

大推力氢氧补燃发动机推力闭环控制设计

薛薇, 胡慧, 武小平

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 提出了大推力氢氧补燃发动机推力闭环控制系统的软硬件平台, 为建立液体火箭发动机综合控制系统奠定了坚实的基础; 首先, 建立了氢氧补燃发动机实时动态非线性模型, 在此基础上得到了设计点线性化模型并验证; 其次, 在线性模型的基础上采用根轨迹法设计了推力闭环控制器, 将控制器与非线性模型联合仿真验证了算法的有效性; 最后, 介绍了发动机硬件在回路系统的软硬件配置, 并进行了控制器的平台验证, 从操作和实现方式上验证了软硬件平台; 该设计满足算法需求且界面人性化, 易于操作。

关键词: 液体火箭推进系统; 实时动态模型; 根轨迹法; 推力控制; 硬件在回路平台

Thrust Closed-loop Control of the Large Scale Expendable Liquid Rocket Propulsion

Xue Wei, Hu Hui, Wu Xiaoping

(Beijing Aerospace Propulsion Inst., Beijing 100076, China)

Abstract: The principle of large scale expendable liquid rocket engine thrust closed-loop control was proposed and tested. This part is critical to the liquid rocket propulsion control system. Firstly, the real-time dynamic model was set up here, based on this model we got the linear model at the design point. Secondly, the root locus method was used to design the controller, then the simulation of real-time dynamic model combined with the controller was carried out. At last, the hardware-in-the-loop platform containing software and hardware was set up for the engine control. The results show that the controller and the platform work well and easy to operate.

Keywords: liquid rocket engine; real-time dynamic model; root locus method; thrust control; hardware-in-the-loop

0 引言

随着航天装备复杂化、集成化水平的提高, 以及计算机、人工智能、微电子等信息技术的飞速发展, 基于复杂系统可靠性、安全性、经济性考虑, 控制技术受到越来越多的重视和应用。

大推力氢氧补燃循环发动机用于重型运载火箭的芯二级动力装置, 具备变推力及混合比调节功能。发动机控制系统需要对发动机进行自主控制, 实现发动机启动/关机, 控制及推力/混合比控制等功能。发动机控制系统是发动机的“大脑”, 通过控制器软硬件等组成能够使被控对象按照指定规律运行, 使发动机在任何环境条件和任何工作状态下都可以稳定、可靠运行, 并且充分发挥发动机的性能。

国外典型的具备推力与混合比调节的大推力氢氧发动机包括美国的 SSME、J-2X、RS-68, 前苏联/俄罗斯的 RD-0120, 欧洲的 Vulcain 系列等。SSME^[1] 推力在 65% 到 109% 的范围之内变化, 发动机的控制系统满足整个工作过程的需要, 从检测推进剂加入情况开始, 启动, 变推, 关机。控制系统必须能够支持发动机全工况的控制, 同时能

够检测发动机关键参数, 提供故障诊断及冗余设计, 汇报发动机工作过程的状态。RS-68 发动机具备先进的机载电子控制设备和健康管理系统, 通过电子控制设备和健康监控系统实时监控, 根据运载器的指令, 进行推力闭环控制^[2]。RD-0120 发动机具备推力和混合比控制能力, 在控制方式上采用了开环控制, 有别于前两种发动机。此方案需要通过大量的试验得到各个关键组件尤其是调节阀、涡轮泵与发动机性能之间的准确关系, 开展大量的地面整机试验^[3]。

国内在发动机推力控制上也开展了一定的研究。比较有代表性的是国防科技大学的张育林团队^[4], 分析了挤压式发动机变工况工作过程中的参数变化规律。国防科技大学的刘志强研究了发动机推力调节微机控制系统的设计原理与工程实现方法^[5]。国内大多数的变推力的研究重点是关注发动机的各个组件是否能够适应工况变化^[6], 基本没有从控制的角度开展发动机推力闭环控制的研究。

综上所述, 我国目前氢氧发动机基本都是定推力单一工况, 发动机本身不具备自主控制的能力。发动机时序控制均由火箭上的控制器按照预定的时间进行开环控制, 而世界航天大国对于具备变推力功能且系统复杂的液体火箭发动机均采用自带控制系统。另外, 推力开环控制需要进行大量的地面试验摸索对应关系, 由于每台发动机的制造差异, 在飞行前需要进行多次试验来校准推力和调节阀的

收稿日期: 2019-03-05; 修回日期: 2019-03-20。

作者简介: 薛薇(1981-), 女, 山西人, 博士生, 高级工程师, 主要从事发动机控制及健康管理方向的研究。

对应关系。鉴于目前我们在发动机控制方面尚处空白, 有必要开展发动机闭环控制方面的技术研究。

1 发动机模型

本文研究的发动机是以液氢、液氧为推进剂, 采用单富氢预燃室, 燃气并联驱动氢氧涡轮泵的补燃动力循环方案, 如图 1 所示。发动机主要部件有: 氢预压涡轮泵、氧预压涡轮泵、高压氢涡轮泵、高压氧涡轮泵、预燃室、推力室、各类阀门和管路。发动机单机真空推力为 2 200 KN, 推力变化范围 65%~105%。对于这种大推力发动机, 一般通过控制燃气的流量或燃气温度, 进而通过控制涡轮输出功率来调节发动机组元流量, 从而实现发动机推力和混合比的控制。

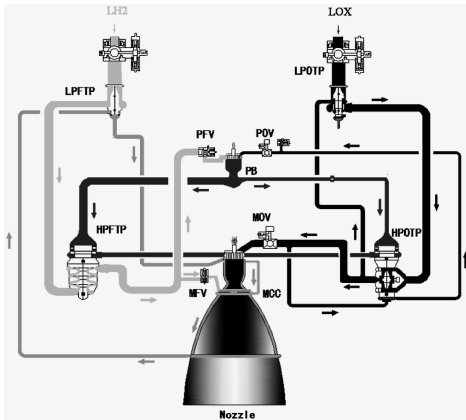


图 1 发动机系统原理图

1.1 发动机实时模型

对于液体火箭发动机控制系统来说, 在设计初期, 相应的发动机实时数学模型十分重要^[7-8]。许多控制系统设计方法都需要比较精确的数学模型。即使对于那些不需要精确数学模型的控制系统设计方法, 如果有比较精确的数学模型作为参考, 也会有助于控制系统设计工作的开展。

液体火箭发动机作为一个具有强非线性, 时变、复杂的热力学系统, 其精确发动机数学模型的建立并非易事。本文首先根据发动机各个部件的特性构建了发动机组件的模型, 根据发动机各个部件的共同工作方程构建了一组非线性方程组。通过迭代法求解这个非线性方程组得到所需的各个关键参数^[9-10]。由于篇幅限制, 本文不再详细描述。

本文基于 Matlab 平台开发了一套发动机实时模型见图 2 中右边的模块, 该模型由两大部分组成: 部件特性方程模块和方程的迭代算法模块。

1.2 线性化模型

发动机是一个非常复杂的高度非线性的系统, 但其在稳态工作时表现出线性化的特性^[11]。本文主要采用经典控制理论进行控制算法的设计, 因此需要在某状态下将发动机模型线性化。非线性发动机模型表达式如下:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u_{cmd}, e) + w \\ y &= g_y(x, u_{cmd}, e) + v \end{aligned} \quad (1)$$

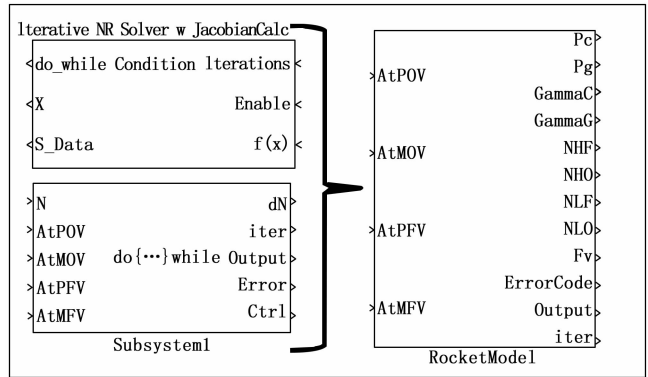


图 2 发动机实时模型

其中: x , u_{cmd} 和 e 分别表示状态量、控制量和飞行环境参数。 f 和 g_y 分别表示不同的非线性函数关系。 \dot{x} , y 分别为状态变化量、传感器输出, 不可测参数。 w , v 分别为系统噪声和测量噪声。本文研究所选的发动机状态变量为发动机 4 个涡轮泵的转速, 控制量为预燃室样调节阀开度和传感器测量量为发动机燃烧室室压。

发动机系统在设计点的线性化模型应表示为:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= \mathbf{A}(x - x_{ss}) + \mathbf{B}(u_{cmd} - u_{ss}) + w \\ y - y_{ss} &= \mathbf{C}(x - x_{ss}) + \mathbf{D}(u_{cmd} - u_{ss}) + v \end{aligned} \quad (2)$$

其中: \mathbf{A} , \mathbf{B} , \mathbf{C} , \mathbf{D} 为上述状态方程中对应的系数矩阵。

下标 ss 表示稳态值。

得到上述发动机模型后需要求取其系数矩阵, 对于求取式 (2) 中的系统矩阵, 可采用偏导数法或拟合法。本文采用拟合法进行求取, 由于篇幅限制, 具体步骤不再复述。

2 发动机推力闭环控制设计

2.1 闭环控制系统方案

从经典控制设计的观点来看, 这里的主控制回路就是推力闭环回路, 由于室压与发动机的推力呈线性关系, 因此主控制回路也叫做室压闭环控制回路。发动机推力由设置在预燃室氧入口的预燃室氧阀控制, 通过调节预燃室氧阀开度, 调节预燃室流量, 控制氢氧涡轮输出功率, 达到发动机推力调节的目的。本文采用了推力闭环控制, 也就是室压闭环控制。控制系统结构如图 3 所示。

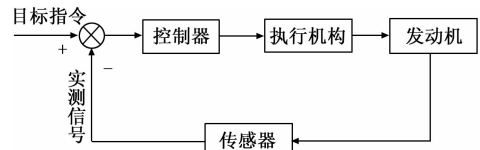


图 3 控制系统结构框图

2.2 控制算法设计

根据发动机的工作特性及控制系统的设计要求, 控制对象是一个单输入单输出的系统, 这里采用根轨迹法来进行 PI 算法设计^[12]。根轨迹法是一种预测闭环传递函数特征方程的根随着控制增益增加的运动轨迹的图解方法, 此方法可以从开环的零点和极点推断出闭环极点的位置。在 S

平面内,使用一套法则构造所有闭环极点随开环增益变化的轨迹,这样得到的轨迹称为根轨迹的分支。根轨迹的分支数由开环传递函数多项式的分子、分母的阶数决定。一旦选定开环增益,那么闭环极点的位置就被确定,就可以对闭环系统的特征进行评估^[13]。

在发动机控制系统设计的过程中,相当于引入 PI 控制器,为原系统引入了一个极点和一个零点,其中极点的位置是确定的,零点的位置是需要设计的。采用根轨迹法,通过观察零点的位置对闭环系统根轨迹的影响,以及开环增益对闭环极点位置的影响来确定控制器的具体参数。以 2.2 节构建的线性化模型为例,具体的设计过程如下:

1) 绘制原系统模型的零极点图如图 4 所示,确定可配置零点区间,其中,区间的划分以负实轴上相邻的零、极点数为标准;

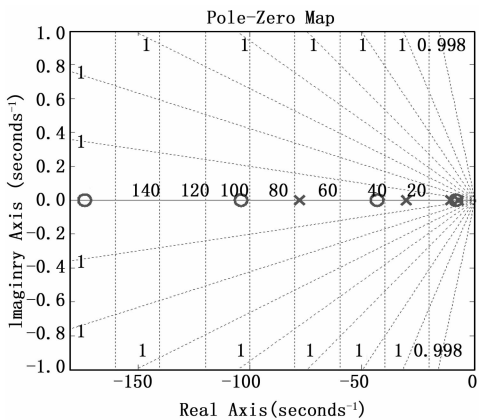


图 4 SISO 系统零极点图

2) 根据零点位置与闭环系统性能的关系,以及控制系统的设计要求,确定可配置零点的具体范围,其中,零点位置与闭环系统性能的一般关系为:随着零点远离虚轴,闭环系统带宽增大,相位裕度减小,动态响应加快,超调量增大^[14]。在此,选择将零点配置在 (-10.32, -8.335) 区间段;

3) 选择具体的零点位置,也就是 Z 的取值,绘制得到 SISO 系统的根轨迹如图 5 所示;

4) 确定开环增益。确定开环增益的过程也是选择闭环极点的过程,通常,对于高阶系统,选取一对主导极点,并将其极点配置在负实轴上,且尽可能远离虚轴^[15]。此外,结合闭环系统阶跃响应及其性能指标,即可选出满意的增益值。选取合适的 K 值,绘制系统响应如图 6 所示;

5) 求取 PI 控制器的控制参数,其中, $K_p = K$, $K_i = K_p * Z$, 可得 K_p, K_i 。

3 硬件在回路平台试验

3.1 平台介绍

本文构建的硬件在回路平台主要有三部分组成:主工作站、发动机仿真机、控制器仿真机^[16]。平台结构如图 7 所示。

主工作站实现对仿真过程的控制,主要任务包括三部

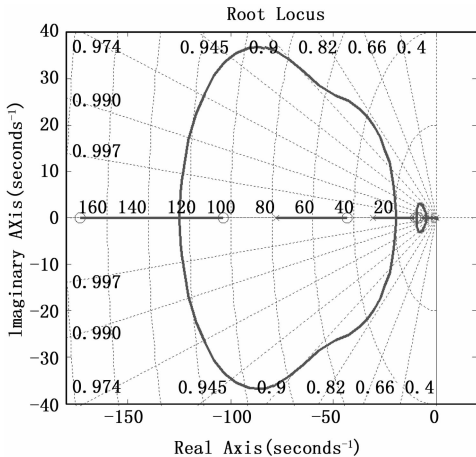


图 5 SISO 系统根轨迹曲线

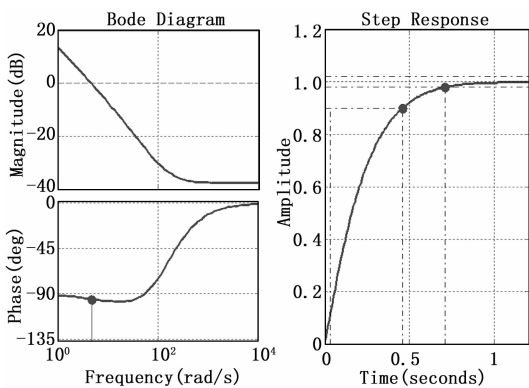


图 6 SISO 系统闭环频率响应及阶跃响应

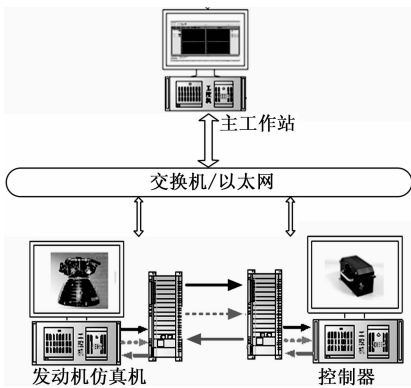


图 7 硬件在回路测试平台结构图

分:硬件在回路实验前完成控制系统的算法设计和发动机动态模型的建立,对控制等各部分模块和发动机模型进行分离并执行自动代码生成,通过以太网完成链接、下载;验证过程中,通过外部模式对控制器仿真机和发动机仿真机进行实时监控、在线调参和数据记录。上位机界面可以通过拖拽模块的方式进行搭建,方便操作^[17]。这里针对本文研究的对象搭建了上位机显示界面,如图 8 所示。

控制器仿真机主要功能:实时状态监视、控制等。运行从主工作站加载的控制算法进行硬件在回路仿真,采集所需要的发动机状态量信号,运行发动机控制算法,数据

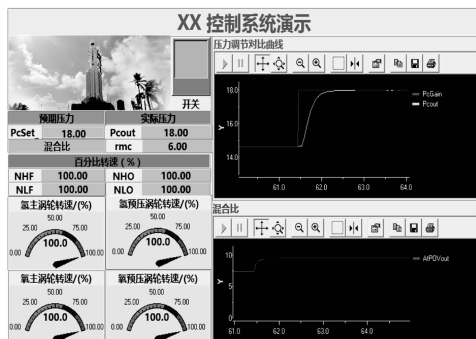


图 8 推力控制平台界面

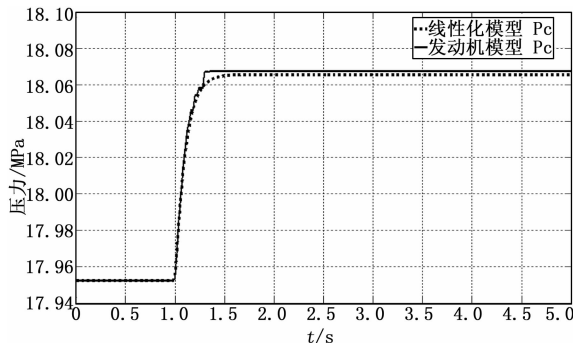


图 10 设计点发动机实时动态模型与线性模型对比

显示, 存储、超限报警等。

发动机仿真机主要功能: 硬件在回路仿真中运行发动机模型程序, 实时在线加入故障, 并通过 A \ D, D \ A 方式将包含故障信号发动机测量量传递给控制系统, 同时接收由控制器部分传递过来的控制量的信号, 实时更新发动机的状态。

3.2 硬件实验台仿真结果

3.2 节通过发动机线性化的模型采用根轨迹方法设计了控制算法, 本节进行硬件在回路平台试验。

控制算法运行在主工作站, 通过可执行代码自动生成 C 代码并下载到控制器仿真机, 同样, 发动机模型也通过主工作站下载到发动机模型机仿真机。实现过程: 利用 Simulink 提供的数据采集卡驱动, 从发动机模型端采入代表发动机状态量的电压信号, 然后经过 AD to Truth 模块, 将这些电压信号转化为实际的发动机状态量, 并传输到控制部分, 最后将结果输出, 如图 9 所示。

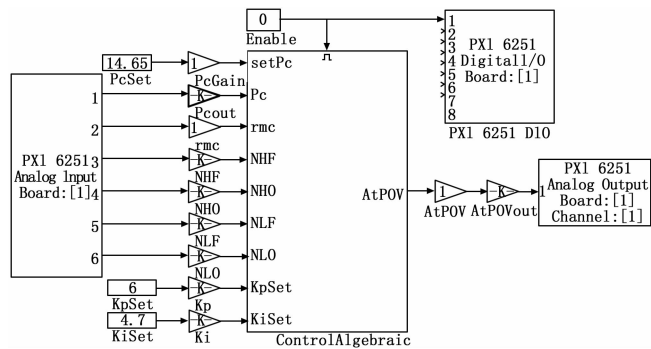


图 9 控制系统硬件在回路仿真模型结构

模型验证: 在第 1 秒时, 对控制量 (预燃室调节阀) 作 1% 的阶跃变化分别得到发动机线性化模型和实时动态模型中推力室室压的变化曲线, 如图 10 所示。虚线为线性模型的计算结果, 实线是实时动态模型的计算结果。通过图中阶跃响应的仿真曲线对比, 表明拟合法建立的发动机线性状态空间模型具有较高的精度, 稳态误差为 10^{-4} 量级, 完全可以满足控制系统的对象建模要求。结果表明该方法建立的线性模型精度高, 满足控制系统设计要求。

控制算法验证: 根据前面 3.2 节设计的 PI 控制参数, 结合传感器的测量值, 对发动机推力 (室压) 进行闭环控

制。改变推力控制指令, 使发动机从 100% 工况变化到 65%。控制指令和模型输出室压如图 11 所示, 由图可见, 在指令下达后, 大概 1 秒完成调节过程, 且超调量 1%, 因此调节时间和超调量均满足发动机控制系统需求。

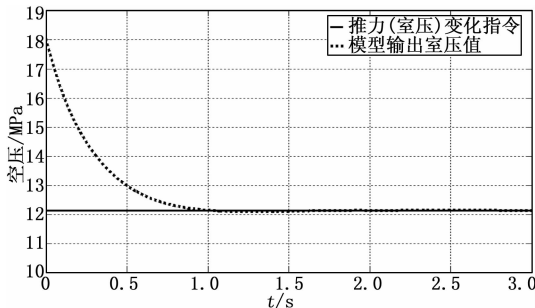


图 11 发动机推力闭环阶跃响应曲线

控制算法鲁棒性验证: 在 100% 工况下保证发动机控制指令不变, 在初始时刻给室压信号增加 10% 的扰动, 作为发动机的扰动, 考核控制算法的鲁棒性。控制指令和发动机模型输出室压值如图 12 所示, 由图可见经过 1.5 秒后能够将室压稳定在额定的工况。由此可见本文所设计的控制算法具有一定的鲁棒性。

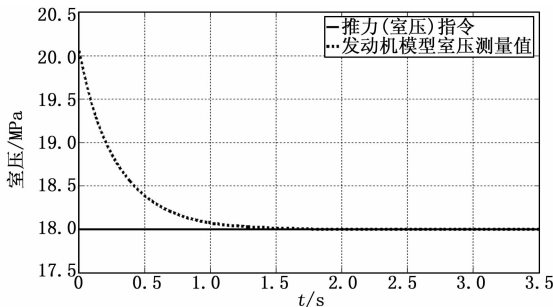


图 12 10% 扰动不发动机推力闭环阶跃响应曲线

4 结论

本文重点建立了氢氧补燃发动机实时动态非线性模型, 并在设计点对此模型进行了线性化得到了发动机传递函数; 其次, 针对单输入单输出系统采用根轨迹法设计了推力闭环控制器, 将控制器与非线性模型联合仿真验证了算法的有效性; 最后, 介绍了发动机硬件在回路系统的软硬件配

置, 并进行了控制器的平台验证, 从操作和实现方式上验证了软硬件平台。该设计满足算法需求且界面人性化, 易于操作。为建立液体火箭发动机综合控制系统奠定了坚实的基础。

参考文献:

[1] Mattox R M. Space shuttle main engine controller [D]. NASA Technical Paper 1932, November 1981.

[2] Sunakawa H. Automatic thrust and mixture ratio control of the LE-X [A]. 44th AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit [C]. Hartford, CT, 2008.

[3] Wood B K. RS-68: What and How [Z]. AIAA 1998-3208.

[4] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.

[5] 刘志强. 一种高性能的变推力液体火箭发动机微机控制系统 [J]. 推进技术 1991, 8 (4): 23-28.

[6] 邢馥源. 双组元变推力火箭发动机喷注器改进设计 [J]. 推进技术 1990, 4 (2): 40-43.

[7] Osipov V V. Dynamical Model of Rocket Propellant Loading with Liquid Hydrogen [J]. AIAA, 2011 (6): 987-998.

[8] 杨蔚华, 孙建国. 发动机实时建模技术的新发展 [J]. 航空动

力学报, 1995, 10 (4): 402-406.

[9] 王 斌, 王 曦, 石玉麟, 等. 一种发动机的分段实时线性动态模型 [J]. 航空动力学报, 2014, 29 (3): 696-701.

[10] Hurt J M. New difference equation technique for solving nonlinear Differential Equations [A]. Proceeding of the Spring Joint Computer Conference [C]. 1964, 25: 169-179.

[11] 赵连春. 飞机发动机控制—设计、系统分析和健康监视 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.

[12] Machado J A T. Root locus of fractional linear systems. [J]. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation, 2011, 16 (10): 3855-3862.

[13] Cavicehi T J. Phase - root locus and relative stability [J]. Control Systems Magazine, IEEE, 1996, 16 (4): 69-77.

[14] 程 鹏. 自动控制原理 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2010.

[15] 多尔夫. 现代控制系统 [M]. 邹逢兴, 译. 北京: 高等教育出版社, 2001.

[16] Kim K, Mahalik N P. A prototype for hardware-in-the-loop simulation of a distributed control architecture. [J], Applications and Review, IEEE, 2008, 38 (2).

[17] 薛 薇. 航空发动机状态监视、故障诊断研究及验证 [J]. 推进技术, 2011, 32 (2): 271-275.

~~~~~  
(上接第 84 页)

用对照组聚类控制系统后, 频域调频波仿真波形控制有效性在实验时间在 30~45 min 之间时, 达到最大值 31.6%, 与上限数值相比下降了 38.8%, 远低于实验组。在频域调频波长为  $7.32 \times 10^{-9} \mu\text{m}$ 、频域波形控制参数为 0.81、仿真波处于纵向延展的条件下, 随时实验时间的增加, 应用实验组聚类控制系统后, 频域调频波仿真波形控制有效性在实验时间为 45 min 时, 达到最大值 75.8%, 与上限数值相比上升了 3.1%, 应用对照组聚类控制系统后, 频域调频波仿真波形控制有效性也在实验时间为 45 min 时, 达到最大值 40.7%, 与上限数值相比下降了 32.0%, 远低于实验组。综上可知, 在仿真波处于横向延展的条件下, 应用基于线性调频盲卷积电力大数据聚类控制系统可将频域调频波仿真波形控制有效性提升 41.9%; 在仿真波处于纵向延展的条件下, 应用基于线性调频盲卷积电力大数据聚类控制系统可将频域调频波仿真波形控制有效性提升 35.1%。

**4 结束语**

基于循环路径的级联多电平逆变器母线电容波动均衡控制系统以采集器、控制器直接相连的方式, 完成硬件运行环境搭建, 并通过协议栈移植、代码编程相融合的手段, 为母线电容数据提供基础的循环路径。与传统控制系统相比, 大幅度降低了由数据计算而产生的控制偏差, 从实用性方面使系统的应用可信程度得到大幅提升, 具备较强的实际应用价值。

**参考文献:**

[1] 叶满园, 康 翔, 宋平岗. 电容钳位 H 桥级联多电平逆变器功率均衡控制方法 [J]. 电机与控制学报, 2017, 21 (11): 94-100.

[2] 叶满园, 康 翔. 级联五开关 H 桥多电平逆变器功率均衡控制方法 [J]. 电力系统及其自动化学报, 2017, 29 (2): 27-31.

[3] 毕恺韬, 安群涛, 段建东, 等. 基于级联多电平直流变换器的超级电容储能系统能量自均衡控制策略 [J]. 电工技术学报, 2018, 33 (8): 1919-1928.

[4] 张 丹, 王 杰. 混合供电型不对称多电平逆变器的研究 [J]. 上海交通大学学报, 2018, 52 (2): 207-213.

[5] 王 瑞, 赵 金. 四开关逆变器直流母线电容电压均衡控制 [J]. 电力电子技术, 2011, 45 (9): 15-17.

[6] 张 兵, 王 政, 储 凯, 等. NPC 型三电平逆变器容错控制模式下的母线电容电压波动分析及其抑制 [J]. 电工技术学报, 2015, 30 (7): 52-61.

[6] 高志刚, 金晓锋. 背靠背级联 H 桥型四象限五电平变换器 [J]. 高电压技术, 2016, 42 (1): 79-84.

[7] 姜婷婷, 李先允, 彭 浩, 等. 基于改进型 PI 控制级联单相光伏逆变器的研究与仿真 [J]. 电子设计工程, 2016, 24 (13): 129-132.

[8] 李 宋, 叶满园. 级联多电平逆变器功率均衡控制策略研究 [J]. 电力电子技术, 2017 (5): 10-11.

[9] 谢天才, 张玉娟, 张君泉, 等. 级联多电平 STATCOM 直流侧电容电压稳定性分析 [J]. 机电工程, 2016, 33 (8): 1016-1020.

[10] 陈 仲, 许亚明, 那显龙, 等. 级联型多电平逆变器输出电压循环分配的功率均衡控制及优化 [J]. 中国电机工程学报, 2018, 38 (4): 16-21.