

# 结构受损飞机动力学模型与飞行控制方法

钟友武 倪少波 杨凌宇 申功璋

(北京航天自动控制研究所, 北京 100854) (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:** 为实现对结构部分受损飞机的安全控制, 建立了其动力学模型, 通过分析将结构受损飞机的旋转运动分解为正常飞机旋转运动和由于受损引起的扰动运动, 将结构受损飞机的控制转化为对扰动等不确定性因素的抑制问题. 提出了一种基于扩张状态观测器的轨迹线性化控制方法进行飞行控制律设计, 使系统具有较强的鲁棒性. 仿真结果表明: 当飞机右侧机翼缺损 15% 半翼展长时, 控制系统能实现结构受损飞机的解耦控制, 角速度响应能较好地跟踪指令, 有效抑制了结构受损带来的不确定性和扰动.

**关键词:** 结构受损; 动力学模型; 飞行控制; 扩张状态观测器; 轨迹线性化控制

中图分类号: V 249.1

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2013)02-0154-05

## Dynamic model and flight control method for structure damaged aircraft

Zhong Youwu Ni Shaobo

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Yang Lingyu Shen Gongzhang

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

**Abstract:** The dynamic model of a structure damaged aircraft was presented, for designing flight control law to ensure flight safety when the aircraft structure damaged partially. After analyzing the dynamic model, the rotational motion of structure damaged aircraft could be decomposed to normal aircraft rotational motion and disturbance motion by structural damage. The control of structure damaged aircraft could be translated to suppress the disturbance motion and uncertainties. A trajectory linearization control method based on extended state observer was proposed to design the robust flight control law. The simulation results indicate that, the flight control system can achieve the decouple control of the aircraft when the right wing lost 15%. And the attitude rate response follows the command well. The control system can endure the uncertainties and disturbance because of structure damage.

**Key words:** structure damage; dynamic model; flight control; extended state observer; trajectory linearization control

结构损伤给飞行安全带来了极大的威胁, 造成严重的生命和财产损失<sup>[1-3]</sup>, 如 1985 年日本航空一架 B747 因立尾脱落坠毁, 导致 520 人死亡; 2003 年一架 A300 在伊拉克受地空导弹袭击左机翼严重受损, 飞行员控制飞机迫降成功<sup>[1-3]</sup>. 因此, 可探索在部分结构受损情况下的飞行控制, 针

对结构损伤的飞行控制扩展了传统容错飞行控制的研究范围, 需要综合考虑气动、结构、推进和控制等因素, 是一个多学科综合问题.

美国 NASA 启动了 IRAC (Integrated Resilient Aircraft Control) 计划, 在传统布局飞机结构受损情况下的建模和控制方法研究上取得了一些阶段

收稿日期: 2011-11-30; 网络出版时间: 2013-01-23 09:48

网络出版地址: [www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130123.0948.008.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130123.0948.008.html)

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60804007)

作者简介: 钟友武(1981-), 男, 湖南涟源人, 工程师, zhongyw@asee.buaa.edu.cn.

性成果,如通过风洞试验对其气动特性进行建模与分析<sup>[3]</sup>,采用基于神经网络的混合自适应控制方法进行飞行控制系统的设计<sup>[4-7]</sup>,做出了开拓性的贡献,但控制系统结构较为复杂。

本文首先建立了结构受损飞机的动力学模型,在对动力学特性进行分析的基础上,提出一种非线性鲁棒控制方法进行飞行控制律的设计,并通过数学仿真验证了方法的有效性。

### 1 结构受损飞机旋转动力学模型

当飞机的结构受损时,常伴有部分升力面或机翼的脱落,其重心会发生偏移,选取飞机受损前的重心  $O$  为参考点,  $\bar{\rho} = [\Delta x, \Delta y, \Delta z]^T$  为飞机受损后重心相对点  $O$  的偏移向量,建立关于点  $O$  的平移运动和旋转运动方程<sup>[8]</sup>:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{F} &= m \frac{d\mathbf{V}_O}{dt} + m \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} \times \bar{\rho} + m\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}_O + \\ &\quad m\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \bar{\rho}) \\ \mathbf{M} &= m\mathbf{V}_O \times (\boldsymbol{\omega} \times \bar{\rho}) + m\bar{\rho} \times \frac{d\mathbf{V}_O}{dt} + \mathbf{I} \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} + \\ &\quad m\boldsymbol{\omega} \times (\bar{\rho} \times \mathbf{V}_O) + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中  $m$  为受损飞机的质量;  $\mathbf{V}_O = [u, v, w]^T$  为点  $O$  的速度;  $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$  为飞机绕点  $O$  的角速度;  $\mathbf{F} = [F_x, F_y, F_z]^T$  为飞机所受合外力;  $\mathbf{M}_O = [L, M, N]^T$  为关于点  $O$  的合外力矩;  $\mathbf{I}$  为受损飞机的转动惯量阵。

对结构受损飞机进行稳定控制,其关键是角速度的控制,因此本文采用角速率指令跟踪模式进行控制器设计,由式(1)可得角速度方程:

$$(\mathbf{I} - \Delta\mathbf{I}_C) \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} = -\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I} - \Delta\mathbf{I}_C) \boldsymbol{\omega} + \mathbf{M} - \mathbf{D}\mathbf{F} \quad (2)$$

式中 
$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & -\Delta z & \Delta y \\ \Delta z & 0 & -\Delta x \\ -\Delta y & \Delta x & 0 \end{bmatrix}$$

$$\Delta\mathbf{I}_C \triangleq -m\mathbf{D}^2 =$$

$$m \begin{bmatrix} (\Delta y^2 + \Delta z^2) & -\Delta x\Delta y & -\Delta x\Delta z \\ -\Delta x\Delta y & (\Delta x^2 + \Delta z^2) & -\Delta y\Delta z \\ -\Delta x\Delta z & -\Delta y\Delta z & (\Delta x^2 + \Delta y^2) \end{bmatrix}$$

令  $\bar{\mathbf{I}} = \mathbf{I} - \Delta\mathbf{I}_C$ , 式(2)可写为

$$\bar{\mathbf{I}}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\omega} \times \bar{\mathbf{I}}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{M}^*(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) + \Delta\bar{\mathbf{M}}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) \quad (3)$$

式中  $\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}$  均为参数向量;  $\mathbf{M}^*$  和  $\Delta\bar{\mathbf{M}}$  分别为正常飞机的各轴气动力矩和受损飞机相对正常飞机的

力矩增量,且

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{M}^*(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) &= [C_l^* QS_W b, C_m^* QS_W c_A, C_n^* QS_W b]^T \\ \Delta\bar{\mathbf{M}}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) &= [\Delta\bar{C}_l QS_W b, \Delta\bar{C}_m QS_W c_A, \Delta\bar{C}_n QS_W b]^T \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中  $Q$  为动压;  $S_W$  为机翼面积;  $c_A$  为平均气动弦长;  $b$  为翼展;  $C_i^* (i=l, m, n)$  为正常飞机的各轴力矩系数;  $\Delta\bar{C}_i (i=l, m, n)$  为正常受损飞机相对正常飞机等效力矩系数增量:

$$\left. \begin{aligned} \Delta\bar{C}_l &= \Delta C_l - \Delta y C_{L_l}/b + \Delta z C_{Y_l}/b - \\ &\quad mg \cos \theta (\Delta y \cos \phi - \Delta z \sin \phi) / (QS_W b) \\ \Delta\bar{C}_m &= \Delta C_m + \Delta x C_{L_l}/c_A - \Delta z C_{D_l}/c_A + \\ &\quad mg (\Delta x \cos \theta \cos \phi + \Delta z \sin \theta) / (QS_W c_A) \\ \Delta\bar{C}_n &= \Delta C_n - \Delta x C_{Y_l}/b + \Delta y C_{D_l}/b - \\ &\quad mg (\Delta x \sin \phi \cos \theta + \Delta y \sin \theta) / (QS_W b) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中  $C_L, C_Y$  和  $C_D$  分别为升力、侧力和阻力系数;  $\phi$  和  $\theta$  分别为滚转角和俯仰角;  $\Delta C_i (i=l, m, n)$  为受损飞机相对正常飞机的各轴力矩系数增量。

当飞机的结构受损时,飞机重心发生偏移,关于纵轴的对称性遭到破坏,飞机的纵、横向运动耦合加剧;其气动特性也会发生明显的变化,带来严重的不确定性。此外,质量和转动惯量也会发生较大的变化。令

$$\bar{\mathbf{I}} = \mathbf{I}^* + \Delta\mathbf{I} \quad (6)$$

式中  $\mathbf{I}^*$  为正常飞机的转动惯量矩阵;  $\Delta\mathbf{I}$  为损伤带来的转动惯量增量。式(3)可写为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{f}^*(\mathbf{x}) + \mathbf{g}^*(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) + \Delta\mathbf{f}(\mathbf{x}) + \Delta\mathbf{g}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) \quad (7)$$

式中

$$\begin{aligned} \mathbf{f}^*(\mathbf{x}) &= \mathbf{I}^{*-1} \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}^* \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{g}^*(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) &= \mathbf{I}^{*-1} \mathbf{M}^*(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) \\ \Delta\mathbf{f}(\mathbf{x}) &= \bar{\mathbf{I}}^{-1} \boldsymbol{\omega} \times \bar{\mathbf{I}}\boldsymbol{\omega} - \mathbf{f}^*(\mathbf{x}) \\ \Delta\mathbf{g}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) &= \bar{\mathbf{I}}^{-1} [\Delta\bar{\mathbf{M}}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) + \mathbf{M}^*(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})] - \mathbf{g}^*(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) \end{aligned}$$

因此,结构受损飞机的旋转运动可视为正常飞机旋转运动和由于受损引起扰动运动的共同作用:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\omega}} &= \dot{\boldsymbol{\omega}}^* + \Delta\dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}^* &= \mathbf{f}^*(\mathbf{x}) + \mathbf{g}^*(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) \\ \Delta\dot{\boldsymbol{\omega}} &= \Delta\mathbf{f}(\mathbf{x}) + \Delta\mathbf{g}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) = \Delta\mathbf{F}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中  $\mathbf{f}^*(\mathbf{x})$  和  $\mathbf{g}^*(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})$  为已知函数向量,参数可以根据正常飞机选取;  $\Delta\mathbf{F}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})$  可视为由于飞机结构受损带来的影响,由于结构受损往往为突发事件,其参数难以预测和估计,可视作系统的强烈

不确定性. 因此, 结构受损飞机的控制可转化为对不确定性因素的适应抑制与适应问题.

## 2 结构受损飞机飞行控制方法

由于结构受损飞机的气动特性呈现复杂的非线性特点<sup>[8]</sup>, 因此, 需要采用非线性控制方法进行设计. 轨迹线性化控制( TLC, Trajectory Linearization Control) 方法可视为理想的增益调参方法, 对标称轨迹的误差闭环系统关于原点指数稳定, 对各种干扰和不确定性具有一定的鲁棒性, 是一种新型非线性控制方法<sup>[9-10]</sup>. 但当存在严重不确定性和外部扰动的时, TLC 方法仍存在一定的局限性, 控制性能会显著降低甚至失效<sup>[11]</sup>. 飞机结构受损为其旋转运动带来了强烈的不确定性因素, 为其控制律的设计带来了新的挑战. 本文将扩张状态观测器<sup>[12]</sup>和 TLC 方法相结合, 建立基于干扰补偿的控制新策略, 提出基于扩张状态观测器的 TLC 方法, 并进行结构受损飞机飞行控制律的设计.

结构受损飞机飞行控制系统结构如图 1 所示, 系统设计主要包括: ①伪动态逆前馈通道, 根据期望的系统输出值产生标称控制输入; ②利用 PD( Parallel Differential) 谱配置方法<sup>[9-10]</sup>对误差的线性时变系统设计线性时变控制器, 镇定动态误差; ③设计扩张状态观测器估计系统干扰以构成补偿信号.

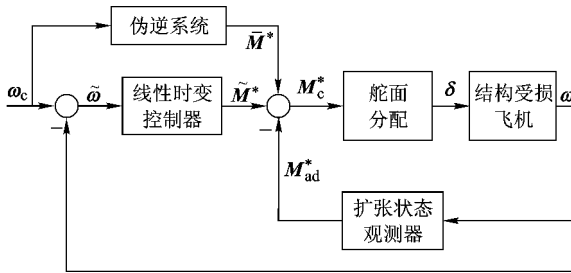


图 1 结构受损飞机飞行控制系统结构

设期望姿态角速度模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_{x_m} \\ \dot{\omega}_{y_m} \\ \dot{\omega}_{z_m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{\omega_x}(\omega_{x_c} - \omega_{x_m}) \\ k_{\omega_y}(\omega_{y_c} - \omega_{y_m}) \\ k_{\omega_z}(\omega_{z_c} - \omega_{z_m}) \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中  $k_{\omega_x}$   $k_{\omega_y}$   $k_{\omega_z}$  根据期望动态特性确定.

假设  $\Delta F(x, \delta) = 0$ , 对式(7) 求逆可得标称力矩指令:

$$\bar{M}^* = I^* \dot{\omega}_m - \omega_m \times I^* \omega_m \quad (10)$$

由于标称力矩指令为前馈控制, 为了实现对角速度指令的精确跟踪, 需要对跟踪误差进行镇

定. 将式(7) 沿标称轨迹进行线性化, 得到关于角速度误差的线性时变系统:

$$\dot{\tilde{\omega}} = A(t) \tilde{\omega} + B(t) \tilde{M}^* \quad (11)$$

式中  $A(t) = \frac{\delta f^*}{\delta \omega} |_{\omega_m}$ ;  $B(t) = I^{*-1}$ ; 上标 “~” 表示误差. 为使角速度误差收敛到零, 可设计时变 PI (Proportional Integral) 控制器:

$$\tilde{M}^* = -K_p(t) \tilde{\omega} - K_I(t) \int \tilde{\omega} dt \quad (12)$$

式中  $K_p(t)$   $K_I(t)$  分别为比例、积分增益矩阵. 令  $\eta_1 = \int \tilde{\omega} dt$   $\eta_2 = \tilde{\omega}$ , 则闭环系统为

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I_{3 \times 3} \\ -B(t)K_I(t) & A(t) - B(t)K_p(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

令期望的闭环动态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I_{3 \times 3} \\ D_1(t) & D_2(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\left. \begin{aligned} D_1(t) &= \text{diag}(-\varepsilon_{11}(t), -\varepsilon_{12}(t), -\varepsilon_{13}(t)) \\ D_2(t) &= \text{diag}(-\varepsilon_{21}(t), -\varepsilon_{22}(t), -\varepsilon_{23}(t)) \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

式中  $\varepsilon_{ij}$  ( $i=1, 2; j=1, 2, 3$ ) 根据 PD 谱配置<sup>[9]</sup> 确定. 设期望时变闭环系统的 PD 特征值为

$$\rho_{j1, 2} = -\zeta_j \omega_j(t) \pm j \omega_j(t) \sqrt{1 - \zeta_j^2} \quad (16)$$

式中  $\zeta_j$  和  $\omega_j(t)$  分别为各通道误差系统的期望阻尼比和固有频率, 为了保证闭环系统稳定, 必须有  $\zeta_j > 0$   $\omega_j(t) > 0$  ( $\forall t > 0$ ). 根据 PD 谱配置方法, 可得时变参数为

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_{1j}(t) &= \omega_j^2(t) \\ \varepsilon_{2j}(t) &= 2\zeta_j \omega_j(t) - \frac{\dot{\omega}_j(t)}{\omega_j(t)} \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

$j = 1, 2, 3$

综合式(13) 和式(14) 可得增益阵的解析形式:

$$\left. \begin{aligned} K_p(t) &= -B^{-1}(t) [D_2(t) - A(t)] \\ K_I(t) &= -B^{-1}(t) D_1(t) \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

引入“伪控制量”  $U(t) = I^{*-1} M^*(x, \delta)$   $x_1 = \omega_x$   $x_2 = \omega_y$   $x_3 = \omega_z$ , 则多变量系统式(7) 第  $i$  ( $i=1, 2, 3$ ) 个通道的输入输出关系为

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_i &= f_i^*(x) + U_i + \Delta F_i \\ y_i &= x_i \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

将总扰动  $d_i$  扩张为新的状态  $x_{i2} = \Delta F_i$ , 且令  $x_{i1} = x_i$   $\Delta \dot{F}_i = \dot{x}_{i2} = -w$ , 式(19) 的扩张系统为

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_{i1} &= f_i^* + U_i + x_{i2} \\ \dot{x}_{i2} &= -w_i(t) \\ y_i &= x_{i1} \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

设计扩张状态观测器:

$$\left. \begin{aligned} e_{i1} &= z_{i1} - y_i \\ f_c &= e_{i1} \\ f_{c1} &= \text{fal}\left(e_{i1}, \frac{1}{2}, \gamma\right) \\ \dot{z}_{i1} &= z_{i2} - \beta_{i1}f_c + f_i + U_i \\ \dot{z}_{i2} &= -\beta_{i2}f_{c1} \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

式中  $\text{fal}(e, \alpha, \gamma) = \begin{cases} |e|^\alpha \text{sign}(e) & |e| > \gamma \\ e/\gamma^{1-\alpha} & |e| \leq \gamma \end{cases}$

通过设计合适的参数  $\beta_{i1}, \beta_{i2}$ , 可使  $z_{i1} \rightarrow x_{i1}, z_{i2} \rightarrow x_{i2} = d_i$ . 令  $e_{i2} = z_{i2} - x_{i2}$ , 下面通过定理 1 给出扩张状态观测器的收敛条件, 以改进文献 [13] 中的条件.

定义:

$$\begin{aligned} g_1(e_{i1}) &= \beta_{i2} |f_{c1}(e_{i1})| / (k\beta_{i1}) \\ h_2(e_{i1}, e_{i2}) &= e_{i2} - \beta_{i1}e_{i1} + kg_1(e_{i1}) \text{sign}(e_{i1}) \\ g_2(e_{i1}, e_{i2}) &= \begin{cases} |h_2(e_{i1}, e_{i2})| & |h_2(e_{i1}, e_{i2})| > g_1(e_{i1}) \\ g_1(e_{i1}) & |h_2(e_{i1}, e_{i2})| \leq g_1(e_{i1}) \end{cases} \end{aligned}$$

定理 1 假设  $|w(t)| \leq W$ , 若

$$\beta_{i1}^2 > \frac{(k+1)^2 c \beta_{i2}}{k} \left| \frac{\partial f_{c1}}{\partial e_{i1}} \right| \quad c > 1 \quad k > 1 \quad (22)$$

则存在包含原点的闭区域:

$$G_0 = \left\{ (e_{i1}, e_{i2}) \mid \beta_{i1}g_2(e_{i1}, e_{i2}) \leq \frac{c}{c-1}W \right\}$$

使误差轨线  $(e_{i1}, e_{i2})$  具有如下性质:

1) 轨线将于有限时间到达区域  $G_0 \cup G_2$  的边界, 并被约束在其内部 (区域  $G_2 = \{(e_{i1}, e_{i2}) \mid |e_{i2} - \beta_{i1}e_{i1} + kg_1(e_{i1}) \text{sign}(e_{i1})| \leq g_1(e_{i1})\}$ );

2) 轨线将于有限时间到达区域  $G_0$  的边界, 并被约束在其内部.

记  $z_2 = [z_{21}, z_{22}, z_{32}]^T$ , 上标“ $\hat{\cdot}$ ”表示估计值, 则可设计补偿控制律:

$$M_{ad}^* = I^* \Delta \hat{F} = I^* z_2 \quad (23)$$

因此, 基于扩张状态观测器的轨迹线性化控制律为

$$M^* = \bar{M}^* + \tilde{M}^* - M_{ad}^* \quad (24)$$

定理 2 当式 (7) 采用由式 (10)、式 (12)、式 (23) 及式 (24) 构成的控制律, 对参数  $0 < \theta_{1,2} < 1, \epsilon_2 \geq c_1 > 0, \epsilon_4 \geq c_3 > 0$  及  $\Gamma > 0$ , 扩张状态观测器的估计

误差界  $\varepsilon \geq \|\Delta F - \Delta \hat{F}\|$  满足:

$$\varepsilon \leq \frac{\theta_2 \theta_1 c_3}{2c_2} \sqrt{\frac{c_1}{c_2}} \rho \quad \rho = \min \left\{ r, \frac{(1-\theta_1)c_3}{2c_2 \Gamma} \right\} \quad (25)$$

则对所有  $\|\tilde{x}(t_0)\| < \sqrt{c_1/c_2} \rho$ , 闭环系统的解满足:

$$\|\tilde{x}(t)\| \leq k e^{-\gamma(t-t_0)} \|\tilde{x}(t_0)\| \quad \forall t_0 \leq t \leq t_1 \quad (26)$$

其中  $k = \sqrt{\frac{c_2}{c_1}}, \gamma = \frac{(1-\theta_2)\theta_1 c_3}{2c_2}$

且对有限时刻  $t_1$ , 有

$$\|\tilde{x}\| \leq b \quad \forall t \geq t_1 \quad (27)$$

其中  $b = \frac{2c_2}{c_3} \sqrt{\frac{c_2}{c_1}} \frac{\varepsilon}{\theta_1 \theta_2}$

定理 1、定理 2 给出了扩张状态观测器的收敛条件和控制系统的稳定条件, 其证明见文献 [8]. 控制器最终给出 3 轴力矩指令  $M^*(x, \delta)$ , 并通过控制分配获得飞机正常舵面的偏转指令  $\delta_c$ , 以产生期望的力矩. 控制分配采用基排序最优控制分配方法 [14-15].

### 3 仿真算例

以某大展弦比飞翼布局飞机为背景进行仿真验证. 该飞机含内升降副翼 ( $\delta_{1l}, \delta_{1r}$ )、外升降副翼 ( $\delta_{2l}, \delta_{2r}$ ) 和开裂式方向舵 ( $\delta_{3l}, \delta_{3r}$ ) [8]. 假设飞机右侧机翼缺损 15% (相对半翼展长), 此时右侧开裂式方向舵  $\delta_{3r}$  失效, 受损飞机模型的气动数据采用计算流体力学方法获得. 仿真初始条件取高度为 10 km,  $Ma$  为 0.6, 仿真步长为 0.01 s, 且假设本文飞行控制律中采用的飞机正常时的气动数据和转动惯量等存在 20% 的建模误差.

当对飞机进行俯仰角速度控制时, 3 轴角速度响应如图 2, 俯仰角速度跟踪效果良好; 由于结

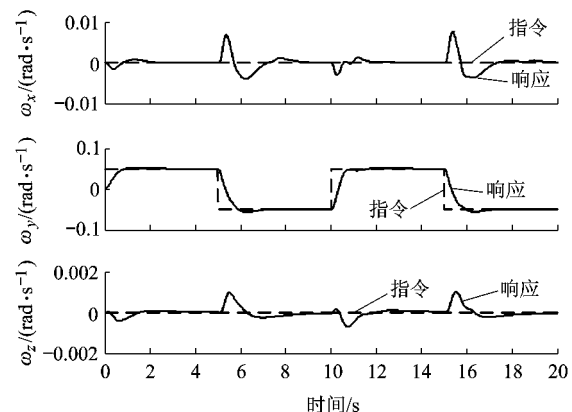


图 2 俯仰角速度指令下 3 轴角速度响应曲线

构受损飞机左右不对称,俯仰运动会耦合产生滚动运动,在控制系统的作用下滚动角速度比俯仰角速度要小一个数量级以上,较好地实现了解耦。如图3,除角速度指令发生改变的时刻外,各舵面在其他时刻也会发生偏转,这是由于飞机迎角一直处于变化状态,需要的平衡舵偏一直在发生变化。当同时对俯仰角速度和滚动角速度进行控制时,系统响应如图4,控制系统也能较好地实现指令跟踪,且偏航通道耦合很小。

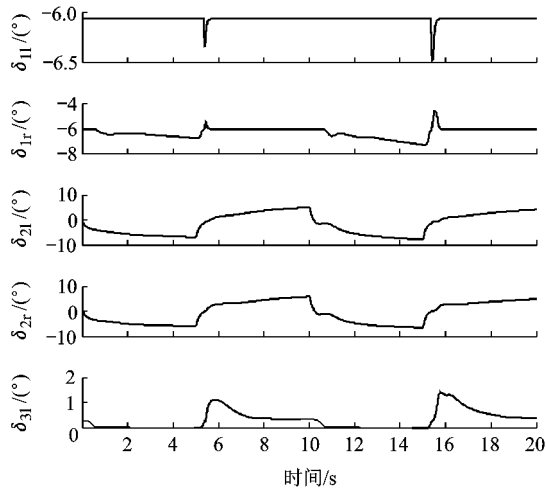


图3 俯仰角速度指令下舵面偏转曲线

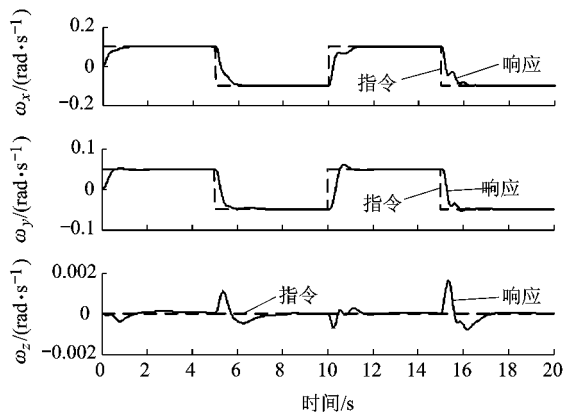


图4 3轴姿态角速度指令下角速度响应曲线

## 4 结束语

本文在建立结构受损飞机的动力学模型的基础上,将其控制问题转化为在正常飞机基础上对结构受损带来的扰动的抑制问题,并提出一种基于扩张状态观测器的轨迹线性化控制方法进行了飞行控制律的设计,实现了结构受损飞机的解耦控制,有效抑制了结构受损带来的系统扰动和不确定性。针对结构受损飞机的飞行控制扩展了传统容错飞行控制研究的范围,其工程应用仍需进

一步探索,包括飞行品质评价和系统实现等。

## 参考文献 (References)

- [1] Wolff M. Missile strike: a damaged A300 lands with thrust only [J]. *Flight Safety Australia* 2004 8(6): 22-24
- [2] Bramesfeld G, Maughmer M, Willits S. Piloting strategies for controlling a transport aircraft after vertical-tail loss [J]. *Journal of Aircraft* 2006 43(1): 216-225
- [3] Shah G H. Aerodynamic effects and modeling of damage to transport aircraft [R]. AIAA 2008-6203 2008
- [4] Nguyen N, Krishnakumar K. Hybrid intelligent flight control with adaptive learning parameter estimation [J]. *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, 2009 6(2): 171-185
- [5] Campbell S F, Nguyen N T, Kaneshige J, et al. Parameter estimation for a hybrid adaptive flight controller [R]. AIAA 2009-1803 2009
- [6] Nguyen N, Krishnakumar K, Kaneshige J, et al. Flight dynamics and hybrid adaptive control of damaged aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(3): 751-764
- [7] Nguyen N T, Bakhtiari N M. Hybrid adaptive flight control with bounded linear stability analysis [R]. AIAA 2007-6422, 2007
- [8] 钟友武. 先进布局飞机非线性容错飞行控制方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院 2010
- [9] Zhong Youwu. Research on nonlinear fault-tolerant flight control Approach for the advanced configuration aircraft [D]. Beijing: School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2010 (in Chinese)
- [10] Zhu J J. Nonlinear tracking and decoupling by trajectory linearization [R]. NASA Marshall Space Flight Center, 1998
- [11] Zhu J J, Hui Zeng A B. A type two trajectory linearization controller for a reusable launch vehicle—a singular perturbation approach [R]. AIAA 2004-5184 2004
- [12] Liu Y. Neural adaptive nonlinear tracking using trajectory linearization [D]. Ohio, USA: Ohio University 2007
- [13] 韩京清. 自抗扰控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 197-206
- [14] Han Jingqing. Active Disturbance rejection control technique [M]. Beijing: National Defence Industry Press 2008: 197-206 (in Chinese)
- [15] Huang Yi, Han Jingqing. Analysis and design for the second order nonlinear continuous extended states observer [J]. *Chinese Science Bulletin* 2000 45(21): 1938-1944
- [16] Yang Lingyu, Shen Gongzhang. A new optimal control allocation method for aircraft with multiple control effectors [R]. AIAA 2007-1052 2007
- [17] Yang Lingyu, Zhong Youwu, Shen Gongzhang. Control allocation and management for aircraft with multiple effectors [C] // Williamson D A. 2009 IEEE Aerospace Conference Proceedings. Montana: Institute of Electrical and Electronics Engineers, 2009: 1-8

(编辑: 刘登敏)