

## 航天器平台-载荷-控制一体化协同研制

王光远 祖家国 李潇 王腾 洪斌 田景峰

(北京空间飞行器总体设计部,北京,100094)

**摘要:**航天器任务能力的指标提升,对卫星系统设计的深入、精细以及集约要求更高。以系统性能最优为终极目标,围绕任务能力开展多学科一体化设计,进而引起的产品集成、验证模式的显著改变。本文对国内外航天器多学科一体化研制模式的发展和应用情况进行介绍,分析了一体化设计的需求和内涵,并对多学科一体化协同平台的实现及探索性应用进行了研究。

**关键词:**一体化协同;多学科;研制模式

**中图分类号:**V1

**文献标志码:**A

**文章编号:**1005-2615(2018)S1-0123-07

## Integrated Development of Platform, Payload and Control for Spacecraft

WANG Guangyuan, ZU Jiaguo, LI Xiao, WANG Teng, HONG Bin, TIAN Jingfeng

(Beijing Institute of Space System Engineering, Beijing, 100094, China)

**Abstract:** The improvement of the mission capability of spacecraft has made it more demanding for the in-depth, intensive design of satellite system. It is required that the ultimate goal of system performance to be carried out around the mission capability, which in turn will lead to significant changes in product integration and verification models. This paper introduces the development and application of the multi-discipline integrated development model for spacecraft, analyzes the needs and implications of integrated design, and introduces the implementation and exploratory applications of the multidisciplinary integrated collaborative platform.

**Key words:** integrated collaborative; multi-disciplinary; development pattern

随着以空间载荷系统为核心的大型综合化骨干卫星的发展,载荷综合化应用程度和战技指标快速提升,高精度或多功能载荷的规模不断增加,传统型谱化的“空间飞行器平台+载荷”的设计技术路线为保障此类载荷效能发挥,将面临在结构、控制、热控以及信息处理等方面带来的技术、成本代价显著提升的难点。未来大型 SAR 天线、电子侦察天线、可展开光学成像系统、薄膜式光学系统以及激光武器等多种有效载荷的规模将远远超过卫星平台的尺寸。同时受到轨位限制、多任务能力需求牵引,多载荷集成的大规模航天器也将成为未来航天器的常见形态。航天

器任务能力除依靠有效载荷自身的指标提升外,对系统设计的深入、精细和集约要求更高。平台与有效载荷的一体化设计需求增强,要求在设计阶段卫星结构、热控、控制与有效载荷之间在专业、多层次和多维度上有更广泛、更深层次的协同,以系统性能最优为终极目标,围绕任务能力深入开展多学科一体化设计。设计模式的改变同时也引起产品集成、验证模式和流程的显著改变。探索和研究航天器全流程一体化研制模式是支撑高品质航天器工程实现的重要基础。

本文对国内外航天器全流程多学科一体化研制模式的发展和应用情况进行介绍,分析了一体

**收稿日期:**2018-03-23;**修订日期:**2018-05-30

**通信作者:**王光远,男,博士,E-mail:zhuichilun@126.com。

**引用格式:**王光远,祖家国,李潇,等. 航天器平台-载荷-控制一体化协同研制[J]. 南京航空航天大学学报,2018,50(S1):123-127. WANG Guangyuan, ZU Jiaguo, LI Xiao, et al. Integrated development of platform, payload and control for spacecraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2018,50(S1):123-127.

化设计的需求和内涵,并对多学科一体化协同平台的实现及探索性应用进行了介绍。

## 1 多学科一体化研究现状

国外航天器已经在开展并实践了一体化研制模式,系统指标统筹设计,而不是逐级分配,以发挥有效载荷的最大效能。通过平台载荷一体化设计从系统角度使整个任务目标达到整体最优,是减小卫星重量、体积、功耗以及成本的有效途径之一。通过一体化设计达到了以下效果:

(1)一体化设计使整星做到结构紧凑、轻巧,稳定性和可靠性大幅提高;(2)一体化设计使遥感整星定位精度和图像几何精度大幅提高;(3)一体化设计可以提高整星的敏捷和机动性能;(4)一体化设计通过全局优化设计和指标分配,可以降低分系统的研制难度,节约成本。

传统光学遥感卫星一体化设计有两种思路:(1)以载荷为中心的一体化,卫星平台结构和服务分系统设备以载荷主结构为核心开展布局,如Pleiades卫星(图1),通过极为紧凑的构型设计,有效降低了整星规模,使姿态机动能力大幅提升<sup>[1-3]</sup>。(2)基于平台的一体化,围绕平台机、电、热和控制等能力以及载荷关键问题,平台与载荷适度融合设计,实现系统最优,典型代表为Worldview系列卫星(图2)<sup>[4-6]</sup>。

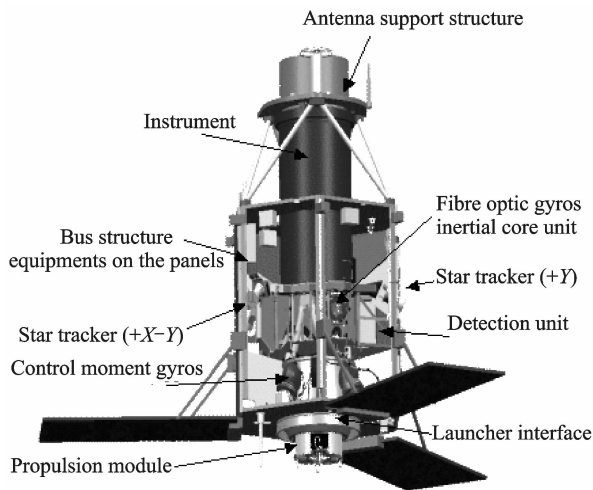


图1 Pleiades 卫星一体化布局示意图  
Fig. 1 Integrated configuration of Pleiades

对于大型可展开有效载荷,则多采用深度融合的一体化设计,典型的代表如詹姆斯·韦伯空间望远镜(JWST,图3)<sup>[7]</sup>、Thales公司静止轨道2 m分辨率卫星(图4)<sup>[8]</sup>、全球地震卫星系统(图5)等。此类航天器多以桁架结构为主体,有效降低结构重量,支撑方式传力路径简单,并且能够简单有效地控制由于工作温度与装调温度差引

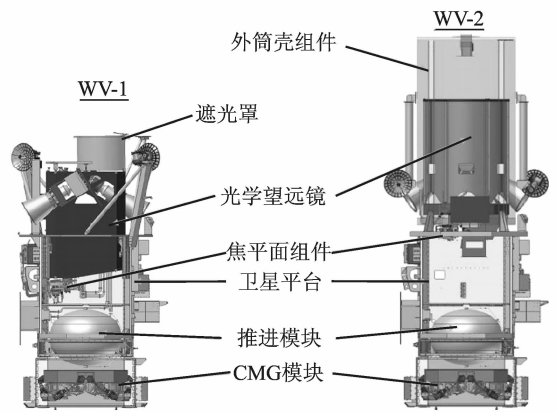


图2 Worldview 卫星一体化布局示意图  
Fig. 2 Integrated configuration of Worldview

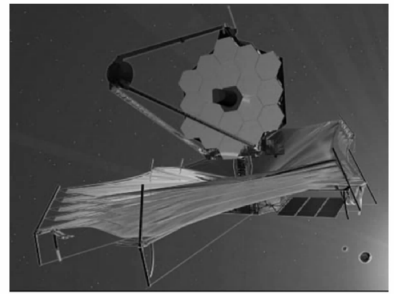


图3 JWST 卫星一体化布局示意图  
Fig. 3 Integrated configuration of JWST

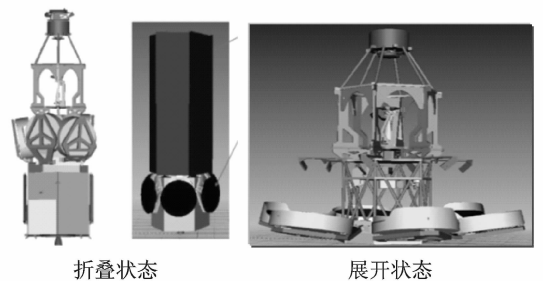


图4 Thales 公司静止轨道 2 m 分辨率卫星一体化布局示意图  
Fig. 4 Integrated configuration of 2 m GSD GEO satellite of Thales

起的主次镜间距变化和相对倾斜。全球地震卫星系统为减轻重量,还使用了轻质薄膜材料作为天线孔径、轻量化材料作为支撑结构,天线孔径集成有源电子设备以及薄膜太阳能电池板,形成多功能一体化天线。

在一体化设计方面,国内与国外存在一定的差距,卫星一般采用传统的平台化设计思想。卫星有效载荷和卫星平台分开设计,一个卫星平台能适应不同种类的卫星有效载荷,但是采用这种方法设计的卫星重量和体积均较大,布局非最优化,往往浪费了运载火箭的空间尺寸和重量,提高发射成本。

随着卫星小型化、轻量化和高集成化的设计理念的呈现,基于星载一体化设计思想逐步凸显,将

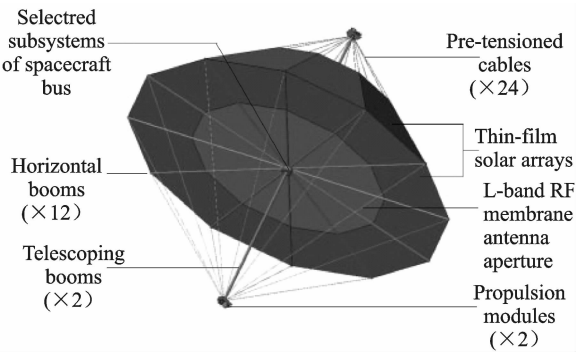


图5 全球地震卫星系统一体化布局示意图

Fig. 5 Integrated configuration of global earthquake satellite

载荷结构和卫星结构有机结合到一起,也就是有效载荷同时作为卫星主承力结构的一部分,各个单机围绕载荷布局,充分考虑了卫星结构达到有效载荷一体化设计、整星被动热控一体化设计以及整星线缆布局一体化设计要求,提高整星的功能密度,优化了星上单机布局,推动大型空间载荷和飞行器平台一体化设计,有效降低整星质量,压缩体积,降低发射成本。

## 2 一体化协同的需求

### 2.1 需求分析

现阶段,总体与载荷以事先协调好的“接口”为中心独立开展设计。“接口”是全部设计工作的边界,具有极强的刚性,任何可能的资源和余量共享的探索都会造成“接口”的变化,引起设计的变更,影响需重新评估,代价巨大。一体化设计具有诸多的优势,但也存在诸多难点,面临光、机、热和控等多学科综合设计。尤其是大型载荷应用需求引发的一系列诸如高载荷质量比、高体积收纳比、高精

高稳、高效的散热等,如图6所示。以接口为核心的设计模式表现出越来越多的局限性。

#### (1) 设计边界刚性大,难以支持一体化设计

总体与载荷协同开展时机晚,方案设计已完成,双方状态相对固定,更改影响大,难以支持总体与载荷的融合设计。设计约束及输入完全是基于接口界面开展的方案设计,虽然界面清晰指标分解明确、易考核控制,但很难达到系统最优。如,整星力学环境余量分配不均衡致使载荷设计难度高、无效重量多;时空基准传递链路长、稳定性差影响定位精度。

#### (2) 设计与分析分段闭环,难以实现系统最优

针对整星结构动力学特性、微振动、热稳定性等精细化问题,现阶段总体与载荷采用“独立界面、分段闭环”的方式。总体、载荷各自的分析结果均仅支持到边界部分。双方信息不透明,余量不共享,难以实现系统最优。

#### (3) 协同工作效率低,难以应对复杂界面和复杂问题

现阶段总体和载荷之间采用串行的设计工作模式,存在协同交互效率低下、交互实时性差、交互准确性差、交互层次不深入等四个问题。交互过程中,模型版本靠设计师自身的工作习惯保证,技术状态控制难度大,多人员操作模型不统一,信息量大,信息传递的准确性依赖于人员素质。提高双方交互准确性,降低设计师在交互过程出错的风险,是平台、载荷交互迫切需要解决的问题。

### 2.2 技术内涵

#### (1) 构型布局一体化

常规串联式系统构型,整星规模难以压缩。有效载荷规模庞大,其余产品受载荷影响明显,布局

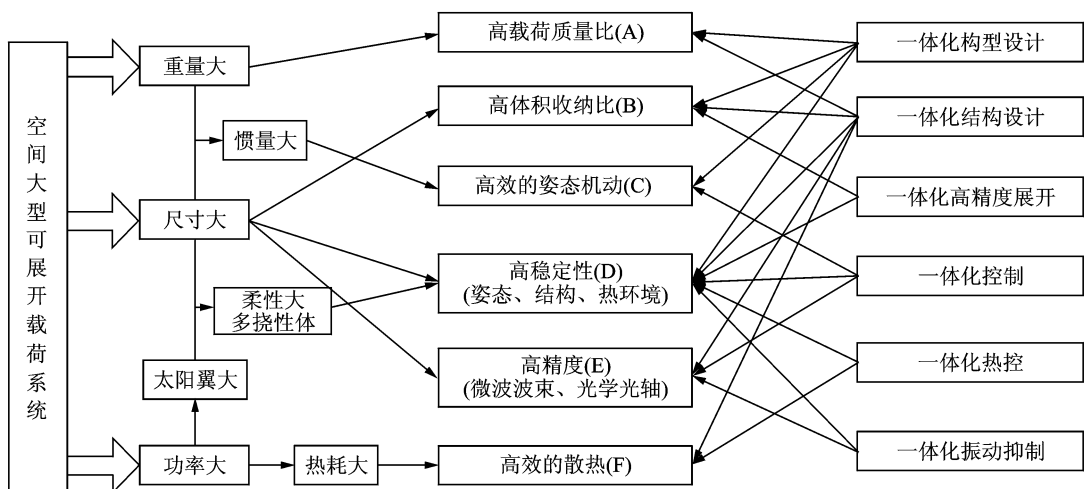


图6 一体化需求分析

Fig. 6 Requirement of integrated design

难度大。载荷/平台产品割裂,精、稳等系统级指标难以实现。

载荷与平台一体化构型,产品围绕载荷合理进行布局,压缩整星规模,减小整星转动惯量,提高平台承载比。结构设计和振源布局一体化考虑,振源布局尽可能远离有效载荷,降低结构振动对敏感设备的影响。高精度姿态测量部件和载荷共基准、等温化布局,支持高性能要求。一体化技术内涵如图7所示。

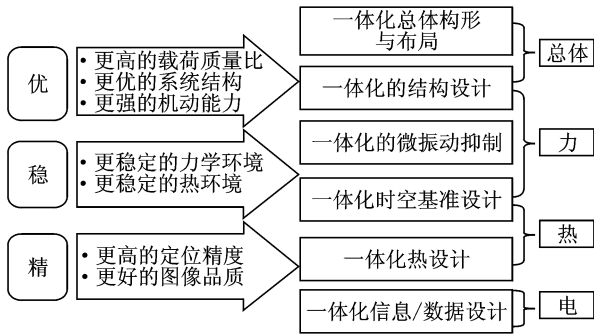


图7 一体化技术内涵

Fig. 7 Technical connotation of integrated design

## (2) 结构力学一体化

随着载荷规模变大,对平台的承载能力要求高;若平台与载荷独立开展结构设计,高强度刚度设计代价较大,力学环境较差。围绕大型载荷结构进行卫星主承力结构的设计,可尽量降低在轨结构重量,减小主动段力学环境响应。

## (3) 振动抑制一体化

卫星在轨工作 CMG、太阳翼及 SADA 运动会带来不同频率的振动,传递至敏感载荷造成工作过程指向抖动而降低工作性能。设计中考虑整星结构布局,传力路径及阻尼特性,对敏感载荷整机及关键元件部位进行振动抑制。

## (4) 时空基准一体化

精密载荷的惯性指向在轨无法直接测量,只能通过星传感器、陀螺等姿态测量传感器进行间接测量,传感器与载荷指向间的转换误差和在轨波动、成像时刻的对准误差对目标定位精度影响巨大。平台和载荷的空间、时间基准统一,载荷姿态测量精确,时间对准误差减小。

## (5) 热控一体化

高性能载荷经常对大跨度结构的温度稳定性提出较高要求,若平台与载荷热隔离,单纯依靠载荷自身温控难以实现,并且系统功耗开销巨大。平台与载荷资源共用,控制到达载荷区域的外热流状态,实现对目标区域的高稳定性控温。平台与载荷的热量统一管理,均衡调度,降低系统功耗。

## 2.3 关键问题

近年来随着卫星总体技术的进步,逐步出现有针对性的一体化设计,一体化程度不断提升,但一体化的进一步深化遇到了诸多困难。

(1) 部门间的墙难以打破,总体、控制、载荷间界面刚性大,各自把握手中余量。针对这一问题,需要从管理维度凝聚各方共识,对一体化设计模式下的责、权、利重新匹配,使各专业、各部门能够共享一体化带来的系统红利。

(2) 各研制单位将关键设计模型和设计参数作为核心知识产权加以保护,难以完全交底。在协同设计过程中,需要深入分析所需要交互的必要信息,并采取适当的技术手段对非必要信息进行封装,一方面可降低信息传递数据量,另一方面充分尊重并保护知识产权。

(3) 一体化的深入开展,涉及到学科间的耦合协同,目前以解耦设计为主的工具体系无法支撑。需要针对光学、力学、控制、热控等多学科件的耦合机理开展深入研究,对耦合分析和设计方法开展探索,并开发专用的集成分析工具。

## 3 光机热控一体化协同设计

### 3.1 协同设计平台

为应对总体-载荷一体化模式下,卫星平台与载荷接口多维化、复杂化的现状,解决平台与载荷之间迭代繁多的串行设计模式弊端,提升设计精确性、减少设计反复,提高卫星设计水平和效率:(1) 建立总体与有效载荷间基于三维模型的协同设计环境,实现双方几何模型信息的深入、高效交互,基于几何模型开展总体-载荷三维协同设计。(2) 以三维协同为基础,深入开展平台/载荷光、力、热、控制等多专业耦合仿真分析,打破平台与载荷之间专业技术壁垒,实现多专业优化。

以现有的总体-结构-热控全三维协同设计系统的建设经验及型号实践历练为基础,结合总体、载荷和控制等关键设计指标的一体化提升需求,将全三维协同设计系统向多厂所、多专业两个维度扩展。从多部门维度,区别于原有三维下厂的面向设计下游的扩展,将协同设计与分析向设计上游扩展,边界条件与约束更为灵活与模糊。从多专业维度,以三维协同设计模型为统一信息载体,将三维协同设计进一步向多专业协同分析扩展,从一体化抗力学、微振动和热稳定性分析角度对设计进行反馈和评估。

总体-载荷-控制一体化设计与分析平台的整体架构情况如图8。系统的基本组成如下:

(1) 两套模型体系。建立总体-载荷-控制一体化的三维设计模型,支持多厂所跨域的一体化三维协同设计;建立总体-载荷-控制一体化仿真分析模

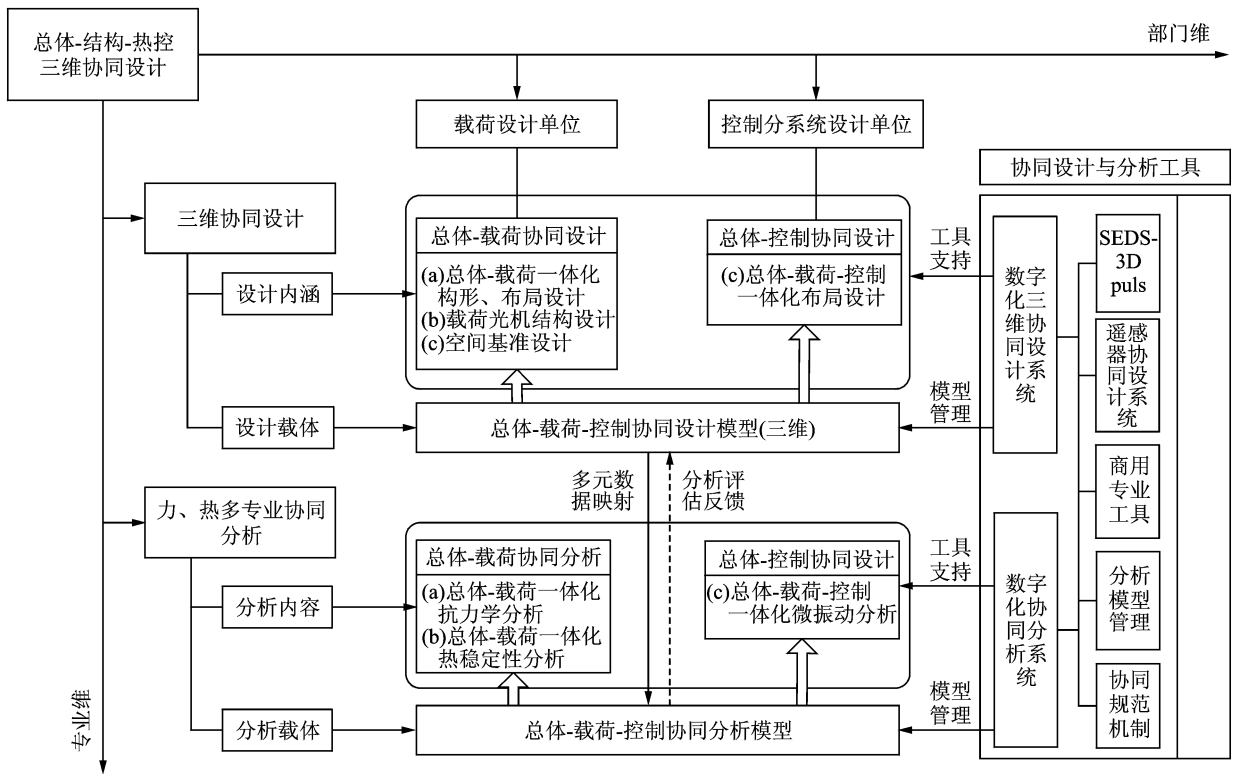


图 8 总体、载荷、控制一体化协同设计与分析平台总体架构

Fig. 8 Configuration of system-payload-control integrated design and analysis platform

型,支持多专业一体化分析。

(2)两套工具系统。建立服务于一体化三维模型的跨域信息链路和设计工具集,形成数字化协同设计系统;建立服务于一体化仿真分析模型的跨域模型管理和分析工具集,形成数字化协同分析系统。

(3)四型工程问题。依托于两套模型、两套工具,解决总体-载荷-控制的一体化构型布局设计、一体化抗力学设计与分析、一体化指向抖动分析和一体化热稳定性分析等四型工程问题。

### 3.2 协同设计实例

以某光学遥感卫星为实例,开展一体化协同设计模式探索性应用。协同过程可分为三维系统设计和多学科一体化协同分析两个部分。载荷三维协同设计的骨架协同、原型协同、方案协同、初正样详细协同的四个阶段流程,多学科一体化协同分析涵盖光学、力学、热控、控制等专业,分为分析辅助设计和分析验证设计两个阶段。一体化协同设计的流程如图 9 所示。采用三维协同设计模式后,设计效率较以往的串行设计大幅提高,光学系统更改引起的整星更改可在最短的时间内完成。通过一体化设计,消除了界面分割造成的过度冗余,充分利用星上资源,发挥最大效能。通过一体化布局,平台与载荷共用承力结构安装大型设备,相对传统设计方案大幅减重,实现了一体化承力体系。

光、机、热协同设计保障了结构尺寸稳定,如图 10、11 所示。图 12 为某卫星一体化设计演进过程。

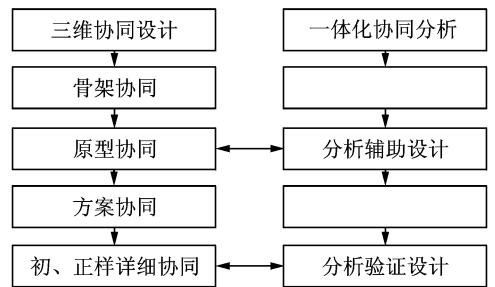


图 9 一体化协同设计流程

Fig. 9 Process of integrated design

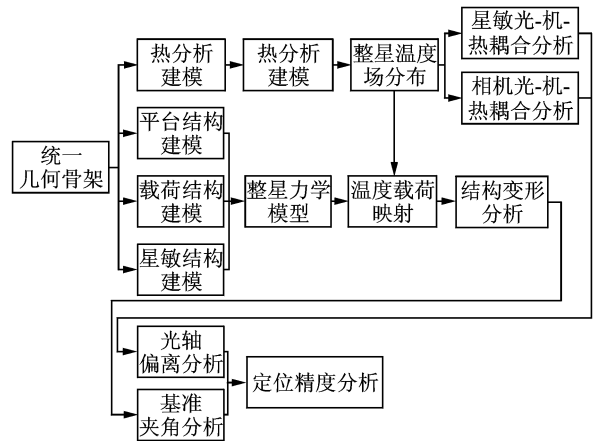


图 10 一体化热稳定性设计流程

Fig. 10 Integrated structure-thermal-optical design process

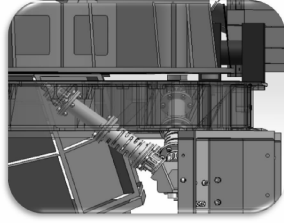
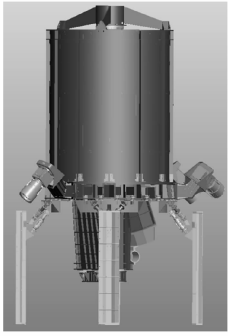


图 11 热变形释放环节

Fig. 11 Deformation release devices

基于多学科一体化协同分析工具,对学科间耦合效应全面分析验证;协同环境下,任一设计状态变化对成像质量的影响即时可视,充分利用整星资源保障指向稳定,降低系统代价。多学科一体化指向抖动仿真分析原理如图 13 所示,对转子与柔性结构耦合效应、控制律与隔振装置耦合效应、快反镜与柔性基础耦合效应进行同步分析,对控制系统、光学系统、减振结构设计相互间的约束关系一并考虑,共同设计以保障载荷指向稳定。通过仿真系统可直观看到各项设计参数变化对最终成像效果的影响。图 14 给出了初始设计参数得到的仿真

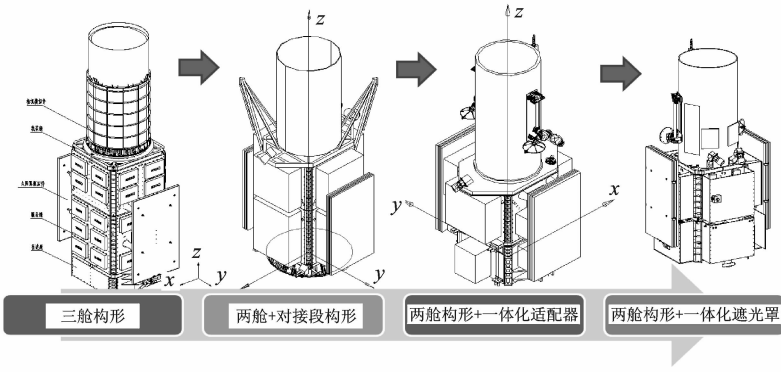


图 12 某卫星一体化设计演进过程

Fig. 12 Evolution of integrated design for a satellite

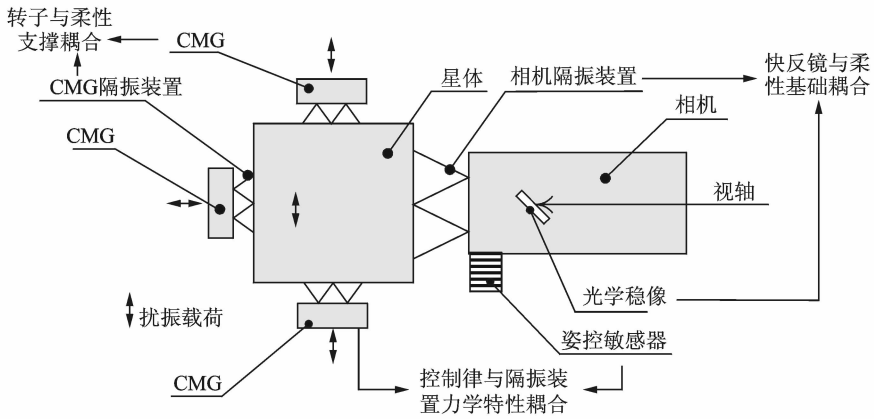


图 13 一体化指向抖动分析框架

Fig. 13 Configuration of integrated pointing jitter analysis

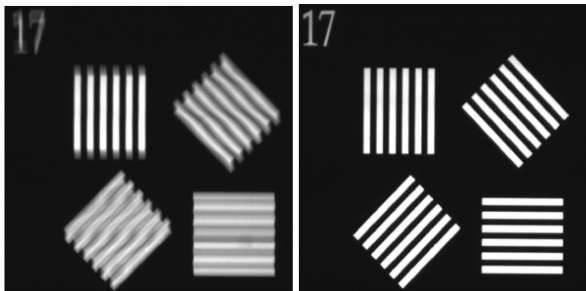


图 14 一体化指向抖动分析结果

Fig. 14 Result of integrated pointing jitter analysis

图像和优化后得到的仿真图像,可见通过协同设计,有效保障了成像质量。

由三维协同设计模块发布统一几何骨架,基于统一的几何骨架,建立热分析模型和力学分析模型,其中力学分析模型中应包含各光学元件的面形信息。力、热同步开展建模工作,得到热分析温度场后,映射至整星力学模型,完成热变形分析。将热变形分析结果发布至载荷与控制,分别完成指向偏离分析和光学系统分析,由分析结果自动计算定位精度误差。某型号采用合理的刚度和材料匹配性设

计,实现了复杂热环境下载荷基准的稳定指向,避免使用大跨度复材结构,适配结构节约成本 40%。

## 4 结 论

通过一体化研制模式的研究与实践,可见一体化研制模式对提升航天器系统性能具有显著的效果。为了适应未来大型空间光学、SAR、通信、空间攻防载荷为主任务载荷的空间飞行器,仍需要持续开展深化研究工作,具体如下:

(1)一体化构型设计。航天器既要承载,又要满足收纳要求,则一体化依赖于载荷与平台的主结构,即骨架结构。因此,一体化的构型设计应该围绕骨架进行,同时基于骨架结构,破除传统的已有平台模式,改变界面设计方式,将机电热接口通过三维协同设计系统在骨架上展开。

(2)一体化结构设计。骨架结构是航天器的“主干道”,“主干道”的设计与稳定至关重要,重量、结构承载、信息流和能量流都与之密切相关。因此,不仅要设计轻质高稳高承载的结构,而且结构功能能够多元化,进行信息流、能量流、状态监测,这就需要设计多功能的结构。高稳定性则需要开展外部环境(温度变化)、内部环境(热、内部振动传递)对结构稳定性的影响,这就需要开展机热稳定性、结构上的振动抑制(与压电材料相关的多功能结构)。

(3)一体化高精度展开及在轨测量调控技术。对于大型展开系统来说,光学有严格的几何光学、微波波束有指向性或天线与馈源阵有严格的相对位置关系,因此,需要高精度的结构展开。展开后,整个结构的稳定性是需要可测的,否则,无法掌握整个结构的变形情况,可测可采用与结构融合的传感器,这又涉及到功能结构,可见多功能结构的设计很重要。对于存在的小变形,是否可以通过调节装置进行变形的调控,保持整个结构的稳定性。

(4)一体化频率分配及控制技术。整个飞行器作为多挠性体,在姿态机动或热噪引起的振动时,会引起大挠性体结构的振动,导致飞行器与结构的相互耦合。因此,需要开展多挠性体的频率优化分配,尽量将频率错开,降低结构-控制耦合的程度。首先,需要对整个飞行器建立一体化的建模与分析,然后,进行频率分配。当然,在轨是动态的结构特性,因此,需要在轨实时辨识结构特性,作为分析和控制的输入,以实现高精度稳定控制。

(5)一体化多扰源微振动抑制技术。为了保持光学、微波的型面精度,在整个结构传导过程中,需要将

振动处理掉,因此,需要将各种扰动源产生的影响消除掉,包括对传递路径上的结构,因为会引起结构振动变形。这就要对整星进行系统分析,明确扰动源在对整个系统的影响,及如何将这种影响降至最低。

(6)一体化热控及机热稳定性技术。面对大热耗,采用传统的方式难以处理,必须要提高散热的效率,从热控散热途径来说(对流、传导、辐射),如果能从三者都加强,那散热效率必然提高,而流体回路与结构的一体化,可以作为提高散热效率的一个重要方式。因为不仅利用了流体回路对流和传导热量,而且利用结构增加了散热面积。

大型空间载荷与飞行器平台的一体化设计仍需要在一体化的混合构型设计、一体化结构设计、一体化频率分配及控制技术、一体化高精度展开及在轨测量调控技术、一体化热控及机热稳定性技术以及一体化多扰源微振动抑制技术等方面持续开展深入研究,以适应未来四类大型空间载荷的在轨应用。

## 参考文献:

- [1] PERRET L, BOUSSARIE E, LACHIVER J M, et al. The pleiades system high resolution optical satellite and its performances[C]//53rd International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation. USA: International Astronautical Federation, 2002.
- [2] PLAISANT G, LE GOFF R, DESWARTE D, et al. Design of the focal plane for the pleiades instrument [C]//53rd International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation. USA: International Astronautical Federation, 2002.
- [3] BAUDOIN A, BOUSSARIE E, DAMILANO P, et al. Pleiades—A multi mission and multi-co-operative program[J]. Acta Astronautica, 2002, 51(1): 317-327.
- [4] Digital Globe. Worldview—1 data sheet [EB/OL]. (2012). <http://www.digitalglobe.com/downloads/WorldView1-DS-WV1-Web.pdf>.
- [5] Digital Globe. Worldview—2 data sheet [EB/OL]. (2012). <http://www.digitalglobe.com/downloads/WorldView2-DS-WV2-Web.pdf>.
- [6] Ball Corporation. Worldview-2 [EB/OL]. (2007). <http://www.ballaerospace.com/page.jsp?page=82>. William S. Geo Eye Corporate Overview. Virginia: Stennis Space Center.
- [7] ARENBERG J, FLYNN J, COHEN A, et al. Cooper. status of the JWST sunshield and spacecraft[P]. Astronomical Telescopes Instrumentation, 2016.
- [8] THOMAS E. Towards 1m resolution from GEO executive summary report, GEO-007[R]. Italy: Thales Alenia Space, 2010.