基于Kriging代理模型的高升力 构型优化设计



许瑞飞,段卓毅,钱瑞战

航空工业第一飞机设计研究院,陕西西安 710089

摘要:本文发展了一种基于Kriging模型的高升力构型优化设计方法。采用分区对接网格技术求解N-S方程以及遗传算法,在着陆构型下使多段翼型升力系数最大。为了降低计算量和计算时间,在优化过程中采用Kriging模型代替复杂的流场 计算。为了提高模型的精度,采用EI方法增加新的样本点。利用该方法完成了多段翼型缝道参数和外形优化设计。结果 表明,在只优化襟翼缝道和襟翼缝道与外形同时优化两种情况下,该方法使得多段翼型最大升力系数分别提高7.55%和 9.48%。

关键词:Kriging模型;拉丁超立方抽样;增升装置;优化设计

中图分类号:V211

文献标识码:A

随着现代飞机的发展,增升装置的设计变得越来越重要。增升装置对于飞机的起飞、着陆性能尤其是飞机的安全性有着重大的影响。研究表明,增升装置气动性能的很小改变将极大影响飞机的性能,这也是增升装置仍然是当前航空研究前沿的主要原因^[1]。

飞机着陆构型的最大升力系数直接影响到飞机的着陆 速度和着陆场长,是影响飞机性能最重要的参数之一。提 高二维多段翼型设计剖面的最大升力系数是提高增升装置 性能的重要途径。随着计算流体力学(CFD)的发展和计算 机硬件水平的提高,多段翼型设计手段发生了革命性的变 化,基于CFD方法的设计手段越来越多地应用于多段翼型 的设计之中。当前,基于N-S方程的CFD方法由于能够精 确模拟复杂流动中的黏性现象而在多段翼型优化设计中获 得了广泛的应用。许多研究者已经完成了相关的研究工 作:S.Eyi^[2]利用由不可压N-S方程、笛卡儿重叠网格和约束 优化方法组成的优化设计系统开展了多段翼型设计;S. Jeong^[3]等采用Kriging代理模型方法对多段翼型NLR7301 襟翼位置进行了优化,取得了良好的效果;S.Kim^[4]利用基 于N-S方程的共轭梯度法进行了二维多段翼型的优化设 计。其他的研究者^[5-11]也发展了基于不同的网格生成方法、

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.03.008

湍流模型和优化算法的优化设计系统,并分别进行了多段 翼型的优化设计研究。在优化设计过程中,优化算法对于 最终设计结果的好坏有着至关重大的影响。许多研究者已 经提出了不同的优化设计算法,目前主要的优化算法有基 于梯度的优化设计方法和非梯度优化方法。在这些优化方 法中,基于代理模型的优化设计方法由于其较高的效率和 实用性获得了越来越多的关注。该方法利用代理模型代替 非常耗时的数值计算来减少优化过程的时间,显著提高了 优化设计的效率。

本文发展了一种基于Kriging模型的多段翼型优化设 计方法。在流动分析方面,采用基于结构化网格的二维流 动求解器来确保计算的精度和准确性。采用分区对接方法 生成绕多段翼型的网格,将遗传算法^[1]作为优化方法。为 了降低计算时间和费用,在优化过程中采用Kriging模型。 为了提高模型的精度,采用EI方法增加额外的样本点,从 而形成更加精确的Kriging模型。最后使用该方法开展了 多段翼型优化设计,显著提高了多段翼型的最大升力系数。

1 翼型几何

本文采用某民用飞机两段翼型作为优化的初始翼型,

收稿日期: 2022-08-23; 退修日期: 2022-11-12; 录用日期: 2022-12-15

引用格式: Xu Ruifei, Duan Zhuoyi, Qian Ruizhan.Optimization design of high-lift configuration using kriging model[J].Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(03):58-63. 许瑞飞,段卓毅,钱瑞战.基于Kriging 代理模型的高升力构型优化设计[J]. 航空科学技术, 2023, 34(03):58-63. 多段翼型的几何外形如图1所示。此翼型包含主翼和35° 后缘襟翼两部分。图1(a)表示该翼型的巡航构型,此时后 缘襟翼后退至主翼中,图1(b)给出的是着陆构型,后缘襟翼 处于展开状态。



Fig.1 The geometry configuration of the two-element airfoil

2 优化设计系统

优化设计过程可以分为以下几个部分:试验设计、 Kriging模型、流场求解器、网格生成和优化算法。每一个 部分对于优化设计结果的好坏都非常重要。在完成目标函 数和设计变量的选择后,就开始整个设计流程的搭建,具体 的优化设计流程如下:首先通过拉丁超立方抽样(LHS)试 验设计方法生成一定数量满足要求的样本点,然后建立 Kriging模型,最后利用遗传算法找到最优解。在优化设计 过程中,为了提高模型的精度,引入EI方法,将EI最大点和 优化搜索算法得到的最优点同时加入原有的样本集中重新 生成Kriging模型,图2给出了基于Kriging模型的优化设计 算法流程。

2.1 试验设计

试验设计是指通过一定的方法在设计空间内生成能够 反映设计空间特征的样本点。它是构建Kriging模型的基 础,常用的试验设计方法有正交设计、均匀设计、拉丁超立 方抽样等。本文采用目前应用比较广泛的拉丁超立方抽样 方法生成试验样本点。拉丁超立方抽样方法详见参考文 献[13]。

2.2 Kriging模型

Kriging模型假设系统的响应值与自变量之间的真实 关系可以表示成如下的形式

y(x)=f(x)+z(x) (1)
式中,y(x)为未知Kriging模型;f(x)为已知的关于x的函数,
其为类似于响应面法的多项式模型,提供了设计空间内的
全局近似模型;z(x)为一随机过程,是在全局模型的基础上



Fig.2 The flowchart of design process using Kriging model

创建的均值为零但方差不为零的局部偏差。Kriging模型 建立的详细过程可参见参考文献[14]。此参考文献中对 Kriging模型的拟合精度进行了详细的研究,分别针对一维 函数和气动问题进行了算例测试。结果表明,Kriging模型 能够很好地预测翼型的气动性能。

2.3 网格生成[15]和流场求解

在优化设计过程中,翼型几何是在不断变化的,这对网 格生成方法提出了很高的要求。本文采用分区对接方法生 成绕多段翼型的结构化网格。在每个翼型段的尾流和表面 采用代数方法生成C形网格,在外场区域生成O形网格,最 后利用椭圆形偏微分方程方法对初始网格进行优化。在优 化过程中网格自动生成,无须人工手动干预。图3给出了 绕两段翼型的网格示意图。

流场求解采用基于N-S方程的求解方法,采用中心格 式进行空间离散,湍流模型采用的是S-A湍流模型。

3 优化结果

3.1 两段翼型襟翼缝道参数优化设计

采用基于 Kriging 模型的优化设计方法完成两段翼型 的缝道参数优化设计。设计状态:马赫数为0.2, 雷诺数为 1.1×10⁷,迎角为4°。将第1节中的多段翼型作为优化的初 始翼型,网格量为40000个。优化设计过程中选择最大升 力系数作为目标函数。当EI最大值的改变量达到收敛精 度或达到最大迭代步数时,程序自动终止。设计变量为后 缘襟翼的缝道宽度Gap、重叠量OL和偏角 $\delta_{\rm f}$,每一个设计变 量的约束值如下:1%*c* < Gap < 3%*c*,-1%*c* < OL < 3%*c*, 33° < $\delta_{\rm f}$ < 40°。其中,*c*表示巡航构型翼型剖面的弦长。





表1是初始翼型和优化翼型襟翼缝道参数的比较。从表1中可以看出,除了后缘缝道宽度外,重叠量和襟翼偏角都有很大的变化量。图4是优化前后两段翼型襟翼位置的比较。表2给出了优化设计结果。从表2中可以看出, Kriging模型预测值与N-S方程计算值差别较小,最终多段 翼型升力增加7.76%,低头力矩系数增加0.0362,这是由于 优化襟翼偏度增大,使得后缘襟翼升力增大,致使多段翼型 低头力矩显著增加。图5和图6给出了初始翼型和优化翼 型压力分布云图的比较。可以看出,与初始翼型相比,优化 翼型主翼前缘负压区域明显偏大,主要原因是优化翼型襟 翼偏角增加,翼型弯度增大,导致主翼前缘负压峰值增大。



Fig.4 The comparison of the flap position between the optimal and initial airfoil

表1 初始翼型和优化翼型襟翼缝道参数比较

 Table 1
 The comparison for slot parameter of flap between the optimal and initial airfoil

设计变量	初始翼型	优化翼型
Gap	0.0210	0.0222
OL	0.0150	0.0096
$\delta_{\rm f}/(\circ)$	35.00	39.83

表 2 两段翼型优化设计结果

Table 2The results of optimization design for the
two-element airfoil

	C_l	C_m	备注
初始翼型	2.32	-0.4392	
优化翼型	2.47	-0.4754	Kriging模型计算
优化翼型	2.50	-0.4778	N-S计算
改变量/%	7.76	8.79	



图 5 初始翼型压力云图 Fig.5 The pressure contour for initial airfoil



Fig.6 The pressure contour for optimal airfoil

3.2 两段翼型襟翼缝道+外形优化设计

在缝道优化的基础上,采用Hicks-Henne函数参数化方 法^[16],将襟翼部分外形(见图7蓝色虚线部分)与缝道参数 一起进行优化。襟翼外形参数化设计变量为5个,这样使 得总优化设计变量为8个,初始样本点为80个,对多段翼型 进行了优化设计。设计状态:马赫数为0.2,雷诺数为1.1× 10⁷,迎角为4°。将第1节中的多段翼型作为优化的初始翼 型,网格量为40000。优化设计过程中选择最大升力系数作 为目标函数。缝道设计变量的约束值与3.1节相同,外形设 计中形函数加权参数δ取为翼型最大厚度的10%。

表3给出了初始翼型和优化翼型襟翼缝道参数的比较。从表3中可以看出,除了后缘缝道宽度外,重叠量和襟翼偏角都有很大的变化量,这与只优化襟翼缝道参数的结果基本一致。图8给出了优化前后多段翼型几何外形和位置的比较。图9给出了优化前后襟翼外形的比较。可以看出,与初始襟翼外形相比,优化后的襟翼局部外形发生了改变,最大厚度略有降低。表4给出了优化设计结果。从表4中可以看出,采用缝道+几何外形同时优化的方法,升力增加9.48%,与只优化缝道相比,升力系数增加了1.73%,但低头力矩系数也增加了0.014。

图 10 给出了两种优化方法优化得到的翼型计算压力 分布与初始翼型的比较。可以看出,通过对缝道的优化,襟 翼偏角增加,重叠量降低能够使襟翼负压峰值增加,提高了 多段翼型的升力系数,这与3.1节压力云图对比分析结果一 致;通过将襟翼外形和缝道同时进行优化,可以进一步提高 襟翼前缘负压峰值,增加主翼后缘压力恢复,使翼型升力系 数进一步提升。

Table 3 The comparison for slot parameter of flap between the optimal and initial airfoil

设计变量	初始翼型	优化翼型
Gap	0.0210	0.0210
OL	0.0150	0.0079
$\delta_{\rm f}/(\circ)$	35.00	39.64

表4 两段翼型优化设计结果

Table 4 The results of optimization design for the two-element airfoil

	C_l	C_m	备注
初始翼型	2.32	-0.4392	
优化翼型 opt1	2.50	-0.4778	只优化缝道
优化翼型 opt2	2.54	-0.4920	优化缝道+几何



图7 襟翼外形优化区域示意图





图8 优化翼型与初始翼型几何外形和位置比较

Fig.8 The comparison of flap geometry and position between the optimal and initial airfoil



Fig.9 The comparison of flap geometry between the optimal and initial airfoil



Fig.10 The comparison of pressure distribution between the optimal and initial airfoil

4 结束语

本文利用LHS试验设计方法生成一定数量满足要求的样本点,然后建立Kriging模型代替复杂的流场计算。为了提高模型的精度,采用EI方法增加一些新的样本点。利用该方法完成了多段翼型缝道参数和外形优化设计,得出以下结论:(1)该方法可以完成对多段翼型缝道和外形的优化设计,显著提升多段翼型的最大升力系数;(2)相对于只优化缝道参数,襟翼缝道和外形同时优化能够改善翼面压力分布,从而进一步提升多段翼型的气动特性;(3)该方法对于多段翼型的优化设计有效,可应用于实际工程设计中。

参考文献

- Vandam C P. The aerodynamic design of multi-element highlift systems for transport airplanes[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002(38):101-144.
- [2] Eyi S, Lee K D. High-lift design optimization using Navier-Stokes equations[J]. Journal of Aircraft,1996, 33(3):499-504.
- [3] Jeong S, Murayama M, Yamamoto K. Efficient optimization design method using Kriging model[R]. AIAA-2004-118,2004.
- [4] Kim S, Alonso J J, Jameson A. Design optimization of high-lift configurations using a viscous continuous adjoint method[R]. AIAA- 2002-0844,2002.
- [5] Wild J. Validation of numerical optimization of high-lift multi-

element airfoils based on Navier-Stokes-Equations[R]. AIAA-2002-2939,2002.

- [6] Kim S, Alonso J J, Jameson A. Multi-element high-lift configuration design optimization using viscous continuous adjoint method[J]. Journal of Aircraft, 2004,41(5):1082-1097.
- [7] Chen S, Zhang F, Khalid M. Aerodynamic optimization for a high-lift airfoil/wing configuration[R]. AIAA-2004-5078,2004.
- [8] Sekishiro M, Venter G, Balabanov V. Combined Kriging and gradient-based optimization method[R]. AIAA-2006-7091, 2006.
- [9] 白俊强,刘南,邱亚松,等. 基于RBF动网格方法和改进粒子 群优化算法的多段翼型优化[J]. 航空学报, 2013, 34(12): 2701-2715.

Bai Junqiang,Liu Nan,Qiu Yasong,et al.Optimization of multifoil based on RBF mesh deformation method and modified particle swarm optimization algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013,34(12): 2701-2715.(in Chinese)

- [10] 徐榛,崔德刚,杜海,等.基于改进遗传算法的增升装置气动 优化研究[J].航空科学技术,2014,25(2):17-22.
 Xu Zhen, Cui Degang, Du Hai, et al.Research on aerodynamic optimization of aircraft high-lift devices based on improved genetic algorithm[J].Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(2):17-22. (in Chinese)
- [11] 倪昂修,张宇飞,陈海昕.NSGA-II 算法的改进及其在多段 翼型缝道参数优化中的应用[J].空气动力学学报,2014,32 (2): 252-257.

Ni Angxiu, Zhang Yufei, Chen Haixin. An improvement to NSGA-II algorithm and its application in optimization design of multi-element airfoil[J].ACTA Aerodynamica Sinica,2014,32 (2):252-257. (in Chinese)

- [12] 苏伟,高正红,夏露.一种代理遗传算法及其在气动优化设计中的应用[J].西北工业大学学报,2008,26(3):303-307.
 Su Wei, Gao Zhenghong, Xia Lu. An effective surrogate-assisted genetic algorithm for airfoil aerodynamic optimization design[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(3): 303-307.(in Chinese)
- [13] Giunta A A, Wojtkiewicz Jr S F, Eldred M S. Overview of modern design of experiments methods for computational simulations[R]. AIAA Paper 2003-649, 2003.
- [14] 许瑞飞,宋文萍,韩忠华.改进Kriging模型在翼型气动优化

设计中的应用研究[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(4): 503-510.

Xu Ruifei, Song Wenping, Han Zhonghua. Application of improved Kriging model based optimization method in airfoil aerodynamic design[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(4): 503-510.(in Chinese)

[15] Guo Tongqing, Lu Zhiliang. N-S equation calculations on multi-element airfoils with zonal patched grids[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003, 20 (2):155-158.

[16] 刘战合,宋文萍,宋笔锋. 基于复合形方法的翼型优化设计研 究[J]. 西北工业大学学报,2004,22(6): 795-799.
Liu Zhanhe, Song Wenping, Song Bifeng. On improving multiobjective optimization of airfoil design with complex optimum method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(6): 795-799.(in Chinese)

Optimization Design of High-lift Configuration Using Kriging Model

Xu Ruifei, Duan Zhuoyi, Qian Ruizhan AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: The Kriging-based multi-objective optimization design method for high-lift configuration is developed in this paper. By introducing the Navier-Stocks solver with S-A turbulence model, the zonal patched grids and the genetic algorithm, the lift coefficient under the landing condition is maximized. In order to reduce the computational time and cost, Kriging model is applied to the process of the optimization design for replacing the complex computational program. El method is introduced to give additional sample points in order to introduce the accuracy of the model. The optimization design for the position and configuration of multi-element airfoil are carried out. The results show that the lift coefficient of the multi-element airfoil can be increased by 7.55% under the condition that the position of the flap is optimized, and when the position and configuration of the flap are both optimized, the lift coefficient of the multi-element airfoil can increase by 9.48%.

Key Words: Kriging model; Latin hypercube sampling; high-lift device; optimization design