

基于环量控制的虚拟舵面机翼气动特性计算研究



付志杰¹, 许和勇^{1*}, 杜海², 王宇航³, 徐悦³

1. 西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国家重点实验室, 陕西 西安 700072

2. 西华大学 流体及动力机械教育部重点实验室, 四川 成都 610039

3. 中国航空研究院, 北京 100012

摘要:在机翼后缘应用环量控制技术可以改变机翼的气动力, 为了研究环量控制在虚拟舵面飞行器上的控制效果, 分别对不同舵偏角的机械舵面模型和不同射流动量系数的虚拟舵面模型进行了数值模拟。通过对比二者的升阻力系数和力矩系数曲线, 发现前者在舵偏角 $\theta = 0^\circ$ 、 10° 、 20° 和 30° 时的舵效分别与后者在 $C_\mu = 0$ 、 0.005 、 0.009 和 0.012 时相同, 且 θ 与 C_μ 为二次多项式关系。为进一步研究环量控制系统在虚拟舵面上的气动效率和能耗, 对不同喷口高度的模型进行数值模拟, 发现在射流速度相同的情况下, 不同喷口高度的虚拟舵面的等效升阻比相同, 但是大喷口的虚拟舵面需要耗费更大的功率。

关键词:虚拟舵面; 环量控制; 等舵效; 能耗; 等效升阻比

中图分类号: V11

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.05.002

舵面是固定翼飞行器的重要组成部分, 偏转舵面可以改变自由来流对飞行器的作用力, 从而实现对飞行器的控制, 如升降舵控制俯仰运动、方向舵控制偏航运动和副翼控制滚转运动。机械舵面已经伴随飞行器存在了百余年时间, 且应用在几乎所有的固定翼飞行器上。存在时间长和应用范围广似乎说明了机械舵面具有不可替代性。但近年来出现了一种新概念无舵面飞行器, 这种飞行器通过环量控制技术和射流推力矢量技术来完成飞行器的俯仰、偏航和滚转运动。环量控制技术应用在机翼后缘上, 高压气流从科恩达 (Coanda) 曲面上下两端的槽道喷出形成射流, 射流沿 Coanda 曲面继续流动直至分离, 从而改变自由来流的方向, 起到类似副翼和襟翼的作用。射流推力矢量技术应用在发动机尾喷口上, 借助引入的二次喷射气流去改变发动机尾流的流向, 进而产生特定方向的推力。

对环量控制技术的研究大致分为两个阶段, 第一个阶段主要发生在 20 世纪后 30 年, Englar^[1-3]和 Abramson^[4]等主要研究 Coanda 的曲面形状和喷口高度等几何参数对机翼

增升效果的影响, 也有 Loth^[5]等研究将环量控制技术作为机械舵面的补充来产生更大的升力。这一阶段的研究目的主要是利用环量控制技术提高机翼升力, 实现短距起降, 但 Grumman A6 等验证机都存在诸如较高的发动机引气量和阻力等问题, 很难将这一技术真正应用到实际中。第二个阶段始于 2000 年左右, Warsop^[6]、Frith^[7]等利用环量控制技术产生类似舵面的控制力来控制飞行器。因为相比于达到明显增升效果所需的引气量, 产生有效控制力所需的引气量更小, 仅占发动机总进气量的 1%~2%。近几年, 英国 BAE 系统公司联合多所高校研发的 Demon^[8-9] 和 MAGMA^[10] 无舵面 (虚拟舵面) 无人机相继试飞成功, 说明环量控制技术有很大潜力取代机械舵面, 为飞行器提供控制力。

比起机械舵面, 虚拟舵面机翼一体性强, 没有明显的尖锐边缘、缝隙和凸起物等雷达散射源, 提高了隐身性能。虚拟舵面还去除了机械舵面所需的液压作动器、传动关键件和传动接头等组件, 减轻机身重量的同时提高

收稿日期: 2020-03-10; 退修日期: 2020-03-20; 录用日期: 2020-04-15

基金项目: 国家自然科学基金 (11972306); 中央高校基本科研业务费 (310201901A004); 翼型叶栅空气动力学重点实验室基金

*通信作者: Tel.: 15802935215 E-mail: xuheyong@nwpu.edu.cn

引用格式: Fu Zhijie, Xu Heyong, Du Hai, et al. Investigation on flapless wing based on circulation control [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2020, 31(05): 11-22. 付志杰, 许和勇, 杜海, 等. 基于环量控制的虚拟舵面机翼气动特性计算研究 [J]. *航空科学技术*, 2020, 31(05): 11-22.

了机翼的维修性^[11]。

机械舵面依靠控制舵面偏转角度来控制飞行,虚拟舵面依靠调节射流动量系数大小来控制飞行,为了研究这两种完全不同的控制方式能否产生相同的控制效果,本文分别对不同舵偏角的机械舵面模型和不同射流动量系数的虚拟舵面模型进行了数值模拟,并与试验结果进行对比,从机翼的受力等方面分析二者的异同。为了进一步研究虚拟舵面的环量控制系统的效率,本文对不同喷口高度的虚拟舵面进行了能耗计算和对比,并定义了等效升阻比的概念来比较不同喷口高度的虚拟舵面的气动效率。

1 模型和数值方法

1.1 模型和网格

本文使用的是半展长机翼模型^[12],基准模型的俯视图如图1所示。机翼由内、中、外三段组成,三段翼的4个端面A、B、C、D处的翼型如图2所示,各个端面的弦长和展向分布在表1中列出,其中展向分布是指各端面到翼根的距离与展长的比值。机翼的前缘后掠角 $\Lambda = 35^\circ$,半展长 $b/2 = 688\text{mm}$,平均气动弦长 $MAC = 328.7\text{mm}$ 。

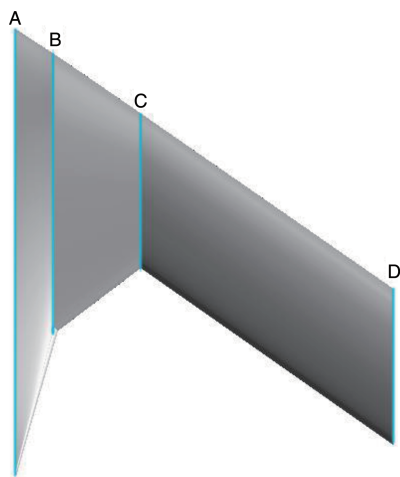


图1 基准模型俯视图

Fig.1 The baseline wing planform

机械舵面和虚拟舵面模型均由基准模型得到。图3是两种模型的简化示意图,机械舵面的后缘是传统的可上下偏转的襟翼(见图3(a)红色部分),虚拟舵面的后缘是切向吹气的Coanda曲面(见图3(b)红色部分)。襟翼和Coanda曲面只分布在外段翼上,后文的弦长 c 指外段翼的弦长,即 $c = 262.6\text{mm}$ 。

机械舵面模型的襟翼绕位于 $x = 0.772c$ 处的旋转轴转动。为了便于生成高质量结构网格,对基准模型进行如下

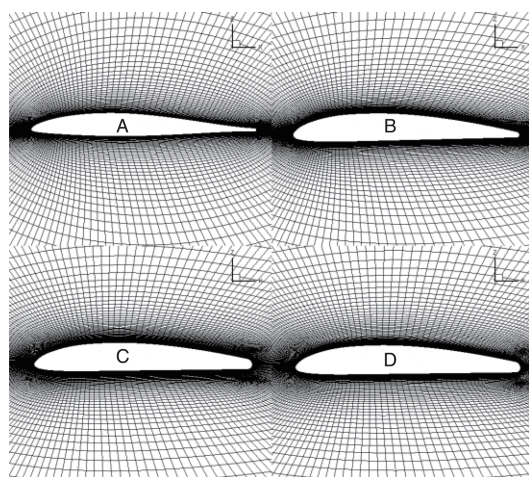


图2 4个端面翼型

Fig.2 Four cross sections of the wing

表1 4个端面的弦长和展向分布

Table 1 Chord lengths and spanwise locations of the four sections

参数	A	B	C	D
弦长/mm	814.2	490.9	262.6	262.6
展向分布	0	0.104	0.332	1

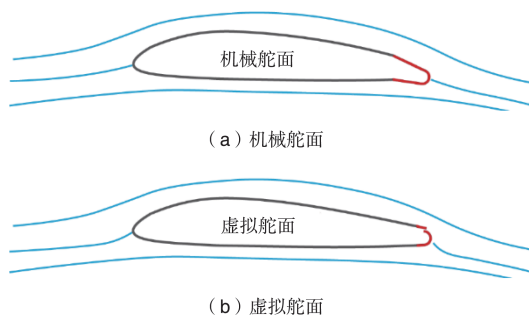


图3 机械舵面模型和虚拟舵面模型剖面示意图

Fig.3 Sketch of the flap wing and flapless wing

处理:(1)在襟翼两端各留出一个3mm的缝隙,如图4所示;(2)襟翼与主翼的翼面用样条线光滑连接,如图5所示。前者避免了偏转襟翼的两端与主翼形成的“剪刀差”几何不连续问题,有利于提升网格质量;后者提高了机翼的一体性,便于生成O形网格。

机械舵面整体为O形网格拓扑,网格总量约为 4.3×10^6 ,第一层网格高度0.01mm,保证了第一层网格的 $y^+ < 1$ 。机械舵面模型共有4个,分别为襟翼舵偏角 $\theta = 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ 和 30° 。

虚拟舵面模型由基准模型修型得到。将传统翼型修型为环量控制翼型通常有两种方法,第一种方法是适当增大后半段翼型的厚度,变尖后缘为钝后缘,这样不仅满

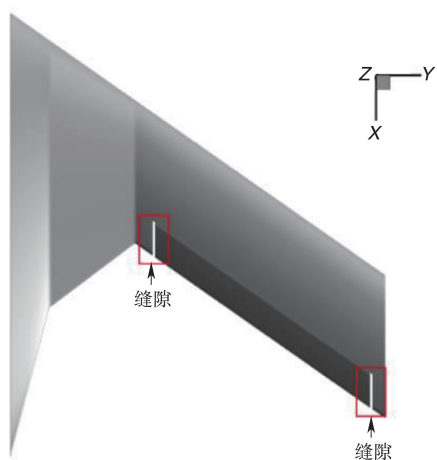


图4 机械舵面
Fig.4 Flap wing

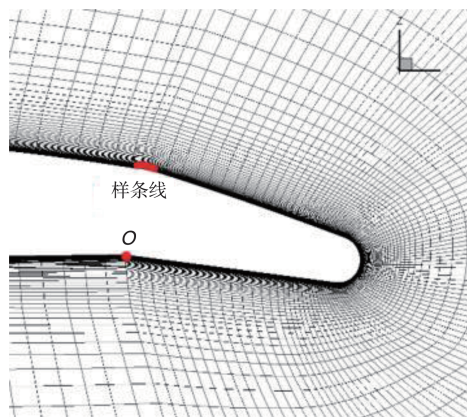


图5 襟翼旋转示意图
Fig.5 Sketch of the deflected flap

足 Coanda 曲面的钝后缘要求,也保证了充足的内部空间来布置管道和阀等组件。此方法不改变弦长,但在加厚翼型时要保证翼面足够光滑,难度大。第二种方法是直接切去尖后缘,变成钝后缘翼型,这种方法操作简单,但缺点是弦长变小。本文的机械舵面本身为钝后缘,可直接将后缘修形为 Coanda 曲面,如图 6 所示。图 7 是 Coanda 曲面的放大图,蓝色区域表示 Coanda 曲面,红色区域表示射流喷口。

Coanda 曲面为半圆形,如图 8 所示,半径 $r = 5.36\text{mm}$, 喷口在 $x = 0.976c$ 的位置,喷口高度 $h = 0.35\text{mm}$,喷口宽度 $b_j = 476.8\text{mm}$ 。虚拟舵面整体为 O 形网格拓扑,图 9 是翼型示意图以及喷口位置放大图。

1.2 数值方法和网格无关性验证

本文的所有算例使用 ANSYS CFX 求解器计算,湍流模型采用基于 RANS 方程的 SST 模型。美国国家航空航天

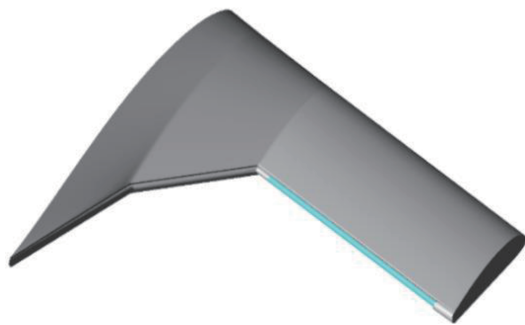


图6 虚拟舵面
Fig.6 Flapless wing

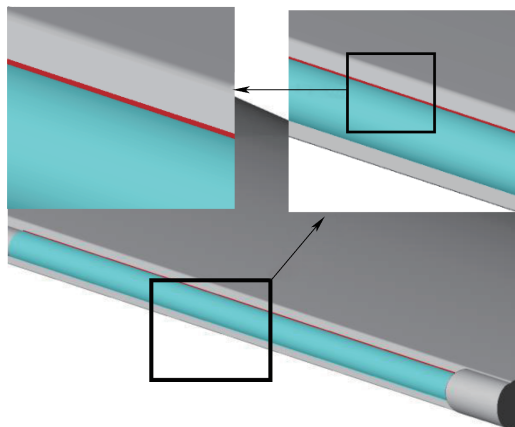


图7 Coanda曲面
Fig.7 Coanda surface

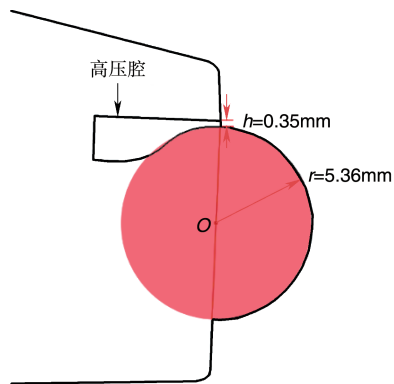


图8 Coanda曲面形状
Fig.8 Profile of the Coanda surface

局(NASA)^[13]建立了环量控制翼型的试验数据库,目的是帮助验证计算流体力学(CFD)程序的可靠性和准确性。

本文用 CC020-010EJ 翼型的风洞试验数据来验证本文中使用的数值模拟方法。计算条件是 $Ma = 0.1$, $C_\mu = 0.047$, $\alpha = 0^\circ$, 基于弦长的雷诺数 $Re = 5 \times 10^5$ 。射流入口的边界条件为质量入口。对于给定的 C_μ , 通过以下公式可计算出对应的质量流量率:

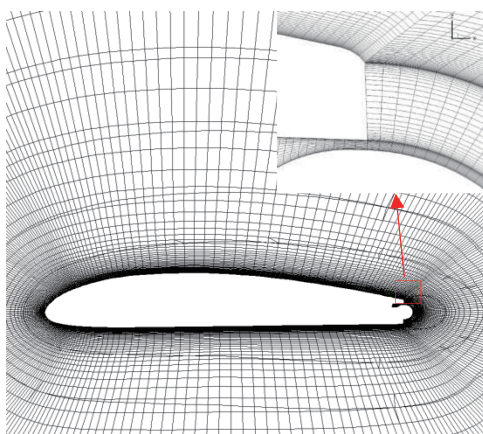


图9 虚拟舵面剖面网格

Fig.9 Grid of the cross section of flapless wing

$$C_\mu = \frac{\dot{m}_j V_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} = \frac{\rho_j V_j A_j V_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} = \frac{A_j V_j^2}{\frac{1}{2} V_\infty^2 S} \quad (1)$$

$$V_j = \sqrt{\frac{V_\infty^2 S C_\mu}{2 A_j}} \quad (2)$$

$$\dot{m}_j = \rho_j V_j A_j = \rho_j V_\infty \sqrt{\frac{A_j S C_\mu}{2}} \quad (3)$$

式中:带下标j表示射流喷口处的物理量,带下标 ∞ 表示自由来流的物理量。由于喷口处为低速射流,假设 $\rho_j = \rho_\infty$ 。

对网格量分别为 3×10^4 、 5×10^4 、 7.5×10^4 的三种不同密度的网格进行数值模拟,具体网格参数见表2。中等网格量的CC020-010EJ翼型如图10所示。

表2 CC020-010EJ翼型的网格参数

Table 2 Details of the grids employed for the CC020-010EJ airfoil

参数	粗网格	中等网格	细网格
远场半径/c	58.6	58.6	58.6
周向节点	200	250	300
法向节点	150	200	250
第一层网格高度/c	1×10^{-5}	1×10^{-5}	1×10^{-5}
网格总量	30000	50000	75000

对比CC020-010EJ翼型的表面压力系数的计算值与试验值^[11],如图11所示,发现计算结果与试验结果高度吻合,三条不同网格密度的压力系数曲线几乎重合,说明本文中使用的数值方法有较高的可靠性和准确性。

对不同网格密度的CC020-010EJ翼型的升阻力系数的计算结果与试验结果进行比较(见表3),可以发现数值模拟的升阻力系数比试验结果稍大,但总体而言计算值与试验值很接近。随着网格量增大,计算结果的精度更高,但加密网格所带来的精度收益在逐渐减小,同时消耗更多的计算

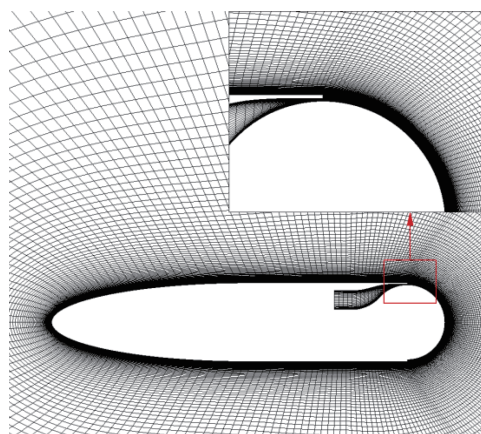


图10 CC020-010EJ翼型中等网格

Fig.10 The medium grid of CC020-010EJ airfoil

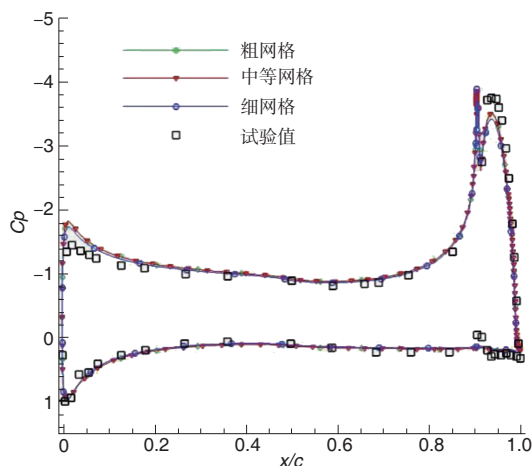


图11 不同网格密度的压力系数分布对比

Fig.11 Comparison of the surface C_p distributions of grid density

资源和时间。所以平衡计算精度和效率,本文选择中等网格的节点分布作为两种模型网格划分的参考。

表3 不同网格密度的升阻力系数对比

Table 3 Comparison of the lift and drag coefficients of grid density

参数	粗网格	中等网格	细网格	试验值
网格量	200×150	250×200	300×250	—
C_L	1.496	1.476	1.462	1.363
C_D	0.0369	0.0362	0.0360	0.0312

2 结果与讨论

2.1 试验结果与计算结果对比

两种模型的计算条件是自由来流速度 $V_\infty = 20\text{m/s}$,基于弦长的雷诺数 $Re = 5 \times 10^5$,迎角范围从 -4° 到 30° 。机械舵面

的舵偏角 θ 分别为 0° , 10° , 20° 和 30° ; 虚拟舵面的射流动量系数分别为 0, 0.001, 0.003, 0.005, 0.009, 0.013, 0.015, 0.02, 0.025, 0.03, 0.035, 0.04。

本文的试验数据来自于西华大学的风洞试验。图 12 是机械舵面升阻力系数的计算与试验结果对比。从升力系数曲线对比图看, 迎角在 $-4^\circ \sim 8^\circ$ 的线性段内试验结果与计算结果吻合程度很好, 尤其是舵偏角为 0° 和 10° 时, 二者几乎重合, 舵偏角增大到 20° 和 30° 时, 试验结果比计算结果偏大, 但升力系数曲线的斜率保持相同; 在大迎角状态时, 试验结果表明机械舵面有较好的失速特性, 没有出现升力突然下降的情况, 保证了飞机的失速改出能力, 计算结果的最大升力系数和失速迎角均比试验结果大, 原因可能是使用的 RANS 湍流模型在模拟大分离流动时精度不高。从阻力系数曲线对比图看, 由于 CFX 软件对阻力的计算精度不高, 计算结果与试验结果相差较大。

计算结果显示 $C_\mu > 0.015$ 时虚拟舵面的升阻力系数比机械舵面舵最大偏角 $\theta = 30^\circ$ 的大很多, 说明 C_μ 超过 0.015 后, 其产生的控制力超过了机械舵面最大舵偏角产生的控制力, 二者无法作对比, 所以本节仅针对具有对比意义的 $0 \leq C_\mu \leq 0.013$ 区间进行分析。

图 13 是虚拟舵面升阻力系数曲线的计算与试验结果对比。从升力系数曲线对比图看, 迎角在 $-4^\circ \sim 8^\circ$ 的线性段内 $C_\mu = 0, 0.005$ 和 0.009 的试验结果与计算结果吻合程度很好, $C_\mu = 0.013$ 的计算结果稍大于试验结果; 大迎角时, 虚拟舵面与机械舵面的情况类似, 计算结果的最大升力系数和失速迎角均比试验结果大。从阻力系数曲线看, 在较小迎角 (6° 以下) 及失速以后 (20° 以上), 计算值与试验值的变化趋势和吻合度较好, 但是在 6° 至失速前的范围内, 二者相差较大, 特别是试验值呈下降趋势, 而计算值呈单调递增趋势。

总体来看, CFD 方法能准确计算出机械舵面和虚拟舵面的气动力, 二者的对比具有可靠性和准确性。

2.2 机械舵面与虚拟舵面对比

2.2.1 两种舵面的等舵效关系

通过调节射流动量系数, 虚拟舵面能否产生与机械舵面相同的控制力和力矩是本文研究的主要内容。本文将 4 个不同舵偏角的机械舵面的升阻力系数和俯仰力矩系数曲线作为目标曲线, 用不同 C_μ 的虚拟舵面的力和俯仰力矩系数曲线和目标曲线作对比, 若三条曲线均吻合, 则认为该 C_μ 具有与目标曲线舵偏角相同的舵效。为得到最好的匹配结果, 增加计算 C_μ 在 0~0.013 范围内以 0.001 为间隔的之前没有计算的状态。

数值模拟的匹配结果如图 14(a)~图 14(c) 所示, 图 14(d)~

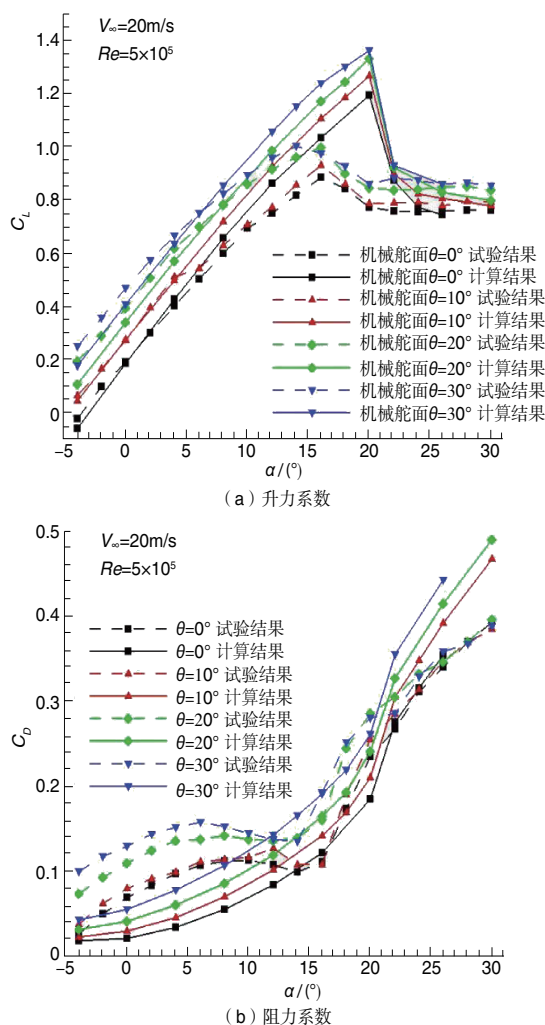


图 12 机械舵面升阻力系数的计算与试验结果对比
Fig.12 Comparison of CFD and experiment results of C_L and C_D of flap wing

图 14(f) 是对应的试验结果的匹配对比。从图 14(a)~图 14(c) 中的匹配情况看, $\theta=0^\circ$ 与 $C_\mu=0$ 、 $\theta=10^\circ$ 与 $C_\mu=0.005$ 、 $\theta=20^\circ$ 与 $C_\mu=0.009$ 和 $\theta=30^\circ$ 与 $C_\mu=0.012$ 具有相同的舵效。除了虚拟舵面的失速迎角比机械舵面大一点, 4 组等舵效的升力系数和俯仰力矩系数曲线几乎重合。从图 14(b) 还发现 $\theta=0^\circ$ 的阻力系数比 $C_\mu=0$ 的大, 这是因为修形后虚拟舵面后缘更钝, 压差阻力增大, 其余三组的虚拟舵面的阻力系数均小于机械舵面, 这说明虚拟舵面的环量控制技术具有减阻的作用。

图 14(d)~图 14(f) 的试验结果对比也证明了上述的等舵效关系。从图 14(d) 还发现, 机械舵面失速后没有出现升力突然下降的情况, 而虚拟舵面的升力下降非常明显, 说明前者的失速特性要优于后者。

机械舵面和虚拟舵面之间的等舵效关系说明环量控制系统能够取代活动操纵面, 完成对飞行器的控制。从控制飞行器

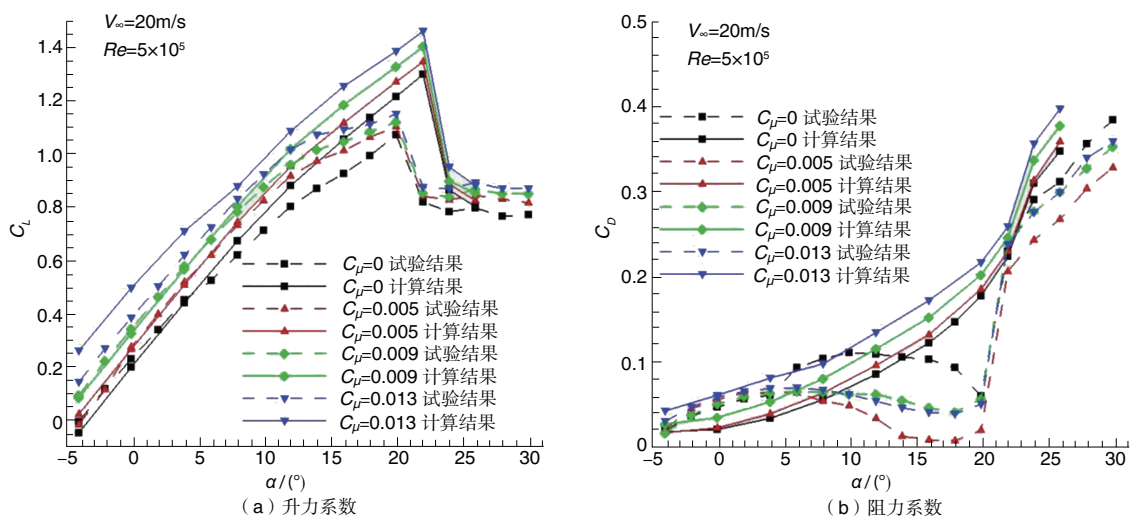
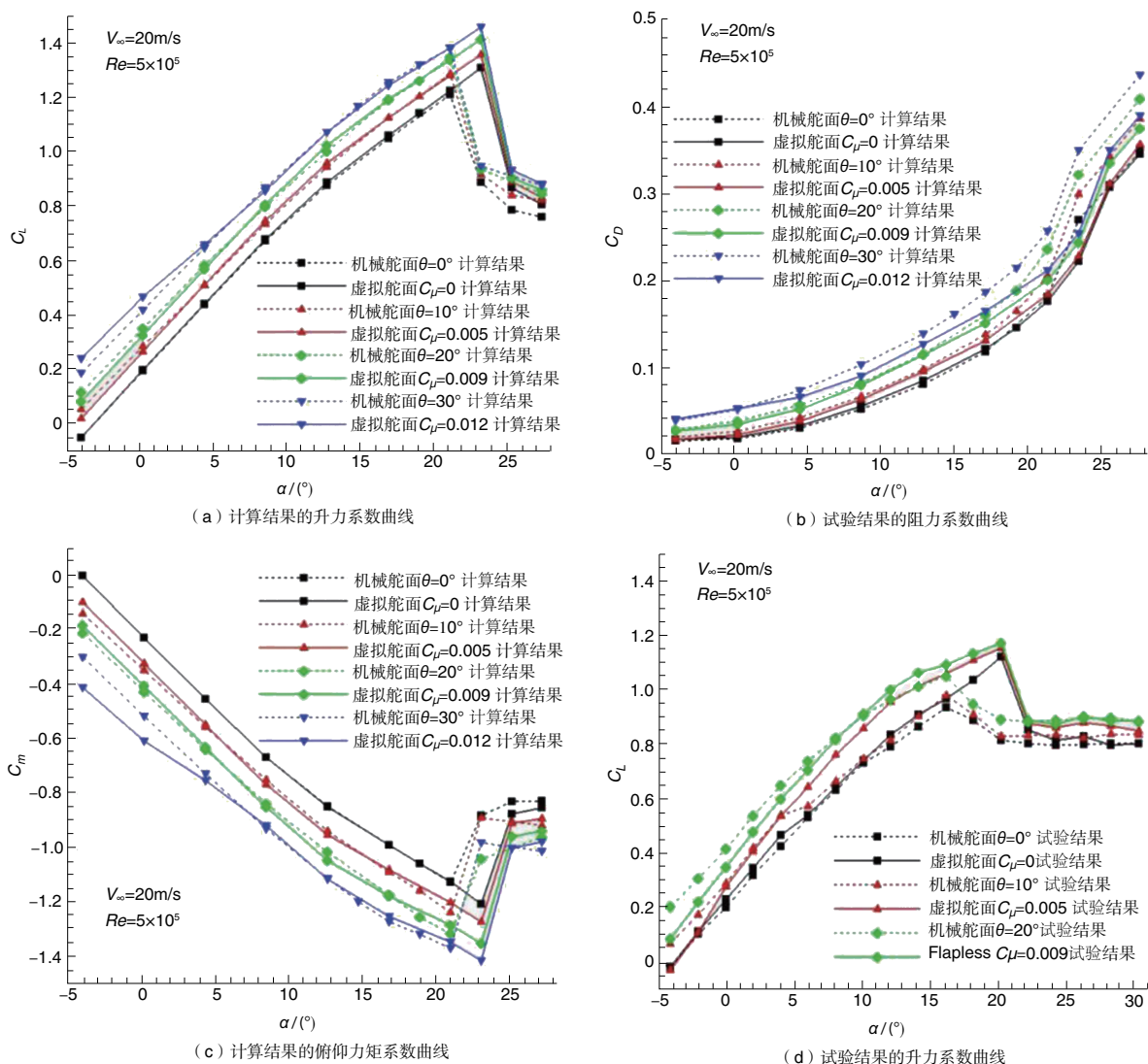


图 13 虚拟舵面升阻力系数的计算与试验结果对比

Fig.13 Comparison of CFD and experiment results of C_L and C_D of flapless wing

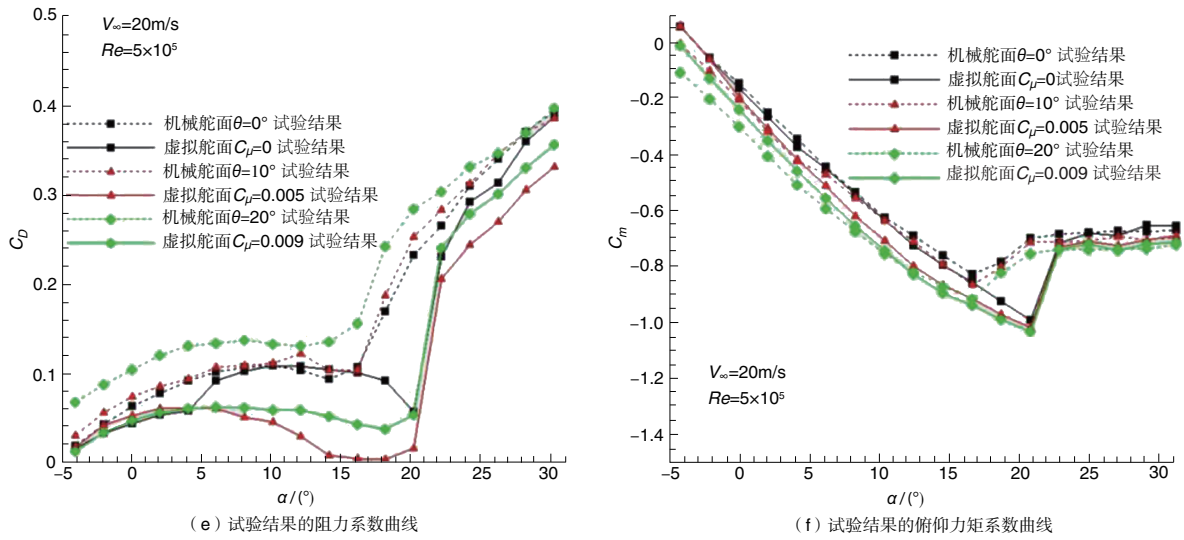
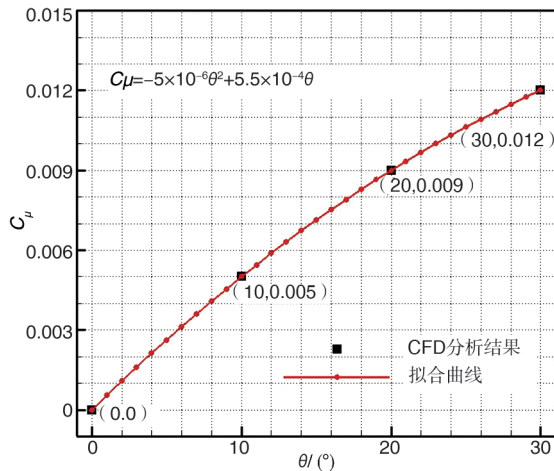


图14 机械舵面与虚拟舵面的等舵效关系

Fig.14 Equivalent control authority of the flap and flapless wing

的角度考虑,机械舵面和虚拟舵面的输入都是操纵杆的位移量,不同的是前者的输出是舵偏角 θ ,后者是 C_μ 。若 θ 和 C_μ 之间有某种关系,就可以通过修改机械舵面控制系统的传递函数,变成虚拟舵面的控制系统的传递函数,有助于机械舵面和虚拟舵面之间的转换,加速虚拟舵面飞行器的研究和推广。为进一步寻找相同舵效下机械舵面舵偏角 θ 和虚拟舵面 C_μ 对应关系的变化规律,对上述4组数据进行多项式拟合。图15给出了二者拟合后的等舵效关系曲线,可以看出, $C_\mu-\theta$ 曲线满足 $C_\mu = -5 \times 10^{-6} \theta^2 + 5.5 \times 10^{-4} \theta$ 的二次多项式关系。随着 θ 增大,曲线斜率逐渐减小。这说明 θ 越大,改变单位舵偏角需要更小的 C_μ 增量,即大 C_μ 具有比小 C_μ 更强的控制效果。

图15 等舵效状态下的 θ 和 C_μ 对应关系图Fig.15 θ and C_μ relationship curve with equivalent control authority

2.2.2 两种舵面构型的流场对比

虽然等舵效的机械舵面和虚拟舵面具有相同的控制力和力矩,但是两种舵面存在结构差异,机翼表面的压力分布和流线必然存在一些不同之处。图16对比了两种舵面的极限流线和表面压力分布。从图16(a)机械舵面上翼面的极限流线可以发现,气流在主翼面上为附着流动,在襟翼上的展向流动十分明显,产生了流动分离现象,而图16(b)虚拟舵面的对应位置展向流动几乎没有,整个翼面均为附着流动。对比二者极限流线,说明虚拟舵面在根本上避免了襟翼大角度偏转所带来的流动分离现象,机翼弦向的载荷分布更好。

机械舵面在襟翼上表面发生了流动分离,而虚拟舵面为附着流动,这两种控制方式对机翼下游的流场是否产生不同的影响?图17给出了机械舵面和虚拟舵面的三维流线图。对比发现,两种舵面的下游流场比较类似,即外段翼两端均有两个大小不同的涡,内侧的涡小但向下偏折角度大。这更直观地说明了两种舵面的不同控制方式对下游的流场产生了基本等效的影响。

2.3 喷嘴高度对气动效率和能耗的影响

2.3.1 功率系数和等效升阻比的定义

本文自由来流和喷嘴的马赫数远小于0.3,可视为不可压缩流动。由射流流量系数的计算公式(1)可看出 C_μ 与喷嘴高度 h 和喷嘴速度的平方 V_j^2 成正比,即:

$$C_\mu \propto \frac{h}{c} \left(\frac{V_j}{V_\infty} \right)^2 \quad (4)$$

机械舵面飞行器靠活动操纵面改变流场,活动操纵面由液压作动器驱动,作动器所消耗的能量占比很小,甚至可忽略

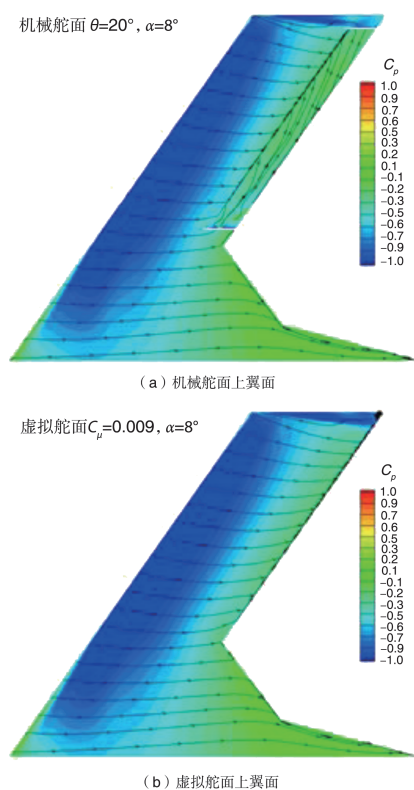


图 16 两种舵面的极限流线和压力分布图

Fig.16 Limiting streamline and pressure distribution of two wings

不计。与机械舵面飞行器不同,虚拟舵面飞行器需要消耗额外的能量产生所需的射流,射流向流场注入能量,起到控制作用。虚拟舵面飞行器在机动飞行或巡航时,气压泵持续不断引气所消耗的能量不可忽略,对其进行能耗分析十分必要。

假设环量控制系统的气压泵入口连接自由流动的气体,出口连接高压腔入口。自由流动的气体经气压泵压缩后进入高压腔(即射流通道的),高压气体从喷口喷出形成射流。气压泵所消耗的功率计算公式如下:

$$P = \frac{\dot{m} c_p T_{01}}{\eta} \left(\left(\frac{p_{02}}{p_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (5)$$

式中: $\dot{m}$ 为流经气压泵的气体质量流量; c_p 为比定压热容,常温下的空气取 1004 J/(kg·K); T_{01} 为气压泵入口的总温,本文近似取 288.349K; p_{01} 为气压泵入口的总压,本文近似取 101570.203Pa; p_{02} 为气压泵出口的总压,即高压腔入口处的总压; γ 为空气的比热比,取值 1.4; η 为气压泵的工作效率,本文取 $\eta = 0.85$ 。气压泵的功率系数 $p_{c,jet}$ 为:

$$p_{c,jet} = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^3 S} \quad (6)$$

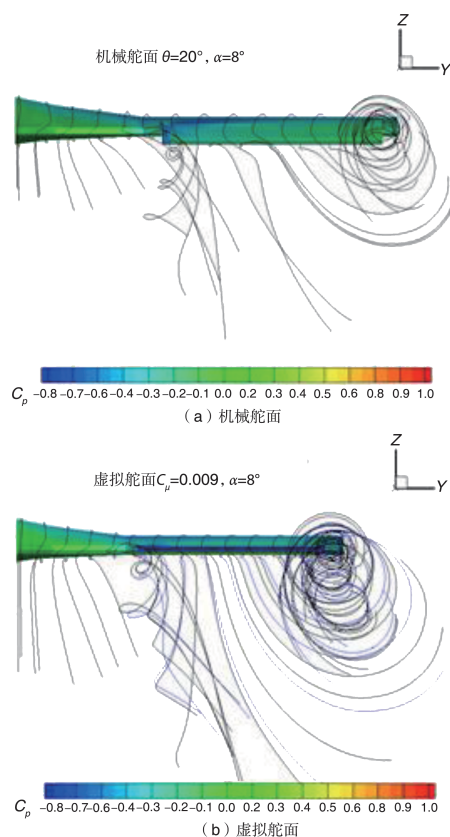


图 17 两种舵面的三维流线

Fig.17 3D streamline of two wings

升阻比是衡量飞行器气动效率优劣的重要指标之一,机械舵面飞行器的升阻比用升力与阻力的比值 L/D 表示。对于虚拟舵面飞行器,可将气压泵的能量消耗视为阻力的一种表现形式,则虚拟舵面飞行器的等效升阻比 $(L/D)_{cc}$ 定义为:

$$\left(\frac{L}{D} \right)_{cc} = \frac{L}{D + \frac{P}{V_{\infty}}} \quad (7)$$

式(7)的定义方法与2015年Lefebvre^[14]在研究联合射流飞行器的升阻比特性时提出的修正气动效率新概念类似。

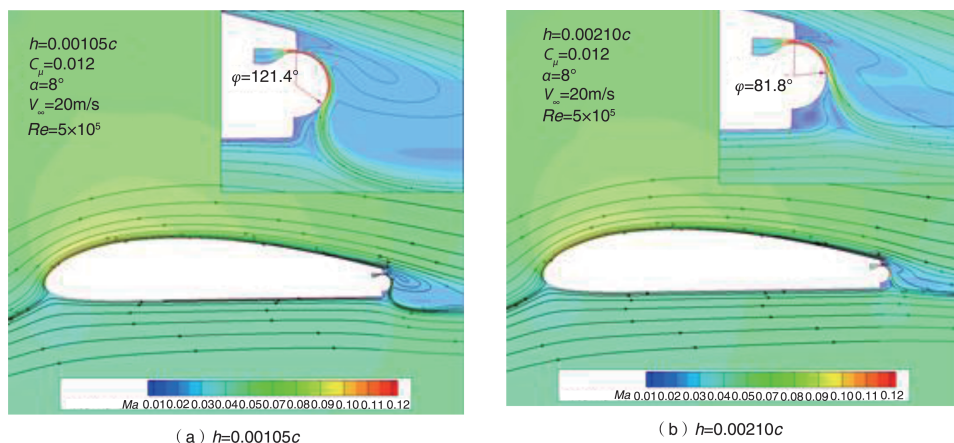
2.3.2 喷口高度对气动效率的影响

由式(4)可知在设计虚拟舵面机翼时, h/c 是影响环量控制效果的重要参数。为研究喷口高度对环量控制效果的影响,本文对喷口高度为 $2h$ 的模型进行了计算。由式(4)看出,在相同 C_{μ} 下,喷口高度加倍,喷口速度减小为原来的 $1/\sqrt{2}$,即单位体积的射流动能减小一半^[15],这会造成分离角度减小,射流效果减弱。图18给出了相同 C_{μ} 下不同喷口高度的马赫数云图,且定义射流从喷口位置到与Coanda曲面分离位置之间的圆弧所对应的圆心角为分离角,用 ϕ 表示。对比图18(a)和图18(b)两图可以看出,从 $h = 0.00105c$ 的喷口喷出的射流附着在Coanda

曲面上的距离比从 $h = 0.0021c$ 喷口喷出的远,分离点位置更靠近 Coanda 曲面的末端,前者的分离角比后者大 40° ,后者的射流使主流发生偏折的能力明显减弱。这说明在相同 C_μ 下,不

同喷口高度的虚拟舵面的环量控制效果差异明显。

图 19 给出了不同喷口高度的虚拟舵面升阻力系数、俯仰力矩系数和等效升阻比曲线。从图 19(a)~图 19(c)

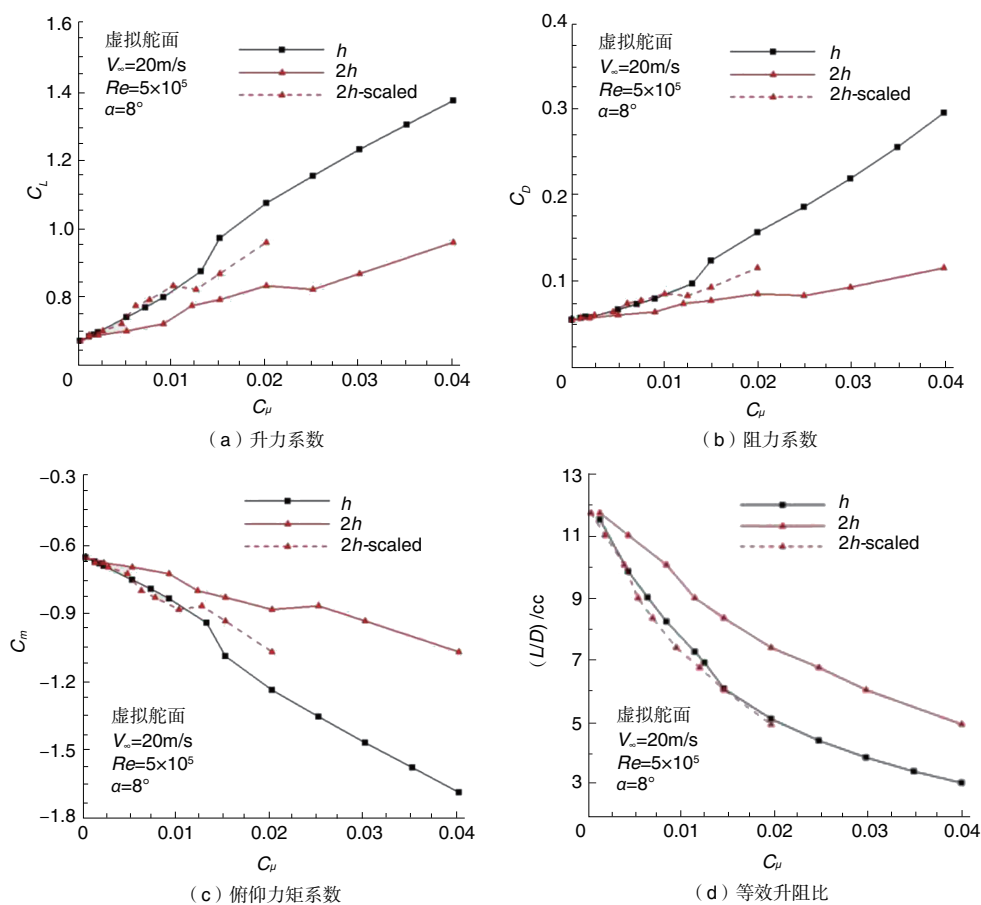


(a) $h=0.00105c$

(b) $h=0.00210c$

图 18 不同喷口高度的马赫数云图

Fig.18 Mach contour of different slot height flapless wings



(a) 升力系数

(b) 阻力系数

(c) 俯仰力矩系数

(d) 等效升阻比

图 19 不同喷口高度的虚拟舵面升阻力系数、俯仰力矩系数和等效升阻比对比

Fig.19 Comparison of C_L , C_D and C_m curves of different slot height flapless wings

可以看出,相同 C_μ 下喷口高度 h 的虚拟舵面的升阻力系数和俯仰力矩系数均比喷口高度 $2h$ 的大,说明相同 C_μ 下喷口高度 h 的控制力强于喷口高度 $2h$ 的。这是因为喷口高度越小,射流速度越大,射流附着 Coanda 曲面流动的距离越远,机翼绕流环量越大,升力系数越大。但从图 19(d) 发现,喷口高度 h 的虚拟舵面的等效升阻比反而要比喷口高度 $2h$ 的低,这是因为虽然前者的升力大于后者,但是前者的阻力和能耗也大于后者且所占比重较大,导致前者的等效升阻比比后者小。

为保证射流的喷口处速度相同,现对喷口高度 $2h$ 的虚拟舵面的升阻力系数、俯仰力矩系数和等效升阻比曲线的横坐标进行坐标变换,即 $C_\mu' = 1/2 C_\mu$ 。变化后的 $2h$ -scaled 曲线如各图中红色虚线所示。从图 19(a)~图 19(c) 可以看出, h 与 $2h$ -scaled 两条曲线在 $C_\mu < 0.01$ 时的升阻力系数和俯仰力矩系数几乎相同; $C_\mu > 0.01$ 时 $2h$ -scaled 曲线的值小于 h 曲线。但是图 19(d) 表明 h 与 $2h$ -scaled 的等效升阻比曲线几乎重合,说明在射流速度相同的情况下,不同喷口高度的虚拟舵面的等效升阻比相同。

2.3.3 喷口高度对能耗的影响

图 20 给出了不同喷口高度的虚拟舵面所消耗的 $p_{c, \text{jet}}$ 随 C_μ 的变化趋势。从图中可以发现,随着 C_μ 增大, $p_{c, \text{jet}}$ — C_μ 曲线的斜率逐渐增大。这说明在大 C_μ 时,增加相同的 C_μ 需要更大的 $p_{c, \text{jet}}$ 增量,意味着更明显的能量消耗提升。图中两条实线为喷口高度 h 和 $2h$ 的虚拟舵面的原始 $p_{c, \text{jet}}$ — C_μ 曲线,发现相同 C_μ 下,小喷口需要耗费更大的功率。

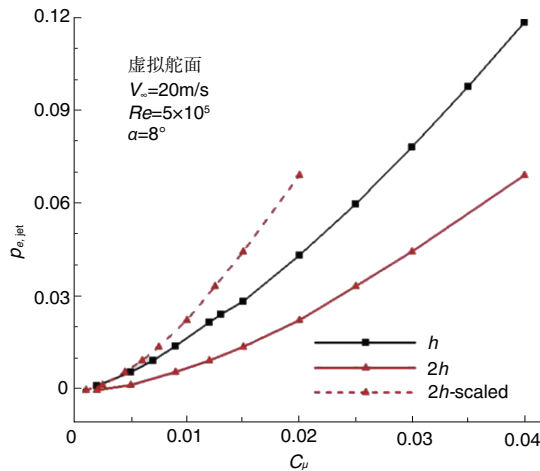


图 20 不同喷口高度的功率系数

Fig.20 Power coefficient of different slot height flapless wing

前文图 18 已经给出了相同 C_μ 情况下,喷口高度大,射流速度小。为了分析在相同射流速度下不同喷口高度的 $p_{c, \text{jet}}$ 变化,对喷口高度 $2h$ 的虚拟舵面的 $p_{c, \text{jet}}$ — C_μ 曲线进行

坐标变换,即 $C_\mu' = (1/2) C_\mu$,得到图中 $2h$ -scaled 的红色虚线。比较喷口高度 h 和 $2h$ -scaled 这两条曲线,发现喷口高度 $2h$ 的 $p_{c, \text{jet}}$ 比喷口高度 h 大,且差值随 C_μ 增大而增大。说明在射流速度相同的情况下,喷口高度较大的气压泵比喷口高度较小的消耗更多的能量。

图 19 和图 20 证明了相同 C_μ 下,喷口高度 h 的虚拟舵面控制力强但气压泵所需功率高,喷口高度 $2h$ 的虚拟舵面控制力弱但气压泵所需功率低,说明喷口高度的设计受到机翼的控制力大小和气压泵所需功率大小的双重限制。喷口高度的最优化设计仍需要继续深入研究。

3 结论

本文对机械舵面和虚拟舵面两种机翼进行数值模拟,并与试验结果进行对比,进一步探寻了机械舵面舵偏角 θ 和虚拟舵面射流动量系数 C_μ 之间的等舵效关系。为了研究虚拟舵面的喷口高度对气动效率和能耗的影响,又对喷口高度 $2h$ 的模型进行计算,并且定义了一个新的计算虚拟舵面气动效率的公式,对比了射流动能相同的情况下不同喷口高度的虚拟舵面的升阻力系数、俯仰力矩系数和等效升阻比曲线,还对比了不同喷口高度下的环量控制系统的能量消耗。可以得出如下结论:

(1) 通过对比试验结果,发现用本文中的 CFD 方法能较准确模拟出机械舵面和虚拟舵面的真实气动力。

(2) 通过匹配机械舵面和虚拟舵面的升阻力系数和俯仰力矩系数曲线,发现两种舵面在 $\theta = 0^\circ$ 与 $C_\mu = 0$ 、 $\theta = 10^\circ$ 与 $C_\mu = 0.005$ 、 $\theta = 20^\circ$ 与 $C_\mu = 0.009$ 和 $\theta = 30^\circ$ 与 $C_\mu = 0.012$ 时具有等舵效关系,且舵偏角 θ 和 C_μ 满足 $C_\mu = -5 \times 10^{-6} \theta^2 + 5.5 \times 10^{-4} \theta$ 的二次多项式关系。

(3) 机械舵面失速后没有出现升力突然下降的情况,而虚拟舵面失速后升力下降非常明显,说明机械舵面的失速特性要优于虚拟舵面。

(4) 机械舵面的襟翼上表面会发生流动分离现象,而虚拟舵面上全部为附着流动,射流控制技术能避免机械舵面上的襟翼大角度偏折情况下的流动分离现象,且两种控制方式对下游气流的影响几乎相同。

(5) 在射流速度相同的情况下,不同喷口高度的虚拟舵面的等效升阻比相同,但喷口高度 h 的气压泵所消耗的功率小于喷口高度 $2h$ 的气压泵所消耗功率。

(6) 在 C_μ 相同时,喷口高度 h 的虚拟舵面控制力强但气压泵所需功率高,喷口高度 $2h$ 的虚拟舵面控制力弱但气压泵所需功率低。喷口高度的设计受到机翼的控制力大小和

气压泵所需功率大小的双重限制。

AST

参考文献

- [1] Englar R J, Williams R M. Design of a circulation control stern plane for submarine applications[R]. Bethesda: David W. Taylor Naval Ship Research and Development Center, 1971.
- [2] Englar R J. Two-dimensional subsonic wind tunnel tests of two 15-percent thick circulation control airfoils[R]. Bethesda: David W. Taylor Naval Ship Research and Development Center, 1971.
- [3] Englar R J. Experimental investigation of the high velocity Coanda wall jet applied to bluff trailing edge circulation control airfoils[R]. Bethesda: David W. Taylor Naval Ship Research and Development Center, 1975.
- [4] Abramson J, Rogers E. High-speed characteristics of circulation control airfoils[C]//21st Aerospace Sciences Meeting, 1983: 265.
- [5] Loth J L, Fanucci J B, Roberts S C. Flight performance of a circulation controlled STOL aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1976, 13(3): 169-173.
- [6] Warsop C, Crowther W J. Fluidic flow control effectors for flight control[J]. AIAA Journal, 2018, 56(10): 3808-3824.
- [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] Buonanno A. Aerodynamic circulation control for flapless flight control of an unmanned air vehicle[D]. Bedfordshire: Cranfield University, 2009.
- [9] Fielding J P, Mills A, Smith H. Design and manufacture of the DEMON unmanned air vehicle demonstrator vehicle[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2010, 224 (4): 365-372.
- [10] Warsop C, Crowther W. NATO AVT-239 task group: Flight demonstration of fluidic flight controls on the magma subscale demonstrator aircraft[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, 2019: 0282.
- [11] 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)

- [12] 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)
- [13] Englar R, Jones G, Allan B, et al. 2-D circulation control airfoil benchmark experiments intended for CFD code validation[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009: 902.
- [14] Lefebvre A M, Zha G C. Design of high wing loading compact electric airplane utilizing co-flow jet flow control[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015: 0772.
- [15] Xu H Y, Qiao C L, Yang H Q, et al. Active circulation control on the blunt trailing edge wind turbine airfoil[J]. AIAA Journal, 2018, 56(2): 554-570. (责任编辑 陈东晓)

作者简介

付志杰(1994-)男,硕士研究生。主要研究方向:计算流体力学、流动控制。

Tel: 15620032372

E-mail: zjfu@mail.nwpu.edu.cn

许和勇(1980-)男,博士,教授。主要研究方向:计算流体力学、流动控制。

Tel: 15802935215

E-mail: xuheyong@nwpu.edu.cn

杜海(1985-)男,博士,讲师。主要研究方向:空气动力学、流动控制。

Tel: 15196686983

E-mail: duhai2017@163.com

王宇航(1991-)男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器设计。

Tel: 15810113662

E-mail: yunmengjingtian@163.com

徐悦(1979-)男,博士,研究员。主要研究方向:空气动力学、流动控制。

Tel: 010-84929359

E-mail: xuyue@cae.ac.cn

Investigation on Flapless Wing Based on Circulation Control

Fu Zhijie¹, Xu Heyong^{1,*}, Du Hai², Wang Yuhang³, Xu Yue³

1. *National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 700072, China*

2. *Key Laboratory of Fluid and Power Machinery, Ministry of Education, Xihua University, Chengdu 610039, China*

3. *Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China*

Abstract: Applying circulation control at the wing trailing edge could change the aerodynamics of the wing. The numerical simulations of the flap wing with different flap deflection angles θ and the flapless wing with different jet momentum coefficients C_{μ} are conducted to investigate the control effect of the circulation control applied on the flapless aircraft. It is found that the control authority of the flap wing at $\theta = 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ are equivalent to that of the flapless wing with $C_{\mu} = 0, 0.005, 0.009, 0.012$ after comparing the lift, drag and moment coefficient curves between them. And θ and C_{μ} are quadratic polynomial relations. Further, the numerical simulations of the flapless wing with different slot heights are conducted to access the aerodynamic efficiency and the energy expenditure for the flapless wing. It is found that the equivalent lift-to-drag ratios of the flapless wing with different slot heights are equal when they have the same jet velocity, however, the flapless wing with larger slot height needs relatively more power.

Key Words: flapless wing; circulation control; equivalent control authority; energy expenditure; equivalent lift-to-drag ratio

Received: 2020-03-10; **Revised:** 2020-03-20; **Accepted:** 2020-04-15

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11972306); The Fundamental Research Funds for the Central Universities of China (310201901A004); Foundation of National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research

***Corresponding author.** Tel.: 15802935125 **E-mail:** xuheyong@nwpu.edu.cn