前缘吹气控制舵面流动分离

邓学蓥 吴 鹏 王延奎

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对各种飞行器大舵偏下出现的流动分离问题,在北航 D4 风洞对旨在消除舵面流动分离的舵面前缘吹气技术进行了研究,为了降低控制分离所用的吹气量,吹气点设置在舵面前缘气流分离点处. 应用粒子图像测速(PIV,Particle Image Velocimetry)技术,分析了舵面绕流在吹气量由小变大过程中所经历的 3 个不同演化阶段;由测压得到的舵面压力分布则显示,前缘吹气造成的引射作用使前缘吸力峰随吹气量增大而增大,这是前缘吹气能够使舵面升力增大的主要机理. 实验结果还表明,前缘吹气可明显提高舵面升力,同时也可以显著降低舵面阻力.

关 键 词: 吹气; 分离控制; 增升; 机理

中图分类号: V 211.7

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)07-0853-04

Flow separation control on control surface by blowing from leading edge of control surface

Deng Xueying Wu Peng Wang Yankui

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The wind tunnel experimental research on the flow separation control of control surface by blowing from leading edge of control was performed in D4 wind tunnel at Beihang University, in order to reduce the blowing air consumption. Blowing position was set at the separation point. The evolvement courses of flow field with the increasing of blowing momentum coeffecient was revealed by using particle image velocimetry (PIV) technique. The suction peak of control surface is increased as a result of ejector action which is caused by blowing, it is the main mechnisim of lift enhancement of leading edge blowing. The experiment results also indicate that not only the lift of control surface is enhanced, but also the drag is reduced.

Key words: blowing; separation control; lift enhancement; mechanism

从飞机诞生开始,各种舵面就一直是对飞机进行操纵的主要部件. 现代大型运输机,起飞重量增大的同时起飞速度并不能大幅增加,所以一般要增大舵偏角来提高升力,但此时就会发生严重的流动分离影响起飞安全. 对于目前世界各国重点发展的飞翼布局飞行器,同样存在大舵偏下的气流分离及增升问题[1-2]. 目前飞翼的设计中,主要还是依靠常规气动舵面偏转作为主要操纵方式,但由于操纵力臂较短,限制了舵面偏转所能提供的控制力矩,所以必须增大舵偏以提高输出的气动力来弥补控制力矩的不足. 然而在大舵偏的情况下,控制面上会产生严重的分离,飞翼的操稳性能明显下降,因此消除大舵偏下的气流分离、增加舵面升力对改善现代飞行器的操稳特性并提升其安全性能具有重要意义.

为了消除大舵偏下的流动分离,人们尝试了许多的流动控制方法. 在苏联的安-72 和美国的 C-17 等飞机上已有应用的吹气襟翼技术[3-4],即

收稿日期: 2011-06-10; **网络出版时间**: 2012-04-01 12:02

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120401.1202.010.html

基金项目: 航空科学基金资助项目(2011ZA51003)

作者简介: 邓学蓥(1941 -), 男, 江苏苏州人, 教授, dengxueying@vip.sina.com.

将偏转的襟翼直接置于发动机高速喷流的下游，获得很高的升力. 喷气襟翼[5]则是利用从发动机引出的压缩空气或燃气流，通过机翼后缘的缝隙沿整个翼展向后下方以高速喷出，形成一片喷气幕，从而起到襟翼的增升作用. 环量控制技术[6-7]，以复合超临界环量控制翼型配合可伸展的 Coanda 翼面取代了传统的后缘襟翼，利用大吹气量产生超环量来获得高升力，研究证明可以改善绝大多数大型机的起降性能.

纵观以上 3 种控制技术，都是以获取高升力为目的，共同的不足都是要以大吹气量为代价. 而从流动控制的机理上看，只要解决引起舵面效率降低的最主要问题——大舵偏下的流动分离，即可大幅提高升力，那么有没有可能在小吹气量下改善舵面流动分离呢？

文献[8-9]开展了吹吸联合控制翼型流动分离的数值模拟研究，计算结果表明，在翼型前缘气流分离点处设置吹气口，沿当地切线方向进行弦向吹气可在小吹气量下有效控制翼型上的流动分离，但该研究并未应用于舵面的流动分离控制. 针对要求大偏度而带来的流动分离问题，本文提出了一种新型的主动流动控制方法——舵面前缘吹气，在风洞实验的基础上，对该控制方法消除分离的机理以及改善气动性能的效果进行了研究.

1 实验设备及模型

实验是在北航流体所 D4 回流式低速风洞中完成的，该风洞有开口和闭口两个实验段，实验中使用的是开口段. 开口段 2.5 m(长) × 1.5 m(宽) × 1.5 m(高)，湍流度为 0.08%.

北航 D4 低速风洞粒子图像测速(PIV，Particle Image Velocimetry)设备采用 Dantec 公司的 PIV 系统，相机为 Hisense 4M 高感光互相关跨帧 CCD 相机. 实验中视场范围为 300 mm × 300 mm，镜头焦距为 85 mm/f1.4.

实验采用的测压设备是 PSI 公司的 Model 9816 智能压力扫描阀，传感器精度为 ±0.05%.

风洞实验模型为 NACA0025 二维翼型模型，模型可分为主翼和舵面两大部分，如图 1 所示.

舵面的最大设计偏度为 40°. 气流从吹气口沿当地的切线方向吹出. 吹气口为条缝形式，高度 0.5 mm，吹气缝下沿距舵面高度为 1 mm.

本文中所讨论的实验状态均为主翼攻角为 0°，舵偏 20°，来流风速 20 m/s，$Re = V_\infty b/v = 0.8 \times 10^6$，其中 b 为舵面弦长. 吹气动量系数 C_μ 是重要的相似参数，它表征了吹气的强度，舵面翼型的吹气动量系数计算表达式为

$$C_\mu = \frac{m_j V_j}{0.5 \rho_\infty V_\infty^2 S} \tag{1}$$

式中，m_j 是射流质量流量；V_j 是射流出口速度；S 为舵面参考面积.

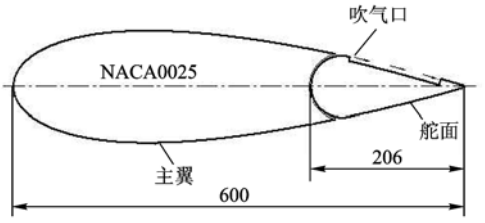


图 1 实验模型剖面示意图(单位：mm)

2 实验结果分析

2.1 前缘吹气消除分离的机理

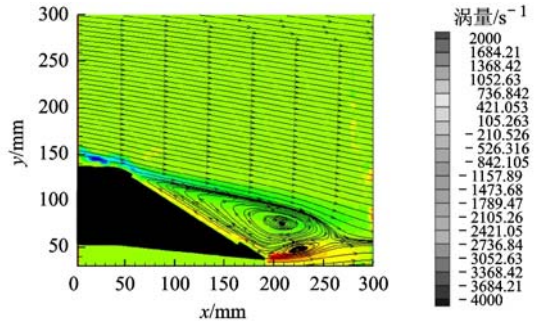
随着吹气动量系数由小变大，舵面流场的变化经历了 3 个阶段，即完全分离、减弱分离和消除分离后的附着流动. 通过对这 3 个阶段流场特点的分析，可总结前缘吹气消除分离的机理，其中涡量云图和流线图均为 PIV 实验的结果.

1) 完全分离阶段. 如图 2a 所示，当无吹气控制时，从吹气口到尾缘存在一个大分离涡，舵面上表面的流场处于完全分离的状态. 气流分离点出现在吹气口下游附近，距舵面前缘约 30% 舵面弦长处. 在尾缘处由于下表面的气流卷到上表面，故还有一个与大涡旋转方向相反的小涡. 大分离涡的涡心涡量约为 $-700\ s^{-1}$，尾缘小分离涡涡心涡量约为 $1\,200\ s^{-1}$.

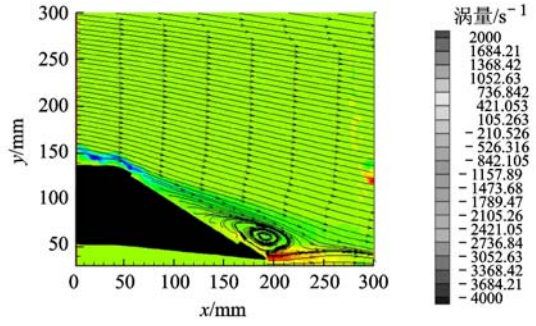
2) 减弱分离阶段. 吹气缝下沿距舵面高度仅为 1 mm，且吹气射流的方向为翼型当地的切线方向，所以射流可以直接对舵面表面的附面层产生作用. 图 2b 为吹气动量系数为 0.004 3 时的舵面绕流涡量和流线图. 此时吹气的强度较弱，但分离涡与不吹气时相比已明显减小，分离点向下游移动，位于距舵面前缘约 60% 舵面弦长处，整个分离涡向尾缘收缩，分离涡涡心涡量约为 $-600\ s^{-1}$，尾缘处的小涡已经彻底消失了.

增大吹气量分离区域会向尾缘收缩. 当吹气动量系数为 0.012 8 时，如图 2c 所示，仅在舵面尾缘尖端存在很小的分离涡，分离点位于距舵面前缘约 95% 舵面弦长处，涡心涡量约为 $-200\ s^{-1}$，舵面上表面大部分的区域都已经是附着流动.

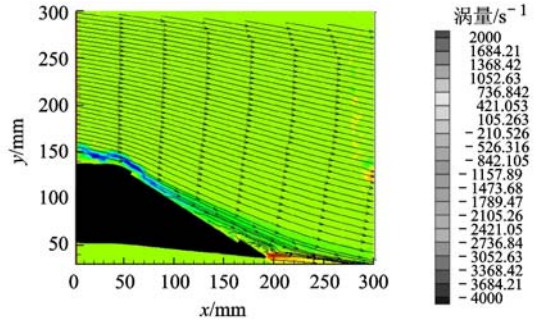
从开始吹气到分离涡在舵面上消失可称为消除分离阶段. 在该阶段内，随着吹气量由小变大，舵面上表面的气流分离点逐渐向下游移动，分离的区域逐渐向尾缘收缩，分离涡逐渐减小，涡心强



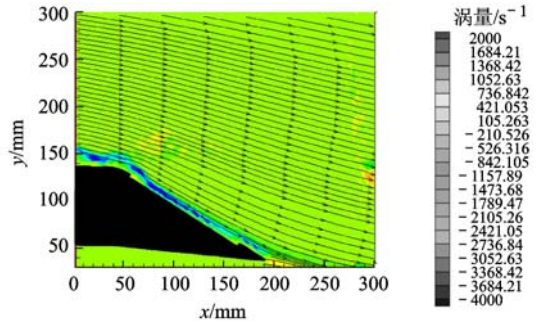
a　$C_\mu = 0$



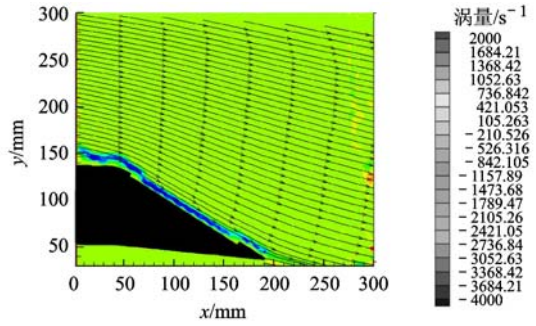
b　$C_\mu = 0.004\,3$



c　$C_\mu = 0.012\,8$



d　$C_\mu = 0.021\,7$



e　$C_\mu = 0.036$

图 2　不同吹气量下舵面涡量和流线图

度也逐渐减小.

3）附着流动阶段. 当吹气动量系数大于 0.013,流场进入附着流动阶段. 在附着流动阶段,增大吹气动量系数,舵面绕流将保持附着流动的形态不再发生变化,如图 2d 和图 2e 所示. 而且从图中可以看到,随着吹气动量系数的增大,舵面吸力面附近的涡量也增大了,并且涡量增长的区域主要集中在距舵面表面 3 mm 左右的区域内.

随着吹气量的增大,射流与主流间剪切层内的摩擦加剧,使舵面下游的涡量也逐渐增大,如图 3 所示. 在 $C_\mu = 0.01$ 时尾缘的涡量约为 −200,在 $C_\mu = 0.06$ 时,尾缘涡量约为 −5 000. 尾缘涡量增大表明前缘吹气将能量有效地传递至控制舵面的尾缘,同时,舵面流场克服后缘分离的能力也大大加强了.

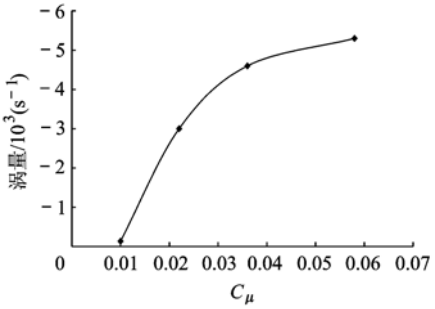


图 3　附着流动时舵面尾缘处涡量随吹气量变化曲线

综上所述,在舵面气流处于完全分离的状态下,舵面前缘吹气直接向舵面附面层内注入能量,随着吹气动量系数增大,分离涡向尾缘收缩,并最终彻底消失,舵面流场转化为附着流动形态. 吹气使舵面近壁区的涡量增大,尤其是使舵面尾缘附近的涡量增大.

2.2　前缘吹气的增升机理

舵面前缘吹气可以使舵面升力明显提升,下面对其机理进行分析. 前缘吹气作用下舵面流场不同阶段对应的压力分布曲线如图 4 所示.

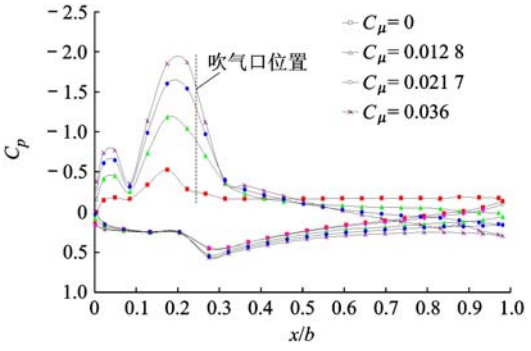


图 4　不同吹气量下舵面压力分布

$C_\mu = 0$ 时,舵面绕流处于完全分离状态. 舵面上表面前缘只有很小的吸力峰,上表面大部分区

域的舵面压力分布表现为平台区.

在 $C_\mu = 0.0128$ 时,是由减弱分离阶段进入附着流动阶段的转折点,前缘吸力峰升高,吹气口下游大部分区域的吸力都已经有了梯度变化,只在尾缘附近还保持有一块平台区. 舵面下表面后缘所受压力也变为正压. 在 $C_\mu = 0.0217$ 和 $C_\mu = 0.036$ 时,已经进入附着流动阶段,压力分布的变化保持以下特点:随着吹气动量系数的增大,前缘吸力峰不断升高,同时后缘下表面正压力不断增大,但是后缘上表面的吸力则不断减小,因此舵面后缘所受升力基本不变.

从上述分析可知,舵面前缘吹气主要增大了吹气位置上游的吸力,这是由于吹气产生的引射作用加快了吹气位置上游的气流流速,使得该区域所受吸力增大. 而舵面后缘在吹气量增大的过程中,对升力的贡献很小. 因此,吹气产生的引射作用使舵面前缘吸力峰增大,是舵面前缘吹气能够增升的机理所在.

2.3 前缘吹气对舵面气动性能的改善

前缘吹气具有优良的增升减阻改善气动性能的作用,舵面升阻力系数随吹气动量系数变化的曲线如图 5 所示.

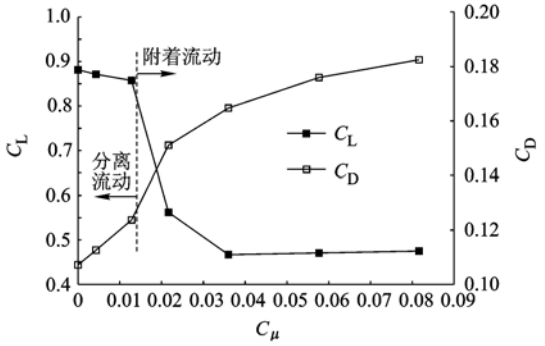


图 5 升阻力系数随吹气动量系数变化曲线

定义舵面升力系数对吹气动量系数的斜率为 $C_{LC_\mu} = \partial C_L / \partial C_\mu$;舵面阻力系数对吹气动量系数的斜率为 $C_{DC_\mu} = \partial C_D / \partial C_\mu$.

在减弱分离阶段,升阻力均随吹气动量系数的增长做线性变化. $C_{L\mu} \approx 7.8$,升力系数随吹气动量系数的增大而增大,当 $C_\mu = 0.0128$ 时,升力增大了 23%;$C_{DC_\mu} \approx -0.3$,阻力系数随吹气动量系数的增大而缓慢减小,$C_\mu = 0.0128$ 时,阻力只减小了 2.5%.

进入附着流动阶段后,升力系数和阻力系数对吹气动量系数的斜率均发生了较大的变化,在 C_μ 为 0.0128 ~ 0.0217 区间时,$C_{LC_\mu} = 18.8$,$C_{DC_\mu} = -5.5$. 当 $C_\mu = 0.0217$ 时,与不吹气时相比,升力增大了 60%,阻力减小了 30%. 这种突变和分离涡的消失有关. 当 C_μ 继续增大时,升力系数仍增大但 C_{LC_μ} 逐渐减小. 当 $C_\mu = 0.08$ 时,与不吹气时相比,升力增大了 100%. 而阻力在 C_μ 达到0.036时,比不吹气时的阻力降低了 38%,此后 C_{DC_μ} 几乎为 0,阻力不再随 C_μ 的增长而改变.

3 结 论

对前缘吹气消除分离及增升的机理以及改善舵面气动特性的效果进行了研究,得到以下结论:①在舵面气流处于完全分离的状态下,舵面前缘吹气直接向舵面附面层内注入能量,使分离涡向尾缘收缩,随着吹气动量系数的增大,分离涡最终彻底消失,舵面流场转化为附着流动形态. 吹气使舵面近壁区的涡量增大,尤其是使舵面尾缘附近的涡量增大,涡量的增大表明该区域气流能量增大,抵抗后缘逆压梯度防止发生分离的能力增强了. ②前缘吹气产生的引射作用使吹气位置上游区域的舵面气流流速加快,从而产生吸力峰,并使舵面升力增大,舵面后缘区域则对升力不产生贡献. ③舵面前缘吹气能够有效增升减阻. 在攻角 0°、舵偏 20°,来流 $Re = 0.8 \times 10^6$ 条件下,使用前缘吹气在吹气动量系数为 0.08 时,与不吹气时的状态相比,可以使舵面升力增大 100%,使舵面阻力减小 38%.

参考文献(References)

[1] Wood R M, Bauer X S. Flying wings/flying fuselages[R]. AIAA-2001-0311, 2001

[2] Roman D, Gilmore R, Wakayam S. Aerodynamics of high-subsonic blended-wing-body configurations[R]. AIAA-2003-554, 2003

[3] Rahman N U, Whidborne J F. Propulsion and flight controls integration for a blended-wing-body transport aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 895 - 903

[4] Hutcheson F V. PIV measurements on a blowing flap [R]. AIAA-2005-212, 2005

[5] Kehayas N. Propulsion system of jet-flapped subsonic civil transport aircraft design[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(2): 697 - 702

[6] Pfingsten K C. Experimental and numerical investigation of a circulation control airfoil [R]. AIAA-2009-533, 2009

[7] Marshall D D, Jameson K K. Overview of recent circulation control modeling activities at cal poly[R]. AIAA-2010-348, 2010

[8] Zha G C, Paxtony C. A novel airfoil circulation augment flow control method using co-flow jet[R]. AIAA 2004-2208, 2004

[9] Zha G C, Carroll B F, Paxton C D, et al. High performance airfoil using co-flow jet flow control[R]. AIAA 2005-1260, 2005

(编 辑:李 晶)