

单自由度太阳帆板极月轨道月球卫星的 初步热分析与热设计

张加迅 文耀普 李劲东

(中国空间技术研究院总体专业技术部 北京 100086)

摘 要

对国外极月轨道月球卫星的热设计进行了概述,并以一个极月轨道月球卫星为例,介绍了采用单自由度太阳帆板技术的某极月轨道月球卫星.针对该卫星,对其奔月飞行和在极月轨道上环月运行时的外热流与空间散热问题进行分析,根据分析结果,初步提出了该卫星的热设计方案,重点对有效载荷热控问题,±y侧仪器设备的热控问题,以及热控百叶窗的应用技术等进行了描述.

关键词 热控制; 月球卫星; 外热流; 百叶窗

1 引言

对月球进行探测是世界各航天大国发展深空探测的起点,可以为人类进一步的太空探索奠定基础,是人类探索太空的重要一步.由于地月系具有相近的空间外环境,而且月球卫星可以很好地继承地球卫星的设计经验,能够在此基础上发展深空探测所需的关键技术,此外,通过月球卫星可以获得月球的物性数据及资源分布,为下一步的月球着陆器(有人或无人)提供技术保障,因此,月球卫星成为月球探测的第一步.自1958年开始,世界各国(主要是美、苏)发射了近百个月球探测器,其中月球卫星占了很大的比例^{[1],[2]}.就月球卫星而言,根据探测任务的不同,其轨道和外形各异,但由于极月轨道具有探测覆盖区域广,轨道设计相对简单等优点,成为各国月球卫星,特别是初期进行月球探测的首选轨道.但极月轨道月球卫星在一年周期内,其外表面投入的太阳辐射变化较大,并且由于月球表面无大气存在,卫星对月面外热流(月球反照和月球红外)在一个轨道周期内同样变化较大,并考虑到月球卫星具有长达5天的奔月飞行阶段,这些因素导致卫星表面在整个寿命中外热流变化幅度很大,由此给热控设计带来前所未有的难度.

极月轨道月球卫星一般都以被动热控为主、主动热控为辅对卫星进行分舱段的隔热设计,其具体热设计方案根据卫星外形和舱内仪器设备布局进行选择.由于月球空间环境的复杂性,各国在月球卫星的热设计中,综合应用热控百叶窗、可控热管、热控旋转盘、相变传热装置等多种热控措施,以适应极月轨道上恶劣的深空环境,从而达到热控设计的目的.在航天热控领域,这些热控技术的发展实际上也主要是从月球卫星等深空探测器以及载人航天等开始的,正是由于深空中具有特殊而复杂的环境,促进了热控技术的发展,使地球卫星的热控设计也从中受益,极大地开拓了卫星设计的思路^{[3]-[10]}.

2003-04-25 收到原稿, 2003-11-05 收到修定稿

月球卫星的构型和星内仪器设备的布局主要受平台(技术)继承性、探测任务两方面因素的限制。完成探测任务是月球卫星的最终目的,而采用继承性较好的平台(技术),可以缩短研制周期,节省成本,因此,保证有效载荷的要求,采用继承性较好的平台(技术)是进行月球卫星设计的重要原则^{[6],[7]}。

图1所示为某月球卫星结构构型。它可以很好地满足有效载荷的要求,并且能继承地球卫星的设计经验和技術,本文以其为例,对外热流分析及热设计进行描述。该月球卫星由载荷舱、推进舱、服务舱三部分组成,载荷舱内安装有用于月球探测的重要有效载荷,如光学成像系统、激光高度计等;服务舱内安装有氢镍蓄电池、GNC系统的主要设备,为卫星平台服务;推进舱包括储箱、推力器等设备,用于卫星变轨和轨道维持。能源系统采用氢镍蓄电池组,安装在服务舱铝蜂窝板内侧,以便于与帆板配合及向外空间散热。太阳帆板安装在服务舱 $\pm y$ 侧,考虑到继承性及技术成熟程度等方面的原因,太阳帆板单自由度对日定向。根据极月轨道月球卫星外热流特点,对于采用单自由度太阳帆板的平台,在某段较长的时间内,阳光与帆板夹角将不满足能源系统的需要,卫星姿态需进行调整以保持达到能源系统的要求,与采用双自由度太阳帆板对日定向的极月轨道月球卫星相比,星外表面的轨道周期平均外热流将有很大差别,因此在热设计上也将有很大的不同,热设计应该能够适应这种姿态变化所带来的外热流变化。

2 轨道与姿态定义

对月球卫星的轨道进行分析是热控设计的基础,为此,首先对月球卫星轨道进行描述。月球卫星自地球发射,在地球附近经过3次变轨,时间约为72—84 h,在变轨前1—3 h, $+z$ 对地定向,其余时间保持巡航姿态,即 $+x$ 对日定向;完成后地球轨道附近的变轨后,保持巡航姿态,然后进行奔月飞行,时间约为120 h;在进入月球轨道后,开始进行环月飞行,轨道高度为200 km,倾角为 90° ,周期约为2 h。

月球半径为1730 km,月球的赤道与黄道的夹角约为 1.5° ,可以看做两者共面,因此卫星轨道面与黄道面基本垂直。环月轨道在惯性空间中的方位基本不变,因此一年内太阳相对卫星轨道面正好旋转一圈。如图2,用 β 表示太阳矢量与卫星轨道面的夹角,当 $\beta = 0^\circ$

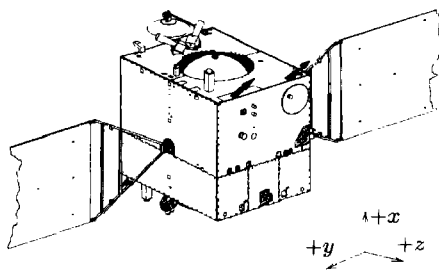


图1 月球探测卫星外形图

Fig.1 The configuration of lunar probe satellite

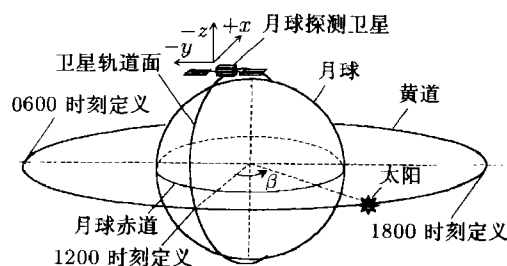


图2 太阳/月球/卫星三者之间关系
及热控计算用轨道时刻定义

Fig.2 Relation of the sun/moon/satellite and
definition of thermal computation used orbital time

和 180° 时, 卫星轨道的月影段最大, 为 45 min, 光照时间为 82 min. β 在 63.6° 与 116.4° 及 243.6° 与 296.4° 之间时卫星轨道处于全日照状态, 一年内全日照时间为 107 天. 地影时间一年内变化范围为 0—6 min, 对极月轨道卫星影响较小, 可以忽略. 环月阶段是热控设计的主要内容, 为便于热控计算, 将太阳环绕月球一周的时间看做 24 h, 沿环绕方向为正方向, $\beta = 180^\circ, 270^\circ$ 分别定义为 0000 时刻和 0600 时刻, 以此类推.

月球探测卫星选用单自由度旋转的太阳帆板驱动机构, 卫星环月阶段在轨运行具有正飞和侧飞两种姿态. 正飞姿态定义为: $+z$ 轴沿卫星与月球中心的连线, 指向月球中心; $+x$ 轴沿当地水平面与卫星轨道平面的交线, 指向前进方向; y 轴垂直卫星轨道面, xyz 为右手坐标系. 当太阳矢量与卫星轨道面夹角 β 在 0° — $45^\circ, 135^\circ$ — $225^\circ, 315^\circ$ — 360° 范围时采用正飞姿态, 此时姿态条件满足有效载荷对月面立体成像要求, 同时通过帆板跟踪太阳满足电源供电要求. 侧飞姿态定义为, $+z$ 轴沿卫星与月球中心的连线, 指向月球中心; $+x$ 轴沿卫星轨道面法线指向太阳一侧; xyz 为右手坐标系 ($+y$ 轴沿卫星轨道切线方向, 与速度方向相同或相反). 当太阳矢量与卫星轨道面夹角 β 在 0° — $45^\circ, 135^\circ$ — $225^\circ, 315^\circ$ — 360° 范围以外时, 采用侧飞姿态, 此时姿态条件不满足有效载荷对月面立体成像要求, 太阳帆板固定朝向 $+x$ 方向, 满足电源供电要求.

3 在轨外热流与空间散热分析

月球卫星在地球附近 3 次变轨过程中的外热流分析, 可以按照高轨道地球卫星的分析方法进行, 相关资料参见文献 [3]—[7] 和 [11], 此处从略. 在巡航姿态下, $+x$ 面对日定向, 其太阳辐射外热流为 1399 W/m^2 , 其余各面所受外热流为 0 W/m^2 . 本文主要对环月阶段不同姿态下轨道周期平均外热流进行分析, 在分析中, 太阳常数取 1399 W/m^2 , 月球表面温度取为平均温度 250 K, 半球发射率取 0.90—0.93, 反照率范围为 0.07—0.24^{[1],[3],[4]}, 具体分析数据如表 1 所示.

根据月球卫星总体方案, 其星内仪器设备功耗 Q_0 为 600—800 W, 星外表面包覆多层, 通过对卫星进行能量平衡估算, 需对卫星开设散热面. 卫星散热面的选择一般应遵循两条原则, 其一, 卫星的散热面应选择开设在外热流变化较小的面上, 就此原则, 由表 2 中数据可知, 在环月运行阶段, 卫星的 $-x$ 、 $\pm z$ 表面其外热流变化较小, 也即外热流较为稳定, 散热面开在这 3 个表面较为理想. 考虑到奔月阶段, 卫星的 $+x$ 表面外热流变化最为恶劣, 该表面不适宜开散热面. 对于卫星的 $\pm y$ 表面而言, 受益于卫星的侧飞, 在整个寿命阶段内外热流变化较 $+x$ 面要小, 在一定的条件下可以考虑开散热面. 其二, 散热面的开设应该不影响星内仪器设备工作状态, 并且能发挥最大效果. 就此原则, 考虑到卫星的实际布局情况, $-x$ 面由于推进系统重要设备的存在, 其有效面积较小, 并且 $-x$ 面开设散热面将受到 GNC 系统许多限制条件的制约; $+z$ 面是对月面, 用于探测月球的有效载荷主要安装在该面, 在该面开设散热面易对有效载荷产生不利影响; 综合以上两条原则进行考虑, 散热面开设在 $-z$ 、 $\pm y$ 为宜. 特别是 $\pm y$ 面, 尽管其外热流变化相对较大, 但舱内仪器设备对该面的角系数较大, 利于热控设计, 此外, 安装于该面的功耗较大的设备, 如蓄电池组等, 可以更好地散热.

表 1 环月阶段卫星各表面轨道周期平均外热流 (W/m^2)Table 1 Average orbital cycle outer heat flux of each surface
at moon orbiting phase (W/m^2)

$\beta/(^{\circ})$		180	225	225	270	315	315	360	45	45	90	135	135
飞行姿态		正飞	正飞	侧飞	侧飞	侧飞	正飞	正飞	正飞	侧飞	侧飞	侧飞	正飞
太阳投入辐射	$+x$	300	260	713	1399	713	260	300	260	713	1399	713	260
	$-x$	300	260	0	0	0	260	300	260	0	0	0	260
	$+y$	0	0	260	0	260	0	0	713	260	0	260	713
	$-y$	0	713	260	0	260	713	0	0	260	0	260	0
	$+z$	38	88	88	0	88	88	38	88	88	0	88	88
	$-z$	427	307	307	0	307	307	427	307	307	0	307	307
月球红外外	$+x$	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40
	$-x$	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40
	$+y$	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40
	$-y$	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40
	$+z$	152	152	152	152	152	152	152	152	152	152	152	152
	$-z$	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
月球反照	$+x$	20	14	18.3	9.88	18.3	14	20	14	18.3	9.88	18.3	14
	$-x$	20	14	10	0	10	14	20	14	10	0	10	14
	$+y$	20	10	14	3.1	14	10	20	18.3	14	3.1	14	18.3
	$-y$	20	18.3	14	3.1	14	18.3	20	10	14	3.1	14	10
	$+z$	78	58	58	11.3	58	58	78	58	58	11.3	58	58
	$-z$	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
受晒因子	$+x$	0.33	0.375	0.75	1	0.75	0.375	0.33	0.375	0.75	1	0.75	0.375
	$-x$	0.33	0.375	0	0	0	0.375	0.33	0.375	0	0	0	0.375
	$+y$	0	0	0.375	0	0.375	0	0	0.75	0.375	0	0.375	0.75
	$-y$	0	0.75	0.375	0	0.375	0.75	0	0	0.375	0	0.375	0
	$+z$	0.14	0.25	0.25	0	0.25	0.25	0.14	0.25	0.25	0	0.25	0.25
	$-z$	0.5	0.5	0.5	0	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0	0.5	0.5

表 2 散热面状态及不同时刻姿态下散热量 (漏热量)(W)

Table 2 Radiating area state and heat radiation amount at different time (W)

	面积 $/\text{m}^2$	散热面积 $/\text{m}^2$	1200(正飞)	1500(正飞)	1500(侧飞)	奔月姿态
$+x$	3.784	0	22.3	25.0	-1.7	-36.4
$-x$	3.784	0	22.3	25.0	40.4	45.3
$+y$	4.4	1.13	216	124	185	240
$-y$	4.4	1.13	216	200	185	240
$+z$	3.44	0	20.1	18.5	18.5	41.2

利用热分析计算软件 Nevada 和 SINDA 对星上 $-z$ 、 $\pm y$ 散热面开设情况和卫星空间漏热情况进行初步计算, 其主要姿态下的计算数据如表 2 所示, 在计算中, 假设星内设备工作温度约保持为 20°C , 部分发热功率较大的设备保持为 35°C 以上, 正值表示散热, 负值表示吸热。

显然, 按以上散热面积计算所得的散热量 $Q_t > Q_0$ (内热源 Q_0 为 $600\text{--}800\text{ W}$), 或可以认为二者基本相当, 通过在一定范围内增大或缩小散热面积的方法, 可以使整星维持能量平衡, 这说明对散热面的选取是成功的。

4 初步热设计

4.1 热控设计方案简述

根据对该卫星外热流和空间散热的分析, 月球卫星初步热控设计方案为, 载荷舱、服务舱和推进舱按分舱段热设计的原则进行必要隔热, 各舱内部利用热管、环路热管和高发射率涂层技术实现等温化设计, 各舱外部除散热面和部分探测孔外全部包覆多层; 散热面开设在 $-z$ 、 $\pm y$ 面上, 其中 $\pm y$ 散热面外加设热控百叶窗, 散热面内部贴补偿加热装置, 以补偿奔月阶段或环月阶段该面不受照时的温度水平。除这些措施外, 月球卫星热控设计需重点解决有效载荷热控问题、 $\pm y$ 侧仪器设备热控问题和热控百叶窗的应用问题等, 这些问题的解决关系到热控分系统能否满足设计要求, 对整个卫星也将有很大影响, 下面将对此分别论述。

4.2 有效载荷热控

月球卫星经历的过程复杂, 外热流变化剧烈, 例如, 由于月球表面无大气层, 其阴影面与受照面温度水平相差很大, 由此引起的外热流 (可见光反射和红外辐射) 变化相差很大, 受此影响, 在环月运行的一个轨道周期内, $+z$ 向对月面的外热流变化剧烈, 这与对地观测的地球卫星有很大差别, 给有效载荷的热设计带来很大困难。因此, 必须将整星的热控措施与有效载荷的状态有机的、统一的进行设计, 才能实现有效热控制。为此, 首先必须对光学成像探测系统本身进行热设计, 使之能最大限度地适应月球卫星的热环境; 然后考虑光学成像探测系统在卫星平台上安装时, 使其与星内其他仪器设备隔热; 其次, 在对月板内侧或者对月板与相关设备之间安装相变装置或可变热导热管, 以解决对月板的温度波动; 另外, 所有暴露在外空间的部件外表面用多层隔热组件包覆, 入光口安装遮光罩, 遮光罩加主动控温回路进行温控 [3]、[4]。

4.3 $\pm y$ 侧仪器设备热控

通过分析, 在 $\pm y$ 侧开设散热面对月球卫星总体方案及热控较为有利, 但考虑到 $\pm y$ 侧外热流特点—— $\pm y$ 侧几乎不会同时受照, 且两侧外热流在一年周期内对称分布, 因此, 可以考虑采用热管技术, 利用环路热管或挠性热管, 拉平两侧之间的温度水平, 使两板之间的温差受外热流的影响较小, 利于分舱段等温化设计。

$\pm y$ 侧外热流的变化情况将对安装在上面的仪器设备的热控带来困难, 高峰负荷时仪器设备产生的热量无法完全散出, 为此, 在这些仪器设备散热面外加设热控百叶窗, 通过遮挡太阳辐射减少外热流入射的方法来提高散热面的散热能力, 用以满足仪器设备的散

热要求。同理,当 $\pm y$ 侧外热流较低时,同样可以通过控制热控百叶窗开度的方法,减少百叶窗开度甚至关闭百叶窗,减少漏热,保持仪器设备的温度水平。

4.4 热控百叶窗应用技术

通过在 $\pm y$ 侧散热面外加设百叶窗,不仅可以实现环月阶段峰值负荷时重要仪器设备的热控,并且通过增设热控百叶窗,可以弥补因对月球环境未知或考虑不周而来的热控设计不确定性问题,使热控分系统在必要情况下有手段来弥补设计的不足;另外,由于奔月阶段整星的温度水平较低,仅靠补偿加热将给一次电源带来较大压力,通过关闭热控百叶窗可以减少星体的漏热,使热控设计方案更为完善。总之,通过百叶窗改变散热面的有效散热面积,可以改变载荷舱、服务舱的空间散热量,起到控制仪器设备温度水平的作用。

由于月球卫星外热流条件变化较大,因此宜采用调节灵活、技术成熟并且可靠性较高的叶片式电动百叶窗。热控百叶窗对温度的调节可以采用两种形式,其一是,在百叶窗安装处设必要的温度监测点,百叶窗根据散热面处的温度状况自动进行温度调节,采用这种方法可以使控温具有很强的自主能力,但对控温模式及驱动控制器有较高的要求;其二是,预先设定百叶窗的工作模式,使百叶窗的开度分为若干档(开度),百叶窗在不同档下的散热能力通过试验及理论可以比较准确的给出,根据卫星的在轨模式通过地面遥控确定百叶窗的开关档,这种方法的自主性较差,需地面的参与,但准确性、可靠性较高。在月球卫星热控分系统的方案中,主要以第一种温度调节方案为主进行设计,第二种方案作为设计备份使用,以提高热控百叶窗的可靠性^{[3],[4],[12]}。

5 结语

由于月球空间环境复杂,从外热流分析可知,月球卫星在寿命中外热流变化较大,因此,月球卫星的热设计必须能够适应这种变化,使热设计不仅能够满足环月阶段的要求,同样要满足奔月阶段的要求。以单自由度太阳帆板极月轨道月球卫星为研究对象,通过月球卫星空间散热分析,并根据卫星平台的实际情况,确定在 $-z$ 、 $\pm y$ 开散热面,其中 $\pm y$ 散热面外侧增设百叶窗,利用百叶窗的主动调节功能,可以优化热设计方案,使热控设计具有较强的适应能力;另外,利用热管技术拉平 $\pm y$ 侧面板的温度水平,实现分舱段等温化设计;对于有效载荷的热控问题,需采用多种热控措施,与热控总体方案统一考虑解决。

参 考 文 献

- [1] Eckart Peter. The Lunar Base Handbook. McGraw-Hill, 1994
- [2] Xi Xiaoning *et al.* Orbit Design of Lunar Probe. Beijing: National Defense Industry Press, 2001. in Chinese (郝晓宁等. 月球探测器轨道设计. 北京: 国防工业出版社, 2001)
- [3] Min Guirong, Guo Shun. Thermal Control of Spacecraft. Beijing: Science Press, 1998. in Chinese (闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制(第2版). 北京: 科学出版社, 1998)
- [4] Min Guirong. Thermal Control of Spacecraft. Beijing: Astronautics Press, 1991. in Chinese (闵桂荣. 航天器热控制技术. 北京: 宇航出版社, 1991)
- [5] Garrett H B *et al.* Space Radiation Models, AIAA 94-0590, 1994
- [6] Chu Guibai *et al.* Conspectus of Astronautic Technology. Beijing: Aeronautic Industry Press, 2002. in Chinese (褚桂柏等. 宇航技术概论. 北京: 航空工业出版社, 2002)

- [7] Fan Jianfeng *et al.* Conspectus of Interspace Station Project. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 1990. in Chinese (范剑锋等. 空间站工程概论. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1990)
- [8] McCullough J E, Lands J F *et al.* Apollo Command Module Land-Impact Tests. NASA TN D-6979
- [9] Hollander M A. Human Space Flight: Mission Analysis and Design. Donnelley R R, Sons Company-Crawfordsville, McGraw-Hill Higher Education, 1998
- [10] Ulysse J Blanchard. Full-Scale Dynamic Landing-Impact Investigation of a Prototype Module Landing Gear. NASA TN D-5029
- [11] Yang Weilian, Fan Qinzhong *et al.* Orbital Dynamics and Control of Spacecraft. Beijing: Astronautics Press, 1991. in Chinese (杨维廉, 范秦鸿等. 航天器轨道动力学与控制 (上、下). 宇航出版社, 1991)
- [12] Plamondon J A. Analysis of movable louvers for temperature control. *J. Space. Rocket*, 1964, (5)

THE PRELIMINARY THERMAL ANALYSIS AND THERMAL CONTROL DESIGN FOR POLAR ORBIT LUNAR SATELLITES WITH SOLAR PANELS IN SINGLE DEGREE OF FREEDOM

ZHANG Jiaxun WEN Yaopu LI Jindong

(Institute of Spacecraft System Technology, Chinese Academy of Space Technology, Beijing 100086)

Abstract

In this paper, the thermal control designs of polar orbit lunar satellites are summarized, and take a polar orbit lunar satellite with solar panels in single degree of freedom as an example. Then, the analysis of this satellite about its outer heat flux and heat dissipation in space are conducted when it is flying towards the moon and orbiting around the moon. Based on the results of the analysis, the thermal design scheme of this lunar satellite is presented, and the problems about the thermal control of the payloads, the problems about the thermal control of the instruments and equipment on the $\pm y$ side, and the application of the thermal louver technique are described.

Key words Thermal control, Lunar satellite, Outer heat flux, Thermal louver