多操纵面飞机综合重构飞行控制方法

钟友武 杨凌宇 申功璋

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为提高飞机飞行安全性能,将被动重构控制与主动重构控制相结合,提出了一种综合重构飞行控制系统设计方法. 采用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. 针对多操纵面飞机,提出面向故障的操纵面管理概念,通过基排序最优控制分配方法以基底的形式对操纵面进行重新组合,并按照期望控制目标进行排序,实现在操纵面故障下的控制重构. 仿真结果表明,该控制系统能有效处理各种典型操纵面故障,在操纵面发生故障时仍能快速跟踪控制指令,保证较好的飞行性能.

关 键 词: 飞机; 重构飞行控制; 轨迹线性化控制; 控制分配

中图分类号: V 249. 1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)11-1320-05

Integrated reconfigurable flight control method for aircraft with multiple control effectors

Zhong Youwu Yang Lingyu Shen Gongzhang

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

Abstract: An integrated reconfigurable flight control design method, combining passive reconfigurable flight control with active reconfigurable flight control, was presented for enhancing flight safety. The robust flight control law was designed by the trajectory linearization control method. In addition, the concept of management of control effectors was proposed to regulate the remaining control effectors. The control reconfiguration under control effector failures was achieved by optimal basis-sequence control allocation method which recombined the available control effectors as bases of multidimensional space and sequenced them according to the control objective. The simulation results indicate that the integrated reconfigurable flight control system can deal with some typical failures of control effectors. And the control commands can be followed with relative good handling quality under control effectors failures.

Key words: aircraft; reconfigurable flight control; trajectory linearization control; control allocation

重构飞行控制能使飞机出现各种故障和损伤时仍保持较好的操纵品质,对提高飞行安全具有非常重要的意义[1]. 重构飞行控制方法可分为被动重构控制和主动重构控制两大类. 被动重构控制本质上是一种鲁棒设计方法,在设计时考虑到一些可能发生的故障,使得控制其在正常状态和这些故障状态都能够保持一定的工作性能[2-3],但该方法具有保守性,不能实现对所有故障的鲁棒性,也不能达到系统性能最优. 主动重构控制是根据故障信息进行控制律重新设计,来保障系统在不同的故障状态下仍有较好的控制效果[4-5],但该方法依赖于故障信息,其性能与故障诊断的可靠性与检测的准确性和时延密切相关. 由于先进布局飞机的多操纵面冗余特性,使得采用控制分配方法进行重构飞行控制成为可能[1, 4-5]. 基于被动重构控制与主动重构控制的优缺点,本文提出一种综合重构飞行控制方法,设计具有较强鲁棒性的飞行控制律实现被动重构的功能,并通

收稿日期: 2008-10-29

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60804007); 航空科学基金资助项目(20080751018)

作者简介: 钟友武(1981-),男,湖南涟源人,博士生, autozhong@163. com.

过操纵面管理实现主动重构.

1　重构飞行控制律

1.1　综合重构飞行控制方案

飞机是一个时变系统,飞行控制律设计必须考虑其时变特性. 轨迹线性化控制(TLC, Trajectory Linearization Control)方法[6-8]是一种新颖的非线性跟踪和解耦控制方法,将非线性跟踪问题转化成一个线性时变(LTV, Linear Time-Varying)稳定问题,然后通过 LTV 稳定性理论,使得整个闭环系统沿着标称轨迹达到局部指数稳定,具有较强的鲁棒性[7]. 飞机气流角微分方程为

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}\\ \dot{\beta}\\ \dot{\gamma}_s\end{bmatrix} = f(x) + g(x)\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix} \tag{1}$$

式中,$[\alpha,\beta,\gamma_s]^T$ 为飞机的气流角(迎角、侧滑角和速度轴滚转角);$\omega=[\omega_x,\omega_y,\omega_z]^T$ 为机体转动角速度;且

$$f(x)=\frac{1}{mV}\begin{bmatrix}-F_y/\cos\beta\\ F_z\\ F_y\tan\beta+(F_y\sin\gamma_s+F_z\cos\gamma_s)\tan\theta\end{bmatrix}$$

$$g(x)=\begin{bmatrix}-\cos\alpha\tan\beta & \sin\alpha\tan\beta & 1\\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0\\ \cos\alpha\sec\beta & -\sin\alpha\sec\beta & 0\end{bmatrix}$$

式中,$[F_x,F_y,F_z]^T$ 为合外力在气流系的分量;θ 为航迹倾斜角;m 为飞机质量;V 为速率. 由式(1)可知,$[\alpha,\beta,\gamma_s]^T$ 取决于机体转动角速度和合外力. 然而,合外力与 $[\alpha,\beta,\gamma_s]^T$ 关系密切,与飞机操纵量之间则没有直接联系,难以直接调节;机体转动角速度则与合外力矩关系密切,可通过调节气动舵面以改变合外力矩,从而产生 ω. 因此,$[\alpha,\beta,\gamma_s]^T$ 的控制可通过对力矩的控制来实现,控制器分为内、外两个回路,外回路根据气流角指令产生角速度指令,内回路生成力矩指令,每个回路的控制律均采用 TLC 方法进行设计,控制系统结构如图 1. 每个回路包括:①伪动态逆前馈通道,用以根据期望的系统输出值产生标称控制输入;②线性时变控制器,用于镇定由于建模误差、不确定性和故障引起的动态误差. 力矩指令通过操纵面管理与控制分配实现,当飞机操纵面出现故障时,操纵面管理实现控制指令的主动重构.

1.2　外回路控制律设计

对式(1)求逆,可得转动角速度标称指令:

$$\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix} = g^{-1}(x)\begin{bmatrix}\dot{\alpha}_m\\ \dot{\beta}_m\\ \dot{\gamma}_{sm}\end{bmatrix} + g^{-1}(x)f(x) \tag{2}$$

气流角期望模型及其导数可通过式(3)获得

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}_m\\ \dot{\beta}_m\\ \dot{\gamma}_{sm}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}k_\alpha(\alpha_c-\alpha_m)\\ k_\beta(\beta_c-\beta_m)\\ k_{\gamma_s}(\gamma_{sc}-\gamma_{sm})\end{bmatrix} \tag{3}$$

式中,k_α, k_β, k_{γ_s} 根据期望动态特性确定;下标 c 表示指令;下标 m 表示期望模型信号.

由于角速度标称指令为前馈控制,为了实现对气流角指令的精确跟踪,需要对跟踪误差进行镇定. 将式(1)沿标称轨迹线性化,得到关于误差 $[\tilde{\alpha},\tilde{\beta},\tilde{\gamma}_s]^T=[\alpha-\alpha_m,\beta-\beta_m,\gamma_s-\gamma_{sm}]^T$ 的线性时变动态系统:

$$\begin{bmatrix}\dot{\tilde{\alpha}}\\ \dot{\tilde{\beta}}\\ \dot{\tilde{\gamma}}_s\end{bmatrix} = A(t)\begin{bmatrix}\tilde{\alpha}\\ \tilde{\beta}\\ \tilde{\gamma}_s\end{bmatrix} + B(t)\begin{bmatrix}\tilde{\omega}_x\\ \tilde{\omega}_y\\ \tilde{\omega}_z\end{bmatrix} \tag{4}$$

式中,上标"~"表示误差,且

$$A(t)=\begin{bmatrix}(\omega_x\sin\alpha_m+\omega_y\cos\alpha_m)\tan\beta_m & \sigma_1 & 0\\ \omega_x\cos\alpha_m-\omega_y\sin\alpha_m & 0 & 0\\ -(\omega_x\sin\alpha_m+\omega_y\cos\alpha_m)\sec\beta_m & \sigma_2 & \sigma_3\end{bmatrix}$$

$$B(t)=\begin{bmatrix}-\cos\alpha_m\tan\beta_m & \sin\alpha_m\tan\beta_m & 1\\ \sin\alpha_m & \cos\alpha_m & 0\\ \cos\alpha_m\sec\beta_m & -\sin\alpha_m\sec\beta_m & 0\end{bmatrix}$$

$$\sigma_1 = -\sec\beta_m\tan\beta_m F_y/(mV) - (\omega_x\cos\alpha_m-\omega_y\sin\alpha_m)\sec^2\beta_m$$

$$\sigma_2 = \sec^2\beta_m F_y/(mV) +$$

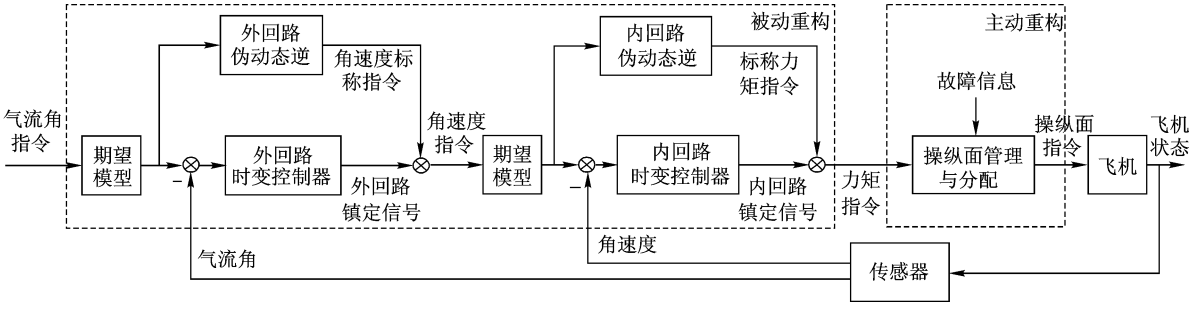

图 1　综合重构飞行控制系统结构

$$(\omega_x\cos\alpha_m - \omega_y\sin\alpha_m)\sec\beta_m\tan\beta_m$$

$$\sigma_3 = (F_y\cos\gamma_{sm} - F_z\sin\gamma_{sm})\tan\theta/(mV)$$

为使 $[\tilde{\alpha},\tilde{\beta},\tilde{\gamma}_s]^T$ 收敛到零,设计时变 PI(Proportional Integral)控制器获得外回路镇定信号:

$$\begin{bmatrix}\tilde{\omega}_x\\ \tilde{\omega}_y\\ \tilde{\omega}_z\end{bmatrix} = -K_{Po}(t)\begin{bmatrix}\tilde{\alpha}\\ \tilde{\beta}\\ \tilde{\gamma}_s\end{bmatrix} - K_{Io}(t)\begin{bmatrix}\tilde{\alpha}\int dt\\ \tilde{\beta}\int dt\\ \tilde{\gamma}_s\int dt\end{bmatrix} \tag{5}$$

式中,$K_{Po}(t)$和 $K_{Io}(t)$分别为时变比例、积分增益阵. 令 $\eta_1=[\tilde{\alpha}\int dt,\ \tilde{\beta}\int dt,\ \tilde{\gamma}_s\int dt]^T$, $\eta_2=[\tilde{\alpha},\tilde{\beta},\tilde{\gamma}_s]^T$,则闭环系统为

$$\begin{bmatrix}\dot{\eta}_1\\ \dot{\eta}_2\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\mathbf{0} & I_{3\times3}\\ -B(t)K_{Io}(t) & A(t)-B(t)K_{Po}(t)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\eta_1\\ \eta_2\end{bmatrix} \tag{6}$$

令期望的闭环动态方程为

$$\begin{bmatrix}\dot{\eta}_1\\ \dot{\eta}_2\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\mathbf{0} & I_{3\times3}\\ D_{1o}(t) & D_{2o}(t)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\eta_1\\ \eta_2\end{bmatrix} \tag{7}$$

式中,$D_{1o}(t)=\mathrm{diag}(-\varepsilon_{11o}(t),-\varepsilon_{12o}(t),-\varepsilon_{13o}(t))$; $D_{2o}(t)=\mathrm{diag}(-\varepsilon_{21o}(t),-\varepsilon_{22o}(t),-\varepsilon_{23o}(t))$; $\varepsilon_{ijo}(t)$ $(i=1,2;\ j=1,2,3)$为时变参数. 综合式(6)和式(7)可得

$$\left.\begin{aligned}K_{Po}(t) &= -B^{-1}(t)[D_{2o}(t)-A(t)]\\ K_{Io}(t) &= -B^{-1}(t)D_{1o}(t)\end{aligned}\right\} \tag{8}$$

对于线性时不变(LTI, Linear Time-Invariable)系统,可采用特征结构配置方法. 但由于系统(6)是线性时变的,因此不能沿用 LTI系统理论,文献[8]中提出的 PD(Parallel Differential)谱配置方法能有效解决 LTV系统的稳定性镇定问题. 设期望时变闭环系统的 PD特征值为

$$\rho_{j1,2} = -\zeta_{jo}\omega_{jo} \pm j\omega_{jo}(t)\sqrt{1-\zeta_{jo}^2}$$

式中,ζ_{jo}和 $\omega_{jo}(t)$ $(j=1,2,3)$分别为外回路各通道误差系统的期望时变阻尼比和带宽. 为了保证闭环系统稳定,必须有 $\zeta_{jo}>0, \omega_{jo}(t)>0\ (\forall t>0)$. 根据 PD谱配置方法,可得时变参数:

$$\varepsilon_{1jo}(t) = \omega_{jk}^2(t) \qquad j=1,2,3$$

$$\varepsilon_{2jo}(t) = 2\zeta_{jo}\omega_{jo}(t) - \frac{\dot{\omega}_{jo}(t)}{\omega_{jo}(t)} \qquad j=1,2,3$$

因此,基于 TLC方法的飞行控制律可视为一个理想的增益调度方法,增益能自动计算,适用于飞行器这一时变系统的控制. 需要指出的是,在上述控制律设计中用到了飞机合外力在气流系的 3轴分量,然而飞机气流系的合外力无法直接测量,但可以通过加速度计获得飞机质心处的加速度,设 a_x, a_y 和 a_z 分别为机体轴系下飞机 3轴质心加速度,由牛顿第二定律,气流系下 3轴合外力为

$$\begin{bmatrix}F_x\\ F_y\\ F_z\end{bmatrix} = m\begin{bmatrix}\cos\alpha\cos\beta & -\sin\alpha\cos\beta & \sin\beta\\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0\\ -\cos\alpha\sin\beta & \sin\alpha\sin\beta & \cos\beta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}a_x\\ a_y\\ a_z\end{bmatrix}$$

1.3 内回路控制律设计

设期望姿态角速度模型为

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

式中,k_{ω_x}, k_{ω_y}, k_{ω_z}根据期望动态特性确定.

由逆动力学可得标称力矩指令:

$$\begin{bmatrix}\bar{M}_x\\ \bar{M}_y\\ \bar{M}_z\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}I_x & -I_{xy} & 0\\ -I_{xy} & I_y & 0\\ 0 & 0 & I_z\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\omega}_{x_m}\\ \dot{\omega}_{y_m}\\ \dot{\omega}_{z_m}\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}I_{xy}\omega_{z_m}\omega_{x_m} - (I_y-I_z)\omega_{y_m}\omega_{z_m}\\ (I_x-I_z)\omega_{z_m}\omega_{x_m} - I_{xy}\omega_{y_m}\omega_{z_m}\\ -(I_x-I_y)\omega_{x_m}\omega_{y_m} - I_{xy}(\omega_{x_m}^2-\omega_{y_m}^2)\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中,I_x, I_y, I_z, I_{xy}分别为各轴转动惯量和惯性积.

为使角速度误差收敛到零,可设计时变 PI控制器获得内回路镇定信号:

$$\begin{bmatrix}\tilde{M}_x\\ \tilde{M}_y\\ \tilde{M}_z\end{bmatrix} = -K_{Pi}(t)\begin{bmatrix}\tilde{\omega}_x\\ \tilde{\omega}_y\\ \tilde{\omega}_z\end{bmatrix} - K_{Ii}(t)\begin{bmatrix}\tilde{\omega}\int dt\\ \tilde{\omega}\int dt\\ \tilde{\omega}\int dt\end{bmatrix} \tag{11}$$

式中

$$K_{Pi}(t) = \begin{bmatrix}\varepsilon_{11i}I_x - I_{xy}\omega_{z_m} & -\varepsilon_{12i}I_{xy} + (I_y-I_z)\omega_{z_m} & \sigma_4\\ -\varepsilon_{11i}I_{xy} - (I_x-I_z)\omega_{z_m} & \varepsilon_{12i}I_y + I_{xy}\omega_{z_m} & \sigma_5\\ 2I_{xy}\omega_{x_m} + (I_x-I_y)\omega_{y_m} & (I_x-I_y)\omega_{x_m} - 2I_{xy}\omega_{y_m} & \varepsilon_{13i}I_z\end{bmatrix}$$

$$K_{Ii}(t) = \begin{bmatrix}\varepsilon_{21i}I_x & -\varepsilon_{22i}I_{xy} & 0\\ -\varepsilon_{21i}I_{xy} & \varepsilon_{22i}I_y & 0\\ 0 & 0 & \varepsilon_{23i}I_z\end{bmatrix}$$

$$\sigma_4 = -I_{xy}\omega_{x_m} + (I_y-I_z)\omega_{y_m}$$

$$\sigma_5 = -(I_x-I_z)\omega_{x_m} + I_{xy}\omega_{y_m}$$

式中,ε_{iji} $(i=1,2;\ j=1,2,3)$根据 PD谱配置确定:

$$\varepsilon_{1ji} = \omega_{ji}^2(t) \qquad j=1,2,3$$

$$\varepsilon_{2ji} = 2\zeta_{ji}\omega_{ji}(t) - \dot{\omega}_{ji}(t)/\omega_{ji}(t) \qquad j=1,2,3$$

式中,ζ_{ji}和 $\omega_{ji}(t)$ $(j=1, 2, 3)$分别为内回路各通道误差系统的期望时变阻尼比和带宽,内回路的带宽通常取外回路带宽的 3～5倍为宜.

控制器最终给出 3轴力矩指令:

$$M_c = \bar{M} + \tilde{M} \tag{12}$$

式中,$\bar{M} = [\bar{M}_x, \bar{M}_y, \bar{M}_z]^T$, $\tilde{M} = [\tilde{M}_x, \tilde{M}_y, \tilde{M}_z]^T$. M_c通过操纵面管理与控制分配实现飞机的控制.

2　面向故障的操纵面管理与重构

操纵面的非正常工作状态一般分为:卡死(将操纵面饱和视为卡死在最大偏角位置)、受损和松浮[3],操纵面管理分别针对这 3种情况对控制分配的作用范围进行调整,并通过控制分配实现控制重构,其结构如图 2 可用操纵面管理是对当前状态下各操纵面的操纵效率、工作状态和故障情况进行综合评价,以实时调整候选操纵面,适应新的指令或情况,保证系统安全高效的运行. 控制分配采用基排序最优控制分配方法[9-10].

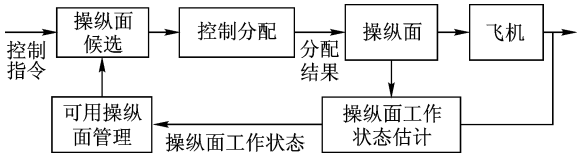

图 2　操纵面管理与重构

控制分配可描述为

$$\left.\begin{aligned} &\min_{\delta}\{J \mid J = a^T\delta\} \\ &y = B\delta \qquad \delta \in \Omega \end{aligned}\right\} \tag{13}$$

式中,J为优化指标;a为各操纵面权值,通常与飞行任务和状态有关;$y=[y_1, y_2, \cdots, y_n]^T$为对象的 n个输出量;$\delta=[\delta_1, \delta_2, \delta_3, \cdots, \delta_m]^T$为对象的 m个控制量,偏转角度和速率都受物理约束,约束集为 Ω;$B \in R^{n\times m}$称为控制效率矩阵,代表 m个控制机构分别对在 y中 n分量的控制效率,一般有 $m \geq n$,即控制机构数量多于输出量. 对式(13)中的输入输出关系变形为

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \cdots \\ y_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{21} & b_{31} & \cdots & b_{m1} \\ b_{12} & b_{22} & b_{32} & \cdots & b_{m2} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ b_{1n} & b_{2n} & b_{3n} & \cdots & b_{mn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \cdots \\ \delta_m \end{bmatrix} =$$

$$[b_1 \quad b_2 \quad b_3 \quad \cdots \quad b_m]\delta$$

式中,将 B阵按列划分,最终表述为 m个列向量 $b_i \in R^n$的组合;每个 b_i都唯一对应着一个控制舵面 δ_i,其物理含义是代表 δ_i单位偏转时对系统输出 y的影响,称之为 δ_i的控制效率向量.

若要满足任意给定期望值 y_d,均能采用某种线性组合的形式表述,则至少需要 n个线性无关的 b_i,构成空间基. 同理,如果 b_i可以构成多个空间基,则 y_d可以用任意一组基表示,此时 y_d的表述不唯一,控制分配存在多个解.

定义 1　对于任意 n个幅值受限的控制面,若其效率向量之间线性无关,则称该组控制面为控制分配的受限基控制组,将其效率向量构成的组合称为控制分配的受限控制效率基.

为求出最优解,还需定义基控制组的效率系数,即评估基控制组对优化指标的效率大小[9]. 基排序最优控制分配方法的原则即为对基控制组的效率排序,其流程如图 3所示,整个流程共包含 4步,即基控制组生成、基控制组排序、取当前效率最高控制组计算和结束条件判断,其中后两步共同构成了一个闭环运算. 基控制组生成环节应用遍历的方法,通过判断相关性生成控制面组合;基控制组排序对所有的基控制组按照效率系数排序,获得一个候选序列;第 3步和第 4步是依次按照候选序列进行计算,直到满足分配要求或者候选序列中所有的控制组均已被分配.

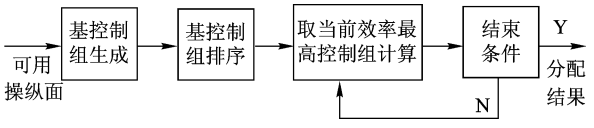

图 3　基排序最优控制分配方法

操纵面的典型故障可描述为[3]

$$\delta_i(t) = \begin{cases} \delta_{ic}(t_{iF}) & \forall\, t \geq t_{iF} \text{ (卡死)} \\ k_i(t)\delta_{ic}(t) & 0 < k_i(t) < 1,\ \forall\, t \geq t_{iF} \text{ (损伤)} \\ k_i(t)\delta_{ic}(t) & k_i(t) = 0,\ \forall\, t \geq t_{iF} \text{ (松浮)} \end{cases}$$

式中,t_{iF}为第 i个操纵面故障发生的时刻;k_i为受损操纵面剩余效率系数,因此有 $k_i \in [0, 1)$,当出现操纵面故障时,可分别采取如下管理措施.

1) 操纵面卡死情况

当操纵面卡死时,其对操纵指令不再有响应,但如视其为不可用舵面,不参与控制分配,由于其卡死偏度通常不为零,产生的控制力矩也会影响控制结果,因此,本文采用调整相应操纵面的约束条件的方式进行操纵面管理,具体形式为

$$\delta_i^{min}(t) = \delta_i^{max}(t) = \delta_{ic}(t_{iF}) \qquad \forall\, t \geq t_{iF}$$

式中,$\delta_i^{max}(t)$和 $\delta_i^{min}(t)$分别为第 i个操纵面的最大正向和反向偏转约束.

2) 操纵面受损或松浮情况

当操纵面受损时,其操纵效率降低;当操纵面松浮时,几乎不产生操纵力矩,可以近似认为其操纵效率系数为 0.因此,可以调整故障操纵面对应的控制效率向量:

$$b_i' = k_i(t)\, b_i \qquad \forall t \geq t_{iF}$$

式中,$0 \leq k_i(t) < 1$.

3 仿真算例

为了验证综合重构飞行控制系统的有效性,以某型飞机进行仿真验证.该飞机含有 5组新型操纵面:俯仰襟翼、前缘襟翼、升降副翼、全动翼尖和嵌入面.仿真初始条件取高度为 10 km,Ma为 1.2,仿真步长为 0.01 s在 1.2 s,右侧升降副翼卡死在 5°左右,且两个嵌入面发生松浮故障,设故障信息时延为 0.05 s,系统的响应如图 4和图 5.

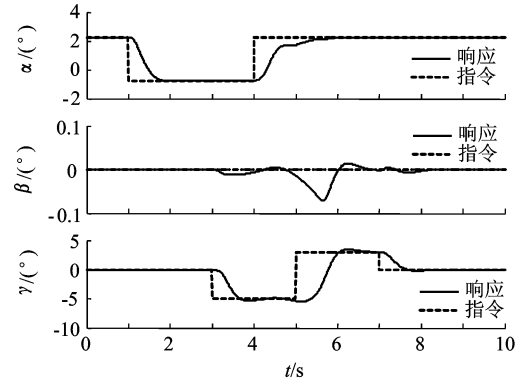

图 4 升降副翼卡死情况系统响应曲线

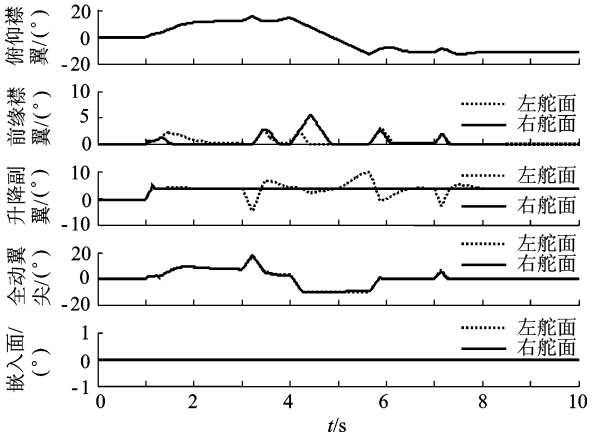

图 5 升降副翼卡死情况系统气动舵面偏转曲线

图 4表明,在 1.2～3 s内,由于飞机仅执行俯仰运动,其余正常操作面可完成补偿任务,保证飞机的响应性能,表明被动重构对故障信息的时延具有一定的鲁棒性;在 3 s后,飞机同时执行俯仰和滚转两个方向的机动,系统响应明显变慢,但仍能完成操纵.这是由于多操纵面飞机有多个操作面可控制俯仰运动,而影响滚转轴方向运动的主要是升降副翼和嵌入面.当飞机发生上述操纵面故障时,俯仰控制能力可由其他操作面如前缘襟翼、全动翼尖进行补偿,如图 5所示,但由于滚转轴方向操纵面发生故障,控制能力减弱,因此,造成飞机在同时执行俯仰和滚转运动时响应变慢.

4 结束语

本文提出了一种综合重构飞行控制系统,能有效综合被动重构控制和主动重构控制的优点.基于 TLC方法的控制器结构物理意义明确,鲁棒性强,具有较高的工程应用价值;面向故障的操纵面管理与重构能实现各种操纵面故障下的控制重构.仿真结果表明,该系统能有效处理各种操纵面故障,提高操纵面发生故障时的飞行安全性能.

参考文献 (References)

[1] Brinker J S, Wise K A. Flight testing of a reconfigurable flight control law on the X-36 tailless fighter aircraft [R]. AIAA-2000-3941, 2000

[2] Bennani S, Sluis R, Schram G, et al. Control law reconfiguration using robust linear parameter varying control [R]. AIAA-99-4137, 1999

[3] Boskovic J D, Mehra R K. Robust fault-tolerant control design for aircraft under state-dependent disturbances [R]. AIAA 2003-5490, 2003

[4] Burken J J, Lu P, Wu Z L, et al. Two reconfigurable flight-control design methods: robust servomechanism and control allocation [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(3): 482 - 493

[5] Joosten D A, Boom T J J, Lombaerts T J J. Computationally efficient use of MPC and dynamic inversion for reconfigurable flight control [R]. AIAA 2008-7431, 2008

[6] Zhu J J. Nonlinear tracking and decoupling by trajectory linearization [R]. NASA Marshall Space Flight Center, 1998

[7] Bevacqua T, Best E, Huizenga A, et al. Improved trajectory linearization flight controller for reusable launch vehicles [R]. AIAA 2004-875, 2004

[8] Zhu J J. PD-spectral theory for multivariable linear time-varying systems [C] //Peshkin M. Proceeding of the 36th Conference on Decision & Control. San Diego: IEEE Control Systems Society, 1997: 3908 - 3913

[9] Yang Lingyu, Shen Gongzhang. A new optimal control allocation method for aircraft with multiple control effectors [R]. AIAA 2007-1052, 2007

[10] 杨凌宇,钟友武,申功璋. 多操纵面飞机控制分配的非线性闭环迭代结构 [C] //程代展,吴敏. 第 26届中国控制会议论文集 (第四册). 北京:北京航空航天大学出版社, 2007: 755 - 757
Yang Lingyu, Zhong Youwu, Shen Gongzhang. The nonlinear iterative closed loop configuration of control allocation for aircraft with multiple control effectors [C] //Cheng Daizhan, Wu Min. Proceeding of the 26th Chinese Control Conference (Volume 4). Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2007: 755 - 757 (in Chinese)

(编 辑:刘登敏)