

DOI: 10.13645/j.cnki.f.d.20220608.003

基于 Volterra 级数降阶模型的无人机 阵风减缓主动控制律设计

龚喜盈¹, 张琳¹, 郁新华²

(1. 西安爱生技术集团有限公司, 陕西 西安 710075;

2. 西北工业大学 365 研究所, 陕西 西安 710075)

摘要: 针对某型中程长航时无人机阵风减缓主动控制设计问题, 提出基于 Volterra 级数降阶模型和线性二次型/回路传输恢复技术(LQG/LTR)控制的阵风减缓主动控制律设计方法。首先, 通过 Volterra 级数建立非定常气动力的降阶模型, 结合无人机飞行动力学模型, 并与大气模型耦合, 建立无人机阵风响应模型; 然后, 通过非定常气动力降阶模型耦合的飞行动力学模型进行开环阵风响应, 验证模型的有效性; 最后, 利用特征实现算法得到状态空间形式, 采用 LQG/LTR 方法进行阵风减缓控制律设计。仿真结果表明, 提出的控制方法在该型无人机阵风减缓设计上取得较好效果, 连续阵风条件下无人机重心过载减小 74%, 并能维持无人机的高度和姿态稳定。

关键词: 无人机; 阵风减缓主动控制; Volterra 级数; LQG/LTR

中图分类号: V279; V249.1

文献标识码: A

文章编号: 1002-0853(2022)04-0040-07

Design of gust alleviation active control law for UAV of Volterra series-based reduced order model

GONG Xiyong¹, ZHANG Lin¹, YU Xinhua²

(1. ASN Technology Group, Xi'an 710075, China;

2. Research Institute of 365, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710075, China)

Abstract: For the active control system of gust allocation for a medium range long endurance UAV, an active control law design method of gust mitigation was proposed based on the Volterra series and linear quadratic/loop transmission recovery (LQG/LTR) control. Firstly, the unsteady aerodynamic reduced order model was established by the Volterra series, and the gust response was obtained by coupling UAV dynamics model and atmospheric model. The gust response of unsteady aerodynamic reduced order model was verified. The LQG/LTR method was applied to design the gust alleviation control system. The simulation results show that the gust overload of UAV is reduced by 74%. The proposed control method can significantly reduce the gust overload and maintain the UAV's altitude and attitude stability.

Key words: UAV; gust alleviation active control; Volterra series; LQG/LTR

0 引言

无人机作为现代高科技战争中不可或缺的重要装备, 是侦察监视、情报获取、毁伤评估的重要

手段。无人机飞行过程中会遇到各种严重的大气扰流, 增加其动态结构载荷^[1]。阵风载荷会降低无人机任务设备工作环境的稳定性, 缩短无人机结构的疲劳寿命^[2]。

收稿日期: 2021-12-03; 修订日期: 2022-03-31; 网络出版时间: 2022-06-13 17:30

作者简介: 龚喜盈(1979—), 女, 陕西西安人, 高级工程师, 硕士。

阵风减缓控制可以有效地抑制飞行器飞行过程中受到阵风和湍流影响所产生的附加过载。工程应用中,可通过机翼结构优化设计和控制舵面与翼尖小翼设计,保证机翼在较轻重量时,达到阵风减缓的效果^[3-6];也可以采用主动控制技术,设计阵风减缓闭环系统实现阵风减缓^[7-9]。

本文以某型中程长航时无人机为研究对象,基于 Volterra 级数降阶方法,建立了无人机阵风响应模型。在此基础上,设计无人机阵风减缓控制律,通过飞行动力学仿真,对无人机过载和高度损失进行探究,验证了控制律的效能。

1 无人机模型

本文研究对象为某型中程长航时无人机,如图1所示。

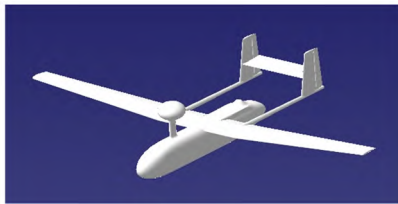


图1 无人机外形

Fig.1 Geometry of UAV

1.1 基本模型

本节基于 Volterra 级数进行气动模型降阶,并进行无人机阵风响应验证。

1.1.1 飞行动力学模型

利用平均轴系理论建立飞行动力学全阶方程,线性化处理,获得飞行动力学线性化模型。

$$\left. \begin{aligned} M\Delta\dot{u} + Mg\Delta\theta \cos \theta_0 &= \Delta X \\ M\dot{w} + Mg\Delta\theta \sin \theta_0 + Mu_0q &= \Delta Z \\ I_{yy}\dot{q} &= \Delta M \\ M_i\ddot{\eta}_i + C_i\dot{\eta}_i + K\eta_i &= Q_{\eta_i} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中:

$$\begin{aligned} \Delta X &= pS(C_{X\alpha}\Delta\alpha + C_{X\delta}\Delta\delta + \sum C_{X\eta_i}\eta_i) + \\ &\quad pS\bar{c}(C_{X\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{Xq}q + \sum C_{X\dot{\eta}_i}\dot{\eta}_i) + T \\ \Delta Z &= pS(C_{Z\alpha}\Delta\alpha + C_{Z\delta}\Delta\delta + \sum C_{Z\eta_i}\eta_i) + \\ &\quad pS\bar{c}(C_{Z\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{Zq}q + \sum C_{Z\dot{\eta}_i}\dot{\eta}_i) \\ \Delta M &= pS(C_{M\alpha}\Delta\alpha + C_{M\delta}\Delta\delta + \sum C_{M\eta_i}\eta_i) + \\ &\quad pS\bar{c}(C_{M\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{Mq}q + \sum C_{M\dot{\eta}_i}\dot{\eta}_i) \end{aligned}$$

式中: Δu 、 $\Delta\alpha$ 、 q 、 $\Delta\theta$ 和 $\Delta\delta$ 分别为偏离平衡位置的

x 方向来流、迎角、法向角速度、俯仰角和舵偏角,其中 $\Delta\delta$ 包括平尾、襟翼和副翼的偏转,分别记为 $\Delta\delta_e$ 、 $\Delta\delta_T$ 和 $\Delta\delta_a$; θ_0 、 u_0 和 p 为飞行器配平状态俯仰角、前飞速度和动压; \bar{c} 为飞行器平均气动弦长; C_* 为气动导数; T 为发动机推力; η_i ($i=1, 2, 3, 4$) 为弹性模态广义坐标; 其他参数定义见文献[10]。

将上述纵向线性化方程写成状态空间的形式,并代入气动导数,可得:

$$\dot{x} = A_f x + B_f u \quad (2)$$

其中:

$$\begin{aligned} x &= [\Delta u \quad w \quad q \quad \Delta\theta \quad \eta_1 \quad \eta_2 \\ &\quad \eta_3 \quad \eta_4 \quad \dot{\eta}_1 \quad \dot{\eta}_2 \quad \dot{\eta}_3 \quad \dot{\eta}_4]^T \\ u &= [\Delta\delta_e \quad \Delta\delta_T \quad \Delta\delta_a]^T \end{aligned}$$

通过有限元方法进行模态分析,获得结构响应特征。以机翼的中间截面为参考面提取振型,选取前四阶模态:一阶弯曲模态频率为 5.861 Hz,二阶弯曲模态频率为 28.209 Hz,三阶弯曲模态频率为 71.121 Hz,一阶扭转模态频率为 58.705 Hz。

1.1.2 舵机模型

采用二阶系统来模拟舵机的响应过程,二阶系统传递函数为:

$$G_d = \frac{K_d}{s^2 + 2\varepsilon_d\omega_{nd}s + \omega_{nd}^2} \quad (3)$$

式中: $K_d = 43.96^2$; $\varepsilon_d = 0.65$; $\omega_{nd} = 43.96$ 。

给上述惯性环节一个阶跃激励,得到该舵机模型的时域响应如图2所示。可以看出,舵机在 0.05 s 内可以到达理想阶跃值的 80% 以上,在 0.15 s 内与阶跃值几乎相等。

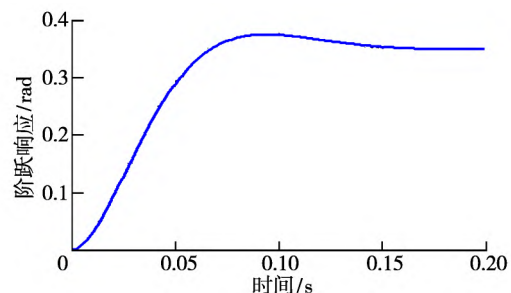


图2 舵机模型阶跃响应

Fig.2 Step response of control surface actuator

1.1.3 阵风模型

大气紊流模型采用 Von Karman 模型,采用有理谱法逼近线性滤波器的方法实现紊流的数值仿

真。将大气模型写成状态空间方程形式:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_a \mathbf{x} + \mathbf{B}_a \mathbf{r} \\ \mathbf{w} = \mathbf{C}_a \mathbf{x} + \mathbf{D}_a \mathbf{v} \end{cases} \quad (4)$$

其中:

$$\mathbf{A}_a = \begin{bmatrix} -0.655 & 10 & -0.050 & 70 & -0.000 & 86 \\ & 1 & & 0 & & 0 \\ & 0 & & 1 & & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_a = [1 \quad 0 \quad 0]^T$$

$$\mathbf{C}_a = [0.562 \ 8 \quad 0.232 \ 3 \quad 0.004 \ 3]$$

以单位高斯白噪声为输入,模拟生成垂向大气紊流速度分量(w)时历变化序列如图3所示。

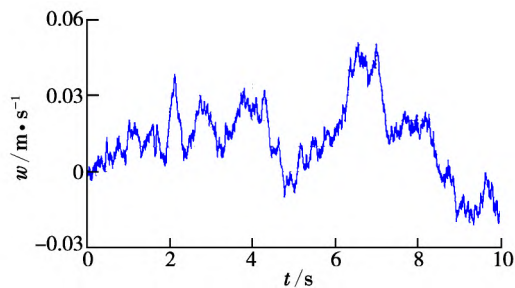


图3 连续大气紊流模型

Fig.3 Continuous turbulence model

离散阵风模型采用 1-cos 离散大气模型,表达式为:

$$U = \frac{U_{\max}}{2} \left(1 - \cos \frac{2s}{H} \right) \quad (0 \leq s \leq 2H) \quad (5)$$

离散阵风的形状主要由阵风尺度 H 和阵风强度 U_{\max} 决定。

1.1.4 Volterra 级数气动降阶模型

选取离散的 Volterra 级数对 CFD 计算得到的广义气动力进行降阶。广义气动力用离散的状态空间方程表示为:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_a(k+1) = \mathbf{A}_a \mathbf{x}_a(k) + \mathbf{B}_a \mathbf{u}_a(k) \\ \mathbf{y}_a(k) = \mathbf{C}_a \mathbf{x}_a(k) + \mathbf{D}_a \mathbf{u}_a(k) \end{cases} \quad (6)$$

式中: \mathbf{x}_a 为状态变量; \mathbf{u}_a 为输入,其为结构的形变量,即广义位移; \mathbf{y}_a 为广义气动力。

假设由 Volterra 级数辨识出一阶核为 $h(k)$, Hankel 矩阵可以写为:

$$\mathbf{H}_{r \times s}^{n-1} = \begin{bmatrix} h(n) & h(n+1) & \cdots \\ h(n+1) & h(n+2) & \cdots \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ h(n+r-2) & h(n+r-1) & \cdots \\ h(n+r-1) & h(n+r) & \cdots \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} h(n+s-1) \\ h(n+s) \\ \vdots \\ h(n+s-1+r-2) \\ h(n+s-1+r-1) \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: n 为正整数。

将离散的气动状态空间模型与结构状态空间模型联立,得到耦合的状态空间模型:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_s(k+1) \\ \mathbf{x}_a(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_s + q \mathbf{B}_s \mathbf{D}_a \mathbf{C}_s & q \mathbf{B}_s \mathbf{C}_a \\ \mathbf{B}_a \mathbf{C}_s & \mathbf{A}_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_s(k) \\ \mathbf{x}_a(k) \end{bmatrix} \\ \mathbf{u}(k) = [\mathbf{C}_s \quad 0] \begin{bmatrix} \mathbf{x}_s(k) \\ \mathbf{x}_a(k) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{u}(k)$ 为广义位移; $\mathbf{x}_a(k)$ 、 $\mathbf{x}_s(k)$ 为离散气动、结构状态空间方程状态量; q 为动压。

1.2 LQG/LTR 设计方法

将状态空间形式的飞行动力学模型、大气模型、舵机模型耦合,可以得到飞机阵风响应状态空间方程为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u} + \mathbf{\Gamma} \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C} \mathbf{x} + \mathbf{v} \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{\Gamma}$ 和 \mathbf{v} 为高斯白噪声,分别为状态变量测量和输出测量的随机扰动。

设 $\boldsymbol{\omega}$ 和 \mathbf{v} 为相互独立的随机变量,使得 $E[\boldsymbol{\omega} \boldsymbol{\omega}^T] = 0$ 。定义最优控制指标函数为:

$$J = E \left\{ \int_0^\infty (\mathbf{z}^T \mathbf{Q} \mathbf{z} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \right\} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{z} = \mathbf{M} \mathbf{x}$ 为状态变量 \mathbf{x} 的一种线性组合; 加权矩阵 \mathbf{Q} 为对称半正定矩阵; \mathbf{R} 为对称正定矩阵。

最优状态反馈增益满足的 Riccati 代数方程为:

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} - \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} + \mathbf{M}^T \mathbf{Q} \mathbf{M} = 0 \quad (11)$$

求解 \mathbf{P} 后,得到最优反馈矩阵 \mathbf{K}_c 为:

$$\mathbf{K}_c = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \quad (12)$$

最终求得最优反馈控制为:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}_c \hat{\mathbf{x}} \quad (13)$$

2 Volterra 级数降阶方法验证

2.1 非定常气动力降阶模型

为证明降阶方法的可行性与准确性,选取

AGARD445.6 机翼作为算例进行验证。该机翼截面翼型为 NACA65A004,1/4 弦线机翼后掠角为 45° ,展弦比为 1.644 ,根梢比为 0.659 2。建立模型进行结构动力学有限元仿真。定义材料参数: x 方向(弦向)和 z 方向的弹性模量为 0.89 GPa; y 方向(展向)的弹性模量为 1.54 GPa;泊松比为 0.31;每个方向的剪切模量为 2.6 GPa;机翼模型的密度为 381.98 kg/m^3 。有限元模型网格如图 4 所示。计算所得的前四阶振型如图 5 所示。

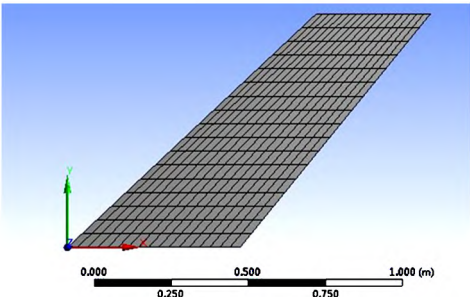


图 4 AGARD445.6 机翼结构网格

Fig.4 Grid of AGARD445.6 for structural analysis

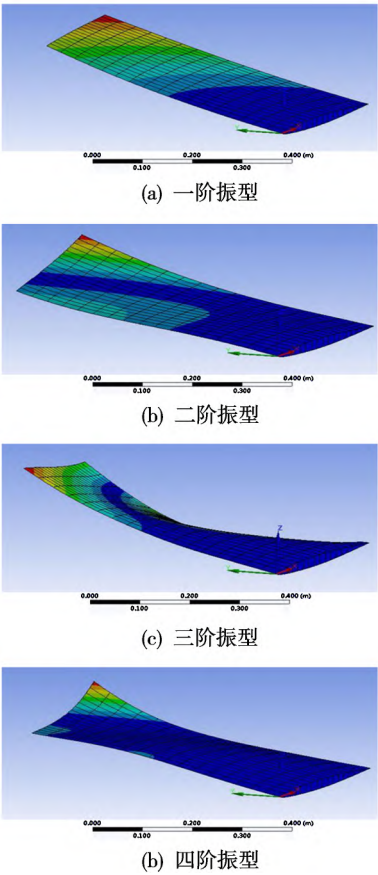


图 5 AGARD445.6 机翼前四阶模态

Fig.5 First four modes of AGARD445.6

有限元计算所得的振动频率与试验结果对比

见表 1。由表可见 ,结构有限元计算结果与试验符合性较好。

表 1 振动频率对比

Table 1 Comparison of vibration frequency				
结果	一阶/Hz	二阶/Hz	三阶/Hz	四阶/Hz
试验结果	9.67	36.87	50.26	90.00
计算结果	9.60	38.17	48.35	91.55

模型非结构网格划分如图 6 所示。采用 $k-\omega$ 湍流模型进行非定常气动力 CFD 计算 ,以机翼的中间截面为参考面提取振型 ,拟合为多项式曲面 ,通过 UDF 加载到 Fluent 当中。机翼翼展 0.76 m ,面网格数 30 392。气流方向的流场长度 10 m ,宽度 2.5 m ,高度 1.8 m。整个流域网格数为 501 993。

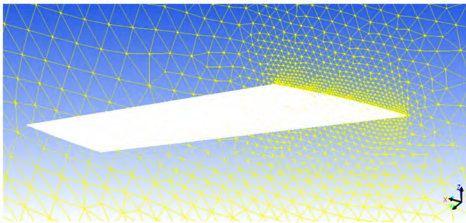
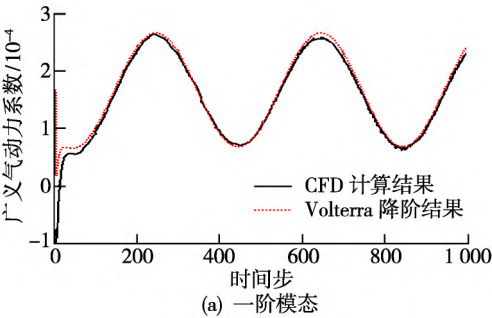


图 6 AGARD445.6 机翼气动网格

Fig.6 Grid of AGARD445.6 for aerodynamic analysis

建立 Volterra 级数降阶模型 ,按照准阶跃响应的辨识方法 ,忽略二阶 Volterra 核。对于第一阶至第四阶模态 ,分别计算模态的非定常广义气动力 ,然后根据准阶跃响应的辨识方法 ,得到各自的一阶 Volterra 核。利用特征实现算法分别将系统卷积形式写成状态空间形式。通过 CFD 计算各模态在正弦输入下的广义气动力响应 ,与准阶跃降阶模型的正弦响应比较 ,用以观察降阶效果。

各阶模态广义气动系数的预测结果与 CFD 计算结果的对比如图 7 所示。可以看出 ,该一阶 Volterra 核进行降阶辨识是可行的 ,且效果较好。



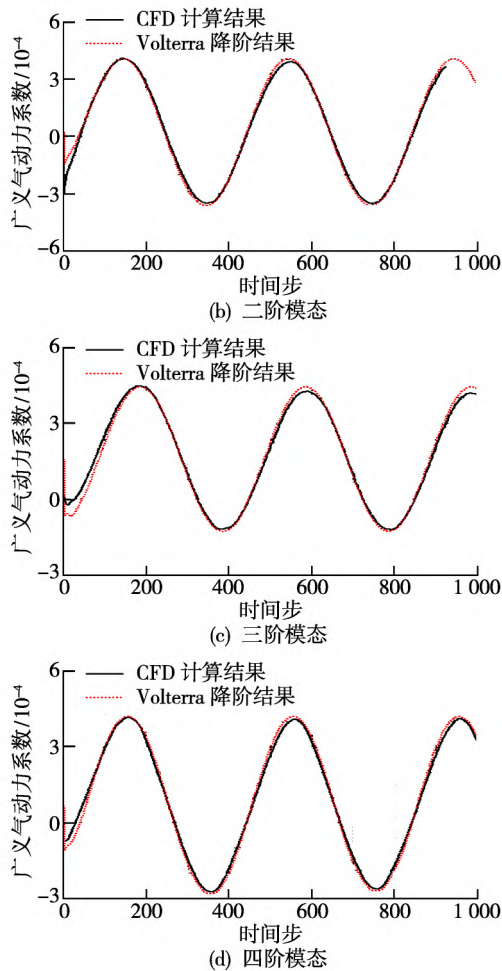


图 7 正弦响应下的广义气动系数

Fig.7 Generalized aerodynamic coefficients under sinusoidal response

2.2 阵风响应模型验证

搭建开环阵风响应动力学模型,无人机阵风响应状态空间方程如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + Hr \\ y = Cx + v \end{cases} \quad (14)$$

式中: x 为状态量; u 为输入,且 $u = [\Delta\delta_e, \Delta\delta_r, \Delta\delta_a]^T$; r 为强度为 1 的高斯白噪声; y 为观测变量。

上述阵风响应状态空间方程由各模型耦合而成,系统矩阵 A 与各子模型的关系为:

$$A = \begin{bmatrix} A_f & A_{af} & A_{Tsf} & A_{esf} \\ 0 & A_a & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A_{Ts} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & A_{es} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中: A_f 为飞行动力学模型中的系统矩阵; A_a 为大气模型中的系统矩阵; A_{af} 为大气模型对飞行动力学模型的影响; A_{Ts} 、 A_{es} 分别为襟翼舵机模型和平尾

舵机模型中的系统矩阵; A_{Tsf} 、 A_{esf} 分别为襟翼舵机模型和平尾舵机模型对飞行动力学模型的影响。

以 $1-\cos$ 阵风模型为输入,对模型进行阵风响应分析。图 8 和图 9 给出了阵风响应系统的伯德图,分别为平尾对无人机重心过载的影响和襟翼对无人机重心过载的频率响应曲线。

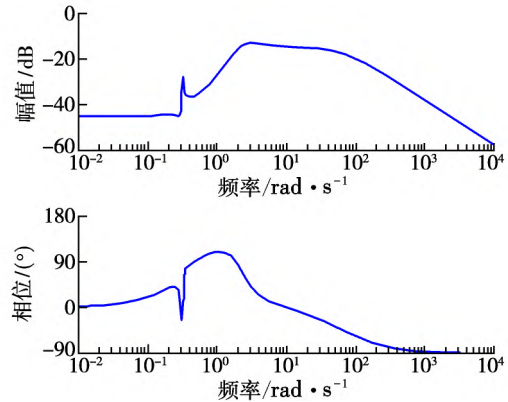


图 8 平尾对重心过载的阵风响应系统伯德图

Fig.8 Bode diagrams for gust response system of tail to center-of-gravity overload

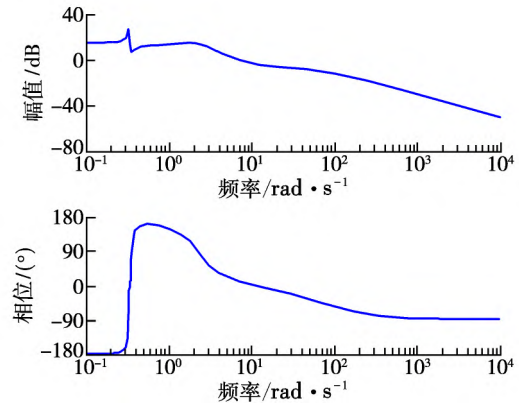


图 9 襟翼对重心过载的阵风响应系统伯德图

Fig.9 Bode diagrams for gust response system of flap to center-of-gravity overload

3 阵风减缓主动控制设计

利用 LQR/LTR 设计方法对无人机的控制律进行设计,并将设计的控制系统引入到包含 Volterra 级数降阶的模型中进行仿真。

3.1 控制律设计

取法向过载为最优控制设计的目标函数,由无人机纵向动力学增广方程得到法向过载为:

$$\begin{aligned} \Delta n_y &= \frac{\Delta L}{mg} = Z_u \Delta u + Z_\alpha \Delta \alpha + Z_q \Delta q + \\ &Z_\delta \Delta \delta + \sum Z_{\eta_i} \eta_i + Z_{w_g} \Delta w_g \end{aligned} \quad (16)$$

式(16)可以写为:

$$\Delta n_y = D\mathbf{x} + E\mathbf{u} \quad (17)$$

式中: $D = [Z_u \ Z_\alpha \ Z_q \ Z_\delta \ Z_\eta \ Z_{w_g}]$; $E = \mathbf{0}$ 。

无人机阵风减缓性能指标可由下式决定:

$$J = \int_0^\infty (\mathbf{z}^T \mathbf{Q} \mathbf{z} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (18)$$

式中: $\mathbf{Q} = \mathbf{D}^T \mathbf{D}$; \mathbf{R} 为输入能量 控制设计过程中 $\mathbf{R} = 0.001\mathbf{I}$ 。式中参数定义见文献[11]。

最终求解 Riccati 方程,即可得到控制律。

3.2 仿真与分析

在 Von Karman 连续阵风模型作用下,得到无人机重心过载(n_z)响应曲线如图10所示。可以看出,通过阵风减缓控制律设计,无人机重心过载减少74%。

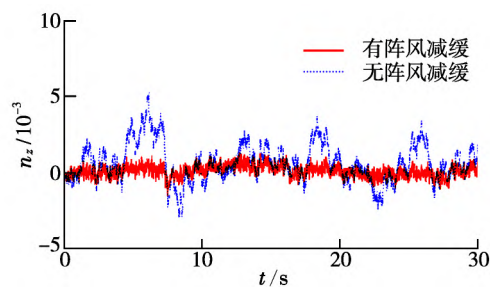


图10 连续阵风下重心过载的时域响应

Fig.10 Response of CG overload under continuous gust

连续阵风模型下的俯仰角时域响应如图11所示。可以看出,有阵风减缓设计的无人机俯仰角变化明显小于无阵风减缓设计的无人机,说明该阵风减缓系统不仅减小了过载,同时很好地保持了无人机的姿态角稳定。

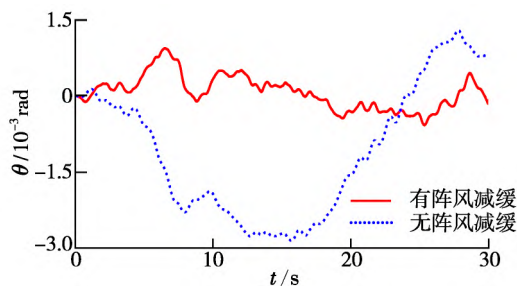


图11 连续阵风下无人机俯仰角时域响应

Fig.11 Response of pitch angle under continuous gust

取阵风尺度为40 m,阵风强度为5 m,仿真计算得到重心法向过载的时域响应如图12所示。可以看出,阵风减缓控制律使无人机重心法向过载明显减小。

无人机高度损失时域响应如图13所示。可以看出,无人机在阵风减缓控制律下垂直方向的

高度损失(ΔH)最大值为11.1 m,平衡状态的高度损失仅为4.5 m。

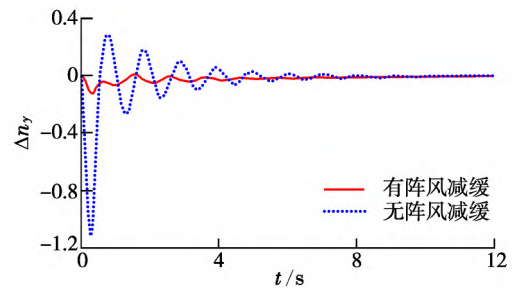


图12 重心法向过载时域响应

Fig.12 Responses of the normal load

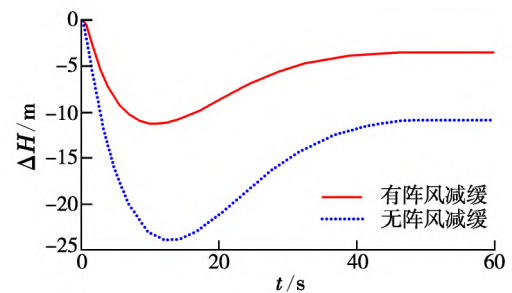


图13 高度损失时域响应

Fig.13 Responses of altitude loss

升降舵和襟翼偏角的时域响应如图14所示。升降舵最大偏角0.080 rad,襟翼最大偏角0.125 rad。

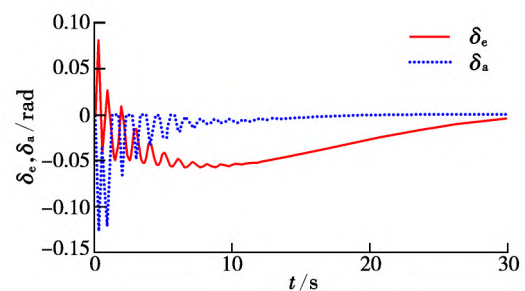


图14 升降舵和襟翼偏角时域响应

Fig.14 Responses of elevator and flap deflection angles

由以上仿真结果可以看出,本文控制律设计方法在该型无人机的阵风减缓设计上取得较好效果,实现了无人机阵风影响下更稳定的飞行。

4 结论

本文基于某型无人机的气动特性和 Volterra 级数,建立了无人机气动力降阶模型,并验证了降阶耦合模型的阵风响应,利用 LQG/LTR 方法对无人机阵风减缓控制律进行了设计。得出以下结论:

(1) 连续阵风条件下,采用阵风减缓控制律

的无人机重心过载降低 74% ,其俯仰角变化量显著降低 ,很好地保持了无人机的姿态角稳定。

(2) 在离散阵风条件下 ,所提阵风减缓控制律能使无人机的最大过载显著减小。

参考文献:

- [1] 向锦武, 阚梓, 邵浩原, 等. 长航时无人机关键技术研究进展[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2020, 52(6): 57-77.
- [2] 张军红, 李振水, 詹孟权, 等. LQG 控制理论在阵风载荷减缓系统中的应用[J]. 飞行力学, 2007, 25(2): 61-64.
- [3] 舒秀丽, 董文俊, 涂相征. 风切变作用下的民用飞机阵风减缓控制研究[J]. 飞行力学, 2016, 34(5): 35-39.
- [4] ZENG J, MOULIN B, DE CALLAFON R, et al. Adaptive feedforward control for gust load alleviation [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 33(3): 862-872.
- [5] MOULIN B, KARPEL M. Gust loads alleviation using special control surfaces [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(1): 17-25.
- [6] 孙逸轩, 白俊强, 刘金龙, 等. 基于受限参变率的飞翼无人机舵面阵风减缓控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1387-1397.
- [7] 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.
- [8] 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(1): 125474.
- [9] 杨阳, 杨超, 吴志刚, 等. 考虑舵机时滞的阵风减缓主动控制律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2236-2244.
- [10] 陶国文, 孙秀霞, 刘树光, 等. 地面效应下飞机空投阵风减缓 LQR 控制[J]. 飞行力学, 2015, 33(4): 315-319.
- [11] 彭程, 王新民, 张斯哲, 等. 基于 LQG/LTR 的飞翼飞机阵风减缓系统研究[J]. 飞行力学, 2015, 33(2): 130-133.

(编辑: 任亚超)