大展弦比飞翼构型飞机阵风载荷减缓控制

高 洁 王立新 周 堃

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 大展弦比飞翼构型具有优越的气动和隐身特性,但由于构型原因无法配置常规操纵面,因此常规构型飞机的阵风减缓控制方法不再适用. 研究了大展弦比飞翼构型飞机新型多操纵面的典型配置方案,同时对其应用直接升力方法进行阵风减缓控制时的新的操纵及控制原理进行了分析. 采用极点配置方法设计了相应的阵风减缓控制律,并且通过有关的准则检验了该控制律的效果. 最后通过计算并比较开环和闭环飞机的频谱响应,验证了该控制律减缓飞机阵风响应的有效性.

关 键 词: 飞翼构型; 阵风减缓; 直接力控制; 控制律

中图分类号: V 212. 12

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)09-1076-04

Gust load alleviation control of aircraft with large ratio flying wing configuration

Gao Jie Wang Lixin Zhou Kun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The configuration of flying wing aircraft with large aspect ratio is advantageous on the characteristic of aerodynamics and stealth, but due to lack of conventional elevator and rudder, gust load alleviation control method for the aircraft with conventional configuration is not suitable anymore. The characteristics of representative arrangement of control surfaces on an aircraft with flying wing configuration were discussed; also the specialty with configuration of flying wing in gust alleviation system was analyzed, when applying the method of direct lift force control. To improve a flying wing aircraft's response to atmospheric turbulence, a control law of the control system was designed, using the method of poles configuration of invariable characteristic structure. At last, both the aircraft's open-loop and closed - loop responses to atmospheric turbulence were calculated, analyzed and compared; meanwhile, the aircraft's ride quality was given and compared to some criterion. Results show that the control law given by the method can improve the aircraft response to atmospheric turbulence effectively.

Key words: flying wing configuration; gust alleviation; direct lift force control; control law

飞机在大气中飞行时经常会受到阵风或紊流的影响,其产生的气动力和力矩会给飞机带来不期望的附加过载,其中由垂直阵风引起的过载影响较大. 这会导致飞机的飞行品质降低,机体要承受较大的动态结构载荷,容易发生疲劳损坏;同时驾驶员和乘坐人员会感到不舒服,甚至会影响驾驶员的操纵. 经验表明,当垂直震动过载超过 0. 2g 时,驾驶员判读仪表会有困难;当超过 0. 5g 并持续几分钟后,驾驶员就会担心飞机出事故而改变飞行高度和速度[1]. 这些问题的解决就依赖于日臻成熟的主动控制的阵风载荷减缓技术.

大展弦比飞翼构型飞机升阻比高、载重能力强并具有良好的隐身性能,但此构型具有与常规构型差异较大的气动特性和操纵面布置形式,一般多采用开裂式方向舵/翼尖方向舵和多组升降副翼组合的方式. 大展弦比飞翼构型是远程飞机

收稿日期: 2007-09-07

作者简介: 高 洁 (1983 -),女,山西晋中人,硕士生, gaojieonline@163. com.

的理想布局形式,在远程飞行任务中遭遇到各种不利阵风的概率更大,因此,本文主要对这一新布局飞机开展阵风减缓控制技术的研究.

1　飞翼飞机阵风减缓控制新机理

本文中的算例飞机,是某典型的大展弦比飞翼构型飞机,其舵面分布如图 1所示,由 1对开裂式方向舵、2对升降副翼和海狸尾俯仰控制面组成.

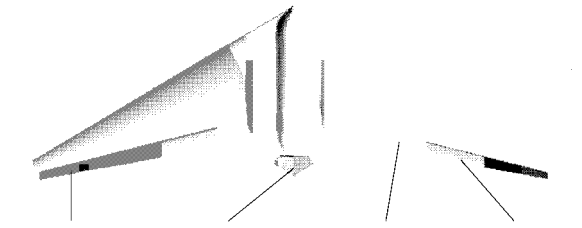


图 1　算例飞机操纵面配置

在阵风减缓控制中采用内升降副翼和海狸尾俯仰控制面.外翼后缘内侧为内升降副翼,主要用于次要纵横向操纵,舵偏角范围 [- 25°,15°] (舵后缘向下为正);飞机尾段为阵风减缓俯仰操纵装置 (以下简称为海狸尾),驾驶员无权限控制,可用来满足俯仰轴稳定性要求.

常规飞机的阵风减缓系统,是通过控制操纵面 (如副翼或前缘襟翼)同时偏转以抵消气流变化带来的升力变化.有的飞机在此同时,还需要适当地偏转其它的操纵面 (如升降舵或前缘襟翼),产生一个反向的俯仰力矩来保持飞机的姿态平衡.副翼或前缘襟翼升力的作用点一般离重心很近,几乎不会引起明显的附加俯仰力矩,见图 2.

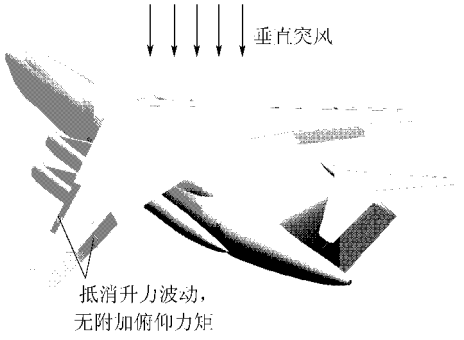
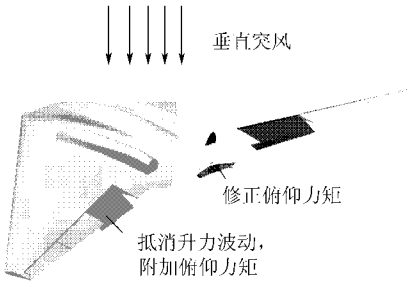
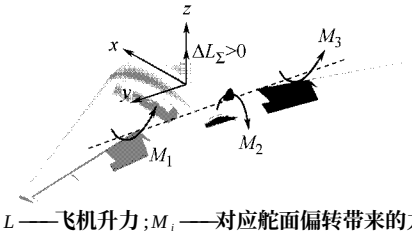


图 2　常规飞机阵风减缓舵面分配

飞翼构型飞机升降副翼距重心距离较远,升降副翼同时偏转将产生较大的俯仰力矩,不能忽略.须同时配合偏转特定的海狸尾操纵面[2],来抵消升降副翼偏转产生的附加俯仰力矩.如图 3所示.



a　飞翼构型飞机阵风减缓舵面分配



L——飞机升力;M_i——对应舵面偏转带来的力矩.

b　飞翼构型飞机阵风减缓受力分析

图 3　飞翼构型飞机阵风减缓原理

2　阵风载荷减缓控制律设计

2.1　飞机对风暴紊流的响应计算原理

为简化计算步骤,本文采用了稳态、均匀、各向同性、正态的德莱顿紊流模型.

采用谱分量描述法,假设纵向的紊流输入量为 $\{u_{wg}, v_{wg}, \omega_{wg}\}$ (分别为紊流速度分量)的情况.刚性飞机在大气紊流作用下,纵向小扰动运动方程组为[3]

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_V & X_\alpha + g & 0 & -g \\ -Z_V & -Z_\alpha & 1 & 0 \\ \bar{M}_V - \bar{M}_{\dot{\alpha}} Z_V & \bar{M}_\alpha - \bar{M}_{\dot{\alpha}} Z_\alpha & \bar{M}_q + \bar{M}_{\dot{\alpha}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} v \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_z} & X_{\delta_e} \\ -Z_{\delta_z} & -Z_{\delta_e} \\ \bar{M}_{\delta_z} - \bar{M}_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_z} & \bar{M}_{\delta_e} - \bar{M}_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_z \\ \Delta\delta_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_V & X_\alpha & 0 \\ -Z_V & -Z_\alpha & 0 \\ \bar{M}_V - \bar{M}_{\dot{\alpha}} Z_V & \bar{M}_\alpha - \bar{M}_{\dot{\alpha}} Z_\alpha & -\bar{M}_{\dot{\alpha}} + \bar{M}_q \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{wg} \\ v_{wg} \\ \omega_{wg} \end{bmatrix} \tag{1}$$

求解方程组(1),得到运动参数的响应和传递函数,于是通过式(2)得到响应的频谱函数[4]:

$$\Phi_{Ri}(\omega) = \left|\frac{N^{Ri}_{u_{wg}}(\omega)}{\Delta(\omega)}\right|^2 \Phi_{u_{wg}}(\omega) + \left|\frac{N^{Ri}_{v_{wg}}(\omega)}{\Delta(\omega)}\right|^2 \Phi_{v_{wg}}(\omega) + \left|\frac{N^{Ri}_{\omega_{wg}}(\omega)}{\Delta(\omega)}\right|^2 \Phi_{\omega_{wg}}(\omega) + 2\mathrm{Re}\left[\left(\frac{N^{Ri}_{v_{wg}}(\omega)}{\Delta(\omega)}\right)^* \left(\frac{N^{Ri}_{\omega_{wg}}(\omega)}{\Delta(\omega)}\right) \Phi_{v_{wg}\omega_{wg}}(\omega)\right] \tag{2}$$

对于风暴紊流,紊流强度 σ_u, σ_v, σ_w 皆为 6.4 m/s,对应德莱顿模型,尺度取为

$$L = L_u = 2L_v = 2L_w = 530\ \mathrm{m}$$

2.2 控制律设计及仿真结果

2.2.1 控制律设计

本文使用极点配置控制器,并选用鲁棒极点配置算法,求取系统的状态反馈矩阵 K.控制系统图见图 4.

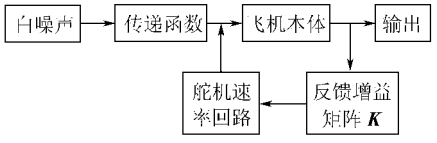


图 4 控制系统简略图

取对称定直平飞为基准飞行状态,视大气扰动为小扰动.仿真过程中,在控制系统中引入迎角反馈信号 α和俯仰角反馈信号 q,于是飞机运动方程可描述成如下线性系统:

$$\left.\begin{aligned}\dot{x} &= A_0 x + B_{0u} u + E_{0W} W\\ y &= C_{0y} x + D_{yu} u + E_{yW} W\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

式中,x为飞机运动状态量;u为舵面控制变量;W为大气紊流输入量;y为输出量.

选用线性直接状态反馈[5]:

$$u = Ky \tag{4}$$

根据控制理论,若开环可观、可控,可以将闭环系统矩阵进行任意极点配置.选择合适的闭环系统极点位置 p,调用相应的函数,得以设计出状态反馈矩阵 K,调试其数值大小,直至闭环乘坐品质和舵面偏度均满足要求[6].加入控制器后的闭环系统:

$$\dot{x} = (A_0 + B_{0u}K)x + E_{0W}W \tag{5}$$

闭环系统矩阵为[7]

$$A_c = A_0 + B_{0u}K \tag{6}$$

经反复计算,本算例中状态反馈矩阵为

$$K = \begin{bmatrix} 0 & -0.032 & 9.13 & 0\\ 0 & 0.084 & -0.52 & 0\end{bmatrix}$$

2.2.2 仿真结果

根据定义,均方根(y为任一响应量)为

$$\sigma_y^2 = \int_0^\infty \Phi_y(\omega)\,\mathrm{d}\omega \tag{7}$$

由式(7)计算,得到飞机开环、闭环的紊流响应均方根值.迎角 α、俯仰角 θ以及法向过载增量 Δn_z的紊流响应均方根值 $\sigma_{\Delta\alpha}$,$\sigma_{\Delta\theta}$和 $\sigma_{\Delta n_z}$,见表 1.可见,所设计的控制律有效减缓了迎角 α、俯仰角 θ和法向过载增量 Δn_z对紊流的响应.

表 1 开闭环均方根值及减缓比例

计算项目	开环	闭环	减缓比例/%
$\sigma_{\Delta\alpha}$	2.4809	1.7946	27.66
$\sigma_{\Delta\theta}$	2.4920	1.7237	30.83
$\sigma_{\Delta n_z}$	0.3836	0.1786	53.44

根据所设计的控制律,分别得到飞机开、闭环的频谱函数和均方根值,进而求得运动参数超过某一给定值的平均次数等统计特征量.运动参数超过某一给定值 y的平均次数 $N_+(y)$以式(8)确定[4]:

$$N_+(y) = N_{0+}(y)\exp(-y^2/2\sigma_y^2) \tag{8}$$

式中

$$N_{0+}(y) = \frac{1}{2\pi}\left[\frac{\int_0^\infty \omega^2\Phi_y(\omega)\,\mathrm{d}\omega}{\int_0^\infty \Phi_y(\omega)\,\mathrm{d}\omega}\right]^2$$

算例飞行状态为:$H = 15$ km,$Ma = 0.6$,按式(8)计算穿越次数曲线.计算结果如图 5所示,迎角 α、俯仰角 θ和法向过载增量 Δn_z对紊流的闭环响应特性明显改善.

最后,利用 Matlab中 Simulink工具对闭环系统进行建模仿真,得到内升降副翼和海狸尾的偏转曲线如图 6所示.

由图 6可见,减缓阵风响应所需的内升降副翼最大偏转小于 3.4°,海狸尾最大偏转小于 17°,均在舵面的偏转范围之内,因此文中设计的控制律对算例飞机的操纵系统而言是可以实现的.

2.3 抗紊流品质的检验

检验飞机抗紊流品质的准则有多种,本文选择每分钟飞行时间内,驾驶员座位处的法向过载增量穿越 0.5g的次数为

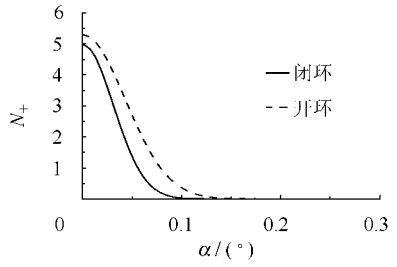
$$N = 60N_{0+}(y)\exp(-0.5^2/2\sigma_y^2) \tag{9}$$

N与乘员评价间的关系如表 2所示[8].

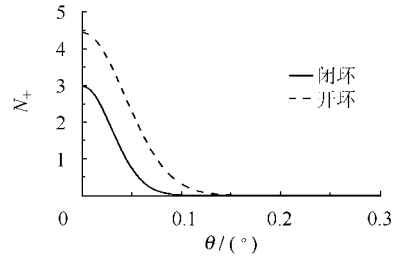
表 2 每分钟法向过载乘员评价准则

N值范围	乘员评价
$N \le 5$	舒适
$5 < N \le 13$	可接受
$N > 13$	不可接受

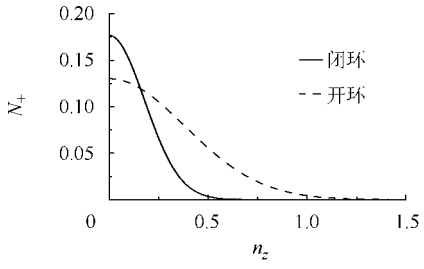
算例飞机的开、闭环 N值分别为 3.3441和 0.21095,减缓比例为 93.69%.



a　迎角 α对紊流的响应曲线

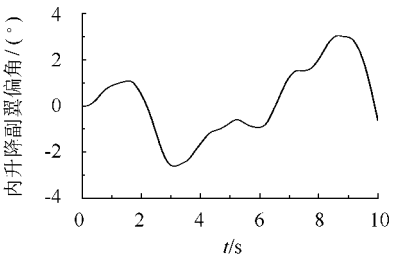


b　俯仰角 θ对紊流的响应曲线

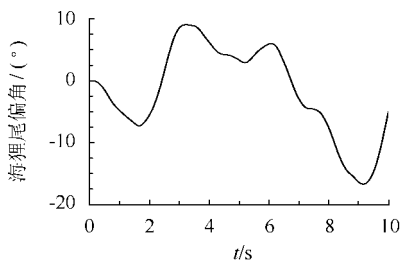


c　法向过载 n_z 的增量对紊流的响应曲线

图 5　飞机开闭环响应比较曲线



a　内升降副翼偏角



b　海狸尾偏角

图 6　舵面偏转时间历程

虽然开环飞机的 N 值已小于 5,但飞行品质要求较高的飞机 N 值多小于 3[8]. 算例飞机加入阵风减缓系统后,每分钟法向过载增量穿越 0.5g 次数明显减小. 因此,设计的阵风减缓控制律能够有效地减缓飞翼布局类飞机的垂直阵风响应.

3　结　论

1) 由于大展弦比飞翼构型飞机多采用与常规飞机不同的新型多操纵面配置方案,应用直接升力方法实现阵风载荷减缓时具有不同控制新机理. 由于其操纵舵面离重心较远的特点,需要采用海狸尾操纵以抵消附加的俯仰力矩,才能迅速、有效地抑制阵风对飞机的不利影响.

2) 阵风载荷减缓控制律的设计及闭环响应的仿真结果表明,文中所设计的极点配置控制器能有效地抑制垂直紊流干扰引起的飞机法向过载变化,既能改善飞机的乘坐品质,又能大大减轻飞行员的工作负担.

参考文献 (References)

[1] Woods-Vedeler J A, Pototzky A S, Hoadley S T. Rolling maneuver load alleviation using active controls [J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(1): 172 - 180

[2] 马超,李林,王立新. 大展弦比飞翼布局飞机新型操纵面设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(2): 149 - 153
Ma Chao, Li Lin, Wang Lixin. Design of innovative control surfaces of flying wing aircrafts with large ratio aspect[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(2): 149 - 153 (in Chinese)

[3] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 288 - 302
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Flight dynamics for aircrafts[M]. Beijing: Beijng University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005: 288 - 302 (in Chinese)

[4] 孙权志. 某大型飞机在大气紊流作用下乘座品质响应计算[J]. 飞行力学, 1984(1): 61 - 71
Sun Quanzhi. Calculation of ride quality of a large aircraft in response to atmospheric turbulence [J]. Flight Dynamics, 1984(1): 61 - 71 (in Chinese)

[5] 胡寿松. 自动控制原理 [M]. 第 4版. 北京:科学出版社, 2001: 477 - 500
Hu Shousong. The principle of automatic control[M]. Fourth Edition. Beijing: Science Press, 2001: 477 - 500 (in Chinese)

[6] 薛定宇. 控制系统计算机辅助设计 ——MATLAB语言与应用[M]. 第 2版. 北京:清华大学出版社, 2006: 252 - 255
Xue Dingyu. Computer aided control system design using MATLAB language[M]. Second Edition. Beijing: Tsinghua University Press, 2006: 252 - 255 (in Chinese)

[7] Mengali G, Pieracci A. Ride quality of civil aircraft from a probabilistic viewpoint [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(2): 319 - 324

[8] 高浩. 改善乘坐品质纵向增稳器反馈系数的选择 [J]. 航空学报, 1984, 5(1): 18 - 23
Gao Hao. Selection of SAS's longitudinal feedback coefficients to improve riding qualities[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 1984, 5(1): 18 - 23 (in Chinese)

(责任编辑:文丽芳)