

飞翼布局飞行器研究现状分析

陈清阳*, 辛宏博, 王 鹏, 朱炳杰, 王玉杰, 鲁亚飞
(国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:对飞翼布局飞行器的发展脉络进行了梳理,涵盖了从其早期的进化史到现阶段的研究进展,并对未来的发展方向进行了思考和展望。同时,论述了飞翼布局飞行器的几个主要控制难点,具体包括:宽速域非线性状态下的姿态控制问题、多效应耦合下的高精度自主起降控制问题、气动模型近似及强扰动状态下的鲁棒控制难题,以及因多舵面冗余而引起的控制分配问题。此外,还深入讨论了当前重点研究的飞翼布局飞行器的流动控制问题,并对接下来主动流动控制技术的研究动向进行了阐述。

关键词:飞翼布局飞行器;控制系统;主动流动控制

中图分类号:V279 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2024)03-039-20

Analysis of the current research on the flying-wing aircraft

CHEN Qingyang*, XIN Hongbo, WANG Peng, ZHU Bingjie, WANG Yujie, LU Yafei

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The development trajectory of the flying-wing aircraft was sorted out, encompassing the early evolutionary history to the current state of research, along with contemplation and forecasts regarding future directions. Meanwhile, several key control challenges associated with flying-wing aircraft were discussed, including attitude control in a wide-speed domain under nonlinear conditions, high-precision autonomous take off and landing control under multiple effect coupling, robust control issues with approximate aerodynamic models and under strong disturbances, as well as control allocation problems arising from multi-surface redundancy. Moreover, the discussion on flow control issues that were currently a focal point in flying-wing aircraft research were discussed in depth. The following research trend of active flow control technology was expounded.

Keywords: flying-wing aircraft; control system; active flow control

飞翼布局飞行器是一种没有尾翼,机身的主要部分隐藏在厚厚的机翼内的飞机,又称全翼机。作为未来先进飞行器的发展方向之一,飞翼布局飞行器因其自身综合优势受到普遍关注^[1-2]。与常规布局飞行器相比,平垂尾等部件的取消、独特的翼身融合设计,使得飞翼布局飞行器在气动、隐身和载荷结构等多个方面具有独特优势:

1)在气动方面,无尾翼身融合设计减小了干扰阻力和诱导阻力,能够在一定程度上减少由尾翼配平带来的升力损失;相对较短的机身和相对较大的展弦比,浸润面积小,能够提高飞行器升阻比,升阻比最高可达25~30以上^[3]。以典型的B-2战略轰炸机为例,由于采用飞翼式布局,飞机废阻力系数估计可减少到0.008,最大升阻比达21,仅比U-2飞机(升阻比23.5)略小一些^[4]。在同等展弦比条件下,飞翼布局最大升阻比可达到常规布局飞行器的1.4倍,在增加航程

航时的同时,可扩大作战半径,提升作战效能。

2)在隐身方面,由于采用翼身融合设计,取消了平垂尾等结构,飞行器整体外形光滑,散射源少,可大幅度减小雷达散射截面(radar cross section, RCS),提高隐身优势,增强突防作战能力。将采用飞翼布局的B-2战略轰炸机与采用变后掠的B-1B、图-160战略轰炸机相比^[5],B-2的RCS为0.15~0.45 m²,而B-1B的RCS为1.4~2.0 m²,图-160的RCS达到了14.5 m²。由此可见,飞翼布局的飞行器在隐身方面具有较大的先天优势。

3)在载荷结构方面,尾翼及安定面的取消,减轻了结构重量;翼身融合的一体化设计在简化结构的同时,使其具有更大的内部空间,提升了任务载荷的装载能力,提高了结构利用率,同时也使机体在同等条件下结构强度、刚度比常规布局更好。

4)此外,随着传感器、计算机、自动控制等技术的不断发展,无人飞行器在人们的生活中扮演着越来越重要的角色。飞翼布局与无人机相结合,减少了飞行员驾驶舱和生命保障系统等设备机构数量,无须考虑飞行员可承受机动过载限制,在提高飞行器内部空间利用率的同时,提高了机动飞行性能,并可以进一步提升作战和突防优势。

飞翼布局飞行器在气动、隐身、结构等方面的先天优势是明显的,但是特殊构型所带来的先天劣势也随之出现:

1)水平尾翼的影响。由于取消了水平尾翼,飞行器纵向机身长度缩短,控制舵面只能安装在机翼后缘位置,距离重心的力臂缩短,控制面操纵效率降低,控制力矩不足,使得起飞、着陆性能变差;同时,水平安定面的缺失使飞翼纵向稳定性下降,可能出现弱稳定、中立稳定或静不稳定的情况。

2)垂直尾翼的影响。垂直尾翼的取消,尤其是垂直安定面的缺失,会显著影响飞翼布局飞行器的航向阻尼特性,使其滚转方向阻尼系数远大于偏航方向,容易造成荷兰滚模态发散,导致飞行器航向静不稳定。此外,采用副翼和升降舵结合的协调转弯模式可以实现一定的偏航效果,但控制延时大,在转弯或较高速飞行时会产生较大误差。因此需添加类似阻力方向舵的航向控制机构,增加航向阻尼,提高稳定性。

3)非线性的影响。飞翼布局飞行器的气动特性随高度、空速、迎角等呈现较强的非线性特征。尽管可以通过计算流体力学数值计算和风洞试验获得一些气动参数,但实际环境中存在很多复杂因素干扰导致无法全面考虑,会使实际飞行状态与控制仿真模型之间存在较大的参数差异。另外,在一次完整的飞行过程中,飞行器需要经历起飞、巡航、降落等多个差异较大的状态,在从低速到高速等多个状态的变化中,系统的非线性特征明显。若对每个状态点进行线性化与精确控制律设计,则会增加整个控制系统的复杂度。此外,飞翼布局横航向强耦合的特点,也会给控制系统设计带来巨大挑战。

4)后掠的影响。大多数飞翼布局飞行器采用后掠翼设计,可以兼顾高低速特性,更加灵活地应对复杂的战场环境。但是,与平直机翼相比,后掠翼表面气流的横向流动特性更为突出,会出现翼尖或外翼段过早失速的问题,在大迎角下尤为明显。气流分离主要发生在机翼后缘,这将对该

位置处所布置操纵面的气动特性产生不利影响,使舵效显著降低。气动分离和舵面偏转严重耦合时还会影响飞机的俯仰和滚转稳定性。目前改善外翼过早失速问题的方法主要包括:气动扭转、几何扭转、翼尖平面形状及参数优化、增加前缘缝翼或翼刀等。

无尾设计所带来的缺陷给飞翼布局飞行器控制系统的设计、飞行器的研制与推广应用带来了较大的挑战。自从 20 世纪 30 年代美国的约翰·诺斯罗普开始研究飞翼布局飞行器开始,飞行器的稳定性与操控性就一直困扰着当时的人们。由于那个时代还没有电传操纵与自动增稳系统,传感器与控制系统等技术水平较低,飞翼布局飞行器的研制经历了长时间的停滞。直到 20 世纪 80 年代技术的进步,以及 B-2 轰炸机的成功研制,飞翼布局飞行器才真正在军事领域发挥了重要的作用。但是,“那些无法从历史中吸取教训者注定会重蹈覆辙”,因此,本文对飞翼布局飞行器的研究现状进行梳理,包括飞翼布局飞行器的发展历程、飞翼布局飞行器控制系统的研究现状及以主动流动控制为代表的新技术在飞翼布局飞行器上的应用等方面,在此基础上,对飞翼布局飞行器的发展进行展望。

1 飞翼布局飞行器的发展历程

1.1 美国的飞翼布局飞行器

介绍飞翼布局的飞行器,就不得不提到有着“飞翼之王”称号的约翰·诺斯罗普^[6]。诺斯罗普一生专注于飞翼的研究,早在 1929 年,诺斯罗普就采用一台埋入机翼内的 662 kW 4 缸空冷发动机,制造了飞翼构型的 X-216H^[7],并在谬罗克干湖上进行了首飞。当时所设计的 X-216H 有发动机前置与发动机后置两种形式,同时为了确保飞行的安全性,诺斯罗普在主翼后面留了一对尾撑作为控制翼面。飞行试验圆满成功,飞行器的操纵性能优良,性能在采用同等级发动机的飞机中名列前茅,证实了飞翼设计的可行性。

由于经济危机的爆发,诺斯罗普暂时中断了飞翼的工作,直到 1939 年二战爆发,在条件允许的情况下才又重新启动了飞翼的研究。1940 年,诺斯罗普与冯·卡门一起,研制出了美国第一架真正的飞翼机 N-1M^[7]。由于担心飞行器的航向控制问题,一开始 N-1M 的翼尖设计成下反的构型,期望能增加航向的稳定性。但是经过飞行试验,翼尖下反方向控制不但没有帮助,还减小

了升力,因此后来改成了平直翼型^[7]。N-1M的研究为诺斯罗普关于飞翼的设计发展奠定了重要的基础,后来的B-2很大程度上沿用了N-1M的布局。

1941年,由于战争的需要,美国陆军航空兵(当时空军还没有成立)需要一种能够从北美起飞,飞越大西洋对德国进行轰炸的“超级轰炸机”。基于诺斯罗普在飞翼布局飞行器方面的研究基础,美国陆航部队与诺斯罗普签订了研制XB-35的合同。但是考虑直接研制XB-35的巨大风险,陆航提出了先研制过渡验证机的方案,于是XB-35的1/3缩比试验机N-9M诞生了。N-9M飞翼验证机的设计翼展是18.29 m,主要用于验证总体概念的可行性,同时用于训练飞行员驾驶飞翼。试飞的过程并不顺利,遇到了翼梢气流提前分离、机头过高抬起导致翼端失速等问题^[7],后来在N-9M基础上进行风洞试验与改进形成了N-9MA(试验包括分离式后缘襟翼等技术),及换装富兰克林发动机的N-9MB。终于,飞行试验取得了相对满意的结果。

尽管N-9M的试验取得了一系列进展,但是考虑第二次世界大战的进展及XB-35列装部队的不可控性,1943年美国陆航部队停止了列装XB-35的计划,只同意诺斯罗普制造2架XB-35试验样机和13架YB-35试装备飞机^[7]。XB-35是一架总长16.18 m、翼展达到52.43 m、机身高度6.1 m的大型飞机,正常起飞重量70 t,最大起飞重量可以达到100 t,采用的是4台普·惠生产的R4360型28缸风冷活塞发动机,每台发动机上都使用了类似图-95上的同轴反转螺旋桨。这4台发动机每台都能输出2240 kW的动力,可以使重达40 t的XB-35达到632 km/h的最大速度。在1946年6月的首次飞行中,XB-35只用了45 min就从霍桑市飞到了谬罗克干湖,飞机状态良好,未发生任何问题。

但是随后的为数不多的几次飞行试验,暴露了XB-35的设计问题,同轴反转螺旋桨和发动机产生了强烈的震颤,变速箱也出了问题,工作效率低下^[7]。直到1947年的9月,第一架XB-35总共飞行了约19次之后被迫停止飞行,第二架XB-35则是从1947年6月26日开始仅仅飞行了8次就停飞了。XB-35的最大平飞速度达到629 km/h,升限达到了12200 m,预计航程为1.6万km。

1948年5月15日,第一架由XB-35改装而来的YB-35进行首飞,YB-35把XB-35上存

在较大问题的同轴反转螺旋桨换成了普通的四叶单螺旋桨。尽管陆航的高层认为YB-35的表现比竞争对手康维尔B-36要好,但是由于操控性的问题,仍然无法挽救YB-35的命运:第一、第二架YB-35全都停飞,最终报废。

由于XB-35、YB-35飞翼的发动机和螺旋桨存在较大的缺陷,军方希望完全改用喷气动力推进,进一步提高性能以及实用化。于是在1947年左右,诺斯罗普在XB-35的基础上将4台活塞发动机换成了8台艾里逊J-35-A-15喷气发动机,并重新命名为YB-49。YB-49的起飞重量达到了60 t,正常载荷重量可以达到20.5 t。1974年10月21日,第一架真正的喷气飞翼YB-49进行了首次飞行测试。在接下来的多次飞行试验中,YB-49最大速度达到793 km/h,并创造了12400 m升限与9 h的飞行纪录。但是由于航程(约5600 km,不如波音的B-29)、载弹量(不如B-29的9 t,同时由于飞翼厚度限制,无法装载原子弹)、飞行速度(由于发动机与大展弦比平台不匹配,26.9°的后掠角阻力过大,巡航速度比53.5°后掠角的XB-47慢约147 km/h)、飞行稳定性(即使在YB-49上增加了4个垂直尾鳍与4道几乎延伸到机头的翼刀,飞行员仍然难以驾驭YB-49并出现了多次飞行事故)的问题,1950年后YB-49项目被彻底中止了。但是,美国空军仍然同意诺斯罗普在XB-35的基础上换装6台喷气发动机,形成YRB-49的侦察机型号。后来为了增加航程,又更改成4台发动机的YRB-49A的方案,并将机翼下原来挂载发动机的位置更换成油箱。但是由于试飞效果不理想,在13次测试飞行后,YRB-49A项目于1953年11月也中止了^[8]。

随着苏联图-160大型战略轰炸机的问世,美国于1978年秘密授权启动隐身轰炸机项目,命名为先进技术轰炸机(the advanced technology bomber, ATB),并确定了隐身是单机突破现代防空体系,实现大纵深突防、打击与生存的有效方法。针对ATB项目的需求,诺斯罗普的方案代号是“高级钻石”(Senior Ice),洛克希德·马丁的方案代号“高级钉”(Senior Peg)。但是由于飞翼布局飞行器在隐身方面的先天优势及诺斯罗普公司在飞翼布局飞行器方面的研制基础,1981年10月20日美国空军宣布诺斯罗普成为ATB合同的赢家,美国空军与诺斯罗普签订了研制ATB的合同,飞机编号为B-2。

B-2的机身长度是21.0 m,翼展为52.4 m

(与 XB-35 非常接近), 机身高度 5.18 m, 空重 71.7 t, 正常起飞重量 152.2 t, 最大起飞重量可以达到 170.6 t, 有效载荷 23 t, 发动机采用的是 4 台通用电气公司 F118-GE-100 涡轮风扇发动机, 最大飞行速度可以达到 $0.95Ma$, 实用升限可以达到 15 200 m, 航程可以达到 11 100 km (超过美国空军预定的载弹 22.5 t、航程 9 600 km 需求)。但是由于造价成本与使用维护成本较高, 美国空军原计划订购 165 架, 但是后来只同意制造 20 架, 总共采购经费 453 亿美元。即使扣除了科研经费, 每架飞机的成本仍然达到了 5.5 亿美元, 是目前世界上最昂贵的军用飞机。

但是, B-2 飞机的研制, 从 1981 年开始, 到 1989 年首飞, 1998 年左右形成战斗力, 设计方案并非一成不变的。从图 1 的 B-2 进化路线^[9]以及图 2 的设计修改图^[3]可以看到, 主要的设计更改包括了以下几个方面:

1) 从最早的单 W 大菱形结构改为双 W 构型;

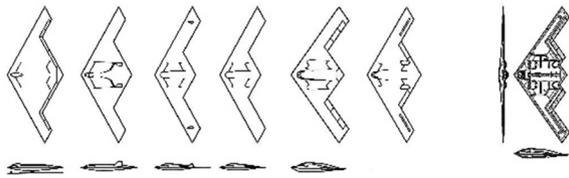
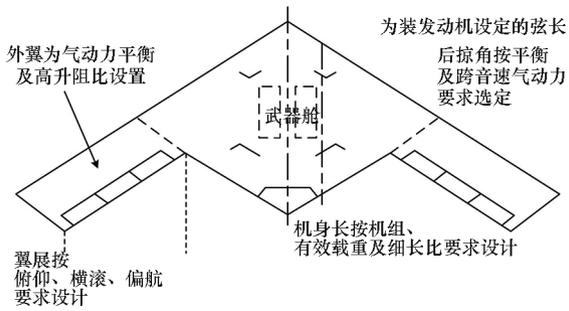
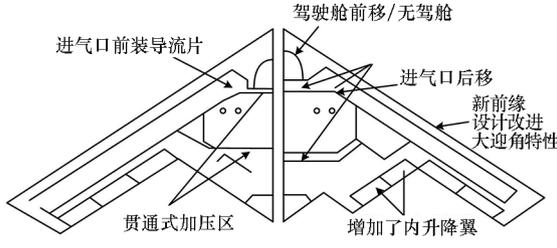


图 1 B-2 的进化路线^[9]

Fig. 1 Evolution of the B-2 aircraft^[9]



(a) 原先布局
(a) Original layout



(b) 改变后布局
(b) Changed layout

图 2 ATB 项目中 B-2 的设计修改^[3]

Fig. 2 Design modification of B-2 during the ATB plan^[3]

2) 前缘后掠角从 35° 改为 33° ;

3) 从单纯的外翼端操纵面设计到外翼端、内翼端均有升降副翼舵面;

4) 驾驶舱前移, 进气口后移, 载荷分配/贯通的合式结构简化了载荷的传递方式, 中段翼箱的设计更加合理。

良好的外形设计, 保证了 B-2 具有优秀的飞行品质。据试飞员介绍^[3], 飞机易操纵, 杆力适中, 滚转操纵灵活。由于没有垂尾, 对横向气流的反应小, 没有侧滑倾向。自动控制的“海狸尾巴”作用明显, 在低空飞行时, 即使遇到阵风, 飞行也十分平稳。起降的性能也是非常优越的, 起飞速度 260 km/h, 最大起飞重量滑跑距离约 1 500 m, 机头上仰 6.5° 离地。着陆时地面效应对飞机的影响没有想象中的严重, 一般不需要带杆来控制下沉率。主起落架舱门较大, 放下后近似垂直安定面, 在侧风中有一些反应, 但通过脚蹬可以控制住。进场速度为 260 ~ 300 km/h, 接地下沉率为 0.3 ~ 0.4 m/s。

除了图 3 所示的诺斯罗普的飞翼研究相关历程, 美国的波音公司、洛克希德·马丁公司都针对低可探测的飞行器进行过研究, 产生了包括波音公司的 X-45A、X-45C, 洛克希德·马丁公司的 RQ-3“暗星”(Dark Star)、RQ-170“哨兵”, 诺斯罗普公司的 X-47A、X-47B 等多种无人飞行器。其中 X-47B^[10] 是第一架全自主飞翼布局无人机, 也是第一架舰载隐身无人轰炸机, 由美国诺斯罗普公司研制, 2011 年首飞, 2013 年完成舰载测试, 并于 2015 年 4 月实现自主空中加油。X-47B 无人机采用前缘双后掠飞翼布局, 机身长度 11.63 m, 高度 3.1 m, 翼展 18.92 m。飞机空重 6 350 kg, 最大起飞重量 20 215 kg, 由 1 台普·惠公司的 F100-PW-220U3 发动机(即与 F-15、F-16 同款的发动机)提供动力, 在不开加力的情况下可以提供约 67 kN 的推力, 巡航速度可以达到 $0.9Ma$, 在不加油的情况下飞行航时可达 6 h, 最远航程可达 3 900 km, 能够提高海军执行远程侦察和打击任务的能力。X-47B 还可以携带两枚精确制导导弹, 有军事专家认为: 这项发展在战略上具有重要意义, 可以在美国重返太平洋的过程中增强其海军的行动能力。

RQ-170“哨兵”^[11-12] 是一种高空长航时无人机, 主要用于情报获取、侦察、电子战等任务, 由洛克希德·马丁公司研制。该机机身长度 4.5 m,

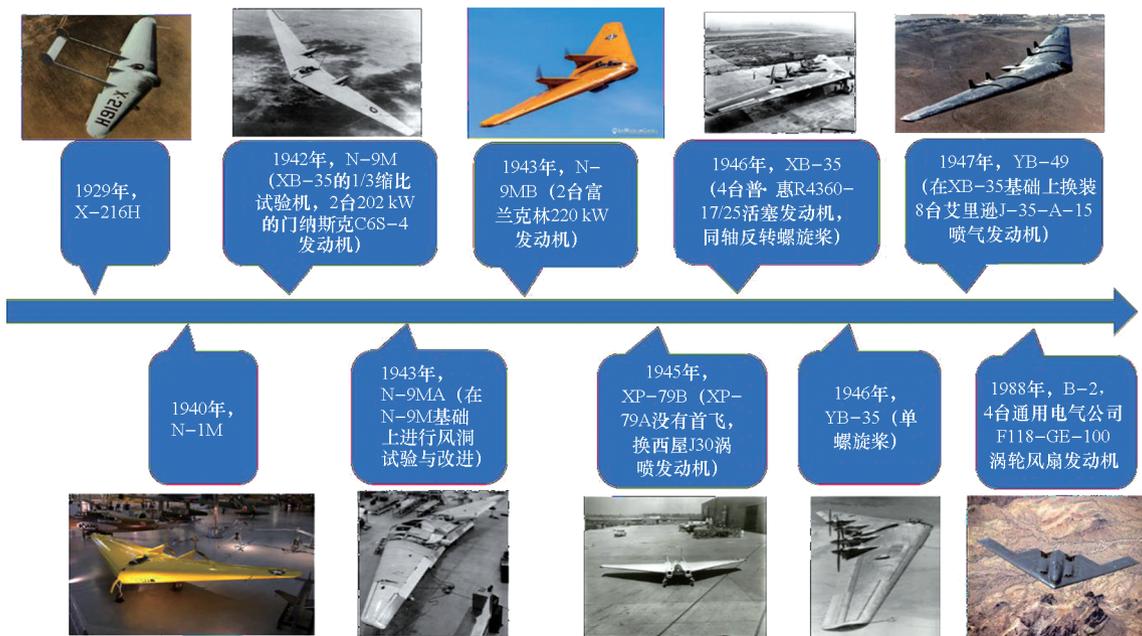


图3 诺斯罗普的飞翼飞行器研究历程

Fig. 3 History of the research for flying-wing aircraft by Northrop

机身高度 1.82 m, 翼展达到了 19.99 m, 采用的是 1 台通用的 TF34 涡扇发动机, 能提供约 41 kN 的推力, 最大起飞重量约为 3 900 kg, 能达到 15 240 m 的飞行高度。

RQ-170 曾被部署到阿富汗执行持续性任务, 被称为“坎大哈野兽”(the beast of Kandahar)。2011年5月在击毙本·拉登行动中, 部署在巴基斯坦的 RQ-170 向当时的美国总统奥巴马直播了本次行动。2011年12月, 一架 RQ-170 在伊朗东北部执行任务时突然掉落在伊朗境内, 美国才公开透露该隐形机隶属于长期在伊朗从事侦查的中央情报局隐形无人机队。

1.2 德国的飞翼布局飞行器

德国也是世界上最早研究飞翼的国家之一。德国的霍顿兄弟在 20 世纪 30—40 年代期间就研制了一系列飞翼布局飞行器, 其中最著名的当属二战后期的 Ho-229^[13-15]。霍顿 Ho-229 是一种单座战斗/轰炸机, 由 2 台涡轮喷气发动机提供动力, 最高速度可达 1 000 km/h。2008 年, 诺斯罗普公司制造了 Ho-229 的全尺寸模型, 并测量其 RCS 特性。结果表明, 全尺寸模型样机的正面 RCS 比 Bf-109 战斗机低约 4 dB^[15]。各项性能使得 Ho-229 更像是一架现代隐身飞机, 而非 20 世纪 40 年代的产品。

战后, 德国重点针对飞翼布局的无人飞行器

进行研究, 较少针对飞翼布局的有人机开展工作。德国没有参与由法国主导、欧洲多国参与的“神经元”(nEUROn)项目的研制和开发工作, 最主要的原因是德国想研制属于自己的无人战斗机。以德国 EADS 公司为主导, 德国与西班牙合作研制的“梭鱼”(Barrakuda)无人机于 2006 年 4 月完成了首飞, 并于 2010 年进行了多次自主飞行试验^[16-17]。据报道, “梭鱼”无人机的飞行时间达到了 4.25 h^[17]。

由柏林航展上提供的数据可知, “梭鱼”无人机长 8.25 m, 翼展 7.22 m, 高度 2.4 m, 飞机空重 2 300 kg, 最大起飞重量 3 250 kg, 载油量 650 kg, 有效载荷可达 300 kg。为了实现较好的机动性能, 飞行器由美国普·惠公司研制的一台 JT 15D-5C 发动机提供动力, 最大推力可达 14 kN, 最大飞行速度 0.85Ma, 实用升限约为 6 000 m^[18]。

1.3 法国的“神经元”无人机

由于法国、英国等其他国家针对飞翼布局飞行器的研究起步相对较晚, 目前主要都是针对飞翼布局的无人飞行器进行研究。nEUROn 无人机, 是由法国领导, 瑞典、意大利、西班牙、瑞士和希腊参与完成的一款先进飞翼布局无人飞行器^[19-20]。nEUROn 机身长度 10 m, 翼展 12.5 m, 机体空重约 4.5 t, 最大起飞重量约 6 t。飞行器采用 1 台“阿杜尔”(Adour) MK951 涡扇

发动机,每台发动机的最大推力约为28.8 kN,后续可能采用更大推力的 M88 型涡扇发动机(阵风战斗机的引擎,约48.7 kN)。飞行器的武器舱可携带两枚 250 kg 的激光制导炸弹,最大速度可达 $0.8Ma$,最大升限约14 000 m,航程达 800 km,续航时间超过 3 h。从外形设计和气动布局来看,该飞行器充分借鉴了 B-2 隐身轰炸机的设计,采用了无尾布局和翼身完美融合的外形设计,其 W 形尾部、直掠三角机翼以及锯齿状进气口遮板几乎就是 B-2 的缩小版。

2012 年 12 月,“神经元”无人机在法国伊斯特雷斯飞行试验基地完成首飞^[19]。2014 年 3 月“神经元”无人机与“阵风”战斗机进行编队飞行,这是世界上第一次无人战斗机与其他飞机编队飞行。整个行动在地中海上空进行,持续了约 1 h 50 min,航程达数百 km。

1.4 英国的“雷神”无人机

英国也没有参与由法国主导的“神经元”计划,相反,英国更加关注于战术无人机的发展。以 BAE 系统公司为主导的“雷神”(Taranis)^[21-22]是英国第一架隐身无人作战飞机,于 2006 年 12 月开始研制,并于 2013 年 8 月进行了首次试飞。该项目主要目的在于收集有关未来远程作战飞机决策的相关信息,并评估其对英国皇家空军未来飞机组合的贡献程度。Taranis 无人机具有隐身、快速,并且能够对多个目标进行弹药部署的能力,可以抵御其他有人或无人飞机。Taranis 无人机是目前世界上最大的无人机之一,机身长度约 11.4 m,翼展 9.1 m,高度约 3.98 m,最大起飞重量 8 t,采用的也是 1 台“阿杜尔”(Adour)MK951 涡扇发动机。该飞行器采用了大后掠前缘的翼身融合体布局,三角形进气口,机身和机翼的后缘分别对应平行于前缘,可以有效地提供升力,实现更大的续航能力,从而确保其具有跨大洲攻击的威力。另外,海狸尾式的排气装置,将发动机的尾喷管完全包裹在机体内,达到同时减小雷达与红外信号的目的。飞行器的机翼后缘只有 4 个操纵面,但在机翼的上、下表面精心设计了可以收放的“嵌入面”,能根据控制指令实现差动,提供偏航力矩。

1.5 俄罗斯的“猎人”无人机

S-70“猎人”(Hunter)^[23-24]是俄罗斯首型

飞翼布局重型无人机,由苏霍伊公司研制,于 2019 年 8 月 3 日完成首飞。S-70 将用于执行深度穿透、致命打击、监视侦察及电子战等任务。据俄方称,S-70 将作为六代机验证机。“猎人”无人机使用了大量特殊材料和隐身涂层,机身长度 13.6 m,翼展 17.6 m,机身高度 2.8 m。飞机采用 1 台 Saturn 的 AL-31F 涡扇发动机,可以提供 75 kN 的净推力,加力燃烧后可以提供 123 kN 的最大推力,飞行速度可达 1 000 km/h,续航里程约 6 000 km,最大升限约 12 000 m。飞机空重约 20 t,最大起飞重量 25 t,可携带 6 种不同类型的制导和非制导武器。值得一提的是,俄军在 2020 年末,进行了“猎人”重型无人机和苏-57 战斗机编队飞行,提前实现了美国对于未来空战的设想:即无人机由五代机指挥,完成空中前突侦察、集群作战和地面轰炸的任务。

1.6 中国的飞翼无人机

国内关于飞翼布局无人机的研究相对其他国家起步较晚。“利剑”^[25-26]隐身飞翼无人机由中航工业沈阳飞机设计研究所设计、中航工业洪都公司制造。“利剑”于 2013 年首飞成功,使我国成为世界上少数拥有飞翼无人机的国家。“利剑”无人机翼展约 14 m,最大起飞重量可达 10 t,载弹量远超“彩虹”无人机。“利剑”^[25]无人机的首要任务是远程、长航时监视与侦察;其次是执行攻击任务,对海上、陆地目标实施有效打击;最后是为大型战舰保驾护航,构成海上防御、拦截、联络通信体系的重要环节。另一国产隐身飞翼无人机“攻击”-11 首次亮相于 2019 年国庆阅兵,据相关资料显示,“攻击”-11 无人机的长度是 11.65 m,翼展 14 m,飞机高度 3.1 m,升限约 12 500 m,航程约 4 000 km,飞行速度能达到 1 000 km/h。

上面对世界上主要国家研制飞翼布局飞行器的情况进行了分析,相关的参数在表 1 进行了小结。由于没有垂直尾翼,少了一大块反射雷达波的垂直面,飞翼在隐身方面具有先天的优势。但是从 B-2 的进化路线也可以看到,最好的隐身气动布局,其实是只有四条平行边的大菱形。但是由于控制技术等方面的原因,大菱形的隐身飞行器目前还难以实现。

表 1 典型飞翼无人机的参数

Tab. 1 Parameters of typical flying-wing vehicles

参数	X-45C	X-47B	RQ-170	“神经元”	“雷神”	“猎人”
公司	波音	诺斯罗普	洛克希德· 马丁	达索为主	BAE 系统 公司为主	苏霍伊
机身长度	11.9 m	11.63 m	4.5 m	10m	11.4m	13.6 m
翼展	14.9 m	18.92 m	19.99 m	12.5 m	9.1 m	17.6 m
机身高度	1.2 m	3.1 m	1.82 m	1.86 m	3.98 m	2.8 m
空重	16 600 kg	6 350 kg		4 500 kg	4 000 kg	20 000 kg
最大起飞重量	18 000 kg	20 215 kg	3 900 kg	6 000 kg	8 000 kg	25 000 kg
最大速度	0.85Ma	0.9Ma		0.8Ma	1 230 km/h	1 000 km/h
最大升限	12 200 m	12 190 m	15 240 m	14 000 m		12 000 m
动力系统	1 台通用 F404-GE-102D 涡扇发动机 (31 kN 推力)	1 台普·惠公司 的 F100-PW- 220U3 发动机 (67 kN 推力)	1 台通用 TF34 涡扇发动机 (41 kN 推力)	1 台“阿杜尔” (Adour) MK951 涡扇发动机 (28.8 kN 推力)	1 台“阿杜尔” (Adour) MK951 涡扇发动机 (28.8 kN 推力)	1 台 Saturn 的 AL-31F 涡扇发 动机(75 kN 的 净推力,123 kN 的最大推力)

2 飞翼布局飞行器控制系统的研究现状

正如前文所提到的,飞翼布局飞行器平垂尾的缺失及其构型的特殊性,给飞翼飞行控制带来了巨大的挑战,同时也制约着早期飞翼的发展,但其优秀的气动和隐身特性促使国内外学者对飞翼控制开展了大量的研究工作。目前针对飞翼布局飞行器的控制,主要的难点与研究方向包括宽速域非线性状态下的姿态控制、多效应耦合下的高精度自主起降控制、气动模型近似及强扰动状态下的鲁棒控制以及多舵面冗余带来的控制分配等方面。

2.1 宽速域非线性状态下的姿态控制问题

为了实现飞行状态下飞行器的姿态稳定控制,目前大多数传统布局或常规布局飞行器飞行控制系统设计主要基于小扰动线性化模型,再基于小扰动线性化模型采用传统的时域分析、频域分析、根轨迹分析、零极点配置等方法进行控制器设计。对于具有大包线气动参数非线性、横航向强耦合、航向稳定性差等特征的飞翼布局无人机,采用小扰动线性化模型不够准确,需要建立非线性模型,运用非线性控制方法实现飞翼无人机姿态稳定控制。目前针对外界扰动以及模型参数偏差的非线性控制方法主要有滑模变结构控制、自抗扰控制、反步控制、自适应控制。

2.1.1 滑模变结构控制

滑模变结构控制^[27-29]是 20 世纪 50 年代由苏联科学家提出的一种控制系统设计方法,经过一段时间的发展,该方法逐渐成为非线性控制系统设计的一般方法,并大量应用于工程实践领域,适用于线性、非线性及不确定性等多类系统控制。通过设计变结构控制器,迫使系统状态从状态空间任一点趋近滑模面,一旦系统状态开始进行滑模运动,系统对于未建模动态及外部干扰具有完全的鲁棒性。

滑模变结构控制器设计分为两部分:滑模面设计与变结构控制律设计。前者在于使控制对象在滑模面上运动时的系统状态具有期望的动态性能,后者在于迫使系统状态趋近到滑模面。虽然滑模变结构控制对不确定性具有完全鲁棒性的优点,但变结构控制器所具有的高频抖振现象限制了其在实际工程中的应用。

西北工业大学谭健等主要采用滑模变结构控制器对飞翼布局的飞行器进行姿态控制。在文献[30]中,他们将反步法与滑模控制器相结合,设计了一种自适应的滑模控制器,用于克服飞翼布局飞行器姿态控制过程中由飞行状态变化及气动参数存在较大偏差而导致的姿态控制快速无超调收敛问题,同时在气动参数波动的情况下系统状态不会出现较大的振荡,保证无尾飞翼高精度姿态控制的有效性。

为了克服自适应终端滑模的过度适应问题,以及降低采用饱和函数替代符号函数对滑模控制系统造成的鲁棒性削弱问题,谭健等在文献[30]中将扩张状态观测器与基于饱和函数的终端滑模控制器相结合,在名义滑模控制律的基础上采用扩张状态观测器实现对干扰的估计和补偿,以克服在风场扰动条件下飞翼布局飞行器的姿态稳定控制问题,同时也希望能克服模型参数不确定、存在外界干扰、多轴操纵耦合、附加力效应显著、舵效非线性对姿态控制的影响,实现飞翼布局飞行器姿态的精确、快速的鲁棒控制。进一步地,文献[31]对扰动状态下飞翼布局飞行器的姿态控制问题进行研究,并设计了自适应二阶终端滑模控制器用于外回路的姿态角控制,同时利用连续的滑模控制律消除抖振,设计了基于自适应 super-twisting 滑模观测器的积分滑模控制器用于内回路的姿态角速率控制。

另外,谭健等^[32]还将分数阶微积分理论与滑模变结构控制理论相结合,设计了分数阶积分滑模面,并提出一种具有二阶滑模特性且在有限时间收敛的双幂次趋近律,以实现在复合干扰状态下飞翼布局飞行器的姿态稳定控制。

文献[33]采用了包含积分项的滑模控制器进行飞翼布局飞行器的纵向高度与迎角控制,并通过线性二次型调节器设计了状态反馈,以实现控制目标的快速收敛。

在文献[34]中,陈禹基于非奇异快速终端滑模控制方法设计了飞翼无人机的姿态控制器,并设计了自适应计算扰动边界的方法,实现了在存在扰动力矩的情况下姿态角的快速鲁棒控制。

张阳等采用自适应的 super-twisting 非奇异快速终端滑模控制律进行飞翼无人机的姿态控制^[35],通过非奇异快速终端滑模控制律进行弱稳定性的飞翼控制,通过改进的 super-twisting 算法减弱由滑模面之间切换导致的抖动。

2.1.2 自抗扰控制

自抗扰控制是一种非线性控制理论^[36-37],对于具有不确定性的非线性、时变、耦合等复杂控制问题都有很好的控制效果。自抗扰控制的核心思想是将控制系统的输入输出选为简单的积分串联标准型,将未建模动态与外部干扰等不同于标准型的部分,视为系统总和扰动,采用扩张状态观测器对总和扰动进行估计,并利用估计值对控制系统进行补偿,这样就能消除不确定因素对控制系统的影响。自抗扰控制由于在复杂的不确定性非线性条件下对系统具有良好的控制能力,在飞行

器飞行控制上得到了广泛应用。

自抗扰控制主要由跟踪微分器、扩张状态观测器和非线性反馈三部分组成。跟踪微分器可以安排目标指令的过渡过程,同时给出微分信号。传统比例-积分-微分(proportional-integral-differential, PID)控制基于当前状态与目标指令设计控制器,若初始误差过大,则会造成很大的初始控制量,使系统超调增加;而采用跟踪微分器的自抗扰控制避免了这一问题,设计适合的过渡过程,可以使系统具有良好的控制性能。扩张状态观测器将系统的参数不确定性、模型动态等内部扰动以及外部干扰等当作系统总扰动进行估计,然后补偿到系统,抑制了多种干扰因素对系统控制的影响。非线性反馈相比常规线性反馈,具有更快收敛的特性。

文献[38]采用了自抗扰控制器对飞翼布局无人机的姿态与航迹控制问题进行了研究,并开展了在阶跃指令与阵风扰动情况下的仿真验证。但更多是采用自抗扰控制器用于飞翼无人机的控制的研究,主要是针对阵风等强扰动环境及自主起降过程的控制,将在后续内容进行介绍。

2.1.3 反步控制

反步控制^[39-41]是解决多变量非线性系统控制问题的一种重要方法。其将高维非线性系统分解为子系统,从系统最后一步基于李雅普诺夫函数向前逐步递推虚拟控制律,直到递推到真实的控制律,实现整个系统的稳定控制。反步控制的主要优点有:一是消除了无源控制中对系统相对阶为 1 的要求,可以对相对阶为 n 的系统设计控制器;二是反步控制使得控制器的设计结构化、系统化。但反步控制器的设计也存在三个问题:一是微分爆炸问题;二是控制约束问题;三是需求的反馈形式比较严格。当考虑不确定性问题时,反步控制可与模糊控制、自适应控制及变结构控制等方法相结合。

文献[42-43]采用反步法与粒子群优化补偿器相结合,对飞翼无人机机动过程的姿态角回路进行控制,通过粒子群优化补偿器补偿各种扰动和不可建模的耦合项,实现了在气动参数拉偏状态下的快速蛇形机动飞行仿真验证。

文献[44]采用反步法进行过驱动的飞翼飞行器的控制,同时,为了实现在协调转弯无侧滑状态下的纵向航迹跟踪控制,设计了针对航迹角的非线性观测器,并进行了在 S 形机动下,有/无非线性观测器的仿真对比。

2.1.4 自适应控制

自适应控制主要针对不确定性系统,根据状态、性能、参数指标的变化,得到相应的自适应控制律,抑制系统的不确定性影响,使得系统跟踪上预定控制指令^[45]。自校正控制与模型参考自适应控制是两种比较成熟的自适应控制方法。

文献[46]设计了一种基于L1自适应方法的横航向控制律,将控制面失效视作建模误差及扰动影响,利用控制分配的方式减弱了飞翼无人机对开裂式阻力方向舵的依赖,实现了在舵面失效情况下的滚转角指令跟踪。该方法将控制分配结合到控制律设计中,简化了控制律设计难度。文献[47]同样基于L1自适应方法设计了一种应对时变不确定性扰动的控制器,实现俯仰、滚转姿态控制及高度保持。但其基于线性模型,忽略了非线性的影响,对较大范围飞行包线适应性差。文献[48]针对控制器约束及故障情况,设计了一种基于强化学习和自适应方法的容错姿态控制器,并与基于滑模的容错控制进行对比,仿真结果表明该方案具有更好的控制效果。文献[49]针对控制面故障、作动器饱和以及气动参数不确定的飞翼飞行器,提出了一种考虑给定跟踪性能界的神经网络自适应补偿跟踪控制方案,同样是利用控制分配减弱飞行动力学耦合,简化控制律设计难度。文献[50]针对执行机构存在滞后、故障、饱和及非线性的飞翼飞行器,设计了一种约束自适应反步飞行控制律,采用在线更新法对故障进行处理,采用二阶低通滤波限制执行机构,采用控制分配减少故障对横向运动的影响。

文献[51]提出了一种基于强化学习的无模型自适应控制方案,将规定性能界与增量线性动态规划相结合,利用最小二乘法,有效解决了在无先验知识条件下飞翼稳定性较差的问题。文献[52]采用基于深度确定性策略梯度算法的强化学习控制器进行飞行器的姿态控制,并开展了在多种传感器噪声以及模型偏差情况下的仿真试验。通过仿真试验可知,所提出的控制器在存在模型误差的情况下,控制偏差仍小于 0.1° ,充分验证了所提出控制器的鲁棒性。

文献[53]将神经网络与动态逆控制方法相结合,通过动态逆实现对非线性飞翼布局飞行器的姿态控制,通过在线神经网络结构设计误差补偿器,实现在重量、飞行速度、飞行高度等状态变化的情况下的姿态高精度稳定控制。

国外这几年针对飞翼布局飞行器控制方法的论文相对较少,文献[54-56]针对X-45A的制

导律和基本控制系统进行了介绍,并详细阐述了首飞与前期测试的基本过程,但是并没有对姿态控制的算法进行介绍。

文献[57]基于F-16的模型设计了非线性的自适应控制器,整套控制系统包括了轨迹跟踪控制器、航迹角和空速控制器、气动角控制器以及角速度控制器四个环节,并基于所设计的控制器开展了螺旋爬升航线以及监视/侦察航线的仿真验证,有效地验证了所设计控制率的有效性与鲁棒性。但是所设计的控制算法较复杂,需要采集的传感器信息和调试的参数较多,在工程实现上较困难。

通过上面的分析,为了解决宽速域非线性状态下无尾飞翼的姿态控制问题,许多学者开展了大量的研究,采用滑模变结构控制理论、自抗扰控制方法、反步控制法、自适应控制理论及其结合与改进方法进行了大量的设计与仿真分析。从仿真结果可以看到,改进的方法都能取得较好的控制效果,但是将所提出的方法应用于实际的平台并进行验证的资料相对较少。一方面原因可能来自开展飞行试验需要较复杂的准备工作,另一方面所提出的一些非线性方法的计算量可能较大,对控制系统的实时性存在一些影响。如何实现满足平台在宽速域工况下实时高精度控制要求的姿态控制器,是需要进一步研究的内容。

2.2 多效应耦合下的高精度自主起降控制问题

大量的航空事故调查表明,起飞和降落阶段对飞行安全至关重要^[58]。对于常规布局飞行器的起降控制技术,目前工程中广泛采用PID控制方法设计控制律及滑跑纠偏控制方法。但是对于非线性较强的飞翼布局飞行器来说,此类基于小扰动线性化模型的控制方法存在一定的局限性,难以适应各种工况,不具备较强的鲁棒性,容易使飞行器出现着陆过程中纵向空速过大、不容易降高,横航向抗风及抗地面扰动能力不足的问题。为此,国内外许多学者针对起降过程中的非线性以及不确定性问题展开研究。

首先是对滑跑过程的动力学分析与建模。地面滑跑是轮式无人机自主起降过程中的一个重要阶段,运动特性复杂、非线性强,准确建模困难。目前工程阶段对于地面滑跑的研究仍普遍采用外场试验手段,显著增加了系统研发成本和研制周期^[59]。地面滑跑阶段受力模型相比于空中飞行阶段更加复杂,需要考虑轮胎的纵向、侧向摩擦力,支反力及力矩作用等。因此建立地面滑跑模型对于无人机滑跑起降动力学特性研究及纠偏控

制律设计具有重要意义。文献[59]基于轮胎侧向力模型、弹性轮胎和刚体假设,建立了滑跑阶段全量非线性模型和纠偏控制模型。

另外,在起降阶段贴地飞行过程中,地面会对机体空气动力特性产生影响,称为地面效应^[60]。当飞行器贴近地面时,由于地面边界的存在,机翼下翼面气流产生堵塞,气流动能转化为压力势能,使机翼升力增加。同时地面效益能显著减小机翼诱导阻力,提高升阻比。文献[60]研究了翼型几何参数及飞行高度对机翼气动特性的影响,结果表明:翼型弯度增加使上下翼面压差增大,在高速地面效应条件下,适当增加翼型弯度可以改善气动性能;随飞行高度降低,机翼下翼面升力增量大于上翼面升力损失,升力系数和升阻比增加越来越显著,在 0.2 倍弦长飞行高度下,地面效应可以使机翼升阻比增加 20%。

起落架也是起降过程中一个非常重要的装置。当飞行器滑行时,地面不平整或突发扰动的影响会引起飞行器明显振动。着陆接地瞬间,起落架和机体结构会受到垂直方向的巨大冲击,引起垂向强烈振动,影响安全性。因此在研究飞行器自主起降时,必须考虑起落架减震作用。文献[61]建立了飞行器起落架系统的二自由度非线性模型,利用时滞反馈主动控制对系统进行减震,但其反馈增益和时滞量均为定值,不能随时间和外激励变化,具有一定局限性。文献[62]建立了无人机三轮滑跑阶段的全量非线性模型,并设计了基于阻力方向舵的滑跑控制方案,实现了主轮刹车与阻力方向舵协调操纵进行平滑的滑跑控制。

针对起降过程的控制问题,目前主要是通过鲁棒控制、自抗扰控制、滑模变结构控制等非线性控制方法进行研究,克服非线性问题与外界扰动带来的影响,提高控制精度与鲁棒性。

文献[63]针对菱形翼无人机的起飞滑跑过程控制问题进行研究,分析了菱形翼无人机在起飞滑跑过程面临的难点,充分考虑了跑道等外界干扰及无人机本身非线性因素的影响,设计了一种基于反步控制方法的滑跑控制器,并通过仿真和滑跑试验验证了所提方法的有效性。

基于自抗扰的控制器设计也是一类主要的方案,针对在非线性动力学及环境扰动情况下的飞翼布局飞行器着陆问题,西北工业大学的谭健等^[64]针对在外界扰动和模型不准确情况下飞翼布局无人机自主着陆过程的纵向控制问题进行研究,设计了一种基于 super-twisting 滑模干扰观测

器与跟踪微分器的反步 L2 增益鲁棒控制方案,通过 super-twisting 滑模干扰观测器和 L2 增益鲁棒项克服模型参数和外界扰动对控制精度的影响,通过跟踪微分器克服反步控制虚拟控制量求导复杂的难题,从而满足大展弦比飞翼布局飞行器自主着陆过程高度与速度高精度协同控制的要求。另外,西北工业大学的王彦雄等^[65-66]针对大展弦比飞翼布局无人机自主起降过程中的滑跑纠偏控制问题进行研究,将自抗扰控制理论、非线性动态逆控制与加权伪逆法相结合,通过扩张状态观测器估计跑道路面差异带来的轮胎-地面结合系数与滑移率的变化、侧风扰动等,通过加权伪逆法对前轮转向、阻力方向舵及主轮差动刹车等联合纠偏执行机构进行控制分配,实现了从高速到低速整个过程中,在侧风及跑道积雪等扰动情况下的高精度航向保持控制。

阻力方向舵是飞翼布局的飞行器常采用的一种控制舵面,但是对于飞翼布局而言,阻力方向舵相较于常规飞机垂尾气动效率低,难以实现有效的滑跑纠偏。文献[67]提出了一种基于多重模糊控制器的滑跑纠偏方法,采用主轮差动刹车和阻力方向舵联合纠偏的方式进行控制。对比常规 PID 控制方法,模糊控制具有更小的超调量、更短的调节时间。

南京航空航天大学也针对飞翼布局的飞行器在舰船上的着陆控制问题进行研究,张孝伟在文献[68]中针对飞翼无人机的自主着舰控制问题进行研究,围绕横侧向轨迹的控制问题基于鲁棒伺服原理设计了滚转角速率控制器,王鑫在文献[69]中进一步采用鲁棒伺服与抗干扰模型参考自适应组合的控制律,对外围制导回路生成的角速率和速度指令进行跟踪,通过组合控制律实现对舰船尾部气流、模态参数差异、飞行状态变化等匹配和不匹配扰动的抗干扰能力,从而满足飞翼无人机自主着舰过程的高精度控制与快速响应要求。

张利刚等针对飞翼布局飞行器的安全起飞问题,提出了一种基于直接力控制的纵向控制方案,通过襟翼的偏转克服舵面附加升力的影响,提高无人机升降速度控制的快速性^[70]。

文献[71]针对 X-45 进行编队飞行和滑跑的控制程序进行了介绍,并介绍了实际试验的过程。论文中采用了基于虚拟长机的编队控制方法,该方法能有效克服在实际长机失效状况下编队的鲁棒性,论文中还基于试验进行了有效验证,值得深入学习。

从上面的分析可以看到,目前针对飞翼布局飞行器的高精度自主起降控制问题,主要采用的是自抗扰控制器及其改进方法。自抗扰控制器通过传统反馈控制器的基础上增加跟踪微分器与扩张状态观测器,实现对期望指令信号的平滑过渡设计与对多种未知扰动的在线估计,从而在一些扰动与非线性状态下能获得较好的效果,并在工业上取得了较多的应用。但是目前的研究暂时未见到基于自抗扰控制器进行飞翼无人机自主起降控制的飞行验证,这是需要进一步深入分析与研究的工作之一。

2.3 气动模型近似及强扰动状态下的鲁棒控制问题

飞翼布局的飞行器,在大气紊流中飞行会受到较大的紊流载荷,同时由于受到自身构型和舵面配置的限制,无法采用传统控制方案进行紊流载荷减缓^[72]。因此,为了提高飞翼布局飞行器在阵风等强扰动环境下的适应能力,文献[72]针对飞翼布局无人机垂直紊流减缓的问题进行研究,提出了一种多组舵面配合产生纵向直接控制力的解决方案。同时,文中还结合自抗扰控制器进行非线性控制律设计,对系统误差和紊流扰动进行在线估计和补偿控制。西北工业大学的Wang等针对无尾飞翼下降过程中受到微下冲气流造成的控制扰动问题与地面效应影响带来的控制偏差问题进行研究,设计了基于自抗扰控制器的高度控制回路与航迹倾角控制回路,同时设计了融合扩张状态观测器与反步法的迎角和俯仰角速率控制器,实现了在大扰动状态下的高精度稳定高度控制,保证了飞翼布局飞行器自主滑跑回收的可行性^[73]。在此基础上,他们在对舵面附加升力与气动力特性进行分析的基础上,针对多舵面大展弦比飞翼布局的飞行器提出了附加升力和气动力相结合的复合控制策略,通过舵面附加升力响应速度快、气动力控制平稳的优点进行互补控制,实现在近地面微下冲气流的扰动下飞行器保持稳定高度和迎角的安全飞行^[74]。同时,文中还结合了自抗扰控制器,来对外部风场等扰动进行估计与补偿控制,提高实时控制的精度。

为了解决在强扰动情况下大展弦比飞翼布局飞行器的非受控状态超过安全边界的限制问题,张波等在文献[75]中通过指令边界限制器、过渡指令产生器和指令跟踪控制器三个模块的组合,设计了指令-控制律联合限制的全状态约束控制方法,实现了在遭遇垂直阵风等情况下,迎角、垂向过载等非受控状态在安全边界的范畴内,保证

了飞行器的安全性;在文献[76]中针对大展弦比飞翼布局飞行器的全包线飞行控制问题进行研究,在综合考虑执行机构动态响应特性与控制延迟的基础上,设计了抗时滞线性自抗扰姿态控制器,实现了非线性舵机在存在一定延迟及阵风扰动情况下的姿态稳定控制,及全包线范围内的航迹跟踪控制。高洁等在文献[77]中提出了将升降副翼与海狸尾俯仰控制面配合的控制方案,将升降副翼的附加升力作为直接升力使用,提高飞翼构型飞行器的阵风缓解能力,同时采用海狸尾俯仰控制面来平衡升降副翼偏转产生的俯仰力矩。

另外,鲁棒控制兼顾标准控制模型与系统不确定性因素,使控制器对不确定性具有抑制能力,满足基本控制性能要求。鲁棒控制缺乏学习能力,所设计的控制器往往比较保守。鲁棒控制在应对不确定性的控制问题方面,已发展出有效的控制方法,如 μ 控制、 H_2 控制、 H_∞ 控制等。鲁棒控制在飞行器的飞行控制系统设计中已经得到了一些应用成果。

南京航空航天大学杨艺、坤娅、聂禾玮^[78-80]采用鲁棒伺服控制与参考模型相结合的方法,进行飞翼布局飞行器大机动飞行过程中纵向内回路俯仰角速率与空速的控制及横侧向偏航角速率和滚转角速率的控制,实现了在常值力矩、斜坡力矩、随机力矩以及典型大风等多种扰动情况下的鲁棒控制,同时对无人机自身气动参数不确定的情况进行了蒙特卡罗仿真验证。

2.4 冗余控制分配问题

飞翼布局飞行器由于与常规布局飞行器的构型差异,常采用多组舵面实现飞行控制。一方面,考虑到飞翼本身稳定性不足,需要增加冗余舵面提高控制可靠性和飞行安全性;另一方面,飞翼纵向控制力臂较短,需要多组舵面配合才能满足控制要求^[81]。此外,由于飞翼布局特殊的动力学特性,控制通道之间耦合现象较常规布局更加明显。上述因素的存在使得飞翼无人机控制难度大大提升,也使得传统控制律直接输出三种舵面指令的设计思路不再满足控制要求,因此需要引入舵面/控制分配环节,建立所需控制力矩/力与多组舵面之间的映射关系,简化控制律设计难度。

2.4.1 传统控制分配方法

目前应用较为广泛的控制分配方法主要分为三大类^[82]:一是广义逆法^[83],主要包括伪逆法^[82]及其衍生方法(加权伪逆法、再分配伪逆法等)和链式法等;二是几何分配法,包括直接分配

法、面搜索法和对边搜索法等;三是数学规划方法,如线性规划和二次规划等。

伪逆法结构简单,计算速度快,是早期控制分配技术研究和应用的重点。伪逆法中各个操纵面均参与控制分配,总舵面偏转量减小,在期望转矩较小的情况下可以实现较好的分配,但无法直接考虑操纵面速率和位置限制,因此其无法避免操纵面过早进入偏转角饱和状态,限制了飞机最大可用操纵力矩。

串联链式分配方法是对操纵面进行优先级划分,并且假设所划分的每组操纵面都能产生三轴方向的力矩。对于期望力矩指令,依据优先级顺序进行分配,即优先利用级别高的一组舵面进行控制,若进入饱和则使用次一级别的操纵面组。

直接分配法的根本思想是:对于一个确定的期望三轴力矩向量,在控制子空间中找到一个控制量向量,使其在映射矩阵的作用下产生的力矩向量在期望力矩向量的方向上获得尽可能大的幅值。转矩可达集(Attainable Moment Subset, AMS)的概念是 1993 年针对在二维横侧向情况下分配问题提出的,而对于在三维情况下的转矩可达集求解而言,复杂度高、计算量大,难以满足飞控系统实时计算的要求。

在数学规划方法中,线性规划和二次规划的控制分配方法分配效率高,可以考虑操纵面位置和速率限制,但此类算法计算量偏大,同样难以满足实际飞控系统对实时性的要求,工程实用性较差。

文献[83]首先利用经典控制方法设计出在各个舵面均正常情况下的基本控制律,产生整个控制指令,然后利用二次规划方法设计控制分配器,将整个控制指令分配到各个舵面上。该方法尽管能以较小舵偏实现较好的控制效果,但实时性很难保证,需要利用高性能计算机控制系统实现;此外对于稳定性和稳定裕度尚缺乏深入系统的研究,可靠性难以保证。

2.4.2 现代控制分配方法

近年来对控制分配方法的研究与应用主要集中在三个方面:一是对传统控制分配方法的改进;二是对非线性控制分配方法的研究;三是对控制分配方法与工程实际结合的应用研究。对于线性分配方法而言,当操纵面偏转角度与所产生的气动力矩之间呈现明显的非线性特性时,分配解将产生较大误差,甚至会出现反效现象。对于飞翼布局飞行器,各操纵面之间气动强耦合作用使得非线性特性尤为明显,因此研究非线性控制分配

方法对于飞翼布局无人机的控制系统设计具有重要意义。

针对非线性控制分配问题,文献[84]为解决计算量大、实时性差等问题,提出了一种基于舵面位置反馈的非线性控制分配方法,即在期望三轴力矩系数中除去由前一解算周期内舵面位置产生的非线性三轴力矩系数,对剩余的期望三轴力矩系数用线性控制分配方法求解本次解算周期内的舵面偏角。该方法将非线性控制分配问题转化为线性控制分配问题,通过理论证明了其稳定性,并通过半实物仿真试验验证了实时性。文献[85]在考虑舵效非线性模型的基础上,针对不同飞行工况下的升力最优、阻力最优、雷达反射面积最优等多目标优化问题进行研究,基于主要目标法实现了多目标分配并进行了仿真验证。

近年来随着机器学习/人工智能的发展,强化学习方法逐渐被运用到解决复杂条件下(如容错、饱和、失效等)的控制分配问题中。强化学习受行为心理学启发,主要关注智能体如何在环境中采取不同行动,以最大限度提高累积奖励。强化学习主要由智能体、环境、状态、动作、奖励组成。当智能体执行了某个动作后,环境将会被转移到一个新的状态,对于该新的状态,环境会给出奖励信号,随后智能体根据反馈奖励,按照一定的策略执行新的动作。智能体通过这种不断迭代的强化学习,可以知道自己在什么状态下,应该采取什么样的动作使得自身获得最大奖励。对于控制分配问题来说,智能体即为飞控系统,环境为飞行器动力学特性、气动特性等,状态即为飞行器速度、姿态、过载等信息,动作即是对应舵面控制指令,奖励为依据控制分配优化准则所设计的目标函数。

强化学习是一种训练智能体在不需要动态模型先验信息的情况下,与环境交互并根据回报函数进行学习的方法。它通过奖励机制提升系统的决策能力,但缺乏感知能力;而深度学习具有较强的感知能力,但缺乏一定的决策力。因此,深度强化学习就是将两者结合起来,优势互补,用于解决复杂系统的感知决策问题,提高效率。与传统的强化学习不同,深度强化学习通过神经网络去逼近值函数,满足更高维度的学习要求。面向具有较强耦合特性与非线性特征的飞翼舵面分配问题,尤其是在未来融合下面所介绍的具有较强非线性特征的主动流动控制的飞翼控制分配,采用传统的线性分配方法难以取得理想的结果,应用深度强化学习是一种有效的解决方案。但是如何

保证在各种工况下控制系统的收敛性,同时满足实时控制的要求,是一个值得深入研究的问题。

3 主动流动控制在飞翼上的应用

3.1 主动流动控制的意义

主动流动控制技术作为一种有效的气动性能增强和飞行控制手段,可以广泛地应用于飞行器增升、减阻、降噪和姿态控制等方面^[86-87],是提升未来飞行器性能的重要途径之一^[88]。下面主要从传统舵面不足、隐身性考虑以及主动流动控制优势三方面说明引入主动流动控制的意义。

3.1.1 传统舵面不足

与常规布局方向舵不同,飞翼布局由于没有垂直安定面,因此常采用阻力类方向舵^[89],包括全动翼尖、嵌入式阻力方向舵、开裂式阻力方向舵、差动升降副翼等,主要通过两侧机翼非对称力产生偏航力矩,实现航向控制。其中,全动翼尖、嵌入式阻力方向舵虽能产生较好的偏航控制效果,但会伴随较大的滚转力矩和俯仰力矩;差动升降副翼占用后缘舵面数量较多,会影响俯仰和滚转方向的控制效能。

开裂式阻力方向舵具有良好的航向控制效果,广泛应用于飞翼布局飞行器飞行控制中,如B-2、X-47B等均采用开裂式阻力方向舵。但其劣势也相当明显:当其对称打开后,偏航力矩增量随舵偏角的变化呈非线性特性,且与升力、俯仰力矩和滚转力矩耦合较大,变化规律复杂,在较大迎角时还会产生操纵反效现象,容易诱发振荡。

另外,传统控制舵面偏转是通过可动伺服机构与机翼或尾翼相连接,为避免加工精度误差及偏转运动干涉,连接处必然存在微小缝隙,而这些缝隙的存在会影响飞翼布局飞行器舵面操纵效率。文献[90]通过数值方法分析了飞翼布局飞行器舵面缝隙对各舵面操纵效率的影响,计算结果表明:舵面缝隙会降低升降副翼的操纵效率,且舵面缝隙越大,操纵效率降低越多;舵面缝隙对开裂式阻力方向舵的影响与差动升降副翼相反,缝隙存在时效率更高。文献[91]分析了喷流对飞翼布局飞行器气动特性的影响,喷流主要会导致飞翼布局飞行器的阻力系数和俯仰力矩系数发生变化,影响规律随落压比而变化。

3.1.2 基于隐身性能的考虑

隐身性是五代战机的主要特点之一,与超声速巡航、超机动飞行和超信息优势并称为五代战机的四大特点。在飞机总体设计阶段,主要从静态 RCS 特性考虑,仅考虑了整体外形的 RCS 特

性。而在实际作战中,隐蔽空防是动态过程,飞机姿态和活动舵面不断地发生变化,尤其是舵面偏转会对飞机 RCS 产生较大影响,破坏飞机隐身特性。作为应用于作战穿透/突防任务的高速飞翼布局飞行器来说,隐身性能将是其重要指标之一,因此必须考虑在实际飞行过程中的动态 RCS 变化情况,即舵面偏转对 RCS 的影响。

文献[92]分析了在舵面不同组合情况下飞翼 RCS 特征,计算结果表明:用于航向控制的开裂式组合方向舵对无人机 RCS 影响最为显著;运用控制舵面组合时,应尽量避免偏转后的舵面在同一照射方向形成夹角。然而,开裂式阻力方向舵等机械控制舵面在常规飞翼控制中是必不可少的,因此需要引入新的航向控制手段,从根本上解决机械结构偏转对 RCS 的影响。

3.1.3 主动流动控制的优势与可行性

利用主动流动控制进行飞翼航向控制具有以下两大主要优势:一是替换了传统的机械舵面控制,无外露复杂控制机构,翼面尺寸缩小,结构重量减轻,可靠性提升;二是在飞行过程中,飞翼翼尖处表面始终平滑,无凸起、缝隙等,能够兼顾良好的气动和隐身特性。

国外关于主动流动控制的研究起步较早,自20世纪70年代便已开始。目前已有多家机构对主动流动控制飞行器开展研究,并完成了相关技术验证工作。2010年9月17日,英国“恶魔”(Demon)无人机^[93-94]完成了由英国民航管理局首次批准并正式认定的“无襟翼飞行”(flapless flight),即仅依靠喷射气流完成升降和转向控制。此次试验的成功对喷流控制(典型的主动流动控制形式)技术实用化具有重大意义。2019年5月,英国“岩浆”(MAGMA)无人机完成了仅采用喷流控制的飞行试验,验证了技术的可行性^[95-97]。国内关于喷流控制的相关研究起步较晚,孙全兵等对常规布局和鸭式布局飞行器进行了喷流环量控制相关技术的研究与验证工作^[98]。Luo等采用零质量合成射流(也是主动流动控制的一种形式)进行了常规布局飞行器的滚转控制^[99]。这些都充分验证了主动流动控制方法的有效性。MAGMA无人机喷流控制方法如图4所示。

综上所述,引入主动流动控制替代传统机械舵面控制在技术上是可行的,并且能够使飞翼布局飞行器兼顾良好的气动/隐身特性及航向稳定性,对执行战场穿透、突防任务具有重要意义。

3.2 主动流动控制的现状

主动流动控制技术是相对于被动流动控

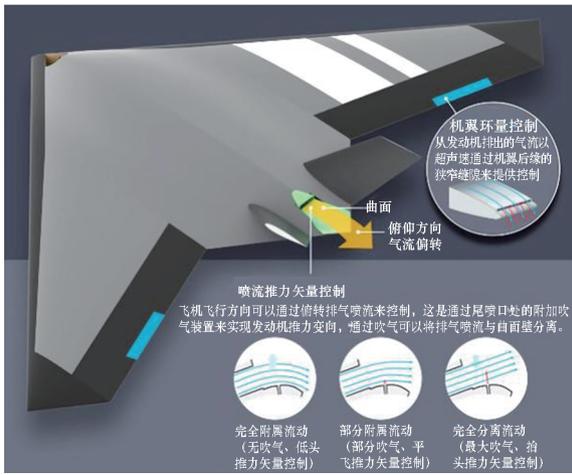


图 4 MAGMA 无人机喷流控制方法^[100]

无活动部件飞行控制,控制系统主要包含机翼环量控制和喷流推力矢量控制两部分。MAGMA 利用进气道进气与发动机引气混合后的气体,经过机翼后缘的狭缝高速喷出,并利用 Coanda 效应实现气流方向偏转,从而实现喷流推力矢量控制,产生控制力矩,用于无人机姿态控制。

美国 DARPA 也于 2018 年启动了“为飞机设计流动控制方法”等喷流飞行控制技术相关项目,2019 年 8 月又发布了“带有效应器的革命性飞机控制”项目跨部局公告^[100]。尽管国内目前还没有有用仅采用流动控制的无人机进行实际飞行试验,但许多团队针对喷流环量控制及流动矢量控制开展了大量的研究与验证工作。

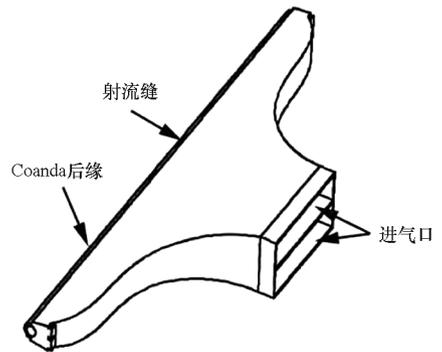
国内南京航空航天大学针对主动流动控制开展了较多的研究。孙全兵等在文献[98]中采用图 5 所示的环量控制激励器和反向喷流激励器相结合的方式对飞翼布局无人机进行姿态控制,并进行了实际飞行试验。其中环量控制激励器用于俯仰和滚转控制,反向喷流激励器用于航向控制。试验结果表明环量控制激励器产生的俯仰力矩增量、升力增量和滚转力矩增量能实现对无人机俯仰和滚转的控制,反向喷流激励器能实现航向控制所需的偏航力矩,但滚转和航向仍存在耦合。

制^[101]产生的。被动流动控制是通过预先设定好的控制装置对流场产生影响,如翼刀^[86]、扰流板、控制舵面等装置。这种控制方式由于其原理/结构简单、易于操作、可靠性强、控制效果好等优势,自飞机出现以来,便得到广泛的应用。然而被动流动控制在实际流场偏离设计状态时,无法达到最佳控制效果^[88],如在低速、大迎角失速等状态下,传统控制舵面存在失效风险。

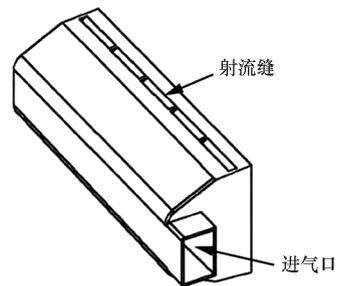
主动流动控制则是在物体流场中直接施加适当的扰动模式并与流体的内在模式相耦合来实现对流动的控制^[88]。主动流动控制可以在不需要外置活动舵面的情况下改变飞机的气动力和力矩,对飞机姿态进行控制。其中应用最为广泛的是喷流环量控制技术^[97,102-103],最早于 1962 年由英国的 Macaulay 提出^[104]。

2013 年,北约科学与技术机构联合英国 BAE 公司,美国洛马公司、空军科学研究办公室、国防部科技实验室等机构,对“创新控制效应器”^[100]技术能否应用于未来无人机系统进行了 5 年性能评估,评估对象为两款应用喷流飞行控制技术的无尾布局飞行器——ICE - 101 与 SACCON。第一阶段评估于 2017 年 12 月完成,主要内容为在 9 150 m 高度分别以 0.9Ma 和 0.8Ma 飞行。评估结果表明:在飞行过程中,控制飞行姿态所需的引气量是发动机总引气量的 3% 和 1.8%,喷流飞行控制系统对航程的影响为 1%,两者均在可承受范围内。

2017 年,BAE 公司联合曼彻斯特大学在 SACCON 基础上开发了 MAGMA 无人机^[97],该飞机的第二代仅采用喷流飞行控制,并于 2019 年 5 月首飞成功。该无人机采用喷流控制系统实现



(a) 环量控制激励器
(a) Circulation control actuator



(b) 反向喷流激励器
(b) Reverse jet control actuator

图 5 主动流动控制激励器^[98]

Fig. 5 Active flow control actuator^[98]

为解决飞翼布局航向控制难题,南京航空航天大学朱佳晨等在文献[105]中设计了基于喷流的航向控制方案。从文中结果可以看出,航向喷流控制器需要单独的涵道风扇提供气源,并且风扇到喷流口之间的管道占用机翼空间过大,使得机翼后缘靠近机身部分无法设置其他控制机构,进而会降低结构利用率。此外,由于没有冗余舵面设置,还会降低控制系统可靠性。

文献[106]设计了一种基于双喉道气动推力矢量喷管的无舵面飞翼控制方案,发动机尾部采用成 45° 角的倒V型双二元喷管,通过调节左右喷管气流偏转方向,可以实现俯仰和航向控制。这种控制方案虽然简化了飞行器结构与控制机构复杂度,但仍然存在较大缺陷。由于仅利用一对二元喷管进行操控,因此偏航控制和滚转控制是耦合在一起的,无法单独增加飞翼的航向阻尼特性,改善飞翼动态品质。该飞翼构型翼展远大于机身长度,因此其滚转方向阻尼远大于航向阻尼,在飞行过程中会出现航向不稳定的情况。文中虽然进行了试飞试验,验证了倒V型双二元喷管的可操纵性,但其利用翼梢小翼来增加航向稳定性,破坏了原始设计构型,也破坏了飞翼布局的隐身特性,在最终的工程应用阶段很难实现。此外,仅采用双喷管的控制方案可靠性较低,由于没有冗余操纵机构设计,当一侧喷口出现故障时,飞行器无法控制。因此,此种控制方案虽然有一定创新性,但设计上存在缺陷,成熟度较低、可靠性较差,现阶段很难适用于隐身飞翼布局无人机的实际工程应用。

文献[107]对比并分析了传统舵面控制机翼和环量控制(基于柯恩达后缘)机翼的气动及控制特性,结果表明:采用环量控制的机翼上表面流动分离现象减弱,通过调整吹气系数可以提高升力系数;与常规舵面相比,环量控制技术可以提高飞行器的失速迎角,提升飞行器可控性;试验对比结果表明在适当吹气系数下,环量控制产生的滚转力矩控制效果优于常规舵面。因此,利用环量控制装置替换传统舵面控制装置的设计方案在理论上是可行的,在控制效果上甚至会优于传统舵面。

南京航空航天大学的李继广^[108]采用流体矢量控制与常规气动舵相结合的方法,进行飞翼布局无人机的机动飞行控制,并通过缩比飞机在进行了殷麦曼机动之后作莱维斯曼机动的连续机动飞行试验,验证了流体矢量用来保持无人机在大迎角情况消除侧滑的能力。

邵帅等针对中等展弦比的飞翼无人机的流动控制开展研究,通过理论计算分析了所设计的流动控制机构用于中等展弦比飞翼上的可行性,并通过飞行试验进行了初步验证^[109]。

针对飞翼布局飞机容易失稳的问题,文献[110]开展了合成射流进行主动控制的研究,通过设计布置于飞翼布局飞机机翼前缘的合成射流,并采用与滚转运动角速度方向相反的控制力矩策略,可以有效增强前缘涡,增加滚转阻尼,改善横向稳定性,从而为飞翼布局飞机的增稳控制提供重要的技术支持。

4 总结与展望

通过上面对飞翼布局飞行器与相关控制技术的分析,在未来的一段相当长的时间内,飞翼仍然是一个研究热点,也是一项研究难题。未来飞翼布局飞行器的一些相关研究点,主要包括以下几个方面:

1)兼具亚声速与超声速飞行的构型设计。典型的飞翼布局飞行器,在亚声速状态下具有较高的升阻比,但是为了适应未来穿透性制空的作战需求,逐渐往高速飞行的方向迈进。类似X-47A的“风筝”构型设计,后掠角较大,适合更快的巡航速度,满足超声速飞行需求,但是难以发挥出传统飞翼亚声速巡航效率高的优势。融合传统飞翼构型(B-2)及“风筝”构型(X-47A)的双后掠构型(或者叫“曲柄风筝”(Cranked kite)构型),具有更强的可扩展性和适应性,或许是未来新一代飞行器的基本设计思路。但是,如何降低双后掠构型所带来的隐身特性损失,是需要考虑的内容。

2)融合主动流动控制与气动力的控制模式设计。为了真正实现无尾飞行,融合流体矢量与传统气动力的控制模式,是提高未来飞行器隐身特性、实现短距起降等特征的必然选择。如何设计流动控制的方案与具体实现形式,在结构复杂性可接受、原始气动力与发动机能量损失较小的情况下,有效提升主动流动控制的作用,是值得深入研究的一个问题。同时,如何提高流动控制的可靠性与鲁棒性,保证在发动机故障、燃油耗尽等异常情况下飞行器的基本可控性,也是需要探讨的一个主要问题。

3)适应各种工况与不确定性的智能控制系统研究。飞翼布局飞行器的控制,一直是制约系统推广与应用的一个主要瓶颈。在强非线性气动特性、航向弱稳定、多通道耦合、外界强扰动等多

种状态下的鲁棒控制,在地面效应影响、阵风/侧风扰动下的自主起降过程的快速高精度控制,以及在冗余控制分配/某些执行部件故障状态下的智能控制分配等方面,都是值得深入研究的内容,也是推动国内飞翼布局飞行器走向实用的重要支撑。

参考文献 (References)

- [1] 葛志闪. 飞翼布局无人机控制律设计[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
GE Z S. Design of control law for UAV with flying wing layout[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [2] 张伟, 赵轲, 夏露, 等. 飞翼布局翼型系列设计进展[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 37-52.
ZHANG W, ZHAO K, XIA L, et al. A multi-disciplinary global/local optimization method for flying-wing airfoils design[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 37-52. (in Chinese)
- [3] 谭健. 飞翼布局无人机鲁棒滑模非线性飞行控制研究[D]. 西安:西北工业大学, 2015.
TAN J. Research on robust sliding mode nonlinear flight control for fly wing UAV [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015. (in Chinese)
- [4] 朱宝流. 美国 B-2 轰炸机的发展历程(下)[J]. 国际航空, 1994(2): 30-31, 56.
ZHU B L. Developed course of B-2 stealth bomber (part two)[J]. International Aviation, 1994(2): 30-31, 56. (in Chinese)
- [5] 朱宝流. 美国 B-2 轰炸机的发展历程(上)[J]. 国际航空, 1994(1): 26-28.
ZHU B L. Development course of B-2 stealth bomber (part one)[J]. International Aviation, 1994(1): 26-28. (in Chinese)
- [6] 杨至楷. 大型飞翼布局飞机的发展[J]. 中国战略新兴产业, 2018(34): 9-11.
YANG Z K. Development of large flying wing layout aircraft[J]. China Strategic Emerging Industry, 2018(34): 9-11. (in Chinese)
- [7] 陈应明, 冯志峰. 孤独的先行者: 诺斯洛普和他的飞翼家族(上)[J]. 兵器, 2008(9): 28-31, 34-36.
CHEN Y M, FENG Z F. The lonely pioneer: Northrop and his flying wing family (part one)[J]. Weapon, 2008(9): 28-31, 34-36. (in Chinese)
- [8] 陈应明, 冯志峰. 孤独的先行者: 诺斯洛普和他的飞翼家族(下)[J]. 兵器, 2008(10): 34-38.
CHEN Y M, FENG Z F. The lonely pioneer: Northrop and his flying wing family (part two)[J]. Weapon, 2008(10): 34-38. (in Chinese)
- [9] Armstrong. 从哈维到 ATB, B-2“幽灵”隐身轰炸机首飞三十周年(上) [EB/OL]. (2019-10-30)[2022-02-02]. <https://forum.chnjet.com/thread-101377-1-1.html>.
Armstrong. From HARVEY to ATB, the thirty years from the first flight of the B-2 Spirit stealth bomber (part one) [EB/OL]. (2019-10-30)[2022-02-02]. <https://forum.chnjet.com/thread-101377-1-1.html>. (in Chinese)
- [10] 马怡, 潘志雄, 罗烈. X-47B 飞翼气动布局设计分析[J]. 航空科学技术, 2014, 25(12): 1-4.
MA Y, PAN Z X, LUO L. X-47B flying wing aerodynamic configuration analysis [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(12): 1-4. (in Chinese)
- [11] 温杰. 跌落的坎大哈野兽: 美国 RQ-170 隐身无人侦察机的前世今生(上)[J]. 现代兵器, 2012(2): 14-19.
WEN J. Fallen of the beast of Kandahar: the lives of the US RQ-170 unmanned stealth reconnaissance aircraft (part one) [J]. Modern Weaponry, 2012(2): 14-19. (in Chinese)
- [12] 温杰. 跌落的坎大哈野兽: 美国 RQ-170 隐身无人侦察机的前世今生(下)[J]. 现代兵器, 2012(3): 22-30.
WEN J. Fallen of the beast of Kandahar: the lives of the US RQ-170 unmanned stealth reconnaissance aircraft (part two) [J]. Modern Weaponry, 2012(3): 22-30. (in Chinese)
- [13] MYHRA D. The Horten Ho 9/Ho 229; vol 1; retrospective[M]. Atglen: Schiffer Publishing, 2003.
- [14] DOBRENZ T L, SPADONI A, JORGENSEN M. Aviation archeology of the Horten 229 v3 aircraft[C]//Proceedings of the 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, 2010.
- [15] GRIFFITHS H. The Horten Ho-229 aircraft [J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2021, 36(1): 61.
- [16] 侯晓艳, 尚绍华. EADS 公司的梭鱼无人验证机[J]. 飞航导弹, 2010(4): 26.
HOU X Y, SHANG S H. EADS company's Barracuda UAV verification machine [J]. Aerodynamic Missiles Journal, 2010(4): 26. (in Chinese)
- [17] 宫朝霞, 严明. EADS 公司推进梭鱼无人机飞行试验[J]. 飞航导弹, 2010(10): 75.
GONG Z X, YAN M. Flight test of EADS company to promote Barracuda UAV [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2010(10): 75. (in Chinese)
- [18] 王世光, 时兆峰. EADS 的梭鱼终于露出水面[J]. 飞航导弹, 2006(12): 28-29.
WANG S G, SHI Z F. EADS Barracuda finally surfaced[J]. Winged Missiles Journal, 2006(12): 28-29. (in Chinese)
- [19] 新浪军事. 欧洲神经元无人战机完成在意大利试飞 [EB/OL]. (2015-09-17)[2022-02-02]. <http://mil.news.sina.com.cn/2015-09-17/1553839373.html>.
Sina Military. The nEURON UAV from European realize the first flight in Italy [EB/OL]. (2015-09-17)[2022-02-02]. <http://mil.news.sina.com.cn/2015-09-17/1553839373.html>. (in Chinese)
- [20] 德俊. “神经元”和法国未来空中作战系统[J]. 国际航空, 2009(8): 35.
DE J. Neuron program and future French combat air system[J]. International Aviation, 2009(8): 35. (in Chinese)
- [21] 张翼麟, 郭朝邦. 英国公布雷神无人机首次试飞细节[J]. 飞航导弹, 2014(3): 3.
ZHANG Y L, GUO Z B. Britain announces details of Raytheon UAV's first test flight [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(3): 3. (in Chinese)
- [22] 马强, 宁波, 陈宇. 英国无人机发展概览[J]. 航空世界, 2016(4): 56-58.
MA Q, NING B, CHEN Y. Introduction to UAVs of Britain[J]. Aviation World, 2016(4): 56-58. (in Chinese)

- Chinese)
- [23] 许佳. 俄罗斯发展先进“猎人”无人机[J]. 国际航空, 2019(9): 43-45.
XU J. Russian S-70 Hunter UCAV dominate future battlefields[J]. International Aviation, 2019(9): 43-45. (in Chinese)
- [24] 张娜. 俄罗斯“猎人”无人机发展之路[J]. 国际航空, 2021(8): 24-26.
ZHANG N. Analysis of the Russian Hunter drones [J]. International Aviation, 2021(8): 24-26. (in Chinese)
- [25] Military Factory. Hongdu Lijian (sharp sword) [EB/OL]. (2022-06-22) [2022-07-01]. https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.php?aircraft_id=1156.
- [26] Military Factory. Gongji-11 (GJ-11) [EB/OL]. (2020-06-22) [2022-07-01]. https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.php?aircraft_id=2219.
- [27] 赵振华, 顾子箫, 薛鹏翔, 等. 飞翼无人机复合连续非奇异终端滑模姿态跟踪容错控制[J]. 控制理论与应用, 2023, 40(7): 1277-1286.
ZHAO Z H, GU Z X, XUE P X, et al. Composite continuous nonsingular terminal sliding mode fault tolerant attitude tracking control for flying wing UAV[J]. Control Theory & Applications, 2023, 40(7): 1277-1286. (in Chinese)
- [28] 顾子箫, 赵振华, 闻子侠, 等. 基于滑模观测器的飞翼无人机输出反馈控制[J]. 航空科学技术, 2023, 34(12): 75-82.
GU Z X, ZHAO Z H, WEN Z X, et al. Sliding mode observer based output feedback controller design of flying wing UAV [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(12): 75-82. (in Chinese)
- [29] FENG Y N, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Flexible flying-wing UAV attitude control based on back-stepping, adaptive and terminal-sliding mode [C]//Proceedings of International Conference on Intelligent Robotics and Applications, 2014: 328-339.
- [30] 谭健, 周洲, 祝小平, 等. 基于 terminal 滑模与控制分配的飞翼布局无人机姿态控制[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(4): 505-510.
TAN J, ZHOU Z, ZHU X P, et al. Attitude control of flying wing UAV based on terminal sliding mode and control allocation [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(4): 505-510. (in Chinese)
- [31] 谭健, 周洲, 祝小平, 等. 飞翼布局无人机二阶滑模姿态跟踪鲁棒控制[J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(2): 185-190.
TAN J, ZHOU Z, ZHU X P, et al. Second order sliding mode attitude tracking and robust control of flying-wing UAV[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 33(2): 185-190. (in Chinese)
- [32] 谭健, 周洲, 祝小平, 等. 飞翼布局无人机分数阶积分滑模姿态控制[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(5): 607-614.
TAN J, ZHOU Z, ZHU X P, et al. Attitude control for flying wing unmanned aerial vehicles based on fractional order integral sliding-mode [J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(5): 607-614. (in Chinese)
- [33] REZAZADEH MOVAHHED S, ALI HAMED M. Output tracking of a 6-DOF flying wing UAV in longitudinal motion using LQR optimized sliding mode control with integral action[C]//Proceedings of the 7th International Conference on Control, Instrumentation and Automation (ICCIA), 2021.
- [34] 陈禹. 基于滑模的飞翼无人机姿态控制及优化方法研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.
CHEN Y. The research on controller design and optimization methods of fly-wing UAV based on sliding mode [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019. (in Chinese)
- [35] 张阳. 基于超螺旋滑模的飞翼无人机控制研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2021.
ZHANG Y. Adaptive super twisting sliding mode control for flying-wing UAV [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2021. (in Chinese)
- [36] GAO Z Q, HUANG Y, HAN J Q. An alternative paradigm for control system design [C]//Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control, 2001.
- [37] 韩京清. 自抗扰控制技术: 估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
HAN J Q. Active disturbance rejection control technique: the technique for estimating and compensating the uncertainties[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [38] ZOU Y X, YIN Y X, SONG J. Flight control of a flying-wing UAV based on active disturbance rejection control [C]//Proceedings of the 3rd IEEE International Conference on Control Science and Systems Engineering (ICCSSE), 2017.
- [39] KRSTIĆ M, KANELAKOPOULOS I, KOKOTOVIĆ P. Nonlinear and adaptive control design [M]. New York: Wiley, 1995.
- [40] ZHOU J, WEN C Y. Adaptive backstepping control of uncertain systems: nonsmooth nonlinearities, interactions, or time-variations[M]. Berlin: Springer, 2008.
- [41] 雷雷恒, 李继广, 杨璐, 等. 飞翼无人机机动飞行非线性反步控制律设计[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 645-650.
YANG L H, LI J G, YANG L, et al. Design of nonlinear backstepping controller for flying wing UAV maneuvering flight [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 645-650. (in Chinese)
- [42] 李继广, 陈欣, 李亚娟, 等. 飞翼无人机机动飞行非线性鲁棒控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(1): 89-98.
LI J G, CHEN X, LI Y J, et al. Nonlinear robust control method for maneuver flight of flying wing UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(1): 89-98. (in Chinese)
- [43] LI J G, DONG Y F, QU G M, et al. Flying wing UAV maneuver nonlinear backstepping tracking guidance and control design[J]. Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation, 2019, 51(1): 1-18.
- [44] RAJPUT J, ZHANG W G, SHI J P. A backstepping based flight control design for an overactuated flying wing aircraft[C]// Proceedings of the 10th Asian Control Conference (ASCC), 2015.
- [45] LANDAU I D, LOZANO R, M'SAAD M, et al. Adaptive control: algorithms, analysis and applications[M]. Berlin: Springer-Verlag Heidelberg, 1998.
- [46] LI W H, ZHANG W G, SHI J P, et al. Lateral control reconfiguration of tailless flying-wing UAV based on LI adaptive control method[C]//Proceedings of the IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC),

- 2018.
- [47] XI A, ZHAO Y J. LI adaptive control of the flying wing UAV with unknown time-varying disturbances[C]//Proceedings of the Asian Control Conference, 2017.
- [48] LI Z, CHEN X, XIE M Y, et al. Adaptive fault-tolerant tracking control of flying-wing unmanned aerial vehicle with system input saturation and state constraints[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2022, 44(4): 880 - 891.
- [49] ZHANG S J, SHUANG W F, MENG Q K. Control surface faults neural adaptive compensation control for tailless flying wing aircraft with uncertainties[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2018, 16(4): 1660 - 1669.
- [50] SHUANG W F, ZHANG S J, WU X. An anti-windup fault tolerant control method for tailless flying wing aircraft[C]//Proceedings of the IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), 2016.
- [51] HUANG C Y, ZHANG S J. A prescribed performance adaptive optimal control scheme for flying-wing aircraft[C]//Proceedings of the International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2020.
- [52] XIAN Y W, WANG P, XIN H B, et al. An intelligent attitude control method for UAV based on DDPG algorithm[C]// Proceedings of the 8th International Conference on Automation, Control and Robotics Engineering (CACRE), 2023.
- [53] 孟祥瑞. 基于神经网络补偿动态逆的飞翼布局无人机姿态控制方法[J]. 导航定位与授时, 2018, 5(4): 49 - 55. MENG X R. Research on attitude control of flying-wing UAV based on dynamic inversion method with neural network compensation structure [J]. Navigation Positioning and Timing, 2018, 5(4): 49 - 55. (in Chinese)
- [54] WISE K A. First flight of the X - 45A unmanned combat air vehicle (UCAV)[C]//Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2003.
- [55] WISE K. X - 45 program overview and flight test status[C]// Proceedings of the 2nd AIAA Unmanned Unlimited Conference and Workshop & Exhibit, 2003.
- [56] BRINKER J. Autonomous steering of the joint unmanned combat air system (J-UCAS) X - 45A[C]//Proceedings of the AIAA 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit, 2004.
- [57] SONNEVELDT L, VAN OORT E R, CHU Q P, et al. Nonlinear adaptive trajectory control applied to an F - 16 model[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(1): 25 - 39.
- [58] GUO A, ZHOU Z, ZHU X P. Research on aircraft take-off and landing performance based on flight simulation [C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA), 2018.
- [59] 史红伟, 蔡永恒, 李新华. 某型无人机滑跑起降侧偏控制改进分析[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 102 - 111. SHI H W, CAI Y H, LI X H. Improvement on ground taxiing rectification control of a certain UAV [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 102 - 111. (in Chinese)
- [60] 刘浩, 孙建红, 张延泰, 等. 地面效应下的不同翼型亚声速气动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(3): 408 - 415. LIU H, SUN J H, ZHANG Y T, et al. Aerodynamic characteristics of different airfoil in subsonic flow with ground effect [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(3): 408 - 415. (in Chinese)
- [61] 董成, 宋敦科, 赵艳影. 飞机起降滑行过程中的非线性振动及其时滞反馈控制研究[J]. 国际航空航天科学, 2017, 5(3): 163 - 174. DONG C, SONG D K, ZHAO Y Y. Study on nonlinear vibration and delayed feedback control of aircraft in take-off and sliding [J]. Journal of Aerospace Science and Technology, 2017, 5(3): 163 - 174. (in Chinese)
- [62] 王鹏, 周洲. 飞翼无人机着陆滑跑建模和控制仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2011, 23(1): 118 - 122. WANG P, ZHOU Z. Study of modeling and control simulation for flying-wing UAV in ground motion during landing [J]. Journal of System Simulation, 2011, 23(1): 118 - 122. (in Chinese)
- [63] 李继广, 董彦非, 杨芳, 等. 基于反步控制方法的菱形翼无人机起飞滑跑控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(3): 496 - 504. LI J G, DONG Y F, YANG F, et al. Takeoff taxiing control of joined-wing UAV based on backstepping method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(3): 496 - 504. (in Chinese)
- [64] 谭健, 周洲, 祝小平, 等. 飞翼布局无人机反步 L2 增益纵向着陆鲁棒控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(4): 91 - 96. TAN J, ZHOU Z, ZHU X P, et al. Backstepping L2 gain robust control of longitudinal landing of flying-wing UAV [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(4): 91 - 96. (in Chinese)
- [65] 王彦雄, 周洲, 邵壮, 等. 飞翼布局无人机滑跑侧偏控制[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(4): 593 - 601. WANG Y X, ZHOU Z, SHAO Z, et al. Lateral deviation correction control for flying-wing UAV taxiing [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(4): 593 - 601. (in Chinese)
- [66] 王彦雄. 飞翼布局无人机起降控制技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017. WANG Y X. Take-off and landing control for flying-wing unmanned aerial vehicle [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)
- [67] 贾彩娟. 飞翼布局无人机地面滑跑侧偏控制系统设计与仿真[J]. 自动化应用, 2018(7): 59 - 60, 63. JIA C J. Design and simulation of deviation correction control system for UAV with flying wing layout on the ground [J]. Automation Application, 2018 (7): 59 - 60, 63. (in Chinese)
- [68] 张孝伟. 飞翼舰载无人机着舰控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017. ZHANG X W. The research of carrier landing control of the flying-wing UAV [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [69] 王鑫. 飞翼布局无人机自主着舰控制关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017. WANG X. Technology of automatic carrier landing for flying-wing unmanned aerial vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [70] 张利刚, 王勇. 轮式起降无人机安全起飞纵向控制[J].

- 北京航空航天大学学报, 2009, 35(10): 1183 - 1187.
- ZHANG L G, WANG Y. Safety-concerned longitudinal control strategy for takeoff phase of UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(10): 1183 - 1187. (in Chinese)
- [71] BRINKER J, BARKER J. Formation taxi and flight of the joint unmanned combat air system (J-UCAS) X - 45A vehicles [C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2005.
- [72] 张波, 祝小平, 周洲, 等. 基于纵向直接力控制的飞翼布局无人机紊流减缓[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(5): 675 - 681.
- ZHANG B, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Turbulence alleviation of unmanned aerial vehicle with fly wing configuration based on longitudinal direct force control [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(5): 675 - 681. (in Chinese)
- [73] WANG Y X, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Landing control system design for a flying-wing aircraft based on ADRC [C]//Proceedings of the International Conference on Intelligent Robotics and Applications, 2014.
- [74] 王彦雄, 祝小平, 周洲, 等. 穿越微下冲气流的飞翼布局无人机控制方法[J]. 航空学报, 2015, 36(5): 1673 - 1683.
- WANG Y X, ZHU X P, ZHOU Z, et al. A control method of flying wing UAV for penetration of microburst [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(5): 1673 - 1683. (in Chinese)
- [75] 张波, 周洲, 祝小平. 考虑多边界状态约束的飞翼布局无人机姿态控制[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 3105 - 3115.
- ZHANG B, ZHOU Z, ZHU X P. Attitude control of fly wing UAV with multi-boundary state constraints [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 3105 - 3115. (in Chinese)
- [76] 张波, 周洲, 祝小平. 自抗扰实现飞翼布局无人机全包线飞行控制[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(10): 1370 - 1377.
- ZHANG B, ZHOU Z, ZHU X P. Practical active disturbance-rejection solution to a fly wing UAV flight control within full envelope [J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(10): 1370 - 1377. (in Chinese)
- [77] 高洁, 王立新, 周堃. 大展弦比飞翼构型飞机阵风载荷减缓控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(9): 1076 - 1079.
- GAO J, WANG L X, ZHOU K. Gust load alleviation control of aircraft with large ratio flying wing configuration [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(9): 1076 - 1079. (in Chinese)
- [78] 杨艺. 静不稳定飞翼无人机机动飞行控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- YANG Y. Resrarch on maneuver flight control technology for static unstable flying-wing unmanned aerial vehichle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [79] 坤娅. 飞翼无人机机动飞行控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- KUN Y. Resrarch on maneuver flight control technology for flying-wing unmanned aerial vehichle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- Chinese)
- [80] 聂禾玮. 飞翼无人机机动控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- NIE H W. Research on aggressive maneuvering flight control for flying-wing unmanned aerial vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [81] 周铸, 余永刚, 刘刚, 等. 飞翼布局组合舵面航向控制特性综合研究[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 523422.
- ZHOU Z, YU Y G, LIU G, et al. Comprehensive study on yaw control characteristic of combined control surfaces of flying wing configuration [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 523422. (in Chinese)
- [82] 屈晓波. 无尾飞翼飞机多操纵面控制分配技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
- QU X B. Research on control allocation technology of multi-control surfaces for tailless flying wing aircraft [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015. (in Chinese)
- [83] 陈怀民, 徐奎, 马松辉, 等. 控制分配技术在无尾飞机纵向控制系统中的应用研究[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(2): 199 - 203.
- CHEN H M, XU K, MA S H, et al. Control allocation in longitudinal control system of tailless UAV [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(2): 199 - 203. (in Chinese)
- [84] 吕永玺, 章卫国, 史静平, 等. 基于舵面位置反馈的实用非线性控制分配方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1176 - 1184.
- LYU Y X, ZHANG W G, SHI J P, et al. Practical nonlinear control allocation method based on feedback of position of surface [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1176 - 1184. (in Chinese)
- [85] 徐明兴. 考虑非线性影响的飞翼布局无人机多舵面分配方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
- XU M X. Control allocation for flying wing unmanned aerial vehicle with nonlinear characteristics considered [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014. (in Chinese)
- [86] JONES G, VIKEN S, WASHBURN A, et al. An active flow circulation controlled flap concept for general aviation aircraft applications [C]//Proceedings of the 1st Flow Control Conference, 2002.
- [87] ZHU J C, SHI Z W, SUN Q B, et al. Yaw control of a flying-wing unmanned aerial vehicle based on reverse jet control [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2020, 234(6): 1237 - 1255.
- [88] 战培国, 程娅红, 赵昕. 主动流动控制技术研究[J]. 航空科学技术, 2010, 21(5): 2 - 6.
- ZHAN P G, CHENG Y H, ZHAO X. A review of active flow control technology [J]. Aeronautical Science and Technology, 2010, 21(5): 2 - 6. (in Chinese)
- [89] 周铸, 余永刚, 刘刚, 等. 飞翼布局组合舵面航向控制特性综合研究[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 523422.
- ZHOU Z, YU Y G, LIU G, et al. Comprehensive study on yaw control characteristic of combined control surfaces of flying wing configuration [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 523422. (in Chinese)
- [90] 姚军锴, 曹德一, 何海波. 飞翼布局飞行器舵面缝隙对操纵效率的影响[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6): 850 - 854.

- YAO J K, CAO D Y, HE H B. Gap influence on rudder efficiency of flying wing aircraft [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(6): 850–854. (in Chinese)
- [91] 张翔, 曹德一, 何海波, 等. 飞翼布局无人机喷流对气动特性影响研究[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(4): 578–585.
- ZHANG X, CAO D Y, HE H B, et al. Influence investigation of engine exhaust on aerodynamic performance for the flying wing UAV[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(4): 578–585. (in Chinese)
- [92] 李艺海, 何太, 袁广田. 飞翼布局飞机舵面偏转对 RCS 的影响研究[J]. *科技创新与应用*, 2020(25): 5–8.
- LI Y H, HE T, YUAN G T. Research on the influence of the control surface deflection on RCS of flying wing aircraft[J]. *Technology Innovation and Application*, 2020(25): 5–8. (in Chinese)
- [93] FIELDING J P, LAWSON C P, PIRES R, et al. Development of the demon technology demonstrator UAV[C]//Proceedings of the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.
- [94] 陈黎, 常亮. 英国恶魔无人验证机及射流飞控技术发展分析[J]. *飞航导弹*, 2011(10): 56–59.
- CHEN L, CHANG L. Analysis on the development of British Demon unmanned verification machine and jet flight control technology[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2011(10): 56–59. (in Chinese)
- [95] BAE Systems. Successful demonstration of breakthrough blown-air flight technologies to revolutionise future aircraft design [EB/OL]. (2019–05–02) [2022–02–02]. <https://www.baesystems.com/en/article/magma-the-future-of-flight>.
- [96] Aviation Week Network. UK's Magma UAV to demonstrate flapless fluidic flight control [EB/OL]. (2018–02–02) [2022–02–22]. <https://aviationweek.com/defense-space/uks-magma-uav-demonstrate-flapless-fluidic-flight-control>.
- [97] 蔡琰. 采用空气射流控制的 MAGMA 无人机完成首次试飞[J]. *国际航空*, 2018(1): 38.
- CAI Y. The MAGMA unmanned aerial vehicle, controlled by air jets, has completed its maiden flight [J]. *International Aviation*, 2018(1): 38. (in Chinese)
- [98] 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[J]. *航空学报*, 2020, 41(12): 124080.
- SUN Q B, SHI Z W, GENG X, et al. Attitude control of flying wing aircraft without control surfaces based on active flow control [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(12): 124080. (in Chinese)
- [99] LUO Z B, ZHAO Z J, LIU J F, et al. Novel roll effector based on zero-mass-flux dual synthetic jets and its flight test[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(8): 1–6.
- [100] 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 Y. Development and prospect analysis of jet flight control technology abroad[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2020, 31(1): 85–86. (in Chinese)
- [101] 王笑珮. 面向飞翼布局飞行器性能提升的主动流动控制技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- WANG X P. Research on active flow control technology for flying wing layout vehicle performance improvement [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [102] 郑无计, 张登成, 张艳华, 等. 超临界翼型射流环量控制的数值计算[J]. *航空计算技术*, 2014, 44(3): 92–95, 100.
- ZHENG W J, ZHANG D C, ZHANG Y H, et al. Numerical calculation of circulation control by blowing on supercritical airfoil [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2014, 44(3): 92–95, 100. (in Chinese)
- [103] 郑无计, 张登成, 张艳华, 等. 稳定射流环量控制的仿真研究[J]. *航空计算技术*, 2014, 44(4): 67–70, 75.
- ZHENG W J, ZHANG D C, ZHANG Y H, et al. Simulation research of circulation control by steady jet[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2014, 44(4): 67–70, 75. (in Chinese)
- [104] MACAULAY D I. Aerofoil boundary layer control systems: US3062483[P]. 1962–11–06.
- [105] 朱佳晨, 史志伟, 耿玺, 等. 飞翼布局飞行器航向射流控制方案优化[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(11): 2278–2291.
- ZHU J C, SHI Z W, GENG X, et al. Scheme optimization of yaw control of flying-wing aircraft based on jet flow control[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(11): 2278–2291. (in Chinese)
- [106] 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 Y C, XU J L, HAN J X, et al. Flight test of a fluidic thrust vectoring flying wing without rudder[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(3): 701–707. (in Chinese)
- [107] 王磊, 杜海, 李秋实, 等. 环量控制机翼滚升及滚转控制特性研究[J]. *空气动力学学报*, 2021, 39(1): 43–51.
- WANG L, DU H, LI Q S, et al. Research on the lift-enhancement and roll control characteristics of a circulation control wing[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(1): 43–51. (in Chinese)
- [108] 李继广. 带流体矢量操纵的飞翼无人机机动飞行控制技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- LI J G. Research on maneuvering flight control technology of flying wing UAV with fluid vector control [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [109] 邵帅, 郭正, 贾高伟, 等. 中等展弦比飞翼布局无人机后缘射流滚转控制[J]. *航空学报*, 2023, 44(10): 127437.
- SHAO S, GUO Z, JIA G W, et al. Roll control of medium-aspect-ratio flying-wing UCAV based on trailing-edge jet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(10): 127437. (in Chinese)
- [110] 冯立好, 魏凌云, 董磊, 等. 飞翼布局飞机耦合运动失稳的主动流动控制[J]. *航空学报*, 2022, 43(10): 527353.
- FENG L H, WEI L Y, DONG L, et al. Active flow control for coupled motion instability of flying-wing aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(10): 527353. (in Chinese)