

分离模块航天器不确定性多学科设计优化*

姚雯¹, 陈小前¹, 黄奕勇¹, Michel van Tooren²

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 代尔夫特理工大学 空天工程学院, 荷兰 代尔夫特 2629HS)

摘要:为了在分离模块航天器研制过程中充分考虑各类不确定性因素的影响,以此对全寿命周期成本、收益以及系统稳健性和灵活性进行综合评价和设计优化,本文对新概念航天器——分离模块航天器概念设计阶段的不确定性多学科设计优化(UMDO)进行了研究。首先,对UMDO方法进行了概述,对分离模块航天器UMDO的主要流程进行了介绍。其次,对分离模块航天器系统的体系结构和评价准则进行了定义,对学科模型、成本模型和收益模型进行了建模,并对其不确定性因素进行了提取和建模。最后以虚拟对地遥感分离模块航天器的概念阶段总体设计为例,对其UMDO数学问题进行了表述,采用UMDO优化过程对优化问题进行了组织与求解。优化结果表明,通过UMDO方法进行设计优化,能够有效提高不确定性因素影响下的设计方案期望净收益及其稳健性,验证了分离模块航天器不确定性多学科设计优化的可行性和有效性。

关键词:分离模块航天器;不确定性;不确定性多学科设计优化

中图分类号:V474.3 文献标识码:A

Uncertainty-based Multidisciplinary Design Optimization of Fractionated Modularized Cluster Spacecraft

YAO Wen¹, CHEN Xiao-qian¹, HUANG Yi-yong¹, Michel van Tooren²

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, 2629HS Delft, the Netherlands)

Abstract: The Uncertainty-based Multidisciplinary Design Optimization (UMDO) method was studied for the conceptual design of fractionated modularized cluster spacecraft (fractionated spacecraft), so as to comprehensively assess and optimize life cycle cost, benefit, system robustness and flexibility under uncertainty. Firstly, the UMDO methodology was introduced, as well as the schematic flowchart of UMDO for the fractionated spacecraft conceptual design. Secondly, the system architecture and assessment criteria of the new concept fractionated spacecraft were explained. The disciplinary models, cost models and benefit models were described, and the uncertainties thereof were modeled with probability theory. Thirdly, a notional earth observatory fractionated spacecraft was used as an example to demonstrate the application of UMDO in the fractionated spacecraft conceptual design. The UMDO problem formulation and UMDO procedure organization were presented in detail. The results show that the mean of the net revenue and its robustness under uncertainty can be greatly improved, which verified the effectiveness of UMDO method for fractionated spacecraft conceptual design.

Key words: fractionated modularized cluster spacecraft; uncertainty; Uncertainty-based Multidisciplinary Design Optimization (UMDO)

针对传统单颗航天器和卫星星座在快速任务响应、在轨故障维修和系统重构升级等方面存在的不足,2005年美国科学家提出了一种全新的分离模块航天器的概念,将传统整体式航天器分解为可组合的分离模块,在轨运行期间通过无线数据连接和无线能量传输,构成一个功能完整的虚

拟航天器系统。分离模块航天器不同于卫星星座和编队,它不是常规的功能完备的多颗卫星的集合体,而是异构型模块化航天器(如:独立的电源模块、有效载荷模块、通信模块等)星簇,具有很强的机动性和灵活性。分离模块航天器概念的提出引起了美国政府特别是军方的高度重视,

* 收稿日期:2011-03-21

基金项目:国家自然科学基金资助项目(50975280,61004094);教育部新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-08-0149);国防科技大学优秀研究生创新资助项目(B090102);湖南省研究生科研创新资助项目

作者简介:姚雯(1982—),女,博士生。

DARPA 迅速制定了分离模块航天器系统研制计划——“F6”，即“未来、快速、灵活、模块化、自由飞行、通过信息交换进行集成的航天器”，并投入了大量经费不遗余力地推进^[1-2]。分离模块航天器在生存性、灵活性、响应性、经济性等方面具有的优势主要体现在能够灵活应对研制、发射、在轨运行过程中的不确定性因素影响，从而提高航天器的效益，降低风险与成本。因此，在该新概念航天器的研制过程中，应将其在各类不确定性因素影响下的成本、性能以及系统具有的稳健性和灵活性进行综合评价，进而优化设计总体方案^[3]。

对于考虑不确定性因素影响的由多个耦合学科组成的航天器系统总体设计优化问题，不确定性多学科设计优化方法（Uncertainty-Based Multidisciplinary Design Optimization, UMDO）是有效的解决途径^[4]，其核心思想是通过综合考虑各个学科间的耦合作用，充分考虑不确定性因素的传递影响，获取性能最优、稳健可靠的系统整体最优解。

本文对分离模块航天器概念阶段总体设计的不确定性多学科设计优化进行了初步研究。针对分离模块航天器这一新概念航天器，对其体系结构和评价准则进行了定义，对其总体设计进行了系统建模，对总体设计中存在的不确定性因素进行了分析与建模。应用 UMDO 方法，对该航天器总体的 UMDO 数学问题进行了表述，并以 UMDO 优化过程对优化问题进行了组织求解，最终获得了不确定性因素影响下的系统综合效益最优的优化方案。

1 不确定性多学科设计优化方法概述

复杂系统不确定性设计优化问题可表述为^[5]

$$\begin{cases} \text{Find } X \\ \text{Min } \tilde{f}(X, \mathbf{p}) = \frac{k_1}{w_{\mu_f}} \mu_f(X, \mathbf{p}) + \sum_{l=1}^r \frac{k_{l+1}}{w_{\sigma_{Y_{robust}(l)}}} \sigma_{Y_{robust}(l)}(X, \mathbf{p}) \\ \text{s. t. } Pr\{g(X, \mathbf{p}) \leq 0\} \geq R_g, Pr\{|h(X, \mathbf{p})| \leq \varepsilon\} \geq R_h \\ Y = Y(X, \mathbf{p}), Y_{robust} \in Y \\ X^L + \Delta X \leq X \leq X^U - \Delta X \quad \varepsilon \rightarrow 0 \end{cases} \quad (1)$$

其中， X 为设计变量， f 为确定性条件下的优化目标， Y 为状态变量， Y_{robust} 为有稳健性设计要求的状态变量， \mathbf{p} 为系统参数。 ΔX 为 X 的变化容差。 μ_* 和 σ_* 分别为系统输出变量“*”在不确定性设计变量和系统参数影响下的均值和标准差。 k_* 和 w_* 分别为优化目标“*”的加权因子和比例因

子，用于多目标优化加权求和和对各个目标进行调整。 g 和 h 分别表示不等式和等式约束， ε 为趋于零的非负小量， $Pr\{*\}$ 表示约束条件“*”成立的可靠度。由上式可以看出，通过将有稳健性设计要求的状态变量 Y_{robust} 的标准差 σ_{robust} 加入优化目标，同时在约束条件中加入可靠性约束要求，可以达到设计优化方案稳健、可靠的目的。

UMDO 即针对式(1)中复杂系统不确定性设计优化问题，充分考虑学科间的耦合关系，通过 UMDO 优化过程集成学科模型、不确定性分析方法和搜索策略，并采用试验设计和近似建模方法等降低问题复杂性，协调优化获取总体设计稳健可靠的最优解。其一般求解流程如图 1 所示。由图 1 可知，分离模块航天器总体 UMDO 包括两大部分：

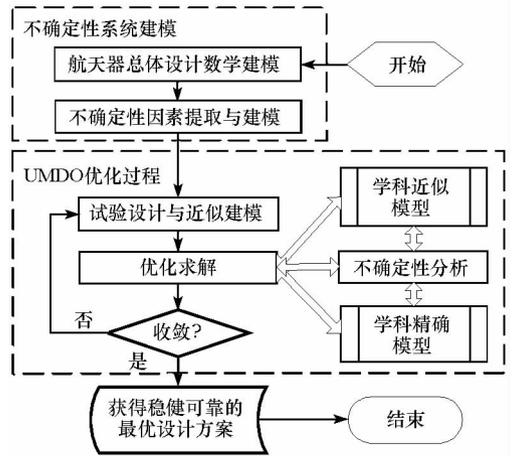


图 1 分离模块航天器总体 UMDO 流程
Fig.1 UMDO flowchart of fractionated modularized cluster spacecraft

(1) 不确定性系统建模

不确定性系统建模包括对航天器系统进行建模，以及对其中不确定性因素进行提取和建模。航天器系统建模指对研究的对象及其组成学科进行建模，对其设计优化问题进行数学抽象和表述。特别是对于分离模块航天器这一新概念航天器而言，其设计模型和评价指标与传统航天器有很大不同，因此系统建模的正确性非常重要。不确定性建模指对航天器系统总体设计中存在的不确定性因素进行提取，采用不确定性数学方法对其进行描述和量化。本文在第 2 节和第 3 节将对分离模块航天器系统建模和不确定性因素建模进行详细讨论。

(2) UMDO 优化过程

UMDO 优化过程是指将系统分析、试验设计与近似建模、设计空间搜索、不确定性分析等运算过程组合而成的可执行序列。与传统确定性 MDO 相比，UMDO 的最大区别在于不确定性分析

环节,以此获得在设计变量和系统参数的不确定性影响下,系统性能和约束的不确定性分布特性,进而对设计方案的稳健性和可靠性进行分析。本文采用传统单级 UMDO 优化过程对分离模块航天器总体 UMDO 问题进行组织求解,具体步骤在 4.2 小节进行介绍。

2 分离模块航天器系统建模

2.1 体系结构定义

为了准确表述分离模块航天器的体系结构,国内外广泛采用了以下几个术语对其进行分层定义(如图 2 所示):

组件(Component):亦称为可分离式组件,是分离式航天器的最小单元。根据航天器模块分离粒度的不同,这些组件可以代表某个分系统或者某个具体的仪器设备(如有效载荷)。

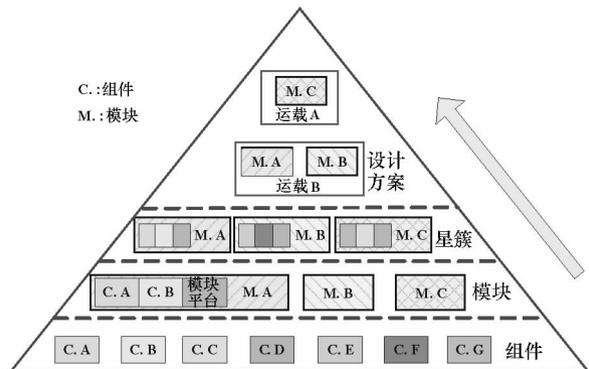


图 2 分离模块航天器系统体系结构

Fig.2 Fractionated modularized cluster spacecraft architecture

模块(Module):由多个组件及其必备的支撑平台(包括结构、热控等分系统),构成的一个可自由飞行的航天器单元。

星簇(Cluster):亦称为星簇体系(Architecture),指由多个模块编队飞行构成的一个分离模块航天器系统。

在设计过程中,一个具体的分离模块航天器系统及其发射方案,被称为一个设计方案(Design)。

对于可分离式组件,美国轨道科学公司根据美国国防高级研究计划局(DARPA)的 F6 项目计划要求提出了研究方案^[6-7],主要包括以下组件:

- (1) 任务载荷,如对地观测载荷(EO);
- (2) 测控组件,通过中继卫星实现对星簇进行近连续测控,如 TDRSS 接收机;
- (3) 高带宽下传通信组件(HBD),提供大容量数据的高速下传;
- (4) 大容量数据存储组件(SSR),如存储载荷产生大量数据的硬盘;
- (5) 任务数据处理组件(MDP),如专门处理复

杂任务数据的高性能计算机。本论文也采用上述五种可分离式组件方案进行研究,各组件具体参数如表 1 所示。

表 1 可分离组件主要参数

Tab.1 Fractionated component parameters

组件	质量 (kg)	功耗 (W)	成本 (M\$)	技术成熟度 (TRL)	平均故障间隔时间 (MTTF) (月)
EO	40	15	15	9	72
TDRSS	4	25	5	5	84
HBD	10	25	2	9	72
SSR	8	100	2	7	72
MDP	8	18	1	6	84

由于航天器模块划分粒度(分离模块数量)、可分离式组件在各个模块的分布、各个模块的运载发射方案等因素对航天器整体质量、成本、灵活性、快速响应性等属性均有很大影响,因此目前国外对此展开了研究^[8-11],并得出了一些结论,如:对于通信卫星,模块分离程度的提高(粒度减小)能够增加分离式航天器的综合效用,而导航卫星却与此相反^[9];对于遥感卫星,以美国国防气象卫星为例,当分离式航天器采用 2~3 个模块的体系结构,其净现值效益比传统整体式航天器高出 10%~20%,而当模块数量达到 4~5,净现值效益会明显降低,甚至出现负值^[11]。基于该结论,为了便于讨论,本文仅对模块数量为 3 的体系结构进行考虑。

对于星簇多个模块的发射方案,本文采用了美国 6 个运载器作为备选方案,具体包括:Minotaur I、Taurus Standard、Taurus XL、Pegasus XL、Delta II 和 Athena II,其发射能力(近地轨道发射质量)、可靠性、发射成本(FY08)等如表 2 所示,其他具体参数参见文献[12]。

表 2 运载器主要参数

Tab.2 Launch vehicle parameters

运载器	运载能力(kg)	单发成本(M\$)	可靠性
Pegasus XL	450	22	0.935
Minotaur I	580	23	0.951
Taurus Standard	1130	28	0.944
Taurus XL	1390	31	0.944
Athena II	1700	44	0.888
Delta II	2500	48	0.988

2.2 评价准则定义

为了综合评价分离模块航天器,特别是其在任务灵活性、快速响应性、性能稳健性等方面的优势,除了传统的收益、成本等指标外,目前广泛采用的非传统评价指标还包括:可维护性、可扩展性、稳健性、灵活性和响应性等。在多个评价指标

情况下,对设计方案进行优化或对多个方案进行比较都存在较大困难,因此文献[13]引入了多属性决策空间搜索方法(MATE),通过将各个指标对应属性值(除成本外)转化为相应效用值,然后基于多属性效用理论将多个效用值合为一个综合效用值,以此作为一个评价指标对分离式航天器的综合效用进行评价,并与成本共同构成设计方案的二维决策空间。文献[14]提出了不确定性条件下系统全寿命周期成本的评价指标,该指标将全寿命周期成本作为随机变量处理,通过在各种不确定性条件下(组件失效或发射失败等)对系统进行全寿命周期蒙特卡洛仿真,由此评估系统的稳健性、灵活性和响应性等多个属性指标,并将其对应价值转化为货币值融入系统全寿命周期成本中,由此获得全寿命周期成本的分布特征。该指标在 F6 项目的第一阶段进一步得到了研究,以此为基础加入航天器系统应用效益价值,提出了风险调节净收益评价指标^[3]。该指标能够综合体现航天器系统的成本、效益和风险以及其他多个非传统评价属性,且单个评价指标便于系统的优化(单目标优化)和决策,因此本文也采用该指标用于系统的评价,计算方法在总体设计系统模型中进行介绍。

2.3 总体设计系统建模

2.3.1 学科模型

根据任务要求建立总体设计学科模型如下:

(1)轨道。轨道为太阳同步回归圆轨道。以轨道高度 h 为设计变量,对其他轨道根数、受晒情况、对地覆盖特性(包括对目标区域观测覆盖范围和地面通信覆盖范围)等进行计算,具体公式参见[15]。

(2)可分离组件。可分离组件的质量、功耗、成本、技术成熟度和可靠性参数如表 1 所示。分离式航天器星簇中至少有一个模块携带有效载荷对地观测组件 EO,性能参数假设如下:单幅照片像素 8000×8000 , CCD 微元为 $8\mu\text{m}$,每个像素 2 比特;相机对地观测视角为 1.9° ;每天下传照片数量是轨道、通信链路的函数;数据下传模式有以下 4 种:①载荷模块具有 EO 组件、SSR 组件和 HBD 组件,通过本模块直接下传;②如果①无法下传所有数据,或者载荷模块仅具备 EO 和 SSR 组件,则在星簇中通过其他模块携带的 HBD 进行下传;③如果前两步无法下传所有数据,或者载荷模块仅具备 EO 组件,则在星簇中通过其他具备 SSR 和 HBD 组件的模块进行下传;④如果前三步均无法下传所有数据,或者载荷模块仅具备 EO

组件,则在星簇中通过单独携带 SSR 组件和单独携带 HBD 组件的模块配合进行下传。

(3)模块平台。模块平台各个分系统的设计与建模均采用目前已有的典型小卫星设计模型。在概念设计与分析阶段,根据模块平台携带的有效载荷——可分离式组件,参考[15]采用经验估计关系式对模块整星质量、功耗等指标进行估算。

2.3.2 成本模型

分离模块航天器成本主要考虑三大部分:模块研制成本、发射与运营成本、在轨故障维修成本。本文没有考虑地面设备成本、航天器软件开发成本和航天器保险。

(1)模块研制成本

考虑批量生产,单元模块的成本估算如下,

$$C_{\text{module}_{i1}} = NRE_{\text{module}_{i1}} + REC_{\text{module}_{i1}} \quad (2)$$

$$C_{\text{module}_{iQ}} = REC_{\text{module}_{i1}} \times Q^{(\ln LR_{\text{module}_{i1}} / \ln 2)} \quad (3)$$

其中, $C_{\text{module}_{i1}}$ 是第 i 类模块中第一个模块的研制成本,包括非重复成本 $NRE_{\text{module}_{i1}}$ 和重复成本 $REC_{\text{module}_{i1}}$ 两部分。 $C_{\text{module}_{iQ}}$ 是同类型第 Q 个模块的成本, $LR_{\text{module}_{i1}}$ 是该模块研制生产的学习率,本文取值为 0.85。模块非重复成本和重复成本通过模块所携带组件成本进行估算,成本估算公式参考小卫星成本模型(SSCM07)^[16]。

计算中采用的成本数据是以 2008 年美元为单位折算,考虑通货膨胀,则

$$C_{\text{module}_{iQ} \text{inflated}} = C_{\text{module}_{iQ}} \times (1 + R_{\text{inflation}})^{(\text{latelyear} - 2008)} \quad (4)$$

其中, $R_{\text{inflation}}$ 为年膨胀率,本文取为 4%, latelyear 为模块研制年份。

所有模块的研制成本为

$$C_M = \sum_{i=1}^{N_{\text{module}_{\text{type}}}} \sum_{j=1}^{N_{\text{module}_{\text{type}}_j}} C_{\text{module}_{ij} \text{inflated}} \quad (5)$$

其中, $N_{\text{module}_{\text{type}}}$ 为分离式航天器所包含的模块类型总数, $N_{\text{module}_{\text{type}}_j}$ 为第 i 类模块的数量。

(2)发射与运营成本

单个模块均为小卫星级别,由其发射质量决定的发射成本部分与单发成本相比很小,因此本文仅考虑单发成本。

$$C_{\text{launch}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{launch}}} C_{\text{launch}}^i \quad (6)$$

其中, N_{launch} 为总共预计发射次数, C_{launch}^i 为第 i 次发射的发射成本。备选发射运载器及其发射能力、成本和可靠性等指标参见表 2。

对于本文中的近地轨道对地观测任务,近似定义每个模块每年的运营成本为 2M\$。

$$C_{ops} = \sum_{i=1}^{N_{module_type}} \sum_{j=1}^{N_{module_type_i}} 2M\$ \times T_{ij} \quad (7)$$

其中, T_{ij} 为第 i 类型第 j 模块的在轨运行总时间(单位:年)。

(3) 风险成本

由于航天器研制、发射和在轨运行过程中存在各种不确定性因素可能导致任务延期、发射失败、在轨故障等问题,因此考虑将这些不确定性因素带来的风险转化为以资金度量的风险成本 C_{risk} , 以此对设计方案的稳健性和可靠性进行度量。本文主要考虑发射失败和在轨故障维修。

① 发射失败

如果发射失败,则该次发射所携带的模块全部进行重新研制,并需要重新发射。假设重新发射的模块和运载器不变,且不考虑保险,则发射失败风险成本为

$$C_{launch_failure} = \sum_{i \in I_{launch_failure}} C_{launch}^i + \sum_{i \in I_{launch_failure}} \sum_{j \in I_{M_type_i_fail}} \sum_{k=1}^{N_{M_type_j_i_fail}} C_{module_jk_inflated} \quad (8)$$

其中, $I_{launch_failure}$ 是发射失败运载器对应的发射编号, $I_{M_type_i_fail}$ 和 $N_{M_type_j_i_fail}$ 分别为发射失败运载器 i 所携带的模块类型编号及其数量。

② 在轨故障维修

如果分离式航天器某个模块在轨出现故障,采用发射同型模块将故障模块进行在轨更换的方式实现故障维修,则在轨故障维修成本为该新模块的研制成本与发射成本之和,如下式所示:

$$C_{ops_failure} = \sum_{i=1}^{N_{ops_failure}} C_{launch_ops_failure}^i + \sum_{i \in I_{M_type_i_ops_fail}} \sum_{j=1}^{N_{M_type_j_i_ops_fail}} C_{module_ij_inflated} \quad (9)$$

其中, $N_{ops_failure}$ 是在轨运行故障模块更换所需发射次数, $I_{M_type_i_ops_fail}$ 和 $N_{M_type_j_i_ops_fail}$ 分别为在轨运行故障模块类型编号及其对应故障模块数量。

$$C_{risk} = C_{launch_failure} + C_{ops_failure} \quad (10)$$

综上,分离模块航天器总成本为

$$C = C_M + C_{launch} + C_{ops} + C_{risk} \quad (11)$$

2.3.3 收益模型

洛马公司提出根据下传数据量及其固定单位价格计算收益^[11]。借鉴该方法本文定义收益模型如下:

$$R_{revenue} = N_{image_data} \times P_{image_price} \quad (12)$$

其中, N_{image_data} 为下传照片数据量, P_{image_price} 为照片市场价格,由对地分辨率、画幅大小决定。

根据成本模型(含风险成本)和收益模型可以进一步定义风险调节净收益如下:

$$Net = R_{revenue} - C \quad (13)$$

3 分离模块航天器系统不确定性因素建模

本文对分离模块航天器设计中涉及的不确定性变量作为随机变量处理,通过概率方法进行建模。

3.1 组件/模块不确定性

主要考虑各个模块包括的可分离组件和模块平台的可靠性。本文采用指数寿命模型对各组件和模块的失效分布密度函数进行建模,定义如下:

$$f(t) = \lambda e^{-\lambda t} \quad (14)$$

其中, λ 为失效率, $\theta = 1/\lambda$ 是平均故障间隔时间(MTTF)。各个可分离组件平均故障间隔时间如表1所示。模块平台所有分系统可靠性采用平台总体平均故障间隔时间表示,本文假设为60月(5年)。

由于地球扁率、低轨大气影响、入轨精度等诸多因素,使轨道高度存在一定的漂移,由此对观测精度产生影响。假设轨道高度为截尾正态分布,系数为 $a = 500, b = 600$, 标准差为 0.5km ^[5]。

3.2 成本模型不确定性

假设可分离组件研制成本(决定模块研制成本的主要因素)和发射成本为正态分布,则各项成本期望值如表1和表2所示,标准差系数为1%。根据2.3.2小节成本模型估算所得全寿命周期成本后,考虑研制周期、市场、政策等不确定性因素综合影响,进一步设置全寿命周期的20%作为余量,以此估算最终的全寿命周期总成本。

3.3 发射运载器不确定性

发射运载器不确定性主要考虑运载器的可靠性。假设每次发射任务为独立随机事件,每次任务的可靠性如表2所示。

4 分离模块航天器系统 UMDO

本文以执行对地遥感任务的虚拟分离模块航天器为对象,对其不确定性多学科设计优化进行研究。

对该地球遥感航天器设计任务定义如下:太阳同步回归圆轨道,轨道高度范围500~600km(以保证采用表1中EO组件条件下的对地观测精度要求)。在轨运行寿命5年。航天器由3个模块组成,至少包括1个有效载荷组件(EO)、1个测控组件(TDRSS)、1个高带宽下传通信组件

(HBD)、1 个大容量数据存储组件 (SSR) 和 1 个任务数据处理组件 (MDP)。每个模块包含不超过 3 个上述可分离组件。每个模块平台包括所有支撑有效载荷 (即所携带的分离组件) 正常工作的分系统, 如结构、电源、姿轨控、热控、测控 (与地面直接测控, 不通过中继卫星, 以此与 TDRSS 测控组件区别)、星上计算机和星间通讯。

4.1 优化问题描述

(1) 优化目标

根据系统评价准则的分析, 本文采用风险调节净收益评价指标作为优化目标, 在不确定性因素影响条件下该指标期望值越大越好, 该指标的标准方差越小越好。

(2) 设计变量

设计变量为航天器各个模块携带组件的类型和数量, 以及所有模块的发射方案, 具体如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_i &= [n_{i1}, n_{i2}, n_{i3}, n_{i4}, n_{i5}], \quad i = 1, 2, 3; \\ n_{ij} &\in \{0, 1, 2, 3\}, \quad i = 1, 2, 3; j = 1, 2, \dots, 5 \end{aligned} \quad (15)$$

$$\mathbf{l} = [l_1, l_2, l_3], l_i \in \{1, 2, 3, 4, 5, 6\}, \quad i = 1, 2, 3 \quad (16)$$

$$\mathbf{s} = [s_1, s_2, s_3], s_i \in \{1, 2, 3\}, \quad i = 1, 2, 3 \quad (17)$$

$$h \in [500, 600] \text{ km} \quad (18)$$

其中, 设计变量向量 \mathbf{x}_i 表示模块 i 包含的可分离组件类型和数量, n_{ij} 表示第 i 个模块包含第 j 类 (编号依次对应表 1 中可分离组件) 可分离组件的数量, 取值范围为 $\{0, 1, 2, 3\}$, 0 表示不具有该类组件。设计变量向量 \mathbf{l} 表示航天器 3 个模块的发射运载器, l_i 表示发射第 i 个模块的运载器类型, 取值范围为 $\{1, 2, 3, 4, 5, 6\}$, 编号依次对应表 2 中的运载器。设计变量向量 \mathbf{s} 表示各个模块的发射批次, s_i 表示第 i 个模块的发射批次编号, 取值范围为 $\{1, 2, 3\}$ 。本文不考虑发射顺序, 具有相同批次编号的模块表示由同一个运载器同批发射。 h 为轨道高度, 连续变量, 上下限为 $[500, 600]$ km。综上, 总体设计变量向量为

$$\mathbf{X} = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3, \mathbf{l}, \mathbf{s}, h\} \quad (19)$$

(3) 约束条件

本文主要针对分离模块航天器的体系结构与模块发射方案进行设计优化, 学科模型均进行了简化, 主要采用基于经验的估算公式进行计算, 因此对学科没有提出具体约束条件, 如: 轨道星蚀率、结构可靠性、电磁兼容、地面覆盖等, 而主要是基于前文中对本次对地遥感分离模块航天器设计

优化任务的描述对体系结构和发射方案提出约束条件。

假设分离模块航天器至少包含每类可分离组件各一个, 则

$$\sum_{i=1}^3 n_{ij} \geq 1, \quad j = 1, 2, 3, 4, 5 \quad (20)$$

假设每个模块所携带可分离组件数量不超过 3 个, 则

$$\sum_{j=1}^5 n_{ij} \leq 3, \quad i = 1, 2, 3 \quad (21)$$

由于只考虑发射批次, 不考虑发射顺序, 则不妨假设第一个模块属于编号为 1 的发射批次, 则 $s_1 = 1$,

$$[s_2, s_3] \in \{[1, 1], [1, 2], [2, 1], [2, 2], [2, 3]\} \quad (22)$$

综合对优化目标和约束条件的分析, 对小卫星总体不确定性设计优化问题表述如下:

$$\begin{cases} \text{find } \mathbf{X} = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3, \mathbf{l}, \mathbf{s}, h\} \\ \text{min } f(\mathbf{X}, \mathbf{p}) = -\frac{k_1}{w_1} \mu_{Net} + \frac{k_2}{w_2} \sigma_{Net} \\ \text{s.t. } \sum_{i=1}^3 n_{ij} \geq 1, \quad j = 1, 2, 3, 4, 5 \\ \sum_{j=1}^5 n_{ij} \leq 3, \quad i = 1, 2, 3 \\ n_{ij} \in \{0, 1, 2, 3\}, \quad i = 1, 2, 3; j = 1, 2, \dots, 5 \\ l_i \in \{1, 2, 3, 4, 5, 6\}, \quad i = 1, 2, 3 \\ s_1 = 1, [s_2, s_3] \in \{[1, 1], [1, 2], [2, 1], [2, 2], [2, 3]\} \\ h \in [500, 600] \end{cases} \quad (23)$$

其中, \mathbf{p} 为总体设计优化过程中的系统参数向量, 如: 各个可分离组件主要参数发射运载器主要参数以及学科模型估计关系式中的常系数等, μ_{Net} 为风险调节净收益的期望值, σ_{Net} 为风险调节净收益的标准方差。取加权因子 $k_1 = k_2 = 0.5$ (两个子目标同等重要), 比例因子 $w_1 = 100, w_2 = 100$ 。约束条件没有可靠性要求, 因此该不确定性优化问题实际为稳健优化问题。

4.2 UMDO 优化过程组织与实现

由前文分析可知, 本文中航天器学科模型主要为经验估算公式, 不涉及高精度复杂模型, 计算量小, 因此可以直接采用传统双层 UMDO 优化过程进行组织求解^[17], 且无需采用近似方法对模型进行简化, UMDO 优化过程组织流程如图 3 所示。由图可知, 该 UMDO 优化过程包括双层循环: 上层优化循环和下层不确定性分析循环。考虑本文

优化问题为离散变量与连续变量混合,且以离散变量为主,因此优化方法采用适于求解非线性混合离散变量优化问题的组合型法 MDCP^[18]。在不确定性分析中,考虑本文优化问题中只涉及分析优化目标的期望值和标准方差,没有可靠性约束分析问题,而且学科模型计算量低,因此采用分析精度相对准确的蒙特卡洛仿真分析方法。

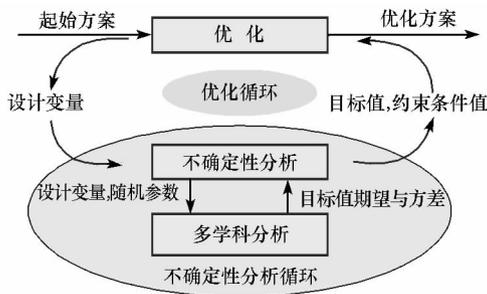


图 3 传统双层 UMDO 优化过程

Fig. 3 The conventional double-loop UMDO procedure

4.3 优化结果与分析

采用前文介绍 UMDO 优化过程对优化问题通过 Matlab 编程集成求解,优化结果如表 3 所示。其中,起始方案设置为文献[6]中的 PF0248 方案。

表 3 分离模块航天器总体 UMDO 优化结果

Tab. 3 UMDO optimization results of fractionated modularized cluster spacecraft systems design

	参数名称	起始方案	优化结果
设计变量	模块 1 方案	[1,0,0,0,0]	[1,0,0,0,0]
	模块 2 方案	[0,1,1,0,1]	[0,1,0,0,1]
	模块 3 方案	[0,0,0,1,0]	[0,0,1,1,0]
	运载器方案	[1,1,1]	[2,2,2]
	发射批次方案	[1,1,2]	[1,1,1]
	轨道高度/km	550	510
目标	$\mu_{Net}/M\$$	74	189
	$\sigma_{Net}/M\$$	85	96
其它参数	$\mu_{Cost}/M\$$	242	216
	$\sigma_{Cost}/M\$$	44	40
循环次数		-	21

由表 3 可以看出,通过 21 次迭代循环收敛得到最优方案。优化后方案的轨道高度由起始方案 550km 降低为 510km,从而使相同相机参数条件下能够获得更高成像精度,由此有利于提高收益;初始模块 2 携带的 TDRSS 组件优化后调整到模块 3,由此将通信组件分散到不同模块,提高与地面通信的可靠度;3 个模块由分 2 批发射优化调整为 1 批发射,由此降低发射成本,但同时也增大了发射失败的风险。上述多种因素的优化调整综合作用于优化目标,使得优化后方案比起始方案

的风险调节净收益期望值提高约 155%,优化效果显著,但是风险调节净收益标准方差也随之提高了 13%,方案稳健性有所降低。在起始方案和最优方案分别进行蒙特卡洛仿真,仿真次数各 100 次,仿真结果如图 4 所示。图中横轴为全寿命周期成本,纵轴为净收益,离散点代表在不确定性因素影响下的不同采样点仿真结果,椭圆曲线范围表示方案不确定性分布特征,其中以成本与收益的期望值为椭圆中心,以成本与收益的标准方差和协方差确定椭圆形状与大小(50%置信度)。

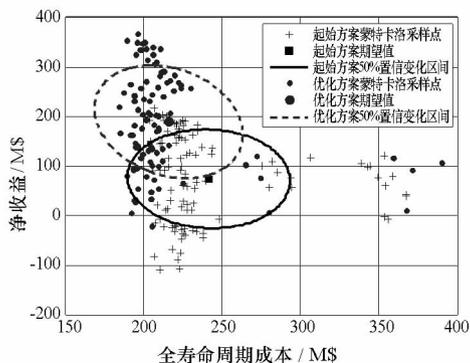


图 4 起始方案与最优方案蒙特卡洛仿真结果

Fig. 4 Monte Carlo simulations at the initial and optimum design

式(23)所述优化问题实际为两目标优化问题,需同时提高风险调节净收益期望值和降低风险调节净收益标准方差。本文采用将两个目标线性相加的方法将多目标问题化为单目标问题进行求解,因此在给定权重系数条件下获得了一个优化方案。实际上,对于多目标优化问题,优化结果为 Pareto 非劣解集而非一个最优点,决策者通过不同偏好在非劣解集中进行方案选择。本文优化迭代过程中亦获得了若干非劣解,选择其中风险调节净收益标准方差最小的方案(记为优化方案 B)与表 3 中所列出的最优方案(记为优化方案 A)进行比较,如表 4 所示,两者蒙特卡洛仿真结

表 4 UMDO 多目标优化两个非劣解比较

Tab. 4 Comparison of two none dominate designs in multi-objective optimization

	参数名称	优化方案 A	优化方案 B
设计变量	模块 1 方案	[1,0,0,0,0]	[1,0,0,0,0]
	模块 2 方案	[0,0,1,1,0]	[0,0,1,2,0]
	模块 3 方案	[0,1,0,0,1]	[0,1,0,0,2]
	运载器方案	[2,2,2]	[2,2,2]
	发射批次方案	[1,1,1]	[1,1,1]
	轨道高度/km	510	510
目标	$\mu_{Net}/M\$$	189	128
	$\sigma_{Net}/M\$$	96	67
其它参数	$\mu_{Cost}/M\$$	216	220
	$\sigma_{Cost}/M\$$	40	38

果如图 5 所示。除了模块 2 和模块 3 方案不同外,2 个优化方案其他设计变量均相同。由表 4 可以看出,方案 A 比方案 B 的风险调节净收益期望值高 48%,但是其风险调节净收益标准方差也比方案 B 高 43%,表示方案 A 在具有高预期收益的同时,也具有高可变性,对于追求方案稳健性的决策者可能更倾向于方案 B。

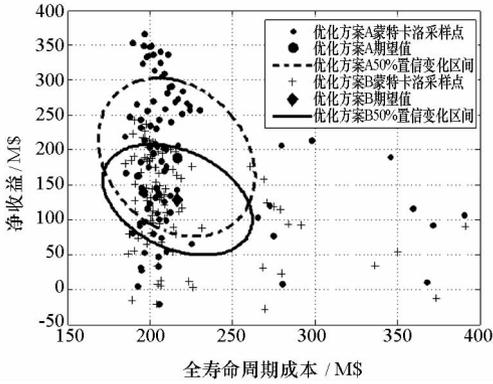


图 5 两个非劣解优化方案蒙特卡洛仿真结果
Fig.5 Monte Carlo simulations at two non-dominate designs in multi-objective optimization

5 结论

本文对分离模块航天器概念阶段总体设计的不确定性多学科设计优化进行了初步研究。对分离模块航天器系统进行了建模,包括体系结构定义、评价准则定义、总体设计学科模型建模、成本和收益模型建模,并对总体设计中存在的不确定性因素进行了提取与建模。以虚拟对地遥感分离模块航天器为对象,根据任务需求,对其不确定性设计优化问题进行了数学表述,并采用传统双层 UMDO 优化过程进行了组织求解,最终获得了不确定性因素影响下风险调节净收益及其稳健性综合最优的方案。虽然本文对学科模型、成本与收益模型、不确定性因素模型都进行了极大简化,结果精度和可信度均有待商榷,且全文中采用的数据均来源于欧美公开文献,没有直接采用我国实际数据,但是本文提出的分离模块航天器不确定性多学科设计优化思路以及在算例分析中取得的显著效果可以为我国将来进行该新概念航天器的进一步研究提供有益的参考。

参考文献:

[1] Brown O, Eremenko P. Fractionated Space Architectures: A Vision for Responsive Space [C]//Proc. of 4th Responsive Space Conference, AIAA-RS4-2006-1002, Los Angeles, CA, 2006.
[2] Brown O, et al. Fractionated Space Architectures: Tracing the

Path to Reality [C]//Proc. of the 23rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC09-I-1, Logan, Utah, US, Aug 10 - 13, 2009.
[3] Brown O, Eremenko P, Collopy P D. Value-Centric Design Methodologies for Fractionated Spacecraft: Progress Summary from Phase 1 of the DARPA System F6 Program [R]. AIAA 2009 - 6540, 2009.
[4] 王振国, 陈小前, 罗文彩, 等. 飞行器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.
[5] 姚雯, 陈小前, 赵勇. 基于不确定性 MDO 的卫星总体优化设计研究 [J]. 宇航学报, 2009, 30(5): 68 - 76.
[6] Lafleur J M, Saleh J H. Exploring the F6 Fractionated Spacecraft Trade Space with GT-FAST [C]//AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, AIAA 2009 - 6802, Pasadena, California, 2009.
[7] Lafleur J M, Saleh J H. GT-FAST: A Point Design Tool for Rapid Fractionated Spacecraft Sizing and Synthesis [C]//AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, AIAA 2009 - 6563, Pasadena, California, 2009.
[8] Neill M G, Weigel A L. Assessing the Impacts of Fractionation on Pointing-Intensive Spacecraft [R]. AIAA 2009 - 6801, 2009.
[9] Mathieu C. Assessing the Fractionated Spacecraft Concept [D]. US, Massachusetts Institute of Technology, 2006.
[10] McCormick D, Barrett B, Burnside-Clapp M. Analyzing Fractionated Satellite Architectures Using RAFTIMATE-A Boeing Tool for Value-Centric Design [C]//AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, AIAA 2009 - 6767, Pasadena, California, 2009.
[11] Maciucia D B, Chow J K, Siddiqi A, et al. A Modular, High-fidelity Tool to Model the Utility of Fractionated Space Systems [C]//AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, AIAA 2009 - 6765, Pasadena, California, 2009.
[12] Brown O. Common Launch Vehicle Data for Econometric Analysis [R]. DARPA/TTO Memorandum, 10 April 2008.
[13] Ross A. Multi-attribute Tradespace Exploration with Concurrent Design as a Value-centric Framework for Space System Architecture and Design [D]. USA: MIT, 2003.
[14] Brown O, et al. System Lifecycle Cost under Uncertainty as a Design Metric Encompassing the Value of Architectural Flexibility [C]//Proc. of AIAA Space 2007 Conference & Exposition, AIAA -2007 - 6023, Long Beach, CA, 2007.
[15] Wertz J R, Larson W J. Space Mission Analysis and Design [M]. 3rd ed, California, Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 1999.
[16] Mahr E M. Small Satellite Cost Model 2007 (SSCM07) User's Manual [R]. ATR - 2007 (8617) - 5. The Aerospace Corporation, 2007.
[17] Du X, Guo J, Beeram H. Sequential Optimization and Reliability Assessment for Multidisciplinary Systems Design [J]. Structure Multidisciplinary Optimization, 2008, 35:117 - 130.
[18] 陈立周, 路鹏, 等. 工程离散变量优化设计方法——原理与应用 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1989.