

我国 GEO 航天器总体综合优化技术研究进展

陈余军, 王敏, 刘波

(中国空间技术研究院通信卫星事业部, 北京 100094)

摘要: 总体综合优化设计是航天器研制持续追求的目标, 多学科集成设计是有效途径之一。围绕航天器总体综合优化设计, 总结了近年来我国在地球静止轨道 (GEO) 航天器系统与学科建模、多学科集成优化设计策略、寻优算法、软件工具开发及工程应用实施等方面研究进展, 针对我国 GEO 航天器发展新需求以及现阶段综合优化设计技术发展的不足, 结合系统工程技术发展新趋势, 指出航天器综合优化设计后续应重点加强集成建模、工程化应用研究, 为高轨航天器总体优化设计技术发展提供指导。

关键词: 地球静止轨道卫星总体设计; 综合优化; 多学科集成; 研究进展

中图分类号: V221

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2018) 03-0018-08

Research Progress of the Integrated Optimization Design for the GEO Spacecraft

CHEN Yujun, WANG Min, LIU Bo

(Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: System optimization is the always ongoing object for spacecraft design, and the multi-disciplinary integrated design is always to be one of the effective solutions. For the integrated optimization design of spacecrafts, the progress of the GEO (Geostationary Earth Orbit) satellite on system and discipline modeling, MDO (Multidisciplinary Design Optimization) strategy, optimization algorithm, software development and application in engineering are summarized. To the existing weakness, according to the developing of the system engineering, it is pointed out that the integrated modeling and engineering application need to be enhanced, which will provide guidance for the development of the GEO satellite system optimization.

Key words: GEO satellite system design; Integrated optimization; Multidisciplinary integration; Research progress

0 引言

地球静止轨道 (Geostationary Earth Orbit, GEO) 通信卫星是一项规模庞大、应用价值极高的航天器系统工程, 应用范围非常广泛。我国 GEO 通信卫星已发展了东二、东三、东四、东五

等这四代。其中, 东四是当前的主流卫星平台, 基于该平台的商业通信卫星在规模和性能方面达到了当前国际主流水平。

我国通信卫星设计能力与日益增长的应用需求相比, 仍有较大差距, 集中体现为复杂大型通信卫星转发器路数多, 天线规模大, 载荷质量多,

收稿日期: 2018-02-28; 修订日期: 2018-04-22

作者简介: 陈余军 (1981-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为卫星总体设计及多学科优化。E-mail: chenyj1001@163.com

载荷指标要求高，载荷和平台相互渗透，导致总体方案设计难度大。总体上，面临着现有主流卫星平台能力升级以及新型高性能卫星系统开发等新任务挑战。

对于简单航天器，采用“系统指标分配—系统设计实现—系统综合集成”这样的简单串行设计方法，能够满足设计要求；对于复杂 GEO 卫星，系统指标要求高，学科间耦合紧密，简单串行分解设计方法很难满足总体设计需求。复杂航天器的可行设计空间小，依靠个人经验和知识，基于人工协调方法需要多次迭代，设计周期长，且难以实现设计精细化、设计最优性。因此，迫切需要创新总体设计方法。

继 1982 年 Sobieski^[1]首次提出基于多学科设计优化方法 (Multidisciplinary Design Optimization, MDO)，并应用于飞机结构设计，整个航天领域掀起了 MDO 技术研究热潮，已将 MDO 应用于复杂系统的设计，其典型代表有：陆地行星探测分布式卫星系统优化设计^[2]、基于协同优化的导弹预警天基红外星座系统的概念设计^[3]，以及立方体卫星的详细设计^[4]，整体上呈现出从概念设计向详细设计过渡的趋势。我国科研院所、高校也紧跟国外研究，致力于将代表先进设计技术的 MDO 应用到复杂航天器研制，但主要集中于方案早期论证，围绕单个或包含有限个学科的设计问题^[5]。

本文针对我国航天器总体优化设计亟需解决

的共性问题和难题，总结了近年来研究取得的成果与发展中的不足，旨在推动多学科集成设计技术的工程化应用，促进航天器总体设计专业的发展。

1 GEO 航天器综合优化设计框架体系

相比小卫星，GEO 卫星价值高，投入大，具有规模大、高功率、高热耗、信息流复杂等特点，系统集成度高，综合优化设计需求迫切。对于 GEO 新型卫星平台的开发，侧重承载比、多载荷适应性等指标，重点放在平台构型布局、系统减重、设备选型和配置等设计，通常选取承载比、费效比等系统级指标为目标，在概念设计阶段就引入多学科集成设计手段进行全局和多级的方案选型、方案参数优化研究。基于成熟平台的 GEO 航天器设计，侧重载荷与平台的协同优化设计，其一般过程如下 (见图 1)：根据用户任务，开展需求分析与指标分解；确定初步载荷配置；卫星平台选型，进行指标预算和初步构型布局，分析平台兼容性和适应性；围绕系统指标，开展载荷方案设计、平台适应性修改；经多轮迭代设计输出整星方案。这类情况侧重方案参数优化，通常以载荷性能、系统容量、天线指向与覆盖特性等为目标，选取载荷、电源、姿轨控等核心关联学科，对与卫星性能密切相关设计参数进行优化，通常建立标准多学科仿真流程，提高方案迭代效率。

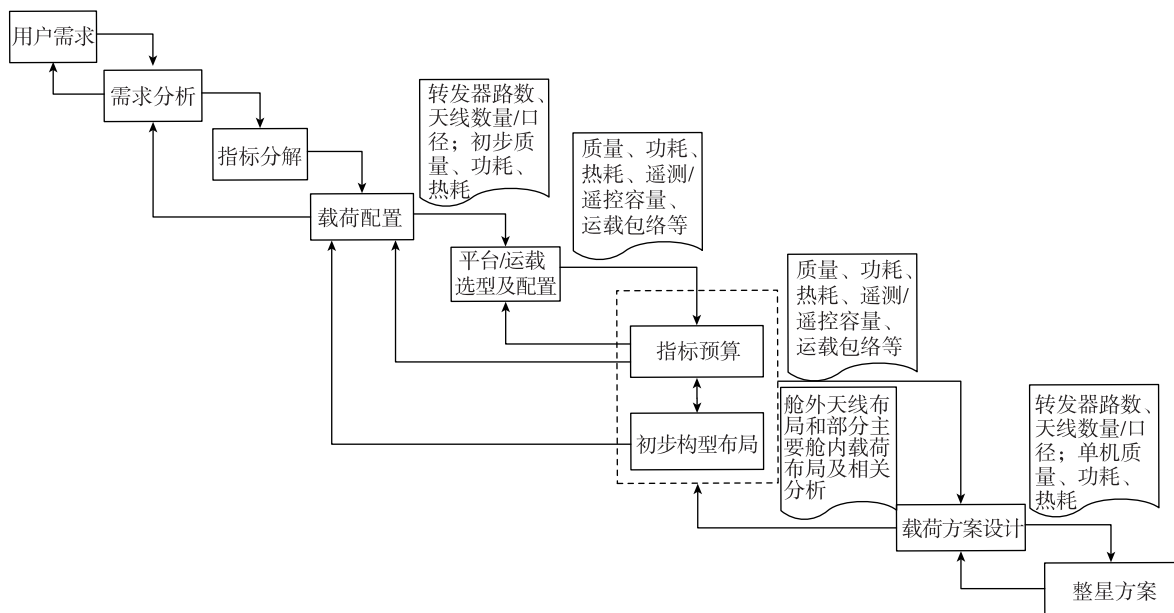


图 1 GEO 航天器总体设计一般流程
Fig. 1 The design process of GEO satellite

航天器综合优化的内涵是：一是强调多学科并行协同设计，二是重视多学科（或子系统）的分析优化及其相互之间的耦合作用，三是寻求系统总体性能指标最优化^[6]。针对 GEO 航天器能力提升和新型平台开发需求，以 MDO 方法为核心，融合结构、力学、轨道、通信、控制、推进等复杂学科建模技术，建立工程实用的学科分析模型，开发高效的多学科求解策略与优化算法，形成复杂航天器多学科集成设计优化技术体系，如图 2 所示。

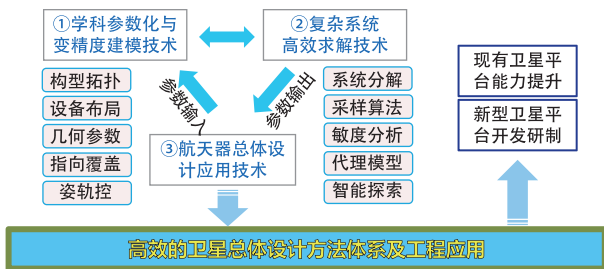


图 2 复杂航天器多学科集成设计优化技术体系

Fig. 2 Technology system of multidisciplinary integration design for complex spacecraft

2 面临的难题与挑战

GEO 航天器综合优化研究已发展多年，子系统或单学科的建模与仿真也取得了丰硕成果，但是要实现高效、工程实用的技术和应用突破，构型拓扑、设备布局等核心系统级学科，以及总体综合设计，这几类优化问题从理论方法、建模，再到求解，以及工具开发与工程实施均面临着巨大挑战。

2.1 构型拓扑优化

航天器构型拓扑设计，是在给定外载荷和边界条件下，优化承力结构空间安排，改变结构元素及其连接方式以达到最优目标。分为连续体结构拓扑优化和离散体结构拓扑优化两种，鉴于频率是结构设计的变量非线性隐式非凸函数，结构拓扑变更时不连续性，使得结构出现重频，难以得到灵敏度计算所需的特征向量的导数，大大降低了结构优化过程的效率。

2.2 设备布局优化

航天器设备布局优化，是指通过对星上各类仪器设备的三维布局进行调整，提高各功能舱的空间利用率，同时使其惯量特性和质心位置均接近最佳值，从而改善全星刚体动力学特性和静稳

定性，以及减少配重。三维自动化布局涉及数学、力学、计算机学、工程学和 CAD 等，属 NP-困难问题，理论难度大，软件系统复杂，工程性很强，难以解决理论方法、软件工具的工程实用性和通用性问题。

2.3 结构参数优化

航天器结构参数优化，面向刚强度优化而实现减重，主要研究确定结构几何、杆件的截面面积、梁构件剖面形状尺寸、膜元构件和板壳构件截面厚度，以及复合材料板层数和厚度。由于优化理论、优化算法以及优化软件均十分复杂，且鉴于结构参数优化往往涉及变量多，优化过程需要频繁调用有限元分析，始终面临着计算难度大、收敛性差等问题。

2.4 系统综合优化

航天器系统综合优化设计，重点解决载荷与平台、系统到分系统、以及不同分系统之间的设计矛盾，通过多学科集成设计实现系统性能指标折中与调解。基于 MDO 的多学科集成设计优化同样面临诸多困难，包括卫星方案和优化目标的多样性、涉及学科和设计变量的广泛性、系统分解和学科耦合的复杂性、分析建模和代理模型的正确性、求解策略和优化算法的有效性、程序设计和应用开发的实用性等^[7]。

3 航天器综合优化研究进展

3.1 构型拓扑优化

针对大型通信卫星平台桁架式结构设计流程不确定、迭代效率低等问题，李东泽^[8]提出了航天器构型从连续体到离散体的两级结构拓扑优化方法，并融合变密度法与半正定规划技术，进行桁架式承力结构从连续体到离散体拓扑结构设计的建模与求解。同时，综合商业软件 HyperWorks 功能，自行开发了桁架结构系统离散拓扑优化软件 TODOSST。

郝宝新等^[9]基于提出的构型拓扑优化理论方法和开发的软件工具，完成了东五卫星平台的承力结构方案设计（如图 3 所示），实现了在满足运载发射基频约束条件下整星 8000kg 承载能力，达到了结构占重比不超过 4% 的先进设计水平，有效验证了连续体和离散体两级连续拓扑优化方法，以及工具在桁架结构设计中的工程实用性。

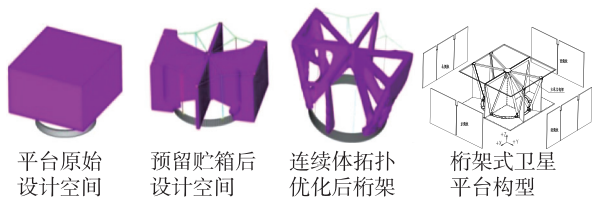


图 3 桁架式卫星平台构型拓扑设计与优化

Fig. 3 Configuration topology design and optimization of truss satellite platform

3.2 设备布局优化

针对星载设备外形与布局空间复杂多样，难以实现通用建模问题，滕弘飞等^[10]提出了布局子空间建模方法，解决了不同构型航天器布局设计的布局子空间及待布设备通用几何建模问题，以及航天器系统级到舱段级、子系统级布局优化目标和约束条件的统一优化建模问题。针对三维自动化布局求解难题，提出了基于多智能体系统模

型的分布式布局设计算法，利用 Agent 模型实现大量几何和性能约束条件的分布式存储和处理，可充分利用布局问题专门知识和工程经验灵活、高效地处理复杂多变的布局约束条件。

同时，依托商业软件 Pro/Engineer 为集成框架平台和前后置处理系统，开发形成了星上设备自动化布局软件 COPOSS 工具，且定制了航天器典型布局子空间几何模板库和优化模型库，能够适用于各类典型航天器的设备布局设计问题，该工具还具有良好的扩展性。

目前，COPOSS 已在东四平台通信卫星、低轨小卫星、空间实验室等多个型号中得到了应用，系统地验证了理论方法、求解算法和软件工具的正确性和有效性。某型通信卫星基于 COPOSS 进行布局优化，实现了初始 Y 向质心横偏减幅 97.4%，等效于配重减少 38.5kg，如图 4 所示。

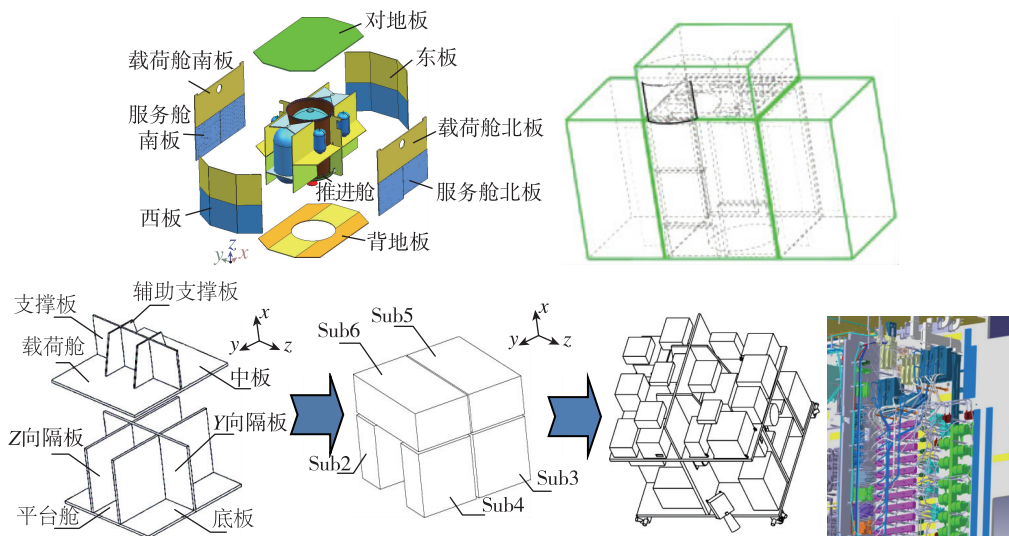


图 4 某通信卫星三维布局设计优化

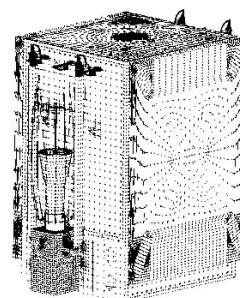
Fig. 4 Communication satellite 3D layout design optimization

3.3 结构参数优化

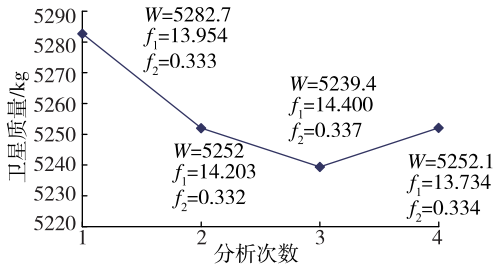
针对航天器复杂结构参数优化面临的通用性、收敛性、计算效率以及适应性难题，谭春林等^[11]联合高校共同研究提出了二级多点逼近结构优化算法，突破了该方法与航天器结构设计分析工具 Patran/Nastran 的集成技术，开发形成了高效、工程实用的具有自主知识产权的复杂航天器结构参数设计优化软件系统 SPOSS。

目前，SPOSS 已成功用于多颗卫星的整星结构参数优化设计，有效验证了结构参数优化算法的高效性、软件工具的实用性。东四平台某型通

信卫星使用 SPOSS 进行结构参数优化，经 4 次迭代即快速收敛，实现结构质量减幅 12.4%^[12]，如图 5 所示。



(a) 整星有限元模型



(b) 整星结构参数优化

图5 基于 SPOSS 的东四某型卫星结构参数优化

Fig. 5 Optimization of DFH-4 satellite structure parameters based on the SPOSS

3.4 总体综合优化

3.4.1 基于自适应代理模型的多学科协同优化策略

鉴于传统单级、多级 MDO 策略用于解决实际工程 MDO 问题在模型变量维度、计算调用次数限

制、收敛性差等方面局限性^[1,5], 彭磊等^[13]联合高校提出了自适应代理模型技术的高效协同设计探索策略。采用聚类分析与灵敏度反馈技术进行了设计结构矩阵双层重构, 大大降低复杂航天器集成设计求解耦合度; 通过辨识重点设计空间与序列有偏采样, 解决了航天器多学科集成设计计算复杂性难题, 大大提高了求解效率, 具体策略流程如图 6 所示。

此外, 彭磊的研究团队与高校合作开发了具有自主知识产权的复杂 GEO 航天器多学科集成设计平台。平台采用 C/S 架构, 支持分布式多学科联合仿真分析与优化求解, 可实现学科分析模型与 MDO 方法的模块化无缝集成, 同时具有高度的开放性与可扩展性, 为 MDO 方法的工程应用提供了有力的软件支撑。

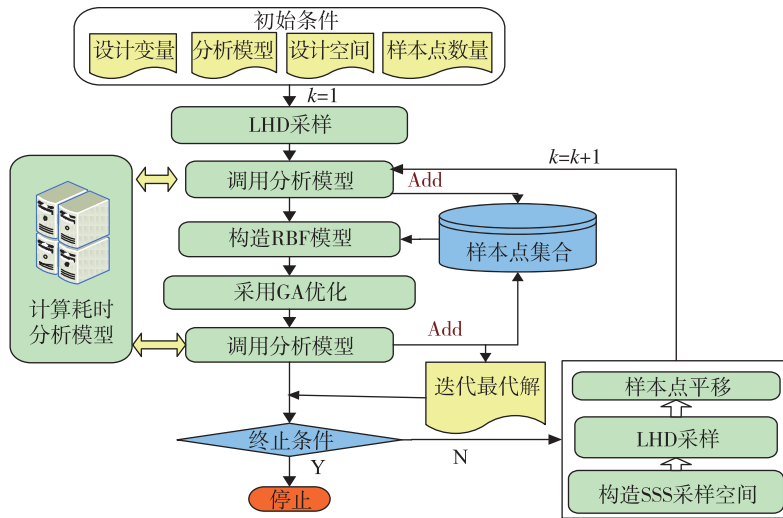


图6 基于自适应代理模型的复杂航天器多学科协同设计策略

Fig. 6 Multi-disciplinary collaborative design strategy for complex spacecraft based on adaptive agent model

3.4.2 工程应用算例

(1) 移动通信卫星总体方案参数优化设计^[14]

针对带大型天线的 GEO 通信类航天器承载质量大、工作寿命长、天线指向精度要求高等综合设计难题, 以覆盖特性和工作寿命为目标, 开展了总体方案参数的多学科集成设计研究。

通过天线波束指向、工作轨道倾角集成设计优化, 提出了基于小倾角和天线动态指向的方案思路, 给出了满足约束条件的设计方案集 (如图 7 所示), 解决了移动通信卫星方案设计难题, 实现了东四平台承载能力的大幅提升。其中, 横坐标 L_norm 表示卫星的在轨工作寿命 (无量纲量),

纵坐标 E_norm 表示天线对服务区的覆盖特性评估指标 (无量纲量)。

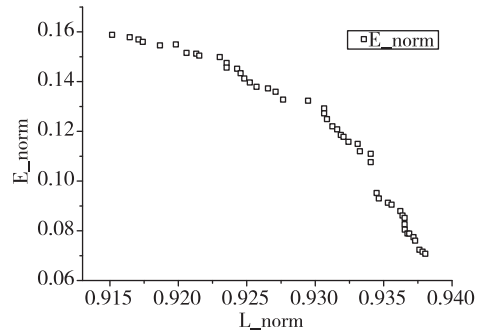


图7 以覆盖特性与寿命为目标的卫星方案集

Fig. 7 The pareto front based on coverage characteristics and lifetime of satellite

(2) 桁架式卫星平台多学科集成优化设计^[15]

针对桁架式卫星平台开发需求, 在满足几何干涉约束、推力器效率约束、仪器安装散热能力约束等约束条件下, 对卫星平台几何尺寸参数、仪器安装位置参数以及小推力器安装角度进行优化, 设计了平台质心高度和推进剂消耗量最小的

多学科集成模型, 设计结构矩阵如图 8 所示。

通过集成设计优化, 得到了围绕平台高度和推进剂消耗量的设计方案集。根据结果分析, 随着平台高度的降低, 推进剂消耗量会相应增加, 当平台高度降低 2.9% 时, 推进剂消耗量增加 1.1%, 为平台设计开发提供了直接支持。

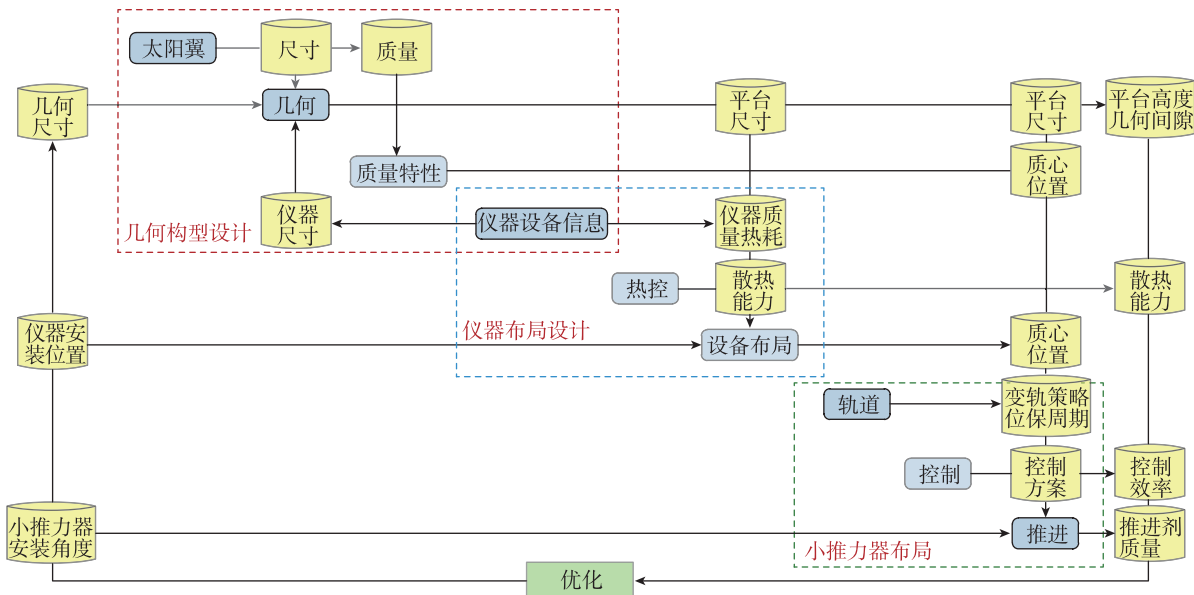


图 8 桁架式卫星平台多学科集成设计学科矩阵

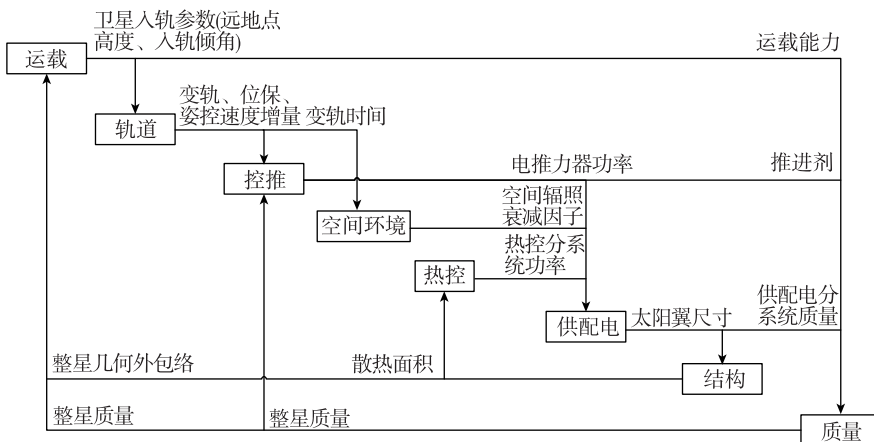
Fig. 8 DSM of the truss satellite platform

(3) 基于多学科优化的全电推卫星电推力器选型

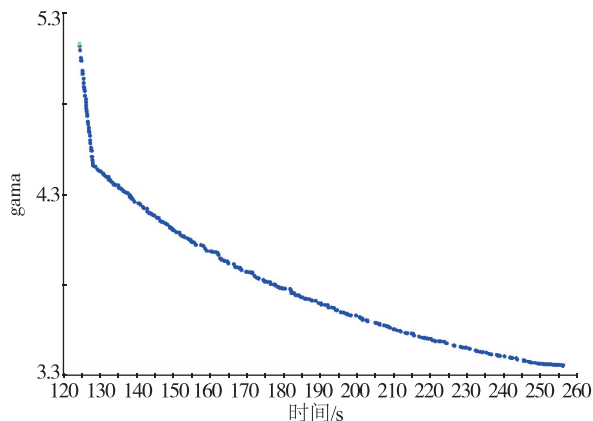
全电推卫星通过使用高比冲的电推进取代传统卫星的化学推进配置提高系统的承载效率, 但以增加转移轨道飞行时间为代价, 然而承载比、卫星入轨时间均为用户所关注的核心指标, 且两者相互矛盾, 如何针对不同任务需求快速配置电推力器是个复杂的多学科折中设计问题。

步转移轨道 (Geostationary transfer orbit, GTO) 变轨时间为目标, 考虑运载、轨道、控推、空间环境、供配电、热控、结构等多个学科设计约束 (如图 9 (a) 所示), 开展了基于多学科优化的电推进卫星推力器选型研究。通过多学科多目标集成优化设计, 得到了不同载荷规模下的电推力器配置方案 (如图 9 (b) 所示), 为平台后续应用和快速方案配置提供直接支持。

以卫星载干比 (载荷重/卫星干重) 与地球同



(a) 全电卫星多学科优化 DSM 矩阵



(b) GTO 变轨时间与载干比构成的 Pareto 前沿

图 9 基于多学科优化的全电卫星电推力器选型

Fig. 9 Thruster configuration study based on multidisciplinary optimization of all-electric satellite

4 总结与展望

本文作者课题组经过多年攻关研究,在 GEO 航天器总体综合优化设计方面,从理论方法、算法到软件开发和工程应用实施,均取得了显著成果,促进了航天器总体设计优化的更加精细化、科学化和规范化,提高了总体设计能力,完善了航天器总体设计技术体系,也推动了航天器总体设计优化学科的发展。

然而,航天器总体综合优化设计技术距离全面的工程化应用尚有距离,还有待从以下方面进一步深化研究:

1) 拓展学科建模领域和模型丰度:在结构、力学、轨道等传统学科建模工作基础上,还应在供配电、综合电子、控制推进等其他学科或子系统的分析方面开展建模研究,向机、电、液、信、磁、热多学科多领域耦合综合设计迈进,突破相应的理论、算法和工具开发等难题,为卫星高度集成化设计奠定基础。

2) 与 MBSE 基于模型的系统工程方法应用深度融合: MDO 属于 MBSE 的发展分支之一,为将多学科集成设计技术贯穿于航天器整个研制流程,需要密切围绕基于模型的系统工程技术新趋势,与 MBSE 方法论及模型体系相融合,采用统一的建模及模型封装标准,同时建立不同颗粒度的分析模型,覆盖体系仿真、概念设计、功能设计、逻辑设计、详细物理设计等多个不同阶段,推进面向多学科多领域基于仿真的设计新模式。

3) 形成总体综合优化设计规范:密切结合航

天器研制技术流程,加强多学科集成设计技术的工程化应用研究,定义面向卫星研制过程的多学科仿真建模标准、构造仿真优化流程模板,将各阶段的分析仿真纳入到研制流程中,形成航天器总体综合优化设计技术规范;基于已开发的多学科集成设计平台,进一步完善、规范先进设计方法库、学科分析模型库、学科分析工具库,支持卫星研制全寿命周期过程的设计、分析、仿真和优化。

参考文献

- [1] Sobieski J, Haftka R T. Multidisciplinary aerospace design optimization: survey of recent development [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 1997, 14 (1): 1-23.
- [2] Jilla C D, Miller D W, Sedwick R J. Application of multidisciplinary design optimization techniques to distributed satellite systems [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37 (4): 481-490.
- [3] Budianto I A, Olds J R. Design and deployment of a satellite constellation using collaborative optimization [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41 (6): 956-963.
- [4] Hwang J T, Lee D Y, Cutler J W, et al. Large-scale multidisciplinary optimization of a small satellite's design and operation [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51 (5): 1648-1663.
- [5] 陈余军,周志成,曲广吉. 多学科设计优化技术在卫星设计中的应用 [J]. 航天器工程, 2013 (3): 16-24.

(下转第 55 页)

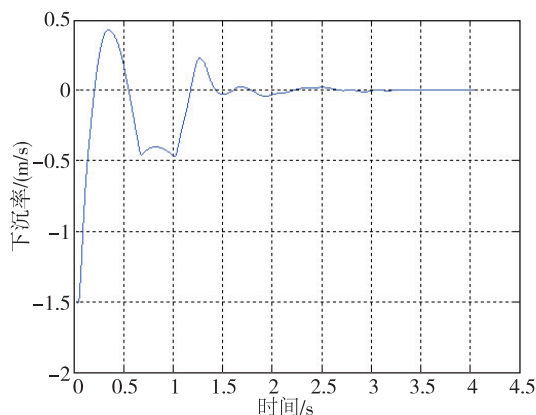


图 8 飞行器下沉速度

Fig. 8 Sinking speed of the vehicle

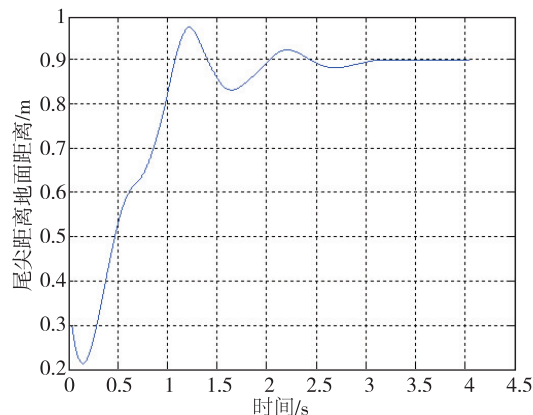


图 9 飞行器尾尖与地面距离

Fig. 9 Distance between the vehicle tail and ground

由如图 2~图 9 可见,左、右主轮都被弹起一次,并进行了二次触地。减震器压缩量和轮胎压缩量都经历了从零到最大再回落并稳定的过程。飞行器的俯仰角、滚转角和下沉率都逐渐收敛于零附近,并保持稳定。在触地过程中飞行器未发生后翻、尾部擦地、轮胎或减震器压缩量超限现象。

4 结论

针对水平着陆飞行器触地过程六自由度运动与着陆架减震器和轮胎的耦合压缩运动联合仿真问题,将复杂的着陆架的机构多体动力学进行简化,推导了摇臂式着陆架的力矩瞬时平衡条件,给出了着陆架减震器运动趋势判断方法,通过求解以减震器压缩量增量为自变量的一元非线性方

程求得减震器压缩量,进而求得轮胎压缩量和轮胎受力,实现飞行器触地过程仿真分析。该方法可在飞行器六自由度仿真模型基础上直接扩展,无需改变其仿真步长,着陆架模型求解无需依赖商业软件,可对水平着陆飞行器触地过程相关参数和性能进行有效的仿真评估和验证。

参考文献

(上接第 24 页)

- [1] 高泽迥. 飞机设计手册第 14 册: 起飞着陆系统设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- [2] 罗琳胤, 边宝龙. 飞机起落架缓冲性能仿真分析 [J]. 机械设计, 2012, 29 (4): 56-58+62.
- [3] 陈丽城, 李春涛, 张孝伟, 等. 无人机地面动力学建模及分析 [J]. 计算机仿真, 2016 (6): 13-18.
- [4] 颜庆津. 数值分析 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000.
- [6] 周志成, 曲广吉. 通信卫星总体设计与动力学分析 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2012.
- [7] 王振国, 陈小前, 罗文彩, 等. 飞行器总体多学科设计优化理论与应用研究 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [8] 李东泽, 于登云, 马兴瑞. 基频约束下的桁架结构半定规划法拓扑优化 [J]. 工程力学, 2011, 28 (2): 181-185.
- [9] 郝宝新, 周志成, 曲广吉, 等. 大型航天器桁架式主承力结构构型拓扑优化研究 [J]. 航天器工程, 2014, 23 (2): 44-51.
- [10] 滕弘飞, 孙守林, 葛文海, 等. 旋转舱内圆柱体及长方体群布局优化 [J]. 大连理工大学学报, 1993, 33 (3): 303-310.
- [11] 谭春林, 曲广吉, 黄海, 等. 航天器结构参数优化软件 SPOS 及其工程应用 [C]. 导弹飞行力学与航天器动力学学术会议, 1998: 487-493.
- [12] 周志成, 曲广吉, 黄海. 某卫星平台多结构工况下的优化设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35 (7): 821-823+851.
- [13] 彭磊, 刘莉, 龙腾. 基于动态径向基函数代理模型的优化策略 [J]. 机械工程学报, 2011, 47 (7): 164-170.
- [14] 陈余军, 周志成, 曲广吉. 小倾角 GEO 卫星多波束天线覆盖特性优化 [J]. 中国空间科学技术, 2014, 34 (1): 10-17.
- [15] 彭磊, 刘莉, 龙腾. 基于径向基函数的卫星平台桁架结构优化设计 [J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46 (3): 475-480.