

文章编号:1000-6893(2006)05-0810-06

# 基于近似技术的高亚声速运输机 机翼气动/结构优化设计

张科施, 韩忠华, 李为吉, 李 响  
(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

## Multidisciplinary Aerodynamic/ Structural Design Optimization for High Subsonic Transport Wing Using Approximation Technique

ZHANG Ke-shi, HAN Zhong-hua, LI Wei-ji, LI Xiang

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi an 710072, China)

**摘 要:** 探索基于近似技术的高亚声速运输机机翼气动/结构多学科设计优化方法,建立了基于近似技术的多学科设计优化框架。气动学科采用全速势方程加黏性修正进行翼身组合体跨声速流动的气动计算,结构学科采用有限元分析方法进行应力与变形计算。采用均匀设计法给出若干样本点,分别采用二次响应面、Kriging 模型和径向基神经网络等多种近似技术,构造气动学科和结构学科的近似分析模型,并对几种近似模型精度进行了分析和比较。研究发现,Kriging 模型和二次响应面具有几乎等同的较高的近似精度,神经网络的近似精度则较差,由于二次响应面计算量更小,故最终选定为机翼设计优化的近似方法。以升阻比和结构重量为目标,考虑升力、机翼面积以及应力和应变约束条件,对运输机机翼 4 个外形参数和 4 个结构参数进行多目标、多约束优化设计。优化后的机翼具有较好的气动/结构综合性能,表明本文方法是可行的。

**关键词:** 飞机设计; 机翼; 多学科设计优化; 响应面; Kriging 模型; 神经网络; 高亚声速运输机

**中图分类号:** V221 **文献标识码:** A

**Abstract:** Multidisciplinary aerodynamic/ structural design optimization is carried out for high subsonic transport wing using approximation technique. The framework of Multidisciplinary Design Optimization (MDO) based on approximation is presented and analyzed. The aerodynamic performance of wing-body combination in transonic flow is calculated with full-potential equation in conjunction with viscous correction method. Structural analysis is performed using finite element method to obtain stress and strain characteristics. The span, taper ratio, sweep angle and linear twist angle are chosen as design variables that define the aerodynamic configuration of the wing, and another four representing thicknesses of spars and skin are selected as the design variables for structural discipline. Uniform Design method is used to provide sample points, and approximation models for aerodynamic and structural discipline are constructed using quadratic response surface method (RSM), Kriging model (KM) and neural networks (NN), respectively. The accuracy of each set of approximations is compared through numerical error analysis. The objective is to investigate whether KM and NN can construct more accurate global approximations than RSM in a real aerospace engineering application and finally choose that of best accuracy to be used in the present wing design optimization problem. It is found that KM and RSM have comparative high accuracies and both are more accurate than NN. Multi-objective optimization for the wing is performed based on RSM, with lift-to-drag ratio and weight as targets, and with lift, reference area, deform and equivalent stress as constraints. The optimum wing is proven to have better integrated performance and that the presented method is applicable in engineering for multidisciplinary aerodynamic/ structural design optimization of high subsonic transport wing.

**Key words:** aircraft design; wing; multidisciplinary design optimization; response surface method; Kriging model; neural networks; high subsonic transport

统计数据表明,世界民机正向超大型和超高

效的方向发展。前不久,欧洲空中客车公司成功推出号称“空中巨无霸”的 A380 超大型客机,是目前世界上最大的商用客机。A380 之所以较各

型民机在性能上有较大的突破,采用先进的多学科设计优化技术是一个重要原因。在民用飞机需求旺盛的今天,探索有效的民机多学科综合设计方法具有重要战略意义。机翼是飞机产生升力和阻力的主要部件,对机翼进行多学科综合优化设计对提高飞机性能具有重要意义。国外在运用多学科设计优化方法进行机翼气动/结构优化设计研究方面已有大量研究:Kim等<sup>[1,2]</sup>用响应面方法对超声速战斗机机翼外形及翼型进行了气动/结构一体化设计,Wakayama等<sup>[3]</sup>对翼身融合体进行了多学科优化设计,Shi等<sup>[4]</sup>用响应面方法对M6机翼结构尺寸进行了气动/结构优化设计。国内在机翼气动/结构多学科综合优化设计方面尚属初步研究阶段,薛飞等<sup>[5]</sup>采用协同优化方法对简化的机翼进行了气动/结构优化设计,气动学科采用了升力线理论进行气动计算,机翼简化为盒式结构分析。

本文应用二次响应面、Kriging模型和神经网络近似技术,对高亚声速运输机机翼进行了气动/结构综合优化设计,建立了基于近似技术的多学科设计优化框架。气动学科采用全速势方程加黏性修正进行翼身融合体的气动计算,结构学科采用ANSYS软件对机翼结构进行有限元分析。优化后机翼具有较好的气动/结构综合性能,表明本文方法是可行的。

## 1 基于近似技术的多学科设计优化框架

工程大系统设计优化过程,涉及多个学科,学科间存在复杂耦合权衡关系,状态变量与设计变量的关系往往不能用显式表达出来,且学科分析计算量大。如果各种复杂的学科分析过程与优化过程嵌套,将使设计优化过程更加复杂,甚至无法求解。基于近似技术的设计优化方法的本质是通过一些试验,分析响应量(状态变量),从而建立响应量关于设计变量的近似模型,通过这些近似模型来研究最优设计问题。设计者可根据问题本身的特点选用不同近似技术,如二次响应面、Kriging模型和神经网络等。通过反复的修改设计参数和优化模型来构建足够精确的近似模型,使得最终的优化过程能建立在这些较为精确的近似模型基础上,从而得到可靠的设计方案。本文主要对基于近似技术的运输机机翼气动/结构多学科设计优化方法进行研究,建立如图1所示多学科设计优化框架。

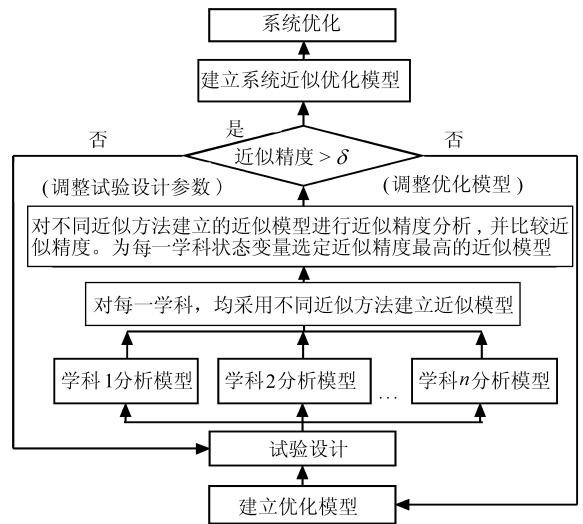


图1 基于近似技术的多学科设计优化框架

Fig. 1 Framework of MDO based on approximations

设计者首先按照总体设计要求确定设计变量及设计空间,确定目标函数和约束条件,从而建立设计优化模型。然后选用某种试验设计方法在设计空间内安排试验,并将样本点提供给各学科。各学科专家利用各自的精确分析工具对各样本点进行并行分析,学科之间按需要进行数据交换。分析完成后结果提供给系统设计专家,利用不同近似方法构造各学科近似模型,并进行近似精度分析,为每一学科状态量选择近似精度最高的近似模型。若近似精度满足要求,则用近似模型代替优化模型中原有复杂分析过程,执行系统优化,否则增加试验水平数或试验次数,或返回第一步调整设计变量或设计空间。从图1中可以看出,基于近似技术的多学科设计优化框架是一个通用的设计框架,它将具有物理意义的系统优化问题转换为一个只具有数学意义的优化模型,便于模块化编程,不同问题只需更换分析模型,对优化模型作简单修改即可实现。它实现了优化过程与分析过程分离,无需花费大量精力去解决优化软件与分析软件的集成问题,使得系统级设计者可以从学科分析中脱离出来,集中精力进行优化问题本身的研究,而各学科专家只需进行本学科领域内的分析方法研究。

## 2 近似技术及近似精度分析

### 2.1 试验设计

试验设计是近似技术的重要组成部分。试验设计关系到如何安排试验才能以最少的试验

次数最真实地反映设计对象随设计变量的变化趋势,这对于分析耗时、变量间关系复杂的飞机设计来说是一个非常重要的问题。工程设计中往往采用部分因子试验设计方法,如正交设计、均匀设计、D-Optimal设计和中心组合设计等。

中心组合设计同全因子试验一样,随设计变量数目的增加,试验次数呈级数增大。D-Optimal设计的过程同时也是一个优化过程,比较适合于具有不规则设计空间的问题。正交试验设计利用正交性来挑选部分的水平组合,所以选出的代表点具有“均匀”与“整齐”的特点,但其实质的优点就是样本点散布的均匀性<sup>[6]</sup>。而均匀试验设计则是利用均匀性来挑选部分的水平组合,与正交试验设计相比,它可以用更少的试验次数达到期望的结果。因此本文选用均匀试验设计方法安排试验。

## 2.2 二次响应面、Kriging模型和神经网络近似技术

与一次和三次以上多项式响应面相比,二次响应面是在近似精度与效率上达到最好折衷的一种有效的近似方法。二次响应面方法采用多项式回归技术对试验数据进行最小二乘拟合,求出待定系数,从而确定近似模型。将二次响应面模型的响应量用 $\hat{y}$ 表示,则

$$\hat{y} = \theta_0 + \sum_{i=1}^n \theta_i X_i + \sum_{i=1}^n \theta_{ii} X_i^2 + \sum_{1 \leq i < j \leq n} \theta_{ij} X_i X_j \quad (1)$$

式中: $X \in \mathbf{R}^n$ ;  $\theta_0, \theta_i, \theta_{ii}, \theta_{ij}$ 分别为常数项、一次项、二次项和交叉项的待定系数。由式(1)可以看出,二次响应面共有 $m(m=(n+1)(n+2)/2)$ 个待定系数,需要给定至少 $m$ 个样本点。通过方差分析去掉对响应量没有影响或影响不大的项,可以降低响应面的规模,减少待定系数的个数,从而减少需要的样本点数。

Kriging模型,从统计意义上说,是从变量相关性和变异性出发,在有限区域内对区域化变量的取值进行无偏、最优估计的一种方法;从插值角度讲是对空间分布的数据求线性最优、无偏内插估计的一种方法。它由全局模型与局部偏差迭加而成,表示为

$$y(x) = f(x) + Z(x) \quad (2)$$

式中: $y(x)$ 为未知的近似模型; $f(x)$ 为已知的近

似模型(通常为多项式模型); $Z(x)$ 为均值为零、方差为 $\sigma^2$ 、协方差不为零的随机过程。 $f(x)$ 提供了设计空间的全局近似模型,很多情况下也可取为常数<sup>[7,8]</sup>,而 $Z(x)$ 则在全局模型的基础上创建了局部偏差。

径向基神经网络以径向基函数为传递函数,较之其他神经网络模型,在函数逼近方面有其特有的优良性质。其突出优点在于该网络不仅与通常BP网络一样具有任意精度的泛函逼近能力,而且具有最优泛函逼近特性,同时具有较快的收敛速度。在径向基神经网络中,常选用高斯条函数构造式(3)的径向基函数

$$g(x) = \sum_{p=1}^P w_p \phi_p(x) + b \quad (3)$$

式中: $w_p$ 为权系数; $\phi_p$ 为高斯条函数; $b$ 为阈值; $P$ 为径向基网络中隐单元个数(即基函数个数)。确定基函数中心及高斯条函数方差,即可通过最小二乘法求出权系数。

## 2.3 近似精度分析

近似精度分析是判断优化设计结果是否可靠的关键。若精度满足要求,则该近似模型可以代替原优化模型中的精确分析模型;否则需要修改试验设计参数,更换近似技术,或者调整设计变量、设计范围等。通过以下样本相对误差的统计量来进行近似精度分析:

$$\text{相对误差均值 } \bar{e} = \frac{1}{n_e} \sum_{i=1}^{n_e} e_i \quad \text{式中: } e_i =$$

$\left| \frac{\hat{y}_i - y_i}{y_i} \right|$ ,  $y_i$ 和 $\hat{y}_i$ 分别为第 $i$ 个样本点对应状态变量的精确值和近似值; $n_e$ 为样本点数。

$$\text{相对误差标准差 } e = \sqrt{\frac{1}{n_e} \sum_{i=1}^{n_e} (e_i - \bar{e})^2}$$

## 3 机翼气动/结构优化设计的数学模型

本文对高亚声速运输机机翼进行初步设计,设计飞行状态为巡航状态,巡航高度为10 000 m,巡航马赫数为0.76,设计起飞总重为55 t。机翼采用内外翼布置,机翼参考面积为105 m<sup>2</sup>,机翼剖面选用超临界翼型,内翼长度固定。翼身组合体外形如图2所示。

选取4个外形尺寸参数和4个结构尺寸参数作为设计变量,对同等规模运输机进行数据统计后设定设计变量的上下限,如表1所示。

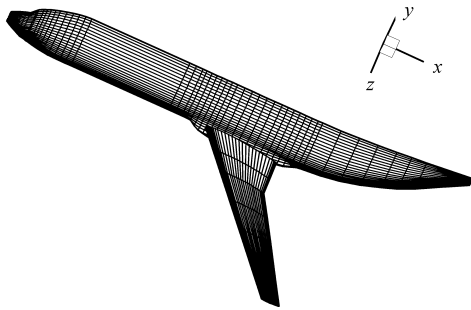


图 2 翼身组合体外形

Fig. 2 Configuration of wing-body combination

表 1 设计变量

Table 1 Design variables

设计变量	下限	上限
展长 $B$ /m	26	34
尖削比 TR	0.2	0.4
扭转角 $\gamma$ / (°)	-3.5	-2.5
前缘后掠角 $\beta$ / (°)	25	35
前梁腹板厚度 $T_{FS}$ /mm	2	6
后梁腹板厚度 $T_{BS}$ /mm	2	6
下蒙皮厚度 $T_{LS}$ /mm	3	7
上蒙皮厚度 $T_{US}$ /mm	3	7

采用加权多目标优化法建立式(4)运输机机翼气动/结构优化数学模型,以升阻比和机翼结构重量为目标, $L/D^0$ 和 $W_{wing}^0$ 分别代表升阻比和机翼重量的期望值

$$\min \left[ C_1 \left( \frac{L/D - L/D^0}{L/D^0} \right)^2 + C_2 \left( \frac{W_{wing} - W_{wing}^0}{W_{wing}^0} \right)^2 \right]$$

$$\text{s. t. } \left. \begin{array}{l} L \leq 55 \quad (10^3 \text{ kg}) \\ 100 \leq S_{wing} \leq 110 \quad (m^2) \\ \sigma_{max} \leq b \quad (10^9 \text{ Pa}) \\ \delta_{max} \leq 1.5 \quad (m) \end{array} \right\} \quad (4)$$

式中: $C_1, C_2$ 为权系数( $0 < C_1, C_2 < 1, C_1 + C_2 = 1$ ),它们的取值取决于设计者对设计目标的权衡, $C_1 = 1$ 时只考虑升阻比目标, $C_2 = 1$ 时只考虑机翼结构重量目标,本文取 $C_1 = C_2 = 0.5$ 。要求机翼能提供足够升力,机翼最大正应力 $\sigma_{max}$ 不超过许用应力,机翼最大变形 $\delta_{max}$ 不超过1.5 m,机翼面积不偏离参考面积 $5 \text{ m}^2$ 。优化模型中的升力为左右两个机翼所能提供的总升力,重量也为左右机翼总重。

## 4 机翼气动/结构分析模型

### 4.1 气动分析模型

气动学科采用全速势方程加黏性修正的方

法,对运输机翼身组合体进行气动力计算。高亚声速运输机机翼的气动设计往往需要了解机翼表面接近分离的流动,对这种流动的模拟通常选用基于雷诺平均 N-S 方程的方法。但 N-S 方程数值模拟计算量大,计算时间长,目前计算机的发展水平还很难满足 N-S 方程气动优化设计的要求。基于有黏/无黏迭代的方法可以比较准确的模拟接近分离的附面层流动,从而可有效预计机翼的升阻特性。实践证明,对巡航状态的运输机机翼气动分析,该方法计算结果与 N-S 方程计算结果比较接近,而计算效率远高于 N-S 方程计算,是一种适用于运输机机翼气动优化设计的有效方法。对于飞行雷诺数高、具有中等后掠角的高亚声速运输机来说,机翼表面大部分为紊流附面层,因此将转捩点固定在前缘 5% 处。

### 4.2 结构分析模型

本文高亚声速运输机机翼设计为双梁单块式结构,前后梁分别布置在距机翼前缘 20% 弦长和 70% 弦长处。结构分析计算模型只考虑了组成承力翼盒的主要部件:蒙皮、前后梁腹板及翼肋,长桁和梁缘条厚度“打扁”计入蒙皮厚度,以减少建模复杂度与分析计算量,在文献[2,3]中也采用了这种简化方法。为降低分析难度,忽略了结构变形对气动力的影响,这在初步设计阶段是可行的。采用 ANSYS 提供的 APDL 语言编制程序建立结构模型并进行有限元分析。蒙皮、梁腹板和翼肋材料均选用铝合金材料,其性能参数见表 2。

表 2 铝合金材料及性能

Table 2 Attributes of aluminum alloy

材料	弹性模量/ Pa	泊松比	$\sigma_b$ / Pa
Ly12	$72 \times 10^9$	0.3	$0.412 \times 10^9$

## 4 结果及分析

采用均匀设计法对 8 个设计变量进行 100 次试验,水平数取为 10,分别采用二次响应面、Kriging 模型和神经网络近似技术建立升力( $L$ )、升阻比( $L/D$ )、机翼面积( $S$ )、最大应力( $\sigma_{max}$ )、最大变形( $\delta_{max}$ )和机翼结构重量( $W_{wing}$ )等状态变量的近似模型。另用均匀设计法给出 45 个样本点用于验证近似模型精度,近似精度比较分析如表 3 所示。

表3 近似模型精度比较分析

Table 3 Precision analysis of approximation models

近似模型		$\bar{\epsilon}$	$\epsilon$
L	RSM	0.004 55	0.002 89
	Kriging	0.004 41	0.002 92
	NN	0.038 65	0.028 30
L/D	RSM	0.005 63	0.004 46
	Kriging	0.005 99	0.004 18
	NN	0.033 81	0.022 77
$S_{wing}$	RSM	0.006 84	0.004 47
	Kriging	0.007 02	0.004 50
	NN	0.047 34	0.030 48
max	RSM	0.058 97	0.056 98
	Kriging	0.059 52	0.056 63
	NN	0.297 14	0.197 14
max	RSM	0.093 56	0.139 95
	Kriging	0.095 84	0.141 42
	NN	0.223 26	0.141 77
$W_{wing}$	RSM	0.014 70	0.012 04
	Kriging	0.015 11	0.011 80
	NN	0.187 73	0.169 35

表中,RSM、Kriging 和 NN 分别代表二次响应面、Kriging 模型和神经网络近似模型。Kriging 模型相关矩阵采用高斯相关函数构造,对应相关参数取为常数。神经网络采用的是 Matlab 神经网络工具箱中的 newgrnn 函数。对比表中各状态变量近似模型精度可以看出,Kriging 模型与响应面的精度大致相当,神经网络的精度较差。虽然神经网络在理论上具有无限逼近能力,但构造较精确的神经网络近似模型需要大量样本点信息。由于 Kriging 模型计算量较响应面大,因此本文选用响应面方法构造机翼设计优化近似模型。分析得到各状态变量响应面模型的响应面相关系数<sup>[9]</sup>分别为 [0.998 9, 0.974 7, 0.989 6, 0.993 5, 0.997 8, 0.997 6],精度较高,满足工程要求。

在 100 个样本点中选择基本满足约束条件的较好点作为初始设计点,采用序列二次规划法,得到最优机翼设计方案。优化结果如表4所示(表

表4 优化结果

Table 4 Optimization results

	B/m	TR	$\gamma$	$\gamma$	$T_{FS}$ /mm	$T_{BS}$ /mm	$T_{LS}$ /mm
初始点	34.00	0.244	-2.833	29.44	3.333	3.778	6.556
最优解	33.17	0.200	-3.353	29.39	2.000	2.000	4.725
	$T_{US}$ /mm	L ( $10^3$ kg)	L/D	$S_{wing}$ /m <sup>2</sup>	max ( $10^9$ Pa)	max ( $10^3$ kg)	$W_{wing}$
初始点	3.889	60.47	28.89	111.9	0.364	1.59	3.85
最优解	3.737	55.49	28.39	110.0	0.338	1.52	3.07
近似值		55.02	28.57	108.5	0.329	1.50	3.01
相对误差/%		0.85	0.62	1.35	2.73	1.51	2.10

中相对误差即最优点处近似值与精确值之间的相对误差),优化迭代历史如图3所示。从优化结果可以看出,在满足约束的条件下,最优机翼设计虽然比初始机翼升阻比降低了 1.73%,但重量却减轻了 20.26%,是一个气动/结构综合性能较好的设计方案。

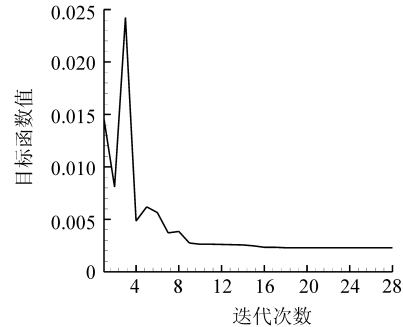


图3 机翼设计优化迭代历史

Fig. 3 Iteration history of wing optimization

机翼最优设计对应等效应力云图如图4所示,压力分布如图5所示。从等效应力云图可以看出,内外翼接合部应力较大,这主要是该处机翼转折造成的。从压力分布图可以看出,机翼表面压力分布已接近于理想的等压线平行的分布方式,只有在内外翼接合部还不太理想,主要因为未对翼剖面进行详细设计。

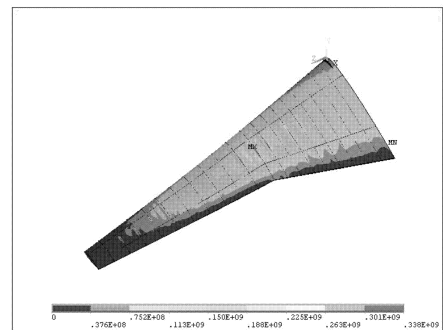


图4 机翼结构等效应力云图

Fig. 4 Equivalent stress cloud map of wing

## 6 结论

基于响应面、Kriging 模型和径向基神经网络近似技术,对高亚声速运输机机翼进行了气动/结构综合优化设计。设计出的机翼具有较好的气动/结构综合性能,近似模型精度高,表明本文方法对于高亚声速运输机机翼的气动结构优化设计是可行的。对几种近似技术比较发现,对于本文的设计情况,二次响应面和 Kriging 模型具有几乎等同的较高的近似精度,神经网络近似精度则较差。对几种近似技术的深入比较以及对考

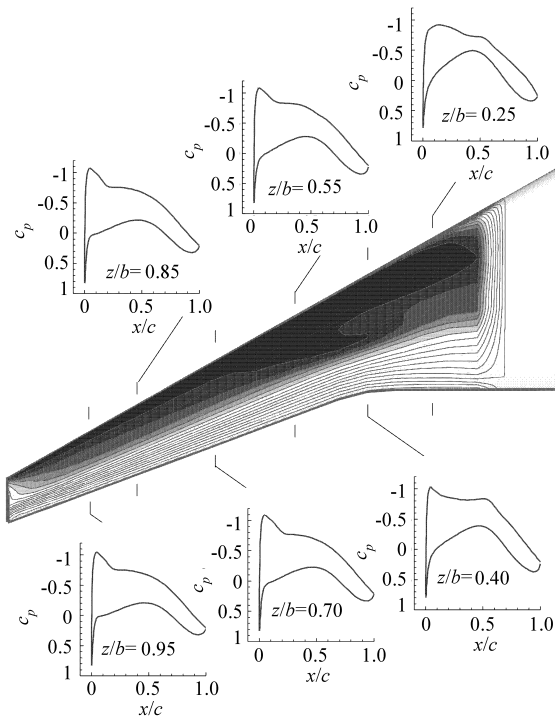


图5 机翼压力分布图

Fig 5 Pressure Distribution Map of Wing

考虑气动弹性的高亚声速运输机机翼气动/结构综合优化设计有待进一步研究。

### 参 考 文 献

- [1] Kim Y, Kim J, Jeon Y, et al. Multidisciplinary aerodynamic-structural design optimization of supersonic fighter wing using response surface methodology[R]. AIAA 2002-0322, 2002.
- [2] Kim Y, Lee D H, Kim Y, et al. Multidisciplinary design optimization of supersonic fighter wing using response surface methodology[R]. AIAA 2002-5408, 2002.
- [3] Wakayama S, Kroo I. The challenge and promise of blend-wing-body optimization[R]. AIAA-98-4736, 1998.
- [4] Shi G, Renaud G, Yang X, et al. Integrated wing design with three disciplines[R]. AIAA 2002-5405, 2002.
- [5] 薛飞, 余雄庆, 姚卫星, 等. 协同优化在机翼气动/结构一

体化设计中初步应用[J]. 航空计算技术, 2004, 34(1): 82-86.

Xue F, Yu X Q, Yao W X, et al. Integrated aerodynamic/structural design of a wing using collaborative optimization[J]. Aeronautical Computer Technique, 2004, 34(1): 82-86. (in Chinese)

[6] 方开泰, 马长兴. 正交与均匀试验设计[M]. 北京: 科学出版社, 2001.

Fang K T, Ma C X. Orthogonal design and uniform design[M]. Beijing: Science Press, 2001. (in Chinese)

[7] Simpson T W, Mauery T M, Korte J J, et al. Kriging models for global approximation in simulation-based multidisciplinary design optimization[J]. AIAA Journal, 2001, 39(12): 2233-2241.

[8] Chung H S, Alonso J J. Comparison of approximation models with merit functions for design optimization[R]. AIAA 2000-4754, 2000.

[9] 张科施, 李为吉, 李响. 飞机概念设计的多学科综合优化技术[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(1): 102-106.

Zhang K S, Li W J, Li X. A more efficient and practical multidisciplinary integrated optimization method for aircraft conceptual design[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(1): 102-106. (in Chinese)

### 作者简介:



张科施(1978 - ) 女,四川资阳人,博士后研究生,主要从事飞机总体设计和多学科设计优化方法研究。E-mail: icewoods@mail.china.com,联系电话: (029) 88491415

韩忠华(1977 - ) 男,四川资中人,西北工业大学航空学院讲师,博士研究生,主要从事计算流体力学、设计空气动力学、计算气动声学 and 流动控制的研究。E-mail: hanzh@nwpu.edu.cn,联系电话: (029) 88491144

李为吉(1939 - ) 男,山东济南人,西北工业大学航空学院教授,博导,主要从事飞行器设计、优化理论方法和设计技术的研究。

(责任编辑:李铁柏)