对地观测卫星总体参数多学科优化

谭春林 庞宝君 张凌燕 黄 海

(哈尔滨工业大学 航天学院，哈尔滨 150001) (北京航空航天大学 宇航学院，北京 100083)

摘 要：针对对地观测卫星总体参数设计问题，建立了以对地观测性能最佳为目标的多学科优化模型，考虑姿轨控制、电源、结构、推进、有效载荷5个分系统的设计变量和相应约束条件，并考虑运载火箭对卫星设计的约束条件，通过经验公式建立分析模型. 采用协同优化方法，利用外点罚函数法将系统级优化问题转化为无约束优化问题以改善协同优化系统级的数值缺陷，建立了多学科设计优化框架. 计算结果表明通过优化可提升卫星的对地观测性能，验证了该方法的合理性. 建模思路与优化方法可望用于更贴合工程实际的卫星参数设计.

关 键 词：对地观测卫星；设计；优化

中图分类号：V 423.1^{+}1

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)05-0529-04

Multidisciplinary optimization in earth observation satellite main parameters

Tan Chunlin Pang Baojun

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Zhang Lingyan Huang Hai

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A model of multidisciplinary design optimization (MDO) was established for the system parameter design problem of an earth observation satellite. It takes the observation performance as the objective of optimization, while the design variables and constraints are dealt with five main subsystems including attitude and orbit control, power, structures, propulsion, payload, besides constraints made by launch vehicle and the analysis modules modeled by empirical formula. A multidisciplinary design optimization framework was established by using the collaborative optimization (CO) method, and exterior penalty technique was using to change the constrained question into an unconstrained question during system level optimization, so as to improve numerical difficulties in CO method application. The results show that the earth observation performance can be improved by this optimization method and the method was efficient. The modeling and optimization method of the work can be expected to apply to practical engineering satellite parameters design.

Key words: earth observation satellites; design; optimization

卫星设计通常沿着任务设计、论证、总体方案设计(包括技术指标确定)、总体与分系统详细设计、分析与试验校核、最终完成全部设计资料等步骤进行，在这一过程中，需要不断调整设计方案和各种参数，进行各分系统反复迭代. 在传统卫星设计中，设计者主要依据经验进行设计，最终得到一个满足设计要求的方案，而这种结果往往不是系统的最优设计，同时设计周期长，成本高. 应用多学科设计优化 MDO (Multidisciplinary Design Optimization)技术，使总体参数在整个系统设计

收稿日期：2007-05-08

基金项目：航天东方红卫星有限公司预研资助项目

作者简介：谭春林(1967—)，男，湖南株洲人，博士生，tanchlin@yahoo.com.

空间(亦即多个学科设计空间)内搜索,实现设计过程自动迭代,将设计人员从重复工作中解脱出来,既提高了设计质量又提高了设计效率,对提升卫星总体设计水平,实现"好、快、省"的卫星研制目标具有重要意义.

协同优化方法是在一致性约束方法基础上提出的一种两级 MDO 方法,很好地解决了多学科设计优化问题面临的计算复杂性和组织复杂性这两大难题,特别适合于大型复杂工程系统的分布式设计环境[1].文献[2]利用协同优化方法对卫星总体参数优化作了初步尝试.

本文从卫星设计的工程需求出发,以对地观测卫星为对象,对其总体参数设计问题进行基于协同优化方法的优化建模与优化,考虑的设计参数和约束更多,涉及姿轨控制、电源、结构、推进、有效载荷这 5 个分系统.利用常用的、基于经验公式的分析模型,通过数值计算,最终得到了满意的优化结果,为卫星总体参数的确定提供了一种新的方法.

1 对地观测卫星设计优化建模

所设计的对地观测卫星采用太阳同步圆轨道,有效载荷为 CCD 相机并采用三轴稳定模式和长方体构形(箱板式加中心承力筒构型,截面为正方形),优化设计目标为对地观测性能.

1.1 系统优化目标

系统优化设计以对地观测性能最佳为目标,考虑地面分辨率和地面覆盖面积大小.

地面分辨率 G 可以表示为

$$G=h\times d/f \tag{1}$$

式中,h 为高度;d 为 CCD 相机焦平面上 2 个像元中心的距离,取 30 μm;f 为 CCD 相机的焦距,取 0.7 m.

地面覆盖面积大小通常可用卫星观测覆盖幅宽的半中心角 ψ 表示

$$\psi=\arccos(R\times\cos(\gamma)/(R+h))-\gamma \tag{2}$$

式中,R 为地球半径;γ 为卫星最小观测仰角,本文取为 20°.

取加权形式的函数 $P(\boldsymbol{X})$最大化为目标

$$\max\quad P(\boldsymbol{X})=A\cdot(G/G_0)^{-1}+B\cdot\psi/\psi_0 \tag{3}$$

式中,A 和 B 为加权系数,取 $A=0.6$,$B=0.4$;G_0 和 ψ_0 为无量纲化引入的固定值,分别取为 30 m 和 12°.

有效载荷分系统是卫星的核心,但在卫星平台设计时其有关参数常给定.除前述 d 和 f 外,本文计算时取有效载荷质量为 600 kg,功耗为 800 W,包络直径为 0.8 m,包络高度为 1.0 m.

1.2 约束条件

本文所考虑的总体设计约束如表 1 所示.

表 1 总体设计需考虑的约束

归类	参数名称	约束条件
系统	总重/kg	≤2 000
	整星包络直径/m	≤3.5
	整星包络高度/m	≤6
轨道	日照时长/min	≥60
	地影时长/min	≤40
构型	本体长度和宽度/m	≥1.5 倍有效载荷孔径
	本体高度/m	≥1.5 倍有效载荷高度
	中心承力筒直径/m	≥1/5 倍且≤1/3 倍卫星本体宽度
	单翼太阳帆板构型长宽比	3～5
载荷	传输图像信噪比/dB	≥50
姿轨控制	飞轮控制力矩/(N·m)	≥外界环境干扰力矩
	轨控时卫星加速度/(m·s^{-2})	≥0.05
电源	太阳帆板寿命末期输出功率/W	≥需求功率
	蓄电池容量/(W·h)	≥星蚀期需求容量
结构	整星轴向频率/Hz	≥25
	整星侧向频率/Hz	≥24
	结构蜂窝板厚度/mm	≤30

1.3 设计变量及约束参数分析

本文所考虑的设计变量及其取值范围见本文第 3 节.

对于各约束参数,通常为设计变量的函数,详见参考文献[3－4],下面对此作简要分析和说明.

1) 总重

卫星总重为各分系统质量总和(含推进剂质量),并考虑设计裕度.

2) 整星包络直径及包络高度

根据卫星构型,整星包络直径取为卫星本体宽度的$\sqrt{2}$倍,包络高度取为卫星本体高度.

3) 日照和地影时长

对于太阳同步轨道,其日照和地影时长为轨道高度和降交点时刻的函数.

4) 传输图像信噪比

当有效载荷不作设计时,信噪比只与轨道高度相关[3].

5) 飞轮控制力矩[3]

$$T_c=4H_{wh}/0.637T \tag{4}$$

式中,T 为轨道周期;H_{wh}为飞轮角动量容量;按表 2 所示的产品选用.

6) 轨道控制时卫星加速度

$$a_{oc}=F_{pro}/m_s \tag{5}$$

式中,F_{pro}为轨控发动机推力;m_s 为整星质量.

表 2　动量轮数据库

飞轮产品代号	容量/(N·m·s)	质量/kg
Dyncon Micro Wheel 200	0.18	0.93
Teldix RSI 02-25/30	0.2	1.7
Teldix RSI 04-25/60	0.4	1.7
Honeywell Miniature Wheel	1.0	1.3
Teldix RSI 1.6-25/60	1.6	2.4
Teldix RSI 4-75/60	4.0	3.7

7) 太阳帆板寿命末期输出功率

$$P_{sa}=\eta_a\cdot F_s\cdot I_d\cdot\cos\theta_s\cdot(1-d_y)^{L_t}\cdot A_{sa} \tag{6}$$

式中,η_a 为太阳能电池能量转换效率;F_s 为太阳常数;I_d 为太阳阵的固有损耗;θ_s 为太阳入射角;d_y 为太阳阵输出功率年下降率;L_t 为设计寿命;A_{sa}为太阳帆板面积.

8) 星蚀期所需蓄电池容量

$$C_r=P_e\cdot T_e/D_{OD}/\eta \tag{7}$$

式中,D_{OD}为放电深度;η 为蓄电池与负载间的传输效率.

9) 蓄电池的容量

$$C_{bat}=N_{bat}\cdot C_{rsi} \tag{8}$$

式中,N_{bat}为蓄电池个数;C_{rsi}为单个蓄电池的容量.

10) 整星横向 f_{ax}和轴向频率 f_{lat}[3]

$$f_{ax}=0.25\sqrt{a\cdot E/(m_s\cdot h_m)}$$
$$f_{lat}=0.56\sqrt{E\cdot I/(m_s\cdot h_m^3)} \tag{9}$$

式中,E 为杨氏模量;a 是主结构横截面积;I 为横截面惯量;h_m 为本体高度.

11) 结构蜂窝板厚度

星体表面箱板及中心承力筒的蜂窝板厚度取强度、刚度、稳定性设计确定的厚度的最大值.

2　协同优化建模与求解

上节所建立的对地观测卫星总体参数设计问题为一个多学科优化问题.按照协同优化方法,将上述问题可分解为一个系统级和有效载荷、姿控、电源、结构、推进 5 个学科级(分系统级)优化问题,相应地约束和设计变量也分成系统级和学科级.有的设计变量既在系统级出现,又在学科级出现,把这样的变量称为共享变量.

2.1　系统级优化问题

系统级优化问题可表述为

$$\text{Find}:\boldsymbol{X}_{sys}=[x_{sys}^t,y^t]^T$$
$$\text{Max}:P(\boldsymbol{X}_{sys})=0.6\cdot(G/G_0)^{-1}+0.4\cdot\psi/\psi_0$$
$$\text{s.t}:J_A=0;J_{Pow}=0;J_{Str}=0;J_P=0;J_{Pay}=0$$

式中,x_{sys}^t为系统级设计变量;y^t 为耦合状态变量.J_A,J_{Pow},J_{Str},J_P,J_{Pay}分别为姿控、电源、结构、推进、有效载荷学科相关的一致性约束,其表达式见学科级优化目标函数.

2.2　学科级优化问题

学科级优化问题可以统一表述为

$$\text{Find}:\boldsymbol{X}_{sys}=[x_{sha},x_{loc}]^T$$
$$\text{Min}:J_d=\sum(1-x_{sha}/x_{sha}^t)^2+\sum(1-y_i/y_i^t)^2$$
$$\text{s.t}:c_i(x_{sha},x_{loc})\leqslant 0\quad i=1,2,\cdots,I$$

式中,x_{sha}为共享设计变量;x_{loc}为学科级设计变量;下标 d 表示某个学科;y_i 为该学科分析输出耦合状态变量,x_{sha}^t和 y_i^t 为系统级传给该学科优化问题的指标,在该学科级优化中看成常数;$c_i(x_{sha},x_{loc})$表示学科 d 中考虑的约束.

2.3　等式约束的处理

由于协同优化的特点,系统级约束为非线性等式约束,只有当系统级所有约束满足时,才找到一个可行的优化解,这种特点在一定程度上会带来计算困难[5-6],通常做法是放宽等式约束[7],本文通过外点罚函数法将其转化为无约束问题,修改后的系统级优化问题表述为

$$\text{Find}:\boldsymbol{X}_{sys}=[x_{sha}^t,y^t]^T$$
$$\text{Min}:f(\boldsymbol{X}_{sys})=$$
$$-[0.6\cdot(G/G_0)^{-1}+0.4\cdot\psi/\psi_0]+\gamma\times\sum J_i$$

式中,$\gamma\times\sum J_i$ 为罚项;γ 为罚因子,随系统迭代不断增大,更新表达式为 $\gamma^0=1$,$\gamma^{k+1}=\gamma^k/0.618$.

2.4　优化流程和收敛条件

整个系统优化过程的流程如图 1 所示,其中,收敛准则为满足以下所有不等式:$J_A\leqslant 10^{-6}$;$J_{Pow}\leqslant 10^{-6}$;$J_{Str}\leqslant 10^{-6}$;$J_P\leqslant 10^{-6}$;$J_{Pay}\leqslant 10^{-6}$;$|P(\boldsymbol{X}_{sys})^k-P(\boldsymbol{X}_{sys})^{k-1}|/P(\boldsymbol{X}_{sys})^k\leqslant 0.1\%$.

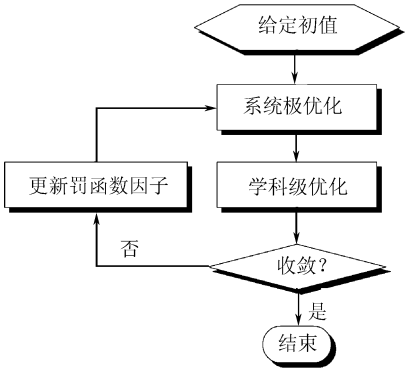


图 1　系统优化流程图

3　优化结果

设计目标优化结果如表 3 所示,相对初始设

计,优化取得了较为明显的结果.

表3 设计目标优化结果对比

类 别	G/m	ψ/(°)	$P(\boldsymbol{X})$
初值	30	12.15	0.843
优化值	28.14	11.58	0.871
变化量/%	+6.2	−4.2	+3.3

优化前后,设计变量取值如表4所示.从表中可以看出,部分设计变量优化前后值相差较大,此类变量往往对系统有较大影响,如轨道高度.

表4 设计变量取值范围及优化结果

设计变量	取值范围		初值	优化值
	下限	上限		
轨道高度/km	600	800	700	656.50
卫星设计寿命/a	3	5	3	3.48
飞轮角动量/(N·m·s)	0.18	4.0	1.0	1.0
单翼太阳帆板高度/m	1	2	1.3	1.28
单翼太阳帆板长度/m	3	10	3.47	3.85
降交点时刻	8	11.5	8.0	8.00
卫星本体高度/m	1.5	5	2.2	2.12
卫星本体宽度/m	1.2	2.475	1.3	1.20
中心承力筒直径/m	0.24	0.825	0.3	0.24
轨控发动机推力/N	10	100	70	60.68

表4中,太阳电池类型的初值为 Si,优化值为 $GaAs$;蓄电池类型的初值为 $NiCd$,优化值为 NiH_2;材料类型的初值与优化值皆为 Mg;蓄电池个数为2,3,4,5,6,初值为2,优化值为3.

系统设计目标的迭代过程如图2所示,从图中可以看出,优化迭代过程较为平稳,随着罚因子的增大,系统能够不断改善设计指标,进而协调各分学科级之间各耦合参量的不一致性,最终达到收敛条件.

图3清晰地显示了轨道高度这一共享设计变量的协同过程,系统级引导各学科级设计,有效载荷学科制约轨道高度下降,直至各分学科轨道高度趋于一致.从该过程可以看出,轨道高度作为整个系统优化的核心,主要受制于有效载荷学科,因此在某种程度上有效载荷学科也决定了整个系统的优化结果,这点和工程实际设计相类似.

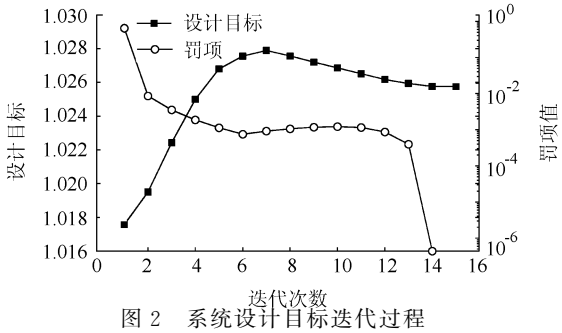


图2 系统设计目标迭代过程

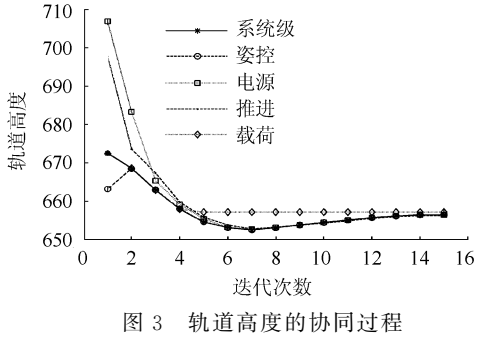


图3 轨道高度的协同过程

4 结束语

本文针对对地观测卫星总体参数设计进行了多学科优化问题建模,利用协同优化方法求得了该问题的最优解.研究表明,本文建立的协同优化方法框架能够有效地解决卫星学科间的耦合性问题;尽管本文所研究问题的分析模型较为简单,还未能真实反映工程实际,但在增加其他分系统和引入更为复杂的分析模型已没有特别的难度;进一步的研究和应用需要对卫星总体设计参数进行分析研究,建立更加符合工程实际的优化问题,同时还需要对各分系统作深入分析,引入更精确的、能够真实反映卫星总体设计的分析模型,由此得到更贴合工程实际的设计结果.

参考文献(References)

[1] Braun R D. Collaborative optimization: an architecture for large-scale distributed design [D]. California: Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, 1996

[2] 裴晓强, 黄海. 协同优化在卫星多学科设计优化中的初步应用[J]. 宇航学报, 2006, 27(5): 1054−1058
Pei Xiaoqiang, Huang Hai. Multidisciplinary design optimization of satellites using collaborative optimization[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5):1054−1058 (in Chinese)

[3] Wertz J R, Larson W J. Space mission analysis and design [M]. Third Edition. Torrance, California: Microcosm Press, 1999

[4] 陈琪锋. 飞行器分布式协同进化多学科设计优化方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,宇航科学与工程系,2003
Cheng Qifeng. Distributed coevolutionary multidisciplinary design optimization methods for flying vehicles [D]. Changsha: Department of Aerospace Science and Engineering, National University Defense Technology,2003(in Chinese)

[5] Alexandrov N M, Kodiyalam S. Initial results of an MDO method evaluation study[R]. AIAA-98-4884, 1998

[6] Kodiyalam S. Evaluation of methods for multidisciplinary design optimization (MDO),Phase I[R]. NASA/CR-1998-208716, 1998

[7] Braun R, Gage P, Kroo I, et al. Implementation and performance issues in collaborative optimization[R]. AIAA-96-4017, 1996

(责任编辑:张 嵘)