

#### 基于分布式合成双射流的飞行器无舵面三轴姿态控制飞行试验

赵志杰,罗振兵,刘杰夫,邓 雄,彭文强,李石清

FLIGHT TEST OF AIRCRAFT THREE-AXIS ATTITUDE CONTROL WITHOUT RUDDERS BASED ON DISTRIBUTED DUAL SYNTHETIC JETS

Zhao Zhijie, Luo Zhenbing, Liu Jiefu, Deng Xiong, Peng Wenqiang, and Li Shiqing

在线阅读 View online: https://doi.org/10.6052/0459-1879-21-586

您可能感兴趣的其他文章

# Articles you may be interested in

# 基于反激变压器的压电振动能量双向操控技术

BIDIRECTIONAL PIEZOELECTRIC VIBRATION ENERGY CONTROL TECHNOLOGY BASED ON FLYBACK TRANSFORMER 力学学报. 2021, 53(11): 3045-3055

动力吸振器复合非线性能量阱对线性镗杆系统的振动控制

VIBRATION CONTROL OF LINEAR BORING BAR BY DYNAMIC VIBRATION ABSORBER COMBINED WITH NONLINEAR ENERGY SINK

力学学报. 2021, 53(11): 3124-3133

一种压电驱动的三足爬行机器人

A PIEZOELECTRIC-DRIVEN THREE-LEGGED CRAWLING ROBOT

力学学报. 2021, 53(12): 3356-3367

# 线形拱形组合梁式三稳态压电俘能器动力学特性研究

RESEARCH ON DYNAMICS CHARACTERISTICS OF LINEAR-ARCH COMPOSED BEAM TRI-STABLE PIEZOELECTRIC ENERGY HARVESTER 力学学报. 2021, 53(11): 2996-3006

多次透射公式飘移问题的控制方法

AN APPROACH TO CONTROLLING DRIFT INSTABILITY OF MULTI-TRANSMITTING FORMULA 力学学报. 2021, 53(11): 3097-3109

# 线绳驱动转速提升式低频俘能器的设计与研究

DEVELOPMENT OF A LOW-FREQUENCY HARVESTER BASED ON A ROPE-DRIVEN ROTOR WITH ROTATION SPEED UP-REGULATION FUNCTION

力学学报. 2021, 53(11): 3025-3034



流体力学

2022 年 5 月

# 基于分布式合成双射流的飞行器无舵面三轴姿态 控制飞行试验<sup>1)</sup>

赵志杰 罗振兵2) 刘杰夫 邓 雄 彭文强 李石清

(国防科技大学空天科学学院,长沙 410073)

**摘要** 将自主可控的合成双射流激励器集成于常规布局飞行器中,进行了三轴无舵面控制飞行试验,验证了分 布式合成双射流对飞行器巡航时的无舵面姿态调控能力.对合成双射流激励器进行改进,设计了分布式三轴姿 态控制合成双射流激励器,滚转环量控制激励器分别安装于两侧机翼翼尖处后缘,射流出口靠近压力面;偏航 反向合成双射流控制激励器分别安装于靠近两侧机翼翼尖 20% 弦长处,上、下沿展向均匀布置;俯仰环量控制 激励器安装于 V 尾下的平尾后缘,射流出口靠近压力面.针对巡航速度为 30 m/s 的飞行器,进行了三轴姿态控 制飞行试验,结果表明:分布式合成双射流实现了飞行器巡航时的三轴无舵面姿态操控;横航向控制存在耦合, 滚转环量控制激励器实现了飞行器的双向滚转操控,能产生的最大滚转角速度达 16.87°/s,偏航反向合成双射 流控制激励器实现了飞行器的双向偏航操控,能产生的最大偏航角速度达 9.09°/s;俯仰环量控制激励器实现了 飞行器的双向偏航操控,能产生的最大偏航角速度达 9.09°/s;俯仰环量控制激励器实现了

关键词 分布式合成双射流,环量控制,反向合成双射流控制,三轴姿态操控,飞行试验

中图分类号: V221.7 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-21-586

# FLIGHT TEST OF AIRCRAFT THREE-AXIS ATTITUDE CONTROL WITHOUT RUDDERS BASED ON DISTRIBUTED DUAL SYNTHETIC JETS<sup>1)</sup>

Zhao Zhijie Luo Zhenbing<sup>2)</sup> Liu Jiefu Deng Xiong Peng Wenqiang Li Shiqing (*College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha* 410073, *China*)

**Abstract** The autonomous and controllable dual synthetic jet actuators were integrated into an aircraft with a conventional layout and then, the three-axis flight tests without rudders were carried out to verify the ability of distributed three-axis dual synthetic jet actuators to control the attitudes of the aircraft during the cruising. First of all, the dual synthetic jet actuators were improved, and the distributed three-axis attitude control dual synthetic jet actuators were created. Moreover, roll circulation control actuators were installed on the trailing edge of both-side wings close to the wingtips, where their jet outlets were close to the pressure surface. Yaw reverse dual synthetic jet actuators, evenly arranged on the upper and lower surfaces along the span direction, were respectively installed at the 20% chord of the

2) 罗振兵, 教授, 主要研究方向: 主动流动控制技术. E-mail: luozhenbing@163.com

引用格式:赵志杰,罗振兵,刘杰夫,邓雄,彭文强,李石清.基于分布式合成双射流的飞行器无舵面三轴姿态控制飞行试验.力学学报, 2022, 54(5): 1220-1228

Zhao Zhijie, Luo Zhenbing, Liu Jiefu, Deng Xiong, Peng Wenqiang, Li Shiqing. Flight test of aircraft three-axis attitude control without rudders based on distributed dual synthetic jets. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(5): 1220-1228

<sup>2021-11-10</sup> 收稿, 2022-03-07 录用, 2022-03-08 网络版发表.

<sup>1)</sup> 国家自然科学基金(11972369, 11872374, 52075538), 湖南省科技创新计划(2021RC3075)和国防科技大学青年科技创新奖(434517314)资助项目.

wing close to the wingtips on both sides. Pitch circulation control actuators, whose outlets were also close to the pressure surface, were installed on the trailing edge of the in-house flat tail under the V tail. Then, for an aircraft with a cruising speed of 30 m/s, the three-axis attitude control flight tests without rudders have been carried out during the cruising. Relevant flight attitude information shows that distributed dual synthetic jets could realize the three-axis attitude control of the aircraft without rudders during the cruising. What's more, the coupling has been shown between the lateral and heading control. The two-way roll control of the aircraft could be realized by the roll circulation control actuators, and the maximum roll angular velocity that can be generated is 16.87°/s. In addition, yaw reverse dual synthetic jet actuators could achieve the two-way yaw control, and the maximum yaw angular velocity that can be generated is 9.09°/s. Pitch circulation control actuators could realize the longitudinal control of the aircraft, and the

**Key words** distributed dual synthetic jets, circulation control, reverse dual synthetic jet control, three-axis attitude control, flight test

# 引 言

机械舵面会破坏飞行器良好的隐身性能,增加 控制单元重量,且存在饱和、死区等非线性特性,不 利于控制系统设计.主动流动控制 (active flow control, AFC) 技术可以在无机械舵面偏转的情况下, 仅通过在流场敏感点处注入动量,改变全局流场特 征,重构飞行器表面压力分布,产生飞行控制所需的 姿态控制力及力矩,实现飞行姿态操控.AFC 具有控 制效率高、控制力可调、易于实现一体化设计等优 点,且具备完全取代飞行器机械活动舵面,大幅提升 隐身性能的潜力,目前已广泛应用于飞行控制领域, 包括环量控制<sup>[1-6]</sup>、推力矢量控制<sup>[7-10]</sup>、分离流控 制<sup>[11-15]</sup>等,极具应用价值.

maximum pitch angular velocity that can be generated is 7.68°/s.

主动流动控制技术目前已在飞行器中得到了广 泛验证.英国曼彻斯特大学 Crowther 团队<sup>[5]</sup>于 2005年设计了 Tutor飞行器,利用电动空气压缩机 驱动的射流环量控制激励器取代副翼,实现了滚转 姿态操控;2010年,该团队联合 BAE 公司研发并试 飞了 DEMON 飞行器<sup>[16]</sup>,利用辅助动力单元驱动的 射流环量控制装置取代升降舵及副翼,并通过发动 机引气同向流推力矢量控制技术拓宽俯仰力矩的操 纵范围,实现了滚转及俯仰姿态操控;2019年,该团 队设计并试飞了 MAGMA 飞行器<sup>[17]</sup>,利用发动机引 气驱动的射流环量控制技术及法向流推力矢量控制 技术实现了飞行器滚转及俯仰姿态的操控.南京航 空航天大学史志伟教授团队以离心风机作为环量控 制装置的驱动单元,于 2014年试飞了依靠射流环量 2015年该团队试飞了依靠射流环量控制进行俯仰和 滚转控制的完全无舵面鸭式布局飞行器<sup>[19]</sup>,2019年 该团队试飞了依靠射流环量控制及反向射流控制进 行三轴姿态控制的全无舵面飞翼布局飞行器<sup>[20]</sup>.

现有的射流发生装置需要通过发动机引气、背 负气源、轴流风扇等方式来产生足够强度的射流, 但此类装置能耗较高,且需要复杂的管路设计,增加 了系统的体积与重量,提高了系统整合的复杂度;同 时,发动机引气会削弱发动机净推力与负载能力,且 存在管路泄露、停车失控的风险.因此,研发一种具 有质量轻、结构紧凑、能耗低、易于实现一体化设 计、方便调控特点的新型流动控制单元,具有极高 的应用潜力.

零质量合成射流激励器<sup>[21-23]</sup>具有无需气源管路、一体化能力强、质量轻、结构紧凑、响应快、控制力可调、能耗低的优点,在飞行控制领域具有极大的应用潜力<sup>[24-25]</sup>,但合成射流能量水平偏低,控制能力稍显不足,且容易出现压载失效等问题,限制了其工程应用.罗振兵团队设计的合成双射流激励器(dual synthetic jet actuator, DSJA)<sup>[26]</sup>是一种单膜双腔结构,如图1所示,除具备合成射流激励器的优点外,还解决了合成射流激励器能量利用率低、易压载失效的问题,同时提升了其流场控制能力.目前,合成双射流(dual synthetic jet, DSJ)环量控制技术已成功应用于无人机中,并通过飞行试验验证了其滚转控制能力<sup>[27]</sup>.

本研究以前述飞行试验为基础,设计了分布式 三轴姿态控制合成双射流激励器,并将其集成于常 规布局飞行器中,通过飞行试验,验证了分布式合成



双射流对飞行器三轴姿态的控制能力.

#### 1 分布式三轴姿态控制合成双射流激励器

滚转环量控制激励器采用双膜三腔结构[28],两 片压电振子将腔体分为三个小腔体,其整体结构如 图 2 所示,中间腔体由两个膜片共同压缩膨胀,上、 下两腔体分别由上、下两膜片分别压缩膨胀,两膜 片的驱动方向相反. 该激励器尺寸较小, 长、宽、高 分别只有 65 mm, 69 mm, 20 mm, 压电振子直径为 50 mm, 单个重量为 41 g, 极易实现一体化设计. Coanda 半径 r 为 9 mm, 射流出口缝高 h 为 1 mm, 中 间及两侧射流出口缝宽分别为 25 mm, 13 mm, 相关 无量纲尺寸参数为 r/c = 0.0391, h/c = 0.00434. 飞行试验时,设置正弦波驱动频率为激励器共振频 率——800 Hz (F<sup>+</sup>=6.13), 以保证射流具有较高速 度, 驱动电压为±170 V, 单个膜片的驱动功率为 4.7 W. 矩形出口合成射流速度分布具有一定的展向 均匀性[29], 故仅通过热线风速仪测量了每个出口中 心处的速度,距离出口1、出口2、出口3处1mm 的射流峰值速度分别为 48.59 m/s, 39.21 m/s, 37.58 m/s, 速度获取方法为取 150 个驱动周期峰值 速度的平均值.

偏航反向 DSJ 控制激励器采用单膜双腔结构, 其整体结构如图 3 所示. 该激励器长、宽、高分别 只有 60 mm, 63 mm, 17.5 mm, 压电振子直径为 50 mm, 单个重量为 38 g. 射流出口长度 *l*、宽度 *d*分别为 50 mm, 2 mm, 两射流出口间距为 16 mm, 射流出射角度为 150°, 相关无量纲参数为 *d/c* = 0.0087. 飞行试验时, 设置正弦波驱动频率为激 励器共振频率——510 Hz (*F*<sup>+</sup> = 3.91), 驱动电压为 ±170 V, 单个膜片的驱动功率为 3.7 W, 距离出口



图 3 偏航反向 DSJ 控制激励器结构示意图 Fig. 3 Structure diagram of the yaw reverse DSJ actuator

1、出口 2 中心处 1 mm 的射流峰值速度分别为 36.44 m/s, 34.07 m/s.

俯仰环量控制激励器采用双膜双腔结构,中间 腔体和侧腔体由上、下两膜片共同压缩膨胀,两膜 片的驱动方向相反,其整体结构如图 4 所示.该激励 器长、宽、高分别为 59.5 mm, 75.5 mm, 20 mm,压 电振子直径为 50 mm,单个重量为 47 g.两个射流出 口长 l'、宽 h'均为 51.5 mm, 1 mm, Coanda 半径 r'为 9 mm,相关无量纲尺寸参数为 r'/c' = 0.0552, h'/c' = 0.00613,其中 c'为平尾弦长.飞行试验时,设置正弦 波驱动频率为激励器共振频率 (530 Hz),驱动电压





为±170 V,单个膜片的驱动功率为4.3 W,距离出口 1、出口2中心处1 mm的射流峰值速度分别为 31.65 m/s, 28.98 m/s.

# 2 试验平台与方法

#### 2.1 无人试飞平台及控制策略

选取一架具有上单翼、倒 V 尾的常规布局飞行器作为试飞平台,其中 V 尾下,设置一段平尾,如 图 5(a)所示,飞行平台的具体参数如表 1 所示,合成 双射流激励器分布式布局方案如图 5(b)所示.

在激励器分布式布局中,滚转环量控制激励器 分布式布置于两侧机翼翼尖后缘处,射流出口靠近 压力面,通过减小控制侧机翼环量,减小升力、增大 阻力,该控制方式已在文献[1]中进行了数值验证, 以下将此种控制方式称为负环量控制,并通过其实 现滚转姿态控制.在单侧机翼中,滚转环量控制激励 器沿展向布置4个,总长度为260mm.

偏航反向 DSJ 控制激励器布置于两侧机翼靠近 翼尖 20% 的弦长处,分别沿吸力面、压力面展向均 匀布置,通过反向 DSJ,增加控制侧机翼阻力,实现 偏航姿态控制,该控制方案已在文献 [30] 中进行了 数值验证.在单侧机翼中,偏航反向 DSJ 控制激励器 上、下沿展向均匀布置 3 个,总长度为 180 mm.



(b) 合成双射流激励器分布式布局 (b) Distributed layout of dual synthetic jet actuators

图 5 无人试飞平台

Fig. 5 Unmanned flight test platform

#### 表1 无人飞行平台具体尺寸

Table 1 Detailed size of UAV platform

Parameters	Values
total weight/kg	18.9
weight ratio of actuators/%	6.1
span/mm	2400
wing aera/m <sup>2</sup>	0.732
leading edge sweep angle/(°)	4.1
on-side length of roll actuators/mm	260 (65 × 4)
on-side length of yaw actuators/mm	180 (60 × 3)
length of pitch actuators/mm	476 (59.5 × 8)
chord of wing roots/mm	370
chord of wing tips/mm	240
flight speed/ $(m \cdot s^{-1})$	30
span of aileron/mm	345
span of flat tail/mm	546
chord of flat tail/mm	163

力

俯仰环量控制激励器分布式布置于 V 尾下的平 尾后缘, 环量控制射流出口靠近压力面, 通过出口 1 和 2 的综合作用, 减小平尾环量, 降低平尾升力, 实 现抬头控制, 该控制方案已在文献 [31] 中进行了数 值验证. 该激励器沿平尾展向均匀布置 8 个, 总长度 为 476 mm. 值得注意的是, 该激励器与滚转环量控 制激励器效果一致, 但其产生的升、阻力变化量更 大<sup>[31]</sup>, 若用于滚转控制, 会增强横、航向耦合, 不利 于控制系统设计, 而俯仰控制所需的气动力变化量 相对较大, 故此处仅在俯仰通道应用该激励器. 需要 说明的是, 该激励器由于其布局形式只能起到减小 平尾升力的作用, 无法实现升力增加, 所以只能进行 抬头控制.

#### 2.2 飞行航线及试验方法

试飞的飞行航线如图 6 所示: 在 A 点, 飞行器由 右转弯状态改出, 借助机械舵面在到达 B 点前进入 平飞状态; 到达 B 点后, 飞行器近似保持稳定平飞, 机械舵面停止操控; 到达 C 点时, 姿态控制激励器开 始工作, 控制飞行器姿态; 在 D 点, 机械舵面介入控 制, 操控飞行器恢复正常航线飞行, 之后飞行器在舵 面和激励器的共同作用下进入右转弯, 在 E 点, 关闭 激励器, 借助机械舵面保持飞行器右转弯状态. 本研 究着重分析在 C 点开启激励器后, 无舵面操纵情况 下的动态响应.



#### 3 试验结果与分析

在飞行速度为 30 m/s 的巡航工况下,测试了分 布式三轴姿态控制合成双射流激励器对滚转、偏 航、俯仰的控制能力,以下分别对这三个通道的试 飞工况进行分析.

#### 3.1 滚转操控

开启左侧滚转控制激励器负环量控制前、后的 飞行状态机上视角对比如图 7 所示.可以发现,在施 加控制后,飞行器实现了向左滚转,这是因为,在左 侧负环量控制作用下,飞行器左侧机翼升力减小,会 受到向左的滚转力矩,故会向左滚转.控制过程中的 飞行姿态参数变化如图 8 所示.通过区间 C-D 观察 激励器的控制效果,在 C 点作动器开始控制飞行器, 在 D 点机械舵面介入控制,可以发现,左侧负环量控 制激励器的开启产生了向左的滚转角速度,并不断 增大,最大滚转角速度可达 16.87°/s,飞行器向左发 生滚转,且滚转角不断增大;滚转角速度的变化几乎 没有延迟,滚转角的变化存在约 0.15 s 的延迟.



(a) 未控制前的飞行状态 (a) Flight status before control



(b) 施加控制 4 s 后的飞行状态 (b) Flight status after control for 4 s

图 7 左侧滚转 CC 激励器控制前、后的飞行状态对比 Fig. 7 Comparison of flight status before and after left-side CC



Fig. 8 Flight attitude parameter changing process under control of left-side CC

开启右侧滚转控制激励器负环量控制前、后的 飞行状态对比如图 9 所示,可发现,在施加控制后, 飞行器实现了向右滚转,这是因为,在右侧负环量控 制作用下,飞行器右侧机翼升力减小,飞行器会受到 向右的滚转力矩,故会向右滚转.控制过程中的飞行 姿态参数变化如图 10 所示,可发现,右侧负环量控 制激励器的开启产生了向右的滚转角速度,并不断 增大,最大滚转角速度达 10.03°/s,飞行器向右发生 滚转,且滚转角不断增大;滚转角速度的变化几乎没 有延迟,滚转角的变化存在约 0.21 s 的延迟.能实现 的最大右滚转角速度要小于最大左滚转角速度,这 可能是由于空中侧风所致.



(a) 未控制前的飞行状态 (a) Flight status before control



(b) 施加控制 4 s 后的飞行状态 (b) Flight status after control for 4 s

图 9 右侧滚转 CC 激励器控制前、后的飞行状态对比

Fig. 9 Comparison of flight status before and after right-side CC





right-side CC

#### 3.2 偏航操控

开启左侧反向 DSJ 激励器控制前、后的飞行状态机上视角对比如图 11 所示,可以发现,在施加控制后,飞行器实现了向左偏航,并带有左滚转.这是因为,在左侧反向 DSJ 控制下,飞行器左侧机翼阻力增大,受到向左的偏航力矩,故会产生右侧滑,右侧滑导致了左滚转.控制过程中的飞行姿态参数变化如图 12 所示,可发现,左侧反向 DSJ 控制激励器的开启产生了向左的偏航角速度,并不断增大,最大偏航角速度可达 8.12°/s,同时在该构型下,右侧滑也会产生向左的滚转角速度,促使飞行器向左发生滚转,



(a) 未控制前的飞行状态 (a) Flight status before control



(b) 施加控制 4 s 后的飞行状态 (b) Flight status after control for 4 s

图 11 左侧反向 DSJ 激励器控制前、后的飞行状态对比 Fig. 11 Comparison of flight status before and after left-side reverse DSJ



Fig. 12 Flight attitude parameter changing process under control of left-side reverse DSJ

且滚转角不断增大;滚转、偏航角速度的变化几乎 没有延迟,滚转角的变化存在约 0.81 s 的延迟.

开启右侧反向 DSJ 激励器控制前、后的飞行状态对比如图 13 所示,可发现,在施加控制后,飞行器实现了向右偏航,并带有右滚转.这是因为,在右侧反向 DSJ 控制下,飞行器右侧机翼阻力增大,受到向右的偏航力矩,故会产生左侧滑,左侧滑导致了右滚转.控制过程中的飞行姿态参数变化如图 14 所示,可发现,右侧反向 DSJ 控制激励器的开启产生了向右的偏航角速度,并不断增大,最大偏航角速度可达9.09°/s,同时在该构型下,左侧滑也会产生向右的滚



(a) 未控制前的飞行状态 (a) Flight status before control



(b) 施加控制 4 s 后的飞行状态 (b) Flight status after control for 4 s

- 图 13 右侧反向 DSJ 激励器控制前、后的飞行状态对比
- Fig. 13 Comparison of flight status before and after right-side reverse DSJ



图 14 右侧反向 DSJ 激励器控制下的飞行姿态参数变化 Fig. 14 Flight attitude parameter changing process under control of

right-side reverse DSJ

转角速度,促使飞行器向右发生滚转,且滚转角不断 增大;滚转、偏航角速度的变化几乎没有延迟,滚转 角的变化存在约 0.68 s 的延迟.

#### 3.3 俯仰控制

开启布置在 V 尾下方平尾的俯仰环量控制激励 器控制前、后的飞行状态机上视角对比如图 15 所 示,可发现,在施加控制后,飞行器有明显抬头,俯仰 角增大.这是因为,在激励器控制作用下,飞行器尾 部平尾升力减小,受到抬头力矩作用,且力臂较长, 故飞行器抬头趋势明显.控制过程中的飞行姿态参 数变化如图 16 所示,可发现,激励器的开启产生了 抬头角速度,并呈现出波动增大的趋势,该波动可能 是由合成双射流控制力矩、自身飞行稳定力矩以及 空中侧风综合作用所致,最大抬头角速度可达 7.68°/s,且俯仰角不断增大;俯仰角速度的变化几乎 没有延迟,俯仰角的变化存在约 0.45 s 的延迟.



(a) 未控制前的飞行状态 (a) Flight status before control



(b) 施加控制 4 s 后的飞行状态 (b) Flight status after control for 4 s



(c) 施加控制 8 s 后的飞行状态 (c) Flight status after control for 8 s

图 15 俯仰 CC 激励器控制前、后的飞行状态对比

Fig. 15 Comparison of flight status before and after the pitch CC





Fig. 16 Flight attitude parameter changing process under control of pitch CC

通过观察上述飞行参数的变化,可发现在利用 分布式合成双射流技术进行三轴姿态控制时,三轴 姿态角速度都会产生一定的波动:一方面这是由于 DSJ 操控时间过短,飞行器姿态参数变化还没稳定, 故波动较大;另一方面,这可能也与分布式合成双射 流操控力矩与飞行器自身稳定力矩及空中侧风的综 合作用有关.未来研究中,会将分布式三轴姿态控制 合成双射流激励器耦合进飞行控制系统中,来提高 其控制稳定性.

#### 4 结论与展望

本研究对零质量合成双射流激励器结构进行优化,设计了分布式三轴姿态控制合成双射流激励器, 并将其集成于常规布局飞行器中,通过飞行试验,验 证了自主可控的分布式合成双射流技术对飞行器三 轴姿态的控制能力,结果表明:

(1) 自主可控的分布式合成双射流技术可以通过主动流动控制,实现对飞行器巡航时的无舵面三轴姿态操控;

(2)分布式三轴姿态控制合成双射流激励器可 实现的最大滚转角速度、偏航角速度及俯仰角速度 分别为 16.87°/s, 9.09°/s, 7.68°/s.

与背负气源、引气等方案相比,当前试飞的分 布式合成双射流技术控制能力稍显不足,这一方面 是由于激励器结构设计不恰当,致使腔体流阻较大, 射流速度偏低;一方面是受激励器电源适配器限制, 无法发挥分布式合成双射流的最佳控制效果.故下 一步研究中,将通过改进分布式三轴姿态控制合成 双射流激励器结构及优化电源适配器两方面来提升 分布式合成双射流的流场控制能力.

#### 🖻 考 文 献

- 1 Zhao ZJ, Luo ZB, Xu B, et al. Novel lift enhancement method based on zero-mass-flux jets and its adaptive controlling laws design. *Acta Mechanica Sinica*, 2021, in press
- 2 王磊, 杜海, 李秋实等. 环量控制机翼增升及滚转控制特性研究. 空气动力学学报, 2021, 39(1): 43-51 (Wang Lei, Du Hai, Li Qiushi, et al. Research on the lift-enhancement and roll control characteristics of a circulation control wing. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(1): 43-51 (in Chinese))
- 3 Friedman C, Arieli R, Levy Y. Lift build-up on circulation control airfoils. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(1): 231-242
- 4 Xu HY, Qiao CL, Yang HQ, et al. Active circulation control on the blunt trailing edge wind turbine airfoil. *AIAA Journal*, 2018, 56(2): 554-570
- 5 Warsop C, Crowther WJ. Fluidic flow control effectors for flight control. *AIAA Journal*, 2018, 56(10): 3808-3824
- 6 Hoholis G, Steijl R, Badcock K. Circulation control as a roll effector for unmanned combat aerial vehicles. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(6): 1875-1889
- 7 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. 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. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(4): 593-599 (in Chinese))
- 8 Lee Y, Song M, Park S. Application of backstep Coanda flap for supersonic coflowing fluidic thrust-vector control. *AIAA Journal*, 2014, 52(10): 2355-2359
- 9 Kowal HJ. Advances in thrust vectoring and the application of flowcontrol technology. *Canadian Aeronautics & Space Journal*, 2002, 48(2): 145-151
- 10 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. 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. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(3): 701-707 (in Chinese))
- 11 Kim D, Kara K, Morris PJ. Flow-separation control using sweeping jet actuator. *AIAA Journal*, 2018, 56(11): 4604-4613
- 12 Gildersleeve S, Amitay M. Control of flow separation over a flapped airfoil using low-aspect-ratio circular pins. *AIAA Journal*, 2019, 57(2): 628-640
- 13 Desalvo ME, Glezer A. Aerodynamic performance modification at low angles of attack by trailing edge vortices. *AIAA Paper*, 2004-2118, 2004
- 14 Amitay M, Glezer A. Role of actuation frequency in controlled flow reattachment over a stalled airfoil. *AIAA Journal*, 2002, 40(2): 209-216
- 15 许晓平,周洲. 飞翼布局无人机流动分离控制及机理分析. 力学学 报, 2014, 46(4): 497-504 (Xu Xiaoping, Zhou Zhou. Active separation control for the flying-wing UAV using synthetic jet. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2014, 46(4): 497-504 (in Chinese))
- 16 Fielding JP, Lawson CP, Rui MP, et al. Design, build and flight of the Demon demonstrator UAV. AIAA Paper, 2011-6963, 2011
- 17 Warsop C, Crowther WJ, Shearwood T. NATO AVT-239: Flight demonstration of fluidic flight controls on the MAGMA subscale demonstrator aircraft. *AIAA Paper*, 2019-0282, 2019

力

- 18 Chen K, Shi ZW, Zhu JC, et al. Roll aerodynamic characteristic study of an unmanned aerial vehicle based on circulation control technology. *Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(3): 871-882
- 19 Shi ZW, Zhu JC, Dai XX, et al. Aerodynamic characteristics and flight testing of a UAV without control surfaces based on circulation control. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 32(1): 04018134
- 20 孙全兵, 史志伟, 耿玺等. 基于主动流动控制技术的无舵面飞翼布 局飞行器姿态控制研究. 航空学报, 2021, 41(2): 190-199 (Sun Quanbing, Shi Zhiwei, Geng Xi, et al. Attitude control study of a flying wing aircraft without control surfaces based on active flow control. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 41(2): 190-199 (in Chinese))
- 21 Smith BL, Glezer A. The formation and evolution of synthetic jets. *Physics of Fluids*, 1998, 10(9): 2281-2297
- 22 Glezer A, Amitay M. Synthetic jets. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2002, 34: 503-529
- 23 Amitay M, Cannelle F. Evolution of finite span synthetic jets. *Physics of Fluids*, 2006, 18(5): 54101
- 24 Amitay M, Washburn AE, Anders SG, et al. Active flow control on the stingray uninhabited air vehicle: Transient behavior. *AIAA*

Journal, 2004, 42(11): 2205-2215

- 25 Xu XP, Zhou Z. Study on longitudinal stability improvement of flying wing aircraft based on synthetic jet flow control. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 46: 287-298
- 26 Luo ZB, Xia ZX, Liu B. New generation of synthetic jet actuators. *AIAA Journal*, 2006, 44(10): 2418-2420
- 27 Luo ZB, Zhao ZJ, Liu JF, et al. Novel Roll effector based on zeromass-flux dual synthetic jets and its flight test. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, in press
- 28 罗振兵,赵志杰,彭文强等.一种双压电振子驱动的矢量射流装置.发明专利,专利申请号:202110457017.X
- 29 Kim W, Kim C, Jung JK. Separation control characteristics of synthetic jets depending on exit con-figuration. *AIAA Journal*, 2012, 50(3): 559-570
- 30 赵志杰, 罗振兵, 刘杰夫等. 合成双射流逆向吹吸控制对翼型流动 特性影响. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 165-174 (Zhao Zhijie, Luo Zhenbing, Liu Jiefu, et al. Effect of reverse blowing and suction control by dual synthetic jets on airfoil flow characteristics. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(6): 165-174 (in Chinese))
- 31 Li SQ, Luo ZB, Deng X, et al. Lift enhancement based on virtual aerodynamic shape using a dual synthetic jet actuator. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, in press