

基于全数字仿真的航空机载软件验证技术研究*

Research on Aeronautic Airborne Software Verification Technology Based on Full Digital Simulation

江苏省航空动力系统重点实验室 姜 磊 张天宏
南京航空航天大学能源与动力学院

[摘要] 航空机载软件一般依靠硬件在环实时仿真平台进行软件验证,存在周期长、成本高等缺点。为了在设计初期快速、低成本地验证软件的正确性,提出了一种基于全数字仿真的软件验证方案,并以航空发动机引气控制系统为例验证这种方案的有效性。实际验证表明,该方案的测试用例配置方便且测试结果形象直观,为航空机载软件迭代验证提供了一种快捷的手段。

关键词: 全数字仿真 航空发动机 引气控制系统 软件验证

[ABSTRACT] The verification of aeronautic airborne software mainly relies on the hardware-in-loop (HIL) real time simulation platform, which has disadvantages of long development cycle and high cost. In this case, in order to verify the software in a fast and low-cost way during the early stage of airborne software design, a software verification solution based on full digital simulation is presented and the aeroengine bleed air control system is used as an example to valid the effectiveness of this solution. The practical simulation results illustrate that this solution can configure test cases easily and observe the simulation results visually, which provides an efficient means to verify the aeronautic airborne software in an iterative way.

Keywords: Full digital simulation Aeroengine Bleed air control system Software verification

航空航天领域的机载嵌入式软件开发如今广泛使用V模型。V模型覆盖了需求分析、详细设计、代码实现、确认和验证及交付客户的整个过程。确认和验证过程(V&V)是为了检验航空机载软件的设计是否达到设计目标。

飞机环境控制系统是现代民用飞机一个重要组成部分,其任务是在各种飞行条件下将机舱内空气的压力、温度、湿度、气流速度和洁净度等保持在允许范围或规定值内^[1]。发动机引气系统将从各个发动机引来的

气体进行温度和压力调节并送往不同的使用系统,如空调系统、机翼防冰系统、发动机启动系统和液压系统等。引气系统是飞机环境系统中控制逻辑最复杂、温度最高、压力最大的关键分系统^[2]。该系统可靠与否将直接影响飞机的性能以及乘坐人员的生命安全和环境舒适性。对引气系统控制软件的确认和验证过程是保证系统高安全性和高可靠性的重要步骤。

SCADE是法国Esterel Technologies公司研制的用于开发高安全性嵌入式软件的工具包^[3]。一些著名的从事航空发动机引气控制系统开发的公司已经采用SCADE软件来设计达到欧洲航空业DO-178B标准和软件设计保证等级B的嵌入式软件。SCADE能实现图形化开发方式和自动生成易于适航认证的C代码功能,可极大地提高软件开发效率。

对自动生成的代码进行仿真验证是航空发动机引气控制系统研制过程中必不可少的重要环节。仿真可划分为全数字仿真和实物在环仿真等类型。近年来实时仿真在航空、航天和军事等领域得到了广泛应用。利用实时仿真方法来验证软件通常是建立实物在环实时仿真平台,通过实物控制器对已经设计好的控制规律和控制逻辑进行仿真验证^[4]。实物在环实时仿真有着周期长、成本高等缺点,不太适合设计初期对软件的验证。在机载软件设计初期,全数字仿真就能用来验证初步设计和查找软件中的明显错误。全数字仿真测试环境指的是在PC机上建立被测软件运行所需要的环境^[5],其目的是在各种可能的条件下测试被控制系统模型,通过观察模型对指定测试输入的响应行为并与预先的期望值进行比较来判断设计是否符合系统预期需求。本文首先提出一种基于全数字仿真技术的航空机载软件仿真验证方案,然后构建了发动机引气控制虚拟系统,并开展了高低压引气阀门的切换逻辑和引气温度控制规律的仿真验证试验。

1 基于全数字仿真的机载软件验证方案

为了建立机载软件运行所需要的环境,需要建立被控制对象的模型、控制器的模型和外围环境。其中控制

* 国家自然科学基金资助项目(51176075)、江苏高校优势学科建设工程资助项目资助。

对象和控制器的模型在 Simulink 建立并连接组成仿真系统,外围环境指为仿真系统运行提供必要的输入控制并对系统的运行状态进行直观的表达。

Simulink 是一个强大的建模仿真工具,但是它不易于提供一个可视化的界面,并且通过这个界面控制虚拟系统的输入和观察仿真结果。而 LabVIEW 是一个方便用于图形界面开发的软件。因此将两者联合使用建立虚拟系统。在 LabVIEW 软件中建立图形界面,通过 SIT 工具包与 Simulink 仿真系统相连接。

图 1 描述了机载软件全数字仿真验证方案的流程。在 SCADE 中初步设计出控制软件后,自动生成 C 代码并导入到 Matlab 中,生成控制器的 Simulink 模型;在 Simulink 中将控制器模型与被控制对象模型相连接组成仿真系统,利用 SIT 工具包将设计好的图形界面和仿真系统连接组成虚拟系统;初始化虚拟系统的外围环境后,配置测试用例,进行仿真测试。如果仿真结果符合系统需求,则转到实物在环实时仿真阶段;否则追溯到 SCADE 软件中检查并修改错误后,重复上述步骤,并更新虚拟系统,重新仿真测试,直到测试结果符合系统需求。

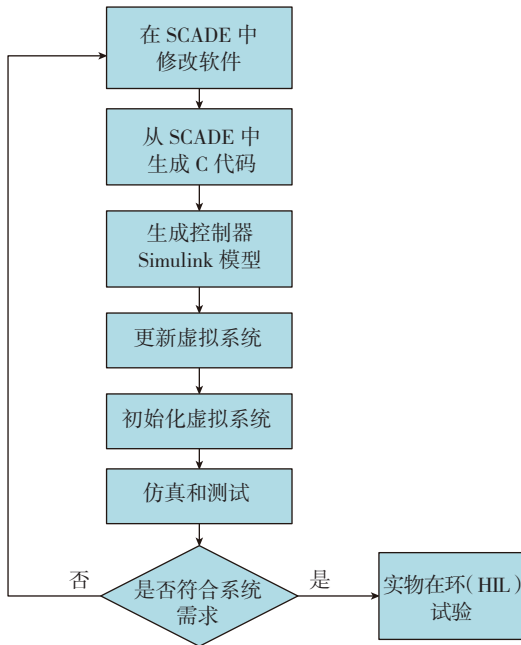


图1 机载软件全数字仿真验证流程
Fig.1 Workflow of airborne software verification based on full digital simulation

2 发动机引气控制虚拟系统

在 Simulink 中根据物理原理建立发动机引气系统模型。在 SCADE 中将引气系统控制软件自动生成 C 代码后,再在 Simulink 中自动生成引气系统控制器的模

型。某型中短途民用飞机配备双发动机,因而配有两个引气系统控制器。这两个控制器间相互通信,增加了系统的可靠性。如图 2 所示,在 Simulink 中将引气系统模型与两个控制器模型相连接,则组成了发动机引气仿真系统。发动机引气仿真系统的输入输出与图形界面上的控制或显示控件通过 SIT 工具包连接起来,这样就构建了发动机引气控制虚拟系统的模型。

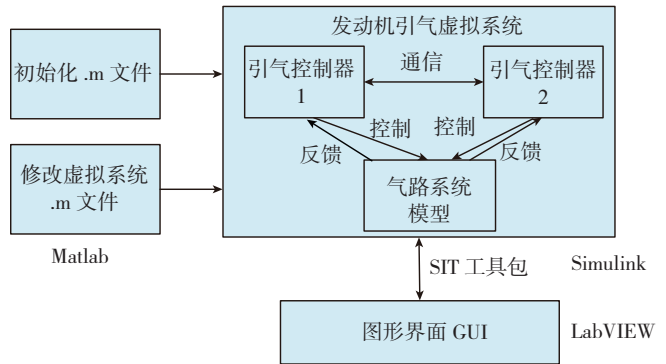


图2 发动机引气控制系统数字仿真模型结构
Fig.2 Structure of digital simulation model for aeroengine bleed air control system

发动机引气虚拟系统的所有输入是需要进行初始化的,因此编写初始化 .m 文件对虚拟系统所有的输入进行初始化。为了验证某些特定的系统需求,测试者需要在仿真前或仿真的过程中在图形界面上设定或改变一些输入的值,然后观察图形界面上系统输出的变化,从而与系统需求的期待值进行比较,不符合则需要追溯到 SCADE 软件中查找出错误并进行修改。每一次修改错误都需要同时更新虚拟系统,如改变控制器间通信的信号量,增加虚拟系统的输入和输出等。由于修改量很大给手工修改造成困难,编写修改虚拟系统 .m 文件可以实现对虚拟系统自动修改,如自动放置模块在具体的位置,修改模块中的参数和连接模块等。

发动机引气控制虚拟系统模型主要由发动机引气系统模型、引气系统控制器模型和图形界面 GUI 3 部分组成。

2.1 发动机引气系统模型

文中的发动机引气系统可以通过两个不同压力的引气阀门进行引气: 高压阀门 (HPV) 和中压阀门 (IPV)。引气阀门的选择是根据当前飞机飞行时采用的是双发还是单发模式,以及发动机气路压力的大小。如图 3 所示,气动调节阀 PRV 会根据控制器的命令维持引气气压在一个恒定值。压力传感器 BMPS 和 BPS 分别监测调节阀 PRV 前后的压力。过压保护阀门 OPV 在引气气压超过一定限制后就会关闭。发动机通

过低压风扇处的风扇阀门 FAV 引冷气在预冷器 PCE 中冷却热气。控制器可以通过调节 FAV 的开度来调节冷气的流量从而控制引气的温度。传感器 BTS 监测引气温度。根据物理原理在 Simulink 中对 HPV、IPV、OPV、PCE 和 FAV 各部件分别进行建模,然后连接起来组成发动机引气系统模型。该模型的建立是发动机引气控制系统全数字仿真及实物在环仿真的基础。

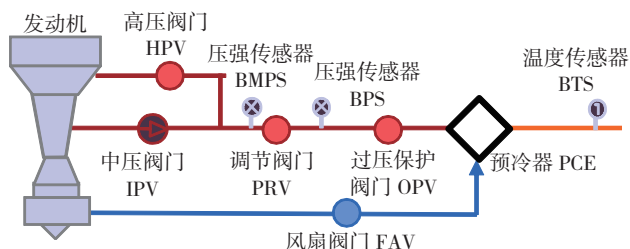


图3 发动机引气系统结构
Fig.3 Structure of engine bleed air system

2.2 引气系统控制器模型

导入 SCADE 自动生成的代码后,在 Simulink 中自动生成的引气控制器模型是一个有输入输出的 S-function 模块。输入包括引气系统模型的输入数字量和模拟量、来自发动机控制器的输入信息以及另一个引气控制器传送过来的信息等,输出包括控制器输出的数字和模拟控制量、传送给发动机控制器和另一个引气控制器的信息等。SCADE 生成的 C 代码被转化成

S-function 函数组成了引气系统控制器模型。

2.3 图形界面 GUI

发动机引气虚拟系统是在 Matlab/Simulink 中运行,而对图形界面的操作是在 LabVIEW 中,SIT 工具包可以实现两个软件间在同一 PC 机上的通信。

安装 SIT 工具包后,每次启动 Matlab 后都会自动开启 SIT Server,如图 4 所示,SIT Server 能够使 Matlab 和 LabVIEW 通过 TCP/IP 协议通信^[6]。模型在 Matlab 中一直运行,模型的输出结果可以传输到 LabVIEW 的前面板上,同时用户可以通过前面板控制 Matlab 中模型的输入。

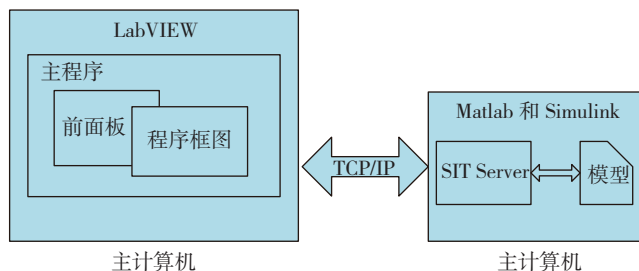


图4 SIT工具包工作原理图
Fig.4 Working principle diagram of SIT toolkit

在图 5 所示的图形界面上,用户可以在仿真前或仿真过程中控制发动机引气虚拟系统的输入量,观察图形界面上的输出控件显示值来达到验证软件的目的。

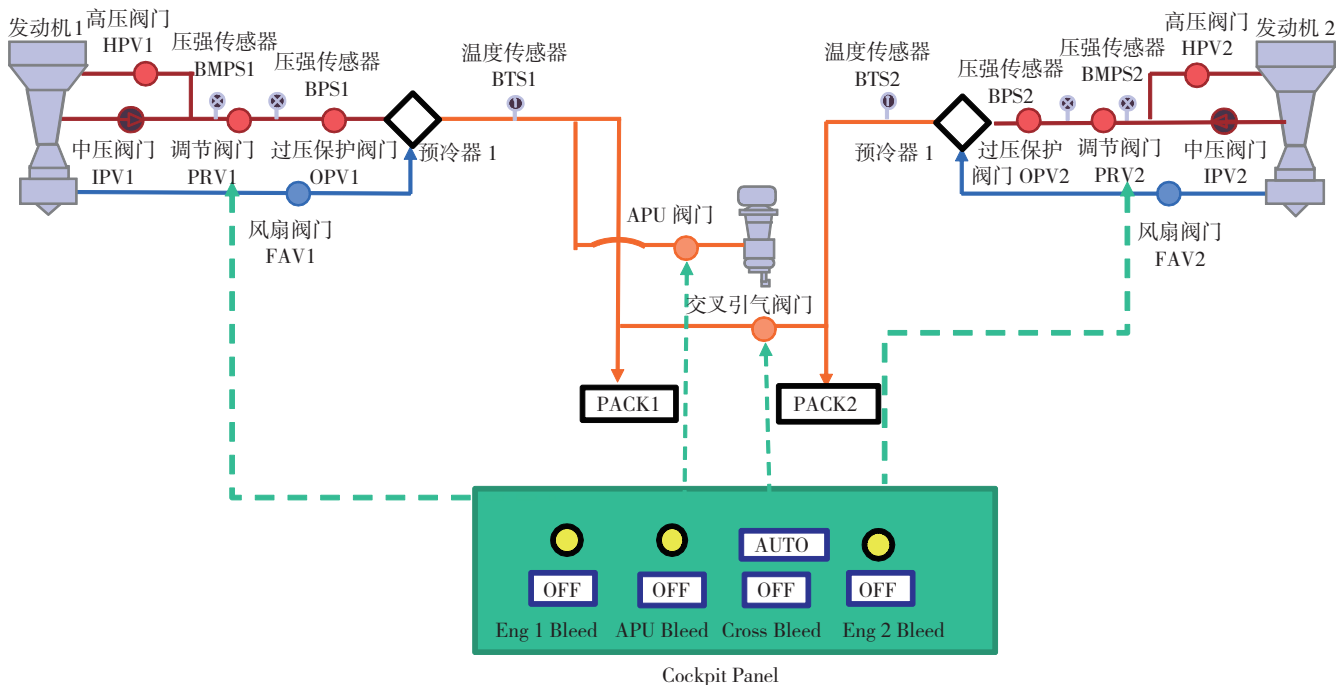


图5 发动机引气控制系统仿真图形界面
Fig.5 GUI for engine bleed air control system simulation

3 仿真实验及分析

引气控制系统控制逻辑复杂,除与发动机和 APU 相关联外,还与液压系统、防冰系统等用气系统相关。高低压引气方式的切换、气源的选择、故障状况下引气关断控制等逻辑和引气温度控制规律都是引气系统设计的关键。这些关键点设计的合理与否直接关系到飞机的安全性和系统运行的经济性。下面将分别对高低压引气方式切换逻辑以及在正常工作情况下和超温故障情况下引气温度控制规律进行全数字仿真。

3.1 高低压引气方式切换仿真

引气系统需求规定:为了最小程度消耗燃油,在飞机巡航过程中,在双发动机工作的条件下,从中压阀门 IPV 引气。为了防止引气压强不力,在降落和机场滑行阶段需通过高压阀门 HPV 引气。当中压阀门 IPV 处的压力低于 30psig (1psig=6894.76Pa),引气控制器应选择通过高压阀门 HPV 引气;当中压阀门 IPV 处的压力大于 39psig,引气控制器则选择关闭 HPV,打开 IPV。

如图 6 所示,用户通过调节中压阀门 IPV 前气流的压力来测试高、低压引气切换的逻辑。不断重复仿真测试、检查并修改软件、再仿真,直到得到与系统需求一致的结果。

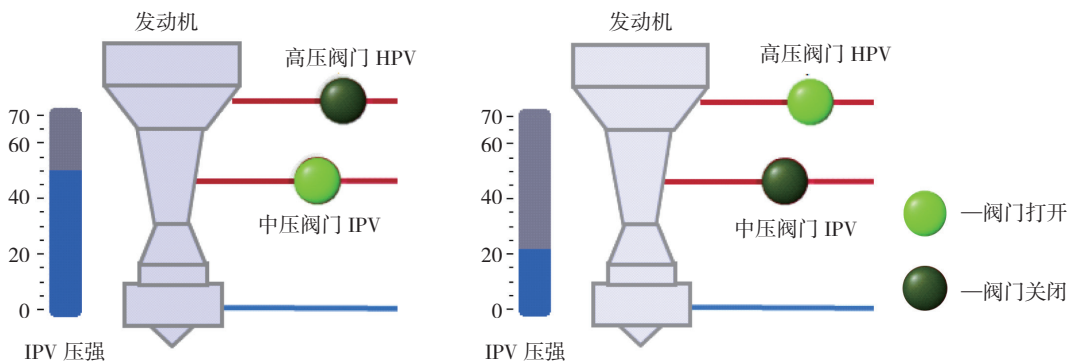


图6 高低压引气切换仿真验证结果
Fig.6 Verification results of switching bleed ports

3.2 引气温度控制规律仿真

引气系统需求规定:引气温度必须控制在 200℃,调节时间小于 30s,超调不超过 35℃。

由于预测控制算法对由于空气流动而有时滞效应的系统有较好的控制效果,对系统模型的精度具有鲁棒性,且能够处理约束条件,因而引气系统引气温度控制采用预测控制方法^[7]。

但预测控制所使用的模型大多是线性模型,然而实际中系统或多或少都有非线性特点。发动机引气系统就有较强的非线性特性,经系统识别后的系统模型如图

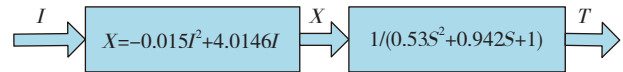


图7 发动机引气系统识别模型
Fig.7 Identification model of engine bleed air system

7 所示(I 为控制电流, T 为引气温度, X 为中间变量, S 为复数变量)。

该模型类别为 Hammerstein 模型^[8],其特点是用多项式模块表示系统非线性特性,其后连接着线性传递函数模块。这样就可以通过“两步法”的策略:首先对线性部分运用预测控制算法求解中间变量 X ,再通过牛顿法反求解多项式方程的根 I ,从而得到控制器所需输出的控制电流。

在 Matlab/Simulink 中设计调节温度预测控制规律参数,满足系统需求后再通过 SCADE Suite Gateway 工具将 Simulink 中温度控制器模型转化到 SCADE 中。然后按照图 1 中全数字仿真验证流程图中的步骤,自动生成代码、更新虚拟系统、初始化虚拟系统外围环境、进行仿真测试。

正常工作状态下仿真结果如图 8 所示,在图形界面上可以看到,30s 内引气温度 BTS 稳定在 200℃,超调没超过 35℃。引气压力稳定在约 42psig,且可以观察到各

压力传感器的值和各个阀门的开闭状态。

当机翼、发动机吊架或机舱周围发生高温气体泄漏时,系统要求控制器能够迅速关闭调节阀门 PRV。

需要注入超温故障时,在图形界面上人为地设置机翼检测环路状态为短路,从而注入高温气体泄漏故障,观察图形界面的变化。如图 9 所示,发现调节阀门 PRV 先关闭,随后过压保护阀门 OPV 关闭,压力传感器 BPS 的值减为 0,温度传感器 BTS 的值降到约 -33℃。

以上仿真验证说明此仿真方案具有以下优点:(1)可以通过图形界面方便地配置测试用例;(2)可以通过

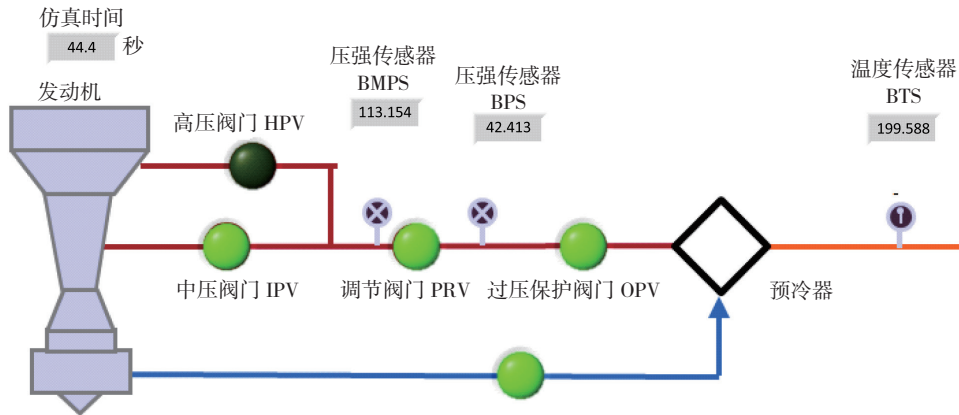


图8 正常工作情况下图形界面上仿真结果

Fig.8 Simulation results on GUI in normal functioning mode

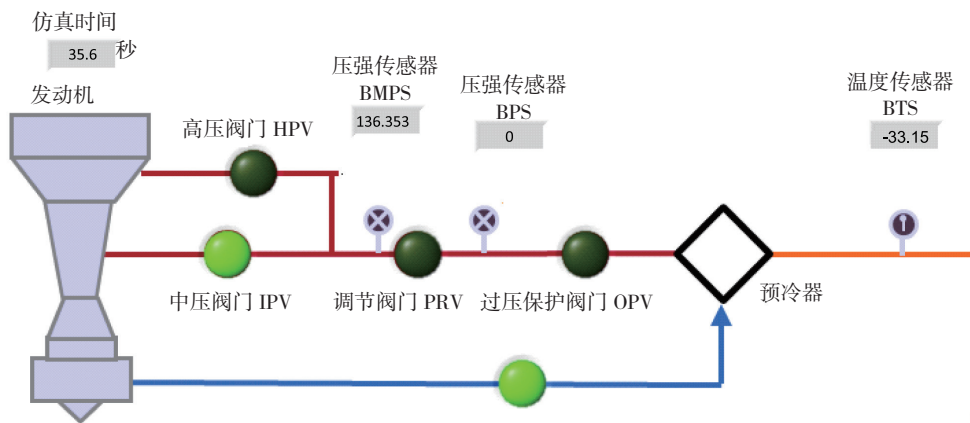


图9 超温故障情况下图形界面上仿真结果

Fig.9 Simulation results on GUI in the over heat fault

图形界面形象地观测到仿真结果即各传感器的值和各个阀门的开闭状态,方便地记录储存数据;(3)通过仿真-修改-再仿真的循环工作流程快速方便地验证软件。

以上基于全数字仿真方案的航空发动机引气系统控制软件验证应用表明,该方案能够在软件设计初期快速发现和修改错误,加快软件设计的周期,节约研发成本。目前,机载软件全数字仿真验证方案已成功应用到民航飞机发动机引气系统软件设计过程中。

4 结论

本文提出了航空机载软件全数字仿真验证的具体方案,并成功地应用到航空发动机引气系统控制软件中。该方案可以满足发动机引气系统控制软件初步设计阶段中快速方便地验证软件的需求,可加快航空嵌入式软件的开发周期,节约开发成本。此方案也可推广到航天、汽车和火车等其他领域的高安全性嵌入式软件开发。

参考文献

[1] 寿荣中,何慧珊.飞行器环境控制.北京:北京航空航天大学

学出版社,2004: 2-3.

[2] 党晓民.现代大型飞机环境控制系统关键技术研究//中国航空学会.大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会论文集(机载、航电专题).深圳,2007: 364-368.

[3] 颜雯清,李秀娟.SCADE平台下C代码的自动生成.计算机仿真学报,2007,24(10): 264-268.

[4] Lu B, Wu X, Figueroa H, et al. A low cost real-time hardware-in-the loop testing approach of power electronics controls. IEEE Transactions On Industrial Electronics, 2007, 54(2): 919-931.

[5] 肖前远.航空嵌入式软件全数字仿真测试技术[D].南京:南京航空航天大学,2010.

[6] 向学军,刘平,杨盛.基于LabVIEW SIT的过程控制系统仿真.三峡大学学报(自然科学版),2006(4): 328-330.

[7] Joel B G, Cyril V. Robust multivariable predictive control: how can it be applied to industrial test stands. IEEE Control Systems, 2001(4):1-9.

[8] Al-Duwaish H, Naeem W. Nonlinear model predictive control of hammerstein and wiener models using genetic algorithms//Proceedings of the 2001 IEEE international conference on control applications. Mexico, IEEE. 2001: 465-469.

(责编 深蓝)