温度有最大4℃左右温差,其余试验部件与仿真值温差均在3℃以内,验证了仿真模型的正确性和热控设计的可行性。

假设空间平台散热能力充足,以空间平台散热面温度作为舱体温度边界,分析不同舱体温度、共用舱板不同辐射换热能力条件下,空间平台共用舱板温度、载荷温度以及共用舱板向空间平台散热面的传递热量。

如图5所示,分别用舱体边界温度 $T=-20^{\circ}\text{C}$, -30°C 以及 $T=0^{\circ}\text{C}$, 10°C 模拟空间平台低温、高温环境下的散热面温度,共用舱板与温度边界辐射换热,发射率 ξ 遍历0.1~1.0;在低温、高温环境下,共用舱板预埋热管区域加热器采用主动控温措施,开关阈值设置以载荷温度不低于-5℃和高温不高于15℃为目标。通过仿真可知,在低温环境中,除 $T=-30^{\circ}\text{C}$, $\xi=0.1$ 和 $T=-20^{\circ}\text{C}$, $\xi=0.2$ 两个工况因平台散热能力不足之外,其余工况共用舱板1和2的平均温度基本一致为 $-5.0\pm 1^{\circ}\text{C}$,分离式载荷温度为 $-4.8\sim 2.3^{\circ}\text{C}$,满足分离式载荷不低于-5℃的温度指标;在高温环境中共用舱板1和2的平均温度均一致为 $14.0\pm 1^{\circ}\text{C}$,分离式载荷温度为 $3.0\sim 14.9^{\circ}\text{C}$,满足分离式载荷不高于15℃的温度指标;因此,在空间平台散热能力足够的情况下,如果要满足载荷-5~15℃的储存温度需求,共用舱板1的平均温度应位于 $-4.58\sim 15.51^{\circ}\text{C}$ 内,共用舱板2的平均温度应位于 $-5.16\sim 14.54^{\circ}\text{C}$ 内,共用舱板温度水平与载荷控温要求基本一致。另外,由共用舱板向舱体边界传递热流可知,共用舱板发射率 ξ 越高且边界温度越低,热流传递越多,则通过共用舱板对分离式载荷的控温能力越大,并且共用舱板向同一舱体温度边界传递的热量具有一定线性关系。

基于上述规律,可在单机布局初期分析共用舱板上的热平衡状态,使共用舱板温度满足上述温度区间要求,也为空间平台与分离式载荷一体化热控设计条件下,分离式载荷与空间平台解耦独立进行热试验提供了理论支撑。开展分离式载荷独立热试验时,建立用于模拟空间平台第三类边界条件的试验工装,工装结构与空间平台1/4结构相同,在空间平台共用舱板上模拟平台单机热流和温度边界;开展空间平台独立热试验时,也可根据共用舱板温度特性及热量传递模

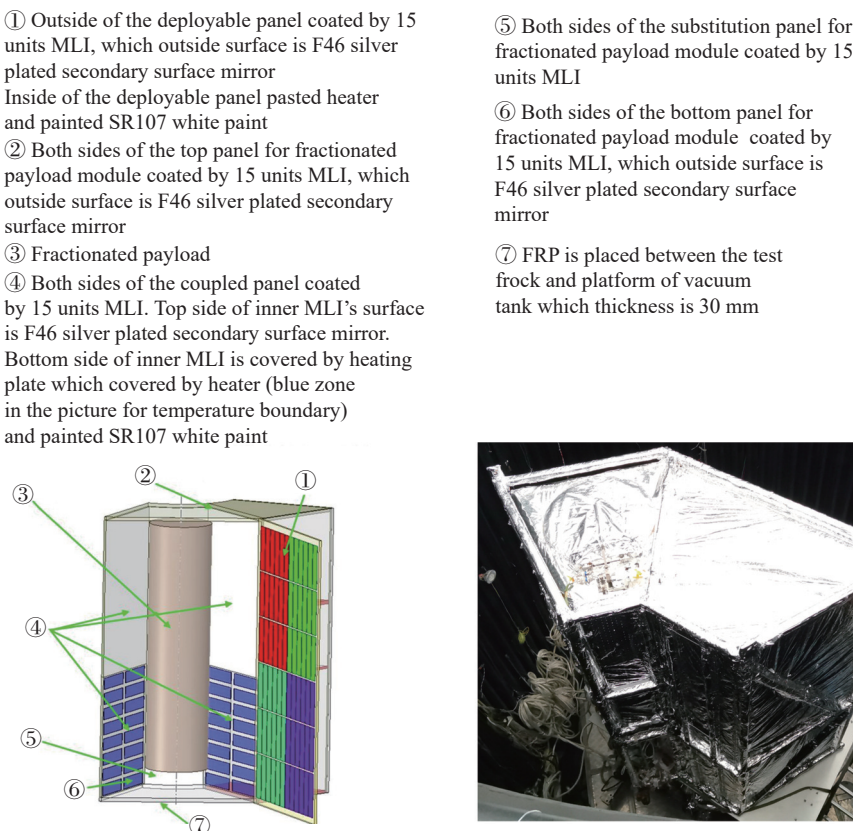


图 4 热真空试验状态

Fig. 4 Thermal vacuum experimental project

表 1 试验结果与仿真结果的对比

Table 1 Comparison between experimental results and simulation values

序号	名称	低温环境/℃		高温环境/℃	
		试验值	仿真值(定温)	试验值	仿真值(定温)
1	共用舱板1	-2.7~2.8	0	18.8~23.7	22
2	共用舱板2	-1.3~2.9	0	21.2~29.5	25
3	可开合舱板	-8.5~11.3	-11.6~8.2	-0.1~18.1	-2.1~17.4
4	载荷上半部分	-2.0~7.2	0~6.8	5.2~12.1	7.0~11.8
5	载荷下半部分	-1.7~6.0	-0.8~2.9	13.4~20.1	14.4~20.2

拟代替分离式载荷向空间平台耦合传递热流。

4.2 载荷在平台内工作时的仿真分析

由于载荷形式多样, 为简化分析, 将载荷设计为定温 45℃ 的电子设备, 模拟载荷已工作至最高温度, 分析平衡后共用舱板平均温度及向舱体边界传递的热流增量, 因此, 具有一定的拉偏效果. 由于共用舱板向同一舱体温度边界传递热量具有一定线性关系, 该工况只分析共用舱板具有散热能力条件下最小和最大 ξ 时的温度和热流增量, 具体结果见表 2.

由仿真结果可知, 在共用舱板具有足够强的散热

能力即 $\xi=1.0$ 时, 载荷在平台内工作对平台共用舱板平均温度有约 5℃ 的升温影响; 当共用舱板 ξ 较低时, 散热能力不足, 导致共用舱板温升较大, 即 $\xi=0.1$ 时温升最大为 18.3℃, 载荷工作会导致共用舱板剧烈升温, 在实际状况下会耦合进入恶化循环, 有效散热能力降低, 导致载荷和平台设备超过高温上限. 另外, 在高低温环境中, 在散热能力足够强的情况下, 各工况中载荷工作时共用舱板向温度边界传递的热流基本一致, 当共用舱板 ξ 较低时, 传递热流量基本减半; 共用舱板散热能力足够强时, 高低温环境下共用舱板向

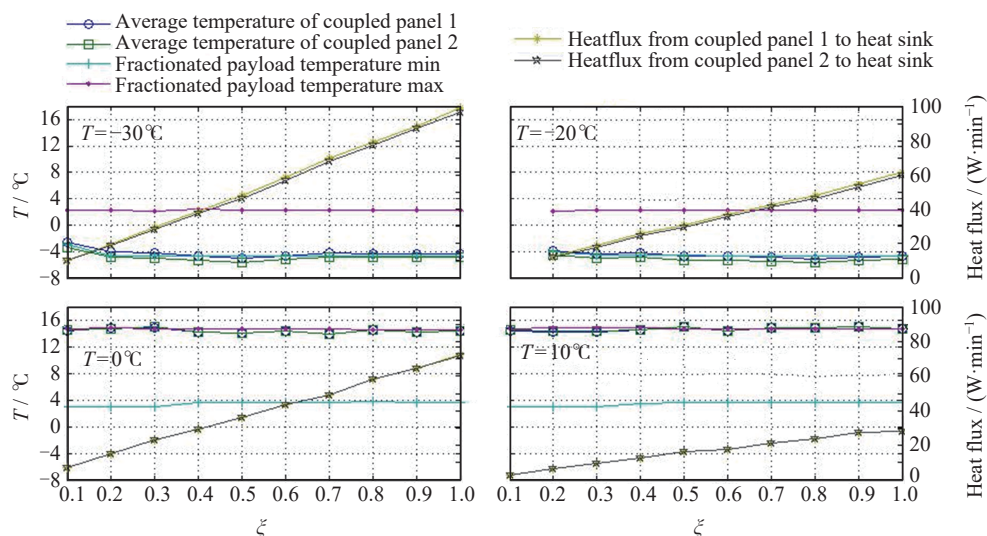


图5 存储控温期温度及热量特性

Fig. 5 Thermal control character during of storage model

表2 载荷在平台内工作时对平台的影响

Table 2 Effects of payload working to the platform

工况	共用舱板1平均 温度增量/°C	共用舱板2平均 温度增量/°C	共用舱板向边界 传递热流增量/W
$T=-30^{\circ}\text{C}$, $\zeta=1.0$	4.8	4.7	39.5
$T=-20^{\circ}\text{C}$, $\zeta=0.3$	9.0	8.9	16.1
$T=-20^{\circ}\text{C}$, $\zeta=1.0$	4.7	4.4	37.4
$T=0^{\circ}\text{C}$, $\zeta=0.1$	18.3	18.2	21.3
$T=0^{\circ}\text{C}$, $\zeta=1.0$	4.9	4.9	49.6
$T=10^{\circ}\text{C}$, $\zeta=1.0$	4.8	4.9	46.7

边界传递的热流相差 10 W 左右, 主要是由低温下工作热耗降低而可开合舱板上控温补偿功耗所致。

4.3 分离工况仿真结果分析

在 $\zeta=1.0$ 且 $T=-30^{\circ}\text{C}$, -20°C , 0°C , 10°C 4 个基本条件下, 载荷在平台内开机至温度 45°C , 共用舱板模拟单机热耗且平衡温度为最高时, 可开合舱板打开不同角度后, 面对 4 K 空间背景辐射散热, 以载荷降温至 -5°C 为时间终点, 分别统计载荷喷涂白漆和包覆多层处降温速率, 统计共用隔板热平衡时的平均温度, 如图 6 所示。

基于以上分析可知, 可开合舱板打开后能够有效降低平台及载荷温度, 共用舱板稳态温度随着打开角度的增大而降低, 受平台温度影响较大, 因此开合角度也将对平台有较大影响, 可以通过对共用舱板加热器补偿的方式减少影响; 载荷降温速率也随打开角度的增大而增大, 在 $0^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 角度下降温速率小, 但降温速率随角度变化较大, 在 60° 以后降温速率随角度变

化变缓。对比各工况分析结果, 空间平台散热面边界温度 T 在 -30°C , -20°C , 0°C , 10°C 条件下, 共用舱板散热能力足够强, 即满足 $\zeta=1.0$ 时, 打开舱门后载荷降温速率变化趋势基本一致, 该情况下其受平台影响很小, 而主要与载荷表面状态有关, 白漆散热处降温速率远大于多层包覆处。

基于以上分析为可开合舱板打开定量角度散热和分离时载荷与平台温度提供了数据支持。但是, 上述瞬态分析是基于当前假设进行的, 平台与载荷的具体结构以及热容对最终的分析结果也有较大影响。

5 结语

提出了一种空间平台与分离式载荷一体化热控设计方案。通过假设空间平台和分离式载荷, 初步分析和试验验证了空间平台对载荷的存储控温能力, 载荷工作时对平台温度的影响和平台散热能力, 以及舱门开合对空间平台和分离式载荷温度的影响, 在方案论证初期为平台布局提供数据支持, 并得出对耦合边界施加第三类边界条件可使分离式载荷和空间平台进行独立热试验的结论, 可为同类型热设计提供参考。由于假设的平台和载荷与实际情况存在热容差异, 本文热分析主要基于稳态平衡分析, 只有开舱板时涉及瞬态, 与舱体及载荷热容相关, 因此还需结合实际状态进行具体分析。另外, 开舱板时长及载荷存储温度的恢复时长, 载荷工作热耗、模式, 舱板作为活动部件与舱体间隙等因素也是该类航天器热设计

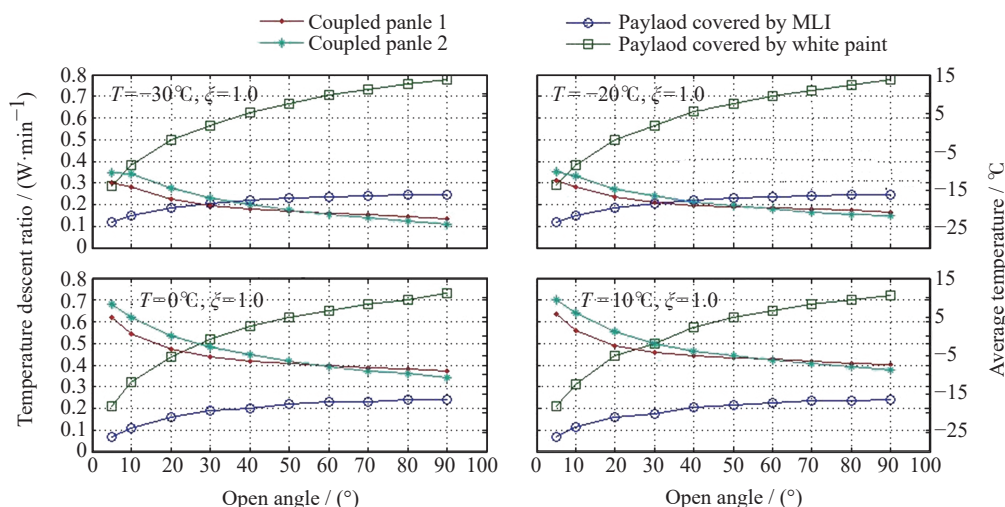


图6 载荷降温速率及共用舱板温度随可开舱板打开角度的变化

Fig. 6 Temperature decent ratio of payload and panel temperature changing with unfold angle of the deployed panel

中的重点分析对象。当前假设的简化对象不具备开展研究分析的条件,应在具体工程中给予考虑。

参考文献

- [1] LIU Sai, XU Shiji. Attitude controller design for combined spacecraft after separation[J]. *Aerospace Control and Application*, 2009, **35**(2): 35-37,45 (刘赛, 徐世杰. 组合式航天器分离后姿态控制器设计[J]. *空间控制技术与应用*, 2009, **35**(2): 35-37,45)
- [2] LIU Yongjian, TAN Chunlin, LIU Yuqiang. Analysis of space platform capability development tendency[J]. *Spacecraft Engineering*, 2011, **20**(2): 72-77 (刘永健, 谭春林, 刘育强. 空间平台能力发展趋势分析[J]. *航天器工程*, 2011, **20**(2): 72-77)
- [3] FOSNESS E R, BUCKLEY S J, GAMMILL W F. Deployment and release devices efforts at the air force research laboratory space vehicles directorate[C]//Proceedings of AIAA Space 2001 Conference and Exposition. Albuquerque: AIAA, 2001: 1-6
- [4] FRAUENHOLZ R B, BHAT R S, CHESLEY S R C, et al. Deep impact navigation system performance[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, **45**(1): 39-56
- [5] SHU Yan, LI Zhi. Dynamics simulation of on-orbit release and separation of payload[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2012, **29**(1): 18-22 (舒燕, 李志. 在轨释放、分离载荷动力学仿真研究[J]. *航天器环境工程*, 2012, **29**(1): 18-22)
- [6] ZHANG Wei, FANG Baodong, CHENG Mei, et al. Design of separation configuration for spacecraft[J]. *Aerospace Shanghai*, 2013, **30**(1): 1-7,23 (张伟, 方宝东, 成玫, 等. 空间飞行器分离式构型设计[J]. *上海航天*, 2013, **30**(1): 1-7,23)
- [7] NING Xianwen, JIANG Fan, ZHANG Dong, et al. An integrated thermal management scheme for lunar robotic sampling and return probe[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2017, **34**(6): 598-603 (宁献文, 蒋凡, 张栋, 等. 月

球无人采样返回探测器一体化热管理方案[J]. *航天器环境工程*, 2017, **34**(6): 598-603)

- [8] NING Xianwen, SU Sheng, CHEN Yang, et al. Design and implementation of circumlunar return and reentry spacecraft thermal control system[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2015, **45**(2): 145-150 (宁献文, 苏生, 陈阳, 等. 月地高速再入返回器热控设计及实现[J]. *中国科学: 技术科学*, 2015, **45**(2): 145-150)
- [9] LIU Zijun, XIANG Yanchao, SI Dongbo, et al. Design and verification of thermal control system for Chang'E-3 probe[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, **44**(4): 353-360 (刘自军, 向艳超, 斯东波, 等. 嫦娥三号探测器热控系统设计与验证[J]. *中国科学: 技术科学*, 2014, **44**(4): 353-360)
- [10] CHEN Jiangping, HUANG Jiarong, FAN Yufeng, et al. An overview on thermal control system design of Apollo[J]. *Manned Spaceflight*, 2012, **18**(1): 40-47 (陈江平, 黄家荣, 范宇峰, 等. “阿波罗”登月飞行器热控系统方案概述[J]. *载人航天*, 2012, **18**(1): 40-47)
- [11] MIAO Jianyin, ZHONG Qi, ZHAO Qiwei, et al. Spacecraft Thermal Control Technology[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018: 317-326 (苗建印, 钟奇, 赵启伟, 等. 航天器热控制技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2018: 317-326)

作者简介



吴自帅 男, 1985年5月出生于河南省濮阳市。现为上海卫星工程研究所热控设计师、高工, 主要研究方向为空间飞行器热控设计和工程研制。

E-mail: gentelman.good@163.com