

文章编号: 1674-8190(2022)02-027-05

公务机机翼气动外形优化研究

马晓永¹, 吴军强¹, 肖云雷¹, 张彦军², 程志航³, 秦何军³, 苗帅¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 高速所, 绵阳 621000)

(2. 航空工业第一飞机设计研究院 总体气动研究所, 西安 710089)

(3. 中航通飞华南飞机工业有限公司 总体部, 珠海 519040)

摘要: 随着世界经济贸易的发展, 轻中型公务机愈发受到客户的青睐。为了进一步提升高速涡扇公务机的总体气动性能, 采用基于全速势方程的流场快速求解方法, 集成序列二次规划(SQP)优化算法和类函数/型函数变换(CST)自由变形(FFD)方法, 对某轻中型高速涡扇公务机机翼进行多点优化设计研究, 并对优化结果进行对比分析。结果表明: 优化后公务机全机阻力系数明显减小, 阻力发散特性得到了显著改善, 优化方法有效引导了机翼气动外形有利变化。

关键词: 轻中型公务机; 机翼; 气动外形优化; TRANAIR; 数值模拟

中图分类号: V221.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.02.04

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Study on Aerodynamic Shape Optimization for Wing of Business Jet

MA Xiaoyong¹, WU Junqiang¹, XIAO Yunlei¹, ZHANG Yanjun², CHENG Zhihang³,
QIN Hejun³, MIAO Shuai¹

(1. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

(2. General Configuration Aerodynamic Institute, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

(3. General Configuration and Aerodynamic Design Department, AVIC General Huanan Aircraft Industry Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

Abstract: With the development of world economy and trade, the medium business jets are more favored by customers. In order to further improve the general aerodynamic performance of high-speed turbofan business jet, the optimization methods based on the full potential equation, sequential quadratic programming (SQP) and free form deformation (FFD) methods of class function/shape function transformation (CST) are used to carry out the multi-point optimization study for the wing of a medium business jet, and the optimization results are performed with comparison analysis. The results show that the drag coefficient of the optimized wing is reduced obviously, and the drag divergence characteristic is significantly improved. The optimization method can effectively guide the wing aerodynamic shape to change with better aerodynamic performances.

Key words: medium business jet; wing; aerodynamic shape optimization; TRANAIR; numerical simulation

收稿日期: 2021-07-09; 修回日期: 2021-10-17

通信作者: 马晓永, maxiaoyong@cardc.cn

引用格式: 马晓永, 吴军强, 肖云雷, 等. 公务机机翼气动外形优化研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(2): 27-31, 44.

MA Xiaoyong, WU Junqiang, XIAO Yunlei, et al. Study on aerodynamic shape optimization for wing of business jet[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(2): 27-31, 44. (in Chinese)

0 引言

近年来,随着世界经济贸易的发展,高端公务机的制造和运营呈突飞猛进势态,尤其是在轻中型公务机领域,以其性能优异、乘坐舒适、性价比高的特点,取得了许多用户的青睐^[1-5]。基于 CFD (Computational Fluid Dynamics) 的数值优化方法是飞行器气动布局评估和优化设计的有效手段^[6-8],在飞行器设计方面的作用也愈加明显,数值优化涵盖了数值计算^[9]、优化算法^[10-13]和参数化建模方法^[13-20]等内容。飞行器气动外形优化一般定义全机(或部件)阻力系数 C_D 为目标函数,在升力系数 C_L 、俯仰力矩系数 C_m 、机翼(翼型)厚度等约束条件下,通过循环迭代获得目标函数最小值;在进行多点优化时,将不同设计点阻力系数通过加权平均作为总目标函数。研究表明,对于常规布局全机状态,采用传统高精度 NS 方程计算方法时,流场求解需占用大量时间,虽然可采用高性能并行计算或基于梯度搜索的伴随方法,但整个优化迭代仍需要大量时间,尤其是在进行多点、多目标优化设计方面^[21-23]。

波音公司全速势方法在流场求解方面具有较高的计算效率,被广泛应用于波音系列飞机的气动外形优化与设计^[24-25]。TRANAIR 软件从 20 世纪 80 年代开始研发,20 世纪 90 年代正式投入使用并成为波音 CFD 分析的主要工具,在 B777 及 B737NG 飞机设计中起到重要作用,并在其后继商业机型气动外形优化设计中大量使用。在 TRANAIR 软件中,采用了自适应笛卡尔网格收敛加速技术,不仅可进行流场计算分析,还能进行动导数、颤振特性的快速计算模拟,具有广泛的适用性及稳定性;此外,在进行数值优化时,预留了程序接口以方便进行参数化和约束条件的设置。据统计,仅 2002 年该软件在波音公司内部的使用就高达 15 000 次,主要用于全机构型的计算与局部优化等。

为了提高某轻中型高速涡扇公务机的总体气动性能,本文以 TRANAIR 软件为优化平台,采用类函数/型函数变换(Class Function/Shape Function Transformation,简称 CST)参数化建模及动网格方法,对其机翼进行减阻设计和优化研究,并对

优化效果进行分析和讨论。

1 优化模型

优化模型为 NAX880 V2.0 轻中型高性能高速涡扇公务机,其几何外形如图 1 所示,全机长 16.558 m,翼展 16.201 m,机翼面积 26 m²,平均气动弦长 2.048 m,典型高速巡航状态的 Ma 为 0.82,高度为 10 668 m,雷诺数 Re 为 1.32×10^7 。



图1 NAX880 V2.0 轻中型公务机

Fig. 1 NAX880 V2.0 medium business jet

在“机翼、机身、垂尾和平尾”(WBVH)构型下对机翼气动外形进行多点减阻优化,三个设计点参数: C_L 为 0.35(其中 Ma 为 0.78, 0.80, 0.82),高度为 10 668 m。WBVH 构型带尾迹计算网格如图 2 所示,红色部分为机翼优化区域。

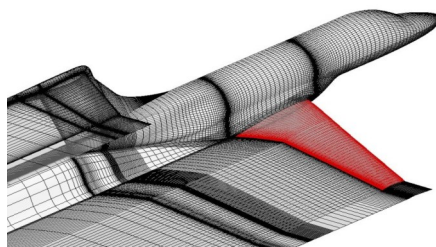


图2 “机翼、机身、垂尾和平尾”(WBVH)构型

Fig. 2 WBVH configuration (wing, body, vertical & horizontal tail)

鉴于机翼的激波阻力较强,目标函数在阻力系数分解时,提高波阻的加权比例,同时减小诱导阻力和型阻的比重;约束条件为设计点下升力系数、翼型 20%(前梁)和 80%(后梁)位置最大厚度不减小。其数学模型为

$$M = \min (20/68C_{D1} + 23/68C_{D2} + 25/68C_{D3}) \quad (1)$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} C_L \geq C_{L0} \\ C_m \geq C_{m0} \\ H \geq H_0 \end{cases}$$

式中: $C_{D1} \sim C_{D3}$ 为各设计点下的加权阻力系数。

$$C_{D1} = 1/2 C_{DFar} + 1/4 C_{Dp} + 1/4 C_{Dw} \quad (C_L = 0.35, Ma = 0.78) \quad (2)$$

$$C_{D2} = 10/23 C_{DFar} + 5/23 C_{Dp} + 8/23 C_{Dw} \quad (C_L = 0.35, Ma = 0.80) \quad (3)$$

$$C_{D3} = 2/5 C_{DFar} + 1/5 C_{Dp} + 2/5 C_{Dw} \quad (C_L = 0.35, Ma = 0.82) \quad (4)$$

式中: C_{DFar} 为总阻力系数; C_{Dp} 为外型阻力系数(型阻); C_{Dw} 为激波阻力系数(波阻)。

机翼上、下翼面变形控制参数和来流迎角为优化设计变量。

2 优化方法

2.1 数值方法

采用基于 TRANAIR 软件的笛卡尔网格全速势人工黏性快速数值模拟方法,其中优化方法为基于梯度搜索的序列二次规划(Sequential Quadratic Programming,简称 SQP)算法^[26]。流场求解后,获得目标函数的梯度信息,与约束条件一起通过 SQP 算法转化为非线性优化问题,并通过参数化和网格变形方法实现循环迭代优化设计,直至获得满足约束条件的最优解。

优化算例是在航空工业第一飞机设计研究院曙光计算服务器上进行,性能指标可参阅文献[23]。

2.2 CST 方法

CST 方法是一种包含了传统物理意义设计参数的“类函数/型函数”方法^[19-20],具体方法介绍和参数设置见文献[23]。针对 NAX880 V2.0 公务机机翼优化模型,用 130 个 CST 参数控制机翼上、下翼面及弯扭,另外三个设计点的来流迎角作为设计变量,一共 133 个设计变量。

在优化过程中,采用一种自由变形(Free Form Deformation,简称 FFD)方法进行优化部件的气动外形描述和优化变形,CST 作为 FFD 自由变形中优化外形的参数化表达方法,即在优化过

程中用 CST 参数化方法描述几何外形相对初始外形的变化量,然后将该变化量叠加到初始外形 $\vec{S}_{initial}$ 上获得新的外形:

$$\vec{S}_{new} = \vec{S}_{initial} + \Delta \vec{S}(u', v') \quad (5)$$

综上所述,FFD 方法描述的是机翼外形的变化量,当设计变量为 0 时作为机翼的原始外形,即当 $\Delta \vec{S}(u', v') = 0$ 时 $\vec{S}_{new} = \vec{S}_{initial}$,这样就避免了对初始外形直接进行参数化拟合而带来的困难。

采用上述方法对该公务机机翼进行气动外形多点优化设计,整个优化耗时约 15 h,共计调用流场计算程序 31 次。

3 结果分析

优化前后总阻力参数 C_{DFar} 对比图如图 3 所示,优化前后 C_{Di} 、 C_{Dp} 和 C_{Dw} 计算结果如图 4、表 1~表 2 所示,对比马赫数 Ma 为 0.76、0.78、0.80、0.81、0.82, $C_L = 0.35$,其中 orig 表示优化前的原始外形结果, opt 表示优化后的结果, NS 表示高精度校核。

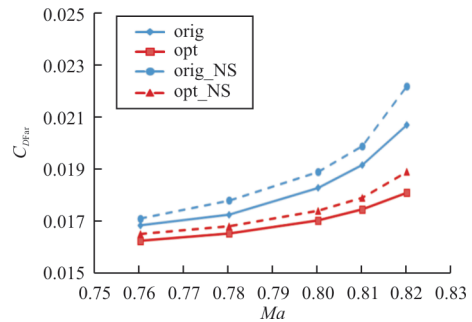
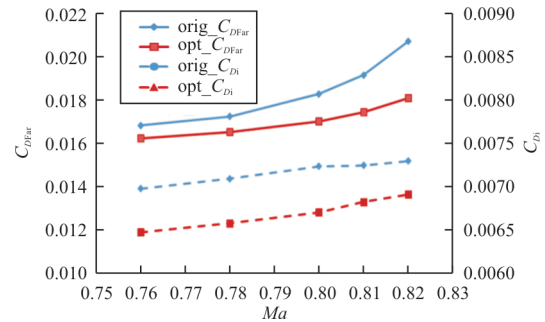
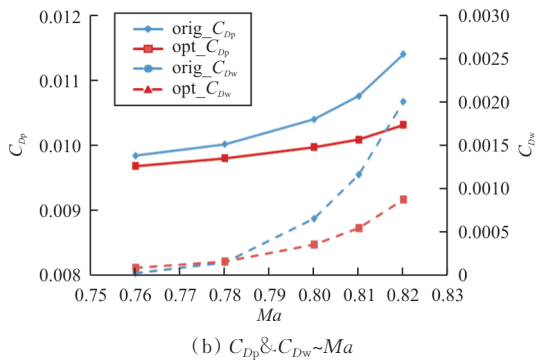


图3 机翼阻力系数优化结果($C_L = 0.35$)

Fig. 3 Drag coefficient optimization results of wing ($C_L = 0.35$)



(a) C_{DFar} & $C_{Di} \sim Ma$

图 4 机翼阻力系数分解 ($C_L=0.35$)Fig. 4 Drag coefficient decomposition of wing ($C_L=0.35$)表 1 优化前机翼阻力系数 ($C_L=0.35$)Table 1 Drag coefficient of original wing ($C_L=0.35$)

Ma	C_{DFar}	C_{Di}	C_{Dp}	C_{Dw}
0.76	0.016 84	0.006 98	0.009 84	0.000 02
0.78	0.017 25	0.007 10	0.010 02	0.000 14
0.80	0.018 29	0.007 24	0.010 40	0.000 65
0.81	0.019 17	0.007 25	0.010 76	0.001 16
0.82	0.020 71	0.007 30	0.011 41	0.002 01

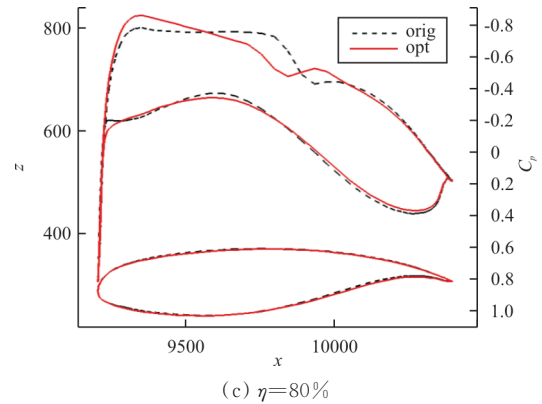
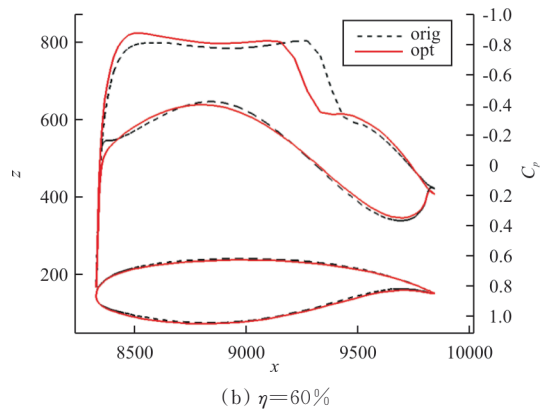
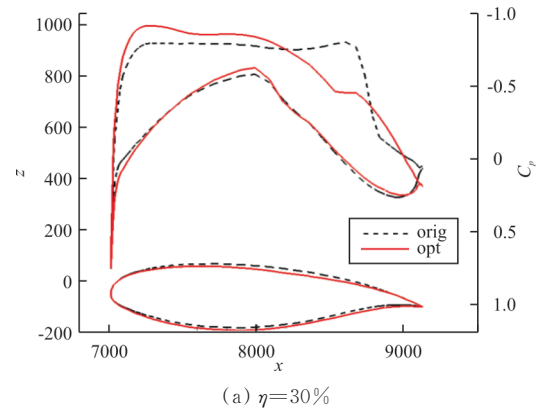
表 2 优化后机翼阻力系数 ($C_L=0.35$)Table 2 Drag coefficient of optimized wing ($C_L=0.35$)

Ma	C_{DFar}	C_{Di}	C_{Dp}	C_{Dw}
0.76	0.016 24	0.006 48	0.009 68	0.000 08
0.78	0.016 53	0.006 58	0.009 80	0.000 15
0.80	0.017 03	0.006 71	0.009 97	0.000 35
0.81	0.017 46	0.006 83	0.010 09	0.000 54
0.82	0.018 10	0.006 91	0.010 32	0.000 87

从图 3~图 4 可以看出:随着马赫数的增加,总阻力系数显著增大,优化前 $Ma=0.78$ 时 C_{DFar} 为 0.017 2, $Ma=0.82$ 时 C_{DFar} 迅速增大至 0.020 7, 阻力系数增加约 20.0%;优化后 $Ma=0.78$ 时 C_{DFar} 降为 0.016 5, $Ma=0.82$ 时 C_{DFar} 降为 0.018 1, 阻力系数增加量降为 9.7%, 全机高速阻力整体减小的同时, 阻力发散特性也明显得到改善; $Ma=0.82$ 时 $\partial C_{DFar}/\partial Ma$ 从优化前 0.15 减小为 0.06, 阻力发散 Ma 由优化前的 0.8 提高到 0.82 以上。

从表 1~表 2 可以看出:总阻力系数的改善主要得益于型面阻力系数和激波阻力系数的减小, 例如 $Ma=0.82$ 时总阻力系数 C_{DFar} 优化后减小约 0.002 6, 其中型面阻力系数 C_{Dp} 和波阻系数 C_{Dw} 各减小约 0.001 1, 诱导阻力系数 C_{Di} 仅减小 0.000 4。

$Ma=0.82$ 优化前后机翼不同展向剖面翼型和压力系数 C_p 对比结果如图 5 所示。

图 5 机翼不同展向剖面翼型和压力优化结果 ($Ma=0.82, C_L=0.35$)Fig. 5 Airfoil and pressure coefficient ptimization results of different spanwise profiles ($Ma=0.82, C_L=0.35$)

从图 5 可以看出:原始机翼为典型的后加载超临界翼型,减阻优化后主要是削弱了激波强度,或减弱和移动了激波位置。结合图 4,翼型变化主要反映在翼型中部,优化后上翼面更加平坦。虽然优化后机翼阻力大幅度减小,但也并不是无激波

设计,局部区域激波强度甚至稍有增加,这也是多点优化设计中要兼顾不同马赫数情况的原因。

4 结 论

(1) 本文对轻中型公务机机翼进行了高速状态多点气动外形优化设计,优化后公务机全机阻力系数明显减小,主设计点在优化后阻力系数减小了12.5%;阻力发散特性也得到了显著改善, $\partial C_D/\partial Ma_{=0.82}$ 从优化前的0.15减小为0.06。

(2) 优化方法有效引导了机翼气动外形有利变化。后续将对优化结果开展进一步校核和风洞试验验证研究,进一步提高其工程实用性。

参 考 文 献

- [1] 李璇. 中国公务机市场发展现状分析——2017 JSSI中国公务航空管理与维修年会[J]. 航空维修与工程, 2017(10): 20-21.
LI Xuan. Discussion on the current situation of China biz market [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2017(10): 20-21. (in Chinese)
- [2] 陈怡君. 国内公务机市场运营现状浅析[J]. 科技经济导刊, 2018, 26(23): 184-186.
CHEN Yijun. Research on current situation of management of China business jet market[J]. Technology and Economic Guide, 2018, 26(23): 184-186. (in Chinese)
- [3] 陈黎. 国产公务机的优势与挑战[J]. 大飞机, 2016(2): 35-37.
CHEN Li. Advantages and challenges of domestic business jet[J]. Jetliner, 2016(2): 35-37. (in Chinese)
- [4] 朱诺. 新常态下中国公务航空市场发展研究[J]. 民航管理, 2018(8): 33-37.
ZHU Nuo. Research on the development of civil aviation market in China under the new normal condition[J]. Civil Aviation Management, 2018(8): 33-37. (in Chinese)
- [5] 谢晓琳. 风口上的中国通用航空市场发展[J]. 中国商论, 2018(9): 14-17.
XIE Xiaolin. Development of China's general aviation market on the turye [J]. China Journal of Commerce, 2018(9): 14-17. (in Chinese)
- [6] 孙奕捷, 申功璋. 飞翼布局飞机控制/气动/隐身多学科优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(11): 1357-1360.
SUN Yijie, SHEN Gongzhang. Multidisciplinary linary optimization of control-aerodynamic-stealth for flying wing aircraft design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11): 1357-1360. (in Chinese)
- [7] VIJAY N J, FELIPE A C V, RAPHAEL T H, et al. Design optimization of a bendable UAV wing under uncertainty: AIAA-2010-2761[R]. US: AIAA, 2010.
- [8] MA Xiaoyong, ZHONG Shidong, XIAO Yu, et al. Aerodynamic performance analysis of a new conception hypersonic aircraft: AIAA-2017-2171[R]. US: AIAA, 2017.
- [9] JAMESON A, MARTINELLI L, PIERCE N A. Optimum aerodynamic design using the Navier-Stokes equations [J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 1998(10): 213-237.
- [10] KIM H J, LIOU M S. Aerodynamic optimization using a hybrid MOGA-local search method: AIAA-2010-2911[R]. US: AIAA, 2010.
- [11] LAURENCEAU J, MEAUX M, MONTAGNAC M, et al. Comparison of gradient-based and gradient-enhanced response-surface-based optimizers [J]. AIAA Journal, 2010, 48(5): 981-994.
- [12] 张磊, 陈红全. 基于CST参数化的翼型优化遗传算法研究[J]. 航空计算技术, 2011, 41(6): 53-57.
ZHANG Lei, CHEN Hongquan. Research on genetic algorithm for aerodynamic shape optimization based on CST[J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(6): 53-57. (in Chinese)
- [13] CASTONGUAY P, NADARAJAH S. Effect of shape parameterization on aerodynamic shape optimization: AIAA-2007-0059[R]. US: AIAA, 2007.
- [14] ARASH M, PATRICE C, SIVA K N. Survey of shape parameterization techniques and its effect on three-dimensional aerodynamic shape optimization: AIAA-2007-3837 [R]. US: AIAA, 2007.
- [15] LIU R Z, ZHANG X D, AN B T, et al. Application of non-uniform rational B-spline curve and knot insertion algorithm to turbine blade optimization[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 451-458.
- [16] JASON E H, DAVID W Z. Integrated geometry parametrization and grid movement using B-spline meshes: AIAA-2008-6079 [R]. US: AIAA, 2008.
- [17] SRIPAVADKUL V, PADULO M. A comparison of airfoil shape parameterization techniques for early design optimization: AIAA-2010-9050 [R]. US: AIAA, 2010.
- [18] 关晓辉, 李占科, 宋笔锋. CST气动外形参数化方法研究[J]. 航空学报, 2012, 33(4): 625-633.
GUAN Xiaohui, LI Zhanke, SONG Bifeng. A study on CST aerodynamic shape parameterization method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 625-633. (in Chinese)
- [19] KULFAN B M. A universal parametric geometry representation method-CST: AIAA-2007-62 [R]. US: AIAA, 2007.
- [20] KULFAN B M. Recent extensions and applications of the "CST" universal parametric geometry representation method: AIAA-2007-7709 [R]. US: AIAA, 2007.
- [21] 马晓永, 范召林, 吴文华, 等. 基于非均匀有理B样条方法的机翼气动外形优化[J]. 航空学报, 2011, 32(9): 1616-1621.

(下转第44页)