

基于偏最小二乘法的翼型稳健设计替代模型

蔡文杰, 黄俊, 黎茂锋, 刘志勤, 陈立伟

(西南科技大学 计算机科学与技术学院, 四川 绵阳 621010)

摘要: 翼型的稳健设计就是要实现翼型对外界噪声因素不敏感, 使翼型实现性能高且稳定的目标; 翼型设计经过了几十年的研究发展, 目前常用的翼型稳健设计主要是采用风洞和数值模拟两种方式, 但它们也分别有成本高和计算量大的不足; 通过对建模方法进行研究, 提出了一种基于偏最小二乘法 (PLS) 的翼型稳健设计方法, 采用该方法对基准翼型 RAE2822 选取 11 个设计变量 (10 个外形设计变量和马赫数) 进行稳健设计后将其与基准翼型的阻力系数进行对比; 结果表明使用偏最小二乘法替代模型所获得的稳健翼型, 其阻力系数的均值和方差较基准翼型分别减小了 44% 和 82%, 其气动性能更好且性能更加稳定; 使用偏最小二乘法替代模型进行翼型稳健设计具有成本低, 计算速度快的特点, 且能满足基本的结果精度要求, 具有实际的应用价值。

关键词: 偏最小二乘法; 替代模型; 翼型稳健设计;

An Airfoil Robust Design Alternative Model Based on Partial Least Squares

Cai Wenjie, Huang Jun, Li Maofeng, Liu Zhiqin, Chen Liwei

(School of Computer Science and Technology, Southwest University of Science and Technology,

Mianyang 621010, China)

Abstract: The robust design of the airfoil is to achieve the goal that the airfoil is insensitive to external noise factors, enabling the airfoil to achieve high performance and stability. After several decades of research and development of airfoil design, the commonly used airfoil robust design mainly adopts wind tunnel and numerical simulation, but they also have the disadvantages of high cost and large calculation amount. By studying the modeling method, an airfoil robust design method based on partial least squares (PLS) is proposed. This method is used to select 11 design variables (10 shape design variables and Mach number) for the reference airfoil RAE2822. After a robust design, compare it to the drag coefficient of the reference airfoil. The results show that the mean and variance of the drag coefficient of the robust airfoil obtained by partial least squares replacement model are reduced by 44% and 82%, respectively, compared with the reference airfoil, and the aerodynamic performance is better and the performance is more stable. The use of partial least squares alternative model for airfoil robust design has the characteristics of low cost and fast calculation speed, and can meet the basic accuracy requirements of the results, and has practical application value.

Keywords: partial least squares; alternative model; airfoil robust design;

0 引言

近几十年来世界航空航天技术取得了迅猛的发展, 航空航天已成为大国间的主要竞技场之一, 也是国家综合实力的体现, 而飞行器的设计又是航空航天的重要研发领域。机翼的设计是整个飞行器设计的核心之一, 而翼型又是机翼设计的核心。如何快速、低成本地获得一个性能高效且稳定的翼型成为了研究人员关注的重点之一。

收稿日期: 2019-05-21; **修回日期:** 2019-06-14。

基金项目: 国家自然科学基金面上项目 (61672438), 四川省教育厅研究项目 (18TD0021), 四川省军民融合研究院开发基金资助项目 (2017SCII0219、2017SCII0220)。

作者简介: 蔡文杰 (1993-), 男, 四川武胜人, 硕士研究生, 主要从事飞行器稳健设计、软件工程技术方向的研究。

通讯作者: 黄俊 (1988-), 男, 博士, 主要从事最优控制、气动数据库技术方向的研究。

刘志勤 (1962-), 女, 硕士, 教授, 硕士研究生导师, 主要从事高性能计算、数值模拟方向的研究。

陈立伟 (1974-), 男, 博士, 教授, 硕士研究生导师, 主要从事信息处理、模式识别方向的研究。

翼型的传统设计方法主要是通过风洞对研究人员建立的不同机翼模型进行试验, 通过试验数据分析来选择最佳翼型, 该方法存在成本高、试验周期长等缺点。此外传统翼型设计中, 设计人员在借鉴其过去设计经验时, 可能会引起单点设计问题如对单一点马赫数处的阻力进行了优化设计, 但引发了该点临界马赫数处的阻力出现剧烈波动的情况。在超声速翼型的设计中单点设计带来的性能波动会更加剧烈, 在 Hicks 和 Johnson 的研究^[1]中对单点设计问题进行了详细介绍。

在之后的研究中, 研究人员们将计算流体动力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 等相关数值计算用于翼型稳健设计。虽然通过 CFD 软件进行气动性能计算能降低传统风洞试验的成本, 但是其计算时间仍然非常漫长。而通过将替代模型与 CFD 计算相结合的方法来进行翼型稳健设计, 能够在保证精度需求的情况下大大缩减计算时间, 能在基准翼型的基础上获得一个性能更优的稳健翼型。

1 翼型稳健设计及其目标模型

翼型的稳健设计就是要对选定的基准翼型进行优化, 以最终获得一个对环境因素变化不敏感的稳健翼型。因此

在翼型设计的初始阶段就要明确稳健设计针对的噪声因素, 通过稳健设计方法来获取一组可控因素的最佳组合, 从而实现稳健翼型对噪声因素不敏感, 达到翼型性能高且稳定的目的。

飞行器翼型在非设计状态下常出现性能不稳定现象。本文以一马赫数区间为非设计状态因素, 进行 RAE2822 基准翼型的稳健设计, 使稳健翼型的阻力系数对马赫数区间范围内的变化不敏感。达到不但要降低翼型的阻力还要实现翼型性能稳定即不发生阻力系数剧烈波动的目的。该目的在本文中通过对稳健翼型在马赫数区间 ($Ma \in [Ma_{min}, Ma_{max}]$) 的阻力系数的均值和方差进行评价, 本文稳健设计参考了文献 [2] 中的目标模型, 本文目标模型如下所示:

$$\begin{cases} \min_D (\mu^2 + \sigma^2) \\ \text{subject: } D \in T, R_c \in R \text{ and } Cl = C(D, Ma, \alpha) \text{ for all } Ma \end{cases} \quad (1)$$

式中, μ 为阻力系数的均值; σ^2 为阻力系数的方差; D 为翼型的几何外形参数; T 为外形的几何约束; Cl 为升力系数约束条件; R 为雷诺数约束条件; α 为攻角; Ma 为选定的马赫数变化区间。

在稳健设计目标模型中翼型的升力系数和阻力系数都是关于翼型外形设计变量、攻角以及马赫数的函数。稳健设计的目标是获得一个在给定的马赫数变化区间内, 较基准翼型的阻力系数均值和方差更小的稳健翼型。将升力系数和雷诺数作为约束条件, 避免其对最终阻力系数结果产生影响。使用偏最小二乘法 (Partial Least Squares, PLS) 建立阻力系数关于翼型外形设计参数 (D) 和马赫数 (Ma) 的替代模型来对阻力系数进行预测。PLS 替代模型可解决使用 CFD 软件计算阻力系数 C_d 时计算量过大、耗时长, 甚至无法求解的问题, 并能保证最终结果满足一定的精度要求。使用 PLS 替代模型的预测结果来获得目标模型 $\mu^2 + \dots^2$ 的近似值, 目标模型的近似值求解公式如下所示:

$$\mu^2 + \sigma^2 \approx \int_{Ma_{min}}^{Ma_{max}} \hat{C}_d^2(D, Ma) P(Ma) d(Ma) \quad (2)$$

2 翼型稳健设计流程及各步骤原理

本文中使用的偏最小二乘法建立替代模型进行翼型稳健的流程主要分为三大关键步骤: 确定试验设计方法、建立替代模型和进行遗传优化。稳健设计详细步骤与设计流程图 (图 1) 如下所示:

- (1) 确定稳健设计的优化目标模型。
- (2) 进行翼型参数化, 确定外形设计因素的个数。
- (3) 确定试验设计方法及试验设计的因素数及其水平数, 生成对应样本点数据。
- (4) 对试验设计样本点翼型外形生成对应网格并进行雷诺数约束下的 CFD 计算, 获得样本点对应的阻力系数 C_d 值。
- (5) 根据 CFD 计算出的样本 C_d 的结果, 使用偏最小

二乘法建立替代模型。

(6) 使用偏最小二乘法建立的替代模型与遗传算法结合进行寻优, 得到稳健翼型外形设计参数水平值的最佳组合。

(7) 计算稳健翼型外形参数所对应翼型在设定的马赫数范围内的阻力系数的均值与方差, 并与基准翼型 RAE2822 进行比较, 验证稳健翼型性能是否更佳。

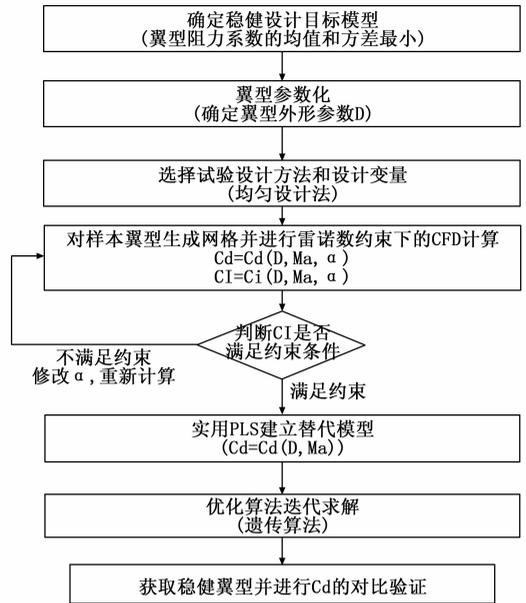


图 1 PLS 翼型稳健设计流程图

稳健翼型设计流程中各步骤详细介绍:

2.1 翼型外形设计参数化

在翼型外形参数化步骤中采用当前常用的 Hicks - Henne^[3] 型函数进行线性叠加的方法来获取样本翼型的外形, 样本翼型的外形是由基准翼型和型函数及其相关系数叠加生成的, Hicks - Henne 生成样本翼型的公式如下所示:

$$F_{new}(x) = F_{base}(x) + \sum_{i=1}^n P_i f_i(x) \quad (3)$$

式中, F_{base} 为基准翼型的外形数据, P_i 为型函数的相关系数, 即翼型外形参数的设计变量, n 为选取的设计变量的个数, $f_i(x)$ 为 Hicks - Henne 的型函数。Hick - Henne 型函数的表达式如下:

$$f_i(x) = \begin{cases} x^{0.25} (1-x)e^{-20x}, & i = 1 \\ \sin^3(\pi x^{e(i)}), & i \geq 2 \end{cases} \quad (4)$$

式中, $e(i) = \frac{\log 0.5}{\log x_i}$ 且 $x_i \in [0, 1]$; x_i 为基准翼型前缘结点和后缘结点间的其它节点。本文中选取 $x_i = i/n$, 其中 $i = 2, 3, 4, 5$ 。

2.2 试验设计方法的选取

试验设计^[4] (Design of Experiment) 是用于对试验进行合理安排, 使样本点更具代表性, 减少试验次数的方法。常用的试验设计方法主要有: 正交试验设计方法、均匀设

计法、超拉丁方抽样法等。本文采用由我国方开泰教授和数学家王元提出的均匀设计法。均匀设计法与正交试验法相比，只考虑了试验点在试验设计范围内均匀分布，无需考虑正交试验中整齐可比的要求，其试验点的均匀性更佳，将其用于翼型稳健设计能大大减少样本点的数量。在本文中，通过马赫数和翼型外形参数的因素数及水平数来确定最合适的均匀设计表，来进行试验样本的安排。

2.3 样本翼型的网格生成及其 CFD 计算

对样本数据表中每一行的一个翼型样本使用 Gridgen 软件进行对应的二维网格生成，网格结构采用 C 型结构。在进行翼型样本网格生成前，需要先建立 RAE2822 基准翼型的结构化二维网格，为后续 CFD 结果正确性验证做准备。RAE2822 基准翼型的 C 型网格如图 2 所示。

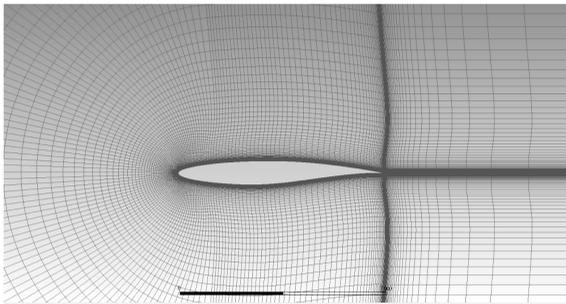


图 2 RAE2822 基准翼型网格

生成样本点翼型的网格后，开始进行对应网格的 CFD^[5] 计算，使用气动计算中常用的 Fluent 软件完成。在样本翼型 CFD 计算前，先使用 Fluent 计算 RAE2822 基准翼型网格在雷诺数 $R_0 = 6.5 \times 10^6$, $M_0 = 0.73$, $\alpha = 3.19$ 时的翼型表面压力分布，通过和 1979 年关于 RAE2822 的试验报告^[6] 中的翼型表面压力分布结果进行对比，来验证 CFD 计算的正确性。对比结果如图 3 所示，结果表明气动分析结果正确，符合精度要求。

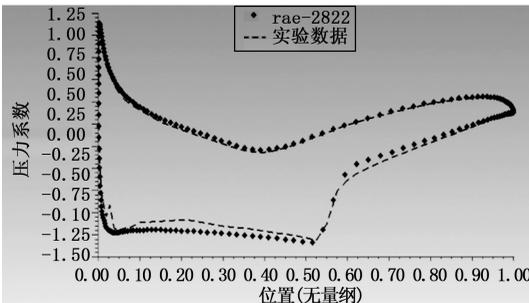


图 3 RAE2822 翼型表面压力分布 CFD 计算和试验报告结果对比

2.4 建立偏最小二乘替代模型

建立偏最小二乘替代模型的目的是为了降低使用 Fluent 软件进行 CFD 计算时的工作量，减少求解时间。通过 PLS 进行回归拟合，能最快得到阻力系数目标模型值。偏最小二乘法又称偏最小二乘回归^[7]，其是一种多对多的线形回归建模方法。当所求解目标的自变量和因变量数量多，

且彼此存在多重相关性，而样本的数量却较少时，用偏最小二乘法获得的模型比传统回归模型，如主成分回归分析模型要更优，能提供更加深入和丰富的信息。

2.4.1 偏最小二乘法的建模原理：

假设有 m 个自变量 $\{x_1, x_2, \dots, x_p\}$ 和 n 个因变量 $\{y_1, y_2, \dots, y_q\}$ 。为了研究自变量 x 和因变量 y 之间的统计关系，设有 k 个样本点，由此获得了自变量与因变量的数据集 $X = \{x_1, x_2, \dots, x_p\}$ 和 $Y = \{y_1, y_2, \dots, y_q\}$ 。

偏最小二乘法首先分别在自变量集合 X 与因变量集合 Y 中分别提取出第一成分 t_1 和 u_1 (简而言之， t_1 是 x_1, x_2, \dots, x_p 的一个线形组合， u_1 是 y_1, y_2, \dots, y_q 的一个线形组合)。在提取这两个第一成分时，为了回归分析的需要，有两个需要格外关注的要求：

- (1) t_1 和 u_1 应尽可能多地分别提取出自变量集和因变量集中的变异信息；
- (2) t_1 和 u_1 间的相关程度要达到最大。

上述两个要求的目的是要使得 t_1 和 u_1 尽可能好的代表数据集 X 和 Y ，同时自变量的第一成分 t_1 对因变量的第一成分 u_1 还要具有最强的解释能力。

在第一成分 t_1 和 u_1 被提取后，使用偏最小二乘法分别进行 X 对 t_1 的回归以及 Y 对 u_1 的回归。如果回归方程能达到满意的精度，则算法中止；否则将利用 X 被 t_1 解释后的残余信息以及 Y 被 u_1 解释后的残余信息进行第二成分的提取，直到能达到所需要的精度为止。若最终对自变量 X 共提取出 r 个成分 t_1, t_2, \dots, t_r ，偏最小二乘法将通过建立 y_1, y_2, \dots, y_q 与 t_1, t_2, \dots, t_r 的回归，然后再表达成 y_1, y_2, \dots, y_q 关于原变量 x_1, x_2, \dots, x_p 的回归方程。

2.4.2 偏最小二乘法的简化算法步骤：

本文采用文献 [10] 中偏最小二乘的简化算法，能极大的减少计算时间，减小程序代码的编写难度。

为简便计算，设 m 个自变量 $\{x_1, x_2, \dots, x_p\}$ 和 n 个因变量 $\{y_1, y_2, \dots, y_q\}$ 均为归一化后的变量。归一化方法采用 min-max 方法，如下所示：

$$x_{j,normalize}^i = \frac{x_j^i - x_{j,min}}{x_{j,max} - x_{j,min}} \quad (5)$$

式中， i 为变量范围内的一个具体变量的下标； j 为变量类型下标 (自变量或因变量) x_{jmax} ； x_{jmin} 和分布为自变量或因变量的最大值和最小值。

完成归一化后，将自变量集和因变量集的 w 次数据矩阵分别记为：

$$E_0 = \begin{bmatrix} x_{11} & \dots & x_{1m} \\ \vdots & & \vdots \\ x_{w1} & \dots & x_{wm} \end{bmatrix}, F_0 = \begin{bmatrix} y_{11} & \dots & y_{1n} \\ \vdots & & \vdots \\ y_{w1} & \dots & y_{wn} \end{bmatrix}$$

PLS 简记算法的简要步骤如下：

- (1) 求出矩阵 $E_0^T F_0 F_0^T E_0$ 其最大特征值对应的特征向量 z_1 ，求得第一成分 $t_1 = Z_1^T X$ ，计算成分得到得分向量 $\hat{t}_1 = E_0 z_1$ 以及残差矩阵 $E_1 = E_0 - \hat{t}_1 \alpha_1^T$ ，其中 $\alpha_1 = E_0^T \hat{t}_1 / \hat{t}_1^2$ 。
- (2) 求矩阵 $E_1^T F_0 F_0^T E_1$ 的最大特征值对应的特征向量

z_2 , 得成分 $t_2 = z_2^T X$, 同理得出得分向量 $\hat{t}_2 = E_1 z_2$, 及残差矩阵 $E_2 = E_1 - \hat{t}_2 \alpha_2^T$, 其中 $\alpha_2 = E_1^T \hat{t}_2 / \hat{t}_2^2$ 。

(r) 一直迭代至第 r 步, 同理求出 $E_{r-1}^T F_0 F_0^T E_{r-1}$ 的最大特征值对应的特征向量 z_r , 得成分 $t_r = z_r^T X$, 同理得出得分向量 $\hat{t}_r = E_{r-1} z_r$ 。

确定共抽取 r 个成分 t_1, t_2, \dots, t_r , 得到回归预测模型, 则 F_0 在 $\hat{t}_1, \dots, \hat{t}_r$ 上的最小二乘回归方程为:

$$F_0 = \hat{t}_1 \beta_1^T + \dots + \hat{t}_r \beta_r^T + F_r \quad (6)$$

最终的 n 个因变量的偏最小回归方程为:

$$y_j = a_{j1} x_1 + \dots + a_{jm} x_m, j \in [1, m] \quad (7)$$

偏最小二乘法的详细步骤、推导过程及其 Matlab 程序代码可参考文献 [10]。偏最小二乘法还可建立二次、三次等高阶多项式回归模型。本文中为获得更好的模型拟合效果, 采用偏最小二乘法建立三次多项式回归模型。

2.5 遗传算法优化

本文采用遗传算法进行稳健翼型的寻优。采用马赫数按等差数列生成, 其余翼型设计变量在指定范围内随机生成的办法来进行遗传算法优化求解。

遗传算法^[11]是一种自适应全局搜索算法。其参考达尔文的生物进化论, 通过模拟自然界中生物种群的进化发展过程, 来尽可能得到全局最优解。

本文中对目标模型进行近似表示, 来进行遗传算法求解:

$$\min(\mu^2 + \sigma^2) \approx \min \frac{1}{N_{Ma}} \sum_{i=1}^{N_{Ma}} \hat{C}^o d(D, Ma_i) \quad (8)$$

式中, N_{Ma} 为选取的马赫数区间范围内的马赫数的个数, D 为翼型的外形参数变量。

在遗传算法计算过程中, 对多个变量使用二进制的形式进行编码。遗传算法中种群的数量决定了遗传算法的多样性, 种群数目越多则多样性越好, 但计算量也会增加, 降低运行效率。然后数目过少又可能出现局部最优解, 因此需要研究人员根据具体问题进行种群数目的确定, 一般种群数目最小应大于等于 20。在遗传算法中变异概率 (P_m) 对种群的影响应远远小于交叉概率 (P_c), P_c 和 P_m 的相关取值分析见文献 [12], P_c 一般取值范围为 0.4~0.99, P_m 取值范围为 0.001~0.1。罚函数采用的是翼型最大相对厚度的几何约束, 即最大相对厚度的最大值和最小值, 使用罚函数能保证最终翼型外形的合理性, 以便获得最优解。将 PLS 替代模型和遗传算法结合以获得稳健翼型的外形设计参数的一组最佳组合, 再使用 Hicks-Henne 型函数进行处理, 即可获得稳健翼型的外形数据。

3 试验样例及其结果分析

以对 RAE2822 基准翼型进行稳健设计来对偏最小二乘法建立的替代模型的效果进行验证。选择在马赫数 $Ma \in [0.7, 0.8]$, 雷诺数 $Re = 6.5 \times 10^6$, 翼型升力系数 $C_l = 0.8$, 翼型最大相对厚度 $0.1 \leq d \leq 0.12$ 的条件下, 进行基准翼型的稳健设计。在 Hicks-Henne 翼型参数化时采用十

个设计参数变量 ($d_1 \sim d_{10}$) 进行翼型外形的表示 (上下翼面各取五个参数变量并分别确定各设计变量的取值范围, 如 $d_1 \in [-0.006, 0.006]$ 等)。马赫数是设计中除了翼型外形十个设计变量外的另一个设计变量。

根据设计变量个数, 采用 U11_165^[13] 的均匀设计表, 生成 165 个样本点, 每个样本点即为一个样本翼型的外形参数及某一马赫数下的翼型样本, 对每个样本中的变量按三次多项式的形式得到变量三次、二次及变量间交叉项的值, 然后通过 fluent 分别计算出均匀设计表中样本点的阻力系数值。使用式 (5) 对均匀设计表中的所有设计 $\hat{C}d = \hat{C}d(D, Ma)$ 变量、变量各次项、变量交叉项及阻力系数值进行归一化处理, 以便提高建模的精度和稳健性, 为后续 PLS 建模提供数据基础。此外雷诺数的约束可通过文献 [14] 中雷诺数与飞行高度的关系计算出雷诺数约束对应的温度 T 、压力 P 、密度 ρ 和声速 v , 将其设置到 Fluent 中, 即可保证 CFD 计算时雷诺数的恒定。

完成样本 CFD 计算后进行偏最小二乘替代模型的建立。在 PLS 替代模型建立前先求取 PLS 模型三次多项式各系数的值, 并进行保存。PLS 替代模型中取 $N_{Ma} = 1000$, 即按公差为 0.000 1 在 $Ma \in [0.7, 0.8]$, 选择种群规模 $M = 100$, 交叉概率 $P_c = 0.8$, 变异概率为 $p_m = 0.1$, 进化代数步长 $P_d = 50$, 初始种群进化代数 $= P_d$ 。当某进化步长的整数倍时的最佳翼型的目标模型值与临近左右步长的最佳翼型的目标模型值相等时, 即目标模型值不再发生变化时, 停止种群进化迭代。将稳健翼型的外形设计变量组合的值带入 Hicks-Henne 中, 获得稳健翼型的外形数据, 并生成对应的二维结构化网格。按公差为 0.001 在中生成 100 个马赫数, 使用 Fluent 计算稳健翼型分别在这 100 个马赫数以及升力系数、雷诺数约束下的 Cd 值, 计算出阻力系数的均值与方差并与基准翼型在同样条件下的均值和方差进行对比, 以验证稳健翼型的效果是否更优。

遗传算法计算环境为个人 PC, 硬件环境: 处理器 2.7 GHz Intel Core i7, 内存 16GB 2133MHz LPDDR3; 软件环境 Python 3.7.1, PyCharm 2018。遗传算法的进化次数的计算结果如图 4 所示, 可以发现在进化次数为 250 次时, 第 200 次的目标模型的近似值已与第 150 次和第 250 次的值相等, 不再发生改变, 已求得遗传算法的最优解, 停止进化迭代。遗传算法的最终进化次数 250 次, 用时 112 分钟 30

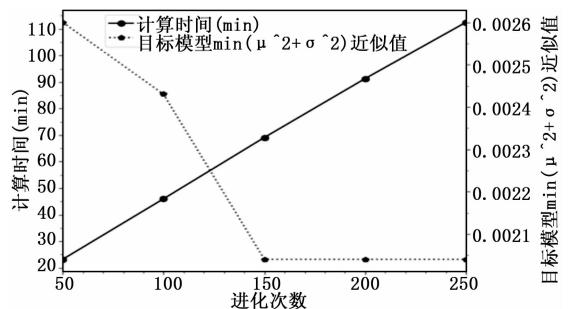


图 4 遗传算法进化次数及对应目标模型近似值

秒。遗传算法的最终结果如表 1，可以看到偏最小二乘法建立的替代模型与遗传算法结合获得的稳健翼型在时，稳健翼型阻力系数的均值与方差都明显小于 RAE2822 基准翼型的数值，说明使用偏最小二乘建模方法获得的稳健翼型的效果更佳，偏最小二乘法建立替代模型的方法确实可以用于翼型的稳健设计之中。

表 1 PLS 稳健翼型与基准翼型阻力系数均值和方差对比

翼型	阻力系数均值(μ)	阻力系数方差(σ^2)
RAE2822	3.60658×10^{-2}	4.67853×10^{-4}
PLS 稳健翼型	2.013592×10^{-2}	8.4399×10^{-5}

图 5 为 PLS 稳健翼型与 RAE2822 基准翼型的外形对比，可明显发现稳健翼型的厚度有所减小，上表面更为平坦，因此其出现阻力发散的临界马赫数将提高，最大相对厚度的减小能带来翼型波阻的减小，使性能得到提升。此外稳健翼型下表面后缘出现了一个非常明显的向里凹进去的反曲断，表明稳健翼型具有了明显的超临界翼型的特征，后缘反曲断的出现使后缘的升力增加，弥补了由于上表面平坦而引发的升力不足问题。在图 6 翼型性能比较图中，可明显发现 PLS 稳健翼型在升力系数和雷诺数约束下且处于设定范围时，其阻力系数明显小于基准 RAE2822 翼型的阻力系数值。从最终结果来看，PLS 建立的替代模型达到了翼型稳健设计的目标。

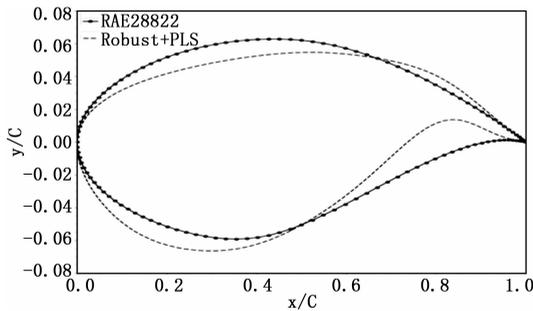


图 5 PLS 稳健翼型与基准翼型的外形对比

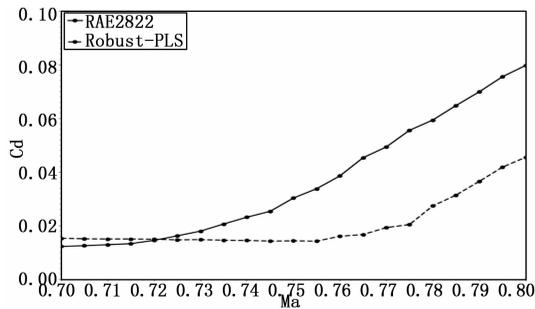


图 6 PLS 稳健翼型与基准翼型的性能对比

4 结论

本文使用偏最小二乘法建立替代模型来解决传统飞行器翼型设计中存在的单点设计和 CFD 计算量过大，风洞试

验成本高的问题。以获得某一区间变化的马赫数（即外界环境不稳定）下翼型阻力系数均值和方差最低的翼型稳健设计为研究背景，通过偏最小二乘法建立替代模型来完成翼型的稳健设计，实现在保证一定精度下，稳健设计快捷和简易的目标。结果表明，采用 PLS 替代模型方法，能有效实现本文翼型稳健设计计算成本低，计算快，精度能保证的目的。

在后续的研究中，还可将 PLS 替代模型方法用于机翼的稳健设计以及风力机叶片稳健设计、发动机叶片稳健设计中。飞行器翼型的稳健设计结果可为后续机翼和整机的稳健设计打下了良好的基础。偏最小二乘替代模型在稳健设计上具有广阔的应用前景，值得深入研究。

参考文献:

- [1] Hicks R M, Johnson R M. Application of numerical optimization to the design of supercritical airfoil without drag - creep [A]. SAE Paper 770440 Business Aircraft Meeting [C], Wichita, 1977.
- [2] 丁继锋, 李为吉, 张勇, 等. 基于响应面的翼型稳健设计研究 [J]. 空气动力学学报, 2007, 25 (1): 05 - 19.
- [3] 刘丽娜, 吴国新. 基于 Hicks-Henne 型函数的翼型参数化设计以及收敛特性研究 [J]. 科学技术与工程, 2014, 14 (30): 151 - 155.
- [4] 陈敬志. 机载空空导弹火控系统精度试验设计技术 [J]. 火力与指挥控制, 2019, 44 (4): 184 - 187.
- [5] Anitha D., Shamili G. K., Ravi P. Kumar, et al. Air foil Shape Optimization Using Cfd And Parametrization Methods [J]. Materials Today: Proceedings, 2018.
- [6] Barche J, etal. Experimental Data Base for Computer Program Assessment. [R] AGARD Advisory Report No. 138, 1979.
- [7] 孙凤林. 偏最小二乘回归法非线性建模及其递推算法的研究 [D]. 广州: 华南理工大学, 2010.
- [8] 何开锋, 钱炜祺, 张勇, 等. 偏最小二乘法在气动数据建模中的应用 [J]. 宇航学报, 2014, 35 (3): 277 - 282.
- [9] Hui C, Xingyu Y, Shuo Y, et al. Low-Cost Pyrometry System with Nonlinear Multisense Partial Least Squares [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems. 2018, 48 (7): 1029 - 1038.
- [10] 司守奎. 数据建模算法与应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
- [11] 陈晓东. 基于遗传算法的翼型优化设计 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.
- [12] 黎钧琪, 石国桢. 遗传算法交叉率与变异率关系的研究 [J]. 武汉理工大学学报 (交通科学与工程版), 2003, 27 (1): 97 - 99.
- [13] 方开泰, 马长兴. 正交与均匀试验设计 [M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [14] National Oceanic and Atmospheric Administration. U. S. Standard Atmosphere [S], 1976.