

分布式零质量射流控制增升装置分离的数值模拟

白俊强¹, 辛亮¹, 刘南¹, 华俊^{1,2}, 董建鸿³, 雷武涛³, 张晓亮¹

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.中国航空研究院, 北京 10000)
(3.中国航空工业集团 第一飞机设计研究院, 陕西 阎良 710089)

摘要:为改善大型民用运输机的起降性能,以典型的三段翼型为研究对象,研究分布式射流主动控制技术对提高增升装置效率的可行性。给出了零质量射流和分布式零质量射流的作用原理,获得了分布式零质量射流的孔口分布、射流频率、射流动量对增升装置气动性能影响的规律。研究表明:零质量射流不论是吹气或者吸气,都可以增加边界层的能量,延迟分离,使得流动控制整个周期产生的气动效果都要优于未加控制的情形,但其无法完全消除襟翼上表面的分离,分布式零质量射流能达到更好的结果。数值模拟结果表明:零质量射流控制能使升力系数增加7.1%,分布式零质量射流控制能使升力系数增加20.3%,可见分布式零质量射流比零质量射流有更好的控制结果。分布式零质量射流不仅仅是各个孔口射流的简单叠加,而且还受到各个孔口串联作用的有利影响。总结四孔分布式零质量射流的设计准则为:当射流频率为1,射流动量为0.002时,能最大限度地消除襟翼上表面的分离,对升力系数的改善最为明显。

关键词:增升装置,主动流动控制,零质量射流,分布式零质量射流,流动机理,设计准则

中图分类号: V211.3, V211.4

文献标志码: A

文章编号: 1000-2758(2014)02-0188-07

增升装置的气动性能决定了一架飞机的起飞、着陆性能,这与飞机的经济性、环保性以及安全性密切相关。波音公司的研究表明,针对双发大功率运输机,提高增升装置的最大升力和升阻比有如下好处^[1]:

1) 着陆时,在固定的进场速度条件下,1%的最大升力增量可以转化为相当于多载22位旅客或1995 kg的货物。

2) 给定航程,起飞过程中升阻比提高1%可以转化为相当于多载18位旅客或1270 kg的货物。

3) 在下滑角一定的情况下,升力线线性段0.1的增量可使飞机迎角减少1°;对给定的擦尾角,允许起落架高度减少0.35 m或减少空机重量635 kg。

因此,提高最大升力系数和追求更高的升阻比一直是增升装置设计师孜孜不倦的追求。增大襟翼偏角可以带来升力系数的显著提升,但襟翼偏角过大会导致襟翼上表面出现过大的分离区,制约了增升装置性能的提高。

零质量射流技术具有结构紧凑、零质量流率、耗能低、响应快、控制灵活等特点,被广泛应用于流动控制中^[2]。在翼型流动控制方面,零质量射流技术对控制翼型分离、增加升力、提高翼型的升阻比有巨大应用前景^[3]。但是,在增升装置流动控制方面,国外研究表明,零质量射流并不能有效抑制大攻角时襟翼上表面的分离流动。

分布式零质量射流^[4]具有更好的工作性能,在控制增升装置襟翼上表面分离具有更好的效果。但是国内缺乏这方面的研究。

本文将从二维增升装置入手,分析零质量射流的增升原理,研究分布式零质量射流对增升装置效率提高的可行性。基于数值模拟,研究分布式零质量射流的作用,并分析射流动量、射流频率对其增升效果和升阻比的影响规律,得出了设计准则,在工程应用中有一定的指导意义。

收稿日期: 2013-04-11

作者简介: 白俊强(1971—),西北工业大学教授、博士生导师,主要从事飞行器设计的研究。

1 研究模型

计算验证采用 L1T2 标模。该翼型由前缘缝翼、主翼、后缘襟翼组成,翼型长度为 $c = 0.7635\text{ m}$,其缝翼 / 襟翼参数使用 Orthogonal 方法定义,其中缝翼偏角为 $\delta_s = 20^\circ$ 缝道宽度为 $G_s = 0.021$,重叠量为 $Q_s = 0.01$;襟翼偏度为 $\delta_f = 25^\circ$ 缝道宽度为 $G_f = 0.028$,重叠量为 $O_f = 0$ 如图 1 所示。

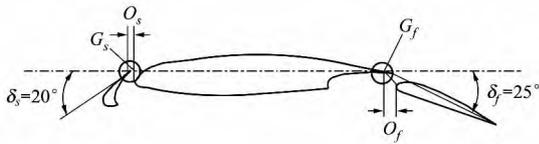


图 1 L1T2 风洞标模

研究模型是在 L1T2 标模的基础上将襟翼偏角增大 17° ,其余参数不变,以期得到更大的升力系数,记为构型 B,如图 2 所示,本文的零质量射流研究和分布式零质量射流研究均基于该构型。

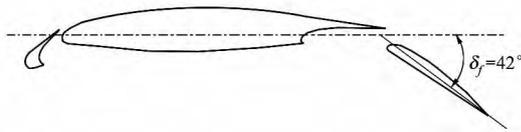


图 2 研究构型 B

2 研究方法

2.1 计算方法与计算网格

对于增升装置绕流问题,必须采用 Navier-Stokes 方程进行流场的数值模拟。本文通过非定常 RANS 方程对其进行数值模拟。其主控方程为:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial x} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial y} + \frac{\partial(H - H_v)}{\partial z} = 0$$

构型 B 计算网格如图 3 所示,孔口位置也进行加密处理,并保证孔口与附近流场的过渡,如图 4 所示。

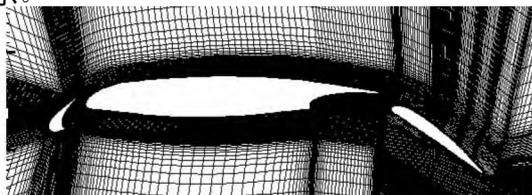


图 3 构型 B 的计算网格

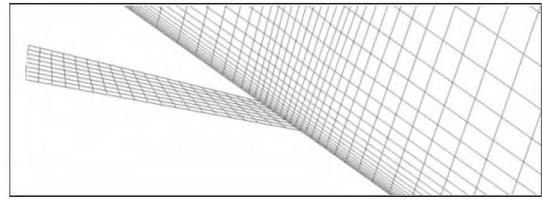


图 4 构型 B 孔口网格放大器

采用有限体积法求解该方程,空间离散格式为二阶迎风 Roe 格式,时间推进格式为隐式时间推进。引入 $k-\omega$ SST 湍流模型。

2.2 边界条件

根据 Angelo Carnarius 等人的研究结果对二维增升装置进行零质量射流激励控制,综合考虑各方面因素采取孔口与翼面成 25° 夹角。为了模拟零质量射流激励,引入无量纲化的动量系数:

$$c_u = 2 \frac{\rho}{\rho_\infty} \frac{H}{c} \left(\frac{\mu_a}{\mu_\infty} \right)^2$$

式中: H 为射流孔的宽度,取 $H = 1\% c_k$, c_k 为三段翼型当地弦长, c_k 为襟翼弦长 ($c_k = 0.33c$), μ_∞ 为自由来流速度, μ_a 为振幅速度, F^+ 为无量纲化的激励频率。 ρ 为孔口气体的密度, ρ_∞ 为来流密度,在本例中,近似认为 $\rho \approx \rho_\infty$ 。

其孔口射流速度为 $\mu_{ext}(t)$, 取为:

$$\mu_{ext}(t) = \mu_a \cdot \sin \left[\left(2\pi \frac{\mu_\infty}{c_k} F^+ \right) \cdot t \right]$$

式中: $\mu_a = \mu_\infty \sqrt{\frac{c}{H} c_\mu}$ 。

2.3 数值验证

图 5 给出了马赫数 $Ma = 0.197$,雷诺数 $Re = 3.52 \times 10^6$,迎角 $\alpha = 4.01^\circ$ 和 20.18° 时 L1T2 构型的计算压力分布与实验结果比较,结果吻合较好。

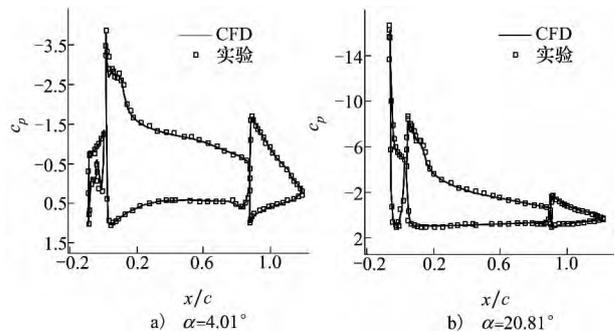


图 5 L1T2 构型计算压力分布与实验对比

图 6 是所计算升力、阻力系数和实验的对比图。

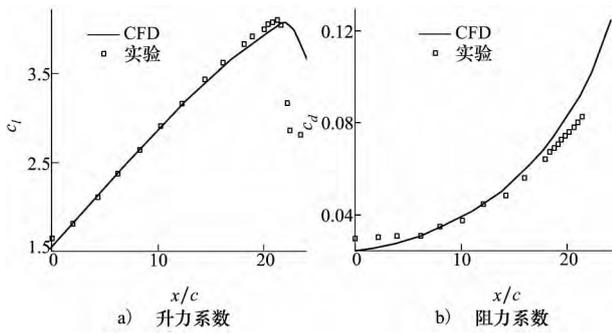


图 6 升力系数、阻力系数计算与实验对比

从图中可以看出,计算结果对最大升力系数 c_k 和失速迎角 α 捕捉比较准确。表明本文计算方法,网格和湍流模型是可信的。

3 零质量射流的增升原理

为了研究零质量射流的增升原理,图 7 给出了零质量射流孔口速度随时间的变化图,其中零质量射流开始作用的时刻定义为零点。图 8 是未施加零质量射流控制下构型 B 在 $Ma = 0.197, Re = 3.52 \times 10^6, \alpha = 10^\circ$ 时的流场图($c_u = 0.002, F^+ = 1$)。绕襟

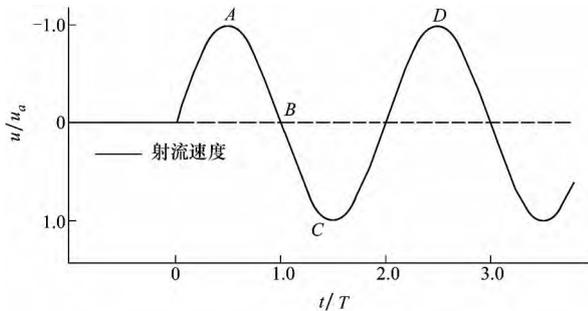


图 7 零质量射流孔口速度随时间变化图

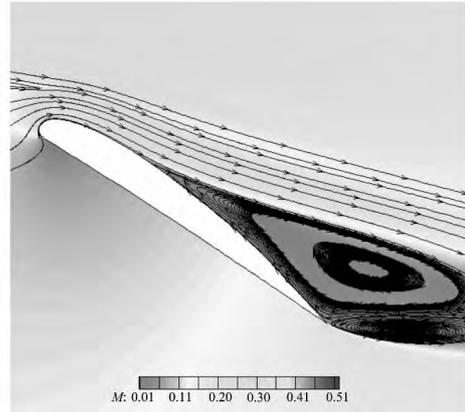


图 8 未施加控制时襟翼附近的流场图

翼流动产生了一个很大的分离涡,限制了增升装置气动性能的改善。

为改善多段翼型的气动特性,在分离开始处(襟翼弦长 33% 位置)施加一零质量射流主动控制,流场如图 9 所示,其中 T 为零质量射流周期。零质量射流改变了襟翼吸力面分离涡的结构、形态以及发展过程,使上翼面的分离涡有所减小,分离点被推迟到孔口下游,增大升力。

由图 9 可见一个射流周期内流场形态差别较大,为了分析导致这种差别的原因,分别取出 $T/4$ 和 $3T/4$ 时刻孔口附近的流场,如图 10 所示。在 $t = T/4$ 时刻,孔口处于吹气状态。在吹气过程中,激励器的射流和附面层的流动混合并发生倾斜,注入到外流中。这样就给襟翼上表面的气流注入了能量,使分离点后移,增大襟翼上下表面的压差,升力增加。在 $t = 3T/4$ 时刻,孔口处于吸气状态。在吸气过程中,激励器吸气将孔口上游的低速气体吸入孔中,使孔口上游的边界层变薄,孔口上游流管扩张,流体速度

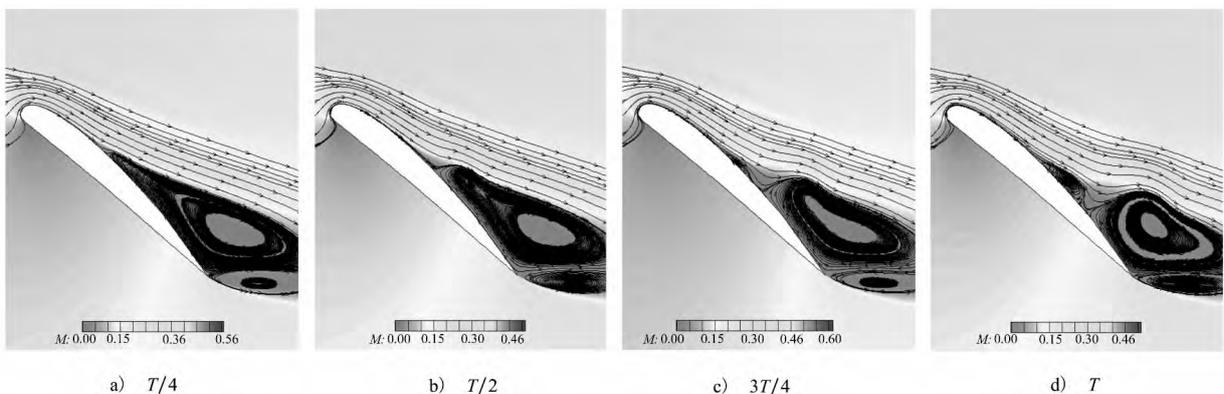


图 9 零质量射流控制一个周期内的流场图

增大,边界层外面的高速气体由于 Coanda 效应在分离点后的位置再附着,推动尾涡向后缘发展,产生较大的吸力,升力增加。

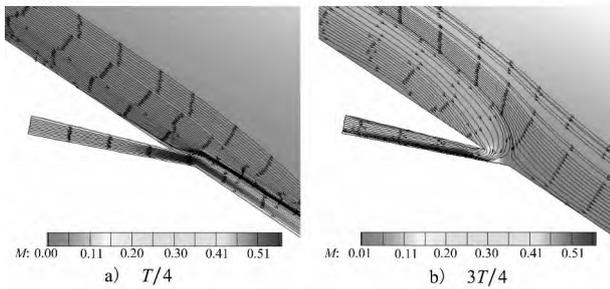


图 10 零质量射流控制时孔口附近的流场图

经过计算得知,经过单一的零质量射流控制后, $\Delta c_l = 0.244$ (整个射流周期平均结果),襟翼后缘的分离虽然有所减小,但是控制效果不太明显。

4 分布式零质量射流增升技术

4.1 分布式零质量射流的流场分析

零质量射流能改变分离区的涡结构,减少襟翼

上表面的分离,改善气动性能,但是对于襟翼偏角较大的情况,在大攻角下,襟翼的当地迎角可能达到 50° 以上,零质量射流并未起到可观的控制结果,襟翼上表面仍存在较大分离,这在增升装置设计中是不允许的。分布式零质量射流却能起到较好的结果,抑制襟翼上表面分离,以下对分布式零质量射流对增升装置性能改善进行研究。图 11 为构型 B 分布式零质量射流孔口的安装图,从襟翼 33% 弦长开始等距安装了 4 个孔口,孔口与机翼上翼面的夹角均为 25° 。图 12 为 $Ma = 0.197$, $Re = 3.52 \times 10^6$ 和 $\alpha = 10^\circ$ 时不同孔口安装位置组合的马赫云图和流线图。4 个孔口的零质量射流频率、相位均相同,孔口的 $c_{\mu} = 0.002$, $F^+ = 1$ 。各升力系数与原始构型的对比如表 1 所示。

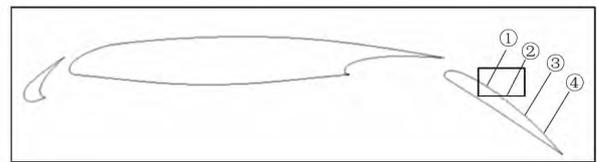


图 11 分布式零质量射流的襟翼上表面孔口分布图

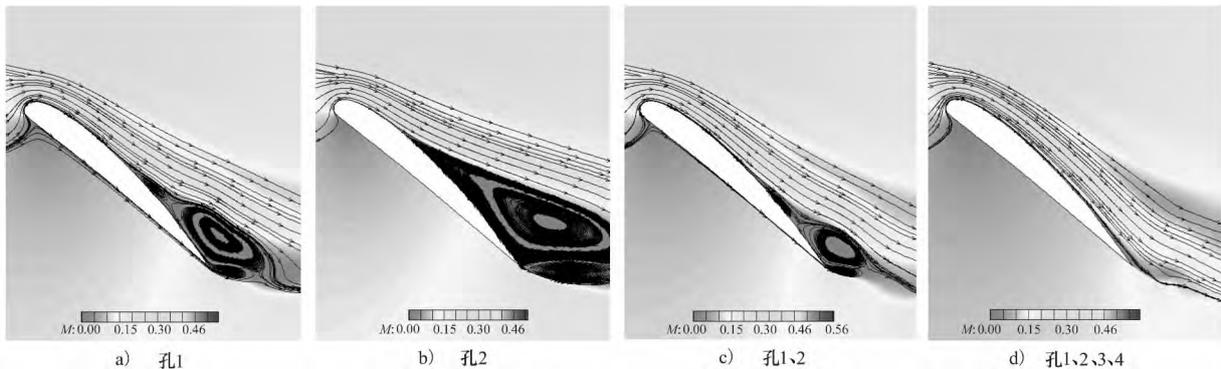


图 12 不同孔口安装位置的流场图

表 1 不同分布式零质量射流控制的升力系数对比

	original	1	2	12	1 234
c_l	3.16	3.40	3.18	3.52	3.80
Δc_l	0	0.24	0.02	0.36	0.64
$\Delta c_l / c_l$	0	7.1%	0.63%	11.4%	20.3%

图 12a) 是襟翼上表面仅有孔 1 起作用的流线和马赫云图。该孔口位于分离点之前。在该射流的作用下,襟翼上表面的分离有所减小,上表面大约有一半区域都是附着流动,其升力系数增加了 0.24,相对于原始构型升力系数增加 7.1%。

图 12b) 是仅有孔 2 起作用的流场图,该孔口位于襟翼上表面中间位置,位于原始构型分离之中。该激励没有起到抑制分离的作用,襟翼上表面的分离基本没有减小,升力系数仅有 0.02 的提升。

图 12c) 是 1、2 孔口共同作用的流场结果。襟翼上表面的近 60% 的区域均为附着流动,襟翼上表面的分离涡大大减小,尾涡即将脱落。该控制达到了良好的效果,升力系数得到显著提升,相当于原构型升力系数提高了 11.4%,优于单孔控制的结果。

图 12d) 是孔口 1、2、3、4 共同作用的结果。襟

翼上表面已经从分离流动变为基本全附着流。这是各个孔口串联作用的结果。该控制达到了孔口组合中的最优结果,升力系数提升最大。相比于原构型,升力系数增加了 0.64 相对于原构型提高了 20.3%,大大优于单孔作用的结果,表明分布式射流对襟翼上表面分离控制的效果大大优于单一的零质量射流的效果。

4.2 分布式零质量射流的参数影响研究

4.1 节研究表明,分布式零质量射流较单射流具有更好的增升效率,本节将基于作用于构型 B 的 1、2、3、4 孔口的分布式射流,研究参数变化对其的影响,并得出设计准则。

4.2.1 射流动量系数的影响

对于射流频率 $F^+ = 1$ 时,选取 $c_\mu = 0.00064$ 、0.001、0.00144、0.002、0.003 研究射流动量的影响。图 13 给出了 $\alpha = 10^\circ$ 不同动量系数 c_μ 压力分布图。

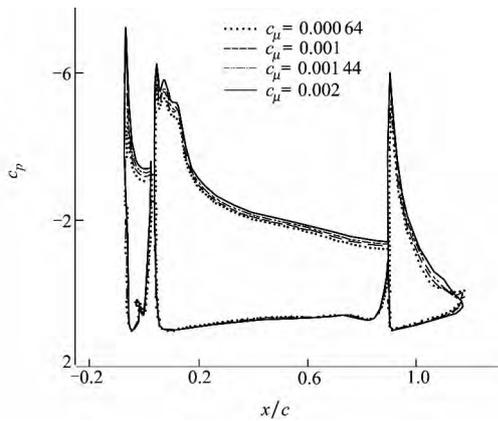


图 13 c_μ 对增升装置压力分布的影响

1) 合适的射流动量系数下,分布式零质量射流均有明显的增升效果。

2) 在合适的范围内,射流的动量系数越大,襟翼上表面的分离区越小,主翼、缝翼、襟翼的前缘吸力峰值越大,其上表面的压力分布抬升幅度越大,增升效果越显著,这表明动量系数越大,射流向附面层传递的能量越多。

3) 过大的动量系数会导致增升翼型的直接失速。图 14 给出了 $c_\mu = 0.003$ 时,绕三段翼型的速度云图。由于动量系数过大,襟翼上表面出现了大范围分离,使二维增升装置的气动性能恶化。

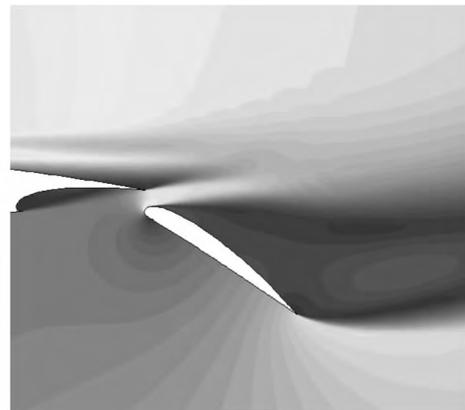


图 14 $c_\mu = 0.003$ 时绕二维增升装置的马赫云图

4.2.2 射流频率的影响

对于射流动量系数 $c_\mu = 0.002$ 时,分别选取 $F^+ = 0.5$ 、1.0、2.0、4.0 研究射流频率的影响。图 15 给出 $\alpha = 10^\circ$ 时射流频率对气动性能的影响。

计算结果表明:

1) 各个频率下,分布式零质量射流均有明显的增升减阻效果。这是由于分布式零质量射流均大大消除了襟翼上表面的分离。

2) 分布式零质量射流的升力系数、阻力系数、升阻比均在 $F^+ = 1$ 时达到最大。

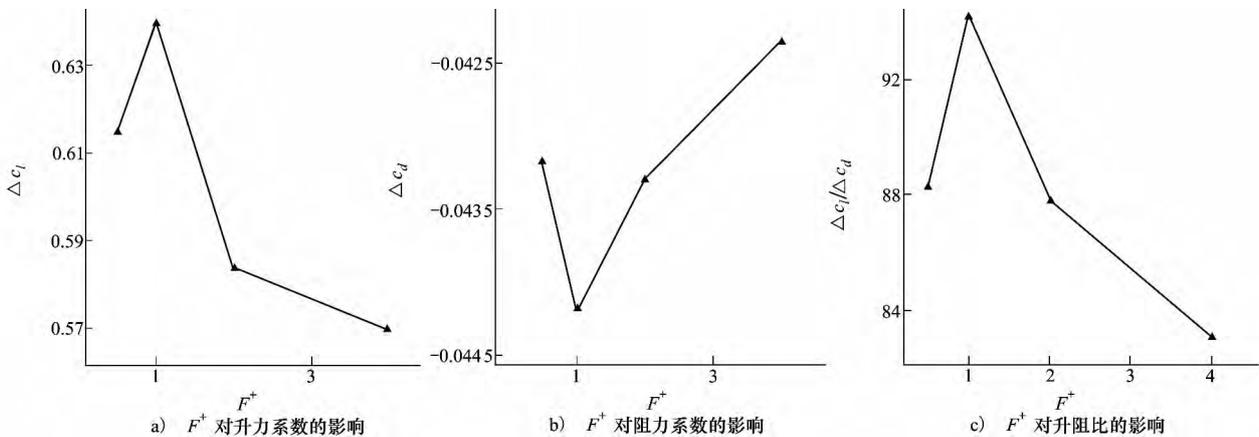


图 15 F^+ 对增升装置气动性能的影响

4.3 分布式零质量射流的增升原理

以下通过 $c_{\mu} = 0.002, F^+ = 1$ 时 $\alpha = 10^\circ$ 时的流动现象分析分布式零质量射流的增升原理。仅以 1、2 射流为例分析分布式零质量射流的增升原理。由 4.1 节可知 $\Delta c_{l_{12}} > \Delta c_{l_1} + \Delta c_{l_2}$ ，孔 1、2 分布式射流的作用不仅仅是孔 1 和孔 2 的线性叠加，其还包括两者串联作用的有利影响。

从图 16 知，1 区域位于 1 和 2 孔口之间，其受到 1 射流和 2 射流的综合作用。在 t_0 到 $t_0 + T/2$ 时，孔 1 向 1 区域中注入高能量气流，提升附面层能量。在 $t_0 + T/2$ 到 $t_0 + T$ 时，孔 2 又吸入 1 区域的低速气流，使 1 区域附面层能量进一步提升，使其优于仅孔 1 单独作用的效果。2 区域位于孔 2 下游，其既受到孔 2 的影响，也受到上游高速气流的有利影响。如图 17

所示，仅孔 1 作用时，流场的分离有所减小。仅孔 2 作用时，分离区域基本没有改变。但是，当孔 1、2 共同作用时，该区域的分离大大减小。孔 12 作用时，孔 1、孔 2 均产生了有利影响，孔 1 推动襟翼上表面的分离往后缘发展，孔 2 处于孔 1 影响的范围内，进一步抑制流动分离。因此，孔 1、孔 2 产生了一种串联效应，分离控制能力大大增强。

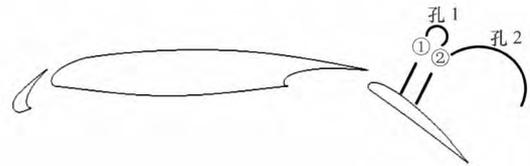


图 16 分布式零质量射流作用区域图

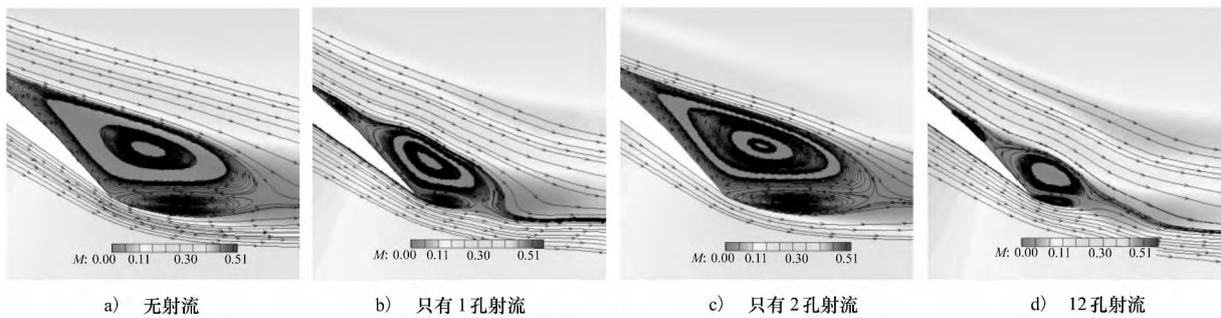


图 17 分布式零质量射流增升原理

分布式零质量射流各孔口的区域受到上游高能来流，上游孔口吹气和下游孔口吸气的综合影响，使各个孔口产生一种串联效应，使整个襟翼上表面的边界层能量大大提升，让其延迟分离的效果大大优于单个孔口作用的情形。1234 分布式射流能基本消除襟翼上的分离，达到较好的设计结果。

5 结 论

1) 单一的零质量射流通过周期性吸气吹气控制，实现对边界层控制，分布式零质量射流综合了单

一零质量射流的有利影响，不仅仅是各个单一射流的线性叠加，还包括各零质量射流的串联影响。合理的孔口位置、射流频率以及孔口动量系数的选取可以使增升装置的气动性能进一步提升，基本能够消除襟翼上表面的分离。

2) 对于本文的构型 B，分布式零质量射流的设计准则为：从原始增升装置襟翼分离点前到襟翼后缘均布 4 个孔口，孔口与襟翼上表面夹角为 25° ， $c_{\mu} = 0.002, F^+ = 1$ 时，达到最好的流场控制结果。其升力系数和升阻比均达到最大。

参考文献:

- [1] Van Dam C P. The Aerodynamic Design of Multi-Element High-Lift Systems for Transport Airplanes [J]. Progress in Aerospace Science, 2002, 38: 101-144
- [2] Smith B L, Glezer A. Vectoring and Small-Scale Motions Effectuated in Free Shear Flows Using Synthetic Jet Actuators [R]// AIAA-1997-0213
- [3] Donovan F, Linda D K, Cary W. Active Flow Control Applied to an Airfoil [R]// AIAA-1998-0210
- [4] Shmilovich A, Yadlin Y. Active Flow Control for Practical High-Lift Systems [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1354-1364

Numerical Simulation of Separation Control for High Lift System Using Distributed Zero-Net Mass Flux Jet

Bai Junqiang¹, Xin Liang¹, Liu Nan¹, Hua Jun^{1 2},

Dong Jianhong³, Lei Wutao³, Zhang Xiaoliang¹

(1. College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China)
(2. Chinese Aeronautics Establishment, Beijing 100191, China)
(3. AVIC The First Aircraft Institute, Yanliang 710000, China)

Abstract: In order to improve takeoff and landing performance of large transport airplane, a typical three element airfoil is selected; we study the feasibility of distributed zero-net mass flux jet for improving the aerodynamic performance of the high lift systems. Flow mechanism of zero-net mass flux jet and distributed zero-net mass flux jet and the impact of their parameters are analyzed, including slot distribution, momentum coefficient and excitation frequency. Research results indicate that, no matter blowing or suction, zero-net mass flux jet can improve boundary layer energy and delay flow separation; it is better than one without flow control, but it cannot eliminate flow separation, while distributed zero-net mass flux jet can. Simulation results indicate that, when zero-net mass flux jet is working, the lift coefficient can increase by 7.1%, while distributed zero-net mass flux jet results in an increase by 20.3%; therefore distributed zero-net mass flux jet has better performance on flow control. Distributed zero-net mass flux jet is not only simple linear integration of every actuator, but also is beneficially influenced by every actuator. Four port distributed zero-net mass flux jet with momentum coefficient of 0.002, excitation frequency of 1 is best; it can eliminate flow separation on flap and improve lift coefficient significantly.

Key words: aircraft landing, airfoils, boundary conditions, boundary layer, calculations, computer simulation, design, drag coefficient, experiments, flow control, jets, flow fields, flow separation, lift, lift drag ratio, mass transfer, mesh generation, momentum, Navier Stokes equations, pressure distribution, takeoff, transport aircraft, turbulence models, velocity; high lift system, active flow control, zero-net mass flux jet, distributed zero-net mass flux jet, flow mechanism, design principle