

翼梢小翼后掠角对民机 气动性能影响的研究

Research of the Effects of Winglet's Sweepback Angle on Civil Airplane's Aerodynamic Performance

王 辉 王赛芳 / Wang Hui Wang Saifang

(中国民航大学, 天津 300300)

(Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

摘 要:

针对某民机起飞、巡航、着陆三种典型飞行状态,通过 CFD 方法研究翼梢小翼后掠角变化对该机不同状态下气动性能的影响。仿真结果表明,在起飞、巡航、降落三种不同状态下,随着翼梢小翼后掠角的增大,升阻比的变化都呈现先升高后下降的趋势;同时得出在以 10° 为步长的计算条件下,以升阻比为考核指标,对应各飞行状态的最佳后掠角分别为 30° 、 50° 、 40° 。该结论对今后变体翼梢小翼的研究有一定的参考价值。

关键词:翼梢小翼;后掠角;迎角;气动性能;升阻比

中图分类号:V211.41

文献标识码:A

[Abstract] The effects of winglet's sweepback angle on civilian airplane's aerodynamic performance at three different flight conditions, taking-off, cruising and landing, are studied with using CFD method. The result shows that for the simplified airfoil in this paper, the regular pattern of lift-to-drag is first increased then decreased with the increase of winglet sweepback angle in all the three different flight conditions. And it also obtained that the best sweepback angles in the three flight conditions, taking-off, cruising and landing, are 30° , 50° , 40° , in a 10° -step calculation condition. The conclusion has certain reference value to the study of the variable winglet in the future.

[Key words] Winglet; Sweepback Angle; Attack Angle; Aerodynamic Performance; Lift-to-drag Ratio

0 引言

为降低燃油消耗,航空器制造厂商想尽各种办法降低飞机阻力。翼梢小翼能有效降低机翼诱导阻力,是民机普遍使用的减阻措施之一。然而目前所使用的翼梢小翼仅针对巡航状态进行设计,对于起飞爬升及降落占总航时比重较大的短距离航线,经济效益并不明显^[1]。

变体飞机的技术逐渐趋于成熟,研究人员开始设想将这一技术应用于翼梢小翼。目前变体翼梢小翼的研究还在理论阶段,研究人员已经对翼梢小翼的某些外形参数做了研究。美国波音公司开发了一种变体翼梢小翼,该小翼倾斜角和扭转角可以

随飞行状态主动变化。欧洲空中客车公司与英国布里斯托大学合作研发了一种变体翼梢小翼,该小翼倾斜角受电机驱动可变^[2]。国内西北工业大学的司亮提出一种偏转后缘舵面的翼梢小翼,仿真结果表明舵面偏转可以引起飞机升阻比的显著变化^[3]。考虑到变后掠翼技术在军机上的成功应用,本文以翼梢小翼的另一参数——后掠角为出发点,将某大型客机的简化机翼作为仿真对象,研究在不同飞行状态下,翼梢小翼后掠角对飞机气动性能的影响。仿真结果得出飞机在起飞、巡航、着陆三种不同飞行状态下的最佳后掠角。本文的研究工作可为今后变体翼梢小翼的研究提供参考。

1 问题描述

1.1 机翼几何外形

本文以某大型客机机翼作为研究对象,忽略扭转角、简化翼型后,机翼几何外形如图 1 所示,翼梢小翼几何外形如图 2 所示。

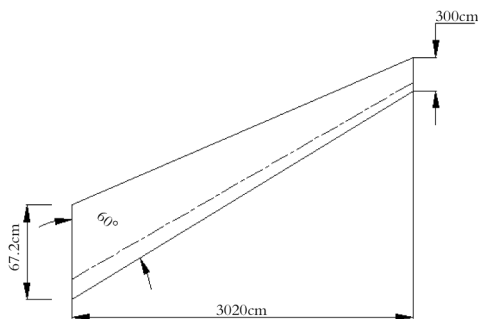


图 1 机翼几何外形

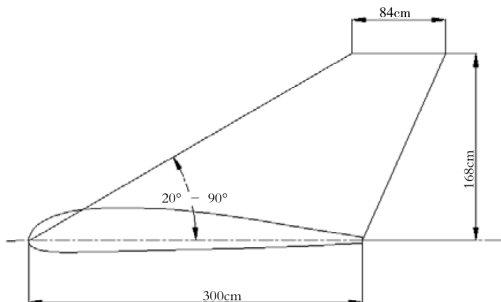


图 2 翼梢小翼几何外形

1.2 计算条件

本文设定起飞、巡航、降落各阶段的机翼迎角和来流属性如表 1 所示。

表 1 计算条件

参数	起飞状态	巡航状态	降落状态
迎角($^{\circ}$)	12	3	8
自由来流马赫数(Ma)	0.3	0.72	0.3
自由来流温度(K)	300	250	300
自由来流压强(Pa)	101 325	26 120	101 325

2 求解过程

选定小翼后掠角变化范围为 $0^{\circ} \sim 70^{\circ}$,以步长为 10° 将变化范围分为 8 个后掠角形态,每个形态对应三种飞行状态,分别生成 24 套结构网格。

计算时采用基于密度的隐式求解器,可以更快获得收敛的稳定解。湍流模型选择 Spalart-Allmaras。Spalart-Allmaras 模型适于模拟中等复杂的可

压缩外部流动^[4],在解决航空领域的固壁约束流动问题中显示出很好的效果。

研究过程分别计算了翼梢小翼的后掠角在 $0^{\circ} \sim 70^{\circ}$ 范围内变化时机翼的升阻力特性。图 3 为翼梢小翼表面网格划分情况,图 4 为翼梢小翼外流场网格划分情况。

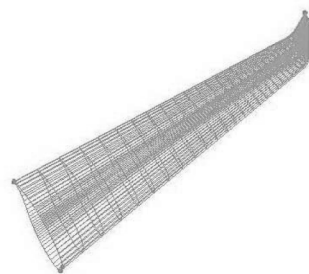


图 3 机翼表面网格划分结果

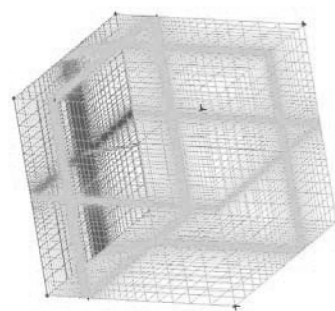
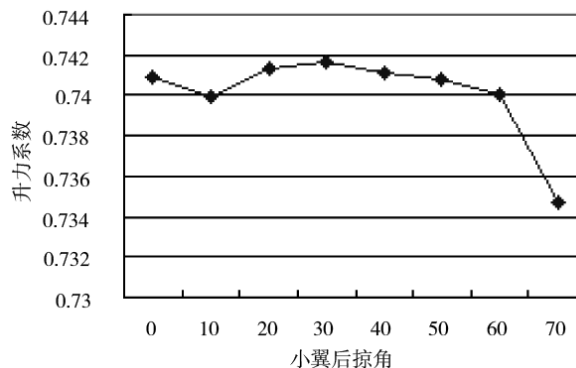


图 4 机翼外流场网格划分结果

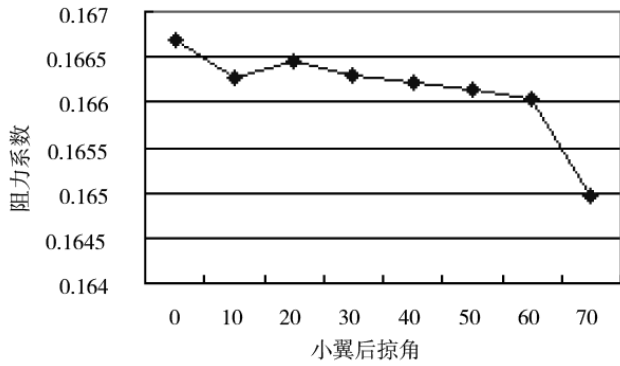
3 结果分析

本文研究翼梢小翼后掠角对民机气动性能的影响。优化参数选择升阻比,升阻比是衡量飞机气动效率的重要参数。

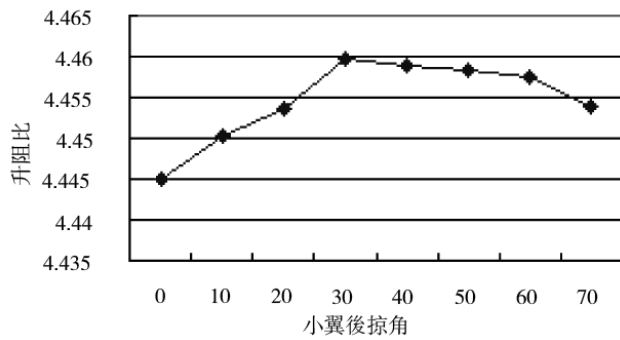
图 5 为三种计算条件下机翼的升力系数(C_l)、阻力系数(C_d)及升阻比(L/D)与翼梢小翼后掠角的变化关系折线图。图中横轴代表翼梢小翼的倾斜角,纵轴代表升力系数、阻力系数或者升阻比。



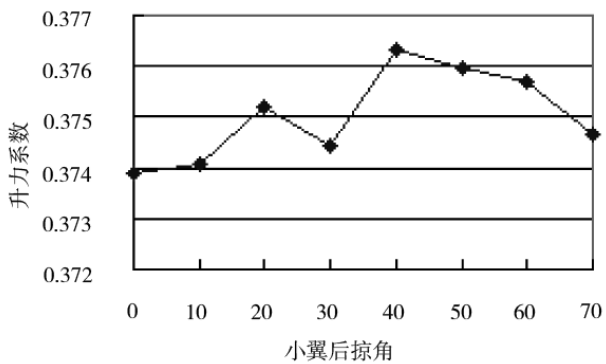
(a) 起飞状态升力系数折线图



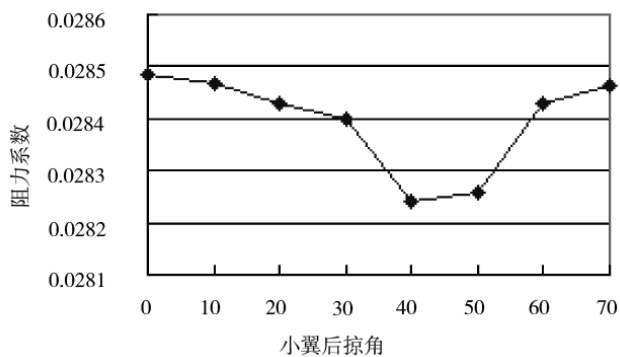
(b) 起飞状态阻力系数折线图



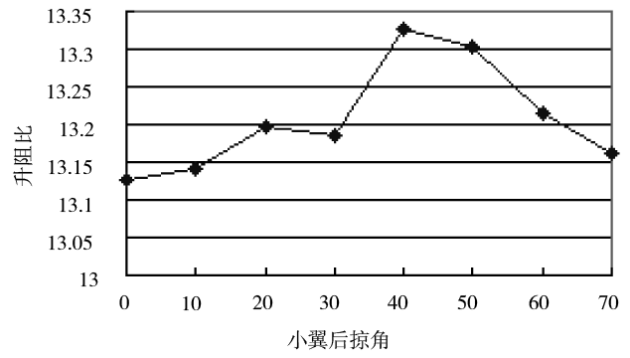
(c) 起飞状态升阻比折线图



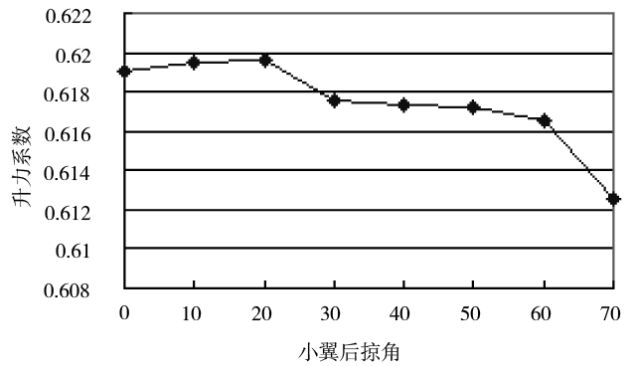
(d) 巡航状态升力系数折线图



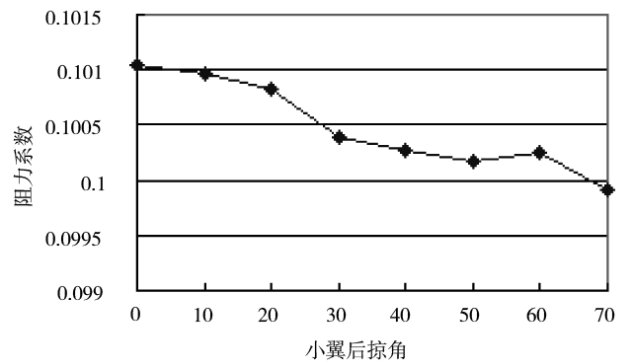
(e) 巡航状态阻力系数折线图



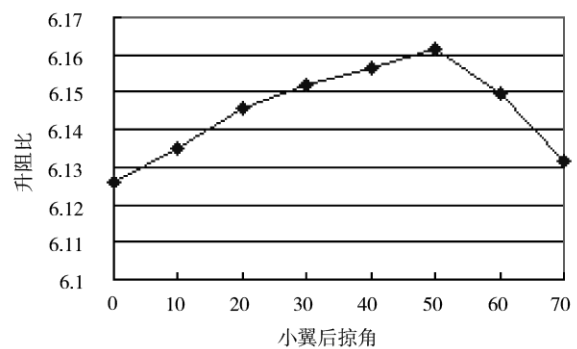
(f) 巡航状态升阻比折线图



(g) 降落状态升力系数折线图



(h) 降落状态阻力系数折线图



(i) 降落状态升阻比折线图

图5 三种计算条件下机翼的升力系数、阻力系数及升阻比与翼稍小翼后掠角的变化关系折线图

分析图 5 可得:

(1)由图 5(a)、5(b)、5(g)、5(h)得到起飞阶段和降落阶段 C_l 、 C_d 的变化趋势相似,都持续下降。类似于机翼后掠角对飞机的影响,当其他条件不变时,翼梢小翼的 C_l 也随后掠角的增大而减小,使总体 C_l 下降。在起降阶段迎角较大,飞机阻力主要是压差阻力和诱导阻力,随小翼后掠角的增大,小翼翼尖涡和机翼翼尖涡之间的距离拉近,可以更大程度减小整体尾涡强度,使总 C_d 下降。

由图 5(d)、5(e)与 5(a)、5(b)、5(g)、5(h)对比得到巡航状态气动性能与起降状态差异较大。分析图 5(d),巡航阶段 C_l 开始呈上升趋势,因为翼梢小翼后掠角越接近机翼后掠角,气流越平稳,能量损失越小,所产生的升力将越大;曲线在达到峰值后下降,因为随着小翼后掠角的增大,小翼部分的实际迎角增大,最终达到失速临界迎角,此后小翼上下面压差接近,不再为飞机提供升力。分析图 5(e), C_d 曲线先降后升,因为巡航状态诱导阻力占主导地位,翼梢小翼可以在很大程度上降低诱导阻力;而随着后掠角继续增大,小翼部分迎角增大,使小翼本身压差阻力增大,对总 C_d 不再有利。

(2)由图 5(c)、5(f)、5(i)得出不同飞行状态下, L/D 的变化趋势都是先上升后下降。而且不同飞行状态对应着不同最佳后掠角,这可为小翼后掠角参数的选择提供依据。

(3)比较图 5(c)、5(f)、5(i)得出不同飞行状态下,后掠角对飞机气动性能的影响是不同的。如果单从气动性能考虑,在后掠角 $0^\circ \sim 70^\circ$ 范围内,当以 10° 步长为计算条件、以升阻比为优化参数时,起飞状态最佳后掠角为 30° ,升阻比变化范围为 0.3%;巡航状态最佳后掠角为 40° ,升阻比变化范围为 0.6%;降落状态最佳后掠角为 50° ,升阻比变化范围为 0.4%。

4 结论

本文以某大型客机机翼的简化模型为研究对象,以升阻比为优化参数,用 CFD 方法研究了翼梢小翼后掠角变化对民机气动性能的影响。仿真结果表明,对于本文采用的模型,翼梢小翼后掠角的变化对气动性能的影响可总结如下:

(1)随着翼梢小翼后掠角的增大,起降状态升力系数和阻力系数都呈下降趋势,巡航状态的升力系数变化趋势先升后降,阻力系数变化趋势先降

后升。

(2)随着小翼后掠角的增大,升阻比变化趋势都是先上升后下降。

(3)单从气动性能考虑,以升阻比为优化参数,起飞状态后掠角选择 30° ,巡航状态后掠角选择 40° ,降落状态后掠角选择 50° 。

要实现变体翼梢小翼的设想,还应考虑它对飞机稳定性、操纵性、结构的影响。今后对变后掠角翼梢小翼的研究应采用气动力学、结构学科一体化技术。

参考文献:

- [1] 李伟,熊克,陈宏,张绪,苏永刚. 含有 SMA 弹簧驱动器的可变倾斜角翼梢小翼研究[J]. 航空学报,2012,33(1):22-33.
- [2] 钱光平,刘沛清,张大伟,吴洋. CJ818 翼梢涡扩散器气动设计与数值分析[J]. 民用飞机设计与研究,2009,S1:30-33.
- [3] 司亮,王和平. 翼梢小翼后缘舵面偏转对机翼气动特性影响研究[J]. 航空计算技术,2010,40(3):52-56.
- [4] 温正. FLUENT 流体计算应用教程[M]. 北京:清华大学出版社,2013.
- [5] 江永泉. 飞机翼梢小翼设计[M]. 北京:航空工业出版社,2009.
- [6] 李德海. 浅谈 BOENING73 加装翼梢小翼的优缺点[J]. 航空维修与工程,2010,2:79-80.
- [7] 郑隆乾,李亚林,李强. 翼梢小翼对某民机着陆构型的气动特性影响[J]. 科技信息,2012,28:405-406.
- [8] 张建军,杨士普,司江涛. 不同翼梢小翼对飞机横航向特性的影响[J]. 飞行力学,2011,20(4):41-44.
- [9] 翁晨涛,夏露. 民用飞机翼尖设计研究[J]. 飞行力学,2011,29(2):13-16.
- [10] 付伟,赵旭,司亮. 翼梢小翼几何参数对机翼气动特性影响研究[J]. 科学技术与工程,2010,10(14):3378-3383.
- [11] 梁益明,姚朝晖,何枫. 翼梢小翼若干几何参数对翼尖涡流场的影响研究[J]. 应用力学学报,2012,29(5):548-552.
- [12] 司亮,王和平,龚翠翠. 翼梢装置对机翼气动、结构特性影响研究[J]. 空气动力学报,2011,29(2):177-181.
- [13] 王斌,张卫民,杜绵银,郭少杰. 大飞机机翼气动设计技术[J]. 航空制造技术,2010,24:54-57.
- [14] 翁晨涛,夏露,李丁. 民用飞机融合式翼梢小翼优化设计[J]. 空气动力学学报,2012,31(1):56-63.