

差分进化算法在阵风响应减缓控制中的应用



陈世康,杨士斌,孙晓哲
中国民航大学,天津 300300

摘 要:针对大展弦比机翼遭遇阵风干扰后所存在的飞行稳定性及乘客乘坐品质等问题,运用差分进化算法(DE)寻找解决问题的最优解。采用比例、微分和积分(PID)控制、线性二次调节(LQR)控制和输出反馈控制三种控制策略,由差分进化算法寻找PID控制中参数值、LQR控制中加权矩阵以及输出反馈控制中的增益。仿真结果表明,三种控制策略均可在机翼遭遇离散阵风后,使翼根弯矩减缓20%以上,且与传统调参相比,差分进化算法可以快速锁定参数且结果满足预期所设性能,具有可行性和有效性。

关键词:差分进化算法;阵风响应;控制;PID;LQR

中图分类号:V249.1

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.10.006

飞机在飞行过程中不可避免地会受到阵风的影响,这会干扰飞行员的正常操作,降低乘客的乘坐品质。在更严重的情况下,飞行任务无法完成,更可能影响飞行安全。阵风可以被视为飞机的外部激励器,它不仅会引起刚性运动的变化,还会引起弹性振动,并导致额外的气动弹性响应。一方面,人体对低频振动(1Hz左右)非常敏感^[1],因此阵风引起的加速度响应可能会严重恶化乘客的乘坐品质;另一方面,带来额外的阵风载荷,可能会缩短结构的疲劳寿命^[2-3]。阵风载荷过大会对飞机造成很严重的问题,所以在飞机设计过程中,阵风减缓一直是一个重要且亟待解决的问题。

阵风响应减缓可通过传感器感受运动特征,如速度、加速度、气动力等,并通过设计的控制律来驱动位于副翼的作动器,改变副翼的角度从而改善飞机性能。目前,国内外有很多学者研究控制并进行了很多的试验去验证,芮俊俊等^[4]通过此最优控制器和 H_{∞} 控制器针对二维翼段阵风载荷进行控制并进行试验验证。傅军等^[5]基于现代鲁棒控制理论对弹性飞机进行阵风载荷减缓。陆勤等^[6]采用 H_{∞} 状态反馈控制对飞机进行阵风响应减缓。Wu Zhigang等^[7]针对大展弦比机翼的大型客机提出三种采用PID控制的阵风减缓控制方案并在风洞试验中进行验证。张红波等^[8]在控制增

稳系统的基础上对引入副翼对称偏转进行阵风减缓的可行性进行了仿真与分析。Dai Yuting等^[9]设计了一种用于减缓阵风响应的广义预测控制律,并在飞机模型上进行了仿真。然而,对于控制参数的选取,大多数是基于工程实际经验进行参数整定的,其不易于得到最优解且效率低下,需要手动反复迭代运算。所以,智能算法与传统控制相结合的方法体现出了不可代替的优势。差分进化算法(DE)于1995年由Storn和Price提出,是一种基于群体的自适应全局优化算法,具有算法效率高、易操作、简单通用、收敛快速及鲁棒性强等特点^[10]。因此将差分进化算法与控制律相结合有着重大意义。

本文以大展弦比柔性机翼作为研究对象,通过差分进化算法寻找控制策略中最优参数值并设计了PID、LQR和输出反馈三种控制策略应用于阵风减缓控制中。最后,对比分析控制前后机翼翼尖加速度和翼根弯矩值的变化,为飞机阵风响应减缓控制设计方法提供一些参考。

1 仿真模型

1.1 机翼结构模型

机翼模型为一大展弦比柔性机翼,其有限元模型如图1

收稿日期:2022-05-18;退修日期:2022-07-11;录用日期:2022-08-08

基金项目:中央高校基本科研业务费项目(3122020081)

引用格式:Chen Shikang, Yang Shibin, Sun Xiaozhe. Application of differential evolution in gust response mitigation control[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(10): 45-51. 陈世康, 杨士斌, 孙晓哲. 差分进化算法在阵风响应减缓控制中的应用[J]. 航空科学技术, 2022, 33(10): 45-51.

所示,机翼总长约为2.35m,总重量(质量)约为8.7kg,机翼梁沿翼展方向分为23个离散剖面。

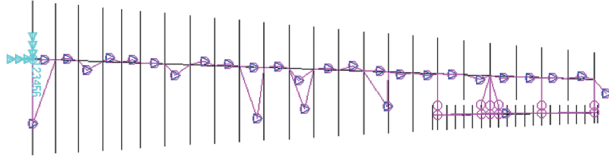


图1 机翼有限元模型
Fig.1 Wing finite element model

机翼模型结构如图2所示,材料为7050-T7451的十字形梁模拟其刚度特性,机翼后缘及维形材质为松木,机翼前缘采用PMI泡沫裱糊单层碳纤维布的工艺制成,机翼共分成10个框段,每个框段的维形框通过加强肋(5mm厚的航空层板)与主梁胶结,维形肋为厚度3mm的航空层板,主梁从其中间穿过但不连接,翼尖小翼蒙皮为碳纤维/泡沫夹层结构,不模拟刚度。伺服舵机通过金属连接件固定于主梁上,通过摇臂-拉杆机构驱动副翼转动。

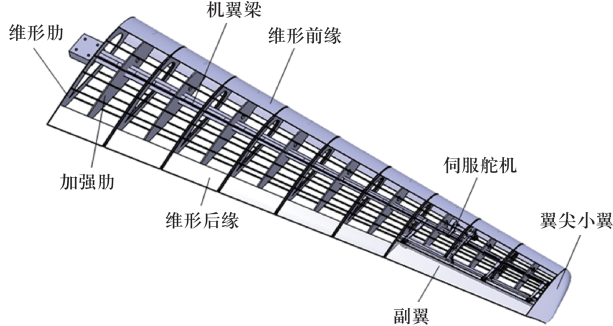


图2 机翼模型
Fig.2 Wing model

通过计算,得出机翼前十阶模态,见表1,垂直一弯频率为1.55Hz,面内一弯频率为3.03Hz,垂直二弯频率为5.35Hz,颤振速度约为35m/s,颤振频率约为6.37Hz。

1.2 阵风模型

根据适航条款 AC 25.341-1 规定,1-cosine 离散阵风速度定义式为

$$U = \frac{U_{ds}}{2} (1 - \cos(\frac{\pi s}{H})) \quad (1)$$

$$U_{ds} = U_{ref} F_g \left(\frac{H}{350} \right)^{1/6} \quad (2)$$

式中, U 为阵风速度; U_{ds} 为设计阵风速度; H 为阵风梯度距离; U_{ref} 为参考阵风速度; F_g 为飞行剖面缓和系数。阵风模型波形图如图3所示。

1.3 机翼阵风响应状态空间模型

基于模态坐标机翼气动弹性方程为^[11]

表1 机翼模态

Table 1 Wing modal

序号	模态名称	频率/Hz
1	机翼垂直一弯	1.55
2	机翼面内一弯	3.03
3	机翼垂直二弯	5.35
4	机翼一阶扭转	8.85
5	机翼面内二弯	11.76
6	机翼垂直三弯	12.00
7	机翼二阶扭转	14.36
8	机翼垂直四弯	21.70
9	机翼三阶扭转	23.01
10	机翼面内三弯	31.12

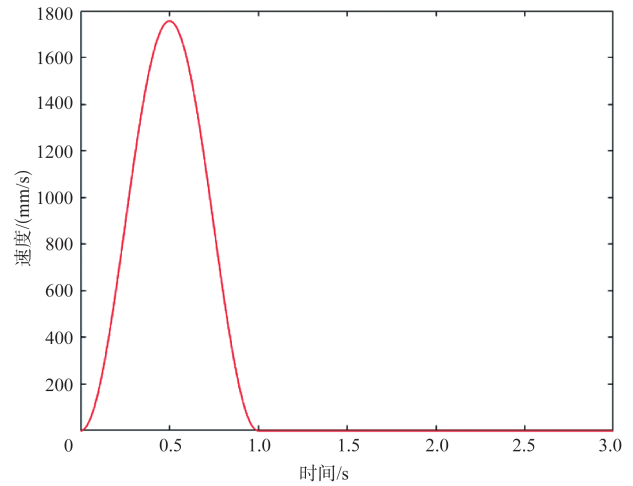


图3 阵风模型波形图

Fig.3 Gust model waveform

$$\begin{aligned} & \mathbf{M}_1 \ddot{\mathbf{q}}(t) + \mathbf{M}_2 \ddot{\delta}(t) + \mathbf{D}_1 \dot{\mathbf{q}}(t) + \mathbf{K} \mathbf{q}(t) = \\ & q_\infty \left[\mathbf{Q}_1 \delta(t) + \mathbf{Q}_2 \mathbf{q}(t) + \frac{\mathbf{Q}_3}{V} w_g(t) \right] \end{aligned} \quad (3)$$

式中, $\mathbf{M}_1$ 和 $\mathbf{M}_2$ 为质量矩阵; $\mathbf{D}_1$ 为模态阻尼矩阵; $\mathbf{K}$ 为刚度矩阵; $\mathbf{q}(t)$ 为机翼弹性模态坐标; δ 为操纵面偏转坐标; w_g 为阵风的垂直速度; q_∞ 为来流气体动压; V 为飞行速度; $\mathbf{Q}_1$, $\mathbf{Q}_2$, $\mathbf{Q}_3$ 分别为操纵面、机翼面和阵风的气动力系数矩阵。

采用最小状态法近似非定常气动力^[12]

$$\begin{aligned} \mathbf{Q}(s) &= \mathbf{A}_0 + \frac{b}{2V} \mathbf{A}_1 s + \left(\frac{b}{2V} \right)^2 \mathbf{A}_2 s + \\ & \mathbf{L} \left(\mathbf{I} s - \frac{b}{2V} \mathbf{R} \right)^{-1} \mathbf{E} s \end{aligned} \quad (4)$$

式中, b 为弦长; $\mathbf{A}_0$, $\mathbf{A}_1$, $\mathbf{A}_2$ 为系数矩阵; $\mathbf{L}$, $\mathbf{E}$ 为列矢量。

由此得到状态空间方程为

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_{ae} &= \mathbf{A}_{ae} \mathbf{x}_{ae} + \mathbf{B}_{ae} \delta_{ae} + \mathbf{E}_{ae} w_{ae} \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}_{ae} \mathbf{x}_{ae} + \mathbf{D}_{ae} \delta_{ae} + \mathbf{F}_{ae} w_{ae} \end{aligned} \quad (5)$$

式中, $x_{ac} = [q^T \dot{q}^T x'^T]^T$; $\delta_{ac} = [\delta^T \dot{\delta}^T \ddot{\delta}^T]^T$; $w_{ac} = [w_g^T \dot{w}_g^T]^T$ 。

将式(5)整理得到

$$\begin{aligned} x &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \quad (6)$$

式中, x' 为滞后根, $x = x_{ac}$, $A = A_{ac}$, $B = [B_{ac} E_{ac}]$, $C = C_{ac}$, $D = [D_{ac} F_{ac}]$ 。

1.4 差分进化算法

在自然界中,遗传、变异、选择的作用,使得生物不断由低级向高级进化,人们发现适者生存这一规律可以模式化,从而构成一些列优化算法。差分进化算法就是从这种模式中产生的一种智能优化算法。其算法流程如图4所示。基于本次仿真内容,差分进化算法的具体流程如下。

(1) 初始化种群,在 n 维空间里随机产生 m 个个体

$$x_{ij}(0) = x_{ij}^L + \text{rand}(0,1)(x_{ij}^U - x_{ij}^L) \quad (7)$$

式中, i 表示第 i 个个体; j 表示第 j 维度; x_{ij}^L 和 x_{ij}^U 分别为第 j 维的下界和上界; $\text{rand}(0,1)$ 表示在区间 $[0,1]$ 上的随机数。在本次仿真中, $x_{ij}(0)$ 代表了 PID 参数和 LQR 控制中状态量加权矩阵 Q 的初始值。

(2) 变异

DE 算法通过差分策略实现个体变异,常见的差分策略是随机选取种群中两个不同的个体,将其矢量缩放后与待

变异个体进行矢量合成。

$$V_i(g+1) = X_{r1}(g) + F(X_{r2}(g) - X_{r3}(g)) \quad (8)$$

式中, $r1$ 、 $r2$ 和 $r3$ 为三个随机数,区间为 $[1, NP]$; F 为变异因子,为一个确定的常数。 g 为第 g 代,此时 $X_{r1}(g)$ 为当代种群中最优个体,即找到当代种群中 PID 参数和 Q 矩阵最优值。

(3) 交叉

交叉操作目的为随机选择个体,其操作方法为

$$U_{ij}(g+1) = \begin{cases} V_{i+j}(g+1) & \text{if } \text{rand}(0,1) \leq CR \\ x_{i+j}(g) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (9)$$

(4) 选择

DE 中采取贪婪选择策略,为确定 $X_i(g)$ 是否成为下一代成员,用试验矢量 $U_i(g+1)$ 和目标矢量 $X_i(g)$ 与目标函数进行比较。

$$X_i(g+1) = \begin{cases} U_i(g+1) & \text{if } f(U_i(g+1)) \leq f(X_i(g)) \\ X_i(g) & \text{otherwise} \end{cases} \quad (10)$$

在此基础上循环执行步骤(2)到步骤(4),直到迭代次数达到最大,输出最优结果。

2 基于差分进化算法 PID 参数整定

2.1 PID 控制模型

PID 控制作为应用广泛的控制算法,算法简单明了,易于在工程上实现,与差分进化算法相结合,可快速得到适合的参数。

在本仿真中,设飞行速度为 20m/s,阵风频率为 1~6Hz,副翼偏转限制为 $\pm 10^\circ$,找寻范围内翼尖加速度和翼根弯矩最大值并减缓,模型如图 5 所示。对于目标函数的选择,机翼离散阵风响应过程较为短暂,在 1s 之内翼尖加速度和翼根弯矩达到最大值,3s 之内恢复稳定。考虑翼尖加速度 a 和翼根弯矩 T 的绝对值分别与时间 t 相乘再积分相加,既能使其最大值快速下降,又不会过度影响稳态时间,兼顾稳定与快速的性能,而且根据需求不同可通过调节权值 α_1 和 α_2 满足着重改善翼根弯矩或翼尖加速度的需要。积分上限选取到 3s 可使系统动态过程和稳态过程都受到关注。差分进化算法定义目标函数为

$$J = \alpha_1 \int_0^\infty t|a(t)|dt + \alpha_2 \int_0^\infty t|T(t)|dt \quad (11)$$

2.2 结果分析

取变异因子为 1.2,交叉因子为 0.6,种群大小为 100,迭代次数为 30,目标函数如图 6 所示。翼尖加速度响应如图 7

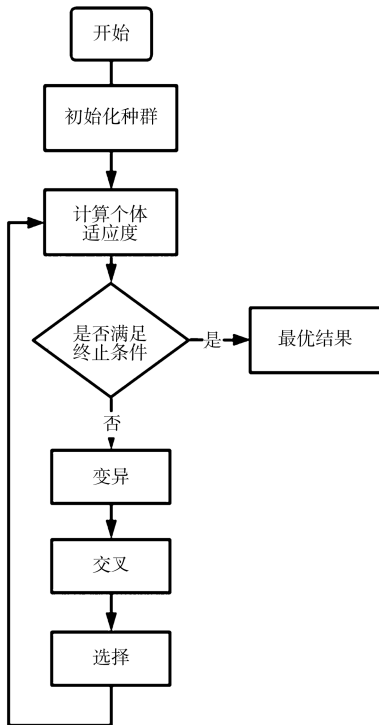


图4 差分进化算法流程

Fig.4 Flow chart of DE

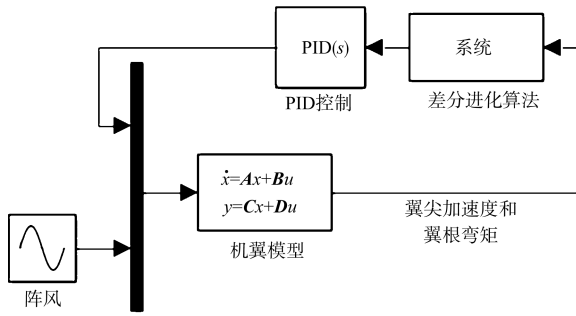


图5 PID控制模型

Fig.5 PID control model

所示,当进行开环仿真时,阵风频率为6Hz(机翼垂直二弯模态)取得加速度最大值,加速度最大值为 40.02m/s^2 ,到达最大值的时间为 0.71s ;闭环仿真时,最大加速度为 11.24m/s^2 ,到达最大值时间为 0.21s 。

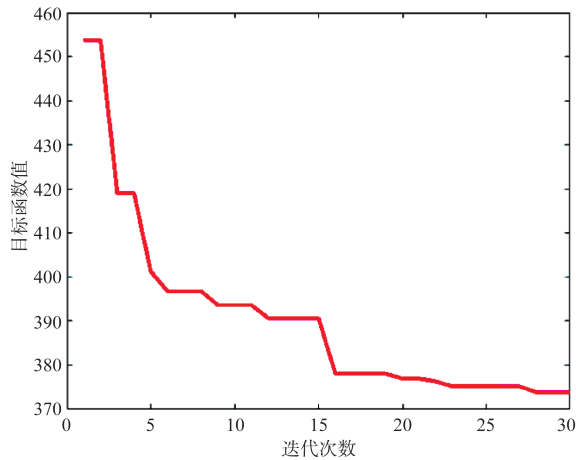


图6 PID控制目标函数

Fig.6 PID control objective function

从图7中可以看出,闭环控制很好地改善了翼尖加速度的动态性能并且稳态性良好。翼根弯矩响应如图8所示,阵风频率为1Hz(机翼垂直一弯模态)时,机翼翼根弯矩取得最大值,开环仿真最大值为 $116.07\text{N}\cdot\text{m}$,到达最大值时间为 0.63s ;闭环仿真最大值为 $86.81\text{N}\cdot\text{m}$,时间为 0.67s ,减缓效果为25.2%。

3 基于差分进化算法LQR控制整定

3.1 LQR控制模型

线性二次调节器(LQR)是工业应用较为广泛的一种控制方法。通过设计状态反馈控制器使二次型目标函数取最小值来达到理想的效果,具有设计方便、鲁棒稳定性良好等特点。

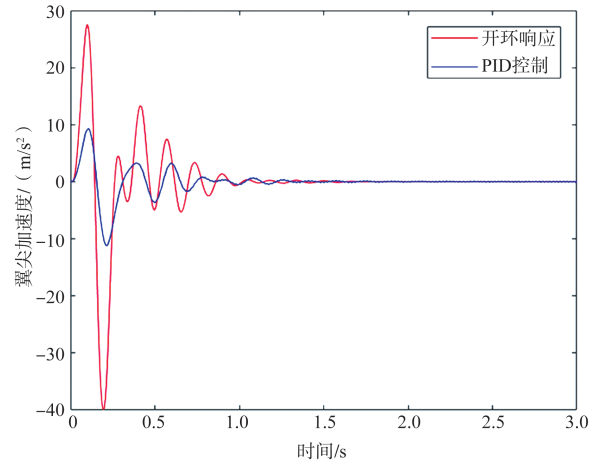


图7 PID翼尖加速度响应

Fig.7 Tip acceleration of PID control

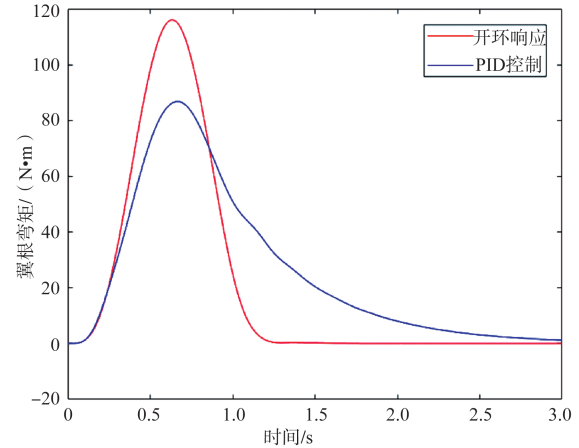


图8 PID翼根弯矩响应

Fig.8 Root bending moment of PID control

由于难以直接观测到所有的状态变量,首先设计状态观测器去估量状态变化。状态变量的估计值和输出的估计值状态空间矩阵为

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + G(y - \hat{y}) \quad (12)$$

$$\hat{y} = C\hat{x} + Du$$

整理可得到

$$\dot{\hat{x}} = (A - GC)\hat{x} + (B - GD)u + Gy \quad (13)$$

式(6)~式(13)可得

$$\dot{x} - \dot{\hat{x}} = (A - GC)x - (A - GC)\hat{x} = (A - GC)(x - \hat{x}) \quad (14)$$

定义误差

$$e_x = x - \hat{x} \quad (15)$$

观测器尽可能准确地观测到系统状态变量,即误差趋近于零,则需要矩阵 $A - GC$ 的特征值全都有负实部。矩阵

G 可通过给定特征值反解 $A-GC$ 特征方程得到。

LQR控制的二次型目标函数为

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (16)$$

式中, $\mathbf{Q}$ 为状态量的加权矩阵; $\mathbf{R}$ 为控制量加权矩阵。

根据Riccati方程

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} + \mathbf{Q} - \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} = \mathbf{0} \quad (17)$$

解出状态变量增益矢量为

$$\mathbf{K}_a = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \quad (18)$$

LQR控制通过改变 $\mathbf{Q}$ 、 $\mathbf{R}$ 矩阵使得目标函数达到最小,因此可设差分进化算法目标函数与LQR控制目标函数一致,通过算法迭代得出 $\mathbf{Q}$ 矩阵。积分上限同样选取3s,可以覆盖到系统动态过程和稳态过程。

设定工况为飞行速度为20m/s,阵风频率为6Hz,副翼偏转限制为 $\pm 10^\circ$,模型如图9所示。设定加权矩阵 $\mathbf{Q}$ 为对角矩阵,对角线上的值为 $a_1, a_2, \dots, a_n$ 。

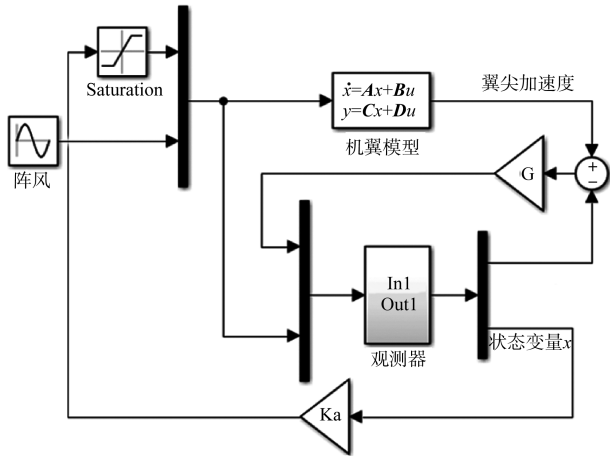


图9 LQR控制模型

Fig.9 LQR control model

3.2 结果分析

取交叉因子为0.6,种群大小为100,迭代次数为20次,为平衡收敛和收敛速度,采用自适应变异分子^[13]

$$F = F_{\max} - (F_{\max} - F_{\min}) \frac{n_i}{NP} \quad (19)$$

式中, n_i 表示第 i 代,观测器与实际模型输出误差如图10所示,输出误差量级约为 10^{-13} ,可认为与实际模型相同。

目标函数如图11所示,翼尖加速度响应如图12所示。当进行开环仿真时加速度最大值为 40.02 m/s^2 ,到达最大值的时间为0.17s;闭环仿真时,最大加速度为 23.11 m/s^2 ,到达最大值时间为0.34s,到达稳态时间与开环响应相同。翼根

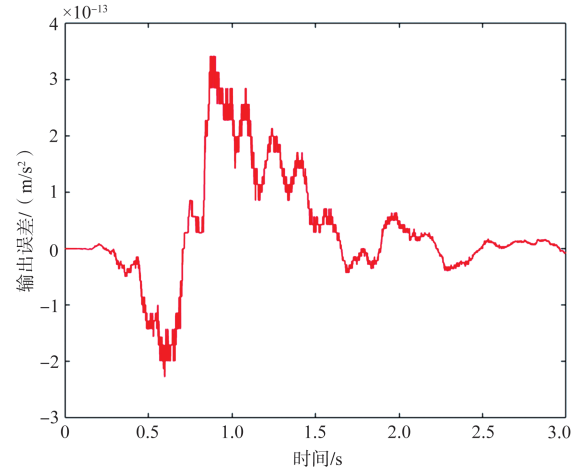


图10 观测器输出误差

Fig.10 Error of observer

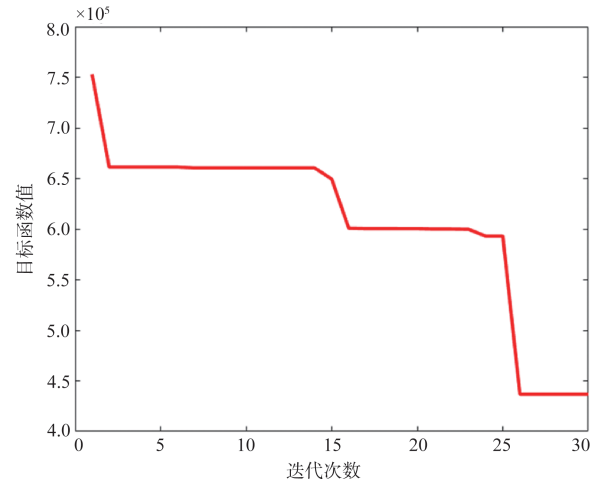


图11 LQR控制目标函数

Fig.11 LQR control objective function

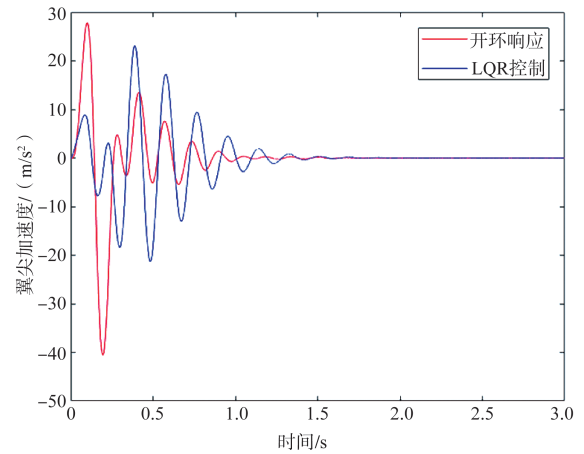


图12 LQR翼尖加速度响应

Fig.12 Tip acceleration of LQR control

弯矩响应如图13所示,机翼翼根弯矩取得最大值,开环仿真最大值为 $116.07\text{N}\cdot\text{m}$,到达最大值时间为 0.63s ;闭环仿真最大值为 $87.63\text{N}\cdot\text{m}$,时间为 0.66s ,减缓效果为 24.5% 。

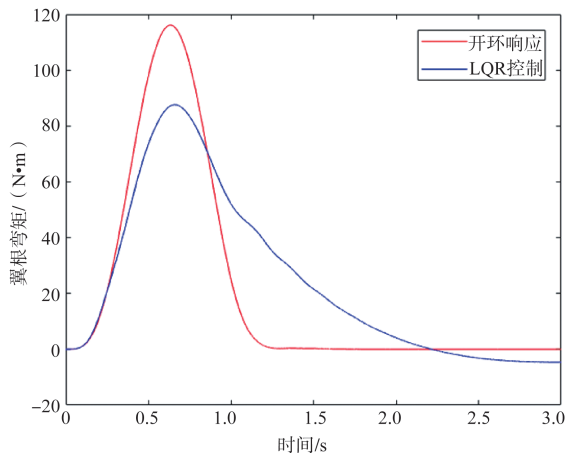


图13 LQR翼根弯矩响应

Fig.13 Root bending moment of LQR control

3.3 输出反馈控制

在实际试验中,要观测到所有的状态矢量是比较困难的,对于阵风响应减缓,取翼尖速度、加速度和位移构成状态矢量进行输出反馈控制,以翼尖最小位移作为目标函数,由于目标函数不再是二次型,可将 Q 矩阵视为增益矩阵作用于状态矢量。翼尖加速度响应如图14所示,翼根弯矩响应如图15所示。

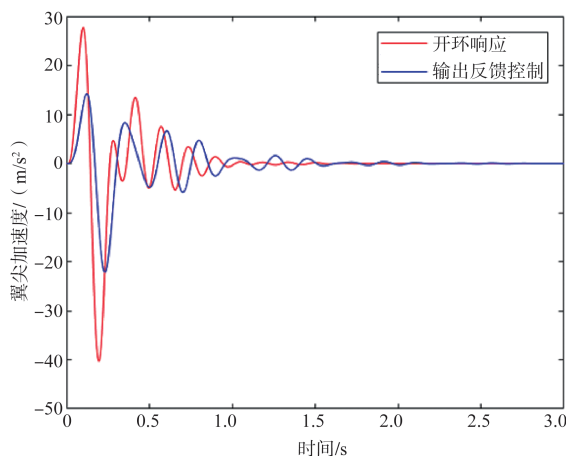


图14 输出反馈翼尖加速度响应

Fig.14 Tip acceleration of result control

在闭环控制时,翼尖加速度最大值为 22.17m/s^2 ,时间为 0.21s ,翼根弯矩最大值为 $95.1\text{N}\cdot\text{m}$,时间为 0.67s ,减缓效果为 20% 。与LQR控制相比,由于LQR控制包含了机翼所有状态,因此其翼根弯矩减缓效果比输出反馈控制好,但差别

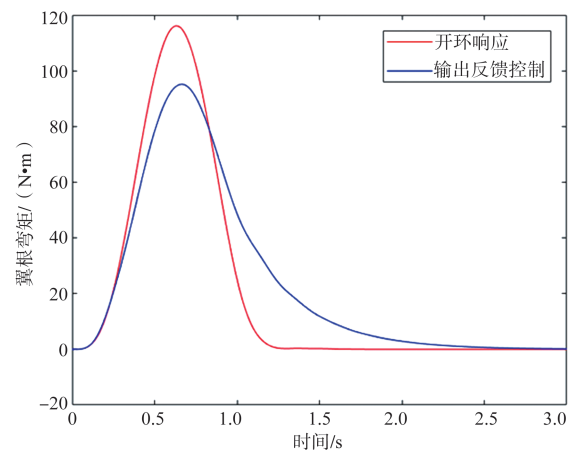


图15 输出反馈翼根弯矩响应

Fig.15 Root bending moment of result control

不大,同时输出反馈控制在技术上更容易实现,易于试验验证。

4 结论

本文基于差分进化算法,运用三种不同的控制策略对机翼阵风响应进行了控制。对于PID控制中参数的选取和LQR控制中矩阵的设定,通过算法可以快速求出,且仿真结果良好,在设计初期是一种不错的方法。在LQR控制策略中,全维观测器在工程中不易实现,后续会考虑降维观测器来进行试验验证,同时设计输出反馈控制便于试验验证。后续将根据已有的仿真进行阵风响应试验来优化仿真控制。

AST

参考文献

- [1] 陈磊,吴志刚,杨超. 弹性机翼阵风响应和载荷减缓与风洞试验验证[J]. 工程力学, 2011, 28(6): 212-218.
Chen Lei, Wu Zhigang, Yang Chao. Gust response and load mitigation of elastic wing with tunnel test verification[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28(6): 212-218. (in Chinese)
- [2] Moulin B, Karpel M. Gust loads alleviation using special control surfaces[J]. Journal of Aircraft, 2012, 44(1): 17-25.
- [3] 邹学锋,潘凯,燕群,等. 多场耦合环境下高超声速飞行器结构动强度问题综述[J]. 航空科学技术, 2020, 31(12): 3-15.
Zou Xuefeng, Pan Kai, Yan Qun, et al. Overview of dynamic strength of hypersonic vehicle structure in multi-field coupling environment[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(12): 3-15. (in Chinese)

- [4] 芮俊俊, 于明礼, 李明. 二维翼段阵风载荷减缓主动控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(6): 788-795.
Rui Junjun, Yu Mingli, Li Ming. Active gust load alleviation control of 2D airfoil[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 50(6): 788-795. (in Chinese)
- [5] 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(3): 330-335.
Fu Jun, Wan Jing, Ai Jianliang. Research on robust control for elastic plane wind easing[J]. Fudan Journal(Natural Science Edition), 2016, 55(3): 330-335. (in Chinese)
- [6] 陆勤, 艾剑良. H_∞ 控制在飞机阵风缓和中的应用[J]. 复旦学报(自然科学版), 2014, 53(5): 632-635.
Lu Qin, Ai Jianliang. Application of differential evolution in gust response mitigation control[J]. Fudan Journal(Natural Science Edition), 2014, 53(5): 632-635. (in Chinese)
- [7] Wu Zhigang, Chen Lei, Yang Chao. Study on gust alleviation control and wind tunnel test[J]. Science China-Technological Sciences, 2013, 56(3): 762-771.
- [8] 张红波, 蒲利东, 罗务揆. 控制增稳系统对运输机阵风响应特性影响研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(6): 21-25.
Zhang Hongbo, Pu Lidong, Luo Wukui. Effect of control augmentation system on gust response of transport [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(6): 21-25. (in Chinese)
- [9] Dai Yuting, Yang Chao, Wang Chaolei. Strategy for robust gust response alleviation of an aircraft model[J]. Control Engineering Practice, 2017, 60: 211-217.
- [10] 谭飞, 曹立佳. 基于改进动态变异差分进化的最优PID控制[J]. 控制工程, 2019, 26(3): 461-468.
Tan Fei, Cao Lijia. Optimal PID control based on improved dynamic variation differential evolution[J]. Control Engineering, 2019, 26(3): 461-468. (in Chinese)
- [11] Karpel M, Moulin B, Presente E, et al. Dynamic gust loads analysis for transport aircraft with nonlinear control effects[R]. AIAA-2008-1994, 2008.
- [12] Karpel M, Moulin B, Chen P C. Dynamic response of aeroservoelastic systems to gust excitation[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(5): 264-272.
- [13] 肖鹏, 邹德旋, 张强. 一种高效动态自适应差分进化算法[J]. 计算机科学, 2019, 46(6): 125-132.
Xiao Peng, Zou Dexuan, Zhang Qiang. An efficient dynamic adaptive difference algorithm[J]. Computer Science, 2019, 46(6): 125-132. (in Chinese)

Application of Differential Evolution in Gust Response Mitigation Control

Chen Shikang, Yang Shibin, Sun Xiaozhe

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

Abstract: Aiming at the problems of flight stability and passenger ride quality of large aspect ratio wing subjected to gust disturbance, differential evolution is used to find the optimal solution to solve the problem. Three different control strategies-PID, LQR and result control are used to find the parameter values in PID control, the weight matrix in LQR control and the gain of result control by DE. The three control strategies can reduce the wing root bending moment by more than 20% when the wing encounters discrete gust. The simulation results show that the DE can find the parameters quickly and meet the expected performance compared with the traditional manual adjustment.

Key Words: DE; gust response; control; PID; LQR

Received: 2022-05-18; Revised: 2022-07-11; Accepted: 2022-08-08

Foundation item: The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122020081)