



航空学报

Acta Aeronautica et Astronautica Sinica

ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

《航空学报》网络首发论文

题目：飞机阵风响应减缓技术综述
作者：杨超，邱祈生，周宜涛，吴志刚
网络首发日期：2022-06-28
引用格式：杨超，邱祈生，周宜涛，吴志刚. 飞机阵风响应减缓技术综述[J/OL]. 航空学报. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20220627.1945.009.html>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

飞机阵风响应减缓技术综述

杨超, 邱祈生, 周宜涛, 吴志刚*

北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京, 100191

摘 要: 为降低阵风对飞机飞行性能与安全的影响, 早期往往通过加强飞机结构来抵抗阵风干扰。从20世纪50年代开始, 人们逐步发展了基于主动控制的阵风响应减缓技术, 并成功应用于多个实际飞机型号, 有效降低了阵风响应, 提高了飞机的疲劳寿命和飞行品质。国内的相关研究起步较晚, 在国产大飞机等项目的需求牵引下, 阵风减缓的工程应用已提上日程。本文提出了飞机阵风减缓研究的总体技术路线, 并按此路线梳理了以下技术的历史发展和研究现状: 首先介绍了阵风减缓的基础数学模型, 涉及飞机动力学模型、阵风模型、非定常气动力模型及阵风响应分析方法; 其次从减缓控制机理和控制律设计两个方面分析了阵风减缓的设计方法; 回顾了阵风减缓风洞试验和飞行试验及实际应用的具体案例; 最后概述了阵风减缓研究的前沿进展并总结了亟需解决的关键技术问题, 以期为该领域的科研和工程技术人员提供借鉴与帮助。

关键词: 阵风响应; 阵风减缓; 气动弹性; 主动控制; 阵风; 风洞试验; 飞行试验

中图分类号: V217+.39 文献标识码: A 文章编号: XX-XXXXX-XX

自莱特兄弟“飞行者一号”首飞以来, 在一个多世纪的航空发展过程中, 大气扰动对飞行的影响一直备受人们的重视。大气扰动包含多种形式, 如下击暴流、风切变、阵风(gust)等, 其中阵风及其带来的阵风响应最为人们所关注。早在1915年, Hunsaker和Wilson就在NACA报告中阐述了阵风对飞机飞行的影响, 在突发的垂向阵风作用下, 飞机会产生瞬时较大的加速度, 影响操纵品质, 造成飞行过程中常见的“颠簸”现象^[1]。对于民用飞机的乘客而言, 中等强度以上超过6 m/s的垂向阵风就会显著影响乘坐体验, 而15 m/s以上的阵风甚至会导致飞机结构破坏, 危害飞行安全^[2]。据美国国家运输安全委员会报道, 1983到1997年的15年间, 阵风引起的颠簸造成了664起飞行事故, 平均每年45起, 经济损失达1亿3千多万美元, 并且实际数字可能更高^[3]。

为降低阵风对飞机飞行性能与安全的影响, 早期由于技术条件限制, 往往只能通过加强飞机结构来抵抗阵风干扰, 但结构重量的增加也降低了飞机性能。从20世纪50年代开始, 随着主动控制技术的发展, 通过操纵控制面实现飞机阵风响

应的主动减缓逐步成为可能。到了20世纪70年代, 美国率先开始在多个型号飞机上开展了阵风响应减缓研究, 主动减缓控制的应用给C-5A^[4]、L-1011-500^[5]和B-1^[6]分别带来了5.5%、1.25%和4.7%的空载质量降低, 并在B-2^[7]上还实现了高达50%的阵风载荷减缓, 有效提高了飞机的疲劳寿命和飞行品质。随着阵风减缓技术的进一步成熟, 商用飞机也逐步引入阵风减缓系统以提升飞行性能, 改善乘坐品质, 例如空客A320、A380和波音787等^[8]。进入20世纪90年代, 人们对高空长航时无人机的追求催生了轻质量、大柔性飞机的发展, 但此类飞机对阵风敏感性显著增加, 进而给阵风减缓带来了新的挑战, 针对大变形柔性飞机的阵风响应减缓研究已成为当前热门的研究方向。

相比于国外阵风响应减缓技术在实际工程上成熟的应用以及在前沿研究上领先的探索, 国内在该领域起步较晚, 近20年来的研究多处于理论分析和试验验证层面, 而在国产大飞机等项目的需求牵引下, 阵风减缓的实际工程应用已提上日程。本文归纳并提出飞机阵风减缓研究的总体技

2.1 飞机动力学模型

飞机动力学模型作为了解阵风响应特性、设计阵风减缓控制的基础,发展至今已形成适用于各种类型飞机的多种模型。从早期的传统飞行力学刚性模型开始,到在此基础上进行静气弹修正的模型,更进一步的刚弹耦合模型。这些模型从简单到复杂,对飞机阵风响应特性的体现由粗略到详细,在阵风响应减缓的设计过程中都起到不可忽视的作用。

2.1.1 刚性模型

在阵风响应减缓设计的初期阶段,为了获得飞机整体的阵风响应特性通常可以将其视为刚体,忽略结构弹性的影响。以传统刚体六自由度全量飞行力学方程为基础,初步计算得到飞机的阵风响应特性。以飞机的纵向阵风响应为例,假设飞机重点受到垂直阵风扰动的影响,阵风尺度远大于飞机尺度,飞机以质点形式匀速通过风场,可推导具有纵向沉浮和俯仰自由度的刚体飞机运动方程

$$\begin{aligned} m\ddot{h} &= L(\alpha, \dot{h}, \dot{\theta}, \delta, w_g) - mg \\ J\ddot{\theta} &= M(\alpha, \dot{h}, \dot{\theta}, \delta, w_g) \end{aligned} \quad (1)$$

其中, m 为飞机质量, J 为飞机绕质心的俯仰转动惯量; h 表示飞机质心的垂直位移, θ 、 α 和 δ 分别表示飞机的俯仰角、迎角和舵偏角, w_g 表示阵风风速, L 表示飞机气动力在垂直方向的分量, M 表示飞机的俯仰力矩。式(1)作为二自由度的非线性方程能有效分析刚体飞机在纵向垂直风场下的运动响应,但是,这样的非线性方程并不便于阵风减缓控制系统的设计,还需要进一步的简化处理。

假设阵风风速 w_g 远小于飞机飞行速度 V , 以定直平飞为平衡状态将式(1)化为小扰动线性化方程

$$\begin{aligned} m\ddot{h} &= q_\infty SC_L^\alpha \cdot \alpha_v + q_\infty SC_L^{\dot{\theta}} \cdot \dot{\theta} + q_\infty SC_L^\delta \cdot \delta \\ J\ddot{\theta} &= q_\infty SC_M^\alpha \cdot \alpha_v + q_\infty SC_M^{\dot{\theta}} \cdot \dot{\theta} + q_\infty SC_M^\delta \cdot \delta \end{aligned} \quad (2)$$

其中 q_∞ 为飞行动压, S 为参考面积, \bar{c} 为参考弦长, C_L^α 、 $C_L^{\dot{\theta}}$ 、 C_L^δ 、 C_M^α 、 $C_M^{\dot{\theta}}$ 和 C_M^δ 为刚性飞机气动导数和操纵导数,而 α_v 则表示有效迎角,当受垂直阵风作用时

$$\alpha_v = \alpha + \frac{w_g}{V} \quad (3)$$

本质上来说,阵风对飞机的影响就是在无风情况下的迎角 α 基础上增加了附加迎角,形成有效迎角 α_v , 给飞机带来附加升力 ΔL 和附加力矩 ΔM 的变化^[9], 并且质心受扰动产生的垂直过载增量还可表示为

$$\Delta n = \frac{\Delta L}{mg} = \frac{\ddot{h}}{g} \quad (4)$$

根据刚性模型人们可以初步了解飞机的阵风响应特性并设计简化的阵风减缓控制系统。但刚性模型刚体乃至质点的假设,使得其忽略飞机弹性影响,设计的阵风减缓控制系统也无法用于弹性振动响应的抑制。随着现如今飞机朝着轻量化和柔性化的方向发展,为了阵风响应分析的合理性和阵风减缓设计的有效性就不能仅止步于刚性模型,需要由此出发考虑具有弹性效应的飞行动力学模型。

2.1.2 静气弹修正模型

最初人们为了建立具有弹性效应的飞行动力学模型,在原刚体六自由度运动方程的基础上进行了静气弹修正,其本质就是对如(2)所提到的 C_L^α 和 C_L^δ 在内的诸多刚性飞机气动和操纵导数进行修正^[10, 11], 包括考虑机身弹性变形对尾翼或鸭翼的气动导数的影响,以及飞机升力面弹性变形对前后缘控制面气动效率、飞机中性点位置和上反角的影响等^[12]。

早期静气弹修正是在结构有限元与定常气动力稳态耦合的前提下开展的,但随着非定常空气动力学的发展,诸如面元法等非定常气动力计算方法为弹性飞机气动导数的求解提供了便利^[13], 可高效计算弹性飞机的气动导数并进行静气弹修正。静气弹修正模型通常阶数较低,并在一定程度上考虑了飞机弹性效应的影响,适用于阵风减缓控制系统的初步设计。但静气弹模型也将飞机视为刚体,仍无法分析阵风作用下的飞机结构性弹性振动,设计的减缓控制系统只针对飞机整体阵风载荷的减缓,因此更进一步的分析和设计则要在飞机刚体和结构弹性耦合的模型基础上展开。

2.1.3 刚弹耦合模型

刚弹耦合模型实际上就是将飞机视为弹性体,在只考虑气动力和惯性力的刚体飞行力学中引入结构的弹性力,属于气动弹性力学的研究范围,飞机详细的阵风响应分析和减缓设计也自然而然地从刚体飞行动力学转入了气动弹性动力学的研究中来^[14]。从20世纪60年代以来,人们一直致力于建立简单有效、同时保证精度的飞机气动弹性动力学模型,并且方便应用于控制系统的设计。由于早期飞机结构弹性变形较小,处于线弹性变化范围,气动弹性动力学模型以线性刚弹耦合模型为主。Bisplinghoff和Ashley^[15]就推导了无约束情况下的飞机线性刚弹耦合模型,该模型主要由三组惯性解耦的运动方程组成,包括飞机刚体的平动、转动和结构的弹性变形。Milne^[16]则在假设小弹性变形及刚体运动的情况下推导了线化小扰动的刚弹耦合模型,并利用其研究了弹性飞机的纵向稳定性问题。

实际上对于线弹性变形的飞机,气动弹性动力学模型既需要能描述飞机大幅度的机动运动也必须能兼顾小幅度的结构变形,这就要求模型能反映非线性刚体六自由度运动的同时体现出线性结构的弹性振动^[17]。因此基于这些要求,Waszak等人^[18, 19]和Bruttrill等人^[20]均在以飞机瞬时质心为原点的平均体轴系下利用Lagrange方程和虚功原理建立了各自的飞机刚弹耦合运动方程,其中平均体轴系的使用使得飞机刚体和弹性的耦合最小化,简化了模型的复杂程度。并且Waszak和Bruttrill的模型都采用了以下基本假设:

(1) 将飞机结构视为质量密度恒定的集中质量点集合。

(2) 飞机结构处于小变形情况,应力-应变和应变-位移均为线性关系。

(3) 飞机弹性运动通过一套结构的固有模态进行描述。

(4) 采用平面大地假设,不考虑地球的曲率、自转和加速度变化。

两种模型差别在于Bruttrill模型考虑了刚体角动量和弹性动量的耦合效应,而Waszak模型中则引入了额外假设对其进行忽略,使得Waszak模型形式更加贴近传统刚体飞行力学方程,在刚体平动方程(5)和转动方程(6)的基础上,增加了描述飞机弹性运动的二阶振动微分方程(7)。

$$\begin{aligned} m(\ddot{u} - rv + qw + g \sin \theta) &= Q_x \\ m(\ddot{v} - pw + ru - g \sin \phi \cos \theta) &= Q_y \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} m(\ddot{w} - qu + pv - g \cos \phi \cos \theta) &= Q_z \\ I_{xx} \ddot{p} - (I_{xy} \dot{q} + I_{xz} \dot{r}) + (I_{zz} - I_{yy})qr + \\ &\quad (I_{xy}r - I_{xz}q)p + (r^2 - q^2)I_{yz} = Q_\phi \\ I_{yy} \ddot{q} - (I_{xy} \dot{p} + I_{yz} \dot{r}) + (I_{xx} - I_{zz})pr + \\ &\quad (I_{yz}p - I_{xy}r)q + (p^2 - r^2)I_{xz} = Q_\theta \\ I_{xx} \ddot{r} - (I_{xz} \dot{p} + I_{yz} \dot{q}) + (I_{yy} - I_{xx})pq + \\ &\quad (I_{xz}q - I_{yz}p)r + (q^2 - p^2)I_{xy} = Q_\psi \end{aligned} \quad (6)$$

$$M_j(\ddot{\eta}_j + 2\xi_j\omega_j\dot{\eta}_j + \omega_j^2\eta_j) = Q_j^i (j=1,2,3...) \quad (7)$$

其中方程左侧并未考虑刚体和弹性的惯性耦合,耦合主要发生在方程右侧通过弹性和刚体模态共同表示的气动力上,刚弹耦合以及弹性部分的气动力均采用与传统刚体气动导数相同的表达形式,便于理解和修正。利用该模型能有效分析飞机的稳定性和阵风响应问题,但由于模型非线性的刚体运动和高阶数的弹性模态会给阵风减缓控制系统的设计带来麻烦,需要在保留方程刚弹耦合特性的基础上简化模型,主要的方法就是对方程在平衡位置进行小扰动线化,并对高阶数的弹性模型进行降阶处理,例如模态截断法^[18]和残差化法^[21]等。

不同于Waszak等人采用的平均体轴系,Meirovitch和Tuzcu^[22-25]基于多体动力学准坐标系理论推导了飞机刚弹耦合模型,通过在未变形的飞机结构上布置一系列体轴系来描述飞机六自由度的刚体运动和各部件的弹性运动。但该方法建立的模型阶数较高,不利于飞机的稳定性分析及控制系统的设计,需要对模型进行降阶处理,例如采用伽辽金法建立结构模型,并用全飞机形函数替代部件形函数实现对弹性模态阶数的降低。

进入20世纪90年代,随着高空长航时无人机的出现和发展,这类飞机由于高升阻比和轻质结构的要求通常具备大展弦比的柔性机翼,但在飞行过程中产生的大变形问题则对工程中已成熟应用的线性刚弹耦合模型提出了挑战。2003年7月,美国“Helios太阳神”号无人机在遭遇阵风干扰下机翼产生严重的上反变形并伴随着俯仰控制的失效,最终飞机在空中解体,此次事故主要是由于在飞机设计中缺乏非线性的分析所导致的^[26],这也促使人们进一步研究了结构大变形的气动弹性动力学问题,发展出了考虑几何非线性的刚弹

耦合模型。

为了实现对飞机几何非线性的结构建模并应用于气动弹性动力学分析中,除了使用复杂的全机结构有限元模型以外,经常还采用非线性的梁来描述结构特性,而具有代表性的是Hodges和Dowell等人建立的精确本征梁运动方程,即Hodges-Dowell方程^[27-32]。方程从具有初始弯曲及扭转变形的精确本征梁出发,基于Hamilton原理推导了运动梁的动力学方程,并给出了运动梁的混合变分公式,以矩阵形式表示的公式适用于低阶梁的有限元分析,能有效应用于具有几何非线性且在大位移状态下的机翼非线性动力学建模。利用该方程Patil等^[33-36]构建了一种低阶、高精度的非线性刚弹耦合模型,模型综合考虑了飞机材料的各向异性、结构几何非线性、非定常气动力、动态失速和刚体运动,能有效分析大柔性飞机几何非线性对颤振速度、配平状态和飞行力学稳定性的影响,并且根据该模型也开发出了用于非线性气动弹性分析的程序NATASHA (Nonlinear Aeroelastic Trim and Stability Analysis for HALE Aircraft)。之后,Patil等^[37, 38]对平衡状态下的非线性刚弹耦合模型线性化处理得到线性模型,并在频域和时域下分别计算了大展弦比飞翼飞机的阵风响应结果,两种结果具有一致性。

虽然目前较为热门的研究均聚焦于非线性的气动弹性模型,但在飞机阵风响应和减缓的工程应用中目前依旧大量使用的是成熟的线性刚弹耦合模型,而对于如高空长航时这类具有大柔性结构的飞机,由于具有大幅度的结构变形,阵风响应分析则需要使用非线性刚弹耦合模型,并对其进行线性化处理以设计适当的阵风减缓控制系统,最终通过时域仿真分析验证减缓控制的有效性。

2.2 阵风模型

为了理论分析飞机阵风响应并设计相关减缓控制系统,阵风模型也是必不可少的一部分。然而针对复杂的阵风环境建立可用于理论计算的数学模型并非易事。从20世纪30年代开始,早期工程人员主要采用的阵风模型为离散阵风模型^[2, 39],其具体表现为确定的风速变化。在实际使用中,离散阵风通常可表征大气紊流中的峰值、飞机尾流区的流动、地形诱导的气流等^[40]。而在所有的

离散阵风模型中,最早被采用的是阶跃类型的“锐边”阵风^[41],如图2所示。除“锐边”阵风之外,还被经常使用的阵风模型为“斜坡”阵风,阵风速度随距离线性增加,距离通常为飞机的10倍弦长,如图3所示。到了20世纪50年代,随着人们对阵风研究的深入,“锐边”和“斜坡”阵风逐渐被“1-cos”型的离散阵风(图4)所替代,并且该类型阵风一直沿用至今,被FAR-25^[42]、CS-25^[43]、JAR-25^[44]和CCAR-25^[45]等适航条例作为分析飞机阵风载荷的一种理论模型。

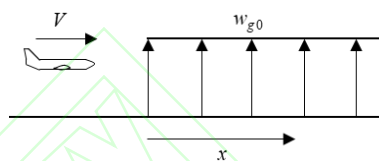


图2 “锐边”阵风

Fig.2 Sharp-edge gust

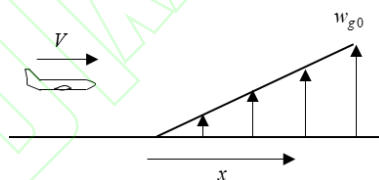


图3 “斜坡”阵风

Fig.3 Linear-ramp gust

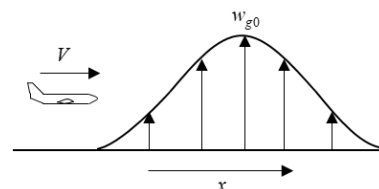


图4 “1-cos”型阵风

Fig.4 One-minus-cosine gust

随着随机理论的发展,飞机阵风响应分析的频域计算方法渐渐发展起来,阵风模型也由简单的离散阵风发展为连续阵风。由于实际的连续阵风是比较复杂的物理现象,形成和出现与诸多因素相关,人们通过塔、气球和飞机测量了大量的阵风数据,并基于适当的简化假设,建立了与观测数据相吻合的频域理论模型^[40]。其中具有代表性的是: Dryden模型和von Karman模型,以较常用的纵向频谱为例, Dryden模型为

$$\Phi_{ww}(\omega) = \sigma_w^2 \frac{L_g}{\pi V} \frac{1 + 3(\omega L_g / V)^2}{[1 + (\omega L_g / V)^2]^2} \quad (8)$$

von Karman模型为

$$\Phi_{ww}(\omega) = \sigma_w^2 \frac{L_g}{\pi V} \frac{1 + \frac{8}{3}(1.339\omega L_g/V)^2}{\left[1 + (1.339\omega L_g/V)^2\right]^{11/6}} \quad (9)$$

其中 ω 为角频率, L_g 为阵风尺度, V 为飞行速度, σ_w 为连续阵风强度。这两种连续阵风模型的频谱图在低频段上基本相同, 但在高频段斜率有所不同。从应用上来讲, Dryden模型计算较为简单, 在一般的阵风减缓控制技术的理论仿真研究中常用此模型。但 von Karman谱高频段的渐近线斜率更符合物理实际情况, 在现代适航条例中较多采用 von Karman连续阵风作为分析模型。

虽然连续阵风模型较为准确描述了飞机遭遇的真实阵风, 但由于其假设条件和统计样本数量的限制, 连续阵风并不能描述飞机飞行过程遭遇的以离散形式存在的极端阵风情况^[46], 因此在现代飞机设计和适航认证中, 飞机阵风响应分析需要同时考虑离散和连续阵风^[47]。与此同时, 飞机设计部门在采用这两种模型进行阵风载荷计算时, 往往会出现不同的最坏载荷值。Noback^[48]对此分析时指出: 造成两类模型分析结果区别的首要原因是阵风速度与尺度之间关系的不同, 实际上阵风速度依赖于阵风尺度。正因如此, 现有阵风模型的欠缺也促使人们继续深入研究。

从20世纪80年代开始, 随着阵风模型完善工作的不断开展, 其中具有代表性的是 Jones提出的统计离散阵风模型^[49]。一般来说, 阵风尺度越短阵风速度也越低, 在 Jones提出的模型中阵风尺度和速度是相关的, 阵风可由一系列上升或下降的半“1-cos”形状的斜坡阵风以任意顺序排列构成, 阵风峰值速度 w_{g0} 和阵风尺度 L_g 满足:

$$w_{g0} \propto L_g^{1/3} \quad (10)$$

统计离散阵风模型在离散阵风和连续阵风之间建立联系, 并且能基于最坏的情况评估飞机的阵风响应, 目前已被英国的适航条例所采用^[47]。

需要说明的是, 由于空间尺度上非均匀阵风的复杂性, 前面提到的阵风模型均基于一维均匀阵风场假设进行简化, 即假定飞机阵风速度只在飞行方向上发生变化, 沿展向方向并不改变。而对目前大展弦比柔性飞机而言, 较大的展向尺寸采用一维均匀阵风场模型进行分析并不合适, 需要进一步考虑展向阵风变化^[50, 51]。

2.3 非定常气动力模型

阵风响应分析通常需要考虑气动力的非定常效应, 即运动升力面引起的环量和尾迹变化, 而忽略该效应将会对气动力和力矩的计算产生相当大的影响。从20世纪30年代发展至今, 已形成了多种非定常气动力计算方法, 包括片条理论、面元法和计算流体力学(CFD)技术等^[52]。

2.3.1 片条理论

片条理论作为一种二维不可压流非定常气动力计算方法, 通过将飞机升力面沿翼展方向划分成若干片条, 忽略展向流动, 基于二维翼型的非定常气动力理论计算每个片条的气动力, 再考虑展向片条间的气动干扰, 对片条气动力进行三维修正, 从而得到飞机整体升力面的非定常气动力。片条理论从二元翼段出发, 避免直接计算复杂的三维非定常气动力, 建立的气动模型简单, 能够考虑气动非线性效应的同时易与飞机结构模型耦合分析, 适用于大展弦比飞机的非定常气动力计算。

早在20世纪30年代片条理论就已发展起来, 其中主要存在 Theodorsen方法和Wagner方法^[53]。Theodorsen方法以二元翼段的简谐运动为基本假设, 推导了频域形式的非定常气动力, 而Wagner方法则研究了翼段阶跃迎角变化产生的时域非定常气动力, 并且计算采用的Wagner函数实际上为Theodorsen函数的反傅里叶变换形式。这两种方法形式简单, 为阵风响应的时频域计算提供了有力工具。此外, 片条理论在近几十年来又发展出了一些新形式。

20世纪90年代, Peters针对不可压、二维薄翼的绕流问题, 提出了有限状态入流理论^[54, 55]。该理论对翼型运动状态不加限制, 直接从势流方程推导而来, 气动力状态以诱导流的系数形式给出。有限状态入流理论的一阶状态方程易与飞机结构和控制方程相耦合, 可在频域、拉氏域和时域进行求解。与Theodorsen以及Wagner函数相比, 有限状态入流方法仅需较少的状态就能达到很好的计算精度, 并且基于薄翼假设能够有效计算飞机结构大幅变形或运动下的二维非定常气动力, 因此渐渐被应用于飞机非线性气动弹性问题的理论分析中。

美国密歇根大学Cesnik和Su^[56-58]利用基于应变的有限元方法得到描述飞机结构几何非线性特性的低阶方程, 结合有限状态入流理论构建了一种非线性气动弹性分析方法, 并采用该方法研究了多种具有几何非线性结构飞机的气动弹性问题, 其中包括联翼布局飞机机动载荷响应、飞翼布局飞机阵风响应和体自由度颤振等。为了通过试验验证理论, Cesnik等人还设计并制造了一款名为X-HALE的无人机, 其中在设计X-HALE的气动弹性特性时应用了建立的非线性气动弹性仿真工具箱 (University of Michigan's Nonlinear Aeroelastic Simulation Toolbox, UM/NAST)^[59]。而建造该飞机旨在通过飞行试验获得与飞行力学耦合的几何非线性气动弹性特性数据, 例如刚弹耦合失稳和阵风扰动下的机翼大变形^[60], 图5为X-HALE无人机的UM/NAST计算模型。



图5 X-HALE无人机的UM/NAST计算模型^[60]

Fig.5 UM/NAST model of the X-HALE aircraft^[60]

2.3.2 面元法

片条理论能有效计算二维不可压流中典型翼段的非定常气动力, 但却并不适用于可压流中的一般升力面。为了实现对三维可压流非定常气动力的高效计算, 人们以小扰动速度势方程为基础, 发展了适用于计算薄翼绕流的面元法。将飞机外形由许多基本四边形面元来模拟 (图6), 这些面元既可存在于飞机表面, 也可布置在某平均表面, 并在每个面元上附着一种或几种基本解, 如源、涡和偶极子等, 求解相应边界条件方程确定基本解的强度, 通过基本解的集合确定飞机的速度场和压强场^[14]。面元法网格划分简单、计算效率高且精度满足工程要求, 目前是工程上非定常气动力计算的常用方法, 并且根据基本解分布类型和形式等方面的不同, 面元法还发展出了多种计算方法, 其中较为典型的是偶极子格网法和非定常涡格法。

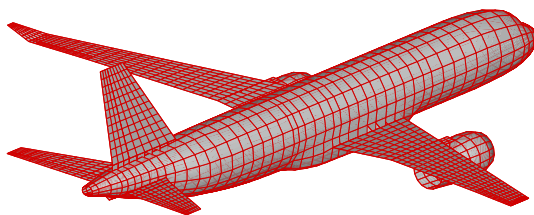


图6 面元法建立飞机气动模型

Fig.6 Aircraft aerodynamic model established by panel method

• 偶极子格网法

偶极子格网法 (Doublet-Lattice Method, DLM) 作为一种经典的频域非定常气动力计算方法, 仅需要简单的平面网格划分就能将飞机复杂外形的三维绕流问题简化成二维积分问题, 从而大大减少了数值计算量^[52, 61], 被广泛应用于现如今的阵风响应和减缓问题的工程计算之中, 例如商用软件MSC.Nastran^[62]和ZAERO^[63]均采用偶极子格网法或其改进方法计算非定常气动力。

偶极子格网法作为基于线化小扰动速度势理论的面元方法, 最早是由Albano和Rodden将定常涡格法 (Vortex-Lattice Methods, VLM) 扩展到假设平稳尾迹的谐波振动平面上得到^[64], 后经Rodden等人进一步改进渐渐成熟起来^[65-68]。具体应用上, 偶极子格网法是将飞机升力面划分为若干个两侧边平行于来流的梯形平面网格 (图7), 在每个网格上布置马蹄涡和加速度势偶极子, 其中马蹄涡用以模拟气动面的定常气动力部分, 加速度势偶极子则用以模拟气动面的非定常气动力部分, 避免了对尾流区的处理。网格上的气动压力分布 Δp 可表示为

$$\Delta p = \frac{1}{2} \rho V^2 \mathbf{D}^{-1} \mathbf{w} \quad (11)$$

其中 ρ 为空气密度, V 为飞行速度, \mathbf{D} 表示气动力影响系数矩阵, \mathbf{w} 表示网格的下洗列阵, 在进行阵风响应分析时 \mathbf{w} 通常包括三类: 飞机刚体和弹性运动产生的下洗、飞机控制面偏转产生的下洗以及阵风引起的下洗。且假设: (a) 飞机机体、控制面和阵风扰动为微幅谐振荡; (b) 阵风速度与机翼平面垂直, 阵风速度远小于飞行速度, 阵风引起的扰动为小量; (c) 阵风速度沿展向不变。在模态广义坐标下可计算飞机非定常气动力表达式

$$\mathbf{f} = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(\mathbf{A}^q \mathbf{q} + \mathbf{A}^\delta \delta + \mathbf{A}^g \frac{w_g}{V} \right) \quad (12)$$

其中 \mathbf{q} 与 δ 为机体和控制面的广义坐标, w_g 为风速, 而 \mathbf{A}^q 、 \mathbf{A}^δ 和 \mathbf{A}^g 则为非定常气动力影响系数矩阵, 由于谐振荡的假设, 这些系数矩阵均与频率相关。因此偶极子格网法求解的非定常气动力为频域气动力, 可进一步利用特定的变换求解时域或拉氏域的非定常气动力。例如可通过有理函数拟合方法, 常用包括Roger最小二乘法和Karpel最小状态法, 也可以采用傅里叶变换和反变换将频域阵风气动力化为时域气动力。

• 非定常涡格法

非定常涡格法 (Unsteady Vortex-Lattice Methods, UVLM) 是在由势流方程推导的涡格法 (VLM) 基础上发展而来, 沿机翼的展向和弦向在翼面上布置马蹄涡, 并结合尾流区布置的马蹄涡来计算非定常气动力 (图8)。非定常涡格法作为一种时域气动力计算方法, 不同于偶极子格网法的平面假设, 能够考虑机翼弯度的影响, 并且易与非线性结构求解相结合, 因此渐渐成为非线性气动弹性问题求解常用到的工程气动力计算方法^[69, 70]。

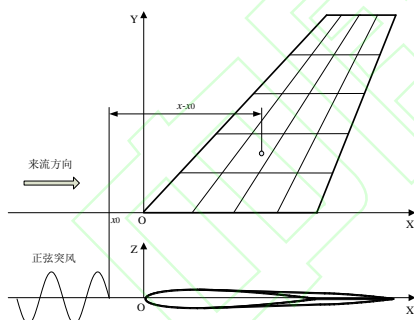


图7 偶极子格网法气动网格示意图

Fig.7 Aerodynamic model mesh of DLM

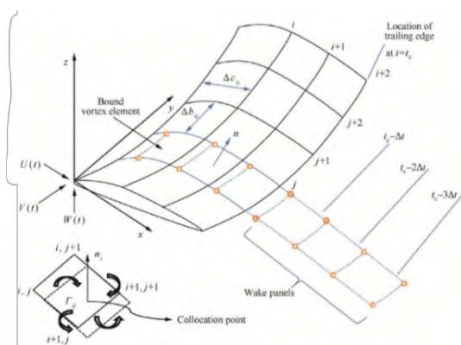


图8 非定常涡格法气动网格示意图^[70]

Fig.8 Aerodynamic model mesh of UVLM^[70]

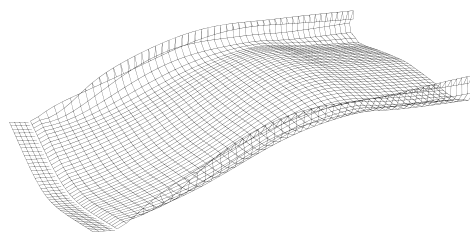


图9 机翼尾涡示意图

Fig.9 Wake vortex of wing

Chen等将非定常涡格法和几何非线性的内蕴梁模型相结合对高空长航时飞机机翼的动力学响应进行了时域仿真分析, 建立了气动弹性分析工具 NANSI (Nonlinear Aerodynamics/ Nonlinear Structure Interaction)^[71], 并进一步在该工具中引入了大迎角气流分离和离散阵风模型进行完善^[72]。利用该工具Chen等人研究了高空长航时飞机大迎角和阵风扰动情况下的机翼气动弹性失稳问题^[73], 还针对联翼布局飞机分析了气动弹性响应问题, 给出飞机在外部阶跃阵风激励下的时域响应, 预测了飞机的颤振边界^[74]。图9显示了飞机经过阵风的机翼尾涡情况, 相比于偶极子格网法的固定尾涡, 非定常涡格法的自由尾涡模型能够有效模拟机翼尾涡的非定常规律^[52]。

2.3.3 CFD技术

近年来随着计算机算力的大幅提升, 计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 技术逐步发展和完善起来, 相继出现了以跨声速小扰动、全速势、Euler/Navier-Stokes (N-S) 方程为基础的非定常气动力计算方法^[75, 76]。CFD技术直接从流动的基本方程出发, 使用的假设条件相对较少, 能模拟流动的本质特性, 可以反映出气动力的非线性特性, 因此渐渐被应用于气动弹性问题的工程计算当中^[52]。

在应用CFD进行飞机气动弹性分析时, 通常需要包括流体求解模块、固体求解模块、网格变形模块和流固耦合模块, 其中流固耦合模块主要用于将气动力映射到飞机结构模型, 再通过结构变形插值计算新的气动模型。若要分析阵风响应和减缓问题则需要更进一步在计算过程中引入阵风模型。1997年, Parameswaran和Baeder^[77, 78]针对二维翼型, 基于非定常Euler方程发展了可用于在CFD计算中引入阵风模型的方法: 网格速度法 (Field Velocity Method, FVM)。利用该方法詹

浩等^[79]研究了二维翼型的阵风响应问题, 许晓平^[80]、顾宁^[81]等分析了二维翼型在不同类型阵风作用下的副翼阵风减缓效果, 赵炜等^[82]对考虑螺旋桨滑流的太阳能无人机开展阵风响应计算。

虽然CFD技术在飞机阵风响应和减缓领域蓬勃发展, 但目前仍旧由于庞大的计算量导致在工程应用中效率较低, 例如针对飞机开展阵风减缓控制系统的设计时, CFD规模较大的计算使得其与结构动力学、飞行力学和飞行控制等多学科耦合分析十分困难, 因此为了进一步提高计算效率, 基于CFD技术的非定常气动力降阶模型(Reduced-Order Models, ROM)逐步迈入人们的视野。ROM是由全场全阶CFD模型近似投影得到的低阶模型, 在保留全阶高精度CFD模型的可信度和高保真度的同时, 以较少的自由度(通常在几十或几百阶)描述原系统的主要动力学特性^[83]。相比于CFD, 较小的计算量的ROM能够方便在阵风响应和减缓问题中与多学科耦合分析。师妍等^[84]以风洞试验的飞翼飞机为对象, 利用人工神经网络建立基于CFD的非定常气动力降阶模型, 并应用于阵风响应分析, 仿真结果十分接近试验, 图10显示了该飞翼飞机的CFD气动网格。

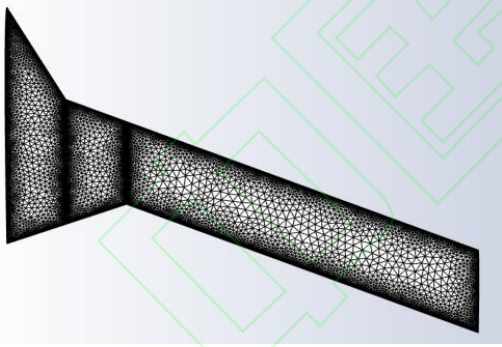


图10 CFD方法的气动网格^[84]

Fig.10 Mesh of CFD method^[84]

2.4 阵风响应分析方法

阵风响应分析方法的实现离不开之前提到的各环节的相互配合, 综合飞机动力学模型、阵风模型、非定常气动力模型以及飞行控制系统, 主要形成三种类型分析方法: 单自由度简化方法、状态空间模型分析方法和流固耦合分析方法。

2.4.1 单自由度简化方法

工程上初步进行飞机阵风响应分析时, 出于简化目的通常采用刚性飞机动力学模型, 并且在离散阵风作用下开展研究。这其中最为简单的情况是只考虑飞机纵向沉浮单自由度的阵风响应分析^[9, 14], 飞机以亚音速定直平飞进入风场, 阵风风速垂直于飞行轨迹, 采用准定常气动力的情况下, 即在式(2)的基础上忽略俯仰自由度得到

$$m\ddot{h} = q_{\infty} S C_L^{\alpha} \left(\frac{w_g}{V} - \frac{\dot{h}}{V} \right) \quad (13)$$

该公式作为二阶微分方程, 当考虑零初始条件时可以得到沉浮运动的解析解, 并根据式(4)计算飞机在风场中垂直过载增量随时间变化结果, 可作为飞机初步设计阶段阵风载荷评估的简便方法。这当中尤为关注的是飞机在各类离散阵风作用下的最大阵风载荷, 例如遭遇“锐边”阵风时的最大过载增量为

$$\Delta n_s = \frac{\ddot{h}_{\max}}{g} = \frac{\rho V C_L^{\alpha} w_{g0}}{2mg/S} \quad (14)$$

其中 \ddot{h}_{\max} 为飞机最大沉浮加速度, 从公式可以直观得到最大过载与阵风峰值速度 w_{g0} 的正比关系, 无需复杂的计算程序, 可作为经验公式, 适合工程上直接应用。同样也可得到飞机“1-cos”型离散阵风响应的最大过载增量

$$\Delta n_c = \frac{\ddot{h}_{\max}}{g} = K_g \frac{\rho V C_L^{\alpha} w_{g0}}{2mg/S} \quad (15)$$

其中 K_g 为阵风载荷减缓因子, 介于0到1之间, 与阵风尺度 L_g 和飞机参考弦长 \bar{c} 的比值以及无量纲质量 μ 相关($\mu = 4m / \rho S \bar{c} C_L^{\alpha}$), 在飞机适航认证中通常考虑阵风尺度为25倍参考弦长, 即 $L_g / \bar{c} = 25$ 时

$$K_g = \frac{1.003\mu}{\mu + 12.76} \quad (16)$$

公式(14)和(15)作为准定常气动力下的结果, 进一步若考虑非定常气动力理论, 也可以得到类似的计算公式。令 $L_g / \bar{c} = 25$, 非定常气动力计算下的飞机“1-cos”型离散阵风响应最大过载增量为

$$\Delta n'_c = K'_g \frac{\rho V C_L^{\alpha} w_{g0}}{2mg/S} \quad (17)$$

$$K'_g = \frac{0.88\mu}{\mu + 10.6} \quad (18)$$

将准定常和非定常气动力的阵风载荷减缓系数

K_g 和 K'_g 对比可知 (图11), 非定常气动力减缓系数 K'_g 随无量纲质量 μ 的变化曲线始终在准定常之下, 实际上代表了考虑非定常气动力作用飞机的峰值过载会有一定程度的降低。

单自由度简化方法能直观展现阵风载荷随飞机总体设计参数变化的物理规律, 在未取得飞机结构模型的基础上也可实现对阵风响应的初步分析, 给飞机设计提供便利。但值得指出的是忽略俯仰自由度的分析结果存在一定误差, 尤其是随着俯仰惯量的减小, 俯仰模态对载荷的作用增加, 误差进一步增大, 需要在沉浮自由度的基础上考虑俯仰的影响。以公式(2)进行分析, 涉及二阶微分方程组的求解, 同样也可引入非定常气动力模型, 但结果也更为复杂^[85]。

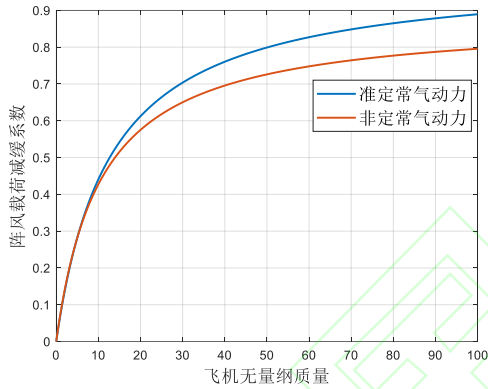


图11 准定常和非定常气动力的阵风载荷减缓系数对比

Fig.11 Comparison of gust load alleviation coefficients between quasi-steady and unsteady aerodynamics

2.4.2 状态空间分析方法

气动弹性状态空间模型作为目前最常用到的阵风响应分析模型, 是在线性刚弹耦合模型的基础上发展形成的, 适用于目前大多数线弹性小变形的飞机。假设在飞行过程中阵风引起的弹性振动为小量, 在不考虑结构惯性耦合的前提下, 可将线性刚弹耦合模型分解为非线性的刚体运动和线性的弹性振动两组方程 (类似Waszak模型), 并在飞机配平状态下对方程进行线性化处理, 进一步在方程中引入阵风气动力就可用于阵风响应分析。

Karpel等^[86-90]按此思路建立了完整的气动弹性状态空间模型, 通过飞机有限元模型计算得到结构固有模态和频率, 采用选定有限阶数的刚体和弹性模态线性组合来表示飞机运动, 在广义坐

标下描述小扰动线化的刚弹耦合模型。利用偶格子格网法计算非定常气动力得到一组离散的频域气动力影响系数矩阵, 主要包括飞机模态 (刚体和弹性及控制面) 运动以及阵风激励产生的非定常气动力。考虑控制系统并将其由传递函数形式转化为状态空间形式, 将线性刚弹耦合模型与之相结合得到频域形式的开环状态空间模型

$$\begin{aligned} s\mathbf{x}(s) &= \mathbf{A}(s)\mathbf{x}(s) + \mathbf{B}(s)\mathbf{u}(s) \\ \mathbf{y}(s) &= \mathbf{C}(s)\mathbf{x}(s) + \mathbf{D}(s)\mathbf{u}(s) \end{aligned} \quad (19)$$

其中, s 为拉氏变量, $\mathbf{x}(s)$ 、 $\mathbf{u}(s)$ 和 $\mathbf{y}(s)$ 分别为系统状态、输入和输出变量, $\mathbf{A}(s)$ 、 $\mathbf{B}(s)$ 、 $\mathbf{C}(s)$ 和 $\mathbf{D}(s)$ 为系统状态矩阵。引入线性控制律则可构建闭环系统的状态空间模型, 通过分析范围内频率点的气动力插值结合傅里叶变换可对飞机阵风响应开展分析。该频域形式的状态空间模型主要优点在于可通过成熟的程序计算谐振动的广义非定常气动力系数矩阵, 例如MSC.NASTRAN等, 但却并不适用于阵风减缓控制系统的设计, 也无法考虑非线性控制环节。

为了克服频域形式的缺陷, 可以通过有理函数拟合的方法将频域气动力转化为时域气动力, 从而得到时域形式的状态空间模型

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t) \end{aligned} \quad (20)$$

尽管有理函数拟合会给时域状态空间模型引入额外的滞后根, 扩大模型阶数, 但时域形式给阵风减缓控制系统设计带来的好处却是显而易见的, 不论是经典还是现代控制理论, 均以时域状态空间模型为控制律设计基础, 并且时域形式更易引入非线性控制环节, 包括考虑舵偏和舵速率限制以及舵机间隙等。

气动弹性状态空间模型现已被广泛应用于工程中的阵风响应详细分析和阵风减缓设计, 既可计算弹性飞机整体过载变化, 也能用于飞机某个位置处内力载荷的分析, 如翼根剪力、弯矩和扭矩等。目前主要使用的载荷计算方法有模态位移法 (Mode Displacement Method, MD) 和力综合法 (Summation of forces Method, SOF)^[86, 87], 模态位移法通过模态叠加来直接计算内力载荷

$$\mathbf{L}_{MD}(t) = \mathbf{K}_{gg} \Phi_{gh} \xi(t) \quad (21)$$

其中 ξ 为飞机模态位移, \mathbf{K}_{gg} 和 Φ_{gh} 分别为有限元结构刚度矩阵和模态振型。力综合法则通过飞机受到的气动力和惯性力来间接计算内力载荷

$$\mathbf{L}_{SOF}(i\omega) = -q_{\infty}[\mathbf{Q}_{gh}(i\omega)\xi(i\omega) + \mathbf{Q}_{gc}(i\omega)\delta(i\omega) + \mathbf{Q}_{gG}(i\omega)\frac{\mathbf{w}_g(i\omega)}{V}] + \omega^2[\mathbf{M}_{gh}(i\omega)\xi(i\omega) + \mathbf{M}_{gc}(i\omega)\delta(i\omega)] \quad (22)$$

其中 δ 为控制面模态, \mathbf{Q}_{gh} 、 \mathbf{Q}_{gc} 和 \mathbf{Q}_{gG} 为飞机模态、控制面和阵风气动力系数矩阵, \mathbf{M}_{gh} 和 \mathbf{M}_{gc} 为飞机广义质量矩阵和控制面惯性耦合矩阵。利用合力法计算可得到的频域形式载荷, 进一步采用反傅里叶变换得到和模态位移法相同的时域阵风载荷。

以线性刚弹耦合模型为基础的气动弹性状态空间模型, 较好解决了弹性飞机阵风响应问题, 在保证计算精度的同时, 以高效的计算速率著称, 并为阵风减缓详细设计环节提供了便于控制律设计的模型, 但对于大变形的柔性飞机却仍有不足, 需要考虑几何非线性新带来的阵风响应特性, 研究新式阵风响应分析方法。

2.4.3 流固耦合分析方法

流固耦合分析实际上是时域推进的飞机结构和气动模型耦合求解过程。以CFD技术计算非定常气动力的同时, 结构模型则采用较为精确的计算结构动力学模型(Computational Structural Dynamics, CSD), 以结构有限元为基础, 能反映非线性大变形结构特性。

过去20多年里随着CFD和CSD技术的发展以及计算机系统硬件水平和并行计算能力的不断提高, 有效促进了两种方法的耦合计算。在开展几何非线性柔性飞机阵风响应分析时, CFD/CSD耦合具备体现飞机大位移和结构大变形情况下动态特性的良好能力。在CFD/CSD耦合计算时通常分为紧耦合和松耦合两种形式, 紧耦合需要同时求解CFD和CSD方程, 存在一定困难, 目前大多采用松耦合形式, 即模块化求解方法, 耦合通过CFD网格点上的载荷转换到CSD节点上和CSD节点上的位移插值到CFD网格点上的数据交换实现, 在这种松耦合中, CSD和CFD网格位移均可保持高精度^[91]。Hallissy和Cesnik^[92]通过CFD/CSD松耦合建立了一种针对柔性机翼及飞机的高精度气动弹性仿真工具(HiFi-VFA, high-fidelity aeroelastic simulation tool for very flexible aircraft), 图12显示了应用HiFi-VFA分析柔性机翼时的结构和

气动网格。Guo等则以CFD/CSD松耦合形式分析了细长翼飞机的纵向阵风响应, 模块耦合计算如图13所示^[93]。其中CFM(Computational Flight Mechanics)代表传统六自由度飞行力学方程, 用于求解气动网格变形所需的飞机刚体位移。

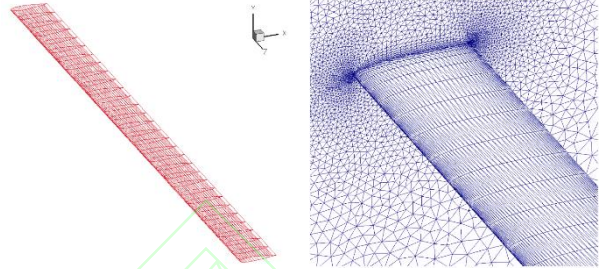


图12 CSD结构网格(左)和CFD气动网格(右)^[92]

Fig.12 CSD structural mesh (left) and CFD aerodynamic mesh (right)^[92]

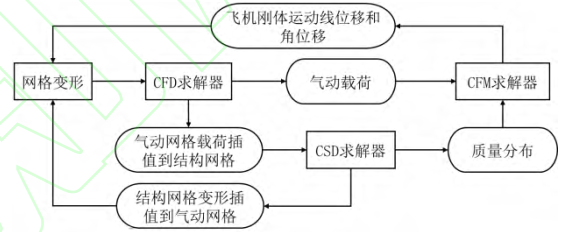


图13 飞机阵风响应CFD/CSD耦合计算^[93]

Fig.13 CFD/CSD coupling calculation of aircraft gust response^[93]

流固耦合分析除了耗时较长的CFD/CSD耦合以外, 实际上适当放宽计算精度要求, 对结构和气动模型进行简化处理反而更有利于工程应用。包括考虑更为简单的结构形式, 将全机有限元模型替换为非线性梁或板结构; 耗时更少的气动力计算方法, 采用基于CFD的非定常气动力降阶模型、非定常涡格法和片条理论等。

Palacios等^[94]为了建立适用于柔性长航时太阳能无人机动力学分析及控制系统设计的流固耦合模型, 研究了不同结构及气动模型的仿真计算结果, 结构模型包括基于位移、应变的梁单元以及一阶几何非线性组合梁单元; 而非定常气动力模型则涉及片条理论和非定常涡格法。结果表明: 相比于其他梁单元, 一阶几何非线性组合梁单元能大幅缩短计算时间, 而片条理论足以满足机翼小幅振动情况下的非定常气动力计算需求, 但对

于大幅振动则需要采用考虑三维效应的非定常涡格法。

谢长川等^[70]基于非定常涡格法结合结构动力学的“准模态”法建立了几何非线性的流固耦合模型,并研究了大展弦比柔性机翼的阵风响应问题。其中“准模态”法假设结构在静变形位置做微幅振动,因此可以对大变形几何非线性的结构沿用线性分析方法中的频率和模态的概念。经风洞试验验证,流固耦合模型求解的机翼阵风时域阵风响应和风洞试验数据相吻合。

聂雪媛和杨国伟^[95]采用系统辨识技术建立了基于CFD的非定常气动力降阶模型,结合模型预测控制方法(MPC),设计了以翼根弯矩为减缓目标的阵风减缓控制系统。图14显示了在Dryden阵风激励下系统翼根弯矩响应与开环时相比得到明显减缓,幅值平均减小了约83%左右。

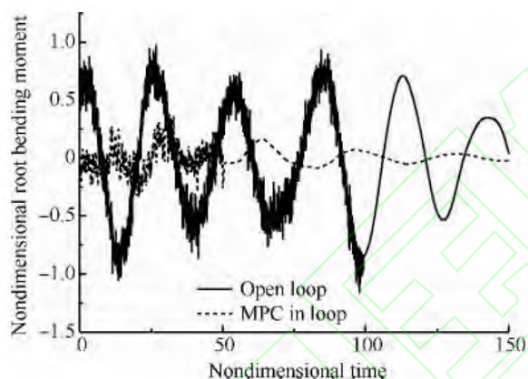


图14 Dryden阵风激励下翼根弯矩控制结果对比^[95]

Fig.14 Comparison of wing root bending moment control results under Dryden gust excitation^[95]

尽管流固耦合分析计算精度较高,且存在较多或繁或简的不同形式模型,但相比于气动弹性状态空间模型,其大规模计算带来的高昂时间成本却是不容忽视的,尤其在飞机阵风响应中针对较多阵风环境和飞行状态进行分析时,全流程流固耦合计算显得不切实际,并且规模庞大复杂的模型也给阵风减缓控制系统设计带来麻烦,因此流固耦合模型的工程应用目前仍停留在对飞机某特定状态的阵风响应分析层面,特别是针对常规气动弹性状态空间模型所不能分析的大迎角、大变形等非线性情况。

3 设计方法

本节重点聚焦于飞机阵风减缓方案的设计方法,但在此之前需要明确的是减缓的目标。不同类型飞机所关注的阵风减缓目标是不同的,主要可分为三类:(1)大多数飞机关注的重点是减缓阵风引起的全机总过载和关键结构部位载荷(如机翼根部弯矩);(2)一些大展弦比飞机关心阵风引起的结构弹性振动,其中民用客机希望降低阵风引起的客舱振动加速度、改善乘坐品质,也属于该类;(3)对于某些注重航迹稳定的飞机,其阵风减缓的目的是降低阵风对航迹的扰动。根据不同阵风减缓目标设计的减缓控制方案不尽相同,但大体上均涉及了对飞机阵风减缓控制面和传感器信号的选择以及减缓控制律的设计。因此之后将从减缓控制的机理出发分析控制面和传感器信号选取依据,并以此展开各类型的控制律设计方法。

3.1 减缓控制机理

当飞机遭遇阵风干扰时,通常可将其产生的运动分为两种:一种是飞机作为刚体的扰动运动,另一种是由飞机弹性而引起的结构弹性振动。针对这两种运动设计阵风减缓控制,从本质上来讲是飞机主动控制技术在扰动运动中的应用,即通过偏转相应的控制面,产生与阵风扰动大小相等、方向相反的升力变化来抵消阵风的影响^[96, 97]。但同时由于各类型飞机对阵风减缓的要求不同,需要根据相应的构型进行控制面配置和传感器信号选取,并应用合适的控制方式,其中较为常见的是针对飞机纵向阵风减缓的直接升力控制和俯仰指向控制^[98]。

直接升力控制是指通过快速偏转飞机控制面产生升力,同时并不产生额外的力矩改变飞机的姿态,消除力和力矩的耦合实现对飞机航迹运动和姿态运动的解耦控制。其应用到阵风减缓时的物理过程描述为:飞机以质点形式定直平飞,遭遇垂直向上阵风扰动时,产生向上附加升力 $\Delta L_w > 0$, 低头俯仰力矩 $\Delta M_w < 0$ 。驱动控制面偏转,产生控制面升力 $\Delta L_\delta < 0$, 俯仰力矩 $\Delta M_\delta > 0$ 。理想情况下使得 $\Delta L_w + \Delta L_\delta = 0$, $\Delta M_w + \Delta M_\delta = 0$, 即可实现对阵风响应实时、完全地减缓。直接升力控制下的飞机阵风减缓过程如图15,随着阵风风速的变化能实时抵消阵风干扰,飞机俯仰角、

迎角及航迹倾角等姿态角并未发生改变, 仅控制面产生偏转。

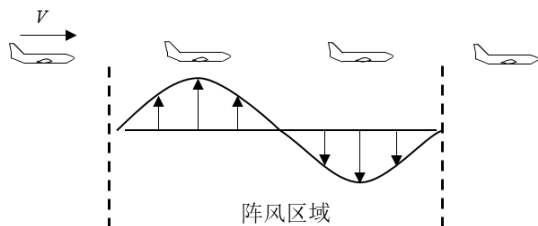


图15 直接升力控制下的飞机阵风减缓

Fig.15 Aircraft gust alleviation under direct lift control

而为了较好实现直接升力控制, 往往单靠一个控制面是无法实现的, 除非该控制面升力的作用点刚好处于飞机质心附近, 否则会产生明显的俯仰力矩。因此, 飞机必须具有合适的一套控制面, 相互配合产生直接升力的同时保证力矩平衡。一般可应用一对飞机质心前后的控制面同向偏转实现, 例如图16所示某大展弦比无人机的前翼和后翼组合的阵风减缓控制方案, 在感受到垂直向下的机体加速度时, 前翼和后翼同时下偏产生向上直接升力的同时平衡力矩。也可以采用一对飞机质心后的控制面反向偏转实现, 例如在民航飞机中, 进行阵风减缓控制时可采用副翼下偏产生直接升力的同时升降舵上偏来平衡力矩, 由于副翼升力作用点靠近质心而升降舵则远离质心, 副翼引起的俯仰力矩仅需较小的升降舵上偏角, 升降舵产生的负升力对整体升力影响也较小。而对于飞翼布局的飞机, 由于控制面均处于机翼后缘且升力作用点远离质心, 产生直接升力的同时需要特定的控制面以较大的反向偏角来平衡力矩, 这也会造成明显的升力损失。高洁等^[99]在开展飞翼构型无人机阵风减缓控制研究时, 就采用了位于飞机后缘的海狸尾反向偏转以抵消附加的俯仰力矩。张波等^[100]在针对如图17所示的飞翼布局无人机开展阵风减缓控制设计时, 以舵1下偏产生升力的同时舵3上偏平衡力矩, 此时产生的有效直接力为舵1升力的69.6%。

俯仰指向控制是指通过快速偏转控制面, 产生俯仰力矩, 改变飞机迎角, 使得该动作产生的附加升力与阵风引起的升力变化相抵消, 进一步增加高度保持控制, 则可以维持飞机航迹水平运动。其应用到阵风减缓中时的物理过程描述为: 飞机以质点形式定直平飞, 遭遇垂直向上阵风扰

动时, 产生向上附加升力 $\Delta L_w > 0$, 低头俯仰力矩 $\Delta M_w < 0$ 。驱动控制面偏转, 产生控制面升力 $\Delta L_\delta > 0$, 俯仰力矩 $\Delta M_\delta < 0$ 。此时, 总附加升力 $\Delta L_w + \Delta L_\delta > 0$, $\Delta M_w + \Delta M_\delta < 0$, 使得飞机低头迎角减小, 产生迎角升力 $\Delta L_\alpha < 0$, 俯仰力矩 $\Delta M_\alpha > 0$ 。理想情况下: $\Delta L_w + \Delta L_\delta + \Delta L_\alpha = 0$, $\Delta M_w + \Delta M_\delta + \Delta M_\alpha = 0$ 。飞机重回平衡状态, 由于俯仰角速度不为零, 此后飞机越过平衡位置, 产生持续衰减的俯仰波动直至脱离阵风区域。俯仰指向控制下的飞机阵风减缓过程如图18, 不仅控制面产生偏转, 飞机的姿态角也发生变化。根据原理来看, 俯仰指向控制对控制面配置要求不高, 可由单独控制面实现, 也可由多个控制面组合控制。

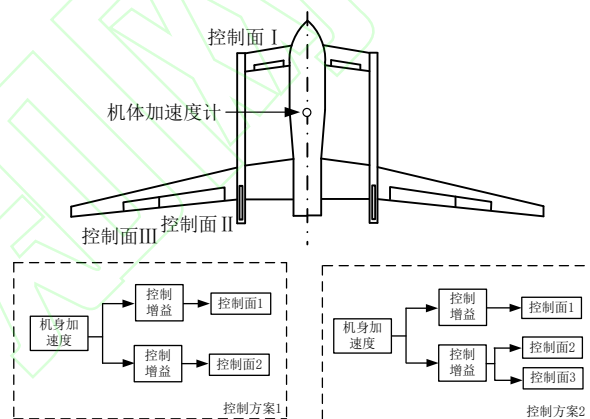


图16 某大展弦比无人机阵风减缓控制方案

Fig.16 Gust alleviation control scheme for a high aspect ratio UAV

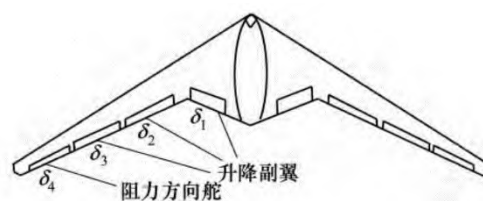


图17 飞翼布局无人机^[100]

Fig.17 Flying wing layout UAV^[100]

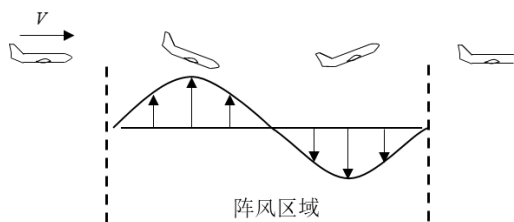


图18 俯仰指向控制下的飞机阵风减缓

Fig.18 Aircraft gust alleviation under pitch pointing control

俯仰指向控制通过控制面偏转产生的俯仰力矩改变飞机迎角，以此来抵消阵风产生的附加迎角，可形象的描述为“追风”，即机头逆着阵风方向俯仰，使得飞机的迎角与阵风扰动前大致不变。但该控制由于力矩驱动飞机姿态的改变存在延迟，不能较为有效地减缓因阵风而产生的飞机快速的过载变化，更多应用于阵风扰动中慢变的航迹控制，实现飞行过程中的航迹稳定。

直接升力和俯仰指向控制将飞机视为一个整体乃至简化为质点，根据各自基本原理实现阵风减缓控制面的配置，采用可以代表飞机整体运动的信号作为阵风减缓控制输入，例如质心过载和俯仰角速度等，重点减缓阵风引起的飞机刚体运动。而对于结构弹性振动的抑制，其基本原理则可以通过根部固支状态的机翼进行简单介绍，如图19所示。机翼的弹性振动方程可表示为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{f}_q + \mathbf{f}_\delta + \mathbf{f}_g \quad (23)$$

其中 \mathbf{M} 、 \mathbf{C} 和 \mathbf{K} 为机翼广义质量、阻尼和刚度矩阵， \mathbf{q} 为机翼弹性模态坐标， \mathbf{f}_q 、 \mathbf{f}_δ 和 \mathbf{f}_g 分别代表弹性模态振动、控制面偏转和阵风干扰引起的广义气动力。方程形式近似于含阻尼的弹簧振子模型，频率较低的机翼模态容易受到阵风的激励，从而产生较大的振动响应，危害结构安全。一种直接的弹性振动抑制思想是提高系统的阻尼，通过控制面反馈振动速度信号产生的广义气动力可描述为 $\mathbf{f}_\delta = -\mathbf{G}\dot{\mathbf{q}}$ ，引入原系统得到

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + (\mathbf{C} + \mathbf{G})\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{f}_q + \mathbf{f}_g \quad (24)$$

可以看出弹性振动的抑制本质上是通过对控制面在原系统中引入气动阻尼实现的，由于实际上测量机翼振动时通常采用加速度信号，因此在设计减缓控制器时一般采用比例-积分（PI）控制。

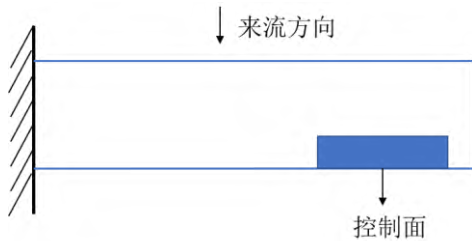


图19 根部固支状态的机翼

Fig.19 Wing in root-clamped state

3.2 减缓控制律设计

在选定阵风减缓控制面和传感器信号的基础

上，控制律设计也是阵风减缓中必不可少的一环。阵风减缓控制系统通过控制律解算，输出控制指令，驱动控制面实现阵风减缓。在经典控制中，最简单常用的是PID控制方法，即以机体上的传感器信号作为输入，经过比例、积分、微分环节后得到控制输出，驱动舵面偏转实现阵风减缓。该控制方法多用于阵风减缓试验中，包括风洞试验^[101, 102]和飞行试验^[4, 103]。

经典控制理论的设计方法通常以多回路逐个设计为特点，随着现代控制理论技术的发展，多回路同时设计的方法受到人们关注。阵风减缓控制律设计中应用较早的是线性二次型高斯控制（Linear Quadratic Gaussian, LQG）。LQG控制器允许适当的将互相冲突的设计要求（例如降低阵风响应，较小的控制面偏转）相综合，通过求解给定的优化目标得到控制增益矩阵。典型的LQG控制器的结构见图20。

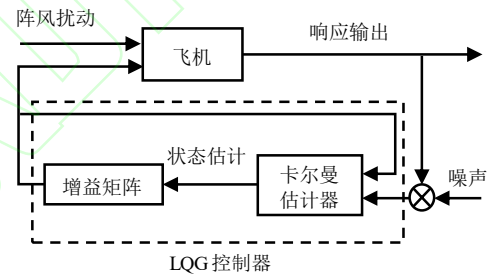


图20 LQG控制器结构

Fig.20 LQG controller structure

Gangsaas^[104]使用LQG方法实现了多回路的阵风减缓控制系统设计，但是这项工作中设计的控制器状态变量较多，对于控制系统的实际应用而言存在一定的不足。两年后，Gangsaas^[105]进一步结合模型降阶技术，降低了LQG阵风减缓控制器的阶数，从而便于开展实际的应用。LQG控制方法中，权重矩阵的选取影响了控制器的效果，吴志刚等^[106]结合LQG和奇异值理论，根据闭环系统的鲁棒稳定性来选取权重矩阵，设计了低阶且具有一定鲁棒性的阵风减缓控制系统，实现了机翼的阵风减缓。张军红^[107, 108]则研究了控制器中卡尔曼滤波器对状态量估计的精度问题。刘祥^[109]通过将伪高频噪音引进LQG控制过程，设计了能够考虑飞行参数、模型参数不确定性的鲁棒阵风减缓系统。

随着研究的深入，Vartio^[110]使用LQG控制器

减缓翼根的载荷并进行了风洞试验,在此过程中使用陷波器来提高系统的稳定性。风洞试验表明LQG控制器使用所有控制面时,翼根弯矩能够减少53%-56%。对于非线性的大柔性飞机,Dillsaver^[111]使用LQG方法设计了控制器用于柔性机翼在遭遇阵风时的变形控制,结果表明该控制器能够降低47%的最大变形和83.7%的平均弯曲变形。

由于实际模型和理论模型总是存在不同程度的误差,基于理论模型设计的控制器,在应用到实际模型上时,效果会有所降低;或者当飞机的飞行状态与设计点有所偏差,那么原来设计的控制器同样会效果变差。为了解决此类问题,鲁棒控制是一个可取的办法, H_∞ 控制和 μ 控制常常被应用于阵风减缓控制系统设计。加拿大研究人员^[112]使用 H_∞ 控制器减缓B-52飞机的垂直加速度,同时设计了一个 μ 控制器来考虑模型的不确定性。研究结果表明 H_∞ 能够极大的减缓机体过载,但是面对输入-输出的不确定性时,性能有所欠缺;而 μ 控制器则能更好的应对输入和输入的不确定性。傅军等人^[113]则以某通用飞机为研究对象,开展了类似的研究。Wildschek^[114]设计了两个鲁棒 H_∞ 控制器用来做模态抑制,其中一个用于机翼阻尼增强,另外一个则用来抑制机身的弯曲模态。两个控制器的结合使用减轻了翼根疲劳、提高了乘坐品质。对于柔性较大的飞机而言,其非线性的因素较多,建模往往较为复杂。2012年,帝国理工学院的研究人员^[115]基于非线性模型的降阶线性化模型设计了 H_∞ 控制器,并对比了相同的控制器在线化模型及非线性化模型基础上的控制效果。设计的鲁棒控制器在线化模型上实现了9%的翼根弯矩减缓,当应用于全阶非线性模型时,对短尺度的离散阵风有较好的减缓效果,但是当阵风尺度变大后,控制器减缓效果下降。针对大柔性的高空长航时飞机,Yagil^[116]则采用 H_∞ 控制器来控制机翼在遭遇阵风时的变形,在最坏“1-cos”阵风尺度下,实现了54%的机翼变形控制。刘祥等^[117]使用 μ 控制器,针对一个时变的非线性机翼模型,设计了阵风减缓控制器,结果表明该控制器实现了28%的翼根剪力减缓和34%的翼根弯矩减缓。刘伏虎等人^[118]针对飞翼布局飞机设计了输出反馈的鲁棒控制器,实现了翼尖

加速度及重心过载的阵风响应减缓。由于理论计算得到的模型用于鲁棒控制器设计时,往往阶数过高,因此可以通过试验的系统识别方法得到阶数较低的模型,在此基础上设计鲁棒控制。Zeng等^[119]利用这种方法设计的 H_∞ 控制器用于较高阶数的理论模型时,仍然能够得到较好的控制效果。

模型预测控制自20世纪70年代问世以来,在化工、炼油等领域得到了广泛的应用。这种控制方法通过在线优化的策略,根据当前的系统状态动态的更新控制输出,具有显式处理约束的能力。目前学者们已经将这一控制方法引入了阵风减缓领域。典型的模型预测控制结构见图21。

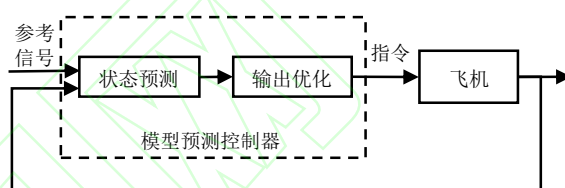


图21 模型预测控制结构

Fig.21 Model Predictive Controller structure

通常来讲,模型预测控制器控制效果受预测精度的影响较大,为此Haghighat提出使用额外的反馈回路来提高预测的精度,并将之用于飞机的结构载荷减缓^[120]。对于复杂的非线性模型而言,模型预测控制器阶数往往较高,Wang^[121]结合模型降阶阶数将非线性的MPC控制器应用于柔性飞机的翼根弯矩减缓。Giessler等人^[122]基于模型预测控制设计了前馈控制器来降低弹性飞机的载荷,控制器显式的考虑了舵机限速、限幅的影响,仿真结果表明在连续阵风下,设计的控制器最大能够实现翼根弯矩55%的减缓。随着模型预测控制器研究的进一步深入,华盛顿大学的学者们开展了基于该方法的阵风减缓风洞试验研究^[123],在该实验中采用了一个机翼-位移组合的半模试验件,控制器参数通过实时的在线优化,实现了40%的翼根应变的减缓(“1-cos”阵风),该实验的开展验证了模型预测控制在飞机阵风减缓上开展实际应用的可能。

将模型预测控制与其他控制方法相结合进一步提高控制器的性能也受到了学者们的关注。Liu^[124]通过将LQG控制方法与模型预测控制方法相结合,在提高系统稳定性和控制性能的同时,减少了模型预测控制的在线优化控制变量,通过

这种方法设计的控制器使得飞机的翼根弯矩降低了35.3%。对于存在多个控制面的飞机,结合模型预测方法与控制分配方法^[125, 126],能够进一步提升阵风减缓效果。陈洋等^[125]实现了在Dryden连续阵风激励下,翼根弯矩32.8%的减缓。

自适应控制在处理模型不确定性方面有非常明显的优势,这种控制方法通过自适应律在线调整控制器参数或直接生成控制器,从而自动补偿模型误差、外界扰动等带来的不确定性。代尔夫特理工大学的Ferrier^[127]结合模型参考自适应控制和LQG控制方法设计了自适应控制器,一个扩展的状态观测器用来估计阵风扰动,以带柔性机翼的通用运输机模型上作为研究对象,仿真结果表明设计的控制器具有良好的阵风减缓效果。Capello^[128]考虑由于重量和飞行状态变化导致的模型不确定性,设计了自适应控制器,该控制器在多个不同的工况下都能够实现至少20%的翼根载荷减缓。Liu等^[129]设计了L1自适应输出反馈控制器,L1自适应控制由于引入了一个低通滤波器,使得控制器和自适应律相分离,该低通滤波器能够减小自适应律产生的高频信号从而增强控制器的性能,仿真结果表明设计的L1自适应控制器实现了43.53%的过载减缓。自适应控制的另一用武之地是阵风减缓前馈控制,Wildschek等^[130]基于最小均方算法设计了前馈自适应控制器来抑制机翼振动;针对自适应FIR控制器中存在的权值偏移现象,赵永辉等^[131]进一步提出使用循环泄露最小均方算法设计自适应前馈控制器,使用该控制器实现了60.12%的翼根弯矩减缓;为了克服前馈控制器中常见的阶数高、计算量大的缺点,Zeng^[132]以递归最小二乘算法为基础设计了前馈控制器,该控制器具有阶数低、计算量小的优点。

对于具有高度复杂和大量不确定性的飞机,智能控制具有提供高性能控制效果的潜力。智能控制的基本出发点是模拟人的智能,在面对复杂的被控对象时,作出合适的控制动作。Gili等^[133]基于神经网络设计了阵风减缓控制器,该控制器实际上是一种离线的控制器,仿真结果表明设计的控制器实现了飞机在遭遇阵风时俯仰角速率指令的跟随稳定。邵珂等^[134, 135]基于神经-模糊控制理论设计了阵风减缓控制系统,并以一个固支机翼作为研究对象,开展了理论仿真及风洞试验的

验证,风洞试验结果表明设计的控制器能够实现大约30%的翼尖加速度的减缓。2013年,邵珂^[136]进一步设计了能够实现在线调整控制器参数的神经-模糊阵风减缓系统,根据不同的飞行状态和模型,自适应模块在线调节主控制模块参数,实现阵风减缓功能。

4 验证及应用

本节主要概述阵风减缓风洞试验各组成部分:缩比模型、阵风发生器以及模型支撑装置,并详细列举了国内外风洞试验和飞行试验及应用的案例。

4.1 风洞试验

4.1.1 相似律

阵风减缓风洞试验作为一种典型的气动弹性风洞试验,在风洞和试验模型上存在三大客观约束:几何尺寸、时间和质量,具体到缩比模型的参数上体现为:相对于全尺寸飞机的尺寸缩比 k_b 、速度缩比 k_v 和空气密度缩比 k_ρ ^[137]。基于这三个基本缩比参数并针对阵风响应试验要求,以低速试验为例,需要满足两模型的无量纲参数减缩频率 k_k 和弗劳德数 k_{Fr} 保持一致即

$$\begin{aligned} k_k &= \frac{k_\omega k_b}{k_v} = 1 \\ k_{Fr} &= \frac{k_v}{\sqrt{k_b}} = 1 \end{aligned} \quad (25)$$

并且可以据此进一步推导相似要求下的其他缩比参数,具体如表1所示^[138]。其中试验对重力的考虑促使了弗劳德数的一致化,建立了速度和尺寸缩比参数之间的联系,将基本缩比参数由三个减少为两个:尺寸缩比 k_b 和空气密度缩比 k_ρ 。值得一提的是雷诺数和马赫数一致对于气动力相似十分重要,但由于实际雷诺数相似较难实现,并且就主升力面的气动弹性效应而言并不重要,因此雷诺数相等往往被忽略^[137]。此外由于低速风洞试验的空气压缩性不计,马赫数也并不要求完全匹配。

表1给出的相似要求保证了开环情况下缩比模型与全尺寸飞机阵风响应的相似性,但若要实现阵风减缓闭环控制的相似性,则需要进一步对控制系统进行缩比研究。唐波等^[138]就对此提出

了阵风减缓控制系统缩比要求:

$$k_G = \frac{\tilde{\mathbf{G}}(\tilde{\omega})}{\mathbf{G}(\omega)} = \text{constant} \quad (26)$$

阵风减缓控制系统缩比闭环传递函数 $\tilde{\mathbf{G}}(\tilde{\omega})$ 与全尺寸飞机闭环传递函数 $\mathbf{G}(\omega)$ 之比为常数。具体实现上则要满足阵风减缓缩比反馈回路传递函数 $\tilde{\mathbf{T}}(\tilde{\omega})$ 与全尺寸飞机反馈回路传递函数 $\mathbf{T}(\omega)$ 间满足以下条件:

(1) 弗劳德数一致时

$$\tilde{\mathbf{T}}(\tilde{\omega}) = \mathbf{T}(\omega) \quad (27)$$

(2) 弗劳德数不一致时

$$\tilde{\mathbf{T}}(\tilde{\omega}) = k_V^{-2} k_b \mathbf{T}(\omega) \quad (28)$$

并且以此构造的阵风减缓控制系统通常与实际使用的舵机和传感器并不匹配,要在控制律环节予以补偿,同时对于舵机的偏角限幅和偏转速率限幅等非线性控制环节还应该单独考虑。

表1 阵风响应风洞试验的气动弹性缩比要求^[138]

Table1 Aeroelastic similarity criterions for gust related test^[138]

基本缩比参数	相似要求	缩比参数
尺寸缩比参数 k_b	几何相似	k_b
	质量相似	$k_m = k_\rho k_b^3$
	刚度相似	$k_K = k_\rho k_V^2 k_b = k_\rho k_b^2$
空气密度缩比参数 k_ρ		$k_\omega = \sqrt{k_K / k_m} = k_V / k_b = k_b^{-1/2}$
气动力相似		$k_t = k_b / k_V = k_b^{1/2}$
		$k_{Re} = k_\rho k_V k_b / k_\mu = k_\rho k_b^{3/2} k_\mu^{-1}$
		$k_{F_A} = k_\rho k_V^2 k_b^2 = k_\rho k_b^3$
		$k_M = k_\rho k_V^2 k_b^3 = k_\rho k_b^4$

在满足严格的模型缩比和控制系统缩比规则后,阵风减缓控制系统可直接推广到全尺寸飞机上,开展下一步的飞行试验验证。但实际上由于各种因素限制,在进行阵风减缓风洞试验时,并不具备严格的缩比模型,设计的阵风减缓控制系统也不能直接使用,此时试验的目的更多的是验

证设计方法的有效性,并对理论分析提供试验支撑,后续则在此基础上设计全尺寸飞机的阵风减缓控制系统。

4.1.2 阵风发生器

阵风发生器作为阵风减缓风洞试验中的重要试验装置之一,关键作用在于提供稳定的、可重复的阵风环境。从20世纪60年代起,经过数十年的发展,形成了各式各样的阵风发生器^[139]。

早期风洞主要采用的是网格型^[140]和喷射气流式^[141]的阵风发生器,让风洞均匀气流垂直通过规则布置的栅条网格形成连续阵风,或是使用一系列喷射器产生喷射气流,通过主气流和夹带气流的速度差所产生的切变引起阵风。然而这些方法并不能保证同时重现适用于大型结构物的大雷诺数和阵风尺度。之后人们渐渐将目光投向叶片式的阵风发生器。

摆动叶片式阵风发生器作为低速阵风风洞试验的主要构型,让均匀气流通过具有翼型截面的摆动叶片以形成稳定可重复并且可调节的阵风场。采用摆动叶片组的设计方案,可通过简单设计连杆机构带动叶片组以正弦规律运动,生成正弦阵风,或是采用计算机控制电机驱动叶片组以特定规律摆动^[142, 143],生成更为复杂形式阵风,例如“1-cos”型离散阵风、Dryden和von Karman连续阵风等。国外针对摆动叶片式阵风发生器研究较早,其中具有代表性的是俄罗斯T-104风洞(直径7m)由两个摆动叶片组成的阵风发生器,可在开口试验段产生正弦阵风(图22)。



图22 T-104风洞摆动叶片式阵风发生器^[189]

Fig.22 Swing vane type gust generator in T-104^[189]

国内尽管在阵风发生器的研制上起步较晚,

但经过二十多年的快速发展和经验积累也形成了可用于生产实践的摆动叶片式阵风发生器,北京航空航天大学气动弹性研究室通过CFD详细分析了叶片摆角、间距与安装位置对风场影响后,并于2009年在FD-09低速风洞($3\text{m}\times 3\text{m}$)试验了所设计的摆动叶片式阵风发生器(图23),生成了较为稳定的正弦阵风场^[144, 145]。中国空气动力研究与发展中心在2007~2009年和2010年分别针对FL-12风洞^[146]($4\text{m}\times 3\text{m}$)和FL-13风洞^[147]($8\text{m}\times 6\text{m}$)研发设计了可调节摆动叶片数量的阵风发生器,其中在FL-13风洞实现了来流 40m/s 的风速范围内按正弦规律变化产生阵风,阵风振幅达到 9m/s ,标志着FL-13风洞具备了开展大展弦比飞机阵风响应试验研究的能力。2016~2017年航空工业空气动力研究院以FL-5风洞(直径 1.5m)^[148, 149]研制了摆动叶片式阵风发生器,所研制的阵风发生器装置性能稳定,实现在来流 30m/s 的速度范围内按正弦规律变化产生阵风,正弦摆动规律明显。

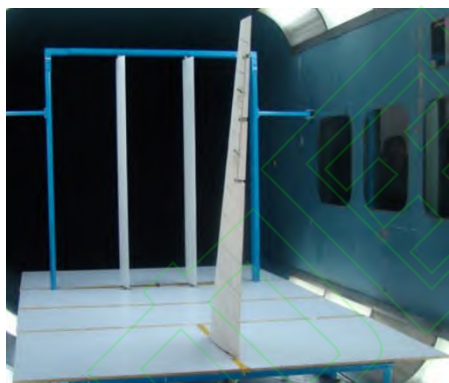


图23 FD-09风洞摆动叶片式阵风发生器^[144, 145]

Fig.23 Swing vane type gust generator in FD-09^[144, 145]

在摆动叶片式的基础上实际还存在各种形式的改型,通过摆动襟翼替代全动翼面生成阵风的摆动襟翼式阵风发生器^[150, 151]。以及使用喷气襟翼代替全动翼面实现阵风生成的振荡喷气襟翼式阵风发生器^[152],具有机械和流体两种驱动方案,即控制喷嘴的机械旋转或通过翼型后缘的控制射流进行喷气襟翼的射流切换,其中流体驱动的频率高,可作为一种高效的气流振荡器,具有较小的振动机制和高频率能力,且不需要对风洞试验段进行重大修改。

对于阵风高速风洞试验,不得不提的是

NASA兰利中心TDT风洞($4.88\text{m}\times 4.88\text{m}$)的振荡机翼式阵风发生器(图24)^[153-155]。在隧道入口的每个壁面上设置一组中等展弦比的双翼叶片,通过液压马达驱动带有偏置连杆的飞轮让叶片围绕四分之一弦振动,并利用振荡叶片的尾涡产生阵风。经兰利低湍流度风洞试验验证,在约20%的隧道宽度范围内,可获得约15%叶片角的气流角和几乎恒定振幅和相位的区域。并在兰利跨声速风洞测试,能产生一个近6英尺宽(1.83m)、4英尺高(1.22m)的可用阵风场。

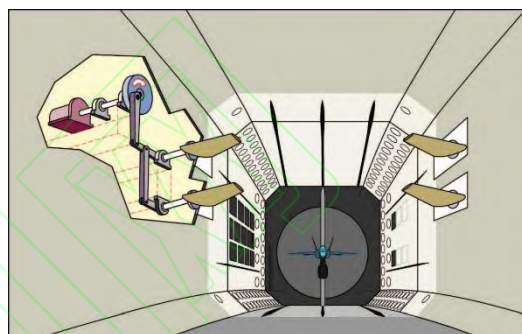


图24 TDT风洞振荡机翼式阵风发生器^[164]

Fig.24 Oscillating wing type gust generator in TDT^[164]

另一种用于阵风高速风洞试验的阵风发生器是尾缘吹气式,其典型代表是英国飞机研究协会(Aircraft Research Association, ARA)的跨声速风洞($2.74\text{m}\times 2.44\text{m}$)中的尾缘吹气式阵风发生器(图25),通过电磁阀控制气流产生阵风,最大试验马赫数可达0.8,阵风频率在 $10\sim 250\text{Hz}$ ^[156]。此外,还可以通过双平行翼型的谐波循环控制^[157]实现产生阵风所需的谐波升力变化,利用一个含空腔的椭圆翼型,通过偏心安装后缘气缸并旋转,作为空气阀使槽交替开启和关闭的方式获得正弦阵风。相比于振荡喷气式襟翼阵风发生器所需相当大的射流动量,该方法能降低一个数量级。国内航空工业空气动力研究院就正应用该原理研发适用于FL-61($0.6\text{m}\times 0.6\text{m}$)连续式跨声速风洞的尾缘吹气式阵风发生器^[158]。

尽管以上介绍了各类型成熟的阵风发生器,但对试验成本的削减和试验装置的简化仍旧促使人们对阵风发生器的不断研发。例如旋转翼型开槽圆筒式阵风发生器(图26)^[159, 160],该阵风发生器在一定频带内可在横向和纵向方向产生均匀功率谱密度的单次或多次谐波阵风,需要较小的功率和扭矩输入。阵风强度可以通过调整几何圆

柱参数来改变, 结构和配置简单, 成本低。国内也通过CFD对其进行数值模拟和流场分析^[161], 从前景来看, 这种阵风发生器具有耗能少、激励频率宽、幅值可控、安装方便等优点。

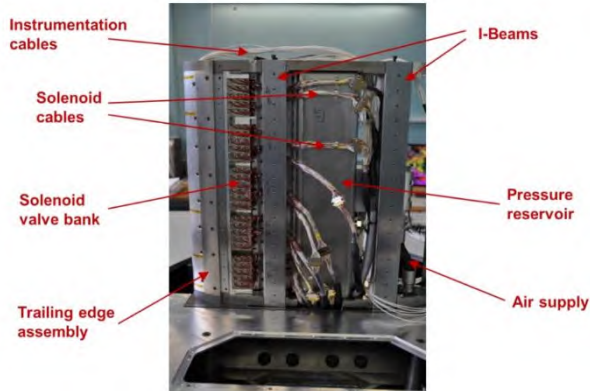


图25 英国ARA跨声速风洞尾缘吹气式阵风发生器^[156]

Fig.25 Trailing-edge blowing type gust generator in ARA transonic wind tunnel^[156]

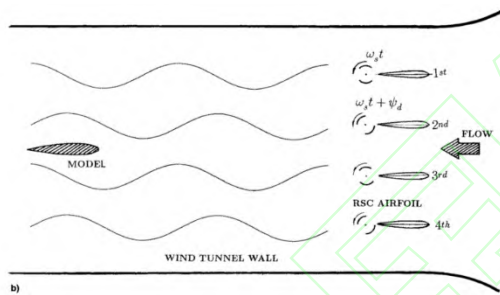


图26 旋转开槽圆筒式阵风发生器^[159, 160]

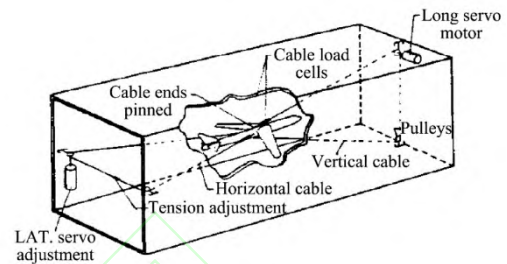
Fig.26 Rotating slotted cylinder type gust generator^[159, 160]

4.1.3 试验模型支撑装置

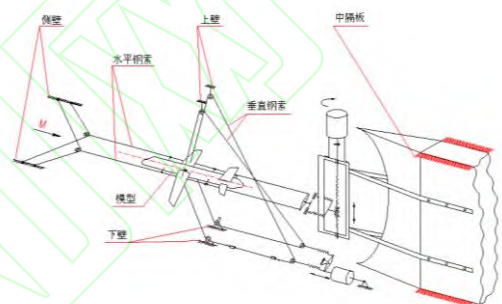
进行阵风减缓风洞试验时根据试验模型和试验要求的不同, 选择合适的模型支撑装置尤为重要, 常用的支撑装置有: 悬索支撑、侧壁支撑和支杆支撑等。

悬索支撑装置多用于全模飞机的阵风减缓试验, 能为模型提供较多的自由度, 反映飞机在阵风扰动中的纵向和横侧向的整体运动, 例如图27所示的TDT风洞中的双悬索支撑系统(a)^[162]、俄罗斯TsAGI开发的悬浮支撑系统(b)^[163]。但悬索系统放开较多的刚体自由度的情况下, 为了使模型保持在风洞中央, 需要由操作员或自动驾驶系统控制模型, 这需要支撑系统和模型控制系统之间大量动态耦合的仿真研究, 因此在阵风减缓试验中为了确保模型安全, 通常悬索系统并不会完全

放开所有自由度。此外由于悬索支撑会明显影响试验模型的刚体动态特性, 导致不为零的刚体模态频率, 因此试验前需采取合理措施尽可能降低其对试验结果的影响, 例如双悬索支撑系统将尽可能保持有效刚心在模型的重心上^[51]。



(a)双悬索支撑系统^[162]



(b)悬浮支撑系统^[163]

图27 悬索支撑装置

Fig.27 Suspension mount device

侧壁支撑装置主要应用于飞机半模或半展长机翼的试验中, 当关注飞机机翼在阵风扰动下的弹性振动时, 可简单采用的侧壁根部固支的方式, 而若要反映飞机在阵风扰动中的纵向整体运动时, 则需要侧壁支撑提供自由沉浮和俯仰自由度, 例如美国NASA兰利研究中心人员根据试验要求设计的TDT风洞侧壁支撑装置(图28)^[164], 该装置可安装于风洞的左右壁面, 为模型提供沉浮和俯仰自由度。其中升力补偿系统(Lift Augmentation System, LAS)可用于补偿滑动平台和机翼内部多余的质量, 并且试验人员还针对该装置通过试验估计了滑轨产生的摩擦力, 能进一步提高风洞试验结果的准确性。

国内杨俊斌等^[165]在对飞翼布局飞机开展阵风减缓风洞试验时, 也应用了和TDT风洞原理类似的侧壁支撑结构, 如图29所示。该装置安装于风洞地板上, 通过平动滑轨和旋转套筒提供模型的沉浮和俯仰自由度, 并在滑轨端部布置了缓冲

装置用于保护模型。但在使用该支撑装置时并未考虑滑轨的机械摩擦,可能对风洞试验结果产生一定的干扰。

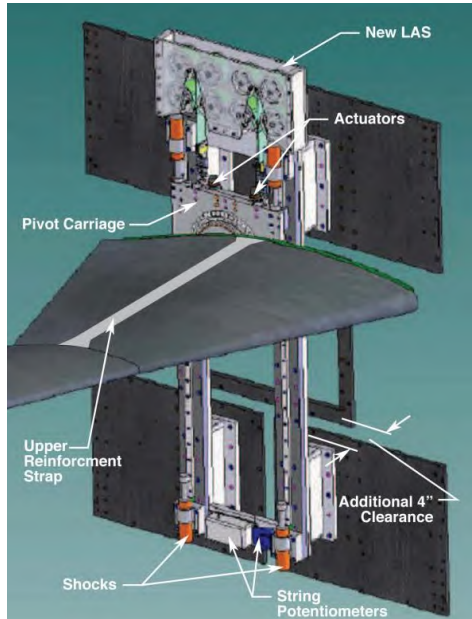


图28 TDT风洞侧壁支撑装置^[164]

Fig.28 Sidewall mount device in TDT^[164]

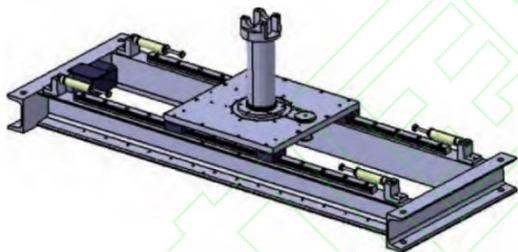


图29 沉浮和俯仰自由的侧壁支撑装置^[165]

Fig.29 Two degree of freedom sidewall mount device^[165]

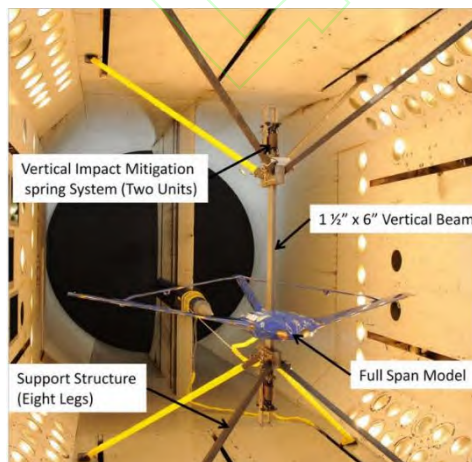


图30 TDT风洞支杆支撑装置^[166]

Fig.30 Strut mount device in TDT^[166]

相比于悬索支撑装置,侧壁支撑不会过大影响飞机刚体频率,但局限于飞机半模模型,若既要保持低的刚体频率又要开展全模试验,则可采用支杆支撑,图30显示了NASA兰利跨声速风洞(TDT)配备的支杆支撑装置^[166],该装置在气动效率改进(Aerodynamic Efficiency Improvement, AEI)项目中为全模联翼飞机提供了阵风响应试验要求的沉浮和俯仰自由度。与侧壁支撑相同的是,支杆支撑也需要考虑摩擦对试验影响,在试验过程中保证模型安装滑块与支杆滑槽间摩擦尽量小。

4.1.4 风洞试验案例

• 飞机能源效率项目(Aircraft Energy Efficiency Program, ACEE)^[167-169]

20世纪80年代,主动控制技术的发展和运用使得飞机气动效率提高的同时减轻了结构重量,有效提高飞机能源效率。美国NASA兰利研究中心与道格拉斯公司合作,以修改后的DC-10飞机机翼模型为研究对象(图31),在位于长滩市的道格拉斯低速风洞中对NASA基于经典控制理论设计的主动控制系统进行验证,试验中通过翼尖加速度来反馈控制副翼。尽管该主动控制系统设计的主要目的是颤振抑制,但理论分析和试验结果证明,其也能有效减缓阵风引起的机翼弯矩响应,尤其是抑制了一阶弯曲模态响应,弯矩减缓效率在23%到40%之间。

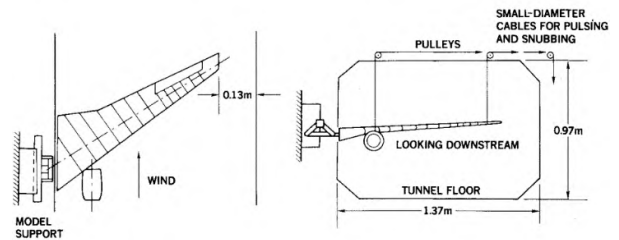


图31 DC-10飞机机翼阵风减缓风洞试验^[168]

Fig.31 Dc-10 aircraft wing gust alleviation wind tunnel test^[168]

• 日本高效飞机技术研究项目^[170-172]

同样在80年代,日本国立宇航实验室也针对飞机主动控制技术开展了一系列研究,从1983年到1987年,分为四个主要阶段。第一阶段,1983年的简单矩形机翼主动控制技术验证;第二阶段,1984年的运输机机翼阵风减缓试验;第三阶段,

1985-1986年的后掠翼颤振主动抑制试验；第四阶段，1987年的全机模型主动控制技术试验。在第一阶段的研究中得到的主要结论为：采用机翼运动的速度反馈能有效增加气动阻尼，实现阵风响应均方根45%~50%的减缓。在此基础上展开了第二阶段的阵风减缓研究，由川崎重工飞机工程部对150座的大型运输机机翼进行缩比，建立1:9的缩比模型，并在6.5m×5.5m的低速风洞中开展试验（图32）。采用改进的线性二次高斯（LQG）方法设计主动控制系统，通过机翼上的应变和加速度反馈控制舵面，并测试了模型中三个控制面的阵风减缓效率，试验结果表明：阵风减缓控制系统有效抑制了机翼弹性模态的响应，并减小了25%的翼根弯矩均方根值。

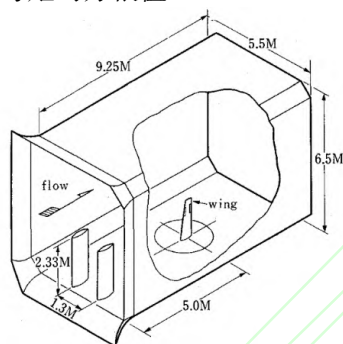


图32 运输机机翼阵风减缓风洞试验^[172]

Fig.32 Transport wing gust alleviation wind tunnel test^[172]

● 传感器飞机项目^[173]

本世纪初，美国空军实验室联合多部门启动了传感器飞机项目，旨在打造下一代在情报、监视和侦察方面具有强大能力的高空长航时无人机。该项目前后分为高升阻比主动机翼（High Lift over Drag Active Wing, HiLDA）研究和气动效率改进（AEI）研究，并在NASA兰利跨声速风洞中针对两种构型无人机进行了多次试验，如图33所示。

在前期HiLDA研究中，对飞翼布局的半模飞机分别开展了根部固支状态^[174, 175]和处于俯仰和沉浮自由状态^[110, 164, 176, 177]的阵风减缓试验。其中在俯仰和沉浮自由状态下采用LQR（线性二次调节）和LQG（线性二次高斯）方法设计阵风减缓系统，试验结果表明：阵风减缓系统（GLA）对于机翼弯矩的减缓效果达到了60%（图34）。

在后期AEI研究中，又对联翼布局的全模飞机开展了三轮风洞试验^[178-182]，其中试验模型为

整机8%的缩比模型。第一轮试验中将联翼飞机固支于风洞，采集飞机气动数据，用于改进飞行控制设计开发所使用的理论模型；第二轮试验则放开联翼飞机的俯仰和沉浮自由度，测试了所设计的支杆支撑系统，以及验证了增稳控制系统的有效性和参数辨识数据的正确性；第三次试验进行了阵风减缓控制系统的验证，试验结果表明：该系统可以减少机翼一弯频率处至少50%的阵风峰值载荷，并且联翼飞机控制面的组合能较好避免飞翼布局中控制冲突——飞翼内侧控制面减缓阵风载荷的同时会激发机翼弹性振动，需要外侧控制面向反向偏转起到模态抑制的作用。



(a) 飞翼布局^[174]



(b) 联翼布局^[181]

图33 传感器飞机项目风洞试验模型

Fig.33 Wind-tunnel models in SensorCraft program

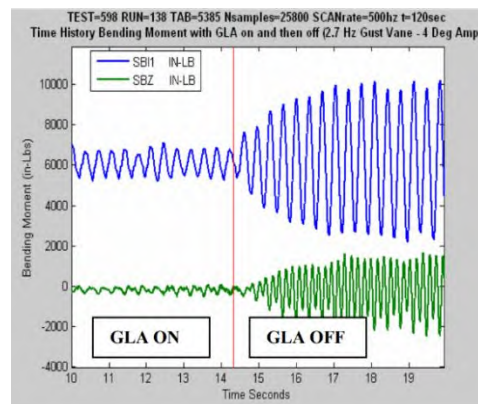


图34 HiLDA机翼弯矩阵风减缓效果^[177]

Fig.34 Bending moment time history due to gust vanes for GLA ON and GLA OFF^[177]

● 基础航空计划^[119,183-185]

二十一世纪初美国NASA提出了基础航空计划,旨在发展民用和军用航空应用中的系统级、多学科分析和设计能力,为亚声速固定翼和旋翼飞行器、超声速以及高超声速飞行器的研发设计提供有力支持。其中具有代表性的超声速研究之一:半展长超声速运输机(Semi-Span Super-Sonic Transport, S⁴T)项目,由NASA兰利研究中心气动弹性分部牵头,洛克希德-马丁公司和ZONA科技有限公司等多单位参与,并于2007年至2010年间实施了四个阶段的风洞试验,前期两阶段开环试验主要利用系统辨识建立S⁴T准确的气动弹性状态空间模型,并以此为基础设计阵风减缓控制系统,开展后期两阶段的闭环试验。

S⁴T半模模型由柔性机身、大后掠三角翼、全动平尾以及全动小翼等主要部件组成,如图35所示。2009年,ZONA公司的Boris Moulin等人针对S⁴T模型分别采用经典控制理论和鲁棒 μ 控制理论设计了多输入多输出(MIMO)和单输入单输出(SISO)的阵风减缓控制系统,其中SISO系统采用内侧发动机尾部加速度(NIBAFTZ)驱动全动平尾,而MIMO系统则根据情况选取机翼外侧加速度(IBMID15I)、机身尾部加速度(HTLACC)和NIBAFTZ等信号控制副翼和全动平尾。在TDT风洞中试验结果表明:0.95马赫数下经典MIMO控制器的阵风减缓效果最佳,对剪力的减缓效率达到24%的同时扭矩也有所减缓,如图36所示。

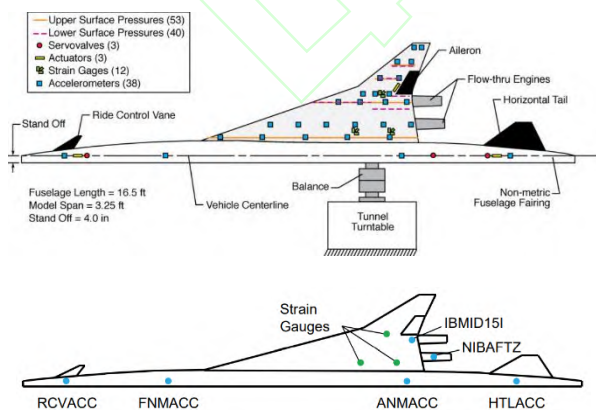


图35 S⁴T半模模型示意图^[185]

Fig.35 Schematic diagram of S⁴T half-mode model^[185]

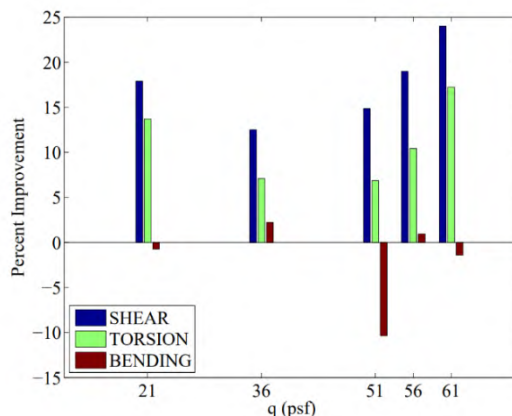


图36 0.95马赫数MIMO阵风减缓控制效果^[184]

Fig.36 MIMO gust alleviation control at 0.95 Mach^[184]

● 主动气动弹性飞机结构项目 (Active Aeroelastic Aircraft Structures, 3AS)

2003年,欧洲14个国家联合开展了3AS项目,该项目旨在通过合适的气动弹性结构变形提升飞机飞行性能。其中意大利Scotti进行了X-DIA弹性飞机阵风减缓风洞试验^[186-188],采用100座支线客机的1:10缩比模型,并在此基础上对于构型进行了适当的修改,分为前掠鸭翼及后掠鸭翼两种构型,前掠角和后掠角均为25°,图37显示了后掠鸭翼构型的X-DIA试验模型。阵风减缓控制系统采用典型的ILAF (Identical Location of Accelerometer and Force)方法,通过结构速度响应反馈控制鸭翼增加气动阻尼。试验结果表明:全动鸭翼及ILAF控制能为机身模态提供较大的阻尼,有效降低机身过载,提高飞机乘坐品质。



图37 X-DIA风洞试验模型^[186]

Fig.37 X-DIA wind-tunnel model^[186]

在3AS项目中除了X-DIA研究以外,以色列

理工学院的Karpel和Moulin等人还针对翼展为5.3米的EuRAM全机模型进行了阵风减缓风洞试验研究(图22)^[189]。减缓控制律基于经典控制理论设计,以翼尖过载作为反馈控制信号,分别采用副翼(BMA)、翼稍前缘控制面(WTC)和置于翼下前缘的控制面(UWC)三种构型来减缓翼尖过载和翼根弯矩。试验结果表明:在一定速度范围内,翼尖过载减小26%~33%,最大翼根弯矩在三种控制方案下的减缓率分别为9%(BMA)、13%(UWC)和16%(WTC)。

• 其他项目

2012年,为了验证非线性气动弹性分析方法的正确性以及阵风减缓控制系统的有效性,波音在华盛顿大学Kristen风洞中完成了Vulture概念机风洞试验^[190, 191],如图38所示。

2014年,作为NASA固定翼项目资助的研究之一,波音亚音速超绿色研究(The Subsonic Ultra Green Aircraft Research, SUGAR)以桁架机翼飞机为试验对象,在TDT风洞开展了飞机半模的颤振抑制和阵风减缓风洞试验^[192-195],如图39所示。试验结果表明:阵风载荷在6~10Hz的频率范围内有所减轻。

2014年,由欧盟资助的GLAMOUR项目在米兰理工大学的风洞开展了半模飞机的阵风减缓风洞试验,如图40所示。该试验对比五种控制律结构对翼根弯矩的减缓效果^[196, 197]。

在我国,近年来北京航空航天大学气动弹性研究室以不同构型飞机模型为研究对象,开展了多次阵风减缓风洞试验,在国内该领域处于较为领先的地位。如图41所示,陈磊等^[136, 198, 199]分别针对多控制面的大展弦比气动弹性机翼(图23)和半模飞机(图41a)进行了阵风减缓试验,其中基于经典控制理论设计了不同的控制律,试验结果表明:阵风减缓控制能有效降低机身和翼尖过载以及翼根弯矩响应。杨俊斌^[165]等对大展弦比飞翼布局半模飞机(图41b)开展了风洞试验,试验中放开模型的沉浮和俯仰自由度,验证了基于直接升力思想设计的三组阵风减缓控制方案的有效性。谢长川等通过风洞试验研究了利用压电驱动装置实现大展弦比机翼的阵风减缓控制(图41c)^[200],并以舵机控制开展了几何非线性大变形情况下的机翼阵风减缓试验(图41d)^[201]。



图38 Vulture风洞试验^[191]

Fig.38 Vulture wind tunnel test^[191]

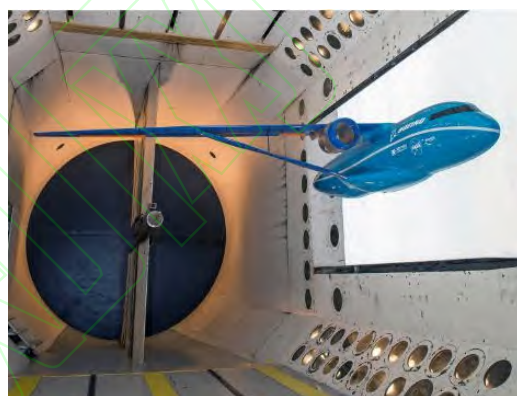


图39 SUGAR风洞试验^[195]

Fig.39 SUGAR wind tunnel test^[195]

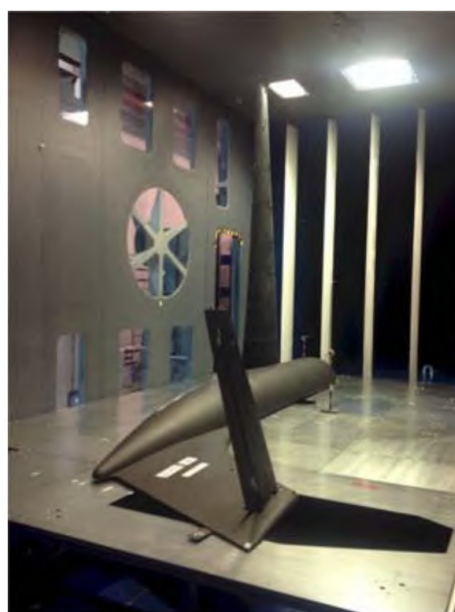


图40 GLAMOUR风洞试验^[197]

Fig.40 GLAMOUR wind tunnel test^[197]

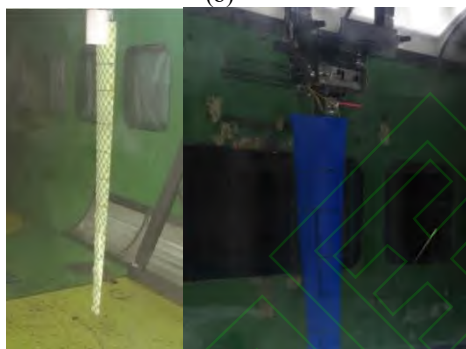
(a)^[199](b)^[165](c)^[200](d)^[201]

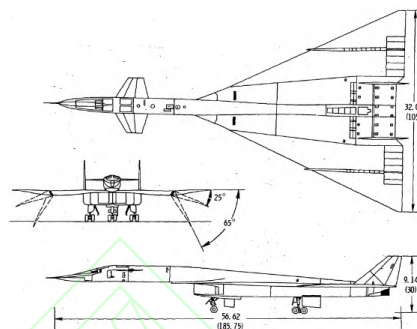
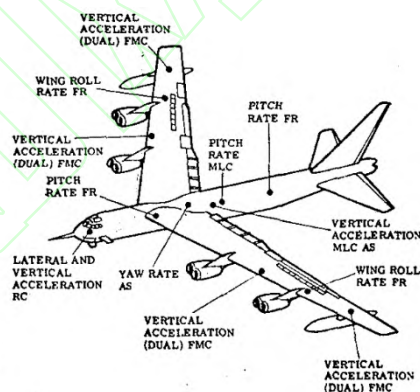
图41 北京航空航天大学阵风减缓风洞试验

Fig.41 Gust alleviation wind tunnel test at Beihang University

4.2 飞行试验及应用

20世纪70年代初期,美国在XB-70飞机(图42)上引入新开发的主动控制系统(ILAF)并进行了飞行试验^[202-204]。结果表明新引入的ILAF系统在不改变原有飞机稳定性的基础上,有效抑制了飞机超声速状态下弹性模态振动,同时减缓了飞行过程中的阵风响应。同一时间,美国空军联合波音公司在B-52飞机(图43)上成功开展了载荷减缓及模态抑制(Load Alleviation and Mode Stabilization, LAMS)系统的飞行验证^[205],随后又进行了随控布局(Control Configured Vehicles, CCV)试验项目^[206-209],经飞行试验验证,CCV

的应用能有效改善飞机乘坐品质实现载荷减缓。这些项目的实施验证了气动伺服弹性建模技术的正确性、控制律设计方法的有效性以及完善了飞行试验技术,并为之后的阵风减缓相关飞行试验奠定基础。

图42 XB-70示意图^[202]Fig.42 Schematic of the XB-70^[202]图43 B-52示意图^[208]Fig.43 Schematic of the B-52^[208]

几乎同时,洛克希德马丁公司研究也开发了升力分布主动控制系统(Active Lift Distribution Control System, ALDCS)^[4,210,211],目的在于解决C-5A飞机由于飞行机动和阵风干扰带来的结构疲劳载荷问题,如图44所示。ALDCS系统采用前后翼尖的加速度和机翼弯矩及扭矩来驱动副翼和内侧升降舵,飞行试验结果表明:该系统在不影响飞机稳定性的情况下,翼根弯矩减缓超过30%。然而该系统却并未在C-5A飞机上得到应用,而是通过改变飞机结构来解决疲劳问题,这导致飞机增加了约5.5%的结构重量。到了1977年,洛克希德马丁公司则与NASA合作在L-1011-500飞机上使用主动控制系统来实现机动载荷和阵风载荷减缓^[5,212,213],如图45所示。该系统通过翼尖和机身前后的加速度以及俯仰角信号驱动飞机外侧副翼

和升降舵, 飞行试验结果表明: 该系统降低了飞机气动阻力, 减小空载情况下的飞机重量。

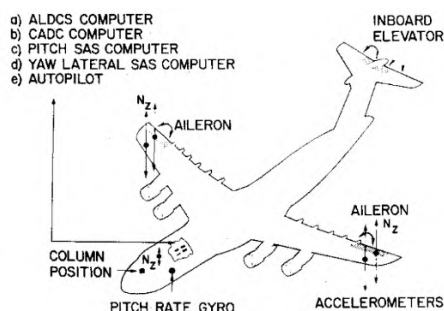


图44 C-5A示意图^[4]

Fig.44 Schematic of the C-5A^[4]

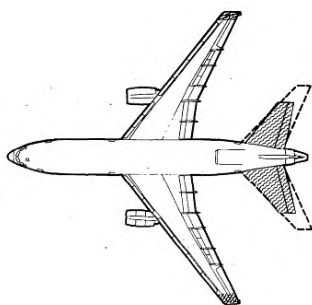


图45 L-1011-500示意图^[212]

Fig.45 Schematic of the L-1011-500^[212]

20世纪70年代后期, 波音公司在B-1飞机上研发了结构模态控制系统 (Structural Mode Control System, SMCS), 用于实现对阵风干扰下飞机结构振动的抑制, 从而提升乘坐品质^[6,214-216]。该系统利用加速度信号驱动全动鸭翼来降低驾驶舱位置处的振动响应, 如图46所示。飞行试验结果表明: SMCS的应用使得B-1飞机空载情况下的重量减轻了约4.7%。到了80~90年代, B-2飞机由于较低的翼载以及近中性的俯仰稳定性, 易受阵风扰动影响。因此人们针对B-2设计了专门的阵风减缓控制系统(Gust Load Alleviation System, GLAS)^[7,217,218], 如图47所示。GLAS利用阵风所引起的迎角信号驱动机翼内侧副翼和阵风载荷减缓控制面(海狸尾)来降低低频的刚体阵风响应。同时为了抑制由于内侧副翼偏转所带来的机翼一阶对称弹性模态的振动, 外侧副翼进行了反向偏转。总体而言, GLAS的应用降低了B-2飞机约50%的阵风载荷。

美国以外, 从1976年到1982年, 德国宇航中心 (DLR) 在先进技术测试飞机 (Advanced

Technologies Testing Aircraft, ATTAS) 上完成了对载荷减缓及驾驶平稳 (Load Alleviation and Ride Smoothing System, LARS) 系统的飞行验证^[219], 如图48所示。该系统由开环和闭环两部分组成, 开环部分通过测量阵风所引起的飞机迎角信号并驱动副翼及升降舵来减缓飞机低频响应; 闭环部分则利用翼尖和机身加速度信号控制副翼抑制机翼的弹性弯曲模态。飞行试验结果表明: 飞机加速度响应幅值下降超10dB, 并且机翼弯曲振动降低了约20%。

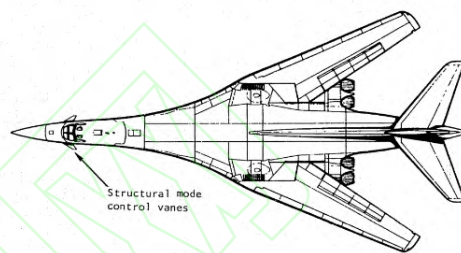


图46 B-1示意图^[6]

Fig.46 Schematic of the B-1^[6]

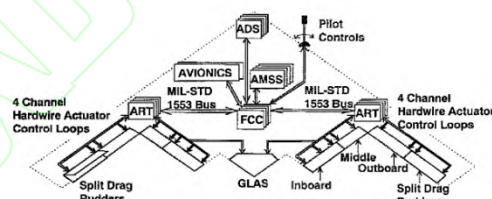


图47 B-2示意图^[7]

Fig.47 Schematic of the B-2^[7]

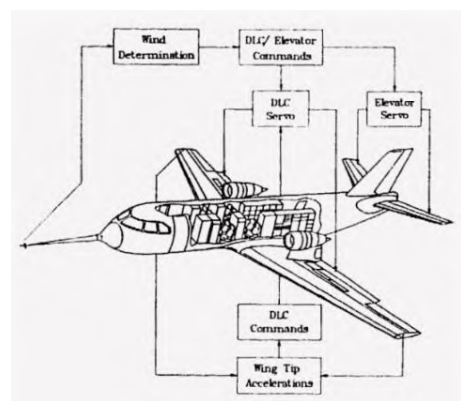


图48 ATTAS示意图^[219]

Fig.48 Schematic of the ATTAS^[219]

在民用航空领域, 空客率先在A320 (1987年推出) 上应用了载荷减缓控制 (Load Alleviation Function, LAF) 系统, 主要功能是通过扰流片减缓阵风作用下机翼的载荷, 但LAF后续则被移

除且也未引入到之后的A321等型号。随着阵风减缓技术进一步成熟,空客又在A330(1994年推出)和A340(1993年推出)中引入了新的阵风减缓系统(Comfort in Turbulence, CIT),CIT通过控制方向舵和升降舵偏转来增加机身阻尼,用以抑制阵风扰动引起的振动响应,提升飞机的乘坐品质。在后续的A380(2007年推出)上,空客则进一步加载了一系列的阵风减缓控制系统。同样据报道称,波音787(2011年推出)也应用了阵风减缓系统,通过“静态气流数据”传感器测量飞机前方的阵风信息,从而控制副翼、扰流片和升降舵来减缓阵风响应^[8]。

相比于国外,国内在阵风减缓飞行试验领域的研究才刚刚开始。2015年,中国航空空气动力技术研究院的Wang和南安普顿大学的Ronch等人以展弦比为33.18的太阳能飞机为研究对象(图49),通过飞行试验验证所设计的自适应反馈和前馈阵风减缓控制系统^[220]。试验过程中,利用位于翼尖处的两个小操纵面旋转来激励机翼振动,从而模拟飞机受到阵风扰动的影响。试验结果表明:设计的自适应前馈和反馈控制系统均能有效减缓飞机响应,并且自适应反馈控制的效果要略优于前馈控制。然而通过操纵面激励并不能完全真实模拟飞机飞行受到的阵风激励,因而在后续试验中,需要进一步地通过实际阵风扰动验证减缓控制系统。

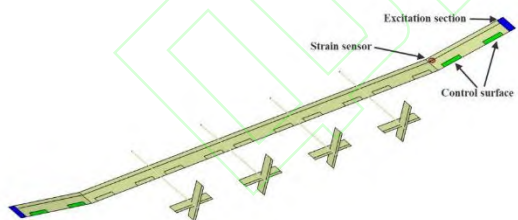


图49 太阳能飞机示意图^[220]

Fig.49 Schematic of the solar-powered airplane^[220]

2020年,北京航空航天大学的杨阳、周宜涛等人^[103]在一架无人机基础上改装形成了阵风减缓飞行试验平台,该平台展长5.0 m,重量26.0 kg,如图50所示。基于经典控制理论设计了用于阵风减缓的PID控制器,并开展了自然环境下的阵风减缓飞行试验。由于难以测量自然环境下的阵风,因此提出了基于统计学的阵风减缓飞行试验方法,在飞行过程中,将飞行试验段划分为多个阵风减

缓系统开闭区间,通过对大量的开闭区间的阵风减缓效果进行统计性分析来评估阵风减缓系统的有效性,如图51所示。试验结果表明: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”式阵风减缓飞行试验方法有效。



图50 阵风减缓飞行试验平台^[103]

Fig. 50 Platform of gust alleviation flight test^[103]

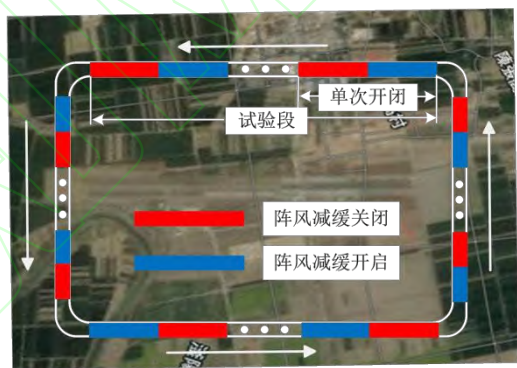


图51 阵风减缓飞行试验航线^[103]

Fig. 51 Route of gust alleviation flight test^[103]

5 前沿进展

本节致力于介绍飞机阵风减缓技术的前沿进展,展望未来发展方向。包括利用先进阵风探测实现前馈控制的新控制方式,采用非常规控制面提高减缓效率或实现被动阵风减缓的新结构,以及融合了新材料、新结构和新控制的智能机翼。

5.1 阵风探测与前馈控制

目前在阵风减缓工程应用中通常将阵风视为未知干扰项,多采用反馈控制。但随着最近几十年来阵风探测技术的发展,感知飞机前方一定区域内的阵风扰动信息成为可能,而以之为基础的阵风减缓前馈控制也逐步成为研究前沿^[130-132]。不同于反馈控制,前馈控制并不影响飞机原闭环系统的稳定性,通过探测到的阵风信息作为前馈

信号来产生控制面的补偿偏转,可以克服控制面偏转速率限制所带来的影响,从而达到较优的减缓效果。

前馈控制的实现和应用十分依赖于阵风探测技术的成熟与否,早期阵风探测一般采用机头安装的迎角传感器,阵风探测距离和范围较窄^[219],并且由于飞机结构、舵机与控制系统中普遍存在的延迟,阵风减缓前馈控制的实时性并不理想。但在20世纪70年代开始,随着机载激光雷达的发展,人们利用大气中气溶胶的反向散射测量了飞机前方几十米距离的阵风扰动,并且为了实现更远距离和更大范围的探测,又研究了基于分子散射的新系统^[221]。20世纪90年代,美国NASA开展了机载相干激光雷达研究项目^[222](Airborne Coherent Lidar for Advanced In-flight Measurements, ACLAIM),并研发了一款用于阵风减缓的激光雷达系统,在L-188飞机上进行了飞行试验,结果表明:激光雷达较好探测了飞行过程中存在的阵风扰动,并提供了6秒的干扰预警,而且探测到的数据实际可用最大预警长达100秒^[221]。近些年,欧洲和日本也在雷达探测技术方面有一些发展^[223, 224]。未来随着阵风探测技术的进一步发展,前馈控制也将渐渐从试验转向工程应用,尤其是解决民航领域特别关注的飞行颠簸问题,同时阵风探测也使得飞机在飞行过程中规避严重阵风场成为可能。

5.2 非常规控制面

为了进一步提高阵风减缓的效率,除了更为先进的控制方式以外,人们还试图提高阵风减缓控制面的气动效率,因此各种类型的非常规控制面也渐渐开始受到人们的关注,其中就包括:变弯度后缘、分块自由翼和折叠翼尖等。

传统控制面通常采用铰链机械控制,非光滑连续地改变翼型的弯度实现升力的变化。而变弯度后缘能实现机翼后缘表面光滑连续地变形,和传统铰链控制面相比能有效降低气动噪声和阻力,提高气动效率^[225]。从20世纪80年代开始美国就此开展了多个项目的研究,MAW(Mission Adaptive Wing)项目在F-111飞机上通过飞行试验证明了变弯度后缘对气动效率的提升,但受限于复杂笨重的机械驱动机构,随后开展的

“Smart Wing”项目则以形状记忆合金驱动后缘变形,然而由于不成熟的驱动方案并未成功。但随着研究深入,基于常规驱动器驱动的柔性结构逐步成熟起来,保留传统驱动效率的同时轻质化结构,并在2017年在湾流III飞机上进行了飞行试验测试(图52a),在0.85马赫下实现可变后缘上下偏转 10° ,偏转速度达 $30(^{\circ})/s$,未来变弯度后缘将朝着智能材料驱动的柔性结构的方向继续发展^[226, 227]。回顾变弯度后缘的发展,可以清晰了解到该控制面形式从理论到实践已经形成体系,并在不断改进当中。虽然其在阵风减缓控制中的应用仅停留在理论和试验层面,但随着可变后缘逐步工程化,在可预见的未来其优秀的气动效率将很好地应用于飞机的阵风减缓控制当中。

传统控制面及变弯度后缘以阵风减缓主动控制为基础,离不开驱动器的控制。与之相对的则是阵风减缓被动控制,通过在阵风场中的气动力变化自适应调节机翼或控制面,在无外部舵机驱动力的情况下实现被动的阵风减缓,被动控制优点就是无需复杂的控制和探测系统。该控制在早期已有研究^[228],其实现主要依赖于日益创新的结构和材料,这当中就有从自由翼发展而来的分块自由翼(图52b),沿展长布置可绕轴旋转的分块机翼,每块机翼的迎角与机身迎角无关,由作用在机翼上的气动力决定。相比于固定翼,自由翼更低的惯性矩可实现在阵风场中快速的变化和调整,抵消阵风引起的气动力变化,并且沿翼展分块的构型可实现对沿翼展跨度变化阵风的适应性^[229]。但机翼整体旋转运动可能会带来额外问题,分块自由翼的实际工程应用还为时尚早,更值得期待的是只改变部分机翼的阵风减缓结构,例如翼尖。Guo等人^[230]在飞翼飞机翼尖通过弹性铰链安装可绕轴旋转的小翼(图52c),随着阵风变化小翼受气动力影响被动旋转,削弱阵风载荷。Cooper和Cheung等人^[231, 232]则设计了一种折叠翼尖装置(图52d),在遭遇阵风干扰时通过与机翼弦向偏置的弹簧铰链轴来被动折叠翼尖,保持机翼气动力的相对稳定,实现被动阵风减缓。总之,被动阵风减缓依靠结构的自适应变形能有效简化控制系统,在未来也可能成为一种具有潜力的阵风减缓方式。

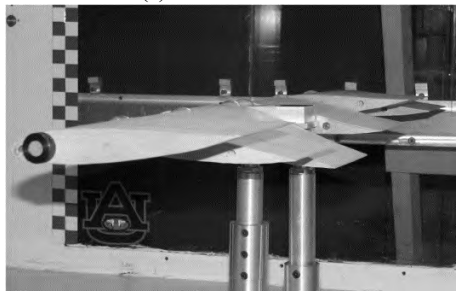
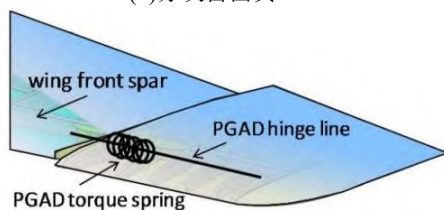
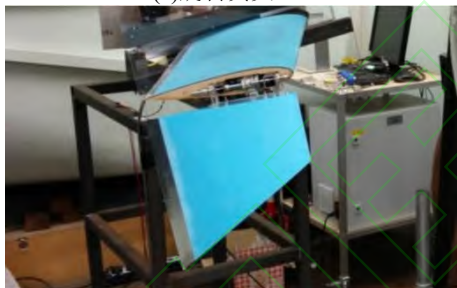
(a)变弯度后缘^[227](b)分块自由翼^[229](c)旋转翼尖^[230](d)折叠翼尖^[232]

图52 非常规控制面

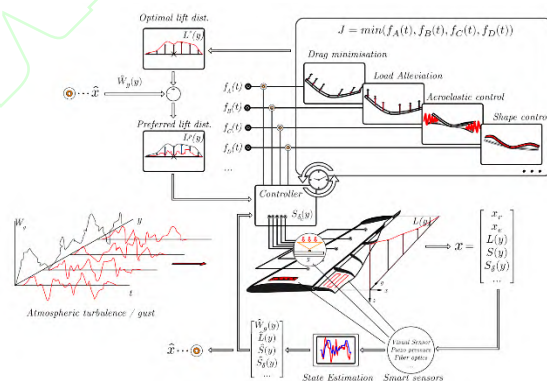
Fig.52 Unconventional control surface

5.3 智能机翼一体化设计

非常规控制面的引入模糊了机翼主体结构与气动控制面之间的界线，而机翼结构嵌入式传感器的快速发展使得具备传感、控制、驱动一体化的智能机翼成为可能^[233]，未来将有希望进一步提高飞机阵风减缓效率。Mkhoyan和Breuker等人^[234]提出集成控制、传感和驱动的SmartX-Alpha机翼，采用实时优化的方法控制智能机翼的气动分布，实现在飞行过程中减阻、减载、颤振抑制和形状控制等功能，其概念示意如图53。该智能机翼采用柔性变弯度后缘控制，能够实现后缘展向光滑变形，具备控制升力分布的能力。机翼结

构中集成有光纤应变、分布式压强和视觉传感器，能够分别实现机翼形状的重构、流动分离与后缘气动效率测量、以及后缘变形测量^[235]。当存在阵风扰动时，多源状态观测器处理测量数据，并通过反馈控制实时改变机翼外形，以确保升力分布满足最优指标。Wang等人^[236]围绕SmartX-Alpha机翼，基于增量非线性动态逆设计方法提出了INDI-QP-V控制律，实现同时阵风与机动载荷减缓。其中：机翼后缘的最优驱动指令由二次型控制器提供，同时考虑了舵机行程、偏转速率等约束；机翼的展向光滑变形由假设的形函数插值得到。风洞试验验证了控制方法的有效性和鲁棒性，实现了机翼根部载荷减缓44%。

传感、控制和驱动的高度综合给控制器的设计带来了挑战，尽管目前对于高度冗余驱动器的控制分配、多源传感器的数据融合、以及多目标优化控制等若干问题的研究还较少，智能机翼的飞行试验验证也较为不充分。但未来随着技术难点的逐一解决，智能机翼在阵风减缓上将具有广阔的应用前景。

图53 SmartX概念示意图^[234]Fig.53 SmartX conceptual diagram^[234]

6 结束语

飞机阵风响应减缓技术作为一项综合性强的工程技术，从上个世纪起国外已从理论分析到试验验证等方面开展了系统性的研究，并在型号飞机中取得广泛应用，有效提升了飞行性能。国内尽管处于起步阶段，但随着近些年大型运输机、宽体客机和大展弦比无人机等众多类型飞机的研发，阵风减缓技术愈发受到人们关注，二十多年来的理论及试验积累为下一步的工程化应用打下

了良好的基础,通过国内科研人员和工程技术人员努力,阵风减缓技术也将为我国的航空飞行器带来良好的性能提升。这里针对现阶段国内阵风减缓研究提出亟需解决的关键技术问题:

(1) 传统阵风减缓系统设计通常独立于主飞控系统,在实际工程应用中涉及多系统耦合问题,包括系统间的启动/退出逻辑和舵面权限分配等,特别应关注阵风减缓系统的启动对飞机原飞行特性的影响。

(2) 阵风减缓主动控制的效果受飞机舵机特性影响,通常需要较高的舵偏速率以达到较好的减缓效果,但目前实际工程应用中的舵偏速率并不理想,亟需探索能在低舵偏速率下实现有效阵风减缓的控制方案。

(3) 对于刚弹耦合效应明显的柔性飞机,阵风减缓需要考虑多目标设计问题,协调控制多个控制面,不仅要满足对阵风载荷的减缓也要实现对阵风引起较大结构弹性振动的抑制。

(4) 在阵风减缓飞行试验中,由于阵风的随机性,试验需要积累大量飞行数据以分析阵风减缓效果,耗费较大的人力物力,缺乏系统可靠的试验方法。

最后对于科学研究而言,阵风减缓技术是典型的多学科综合问题,新材料、新结构与新控制的发展和将进一步推动飞机阵风响应减缓的研究,吸引更多科研人员加入这项极富挑战的任务。

参考文献

- [1] Hunsaker J C, Wilson E B. Report on behavior of aeroplanes in gusts: NACA-TR-1[R]. Washington D.C.: NASA, 1917.
- [2] Houbolt J C. Atmospheric turbulence[J]. AIAA Journal, 1973, 11(4): 421-437.
- [3] 沈强, 沈文武. 一种新的预报晴空湍流综合算法[J]. 气象与减灾研究, 2009, 32(2): 44-49.
SHEN Qiang, SHEN Wenwu. A new synthesis algorithm for clear air turbulence forecast. Meteorology and Disaster Reduction Research[J], 2009, 32(2): 44-49 (in Chinese).
- [4] Disney T E. C-5A active load alleviation system[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1977, 14(2): 81-86.
- [5] Johnston J F. Accelerated development and flight evaluation of active controls concepts for subsonic transport aircraft. Volume 1: Load alleviation/extended span development and flight tests: NASA-CR-159097[R]. Washington D.C.: NASA, 1979.
- [6] Wykes J H, Borland C J, Klepl M J, et al. Design and development of a structural mode control system[J]. NASA/CR, 1977, 143846.
- [7] Britt R T, Volk J A, Dreim D R, et al. Aeroservoelastic characteristics of the B-2 bomber and implications for future large aircraft: ADP010486[R]. Defense Technical Information Center, Virginia: 1999.
- [8] Regan C D, Jutte C V. Survey of applications of active control technology for gust alleviation and new challenges for lighter-weight aircraft: NASA/TM-2012-216008[R]. California: NASA, 2012.
- [9] Hoblit F M. Gust loads on aircraft: concepts and applications[M]. Washington D.C.: AIAA, 1988: 1-14.
- [10] Roskam J, Dusto A. A method for predicting longitudinal stability derivatives of rigid and elastic airplanes[J]. Journal of Aircraft, 1969, 6(6): 525-531.
- [11] RODDEN W P. Dihedral effect of a flexible wing[J]. Journal of Aircraft, 1965, 2(5): 368-373.
- [12] Livne E. Aircraft active flutter suppression: State of the art and technology maturation needs[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(1): 410-452.
- [13] Rodden W P, Giesing J P. Application of oscillatory aerodynamic theory to estimation of dynamic stability derivatives[J]. Journal of Aircraft, 1970, 7(3): 272-275.
- [14] 杨超. 飞行器气动弹性原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016: 1-164.
Yang C. Aeroelastic principle of aircraft[M]. Beijing: Beihang University Press, 2016: 1-164 (in Chinese).
- [15] Bisplinghoff R L, Ashley H. Principles of aeroelasticity[M]. New York: Courier Corporation, 2013:18-70.
- [16] Milne R D. Dynamics of the Deformable Aeroplane. Part 1. The Equations of Motion. Part 2. A Study of the Trim State and Longitudinal Stability of the Slender Integrated Aeroplane Configuration[R]. London: Aeronautical Research Council, 1964.
- [17] Waszak M R, Buttrill C S, Schmidt D K. Modeling and model simplification of aeroelastic vehicles: an over-

- view[J]. 1992.
- [18] Waszak M R, Schmidt D K. Flight dynamics of aeroelastic vehicles[J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(6): 563-571.
- [19] Schmidt D K, Raney D L. Modeling and simulation of flexible flight vehicles[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(3): 539-546.
- [20] Buttrill C, Arbuckle P, Zeiler T. Nonlinear simulation of a flexible aircraft in maneuvering flight[C]//Flight Simulation Technologies Conference. California: AIAA, 1987: 2501.
- [21] Kokotovic P V, O'Malley Jr R E, Sannuti P. Singular perturbations and order reduction in control theory—an overview[J]. *Automatica*, 1976, 12(2): 123-132.
- [22] Meirovitch L, Tuzcu I. Integrated Approach to Flight Dynamics and Aeroservoelasticity of Whole Flexible Aircraft-Part I: System Modeling[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. California: AIAA, 2002: 4747.
- [23] Meirovitch L, Tuzcu I. Integrated approach to the dynamics and control of maneuvering flexible aircraft: NASA/CR-2003-211748[R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 2003.
- [24] Meirovitch L, Tuzcu I. Time simulations of the response of maneuvering flexible aircraft[J]. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2004, 27(5): 814-828.
- [25] Meirovitch L, Tuzcu I. Unified theory for the dynamics and control of maneuvering flexible aircraft[J]. *AIAA journal*, 2004, 42(4): 714-727.
- [26] Noll T E, Ishmael S D, Henwood B, et al. Technical findings, lessons learned, and recommendations resulting from the helios prototype vehicle mishap: NASA/WBS-810031[R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 2007.
- [27] Hodges D H, Dowell E H. Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted non-uniform rotor blades: NASA TN D-7818[R]. Washington D.C.: NASA, 1974.
- [28] Hodges D H, Ormiston R A, Peters D A. On the nonlinear deformation geometry of Euler-Bernoulli beams: NASA-1566[R]. Washington D.C.: NASA, 1980.
- [29] Hinnant H E, Hodges D H. Nonlinear analysis of a cantilever beam[J]. *AIAA journal*, 1988, 26(12): 1521-1527.
- [30] Hodges D H. A mixed variational formulation based on exact intrinsic equations for dynamics of moving beams[J]. *International journal of solids and structures*, 1990, 26(11): 1253-1273.
- [31] Atilgan A R, Hodges D H. Unified nonlinear analysis for nonhomogeneous anisotropic beams with closed cross sections[J]. *AIAA journal*, 1991, 29(11): 1990-1999.
- [32] Cesnik C E S, Hodges D H, Sutyryn V G. Cross-sectional analysis of composite beams including large initial twist and curvature effects[J]. *AIAA journal*, 1996, 34(9): 1913-1920.
- [33] Patil M, Hodges D, Cesnik C. Nonlinear aeroelastic analysis of aircraft with high-aspect-ratio wings[C]//39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Long Beach, CA, USA: AIAA, 1998: 1955.
- [34] Patil M J, Hodges D H, Cesnik C E S. Nonlinear aeroelastic analysis of complete aircraft in subsonic flow[J]. *Journal of Aircraft*, 2000, 37(5): 753-760.
- [35] Patil M J, Hodges D H, Cesnik C E S. Nonlinear aeroelasticity and flight dynamics of high-altitude long-endurance aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 88-94.
- [36] Patil M J, Hodges D H. Flight dynamics of highly flexible flying wings[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(6): 1790-1799.
- [37] Patil M, Taylor D. Gust response of highly flexible aircraft[C]//47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 14th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 7th. Newport, Rhode Island: AIAA, 2006: 1638.
- [38] Patil M. Nonlinear gust response of highly flexible aircraft[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Hawaii, USA: AIAA, 2007: 2103.
- [39] Houbolt J C. Design manual for vertical gusts based on power spectral techniques: AFFDL-TR-70-106[R]. Aeronautical Research Associates of Princeton Inc NJ, 1970.

- [40] 金长江, 肖业伦. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992: 11-70.
- Jin C J, Xiao Y L. Flight Principle in Atmospheric Disturbance[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1992: 11-70 (in Chinese).
- [41] Fuller J R. Evolution of airplane gust loads design requirements[J]. Journal of aircraft, 1995, 32(2): 235-246.
- [42] Federal Aviation Regulations, Part25: airworthiness standards: transport category airplanes, Section 341: Gust and Turbulence Loads[S]. U.S. Washington, DC: Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 1996.
- [43] C. EASA, Certification Specifications for Large Aeroplanes: CS-25[S], Europe: EASA, 2009.
- [44] Joint Airworthiness Requirements, JAR-25: Large Aeroplanes[S], England, Cheltenham: Civil Aviation Authorities, 1994.
- [45] 中国民用航空局. CCAR-25-R4中国民用航空规章第25部: 运输类飞机适航标准[S]. 中国: 中国民用航空局, 2016.
- Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4 China Civil Aviation Regulations Part 25: Airworthiness Standards for Transport Aircraft[S]. China: Civil Aviation Administration of China, 2016 (in Chinese).
- [46] Fuller J, Fuller J. Evolution and future development of airplane gust loads design requirements[C]//1997 World Aviation Congress. Anaheim, CA, USA: AIAA, 1997: 5577.
- [47] Wu Z, Cao Y, Ismail M. Gust loads on aircraft[J]. The Aeronautical Journal, 2019, 123(1266): 1216-1274.
- [48] Noback R. Comparison of discrete and continuous gust methods for airplane design loads determination[J]. Journal of Aircraft, 1986, 23(3): 226-231.
- [49] Jones J G. Modelling of gusts and wind shear for aircraft assessment and certification[J]. Proceedings of the Indian Academy of Sciences Section C: Engineering Sciences, 1980, 3(1): 1-30.
- [50] Yan Y, Yan C, Wu Z G. Aeroelastic dynamic response of elastic aircraft with consideration of two-dimensional discrete gust excitation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(4): 1228-1241.
- [51] 杨超, 黄超, 吴志刚, 等. 气动伺服弹性研究的进展与挑战[J]. 航空学报, 2015, 36(04): 1011-1033.
- Yang C, Huang C, Wu Z G, et al. Progress and challenges for aeroservoelasticity research[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(04): 1011-1033 (in Chinese).
- [52] 杨超, 杨澜, 谢长川. 大展弦比柔性机翼气动弹性分析中的气动力方法研究进展[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(06): 1009-1018+983.
- Yang C, Yang L, Xie C C. Development of aerodynamic methods in aeroelastic analysis for high aspect ratio flexible wings[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(06): 1009-1018+983 (in Chinese).
- [53] Wright J R, Cooper J E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads[M]. West Sussex: John Wiley and Sons, 2008: 153-165.
- [54] Peters D A, Karunamoorthy S, Cao W M. Finite state induced flow models. I-Two-dimensional thin airfoil[J]. Journal of aircraft, 1995, 32(2): 313-322.
- [55] Peters D A, He C J. Finite state induced flow models. II-Three-dimensional rotor disk[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(2): 323-333.
- [56] Cesnik C, Su W. Nonlinear aeroelastic modeling and analysis of fully flexible aircraft[C]//46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Texas, USA: AIAA, 2005: 2169.
- [57] Su W, Cesnik C. Dynamic response of highly flexible flying wings[J]. AIAA Journal, 2011, 49(2): 324-339.
- [58] Su W, Cesnik C E S. Nonlinear aeroelasticity of a very flexible blended-wing-body aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(5): 1539-1553.
- [59] Cesnik C, Su W. Nonlinear aeroelastic simulation of X-HALE: A very flexible UAV[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Florida, USA: AIAA, 2011: 1226.
- [60] Cesnik C E S, Senatore P J, Su W, et al. X-HALE: A very flexible unmanned aerial vehicle for nonlinear aeroelastic tests[J]. AIAA journal, 2012, 50(12): 2820-2833.
- [61] Katz J, Plotkin A. Low-speed aerodynamics[M]. UK: Cambridge university press, 2001: 369-448.

- [62] Rodden W P, Johnson E H. MSC/NASTRAN aeroelastic analysis: user's guide; Version 68[M]. MacNeal-Schwendler Corporation, 1994.
- [63] Technologyeditor Z. ZAERO Theoretical Manual[M]. Version 8.2. Scottsdale: ZONA Technology, 2008.
- [64] Albano E, Rodden W P. A doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscillating surfaces in subsonic flows[J]. AIAA journal, 1969, 7(2): 279-285.
- [65] Kalman T P, Rodden W P, Giesing J P. Application of the doublet-lattice method to nonplanar configurations in subsonic flow[J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(6): 406-413.
- [66] Giesing J, Kalman T, Rodden W P. Subsonic unsteady aerodynamics for general configurations[C]//10th Aerospace Sciences Meeting. San Diego, CA, USA: AIAA, 1971: 26.
- [67] Rodden W P, Taylor P F, McIntosh Jr S C. Further refinement of the subsonic doublet-lattice method[J]. Journal of aircraft, 1998, 35(5): 720-727.
- [68] Baker M L, Rodden W P. Improving the convergence of the doublet-lattice method through tip corrections[J]. Journal of aircraft, 2001, 38(4): 772-776.
- [69] Murua J, Palacios R, Graham J M R. Applications of the unsteady vortex-lattice method in aircraft aeroelasticity and flight dynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2012, 55: 46-72.
- [70] Liu Y, Xie C, Yang C, et al. Gust response analysis and wind tunnel test for a high-aspect ratio wing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(1): 91-103.
- [71] Wang Z, Chen P C, Liu D D, et al. Time domain nonlinear aeroelastic analysis for HALE wings[C]//47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 14th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 7th. Newport, Rhode Island: AIAA, 2006: 1640.
- [72] Wang Z, Chen P C, Liu D, et al. Nonlinear aeroelastic analysis for a HALE wing including effects of gust and flow separation[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Hawaii, USA: AIAA, 2007: 2106.
- [73] Wang Z, Chen P C, Liu D D, et al. Nonlinear-aerodynamics/nonlinear-structure interaction methodology for a high-altitude long-endurance wing[J]. Journal of aircraft, 2010, 47(2): 556-566.
- [74] Bhasin S, Chen P, Wang Z, et al. Dynamic nonlinear aeroelastic analysis of the joined wing configuration[C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA. Hawaii, USA: AIAA, 2012: 1791.
- [75] 杨国伟. 计算气动弹性若干研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(04): 406-420.
- Yang G W. Recent progress on computational aeroelasticity[J]. Advances In Mechanics, 2009, 39(04): 406-420 (in Chinese).
- [76] 顾宁. 基于CFD的机翼阵风响应及减缓计算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013: 1-4.
- Gu N. CFD-based gust response and alleviation research of aircraft wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013: 1-4 (in Chinese).
- [77] Parameswaran V, Baeder J D. Indicial aerodynamics in compressible flow-direct computational fluid dynamic calculations[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(1): 131-133.
- [78] Singh R, Baeder J D. Direct calculation of three-dimensional indicial lift response using computational fluid dynamics[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(4): 465-471.
- [79] 詹浩, 钱炜祺. 薄翼型阵风响应的数值模拟[J]. 航空学报, 2007(03): 527-530.
- Zhan H, Qian W Q. Numerical simulation of gust response for thin airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007(03): 527-530 (in Chinese).
- [80] 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(06): 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(06): 818-823 (in Chinese).
- [81] 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(03): 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(03): 49-53 (in Chinese).
- [82] 赵炜, 黄江流, 张顺家, 等. 耦合滑流太阳能无人机阵风响应特性研究[J]. 飞行力学, 2020, 38(03): 11-17.
Zhao W, Huang J L, Zhang S J, et al. Research on gust response characteristics of solar-powered UAV coupling with propeller slipstream[J]. Flight Dynamics, 2020, 38(03): 11-17 (in Chinese).
- [83] 陈刚, 李跃明. 非定常流场降阶模型及其应用研究进展与展望[J]. 力学进展, 2011, 41(06): 686-701.
Chen G, Li Y M. Advances and prospects of the reduced order model for unsteady flow and its application. Advances In Mechanics, 2011, 41(06): 686-701 (in Chinese).
- [84] 师妍, 万志强, 吴志刚, 等. 基于气动力降阶的弹性飞机阵风响应仿真分析及验证[J]. 航空学报, 2022, 43(01): 335-354.
Shi Y, Wan Z Q, Wu Z G, et al. Gust response analysis and verification of elastic aircraft based on nonlinear aerodynamic reduced-order model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(01): 335-354 (in Chinese).
- [85] 程昱. 阵风载荷分析方法研究和减缓主动控制的初步讨论[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015: 20-24.
Chen Y. Gust loads analysis methods and alleviation control research[D]. Beijing: Beihang University, 2015: 20-24.
- [86] Karpel M, Moulin B, Presente E, et al. Dynamic gust loads analysis for transport aircraft with nonlinear control effects[C]//49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 16th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 10th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference, 9th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, 4th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialists Conference. Schaumburg, IL: AIAA, 2008: 1994.
- [87] Azoulay D, Karpel M. Characterization of Methods for Computation of Aeroservoelastic Systems Response to Gust Excitation[J]. Acta Histochemica Et Cytochemica Official Journal of the Japan Society of Histochemistry & Cytochemistry, 2007, 23(3): 297-306.
- [88] Karpel M. Time-domain aeroservoelastic modeling using weighted unsteady aerodynamic forces[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1990, 13(1): 30-37.
- [89] Zole A, Karpel M. Continuous gust response and sensitivity derivatives using state-space models[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(5): 1212-1214.
- [90] Karpel M, Moulin B, Anguita L, et al. Aeroservoelastic gust response analysis for the design of transport aircrafts[C]//45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. California, USA: AIAA, 2004: 1592.
- [91] 徐敏, 安效民, 陈士槽. 一种CFD/CSD耦合计算方法[J]. 航空学报, 2006(01): 33-37.
Xu M, An X M, Chen S L. CFD/CSD coupling numerical computational methodology[J]. Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006(01): 33-37 (in Chinese).
- [92] Hallissy B, Cesnik C. High-fidelity aeroelastic analysis of very flexible aircraft[C]//52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 19th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 13th. Colorado, USA: AIAA, 2011: 1914.
- [93] Guo D, Xu M, Chen S. Nonlinear gust response analysis of free flexible aircraft[J]. International Journal of Intelligent Systems and Applications, 2013, 5(2): 1.
- [94] Palacios R, Murua J, Cook R. Structural and aerodynamic models in nonlinear flight dynamics of very flexible aircraft[J]. AIAA journal, 2010, 48(11): 2648-2659.
- [95] 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(04): 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(04): 1103-1111 (in Chinese).
- [96] Etkin B. Turbulent wind and its effect on flight[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(5): 327-345.
- [97] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 392-419.
Wu S T, Fei Y H. Flight Control System[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 392-419 (in Chinese).
- [98] 张京杭. 飞翼布局飞机阵风减缓方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2020: 25-27.

- Zhang J H. Study on gust alleviation for flying wing aircraft[D]. Beijing: Beihang University, 2020: 25-27 (in Chinese).
- [99] 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(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(9): 1076-1079 (in Chinese).
- [100] 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.
- Zhao 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).
- [101] Wu Z, Chen L, Yang C. Study on gust alleviation control and wind tunnel test[J]. Science China-Technological Sciences, 2013, 56(3): 762-771.
- [102] Yang J, Wu Z, Dai Y, et al. Wind tunnel test of gust alleviation active control for flying wing configuration aircraft[J]. Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao/Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(1): 184-192.
- [103] 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研究[J]. 航空学报, 2022: 1-14.
- 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: 1-14 (in Chinese).
- [104] Gangsaas D, Ly U. Application of a modified linear quadratic gaussian design to active control of a transport airplane[C]. Guidance and Control Conference, Boulder: AIAA, 1979.
- [105] Gangsaas D, Ly U, Norman D. Practical gust load alleviation and flutter suppression control laws based on a LQG methodology[C]. 19th Aerospace Sciences Meeting, 1981.
- [106] 吴志刚, 杨超. 主动气动弹性机翼的颤振主动抑制与阵风减缓研究[J]. 机械强度, 2003(1): 32-35+38.
- Wu Z G, Yang C. Investigation on active flutter suppression and gust alleviation for an active aeroelastic wing[J]. Journal of Mechanical Strength, 2003, 25(1): 32-35, 38 (in Chinese).
- [107] 张军红, 李振水, 詹孟权, et al. LQG控制理论在阵风载荷减缓系统中的应用[J]. 飞行力学, 2007(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).
- [108] 张军红, 李振水, 詹孟权, et al. 阵风载荷减缓系统LQG/LTR多变量控制器设计[J]. 飞行力学, 2007(4): 33-36.
- Zhang J H, Li Z S, Zhan M Q, et al. LQG/LTR multi-variable controller design for a gust load alleviation system[J]. Flight Dynamics, 2007(4): 33-36 (in Chinese).
- [109] Liu X, Sun Q. Improved LQG method for active gust load alleviation[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2017, 30(4).
- [110] Vartio E, Shaw E, Vetter T. Gust load alleviation flight control system design for a sensorcraft vehicle[C]. 26th AIAA applied aerodynamics conference, Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008: 7192.
- [111] Dillsaver M J, Cesnik C E S, Kolmanovsky I V. Gust load alleviation control for very flexible aircraft[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 2011, Portland: AIAA, 2011.
- [112] Aouf N, Boulet B, Botez R M. Robust gust load alleviation for a flexible aircraft[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2000, 46(3): 131-139.
- [113] 傅军, 万婧, 艾剑良. 弹性飞机阵风缓和鲁棒控制研究[J]. 复旦学报(自然科学版), 2016, 55(03): 329-335.
- Fu J, Wan J, Ai J. Robust control of flexible aircraft for gust alleviation[J]. Journal of Fudan University (Natural Science), 2016, 55(3): 329-335 (in Chinese).
- [114] Wildschek A, Maier R, Hromcik M, et al. Hybrid controller for gust load alleviation and ride comfort improvement using direct lift control flaps[C]. Proceedings of Third European Conference for Aerospace Sciences, Paris: EUCASS, 2009.
- [115] Cook R G, Palacios R, Goulart P. Robust gust allevia-

- tion and stabilization of very flexible aircraft[J]. AIAA Journal, 2013, 51(2): 330-340.
- [116] Yagil L, Raveh D E, Idan M. Deformation Control of Highly Flexible Aircraft in Trimmed Flight and Gust Encounter[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(2): 829-840.
- [117] Liu X, Sun Q. Gust Load Alleviation with Robust Control for a Flexible Wing[J]. Shock and Vibration, 2016, 2016.
- [118] 刘伏虎, 马晓平, 张子健. 飞翼布局无人机阵风减缓主动控制研究[J]. 机械科学与技术, 2015(10): 1631-1635.
- Liu F, Ma X, Zhang Z. Active control of gust alleviation for flying wing configuration UAV[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(10): 1631-1635 (in Chinese).
- [119] Zeng J, Kukreja S L, Moulin B. Experimental Model-Based Aeroelastic Control for Flutter Suppression and Gust-Load Alleviation[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2012, 35(5): 1377-1390.
- [120] Haghighat S, Liu H H T, Martins J R R A. Model-predictive gust load alleviation controller for a highly flexible aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(6): 1751-1766.
- [121] Wang Y, Wynn A, Palacios R. Model-predictive control of flexible aircraft dynamics using nonlinear reduced-order models[C]. 57th aiaa/asce/ahs/asc structures, structural dynamics, and materials conference, San Diego: AIAA, 2016: 0711.
- [122] Giessler H G, Kopf M, Varutti P, et al. Model predictive control for gust load alleviation[C]. 4th IFAC Conference on Nonlinear Model Predictive Control, Noordwijkerhout, Netherlands: IFAC Secretariat, 2012: 27-32.
- [123] Barzgaran B, Quenzer J, Mesbahi M, et al. Real-time model predictive control for gust load alleviation on an aeroelastic wind tunnel test article[C]. AIAA Science and Technology Forum and Exposition, Virtual, Online: AIAA, 2021: 1-18.
- [124] Liu X, Sun Q, Cooper J E. LQG based model predictive control for gust load alleviation[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 499-509.
- [125] 陈洋, 王正杰, 郭士钧. 多控制面柔性翼飞行器阵风减缓研究[J]. 北京理工大学学报, 2017(12): 1229-1234+1240.
- Chen Y, Wang Z, Guo S. Gust alleviation of flexible wing aircraft with multiple control surfaces[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2017, 37(12): 1229-1234, 1240 (in Chinese).
- [126] 刘璟龙, 胡陟, 章卫国, et al. 基于模型预测及控制分配的阵风缓和研究[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(02): 259-266.
- Liu J, Hu Z, Zhang W, et al. A MPC and control allocation method for gust load alleviation[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(2): 259-266 (in Chinese).
- [127] Ferrier Y L, Nguyen N T, Ting E, et al. Active gust load alleviation of high-aspect ratio flexible wing aircraft[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Kissimmee: AIAA, 2018.
- [128] Capello E, Guglieri G, Quagliotti F. A Comprehensive Robust Adaptive Controller for Gust Load Alleviation[J]. Scientific World Journal, 2014.
- [129] Xiaoxiong L, Li Y, Yuan M Q, et al. Gust alleviation controller for elastic aircraft based on L1 adaptive control[C]. 2017 Chinese Automation Congress, Jinan, China: IEEE, 2017.
- [130] Wildschek A, Maier R, Hoffmann F, et al. Active wing load alleviation with an adaptive feed-forward control algorithm[C]. Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone: AIAA, 2006: 6054.
- [131] Zhao Y, Yue C, Hu H. Gust load alleviation on a large transport airplane[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6): 1932-1946.
- [132] Zeng J, Moulin B, De Callafon R, et al. Adaptive feed-forward control for gust load alleviation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(3): 862-872.
- [133] Gili P, Ruotolo R, Gili P, et al.: A neural gust alleviator for a non-linear combat aircraft model[C]. Guidance, Navigation, and Control Conference, New Orleans: AIAA, 1997.
- [134] Shao K, Wu Z, Yang C, et al. Theoretical and experimental study of gust response alleviation using neuro-fuzzy control law for a flexible wing model[J]. Chinese

- Journal of Aeronautics, 2010, 23(3): 290-297.
- [135] Shao K, Wu Z, Yang C, et al. Design of an Adaptive Gust Response Alleviation Control System: Simulations and Experiments[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 1022-1029.
- [136] Shao K, Yang C, Wu Z, et al. Design of a gust-response-alleviation online control system based on neuro-fuzzy theory[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(2): 599-609.
- [137] Pereira P, Almeida L, Suleman A, et al. Aeroelastic scaling and optimization of a joined-wing aircraft concept[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Hawaii, USA: AIAA, 2007: 1889.
- [138] Tang B, Wu Z, Yang C. Aeroelastic scaling laws for gust load alleviation control system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(1): 76-90.
- [139] 杨希明, 刘南, 郭承鹏, 等. 飞行器气动弹性风洞试验技术综述[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(06): 995-1008.
- Yang X M, Liu N, Guo C P, et al. A survey of aeroelastic wind tunnel test technology of flight vehicles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(06): 995-1008 (in Chinese).
- [140] Grant B E. A method for measuring aerodynamic damping of helicopter rotors in forward flight[J]. Journal of Sound and Vibration, 1966, 3(3): 407-421.
- [141] Teunissen H. An ejector-driven wind tunnel for the generation of turbulent flows with arbitrary mean velocity profile[C]//CASI/AIAA Subsonic Aero-and Hydro-Dynamics Meeting. Ottawa, Canada: AIAA, 1969: 743.
- [142] Grissom D, Devenport W. Development and testing of a deterministic disturbance generator[C]//10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Manchester, Britain: AIAA, 2004: 2956.
- [143] Ricci S, Scotti A. Wind tunnel testing of an active controlled wing under gust excitation[C]//49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 16th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 10th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference, 9th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, 4th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialists Conference. Schaumburg, IL: AIAA, 2008: 1727.
- [144] 楚龙飞, 刘晓燕, 吴志刚. 阵风减缓模型风洞试验的阵风发生器设计与应用[C]//第十一届全国空气弹性学术交流会会议论文集. 云南: 中航第一飞机设计研究院, 2009: 187-192.
- Chu L F, Liu X Y, Wu Z G. Design and Application of Gust Generator for Wind Tunnel Test of Gust Mitigation Model[C]//11th National Academic Exchange Conference on Aeroelasticity. Yunnan: The First Aircraft Institute, 2009: 187-192 (in Chinese).
- [145] 刘晓燕, 吴志刚, 杨超, 等. 阵风发生器流场特性分析与试验验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(07): 803-807.
- Liu X Y, Wu Z G, Yang C, et al. Flow field analysis and experimental investigation on gust generator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(07): 803-807 (in Chinese).
- [146] 梁鉴, 唐建平, 杨远志, 等. FL-12风洞突风试验装置研制[J]. 实验流体力学, 2012, 26(03): 95-100.
- Liang J, Tang J P, Yang Y Z, et al. The development of gust generator in FL-12 wing tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(03): 95-100 (in Chinese).
- [147] 金华, 王辉, 张海西, 等. FL-13风洞突风发生装置研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(1): 40-46.
- Jin H, Wang H, Zhang H Y, et al. Investigation on gust response test apparatus in FL-13 wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(1): 40-46 (in Chinese).
- [148] 于金革, 杨希明, 陈宝, 等. FL-5风洞阵风发生器流场特性研究[C]//第十届全国流体力学学术会议论文摘要集. 杭州: 中国力学学会流体力学专业委员会, 2018: 237.
- Yu J G, Yang X M, Chen B, et al. Flow field characteristics of FL-5 wind tunnel gust generator [C]//Proceedings of the 10th National Conference on Fluid Mechanics. Hangzhou: Committee of Fluid Mechanics, Chinese Society of Mechanics, 2018: 237 (in Chinese).
- [149] 刘南, 郭承鹏, 于金革. FL-5风洞阵风发生器数值模拟与风洞试验结果对比验证[C]//第四届全国非定常空气动力学学术会议论文集. 合肥: 中国力学学会

- 流固耦合力学专业委员会, 2018: 111-112.
- Liu N, Guo C P, Yu J G. Comparison and verification of FL-5 wind tunnel gust generator numerical simulation and wind tunnel test results[C]//Proceedings of the Fourth National Unsteady Aerodynamics Conference. Hefei: Committee of Fluid-Structure Coupling Mechanics, Chinese Society of Mechanics, 2018:111-112 (in Chinese).
- [150] Bicknell J, Parker A G. A wind-tunnel stream oscillation apparatus[J]. *Journal of Aircraft*, 1972, 9(6): 446-447.
- [151] Parker A G, Bicknell J. Some measurements on dynamic stall[J]. *Journal of Aircraft*, 1974, 11(7): 371-374.
- [152] Simmons J M, Platzer M A X F. Experimental investigation of incompressible flow past airfoils with oscillating jet flaps[J]. *Journal of Aircraft*, 1971, 8(8): 587-592.
- [153] Gilman Jr J, Bennett R M. A wind-tunnel technique for measuring frequency-response functions for gust load analyses[J]. *Journal of Aircraft*, 1966, 3(6): 535-540.
- [154] Buell D A. An experimental investigation of the velocity fluctuations behind oscillating vanes: NASA-TN-D-5543[R]. California: NASA, 1969.
- [155] Reid C F, Wrestler C. An investigation of a device to oscillate a wind-tunnel airstream: NASA-TN-D-739[R]. Washington: NASA, 1961.
- [156] Allen N J, Quinn M. Development of a transonic gust rig for simulation of vertical gusts on half-models[C]//31st AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Dallas, TX: AIAA, 2015: 2403.
- [157] Ham N D, Bauer P H, Lawrence T L. Wind tunnel generation of sinusoidal lateral and longitudinal gusts by circulation of twin parallel airfoils: ASRL-TR-174-3[R]. California: NASA, 1974.
- [158] 郭承鹏, 张颖, 刘南, 等. 高速风洞阵风载荷试验技术初探[C]//中国力学大会论文集(CCTAM 2019). 杭州: 中国力学学会, 2019: 3908-3916.
- Guo C P, Zhang Y, Liu N, et al. A study of high-speed wind tunnel gust load test technique[C]// CCTAM 2019. Hangzhou: Chinese Society of Mechanics, 2019: 3908-3916 (in Chinese).
- [159] Tang D M, Dowell E H. Response of a nonrotating rotor blade to lateral turbulence Part II: Experiment[J]. *Journal of aircraft*, 1995, 32(1): 154-160.
- [160] Tang D M, Cizmas P G A, Dowell E H. Experiments and analysis for a gust generator in a wind tunnel[J]. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(1): 139-148.
- [161] 向正平, 戴玉婷, 黄广靖. 旋转开槽圆筒式阵风发生器流场特性数值模拟[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(6): 950-955.
- Xiang Z P, Dai Y T, Huang G J. Numerical simulation of flow field characteristics about rotating slotted cylinder gust generator[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(6): 950-955 (in Chinese).
- [162] Cole S, Garcia J. Past, present, and future capabilities of the Transonic Dynamics Tunnel from an aeroelasticity perspective[C]//41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Atlanta, GA, USA: AIAA, 2000: 1767.
- [163] 路波, 吕彬彬, 罗建国, 等. 跨声速风洞全模颤振试验技术[J]. *航空学报*, 2015, 36(04): 1086-1092.
- Lu B, Lv B B, Luo J G, et al. Wind tunnel technique for transonic full-model flutter test[J]. *Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(04): 1086-1092 (in Chinese).
- [164] Scott R, Vetter T, Penning K, et al. Aeroservoelastic testing of a sidewall mounted free flying wind-tunnel model[C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Hawaii, USA: AIAA, 2008: 7186.
- [165] 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(01): 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(01): 184-192 (in Chinese).
- [166] Reichenbach E, Sharma V. Development of an Innovative Support System for SensorCraft Model[C]//52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Colorado, USA: AIAA, 2011: 1958.
- [167] Perry III B. Qualitative comparison of calculated turbulence responses with wind-tunnel measurements for

- a DC-10 derivative wing with an active control system[C]//22nd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Atlanta, GA, USA: AIAA, 1981: 567.
- [168] 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.
- [169] Abel I, Perry III B, Newsom J R. Comparison of analytical and wind-tunnel results for flutter and gust response of a transport wing with active controls: NASA-TP-2010[R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 1982.
- [170] Horikawa H, Saito K. A wind tunnel study of active control technology on a high aspect ratio wing[C]//27th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. San Antonio, TX, USA: AIAA, 1986: 956.
- [171] Matsuzaki Y, Ueda T, Miyazawa Y, et al. Wind tunnel test and analysis on gust load alleviation of a transport-type wing[C]//28th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Monterey, CA, USA: AIAA, 1987: 781.
- [172] 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.
- [173] Martinez J, Flick P, Perdsock J, et al. An overview of sensorcraft capabilities and key enabling technologies[C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Hawaii, USA: AIAA, 2008: 7185.
- [174] 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. Texas, USA: AIAA, 2005: 1946.
- [175] Silva W, Vartio E, Shimko A, et al. Development of aeroservoelastic analytical models and gust load alleviation control laws of a sensorcraft wind-tunnel model using measured data[C]//47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 14th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 7th. Rhode Island, USA: AIAA, 2006: 1935.
- [176] Bartley-Cho J, Henderson J. Design and analysis of HiLDA/AEI aeroelastic wind tunnel model[C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Hawaii, USA: AIAA, 2008: 7191.
- [177] 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. Hawaii, USA: AIAA, 2008: 7188.
- [178] Reichenbach E. Aeroservoelastic design and test validation of the Joined Wing Sensorcraft[C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Hawaii, USA: AIAA, 2008: 7189.
- [179] LeDoux S, Vassberg J, Fatta G, et al. Aerodynamic cruise design of a Joined Wing SensorCraft[C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Hawaii, USA: AIAA, 2008: 7190.
- [180] Reichenbach E, Castelluccio M, Sexton B. Joined wing sensorcraft aeroservoelastic wind tunnel test program[C]//52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 19th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 13th. Colorado, USA: AIAA, 2011: 1956.
- [181] Scott M, Enke A, Flanagan J. SensorCraft Free-Flying Aeroservoelastic Model: Design and Fabrication[C]//52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Colorado, USA: AIAA, 2011: 1957.
- [182] 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. Colorado, USA: AIAA, 2011: 1960.
- [183] Perry B, Silva W, Florance J, et al. Plans and status of wind-tunnel testing employing an aeroservoelastic semispan model[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Hawaii, USA: AIAA, 2007: 1770.
- [184] Moulin B, Ritz E, Chen P C, et al. CFD-Based Control for Flutter Suppression, Gust Load Alleviation, and Ride Quality Enhancement for the S4T Model[C]//51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural

- al Dynamics, and Materials Conference 18th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 12th. Florida, USA: AIAA, 2010: 2623.
- [185] Silva W A, Perry III B, Florance J R, et al. An overview of preliminary computational and experimental results for the semi-span super-sonic transport (S4T) wind-tunnel model: IFASD-2011-147[R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 2011.
- [186] Ricci S, Scotti A, Ceardle J, et al. Active control of three-surface aeroelastic model[J]. *Journal of aircraft*, 2008, 45(3): 1002-1013.
- [187] Gaspari A D, Ricci S, Riccobene L, et al. Active aeroelastic control over a multisurface wing: Modeling and wind-tunnel testing[J]. *AIAA journal*, 2009, 47(9): 1995-2010.
- [188] Ricci S, Scotti A. Gust response alleviation on flexible aircraft using multi-surface control[C]//51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 18th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 12th. Florida, USA: AIAA, 2010: 3117.
- [189] Moulin B, Karpel M. Gust loads alleviation using special control surfaces[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(1): 17-25.
- [190] Hirschberg M. To Boldly Go Where No Unmanned Aircraft Has Gone Before: A Half-Century of DARPA's Contributions to Unmanned Aircraft[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Florida, USA: AIAA, 2010: 158.
- [191] Britt R, Ortega D, Mc Tigue J, et al. Wind tunnel test of a very flexible aircraft wing[C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA. Hawaii, USA: AIAA, 2012: 1464.
- [192] Bartels R E, Scott R C, Allen T, et al. Aeroelastic analysis of SUGAR truss-braced wing wind-tunnel model using FUN3D and a nonlinear structural model[C]//56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Florida, USA: AIAA, 2015: 1174.
- [193] Allen T, Sexton B, Scott M J. SUGAR truss braced wing full scale aeroelastic analysis and dynamically scaled wind tunnel model development[C]//56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Florida, USA: AIAA, 2015: 1171.
- [194] Zhao W, Kapania R K, Schetz J A, et al. Nonlinear aeroelastic analysis of SUGAR truss-braced wing (TBW) wind-tunnel model (WTM) under in-plane loads[C]//56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Florida, USA: AIAA, 2015: 1173.
- [195] Scott R C, Allen T, Castelluccio M, et al. Aeroservoelastic wind-tunnel test of the SUGAR truss braced wing wind-tunnel model[C]//56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Florida, USA: AIAA, 2015: 1172.
- [196] Veiberman R, Weiss M, Karpel M, et al. Aeroservoelastic response of nonlinear wind tunnel model to non-uniform gust field[C]//57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. California, USA: AIAA, 2016: 1486.
- [197] Ricci S, De Gaspari A, Riccobene L, et al. Design and wind tunnel test validation of gust load alleviation systems[C]//58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Texas, USA: AIAA, 2017: 1818.
- [198] 陈磊, 吴志刚, 杨超, 等. 多控制面机翼阵风减缓主动控制与风洞试验验证[J]. *航空学报*, 2009, 30(12): 2250-2256.
- Chen L, Wu Z G, Yang C, et al. Active control and wind tunnel test verification of multi-control surfaces wing for gust alleviation[J]. *Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(12): 2250-2256 (in Chinese).
- [199] Wang L, Shen L, Chen L, et al. Design and Analysis of a Wind Tunnel Test Model System for Gust Alleviation of Aeroelastic Aircraft[C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA. Hawaii, USA: AIAA, 2012: 1469.
- [200] Bi Y, Xie 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.
- [201] An C, Xie C, Meng Y, et al. Wind tunnel test and gust load alleviation of flexible wing including geometric nonlinearities with servo control[C]//2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Florida, USA: AIAA, 2018: 0192.
- [202] McKay J M, Kordes E E, Wykes J H. Flight investigation of XB-70 structural response to oscillatory aerodynamic shaker excitation and correlation with analytical results: NASA/TN D-7227[R]. Washington D.C.: NASA, 1973.
- [203] Larson R R, Love B J, Wilson R J. Evaluation of effects of high-altitude turbulence encounters on the XB-70 airplane: NASA/TN D-6457[R]. Washington D.C.: NASA, 1971.
- [204] Mori A S, Nardi L U, Wykes J H. Xb-70 Structural Mode Control System Design and Performance Analyses: NASA CR-1557[R]. Washington D.C.: NASA, 1970.
- [205] Burris P M, Dempster J B. Flight testing structural performance of the LAMS flight control system[C]//2nd Simulation and Support Conference. Los Angeles, USA: AIAA, 1968: 244.
- [206] Kass G J, Johannes R P. B-52 control configured vehicles program[C]//4th Aircraft Design, Flight Test, and Operations Meeting. Los Angeles, USA: AIAA, 1972: 747.
- [207] Poyneer R D. Multi-surface system for the CCV B-52[C]//12th Aerospace Sciences Meeting. Washington D.C.: AIAA, 1974: 126.
- [208] Hodges G E, Mckenzie J R. B-52 control configured vehicles maneuver load control system analysis and flight test results[C]//13th Aerospace Sciences Meeting. California, USA: AIAA, 1975: 72.
- [209] Dempster J B, Arnold J I. Flight test evaluation of an advanced stability augmentation system for B-52 aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1969, 6(4): 343-348.
- [210] Disney T E. The C-5A Active Load Alleviation System: AIAA-75-991[R]. Reston: AIAA, 1975.
- [211] Hargrove W J. The C-5A active lift distribution control system[J]. NASA. Dryden Flight Res. Center Advanced Control Technol. and its Potential for Future Transport Aircraft, 1976.
- [212] Johnston J F, Urie D M. Development and flight evaluation of active controls in the L-1011[J]. NASA. Langley Res. Center CTOL Transport Technol., 1978: 647-685.
- [213] Urie D M. Accelerated development and flight evaluation of active controls concepts for subsonic transport aircraft. Volume 2: AFT CG simulation and analysis: NASA-CR-159098[R]. Washington D.C.: NASA, 1979.
- [214] Wykes J, Mori A, Borland C. B-1 structural mode control system[C]//4th Aircraft Design, Flight Test, and Operations Meeting. Los Angeles, USA: AIAA, 1972: 772.
- [215] Wykes J H, Byar T R, Macmillan C J, et al. Analyses and tests of the B-1 aircraft structural mode control system: NASA CR-14488[R]. Washington D.C.: NASA, 1980.
- [216] Wykes J H, Kelpl M J, Brosnan M J. Flight test and analyses of the B-1 structural mode control system at supersonic flight conditions: NASA CR-170405[R]. Washington D.C.: NASA, 1983.
- [217] Britt R T, Jacobson S B, Arthurs T D. Aeroservoelastic analysis of the B-2 bomber[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(5): 745-752.
- [218] Crimaldi J P, Britt R T, Rodden W P. Response of B-2 aircraft to nonuniform spanwise turbulence[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(5): 652-659.
- [219] Hahn K U, König R. ATTAS flight test and simulation results of the advanced gust management system LARS[C]//Guidance, Navigation and Control Conference. South Carolina, USA: AIAA, 1992: 4343.
- [220] Wang Y, Li F, Da Ronch A. Flight testing an adaptive feedforward controller for gust loads alleviation on a flexible aircraft[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Washington D.C.: AIAA, 2016: 3100.
- [221] Bogue R K, Jentink H W. Optical air flow measurements in flight: NASA/TP-2004-210735[R]. California, USA: NASA, 2004.
- [222] Soreide D C, Bogue R K, Ehernberger L J, et al. Coher-

- ent lidar turbulence for gust load alleviation: NASA-TM-104318[R]. California, USA: NASA, 1996.
- [223] Matayoshi N, Iijima T, Yoshikawa E, et al. Development and flight demonstration of a new lidar-based onboard turbulence information system[C]//Proceedings of 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2018.
- [224] Fezans N, Schwital J, Fischenberg D. In-flight remote sensing and identification of gusts, turbulence, and wake vortices using a Doppler LIDAR[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2017, 8(2): 313-333.
- [225] 尉濡恺, 戴玉婷, 杨超, 等. 基于变弯度后缘的机翼阵风响应减缓数值研究[J/OL]. 北京航空航天大学学报: 1-17[2022-04-06]. DOI:10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0563.
- Wei L K, Dai Y T, Yang C, et al. Numerical study of wing gust response alleviation based on camber morphing trailing edge[J/OL]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1-17[2022-04-06]. DOI:10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0563 (in Chinese).
- [226] 王彬文, 杨宇, 钱战森, 等. 机翼变弯度技术研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(01): 144-163.
- Wang B W, Yang Y, Qian Z S, et al. Technical development of variable camber wing: review[J]. Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(01): 144-163 (in Chinese).
- [227] 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(02): 12-24.
- Li X F, Zhang M J, Wang W J, et al. Research on variable camber wing technology development[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(02): 12-24 (in Chinese).
- [228] Roesch P, Harlan R. A passive gust alleviation system for light aircraft[C]//Mechanics and Control of Flight Conference. Anaheim, USA: AIAA, 1975: 773.
- [229] Welstead J, Crouse Jr G L. Segmented-Freewing Concept for Gust Alleviation[J]. Journal of aircraft, 2010, 47(3): 1047-1059.
- [230] Guo S, Li D, Sensburg O. Optimal design of a passive gust alleviation device for a flying wing aircraft[C]//12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Indianapolis, Indiana: AIAA, 2012: 5625.
- [231] 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.
- [232] Cheung R C, Castrichini A, Rezgui D, et al. Testing of wing-tip spring device for gust loads alleviation[C]//58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Texas, USA: AIAA, 2017: 0630.
- [233] 郝帅, 马铁林, 王一, 等. 传感器飞机核心关键技术进展与应用分析[J/OL]. 航空学报: 1-32[2022-04-20]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20220413.1552.002.html>
- Hao S, Ma T L, Wang Y, et al. Progress and application of key technologies of Sensorcraft[J/OL]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica: 1-32[2022-04-20]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20220413.1552.002.html>
- [234] Mkhoyan T, Thakrar N R, De Breuker R, et al. Design and Development of a Seamless Smart Morphing Wing Using Distributed Trailing Edge Camber Morphing for Active Control[C]//AIAA Scitech 2021 Forum. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021: 1-16.
- [235] Nazeer N, Wang X, Groves R M. Sensing, Actuation, and Control of the SmartX Prototype Morphing Wing in the Wind Tunnel[J/OL]. Actuators, 2021, 10(6): 107.
- [236] Wang X, Mkhoyan T, Mkhoyan I, et al. Seamless active morphing wing simultaneous gust and maneuver load alleviation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2021, 44(9): 1649-1662.

Review of aircraft gust alleviation technology

YANG Chao, QIU Qisheng, ZHOU Yitao, WU Zhigang*

School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University, Beijing, 100191, China

Abstract: In order to reduce the impact of gust on aircraft flight performance and safety, in the early days, the structure of the aircraft was often strengthened to resist gusts interference. Since the 1950s, the gust alleviation technology based on active control has been gradually developed and successfully applied to many practical aircrafts, effectively reducing the gust response and improving the fatigue life and flight quality of aircraft. Domestic related research started late, and the engineering application of gust alleviation has been put on the agenda due to the demand of domestic large aircraft projects. This paper puts forward the general technical route of aircraft gust alleviation, and summarizes the historical development and research status of the following technologies according to this route: Firstly, the basic mathematical model of gust alleviation is introduced, involving aircraft dynamics model, gust model, unsteady aerodynamic model and gust response analysis method; Secondly, the design method of gust alleviation is analyzed from the aspects of alleviation mechanism and control law design; The specific cases of gust alleviation wind tunnel test and flight test and practical application are reviewed; Finally, the frontier progress of gust alleviation research is summarized and the key technical problems that need to be solved urgently are proposed, in order to provide help and reference for scientific research and engineering technicians in this field.

Keywords: gust response; gust alleviation; aeroelasticity; active control; gust; wind tunnel test; flight test