基于子控制器最优组合的 Youla 参数化容错控制器设计



May 25 2022 Vol. 33 No.05 97-102

金楠¹,王嵩²,崔磊¹,杨洪玖¹ 1.天津大学,天津 300072 2.哈尔滨工程大学,哈尔滨 黑龙江 150001

摘 要:针对具有作动器故障的飞行器,本文提出了一种基于子控制器最优组合的Youla参数化容错控制器。该方法根据 Youla参数化理论设计标称控制器,设计了一种能够提供作动器的故障信息的故障重构算法,并且构造出可以利用故障信息 进行对设计的容错控制器进行在线调整的可重构的子控制器最优组合参数化矩阵。仿真结果表明,所设计的容错控制器可 以有效地镇定故障飞行器,保证飞行的安全可靠性。

关键词:作动器故障;飞行器;Youla参数化;容错控制;故障重构

中图分类号:TP273

文献标识码:A

随着航空航天技术的不断发展,人们对航空器、航天器等的可靠性和安全性提出了越来越高的要求^[1],这就不断地推动着飞行控制系统控制器设计的发展^[2]。为提升飞行器在发生故障的情况下的可靠性及安全性,对飞行器的容错控制问题进行深入研究具有重要的理论与应用意义。

近年来,作为一种能够有效解决航天器执行器故障问题 的方式,容错控制策略在国内外成为业界的研究重点。容错 控制是一类为确保故障控制系统的可靠性与安全性所设计的 特殊控制算法。容错控制根据对故障的处理方式的不同^[3],可 以分为被动容错控制^[2-3]以及主动容错控制^[4-8]两大类。由于 被动容错控制是考虑被控系统在故障最严重情况下进行分析 设计的,虽然可以保证系统在发生故障情况下的可靠性与稳 定性,但是系统的性能会变差^[3];主动容错控制主要由故障检 测诊断部分以及控制重构两部分组成,因而主动容错控制具 有更好的控制性能。关于主动容错控制,参考文献[6]将航天 器的故障检测与估计单元进行一体化设计,提出了一种在干 扰影响下的航天器主动容错控制技术,提高了被控系统的安 全性及可靠性。为提升控制系统的容错控制性能,参考文献 [7]利用积分滑模的思想控制具有不确定性以及可能发生执行 器故障的非线性系统。针对配备不同冗余驱动系统的多电动

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.05.014

飞机,参考文献[8]提出了一种新型的主动容错控制方案,该方 案将故障控制分配方案与积分滑模控制器相结合,保证了飞 行器执行器出现故障时系统的稳定性与安全性。

在很多现有的相关研究中,利用Youla参数化进行容错 控制系统的设计是一种行之有效的方式。参考文献[9]首 次提出用广义内模控制的结构进行容错控制器的设计,提 出了一种新的反馈控制器结构。其中,控制器的性能和鲁 棒性设计分开进行,克服传统反馈框架中性能和鲁棒性之 间的冲突。参考文献[10]对于动态系统的参数化故障提出 了主动故障诊断方法,并且在设计过程中,引入了故障特征 矩阵,考虑了与对偶Youla-Jabr-Bongiorno-Kucera(YJBK) 传递函数的关系。参考文献[11]利用对偶Youla参数化以 及扩展系统的参数化进行动态系统参数故障的主动故障诊 断方法的设计。参考文献[12]基于YJBK参数化设计了容 错控制器。

本文基于上述工作的研究内容,针对发生执行器故障 的飞行器系统,设计了一种基于子控制器最优组合的Youla 参数化容错控制器。其中,针对作动器的故障信息,提出了 一种新的故障重构算法,并根据获得的故障信息在线调整 可重构的故障参数化矩阵,进而调整容错控制器^[13]。本文

收稿日期: 2021-11-15; 退修日期: 2022-01-15; 录用日期: 2022-02-19 基金项目: 航空科学基金(201907048001,2020001048001)

引用格式: Jin Nan, Wang Song, Cui Lei, et al. Youla parameterized fault-tolerant controller design based on optimal combination of subcontrollers[J].Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(05):97-102. 金楠, 王嵩, 崔磊, 等. 基于子控制器最优组合的 Youla 参数 化容错控制器设计[J].航空科学技术, 2022, 33(05):97-102.

提出的容错控制器具有以下优点:(1)直接根据故障观测器 的观测器增益来获得标称控制器;(2)子容错控制器的组合 可以处理作动器损伤造成的故障;(3)Youla参数化故障重 构容错控制器只需要调整一个子传递函数,简化了容错控 制的在线调整策略。

1 问题描述

具有作动器故障的飞行器模型可以写成

$$\dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}(\boldsymbol{I} - \boldsymbol{F}_{W}(t))\boldsymbol{u}(t)$$
$$\boldsymbol{y}(t) = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(t)$$
(1)

式中: $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$, $B \in \mathbb{R}^{n \times p}$, $C \in \mathbb{R}^{m \times n}$ 是系统矩阵, $x \in \mathbb{R}^{n}$ 是状态 矢量, $y \in \mathbb{R}^{m}$ 是输出矢量。 $F_{w}(t) \in \mathbb{R}^{p \times p}$ 为故障权重矩阵,满足

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{W}}(t) = \begin{bmatrix} f_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & f_2 & & 0 \\ \vdots & & & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & f_p \end{bmatrix}$$

式中: $f_i = 0$ 表示作动器没有故障; $f_i = 1$ 表示作动器完全故障; $f_i \in (0,1)$ 表示作动器部分损伤。

2 容错控制器设计

本节主要设计提出基于子控制器最优组合的Youla参数化故障重构容错控制器,该控制器设计主要包括三大部分:(1)Youla参数化控制器设计;(2)故障重构算法设计;(3)可重构故障参数化矩阵设计。

2.1 Youla参数化控制器设计

图1是本文所设计的 Youla 参数化故障重构容错控制器的总体框图。其中, y_{ref} 为参考信号;**FR**为故障重构模块; P_f 为具有作动器故障的飞行器类被控对象; $\tilde{U}, \tilde{V}, \tilde{M}, \tilde{N}$ 为控制器中的传递函数; Q_f 为可重构故障参数化矩阵; $\bar{r} = \tilde{N}u - \tilde{M}y$ 为残差信号。

本文所提出的Youla参数化故障重构容错控制器如下

$$\iota(s) = K_{\text{ref}} y_{\text{ref}}(s) - K(\boldsymbol{Q}_{\text{f}}) y(s)$$
⁽²⁾







$$K_{\rm ref} = \left(\tilde{V} - \boldsymbol{Q}_{\rm f}\tilde{N}\right)^{-1}\tilde{U}$$
(3)

$$K\left(\boldsymbol{Q}_{\mathrm{f}}\right) = \left(\tilde{V} - \boldsymbol{Q}_{\mathrm{f}}\tilde{N}\right)^{-1} \left(\tilde{U} + \boldsymbol{Q}_{\mathrm{f}}\tilde{M}\right)$$
(4)

$$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{f}} = \tilde{K} \times K_{\mathrm{f}} \tag{5}$$

式中: K_f 为前馈增益矩阵; \tilde{K} 为子系统; Q_f 表示可重构的故障 参数化控制器。本文所提出的容错控制器的设计思想是:在 无故障时,通过标称控制器 $K_0 = \tilde{U}\tilde{V}^{-1}$ 镇定无故障系统。对 于执行器故障的情况,残差 $\bar{r} \neq 0$ 将用于重构参数化矩阵,从 而确保所提出的容错控制器可以镇定故障系统。其中,可重 构故障参数化矩阵 Q_f 的设计是本文的一个创新。

2.2 故障重构设计

为设计故障重构率,系统(1)可以重新整理为

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Bf_{a}(t)$$

$$y(t) = Cx(t)$$
(6)

式中: $f_a \in \mathbb{R}^p$ 表示作动器故障,表达式为

$$f_{a} = -F_{f}u = \begin{bmatrix} -f_{1}u_{1} \\ \vdots \\ -f_{p}u_{p} \end{bmatrix}$$

故障系统(6)的故障重构观测器可以构造成如下形式

$$\hat{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + B\left(u(t) + u_{f}(t)\right) + L\left(\gamma(t) - \hat{\gamma}(t)\right)$$

$$\hat{\gamma}(t) = C\hat{x}(t)$$

$$r(t) = \gamma(t) - \hat{\gamma}(t)$$
(7)

式中:r ∈ **R**′ 是观测器输出于系统输出的残差信号;u_r ∈ **R**″ 是用来重构作动器故障的信号;L为观测器增益矩阵。

由式(6)和式(7)得到的观测误差系统为

$$\dot{e}(t) = (\boldsymbol{A} - \boldsymbol{L}\boldsymbol{C}) e(t) + \boldsymbol{B} \Big(f_{a}(t) - u_{f}(t) \Big)$$

$$r(t) = Ce(t)$$

式中: $e(t) = x(t) - \hat{x}(t)_{\circ}$

定理1:

针对系统(6)和系统(7)使用如下的故障重构率

$$u_{\rm f}(t) = \frac{\delta_{\rm f}^2 Hr(t)}{\delta_{\rm f} \| Hr(t) \| + \xi {\rm e}^{-\rho t}}$$

$$\tag{8}$$

$$\hat{f}(t) = -\frac{u_{ii}(t)}{u_i(t)}, u_i \neq 0, i = 1, \cdots, p$$
(9)

可以使得系统满足 $\lim_{t\to\infty} r(t) = 0$ 和 $\lim_{t\to\infty} \int_{t}^{t+t_i} (f_a(\tau) - u_f(\tau)) d\tau = 0$ 对任意满足大于 0 的有界值的 $t_{s\circ} \delta_f$ 是作动器 故障 $f_a(t)$ 的上界值, ξ 和 ρ 是给定的正标量, $u_f = [u_{f1}, u_{f2}, \dots, u_{fp}]^T$, $H = (PCB)^T$, 矩阵 P > 0 满足 $\Lambda^T P + P\Lambda = -Q, Q > 0$ 是给定的正定矩阵, $\Lambda = \text{diag} \{\lambda_1, \dots, \lambda_r\}, \lambda_i$ 是矩阵 $\Lambda - LC$ 的特征值对应的矩阵 TC 的第i 行。

证明:由观测误差系统可知

$$\dot{r} = C(A - LC) e + CB(f_a - u_f) = \Lambda r + CB(f_a - u_f)$$
选取 Lyapunov 函数 $V = r^T Pr$,由式(7)可以求得以下结果
 $\dot{V} = r^T (\Lambda^T P + P\Lambda) r + 2r^T PCB(f_a - u_f) \leq -r^T Qr + \frac{2\delta_{\parallel} Hr \|\xi e^{-\rho t}}{\delta_{\parallel} Hr \| + \xi e^{-\rho t}}$
考虑到

$$\frac{2\delta_{\parallel} Hr \|\xi e^{-\rho t}}{\delta_{\parallel} Hr \| + \xi e^{-\rho t}} \leq \begin{cases} 0, & r = 0 \\ \frac{2\delta_{\parallel} Hr \|\xi e^{-\rho t}}{\delta_{\parallel} Hr \|} = 2\xi e^{-\rho t}, r \neq 0 \\ \Pi \Pi \dot{V} \leq -r^T Qr + 2\xi e^{-\rho t} \leq -\lambda V + 2\xi e^{-\rho t} \\ \vdots Hr \| \cdot \lambda = \{\lambda_{\min}(Q)/\lambda_{\max}(P)\} > 0. \text{ frught } \forall t \geq 0, \text{ frught }$$

说明当 $t \to \infty$ 时,在任意时间段内 $\hat{f}_a(t) = u_f(t)$ 可以无限逼近 $f_a(t)$,实现对故障 $f_a(t)$ 的重构。综上,定理1得证。

2.3 子控制器最优组合参数化矩阵设计

本节将设计一个新的可重构故障参数化矩阵,它是一个 子控制器最优组合的参数化矩阵。为提升飞行器被控系统在 出现故障时的安全性,可重构故障参数化矩阵 Q_f 可以通过利 用故障重构率得到的故障信号进行调整,进而本文提出的容 错控制器可以有效地镇定故障系统(6)。由此,图1中的结构经 过方框图变换可以得到图2。在图2中, e_q , u_q 是故障参数化矩 阵的输出和输入,并且满足 $e_q = Q_t(\hat{f})u_q$;信号q, e_t 分别是故 障参数化控制器的输出以及输入,满足 $q = K_t(\hat{f})e_t$; K_{fa} , K_{fp} , K_{fy} 表示子容错控制器, K_{f0} 是作动器完全损坏时的子容错控制器 的输出信号由 q_1,q_2, \dots, q_5 表示。特别地, ι , $\lambda, \mu, \nu, \kappa$ 是隶属度 函数的输出,而它们各自的隶属度函数如图3所示。

图 3 中, $\alpha \beta, \gamma \in (0,1)$ 是标量。本文设计的可重构故障 参数化矩阵 $Q_{\rm f}$ 中,子控制器 \tilde{K} 的作用是保证 $\overline{K} \times \tilde{K} = I$, 而 可重构故障参数化控制器 $K_{\rm f}$ 的作用是镇定具有作动器故障 的飞行器,为了满足上述设计要求,可重构故障参数化矩阵



图2 Youla参数化容错控制器变形

Fig.2 Deformation of Youla parameterized fault-tolerant controller



的设计以下面定理形式给出。

定理2:设计的可重构故障参数化矩阵如下

 $Q_{f} = \tilde{K} \times K_{f} = \tilde{K} \times (\iota K_{10} + \lambda K_{f\alpha} + \mu K_{f\beta} + \nu K_{f\gamma} + \kappa K_{f1})$ (10) 式中:子控制器 \tilde{K} 及可重构故障参数化控制器 K_{ℓ} 如下

$$\tilde{K} = \begin{bmatrix} A & -L & B \\ -F & 0 & I \\ C & -I & 0 \end{bmatrix}$$
(11)

$$\boldsymbol{K}_{fi} = \begin{bmatrix} A + B \left(I - F_{Wfi} \right) F_{fi} - LC & L \\ F_{fi} & 0 \end{bmatrix}$$
(12)

式中: $i = 0, \alpha, \beta, \gamma, 1_{\circ}$

证明:图2中的控制器可以表示为

$$\overline{K} = \begin{bmatrix} UV^{-1} & \tilde{V}^{-1} \\ V^{-1} & -V^{-1}N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A + BF - LC & L & B \\ F & 0 & I \\ C & -I & 0 \end{bmatrix}$$

将它的状态矢量表示成 \bar{x} ,子控制器 \tilde{K} 的状态变量表示为 \tilde{x} 。因此,计算 $\bar{K} \times \tilde{K}$ 得

$$\overline{K} \times \widetilde{K} = \begin{bmatrix} A + BF - LC & -BF & L & B \\ -LC & A & L & B \\ F & -F & 0 & I \\ -C & C & I & 0 \end{bmatrix}$$

$$\Leftrightarrow chtokologies + \delta \varepsilon = \begin{bmatrix} \overline{x}^T \widetilde{x}^T \end{bmatrix}^T, \quad \& where where where the set of the set o$$

换矩阵 \overline{T} 进行尺度变换 $\varepsilon = \overline{T} \sim \tilde{\varepsilon}$ 。进一步可以求得

	A + BF	0	0	0]
$\overline{K} \times \widetilde{K} =$	-LC	A - LC	L	B
	F	0	0	Ι
	-C	0	Ι	0
上式也可	以表示为	J		
$\begin{bmatrix} u \\ e_{\rm f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ q \end{bmatrix}$			

它可以被看作是一个单位系统。特别地,针对故障系统,由设计的可重构故障参数化矩阵得到的子容错控制器可以表示为式(12)的形式,令它的状态矢量为x_{fi}。

考虑到 $\overline{K} \times \tilde{K}$ 是一个单位系统,因此发生执行器故障后的系统可以通过容错控制器 $K_{\rm f}$ 进行镇定。而容错控制器 $K_{\rm f}$ 是通过一系列子容错控制器 $K_{\rm f}$ 的组合构成的。综上,定理2得证。综上,根据上述的分析,给出下述算法进行本文所提出的Youla参数化容错控制器的设计。

算法:基于子控制器最优组合的 Youla 参数化故障重构 容错控制器实现。具体步骤如下:(1)根据参考文献[13]中 的极点配置的方法以及假设1设计观测器增益矩阵 L;(2) 将观测器增益矩阵 L代入式(3)和式(4),求出相应的前馈控 制器 K_{ref} 以及可重构控制器 $K(Q_{f})$;(3)设计故障重构率(8)和 (9),得到故障增益矩阵 $\hat{F}_{w} = \text{diag} \{\hat{f}_{1}, \dots, \hat{f}_{f}\}$;(4)用估计的故 障 \hat{f}_{i} 用来调整子容错控制器 $K_{0}, K_{i\alpha}, K_{i\beta}, K_{i\gamma}, K_{i1}$,构造可重构 故障参数化控制器 K_{f}

	$\begin{bmatrix} A_0 \end{bmatrix}$	0	•••	0	L
	0	A_{α}		0	L
$K_{\rm f} =$:				:
	0	0		A_1	L
	$\ell F_{\rm f0}$	$\lambda F_{ m fa}$	•••	$\kappa F_{\rm fl}$	0_

式中: $A_0 = A + B(I - F_{Wf0})F_{f0} - LC$, $A_\alpha = A + B(I - F_{Wf\alpha})F_{f\alpha} - LC$, $A_1 = A + B(I - F_{Wf1})F_{f1} - LC_{\circ}$

(5)保证 $Q_f = \tilde{K} \times K_f \in RH_x$ 成立,并设计故障状态反馈矩阵 $F_{f0}, F_{f\alpha}, F_{gp}, F_{fr}, F_{f1}$,再由式(12)得到最终的控制器 K_{f0} (6)根据式(2)~式(5),式(10)以及式(11)~式(12)构造出最终的子控制器最优组合容错控制器。

3 仿真

本节将子控制器最优组合故障重构容错控制器应用在 垂直升降(VTOL)飞行器模型上。

3.1 垂直升降飞行器模型

当VTOL飞行器在一定的载荷和风速为135kn的条件下,其动态模型方程可以表示为

$\dot{x} =$	-0.037 0.048 0.10 0.0	0.027 -1.01 0.368 0.0	0.019 0.002 -0.707 1.0	-0.456 -4.021 1.420 0.0	<i>x</i> +	0.442 3.545 -5.520 0.0	0.176 -7.592 4.490 0.0	u
<i>y</i> =	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} x $						

式中: $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_1 x_2 x_3 x_4 \end{bmatrix}^T$ 为状态矢量,各元素具体代表的物理 含义分别为水平速度、垂直速度、俯仰速率以及俯仰角。 $\mathbf{u} = \begin{bmatrix} u_1 u_2 \end{bmatrix}^T$ 表示控制输入矢量,其中元素 u_1, u_2 分别表示飞 行器底部推力控制输入和滚动控制输入。

求解得到的观测器增益矩阵L以及反馈增益矩阵F为

$$L = \begin{bmatrix} 4.963 & 0.027 & 0.019 & -0.456 \\ 0.048 & 4.99 & 0.002 & -4.021 \\ 0.10 & 0.368 & 5.293 & 1.420 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 4.0 \end{bmatrix}$$
$$F = \begin{bmatrix} -2.963 & 0140 & 1.172 & 3.041 \\ -1.850 & 0.278 & 0.551 & 1.188 \end{bmatrix}$$

则相应的 $A - LC$ 以及 $A + BF$ 可以求解得

$$A - LC = \begin{bmatrix} -5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -6 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -6 & 0 \\ 0 & 0 & -6 & 0 \end{bmatrix}$$

$$A + BF = \begin{bmatrix} -1.672 & 0.138 & 0.634 & 1.10 \\ 3.590 & -2.627 & -0.029 & -2.261 \\ 8.148 & 0.846 & -4.701 & -10.034 \\ 0 & 0 & 1.0 & 0 \end{bmatrix}$$

考虑将两者的特征值分别配置在(-5, -6, -6, -4)以及(-3, -2, -3, -1)。**TC**的行是**A** - **LC**的左特征矢量,故障重构率式(8)、式(9)中的参数选取为: ρ =0.2, ξ =0.1, δ_{f} =1。当作动器故障发生在输入控制通道 u_{1} 时,考虑下列故障

$$I - F_{Wf0} = \begin{bmatrix} 0.05 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, I - F_{Wf\alpha} = \begin{bmatrix} 0.25 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$
$$I - F_{Wf\beta} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, I - F_{Wf\gamma} = \begin{bmatrix} 0.75 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$
$$I - F_{f\alpha 1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

将矩阵 $A + B(I - F_{Wi})F_{fi}$, $i = 0, \alpha, \beta, \gamma, 1$ 的特征值配 置在(-3, -2, -3, -1),求得相应的故障反馈控制增益矩阵

$\boldsymbol{F}_{\mathrm{f0}} = \left[$	-59.250	2.794	23.437	60.827
	-1.850	0.278	0.551	1.188
$\boldsymbol{F}_{\mathrm{f}\alpha} = \begin{bmatrix} \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot \end{bmatrix}$	-11.850	0.559	4.688	12.165
	1.850	0.278	0.551	1.188
$\boldsymbol{F}_{\mathrm{f}\beta} = \left[\right]$	-5.925	0.279	2.344	6.083
	-1.850	0.278	0.551	1.188

$\boldsymbol{F}_{\mathrm{f}\gamma} =$	-3.950	0.186	1.563	4.055
		0.278	0.551	1.188
$\boldsymbol{F}_{\mathrm{f1}} =$	-2.963	0.140	1.172	3.041
	-1.850	0.278	0.551	1.188

3.2 仿真结果

在仿真过程中,高斯分布扰动信号*d*~*N*(0,0.1)加在垂 直升降的线性飞行器模型上。图4显示的是在应用本文提 出的Youla参数化容错控制器情况下竖直方向速度跟踪的 效果,图中与之进行对比的是在只应用标称控制器情况下 的跟踪曲线。从图中可以明显看出,本文提出的Youla参数 化容错控制器具有很好的垂直速度跟踪性能。





图 5 描述的是作动器故障重构曲线。在仿真过程中所设 置的是在 3s 时刻,作动器 f₁ = 0.52 发生故障,作动器 f₂ 保持健 康。从仿真曲线可以明显地看出,被重构的作动器故障可以 很好地解耦未知输入扰动,因而提出的故障重构方法可以有 效地估计发生的作动器故障。图 6 描述的在有无故障发生的 两种情况下,控制输入的变化曲线。在 3s 时刻,作动器 f₁ 发生 故障,在本文提出的 Youla 参数化容错控制器作用下,控制输 入 u₁迅速变化来对这部分故障引起的影响进行补偿。图 7 描 述的是子容错控制器控制量的相应结果。由于仿真过程只有 作动器 f₁ 发生故障,则子容错控制器 K_p起作用。相应地,它对 应的输出控制量 q₃ 增加。仿真曲线符合理论分析,因此很好 地验证了可重构故障参数化矩阵的有效性。

4 结论

本文针对发生执行器故障的飞行器提出了一种基于 子控制器最优组合的 Youla 参数化故障重构容错控制器。 仿真结果表明:(1)在发生作动器故障时,所提出的容错控 制器能够保证输出跟踪性能;(2)保证发生执行器故障的垂 直升降飞行器的稳定性;(3)所提出的故障重构算法能够快 速地对作动器故障进行重构。综上,本文所提出的 Youla 参 数化容错控制器能够有效地镇定发生执行器故障的飞行 器,有效地保证飞行器飞行的可靠性。



参考文献

- [1] 白春玉,刘小川,惠旭龙,等. 民机适坠性研究中的垂向坠撞速 度问题探讨[J]. 航空科学技术, 2020, 31(9): 11-17.
 Bai Chunyu, Liu Xiaochuan, Hui Xulong, et al. Discussion on the problem of vertical crash velocity in the study of the crashworthiness of civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(9): 11-17. (in Chinese)
- [2] 刘小川,王彬文,白春玉,等. 航空结构冲击动力学技术的发展 与展望[J]. 航空科学技术,2020,31(3):1-14.

Liu Xiaochuan, Wang Binwen, Bai Chunyu, et al. Progress and prospect of aviation structure impact dynamics[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(3):1-14. (in Chinese)

- [3] 王伟,李清东. 飞行器执行机构故障的鲁棒容错控制器设计
 [J]. 火力与指挥控制, 2019,44(2): 129-133.
 Wang Wei, Li Qingdong. Robust fault-tolerant controller for flight control actuator failures[J]. Fire Control & Command Control, 2019,44(2):129-133. (in Chinese)
- [4] Zheng Z, Song S M. Autonomous attitude coordinated control for spacecraft formation with input constraint, model uncertainties, and external disturbances[J]. Chinese Journal of





Aeronautics, 2014, 27(3):602-612.

- [5] Bustan D, Pariz N, Sani S K H. Robust fault-tolerant tracking control design for spacecraft under control input saturation[J]. ISA Transactions, 2014,53:1073-1080.
- [6] 宗群,杨希成,张秀云,等.一种故障干扰解耦的航天器主动容 错控制方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2020,52(9):107-115. Zong Qun, Yang Xicheng, Zhang Xiuyun, et al. An active fault tolerant control method for spacecraft with fault and disturbance decoupling[J]. Journal of Harbin Institute of Technology,2020,52(9):107-115. (in Chinese)
- [7] 李丽荣,刘春生. 基于积分滑模控制的飞行器主动容错控制 技术研究[J].电光与控制,2019,26(3):16-20.
 Li Lirong, Liu Chunsheng. Active fault control of aircraft based on integral sliding mode control[J]. Electronics Optics
- [8] Ijaz S, Yan L, Hamayun M T, et al. Active fault tolerant

control scheme for aircraft with dissimilar redundant actuation system subject to hydraulic failure[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2019, 356: 1302-1332.

- [9] Zhou K M. A new controller architecture for high performance, robust, and fault-tolerant control[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2001,46(10):1613-1618.
- [10] Niemann H. A setup for active fault diagnosis[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2006, 51(9): 1572-1578.
- [11] Niemann H. Dual Youla parameterization[J]. IET Control Theory and Application, 2003, 150(5):493-497.
- [12] Niemann H, Poulsen N K. Fault tolerant control-a residual based setup[C]//Joint 48th IEEE Conference on Decision and Control and 28th Chinese Control Conference, 2009, 16-18.
- [13] Chen J, Patton R J. Robust model based fault diagnosis for dynamics[M]. Boston: Kluwer Academic Publishers, 1999.

Youla Parameterized Fault-Tolerant Controller Design Based on Optimal Combination of Sub-Controllers

Jin Nan¹, Wang Song², Cui Lei¹, Yang Hongjiu¹

1. Tianjin University, Tianjin 300072, China

& Control, 2019, 26(3):16-20. (in Chinese)

2. Harbin Engineering University, Harbin 150001, China

Abstract: This paper proposes a Youla parameterized fault-tolerant controller based on the optimal combination of sub-controllers for aircraft with actuator failure. This scheme designs the nominal controller based on Youla's parameterization theory, proposes a new fault reconstruction algorithm to provide actuator fault information, and presents a reconfigurable sub-controller optimal combination parameterization matrix. The parameterization matrix adjusts the designed fault-tolerant controller. The simulation results show that the designed fault-tolerant controller can effectively stabilize the malfunctioning aircraft, thereby ensuring the safety and reliability of flight.

Key Words: actuator failure; aircraft; Youla parameterization; fault-tolerant control; fault reconstruction

Received: 2021-11-15; Revised: 2022-01-15; Accepted: 2022-02-19

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (201907048001,2020001048001)



航空工业知识服务平台

广告



开通试用:个人申请请发送E-mail至jinningbo@aviationnow.com.cn,邮件中请注明:姓名、手机号、工作单位,我们在一个工作日内将为期七天的试用账号通过手机或邮件发送给您。

- 电 话:010-85672623
- 网 址:http://knowledge.aviationnow.com.cn
- 地 址:北京市朝阳区京顺路5号曙光大厦C座
- 邮 编:100028