

流体推力矢量技术的应用验证研究进展



瞿丽霞*, 李岩, 白香君

中国航空研究院, 北京 100012

摘要: 流体推力矢量(fluidic thrust vectoring, FTV)技术是利用二次流诱导主流偏转、实现推力转向的新型流动控制技术。概述了FTV技术的空气动力学原理,详细综述了FTV技术的应用验证研究进展,对FTV技术未来发展提出了几点建议:开展FTV喷管几何参数的精细化设计以实现高效可靠的推力矢量控制;通过不同层次的系统集成验证加速推动FTV技术的工程应用;探索环量控制机翼(circulation control wing, CCW)和FTV协同控制完全替代活动舵面的最优方案。

关键词: 流动控制; Coanda效应; 流体推力矢量; 二次流

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.05.009

推力矢量控制(thrust vectoring control, TVC)技术是指推进系统既能为飞行器提供前飞推力,还能使发动机推力转向,同时或单独产生俯仰、偏航、滚转的控制力及力矩,可以直接对飞行器姿态进行控制或者取代部分舵面的控制功能,实现原有飞行器无法做到的机动或大迎角飞行。TVC通常被分为机械式和流体式两类^[1-2]。公开资料显示,已应用机械式推力矢量技术并装备形成战斗力的军机有美国的F-22和俄罗斯的苏-35。但由于结构重量(质量)大、活动部件多、偏转机构复杂、主喷流偏转响应慢、推力损失大等固有缺陷,一定程度上阻碍了机械式推力矢量技术在飞机上的应用^[3]。流体推力矢量(FTV)技术属于主动流动控制技术范畴,一般是通过在结构固定的喷管上用射流或引气的方式调控主流流量和方向,从而产生推力矢量^[4]。无运动部件的结构特点,使得FTV不但规避了机械式TVC的固有缺陷,同时在隐身、减重、机动等方面比机械式TVC优势显著。理想状况下,FTV可为高机动飞机提供足够的俯仰控制力矩,也可为无尾/飞翼布局飞机提供三轴稳定性控制力矩^[2]。

矢量、喉道偏置和双喉道矢量等,控制原理类似,即在喷管不同位置注射二次流产生斜激波来改变主流方向,进而实现推力矢量化,如图1所示。激波控制的矢量控制规律曲线线性度较好,但是由于主喷流需要穿过激波使推力损失大、总矢量偏角小,导致能耗高效率低。Coanda控制包括逆向流、同向流以及无源二次流等,其控制原理均以Coanda壁面为主要构型,借助Coanda效应同时利用二次流与发动机主喷流剪切层的相互作用实现矢量控制,如图2所示。Coanda控制与激波控制相比,能够获得相对较大的矢量角和较高的控制效率^[5-8]。表1列出了几种常见的激波控制和Coanda控制的FTV技术性能对比,可以看出,Coanda控制的推力矢量控制效率和推力系数总体上高于激波控制。但是Coanda控制在某些情况下存在推力矢量偏转规律曲线非线性、迟滞和突跳等问题。随着人们对Coanda效应FTV技术的探索,这些问题已有初步解决方案。本文主要讨论基于Coanda效应的FTV技术应用验证研究进展。

1 FTV技术的空气动力学原理

从空气动力学角度来讲,FTV技术可以分为激波控制和科恩达(Coanda)控制两类。其中,激波控制类包括激波

2 FTV技术的应用验证

参考文献[1]、参考文献[2]、参考文献[5]~参考文献[8]对FTV技术的工作机理机制、数值模拟方法、试验技术等进行了详细的综述。美国Rohr公司联合美国航空航天局

收稿日期: 2020-03-11; 退修日期: 2020-03-20; 录用日期: 2020-04-17

*通信作者. Tel.: 010-84933672 E-mail: qulixia2005@163.com

引用格式: Qu Lixia, Li Yan, Bai Xiangjun. Application verification research progress on fluid thrust vectoring technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(05): 64-72. 瞿丽霞, 李岩, 白香君. 流体推力矢量技术的应用验证研究进展[J]. 航空科学技术, 2020, 31(05): 64-72.

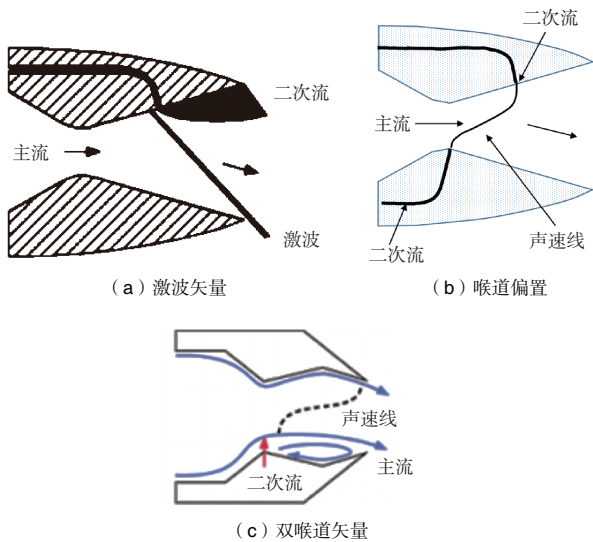
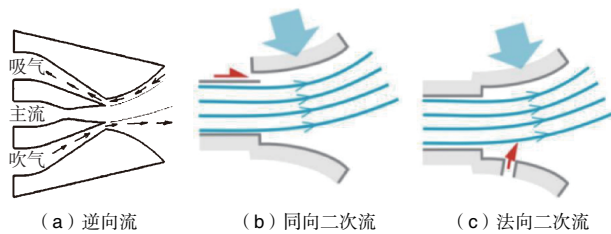
图1 基于激波的FTV控制原理图^[2]Fig.1 Principles of FTV control based on shock wave effect^[2]图2 基于Coanda效应的FTV控制原理图^[9]Fig.2 Principles of FTV control based on Coanda effect^[9]

表1 几种常见FTV技术的性能对比

Table 1 Performance comparison of several common FTV technologies

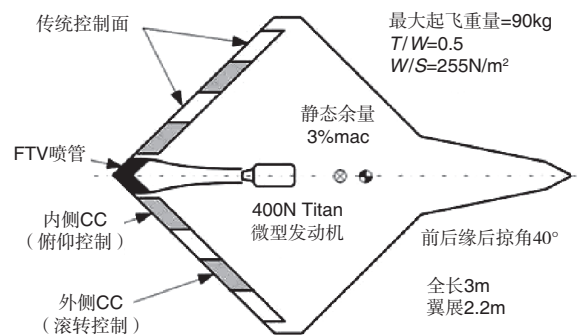
FTV技术	推力矢量控制效率	推力系数
激波矢量	(0.9°~4°)/1%	0.86~0.94
喉道偏置	(1.4°~2.2°)/1%	0.94~0.98
逆向流	(14°~16°)/1%	0.92~0.97
同向流	(1.8°~2.4°)/1%	0.98

(NASA)兰利研究中心于1993年首次提出基于Coanda壁面的吹气控制方法,这是同向流控制的雏形。随后,国外多位学者^[10~20]对同向流FTV技术开展了深入、系统的研究。北约从20世纪70年代开始实施“创新控制效应器”(Innovative Control Effectors)项目,开发主动流动控制(AFC)技术,并于2013年联合多家机构成立了AVT-239任务组(NATO AVT-239),针对流动控制技术应用于未来无人机系统开展5年性能评估^[21]。北约、英国BAE系统公司虽已将流体飞行控制技术推进到装机试飞阶段,如2010年9月试飞的DEMON无人机和2019年5月首飞的MAGMA

无人机,但实际装备流体矢量喷管进行飞行控制的飞机较少。据猜测,美国的X-36、X-45可能使用了流体矢量喷管控制偏航,以取代垂尾。国内近年来比较有代表性的是南京航空航天大学FTV研究团队^[6~8,22,23],针对小雷诺数、小尺寸验证机(如“暗流”“驭风”)开展了较为系统的研究,但在大雷诺数、大尺寸验证机上的适用性有待进一步研究。鉴于上述流动控制技术的前传扰动机理,目前已有的相关应用验证研究均集中在亚声速范围内开展。

2.1 基于Coanda效应的同向流FTV技术

DEMON无人机的两次飞行测试展示了FLAVIIR (Flapless Air Vehicle Integrated Industrial Research)项目集成的CC滚转控制、先进飞行控制等诸多技术,尚未对FTV系统进行飞行测试,但该系统已在曼彻斯特大学风洞中成功展示^[24]。DEMON的飞行速度范围为38~60m/s。为了在DEMON上实现完全流动控制飞行,牺牲了项目指标中机动性、速度、载重等关键指标,整机重量(质量)也从计划的50kg增加到90kg^[24~26]。DEMON的流体飞行控制系统由CCW和FTV喷管两部分组成^[27](见图3)。CCW是基于Coanda效应改变空气沿机翼表面的流动方向,从而产生相应的控制力矩来实现滚转控制,通过控制边界层流动,该系统还可以在飞行器起飞和降落阶段提供更大的升力;FTV喷管利用发动机推力矢量化来进行控制,通过二次流引导主流从安装在矩形排气喷嘴中的Coanda表面流出以控制飞行姿态。

图3 DEMON演示验证平台架构和主要系统部件^[27]Fig.3 Overview and main system items of the DEMON UAV^[27]

DEMON使用的流体飞行控制系统由发动机引气驱动时,下降飞行需要回油门减速,是最关键的飞行条件;若携带辅助动力系统供气,CCW和FTV不受发动机影响,但会增加飞机重量和组装成本^[28]。为确保飞行安全,DEMON无人机在详细设计阶段采用了第二种方案^[24],这也是导致飞机超重的主要原因之一。

Crowther等^[27]描述了DEMON无人机流体飞行控制系统

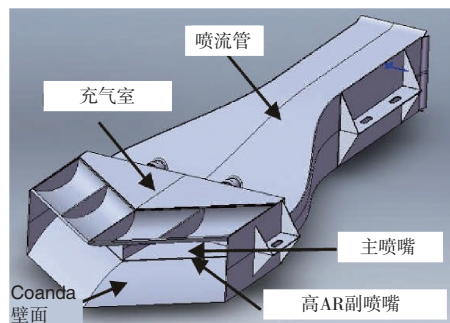
的详细设计过程。整个流体飞行控制系统选型所用参考数据来自风洞缩比试验、一维喷管模拟、理论分析和已有流动控制经验等。其中,FTV喷管的设计难度很大,型面设计和关键参数如图4所示。主喷管从方形入口过渡到矩形出口,矩形截面长宽比AR为10且面积为4410mm²。管道出口截面面积为进气口截面面积的95%,并线性过渡。FTV喷管是一个环绕发动机主喷管出口的套环组件,并为辅助控制喷嘴提供上下Coanda壁面以及上下充气室。发动机出口的喷流管由1mm厚的钛板焊接制成,FTV喷管由钛坯加工而成。

FTV喷管的关键几何特征在平行于喷管中心线的垂直横截面,如图4(b)所示。充气室的上半部分和下半部分被压在一起以形成副喷嘴出口槽,其高度由多个槽口垫片确定(见图4(d))。FTV喷嘴沿流向的横截面如图4(c)所示。主喷嘴曲率根据经验定为0.2,即给定主喷嘴槽高度为20mm,则所需Coanda壁面半径为105mm。考虑飞行器的纵向配平和机动性能需要,主喷流的最大偏转角目标定为20°,根据经验折算为所需的Coanda壁面终止角35°。副喷嘴详细设计如图4(d)所示,高度为0.25mm,曲率为0.0024。较低的曲率值,可以实现足够的二次流附着。FTV喷嘴平面图如图4(e)所示,喷嘴后掠角与机翼后缘后掠角均为40°。未偏转的主喷流方向平行于喷嘴中心线,而二次流方向垂直于槽唇。使用后掠Coanda壁面进行矢量化处理会将俯仰和偏航分量引入主喷流。DEMON的FTV喷管绕飞机中心线左右对称,且两侧二次流相同,故喷管两侧的侧向力抵消,仅有法向力。考虑到后掠Coanda壁面进行矢量引导的偏斜属性,如何定义FTV喷管三维几何形状就显得相当关键,当前所用喷管构型几何较为简单,但可能不是最佳型面。

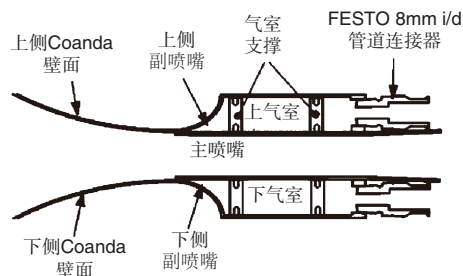
由于装备FTV系统需要修改主喷管和喷嘴,进而导致发动机效率有所损失,但只要主流在二次流作用下不附着在Coanda壁面上,该损失将小于动力系统其他损失。与均匀圆管相比,使用圆形入口、矩形出口的喷管会造成额外的总压损失和喷嘴重量增加。Sobester^[29]的CFD分析结果表明,对喷管几何形状的精细化设计可将压力损失降低至4%。Burley等^[30]研究了喷嘴重量与出口截面长宽比AR之间的关系,计算出AR=10的矩形喷嘴重量大致是圆形喷嘴的1.6倍。Gill^[13]研究了在喷管上增加FTV设备而产生的推进效率和重量效应。

Gill等^[13,27,31]对FTV系统进行了初步的静态测试,在不同的发动机工况下测量了推力矢量角以及法向和纵向推力分量,得到的控制响应曲线如图5所示。横坐标为二次流与主流流量之比;纵坐标为喷嘴法向力系数 C_z ,定义为喷嘴

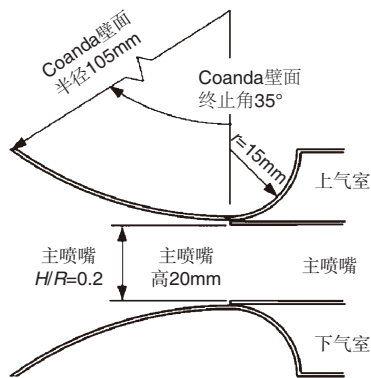
法向力与主喷流动量之比。主喷流的偏转矢量角由 $\sin\delta=C_z$ 给出。FTV控制响应特性具有独特的“N”形特征,中间有一个反向控制区域(负增益),而两侧各有一个正向控制区域(正增益)。其中,反向控制获得的增益是正向控制的10倍;完全控制所需要的引气量也由10%减小到1%^[9]。可见,反向控制区域效率更高,但控制响应易出现诸如双稳态的问题。实践表明,只要根据流量范围确定合适的控制阀尺寸,



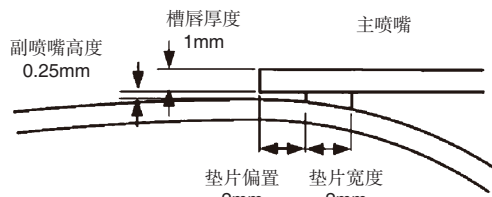
(a) FTV喷管示意图



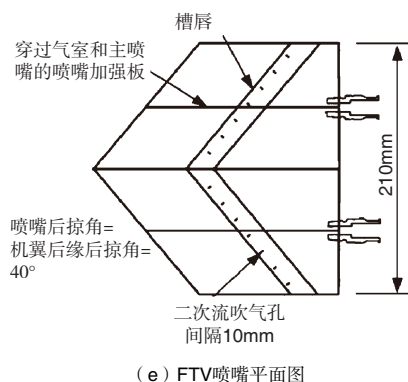
(b) FTV喷管沿流向横截面



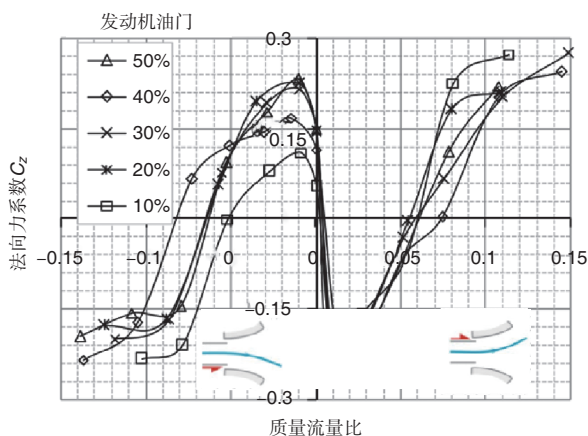
(c) FTV主喷嘴流向横截面几何尺寸



(d) FTV副喷嘴流向横截面细节



(e) FTV喷嘴平面图

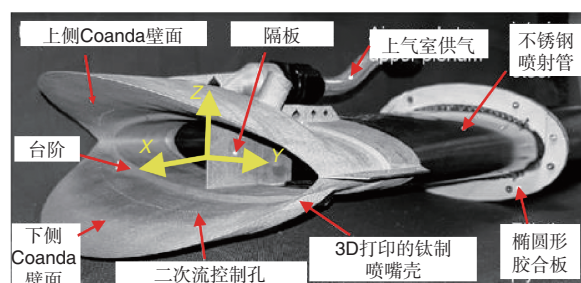
图4 DEMON的FTV喷嘴设计^[27]Fig.4 FTV nozzle design for DEMON^[27]图5 同向流FTV喷嘴控制响应曲线^[13,27,31]Fig.5 Control response curve with a co-flow FTV nozzle^[13,27,31]

则控制响应就能具有足够的线性度^[13]。

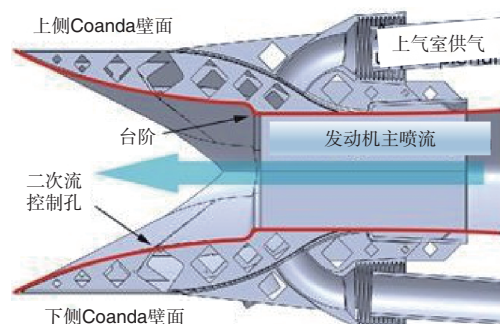
2.2 基于Coanda效应的法向流FTV技术

MAGMA无人机是基于SACCON方案开发的。Warsop等^[32]介绍了MAGMA的设计理念和布局,以及成功实施新型流动控制技术所需的系统工程,并给出了地面和飞行试验的性能数据。MAGMA实施的FTV喷嘴如图6所示,基于Coanda效应的法向流FTV控制响应的试验评估如图7所示。FTV喷嘴设计用于亚声速主喷流(MAGMA发动机喷流的峰值马赫数约0.8),通过台阶下游的法向二次流控制孔而被矢量化。引入台阶是为了消除亚声速FTV喷嘴的迟滞和双稳态现象,代价是控制增益降低。通过增加喷嘴沿垂直于流向的横截面长宽比,可提高此类FTV喷嘴的效率。因此,喷嘴结构沿Z轴较短而沿Y轴较长,如图6(a)所示。

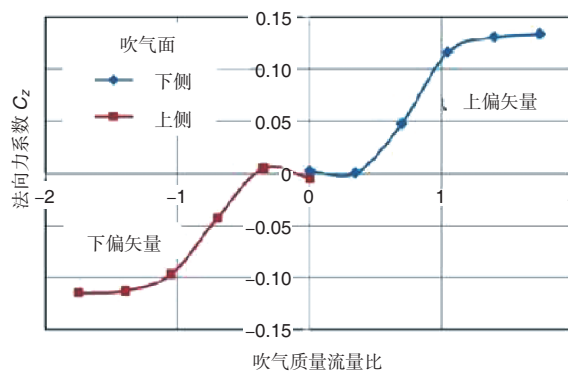
MAGMA的FTV喷嘴使用椭圆形而不是矩形截面,可通过简单的薄板将上游喷嘴与来自发动机的圆形排气管连接在一起,这样工程复杂性和成本最小。椭圆形还有助于以最小重量提供结构稳定性,这是实现MAGMA所需重心



(a) FTV喷嘴组件实物



(b) FTV喷嘴模型示意图

图6 MAGMA的FTV喷嘴组件和关键特征^[32]Fig.6 FTV nozzle assembly and key features of MAGMA^[32]

(a) FTV控制响应曲线



(b) FTV喷嘴控制原理

图7 MAGMA的FTV试验评估结果^[32]Fig.7 FTV experimental evaluation of MAGMA^[32]

位置的关键因素。为了使喷嘴横截面保持恒定,当管道从圆形变为椭圆形时,必须从圆锥形开始,且面积沿流向增大。FTV喷嘴的关键设计参数是Coanda壁面半径与喷嘴高度之比(设置整个系统增益)、台阶高度与喷嘴高度之比(设置控制响应特性)和Coanda壁面终止角(设置最大效

率)。这些比值最初根据二维 RANS CFD 研究确定,然后根据适当的设计折中做出选择。MAGMA 所用的 FTV 喷管优先考虑良性控制响应,而不是高增益。通过绕椭圆周长扫描中心线获得 FTV 喷嘴三维几何形状,使得喷嘴各横截面形状自相似。喷嘴使用材料为钛,采用 3D 打印技术制造,壁厚为 0.5mm。弯曲壁面壳结构具有足够的刚性,中央分隔板可承受由于推力矢量载荷而产生的弯曲力。

如图 7(a)所示, MAGMA 的 FTV 喷管能够提供良性控制响应^[32]。常见的同向流 FTV 喷管若要实现高效控制,不仅要控制绝对压力,还必须控制上下两个充气室之间的压力差。而法向流 FTV 喷管的使用则大大简化了这一过程,且制造更加容易。同时,控制响应中心的“死区”被消除,控制系统能够以类似于控制常规舵面的方式进行推力矢量控制。最大矢量偏转角约为 10° 时,只需要大约 2% 的发动机核心流量进行驱动。Afilaka^[18]等的研究表明,通过进一步优化几何和提高制造精度,这种 FTV 控制可以将增益和矢量角提高大约一个数量级。然而,从可靠性和飞行安全的角度来看, MAGMA 的 FTV 喷管主要考虑因素是结构强度,并尽量降低制造公差和操作条件对喷管性能的影响。

图 8(a)给出了 MAGMA 上的发动机和引气分配示意图^[9]。在布置基本内部系统时,关键考虑因素是飞机常规控制方案和流动控制方案之间的区别。综合考虑流体飞行控制系统的引气需求, MAGMA 集成了简单的 HAWK 发动机,使得流体飞行控制系统对发动机性能影响最小,且飞行控制系统与发动机控制系统的紧密耦合(飞行控制权取决于油门)。图 8(b)为 MAGMA 流体飞行控制系统管道布置^[32]。发动机引气最大压力为 $4 \times 10^5 \text{ Pa}$, 温度约为 200°C , 因此紧邻发动机下游且靠近喷射管位置均使用铝管。其他管道都选用柔韧性较好、易于安装的标准化 PTFE 管道(外径 15mm, 内径 13mm, 最小弯曲半径大约 20cm)。

MAGMA 试飞目的是对 CCW 和 FTV 的适用性进行验证。最初飞行使用常规控制进行起飞、着陆和转弯,而流体飞行控制系统仅在直线和平飞时才打开。在流体飞行控制系统“关闭”模式下,内侧和外侧控制面提供所有飞行控制功能。若流体飞行控制系统发生“故障切换”,则控制面有足够控制权以克服流体飞行控制系统的控制功能,并使飞机恢复正常飞行。

NATO AVT-239 任务组针对两款有可能应用流体飞行控制技术的无尾布局飞机方案(ICE 和 SACCON)开展评估^[33-41]。任务组构想了三个典型飞行状态:在 9150m 高度分别以马赫数 0.9(ICE)和 0.8(SACCON)“进入战场”;以规

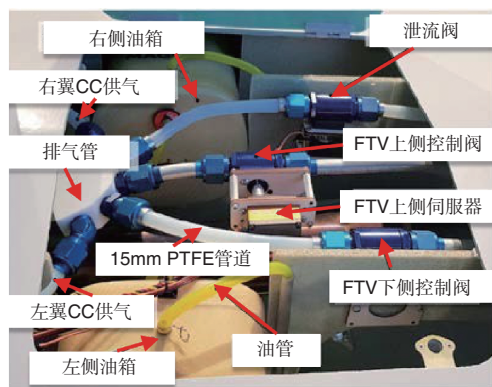
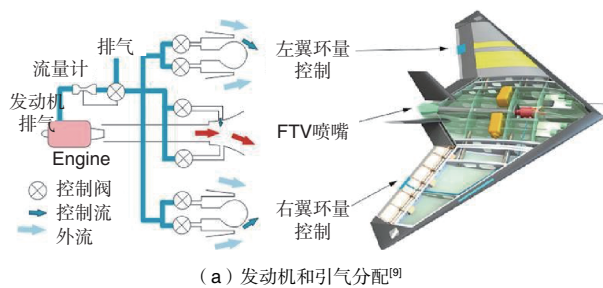


图 8 MAGMA 流体飞行控制系统总体布置

Fig.8 MAGMA fluidic flight control systems architecture

避等机动动作“退出战场”和“起降”。聚焦“进入战场”的第一阶段评估结果认为对于无尾布局飞机,必须使用流体推力矢量来控制飞机偏航。

英国曼彻斯特大学为 AVT-239 任务组提供了俯仰轴流体推力矢量概念的相关数据^[34]。FTV 可实现的控制功率与所选发动机的总推力直接相关,而二次流需求与矢量角和主喷流动量成正比。二次流为主喷流的 1.7% 时,可实现最大 15° 的偏转矢量角。相比于其他流动控制技术,FTV 的控制权限和效率与发动机性能的相关性更大。Warsop 等^[38]指出对于特定的跨声速进入/退出任务阶段,机翼后缘切向吹气/环量控制和偏航流体推力矢量控制的应用潜力最大。流体推力矢量已被证明是可用于无尾布局(如 ICE)的高效技术,特别是在偏航平面。针对 SACCON 构型很可能也同样适用。

Hutchin 等^[33]对比评估了在 SACCON 上实施后缘环量控制(trailing edge circulation control, TECC)、TECC 和 FTV(见图 9(a))、扫描射流效应器(sweeping jet actuators, SJA)和 FTV(见图 9(b))三种流动控制的效果。SACCON 的后掠式机翼平面为 TECC 提供了相当长的绕飞机俯仰轴的力臂。相比之下, SACCON 的发动机尾喷管距离重心很近,直接限制了俯仰轴 FTV 的控制权限(矢量偏转极限处的力矩系数)和效率(每单位质量流量输入的俯仰力矩)。TECC

效应器的CFD研究数据表明,这些效应器在高质量流量下的效率更高。在AVT-239研究组选择的进入条件下,仅在一定的俯仰力矩范围内,使用流体推力矢量优于后缘环量控制。

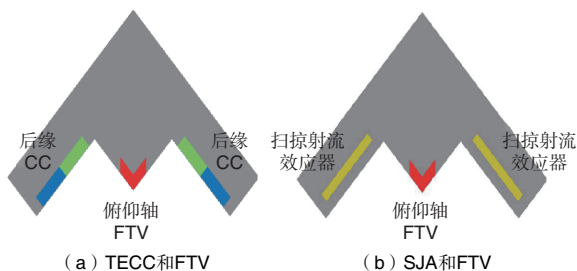


图9 SACCON集成流动控制系统示意图^[33]

Fig.9 Schematic diagram of flow control system integrated on SACCON^[33]

Miller等^[34,41]基于解决AFC技术性能、集成、“缺陷”和成熟度的综合评估方法,认为组合使用机翼后缘环量(TE)和偏航流体推力矢量(YFTV)的ICE04,可以满足流体控制系统对重量、体积和发动机排气的影响最小化要求。与Niestroy等^[35]的模拟结果类似,YFTV支配了主动流动控制系统,然后是其他AFC效应器的平衡。Maines和Miller^[36]根据Niestroy^[35]定义的主要流量要求来确定流动控制系统的内部布置,评估后选择的最优配置为YFTV和TE组合使用(见图10),关键设计参数见表2。为了应对高温气体,管道和喷嘴材料用铬镍铁合金625,其尺寸确定应考虑工作压力两倍的安全因数。为了使管道损失最小化,设定峰值流速下的管道马赫数为0.4。

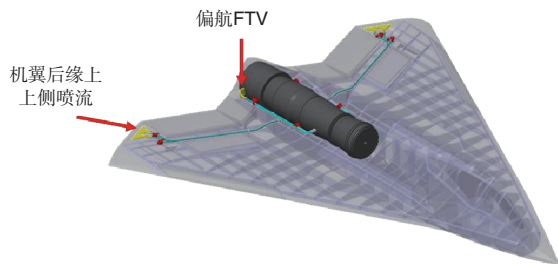


图10 ICE集成的流动控制系统^[37]

Fig.10 Flow control system integrated on ICE^[36]

图11给出了ICE上安装的主要流动控制部件。发动机排气口安装了球铰补偿器和高温波纹管,以适应发动机运动和管道膨胀。流动控制系统通过主阀启用。管道与每个组件之间以及管道接头处均采用包带连接。根据应力计算,壁厚应大于0.508mm或达到安全因数2所需的厚度。管道周围的绝缘层厚度定为9.53mm,以与飞行器内部其他

表2 ICE流动控制系统关键参数^[36]

Table 2 Key parameters of flow control system for ICE^[36]

设计参数	设定值
气源	发动机排气
气压/Pa	344740
排气温度/°C	226.67
喷管/喷嘴材料	铬镍铁合金 625
安全因数	2
管道马赫数	0.4

系统和管线隔开。喷嘴设计紧凑,沿翼展方向快速扩展,沿流向急剧收缩。由于发动机引气温度较高,局部温度可达93.33°C或更高,因此在详细设计阶段,需要考虑高温对外表面的影响,通过安装热交换器实现排气之前冷却空气。高温还可能会影响局部结构强度或内部任务系统。为了防止管道因高温高压导致破裂,在关键区域需要采用双层壁或干式隔间的设计来包围管道。YFTV和TE组合控制系统通过单一管路从发动机引气,然后将其分离以将气流引至偏航推力矢量喷管或机翼环量控制效应器。通过放宽对管道马赫数的设计要求(从0.4增加为0.6),最终使得系统重量减少了20.41kg,体积减少了0.023m³。

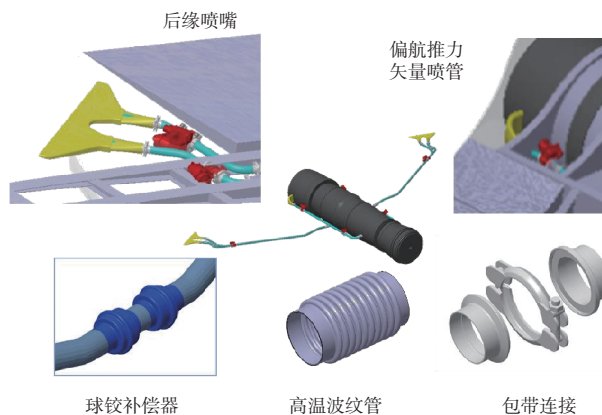


图11 ICE的主要流动控制部件^[36]

Fig.11 Major flow control components of ICE^[36]

3 发展建议

经过近年来的持续探索,国内外研究人员在FTV领域已经积累了非常丰富的研究经验,国外科研机构已开展了若干次飞行试验验证,推动了FTV技术成熟度的显著提升。通过上述针对FTV技术进行应用验证研究的技术细节分析,对今后FTV技术研究提出如下的发展建议,为FTV技术如何进入工程化应用提供一定的参考。

(1) FTV的技术难点之一在于,引入的二次流很难对发动机喷流进行精准控制,实施不当有可能使主喷流偏转不够

降低控制效率,或者过偏转失控,以及出现双稳态、迟滞、非线性现象。对比BAE系统公司研发的两代验证机DEMON和MAGMA在FTV系统关键结构特征的演变,FTV喷管形状、尺寸等核心几何参数是获得可靠性能的关键。因此未来的重点工作应对喷管结构进行精细化设计,通过精准的几何形状控制来调节二次流以及主流的流动性能,以保证获得高控制效率的同时具有良好的控制响应特性。

(2) FTV技术工程应用需要更多的系统集成性验证,由于涉及各项系统的匹配与衔接问题,在孤立的FTV设备上无法发现的问题,只有在不同层次的系统集成验证中才能发现并解决。例如,通过系统集成进一步研究和掌握FTV技术的时变性能。一方面是发动机对矢量系统瞬态操作的闭环响应,即快速/间歇性需求对发动机性能的影响;二是外部流对由流体推力矢量系统引起的局部变化响应时间,了解控制阀操作与飞机负载之间的关系,以探索飞行器对于干扰抑制的响应。利用二次流进行飞行控制,若需要从发动机引气,就会降低发动机性能。需要在概念设计阶段考虑飞发一体化设计,综合评估发动机性能下降和获得控制收益的关系,研究如何利用最少的二次流实现预定的偏转控制。试飞验证方面,有限的试飞中,只是在低速平飞状态下对流体飞行控制系统进行了演示,起降、机动等其他复杂飞行条件尚未有报道,并未验证低速大迎角飞行时的控制特性,高马赫数飞行的试飞验证仍然具有极大的挑战。

(3)能否采用流动控制技术在亚声速范围内替代活动操纵面,以彻底解决活动舵面带来的隐身、维护、重量等问题,是未来飞行器设计的研究热点之一。已有研究表明,FTV技术在进行纵向俯仰控制时效率较高,也可用于无尾布局的航向控制,但是尚不能完全替代全部舵面以实现飞机六自由度操控。目前可行的方案是将CCW与FTV配合使用,CCW主要用于横向操控和提供起降升力,FTV俯仰控制力矩较大,可弥补CCW纵向力矩小的不足。在DEMON和MAGMA两架验证机上均采用了CCW和FTV协同控制,NATO AVT-239任务组对各类流动控制技术进行综合评估时,认为ICE和SACCON的流体飞行控制最优方案是CCW和FTV两项技术的组合使用。未来的研究工作可以延续这个思路,继续探索CCW和FTV的最优协同控制方案。此外,流动控制技术在超声速领域的应用,还需要探索其他其他解决方案。

AST

参考文献

- [1] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA langley research center[R]. AIAA-2003-3800, Orlando, Florida: 2003.
- [2] 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 thrust vectoring technique research[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017,31(4):8-15. (in Chinese)
- [3] 贾东兵. 关于推力矢量控制技术的探讨[J]. 航空动力,2018(3): 25-27.
Jia Dongbing. Discussion on thrust vector control technologies[J]. Aerospace Power, 2018(3):25-27. (in Chinese)
- [4] 徐悦,杜海,李岩,等. 基于射流飞控技术的无操纵面飞行器研究进展[J]. 航空科学技术,2019,30(4):1-7.
Xu Yue, Du hai, Li Yan, et al. Progress research of fluidic flight control technology for flapless aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019,30(4):1-7. (in Chinese)
- [5] 韩杰星. 流体矢量喷管内外流耦合研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
Han Jiexing. A study for inner-outer flow coupling of the fluidic thrust vector nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [6] 温俊杰. 无源受控扰动下Coanda附壁射流离壁过程研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
Wen Junjie. Study on the transient separation process of Coanda wall-attached jet under passive controlled excitation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [7] 赵雄. 基于无源流体推力矢量喷管的飞行器控制技术试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
Zhao Xiong. Experimental research on vehicle control technology based on passive fluidic thrust vectoring nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [8] 林泳辰. 新型流体矢量喷管的应用研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
Lin Yongchen. An application research on the new fluidic thrust vector nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [9] Warsop C, Crowther W J. Fluidic flow control effectors for flight control [J]. AIAA Journal, 2018, 56(10): 3808-3824.

[1] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research

- [10] Warsop C, Forster M, Crowther W J. Supercritical Coanda based circulation control and fluidic thrust vectoring [R]. AIAA SciTech Forum. San Diego, CA: 2019.
- [11] Mason M, Crowther W J. Fluidic thrust vectoring of low observable aircraft [C]// CEAS Aerospace Research Conference, Cambridge, 2002.
- [12] Pilmoor M. Pitch control of a low observable UAV using fluidic thrust vectoring [D]. Manchester: Manchester University, 2009.
- [13] Gill K J. The development of coflow fluidic thrust vectoring systems [D]. Manchester: Manchester University, 2009.
- [14] Lytton A. Large-scale application of fluidic thrust vectoring [D]. Manchester: Manchester University, 2005.
- [15] Chippindall J. Geometric optimisation of nozzles for supersonic fluidic thrust vectoring [D]. Manchester: Manchester University, 2010.
- [16] Ashley J. Aft deck supersonic thrust vectoring [D]. Manchester: Manchester University, 2011.
- [17] Jegede O. Dual-axis fluidic thrust vectoring of high aspect-ratio supersonic jets [D]. Manchester: Manchester University, 2016.
- [18] Afilaka O. Normal blowing fluidic thrust vectoring for supercritical aft-deck convergent-divergent nozzles [D]. Manchester: Manchester University, 2017.
- [19] Song M J, Chang H B, Park S H, et al. Application of back-step coanda flap for the supersonic co-flowing fluidic thrust vector control [R]. San Jose, CA: AIAA-2013, 2013.
- [20] Clandra S T, Kushari A, Mody B, et al. Fluidic thrust vectoring using transverse jet injection in a converging nozzle with aft-deck[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2017, 86: 189-203.
- [21] 蔡琰. 国外射流飞行控制技术发展及前景分析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(1): 85-86.
- Cai Yan. Development and prospect analysis of foreign fluidic flight control technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1): 85-86. (in Chinese)
- [22] 曹永飞, 顾蕴松, 韩杰星. 流体推力矢量技术验证机研制及飞行试验研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(4): 593-599.
- Cao Yongfei, Gu Yunsong, Han Jiexing. Development and flight testing of a fluidic thrust vectoring demonstrator[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(4): 593-599. (in Chinese)
- [23] 龚东升, 顾蕴松, 周宇航, 等. 基于微型涡喷发动机热喷流的无源流体推力矢量喷管的控制规律研究[EB/OL]. 航空学报, <http://kns.cnki.net/kcms/11.1929.v.20191221.1554.004.html>.
- Gong Dongsheng, Gu Yunsong, Zhou Yuhang, et al. Research on control law of passive fluid thrust vector nozzle based on the thermal jet of micro turbojet engine[EB/OL]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, <http://kns.cnki.net/kcms/11.1929.v.20191221.1554.004.html>. (in Chinese)
- [24] Fielding J P, Mills A, Smith H. Design, build and flight of the Demon demonstrator UAV[C]//11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, Virginia Beach, VA, 2011.
- [25] Fielding J P, Lawson C P, Pires R, et al. Development of the Demon Technology Demonstrator UAV [C]//ICAS 2010, 27th International Congress of the Aeronautical Sciences. Nice, France, 2010.
- [26] Savvaris A, Buonanno A, Tsourdos A. Design and development of the DEMON UAV fluidic flight control system [C]// Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences, Boston, MA, 2013.
- [27] Crowther W J, Wilde P I A, Gill K, et al. Towards integrated design of fluidic flight controls for a flapless aircraft[J]. Aeronautical Journal, 2009, 113(1149): 699-713.
- [28] Wilde P, Buonanno A, Crowther B, et al. Aircraft control using fluidic maneuver effectors [C]// 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii, 2008.
- [29] Sobester A, Keane A. Multi-objective optimal design of a fluidic thrust vectoring nozzle [C]//11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimisation Conference, Portsmouth, Virginia, USA, 2006.
- [30] Burley J R. Circular to rectangular transition ducts for high aspect ratio non-axisymmetric nozzles [C]// SAE, ASME & ASEE Joint Propulsion Conference, 1985.
- [31] Gill K G, Wilde P I A, Crowther W J. Development of an Integrated propulsion and pneumatic power supply system for flapless UAVs [C]// 7th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO), 2007.
- [32] Warsop C, Crowther W J, Shearwood T. NATO AVT-239 task group: flight demonstration of fluidic flight controls on the MAGMA subscale demonstrator aircraft [C]// AIAA SciTech

- Conference, 2019.
- [33] Hutchin C. NATO AVT-239 task group: control effectiveness and system sizing requirements for integration of fluidic flight controls on the SACCON aircraft configuration[C]//AIAA SciTech Forum, 2019.
- [34] Miller D N, Williams D, Warsop C, et al. NATO AVT-239 task group: approach to assess prospects of active flow control on a next-gen tailless aircraft [C]// AIAA SciTech Conference, 2019.
- [35] Niestroy M A, Williams D R, Seidel J. NATO AVT-239 Task group: flow control simulation of the tailless ICE aircraft [C]// AIAA SciTech Forum. San Diego, CA, 2019.
- [36] Maines B H, Miller D N. NATO AVT-239 task group: flow control system integration into the tailless ICE aircraft[C]// AIAA SciTech Conference, 2019.
- [37] Phillips E, Jentzsch M, Menge M, et al. NATO AVT-239 task group: on the use of active flow control to change the spanwise flow on tailless aircraft models, thus affecting their trim and control [C]// AIAA SciTech Forum. San Diego, CA, 2019.
- [38] Warsop C, Smith D R, Miller D N. NATO AVT-239: innovative control effectors for manoeuvring of air vehicles-conclusions and next steps[C]// AIAA SciTech Conference, 2019.
- [39] Niestroy M A, Dorsett K M, Markstein K. A tailless fighter aircraft model for control-related research and development [C]// AIAA SciTech Conference, 2017.
- [40] Williams D, Osteros R, McLaughlin T. NATO AVT-239 task group: flight control derivatives using active flow control effectors on the ICE/SACCON UCAS model [C]// AIAA SciTech Conference, 2019.
- [41] Miller D N, Maines B H, Niestroy M A. NATO AVT-239 task group: results to assess prospects of active flow control on a next-gen tailless aircraft [C]// AIAA SciTech Forum. San Diego, CA, 2019. (责任编辑 陈东晓)

作者简介

瞿丽霞(1986-)女,博士,高级工程师。主要研究方向:计算流体力学、空气动力学、航空数值模拟技术。

Tel: 010-84933672

E-mail: qulixia2005@163.com

Application Verification Research Progress on Fluid Thrust Vectoring Technology

Qu Lixia*, Li Yan, Bai Xiangjun

Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

Abstract: Fluid Thrust Vectoring (FTV) technology is a new flow control technology that uses secondary flow to induce mainstream deflection and achieve thrust steering. The aerodynamic principles of FTV technology are summarized. The application verification research progress on FTV technology is reviewed in detail. Some suggestions for the future development of FTV technology are proposed: conduct refined design of FTV nozzle geometric parameters to achieve efficient and reliable thrust vector control; accelerate the engineering application of FTV technology through different levels of system integration verification; explore the optimal solution of circulation control wing (CCW) and FTV collaborative control to completely replace the active rudder surface.

Key Words: flow control; Coanda effect; fluidic thrust vectoring; secondary flow

Received: 2020-03-11; Revised: 2020-03-20; Accepted: 2020-04-17

*Corresponding author. Tel.: 010-84933672 E-mail: qulixia2005@163.com