

文章编号:1674-8190(2018)02-245-07

融合式翼梢小翼减阻效应研究

马玉敏,魏剑龙

(第一飞机设计研究院 总体气动设计研究所,西安 710089)

摘要:有效减小诱导阻力对于飞机降低油耗、提高航程具有重要意义。针对某飞机翼身组合体构型,采用CFD数值模拟方法分析融合式翼梢小翼对飞机气动特性的影响,尤其是其减阻效应;并给出翼梢小翼附近的空流场。结果表明:带翼梢小翼后翼尖涡强度减弱,飞机阻力系数明显下降;固定升力系数0.5时,弯矩增加3.2%,阻力系数减小4.2%。

关键词:翼梢小翼;气动特性;诱导阻力;减阻;弯矩系数;数值模拟

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.02.014

Drag Reduction Research on Fusion Winglet

Ma Yumin, Wei Jianlong

(The General Configuration and Aerodynamics Design and Research Department,
The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: Effectively decreasing induced drag is of important significance for the aircraft to reduce the fuel consumption and increase the flight range. Numerical simulation with CFD methods are carried out to obtain the aerodynamic characteristics, especially the drag reduction effect of the fuselage and wing configuration with the fusion winglet. The results show that tip vortex is decreased and drag coefficient is obviously reduced. The bending moment coefficient can be increased by 3.2% and drag coefficient can be decreased by 4.2% when specifying the lift coefficient to be 0.5.

Key words: winglet; aerodynamic performance; induced drag; drag reduction; bending moment coefficient; numerical simulation

0 引言

机翼在产生升力的同时,由于其尾涡和翼尖涡的下洗作用也产生了诱导阻力。高亚音速飞机在巡航状态下的诱导阻力约占全机阻力的30%~40%,有效减小诱导阻力对于飞机降低油耗、提高航程具有重要意义。从理论计算和试验对翼尖装置的研究表明,加装翼尖装置可以起到显著的减阻效果^[1]。

1976年,美国NASA Whitcomb的研究首先表明加装翼梢小翼能够减小机翼的诱导阻力,随后

美国在加油机KC-135上加装翼梢小翼进行了飞行试验,据报道可以使总阻力降低约6.5%^[2-3]。此后,许多大中型飞机都采用翼梢小翼来减小诱导阻力,比较典型的有波音737NG,空客A330、A340,我国的ARJ21等。融合式翼梢小翼相对传统的翼梢小翼更为先进,机翼翼尖圆滑弯曲过渡到翼梢小翼,不仅能充分发挥翼梢小翼的作用,优化机翼展向升力分布,而且可大幅改善翼梢小翼和机翼翼尖交接处的流场,降低气流干扰和分离程度。

翼梢小翼的减阻机理是:首先,翼梢小翼起到翼尖端板的作用,相当于增大了机翼的有效展弦比;其次,翼梢小翼产生升力的同时也产生了尾涡,与机翼的翼尖涡在二者交界处的诱导速度相反,从而削弱了机翼的翼尖涡,使诱导阻力减小;最后,翼

梢小翼可利用机翼翼尖的畸变流场产生向内的侧向力,该力分解为向上的升力和向前的推力,有利于增加机翼升阻比,提高起落性能^[4]。翼梢小翼还会增大机翼翼根的弯矩,导致机翼的结构重量增加,因此机翼翼根弯矩的增量是翼梢小翼设计的一个重要约束。

对于翼梢小翼设计方法及其气动特性的研究,国内外已有大量经验。文献[2-5]给出了翼梢小翼的几何参数及设计方法。梁益明等^[6]采用计算流体力学(CFD)方法就翼梢小翼根弦长、倾斜角、外撇角等不同几何参数对翼尖涡的影响进行了研究;张雨等^[7]、翁晨涛等^[8]分别采用 Lagrange 乘数优化方法和遗传算法对民用飞机的翼梢小翼进行了优化设计;李伟等^[9]研究了一种变体翼梢小翼,主动改变倾斜角以优化机翼的升阻力特性;张建军等^[10]研究了不同翼梢小翼对飞机横航向的影响。Bento S. de Mattos 等^[5]还给出了所设计翼梢小翼的数值和试验结果;M. J. Smith 等^[11]以 NA-CA0012 翼型构造三维机翼,分别采用试验和 CFD 方法研究了五种翼梢小翼的升阻力对比结果;Sohail R. Reddy 等^[12]利用 modeFRONTIER 商业软件进行了翼梢小翼的多目标优化设计;Joel F. Halpert 等^[13]针对 KC-135 飞机开展了翼梢小翼和倾斜翼尖等的试验及计算研究,评估了不同参数下各翼尖的减阻收益;Aaron Blevins 等^[14]则研究了翼梢小翼在雅克 54 飞机上的升阻收益。

已有研究或基于物理建模,或基于国外飞机,本文则针对国内现有飞机,采用 CFD 数值模拟方法,对其带融合式翼梢小翼的气动力特性,尤其是减阻效应进行研究。

1 数值方法及计算模型

1.1 数值方法

本文采用的数值方法详见文献[15],采用 Wisemanplus 软件进行计算。该软件基于三维积分形式的雷诺平均 N-S 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \bar{Q} dV + \iint_S f \cdot n dS = 0$$

式中: \bar{Q} 为守恒量; V 为控制体体积; S 为控制体表面积; f 为通过表面 S 的无粘通量和粘性通量之和; n 为控制体表面 S 的外法向单位矢量。

以有限体积法构造空间半离散格式,无粘通量项采用三阶 Roe 迎风差分格式离散,粘性通量项采用中心差分格式离散,利用多重网格技术加速收敛。

文献[15]中以 DLR-F4 标模为例,分析了计算结果与试验结果的符合性,证明该数值软件计算方法可靠,结果可信。

1.2 计算模型及网格

计算模型为某飞机翼身组合体构型,翼尖部分分别采用常见的普通翼尖和融合式翼梢小翼模型。翼梢小翼的设计考虑翼根弯矩约束,优化各项几何参数,从普通机翼翼尖平滑向外、向上延伸,机翼与小翼融合过渡。机翼翼尖部分的两种模型对比如图 1 所示。

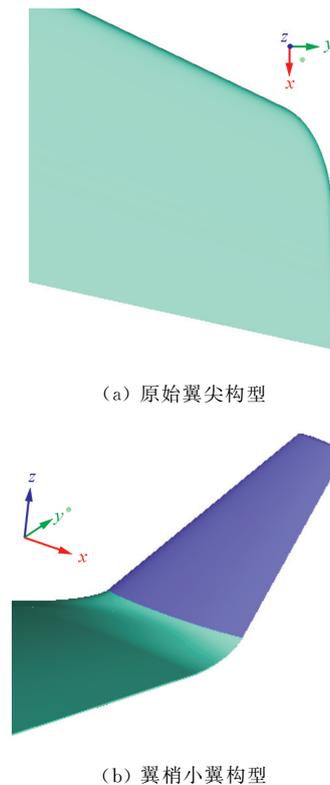


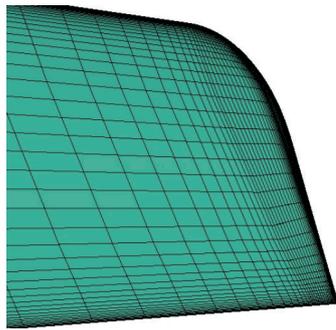
图 1 计算模型对比示意

Fig. 1 Comparison of computational models

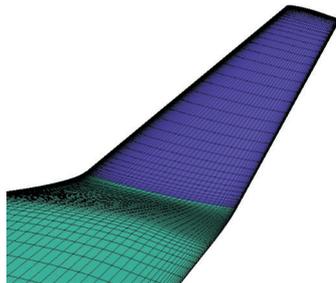
采用 ICEM CFD 软件生成计算网格,为了减小计算误差,两套机翼翼尖方案使用同一套初始网格,仅在翼尖部分根据不同翼尖外形进行相应调整。

翼尖部分的网格如图 2 所示,原始翼尖方案网

格量为 550 万左右,翼梢小翼方案网格量为 750 万左右,模型法向第一层网格尺寸为 10^{-6} 量级,边界层网格增长率限制在 1.2,各计算状态点的 y^+ 值最大约 0.25。



(a) 原始翼尖网格



(b) 带翼梢小翼翼尖网格

图 2 翼尖部位网格示意

Fig. 2 Mesh generation on wing tips

计算马赫数下数值计算结果和试验的极曲线对比如图 3 所示,可以看出:计算和试验结果符合良好,本文网格量已满足精度要求。

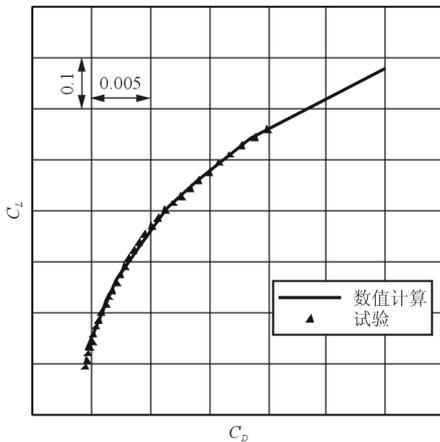


图 3 数值计算和试验结果比较

Fig. 3 Comparison of CFD and experiment results

2 计算结果分析

本文计算马赫数为 0.7,雷诺数约为 3 000 万,采用 SA 湍流模型。

2.1 气动力特性影响分析

普通机翼翼尖和带融合式翼梢小翼翼尖的气动力特性对比曲线分别如图 4~图 9 所示。其中, α 、 C_L 、 C_D 、 K 、 C_M 、 C_{Mx} 分别表示迎角、升力系数、阻力系数、升阻比、俯仰力矩系数、对 x 轴(机身轴线)弯矩系数。

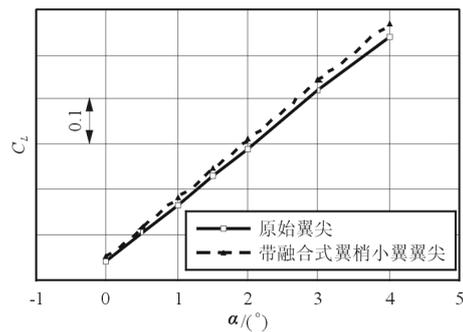


图 4 升力系数对比

Fig. 4 Comparison of lift coefficient

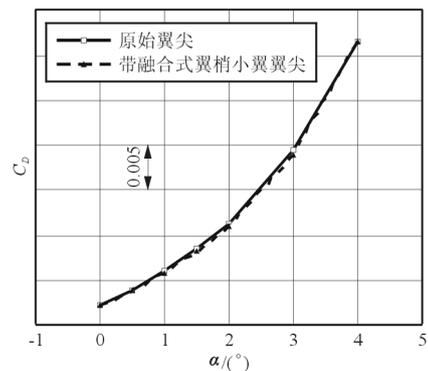


图 5 阻力系数对比

Fig. 5 Comparison of drag coefficient

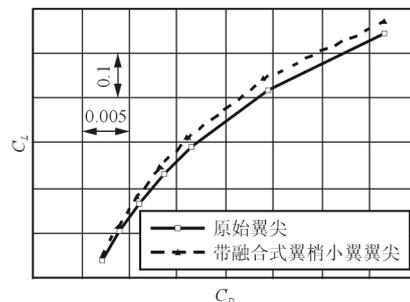


图 6 极曲线对比

Fig. 6 Comparison of drag polar curves

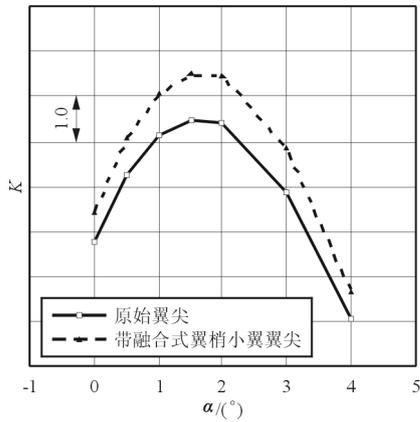


图 7 升阻比对比

Fig. 7 Comparison of lift-drag ratio

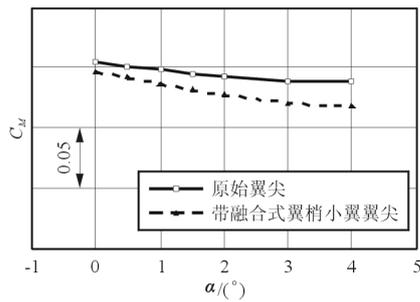


图 8 俯仰力矩系数对比

Fig. 8 Comparison of pitch moment coefficient

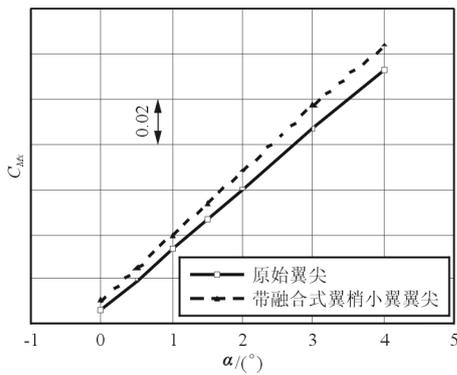


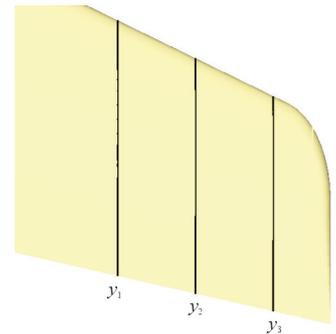
图 9 弯矩对比

Fig. 9 Comparison of bending moment coefficient

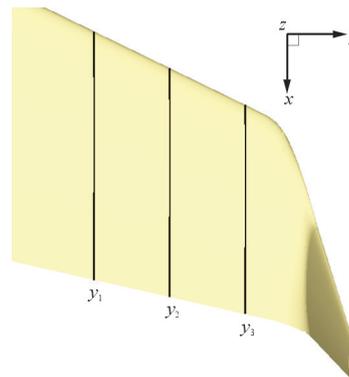
从图 4~图 9 可以看出:在相同迎角下,带翼梢小翼后,翼身组合体的升力系数增加,阻力系数有略微减小,但升阻比有显著增加,最大升阻比约增加 1.0,低头力矩和对 x 轴的弯矩也均有增加;在相同升力系数下,带翼梢小翼时阻力有明显下降,固定升力系数为 0.5 时,阻力系数减小近 0.001,降低约 4.2%,对 x 轴的弯矩增加 3.2%。

2.2 压力分布及极限物面流线分析

截取两种翼尖方案不同机翼展向剖面,如图 10 所示,分别定义为 y_1 、 y_2 、 y_3 ,给出各剖面在迎角 $\alpha=2^\circ$ 时的压力系数分布对比,如图 11 所示。



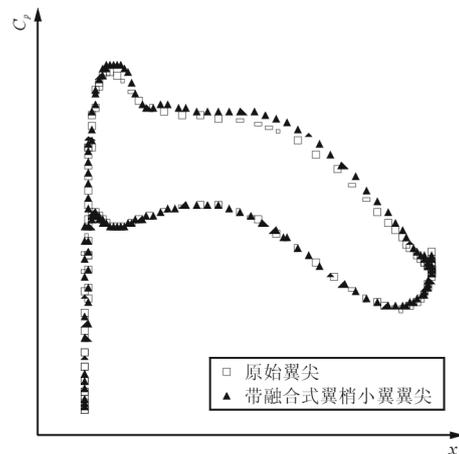
(a) 普通翼尖



(b) 带翼梢小翼翼尖

图 10 机翼展向站位取值

Fig. 10 Different profiles on the wing span direction



(a) 剖面 y_1

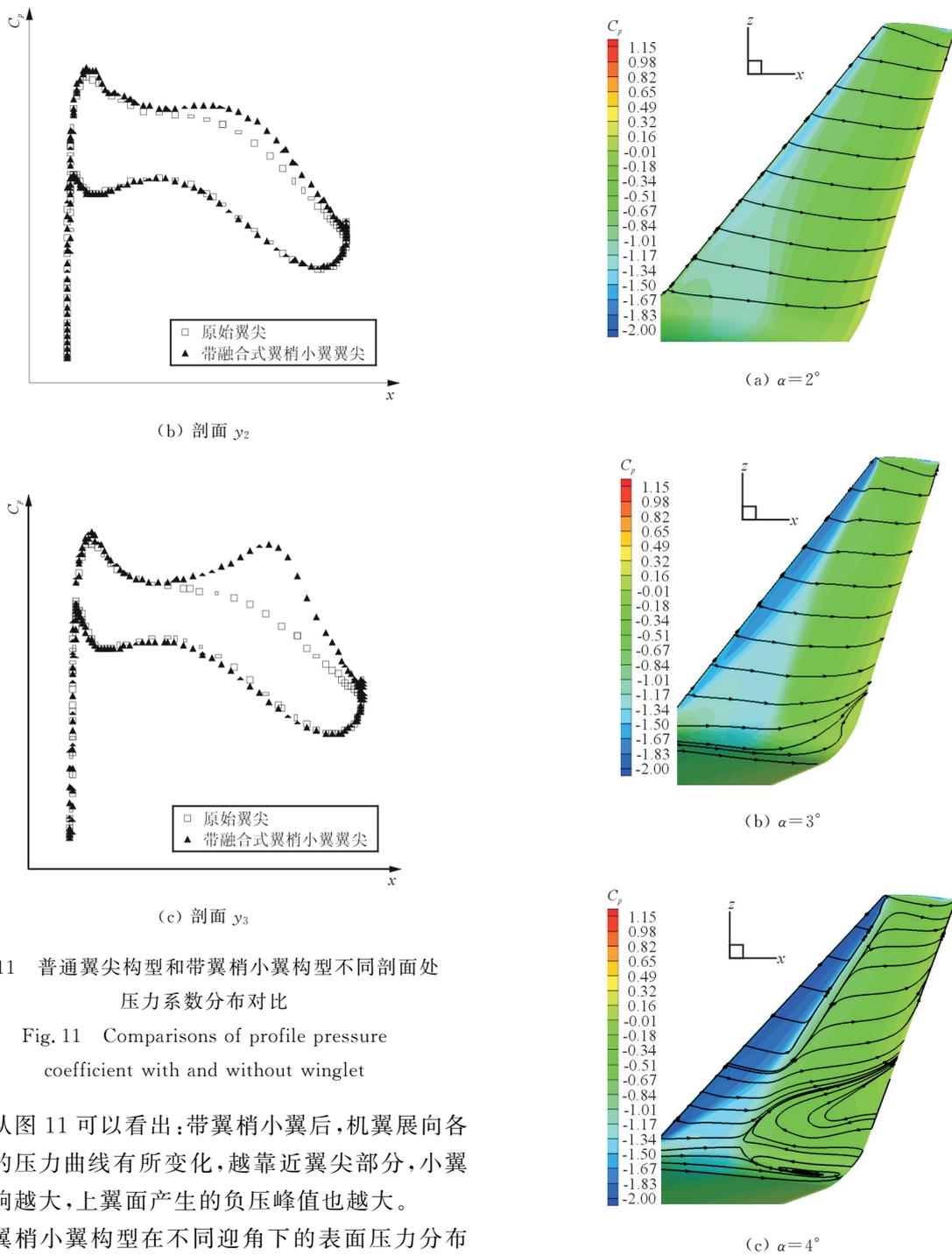


图 11 普通翼尖构型和带翼梢小翼构型不同剖面处压力系数分布对比

Fig. 11 Comparisons of profile pressure coefficient with and without winglet

从图 11 可以看出:带翼梢小翼后,机翼展向各剖面的压力曲线有所变化,越靠近翼尖部分,小翼的影响越大,上翼面产生的负压峰值也越大。

翼梢小翼构型在不同迎角下的表面压力分布云图及物面极限流线如图 12 所示,可以看出:翼梢小翼构型在 3° 迎角时,机翼上表面与小翼连接处出现轻微分离现象,小翼上有展向流动; 4° 时则发生明显分离,且与机翼连接处有涡产生。

图 12 翼梢小翼构型不同迎角压力云图及物面流线对比
Fig. 12 Comparisons of the pressure coefficient and the surface streamlines with the "winglet" configuration

2.3 空间流线分布

截取普通翼尖构型和翼梢小翼构型在 $\alpha=2^\circ$ 时机翼翼尖后部1倍当地弦长位置剖面,该剖面的压力系数分布如图13所示。普通翼尖和翼梢小翼构型在翼尖部位的空间流线如图14所示。

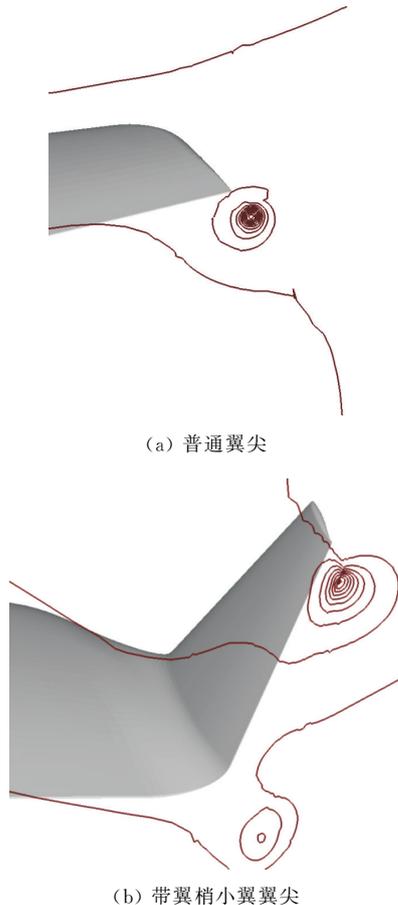


图13 翼尖后某剖面压力系数分布对比

Fig. 13 Comparison of pressure coefficients after a tip section

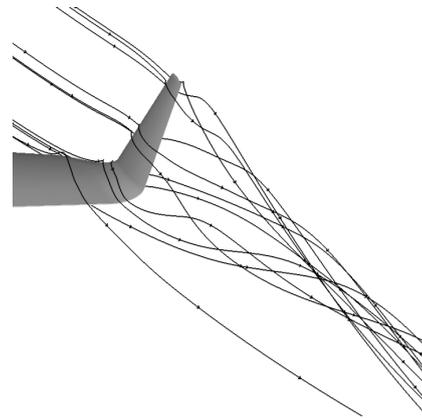
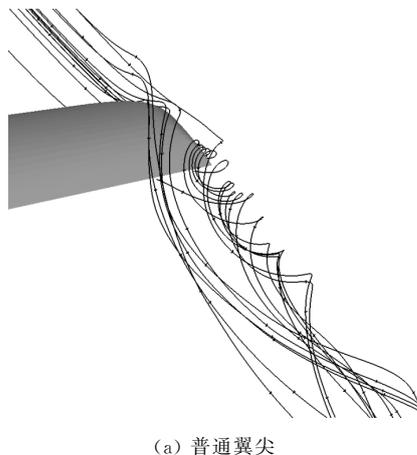


图14 机翼翼尖附近空间流线对比

Fig. 14 Comparison of volume streamlines near the wing tip

从图13~图14可以看出:普通翼尖构型机翼翼尖后部有明显卷起的、强度较大的翼尖涡;带上翼梢小翼后,在小翼翼尖及普通翼尖和小翼根部结合处均有涡的产生,两涡方向相反,互相影响,整个翼尖涡的强度被削弱,最终使得诱导阻力减小。

3 结 论

(1) 带融合式翼梢小翼后,削弱了翼尖涡的强度,翼身组合体的升力系数增加,诱导阻力系数减小,可以有效降低飞机油耗,增加航程。

(2) 带翼梢小翼后增大了机翼的翼根弯矩,使得机翼结构重量增加,在翼梢小翼设计过程中,弯矩增量应为考虑的一个重要约束。

参考文献

- [1] 唐登斌, 钱家祥, 史明泉. 机翼翼尖减阻装置的应用和发展[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(1): 9-16.
Tang Dengbin, Qian Jiexiang, Shi Mingquan. Applications and developments of wing-tip devices to reduce drag[J]. Journal of Nanjing University Aeronautics & Astronautics, 1994, 26(1): 9-16. (in Chinese)
- [2] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997: 1150-1155.
Fang Baorui. Aircraft aerodynamic configuration design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997: 1150-1155. (in Chinese)
- [3] 江永泉. 飞机翼梢小翼设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.
Jiang Yongquan. Aircraft winglet design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009.

- ation Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [4] 仇嵩辰, 邱志平, 陈贤佳, 等. 商用飞机翼尖装置减阻机理及其发展与应用[J]. 航空制造技术, 2015(15): 120-125, 128.
Qiu Hechen, Qiu Zhiping, Chen Xianjia, et al. Introduction to winglet drag reduction mechanism of commercial aircraft and its development & application[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(15): 120-125, 128. (in Chinese)
- [5] Bento S de Mattos, Antonini P Macedo, Durval H da Silva Filho. Considerations about winglet design[R]. AIAA-2003-3502, 2003.
- [6] 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.
Liang Yiming, Yao Zhaohui, He Feng. CFD-based study of several geometrical parameters of winglet[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2012, 29(5): 548-552. (in Chinese)
- [7] 张雨, 孙刚, 张森. 民用飞机翼梢小翼多约束优化设计[J]. 空气动力学报, 2006, 24(3): 367-370.
Zhang Yu, Sun Gang, Zhang Miao. The optimal design of civil aircraft winglet with multiple constraint [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(3): 367-370. (in Chinese)
- [8] 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.
Weng Chentao, Xia Lu, Li Ding. The optimization design of winglet for civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 31(1): 56-63. (in Chinese)
- [9] 李伟, 熊克, 陈宏, 等. 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.
Li Wei, Xiong Ke, Chen Hong, et al. Research on variable cant angle winglets with shape memory alloy spring actuators[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(1): 22-33. (in Chinese)
- [10] 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, 29(4): 41-44.
Zhang Jianjun, Yang Shipu, Si Jiangtao. Study on aircraft lateral-directional character with different winglets [J]. Flight Dynamics, 2011, 29(4): 41-44. (in Chinese)
- [11] Smith M J, Komerath N, Ames R, et al. Performance analysis of a wing with multiple winglets[R]. AIAA-2001-2407, 2001.
- [12] Sohail R Reddy, George S Dulikravich, Abas Abdoli, et al. Multi-winglets; multi-objective optimization of aerodynamic shapes[R]. AIAA-2015-1489, 2015.
- [13] Joel F Halpert, Daniel H Prescott, Dr Thomas R Yechout, et al. Aerodynamic optimization and evaluation of KC-135R winglets, raked wingtips, and a wingspan extension[R]. AIAA-2010-0057, 2010.
- [14] Aaron Blevins, Logan Fritz, Joseph Weaver, et al. Effects of winglets on small unmanned aerial systems[R]. AIAA-2015-1807, 2015.
- [15] 马玉敏, 张彦军. 高雷诺数下机翼表面层流段长度对减阻量的影响[J]. 航空工程进展, 2014, 5(4): 448-454.
Ma Yumin, Zhang Yanjun. Effect of laminar flow extent on wing surface on drag reduction at high Reynolds numbers [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(4): 448-454. (in Chinese)

作者简介:

马玉敏(1984—),男,硕士,工程师。主要研究方向:气动设计分析及计算。

魏剑龙(1968—),男,硕士,研究员。主要研究方向:气动设计分析。

(编辑:马文静)