

文章编号:1000-6893(2009)10-1883-06

考虑不确定性的飞机总体参数优化方法

王宇, 余雄庆

(南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 江苏 南京 210016)

Optimization Method for Aircraft Conceptual Design Under Uncertainty

Wang Yu, Yu Xiongqing

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicles,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要: 由于在各种设计问题包括飞机概念设计中都存在一定的不确定性,因此在总体参数优化时有必要考虑这种不确定性。以大型客机总体参数优化设计为例,定义了考虑不确定性的飞机总体参数优化问题,该问题与传统飞机总体参数优化的区别是要进行不确定性分析。而不确定性分析的计算量过大,为此提出了一种渐进代理模型方法来解决这一难题。在建立代理模型时,通过连续成批地在设计空间的全局和局部均加入新样本点,不断提高代理模型的全局拟合精度,直至获得满意的代理模型为止。然后在优化过程中使用计算量小的代理模型。大型客机总体参数优化问题中含有5个设计变量,目标函数为起飞重量最轻,并需满足4个性能约束。考虑了不确定性后,不仅使目标值(起飞重量)对总体参数变化的敏感度有所减小,而且满足约束(设计要求)概率显著提高。

关键词: 飞机设计; 概念设计; 不确定性; 优化; 客机; 蒙特卡罗方法

中图分类号: V211.4 **文献标识码:** A

Abstract: Uncertainty always exists in any design problems, including aircraft conceptual design. The effect of such uncertainty on aircraft performances, therefore, must be accounted for during the optimization of aircraft conceptual design. In this article, a conceptual design of a passenger jet is used to demonstrate optimization under uncertainty. Different from deterministic optimization, optimization under uncertainty is much more computationally expensive. Hence sequential global surrogate models are developed to alleviate the computational demand. By sequentially adding sampling points both globally and locally in the design space, the accuracy of the surrogate models is gradually improved until reaching the expected level of accuracy. The cheaper surrogate models are then used in the optimization. In the optimization of the passenger jet conceptual design, there are five design variables and the take-off weight is minimized under four performance constraints. With the consideration of uncertainty, the objective (take-off weight) is much less sensitive to uncertainties, and the constraints (performance requirements) are also satisfied with much higher probabilities.

Key words: aircraft design; conceptual design; uncertainty; optimization; passenger jet; Monte Carlo methods

飞机概念设计的一个重要内容是确定飞机总体参数。飞机总体参数是指机翼面积、展弦比、后掠角、相对厚度等对飞机性能有重要影响的飞机外形参数。为了缩短飞机概念设计周期,并能获得更优方案,优化方法已广泛应用于飞机概念设计,形成了飞机总体参数优化这一研究方向^[1-4]。在这些飞机总体参数优化问题研究中,一般都给给定参数和设计变量看成是确定性的(不具有随机性)。但实际上,在概念设计中存在许多不确定,具体体现在:①某些给定的参数(如有效载荷、发动机推力等)在实际使用中不一定是一个定值,

具有一定的随机性;②概念设计之后的设计过程中一般还会对总体参数再进行适当的修正和改动^[5];③飞机研制出来之后往往要对其进行不断的改型,总体参数也会作适当调整。如果在概念设计阶段中不考虑这种不确定,这些所谓的优化方案,在后续设计或实际飞行中,有可能不满足性能设计要求(超出了约束边界),因而使设计方案存在较大风险,同时也不利于飞机的改型。因此在概念设计阶段的总体参数优化中考虑到不确定性是十分必要的。

通过在总体参数优化中考虑不确定性,在后续设计或改型设计中,即使对设计参数有所调整,设计方案仍然能满足总体设计指标的要求,同时

设计目标(例如飞机起飞重量)也不会有大的变化。

近来在飞机概念设计优化中考虑不确定性的问题已引起了关注。L. L. Green 等^[6]基于灵敏度的方法初步研究了不确定性对飞机总体参数优选的影响。但基于灵敏度的不确定分析方法存在如下缺陷:①不适用于高度非线性问题;②灵敏度计算过程中差分的步长不易合理地确定。

另一种常用不确定性分析方法是蒙特卡罗方法,虽然这种方法对参数不确定性的分析可以非常精确,但过大的计算量是实际应用的主要障碍。而基于代理模型进行蒙特卡罗分析和优化求解,则可以大大减少计算时间^[7-8]。为此,本文基于代理模型来研究考虑不确定性的飞机总体参数优化问题。

以下首先以大型客机总体参数的优化问题为例,阐述考虑了不确定性的飞机总体参数优化问题;然后提出一种基于渐近全局代理模型和蒙特卡罗法的稳健优化方法来求解该问题;最后通过优化计算和结果分析来验证这种方法的可行性和有效性。

1 优化问题

考虑了不确定性的飞机总体参数优化问题与传统的飞机总体参数优化问题的不同之处在于^[9]:①有些给定的参数具有随机特征(如有效载荷等),因而给定的参数 p 可分为确定的 p_d 与随机变化的 p_p 两组值;②有些设计变量可能是随机量,因而设计变量 x 也可分为确定性的设计变量 x_d 与具有随机性的设计变量 x_p 两部分;③需要进行不确定分析。给定输入 p_d, p_p, x_d 和 x_p , 通过总体性能分析模型计算,求解目标函数 f (例如起飞重量)和约束函数 C (例如航程、起飞和着陆距离等)的随机特征的过程称为不确定分析,如图1所示。在考虑不确定性的优化中通常用均值 μ 和标准差 σ 来描述随机分布特征^[9]。

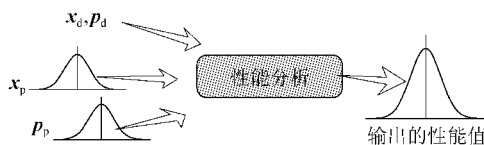


图1 不确定性分析过程

Fig. 1 Process of uncertainty analysis

下面以客机总体参数优化为例,来阐述考虑不确定的飞机总体参数优化问题。该干线飞机的

设计载客人数为150人,采用传统的正常式布局形式:下单翼布局,机翼平面形状为后掠翼,发动机吊挂在机翼下,前三点式起落架,平尾与机身连接,发动机选型已确定。

设计变量包括机翼参考面积 S_{REF} 、展弦比 AR 、梢根比 TR 、前缘后掠角 χ 、机翼平均相对厚度 t (翼根厚度与翼尖厚度之和/翼根弦长与翼尖弦长之和)等^[10];约束条件主要涉及飞行性能,包括航程 R 、起飞距离 S_{TO} 、着陆距离 S_{LD} 和阻力发散马赫数 M_{DD} 等要求^[10];目标函数是飞机正常起飞重量 W 等^[10]。

考虑到飞机的有效载荷在后续设计阶段或实际使用阶段有可能小幅度调整,故将有效载荷 W_A 设为正态分布的随机参数,均值为13 000 kg,变异系数(标准差与均值的比值)为0.05。考虑到概念设计之后的设计过程中一般还会对总体参数再进行适当的修正和改动,即描述外形的设计变量具有随机特性,假设所有设计变量的值服从正态分布,且变异系数为0.02。

优化目标不仅要使飞机起飞重量尽量小,而且希望在有效载荷和外形参数作稍微修改情况下,起飞重量变动也较小,即起飞重量 W 的均值 μ_w 及其标准差 σ_w 均较小。为了避免由有效载荷和设计变量不确定性而导致的性能设计要求不能满足的情况,约束的表达形式也需作修改。

考虑不确定性的优化问题可表述为:

给定:

$$\text{有效载荷 } W_A, \text{ 并服从正态分布, 变异系数 } \nu_{W_A} = 0.05$$

求解:

$$\begin{cases} x_p = [S_{REF} \quad AR \quad TR \quad \chi \quad t]^T, \\ x_p \text{ 服从正态分布, 变异系数 } \nu_{x_p} = 0.02 \\ S_{REF} \in [100, 125], AR \in [8.0, 9.5] \\ TR \in [0.20, 0.25], \chi \in [25, 31] \\ t \in [0.12, 0.14] \end{cases}$$

最小化:

$$F = \mu_w + \sigma_w / 0.01 \quad (1)$$

满足约束:

$$\begin{cases} 5\,800 \text{ km} \leq \mu_R - n\sigma_R \quad (\text{航程要求}) \\ \mu_{S_{TO}} + n\sigma_{S_{TO}} \leq 1\,700 \text{ m} \quad (\text{起飞距离要求}) \\ \mu_{S_{LD}} + n\sigma_{S_{LD}} \leq 1\,600 \text{ m} \quad (\text{着陆距离要求}) \\ \mu_{M_{DD}} - n\sigma_{M_{DD}} \geq 0.82 \quad (\text{阻力发散马赫数要求}) \end{cases}$$

式(1)中优化目标包含了起飞重量 W 的均值 μ_w 及其标准差 σ_w , 总目标为两者的线性叠加,其

目的不仅使起飞重量 W 最小,同时期望在设计参数小量调整后起飞重量不会有大的变化^[11]。为了使均值和方差对目标函数的影响相当,将方差 σ_w 的影响进行了放大(除以比例因子 0.01)。在约束表达式中,航程均值 μ_R 、起飞距离均值 $\mu_{S_{TO}}$ 、着陆距离均值 $\mu_{S_{LD}}$ 、阻力发散马赫数均值 $\mu_{M_{DD}}$ 离约束边界有一定余量,其余量为它们的标准差(即航程标准差 σ_R 、起飞距离标准差 $\sigma_{S_{TO}}$ 、着陆距离标准差 $\sigma_{S_{LD}}$ 和阻力发散马赫数标准差 $\sigma_{M_{DD}}$)的 n 倍。 n 是衡量满足约束程度的尺度, n 值越大表明满足约束的概率越大^[9]。

在优化计算中需要飞机总体性能分析模型。总体性能分析模型包括气动分析、重量计算、推进系统外部特性、飞行性能计算 4 个子模块。各子模块之间的关系如图 2 所示。各模块中的计算公式和计算方法均来自于文献[12]。经验证,各子模块程序计算的结果与现有客机的数据具有较好的一致性^[13]。

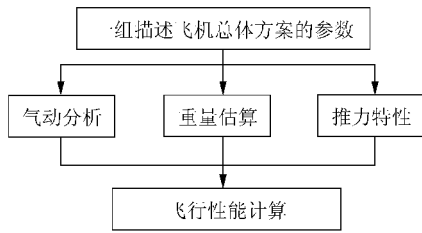


图 2 飞机总体方案分析模块组成

Fig. 2 Analysis modules of conceptual aircraft design

2 优化方法

由第 1 节式(1)可看出,考虑了不确定性的优化问题中目标函数包含了均值和标准差,约束函数也包含了飞机性能的均值和标准差。它与确定性的飞机总体优化问题最大区别在优化过程中要进行不确定分析,即在优化过程中要计算目标和约束性能的均值和标准差。因此求解式(1)的关键在于找到一种有效的不确定分析方法。

2.1 基于蒙特卡罗方法的不确定分析

蒙特卡罗法是经典且应用最普遍的、也是估算精确度最高的一种方法。它通过取样分析获得输出性能随机特征。为了提高计算效率,在最基本的随机取样方法基础上,发展了多种能有效减少计算量的取样方法,描述性取样就是一种最为常用的取样法,如图 3 所示。描述性取样是先将随机变量按照等概率进行空间划分,然后采用类

似拉丁超立方实验设计的思想均匀布点。这种布点方法较之简单的随机取样可以大大减少布点数目,提高了不确定性的计算效率。

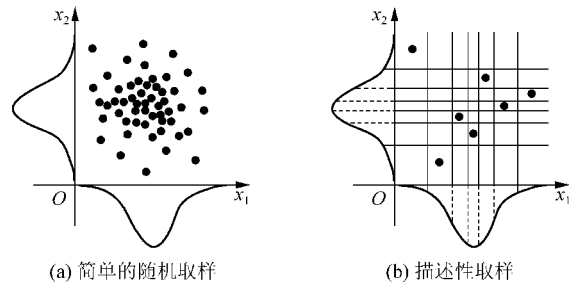


图 3 蒙特卡罗取样方法

Fig. 3 Monte Carlo sampling method

用蒙特卡罗法估算均值和标准差的公式为

$$\left. \begin{aligned} \mu_f &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N f_i \\ \sigma_f^2 &= \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (f_i - \mu_f)^2 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: N 为随机布点的个数; f_i 为第 i 个随机点的输出性能。

由于在优化过程的每次迭代计算中要进行不确定分析,如果在优化迭代计算过程中直接应用飞机总体分析模型来求解输出性能的随机特征,计算量过大,而采用代理模型方法可有望解决这一问题。

2.2 渐近全局代理模型

所谓代理模型(Surrogate Models 或 Meta-models)是指计算量小,但计算结果与原分析模型的计算结果相近似的计算模型。在优化迭代计算或不确定分析中用代理模型替代原有分析程序,可有效地减少计算量^[14]。构造代理模型一般分 3 个步骤(如图 4):首先用实验设计方法生成设计变量的样本点;然后用分析程序对这些样本点进行性能分析,获得一组输入样本/输出性能的数据;最后用某种拟合方法来拟合这些输入/输出的样本数据,构造出近似模型。

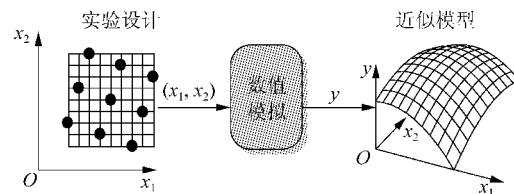


图 4 代理模型的构造过程

Fig. 4 Generation of surrogate model

为了准确地估算输出性能的均值和方差,

对代理模型有更高精度的要求^[7-8],否则,不确定性分析存在较大误差。另一方面考虑不确定性的优化是一个包含了目标的均值和标准差的多目标优化问题,这就需要代理模型不仅仅在局部,而且在整个设计空间都应具有较高的精度。因此,构造代理模型的关键是如何用较少的样本点构造出具有足够精度的代理模型。

为了提高代理模型的全局及局部精度,本文采用一种渐近的全局代理模型的策略。基于这种策略,可连续成批地在设计空间的全局和局部均加入新样本点,不断提高代理模型的全局拟合精度,直至获得满意的代理模型为止。其流程图如图5所示。

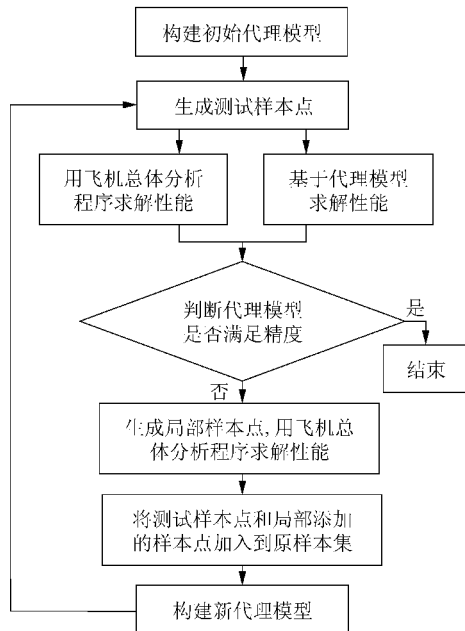


图5 构建渐近全局代理模型流程图

Fig. 5 Flowchart for constructing sequential surrogate models

代理模型具体构建步骤如下:

(1) 首先应用实验设计方法生成小规模 of 初始样本集,根据初始样本点数据集建立初始代理模型。取样空间包含设计变量和随机参数两部分。

(2) 通过拉丁超立方方法在全局设计空间布小样本点集,用于验证代理模型精度。

(3) 分别用飞机总体分析程序和代理模型求解样本点的计算值和近似值。

(4) 根据步骤(3)中求得的数据计算结果,应用精度验证准则判断是否收敛。用式(3)中误差平方 R^2 作为全局精度的评判准则;局部精度准则采用式(4)中相对最大绝对误差 RMAE。如果

收敛,则循环结束;否则进入下一步。

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2} \quad (3)$$

$$\text{RMAE} = \max_{i=1,2,\dots,n} \left(\frac{|y_i - \hat{y}_i|}{\text{STD}} \right) \quad (4)$$

式中: y_i 为由飞机总体程序计算出的性能值; \hat{y}_i 为对应的代理模型预测值; \bar{y} 为检验用样本点集的均值; STD 为检验用样本点集的标准差; n 为用于检验的数据样本点的数目。 R^2 值越靠近 1, 表示代理模型全局近似程度越好; RMAE 越接近 0, 表示最大的局部误差越小。

(5) 在 RMAE 值大的所在位置周围选定小空间,布置少量样本点,目的是有针对性地提高代理模型在这个区域的精度。

(6) 将验证用的样本点和局部小空间布置的样本点加入到总样本集中。以这个新的总样本集构建新的代理模型。

(7) 返回步骤(2),开始新一轮的迭代,直到构建的代理模型满足所期望的精度或达到最大迭代次数为止。

在图5流程中,由于每次用于验证模型精度的样本点也被充分利用到更新代理模型的过程中,避免了模型精度验证和代理模型更新两个环节相分离而造成的计算量的浪费。

2.3 考虑不确定性的优化流程

将渐近全局代理模型引入不确定性优化设计,即用代理模型替代优化计算过程中总体性能分析模型,然后基于代理模型进行不确定性分析。一旦建立好代理模型,其本身计算量很小,可采用蒙特卡罗法计算均值和标准差。

基于渐近全局代理模型的不确定性优化设计流程可概括为以下3个步骤:①将飞机总体参数设计问题表述为考虑不确定性的优化问题;②按图5流程构建总体性能分析的渐近全局代理模型;③将已经建立好的代理模型替代飞机总体性能分析模型,用于优化过程中的不确定分析和优化迭代计算。

3 优化计算和结果分析

针对第1节的客机总体参数优化问题,应用2.2节给出的优化流程求解该问题。

按照图5所示的流程构建代理模型。样本空

间包括给定有效载荷(随机参数)和设计变量,取为 $[W_A \ S_{REF} \ AR \ TR \ \chi \ t]^T$ 的变化区间。用拉丁超立方实验设计方法生成 51 个初始样本点。调用飞机总体性能计算程序求出各样本点的输出性能 $[W \ R \ S_{TO} \ S_{LD} \ M_{DD}]^T$ 。通过 3 次渐近迭代加点,逐步提高代理模型的精度。建立代理模型所需调用飞机总体分析程序的次数总共为 116 次。各输出性能的拟合精度中的最小值为 0.999 915,即此代理模型拟合精度很高,足以应用于不确定性分析。在计算各个总体性能的均值和标准差时,采用基于渐进代理模型的蒙特卡罗模拟法,并选取描述性取样法以减少取样次数。

寻优策略分为 2 个步骤:首先采用具有全局搜索功能的遗传算法,获得近似全局最优解;在此基础上再采用广义既约梯度法(GRG)进一步寻找最优设计方案。

本算例的目的主要是比较传统的确定性优化的结果与考虑不确定性优化的结果;同时也探讨不同 n 值对优化结果的影响。首先进行确定性优化计算,然后将式(1)中的 n 分别设为 1 和 3,执行 2 次考虑不确定性的优化计算。

表 1 给出了 3 次优化计算的主要结果数据。其中确定性优化一列中给出的值是通过在确定性优化得到的最优设计点处进行不确定性分析得到的。由于求解后发现本算例中最优解只位于航程 R 的约束边界上,而其他约束还留有余量,即航程 R 的设计要求为有效约束,所以表中约束部分只列出了 R 的相关数据, $P(R)$ 为此约束满足的概率程度。

表 1 优化结果的比较

Table 1 Comparison of optimization results

设计变量与主要性能	确定性优化	$n=1$	$n=3$
展弦比 AR	8.02	9.21	9.44
前缘后掠角 $\chi/(\circ)$	28.18	29.3	31.0
参考面积 S_{REF}/m^2	125.0	118.9	125.0
稍根比 TR	0.20	0.25	0.20
平均相对厚度 t	0.120	0.120	0.121
起飞重量均值 μ_w/kg	69 402.7	69 741.9	70 079.3
起飞重量标准差 σ_w	657.241	645.97	651.09
航程均值 μ_R/km	5 798.46	5 941.8	6 246.3
满足航程的概率 $P(R)$	0.508 02	0.860 50	0.998 81

从表 1 中可以看出,如果在后续设计中需要对设计参数有小的调整,那么采用传统的确定性优化方法时,满足航程设计要求的概率很小,这种优化结果存在很大的风险性;而采用考虑不确定

性的优化方法,通过调整外形参数(增大机翼展弦比和后掠角)减小阻力,满足航程设计要求的概率明显逐渐提高,而且随着 n 值的逐渐增大,满足航程设计要求的概率增加,从而减少了设计方案的风险。当然,这种方法意味着用于寻优的设计空间中可行范围有所减小,在飞机重量方面要做出一些让步。从表 1 中看出该起飞重量的均值 μ_w 要稍大于确定性优化的结果,主要是由于增大机翼展弦比和后掠角后,飞起重量有所增加。另外,考虑不确定性的优化方法所获得的起飞重量的方差要稍小一些,也就是说,当设计参数有小的变化后,起飞重量的变化相对较小。

4 结 论

考虑到在飞机概念设计阶段总体参数存在一定的不确定性,以客机总体参数优化为例,给出了考虑不确定性的飞机总体参数优化问题的表述形式。考虑了不确定性的飞机总体参数优化的难点是不确定分析需要的计算量过大。为此采用了一种基于渐近全局代理模型的稳健优化策略,以解决稳健优化过程中不确定分析计算量过大的问题。客机总体参数优化结果表明:当设计参数存在不确定性时,这种新的优化方法能显著提高满足设计要求的概率,而传统的确定性优化方法所获得的结果却存在很大风险性。因此,考虑了不确定性的飞机总体参数优化方法更具有实用意义。

参 考 文 献

- [1] Chacksfield J E. Multivariate optimisation techniques and their impact on the aircraft design progress[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1997, 33(11-12): 731-757.
- [2] Coen P G, Foss W E, Jr. Computer sizing of aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1988, 23(5): 353-354.
- [3] 黄俊,武哲,孙惠中,等.飞机总体优化设计的新进展[J].航空学报,2000,21(6):481-487.
Huang Jun, Wu Zhe, Sun Huizhong, et al. Recent developments in conceptual/preliminary design optimization of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(6):481-487. (in Chinese)
- [4] 朱自强,王晓璐,吴宗成,等.民机设计中的多学科优化和数值模拟[J].航空学报,2007,28(1):1-13.
Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, et al. Multi-disciplinary optimization and numerical simulation in civil aircraft design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 1-13. (in Chinese)
- [5] 杨景佐,曹明.飞机总体设计[M].北京:航空工业出版社,1991:64-65.

- Yang Jingzuo, Cao Ming. Aircraft conceptual design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991; 64-65. (in Chinese)
- [6] Green L L, Lin H Z, Khalessi M R. Probabilistic methods for uncertainty propagation applied to aircraft design[R]. AIAA-2002-3140, 2002.
- [7] Jin R, Du X, Chen W. The use of metamodeling techniques for optimization under uncertainty[J]. Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization, 2003, 25(2): 99-116.
- [8] Wang Y, Yu X Q. Robust optimization of aerodynamic design using surrogate model[J]. Transaction of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 24(3): 181-187.
- [9] 王宇, 余雄庆. 稳健优化的表述、不确定分析与求解策略[J]. 中国制造业信息化, 2008, 37(3): 49-54.
Wang Yu, Yu Xiongqing. Robust optimization; formulation, uncertainty analysis and searching strategies[J]. Manufacture Information Engineering of China, 2008, 37(3): 49-54. (in Chinese)
- [10] Raymer D P. Vehicle scaling laws for multidisciplinary optimization[R]. AIAA-2001-0532, 2001.
- [11] 顾涌芬, 解思适. 飞机总体设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001; 401-408.
Gu Songfen, Xie Sishi. Aircraft conceptual design[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2001; 401-408. (in Chinese)
- [12] Raymer D P. Aircraft design: a conceptual approach[M]. Washington D. C.: AIAA Inc., 1999.
- [13] 谢岳峰. 飞机概念设计与优化的计算环境研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
Xie Yuefeng. Research on computing environment for aircraft conceptual design and optimization[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [14] Queipo N V, Haftka R T, Shyy W, et al. Surrogate-based analysis and optimization[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(1): 1-28.

作者简介:

王宇(1981—) 女, 博士研究生。主要研究方向: 稳健优化设计与飞行器设计等。

Tel: 025-84892102

E-mail: wangyu@nuaa.edu.cn

余雄庆(1965—) 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机总体设计与多学科设计优化。

Tel: 025-84892102

E-mail: yxq@nuaa.edu.cn

(编辑: 李铁柏, 徐晓)