

翼尖形状对双后掠飞翼纵向气动特性的影响

全家豪^{1,2}, 张国鑫¹, 王波¹, 马晓平¹

(1. 中科院工程热物理研究所无人飞行器实验室, 北京, 100190; 2. 中国科学院大学, 北京, 100049)

摘要 以双后掠飞翼为基础外形, 兼顾隐身性能, 对其翼尖进行改形设计。利用数值模拟方法研究翼尖平面形状对双后掠飞翼布局纵向气动特性和纵向静稳定性的影响。结果表明: 剪切翼尖可以提供向前的推力、减小飞翼的阻力, 提高最大升阻比, 增强纵向静稳定性。不同形状的剪切翼尖影响效果不同, 巡航状态下, 相比于基础构型, 剪切翼尖最大可以使双后掠飞翼阻力减少 7.9%, 最大升阻比提高 11.9%, 纵向静稳定裕度增加 10.8%。研究结果对双后掠飞翼布局翼尖形状的选择有一定的参考意义。

关键词 双后掠飞翼; 翼尖形状; 气动特性; 数值模拟

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2022.03.002

中图分类号 V211.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2022)03-007-06

A Longitudinal Aerodynamic Influence of Wingtip Shape on Double Swept Flying Wing

TONG Jiahao^{1,2}, ZHANG Guoxin¹, WANG Bo¹, MA Xiaoping¹

(1. The UAV Laboratory, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract Taking the double swept flying wing as a base outline in consideration of stealth performance, a wingtip is reshaped. The numerical simulation method is utilized for studying the influence of wingtip shape on the longitudinal aerodynamic characteristics and longitudinal stability of double swept flying wing. The result shows that for the double swept flying wing, the sheared wingtip can provide forward thrust, reduce the drag, increase the maximum lift-to-drag ratio, and enhance the longitudinal static stability. Different shapes of sheared wingtip have different effects. Under condition of flying at a cruising speed, compared with the basic wingtip, the best sheared wingtip can reduce the drag by 7.9%, increase the maximum lift-to-drag ratio by 11.9% and increase the static stability margin by 10.8%. The results of the article can provide certain references for the selection of the wingtip shape of the double swept flying wing.

Key words double swept flying wing; wingtip shape; aerodynamic characteristics; numerical simulation

减阻是飞翼设计的重要内容之一。除摩擦阻力外, 诱导阻力也是飞翼阻力的重要组成部分, 而减少诱导阻力, 一个非常有效且便于实现的途径是选择

合适的翼尖。唐登斌^[1]、Hossain A^[2]、Inam M I^[3]、Zhou J X^[4]等人讨论了翼尖帆片、翼梢小翼以及剪切翼尖(sheared wingtip)3种翼尖装置的减阻

收稿日期: 2021-12-14

基金项目: 中科院国防创新项目(Y81H01A2T1); 中科院青促会项目(E0290A0101)

作者简介: 全家豪(1997—), 男, 山西运城人, 硕士生, 研究方向为流体力学。E-mail: tongjiahao97@163.com

引用格式: 全家豪, 张国鑫, 王波, 等. 翼尖形状对双后掠飞翼纵向气动特性的影响[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2022, 23(3): 7-12.
TONG Jiahao, ZHANG Guoxin, WANG Bo, et al. A Longitudinal Aerodynamic Influence of Wingtip Shape on Double Swept Flying Wing[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2022, 23(3): 7-12.

原理和特性,其中,翼尖帆片需精心设计和大量试验验证才可实现,难度较大;翼梢小翼设计复杂性比翼尖帆片小,易于实现;剪切翼尖是一种大后掠角、大根梢比的翼尖装置,其减阻效果不如翼梢小翼,但对飞机其他性能影响小,综合效果好。相较之下,翼梢小翼和剪切翼尖是较好的选择。

对于飞翼而言,翼尖除了减阻,还需兼顾隐身性能。杨天旗发现翼梢小翼会显著增加侧向雷达散射截面(RCS),若要在飞翼上装载,需要在翼梢小翼的材料和结构上进行合适的选择和设计^[5]。因此,翼梢小翼若要兼顾飞翼隐身性能,则需增加结构和材料的复杂度;而剪切翼尖结构简单,便于应用,成为飞翼翼尖的较好选择。

相较于常规布局,飞翼布局纵向尺寸短、无平尾,导致其纵向静稳定性较差。刘志涛^[6]、谢树联^[7]、左林玄^[8]、Gillard W^[9]和 Addington G^[10]等研究了全动翼尖对无人机气动特性、操纵特性的影响。李林等人认为后掠式飞翼布局重心后的翼尖部分所起的作用和平尾类似^[11]。

综上所述,飞翼翼尖的设计除减阻外,还需兼顾飞翼隐身性能以及翼尖作为“平尾”对飞翼纵向静稳定性的影响。故以兼顾飞翼外形隐身性能为前提,研究翼尖形状对飞翼布局纵向气动特性和纵向静稳定性的影响对飞翼布局在总体设计时翼尖形状的选择有一定的指导意义。

本文以类 X-47B 双后掠飞翼布局为初始外形,以基础翼尖作为对照,为兼顾飞翼隐身性能,基于边缘平行原则,设计了 3 种不同平面形状的翼尖。在此基础上,利用数值仿真方法研究了翼尖平面形状对飞翼纵向气动特性和纵向静稳定性的影响,以期对飞翼布局在总体设计时翼尖形状的选择提供一定参考。

1 算例验证

M6 机翼作为验证 CFD 外部流场计算的经典案例,主要用于湍流模型的检验,例如收敛特性、精度影响等。据此,本文选择使用 M6 机翼来验证 CFD 数值模拟的可靠性。

M6 数值模拟采用的是基于有限体积法的三维 RANS 方程求解器。湍流模型采用 $k-\omega$ SST,计算选用基于压力求解和 Coupled 算法,使收敛速度更快^[12]。M6 机翼计算条件为: $Ma = 0.8359$, $Re = 1.172 \times 10^7$, $T = 300 \text{ K}$, $\alpha = 3.06^\circ$ 。

图 1 给出 CFD 计算的 M6 表面压力系数与风洞实验值的对比。结果显示,在展向 $y/b = 0.44$ 位

置处,CFD 计算的上表面的压力系数相较于风洞实验偏小,其他位置 CFD 计算的数据与风洞实验数据基本吻合。

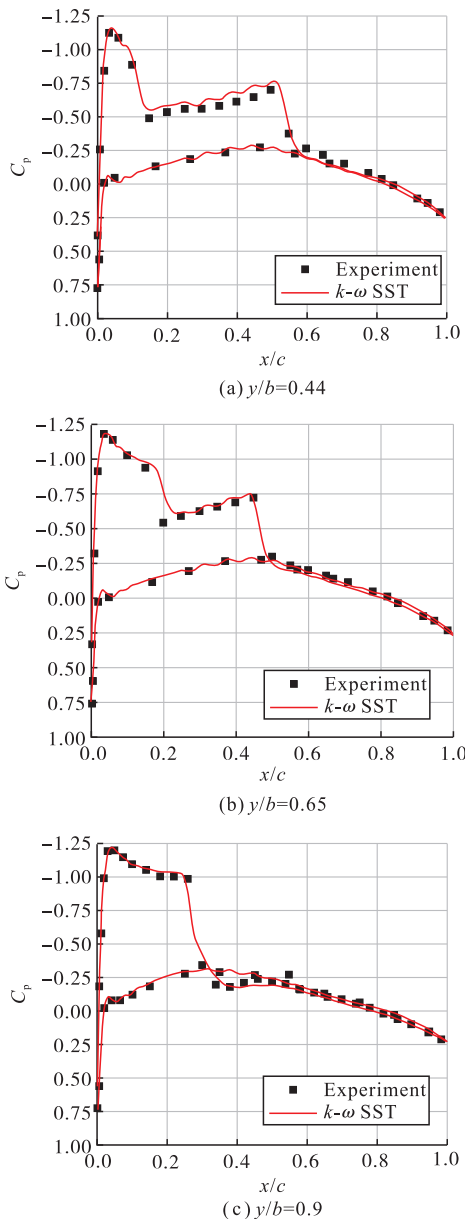


图 1 M6 机翼弦向压力分布

2 翼尖建模

本文的双后掠飞翼布局采用类 X-47B 的飞翼布局外形,见图 2。模型总体参数见表 1。

表 1 模型总体参数

飞机外形参数	参数值
机长/ m	11.64
全机参考面积/ m^2	46.414
内翼前缘后掠角/ $^\circ$	55
内翼后缘前掠角/ $^\circ$	30
外翼前缘后掠角/ $^\circ$	30

飞翼在最大升阻比对应的迎角下巡航飞行,力矩参考点距头部长度为 6.402 m,外翼段弦长为 2.65 m。

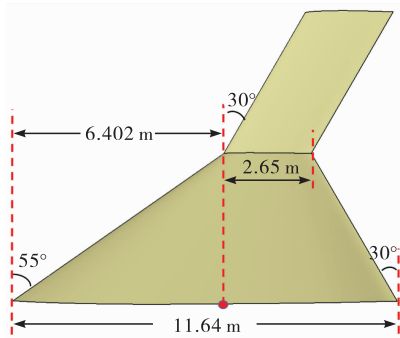


图 2 类 X-47B 飞翼外形

为研究翼尖形状对双后掠飞翼布局纵向气动特性和纵向静稳定性的影响,令飞翼的内翼和外翼保持一致;令飞翼翼尖对地投影面积不变,只改变翼尖平面形状。为兼顾飞翼的隐身性能,翼尖平面形状的选取应遵循边缘平行法则。翼尖平面形状的选取如图 3 所示。

4 种翼尖分别命名为 WT-A、WT-B、WT-C、WT-D,其中 WT-A、WT-B、WT-C 是剪切翼尖,其外侧与飞翼内翼段的前缘或后缘平行;WT-D 作为基准翼尖,是将外翼直接延长作为对照。与 4 种翼尖对应的飞翼布局分别命名为 FW-A、FW-B、FW-C、FW-D。由于翼尖面积相同,平面形状不同,会导致翼尖展向长度的不同,进而导致飞翼展长和展弦比的不同。表 2 给出了 4 种飞翼布局的展长和展弦比。

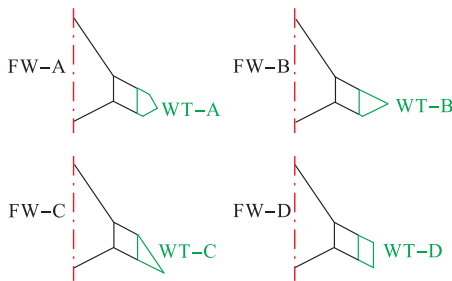


图 3 4 种翼尖形状

表 2 4 种飞翼布局展长和展弦比

飞翼布局	展长/m	展弦比
FW-A	18.93	7.60
FW-B	19.73	8.21
FW-C	20.63	8.86
FW-D	17.52	6.61

3 网格划分与求解

四种飞翼布局网格均采用 O 型切分,图 4 给出 FW-D 模型表面网格,以飞翼对称面翼型弦长 C 为参

考长度,计算域上、下、前、右边界距离机头长度为 10C,后边界距离机头长度为 20C。为捕捉飞翼布局周围的流场结构,采用渐变网格,靠近壁面网格加密,远离壁面的网格间距逐渐增大,壁面第一层的高度为 5×10^{-6} m,满足 $y^+ < 1$,边界层增长率约为 1.2,附面层节点数为 31。全流场(半模)六面体结构化网格单元数约为 5.3×10^6 ,节点数约为 5.2×10^6 。

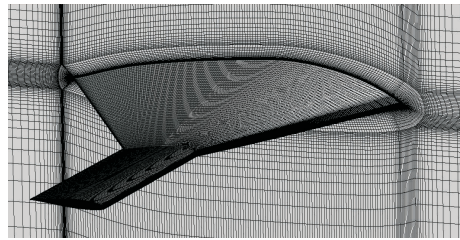
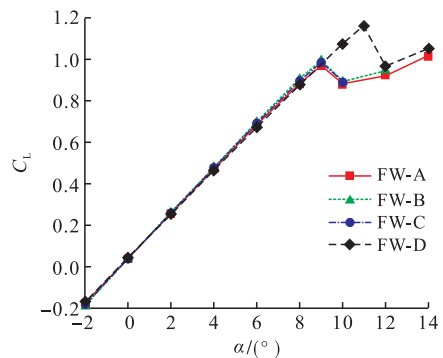


图 4 FW-D 半模网格

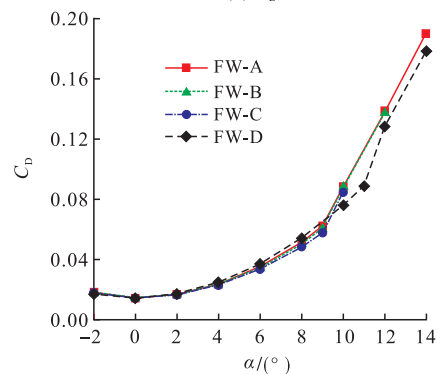
数值模拟计算采用三维可压缩 N-S 方程。计算过程中湍流模型采用 $k-\omega$ SST,利用有限体积法对控制方程离散化,选用基于压力求解器和 Coupled 算法^[12]。边界条件为压力远场,物面采用无滑移的边界条件,计算来流: $Ma = 0.4$, $Re = 8.02 \times 10^6$, $H=11$ km。

4 结果与分析

图 5 给出 4 种飞翼布局的升力系数(C_L)、阻力系数(C_D)、升阻比(K)、俯仰力矩系数(C_m)随迎角(α)的变化曲线以及俯仰力矩系数(C_m)随升力系数(C_L)的变化曲线,以探究翼尖形状对飞翼纵向气动特性和纵向静稳定的影响。



(a) $C_L-\alpha$



(b) $C_D-\alpha$

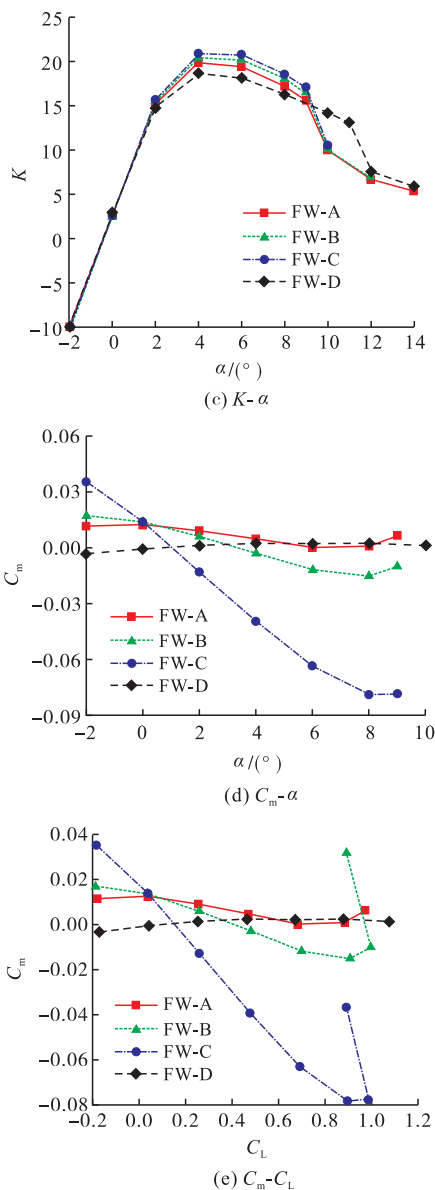


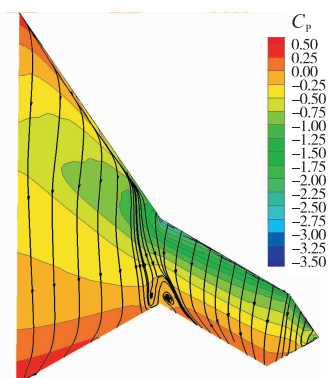
图5 4种飞翼的气动系数

4.1 翼尖形状对飞翼布局升力特性的影响

如图5(a)所示,在失速迎角范围内,翼尖形状对飞翼布局的升力特性影响并不明显,这是因为翼尖面积较小,对飞翼的升力特性影响较小。此外,FW-A、FW-B、FW-C的失速迎角为 9° ,而FW-D的失速迎角为 11° ,故相比于基准翼尖,剪切翼尖会使失速迎角提前。

4.2 翼尖形状对飞翼布局阻力特性的影响

由图5(b)可得,迎角越大,翼尖形状对飞翼布局阻力特性影响越大,3种剪切翼尖相较于基础翼尖,均能有效减小飞翼的诱导阻力。在巡航迎角 4° 时,相较于FW-D布局,FW-A、FW-B、FW-C 3种飞翼布局的阻力系数减少4.5%、5.3%、7.9%。自 9° 迎角始,FW-A、FW-B、FW-C的阻力陡增,这是因为FW-A、FW-B、FW-C在该迎角下失速,Kink点后续缘发生气流分离,见图6。

图6 FW-A在 9° 迎角的流线图

为进一步比较各翼尖对飞翼阻力特性的影响,定义翼尖阻力系数:

$$C_{D,WT} = \frac{F_{D,WT}}{qS_{ref}} \quad (1)$$

式中: q 为动压; $F_{D,WT}$ 为翼尖的阻力; S_{ref} 是全机参考面积; $C_{D,WT}$ 为翼尖的阻力系数。

图7给出4种翼尖的阻力系数对比,其中,WT-D的阻力系数最大,WT-A、WT-B次之,WT-C的阻力系数最小,并且WT-A、WT-B、WT-C在 4° 迎角下阻力系数为负,同时WT-C随着迎角的增加,其阻力系数减小。

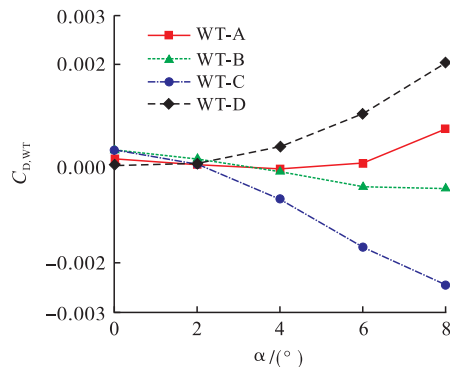


图7 4种翼尖的阻力系数

为探究剪切翼尖阻力系数为负的原因,以WT-C为例,将WT-C的阻力分为压差阻力和摩擦阻力两部分,见表3。表中,WT-C的摩擦阻力系数为正,且随着迎角的增大,其数值始终比较小,且几乎不变;而WT-C的压差阻力系数为负,且随着迎角增大不断减小,最终导致WT-C的阻力系数为负值。

表3 WT-C的阻力系数

$\alpha/(\circ)$	$C_{D,WT-C,pressure}$	$C_{D,WT-C,viscous}$	$C_{D,WT-C}$
0	-0.000 930	0.001 203	0.000 273
2	-0.001 221	0.001 215	-0.000 006
4	-0.001 921	0.001 211	-0.000 710
6	-0.002 870	0.001 191	-0.001 679
8	-0.003 597	0.001 153	-0.002 443

如图8所示,进一步的分析,剪切翼尖处在两股

气流的混合流场中,一种是速度为 v_∞ 的自由来流,另一种为翼尖涡造成的侧洗流 W 。侧洗流场由机翼上表面向内翼方向的洗流与机翼下表面向外翼方向的洗流共同合成。自由来流 (v_∞) 与侧洗流场 (W) 叠加形成局部流场 (v_{part}),剪切翼尖相对于局部来流产生局部升力 (ΔL),其方向垂直于局部来流;局部阻力 (ΔD),其方向平行于局部来流^[13]。

剪切翼尖所产生的推力为:

$$\Delta F = \Delta L \sin \phi - \Delta D \cos \phi \quad (2)$$

局部升力和局部阻力在来流方向的投影之和为向前推力 ΔF 。类似的结论与分析在江永泉的书籍中也出现^[13]。

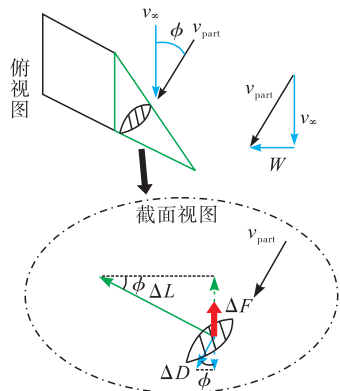


图 8 翼尖的气动力效应

图 9 给出 6° 迎角下,WT-C 及翼尖展向约 $2/3$ 位置处的压力系数云图,在 $2/3$ 位置处,翼型前为负压,提供向前的吸力,而翼型的尾缘压力为正,提供向前的推力,最终导致翼型的阻力系数为负。WT-C 沿展向其他截面的压力分布与之类似,最终导致 WT-C 总的阻力系数为负。

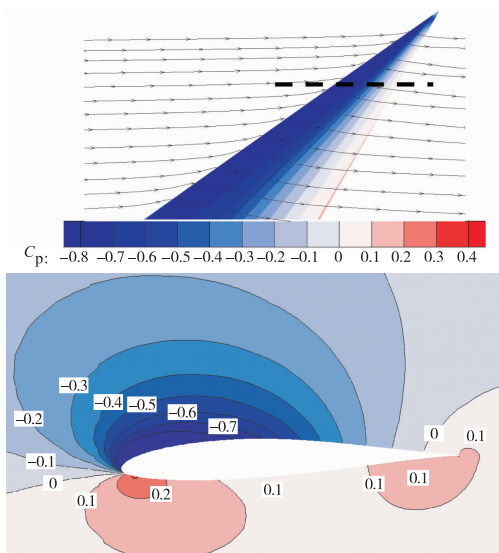


图 9 6° 迎角,WT-C 展向 $2/3$ 处平面的压力系数

4.3 翼尖形状对飞翼升阻比的影响

如图 5(c)所示,迎角为 4° 时,4 种飞翼布局达到

最大升阻比。WT-A、WT-B、WT-C 3 种剪切翼尖相较于 WT-D 分别使飞翼的最大升阻比提高 6.3% 、 9.5% 、 11.9% 。从展弦比来进行分析,由于 $\lambda_{FW-D} < \lambda_{FW-A} < \lambda_{FW-B} < \lambda_{FW-C}$,当飞翼面积不变时,升阻比与展弦比成正相关,展弦比越大,升阻比越大。

实际上,根据前文对升力、阻力系数的分析,剪切翼尖形状对于全机的升力影响不大,而剪切翼尖可以减小整个飞翼的诱导阻力,故飞翼最大升阻比的提高主要因为剪切翼尖的减阻。

4.4 翼尖形状对飞翼布局纵向静稳定性的影响

飞翼纵向静稳定性的计算式为:

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = \bar{x}_{c.g} - \bar{x}_{ac} \quad (3)$$

式中: C_m 为俯仰力矩系数; C_L 是升力系数; $\bar{x}_{c.g}$; \bar{x}_{ac} 分别为重心和焦点到机头的距离。

$\bar{x}_{ac} - \bar{x}_{c.g}$ 为飞机的纵向静稳定裕度。根据公式,FW-D 的纵向静稳定裕度为 0.4% ,可视为中立稳定。FW-A、FW-B、FW-C 的纵向静稳定裕度分别为 1.9% 、 3.9% 、 10.8% 。故剪切翼尖可提高飞翼纵向静稳定裕度。这是因为在相同迎角下剪切翼尖产生的升力相比 WT-D 有所增加,而剪切翼尖位于气动中心之后,从而产生低头力矩。将 4 种飞翼布局翼尖贡献的俯仰力矩系数对比,做出 $C_{m,WT}-C_L$ 曲线,见图 10。

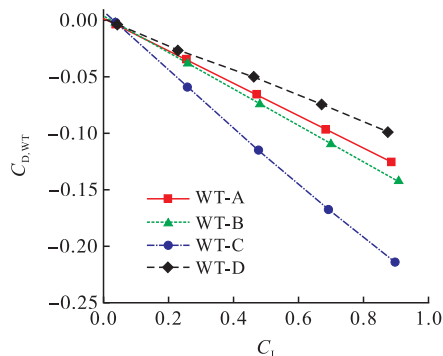


图 10 4 种翼尖的俯仰力矩系数

根据 $C_{m,WT}-C_L$ 的对比,WT-C 翼尖增强飞翼纵向静稳定裕度的效果最好,WT-B、WT-A 次之,WT-D 效果最差。

FW-A、FW-B、FW-C 3 种飞翼布局的 C_m-C_L 曲线在升力系数约为 0.9 处转折,结合 $C_m-\alpha$ 曲线可知:此时迎角为 8° 。图 11 给出 FW-A 在 8° 迎角时的流线图,可以看到,气流在飞翼的 Kink 点后缘区域分离,导致分离区的升力骤降;而 Kink 前缘的气流未发生分离,升力没有大的变化,进而产生抬头力矩,使 FW-A、FW-B、FW-C 的 C_m-C_L 曲线发生转折。

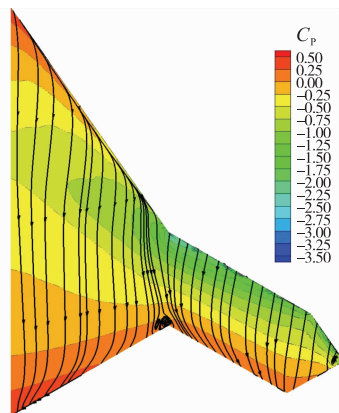


图 11 FW-A 在 8° 迎角的流线图

5 结论

以双后掠飞翼为基础外形,兼顾飞翼的隐身特性,设计 4 种不同形状的翼尖,得到 4 种飞翼布局。通过分析 4 种飞翼布局纵向气动特性和静稳定性,得到如下结论:

1) 剪切翼尖对飞翼升力的影响较小,但是,会使飞翼的失速迎角提前。

2) 剪切翼尖对飞翼全机的减阻效果显著。剪切翼尖本身的阻力系数甚至会出现负数的情况,这是因为剪切翼尖提供了向前的推力。其中,在巡航状态,相比于 WT-D 翼尖,WT-C 翼尖可以使飞翼全机阻力降低约 7.9%。

3) 翼尖面积相同的前提下,剪切翼尖增加了飞翼的展长,减少了飞翼的阻力,进而提高飞翼的升阻比,相比于 WT-D 翼尖,WT-C 翼尖使飞翼最大升阻比提高 11.9%。

4) 剪切翼尖的形状对飞翼的纵向静稳定性影响较大,同样的翼尖面积,WT-C 翼尖使飞翼纵向静稳定裕度增加 10.8%。

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.
 [2] HOSSAIN A, ARORA P R, RAHMAN A, et al. Analysis of Longitudinal Aerodynamic Characteristics of

an Aircraft Model with and without Winglet [J]. JJMIE, 2008, 2(3): 143-150.

- [3] INAM M I, MASHUD M, SELIM S M S. Induced Drag Reduction for Modern Aircraft Without Increasing the Span of the Wing by Using Winglet[J]. International Journal of mechanical and Mechatronics Engineering Applications, 2010, 10(3): 69-74.
 [4] ZHOU J X, SUN C H, DAICHIN. Drag Reduction and Flow Structures of Wing Tip Sails in Ground Effect[J]. Journal of Hydrodynamics, 2020, 32(1): 93-106.
 [5] 杨天旗,余雄庆. 无人机小翼隐身结构的质量和刚度优化[J]. 机械设计与制造工程, 2014, 43(11): 21-24.
 [6] 刘志涛,蒋永,聂博文,等. 弯折翼尖对飞翼布局飞机气动特性影响[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 124179.
 [7] 谢树联,郑君若禹,李军. 可弯折翼尖在飞翼布局中操纵性能研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2018(1): 24-33.
 [8] 左林玄,王晋军. 全动翼尖对无尾飞翼布局飞机气动特性影响的实验研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(2): 132-137.
 [9] GILLARD W, DORSETT K, GILLARD W, et al. Directional Control for Tailless Aircraft Using all Moving Wing Tips[C]//22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference. 11 August 1997-13 August 1997, New Orleans, LA. Reston, Virginia: AIAA, 1997: 3487.
 [10] ADDINGTON G, MYATT J. Control-Surface Deflection Effects on Aerodynamic Response Nonlinearities [C]//Atmospheric Flight Mechanics Conference. 14 August 2000-17 August 2000, Denver, CO. Reston, Virginia: AIAA, 2000: 4107.
 [11] 李林,马超,王立新. 小展弦比飞翼布局飞机稳定特性[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1312-1317.
 [12] SHAH, M Z M, BASUNO B, ABDULLAH A. Comparative Study on Several Type of Turbulence Model Available in Ansys-Fluent Software for Onera M6 Wing Aerodynamic Analysis[J]. Journal of Advanced Mechanical Engineering Applications, 2020, 1(1): 9-19.
 [13] 江永泉. 飞机翼梢小翼设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009: 14-15.

(编辑: 姚树峰)