

环量控制对翼型气动特性的作用机理

张艳华, 张登成, 胡孟权, 郑无计, 李靖涛

(空军工程大学航空航天工程学院,陕西西安,710038)

摘要 环量控制能够显著提高升力,改善飞行器短距起降性能。首先从机理上分析了环量控制的作用原理,然后通过 CFD 数值仿真方法研究环量控制对翼型气动特性的影响规律,采用雷诺平均 N-S 方程, SST 湍流模型,将射流口边界条件设为反映动量系数的速度入口,分别模拟了动量系数和迎角对升阻特性和附面层分离特性的影响规律。结果表明:在 $\alpha=0^\circ$, $C_\mu=0.05$ 时,升力增加 327%, 效率比 $\Delta C_y/\Delta C_\mu$ 为 21.97;随着动量系数增加,前缘分离导致失速迎角提前,在中等动量系数和小迎角状态能够获得优良的升阻特性。

关键词 环量控制;翼型;射流;动量系数;迎角

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.01.003

中图分类号 V211.3;O358 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)01-0010-04

Study on Aerodynamic Mechanism of Circulation Control Airfoil

ZHANG Yan-hua, ZHANG Deng-cheng, HU Meng-quan, ZHENG Wu-ji, LI Jing-tao

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: High lift can be obtained through circulation control to improve short take-off and landing. In this paper, the concept and theory of circulation control are presented. The influence of different momentum coefficients and angle of attack on the lift, drag and boundary separation is investigated through CFD method. The methods include Reynolds-Averaged Navier - Stokes Equations, SST turbulence model and velocity inlet condition at jet boundary. It is revealed that the lift augmentation reaches to 327% and $\Delta C_y/\Delta C_\mu = 21.97$ at $\alpha = 0^\circ$ and $C_\mu = 0.05$. The stall angle of attack becomes smaller with the increase of momentum coefficients, which is caused by boundary separation at the leading edge. The excellent aerodynamic characteristics are obtained at moderate momentum coefficients and small angle of attack.

Key words: circulation control; airfoil; jet flow; momentum coefficient; angle of attack

在新型飞行器设计中,超短距起降、高机动性、隐身性已成为重要的性能指标。为了获得超短距起降、高机动性所需的高升力,机翼上陆续出现了襟翼、缝翼、多段翼等活动部件,因此也带来了一系列问题^[1],包括复杂繁重的机械操纵系统,频繁的检查维护,隐身性能的降低等,这些都会影响飞行器的整体性能。理论和实践证明,环量控制^[2]可以通过产

生射流在后缘形成 Coanda 效应^[3]来改变环量,从而产生高升力,并且不需要活动部件就能实现飞行器整体性能的提升。21 世纪初, NASA 将环量控制应用于超短距起降飞行器^[4-5]和私人飞行器上,减小了飞机的起飞着陆距离,降低起飞着陆速度;减小飞机接近地面的失事概率和地面连续运动产生的噪音,明显改善了环境和安全问题。2010 年,英国成

收稿日期:2014-03-12

基金项目:国家自然科学基金资助项目(U1333131)

作者简介:张艳华(1979-),女,内蒙古赤峰人,讲师,博士生,主要从事流体力学研究,E-mail: angle0725@hotmail.com

引用格式:张艳华,张登成,胡孟权,等.环量控制对翼型气动特性的作用机理[J].空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(1):10-13. ZHANG Yanhua, ZHANG Dengcheng, HU Mengquan, et al. Experimental Research on Plasma Actuation in Controlling Conical Shock[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(1): 10-13.

功试飞了“恶魔”无人验证机^[6],飞机的滚转操纵完全由环量控制实现,还具有响应快,操纵灵活等特点,提高了飞行器的操纵性、机动性和隐身性。

1 环量控制的作用原理

翼型的环量控制是通过在翼面上靠近后缘位置开射流孔,在翼型内部空腔形成高压气流并通过孔口沿着物面切向产生射流,见图 1,射流与外流混合后沿着弯曲的圆形后缘表面形成附壁效应。

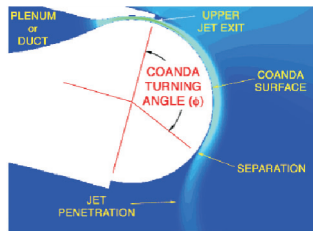


图 1 翼型后缘的柯恩达效应示意图

Fig.1 Trailing edge example of Coanda effect

根据环量的定义和儒可夫斯基升力定理,即 $\Gamma = \oint V dL$, $Y = \rho V_{\infty} \Gamma$ 可知,通过增加物面速度和流线路径可使环量增加,升力提高。图 2 所示的圆柱绕流中,2 个驻点下移量越多,圆柱绕流的环量和升力就越大,该原理同样适用于翼型绕流。

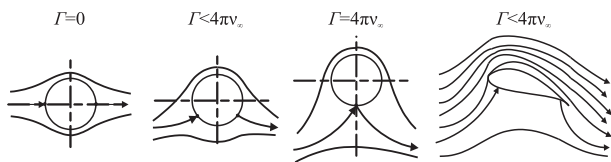


图 2 圆柱绕流与翼型绕流驻点位置与环量的关系

Fig.2 The relation between the stagnation and circulation of flow around circular cylinder and airfoil

射流沿着 Coanda 表面移过的距离越大,后驻点位置越靠下,在射流作用下,孔口后附面层内的速度和动量增加迅速,相应区域的静压降低,形成孔口前后较大的压力差,带动下表面的流速增大,促使前驻点位置也不断下移,出现前后驻点不断靠近的趋势,翼型的环量值增加,升力随之变大。同时射流与外流混合,带动外流使流线发生较大偏折,产生类似于襟副翼的效果,增加了翼型的弯度,同样可以实现升力增加。

数值计算和风洞实验显示^[7-8],动量系数是影响附面层分离、带动外流运动和控制涡脱落的重要参数,升力受动量系数影响较大,动量系数为:

$$C_{\mu} = mU_J / qs = \rho_j U_J^2 A_J / qs \quad (1)$$

式中: U_J 为射流速度; A_J 为射流口面积,对于翼型, A_J 就是单位展长的射流口面积,即射流口高度

h ; q 为来流动压, s 为单位展长翼型的面积,即弦长 c 。可见射流速度和射流口高度的变化都可以改变动量系数。

迎角是影响升力特性的另一重要参数,在升力随迎角的变化曲线中存在线性段和非线性段。失速迎角决定了最大升力系数,也限制了使用迎角的范围。随着动量系数的增加,翼型前后缘驻点不断下移,使得迎角对升力的影响规律可能发生变化。当动量系数相同,迎角增大时,动量附面层增加,射流动量与附面层动量的比值降低,环量控制的效果变差。所以为高效利用环量控制,需要深入研究动量系数和迎角对气动特性的影响规律。

2 动量系数和迎角对气动特性的影响

本文利用 Fluent 数值计算环量控制的动量系数和迎角对翼型气动特性的影响规律。采用雷诺平均 N-S 方程, SST 湍流模型,该模型由标准的 $k - \epsilon$ 和 $k - \omega$ 模型通过混合函数结合而得到,在近壁区和自由剪切层中都表现出优良的数值模拟能力,适合于较大逆压梯度特性的流场模拟。将射流口设为速度入口,翼型表面为物面无滑移边界条件,远场为压力远场。选取 NASA 超临界翼型,最大厚度 17%,翼型的尖后缘修形为 Coanda 表面形状,设计为半圆形,由相对半径 r/c 表示, $r/c = 0.0094$,在翼型与半圆形交接部位,沿物面法线方向切出射流口,射流口高度 $h/c = 0.001$,来流速度 28 m/s,迎角范围 $-4^{\circ} \sim 20^{\circ}$,动量系数分别选取为 0, 0.005, 0.01, 0.02, 0.025, 0.05,计算域生成 O 网格拓扑结构,在翼型前后缘及射流口附近进行局部加密,最贴近物面一层的网格高度为 1.0×10^{-5} ,网格总数为 1.17×10^5 ,图 3 是翼型网格分布情况。

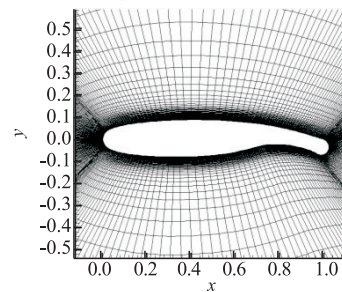


图 3 翼型网格分布图

Fig.3 The grid distribution around the airfoil

为了验证数值方法的有效性,首先对 $C_{\mu} = 0$ 情况(即无射流)进行数值模拟,将仿真结果与文献[2]实验数据进行对比,见图 4,图中 Exp 代表实验数据,二者吻合良好,验证了该方法的有效性。图 4 中还显示了其它动量系数下升力系数与迎角的变化曲

线。可以发现,在升力系数随迎角变化的线性段(即小迎角范围),随着动量系数的增加,升力系数明显增加。 0° 时, $C_\mu=0.05$ 时升力增加327%,升力系数等于1.4343,这基本上已经超过了一般翼型升力系数的最大值,对于减小飞机起飞着陆距离非常有利。但动量系数较大时,线性段的迎角范围有减少的趋势,最大升力系数提前,失速迎角提前,当 $C_\mu=0.05$ 时,失速迎角大概在 8° 左右,而 $C_\mu=0$ 时,失速迎角是在 16° 左右,限制了飞行迎角范围。

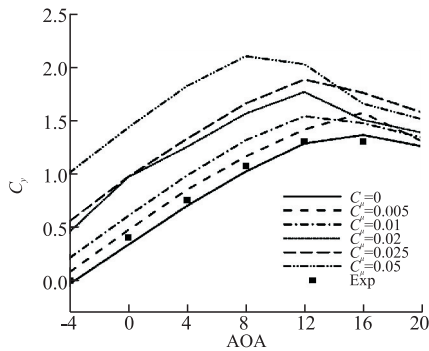


图4 不同动量系数下升力系数与迎角的变化曲线

Fig.4 The lift characteristics with the angle of attack at different momentum coefficient

这一现象的原因在于:随着动量系数的增加,后缘和前缘驻点下移距离增加,当前缘驻点下移到翼型下表面,会使前缘驻点和前缘点之间的流体出现倒流。原因在于流体前缘驻点向前缘点流动过程中,流管面积增大,根据质量守恒定律,速度减小;根据能量守恒定律,压强增加,相当于流体顶着越来越大的压力运动,此时很容易发生分离,所以随着迎角的增加,翼型前缘首先发生附面层分离,导致翼型失速迎角提前,并且动量系数越大,前缘驻点下移的越多,随迎角增加前缘分离发生的越早,故随着动量系数增加,失速迎角逐渐减小,前缘分离起到了主导作用。

迎角小于 12° ,升力系数随着动量系数 C_μ 的增加在不断增加; 16° 和 20° 时,随着 C_μ 的增加,升力系数增加比较缓慢, $C_\mu=0.025$ 后升力反而逐渐下降。虽然升力的增加很大程度上依赖于迎角的增加,但是在环量控制中,并不是迎角越大越好,例如在 $C_\mu=0.05$ 情况下, 0° 时,升力增加3倍多,环量控制的效费比 $\Delta C_y/\Delta C_\mu$ 为21.97, 12° 时,升力增加仅仅58%,效费比为14.89。可见,在大迎角大动量系数区域,一方面失速迎角降低,升力增加缓慢,另一方面动量系数越大,消耗的能量也较大,使得环量控制的效费比大大降低,所以为获得优良的气动特性,须兼顾飞机起飞着陆性能和大迎角飞行性能,一般选取中等动量系数,小迎角或负迎角。

环量控制产生的阻力包含型阻、射流引起的阻力变化和诱导阻力(针对机翼),环量控制为产生附壁效应常采用钝头后缘,型阻会增加;但流体的附壁作用或流体转过较大角度(甚至产生反向推力)会使

阻力减小;升力增加诱导阻力肯定增加,可见阻力变化较复杂。图5为不同动量系数下阻力随迎角的变化,图中小迎角范围内,动量系数较小时,阻力变化不大,动量系数较大时阻力增加较多。随着迎角增加,阻力系数随动量系数增加的趋势缓和。

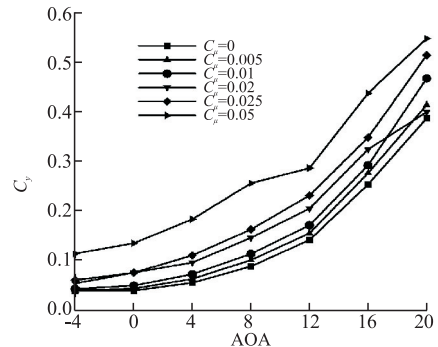


图5 不同动量系数下阻力系数与迎角的变化

Fig.5 The drag characteristics with the angle of attack at different momentum coefficient

1) 0° 情况: $C_\mu=0.01$ 时阻力增加了24.4%, $C_\mu=0.05$ 时阻力增加了231%。飞机在起飞着陆时处于小角度飞行,虽然大动量系数产生较大升力,升力增加了327%,可以减小起飞着陆距离,但阻力的增加对推力要求也提高,仍需综合考虑选取小迎角范围适当的动量系数。

2) 16° 情况: $C_\mu=0.01$ 时阻力增加了15.2%, $C_\mu=0.05$ 时阻力增加了72%,增加幅度远远小于 0° 攻角情况。这主要是因为在大迎角下,附面层分离严重,环量控制延迟附面层分离的难度加大,所以对阻力的变化影响减小。

综合升力和阻力的变化规律,可以发现在小角度和中等动量系数下翼型的升阻特性较好。

图6是不同动量系数下后缘流场马赫数的分布情况。随着动量系数的增加,在后缘Coanda表面,射流带动周围气流转过的角度逐渐增加,后缘分离点下移,射流口到分离点之间的高速流动使得该区域的压力降低;另一方面前后缘驻点的下移会减小流体在下表面的流线距离,若想上下表面气流在相同的时间内在后缘驻点汇合,就会带来上表面流速增加,下表面流速降低,见图6中翼型下表面云图,速度的降低会导致压力增加;综合上下表面的速度和压力特性,很明显,随动量系数的增加,翼型升力大大增加。根据流体运动特点,无射流时,由于翼型后缘是一个半圆形,流体会在后缘附近产生交替变化的尾涡;射流产生后,射流将尾涡分成了2个部分,2个涡分别向后和向下运动,相当于高速射流物理隔离了2个涡,阻碍了涡之间的相互诱导与干扰,随动量系数增加,2个涡区域不断向外扩散,后缘Coanda表面则被高速射流控制。正因为如此,后缘附近的压力降低,使得翼型的阻力是增加的,与图5的变化规律一致。

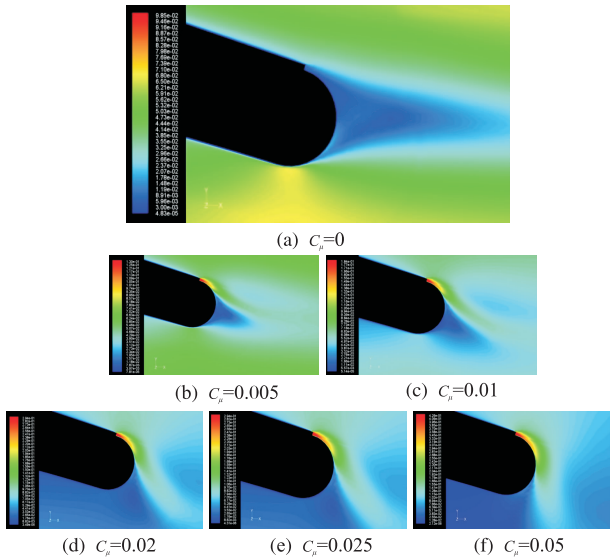


图 6 不同动量系数下后缘的马赫数分布(AOA=0)

Fig.6 The Mach contours around the trailing edge at different momentum coefficient(AOA=0)

3 环量控制的发展动态分析

环量控制可以为空气动力学运动体提供升力、阻力,实现控制、稳定和推进能力,不需要任何移动的机械部件,应用前景广阔。但是目前环量控制技术仍然没有工程应用,原因不是环量控制的有效性,而是环量控制的高效性和相容性,体现在环量控制能否使用较小的能量产生需要的升力,利用环量控制完成任务的系统成本是否与无襟翼控制飞行器带来的收益相容。环量控制发展趋势和动态主要体现在以下几点:

1)设计和采用脉冲式射流^[9]。脉冲射流产生同样升力可减小 50% 质量流量,同时减小巡航阻力。另外也有采用等离子体^[10]和合成射流^[11]等方式产生脉冲射流,减小输入的能量,提高效费比。

2)环量控制参数的优化设计。影响环量控制的参数众多,影响规律错综复杂,为实现不同性能提升,需结合任务需求,对环量控制的主要参数进行优化组合。

3)环量控制与飞行器的一体化设计。不同的气动特性和操纵性能要求环量控制结构也不同,使飞行器的外形发生一定的变化;同时产生高压气源的设备需要进行位置与性能设计;这些都需要在飞机气动布局设计时充分考虑,将环量控制和飞行器气动布局、流动控制技术进行一体化设计。

4 结论

根据环量定义和升力定理,具有一定动量系数的射流可以通过 Coanda 效应改变翼型驻点位置,

改变环量和升力。超临界翼型在不同动量系数和迎角下的气动特性仿真结果表明:

1)0°迎角的升力系数可以达到普通翼型升力系数的最大值,有利于飞机的短距起降性能、降低起飞着陆速度和改善安全性能,如果不考虑阻力的影响,此时可取较大的动量系数。

2)随着动量系数的增加,翼型的失速迎角减小,最大升力系数降低,不利于飞机的大迎角机动飞行。

3)中等动量系数和小迎角状态升阻比较大,升阻特性最好,效费比较高。

参考文献(References):

- [1] 陈黎,常亮.英国恶魔无人验证机及射流飞控技术发展分析[J].飞航导弹,2011(10):56-59.
CHEN Li,CHANG Liang. The Fluidic Flight Controls Technology of the Demon Demonstrator UAV in UK[J].Cruise Missile,2011(10):56-59.(in Chinese)
- [2] Englar R J. Circulation control Pneumatic Aerodynamics: Blown Force and Moment Augmentation and Modifications: Past, Present& Future[R]. AIAA 2000-2541.
- [3] Coanda H. Device for Deflecting A Stream of Elastic Fluid Projected into an Elastic Fluid[P]. U. S. Patent No. 2052 869, 1936.
- [4] Englar R J, B A Campbell. Experimental Development and Evaluation of Pneumatic Powered-Lift Super-STOL Aircraft [R].Georgia;Langley Research Center, NASA/CR-1998-207471, 1998.
- [5] De La Montanya,D D Marshall. Circulation Control and Its Application to Extreme Short Take-off and Landing Vehicles [R].AIAA 2007-1404.
- [6] Fielding J P, Mills A, Smith H. Design and Manufacture of the DEMON Unmanned Air Vehicle Demonstrator Vehicles [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2010,224, Part G: 365-372.
- [7] Cagle C M, Jones G S. A Wind Tunnel Model to Explore Unsteady Circulation Control for General Aviation Applications [R]. AIAA 2002-3240.
- [8] Liu Y,Sankar L,EnglarR.et al.andAhujaK., Numerical Simulations of the Steady and Unsteady Aerodynamic Characteristics of A Circulation Control Wing Airfoil[R]. AIAA 2001-0704.
- [9] Neel Shah, Chi Wong, Konstantinos Kontis. Active Flow Control Using Steady and Pulsed Blowing at Subsonic Speeds [R]. AIAA 2008-742.
- [10] Zhang P F, Yan B, Liu A B,et al.Numerical Simulation on Plasma Circulation Control Airfoil[J].J of AIAA,2010, 48 (10): 2213-2226.
- [11] 张攀峰,燕波,戴晨峰.合成射流环量控制翼型增升技术[J].中国科学,2012,42(9):1046-1053.
ZHANG Panfeng, YAN Bo, DAI Chenfeng. Lift Enhancement Method by Synthetic Jet Circulation Control[J]. Sci China Tech Sci, 2012, 42(9):1046-1053.(in Chinese)

(编辑:徐敏)