

鸭翼涡与边条涡对前掠翼布局的增升研究

李岸一, 王旭, 刘文法, 任智静

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:为了研究鸭翼、边条对前掠翼布局气动性能的影响,采用三维N-S方程,分别计算了加装鸭翼、边条及鸭翼边条组合的前掠翼模型纵向气动性能,并通过流场显示分析了旋涡流动机理。研究表明,3种模型均可有效改善前掠翼布局的升阻特性。前掠翼加装鸭翼后,鸭翼分离涡的下洗作用使机翼上翼面的分离区减小,能有效控制机翼表面流动,最大升力系数提高40%;加装边条后,边条翼产生的边条涡干扰推迟了前掠翼翼根气流分离,并产生涡升力,升阻特性优于基本翼;同时加装鸭翼与边条,鸭翼涡与边条涡相互诱导,增强了对机翼表面流动的控制能力,最大升力系数比加装鸭翼模型提高3%左右,气动性能显著改善。

关键词:前掠翼;鸭翼;边条;气动布局;流动机理

DOI:10.3969/j.issn.1009-3516.2010.01.005

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2010)01-0019-04

近年来,随着新型复合材料、气动弹性剪裁和主动控制等技术的发展,在一定程度上解决了前掠翼布局的气动弹性发散问题,从而引发了人们对前掠翼布局设计的广泛关注^[1-4],如何充分利用旋涡有利干扰的空气动力特性进行增升减阻,成为前掠翼飞机设计的一个重要课题。鸭式布局和边条机翼是利用旋涡空气动力的典型方法^[5-6]。相关实验研究表明,鸭翼可以延缓和减轻机翼翼根区的附面层分离,保持了产生升力的主要部分在大迎角时的有效性。边条翼的涡升力特性最早发现于大后掠的细长机翼,所形成的边条涡可有效提高布局气动性能。目前成功采用边条翼设计的飞机有F/A-18、F-16、米格-29和苏-27等^[7-8]。在国内,前掠翼加鸭翼加边条组合目前仍在实验和计算论证阶段,文献[9]利用风洞和水洞实验,表明了鸭翼加边条组合可改善前掠翼大迎角升阻特性、纵向力矩特性和中小迎角的升阻性能,气动收益明显。本文旨在通过数值模拟的方法研究鸭翼、边条对前掠翼布局全动性能的影响,以期对相关设计研究提供有益借鉴。

1 计算模型和算法

1.1 计算模型

研究模型见图1,机翼、鸭翼、边条及各自掠角和相互位置见表1, L 为机身长度, H 为机身高度。鸭翼外露面积和机翼面积之比为0.35,边条外露面积和机翼面积之比为0.11,机翼位置为 $80\%L-30\%H$ 。

表1 机翼、鸭翼和边条的掠角及相互位置

Tab.1 Angle and relative position of wing, canard and strake

研究模型	机翼掠角/(°)	鸭翼掠角/(°)	边条掠角/(°)	鸭翼位置 X_c 和 Y_c
FSW01	-40, —	—	—	—
FSW02	-40, -52	49, 24	—	43.33%L, 20%H
FSW11	-40, -52	—	60	—
FSW12	-40, -52	49, 24	60	43.33%L, 20%H

* 收稿日期:2009-08-28

基金项目:国防预研基金资助项目(9140A25010406JB3205);空气动力学预先研究资助项目(090251313058)

作者简介:李岸一(1976-),男,甘肃静宁人,硕士生,主要从事飞行器设计研究;E-mail:play12@163.com

王旭(1957-),男,陕西武功人,教授,主要从事飞行器设计及计算流体力学研究。

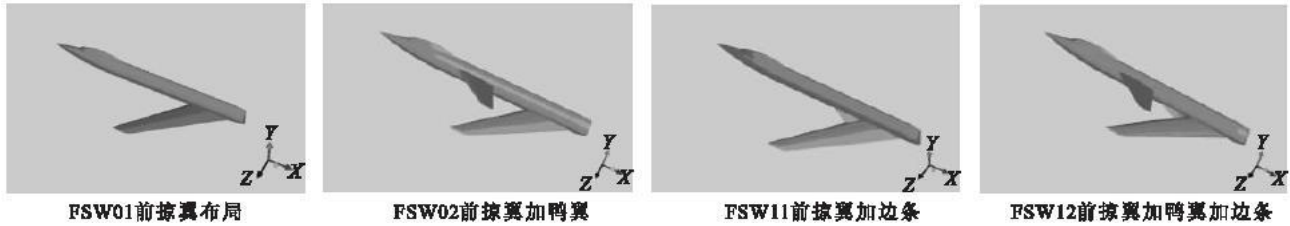


图1 4种外形示意图

Fig.1 Four kinds of contour

1.2 算法试验

采用成熟的流体计算软件 CFX 进行数值模拟。计算所用的结构网格由 ICEM 软件生成。采用二阶迎风差分格式进行推进求解,物面为无滑移条件,远场为自由流条件,计算残差收敛精度为 10^{-5} 。

为验证精度,对文献[10]中前掠翼飞机模型的气动性能进行对比计算,在马赫数 0.118 和雷诺数 0.46×10^6 的条件下,本文计算结果和文献[10]中的结果吻合较好,见图 2,说明本文的计算模型和方法有较高的精度。

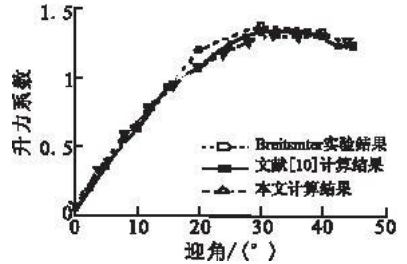


图2 数值验证

Fig.2 Numerical experimentation

2 气动性能比较

计算条件:高度 10 000 m,速度 $0.8 Ma$,雷诺数为 0.46×10^6 。图 3 列出了 $0^\circ - 48^\circ$ 迎角下 4 种模型纵向气动性能的计算结果,包括升力系数曲线、阻力系数曲线、极曲线和升阻比曲线。

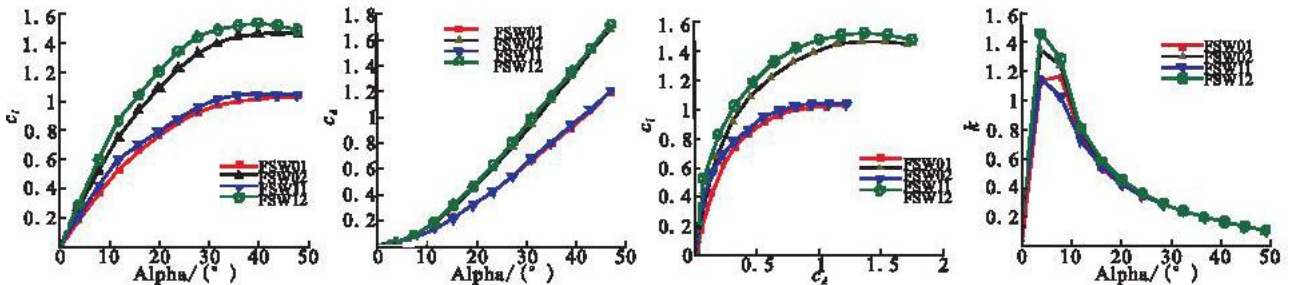


图3 纵向气动特性比较

Fig.3 Longitudinal aerodynamic characteristics comparison

从升力系数曲线来看,FSW 加装鸭翼,其升力系数提高明显,并且随着迎角的增大增升幅度也增大, 40° 迎角时提高 40%。这主要是由于鸭翼在大迎角时产生强而稳定的下洗流,对机翼上翼面具有有利干扰,控制气流分离,并且由于前掠翼的分离从翼根开始,所以鸭翼的增升明显;加装边条在很大的迎角范围内,升力特性优于基本翼,原因是在亚音速,气流在不大的迎角下就会从边条前缘分离而产生边条涡,在流经机翼表面时,对机翼上翼面的流动产生影响,使机翼上翼面流速增大,升力增加,同时边条涡也控制了机翼上翼面的侧向流动,增加附面层能量,减轻气流分离;在有鸭翼和边条共同作用的时候,边条作用更明显, 40° 迎角时升力系数比单独加装鸭翼时提高 3% 左右。

从阻力系数曲线看,加装鸭翼或边条后阻力均比原来大,这是由于加装鸭翼或边条之后迎风面积增大,自然阻力就会增大。同时,极曲线的变化说明相同阻力下加装鸭翼或边条后产生的升力均大于原始模型,升阻比也有一定的提高,这表明其气动效率增大了。

3 流动机理分析

3.1 Z 向剖面流场分析

从图 3 可以看出,在 40° 迎角时,加装鸭翼和边条后增升效果仍无明显下降,因此对 40° 的流场进行比较分析,见图 4。比较图 5 和图 6 中 FSW01 和 FSW02 的剖面流线可以看出,在 40° 大迎角下鸭翼上翼面产生比

较强的分离涡,此分离涡对上翼面流动有一定有利的下洗作用,使上翼面的分离区减小,并且鸭翼分离后的气流在一定程度上可对机翼的分离区注入新的能量,起到控制气流分离的作用;比较图中 FSW01 和 FSW11 的剖面流线,边条翼产生的边条涡对上翼面流动有下洗作用,机翼分离区变小,由于边条面积比较小,作用不明显;比较图中 FSW02、FSW11 与 FSW12 的剖面流线,鸭翼分离涡使机翼前缘涡向下偏并且涡量卷入边条涡,增强了边条涡的强度,从而延迟其破裂,在鸭翼和边条的共同作用下,机翼上翼面的气流分离减弱,提高了机翼升力,图 5 中表现更明显。

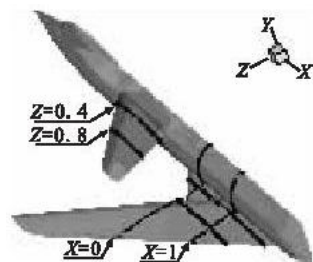


图 4 剖面位置示意图

Fig. 4 Section location

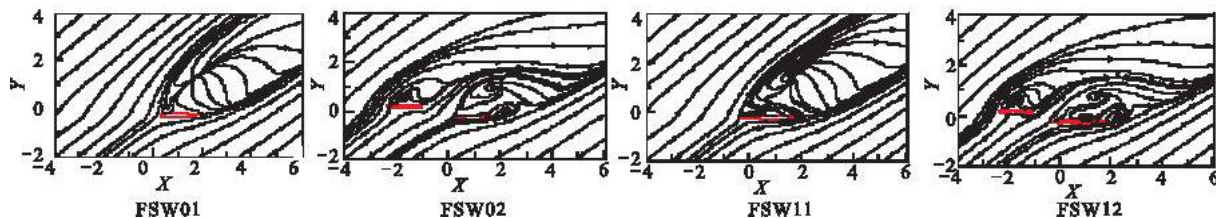


图 5 Z=0.4 剖面的流线图

Fig. 5 Streamlines on Z=0.4 section

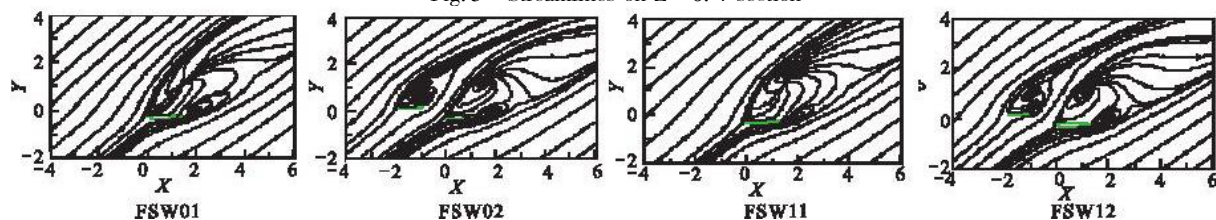


图 6 Z=0.8 剖面的流线图

Fig. 6 Streamlines on Z=0.8 section

3.2 X 向剖面流场分析

图 7、图 8 分别为 $X=0$ 和 $X=1$ 两个剖面的流场。FSW11 在 $X=0$ 剖面流线图中,在机身上侧有较小的侧缘涡,机翼前缘涡脱体,位于后缘涡的上面;在 $X=1$ 剖面,前缘脱体涡在向后滚动中破裂,后缘涡增强,并靠近机身。比较加鸭翼的 FSW02 与 FSW01:在 $X=0$ 剖面,在强鸭翼涡的诱导下机身侧缘涡基本消失,机翼前缘涡破裂,后缘涡向外翼面偏折;在 $X=1$ 剖面,鸭翼涡向上移动,机翼后缘涡增强并向翼根移动,受到鸭翼涡的下洗作用。比较加边条的 FSW11 与 FSW01:在 $X=0$ 剖面,边条涡诱导作用下机翼前缘脱体涡和后缘涡均向翼尖方向偏折; $X=1$ 剖面,边条涡和机翼后缘涡强度均增加,并相互诱导,增强了对机翼表面流动的控制能力。比较 FSW12, FSW02 和 FSW11:在 $X=0$ 剖面,鸭翼涡与边条涡同时存在,共同诱导机翼上翼面流动,机翼前缘涡破裂,后缘涡向翼尖面偏折距离更大; $X=1$ 剖面,向后流动中,在较强的鸭翼涡诱导下,边条涡注入机翼涡,机翼涡强度增强,并且改善了外翼流态,提高了机翼的涡升力。

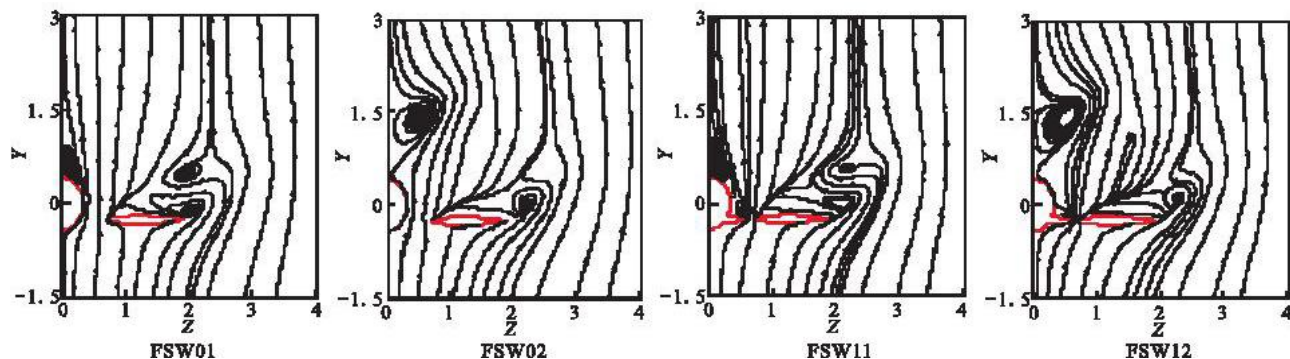
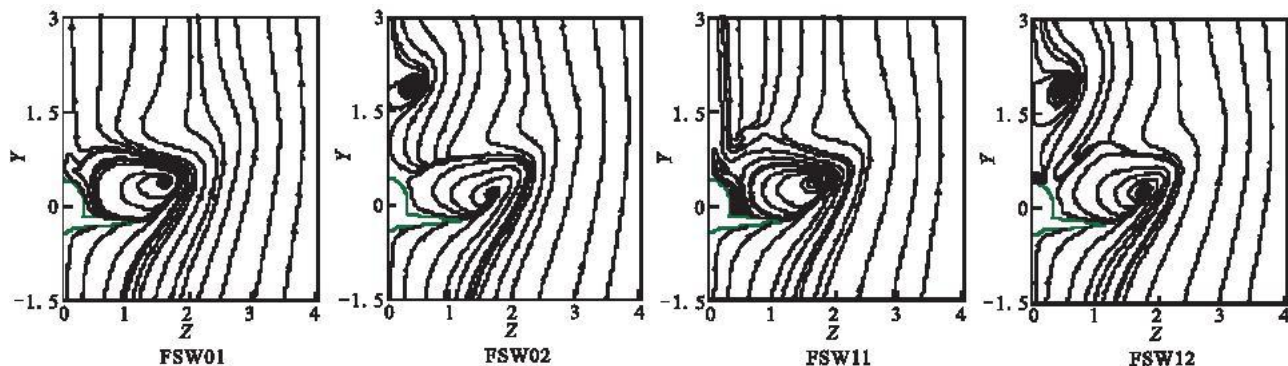


图 7 X=0 剖面的流线图

Fig. 7 Streamlines on X=0 section

图8 $X=1$ 剖面的流线图Fig.8 Streamline of $X=1$ sections

4 结论

本文从数值计算的角度研究了边条和鸭翼对前掠翼布局气动性能的影响,计算结果和流场分析表明:

1) 加装边条或鸭翼,升力面增大,能够提高升力系数和升阻比。

2) 大迎角时,边条翼产生稳定分离旋涡,对机翼产生了有利干扰,可改善升阻特性。鸭翼的下洗能有效控制机翼翼面气流的分离,显著提高大迎角机动能力。同时加装鸭翼和边条,可使气动性能进一步改善。

参考文献:

- [1] Saltzman Edwin J, Hicks John W. In-flight Lift-drag Characteristics for A Forward-Swept Wing Aircraft [R]. NASA Technical Report 3414, 1994.
- [2] Moore M, Frei D. X-29 Forward Swept Wing Aerodynamic Overview (Grumman Aerospace Corp.) [R] AIAA 83-1834.
- [3] Nangia R K, Pamlmer M E. Flying Wings With Aft- & Forward-swept, Relating Design Camber & Twist to Longitudinal Control [R]. AIAA 2002-4616.
- [4] Zhang Binqian, Laschka B. On Forward-swept Wing's Aerodynamic Characteristics [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1989, 7(3): 321-328.
- [5] 马宝峰, 刘沛清, 邓学莹. 大迎角下鸭翼涡与边条涡的干扰特性[J]. 航空学报, 2002, 23(6): 560-563.
MA Baofeng, LIU Peiqing, DENG Xuying. Characteristics of Canard Vortex Interaction With Strake Vortex at High Incidence [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(6): 560-563. (in Chinese)
- [6] 刘文法, 王旭, 米康. 鸭翼耦合前掠翼气动布局流动机理研究 [C] // 空军工程大学第二届研究生学术论坛优秀论文集. 北京: 军事科学出版社, 2008: 194-199.
LIU Wenfa, WANG Xu, MI Kang. Research on the Flow Mechanism of Canard-Forward-Swept Aerodynamic Configuration [C]. Air Force Engineering University Excellent Thesis Collection of the 2nd Postgraduate Academic Forum. Beijing: Military Science Press, 2008: 194-199. (in Chinese)
- [7] 方宝瑞. 飞机气动布局设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.
FANG Baorui. Aircraft Aerodynamic Configuration Design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997. (in Chinese)
- [8] 武文康, 张彬乾. 战斗机气动布局设计 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
WU Wenkang, ZHANG Binqian. Fight Plane Aerodynamic Configuration Design [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)
- [9] 张彬乾, Laschka B. 前掠翼根部流动分离的控制 [J]. 航空学报, 1992, 13(5): 241-246.
ZHANG Binqian, Laschka B. Control of the Flow Separation at the Root Part of Forward-swept Wing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(5): 241-246. (in Chinese)
- [10] 安世亚太. ANSYS CFX 对某前掠翼飞机的气动模拟 [EB/OL]. [2006-12-27]. <http://www.peraglobal.com> Pera Global.
Pera Global. Aerodynamic Simulation of An Aircraft with Forward-Swept Wing by ANSYS CFX [EB/OL]. [2006-12-27]. <http://www.peraglobal.com> Pera Global.

(编辑: 徐敏)

(下转第 58 页)