0254-6124/2011/31(5)-640–07 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Yang Xuan, Yang Hua, Liu Yuan. SPORT satellite configuration design. *Chin. J. Space Sci.*, 2011, **31**(5): 640-646

SPORT 卫星构型方案设计

杨 萱[1] 杨 华[2] 刘 元[1,3]

1(中国科学院空间科学与应用研究中心 北京 100190)

2(内蒙古电子信息职业技术学院 呼和浩特 010011)

3(中国科学院研究生院 北京 100049)

摘 要 根据 SPORT 卫星有效载荷探测的需求, 结合卫星总体设计及构型布局设计原则, 在运载对卫星构型布局约束条件下, 针对天线单元的两种探测形式, 给出了两种卫星构型设计方案. 其目的在于为有效载荷在星上的布局提供可视化平台, 确定有效载荷在星上的位置和方向, 避免有效载荷间的位置干涉和相互遮挡, 观察有效载荷的工作空间, 初步确定科学目标实现的方式, 为卫星平台的结构方案设计提供依据. 经探测任务初级系统的可行性论证, 两种方案均可满足 SPORT 卫星有效载荷探测的需求.

关键词 SPORT 卫星, 天线单元, 空间探测, 伸展臂

中图法分类号 V 4

SPORT Satellite Configuration Design

YANG Xuan[1] YANG Hua[2] LIU Yuan[1,3]

1(*Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Science, Beijing* 100190)

2(*Inner Mongolia Vocational and Technical College of Electronic Information, Hohhot* 010011)

3(*Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100049)

Abstract Two patterns of satellite configuration designs related to two forms of antenna unit have been given, according to the demand of SPORT satellite payload detection, the principles of satellite design and configuration layout design, and the constrained conditions of satellite configuration layout from delivering. Payload visual layout of satellite platform has been provided. Location and direction of payloads in the satellite have been determined, which can avoid interference and blocking between the payloads, in favor of observing the work space of payloads. The way to achieve scientific objectives has been initially identified, providing basis for satellite platform design. The feasibility study has verified that both patterns can meet the needs of SPORT satellite payload detection.

Key words SPORT satellite, Antenna unit, Space detection, Mast

2010-06-11 收到原稿, 2011-06-27 收到修定稿

E-mail: yangxuan@cssar.ac.cn

1 引言

SPORT (Solar Polar Orbit Radio Telescope) 卫星是太阳极轨卫星, 主要研究日冕物质抛射事件及其传播和演化, 将在太阳极轨上观测太阳风从太阳表面到地球的传播过程, 揭示太阳风在日地行星际空间的传播规律, 建立和修正行星际空间天气物理模型和预报模型, 实地探测太阳风在 1AU 内的全球分布. 这一研究可推动空间技术, 包括行星际探测和轨道设计, 通信、热控、卫星姿态控制, 运载火箭, 深空测控和数传, 探测仪器和数据处理技术等的迅速发展, 为空间天气预报提供观测数据, 提高空间天气预报水平和能力.

SPORT 卫星由卫星本体和 8 个天线单元组成, 使用时钟扫描原理进行科学探测, 8 个天线单元分别固定在 4 根分针和 4 根秒针上, 分针和秒针的长度根据天线单元载荷探测要求的不同而各不相同, 分针与秒针的转速比为 12/11. 卫星采用对日定向自旋稳定姿态控制方式, 8 个天线单元沿卫星旋转方向均匀分布. 由于探测的需求, 卫星本体与天线单元保持一定的相对位置关系和运动关系, 用杆状构架式伸展机构将天线单元送到远离卫星本体的位置.

2 构型布局设计

SPORT 卫星构型布局设计的目的是, 为有效载荷在星上的布局提供可视化平台, 确定有效载荷在星上的位置和方向, 避免有效载荷间的位置干涉和相互遮挡, 观察有效载荷的工作空间, 初步确定科学目标实现的方式, 为卫星平台的结构方案设计提供依据.

SPORT 卫星构型布局设计需要适应运载火箭要求, 适应轨道条件, 满足有效载荷探测需求; 在满足科学目标实现的前提下, 尽量利用成熟卫星结构平台构型, 以满足各分系统对构型和总体布局提出的设计要求; 构型布局要利于设备工作性能的正常发挥, 并使各设备之间的机、电、热互相兼容, 还需要考虑总装的便利性, 考虑卫星测试的便利性, 考虑作为公用平台, 保证卫星有可扩展的承载能力和可调整的设备安装空间.

SPORT 卫星属于长寿命卫星, 在轨运行时间较长, 因此卫星平台需要装载大量燃料. 根据卫星的自旋稳定特性, 如何保证在轨运行期间, 在燃料减少的情况下卫星的稳定性; 如何保证伸展臂杆件与卫星姿态不发生耦合响应, 伸展臂与伸展臂不发生碰撞; 如何在卫星平台上实现时钟扫描原理; 当卫星在轨运动时, 地球、太阳、卫星三者之间的相对位置随时在变化, 为保证与地球的通信链路, 1.5 m 对地通信天线如何固定安装; 在运载整流罩包络的限制下, 卫星本体及天线单元如何设计, 这些都是构型布局需要考虑的因素.

本文针对天线单元两种探测形式, 完成了两种卫星布局方案设计并进行了相关论证.

3 构型设计的两种方案

3.1 方案一

3.1.1 卫星本体构型设计

SPORT 卫星外部构型如图 1 所示. 卫星主要由卫星本体、天线单元、伸展臂、太阳电池翼、对接环、对地通信天线等部件组成. 卫星本体为长方体, 尺寸为 2860 mm × 2860 mm × 2270 mm, 本体侧面为 4 翼可展帆板. 星体底部是对接环, 对接环通过包带与新型运载火箭连接. 星体顶部为对地通信的 1.5 m 天线. 秒针为 80 m 长的杆状构架式伸展臂, 直径为 330 mm, 入轨展开后天线单元跨距大于 160 m. 分针为 70 m 长的杆状构架式伸展臂, 直径为 330 mm, 展开后天线单元跨距大于 140 m. 秒针分针各有 4 根, 沿卫星自旋轴均布. 秒针与卫星本体固定, 随卫星自旋运动旋转. 分针自带一套旋转机构, 相对秒针可实现不同转速的需求. 1.5 m 天线通过一套伺服机构与卫星本体相连, 卫星在轨运动时, 地球、太阳、卫星三者之间的相对位置随时在变化, 为保证与地球的通信链路, 伺服机构可实现天线绕卫星自旋轴旋转和绕与自旋轴垂直方向轴的转动. 天线单元有 8 个, 在分针秒针上各固定 4 个. 卫星发射状态的外轮廓尺寸为 4585 mm × 4585 mm × 6910 mm (不包括适配器), 部件尺寸可根据新型运载整流罩的内部实际空间进行调整.

SPORT 卫星主承力结构为直径 1.8 m 的中心承力筒, 如图 2 所示. 卫星本体分为三舱结构, 即推进舱、卫星设备仪器舱和有效载荷舱. 每层设备可根据载荷的特点正装、侧装、倒装和斜装, 需要对外探测

的设备可在卫星侧板上开窗口, 并靠近侧板安装. 在对接环位置的侧板外表面, 可安装对太阳的敏感器. 由于卫星寿命较长, 携带的燃料较多, 推进舱设在卫星中部位置比较适宜, 这样在整个运行期内, 卫星的质心变化不是太大, 对卫星姿态的控制不会造成过大的压力.

在卫星总高度尺寸的设计方面, 主要考虑了卫星姿态分系统的要求, 由于卫星的姿态稳定度是 1.5°, 为防止秒针伸展臂与分针伸展臂在端部发生碰撞, 两层伸展臂之间的距离要大于 2.766 m, 本方案中两伸展臂之间的距离是 2.78 m.

根据时钟扫描原理, 分针相对秒针有一定的转速要求. 图 3 所示为分针伸展臂旋转机构的安装及组成. 电机通过减速器输出一定的扭矩和转速, 带动内齿轮旋转, 内齿轮通过啮合使大齿轮旋转, 从而实现分针相对秒针的旋转运动.

卫星通过运载火箭发射后, 不是直接发送到预定轨道, 而是要通过木星借力后才能到达太阳极轨, 因此在卫星开始探测前, 有很长一段时间天线单元不工作, 因此不需要伸展臂打开, 只有太阳帆板打开, 此时卫星运行状态如图 4 所示. 运行到太阳极轨后, 卫星在轨展开状态如图 5 所示.

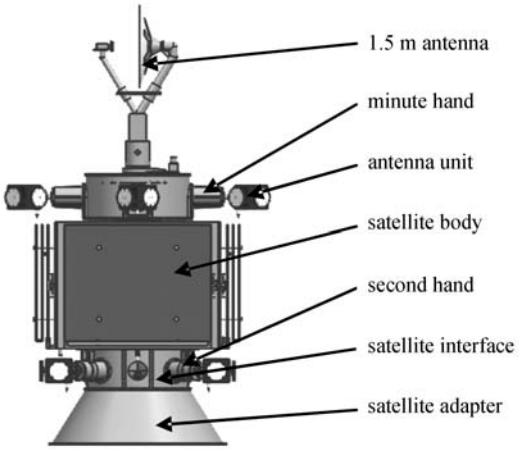

图 1 卫星发射状态

Fig. 1 Satellite launch status

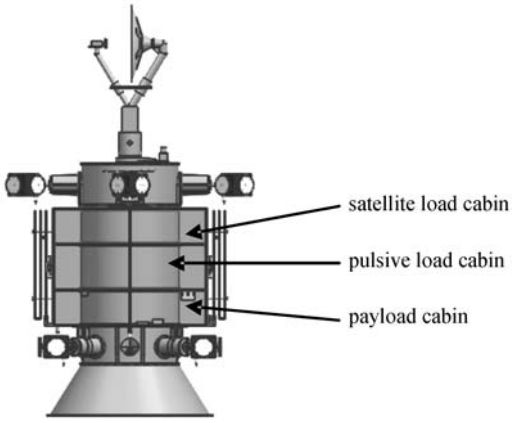

图 2 卫星本体内部结构

Fig. 2 Inner structure of satellite

3.1.2 天线单元构型设计

SPORT 卫星共有 8 个天线单元, 4 个分针天线单元, 4 个秒针天线单元, 其构成基本相同. 天线单元主体结构为框架式五面体棱柱, 顶部为对日面, 上面安装有数传天线一根, 侧面有 4 个面伸出 6 m 长的伸杆, 伸杆与对应的卫星本体伸展臂成 45° 角, 伸杆端部安装 1 个直径为 380 mm 的圆盘天线. 卫星发射时, 伸杆处于收拢状态, 入轨后, 在卫星本体 8 根伸展臂展开后, 32 根天线单元伸杆再展开. 天线单元主体结构内部分为两层, 上层安装 1 个接收模块和 1 个电源模块, 下层安装 4 套伸杆展开机构. 天线单元主体结构第 5 侧面与卫星本体的伸展臂连接. 天线单

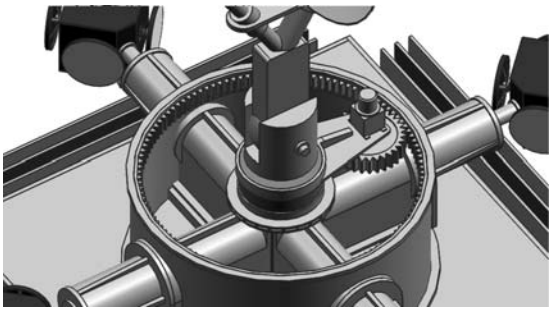

图 3 分针旋转机构

Fig. 3 Minute hand rotating structure

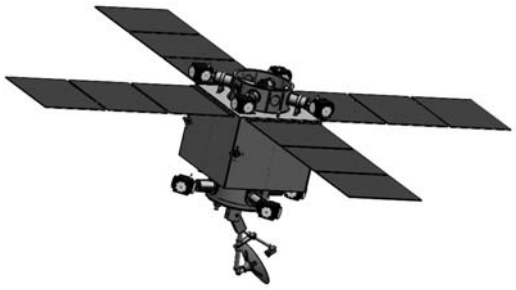

图 4 卫星在巡航段飞行状态

Fig. 4 Satellite flying in cruise phase

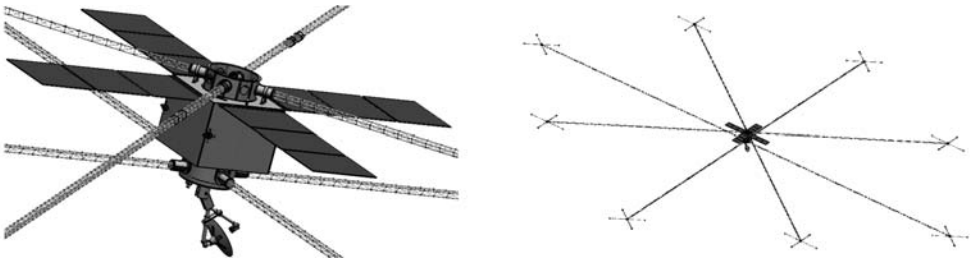

图 5　卫星在轨展开示意

Fig. 5　Satellite deploying on the track

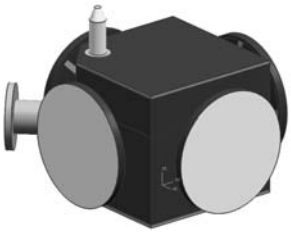

图 6　天线单元外形

Fig. 6　Figuration of antenna unit

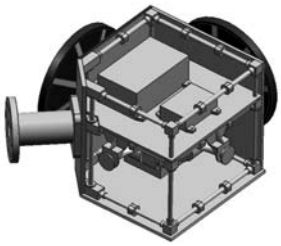

图 7　天线单元内部上层设备安装布局

Fig. 7　Payload layout up floor of antenna unit

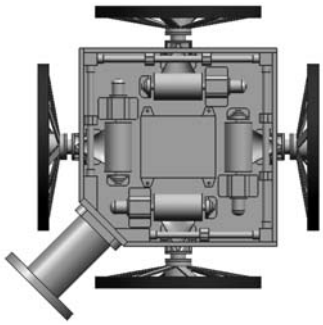

图 8　天线单元内部下层 4 套伸杆机构安装布局

Fig. 8　Four sets of boom layout down floor of antenna unit

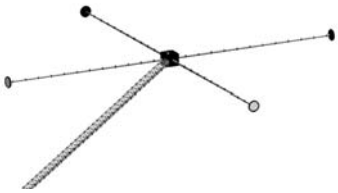

图 9　天线单元伸杆展开

Fig. 9　Antenna unit boom deploying

元的能源需求由自身保证, 在天线单元主体结构外表面非设备的安装面, 粘贴有太阳能电池片, 以保证天线单元的供电需求. 图 6 给出的是天线单元外形. 图 7 所示为天线单元内部上层设备安装布局. 图 8 给出的是天线单元内部下层 4 套伸杆机构安装布局. 图 9 所示为天线单元伸杆展开及与卫星本体伸展臂连接的状况.

3.1.3　有效载荷布局设计

SPORT 卫星上安装了 7 种类型的载荷, 包括射电综合孔径辐射计、磁强计、太阳风等离子体探测仪、高能粒子探测器、太阳风离子成分探测仪、太阳极紫外成像仪和电磁波探测器. 由于探测目标的不同, 各载荷都有自己的安装及指向要求, 所有载荷电子学箱均布置在卫星有效载荷舱内, 传感器及探头布置在舱外. 有效载荷布局如图 10 所示, 布局设计满足有效载荷探测的需求.

3.2　方案二

3.2.1　卫星本体构型设计

SPORT 卫星方案二是建立在方案一基础上的, 由于天线单元结构组成的变化, 对方案一进行了适应性修改, 但卫星有效载荷布局基本没有变化. SPORT 卫星发射状态及内部结构布局如图 11 和图 12 所示. 卫星主要由卫星本体、天线单元、伸展臂、太阳电池翼、对接环、对地通信天线、轨控发动机等部件组成. 卫星本体为长方体, 尺寸为 2520 mm × 2520 mm × 2270 mm, 本体侧面为 2 翼可展太阳帆板, 每翼由 5 块组成. 秒针为 16 m 长的杆状构架式伸展臂, 直径为

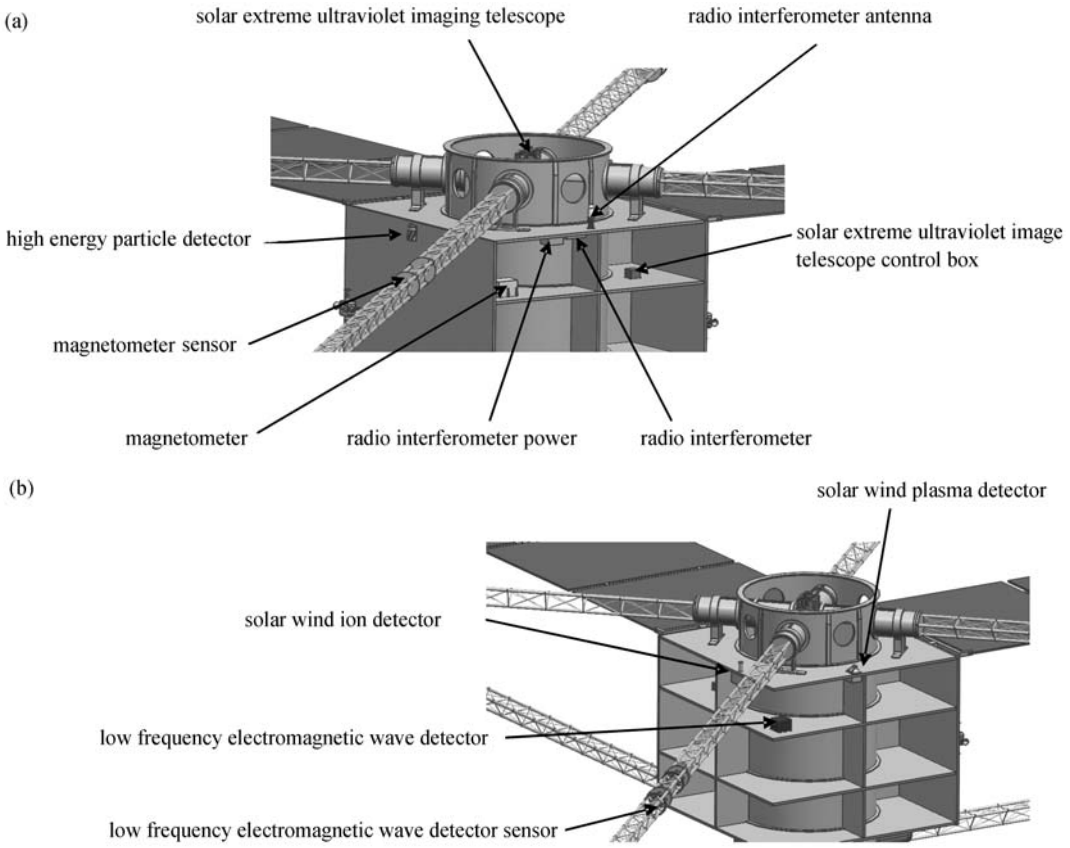

图 10 SPORT 卫星有效载荷布局设计

Fig. 10 Payload layout design of SPORT satellite

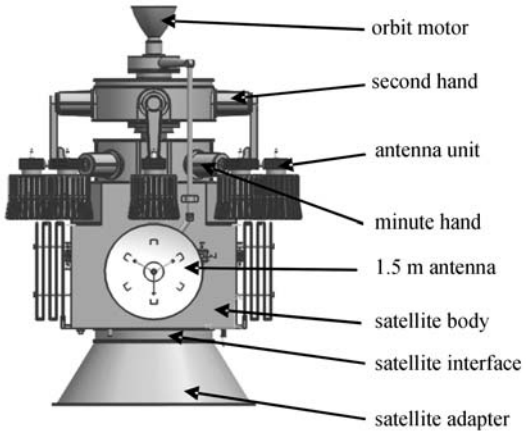

图 11 卫星发射状态

Fig. 11 Satellite launch status

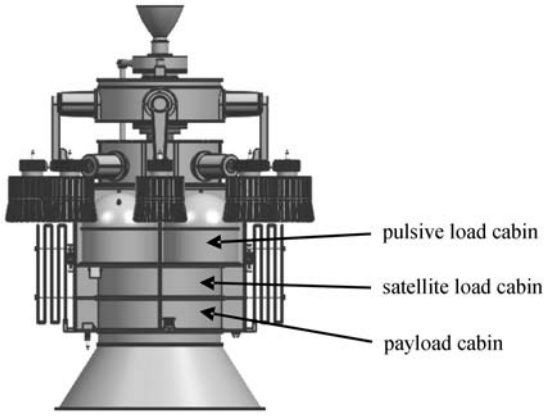

图 12 卫星本体内部结构

Fig. 12 Inner structure of satellite

0.3 m, 入轨展开后天线单元中心跨距为 35.76 m. 分针为 14 m 长的杆状构架式伸展臂, 直径为 0.3 m, 展开后天线单元中心跨距为 31.76 m. 秒针分针各有 4 根, 沿卫星自旋轴均布. 分针与卫星本体固定, 随卫星自旋运动旋转. 秒针自带一套旋转机构, 相对分针可实现不同转速的需求. 1.5 m 直径的测控天线通过

一套伺服机构与卫星本体相连, 发射时收拢锁紧在卫星侧板上, 卫星进入转移轨道后锁紧装置释放天线展开. 当卫星在轨运动时, 地球、太阳、卫星三者之间的相对位置随时在变化, 为保证与地球的通信链路, 伺服机构可实现天线绕卫星自旋轴旋转和绕与自旋轴垂直方向轴的转动. 天线单元有 8 个, 在分针秒针上各固定 4 个. 卫星发射状态的外轮廓尺寸为 4515 mm × 4515 mm × 5226 mm (不包括适配器), 部件尺寸可根据新型运载整流罩的内部空间进行调整.

在卫星总高度尺寸的设计上, 主要考虑了卫星姿态分系统的要求, 为防止秒针伸展臂和分针伸展臂在端部发生碰撞, 两层伸展臂之间的距离要大于 0.6516 m, 本方案中两层杆之间的距离是 0.660 m. 卫星在巡航段的飞行状态如图 13 所示, 卫星在轨展开状态如图 14 所示.

3.2.2　天线单元构型设计

SPORT 卫星共有 8 个天线单元, 4 个分针天线单元, 4 个秒针天线单元, 其构成基本相同. 天线单元收拢及展开状态分别如图 15 和图 16 所示. 天线单元由控制箱、螺旋天线、反射板、反射板支架、柔性太阳帆板、螺旋天线展开导向机构、导向展开驱动电机及减速器、S 波段数传天线、接收机和电源模块等组成. 反射板和柔性太阳帆板固定在反射板支架上. 螺旋天线与展开导向机构在顶部固定, 螺旋天线展开后, 导向机构可限制螺旋天线头部的晃动. 螺旋天线直径为 0.640 m, 展开后高度 2.5 m. 反射板是直径为 2 m, 带有 100 mm × 100 mm 镂空方格的铝箔.

卫星发射时, 螺旋天线、反射板、反射板支架、柔性太阳帆板、螺旋天线展开导向机构处于收拢状态, 由天线单元包带锁紧固定, 反射板支架外缘端部安装有限位块, 可使螺旋天线处于压缩状态. 卫星进入太阳极轨, 卫星本体 8 根伸展臂展开, 天线单元收拢包带解锁, 反射板支架在扭转弹簧的作用下, 带着反射板和柔性太阳帆板展开, 随后导向机构在电机驱动下与螺旋天线一同展开. 天线单元收拢状态外轮廓尺寸为 768 mm × 768 mm × 1087 mm, 天线单元

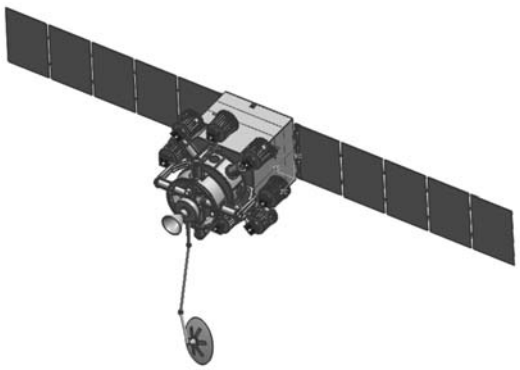

图 13　卫星在巡航段的飞行状态

Fig. 13　Satellite flying on cruise phase

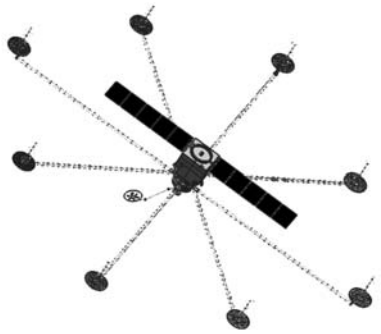

图 14　卫星在轨展开状态

Fig. 14　Satellite deploying on the track



图 15　天线单元收拢状态

Fig. 15　Furling antenna unit



图 16　天线单元在轨展开状态

Fig. 16　Antenna unit deploying on the track



图 17 天线单元有效载荷
Fig. 17 Payload of antenna unit



图 18 天线单元展开状态与秒针连接示意
Fig. 18 Link of antenna unit and second hand

展开状态外轮廓尺寸为 2000 mm × 2000 mm × 2933 mm.

天线单元接收机和电源模块放在天线单元控制箱内, 如图 17 所示. 天线单元控制箱外侧用一个面与卫星本体伸展臂连接, 天线单元控制箱底层外侧放置 S 波段数传天线, 顶层与反射板通过空心圆柱形法兰连接, 控制螺旋天线导向机构展开的驱动电机及减速器安装固定在这个圆柱体内. 天线单元的能源需求由自身保证, 在天线单元控制箱外表面非设备的安装面, 粘贴有太阳能电池片, 但由于反射板对天线单元控制箱遮挡比较多, 在反射板下方增加一个可以折叠的柔性太阳帆板, 以保证天线单元的供电需求.

时钟扫描探测原理要求分针和秒针天线单元反射板展开后应在同一个平面内, 以避免相互遮挡, 并同时指向太阳. 因此在秒针天线单元与伸展臂连接处增加一个定长度的刚性连接杆, 使每个秒针天线单元展开后与分针天线单元在同一平面上, 如图 18 和图 19 所示.

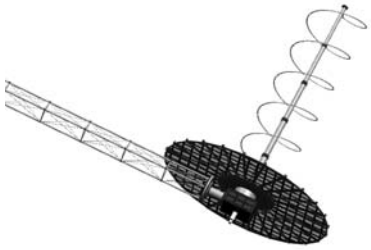

图 19 天线单元展开状态与分针连接示意
Fig. 19 Link of antenna unit and minute hand

4 结论

根据 SPORT 卫星有效载荷探测的需求, 按照时钟扫描原理, 针对天线单元两种探测形式, 实现了两种卫星总体构型布局及方案设计. 经探测任务初级系统的可行性论证, 认为设计的两种方案均能够满足运载的要求和限制, 并满足有效载荷在空间的安放、固定、指向、视场、操作、更换、稳定性等方面的需求, 卫星星体传力环节清晰简洁, 构型布局有利于结构强度和刚度的设计, 满足有效载荷实现科学目标探测的要求.

参考文献

[1] Yuan Jiajun, Yu Dengyun, Chen Liemin. Design and Analysis of Satellite Structure [M]. Beijing: Chinese Space Navigation Press, 2004. In Chinese (袁家军, 于登云, 陈烈民. 卫星结构设计与分析 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2004)

[2] Xu Fuxiang, Lin Huabao, Gu Yaze, The Engineering of Satellite [M]. Beijing: Chinese Space Navigation Press, 2002. In Chinese (徐福祥, 林华宝, 郭亚泽. 卫星工程 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2002)

[3] Gunnar Tibert. Deployable Tensegrity Structures for Space Applications [D]. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002

[4] Chew M, Kumar P. Conceptual design of deployable space structures from the viewpoint of symmetry [J]. *Int. J. Space Struc.*, 1993, **8**:115

[5] Chen Wujun. Design and analysis for a deployable/ retractable space mast [J]. *J. IASS*, 1998, **39**(2):111-116