

基于支持向量拟合代理模型的卫星多学科设计优化

史人赫 刘 莉 龙 腾 郭晓松 彭 磊

(北京理工大学宇航学院, 北京, 100081)

摘要: 为了提高卫星的设计质量与效率, 建立以卫星总质量最小为优化目标的多学科设计优化问题, 主要考虑轨道、有效载荷、电源和结构 4 个分系统的设计并梳理其耦合关系, 整理并建立了较为详细且贴近工程实际的学科分析模型。本文提出了基于支持向量拟合(Support vector regression, SVR)代理模型的优化策略, 并将其应用于海洋卫星多学科设计优化中。本文算例卫星参考海洋一号卫星(HY-1), 优化后整星质量相对于初始质量下降了约 14.1%。优化结果表明了卫星多学科优化设计(Multidisciplinary design optimization, MDO)模型的合理性和该优化策略的有效性, 为进一步探索代理模型技术在卫星 MDO 设计当中的应用奠定了基础。

关键词: 海洋卫星; 多学科优化设计; 支持向量拟合; 代理模型

中图分类号: V19 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2014)03-0481-06

Satellite Multidisciplinary Design Optimization Based on Support Vector Regression Surrogate Model

Shi Renhe, Liu Li, Long Teng, Guo Xiaosong, Peng Lei

(School of Aeronautics Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing, 100081, China)

Abstract: To improve the quality and efficiency in satellite design, the satellite multidisciplinary design optimization is presented with the object of minimizing total mass considering orbit, payload, power supply and structure. The paper combs the coupling among the four subsystems and establishes the detailed and practical disciplinary analysis model. The optimization strategy is proposed based on support vector regression (SVR) method. The strategy is applied to multidisciplinary design optimization (MDO) of the marine satellite. The studied satellite takes Ocean 1 satellite (HY-1) as a reference, and the total mass of the satellite is reduced by 14.1% after optimization compared with the initial value. The optimization result proves the rationality of the satellite's MDO model and the effectiveness of the optimization strategy. It is of vital importance to the future work of the application of SVR metamodel in satellite MDO design.

Key words: marine satellite; multidisciplinary design optimization; support vector regression; surrogate model

卫星本身是一类涉及多学科交叉和多学科耦合的复杂系统, 包含推进、结构、控制、轨道、供配电和热控等多个学科知识。传统卫星总体设计模式是由于未能充分考虑各个学科之间的相互耦合、影

响、制约及其协同效应, 使得总体设计缺乏系统性和全局性, 导致设计周期增长, 设计成本增加。为了克服传统串行式卫星总体设计的弊端, 多学科优化设计 (Multidisciplinary design optimization,

MDO)方法成为卫星设计的发展趋势。文献[1]研究了多学科设计优化方法在卫星总体设计当中的应用。文献[2]对协同优化(CO)在卫星多学科设计优化中的应用进行了探究;吴蓓蓓等^[3]考虑轨道、结构、电源和有效载荷等学科设计要求,以整星质量最小为目标,建立了海洋卫星的多学科设计优化模型并采用解析目标分流策略(ATC)对问题进行了求解;吴文瑞等^[4]参考中巴资源卫星,建立了较为详细、贴合工程实际的遥感卫星总体 MDO 模型,并基于 CO 对总体设计参数进行了优化。

协同优化特殊的求解结构导致其存在优化难以收敛、学科非线性程度增加、系统级约束超定导致优化问题无解以及计算成本较大等一系列问题^[5]。针对协同优化存在的数值计算困难,综合考虑计算成本、效率、鲁棒性和收敛性等因素,提出了近似建模技术。彭磊等^[6]提出了基于动态径向基函数代理模型的优化策略,通过动态增加设计空间内样本点数量提高全局最优解附近拟合精度,龙腾等^[7]对自适应响应面方法进行了改进,在考虑气动结构耦合条件下对机翼几何参数进行了优化。文献[8]提出了一种高效全局优化方法(Efficient global optimization, EGO),其主要思想是在误差较大处增加样本点并更新代理模型。文献[9]提出了模式追踪采样方法(Mode-pursuing sampling method, MPS)并将其运用于全局优化当中。

支持向量拟合(Support vector regression, SVR)源于支持向量机理论(Support vector machine, SVM),该理论最早由 AT&T 贝尔实验室的 Vapnik 及其研究小组于 1995 年提出。SVR 的最主要优点是通过引入不敏感损失系数 ϵ , 减少了样本点本身误差对预测精度的影响,使得 SVR 对系统分析过程中产生的数值噪声具有较好的平滑能力^[10]。

本文以海洋卫星为对象,考虑轨道、有效载荷、电源和结构 4 个分系统的设计和约束要求,建立以卫星总质量最小为优化目标的多学科设计优化模型。本文采用 MDO 近似策略,构造了卫星整星质量 SVR 代理模型,对总体设计参数进行了优化求解。

1 海洋卫星多学科分析模型

本文设计的海洋卫星构型、有效载荷、轨道参数等参考我国第一颗海洋卫星 HY-1^[11],海洋卫星学科级模型建模方法和分析方法参考文献[3]。海洋卫星总体优化设计模型可以描述为在满足学科设计约束条件下最小化整星质量,其数学表达式可

以描述为

$$\begin{cases} \min: & M_{\text{satellite}} = f(\mathbf{X}) \quad \mathbf{X} = (x_1, \dots, x_s) \\ \text{s. t} & g_k(\mathbf{X}) \leq 0 \quad k = 1, 2, \dots, K \quad (1) \\ & x_{L,i} \leq x_i \leq x_{U,i} \quad i = 1, 2, \dots, s \end{cases}$$

式中: \mathbf{X} 为设计变量; $f(\mathbf{X})$ 为整星质量目标函数; $g_k(\mathbf{X})$ 为学科 k 的学科约束; $x_{L,i}$ 和 $x_{U,i}$ 为设计变量 x_i 上下界。

1.1 轨道学科分析

海洋卫星轨道属于太阳同步轨道,轨道学科分析的目的在于保证卫星全球重复观测性能以及轨道光照条件。轨道学科设计变量包括轨道高度取值范围和降交点地方时 DNT , 学科约束条件为对地观测的覆盖宽度余量,输出参数为轨道高度 h , 太阳帆板的太阳入射角 χ 以及地影时间 T_e 。

对于回归轨道,回归天数 D 和回归周期内轨道圈数 N 互质,在给定轨道高度取值范围后, $[N, D]$ 的取值结果为数量有限的一组离散数据。在选定 N 与 D 后,轨道高度为

$$h = \sqrt[3]{\mu \left(\frac{DT_0}{2\pi N} \right)^2 - R_E} \quad (2)$$

计算卫星轨道光照条件需要依靠太阳赤纬赤经、 DNT 以及轨道倾角等参数,具体计算方法依照文献[12]。考虑到电源学科分析的需要, χ 和 T_e 考虑一年当中最大值。

覆盖宽度余量作为轨道学科设计约束,反映了海洋卫星的观测覆盖能力,按照下式计算

$$g_o = nS_w(1 - \alpha) - 2\pi R_E \quad (3)$$

式中各参数定义参考文献[3]。

由于轨道高度是一组有限可选参数, h 的选择要结合各种因素。本文参考 HY-1 卫星入轨高度,考虑正午轨道对光学观测设备效能的影响,最终选择轨道高度为 844.87 km,太阳入射角 χ 为 5.08°,地影时间为 2 100.5 s。

1.2 有效载荷学科分析

海洋卫星有效载荷为十波段水色扫描仪和四波段 CCD 相机组成^[13]。有效载荷学科设计变量为水色扫描仪和 CCD 相机的光学系统焦距 f 和孔径 D ,耦合输入参数为轨道高度 h ,学科输出为有效载荷的质量 m_{payload} 及功率 P_{payload} ,学科约束为两种载荷地面像元分辨率 X_1 和 X_2 、观测信噪比 SNR_1 和 SNR_2 以及噪声等效温差 $NE\Delta T$ 。根据参考文献[3],可见光谱段观测信噪比 SNR 可表示为信号电子数和噪声电子数之比,水色仪红外谱段信噪比用噪声等效温差 $NE\Delta T$ 表示

$$SNR = \frac{n_s}{n_i}$$

$$NE\Delta T = \frac{n_i}{n_{eNew} - n_e} \quad (4)$$

对于水色仪要求 $X_1 \leq 100$, $SNR_1 \geq 300$ 且 $NE\Delta T \leq 0.2 K$; 对于 CCD 相机要求 $X_1 \leq 250$ 且 $SNR_2 \geq 500$ 。水色仪和 CCD 相机的质量和功率按文献[3]给出的经验公式估算。

1.3 电源学科分析

电源学科分析主要进行整星功率余量 g_w 、蓄电池最大放电深度 DOD_{max} 分析,设计变量为帆板面积 A_{si} 和蓄电池容量 C_s ,耦合输入参数为轨道周期 T ,地影时间 T_e 和太阳入射角 χ 。海洋卫星的工作模式按照文献[3]中的 A 类模式处理,根据单圈能量平衡方程得到充电电最小输出功率^[14]为

$$P_c = \frac{P_0 T_e + P_{thermal} t_{thermal} + P_{com} t_{com} + P_{payload} t_{payload}}{T - T_e} \quad (5)$$

已知太阳电池阵长期功耗为 P_0 ,得到太阳电池阵的需求功率 P_N 为 $P_N = P_0 + P_c$ 。

本文按照文献[3]提出的方法进行太阳电池阵输出功率与功率余量分析、蓄电池放电深度分析,要求功率余量 $g_w \geq 0$,大放电深度 $DOD_{max} \leq 0.3$ 。已知太阳帆板太阳电池面密度为 ρ_{si} ,蓄电池比能量为 γ_b ,则帆板质量和蓄电池质量可以表示为

$$\begin{cases} m_{bat} = C_s \cdot V_{DB} / \gamma_b \\ m_{solar} = \rho_{si} \cdot A_{si} \end{cases} \quad (6)$$

电源子系统的质量为蓄电池质量、太阳帆板质量和控制器质量之和,为

$$m_{power} = m_{solar} + m_{bat} + m_c \quad (7)$$

1.4 结构学科分析

结构学科分析的主要任务是利用有限元方法计算卫星的固有频率和结构质量。海洋卫星结构构型参考 HY-1,整星由对接环、平台舱底板、两块长隔板、两块短隔板、载荷舱底板、载荷舱顶板、侧板和燃料储箱组成,载荷舱顶板有开口。对接环为铝合金材料,底部固定;燃料储箱为钛合金材料,上下端与平台舱底板和载荷舱底板连接;其余面板采用铝合金蜂窝板材料,板与板之间刚性连接。蓄电池、有效载荷作为对应结构板上的非结构质量处理,太阳帆板用位于侧板上的两个集中质量点模拟。整星结构有限元模型如图 1 所示。

结构学科设计变量为对接环厚度(T_R)以及各蜂窝板芯子厚度(T_{sh} T_{th} T_{ch} T_{lh} T_{fh} T_{th})和面板铺层厚度(T_{sp} T_{bp} T_{cp} T_{lp} T_{fp} T_{tp})。约束条件为整星的前三阶模态 $f_1 \geq 25 \text{ Hz}$, $f_2 \geq 45 \text{ Hz}$, $f_3 \geq 60 \text{ Hz}$,输出为卫星结构质量 m_{struct} 。

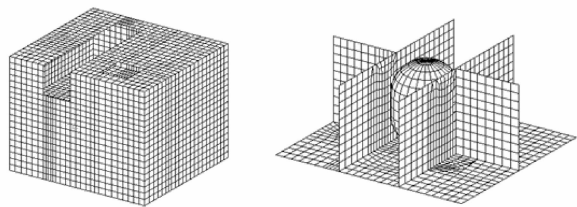


图 1 整星结构有限元模型

Fig. 1 Finite element model of satellite

2 基于 SVR 的优化策略

2.1 支持向量拟合

SVR 拟合函数的基本形式^[15]为

$$f(x) = b + \mathbf{W} \cdot \varphi(x) \quad (8)$$

式中: $\varphi(x)$ 为设计空间 \mathbf{R}^k 到高维特征空间 \mathbf{F} 的非线性映射,通过在高维特征空间中构造线性回归函数实现原空间中非线性回归拟合。为了保证拟合曲线的平滑性,可以通过求解式中的最优化问题以获得 b 和 \mathbf{W}

$$\begin{aligned} \min \quad & \frac{1}{2} \mathbf{W}^T \mathbf{W} + C \sum_{i=1}^{n_s} (\xi_i + \xi_i^*) \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} y_i - \mathbf{W} \cdot \varphi(x_i) - b \leq \epsilon + \xi_i \\ \mathbf{W} \cdot \varphi(x_i) + b - y_i \leq \epsilon + \xi_i^* \\ \xi_i, \xi_i^* \geq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (9)$$

式中: C 为罚系数; ξ_i 和 ξ_i^* 为约束松弛变量; ϵ 为不敏感损失系数。引入 Lagrange 乘子和核函数后式(9)的对偶问题为

$$\begin{aligned} \max \quad & \begin{cases} -\frac{1}{2} \sum_{i,j=1}^n (\alpha_i - \alpha_i^*) (\alpha_j - \alpha_j^*) K(x_i, x_j) \\ -\epsilon \sum_{i,j=1}^n (\alpha_i + \alpha_i^*) + \sum_{i=1}^n y_i (\alpha_i - \alpha_i^*) \end{cases} \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} \sum_{i=1}^{n_s} (\alpha_i - \alpha_i^*) = 0 \\ \alpha_i, \alpha_i^* \in [0, C] \end{cases} \end{aligned} \quad (10)$$

式中相关参数定义及对偶问题的求解方法参见文献[16]。最终获得支持向量拟合回归函数为

$$f(x) = b + \sum_{x_i \in SV} (\alpha_i - \alpha_i^*) K(x, x_i) \quad (11)$$

式中: SV 为支持向量集合; $K(x, x_i)$ 为核函数。由于 SVR 利用核函数实现输入数据到高维特征空间的映射,因此核函数的选取对 SVR 的拟合性能有重要影响。本文采用高斯基核函数 $K(x, x_i) = e^{-\frac{(x-x_i)^2}{2\sigma^2}}$ 构造 SVR 代理模型。

2.2 优化策略

支持向量拟合代理模型的全局优化策略的主

要思想是对由高精度分析模型组成的目标函数和约束函数构造静态 SVR 代理模型,其数学表达式为

$$\begin{aligned} \min: & M_{\text{satellite}} = \tilde{f}(\mathbf{X}) \quad \mathbf{X} = (x_1, \dots, x_s) \\ \text{s. t.} & \tilde{g}_k(\mathbf{X}) \leq 0 \quad k=1, 2, \dots, K \\ & x_{L,i} \leq x_i \leq x_{U,i} \quad i=1, 2, \dots, s \end{aligned} \quad (12)$$

式中:上标“~”表示目标或约束函数的代理模型。其具体步骤如下:

- (1) 在初始设计空间利用 Maximin 拉丁超方生成样本点。
 - (2) 在第 1 步生成的样本点处调用优化问题的分析模型,得到其目标函数响应值以及各约束函数响应值。
 - (3) 根据样本点及其响应值,分别对目标函数和约束函数构造 SVR 代理模型。
 - (4) 采用交叉验证校验代理模型精度。若精度不符合要求,则返回第(1)步重新构造样本点。
 - (5) 采用遗传算法对目标函数代理模型进行优化,得到最优解。
 - (6) 验证最优解处是否满足实际约束函数,若不满足约束,则返回第(1)步重新构造样本点。
 - (7) 计算最优解处整星质量,优化结束。
- 基于静态 SVR 优化策略流程图如图 2 所示。

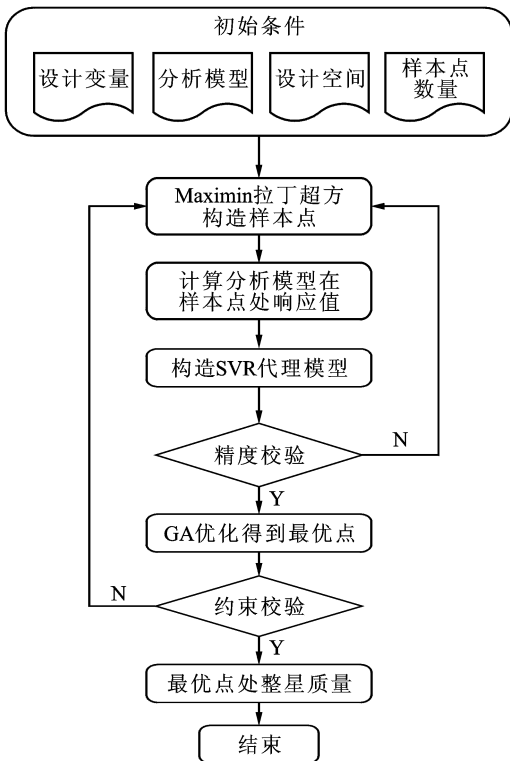


图 2 优化策略流程图

Fig. 2 Flow chat of optimization strategy

3 优化算例

根据文献[3],考虑轨道、有效载荷、电源和结构 4 个分系统的海洋卫星设计结构矩阵如图 3 所示。

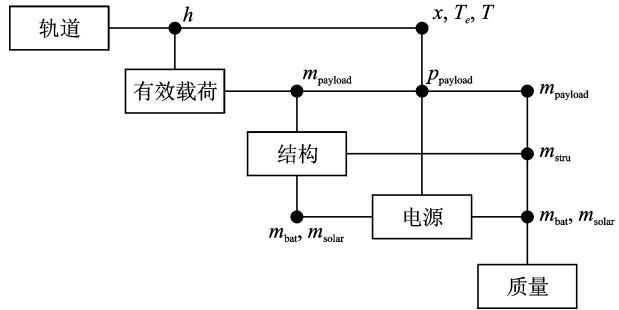


图 3 海洋卫星设计结构矩阵

Fig. 3 Design structure matrix (DSM) of marine satellite

整星质量为各分系统质量之和为

$$m_{\text{satellite}} = m_{\text{payload}} + m_{\text{bat, solar}} + m_{\text{struct}} \quad (13)$$

考虑到推进剂质量、控制系统质量和天线质量等其他因素,根据参考文献[3]实际整星质量为

$$\begin{aligned} M &= m_{\text{satellite}} + m_{\text{others}} \\ m_{\text{others}} &= 198 \end{aligned} \quad (14)$$

本文算例中,设计变量为 19 维,为了保证代理模型拟合精度和算法全局收敛性,采用 Maximin 拉丁超方设计一共构造 300 组样本点。由于有效载荷学科、电源学科的约束函数构造简单,计算量极小,因此只对结构学科的模式约束构造代理模型。SVR 代理模型对目标函数和约束函数的拟合精度结果如表 1 所示。

表 1 SVR 代理模型拟合结果

Tab. 1 Regression results of SVR

项目	整星	一阶频率	二阶频率	三阶频率
	质量/kg	f_1/Hz	f_2/Hz	f_3/Hz
罚系数 C	100	259.29	480.54	480.51
高斯基参数 $\frac{1}{2\sigma^2}$	1×10^{-4}	1×10^{-6}	1×10^{-6}	1×10^{-6}
不敏感损失系数 ϵ	1×10^{-3}	1×10^{-3}	1×10^{-3}	1×10^{-3}
R^2	0.98	0.94	0.96	0.93

对目标函数代理模型进行优化,得到最优解处各学科设计变量取值如表 2 所示。以及最优解处约束函数值如表 3 所示。优化后得到的整星质量结果如表 4 所示。

表 2 最优点处设计变量取值
Tab. 2 Optimal design variables

设计变量	所属学科	取值范围	初始值	优化值
水色仪光学系统孔径 D_1 /mm	有效载荷	[120,280]	210	205.08
CCD 光学系统孔径 D_2 /mm	有效载荷	[5,15]	10	6.02
水色仪光学系统焦距 f_1 /mm	有效载荷	[400,900]	700	683.59
CCD 光学系统焦距 f_2 /mm	有效载荷	[10,50]	40	37.18
帆板面积 A_{sa} /m ²	电源	[3,10]	6.5	3.01
蓄电池容量 $C_s/(A \cdot h)$	电源	[20,100]	60	20.00
对接环厚度 T_R /mm	结构	[10, 20]	12.5	16.1
底板蜂窝芯子厚度 T_{bt} /mm	结构	[8, 30]	19.0	18.0
侧板蜂窝芯子厚度 T_{st} /mm	结构	[8, 30]	19.0	29.0
长隔板蜂窝芯子厚度 T_{lt} /mm	结构	[8, 30]	19.0	9.1
短隔板蜂窝芯子厚度 T_{st} /mm	结构	[8, 30]	19.0	14.2
载荷舱底板蜂窝芯子厚度 T_{bt} /mm	结构	[8, 30]	19.0	26.6
载荷舱顶板蜂窝芯子厚度 T_{st} /mm	结构	[8, 30]	19.0	21.0
底板铺层厚度 T_{bp} /mm	结构	[0.3, 1]	0.6	0.97
侧板铺层厚度 T_{sp} /mm	结构	[0.3, 1]	0.6	0.41
长隔板铺层厚度 T_{lp} /mm	结构	[0.3, 1]	0.6	0.84
短隔板铺层厚度 T_{cp} /mm	结构	[0.3, 1]	0.6	0.50
载荷舱底板铺层厚度 T_{bp} /mm	结构	[0.3, 1]	0.6	0.99

表 3 最优点处约束值

Tab. 3 Constraint values at optimal point

约束条件	取值范围	实际值	约束条件	取值范围	实际值
水色仪覆盖宽度余量 g_{o1} /km	≥ 0	14.49	水色仪噪声等效温差 $NE\Delta T/K$	≤ 0.2	0.198
CCD 相机覆盖宽度余量 g_{o2} /km	≥ 0	9.25	蓄电池功率余量 g_w/W	≥ 0	0.40
水色仪信噪比 SNR_1	≥ 300	420.82	蓄电池最大放电深度 DOD_{max}	≤ 0.3	0.16
CCD 信噪比 SNR_2	≥ 500	502.79	一阶频率 f_1/Hz	≥ 25	56.36
水色仪分辨率 X_1/m	$\leq 1\ 100$	1\ 028.9	二阶频率 f_2/Hz	≥ 40	69.28
CCD 分辨率 X_2/m	≤ 250	198.3	三阶频率 f_3/Hz	≥ 60	85.77

表 4 优化后整星质量结果

Tab. 4 Mass of satellite after optimization kg

初始质量	优化后质量	
	近似值	实际值
406.88	354.83	349.65

优化后整星质量相对于初始质量下降了 14.1%，且设计约束条件全部得到满足，HY-1 卫星实际质量为 366.7 kg，优化后整星质量与 HY-1 实际质量相比仍下降了约 4.6%，说明了该优化策略的有效性。

4 结 论

(1) 本文提出基于 SVR 代理模型的海洋卫星多学科设计优化方法，并通过优化算例验证了该方法的有效性。

(2) 总结建立了较为详细且贴近工程实际的海洋卫星学科分析模型，可为未来类似型号卫星建模

提供参考。

(3) 本文初步探索了支持向量拟合技术在卫星多学科总体设计当中的应用，为进一步探索 SVR 在工程当中的应用奠定了基础。

参考文献:

[1] 陈余军,周志成,曲广吉. 多学科设计优化技术在卫星设计中的应用[J]. 航天器工程, 2013, 22(3): 16-24.
Chen Yujun, Zhou Zhicheng, Qu Guangji. Application of multidisciplinary design optimization in satellite design[J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(3): 16-24.

[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.
- [3] 吴蓓蓓, 黄海, 陈坤艳, 等. 使用解析目标分流策略的海洋卫星多学科优化[J]. 宇航学报, 2013, 34(1): 9-16.
Wu Beibei, Huang Hai, Chen Kunyan, et al. Multi-disciplinary design optimization of ocean satellites based on analytical target cascading strategy [J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(1): 9-16.
- [4] 吴文瑞, 黄海, 吴蓓蓓. 遥感卫星总体参数设计的建模与协同优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(10): 1363-1368.
Wu Wenrui, Huang Hai, Wu Beibei. Modeling and collaborative optimization of remote sensing satellite system parameters design [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(10): 1363-1368.
- [5] 龙腾. 飞行器多学科设计优化方法与集成设计平台研究[D]: 北京: 北京理工大学, 2009.
Long Teng. Research on methods of multidisciplinary design optimization and integrated design environment for aircrafts [D]: Beijing: Beijing Institute of Technology, 2009.
- [6] 彭磊, 刘莉, 龙腾. 基于动态径向基函数代理模型的优化策略[J]. 机械工程学报, 2011, 47(7): 164-170.
Peng Lei, Liu Li, Long Teng. Optimization strategy using dynamic radial basis function metamodel [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(7): 164-170.
- [7] Long Teng, Liu Li, Li Yulin, et al. Aero-structure coupled optimization of high aspect ratio wing using enhanced adaptive response surface method [C] // 12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSM. Indianapolis, Indiana: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [8] Jones D R, Schonlau M, Welch W J. Efficient global optimization of expensive black-box functions [J]. Journal of Global Optimization, 1998, 13(4): 455-492.
- [9] Wang L, Shan S, Wang G G. Mode-pursuing sampling method for global optimization on expensive black-box functions [J]. Engineering Optimization, 2004, 36(4): 419-438.
- [10] Alexander I J, Forrester, Andy J Keane. Recent advances in surrogate-based optimization [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2009, 45(1): 50-79.
- [11] 马兴瑞, 张永维, 白照广. 中国海洋一号卫星技术方案[J]. 航天器工程, 2003, 12(3): 1-8.
Ma Xingrui, Zhang Yongwei, Bai Zhaoguang. The technical scheme of Chinese HY-1 satellite [J]. Spacecraft Engineering, 2003, 12(3): 1-8.
- [12] 郝晓宁, 王威. 近地航天器轨道基础 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2003.
- [13] 卢春玲, 覃正熙, 沈中. 中国海洋一号卫星有效载荷总体设计与在轨性能评估 [J]. 航天器工程, 2003, 12(3): 39-46.
Lu Chunling, Tan Zhengxi, Shen Zhong. China ocean 1 satellite payload design and evaluation of the in-orbit performance [J]. Spacecraft Engineering, 2003, 12(3): 39-46.
- [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.
- [15] Smola A J, Scholkopf B. A tutorial on support vector regression [J]. Statistics and Computing, 2004, 14(3): 199-222.
- [16] Clarke S M. Analysis of support vector regression for approximation of complex engineering analyses [J]. Journal of Mechanical Design, 2005, 127(6): 1077-1086.