

# 一款民用涡扇航空发动机模型硬件 在环的集成与验证

金崇文 房娟 胡忠志

(南京航空航天大学 南京 210016)

(联系电话 15695213659 E-mail jinchongwen@nuaa.edu.cn)

**摘要:** 本文针对一款民用涡扇航空发动机, 根据现代工业系统工程流程与要求, 通过基于模型设计 (Model-Based Design, MBD) 的方法将发动机模型自动生成代码, 并在硬件在环平台上进行了集成与验证。验证结果表明, 发动机模型的集成过程是正确可靠的。本文的研究意义在于, 以现有发动机模型为例, 总结了集成至硬件在环平台的流程和方法, 为将来的航空发动机或燃气轮机等控制系统的研究工作做好铺垫。

**关键词:** 航空发动机模型; 硬件在环; MBD; JT9D

## 1 引言

当今工业界在航空、汽车等复杂控制系统的研发已经广泛采用基于模型的设计 (Model-Based Design, MBD) 理念。MBD 是针对复杂系统的设计, 通过图形化的截面进行建模、仿真、故障定位等的数学方法。根据现代工业系统工程流程, 硬件在环平台 (Hardware-In-Loop, HIL) 是开展基于 MBD 理念开展复杂控制系统研发的必要条件。

硬件在环平台是一种将计算机仿真和实物试验联系在一起的半实物仿真平台。该平台实现了在地面条件下, 进行发动机控制系统全状态全包线的仿真试验, 可以对发动机模型和控制算法进行验证。硬件在环这种半实物仿真的方法的意义在于, 在条件允许的情况下, 用一部分实物代替数学模型, 使得试验更加接近真实的情况, 它吸收了实物试验和数字仿真的优点, 降低了试验成本, 节省了许多试验的准备时间, 提高了研发效率, 缩短了研制周期, 同时其仿真结果又有一定的可靠性<sup>[1]</sup>。

本文对于一款民用涡扇航空发动机 JT9D 的建模仿真, 采用了更贴合现代工业研发流程的 MBD 方法, 进行代码的自动生成, 并在硬件在环平台中进行了集成与验证。

## 2 基于 MBD 的发动机模型代码生成

### 2.1 MBD

当今航空发动机控制系统已经告别了机械液压式控制时代, 进入了全权限数字电子控制 (Full Authority Digital Electronic Control, 即 FADEC) 时代<sup>[2]</sup>, 整个控制系统的研发流程通过从上至下的系统分解以及从下至上的系统集成验证, 呈现一个 V 字型结构, 如图 2.1 所示, 具体到不同的环节还包含需求定义、全数字仿真、硬件在环仿真、半物理仿真 (加入燃油系统硬件)、台架试验等等。

随着现代科学技术的全面进步, 复杂的智能系统也愈发成熟。对于一个航空发动机来说, 整个系统集成大量的多学科的技术, 若是对其进行建模仿真, 则很可能需要几百万行代码。直接对这样的系统进行代码级的建模是非常困难的, 因此 MBD 逐渐成为主流设计方法<sup>[3-4]</sup>。

MBD 是一种用数字化和可视化的方法来解决设计和设计相关复杂控制的方法, 与传统的设计方法有着显著的不同。设计人员可以使用基于模型的设计来定义模型, 采用连续时间和离散时间的模块, 而不是使用复杂的结构和广泛的软件代码, 设计人员可以使用模型为基础的设计。不仅是测试和验证过程

增强，而且在某些情况下，硬件在环仿真可以使用这样的方法，相比传统设计方法，能够更有效更快速地获取测试结果。

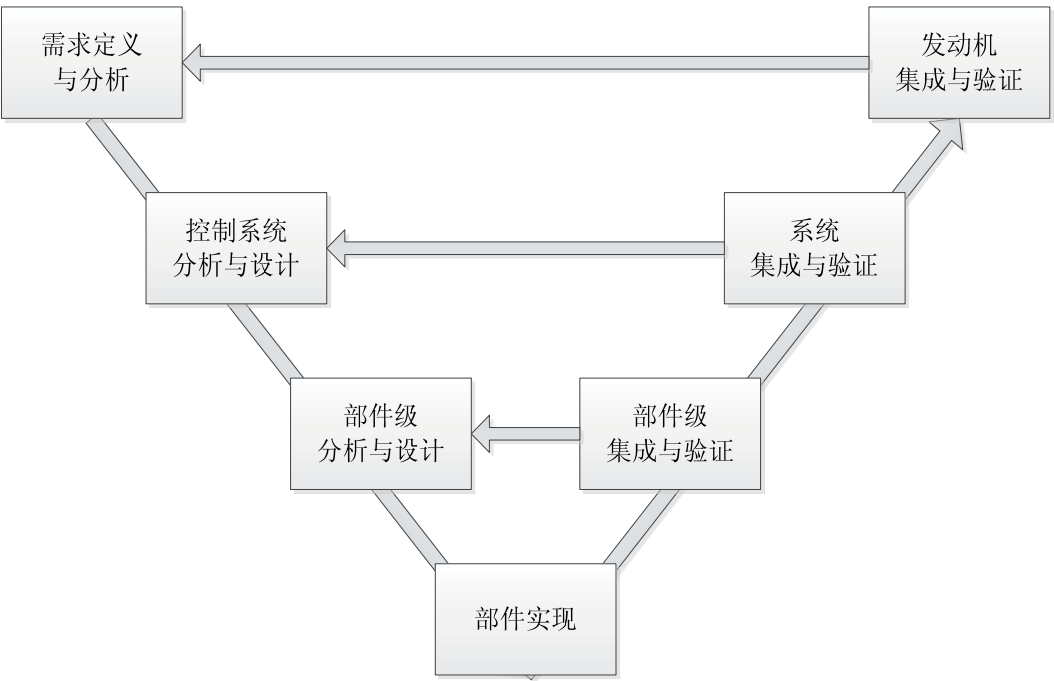


图 2.1 “V”字型系统工程研发流程

MBD 的总体流程分为以下几步：需求定义；建模仿真；正确性验证；代码生成；等效性验证；总体集成。如图 2.2 所示。首先需要根据需求，对对象进行建模仿真，在代码生成及验证等不同的阶段都有不同形式的软硬件来实现。



图 2.2 MBD 总体设计、集成与验证流程

MBD 方法具有很多优势<sup>[5]</sup>：

- ① 图形化界面更为直观，操作更为便捷，为模型的搭建提供方便；
- ② 通过软件自动生成高质量的代码，再编译成独立的可执行文件或动态链接库文件；
- ③ 可以对代码或模块进行封装，可供调用，具有良好的继承性和一定的保密性；
- ④ 能够很好地与硬件在环平台进行对接。

2.2 发动机模型

JT9D 发动机是世界上最著名的航空发动机供应商 P&W 所研制生产的大涵道比双转子涡轮风扇发动机。它采用单级风扇、三级低压压气机、十一级高压压气机、两级高压涡轮及四级低压涡轮<sup>[6]</sup>。Boeing 公司当年采用选中 JT9D 发动机为 Boeing747 系列商用航空飞机提供动力，最终 Boeing 与 P&W 进行联合研制，JT9D 发动机于 1965 年开展研制工作。JT9D-3 是 JT9D 系列最早获得认证的发动机，可以提供 43500 磅推力。最终于 1990 年停产。为了满足不同型号的大型商用宽体客机的性能需求，JT9D 发动在后期推广研制中进行了多种改型，分别应用于 Airbus A300、Airbus A310、Boeing 747、Boeing 767 等。

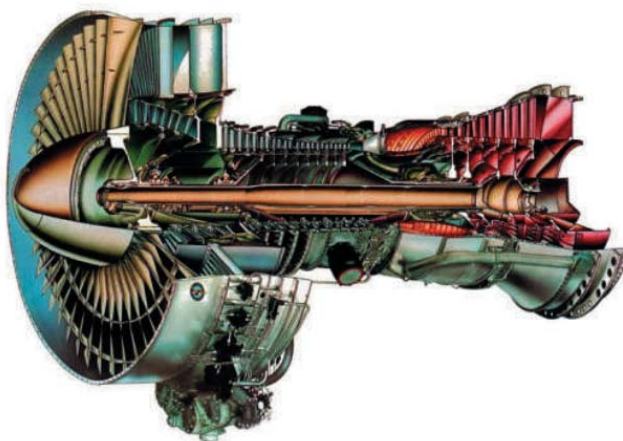


图 2.3 JT9D 发动机示意图

本文所采用的 T-MATS JT9D 模型是基于 NPSS<sup>[7~8]</sup>中的发动机模型数据进行建立，通过直接使用 NPSS 中的各部件的特性图，通过物理原理及经验公式的方法建立各部件之间关系，进而进行求解得到发动机稳态及过渡态的各项数据。

首先给定入口条件，如高度 H、马赫数 Ma、进气条件等，发动机模型接受这些输入，依次计算从截面 1 至截面 9 的各热力参数，此时应通过各部件运行的共同工作方程由牛顿-拉夫逊求解器对这些非线性方程组进行迭代求解，最终达到某个规定的误差范围之内时完成迭代计算。求解器如图 2.4 所示。

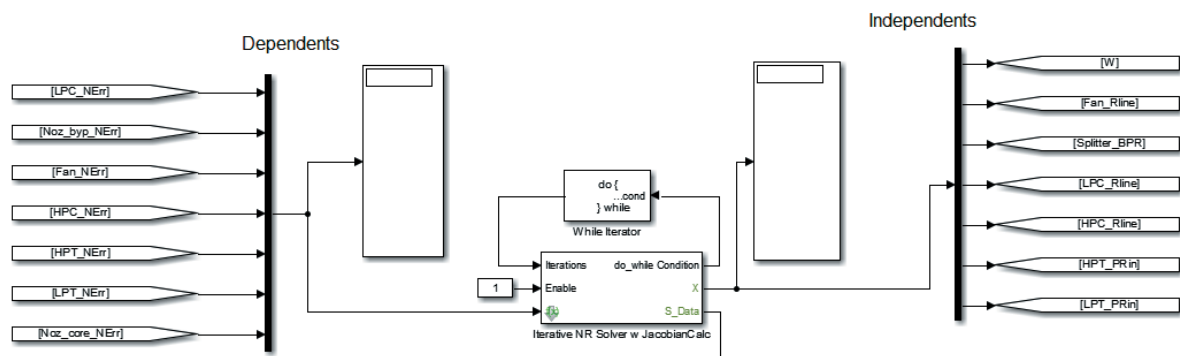


图 2.4 牛顿-拉夫逊求解器

因此，建立整个系统的平衡方程尤为重要，在稳态模型中通过 9 个变量：入口处空气质量流量、风扇特性 R 线、涵道比 BPR、低压压气机特性 R 线、高压压气机特性 R 线、高压涡轮压比、低压涡轮压比、高压轴加速度、低压轴加速度，建立 9 个独立方程来求解。以下为 9 个偏差方程：

(1) 风扇特性插值后空气质量流量与进口换算空气质量流量偏差方程：

$$(Wc_2 - Wc_{2map})/Wc_2 = \varepsilon_1 \quad (2-1)$$

(2) 低压压气机特性插值后空气质量流量与进口换算空气质量流量偏差方程：

$$(Wc_{23} - Wc_{23map})/Wc_{23} = \varepsilon_2 \quad (2-2)$$

(3) 高压压气机特性插值后空气质量流量与进口换算空气质量流量偏差方程：

$$(Wc_{25} - Wc_{25map})/Wc_{25} = \varepsilon_3 \quad (2-3)$$

(4) 高压涡轮特性插值后空气质量流量与进口换算空气质量流量偏差方程：

$$(Wc_4 - Wc_{4map})/Wc_4 = \varepsilon_4 \quad (2-4)$$

(5) 低压涡轮特性插值后空气质量差流量与进口换算空气质量流量偏差方程：

$$(Wc_{48} - Wc_{48map})/Wc_{48} = \varepsilon_5 \quad (2-5)$$

(6) 外涵道尾喷管进出口空气质量流量偏差方程:

$$(Wc_{17} - Wc_{19})/Wc_{17} = \varepsilon_6 \quad (2-6)$$

(7) 核心机尾喷管进出口空气质量流量偏差方程:

$$(Wc_7 - Wc_9)/Wc_7 = \varepsilon_7 \quad (2-7)$$

(8) 高压轴功率偏差方程:

$$N_{HT} - N_{HC} - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_H n_H \frac{dn_H}{dt} = \varepsilon_8 \quad (2-8)$$

(9) 低压轴功率偏差方程:

$$N_{LT} - N_F - N_{LC} - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_L n_L \frac{dn_L}{dt} = \varepsilon_9 \quad (2-9)$$

在过渡态时, 发动机处于加/减速状态, 动态模型偏差方程满足(1) - (7), 而高低压轴功率平衡偏差方程则产生变化:

$$\frac{dn_H}{dt} = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{1}{J_H} \frac{1}{n_H} [N_{HT} - N_{NC}] \quad (2-10)$$

$$\frac{dn_L}{dt} = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{1}{J_L} \frac{1}{n_L} [N_{LT} - N_F - N_{LC}] \quad (2-11)$$

## 2.3 基于 MBD 的自动代码生成

Simulink 作为基于 MBD 的建模与仿真软件, 提供了自动代码生成的工具 Code Generation。首先, 修改其输入输出模块为“Input”和“Output”模块, 对应 C 代码的输入和输出。针对 JT9D 发动机模型, 常用输入参数有高度 H, 马赫数 Ma, 燃油流量 Wf, 及起动停车开关 Start\_flag 及 Stop\_flag。输出参数可以分为控制量和监测量, 其中控制量有低压转子转速 NL, 高压转子转速 NH, 高压压气机出口静压 Ps3, 这些量需要 EEC 接收并参与控制, 监测量有发动机推力 F, 耗油率 SFC, 喘振裕度 SMH 等。

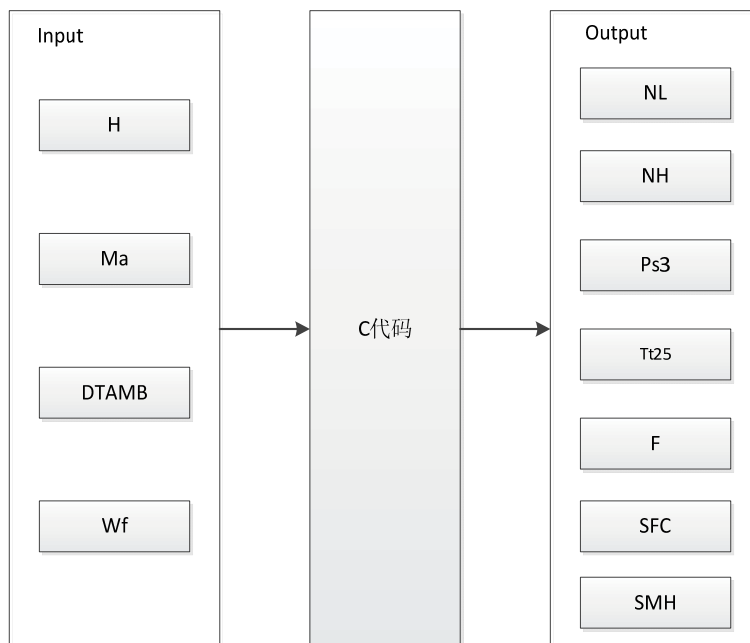


图 2.5 自动生成代码输入输出示意图

## 3 模型硬件在环的集成与验证

根据“V”字型系统工程研发流程, JT9D 发动机模型需要在硬件在环上进行集成与验证。

3.1 HIL 平台介绍

整个硬件在环平台根据功能可以分为三大模块：监控工作台、仿真器、控制器。

监控工作台，即用于监视、运行、操作管理整个硬件在环平台，其由主控计算机和综合测控计算机组成。

仿真器，是整个硬件在环平台非常重要的一部分，主要模拟发动机地面状态及整个工作包线内的工作状态，它将模拟信号上传给数字电子控制器，并接收数字电子控制器的控制信号。它所包含的模块非常多，主要有发动机模型计算机、执行机构模型计算机、PXI 工控机、信号调理装置、状态操纵装置、负载模拟装置、适配装置等。

控制器，用于对发动机状态进行控制。

对于整个闭环来说，发动机模型运行，输出转速、温度、压力等信号；由 PXI 工控机测量并发送信号调理装置；信号调理装置将对应的电气信号通过系统试验适配装置传送给控制器；根据发动机控制逻辑和控制算法，计算出电液伺服阀等控制信号；控制信号由 PXI 工控机采集并发送给执行机构模型；根据执行机构模型的输入输出关系，将燃油流量等实际控制信号发送给发动机模型。以此实现闭环控制。

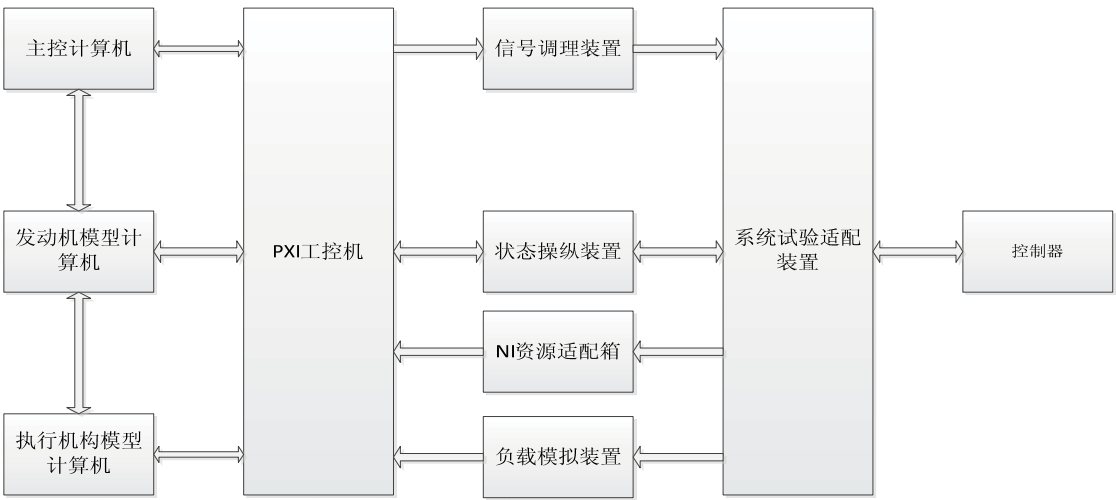


图 3.1 HIL 平台整体框架

3.2 模型的集成与验证

由 Simulink 生成 JT9D 发动机模型 C 代码后，通过 VS2010 编译，即可得到可以在硬件在环平台工控机环境下所能运行的工程，再将 C 代码根据硬件在环平台集成规范与要求中的封装模板进行封装，将 JT9D 发动机模型编译为动态链接库文件，并置于指定地址中。设置好对应的信号，即可开始运行模型。

本次开环仿真验证过程如下：

发动机在地面状态工作，即高度  $H = 0$ ，马赫数  $Ma = 0$ ，标准大气环境。0 时刻为初始状态；5s 时发动机开始启动，此时燃油流量为达到慢车状态时的燃油流量 0.62lb/s，一边从起动状态过渡至慢车状态；50s 时，从慢车状态燃油流量阶跃至 20%燃油流量 1lb/s；70s 时，从 20%燃油流量阶跃至 60%燃油流量 3lb/s；90s 时，从 60%燃油流量阶跃至 100%燃油流量 5lb/s；此后每隔 20s 给燃油流量一个负阶跃。整个测试项量如表 5.1 所示，整个测试过程为 200s。开环测试项量如表 3.1 所示。

表 3.1 发动机模型开环测试项量

时间(s)	0	5	50	70	90	110	130	150
燃油流量(lb/s)	0	0.62	1	3	5	3	1	0.62

根据以上发动机模型开环测试项量，调整发动机模型的输入条件，分别通过现有全数字仿真平台 FWorks<sup>[9]</sup>和 HIL 平台对发动机模型的输出进行数据记录，并作图进行对比，验证结果如图 3.1 所示。

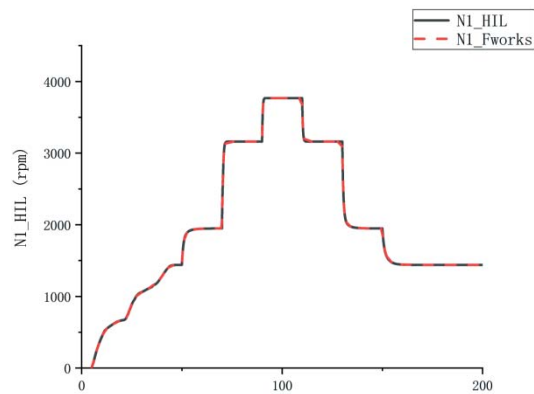


图 3.2 JT9D 发动机模型开环验证曲线

该曲线表明，JT9D 发动机模型在 HIL 平台中的运行结果与全数字仿真保持一致。可以得出结论，JT9D 发动机模型的集成是正确的。

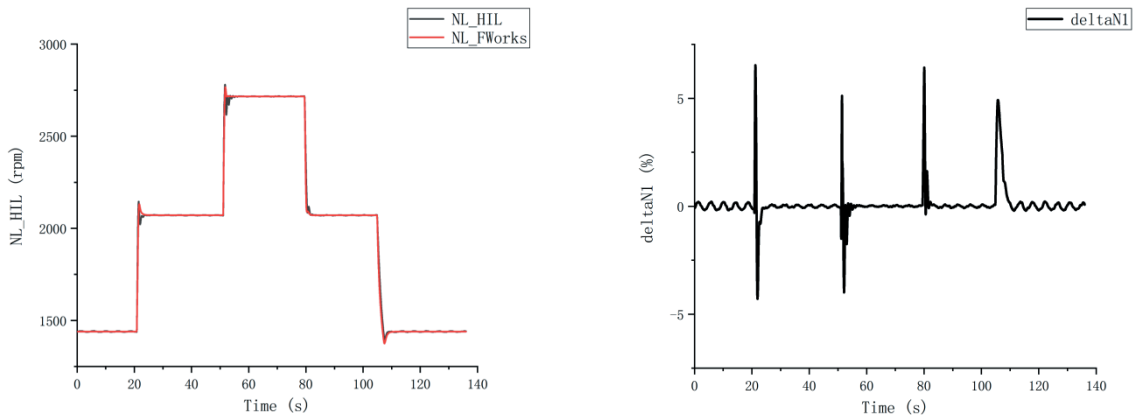
接下来，对整个闭环进行仿真测试，针对 JT9D 发动机模型，设计了相应的稳态及过度态控制律，同样通过 MBD 的方法生成 C 代码下载至控制器中。

根据闭环测试项量所选取的稳态工作点，所有稳态工作点都必须稳定 20s 以上，以保证发动机达到稳定状态。首先，使发动机达到慢车状态，此时设置的实际需求转速为 1439.900rpm；PLA 阶跃至 40°左右使得实际需求转速达到 2071.167rpm；PLA 阶跃至 60°左右使得实际需求转速为 2716.033rpm；之后根据测试项量与稳态工作要求，按规定顺序进行负阶跃。闭环测试项量如表 3.2 所示。

表 3.2 发动机控制系统闭环测试项量

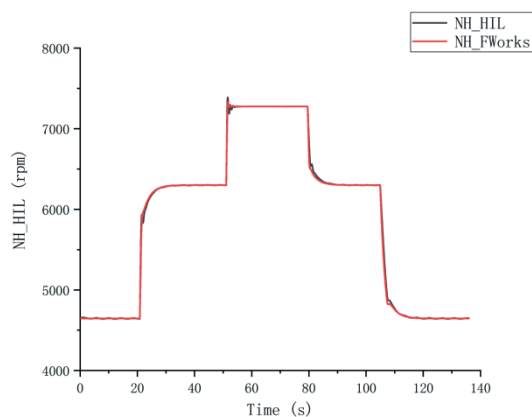
序号	1	2	3
PLA/°	20.0±0.5	40.0±0.5	60.0±0.5
实际需求转速/rpm	1439.900	2071.167	2716.033

将 HIL 平台结果与全数字仿真平台 FWorks 进行比较，如图 3.2 所示。

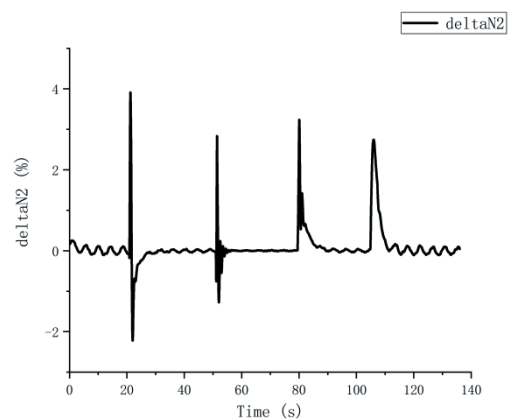


(a)低压转子转速曲线

(b) 低压转子转速相对误差



(c) 高压转子转速曲线



(d) 高压转子转速相对误差

图 3.3 基于 HIL 平台与 FWorks 平台的仿真对比与验证

根据曲线及实验数据,可知:在稳态情况下,控制量低压转速可以在一稳定的转速下波动 $\pm 2\text{rpm}$ ,相对误差小于 $\pm 0.2\%$ ;在过渡态时,其控制效果有所变化,超调量变大,调节时间变长,但仍然可以对发动机进行比较好的控制。

## 4 结论

本文围绕一种民用涡扇发动机在硬件在环平台上的集成与验证开展工作。根据“V”型系统工程流程的要求,采用基于 MBD 的模型代码生成方法,将发动机模型在硬件在环平台上集成,并进行了开、闭环实验,验证了模型的正确性。特别的,在硬件在环平台中进行闭环仿真,并与全数字仿真平台 FWorks 的仿真结果进行对比,比较两者的异同,未来可以对全数字仿真和硬件在环进行更多的比较与分析,对控制律进行改进,并完善整个控制系统的模拟和仿真。

## 参考文献

- [1] 杨蓓.航空发动机电子控制器硬件在环仿真系统研究.[D]北京:北京航空航天大学,2007
- [2] 姚华. 航空发动机全权限数字电子控制系统[M]. 航空工业出版社,2014.
- [3] 李健,邱明星,苏媛媛,等. MBD 技术在航空发动机设计中的应用[J]. 航空发动机,2015,41(1): 32-35.
- [4] Junior J J A M, Neme J H Z, Santos M M D, et al. Model and Software in the Loop with Automatic Code Generation for Indicator Lights Warnings[J]. Journal of Applied Instrumentation and Control, 2017, 5(1): 21-27.
- [5] Kermani R R. Model-based Design, Simulation and Automatic Code Generation For Embedded Systems and Robotic Applications[M]. Arizona State University, 2013.
- [6] 胡晓煜,方昌德. 世界中小型航空发动机手册[J]. 2006.
- [7] Lytle J, Follen G, Naiman C, et al. Numerical Propulsion System Simulation (NPSS) 1999 Industry Review[J]. 2000.
- [8] Evans A, Follen G, Naiman C, et al. Numerical Propulsion System Simulation's National Cycle Program[C]// Aiaa/asme/sae/asee Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2013.
- [9] Cao C, Shen J, Luo M, et al. FWorks: An Integrated Digital Simulation Platform for FADEC Systems[C]// 中国控制会议. 2017:10316-10321.