

变弯翼型与增升装置多目标气动优化设计研究

周旺仪, 白俊强, 乔磊, 邱亚松, 刘睿, 沈广琛

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘要:针对二维增升装置低速起飞、着陆状态和变弯度翼型高速巡航状态下的高低速气动特性进行综合优化研究,发展了一种基于 Kriging 代理模型与多目标遗传算法的增升装置多目标气动优化设计方法。使用自适应下垂式铰链襟翼机构,通过襟翼与扰流板联动偏转来改善飞机的低速起降性能及高速巡航性能。将襟翼铰链位置、扰流板偏角和襟翼偏角作为设计变量,通过求解 N-S 方程来预测初始样本点气动力,利用 Kriging 代理模型分别建立起飞、着陆和巡航状态下设计变量与气动力之间的关系,得到多个高效气动力预测模型,最后使用多目标遗传算法在代理模型的基础上进行多目标气动优化设计。设计变量变化时计算网格的自动生成采用 RBF(radial basis function) 动网格技术来实现。基于搭建的高效全局多目标优化设计平台进行了高低速综合气动性能多目标优化,并对 Pareto 前沿面的多目标解集进行了多设计点校验与分析,筛选出了多目标并重的优化解。

关键词:增升装置;巡航变弯翼型;高低速设计;代理模型;多目标优化;气动外形

中图分类号:V211

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2018)01-0083-08

对于大型民用运输机,巡航升阻特性与起降升力特性对飞机的综合性能具有极其重要的影响。根据 Breguet 航程公式^[1],在载油量与耗油率确定的情况下,飞机的航程与巡航升阻比成正比。Meredith^[2]指出,对于大型双发民用运输机,着陆时 1% 的最大升力增量带来的综合收益相当于多载 22 名旅客或近 2 000 公斤货物;给定飞机的航程,起飞过程中升阻比提高 1% 带来的综合收益相当于多载 18 名旅客或 1 270 公斤货物。

良好的巡航升阻特性与良好的起降升力特性对机翼面积的要求存在难以调和的矛盾^[3]。为此,飞机设计师们通过引入增升装置来调和这一矛盾。在传统的增升装置设计中,一般通过优化缝道参数与偏角提升增升装置的气动特性^[4]。增升装置驱动与运动机构的引入增加了飞机的结构重量和机构复杂度、降低了有效商载与可靠性、增加了使用维护成本。传统的增升装置运动机构多采用复杂的四连杆机构(以波音 767、777 为代表)、滑轨机构(以波音 727、737、747、757 为代表)或连杆滑轨机构(以空客

320/321、330/340 为代表)^[5]。

人们希望进一步提升飞机的巡航升阻特性,其中典型技术就是机翼变弯度技术,让飞机在整个巡航阶段的升阻比都接近最佳状态。美国德莱顿飞行研究中心针对宽体客机 L-1011,在巡航状态通过后缘操纵面偏转实现机翼后缘弯度的变化,在设计马赫数 0.83 时,巡航阶段升阻比提高了 1%~3%^[6]。

增升装置设计总的发展趋势是在保证气动性能的基础上尽量简化机构设计^[7]。将扰流板与后缘襟翼联动偏转,形成自适应下垂式铰链襟翼(adaptive drooped hinge flap, ADHF),可大幅扩大襟翼缝道参数范围,显著缓解气动性能优异的起飞构型与气动性能优异的着陆构型对襟翼铰链位置要求不同的矛盾。国外对该技术已经开展了长期且全面的研究,并已经在波音 787^[8]与 A350XWB^[9]上得到了应用。目前我国正在奋力研发国产大型民用运输机,然而对 ADHF 技术的研究却有限。本文以大型民机 Kink 附近的增升装置翼型为研究对象,结合自适应下垂式铰链襟翼机构的驱动特点,搭建了高效

收稿日期:2017-04-28

作者简介:周旺仪(1993—),女,西北工业大学硕士研究生,主要从事飞行器气动优化设计和气动噪声研究。

通信作者:乔磊(1988—),西北工业大学助理研究员,主要从事计算流体力学研究。

全局多目标气动优化设计平台,为我国大型民用运输机的先进高效增升装置的后续发展提供了一种设计思路。

1 流场数值求解程序验证

采用定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程进行流动数值模拟,控制方程的积分形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} dS = \iint_{\partial\Omega} \mathbf{G}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} dS \quad (1)$$

式中, \mathbf{Q} 为守恒变量; $\mathbf{F}(\mathbf{Q})$ 为无黏通量; $\mathbf{G}(\mathbf{Q})$ 为黏性通量; $\partial\Omega$ 为任意控制体边界; \mathbf{n} 为控制体单位外法向量; V 为控制体体积; S 为控制体边界的面积。采用隐式时间推进方法,空间离散为二阶 Roe 格式,全湍计算,湍流模型选择 $k-\omega$ SST (shear stress transport)。采用多重网格技术加速收敛,通过并行计算技术提高计算效率。

通过 30P-30N 三段翼型低速气动特性计算来对求解器进行验证,计算状态为:迎角 $\alpha = 5.5^\circ$, 马赫数 $Ma = 0.17$, 雷诺数 $Re = 1.71 \times 10^6$ 。如图 1 所示,计算的压力系数与试验^[10] 的压力系数吻合。

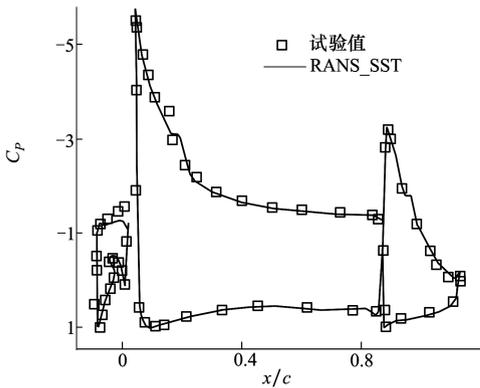


图1 30P-30N 计算压力分布与实验值对比

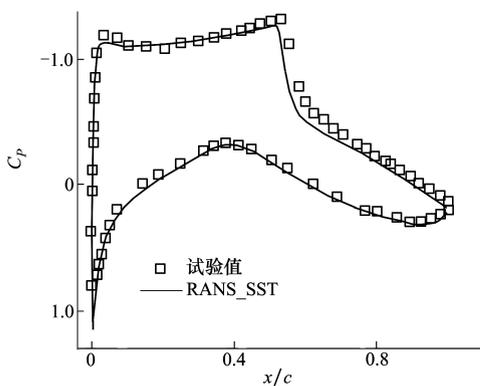


图2 RAE2822 计算压力分布与试验值对比

通过 RAE2822 翼型气动特性计算对求解器高速计算进行验证。计算状态为:迎角 $\alpha = 2.8^\circ$, 马赫数 $Ma = 0.73$, 雷诺数 $Re = 6.5 \times 10^6$ 。如图 2 所示,计算的压力系数与试验^[11] 的压力系数吻合。

2 优化设计方法

2.1 参数化方法与设计变量

利用一些关键参数来描述扰流板和襟翼绕铰链偏转后的位置。扰流板铰链位置固定在扰流板前缘,襟翼铰链位置为设计变量。襟翼绕铰链偏转的参数化描述如图 3 所示: (X, Y) 表示襟翼铰链位置的坐标; (x_i, y_i) 表示偏转前襟翼上任意一点的坐标; L_i 表示襟翼铰链位置 (X, Y) 与点 (x_i, y_i) 的距离,绕襟翼铰链偏转 δ 角度后襟翼上相应点的坐标 (x'_i, y'_i) 通过(2)式~(5)式求出。襟翼上每一点变换后就得到偏转后的襟翼位置坐标。

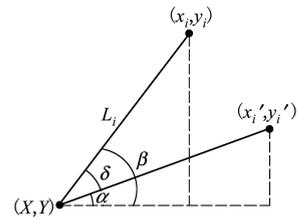


图3 参数化襟翼偏转示意图

$$L_i = \sqrt{(X - x_i)^2 + (Y - y_i)^2} \quad (2)$$

$$\beta = \arctan\left(\frac{y_i - Y}{x_i - X}\right) \quad (3)$$

$$\alpha = \beta - \delta \quad (4)$$

$$\begin{cases} x'_i = X + L_i \times \cos\alpha \\ y'_i = Y + L_i \times \sin\alpha \end{cases} \quad (5)$$

巡航翼型后缘变弯度通过襟翼小角度偏转来实现,扰流板随襟翼联动偏转,保证变弯后的机翼表面连续无缝。如图 4 所示,后缘下偏为正弯度偏角,上偏为负弯度偏角。

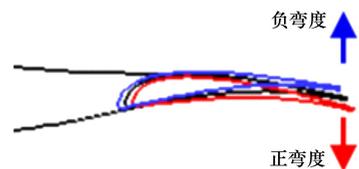


图4 巡航翼型后缘变弯示意图

选取 7 个设计变量:襟翼铰链位置坐标 X 和 Y , 起飞状态襟翼偏角 δ_{ft} 及扰流板偏角 δ_{st} , 着陆状态襟翼偏角 δ_{fl} 及扰流板偏角 δ_{sl} , 巡航状态襟翼偏角 δ_{fc} , 巡航状态扰流板偏角由襟翼位置确定。扰流板和襟翼偏转均定义下偏为正,上偏为负。设计变量示意图如图 5 所示。

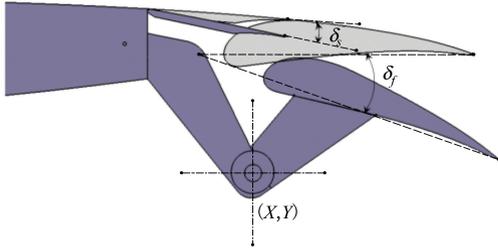


图 5 设计变量示意图

2.2 优化问题的数学模型

为实现高低速气动性能综合优化的目的,选取以下 4 个优化目标:①着陆状态最大升力系数 $C_{Lmax-landing}$;②起飞状态最大升力系数 $C_{Lmax-takeoff}$;③起飞状态 8° 迎角线性段升阻比 $K_{\alpha=8^\circ-takeoff}$;④巡航状态设计升力系数下的升阻比 $K_{C_L-cruise}$ 。优化问题可以描述为:寻找一组设计变量 \mathbf{x} ,使

$$\begin{aligned} \text{Objective } & \max C_{Lmax-landing}(\mathbf{x}) \\ & \max C_{Lmax-takeoff}(\mathbf{x}) \\ & \max K_{\alpha=8^\circ-takeoff}(\mathbf{x}) \\ & \max K_{C_L-cruise}(\mathbf{x}) \\ \text{s.t. } & \mathbf{x}_{lower} \leq \mathbf{x} \leq \mathbf{x}_{upper} \end{aligned} \quad (6)$$

式中, \mathbf{x}_{lower} 为设计变量的下界, \mathbf{x}_{upper} 为设计变量的上界。

2.3 RBF 动网格技术

使用 RBF 动网格技术^[12]快速生成优化过程中产生的不同构型的计算网格,是一种兼顾大变形能力和变形效率的网格变形方法。其思路是通过初始网格构建空间网格与表面网格之间的插值矩阵,然后通过表面网格的位移量计算空间网格变形。优化设计采用的多段翼型计算网格如图 6 所示,网格量约为 11 万。图 7 给出了 RBF 网格变形前后襟翼附近网格的变化情况,可以看出,变形后的网格仍然保持了较高的质量。

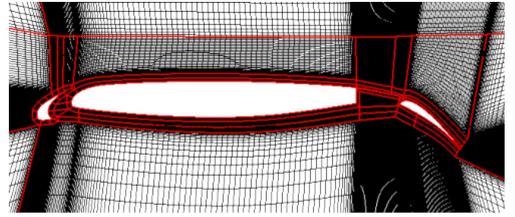


图 6 多段翼型计算网格

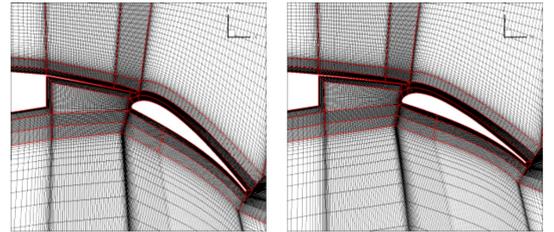


图 7 网格变形前后襟翼附近网格变化情况

2.4 基于代理模型和 NSGA-II 的多目标优化设计流程

Kriging 模型^[13]基于方差最小无偏估计,具有较好预测非线性、多峰值函数的能力,可以作为一种高效替代模型,在满足计算精度的前提下使用该模型可以提高样本点气动力的预测效率。带精英策略的非支配排序遗传算法^[14](non-dominated sorting genetic algorithm-II, NSGA-II)在优化过程中同时对多个设计目标进行处理,能够对每个设计目标进行更加充分地探索,找到优化问题的 Pareto 最优解集^[15]。

基于 Kriging 代理模型和多目标遗传算法进行二维增升装置和变弯翼型的高低速综合优化设计流程为:①确定二维增升装置翼型的初始外形、起飞、着陆和巡航各个阶段的计算状态;②使用拉丁超立方试验设计方法^[16]对设计空间进行抽样,生成一定数量的初始样本点;③使用 RBF 动网格技术快速生成各个样本点对应外形的计算网格,并通过 CFD 计算各个样本点对应的外形在不同状态下的气动力;④利用初始样本的设计变量及对应的气动力构建满足精度要求的高效 Kriging 代理模型,以替代耗时的 CFD 计算;⑤检验代理模型是否满足精度要求,如不满足则加密样本点集,更新代理模型;⑥采用 NSGA-II 进行多目标优化,搜索新的样本点,并通过代理模型快速获取新样本点的对应的气动力,快速得到最优解集;⑦根据实际的设计需求选择合适的优

化解,确定襟翼铰链位置和起飞、着陆、巡航各工况下的扰流板、襟翼偏角。

3 多目标气动性能综合优化设计

以某大型民用客机 Kink 附近的二维增升装置和翼型多目标优化为例。起飞着陆状态来流马赫数为 $Ma=0.2$, 单位弦长雷诺数为 $Re=4.66 \times 10^6$ 。根据全机的巡航马赫数和设计升力系数, 按照后掠翼的指标转换方式^[17] 转化为二维翼型计算状态: 巡航马赫数为 $Ma=0.7$, 设计升力系数为 $C_L=0.6$, 单位弦长雷诺数为 $Re=4.9 \times 10^6$ 。基准起飞构型的缝翼、扰流板和襟翼的偏角依次为 $20^\circ, 0^\circ$ 和 20° , 基准着陆构型的缝翼、扰流板和襟翼的偏角依次为 $25^\circ, 0^\circ$ 和 38° 。图 8 中阴影区域为襟翼铰链位置的范围, 即设计变量 X 和 Y 的上下界。其余 5 个设计变量的上下界见表 1。

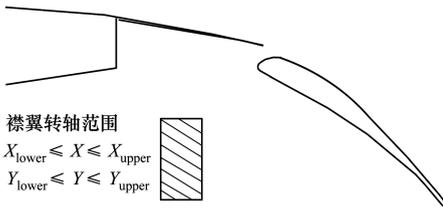


图 8 襟翼铰链位置 (X, Y) 区域示意图

表 1 设计变量的上下界

设计变量	下边界/ $(^\circ)$	上边界/ $(^\circ)$
起飞构型襟翼偏角 δ_{fl}	20	24
起飞构型扰流板偏角 δ_{sl}	-4	2
着陆构型襟翼偏角 δ_{fl}	35	40
着陆构型扰流板偏角 δ_{sl}	-2	7
巡航构型襟翼偏角 δ_{fc}	-1.5	1.5

在 1 000 个初始样本点的基础上建立代理模型, 然后采用 NSGA-II 进行多目标优化, 每一代个体数目为 80 个, 优化搜索 50 代。图 9 给出了 4 个优化目标的 Pareto 前沿解集, 图中 X, Y 和 Z 轴分别代表着陆最大升力系数 $C_{Lmax-landing}$ 、起飞最大升力系数 $C_{Lmax-takeoff}$ 和设计升力系数为 0.6 的巡航升阻比 $K_{C_L=0.6-cruise}$, 图中点集的颜色代表起飞 8° 迎角线性段升阻比 $K_{\alpha=8^\circ-takeoff}$ 。最优解集大致可分为 5 类: 第一类优化目标侧重 $C_{Lmax-landing}$, 以点 O_{opt1} 为代表; 第二类优化目标侧重 $C_{Lmax-takeoff}$, 以点 O_{opt2} 为代表; 第三类优化目标侧重 $K_{\alpha=8^\circ-takeoff}$, 以点 O_{opt3} 为代表; 第四类优化目标侧重 $K_{C_L=0.6-cruise}$, 以点 O_{opt4} 为代表; 第五类 4 个优化目标并重, 综合性能好, 以点 O_{opt} 为代表。

三类优化目标侧重 $K_{\alpha=8^\circ-takeoff}$, 以点 O_{opt3} 为代表; 第四类优化目标侧重 $K_{C_L=0.6-cruise}$, 以点 O_{opt4} 为代表; 第五类 4 个优化目标并重, 综合性能好, 以点 O_{opt} 为代表。

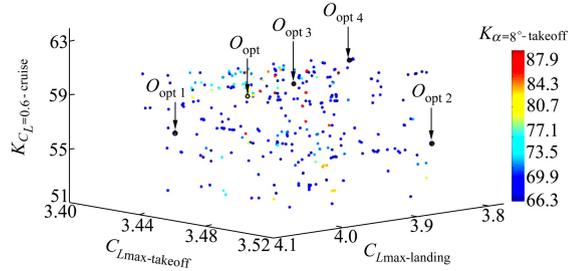


图 9 优化目标解集

图 10 是构型 4 个优化目标的性能比较示意图。优化的 5 个构型相比于基准构型在 4 个优化目标上的性能均有较明显提升。Opt 的巡航构型、起飞构型和着陆构型的性能均衡。以 Opt 对应的襟翼转轴位置以及各个状态下的襟翼和扰流板偏角为构型参数, 得到优化的起飞、着陆和巡航构型。基准构型与 Opt 构型几何参数对比如表 2 所示。表 3 为基准构型与优化构型所有设计目标的结果对比, 可以看出, Opt 构型各个目标下的气动性能都有明显提升。

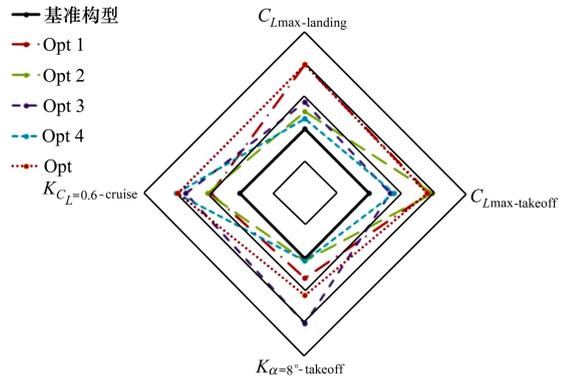


图 10 优化目标性能示意图

表 2 基准构型与 Opt 构型几何参数对比

设计变量	基准线	Opt
着陆构型		
襟翼/ $(^\circ)$	38	39.4
扰流板/ $(^\circ)$	0	5.7
起飞构型		
襟翼/ $(^\circ)$	20	23.7
扰流板/ $(^\circ)$	0	1.9
巡航构型		
襟翼/ $(^\circ)$	0	1.5
襟翼转轴 X 坐标/m	37.819	37.800
襟翼转轴 Y 坐标/m	-0.841	-0.874

表 3 基准构型与优化构型气动力系数对比

设计目标	基准线	Opt	单目标
$C_{Lmax-landing}$	3.814	4.053	4.063
$C_{Lmax-takeoff}$	3.417	3.512	3.559
$K_{\alpha=8^\circ-takeoff}$	78.34	79.08	82.23
$K_{C_L-cruise}$	51.50	60.72	61.42

3.1 优化着陆构型气动性能分析

图 11 为侧重着陆最大升力系数目标的优化解 Opt1、多目标并重的优化解 Opt 的着陆构型与基准着陆构型的几何外形对比,图中分别代表基准构型、Opt1 和 Opt 着陆构型的襟翼转轴位置。图 12 为 Opt1、Opt 着陆构型以及基准着陆构型的升力线对比。Opt 着陆构型相较于基准构型,失速迎角提前至 20° ,最大升力系数增加约 6.27%,且整个线性段的升力系数明显高于基准构型,性能接近 Opt1 着陆构型。

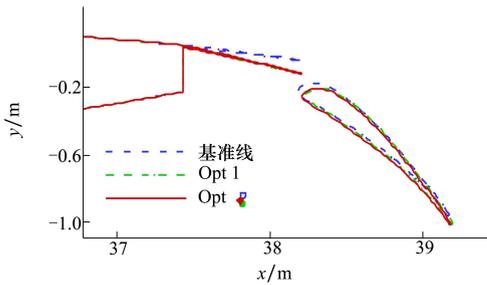


图 11 Opt, Opt1, Baseline 着陆构型的几何外形

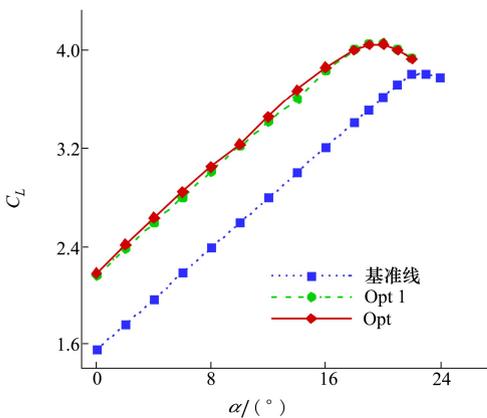


图 12 Opt, Opt1, Baseline 着陆构型的升力系数

3.2 优化起飞构型气动性能分析

图 13 为侧重起飞最大升力系数目标的优化解 Opt2、侧重起飞 8° 迎角升阻比目标的优化解 Opt3、多目标并重优化解 Opt 的起飞构型与基准起飞构型的几何外形对比,图中空心圆、实心圆、三角形和菱形分别代表基准构型、Opt2、Opt3 和 Opt 的襟翼转轴

位置。图 14 为 Opt2、Opt3 和 Opt 起飞构型以及基准起飞构型的升力线对比。Opt 最大升力系数略小于 Opt2,两者线性段升力系数接近,Opt3 的升力系数相较于 Opt 和 Opt2 明显较低。图 15 中升力极曲线显示:在小升力系数下,Opt3 起飞构型的升阻比明显高于其他起飞构型,因为 Opt3 起飞构型的扰流板与襟翼之间的缝道宽度最小,使得上表面曲率变化小,阻力最小,在升力系数稍小时升阻比最大;随着升力系数增加,Opt3 起飞构型升力系数小,阻力系数与其他起飞构型相当,导致升阻比降低。Opt 起飞构型能较好地权衡这两方面的矛盾,达到较优的起飞气动性能。

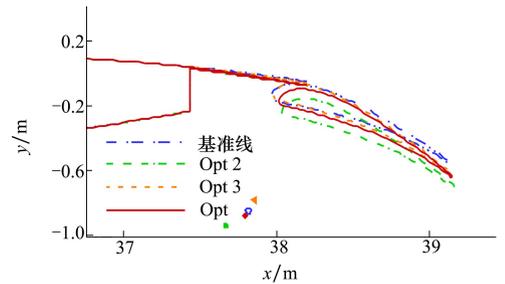


图 13 Opt, Opt2, Opt3, Baseline 起飞构型的几何外形

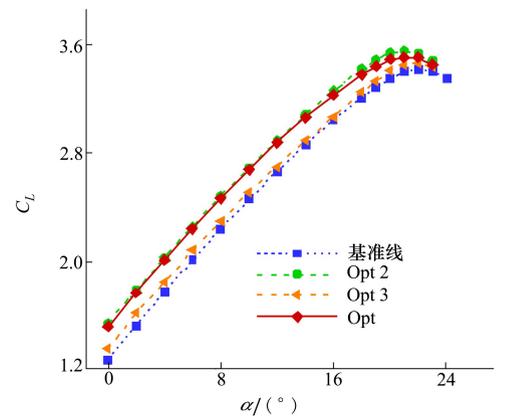


图 14 Opt, Opt2, Opt3, Baseline 起飞构型升力系数

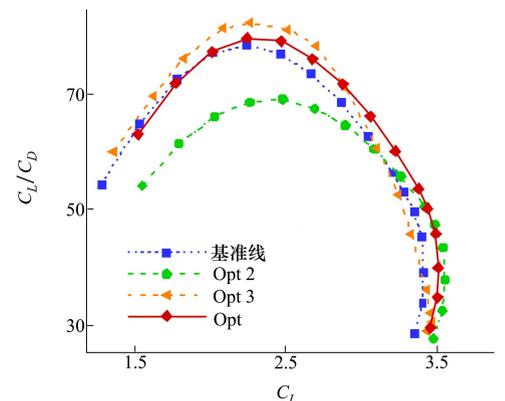


图 15 Opt, Opt2, Opt3, Baseline 起飞构型升阻比

3.3 优化巡航构型气动性能分析

图16为侧重巡航升阻比目标的优化解 Opt4、多目标并重优化解 Opt 的巡航构型以及基准巡航构型的几何外形对比,图中空心圆、实心圆和菱形分别代表基准构型、Opt4 和 Opt 的襟翼转轴位置。图17为 Opt、Opt4 与基准巡航构型在设计升力系数下的压力分布对比,上表面靠近后缘区域压力系数陡增

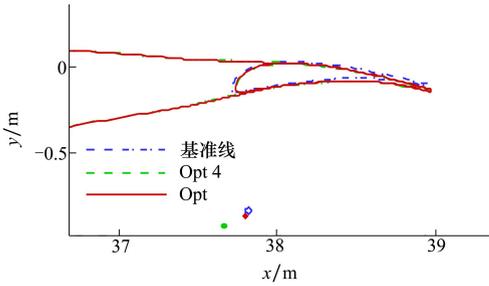


图16 Opt, Opt4, Baseline 巡航构型的几何外形

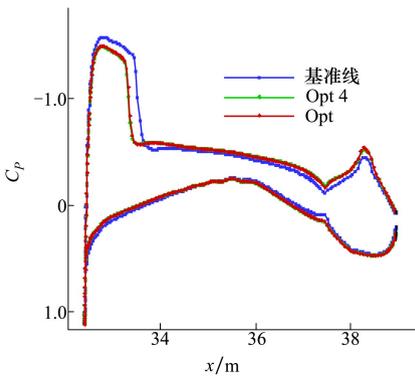


图17 Opt, Opt4, Baseline 巡航构型 $C_L=0.6$ 压力系数

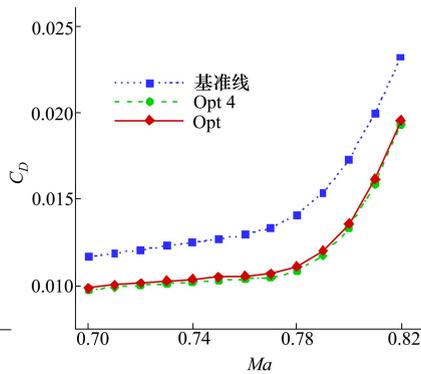


图18 Opt, Opt4, Baseline 巡航构型阻力发散马赫数

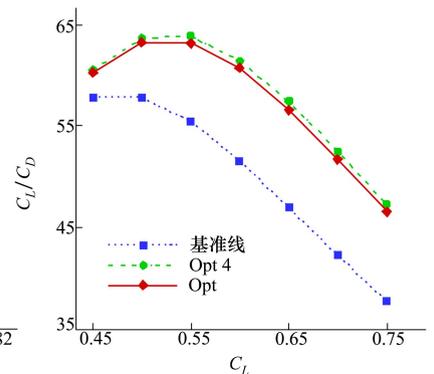


图19 Opt, Opt4, Baseline 巡航构型在 $Ma=0.7$ 时不同升力系数下升阻比

是由扰流板与机翼连接处曲率不连续引起的。扰流板和襟翼下偏使得后缘变弯,增加了翼型后加载,在相同设计升力系数下相当于减小了巡航迎角。巡航迎角的减小使上翼面头部附近的气流加速区变短,负压峰值降低,且上翼面激波更加靠近前缘。后缘下偏增加了流经上翼面后缘气流的扩张速度,使得后缘压力系数恢复的梯度增加。综合以上2个原因,后缘下偏一方面增加后加载提高升力,另一方面使上翼面的激波强度减弱从而减小波阻,Opt 巡航升阻比相较于基准巡航构型提高了17.9%。图18中变弯翼型在不同马赫数下阻力系数均低于基准巡航翼型,且阻力随马赫数的变化更加平缓,阻力发散马赫数提高到0.78。图19中将两者在相同马赫数、不同升力系数条件下的升阻比进行比较,当升力系数从0.45变化到0.75时,变弯翼型的升阻比均大于基准翼型。

4 结论

本文针对大型民机自适应下垂式铰链襟翼,基于搭建的多目标气动优化设计平台,将襟翼铰链位置和各个状态下襟翼和扰流板偏角作为设计变量,进行高低速多目标优化得到最优解集。通过一系列分析可得到如下结论:

1) 自适应下垂式铰链襟翼机构简单,通过扰流

板与襟翼联动偏转在起降阶段有利于形成合适的襟翼缝道参数,提高气动性能。相较于基准构型,优化的起飞构型的最大升力系数增大2.78%,迎角为 8° 时升阻比增大0.95%;优化的着陆构型的最大升力系数增大6.27%。

2) 巡航阶段通过下偏襟翼与扰流板小角度联动偏转达到改变翼型弯度的目的。在巡航工况下变弯翼型升阻比基准巡航翼型增大了17.9%,且不同升力系数下的升阻比均高于基准巡航翼型。

参考文献:

- [1] Raymer D P. Aircraft Design: A Conceptual Approach[M]. Washington D C, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989

- [2] Meredith P. Viscous Phenomena Affecting High-Lift Systems and Suggestions for Future CFD Development[C]//High-Lift System Aerodynamics, AGARD CP 515, 1993: 203-219
- [3] Dam C P V. The Aerodynamic Design of Multi-Element High-Lift Systems for Transport Airplanes[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(2):101-144
- [4] 秦绪国, 刘沛清, 屈秋林, 等. 缝道参数对多段翼型气动性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(2):193-196
Qin Xuguo, Liu Peiqing, Qu Qiulin, et al. Influence of Gap Parameters on Aerodynamics of Multi-Element Airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(2):193-196 (in Chinese)
- [5] 黄建国. 后缘襟翼运动型式的选择及其分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(3):8-12
Huang Jianguo. Selection and Analysis of Motion Type of Trailing Edge Flap[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(3):8-12 (in Chinese)
- [6] Bolonkin A, Gilyard G B. Estimated Benefits of Variable-Geometry Wing Camber Control for Transport Aircraft[M]. National Aeronautics and Space Administration, Dryden Flight Research Center, 1999
- [7] 陈迎春, 李亚林, 叶军科, 等. C919 飞机增升装置工程应用技术研究进展[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1):1-5
Chen Yingchun, Li Yalin, Ye Junke, et al. Study Progress about High-Lift System of C919 Airplane[J]. Advances in Aerospace Sciences and Engineering, 2010, 1(1):1-5 (in Chinese)
- [8] Guy Norris. Boeing Unveils Plans for Trailing Edge Variable Camber on 787 to Reduce Drag, Save Weight[EB/OL]. (2000-06-01) [2017-04-12] <http://www.flightglobal.com/articles/2006/06/12/207172/boeing-unveils-plans-for-trailing-edge-variable-camber-on-787-to-reduce-drag-save>.
- [9] Strüber H. The Aerodynamic Design of the A350 XWB-900 High Lift System[C]//29th International Congress of the Aeronautical Science, 2014: 913-921
- [10] Murayama M, Nakakita K, Yamamoto K, et al. Experimental Study on Slat Noise from 30P30N Three-Element High-Lift Airfoil at JAXA Hard-Wall Low-Speed Wind Tunnel[C]//20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2014: 2080-2113
- [11] Cook P H, Firmin M C P, McDonald M A. Aerofoil RAE 2822: Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements[M]. RAE, 1977
- [12] Rendall T C S, Allen C B. Efficient Mesh Motion Using Radial Basis Functions with Data Reduction Algorithms[J]. Journal of Computational Physics, 2009, 228(17): 6231-6249
- [13] Lophaven S N, Nielsen H B, Sondergaard J. DACE-A MATLAB Kriging Toolbox[R]. Technical Report IMM-TR-2002-12
- [14] Deb K, Pratap A, Agarwal S, et al. A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II[J]. IEEE Trans on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197
- [15] Wilson B, Cappelleri D, Simpson T W, et al. Efficient Pareto Frontier Exporation Using Surrogate Approximation[J]. Optimization and Engineering, 2001, 2(1): 31-50
- [16] Giunta A, Wojtkiewicz S, Eldred M. Overview of Modern Design of Experiments Methods for Computational Simulations[C]//41st Aerospace Science Meeting and Exlubit, 2003: 649-666
- [17] 李凤蔚. 空气与气体动力学引论[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007: 277-278
Li Fengwei. Aerodynamics and Gas Dynamics Introduction[M]. Xi'an, Northwestern Polytechnical University Press, 2007: 277-278 (in Chinese)

A Study of Multi-Objective Aerodynamic Optimization Design for Variable Camber Airfoils and High Lift Devices

Zhou Wangyi, Bai Junqiang, Qiao Lei, Qiu Yasong, Liu Rui, Shen Guangchen

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

Abstract: Aiming at the synthetical optimization of the aerodynamic performance between the low-speed condition of two-dimensional high lift devices during take-off and landing phase and the high-speed condition of variable camber airfoil during cruise phase, an aerodynamic optimization design method for high lift device based on Kriging based surrogate model and multi-objective genetic algorithm has been developed. With the application of Adaptive Dropped Hinge Flap mechanism, the low-speed take-off and landing performance and high-speed cruise performance of the aircraft is improved by coupling deflection of the flap and spoiler. The position of flap hinge, deflection angle of spoiler and deflection angle of flap are taken as design variables; The Navier-Stokes equations are used to predict the aerodynamic forces of initial samples; The Kriging based surrogate model is employed to establish the algebraic relation between design variables and aerodynamic forces at take off, landing and cruise, obtaining four efficient prediction models for aerodynamic forces; Multi-objective optimization design with multi-objective genetic algorithm is conducted on the basis of surrogate models. The automatic generation of computational grid is achieved by the mesh deformation method based on RBF (Radial Basis Function) when the design variables change. On the basis of efficient global multi-objective optimization design platform, the synthetical optimization of high-speed and low-speed aerodynamic performance is conducted; The multi-objective solution set of the Pareto frontier is verified and analyzed, and the optimal solution with well matched high and low speed performance is selected.

Keywords: high lift device; variable camber airfoil; high and low speed; surrogate model; multi-objective optimization; aerodynamic configurations