# 机翼后缘吹气对偏航力矩的控制研究



张琴林,杜海\*,孔文杰,刘文静,谭周杭,王磊 西华大学,四川成都 610039

**摘 要:**无操纵面飞行器是近年来航空领域研究热点,其主要实现方式为吹气射流形成环量,产生所需控制力矩。为研究环 量控制技术应用于无舵面飞行器进行偏航姿态控制的效果,本文对环量控制机翼在不同迎角下,开展了吹气系数分别为0, 0.005,0.010,0.020,0.030的风洞试验及数值模拟研究。风洞试验结果表明,环量控制器在较小的吹气系数下仍能产生较大 的偏航力矩,同时随着吹气系数的增加,阻力系数减小,偏航力矩随之增大;数值模拟结果显示随着吹气系数的增加,向后的 射流动量增大,产生推力效果,从而产生偏航力矩。

关键词:环量控制;飞行器;偏航;风洞试验;数值模拟

# 中图分类号:V211.7

### 文献标识码:A

飞行器的飞行控制,主要通过升降舵、副翼和方向舵等 舵面来分别控制飞行器的俯仰、滚转及偏航<sup>[1]</sup>。而这些活 动舵面的存在也带来了一系列的问题,如复杂繁重的机械 操纵系统、频繁的检查维修、隐身性能的降低等,这些都会 影响飞行器的整体性能。若采用无舵面的飞行控制方式, 如利用环量控制<sup>[2]</sup>技术来实现对飞行器的俯仰、滚转以及 偏航姿态的控制,将会使飞行器获得一些优势,如提高飞行 器的气动性能、短距起降性能、隐身性能等<sup>[3]</sup>。

从20世纪60年代以来,国内外研究人员利用风洞试验 及数值模拟方法对环量控制技术开展了大量的研究,并尝 试在飞行器上运用<sup>[4-5]</sup>。2005年,环量控制第一次应用于固 定翼无人机 Irvine Tutor 40,实现了滚转姿态控制<sup>[6]</sup>。2010 年英国 BAE 系统公司(BAE System)联合多所高校开发了 Demon 无人验证机,其在试飞期间的滚转姿态操纵可以通 过环量控制技术实现<sup>[1]</sup>。大量资料显示<sup>[7–11]</sup>,将环量控制技 术应用于飞行器的滚转姿态控制已取得突破性进展,而将 其应用于偏航姿态控制上的研究还很少。

本文将对后缘采用环量控制技术的机翼进行偏航特性

# DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.05.010

研究,在20m/s风速、不同迎角下,对不同吹气系数下的吹 气环量控制机翼的升阻力系数以及偏航力矩进行对比分 析,同时利用数值模拟方法来研究机翼后缘射流对偏航力 矩的控制机理。

# 1 环量装置

# 1.1 环量喷口参数

环量控制技术一般由固定的几何升力面和圆形后缘组 成,在升力面和圆形后缘之间(即接近后缘的位置)开口,在 翼型内部空腔形成高压气流并通过开口沿着物面切向产生 射流,射流与外流混合后沿着弯曲的圆形后缘表面形成科 恩达效应(Coanda Effect)<sup>[12]</sup>,在表面处,气流受到的压力与 离心力达到平衡,如图1所示。环量控制可以有效延迟边 界层的分离,增加附体流动的距离,改变翼型前后缘的驻点 位置和环量,提高升力<sup>[13]</sup>,同时射流与外流混合,带动外流 使流线发生较大的偏折,产生类似于襟副翼的效果。吹气 射流的动量系数<sup>[14]</sup>定义为:

收稿日期: 2020-03-11;退修日期: 2020-03-25;录用日期: 2020-04-17

基金项目:国家自然科学基金(51806181)

<sup>\*</sup>通信作者.Tel.:15196686983 E-mail:duhai@mail.xhu.edu.cn

引用格式: Zhang Qinlin, Du Hai, Kong WenJie, et al. Study on control of yaw moment by trailing edge blowing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(05): 73-80. 张琴林, 杜海, 孔文杰, 等. 机翼后缘吹气对偏航力矩的控制研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(05): 73-80.

$$C_{\mu} = \frac{\dot{m}}{q_{\infty}S} U_{j} = \frac{\rho U_{j}^{2} A_{j}}{q_{\infty}S}$$
(1)

式中: *m* 为射流的质量流量, *U*<sub>j</sub> 为射流的速度, *A*<sub>j</sub> 为射流出 口截面积, *q*<sub>x</sub> 为来流动压, *S* 为单位展长翼型的参考面积(二 维中表示翼型弦长), *C*<sub>µ</sub> 为射流动量通量与自由来流动量通 量的比值。

影响环量控制装置性能的因素有很多,主要有射流出 口高度h、后缘半径R<sub>cc</sub>,射流出口展向速度均匀性等。为保 证环量控制的高效性,在综合了国内外相关研究<sup>[14-16]</sup>的基 础上,本文设计了一套环量控制装置,参数如下:射流出口 高度h=0.3mm,科恩达(Coanda)尾缘半径R<sub>cc</sub>=4.5mm。



图 1 科恩达后缘的附壁效应 Fig.1 Coanda effect on the trailing edge of Coanda

# 1.2 吹气装置

本文所设计的环量控制装置由导流装置、射流喷口和 科恩达后缘组成。其中试验模型气源采用12MPa的高压气 体,从模型外部引气,提供高压高速气流。

为了实现与舵面一样的功能,使气流发生上下偏转,将 喷管从进气口开始设计成上下独立的两部分,由中部的一 块平板隔开,上下两部分内腔体积相等,如图2所示。当上 翼面喷口吹气时,气流将沿着科恩达后缘向下偏转,形成正 环量;当下翼面喷口吹气时,气流将沿着科恩达后缘向上偏 转,形成负环量,从而产生飞行器姿态控制所需的气动力和 气动力矩。为了使喷出的气流均匀,导流装置做了气动优 化,装置内部设置了导流片,导流片呈曲线状将内腔分为6 个区域,导流片的厚度为 1mm,在接近进气口处设有倒圆 角。整个机翼内部导流装置如图3所示。

# 2 风洞试验

# 2.1 风洞试验设备

本试验在西华大学 XHWT 风洞进行,风洞为低速回流 式风洞,试验段尺寸为 3m×1.2m×1.2m(长×宽×高),可控制 风速为 0.5~60m/s,收缩比为 7.1,湍流强度 ε<0.5%,气流偏



图2 科恩达后缘结构示意图 Fig.2 Coanda's trailing edge structure



Fig.3 The diversion device of wing interior

角 $|\Delta \alpha| \leq 0.50$ ,  $|\Delta \beta| \leq 0.50$ 。本次试验所采用的模型具体尺寸为:环量控制机翼模型展长为725.721mm,后掠角为39.959°,弦长为320.842mm,其中环量控制喷口出气宽度为 $L_{cc} = 488.928mm$ ,环量控制机翼实物图如图4所示。



图4 环量控制机翼实物图 Fig.4 Physical drawing of circulation control wing

### 2.2 气动测量系统

本试验采用盒式六分量应变天平,天平响应频率大于 80Hz,总体尺寸为200mm×100mm×60mm的矩形结构,该 盒式天平六分量量程和检验精准度见表1。

整个天平测力系统由天平本体、高精度直流电源、精密 信号放大器、东华DH8300N动态信号采集卡,以及采集处 理软件构成。高精度直流电源为天平提供直流电源,天平 受力产生的微弱测量信号,经过信号放大器放大后输送到

方向 设计载荷/N 准确度/% 精确度/% 150 0.28 0.041 Х Y 500 0.48 0.013 7 0.27 150 0.480 准确度/% 方向 设计载荷/(N·m) 精确度/%  $M_{r}$ 30 0.47 0 360 30 0.37 0.260  $M_{\rm o}$ 0.42 0.190  $M_{z}$ 80

表1 天平量程和校准精度

Table 1 Balance range and calibration accuracy

东华采集系统,再经过采集处理软件的采集和处理,将各通 道电信号转换为模型各分量的气动力和气动力系数。

# 3 试验结果

# 3.1 重复性试验与结果

本次研究前,开展了风洞标模试验,其结果和理论结果 一致,表明测力系统的可靠性。为了测试系统的重复性,选 定来流风速为20m/s,不同迎角下测量半模机翼模型气动力 及气动力矩,重复4次。测量得到,升力系数的偏差量在± 0.002~0.008之内,标准差为0.016,重复性良好。滚转力矩 系数的偏差量在±0.006~0.02之内,标准差为0.04。由升力 系数及滚转力矩系数可知,该天平测量试验台测量的精确 性良好,能够进行模型气动力和气动力矩的测量。

### 3.2 偏航控制参数及结果

常规飞行器的偏航运动是通过方向舵的偏转来实现 的,而基于环量控制的无舵面飞行器取消了常规活动舵面, 则通常利用向后吹气来实现偏航控制。

## 3.2.1 偏航控制参数

本次试验是通过流量计来测量吹气装置的喷气量,因此需将吹气系数转换为吹气流量。其中,吹气系数*C*<sub>µ</sub>与吹 气流量的关系见式(2):

$$C_{\mu} = \frac{2Q^2}{V_{\infty}^2 c L h_i L_i}$$
(2)

式中:Q为吹气流量,V<sub>x</sub>为来流速度,c为机翼弦长,L为机翼 展长,h<sub>j</sub>为射流出口高度,L<sub>j</sub>为环量控制喷口出气宽度,C<sub>µ</sub>为 射流动量通量与自由来流动量通量的比值(即吹气系数)。

为了实现无滚转的偏航控制,固定下喷口 $Q_2$ 吹气量不变,调节上喷口 $Q_1$ 吹气流量来匹配下吹气量。本次试验开展了下吹气系数 $C_{\mu}$ 分别为0(即无射流),0.005,0.010,0.020,0.030的偏航控制研究。

上、下喷口对应的吹气流量如图 5 所示(如 $C_{\mu}$  = 0.005 即表示 $Q_2$ 对应的吹气系数为0.005)。



图5 不同吹气系数上、下喷口吹气流量随迎角的变化关系曲线

Fig.5 The relationship between the flow rate of the upper and lower nozzles with different blowing coefficients and the angle of attack

3.2.2 偏航控制结果

本次试验中通过同时开启上、下两侧喷气装置(上、下 两侧喷口吹气流量如图5所示),保持滚转力矩一致,来测 量吹气装置的升阻力系数以及偏航力矩系数。

图6是来流风速20m/s,副翼位置环量控制装置上、下同时吹气(上、下喷口吹气量见图5)升力系数曲线,其升力系数完全重合,实现了滚转力矩一致的前提。



图 6 副翼位置环量控制装置上、下同时吹气升力系数曲线(20m/s) Fig.6 Lift coefficient curve of up and down simultaneous blowing of 20m/s aileron position circulation control device

图7是来流风速20m/s,开启环量控制装置上、下两个 喷口(上、下喷口吹气量见图5),在不同吹气系数C<sub>µ</sub>下所产 生的阻力系数随迎角的变化情况。通过曲线可以看出,在 不同吹气系数C<sub>µ</sub>下,阻力系数曲线趋势一致。在-4°~32°迎 角范围内,随着吹气系数C<sub>µ</sub>的增大,阻力系数不断减小(注 意到阻力系数随迎角变化规律和常规翼型不一致,其原因 是吹气模型外接吹气管路的影响)阻力系数随吹气系数C<sub>µ</sub> 增大而减小的原因是:吹气装置上喷口和下喷口协同吹气 的射流向后产生了推力。

图8是来流风速20m/s,副翼位置环量控制装置上、下同时吹气(上、下喷口吹气量如图5所示)的偏航力矩系数曲线。可以看出,在-4°~0°迎角范围内,偏航力矩系数变化量较小。在迎角为0°~20°之间时,随着迎角的增大,偏航力矩系数随之增大。随着吹气系数*C*<sup>µ</sup>的增大,偏航力矩也会随之增加,当下喷口吹气系数*C*<sup>µ</sup>=0.03时,偏航力矩控制达到最优。

这一现象充分表明机翼后缘上、下喷口同时吹气可以 增加偏航控制效果。其内在机理是:当上、下两个吹气缝同 时吹气时,两股射流会发生混合,混合气流产生一个类似于 推力的反作用力,并且这种作用力效果随着吹气系数的增 加而增加,从而产生偏航力矩。



- 图 7 副翼位置环量控制装置上、下同时吹气阻力 系数曲线(20m/s)
- Fig.7 Drag coefficient curve of up and down simultaneous blowing of 20m/s aileron position circulation control device



偏航力矩系数曲线(20m/s)

Fig.8 Curve of yaw moment coefficient of upper and lower simultaneous blowing of 20m/s aileron position circulation control device

# 4 偏航力矩控制机理数值模拟研究

为了进一步探究射流动量吹气系数对飞行器偏航特性 的影响,从而清晰直观地揭示出环量控制装置使飞行器产 生偏航力矩的作用机理,本次对2D环量控制机翼进行了数 值模拟,具体过程如下。

# 4.1 几何模型

数值模拟所用翼型为Clark-Y翼型,翼型的尖后缘修 形为科恩达表面形状,射流出口高度及后缘半径与试验模 型保持一致。流域设计如图9所示,二维机翼位于流场中 心,弦长为c,距离上、下边界均为15c,为保证边界不影响 机翼周围流场,流场入口距离机翼前缘为15c,同时出口距



Fig.9 Geometric model diagram

离机翼后缘为30c,以保证流场充分发展。

# 4.2 控制方程

二维黏性不可压牛顿流体运动的基本控制方程为连续 性方程和Navier-Stokes方程:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \tag{3}$$

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial p}{\partial x_i} - \mu \nabla^2 u_i = 0$$
(4)

式中: $\rho$ 为流体密度;p为压力;t为时间; $u_i, u_j$ 分别为i, j方向的流速; $x_i, x_j$ 为笛卡儿坐标; $\mu$ 为黏度; $\nabla^2$ 为拉普拉斯算子。

# 4.3 计算网格划分

为了减少计算网格数量,同时保证计算精度,本次采用 多域网格的划分方法,即对机翼附近流域进行结构化网格 划分,其网格尺寸相对较小,在外部流域进行非结构网格划 分且增大网格尺寸。在ICEM中划分的计算网格总数为 205448,网格划分如图10所示。



图 10 计算域网格 Fig.10 Grid of computational domain

### 4.4 边界条件及计算模型

本文用FLUENT数值模拟软件对环量控制2D机翼进 行数值模拟,采用有限体积法对控制方程进行离散,同时由 于S-A模型对壁面边界的空气流动问题以及边界层中具有 逆压梯度的问题处理结果较好,本次湍流模型采用S-A 模型。

其自由来流入口及射流喷口边界条件均设置为压力入口(对于喷口而言,即为吹气系数分别为0,0.005,0.010,0.020,0.030时对应的动压)。出口边界条件为压力出口,壁面采用无滑移边界条件。

### 4.5 数值验证

为了检验数值模拟结果的正确性,本次利用前文中所 得到的试验结果作为数值模拟的参照对象。在来流风速 为 20m/s、0°迎角下,后缘吹气系数 C<sub>µ</sub>分别为 0、0.005, 0.010,0.020,0.030时(此处的上、下喷口吹气比例与前文 试验保持一致),通过数值模拟计算所得到的升阻力系数 与相同条件下试验所得到的升阻力系数进行比较,如图 11、图 12 所示。从图中可以看出,数值模拟结果与试验数 据基本吻合。



### 图 11 升力系数随吹气动量系数的变化规律对比曲线

Fig.11 The change contrast curve of lift coefficient with momentum coefficient

### 4.6 数值模拟结果

图13是来流风速为20m/s、0°迎角下,吹气系数 C<sub>µ</sub>(上、下两喷口同时吹气)分别为0,0.005,0.010,0.020,0.030时的流线速度云图,从图中可以看出,当两个出气缝同时吹气时,两股射流会发生混合以及抵消。且当上、下两喷口射流动量吹气系数接近相同时,混合射流不发生上下的偏转,而表现为沿机翼弦线向后喷射,随着吹气系数的增大,向后的射流动量增加,从而对机翼产生一个更强的向前反推力,根















据力的平衡条件,相当于减小了机翼上向后的流动阻力。

对于飞行器而言,若左右两侧机翼未同时向后吹气或 两侧机翼吹气系数不相同时,在左右两侧机翼上便会出现 推力不相等,从而产生绕飞行器重心的偏航力矩,这与风洞 试验的测力结果相一致。因此验证了环量控制器代替传统 控制舵面的可行性。

# 5 结论

本文通过风洞试验及数值模拟对环量控制机翼的偏航 特性进行了探究,得到以下结论:

(1)在来流风速为20m/s,吹气系数分别为0,0.005, 0.010,0.020,0.030时,环量控制机翼的阻力系数会随着吹 气系数的增加而减小,而偏航力矩系数随吹气系数的增加 而增大。当吹气系数为0.030时,阻力系数为最小,偏航力 矩最大。

(2)当环量控制器上、下两个喷口同时向后吹气时,两 股射流会发生混合以及抵消,表现为沿机翼弦线向后喷射, 随着吹气系数的增大,向后的射流动量增加,产生向前的反 推力,从而实现偏航姿态控制。

## 参考文献

[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. Development analysis of British Demon unmanned aerial vehicle and jet flight control technology [J]. Aircraft Missiles, 2011(10):56-59.(in Chinese)

- [2] Liu Y, Sankar L N, Englar R J, et al. Numerical simulations of the steady and unsteady aero-dynamic characteristics of a circulation control airfoil[R]. AIAA-2001-0704, Reston, VA: AIAA,2001:2-4.
- [3] 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: 技术科学, 2012, 42(9): 3-5.
  Zhang Panfeng, Yan Bo, Dai Chenfeng. Lift enhancement method by synthetic jet circulation control[J]. Chinese Science: Technology Science, 2012, 42(9): 3-5.(in Chinese)
- [4] Maskell E C, Spence D A. A theory of the jet flap in three dimensions[J]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 1959, 51 (1266): 420-423.
- [5] Nielson J N, Biggers J C. Recent progress in circulation

control aero-dynamics[R]. AIAA-1987-0001, Reston, VA: AIAA,2002.

- [6] Sparks T, Michie S, Gill K, et al. Development of an integrated circulation control/fluidic thrust vectoring flight test demonstrator[C]//1st International Conference on Innovation and Integration in Aerospace Sciences, Belfast, Queen's University, 2005.
- [7] 王海洋. 基于环量控制的无人飞行器气动特性研究与飞行试验[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
   Wang Haiyang. Aerodynamic characteristics research and flight test of UAV based on circulation control [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [8] Yao J, Qiu J, Ji H, et al. Numerical investigation on the unsteady aerodynamic characteristics of flexible variablesweep morphing aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(3):406-413.
- [9] Wetzel D, Griffin J, Cattafesta L N. An experimental study of circulation control on an Elliptic Airfoil[R]. AIAA-2009-4280, 2009.
- [10] Fielding J P, Lawson C P, Martins Pires R M, et al. Design, build and flight of the Demon demonstrator UAV[C]// 11th AIAA ATIO Conference, 2011.
- [11] Novak C, Cornelius K, Roads R. Experimental investigations of the circular wall jet on a circulation control airfoil [C]// 25th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 1987.
- [12] Zhang Yanhua, Zhang Dengcheng, Li Lin. Experimental study on aerodynamic properties of circulation control airfoil with plasma jet[C]//Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Singapore, 2018.
- [13] Hard S L. Lift augmentation using a NACA 0018 airfoil with circulation control[D]. ProQuest, UMI Dissertations Publishing, 2010.
- [14] Kanistras K, Saka P C, Valavanis K P, et al. Wind tunnel investigation of a circulation control wing with Dual-Radius flaps[J]. Journal of Aircraft, 2018, 11(1): 1-3.
- [15] Swanson R C , Rumsey C L . Computation of circulation control airfoil flows[J]. Computers & Fluids, 2009, 38(10): 1925-1942.
- [16] 张旺龙. 低雷诺数下附面层分离的抽吸控制及优化[D]. 南京: 南京理工大学, 2014.

Zhang Wanglong. Suction control and its optimization of boundary layer separation at low Reynolds numbers[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2014. (in Chinese) (责任编辑 陈东晓) 动力学。 Tel: 18483678195 E-mail: 1015882732@qq.com; 杜海(1985-)男,讲师,博士。主要研究方向:空气动力学 及飞行器总体设计。 Tel: 15196686983 E-mail: duhai@mail.xhu.edu.cn

# 作者简介

张琴林(1997-)女,硕士研究生。主要研究方向:实验空气

# Study on Control of Yaw Moment by Trailing Edge Blowing

Zhang Qinlin, Du Hai\*, Kong WenJie, Liu WenJing, Tan Zhouhang, Wang Lei *Xihua University*, *Chengdu 610039*, *China* 

**Abstract:** In recent years, the aircraft without control surface is a hot research topic in the field of aviation. The main way to achieve this is to form a circulation by blowing jet and generate the required control moment. In order to study the effect of circulation control technology applied to yaw attitude control of flapless aircraft, this paper studies the wind tunnel test and numerical simulation of the circulation control wing with blowing coefficients of 0, 0.005, 0.010, 0.020 and 0.030 at different angles of attack. The wind tunnel test results show that the circulation controller can still produce a large yaw moment with a small blowing coefficient, and with the increase of blowing coefficient, the drag coefficient decreases, and the yaw moment increases. The results of numerical simulation show that with the increase of blowing coefficient, the momentum of backward jet increases, thus resulting in thrust effect and yaw moment.

Key Words: circulation control; aircraft; yaw; wind tunnel experiment; numerical simulation

Received: 2020-03-11; Revised: 2020-03-25; Accepted: 2020-04-17 Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51806181) \*Corresponding author.Tel. :15196686983 E-mail: duhai@mail.xhu.edu.cn

80