上面级直接入轨卫星的上升段温度控制及预示

张筱娴[1],林士峰[1],马二瑞[1],蒋桂忠[1],李 锴[1,2]
(1.中国科学院 微小卫星创新研究院,上海 201210;2.中国科学院 光电研究院,北京 100094)

摘 要: 为满足卫星在上升段持续时间长、外热流复杂、能源紧张等不利因素下的温度控制要求,需采取相应控温策略并进行预示。针对采用上面级"一箭双星"直接发射入轨的北斗三号中轨道导航卫星,进行了上升段期间的热分析并阐述了地面段和上升段的控温策略,通过仿真分析预示双星在上升段的温度变化,结合飞行数据,验证仿真分析的准确性以及控温策略的有效性,并获得星上各区域设备上升段的温度变化特性。结果表明:通过控制发射前整流罩内的初始温度以及采用延时指令开启相应区域固定功率加热器,上升段期间未开机设备均能保持缓慢的温度下降速率,所有星上设备温度均在要求的范围内。采取的控制策略对其他需保持较长时间低温储存状态的高轨航天器,以及深空探测器温控设计提供了一定参考。

关键词: 上面级; 一箭双星; 上升段; 控温策略; 温度预示
中图分类号: V 423 **文献标志码:** A **DOI:** 10.19328/j.cnki.1006-1630.2020.04.003

Temperature Control and Prediction of Directly Injected Satellites Launched by Upper Stage During Ascent Stage

ZHANG Xiaoxian[1], LIN Shifeng[1], MA Errui[1], JIANG Guizhong[1], LI Kai[1,2]
(1.Innovation Academy for Microsatellites, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201210, China;
2.Academy of Opto-Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to meet the temperature control requirements of satellites during the ascent stage under the unfavorable factors such as long duration, complicated environmental heat flux, and energy shortage, it is necessary to take measures for temperature control and prediction. In view of the two BeiDou-3 medium-earth-orbit navigation satellites launched directly by the upper stage, a thermal analysis during the ascent stage is carried out, and the temperature control measures during both the ground stage and the ascent stage are designed. The temperature change of the two satellites during the ascent stage is predicted by numerical simulation. Associated with the telemetry data, the correctness of the simulation analysis and the rationality of the temperature control measures are verified, and the temperature changing characteristics of the regional devices of the satellites during the ascent stage are achieved. The results show that, by controlling the initial temperature inside the cowling before launch and switching on certain heaters with specified power appropriately through delayed instructions, the temperatures of all powered-off equipment can maintain a slowly descent speed, and the temperatures of all equipment on the satellites are within the required temperature range. The adopted temperature control measures provide references for the thermal design of other high-earth-orbit satellites and deep-space probers which have a long low-temperature storage period.

Key words: upper stage; two satellites with one rocket; ascent stage; temperature control measure; temperature prediction

0 引言

人造卫星通常有3种入轨方式:直接入轨、滑行入轨和过渡入轨。直接入轨一般适用于低轨道卫星,但随着运载火箭上面级技术的发展,即在基础

收稿日期: 2020-01-21; **修回日期:** 2020-03-23
作者简介: 张筱娴(1992—),女,硕士,工程师,主要研究方向为航天器热控设计和在轨研究。

级火箭上增加一级或多级独立的飞行器，上面级可通过多次启动点火，如同“太空摆渡车”一样将一颗或多颗卫星直接送入轨道[1]。上面级直接入轨方式能够实现“一箭多星”，使卫星变轨时间从数十小时缩短至数小时，且不消耗卫星自身燃料，有效缩减了卫星推进系统的容量并延长其在轨寿命。但由于此种入轨方式技术难度大，涉及环节多，在应用时会面临较大的风险[2-5]。

在卫星入轨过程中，从点火发射起，以高速穿过稠密大气层后直至进入预定轨道的阶段，称为卫星的上升段[6]。使用上面级入轨时，卫星和上面级的组合体飞行时间较长，上升段期间卫星的太阳电池阵处于收拢状态，采用上面级蓄电池供电方式，热控分系统可使用的能源有限[7]。另外，上升段星内大功率载荷设备未开机，必须使用星上加热器进行控温，而此过程中分配给热控分系统的遥控指令亦有限，给热控设计带来诸多不利因素。

近年来，深空探测技术成为航天技术发展的重要主题之一，世界各航天大国和机构均制定了未来的深空探测计划[8]。深空探测器在上升和入轨阶段持续时间长，如“嫦娥四号”探测器，自 2018 年 12 月 8 日发射至 2019 年 1 月 4 日载荷开机工作，历经了 27 d，期间外热流变化幅度大且复杂，载荷处于关机储存状态且能源紧张[9]，热控设计难度愈加提高，更需要有效的地面及入轨段温度控制手段。

目前，国内外对航天器入轨阶段的研究已开展了不少工作。张明等[7]提出了一种在发射、变轨期间用上面级的独立一次电源向卫星供电的方案。李万林等[10]提出了一种航天器在上升段外热流的计算公式及是否进入阴影区的判定准则。周连生[11]分析了飞行器在发射和转移时的瞬时外热流并计算了仪器设备的温度变化。但这些研究多着眼于供电方案设计和外热流计算等，对卫星上升段的控温策略及温度预示方面的研究甚少。

本文针对采用上面级“一箭双星”直接入轨的两颗北斗三号中轨道导航卫星，进行了上升段的热分析并阐述了发射过程采取的控温策略，通过仿真分析预示了其上升段期间的温度变化规律。在轨飞行数据证实了该仿真手段的准确性，也得出卫星上升段的温度特性，对其他需保持较长时间低温储存状态的高轨航天器以及深空探测器温控设计提供了一定参考。

1　上升段热分析

从发射至入轨期间，在最初的数分钟内，影响卫星温度的主要因素是整流罩。整流罩外部受到强烈的气动加热而急速升温[12]，同时由于升空放气的原因，整流罩内对流换热影响很小，卫星的热量无法向外部环境排散，主要通过和整流罩内壁的辐射作用进行换热。短时间过后，整流罩分离，此时组合体已经飞到足够的高度，周围空气稀薄，气动加热影响不再存在，自由分子加热（FMH）热流在抛罩时刻很高，但持续时间短，其余时段 FMH 热流较低[13]，压力接近并快速降至 10^{-3} Pa 以下，环境温度接近并达到宇宙空间温度，可视为 4 K 的黑体。卫星一方面通过辐射作用与周围环境进行热交换，另一方面受到来自太阳的辐射和地球自身的红外辐射以及地球对太阳的反照辐射。

在上升段期间，卫星与上面级组合体和地球、太阳的位置关系如图 1 所示。阳光矢量始终和上面级纵轴（即 $+X$ 轴）呈一定角度，为避免阳光长期照射卫星某一面，上升段期间组合体一般绕纵轴自旋[14]，让阳光均匀地照射在各个侧面上。

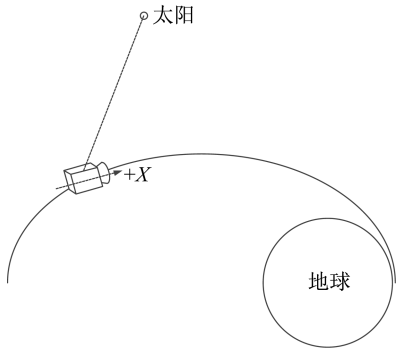


图 1　组合体与太阳、地球位置关系示意图

Fig.1　Location diagram of the assembly, the sun, and the earth

将卫星视作一个整体，忽略极小的空间背景对它的加热，上升段时的热平衡关系可表述为

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 = Q_5 + Q_6 \tag{1}$$

式中：Q_1 为太阳辐射加热；Q_2 为地球反照加热；Q_3 为地球红外加热；Q_4 为卫星的内热即热功耗；Q_5 为卫星向外辐射的热量；Q_6 为卫星自身的内能变化量。

对于卫星外表面任一微元面积 $\mathrm{d}A$，其太阳辐射热流为[6]

$$\mathrm{d}q_1 = S\cos\beta_S \mathrm{d}A \tag{2}$$

地球反照辐射热流为[6]

$$dq_2 = \rho S dA \iint_{A_E'} \frac{\cos\eta \cos\alpha_1 \cos\alpha_2}{\pi l^2} dA_E \quad (3)$$

地球红外辐射热流为[6]

$$dq_3 = \frac{1-\rho}{4} S dA \iint_{A_E} \frac{\cos\alpha_1 \cos\alpha_2}{\pi l^2} dA_E \quad (4)$$

式中:S为太阳常数;ρ为地球的平均反照率;dA_E为地球表面微元面积;A_E'为受到太阳直接照射的地球表面面积;A_E为地球表面面积;l为dA至dA_E的距离。β_s、η、α_1和α_2的定义如图2所示。

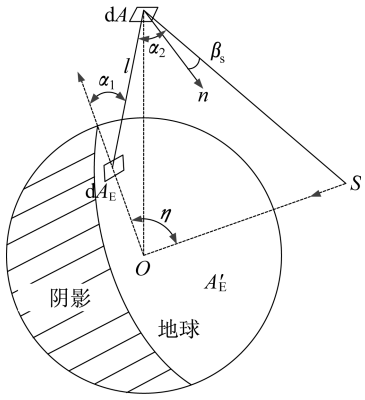


图2 β_s、η、α_1和α_2的定义

Fig.2 Definition of β_s, η, α_1, and α_2

在上升段期间,一方面由于星内大功率设备均处于关机状态,卫星内热小;另一方面由于环境温度极低,卫星向外辐射的热量大,因此,大部分星上设备的温度将持续下降。

2 上升段控温策略

在卫星发射前即地面段,一方面部分星上设备因持续开机温度上升,而地面的散热条件并不理想;另一方面考虑到上升段关机设备温度将大幅下降,因此,需要结合发射日的当地气候,利用塔架的空调系统给整流罩内提供合适的环境温度,以控制卫星初始温度,在保证开机设备温度不过高的前提下尽量提高关机设备的初始温度。

卫星采用分舱设计方式,整星分为平台舱和载荷舱,双星热控设计完全一致。上升段期间双星太阳电池阵收拢在星体两侧,遮挡平台舱大面积散热区。双星以各自的$-Y$面相对安装在上面级上,对上面级的中心点呈中心对称分布,如图3所示。在上升过程中阳光以一定角度从上面级$+X$轴方向入射,同时双星以一定角速度绕中心对称轴缓慢旋转。太阳光轮流照射在卫星的各个侧面上,使各面交替受照,起到保温作用。

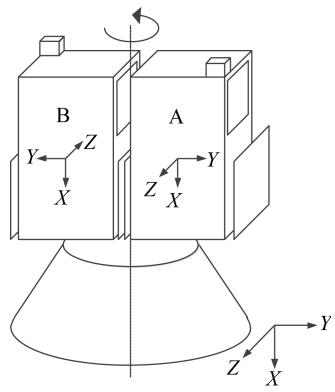


图3 双星与上面级组合体示意图

Fig.3 Schematic diagram of the assembly of two satellites and the upper stage

在卫星上升段期间,平台舱的大部分设备均开机,载荷舱的设备处于关机状态。为防止载荷舱未开机设备在上升段温度下降过快,在起飞前通过飞行程序设置相关热控延时指令,使得在经整星能源使用许可的前提下,起飞后按预定时刻开启载荷舱$+Y$板、载荷舱$-X$板以及载荷舱$+Z$板相应加热器,以保障各设备的温度,执行指令及加热功率见表1。由于双星的载荷舱$-Y$板相对,相互遮挡散热区,载荷舱$-Z$板上的设备热容量较大,因此,该区域的温度下降速率较为缓慢,不进行主动热控亦能保证该区域设备温度水平。

表1 热控分系统延时指令

Tab.1 Delay instructions of the thermal control subsystem

执行时间	执行指令	加热器功率/W
发射后约20 min	载荷舱$+Y$板加热器开	80
	载荷舱$-X$板加热器开	100
	载荷舱$+Z$板加热器开	20

综合采取以上地面段与上升段的热控方案,保证卫星在上升段期间所有开机设备的温度均在所要求的工作温度范围内,所有不开机设备的温度均在所要求的存储温度范围内。

3 数值仿真与遥测分析

3.1 计算模型

由于卫星有一定的形状和尺寸,实际计算温度

时不能将其当作一个整体进行分析。在航天器的温度场计算中，主要使用有限差分法，即节点热网络分析技术[15]。在计算时，根据航天器形状和尺寸将其分为若干计算节点，每个节点有各自的热特性，根据式(1)，对于每个节点j而言，都要考虑自身的内能变化、辐射换热、外热流即内热，还要考虑与其他节点的热传导，热网络模型如下：

$$(cm)_j\frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}\tau}=\sum_i R_{i,j}\left(T_j^{\,4}-T_i^{\,4}\right)+\sum_i D_{i,j}\left(T_j-T_i\right)+Q_{s,j}+Q_{p,j} \tag{5}$$

式中：$(cm)_j$为节点j的热容量；$\frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}\tau}$为温度的时间梯度；$R_{i,j}$为节点$j$和节点$i$间的热辐射网络传热系数；$D_{i,j}$为节点$j$和节点$i$的热传导网络系数；$Q_{s,j}$为节点$j$吸收的空间外热流；$Q_{p,j}$为节点$j$的热功耗，$Q_{s,j}$和$Q_{p,j}$都是随时间变化的函数[15]。与导电过程相似，节点之间的传导、辐射和对流换热可视作节点间由各种热阻连接起来的热流传递过程。

在热网络模型中，有3类节点：扩散节点、算术节点和边界节点。扩散节点代表有限热容的单元体，算术节点代表无热容的单元体，边界节点代表无限大热容的单元体，如图4所示。

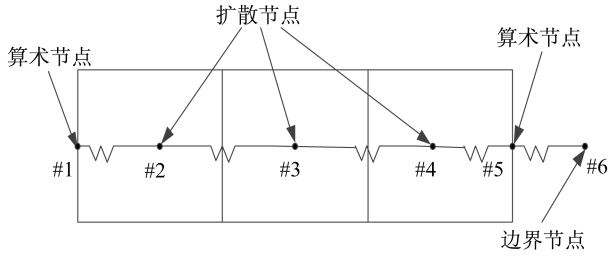


图4　计算节点网络

Fig.4　Computational node network

对于每个节点，都能依照式(5)列出相应等式构成热网络方程。求解热网络方程前需要计算网络系数，传导型传热体的热传导网络系数计算分为以下3种情况：

1) 同一材料上的节点i和节点j之间为

$$D_{i,j}=\frac{\lambda A}{L_{i,j}} \tag{6}$$

式中：λ为导热系数；A为导热面积；$L_{i,j}$为导热路径长度。

2) 两个面上的节点i和节点j间的接触导热为

$$D_{i,j}=A_c h_c \tag{7}$$

式中：A_c为接触面积；h_c为接触传热系数。

3) 两块材料上的节点i和节点j通过接触面的导热为

$$D_{i,j}=\frac{1}{\frac{1}{A_{\lambda,i}\lambda_i}+\frac{1}{A_c h_c}+\frac{1}{A_{\lambda,j}\lambda_j}} \tag{8}$$

式中：λ为导热相关参数。

对流型传热体的节点间热传导网络系数为

$$D_{i,j}=A_1 h_1 \tag{9}$$

式中：A_1为对流换热面积；h_1为对流换热系数，不同情况下有不同的h_1计算方法。

节点i到节点j间的热辐射网络传热系数为

$$R_{i,j}=A_i\varepsilon_i B_{i,j} \tag{10}$$

式中：A_i为节点i的面积；ε_i为节点i的发射率；$B_{i,j}$为节点i到节点j的格布哈特系数。

当所有方程式左边的项均为零时，代表系统已经达到稳态平衡。对于本文中研究的上升段而言，系统内外的热条件均不断发生变化，因此是个动态平衡的过程，等式左边的项不为零。在进行温度求解时，将数值计算分为若干个时间步长，在每个时间步上通过迭代收敛求解热网络方程，从而得到瞬时温度场。

3.2　数值仿真与遥测分析

在对双星进行建模时，从以下方面合理简化计算模型[16-18]：

1) 忽略电缆、螺钉、小孔等对计算结果影响甚微的细节，将复杂的曲线简化成折线，并用规则的几何形体替代复杂的几何形体；

2) 简化节点的热特性，对于材料组成复杂的设备，可用等效的热特性进行计算；

3) 对于多层组件和热管等，可按等效的辐射模型和导热模型来简化；

4) 划分节点时，普通星内设备的网格不宜过多，对于关键设备、部位以及热流密度高的区域等，应适当细分网格；

5) 由于双星中心对称，在上升过程中的热边界条件一致，为了简化计算过程并加速迭代，建模时着眼于卫星A，简化卫星B的内部结构，从而减少模型的总节点数量。

经简化建立的热模型如图5所示，用此模型进行上升段的双星热仿真计算。

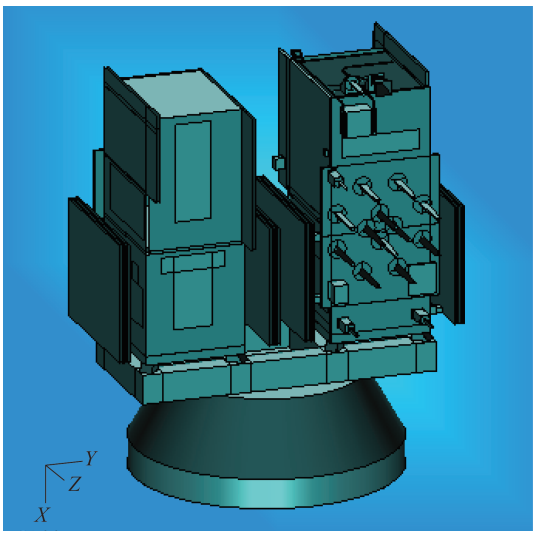


图 5　双星热模型

Fig.5　Thermal model of two satellites

本文计算了双星自起飞至分离期间约 3.6 h 内的卫星 A 瞬时温度变化情况,并依据实际情况将延时指令写入计算模型中。由于火箭起飞后 5 min 内整流罩便分离,且整流罩内表面的红外发射率较低,对双星的温度影响较小,因此,仿真时将此过程省略,只计算整流罩分离后的过程,并忽略自由分子加热的影响。

计算工况如下:

1) 太阳光从上面级 $+X$ 轴方向以一定角度入射,双星在上升段期间以一定角速度缓慢自旋。

2) 星上各设备按实际开机情况给予功率条件,加热器开关状态按延时指令执行。

3) 按发射时的环境温度设置模型的环境温度,计算双星模型的稳态温度结果,然后用此结果作为上升段计算的初始温度条件。

4) 星上热控涂层采用其寿命初期的热特性参数进行设置。

5) 星内设备与卫星舱板间多为导热连接,接触面涂抹导热硅脂,传热系数按经验设为 1 000 W/(m^2·K);星外设备与舱板间多为隔热连接,用隔热垫片的面积和厚度进行折算,传热系数设为 15～50 W/(m^2·K)之间;少数直接接触安装的设备,导热系数设为 200 W/(m^2·K)。

经过数值仿真,平台舱由于两侧帆板收拢遮挡了主散热面,舱内设备的温度在分离时刻保持在 20 ℃以上;载荷舱由于采取了主动热控措施,舱内设备的温度在分离时刻保持在 −3 ℃以上,均满足设备的温度指标要求,证明了控温策略的有效性。

由于平台舱内大部分设备处于开机状态,各设备温度在上升过程中基本保持不变,以其中代表性设备为例,遥测温度与仿真温度比较情况见表 2。

表 2　平台舱设备遥测温度与仿真温度

Tab.2　Telemetry and simulation temperatures of the equipment in the service module　　℃

温度	时间/h							
	0.1	0.8	1.2	1.6	2.0	2.4	2.8	3.2
飞轮 A 遥测温度	24.2	24.0	24.0	24.1	24.2	24.3	24.3	24.4
飞轮 A 仿真温度	24.1	23.5	23.6	23.8	24.1	24.3	24.5	24.7
飞轮 B 遥测温度	23.7	23.6	23.6	23.6	23.7	23.7	23.7	23.8
飞轮 B 仿真温度	23.4	22.4	22.4	22.5	22.6	22.6	22.7	22.8
帆板驱动机构遥测温度	23.5	23.7	23.8	23.7	23.5	23.4	23.1	22.8
帆板驱动机构仿真温度	23.4	23.5	23.6	23.7	23.7	23.6	23.6	23.5
帆板驱动器遥测温度	24.9	24.7	24.5	24.1	23.6	23.1	22.7	22.5
帆板驱动器仿真温度	24.8	24.7	24.7	24.7	24.7	24.7	24.6	24.6
配电器遥测温度	24.8	25.1	25.4	25.5	25.5	25.5	25.5	25.3
配电器仿真温度	24.7	25.0	25.2	25.5	25.8	26.0	26.1	26.3
应答机遥测温度	32.4	29.4	28.4	27.5	26.9	26.5	26.1	25.9
应答机仿真温度	31.7	28.7	28.4	28.3	28.4	28.5	28.6	28.7
星载计算机遥测温度	27.1	26.6	26.5	26.4	26.3	26.2	26.1	25.8
星载计算机仿真温度	27.0	27.5	28.1	28.6	29.1	29.5	29.9	30.2
电源控制器遥测温度	26.7	27.5	27.8	28.1	28.3	28.5	28.7	28.7
电源控制器仿真温度	26.8	28.5	29.7	30.7	31.5	32.1	32.7	33.1

卫星载荷舱内由于大功率设备均未开机，虽通过延时指令开启了若干加热器，温度仍缓慢下降，各舱板上关机设备的温度变化速率一致，以其中若干设备为例，其遥测温度与仿真温度见表3。

表3　载荷舱设备遥测温度与仿真温度

Tab.3　Telemetry and simulation temperatures of the equipment in the payload module　　℃

温度	时间/h							
	0.1	0.8	1.2	1.6	2.0	2.4	2.8	3.2
处理机A遥测温度	19.2	16.2	14.5	12.6	10.7	8.8	7.1	5.7
处理机A仿真温度	18.5	14.2	12.0	9.9	8.0	6.3	4.6	3.1
处理机B遥测温度	20.7	15.6	13.8	12.1	10.4	8.8	7.2	5.3
处理机B仿真温度	21.6	17.2	15.3	12.6	11.3	8.6	6.6	4.8
一体机A遥测温度	19.8	15.6	12.8	10.2	7.8	5.7	3.7	1.8
一体机A仿真温度	19.7	13.8	11.5	9.2	7.6	5.8	4.2	2.7
行波管A遥测温度	19.0	13.1	10.0	7.4	5.2	3.2	1.4	0.3
行波管A仿真温度	19.2	12.2	9.5	7.1	5.0	3.1	1.3	−0.1
固放A遥测温度	19.2	12.1	8.9	6.2	4.0	1.9	0.2	−0.8
固放A仿真温度	18.4	10.0	7.4	5.1	3.1	1.3	−0.5	−1.8
行波管B遥测温度	20.1	15.0	12.5	10.4	8.5	6.7	5.1	3.6
行波管B仿真温度	19.6	14.1	11.9	10.0	8.2	6.4	4.8	3.5
固放B遥测温度	20.4	15.2	12.7	10.5	8.6	6.9	5.3	3.8
固放B仿真温度	19.4	14.1	11.9	10.0	8.2	5.1	5.0	3.7
终端A遥测温度	25.3	24.4	23.5	22.5	21.3	20.1	18.9	17.6
终端A仿真温度	24.9	24.3	23.2	21.9	20.5	19.0	17.5	16.1

原子钟舱内由于采取比例控制方法，上升过程中能够自主开启、关闭加热器，将钟板控温点的温度控制在5 ℃附近区间。原子钟舱内测温点的遥测温度和仿真温度曲线如图6所示，发射后约2.5 h后原子钟舱开始自主控温。

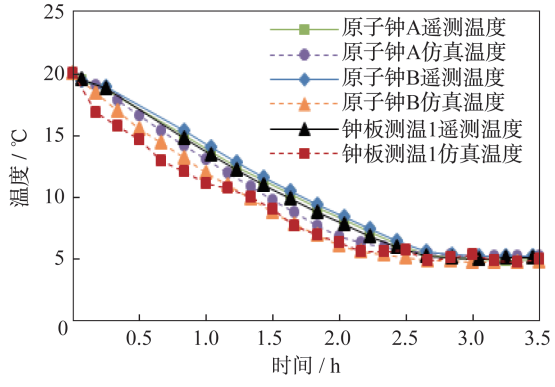


图6　原子钟舱测温点遥测温度与仿真温度

Fig.6　Telemetry and simulation temperatures of the measuring points in the atomic clock module

由于蓄电池的热容较大，即使自身没有热功耗，卫星上升段期间其温度仍然基本保持不变。蓄电池的遥测温度和仿真温度曲线如图7所示。

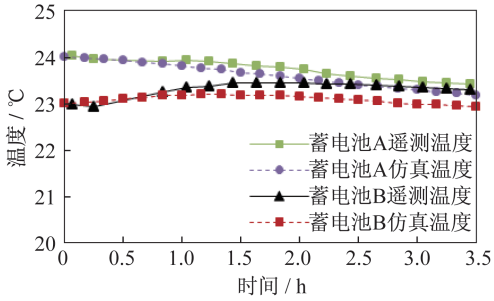


图7　蓄电池遥测温度与仿真温度

Fig.7　Telemetry and simulation temperatures of the storage batteries

北斗三号中轨导航卫星使用了星间链路设备，相控阵布置在卫星的舱外，上升段期间其温度呈缓慢下降趋势。星间链路相控阵的遥测温度与仿真温度如图8所示，分离时刻其温度降至约2 ℃，与载荷舱内的设备温度一致。太阳电池阵外板的遥测温度和仿真温度如图9所示，外侧帆板温度随双星自旋在10～30 ℃区间内进行周期性波动。

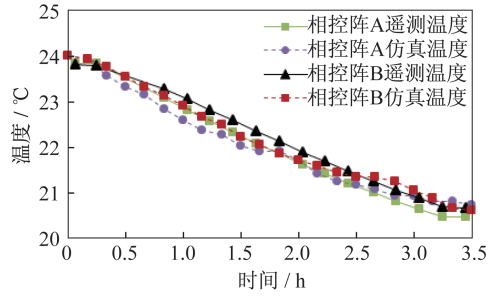


图8　相控阵天线遥测温度与仿真温度

Fig.8　Telemetry and simulation temperatures of the phased array antennas

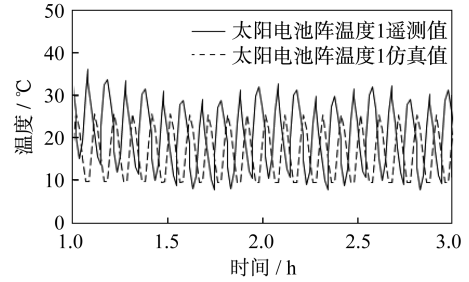


图9　太阳电池阵遥测温度与仿真温度

Fig.9　Telemetry and simulation temperatures of the solar array

由表2、表3和图6～图9可知,上升段期间平台舱内设备温度基本保持不变,除个别开机设备以外的载荷舱内设备温度以约4.2 ℃/h的速率缓慢下降,热设计合理。数值仿真所得的上升段温度数据和遥测温度数据趋势一致,数据吻合,大部分设备温度的误差均在3 ℃以内,个别设备温度的误差不超过5 ℃,验证了仿真手段的准确性和合理性。此仿真结果较为准确地预示了上升段期间星上设备的温度变化,能够据此调整相应的热控方案,完善热设计。

为了验证采用延时指令开启星上加热器的热控措施有效性,针对载荷舱+Y/−X/+Z板上的代表性设备,将不采用延时指令的仿真温度2与采用延时指令的仿真温度1以及遥测温度进行对比,结果如图10和图11所示。

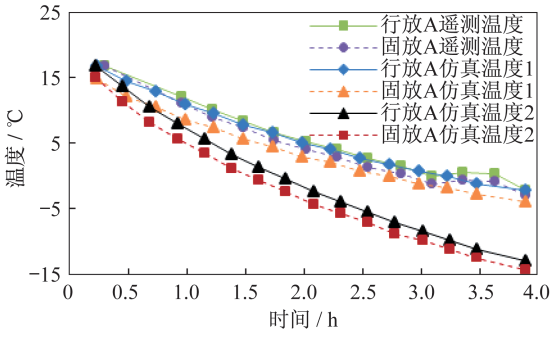


图10 载荷舱+Y板设备温度对比

Fig.10 Equipment temperature comparison of the +Y plate in the payload module

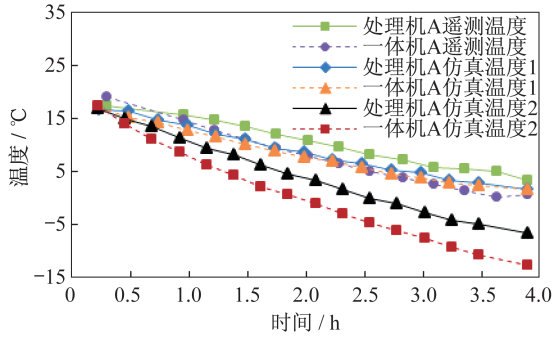


图11 载荷舱−X/+Z板设备温度对比

Fig.11 Equipment temperature comparison of the −X/+Z plate in the payload module

在星箭分离时刻,固放A、行放A与处理机A采用延时指令的温度比不采用延时指令的温度约高10 ℃,一体机A采用延时指令的温度比不采用延时指令的温度约高13 ℃,温控效果显著。由于星箭分离后还需0.5 h才能展开帆板,在此时刻前热控分系统不能使用星上能源进行自主控温,结合分离之后的遥测数据,分离至自主控温期间载荷舱内温度仍将下降8 ℃左右,因此,预留温度余量能保证整星的温度要求,并为可能发生的非预期现象赢得更多处理时间,采用延时指令进行温控必不可少。

4 结束语

上升段和入轨段时间较长的高轨航天器或深空探测器在低温储存阶段的温度控制可采取以下策略:

1) 上升段航天器初始温度受到发射场地理位置、海拔、季节和昼夜等影响,应在保证工作设备温度不过高的前提下尽量提高整星的初始温度水平,有利于上升段整星温度的保持。

2) 太阳电池阵及可展开式热辐射器等在发射阶段收拢于散热面上部,对整星散热区形成有效遮挡,可显著降低该阶段航天器热控分系统的加热功耗,需在构型设计及发射方案论证阶段一并考虑。

3) 通过设置延时指令的方式开启所需区域加热器,不仅能在能源受限的条件下对关键区域进行准确控温,还能保证热控分系统在上升段的功率受控,设置延时指令的方式也可降低在上升段可能发生的因测控不佳导致指令无法发送的风险。

4) 仿真与遥测数据比对结果表明该数值仿真手段的准确性和合理性,通过仿真分析对上升段及入轨段航天器温度进行预示,并反馈设计的方法有效、可行。

参考文献

[1] 唐军刚,陈塞崎,陈益,等.国内外运载火箭上面级发展现状分析[J].中国航天,2012,29(9):5-10.

[2] 杜桌林,江海,陈少华,等.上面级发射中高轨道卫星外热流分析[J].宇航学报,2018,39(10):1107-1115.

[3] 吴胜宝,胡冬生.国外“一箭多星”发射现状及关键技术分析[J].国际太空,2015(10):18-22.

[4] DAVIS D J, MCARTHUR J C. NASA ares I crew launch vehicle upper stage overview [C]// 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, USA: AIAA Press, 2008: 1-10.

(下转第39页)