

振荡射流气动矢量喷管参数影响特性的试验研究



刘沛聪¹,周楷文²,王士奇²,温新¹

1.上海交通大学,上海 200240

2.中国航空发动机研究院,北京 101304

摘要:基于康达效应的同向流矢量控制技术效率高、推力损失低,具备提高飞行器隐身性能的巨大潜力。为了探究马赫数 Ma 0.35 主流下二次流类型、二次流阵列个数、康达壁面半径 R 和终止角 θ 等参数对同向流矢量控制的影响,利用天平研究了 9 种不同的喷管模型的力学特性,获得矢量偏转力随次主质量流量比变化的控制规律。结果表明,主喷管高和康达壁面半径的比值 H/R 是对矢量偏转效率和控制稳定性最重要的因素, H/R 越低,控制效率越高,控制曲线线性度越高;使用三个振荡射流阵列作为二次流的条件下, H/R 从 0.5 减小到 0.43,控制效率提高近 49%,与使用定常射流相比,使用振荡射流作为二次流,显著提高了控制效率,增强了控制稳定性;对比分析显示,使用两个或三个振荡二次流阵列、 H/R 为 0.43 且 θ 为 90° 时,矢量控制效果最好。进一步地研究表明, H/R 和 θ 对矢量控制效率的影响最大,而 θ 对控制曲线线性度几乎没有影响,本文研究还发现二次流阵列个数低于两个或 H/R 高于 0.6 时,控制特性急剧恶化。本文研究可为同向流矢量喷管的工程设计提供理论支撑。

关键词:流体推力矢量控制;振荡射流;同向流;康达效应;康达壁面半径

中图分类号:V211

文献标识码:A

DOI:10.19452/j.issn1007-5453.2023.10.002

推力矢量(TV)技术是一种对喷气式飞行器发动机尾喷管或其喷流的方向进行偏转,以此为飞行器提供前进动力与偏离发动机主轴的额外三轴力和力矩,从而补充或取代常规舵面的技术^[1]。推力矢量技术能够在减少机械常规舵面的使用的前提下快速改变飞行器驱动力的方向,显著改善飞行器在大迎角、失速飞行情形下的飞行性能,增强飞行器的机动性和隐身性,在短距起降、超声速飞行和协同航母作业等方面具有重要的作用,是飞行器未来发展的重要技术^[2-3]。

传统推力矢量技术是通过尾喷管机械偏转的方式来实现的,又被称为机械矢量控制,如燃气舵^[4]、扰流片^[5]和折流板^[6]等方式。机械矢量控制的优点在于控制原理简单,且控制规律比较线性,易于投入实用,但是结构较笨重,重量(质量)和维护成本偏高,且活动部件多,提高飞行阻力的同时损害了隐身性能。1963年,Broadwell^[7]提出了一种流体注入式的喷嘴,通过二次流的注射来偏转主流。1982年,这

种方式被首次定义为流体推力矢量控制(FTVC)^[8]。流体推力矢量控制的优点在于喷管固定、结构简单、维护成本低、重量更轻和寿命更长,具有更快的偏转响应,并且能够去除飞行器外形的缝隙和移动部件,满足光滑、连续外模线要求,提高飞行器的隐身性能和生存能力^[9]。根据Deere^[10]的总结,将流体推力矢量控制技术分为激波矢量控制^[11]、喉道偏移^[12]、双喉道^[13]、逆向流^[14]和同向流^[15]等方法。激波矢量控制是通过在喷管内注入二次流与主流干扰产生的激波以偏转主流,文献[11]使用激波矢量控制,通过旁道喷射增强对主流的控制,在二次流比为10%时得到了18.1°的偏转角。喉道偏移法的二次流通道在喉道处,推力损失要低于激波矢量控制。Deere等^[13]通过对喷管的喉道进行优化设计,提出了双喉道喷管(DTN),得到了更大的矢量控制效率。逆向流法是指在主喷管两侧切向的二次流道内通过抽吸产生负压,进而使主射流偏转的技术,Alvi等^[14]使用逆向流方法对 Ma 1.4 主流在外流下的偏转进行了研究,发现矢

收稿日期:2023-07-06;退修日期:2023-08-09;录用日期:2023-09-16

引用格式:Liu Peicong, Zhou Kaiwen, Wang Shiqi, et al. Experimental study on the influence of fluidic thrust vector nozzle parameters on characteristics using sweeping jets[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(10):9-16. 刘沛聪,周楷文,王士奇,等. 振荡射流气动矢量喷管参数影响特性的试验研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(10):9-16.

量偏转角高达 22° 。逆向流法能以较小的二次流消耗实现极大的偏转角,然而迟滞效应、易吸入碎片、集成困难的缺点限制了逆向流的发展。同向流法基于与主射流方向平行的二次流和主流附壁的康达效应(Coanda effect)的原理对主流进行控制,在实现较高的矢量效率的同时最大程度地减少了推力损失,在流体推力矢量技术中得到更广泛的发展。BAE在DEMON号无人机上使用同向流矢量控制,并于2010年成功实现了试飞^[15]。

早在2002年,Mason等^[16]就发起了对同向流矢量控制概念的研究,将同向流应用在矩形喷嘴的亚声速主流的控制上,并在质量流量比为5%左右时实现了 20° 的矢量偏角。Heo等^[17]对采用同向流的FTVC系统的运行参数和动态特性进行了研究,在二次流压力120kPa、主流压力300kPa时得到了高达 10° 的偏转角。

Warsop等^[18]对基于康达效应的主动流动控制技术进行了归纳,指出了在康达流控制中对气动力特性最为重要的参数是主喷管高和康达壁面半径的比值 H/R 。另外,Warsop等^[18]提出在同向流矢量控制的控制响应曲线中可能会在线性区前出现反向控制区,并将其定义为双稳态区,要消除双稳态区,可以采用两侧控制面同时吹气的方法,或者在主喷管和二次流道之间设立一个反向台阶。设立反向台阶可以增加无二次流下主流中性状态的稳定性,提高控制响应的线性程度,但会造成整体矢量控制增益的降低。Warsop等^[18]的进一步研究表明, H/R 过低时容易出现双稳态现象。Gill^[19]也提出了相似的观点。认为 H/R 为0.2时,可以实现无双稳态的有效同向流矢量控制。他还认为喷管的三维效应会使其矢量效率低于二维理想案例,因此,大宽高比(AR)的喷嘴得到了更广泛的应用。然而,AR越大,所需控制的区域就越大,二次流的消耗也越大,因此在结构参数的优化设计中,应采用较小的AR。Gill还提出康达壁面的终止角 θ 与矢量效率有关。另外,Gill推测控制面与二次流道之间的唇厚 t 会影响系统效率,Song等^[20]对这一猜测进行了风洞验证,试验中使用 Ma 2.0的超声速主流,以反向台阶高度和唇厚 t 作为参数设立不同的同向流矢量喷管,通过多分量力测量仪对其进行测力。结果发现,不设立唇厚和台阶,能够在二次流消耗低至10%的前提下产生 20° 的偏转角,而设立唇厚和台阶后也能实现可观的偏转角和更近线性的控制响应曲线。因此,可以设立固定的唇厚 t 以保证较为线性的控制响应曲线,而终止角 θ 和 H/R 对同向流矢量控制的影响值得进一步研究。

DEMON无人机的研究中指出,同向流矢量控制的缺

点在于二次气源耗量大、外接气路复杂等^[15]。这是因为同向流矢量控制偏转主流的原理是主流和控制面的康达效应,而康达效应的产生建立在射流边界层和控制面之间的流体掺混和卷吸作用之上^[19]。非稳态射流具有强烈的高频致动性质,相比于稳态的定常射流(SJ)而言,非稳态射流更能加强射流的掺混和卷吸作用,从而有助于提高矢量控制的效率。然而,目前大多数产生非稳态射流都涉及运动部件,振荡射流激励器或称振荡器无需运动部件就能产生高频响应的非稳态振荡射流(SWJ),在冲击换热^[21]、增升减阻^[22]等流动控制领域有着广泛的应用。它由一个混合室和两个反馈通道组成,结构简单、效果稳定,因此考虑将使用振荡射流或定常射流作为参数,进行优化分析。

为了探究高速主流下二次流类型、二次流阵列个数、康达壁面半径和终止角等参数对同向流矢量控制的影响,本文设计了不同几何构型的同向流矢量喷管试验模型,采用天平测试系统等方法对比,研究了9种不同的喷管模型的力学特性,以获得矢量偏转力随次主质量流量比变化的控制规律。

1 试验设置与方法

1.1 喷管试验装置

喷管的主流由功率为25kW的鼓风机提供,用皮托管测量得知主流出口速度可达 Ma 0.35。二次流则单独由2.25kW空气压缩机提供。试验所用喷管模型使用3D打印技术制作,几何构型如图1所示。二次流与主流方向平行,使用振荡射流作为二次流,增强康达效应,增加康达壁面附近流体的掺混,促使主流向康达壁面侧偏转。影响矢量控制效率的几何参数包括喷管宽高比AR、主喷管高 H 、主喷管侧宽 L 、康达壁面半径 R 、康达壁面终止角 θ 、次流道唇厚 t ,其他参数包括二次流阵列个数 n 、主流马赫数 Ma 、次流和主流的质量流量比(MFR)。为验证振荡射流相比于定常射流作为二次流的有效性,在喷管设计中固定 $H=30\text{mm}$,以二次流类型即使用SJ或SWJ为参数,与二次流阵列个数 n 、康达壁面半径 R 即 H/R 、康达壁面终止角 θ 一并作为影响因素,以探讨它们对矢量偏转力的影响,采取的因素和水平见表1,使用的具体模型见表2。

模型1是对照组,以三个定常射流为二次流,AR为2:1,康达壁面半径为70mm即 $H/R=0.43$, θ 为 90° 。为了探究振荡射流与定常射流作为二次流的差别,设立模型2为试验组,使用三个振荡射流作为二次流,其余条件与模型1相同。再设立模型3、4为试验组,模型2为对照组,以确定二次流阵

列个数的影响。设立模型 5、6 和模型 7、8 试验组分别与模型 1、2 对照,以确定康达壁面半径 R 即 H/R 的影响。设立模型 9 为试验组,模型 2 为对照组,以确定康达壁面终止角 θ 的影响。

本文使用的喷管模型的唇厚 t 固定为 1.5mm, AR 固定为 2:1,并且在使用多个振荡器阵列的模型中,为了确保其二次流影响区域的均匀性,将振荡射流激励器间隔 7mm 放置在主喷管一侧。试验的主流马赫数均为 Ma 0.35,喷管高 $H=30\text{mm}$,喷管侧宽 $L=60\text{mm}$, $R=50\text{mm}$ 、 60mm 和 70mm 分别对应的 H/R 值为 0.6、0.5、0.429。在二次流流量范围为 0~400SLPM,即次/主质量流量比 $MFR=0\sim 2.48$ 下对每个模型进行流体矢量控制试验。

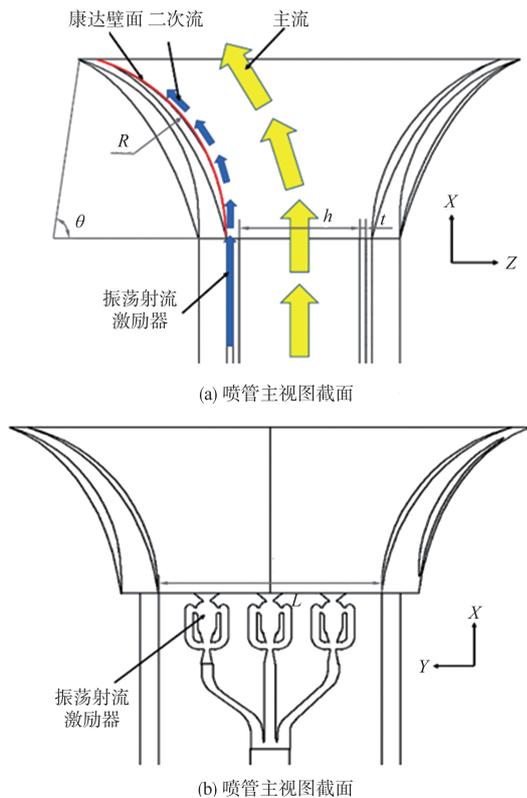


图 1 喷管几何构型示意图
Fig.1 Geometric structure of the thrust vector nozzle

表 1 喷管参数化设计因素水平表

Table 1 Factor level table of nozzle parametric design

水平	因素变量			
	二次流类型	n	H/R	$\theta/(^\circ)$
1	SJ	1	0.6	90
2	SWJ	2	0.5	68
3	—	3	0.43	—

表 2 参数化设计喷管模型

Table 2 Nozzle model of parametric design

模型	二次流类型	n	H/R	$\theta/(^\circ)$
1	SJ	3	0.43	90
2	SWJ	3	0.43	90
3	SWJ	1	0.43	90
4	SWJ	2	0.43	90
5	SJ	3	0.6	90
6	SJ	3	0.5	90
7	SWJ	3	0.6	90
8	SWJ	3	0.5	90
9	SWJ	3	0.43	68

1.2 二次流激励器构型设置

振荡器产生振荡射流的原理是由于康达效应,振荡器内部通过入口进入的射流被吸附到振荡器内部一边的侧壁上,在出口附近射流的一部分通过反馈渠道返回到入口,推动射流,使其被吸附到振荡器内部另一边的侧壁上。由此,从射流振荡器射出的便是具有周期性的振荡射流。振荡射流的振荡频率从 1Hz 到上千赫[兹]不等,具体取决于激励器几何结构、工质和提供的质量流量。本文研究用振荡射流和定常射流的构型和具体设置可参考以往研究^[23]。

本文采用的振荡射流激励器和定常射流激励器的喉部尺寸均为 $2\text{mm}\times 1.6\text{mm}$,喉部截面积均为 3.2mm^2 。

1.3 天平测力系统

本文采用天平测力系统对喷管的法向矢量偏转力进行测量。天平测力系统由喷嘴、天平、供电与信号传输设备、数据采集计算机组成,如图 2 所示。其中,天平采用的是艾利逊 5041 型号三轴力传感器,技术指标见表 3。天平设置在喷嘴的出口侧向壁面处,用来测量主流偏转时的法向力,天平零点在主流速度恒定后标定,在不同流量次流激励下

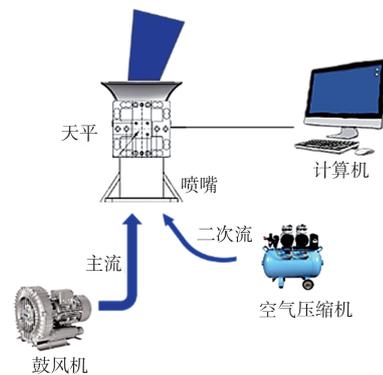


图 2 天平测力系统设置图
Fig.2 Schematic of load cell system setup

天平受到的力被转换为模拟电子信号后传输给计算机,经过数据采集软件的采集和处理后得到主流稳定后的矢量偏转力 F_z 。

表3 天平主要技术参数

Table 3 Main technical parameters of the load cell

设计载荷/kg	准确度/%	精度/%	采样率/Hz
10	0.5	0.05	1600

1.4 数据处理方法

每一个MFR工况下天平测力数据的采集时间约为3~4s,取矢量偏转力达到稳定值的前2000个数据的均值作为该工况下的矢量偏转力。用不同MFR的次流激励下的矢量偏转力表征主流的偏转情况,并绘制控制曲线。本文通过分析控制曲线的线性度以评估控制的稳定性,采用效率来评价推力矢量控制的性能。参考以往的研究,效率由测力曲线达到饱和区前的最高矢量偏转力除以对应的质量流量比得到^[24],如式(1)所示

$$\eta = \frac{F_{\text{sat}}}{\text{MFR}_{\text{sat}}} \quad (1)$$

式中, F_{sat} 为饱和区前最高矢量偏转力; MFR_{sat} 为饱和区前最高矢量偏转力对应的次流质量流量比; η 为矢量偏转力曲线的效率。

2 试验结果与讨论

2.1 振荡射流和定常射流作为二次流对主流偏转的影响

不同MFR,使用三个定常射流阵列或三个振荡射流阵列、 $\theta=90^\circ$ 且 $H/R=0.43$ 的喷管的主流矢量偏转力如图3所示

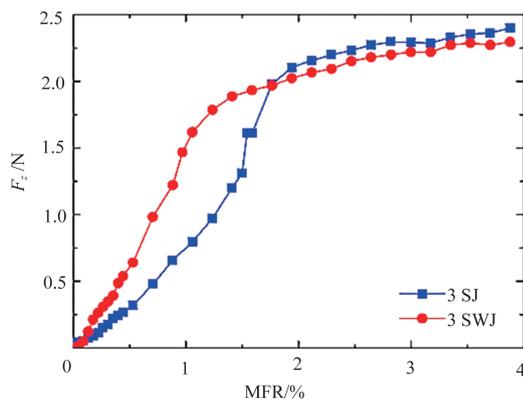


图3 不同MFR,使用三个定常射流阵列或三个振荡射流阵列的 $\theta=90^\circ$ 、 $H/R=0.43$ 喷管的主流矢量偏转力

Fig.3 Vector deflection force of mainflow with nozzle of 3 SWJ or 3 SJ, $\theta=90^\circ$, $H/R=0.43$ for different MFR

示。对应的矢量偏转力曲线的饱和区前最大矢量偏转力和效率见表4。

表4 不同MFR,使用三个定常射流阵列或三个振荡射流阵列的 $\theta=90^\circ$ 、 $H/R=0.43$ 喷管的主流矢量偏转力的最大偏转力和效率

Table 4 Maximum vector deflection force and the efficiency of the vector deflection force of mainflow with nozzle of 3 SWJ or 3 SJ, $\theta=90^\circ$, $H/R=0.43$ for different MFR

指标	3 SJ(模型1)	3 SWJ(模型2)
最大偏转力/N	1.98	1.62
效率	1.12	1.53

使用定常射流时,测力曲线在 $\text{MFR}=1.5\%$ 附近出现了明显的突跳和不稳定性,在线性区内的线性也不好。相比之下,使用振荡射流的测力曲线没有发生突跳现象,整体平滑,线性度高,进入饱和区的MFR值较小。在线性区,使用振荡射流的偏转力更大,控制增益更加明显。振荡射流相比于定常射流,能提高推力矢量控制曲线的线性度,改善控制曲线特性。

对应最大矢量偏转力和效率表可知,使用振荡射流虽然减小了所能得到的最大矢量偏转力,但大大提高了总体的控制曲线效率。用振荡射流作为二次流的情况下,能够以低于2%的二次流消耗实现比定常射流更大的高速主流矢量偏转,控制效率提高了约37%。这是因为振荡射流具有强烈的非稳态特性,相比于稳定的定常射流,能在增强康达壁面附近流体掺混方面有更高的效率。因此,对于同向流矢量控制的二次流,振荡射流是更为优效的选择。

2.2 二次流阵列个数对主流偏转的影响

不同的MFR,使用不同数量振荡射流阵列的 $\theta=90^\circ$ 、 $H/R=0.43$ 喷管的主流矢量偏转力如图4所示。对应的矢量偏转力曲线的饱和区最大矢量偏转力和效率见表5。

使用一个振荡射流作为二次流时,测力曲线在 $\text{MFR}=1.2\%$ 附近发生了严重的突跳,整体曲线线性度低。使用两个振荡射流的曲线也出现了突跳现象,但突跳程度低于一个振荡射流的情况,线性度有了明显的改善,并且线性区内的控制增益明显更高。相比之下,使用三个振荡射流的曲线更加光滑,线性度最高,但将两个振荡射流增加到三个的线性改善程度不如将一个振荡射流增加到两个时。此外,三个振荡射流的曲线在线性区的增益与两个振荡射流相差不多。

对应最大偏转力和效率表,两个振荡射流阵列的推力矢量控制效率最高,其次是三个振荡射流阵列,只使用一个

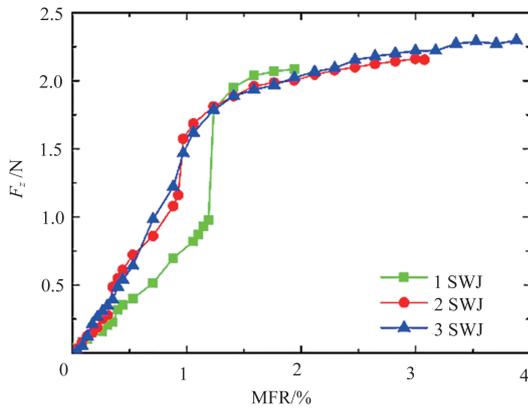


图4 不同MFR,使用不同数量振荡射流阵列的 $\theta=90^\circ$ 、 $H/R=0.43$ 喷管的主流矢量偏转力

Fig.4 Vector deflection force of mainflow with nozzle of different number of SWJ, $\theta=90^\circ$, $H/R=0.43$ for different MFR

表5 不同MFR,使用不同数量振荡射流阵列的 $\theta=90^\circ$ 、 $H/R=0.43$ 喷管的主流矢量偏转力的最大偏转力和效率

Table 5 Maximum vector deflection force and the efficiency of the vector deflection force of mainflow with nozzle of different numbers of SWJ, $\theta=90^\circ$, $H/R=0.43$ for different MFR

指标	1 SWJ (模型3)	2 SWJ (模型4)	3 SWJ (模型2)
最大偏转力/N	1.79	1.57	1.62
效率	1.45	1.62	1.53

振荡射流的效率最低。将一个振荡射流增加为两个阵列,效率增加了约12%,低于定常射流换为振荡射流的增益。而相比两个振荡射流阵列,使用三个阵列的最大偏转力虽然更高,但是效率却降低。其原因可能是试验为确保变量唯一,对每个振荡射流激励器设有统一的进气口,二次流流量一致的情况下,三个阵列中单个激励器的流量更低。其他条件相同时,三个阵列需要更高的流量才能实现相同程度的流体掺混。总之,使用多个流体振荡器阵列比使用单个阵列要更好,本文中两个阵列或三个阵列效果更优。

2.3 H/R 对主流偏转的影响

不同的MFR,使用三个振荡射流或三个定常射流阵列、不同 H/R 值且 $\theta=90^\circ$ 的喷管的主流矢量偏转力如图5所示。

结果显示,单论控制曲线的线性程度而言,模型2的线性程度最好,其次是模型8,再次是模型1、模型6,然后依次是模型7、模型5。康达壁面半径越大, H/R 越小,则矢量控

制特性越好,且进入饱和区的MFR也更小。 $H/R=0.5$ 减小到0.43对偏转曲线线性的影响程度不如定常射流换成振荡射流的影响,但 H/R 从0.6减小到0.5对偏转曲线线性的影响程度比定常射流换成振荡射流的影响程度要大。这说明 H/R 取0.6或更高时,控制曲线线性度会急剧降低,控制特性恶化严重。

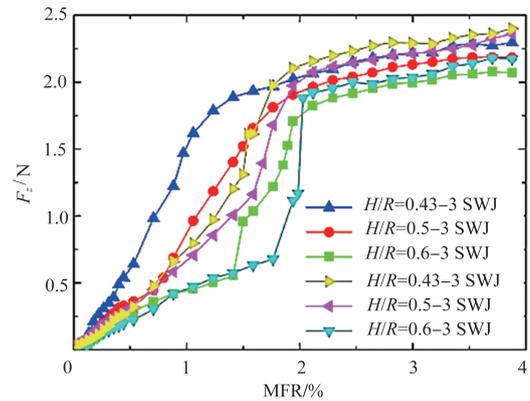


图5 不同MFR,使用三个振荡射流或三个定常射流阵列、不同 H/R 值且 $\theta=90^\circ$ 的喷管的主流矢量偏转力

Fig.5 Vector deflection force of mainflow deflection with nozzle of 3 SWJ or 3 SJ, different values of H/R and $\theta=90^\circ$ for different MFR

对应最大偏转力和效率表(见表6)可以发现,效率最高的依然是模型2,其次是模型1,再次是效率差别不大的模型8和模型6。效率最低的模型是差别不大的模型5和模型7。 R 越大, H/R 越小,则效率越高,线性区的增益越大。

使用三个振荡射流阵列的情况下, H/R 从0.6减小到

表6 不同MFR,使用三个振荡射流或三个定常射流阵列、不同 H/R 值且 $\theta=90^\circ$ 的喷管的主流矢量偏转力的最大偏转力和效率

Table 6 Maximum vector deflection force and the efficiency of the vector deflection force of mainflow with nozzle of 3 SWJ or 3 SJ, different values of H/R and $\theta=90^\circ$ for different MFR

模型	最大偏转力/N	效率
$H/R=0.6-3SWJ$ (模型7)	1.71	0.88
$H/R=0.5-3SWJ$ (模型8)	1.81	1.03
$H/R=0.43-3SWJ$ (模型2)	1.62	1.53
$H/R=0.6-3SJ$ (模型5)	1.88	0.93
$H/R=0.5-3SJ$ (模型6)	1.97	1.02
$H/R=0.43-3SJ$ (模型1)	1.98	1.12

0.5,效率仅提高17%,但此时偏转曲线线性得到比较明显的改善。同样条件下, H/R 从0.5减小到0.43,效率却提高近49%。将 H/R 从0.6降至0.43,效率提高约74%。 R 对于效率的影响程度要比将二次流从定常射流换成振荡射流要更大, H/R 为0.43的模型的控制特性最为优效。另外,进一步对比发现,康达壁面半径较小、 H/R 较大时,使用定常射流和振荡射流的效率差别并不大,甚至会出现使用定常射流时效率更高的情况。但 H/R 变小后,将二次流从定常射流换成振荡射流所导致的效率增益也变大。使用三个定常射流时,控制特性还是随 H/R 的减小而明显改善,并没有发现相反的规律。因此,康达壁面半径即 H/R 是对矢量偏转效率最重要的因素,较低的 R 即较高的 H/R 会导致矢量控制效率急剧降低,控制特性急剧恶化,甚至会减轻其他参数的影响程度。

2.4 康达壁面终止角对主流偏转的影响

不同的MFR,使用三个振荡射流阵列、 $H/R=0.43$ 、 $\theta=68^\circ$ 或 90° 的喷管的主流矢量偏转力及对应最大偏转力和效率表分别如图6和表7所示。

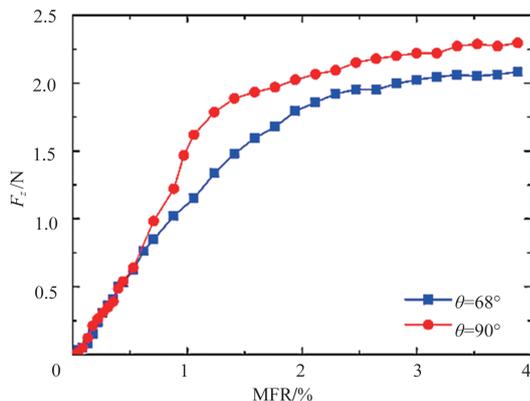


图6 不同MFR,使用三个振荡射流、 $H/R=0.43$ 且 $\theta=68^\circ$ 或 90° 的喷管的主流矢量偏转力

Fig.6 Vector deflection force of mainflow with nozzle of 3 SWJ, $H/R=0.43$ and $\theta=68^\circ$ or 90° for different MFR

从图6和表7可以看出, $\theta=68^\circ$ 或 90° 对于矢量控制曲线的线性程度没有影响,但是对于矢量控制效率有较大的影响。 θ 从 68° 提高到 90° ,其效率增加了42%,高于将二次流从定常射流换成振荡射流的增益。康达壁面终止角 θ 是和系统增益密切相关的参数, θ 越大,矢量控制效率越大,应尽量使用较大的终止角,本文中 $\theta=90^\circ$ 时最为有效。

图7是不同喷管模型的矢量控制曲线的最大偏转力和效率分布图。由图7可知,对同向流矢量控制较好的参数选择是模型2或者模型4,即使用两个或三个振荡二次流阵

表7 不同MFR,使用三个定常射流阵列或三个振荡射流阵列的 $\theta=90^\circ$ 、 $H/R=0.43$ 喷管的主流矢量偏转力的最大偏转力和效率

Table 7 Maximum vector deflection force and the efficiency of the vector deflection force of mainflow with nozzle of 3 SWJ or 3 SJ, $\theta=90^\circ$, and $H/R=0.43$ for different MFR

指标	$\theta=68^\circ$	$\theta=90^\circ$
最大偏转力/N	1.33	1.62
效率	1.08	1.53

列, $H/R=0.43$ 、 $\theta=90^\circ$ 。使用两个振荡射流阵列效率较高,但使用三个振荡射流阵列能实现更大的矢量偏转力。

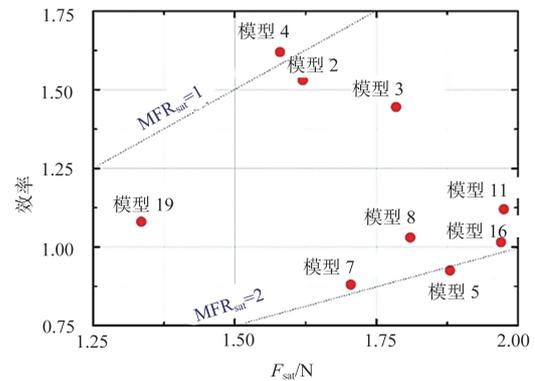


图7 不同喷管模型偏转力曲线的最大偏转力和效率

Fig.7 Maximum vector deflection force and the efficiency of vector deflection force of mainflow with different nozzles

3 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1) 用振荡射流作为二次流,能够以低于2%的二次流消耗实现比定常射流更大的高速主流矢量偏转,控制效率大幅提升至约37%。相比于定常射流,使用振荡射流作为二次流能一定程度上改善矢量控制曲线的线性度。

(2) 使用的二次流阵列个数越多, H/R 越小,终止角 θ 越大,矢量控制的效率就越高,并且矢量控制曲线的线性度越高,控制越稳定。本文所给出的一套最佳喷管参数为使用两个或三个振荡二次流阵列、 $H/R=0.43$ 、 $\theta=90^\circ$ 。

(3) 康达壁面半径 R 或主喷管高与康达壁面半径的比值 H/R 是对矢量偏转效率以及控制稳定性最重要的因素。 H/R 越低,控制效率越高,控制曲线线性度越高,控制特性

越平稳。使用三个振荡射流阵列作为二次流的条件下, H/R 从0.5减小到0.43,控制效率提高近49%,将 H/R 从0.6降至0.43,效率提高约74%。

(4) H/R 和终止角 θ 对矢量控制效率的影响最大,其次是二次流类型,而二次流阵列个数对效率仅有一定影响; H/R 和二次流阵列个数对于控制稳定性(线性度)的影响最大,其次是二次流类型,而终止角 θ 对控制稳定性几乎没有影响。二次流阵列个数低于两个, H/R 高于0.6时,控制曲线会发生很明显的突跳,线性度明显降低; H/R 取0.6以上时,矢量控制特性会急剧恶化,甚至会减轻其他参数的影响程度, H/R 的具体取值需要在试验或工程应用中加以权衡。

AST

参考文献

- [1] 肖中云,江雄,牟斌,等. 流体推力矢量技术研究综述[J]. 试验流体力学, 2017, 31(4): 8-15.
Xiao Zhongyun, Jiang Xiong, Mou Bin, et al. Advances in fluidic thrust vectoring technique research[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(4): 8-15. (in Chinese)
- [2] 王海峰. 战斗机推力矢量关键技术及应用展望[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 524057.
Wang Haifeng. Key technologies and future applications of thrust vectoring on fighter aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 524057. (in Chinese)
- [3] 顾蕴松,李斌斌,程克明. 基于主动流动控制的射流矢量偏转技术[J]. 试验力学, 2012, 27(1): 87-92.
Gu Yunsong, Li Binbin, Cheng Keming. On the jet vector deflection based on active flow control technique[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2012, 27(1): 87-92. (in Chinese)
- [4] Hollstein H J. Jet tab thrust vector control[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1965, 2(6): 927-930.
- [5] 崔业兵,陈雄,周长省,等. 扰流片推力矢量控制系统动态特性研究[J]. 推进技术, 2013, 34(8): 1030-1034.
Cui Yebing, Chen Xiong, Zhou Changxing, et al. Research on spoiler dynamic characteristic for thrust vector control[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(8): 1030-1034. (in Chinese)
- [6] Bowers A H, Pahle J W. Thrust vectoring on the NASA F-18 high alpha research vehicle[C]. High-Angle-of-Attack Technology Conference, 1996.
- [7] Broadwell J E. Analysis of the fluid mechanics of secondary injection for thrust vector control[J]. AIAA Journal, 1963, 1(5): 1067-1075.
- [8] Haloulakos V E. Fluidic thrust vector control[J]. Fluidic Mechanics and Heat Transfer, 1982, 3: 1164-1165.
- [9] Warsop C, Smith D R, Miller D. NATO AVT-239 task group: innovative control effectors for manoeuvring of air vehicles—conclusions and next steps[C]. AIAA Scitech 2019 Forum, 2019.
- [10] Deere K. Summary of fluidic thrust vectoring research at NASA Langley Research Center[C]. 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2003.
- [11] Jingwei S, Zhanxue W, Li Z, et al. Numerical investigation on a new concept of shock vector control nozzle[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2019, 141(9): 091004.
- [12] Miller D, Yagle P, Hamstra J. Fluidic throat skewing for thrust vectoring in fixed-geometry nozzles[C]. 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1999.
- [13] Deere K, Berrier B, Flamm J, et al. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle[C]. 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2003.
- [14] Alvi F S, Strykowski P J. Forward flight effects on counterflow thrust vector control of a supersonic jet[J]. AIAA Journal, 1999, 37(2): 279-281.
- [15] Savvaris A, Buonanno A, Jamil R, et al. Design and development of the DEMON UAV fluidic flight control system [C]. AIAA Infotech@ Aerospace (I@A) Conference, 2013.
- [16] Crowther W J, Mason M S. Fluidic thrust vectoring of low observable aircraft[C]. CEAS Aerospace Aerodynamic Research Conference, 2002.
- [17] Sung H G, Heo J Y. Fluidic thrust vector control of supersonic jet using coflow injection[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(4): 858-861.
- [18] Warsop C, Crowther W J. Fluidic flow control effectors for flight control[J]. AIAA Journal, 2018, 56(10): 3808-3824.
- [19] Gill K J. The development of coflow fluidic thrust vectoring systems[D]. Manchester: University of Manchester, 2008.
- [20] Song M J, Park S H, Lee Y. Application of backstep Coanda flap for supersonic coflowing fluidic thrust-vector control[J]. AIAA Journal, 2014, 52(10): 2355-2359.

- [21] Zhou W, Yuan L, Liu Y, et al. Heat transfer of a sweeping jet impinging at narrow spacings[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2019, 103: 89-98.
- [22] Dandois J, Verbeke C, Ternoy F. Performance enhancement of a vertical tail model with sweeping jets[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(12): 5202-5215.
- [23] Wen X, Zhou K, Liu P, et al. Schlieren visualization of coflow fluidic thrust vectoring using sweeping jets[J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(1): 435-444.
- [24] Mason M, Crowther W. Fluidic thrust vectoring for low observable air vehicles[C]. 2nd AIAA Flow Control Conference, 2004.

Experimental Study on the Influence of Fluidic Thrust Vector Nozzle Parameters on Characteristics Using Sweeping Jets

Liu Peicong¹, Zhou Kaiwen², Wang Shiqi², Wen Xin¹

1. *Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China*

2. *Aero Engine Academy of China, Beijing 101304, China*

Abstract: The codirectional flow vector technology based on Coanda effect has high control efficiency and low thrust loss, and has great potential to improve the stealth performance of aircraft. To study the influence of parameters such as secondary flow type, the number of secondary flow arrays, Coanda surface radius R , and termination angle θ on coflow vector control for Mach numbers of primary flow up to 0.35, the mechanical characteristics of 9 different nozzle models are studied by a force measurement experiment using balance, and the control law curve of vector deflection force varying with the mass flow ratio of secondary flow to primary flow is obtained. The results show that H/R is the most important factor for the efficiency and control stability of coflow thrust vector. Lower H/R leads to higher control efficiency and higher linearity of the control curve. The control efficiency is increased by nearly 49% when the H/R is reduced from 0.5 to 0.43 under the condition of using three sweeping jets as the secondary flow. Compared to using steady jets, the control efficiency and stability are improved significantly using sweeping jets as the secondary flow. The results show that the control performance is the best when using two or three sweeping jets as secondary flow with H/R of 0.43 and θ of 90° . In addition, the results show that H/R and θ have the greatest impact on the control efficiency, while θ has little impact on the linearity of the control curve. The results also show that the control characteristics deteriorate sharply when the number of secondary flows is less than 2 or H/R is higher than 0.6. The research results provide theoretical support for the engineering design of coflow thrust vector nozzles.

Key Words: fluidic thrust vector control; sweeping jet; coflow; Coanda effect; Coanda surface radius