

变弯度机翼后缘多电机分布式控制系统设计与验证



张梦杰¹, 薛景锋¹, 王文娟¹, 徐志伟²

1. 中国航空研究院, 北京 100012

2. 南京航空航天大学, 江苏 南京 210016

摘要:飞机变弯度机翼后缘通过机械机构和/或柔性结构变形驱动,根据飞行状态实时连续光滑调节机翼弯度,从而获得最优气动效率,实现减阻、减重、降低燃油消耗等目的。本文针对全尺寸变弯度机翼后缘多节转动模型设计并搭建了测控系统,选用改进的偏差耦合算法,实现了三台电机的协同控制,以角度传感器和光纤变形传感器融合的反馈实现机翼后缘偏转闭环控制;完成了系统软、硬件的设计,并对全尺寸后缘模型驱动系统进行了空载及地面加载试验。结果表明,测控系统可以实时控制电机间的角度偏差在允许的误差范围内,在有载荷情况下,驱动系统工作无显著差异;在随动加载情况下,驱动控制系统能够使变弯度机翼后缘偏转到设定角度,控制系统超调量小于 0.20° ,三电机最大角度差小于 30° ,满足变弯度机翼的协同偏转要求,为下一步变弯度机翼实现三维变形提供了技术储备。

关键词:变弯度机翼;多电机驱动系统;协同控制;加载试验

中图分类号:V224

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.12.010

变体飞机是指能根据飞行环境变化和飞行任务来灵活地改变其形状,以得到满足环境和任务要求的气动、结构以及总体性能的飞行器。按变形方式可分为大尺度变形、中等变形及局部小变形三类^[1],变弯度机翼通过改变机翼弯度实现变形,属于中等变形情况^[2]。

为了实现变弯度机翼沿展向在不同的横截面能够协同变形,机翼上分布了多组驱动装置,从而使机翼产生满足不同气动特性的气动外形。通过控制变弯度机翼中的作动器,使其能够协调运动。国外对于变弯度机翼的公开资料多集中在对变形驱动器的研究上,对于变弯度控制系统结构的细节报道较少^[3]。欧盟灵巧智能飞机结构(SARISTU)项目中采用光纤光栅传感器制备了光纤形状传感器,通过光纤梁测量后缘蒙皮变形,作为变形控制的反馈信号,进行后缘分布式闭环控制^[4]。国内对于变体机翼多电机分布式驱动系统有所研究。2022年,南京航空航天大学的随涛针对可变弯度柔性波纹蒙皮后缘模型结构,采用了多电机驱动技术,设计并制备了机翼模型、驱动及测控系统^[5]。

在机翼变形控制系统的驱动器选择上,目前的驱动方式主要包括传统的电机驱动、液压驱动、气压驱动等,随着材料技术的发展,智能材料驱动器在机翼变形驱动上的应用也越来越多^[6-7]。但从目前的研究和实际应用来看,伺服电机驱动技术还是目前机翼驱动的重要方式之一,具有精度高、响应快、稳定可靠等优点^[8],因此本文的可连续偏转机翼后缘结构采用了伺服电机驱动技术,考虑到驱动功率的实际需求和设计空间的限制,采用了三台电机的分布式驱动方式。

在分布式驱动系统中,多台电机的协调控制是分布式驱动控制的关键。控制系统需采集各电机的反馈信息,通过同步控制结构与算法的配合,对各电机的转速差进行补偿,从而消除各电机间的转速差或保持准确的转速比,实现多台电机的协调控制^[9]。目前,多电机同步控制结构主要包括并行控制、主从控制、交叉耦合控制和偏差耦合控制等^[10-12]。并行控制为电机设定速度并将电机的实际速度作为反馈控制电机速度不能很好保证电机之间的同步;主从控制模式和串联控制模式是将某个电机作为主电机,

收稿日期: 2022-10-10; 退修日期: 2022-10-30; 录用日期: 2022-11-15

引用格式: Zhang Mengjie, Xue Jingfeng, Wang Wenjuan, et al. Design and verification of multi motor distributed control system for variable camber wing trailing edge[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 88-96. 张梦杰, 薛景锋, 王文娟, 等. 变弯度机翼后缘多电机分布式控制系统设计与验证[J]. 航空科学技术, 2022, 33(12): 88-96.

其余电机共享主电机的输出信号,当主电机受到扰动时,从电机做出同步响应,但从电机受到干扰时却不能控制主电机响应;交叉耦合解决了上述电机之间的信号交流问题,任意一台电机受到影响时另一台电机都会做出同步响应,但交叉耦合只适用于两台电机的同步控制;偏差耦合控制结构优点在于多电机系统耦合程度高,任一电机受到负载作用时,转速偏差被快速补偿,从而实现多电机系统的协调控制^[13]。

本文针对变弯度机翼多节转动全尺寸后缘模型,选用三台交流伺服电机,驱动机翼后缘实现连续偏转;采用基于偏差耦合的同步控制算法,实现了三台电机的协同控制,以角度传感器和光纤变形传感器融合的反馈实现机翼后缘偏转闭环控制。完成了空载试验和地面加载试验,获得了很高的控制精度,验证了所设计驱动系统和控制方法的可行性。

1 变弯度机翼后缘驱动结构模型

变弯度机翼结构选取中国航空研究院远程公务机(CAE-AVM)模型机翼展向30%位置剖面作为基本翼型,沿展向拉伸为等直段机翼,展长2700mm,弦长4300mm,柔性后缘占机翼弦长的30%。后缘要求能够连续光滑偏转 $-2^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 。

全尺寸后缘多节转动模型驱动机构采用伺服电机进行驱动,包括伺服电机、第一级行星齿轮减速和第二级为蜗轮蜗杆减速,减速比分别为15:1和40:1。如果采用单台电机驱动,则需要大功率电机,后缘及后面的舱段无法容纳大尺寸的电机,综合考虑采用了三台功率为1kW的交流伺服电机驱动后缘的偏转。采用三台电机驱动6个后缘多节转动机构,其中一台电机驱动两个后缘转动机构,通过联轴器将6个多节转动机构的输入轴连接在一起,如图1所示。为保证偏转时后缘结构协调变形,三台电机必须同步偏转。全尺寸后缘偏转过程中,主要的载荷包括驱动指关节机构偏转和地面试验载荷等,并考虑各种减速机构的摩擦和传递效率带来的损失。

变弯度机翼后缘多节转动结构驱动传递均以串联方式进行,出于结构弹性变形和间隙的原因,不能准确判定结构变形,采用基于分布式光纤变形传感器测量的变形反馈和多点驱动的协同控制是比较好的解决方案。传动轴端部安装有角度传感器,可实时获取全尺寸后缘传动轴偏转角度,通过偏转轴与后缘偏角的对应关系,得到后缘理论偏角。同时,在后缘变形肋上安装光纤变形传感器,实

时采集光纤变形梁上的应变数据,通过变形算法,得到后缘实际偏转角度。控制系统通过采集传动轴上的角度传感器信号及光纤变形传感器角度信号进行闭环控制。

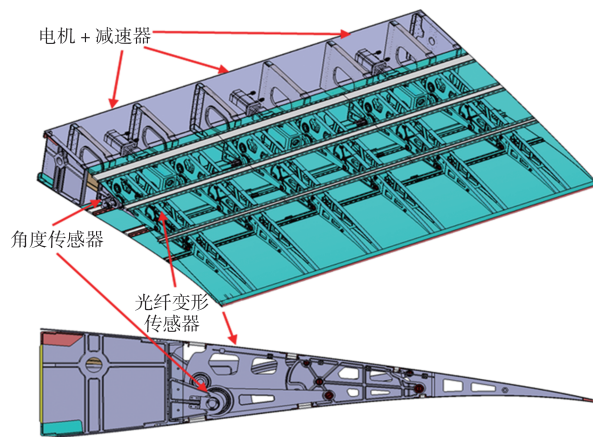


图1 变弯度机翼后缘驱动系统结构示意图

Fig.1 Variable camber wing trailing edge drive system

2 基于偏差耦合策略的多电机同步控制方法

对于多电机(三台电机及以上)的同步控制目前主要采用偏差耦合的控制方式。偏差耦合控制方法是对交叉耦合控制方法的一种拓展,交叉耦合同步控制只适用于两台电机的同步。F. Perez-Pinal 基于交叉耦合改进了偏差耦合控制方式,使得其可以同步控制三台电机的运转^[14]。偏差耦合控制方法相较于其他控制方式,是目前主流控制方式。

偏差耦合控制策略主要是根据系统中各电机实时反馈的状态,动态调整每台电机的输入信号,对各电机的转速差进行补偿,使系统达到目标控制效果。对于三台电机组成的驱动系统中的任意一台电机,如电机1,其跟随误差为

$$e_1(t) = \omega_1(t) - \omega^*(t) \quad (1)$$

电机1与其他电机的角度同步误差可定义为

$$\varepsilon_{12}(t) = \theta_1(t) - \theta_2(t) \quad (2)$$

$$\varepsilon_{13}(t) = \theta_1(t) - \theta_3(t) \quad (3)$$

式中, ω^* 为电机目标转动速度,需要使 $e_1(t)$ 、 $\varepsilon_{12}(t)$ 和 $\varepsilon_{13}(t)$ 快速稳定收敛至接近于零。偏差耦合控制原理如图2所示,各电机的输入信号由参考速度 ω^* 、输出速度 ω_n ($n=1,2,3$,下同)及速度补偿器输出 ω_m 三者共同决定,其中 T_L 为电机受到的扰动扭矩。

本文中三台电机采用同型号的功率为1kW的松下交流伺服电机及配套的驱动器。伺服电机内部为三闭环控制

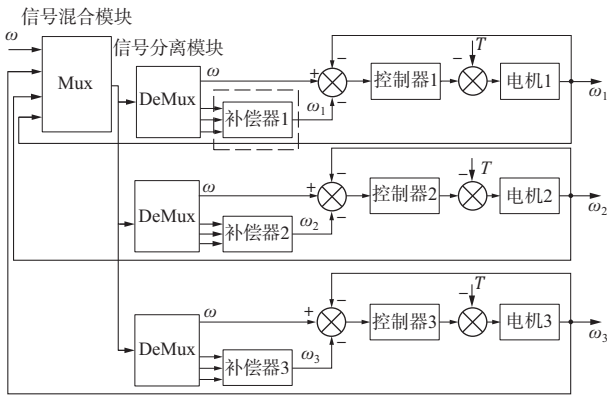


图2 偏差耦合同步控制系统框图

Fig.2 Diagram of deviation coupling synchronous control system

系统,从内到外依次为电流环、速度环和位置环,编码器2500线程,即电机转轴每转动一圈,编码器输出2500个脉冲信号,输出脉冲信号由电机转速决定。

因电机系统输入输出均为速度信号,经过多次系统辨识参数调整,确定由电机与控制器组成的电机系统可按惯性环节处理。各电机辨识得到的传递函数 $G(s)_n$ 为

$$G_1(s) = \frac{53.95}{s + 53.91} \quad (4)$$

$$G_2(s) = \frac{34.88}{s + 34.92} \quad (5)$$

$$G_3(s) = \frac{30.89}{s + 30.94} \quad (6)$$

由此可见,三台同型号伺服电机的速度响应也略有差异。

控制系统中偏差耦合补偿器用于调整各个电机输入信号,实现三台电机同步,其内部对系统中各台电机数据进行耦合处理。补偿器1内部结构如图3所示。

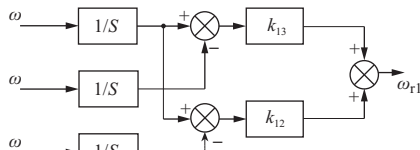


图3 补偿器1内部结构图

Fig.3 Diagram of internal structure of compensator 1

偏差耦合补偿器首先对系统中各台电机的速度进行积分,得到各电机的实际转动角度,从而得到电机1相对于其他两台电机的角度偏差,经过补偿系数修正后输出补偿信号 ω_{r1} ,从而使电机1相对于其他两台电机同步。通过多次仿真分析及试验测试,确定补偿系数 $K_{12} = K_{13} = 5$ 。该补偿器将三台电机之间的角度偏差耦合输入,通过实时调整电

机转速从而控制电机的转动角度,保证三台电机之间转动角度的同步性。

3 多电机分布式控制系统设计与实现

3.1 控制系统硬件构成

多电机分布式控制系统硬件采用STM32控制器作为主控制器,完成三台电机间偏差耦合同步控制,以及与上位机和协控制器间的数据交互。FPGA控制器作为协控制器,主要负责与电机驱动器间的数据交互。STM32和FPGA间传输的数据为电机的转动角度和控制信息,为减少数据传输延迟,本文选择了高速的并行总线FSMC总线。Labview软件作为上位机软件运行环境进行人机交互,STM32将电机运行情况传输至上位机软件,并接收上位机发送的控制命令。系统原理框图如图4所示。

驱动器与电机之间通过动力线和编码器线进行信号传输,每台电机需配置一个独立的驱动器,因此可以通过控制驱动器与电机之间的信号交互从而控制电机的运动。角度传感器信号通过相应的电流—电压转换电路输入STM32控制器。光纤变形传感器经过变形计算模块进行解调及计算,将计算得到的后缘实际偏转角度发送至上位机。STM32和FPGA控制器、电机驱动器、开关电源和各种调理电路等集中布置在控制箱中。因机翼内部空间有限,控制箱置于变弯度机翼的外部。同时变弯度机翼后缘在进行加载时,需要与加载设备控制器间有信号交互,STM32接收加载设备控制器的触发和急停信号,同时加载设备采集变弯度机翼变形角度信号。

三台驱动电机的功率均为1kW,额定转矩为3.18N·m,最高转速为3000r/min,采用位置控制模式;电机编码器为2500线相对编码器,输出信号最高频率为125kHz。为减小电磁干扰的影响,设计了一阶无源RC滤波电路,截止频率为159kHz;编码器信号经过滤波器和光电耦合隔离后输入FPGA控制器。

角度传感器为霍尔型传感器,角度测量范围为0°~180°、测量精度≤0.3°、响应时间为600μs、输出信号为4~20mA电流信号,其输出电流大小与输入角度呈线性关系。

光纤变形传感器与光纤变形计算模块连接,其内装有光纤解调模块,将采集到的光纤光栅传感器的信号解算成波长信号,后通过“波长—变形角度”的对应关系,得到后缘的偏转角度,光纤变形计算模块与控制系统的上位机连接,控制系统采集变形传感器测量的后缘偏角,实现在加载情况下后缘弹性变形的精确测量。

3.2 融合角度传感器与光纤变形传感器的系统软件流程

测控系统软件流程如图5所示。在上位机软件界面中输入后缘目标偏转角度后,起动系统,电机经过加速阶段加速至目标转速 v^* ,随后保持匀速转动,当后缘偏转至与设定角度差小于 θ^* 时,电机进入减速阶段,直至停止。

$$\theta^* = v^* ((^\circ)/s) \cdot 0.5(s) \quad (7)$$

式中, v^* 为后缘的设定偏转速度。

当角度传感器达到设定目标偏转角度时,上位机采集光纤变形角度信号,比较光纤变形角度与设定的目标角度偏差,补偿电机偏转,消除因结构间隙及弹性造成的角度偏差。偏差耦合同步控制作用于控制系统电机转动全过

程,从而保证三台电机间的同步性;同时,设定电机之间转动角度差大于 50° 时,电机被立即强行停止,以保护后缘结构。

4 变弯度机翼后缘偏转试验验证

4.1 电机空载同步试验

为验证变弯度后缘变形的协同及光顺,即需要保证三台电机转动角度的同步,首先在后缘空载情况下对控制系统进行试验测试。主要进行两项试验:(1)在无干扰情况下,测试电机以不同转速运行时的同步效果;(2)在有干扰情况下,测试电机以固定转速运行时的同步效果。

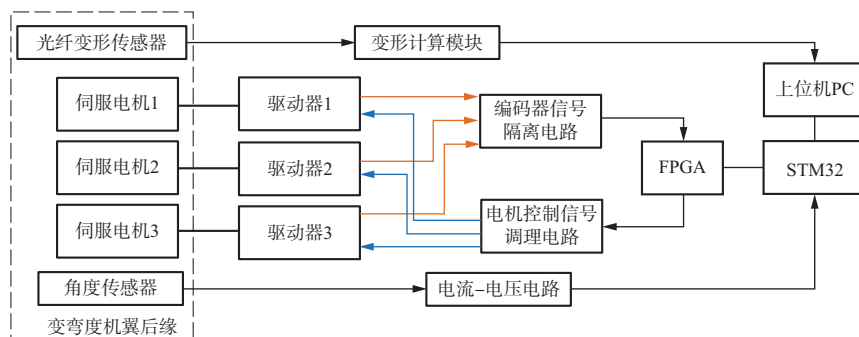


图4 变弯度机翼后缘控制系统原理框图

Fig.4 Schematic diagram of variable camber wing trailing edge control system

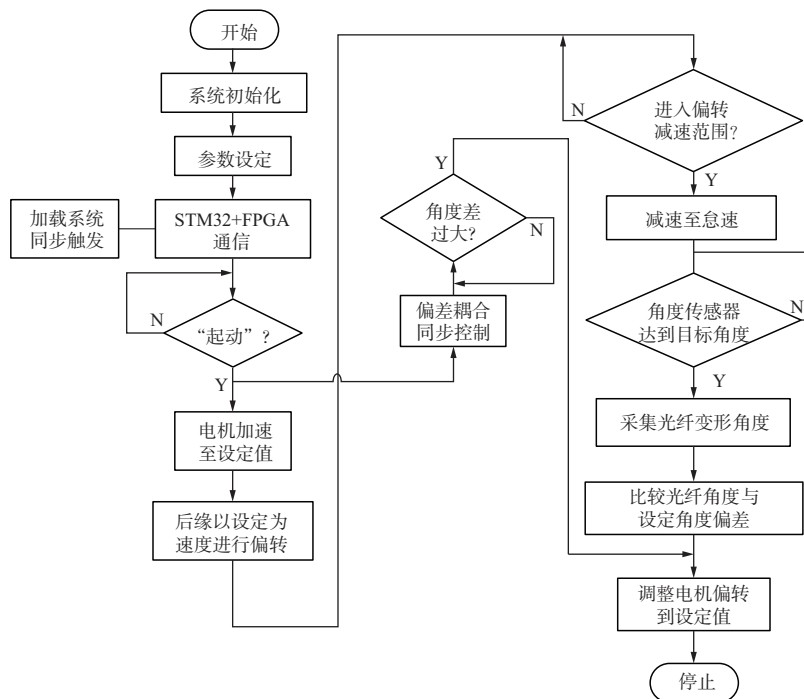


图5 测控系统软件流程

Fig.5 Software flow chart measurement and control system

首先将三台电机放置于工作台上,设定转速分别为300r/min、1000r/min、2000r/min,三台电机的同步测试结果见表1。由于三台电机的响应曲线略有差别,当FPGA控制器发送的电机转动脉冲信号到达时,电机瞬时无法同步转动,所以在启动阶段三台电机之间的角度差较大。

表1 不同转速时的角度差测试结果

Table 1 Test results of angle difference of three motors at different speeds

电机设定 转速/(r/min)	起动阶段 最大角度差/(°)	匀速阶段 最大角度差/(°)
300	0.6	0.4
1000	0.7	0.6
2000	1.1	0.4

通过上述试验,可以看到,随着设定的电机转动速度增加,起动阶段三台电机间的最大角度差逐渐增大;在电机保持匀速转动阶段,三台电机间的最大角度差在0.4°~0.6°,与转速无直接关系。

设定电机转速为1000r/min,对控制系统施加干扰,测试电机的同步性能。图6为测试过程中三台电机的角度差:在起动阶段,三台电机最大角度差为0.7°,当系统达到匀速稳定运行时,三台电机角度差降至0.6°;在2s时三台电机已经处于以设定转速的匀速运行阶段,此时通过上位机对控制系统施加干扰信号,对电机2施加5°的角度滞后,通过曲线可以看到,该角度差在0.5s内被消除,三台电机恢复同步运行。

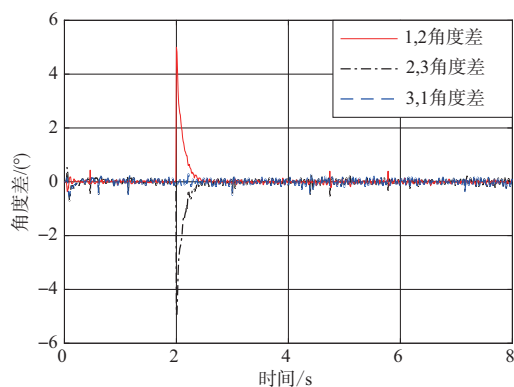


图6 空载三电机角度偏差曲线

Fig.6 Motor angle difference curve under no-load condition

通过上述两个试验,在空载有无干扰的情况下,控制系统均可以实现三台电机之间的角度同步。

4.2 变弯度机翼后缘空载偏转试验

将三台电机安装于变弯度机翼后缘舱内,如图7所示,进行空载状态下变弯度机翼后缘的偏转试验,设置电机的转速为300r/min。通过上位机软件控制界面发送如下指令:(1)由-2°下偏至5°;(2)下偏至10°;(3)下偏至15°;(4)上偏回至0°。变弯度机翼后缘偏转如图8所示。变弯度机翼后缘向下偏转的三次过程中,超调量分别为0.18°、0.15°、0.07°;由15°上偏回至0°的偏转过程中,超调量为0.2°。

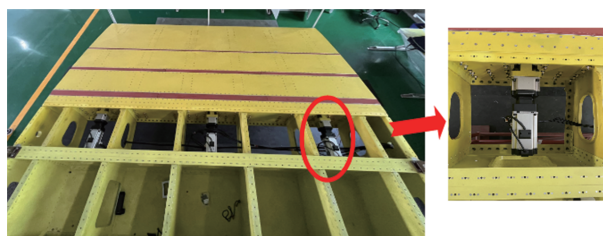


图7 变弯度机翼后缘电机装配图

Fig.7 Assembly drawing of motors for trailing edge of variable camber wing

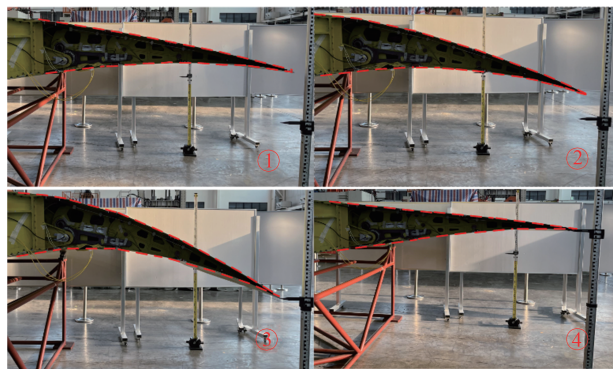


图8 变弯度后缘不同偏转状态

Fig.8 Different deflection states of variable camber wing trailing edge

图9为变弯度机翼后缘位置曲线,图10为偏转过程中三台电机实时角度差,由此可见,在起动时,由于三台电机位置不同,所带动的机构力矩不同且各电机自身特性也存在差异,所以在偏转起动阶段角度差较大,起动瞬时角度差不超过15°,匀速运行阶段三台电机角度差小于5°。由此可见,在变弯度机翼空载情况下,三台电机角度差较小,能够实现变弯度机翼后缘的协同偏转。

4.3 变弯度机翼后缘加载试验

为验证变弯度机翼后缘在加载情况下的变形能力和变形精度,变弯度机翼全尺寸后缘进行地面静力试验和地面随动加载试验,如图11所示,试验在航空工业强度所进

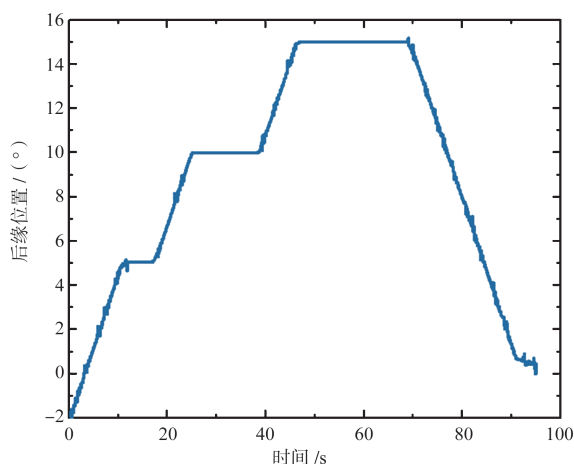


图9 变弯度后缘偏转位置曲线

Fig.9 Deflection position curve of variable camber wing trailing edge

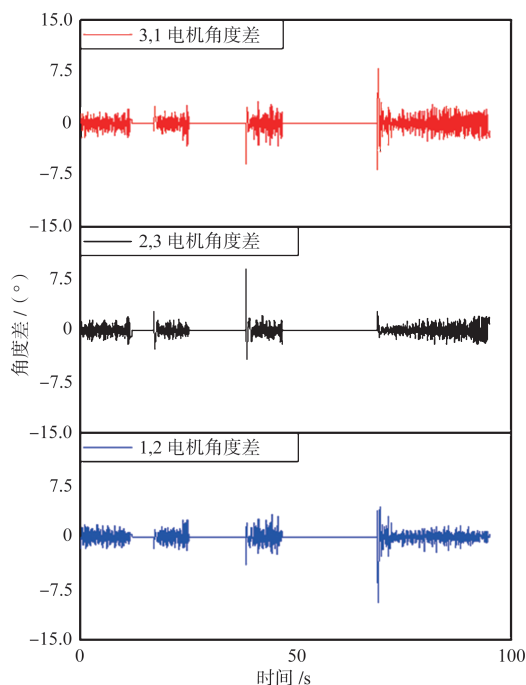


图10 三电机实时角度差

Fig.10 Real time angle difference of three motors

行。加载试验模拟了起降状态和巡航状态的载荷,其中,起降状态的最大载荷是7143N,巡航状态的最大载荷是17072N,在变弯度机翼后缘上蒙皮共施加了12个作用点,在下蒙皮施加了6个作用点。在试验的过程中,变形和加载的过程流畅协同,变形轮廓通过多相机实时工业摄像测量系统进行测量。

(1) 静力加载试验

静力加载状态下,在变弯度机翼后缘下偏过程中,选取



图11 后缘加载试验

Fig.11 Trailing edge loading test

巡航和起飞着陆不同偏转角度状态,利用工业摄像测量的变弯度机翼后缘实际偏角与设计模型对应的理论偏角进行对比,如图12所示,变形精度见表2。

表2 不同状态后缘变形精度

Table2 Deformation accuracy of trailing edge in different states

状态	变弯角度/(°)	精度/%
巡航	-2	1.9
	2.26	1.8
	5	2.1
起飞着陆	5	1.2
	10	1.6
	15	4.5

由此可见,在静力加载状态下,融合角度传感器和光纤变形传感器可实现变弯度机翼后缘控制系统的反馈,变形精度在4.5%以内。

(2) 随动加载试验

随动加载试验中,设置最大载荷为7143N,设定电机转速为300r/min,测试变弯度后缘在偏转范围-2°到15°范围内的偏转过程,图13为随动加载过程中后缘位置曲线。

在起降最大载荷状态下,变弯度机翼后缘向下偏转过程超调量为0.15°,上偏的超调量为0.08°。

图14为随动加载过程中三电机之间的实时角度差,在上偏和下偏的全过程中,电机1和电机2以及电机1和电机3的角度差波动较大,但最大角度差在30°以内,仍可满足控制系统要求;电机2和电机3角度差波动较小,最大角度差小于5°。由此可分析,可能由于电机1在驱动过程中,存在一定阻力,造成电机2、电机3与电机1的角度差较大,在试

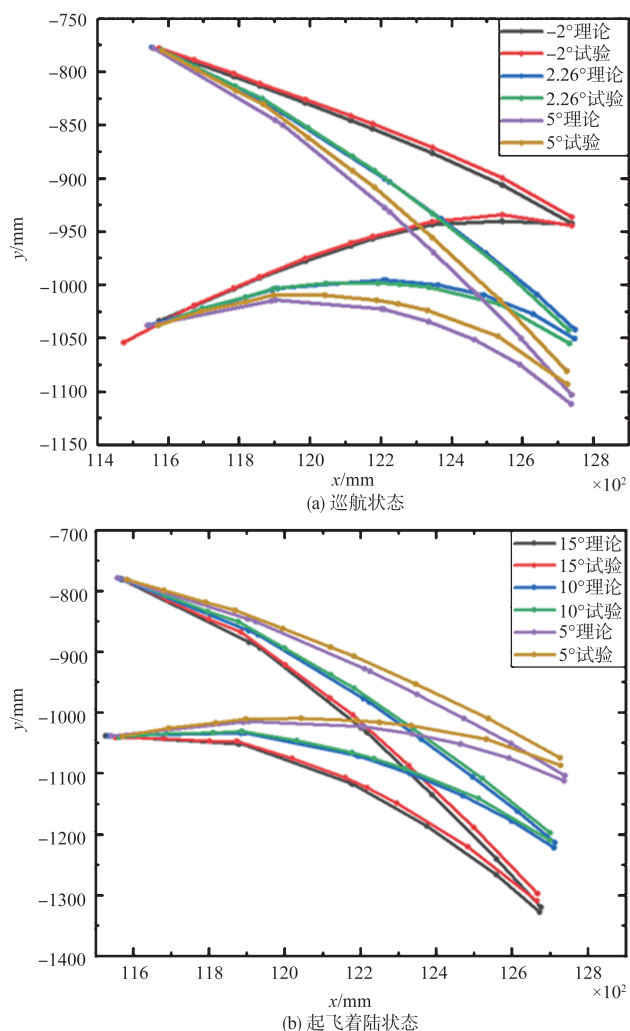


图12 不同状态理论偏角与试验实际偏角对比

Fig.12 Comparison between theoretical deflection angle and actual deflection angle in different states

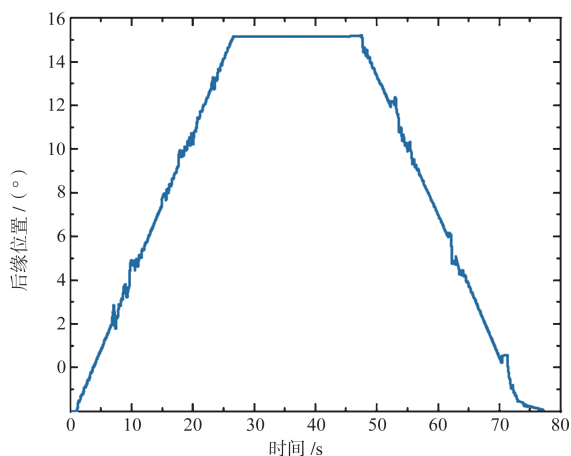


图13 随动加载后缘位置曲线

Fig.13 Follow-up loading trailing edge position curve

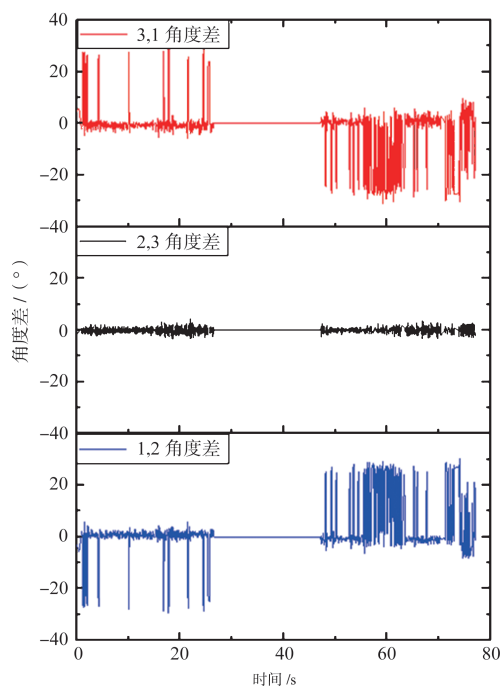


图14 三电机实时角度差

Fig.14 Real time angle difference of three motors

验后,可对电机1的驱动结构以及随动加载点进行检查排除,但同时也可看出,通过偏差耦合算法,可通过电机转速的调整,动态减小三台电机间的角度差,实现变弯度机翼后缘的协同偏转。

5 结论与展望

变弯度机翼全尺寸多节转动后缘结构控制系统以角度传感器和光纤变形传感器融合的反馈实现闭环控制,采用基于偏差耦合的同步控制算法实现电机的协同控制。搭建了后缘硬件控制系统,完成了空载、地面载荷加载试验。试验结果表明,该系统在有无载荷情况下,控制和驱动系统均能稳定运行,满足机翼后缘偏转控制精度的要求。

在后续的研究中,考虑机翼结构减重,可采用关节驱动电机,简化大量传动机构,提高驱动效率,在每个连接轴上安装驱动电机,更有利于实现机翼的三维变形控制。在控制算法方面,可考虑融入智能算法等,通过更加优化的控制结构与算法来进一步提高变弯度机翼控制系统的精度。

AST

参考文献

- [1] Barbarino S, Bilgen O, Ajaj R M, et al. A review of morphing aircraft [J]. Journal of Intelligent Material Systems and

- Structures, 2011, 22 (9):823-877.
- [2] 陈钱,白鹏,尹维龙,等.可连续光滑偏转后缘的变弯度翼型气动特性分析[J].空气动力学学报,2010,28(1):46-53.
- Chen Qian, Bai Peng, Yin Weilong, et al. Analysis on the aerodynamic characteristics of variable camber airfoils with continuous smooth morphing trailing edge[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(1):46-53. (in Chinese)
- [3] 李小飞,张梦杰,王文娟,等.变弯度机翼技术发展研究[J].航空科学技术,2020,31(2):12-24.
- Li Xiaofei, Zhang Mengjie, Wang Wenjuan, et al. Research on variable camber wing technology development[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(2): 12-24. (in Chinese)
- [4] Dimino I, Ciminello M, Concilio A, et al. Control system design for a morphing wing trailing edge [M]. Smart Structures and Materials, 2017.
- [5] 随涛,徐志伟.柔性蒙皮变体机翼多电机分布式驱动系统研究[J/OL].机械科学与技术, <https://doi.org/10.13433/j.cnki.1003-8728.20220096>.
- Sui Tao, Xu Zhiwei. Research on multi-motor distributed driving system of morphing wing with flexible skin[J/OL]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, <https://doi.org/10.13433/j.cnki.1003-8728.20220096>.
- [6] Bartley-Cho J D, Wang D P, Martin C A, et al. Development of high-rate, adaptive trailing edge control surface for the smart wing phase 2 wind tunnel model[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2004, 15(4):279-291.
- [7] 刘凯,曹晓飞,李营,等.基于手征超结构设计的可变形机翼研究进展[J].航空科学技术,2022,33(1):20-36.
- Liu Kai, Cao Xiaofei, Li Ying, et al. Research progress of deformable aircraft wing based on chiral superstructures design [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(1): 20-36. (in Chinese)
- [8] 常祺.电机驱动柔性变体机翼后缘结构变形及控制研究[D].南京:南京航空航天大学,2020.
- Chang Qi. Research on deformation and control of the trailing edge structure of motor-driven flexible morphing wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [9] 叶宇豪,彭飞,黄允凯.多电机同步运动控制技术综述[J].电工技术学报,2021,36(14):14.
- Ye Yuhao, Peng Fei, Huang Yunkai. Overview of multi-motor synchronous motion control technology[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2021, 36(14):14. (in Chinese)
- [10] Hao H, Qunzhang T, Chenming J, et al. Dual motor drive vehicle speed synchronization and coordination control strategy [J]. AIP Conference Proceedings, American Institute of Physics, 2018, 1955(1): 40005.
- [11] 王毅波,曹宽.多电机同步控制技术发展简介[J].微特电机, 2019,47(8): 69-73.
- Wang Yibo, Cao Kuan. Brief introduction of multi-motor synchronous control technology[J]. Small & Special Electrical Machines, 2019, 47(8): 69-73.(in Chinese)
- [12] 蒋毅.多永磁电机传动系统的同步控制策略研究[D].杭州:浙江大学,2014.
- Jiang Yi. The research of synchronous control for muliti PMSM drive system[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014. (in Chinese)
- [13] 尚小东,刘毅力,马龙涛,等.基于模糊PID的多电机系统协调控制策略的研究[J].自动化与仪器仪表,2021(3):13-17.
- Shang Xiaodong, Liu Yili, Ma Longtao, et al. Research on coordinated control strategy of multi-motor system based on fuzzy PID[J]. Automation & Instrumentation, 2021(3): 13-17. (in Chinese)
- [14] Perez-Pinal F J, Nunez C, Alvarez R, et al. Comparison of multi-motor synchronization techques[C]// IEEE 30th Annual Conference of IEEE Industrial Electronics Society, Busan, South Korea, 2004(2): 1670-1675.

Design and Verification of Multi Motor Distributed Control System for Variable Camber Wing Trailing Edge

Zhang Mengjie¹, Xue Jingfeng¹, Wang Wenjuan¹, Xu Zhiwei²

1. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: Variable camber wing is deformed and driven by front and rear edge deflection mechanism and/or flexible structure. According to the flight state, the wing curvature can be adjusted continuously and smoothly in real time so as to obtain optimal aerodynamic efficiency, and then achieve the purpose of reducing drag, weight and fuel consumption. In this paper, a measurement and control system is designed and built for the multi segment rotation model of the full-size variable camber wing trailing edge. The improved deviation coupling algorithm is selected to achieve the coordinated control of three motors. The closed-loop control of the wing trailing edge deflection is achieved with the feedback of angle sensor and optical fiber deformation sensor fusion; The hardware and software of the system are designed, and the full size trailing edge model drive system is tested under no-load and ground loading. The results show that the measurement and control system can control the angle deviation between motors within the allowable error range in real time, and there is no significant difference in the operation of the drive system with or without load; Under the condition of follow-up loading, the drive control system can make the trailing edge of the variable camber wing deflected to the set angle, the overshoot of the control system is less than 0.20° , and the maximum angle difference between the three motors is less than 30° , which meets the requirements of the cooperative deflection of the variable camber wing, and provides technical reserves for the next step of achieving three-dimensional differential deformation of the variable camber wing.

Key Words: variable camber wing; multi motor drive system; collaborative control; load test