合成双射流矢量特性影响因素分析*

邓 雄,夏智勋,罗振兵,王 林

(国防科技大学 航天科学与工程学院 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘 要:为了拓展合成双射流作动器在无人机推力矢量控制方面的应用,需要对合成双射流作动器 结构进行优化,提高其矢量性能。通过分析合成双射流的特性,引入了以射流冲程为基础的无量纲距 离,建立了射流矢量角的计算方法,并以此为评价指标,采用单因素试验法分析了合成双射流作动器无 量纲结构参数对射流矢量角的影响机制和规律。利用极差分析法获得了各参数对射流矢量角影响的显著 程度:出口宽度>出口长度>出口间距>出口深度>腔体高度,提出了作动器结构参数设计的原则。

关键词: 合成双射流; 射流推力矢量; 评价指标; 射流矢量角

中图分类号: V231.3 文献标志码: A 文章编号: 1001-4055 (2014) 08-1131-08 DOI: 10.13675/j. enki. tjjs. 2014. 08. 017

Analysis of Impact Factors on Vectoring Characteristic of Dual Synthetic Jet Actuator

DENG Xiong, XIA Zhi-xun, LUO Zhen-bing, WANG Lin

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to extend the applications of Dual synthetic jet (DSJ) in thrust vectoring control of unmanned aerial vehicle, it is required to optimize the DSJ actuator structure and improve its vectoring performance. By analyzing the characteristics of DSJ, a method for calculating the jet vectoring angle at a dimensionless distance normalized by the jet stroke was established. Then the influence mechanism of DSJ actuator dimensionless parameters on the jet vectoring angle was analyzed using a single factor experiment. The significant effect order of each parameter is obtained on the jet vectoring angle: exit width > exit length > exits spacing > exit depth > chamber height through range analysis. Thus it can be helpful for the structure parameters design of a DSJ actuator.

Key words: Dual synthetic jet; Jet thrust vectoring; Evaluating indicator; Jet vectoring angle

1 引 言

20世纪80年代末,随着无人驾驶作战飞机研制 热潮的兴起,对飞机的尺寸、质量、隐身性和机动性 等提出了更高的要求,推进系统设计必须突破传统 设计方法的约束,为此,国内外针对推力矢量控制技 术开展了流体推力矢量技术研究。流体推力矢量 (Fluidic Thrust Vectoring, FTV)是通过二次流抽吸或 注入使气流与气流之间相互作用,迫使尾喷气流偏 转来实现矢量推力。目前,其实现方法主要包括:引 射喉道偏移技术、激波操控、反流控制和同向流控制 技术四种基本类型^[1]。

乔治亚理工学院Smith和Glezer发明了合成射流 作动器^[2],其特点是不需要提供额外质量流,而是利

 ^{*} 收稿日期: 2013-08-07;修订日期: 2013-10-28。
 基金项目: 国家自然科学基金(11002161; 11372349)。
 作者简介: 邓 雄(1984—), 男,博士,研究领域为合成射流作动器设计及流动控制技术。E-mail: badi_arg@126.com

用环境流场的流体"合成"射流。无需外部气源和管 道、结构紧凑、重量轻、响应快和易于电参数控制等 优点使其在主动流动控制领域具有广阔的应用前 景。在此基础上,他们提出了应用合成射流作动器 进行射流矢量控制的新方法,并开展了相关控制试 验,结果表明主流偏转了30°,显示出了合成射流技 术在射流矢量控制方面的应用潜力^[3]。Guo和Cary^[4] 通过数值模拟分析了合成射流对主流的矢量控制作 用,得出在其它参数一定的条件下,作动器出口与受 控主流之间存在一个最佳距离,使得其对主流的矢 量控制效果最佳。国内的西北工业大学[5,6]、南京航 空航天大学[7~9]、国防科技大学[10~14]等单位采用实验 和数值模拟的方法,针对合成射流矢量控制特性开 展了相关研究工作,分析了合成射流的矢量控制的 控制效果和影响因素,阐述了其推力矢量特性的物 理机制。

合成射流对主流的矢量控制作用能够很好地应 用在发动机矢量喷管上,但在精简控制面或无控制 面无人机控制以及大展弦比机翼颤振抑制方面,需 要射流本身具有矢量特性,以提供合适的控制力。 合成双射流作动器是一种新型的合成射流作动器 [15],是真正意义上的零质量合成射流作动器,由调流 滑块、两个出口、两个腔体及其共享一个振动膜构 成。与常规合成射流作动器相比,其工作带宽和能 量利用率提高了一倍,环境适应性更强。另外,通过 调节滑块的位置可以改变两出口射流的动量比,从 而实现射流自身矢量可调和对受控流场的矢量可控 [16],其独特的矢量控制功能将使推力矢量控制技术 获得突破性进展。本文基于合成双射流作动器,旨 在分析其结构因素对自身矢量特性的影响机制与规 律,以提高其矢量性能,为进一步应用于推力矢量控 制作动器的优化设计奠定基础。

2 算例分析

2.1 选取影响参数

罗振兵等^[11]采用 PIV 流场显示实验分析了不同 振幅、不同频率和相位差的两个相邻作动器相互作 用形成的合成射流流场特性。结果表明,相邻作动 器工作时相位差、振幅和驱动频率不同对其形成的 合成射流流场有很大影响,合成射流不再对称分布, 而是发生偏转。同时也揭示了其致偏机理是两列旋 涡对之间涡量强度和压强梯度不同引起的卷吸和冲 击作用。合成双射流作动器可以视为两个相邻合成 射流作动器的特定组合:振幅和频率相等,初始相位 差为180°(对称腔体)。因此,针对两个对称腔体,振 幅和频率的改变是同步的,而通过调整作动器的结 构可以改变两股射流涡对的强度和压强梯度,实现 其矢量偏转特性。

为提高合成双射流作动器的能量利用率,增强 出口射流动量,作动器振动膜一般工作在其最佳状态(体积速度最大),其驱动电压和和频率(共振频率 附近)的选择是确定的。而矢量可控是在其自身矢 量特性基础之上通过调节调流滑块的位置来实现 的,自身矢量特性是其矢量可控基础,调流滑块结构 是矢量可控关键。因此,本文重点分析结构参数对 其自身矢量特性的影响,为进一步设计应用于推力 矢量控制的合成双射流作动器提供指导。

组成合成双射流作动器的几何特征结构包括两 腔体和射流出口,结构参数集合{*S*,*H*,*a*,*h*,*L*,*d*},*S*为 腔体截面积(与振动膜等效直径有关),*H*为腔体高 度,*a*,*h*和*L*为射流出口缝宽度、深度和长度,*d*为两 腔体出口的距离(图1(a)所示)。



(a) Section view of DSJ actuator(b) 3D fluid domain of DSJ actuatorFig. 1 Sectional view and 3D fluid domain of DSJ actuator

对于选定的振动片(有效直径为46mm),合成双 射流作动器可变几何参数集合为{*H*,*a*,*h*,*L*,*d*}。数值 模拟中腔体流体域(图1(b)所示)的等效直径

$$D = \sqrt{\frac{4S}{\pi}} \approx 50 \text{mm}$$

为增强结果的代表性,以等效直径D作为长度 无量纲基准,得到无量纲结构参数

$$\frac{a}{D} = \bar{a}; \quad \frac{h}{D} = \bar{h}, \quad \frac{L}{D} = \bar{L}, \quad \frac{H}{D} = \bar{H}, \quad \frac{d}{D} = \bar{d}$$

2.2 建立矢量特性评价指标

合成双射流的实质是涡结构的形成、迁移及相

互作用,表征其特性的参数主要有射流速度和旋涡 强度。合成双射流作动器性能的评价指标取决于作 动器的使用目的,根据不同的应用需求选择合适的 评价指标,才能设计出满足设计和使用要求的作动 器。针对合成双射流推力矢量应用,射流矢量偏转 角是其矢量特性的重要指标。

合成双射流评价指标选取为射流推力矢量偏转 角 θ ,对 0.25*T**时刻(出口射流速度最大)的流场进行 计算,其值为*XY*平面内射流出口附近*y*处最大速度 与射流出口法向的夹角(式(1)),由于作动器结构的 不同,合成射流出口附近的速度差别很大,将*y*用对 应的射流冲程 L_0 进行无量纲化得到 y_0 。类比连续 射流射流半宽,定义射流速度峰值宽度为截面上出 口最大速度的 90%对应的截面宽度,其代表了射流 核心区,更能体现射流矢量特性。计算中选取射流 速度峰值宽度最大截面作为射流矢量角的计算截 面,即 $y_0 = \frac{y}{L_0} = \frac{1}{20}$,截面上最大速度 v_{max,y_0} 的方向角 为射流矢量角,计算方法如图 2 所示。

$$\theta = \arctan \frac{v_x}{v_y}$$
(1)



Fig. 2 Computational method of jet vectoring angle

类比合成射流冲程定义式,合成双射流冲程计 算表达式为

$$L_0 = \int_0^{T/2} u_0(t) dt$$
 (2)

式中 u₀(t) 表示作动器出口射流的中心流向速度,*T*是作动器振动膜的工作周期。

通过对出口中心点的速度进行监测,并对监测 的曲线进行同周期简谐函数拟合,再对出口速度在 半个周期内进行积分,即可得到合成双射流的冲程, 图3中阴影部分面积。



2.3 确定计算条件

RNG κ -ε模型进行合成射流的数值模拟能够反 映流场的结构特性,而且 RNG κ -ε湍流模型能够很 好地模拟射流撞击、分离流、二次流和旋流等中等复 杂问题,适合进行合成射流的湍流模拟。另外,无来 流条件下合成射流流场数值模拟结果已经得到了 PIV 试验的证实^[17]。通过数值模拟(RNG κ -ε湍流模 型)和PIV 实验,对比分析了合成双射流演化过程^[18], 显示涡对形成和发展以及涡量大小和分布与PIV 试 验结果比较一致(部分结果如图 4),表明采用 RNG κ -ε湍流模型开展合成射流数值模拟能够准确反映 其流场结构。因此,采用 RNG κ -ε湍流模型对合成 双射流流场结构进行数值模拟是可行的。

采用 Ansys ICEM CFD 生成三维结构网格,作动器外流场计算区域为100×100×240mm³,并对射流出口和作动器内部网格进行加密,振动膜采用速度入口边界,计算域流向出口设置为自由出流,其余默认为壁面边界。通过设置 ICEM 全局网格尺寸因子 (Scale factor)来改变网格密度,对比分析计算代价和精度后,确定计算网格如图5所示。

在处理振动膜运动边界时,鉴于振动膜附近流体运动的贴体运动特性,确定以振动膜贴体附近流体速度作为单连域的来流边界条件。单连通域计算模型则是将作动器腔体、出口通道以及其作用的外部流场作为一个单连域考虑,根据振动膜的运动速度在振动膜边界上给定速度入口条件,这样可以避免处理动网格问题,可大大提高计算效率,在采用三维数值模拟方法研究合成射流与外流相互作用机理

$$\begin{cases} u_{A}(r,t) = 2\pi f A_{m} \left(1 - \frac{r^{2}}{R^{2}}\right) \sin(2\pi f t + \Delta \phi) \\ v_{A}(r,t) \doteq 0 \end{cases}$$
(3)

式中 u_A , v_A 分别是振动膜上任意一点A的轴向 和径向速度,f为驱动信号的频率, A_m 为振动膜中心点 的振幅,R为振动膜的有效半径,r为点A到振动膜中心 的距离, $\Delta\phi$ 为振动膜相对于驱动信号的延迟相位角。



Fig. 4 Comparison between CFD and PIV^[18] in terms of jet velocity and vorticity fields

合成双射流作动器可视作两个单腔合成射流作 动器通过共享一个振动膜组合而成的,两腔形成的 射流相位相差180°,因此,相应的合成双射流作动器 全流场计算模型为

$$A \dot{\mathbb{E}} : \begin{cases} u_{A}(r,t) = 2\pi f A_{m} \left(1 - \frac{r^{2}}{R^{2}}\right) \sin(2\pi f t + \Delta \phi) \\ v_{A}(r,t) \approx 0 \end{cases}$$

$$B \dot{\mathbb{E}} : \begin{cases} u_{A}(r,t) = 2\pi f A_{m} \left(1 - \frac{r^{2}}{R^{2}}\right) \sin(2\pi f t + \Delta \phi + \pi) \\ v_{A'}(r,t) \approx 0 \end{cases}$$

$$(4)$$

式中 A' 是 B 腔中振动膜上与 A 点位置对等的 点。

将式(4)和式(5)分别作为振动膜两个面上的速度边界条件,并设置驱动信号的频率和对应驱动条件下振动膜中心点的振幅,结合流场计算区域网格和其他边界条件,就可以开展合成双射流作动器的全流场数值模拟。

试验表明振动膜驱动的作动器射流最大速度为40m/s(Ma<0.3),因而认为流场是不可压的,可以设定速度入口条件。基于 X-L模型,本文中引入的速度入口条件为式(5),其他边界条件如图4所示。



Fig. 5 3D computational mesh of DSJ actuator

3 试验设计与结果分析

3.1 试验设计

单因素试验是指实验中只有一个影响因素,或 虽有多个影响因素,在安排试验时,只考虑一个对指 标影响最大的因素,其它因素尽量保持不变的试 验。试验设计时,以已有的合成射流作动器模型的 结构参数为基准,分析选取的各影响因素对评价指 标值的影响。试验选取的无量纲参数如表1所示。

根据 2.2 中合成双射流冲程的计算方法,得到各参数组合下合成双射流冲程见表 2。

参照表2中不同参数组合对应的合成双射流冲

程 L_0 , 对 $y_0 = \frac{1}{20}$ 处矢量射流速度进行插值提取,利 用式(1)计算出相应参数组合下的射流矢量角 θ ,结 果列入表3。

Table 1	Factors	and	levels

Factors	Levels				
	1	2	3	4	5
ā	0.01	0.02	0.04	0.06	_
\bar{h}	0.02	0.04	0.06	0.08	—
Ī	0.20	0.40	0.60	0.80	
Ē	0.08	0.12	0.14	0.18	
\bar{d}	0.06	0.08	0.10	0.12	0.14

Note: the bold font represents base case, same meaning in below tables.

Factors	Levels				
	1	2	3	4	5
ā	98.50	49.11	36.96	23.97	
$ar{h}$	33.71	36.96	37.10	36.82	
Ī	72.34	36.96	22.57	16.74	
\bar{H}	35.00	36.96	36.09	37.21	
\overline{d}	38.63	36.68	36.96	36.42	35 75

Table 2DSJ stroke L_0 (mm)

Table 3 Jet vectoring angle $\theta/(\circ)$

Factors	Levels				
	1	2	3	4	5
ā	9.03	4.02	6.22	14.54	—
$ar{h}$	8.23	6.22	6.43	6.39	—
\bar{L}	3.26	6.22	11.31	11.57	
\bar{H}	6.24	6.22	5.84	5.59	—
\overline{d}	10.87	6.55	6.22	5.27	4.13

合成双射流自身矢量特性的物理机制:作动器 两个腔体的射流相位差为180°,即一侧腔体处于冲 程时,另一侧腔体则工作在吸程,吸程会在出口附近 产生的低压区,造成冲程产生涡对的两侧形成压差, 使得射流涡对向低压区偏转。低压区的强度和作用 距离直接决定了射流矢量偏转角大小,而作动器的 结构参数会影响射流涡对的强度(亦为低压区强度) 和两出口涡对的作用距离,进而引起射流矢量偏转 角不同。

3.2 出口宽度对射流矢量特性的影响(ā)

射流矢量角随出口宽度变化趋势(图6)显示,随 着出口宽度的增加,矢量角先减小而后增大。原因 是出口宽度直接影响射流出口面积,在振动膜选型 和电压驱动参数一定的情况下,振动膜产生的体积 速度是一定的,对于不可压流体,出口射流速度与出 口面积成反比,面积越大,射流速度越小,射流致偏 需要的作用力就小,射流更容易偏转。但是,出口面 积的增大会造成吸程对另一出口吹程射流产生的致 偏作用力也减小,使得另一腔体产生的吹程射流偏 转角变小,因此,在设计合成双射流作动器时需要综 合考虑射流速度和致偏作用力,选择合适的出口宽 度,以获得最佳偏转角度。





3.3 出口深度对射流矢量特性的影响(\bar{h})

随着出口深度的增加,出口内流动将历经三种 状态:流动分离(图7(a))、流动开始再附(图7(b))和 流动完全在再附(图7(c))。流束从汇聚面之后开始



Fig. 7 Subsonic flow through a constant width slot with increasing its depth

收缩,将在出口内形成射流紧缩面(流束截面积最 小),随后开始逐渐发散并再附于壁面。当出口深度 较小(图7(a))时,出口流束截面积小于出口面积,射 流速度相对增加,因此,需要的射流致偏力较大,产 生的射流矢量角较小。随着出口深度的增加,出口 流束变大,射流速度降低,加之流束的发散效应,需 要的射流致偏力小,使得射流矢量角增加。当出口 深度进一步增加(图7(b))时,流束与出口通道壁面 接触,流动开始再附甚至形成一定的回流区,使得出 口射流速度减小,同时壁面的滞止作用形成的边界 层厚度会随着出口深度的增加而增大,这样会降低 出口射流速度,使得射流矢量角的增加;另一方面, 随着出口深度的增加,作用于流体阻尼效应的曲率 变大,由此会对流体产生加速效应,使得射流速度增 加,矢量角减小。对射流矢量角的最终作用效果由 这两种效应共同决定。当出口深度继续增加到一定 值(图7(c))后,通道内的流动已经充分发展,流动特 性趋于稳定,这时射流矢量角变化很小。

图 8 中射流矢量角随着出口深度的增加先大幅 下降,后变化很小。这种变化趋势可以用上述出口 通道内流动发展加以说明:此时流动处于图 7(b)-(c)阶段,在 \bar{h} 较小(\bar{h}_1)时,,出口处流束发散受到抑 制并在通道内开始形成回流区,因此,出口射流速度 降低,矢量角变大;当 \bar{h} 增大(\bar{h}_2)时,流线曲率变小 使得阻尼效应较边界层作用占优,对流体起到一定 加速作用,出口射流速度有所增加,故对应射流矢量 角减小;当 \bar{h} 继续增大(\bar{h}_3)时,通道内边界层厚度也 继续增加,边界层作用开始占优,使得出口射流速度 降低,矢量角相应增加(增加幅度不大);而 \bar{h} 增大至 \bar{h}_4 时,出口通道内流动充分发展完成,出口射流趋于 稳定,矢量角基本不发生变化。



Fig. 8 Tendency of jet vectoring angle with exit depth

3.4 出口长度对射流矢量特性的影响(\bar{L})

出口长度也直接影响出口面积,图9显示,随着 出口长度的增加,射流矢量角增加明显而后增幅较 小。原因是:对于体积压缩量一定的不可压流动,面 积增加会显著降低出口射流速度,因此射流矢量角 增加明显;而当出口长度增加到一定时,射流速度降 低的同时,另一侧卷吸涡对形成的低压区强度降低, 导致射流致偏作用力减小,使得射流矢量角增加不 明显,另外,出口面积的过于增加会突出流动的三维 效应,从而影响XY平面内的射流矢量角。



Fig. 9 Tendency of jet vectoring angle with exit length

3.5 腔体高度对射流矢量特性的影响(\bar{H})

合成双射流作动器是一种实现电能向机械能再 向声能转换的装置,其形成射流的基本条件是在作 动器出口存在压差 Δp。压电式合成射流作动器工 作频率范围一般为0~1kHz,该范围内振动膜的振动 速度小于10m/s,远小于气体分子的运动速度及压力 波的传播速度,因此,可将振动膜工作过程中作动器腔 体内气体的变化过程视为准平衡过程。罗小兵等^[20]进 一步提出:合成射流形成过程中腔体内气体的变化经 历了绝热压缩和膨胀过程,并通过热力学过程分析, 得到合成射流作动器腔体内及出口处压力随振动膜 的变化关系

$$\frac{\Delta p}{p_0} = -k\frac{\Delta V}{V} + \frac{k(k+1)}{2} \left(\frac{\Delta V}{V}\right)^2 \tag{6}$$

式中 p_0 为初始压强, V 为腔体体积, Δ 为变化 量, k 为绝热指数。

另外,合成双射流作动器腔体内压强变化关系 式可以从理想气体状态方程 $pV=nR_0T$ 获得(R_0 = 8.314J/(mol·K)是通用气体常数,n是气体摩尔数)。 对其两边取对数后再对变量t(预设变量)进行隐函数 求导

$$\frac{1}{p}\frac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}t} + \frac{1}{V}\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} = \frac{1}{n}\frac{\mathrm{d}n}{\mathrm{d}t} + \frac{1}{T}\frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}t}$$
(7)

用变化量 Δ 代替微元d,且作动器压差的建立无能量和质量注入(Δ *T*/*T* \approx *O*(0), Δ *n*/*n* \approx *O*(0)),得到

$$\frac{\Delta p}{p} = -\frac{\Delta V}{V} + \frac{\Delta T}{T} + \frac{\Delta n}{n} = -\frac{\Delta V}{V} + O(0)$$
(8)

式(6)和式(7)都说明了作动器腔体相对体积变 化量($\Delta V/V$)直接影响出口的相对压强变化量,振动 膜振动时产生的体积变化量是一定的,随着作动器 腔体体积的增加,腔体的相对体积变化量减小,出口 形成的低压区强度降低,使得射流受到的偏转作用 力减小,导致射流矢量角变小;另一方面,振动膜工 作时振幅很小($O(10\mu m)$),腔体高度增加对其相对 体积变化量的影响很弱,因此,引起的射流矢量角变 化量很小。符合射流矢量角随腔体高度变化趋势 (图10所示)。



Fig. 10 Tendency of jet vectoring angle with chamber height

3.6 出口间距对射流矢量特性的影响(\bar{d})

出口低压区的强度和作用距离是决定射流矢量 特性的关键参数。出口间距太大,超过了低压区的 有效作用距离,两股射流就彼此独立,互不影响,因 此射流不表现出矢量特性;随着出口间距减小,射流 间相互作用力增强,两射流之间出现自给现象,射流 矢量角会相应增大。图11中射流矢量角先大幅下降 $(\bar{d}_1 \rightarrow \bar{d}_2)$ 是因为出口间距较小 (\bar{d}_1) ,低压区对射流 的作用距离减小,相应的致偏作用力增大,此时射流 自给现象明显,使得射流矢量角较大;当出口间距增 大到 \bar{d}_{2} 时,由于作用距离的增大使得低压区的卷吸 作用力明显减弱,自给现象也明显减弱,这时射流矢 量角会显著减小。而后,随着出口间距的增大(\bar{d}_{2} → \bar{d}_{5}),射流矢量角任然呈现下降的趋势,但降幅不 大。其原因是: *d*, 以后, 随着出口间距增大, 本来已 经很弱的低压区卷吸作用力降幅很小,导致射流矢 量角缓慢减小。

采用极差分析法对各影响因素下指标值进行分 析得到: $\Delta \theta(\bar{a})=10.52^{\circ}(\Delta \theta(\cdot))$ 为对应单因素下评 价指标的极差值), $\Delta \theta(\bar{h})=1.84^{\circ}, \Delta \theta(\bar{L})=8.31^{\circ},$ $\Delta \theta(\bar{H})=0.65^{\circ}, \Delta \theta(\bar{d})=6.74^{\circ}$ 。由此说明合成双射 流作动器各因素对射流矢量角影响显著性顺序为: $\bar{a} > \bar{L} > \bar{d} > \bar{h} > \bar{H}$,即,出口宽度>出口长度>出 口间距>出口深度>腔体高度。



Fig. 11 Tendency of jet vectoring angle with exits spacing

4 结 论

相关结论和下一步研究工作如下:

(1)出口通道内的流动状态包括流动分离、流动 开始再附和流动充分发展。不同状态下,射流矢量 角变化趋势不一样,设计时需要考虑出口深度对流 动状态的影响特性。

(2)出口间距决定了低压区对射流的作用距离, 表现为自给现象的强弱,影响合成双射流的形成和 矢量特性。

(3)合成双射流作动器各因素对射流矢量角影响显著性为:出口宽度>出口长度>出口间距>出口深度>腔体高度。设计应用于推力矢量控制的作动器时,应当优先考虑出口面积(宽度×长度)的影响,其次是出口间距,腔体高度的影响很小。

(4)在所选的参数组合中,射流矢量角最小值为 3.26°,最大值为14.54°(相差3.5倍),表明合成双射 流作动器的结构参数对其矢量特性的影响很大,而 且矢量性能具有很大的提升空间。

下一步应当综合考虑其共同影响和交互作用, 优化作动器结构,进一步提高其矢量性能,并开展相 关实验验证。

参考文献:

- [1] 宋亚飞,高峰,何至林. 流体推力矢量技术 [J]. 飞航导弹, 2010, 11: 71-75.
- [2] Smith B L, Glezer A. The Formation and Evolution of Syn-

thetic Jets [J]. Physics of Fluids, 1998, 10(9):2281–2297.

- [3] Smith B L, Glezer A. Jet Vectoring Using Synthetic Jets
 [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2002, 458: 1–34.
- [4] Guo D H, Cary A. Vectoring Control of a Primary Jet with Synthetic Jets [R]. AIAA 2001–0738.
- [5] 高峰,汪亮.单微射流作动器定向控制主流数值模拟[J].西北工业大学学报,2003,21(5):528-531.
- [6] 何高让.用于流动矢量控制的微射流研究[D].西安:西 北工业大学,2000.
- [7] Li Y, Ming X. Control of 2D Jets Using Miniature Zero Mass Flux Jets [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2000, 13(3): 129-133.
- [8] 张堃元,李 念,董 玥. 零质量自耦合射流控制喷流 矢量实验[J]. 推进技术, 2004, 25 (3): 224-226.
 (ZHANG Kun-yuan, LI Nian, DONG Yue. Experimental Investigation of Flow Vectoring by Using Zero Mass Synthetic Jets Actuator [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 224-226.)
- [9] 李 念,张堃元,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,2005,26(3):248-251. (LI Nian, ZHANG Kun-yuan, XU Jing-lei. Experimental Investigation for Primary Flow Vectoring Using Parallel Synthetic Jet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(3):248-251.)
- [10] 罗振兵,朱伯鹏,夏智勋. 合成射流激励器对射流矢量 影响研究 [J]. 推进技术, 2004, 25(5): 405-410. (LUO Zhen-bing, ZHU Bo-peng, XIA Zhi-xun, et al. Jet Vectoring Using Synthetic Jet Actuators [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5): 405-410.)
- [11] 罗振兵,夏智勋,胡建新,等.相邻激励器合成射流流场数值模拟及机理研究[J].空气动力学报,2004,22(1):53-59.

- [12] 罗振兵,夏智勋,王德全,等. 合成射流控制主流矢量的 发展过程(英文)[J]. 推进技术,2008,29(2):179-186.
 (LUO Zhen-bing, XIA Zhi-xun, WANG De-quan, et al. Evolution of Vectoring Control of a Primary Jet with Synthetic Jet (in English) [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2):179-186.)
- [13] 王德全,夏智勋,罗振兵.带倾角合成射流激励器对低速主流矢量控制研究[J].固体火箭技术,2004,27(3): 165-168.
- [14] Xia Z X, Luo Z B. Physical Factors of Primary Jet Vectoring Control Using Synthetic Jet Actuators [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2007, 28(7): 907–920.
- [15] Luo Z B, Xia Z X, Liu B. New Generation of Synthetic Jet Actuator[J]. AIAA Journal, 2006, 43(10): 2418–2419.
- [16] Luo Z B, Xia Z X, Xie Y G. Jet Vectoring Control Using a Novel Synthetic Jet Actuator [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20: 193–201.
- Tang H, Zhong S. 2D Numerical Study of Circular Synthetic Jets in Quiescent Conditions [J]. Aeronautical Journal, 2005, 109(1092): 89–97.
- [18] 罗振兵. 合成射流/合成双射流机理及其在射流矢量控制和微泵中的应用研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
- [19] 罗振兵,夏智勋,胡建新,等. 合成射流流场数值模拟及激励器参数分析(英文)[J]. 推进技术,2004,25(3):
 199-205. (LUO Zhen-bing, XIA Zhi-xun, HU Jian-xin, et al. Numerical Simulation of Synthetic Jet Flow Field and Parameter Analysis of Actuator (in English)[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): .199-205.)
- [20] 罗小兵,李志信,过增元.合成喷形成的机理分析[J]. 清华大学学报(自然科学版),2000,40(12):24-28. (编辑:朱立影)