

文章编号:1000-6893(2009)05-0806-06

小展弦比飞翼布局飞机横向涡流控制气动机理

孔轶男¹, 王立新¹, 王光学², 洪俊武²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

(2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

Lateral Inject Active Vortex Control Based on Low Aspect Ratio Flying Wing

Kong Yinan¹, Wang Lixin¹, Wang Guangxue², Hong Junwu²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of

Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

(2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

摘要: 为增加小展弦比飞翼布局飞机横向控制效能,设计了可提供飞机滚转力矩的涡流控制方案,在此基础上研究了三角翼前缘非对称垂直喷流对前缘涡破裂位置和结构的影响。应用三维任意坐标系下的雷诺平均 N-S 方程数值模拟方法和 Spalart-Allmaras 方程湍流模型,对小展弦比飞翼布局飞机前缘非对称喷流及无喷流情况下的绕流进行了研究分析。结果表明:与无喷流情况相比,喷流速度、喷口压力、飞行迎角的不同造成了涡破裂点的改变以及涡的强度和涡轴位置的变化,这些因素最终引起流场变化,并产生不对称力和力矩;喷流产生的直接力和力矩与飞行状态无太大关系;垂直喷流在进行横向控制同时产生较小的偏航力矩,对阻力的影响也较小。

关键词: 小展弦比飞翼; 涡流; 涡流控制; 前缘喷流; 涡破裂; 涡轴位置

中图分类号: V221⁺.3 **文献标识码:** A

Abstract: In order to improve the lateral control ability of the low aspect ratio flying wing aircraft, a vortex control method is designed which can provide rolling moment for the aircraft, and the effects of leading dissymmetrical vertical injects on flow structure are studied. High precision simulation of the Reynolds average N-S equations and the Spalart-Allmaras torrent model are used to study vortex flows over the low aspect ratio flying wing aircraft with and without leading dissymmetrical edge injects. The results show that the ratio of inject velocity to free flow velocity, injection pressure and attack angle all affect the location of vortex breakdown, vortex intensity and vortex axis position. These factors may cause flow change, which in turn produces dissymmetrical force and moment. Besides producing the rolling moment, vertical inject produces little yawing moment and pitching moment. At the same time the lift and resistance also exhibit little change.

Key words: low aspect ratio flying wing; vortex flow; vortex control; leading edge inject; vortex breakdown; vortex axis station

下一代高隐身作战飞机大多采用无尾飞翼式布局,从而可获得理想的隐身和气动性能,但构型的变化又给其操稳特性带来许多新问题。此类飞机多采用复合舵面,由于小展弦比构型的横向操纵力臂较短,导致滚转操纵效能较低,加之飞翼布局飞机的新型气动操纵面在某些飞行状态下操纵效能不足,且涡流控制可带来额外的操纵力矩,减小气动舵面的偏角,因此研究主动涡流对飞机操稳特性的改善原理以及对飞机流场特性的影响具有非常重要的意义。国内外通过多种试验手段对

涡流控制进行了一系列研究,包括展向诱导吹气、涡核附近吹气和后缘喷流等^[1-4]。但是,目前对三角翼涡流控制的研究主要还是集中在通过延迟前缘涡的破裂提高翼面升力等方面,对于利用涡流提供不对称力矩来实现飞机控制,还较少涉及。

本文结合某小展弦比飞机真实模型,提出一种涡流控制方法,可以为此类飞机提供横向控制力矩,实现滚转辅助操纵;同时采用计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法,除研究非对称垂直喷流中 p_j (喷口压力)、 V_j (喷流速度)对涡破裂位置的影响外,还研究了喷流对飞机流场特性以及对涡轴位置的影响,最终得出增加涡流控制后对飞机横向操纵力矩和其他轴向气

动力的影响作用规律。

1 横向涡流控制机理

本文选用与文献[5]相同的 65° 后掠角小展弦比飞翼布局新型操纵面(Innovative Control Effectors, ICE)飞机作为研究对象,外形如图1所示。图中: L 为滚转力矩; d 为喷口到飞机对称轴的距离; CG 为飞机重心与坐标原点重合; F_j 为喷流产生的直接力。通过一侧喷管向上喷出气流,使得飞机一侧机翼受到向下的反作用力,从而飞机产生滚转力矩,为增加喷流作用力的效果,使用前缘多孔喷流。喷流在对飞机产生直接作用的同时,还会对飞机本身的流场特性产生影响,最终喷流产生的作用效果是两者的矢量和。

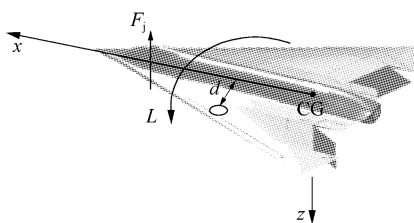


图1 喷流产生滚转力矩示意图

Fig.1 3D schematic of rolling moment produced by inject

2 ICE飞机涡流控制方案和计算模型

ICE飞机上喷口布局为:左右机翼前缘对称分布喷口,左右机翼各有9个喷口,且喷口之间等距离分布,如图2所示。对喷口进行编号,位于飞行员左侧的喷口从机头到机尾分别为1~9号喷口,飞行员右侧从机头到机尾分别为10~18号喷口。

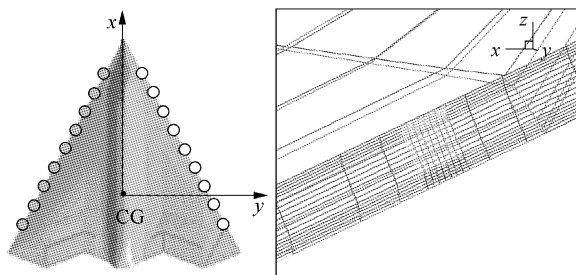


图2 喷口示意图及喷口处局部网格

Fig.2 Schematic of inject spouts and grid

同侧喷口同时作用,对飞机进行滚转控制,使之绕 x 轴转动,喷流方向垂直于翼面向上,另一侧喷口不作用(如1~9号喷口作用时,10~18号喷口不作用,即飞行员左侧喷口作用),计算在不同迎角、不同喷流速度和不同喷流出口静压下的

流场特性。

采用网格生成软件生成对接/拼接网格,为了不改变网格的整体拓扑关系,在喷口处应用拼接网格。为了模拟附面层的气流流动,网格点第一层密度达到了 5×10^{-6} m。整个计算区域共分为22个计算子块,网格规模为80万个网络体;在物面、喷口、顶点和前缘附近进行局部加密,基本保证网格光滑过渡。在来流速度 $V_\infty = 0.6Ma$ 、远场压力为 p_∞ 、雷诺数 $Re = 4\ 467\ 600$ 、飞行迎角 $\alpha = 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ, 40^\circ$ 时,本文分别在喷口无喷流、喷口有喷流且喷流速度 V_j 为 $2V_\infty$ 和 $3V_\infty$ 、喷口压力 p_j 为 $3p_\infty$ 和 $7p_\infty$ 的情况下进行扰流数值模拟。气动特性计算参数如下:纵向参考长度 c_A (平均气动弦长)为8.763 m;横向参考长度 b (翼展)为11.43 m;参考面积 S 为 $75.12\ m^2$;喷口边长为5 cm。

应用有限体积法对复杂外形绕流进行数值模拟,控制方程采用雷诺平均 N-S 方程组,其在三维任意坐标系下可表示为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (1)$$

式中: Q 为守恒矢量; E, F, G 分别为3个坐标方向的对流通量; E_v, F_v, G_v 分别为3个坐标方向的黏性通量。

湍流计算模型为 Spalart-Allmaras 方程。通过对自由剪切流动、高雷诺数时的近壁区流动、有限雷诺数的近壁区流动、包含层流区和转捩的流动4种状态的分析 and 建模,得到最终的模型方程^[6]。

方程求解采用上下对称高斯赛德尔(LU-SGS)方法。壁面边界为无滑移、绝热壁,壁面法向压力梯度为零,远处边界按照 Riemann 不变量计算,喷口边界给定速度、压强和气流密度。

3 喷流对流场的影响分析

3.1 前缘涡破裂位置分析

一般定义连接涡破裂点上游,流向各个横截面上涡核内总压最低点的直线为涡轴,将轴向速度 $v=0$ 的点定义为涡破裂点。这里分析采用流场计算坐标系(坐标原点位于机头,纵轴 x_i 平行于机身轴线指向机尾,立轴 y_i 在纵向对称面上指向上,横轴 z_i 与 x_i 轴和 y_i 轴相垂直指向飞机驾驶员左侧)。 C_p 为压力系数, x 为弦向无量纲坐标, z 为展向无量纲坐标。

图3为在飞行迎角 $\alpha = 25^\circ$ 时,前缘涡轴速度

的变化曲线。由图3可知, $\alpha=25^\circ$ 无喷流时, 前缘涡在距翼尖 $x/c=1.28$ 处破裂; 有喷流且喷流压力 $p_j=3p_\infty$ 、喷流速度 $V_j=2V_\infty$ 时涡破裂位置约为 $x/c=1.01$; 有喷流且喷流压力 $p_j=7p_\infty$ 、喷流速度 $V_j=3V_\infty$ 时涡破裂位置约为 $x/c=0.84$ 。图4给出了3种情况下涡破裂点上游沿涡核 C_p 的变化情况, 可见在破裂点上游, 有喷流时对应的涡核 C_p 比无喷流时大。涡核 C_p 越低, 涡核沿涡轴的速度 v 就越大, 涡的稳定性也越好。随着喷流量增大, C_p 增大, 涡破裂的位置也有所提前。

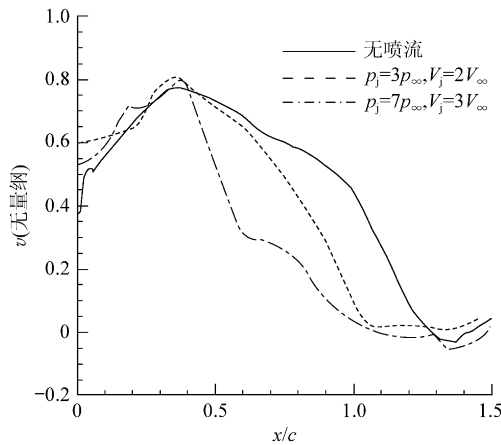


图3 涡轴速度 v 的变化曲线 ($\alpha=25^\circ$)

Fig. 3 Variation of speed v of vortex axis ($\alpha=25^\circ$)

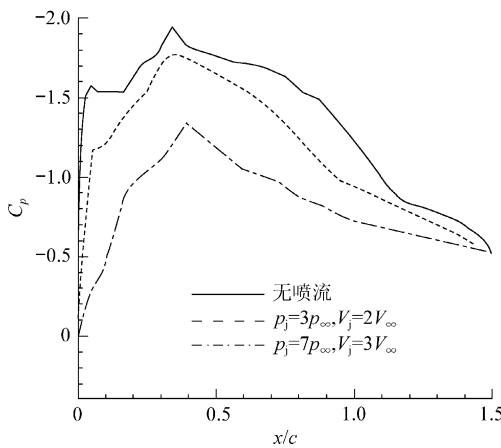
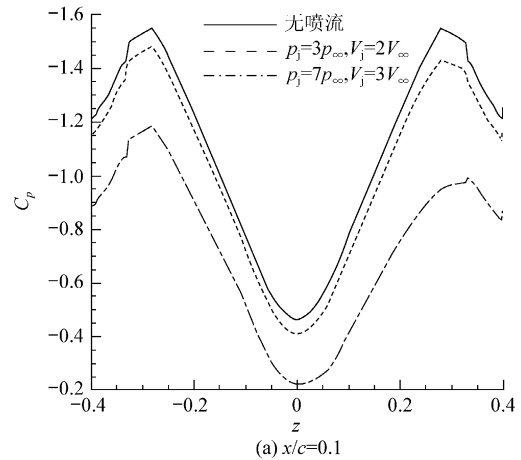


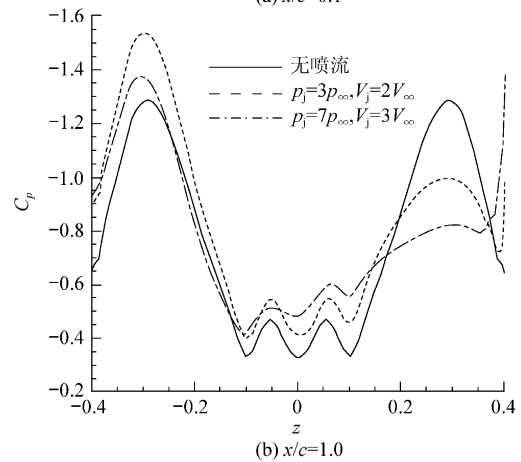
图4 涡核 C_p 沿涡轴的变化 ($\alpha=25^\circ$)

Fig. 4 C_p of vortex core along vortex axis ($\alpha=25^\circ$)

图5为飞行迎角 $\alpha=25^\circ$ 时, 飞机不同截面上的上表面压力分布曲线。由图5(a)看出, 由于涡流本身具有复杂的流动结构, 且亚声速流场有向前传递的特性, 喷流对前部流场也是有影响的, 此刻喷流的不对称影响较弱; 而在 $x/c=1.0$ 时, 见图5(b), 飞机作用两侧的翼面压力变化明显, 喷流侧压力明显增大。可见, 喷流对后部区域的影响较大。



(a) $x/c=0.1$



(b) $x/c=1.0$

图5 沿 x 向各截面上表面 C_p 分布 ($\alpha=25^\circ$)

Fig. 5 C_p distribution on sections along x ($\alpha=25^\circ$)

当 $\alpha=10^\circ$ 时, 由于此时翼面上方涡流未发生破裂, 对涡轴的速度影响明显, 但涡轴速度均未降到零 (见图6), 对涡轴的压力影响较小 (见图7), 此时喷流虽然改变了涡轴的速度, 但对翼面上方的涡的形状改变不大。由图8(a)看到, 喷流对前部流场的不对称影响较弱, 从图8(b)中看到, 在 $x/c=1.0$ 处, 喷流减小了喷流侧压力, 即增大这一侧的升力。

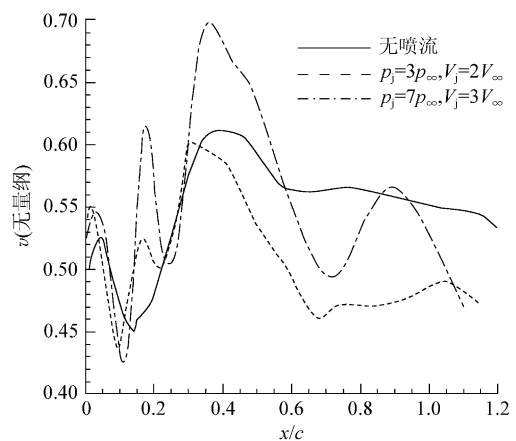


图6 涡轴速度 v 的变化曲线 ($\alpha=10^\circ$)

Fig. 6 Variation of speed v of vortex axis ($\alpha=10^\circ$)

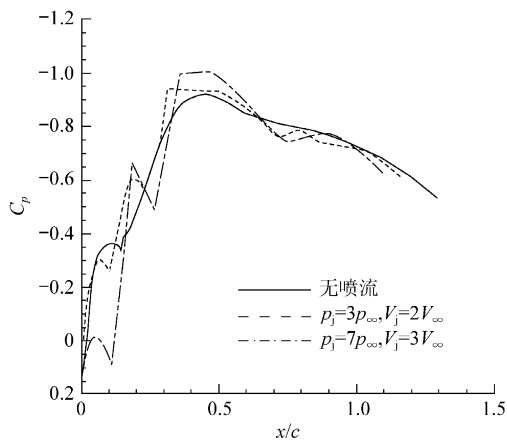


图 7 涡核 C_p 沿涡轴的变化($\alpha=10^\circ$)

Fig. 7 C_p of vortex core along vortex axis ($\alpha=10^\circ$)

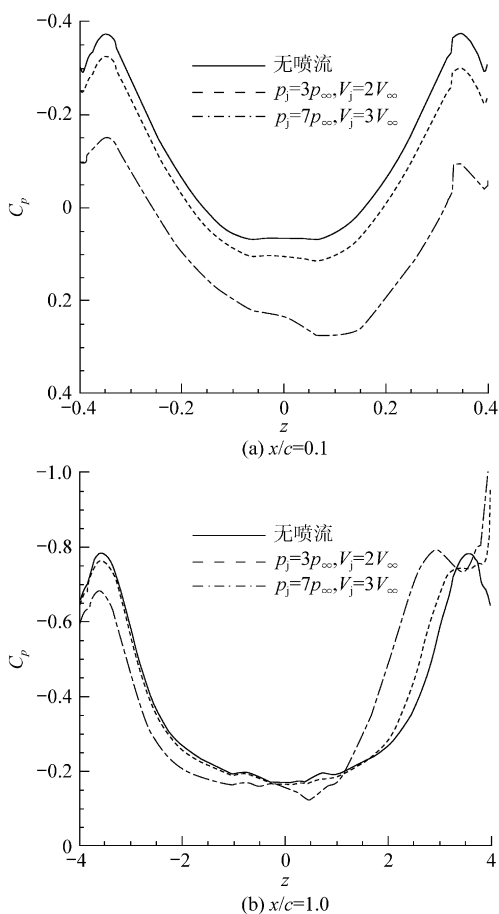


图 8 沿 x 向各截面上表面 C_p 分布($\alpha=10^\circ$)

Fig. 8 C_p distribution on sectiona along x ($\alpha=10^\circ$)

3.2 喷流对涡流强度的影响分析

(1) 在小迎角时喷流对飞机流场影响

由于喷流垂直于翼面向上,喷流位置位于前缘涡卷起处,增加了向上卷起的气流量,且由于此时飞机自身的涡流轴线与喷流位置较为接近,喷流量相对较大,因此吹散了原有涡流,形成新的较

强的涡流。随着喷流的压力和流速的增加,这种涡流增强的效果越明显。

(2) 在大迎角时喷流对飞机流场影响

在大迎角状态下,喷流的影响情况有所不同,因为此时飞机本身的涡流距离机翼有一定的高度,在机头部位喷流尚可以被卷入主涡,而在机身后部喷流吹高了主涡轴,同时增加了涡流强度,并使涡流提前破裂^[4-7]。

图 9 给出了 $\alpha=25^\circ$ 状态下无喷流和增加喷流后的空间流线图,由图可见 3 种情况下的涡破裂位置和涡流强度均不同,且随喷流量增加,破裂点有所前移。

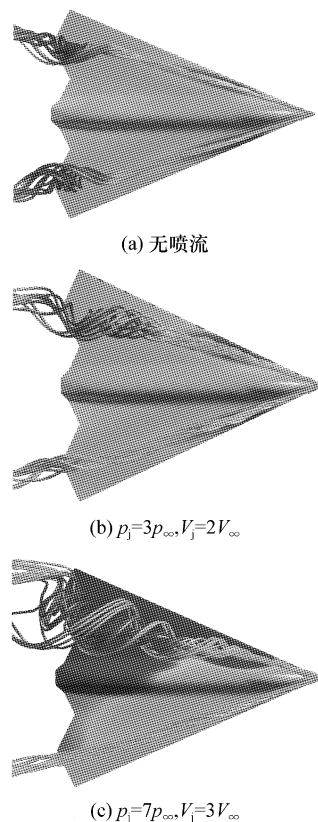


图 9 飞机空间流线图($\alpha=25^\circ$)

Fig. 9 Space stream line ($\alpha=25^\circ$)

3.3 喷流对涡轴位置的影响分析

为更细致地研究涡轴的位置,表 1 和表 2 分别给出了 $\alpha=25^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 情况下涡轴与计算坐标系下各平面的夹角($\theta_1, \theta_2, \theta_3$ 分别为涡轴与 $x_f O z_f$ 面、 $x_f O y_f$ 面、 $y_f O z_f$ 面的夹角)以及有喷流情况下涡轴与无喷流情况下涡轴的夹角($\Delta\theta$)。由表 1 和表 2 可以看出, $\Delta\theta$ 有一定的量值,且随着喷流量增大 $\Delta\theta$ 也有所增大,因此利用前缘不对称喷流可以改变涡轴位置进而影响前缘涡结构^[7]。

表1 涡轴的位置($\alpha=25^\circ$)Table 1 Vortex axis station ($\alpha=25^\circ$)

喷流情况	$\theta_1/(\circ)$	$\theta_2/(\circ)$	$\theta_3/(\circ)$	$\Delta\theta/(\circ)$
无喷流	6.03	18.19	71.87	—
有喷流 $p_j/p_\infty=3$ $V_j/V_\infty=2$	6.59	16.71	73.43	1.94
有喷流 $p_j/p_\infty=7$ $V_j/V_\infty=3$	5.94	14.09	75.98	5.00

表2 涡轴的位置($\alpha=10^\circ$)Table 2 Vortex axis station ($\alpha=10^\circ$)

喷流情况	$\theta_1/(\circ)$	$\theta_2/(\circ)$	$\theta_3/(\circ)$	$\Delta\theta/(\circ)$
无喷流	1.74	21.78	68.44	—
有喷流 $p_j/p_\infty=3$ $V_j/V_\infty=2$	2.02	20.69	69.61	1.22
有喷流 $p_j/p_\infty=7$ $V_j/V_\infty=3$	2.69	15.99	74.77	5.56

4 气动特性影响

本节着重讨论横向喷流控制引起流场3轴力和力矩变化的问题。

图10给出了喷流对纵横气动特性的影响,图中: C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数; C_l 滚转力矩系数; C_n 为偏航力矩系数。从计算的气动力和力矩曲线图10可看出,在小迎角时,喷流增加了喷流侧翼面的升力,并随着喷流强度增加效果越明显,但随着迎角的增加,作用效果出现了反向。负的作用效果大概出现在迎角 $\alpha=25^\circ$ 时。在小迎角时所计算的喷流状态都可以增加升力,此时在翼面上方还未出现涡流破裂。随着迎角增大,涡破裂点逐渐前移,喷流会使得涡流破裂点提前,因此喷流条件加大时反而减小了升力,增加了上表面的压力^[8]。试验结果表明喷流对阻力的影响较小。同时由于左右翼面的压力不对称还会产生偏航力矩,在所有的情况中喷流产生的偏航力矩比产生的滚转力矩要小一个量级,有利于3轴分开进行计算分析。

在流场计算时无法直接测量喷流自身推力,因此采用如下公式进行计算:

$$F_j = \dot{m}_j V_j + (p_j - p_\infty) A_j \quad (2)$$

式中: A_j 为喷口面积; \dot{m}_j 为喷口质量流量。

将直接力产生的力矩和流场变化产生的力矩叠加,得到如图11所示结果。由图11可以看出,

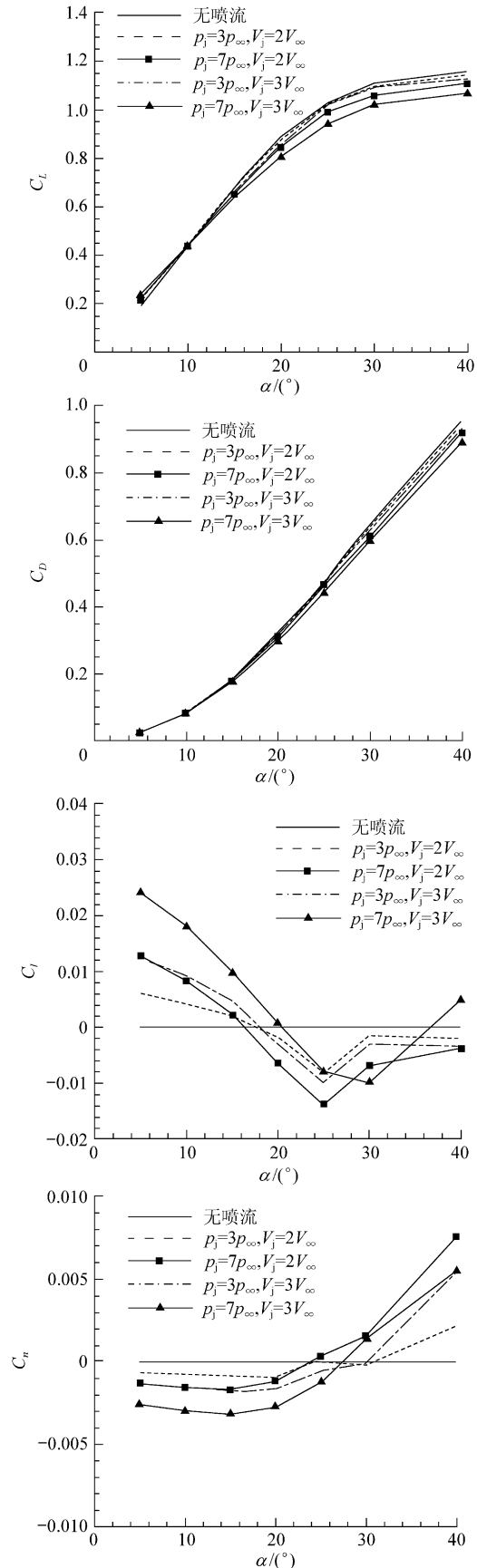


图10 不同喷流条件下由于流场变化产生的3轴力系数和力矩系数随迎角的变化

Fig. 10 Variation of forces coefficient and moments coefficient with attack angles

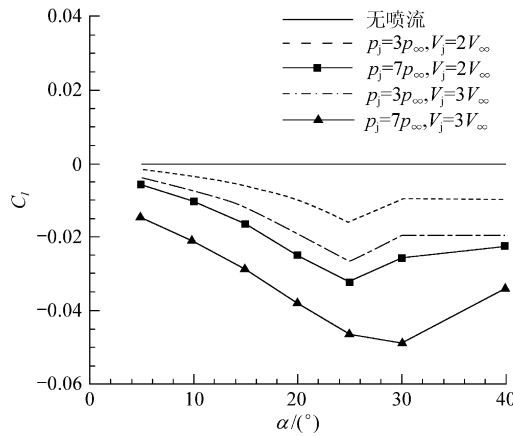


图 11 喷流控制产生的滚转力矩系数

Fig. 11 Rolling moment coefficient produced by leading edge inject

一定喷流条件下 C_l 是随着喷流的压力和速度增大而增大的,并随着迎角的增大而增大,在迎角 $\alpha=25^\circ$ 左右达到最大值,之后的力矩又略有减小。在相同的迎角下,喷流量越大产生的 C_l 越大。设计者可以根据所需力矩的要求,在不同飞行状态下选择合适的喷流压力和喷流速度。

5 结论

通过数值求解三维可压 N-S 方程,研究了 ICE 飞机前缘非对称喷流对飞机流场特性和气动特性的影响:

(1) 喷流作用改变了原流场涡流的强度、涡轴相对位置和涡的破裂点,这三方面最终使流场发生变化。喷流的作用效果与喷流边界条件(喷口压力、喷流速度、喷流气体密度、喷口面积位置)和飞行状态有十分密切的关系,不同的情况要具体分析。喷流并非总是延迟前缘涡的破裂,这与传统的看法有所不同。

(2) 前缘喷流使流场变化产生不对称力矩,同时与喷流产生的直接力矩共同作用从而产生滚转控制力矩。

(3) ICE 飞机主要使用升降副翼差动偏转进行滚转控制。不同的喷流控制方案所引起力和力矩的变化量各不相同,并随着飞行迎角的变化而变化。如: $\alpha=15^\circ$ 时, $p_j=3p_\infty$, $V_j=2V_\infty$, 喷流产生的 C_l 为 -0.00586 , 升降副翼偏转 10° 产生的 C_l 为 -0.01100 , 喷流产生的力矩约为舵面产生力矩的一半。中小迎角时,喷流产生的滚转力矩随迎角增大而增大,而舵面产生的力矩变化不大。

(4) 喷流对阻力的影响较小,同时还会产生偏航力矩,但喷流产生的偏航力矩比产生的滚转力矩要小一个量级,有利于 3 轴分开进行计算分析。

通过本文研究,横向前缘不对称喷流产生的直接力和流场变化产生的不对称流场力共同作用,为飞机提供了操纵所需的滚转力矩。

参 考 文 献

- [1] Malcolm G N. Forebody vortex control-progress review [R]. AIAA-93-3540-CP, 1993.
- [2] Hummel D. On the vortex formation over a slender wing at large angles of incidence[R]. AGARD-CP-247, 1979.
- [3] Maine B H, Moeller B, Rediniotis O K. The effects of leading edge suction on delta wing vortex breakdown[R]. AIAA-99-0128, 1999.
- [4] Abdelhamid Y A. Large amplitude pitching of supermaneuver delta wings including flow control[D]. Norfolk, Virginia, Department of Aerospace Engineering, Old Dominion University, 1999.
- [5] Addington G A, Myatt J H. Control-surface deflection effects on the innovative control effectors (ICE 101) design[R]. AFRL-VA-WP-TR-2000-3027, 2000.
- [6] Spalart P R, Allmaras S R. A one equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA-92-0439, 1992.
- [7] 朱自强, 吴宗成. 现代飞机设计空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
Zhu Ziqiang, Wu Zongcheng. Modern aircraft design aerodynamics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005. (in Chinese)
- [8] 陈宇, 阎超. 后缘喷流对三角翼前缘涡影响的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(10): 170-173.
Chen Yu, Yan Chao. Numerical simulation to effects of trailing edge jet on delta wing vortices[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(10): 170-173. (in Chinese)

作者简介:

孔轶男(1979—) 女, 博士研究生。主要研究方向: 飞行动力学、参数辨识等。

Tel: 0816-2466389

E-mail: kyn2002@sina.com

王立新(1965—) 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行动力学与控制、飞行器设计等。

E-mail: bhu_wlx@tom.com

(责任编辑: 鲍亚平)