

基于 ESO 的动力系统故障在线估计与补偿控制方法

张 宇¹, 杨虎军², 黄 聪¹, 王 辉¹, 李依彤¹

1. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854

2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076



摘 要 应用自抗扰控制技术, 在控制回路中增加扩张状态观测器(ESO), 对飞行过程中动力系统故障等造成的干扰进行实时估计, 并进行在线补偿, 可显著减小发动机故障情况下的火箭姿态角偏差, 提高控制品质。本方法不依赖故障诊断系统, 将发动机故障视为外干扰进行在线补偿, 适应性强, 可靠性高, 易于工程实践。

关键词 重型运载火箭; 动力系统故障; 自抗扰控制; 扩张状态观测器

中图分类号: V448.22 **文献标识码**: A

文章编号: 1006-3242(2023)04-0043-05

Online Estimation and Compensation Control Method Based on ESO Due to Power Fault

Zhang Yu¹, Yang Hujun², Huang Cong¹, Wang Hui¹, Li Yitong¹

1. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China

Abstract The active disturbance rejection control technology is used in this paper. By adding an extended state observer to control loop, the disturbance caused by the power system fault in the flight process can be estimated and compensated on-line, which can significantly reduce the rocket attitude angle deviation under the condition of engine fault and can improve the control quality. This method does not rely on the fault diagnosis system and compensates the engine fault as external disturbance, which has strong adaptability and high reliability. It is easy in engineering practice and has great application value.

Key words Heavy-lift launch vehicle; Power fault; Active disturbance rejection control; Extended state observer

0 引言

动力系统为运载火箭提供飞行动力, 是运载火箭的“心脏”, 直接影响着火箭飞行的成败。火箭飞行过程中, 动力系统恶劣的工作条件(高温、高压、强腐蚀、高密度的能量释放)常使其成为火箭的故

障多发部位。根据美国对已发射的各种运载火箭的统计, 动力系统发生的故障约占运载火箭总故障的 60% 以上^[1]。近 5 年, 国内外多次运载火箭发射出现的重大故障中动力系统故障导致发射失败的占比达到 50% 以上。在国内, 2017 年 7 月 2 日 CZ-5 Y2 运载火箭发射实践 18 号卫星, 由于芯一级 YF-77 发动机的 1 分机推力异常导致失利; 2020 年 3 月

收稿日期: 2023-01-09

作者简介: 张 宇(1982-), 女, 高级工程师, 主要研究方向为控制系统设计; 杨虎军(1974-), 男, 研究员, 主要研究方向为运载火箭设计; 黄 聪(1992-), 男, 工程师, 主要研究方向为控制系统设计; 王 辉(1978-), 男, 研究员, 主要研究方向为控制系统设计; 李依彤(1995-), 女, 工程师, 主要研究方向为控制系统设计。

16 日 CZ-7A Y1 火箭由于助推器发动机烧蚀爆裂导致首飞失利,均是由于动力系统故障引起的飞行失利。在国外航天史上,由于推力故障导致任务失败的案例也很多。例如 2006 年,印度 GSLV-F02 运载火箭发射后不久,4 枚捆绑助推器中的 1 枚发动机推力控制器发生异常,故障发动机造成推力不对称,导致火箭偏离预定轨迹,随即发生爆炸。2011 年,俄罗斯联盟-U 发射货运飞船失败,故障原因是火箭第三级发动机燃料管堵塞而失去推力。

运载火箭动力系统大多采用液体发动机,特别是主发动机,其故障会导致火箭推力异常,造成运载能力及控制能力受损,最终可能导致姿态、入轨参数超差甚至灾难性事故,产生巨大的经济损失和负面影响。因此,研究和发展液体火箭发动机故障情况下在线估计与补偿控制技术,可以增强火箭对不确定性和突发非致命故障的适应能力,有效提高故障下飞行任务的成功率^[2]。

重型运载火箭作为我国下一代运载火箭,主要用于载人登月、载人登火、月球科研站和空间太阳能电站等国家重大任务,其规模大、技术新、有效载荷价值高,可靠性要求极高。重型运载火箭起飞推力达到 5800 多吨,总推力巨大,推力微小的偏差会产生较大的结构干扰,飞行中还受到不确定的风干扰的影响,特别是出现动力系统故障时,如何确保火箭稳定、确保控制品质,如何尽量挽救飞行任务至关重要。目前,针对适应动力故障的控制方法有滑膜控制、自适应控制等,但在工程应用中存在放大高频信号等风险。本文提出了利用扩张状态观测器(Extended State Observer, ESO)对火箭飞行中所受的总干扰进行在线辨识与估计,并进行前馈补偿,减小飞行过程中姿态角偏差,提升发动机故障情况下的控制精度,从而提高火箭的动力系统故障适应能力^[3]。

1 自抗扰控制技术

1.1 自抗扰控制的产生与特点

常规的运载火箭姿态控制系统采用较高阶、复杂的 PID 控制。PID 控制技术自产生以来,解决了大量的工程问题,其结构简单易于实现,实践效果好。PID 控制也存在固有缺陷,它是基于误差反馈的控制,滞后于扰动的影响,且鲁棒性不够好。经典 PID 控制原理可以直观地翻译成“误差的过去

(I)、现在(P)和将来(变化趋势)(D)的加权和”。在通过消除误差来实现控制目标的过程中,很重要的任务是如何施加控制力来排除各种外干扰作用的影响。在达到控制目标的过程中,如何消除各种外干扰影响是反馈系统设计必须考虑的重要课题。在这样的背景下,出现了自抗扰控制技术。

自抗扰控制(Active Disturbance Rejection Control, ADRC)的思想和方法由中国科学院数学与系统科学研究院复杂系统控制重点实验室的韩京清研究员在 20 世纪 80~90 年代提出,其核心思想是以被控输出量的简单积分串联型为标准型,把系统动态中异于此标准型的部分视为“总扰动”(其中包括了内扰动和外扰动),通过扩张状态观测器(ESO),实时地估计和消除“总扰动”,从而把充满扰动、不确定性和非线性的被控对象还原为标准的积分串联型。

自抗扰控制方法在解决不确定系统控制问题方面的突出特点主要体现在 3 个方面:1)可处理大范围及复杂结构(非线性、时变、耦合等)的不确定系统;2)控制结构简单并可保证闭环系统具有良好的动态性能;3)把作用于被控对象的所有不确定因素都归结为“总扰动”,而用对象的输入输出数据对它进行估计并给予补偿。其中的总扰动是指系统自身的不确定性(内扰)和系统的外部扰动(外扰)的综合作用。在实际系统中,扰动复杂多样,且系统的精确模型难以获得,而自抗扰控制器不需要知道扰动的精确模型,特别适用于工程实践^[4]。

1.2 自抗扰控制的产生与特点

自抗扰控制器是应用自抗扰控制原理构建的控制器,一般由跟踪微分器、扩张状态观测器及非线性状态误差反馈律 3 部分组成,如图 1 所示。利用跟踪微分器安排系统输入的过渡过程,在扩张状态观测器中构造状态变量,估计系统的状态和总扰动,通过非线性状态误差反馈控制律将过渡过程的信号及其微分量与估计的状态量及总扰动进行非线性组合,构成控制律。

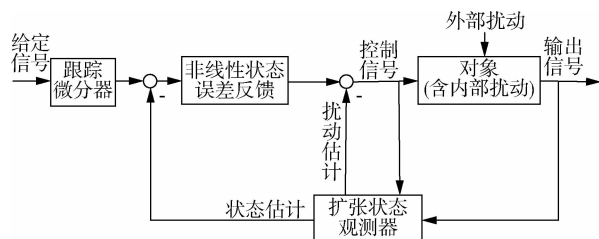


图 1 自抗扰控制器基本框架图

非线性自抗扰控制算法较为复杂,有多个参数需要整定。而且参数和性能之间关系不够清晰,使得参数设计较为繁琐。线性扩张状态观测器(Linear ESO, LESO)大幅度地减少了控制参数个数,便于工程应用。

线性自抗扰控制器结构框图如图 2 所示:

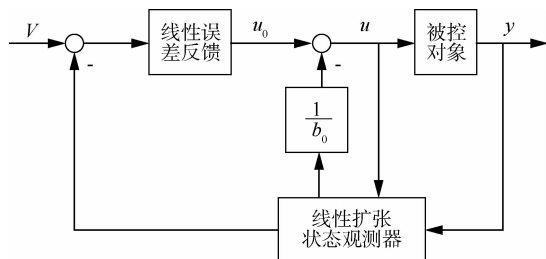


图 2 线性自抗扰控制器示意图

线性自抗扰控制器主要包括:线性扩张状态观测器(LESO)、线性状态误差反馈控制律等结构,对于不确定性、非线性和强耦合系统具有良好的控制效果^[4]。其中 b_0 为可调节参数,是决定补偿强弱的“补偿因子”, u 为控制量, u_0 为虚拟控制量, V 为输入, y 为被控对象输出。

1.3 扩张状态观测器工作原理

扩张状态观测器(ESO)是用输出误差的反馈改造原系统而构造出来的新系统。以连续系统为例,对于受未知外干扰作用的非线性不确定对象:

$$\begin{cases} \dot{x}^{(n)}(t) = f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}, t) + w(t) + bu(t) \\ y = x(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}, t)$ 为 x 的函数, $w(t)$ 为未知外扰, $x(t)$ 为可测量的状态量。

若令 $x_{n+1}(t) = f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}, t) + w(t) + (b - b_0)u$, 并记 $\dot{x}_{n+1} = h(X, w)$, 这里 $X = [x_1, \dots, x_{n+1}]^T$, 则 n 维原系统扩张为 $n+1$ 维的新系统,设计扩张状态观测器 $Z = [z_1, \dots, z_{n+1}]^T$ ^[5]。

被控对象:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \vdots \\ \dot{x}_{n-1} = x_n \\ \dot{x}_n = x_{n+1} + bu \\ x_{n+1} = h(X, w) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (2)$$

状态观测器:

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} \cdot g_1(e) \\ \vdots \\ \dot{z}_{n-1} = z_n - \beta_{0n-1} \cdot g_{n-1}(e) \\ \dot{z}_n = z_{n+1} - \beta_{0n} \cdot g_n(e) + b_0 u \\ \dot{z}_{n+1} = -\beta_{0n+1} \cdot g_{n+1}(e) \end{cases} \quad (3)$$

式中: β 为增益参数, $g(\cdot)$ 为线性函数,用变量 Z 估计变量 X 。

对于线性系统对象:

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX \end{cases} \quad (4)$$

当对象参数已知时,可构造状态观测器:

$$\begin{cases} \dot{e} = CZ - Y \\ \dot{Z} = AZ - Le + BU \end{cases} \quad (5)$$

L 为状态观测器的设计参数^[6]。

2 基于 ESO 的火箭控制器设计

2.1 线性扩张状态观测器

对于运载火箭或导弹武器,工程上一般采用线性扩展状态观测器,对于俯仰、偏航和滚动某一通道,一般使用二阶线性 ESO 控制器。某一通道系统的状态方程如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f(x_1) + w(t) + bu \\ y = x_1 \end{cases} \quad (6)$$

其中: x_1 为可测量的状态量, $f(x_1)$ 为 x_1 的线性函数, $w(t)$ 为未知干扰, u 为控制量, y 为被控输出量。对于运载火箭,姿态角和姿态角速度信息均可通过惯性器件测量得到,选取姿态角速度为 x_1 。

把包含扰动的 $f(x_1) + w(t)$ 扩张为新的状态变量 x_2 , 扩张之后的新系统如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + bu \\ \dot{x}_2 = \hat{f} \end{cases} \quad (7)$$

其中: \hat{f} 为扰动观测量。

对上述被扩张的系统建立线性扩张状态观测器:

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - l_1 e + b_0 u \\ \dot{z}_2 = -l_2 e \end{cases} \quad (8)$$

用 $Z = [z_1 \ z_2]^T$ 估计 $X = [x_1 \ x_2]^T$ 。需要设计的控制参数为 b_0, l_1, l_2 , 估计过程仅用到对象的控制量和输出量。通过上述线性扩张状态观测器,

可以实时估计作用于被控对象的总扰动,为控制补偿提供信息输入^[7]。

2.2 基于 ESO 的自适应控制模型

以某火箭主动飞行段为研究对象,三通道独立设计。以俯仰通道为例,建立小偏差线性化数学模型为^[8]:

$$\begin{cases} \Delta\dot{\theta} = c_{1f}\Delta\alpha + c_{2f}\Delta\theta + c_{3f}\delta_{\varphi} \\ \Delta\ddot{\varphi} + b_{1f}\Delta\dot{\varphi} + b_{2f}\Delta\alpha + b_{3f}\delta_{\varphi} = 0 \\ \Delta\varphi = \Delta\theta + \Delta\alpha \end{cases} \quad (9)$$

其中: $\Delta\theta$ 为弹道倾角偏差, $\Delta\alpha$ 为攻角偏差, $\Delta\varphi$ 为俯仰姿态角偏差, δ_{φ} 为俯仰通道控制摆角。 c_{1f} 为俯仰通道与推力和升力有关的动力系数, c_{2f} 为俯仰通道重力系数, c_{3f} 为俯仰通道控制力系统。 b_{1f} 为俯仰通道气动阻尼力矩系数, b_{2f} 为俯仰通道气动力矩系数, b_{3f} 为俯仰通道控制力矩系数。

令 $x_1 = \Delta\dot{\varphi}$, 则有:

$$\dot{x}_1 = -b_{1f}\Delta\dot{\varphi} - b_{2f}\Delta\alpha - b_{3f}\delta_{\varphi} \quad (10)$$

定义变量 $x_2 = -b_{1f}\Delta\dot{\varphi} - b_{2f}\Delta\alpha$, 代表了除控制力矩之外的气动阻尼力矩和气动力矩,这里的 x_2 表示干扰力矩的总和,状态方程为:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 - b_{3f}\delta_{\varphi} \\ \dot{x}_2 = \hat{f} \end{cases} \quad (11)$$

自抗扰控制的目的是要估计 x_2 的大小。观测方程为:

$$\begin{cases} e = z_1 - x_1 \\ \dot{z}_1 = z_2 - l_1 e - b_{3f}\delta_{\varphi} \\ \dot{z}_2 = -l_2 e \end{cases} \quad (12)$$

上述观测方程的实质就是利用 z_1 观测 x_1 , z_2 观测 x_2 。当观测方程稳定后,就有: $z_1 \approx x_1$, $z_2 \approx x_2$, 则 ESO 估计的补偿摆角如式(13)^[9]:

$$\delta_{\varphi_ESO} = \frac{z_2}{b_{3f}} \quad (13)$$

2.3 在线估计与补偿控制技术

包含 ESO 在线估计和补偿控制器的俯仰通道姿控系统回路如图 3 所示。控制系统根据惯性器件测得的火箭轴向视加速度和绕心角速度,进行火箭推力估算,估算结果用于 ESO 的参数调节。ESO 在线估计和补偿控制器利用角速度和控制摆角指令,使用经过推力估算确定的参数,利用式(13)计算出补偿摆角,与主通道摆角综合后得到总的控制摆角指令,发送给执行机构产生控制力矩,实现对火箭姿态的稳定与控制。

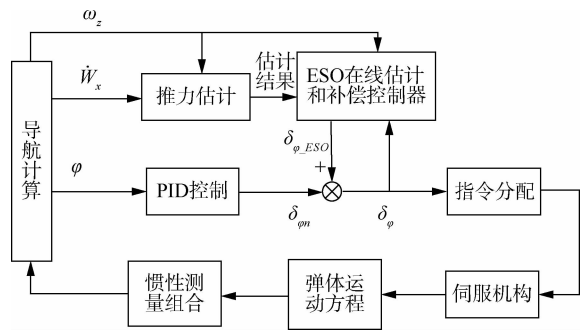


图3 俯仰通道姿态控制回路框图

图中: φ 为俯仰姿态角,通过导航计算得到; \dot{W}_x 为轴向视加速度; ω_z 为俯仰姿态角速度; δ_{φ_ESO} 为俯仰通道 ESO 补偿摆角, $\delta_{\varphi n}$ 为姿态角通道计算的控制摆角, δ_{φ} 为俯仰通道总控制摆角。计算公式为:

$$\delta_{\varphi} = \delta_{\varphi n} + \frac{z_2}{b_{3f}} \quad (14)$$

3 设计实例

以某火箭为例,设计三通道的 ESO 在线估计和补偿控制器。飞行过程中,通过实时监测轴向过载数据进行推力估计,根据估计结果确定 l_1 和 l_2 的取值,将其代入式(10)中计算,根据式(13)和(14),计算出三通道 ESO 补偿摆角和总控制摆角。

本文对发动机推力下降故障进行模拟仿真,起飞后 200 s 开始加入 ESO 在线估计和补偿控制,300 s 时模拟一台发动机推力下降了 20%,对此故障状态进行数学仿真。

推力正常状态时,令参数为:

$$\begin{cases} l_1 = 0.8 \\ l_2 = 0.16 \end{cases}$$

推力下降 20% 后,在线动态调整参数:

$$\begin{cases} l_1 = 0.4 \\ l_2 = 0.4 \end{cases}$$

与不采用 ESO 补偿的数学仿真结果相比:1) 加入 ESO 补偿控制后,推力下降前稳态的俯仰姿态角偏差由 0.26° 减小为 0.16° ,偏航姿态角偏差由 0.25° 减小为 0.14° ,滚动姿态角偏差由 1.6° 减小为 0.8° ;推力下降后,稳态的俯仰姿态角偏差由 0.9° 减小为 0.5° ,偏航姿态角偏差由 -1.25° 减小为 -0.75° ,滚动姿态角偏差由 4° 减小为 2° ,均明显减小,姿态控制精度大幅提升。2) 增加 ESO 控制,在推力正常时,对结构干扰进行了较好的估计与补

偿;在推力下降时,对动力系统故障引起的干扰进行了良好的估计与补偿,即ESO可以有效对外干扰进行补偿,减小姿态角偏差,提高控制品质。3)通过仿真摸底表明,姿态控制精度与模型数据 b_{3f} 的精准程度关系不大,即控制力矩系数不必很精确,即可达到补偿效果,便于工程应用。

4 结论

本文将线性扩张状态观测器(LESO)应用到运载火箭姿态控制系统,可以对结构干扰和发动机推力下降产生的干扰进行良好的估计与补偿,有效减小了姿态角稳态误差,提高了姿态控制精度,具有较强的故障适应能力。并且补偿效果不依赖于精确模型,具有工程应用价值。

参 考 文 献

- [1] 李京苑,胡云. 对实现运载火箭连续成功的思考[J]. 质量与可靠性,2018,195(3):32-36. (Li Jingyuan, Hu Yun. Views on consecutive successes of launch vehicles[J]. Quality and Reliability, 2018, 195(3): 32-36.)
- [2] 王辉,张宇. 重型运载火箭控制系统关键技术探讨[J]. 航天控制,2013,31(6):22-26. (Wang Hui, Zhang Yu. The discussion on key technologies of heavy launch vehicle control system[J]. Aerospace Control, 2013, 31(6):22-26.)
- [3] 马卫华,禹春梅,路坤锋,等. “会学习”运载火箭的制导控制系统[J]. 航天控制,2020,38(2):3-8. (Ma Weihua, Yu Chunmei, Lu Kunfeng, et al. Guidance navi-

gation and attitude control technology of “self-Learning” launch vehicle[J]. Aerospace Control,2020,38(2):3-8.)

- [4] 白文艳,张家铭,黄万伟,等. 基于深度Q网络的飞行器增益调参技术研究[J]. 航天控制,2022,40(5):47-52. (Bai Wenyan, Zhang Jiaming, Huang Wanwei, et al. Research on gain scheduling based on deep Q network for aircraft[J]. Aerospace Control, 2022, 40(5): 47-52.)
- [5] 高志强. 浅谈工程控制的信息问题[J]. 系统科学与数学,2016,36(7):908-923. (Gao Zhiqiang. On the problem of information in engineering cybernetics[J]. Journal of Systems Science and Mathematical Sciences, 2016,36(7):908-923.)
- [6] 韩京清. 自抗扰控制技术—估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京:国防工业出版社,2008:183-212.
- [7] 胡海峰,王晋麟,黄聪,等. 运载火箭非致命故障下弹道规划指导与自适应控制重构技术[J]. 载人航天,2022,28(2):439-448. (Hu Haifeng, Wang Jinlin, Huang Cong, et al. Trajectory planning guidance and adaptive reconfiguration control of launch vehicle under non-fatal failure[J]. Manned Spaceflight, 2022, 28(2):439-448.)
- [8] 徐延万. 控制系统(上)[M]. 北京:中国宇航出版社,1989:113-134.
- [9] 李依彤,刘晓东,张惠平,等. 基于智能PID和扩张状态观测气动姿态控制方法[J]. 航天控制,2021,39(4):51-58. (Li Yitong, Liu Xiaodong, Zhang Huiping, et al. Attitude control method based on intelligent PID and extended state observer[J]. Aerospace Control, 2021,39(4):51-58.)