

文章编号: 1000-8055(2007)11-1958-05

基于改进姿态控制系统模型的卫星多学科优化

王晓峰, 黄 海

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 分析了三轴稳定卫星姿态控制分系统与其它分系统的耦合关系, 选定了姿态稳定方式和姿态控制系统硬件, 建立了更为精确的计算姿态控制分系统质量和功率的分析模型, 然后基于多学科设计优化协同优化算法建立了总体系统、姿态控制分系统、电源分系统和结构分系统的优化模型, 最后用 C 语言对分析模型和优化模型编程计算。结果表明, 分系统模型能与总体系统模型有效协调优化, 得到更好的总体性能指标。

关 键 词: 航空航天推进系统; 姿态控制; 卫星; 多学科优化设计; 建模

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

Multidisciplinary design optimization based on advanced model of satellite attitude control system

WANG Xiao-feng, HUANG Hai

(School of Astronautics,

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

Abstract: The coupled relationship between the attitude control system and other subsystems of three-axis stabilized satellite was analyzed in this paper, and then attitude control models and subsystem hardware were selected. More accurate analysis model was established to calculate subsystem mass and power, then optimization models of integrated system, attitude control subsystem, power subsystem and structure subsystem based on collaborative optimization(CO) methodology were built. Finally, the programs were compiled with C language for the analysis models and optimization models. The results shows: subsystem model collaborates well with this system model to obtain better system performance.

Key words: aerospace propulsion system; attitude control; satellite; multidisciplinary design optimization (MDO); model

卫星总体设计是一个多学科交叉和多学科权衡的复杂过程, 其本质是一个多学科耦合的问题, 如何利用各学科的协同作用, 获得整体最优设计, 有效地降低研制费用, 缩短设计周期, 一直是设计部门关心的主要问题^[1-2]。

多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization, 简称 MDO) 为卫星总体设计提供了一种有效手段。MDO 是一种通过充分探索和

利用工程系统中相互作用的协同机制来设计复杂系统和子系统的方法论, 其目的是通过充分利用各个子学科之间的相互作用所产生的协同效应, 获得系统的整体最优解, 实现并行设计^[2-3]。

实现多学科设计优化, 首先要建立系统级及分系统级数学模型, 系统级和分系统级、分系统级之间通过参数的相互传递建立耦合关系, 优化的结果成为系统和分系统设计的主要参考指标。

收稿日期: 2006-10-24; 修订日期: 2007-10-14

基金项目: 东方红小卫星公司委托

作者简介: 王晓峰(1983), 男, 湖北应城人, 硕士生, 主要研究卫星多学科设计优化。

国外的多学科优化研究早期重点在计算框架及其算法上^[2], 后期才开始针对具体的工程问题展开研究, 美国科罗拉多大学的 Ellen Riddle^[3] 在遥感卫星各个分系统的分析模型和成本模型的基础上, 建立了卫星系统的多学科优化模型, 在适当的优化算法的支持下建立了卫星多学科分析和计算平台, 最后应用在某型号小卫星上, 结果和传统设计方案基本吻合, 为卫星多学科分析和设计提供了一个优化设计框架. 但是这些研究对姿态控制分系统只是采用了文献[1]中的简单估算模型, 有些甚至并未考虑卫星姿态控制分系统.

国内陈琪锋^[4] 建立了小卫星星座覆盖特性分析、设计分析、成本分析与发射费用分析模型, 在此基础上, 采用分布式协同优化算法进行了多学科优化分析, 获得了比传统设计方法设计结果更好的解. 但是各个分系统模型比较简单, 大多采用了文献[1]中的估算模型, 学科间的耦合也进行了简化, 目标和约束的选取也比较粗略.

本文分析了姿态控制分系统与电源分系统、结构分系统以及总体性能指标之间的关系, 在此基础上建立了更为精确的姿态控制系统分析模型, 同时在文献[1]的基础上建立系统级、电源分系统和结构分系统的优化模型, 最后基于多学科协同优化算法建立了分系统优化模型, 并在多学科协同优化算法的基础上进行了计算.

1 基本设定

本文所建模型基于以下设定:

- (1) 卫星运行轨道为太阳同步圆轨道, 主要任务为对地观测;
- (2) 卫星本体为长方体, 密度均匀, 卫星由两个相对独立的有效载荷舱和公用舱组成, 并且公用舱中央有圆柱形中心承力筒;
- (3) 不考虑内部干扰力矩的影响;
- (4) 控制模式只考虑在轨正常运行模式, 其他模式暂不考虑;
- (5) 太阳帆板为双翼配置, 沿俯仰轴方向有一个自由度, 安装在有效载荷舱和服务舱结合处.

考虑太阳帆板的转动(转动周期同轨道周期一致), 以时间为变量, 可得出卫星质心位置和卫星沿本体坐标轴的转动惯量随时间变化的函数.

2 总体系统和分系统模型

结构与电源分系统和总体系统, 在文献[1]中已有比较完善的分析模型, 故本文只对这两个系统

在协同优化算法框架下的优化模型作简单介绍.

基于学科并行分析的思想, 协同优化算法采用学科并行优化, 学科不仅承担分析的任务, 还要进行优化. 工程系统的优化设计问题分为两级: 系统级和并行的多个学科级. 系统级向各学科级分配系统级变量的目标值, 各学科级在满足自身约束的条件下, 其目标函数应使学科间耦合变量与分配的目标值的差距最小, 经学科级优化后, 各目标函数再传回给系统级, 构成系统级的一致性约束以解决各学科间耦合变量的一致性. 通过系统级优化和子系统级优化之间的多次循环迭代, 最终得到一个学科间一致的系统最优设计方案^[2].

2.1 总体系统模型

系统级设计变量为: 轨道高度 h , 降交点地方时 DNT , 卫星公用舱高度 h_m .

依照协同优化算法定义, 系统级约束为一致性约束

$$J_i < 0.001 \quad (i = 1, 2, 3) \tag{1}$$

其中, J_i 为三个分系统的目标函数(已做归一化处理), 由于计算误差, 取阈值 0.001.

针对本课题遥感卫星的特性, 本文以地面分辨率, 地面覆盖率的综合指标作为系统级目标函数, 表达式如下

$$\max f(x) = A \cdot GSD^\circ / GSD + B \cdot \Psi^\circ \tag{2}$$

其中, A, B 为权重系数, GSD 为地面分辨率, Ψ 为卫星观测覆盖幅宽的半中心角, GSD°, Ψ° 分别为其参考值, 使目标函数各个部分归一化.

2.2 结构分系统模型

选取结构分系统设计变量为: 卫星公用舱高度 h_m , 卫星承力筒直径 D .

本分系统约束条件为: 卫星包络直径, 卫星星体高度(整流罩尺寸限制), 整星轴向和侧向频率.

结构分系统的输出参数: 卫星公用舱高度, 本分系统的目标函数为

$$J_2(h_m, D) = (h_m - h_m^*)^2 \tag{3}$$

其中, h_m^* 为系统级传递下来的卫星公用舱高度.

2.3 电源分系统模型

选取电源分系统设计变量为: 轨道高度 h , 单翼太阳能电池帆板长度 L_{sa} , 卫星公用舱高度 h_m .

本分系统约束条件为: 太阳能电池阵功率, 单翼太阳能帆板的长宽比.

电源分系统输出参数为: 轨道高度 h , 太阳帆板高度 L_{sa} , 太阳帆板质量 m_{sa} . 目标函数定义如下

$$J_3(h, h_m, L_{sa}) = (L_{sa} - L_{sa}^*)^2 +$$

$$(m_{sa} - m_{sa}^*)^2 + (h - h^*)^2 \quad (4)$$

其中, h^* , m_{sa}^* , L_{sa}^* 分别为系统级传递下来的轨道高度值, 太阳帆板总质量, 太阳帆板长度(单翼)。

3 姿态控制系统模型

姿态控制分系统不同于电源和结构分系统, 目前多学科优化设计对姿态控制系统的建模比较简略^[3-4], 采用文献[1]的估算模型, 本文从干扰力矩模型的建立入手, 给出了相对精确的分析模型。

3.1 干扰力矩模型^[5]

卫星在轨运行时总会受到各种干扰力矩的作用, 对这些干扰力矩的量化是卫星姿态控制系统设计的首要依据。

(1) 太阳光压力矩和气动力矩

设太阳射线同轨道平面的夹角为 $\beta^{[6]}$ (即太阳光线与卫星本体坐标系 $x_b z_b$ 平面的夹角), 如图 1 所示, 则太阳光线在本地坐标轴的投影为

$$q = [\cos \beta \cos(\omega_b t) - \sin \beta \cos \beta \sin(\omega_b t)] \quad (5)$$

其中, ω_b 为轨道速度, t 为轨道时间。

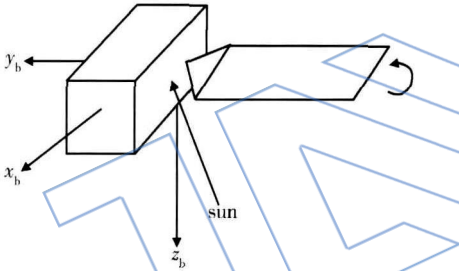


图 1 太阳射线方向示意图

Fig. 1 Direction of the sun radiation

卫星在对应面($y_b z_b$, $x_b z_b$, $x_b y_b$) 上的投影面积为

$$s = [b^2 + 2L_{sa}w_{sa} |\sin(\omega_b t)| bl + 2L_{sa}w_{sa} |\cos(\omega_b t)| bl] \quad (6)$$

太阳光压力为

$$F_{rb} = \frac{E_s}{c} [1(1 + R_{surf}) + 2M_{surf}/3] \cdot s \quad (7)$$

其中, E_s 为太阳辐射通量, c 为真空中的光速(均为常值), R_{surf} 为反射系数, M_{surf} 为漫反射系数(均取典型值)。

卫星在轨运行所受气动力矩, 考虑轨道高度上地球自转造成的大气旋转, 取大气旋转速度为 $1.5\omega_e$ (ω_e 为地球自转角速度), 来流方向单位矢量在本地坐标系的分量为

$$v = (-1 \quad 1.5\omega_e \cos(\omega_b t)/\omega_e \quad 0) \quad (8)$$

气动压力为

$$F_a = \frac{\rho}{2(R_e + h)} (1 - 3\omega_e \cos i) C_D \cdot s \quad (9)$$

其中, i 为轨道倾角, C_D 为阻力系数, R_e 为地球平均半径, h 为轨道高度, ρ 为地球常数, ρ 为轨道高度处的大气密度(采用 SA76 大气模型)。

考虑太阳光压力和气动力作用的卫星三个表面, 得出面积中心(即为压力中心)位置和质心位置偏差, 即可得出各个表面产生的干扰力矩值在本地坐标轴上的分量

$$\begin{aligned} T_{rb} &= [T_{rx} \quad T_{ry} \quad 0] \\ T_{ab} &= [T_{ax} \quad T_{ay} \quad 0] \end{aligned} \quad (10)$$

(2) 重力梯度力矩

重力梯度力矩在卫星本体轴的分量可简化为(小姿态偏差)

$$T_g = 3\omega_e^2 [(I_z - I_y) \varphi (I_z - I_x) \theta \quad 0] \quad (11)$$

其中, I_x , I_y , I_z 为卫星三轴转动惯量(为轨道时间的函数), φ , θ 为姿态角偏差。

(3) 地磁力矩

地磁场强度表达式为

$$B = \frac{\mu_e}{(R_e + h)^3} [\cos(\omega_b t) \sin i \cos(\omega_b t) \cos i \quad 2 \sin(\omega_b t)] \quad (12)$$

其中, μ_e 为地磁偶极矩值(常值)。

取卫星本体坐标轴等效磁矩(取决于卫星本体剩磁)为 $M = [M_{xb} \quad M_{yb} \quad M_{zb}]^T$, 则地磁力矩在本地坐标系的表达式

$$T_{mb} = M \times B = [T_{mx} \quad T_{my} \quad T_{mz}] \quad (13)$$

3.2 姿态控制系统规模的确定

系统的规模即为分系统分析模型的输出: 姿态控制分系统的质量和功率。卫星姿态控制系统由姿态敏感器, 执行机构和控制器组成。由于选定了姿态敏感器, 故这一部分的质量和功率已经确定。而分系统控制器则归入指令和数据处理系统。

本文选定执行机构为零动量控制方式, 由沿三正交轴安装的动量轮和一个斜装动量轮组成, 四个动量轮基本参数相同, 能满足一定的冗余要求。选用喷气卸载动量轮, 采用单组元肼推进剂。

(1) 动量轮质量和功率的计算

空间干扰力矩分为长期项和周期项两部分, 前者将造成动量轮逐渐饱和(动量轮达到最大转速), 必须卸载才能重新工作, 令卸载周期为 N_x , N_y (z 轴干扰力矩没有长期项, 故不需要卸载), 则动量轮容量为

$$H_{rx} = N_x \int_0^T T_{lx} dt \times (1 + 20\%)$$

$$H_{ry} = N_y \int_0^{\tau} T_{by} dt \times (1 + 20\%) \quad (14)$$

其中 20% 为余量, 则选定的动量轮容量为

$$H = \max(H_{xr}, H_{yr}) \quad (15)$$

在商业用动量轮数据库中选定所需动量轮, 由此得出动量轮的质量和功率。

(2) 卸载装置质量和功率的计算

卸载装置由卸载发动机、推进剂及储箱组成。卸载发动机已经选定, 而储箱质量可以由推进剂质量估计。推进剂的质量见文献[1]。由此可以得出卸载部分的质量和功率。至此, 已经可以得到姿态控制分系统的质量和功率, 分析模型建立完毕。

3.3 优化模型的建立

3.3.1 设计变量

选定分系统优化模型设计变量如下

$$X = \{h, H, t_{burn}, K_p\} \quad (16)$$

其中, h 为卫星轨道高度, H 为动量轮角动量容量, t_{burn} 为卸载发动机每次工作时间, K_p 为俯仰轴控制器位置增益。

3.3.2 目标函数

针对协同优化算法, 定义目标函数如下

$$J_1(h, H, t_{burn}, K_p) = (h - h^*)^2 + (P - P^*)^2 \quad (17)$$

其中, P 为姿态控制分系统功率, h^* 为每次迭代过程从系统级分配的轨道高度值, P^* 为每次迭代过程从系统级分配的姿态控制分系统功率值。

3.3.3 约束函数

(1) 零动量系统约束^[7]

零动量系统, 即整星的总动量为零, 或者整星动量比较小不足以形成陀螺定轴性, 约束如下

$$g^1(X) = \frac{H_d}{\omega_{0\max}(I_x, I_y, I_z)} - 10 < 0$$
$$g^2(X) = 1 - \frac{H_d}{\omega_{0\min}(I_x, I_y, I_z)} < 0 \quad (18)$$

其中, H_d 为需要卸载的角动量容量。

(2) 卸载力约束

对于选定的卸载发动机, 其卸载推力大小是有一定的限制的, 约束表达式如下

$$g^3(X) = \frac{H_d}{L_d \times t_{burn}} - F_d^U < 0$$
$$g^4(X) = -\frac{H_d}{L_d \times t_{burn}} + F_d^L < 0 \quad (19)$$

其中, F_d^U 和 F_d^L 分别为发动机卸载推力上下限, L_d 为卸载推力作用力臂。

(3) 卸载时长约束

动量轮卸载过程中, 控制系统无法正常工作, 卫星也就处于非工作状态, 故需要保证卫星正常工作的时间。约束如下

$$g^5(X) = 2 \times t_{burn} - T \times 20\% \leq 0 \quad (20)$$

(4) 通道耦合性约束^[8]

任何一个具有角动量的飞轮都会引起陀螺耦合效应, 对于零动量系统, 主要的目标是使俯仰轴角动量对滚动、偏航系统的影响最小, 即引起的耦合作用最小。

$$g^6(X) = H_d \sqrt{\frac{I_y}{I_x I_z K_p}} - 0.1 < 0 \quad (21)$$

(5) 控制精度约束^[1]

控制精度是由控制方程和系统干扰力矩决定的, 相关约束如下

$$g^7(X) = \frac{T_d}{K_p} - [\theta] < 0 \quad (22)$$

其中, 为要求的控制精度, 为干扰力矩峰值。

(6) 控制系统带宽约束^[1]

高精度的控制要求宽的带宽, 但是带宽过宽会引起控制系统在弯曲频率处发生共振, 影响控制系统的性能, 相关约束如下

$$g^8(X) = \sqrt{K_p/I_y} - [\omega_h] < 0 \quad (23)$$

至此, 已经建立了多学科协同优化算法框架下的姿态控制分系统优化模型。

4 优化结果分析

综合各个分系统优化模型和总体系统优化模型, 选用序列二次规划算法编程计算。

经过多次循环计算, 系统级和分系统级均达到最优, 同时系统及分配的指标和分系统优化值(系统级约束)的差异达到设定的阈值, 见表 1。

表 1 系统级约束函数

Table 1 System constraint function

指标	J_1	J_2	J_3
值	0.000 117	1.4×10^{-5}	1.2×10^{-5}

系统级和分系统级优化结果基本上协调一致, 见表 2。

表 2 系统分配指标值同分系统优化指标值

Table 2 Index of system and subsystem index

指标	系统	电源	姿控	结构
轨道高度/km	713.1	712.8	712.0	—
姿控功率/W	70	—	70	—
帆板质量/kg	65.6	64.6	—	—
帆板长度/m	3.49	3.49	—	—
服务舱高度/m	1.05	—	—	1.05

而系统级目标函数在系统级优化过程中达到最优,图 2 为最后一次循环计算时系统级目标函数迭代曲线.

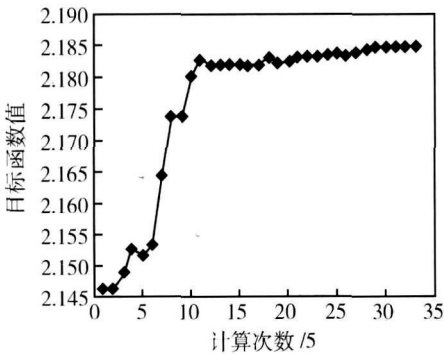


图 2 系统级目标函数优化曲线

Fig. 1 System objective function optimization curve

对于姿态控制分系统,设计变量值如表 3.

表 3 优化前后设计变量值对比

Table 3 Compare of the variables between before and after the optimization

变量	h/km	H/Nms	t_{burn}/s	K_p
初值	700	8	15	15
优化结果	712.0	14.97	20.40	26.4

姿态控制分系统约束和系统输出值如表 4.

表 4 姿态控制系统输出值

Table 4 The output of the attitude control subsystem

约束函数值		优化模型输出值
g_1	- 6.316 13	分系统功率 70 1 W 分系统质量 93 1 kg
g_2	- 35.080 5	
g_3	- 0.645 46	
g_4	- 0.154 53	
g_5	- 1 145. 33	
g_6	- 0.056 32	
g_7	- 0.001 74	
g_8	- 0.000 17	

由表 4 可以看出,卸载力约束,通道耦合性约束,控制精度约束和控制器自然频率约束为紧约束,可以作为设计的参考.

5 结 论

本文在多学科协同优化算法的基础上建立了卫星系统级、姿态控制系统、电源分系统和结构分系统优化模型,同时建立了卫星姿态控制系统相对精确的分析模型,并编程进行了计算,得出了协调一致的优化结果,验证了协同优化算法的可行性,为卫星姿态控制、电源和结构分系统的进一步详细设计提供了设计参考指标.

参考文献:

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

[2] Sobieski S J. Multidisciplinary aerospace design optimization: Survey of recent developments [J]. Structural Optimization, 1997, 14(1): F23.

[3] Riddle E. Evaluation of multidisciplinary design optimization techniques as applied to the spacecraft design process [D]. University of Colorado at Boulder, 1999.

[4] 陈琪锋,戴金海. 卫星星座系统多学科设计优化研究[J]. 宇航学报, 2003, 24(5): 502-509.

CHEN Qifeng , DAI Jinhai . Multidisciplinary design optimization of satellite constellation system [J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(5): 502~ 509(in Chinese).

[5] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京: 宇航出版社, 1999.

TU Shancheng. Satellite attitude dynamics and control [M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 1999(in Chinese).

[6] 肖业伦. 航天器飞行动力学原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1995.

XIAO Yelun. Spacecraft flight dynamic [M]. Beijing: China Astronautics Publishing House Press, 1995(in Chinese).

[7] 周军. 航天器控制原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001.

ZHOU Jun. Spacecraft control theory [M]. Xi'an: North western Polytechnical University Press, 2001 (in Chinese).

[8] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.

ZHANG Weiren. Satellite orbit, attitude dynamics and control[M]. Beijing: Beihang University Press, 1998(in Chinese).