

高空舱进气压力环境模拟系统的复合分层抗干扰控制



李鑫¹, 齐熙溥¹, 王信², 翟超³, 张和洪¹

1. 福州大学, 福建 福州 350108

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621703

3. 中国地质大学, 湖北 武汉 430079

摘要: 航空发动机性能测试的准确性直接影响其研发和优化效果, 对国防科技和航空工业发展至关重要。本文提出了一种结合干扰观测器和非奇异终端滑模(NTSM)的复合分层抗干扰控制(CHADC)方法。将干扰分为内部扰动(包括未建模动态、参数和结构的不确定性)和外部扰动。采用干扰观测器对内部扰动进行估计并通过前馈加以抵消, 使用非奇异终端滑模控制方法抑制外部扰动, 同时设计了一种新型趋近律, 解决了控制量抖动过大的问题。仿真结果表明, 通过采用干扰观测器与非奇异终端滑模结合的复合分层抗干扰控制方法, 能将被控压力的压力最大瞬时波动量降到0.5%以内, 动态调节时间减少2s以上, 大幅提高了发动机过渡态试验中的动态响应速度、控制精度和抗扰动能力。这一研究成果能够为航空发动机的研发和测试提供更加精确的环境模拟, 从而加速航空发动机的性能优化。

关键词: 高空舱; 复合分层抗干扰; 非奇异终端滑模; 干扰观测器; 趋近律

中图分类号: V217

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.03.012

高空模拟试验舱是检验航空发动机高空性能的重要设施, 能够在地面(不受季节和气候限制)真实模拟发动机在高空中的飞行环境, 进而获取发动机在各种飞行环境中的实际性能。高空模拟试验舱在航空发动机性能测试中的应用涵盖了起飞、爬升、巡航和下降等多个飞行阶段。由于试验舱能够在地面环境下模拟不同高度和速度条件下的飞行状态, 因此在新型发动机的研发和现有发动机的性能优化过程中起到了不可替代的作用。然而, 高空模拟试验舱在实际操作中也面临许多挑战, 如准确再现大气压力、温度和流速变化等环境参数。这些挑战要求试验舱具备高精度的控制系统, 以确保测试结果的可靠性和一致性。

目前, 高空模拟试验舱对高空试验模拟控制系统的质量要求日益提高, 要求能够更快速、准确地响应被试发动机的预期飞行动态过程。由于被控对象具有强非线性、未知干扰多、系统不确定性等特性, 如何有效消除扰动对系统的影响, 是提高其动态控制品质的关键。到目前为止, 高空模

拟试验舱的环境控制系统主要采用线性主动抗干扰控制(LADRC)。LADRC同样具有很强的抗干扰性, 也有不依赖于控制模型的优点, 但其在过渡态试验的控制效果不佳。因此, 致力于研究性能更优异、响应速度更快、抗扰能力更强的控制方法十分必要。

变结构控制理论由Emelyanov在20世纪50年代末提出^[1], 数十年的发展使其成为最常用的控制理论之一^[2-3]。滑模控制属于变结构控制的一种形式。其对系统外加干扰和建模动态等具有一定的鲁棒性, 并且有着动态特性好、控制算法简单、可靠性高等优点, 因此近年来控制界越来越重视滑模控制。滑模变结构控制系统的运动过程主要包括两个阶段。首先, 系统从初始状态进入切换面的到达阶段; 其次, 系统在切换面上进行滑动模态运动。关键在于构建一个合适的滑模面, 使被控系统能够进入并在该面上活动。系统在滑模面上受到约束, 并沿预定的状态轨迹进行高频率、小幅度运动, 即滑动模态。值得注意的是,

收稿日期: 2024-08-19; 退修日期: 2024-11-12; 录用日期: 2025-01-16

基金项目: 国家自然科学基金(62003088); 福建省自然科学基金(2021J02008); 基础加强重点项目(JWKT-2001-2022-0002)

引用格式: Li Xin, Qi Xipu, Wang Xin, et al. Composite hierarchical anti-disturbance control for high-altitude cabin intake pressure environment simulation system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(03): 95-104. 李鑫, 齐熙溥, 王信, 等. 高空舱进气压力环境模拟系统的复合分层抗干扰控制[J]. 航空科学技术, 2025, 36(03): 95-104.

这种滑动模态可以通过设计实现,并且不受系统参数和外界扰动的影响。

滑模控制按切换面可分为线性滑模(LSM)^[4]和终端滑模(TSM)^[5-8]。线性滑模具有指数收敛特性,而终端滑模具有有限时间收敛特性。作为非线性滑模控制的重要分支^[9-10],终端滑模控制通过在切换面设计中引入非线性函数,在指定时间内将误差收敛至零。然而,普通终端滑模存在奇异性问题。为解决此问题,Feng Yong等^[11]提出了非奇异终端滑模控制方法,该方法有效解决了控制中的奇异性问题^[12]。随着计算机技术和电子器件的进步,滑模控制理论和应用迅速发展,适用于更复杂的系统,广泛应用于各类控制系统。高雨轩等^[13]针对机载目标跟踪系统提出了一种自抗扰与快速非奇异终端滑模组合控制方法,提高了收敛性和鲁棒性,同时减少了滑模控制引起的抖振。邹昕光等^[14]则提出了一种基于主动防御的分阶段非奇异终端滑模协同制导律,通过数值仿真,验证了在整个制导阶段提高了导弹的防御精度。

基于干扰观测器的控制(DOBC)起源于20世纪80年代^[15],其关键在于估计扰动并通过前馈抵消。早期的DOBC主要应用于单输入单输出线性系统,分为频域方法和时域方法。时域DOBC方法相较于频域方法更能描述扰动的动态特性,因为它可以根据干扰类型设计相应的干扰观测器,实现干扰估计和补偿^[16-17]。然而,在实际工程中,多数系统受到多源干扰。为了应对复杂系统中的多源干扰,郭雷^[18]提出了基于多源干扰分类建模的复合分层抗干扰控制,该策略通过内外层的干扰处理方法提高系统的抗干扰精度。内层干扰抵消包括自抗扰控制^[19]、基于干扰观测器的控制^[20]等,外层干扰抑制包括鲁棒控制^[21]、变结构控制^[22]等,这样的分层构造提高了系统控制精度。目前主要的研究有DOBC与 H_∞ 控制^[23]相结合、DOBC与滑模控制^[24]相结合、DOBC与模糊控制^[25]相结合、DOBC与随机控制^[26]相结合。

本文设计的干扰观测器与非奇异终端滑模相结合的抗干扰控制具有鲁棒性强、收敛速度快等特点,控制效果显著优于LADRC控制,符合当前高空模拟试验舱的试验需求。该控制方法有效地抑制和消除了系统扰动,并解决了稳态试验中控制量抖动大、过渡态试验中超调量大、调节时间长等问题。通过仿真对比LADRC控制,在稳态试验中控制量的抖动量降低了50%以上,在过渡态试验中超调量降低了40%以上。

1 主要设备特性及模型简述

高空舱进气压力环境模拟系统结构简图如图1所示。调

节阀位置闭环控制模型类似于典型的电液伺服位置控制系统,本质上属于三阶系统。通过工程技术优化和数据辨识,该调节阀位置闭环控制模型可以等效简化为一阶惯性环节^[27],设 θ_r 为调节阀期望角度, θ 为调节阀实际角度,有式(1)

$$\frac{\theta(s)}{\theta_r(s)} = \frac{k_\theta}{T_\theta s + 1} \quad (1)$$

式中, k_θ 为比例系数, T_θ 为时间常数。

调节阀角度 θ 与调节阀等效截面积 A_0 有如下线性关系

$$\frac{A_0(s)}{\theta(s)} = k_a \quad (2)$$

进气调节阀为DN2000大型轮盘式特种流量调节阀,其理论流量的计算公式为^[28]

$$Q_m = \left[\frac{u^2}{1 - u^2 \gamma^2 p_r^{\frac{2}{k}}} \cdot \frac{k \cdot p_r^{\frac{2}{k}}}{k-1} (1 - p_r^{\frac{k-1}{k}}) \right]^{1/2} A_0 \sqrt{2\rho_1 p_1} \quad (3)$$

式中, p_1 为阀前压力; p_r 为阀后压力; u 为最小流束收缩截面积与节流孔截面积之比; γ 为节流孔与管道截面积之比; Q_m 为质量流量; ρ 为气体密度; k 为气体绝热指数; A_0 为阀门等效截面积。

令式(3)第一个根号项为 φ (定义为流量系数),得到简化流量模型

$$Q_m = \varphi A_0 \sqrt{2\rho_1 p_1} \quad (4)$$

流量系数 φ 是反映调节阀流量特性的重要参数,其数值随着压比的增大而减小。

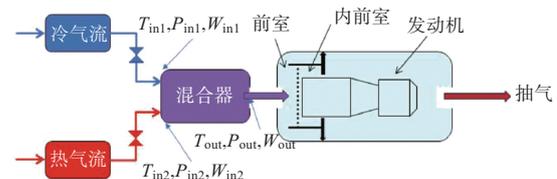


图1 高空舱结构图

Fig.1 High-altitude cabin structure diagram

进气容腔可视为两路进气和一路排气,第一路是温度为 T_{in1} 的低温冷气流,第二路是温度为 T_{in2} 的高温热气流,通过1号和2号调节阀分别进行控制,容腔内温度和压力的微分方程如下^[29]

$$\frac{dT}{dt} = \frac{RT}{Vp(c_p - R)} [- (h_{out} - RT)(W_{in1} + W_{in2} - W_{out}) + \quad (5)$$

$$(h_{in1}W_{in1} + h_{in2}W_{in2} - h_{out}W_{out}) + \dot{Q}]$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{R}{V} \left[\left(T - \frac{h_{out} - RT}{c_p - R} \right) (W_{in1} + W_{in2} - W_{out}) \right] + \quad (6)$$

$$\frac{R}{V(c_p - R)} [(h_{in1}W_{in1} + h_{in2}W_{in2} - h_{out}W_{out}) + \dot{Q}]$$

式中, T 为容腔温度; p 为容腔压力; V 为容腔容积; h_{in1} 为第一路进气的焓; h_{in2} 为第二路进气的焓; h_{out} 为排气的焓; W_{in1} 为第一路进气流量; W_{in2} 为第二路进气流量; W_{out} 为排气流量; c_p 为定压比热容; \dot{Q} 为单位时间内容腔与外界交换的热量; R 为气体常数。

被试发动机空气流量特性模型可记为

$$\begin{cases} W_{out} = \frac{p_{in} \sqrt{288 \times 15}}{101325 \sqrt{T_{in}}} \cdot W_{abs}(n_{c1}) \\ n_{c1} = f(H, Ma, n) \end{cases} \quad (7)$$

式中, W_{abs} 为发动机换算空气流量; n_{c1} 为发动机风扇换算转速; H 为飞行高度; Ma 为飞行马赫数; n 为发动机转速; p_{in} 为发动机进气压力; T 为发动机进气温度。

2 基于干扰观测器的复合分层抗干扰控制方法

2.1 复合分层抗干扰控制方案

基于干扰观测器的复合分层抗干扰控制方法通过构建一个干扰观测器来估计干扰, 并采用前馈补偿策略来抵消这些干扰, 从而实现分层的抗干扰控制。在这种控制策略框架下, 系统的干扰被划分为两类: 内部干扰(包括未建模的动态、参数变化和结构不确定性)和外部干扰。内部干扰通过观测器进行估计和抵消, 而外部干扰则通过非奇异终端滑模控制进行抑制。

非奇异终端滑模控制具备较强的抗干扰能力, 能够在有限时间内使系统状态收敛到零, 从而克服了传统滑模控制在非线性滑模面条件下状态只能渐近收敛的不足。这种方法相较于传统滑模控制, 能够提供更优越的动态性能。

2.2 被控对象模型

本文主要探讨基于单调节阀控制的进气压力复合分层抗干扰控制方法。令 $W_{in1} = Q_m$, $W_{in2} = 0$, 则容腔模型公式转化为

$$\frac{dp}{dt} = \frac{R}{V} \left[\left(T - \frac{h_{out} - RT}{c_p - R} \right) (Q_m - W_{out}) \right] + \frac{R}{V(c_p - R)} \left[(h_{in1} Q_m - h_{out} W_{out}) + \dot{Q} \right] \quad (8)$$

式中, \dot{Q} 可视为扰动, 通过联立式(1)~式(8)得到的被控对象模型, 可用以下微分方程来表示

$$\ddot{y} = -a_1 \dot{y} - a_2 y + d_1 + b(u + d_0) \quad (9)$$

式中, d_0 包含未建模动态、参数和结构的不确定性, d_1 可视为外部扰动, a_1 、 a_2 和 b 的表达式如下

$$a_1 = \frac{1}{T_\theta} + \frac{R}{V} \left(T - \frac{h_{out} - RT}{(c_p - R)} + \frac{h_{out}}{(c_p - R)} \right) \times \frac{\sqrt{288 \times 15}}{101325 \sqrt{T}} W_{abs}(n_{c1}) \quad (10)$$

$$a_2 = \frac{R}{VT_\theta} \left(T - \frac{h_{out} - RT}{(c_p - R)} + \frac{h_{out}}{(c_p - R)} \right) \times \frac{\sqrt{288 \times 15}}{101325 \sqrt{T}} W_{abs}(n_{c1}) \quad (11)$$

$$b = \varphi \sqrt{2\rho_1 p_1} \left(T - \frac{h_{out} - RT}{(c_p - R)} + \frac{h_{in}}{(c_p - R)} \right) \times \frac{k_a \cdot K_\theta}{T_\theta} \cdot \frac{R}{V} \cdot W_{abs}(n_{c1}) \quad (12)$$

2.3 复合分层抗干扰控制基本原理

2.3.1 干扰观测器

干扰观测器的设计是复合分层抗干扰控制策略的核心环节之一。在设计过程中, 需要充分考虑系统的动态特性和外部扰动的复杂性。干扰观测器通过实时估计系统内部的未建模动态、参数不确定性以及结构变化, 从而为控制器提供精确的前馈补偿信号。

本文将多源干扰分为两部分, 一部分是内部扰动(包括未建模动态、参数和结构的不确定性), 另一部分是外部有界干扰。

对于带有如下干扰的系统

$$\dot{x} = A_0 x + B_0 (u + d_0) + B_1 d_1 \quad (13)$$

干扰 d_0 包含了未建模动态、参数和结构的不确定性, d_0 可由如下的外源系统描述

$$\begin{cases} \dot{\omega} = W\omega + B_2 \delta \\ d_0 = V\omega \end{cases} \quad (14)$$

式中, V 、 W 、 B_2 是已知矩阵, δ 表示外源系统的不确定项。根据所建立的系统建立如下干扰观测器

$$\begin{cases} \dot{\hat{d}}_0 = V\hat{\omega} \\ \hat{\omega} = v - Lx \\ \dot{v} = (W + LB_0V)(v - Lx) + L(A_0x + B_0u) \end{cases} \quad (15)$$

式中, $\hat{\omega}$ 是 ω 的估计值; v 是辅助变量; L 是观测器增益。定义估计误差 $e_w = \omega - \hat{\omega}$, 基于式(13)~式(15)得

$$\dot{e}_w = (W + LB_0V)e_w + LB_1 d_1 + B_2 \delta \quad (16)$$

因此可知要想保证设计的干扰观测器是收敛的, 需要矩阵 $W + LB_0V$ 满足 Hurwitz 稳定。

2.3.2 非奇异终端滑模控制

本文研究了一种非奇异终端滑模控制器。该控制器的独特优点在于能够在限定时间内使系统状态收敛至零, 这克服了传统滑模控制只能在线性滑模面上实现状态渐近收

敛的局限。与传统滑模控制相比,非奇异终端滑模控制大幅提升了系统的动态性能。此外,它还有效解决了常规终端滑模控制中的奇异性问题。

设非奇异滑模面为

$$s = e_1 + \frac{1}{\beta} e_2^{p/q} \quad (17)$$

式中, $\beta > 0, p, q (p > q)$ 为正奇数。

考虑二阶不确定非线性系统

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x) + g(x)u + d(x, t) \end{cases} \quad (18)$$

式中, $x = [x_1, x_2]^T, g(x) \neq 0, d(x, t)$ 代表外部干扰, $d(x, t) \leq D$ 。

又有系统的误差矢量为

$$E = [e_1 \ e_2]^T = [r - x_1 \ \dot{r} - x_2]^T \quad (19)$$

取指数趋近律

$$\dot{s} = -ks - (D + \varepsilon)\text{sign}(s) \quad (20)$$

式中, s 为滑模面; ε 和 k 为趋近参数; $\text{sign}(s)$ 为符号函数。

非奇异滑模控制器设计为

$$u = g^{-1}(x) \left[(-f(x) + \ddot{r} + \beta \frac{q}{p} e_2^{2-\frac{p}{q}} + (\varepsilon + D)\text{sign}(s) + ks) \right] \quad (21)$$

式中, $1 < \frac{p}{q} < 2, \varepsilon > 0, k > 0$ 。

下面将分析控制器的稳定性和收敛时间

$$\begin{aligned} \dot{s} &= \dot{e}_1 + \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} e_2^{\frac{p}{q}-1} \dot{e}_2 = \\ & \dot{r} - x_2 + \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} e_2^{\frac{p}{q}-1} \{ \ddot{r} - [f(x) + g(x)u + d(x, t)] \} + \\ & \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} e_2^{\frac{p}{q}-1} [-(\varepsilon + D)\text{sign}(s) - ks + d(x, t)] \end{aligned} \quad (22)$$

Lyapunov 稳定性判据

$$s\dot{s} = \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} e_2^{\frac{p}{q}-1} (sd(x, t) - (\varepsilon + D)|s| - ks^2) \quad (23)$$

由于 $1 < \frac{p}{q} < 2$, 则 $0 < \frac{p}{q} - 1 < 1$ 。又由于 $\beta > 0, p, q (p > q)$,

其中 p, q 为正奇数, 则

$$e_2^{\frac{p}{q}-1} > 0, e_2 \neq 0 \quad (24)$$

则有

$$\begin{aligned} s\dot{s} &\leq \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} e_2^{\frac{p}{q}-1} (-\varepsilon|s| - ks^2) = \\ & -\frac{1}{\beta} \frac{p}{q} e_2^{\frac{p}{q}-1} \varepsilon|s| - \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} e_2^{\frac{p}{q}-1} ks^2 = -\eta|s| - \eta s^2 \end{aligned} \quad (25)$$

其中, $\eta = \frac{1}{\beta} \frac{p}{q} e_2^{\frac{p}{q}-1}, e_2 \neq 0$ 。

可见, 当 $e_2 \neq 0$ 时, 控制器满足 Lyapunov 稳定条件。

将式(21)代入式(18), 得

$$\dot{e}_2 = \ddot{r} - \dot{x}_2 = \beta \frac{q}{p} e_2^{2-\frac{p}{q}} + d(x, t) - (D + \varepsilon)\text{sign}(s) - ks \quad (26)$$

当 $e_2 = 0$ 时, 有

$$\dot{e}_2 = d(x, t) - (D + \varepsilon)\text{sign}(s) - ks \quad (27)$$

当 $s > 0$ 时, $\dot{e}_2 \leq -\varepsilon$, 即 e_2 快速减小, 当 $s < 0$ 时, $\dot{e}_2 \geq \varepsilon$, 此时 e_2 快速上升, 系统的相轨迹如图 2 所示, 由相轨迹可见, 当 $e_2 = 0$ 时, 可以在有限时间内实现 $s = 0$ 。

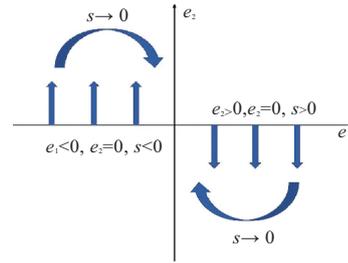


图2 相轨迹图

Fig.2 Phase trajectory graph

2.3.3 基于新型趋近律的非奇异终端滑模

为了应对高空舱过渡态试验中发动机流量变化这一显著的扰动源, 同时提高控制反应速度并减小控制量的抖动, 对原有的指数趋近律进行了以下改进

$$\dot{s} = -ks - \varepsilon \tanh(s) - |e|^{c/v} s \quad (28)$$

式中, $c > v > 0$, 为减小 $\text{sign}(s)$ 函数带来的抖振, 选取连续 $\tanh(s)$ 函数进行代替, 表达式如下

$$\tanh(s) = \frac{e^s - e^{-s}}{e^s + e^{-s}} \quad (29)$$

对新型趋近律进行稳定性分析, 构建 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} s^2 \quad (30)$$

对 V 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = s\dot{s} &= s(-ks - \varepsilon \tanh(s) - |e|^{c/v} s) = \\ & -ks^2 - \varepsilon s \tanh(s) - |e|^{c/v} s^2 \leq 0 \end{aligned} \quad (31)$$

当且仅当 $s = 0$ 时, $\dot{V} = 0$, 根据 Lyapunov 函数稳定性定理的推导, 得出式(31)在有限时间内将会收敛至平衡点。

将改进的非奇异终端滑模控制与干扰观测器结合的控制策略命名为 CHADC-2。以下仅在仿真对比分析过程中对二者进行区分, 而在一般情况下, 本文将两种控制统称为 CHADC 控制方法。

2.3.4 跟踪微分器

为了提高高空舱进气压力环境模拟系统的响应速度和

抗干扰能力,本文设计并引入了跟踪微分器(TD)。跟踪微分器的主要功能是对输入信号进行实时跟踪并提供其微分信息,这在高精度控制系统中具有重要作用。

跟踪微分器的核心在于其能够滤除信号中的高频噪声,同时精确地提取信号的变化率。最速控制综合函数则利用这些信号来生成快速的控制输入,以达到快速响应的目的。

对于如下离散系统

$$\begin{cases} x_1(k+1)=x_1(k)+hx_2(k) \\ x_2(k+1)=x_2(k)+hu, |u| \leq r \end{cases} \quad (32)$$

其最速控制综合函数可记作 $fhan(x_1, x_2, r, h)$, 公式如下

$$\begin{cases} d=rh \\ d_0=hd \\ y=x_1+hx_2 \\ a_0=\sqrt{d^2+8r|y|} \\ a=\begin{cases} x_2+\frac{(a_0-d)}{2}\text{sign}(y), & |y|>d_0 \\ x_2+\frac{y}{h}, & |y|\leq d_0 \end{cases} \\ fhan=-\begin{cases} r\text{sign}(a), & |a|>d \\ r\frac{a}{d}, & |a|\leq d \end{cases} \end{cases} \quad (33)$$

把函数 $fhan(x_1, x_2, r, h)$ 代入式(32)中得

$$\begin{cases} fh=fhan(x_1(k), x_2(k), r, h) \\ x_1(k+1)=x_1(k)+hx_2(k) \\ x_2(k+1)=x_2(k)+hfh \end{cases} \quad (34)$$

用 $x_1(k)-v(k)$ 代替 $x_1(k)$, 得到离散化的跟踪微分器

$$\begin{cases} fh=fhan(x_1(k)-v(k), x_2(k), r, h) \\ x_1(k+1)=x_1(k)+hx_2(k) \\ x_2(k+1)=x_2(k)+hfh \end{cases} \quad (35)$$

跟踪微分器用于处理进气压力信号,通过实时滤波和微分运算,有效抑制了信号中的高频噪声和外部扰动。这

不仅提高了系统的动态响应速度,也为后续的 CHADC 提供了更加精确的输入信号。

至此,本文已经介绍了 CHADC 控制方法的原理。基于 CHADC 控制方法的进气系统压力控制框图如图3所示。

2.3.5 LADRC 控制方法

LADRC 控制方法的特点在于使用线性扩张状态观测器(LESO)充当一个总扰动的观测器,如本次系统的状态空间方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_1=x_2 \\ \dot{x}_2=-a_1x_2-a_2x_1+\omega+bu \\ y=x_1 \end{cases} \quad (36)$$

将 $-a_1x_2-a_2x_1+\omega$ 看成总扰动 f , 则有

$$\begin{cases} \dot{x}_1=x_2 \\ \dot{x}_2=f+bu \\ y=x_1 \end{cases} \quad (37)$$

若将总扰动 f 扩张成一个新的状态变量 x_3 , 则系统的状态方程可以表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_1=x_2 \\ \dot{x}_2=x_3+bu \\ \dot{x}_3=h \\ y=x_1 \end{cases} \quad (38)$$

式中, x_1, x_2, x_3 分别为被控压力、被控压力的微分以及系统总扰动。针对此系统,本文构建了 LESO, 其表达式为

$$\begin{cases} \dot{z}_1=z_2-\beta_1(z_1-y) \\ \dot{z}_2=z_3-\beta_2(z_1-y)+b_0u \\ \dot{z}_3=-\beta_3(z_1-y) \end{cases} \quad (39)$$

LADRC 控制方法通过 LESO 实时估计影响被控量的总扰动(包括内扰和外扰),并应用特定的状态反馈机制将原有的不确定系统动态转化为积分串联系统,最终采用 PD 控制器进行调节。

为了更好地说明 LESO 在 LADRC 控制方法中的应用,图4展示了 LADRC 控制系统的一个基本控制框架。

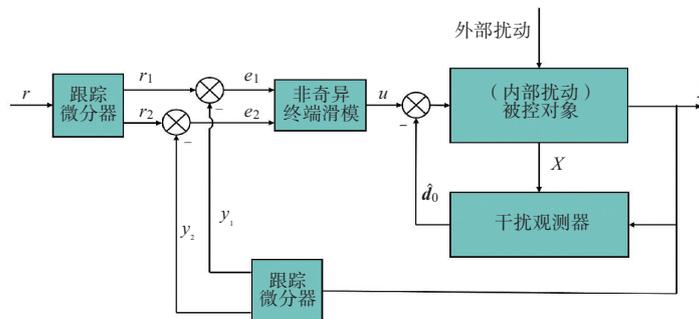


图3 基于CHADC控制方法的控制框图

Fig.3 Control block diagram based on CHADC control method

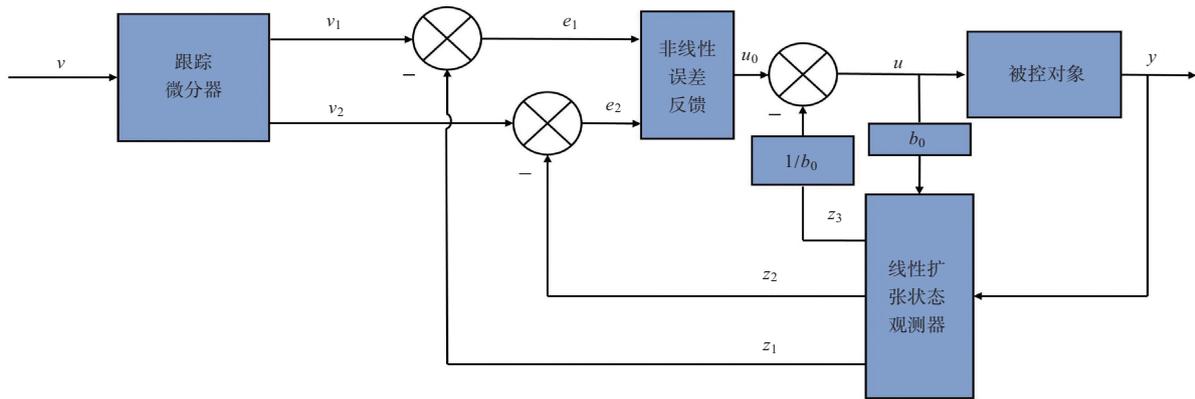


图4 LADRC控制方法的控制框图

Fig.4 The control diagram of the LADRC control method

3 CHADC控制方法仿真及分析

3.1 仿真目的

在仿真环境中,结合典型的发动机试验任务背景,分别采用CHADC和LADRC控制方法对进气压力进行调控。通过对比分析在相同任务条件下,这两种控制方法在进气压力的瞬时最大波动、稳态精度和控制量变化等方面的控制性能。

3.2 发动机仿真工况

在仿真过程中,以典型的发动机推力动态变化试验任务为例进行研究,其流程如图5所示。在仿真试验中,进气温度保持恒定,调节阀2(V2)完全关闭,调节阀1(V1)作为主要的调节装置。控制系统的主要任务是在推拉油门杆进行大幅度的加速或减速的过程中,尽量维持进气压

力的稳定性。图5从上至下依次展示了发动机油门杆角度、马赫数、飞机飞行高度以及发动机空气流量的变化情况。这个试验任务被划分为三个子阶段,详细内容如下:子阶段1(0~110s):飞行马赫数接近0。该过程中,油门杆推度在0~60s由60°下降到20°,发动机空气流量变化约为100kg/s。60~110s油门杆推度和发动机空气流量保持不变。子阶段2(110~250s):慢推油门杆,发动机流量小幅波动,模拟发动机飞行环境工况发生改变,检验控制系统的动态跟踪性能。子阶段3(250~300s):本阶段可测试推力动态变化过程不同控制方法的控制效果,通过3.0s内移动油门杆,实现了将试验发动机从低速切换到最高空中运行状态的推力测试。在这个阶段,发动机的空气流量

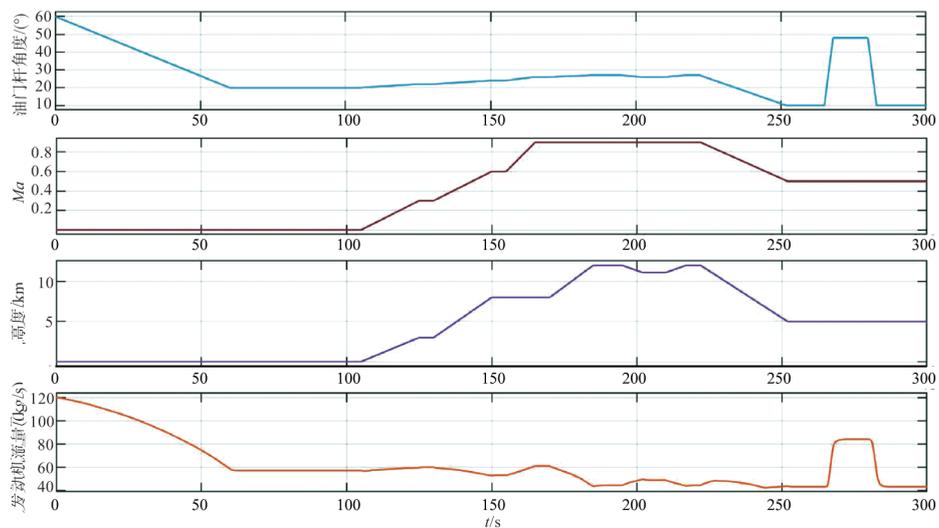


图5 工况图

Fig.5 Operating condition diagram

在5s之内由30kg/s增加到65kg/s,其最大流量增长速度接近17kg/s。

3.3 控制仿真结果对比分析

在本次仿真中分别比较了三种控制方法:线性主动抗干扰控制方法(LADRC)、基于干扰观测器与非奇异终端滑模相结合的控制方法(CHADC)以及基于干扰观测器与新型趋近律的非奇异终端滑模相结合的控制方法(CHADC-2)。图6~图8分别展示了这三种控制方法在进气压力控制中的表现,包括控制结果、控制误差以及控制量的变化曲线。

本次仿真参数设置如下:干扰观测器增益矩阵 $L_1=-10$, $L_2=-50$;非奇异终端滑模参数取 $p=5$, $q=3$, $\beta=5$, $D+\varepsilon=7$, $k=7$;LESO带宽设置为20,PD控制器参数取 $k_p=k_d=6.4$ 。

从子阶段1(0~110s)控制效果对比分析可以看出三

种控制方法下的压力控制曲线基本重合,并且由图8可知,CHADC-2的控制量抖振最小。相比于CHADC和LADRC,CHADC-2的量抖振降低了50%以上,这显著减少了进气阀门的磨损。抖振的减少意味着阀门磨损的降低,同时说明系统在高频扰动下的稳定性显著提高。这一结果表明CHADC-2控制方法在长时间运行内的可靠性会更高。特别在需要频繁调整和精确控制的高空舱环境中,这种控制效果会显著减少设备的故障率和维护工作量。从子阶段2(110~250s)控制效果对比分析可以看出,CHADC-2控制方法在应对工况变化时表现优异,其超调量相比CHADC和LADRC减少约40%。这一优势说明CHADC-2能够更快地适应工况变化,保持系统稳定。图7显示,CHADC-2的控制误差最小,误差控制在0.15kPa以内,这表明其在不同工况下的鲁棒性和精

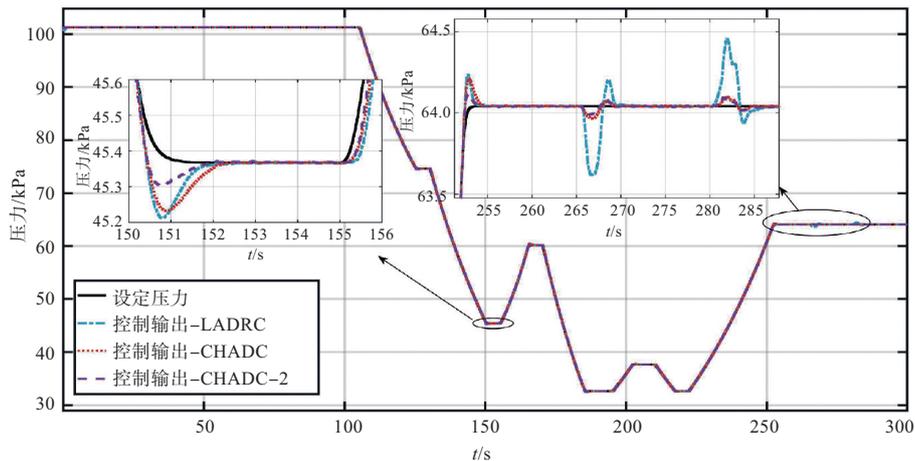


图6 仿真对比图

Fig.6 Simulation comparison diagram

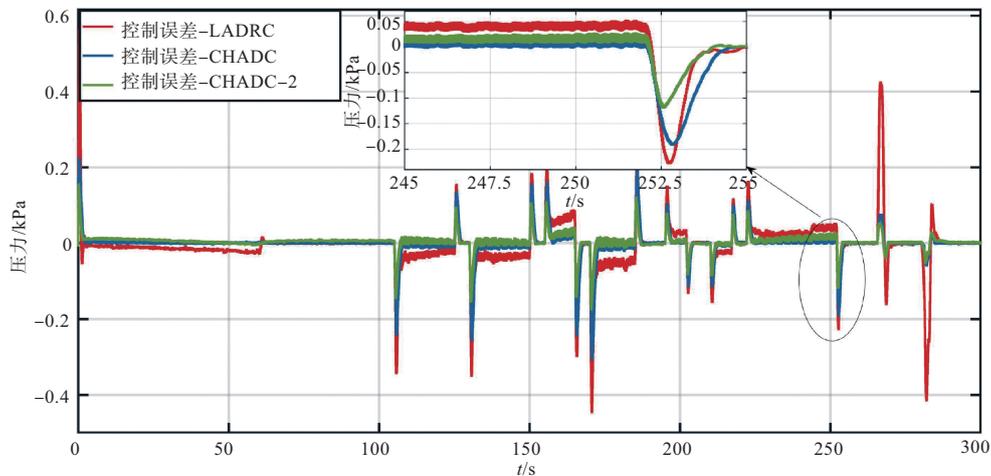


图7 误差对比图

Fig.7 Error comparison diagram

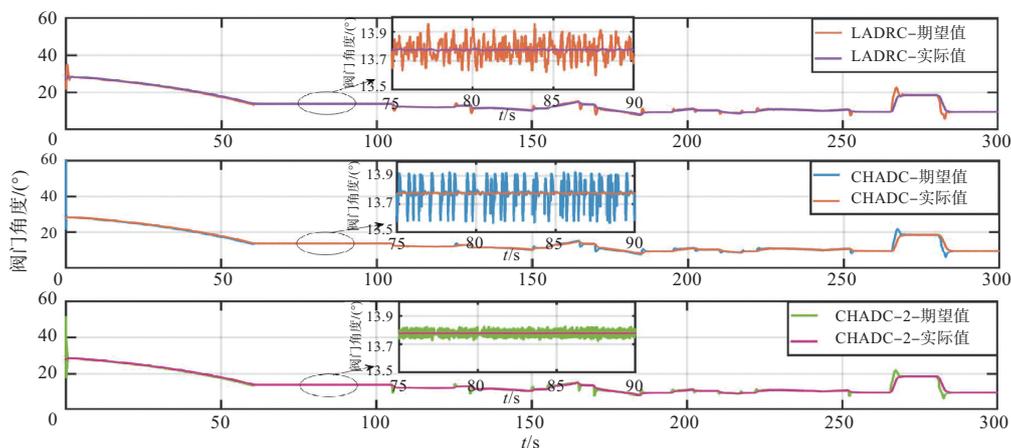


图8 控制量对比图

Fig.8 Control variable comparison diagram

确性更高。子阶段 3(250~300s)控制效果对比分析:本阶段测试了不同控制方法在推力动态变化过程中的表现,这一阶段能很好地对比出 CHADC 方法和 LADRC 方法的抗扰能力。图 6 显示,CHADC 和 CHADC-2 控制方法相比 LADRC,最大瞬时波动量降到了 0.5% 以内,调节时间减少了 2s 以上。CHADC-2 的控制效果尤为突出,其快速响应能力和高精度控制使得系统能够在短时间内完成从低速到高速的转换。这适用于实际工程应用中需要快速响应和高精度控制的场景,如紧急加速、减速等。

综上所述,通过对三种控制方法在不同子阶段的性能对比分析,可以很好地看出 CHADC-2 控制策略在动态响应速度、控制精度以及抗扰动能力方面的显著优势。CHADC-2 不仅能够在较短时间内实现系统状态的稳定,还能有效减少控制量的抖振,从而降低设备的磨损和维护成本。这为高空舱的进气压力环境模拟提供了可靠的技术支持,也为其他需要高精度和高稳定性的控制系统提供了新的思路和方法。

4 结论

通过仿真试验验证了控制效果,得出以下结论:

(1) 在控制系统性能方面,CHADC 方法相较于 LADRC 方法,在动态响应速度、控制精度以及抗扰动能力上呈现出显著优势。这种方法大幅降低了系统的调节时间和动态误差,从而满足了对强抗扰动性、高鲁棒性和快速响应能力的苛刻要求。

(2) 与传统 LADRC 方法相比,CHADC 方法具有更高

的性能,其最大瞬时波动量控制在 0.5% 以内,动态调节时间缩短了 2s 以上。这对于准确评估航空发动机在高空过渡状态下的性能和特性具有重要意义。

(3) CHADC 方法可以通过区分内部和外部干扰,并运用干扰观测器和控制器分别进行干扰的抵消和抑制,展现了其对复杂扰动环境下的强大适应能力。特别是对于那些需要高品质控制且环境复杂的控制系统,CHADC 方法显得尤为适合。但由于仿真试验条件的局限性,CHADC 方法在实际应用中的效果需进一步验证。

AST

参考文献

- [1] Emelyanov S, Fedotova A. Design of a static tracking systems with variable structure[J]. Automation and Remote Control, 1962, 10: 1223-1235.
- [2] 刘金琨, 孙富春. 滑模变结构控制理论及其算法研究与进展[J]. 控制理论与应用, 2007, 24(3): 407-418.
Liu Jinkun, Sun Fuchun. Research and progress on sliding mode variable structure control theory and its algorithms[J]. Control Theory and Applications, 2007, 24(3): 407-418. (in Chinese)
- [3] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M]. 北京:清华大学出版社, 2005.
Liu Jinkun. Sliding mode variable structure control MATLAB simulation[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005. (in Chinese)
- [4] Jafarov E M, Parlakçi M N A, Istefanopulos Y. A new variable structure pid-controller design for robot manipulators[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2004, 13(1):

- 122-130.
- [5] Du Haibo, Lu Jinhua, Yu Xinghuo, et al. Discrete-time fast terminal sliding mode control for permanent magnet linear motor[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(12): 9916-9927.
- [6] Man Zhihong, Yu Xinghuo. Terminal sliding mode control of MIMO linear systems [J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Fundamental Theory and Applications, 1997, 44(11): 1065-1070.
- [7] Feng Yong, Yu Xinghuo, Han Fengling. On nonsingular terminal sliding-mode control of nonlinear systems[J]. Automatica, 2013, 49(6): 1715-1722.
- [8] Feng Yong, Han Fengling, Yu Xinghuo. Chattering free full-order sliding-mode control[J]. Automatica, 2014, 50(4): 1310-1314.
- [9] Wu Yuqiang, Yu Xinghuo, Man Zhihong. Terminal sliding mode control design for uncertain dynamic systems[J]. Systems & Control Letters, 1998, 34(5): 281-287.
- [10] Man Zhihong, Habibi D. A robust adaptive sliding-mode control for rigid robotic manipulators with arbitrary bounded input disturbances[J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 1996, 17: 371-386.
- [11] Feng Yong, Yu Xinghuo, Man Zhihong. Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulators[J]. Automatica, 2002, 38(12): 2159-2167.
- [12] Chen S Y, Lin F J. Robust nonsingular terminal sliding-mode control for nonlinear magnetic bearing system[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2011, 19(3): 636-643.
- [13] 高雨轩, 侯远龙, 高强, 等. 机载光电跟踪系统的自抗扰与快速非奇异终端滑模组合控制方法[J]. 兵工学报, 2023, 44(4): 1071-1085.
- Gao Yuxuan, Hou Yuanlong, Gao Qiang, et al. Combined control method of active disturbance rejection and fast non-singular terminal sliding mode for airborne opto-electronic tracking systems [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2023, 44(4): 1071-1085. (in Chinese)
- [14] 邹昕光, 周荻, 杜润乐, 等. 主动防御非奇异终端滑模协同制导律[J]. 兵工学报, 2015, 36(3): 475-483.
- Zou Xinguang, Zhou Di, Du Runle, et al. Cooperative guidance law of active defense with non-singular terminal sliding mode [J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(3): 475-483. (in Chinese)
- [15] Nakao M, Ohnishi K, Miyachi K. A robust decentralized joint control based on interference estimation[C]//Proceedings of 1987 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1987: 326-331.
- [16] Li Shihua, Yang Jun, Chen Wenhua, et al. Disturbance observer-based control: methods and applications [M]. Boca Raton: CRC Press, 2014.
- [17] Chen Mou, Chen Wenhua. Sliding mode control for a class of uncertain nonlinear system based on disturbance observer[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2010, 24(1): 51-64.
- [18] 郭雷. 多源干扰系统复合分层抗干扰控制理论: 综述与展望 [C]. 中国自动化学会控制理论专业委员会D卷, 2011.
- Guo Lei. Composite hierarchical anti-jamming control theory for multi-source interference systems: Review and prospects [C]. Committee of Control Theory, Chinese Association of Automation, Vol. D, 2011. (in Chinese)
- [19] Han Jingqing. From PID to active disturbance rejection control [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.
- [20] Ohishi K, Nakao M, Ohnishi K, et al. Microprocessor-controlled DC motor for load-insensitive position servo system[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 1987(1): 44-49.
- [21] Qiu Li. Essentials of robust control[J]. Automatica, 2002, 38(5): 910-912.
- [22] Utkin V I. Sliding modes in control and optimization[M]. Berlin: Springer Science & Business Media, 2013.
- [23] Wei Xinjiang, Guo Lei. Composite disturbance-observer-based control and H_∞ control for complex continuous models[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control: IFAC-Affiliated Journal, 2010, 20(1): 106-118.
- [24] Wei Xinjiang, Guo Lei. Composite disturbance-observer-based control and terminal sliding mode control for non-linear systems with disturbances[J]. International Journal of Control, 2009, 82(6): 1082-1098.
- [25] Wei Xinjiang, Chen Nan. Composite hierarchical anti-disturbance control for nonlinear systems with dobc and fuzzy control[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2014, 24(2): 362-373.

- [26] Wei Xinjiang, Wu Zhaojing, Karimi H R. Disturbance observer-based disturbance attenuation control for a class of stochastic systems[J]. *Automatica*, 2016, 63: 21-25.
- [27] 但志宏, 张松, 钱秋朦, 等. 基于前馈反馈复合控制策略的高空舱高精度电液伺服控制技术[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2019, 32(6):1-5.
Dan Zhihong, Zhang Song, Qian Qiumeng, et al. High precision electro-hydraulic control in altitude test facility based on feedforward-feedback compound strategy[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2019, 32(6):1-5 (in Chinese)
- [28] 裴希同, 朱美印, 张松, 等. 一种特种阀流量特性计算的经验公式迭代方法[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2016, 29(5): 35-39.
- Pei Xitong, Zhu Meiyin, Zhang Song, et al. An iterative method for empirical formula calculation of flow characteristics of special valves[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2016, 29(5): 35-39 (in Chinese)
- [29] 朱美印, 张松, 但志宏, 等. 高空台飞行环境模拟腔 μ 综合控制设计[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(12): 3039-3048.
Zhu Meiyin, Zhang Song, Dan Zhihong, et al. μ -synthesis control design for flight environment simulation chamber of high altitude test facility[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32 (12): 3039-3048. (in Chinese)

Composite Hierarchical Anti-Disturbance Control for High-altitude Cabin Intake Pressure Environment Simulation System

Li Xin¹, Qi Xipu¹, Wang Xin², Zhai Chao³, Zhang Hehong¹

1. *Fuzhou University, Fuzhou 350108, China*

2. *AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621703, China*

3. *China University of Geosciences, Wuhan 430079, China*

Abstract: The accuracy of aero-engine performance testing directly impacts its research, development, and optimization outcomes, playing a critical role in advancing national defense technology and the aviation industry. This paper proposes a composite hierarchical anti-disturbance control (CHADC) method that integrates a disturbance observer with a non-singular terminal sliding mode (NTSM). The disturbances are categorized into internal perturbations (including unmodeled dynamics, parameter and structural uncertainties) and external perturbations. A disturbance observer is employed to estimate internal perturbations and offset them through feedforward compensation, while the non-singular terminal sliding mode control method is utilized to suppress external perturbations. A novel approach law is designed to address the issue of excessive chattering in control inputs. Simulation results demonstrate that the proposed CHADC method combining the disturbance observer and NTSM reduces the maximum instantaneous pressure fluctuation of the controlled system to below 0.5%, shortens dynamic adjustment time by over 2s, and significantly enhances dynamic response speed, control precision, and disturbance rejection capability during engine transient-state testing. This research achievement enables more accurate environmental simulation for aero-engine development and testing, thereby accelerating performance optimization of aero-engines.

Key Words: high-altitude cabin; CHADC; non-singular terminal sliding mode; disturbance observer; approach law

Received: 2024-08-19; **Revised:** 2024-11-12; **Accepted:** 2025-01-16

Foundation item: National Natural Science Foundation of China(62003088); Natural Science Foundation of Fujian Province (2021J02008); Foundation Strengthening Priority Project(JWKT-2001-2022-0002)