

大型飞机后缘铰链襟翼与扰流板下偏联合主动控制的二维绕流数值研究

2D Numerical Study based on Active Control of Trailing Edge High Lift Devices with Downward Deflection of Spoiler for Large Aircraft

徐琳 田云 刘沛清 李之 王宇晨 / Xu Lin Tian Yun Liu Peiqing Li Zhi Wang Yuchen
(北京航空航天大学,北京 100191)

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要:

针对大型飞机后缘铰链襟翼与扰流板下偏联合主动控制下二维翼型进行数值研究,研究内容包括:利用扰流板下偏技术,研究扰流板下偏与简单铰链后缘襟翼的耦合运动关系并分析其作用机理;利用铰链襟翼与扰流板联动改变巡航机翼弯度,改善机翼巡航升阻比,从而减少油耗,提高经济效益。采用 CFD 数值分析与 iSIGHT 优化平台软件,设计并分析了扰流板下偏与简单铰链改善飞机的低速起飞着陆性能及高速巡航性能。

关键词: 扰流板;铰链襟翼;巡航变弯度;数值研究

中图分类号: V211.41

文献标识码: A

[Abstract] Numerical study was done to assess the performance of trailing edge high lift devices with downward deflection of spoiler. By analyzing coupling motions of downward deflection of spoiler and trailing edge flap with simple hinges, specific mechanisms were put forward. Moreover, the wing camber was increased with downward deflection of spoiler, thus increasing cruise lift-drag ratio and improving economic efficiency. With CFD numerical analysis and iSIGHT optimization platform, the low speed takeoff/landing and cruise performance of the large aircraft with downward deflection of spoiler using simple hinges were analyzed and assessed.

[Key words] Downward Deflection of Spoiler; Hinges; Variable Camber; Numerical Study

0 引言

飞机增升装置设计总的发展趋势是结构和机构设计简单化、增加可靠性和维护性、减重^[1-3],在侧重满足飞机低速性能要求的基础上,兼顾飞机高速特性,以达到综合性能最优化^[4-6]。

现有大型飞机的后缘增升装置多采用复杂的滑轨机构或四连杆机构,以使后缘襟翼达到气动设计的位置,保证较好的气动性能,但机构性能不佳。后缘铰链机构结构简单,可靠性和维护性高,但运动轨迹单一,很难使襟翼运动到气动设计的位置,气动性能不佳,在大型飞机上单独应用性差^[7-9]。然而当铰链机构与扰流片板下偏联合应用时得到

了较为理想的效果,且已成功地被新款客机 A350 和波音 787 所采用,如图 1 所示。

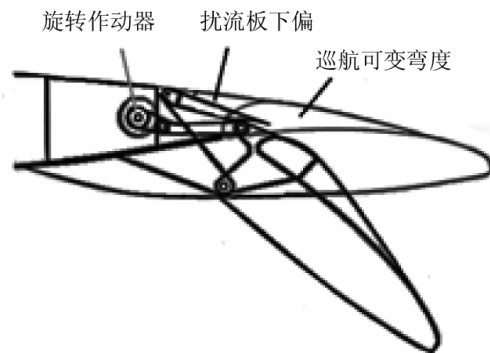


图 1 后缘铰链和扰流板下偏增升装置机构

这种铰链机构在保持较高机构性能的同时,通过扰流板与后缘机翼耦合运动以控制襟翼缝道参数^[10-13],改善起飞着陆性能,以保证较优的气动性能,极大地改善了铰链机构的气动性能缺陷^[14-16];在高速巡航状态,利用扰流板下偏改变巡航机翼弯度,改善机翼巡航时的升阻比和俯仰控制性能,从而减少油耗,提高经济效益^[17-20]。本文针对大型飞机后缘铰链襟翼与扰流板联合主动控制进行数值研究,具有较大价值。

1 扰流板下偏对飞机起飞着陆性能的影响

增压装置的性能包括结构性能和气动性能两部分。为使综合性能最优,本文将对基于扰流板下偏的先进铰链襟翼进行气动机构一体优化。利用优化软件 iSIGHT 搭建优化平台,寻找将扰流板下偏角度作为新的翼型构型变量条件下的气动机构综合性能最优的起飞和着陆构型,并与现有的某型飞机起飞着陆翼型性能进行对比,分析扰流板下偏对翼型起飞着陆性能的影响。

1.1 优化参数和优化目标的选择

为了利用扰流板下偏技术,寻找气动机构性能综合最优的起飞和着陆构型,特选取了 6 个优化参数,分别是起飞时后缘襟翼偏角 δ_{f1} 及扰流板偏角 δ_{s1} ,着陆时后缘襟翼偏角 δ_{f2} 及扰流板偏角 δ_{s2} ,铰链转轴位置 (X, Y) ,具体如图 2 所示。

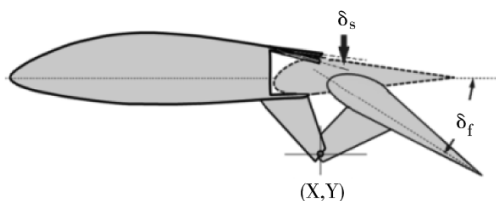


图 2 优化参数选取示意图

为达到气动机构一体化优化,本文优化目标的选取也是兼顾气动机构性能的,如表 1 所示,共包括六个优化目标,计算来流条件均为 $Ma = 0.2$, $Re = 6.5 \times 10^6$: (1) 起飞构型 8° 迎角时的升阻比 $T-K_8$; (2) 起飞构型 8° 迎角时的升力系数 $T-C_{L8}$; (3) 起飞构型 16° 迎角时的升力系数 $T-C_{L16}$; (4) 着陆构型 8° 迎角时的升力系数 $L-C_{L8}$; (5) 着陆构型 16° 迎角时的升力系数 $L-C_{L16}$; (6) 铰链机构转轴半径 R 。起飞和着陆共用一个铰链机构,即起飞和着陆的性能以机构性能参数为交集彼此联系着。

1.2 多目标优化算法

由于本文中的优化变量过多,并且彼此之间的规律比较离散,故选择 NSGA 算法。NSGA (邻域培植多目标遗传算法)是由最早的 GA 算法发展而来,它视各目标同等重要,通过排序后分组进行交叉实现“相邻繁殖”的机制,从而使接近于 Pareto 前缘的解进行交叉繁殖的概率增大,加速了计算收敛过程。

表 1 优化目标的选取

优化目标名称	目标
$T-K_8$ (起飞构型 8° 迎角时的升阻比)	Max
$T-C_{L8}$ (起飞构型 8° 迎角时的升力系数)	Max
$T-C_{L16}$ (起飞构型 16° 迎角时的升力系数)	Max
$L-C_{L8}$ (着陆构型 8° 迎角时的升力系数)	Max
$L-C_{L16}$ (着陆构型 16° 迎角时的升力系数)	Min
转轴半径 R	Min

1.3 优化平台的搭建

平台软件 ISIGHT 优化设计体系主要包括自动造型模块、网格自动生成模块、气动分析模块和优化算法模块,如图 3 所示。

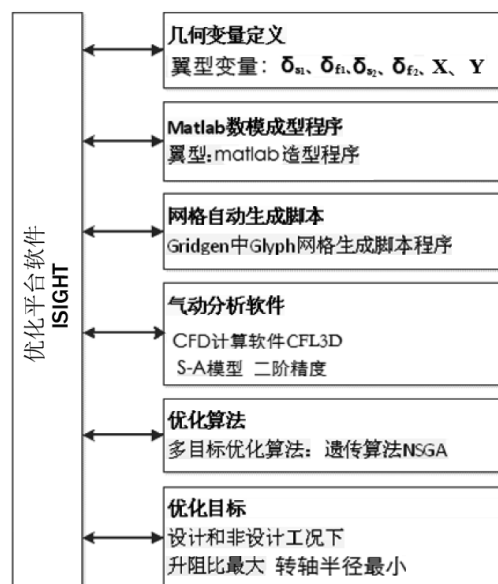


图 3 基于 ISIGHT 的 CFD 优化平台体系架构

本文 ISIGHT 平台的优势有:使用 NSGA 多目标优化算法,加速了计算收敛过程;把气动和机构的性能参数作为优化目标,反映了气动机构一体化的设计思想;起飞性能和着陆性能同时优化,寻找综合最优。

1.4 优化结果分析

遗传算法每代 72 个体,进化 15 代,共生成了

72×15×2=2 160 个不同的构型。通过分析优化目标的散点图可以得出,在小于某一范围内,随着转轴半径的增加,起飞的气动性能明显变优,大于某一范围后升力系数将不能满足设计要求;随着转轴半径的增加,着陆的气动性能变差。但着陆时的气动性能与转轴半径 R 之间的规律不如起飞时的气动性能与转轴半径 R 之间的规律明显。

图 4 中用浅色标明的 Pareto 最优前沿,是由算法判断得到的以 $T-K_0$ 和 R 性能最优为依据的 Pareto 最优解集 F,其中包含了 56 个“Pareto 最优解”。把最优解集 F 分为三类:第一类为以转轴半径小为主要优化目标,选取构型 A 作为代表;第二类是起飞性能和转轴半径并重为优化目标,选取构型 B 作为代表;第三类是以起飞性能为主要优化目标,选取构型 C 作为代表。

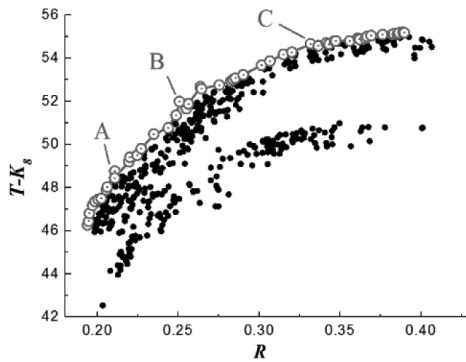


图 4 Pareto 优化结果最优解集 F($T-K_0 - R$)

在表 2 中基本构型的转轴半径是指基本起飞构型若按铰链后缘设计所需的转轴半径。由表 2 以及图 5 ~ 图 7 可以看出:(1)构型 A 的转轴半径最小,着陆性能也最好,但是起飞性能特别差,分析其原因是由于转轴半径较小,后缘襟翼的富勒量小,翼型弯度较大,虽产生升力系数稍大,但产生阻力较大,升阻比较小,起飞性能不佳;(2)构型 B 的转轴半径较小,起飞性能较好,着陆性能也较好,综合性能最优;(3)构型 C 的转轴半径最大,机构性能不好,虽起飞状态升阻比大,但起飞状态升力系数较小,而且着陆性能特别差,分析其原因是由于转轴半径较大,故后缘襟翼的富勒量大,起飞性能好,但着陆时为了达到较大的升力系数,往往偏转较大来增加翼型弯度,但由于转轴半径较大,后退量大,造成后缘襟翼与主翼偏离较大,着陆性能不好。综上所述,证实了上面的推论,故转轴半径应该选取大小适中。

表 2 构型 A、B、C 和基本构型的机构性能参数

构型	转轴半径 R(c)	缩短百分比(%)
Base	0.288 3	—
A	0.210 7	26.916 4
B	0.236	18.14
C	0.389 6	-35.137

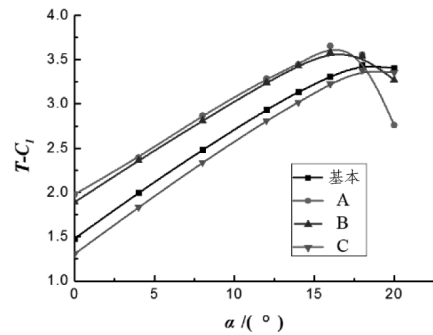


图 5 构型 A、B、C 起飞升力系数曲线

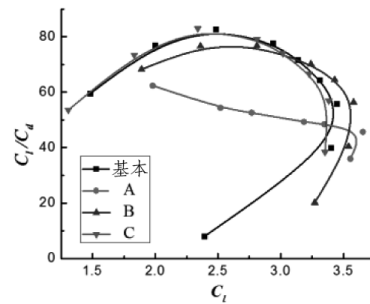


图 6 构型 A、B、C 起飞升阻比-升力系数曲线

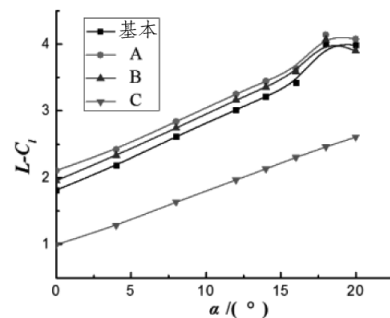


图 7 构型 A、B、C 着陆升力系数曲线

由于优化目标过多,在得出以上规律后,用 Pareto 最优解的方法对优化所得构型进行处理,得出最优解集。并通过人工对最优解集内的起飞着陆构型进行进一步的气动计算分析。依据气动机构综合最优的目标,选出了最优起飞和着陆构型。下面将最优构型与基本构型进行全方面的比较,由表 3 可知,最优构型比基本构型的转轴半径缩短 18.97%,这就使得后缘增升装置可以减重约 10%。

表 3 机构性能参数

构型	转轴半径 R(c)	缩短百分比(%)
Base	0.288 3	—
Best	0.233 6	18.97

从图 8 ~ 图 10 可以看出,最优起飞构型的后缘偏角要大于基本起飞构型,从而使得翼型的弯度增加,升力系数变大,同时阻力系数也增加,在升力系数较大的情况下,升阻比高于基本构型。

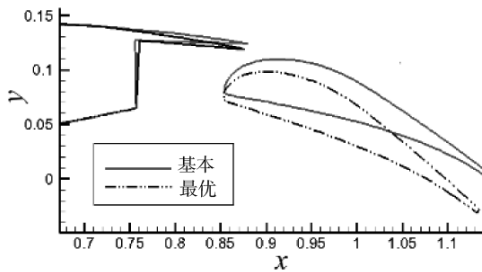


图 8 起飞构型的几何外形对比

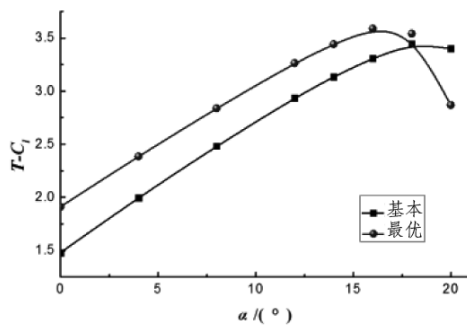


图 9 起飞构型的升力系数对比

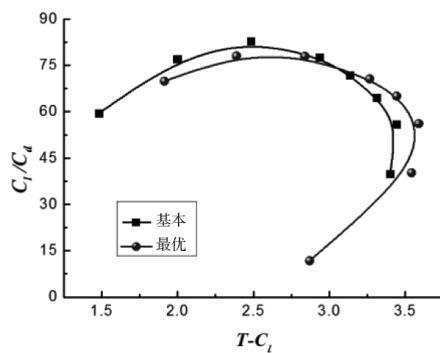


图 10 起飞构型的升阻比-升力系数对比

图 11 为在迎角为 8° , $Ma = 0.2$, $Re = 6.5 \times 10^6$ 时,最优起飞构型与基本构型的 C_p 对比图,可以看出无论是缝翼、主翼还是襟翼,最优起飞构型的升力系数都有所增加,整体升力系数大于基本起飞构型约 14.3%。

从图 12 ~ 图 13 可以看出,最优着陆构型的后缘偏角稍小于基本着陆构型,虽使得翼型的弯度减

小,但在扰流板下偏的作用下,升力系数明显变大。

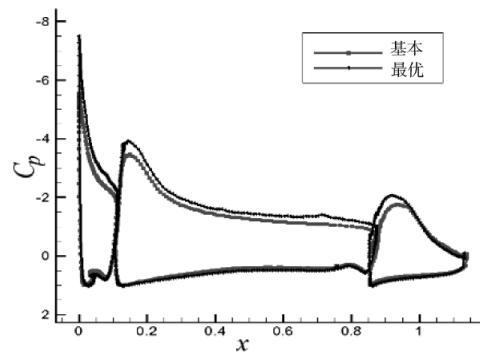


图 11 $\alpha = 8^\circ$ 时,起飞构型的 C_p 对比图

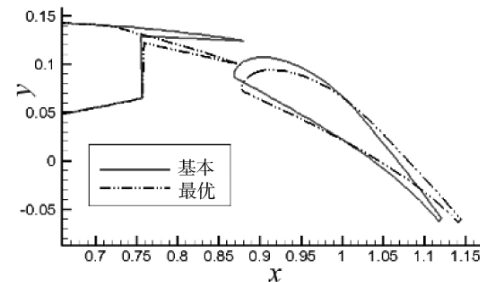


图 12 着陆翼型的几何外形对比

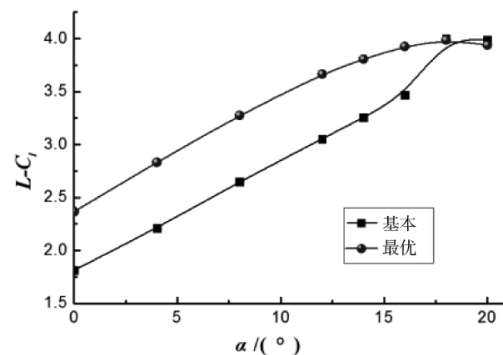


图 13 着陆翼型的升力系数对比

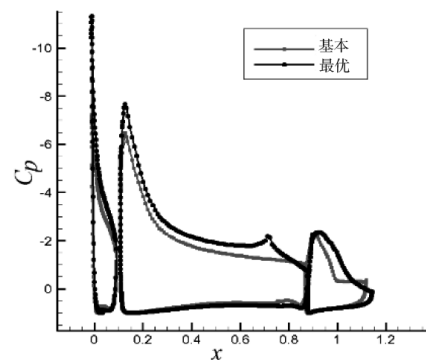


图 14 $\alpha = 12^\circ$ 时,着陆翼型的 C_p 对比图

图 14 为在迎角为 12° , $Ma = 0.2$, $Re = 6.5 \times 10^6$ 时,最优着陆构型与基本构型的 C_p 对比图,可以看出无论是缝翼、主翼还是襟翼,最优着陆构型的升

力系数都有所增加,整体升力系数大于基本起飞构型约 20.03%。从图中可以看出,气流在基本构型的后缘中部已经开始分离,而最优着陆构型在扰流板下偏的作用下,形成了较优的缝道参数,后缘气流没有明显分离。故扰流板下偏有助于减缓气流分离,增大升力系数。

2 扰流板下偏对巡航的影响

根据飞行状态的不同实时调整翼型弯度,以优化不同状态下的气动外形,对增大航程等有极大的意义。本文所研究的翼型变弯度是指:后缘襟翼小角度下偏,同时扰流板随之下偏,将产生的后缘缝道覆盖,从而改变翼型形状,以达到改变翼型弯度的目的,如图 15 所示。



图 15 基于扰流板下偏的机翼变弯度示意图

本文一共选取了六种弯度,分别是扰流板下偏 -5° 、 -3° 、 1° 、 2° 、 3° 、 5° 时的高速巡航翼型,如图 16、17 所示。“-”表示顺时针转动,即扰流板下偏,机翼弯度增加;“+”表示逆时针转动,即扰流板上偏,机翼弯度减小。)对这些翼型进行数值计算,计算条件为: $Ma = 0.711$,雷诺数 $Re = 6.5 \times 10^6$ 。

在基于扰流板下偏弯度增大的机翼偏转角度较小时,由于它保证了翼型的近似光滑性,相当于翼型的弯度稍有增加而翼型的迎角没有多少变化。此时升力曲线与基本翼型相比,升力系数在整个计算迎角范围内更为光滑,当变弯度机翼偏转角较大时,不仅翼型的弯度增加,而且由于后缘下偏,导致翼型的实际迎角明显增加,它比基本翼型提前分离。但是升力系数由于弯度增大及后缘下偏,它的升力系数在相同迎角情况下,比基本翼型增大很多。相反的,在基于扰流板上偏的机翼弯度减小,它的升力系数在相同迎角情况下,比基本翼型减小很多。

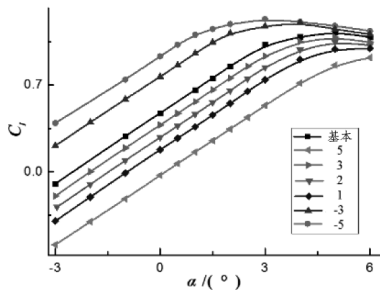


图 16 基本翼型与变弯度翼型 $C_l-\alpha$ 曲线对比

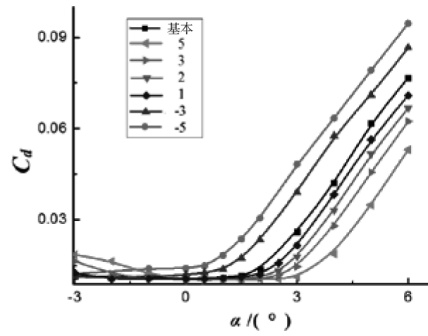


图 17 基本翼型与变弯度翼型 $C_D-\alpha$ 曲线对比

由图 18、图 19 可以看出,在小迎角的时候基于扰流板下偏弯度增大的机翼就已经产生了激波,故在小角度时翼型的阻力系数比基本翼型的大很多,但随着迎角的增加,所有翼型都产生了激波,阻力之间的差距相对小角度时均匀很多。

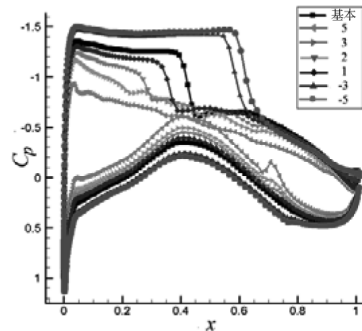


图 18 2° 时的 C_p 图

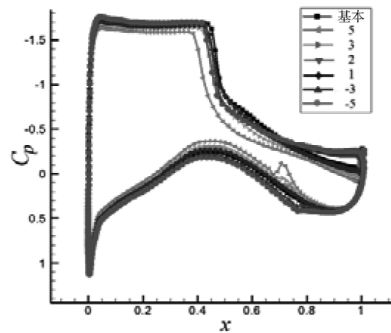


图 19 5° 时的 C_p 图

从图 20、图 21 可以看出,随着翼型弯度的变化,翼型的低头力矩系数会随着弯度的增加而增加,从而使飞机的俯仰控制性能增强,并且不同弯度的翼型在相同的升力系数下对应的升阻比不同。扰流板上偏,在低于巡航升力系数 ($C_l = 0.7$) 时升阻比比基本翼型提高约 5%;扰流板下偏,在高于巡航升力系数 ($C_l = 0.7$) 时的升阻比高于基本翼型,最高可达 62.88%。以此可以根据飞机燃油消耗情况实时调整扰流板与后缘襟翼偏角,从而达到改变机翼

弯度,使升阻比达到最优,极大地提高飞机的巡航效率。

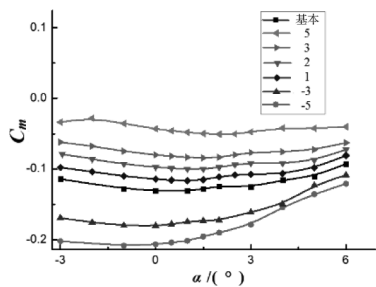


图 20 基本翼型与变弯度翼型 $C_M-\alpha$ 曲线对比

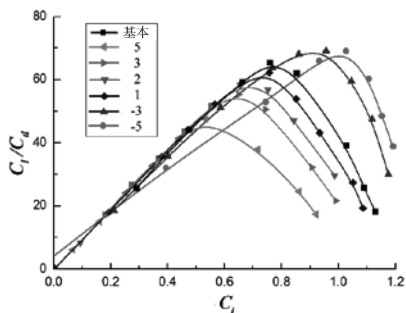


图 21 基本翼型与变弯度翼型升阻比曲线对比

3 结论

本文主要是对大型飞机后缘铰链襟翼与扰流板联动主动控制进行数值研究。利用 iSIGHT 平台将扰流板下偏作为一个新的构型变量,通过气动机机构一体优化得到新的起飞和着陆构型。通过一系列计算分析可得到如下结论:

(1) 将扰流板下偏作为构型变量得到的最优起飞着陆翼型,不仅能够用简单的铰链机构运动到设计位置,满足设计要求,而且减轻了增升装置的重量(约 10%)和复杂度,增大了可靠性和维护性能。

(2) 最优起飞着陆构型不仅可以满足起飞和着陆的气动性能,而且在某些方面有所改善:最优起飞构型的升力系数大于基本构型,迎角为 8° 时约提高 14.3%;最优着陆翼型的升力系数要远远大于基本翼型,迎角为 12° 时约为 20.03%。

(3) 通过铰链襟翼与扰流板联动达到实时改变翼型弯度的目的,可使变弯度翼型升阻比在不同升力系数情形下均高于基本翼型,最高可达 62.88%。

综上所述,铰链襟翼与扰流板联动不仅可以改善机翼低速时的起飞着陆性能,而且可以通过变弯度改善机翼的高速巡航性能。

参考文献:

[1] 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.

[2] 吴光辉,陈迎春. 大型民用飞机总体气动设计[C]//吴光辉,陈迎春. 大型客机计算流体力学应用与发展研讨会文集. 上海:2009:I-VI.

[3] Peter K. C. Rudolph. High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners. NASA Contractor Report4746,1996.

[4] 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.

[5] Xiaoliang Wang and Fuxin Wang. Aerodynamic Characteristics of High-Lift Devices with Downward Deflection of Spoiler [J]. Journal of Aircraft, 2011,48(2):730-735.

[6] 陈钱,白鹏,伊维龙,等. 可连续光滑偏转后缘的变弯度异型气动特性分析[J]. 空气动力学报,2010,2:46-53.

[7] Smith A M O. High lift aerodynamics[J]. J Aircraft ,1975 , 12 (6) :501 - 530.

[8] Peter K. C. Rudolph. High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners. NASA Contractor Report4746,1996.

[9] Obert E. Forty years of high-lift R&D—an aircraft manufacturer's experience. High-Lift System Aerodynamics, AGARD CP 515, September 1993;27-28.

[10] Abbott IH, von Doenhoff AE, Stivers LS. Summary of airfoil data. NACA TR 824, 1945.

[11] Abbott IH, von Doenhoff AE. Theory of wing sections. New York: McGraw-Hill, 1949.

[12] Cahill JF. Summary of section data on trailing-edge high lift devices. NACA TR 938, 1949.

[13] Young AD. The aerodynamic characteristics of flaps. ARC R&M 2622, 1953.

[14] Smith AMO. Aerodynamics of high-lift airfoil systems. Fluid Dynamics of Aircraft Stalling, AGARD CP 102

[15] Haines A B. Scale effects on aircraft and weapon aerodynamics[R]. AGARD Ograph323 , 1994.

[16] Moitra A. Issues in 2-D High-lift CFD Analysis: A Review [R]. AIAA,2003: 2003-4072.

[17] Runsey C L, Ying S X. Prediction of high lift: review of present CFD capability [J]. Progress in Aerospace Science, 2002,38: 145-180.

[18] Balaji R, Bramkamp F, Hesse M, Ballmann J. Effect of flap and slat riggings on 2-D high-lift aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 2006,43(5).

[19] 周瑞兴,高永卫,等. 襟翼缝道对多段翼型气动特性影响的实验研究[J]. 流体力学实验与测量. 2002,16(4):7-12.

[20] Meredith P. Viscous phenomena affecting high lift systems and suggestions for future CFD development[R]. AGARD CP 515, 1993.