

高空台环境模拟控制技术

Environment Simulation Control Technology for Altitude Test Facility

田金虎 但志宏 张松 王信 / 中国航发涡轮院

高空台飞行环境模拟技术正从传统控制模式向主动抗扰控制模式及智能控制模式发展，以适应新一代航空发动机的研制需求。

航空发动机的自主研制与探索发展离不开广泛深入的试验研究，尤其是能够模拟其全工作包线范围工作条件的高空模拟试验。当前，我国稳态飞行工作环境模拟技术已基本能够满足航空发动机空中工作性能与特性试验研究和考核鉴定的需要，但随着新一代飞机作战/使用模式的发展演变和新型航空发动机研制的试验需要，发动机的过渡态工作性能和飞行轨迹工作性能的评估与考核成为关注重点和焦点，相应地对航空发动机的瞬态（过渡态）特性以及多任务剖面工作

特性的准确评估与试验鉴定考核就成为必然。这给高空模拟试验带来了新的使命和发展机遇，同时也向飞行工作环境模拟控制技术提出了挑战。

飞行工作环境模拟的基本概念及技术内涵

高空台飞行工作环境模拟系统是被测试发动机在宽广飞行范围内飞行高度、飞行速度准确模拟的核心。该系统通过调节发动机进气压力、温度以及试验舱环境压力，建立起发动机在不同飞行高度和马赫数下

的进排气环境条件^[1]，航空发动机飞行工作环境模拟原理示意如图1所示。为了使试验条件尽量逼近真实的飞行环境，在高空台上需要通过多个控制子系统来实现对进排气环境多参数的控制。当发动机需求进口总温和总压发生变化时，为其提供足够的、流量可变的空气是对进气调节系统最主要的要求。而在过渡态试验中，排气系统必须能够适应发动机状态的急剧变化，以保证环境压力的控制品质要求。这些控制系统联合工作时相互耦合、互为

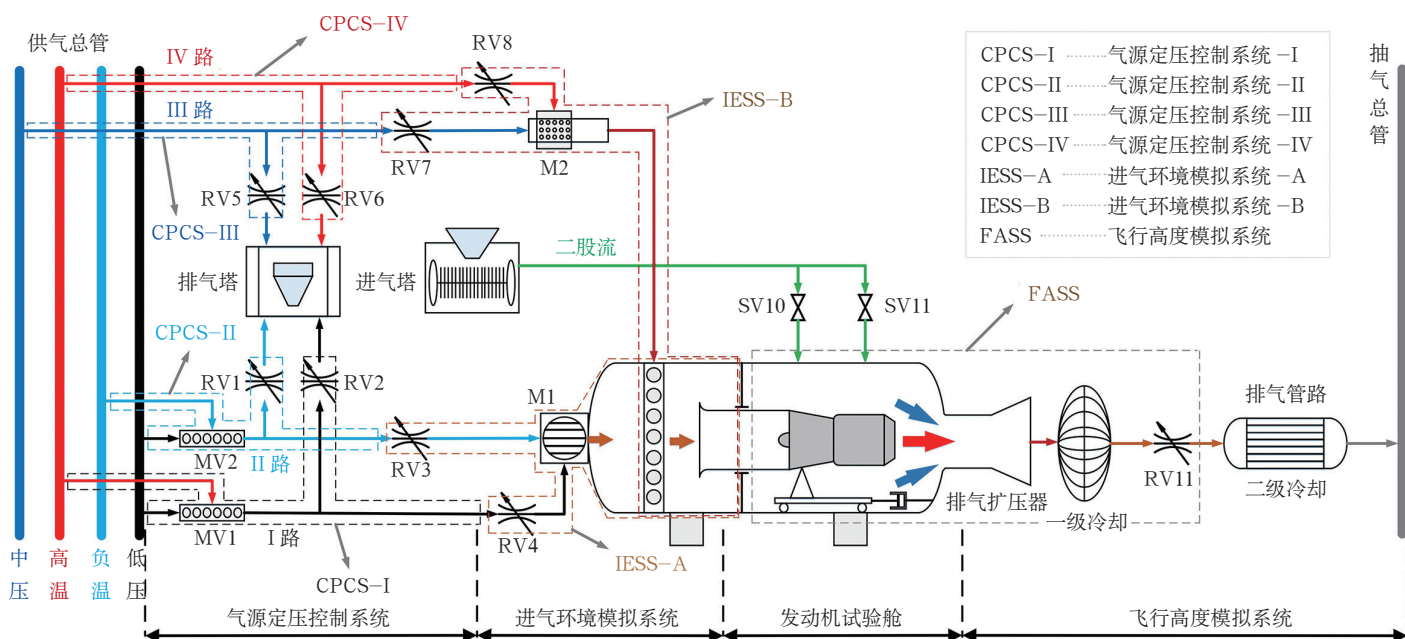


图1 航空发动机飞行工作环境模拟控制原理示意

干扰，例如进气系统温度、压力的相互耦合特性，进气系统、发动机及排气系统的相互耦合关系等，被控对象具有耦合程度高、扰动因素众多及强非线性特征，试验时控制系统需要解决的主要技术问题是强抗扰及快速响应等控制问题。

飞行工作环境模拟任务可划分为稳态工作环境模拟、瞬态工作环境模拟和飞行轨迹连续模拟。稳态工作环境模拟是指模拟航空发动机内部气流与部件处于热平衡的高空稳定飞行状态，其特征是表征飞行状态的参数（飞行高度、发动机进口总温和总压）不随时间而变化，或在允许的小范围内波动。瞬态工作环境模拟是指在给定飞行高度及马赫数条件下发动机高空推力瞬变、加力通断、空中起动/再起动力过渡态工作过程中，所模拟的发动机工作环境要与真实瞬态工作过程中的工作环境尽量保持一致。在发动机快推/拉油门杆以及发动机加速/减速到目标功率状态等一系列短时大负荷扰动冲击下，控制系统应始终具有良好的动态品质和稳定性。飞行轨迹连续模拟是指发动机在执行“起飞→爬升→巡航→下降→加速→爬升→巡航→下滑→着陆”等一系列复杂飞行任务过程中，控制系统需要实现在既定时间跨度下进行飞行高度和马赫数的连续动态调节并达到预期的控制性能，这对控制系统能力提出了更高的要求。

飞行工作环境模拟控制能力的发展要求

为适应航空发动机自主正向研制和性能底数摸清的迫切要求，高空台飞行工作环境模拟系统也应同时具

备如下能力。

多目标、多任务、多执行部件快速协同控制能力

复杂飞行工作环境连续模拟的实现过程是典型的多目标、多任务、多执行部件快速协同控制，所关注的重点是高性能目标跟踪、控制参数自主调节、自适应、抗内/外部扰动、快速响应等系列复杂控制问题。当前，我国高空台整体控制框架仍采用的是以“比例、积分和微分”（PID）为核心的误差纠正控制策略，只能解决固定工况下稳态试验及定点过渡态试验环境模拟问题。如果不建立新的控制架构，不能获得控制器与试验设备间的多元信息交互和自主调参能力，想要在宽广飞行包线范围内和复杂多变的飞行工作环境连续模拟试验环境中获得快速、鲁棒、高精度的稳/动态控制性能，以当前PID为内核的被动调参控制技术或常规的传统控制策略已经明显力不从心。

系统性解决复杂非线性内/外部不确定扰动能力

飞行轨迹模拟过渡态试验，要求控制系统在规定的时间内完成既定的控制任务并达到预期的控制性能，但由于试验过程存在大量的不确定扰动因素，如被测试发动机宽广飞行包线内复杂特性变化、管道容腔特性变化、排气扩压器气动特性变化、调节阀节流及间隙特性变化等，均会在试验过程中对控制系统稳定性和动态性能造成显著影响，是制约控制品质提升的瓶颈问题。如何在众多扰动源对被控系统产生影响前观测估计并且尽量消除掉，形成一种多源扰动实时动态观测方法并整体解决内/外部扰动问题，是

获得快速、鲁棒、高精度的稳/动态控制性能的关键。

试验对象及任务多变下的控制通用性能力

高空台同一套环境模拟控制系统需要满足不同被测试发动机、不同试验任务、不同工作包线范围内的环境模拟需求，因而对环境模拟控制系统的通用性和适应性提出了苛刻的要求，现有控制系统在发动机试验任务/需求发生变化后将难以保证控制品质的要求。轨迹模拟试验过程不仅需要实现不同试验对象一定时间跨度、复杂多变的控制目标，而且还需要实现现有稳态和过渡态的环境模拟，同时还需依据试验工况的变化自主改变控制策略和控制参数。此类复杂控制过程的特点是控制目标多样、控制方式不一、控制灵活性大，不可能再沿用以往的操作经验对控制器参数进行人工调整和控制模式人工切换，需要设计具备无须人工干预的自适应、自主调参和自主决策的控制系统，智能控制已成为环境模拟技术发展的必然。

飞行工作环境模拟控制模式的发展演变

飞行工作环境模拟技术发展概况

美国空军阿诺德工程发展中心(AEDC)拥有世界上规模最大和最先进的航空推进系统试验设备(ASTF)，其飞行工作环境模拟控制技术于本世纪初开始高速发展，2001—2002年针对J系列和C系列高空舱开发了数字仿真系统及阀门分级调节等先进控制算法，并开展了飞行轨迹连续模拟探索性研究^[2-3]。2006—2012年，在美国国防预先研究计划局

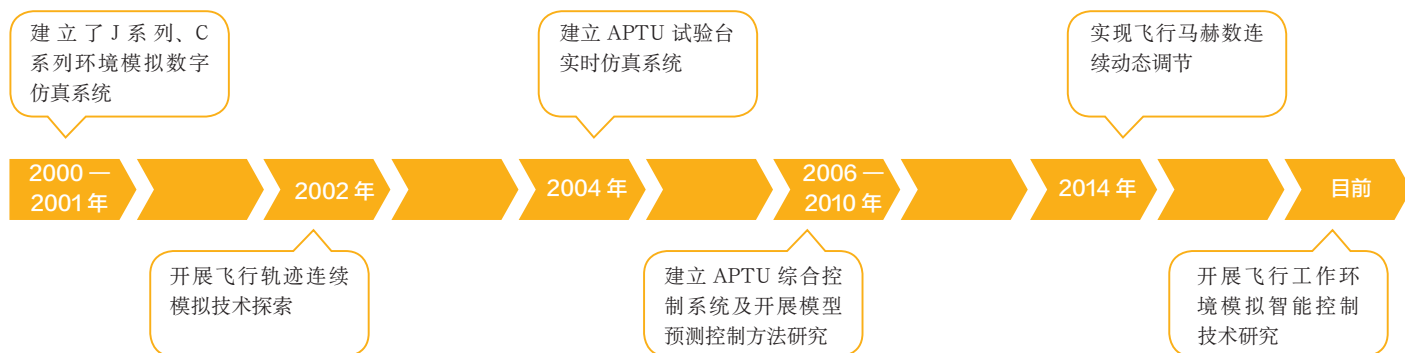


图2 美国AEDC飞行环境模拟技术发展路线

(DARPA)模态转换试验计划(MoTr)支持下,以高超声速推进装置高速机动飞行、组合发动机变马赫数模态转换为背景,针对气动推进试验单元(APTU)试验台控制系统开展了设备改造和技术升级,设计基于过程控制的综合控制系统(BPCS),实现了高超声速飞行马赫数的连续模拟^[4-7]。美国空军AEDC飞行工作环境模拟的技术发展路线大致如图2所示。

德国斯图加特大学构建了环境模拟系统数字仿真及硬件在回路仿真系统,开展了进气系统组合控制以及主动抗扰控制技术,显著提高了控制系统过渡态调节性能^[8-10]。

我国飞行工作环境模拟系统在2007年以前一直采用模拟式控制方式,2008—2012年针对我国SB101、SB121高空台进行了数字化升级改造并开展了高精度稳态控制、复合控制等技术研究^[11],2013—2018年开展了半物理仿真及增益调度控制等技术研究^[12-13],2019年开展了主动抗扰控制技术探索性研究^[14]。我国稳态工作环境模拟能力与美国和德国水平相当,但瞬态环境模拟能力还存在差距,飞行轨迹连续模拟尚处于起步阶段。

人工被动调参控制模式

当前,我国飞行环境模拟控制系统整体框架仍采用的是以PID为

核心的误差纠正控制策略,人工被动调参控制模式如图3所示。

该方法虽然原理简单、使用方便,但随着被控对象变化或者工况的改变,控制器参数需要进行重新整定,只能满足单工况稳态、慢速过渡态试验模拟任务,过渡态试验模拟能力不足。无法满足高性能目标跟踪、多回路解耦、控制参数自主优化、自适应、抗内部/外部扰动能力、快速响应能力等复杂环境模拟控制问题。

多元信息驱动智能化自抗扰控制模式

在众多扰动源对被控系统产生影响前观测估计并消除掉,是有效

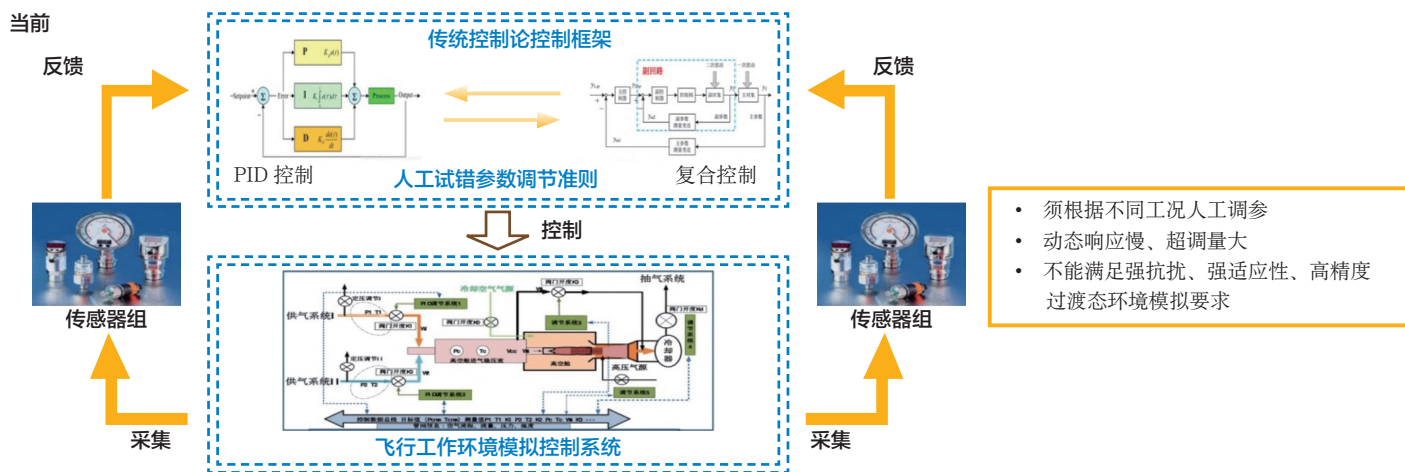


图3 人工被动调参控制模式

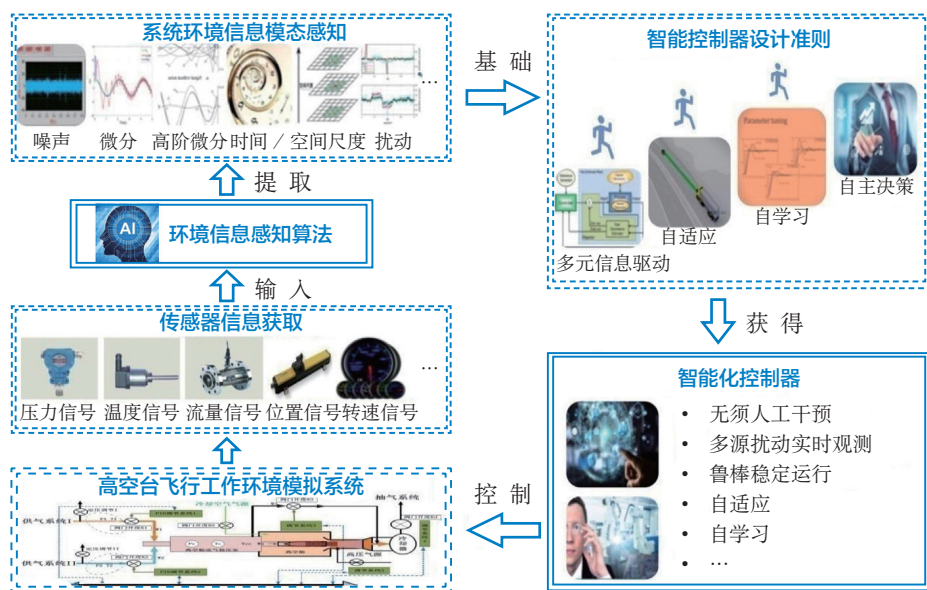


图4 多元信息驱动智能化自抗扰控制模式

提升现有环境模拟控制系统控制品质的关键。

首先高空台环境模拟控制系统需要以自抗扰控制（ADRC）技术为基础，形成能够同时实现测量噪声抑制、内部/外部扰动观测与抑制、系统控制分工/协作的主体控

制框架，即给飞行环境模拟系统安装上强劲的ADRC控制器“心脏”，使其控制能力较以往的PID控制架构得到明显改善。基于扩张状态观测器的自抗扰控制架构主要包括扩张状态观测器（ESO）、跟踪微分器（TD）和状态误差反馈（SEF）控

制器等3部分。其核心思想是通过ESO将不确定实际受扰对象动态改造为近似确定的积分串联型系统，并通过控制器进行控制^[15]。

其次，为了达到高性能控制品质和自主调参的要求，控制器自身应该具备环境信息感知、自适应调整、自主学习及自主决策等智能特征^[16]，控制器多元信息驱动智能化自抗扰控制模式如图4所示。

多元信息驱动的智能控制器应具备扰动观测与补偿、环境信息自动感知、多元信息驱动、自适应、自学习和自主决策等主要功能，相比于传统控制模式，大大增强了现有高空台飞行环境模拟的控制调节品质，该阶段可定义为飞行环境模拟控制器局部智能化设计阶段。

全系统智能化决策控制模式

未来的飞行环境模拟控制系统将在实现控制器局部智能化的基础上，构建全系统智能化决策架构，如图5所示。全系统智能化决策控制系统能够依据实际系统所模拟的运行轨迹及特定的需求，从全局智能化的角度出发，通过权衡整个飞行工作环境模拟控制系统的执行效率与控制品质之间的关系，从而进一步自主决策、调度所需优化的不同控制环节，合理地利用有效的资源，使得飞行工作环境模拟控制系统整体具备自组织、自适应的智能化能力。

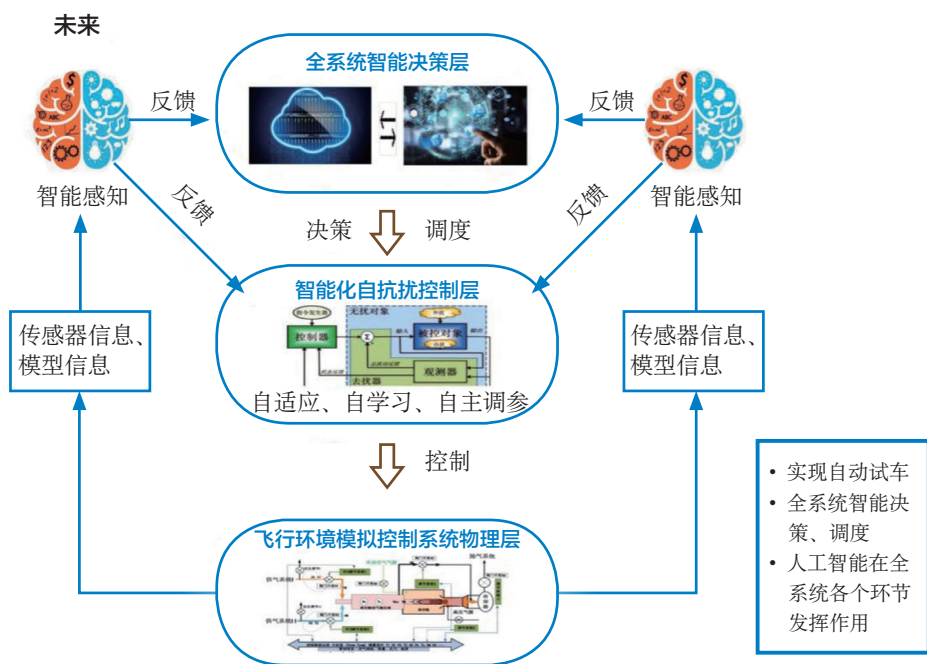


图5 全系统智能化决策架构

飞行工作环境模拟控制技术发展目标

结合当前高空台飞行环境模拟控制技术的需求和发展现状，后续将以自抗扰控制、智能化自抗扰控

制、全系统智能控制为目标, 针对航空发动机高空飞行环境模拟关键技术, 制订分步实施、逐个突破的技术研究计划。

第一步, 建立强抗扰、强适应航空发动机过渡态试验环境模拟控制架构, 将PID控制模式改造为主动抗扰控制模式。构建集噪声抑制、扰动观测与补偿、发动机过渡态瞬态信息与环境模拟系统执行机构快速响应于一体的多自由度主动抗扰控制体系, 使控制器能力相比于目前的PID控制方法更加强壮。

第二步, 给主动抗扰控制架构插上智能的“翅膀”, 使控制器具备环境信息感知、自适应调整能力。控制系统通过智能认知算法提取更全面、有用信息, 系统具备信息感知、多源扰动实时动态观测、自适应、自主调参等能力, 最终形成飞行工作环境连续模拟智能控制关键技术, 实现控制器局部智能化。

第三步, 未来飞行环境模拟控制系统将在实现控制器局部智能化的基础上, 构建全系统智能化决策架构。全系统智能化决策控制系统能够依据实际系统所模拟的运行轨迹及特定的需求, 从全局智能化的角度出发, 通过权衡整个飞行工作环境模拟控制系统的执行效率与控制品质之间的关系, 从而进一步自主决策、调度所需优化的核心控制环节, 合理利用有效的资源, 使得飞行工作环境模拟控制系统整体具备自学习、自组织、自适应的智能化能力。

结束语

高空台需要从当前的稳态、慢速过渡态等简单环境模拟试验能力, 逐

步过渡至能够开展快速过渡态、多目标协同控制需求下的轨迹模拟等复杂环境模拟试验任务能力。可以预见, 随着数字化、智能化水平的不断发展, 高空台飞行环境模拟技术必将由现有的传统控制向信息驱动主动抗扰控制、智能化控制等快速发展, 从而满足航空发动机复杂飞行环境模拟试验任务对于控制系统强抗扰、强适应、自主调参、自主决策的要求, 为我国航空发动机自主研制和性能摸底保驾护航。

航空动力

(田金虎, 中国航发涡轮院, 研究员, 主要从事高空模拟试验技术研究)

参考文献

[1] 侯敏杰. 高空模拟试验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.

[2] Montgomery P A, Burdette R, Wilhite L, et al. Modernization of a turbine engine test facility utilizing a real-time facility model and simulation[J], ASME 2001-GT-0573.

[3] Montgomery P A, et.al. Evolution of a turbine engine test facility to meet the test needs of future aircraft[J], ASME 2002.

[4] Montgomery P A, Garrard D. Test and evaluation of hypersonic aeropropulsion systems along flight trajectories in a time-varying flight environment[C]. AIAA-2005-3900.

[5] Garrard D, Vaughn D, et al. Checkout testing of the new basic process control system at the aerodynamic and propulsion test unit [C]. AIAA-2012-5969.

[6] Garrard D, Seely J. An analysis of alternatives to provide a varying Mach

number test capability at APTU [C]. AIAA-2006-8044.

[7] Garrard D, Rigney S. Hypersonic test capabilities at the aerodynamic and propulsion test unit [C]. AIAA-2015-1784.

[8] Schmidt K J, Merten R, Menrath M, et al. Adaption of the Stuttgart university altitude test facility for BR700 core demonstrator engine tests[C]. The international gas turbine & aeroengine congress & exhibition, ASME 98-GT-556.

[9] Bierkamp J, Kocke S, Staudacher S, et al. Influence of ATF dynamics and controls on jet engine performance[C]. ASME turbo expo 2007: Power for land, sea and air, GT2007-27586.

[10] Weisser M, Bolk S, Staudacher S. Hard-in-the-loop-simulation of a feedforward multivariable controller for the altitude test facility at the university of Stuttgart[C]. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2013.

[11] 但志宏, 侯敏杰, 张松等. 大流量航空发动机高空模拟进气压力智能与复合控制技术[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 24(2): 13-17.

[12] 钱秋滕, 但志宏, 张松等. 大型高空台进排气半物理仿真系统设计[J]. 测控技术, 2019, 38(9): 146-150.

[13] 朱美印, 王曦, 但志宏等. 高空台进气控制系统压力PI增益调度控制研究[J]. 推进技术, 2019, 040(004): 9.

[14] 钱秋滕, 但志宏, 张松等. 航空发动机过渡态试验进气压力线性自抗扰控制方法[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2271-2279.

[15] 高志强. 自抗扰思想探究[J]. 控制理论与应用, 2013, 30(12): 1498-1510.

[16] 蔡自兴. 智能控制原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2018.