# 基于射流飞控技术的无操纵面 飞行器研究进展



徐悦<sup>1,\*</sup>,杜海<sup>2</sup>,李岩<sup>1</sup>,李小飞<sup>1</sup>,陈黎<sup>1</sup> 1.中国航空研究院,北京 100012 2.西华大学 流体及动力机械教育部重点实验室,四川 成都 610039

**摘 要:**无操纵面飞行器又称无副翼、无襟翼或是全无舵飞行器,其原理是采用流动控制技术产生"虚拟舵面"效应,取代副 翼、方向舵及升降舵等操纵面。采用射流飞行控制技术可以减轻飞行器的自身重量,使飞行器升阻比更高,气动性能、隐身 性更好。本文综述了无操纵面飞行器的国内外发展现状,概述了通过环量控制实现流体飞控的方法,详述了采用后缘吹气 和实现无操纵面飞行的实施原理,介绍了最新进展,最后总结了无操纵面飞行器存在的问题和未来发展。

关键词:无操纵面,环量,射流飞控,射流推力矢量

#### 中图分类号:V11

#### 文献标识码:A

飞行器绕俯仰、滚转和偏航轴的控制分别是由升降舵、 副翼和方向舵来实现,这些操纵舵面的偏转改变了飞行器 的几何边界条件,使飞行器的绕流发生较大的改变,从而产 生飞行控制所需的气动力和气动力矩。而射流飞控是通过 控制器(如吹吸气、等离子体、微机电系统等<sup>[1-6]</sup>)作动,产生 "虚拟舵面",产生气动力和气动力矩。射流飞控可以认为 是流动控制技术的拓展,但又区别于一般的流动控制,流体 式飞行控制是通过流动控制产生飞行控制所需的气动力和 力矩,而通常意义的流动控制是通过激励器或者作动器改 善流场或实现气动增强。前者需要对流场做出巨大的改 变,而后者只需微弱扰动即可实现流动控制,如分离流动控 制<sup>[7]</sup>、剪切流动控制<sup>80</sup>和湍流减阻<sup>[9]</sup>等。

## 1 无操纵面飞行器概念

无操纵面飞行控制技术是一种全新的飞行控制理念, 采用流体式飞行控制技术可以彻底取消飞行器上的襟翼、 副翼、升降舵、方向舵,甚至整个平尾和垂尾,最大程度地缓 解以至完全避免目前活动操纵面所带来的各种弊端<sup>[10-12]</sup>。

#### DOI:10.19452/j.issn1007-5453.2019.04.001

采用流体式飞行控制技术实现无操纵面的方式主要有两种:一种是利用环量控制技术(Circulation Control,CC)实现飞行器的滚转、偏航、俯仰控制<sup>[10,13,14]</sup>。其原理是利用科恩达效应(Coanda Effect),吹气射流改变机翼的环量,在多自由度匹配状态下,产生飞行器飞行控制所需的气动力和气动力矩。另外一种是通过吹气射流改变发动机尾喷口的喷流方向,实现推力矢量化,利用流体式推力矢量实现飞行器的俯仰控制<sup>[15-18]</sup>。

无操纵面飞行控制技术的优势是可以减轻飞行器的自 身重量(质量),降低成本,使飞行器更轻、更快、隐身性更 好<sup>[12,19]</sup>,其主要优势包括以下几方面:

(1) 低可探测性

雷达隐身设计的目的就是尽可能减小雷达截面积 (Radar Cross Section, RCS)。RCS的大小决定于雷达波的 反射率、飞行器的几何面积和几何特性、雷达波的反射方 向。第一个因素主要取决于吸波材料和吸波结构;而后两 个因素都由飞行器的外形决定。襟翼、副翼等活动操纵 面是飞机上不可忽视的雷达反射源,造成全机的RCS值增

引用格式: Xu Yue, Du Hai, Li Yan, et al. Progress research of fluidic flight control technology for flapless aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(04):1-7. 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 (04):1-7.

收稿日期:2019-03-04; 退修日期:2019-03-18; 录用日期:2019-03-25

基金项目: 装备预研领域基金(6140206040116hk86001)

<sup>\*</sup>通信作者. Tel.: 010-84929359 E-mail: xuyue@cae.ac.cn

大。采用射流控制系统后,这些反射源几乎全部消失,再加 上机翼外形尺寸减小,这将大幅提高飞行器的隐身能力。 完全取消垂尾,在保证高机动性的前提下消除最大的侧向 雷达反射源,飞行器隐身性能得到革命性提高<sup>[14]</sup>。

(2) 大迎角性能

飞行器特别是战斗机在大迎角飞行时,机翼及襟翼等 偏转舵面的绕流会发生分离,大大降低了飞行器的性能,舵 效也会跌至安全值以下,给飞行器的姿态控制带来极大困 难。另外,在大迎角飞行状态下,常规布局飞行器的主翼尾 流会对尾翼产生影响,造成升降舵的失效,这对飞行而言是 十分危险的。

采用无操纵面射流飞行控制技术取代传统舵面不仅能 很好地控制、避免或者减小机翼的分离流,提升飞行器整机 的气动性能,也能保证飞行器在大迎角流动分离时的舵效。

(3) 提高军用飞行器的机动性和敏捷性

射流控制与推力矢量喷管等其他手段相配合,将会显 著提高战斗机的机动性和敏捷性。目前正在探讨论证中的 美国空军第六代战斗机和美国海军"下一代空中优势战斗 机"就拟采取这样的措施。

(4) 短距起降性能

提供超高升力,比机械式增升装置提供的最大升力超 出50%<sup>[21]</sup>,适用于运输机、舰载机等,采用射流控制技术能 够大幅提高军/民飞行器的任务效能和效费比,给新一代飞 行器的设计思想带来革命性影响。射流控制技术一旦成 熟,将会大大扩展未来飞行器概念设计的空间,甚至有望成 为未来飞行器性能取得突破性进展的重要源泉。

(5)降低检修、维护难度,提升出勤率

常规飞行器由于具有大量的活动操纵面和内部复杂的液 压传动和铰链机构,出于结构疲劳、可靠性和安全性的考虑, 每次飞行器进行飞行任务前后都需要进行频繁的检查维修。 采用无操纵面射流飞行控制技术后,飞行器上的各种活动操 纵面及与其相关的各控制子系统部件将大幅减少甚至被完全 取消,减少了全机的零部件数量,提高了系统可靠性。

由于这类操控系统结构简单,便于维护,不仅可以降低 使用维护成本,还大大提高了飞行器的作战效率。在平均 故障间隔时间、再次起飞准备时间以及在复杂地形起飞降 落等方面都有十分明显的改善,这将有助于战时安排更为 密集的飞行任务,取得战略战术上的优势。

### 2 国外发展概况

国外开展环量控制飞行器的时间较早,20世纪70年代

后期,美国开展了环量控制机翼项目,明确验证环量控制机 翼在短距起降和燃料效率方面的效果<sup>[20]</sup>。1976年,在西弗 吉尼亚大学制造和试飞了早期的环量控制飞行验证机,环 量控制襟翼吹气带来的性能提升相当于弦长增加了20%。 试飞表明,在吹气动量系数*C*<sub>µ</sub>=0.12时,这架飞机产生的升 力系数由原来的2.1增加到了5.3<sup>[21]</sup>。

2010年9月,BAE Systems公司与英国多所高校合作研 发的Demon 无人验证机进行了试飞,这次试飞是英国民航 局首次批准并正式认定的飞行器"无操纵面飞行"。Demon 无人机是 Flapless Air Vehicle Integrated Industrial Research 项目的一部分,是世界上第一架无襟翼飞行器。飞控系统 由环量控制机翼和射流推力矢量喷管两部分组成。环量控 制机翼是在飞行器襟翼位置释放经过调节的压缩空气,使 高速气流从机翼后缘的科恩达(Coanda)表面流出,改变流 经机翼表面的空气流动方向,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,射流推力矢量喷管则 通过引导气体从一个矩形的发动机排气口的上或下 Coanda 表面流出以控制俯仰<sup>[13]</sup>。

2017年12月,由BAE Systems公司与多所大学承担的 MAGMA项目(FLAVIIR项目的后续项目),在无操纵面飞 行的研究上获得新的进展,进行了新型无人机MAGMA的 试飞,如图1所示。与Demon无人机以储气罐为气源相比, MAGMA采用发动机提供气源,并且对吹气出口的设计进 行了优化,吹气出口的喷流速度达到了超声速,一方面增大 了机翼绕流的环量,提高了升力与起飞重量,另一方面使无 人机的航程不再受储气罐容量的约束,如图2所示。



图 1 MAGMA 无操纵面飞行器 Fig.1 MAGMA flapless aircraft

从国外的进展来看,欧美等航空发达国家已做了许多



图2 MAGMA飞行器使用的后缘吹气装置 Fig.2 The trailing edge bowing device of MAGMA aircraft

将射流飞行控制技术应用于飞行器的研究,如使飞行器性 能提升、飞行控制等方面。采用的方法包括吹气环量技术、 等离子体流动控制技术等。有的飞行器处于风洞试验阶 段,有的已经试飞,它们表达了这类创新的"控制"舵面在下 一代飞行器研制中的迫切需求。发展类似的前沿控制技术 对国内航空工业的发展来说是机遇,也是挑战。

## 3 国内发展概况

近年来,国内高校和科研单位也在加强无操纵面飞行器的研究工作。南航史志伟团队提出了基于主动流动控制技术的无操纵面飞行器<sup>[4,25]</sup>。在理论研究和风洞试验的基础上,完成了"无操纵面"飞行器的试飞。2013年,团队设计的飞行器获得了第二届"中航工业杯"国际无人飞行器大奖赛特等奖,飞行器实物图如图3所示。



图3 采用等离子体控制的无操纵面飞行器 Fig.3 Flapless aircraft controlled by plasma actuators

2016年,中国空气动力研究与发展中心的黄勇团队也 开展了依靠等离子体射流控制无人机失速分离的试飞 试验<sup>[26]</sup>。

在利用射流设计矢量喷管方面,顾蕴松等提出的基于 被动二次流的射流偏转设计,采用能量消耗极小的被动二 次流与Conada壁面相结合的方式对低速主射流进行矢量 偏转控制,通过改变喷管控制缝入口面积实现了主射流偏 转的连续比例控制。结果表明低速主射流最大偏转角可达 到19°<sup>[15]</sup>。

# 4 无操纵面飞行器设计的关键技术

基于射流飞控技术的无操纵面设计有两个关键技术: (1) 机翼环量控制技术

环量控制是利用科恩达效应,流体由离开本来的流动 方向,改为随着凸出的物体表面流动的倾向;当流体与它流 过的物体表面之间存在黏性时,只要曲率不大,流体会顺着 物体表面流动,其原理<sup>[27]</sup>如图4所示。从发动机或者气源 装置引气,在机翼后缘微孔或微缝吹出,可以增加环量并增 大机翼的升力。



Fig.4 Circulation control concept

后缘吹气装置的几何参数如图 5(a)所示,装置由圆形 科恩达后缘以及机翼上部的 CC 气室和机翼下部的 CC 气 室组成。用后缘吹气装置实现飞行控制时,一般在飞行器 两侧的机翼都对称布置吹气装置,非对称地控制飞行器左 右机翼环量装置的吹气量,如图 5(b)所示,可以改变飞行器 两侧机翼的升力,实现对滚转力矩的控制。机翼单侧的上 下双缝同时吹气,如图 5(c)所示,在改变单侧机翼后缘的压 差阻力时,也引入了直接推力,进而产生绕偏航轴的偏航力 矩。而在机翼两侧对称地改变飞行器升力,可以实现纵向 俯仰力矩的控制。

#### (2) 流体推力矢量

区别于机械式推力矢量技术,流体推力矢量技术通过 吹气改变喷管壁面静压,从而改变尾部喷流的方向角,形成 推力矢量。流体式推力矢量是一种通过偏转喷流方向而获 得气动力和气动力矩的技术。对于流体推力矢量,喷嘴出 口几何形状是固定的,利用二次流体注入边界用于调节主 射流向邻近壁面偏转。设计变量包括主喷嘴长宽比、主喷



Fig.5 Conception of blowing circulation for flight control

嘴高度H、喷流边界R以及二次流喷嘴高度h等,其结构图 如图6所示。

由于流体式推力矢量技术控制复杂,本文主要介绍机 翼环量控制技术,实现方法包括在机翼后缘吹气以及采用 等离子体控制技术。



图 6 流体式推力矢量示意图 Fig.6 Schematic diagram of fluidic thrust vectoring

# 5 基于射流飞控技术的翼身融合布局飞行器 试飞验证

为了进一步发展基于流体的射流飞控技术,在实验室 现有飞行器平台(见图7)基础上,在其后缘安装科恩达后缘 (见图8),后缘选定环量控制装置的喷口高度h为0.3mm, 科恩达尾缘半径R<sub>cc</sub>为4.5mm。



图7 翼身融合布局飞行器实物图 Fig.7 The blend-wing-body configuration aircraft model



图 8 科恩达后缘 Fig.8 Sketch of Coanda trailing edge

为了初步估算吹气产生的气动力矩效果,在低速风洞中 开展了半模风洞试验(见图9)。吹气缝位置如图9所示。



图9 吹气环量半模试验图 Fig.9 The half-model for blowing circulation experiment

环量控制机翼的吹气系数 $C_{\mu}$ 取以下值:0.005、0.013、0.020、0.030、0.040,来流风速为20m/s。其中:

$$C_{\mu} = \frac{i}{q_{\infty}S} = \frac{\rho U_J^2 A_J}{q_{\infty}S}$$

式中:m为射流的质量流量,U<sub>J</sub>为射流的速度,A<sub>J</sub>为射流出口截面积,q<sub>x</sub>为来流动压系数,S为试验模型的参考面积,二

维情况下表示翼型弦长, $C_{\mu}$ 为射流动量通量与自由来流动量通量的比值。

试验结果如图10所示,可以看到,在失速以前,通过吹 气可以产生和舵面一致、稳定、线性的滚转力矩控制效果。

在此基础上,通过2m翼展的飞行器进行试飞验证,试 飞曲线如图11所示,在给定吹气信号后,飞行器实现了滚 转角度的变化,表明了基于流体的射流飞行控制的可 行性。





Fig.10 The roll moment coefficient controlled by blowing circulation



图11 试飞数据 Fig.11 The flight data

# 6 无操纵面飞行器发展需解决的问题

近年来,无论是机翼环量控制原理,还是采用流体式控制技术,对飞行器的无操纵面设计研究都取得了很大的进

展,但还面临一些问题。从原理上来说,流体式飞行控制技术的发展受到以下三个条件的限制:

(1) 几何限制

其主要受到科恩达后缘几何参数的约束,导致气流偏转角度不可能大于180°。

(2) 功耗限制

主要受到供气气源流量的限制,发动机引气会对推力 带来损失,压缩机单独供气又会增加能耗和自重。

(3) 高马赫数喷气效率限制

在高亚声速甚至超声速条件下,为了提高流体式飞行 控制器的控制效率,唯一的方法是提高喷气速度(吹气系 数),但是当喷气马赫数大于1时,会导致严重的激波诱导 边界层分离等问题,从而影响控制效率。

此外,将流体式飞行控制应用到真实飞行器上,还需要 解决以下关键问题:

(1) 射流飞行控制技术的可靠性

真正实现无操纵面的飞行,射流飞行控制必须可靠、高效,使飞行器能在任何飞行条件下都可控。

(2) 高效的吹气装置

吹气装置可以由辅助动力装置来提供压缩空气和喷射 气流,若使用发动机引气,需要在不过多牺牲发动机推进效 率的前提下,提高吹气射流速度。

(3) 复合控制技术的整合

采取吹气加上推力矢量组合的方式实现无操纵面的设 计,这种组合在满足隐身性、敏捷性、减轻结构重量等优势 时,有更好的可靠性,能满足大多数条件下的飞行,如何整 合这些技术,保证飞行控制的可靠性也是亟须解决的问题。

# 7 结束语

无操纵面飞行器通过流动控制技术产生飞行器飞行控 制所需的滚转、偏航及俯仰力矩。

环量控制技术和流体推力矢量技术是实现飞行器无操 纵面设计的重要方法,而环量控制技术中,又可以通过后缘 吹气技术和等离子体流动控制技术产生虚拟控制舵面,实 现对飞行器姿态控制。

虽然采用流体式飞行控制技术对飞行器的无操纵面设 计存在诸多难点,且从试验验证到飞行器的实际应用还有 很长的距离,但无操纵面飞行器的前景是诱人的。将其中 的科学和工程问题解决好,会对飞行器的设计带来革命性 变化,以至于影响未来的飞行器设计的思维方式和飞行器 发展格局。

#### 参考文献

- Gad-El-Hak M. Flow control passive, active, and reactive flow management[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2000.
- [2] Iii L, Sheplak M. Actuators for active flow control[C]// Annual Review of Fluid Mechanics, 2011.
- [3] Opaits D F. Dielectric barrier discharge plasma actuator for flow control[D]. U.S.: Princeton University, 2010.
- [4] SuzukI T. Effects of a synthetic jet acting on a separated flow over a hump[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 547(1): 331.
- [5] Feng L, Choi K, Wang J. Flow control over an airfoil using virtual Gurney flaps[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2015, 767: 595-626.
- [6] 张鑫,黄勇,王勋年,等.超临界机翼介质阻挡放电等离子体 流动控制[J]. 航空学报, 2016, 37(06): 1733-1742.
  Zhang Xin, Huang Yong, Wang Xunnian, et al. Flow control on a supercritical wing using dielectric barrier discharge plasma actuator[J]. Acta Aeronautica et Astronqutica Sinica, 2016, 37 (06): 1733-1742. (in Chinese)
- [7] Hai D, Zhiwei S, Keming C, et al. On the effect of operating condition on separated-flow control by nanosecond pulse discharge actuators[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(3): 505-516.
- [8] Yarusevych S, Kawall J G, Sullivan P E. Separated-shear-layer development on an airfoil at low reynolds numbers[J]. AIAA Journal, 2008,46(12):3060-3069.
- [9] 许春晓. 壁湍流相干结构和减阻控制机理[J]. 力学进展,
   2015, 45(3): 111-140.
   Xu Chunxiao. Coherent structures and drag reduction
  - mechanism in wall turbulence[J]. Advances in Mechanics, 2015, 45(3): 111-140.(in Chinese)
- [10] 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.
- [11] Wilde P I A, Crowther W J, Buonanno A, et al. Aircraft control using fluidic maneuver effectors[C]// 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2008.
- [12] 陈黎,张洋.无操纵面飞行器发展概况及其在民用飞机上的 应用前景[C]//第五届全球华人航空科技研讨会,2011.

Chen Li, Zhang Yang. Development status and application prospects of flapless air vehicle[C]// The 5th Global Chinese Aerospace Technology Symposium, 2011. (in Chinese)

- [13] Hoholis G, Steijl R, Badcock K. Circulation control as a roll effector for unmanned combat aerial vehicles[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6): 1875-1889.
- [14] 戴新喜. 一种无舵飞行验证机的气动特性研究与试飞验证
  [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
  Dai Xinxi. Research on aerodynamic characteristics and flight test of a flapless aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [15] 曹永飞. 射流推力矢量控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

Cao Yongfei. Fluidic thrust vectoring control techniques[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

- [16] Mason M, Crowther W. Fluidic thrust vectoring for low observable air vehicles[C]// 2nd AIAA Flow Control Conference, 2004.
- [17] Crowther W J, Wilde P I A, Gill K, et al. Towards Integrated design of fluidic flight controls for a flapless aircraft[J]. The Aeronautical Journal, 2013, 113(1149): 699-713.
- [18] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley Research Center[C]// 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference. Orlando, Florida, 2003.
- [19] Sparks R, Michie S, Crowther W. Development of an integrated circulation control/ fluidic thrust vectoring flight test demonstrator[J]. Texas Heart Institute Journal, 2005, 32(2): 194-197.
- [20] Englar R J. Development of the A-6/circulation control wing flight demonstrator configuration[J]. Journal of Aircraft, 1984, 21(21): 128-134.
- [22] Otsu H, Kamada Y, Yamagiwa Y, et al. Attitude Control of UAV Using DBD Plasma Actuator[C]// 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.
- [23] Vorobiev A N, Rennie R M, Jumper E J, et al. An experimental investigation of lift enhancement and roll control using plasma actuators[C]// 37th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, San Francisco, California,2006.
- [24] 杜海,史志伟,倪芳原,等.基于等离子体激励的飞翼布局飞

行器气动力矩控制[J]. 航空学报, 2013(09): 2038-2046. Du Hai, Shi Zhiwei, Ni Fangyuan, et al. Aerodynamic moment

control of flying wing vehicle using plasma actuators [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013(09): 2038-2046. (in Chinese)

[25] 杜海,史志伟,耿玺,等.等离子体激励器对微型飞行器横航 向气动力矩控制的试验研究[J].航空学报,2012(10):1781-1790.

Du Hai, Shi Zhiwei, Geng Xi, et al. Experiment study if directional-lateral aerodynamic moment control of micro air vehicle by plasma actuators[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012(10): 1781-1790. (in Chinese)

[26] 张鑫,黄勇,阳鹏宇,等.等离子体无人机失速分离控制飞行 试验[J]. 航空学报, 2018(02): 120-127. Zhang Xin, Huang Yong, Yang Pengyu, et al. Flight test of flow separation control using plasma UAV[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018(02): 120-127. (in Chinese)

[27] Alexander M G, Anders S G, Johnson S K, et al. Trailing edge blowing on a two-dimensional six-percent thick elliptical circulation control airfoil up to transonic conditions[Z]. United States, 2005.

#### 作者简介

徐悦(1979-) 男,博士,研究员。主要研究方向:空气动 力学、流动控制。 Tel: 010-84929359 E-mail:xuyue@cae.ac.cn

# Progress Research of Fluidic Flight Control Technology for Flapless Aircraft

Xu Yue<sup>1,\*</sup>, Du Hai<sup>2</sup>, Li Yan<sup>1</sup>, Li Xiaofei<sup>1</sup>, Chen Li<sup>1</sup>

- 1. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China
- 2. Key Laboratory of Fluid and Power Machinery, Ministry of Education, Xihua University, Chengdu 610039, China

**Abstract:** Flapless aircraft is also known as no aileron, no flaps or all-rudderless aircraft. Its principle is to use the flow control technology to generate 'virtual rudder surface', instead of the ailerons, rudders, elevators and other control surfaces to achieve the aircraft roll, yaw and pitch attitude control. Fluidic flight control technology can reduce the weight of the aircraft itself, reduce costs, at the same time, the aircraft has a higher lift-drag ratio and better aerodynamic performance and stealth. This paper reviewed the development status of flapless air vehicles both at home and abroad, summarized the implementation methods of the wing circulation control technology for flapless aircraft, explained the flight control effects and the principle by trailing edge blowing, introduced the recent progress of our team. Finally, the problems and future development paths of flapless vehicles were summarized.

Key Words: flapless; circulation; fluidic flight control; jet thrust vector

Received: 2019-03-04;Revised: 2019-03-18;Accepted: 2019-03-25Foundation item: Equipment Pre-research Field Foundation (6140206040116hk86001)\*Corresponding author.Tel.: 010-84929359E-mail: xuyue@cae.ac.cn