

变体翼梢小翼的减阻机理数值模拟

张庆峰^{1,2}, 熊克³, 李伟⁴, 陈爽⁵

(1. 中国民用航空飞行学院 飞行技术学院, 四川 广汉 618307;

2. 南京航空航天大学 民航/飞行学院, 南京 210016;

3. 南京航空航天大学 航空宇航学院 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016;

4. 上海工程技术大学 航空运输学院, 上海 201620;

5. 中国民用航空飞行学院 飞机修理厂, 四川 广汉 618307)

摘 要: 总结了对翼梢小翼减阻效果影响最大的几何参数,在此基础上采用数值模拟方法研究了这些几何参数的最佳变化范围,为变体翼梢小翼设计提供理论依据.并从气动性能、气动载荷分布和翼尖涡的角度探讨了变体翼梢小翼相对传统翼梢小翼的优缺点.结果表明:在飞机的起飞阶段,变体翼梢小翼的减阻效率比传统翼梢小翼高 2.2%,同时将翼尖涡强度降低了 15%,有利于提高飞机的燃油效率和机场空域安全;但也会增大机翼的翼根弯矩,因此必须权衡变体翼梢小翼带来的气动收益与结构强度不利因素.

关 键 词: 减阻;翼梢小翼;气动载荷;气动性能;翼尖涡

中图分类号: V224.3

文献标志码: A

Numerical simulation on morphing winglets for its drag reduction mechanisms

ZHANG Qing-feng^{1,2}, XIONG Ke³, LI Wei⁴, CHEN Shuang⁵

(1. Flight Technology College,

Civil Aviation Flight University of China, Guanghan Sichuan 618307, China;

2. College of Civil Aviation,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,

College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

4. School of Air Transportation, Shanghai University of Engineering Science,

Shanghai 201620, China;

5. Aircraft Repair and Overhaul Plant,

Civil Aviation Flight University of China, Guanghan Sichuan 618307, China)

Abstract: The most critical geometric parameters of winglets in drag reduction efficiency were summarized. Then the numerical simulation method was utilized to reveal the optimal range of these parameters, which is the theoretical basis of morphing winglet design. The advantages and disadvantages of morphing winglets in aerodynamic performance, aerodynamic load distribution and wingtip vortices were discussed compared with traditional winglets. The results show that morphing winglets can increase the drag reduction efficiency by 2.2% compared with traditional winglets and weaken the wingtip vortices by 15% in the takeoff

收稿日期: 2013-06-16

基金项目: 预先研究

作者简介: 张庆峰(1982—),男,山东菏泽人,讲师,博士生,研究方向为飞行器设计.

phase of flight. It is beneficial to enhance the fuel efficiency of aircraft and the airport spatial security. However, morphing winglets increase the bending moment at the wing root. For this reason, aircraft designers have to strike a balance between the aerodynamic benefits and the structural disadvantages in morphing winglet designs.

Key words: drag reduction; winglet; aerodynamic load; aerodynamic performance; wingtip vortices

减阻技术是大型飞机发展的基础问题之一,诱导阻力是飞机总阻力的主要组成部分,其在巡航阶段约占飞机总阻力的 40%,而在起飞、爬升阶段甚至达到 70%^[1-2],因此降低诱导阻力对飞机减阻具有重要意义.翼梢小翼能减小飞机的诱导阻力^[3-4],传统翼梢小翼仅针对巡航状态设计^[5],而在诱导阻力占更大比例的起飞、爬升阶段无法提供最优减阻效果.尤其对于短距离航线而言,起飞、爬升占总航时的比例较大,传统翼梢小翼带来的经济效益并不明显.

针对上述问题,近年来出现一种变体翼梢小翼概念,可根据飞机的飞行状态主动改变自身的几何参数和布局方式,不仅能提高飞机巡航阶段的气动效率,还能有效改善起降、爬升阶段的低空低速性能.目前,变体翼梢小翼的研究热点主要集中在对飞机气动性能、飞行稳定性的影响以及相应的变形机构设计等方面^[6-13],但对变体翼梢小翼几何参数的变化种类及最佳变化范围少有讨论.

本文在简要阐述变体翼梢小翼工作原理的基础上,总结了对减阻效果影响最大的几何参数.随后采用数值模拟方法分析这些参数在非设计状态对应的最佳值,确定了这些参数的最佳变化范围,为变体翼梢小翼设计提供依据.最后研究了变体翼梢小翼在气动性能、气动载荷分布和翼尖涡方面的优缺点.

1 翼梢小翼的工作原理

1.1 诱导阻力的产生机理

飞机在飞行中由于机翼上下表面存在压力差,引起机翼下表面气流向上表面绕流,并在机翼翼尖区形成一定强度的旋涡,它与机翼后缘拖出的无数条尾涡相互诱导,形成一个下洗流 W ,并与来自无穷远处的自由流 V_∞ 合成一个相对翼剖面的局部流场.此时在翼剖面上产生一个垂直于局部流向的合力,它在垂直于自由流 V_∞ 方向的投影即为升力 L ;而沿 V_∞ 方向的投影称为诱导阻

力 D_i ,如图 1 所示,图中 α 为迎角, ϵ 为下洗角.研究表明,诱导阻力与机翼的展向载荷分布有关,当展向载荷呈椭圆分布时诱导阻力最小^[5].通常用诱导阻力系数 C_{di} 衡量诱导阻力的大小.

$$C_{di} = \frac{C_l^2}{\pi A e}$$

式中 C_l 为机翼的升力系数, A 为机翼的展弦比, e 为相对于载荷为椭圆分布的气动力效率因子.

可以看出,当机翼的展弦比一定时,诱导阻力系数与升力系数的平方成正比.当飞机处于起飞、爬升等低速高升力状态时,诱导阻力系数较大;而当飞机进入巡航阶段时,升力系数相比低速飞行有所下降,因此诱导阻力系数较低,图 2 显示了诱导阻力系数与飞行速度的关系.

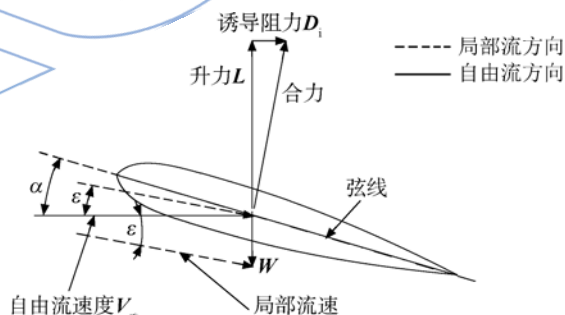


图 1 诱导阻力产生机理^[5]

Fig. 1 Mechanism of induced drag^[5]

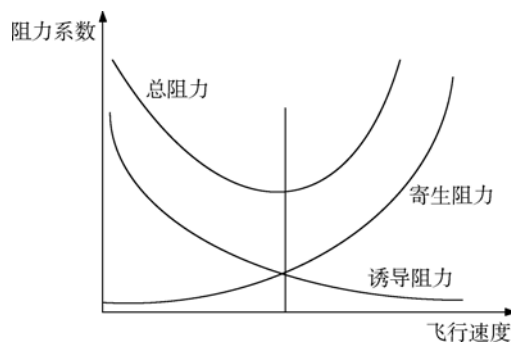


图 2 诱导阻力系数与飞行速度的关系^[2]

Fig. 2 Relationship between induced drag coefficient and flight speed^[2]

1.2 翼梢小翼的优点及存在的不足

翼梢小翼是安装在机翼翼尖区并与机翼平面成一定角度的小翼面,能阻挡机翼下表面气流向上表面的绕流,从而削弱翼尖涡流强度,减小诱导阻力;若安装合理还可产生附加升力和向前推力。翼梢小翼的几何参数包括翼型、高度、倾斜角和安装角等。在这些参数中,倾斜角和高度是影响减阻效果的重要因素^[14]。增大倾斜角和高度相当于增加机翼的有效展弦比,有利于降低诱导阻力;但是倾斜角和高度增加,翼梢小翼表面的气动载荷亦随之增加,气动载荷分布向机翼外翼部分集中,这将增加翼根弯矩。从结构强度方面考虑,除非飞机具有更大的安全余量,否则将会增加机翼结构的质量,抵消翼梢小翼在减阻方面的贡献。

传统翼梢小翼仅面向巡航状态设计,这种设计思想并没有考虑飞机的其他飞行状态,而起飞、爬升状态诱导阻力占总阻力的比例较大,传统翼梢小翼在这些阶段的减阻效率较低。文献[15]的研究结果表明,传统翼梢小翼的减阻效果在各飞行状态都不相同。在巡航阶段可将诱导阻力系数降低 7.2%,而在起飞阶段只能降低 4.1%,降落阶段仅为 2.5%。因此,有必要研究一种能根据飞行状态主动调整自身倾斜角和高度的变体翼梢小翼,在整个飞行包线内实时优化飞机的阻力特性。

2 变体翼梢小翼的最佳变化范围

2.1 计算方法

本文以美国 KC-135 空中加油机的翼梢小翼为例(详细参数见表 1,其中 b 为机翼的翼展),采用数值模拟方法分析其在起飞、爬升状态下对应的最佳倾斜角和高度。选择 KC-135 的依据是因为它是世界上第一款安装翼梢小翼的飞机,相关的研究结果最权威,数据资料也最详尽^[14],有利于验证本文计算结果的可信度。在设计 KC-135 翼梢小翼时,以巡航状态的流场特性为依据($H=$

11 000 m, $Ma=0.77$, $C_l=0.426$),在翼根弯矩增量不超过原机翼 3% 的条件下最小化机翼的阻力,最终得到巡航阶段的最佳倾斜角和高度。

从前述分析可以看出,增加变体翼梢小翼的倾斜角和高度能有效降低诱导阻力,因此本文在优化设计时将倾斜角以 5° 为单位依次增加,而高度每次增加 $0.005b/2$ 。最佳倾斜角和高度的选取原则是在保证翼根弯矩增量不超过未安装翼梢小翼的机翼 3% 的条件下最小化机翼的总阻力。采用软件 Gambit 划分计算网格,以雷诺平均的 Navier-Stokes 方程为基础进行求解,湍流模型选择 $k-\epsilon$ 模型,图 3 为计算使用的网格。

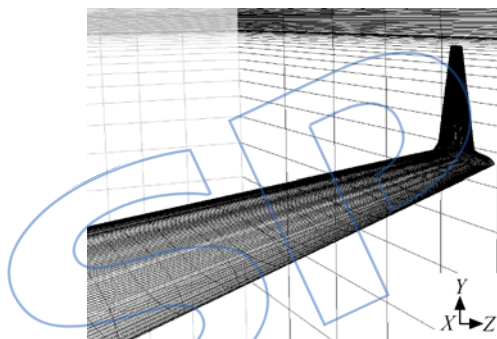


图3 翼梢小翼 CFD 计算网格

Fig. 3 CFD computational grids of winglet

计算工况如下:

起飞状态: $H=0$ m, $Ma=0.3$, $C_l=1.23$ 。

爬升状态: $H=0$ m, $Ma=0.5$, $C_l=1.23$ 。

为确保计算的可信度,先将计算结果与文献[14]的数据进行了比较。由表 2 (D 为总阻力)可见,CFD 计算的升力系数与文献[14]吻合得相当好,但阻力系数 C_d 的计算结果与文献[14]相比存在一定误差,这是因为软件程序对湍流进行了简化处理,无法准确描述所有尺度的涡。虽然 CFD 的阻力计算有很大的局限性,但是阻力的差量具有一定的参考价值,因此采用该方法进行翼梢小翼参数优化设计是可行的。

表 1 KC-135 翼梢小翼的几何参数

Table 1 Geometric parameters of KC-135 winglet

参数	数值
倾斜角 $\theta/(^\circ)$	20
高度 h	$0.135b/2$
前缘后掠角 $\gamma/(^\circ)$	37
翼根弦长 C_{wr}/m	1.73
梢根比 λ	0.34

表 2 计算可信度验证

Table 2 Verification of computational reliability

参数	文献[14]数据	计算结果	误差/%
Ma	0.7700	0.7700	0
C_l	0.4260	0.4256	-0.1
C_d	0.0222	0.0229	3.2
L/D	19.2000	18.5852	-3.2

2.2 结果与分析

首先针对飞机的起飞状态进行优化。 C_{mx} 为翼根弯矩系数,机翼未安装变体翼梢小翼时的翼根弯矩系数为 0.1344,根据设计要求,翼梢小翼变形后翼根弯矩系数不能超过 0.1384。由表 3 可知,变体翼梢小翼在起飞状态的最佳倾斜角为 35° ,最佳高度为 $0.15b/2$,可将减阻效率提高 2.2%,同时将升阻比增大 2.2%。这是因为增大小翼的倾斜角和高度相当于增加机翼的有效展弦

比,有利于降低飞机的诱导阻力。

其次针对飞机的爬升状态进行优化。未安装变体翼梢小翼的机翼在此阶段的翼根弯矩系数为 0.1348,按照设计要求,翼梢小翼变形后的翼根弯矩系数不能超过 0.1388。由表 4 可知,变体翼梢小翼在爬升状态的最佳倾斜角为 25° ,最佳高度为 $0.14b/2$,减阻效率能提高 0.6%,升阻比也增加 0.6%。

表 3 起飞状态优化 ($Ma=0.3, C_l=1.23$)

Table 3 Optimization for takeoff phase ($Ma=0.3, C_l=1.23$)

序号	$\theta/^\circ$	h	C_d	C_{mx}	减阻效率/%	升阻比
1	20	$0.135b/2$	0.0694	0.1356	0	17.7233
2	25	$0.140b/2$	0.0690	0.1367	-0.6	17.8261
3	30	$0.145b/2$	0.0685	0.1373	-1.3	17.9562
4	35	$0.150b/2$	0.0679	0.1381	-2.2	18.1150
5	40	$0.155b/2$	0.0675	0.1390	-2.7	18.2222
6	45	$0.160b/2$	0.0671	0.1411	-3.3	18.3308

表 4 爬升状态优化 ($Ma=0.5, C_l=1.23$)

Table 4 Optimization for climbing phase ($Ma=0.5, C_l=1.23$)

序号	$\theta/^\circ$	h	C_d	C_{mx}	减阻效率/%	升阻比
1	20	$0.135b/2$	0.0693	0.1362	0	17.7489
2	25	$0.140b/2$	0.0689	0.1379	-0.6	17.8519
3	30	$0.145b/2$	0.0684	0.1396	-1.3	17.9824
4	35	$0.150b/2$	0.0677	0.1413	-2.3	18.1684

变体翼梢小翼在起飞、爬升和巡航状态下的最佳几何外形如图 4 所示。由此可知,变体翼梢小翼的具体工作过程为:在飞机起飞时将小翼的倾斜角和高度调整至 $35^\circ, 0.15b/2$,当飞机开始爬升时倾斜角和高度变为 $25^\circ, 0.14b/2$,直至飞机到达巡航高度时再回复至原始设计状态。下面通过分析变体翼梢小翼对气动载荷分布和翼尖涡流动结构的影响,详细讨论变体翼梢小翼的减阻机理。

2.2.1 对机翼气动载荷分布的影响

由诱导阻力的产生机理可知,气动载荷分布是影响诱导阻力的主要因素之一。此外,它还是机翼结构设计的主要依据,决定了机翼主承力结构的几何参数和布局方式,直接关系到机翼的结构质量。根据变体翼梢小翼的设计要求,应当尽量避免气动载荷向机翼翼尖区集中,从而确保翼根弯

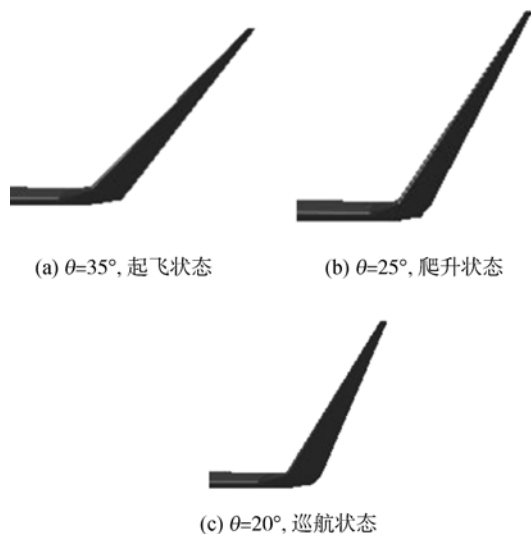


图 4 变体翼梢小翼的 3 种典型状态

Fig. 4 Three typical states of morphing winglet

矩不超出许用范围,满足结构减轻质量要求.因此讨论变体翼梢小翼对机翼气动载荷分布的影响十分必要.

分别计算了传统翼梢小翼和变体翼梢小翼在起飞、爬升状态下机翼表面的气动载荷分布云图,因篇幅所限,仅以起飞状态为例进行对比分析,如图5所示.可以看出翼梢小翼变形后对机翼表面的压力分布没有影响,但翼梢小翼外侧表面的压力明显增加,这是因为变形后对翼尖区气流从下

表面上表面的绕流有一定的抑制作用,翼梢小翼外侧气流的静压增加所致.这种现象削弱了翼尖涡的下洗作用,因此能降低一部分诱导阻力.但是翼梢小翼变形后将引起一部分翼根弯矩增量,对机翼结构强度带来负面影响.从前述优化设计可知,机翼翼根弯矩增量并未超出许用范围,不会对结构安全构成危害.但应该注意,变体翼梢小翼在使用时必须是在限定的范围内变形,否则会影响机翼结构的安全从而酿成飞行事故.

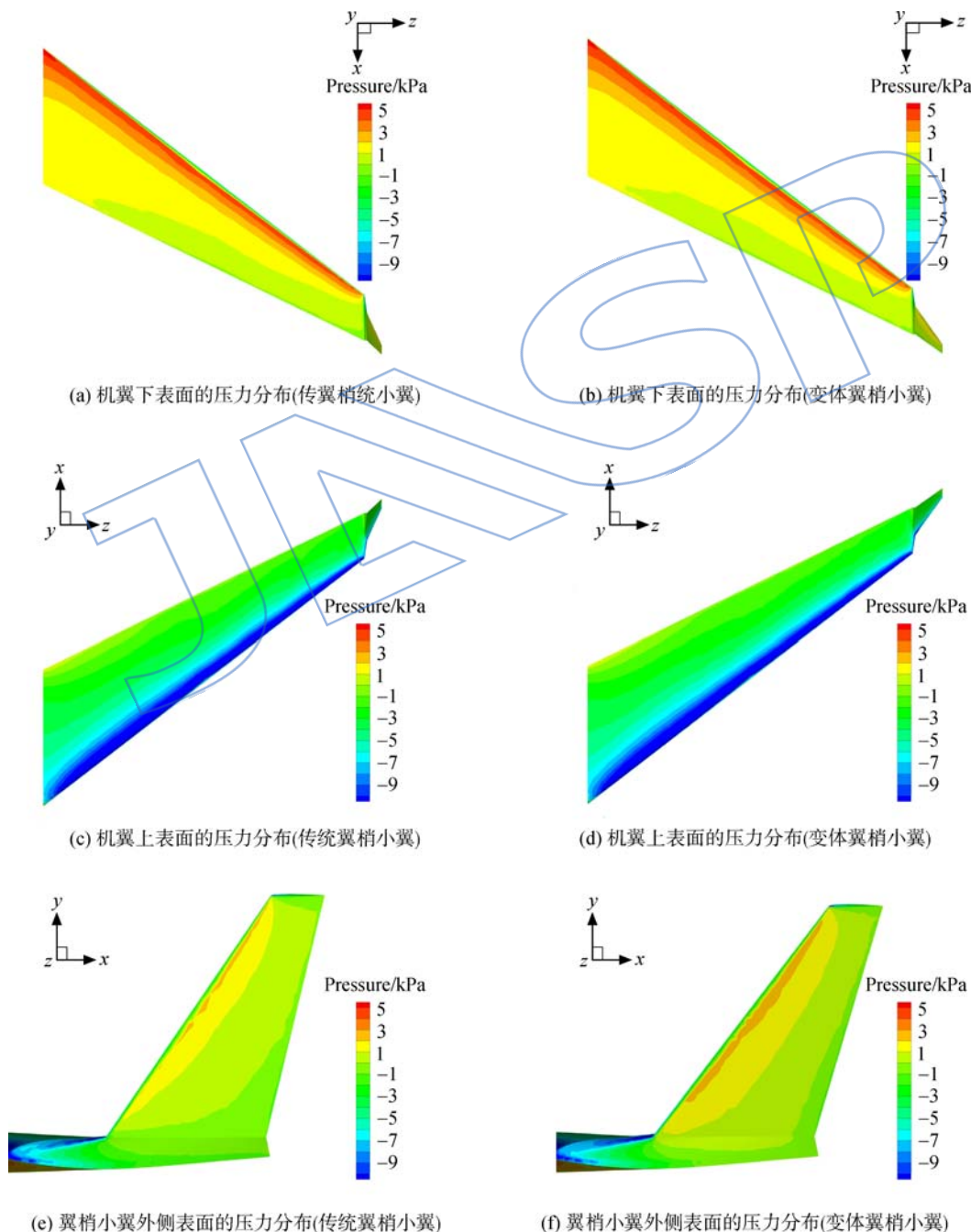


图5 对气动载荷分布的影响(传统翼梢小翼 vs. 变体翼梢小翼)

Fig. 5 Effect on aerodynamic loading distribution (traditional winglet vs. morphing winglet)

2.2.2 对翼尖涡的影响

翼尖涡的强度不仅直接关系到诱导阻力的大小,而且也严重影响飞行安全.大型飞机在起飞和着陆时会产生一对很强的翼尖涡,这种气流旋涡需要2~3 min才能完全耗散.在旋涡没有耗散之前,后续跟进的飞机将受到严重影响而发生激烈滚转或猛烈下降,较小型的飞机甚至会翻滚坠地.出于安全考虑,每架飞机起飞和着陆的时间间隔必须大于2 min,制约了机场跑道的利用率.本文从翼尖涡控制的角度对比变体翼梢小翼与传统翼梢小翼的差异,讨论变体翼梢小翼的减阻机理及

优越性.

以飞机起飞阶段的流场特性为例,在机翼后缘下游 $x/c=0.5, 1, 2$ 的位置分别选取3个截面(c 为机翼的平均气动弦长),计算得到飞机安装传统翼梢小翼和变体翼梢小翼后各截面上的涡量云图,结果见图6.由图可见,传统翼梢小翼在起飞阶段对翼尖涡的耗散作用较差,具体表现为翼尖涡的涡核尺寸较小,旋涡以涡核为中心高度集中,导致涡量显著增强.高强度的翼尖涡不仅具有很强的下洗作用,增大了机翼的诱导阻力,而且对机场空域也带来较大的危害.与传统翼梢小翼相

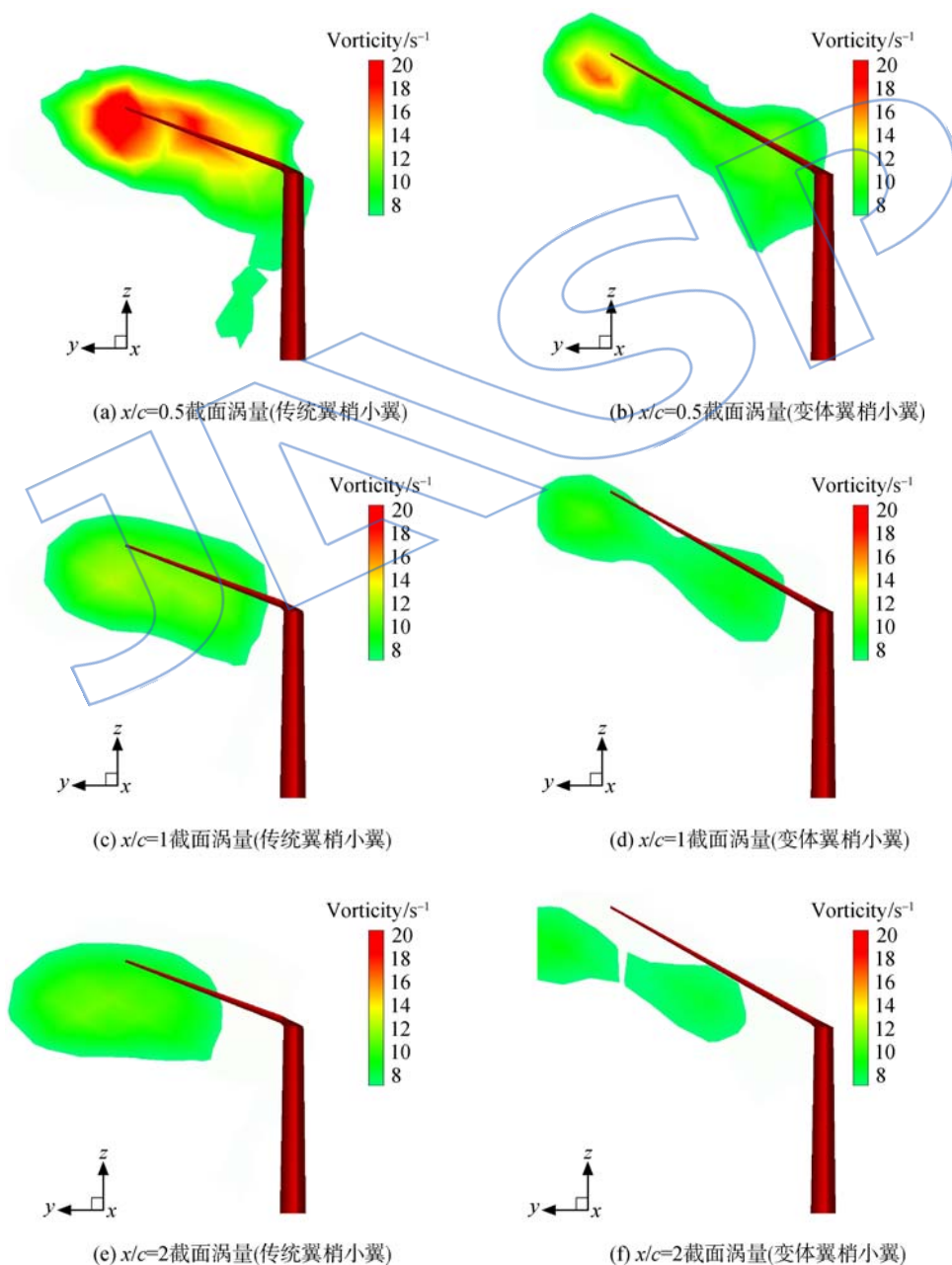


图6 翼尖涡流场控制(传统翼梢小翼 vs. 变体翼梢小翼)

Fig. 6 Flow field control of wingtip vortex (traditional winglet vs. morphing winglet)

比,变体翼梢小翼对翼尖涡的耗散作用明显增强,此时翼尖涡的涡核尺寸较大,旋涡也较为分散.其中,在截面 $x/c=0.5$ 上的涡量降低了15%,导致翼尖涡的下洗作用也有一定减弱,有利于减小机翼的诱导阻力,同时也降低了对机场空域的影响.分析其原因为:随着翼梢小翼倾斜角和高度的增加,机翼翼尖区气流的展向流动趋势减弱,翼梢分离出的自由剪切层(即涡量输送面)的强度显著降低,因此由自由剪切层卷绕而形成的翼尖涡强度也有所减弱.

3 结 论

1) 翼梢小翼的倾斜角和高度是影响减阻效率的主要因素,因此变体翼梢小翼应通过改变倾斜角和高度的方式来提高减阻效率.

2) 变体翼梢小翼在飞机的起飞-爬升-巡航过程中倾斜角的最佳变化范围为 35° - 25° - 20° ,高度的最佳变化范围为 $0.15b/2$ - $0.14b/2$ - $0.135b/2$.

3) 与传统翼梢小翼相比,变体翼梢小翼的优势在于改善飞机起降、爬升状态的气动效率,具体表现为:在起飞阶段可降低2.2%的阻力,将升阻比提高2.2%;而在爬升阶段可降低0.6%的阻力,使升阻比提高0.6%.此外,变体翼梢小翼还能有效削弱飞机在起飞阶段产生的翼尖涡强度,在距机翼后缘 $x/c=0.5$ 截面、升力系数 $C_l=1.23$ 的情况下可将翼尖涡的涡量减小15%,不仅能增强机场空域安全,还能提高飞机的起降频率,达到充分利用跑道资源的目的.

需要注意,变体翼梢小翼的变形动作对机翼的翼根弯矩有较大影响,在实际使用时倾斜角和高度不能超过预定的最佳变化范围,否则会影响飞行安全.

参考文献:

- [1] Anderson J D. Introduction to flight[M]. 5th ed. New York: McGraw-Hill Science, 2004: 31-33.
- [2] 马汉东, 崔尔杰. 大型飞机阻力预示与减阻研究[J]. 力学与实践, 2007, 29(2): 1-8.
- [3] MA Handong, CUI Erjie. Drag prediction and reduction for civil transportation aircraft[J]. Mechanics in Engineering, 2007, 29(2): 1-8. (in Chinese)
- [4] Whitcomb R T. A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets[R]. NASA TN D-8260, 1976.
- [5] Flechner S G, Jacobs P F, Whitcomb R T. A high subsonic speed wind tunnel investigation of winglets on a representative second-generation jet transport wing[R]. NASA TN D-8264, 1976.
- [6] 江永泉. 飞机翼梢小翼设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009: 19-20.
- [7] Bourdin P, Gatto A, Friswell M I. Aircraft control via variable cant-angle winglets[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(2): 414-423.
- [8] Ursache N M, Melin T, Isikveren A T, et al. Morphing winglets for aircraft multi-phase improvement[R]. AIAA-2007-7813, 2007.
- [9] Gatto A, Mattioni F, Friswell M I. Experimental investigation of bistable winglets to enhance wing lift takeoff capability[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(2): 647-655.
- [10] Ameri N, Lowenberg M H, Friswell M I. Modeling the dynamic response of a morphing wing with active winglets[R]. AIAA-2007-6500, 2007.
- [11] Ursache N M, Melin T, Isikveren A T. Technology integration for active poly-morphing winglets development[R]. Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems, SMASIS-2008-496, 2008.
- [12] Catalano F M, Ceron-Munoz H D. Experimental analysis of aerodynamics characteristics of adaptive multi-winglets[R]. AIAA-2005-1231, 2005.
- [13] Shelton A, Tomar A, Prasad J V R, et al. Active multiple winglets for improved UAV performance[R]. AIAA-2004-4968, 2004.
- [14] Sankrithi M, Fromme J B. Controllable winglets: US, US 2008/0308683 A1[P]. 2008-12-18.
- [15] Ishimitsu K K. Design and analysis of winglets for military aircraft[R]. Air Force Flight Dynamics Laboratory AF-FDL-TR-76-6, 1976.
- [16] Ishimitsu K K. Design and analysis of winglets for military aircraft: Phase II[R]. Air Force Flight Dynamics Laboratory AFFDL-TR-77-23, 1977.