

一种针对分离模块航天器系统的分层优化方法

唐 宇, 陈小前, 姚 雯

(国防科学技术大学航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 针对分离模块航天器系统优化中存在计算量大、算法复杂度高的问题, 提出了一种基于分层的分离模块航天器系统优化方法。该方法将系统优化问题分解为三个层次进行, 顶层规划模块数和轨道高度, 中间层优化组件配置, 底层优化运载发射方案。其中顶层嵌套调用中间层, 中间层嵌套调用底层, 底层直接计算求解最优运载发射方案, 避免了直接基于分离模块航天器全寿命周期仿真来优化运载发射方案。应用该方法对虚拟对地遥感分离模块航天器进行优化, 结果表明, 优化过程简单, 计算量小, 算法复杂度低, 优化效果显著。

关键词: 分离模块航天器; 分层优化; 运载发射方案优化; 组件配置优化; 模块数与轨道高度优化

中图分类号: V474.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2013)09-1207-08

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2013.09.005

An Optimization Method of Separated Modular Spacecraft Systems Based on Hierarchical Structure

TANG Yu, CHEN Xiao-qian, YAO Wen

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Aiming at reducing the huge amount of computation in separated modular spacecraft system optimization, in this paper, a new method for the separated spacecraft system optimization based on hierarchical structure is introduced. This method decomposes the system optimization problem to three hierarchies: the exterior cycle optimizes the number of modules and the height of orbit, the middle cycle optimizes the component configuration, and the interior cycle optimizes launch vehicles and batches. Middle cycle is nested in the exterior cycle, while the interior cycle is nested in the middle cycle. By this method, the computational cost is largely reduced. The effectiveness of this optimization method is verified in the case study of a virtual earth remote sensing separated modular spacecraft.

Key words: Separated spacecraft; Hierarchical optimization; Launch vehicles and batches optimization; Component configuration optimization; Optimization of number of modules and height of orbit

0 引 言

分离模块航天器,即将传统单个航天器分解为物理可分、自由飞行的不同功能模块(如有效载荷模块、电源模块、推进模块、测控模块和数管模块等),各模块之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,共同完成整星任务。分离模块航天器具有灵活、快速响应、强鲁棒性、强生存能力、功能再定义等优势。此概念一

经提出,就引起了美国政府特别是军方的高度重视,国防高级项目局(DARPA)制定了分离模块航天器系统研制计划。目前,分离模块航天器的研究仍处于概念研究、方案设计阶段^[1-2]。

体系结构设计是分离模块航天器系统设计的关键技术之一^[3-6],建立分离模块航天器总体设计模型、提出系统评估方案并开展系统优化是体系结构设计的重要内容^[7]。在分离模块航天器的方案设计中,如何确定模块数、组件配置和运载发射方案,

使系统效益达到最优,对于降低系统成本和风险、提高收益具有重要意义。

文献[4,7-8]中对体系结构和评价准则进行了定义,提出了风险调节净收益评价指标,文献[9-10]在此基础上对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进行了研究,建立了基于全寿命周期仿真模型的分离模块航天器系统评估方法,但是,文献[9-10]在求解系统优化方案过程中没有对模块数进行优化,以减少设计变量的个数来降低算法复杂度,所得优化方案实际上并不是最优的。上述文献的共同点是对分离模块航天器的总体设计系统模型进行了建模,提出了单方案的系统评估方法。但是,怎样利用该系统评估方法对系统设计方案进行优化,上述文献中均没有提出有效的方法。

由于分离模块航天器系统优化问题设计变量多、各变量之间耦合度高,如果考虑市场价格、组件故障等时变不确定性(随机过程)影响,单方案评估主要通过基于全寿命周期 MonteCarlo 仿真进行^[9],导致在此基础上开展的优化计算量大、复杂度高。对于文献[9]中的算例,若每次 MonteCarlo 仿真的样本点数为 100,采用传统的优化算法通过全寿命周期仿真进行优化的计算量大约为 10^6 ,单次全寿命周期仿真程序在普通个人电脑上运行时间大约为 20s,总程序运行时间高达 2×10^7 s。对于该优化问题,目前国内外研究领域尚未提出行之有效的方法。

文献[11]提出了基于多学科参数化建模和灵敏度分析的飞行器分级优化设计方法,文献[12]采用了分层优化策略来优化压电自适应桁架结构控制一体化设计问题,这两篇文献都采用了分层优化来解决优化任务大、优化过程复杂的问题。虽然优化对象不同,但分级优化思想对本文优化问题有一定的启发意义。

本文采用分层的思想来解决分离模块航天器系统优化问题。首先根据设计变量的物理意义将该问题分为三个层次,即顶层优化模块数和轨道高度,中间层优化组件配置,底层优化运载发射方案;然后在文献[9]建立的不确定性全寿命周期仿真评估方法的基础上,以风险调节净收益评价指标[9]作为优化目标,对分离模块航天器系统设计方案进行优化;

最后以虚拟对地遥感分离模块航天器系统为例进行优化,结果表明,计算量小、算法复杂度低,具有可行性。

1 分离模块航天器系统优化数学模型

为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定义^[1]:

组件(Component):亦称为可分离式组件,是分离式航天器的最小单元。

模块(Module):由多个组件及其必备的支撑分系统,如结构、热控等,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,指由多个模块编队飞行构成的一个独立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(包括轨道高度、运载器类型及发射批次),被统称为一个设计方案(Design)。

1.1 优化目标

根据文献[7]中对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。

$$f(\mathbf{X}, \mathbf{P}) = \frac{k_1}{w_1} \mu_{\text{Net}} - \frac{k_2}{w_2} \frac{(\sigma_{\text{Net}} + \sigma_{\text{Cost}})}{2} \quad (1)$$

其中, \mathbf{X} 为设计变量, f 为优化目标, \mathbf{P} 为系统参数, μ_{Net} 为风险调节净收益期望值, σ_{Net} 为风险调节净收益标准方差, σ_{Cost} 为风险调节成本的标准方差。 μ_{Net} 、 σ_{Net} 、 σ_{Cost} 均可通过不确定性全寿命周期仿真模型得到^[3]。 k_1 、 k_2 为加权因子, w_1 、 w_2 为比例因子。

1.2 设计变量

该优化问题的设计变量为:

(1) 模块数 k ;

(2) 组件配置,即各模块携带的组件种类及个数

$$\mathbf{x} = [x_{ij}], \quad i = 1, 2, \dots, k, \quad j = 1, 2, \dots, j_{\text{tot}}$$

x_{ij} 为第 i 个模块上第 j 类组件的数量, j_{tot} 为可选择的组件种类数;

(3) 运载器类型

$$\mathbf{l} = [l_1, l_2, \dots, l_k], \quad l_i \in \{1, 2, \dots, l_{\text{tot}}\},$$

$$i = 1, 2, \dots, k$$

l_i 为第 i 个模块选用的运载器种类编号, l_{tot} 为可选择的运载器种类数;

(4) 发射批次

$$s = [s_1, s_2, \dots, s_k]$$

s_i 表示第 i 个模块的发射批次。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。

(5) 轨道高度 h 。

1.3 约束条件

基于文献[10]对分离模块航天器设计优化任务的描述,本文主要对系统的体系结构和发射方案提出了约束条件。

(1) 设分离模块航天器至少包含每类组件各 1 个,每个模块所携带的组件数量不超过 j_{\max} ,则

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^k x_{ij} &\geq 1, \quad j = 1, 2, \dots, j_{\text{tot}} \\ \sum_{j=1}^{j_{\text{tot}}} x_{ij} &\leq j_{\max}, \quad i = 1, 2, \dots, k \end{aligned}$$

(2) 设分离模块航天器系统设计方案中最大模块数为 k_{\max} ,则模块数 $1 \leq k \leq k_{\max}$;

(3) 根据航天器任务的不同选择不同类型轨道,轨道高度范围 $h \in [h_{\min}, h_{\max}]$ 。

综合对优化目标、设计变量及约束条件的分析,分离模块航天器系统优化问题可表述为:

$$\left\{ \begin{aligned} &\text{find } X = \{k, \mathbf{x}, l, s, h\} \\ &\text{max } f(X, P) = \frac{k_1}{w_1} \mu_{\text{Net}} - \frac{k_2}{w_2} \frac{(\sigma_{\text{Net}} + \sigma_{\text{Cost}})}{2} \\ &\text{s. t. } \begin{cases} \sum_{j=1}^{j_{\text{tot}}} x_{ij} \leq j_{\max}, & \sum_{i=1}^k x_{ij} \geq 1 \\ 1 \leq k \leq k_{\max} \\ j = 1, 2, \dots, j_{\text{tot}} \\ i = 1, 2, \dots, k \\ l_i \in \{1, 2, \dots, l_{\text{tot}}\} \\ h \in [h_{\min}, h_{\max}] \end{cases} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

2 分离模块航天器系统优化问题求解

从该优化问题的变量个数上看,涉及 6 个设计变量且各变量间耦合度高;从变量类型上看,轨道高度为连续型变量而其余变量为离散变量;从优化目标与变量间的关系上看,只能通过分离模块航天器全寿命周期仿真进行单方案评价指标的计算,仿真

计算量大,且在不确定性的影响下各设计变量与优化目标之间的关系不明确。针对上述问题,本文采用分层优化的思想将该问题分解为三个层次求解。当模块、组件及轨道方案确定时,考虑运载器不确定性^[8],运载发射方案决定了分离模块航天器前期成本(定义及分析详见本文 2.1),因而底层建立了前期成本与运载器的函数关系,直接通过计算优化运载发射方案;组件配置对分离模块航天器系统效益影响大且计算量大,而模块数的取值范围为有限个离散点,且通过灵敏度分析发现轨道高度对系统效益的影响较小,因而中间层对组件配置进行优化,而顶层对模块数和轨道高度进行优化。

2.1 底层运载发射方案优化

分离模块航天器成本主要考虑三大部分:模块研制成本、发射成本和轨道故障维修成本(不考虑地面设备成本、航天器软件开发成本和航天器保险)^[10]。根据分离模块航天器寿命周期,将总成本定义为前期成本和后期成本之和,前期成本指航天器入轨运行之前的成本,包括模块研制成本和运载发射成本,后期成本指航天器入轨之后的成本,主要为在轨故障维修成本,即

$$C = C_{\text{prophase}} + C_{\text{afterphase}} \quad (3)$$

其中 C 为分离模块航天器总成本, C_{prophase} 为前期成本, $C_{\text{afterphase}}$ 为后期成本。由上述分析可知,运载发射方案仅影响航天器的前期成本。

由于航天器发射过程中存在的不确定性因素可能导致发射失败(发射过程中的不确定性因素仅考虑运载器可靠性)。当模块搭载可靠性为 r 的运载器发射时,有 $1 - r$ 的概率发射失败,失败后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,则运载器可靠性 r 调解下的模块研制成本 $C_{\text{module_risk}}$ 为

$$C_{\text{module_risk}} = \frac{C_{\text{module}}}{r} \quad (4)$$

运载器可靠性 r 调解下的发射成本 $C_{\text{lanuch_risk}}$ 为

$$C_{\text{lanuch_risk}} = \frac{C_{\text{lanuch}}}{r} \quad (5)$$

C_{module} 为模块研制成本, C_{lanuch} 为运载器单发成本(单个模块的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)。文献[9]对模块研制成本和发射成本进行了建模,给出

了 C_{module} 和 C_{lanuch} 的评估方法。

前期成本可以表示为

$$\begin{aligned} C_{\text{prophase}} &= C_{\text{module_risk}} + C_{\text{lanuch_risk}} \\ &= \frac{C_{\text{module}}}{r} + \frac{C_{\text{lanuch}}}{r} \end{aligned} \quad (6)$$

通过建立前期成本与运载发射方案的函数关系,可对前期成本进行优化,求解出前期成本取最小值时对应的运载发射方案,即最优运载发射方案。具体求解方法如下:

(1) 运载器可靠性调节下模块成本矩阵

$$\begin{aligned} \mathbf{C} &= (c_{il})_{k \times l_{\text{tot}}} \\ c_{il} &= \frac{C_{\text{module}_i}}{r_l} \\ i &= 1, 2, \dots, k, l = 1, 2, \dots, l_{\text{tot}} \end{aligned} \quad (7)$$

该矩阵的行为模块数 k ,列为运载器种类数 l_{tot} , c_{ij} 为运载器可靠性 r_l 调节下的模块研制成本。该矩阵表示每个模块受不同运载器可靠性调节下的成本,由已知参数确定。

(2) 运载器方案矩阵

$$\begin{aligned} \mathbf{B} &= (b_{il})_{k \times l_{\text{tot}}} \\ b_{il} &\in \{0, 1\}, \sum_{l=1}^{l_{\text{tot}}} b_{il} = 1 \end{aligned} \quad (8)$$

该(0-1)矩阵表示各模块的运载器方案,是优化的目标矩阵。 $b_{il} = 1$ 表示模块 i 由运载器 l 运载, $\sum_{l=1}^{l_{\text{tot}}} b_{il} = 1$ 保证每个模块只由一种运载器运载。

(3) 运载器可靠性调节下的运载成本矩阵

运载器可靠性调节下的运载成本矩阵

$$\begin{aligned} \mathbf{D} &= (d_l)_{1 \times l_{\text{tot}}} \\ d_l' &= \frac{C_{\text{lanuch}_l}}{r_l} \end{aligned} \quad (9)$$

d_l 为运载器 l 的发射成本, d_l' 为运载器 l 在本身的可靠性 r_l 调节下的单发成本。设模块 i 的质量为 m_i ,则由式(8)可知,运载器 l 的有效载荷质量 m_l 为

$$m_l = \sum_{i=1}^k m_i b_{il} \quad (10)$$

考虑到运载器运载能力 m_{max_l} 的限制,当有效载荷质量超过运载器运载能力时,由同一运载器分多个批次发射有效载荷,假设每次发射的成本相同, n 为发射批次,则运载器 l 的发射成本为

$$d_l = \begin{cases} 0 & m_l = 0 \\ d_l' & 0 \leq m_l < m_{\text{max}_l} \\ 2d_l' & m_{\text{max}_l} \leq m_l < 2m_{\text{max}_l} \\ \dots & \\ nd_l' & (n-1)m_{\text{max}_l} \leq m_l < nm_{\text{max}_l} \end{cases} \quad (11)$$

由上述定义,前期成本与运载发射方案的函数关系可表示为:

$$C_{\text{prophase}} = \sum_{i=1}^k \sum_{l=1}^{l_{\text{tot}}} c_{il} b_{il} + \sum_{l=1}^{l_{\text{tot}}} d_l \quad (12)$$

综上,求解最优运载发射方案问题表述如下:

$$\begin{cases} \text{find } \mathbf{B} = (b_{il})_{k \times l_{\text{tot}}} \\ \min C_{\text{prophase}} = \sum_{i=1}^k \sum_{l=1}^{l_{\text{tot}}} c_{il} b_{il} + \sum_{l=1}^{l_{\text{tot}}} d_l \\ \text{s. t. } b_{il} \in \{0, 1\} \quad \sum_{l=1}^{l_{\text{tot}}} b_{il} = 1 \\ i = 1, 2, \dots, k \quad l = 1, 2, \dots, l_{\text{tot}} \end{cases} \quad (13)$$

运载发射方案的优化是一个(0-1)规划问题,可用整数分支定界法求解,记最优运载器矩阵为 \mathbf{B}_{best} 。当模块数、组件配置方案及轨道高度都给定,根据该方法可直接计算求解最优运载发射方案,避免了通过全寿命周期仿真的单方案评估来优化运载发射方案。

2.2 中间层组件配置优化

采用逐次优化的方法对各类组件进行优化,在优化过程中嵌套调用底层运载发射方案优化算法。由于不同组件功能不同,对系统效益影响大小也不一样,按照组件对效益影响由大到小的顺序依次优化。首先对各类组件对效益的灵敏度进行分析,按组件对效益影响由大到小依次排序

$$J = \{j_1, j_2, \dots, j_x\}, j_x \in \{1, 2, \dots, j_{\text{tot}}\} \quad (14)$$

其中对效益的影响 $j_{x-1} \geq j_x$ 。

定义组件配置矩阵

$$\mathbf{x} = (x_{ij})_{k \times j_{\text{tot}}} \quad (15)$$

$$\sum_{j=1}^{j_{\text{tot}}} x_{ij} \leq j_{\text{max}}, i = 1, 2, \dots, k, j = 1, 2, \dots, j_{\text{tot}}$$

该矩阵行为模块数,列为组件种类数, x_{ij} 表示模块 i 上携带第 j 类组件的个数。 $\sum_{j=1}^{j_{\text{tot}}} x_{ij} \leq j_{\text{max}}$ 表示每个模块上组件个数不超过最大值 j_{max} 。

给定模块数和轨道高度,嵌套调用2.1节所述最优运载发射方案求解算法来优化运载发射方案,组件配置优化问题可表述为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{find } \mathbf{x} = (x_{ij})_{k \times j_{\text{tot}}} \\ \text{max } g(\mathbf{x}, \mathbf{P}) = \frac{k_1}{w_1} \mu_{\text{Net}} - \frac{k_2}{w_2} \frac{(\sigma_{\text{Net}} + \sigma_{\text{Cost}})}{2} \\ \text{s. t. } \mathbf{B} = \mathbf{B}_{\text{best}} \\ h = h_0, k = k_0 \\ \sum_{j=1}^{j_{\text{tot}}} x_{ij} \leq j_{\text{max}}, \quad i = 1, 2, \dots, k \end{array} \right. \quad (16)$$

按照如下方法优化组件配置:

Step 1. 选取初始矩阵 \mathbf{x}_0 满足 $\forall j = \{1, 2, \dots, j_{\text{tot}}\}, \sum_{i=1}^{i=k} x_{ij} = 1$ 的组件配置矩阵称为初始矩阵,通过全寿命周期仿真计算各初始方案的评价指标,选取风险调节净收益最高的初始矩阵,记为 $\mathbf{x}_0, g_0 = g(\mathbf{x}_0, \mathbf{P})$,以下优化针对 \mathbf{x}_0 展开;

Step 2. 对效益影响最大的组件进行优化配置,不妨设该组件为第 j 类组件,即优化 \mathbf{x}_0 的第 j 列,具体步骤如下:

Step 2.1 令 $i = 0$,记第 j 列的第 i 个元素为 x_{ij} ;

Step 2.2 若 $i < k$,则变量 i 的值增加1,否则转至 Step 3;

Step 2.3 若 $\sum_{i=1}^k x_{ij} < j_{\text{max}}$,则 x_{ij} 的值增加1,否则转至 Step 3;

Step 2.4 调用2.1节所述运载发射方案优化算法求解最优运载器种类和发射批次 \mathbf{B}_{best} ,再基于分离模块航天器全寿命周期仿真模型计算评价指标 $g_1(\mathbf{x}, \mathbf{P})$;

Step 2.5 若 $g_1(\mathbf{x}, \mathbf{P}) > g_0$,则令该矩阵为 \mathbf{x}_1 ,否则返回 Step 2.2。

Step 3. 令 $\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}_1$ 。仿照 Step 2,按照对效益影响由大到小的顺序依次优化其余组件,最终优化所得组件配置矩阵记为 \mathbf{x}_{best} 。

2.3 顶层模块数与轨道高度优化

顶层优化模块数和轨道高度,该层嵌套调用中间层的组件配置优化算法。顶层优化问题可描述为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{find } k, h \\ \text{max } q(k, h, \mathbf{P}) = \frac{k_1}{w_1} \mu_{\text{Net}} - \frac{k_2}{w_2} \frac{(\sigma_{\text{Net}} + \sigma_{\text{Cost}})}{2} \\ \text{s. t. } \mathbf{B} = \mathbf{B}_{\text{best}} \\ \mathbf{x} = \mathbf{x}_{\text{best}} \\ 1 \leq k \leq k_{\text{max}} \\ h \in [h_{\text{min}}, h_{\text{max}}] \end{array} \right. \quad (17)$$

首先离散轨道高度,离散点疏密分布可根据不同轨道高度段对效益的影响大小确定,记各离散点分别为 $h_1 \sim h_n$ 。通过灵敏度分析发现,相比于其余设计变量,轨道高度对效益的影响较小,通常在100km的区间内取5~6个离散点即可满足计算精度要求。由最大模块数不超过 k_{max} 的限制,模块数 $k \in \{1, 2, \dots, k_{\text{max}}\}$ 。遍历不同模块数与轨道高度的组合,通过全寿命周期仿真计算各种方案的评价指标,其中组件配置和运载发射方案的设计变量分别由2.1节与2.2节所述方法确定求解。选取风险调节下净收益最高的方案确定轨道高度及模块数。

2.4 系统优化方案求解

本文将该系统优化问题分解为三个层次分层优化,顶层优化模块数及轨道高度,中间层优化组件配置,底层优化运载发射方案,顶层调用中间层,中间层调用底层。2.1~2.3小节分别介绍了各层的优化算法,系统整体优化流程如图1所示。该算法底层对运载发射方案的寻优完全脱离了全寿命周期仿真的方案评估,直接由计算求解;顶层对中间层、中间层对底层的双层嵌套调用算法结构清晰简明、计算量小。具体求解算法如下:

Step 1. 将轨道高度离散为 $h_1 - h_n$ 共 n 个点。初始化循环变量 $x = 0, y = 0$;

Step 2. 若 $x < n$,则变量 x 的值增加1;否则结束循环;

Step 3. 若 $y < k_{\text{max}}$ (k_{max} 为模块数上限),则变量 y 的值增加1;否则返回 Step 2;

Step 4. 令轨道高度 $h = h_x$,模块数 $k = y$;调用中间层组件配置优化和底层运载发射方案优化算法,优化组件配置 \mathbf{x} 、运载器种类 \mathbf{l} 和发射批次 \mathbf{s} ,并利用全寿命周期仿真计算该组变量下的优化目标值;

Step 5. 变量 y 的值增加1,并返回 Step 3。

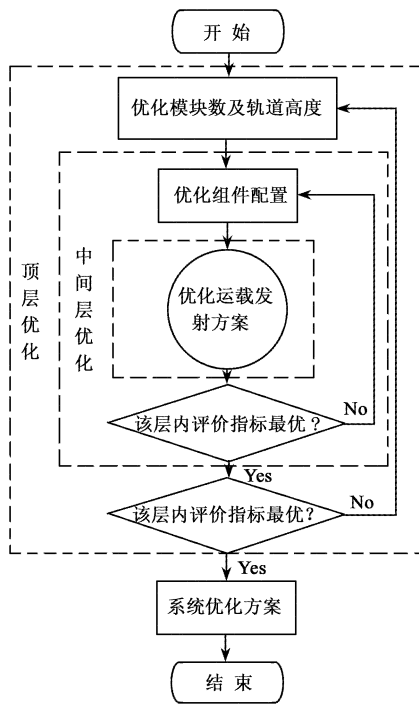


图 1 分离模块航天器系统优化流程图

Fig. 1 Flow chart for fractionated spacecraft optimization

3 分离模块航天器系统优化实例及结果分析

本文以 DARPA 提出的 F6 项目研究方案^[13-15]中虚拟对地遥感分离模块航天器为例进行优化。组件种类为 5, 即 $j_{tot} = 5$, 分别为: (1) 任务载荷, 如对地观测载荷; (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) 高宽带下传通信组件, 提供大容量数据的高速下传; (4) 大容量数据存储组件, 如存储载荷产生的大量数据的硬盘; (5) 任务数据处理组件, 如专门处理复杂任务数据的高性能计算机。采用美国 6 个运载器作为备选方案, 即 $l_{tot} = 6$, 具体包括: Pegasus XL, Minotaur I, Taurus Standard, Taurus XL, Athena II, and Delta II。组件及运载器参数见文献^[10]。每个模块上最多可携带的组件个数为 3, 即 $j_{max} = 3$, 航天器系统的最大模块数为 5, 即 $k_{max} = 5$, 轨道高度为太阳同步圆轨道, $h \in [500\text{km}, 600\text{km}]$, 取加权因子 $k_1 = k_2 = 1$ (两个子目标同等重要), 比例因子 $w_1 = w_2 = w_3 = 1$ (三个子目标数值为相同数量级)。

采用本文介绍的分离模块航天器系统优化方法, 基于全寿命周期 MonteCarlo 仿真模型, 利用 Matlab 编程求解, 优化结果如表 1 所示。由于采用

非分层方法求解本算例计算量大、运算时间长, 难以用非分层方法求解本算例作为对比方案。因此本文抽取 100 个随机方案进行评估, 在其中选取效益处于中间水平的随机方案代表平均水平, 作为对比方案与优化方案进行比较, 结果如表 1 所示。

表 1 分离模块航天器系统优化结果

Table 1 Optimization results of fractionated spacecraft systems

	参数名称	优化方案	对比方案
设计变量	模块 1 方案	[1 1 0 1 0]	[1 0 0 1 0]
	模块 2 方案	[1 1 1 0 0]	[0 0 1 0 0]
	模块 3 方案	[1 0 1 1 0]	[0 1 0 0 1]
	模块 4 方案	[1 0 0 2 0]	[0 0 0 0 0]
	模块 5 方案	[0 1 1 0 1]	[0 0 0 0 0]
	运载器方案	[4 4 4 4 4]	[1 1 1 0 0]
	发射批次	[1 1 1 1 1]	[1 1 1 0 0]
	轨道高度/km	575	550
	优化目标	$\mu_{Net} / \text{M \$}$	458
	$\sigma_{Net} / \text{M \$}$	169	88
成本参数	$\mu_{Cost} / \text{M \$}$	420	224
	$\sigma_{Cost} / \text{M \$}$	70	36

注 1. M \$ 表示百万美元。

由表 1 可以看出, 优化方案对比比方案的风险调节净收益期望值提高约 146%, 优化效果显著; 但是风险调节净收益标准差随之提高 92%, 方案的稳健性有所降低。对优化方案与对比方案分别进行全寿命周期仿真的 MonteCarlo 仿真, 结果如图 2 所示。图中横轴为全寿命周期成本, 纵轴为净收益, 离散点代表不确定性因素影响下的不同采样点仿真结果, 其中以成本与收益的期望值为椭圆中心, 以成本与收益的方差和协方差确定椭圆的形状与大小 (50% 置信度)。

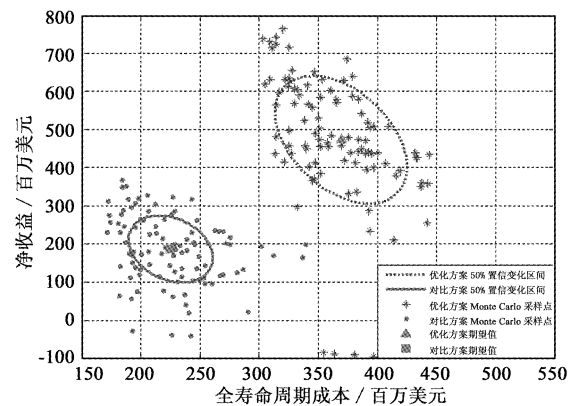


图 2 优化方案与对比方案蒙特卡洛仿真结果

Fig. 2 Monte Carlo simulations at the comparing and optimum design

对比发现,优化方案模块数为5,且每个模块均有3个组件,组件个数达到饱和;而对比方案中模块数为3,且每个模块中仅有1~2个组件。可见,增加组件和模块数量,扩大分离模块航天器系统规模,能够增加系统效益,但同时系统的成本投入也随之增加,这与文献[4-5,16-17]得出的结论一致。图2中,优化方案的全寿命周期成本与净收益高于对比方案,但同时,优化方案各样本点的离散程度大于对比方案,说明在增加投入扩大规模的同时会增加风险。系统收益和风险都可成为系统方案的评价指标,决策者可根据实际情况权衡收益与风险进行优化方案的选择。

在本例中,最大模块数为5、运载器种类为6、组件种类为5、每个模块上最大组件数为3、轨道高度取100个离散值,如果每次进行全寿命周期仿真的蒙特卡洛仿真取样本点数为100,则总样本点数约达到 2×10^{14} 。全寿命周期仿真程序在一台个人电脑上进行一次单方案评估所需时间大约为20s,采用传统的优化算法通过全寿命周期仿真进行优化的计算量大约为 10^6 次,程序运行时间约为 2×10^7 s;而本文的优化算法计算量约为 10^4 次,程序运行时间为 2×10^5 s,运算效率提高近100倍。由此可见,该优化算法能大大减少计算量,降低算法复杂度,提高优化效率。

4 结论

本文提出了一种新的基于分层的分离模块航天器系统优化方法。将该系统优化问题分解为三个层次,顶层优化模块数和轨道高度,调用中间层的组件配置优化,中间层调用底层运载发射方案优化。对于本文中的算例,该方法使计算量从 10^6 降低到 10^4 次,优化效率提高近100倍。该分层计算结构的优点在于降低了计算难度,减少了计算量,缺点在于没能对整个设计空间进行搜索寻优,计算结果可能不是最优的。但是该方法实现了计算效率与优化效果之间的折中,能够有效地进行分离模块航天器系统优化,对分离模块航天器系统设计具有一定的借鉴意义。

参 考 文 献

[1] Brown O, Eremenko P. Fractionated space architectures: a

vision for responsive space [C]. The 4th Responsive Space Conference, Los Angeles, Cal, USA, 2006.

- [2] Brown O, Eremenko P. Fractionated space architectures: tracing the path to reality [C]. USU/AIAA the 23rd Annual Conference on Small Satellites, Logan, Utah, US, Aug 10-13, 2009.
- [3] Guo J, Maessen D C, Gill E. Fractionated spacecraft: the new sprout in distributed space systems [C]. The 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Republic of Korea, October 12-16, 2009.
- [4] Mathieu C, Weigel A L. Assessing the fractionated spacecraft concept [C]. AIAA Space 2006 Conference & Exposition, California, USA, September 9-21, 2006.
- [5] Mathieu C, Weigel A L. Assessing the flexibility provided by fractionated spacecraft [C]. AIAA Space 2005 Conference & Exposition, California, USA, August 30-September 1, 2005.
- [6] 苟亮,魏迎军,申振,等. 分离模块航天器研究综述[J]. 飞行测控学报,2012,31(2): 7-12. [Gou Liang, Wei Ying-jun, Shen Zhen, et al. Research on fractionated spacecraft [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2012,31(2): 7-12.]
- [7] 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 [C]. AIAA Space 2009 Conference & Exposition, California, USA, September 14-17, 2009.
- [8] Brown O, Andrew L, Naresh S, et al. System lifecycle cost under uncertainty as a design metric encompassing the value of architectural flexibility [C]. AIAA Space 2007 Conference & Exposition, Long Beach, CA, Sep 18-20, 2007.
- [9] Yao W, Chen X Q, Zhao Y, et al. A fractionated spacecraft system assessment tool based on lifecycle simulation under uncertainty [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(1): 71-82.
- [10] 姚雯,陈小前,黄奕勇,等. 分离模块航天器不确定性多学科设计优化研究[J]. 国防科技大学学报, 2011, 33(5): 9-16. [Yao Wen, Chen Xiao-qian, Huang Yi-yong, et al. Uncertainty-based multidisciplinary design optimization of fractionated modularized cluster spacecraft [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2011, 33(5): 9-16.]
- [11] 朱亚涛,陈方,李高华,等. 基于多学科参数化建模和灵敏度分析的飞行器分级优化设计方法[J]. 宇航学报,2011,32(4):721-726. [Zhu Ya-tao, Chen Fang, Li Gao-hua, et al. A gradual optimal design method based on multidisciplinary parameterized model and sensitivity analysis [J]. Journal of Astronautics, 2011,32(4):721-726.]
- [12] 咸奎成,黄海. 压电自适应桁架结构控制一体化设计[J]. 宇航学报,2008,29(1):72-77. [Xian Kui-cheng, Huang Hai. Integrated structural and control design for piezoelectric adaptive

- truss[J]. *Journal of Astronautics*, 2008,29(1):72-77.]
- [13] 胡敏,曾国强. 分离模块集群航天器发展概况[J]. 装备指挥技术学院学报,2011,4(22):61-66. [Hu Min, Zeng Guoqiang. Developments of fractionated spacecraft[J]. *Journal of the Academy of Equipment Command and Technology*, 2011, 4(22): 61-66.]
- [14] Lafleur J M, Saleh J H. Exploring the F6 fractionated spacecraft trade space with GT-FAST[C]. *AIAA Space 2009 Conference & Exposition*, California, USA, September 14-17, 2009.
- [15] 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*, California, USA, September 14-17, 2009.
- [16] LoBosco D M, Cameron G E, Golding R A, et al. The pleiades fractionated space system architecture and the future of national security space[C]. *AIAA Space Conference & Exposition*, San Diego, CA, Sep 9-11,2008.
- [17] Mathieu C. Assessing the fractionated spacecraft concept[D]. US: Massachusetts Institute of Technology, 2006.

作者简介:

唐宇(1989-),女,硕士生,主要从事飞行器总体设计研究。

通信地址:湖南省长沙市国防科学技术大学航天科学与工程学院空间技术研究所(410073)

电话:13786109400

E-mail:tangyu55@gmail.com

(编辑:曹亚君)