

DOI:10.11918/202104142

低轨通信卫星箱式构型设计与散热能力分析

吴 优,孔 林,孙强强,谭陆洋

(长光卫星技术股份有限公司,长春 130033)

摘 要:为提高低轨通信卫星散热效率,降低卫星平台质量,通过分析卫星在轨飞行时各个蜂窝板外热流特点,提出一种以热管为传导网络的倒梯形延展板箱式构型。首先,根据低轨通信卫星在轨外热流积分平均值,通过数值计算得到各蜂窝板平均散热能力,并对比两种箱式构型散热能力。其次,为保证各蜂窝板温度均匀,设计了由预埋热管和外敷热管组成的热管网络,强化蜂窝板内和蜂窝板间热耦合特性。最后,某型低轨通信卫星采用倒梯形延展板构型方案,并对卫星进行高低温热平衡试验验证。研究结果表明:在相同面积条件约束下,与正梯形构型相比,倒梯形延展板构型+X蜂窝板散热能力提升36.3%, -X蜂窝板散热能力提升36.4%, +Z蜂窝板散热能力提升10.2%, -Z蜂窝板散热能力提升98.6%,整星散热能力提升34.6%;热平衡试验结果表明,在高低温工况下所有设备满足温度指标要求,整星满足2 200 W热耗散热能力需求,其中+Z板相控阵天线峰值热耗为870 W,证实了基于热管网络的倒梯形延展板箱式构型的可行性。

关键词:低轨通信卫星;空间外热流;倒梯形构型;延展板;热管网络

中图分类号:V416.5

文献标志码:A

文章编号:0367-6234(2022)12-0087-08

Box-type configuration design and heat rejection analysis for LEO communication satellite

WU You, KONG Lin, SUN Qiangqiang, TAN Luyang

(Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd., Changchun 130033, China)

Abstract: To improve the heat rejection efficiency of low Earth orbit (LEO) communication satellite and reduce the platform mass, through the analysis of the orbital heating flux of each honeycomb panel of in-orbit satellite, this paper proposes an inverted trapezoidal extension panel with heat pipes as conduction network. First, according to the integral average values of orbital heating flux of LEO communication satellite in orbit, the average heat rejection capacity of each honeycomb panel was obtained through numerical calculation, and the heat rejection performance of two box-type configuration schemes was compared. Then, in order to ensure the uniform temperature of honeycomb panels, a heat pipe network consisting of embedded heat pipes and external heat pipes was designed, so as to enhance the thermal coupling characteristics within and between honeycomb panels. Finally, the inverted trapezoidal extension panel configuration scheme was adopted for a LEO communication satellite, and hot and cold thermal balance tests were carried out. Research results showed that with the same area constraint, by using the inverted trapezoidal extension panel configuration, the heat rejection capacity of +X honeycomb panel was improved by 36.3%, -X honeycomb panel by 36.4%, +Z honeycomb panel by 10.2%, -Z honeycomb panel by 98.6%, and the heat rejection capacity of the whole satellite was improved by 34.6%, compared with the positive trapezoidal configuration. The thermal balance test results showed that the satellite platform met all temperature requirements under hot and cold cases. The whole satellite met the heat rejection requirement of 2 200 W, and the peak heat rejection was 870 W for the +Z panel phased array, indicating the feasibility of the inverted trapezoidal extension panel configuration based on the heat pipe network.

Keywords: LEO communication satellite; orbital heating flux; inverted trapezoidal configuration; extension honeycomb panels; heat pipe network

低轨通信卫星具有低延迟、低成本、低风险等优势^[1],Amazon、SpaceX、OneWeb 等公司纷纷组建低轨通信卫星星座^[2-4],通信卫星载荷功率密度大、整

星功耗高、轨道复杂多样,这些特征会增大热控设计难度^[5-6]。

在轨卫星与外界仅通过辐射进行能量交换,为满足散热能力需求,通常采用增大散热面积和提高单位面积散热能力两种手段。洛克希德·马丁公司^[7]研制柔性热管耦合太阳辐照变化剧烈的卫星东西面,增加散热面积,柔性结构拓展了热管使用范

收稿日期:2021-04-30

基金项目:吉林省科技厅(20200401011GX)

作者简介:吴 优(1993—),男,硕士研究生,工程师

通信作者:孔 林(1986—),konglin@charmingglobe.com

围,但柔性部位多次弯折毛细结构容易被破坏,传热能力降低。小行星探测器 Hayabusa^[8] 装置了热致变色热控涂层,涂层表面温度升高时,红外发射率增加来提高散热效率,但热控系统要求卫星在轨温度波动小,目前难以实现在几十度温度范围内,热控涂层红外发射率有较大的变化。ETS-VIII^[9] 卫星部署了 1.80 m×0.49 m 可展开辐射板,增大散热面积,但在低温时需要较大的电加热资源,且结构复杂,造价高昂。Spacebus 3000A^[10] 卫星南、北板分别向±X方向扩展,通过环路热管连接热源和扩展面,环路热管热传导距离远,由于只有一个蒸发器,适用于单个高功率密度载荷,但对多点式分布载荷适用性较差。低轨通信卫星组网数量多,对卫星质量和造价成本有严苛要求,上述手段不适用低轨通信卫星建设。

本文通过设计卫星构型,延展卫星本体面积,利用热管网络耦合不同散热面,使得卫星散热效率提升,达到降低质量和成本目的。对某型低轨通信卫星应用设计方案,高低温热平衡试验结果表明,所有温度指标满足要求,证实了基于热管网络的倒梯形延展板箱式构型的可行性。

1 通信卫星箱式构型

一箭多星发射多采用中心承力筒作为星箭接口,为最大程度利用整流罩空间,Iridium NEXT、Globalstar、OneWeb 等通信卫星均采用箱式梯形构型。

为简化论述,在文中约定正梯形构型为卫星在轨飞行时,梯形大面对地,小面对天,如图 1 所示。倒梯形构型为卫星在轨飞行中,梯形小面对地,大面对天,如图 2 所示,±X板、±Z板分别向±Y两侧进行延展,其中延展+Z+Y和延展+Z-Y合称为+Z延展板;延展-Z+Y和延展-Z-Y合称为-Z延展板;延展+X+Y和延展+X-Y合称为+X延展板;延展-X+Y和延展-X-Y合称为-X延展板。正梯形构型中±Y板与+Z板夹角为72.5°,倒梯形构型中±Y板与+Z板夹角为90°,使得在图中尺寸情况下,正梯形与倒梯形对应各个面积均相等。

卫星在轨飞行时,+Z面对地定向,3轴稳定,沿+X方向飞行,轨道参数见表1,β角(太阳矢量与轨道平面夹角)计算公式如式(1)所示,在轨5a变化如图3所示,变化范围为[-85.3°,87.2°],为使分析更具普适性,β角变化区间取[-90.0°,90.0°]。

$$\sin \beta = \cos i \sin \delta_0 + \sin i \cos \delta_0 \sin (\alpha_\Omega - \alpha_0) \quad (1)$$
式中:α₀、δ₀分别为太阳的赤经和赤纬,α_Ω为卫星升交点赤经,i为轨道倾角,当sinβ为负值时,则应为180°与所求出β值之差。

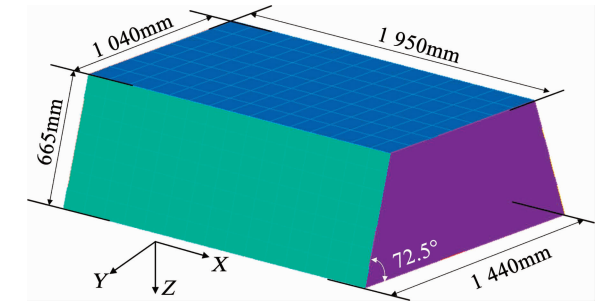


图 1 正梯形构型
Fig. 1 Positive trapezoidal configuration

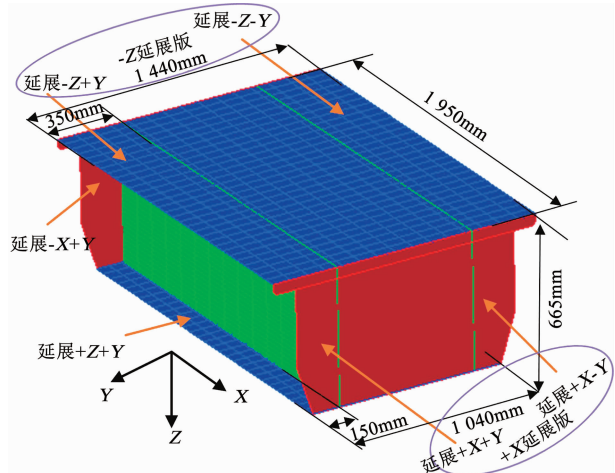


图 2 倒梯形延展板箱式构型

Fig. 2 Inverted trapezoidal extension panel configuration

表 1 轨道参数
Tab. 1 Orbital parameters

高度/km	倾角/(°)	偏心率
880	86	0

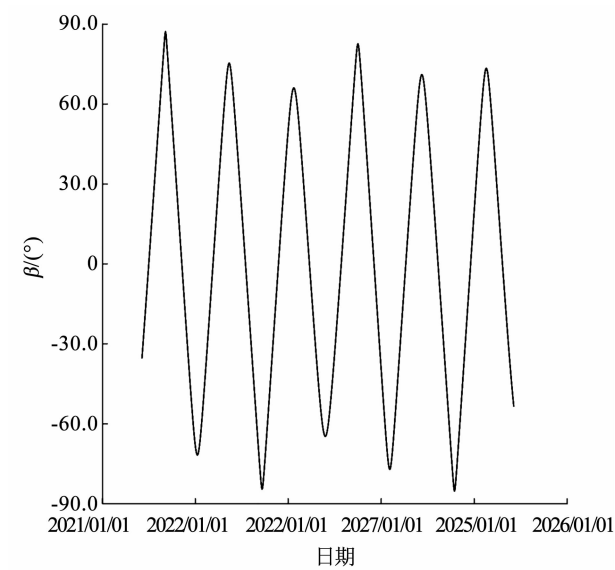


图 3 卫星在轨β角随时间变化

Fig. 3 Variation of β angle of in-orbit satellite with time

2 散热能力分析

为对比两种构型散热能力,通过统计各个蜂窝板在轨外热流,计算得出两种构型散热能力。蜂窝板散热能力 Q 如式(2)~(5)所示,在轨仿真中太阳常数取 $1\,367\text{ W/m}^2$,地球反照系数取 $0.3^{[11-13]}$ 。

$$Q = \varepsilon \sigma AT^4 - \alpha q_1 - \alpha q_2 - \varepsilon q_3 \tag{2}$$

$$dq_1 = S\phi_1 dA \tag{3}$$

$$dq_2 = \rho S\phi_2 dA \tag{4}$$

$$dq_3 = \frac{1-\rho}{4} S\phi_3 dA \tag{5}$$

式中: q_1 为到达卫星表面太阳辐照热流, q_2 为到达卫星表面地球反照热流, q_3 为到达卫星表面红外热流, α 为热控涂层太阳吸收率, ε 为热控涂层红外发射率, ρ 为地球反照系数, A 为蜂窝板面积, ϕ_1 为太阳辐射角系数, ϕ_2 为地球反照角系数, ϕ_3 为地球红外辐射角系数。

卫星在轨飞行过程中,蜂窝板的 3 种角系数(ϕ_1 、 ϕ_2 、 ϕ_3)不断变化,文中统计的外热流数值均为在某一 β 角下,到达蜂窝板的轨道周期积分平均值。

蜂窝板外表面热控涂层参数见表 2^[14-15]。热控设计需要保证卫星整个寿命周期散热能力,故计算中使用热控涂层末期属性。

表 2 热控涂层参数

Tab.2 Surface coating parameters

热控涂层	α (初期)	α (末期)	ε
KS-ZA	0.13	0.22	0.92
OSR	0.08	0.13	0.79

2.1 正梯形箱式构型

图 4 为到达正梯形构型蜂窝板太阳辐照和地球反照热流平均值,表 3 为到达各个蜂窝板地球红外热流密度。可以得出:

1) $\pm Y$ 板太阳辐照受交变热流影响,当 $-Y$ 板在 β 角为 $[-90.0^\circ, -20.0^\circ]$ 过程中, $-Y$ 板处于完全阴影状态,随着 β 角增大,到达 $-Y$ 板太阳辐照和地球反照热流逐渐升高,当 β 角为 90.0° 时达到最大值,为 1300 W/m^2 ; $+Y$ 板与之相反;

2) β 为 0° 时,到达 $-Z$ 板太阳辐照热流平均值最大,为 430 W/m^2 ;随着 $|\beta|$ 角增大, $-Z$ 板所受太阳辐照平均值降低;

3) $+Z$ 板对地定向,轨道周期内太阳辐照和地球反照平均值之和波动最小;

4) 地球红外热流不随 β 变化,到达 $+Z$ 板地球红外热流最大,达到 183.2 W/m^2 , $-Z$ 板不受地球红外热流影响。

$\pm Y$ 板和 $-Z$ 板直接受太阳辐照影响,采用低吸收/发射比且稳定的铈玻璃二次表面反射镜

(OSR); $\pm X$ 板和 $+Z$ 板主要受地球反照和地球红外的影响,选用低吸收/发射比 KS-ZA 无机白漆。

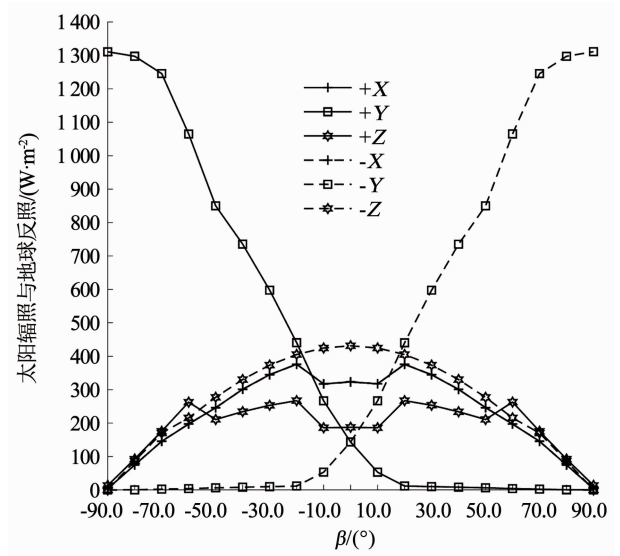


图 4 到达正梯形蜂窝板太阳辐照及地球反照平均值
Fig.4 Average solar and albedo on positive trapezoidal honeycomb panels

表 3 到达正梯形蜂窝板地球红外热流密度
Tab.3 Earth radiation density on positive trapezoidal honeycomb panels

β	地球红外热流密度/($\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$)					
	$+X$	$+Y$	$+Z$	$-X$	$-Y$	$-Z$
$-90.0^\circ \sim 90.0^\circ$	47.5	25.0	183.2	49.0	25.0	0

图 5 为蜂窝板在寿命末期散热能力随 β 角变化,表 4 为蜂窝板寿命末期平均散热能力,从表 4 可以得出:

1) 寿命末期各蜂窝板平均散热能力: $-Z > \pm X > \pm Y > +Z$;

2) $\pm Y$ 板在阳照区和阴影区散热能力相差 170 W/m^2 ;

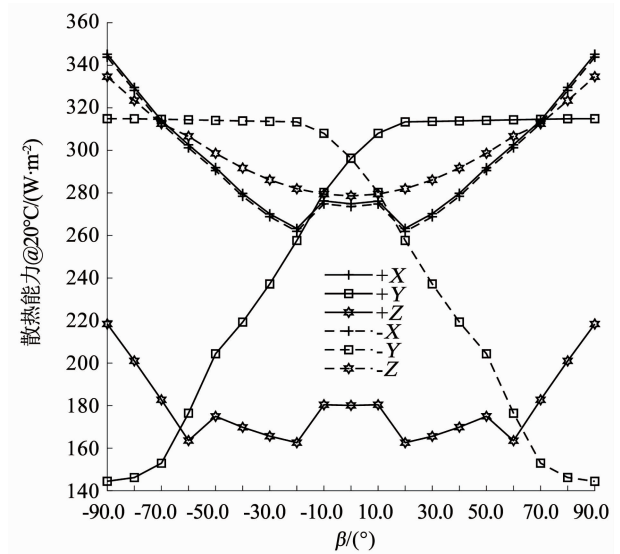


图 5 正梯形构型在不同 β 角下寿命末期散热能力@ $20\text{ }^\circ\text{C}$
Fig.5 Heat rejection @ $20\text{ }^\circ\text{C}$ at different β angles for positive trapezoidal configuration at end of life

表 4 正梯形构型在轨寿命末期平均散热能力@20 ℃
Tab.4 Average heat rejection @ 20 ℃ of positive trapezoidal configuration at end of life (W · m⁻²)

KS-ZA		OSR		KS-ZA		OSR	
+ X	+ Y	+ Z	- X	- Y	- Z		
295.8	259.8	179.9	294.4	259.8	300.4		

2.2 倒梯形延展板箱式构型

倒梯形构型蜂窝板及延展板尺寸如图 2 所示, ± X 板和 ± Z 板到达外热流与正梯形一致, ± Y 板到达外热流对比如图 6 所示,以 + Y 板为例,当 β 处于[-90.0°, -50.0°]时,倒梯形入射热流更大,当 β 处于[-50.0°, 20.0°]时,正梯形入射热流更大,当 β 处于[20.0°, 90.0°]时,蜂窝板进入阴影区,相差不多。

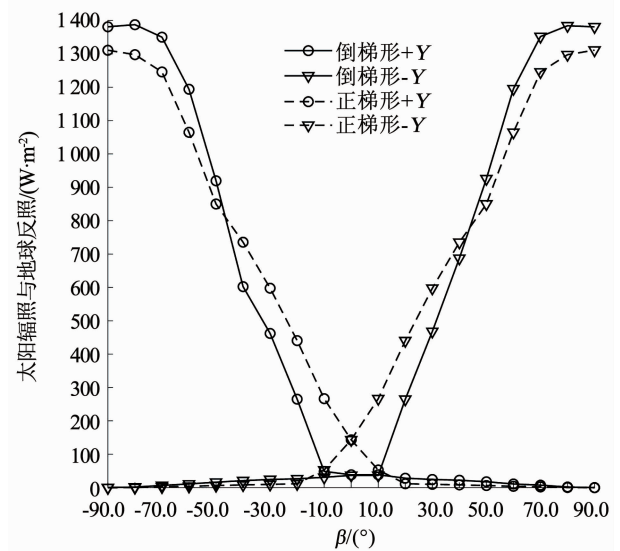


图 6 正梯形与倒梯形 ± Y 面到达热流对比
Fig. 6 Comparison of heat flux on ± Y panels between positive trapezoidal and inverted trapezoidal configurations

图 7 为 8 块延展板在不同 β 角下到达太阳辐照和地球反照平均值,可以得出同一块蜂窝板 ± Y 两侧延展板在 β 和 -β 数值一致,分布呈镜像对称。

表 5 为各蜂窝板面积,表 6 为梯形构型在不同 β 角下到达各蜂窝板地球红外热流密度,表 7 为倒梯形延展板构型在轨寿命末期平均散热能力,表 8

为倒梯形延展板箱式构型散热能力与正梯形散热能力对比,可以得出:

1)倒梯形构型大面对天,小面对地,单位面积蜂窝板散热能力提高 66.7% ;

2)延展板两面散热, + X 延展板散热能力提高 108.8% , - X 延展板散热能力提高 109.2% , + Z 延展板散热能力提高 187.3% , - Z 延展板散热能力提高 86.2% ;

3) ± Y 板与 + Z 板夹角由 72.5°更改为 90.0° ,太阳入射角增大, + Y 蜂窝板散热能力降低 4.9% , - Y 蜂窝板散热能力降低 5.3% ;

4)根据表 5 和表 8 ,可以得出更改方案后 + X 板、 - X 板、 + Z 板、 - Z 板散热能力分别为 314.4、 313.2、 555.3、 1 193.4 W ,散热能力分别提高 36.3%、 36.4%、 10.2% 和 98.6% ;

5)根据表 5 和表 8 所示,正梯形箱式构型在轨寿命末期平均散热总能力为 2 240.4 W ,倒梯形延展板构型在轨寿命末期平均散热总能力为 3 017.2 W ;倒梯形延展板构型与正梯形构型相比,散热能力增加 776.8 W ,整星散热能力提高 34.6% 。

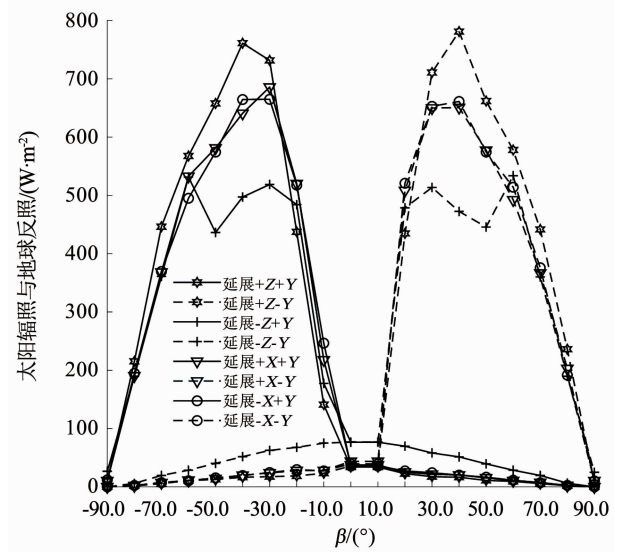


图 7 倒梯形延展板太阳辐照与地球反照平均值
Fig. 7 Average solar and albedo on inverted trapezoidal extension panels

表 5 各蜂窝板面积
Tab.5 Area of honeycomb panels

类型	+ X	- X	+ Y	- Y	+ Z (正梯形 - Z)	- Z (正梯形 + Z)
总面积	0.78	0.78	1.30	1.30	2.00	2.80
延展板面积	0.26	0.26	-	-	0.58	1.36

表 6 到达倒梯形蜂窝板地球红外热流密度
Tab.6 Earth radiation density on inverted trapezoidal honeycomb panels

β	地球红外热流密度/(W · m ⁻²)									
	+ X	+ Y	+ Z	- X	- Y	- Z	+ Z 延展板	- Z 延展板	+ X 延展板	- X 延展板
- 90.0° ~ 90.0°	51.0	43.0	183.2	49.7	44.0	0	3.0	95.0	26.0	26.0

表 7 倒梯形构型在轨寿命末期平均散热能力@20 ℃

Tab. 7 Average heat rejection @ 20 ℃ of inverted trapezoidal configuration at end of life (W · m ⁻²)									
KS-ZA		OSR		KS-ZA		OSR		KS-ZA	
+X	+Y	+Z	-X	-Y	-Z	+Z 延展板	-Z 延展板	+X 延展板	+X 延展板
295.8	247.0	179.9	294.4	246.0	300.4	333.7	259.0	320.2	323.6

表 8 倒梯形与正梯形构型寿命末期散热能力对比@20 ℃
Tab. 8 Comparison of heat rejection @ 20 ℃ between inverted trapezoidal and positive trapezoidal configurations at end of life

类型	正梯形/ (W · m ⁻²)	倒梯形/ (W · m ⁻²)	散热能力增长率/ (%)
+X	295.8	295.8	108.8(延展板)
+X 延展板	-	321.9	
+Y	259.8	247.0	-4.9
+Z	179.9	179.9	
+Z 延展板	-	337.0	187.3(延展板)
-X	294.4	294.4	109.2(延展板)
-X 延展板	-	321.5	
-Y	259.8	246.0	-5.3
-Z	300.4	300.4	
-Z 延展板	-	259.0	86.2(延展板)

3 低轨通信卫星构型及散热面设计

对某型低轨通信卫星应用倒梯形延展板箱式构型方案,该卫星装置 3 台 Ka 频段相控阵天线,两型激光通信载荷,两个异轨反射面天线,太赫兹通信载荷,综合处理载荷,卫星构型如图 8 所示,卫星轨道参数见表 1,卫星尺寸与图 2 保持一致,卫星在轨 +Z 地对地 3 轴稳定,沿 +X 方向飞行,XYZ 为右手坐标系。

其中 3 台 Ka 频段相控阵天线安装在 +Z 板,实现星地互联功能,载荷功率密度大,功耗高;±X 板放置异轨反射面天线、太赫兹通信天线、宽波束天线,天线通过波导管与电子学元器件相连,约束了电子学元器件安装位置;同时为了实现同轨、异轨星间通信,在 ±X 板上布置固定激光通信载荷和转动激光通信载荷;综合处理载荷尺寸及功耗均较大,放置于散热能力最强的 -Z 板。各个蜂窝板热耗分布见表 9。

为利用延展板双面散热能力,采用预埋热管增强蜂窝板沿平面传导能力,整星预埋热管如图 9 所示;此外 3 台相控阵天线峰值热耗为 870 W,功率密度大,按照表 8 非延展板构型,需要 4.8 m²蜂窝板散热面积,受限于整流罩尺寸,单个蜂窝板无法满足相控阵天线散热能力需求,需要耦合其他蜂窝板,±Y 板设备热耗低,适合与 +Z 板进行耦合,但受交变热

流影响,在阳照区和阴影区散热能力差异明显,利用 U 型热管将 ±Y 板和 +Z 板进行耦合,均衡 ±Y 板在阳照区和阴影区散热能力,同时拓展了 +Z 板散热能力,热管网络如图 10 所示。根据整星峰值工作模式对热管进行选型^[16],假定功耗均由热管传导,热管满足最大传热能力要求,即满足管芯毛细限,其次热管蒸发段功率密度小于 3 W/cm²,满足热管沸腾限。热管与延展板均为被动热控,无转动和柔性机构,产品经济、可靠。

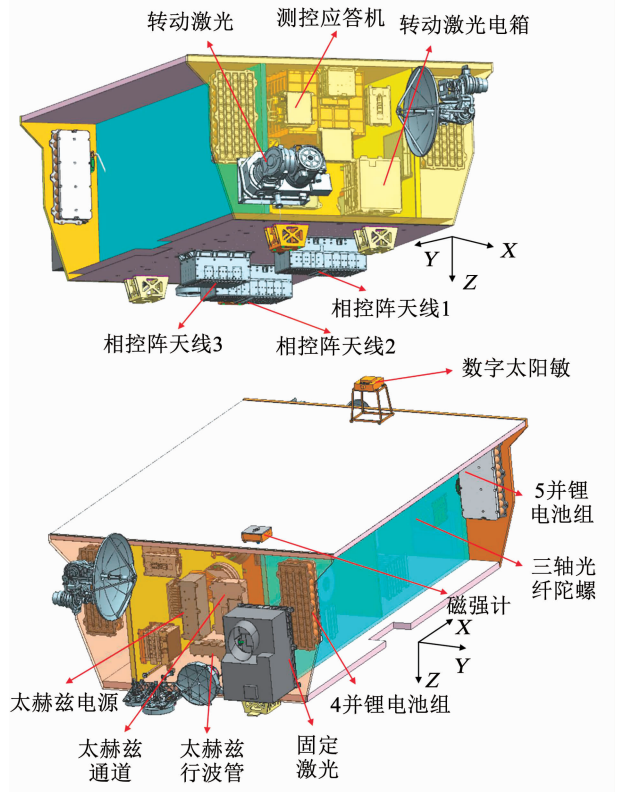


图 8 整星坐标系及构型

Fig. 8 Coordinate system and configuration of satellite

表 9 设备热耗及控温指标

Tab. 9 Thermal dissipation and temperature control requirement		
设备	热耗/W	工作温度/℃
相控阵天线 1	300	-20 ~ 50
相控阵天线 2	300	
相控阵天线 3	270	
+X 板设备	200	
-X 板设备	180	
+Y 板设备	44	
-Y 板设备	80	
-Z 板设备	830	

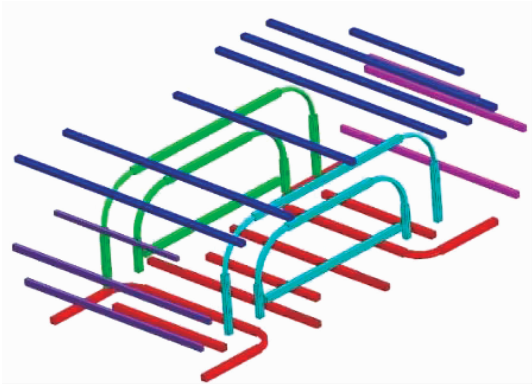


图 9 预埋热管网络

Fig. 9 Embedded heat pipe network

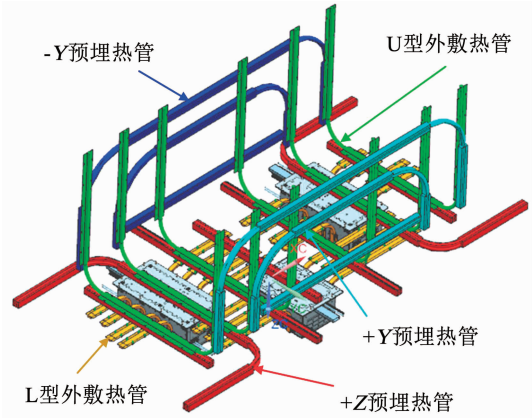


图 10 U 型热管耦合蜂窝板散热

Fig. 10 U-shaped heat pipe coupled with honeycomb panels for heat rejection

整星全开散热面，±Y 板和 -Z 板对天面黏贴 OSR；±X 板、+Z 板以及 -Z 延展板对地部分喷涂 KS-ZA 无机白漆；同时为保证低温工况下单机在要求温度范围内，设置必要的加热回路。

表 10 为整星各个蜂窝板在 20℃ 下散热能力及对应的利用率，从理论计算上分析，整星满足散热能力要求。

表 10 整星各个蜂窝板散热能力及利用率@20℃
Tab. 10 Heat rejection capacity and utilization rate of honeycomb panels @20℃

类型	单位散热能力/ (W·m ⁻²)	面积/ m ²	散热能力/ W	热耗/ W	利用率
+X	295.8	0.78	314.4	200	0.63
+X 延展板	321.9	0.26			
-X	294.4	0.78	313.2	180	0.57
-X 延展板	321.5	0.26			
+Y	247.0	1.30	321.1	44	0.83
-Y	246.0	1.30			
+Z	179.9	2.00	555.3	870	0.83
+Z 延展板	337.0	0.58			
-Z	300.4	2.80	1 193.4	830	0.70
-Z 延展板	259.0	1.36			

4 试验验证

4.1 高低温工况分析

在热控设计时一般选择高、低温工况，用来验证卫星在轨温度指标满足度。

卫星在轨飞行时，以各蜂窝板吸收外热流总和最小值为低温工况对应的β角。

由图 11 可知，|β|在[0°,60.0°]之间，在轨吸收热流变化不大，卫星|β|在[60.0°,90.0°]之间，在轨吸收热流不断降低，当β角为±90.0°时，整星吸收热流最小，因此定义β角±90.0°时为低温工况。

Ka 频段相控阵天线作为整星主载荷，单机功耗大，热流密度高，3 个相控阵天线同时工作时，+Z 板散热面积不够，需要耦合±Y 板协同散热，因此在选高温工况时，将 Ka 频段相控阵天线作为特征参考点，将±Y/+Z 板在轨吸收热流总和最大值定义为高温工况对应的β角。

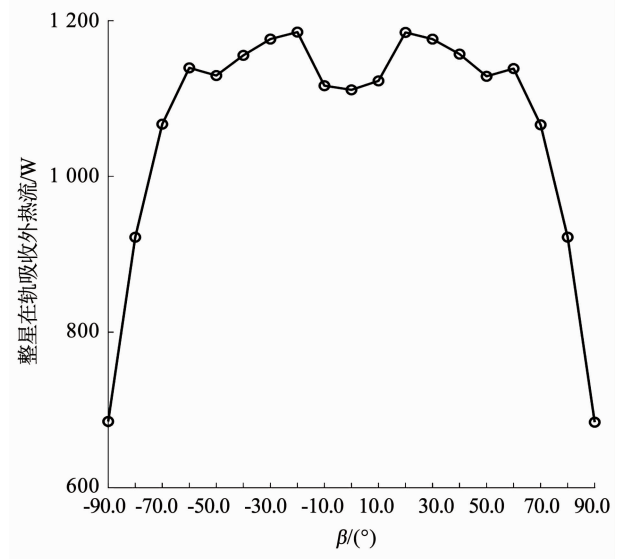


图 11 整星在不同β角下吸收热流

Fig. 11 Heat flux absorption of satellite at different β angles

图 12 为±Y/+Z 板在轨吸收热流随β角变化，可以得出当β角为±60.0°时，+Z 板和±Y 板在轨吸收热流最大，蜂窝板散热能力最小，因此定义β角±60.0°时为高温工况。

4.2 试验方案及结果

试验采用表贴加热片模拟在轨瞬态外热流，试验卫星表面热控涂层均为替代涂层，选用原则为红外发射率一致，采用 OSR 替代涂层代替 OSR，采用 Z306 黑漆代替 KS-ZA 无机白漆，单机为力热模拟件，在 KM6000 真空罐进行热平衡试验，如图 13 所示。高温试验工况模拟卫星在寿命末期、冬至日、β角60.0°，以最大工作模式工作时各个单机温度；低温试验工况模拟卫星在寿命初期、夏至日、β角

-90.0°,以最小工作模式工作时各个单机温度。

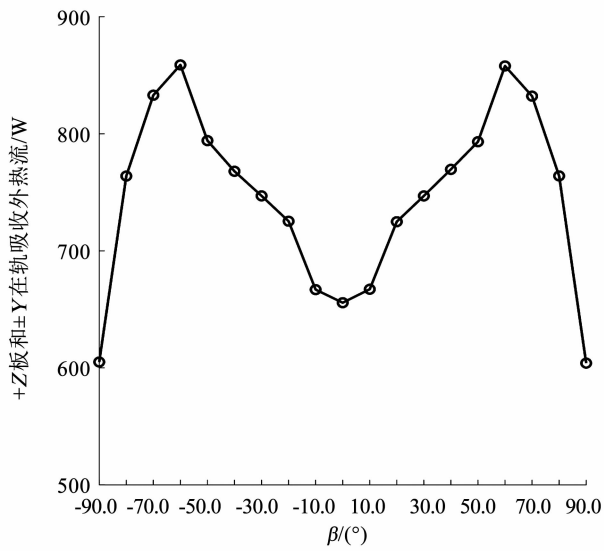


图 12 +Z/±Y 蜂窝板在不同β角下吸收热流
Fig. 12 Heat flux absorption of +Z/±Y panels at different β angles



图 13 卫星热平衡试验状态
Fig. 13 Satellite in thermal balance test

高温工况试验结果如图 14 所示,低温工况试验结果如图 15 所示。高温工况下平台单机温度在 20~38℃ 之间波动,其中锂电池组控温在 20±2℃,载荷温度在 20~43℃ 之间波动。低温工况下平台单机在 -10~22℃ 之间波动,其中锂电池组控温为 20±2℃,载荷温度在 -10~1℃ 之间波动。热控设计满足指标要求。

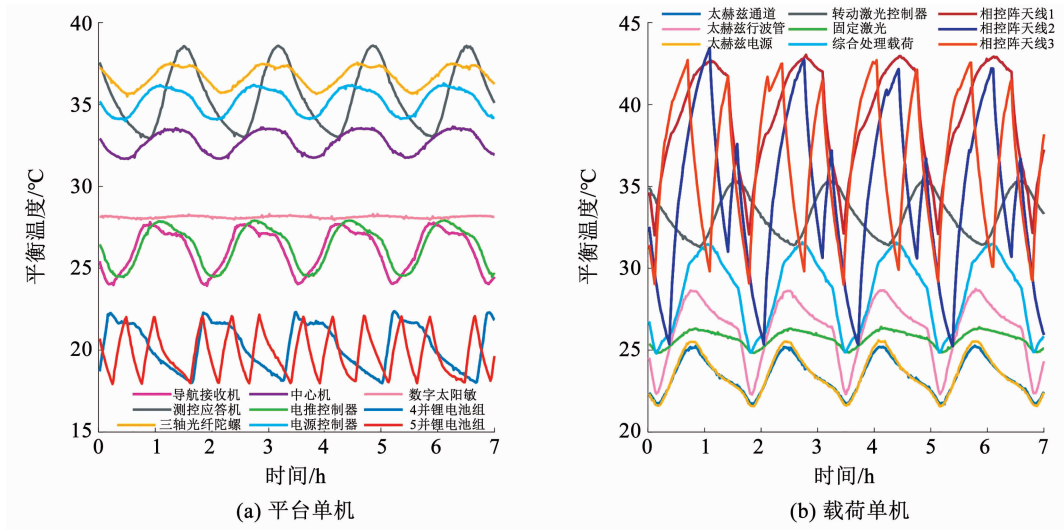


图 14 高温工况(β角 60.0°)热平衡试验结果
Fig. 14 Thermal balance test results of hot case (β 60.0°)

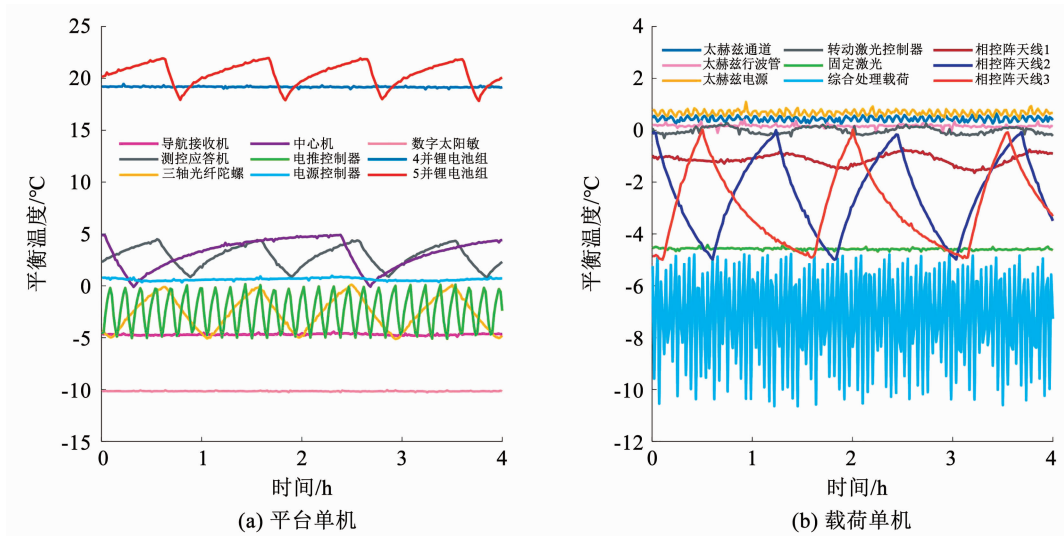


图 15 低温工况(β角 -90.0°)热平衡试验结果
Fig. 15 Thermal balance test results of cold case(β -90.0°)

5 结 论

1) 低轨通信卫星对天板比对地板单位面积散热能力高 66.7%, 采用倒梯形构型提高了蜂窝板单位面积散热能力。

2) 延展板构型两面散热, 提高了单位质量蜂窝板散热能力, +X 板、-X 板、+Z 板和 -Z 板增加延展板后, 散热能力分别提高了 36.3%、36.4%、10.2% 和 98.6%。

3) 采用倒梯形延展板构型, 在各个蜂窝板相同面积约束下, 整星散热能力比正梯形构型提高了 34.6%。

4) 卫星各蜂窝板在轨所受外热流随位置不断变化, 利用 U 型热管耦合 $\pm Y/+Z$ 板, 降低整星散热能力波动, 且经济可靠的解决了通信卫星单个蜂窝板散热能力不足问题。

5) 高低温热平衡试验结果表明, 整星满足 2 200 W 热耗散热能力要求 (其中对地面 870 W), 验证了基于热管网络的倒梯形延展板构型的可行性。

参考文献

- [1] 孙晨华, 章劲松, 赵伟松, 等. 高低轨宽带卫星通信系统特点对比分析[J]. 无线电通信技术, 2020, 46(5): 505
SUN Chenhua, ZHANG Jinsong, ZHAO Weisong, et al. Comparative analysis of GEO and LEO broadband satellite communication system [J]. Radio Communications Technology, 2020, 46(5): 505. DOI: 10.3969/j.issn.1003-3114.2020.05.002
- [2] SWEETING M N. Modern small satellites-changing the economics of space[J]. Proceedings of the IEEE, 2018, 106(3): 343. DOI: 10.1109/JPROC.2018.2806218
- [3] DEL PORTILLO I, CAMERON B G, CRAWLEY E F. A technical comparison of three low earth orbit satellite constellation systems to provide global broadband[J]. Acta Astronautica, 2019, 159: 123. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.03.040
- [4] FOREMAN V L, SIDDIQI A, WECK O D. Large satellite constellation orbital debris impacts: Case studies of OneWeb and SpaceX proposals[C]//AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. Orlando, FL: AIAA, 2017: 5200. DOI: 10.2514/6.2017-5200
- [5] MARAL G, BOUSQET M, SUN Zhili. Satellite communications systems: Systems, techniques and technology [M]. 6th ed. Croydon: John Wiley & Sons Ltd, 2020: 3. DOI: 10.1002/9781119673811
- [6] 胡朝杰, 刘百麟, 裴胜伟, 等. 基于热管网络的近地圆轨道通信

- 卫星热控技术[J]. 工程热物理学报, 2017, 38(6): 1338
HU Guojie, LIU Bailin, PEI Shengwei, et al. Thermal control technology for LEO commutation satellite platform based on 3D heat pipe network [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(6): 1338. DOI: CNKI:SUN:GCRB.0.2017-06-033
- [7] AMBROSE J. Flex heat pipe east-west deployable radiator [J]. Microgravity Science and Technology, 2019, 31(3): 311. DOI: 10.1007/s12217-019-9693-2
- [8] SHIMAKAWA Y. A new variable-emittance radiator equipped on a spacecraft HAYABUSA [J]. Hyomen Kagaku, 2012, 33(12): 675. DOI: 10.1380/jsssj.33.675
- [9] ISHIKAWA H, NOMURA T, SAITO Y, et al. Heat transfer characteristics of a reservoir embedded loop heat pipe (heat transfer characteristics of a deployable radiator for use on the ETS-VIII satellite while in orbital) [J]. Heat Transfer-Asian Research, 2011, 40(3): 269. DOI: 10.1002/hjt.20346
- [10] KOEDINGER M, BRISSONNAUD T H. The thermal control of Spacebus 3000: Arabsat II [C]//Proceedings of the 6th European Symposium on Space Environmental Control Systems. [S. l.]: European Space Agency, 1997: 57. DOI: 10.2503/jjs.34.177
- [11] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术-原理及其应用 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007: 107
HOU Zengqi, HU Jingang. Spacecraft thermal control-fundamentals and application [M]. Beijing: China Science & Technology Press, 2007: 107
- [12] KARAM R. Satellite thermal control for systems engineers [M]. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998: 71. DOI: 10.2514/4.866524
- [13] GILMORE D G. Spacecraft thermal control handbook, Volume I: Fundamental Technologies [M]. 2nd ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002: 21
- [14] 马伟, 宣益民, 韩玉阁, 等. 长寿命卫星热控涂层性能退化及其对卫星热特征的影响 [J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 568
MA Wei, XUAN Yimin, HAN Yuge, et al. Degradation performance of long-life satellite thermal coating and its influence on thermal character [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(2): 568. DOI: 10.3873/j.issn.100021328.2010.02.042
- [15] 冯伟泉, 丁一刚, 闫德葵, 等. 地球同步轨道长寿命卫星热控涂层太阳吸收率性能退化研究 [J]. 中国空间科学技术, 2005(2): 34
FENG Wei-quan, DING Yigang, YAN Dekui, et al. Study on long-term degradation of solar absorptance properties of geostationary satellite thermal control coatings [J]. Chinese Space Science and Technology, 2005(2): 34. DOI: 10.3321/j.issn:1000-758X.2005.02.007
- [16] ZOHURI B. Heat pipe design and technology: modern applications for practical thermal management [M]. 2nd ed. [S. l.]: Springer, 2016: 182. DOI: 10.1007/978-3-319-29841-2

(编辑 张 红)