

文章编号:1674-8190(2022)01-028-14

协同射流在垂直尾翼流动控制中的应用研究

史子颢,许和勇,郭润杰,刘智胜,姜承尚,董芳馨

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要:飞机垂直尾翼的气动特性直接关系到垂直尾翼尺寸和质量,通过流动控制方法提高垂直尾翼的升力可以进一步减小垂直尾翼尺寸,对减小结构质量具有实际意义。采用计算流体力学方法,对垂直尾翼的协同射流主动流动控制进行数值模拟;研究射流动量系数对连续协同射流的影响规律,以及射流动量系数、堵塞比、喷口数量等参数对离散协同射流的影响规律。结果表明:对于连续型协同射流,随着射流动量系数的增大,增升减阻和抑制分离的效果越显著;对于离散型协同射流,随着堵塞比的增加,增升效果逐渐下降,但功耗也同时下降;随着喷口数量的增多,增升效果先增大后减小,综合气动效率有所提升。

关键词:垂直尾翼;协同射流;离散协同射流;射流动量系数;堵塞比;喷口数量

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.01.03

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Application Research of Flow Control Using Co-flow Jet on a Vertical Tail

SHI Zijie, XU Heyong, GUO Runjie, LIU Zhisheng, JIANG Chengshang, DONG Fangxin

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The aerodynamic characteristics of the vertical tail of an aircraft are directly related to the size and weight of the vertical tail. Increasing the lift force of the vertical tail using flow control can further reduce the size of the vertical tail, which is of practical significance for reducing the weight of the structure. The computational fluid dynamics (CFD) method is used to perform the numerical simulation for the active flow control of vertical tail using the co-flow jet technique. The influence law of jet momentum coefficient on continuous co-flow jet and the influence law of jet momentum coefficient and the parameters of jet momentum coefficient, blockage ratio, injection hole number on discrete co-flow jet are studied. The results show that for the continuous co-flow jet, with the increase of jet momentum coefficient, the effectiveness of lift enhancement, drag reduction and separation suppression becomes more significant. For the discrete co-flow jet, the effectiveness of lift enhancement gradually decreases with the increase of the blockage ratio, and the power consumption also decreases at the same time. With the increase of the discrete hole number, the lift enhancement effect first increases and then decreases, and the comprehensive aerodynamic efficiency considering energy consumption is improved.

Key words: vertical tail; co-flow jet; discrete co-flow jet; jet momentum coefficient; blockage ratio; injection hole number

收稿日期: 2021-02-22; 修回日期: 2021-04-10

基金项目: 国家自然科学基金(11972306); 大学生创新创业训练计划项目(S202010699364)

通信作者: 许和勇, xuheying@nwpu.edu.cn

引用格式: 史子颢, 许和勇, 郭润杰, 等. 协同射流在垂直尾翼流动控制中的应用研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(1): 28-41.

SHI Zijie, XU Heyong, GUO Runjie, et al. Application research of flow control using co-flow jet on a vertical tail[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(1): 28-41. (in Chinese)

0 引言

垂直尾翼是操纵飞机航向偏转,并保证飞机平稳飞行的主要部件。作为飞机的操纵面,垂直尾翼必须要有较强的控制能力,能够产生足够的侧向力即升力。为了达到这样的性能,垂直尾翼通常会有较大的尺寸,这就要付出质量、阻力和能耗等方面的代价^[1],因此,如何提高飞机垂直尾翼的气动性能和控制效果是飞机设计研究的关键问题之一。近年来,主动流动控制技术(Active Flow Control,简称AFC)因其良好的应用前景受到越来越多的关注。该类技术通过控制局部的流动,达到改善翼型气动特性的目的。主动流动控制作为一种提高升力的手段,在减小垂直尾翼操纵面尺寸和质量方面也具有很大的潜力。

对于垂直尾翼的流动控制,波音公司和美国宇航局采用扫掠射流和合成射流两种技术^[1-8],开展了一系列的研究工作。其中,N. W. Rathay等^[2]对带有29.6%弦舵的后掠锥形尾翼进行了风洞实验,结果表明通过使用流动控制,在中等方向舵偏转时,侧向力增加了18%,且与合成射流相比,扫掠射流效果更好;M. Y. Andino等^[3-4]对全尺寸模型装配扫掠喷气式AFC,在最大速度下和在垂直尾翼飞行包线上进行了舵偏角和侧滑角的测试,结果表明在方向舵上产生了明显的附着流,侧向力显著增强;美国加州理工学院R. Seele等^[1,5]对14%的比例模型进行了亚尺寸实验,通过施加扫掠射流,实现了50%以上的侧向力增强。基于薄片振动的合成射流,产生的是脉冲式射流,注入流场中的能量较弱,且喷射方向难以做到沿壁面切线方向,对控制效果会产生一定影响^[9]。扫掠射流需要设计较为繁琐的振荡装置,且动态扫掠难免对稳定的外流场产生不利影响^[10]。因此,探索和发展更为有效的垂直尾翼主动流动控制方法,仍然具有很好的工程意义。

协同射流技术(Co-flow Jet,以下简称CFJ)^[11]由于其具有零质量流量消耗、能耗低、控制效果显著的特点,被认为是目前最具发展潜力的主动流动控制技术之一。因此,使用协同射流技术控制垂直尾翼流动,对于提高其气动性能和控制效果有很重要的现实意义。

近年来对于协同射流开展了一系列研究,

Zhang J等^[12]对飞机垂直尾翼操纵面翼型进行了二维CFJ数值模拟,证明了CFJ操纵面在低能耗下非常有效,可以大幅减小操纵面尺寸和质量,简化操纵系统;Zha G C等^[13]早期的风洞实验结果也表明随着射流动量系数从0.10~0.30的变化,与基准翼型相比,CFJ翼型的最大升力系数增加113%~220%,失速迎角提高100%~153%,最小阻力系数降低30%~127%;另外,Zha G C等^[14]通过LSWT风洞的CFJ实验结果首次证明CFJ翼型可以达到超升力系数(Super-lift Coefficient,简称SLC),这是势流理论定义的升力系数的理论极限;Xu K W等^[15]研究了CFJ操纵面的能量消耗,并对吹气口尺寸和位置的参数进行了研究,以获得CFJ装置的最佳气动效率,此外,还提出了两种在巡航条件下关闭CFJ,控制表面阻力最小化的方法,一种方法是在巡航时使用非常轻的射流,另一种方法是使用一个小的可移动表面段覆盖狭缝;B. Dano等^[16]早期还提出了离散型协同射流的概念,并且通过实验验证了离散型协同射流在达到相同控制效果的前提下需要更少的射流质量流;Xu K W等^[17]将CFJ应用于三维垂直尾翼构型的流动控制,研究了射流动量系数等参数对连续型协同射流控制效果的影响规律,结果表明,协同射流对垂直尾翼的气动增效具有非常显著的作用。在国内,刘沛清等^[18]最早运用CFD方法跟踪研究了协同射流对翼型的增升效果(论文将CFJ翻译为联合射流);随后朱敏等^[19]将CFJ(论文将CFJ翻译为协同射流)应用至螺旋桨的气动增效研究中;杨慧强等^[20]将协同射流应用于旋翼翼型动态失速的控制(论文将CFJ翻译为联合射流),研究结果表明,协同射流可以极大地改善翼型的动态失速特性,翼型的动态失速程度(迟滞环面积)和失速后气流再附着的时间均大幅降低,升力系数显著提升,阻力系数和力矩系数迟滞环的峰值显著降低;此外,许和勇等^[21-22]还将协同射流应用到了风力机翼型的静态失速和动态失速控制中,均取得了显著的控制效果。但在垂直尾翼协同射流控制方面,国内尚无研究结果公开发表。

本文首次将离散型协同射流控制方法应用到三维垂直尾翼的流动控制中,通过将不同离散形式的协同射流控制结果与连续型协同射流控制的结果进行对比和分析,以获得射流动量系数、离散

堵塞比、离散喷口数量等参数对垂直尾翼协同射流控制的影响规律,以期为未来协同射流控制垂直尾翼的设计提供技术支持。

1 模型及计算方法

1.1 计算模型和网格

协同射流工作原理如图 1 所示,在翼型的吸力面前缘附近处设置吹气口,后缘附近处设置吸气口,气体由吸气口吸入,经过内部气泵装置加压,从吹气口以平行主流方向喷出,整个过程没有向系统加入任何质量,因此是一种零质量主动流动控制技术。

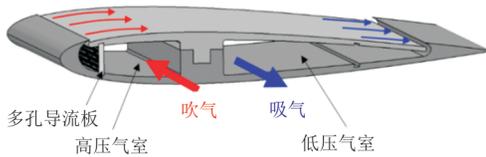


图 1 协同射流工作原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the co-flow jet

本文以文献[1]中的实验垂直尾翼模型作为研究对象。基准垂直尾翼构型呈梯形,前缘后掠角为 42° ,并采用NACA0012翼型拉伸形成。襟翼长度为 $35\%c$,展长为 1.067 m ,平均气动弦长为 0.538 m ,襟翼偏角为 30° 。CFJ垂直尾翼模型是在基准垂直尾翼的基础上创建,在前缘附近设计吹气口,在襟翼位置附近设计吸气口。实际应用中,垂直尾翼双侧均布置有吹吸气口,为了简化,本文仅研究单侧的协同射流,如图 2 所示。

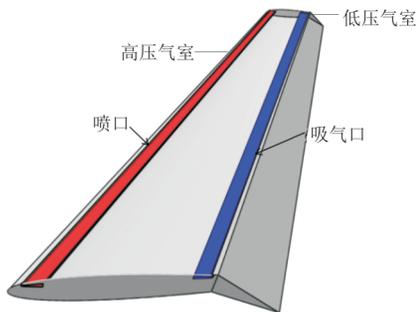


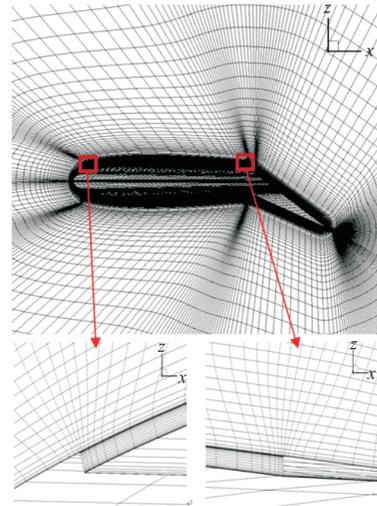
图 2 CFJ垂直尾翼模型

Fig. 2 Co-flow jet vertical tail model

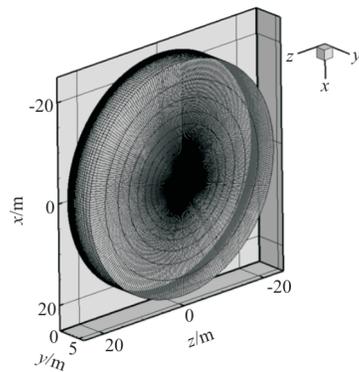
吹气口位于距前缘 $4\%c$ 处,吸气口位于距前缘 $63\%c$ 处,喷吸口高度为 $0.2\%c$ 。在垂直尾翼的实验模型中,前主操纵面与襟翼之间的间隙很小,对三维操纵面的气动性能影响不大,因此模拟中

忽略间隙。在前缘喷口设置入流边界条件,在后缘吸气口设置出流边界条件,实现前缘吹气与后缘吸气的效果。

计算域整体采用O型拓扑的结构网格(网格单元量为300万左右),径向远场为 $30c$,附面层区域第一层高度取平均弦长的 1×10^{-6} 倍, y^+ 约为1,CFJ垂直尾翼网格在喷吸口之间槽道采用H型网格,在喷吸口及壁面附近都进行了适当的局部加密。CFJ垂直尾翼网格图如图 3 所示,计算中吹气条件分别施加于喷吸口处,故计算网格不包括高、低压气室区域。



(a) 翼根截面网格图



(b) 全域网格图

图 3 CFJ垂直尾翼截面网格

Fig. 3 Computation grid of the 3D CFJ vertical tail

1.2 CFJ基本参数

对于协同射流技术,一个很重要的参数为射流动量系数,它是反映射流强度大小的无量纲参数,如式(1)所示。

$$C_p = \frac{\dot{m}V_j}{1/2\rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (1)$$

式中: \dot{m} 为质量流量; V_j 为喷口处的射流速度; ρ_∞ 为自由来流密度; V_∞ 为自由来流速度; S 为翼型参考面积。

为了衡量协同射流装置内气泵的功率消耗,引入气泵功率 P 和功耗系数 P_c ,如式(2)~式(3)所示。

$$P_c = \frac{P}{1/2\rho_\infty V_\infty^3 S} \quad (2)$$

$$P = \frac{\dot{m}C_p T_{02}}{\eta} \left[\left(\frac{P_{01}}{P_{02}} \right)^{\gamma/\gamma-1} - 1 \right] \quad (3)$$

式中: C_p 为定压比热,取为 $1\,003.4\text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K}^{-1})$; T_{02} 为吸口处的总温; η 为气泵的效率,本文假设气泵保持最佳效率,即 $\eta=1$; P_{01} 、 P_{02} 分别为喷口和吸口处的总压。

常规机翼的气动效率定义为 L/D 。由于CFJ主动流动控制消耗了能量,为了合理地将能量消耗考虑到气动效率中,对上述常规气动效率的定义进行修正。修正后的CFJ机翼气动效率公式如式(4)所示。

$$\left(\frac{L}{D} \right)_c = \frac{C_L}{C_D + P_c} \quad (4)$$

式中: P_c 为功耗系数; C_L 和 C_D 为CFJ机翼产生的升力和阻力系数。

上述公式将CFJ消耗的功率转换为一个等效力,并加入到气动阻力 D 中。如果CFJ射流关闭,则气泵功率为0,此公式就退化为常规机翼的气动效率。

1.3 数值方法及验证

本文使用的求解器为ANSYS CFX 18.0的RANS方法,湍流模型采用剪应力输运模型(SST)。对于CFJ边界条件,喷、吸口处分别施加质量流量入口(Inlet)和质量流量出口(Outlet)边界条件。

为了验证本文数值方法求解CFJ射流的准确性,选取文献[14]中的CFJ二维翼型风洞实验模型作为验证模型。基准翼型为NACA6415翼型,弦长为 0.3048 m ,展长为 0.5906 m ,在距离其前

缘 $7.5\%c$ 和 $88.5\%c$ 处分别设计喷口和吸口,喷口和吸口的高度分别为 $0.65\%c$ 和 $1.42\%c$,形成CFJ6415翼型。计算条件为:标准大气压力 1 atm ,温度 288.15 K , $V_\infty=10\text{ m/s}$, $\dot{m}=0.06\text{ kg/s}$ 。二维验证翼型网格划分如图4所示。

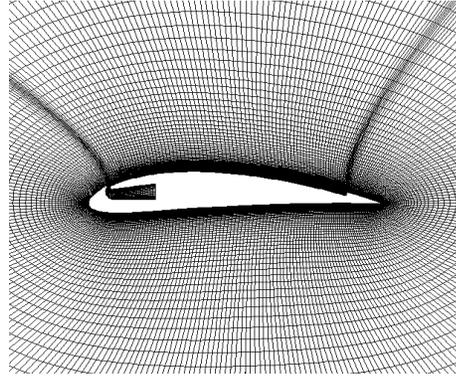
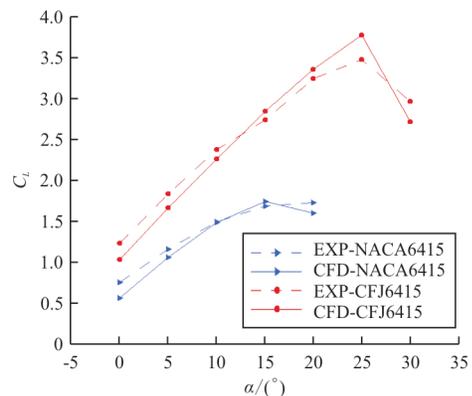


图4 NACA6415-CFJ翼型计算网格

Fig. 4 Grid of the NACA6415-CFJ airfoil

NACA6415翼型与CFJ翼型的升阻力系数实验值与模拟值的对比情况如图5所示,其中EXP为实验结果,CFD为本文计算结果。从图5可以看出:数值模拟的结果和实验值总体上吻合良好,但在较大迎角下的阻力计算值偏小。因此,本文所采用的数值方法可以用于模拟CFJ绕流。与基准翼型相比,CFJ翼型的升力系数显著提高,升力线斜率和失速迎角增大,最大升力系数提高,而且阻力系数也大幅度减小。在小迎角范围内,阻力系数甚至为负值,这是因为CFJ装置可以提供一个向前的反作用力,可以抵消部分阻力,从而大幅降低阻力系数。综上所述,CFJ技术有显著的增升减阻和延缓失速的作用。



(a) 升力系数

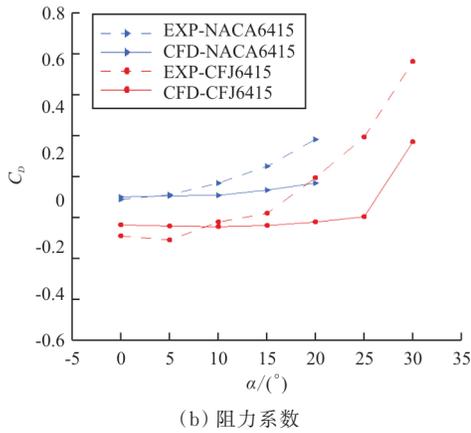
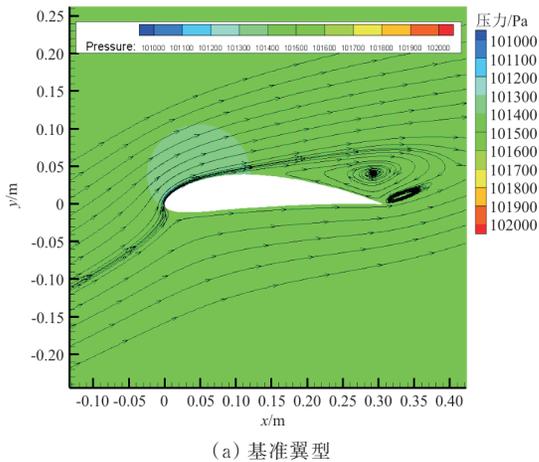


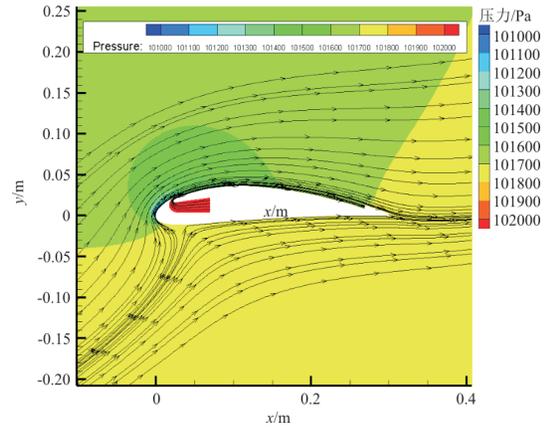
图 5 计算结果对比图

Fig. 5 Comparison between calculation and experiment

迎角 20° 时, 基准翼型与 CFJ 翼型的压力云图与流场图如图 6 所示, 其中色谱图表示流场不同区域的压力, 坐标轴表征翼型参考位置, x 坐标值表征翼型弦向距离前缘零点距离, y 坐标值为纵向距离, 可以看出: 迎角为 20° 时, 基准翼型已经大面积流动分离, 而 CFJ 翼型依然保持很好的附着流动。这是由于前缘吹气与后缘吸气共同加快了翼型上表面气流的速度, 并为上表面流场注入能量, 从而降低逆压梯度, 延迟了翼型在大迎角下的流动分离, 体现了 CFJ 技术对流动分离的显著抑制效果。CFJ 翼型出现了更大的上下表面压力差, 并产生更强的前缘吸力, 这是 CFJ 技术提升升力系数的内在机理。



(a) 基准翼型



(b) CFJ 翼型

图 6 基准翼型和 CFJ 翼型压力云图与流线对比图 ($\alpha=20^\circ$)

Fig. 6 Comparison of pressure contours and streamlines between baseline and co-flow jet airfoil ($\alpha=20^\circ$)

2 结果与分析

2.1 基准垂直尾翼气动计算验证

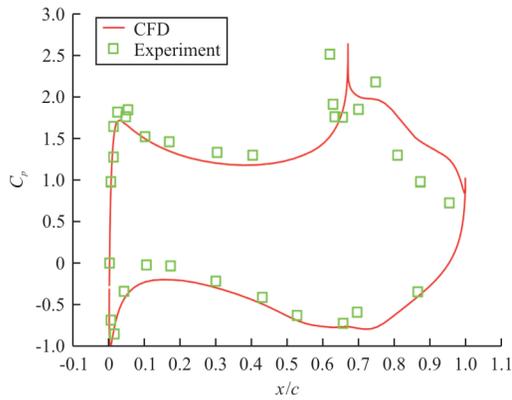
对基准垂直尾翼的风洞实验构型进行计算验证。计算条件采用 R. Seele 等^[1]在实验中给出的自由来流条件: 标准大气压力为 1 atm, 温度为 288.15 K, 来流速度为 40 m/s (马赫数约为 0.12), 侧滑角 $\beta=0^\circ$ 。基准垂直尾翼升阻力系数的 CFD 计算值与实验值的对比情况如表 1 所示, 可以看出: 升力系数的计算值与实验值非常接近, 而阻力系数计算值偏大, 总体上二者吻合程度良好。

表 1 基准垂直尾翼构型气动特性的实验值与计算值对比
Table 1 Comparison of vertical tail aerodynamic characteristics between experiment and CFD

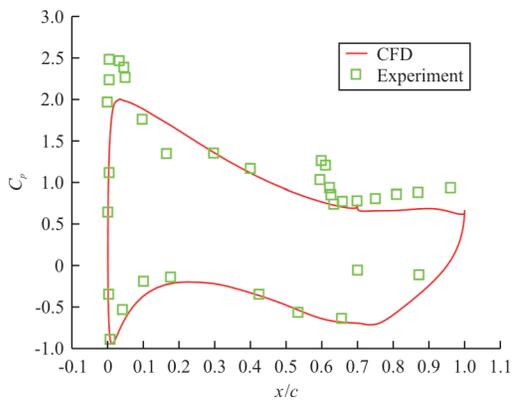
方法	C_L	C_D
实验	0.780	0.112
本文 CFD	0.778	0.138

基准垂直尾翼三个展向位置的压力分布对比情况如图 7 所示, 可以看出: 内侧展向位置、中间展向位置、外侧展向位置三个位置压力系数的计算值与实验值总体吻合良好, 而在后缘压力系数的 CFD 结果略大于实验值, 体现在基准垂直尾翼整体阻力系数值偏大, 即与表 1 的对比结果趋势一

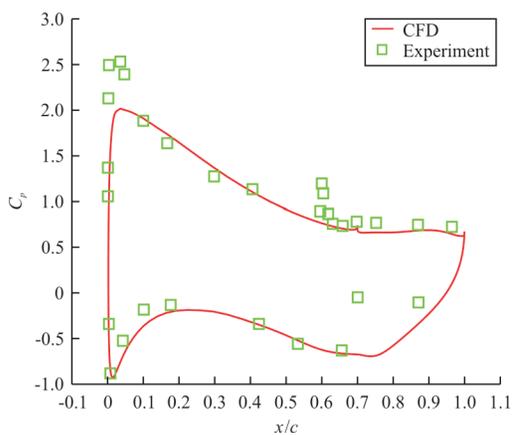
致。与图 7 相对应的三个位置处的马赫数云图和流线图如图 8 所示,可以看出:当方向舵偏转 30° 时,垂直尾翼在方向舵背风面的整个展向范围内都已经大面积分离。



(a) 内侧展向位置($z/b=40\%$)



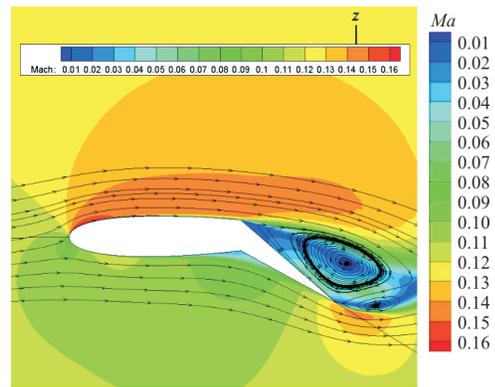
(b) 中间展向位置($z/b=70\%$)



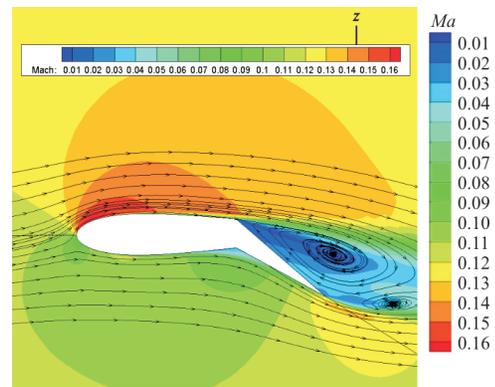
(c) 外侧展向位置($z/b=89\%$)

图 7 不同展向位置压力系数分布图

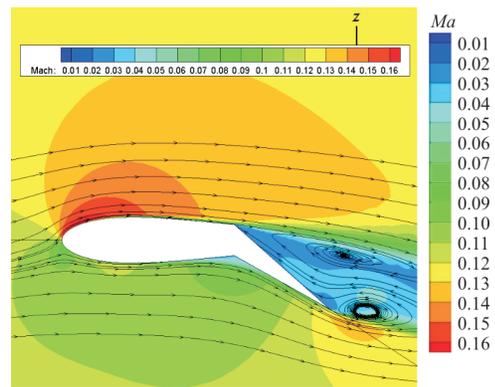
Fig. 7 Pressure coefficient distributions of baseline vertical tail



(a) 内侧展向位置($z/b=40\%$)



(b) 中间展向位置($z/b=70\%$)



(c) 外侧展向位置($z/b=89\%$)

图 8 基准垂直尾翼的剖面马赫数云图

Fig. 8 Mach number counters of baseline vertical tail

2.2 不同射流动量系数的影响

在实验状态下,即侧滑角为 0° 、襟翼偏转角为 30° ,自由来流速度为 40 m/s 时,研究射流动量系数分别为 0.025 、 0.05 、 0.075 、 0.1 和 0.14 五种情况下的垂直尾翼气动特性情况。

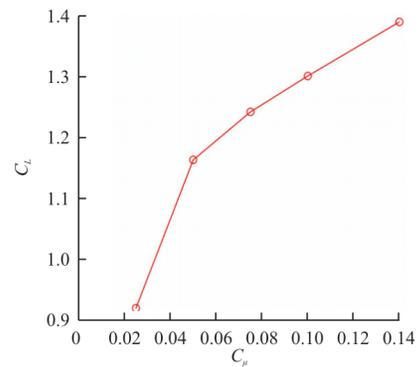
基准垂直尾翼和CFJ垂直尾翼的气动特性计算结果如表2所示,可以看出:所有的CFJ工况都实现了升力系数的显著提高。

表2 不同射流动量系数下的气动参数

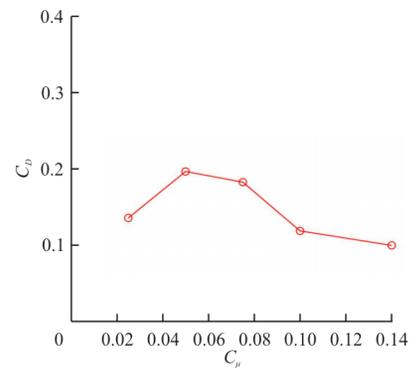
Table 2 Aerodynamic parameters under different jet momentum coefficients

方案	$\beta/(^{\circ})$	C_L	C_D	P_c	C_L/C_D	$(C_L/C_D)_c$
Baseline	0	0.757	0.132	—	5.735	5.735
$C_m=0.025$	0	0.919	0.136	0.025	6.757	5.708
$C_m=0.050$	0	1.163	0.197	0.081	5.904	4.183
$C_m=0.075$	0	1.242	0.183	0.157	6.787	3.653
$C_m=0.100$	0	1.301	0.119	0.254	10.933	3.488
$C_m=0.140$	0	1.390	0.100	0.457	13.900	2.496

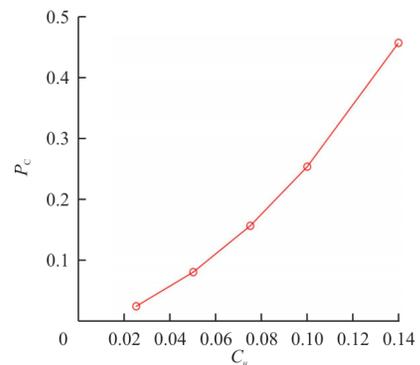
CFJ垂直尾翼在不同射流动量系数下的升力系数、阻力系数、功耗系数、升阻比、修正升阻比和压力系数曲线如图9所示,可以看出:随着 C_μ 的增加,升力系数 C_L 、功耗系数 P_c 逐渐增加,升阻比 C_L/C_D 先略微减小后逐渐增加;随着射流动量系数 C_μ 和升力系数 C_L 的增大,CFJ功耗系数 P_c 也逐渐增大,且增加的速度比升力系数快,因此修正后的总气动效率 $(C_L/C_D)_c$ 逐渐减小;阻力系数呈先增加后减小的趋势;相比于基准垂直尾翼,CFJ垂直尾翼在上表面形成更大的低压区,因此曲线所包围的面积更大,升力系数提高,且射流动量系数越大,曲线所包围的面积越大,即升力系数也随之增大;射流动量系数 C_μ 为0.14时CFJ垂直尾翼的升力系数 C_L 达到了1.39,接近基准垂直尾翼升力系数的两倍,这就意味着CFJ垂直尾翼的大小几乎是基准垂直尾翼的一半,这就大幅度减少了垂直尾翼的尺寸。但同时注意到,在该射流动量系数下,修正气动效率 $(C_L/C_D)_c$ 降低了56%,因此,这意味着要付出更多能耗的代价。但与给飞机带来的尺寸、阻力和质量减少的优势相比,所消耗的射流功耗也是可以接受的。而按照陈剑波等^[23]运用结构有限元软件对于某中型干线客机垂直尾翼的质量估计为400~500 kg,假设垂直尾翼操纵性与稳定性正比于其升力系数 C_L ,运用CFJ的客机垂直尾翼减重可以达到200 kg左右,根据一般的总体设计指标^[24],燃油质量系数为0.26~0.30的中型干线客机可以节省约50~60 kg的燃油质量。



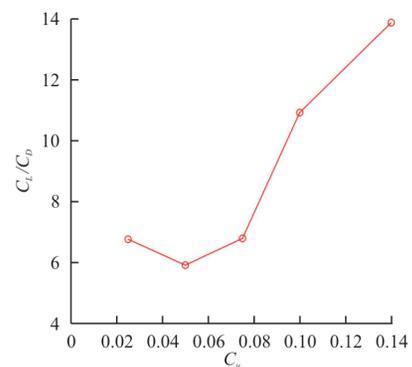
(a) 升力系数



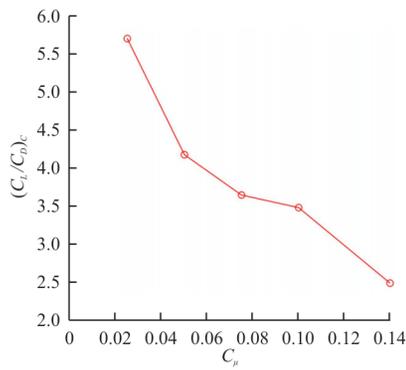
(b) 阻力系数



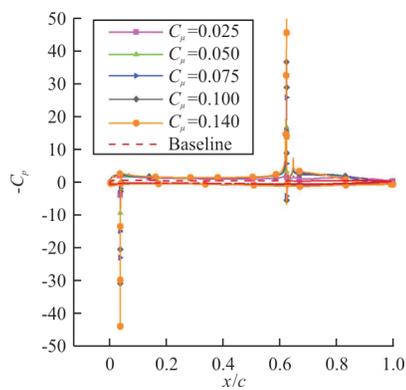
(c) 功耗系数



(d) 升阻比



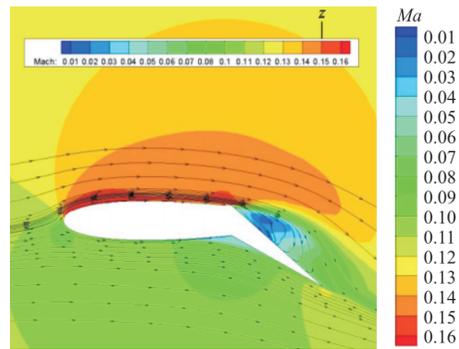
(e) 修正升阻比



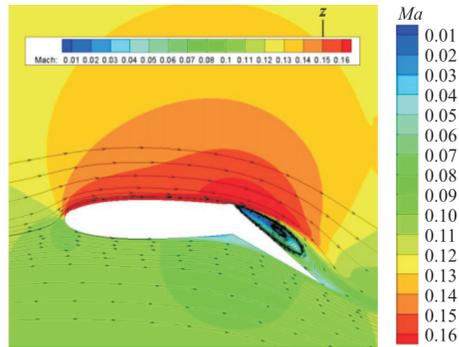
(f) 压力系数

图 9 射流动量系数对气动性能的影响
Fig. 9 Effects of jet momentum coefficient on aerodynamic performance

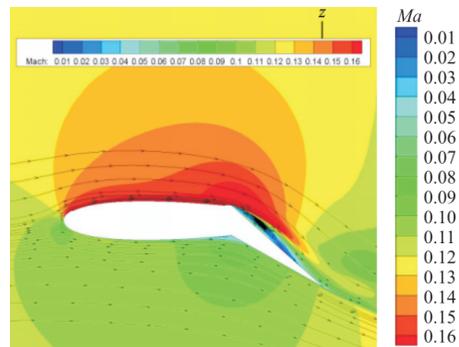
基准垂直尾翼和CFJ垂直尾翼在 C_μ 为 0.025、0.1 和 0.14 时位于展向内侧 $z/b=40\%$ 站位剖面的马赫数云图如图 10 所示,可以看出:基准垂直尾翼襟翼上侧已出现大面积流动分离,而CFJ垂直尾翼随着射流动量系数 C_μ 的增大,襟翼上侧流动分离程度逐渐减小;随着 C_μ 的增大,喷口处和垂直尾翼上表面的速度也增大,因此CFJ控制下的垂直尾翼的增升效果显著。



(b) $C_\mu=0.025$



(c) $C_\mu=0.1$



(d) $C_\mu=0.14$

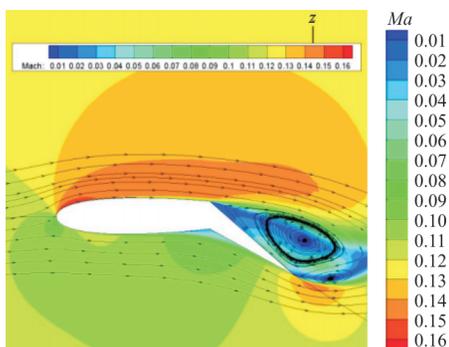
图 10 基准垂直尾翼与不同射流动量系数下的CFJ垂直尾翼马赫数云图

Fig. 10 Mach number counters of CFJ for different C_μ

2.3 离散型协同射流对垂直尾翼气动特性的影响

2.3.1 离散型协同射流的定义

离散型协同射流技术(DCFJ),是指在原有连续型协同射流的基础上,在喷口处设置若干堵片,使整个喷口被堵片隔成相应数量的小段,从而实现射流的离散化。该技术的提出所基于的原理和思路是:堵塞效应可以使离散的小股喷流既产生



(a) 基准垂直尾翼

流向涡结构,又产生展向涡结构,加强了射流与外界主流和边界层之间的掺混作用,涡流能产生更有效的湍流混合,从而加速垂直尾翼表面空气流动,包括堵块后方的边界层流动,增大绕垂直尾翼的环量,增加垂直尾翼升力(侧向力)。

相比于连续型协同射流技术,离散型协同射流提高了翼型表面气流抵抗后缘逆压梯度的能力,增大了失速迎角,从而实现了延迟流动分离和失速;在发生分离后,离散型协同射流装置可以更好地对垂直尾翼流向和展向气流的分离起到很好的抑制作用。离散型协同射流技术装置示意图如图 11 所示。

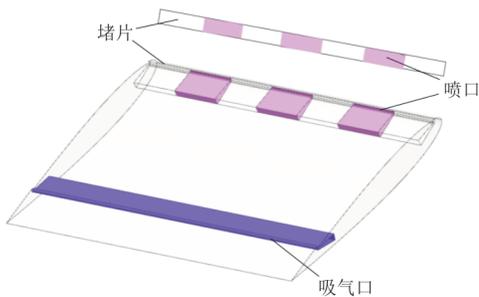


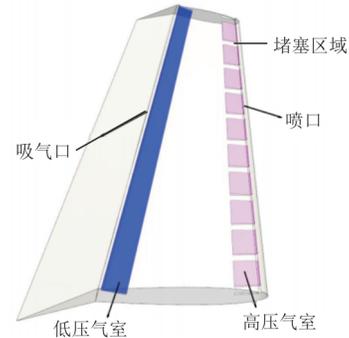
图 11 离散型协同射流技术装置示意图
Fig. 11 Schematics of discrete co-flow jet

本文离散型协同射流控制垂直尾翼模型与连续型协同射流控制垂直尾翼模型相同,计算网格是在连续型协同射流控制垂直尾翼网格的基础上修改得到的。将前缘喷口处的网格沿展向按照规定的离散参数进行重新标识,分为射流喷口网格面和堵片网格面;保持后缘吸气口处构型不变,然后在设置边界条件时,将前缘射流喷口面网格设置成质量流量入口边界条件,将堵块网格面部分设置成无滑移壁面边界条件。对于离散型协同射流技术,堵塞比(Blockage Ratio,简称 BR)和喷口数量(Hole Number,简称 HN)为影响垂直尾翼气动性能的主要离散参数。其中,堵塞比是指堵片长度与喷口的长度之比;喷口数量表征喷口的密集程度。

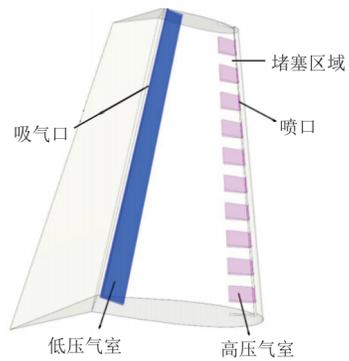
2.3.2 堵塞比对垂直尾翼气动性能的影响

采用侧滑角 β 为 0° 、襟翼偏转角 δ 为 30° ,自由来流速度为 40 m/s 作为基本条件研究堵塞比对离散型协同射流控制垂直尾翼模型气动性能的影响。前缘喷口数量均为 10,堵塞比分别为 25%、

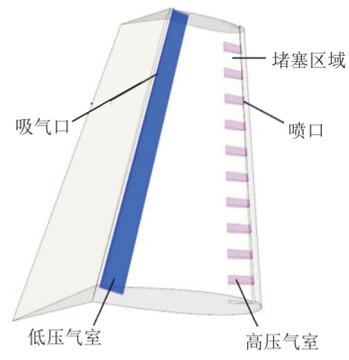
50% 和 75%,命名为 DCFJ-BR25、DCFJ-BR50 和 DCFJ-BR75,垂直尾翼模型如图 12 所示。



(a) DCFJ-BR25 垂直尾翼模型



(b) DCFJ-BR50 垂直尾翼模型



(c) DCFJ-BR75 垂直尾翼模型

图 12 不同堵塞比的 DCFJ 垂直尾翼模型

Fig. 12 Vertical tail models with different blockage ratios

基准垂直尾翼、CFJ 垂直尾翼和 DCFJ 垂直尾翼的升力系数、阻力系数、功耗系数、升阻比及修正升阻比的情况如表 3 所示。由于堵塞比增加,射流喷射面积减小,为保证喷口处空气流动速度不变,射流动量系数也呈相应比例的减小,因此 DCFJ-BR25、DCFJ-BR50 和 DCFJ-BR75 的射流动量系数分别为 0.075、0.050 和 0.025。

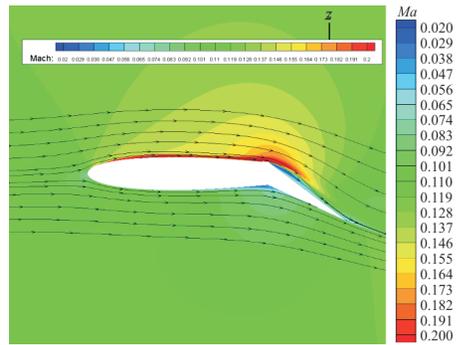
表 3 离散型联合射流在不同堵塞比情况下的气动特性

Table 3 Aerodynamic characteristics under different blockage ratios of discrete co-flow jet

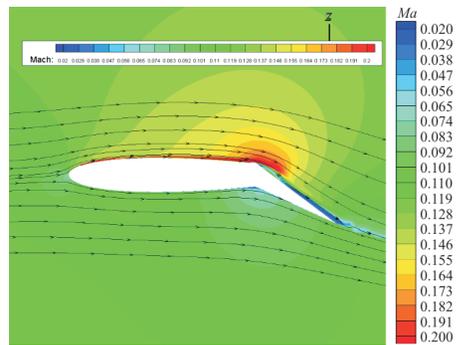
方案	C_μ	C_L	C_D	P_C	C_L/C_D	$(C_L/C_D)_c$
Baseline	—	0.757	0.132	—	5.735	—
CFJ	0.100	1.301	0.119	0.254	10.933	3.488
DCFJ-BR25	0.075	1.258	0.230	0.177	5.470	3.091
DCFJ-BR50	0.050	1.245	0.264	0.082	4.716	3.598
DCFJ-BR75	0.025	1.092	0.191	0.020	5.717	5.175

从表 3 可以看出:所有的 DCFJ 垂直尾翼都实现了增升的效果,同时随着堵塞比的减小,升力系数逐渐增大,这是由于射流动量系数增大,导致绕垂直尾翼环量增加;而相比于基准垂直尾翼,DCFJ 垂直尾翼的阻力系数均有所增加,这是因为对于堵块部位,无射流喷出的槽道改变了基准垂直尾翼的外形,增加了流动阻力;功耗系数 P_C 也随着堵塞比的增大而减小,射流动量系数 C_μ 的不同是造成功耗系数这样变化的主要原因;修正升阻比 $(C_L/C_D)_c$ 与堵塞比的变化趋势相同,随着堵塞比的增大, $C_D + P_C$ 减小的速度比 C_L 减小的速度更快,尤其是功耗系数的减小,使得修正升阻比逐渐增大。

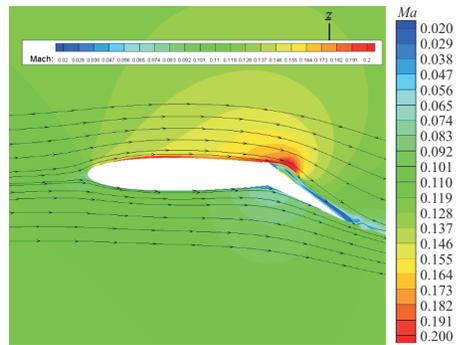
不同堵塞比下 DCFJ 垂直尾翼展向喷口位置和堵片位置截面的马赫数云图对比如图 13 所示,可以看出:喷口位置和堵片位置处的气流速度都明显大于周围区域,这说明虽然堵片位置处没有射流喷出,但两侧喷口处的射流裹挟了该部分的空气一起流动,从而提高了垂直尾翼上表面整体空气流动速度,增大了绕垂直尾翼的环量,从而达到了增升减阻的目的。



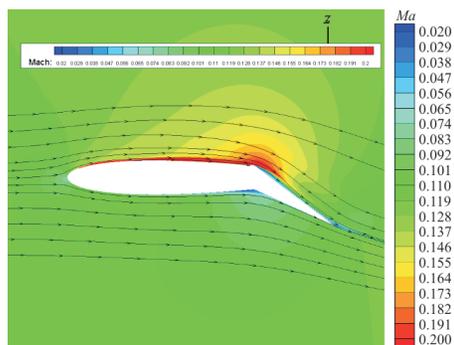
(b) BR25 堵片位置



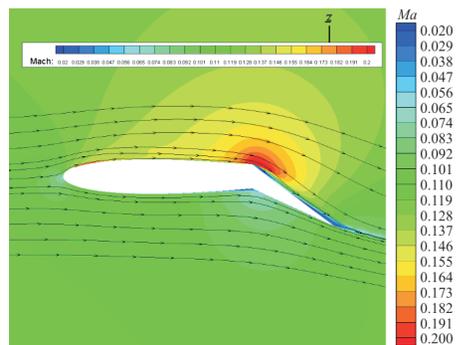
(c) BR50 喷口位置



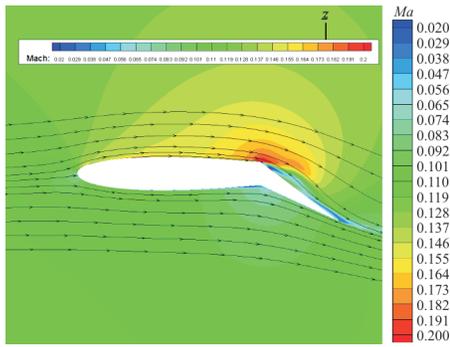
(d) BR50 堵片位置



(a) BR25 喷口位置



(e) BR75 喷口位置



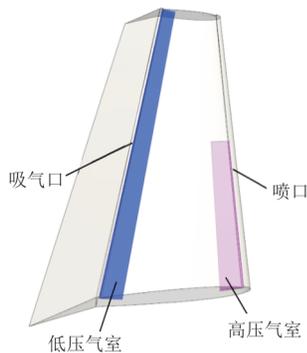
(f) BR75堵片位置

图 13 DCFJ垂直尾翼不同堵塞比展向位置马赫数云图
Fig. 13 Mach number contours for different blockage ratios

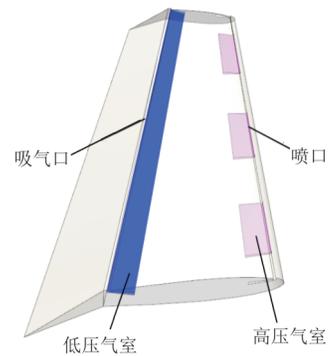
综上所述,离散型协同射流技术对垂直尾翼气动力系数的提升较为明显,当喷口处的射流速度保持不变时,堵塞比越低,增升减阻效果越显著,对于环量增加是有益的。而且堵片位置仍能实现气动增效,这是离散型CFJ的优势所在。但是随着堵塞比降低,消耗的能量也就越多,因此中的应用中的最优情况仍需要依据实际情况进行研究。

2.3.3 喷孔数量对垂直尾翼气动性能的影响

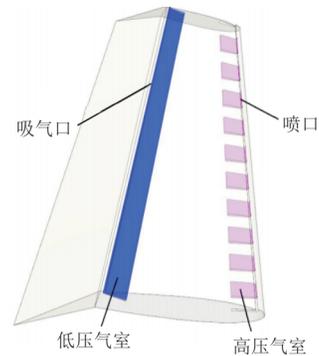
采用侧滑角 β 为 0° 、襟翼偏转角 δ 为 30° ,来流速度为 40 m/s 作为基本条件,研究喷口数量对离散型协同射流控制垂直尾翼模型气动性能的影响。前缘喷口堵塞比均为 50% ,喷口数量分别为1、2、3、5、10和20,因此分别命名为DCFJ-HN1、DCFJ-HN2、DCFJ-HN3、DCFJ-HN5、DCFJ-HN10和DCFJ-HN20。喷口数量为1、3和10的DCFJ垂直尾翼模型如图14所示。



(a) DCFJ-HN1垂直尾翼模型



(b) DCFJ-HN3垂直尾翼模型



(c) DCFJ-HN10垂直尾翼模型

图 14 不同喷口数的DCFJ垂直尾翼模型

Fig. 14 Vertical tail models with different jet hole numbers

由于协同射流喷口面积减少一半,因此为保证射流在垂直尾翼上表面喷口处气流流动速度保持不变,射流动量系数随射流喷射面积的减小而相应减少一半,即 $C_\mu=0.05$ 。

不同喷口数量下计算结果与基准垂直尾翼和连续型CFJ垂直尾翼计算结果的对比情况如表4所示。

表 4 离散型协同射流技术不同喷口数量气动参数
Table 4 Aerodynamic characteristics under different jet hole numbers of discrete co-flow jet

方案	C_μ	C_L	C_D	P_c	C_L/C_D	$(C_L/C_D)_C$
Baseline	—	0.757	0.132	—	5.735	—
CFJ	0.10	1.301	0.119	0.254	10.933	3.488
DCFJ-HN1	0.05	1.246	0.244	0.117	5.107	3.452
DCFJ-HN2	0.05	1.262	0.253	0.104	4.988	3.535
DCFJ-HN3	0.05	1.274	0.258	0.104	4.938	3.519
DCFJ-HN5	0.05	1.277	0.276	0.118	4.627	3.241
DCFJ-HN10	0.05	1.166	0.221	0.100	5.276	3.632
DCFJ-HN20	0.05	1.030	0.162	0.022	6.358	5.598

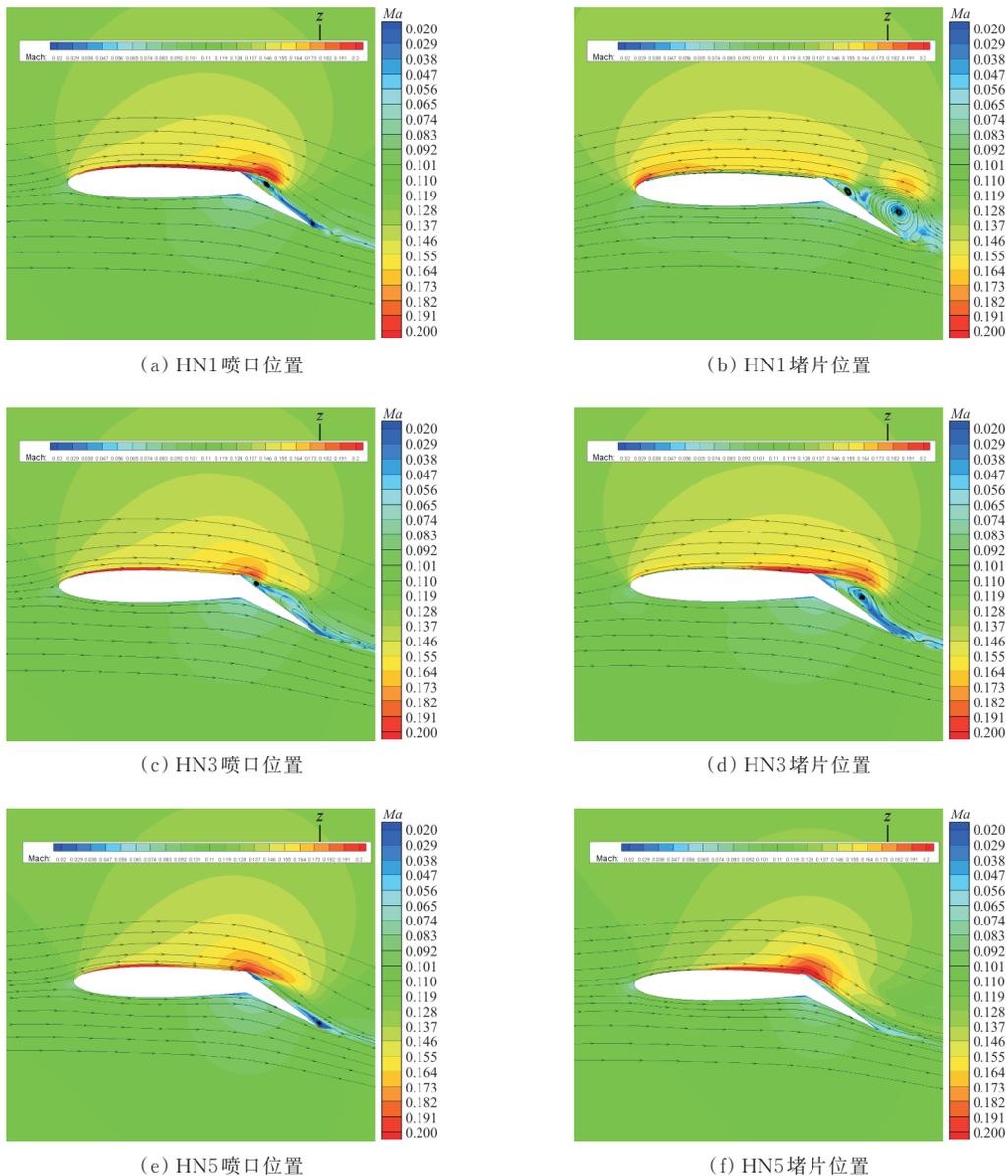
从表 4 可以看出:所有的离散型协同射流控制垂直尾翼都实现了升力系数的提高,相比于连续型协同射流,离散型协同射流由于射流动量系数减小了一半,其增升效果略微减弱。

对于不同喷口的离散型协同射流,随着喷口数量增多,升力系数先增大后减小:当喷口数量分别为 1、2、3 和 5 时,增升效果逐渐明显;当喷口数量分别为 5、10 和 20 时,增升效果逐渐减弱;当喷口数量为 5 时,增升效果最显著。这可能是因为随着喷口数量增多,喷口密集程度增大,射流与主流及边界层的混合也就越充分,5 孔的离散射流可以使射流与外部主流充分混合,而过多的喷口数量

则又不利于增升效果的提高。因此,对于实际应用,需要根据不同工况研究最优的离散喷口数量。

所有离散型协同射流控制垂直尾翼阻力系数都大于基准垂直尾翼,说明协同射流槽道对垂直尾翼外形带来的影响较为显著,增加了阻力。随着喷口数量的增多,功耗系数逐渐减小,升阻比先减小后增大,而修正后的升阻比变化较为复杂,总体上与连续型 CFJ 在同一水平,但当喷口数量达到 20 时,由于功耗的降低而使得修正升阻比显著增大。

不同喷口数量下垂直尾翼展向喷口位置和堵片位置切片的马赫数云图如图 15 所示。



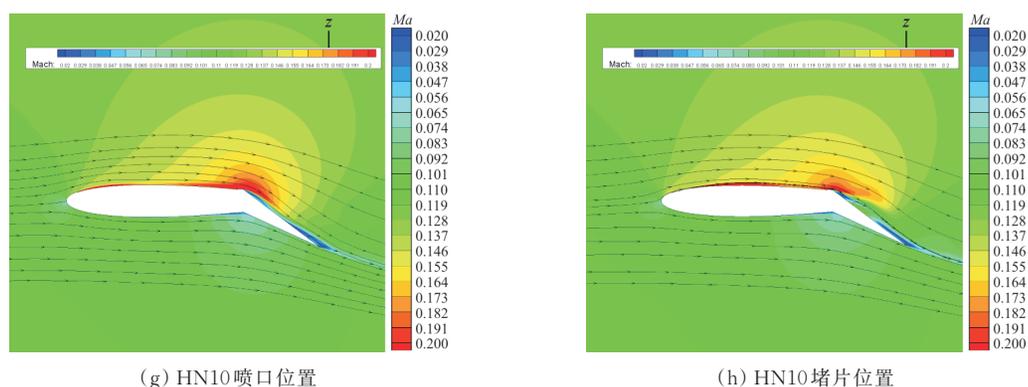


图 15 DCFJ 垂直尾翼不同喷口数量下展向位置马赫数云图

Fig. 15 Mach number counters for different numbers of jet holes

从图 15 可以看出:当喷口数量为 1 和 3 时,由于喷口数量较少,射流与主流混合不够充分,因此堵片部分存在流动分离。随着喷口数量增多,CFJ 不但抑制了喷口后方的流动分离,而且明显地抑制了堵片后方的流动分离。例如,当喷口数量为 5 和 10 时,喷口密集程度增大,射流与主流充分混合,此时不管是喷口截面还是堵片截面都保持很好的附着流动。也可以看出:堵片位置的气流被两侧射流带动,垂直尾翼上表面空气流动速度明显提高,从而达到了增升的效果。该现象和结论亦与 2.3.3 节分析改变堵塞比时堵片位置处的流动情形相一致。

综上所述,对于阻塞比为 50% 的离散型协同控制垂直尾翼模型来说,喷口数量的变化对于气动特性的影响较为显著,随着喷口数量的增多,增升效果先增大后减小,其中喷口为 5 的 DCFJ 垂直尾翼增升效果最好,但若考虑阻力和能耗时,喷口数量为 20 的 DCFJ 垂直尾翼气动效率更好。

3 结 论

(1) 相比于基准垂直尾翼,施加协同射流控制的 CFJ 垂直尾翼能够显著地增升减阻,抑制流动分离。

(2) 对于连续型协同射流垂直尾翼,随着射流动量系数 C_{μ} 的不断增大,CFJ 垂直尾翼的增升减阻的效果就越显著,但功耗系数也随之增加。

(3) 对于不同堵塞比的离散型协同射流控制垂直尾翼,随着堵塞比的减小,升力系数逐渐增大,但是功耗系数也随之增大。对于不同喷口数量的离散型协同射流控制垂直尾翼,都实现了升

力系数的提高,随着喷口数量的增多,增升效果先增大后减小。

(4) 对于离散型协同射流控制垂直尾翼,堵片后的气流会被喷口处射流裹挟而速度提高,实现增升效果。与连续型 CFJ 垂直尾翼相比,在节省了质量流量的情况下同样达到了增升减阻的目的。

参 考 文 献

- [1] SEELE R, GRAFF E, LIN J, et al. Performance enhancement of a vertical tail model with sweeping jet actuators: AIAA-2013-0411[R]. US: AIAA, 2013.
- [2] RATHAY N W, BOUCHER M J, AMITAY M, et al. Performance enhancement of a vertical tail using synthetic jet actuators[J]. Dissertations & Theses-Gradworks, 2014, 52 (4): 810-820.
- [3] ANDINO M Y, LIN J C, WASHBURN A E, et al. Flow separation control on a full-scale vertical tail model using sweeping jet actuators: AIAA-2015-0785 [R]. US: AIAA, 2015.
- [4] LIN J C, ANDINO M Y, ALEXANDER M G, et al. An overview of active flow control enhanced vertical tail technology development: AIAA-2016-0056 [R]. US: AIAA, 2016.
- [5] SEELE R, GRAFF E, GHARIB M, et al. Improving rudder effectiveness with sweeping jet actuators: AIAA-2012-3244[R]. US: AIAA, 2012.
- [6] RATHAY N, BOUCHER M, AMITAY M, et al. Parametric study of synthetic-jet-based control for performance enhancement of a vertical tail: AIAA-2013-2797 [R]. US: AIAA, 2013.
- [7] GRAFF E, SEELE R, LIN J C, et al. Sweeping jet actuators—a new design tool for high lift generation: NASA-NF1676L-16485 [R]. US: NASA, 2013.

- [8] SHMILOVICH A, YADLIN Y, WHALEN E. Computational evaluation of flow control for enhanced control authority of a vertical tail[J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(8): 2211-2220.
- [9] 罗振兵, 夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中应用的进展[J]. *力学进展*, 2005(2): 221-234.
LUO Zhenbing, XIA Zhixun. Advances in synthetic jet technology and applications in flow control[J]. *Advances in Mechanics*, 2005(2): 221-234. (in Chinese)
- [10] 朱自强, 王凯, 黄波恩. 增强立尾效益的主动流动控制[J]. *航空学报*, 2018, 39(5): 33-43.
ZHU Ziqiang, WANG Kai, HUANG Boen. Active flow control for enhancing vertical tail efficiency[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(5): 33-43. (in Chinese)
- [11] ZHA G C, PAXTON C. A novel airfoil circulation augment flow control method using co-flow jet: AIAA-2004-2208 [R]. US: AIAA, 2004.
- [12] ZHANG J, XU K W, YANG Y, et al. Aircraft control surfaces using co-flow jet active flow control airfoil: AIAA-2018-3067[R]. US: AIAA, 2018.
- [13] ZHA G C, PAXTON C D, CARROLL B F, et al. High-performance airfoil using co-flow jet flow control[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(8): 2087-2090.
- [14] ZHA G C, YANG Y C, REN Y, et al. Super-lift and thrusting airfoil of co-flow jet actuated by micro-compressors: AIAA-2018-3061[R]. US: AIAA, 2018.
- [15] XU K W, ZHANG J, ZHA G C. Drag minimization of co-flow jet control surfaces at cruise conditions: AIAA-2019-1848[R]. US: AIAA, 2019.
- [16] DANO B, ZHA G C, CASTILLO M. Experimental study of co-flow jet airfoil performance enhancement using discrete jets: AIAA-2011-0941[R]. US: AIAA, 2011.
- [17] XU K W, ZHA G C. High control authority 3d aircraft control surfaces using co-flow jet: AIAA-2019-3168[R]. US: AIAA, 2019.
- [18] 刘沛清, 旷建敏, 屈秋林. 联合射流控制技术的增升效果和机理[J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(6): 737-740.
LIU Peiqing, KUANG Jianmin, QU Qiulin. Effect and mechanism of lift-enhancement of the co-flow jet technology [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(6): 737-740. (in Chinese)
- [19] 朱敏, 杨旭东, 宋超, 等. 应用协同射流控制的临近空间螺旋桨高增效方法[J]. *航空学报*, 2014, 35(6): 1549-1559.
ZHU Min, YANG Xudong, SONG Chao, et al. High synergy method for near space propeller using co-flow jet control [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(6): 1549-1559. (in Chinese)
- [20] 杨慧强, 许和勇, 叶正寅. 基于联合射流的翼型动态失速流动控制研究[J]. *航空工程进展*, 2018, 9(4): 566-576.
YANG Huiqiang, XU Heyong, YE Zhengyin. Study on the flow control of the airfoil dynamic stall using co-flow jet [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2018, 9(4): 566-576. (in Chinese)
- [21] XU H Y, XING S L, YE Z Y. Numerical study of the S809 airfoil aerodynamic performance using a co-flow jet active control concept[J]. *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 2015, 7(2): 1-20.
- [22] XU H Y, QIAO C L, YE Z Y. Dynamic stall control on the wind turbine airfoil via a co-flow jet [J]. *Energies*, 2016, 429: 1-25.
- [23] 陈剑波, 李海涛, 余雄庆. 基于有限元分析和结构优化的飞机垂直尾翼质量估算[J]. *计算机辅助工程*, 2011, 20(4): 68-71.
CHEN Jianbo, LI Haitao, YU Xiongqing. Mass estimation of aircraft vertical tail based on finite element analysis and structure optimization [J]. *Computer Aided Engineering*, 2011, 20(4): 68-71. (in Chinese)
- [24] 李为吉. 飞机总体设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
LI Weiji. Aircraft conceptual design [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)

作者简介:

史子颀(2000—),男,本科生。主要研究方向:飞行器设计与工程。

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。

郭润杰(2000—),男,本科生。主要研究方向:飞行器设计与工程。

刘智胜(2000—),男,本科生。主要研究方向:飞行器设计与工程。

姜承尚(2000—),男,本科生。主要研究方向:飞行器设计与工程。

董芳馨(1999—),女,本科生。主要研究方向:飞行器设计与工程。

(编辑:丛艳娟)