

文章编号:1674-8190(2016)02-158-07

钝前缘三角翼无人机气动特性研究

李洋¹, 靳宏斌², 刘毅¹, 赵晓霞¹

(1. 中航飞机股份有限公司 研发中心, 西安 710089)

(2. 中航飞机股份有限公司 汉中飞机分公司, 汉中 723000)

摘要: 三角翼布局因其优良的气动特性在军用飞机和无人机上获得了广泛应用。为了研究钝前缘三角翼无人机的气动特性, 首先采用求解雷诺平均 N-S 方程的方法对 NASA 钝前缘三角翼标模进行对比计算, 以验证计算方法的可靠性; 然后对无人机四个升降舵偏角的气动力和流场特性进行分析研究。结果表明: 三角翼无人机在升力系数较小时具有较高的升阻比, 当迎角小于 15° 时, 钝前缘三角翼前缘气流附体、吸力较高, 翼面的横向流动不明显, 使飞机的升阻比提高; 当迎角大于 15° 后, 涡流特征起主导作用, 使得飞机在直到 40° 迎角范围内没有出现大面积气流分离, 具有良好的俯仰稳定性, 升降舵效率较高。钝前缘三角翼气动布局在翼展受限、翼载较小的条件下具有一定的气动特性优势。

关键词: 三角翼; 钝前缘; 无人机; 气动特性; 涡流

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.02.004

Research on the Aerodynamic Characteristics of a Delta Wing UAV with Blunt Leading Edge

Li Yang¹, Jin Hongbin², Liu Yi¹, Zhao Xiaoxia¹

(1. Research and Development Center, AVIC Aircraft Corporation, Ltd., Xi'an 710089, China)

(2. Hanzhong Branch, AVIC Aircraft Corporation, Ltd., Hanzhong 723000, China)

Abstract: Delta wing arrangement is widely adopted by military aircraft and unmanned aerial vehicle(UAV) due to its advanced aerodynamic characteristics. In order to investigate the aerodynamic characteristics of a low speed UAV with delta wing configuration, the validity of the computing method is checked firstly by the comparative simulation of the NASA standard delta wing with blunt leading edge. Then the aerodynamic force and flow field of the UAV with 4 elevator deflection angles are studied. The results reveal that, when the lift coefficient is low the lift to drag ratio is relatively large. When the angle of attack(AOA) is less than 15° the flow is attached to the surface due to the blunt leading edge, which results in higher leading-edge suction, less cross flow on the wing and the improved lift to drag ratio. When the AOA is increased above 15° the vortex flow pattern is dominant, which prevents large scale flow separation within the AOA range up to 40°, and maintains the elevator efficiency at the same time. The delta wing with blunt leading edge has certain advantages for aircraft with limited span and low wing loading.

Key words: delta wing; blunt leading edge; UAV; aerodynamic characteristic; vortex flow

0 引言

自 20 世纪 50 年代, 三角翼布局及其相应的前

缘涡流特性开始受到关注并得到了深入研究, 该布局方式的主要优点是同时具备跨/超音速优良的阻力特性以及低速条件下的高升力特性, 且其雷达反射截面小、结构特性良好^[1-2]。由于其优良的气动特性, 三角翼布局在军用飞机上得到了广泛应用, 例如法国的幻影系列、美国的 F-117、前苏联的米格 21、瑞典的萨伯 37 以及中国的歼 7、歼 8 等; 在

收稿日期: 2016-02-24; 修回日期: 2016-03-20

通信作者: 刘毅, evanliuyi@hotmail.com

民用领域的典型应用为协和超音速客机。尤其是在无人机的设计方案中,三角翼布局不仅用于高亚音速/跨音速飞机,使其获得较好的高速特性,还广泛应用于低速飞行器,例如“豺 2”、“哈比”、“百灵鸟”、“麻雀”、“龙”、“幽灵”等。

早期,对三角翼气动特性的研究主要集中于尖前缘、细长翼面气动外形,其前缘涡被固定在前缘处,基本结构和特征包括次涡、涡破裂等已被较好地了解。尖前缘三角翼的涡流结构对雷诺数不敏感,在高亚音速条件下涡流结构与低速时相似,但负压绝对值降低。钝前缘三角翼的涡流特性更为复杂,主要原因是其前缘粘性效应作用显著,从剖面看涡流分离点在前缘附近,而在翼展方向分离的起始点随前缘钝度、迎角、马赫数、雷诺数等条件而变化^[3-6]。

研究三角翼气动力及流场特性的方法主要包括风洞实验和数值计算两大类。风洞实验方面,1996 年 NASA Langley 实验室进行了 65° 后掠平板三角翼在不同前缘钝度、雷诺数、马赫数条件下的测力和测压实验,系统地研究了上述参数对三角翼气动特性的影响^[3-5];国内外还进行了大量针对不同外形三角翼、双三角翼以及三角翼飞行器的气动特性实验,对表面、空间流场结构采用表面测压、五孔压力探头、三分量激光速度计、PIV、压敏喷漆等方法,得到各种三角翼配置在不同姿态角、马赫数、雷诺数等外流条件下的流场结构^[7-11];采用全机测力实验方法研究了诸如双三角翼、前缘边条等基于前缘涡原理气动布局的气动力特征^[12-15]。数值计算方面,通过大量三角翼 CFD 研究表明,雷诺平均 N-S 方程配合一方程或二方程湍流模型计算得到的压力分布及气动力能够与风洞实验较好地吻合^[16-20],而对精细的涡流结构、涡破裂特性、钝前缘三角翼分离起始点的预测等还需要继续改进^[21-24],采用 DES 模型能够获得更加精细的涡结构细节^[25-26]。

目前,针对钝前缘三角翼的研究,其研究模型多为在平板翼型的基础上叠加钝前缘的简化模型,例如 NASA Langley NTF 风洞研究的钝前缘三角翼模型,而对于本文所研究的以 NACA 6 族翼型为剖面的钝前缘三角翼的研究鲜有报道。本文首先采用求解雷诺平均 N-S 方程的方法计算 NASA 钝前缘三角翼标模的法向力、俯仰力矩和表面压力分布,并与实验值进行对比,确认计算方法的可靠

度;然后对无人机四个升降舵偏度构型的气动力和流场特性进行计算分析,进一步研究俯仰力矩配平后的升阻力特性及其流动特征、机理。研究结果对工程应用具有参考意义。

1 研究概况

1.1 无人机气动外形

某三角翼无人机前缘后掠角为 58°,无尾式布局,剖面翼型为 NACA 6 族对称翼型,采用推进式螺旋桨动力,该无人机的外形示意图如图 1 所示。

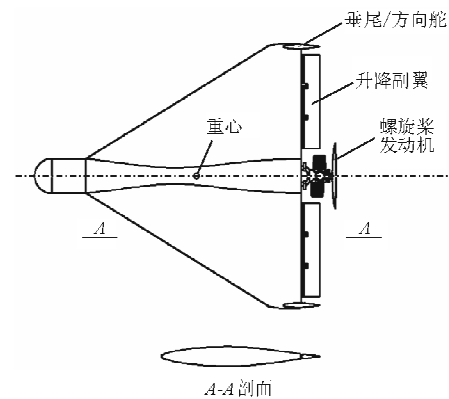


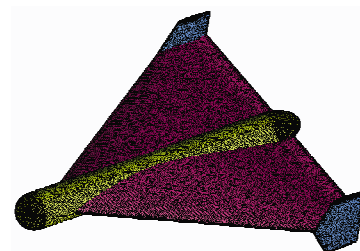
图 1 无人机外形

Fig. 1 Schematic diagram of UAV shape

无人机采用 1.7 小展弦比、无尾式设计,这种设计方式对气动特性有很大影响,一方面小展弦比一般会导致升阻比降低,气动效率较低;另一方面飞机是否具有大迎角俯仰稳定性及足够的升降舵效率也对气动布局可行性有关键影响。

1.2 数值计算方法

数值计算采用求解雷诺平均 N-S 方程的方法以获得飞机气动力及绕流特性。计算网格为非结构混合网格,在流域中主要为四面体,垂直于飞机表面生成多层棱柱层,在预计的空间涡流区进行网格加密,总网格数量约为 1 300 万,全机网格示意图如图 2 所示。



(a) 表面网格



(b) 典型空间网格

图 2 数值计算网格

Fig. 2 Mesh for numerical simulation

计算条件下物面 y^+ 范围为 30~200, 近壁面与外流场的物理量衔接采用壁面函数法。数值求解在商业软件 FLUENT 中完成, 对流项采用二阶迎风格式离散, 湍流模型为 SST $k-\omega$, 湍动能 k 和耗散率 ω 采用一阶迎风格式, 数值迭代采用压力与速度同时求解的耦合解法来完成, 以实现快速收敛。

2 气动特性计算结果

2.1 NASA 钝前缘三角翼标模的计算

为了验证数值计算的可靠度, 以 NASA 在 1996 年完成的钝前缘三角翼为算例进行气动力及流场特性的计算, 计算网格及方法同 1. 2 节。NASA 钝前缘三角翼的几何外形如图 3 所示, 气动力及压力分布计算结果分别如图 4~图 5 所示, 风洞实验条件为 $Ma=0.4, Re=6 \times 10^6$ 。

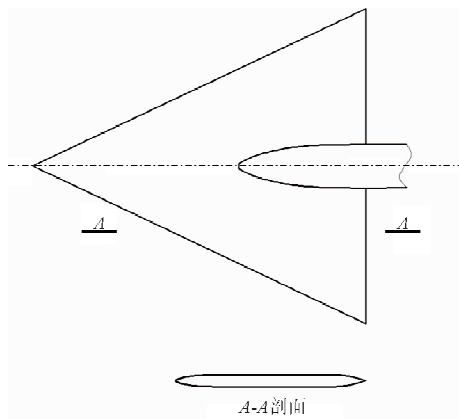
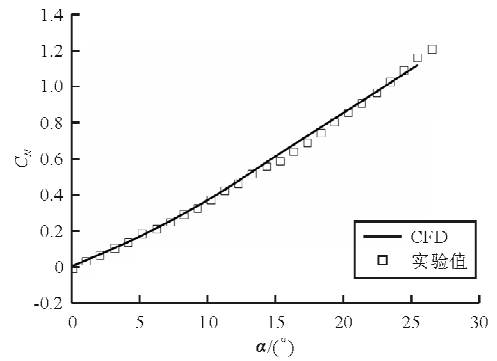
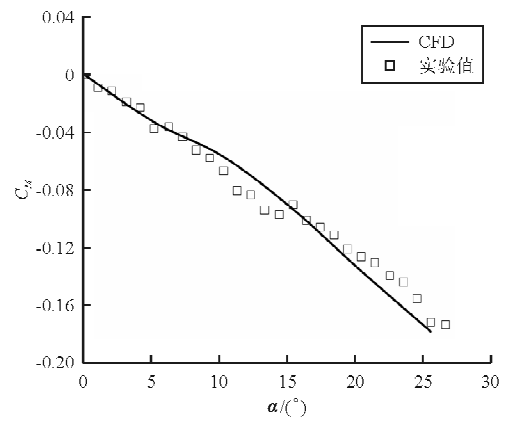


图 3 NASA 钝前缘三角翼

Fig. 3 NASA delta wing with blunt leading edge



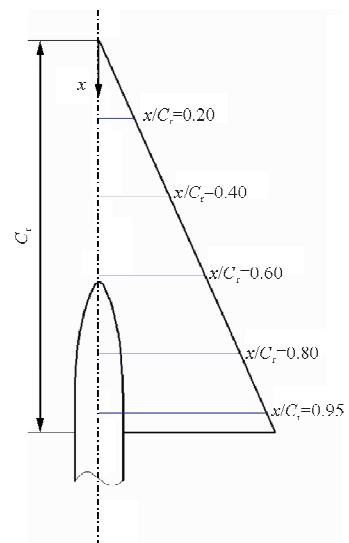
(a) 法向力系数



(b) 俯仰力矩系数

图 4 气动力计算与实验对比

Fig. 4 Comparison of aerodynamic force between CFD and wind tunnel experiment



(a) 压力分布剖面站位

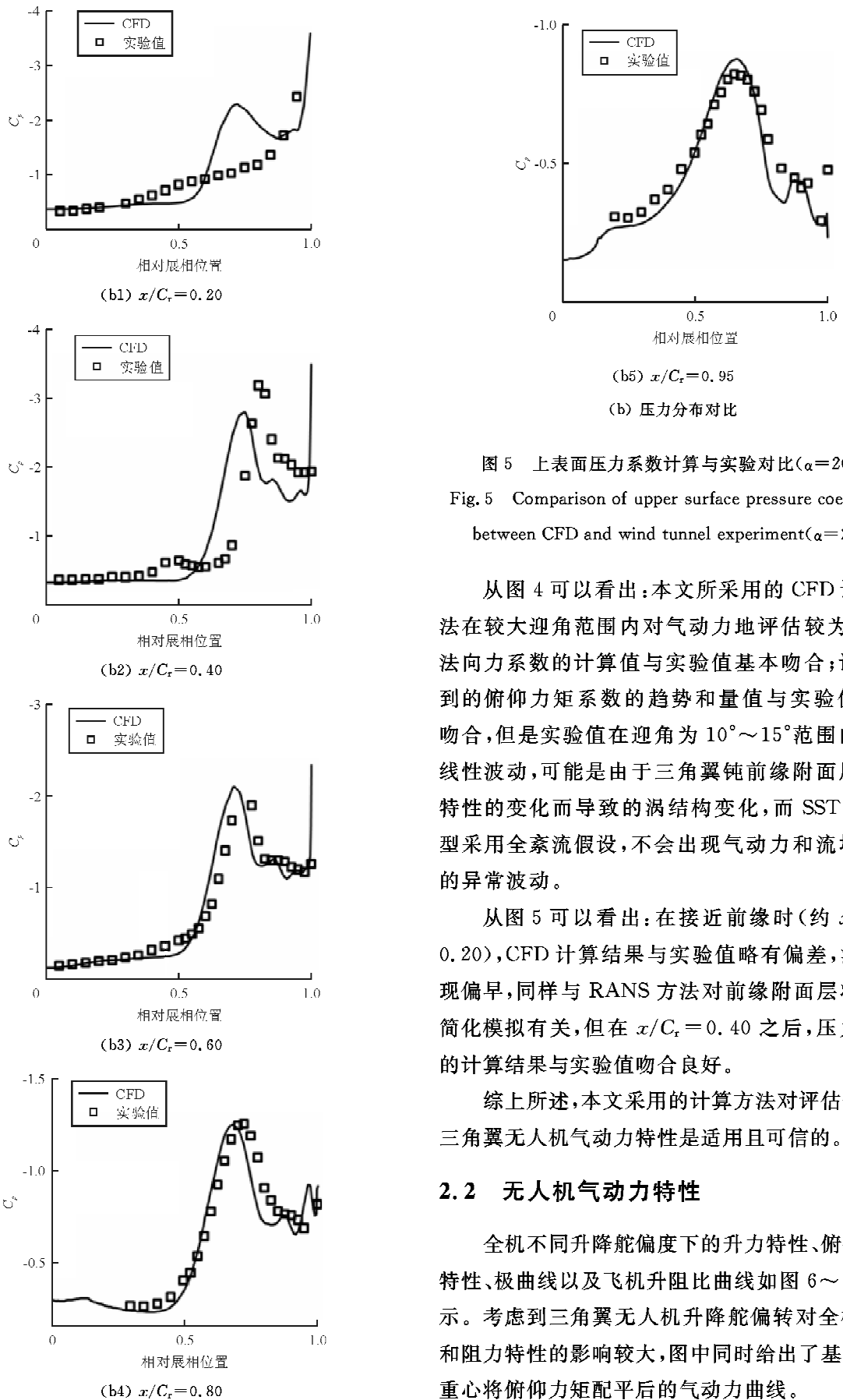


图 5 上表面压力系数计算与实验对比($\alpha=20^\circ$)

Fig. 5 Comparison of upper surface pressure coefficient between CFD and wind tunnel experiment($\alpha=20^\circ$)

从图 4 可以看出:本文所采用的 CFD 计算方法在较大迎角范围内对气动力地评估较为准确,法向力系数的计算值与实验值基本吻合;计算得到的俯仰力矩系数的趋势和量值与实验值基本吻合,但是实验值在迎角为 $10^\circ\sim 15^\circ$ 范围内有非线性波动,可能是由于三角翼钝前缘附面层转捩特性的变化而导致的涡结构变化,而 SST $k-\omega$ 模型采用全紊流假设,不会出现气动力和流场特性的异常波动。

从图 5 可以看出:在接近前缘时(约 $x/C_r=0.20$),CFD 计算结果与实验值略有偏差,涡流出现偏早,同样与 RANS 方法对前缘附面层状态的简化模拟有关,但在 $x/C_r=0.40$ 之后,压力分布的计算结果与实验值吻合良好。

综上所述,本文采用的计算方法对评估钝前缘三角翼无人机气动力特性是适用且可信的。

2.2 无人机气动力特性

全机不同升降舵偏度下的升力特性、俯仰力矩特性、极曲线以及飞机升阻比曲线如图 6~图 9 所示。考虑到三角翼无人机升降舵偏转对全机升力和阻力特性的影响较大,图中同时给出了基于参考重心将俯仰力矩配平后的气动力曲线。

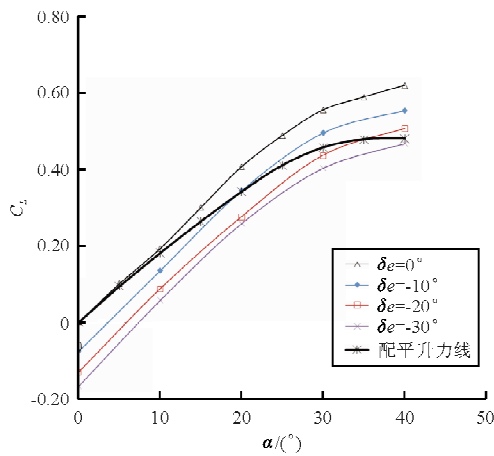


图 6 无人机升力线

Fig. 6 Lift curve of the UAV

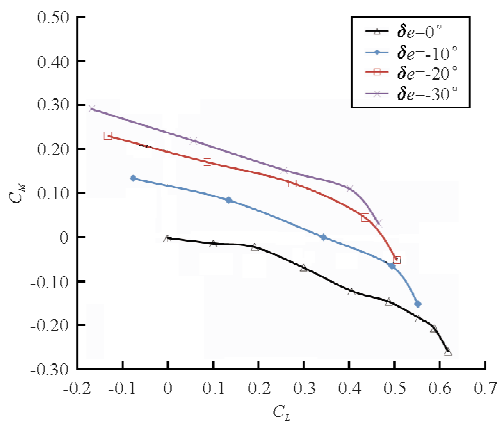


图 7 无人机俯仰力矩特性

Fig. 7 Pitching moment characteristics of the UAV

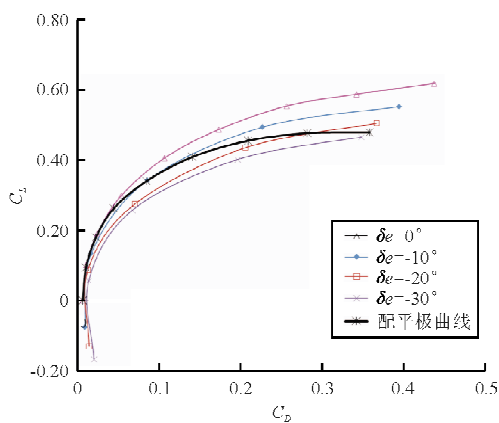


图 8 无人机极曲线

Fig. 8 Drag polar of the UAV

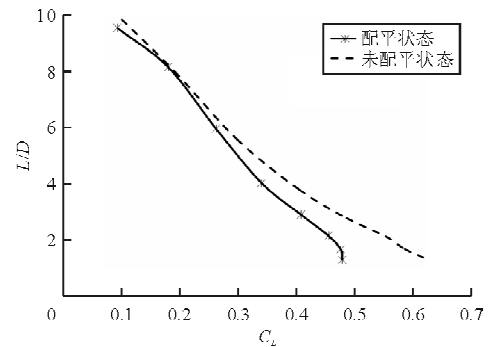


图 9 无人机升阻比

Fig. 9 Lift-to-drag ratio of the UAV

从图 6 可以看出:无人机升力线在迎角为 $0\sim 40^\circ$ 范围内没有明显失速,升力线线性度良好但斜率较小,得到的最大升力系数较小,升降舵负偏转配平后可使升力明显降低,考虑纵向配平后飞机的最大升力系数出现在迎角为 35° 左右,量值为 0.48,相对不配平状态的 0.62 降低了 23%。

从图 7 可以看出:无人机在所研究的迎角范围 ($0\sim 40^\circ$) 内,纵向力矩系数相对升力系数为负斜率,具有良好的俯仰力矩稳定性,在接近失速时产生了额外的低头力矩,有利于保证飞行安全;升降舵在所研究的迎角范围内均具有较高的操纵效率,能够满足飞机配平和操纵的需求。

从图 8 可以看出:随着升降舵偏度的增加,在相同升力系数下无人机的阻力迅速增大,其主要原因是升降舵负偏度使全机升力下降较多,达到相同的升力系数需要采用更高的迎角,导致三角翼涡流的增强甚至涡破裂提前,从而产生较多的能量损失和压差阻力。

从图 9 可以看出:三角翼的升阻比在小升力系数时较高,例如在设计升力系数 0.2 时,配平后的升阻比达 7.7,其原因是无人机展弦比虽然只有 1.7,但由于没有平尾且机身和机翼融合设计,飞机的浸润面积得到降低,根据飞机的升阻比与基于浸润面积的展弦比有关^[27]的观点,本文无人机的升阻比应当与常规布局展弦比 3.4 的飞机的升阻比相当;此外当迎角较小时(不超过 15°),无人机背风面的涡流流动不明显,避免了涡流流动带来的能量损失和阻力增加;随着升力系数的增加升阻比迅速降低,在较大的升力系数例如 0.4 时,升阻比仅

为 3,可见三角翼涡流带来的阻力增量十分显著;升降舵配平也会导致阻力的进一步增加。

2.3 无人机流场特性

无人机不同迎角下的空间等涡量图、表面流线图及空间横截剖面速度分量图如图 10~图 12 所示。

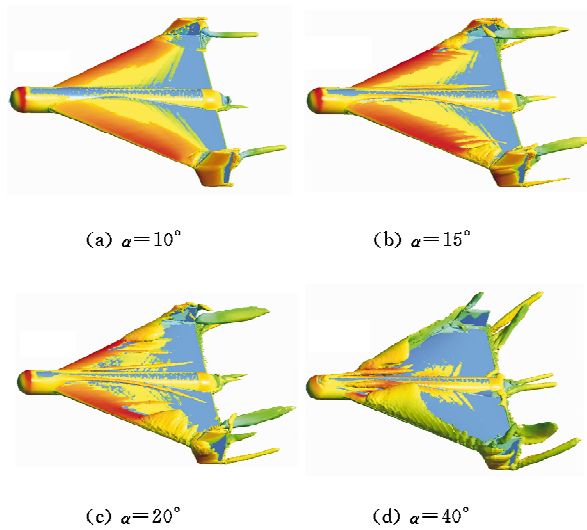


图 10 无人机等涡量图(漩涡强度)
Fig. 10 Draft of constant vorticity of the UAV (swirling strength)

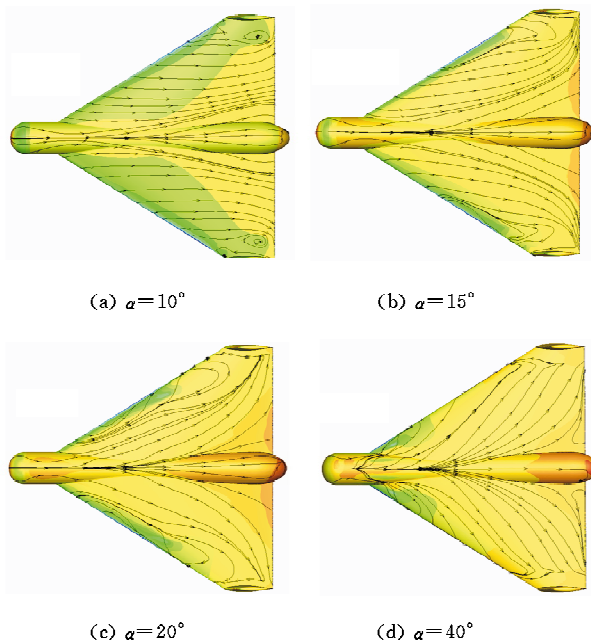


图 11 无人机表面流线
Fig. 11 Surface flow pattern of the UAV

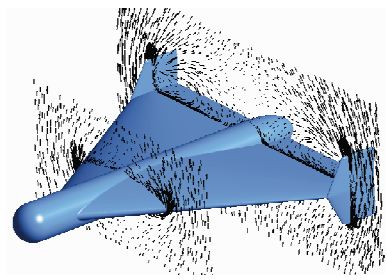


图 12 无人机空间剖面速度分量($\alpha=20^\circ$)
Fig. 12 Volume velocity component in cross-section of the UAV($\alpha=20^\circ$)

从图 10~图 11 可以看出:钝前缘三角翼无人机在迎角小于 15° 时以附体流动为主,随着迎角的增加,从翼尖开始出现涡流并逐渐向前缘发展,当迎角为 40° 时涡流分离点已到达外露翼的翼根处;在迎角小于 15° 范围内上翼面空间内没有明显的涡流特征,表面流线的横向流动不明显;当迎角大于 15° 后空间涡流结构逐渐增强,表面流线的横向流动显著,这一流动特点显著推迟了飞机的大迎角气流分离,对于保证飞机的纵向稳定性和升降舵效率是有利的。

从图 12 可以看出:钝前缘三角翼具有典型的部分涡流、部分附体流动的特征;在前横截面内速度矢量无明显偏斜,而在后横截面内有漩涡状的空间流态。

3 结 论

(1) 钝前缘三角翼无人机在迎角为 15° 以下时以附体流动为主,小升力系数时可获得较高的升阻比;当迎角增加至 15° 以上,涡流特征逐渐变得显著,推迟了无人机背风面的气流分离,在 $0\sim 40^\circ$ 迎角范围内具有良好的俯仰力矩稳定性和较高的升降舵效率。

(2) 在翼展受限、翼载较小的限制条件下,钝前缘三角翼是一种具有优良特性的气动布局方案。

参考文献

[1] 祝小平, 向锦武, 张才文, 等. 无人机设计手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 1-57.
Zhu Xiaoping, Xiang Jinwu, Zhang Caiwen, et al. Design manual of unmanned aerial vehicle[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 1-57. (in Chinese)

[2] 《世界无人机大全》编写组. 世界无人机大全[M]. 北京: 航

- 空工业出版社, 2004; 32-192.
Editorial Committee of *The encyclopedia of world unmanned aerial vehicle*. The encyclopedia of world unmanned aerial vehicle [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004; 32-192. (in Chinese)
- [3] Chu J, Luckring J M. Experimental surface pressure data obtained on 65° delta wing across Reynolds number and Mach number ranges, Volume 4-large-radius leading edge [R]. NASA Technical Memorandum 4645, 1996.
- [4] Luckring J M. Transonic Reynolds number and leading-edge bluntness effects on a 65° delta wing[R]. AIAA-2003-0753, 2003.
- [5] Luckring J M. Reynolds number, compressibility, and leading-edge bluntness effects on delta-wing aerodynamics [C]. ICAS2004, 2004.
- [6] 顾祥玉, 杨永, 李喜乐. 马赫数和雷诺数对钝前缘三角翼流场的影响[J]. 航空计算技术, 2012, 42(6): 13-16.
Gu Xiangyu, Yang Yong, Li Xile. Numerical simulation for effects of Mach and Reynolds number on flow over medium radius leading edge delta wing[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(6): 13-16. (in Chinese)
- [7] Kjelgaard S O, Sellers W L. Detailed flow-field measurements over a 75° swept delta wing[R]. NASA Technical Paper 2997, 1990.
- [8] Payne F M, Ng T T, Nelson R C. Visualization of leading edge vortices on a series of late plate delta wings [R]. NASA Contractor Report 4320, 1991.
- [9] Bare E A, Reubush D E, Haddad R C. Flow field over the wing of a delta-wing fighter model with vortex control devices at Mach 0.6 to 1.2[R]. NASA Technical Memorandum 4296, 1992.
- [10] Erickson G E, Gonzalez II A. Wind tunnel application of a pressure-sensitive paint technique to a double delta wing model at subsonic and transonic speeds[R]. NASA TM-2006-214319, 2006.
- [11] Verhaagen N G, Jenkins L N, Kern S B, et al. A study of the vortex flow over 76/40-deg double-delta wing [R]. NASA Contractor Report 195032, 1995.
- [12] Rao D M, Bhat M K. A low-speed wind tunnel study of vortex interaction control techniques on a chine-forebody/delta-wing configuration [R]. NASA Contractor Report 189616, 1992.
- [13] Rao D M, Bhat M K. Subsonic investigations of vortex interaction control for enhanced high-alpha aerodynamics of a chine forebody/delta wing configuration[R]. NASA Contractor Report 189641, 1992.
- [14] Erickson G E, Rogers L W. Effects of forbody strakes and Mach number on overall aerodynamic characteristics of configuration with 55° cropped delta wing[R]. NASA Technical Paper 3253, 1992.
- [15] Sun II S, Jiang Y B, Liu Z T, et al. Experimental research on the high angle of attack aerodynamic characteristics of an 80°/65° double-delta wing[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(6): 6-12.
- [16] Ghaffari F. Turbulent vortex-flow simulation over a 65° sharp and blunt leading-edge delta wing at subsonic speeds [R]. NASA TM-2005-213781, 2005.
- [17] 陈兰, 王晋军, 左林玄, 等. 低雷诺数下 50°后掠三角翼的旋涡流动[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(2): 174-179.
Chen Lan, Wang Jinjun, Zuo Linxuan, et al. Vortex flow over 50° sweep delta wing at low Reynolds number[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(2): 174-179. (in Chinese)
- [18] 王光学, 邓小刚, 刘化勇, 等. 高阶精度格式 WCNS 在三角翼大攻角模拟中的应用研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 28-33.
Wang Guangxue, Deng Xiaogang, Liu Huayong, et al. Application of high-order scheme(WCNS) at high angles of incidence for delta wing [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 28-33. (in Chinese)
- [19] 张付昆, 李栋. 前缘钝度和雷诺数对三角翼流场的影响[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(16): 4741-4746.
Zhang Fukun, Li Dong. Reynolds numbers and leading-edge bluntness effects on delta wing[J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(16): 4741-4746. (in Chinese)
- [20] 刘杰, 刘沛清, 闫指江. 中等后掠角三角翼前缘双涡结构的形成机理数值研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(6): 767-771.
Liu Jie, Liu Peiqing, Yan Zhijiang. Numerical investigation on mechanism about a dual leading-edge vortex structure of a delta wing with medium leading-edge sweep angle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(6): 767-771. (in Chinese)
- [21] Agrawal S, Robinson B A, Barnett R M. Prediction of vortex breakdown on a delta wing[C]. The Fifth Symposium on Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows, 1992.
- [22] Londenberg W K. Transonic Navier-Stokes calculations about a 65° delta wing [R]. NASA Contractor Report 4635, 1994.
- [23] 王熙, 高正红. 改进的 $k-\omega$ 模型在亚音速旋涡流动中的应用[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(12): 2879-2883.
Wang Xi, Gao Zhenghong. The application of enhanced $k-\omega$ model in simulation on subsonic vortex flow[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(12): 2879-2883. (in Chinese)
- [24] 王光学, 邓小刚, 王运涛, 等. 三角翼涡破裂的高精度数值模拟[J]. 计算物理, 2012, 29(4): 489-494.
Wang Guangxue, Deng Xiaogang, Wang Yuntao, et al. High-order numerical simulation of vortex breakdown on delta wing[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2012, 29(4): 489-494. (in Chinese)

- [14] 凌丹. 威布尔分布模型及其在机械可靠性中的应用研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2010.
Ling Dan. Research on Weibull distribution and its applications in mechanical reliability engineering[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2010. (in Chinese)
- [15] Abernethy R B. The new Weibull handbook[M]. 5th ed. USA: 2010.
- [16] Violette M G, Safarian P, Han N, et al. Transport airplane risk analysis[J]. Journal of aircraft, 2015, 52(2): 395-402.
- [17] Whittaker I C. Development of titanium and steel fatigue variability model for application of reliability analysis approach to aircraft structures[R]. D6-60164, USA: The Boeing Company, 1973.

作者简介:

郭媛媛(1992—),女,硕士研究生。主要研究方向:大型飞机可靠性与安全性工程。

李龙彪(1983—),男,博士,讲师。主要研究方向:民用飞机可靠性、安全性与适航技术。

胡宇群(1969—),男,博士,教授。主要研究方向:飞机一体化设计技术、飞机结构设计、微型飞行器技术。

孙有朝(1964—),男,博士,教授。主要研究方向:航空器虚拟设计与验证关键技术、飞行安全与人机工程、交通运输工程(适航技术与管理)、大型飞机可靠性与安全性工程。

(编辑:马文静)

(上接第164页)

- [25] 陈龙, 伍贻兆, 夏健. 基于非定常低速预处理和DES的三角翼数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(2): 159-164.
Chen Long, Wu Yizhao, Xia Jian. Delta wing numerical simulation using unsteady low speed precondition and DES [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(2): 159-164. (in Chinese)
- [26] Bai Junqiang, Wang Bo, Sun Zhiwei. The application of numerical simulation of delta wing with blunt leading edge using RANS/LES hybrid method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 373-379.
- [27] Raymer D P. Aircraft design: a conceptual approach[M].

4th ed. Reston Virginia: AIAA, 2006: 23-27.

作者简介:

李洋(1985—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

靳宏斌(1966—),男,研究员。主要研究方向:飞机总体设计。

刘毅(1982—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机气动力设计。

赵晓霞(1967—),女,研究员。主要研究方向:飞机设计。

(编辑:马文静)