

合成射流激励器射流矢量 控制的物理因素*

夏智勋, 罗振兵

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

(邓学莹推荐)

摘要: 对不同出口构型合成射流激励器进行射流矢量控制进行了数值研究, 并对决定合成射流激励器射流矢量控制的物理因素进行了分析和归纳. 低压区位置和面积及其压强梯度、合成射流动量分量、合成射流对主流的卷吸率是直接控制主射流矢量和矢量角的物理因素. 合成射流的 3 个特征参数直接影响和控制低压区的面积及其压强梯度, 合成射流激励器出口台阶和出口斜喷角都对低压区位置、面积和合成射流对主流的卷吸率有影响和调节作用, 合成射流激励器出口斜喷角还直接控制合成射流动量分量. 基于对合成射流激励器射流矢量控制物理因素的分析, 确定了控制物理因素的源变量, 建立了由控制能力函数和调节功能函数组成的合成射流矢量控制初步模型, 初步模型能够对源变量引起的合成射流激励器射流矢量控制效率不同作出解释, 并进一步指出了进行射流矢量控制的最佳激励器是充分利用调节功能函数.

关键词: 流动控制; 合成射流; 射流控制; 物理因素

中图分类号: O326 **文献标识码:** A

引 言

流动控制是流体技术最主要的研究领域, 21 世纪的空气动力学将在流动控制领域取得重大突破^[1]; 合成射流激励器是流动控制领域近十年来最热门活跃的主动流动控制技术^[2-3]. 合成射流激励器具有结构简单、造价低、易于控制的特点, 而且无流体供应和传输管路, 因此易于集成, 可与微传感器、微控制器集成为三位一体的 MEMS 系统. 合成射流对电信号的响应非常迅速, 建立射流所需时间比常规定常射流和脉冲射流要少得多. 合成射流独特的流场特征及显著特点, 使得合成射流技术在流动控制领域具有十分广阔的应用前景^[4-8], 尤其是射流矢量控制^[9-16]. 利用合成射流激励器进行射流矢量控制可以应用于推力矢量控制、减小热信号、缓和强风以及进行表面气动外形控制, 且工作时无运动部件.

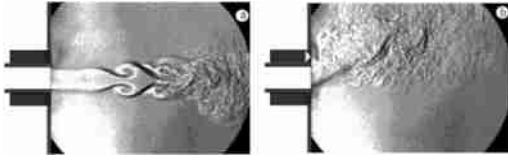
自 Smith 和 Glezer 对合成射流激励器射流矢量控制进行试验并显示出该技术在射流矢量

* 收稿日期: 2006-05-19; 修订日期: 2007-05-16

基金项目: 国家自然科学基金(重大研究计划)资助项目(90205016); 国家自然科学基金资助项目(50176055)

作者简介: 夏智勋(1961—), 男, 湖南益阳人, 教授, 博士;

罗振兵(1979—), 男, 湖北黄石人, 讲师, 博士(联系人. Tel: + 86-731-4573099; E-mail: luozhenbing@163.com).



(a) 激励器未工作 (b) 激励器工作

图 1 应用合成射流激励器进行
主流矢量控制^[9]

控制方向充满潜力和希望以来(如图 1 所示)^[9],国际上多家单位对此开展了持续研究^[10-16],目前已对合成射流激励器射流矢量控制的机理机制有了较为深刻的认识^[11-13],对影响合成射流矢量控制的驱动参数(如合成射流速度幅值、驱动频率等)有一定研究^[11-16],而对影响合成射流矢量控制的结构参数(如激励器出口与主流出口间距、激励器出口构型等)研究还很初步,这些参数都影响

合成射流激励器射流矢量控制的效率(如矢量力或矢量角).建立这些参数与合成射流矢量控制效率之间的数学控制模型将是合成射流矢量控制从实验室阶段到工程应用阶段的唯一通道,而目前控制模型研究几乎是空白.鉴于影响合成射流矢量控制的驱动参数和结参数是通过改变流场物理量(即合成射流矢量控制的物理因素,如压力、动量等)来影响合成射流激励器射流矢量控制效率,因此,我们的研究方案是通过合成射流矢量控制的物理因素这个“桥梁”分别与源变量(如合成射流矢量控制的驱动参数和结构参数)、合成射流矢量控制效率(如矢量力或矢量角)建立关系,从而最终建立源变量-合成射流矢量控制效率之间的数学模型.

正如嵇醒教授所总结的解决现代力学问题的关键和一般过程^[17],即:了解力学问题的机理机制→抓住问题的主要因素→建模→重视实验研究→通过力学计算获得数值解.本文所作的主要工作就是这个过程的第 2 步,即力图抓住“合成射流激励器射流矢量控制”的主要物理因素,并弄清楚这些物理因素的源变量,为建立模型奠定基础.

1 数值模拟

1.1 合成射流激励器射流矢量控制物理模型及激励器出口构型

合成射流激励器射流矢量控制物理模型与文献[9]、文献[11]、文献[12]、文献[14]相同,在激励器常规出口构型基础上^[9],文献[11]、文献[12]、文献[14]为提高合成射流激励器射流矢量控制效率,分别提出了一种典型的激励器出口构型.四种典型激励器出口构型,即:平口出口、台阶出口、斜喷出口、斜台出口,如图 2 所示,其中 h 是激励器出口宽度, s 是台阶高度, θ 是激励器出口斜喷角度,激励器其它结构参数、位置参数和控制参数相同.本文 $h = 1 \text{ mm}$, $d = 4 \text{ mm}$.

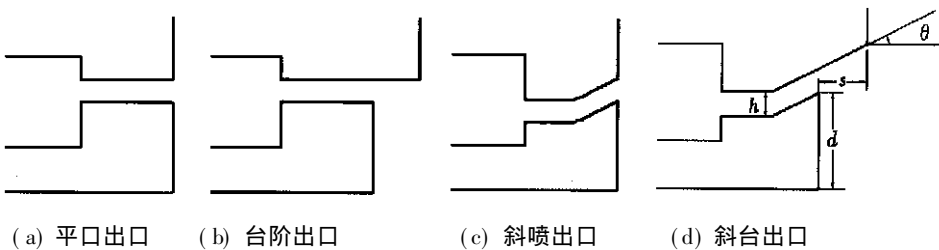


图 2 射流矢量控制的 4 种典型激励器出口构型

1.2 计算方法及验证

本文计算流场的流动速度不高,因而可假定模拟的流场为不可压.控制方程为能够描述湍流的 Navier-Stokes 方程组,不可压控制方程的质量、动量守恒方程由连续方程和 N-S 方程的雷诺时均形式分别给出:

$$\begin{cases} \nabla \cdot u = 0, \\ \rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \cdot \nabla u = -\nabla p + (\mu_1 + \mu_2) \nabla^2 u, \end{cases} \quad (1)$$

其中 μ_1 、 μ_2 分别为层流、湍流粘性系数。

采用重整群(RNG) $k-\varepsilon$ 湍流模型来模拟这一流动问题, 近壁面处理采用增强壁面函数的双层模型, 即将整个区域被分为一个有粘性影响的区域和一个完全湍流区域. RNG $k-\varepsilon$ 模型与标准 $k-\varepsilon$ 模型的主要不同之处在于 RNG 模型能更加精确地模拟应变大和流线弯曲度大的流动问题. 采用二次迎风内插格式用于方程的空间离散, 而时间离散则采用一阶隐式格式, 离散方程用分离数值算法迭代求解. 迭代计算的精度确定为所有变量的归一化误差之和小于 1×10^{-4} , 时间步长为 $T/100$, 每时间步长约迭代 50 次后收敛. 先计算激励器未工作时的恒定流情形, 将获得的数值解作为求解激励器工作时随时间变化问题的初始解, 这样加快了求解的收敛过程. 激励器工作的情况下模拟的总时间包含了至少 40 个振动周期, 以保证最终数值解达到动态稳定.

激励器计算模型采用全流场计算模型——X-L 模型^[18], 该计算模型包括了激励器腔体及其出口喉部的流动. 激励器振动膜由电压激励驱动, 激励频率 f , 振动膜振幅 A_m , 振动膜半径 r , φ_0 为初始相角; 振动膜表面任一点 (y, l) 的速度由轴向分量 $u_y(l, t)$ 和径向分量 $u_l(l, t)$ 组成; 较高激励频率下激励器振动膜振动位移时间函数可由余弦函数近似(已为我们最近压电振子位移试验所证实), X-L 模型的数学表达式如下:

$$u_y(l, t) = 2\pi f A_m \cdot (1 - l^2/r^2) \cdot \sin(2\pi f t + \varphi_0), \quad u_l(l, t) \approx 0, \quad (2)$$

本文 $A_m = 0.2 \text{ mm}$, $r = 25 \text{ mm}$, $\varphi_0 = 0$, 固定激励器驱动频率 $f = 500 \text{ Hz}$, 该频率是半径 25 mm 圆形振动膜片的固有频率, 即一阶谐振频率, 此频率下振动膜片振幅最大, 相应合成射流能量水平最高即合成射流激励器能量效率最高^[19].

表 1 计算算例及主流激励器参数

算例	$U_{ave}/(\text{m/s})$	s/h	$\theta/(\circ)$	算例	$U_{ave}/(\text{m/s})$	s/h	$\theta/(\circ)$
情况 0	19.6	0	0	情况 7	19.6	0	27
情况 1	0	0	0	情况 8	19.6	2	27
情况 2	0	2	0	情况 9	8	0	0
情况 3	0	0	27	情况 10	8	2	0
情况 4	0	2	27	情况 11	8	0	27
情况 5	19.6	0	0	情况 12	8	2	27
情况 6	19.6	2	0				

计算区域和计算网格如图 3 所示. 激励器振动膜边界处, 根据激励器全流场计算模型, 提速度入口条件, 由(2)式给出; 主流入口给速度入口条件, 固体壁面采用无滑移固体壁面边界条件, 其它自由边界为流动出口.

前期工作^[20]已对单个合成射流激励器计算精度进行了验证. 对于合成射流激励器射流矢量控制, 前期数值仿真工作^[20]在文献[9]试验相似条件下的计算结果与其试验结果相一致, 如图 4 所示.

1.3 计算算例

合成射流激励器射流矢量控制计算列表 1 所示. 主流通道宽度 $H = 16 \text{ mm}$, 对于激励器

未工作的基本算例情况 0, 在主流通道出口处主流平均速度为 $U_{ave} = 19.6 \text{ m/s}$, 对应特征频率 $f_c = U_{ave}/H = 1225 \text{ Hz}$, 对应雷诺数为 $Re_H = U_{ave}H/\nu = 21400$, ν 为运动粘性系数. 情况 1 至情况 4 计算模拟 4 种出口构型合成射流激励器在静止空气中工作, 情况 5 至情况 8 计算模拟 4 种出口构型合成射流激励器控制平均速度为 19.6 m/s 的宏观主流, 情况 9 至情况 12 计算模拟 4 种出口构型合成射流激励器控制平均速度为 8 m/s 的宏观主流. 平均速度为 8 m/s 的宏观主流, 其对应特征频率 $f_c = 500 \text{ Hz}$, 对应雷诺数为 $Re_H = 8700$.

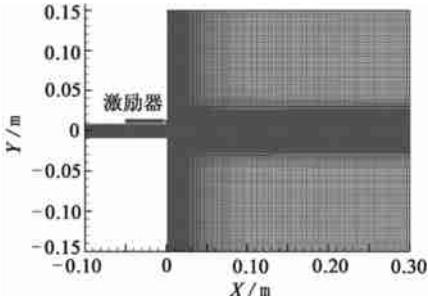


图 3 计算区域和网格划分

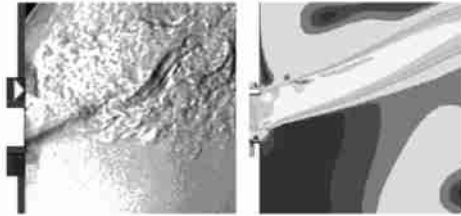


图 4 合成射流激励器射流矢量控制计算与实验对比

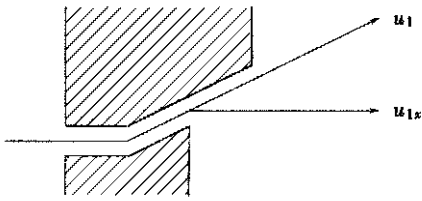


图 5 合成射流出口中心速度分析示意

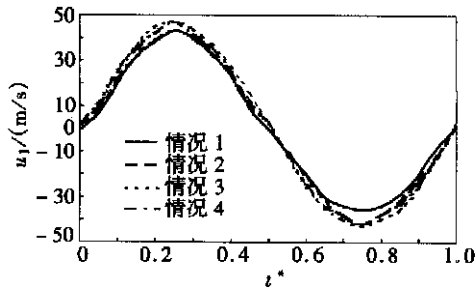


图 6 出口中心处合成射流速度随时间变化轨迹

1.4 计算结果

合成射流激励器出口处合成射流速度可表示为^[14]:

$$u = u_1(t)f(y), f(y) = f(y^*) = 1 - y^{*4}, \tag{3}$$

式中 $u_1(t)$ 是出口中心处速度(如图 5 所示), $f(y)$ 是不同出口构型激励器在其出口截面 $X/h = 0$ 处合成射流无量纲速度的分布, $y^* = [y - (d + h/2)] / (h/2)$.

图 6 是不同出口构型激励器在 $X/h = 0$ 处合成射流中心速度 $u_1(t)$ 在一个周期内随时间的变化曲线, $u_1(t)$ 满足正弦函数变化关系, 即:

$$u_1(t) = u_{amp}\sin(2\pi ft) = u_1(t^*) = u_{amp}\sin(2\pi t^*), \tag{4}$$

式中 $t^* = t/T - N$ 为无量纲时刻, $T = 1/f$ 为周期, N 是激励器的工作周期数.

激励器出口处合成射流的质量流率和动量可由下式计算:

$$m\dot{\gamma}_1 = \int_d^{d+h} \rho u dy, M_1 = \int_d^{d+h} \rho u^2 dy. \tag{5}$$

宏观主流在其通道出口处的质量流率和动量可由下式计算:

$$m\dot{\gamma}_p = \rho H U_{ave}, M_p = \rho H U_{ave}^2. \tag{6}$$

因此, 在激励器每个“吹”周期, 合成射流与宏观主流流量之比和动量之比可由下式计算:

$$r_m = \int_0^{T/2} m \dot{\gamma}_1 dt \left/ \left(\int_0^{T/2} m \dot{\gamma}_p dt \right) \right., \quad r_M = \int_0^{T/2} M_1 dt \left/ \left(\int_0^{T/2} M_p dt \right) \right. . \quad (7)$$

将式(3)至式(6)、以及 h 、 u 、 U_{ave} 、 H 的数值代入(7)式,可以得到4种出口构型激励器合成射流与主流的质量流量比 $r_m = 0.062$, 无斜喷角度下合成射流与主流的动量比 $r_M = 0.089$, 27° 斜喷角度下合成射流与主流的动量比 $r_M = 0.1$.

合成射流冲程由下式给出^[20]:

$$L = \int_0^{T/2} u_1 dt . \quad (8)$$

合成射流冲程在 x 方向的投影值为:

$$L_0 = L \cdot \cos \theta = \int_0^{T/2} u_1(t) \cos \theta dt . \quad (9)$$

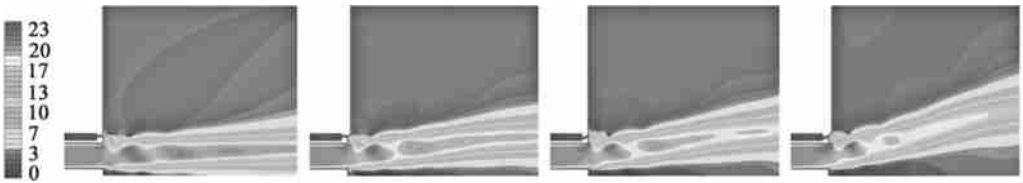
将(4)式、 $\theta = 27^\circ$ 以及 u_{amp} 的值代入(9)式,可得4种出口下激励器有相同的 x 方向冲程 $L_0 \approx 25 \text{ mm}$.

图7是算例情况5至情况12合成射流激励器射流矢量控制的流场速度等值线云图. 下游主流的矢量偏转角度 ϕ 可由下式计算^[14]:

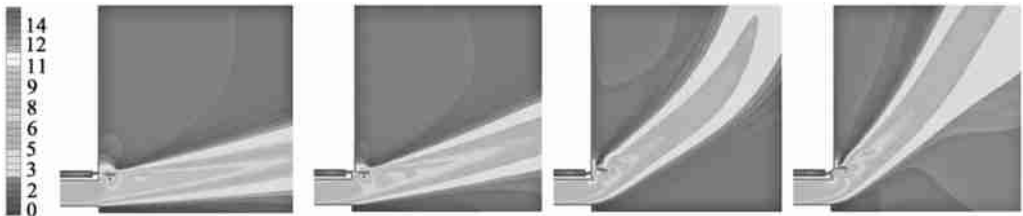
$$\phi = \arctan[(y_- + y_+) / (2x)], \quad X > 0, \quad (10)$$

其中 y_- 和 y_+ 分别是宏观主流在下游 x 处对应速度值为 $u = (1/2)^{1/2} U_{ave}$ 的 y 坐标值. 下游主流矢量偏转角的计算结果列表2所示.

图7(a)和图7(b)表明:在主流速度和激励器激励条件相同条件下,不同出口构型激励器控制宏观主流引起的主流矢量偏转角不同(即控制效率不同),4种出口构型激励器控制相比,斜台出口构型激励器控制主流矢量偏转角度最大,控制效率最高,在主流速度为 8 m/s 时,主流矢量角达 50° . 结合表2结果,可以看到:合成射流与主流的对比参数值对主流矢量角影响明显,以斜台出口构型激励器控制主流为例,情况12与情况8相比,对比参数 r_m 为原来2.4倍, r_M 为原来6倍,主流矢量角为原来3.6倍.



(a) 情况5至情况8, $U_{ave} = 19.6 \text{ m/s}$, $t^* = 0.5$



(b) 情况9至情况12, $U_{ave} = 8 \text{ m/s}$, $t^* = 0.5$

图7 算例情况5至情况12合成射流激励器射流矢量控制的流场速度等值线云图

表 2 下游主流矢量角 ϕ 及合成射流与主流的对比参数

算例	主流矢量角			对比参数			
	$\phi_{x=\theta}/(^{\circ})$	$\phi_{x=L_0}/(^{\circ})$	$\phi_{x=2L_0}/(^{\circ})$	f/f_c	u_{amp}/U_{ave}	r_m	r_M
情况 5	3	2.6	2.5	0.42	2.1	0.062	0.089
情况 6	5	6.8	7	0.42	2.1	0.062	0.089
情况 7	6	8.6	9	0.42	2.4	0.062	0.1
情况 8	8	13	14	0.42	2.4	0.062	0.1
情况 9	6	8	10	1	5.3	0.15	0.53
情况 10	10	14	18	1	5.3	0.15	0.53
情况 11	13	36	36	1	5.9	0.15	0.6
情况 12	16	45	50	1	5.9	0.15	0.6

2 合成射流激励器射流矢量控制的物理因素

2.1 直接控制主流矢量的物理因素

我们在前期工作中对合成射流激励器射流矢量控制的控制机理进行了研究和归纳^[13]: 合成射流激励器工作引起的主流通道出口一侧的低压、合成射流激励器工作于“吹/吸”程对主流流体的卷吸引射和吸入、以及合成射流旋涡对在向下游迁移过程中与主流自由剪切层发生相互耦合作用是合成射流激励器进行宏观低速流矢量控制的 3 个主要机制. 在文献[12], Guo 等人提出了一种解释合成射流控制宏观主流矢量过程的“矢量控制假说”: 合成射流进行射流矢量控制的效果是由两射流间的低压以及合成射流动量冲量的阻挡双重作用的结果. 总之, 低压、合成射流动量冲量以及合成射流对主流流体的卷吸是直接控制主流矢量的主要物理因素.

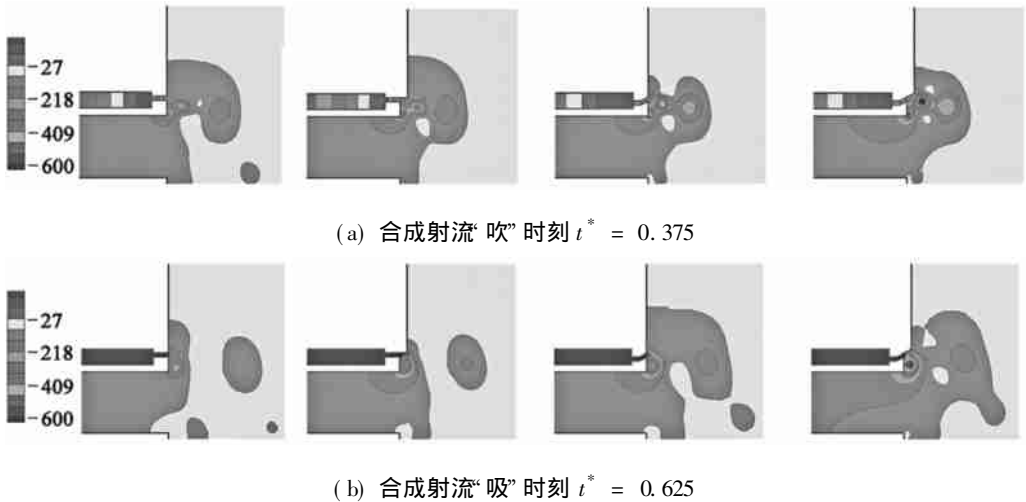


图 8 算例情况 5 至情况 8 主流通道出口附近相对压强等值线云图

2.1.1 低压

低压由压强梯度 Δp 、低压区的位置 C_p 和低压区的面积 $A_p(l_p, w_p)$ 三要素确定, l_p 和 w_p 分别是低压区面积 A_p 在 x 方向的长度和 y 方向宽度.

图 8 是情况 5 至情况 8 主流通道出口附近相对压强等值线云图 ($p - p_0, p_0$ 是工作环境压

强). 计算结果显示: 不管是激励器工作于“吹/吸”程, 合成射流与主流相互作用都在两射流间及主流通道上侧面出口附近形成低压区域, 该低压对主流的矢量推力直接贡献并导致主流在出口处的产生矢量偏转, 矢量偏转角为 ϕ . 图9是主流通道上下壁面压强分布曲线, 图中空心心和实心标记分别对应主流通道的下壁面压强和上壁面压强. 从图9和图8可以看到, 合成射流激励器工作, 主流通道内低压位置主要集中在 $-2 < X/H < 0$ 区域.

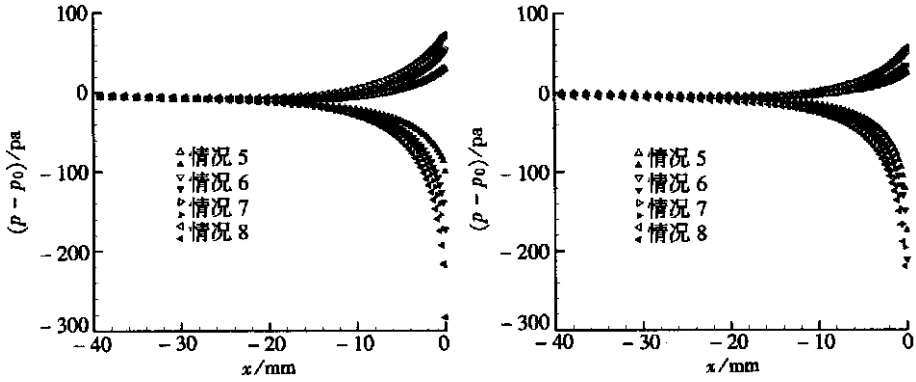
(a) 合成射流“吹”时刻 $t^* = 0.375$ (b) 合成射流“吸”时刻 $t^* = 0.625$

图9 算例情况5至情况8主流通道上下壁面压强分布曲线

主流通道内主流受到的侧向力 $F_y(x)$ 可由主流上下壁面 $-2 < X/H < 0$ 压强差积分得到:

$$F_y(0) = \int_{-2H}^0 [p_d(x) - p_u(x)] dx, \quad (11)$$

式中 $p_d(x)$ 、 $p_u(x)$ 分别是主流通道上下壁面的相对压强.

主流通道出口截面上 ($X = 0$), 主流的流向动量分量和展向动量分量分别是:

$$J_x = \int_{-H/2}^{H/2} \rho U(x, y) U(x, y) dy, \quad J_y = \int_{-H/2}^{H/2} \rho U(x, y) V(x, y) dy, \quad (12)$$

式中 $U(x, y)$ 、 $V(x, y)$ 分别是主流流向速度和展向速度.

主流矢量角度 ϕ 满足下式:

$$\tan \phi = V(x, y) / (U(x, y)). \quad (13)$$

由动量定律 $J_y = F_y$, 结合方程式(11)至方程式(13)可得主流矢量角度计算式:

$$\phi = \arctan(F_y / J_x). \quad (14)$$

因此, 在主流通道出口处 ($X = 0$), 主流矢量角度 ϕ 可由下式计算:

$$\phi_l = \arctan\left(\frac{F_y(0)}{J_{x=0}}\right) = \arctan\left[\frac{\int_{-2H}^0 [p_d(x) - p_u(x)] dx}{\rho H U_{ave}^2}\right]. \quad (15)$$

主流在激励器一个周期的平均矢量角可通过瞬时矢量角时间积分后平均得到. 比较图9左右两图发现, 不管激励器工作于“吹”或“吸”程, 主流通道上下壁面压强分布曲线变化不大, 因此, 在通道出口处 ($X = 0$), 主流矢量角 ϕ 基本不随时间变化. 将各参量值及图9中数据代入(15)式, 即可计算得到算例情况5至情况8主流的在其出口处的矢量角分别是 $\phi_5 = 3^\circ$, $\phi_6 = 5^\circ$, $\phi_7 = 6^\circ$, $\phi_8 = 8^\circ$. 一般地, 主流在其出口处的矢量角 ϕ 与主流的最终矢量角 ϕ 不相等.

2.1.2 合成射流动量冲量

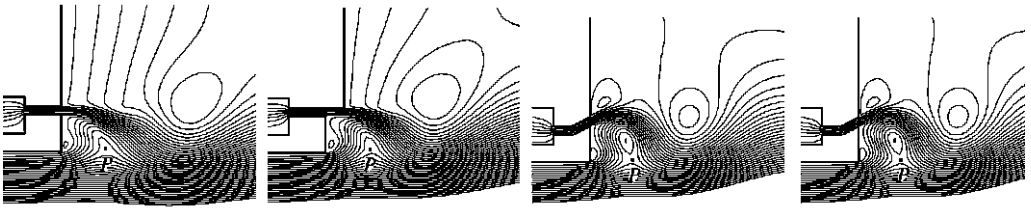
Guo 等人对合成射流动量冲量对射流矢量控制的影响进行了归纳^[12]: 当 $\theta \geq 0^\circ$, 合成射流

动量展向分量 $M_y = M_1 \sin \theta$ 随着 θ 增大而增大, 而合成射流动量流向分量 $M_x = M_1 \cos \theta$ 随着 θ 增大而减小, 由于合成射流动量流向分量 M_x 对主流偏转主要起阻碍作用, 而合成射流动量展向分量 M_y 对主流起到展向引导作用, 因此, 这将导致主流矢量角偏转更多.

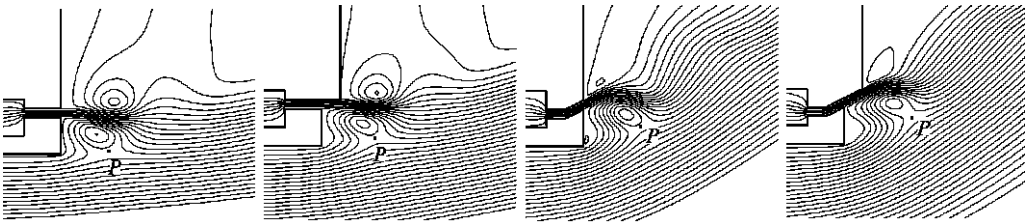
2.1.3 合成射流对主流的卷吸引射

在两射流出口近区 ($0 < X/H < L_0$), 主流在合成射流的卷吸和引射作用下继续发生矢量偏转. Smith 等人的试验结果表明^[11]: 对于给定主流速度和合成射流强度, 合成射流对主流的矢量力主要来源于偏向合成射流的主流的质量流率. 偏向合成射流激励器一侧的主流主要由两部分组成, 一部分是由于在出口通道内 ($X < 0$) 受到侧向力并在出口处既已发生偏转的主流, 另一部分是在出口近区 ($0 < X/H < L_0$) 由于合成射流的卷吸和引射作用而又发生偏转的部分主流.

图 10 是情况 5 至情况 12 两射流间流动鞍点及射流流函数等值线图. 当激励器工作于“吹”程, 如 $t^* = 0.375$, 在射流间形成流动鞍点 P , 鞍点 P 将主流分为两部分, 一部分偏向合成射流并与之融合, 另一部分继续向其下游流动.



(a) 主流 $U_{ave} = 19.6 \text{ m/s}$, 合成射流“吹”时刻 $t^* = 0.375$



(b) 主流 $U_{ave} = 8 \text{ m/s}$, 合成射流“吹”时刻 $t^* = 0.375$

图 10 算例情况 5 至情况 12 两射流间流动鞍点及射流流函数等值线图

定义合成射流对主流的卷引率为由于合成射流的卷吸和引射作用而发生偏转的部分主流质量流率 m_{ps} 与主流总的质量流率 m_{p} 之比:

$$r_{En} = m_{\text{ps}} / m_{\text{p}}, \quad (16)$$

式中 m_{ps} 是偏向合成射流的那部分主流的质量流率, 偏向合成射流的那部分主流流体矢量角大于 $\phi_{x=0}$ (在出口近区, 如果没有合成射流对主流的卷吸和引射作用, 主流将以其在出口处的矢量方向 $\phi_{x=0}$ 向下游流动, 而不会继续发生偏转, 因此选择 $\phi_{x=0}$ 作为区分 m_{ps} 的标准).

合成射流对主流的卷引率 r_{En} 与主流的继续偏转角度 ($\Delta \phi = \phi_{x=L_0} - \phi_{x=0}$) 列表 3 所示. 结果表明: 合成射流对主流的卷吸引射引起主流矢量偏转明显, 如情况 11 和情况 12, 主流矢量继续偏转均超过 20° ; 合成射流对主流的卷引率 r_{En} 直接影响主流在合成射流的卷吸和引射作用下继续偏转的角度. 因此, r_{En} 可以用来表征合成射流对主流的卷吸和引射的能力, 且 r_{En} 受激励器出口构型, 如出口台阶和斜喷角度的影响, 相同主流速度和激励器激励条件下, 激励器采用斜台出口构型, 卷吸率 r_{En} 较高, 主流矢量偏转角度也较大.

表 3

主流继续偏转角度及卷引率

算例	$\Delta \phi / (^\circ)$	$r_{En}(t^* = 0.375)$	算例	$\Delta \phi / (^\circ)$	$r_{En}(t^* = 0.375)$
算例 5	- 0.4	0.07	算例 9	2	0.088
算例 6	1.8	0.1	算例 10	4	0.13
算例 7	2.6	0.1	算例 11	23	0.22
算例 8	5	0.12	算例 12	29	0.23

2.2 合成射流特征参数

忽略合成射流压头沿程损失, 由非定常伯努利方程可以得到合成射流在激励器出口处和下游足够远处的压强关系式:

$$p_1 - p_2 = -\frac{\rho u_1^2}{2} + \rho \int_{X_1}^{X_2} \frac{du}{dt} dx, \quad (17)$$

式中, 下标“1”代表激励器出口处合成射流流动参数, 下标“2”表示下游足够远处合成射流速度可以忽略不计时的流动参数, 一般 $p_2 = p_0$.

由(17)式分析可得: 合成射流存在 3 个特征参数直接控制压差 Δp (即低压区压强梯度), 从而直接影响激励器对主流的控制力大小及主流的矢量角. 这 3 个特征参数分别是:

① 激励器出口处合成射流动量 M_1

由(5)式, 可得到 $M_1 \propto \rho u_1^2$, 因此, M_1 直接对(17)式右侧第 1 项产生贡献, 即激励器出口处合成射流动量 M_1 直接影响压强梯度 Δp 的大小.

② 合成射流当地加速度 a

$$a = \frac{du}{dt}. \quad (18)$$

合成射流当地加速度 a 直接对(17)式右侧第 2 项产生贡献, 即合成射流当地加速度直接影响当地压强梯度 Δp 的大小.

③ 合成射流冲程 L

合成射流冲程 L 是合成射流在“吹”程周期向下游运动的路程, 因此 L 正比于 $X_2 - X_1$:

$$L \propto X_2 - X_1, \quad (19)$$

由(17)式右侧第 2 项可知: $X_2 - X_1$ 影响 Δp 的大小; $X_2 - X_1$ 还与低压区面积的长度对应.

我们的前期研究结果显示^[19]: 合成射流涡对宽度 R_0 与合成射流影响区域的宽度相对应, 且 R_0 与斯托罗哈数存在如下关系:

$$R_0 \sim \lg(1/St), \quad (20)$$

其中, 合成射流斯托罗哈数定义式如下:

$$St = h \sqrt{\int_0^{t/2} u_1(t) dt} = hf / (U_{amp} / \pi). \quad (21)$$

比较式(21)和式(8)知合成射流无量纲冲程 L/h 与合成射流斯托罗哈数 St 互为倒数关系:

$$L/h = 1/St. \quad (22)$$

将(22)式代入(20)式, 得 $R_0 \sim \lg(L/h)$.

在静止环境中, 合成射流的影响区域与合成射流引起的低压区域相对应, 即有:

$$l_p \sim L, \quad w_p \sim R_0 \sim \lg(1/St) \sim \lg(L/h). \quad (23)$$

因此, 合成射流冲程 L 直接决定了合成射流引起的低压区面积大小 $A_p(l_p, w_p)$, 同时合成

射流冲程 L 也影响 Δp 的大小.

2.3 台阶的功能

合成射流激励器出口外侧台阶的存在,限制了激励器对环境流体的卷吸量,从而对主流的卷吸量增强,即卷引率 r_{En} 提高,如表3中情况6、情况10分别与情况5、情况9相比, r_{En} 增大;同时,由于激励器出口外侧台阶的阻隔,低压区的位置 C_p 向主流通道侧偏移,如图8;这些都有利于增大主流矢量角.另一方面,如果激励器出口外侧台阶过高,反而会对主流矢量偏转起到阻挡作用.

2.4 斜喷角的功能

合成射流激励器出口斜喷角的主要作用是直接控制合成射流动量流向和展向分量.如Guo等人在文献[12]总结:在激励器“吹”程,当斜喷角增大($0^\circ < \theta < 90^\circ$),合成射流动量流向分量 M_x 减小,展向分量 M_y 增大,流向分量 M_x 对主流除了起到引射作用外,对主流的偏转还起到阻挡作用,展向分量 M_y 对主流则主要起到引射作用;在激励器“吸”程,当斜喷角增大($0^\circ < \theta < 90^\circ$),合成射流对主流的卷引率 r_{En} 增大,如表3中情况7、情况11分别与情况5、情况9相比, r_{En} 增大;激励器斜喷角还起到增大低压区范围 A_p ,如图8;这些都有利于增大主流矢量角.另一方面,激励器斜喷角在某种程度上增大了下游合成射流与主流间的作用距离,使得低压区位置 C_p 有远离主流的趋势,一旦低压区远离到不能对主流产生影响,合成射流就不能起到对主流矢量控制的作用.

因此,合成射流激励器出口台阶和斜喷角对射流矢量控制具有调节控制功能.

2.5 合成射流激励器射流矢量控制的物理因素及其源变量

将(4)式代入(8)式和(18)式,分别得到:

$$L = (u_{amp}/\pi)/f, \quad (24)$$

$$a = a_{amp}\cos(2\pi ft), \quad a_{amp} = 2\pi f u_{amp}. \quad (25)$$

2.2节合成射流的3个特征参数与以上(24)式和(25)式比较后显示:合成射流的特征参数依赖于激励频率 f 、合成射流速度幅值 u_{amp} 和激励器出口缝宽 h .因此, f , u_{amp} 和 h 直接控制 A_p 和 Δp , 是其源变量.如2.3节和2.4节所归纳:激励器出口台阶 s 具有调节控制 C_p 尤其是 r_{En} 的功能,激励器出口斜喷角 θ 具有调节控制 u_{amp} , A_p , 尤其是合成射流动量分量 (M_x , M_y) 和 r_{En} 的功能.另外,合成射流与主流的间距 d 对合成射流激励器射流矢量控制也具有调节功能^[21].因此, s , θ 和 d 也是控制合成射流激励器射流矢量控制物理因素的源变量.

综上,合成射流激励器射流矢量控制的主要物理因素及其功能和源变量归纳列表4.

表4 合成射流激励器射流矢量控制的主要物理因素及其功能和源变量

物理因素	功能	源变量
Δp	吸引作用(+)	u_{amp}, f, h
A_p	吸引作用(+)	u_{amp}, f, h
C_p	调节作用(+)(-)	$u_{amp}, f, h; d, s, \theta$
M_x	阻碍作用(-) 引射作用(+)	$u_{amp}, f, h; \theta$
M_y	引射作用(+)	$u_{amp}, f, h; \theta$
r_{En}	卷吸和引射作用(+)	$u_{amp}, f, h; d, s, \theta$

注 表中标记(+)和(-)分别代表有利于射流矢量控制力($F_y \uparrow$)和不利于射流矢量控制力($F_y \downarrow$).

如上所述,低压(Δp , A_p , C_p),合成射流动量冲量(M_x , M_y)以及合成射流对主流流体的卷

吸和引射(r_{En})是直接控制主流矢量的主要物理因素,即合成射流对主流的矢量控制力 F_y 由物理因素 Δp 、 A_p 、 C_p 、 M_x 、 M_y 和 r_{En} 确定,因此,矢量控制力 F_y 可表示为:

$$F_y = G(\Delta p, A_p, C_p, M_x, M_y, r_{En}). \quad (26)$$

将(26)式代入(14)式并考虑主流的沿程变化,可以得到主流矢量角:

$$\phi = \arctan(F_y/J_x) = \arctan[G(\Delta p, A_p, C_p, M_x, M_y, r_{En})/(\kappa H U_{ave}^2)], \quad (27)$$

式中 κ 是主流流向平均速度的沿程变化率.

如上分析及表4所示,物理因素由源变量 u_{amp} 、 f 、 h 、 d 、 s 和 θ 直接控制,即有:

$$G(\Delta p, A_p, C_p, M_x, M_y, r_{En}) = G_1(u_{amp}, f, h; d, s, \theta). \quad (28)$$

将(28)式代入(27)式,可得:

$$\phi = \arctan[G_1(u_{amp}, f, h; d, s, \theta)/(\kappa H U_{ave}^2)], \quad (29)$$

(29)式即为合成射流矢量控制效率(主流矢量角 ϕ)与合成射流矢量控制参数(源变量)的初步数学关系模型.

对于给定合成射流激励器情况下(d 、 s 和固定不变),主流矢量角 ϕ 则依赖于 u_{amp} 、 f 和 h , (29)式可简化记为:

$$\phi = \Phi(u_{amp}/U_{ave}, h/H, f). \quad (30)$$

如果合成射流激励器位置和出口构型可控,即 d 、 s 和 θ 可变化, d 、 s 和 θ 对合成射流激励器射流矢量控制则起到调节控制作用,因此,(30)式应加一调节控制函数,初步模型(29)式则可由控制能力函数和调节功能函数组成如下:

$$\phi = \Psi(d/h, s/h, \theta) \cdot \Phi(u_{amp}/U_{ave}, h/H, f), \quad (31)$$

式中, Φ 项代表合成射流对主流的矢量控制能力函数, Ψ 项代表 d 、 s 和 θ 对主流矢量角 ϕ 的调节功能函数.

以数值仿真结果情况5至情况8与情况9至情况12相同激励器出口构型比较为例(见表2), u_{amp}/U_{ave} 增大,合成射流对主流的控制能力增大,即 Φ 增大,由(31)式可知相应主流矢量角 ϕ 也增大,与表2结果相一致.

以相同主流速度、不同激励器出口构型数值仿真结果情况5至情况8或情况9至情况12比较为例(见表2),对于给定主流速度和激励器激励强度, Φ 不变, Ψ 由于激励器出口构型如台阶 s 和斜喷角 θ 度不同而不同,由(31)式可知相应主流矢量角 ϕ 也不同.这就是为何激励器出口构型是射流矢量控制的重要参数,出口构型不同控制效率不同的原因.由于 d 、 s 和 θ 对 Ψ 都存在最佳值,进行射流矢量控制的佳合成射流激励器出口构型应充分利用调节功能函数 Ψ ,斜台出口激励器在较大程度上利用了调节功能函数 Ψ ,从而在相同条件下对主流的控制效率较高,因而是进行射流矢量控制的一种优化模式.

3 结论与展望

低压区位置 C_p 和面积 A_p 及其压强梯度 Δp 、合成射流动量分量(M_x 、 M_y)、合成射流对主流的卷引率 r_{En} 是直接控制主射流矢量力和矢量角的物理因素.合成射流的3个特征参数直接影响和控制低压区的面积及其压强梯度,合成射流激励器出口台阶和出口斜喷角都对低压区位置、面积和合成射流对主流的卷吸率有影响和调节作用,合成射流激励器出口斜喷角还直接控制合成射流动量分量.合成射流激励器射流矢量控制物理因素由其源变量 u_{amp} 、 f 、 h 、 d 、 s 和 θ 直接控制.

合成射流矢量控制主要物理因素及其源变量的确定是建立控制模型的基础,控制模型则

为合成射流矢量控制实现工程应用奠定基础. 本文建立了采用主流矢量角与物理因素源变量来表示的合成射流激励器射流矢量控制初步模型. 该初步模型由控制能力函数和调节功能函数组成, 控制能力函数可对主流速度、合成射流强度等参数不同引起的控制效率作出定性解释; 调节功能函数可对不同出口构型激励器进行射流矢量控制的效率不同作出解释, 并明确地指出了进行射流矢量控制的最佳激励器出口构型是充分利用调节功能函数. 该初步模型还仅仅是一个初步的定性模型, 完善的数学模型有待下一步的研究工作.

[参 考 文 献]

- [1] 庄逢甘, 黄志澄. 未来高技术战争对空气动力学创新发展的需求[A]. 见: 庄逢甘 编. 2003 空气动力学前沿研究论文集[C]. 北京: 中国宇航出版社, 2003, 73-80.
- [2] Glezer A, Amitay M. Synthetic jets[J]. *Ann Rev Fluid Mech*, 2002, **34**, 503-529.
- [3] 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, **35**(2): 221-234.
- [4] Lee C, Hong G. A piezoelectrically actuated micro synthetic jet for active flow control[J]. *Sensors and Actuators A*, 2003, **108**(1): 168-174.
- [5] Wang H, Menon S. Fuel-air mixing enhancement by synthetic micro-jets[J]. *AIAA J*, 2001, **39**(12): 2308-2319.
- [6] 赵宏, 杨治国, 娄慧娟. 合成射流流动特性实验研究及在燃烧中的应用探讨[J]. *航空动力学报*, 2004, **19**(4): 512-519.
- [7] Mittal R, Rampungoon P. On the virtual aerodynamic shaping effect of synthetic jets[J]. *Physics of Fluids*, 2002, **14**(4): 1533-1536.
- [8] LUO Zhen-bing, XIA Zhi-xun. A novel valve-less synthetic jet based micro-pump[J]. *Sensors Actuators A*, 2005, **122**(1): 131-140.
- [9] Smith B L, Glezer A. Vectoring and small-scale motions affected in free shear flows using synthetic jet actuators[A]. *AIAA Paper*, 97-0213, *AIAA 35th Aerospace Sciences Meeting* [C]. Reno, 1997.
- [10] LI Yong, MING Xiao. Control of two-dimensional jets using miniature zero mass flux jets[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2000, **13**(3): 129-133.
- [11] Smith B L, Glezer A. Jet vectoring using synthetic jets[J]. *J Fluid Mech*, 2002, **458**(1): 1-34.
- [12] Guo D H, Cary A. Numerical simulation of vectoring control of a primary jet with synthetic jet[J]. *AIAA J*, 2003, **41**(12): 2364-2370.
- [13] LUO Zhen-bing, XIA Zhi-xun. The mechanism of jet vectoring using synthetic jet actuators[J]. *Modern Physics Letters B*, 2005, **19**(28/29): 1619-1622.
- [14] LUO Zhen-bing, XIA Zhi-xun. An optimal mode of jet vectoring using synthetic jet actuators[A]. In: *The 8th International Symposium on Fluid Control, Measurement and Visualization* [C]. Chengdu: Aug, 2005, 22-25.
- [15] 李念, 张元, 徐惊雷. 自耦合射流对平行主射流的矢量偏转实验研究[J]. *推进技术*, 2005, **25**(3): 248-251.
- [16] 何高让. 用于流动矢量控制的微射流研究[D]. 博士学位论文. 西安: 西北工业大学研究生院, 2000.
- [17] 嵇醒. 应用力学方法研究[A]. 2006 全国博士生学术论坛(力学). 大会特邀报告. 大连, 2006.
- [18] LUO Zhen-bing, XIA Zhi-xun. Numerical simulation of synthetic jet flow field and parameter analysis of actuator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, **25**(3): 199-205.
- [19] 罗振兵, 夏智勋, 方丁酉. 合成射流影响因素[J]. *国防科技大学学报*, 2002, **24**(3): 32-35.
- [20] Smith B L, Glezer A. The formation and evolution of synthetic jets[J]. *Physics of Fluids*, 1998, **10**

(9): 2281-2297.

- [21] 罗振兵. 合成射流流动机理及应用技术研究[D]. 硕士学位论文. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2002.

Physical Factors of a Primary Jet Vectoring Control Using Synthetic Jet Actuators

XIA Zhi-xun, LUO Zhen-bing

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense
Technology, Changsha 410073, P. R. China)

Abstract: A primary jet vectoring using synthetic jet actuators with different exit configurations was investigated, and the main physical factors influencing jet vectoring were analyzed and summarized. The physical factors of the pressure difference, the location and area of the lower pressure region, the component of the synthetic jet momentum and the entrainment ratio of the synthetic jet flow to primary jet flow directly control the vectoring force and the vectoring angle. Three characteristic parameters of the synthetic jet contribute to the pressure difference and the area of the lower pressure region. Both the extension step and slope angle of the actuator exit have functions of regulating the location of the lower pressure region, the area of the lower pressure region, and the entrainment ratio of the synthetic jet flow to primary jet flow. The slope angle of the actuator exit has additional functions of regulating the component of the synthetic jet momentum. Based upon analyzing the physical factors of jet vectoring control with synthetic jets, the source variables of the physical factors were established. A preparatory control model of jet vectoring using synthetic jet actuator was presented. And it has the benefit of explaining the efficiency of jet vectoring using synthetic jet actuator with source variables at different values. And it indicates the optimal actuator is taking full advantage of the regulating function.

Key words: flow control; synthetic jet; jet vectoring; physical factor