

**引用格式:** 周宜涛, 杨阳, 吴志刚, 等. 大展弦比无人机平台的阵风减缓飞行试验[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 526126. ZHOU Y T, YANG Y, WU Z G, et al. Flight test for gust alleviation on a high aspect ratio UAV platform[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 526126 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2022.26126

# 大展弦比无人机平台的阵风减缓飞行试验

周宜涛<sup>1</sup>, 杨阳<sup>2</sup>, 吴志刚<sup>1,\*</sup>, 杨超<sup>1</sup>

1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083

2. 中国空空导弹研究院, 洛阳 471009

**摘要:** 阵风减缓主动控制技术是飞机应对阵风影响的有力手段, 为了对设计的阵风减缓系统进行评估, 飞行试验是不可或缺的。由于阵风的精确测量较为困难, 如何验证减缓系统是否有效是一个难题, 提出一种“开-闭”式统计学试验方法以解决该问题。以一架大展弦比无人机作为试验对象, 将基于 PID 控制原理设计的阵风减缓系统叠加在原飞机的增稳系统上进行了飞行试验。通过统计学方法对试验结果进行分析, 结果表明搭载了阵风减缓系统的飞机质心过载降低 20.5%, 翼根弯矩降低 12.9%, 验证所提的试验方法可行、有效。

**关键词:** 飞行试验; 阵风减缓; 主动控制; 阵风响应; 气动弹性

中图分类号: V217<sup>+</sup>.39

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2022)06-526126-12

飞机在飞行过程中会不可避免地遭遇阵风, 阵风会引起机体上的附加气动力, 从而导致飞机姿态、航迹的变化及产生机体振动, 另一方面还会引起额外的载荷, 导致飞机结构疲劳寿命缩短, 严重的甚至会造成飞机失事。阵风对飞机飞行的影响, 最早的报道或可追溯到 Hunsaker 和 Wilson 于 1915 年发表的 NACA 报告<sup>[1]</sup>, 自此以后, 人们为解决这一问题开展了关于阵风减缓的各种理论和试验研究。阵风减缓可以通过针对性的结构设计进行被动减缓, 例如变形机翼<sup>[2-3]</sup>、翼尖小翼<sup>[4]</sup>等, 也可通过主动控制技术进行主动减缓, 基于飞机的常规控制面进行阵风主动减缓是一种相对更为成熟可靠的方式, 阵风减缓主动控制系统通过驱动飞机舵面偏转来抵消阵风引起的附加气动力从而达到阵风减缓目的。此外, 近年来以压电舵机作为驱动的阵风减缓方式也得到了人们越来越多的研究<sup>[5-6]</sup>。

关于阵风减缓主动控制的理论研究<sup>[7-11]</sup>, 涵盖了从阵风模型、机体建模、响应求解到控制系统设计的方方面面, 国内外研究人员取得了诸多的成果, 其中国内有杨国伟<sup>[12]</sup>、陆志良<sup>[13]</sup>、徐晓平<sup>[14]</sup>等学者开展了基于 CFD 方法的阵风减缓研究, 张军红<sup>[15]</sup>、刘祥<sup>[16]</sup>、李卫琪<sup>[17]</sup>、赵永辉<sup>[18]</sup>等学者开展了关于阵风减缓控制方法方面的研究。自 20 世纪 70 年代以来, 美国<sup>[19-22]</sup>、日本<sup>[23]</sup>、欧洲<sup>[24]</sup>等国家开展了针对机翼或全机的风洞试验, 全机对象涵盖常规布局、飞翼布局、联翼布局等多种形式的飞机, 其阵风减缓目标涉及到机翼翼根载荷、机体过载及机翼振动等多个方面。近两年来, 针对柔性后缘<sup>[25]</sup>、折叠翼尖<sup>[26]</sup>等非常规的阵风减缓方式, 也有研究人员开展了风洞试验研究。本文作者团队<sup>[27-29]</sup>开展了针对机翼、常规布局飞机、飞翼布局飞机等的阵风减缓风洞试验, 验证了一系列关键技术。为了对阵风减缓控制系统进行

收稿日期: 2021-07-20; 退修日期: 2022-02-11; 录用日期: 2022-03-04; 网络出版时间: 2022-03-14 11:48

网络出版地址: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2022/V43/I6/526126>

\* 通信作者: E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

实际应用,相关的飞行试验则必不可少,目前主要是美国和欧洲等国家开展较多,一些军用飞机诸如 C-5A 飞机<sup>[30]</sup>、B-2 轰炸机<sup>[31]</sup>、B-52 飞机<sup>[32]</sup>等都进行了阵风减缓飞行试验,此外一些民用飞机例如 L-1011 客机也进行了相关的阵风减缓飞行试验<sup>[33]</sup>,德国宇航中心基于 ATTAS 客机也进行了阵风减缓前馈控制的飞行试验<sup>[34]</sup>。另据报道,空客 A320、A340、A380 客机及波音公司的 B-787 飞机上均搭载了阵风减缓系统(Gust Alleviation System,GAS)。国内关于阵风减缓的飞行试验开展很少。2015 年,中国航天十一院<sup>[35]</sup>研究人员设计制造了展弦比为 33.18、总重 72.28 kg 的太阳能飞机,在该试验飞机上,利用安装在翼尖的小舵激发机翼振动来模拟阵风响应,然后利用机翼外侧的 2 组控制面进行减缓,实现了机翼上应变减缓 23.03%。总的来讲,相关文献对于国外阵风减缓飞行试验的具体细节报道较少,而国内开展的阵风减缓飞行试验很少,试验方法不成熟,因此有必要针对阵风减缓飞行试验继续开展深入研究。

在自然环境下进行阵风减缓飞行试验时,由于阵风具有瞬变快、时间尺度较短的特点,通常情况下难以对阵风进行精确的测量,如何去评估设计的阵风减缓系统是否有效是阵风减缓飞行试验的难点。为了解决这一关键问题,本文提出基于统计学的方法,在飞行试验过程中将飞行段分为阵风减缓系统开启和关闭 2 种状态,通过大量的飞行试验,对 2 种状态下的响应进行分析对比,从而验证阵风减缓系统是否有效。

本文以一个大展弦比无人机作为试验平台,该无人机频率较低,对阵风激励较为敏感。通过开展多架次阵风减缓飞行试验,基于统计学方法分析试验数据,验证了试验方法的可行性以及阵风减缓系统的有效性。

## 1 无人机试验平台

各种不同类型的飞机,在遭遇阵风时,飞机的响应程度是不尽相同的。通常来讲,小翼载、大柔性的飞机在阵风扰动作用下响应更加显著。当前人们关注较多的阵风敏感飞机有飞翼布局飞机、较大展弦比的常规布局飞机等,这 2 类飞机的阵风响应特性和阵风减缓机制是有差别的。本文的工作目的是研究如何在自然大气条件下通过飞行试验

评估飞机阵风减缓系统的减缓效果,在开展飞行试验时,需要选用对阵风较为敏感的飞机作为试验对象。这里是以一架常规布局大展弦比无人机作为原型,原机翼结构较为刚硬,频率较高,在此基础上对原机翼进行了重新设计,降低了机翼结构刚度及弹性模态频率,形成了用于阵风减缓飞行试验的无人机飞行试验平台。该平台在飞行试验中展现的特性能够反映常规布局飞机的阵风响应特点。

### 1.1 总体概述

无人机飞行平台采用双尾撑、螺旋桨后推式布局,如图 1 所示。飞机的尾撑部件利用 2 根平行碳纤维管与机身连接,垂尾为“V 形尾翼”,每个立尾上布置一个方向舵,双立尾中间为平尾,平尾上布置一对升降舵。置于机身后部的电动螺旋桨系统提供飞行动力。起落架采用前 3 点式布局,在飞行过程中始终保持放下状态。

无人机平台机体纵向长度为 2.5 m,翼展为 5.0 m,平台总重 26.0 kg,巡航速度为 30.0 m/s。除机翼主梁外,机体主要结构部件均采用蜂窝复合材料制造,机翼主梁采用铝合金材料进行加工。单机翼展长约为 2.3 m,布置 3 个襟翼与 3 个副翼。

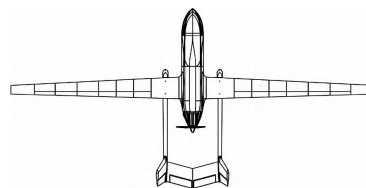


图 1 无人机飞行平台

Fig. 1 UAV flight platform

### 1.2 机翼结构改装

重新设计的机翼主梁采用铝合金材料加工,考虑到结构与装配的简便,无人机平台的机翼设计为单梁式结构,部件采用铝合金主梁与蜂窝蒙皮相结合的方式,为了便于有限元设计分析,铝合金主梁截面采用十字型结构,整个主梁沿展长分为不同截面积的 4 个部分,多个加速度传感器及应变片也安装于主梁上。为了使机翼的刚度特性主要由主梁决定,机翼蒙皮采取分段独立布置的方式以防止蒙皮带来附加刚度。机翼上布置 6 对舵面,内侧 3 对为襟翼,主要用于主飞控系

统,外侧3对为副翼,阵风减缓系统与主飞控系统共用,机翼外形见图2。

### 1.3 机载系统

无人机平台的机载系统可以分为:供电系统、动力系统、伺服系统、通信系统、传感器测量系统、主飞控制系统与阵风减缓系统等7大系统。

供电系统由2组锂电池构成,为发动机供电的是2个容量为22000 mA·h的锂电池,为机载设备供电的是2个容量为5000 mA·h的锂电池,上述供电系统可支持飞机在空中飞行30 min左右。飞机动力系统为无刷电机,驱动螺旋桨为飞机提供前进动力。考虑到飞机机翼尺寸以及整

机重量要求,在满足阵风减缓快速作动需求的前提下,选用KST航模舵机驱动舵面偏转。遥控通信系统由2套电台构成,分别负责主飞控制系统和阵风减缓系统与地面站的通信。主飞控制系统包括自动飞行控制系统(Automatic Flight Control System, AFCS)和控制增稳系统(Control Augmentation System, CAS),AFCS主要负责飞机的自动起降,由于该系统与阵风减缓系统关系不大,将不再讨论该系统。CAS负责飞机飞行过程中的自动增稳功能,同时也接收地面人员发送的机指令,GAS负责实现飞机在试验段的阵风减缓,CAS与GAS将在第3节中细描述。飞机机载系统与地面站的关系见图3。

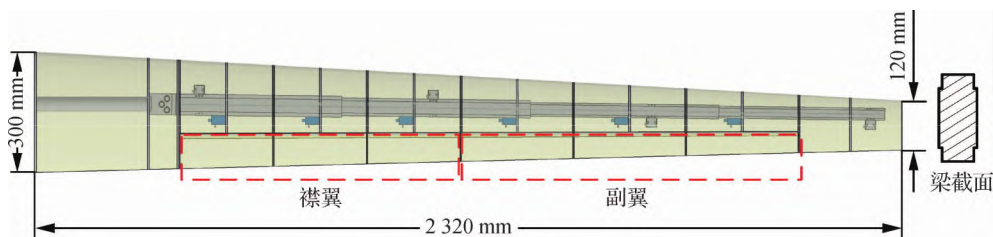


图2 飞机机翼

Fig. 2 Wing of aircraft

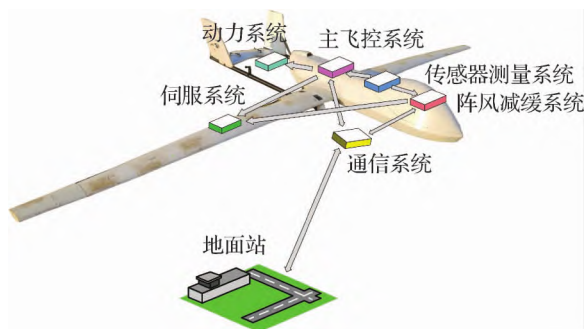


图3 无人机平台机载系统与地面站

Fig. 3 UAV platform airborne system and ground station

为了满足GAS的信号反馈需求及检测机体的阵风响应情况需求,在无人机平台原飞控惯导系统的基础上增加了机翼结构的加速度和应变测量装置。无人机平台原有的角速率陀螺用于测量机体姿态变化,原有的机身加速度传感器用于测量机体竖直方向过载,增加的机翼加速度传感器用于测量机翼不同部位的振动,增加的应变片主要测量机翼主梁的内力,应变片采集到的信号通过机载动态应变仪进行解算,机体的传感器分布见图4,右侧机翼与左侧机翼布置方式相同。

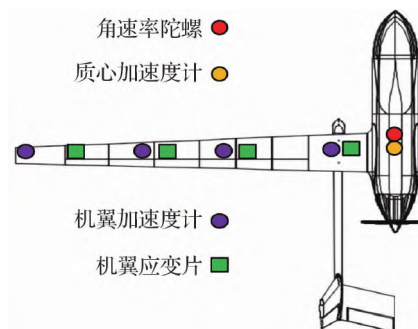


图4 传感器布置方案

Fig. 4 Sensor layout

## 2 地面试验

为保证改装的无人机平台能够顺利完成试验任务,在飞机升空飞行之前,需要在地面先进行一系列试验。由于机翼属于重新设计,因此对设计的机翼主梁开展强度校核试验;为了能够掌握改装后的无人机结构动力学特性,开展了全机地面模态试验;此外为了保证选用的舵机能够满足阵风减缓需求,对舵机的频响特性进行了测试。

## 2.1 机翼强度试验

为了考虑气动弹性影响,无人机平台的机翼经过特别设计,在满足结构频率要求的同时,需要保证强度足够,即机翼能够承担飞机过载为  $2g$  时的载荷,因此在有限元静力分析的基础上,进一步开展了强度试验,通过强度试验验证了主梁结构的承力能力。

为了模拟飞机在飞行过程中的机翼气动力分布,试验过程中在机翼金属主梁不同翼展处挂载了不同重量的沙袋,各沙袋重量通过气动估算结果确定。试验过程中,机翼根部使用夹具固支,沙袋重量由轻至重逐渐加载,最终单个机翼加载重量为  $31.55\text{ kg}$ ,超过飞机总质量,即此时机翼能够承受超过  $2g$  的过载,结构强度满足要求。

## 2.2 全机模态试验

为了得到飞机真实的结构动力学特性,全机模态试验是整个飞行试验流程中关键的一环。为了得到飞机在自由边界条件下的结构模态特性,试验支撑装置的选择非常关键。在本试验中,采用 2 根弹簧将飞机悬挂在半空中实现自由边界条件,且 2 根弹簧的固有频率(经试验为  $0.665\text{ Hz}$ )低于全机第一阶弹性频率的  $1/3$ ,图 5 为飞机正在进行模态试验。

通常模态试验激励装置可以选择力锤或激振器。力锤设备简单,使用方便,不影响被测结构的动态特性,但是对操作者经验要求较高;激振器虽然使用较为复杂,但是其激励能量更大,力布更均匀,获得的试验数据质量更高。在本试验中激励装置采用激振器,在左右机翼共布置 24 个测量点,机身部分布置 3 个测量点,尾撑部分布置 5 个测量点。模态试验结果表明,机翼一弯频率较低,



图 5 全机模态试验

Fig. 5 Aircraft modal test

为  $2.82\text{ Hz}$ ,满足试验要求。机翼前四阶弯曲频率试验结果见表 1,试验测得的振型见图 6。

表 1 模态试验结果  
Table 1 Modal test results

| 模态名称    | 模态频率/Hz |
|---------|---------|
| 机翼对称一弯  | 2.82    |
| 机翼反对称一弯 | 5.59    |
| 机翼对称二弯  | 10.27   |
| 机翼反对称二弯 | 14.62   |

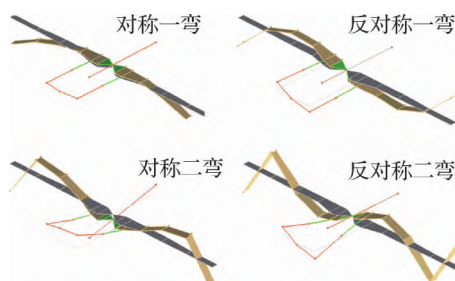


图 6 模态试验的全机振型

Fig. 6 Aircraft mode of modal test

## 2.3 舵机频响特性测试

为了对舵机在带负载情况下的动态特性进行测试,特别设计了一个舵机测试平台,该平台能够通过加载配重模拟飞机舵面的质量特性,通过特别设计的扭杆模拟飞机在飞行时舵面上的铰链力矩,具体的测试细节可以参考文献[36]。考虑到装配限制以及舵面需求,飞机副翼和襟翼舵机采用 KST-X10 伺服舵机,升降舵和方向舵采用 KST-X20 伺服舵机。对 2 种舵机输入正弦指令信号进行扫频测试,正弦指令频率为  $0.2\sim 8.0\text{ Hz}$ ,幅值为  $5.0^\circ$ ,步进长度为  $0.1\text{ Hz}$ 。经过测试,2 种舵机带宽均大于  $8.0\text{ Hz}$ ,2 种舵机频响特性测试实验值见图 7。

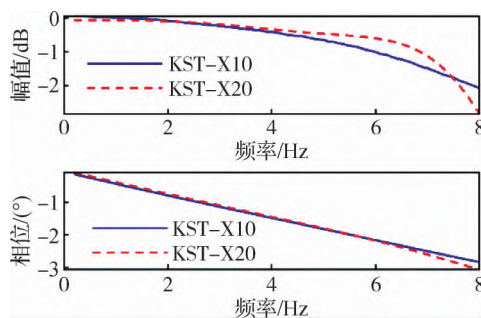


图 7 舵机的频响特性

Fig. 7 Frequency response characteristics of actuator



### 3 控制增稳系统与阵风减缓系统

#### 3.1 控制增稳控制律

试验过程中飞机飞行控制系统主要分为 2 部分:控制增稳系统(CAS)和阵风减缓系统(GAS)。飞行过程中,CAS 主要负责稳定飞机姿态及进行高度控制,操纵面为升降舵。CAS 为比例-微分控制器,输入为飞机高度及俯仰角,控制器输出可表达为

$$u_{ecas} = K_{pcas1} \Delta\theta + K_{pcas2} \cdot \Delta H + K_{dcas1} \Delta \dot{H} \quad (1)$$

式中:  $u_{ecas}$  为升降舵指令,在试验过程中限幅  $\pm 15.0^\circ$ ;  $\Delta\theta$  为机体实际俯仰角与俯仰角指令之差;  $\Delta H$  为飞机实际高度与高度指令之差;  $K_{pcas1}$ 、 $K_{pcas2}$ 、 $K_{dcas1}$  为控制器增益,在本次试验中,  $K_{pcas1} = 0.4$ ,  $K_{pcas2} = 2.0$ ,  $K_{dcas1} = 1.0$ 。

#### 3.2 阵风减缓控制律

GAS 的目的是在飞机遭遇阵风以后,减小飞机的过载及翼根载荷响应量,因此 GAS 同时使用升降舵及飞机副翼作为阵风减缓操纵面。飞机副翼的作用是通过舵面偏转重新分布机翼气动力,以减小机翼振动及翼根载荷,由于副翼偏转同时会导致机体俯仰力矩的变化,该俯仰力矩增量采用升降舵来平衡。另一方面,升降舵通过控制飞机姿态,可以部分抵消阵风引起的附加迎角,起到阵风减缓的作用。由于 PID 控制器容易工程实现,且相对比较成熟可靠,因此 GAS 仍然采用 PID 控制器。升降舵指令为

$$u_{egas} = K_{pgas1} \Delta\theta + K_{dgas1} \Delta \dot{\theta} \quad (2)$$

式中:  $u_{egas}$  为 GAS 系统给升降舵指令,限幅  $\pm 15.0^\circ$ ; 控制器增益  $K_{pgas1} = 0.05$ ,  $K_{dgas1} = 0.035$ 。GAS 副翼指令为

$$u_{agas} = K_{pgas2} (a_c - a_w) + K_{dgas2} (\dot{a}_c - \dot{a}_w) + K_{igas} \int (a_c - a_w) dt \quad (3)$$

式中:  $u_{agas}$  为 GAS 给副翼指令,限幅  $\pm 20.0^\circ$ ;  $a_c$  为质心加速度;  $a_w$  为翼尖加速度。在解算前使用低通滤波去除高频噪声,控制器增益  $K_{pgas2} = 0.04$ ,  $K_{dgas2} = 0.001$ ,  $K_{igas} = 0.65$ 。

#### 3.3 增稳系统与阵风减缓系统综合方法

本飞行试验中,GAS 单独进行设计,原飞机飞控系统能够提供质心加速度信号及姿态角信号,在此基础上,加装了监测机翼振动的加速度计和机翼应变测量系统。用于控制律解算的阵风减缓计算机独立于控制增稳计算机。阵风减缓控制系统开启以后,反馈信号经过阵风减缓控制计算机解算得到阵风减缓指令信号,然后与增稳控制系统发出的指令相叠加,共同传输至各控制舵面,实现飞机的增稳与阵风减缓作用。控制增稳系统与阵风减缓系统构成了飞机的完整飞行控制系统,见图 8。

对图 8 控制系统中所涉及到的硬件进行简单的描述。其中加速度计采用 Kistler 8316A 传感器,应变测量装置采用 Dataforth 的 8B38 动态应变仪系统,阵风减缓计算机模块基于 Altium Designer 设计后进行加工制造,实物图见图 9。

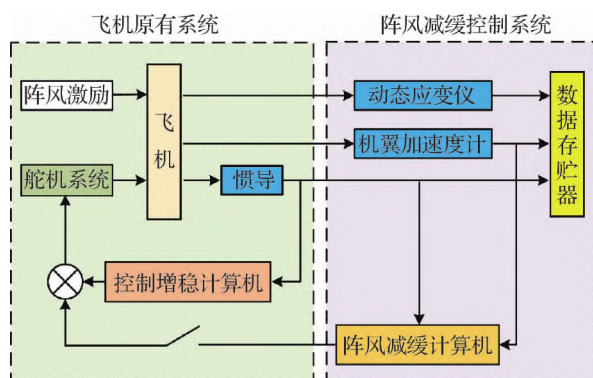


图 8 控制系统架构

Fig. 8 Control system architecture

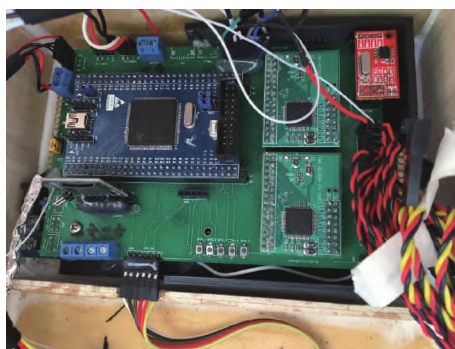


图 9 阵风减缓系统计算机

Fig. 9 Computer of GAS

### 3.4 控制系统稳定性评估

在控制系统(CAS和GAS)设计完成以后,需要针对弹性飞机开展气动伺服弹性稳定性分析,以便于确认在飞机飞行试验过程中不会出现气动伺服弹性失稳。本文中的全机气动伺服弹性闭环系统可由图10来表达。

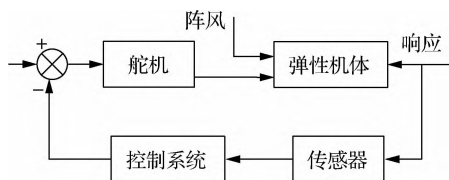


图10 气动伺服弹性闭环系统

Fig. 10 Aeroservoelasticity closed loop system

为了确认该气动伺服闭环系统的稳定特性,本文使用奈奎斯特方法分别对升降舵通道及副翼通道进行稳定性判定。考虑飞行试验中的飞行状态(速度为30.0 m/s,高度为150.0 m),将飞机只开启CAS时作为飞机的开环状态,将同时开启CAS和GAS时作为飞机闭环状态,后文中所有开闭环状态均为如此。如图11所示,理论分析表明开环状态下,飞机的升降舵通道幅值裕度为6.8 dB,相位裕度为45.0°,在加入GAS以后,该通道的稳定性几乎没有变化。虽然理论分析得到的升降舵通道相位裕度不足60.0°,但是在后续飞行试验中该通道的稳定性得到了验证。如图12所示,

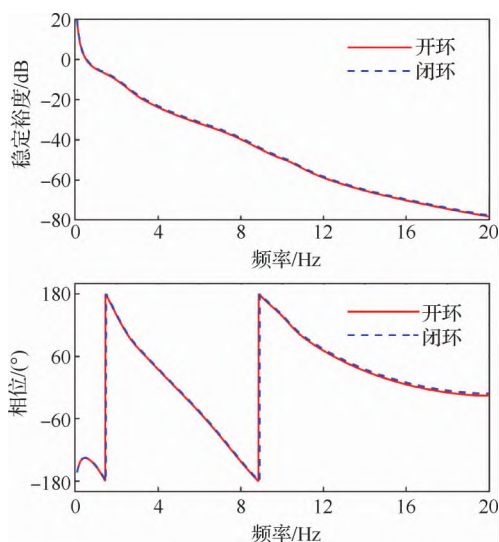


图11 升降舵回路伯德图

Fig. 11 Bode diagram of elevator loop

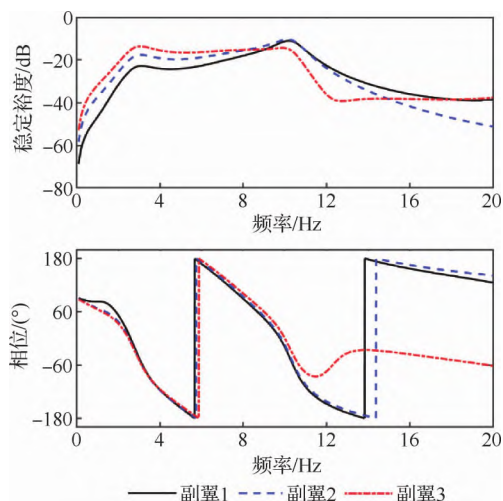


图12 副翼各回路伯德图

Fig. 12 Bode diagram of aileron loops

理论分析表明3个副翼通道的幅值裕度分别为23.3、19.1、16.4 dB,因此所有通道的稳定性均得到了保证,为阵风减缓飞行试验打下了良好基础。

### 4 飞行试验预试验

完整的飞行试验流程分为预试验和正式试验2个阶段,预试验主要目的包括以下4个方面:① 检验飞机在实际飞行中的结构性能。由于改装后的机翼结构较软,弹性频率较低,因此在预试验阶段对大柔性飞机的结构特性进行测试。② 测试飞机的操稳特性。由于机翼弹性影响,飞机在飞行过程中的全机气动特性、舵面的舵效等均会发生变化,因此在预试验阶段测试弹性飞机的操稳性能,并对操控策略进行适当调整。③ 测试飞机通信系统是否能够正常工作。在试验过程中,飞机飞行范围较大,在某些时间段内会超视距,通信系统需要保证飞机与地面站之间的信号在任意时间、地点均能够通畅的实现交互。④ 测试GAS开启以后,GAS对飞机稳定性是否有不利影响,与CAS系统是否能够实现良好的协调工作。经过多个架次的预试验飞行,确认了试验飞机结构强度满足要求,气动特性、操稳性能良好,通讯等系统一切运转正常。

在预试验飞行过程中,飞机飞行速度为30.0 m/s,飞行高度约为150.0 m,关闭GAS,在平稳飞行阶段测量机翼振动加速度信号,以此加速度信号为基础,使用参数识别方法辨识飞机气

动弹性机翼的前四阶弯曲频率并与模态试验结果进行对比,发现二者较为接近但不完全一致,这主要是由于通过飞行结果辨识得到的机翼弯曲频率包含了气动力的影响,具体的数值对比见表 2。

表 2 机翼弯曲频率对比(飞行 vs 地面)  
Table 2 Comparison of bending frequencies of wings (flight vs ground)

| 模态名称    | 模态频率/Hz |       |
|---------|---------|-------|
|         | 飞行      | 地面    |
| 机翼对称一弯  | 2.94    | 2.82  |
| 机翼反对称一弯 | 5.52    | 5.59  |
| 机翼对称二弯  | 10.24   | 10.27 |
| 机翼反对称二弯 | 13.49   | 14.62 |

## 5 飞行试验正式试验与结果分析

### 5.1 GAS“开-闭”式统计学试验方法原理

为了评估 GAS 的有效性,可进行风洞试验或飞行试验。在开展风洞试验时,利用阵风发生器能够准确地控制来流扰动,得到在存在阵风扰动时 GAS 开启和关闭情况下的飞机响应,从而可以评估 GAS 的减缓效果。然而在自然天气条件下飞行时,对 GAS 的减缓效果评估较为困难,原因在于自然界中的阵风是一个复杂的随机过程,飞行试验过程中的阵风无法控制,且现有设备难以对其进行精确测量。

前人学者对自然界中的阵风进行了大量统计分析,发现阵风的统计特征是有一定数学规律的,可将阵风视为各态历经的平稳高斯随机过程,并提出了 Dryden 阵风模型和 von Karman 阵风模型。以 von Karman 模型为例,阵风的功率谱密度表示为

$$\Phi_g(\omega) = \sigma_g^2 \frac{L}{\pi V} \varphi_g(\omega) \quad (4)$$

式中:  $\omega$  为角频率;  $\sigma_g$  为阵风速度的均方根值,值得说明的是,在较短时间内阵风均方根值可认为是不变的;  $L$  为阵风尺度;  $V$  为飞行速度;  $\varphi_g(\omega)$  表达式为

$$\varphi_g(\omega) = \frac{1 + \frac{8}{3} (1.339\omega L/V)^2}{[1 + (1.339\omega L/V)^2]^{11/6}} \quad (5)$$

在线性假设条件下,飞机的阵风响应均方根值  $A$  为

$$A = \sqrt{\frac{1}{2\pi} \int |H(\omega)|^2 \Phi_g(\omega) d\omega} \quad (6)$$

式中:  $H(\omega)$  为从阵风激励到机体响应的传递函数。

为了定量考察 GAS 的减缓效率,定义阵风响应减缓效率  $\eta$  为

$$\eta = \frac{A_o - A_c}{A_o} \times 100\% \quad (7)$$

式中:  $A_c$  为某响应量在 GAS 开启阶段的均方根值;  $A_o$  为该响应量在 GAS 关闭阶段的均方根值。联立式(4)~式(7),可得阵风减缓系统的效率为

$$\eta = \left[ \sqrt{\int |H_o(\omega)|^2 \varphi_g(\omega) d\omega} - \sqrt{\int |H_c(\omega)|^2 \varphi_g(\omega) d\omega} \right] / \sqrt{\int |H_o(\omega)|^2 \varphi_g(\omega) d\omega} \times 100\% \quad (8)$$

式中:  $H_o(\omega)$ 、 $H_c(\omega)$  分别为开、闭环状态下从阵风到机体响应的传递函数。由式(8)可知, GAS 的减缓效率与阵风强度(阵风速度均方根值)无关,在统计学意义下,由于  $\varphi_g(\omega)$  是不变的,所以减缓效率  $\eta$  只取决于飞机本体及控制系统。阵风减缓飞行试验的目的就在于对  $\eta$  进行评估。

在一个较短的时间  $T$  内,可以认为阵风的频谱特性及强度是不变的。若在前  $T/2$  时间内开启 GAS,在后  $T/2$  时间内关闭 GAS,就可以利用所测得的飞机阵风响应数据来评估该时间段内的阵风减缓效率。

但在不同的“开-闭”时段,飞机所遭遇的阵风特性可能是不相同的,这导致每个“开-闭”回合内的阵风减缓效率出现波动,因此单个“开-闭”回合内的减缓效率是一个随机量。为了获得统计学意义上的减缓效率,需要获取多个“开-闭”样本,并取这些样本的平均值。

基于以上原理,本文提出基于统计特性的阵风减缓效果评价方法,即以飞机在定直平飞时作为试验段,在一个试验段内,多次进行 GAS 的“开启-关闭”操作,并尽量保证开启与关闭的持续时间基本相等,通过多架次飞行试验,统计飞机在 GAS 开启和关闭情况下的响应并加以比较,从而



得到 GAS 的减缓效果。

## 5.2 飞行试验过程

在正式飞行试验过程中,将试验人员分为飞行控制组及阵风减缓控制组,飞行控制组人员负责飞机的起飞降落操作并实时监测飞机在空中飞行的状态,在必要的时候人工接管飞机,保证飞行安全。阵风减缓控制组则主要负责试验段内阵风减缓控制系统的开闭、参数设定并通过无线电台将控制指令上传至飞机。飞机在完成起飞过程后,按矩形航线进行巡航飞行,保持高度为 150.0 m、速度为 30.0 m/s,图 13 为飞行试验中的飞机。在一周平飞过程中,将 4 个定直平飞段作为飞行试验段,在一个试验段内,多次进行 GAS 的“开启-关闭”操作,并尽量保证开启与关闭的持续时间基本相等,在试验中单次开闭回合时间为 25 s。在飞机执行机动动作,例如转弯时,该飞行段不进行试验,飞行航线及试验段划分见图 14。图 15 展示了飞行过程中实测的质心加速度、翼尖加速度及翼根弯矩时域信号的片段。



图 13 飞行试验中的飞机

Fig. 13 Aircraft in flight test

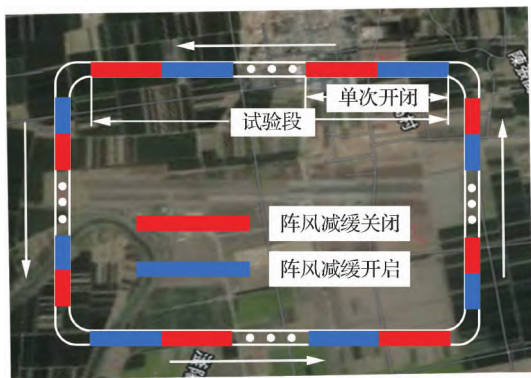


图 14 飞行试验航线

Fig. 14 Route of flight test

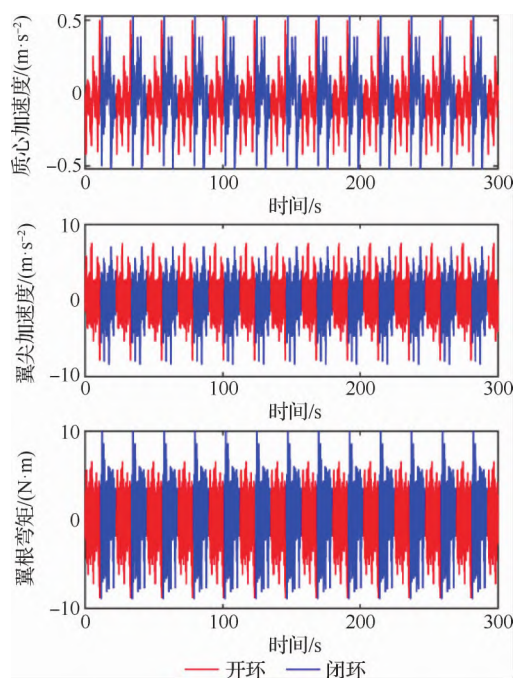


图 15 阵风响应时域数据片段

Fig. 15 Gust response time domain data

## 5.3 试验数据预处理

飞行试验得到的数据,包含有大量的噪声干扰,且由于传感器测量系统本身的特性或传感器安装角度等原因,测得的数据中含有非零初值和趋势项,因此在正式数据分析前需要对原始数据进行清洗,提取有效试验数据。经验模态分解(Empirical Mode Deposition, EMD)是一种非常有效的数据清洗方法,该方法以局部特征时间尺度为度量将原始信号  $x(t)$  分解为多个局部周期长度逐渐增大的数据序列  $c_j(t)$  和余项  $r(t)$ ,即

$$x(t) = \sum_{j=1}^n c_j(t) + r(t) \quad (9)$$

式中:  $c_j(t)$  被称为本征模态函数(Intrinsic Mode Functions, IMF)。由于 EMD 的分解特点,高频信号处于前若干阶 IMF 中,靠后的 IMF 和余项中则主要以低频信号为主导成分,因此可以根据该特性进行滤波,构造出一种新的时空滤波器<sup>[37-38]</sup>,即高通滤波器可以表示为

$$x(t) = \sum_{j=1}^n c_j(t) + r(t) \quad k < n \quad (10)$$

低通滤波器则可以表示为



$$x(t) = \sum_{j=k}^n c_j(t) + r(t) \quad k > 1 \quad (11)$$

上述时空滤波器是一种较为粗糙的滤波方式,当舍弃某些 IMF 时,该 IMF 中包含的有用信号也会被同时丢弃,因此为了能够保留所有 IMF 中的有用信号,本文对每个 IMF 信号进行滤波,使用 Savitzky-Golay (SG) 滤波器将高频噪声信号滤除后对信号进行重构得到有用信号。基于该方法对飞行试验得到的试验数据进行清洗处理,针对质心加速度的处理效果见图 16。

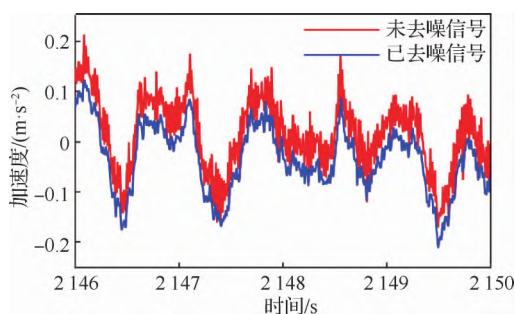


图 16 质心加速度去噪对比

Fig. 16 Comparison of centroid acceleration denoise

#### 5.4 “开-闭”式统计学试验方法验证

在开展阵风减缓效果评估时,对单个的开闭回合而言,其减缓效率具有随机性。例如在单次回合内,可能会由于大气扰动的突然变化,例如大气扰动在 GAS 开启时出现了偶然性的增大,会导致飞机在 GAS 开启时的响应反而比关闭时的响应更大,若单纯从分析结果来看,此段内的飞机阵风减缓系统反而起了反作用;同时由于对于不同的试验回合,遭遇的阵风不尽相同,那么阵风减缓效率也非定值。然而随着试验次数的增大,飞行试验数据不断累积,这些随机性效应将被逐渐消除,阵风减缓效率的均值将趋于一个相对稳定的数值。由图 17 可以看出,在试验的初始阶段,阵风减缓效率波动较大,但是随着试验段次数的不断增加,试验样本数量逐渐增多,对累积的样本数据进行统计分析,各个响应量的减缓效率均趋于稳定,这些稳定值即为统计意义上的阵风减缓效率。由此说明,本文基于统计特性来评估阵风减缓效率是一种合理且行之有效的方法。

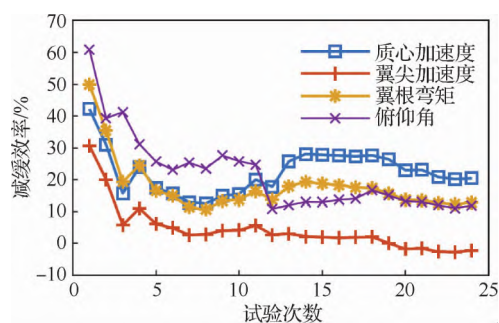


图 17 减缓效率变化趋势

Fig. 17 Trend of alleviation rate

#### 5.5 飞行试验结果分析

飞行试验结果显示,在 GAS 作用下,飞机闭环情况下的响应小于开环情况下的响应,表 3 为各个响应量的减缓效率。考察飞机上各响应的均方根值,其中飞机质心过载的减缓效率达到了 20.5%,而机翼翼根弯矩的减缓效率达到 12.9%。受阵风影响,飞机的俯仰姿态不断变化,闭环阶段俯仰角变化量的均方根相比开环阶段减小了 11.9%,与此同时,飞机的高度稳定性也得到了一定程度的增强。另一方面,利用方差考察飞机响应量的波动情况,也可以发现闭环阶段的飞机响应波动变小。

进一步进行功率谱密度分析,飞机质心加速度均方根减缓效率达到 20.5%,该响应量以低频分量为, GAS 通过升降舵通道实现了该频段内的减缓,见图 18。对于飞机翼根弯矩而言,同样以低频分量为,飞机刚体运动起主导作用;通过翼根弯矩的功率谱密度分析(见图 19)可以发现,翼根弯矩中也存在与机翼一弯二弯弹性模态相关的分量。机翼翼根弯矩减缓效率相对较低,究其原因是因为低频分量通过 GAS 的升降舵通道,实现了有效的减缓,然而对于翼根弯矩的高频部分,并没有实现明显的减缓,这是因为在试验中,机翼的振动响应未得到明显的减缓。如图 20 所示,翼

表 3 各响应量减缓效率统计

Table 3 Statistics of alleviation rate of each response quantity

| 响应量   | 均方根值减缓率/% | 方差减缓率/% |
|-------|-----------|---------|
| 质心加速度 | 20.5      | 45.1    |
| 翼根弯矩  | 12.9      | 28.2    |
| 俯仰角   | 11.9      | 23.0    |
| 高度    | 8.27      | 14.9    |

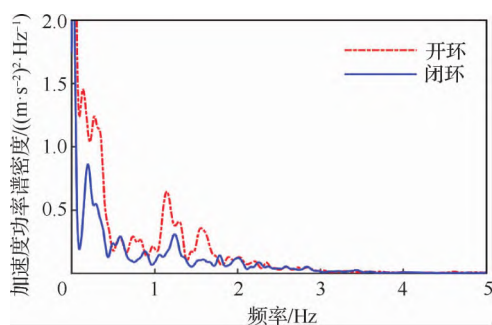


图 18 质心加速度功率谱密度

Fig. 18 PSD of centroid acceleration

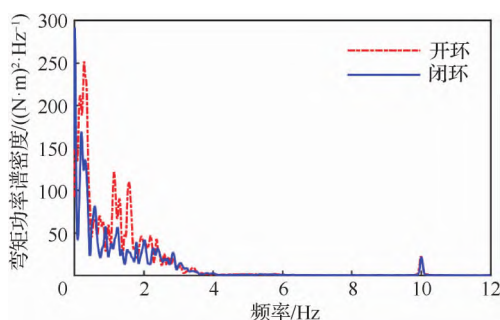


图 19 翼根弯矩功率谱密度

Fig. 19 PSD of wing root bending moment

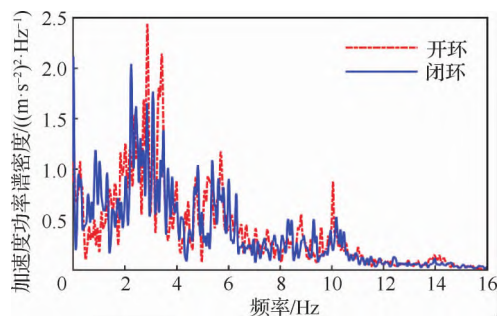


图 20 翼尖加速度功率谱密度

Fig. 20 PSD of wing tip acceleration

尖加速度开闭环响应相差并不大,这一现象的原因可能在于此次试验中,与副翼减缓通道相关的部分加速度传感器信噪比较低,反馈信号经过控制器运算以后未能实现有效的阵风减缓控制效果。

## 6 结 论

以一架大展弦比无人机作为试验平台,在自然条件下进行了阵风减缓飞行试验,得到如下结论:

1) 为了进行阵风减缓效果评估,将飞行过程分为多个成对的开闭环试验段,在此基础上进行统计学分析,结果显示包括飞机质心过载和翼根弯矩等在内的多个机体响应量得到了有效的减缓,同时说明基于统计学的“开-闭”式阵风减缓评价方法有效。

2) 本文通过“打补丁”的方式,对 GAS 进行单独设计,然后与飞机原有飞行控制系统进行整合,实现了飞机阵风减缓功能的加装。

3) 质心过载、姿态俯仰角、翼根载荷具有非常紧密的联系,对飞行试验飞机而言,其减缓效率具有正相关性,即质心过载的减缓通常也会伴随着翼根载荷的减缓以及姿态稳定性增强。

4) 对于翼根载荷来讲,通常以低频分量为主,通过抑制飞机的刚体运动可有效的实现载荷减缓,对于机翼弹性较大的飞机,若翼根载荷弹性分量占比较大,那么就需要同时关注机翼的振动抑制,减缓翼根载荷的高频分量。

## 参 考 文 献

- [1] HUNSAKER J C, WILSON E B. Report on behavior of aeroplane in gusts: NACA Rept. 1 [R]. Washington, D. C.: NACA, 1915.
- [2] COOPER J E, CHEKKAL I, CHEUNG R C M, et al. Design of a morphing wingtip [J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(5): 1394-1403.
- [3] BERNHAMMER L O, PW T S, ROELAND D B, et al. Gust load alleviation of an unmanned aerial vehicle wing using variable camber [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2014, 25(7): 795-805.
- [4] COOPER J, MILLER S, SENBURG O, et al. Optimization of a scaled sensorcraft model with passive gust alleviation [C] // 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston: AIAA, 2008.
- [5] BI Y, XIE C C, AN C, et al. Gust load alleviation wind tunnel tests of a large-aspect-ratio flexible wing with piezoelectric control [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(1): 292-309.
- [6] DE SOUZA SIQUEIRA VERSIANI T, SILVESTRE F J, GUIMARÃES NETO A B, et al. Gust load alleviation in a flexible smart idealized wing [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 86: 762-774.
- [7] HOBLIT F M. Gust loads on aircraft: Concepts and applications [M]. Reston: AIAA Education Series, 1988.
- [8] ETKIN B. Turbulent wind and its effect on flight [J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(5): 327-345.

- [9] DONE G. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads [J]. The Aeronautical Journal, 2008, 112(1138): 738-739.
- [10] KARPEL M. Design for active flutter suppression and gust alleviation using state-space aeroelastic modeling[J]. Journal of Aircraft, 1982, 19(3): 221-227.
- [11] 吴志刚, 陈磊, 杨超, 等. 弹性飞机阵风响应建模与减缓方案设计[J]. 中国科学: 技术科学, 2011, 41(3): 394-402.  
WU Z G, CHEN L, YANG C, et al. Gust response modeling and alleviation scheme design for an elastic aircraft [J]. Scientia Sinica (Technologica), 2011, 41(3): 394-402 (in Chinese).
- [12] 聂雪媛, 杨国伟. 基于 CFD 降阶模型的阵风减缓主动控制研究[J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1103-1111.  
NIE X Y, YANG G W. Gust alleviation active control based on CFD reduced-order models[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1103-1111 (in Chinese).
- [13] 顾宁, 陆志良, 郭同庆, 等. 阵风响应及减缓的非定常数值模拟[J]. 航空计算技术, 2012, 42(3): 49-53.  
GU N, LU Z L, GUO T Q, et al. Gust response and alleviation analysis of airfoil [J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(3): 49-53 (in Chinese).
- [14] 许晓平, 祝小平, 周洲, 等. 基于 CFD 方法的阵风响应与阵风减缓研究[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(6): 818-823.  
XU X P, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Further exploring CFD-based gust response and gust alleviation[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(6): 818-823 (in Chinese).
- [15] 张军红, 李振水, 詹孟权, 等. LQG 控制理论在阵风载荷减缓系统中的应用[J]. 飞行力学, 2007, 25(2): 61-64.  
ZHANG J H, LI Z S, ZHAN M Q, et al. Application of LQG theory to gust load alleviation system[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(2): 61-64 (in Chinese).
- [16] 刘祥, 孙秦. 一种弹性机翼的颤振主动抑制与阵风减缓方法[J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(5): 804-810.  
LIU X, SUN Q. A robust active flutter suppression and gust alleviation method for flexible wing[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 33(5): 804-810 (in Chinese).
- [17] 李卫琪, 张平, 陈宗基. 基于控制分配方法的阵风减缓控制律设计[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(S2): 247-251, 256.  
LI W Q, ZHANG P, CHEN Z J. Control allocation method based gust alleviation control design[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(S2): 247-251, 256 (in Chinese).
- [18] ZHAO Y H, YUE C Y, HU H Y. Gust load alleviation on a large transport airplane [J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6): 1932-1946.
- [19] WINTHER B A, SHIRLEY W A, HEIMBAUGH R M. Wind-tunnel investigation of active controls technology applied to a DC-10 derivative[J]. Journal of Guidance and Control, 1981, 4(5): 536-542.
- [20] PENNING K, LOVE M, ZINK P, et al. GLA and flutter suppression for a SensorCraft class concept using system identification [C] // 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2008: 7188.
- [21] VARTIO E, SHIMKO A, TILMANN C, et al. Structural modal control and gust load alleviation for a SensorCraft concept [C] // 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 2005: 1946.
- [22] SCOTT R, COULSON D, CASTELLUCCIO M, et al. Aeroservoelastic wind-tunnel tests of a free-flying, joined-wing SensorCraft model for gust load alleviation[C] // 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 2011.
- [23] MATSUZAKI Y, UEDA T, MIYAZAWA Y, et al. Gust load alleviation of a transport-type wing-Test and analysis [J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(4): 322-327.
- [24] CHRISTHILF D, MOULIN B, RITZ E, et al. Characteristics of control laws tested on the semi-span supersonic transport (S4T) wind-tunnel model[C] // 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 2012.
- [25] NGUYEN N T, CRAMER N B, HASHEMI K E, et al. Progress on gust load alleviation wind tunnel experiment and aeroservoelastic model validation for a flexible wing with variable camber continuous trailing edge flap system [C] // AIAA Scitech 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020.
- [26] CHEUNG R C M, REZGUI D, COOPER J E, et al. Testing of folding wingtip for gust load alleviation of flexible high-aspect-ratio wing[J]. Journal of Aircraft, 2020, 57(5): 876-888.
- [27] 陈磊, 吴志刚, 杨超, 等. 弹性机翼阵风响应和载荷减缓与风洞试验验证[J]. 工程力学, 2011, 28(6): 212-218.  
CHEN L, WU Z G, YANG C, et al. Gust response, load alleviation and wind-tunnel experiment verification of elastic wing[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28(6): 212-218 (in Chinese).
- [28] WU Z G, CHEN L, YANG C. Study on gust alleviation control and wind tunnel test[J]. Science China Technological Sciences, 2013, 56(3): 762-771.
- [29] 杨俊斌, 吴志刚, 戴玉婷, 等. 飞翼布局飞机阵风减缓主动控制风洞试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(1): 184-192.  
YANG J B, WU Z G, DAI Y T, et al. Wind tunnel test

- of gust alleviation active control for flying wing configuration aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(1): 184-192 (in Chinese).
- [30] DISNEY T E. C-5A active load alleviation system[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1977, 14(2): 81-86.
- [31] BRITT R T, JACOBSON S B, ARTHURS T D. Aeroelastical analysis of the B-2 bomber[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(5): 745-752.
- [32] BURRIS P, BENDER M. Aircraft load alleviation and mode stabilization (LAMS) flight demonstration test analysis: AFFDL-TR-68-164 [R]. Ohio: Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1972.
- [33] JOHNSTON J F, URIE D M. Development and flight evaluation of active controls in the L-1011[C]//Proceedings of CTOL Transport Technology Conference. Virginia: Langley Research Center, 1978: 647-685.
- [34] WILDSCHKE A, MAIER R, HAHN K U, et al. Flight test with an adaptive feed-forward controller for alleviation of turbulence excited wing bending vibrations[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2009.
- [35] LI F, WANG Y Z, DA RONCH A. Flight testing an adaptive feedforward controller for gust loads alleviation on a flexible aircraft[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 2016.
- [36] 杨阳, 杨超, 吴志刚. 基于舵机动态特性测试的阵风减缓控制系统设计[J]. 振动与冲击, 2020, 39(4): 106-112, 121.
- YANG Y, YANG C, WU Z G. A design of gust alleviation control system based on test of actuator's dynamic characteristics[J]. Journal of Vibration and Shock, 2020, 39(4): 106-112, 121 (in Chinese).
- [37] 黄诚惕. 希尔伯特-黄变换及其应用研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2006: 78.
- HUANG C T. Study on Hilbert-Huang transform and its application[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2006: 78 (in Chinese).
- [38] BOUDRAA A O, CEXUS J C, SAIDI Z. EMD-based signal noise reduction[J]. International Journal of Signal Processing, 2004, 1(1): 33-37.

(责任编辑: 张晗, 李丹)

## Flight test for gust alleviation on a high aspect ratio UAV platform

ZHOU Yitao<sup>1</sup>, YANG Yang<sup>2</sup>, WU Zhigang<sup>1,\*</sup>, YANG Chao<sup>1</sup>

1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China

2. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China

**Abstract:** Gust alleviation active control technology is a powerful means for aircraft to deal with the impact of gust. In order to evaluate the designed gust alleviation system, flight test is indispensable. However, how to evaluate the effectiveness of the gust alleviation system is a difficult problem, because it is difficult to accurately measure wind gusts under natural conditions. To solve this problem, this paper proposes an “open-close” statistical test method. Taking a large aspect ratio UAV as the test object, the gust alleviation system was designed based on PID control principles and was superimposed on the original aircrafts stabilization system for flight tests. The results were analyzed by statistical methods which show that the centroid overload of the aircraft equipped with the gust alleviation system is reduced by 20.5%, and the wing root bending moment is reduced by 12.9%, which indicate that the test method proposed in this paper is feasible and effective.

**Keywords:** flight test; gust alleviation; active control; gust response; aeroelasticity

Received: 2021-07-20; Revised: 2022-02-11; Accepted: 2022-03-04; Published online: 2022-03-14 11:48

URL: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2022/V43/I6/526126>

\* Corresponding author. E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn