# 遥感卫星总体参数设计的建模与协同优化

吴文瑞 黄 海 吴蓓蓓

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘 要**: 针对遥感卫星的总体参数设计问题,建立以卫星覆盖幅宽、地面分辨率和总重综合的指标为目标的优化问题,考虑卫星的控制(GNC,Guidance, Navigation and Control)、电源、结构和热控(TCS,Thermal Control System)分系统的分析模型并整理其中的耦合关系,以协同优化(CO,Collaborative Optimization)方法为框架建立多学科设计优化(MDO,Multidisciplinary Design Optimization)模型并用罚函数法求解,获得了协同一致且性能提升的结果. 验证了所建模型的合理性和 MDO 方法应用于卫星总体参数设计优化的有效性. 各分系统的模型及求解方法可为 MDO 方法的工程化应用研究提供参考.

**关 键 词**: 遥感卫星; 总体设计; 多学科设计优化; 建模; 协同优化

**中图分类号**: V 423.4$^+$1

**文献标识码**: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)10-1363-06

# Modeling and collaborative optimization of remote sensing satellite system parameters design

Wu Wenrui Huang Hai Wu Beibei

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract**: Focusing on system design problem of remote sensing satellite, optimization problem with comprehensive objective combined by coverage width, ground sample distance and total mass was set up. Considering subsystems of guidance, navigation and control (GNC), power, structure and thermal control (TCS) and sorting the coupled relationship between them, multidisciplinary design optimization (MDO) model based on collaborative optimization (CO) method architecture was established and solved with penalty function method. Compatible results of improved performance were obtained. The rationality of the model and the efficiency of MDO method applying to satellite system design were verified. The analysis models of the subsystems and employed solving method can be referenced by engineering application of MDO method.

**Key words**: remote sensing satellite; system design; multidisciplinary design optimization; analysis model; collaborative optimization

卫星总体设计是一个多学科交叉,需要花费长时间权衡和协调的过程,在传统卫星设计中,设计者主要依据经验进行设计,经过反复迭代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. 若在此过程中引入优化概念,提高设计水平,对实现性能更好、进度更快、经费更省的卫星设计思想有着重要的意义. 文献[1]尝试将优化方法引入卫星设计,在使用估算模型的基础上进行了卫星系统的设计优化. 文献[2]对地球同步卫星进行概念设计优化. 文献[3]针对复杂系统设计提出了多学科设计优化方法,可为卫星总体设计问题的优化提供有效的支持.

协同优化(CO,Collaborative Optimization)方法的特点是结构简单,容易实现学科自治,特别适合于大型复杂工程系统的分布式设计环境. 文献

**收稿日期**: 2011-05-30; **网络出版时间**: 2012-09-26 11:04

**网络出版地址**: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120926.1104.001.html

**作者简介**: 吴文瑞(1983 - ),男,甘肃民勤人,博士生, wuwr@sa.buaa.edu.cn.

[4]利用 CO 方法对卫星星座的设计和部署做了优化设计;裴晓强[5]、谭春林[6]等以对地观测卫星为对象利用比较粗糙的经验公式进行了 CO 方法在卫星总体设计中的初步应用研究;张凌燕[7]针对机动卫星,建立了较详细,较贴合工程实际的分析模型,以机动能力和总重为目标进行了多学科设计优化(MDO, Multidisciplinary Design Optimization);吴蓓蓓等[8]研究了带子星航天器这类特殊卫星的 MDO 问题,考虑了有效载荷、轨道和结构分系统的设计.

本文以对地遥感类卫星为对象,目标由地面覆盖幅宽、分辨率和总重三者综合而成,建立了控制、电源、结构和热控分系统的模型,整理了各个分系统之间的耦合关系,在 CO 方法框架下建立了 MDO 模型,并运用罚函数法进行求解.

## 1 系统级模型

本文设计的遥感卫星,构型参考中巴资源卫星,运行于太阳同步圆轨道上,三轴姿态稳定模式,寿命为 3 a,用长征四号乙火箭发射.

总体参数优化设计的目标包括对地遥感性能(计算表达式与文献[6]中相同,但参考中巴资源卫星,CCD 像元尺寸为 13 μm,焦距为 520 mm)最佳,并要求卫星总重最小,可综合为

$$\max \quad P(\boldsymbol{X}) = \frac{\psi/F_{\psi}}{G/F_G \cdot m_{\text{total}}/F_m} \tag{1}$$

式中,$\psi$ 为地面覆盖幅宽的半中心角;$G$ 为地面分辨率;$m_{\text{total}}$为总重;$F_{\psi}$,$F_G$,$F_m$ 分别为上述 3 个参数的归一化因子,根据初始设计,本文分别取 0.25,20 m,1 500 kg.

卫星总重等于各分系统、推进剂的质量及其他质量之和:

$$m_{\text{total}} = m_{\text{GNC}} + m_{\text{Power}} + m_{\text{Str}} + m_{\text{TCS}} + m_{\text{other}} + m_{\text{p}} \tag{2}$$

式中,$m_{\text{GNC}}$,$m_{\text{Power}}$,$m_{\text{Str}}$和 $m_{\text{TCS}}$为控制,电源,结构和热控分系统的质量,其表达式见第 2 节相应分系统模型;$m_{\text{other}}$为其他分系统及有效载荷的质量,本文取 605 kg;$m_{\text{p}}$ 为推进剂质量.

推进剂质量与速度增量 $\Delta v$ 的关系为

$$m_{\Delta v} = m_{\text{total}}(1 - \exp(-\Delta v/I_{\text{sp}}g)) \tag{3}$$

式中,$m_{\Delta v}$为名义推进剂质量;$I_{\text{sp}}$为推进剂比冲,本文取 280 s;$g$ 为重力加速度,取 9.8 m/s$^2$.

推进剂的储备量为 $m_{\Delta v}$的 25%,不可利用的残余推进剂占 2%[9],则总的推进剂预算量为

$$m_{\text{p}} = \frac{m_{\Delta v}(1 + 25\%)}{1 - 2\%} \tag{4}$$

$\Delta v$ 预算应包括轨道保持 $\Delta v_{\text{h}}$ 和卫星报废 $\Delta v_{\text{d}}$,其中每圈轨道维持高度所需速度增量为[9]

$$\Delta v_{\text{h}}^{\text{rev}} = \pi(C_{\text{D}}A/m_{\text{total}})\rho\sqrt{\mu r} \tag{5}$$

式中,$\rho$ 为工作轨道高度的大气密度;$C_{\text{D}}$ 为阻力系数,取 2.2;$\mu$ 为地球引力常数;$r$ 为轨道半径,即地球半径 $R_{\text{E}}$ 与轨道高度 $h$ 的和;$A$ 为迎风面积,取卫星本体沿偏航轴方向的最大截面积与太阳帆板面积之和,即

$$A = c\sqrt{a^2 + b^2} + A_{\text{sa}} \tag{6}$$

式中,$a$,$b$,$c$ 为卫星本体长宽高,本文参考中巴资源卫星 3 号,分别取 2 m,1.8 m,2.14 m;$A_{\text{sa}}$为太阳帆板面积. 在卫星整个寿命中,轨道保持所需的 $\Delta v$ 为

$$\Delta v_{\text{h}} = \Delta v_{\text{h}}^{\text{rev}} \cdot L/T \tag{7}$$

其中,$L$ 为卫星寿命;$T$ 为工作轨道周期.

假定将卫星推入近地点高度为 $h_{\text{d}}$(本文取 50 km)的轨道销毁,则需要的速度增量为[9]

$$\Delta v_{\text{d}} = \sqrt{\frac{\mu}{r}}\left(1 - \sqrt{\frac{2(R_{\text{E}} + h_{\text{d}})}{r + R_{\text{E}} + h_{\text{d}}}}\right) \tag{8}$$

系统级约束包含:

1) 卫星总重 $m_{\text{total}}$及冗余小于运载能力 $m_{\text{SC}}$,

$$m_{\text{SC}} - (1 + 20\%)m_{\text{total}} \geqslant 0 \tag{9}$$

运载能力与入轨高度有关,长征四号乙火箭的太阳同步轨道运载能力关系[10]可拟合为

$$m_{\text{SC}} = 4\,440 - h \times 2.643 - h^2 \times 7.143 \times 10^{-4} \tag{10}$$

2) 推进剂质量 $m_{\text{p}}$ 满足贮箱限制:

$$m_{\text{p}} \leqslant 300\ \text{kg} \tag{11}$$

系统级设计变量为 $h$ 和 $A_{\text{sa}}$,与控制和电源等分系统共享;降交点地方时 $t_{\text{U}}$ 也是共享设计变量;$m_{\text{GNC}}$,$m_{\text{Power}}$,$m_{\text{Str}}$和 $m_{\text{TCS}}$为耦合设计变量.

## 2 分系统模型

### 2.1 控制分系统

通过文献[11]中的公式仿真计算卫星受到的干扰力矩可知,轨道参数、卫星的转动惯量和太阳帆板面积都将影响干扰力矩的大小.

对上述干扰力矩在本体坐标系下傅里叶展开,通过展开式的零次项和谐波项,可计算出动量卸载周期(本文取 15 圈,约 1 d)内各轴上积累的力矩冲量为

$$\left.\begin{aligned} \Delta H_y^{\text{I}} &= 15Ta_{y0} \\ \Delta H_x^{\text{I}} &= 15T(a_{x1} - b_{z1})/2 \\ \Delta H_z^{\text{I}} &= 15T(a_{z1} - b_{x1})/2 \end{aligned}\right\} \tag{12}$$

式中,$a_{y0}$为 $y$ 轴零次项系数;$a_{x1}$为 $x$ 轴谐波项正弦系数;$b_{z1}$为 $z$ 轴谐波项余弦系数,其他同.

动量轮的容量设计要求可吸收各轴上的角动量,并有冗余(本文取 5%):

$$H_w = (1+5\%)\max(|\Delta H_x^I|, |\Delta H_y^I|, |\Delta H_z^I|) \tag{13}$$

由某国产动量轮的性能指标[12],线性拟合得到其质量和功耗与角动量容量之间的关系:

$$m_w = \begin{cases} 2.7 + 18(H_w - 0.5)/55 & 0.5 \leqslant H_w < 6 \\ 5.8 + 17(H_w - 6)/90 & 6 \leqslant H_w \leqslant 15 \end{cases} \tag{14}$$

$$P_w = \begin{cases} 8 & 0.5 \leqslant H_w < 6 \\ 11 & 6 \leqslant H_w \leqslant 15 \end{cases} \tag{15}$$

其他硬件的质量和功耗被认为是常值,分别取 90.4 kg,70.8 W,动量轮有 4 个,故

$$\left.\begin{aligned} m_{GNC} &= 4m_w + 90.4 \\ P_{GNC} &= 4P_w + 70.8 \end{aligned}\right\} \tag{16}$$

本学科设计变量为共享设计变量 $h$,$A_{sa}$和 $t_U$;耦合状态变量为 $m_{GNC}$;无约束.

## 2.2　电源分系统

本文利用文献[13]中的估算公式,得卫星寿命末期最差工作条件下的最大输出功率 $P_E$ 为

$$P_E = X_A A_{sa}(1-d_y)^L \cos\theta \tag{17}$$

其中,$X_A$ 为一系列因子(详见文献[13])的乘积,本文取 117.194 W/m$^2$;$d_y$ 为太阳帆板的年退化因子,取 3.75%;$\theta$ 为太阳光与帆板法线夹角的最大值,设太阳帆板单自由度对日定向,卫星对地定向,采用文献[14]中的方法可得出 $\theta$ 的值.

太阳帆板分为供电阵和充电阵,供电阵满足长期负载需求,因此,其输出功率需求即为卫星的长期负载 $P_0$. 本文取:

$$P_0 = P_{GNC} + 215 \tag{18}$$

充电阵满足蓄电池充电和光照期短期负载供电,针对本文设计的卫星的特点,给出短期负载工作模式,考虑 $N$ 圈能量平衡,可计算出充电阵输出功率需求 $P_C$ 和每圈蓄电池的放电瓦时数 $Q_{dk}$ ($k=1,2,3,\cdots,N$)[14],而整星功率需求为

$$P_{SC} = P_0 + P_C \tag{19}$$

蓄电池组的最大和平均放电深度分别为

$$D_{max} = \max(Q_{dk})/(V_{db}C_s) \tag{20}$$

$$D_{avg} = \sum Q_{dk}/(V_{db}C_sN) \tag{21}$$

式中,$V_{db}$为蓄电池平均放电电压,取 25.25 V.

电源分系统的质量包括太阳帆板、蓄电池及电源控制器等的质量. 太阳帆板的质量为

$$m_{sa} = \rho_{sa}A_{sa} \tag{22}$$

式中,$\rho_{sa}$为太阳帆板的面密度,取 2.6 kg/m$^2$.

蓄电池质量为

$$m_{bat} = C_sV_{db}/\gamma_b \tag{23}$$

式中,$C_s$ 为蓄电池容量;$\gamma_b$ 为蓄电池组的比能量,取 39.6 (W·h)/kg.

电源分系统其他部分的质量取 19.7 kg.

$$m_{Power} = m_{sa} + m_{bat} + 19.7 \tag{24}$$

本学科设计变量为 $C_s$;共享设计变量为 $h$,$A_{sa}$和 $t_U$;耦合状态变量为 $m_{Power}$;约束包括:

$P_E$ 满足整星功率需求及冗余设计:

$$P_E - (1+5\%)P_{SC} \geqslant 0 \tag{25}$$

$D_{max}$和 $D_{avg}$满足蓄电池要求:

$$\left.\begin{aligned} D_{max} &\leqslant 35\% \\ D_{avg} &\leqslant 30\% \end{aligned}\right\} \tag{26}$$

## 2.3　结构分系统

结构分系统采用有中心承力筒的立方体构型,分为服务舱,过渡舱和载荷舱 3 大部分,中心承力筒贯穿服务舱和过渡舱,服务舱内有 6 块隔板,承力筒上有 16 条 L 型加强筋,如图 1 所示. 结构分析是用有限元方法计算卫星的固有频率,质量及转动惯量,有限元模型如图 2 所示.

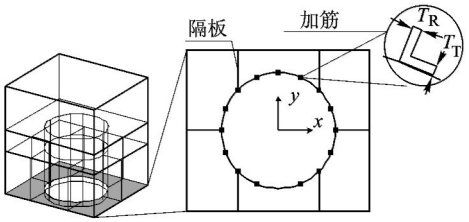


图 1　卫星构型及隔板、加筋分布

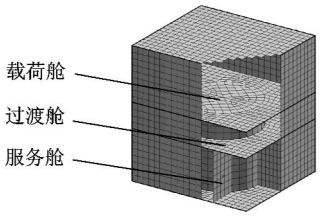


图 2　卫星结构有限元(去除部分侧板上的单元)

星上设备以非结构质量(NSM,Non-Structure Mass)的形式分布到结构板上,推进剂的 20% 也以 NSM 形式分布到中心承力筒上,部分仪器和推进剂的 80% 质量以集中质量的形式通过多点约束(MPC,Multi-Points Constraint)连接到结构上.

卫星表面的结构板采用铝合金面板的铝蜂窝夹芯板,星内结构板采用 4 层碳纤维面板的铝蜂窝夹芯板,承力筒采用 8 层碳纤维面板的铝蜂窝夹芯板,加筋和对接环梁采用铝合金材料.

结构分系统学科设计变量为卫星板壳结构(载荷舱顶板、底板,服务舱顶板、底板、隔板,整星侧板和中心承力筒)的铝蜂窝夹芯厚度($T_{PC}$, $T_{PF}$, $T_{SC}$, $T_{SF}$, $T_P$, $T_S$, $T_C$)和加强筋的梁截面尺寸($T_T$,$T_R$, 如图 1 所示),初始值如表 1 所示,结构板蒙皮厚度均为定值,其他分系统及推进剂的质量在结构分析时作为定值.

**表 1 结构分系统设计变量的初值** mm

| 参数 | $T_{PC}$ | $T_{PF}$ | $T_{SC}$ | $T_{SF}$ | $T_S$ | $T_P$ | $T_C$ | $T_R$ | $T_T$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 数值 | 20.20 | 10 | 10 | 11.91 | 10 | 10 | 10 | 1 | 1 |

本学科无共享设计变量;耦合状态变量为 $m_{Str}$;约束为整星前四阶固有频率 $f_1 \sim f_4$ 满足:

$$f_1 < 12\ \text{Hz}, f_2 < 12\ \text{Hz}, f_3 < 25\ \text{Hz}, f_4 < 45\ \text{Hz} \tag{27}$$

### 2.4 热控分系统

通过文献[15]中的方法计算轨道外热流,假定星内温度一致,星表包裹多层隔热材料,外表面贴单面镀铝薄膜, $+y$ 表面的部分面积作为散热窗(见图 3 阴影部分),不包裹隔热材料,喷涂 ACR-1 白漆. 以卫星内部($T_0$),6 个外表面($T_{1-6}$)和散热窗外表面($T_7$)建立热网络模型,如图 3 所示,节点按坐标轴顺序定义.

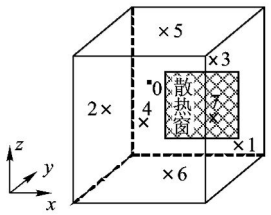


图 3 卫星热网络模型示意图

对 1 ~ 7 节点,不计表面涂层的热容,建立如下热平衡方程:

$$\varepsilon_i \sigma A_i T_i^4 + A_i \lambda_i (T_i - T_0)\delta_i^{-1} = \alpha_i \bar{q}_{exi} A_i \tag{28}$$

式中,$\sigma$ 为 Stefan-Boltzmann 常数;$\varepsilon_i$ 和 $\alpha_i$ 为各节点涂层的发射率和吸收率;$A_i$ 为面积;$\lambda_i$ 为多层或结构板的当量热导率;$\delta_i$ 为厚度;其中 $\delta_7$ 为结构板厚度,本文取 20 mm;由于多层的热阻远大于结构板,分析时 1 ~ 6 节点可不计入结构板的热阻,$\bar{q}_{exi}$ 为各面的平均外辐射热流密度.

另外,由 0 节点热能平衡可得

$$\sum_{i=1}^{7} \frac{A_i \lambda_i (T_i - T_0)}{\delta_i} + P_h = C \frac{\mathrm{d}T_0}{\mathrm{d}t} \tag{29}$$

其中,$P_h$ 为星内热功耗;$C$ 为卫星热容量.

上述热平衡方程在日照区和地影区有不同的参数,由这些方程可求出卫星运行一圈内部的最高温度 $T_0^d$ 和最低温度 $T_0^e$. 卫星的冷工况为寿命初期,涂层吸收率较低,地球处于夏至点,太阳辐射较低,日照区星内热功耗为 300 W,地影区 180 W;热工况为寿命末期,地球处于冬至点,日照区星内热功耗为 400 W,地影区 180 W.

热控分系统的质量包含多层的质量和其他部件的质量,后者视为常值,本文取 25 kg:

$$m_{TCS} = \rho_{mli} \sum_{i=1}^{6} \delta_i A_i + 25 \tag{30}$$

其中,$\rho_{mli}$为多层的密度,本文取 270 kg/m$^3$.

热控分系统的学科设计变量为 $A_7$ 和 $\delta_{1\text{-}6}$;共享设计变量为 $h$ 和 $t_U$;耦合状态变量为 $m_{TCS}$;约束为 $T_0^e$ 和 $T_0^d$,在给定范围内:

$$\left.\begin{aligned} T_0^e &\geqslant -10\ ℃ \\ T_0^d &\leqslant 45\ ℃ \end{aligned}\right\} \tag{31}$$

## 3 多学科设计优化模型与求解

多学科优化模型用 Kroo 等[16]提出的协同优化方法建立. 分为控制,电源,结构和热控 4 个子学科,此问题的设计结构矩阵如图 4 所示,图中与模块连接的竖线表示输入,横线表示输出,节点处的参数将对应的两个学科联系起来.

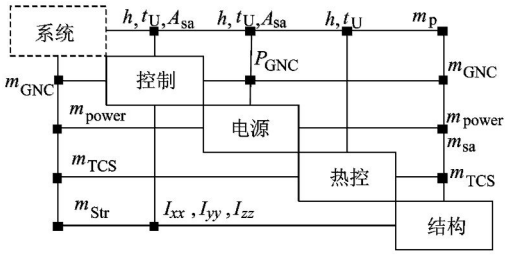


图 4 优化模型的设计结构矩阵

本文运用 CO 方法时并未将所有的耦合参数都通过系统级协同,例如结构和控制学科的耦合变量[$I_{xx}$, $I_{yy}$, $I_{zz}$],因为这些参数与系统级目标没有直接关系,直接从结构学科输出到控制学科.

CO 方法与传统一体化优化方法相比,具有实现学科并行的优势,而且能避免耦合参数较多时迭代困难的问题,但存在收敛性问题. 本文采用罚函数法处理系统级的一致性约束,罚函数因子初值较小,在每完成一次系统级-学科级优化循环后倍增. 优化系统的执行流程如图 5 所示,系统的收敛条件如下:$J_{GNC} \leqslant 10^{-4}$; $J_{Power} \leqslant 10^{-4}$; $J_{Str} \leqslant 10^{-4}$; $J_{TCS} \leqslant 10^{-4}$; $|P(\boldsymbol{X})_k - P(\boldsymbol{X})_{k-1}|/P(\boldsymbol{X})_k \leqslant 0.1\%$. 由于协同优化方法的结果最优性未被证明,所以结果是一个改进的可行解.

通过罚函数处理后的系统级优化问题为

$$\text{find} \quad \boldsymbol{X} = [h^s, t_U^s, A_{sa}^s, m_{GNC}^s, m_{Power}^s, m_{Str}^s, m_{TCS}^s]^T$$

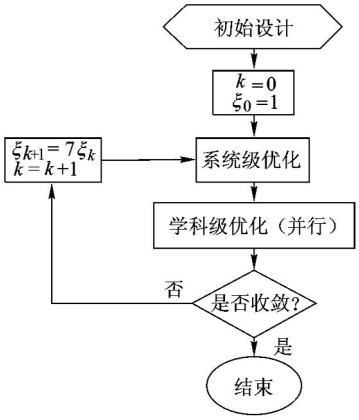


图 5　系统优化执行流程图

$$\min \quad F(\boldsymbol{X}) = W \cdot \frac{\psi/F_{\psi}}{G/F_{\mathrm{G}} \cdot m_{\mathrm{total}}/F_{m}} + \xi \cdot \sum_{i=1}^{3} \max(J_i^{\mathrm{s}} - 10^{-4}, 0) \qquad (32)$$

$$\text{s.t.} \quad m_{\mathrm{p}} < 300, \boldsymbol{X}^{\mathrm{LB}} \leqslant \boldsymbol{X} \leqslant \boldsymbol{X}^{\mathrm{UB}}$$

$$m_{\mathrm{SC}} - (1 + 20\%) m_{\mathrm{total}} > 0$$

式中,上标 s 表示该设计变量属于系统级;$W$ 为目标的权重因子,本文取 -1 000;$\xi$ 为罚因子;$J_i^{\mathrm{s}}$ 为各学科的一致性约束函数.

各学科的模型统一描述如下:

$$\text{find} \quad \boldsymbol{X} = [\boldsymbol{x}_{\mathrm{sha}}, \boldsymbol{x}_{\mathrm{loc}}]^{\mathrm{T}} \qquad (33)$$

$$\min \quad J = \sum (1 - \boldsymbol{x}_{\mathrm{sha}}/\boldsymbol{x}_{\mathrm{sha}}^{\mathrm{tar}})^2 + \sum (1 - \boldsymbol{y}/\boldsymbol{y}^{\mathrm{tar}})^2$$

$$\text{s.t.} \quad c_j(\boldsymbol{X}) \leqslant 0, \boldsymbol{X}^{\mathrm{LB}} \leqslant \boldsymbol{X} \leqslant \boldsymbol{X}^{\mathrm{UB}}$$

式中,$\boldsymbol{x}_{\mathrm{sha}}$为共享设计变量;$\boldsymbol{x}_{\mathrm{loc}}$为学科设计变量;$\boldsymbol{y}$为耦合状态变量;$\boldsymbol{x}_{\mathrm{sha}}^{\mathrm{tar}}$和 $\boldsymbol{y}^{\mathrm{tar}}$为系统级传给该学科的优化指标;$c_j$ 为该学科的约束.

整个优化问题在 iSIGHT 中搭建,系统级,控制,电源及热控的分析模型在 MATLAB 中建立,结构分析模型在 Patran 中建立,用 Nastran 计算.

## 4　算例分析

为考察协同优化方法系统协调能力,本文遥感卫星各物理参数的初始值均采用各学科仅考虑质量最小和自身约束条件优化后的值,这一点可从学科约束中看出,故在初始状态下,各学科已经是“最优系统”.

目标的优化结果见表 2,总目标迭代过程如图 6 所示,一致性约束的迭代过程如图 7 所示. 从中可以看出,相对初始设计,虽然目标要求 $\psi$ 最大化,而优化后却下降了,但总目标上升,这是多个目标权衡的结果. 优化迭代终止时,一致性也满足了约束条件,从而可以得知优化结束时,整个系统的结果是相容的.

**表 2　目标函数优化结果**

| 参数 | $\psi$/rad | $G$/m | $m_{\mathrm{total}}$/kg | $P(\boldsymbol{X})$ |
|---|---|---|---|---|
| 初值 | 0.229 | 19.45 | 1 371.3 | 1.030 |
| 优化值 | 0.167 | 12.83 | 1 332.5 | 1.172 |

注:各参数的相对变化:$\psi$ 下降 27.07%;$G$ 下降 34.04%;$m_{\mathrm{total}}$ 下降 2.83%;$P(\boldsymbol{X})$上升 13.77%.

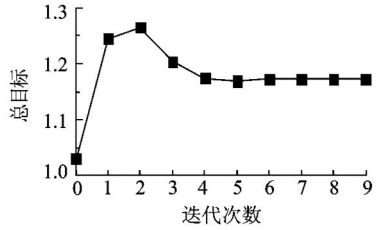


图 6　目标函数迭代过程

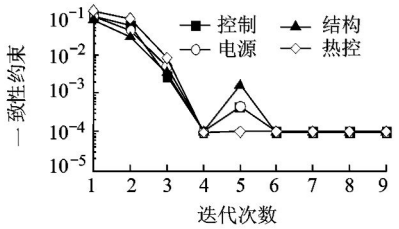


图 7　一致性约束迭代过程

共享设计变量 $h$,$A_{\mathrm{sa}}$和 $t_{\mathrm{U}}$ 的迭代曲线如图 8、图 9 和图 10 所示. 可以看出系统级可以引导学科级进行优化设计,并最终趋于一致.

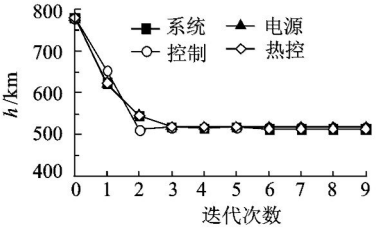


图 8　轨道高度的迭代过程

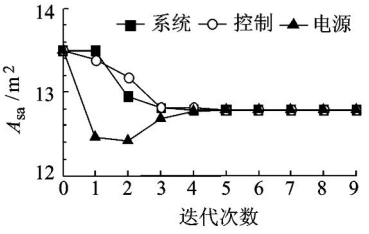


图 9　太阳帆板面积的迭代过程

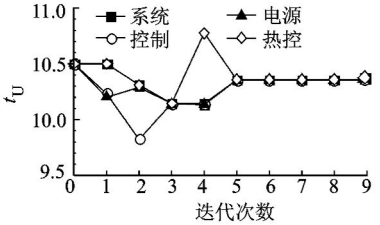


图 10　降交点地方时的迭代过程

设计变量的优化结果如表 3 所示,初值参见

初始设计. 其中结构分系统仅有表中列出的 2 个变量发生变化,且多数达到下界,热控分系统的设计变量除散热窗面积外均达到下界.

**表 3 设计变量的优化结果**

| 参数 | $h$/km | $t_U$ | $A_{sa}$/m$^2$ | $C_s$/(A·h) |
|---|---|---|---|---|
| 下界 | 400 | 8.0 | 10 | 30 |
| 上界 | 1000 | 11.5 | 20 | 100 |
| 优化值 | 513.3 | 10.36 | 12.79 | 96.90 |
| 参数 | $T_{PC}$/mm | $T_{SF}$/mm | $A_7$/m$^2$ | $\delta_{1-6}$/mm |
| 下界 | 10 | 10 | 0.2 | 2 |
| 上界 | 40 | 40 | 4.280 | 5 |
| 优化值 | 28.48 | 10.00 | 0.558 | 2 |

约束条件优化前后的结果如表 4 所示,从表中可以看出,系统级的约束均未达到边界,导致系统级优化结束的原因是总体的一致性约束在优化结束时到达了边界;分系统中都有约束达到边界,说明了分系统优化的正确性.

**表 4 约束条件的优化结果**

| 参数 | $[m_{SC}-(1+20\%)\cdot m_{total}]$/kg | $m_p$/kg | $[P_E-(1+5\%)\cdot P_{SC}]$/W |
|---|---|---|---|
| 初值 | 1072.06 | 124.9 | 0.0005 |
| 优化值 | 1556.06 | 86.24 | 201.47 |
| 参数 | $D_{max}$/% | $D_{avg}$/% | $f_1$/Hz | $f_2$/Hz |
| 初值 | 35.00 | 22.84 | 18.21 | 38.25 |
| 优化值 | 35.00 | 22.42 | 20.22 | 38.50 |
| 参数 | $f_3$/Hz | $f_4$/Hz | $T_0^l$/℃ | $T_0^e$/℃ |
| 初值 | 41.24 | 45.00 | 43.74 | -8.89 |
| 优化值 | 41.15 | 45.00 | 40.94 | -10.00 |

## 5 结 论

1) 建立了较为详细、贴合工程实际的学科分析模型,并建立了基于 CO 的多学科优化模型,经测试适用于遥感类卫星的总体参数优化.

2) 考虑了卫星控制、电源、结构和热控 4 个分系统,建立的分析模型可作为同类卫星总体参数优化设计的参考.

3) 经过协同迭代,本文定义的总体目标在满足学科间一致性约束的条件下得到了提高,验证了多学科优化方法应用于遥感卫星总体参数优化的可行性,验证了协同优化方法的有效性.

## 参考文献 (References)


[1] Mosher T. Conceptual spacecraft design using a genetic algorithm trade selection process [J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(1): 200-208

[2] Hassan R A. Conceptual design of communication satellites with a genetic algorithm[R]. AIAA-2001-1626, 2001

[3] Sobieszczanski-Sobieski J. The sensitivity of complex, internally coupled systems [J]. AIAA Journal, 1984, 28(2): 153-160

[4] Budianto I A. A collaborative optimization approach to improve the design and deployment of satellite constellations[D]. Atlanta: School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, 2000

[5] 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 satellite using collaborative optimization[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5): 1054-1058 (in Chinese)

[6] 谭春林,庞宝君,张凌燕,等. 对地观测卫星总体参数多学科优化[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(5):529-532
Tan Chunlin, Pang Baojun, Zhang Lingyan, et al. Multidisciplinary optimization in Earth observation satellite main parameters [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(5): 529-532 (in Chinese)

[7] 张凌燕. 机动卫星总体多学科设计优化研究[D]. 北京:北京航空航天大学宇航学院,2009
Zhang Lingyan. Multidisciplinary design optimization of maneuvering satellite[D]. Beijing: School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009 (in Chinese)

[8] 吴蓓蓓,黄海,吴文瑞. 带子星航天器总体参数多学科设计优化[J]. 航空学报,2011,32(4):628-635
Wu Beibei, Huang Hai, Wu Wenrui. Multidisciplinary optimization of main parameters of spacecraft with sub-vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(4): 628-635 (in Chinese)

[9] Wertz J R, Larson W J. Space mission analysis and design[M]. 3rd ed. El Segundo: Microcosm Press, 1999

[10] 中国运载火箭技术研究院. 长征四号乙运载火箭用户手册[S]. 2006
China Academy of Launch Technology. Long March 4B user's manual[S]. 2006 (in Chinese)

[11] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京:中国宇航出版社,1999
Tu Shancheng. Satellite attitude dynamics and control[M]. Beijing: Chinese Astronautics Press, 1999 (in Chinese)

[12] China Academy of Space Technology. Bus products [EB/OL]. 2006 [2011-02-24]. http://www.cast.cn/CastEn/Show.asp?ArticleID=19003

[13] 马世俊. 卫星电源技术[M]. 北京:中国宇航出版社,2001
Ma Shijun. Satellite power technology[M]. Beijing: Chinese Astronautics Press, 2001 (in Chinese)

[14] 鄢婉娟. 太阳同步轨道卫星电源系统设计计算方法研究[J]. 中国空间科学技术,2001,21(2):19-25
Yan Wanjuan. Research of sun synchronization orbit satellite power system design computation method[J]. Chinese Space Science and Technology, 2001, 21(2): 19-25 (in Chinese)

[15] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京:中国宇航出版社,1991
Min Guirong. Satellite thermal control technology[M]. Beijing: Chinese Astronautics Press, 1991 (in Chinese)

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


(编 辑:张 嵘)