

文章编号: 0258-1825(2008)01-0001-07

# 一种考虑气动弹性的运输机机翼多学科优化方法

张科施, 韩忠华, 李为吉, 宋文萍

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:**探索了在运输机初步设计阶段的一种计及气动弹性的机翼气动/结构综合优化设计方法。该方法将试验设计方法与二次响应面、Kriging模型和神经网络等工程近似技术相结合,建立考虑气动弹性后的气动性能和结构性能的近似分析模型,在这些近似模型的基础上进行最优化设计。应用该方法进行了高亚声速运输机计及气动弹性的机翼气动/结构综合优化设计,设计结果表明:(1)近似模型精度满足工程设计要求,所设计的高亚声速运输机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;(2)计及气动弹性的优化设计结果比不考虑气动弹性的优化设计结果性能有很大提高,说明对高亚声速运输机机翼设计来说,在初步设计阶段考虑气动弹性是很有必要的。

**关键词:**飞机设计;机翼;多学科设计优化;气动弹性;高亚声速运输机

**中图分类号:** V211.3 **文献标识码:** A

## 0 引言

在飞机设计中,机翼气动弹性作为一个典型的多学科强耦合问题,一直受到飞机多学科综合优化设计方法研究者的关注。由于气动弹性问题较为复杂,在总体设计时往往只考虑气动力对机翼结构的影响,而忽略了结构变形对气动特性的影响。但对于高亚声速运输机机翼来说,文献[1]指出由于其具有大展弦比、大后掠的特点,结构变形对气动特性的影响在设计初期就必须考虑。因此,研究考虑气动弹性的多学科设计优化方法对于运输机机翼设计具有重要意义。考虑机翼气动弹性的多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization, MDO)问题在MDO研究中属于非层次性问题的范畴。目前求解非层次性问题的MDO方法主要包括协同优化方法<sup>[2]</sup>(Collaborative Optimization, CO)和并行子空间优化方法<sup>[3,4]</sup>(Concurrent Subspace Optimization, CSSO)。但这两种方法在处理气动弹性问题方面,存在诸多困难:文献[5,6]通过分析指出CO不适于处理带有强耦合的多学科优化问题;而CSSO通过建立状态变量近似模型的方法来解决学科间耦合问题,由于气动学科需要结构学科提供的大量数据用于描述结构变形,而结构学科也需要气动学科提供的大量数据用于描述气动力分布,如何

构造合适的近似模型来描述结构变形和气动力分布给设计者造成了困难。

本文采用了一种基于近似技术的多学科设计优化方法,选择直接反映机翼整体特性的升阻比和应变等参数作为响应量,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,并通过这些近似模型来研究最优设计问题。通过高亚声速运输机机翼考虑气动弹性的气动/结构综合优化设计表明,本文所发展的基于近似技术的多学科设计优化方法实用有效,具有良好的工程应用前景。

## 1 机翼气动/结构分析模型

### 1.1 气动分析模型

气动学科采用有粘无粘迭代的方法<sup>[7]</sup>,对运输机翼身组合体进行气动力计算。无粘外流的计算以守恒型全速势方程为控制方程,并考虑了流动在激波处的非等熵特性;附面层计算以三维附面层方程为控制方程,且考虑了小范围的流动分离。具体求解方法参见文献[7]。

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,对这种流动的模拟虽然通常选用基于雷诺平均N-S方程的方法,但N-S方程数

• 收稿日期: 2007-01-11; 修订日期: 2007-03-25.

基金项目: 国家自然科学基金(10702055), 博士后科学基金(20070410383), 教育部博士点基金(20070699047).

作者简介: 张科施(1978-), 女, 博士, 主要从事飞机总体设计、多学科设计优化方法的研究.

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。基于有粘/无粘迭代的方法可以较准确地模拟接近分离的附面层流动,从而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。

## 1.2 结构分析模型

选择双梁单块式结构作为运输机机翼结构形式,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[8,9]中也采用了这种简化方法。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,其性能参数如表 1 所示:

表 1 铝合金材料及性能

Table 1 Attributes of aluminum alloy

材料	弹性模量 (Pa)	泊松比	$\sigma_s$ (Pa)
Ly12	72E9	0.3	0.412E9

## 1.3 气动弹性分析模型

本文运输机机翼气动/结构综合设计考虑了机翼的静气动弹性。机翼气动弹性平衡方程<sup>[10]</sup>的求解是一个迭代过程:由给定机翼外形计算气动力,将气动力加载到机翼上计算变形,再对变形后的机翼进行气动力分析,然后再求解机翼在该气动力作用下的变形。这样反复迭代计算,直至变形和气动力收敛,达到弹性平衡状态。本文采用弱耦合法进行机翼静气动弹性分析,通常要反复迭代 5~10 次。在考虑气动弹性的机翼多学科设计优化中,如何实现气动学科与结构学科之间的数据传递(即如何将结构变形准确反映到原气动外形节点上以便进行气动分析,以及如何将变形后的气动力分布加载到对应结构网格节点上),如何提高计算效率,是其中的难点和关键点。

## 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,更适合具有不规则设计空间的问题。正交试验设计利用正交性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>[11]</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

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。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。将二次响应面模型的响应量用  $\eta$  表示,则:

$$\eta = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i x_i + \sum_{i=1}^n \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{1 \leq i < j \leq n} \beta_{ij} x_i x_j \quad (1)$$

式中:  $X \in R^n$ ,  $\beta_0, \beta_i, \beta_{ii}, \beta_{ij}$  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:

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

其中,  $y(x)$  是未知的近似模型,  $f(x)$  是已知的近似模型(通常为多项式模型),  $z(x)$  是均值为零、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>[12-13]</sup>,而  $z(x)$  则在全局模型的基础上创建了局部偏差。

径向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同通常 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:

$$g(x) = \sum_{p=1}^n \lambda_p \varphi_p(x) + \theta \quad (3)$$

式中,  $\lambda_p$  为权系数,  $\varphi_p$  为高斯条函数,  $\theta$  为阈值,  $p$  为径向神经网络中隐单元个数(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。本文通过以下样本相对误差的统计量来进行近似精度分析:

$$(1) \text{ 相对误差均值 } \bar{e} = \frac{1}{n_e} \sum_{i=1}^{n_e} e_i \text{。 其中 } e_i =$$

$\left| \frac{\hat{y}_i - y_i}{y_i} \right|$ ,  $y_i$  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。

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

对近似模型进行精度分析,可以给出若干测试点,采用相对误差均值  $\bar{e}$  和相对误差标准差  $\sigma_e$  等统计方法进行分析,  $\bar{e}$  表示平均相对误差的大小,  $\sigma_e$  代表了所有样本相对误差在  $\bar{e}$  周围的集中程度,  $\sigma_e$  越小,样本相对误差值越集中于  $\bar{e}$ 。对二次响应面,还可以采用复相关参数<sup>[14]</sup>  $R$  进行分析 ( $R \in (0, 1)$ ),  $R$  越接近 1,精度越高。对几种近似方法进行近似精度比较分析后,选择计算量小、近似精度较高的近似方法进行优化设计。

## 3 基于近似技术的机翼气动/结构综合优化设计方法

### 3.1 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 10000m,巡航马赫数 0.76,设计起飞总重 54 吨。机翼采用内外翼布置,机翼参考面积为 105m<sup>2</sup>,机翼剖面选用超临界翼型,内翼长度固定。为了考虑机身对机翼的气动干扰,气动学科对翼身组合体进行气动分析(如图 1 所示);结构学科只对机翼进行应力应变分析。

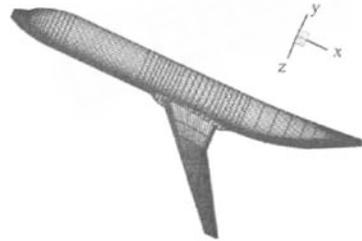


图 1 翼身组合体外形

Fig.1 Configuration of wing-body combination

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 2 所示。

表 2 设计变量

Table 2 Design variables

设计变量(符号)/单位	下限	上限
展长(B)/m	26	34
尖削比(TR)	0.2	0.4
扭转角( $\theta$ )/( $^\circ$ )	-3	-1
前缘后掠角( $\Delta$ )/( $^\circ$ )	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

采用加权法建立式(4)所示运输机机翼气动/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,由设计者按经验给出。

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

$$\text{s.t } L \geq 54 \quad /10^3 \text{ kg}$$

$$100 \leq S_{wing} \leq 110 / \text{m}^2$$

$$\sigma_{\max} \leq \sigma_b \quad /10^9 \text{ Pa}$$

$$\delta_{\max} \leq 1 \quad / \text{mm}$$

(4)

式中,  $C_1$ 、 $C_2$  为权系数 ( $0 \leq C_1, C_2 \leq 1, C_1 + C_2 = 1$ ), 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  $C_1 = C_2 = 0.5$ , 即同等考虑升阻比和重量目标。要求机翼能提供足够升力  $L$ , 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  $1\text{m}$ , 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。

### 3.2 基于近似技术的多学科设计优化框架

对于考虑气动弹性的机翼设计问题, 由于气动学科需要大量结构节点变形数据, 而结构学科又需要大量气动分布力数据, 因此气动学科和结构学科之间需要传递的数据量大, 即存在一个很宽的“数据交换带”, 形成了一个强耦合问题。这给优化设计造成了较大困难。

基于近似技术的机翼气动/结构多学科综合优化设计流程如图2所示。

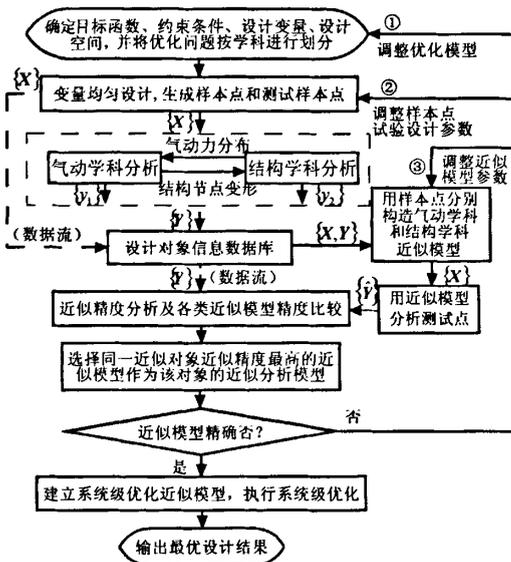


图2 计及气动弹性的机翼气动/结构设计流程图

Fig.2 Framework of coupled aerodynamic/structural integration optimization of wing

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。该方法具有较强的工程实用性, 主要表现在: (1)为构建近似模型而进行的试验点分析可通过并行计算来实现, 从而减少了计算时间; (2)优化设计过程完全建立在近似模型基础上, 不需要在优化过程中调用复杂分析程序, 从而大大降低了设计难度, 节省了计算时间; (3)只要近似模型满足工程设计精度要求, 得到的设计结果就是可信的。采用该方法进行机翼考虑气动弹性的综合优化设计, 由于优化过程中不需要对气动和结构进行精确分析, 因此不需要在气动与结构学科之间传递大量结构节点变形和气动分布数据。在建立机翼优化模型时, 只有反映机翼整体特性的升力、升阻比、应力和应变等参数作为气动与结构学科之间的耦合量, 从而大大减小了学科间耦合状态变量的数量。建立这些量的近似分析模型, 优化问题很容易求解。

## 4 结果及分析

采用  $U_{100}(10^8)$  均匀设计表给出 100 个样本点, 对每个样本点进行静气动弹性分析得到对应状态变量(包括升力  $L$ 、升阻比  $L/D$ 、机翼面积  $S_{\text{wing}}$ 、最大应力  $\sigma_{\max}$ 、最大应变  $\delta_{\max}$  和机翼重量  $W_{\text{wing}}$ )的响应量。采用二次响应面、Kriging 模型和径向基神经网络近似函数作为待选近似技术, 在样本点信息的基础上分别构造上述状态变量的近似模型, 用相对误差均值  $\bar{\epsilon}$  和相对误差标准差  $\sigma_r$  进行精度分析 ( $U_{45}(10^8)$  均匀设计表给出 45 个样本点作为测试点)。精度分析结果列于表3中, 表中 RSM、Kriging 和 NN 依次代表了上述三种近似技术。

表3 近似模型精度比较分析

Table 3 Precision analysis of approximation models

状态变量	近似模型	$\bar{\epsilon}$	$\sigma_r$	状态变量	近似模型	$\bar{\epsilon}$	$\sigma_r$
$L$	RSM	0.0360	0.0213	$\sigma_{\max}$	RSM	0.0563	0.0535
	Kriging	0.0362	0.0213		Kriging	0.0515	0.0522
	NN	0.0501	0.0356		NN	0.0843	0.0671
$L/D$	RSM	0.0122	0.0099	$\delta_{\max}$	RSM	0.0227	0.0241
	Kriging	0.0123	0.0097		Kriging	0.0227	0.0241
	NN	0.0231	0.0179		NN	0.1259	0.0915
$S_{\text{wing}}$	RSM	0.0071	0.0051	$W_{\text{wing}}$	RSM	0.0140	0.0104
	Kriging	0.0071	0.0051		Kriging	0.0142	0.0107
	NN	0.0096	0.0072		NN	0.0385	0.0251

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, 神经网络方法

近似精度略差。由于 Kriging 模型计算量较响应面大,因此本设计选用二次响应面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复相关系数分别为 [0.98556, 0.94469, 0.99035, 0.99079, 0.99957, 0.99755], 精度较高,表明近似模型是可靠的。

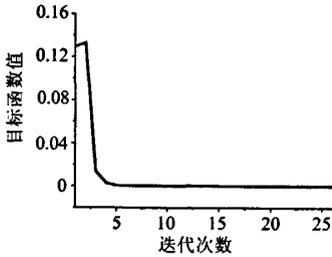


图 3 机翼设计优化迭代历史

Fig.3 Iteration history of wing optimization

表 4 考虑气动弹性的设计优化结果

Table 4 Optimization results considering aeroelastic effect

	$B$	$TR$	$\theta/(^\circ)$	$\Delta/(^\circ)$	$T_{RS}$	$T_{BS}$	$T_{LS}$	$T_{US}$
	/m				/mm	/mm	/mm	/mm
初始点	34.000	0.244	-1.667	29.444	3.333	3.778	6.556	3.889
最优解	31.692	0.200	-1.563	28.233	2.232	2.000	4.396	4.057

续表	$L/10^3\text{kg}$	$L/D$	$S_{\text{wing}}/\text{m}^2$	$\sigma_{\text{max}}$	$\delta_{\text{max}}$	$W_{\text{wing}}$
				$/10^6\text{Pa}$	/m	$/10^3\text{kg}$
初始点	51.498	27.810	111.937	0.311	1.191	3.850
最优解	53.142	27.400	107.247	0.275	0.991	3.063
近似值	54.000	27.445	106.271	0.267	1.000	3.003
相对误差	1.61%	0.16%	0.91%	2.97%	0.87%	1.85%

在样本点中选择基本满足约束条件的较好点作为初始点,采用序列二次规划法进行优化,得到最优机翼设计方案。优化结果如表 4 所示(表中相对误差即最优值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。从表 4 可以看出,最优点近似值与精确分析值相对误差较小,可见近似模型在最优点处具有较高的近似精度。最优机翼设计在满足约束的条件下,虽然比初始机翼升阻比降低了 1.47%,但重量却减轻了 20.44%,是一个气动/结构综合性能较好的设计方案。最优解的升阻比相对于初始点升阻比有所下降,原因是所选择的初始点气动性能较好的缘故。

而在实际的飞机设计中,对机翼结构尺寸的设计往往是初步设计阶段要进行的工作。机翼设计往往只考虑气动学科向结构学科的单向数据传递,即气动设计学科组向结构设计学科组传递机翼气动分布力信息,而结构学科组以这些气动力计算机翼变形后不再向气动学科返回变形信息。那么,这种单向数据传递的方式对最终的设计方案会有怎样的影响呢? 本文对此进行了研究,同样采用基于近似技术的多学科设计优化方法。样本点与上述考虑气动弹性的情况相同,只是对各样本进行气动和结构分析时,只考虑气动学科向结构学科的单向数据传递(传递气动分布力),即不进行气动弹性分析。采用与上述考虑气动弹性的设计相同的近似技术(二次响应面)构造状态变量的近似模型,优化模型与式(4)相同。优化结果如表 5 所示。表中还给出了对此优化方案的气动弹性分析结果。将表 5 与表 4 中考虑气动弹性的优化结果相比较,可以看出机翼优化设计中如果不考虑气动弹性,将导致优化结果升力下降 19.55%,升阻比下降 5.77%,气动性能大大降低。这是因为优化设计中如果不考虑机翼弹性负扭转等因素对机翼气动特性的影响,将使得计算得到的气动特性与真实情况

表 5 不考虑气动弹性的设计方案及其气动弹性分析结果

Table 5 Optimization results regardless of aeroelastic effect

$B/\text{m}$	$TR$	$\theta/(^\circ)$	$\Delta/(^\circ)$	$T_{RS}/\text{mm}$	$T_{BS}/\text{mm}$	$T_{LS}/\text{mm}$	$T_{US}/\text{mm}$	$L/10^3\text{kg}$	$L/D$	$S_{\text{wing}}/\text{m}^2$	$\sigma_{\text{max}}/10^6\text{Pa}$	$\delta_{\text{max}}/\text{m}$	$W_{\text{wing}}/10^3\text{kg}$
33.166	0.20000	-3.3525	29.393	2.0000	2.0000	4.7253	3.7366	42.7542	25.8200	109.983	0.262068	0.950725	3.07565

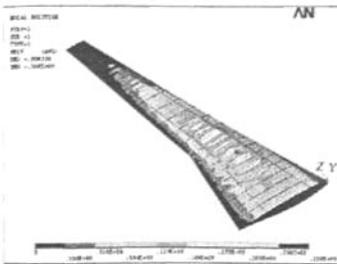


图 4 机翼结构等效应力云图

Fig.4 Cloud map of equivalent stress of wing

的气动特性有较大差别。换言之,不考虑气动弹性优化设计所得到的最优解并不是真实情况的最优解,而且差别较大。可见,对于大展弦比民机机翼的气动/结构综合设计,在优化设计中考虑气动弹性是非常必要的。

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。气动弹性变形收敛过程如图 6 和图 7 所示。从等效应力云图可以看出,内外翼接合部应力较大,这主要是该处机翼拐折造成的。从压力分布图可以看出,机翼设计基本达到超临界要求,机

翼上表面中部压力分布略有不光滑,这可能是由机翼蒙皮的局部不均匀变形造成的。从图6和图7可以看出,该机翼具有较好的气动弹性收敛特性。

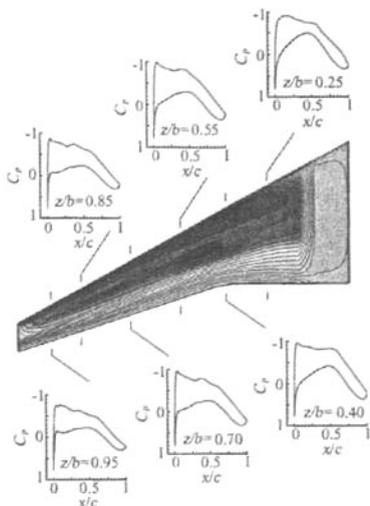


图5 机翼压力分布图

Fig.5 Pressure-distribution map of wing

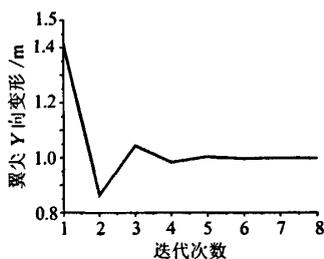


图6 翼尖Y向变形静气动弹性收敛过程

Fig.6 Iteration history of Y-direction deform on wing tip

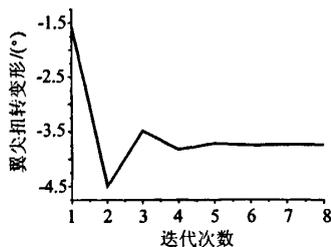


图7 翼尖负扭转静气动弹性收敛过程

Fig.7 Iteration history of torsional deform on wing tip

## 5 结论

本文采用基于近似技术的多学科设计优化方法,对高亚声速运输机进行了计及气动弹性的气动/结构

综合优化设计,设计结果表明:

(1) 近似模型精度满足工程设计要求,得到的设计结果是可靠的。所设计的高亚声速运输机机翼具有较好的气动/结构综合性能,表明本文方法是有效的;

(2) 计及气动弹性的优化设计结果比不考虑气动弹性的优化设计结果性能有很大提高,表明对高亚声速运输机机翼设计来说,在初步设计阶段考虑气动弹性是很有必要的。

## 参考文献:

- [1] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997, 1122-1225
- [2] BRAUN R D, GAGE P, KROO I M, et al. Implementation and performance issues in collaborative optimization [R]. AIAA 96-4017.
- [3] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J. Optimization by decomposition: a step from hierarchic to non-hierarchic systems [R]. NASA CP-3031, 1988.
- [4] SELLAR R S, BATILL S M, RENAUD J E. Response surface based, concurrent subspace optimization for multidisciplinary system design[R]. AIAA 96-0714.
- [5] ALEXANDROV N M, LEWIS R M. Analytical and computational properties of distributed approaches to MDO [R]. AIAA 2000-4718.
- [6] ALEXANDROV N M, LEWIS R M. Algorithmic perspectives on problem formulations in MDO [R]. AIAA 2000-4719.
- [7] KOVALEV V E, KARAS O V. Computation of a transonic airfoil flow considering viscous effects and thin separated regions [R]. Rech. Aerosp. N1991-1.
- [8] KIM Y, LEE D H, KIM Y, et al. Multidisciplinary design optimization of supersonic fighter wing using response surface methodology [R]. AIAA 2002-5408.
- [9] WAKAYAMA S, KROO I. The challenge and promise of blend-wing-body optimization [R]. AIAA-98-4736.
- [10] CHEN H H, CHANG K C, TZONG T, et al. Aeroelastic analysis of wing and wing/fuselage configurations [R]. AIAA 98-0907.
- [11] 方开泰, 马长兴. 正交与均匀试验设计[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [12] 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.
- [13] CHUNG H S, ALONSO J J. Comparison of approximation

models with merit functions for design optimization [R]. A- [14] 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.  
IAA 2000-4754.

## A method of coupled aerodynamic/structural integration optimization for transport-wing design

ZHANG Ke-shi, HAN Zhong-hua, LI Wei-ji, SONG Wen-ping  
(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** A new method was presented for coupled aerodynamic/structural integration optimization of transport wing. It was developed based on experiment design method and approximation techniques. Experiment design method was utilized to provide sample points of wing design. High-fidelity analysis tool of both aerodynamics and structures were permitted to carry out aeroelastic analysis on these sample design scenarios. Approximation analysis models were constructed using quadratic response surface method, Kriging model or neural networks. By this way, tightly coupled relationship between aerodynamic and structural discipline was decoupled. A general framework of this MDO (Multidisciplinary Design Optimization) method was carefully designed, and how to improve the accuracy of approximation model by choosing appropriate approximation method was discussed. A numerical example of designing a high aspect - ratio supercritical wing of wing/body configuration was presented, which preliminarily showed that the present method is effective and applicable.

**Keywords:** aircraft design; wing; multidisciplinary design optimization; aeroelastic; high subsonic transport