

考虑推力损失的运载火箭主动段容错控制

谢昌霖, 杨述明*, 程玉强

(国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 运载火箭上升段易出现推力下降等动力系统故障, 传统的控制方法在干扰性较大场合难以满足高精度、高稳定的控制需求。本文进行了运载火箭自适应增广控制与模糊 PD 控制方法的研究, 并分析两者的控制特性; 提出一种基于模糊规则的动态切换控制算法, 通过计算自适应 PD 控制与模糊 PD 控制的输出量加权, 得到系统的最优控制方案; 将控制力矩重构与动态切换控制算法结合, 进行火箭容错控制研究。结果表明, 基于模糊规则的动态切换控制算法能有效提高姿态控制品质, 相比于其他控制方法, 偏航角最大偏差减小 20% 以上, 系统响应时间至少快 15%, 且控制过程中未出现振荡。

关键词: 运载火箭; 自适应增广控制; 模糊 PD 控制; 动态切换; 容错控制

中图分类号: V249 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2024)04-054-09



Fault tolerant control of launch vehicle boost phase considering thrust loss

XIE Changlin, YANG Shuming*, CHENG Yuqiang

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The launch vehicle is prone to power system faults such as thrust drop in the ascending stage, and the traditional control method is difficult to meet the requirements of high precision and high stability control in the case of large interference. In this research, the adaptive augmentation control and fuzzy PD control of launch vehicle were studied, and their control characteristics were analyzed. A dynamic switching control algorithm based on fuzzy rules was proposed, and by calculating the output weight of adaptive PD control and fuzzy PD control, the optimal control scheme of the system was obtained. The control torque reconstruction and the dynamic switching control algorithm were combined to carry out fault-tolerant control research. The results show that the dynamic switching control algorithm based on fuzzy rules can effectively improve the attitude control quality. Compared with other control methods, the maximum yaw angle deviation is reduced by more than 20%, the system response time is at least 15% faster, and there is no oscillation in the control process.

Keywords: launch vehicle; adaptive augmentation control; fuzzy PD control; dynamic switching; fault tolerant control

运载火箭结构复杂、功能庞大, 从火箭发射案例来看, 动力系统故障(如推力下降)往往是导致其发射失败的重要因素。容错控制可以降低甚至消除发动机故障带来的影响, 避免故障引起的灾难, 在运载火箭姿态控制设计中应用广泛^[1-2]。

比例微分(proportion differentiation, PD)控制结构简单, 易于实现, 在火箭姿态控制领域占主要地位^[3]。然而, 由于其无法根据系统实时状态在线调整控制律, 面对推力下降等动力系统故障时,

难以满足精细控制的需求。

近年来, 自适应增广控制(adaptive augmentation control, AAC)与模糊控制理论在火箭姿态控制领域受到许多关注, 研究人员也取得了相应的成果。AAC 最早由前向环路自适应律推演而来, 获得了较好的鲁棒性^[3]。之后, NASA 在 F/A-18 上进行 AAC 飞行试验, 成功缓解了机身结构的不稳定性^[4]。2018 年, NASA 工程与安全中心针对 AAC 系统的鲁棒性与稳定性进行综合评估, 证明该算法能有效增强飞行

收稿日期: 2022-04-12

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51206181)

第一作者: 谢昌霖(1996—), 男, 湖南株洲人, 工程师, 硕士, E-mail: xiechanglin96@126.com

*通信作者: 杨述明(1982—), 男, 四川渠县人, 副教授, 博士, E-mail: yangshuming07@nudt.edu.cn

引用格式: 谢昌霖, 杨述明, 程玉强. 考虑推力损失的运载火箭主动段容错控制[J]. 国防科技大学学报, 2024, 46(4): 54-62.

Citation: XIE C L, YANG S M, CHENG Y Q. Fault tolerant control of launch vehicle boost phase considering thrust loss[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(4): 54-62.

稳定性^[5]。然而,AAC同时存在高增益带来抗干扰能力差的问题。吴蕾在模拟运载火箭推力损失的情况下,进行了AAC力矩重构研究,仿真结果表明,该方法虽然能够很好地减小故障下的姿态偏差,但存在振荡的问题^[6]。模糊控制作为智能控制重要组成部分,在系统响应、抗干扰能力方面具有一定优势。Pei等^[7]设计了基于模糊逻辑系统和PD控制的运载火箭抗干扰姿态控制器,仿真结果表明该控制器具有较好的动态性能和较强的鲁棒性。刘乾^[8]提出了一种运载火箭模糊PD控制方法,有效提高了姿态角的稳态控制精度。模糊PD控制能有效解决系统超调的问题,但在动力损失条件下存在一定稳态误差,刘阳与Gao等对此进行了深入分析^[9-10]。

多种控制方法联合作用的控制策略可以发挥各自的特点与优势,得到最佳控制效果,广泛应用于汽车、航空航天等领域^[11-12]。考虑AAC静态特性好、模糊PD控制抗干扰能力强的特点,本文提出一种基于模糊规则的动态切换控制策略,该策略可根据偏差的变化切换不同的控制方法,既能保证控制精度,又有较好的鲁棒性。

本文首先进行运载火箭基本控制律的研究,分析了AAC与模糊PD控制的控制特点;再综合两种控制方式的优点,提出基于模糊规则的动态切换控制算法;最后将该算法与控制分配律结合,进行运载火箭的容错控制,以满足高精度、高稳定的控制需求,提高运载火箭的飞行性能。

1 研究对象分析

1.1 运载火箭动力学模型

本文的研究对象为捆绑式运载火箭,发动机布局如图1所示。

图1中,火箭尾部坐标系为 $O_1 - X_1 Y_1 Z_1$ 。 X_{j1} 、 X_{j2} 分别为芯级1号与芯级2号发动机, δ_{xj1} 和 δ_{xj4} 为芯级1号发动机互相垂直的两个摆角, δ_{xj2} 和 δ_{xj3} 为芯级2号发动机互相垂直的两个摆角。 Z_{i1} 、 Z_{i2} 、 Z_{i3} 、 Z_{i4} 是四台助推发动机, δ_{zi} ($i=1,2,3,4$)是助推发动机的摆角。

将火箭各个通道进行解耦处理,得到三个互相独立的通道——俯仰、偏航与滚转通道,再建立小偏差姿态动力学模型。

1) 俯仰通道:

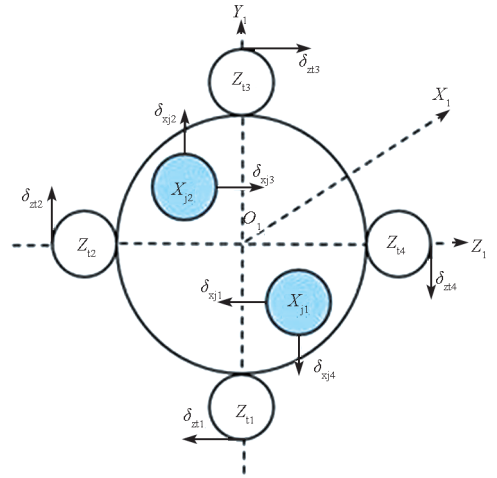


图1 运载火箭发动机布局

Fig.1 Layout of launch vehicle engine

$$\begin{cases} \Delta \dot{\theta} = c_1^\varphi \Delta \alpha + c_2^\varphi \Delta \theta + c_{3x}^\varphi \Delta \delta_{\varphi xj} + c_{3z}^{\varphi''} \Delta \ddot{\delta}_{\varphi xj} + c_{3z}^\varphi \Delta \delta_{\varphi zt} + \\ c_{3z}^{\varphi''} \Delta \ddot{\delta}_{\varphi zt} + c_4^\varphi \Delta \dot{\varphi} + c_1^{\varphi'} (\alpha_{wp} + \alpha_{wq}) - \bar{F}_{BY} \\ \Delta \ddot{\varphi} + b_1^\varphi \Delta \dot{\varphi} + b_2^\varphi \Delta \alpha + b_{3x}^\varphi \Delta \delta_{\varphi xj} + b_{3x}^{\varphi''} \Delta \ddot{\delta}_{\varphi xj} + \\ b_{3z}^\varphi \Delta \delta_{\varphi zt} + b_{3z}^{\varphi''} \Delta \ddot{\delta}_{\varphi zt} = \bar{M}_{BZ1} - b_2^\varphi (\alpha_{wp} + \alpha_{wq}) \\ \Delta \varphi = \Delta \theta + \Delta \alpha \end{cases} \quad (1)$$

2) 偏航通道:

$$\begin{cases} \dot{\sigma} = c_1^\psi \beta + c_2^\psi \sigma + c_{3x}^\psi \Delta \delta_{\psi xj} + c_{3x}^{\psi''} \Delta \ddot{\delta}_{\psi xj} + c_{3z}^\psi \Delta \delta_{\psi zt} + \\ c_{3z}^{\psi''} \Delta \ddot{\delta}_{\psi zt} + c_4^\psi \Delta \dot{\psi} + c_1^{\psi'} (\beta_{wp} + \beta_{wq}) - \bar{F}_{BZ} \\ \ddot{\psi} + b_1^\psi \dot{\psi} + b_2^\psi \beta + b_{3x}^\psi \Delta \delta_{\psi xj} + b_{3x}^{\psi''} \Delta \ddot{\delta}_{\psi xj} + b_{3z}^\psi \Delta \delta_{\psi zt} + b_{3z}^{\psi''} \Delta \ddot{\delta}_{\psi zt} \\ = \bar{M}_{BY1} - b_2^\psi (\beta_{wp} + \beta_{wq}) \\ \psi = \sigma + \beta \end{cases} \quad (2)$$

3) 滚转通道:

$$\ddot{\gamma} + d_1 \dot{\gamma} + d_{3x} \Delta \delta_{\gamma xj} + d_{3x}^{\gamma''} \Delta \ddot{\delta}_{\gamma xj} + d_{3z} \Delta \delta_{\gamma zt} + d_{3z}^{\gamma''} \Delta \ddot{\delta}_{\gamma zt} = \bar{M}_{BX1} \quad (3)$$

其中: $\Delta \varphi$ 、 ψ 、 γ 、 $\Delta \theta$ 、 $\Delta \alpha$ 、 σ 、 β 分别为火箭飞行时姿态角与各欧拉角的偏差, $\Delta \delta_{\varphi zt}$ 、 $\Delta \delta_{\psi zt}$ 、 $\Delta \delta_{\gamma zt}$ 为助推发动机的等效摆角指令, $\Delta \delta_{\varphi xj}$ 、 $\Delta \delta_{\psi xj}$ 、 $\Delta \delta_{\gamma xj}$ 为芯级发动机的等效摆角指令。详细推导过程与符号意义见参考文献[13-14]。

1.2 推力下降影响分析

推力下降模式一般包括瞬时下降模式与缓变下降模式。本文研究的为瞬时下降模式,即指运载火箭某台发动机的推力在某时刻突变到某一固定值(原有推力的比例值),如图2所示。

发动机瞬时推力下降时,火箭产生推力干扰

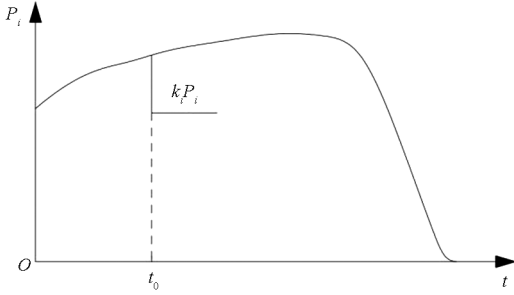


图 2 推力瞬时下降示意图

Fig. 2 Schematic diagram of instantaneous thrust drop

力矩且控制力矩发生变化,使飞行姿态角偏差增大,火箭飞行偏离预定轨道,容易导致发射任务失败。

控制分配律即控制力矩重构技术,可以重新分配发动机摆角,使期望控制力矩同实际控制力矩与干扰力矩的和相等,解决推力损失造成控制力矩变化的问题,改善火箭飞行姿态。

2 运载火箭自适应增广控制

自适应增广控制实际上是通过改变增益 K_T 来影响 PD 控制器,从而实现系统控制。它由参考模型、自适应控制律、滤波器构成的频谱阻尼器组成,系统控制框图如图 3 所示。

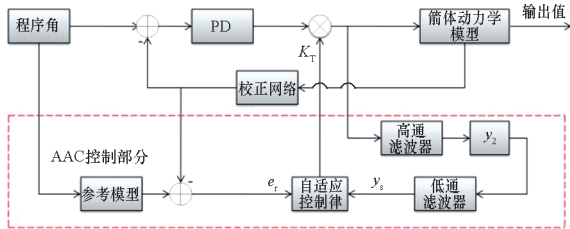


图 3 AAC 控制框图

Fig. 3 AAC control block diagram

1) 自适应控制律。自适应控制律由一个和 k_a 相关的微分方程组成,表达式如下:

$$\begin{cases} \dot{k}_a = \left(\frac{k_{\max} - k_a}{k_{\max}} \right) a e_r^2 - \alpha k_a y_s - \beta (K_T - 1) \\ K_T = k_a + k_0 \end{cases} \quad (4)$$

式中: k_a 为自适应增益, k_{\max} 为增益值的上限, a 为误差增益系数, α 为阻尼项系数, e_r 为实际输出与参考模型的偏差值, y_s 为经滤波器的输出信号, β 为补偿项增益, k_0 为初始增益值, K_T 为最终增益值。

2) 参考模型。对于俯仰、偏航、滚转可以设置相应的参考模型,则其 s 域的二阶传递函数模

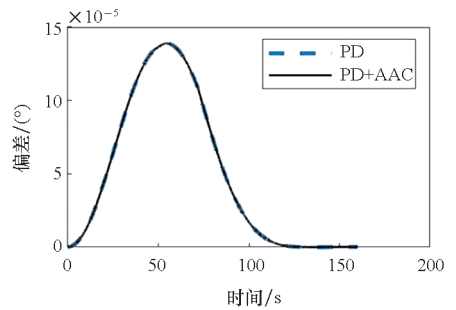
型表达式如下:

$$\frac{\varphi}{\varphi_c} = \frac{2\omega_n \zeta_n s + \omega_n^2}{s^2 + 2\omega_n \zeta_n s + \omega_n^2} \quad (5)$$

式中: φ 为参考模型输出值; φ_c 为姿态角控制指令; ζ_n 是阻尼比; ω_n 是无阻尼时的自振频率,与火箭本身结构特性有关。

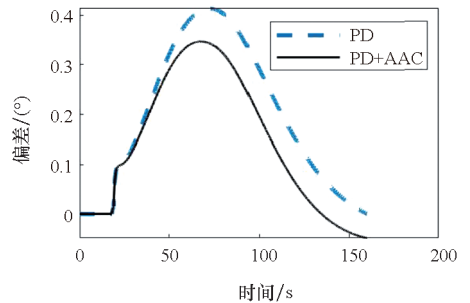
3) 频谱阻尼器。控制信号经过高通滤波器得到高频信号,再平方通过低通滤波器得到频谱阻尼信号,起到降低系统增益、减小回路结构和外界干扰耦合的作用。

图 4 为仿真结果,图中 PD 表示标称控制器, AAC 表示自适应增广控制。因为滚转通道偏差较小,所以仅在俯仰与偏航通道加入 AAC。



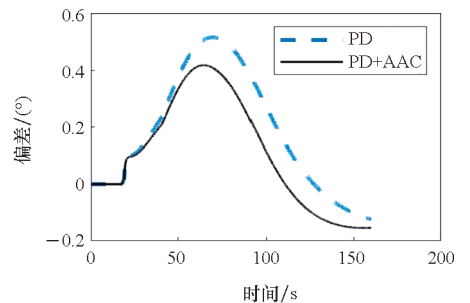
(a) 俯仰角偏差: 正常飞行

(a) Pitch angle deviation: normal flight



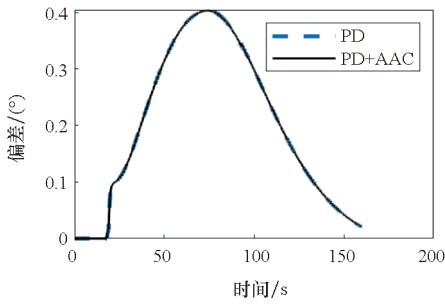
(b) 俯仰角偏差: 推力下降 20%

(b) Pitch angle deviation: thrust decreases by 20%



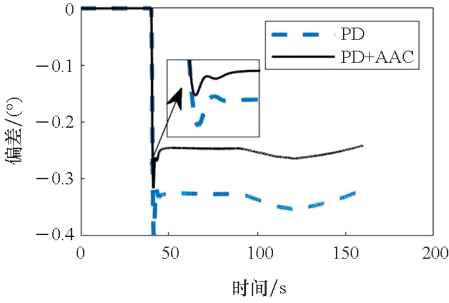
(c) 俯仰角偏差: 推力下降 80%

(c) Pitch angle deviation: thrust decreases by 80%



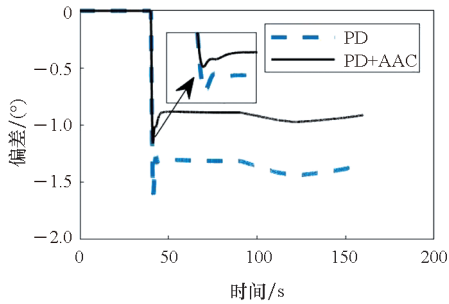
(d) 偏航角偏差:正常飞行

(d) Yaw angle deviation: normal flight



(e) 偏航角偏差:推力下降 20%

(e) Yaw angle deviation: thrust decreases by 20%



(f) 偏航角偏差:推力下降 80%

(f) Yaw angle deviation: thrust decreases by 80%

图 4 PD 与 AAC 控制仿真结果

Fig. 4 Simulation results of PD and AAC control

图 4 所示是助推 1 号发动机推力变化的仿真结果,推力发生突变的时间设置为飞行的 40 s。由图可知,正常飞行时,AAC 未起作用,其姿态角偏差与 PD 控制器控制效果相同,维持在很小的偏差范围内。随着推力下降,AAC 开始起作用,姿态角与程序角的偏差得到改善,且推力下降对偏航角偏差的影响更为显著。如图 5 和图 6 所示分别为 AAC 的 K_T 增益曲线与对应的偏航角偏差变化率。随着增益增高(如图 5),系统响应速度加快,但抗干扰能力变差,偏航通道偏差变化率在推力下降后出现明显振荡(如图 6),持续时间约 4.5 s,且在瞬时推力下降 80% 时,超调量比 PD 控制高了约 2.75%。

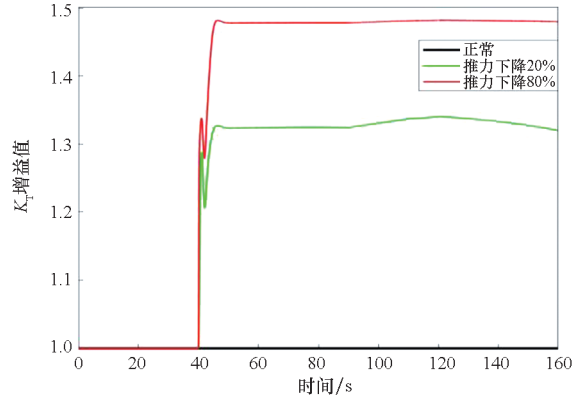


图 5 K_T 增益曲线

Fig. 5 K_T gain curve

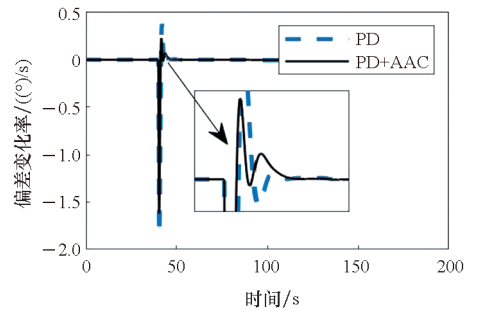


图 6 偏航角偏差变化率曲线(推力下降 80%)

Fig. 6 Curve of yaw angle deviation change rate (thrust decreases by 80%)

3 运载火箭模糊 PD 控制

模糊 PD 控制是将模糊控制与 PD 控制结合的控制方法,它能集成模糊控制较强鲁棒性的优点,适应性较强,又有 PD 控制精度高的特点。系统控制框图如图 7 所示,控制器的输入是姿态角偏差 e 与偏差变化率 e_c ,输出为姿态角, K_p 、 K_d 分别为模糊推理得到的比例增益与微分增益。

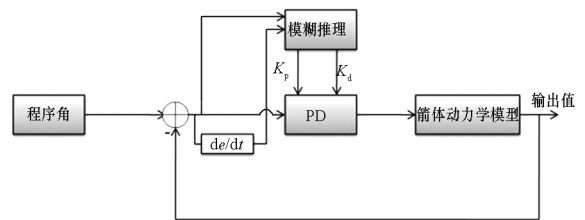


图 7 模糊 PD 控制框图

Fig. 7 Fuzzy PD control block diagram

采用三角形隶属度函数,模糊集为 7 个,即 NS、NM、NB、ZO、PS、PM、PB,分别对应负小、负中、负大、零、正小、正中、正大。

本文模糊集为 7 个,故有 49 条模糊规则。模

糊规则制定如下:

1) 当姿态角偏差过大时, 取较大 K_p , 提高响应速度, 取较小 K_d 以免微分过饱和。

2) 当姿态角偏差较小时, 取较大 K_p 保证控制精度。当偏差变化率较小时, 取较大 K_d 避免振荡, 反之相反。

3) 当姿态角偏差与偏差变化率为中等值时, 取较小 K_p 、 K_d 值以避免超调, 提高系统响应。

4) 当姿态角偏差与偏差变化率符号不同时, 取较小的控制量, 即 K_p 取较小值, K_d 取较大值; 符号相同时, 取较大的控制量, 即 K_p 取大值。

得到 K_p 与 K_d 的模糊规则表如表 1 和表 2 所示。

表 1 K_p 模糊规则表
Tab. 1 K_p fuzzy rule table

K_p	e						
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	PB	PM	NB	PB	NS	PM	ZO
NM	PB	PM	NB	PM	NS	PM	PS
NS	PM	PS	NM	PM	NS	PS	PS
e_c	ZO	PM	PS	NM	PM	NM	PS
	PS	PS	PS	NS	PM	NM	PS
	PM	PS	PS	NS	PM	NB	PM
	PB	ZO	PS	NS	PB	NB	PM

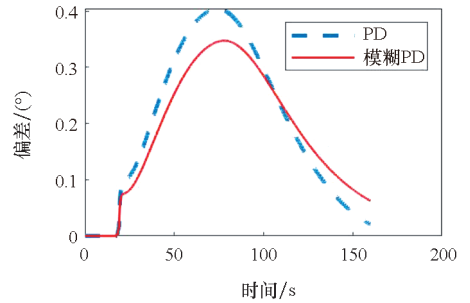
表 2 K_d 模糊规则表
Tab. 2 K_d fuzzy rule table

K_d	e						
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	NS	NS	NS	PB	PS	NB	NS
NM	NS	NS	NM	PM	PS	NB	NS
NS	NS	NM	NM	PM	ZO	NM	NS
e_c	ZO	NS	NM	ZO	PS	ZO	NM
	PS	NS	NM	ZO	ZO	NM	NS
	PM	NS	NB	NB	PS	NM	NS
	PB	NS	NB	NB	PM	NS	NS

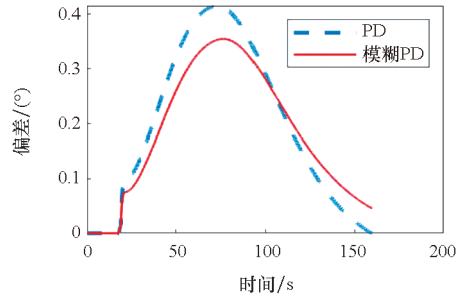
通过输入与输出量的确定、模糊化与清晰化的转换、模糊规则的推理等, 完成了运载火箭模糊 PD 控制器的设计。

以 PD 控制器的参数值作为模糊 PD 控制的初始值, 图 8 为模糊 PD 控制的仿真曲线。

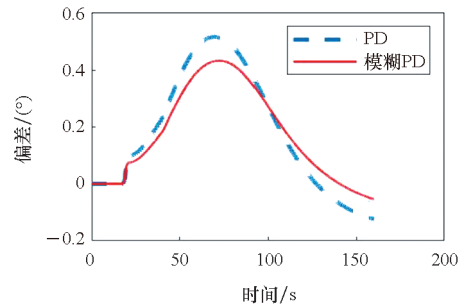
由图 8 可知, 模糊 PD 控制具有较快的系统响应时间、较好的控制精度, 且在 40 s 推力下降时, 过渡曲线平滑稳定, 超调量小, 有效地改善了系统的动态特性。



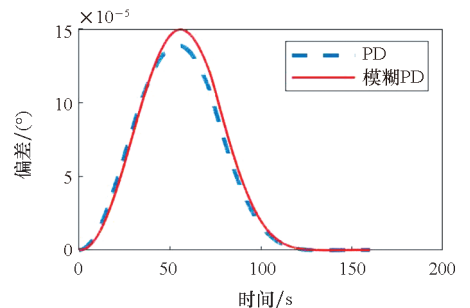
(a) 俯仰角偏差: 正常飞行
(a) Pitch angle deviation; normal flight



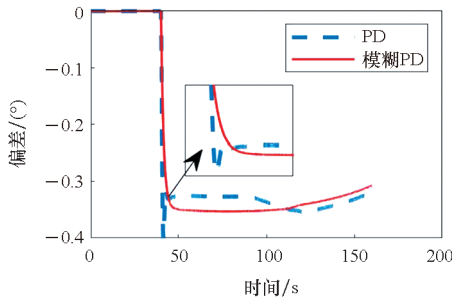
(b) 俯仰角偏差: 推力下降 20%
(b) Pitch angle deviation; thrust decreases by 20%



(c) 俯仰角偏差: 推力下降 80%
(c) Pitch angle deviation; thrust decreases by 80%

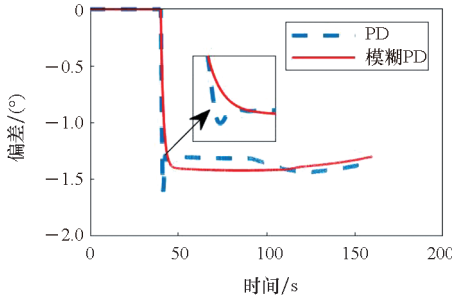


(d) 偏航角偏差: 正常飞行
(d) Yaw angle deviation; normal flight



(e) 偏航角偏差:推力下降20%

(e) Yaw angle deviation: thrust decreases by 20%



(f) 偏航角偏差:推力下降80%

(f) Yaw angle deviation: thrust decreases by 80%

图8 模糊PD控制仿真结果

Fig.8 Simulation results of fuzzy PD control

对比图4可知,俯仰角受推力下降的影响较小,无论是AAC还是模糊PD控制,俯仰角偏差与偏差变化率的响应特性都没有大的变化,且在没有外界干扰的情况下,PD控制、PD+ AAC控制、模糊PD控制的响应效果是相近的。

在推力损失的情况下,AAC产生了较高增益,使得稳态偏差量小于模糊PD控制(约小25%)。图9为模糊PD控制下的偏航角偏差变化率曲线,对比图6可以看出,在系统回归稳态的过程中,模糊PD控制的控制效果要优于AAC,控制过程中未出现振荡,系统能够快速、单方向地达到稳定状态。

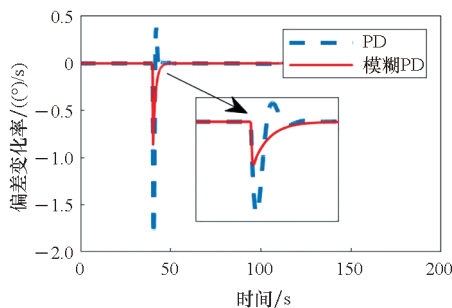


图9 模糊PD控制偏差变化率曲线

Fig.9 Deviation change rate curve of fuzzy PD control

4 基于模糊规则的动态切换控制算法

4.1 算法的控制策略分析

AAC产生的高增益使其静态特性要优于PD控制,响应时间快,但抗干扰性较差,易于产生振荡;模糊PD控制鲁棒性较好,可以弥补AAC不稳定的缺点。采用动态切换的方式进行相互补偿,根据姿态角偏差与偏差变化率大小采取不同的控制策略,既能保证控制精度,又能维持系统稳定。

然而,基于阈值切换的控制方法的切换点选择至关重要:切换过早,模糊控制的优点不易体现;切换过迟,又会增大稳态误差。故本文提出基于模糊规则的动态切换控制算法,其控制框图如图10所示,模糊控制规则如下:

1)当偏差较大时,选用模糊PD控制使系统稳定过渡,抑制超调与振荡。

2)当偏差较小且偏差变化率也较小时,选用AAC以保证系统的稳定精度;当偏差变化率较大时,选用模糊PD控制。

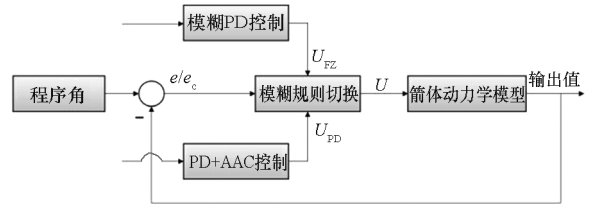


图10 动态切换控制框图

Fig.10 Dynamic switching control block diagram

图10中,姿态角输出U通过加权平均算法得到,即

$$\begin{cases} U = \frac{W_1 U_{PD} + W_2 U_{FZ}}{W_1 + W_2} \\ W_1 = \mu_1(|e_1|) \\ W_2 = \mu_2(|e_2|) \times \varphi_2(|e_{c2}|) \end{cases} \quad (6)$$

式中: U_{PD} 、 U_{FZ} 分别为AAC与模糊PD控制的输出; W_1 、 W_2 分别为AAC与模糊PD控制的输出强度系数,由模糊规则切换对应的隶属度函数计算所得; μ_1 、 μ_2 、 φ_2 为姿态角偏差与偏差变化率相对应的隶属度函数。

综上所述,当偏差较大时,模糊PD控制起主要作用;当偏差与偏差变化率较小时,AAC起主要作用。此种控制方式能确保输出值的连续性,消除切换点附近的波动,实现控制的平稳。

4.2 运载火箭控制力矩重构

控制力矩重构技术,指姿态角输入经控制器

后,通过控制分配算法,将故障发动机与其余正常发动机的摆角再分配,使分配的控制力矩与期望产生的控制力矩相等,改变飞行姿态。系统控制分配流程如图 11 所示。

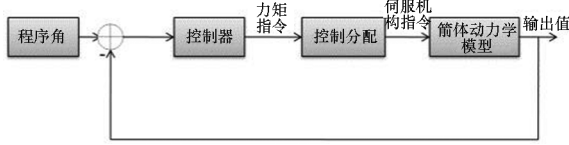


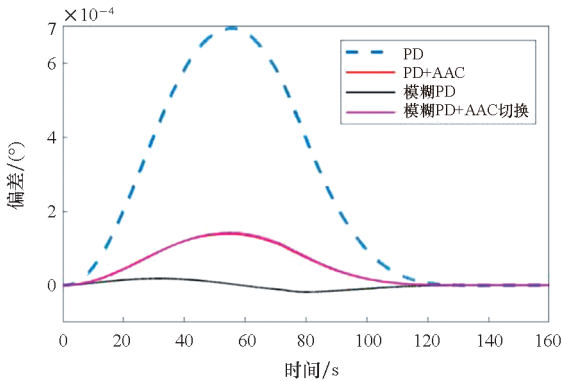
图 11 控制分配流程

Fig. 11 Control allocation flow chart

单纯形法对求解线性规划问题十分有效,最早由 George Dantzig 提出^[15],程堂明等采用改进单纯形法求解姿态控制系统的线性规划问题,有效消除了迭代引起的误差^[16],本文基于改进单纯形法进行摆角分配求解。

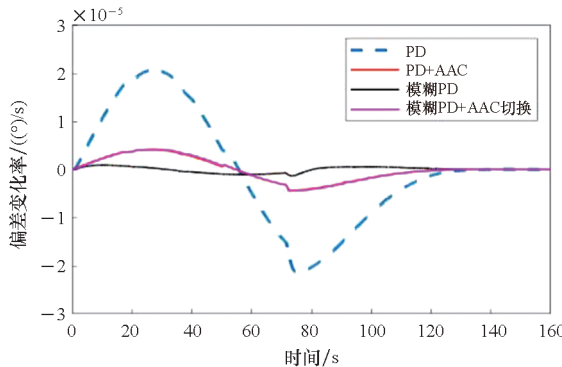
为检验基于模糊规则的动态切换控制算法对姿态角偏差的改善效果,将单纯形法与控制器相结合,进行火箭推力损失的容错控制。由前文分析可知,推力损失的情况下,偏航角偏差较大且无法恢复正常,图 12 为运载火箭容错控制下的偏航角仿真结果。

如图 12 所示,当处于正常飞行状态,偏航角偏差与偏差变化率极小,动态切换控制算法中的



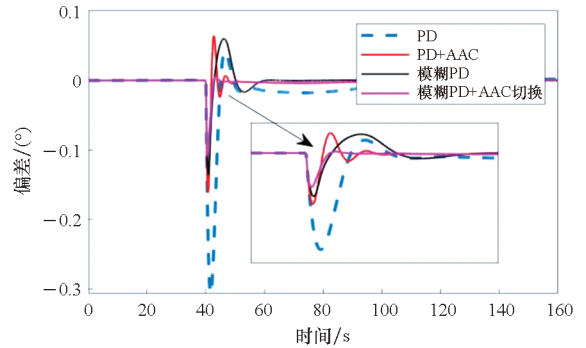
(a) 偏航角偏差:正常飞行

(a) Yaw angle deviation: normal flight



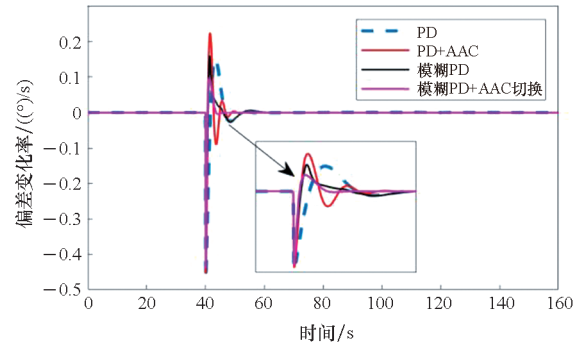
(b) 偏航角偏差变化率:正常飞行

(b) Yaw angle deviation change rate: normal flight



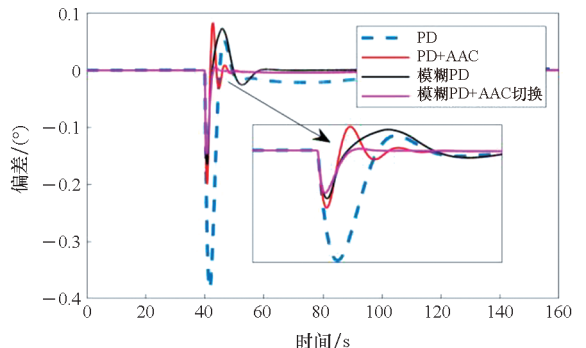
(c) 偏航角偏差:推力下降 80%

(c) Yaw angle deviation: thrust decreases by 80%



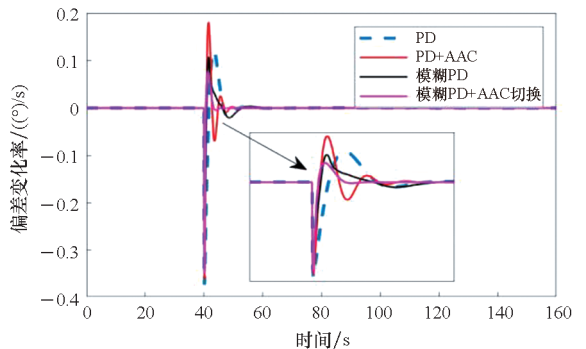
(d) 偏航角偏差变化率:推力下降 80%

(d) Yaw angle deviation change rate: thrust decreases by 80%



(e) 偏航角偏差:推力下降 100% (关机故障)

(e) Yaw angle deviation: thrust decreases by 100% (shutdown failure)



(f) 偏航角偏差变化率:推力下降 100% (关机故障)

(f) Yaw angle deviation change rate: thrust decreases by 100% (shutdown failure)

图 12 重构后偏航角仿真结果

Fig. 12 Simulation results of yaw angle after reconstruction

AAC起主要作用,故图中PD+ AAC与模糊PD+ AAC切换两条曲线重合。随着推力损失程度增加,偏差与偏差变化率相应增大,此时采用动态切换控制算法的控制效果明显优于其他控制方法,如关机故障时,偏差的超调量比模糊PD控制减少0.03°,且振荡的情况得到明显改善(仅在推力下降的时刻波动一次)。同时,推力下降时系统调节时间比PD+ AAC控制减少了2s。

图13为关机故障时某助推摆角的摆动情况,同样可以验证动态切换控制算法具有较好的控制效果。

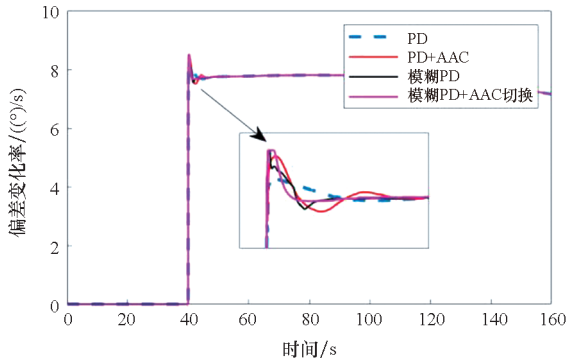


图13 关机故障下助推摆角重构

Fig. 13 Boost swing angle reconstruction under shutdown failure

表3~6为不同控制器作用下,偏航角重构后的控制性能参数。由表可知,不同控制器重构后的控制精度均在一个量级。

表3 PD控制器重构的性能参数

Tab.3 Performance parameters of PD controller reconfiguration

性能参数	正常	推力下降 20%	推力下降 80%	关机故障
最大偏差/(°)		0.07	0.37	0.47
调节时间/s		15	15	16
稳态误差/(°)	7×10^{-4}	6×10^{-4}	4.6×10^{-4}	5.4×10^{-4}

表4 PD+ AAC控制器重构的性能参数

Tab.4 Performance parameters of PD+ AAC controller reconfiguration

性能参数	正常	推力下降 20%	推力下降 80%	关机故障
最大偏差/(°)		0.04	0.16	0.20
调节时间/s		12	12	12.5
稳态误差/(°)	1.4×10^{-4}	2.8×10^{-4}	2.8×10^{-4}	3.4×10^{-4}

表5 模糊PD控制器重构的性能参数

Tab.5 Performance parameters of fuzzy PD controller reconfiguration

性能参数	正常	推力下降 20%	推力下降 80%	关机故障
最大偏差/(°)		0.03	0.14	0.17
调节时间/s		16	18	18
稳态误差/(°)	8×10^{-5}	2×10^{-4}	2×10^{-4}	2×10^{-4}

表6 动态切换控制器重构的性能参数

Tab.6 Performance parameters of dynamic switching controller reconfiguration

性能参数	正常	推力下降 20%	推力下降 80%	关机故障
最大偏差/(°)		0.03	0.11	0.14
调节时间/s		10	10	10.5
稳态误差/(°)	1.4×10^{-4}	1.4×10^{-4}	1.8×10^{-4}	4×10^{-4}

5 结论

传统的姿态控制方法响应时间较慢、抗干扰能力不强,难以满足运载火箭高精度、高稳定的飞行需求。本文提出一种基于模糊规则的动态切换控制算法,结合AAC与模糊PD控制的优点,确保控制精度,并维持系统稳定。

为检验算法的控制效果,基于单纯形法进行控制力矩重构,并与控制器相结合,进行运载火箭推力损失下的容错控制研究。仿真结果表明,与单一控制方法相比,助推发动机关机故障发生时,基于模糊规则的动态切换控制算法偏航角最大偏差减小20%以上,系统的响应时间至少快15%,且控制过程中未出现振荡。该方法能有效改善控制品质,提高系统抗干扰能力,实现运载火箭的精细控制。

参考文献 (References)

[1] ZHANG L, WEI C Z, JING L, et al. Heavy lift launch vehicle technology of adaptive augmented fault tolerant control[C]// Proceedings of the 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), 2016: 1587 - 1593.

[2] 马艳如, 石晓荣, 刘华华, 等. 运载火箭姿态系统自适应神经网络容错控制[J]. 宇航学报, 2021, 42(10): 1237 - 1245.

MA Y R, SHI X R, LIU H H, et al. Adaptive neural network fault tolerant control of launch vehicle attitude system[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(10): 1237 - 1245. (in Chinese)

- [3] ORR J S, VAN ZWIETEN T S. Robust, practical adaptive control for launch vehicles [C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2012.
- [4] WALL J H, MILLER C J, HANSON C E, et al. In-flight suppression of a destabilized F/A - 18 structural mode using the space launch system adaptive augmenting control system [C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2015.
- [5] VAN ZWIETEN T S, HANNAN M R, WALL J H. Evaluating the stability of NASA's space launch system with adaptive augmenting control [J]. CEAS Space Journal, 2018, 10(4): 583 - 595.
- [6] 吴蕾. 考虑发动机推力损失的运载火箭容错控制 [D]. 大连: 大连理工大学, 2020.
WU L. Fault-tolerant control of launch vehicle with considering engine thrust loss [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020. (in Chinese)
- [7] PEI W, BO L M, LEI G Z, et al. Fuzzy adaptive attitude controller design for launch vehicle [C]//Proceedings of the 2017 International Conference on Robotics and Automation Sciences (ICRAS), 2017: 58 - 63.
- [8] 刘乾. 基于模糊 PD 的运载火箭姿态控制系统设计 [J]. 农业装备与车辆工程, 2020, 58(5): 96 - 99.
LIU Q. Design of attitude control system for launch vehicle based on fuzzy PD [J]. Agricultural Equipment & Vehicle Engineering, 2020, 58(5): 96 - 99. (in Chinese)
- [9] 刘阳, 郭小和, 葛经纬, 等. 基于 PSO-Fuzzy-PID 的四旋翼飞行器悬停控制 [J]. 国际航空航天科学, 2019, 7(4): 97 - 106.
LIU Y, GUO X H, GE J W, et al. Hover control for the quadrotor aircraft based on PSO-Fuzzy-PID [J]. Journal of Aerospace Science and Technology, 2019, 7(4): 97 - 106. (in Chinese)
- [10] GAO S, WANG Q, JIANG W, et al. Research on fuzzy PID attitude controller for multi-rotor UAV [C]//Proceedings of the 2017 5th International Conference on Frontiers of Manufacturing Science and Measuring Technology (FMSMT 2017), 2017: 726 - 729.
- [11] 齐琳. 模糊 PID 动态切换控制算法的研究 [D]. 北京: 北京交通大学, 2008.
QI L. Research on fuzzy and PID dynamic switching control algorithm [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2008. (in Chinese)
- [12] 赵静怡, 石岩, 吴玉虎, 等. 基于平滑切换策略的航空发动机转速调节控制设计 [J]. 推进技术, 2022, 43(4): 337 - 344.
ZHAO J Y, SHI Y, WU Y H, et al. Speed regulation control design based on smooth switching strategy for aero-engines [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 337 - 344. (in Chinese)
- [13] 崔孟瑜. 运载火箭动力系统故障分析及重构方法研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2021.
CUI M Y. Research on fault analysis and reconstruction method of launch vehicle propulsion system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2021. (in Chinese)
- [14] 张卫东. 运载火箭动力学与控制 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2015.
ZHANG W D. Launch vehicle dynamics and control [M]. Beijing: China Aerospace Press, 2015. (in Chinese)
- [15] ARSHAM H, DAMIJ T, GRAD J. An algorithm for simplex tableau reduction: the push-to-pull solution strategy [J]. Applied Mathematics and Computation, 2003, 137(2/3): 525 - 547.
- [16] 程堂明, 李家文, 唐国金. 伺服机构故障下基于线性规划的运载火箭姿控系统重构控制 [J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(1): 51 - 57.
CHENG T M, LI J W, TANG G J. Reconstruction of attitude control system of launch vehicle based on linear programming under servo mechanism fault [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(1): 51 - 57. (in Chinese)