

非对称受损飞机多变量模型参考自适应控制

杨凌宇 冷宁 张晶 申功璋

(北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对非对称受损的常规布局飞机, 对其自适应控制设计与适用条件进行了研究. 建立了非对称结构受损飞机的非线性模型, 详细讨论了模型的线性化过程以及受损造成的纵、横向间动态耦合项; 结合常规布局非对称结构受损飞机的物理特性, 对多变量模型参考自适应控制器设计的关键条件: 关联矩阵和高频增益矩阵顺序主子式符号的不变性做出了证明, 确立了该方法在非对称结构受损飞机上应用的理论可行性; 通过仿真验证了 MRAC (Model Reference Adaptive Control) 方法对非对称结构受损飞机控制的有效性.

关键词: 非对称受损飞机; 多变量模型参考自适应控制; 高频增益矩阵; 关联矩阵
中图分类号: V 249.122

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2013)11-1509-06

Multivariable model reference adaptive control of aircraft with asymmetric damage

Yang Lingyu Leng Ning Zhang Jing Shen Gongzhang

(Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Some issues in adaptive control of generic aircraft with asymmetric damage and its key conditions were analyzed. A thorough study of modeling, linearized aircraft models and coupling of lateral and longitudinal dynamic was presented. And the detailed proof of the key condition for model reference adaptive control (MRAC): the invariance of the signs of principal minors of the high frequency matrix and the infinite zero structure was performed which demonstrates the theoretical feasibility of MRAC of generic aircraft with asymmetric damage. At last, simulation results were given to illustrate the design and performance of adaptive control systems for aircraft flight control.

Key words: aircraft with asymmetric damage; multivariable model reference adaptive control; high frequency matrix; interactor matrix

飞机的结构损伤会导致质量、重心和气动特性发生突变, 机体对称性遭到破坏, 纵横向间发生强烈的运动耦合, 使整个系统变得更加难以控制, 进而威胁飞行安全. 结构损伤引起系统参数及结构的不确定变化, 要求控制策略做出相应调整以满足飞行安全需要. 因此, 自适应控制已经成为高安全性飞控系统设计的重要议题.

针对非对称结构受损飞机, 文献[1]对其气动特性变化做出了研究, 利用拟合的方法得到了

在一配平点附近的气动参数. 文献[2-3] 对非对称结构受损的情况推导了动力学方程. 综合气动、动力变化特性, 可以得到对受损后的系统较为精确的描述.

由于模型参考自适应控制 (MRAC, Model Reference Adaptive Control) 方案更具一般性且无需额外的损伤检测模块, 众多研究者对其在受损飞机重构控制上的应用产生了浓厚兴趣^[4-8].

基于高频增益矩阵分解的多变量模型参考自

适应控制方法处理参数不确定变化的系统有很多优势.文献[4]针对多翼面损伤情况,设计了基于系统高频增益矩阵LDS分解的MRAC控制器,设计的关键条件是受损前后系统的关联矩阵不变,且高频增益矩阵的顺序主子式符号不发生改变.文献[5]研究了受损飞机非线性模型的线性化过程,并且设计了无需高频增益矩阵顺序主子式符号先验知识的MRAC控制器.文献[8]针对文献[4]中提到的关联矩阵和高频增益矩阵顺序主子式符号是否会发生改变问题进行了初步研究,但是没有结合受损飞机的物理特性对变化的合理性做出阐释,同时对于高频增益矩阵顺序主子式假设发生变号时参数变化程度没有给出量化结果.针对这些问题,本文推导了特定情况下高频增益矩阵的详细表达式,对假设发生变号时参数的变化程度给出了估算的量化结果,结合非对称结构损伤飞机模型阐述了其物理意义,并对结果的合理性做出了讨论.

1 非对称结构受损飞机模型

1.1 非线性非对称结构受损飞机模型

由牛顿第二定律,可以得到带重心偏移的飞机3轴力方程^[3]:

$$\left. \begin{aligned} \dot{u} + qw - rv - (q^2 + r^2)\Delta x + (pq - \dot{r})\Delta y + (pr + \dot{q})\Delta z &= X/m - g\sin\theta + (T_L + T_R)/m \\ \dot{v} + ur - pw + (pq + \dot{r})\Delta x - (p^2 + r^2)\Delta y + (qr - \dot{p})\Delta z &= Y/m + g\cos\theta\sin\phi \\ \dot{w} + pv - uq + (pr - \dot{q})\Delta x + (\dot{p} + qr)\Delta y - (p^2 + q^2)\Delta z &= Z/m + g\cos\theta\cos\phi \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中, X, Y, Z 为气动力在机体轴上的分量; u, v, w 为飞机速度在机体轴分量; θ, ϕ 为飞机的俯仰角和滚转角; p, q, r 为绕机体轴的姿态角速度; T_L, T_R 分别为左右侧发动机推力; m 为飞机质量; $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ 为受损后重心相对于原重心偏移量.当机体发生不对称损伤时, m 与气动力在机体轴上的分量 X, Y, Z 均会发生不确定变化,重心偏移量由

$$M = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta z & 0 & 0 & 0 & 0 & -\Delta y \\ 0 & 1 & 0 & -\Delta x & 0 & 0 & 0 & \Delta y & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ (m + dm)\Delta z & -(m + dm)\Delta x & 0 & I_y + dI_y & 0 & 0 & 0 & I_{xy} & I_{yz} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & -\Delta z & \Delta x \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & (m + dm)\Delta y & 0 & I_{xy} & -(m + dm)\Delta z & 0 & 0 & I_x + dI_x & I_{xz} + dI_{xz} \\ -(m + dm)\Delta y & 0 & 0 & I_{yz} & (m + dm)\Delta x & 0 & 0 & I_{xz} + dI_{xz} & I_z + dI_z \end{bmatrix}$$

零变为非零值.

当飞机模型正常时,重心处于机体轴 $x-z$ 平面内,所以转动惯量 I_{yz}, I_{xy} 为零.发生不对称结构损伤时,重心不再处于 $x-z$ 平面内,对应转动惯量变为非零值.受损后力矩方程组为

$$\left. \begin{aligned} I_x \dot{p} + I_{xz} \dot{r} - (I_z - I_y)qr + I_{xz}pq + I_{xy}\dot{q} - I_{xy}pr + I_{yz}(q^2 - r^2) + m\Delta z(-\dot{v} - ru + pw) &= L + mg\cos\theta\cos\phi\Delta y - mg\cos\theta\sin\phi\Delta z \\ I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(r^2 - p^2) + I_{xy}\dot{p} + I_{yz}\dot{r} + I_{xy}qr - I_{yz}pq + m\Delta x(qu - \dot{w} - pv) + m\Delta z(\dot{u} - rv + qw) &= M - mg\sin\theta\Delta z - (T_L + T_R)\Delta z - mg\cos\theta\cos\phi\Delta x \\ I_{xy}\dot{p} + I_z \dot{r} + (I_y - I_x)pq - I_{xz}qr + I_{yz}\dot{q} + I_{xy}(p^2 - q^2) + I_{yz}pr + m\Delta x(\dot{v} - pw + ru) + m\Delta y(rv - \dot{u} - qw) &= N + T_L l - T_R l + T_L \Delta y + T_R \Delta y \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

由式(1)以及式(2)可以得出结论,由于非对称结构损伤破坏了机体的对称结构,引起重心偏移以及附加转动惯量,这将会带来不确定的干扰加速度及干扰力矩,同时使纵横向间发生耦合.动力学过程变得更加复杂.

由 ϕ, θ 及偏航角 ψ 与绕机体轴角速度 p, q, r 之间的关系,可得运动方程组为

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi} &= p + \tan\theta(q\sin\phi + r\cos\phi) \\ \dot{\theta} &= q\cos\phi - r\sin\phi \\ \dot{\psi} &= (q\sin\phi + r\cos\phi)/\cos\theta \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式(1)~式(3)可描述结构损伤飞机的运动状态.

1.2 非对称结构受损飞机模型线性化

在文献[4]中,推导受非对称损伤影响的飞机六自由度动力学方程与运动学方程,可表达为

$$M\dot{x} = f(x, U) \quad (4)$$

式中 $x = [u, w, \theta, q, v, \psi, \phi, p, r]^T$
 $U = [\delta_e, \delta_{il}, \delta_{tr}, \delta_a, \delta_r]^T$

式中, $\delta_e, \delta_{il}, \delta_{ur}, \delta_a, \delta_r$ 分别为升降舵、左侧发动机推力、右侧发动机推力、副翼和方向舵偏转量。在模型正常时, $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ 与 I_{yz}, I_{xy} 均为零, M 矩阵的纵横向可以分开;而发生损伤时,对应量跳变为非零值,纵横向间发生耦合。 M 由飞机质量 m 、质量变化量 dm 、转动惯量 I 、转动惯量变化量 dI 和重心偏移量 $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ 构成,构成量仅和飞机的自身属性相关。当损伤情况确定时, M 随之确定,与飞行姿态、状态无关。

$f(x, U)$ 的表达式为

$$\left. \begin{aligned} f_1 &= X/m - g \sin \theta + (T_L + T_R)/m + (q^2 + r^2) \Delta x - pq \Delta y + pr \Delta z \\ f_2 &= -pv + ug + Z/m + g \cos \theta \cos \phi - pr \Delta x - qr \Delta y + (p^2 + q^2) \Delta z \\ f_3 &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ f_4 &= M - mg \sin \theta \Delta z - mg \cos \theta \cos \phi \Delta x - \Delta z(T_L + T_R) - m \Delta x(qu - pv) - m \Delta z(qw - rv) - (I_x - I_z)pr - I_{xy}qr - I_{xz}(r^2 - p^2) + I_{yz}pq \\ f_5 &= Y/m + g \cos \theta \sin \phi - ur + pw - pq \Delta x - qr \Delta z + (p^2 + r^2) \Delta y \\ f_6 &= (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \\ f_7 &= p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ f_8 &= L + mg \cos \theta \cos \phi \Delta y - mg \cos \theta \sin \phi \Delta z + m \Delta y(qu - pv) + m \Delta z(ru - pw) + I_{xy}pr + (I_z - I_y)qr - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{xz}pq \\ f_9 &= N + mg \cos \theta \sin \phi \Delta x + mg \sin \theta \Delta y + T_L l - T_R l + T_L \Delta y + T_R \Delta y - m \Delta x(ru - pw) - m \Delta y(rv - qw) - (I_y - I_z)pq - I_{xy}(p^2 - q^2) + I_{xz}qr - I_{yz}pr \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

将上述等式在配平点 x_0, U_0 展开,忽略二阶及二阶以上项,并考虑控制舵面为升降舵、方向舵,输出量为俯仰角和偏航角,有

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= A_i \Delta x + B_i \Delta u + f_i \\ \Delta y &= C_i \Delta x \\ i &= 0, 1, 2, \dots, n \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中

$$\begin{aligned} A_i &= M_i^{-1} \bar{A}_i & B_i &= M_i^{-1} \bar{B}_i \\ \bar{A}_i &= \left[\frac{\partial f_i}{\partial x} \right]_{x_0, U_0} & \bar{B}_i &= \left[\frac{\partial f_i}{\partial u} \right]_{x_0, U_0} \\ \Delta u &= [\Delta \delta_e, \Delta \delta_r]^T & \Delta y &= [\Delta \theta, \Delta \psi]^T \end{aligned}$$

式中,下标 i 表示不同程度的损伤情况,当 $i=0$ 时表示正常模型; f_i 为由于受损带来的干扰,其中 $f_i=0$; M_i^{-1} 仍仅与飞机的损伤情况有关,当发生结构损伤时, A_i, B_i 将发生不确定变化。

2 MRAC 控制器的设计

考虑形如式(6)的线性系统,设计控制律 Δu 的目标是使输出 Δy 跟踪上指定的参考输出:

$$\Delta y_m(t) = W_m(s)[r](t) \in \mathbf{R}^m \quad (7)$$

定义控制器重要参数关联矩阵 $\xi_m(s)$ 和高频增益矩阵 K_p , 有

$$\lim_{s \rightarrow \infty} \xi_m(s) G(s) = K_p \quad (8)$$

式中, $\xi_m(s)$ 选为稳定可逆的三角矩阵,并保证 K_p 是有限且非奇异的。

在控制器设计中,文献[6]做出了相应合理的假设。由假设可以得出,对于每一组 $G_i(s)$, 都需要有共同的关联矩阵 $\xi_m(s)$ 。而对于每一组高频增益矩阵 K_{pi} , 要求顺序主子式的符号不发生改变且都是有限非奇异的。这两个假设得到满足是控制器设计的关键条件。

2.1 高频增益矩阵的 LDS 分解

根据文献[6],令 K_p 的顺序主子式为 $\Delta_i (i=1, 2, \dots, m)$ 。对于 K_p , 有不唯一的 LDS 分解:

$$K_p = L_s D_s S \quad S \in \mathbf{R}^{m \times m} \quad L_s \in \mathbf{R}^{m \times m} \quad (9)$$

式中, S 为对称的正定矩阵; L_s 为单位下三角矩阵, 并且有

$$\begin{aligned} D_s &= \text{diag}\{d_1, d_2, \dots, d_m\} = \\ &\text{diag}\left\{\text{sign}(\Delta_1) \gamma_1, \text{sign}\left(\frac{\Delta_2}{\Delta_1}\right) \gamma_2, \dots, \text{sign}\left(\frac{\Delta_m}{\Delta_{m-1}}\right) \gamma_m\right\} \end{aligned}$$

式中, $\gamma_i > 0$ 可以任意选取。

2.2 MRAC 控制器结构形式

设计的控制律有如下形式:

$$\begin{aligned} \Delta u(t) &= \Theta_1^T(t) w_1(t) + \Theta_2^T(t) w_2(t) + \\ &\Theta_{20}(t) y(t) + \Theta_3(t) r(t) \end{aligned} \quad (10)$$

式中,参数矩阵 $\Theta_1^T, \Theta_2^T, \Theta_{20}, \Theta_3$ 是对匹配方程参数矩阵 $\Theta_1^{T*}, \Theta_2^{T*}, \Theta_{20}^*, \Theta_3^*$ 的估计。

选择自适应律:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\theta}_i(t) &= -\frac{\Gamma_{\theta_i} \varepsilon_i(t) \eta_i(t)}{m^2(t)} \\ \Gamma_{\theta_i} &= \Gamma_{\theta_i}^T > 0; i = 2, 3, \dots, m \\ \dot{\Theta}^T(t) &= -\frac{D_s \varepsilon(t) \zeta^T(t)}{m^2(t)} \\ \dot{\Psi}^T(t) &= -\frac{\Gamma \varepsilon(t) \xi^T(t)}{m^2(t)} \quad \Gamma = \Gamma^T > 0 \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

文献[8]通过稳定性分析证明,以上形式的控制律和自适应律可以保证闭环系统的稳定性和渐进输出跟踪特性。

3 关联及高频增益矩阵不变性证明

多变量模型参考自适应控制器设计的关键前提在于受损前后系统的关联矩阵不发生改变且高

$$\mathbf{K}_p = \begin{bmatrix} \sum_{i=1,2,4,5,8,9} (m_{4i} \cos \phi - m_{9i} \sin \phi) \frac{\partial f_i}{\partial \delta_e} & \sum_{i=1,2,4,5,8,9} (m_{4i} \cos \phi - m_{9i} \sin \phi) \frac{\partial f_i}{\partial \delta_r} \\ \sum_{i=1,2,4,5,8,9} \frac{(m_{4i} \sin \phi + m_{9i} \cos \phi)}{\cos \theta} \frac{\partial f_i}{\partial \delta_e} & \sum_{i=1,2,4,5,8,9} \frac{(m_{4i} \sin \phi + m_{9i} \cos \phi)}{\cos \theta} \frac{\partial f_i}{\partial \delta_r} \end{bmatrix} \quad (12)$$

关联矩阵取

$$\xi_m(s) = \begin{bmatrix} (s+a)^2 & 0 \\ 0 & (s+a)^2 \end{bmatrix} \quad a > 0 \quad (13)$$

由于输出固定为俯仰角和偏航角,所以 \mathbf{C} 阵不变. 按算法计算得到结果的物理含义为 f_3, f_6 对升降舵和方向舵的偏导. 舵面偏转直接产生的是气动力与气动力矩,并不直接对姿态角构成影响,所以 \mathbf{CB} 为零矩阵^[8]. 关联矩阵相对阶为 2. 这是由于被控对象的结构特性、选择的输入输出所决定的,不随损伤程度改变,且与飞行状态无关. $\xi_m(s)$ 中 a 的取值可根据飞行要求来选择.

分析高频增益矩阵顺序主子式的符号情况. 高频增益矩阵每一项表达式均由 6 项构成,分别由 3 部分参数构成: \mathbf{M}^{-1} 矩阵的第 4 行和第 9 行元素 θ, ϕ 姿态角和效率导数.

分析一阶顺序主子式. 计算可得

$$(m_{44} \cos \phi - m_{94} \sin \phi) \frac{\partial f_4}{\partial \delta_e} \gg$$

$$\sum_{i=1,2,5,8,9} (m_{4i} \cos \phi - m_{9i} \sin \phi) \frac{\partial f_i}{\partial \delta_e}$$

则 $\mathbf{K}_p(1,1)$ 项主要由第 4 项决定大小与符号,即

$$\mathbf{K}_p(1,1) \approx (m_{44} \cos \phi - m_{94} \sin \phi) \frac{\partial f_4}{\partial \delta_e} \quad (14)$$

式中

$$\begin{aligned} m_{44} &= I_x I_z + O(\Delta x, \Delta y, \Delta z, I_{yz}, I_{xy}, I_{xz}, \\ & dI_x, dI_y, dI_z, dI_{xz}) / (I_x I_y I_z) + O(\Delta x, \Delta y, \Delta z, I_{yz}, \\ & I_{xy}, I_{xz}, dm, dI_x, dI_y, dI_z, dI_{xz}) \approx I_x I_z / (I_x I_y I_z) = 1/I_y \\ m_{94} &= -I_x I_{yz} + O(\Delta x, \Delta y, \Delta z, I_{yz}, I_{xy}, I_{xz}, \\ & dm, dI_x, dI_y, dI_z, dI_{xz}) / \\ & (I_x I_y I_z) + O(\Delta x, \Delta y, \Delta z, I_{yz}, I_{xy}, I_{xz}, dm, \\ & dI_x, dI_y, dI_z, dI_{xz}) \approx -I_x I_{yz} / (I_x I_y I_z) = -I_{yz} / (I_y I_z) \\ \frac{\partial f_4}{\partial \delta_e} &= \frac{\partial \mathbf{M}}{\partial \delta_e} = C_{M\delta_e} Q S_w b \end{aligned}$$

结构损伤引起的质量变化、重心偏移和非对

称增益矩阵的顺序主子式符号不发生改变. 在这一节中,将结合非对称结构受损飞机的特性与实际情况来讨论这两个前提能否得到满足.

文献[9]提出了关联矩阵与高频增益矩阵的算法. 针对式(6)的非对称结构受损飞机,由文献[9]提出的算法,推导出系统高频增益矩阵表达式:

称产生的附加转动惯量都很小,将高阶小量忽略,得到 m_{44}, m_{94} 的表达式. 其中 m_{44} 仅与飞机正常情况下的转动惯量有关,对结构损伤不敏感,受损前后基本不变. m_{94} 与损伤产生的附加转动惯量成正比,量值与损伤程度正相关. 从推导出的表达式可以看出, \mathbf{M}^{-1} 中元素对损伤敏感的原因为与损伤产生的附加量成正比. 在可重构控制的损伤范围内,附加量非常小.

将推导出的 m_{44}, m_{94} 表达式代入式(14),有

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_p(1,1) &\approx \left(\frac{1}{I_y} \cos \phi + \frac{I_{yz}}{I_y I_z} \sin \phi \right) C_{M\delta_e} Q S_w b = \\ &\left[\frac{1}{I_y}, \frac{I_{yz}}{I_y I_z} \right] \begin{bmatrix} \cos \phi \\ \sin \phi \end{bmatrix} C_{M\delta_e} Q S_w b = \mathbf{K}_1 \mathbf{K}_2 \mathbf{K}_3 \end{aligned} \quad (15)$$

式中,对于转动惯量项 \mathbf{K}_1 ,显然所有元素均大于零,且不会发生变号;对于姿态角项 \mathbf{K}_2 ,在合理损伤范围内,平飞所需姿态角 $\phi \ll 90^\circ$,故其元素均大于零,且不会发生变号;对于效率导数项 \mathbf{K}_3 ,由于飞机的升降舵处于重心之后,且受损后重心向 x 轴正向偏移,不会出现重心偏移到升降舵后面的情况,所以升降舵正偏总会产生负向的俯仰力矩,即 $\mathbf{K}_3 < 0$,且不会发生变号. 综上,高频增益矩阵一阶顺序主子式不会发生变号的情况.

$\mathbf{K}_p(2,2)$ 的分析与 $\mathbf{K}_p(1,1)$ 类似. 计算可知 $\mathbf{K}_p(2,2)$ 同样不会由于结构损伤而发生变号的情况.

讨论二阶顺序主子式的符号. 由于 $\mathbf{K}_p(1,1)$ 与 $\mathbf{K}_p(2,2)$ 不会发生变号情况,所以二阶顺序主子式若发生变号, $\mathbf{K}_p(2,1)$ 与 $\mathbf{K}_p(1,2)$ 必须达到 $\mathbf{K}_p(1,1)$ 与 $\mathbf{K}_p(2,2)$ 相同的数量级. 以 $\mathbf{K}_p(2,1)$ 为例来分析其可能性.

计算可得

$$\frac{(m_{4i} \sin \phi + m_{9i} \cos \phi)}{\cos \theta} \frac{\partial f_i}{\partial \delta_e} \ll \frac{\mathbf{K}_p(1,1)}{6}$$

即 $\mathbf{K}_p(2,1)$ 的平均值远小于 $\mathbf{K}_p(1,1)$ 的平均值.

分析其原因,是由于 $K_p(2,1)$ 每项中都存在结构损伤引起的附加项,而不像 $K_p(1,1)$ 中第 4 项,构成元素都是对损伤不敏感项。

一般损伤情况下,附加耦合项必然远小于直接控制项。若假设 $K_p(2,1)$ 能够达到与 $K_p(1,1)$ 相同的数量级,则上式取等号,以第 1 项为例,估算此时的重心偏移量,有

$$\frac{K_p(1,1)}{6} = \frac{(m_{41} \sin \phi + m_{91} \cos \phi)}{\cos \theta} \frac{\partial f_1}{\partial \delta_e} \quad (16)$$

两边展开,有

$$\frac{m \Delta y}{I_z} \frac{\partial f_1}{\partial \delta_e} = \frac{1}{I_y} \frac{\partial f_4}{\partial \delta_e} \frac{1}{6} \quad (17)$$

$$\Delta y = 8.1380 > b = 1.9025$$

重心偏移已经大于翼展,此时的结构损伤已不合常理。事实上,在文献[10]中提到,翼尖损伤对重心偏移影响很小。即使机翼折断 50% 时, Δy 仍小于半翼展的 2.5%。当今最大的民用客机,空客 A380 的翼展为 79.8 m,对应侧向重心偏移 $\Delta y < 1$ 。若重心偏移量以及各项损伤产生的转动惯量足够大,使

$$K_p(1,1) \approx K_p(2,1)$$

此时, $\Delta y \gg 1$, 机翼的损伤情况一定超过 50%, 飞机结构损伤非常严重,升力面积减少,控制能力大幅下降,将难以维持平飞;另外,当今绝大多数大型民用客机均采用翼下吊挂发动机布局,超过 50% 的损伤将会导致发动机与机体脱离。同时还可能会伴随液压系统失效,燃油泄漏等问题。在此种严重的损伤情况下讨论重构控制已经没有意义。 $K_p(1,2)$ 可以得出相同的结论。因此,通过前面的估算与对合理性的讨论可以得出结论, $K_p(2,1)$ 、 $K_p(1,2)$ 不会达到与 $K_p(1,1)$ 、 $K_p(2,2)$ 相同的数量级。进而推出结论,二阶顺序主子式符号不会发生改变。

综上,针对常规布局非对称结构受损飞机,以升降舵、方向舵为控制量,俯仰角、偏航角为输出量的多变量模型参考自适应控制器设计的两个关键前提条件均可以得到满足。

4 系统仿真

4.1 受损算例描述

飞机的非对称结构损伤包括翼尖折断、机翼穿孔和水平安定面损伤等等。其中,单侧翼尖折断是一种比较典型的非对称结构损伤情况。在本文中,选取飞机左侧翼尖受损为 5%, 10%, 15%, 20%, 25%, 30% 几种损伤程度进行配平。在配平

中发现,当受损程度为 20% 时,平飞所需副翼舵偏已经接近舵偏极限。因此,在仿真中受损模型选择左侧翼尖受损 20% 的情况。

4.2 自适应控制器设计

对于正常飞机模型 (A_0, B_0, C_0) 以及受损 20% 飞机模型 (A_d, B_d, C_d) , 可以分别确定传递函数 $G_0(s) = C_0(sI - A_0)^{-1}B_0$ 和 $G_d(s) = C_d(sI - A_d)^{-1}B_d$ 所有零点均稳定,严格正定且满秩,可观测量指数为 $v=4$ 。并且关联矩阵不变,参数 a 取 1。

对于高频增益矩阵,验证可知受损前后均有界且非奇异,顺序主子式分别为

$$\Delta_1 = -0.8470 \quad \Delta_2 = 0.4709$$

$$\Delta_{1d} = -0.8630 \quad \Delta_{2d} = 0.4818$$

如上一节分析,符号没有发生改变。

对于多变量模型参考自适应控制器,选择:

$$\Lambda(s) = s^3 + 9s^2 + 27s + 27$$

$$A_F(s) = [I, sI, s^2I]^T$$

可以得到 $w_1(t), w_2(t)$ 。选择 $f(s) = (s+3)^2$ 以及合适参数,构建控制律(10)和自适应律(11)。对非对称损伤飞机的非线性模型为对象进行仿真,同时以传统的 PID (Proportion Integration Differentiation) 控制器作为仿真对比。

4.3 仿真结果

根据《有人驾驶飞机自动驾驶仪通用规范》,输入通常取 5° 左右观察飞机各姿态影响。在仿真中,参考指令取 $\Delta r(t) = [5, 5]^T$, 即给出俯仰角指令 5° , 偏航角指令 5° 。仿真结果如图 1 和图 2 所示。

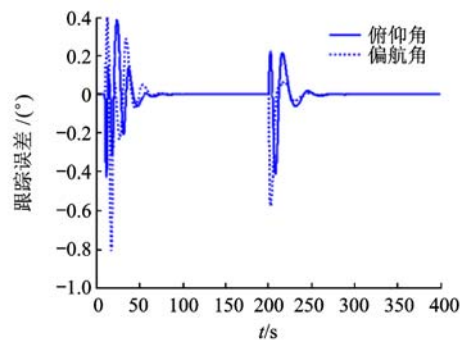


图 1 俯仰角、偏航角跟踪误差

图 1、图 2 分别为跟踪误差和舵面偏转角度。在指令姿态稳定,发生损伤后,误差出现小幅波动,经过控制器自适应参数调整后又重新收敛于零。为补偿不对称损伤造成的横向干扰力矩, δ_r 舵偏明显增大。

MRAC 控制器与传统 PID 控制器效果对比如图 3 和图 4 所示。由于非对称损伤带来的模型不

确定变化,导致PID控制下的偏航响应发散,而MRAC控制下的响应良好.仿真结果表明MRAC控制器比PID控制器具备更好的控制能力.

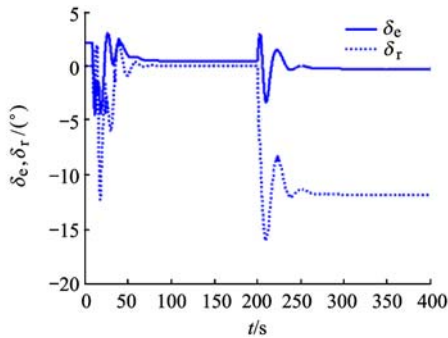


图2 升降舵、方向舵舵偏角度

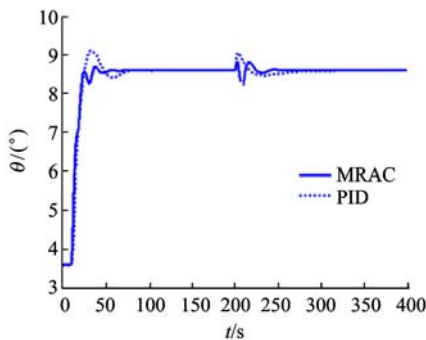


图3 不同控制器下俯仰角响应

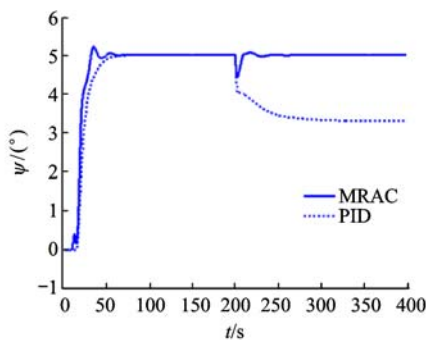


图4 不同控制器下偏航角响应

5 结论

本文研究了非对称结构受损飞机的多变量模

型参考自适应控制.结合受损飞机特性,推导了系统关联矩阵和高频增益矩阵表达式,针对其不变性给出了一般性证明,从理论上确立了模型参考自适应方法用于非对称结构受损飞机的理论可行性,并以左侧翼尖受损的GTM^[10]为控制对象进行了仿真验证.结果表明:多变量模型参考自适应控制器可以对翼尖损伤造成的影响进行补偿,保证系统闭环的稳定性,使系统输出与参考指令信号的误差收敛于零,比传统的PID控制效果更好.

参考文献 (References)

- [1] Ouellette J A. Flight dynamics and maneuver loads on a commercial aircraft with discrete source damage [D]. Blacksburg, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2010
- [2] Nguyen N, Krishnakumar K, Kaneshige J. Dynamics and adaptive control for stability recovery of damaged asymmetric aircraft [R]. AIAA-2006-6049, 2006
- [3] Bacon B J, Gregory I M. General equations of motion for a damaged asymmetric aircraft [R]. AIAA-2007-6306, 2007
- [4] Liu Yu, Tao Gang. Multivariable MRAC for aircraft with abrupt damages [C]//Proceedings of 2008 American Control Conference. Seattle, WA: American Automatic Control Council, 2008: 2981-2986
- [5] Liu Yu, Tao Gang. Multivariable MRAC using Nussbaum gains for aircraft with abrupt damages [R]. AIAA 2008-5207, 2008
- [6] Guo Jiaying, Tao Gang, Liu Yu. Multivariable adaptive control of NASA generic transport aircraft model with damage [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2011, 34(5): 123-135
- [7] Guo Jiaying, Tao Gang. A multivariable MRAC scheme applied to the NASA GTM with damage [R]. AIAA 2010-8014, 2010
- [8] Liu Yu, Tao Gang, Joshi S M. Modeling and model reference adaptive control of aircraft with asymmetric damage [R]. AIAA-2009-5617, 2009
- [9] 郑大钟. 线性系统理论 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1999: 126-128
Zheng Dazhong. Linear system theory [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1999: 126-128 (in Chinese)
- [10] Shah G H. Aerodynamic effects and modeling of damage to transport aircraft [R]. AIAA 2008-6023, 2008

(编辑:刘登敏)