

基于柯恩达效应的飞翼布局环量控制研究

刘晓冬¹, 蔡为民¹, 张沛良¹, 王永恩¹, 黄勇², 高立华²

(1.沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035; 2.中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要:采用流动控制技术产生类似机械舵面的控制能力是近些年的研究热点。以飞翼布局为研究对象,从二维翼型到三维机翼,通过 CFD 计算和低速风洞试验,开展了基于柯恩达效应的机翼后缘喷气环量控制研究,给出了参数影响规律和控制效果。结果表明:机翼后缘布置柯恩达型面 and 对应喷口,通过上表面喷口吹气产生类似机械舵面正偏的控制能力,下表面喷口吹气产生类似机械舵面负偏的控制能力;随着喷口的高度减小,环量控制能力逐渐增大;随喷气压比增加,环量控制能力先增大后减小;圆形的柯恩达型面相比椭圆形控制效果更佳;优化环量方案在 $Ma=0.2$ 时产生的操纵能力不低于机械舵面,对应流量需求在 $0.05\sim0.07\text{ kg/s}$ 左右。

关 键 词:柯恩达效应;飞翼布局;环量控制;CFD;风洞试验

中图分类号:V211.3

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2022)04-0845-08

1935 年罗马尼亚空气动力学家亨利柯恩达在航空器试验中偶然发现流体有离开本来的流动方向而改为随着凸出的物体表面流动的倾向,即柯恩达效应^[1]。环量控制翼型/机翼的出现代表了柯恩达效应在外流空气动力学中的成功应用。早期研究主要是利用环量控制技术提高机翼升力,实现短距起降。环量控制翼型/机翼通过在上表面近后缘处切向吹气来推迟边界层的分离,从而改变翼型后缘的驻点位置,改变绕翼型的环量,进而对升力进行控制^[2]。与传统的高升力装置相比,环量控制技术具有作动简单、质量轻以及活动部件少的优势^[3]。

国外在环量控制增升技术领域起步较早,取得了丰富的成果,并在高升力飞行器中得到了应用,如美国的 Boeing YC-14、McDonnell Douglas YC-15 以及 Boeing C-17 Globemaster III 等飞机都使用了上翼面吹气襟翼技术^[4]。Englar 等^[5]为美国航空航天局开展了高速民用运输机环量控制机翼技术研究,通过吹气增升装置和控制舵面结合使高速民用运输机起飞机翼面积和着陆攻角减小,并于 1979 年完成了 A-6/CCWSTOL 验证机试飞验证。Liu 等^[6]研究发现脉冲吹气可以在很小的质量流量下实现与定常吹

气相当的增升效果。与所有吹气主动控制技术一样,环量控制系统最大的不足是需要提供足够功率的气源产生射流,其需要的气源功率与飞机起飞速度的平方成正比,因此产生较大升力收益的同时也需要较大的系统成本,控制效能较低,也是影响其在飞机上大规模使用的主要原因。

2000 年后 Wood 教授等团队将环量控制技术尝试应用于飞行器的飞行控制中^[7-10],并研究了亚声速、跨声速状态下包括前后缘型面等参数的环量控制规律。最具代表性的是英国 BAE 公司,其从 2004 年起就开展了“无操纵面飞行器综合研究”项目,先后经历了 2 个大的阶段。第一阶段开展技术攻关,于 2010 年试飞了恶魔(Demon)无人技术验证机,其依靠喷射气流,而不是传统的襟翼/副翼等部件,完成了升降和转向控制^[11]。第二阶段在 2019 年试飞了采用射流飞行控制系统的“岩浆”MAGMA 无人机,对环量控制机翼和射流推力矢量喷管进行了优化设计,进一步提高了技术成熟度^[12]。

国内在环量控制研究上起步较晚,也取得了一些成果,如张艳华等^[13]采用 CFD 对超临界翼型环量控制规律和机理进行了研究,模拟结果表明随动

收稿日期:2021-07-11

作者简介:刘晓冬(1987—),沈阳飞机设计研究所高级工程师,主要从事飞机气动设计及分析研究。

e-mail:liueason1162@163.com

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。南京航空航天大学史志伟教授团队开展了射流环量控制航模飞行验证^[14],积累了一些飞行数据和经验。近几年国内部分团队也都陆续开展了射流相关的气动和控制问题研究^[15-16],齐万涛等^[16]基于环量控制器的数学模型进行飞行动力学建模和控制律设计,验证了环量控制器替代传统控制舵面的可行性。

飞翼布局具有天然良好的气动、隐身综合特性,其一般在机翼后缘布置相应的机械舵面负责全机的配平和操纵,而舵面偏转会破坏布局的这种固有特性,一是舵面偏转增加了额外的散射面,同时也会暴露出相关的机械机构和较大缝隙,从而极大影响布局的雷达隐身特性;二是由于飞翼布局舵面操纵力臂较短,对于纵向静安定的飞机配平可能产生更大的气动损失。如果环量控制技术可以替代机械舵面,甚至具有更高的操纵效能,则会避免机械舵面的以上不利影响,进一步提升飞翼布局的隐身特性和气动性能,因此环量控制在飞翼布局上有着天然的潜在应用优势。国内在飞翼布局环量控制技术方面的研究很少,对于环量控制参数的优选和应用效果研究的还不够完整,且基本都处于航模量级,研究的飞行速度都很低,大部分都在 20 m/s 速度范围。总的来说,国内在环量控制方面相比国外的研究水平,还存在一定差距,需要在技术和工程上投入更多的力量^[2]。

本文以小展弦比飞翼布局为研究对象,开展了基于柯恩达效应的典型环量控制参数研究,完成了相关的 CFD 计算分析和低速风洞试验验证(最大速度为 70 m/s),将设计的环量控制优化方案与机械舵面产生的控制力矩进行了对比分析,为环量控制应用于飞翼布局飞行控制提供了一些分析和建议。

1 研究对象及环量控制参数设计

1.1 二维环量控制翼型参数设计

本文研究思路为先采用二维翼型开展参数规律研究,再进行三维飞翼布局环量控制参数验证。

针对二维环量控制翼型的俯仰操纵能力研究,选择的影响变量包括 2 类:①喷口高度和柯恩达表面曲线形状 2 个几何参数变量;②喷气压比 p_{jet}/p_{∞} (喷气总压 p_{jet} 与自由来流静压 p_{∞} 的比值,与动量系数一一对应)和来流速度 2 个状态参数变

量,研究过程中遵循单一变量原则。环量控制翼型/机翼的后缘剖面示意图见图 1。

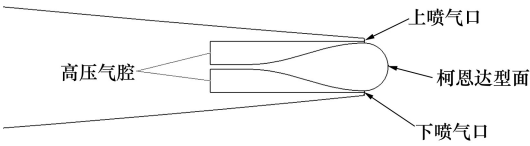


图 1 环量控制翼型/机翼后缘示意图

动量系数 $C_{\mu} = \frac{\dot{m}U_j}{q_{\infty}S}$, $\dot{m}$ 为喷口质量流量, U_j 为喷口速度, q_{∞} 为速压, S 为参考面积。

分别设计了 3 种不同喷口高度和 3 种柯恩达表面曲线形状构型,具体参数见表 1~2 和图 2。

表 1 不同喷口高度柯恩达表面参数

喷口高度 h/mm	柯恩达表面半径 R/mm	h/R
1	2.3	0.435
0.5	2.8	0.179
0.2	3.1	0.064 5

表 2 不同形状柯恩达表面参数

喷口高度 h/mm	短轴长度/ mm	椭圆长轴短轴比
0.2	6.2	1 : 1
0.2	6.2	1.5 : 1
0.2	6.2	2 : 1

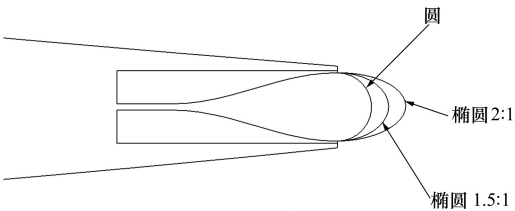


图 2 环量控制翼型几何参数

1.2 三维环量控制方案

结合二维环量控制翼型参数的研究规律,以某小展弦比飞翼布局为研究对象,在机翼后缘设计柯恩达型面,形成三维飞翼布局环量控制模型方案,并以此方案为基础开展低速风洞试验。

2 研究方法

2.1 CFD 计算方法

采用 CFX 作为数值计算软件,其以守恒形式的

三维非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程为流动控制方程,采用基于有限元的有限体积法对控制方程进行离散。湍流模型采用 SST 两方程模型,计算过程中全部采用全湍流计算。

网格划分选择软件 ICEM CFD 来完成,计算域网格量为 2×10^5 左右,不同构型的计算网格如图 3 所示。

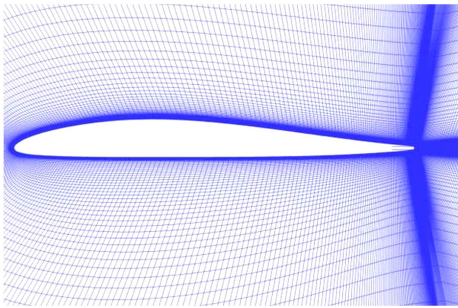


图 3 计算网格

2.2 风洞试验

本次试验在中国空气动力研究与发展中心低速所 FL-12 风洞进行,风洞大小为 $4\text{ m}\times3\text{ m}$,是一座单回流式闭口试验段低速风洞,试验风速 $30\sim70\text{ m/s}$ 。模型采用半模安装于下地板。

3 环量控制翼型变参数 CFD 计算

3.1 喷口高度影响

计算状态: $Ma=0.3$, 喷气压比保持为 1.05, 柯恩达型面为圆形, 分别进行了上、下表面喷气的翼型气动特性 CFD 计算。图 4 为 3 种喷口高度构型翼型升力和俯仰力矩系数增量计算结果曲线。可以看出, 喷气产生的气动力变化规律与机械舵面偏转类似。上表面喷气使得升力系数增大, 对应低头力矩增大, 随迎角增大, 升力、俯仰力矩的增量逐渐减小; 下表面喷气使得升力系数减小, 对应抬头力矩增大, 随迎角增大, 升力、俯仰力矩的增量先增大后减小; 随喷口高度减小控制力矩增量变大。

图 5~6 给出了来流 $Ma=0.3$, 翼型迎角 $\alpha=4^\circ$ 时 3 种喷口高度翼型后缘附近的流场图和翼型表面压力系数对比。从翼型表面压力系数看到, 上表面喷气诱导翼型上表面流线向下偏转并使得流动加速, 负压增大, 下表面流动阻滞, 正压增大; 下表面喷气规律反之。流场图表明喷口高度越小, 气流在柯恩达表面的附着流动距离越长, 驻点更接近另外一侧

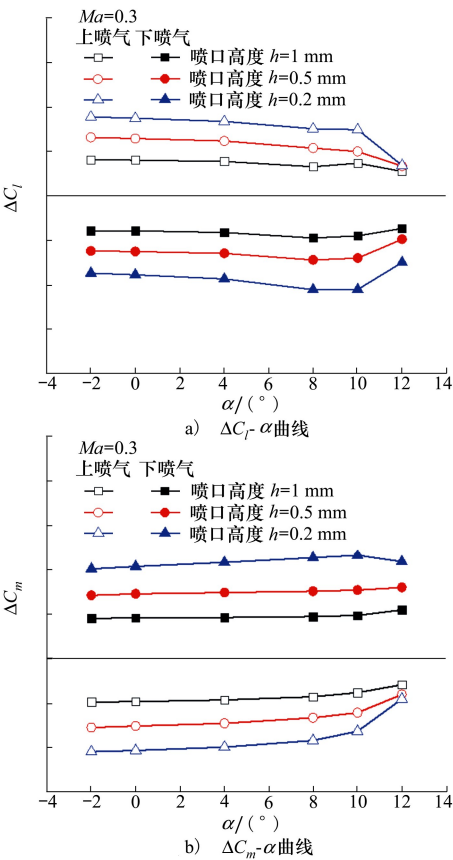


图 4 不同喷口高度构型升力、俯仰力矩增量对比

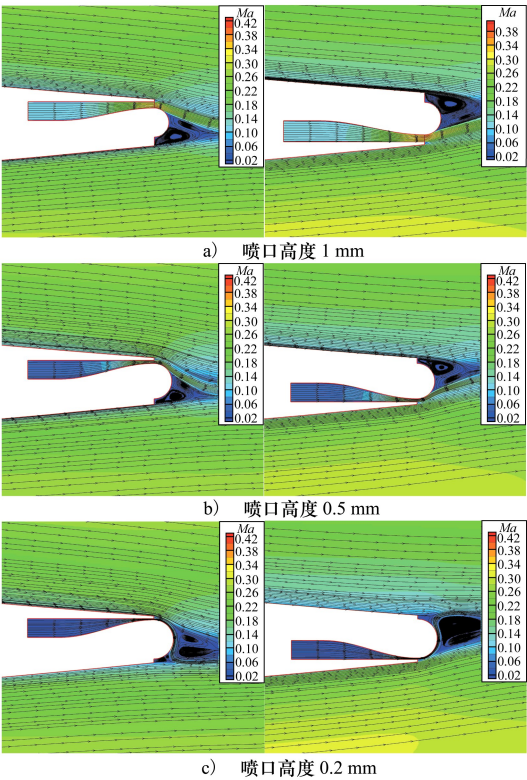


图 5 不同喷口高度构型后缘流线及马赫数云图 ($Ma=0.3, \alpha=4^\circ$)

翼型表面,柯恩达效应越明显。同时分析发现喷口附近马赫数变化很小,喷气流量减小,效率增加,因此喷口高度为环量控制关键设计参数。

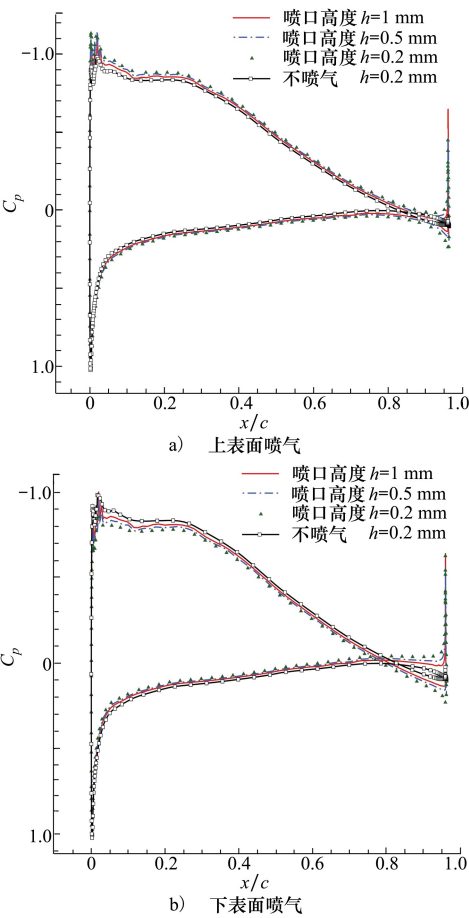


图 6 不同喷口高度上、下表面分别喷气翼型表面压力系数对比 ($Ma=0.3, \alpha=4^\circ$)

3.2 不同柯恩达型面影响

计算状态: $Ma=0.3$, 喷气压比保持为 1.05, 喷口高度都为 0.2 mm, 分别进行了上、下表面喷气的翼型气动特性 CFD 计算。

图 7 为 3 种不同柯恩达型面构型翼型升力、俯仰力矩增量计算结果对比。圆形表面对升力和俯仰力矩的控制效果最好, 椭圆 1.5 : 1 次之, 最差的为椭圆 2 : 1。椭圆 1.5 : 1 小迎角范围控制能力介于两者之间, 但随迎角增大, 上表面喷气时其控制能力越来越接近圆形, 下表面喷气时其控制能力越来越接近椭圆 2 : 1。

图 8 给出了 $Ma=0.3, \alpha=4^\circ$ 时 2 种椭圆型面后缘附近的流线图。相比圆形表面, 随着椭圆长短轴比的增大, 上表面喷气分离点逐渐向上表面附近移

动, 下表面喷气分离点逐渐向下表面附近移动, 从而使得翼型的等效弯度减小, 产生的力矩增量减小, 这也是椭圆环量控制效果较差的原因。

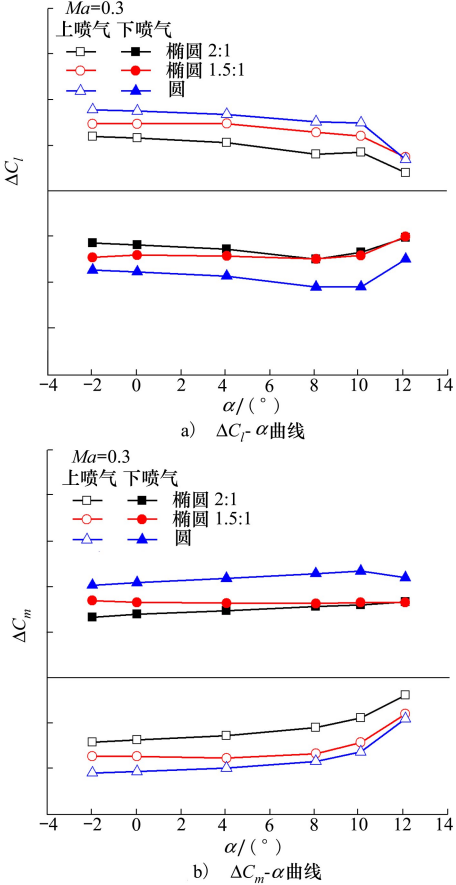


图 7 不同柯恩达型面构型升力、俯仰力矩增量对比

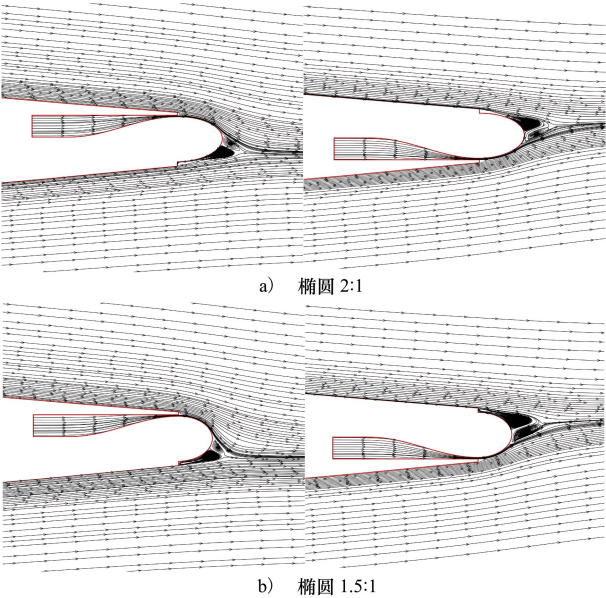


图 8 不同椭圆柯恩达型面构型后缘附近流线图 ($Ma=0.3, \alpha=4^\circ$)

3.3 喷气压比影响

图 9~10 为 $Ma=0.3, \alpha=0^\circ$ 上、下表面分别喷气时翼型俯仰力矩系数、动量系数随喷气压比的变化曲线。随喷气压比增大,上表面喷气时翼型俯仰力矩逐渐减小,曲线呈凹函数形态,下表面喷气时翼型俯仰力矩逐渐增大,曲线呈凸函数形态,证明了在计算的喷气压比范围内环量控制具有良好的纵向俯仰操纵能力和规律。同时看到,喷气压比 1.2(对应动量系数为 0.001 8)前后俯仰力矩曲线斜率量值有明显减小,近似将曲线分为 2 个线性段,也表明了环量俯仰控制的效率随喷气压比逐渐降低。

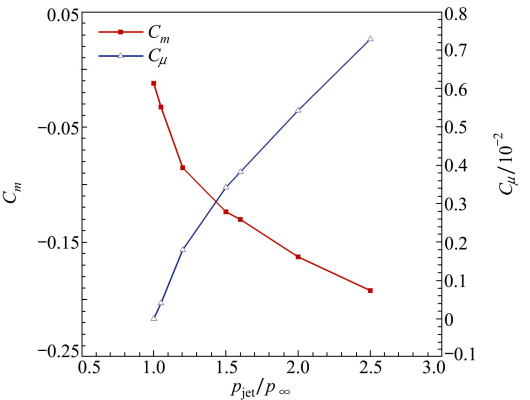


图 9 上表面喷气俯仰力矩/动量系数随压比变化曲线 ($Ma=0.3, \alpha=0^\circ$)

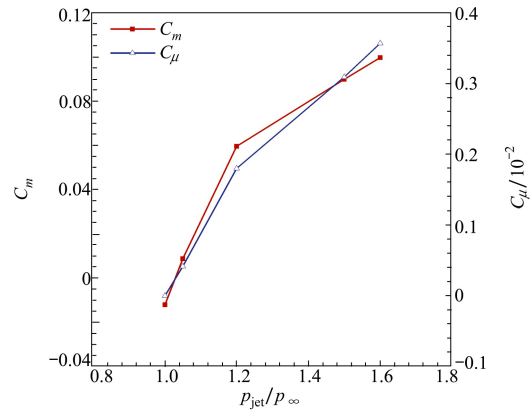


图 10 下表面喷气俯仰力矩/动量系数随压比变化曲线 ($Ma=0.3, \alpha=0^\circ$)

引入参数 η 来比较环量控制效率,以上表面喷气为例,表 3 给出不同压比下翼型升力、俯仰力矩系数变化量,可见环量控制效率随压比增大逐渐降低,当喷气压比达到 2.0 时,环量控制效率基本降为压比 1.05 时的一半。

表 3 不同压比上表面喷气翼型气动特性变化量

压比 p_{jet}/p_∞	ΔC_l	ΔC_m	$\eta = \frac{\Delta C_l}{\Delta C_\mu}$
1.05	0.09	-0.021	219
1.2	0.31	-0.073	173
1.5	0.47	-0.112	139
2.0	0.64	-0.151	118
2.5	0.76	-0.180	104

图 11 为 $Ma=0.3, \alpha=0^\circ$ 时不同压比上表面喷气后缘附近马赫数云图和流线图。随喷气压比增大,上表面喷气后缘附近的马赫数增大,同时也逐渐扩大翼型前缘上表面高马赫数范围,翼型后缘驻点逐渐从柯恩达表面向翼型下表面移动,并在完全离开柯恩达表面后基本保持不变。此外,在喷气压比达到 1.5 时,喷口的马赫数都接近声速,随着喷气总压的进一步增大,出口局部出现了超声速流。

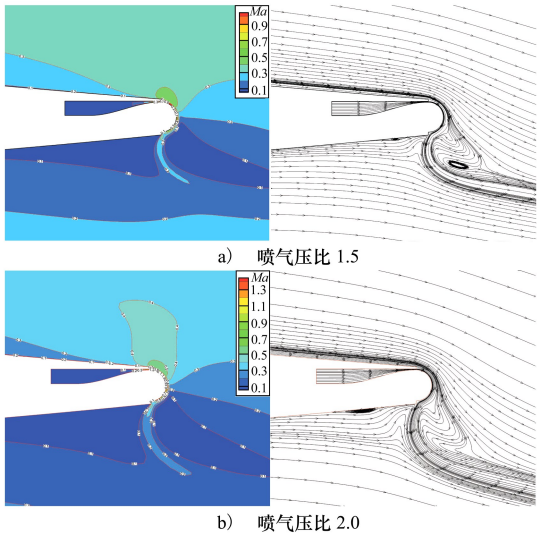


图 11 典型压比上表面喷气后缘马赫数云图及流线图 ($Ma=0.3, \alpha=0^\circ$)

4 环量控制低速风洞试验研究

4.1 喷口高度影响

结合二维环量参数 CFD 研究规律,低速风洞试验设计了 3 种不同喷口高度构型验证影响规律,试验风速为 70 m/s,保持喷气压比不变。

图 12 给出了模型俯仰力矩增量曲线。结果表明随喷口高度减小,环量控制能力逐渐增大,与二维翼型 CFD 研究结论一致,证明了喷口高度为柯恩达环量的主要设计参数之一。

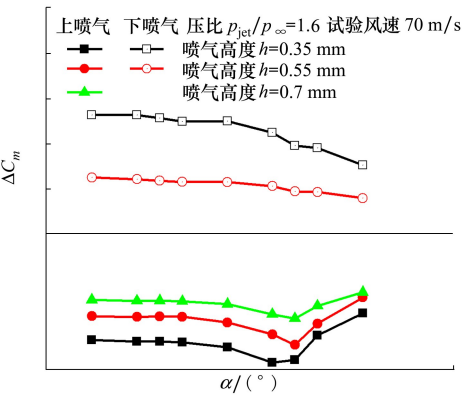


图 12 不同喷口高度俯仰力矩增量曲线

4.2 喷气压比及风速影响

为进一步研究环量控制的使用规律,开展了变喷气压比、变风速试验研究。

图 13 为 3 种风速下 $\alpha=0^\circ$ 模型俯仰力矩增量随喷气压比变化曲线。结果表明,随着喷气压比增大,俯仰力矩增量先增大后减小。喷气压比增大到一定程度(接近 3.0),柯恩达效应失效,最优压比范围基本在 1.5~2.0 内。在最优压比之前,环量产生的俯仰操纵能力随压比呈单调变化,与机械舵面的偏度影响规律类似,因此易于飞行控制律设计实现。

随着风速增大,俯仰力矩增量逐渐减小,70 m/s 风速下的纵向控制能力基本不到 30 m/s 风速下的 50%,环量控制能力会随着飞行速度的增大而逐渐

降低,与机械舵面操纵能力随速度的变化规律相反。

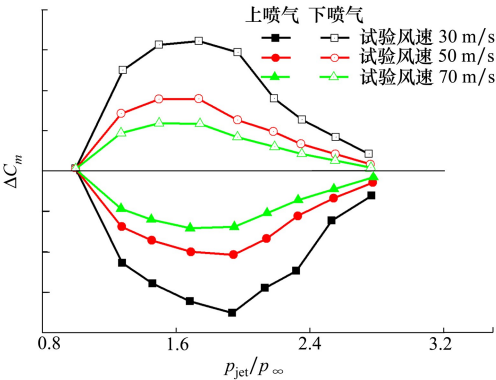


图 13 纵向控制力矩增量随喷气压比曲线

4.3 与机械舵面操纵能力对比

图 14 给出了相同机翼后缘布置空间下,优化的环量控制方案在 $Ma=0.2$ (风速 70 m/s) 产生的最大俯仰力矩增量与机械舵面偏转 $\pm 30^\circ$ 增量对比。图 15 为对应的质量流量和动量系数。由结果可知,后缘喷气环量最大控制能力大于机械舵面,尤其是在大迎角的低头控制能力上;此外两者随迎角变化规律略有差异,上表面喷气控制能力随迎角先增大后减小,下表面喷气控制能力随迎角则逐渐减小。环量控制最大能力对应喷气压比在 1.4~1.7 范围,流量在 0.025~0.035 kg/s 左右,动量系数在 0.000 6~0.001 范围。

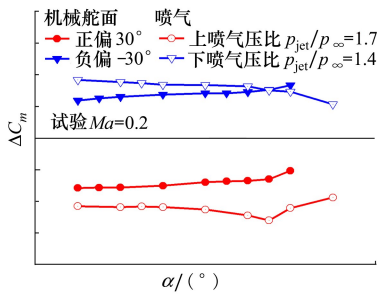


图 14 喷气与机械舵面纵向控制力矩对比

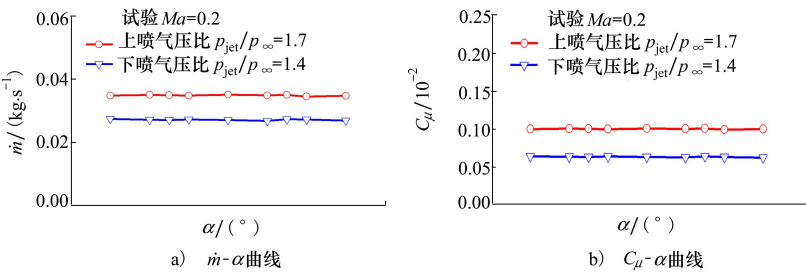


图 15 最大控制力矩对应的喷气流量和动量系数

结合流场发展规律分析认为,迎角增大到中等迎角范围机翼上表面先出现小范围分离,上表面后缘喷气给附面层注入能量,降低逆压梯度削弱了分离从而增强了环量控制效果,但随着迎角进一步增大,上表面分离增大,喷气对附面层的诱导作用降低,环量的控制效果变差;而迎角增大,下表面喷气对于上表面流动的阻滞减弱,因此控制效果也逐渐

降低,从图 6 中可看出喷气对于翼型上表面压力系数的影响量偏大。

综上,在飞翼布局左右机翼后缘采用柯恩达环量控制方案可以产生与不低于机械舵面的纵向操纵能力,对应的流量需求为 0.05~0.07 kg/s 左右。

5 结 论

本文基于柯恩达效应原理,以飞翼布局为研究对象,从二维翼型到三维机翼,详细研究了环量控制参数的影响规律并完成了环量控制效果低速风洞试验验证,主要结论如下:

1) 基于柯恩达效应的环量控制翼型/机翼,后缘上表面喷气使得升力系数增大,对应低头力矩增大,下表面喷气反之,与机械舵面下偏、上偏规律一致;

2) 喷口高度为柯恩达环量控制的主要设计参数之一,随喷口高度的减小,喷气环量控制能力逐渐增大;

3) 相比椭圆形状,圆形柯恩达表面形状的环量控制效率最高,同时椭圆的长短轴比例越大,环量控制效果越差;

4) 随喷气压比增大,环量控制能力先逐渐增大后减小,一般最优的喷气压比范围为 1.5~2.0,最优压比之前,环量产生的俯仰操纵能力随压比呈单调变化;

5) $Ma=0.2$ 后缘喷气环量控制可产生不低于机械舵面的操纵力矩,对应流量在 0.05~0.07 kg/s 左右;

6) 环量控制力矩随迎角、压比变化规律良好,与机械舵面的规律对应类似,易于实现控制设计;但随着飞行速度增大,环量控制能力快速降低,70 m/s 风速下的控制能力基本不到 30 m/s 风速下的 50%。

综合本文研究,并根据高压气体系统的制造、维护以及控制等难度,建议在小型低速 ($Ma \leq 0.4$) 飞翼中可进一步深入研究并应用后缘喷气环量控制技术;同时随着技术的不断进步,环量控制技术在解决飞翼类布局飞机低速边界问题方面有着较大的应用前景。

参考文献:

- [1] WOOD N, NIELSEN J. Circulation control airfoils past, present, future[J/OL]. (2012-08-17)[2021-06-14]. <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1985-204>
- [2] 朱自强,吴宗成. 环量控制技术研究[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 411-428
ZHU Ziqiang, WU Zongcheng. Study of the circulation control technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 411-428 (in Chinese)
- [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] 温杰. 兰利研究中心的创新历程(之七)外部吹气增升技术[J]. 国际航空杂志:工程技术, 2007(7): 64-68
WEN Jie. Exterior blowing augmentor wing in NASA langley research center(part seven)[J]. International Aviation, 2007(7): 64-68 (in Chinese)
- [5] ENGLAR R J, HEMMERLY R A. Design of the circulation control wing STOL demonstrator aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(1): 51-58
- [6] LIU Y, SANKAR L N, ENGLAR R J, et al. Computational evaluation of the steady and pulsed jet effects on the performance of a circulation control wing section[C]//Proceedings of the 2004 NASA/ONR Circulation Control Workshop, 2004
- [7] FRITH S, WOOD N. Effect of trailing edge geometry on a circulation control delta wing[C]//21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2003: 3797
- [8] FRITH S, WOOD N. Investigation of dual circulation control surface for flight control[R]. AIAA-2004-2211
- [9] WARSOP C, CROWTHER W J. Fluidic flow control effectors for flight control[J]. AIAA Journal, 2018, 56(10): 3808-3824
- [10] ROBIN S, SCOTT A. Parametric evaluation of thin, transonic circulation-control airfoils[C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007:272
- [11] 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)
- [12] 蔡琰. 国外射流飞行控制技术发展及前景分析[J]. 航空科学技术, 2019, 31(1): 85-86

- CAI Yan. Development and prospect analysis of jet flight control technology abroad[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1): 85-86 (in Chinese)
- [13] 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, 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, 2015, 16(1): 10-13 (in Chinese)
- [14] 戴新喜. 一种无舵飞行器飞行验证机的气动特性研究与试飞试验[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016
DAI Xinxi. Research on aerodynamic characteristics and flight test of flapless aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016 (in Chinese)
- [15] 徐悦, 杜海, 李岩, 等. 基于射流飞控技术的无操纵面飞行器研究进展[J]. 航空科学技术, 2019, 30(4): 1-7
XU Yue, DU Hai, LI Yan, et al. Progress research of fluidic flight control technology for flapless aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(4): 1-7 (in Chinese)
- [16] 齐万涛, 吕新波, 伍智敏. 环量控制在飞机纵向俯仰控制中的应用[J]. 飞行力学, 2019, 37(2): 77-82
QI Wantao, LYU Xinbo, WU Zhimin. Application of circulation control technology on aircraft longitudinal pitch control[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(2): 77-82 (in Chinese)

Study on circulation control of flying wing based on Coanda effect

LIU Xiaodong¹, CAI Weimin¹, ZHANG Peiliang¹, WANG Yongen¹,
HUANG Yong², GAO Lihua²

(1. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China;
2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In recent years, it has been a hot spot to use flow control technology to generate control capability similar to mechanical rudder. Taking the flying wing configuration as the research object, based on CFD and low speed wind tunnel test, the circulation control of airfoil and wing based on Coanda effect is studied, and the parameter influence law and control effect are given. The results show that: when the rear edge of the wing is opened with the corresponding slot, the control capability of the upper-surface blowing is similar to that of the mechanical rudder; the control capacity of pitch and roll is increased with the decreasing of jet height and the increasing of air pressure ratio, the pitching and rolling capacity increases first and then decreases; the control effect of circular Coanda surface is better than elliptical Coanda surface; the pitching and rolling control effect of the optimized circulation-control scheme in $Ma=0.2$ is not lower than that of the mechanical rudder, the corresponding flow flux is about $0.05 \sim 0.07 \text{ kg/s}$.

Keywords: coanda effect; flying wing; circulation-control; CFD; wind tunnel test

引用格式: 刘晓冬, 蔡为民, 张沛良, 等. 基于柯恩达效应的飞翼布局环量控制研究[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(4): 845-852

LIU Xiaodong, CAI Weimin, ZHANG Peiliang, et al. Study on circulation control of flying wing based on Coanda effect [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(4): 845-852 (in Chinese)