

气动推力矢量无舵面飞翼的飞行实验

林泳辰¹, 徐惊雷¹, 韩杰星², 黄 帅¹, 汪阳生¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

摘 要: 为实现对无舵面飞翼姿态的控制,针对基本型旁路式双喉道气动推力矢量喷管提出了“单发倒V双喷管”布局。随后对该布局的喷管进行测力实验,并且最终将其安装在飞行器上进行了成功试飞,并对采集到的飞行数据进行了分析。结果表明:喷管矢量角随喷管阀门开度基本呈线性变化,且无滞回性;安装该布局喷管的飞行器可以不通过舵面控制,仅仅依靠旁路式双喉道气动推力矢量喷管即可有效地控制飞行器姿态;对于所研究的飞行器,在滚转机动性方面,矢量控制与舵面控制效果相近,而对于俯仰机动性,矢量控制效果较弱;后续如果使用该布局喷管控制飞行器姿态时,应当增大两个喷管之间的夹角,将更适用于飞翼布局飞行器的操纵。

关 键 词: 旁路式双喉道气动推力矢量喷管; 无舵面飞行; 喷管测力实验; 飞行实验; 飞翼

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Flight test of a fluidic thrust vectoring flying wing without rudder

LIN Yongchen¹, XU Jinglei¹, HAN Jiexing²,
HUANG Shuai¹, WANG Yangsheng¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to control the flying wing pitching and rolling without rudder, the layout named “single engine-inverted V-double nozzle” was proposed based on the basic bypass dual throat fluidic thrust vectoring nozzle. Then the nozzle of the layout was tested for the first time. Finally the aircraft installed with the layout nozzle had a successful test flight and the flight data were collected and analyzed. The results show that the vector angle varies linearly with the nozzle valve opening and the nozzle does not present hysteresis. The aircraft equipped with the layout nozzle can be controlled by the bypass dual throat thrust vectoring nozzle without the rudder. In the aspect of rolling maneuverability for the aircraft, the vector control is similar to the rudder. But for pitch maneuverability, the effect of vector control is weak. The angle between the two nozzles should be increased, making it more suitable for the control of flying wing aircraft.

收稿日期: 2018-07-16

作者简介: 林泳辰(1994—),女,硕士生,主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

引用格式: 林泳辰,徐惊雷,韩杰星,等. 气动推力矢量无舵面飞翼的飞行实验[J]. 航空动力学报,2019,34(3):701-707. LIN Yongchen, XU Jinglei, HAN Jiexing, et al. Flight test of a fluidic thrust vectoring flying wing without rudder[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3): 701-707.

Key words: bypass dual throat fluidic thrust vectoring nozzle; flight without rudder; force test of the nozzle; flight test; flying wing

目前无人攻击机^[1-2] (unmanned combat aerial vehicles, UCAV)是十分热门的研究方向。此类飞机以 X-47B^[3]、神经元无人机^[4-5]为代表,是一种用于突防的武器发射平台。与常规的有人飞机不同,UCAV 强调的是高隐身巡航性能,因此均采用飞翼布局。由于无需完成高机动动作,UCAV 并不需要很高的推质比,设计的侧重点是以最小的雷达反射面积保持航线飞行。而目前的飞翼布局无人机在飞行中依靠舵面控制,因此舵面铰链、边缘等都会增加雷达反射面,对飞机的隐身造成不利影响,如果在飞行中将舵面锁定,或者减小、甚至取消舵面,用其他方法来控制飞机的姿态,则可以减小舵面带来的雷达反射面。

飞翼布局飞行器的另一大难题是配平,由于没有平尾,配平完全依靠舵面所产生的控制力矩,如机翼后缘反弯,会带来相当大的配平阻力,抵消了一部分飞翼布局的优势。如果采用放宽静稳定设计,将重心与全机焦点重合,则一旦飞翼误入大迎角,舵面将难以产生足够的低头力矩使飞行器改出失速。

由此可见,飞翼无人机采用推力矢量控制^[6-8],甚至是采用推力矢量取代舵面,都是有必要的。英国曼切斯特大学在无舵面控制技术项目中研制了基于同向流推力矢量喷管的“恶魔”无人验证机^[9-10],但鲜有相关飞行效果报道。

目前已经投入使用的矢量喷管主要为机械矢量喷管,其活动部件较多、导致机尾外形的变化,响应较慢,结构较为笨重,会导致机尾质量增加。因此,研究人员开展了多种气动推力矢量技术的相关研究,典型的如激波矢量控制(shock vectoring control, SVC)、喉部偏移(throat shifting, TS)和逆流式(counter flow, CF)^[11-12]。

本文研究的旁路式双喉道气动推力矢量喷管在低低压比状态下,可以产生较大矢量角且喷管外壁面无需转动,利用发动机喷流本身来诱导自身的偏转,具有潜在的应用价值。

1 气动矢量无舵面方案设计与实验

1.1 气动推力矢量喷管设计方案

如图 1 所示的基本型旁路式双喉道气动推力矢量喷管^[13-18],其主要影响参数是上游的一喉道面积、出口处的二喉道面积、凹腔扩张角(θ_1)和收

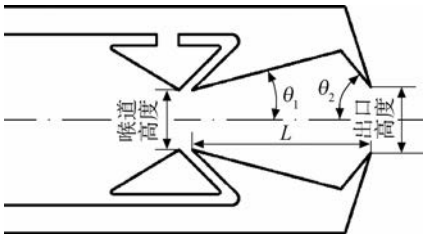


图 1 基本型旁路式双喉道气动推力矢量喷管
Fig. 1 Basic bypass dual throat fluidic thrust vectoring nozzle

敛角(θ_2)等。该构型通常为二元喷管,因此只能产生一个方向的控制力矩,无法满足无舵面控制所需的俯仰/偏航/滚转控制的需求,因此本文提出了利用两个呈倒 V 形布置的基本型旁路式双喉道气动推力矢量喷管来控制飞翼布局飞行器姿态的方案,即“单发倒 V 双喷管”布局。

如图 2 所示,将两个基本型旁路式双喉道气动推力矢量喷管各自沿 X 轴左、右滚转 45°安装,成为倒 V 形布置的喷管,此时两个喷管之间的夹角 $\theta=90^\circ$ 。由于本文选取电动涵道风扇为动力,其出口速度为 70m/s,处于不可压范围,如果将单个旁路式双喉道气动推力矢量喷管安装在其后面,由于一喉道面积较小,将会产生流量的壅塞,进而大幅降低模型动力装置的推力。因此在电动涵道与喷管之间设计圆转双矩形的 Y 形分流管过渡段,将单个电动涵道风扇连接至两个喷管,使得两个喷管的一喉道面积之和等于电动涵道风扇的出口面积,以保证经过涵道风扇的质量流量不会被堵塞。

喷管控制方式如图 3 所示,喷管的喷流同时向上、外偏转时,产生抬头力矩,同时向下、内偏转

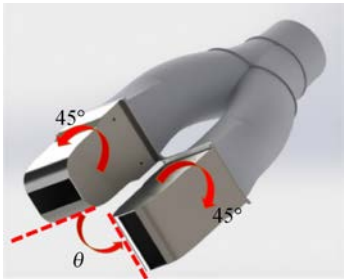


图 2 “单发倒 V 双喷管”结构示意图
Fig. 2 Schematic diagram of “single engine-inverted V-double nozzle”

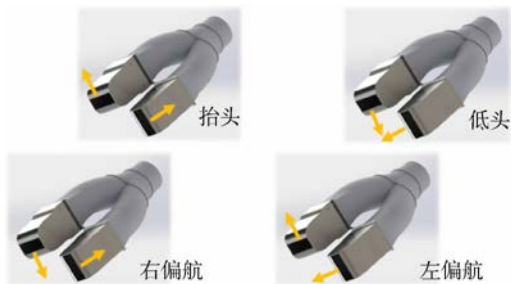


图 3 “单发倒 V 双喷管”控制示意图

Fig. 3 Control diagram of “single engine-inverted V-double nozzle”

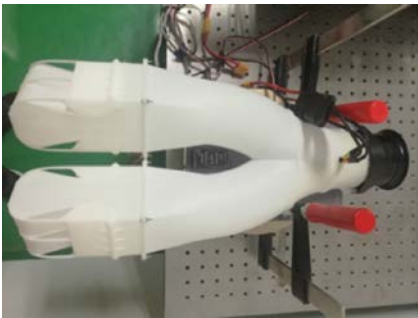


图 5 实验喷管实物图

Fig. 5 Picture of the nozzle

时,产生低头力矩;一侧向上、外方向,另一侧向下、内方向偏转时,喷管产生了偏航与滚转力矩。由于飞机自身有滚转稳定性,偏航力矩会耦合产生滚转力矩,因此飞机自身的滚转力矩与喷管产生的滚转力矩叠加,即为推力矢量产生的滚转力矩。

1.2 喷管测力实验

按照文中第 1.1 节的“单发倒 V 双喷管”布局喷管设计思路,进行了喷管的测力实验。实验用稳压电源使得涵道电压与电流保持恒定,用舵机控制板精确控制阀门开度。测得如图 4 所示喷管轴向(X 向)力、法向(Y 向)力与侧向(Z 向)力的数值,计算喷管的法向力与侧向力的对应矢量角。从而得出喷管的旋转阀门开度(即阀门的当前角度/最大旋转角度)对动力装置(电动涵道与喷管)矢量角的影响曲线。喷管模型采用 3-D 打印技术制作,如图 5 所示。

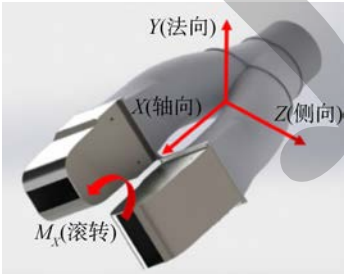


图 4 实验喷管三维图

Fig. 4 3-D map of the nozzle

根据图 6 的平均值可以看到:仅当喷管受到 +Y 方向的法向力时,矢量角会出现 4° 以内的滞回;而在其他情况下,喷管均未出现明显的滞回。可能的原因为,在受到 +Y 方向的法向力时,两个喷管的气流均是向下偏转,同时由于喷管为倾斜 45° 放置,因此两个喷管同时向下偏转的气流会相互干扰,因此会存在略微的滞回。而当两个喷管

气流同时向上偏转或者一个喷管朝上偏转、一个喷管朝下偏转时,两个喷管的气流均不会相互干扰,因此不会产生明显的滞回。可以认为基本型旁路式双喉道气动推力矢量喷管的控制规律曲线是无明显滞回性的。

多次实验的平均值曲线如图 6、图 7 所示,可以看出喷管的线性度良好,最大矢量角可达 20°,可以适用于飞行器上进行俯仰以及偏航方向的控

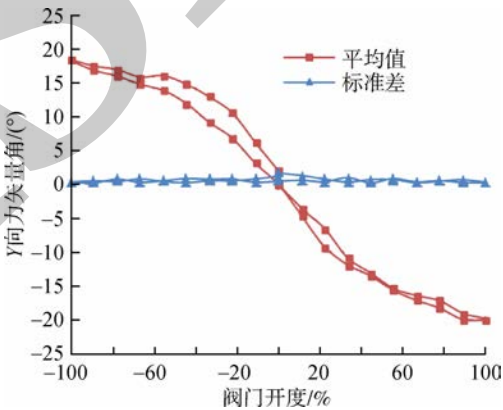


图 6 喷管 Y 向力矢量角随阀门开度变化曲线

Fig. 6 Variation of the Y-vector angle with the valve opening

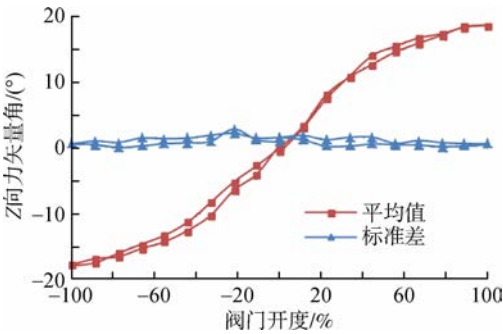


图 7 喷管 Z 向力矢量角随阀门开度变化曲线

Fig. 7 Variation of the Z-vector angle with the valve opening

制。俯仰与偏航的控制曲线分为两段:上升区和平缓区。阀门开度在 0~40%时,喷管处于上升期,此时喷管矢量角连续增加至 13°,同时矢量角增长速度逐渐上升;当阀门开度超过 40%后,喷管处于平缓区,此时随着阀门开度逐渐增大,喷管矢量角由 13°增长至 20°,同时喷管矢量角的增长速度逐渐下降。

上述实验结果表明:该布局喷管可以应用于飞行器的动力装置上,从而使得利用气动推力矢量对飞行器进行姿态控制成为可能。

2 验证机设计方案

为了验证上述布局喷管的控制效果,需要选择一款成熟的飞翼布局飞机作为平台,搭载该喷管进行试飞,如图 8、图 9 所示。



图 8 飞行器三维设计图

Fig. 8 Three-dimensional design map of aircraft



图 9 飞行器试飞

Fig. 9 Aircraft with the flight test

在设计验证机时需要考虑到:①需选择根梢比小的机翼。较大的翼尖弦长利于安装作为垂尾的翼尖端板,提高航向稳定性,同时可以缓解翼尖失速,减少误入尾旋的可能。②需要较大的翼面积。较低的翼载荷使得飞行速度较慢,对于首次验证可以简化飞行的操纵。③展弦比较大。低速巡航的飞翼布局,往往采用较小的后掠角和较大的展弦比,来减小诱导阻力。飞机的动力装置包

括电池、电子调速器、涵道风扇、过渡流道和喷管。飞行用的动力装置和地面实验时用的是同一套,涵道风扇、过渡流道、喷管以鼓包的形式吊装在机腹。飞机的翼尖安装了带有上反角的翼尖小翼,兼作垂直尾翼。飞机主要参数如表 1 所示。

表 1 飞行器主要参数

Table 1 Main parameters of the aircraft

参数	数值	参数	数值
起飞质量/kg	2.1	翼面积/m ²	0.6
推力/dN	1.6	翼展/m	1.7
推质比	0.76	展弦比	4.8

飞机只安装两个舵面,即升降副翼。飞行控制分为舵面控制与矢量控制。舵面在飞行过程中可以用遥控器将其锁定。遥控器直接控制副翼(升降副翼差动)、升降舵(升降副翼同向)、油门、倒 V 双喷管。在舵面控制方案时,两个舵面同向转动控制俯仰,两个舵面则差动转动控制滚转。舵面偏转角设置为-15°~20°。在空速较低的起飞阶段和关闭动力的着陆阶段,飞机采用舵面控制。飞行中舵面被锁定,遥控器仅控制油门和左右喷管。

3 飞行实验

飞行实验数据采集使用 JY-901 系列模块。该模块集成高精度的陀螺仪、加速度计、地磁场传感器,使用高性能的微处理器和先进的动力学解算与卡尔曼动态滤波算法,能够快速求解出模型当前的实时运动姿态。采用先进的数字滤波技术,能有效降低测量噪声,提高测量精度。模块内部集成了姿态解算器,配合卡尔曼动态滤波算法,能够在动态环境下准确输出模块的当前姿态,姿态测量精度为 0.01°,稳定性高。表 2 为飞行实验定义的机体坐标系。

3.1 试飞科目

采用点触操纵的方法,对舵面和推力矢量控制瞬间、飞机的响应作记录。

- 1) 舵面控制与推力矢量控制的左右转弯
- 对比推力矢量与舵面对滚转的控制效果。试飞中先作舵面控制滚转,再作推力矢量控制滚转。
- 2) 舵面控制与推力矢量控制的拉起与推平
- 推力矢量控制俯仰的角速率。测量平飞到拉起爬升、推平的时间;抬头/低头角速率;拉起的过载。做两次拉起与推平动作。

表 2 机体坐标系定义

Table 2 Body axis system

参数	物理含义
$\gamma/(^{\circ})$	滚转角,左正右负
$\alpha/(^{\circ})$	俯仰角,上正下负
$\beta/(^{\circ})$	偏航角,左正右负
$a_x/(\text{m}^2/\text{s})$	横向加速度
$a_y/(\text{m}^2/\text{s})$	轴向加速度
$a_z/(\text{m}^2/\text{s})$	法向加速度
$\omega_x/((^{\circ})/\text{s})$	滚转角速率
$\omega_y/((^{\circ})/\text{s})$	俯仰角速率
$\omega_z/((^{\circ})/\text{s})$	偏航角速率

将模块连接计算机,得到飞行数据随飞行时间的变化关系。在数据处理时,将截取的飞行轨迹片段最开始的时间定义为 0 s。

3.2 推力矢量对横航向控制的作用

首先分别观察舵面和推力矢量作用下的滚转动作,可以发现滚转与偏航存在一定的耦合。

从图 10 可以看到 1.1 s 时,舵面开始控制左滚,滚转角速率先开始增加,同时飞机产生了少许右偏航运动(一般副翼偏转都会产生逆偏航力矩),1.4 s 飞机开始左滚,1.7 s 滚转角速率达到最大值,2 s 滚转角速率开始下降,2.2 s 滚转角速率降到 0($^{\circ}$)/s 左右,此时滚转角增加至最大值;1.4 s 开始偏航角速率向右增加,直至 1.6 s 偏航角速率向右达到最大值,随后开始向左方向增加,直至 2.2 s 后飞机有一个稳定的左偏航角速率,相当于飞机保持了一个较稳定的滚转角开始转弯,表明飞机先滚转再偏航。

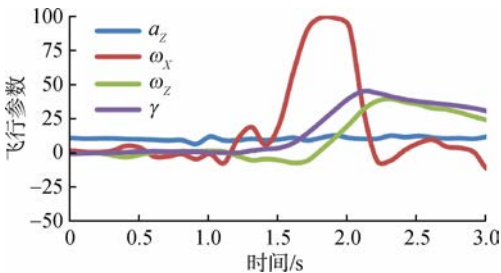


图 10 舵面控制滚转飞行数据曲线

Fig. 10 Rolling flight data with rudder control

推力矢量控制左滚时,产生一左偏航力矩。从图 11 中可以看出,滚转角从由右 30 $^{\circ}$ 的状态左滚至左 30 $^{\circ}$ 。0.4 s 开始,飞机先产生左偏航角速

率,滚转角速率迅速增加,至 0.9 s 时达到峰值,从 0.6~2.4 s 飞机的偏航角速率忽大忽小,表明此段时间内飞机发生了航向的振荡。飞翼布局航向稳定性与阻尼较差,推力矢量对飞机产生了较强阶跃的偏航力矩,飞机的航向角速率不稳定是可以理解的。

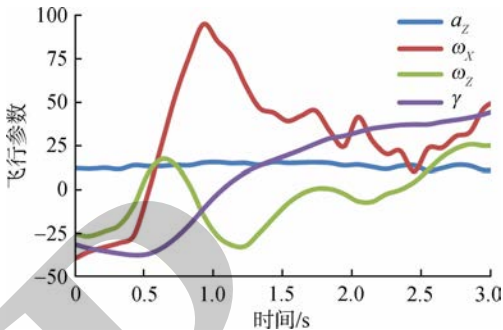


图 11 推力矢量控制滚转飞行数据曲线

Fig. 11 Rolling flight data with thrust vector control

对比舵面及推力矢量控制飞机左滚的两张曲线图可以分析出

1) 舵面控制的滚转角速率最大可达 100($^{\circ}$)/s,而推力矢量控制的滚转角速率最大为 100($^{\circ}$)/s。滚转角速率表示飞机的滚转机动性,因此可以认为两种控制方式对该飞机滚转机动性的影响相当。

2) 在 1.4~1.7 s 时,舵面控制的飞机滚转角速率的变化率约为 300($^{\circ}$)/s²;在 0.4~0.9 s 时,推力矢量控制的飞机滚转角速率的变化率约为 270($^{\circ}$)/s²。滚转角速率的变化率表示飞机在滚转方向上的敏捷性。因此可以认为两种控制方式对该飞机滚转敏捷性的影响基本处于同一水平。

3.3 推力矢量对俯仰控制的作用

为对比推力矢量与舵面对俯仰控制的作用,保持平飞并以最大拉杆量将飞机拉起,达到 30 $^{\circ}$ 左右坡度时松杆,短暂保持后再以最大拉杆量推杆使飞机回到平飞。

图 12 是舵面控制俯仰的飞行数据曲线,可以看到,0.3~0.9 s 时,飞机的抬头角速率(俯仰角速率为正)增加至最大值(50($^{\circ}$)/s);0.3 s 到 1.5 s 时飞机达到 36 $^{\circ}$ 左右的仰角,1.7 s 时抬头角速率降低至 0($^{\circ}$)/s,此时飞机不再继续抬头,2 s 时飞机开始低头(俯仰角速率为负),2.6 s 时飞机达到低头角速率峰值(52($^{\circ}$)/s),随后飞机俯仰角度基本为 0 $^{\circ}$ 。全程飞机做了一个峰值为 2g(g 为重力加速度)过载的拉起,2.8 s 时飞机推平,此时飞机

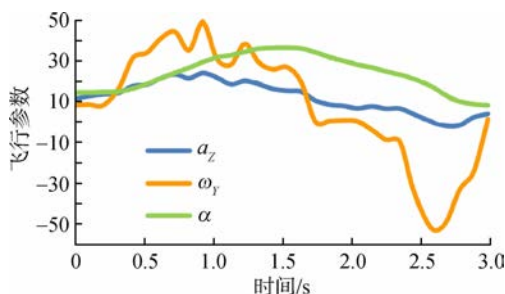


图12 舵面控制俯仰飞行数据曲线

Fig. 12 Pitch flight data with rudder control

处于失重状态。

图13是推力矢量控制俯仰飞行数据曲线,可以看到,0s开始飞机拉起,然后至1s时,飞机抬头角速率达到峰值,随后至3.1s,飞机抬头角速率基本保持恒定,此时飞机一直逐渐加大仰角,3.1s时飞机开始推杆,此时飞机产生低头角速率,飞机开始低头至5.1s时,飞机俯仰角速率为 $0(^{\circ})/s$,飞机回到平飞状态。

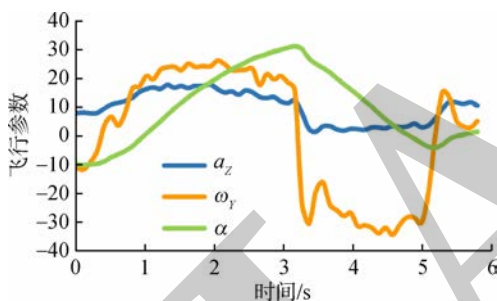


图13 推力矢量控制俯仰飞行数据曲线

Fig. 13 Pitch flight data with thrust vector control

在飞机拉起推平的飞行实验中,根据两种不同控制方式的曲线图可以分析出

1) 舵面控制飞机俯仰时的俯仰角速率最大为 $50(^{\circ})/s$,而推力矢量控制飞机俯仰时的俯仰角速率最大为 $25(^{\circ})/s$ 。因此可以认为相比于推力矢量控制,舵面控制方式会使该飞机的俯仰机动性更高。

2) 舵面控制在 $0.3\sim 0.9s$ 时,飞机俯仰角速率的变化率约为 $80(^{\circ})/s^2$,而推力矢量控制在 $0\sim 1s$ 时,飞机俯仰角速率的变化率为 $35(^{\circ})/s^2$ 。因此可以认为相比于推力矢量控制,舵面控制方式会使该飞机的俯仰敏捷性更高。

4 结论

本文提出将两个旁路式双喉道气动推力矢量喷管以倒V字形组合,以期来控制飞行器的姿态。

首先,利用天平测出矢量角与阀门开度的关系,然后将该形式的喷管安装在一架飞翼布局的模型飞行器上,实现了基于旁路式双喉道气动推力矢量喷管的无舵面控制飞行,仅依靠推力矢量即可完成滚转、俯仰的控制。试飞实验验证了这一布局的可行性,对实际工程有借鉴意义。分析本文的实验数据,可以得到如下结论:

1) 该布局喷管的矢量角最大可达 20° ,且喷管的矢量角与喷管阀门开度基本呈线性关系。这也是该喷管可以应用在飞行器上的基础条件之一。

2) 气动推力矢量技术可以为飞行器提供足够的控制力矩。针对本文中的飞行器,在滚转方向上,舵面控制与推力矢量控制效果基本相当;在俯仰方向上推力矢量控制效果较弱。

因此,该布局喷管继续应用于飞翼布局飞行器上时,应当增大两个喷管之间的夹角。不仅可以使得俯仰方向喷管气流相互干扰变小,进一步减小喷管滞回性,同时可以增大推力矢量控制在俯仰方向上的控制力矩,更适用于飞翼布局飞行器的操纵。

参考文献:

- [1] 怀特,王玲. 无人战机(UCAV)在作战中的人-机关系[J]. 飞机设计参考资料,2005(3):40-46.
- [2] 陈哨东,孙隆和. 先进无人战斗机(UCAV)系统概念[J]. 火力与指挥控制,2003,28(6):10-13.
CHEN Shaodong, SUN Longhe. The concept of advanced UCAV system[J]. Fire Control and Command Control, 2003,28(6):10-13. (in Chinese)
- [3] 郭亚东. 航母上的“战斗轰炸机”:美 X-47B 舰载无人机样机正式亮相[J]. 环球军事,2009(9):58-59.
- [4] 张翼麟,张绍芳. 神经元无人机成功完成首飞[J]. 飞航导弹,2012(12):1.
- [5] 魏国福,周军,邢娅. 欧洲神经元无人攻击机发展历程[J]. 飞航导弹,2013(8):23-26.
- [6] 李斌,张子彦. 推力矢量控制对飞机操纵特性的影响[J]. 飞行力学,1998,16(2):36-40.
LI Bin, ZHANG Ziyan. The effect of thrust vectoring on aircraft's stability and controllability[J]. Flight Dynamics, 1998,16(2):36-40. (in Chinese)
- [7] 王立峰,张津,唐海龙. 推力矢量控制飞行的仿真研究[J]. 航空动力学报,2000,15(4):427-430.
WANG Lifeng, ZHANG Jin, TANG Hailong. Simulation of vector thrust control flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2000,15(4):427-430. (in Chinese)
- [8] 连永久. 射流推力矢量控制技术研究[J]. 飞机设计,2008,28(2):19-24.
LIAN Yongjiu. Fluidic thrust vectoring techniques re-

search[J]. Aircraft Design, 2008, 28(2): 19-24. (in Chinese)

[9] FIELDING J, LAWSON C, RUI M P, et al. Design, build and flight of the DEMON demonstrator UAV[R]. AIAA-2011-6963, 2011.

[10] MASON M S, CROWTHER W J. Fluidic thrust vectoring for low observable air vehicles[R]. AIAA-2004-2210, 2004.

[11] 肖中云, 江雄, 牟斌, 等. 流体推力矢量技术研究综述[J]. 实验流体力学, 2017, 31(4): 8-15.
XIAO Zhongyun, JIANG Xiong, MOU Bin, et al. Advances in fluidic vectoring technique research[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(4): 8-15. (in Chinese)

[12] 韩杰星, 顾蕴松, 龚东升, 等. 一种楔形多控制孔式流体推力矢量喷管: CN107084070A[P]. 2017-08-22.

[13] 李明. 双喉道气动矢量喷管特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
LI Ming. Research on dual throat fluidic vectoring thrust nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)

[14] 李明, 徐惊雷, 黄顺洲, 等. 旁路式双喉道无源矢量喷管: CN102434315A[P]. 2012-05-02.

[15] 顾瑞. 新型双喉道气动矢量喷管机理与关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
GU Rui. Research on the key technology of new dual throat fluidic vectoring thrust nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[16] 范志鹏, 徐惊雷, 郭帅. 次流通道对双喉道气动矢量喷管的性能影响研究[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1174-1180.
FAN Zhipeng, XU Jinglei, GUO Shuai. Effects of secondary injection pipe on dual throat nozzle thrust vectoring performances[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1174-1180. (in Chinese)

[17] 谭慧俊, 陈智. 二维双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1678-1684.
TAN Huijun, CHEN Zhi. A computational study of 2-D dual-throat fluidic thrust-vectoring nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1678-1864. (in Chinese)

[18] 梁德旺. 流体力学基础[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.

(编辑: 陈 越)