文章编号: 0258-1825(2014)02-0146-08

基于偏相关性分析的多设计要求 快速优化设计方法

王 丹¹, 白俊强¹, 朱 军¹, 华 俊², 孙智伟¹ (1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 2. 中国航空研究院, 北京 100012)

摘 要:针对飞行器气动外形优化设计中的多设计点、多目标、多工程约束等多设计要求问题,提出了一种新优化 设计方法——多设计要求快速优化设计方法。该方法立足于统计学中的偏相关性分析和线性回归理论,通过对设 计变量和设计要求进行偏相关性分析,采用线性回归的方法构建设计变量与设计要求之间的转换模型,将多个设 计要求转化为对设计变量的约束,从而简化了优化设计模型,减少了优化过程中调用求解器次数,提高了优化效 率。利用该方法对 RAE 2822 和 HSNLF(1)-0213 翼型进行了多设计要求优化设计算例验证,并将优化结果与 Pareto多目标优化方法结果进行对比,结果证明了本文方法的有效性和可靠性。

关键词:气动优化设计;多设计要求优化方法;优化设计模型;偏相关分析;线性回归分析

中图分类号:V211.3 文献标识码:A doi: 10.7638/kqdlxxb-2012.0078

0 引 言

飞行器气动外形设计是飞行器设计中的重要内容,其直接影响了飞行器的气动性能和飞行品质,而 气动性能和飞行品质的提高,离不开气动外形设计工 具和设计方法的改进与发展。

气动外形的设计方法可以分为三大类:一类是经 验设计方法,即利用已有的设计经验,依据流场特性 分析,对气动外形进行改进,使其性能更优;一类是直 接求解空气动力反问题的设计方法,如翼型设计中, 通常为给定目标压力分布,对初始翼型进行修型、数 值模拟计算迭代以期其压力分布逼近目标压力分布, 这类方法通常称为反设计方法^[1-2];第三类则是将空 气动力学正问题求解即计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法与优化算法相结合形成的 各种气动外形优化设计方法。气动外形优化设计方 法对设计经验依赖较少,减小了人为因素的影响,且 优化理论和算法发展到现在已比较成熟,给予了优化 设计方法强有力的支撑,因此该方法在气动外形设计 中广为应用。

为了提高气动性能和缩短设计周期,现代飞行器 设计对气动外形设计提出了更高的要求,希望在设计 过程中能兼顾多学科、多目标、多约束的设计要求,最 终得出工程实用的设计结果,且设计耗时较少。当前 的气动外形优化设计方法在处理这种多设计要求的 问题时主要有两种途径:一种是将多个目标通过加权 处理转化为单个目标[3],再进行优化,如评价函数 法^[4-5];另一种是建立在 Pareto 解集基础上的多目标 方法[6-8]。但是这两种方法在处理多个设计要求时, 存在以下问题:对于第一种方法,每个目标的权重系 数对优化设计结果影响很大,在设计目标较多时,这 种方法往往难以给出合适的各个设计目标之间的权 重比:对于第二种方法,在设计目标较多时,为了能够 搜索到较优解,往往需要较大的种群规模(目标个数 越多,所需种群规模越大),这样会使优化效率大大降 低,提高优化设计成本。这两种方法存在的问题是由 其本身的优化设计模型所决定的,而建立合适的优化 设计模型是开展多设计要求优化设计方法的前提。

针对上述优化设计方法的缺点和不足,本文发展 了基于偏相关性分析的多设计要求快速优化设计方 法。该方法提出一种新的优化设计模型的建立方法 和优化计算过程中对设计变量约束的处理方法,通过 对设计变量和设计目标进行偏相关性分析和回归分 析,将设计目标转换为对设计变量的约束,并由设计

^{*} 收稿日期:2012-05-14; 修订日期:2012-09-12

作者简介:王 丹(1986-),女,博士研究生,研究方向:飞行器设计. E-mail:wangdan_hong@163.com

引用格式:王丹,白俊强,朱军,等.基于偏相关性分析的多设计要求快速优化设计方法[J]. 空气动力学学报,2014,32(2):146-153. doi: 10.7638/kqdlxxb-2012.0078. WANG D, BAI J Q, ZHU J, et al. Fast optimization design with multi-requirements based on the analysis of partial correlation[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2014, 32(2): 146-153.

变量的约束对优化过程中的个体进行筛选处理。本 文发展的方法避免了多目标向单目标转换时目标权 重系数选择困难的问题,而相对于 Pareto 多目标方 法,由于通过设计变量约束将优化过程中的个体锁定 在可行域内,大大缩减了优化过程中 CFD 求解次数, 节省了优化时间,提高了优化效率。文中应用建立的 基于偏相关性分析的多设计要求快速优化设计方法 对 RAE 2822 和 HSNLF(1)-0213 翼型进行了多设 计要求的优化设计。其中在对 RAE 2822 的设计中 将本文设计方法与 Pareto 多目标优化设计方法进行 对比,结果表明本文的设计方法具有较高的优化效 率;对 HSNLF(1)-0213 的设计结果完全符合其设计 要求,并且气动性能有较大提高。通过这两个算例验 证证明了本文设计方法的有效性和可靠性。

1 多设计要求快速优化设计方法

本文建立的基于偏相关性分析的多设计要求快 速优化方法,能有效简化优化设计模型并提高优化设 计效率、缩短优化设计时间,其流程图如图1所示。 与以往的优化设计方法相比,本文方法的特点体现在 优化设计模型的建立和优化求解过程中对设计变量 约束的处理方法上。



以一个机翼气动外形优化问题来说明本文的多 设计要求快速优化设计方法。要求对原始机翼进行 气动外形优化设计,设计变量为该机翼 3 个站位剖面 的翼型几何外形控制变量,每个剖面各 10 个共计 30 个设计变量(*x*₁,*x*₂,...,*x*₃₀)。设计要求为:在巡航 状态($Ma=0.785, C_l=0.575$)具有高的升阻比、较小的低头力矩;在低速时(Ma=0.2)具有较大的最大升力系数;速度在巡航马赫数附近变化时(Ma=0.765、Ma=0.805,攻角为巡航攻角)其升阻比变化较小;该站位剖面相对厚度不低于原始机翼剖面相对厚度。

本文发展的快速多设计要求优化方法将建立一 种新的优化设计模型,步骤如下:

 1)选择最重要的设计要求"巡航状态升阻比最 大"为设计目标;

2)将次重要的设计要求"低速最大升力系数 (C_{lmax})最大"、"巡航马赫数附近的升阻比变化量 (Δ(C_l/C_d))较小",通过偏相关性分析、回归分析转 换将其为对设计变量的约束,具体做法如下。

①选取一定数目样本点,计算出 30 个设计变量 分别对 C_{lmax} 、 $\Delta(C_l/C_d)$ 的偏相关性系数;

②通过偏相关性系数判断设计变量与 C_{lmax} 、 $\Delta(C_l/C_d)$ 的相关程度;找出与设计要求相关程度较 大的设计变量,采用回归分析方法,利用这些设计变 量分别建立 C_{lmax} 、 $\Delta(C_l/C_d)$ 的回归方程:

 $C_{l\max} = f(x_i, x_j, \ldots, x_k, a_{iC_{l\max}}, a_{jC_{l\max}}, \ldots, a_{kC_{l\max}}),$

 $\Delta(C_l/C_d) = g(x_l, x_m, \dots, x_n, a_{l\Delta k}, a_{m\Delta k}, \dots, a_{n\Delta k})$ 其中 x_i 为与设计要求相关程度较大的设计变量; a_{iobj} 为回归方程中对应 x_i 的系数,由回归分析得出。

③给出 C_{lmax} 、 $\Delta(C_l/C_d)$ 的可接受范围,设 $C_{lmax} \ge c_1$, $\Delta(C_l/C_d) \le c_2$, 易得出对设计变量的约束

 $f(x_i, x_j, \ldots, x_k, a_{iC_{lmax}}, a_{jC_{lmax}}, \ldots, a_{kC_{lmax}}) \geq c_1,$

 $g(x_1, x_m, \ldots, x_n, a_{l\Delta k}, a_{m\Delta k}, \ldots, a_{n\Delta k}) \leqslant c_2$;则设 计要求到设计变量的转换完成。

 3)对于其余的设计要求如巡航力矩系数不减小、 站位剖面翼型相对厚度不减小等,均作为约束条件。

最终建立的优化设计模型将为: $\max(C_l/C_d)_{cruise}$

s. t. $\begin{cases} f(a_1, a_2, \dots, a_{30}, r_{1c_{l_{\max}}}, r_{2c_{l_{\max}}}, \dots, r_{30c_{l_{\max}}}) \geqslant c_1 \\ g(a_1, a_2, \dots, a_{30}, r_{1\Delta k}, r_{2\Delta k}, \dots, r_{30\Delta k}) \leqslant c_2 \\ |C_m \text{ cruise}| \leqslant c_3 \\ (t/c)_{\text{ cross1}} \geqslant c_4 \\ (t/c)_{\text{ cross2}} \geqslant c_5 \\ (t/c)_{\text{ cross3}} \geqslant c_6 \end{cases}$

其中 $(t/c)_{cross1}$ 、 $(t/c)_{cross2}$ 、 $(t/c)_{cross3}$ 分别为机翼三个 站位剖面翼型相对厚度。

优化设计模型建立好后,可以开始优化设计计算。在优化设计计算过程中,对于每一次优化迭代, 在生成子个体时,首先判断该个体对应的设计变量是 否满足约束

$$f(a_1, a_2, \ldots, a_{30}, r_{1d\max}, r_{2d\max}, \ldots, r_{30d\max}) \geqslant c$$

 $g(a_1, a_2, \ldots, a_{30}, r_{1 \Delta t}, r_{2 \Delta t}, \ldots, r_{30 \Delta t}) \leq c_2;$ 若满足,则判定该个体处在可行域内,允许它作为优化 设计过程中的一个个体参与优化;若不满足,则判定其 在可行域之外,直接淘汰,重新生成子个体。很显然,

这样的处理方法将优化设计直接锁定在可行域内进行,避免了很多不必要的计算量,将提高优化效率,缩 短优化设计时间。

2 优化设计中的偏相关性分析

本文的多设计要求快速优化设计方法在建立优化 设计模型时,利用设计变量与设计要求之间的偏相关 系数来选择与设计要求有较大相关性的设计变量,通 过线性回归分析建立这些设计变量与设计要求的线性 回归方程,最终实现设计要求到设计变量约束的转换。 其中,设计变量与设计要求之间的偏相关系数的计算 以统计学中偏相关分析理论为基础。

变量之间的关系可以分为两类,一类是确定性关 系,即通常的函数关系;另一类是非确定关系,即相关 关系。统计学中,相关分析以分析变量间的线性关系 为主,研究它们之间线性相关密切程度,相关系数则是 这一程度的指示。相关系数有多种表示形式,适用于 描述不同问题中变量之间的相关关系^[9],如皮尔逊积 矩相关系数(Pearson):(适用于计量资料,仅限于简单 线性相关关系的测定);斯皮尔曼等级相关系数 (Spearman):(适用于等级资料,测定两等级之间的联 系强度);复相关系数:(适用于计量资料,测定一个因 变量同多个自变量之间的相关关系);偏相关系数:(适 用于计量资料,多元回归中测定在其它自变量固定不 变时,单个变量同因变量的相关关系)。

在多元相关分析中,偏相关系数描述当其他变量 固定后,给定的任意两个变量之间的相关系数,真正反 映两个变量相关关系,适用于表达设计变量与设计要 求的相关关系,因此,本文选择偏相关性系数来判断设 计变量与设计要求的相关程度。

在本文计算中,偏相关系数借助简单相关系数所 构成的相关系数对称矩阵来计算^[9-11]。

设有 n 个变量 X_1, X_2, \dots, X_n ,每两个变量间的简 单相关系数为 $r_{ij}(i, j=1, 2, \dots, n), r_{ij}$ 可由下式计算得 到:

$$r_{ij} = \frac{\sum (X_i - \overline{X_i})(X_j - \overline{X_j})}{\sqrt{\sum (X_i - \overline{X_i})^2 \sum (X_j - \overline{X_j})^2}}$$
(1)

其中*X*;是变量 *X*; 的平均值。由简单相关系数所构成的相关系数对称矩阵如下:

$$R = \begin{pmatrix} r_{11} & r_{12} & \cdots & r_{1n} \\ r_{21} & r_{22} & \cdots & r_{2n} \\ \cdots & \cdots & \vdots & \cdots \\ r_{n1} & r_{n2} & \cdots & r_{nn} \end{pmatrix}$$
(2)

其中 $r_{ij} = r_{ji}$, $(i, j = 1, 2, \dots, n)$ 。

设 Δ 为此矩阵的行列式,即 $\Delta = |R|$,则变量 X_i 与 X_j 之间的偏相关系数为:

$$R_{ij} = \frac{-\Delta_{ij}}{\sqrt{\Delta_{ii} \cdot \Delta_{jj}}} \tag{3}$$

这里 Δ_{ij} 、 Δ_{ii} 、 Δ_{jj} 分别为 Δ 中元素 r_{ij} 、 r_{ii} 、 r_{jj} 的代数余子 式。

同理,在优化设计中,设计变量与设计目标的偏相 关系数可由以下计算得到:

设有设计变量 a_1, a_2, \dots, a_n ;设计目标 b_1, b_2, \dots, b_m ;若要计算设计变量 a_i 对设计目标 b_j 的偏相关系数,则可令 $a_1 = X_1, a_2 = X_2, \dots, a_n = X_n, b_j = X_{n+1}$ 。由 式(1)可得 X_1, X_2, \dots, X_{n+1} 中任意两个变量的简单相 关系数 $r_{ij}(i, j=1, 2, \dots, n+1)$;由式(2)可知相关系数 对称矩阵为:

$$R = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & \cdots & r_{1,n+1} \\ r_{21} & r_{22} & \cdots & r_{2,n+1} \\ \cdots & \cdots & \vdots & \cdots \\ r_{n+1,1} & r_{n+1,2} & \cdots & r_{n+1,n+1} \end{bmatrix}$$
(4)

于是设计变量 a_i 对设计目标 b_j 的偏相关系数 R_{a,b_i} 为

$$R_{a_i b_j} = R_{i,n+1} = \frac{-\Delta_{i,n+1}}{\sqrt{\Delta_{ii}} \cdot \Delta_{n+1,n+1}}, (i = 1, 2, ..., n)$$

(5)

偏相关性分析是建立在统计学理论的基础之上 的,需要有一定的统计样本来支撑分析,两个变量之间 的偏相关性系数的计算也涉及到样本的平均值,因此, 在优化设计中,计算设计变量与设计目标之间的偏相 关系数之前,先要选取一定数量的设计样本点并计算 出这些样本点所对应的设计目标值。

3 优化设计中设计要求到设计变量约 束的转换

本文通过回归方程实现设计要求到设计变量约束 的转换。回归分析建立在统计学理论基础之上,通过 对样本点分析研究建立自变量与应变量之间的关系表 达式,该关系表达式称为回归方程^[12-13]。

在进行了设计变量与设计要求偏相关性分析的基础上,利用设计要求与设计变量之间的偏相关性系数 判断其相关程度,选择与设计要求相关程度较大的设 计变量,采用线性回归分析方法,建立这些设计变量与 设计要求之间的多元线性回归方程,继而通过给定设 计目标的范围,结合回归方程得出设计变量的约束条 件,最终实现将设计目标转换为对设计变量的约束。

由统计学分析可知,当偏相关系数小于 0.3 时,变 量之间为弱相关;当偏相关系数大于等于 0.3 时,变量 之间存在准线性关系^[14,15]。因此,认为偏相关系数大 于 0.3 的设计变量与设计要求的相关程度较大,选择 该设计变量进行回归分析。在对设计变量与设计目标 进行了偏相关性分析之后,找到与设计要求之间存在 准线性关系的设计变量即偏相关系数大于 0.3 的设计 变量,对这些设计变量进行线性回归分析,建立其与设 计要求的近似线性回归方程如下:

设与设计要求的气动参数 Q存在偏相关关系的设 计变量有 x_i(i=1,...,m),利用线性回归分析,建立气动 参数 Q 与这几个设计变量的线性方程,设方程为:

 $Q = a_1 x_1 + \cdots a_i x_i \cdots + a_m x_m + b$ (6) 其中: a_i 、b为线性回归方程的系数,这些系数值通过 最小二乘法来确定,所用样本点与求解偏相关系数时 的样本点相同。

给定设计目标 Q 的范围如 Q $\geq c_0$,则得出 a_1x_1 + $\cdots a_ix_i \cdots + a_mx_m + b \geq c_0$,于是设计目标转换为对设 计变量的约束。

4 算例分析

4.1 算例1

对一个二维翼型进行优化设计,初始翼型为 RAE2822,设计要求为: $M_{\infty}=0.73$, $\alpha=2.79^{\circ}$,Re=6.5×10⁶ 时升阻比最大,升力系数在 0.78《 C_{l} 《0.82 范 围内变化,力矩系数 C_{m} 》一0.0897;当攻角在 1.29°《 α 《3.29°范围内变化时升阻比变化较小;翼型相对厚度 (t/c)》0.12。攻角在 1.29°《 α 《3.29°范围内变化时 升阻比变化较小,运用数学语言描述即为:

$$k_sum = |(C_l/C_d)_{a=2.79^\circ} - (C_l/C_d)_{a=1.29^\circ}| + |(C_l/C_d)_{a=2.79^\circ} - (C_l/C_d)_{a=3.29^\circ}| + |(C_l/C_d)_{a=1.29^\circ} - (C_l/C_d)_{a=3.29^\circ}|$$
(7)

要求 k_sum 较小。

在翼型优化中,参数化方法采用 Hicks-Henne 型函数线性叠加的方法^[16],选取 14 个型函数叠加来 描述翼型几何外形,其中前 7 个用于描述翼型的厚 度,后 7 个用于描述翼型的弯度,设计变量为这 14 个 型函数叠加时的系数;优化算法采用遗传算法,种群 规模 30 个,变异因子 0.1,交叉因子 0.9,迭代 30 次 时停止优化;自动网格生成调用商用软件 Gridgen 中 的宏命令完成;CFD 计算采用 RANS 求解器,LU-SGS 时间推进方法,Roe 格式进行空间离散,湍流模 型选为 SST k-ω 模型。

在本算例中,为了将本文的优化设计方法和多目 标优化设计方法进行比较,选择了多目标优化设计中 应用较广的 Pareto 遗传算法作为对比方法,将本文 方法的优化结果与 Pareto 遗传算法的优化结果进行 比较。其中,Pareto 遗传算法优化设计模型为:

$$\max(C_l/C_d)_{a=2.79}, \frac{1.0}{k_\text{sum}}$$

s.t.
$$\begin{cases} (t/c) \ge 0.12\\ C_m \ge -0.0897\\ 0.78 \le C_l \le 0.082 \end{cases}$$

Pareto 遗传算法的群体规模为 30, 交叉概率为 0.9, 变异概率为 0.1, 共进化 50 代。

对于本文提出的优化设计方法,其优化模型建立 如下。选择 $M_{\infty}=0.73$, $\alpha=2.79^{\circ}$, $Re=6.5\times10^{\circ}$ 时 升阻比最大作为设计目标,将攻角在 1.29° $\leq \alpha \leq$ 3.29°范围内变化时升阻比变化较小即要求 k_{sum} 较小转换为对设计变量的约束;其余设计要求均作为 约束。将 k_{sum} 较小的要求转换为对设计变量的约 束的步骤如下:

1) 采样。选用拉丁超立方方法在设计变量变化 范围内生成样本点 300 个,数值模拟计算得到每个样 本点在 Ma = 0.73, $Re = 6.5 \times 10^6$, 攻角分别为 1.29°、2.79°、3.29°时的升阻比(C_l/C_d)_{a=1.29}、 (C_l/C_d)_{a=2.79}、(C_l/C_d)_{a=3.29};由式(7)得到每个样本 点对应的 k_sum 的值;

2)求偏相关系数。由式(1)、式(4)、式(5)计算得 到翼型的14个设计变量 c₁,c₂,…,c₁₄分别与 k_sum 之 间的偏相关系数见表 1,其中当偏相关系数小于 0.3 时记为 0;

表 1 设计变量与 k_sum 的偏相关系数

 Table 1
 Prtial correlation coefficient between

 design variable and k sum

		uesign	variau	le allu i	k_sum		
	c_1	C2	С3	С4	С5	С6	С7
k_sum	0	0	0	0	-0.414	0	0
	c_8	C 9	c_{10}	c ₁₁	C12	c_{13}	c_{14}
k_sum	0	0	0	0	0	0.406	0.405

3) 线性回归分析。由表一可以看出,与 k_{-} sum 的偏相关系数大于 0.3 的设计变量为 c_5 、 c_{13} 、 c_{14} ,因 此建立该三个设计变量与 k_{-} sum 之间的回归方程:

 $k_{sum} = a_1 \cdot c_5 + a_2 \cdot c_{13} + a_3 \cdot c_{14} + b$ (8)

由步骤(1)中得到的样本点,通过最小二乘法对式(8)进行线性回归拟合求解系数 *a*₁、*a*₂、*a*₃、*b*,最终得到如下回归方程:

$$k_sum = -0.773c_5 + 0.409c_{13} + 0.606c_{14} + 11.396$$
(9)

 4)设计变量约束的转换。在优化设计中,若设 当 k_sum≪13.0时,符合"攻角在 1.29°≪α≪3.29°
 范围内变化时升阻比变化较小"这一设计要求,则令 k_sum≪13.0,由式(9)易得:

 $-0.773c_5 + 0.409c_{13} + 0.606c_{14} + 11.396 \leqslant 13.0$ (10)

则式(10)为在优化设计中对设计变量 c₅、c₁₃、c₁₄的约 束。

5)建立优化设计模型。由以上分析计算,最终 建立优化设计模型如下:

$$\max k_{a=2.79} \\ \text{s. t.} \begin{cases} -0.773c_5 + 0.409c_{13} + 0.606c_{14} + 11.396 \leqslant 13.0 \\ 0.78 \leqslant C_{l_{a=2.79}} \leqslant 0.82 \\ C_m \gg 0.0897 \\ \bar{c}_r \geqslant 0.12 \end{cases}$$

建立好优化设计模型后,开始进行优化设计,其 流程图如图2所示。

本文的多设计要求快速优化设计方法和 Pareto 遗传算法优化结果对比如图 3 所示。

图 4 给出了 Pareto 遗传算法迭代 50 次后得到 的 Pareto 前沿,可以看到可行域个体在该前沿阵列 中分布较为均匀,说明 Pareto 遗传算法优化结果兼 顾了多目标设计的要求。图 4 中箭头所指个体为从 Pareto 前沿中挑选出来个体,其为符合 $k_{sum} \leq 13.0$ 的条件下 C_l/C_d 最大的个体,以该个体做为 Pareto 方 法优化出的最优个体。图 3 是优化前后翼型几何 外形的对比,可以看出本文的多设计要求快速优化设







Fig. 3 The foils before and after optimization



Fig. 4 The results of Pareto

计方法得到的翼型较之 Pareto 遗传算法优化出的翼型其前缘半径较小,后加载较大,翼型相对厚度略有减小。

图 5 是优化前后压力分布的比较,明显可以看出,Pareto遗传算法优化得到的压力分布减弱了原始 翼型压力分布中的较强的激波,但在翼型上翼面约 42%弦长处出现了一道弱激波;而多设计要求快速优 化设计方法优化出的翼型其压力分布只在上翼面约 55%弦长处有很微弱的压力恢复凸台,由此可见本文 的多设计要求快速优化设计方法得到的压力分布优 于 Pareto遗传算法优化出的。



图 5 优化前后压力分布比较

Fig. 5 The pressure coefficients before and after optimization

图 6 是优化前后升力系数的对比,图 7 则给出了 优化前后升阻比的比较。在攻角为 2.79°时两种优 化方法得到的升力系数差别不大,均符合 0.78 $\leq C_l$ ≤ 0.82 的设计要求,但多设计要求快速优化设计方 法得到的最大升力系数较大;由图 7 的升阻比曲线对 比可以看出,在攻角为 2.79°时多设计要求快速优化 设计方法优化出的升阻比要比原始翼型的高出约 27%,比 Pareto遗传算法的结果高出约 12%。



图 6 优化前后升力曲线比较 Fig. 6 The lift curve before and after optimization



图 7 优化前后升阻比比较

Fig. 7 The lift/drag ratio curve before and after optimization

对一个优化设计方法的评价除了看得到的结果 是否在符合设计要求的前提下更优以外,还要看优化 设计是否能在较短的时间内得出较优的结果,而优化 设计的耗时主要集中在优化过程中的 CFD 求解运算 上。在本算例中,Pareto 遗传算法多设计要求快速优 化设计方法共计调用 CFD 求解器 4500 次,而多设计 要求快速优化设计方法在取样、优化设计中共计调用 CFD 求解器 1800 次,节省的时间十分可观。

4.2 算例 2

本算例以 HSNLF(1)-0213 翼型为初始翼型,设 计要求为:

1) $M_{\infty} = 0.69, \alpha = 2.0^{\circ}, Re = 6.0 \times 10^{6}$ 时升阻比最大;

2) $M_{\infty} = 0.69, \alpha = 2.0^{\circ}, Re = 6.0 \times 10^{6}$ 时,翼型 上表面转捩位置($X \operatorname{tr}_{up_{\alpha=2^{\circ}}}$)大于 0.5;

3) $M_{\infty} = 0.69, \alpha = 0^{\circ}, Re = 6.0 \times 10^{6}$ 时,翼型上 表面转捩位置($X \operatorname{tr}_{up_{a=0^{\circ}}}$)大于 0.6;

4) M_∞=0.69 的最大升力系数大于 1.0;

5) $M_{\infty} = 0.69, \alpha = 2.0^{\circ}, Re = 6.0 \times 10^{6}$ 时,升力 系数 C_{l} 不减小;

6) 翼型最大厚度(t/c)在 0.125~0.135 之间。

此处优化设计的主要目的在于使翼型上表面在 较大迎角范围内保持层流以减小阻力、提高升阻比。 优化设计要求有7个之多,若用多目标优化设计,将 前三个设计要求作为目标,后三个作为约束,则优化 目标嫌多,Pareto遗传算法优化的可行域确定的复杂 程度加大,影响优化精度,且 Pareto 前沿阵列需用较 多的迭代次数才能收敛,这无疑增加了优化时间;若 选前两个设计要求作为优化目标,后四个作为约束条 件,则约束条件太多,惩罚因子不好确定。

本文的多设计要求快速优化设计方法则能很好 的解决多设计要求的气动优化问题。选择第1个设 计要求作为设计目标,将第2、3、4个设计要求转换为 对设计变量的约束,将第5、6个设计要求作为约束。

优化过程中参数化方法和优化算法同上一个算例;CFD方法采用 RANS 求解器,LU-SGS 时间推进 方法,Roe 格式进行空间离散,选用 γ-Re_θ 模型进行 转捩预测。

采用拉丁超立方方法选取样本点 300 个,进行 Ma=0.69,攻角为 2°、0°及 Ma=0.69 时的最大升力 系数 CFD 评估计算,通过偏相关性分析得到设计变 量与 $M_{\infty}=0.69$, $\alpha=2.0^{\circ}$, $Re=6.0\times10^{6}$ 时翼型上表 面转捩位置($Xtr_{up_{a=2^{\circ}}}$)、 $M_{\infty}=0.69$, $\alpha=0^{\circ}$,Re=6.0×10⁶ 时翼型上表面转捩位置($Xtr_{up_{a=0^{\circ}}}$)及 $M_{\infty}=$ 0.69 的最大升力系数的偏相关性系数如表 2,当偏相 关系数小于 0.3 记为 0。

表 2 偏相关系数

Table 2 The	partial	correlation
-------------	---------	-------------

	$X \operatorname{tr_up}_{a=0^\circ}$	X tr_up _{$\alpha=2^\circ$}	C_l _max
c1	0	0	0
c2	0	0.34	-0.73
<i>c</i> 3	0	0.51	0.57
<i>c</i> 4	0.32	0.53	0
<i>c</i> 5	0.32	0	0
<i>c</i> 6	0	0	0
с7	0	0	0
с8	0	0	0
с9	0	0	-0.52
c10	0	0	-0.46
c11	0.45	0	0.38
c12	0.43	0.37	0.70
c13	0	0	0.47
c14	0	0	0.53

由表 2 中选择与设计要求偏相关系数大于 0.3 的 设计变量,利用线性回归分析,分别建立 Xtr_up_{a=0}°、 Xtr_up_{a=2}°以及 C_l _max 的线性回归方程如下:

$$X \operatorname{tr}_{up_{a=0^{\circ}}=0.5262+0.0114c_{4}+0.0088c_{5}+}_{0.0102c_{11}+0.0095c_{12}}$$

(11)

Xtr_up_{a=2} = 0. 3889 + 0. 0085
$$c_2$$
 + 0. 0159 c_3 +
0. 0140 c_4 + 0. 008 c_{12} (12)
 C_{t_max} = 0. 9219 - 0. 0118 c_2 - 0. 0101 c_3 -
0. 0065 c_9 - 0. 0044 c_{10} + 0. 0043 c_{11} +
0. 0101 c_{12} + 0. 0062 c_{13} + 0. 0066 c_{14} (13)
由第 2.3.4 点设计要求,结合方程(11)、(12)、
13)得到对设计变量的约束为:
0. 5262 + 0. 0114 c_4 + 0. 0088 c_5
+ 0. 0102 c_{11} + 0. 0095 $c_{12} \ge 0.6$
0. 3889 + 0. 085 c_2 + 0. 0159 c_3
+ 0. 0140 c_4 + 0. 0086 $c_{12} \ge 0.5$
0. 9219 - 0. 0118 c_2 - 0. 0101 c_3 - 0. 0065 c_9
- 0. 0044 c_{10} + 0. 0043 c_{11} + 0. 0101 c_{12}
+ 0. 0062 c_{13} + 0. 0066 $c_{14} \ge 1.0$
由以上分析建立优化设计模型如下:
max(C_t/C_d)_{a=2.0}^c

(0. 5262 + 0. 0114 c_4 + 0. 0088 c_5
+ 0. 0102 c_{11} + 0. 0095 $c_{12} \ge 0.6$
0. 3889 + 0. 085 c_2 + 0. 0159 c_3
+ 0. 0140 c_4 + 0. 008 $c_{12} \ge 0.5$
s. t. $\begin{cases} 0. 9219 - 0. 0118c_2 - 0. 0101c_3 \\ - 0. 0065c_9 - 0. 0044c_{10} + 0. 0043c_{11} \\ + 0. 0101c_{12} + 0. 0062c_{13} + 0. 0066c_{14} \ge 1.0 \end{cases}$
s. t. $\begin{cases} 0. 9219 - 0. 0118c_2 - 0. 0101c_3 \\ - 0. 0065c_9 - 0. 0044c_{10} + 0. 0043c_{11} \\ + 0. 0101c_{12} + 0. 0062c_{13} + 0. 0066c_{14} \ge 1.0 \end{cases}$
c. $2 \ge 0.5 \\ 0. 125 \le (t/c) \le 0.135 \end{cases}$

优化过程中,遗传算法种群规模 30,交叉因子 0.9,变异因子 0.1,迭代 50 代停止,优化流程图如图 2 所示。

表3给出了优化前后翼型的气动性能对比,可以 看出,最终优化得到的翼型保证了 Ma=0.69 时最大 升力系数大于1.0、攻角2°时升力系数不减小、攻角 0°时上翼面转捩位置大于0.6、攻角2°时上翼面转捩 位置大于0.5 的设计要求,并且在 Ma=0.69、攻角 为2°时升阻比比初始翼型提高了27.2%。由此可 见,本文的优化设计方法满足了所有设计要求,而且 设计结果较好。

表 3 优化前后气动特性

 Table 3
 Aerodynamic characteristics before

and after	optimization
-----------	--------------

	Ini.	Opt.
$\overline{C_l}$	0.508	0. 6664
C_d	0.00716	0.00739
C_l/C_d	70.92	90.21
$X \mathrm{tr_up}_{a=0^\circ}$	0.625	0.668
$X \mathrm{tr}_{up_{lpha}=2^\circ}$	0.452	0.563
$C_l = \max(Ma = 0.69)$	0.929	1.056

图 8 给出了优化前后翼型几何外形的对比,图 9、10、11分别给出了优化前后翼型的压力分布(Ma



图 8 优化前后翼型比较





图 9 优化前后压力分布比较

Fig. 9 The pressure coefficients before and after optimization



图 10 优化前后升力曲线比较(Ma=0.69)

Fig. 10 The lift curve before and after optimization(Ma=0.69)



图 11 优化前后升阻比比较(Ma=0.69) Fig. 11 The lift/drag ratio curve before and after optimization (Ma=0.69)

(

153

=0.69、攻角为2°)、升力曲线和升阻比曲线。可以 力曲线较原始翼型的向上平移了一个差量,亦即在相 看出,优化得出的翼型上翼面转捩位置比原始翼型更 靠后,其上翼面保持了更长的层流段;最优翼型的升 同攻角下,最优翼型具有更大的升力系数;最优翼型 的最大升力系数增大,失速迎角也有所提高;由升阻 比曲线可以看出优化后的升阻比在攻角为2°时有很 大的提高。

由以上分析可知,本文的多设计要求快速优化设 计在处理这种多设计要求的气动优化问题时效果较 好,证明该方法在气动优化设计中切实可行。

5 结 论

现代气动优化设计对设计者提出了更高的要求, 希望在设计过程中能充分考虑到多个设计要求以达 到设计结果工程可用的目的。本文提出的多设计要 求快速优化设计方法正是针对这种多设计要求问题, 将多个设计要求转换为对设计变量的约束,从而简化 了优化设计模型,减少了优化过程中 CFD 求解器调用 的次数,缩短了优化时间。文中算例1以 RAE2822 翼 型为初始翼型,分别采用 Pareto 遗传算法优化设计 方法和多设计要求快速优化设计方法对其进行了优 化,结果表明多设计要求快速优化设计方法能在较短 的时间内得到符合设计要求的结果;算例2以 HSNLF(1)-0213 翼型为初始翼型,其气动设计要求 达7个之多,采用多设计要求快速优化设计方法对其 进行优化,结果完全符合设计要求,证明了该设计方 法的可行性。

参考文献:

- [1] EYI S, LEE K D. Inverse airfoil design using the Navier-Stokes equations[R]. AIAA 1993-0972.
- [2] KIM H J, RHO O H. Aerodynamic design of transonic wing using the target pressure optimization approach[R]. AIAA 1998-0599.
- [3] YANG X X, LI X B, XIAO F. Overview of intelligent optimization algorithm and its application in flighe vehicles optimization design[J]. Journal of Astronautics, 2009, 11:(30). (in Chinese)

杨希祥,李晓斌,肖飞.智能优化算法及其在飞行器优化设计领域的应用综述[J]. 宇航学报,2009,11(30).

[4] LIN C Y, DONG J L. The method and theory of multi-objective

[M]. Press of Jilin Education, 1992. (in Chinese) 林锉云, 董加礼. 多目标优化的方法和理论[M]. 吉林教育出版社, 1992.

- [5] WU W D, HUANG H Z, LI H B. Judgement function solution of symmetric fuzzy optimization[J]. Journal of Dalian University of Technology, 2003, 43(3). (in Chinese) 吴卫东,黄洪钟,李海滨. 对称模糊优化模型评价函数解法 [J]. 大连理工大学学报, 2003, 43(3).
- [6] CHRISTOPHER A M, ACHILLE M. Development of a Paretobased concept selection method[R]. AIAA 2002-1231.
- [7] XIA L, GAO Z H, LI Tian. Investgation of integrated multidisciplimary and multi-objective optimization of the aircraft configuration design method [J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2003, 21(3): 275-281. (in Chinese)
 夏露,高正红,李天. 飞行器外形多目标多学科综合优化设计 方法研究[J]. 空气动力学学报, 2003, 21(3): 275-281.
- [8] XIA L. Investigation into collaborative optimization design techniques of aircraft aerodynamics and stealth performances[D].
 [PhD thesis]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University. 2004. (in Chinese)
 夏露.飞行器外形气动、隐身综合优化设计方法研究[D].[博士学位论文].西安:西北工业大学,2004.
- [9] HAOLR, et al. SPSS practicality statistic analysis[M]. Press of Water Conservancy and Water-electricity, China. (in Chinese) 郝黎仁,等. SPSS 实用统计分析[M]. 中国水利水电出版社.
- [10] RUAN G H, Cai J Q, Zhu Z H. Statistic analysis application tutorial[M]. Beijing: Press of Qinghua University, 2003,7. (in Chinese)
 阮桂海,蔡建琼,朱志海. 统计分析应用教程[M]. 北京:清华 大学出版社, 2003,7.
- [11] YANG Q, HU B. Using matrix to fifure random vector's correlative degree[J]. Journal of Wuhan University of Technology, 2002, 6: 26-3.
- [12] XUE W. Statistic analysis and apply of SPSS[M]. Press of People's University of China, 2001, 11. (in Chinese)
 薛薇. 统计分析与 SPSS 的应用[M]. 中国人民大学出版社, 2001, 11.
- [13] JI J Z. Statistic principle [M]. Press of Business of China, 1997. (in Chinese)
 姬景周. 统计学原理[M]. 中国商业出版社, 1997.
- [14] FENG Q L, ZENG W Y. Fuzzy least absolute linear regression [J]. Journal of Beijing Normal University (Natural Science),

2008,44(4).(in Chinese) 冯启磊,曾文艺.模糊最小一乘线性回归[J].北京师范大学学 报(自然科学版),2008,44(4).

- [15] SUN J, LU Z Z. Fuzzy linear regression and its applications in fuzzy reliability analysis [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(1). (in Chinese) 孙颜,吕震宙. 模糊线性回归及其在模糊可靠性分析中的应用 [J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(1).
- [16] RAYMOND M H, PRESTON A H. Wing design by numerical optimization[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(7): 407-412.