

基于模型的矢量喷管控制系统设计

王建锋, 臧 军, 姜殿文, 蒋 毅
(中国航发控制系统研究所, 江苏无锡 214063)

摘要:为实现矢量喷管控制系统正向研发“V”字模型,使用基于模型的设计方法开展矢量喷管控制系统的设计和验证。建立了包含矢量喷管液压机械单元、矢量喷管控制器及矢量偏转运动的矢量喷管控制系统模型,与发动机模型、飞机模型集成用于矢量喷管控制系统的系统综合设计。使用模型自动测试技术开展数字仿真试验,利用自动代码生成技术和实时仿真技术实现控制软件快速开发和系统半物理试验,试验结果表明了矢量喷管控制系统设计的正确性、高效性。

关键词: 矢量喷管控制系统; 飞行 / 推进综合控制; 基于模型的设计; 模型自动测试; 自动代码生成; 实时仿真

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.04.005

Design for Vector Nozzle Control System Based on Model

WANG Jian-feng, ZANG Jun, JIANG Dian-wen, JIANG Yi

(AECC Aero Engine Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: In order to realize the “V” model process of forward development for vector nozzle control system, the design and verification of vector nozzle control system based on model-based design was proposed. The model of vector nozzle control system was built, consisted of hydraulic mechanism unit, controller, and vectoring motion model. The synthesis design of the vector nozzle model, the engine model and the aircraft model was used in system level design. The technology of automatic test for model was used in digital simulation, and auto code generation and real-time simulation was used to implement rapid development of software and semi-physical tests for the control system. The test results show the correctness and the efficiency of the design of vector nozzle control system.

Key words: vector nozzle control system; integrated flight propulsion control; model based design; automatic test for model; auto code generation; real-time simulation

0 引言

对于航空、航天领域的复杂控制系统,传统开发方法是由各专业人员使用不同工具分阶段实施。设计和验证在不同阶段、不同专业人员间传递和转换容易偏离,而且存在重复编码、系统迭代周期长等问题^[1]。控制系统基于模型设计技术近年来逐渐兴起。基于模型的设计(Model Based Design, MBD)属于控制系统开发体系的范畴,涵盖了控制系统的系统设计、实时仿真、嵌入式控制软件开发等整个流程。相比于传统开发方法,MBD是在统一的设计和验证平台上,以控制系统的数学模型为对象,以计算机上代码自动生成

为手段,用仿真的方式在控制系统开发流程中的各阶段持续不断地进行测试和验证,高效地进行迭代和优化设计^[2-3]。MBD技术已在汽车电子领域取得了广泛应用,具有较强的工程实用性^[4-5]。

现代航空技术不断发展,世界各国对战斗机性能和航空发动机性能的要求在不断提升。采用推力矢量技术提高战斗机机动性能已成为主流趋势^[6-7]。飞机、航空发动机的高复杂性和高安全性需求决定矢量喷管控制系统是安全关键的复杂系统,其验证过程是需要反复迭代、并经历多层次试验验证的复杂“V”字模型。

目前矢量喷管控制技术的研究主要集中在算法理论方面^[8-9],而且飞机、发动机的工作是分隔独立的

收稿日期:2016-12-14 基金项目:国家重大基础研究项目资助

作者简介:王建锋(1986),男,硕士,工程师,从事航空发动机控制系统总体设计工作;E-mail:wj020410306@aliyun.com

引用格式:王建锋,臧军,姜殿文,等.基于模型的矢量喷管控制系统设计[J].航空发动机,2017,43(4):23-29. WANG Jianfeng, ZANG Jun, JIANG Dianwen, et al. Design for vector nozzle control system based on model[J]. Aeroengine, 2017, 43(4):23-29.

方式^[10-13]。自上而下的正向设计相关、工程实用的开发方法的文献资料很少。

本文基于 MBD 技术按照“V”字模型开展矢量喷管控制系统的设计和验证。在 MATLAB/SIMULINK 环境中建立了矢量喷管控制系统模型作为统一的系统综合设计平台,通过数字仿真试验和半物理试验对系统开展多层次验证,以提高矢量喷管控制系统设计的正确性和验证的充分性,同时探索形成工程实用、高效的开发方法。

1 飞行 / 推进综合控制系统模型

矢量喷管控制系统是系统中的系统,与飞机系统、发动机系统紧密交联,是飞行 / 推进综合控制系统(Integrated Flight Propulsion Control, IFPC)的重要组成部分,其功能和性能在 IFPC 系统中体现,为此构建了 IFPC 系统模型。

从飞机的角度,IFPC 系统可简化地为串级控制结构。飞行控制计算机(Flight Control Computer, FCC)接收飞行员操纵信号,结合飞机当前的状态,输出飞行控制指令信号;发动机电子控制器(Electronic Engine Controller, EEC)接收飞行控制指令信号中与发动机操纵相关的控制指令信号,结合发动机当前的状态,输出发动机控制指令信号;矢量喷管控制器(Vector Nozzle Control-ler, VNC)接收发动机控制指令信号中与矢量喷管操纵相关的控制指令信号,结合矢量喷

管液压机械单元 (Vector Nozzle Hydraulic Mechanism Unit, VNHMU)当前的反馈状态,输出矢量喷管控制指令。FCC、EEC、VNC 三者通过飞机通讯总线交联。

从飞机层级来说,FCC 主要功能是指令信号成型、增益调参、补偿滤波等飞 / 推综合控制规律的实现。FCC 的输出包括操纵面控制指令、发动机操作指令、推力矢量偏转角指令 δ_{Dem} 、推力矢量方位角指令 θ_{Dem} 等信号。指令作用在发动机、飞机操纵面产生响应使得飞机状态发生变化,从而形成了飞行控制回路。

从发动机层级来说,EEC 主要功能是实现发动机控制逻辑、发动机(推力)稳态和过渡态控制规律,EEC 的输出包括供油流量指令、可调几何机构位置指令等信号。指令作用在泵调节器执行机构产生响应使得发动机状态发生变化,从而形成发动机控制回路。对于矢量控制,EEC 还根据发动机工作状态计算得到矢量喷管面积比(膨胀比) A_r 、修正和安全限制后的推力矢量偏转角指令 δ_{Dem} 、推力矢量方位角指令 θ_{Dem} ,实现矢量喷管与发动机状态的匹配^[14]。

在 MATLAB/SIMULINK 环境下构建了 IFPC 系统模型,模型的顶层架构如图 1 所示。模型中各子系统之间的连接线均为结构体形式数据流。其中,FCC 和飞机模型由飞机设计人员开发维护;EEC 和发动机模型由发动机设计人员开发维护;VNC 和 VNHMU 模型则由矢量喷管设计人员开发维护;IFPC 系统模型是飞机、发动机、矢量喷管三方共用的桌面设计和验证平台。

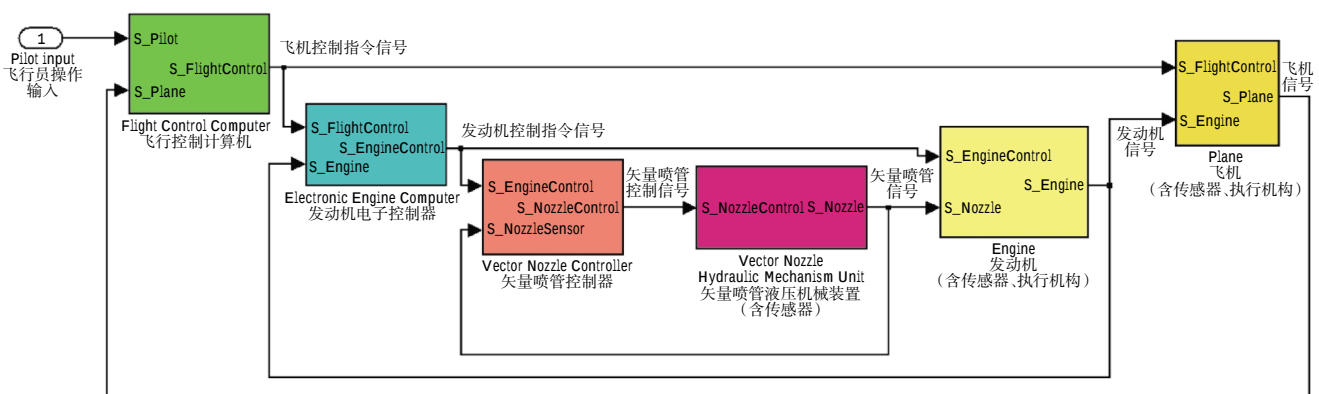


图 1 IFPC 系统 SIMULINK 模型

2 矢量喷管控制子系统建模

矢量喷管控制系统模型包括 VNHMU 模型、矢量喷管偏转运动模型和 VNC 模型。

VNHMU 模型反映来自 VNC 的控制指令与 A9 环作动筒位移之间的关系;矢量喷管偏转运动模型反

映 A9 环作动筒位移与矢量偏转角和方位角之间的关系,在 VNC 模型内部。

2.1 VNHMU 建模

VNHMU 包括发动机燃油增压泵、喷管油源泵、A9 环作动筒(含电液伺服阀)、油滤、供油回油管路、

LVDT 传感器等。燃油增压泵为离心泵,对飞机油箱来油进行初步增压,同时接收低压回油,保证燃油系统低压油压力稳定。喷管油源泵为柱塞泵,对增压泵后燃油再次增压,形成驱动 A9 环作动筒运动的高压燃油。喷管油源泵出口压力与发动机转速有关。A9 环作动筒上电液伺服阀根据来自 VNC 的控制电流调节并分配高、低压指令油到作动筒的有杆腔和无杆腔形成位移,从而驱动矢量喷管面积和偏转调节。

A9 环作动筒伺服运动简化如图 2 所示。

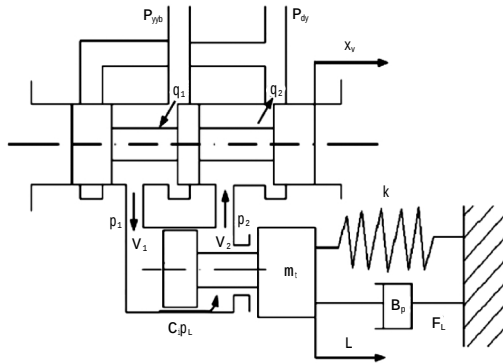


图 2 A9 环作动筒伺服运动

忽略管路压阻损失,假设节流阀口为矩形,伺服阀压力流量为

$$q_L = C_d w x_v \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_{yfb} - \frac{x_v}{|x_v|} P_L)} \quad (1)$$

式中: q_L 为负载流量; C_d 为阀口流量系数; w 为面积梯度; x_v 为阀芯位移; ρ 为油液密度; P_{yfb} 为油源泵出口压力; P_L 为负载压力。

$$x_v = \frac{K}{Ts+1} I \quad (2)$$

式中: I 为伺服阀控制电流; K 为伺服阀增益; T 为伺服阀时间常数。

阀芯向右移动时 x_v 为正值,阀芯向左移动时为 x_v 为负值。

忽略温度变化对油液体积的影响和外泄漏,液压缸流量连续公式为

$$q_L = A_h \frac{dL}{dt} + C_i P_L + \frac{V_0}{\beta_e} \frac{dp_1}{dt} \quad (3)$$

式中: A_h 为控制腔等效活塞面积; L 为作动筒位移; C_i 为液压缸冷却和泄漏系数; V_0 为液压缸控制腔容积; β_e 为油液等效体积弹性模量。

忽略库仑摩擦力等非线性负载,液压缸运动方程为

$$A_h P_L = m_i \frac{d^2 L}{dt^2} + B_p \frac{dL}{dt} + KL + F_L \quad (4)$$

式中: m_i 为活塞与负载的等效总质量; B_p 为活塞黏性摩擦系数; K 为负载的弹簧刚度; F_L 为作用在活塞上的外部负载力。

联立式(1)~(4),可得 L 与 P_{yfb} 、 I 之间的关系,即 VNHMU 模型。

2.2 矢量喷管偏转运动建模

本文矢量喷管为机械式轴对称矢量喷管,由机匣、作动筒、喷管喉道面积调节环(A8 环)、矢量喷管面积调节环(A9 环)、连杆、收敛调节片、扩张调节片、收敛段密封片、扩张段密封调节片、整流罩等机械构件组成,属于由 2 个 Stewart 平台驱动的复杂空间机构。矢量喷管机构如图 3 所示^[15]。

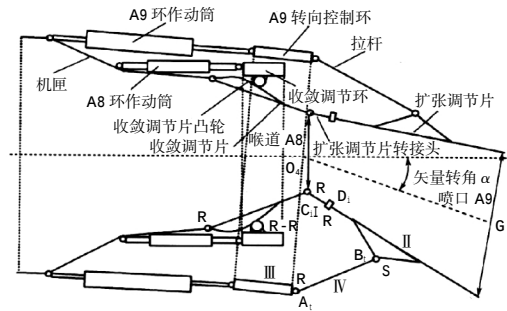


图 3 矢量喷管机构

矢量喷管前部是 A8 环控制部分,以发动机后机匣为基础平台,A8 环为动平台,二者之间通过 6 个 SPS 作动筒连接构成 Stewart 并联机构;中部是矢量喷管驱动机构,基础平台和 A9 环由 3 个 SPS 作动筒相连,A9 环是 6 自由度运动;后部是扩张调节片部分,由并联于 A8 环、A9 环与后机匣之间的若干 RSRR-RRR 空间运动铰组成时变几何体。

发动机喷管喉道面积调节通过 A8 环调节实现。A8 环作动筒同步输出位移,驱动 A8 环沿发动机轴线运动,形成环上滚子在收敛调节片的凸轮曲面运动,带动收敛调节片转动实现喷管喉道面积收放。

A9 环作动筒沿发动机轴线同步输出位移,驱动 RSRR-RRR 空间运动铰运动,带动扩张调节片收放,实现矢量喷管面积控制。

A9 环作动筒输出位移不同步时,驱动 A9 环法线相对发动机轴线偏转,通过 R 副连杆相对发动机轴线切向偏转,带动扩张调节片切向偏转,实现矢量偏转。

根据并联机构运动规律对偏转运动进行简化获得矢量偏转运动模型,包括正解模型和逆解模型^[16]。

正解模型是已知喷管喉道面积 A_8 、 A_r 、 δ_{Dem} 、 θ_{Dem} , 求解 3 个 A9 环作动筒位移指令 $L_{91\text{Dem}}$ 、 $L_{92\text{Dem}}$ 、 $L_{93\text{Dem}}$ 。

$$L_{91\text{Dem}} = k \cdot f_1(\delta_{\text{Dem}}, A_8, A_r) \cdot f_2(\theta_{\text{Dem}} - 120^\circ) + L_H + L_C \quad (5)$$

$$L_{92\text{Dem}} = k \cdot f_1(\delta_{\text{Dem}}, A_8, A_r) \cdot f_2(\theta_{\text{Dem}}) + L_H + L_C \quad (6)$$

$$L_{93\text{Dem}} = k \cdot f_1(\delta_{\text{Dem}}, A_8, A_r) \cdot f_2(\theta_{\text{Dem}} + 120^\circ) + L_H + L_C \quad (7)$$

$$L_H = f_3(\delta_{\text{Dem}}, A_8, A_r) \quad (8)$$

式中: k 、 L_C 为常数。

逆解模型是已知喷管喉道面积 A_8 、3 个 A9 环作动筒位移反馈 L_{91} 、 L_{92} 、 L_{93} , 求解实际推力矢量偏转角 δ 和推力矢量方位角 θ 。

$$\theta = f_4(L_{91}, L_{92}, L_{93}) \quad (9)$$

$$\delta = f_5(L_{91}, L_{92}, L_{93}, A_8) \quad (10)$$

2.3 VNC 建模

VNC 是数字式电子控制器(含控制软件), 实现信号采集、滤波、控制逻辑和控制规律计算、控制信号输出、通讯等功能。此外为满足安全性要求, 还需要实时地进行系统的故障检测、隔离与自适应(Fault Detection, Isolation and Adaption, FDIA)。

VNC 采用双通道结构, 2 个控制通道分别连接到 A9 环作动筒上电液伺服阀的 2 个线圈、差动式线性位移传感器 LVDT 的 2 个线圈、回中转换电磁阀的 2 个线圈。VNC 的 1 个通道处于主控, 另 1 个通道处于热备份状态。矢量喷管控制系统余度配置如图 4 所示。

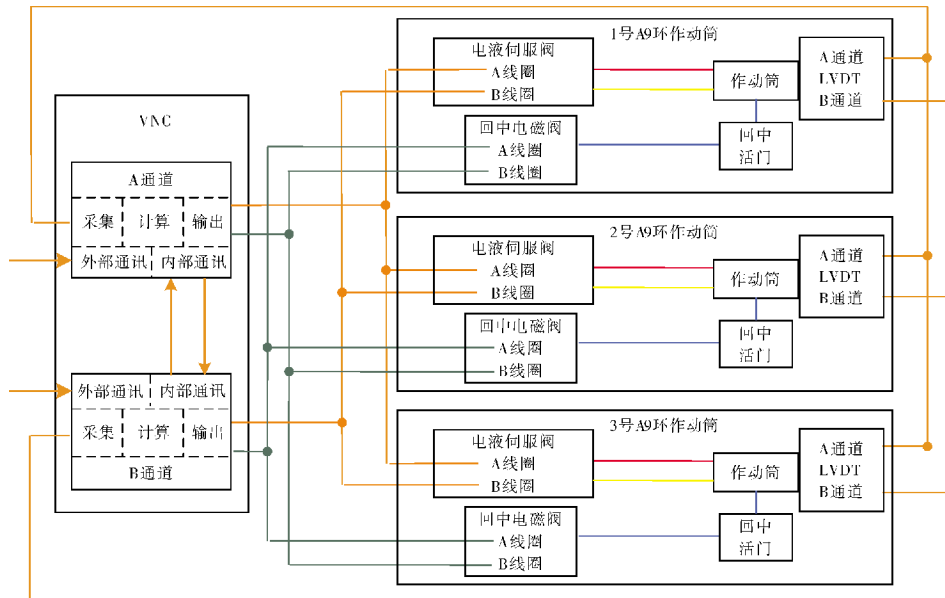


图 4 矢量喷管控制系统余度配置

VNC 接收 EEC 发送的 A_8 、 A_r 、 δ_{Dem} 、 θ_{Dem} 指令, 根据偏转运动正解模型计算获得 3 个 A9 环作动筒位移指令 $L_{91\text{Dem}}$ 、 $L_{92\text{Dem}}$ 、 $L_{93\text{Dem}}$, 同时采集获得位移反馈, 通过控制规律计算输出给 A9 环作动筒上电液伺服阀的控制电流。电液伺服阀调节出相应的高、低压指令油驱动作动筒运动, 构成位置闭环控制。回中转换电磁阀起到控制模式转换的作用: 当回中转换电磁阀处于断电状态时, 位置闭环控制工作模式转换为机械回中工作模式, A9 环作动筒依靠液压机械机构实现机械回中。

此外, VNC 根据 A_8 、位移反馈 L_{91} 、 L_{92} 、 L_{93} , 以及偏转运动逆解模型实时求解实际推力矢量偏转角 δ 、推力矢量方位角 θ 。 δ 、 θ 是飞行 / 推进综合控制系统模

型中发动机模型、飞机模型的输入参数。VNC 的工作和故障信息也会传递给 FCC, 用于 FCC 的控制决策。在 MATLAB/SIMULINK 环境中建立了 VNC 模型, 单通道的 VNC 模型架构如图 5 所示。模型中各子功能模块之间的连接线均为结构体形式数据流。

模型中输入、输出模块为输入输出硬件电路模型, 主要反映电路的带宽特性。控制软件是 VNC 的功能核心。控制软件的计算流程为标定转换、信号故障检测、表决、矢量偏转运动模型计算、伺服控制律计算、执行机构故障检测、故障隔离自适应处理、输出管理(包括选择和使能)。其中表决和故障隔离自适应功能模块, 需要另一控制通道数据作为控制和决策参考。

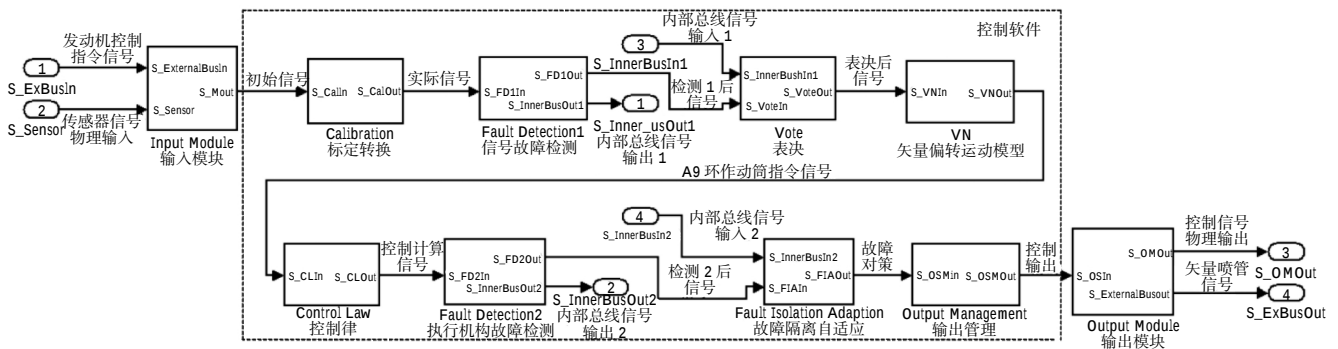


图5 单通道 VNC SIMULINK 模型

3 试验

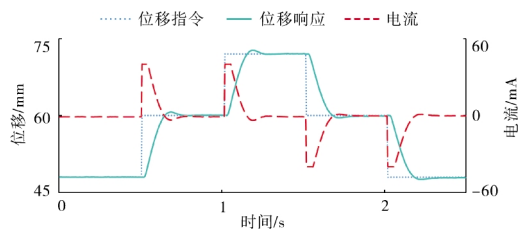
为验证矢量喷管控制系统设计的正确性,开展了数字仿真及半物理试验。

3.1 数字仿真

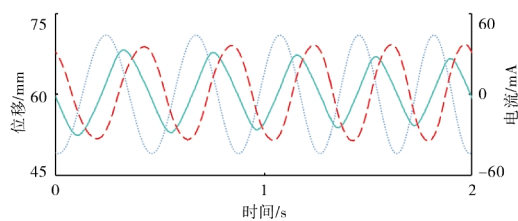
数字仿真是在 MATLAB 桌面环境中以模型为对象,针对系统的功能和时域响应、频域响应等性能指标需求,对控制逻辑和控制规律等开展调整试验。按照系统开发的“V”字模型,全数字仿真分为飞机级、发动机级、矢量喷管控制系统级等不同级别,分别由相应人员实施。

以矢量喷管控制子系统级中,A9 环作动筒伺服回路控制规律设计为例。

在 VNC 模型中,断开矢量偏转运动模型模块和控制律模块的信号连接线,使用仿真测试用例产生 A9 环作动筒位移指令替代矢量偏转运动模型产生的位移指令,通过时域、频域分析方法开展仿真试验至满足设计指标要求,试验结果如图 6 所示。



(a) 阶跃响应仿真试验



(b) 线性域扫频仿真试验

图6 A9 作动筒控制律数字仿真结果

矢量喷管控制系统的高安全性决定需对模型的算法和逻辑开展遍历式测试。为提高模型仿真测试效率,可使用模型自动化仿真测试的方法。明确被测模型的输入输出接口后,针对需求编制文本形式的输入数据序列、期望输出数据(或特性)作为测试用例集,通过调用.m 脚本文件可实现用例集中所有用例的自动运行。自动化测试能够显著提高桌面环境中设计迭代的效率,具有较高的工程实用性。

3.2 半物理试验

半物理试验是以真实的 VNC、VNHMU (含传感器)为试验对象,通过模拟 FCC、飞机、EEC、发动机的运行来进行高逼真度的仿真试验。相比于全数字仿真,半物理试验能够反映矢量喷管控制子系统的建模误差和未建模动态的影响。

数字仿真到半物理试验的阶段转换通过自动代码生成和实时仿真技术来实现。RTW (Real time workshop,实时工作间)基于 SIMULINK 的代码自动生成工具,能从 SIMULINK 模型中产生优化、可移植和个性化的代码。关于 RTW 实现代码自动生成的方法和集成应用的文献较多^[17],本文不做介绍。

对于图 1 中 IFPC 系统模型,FCC、飞机、EEC、发动机模型分别生成代码,部署的目标机环境均是基于通用计算机的实时操作系统 RTX(Real-Time eXtension)^[3,18]。

对于图 5 中 VNC 模型,控制软件部分生成代码,目标环境是基于 PowerPC 处理器的 VNC 控制器硬件。VNHMU 模型则使用真实的液压机械装置(含传感器)代替。

代码部署后的 FCC 仿真计算机、飞机模型计算机、EEC 仿真计算机、发动机模型计算机,和真实的 VNC、VNHMU 之间,按照模型中的信号接口定义,通

过真实物理信号、通讯总线交联,构成半物理模拟试验环境。

在半物理试验环境下,在发动机系统层级,对矢量喷管控制系统的功能和性能开展验证。在飞行包线点高度为 11 km、马赫数为 0.8 和发动机中间状态下,分别开展偏转角和方位角从 $(0^\circ, 0^\circ)$ 到 $(10^\circ, 180^\circ)$ 、 $(10^\circ, 0^\circ)$ 、 $(10^\circ, 90^\circ)$ 、 $(10^\circ, 270^\circ)$ 的全向矢量偏转试验,试验结果如图 7 所示。

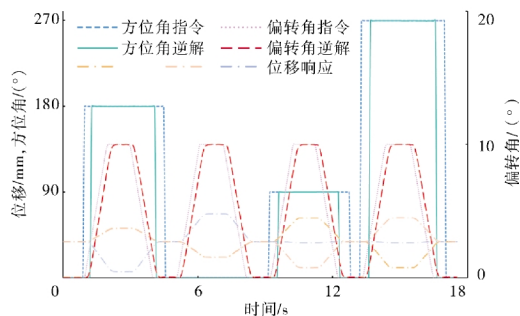


图 7 半物理试验结果

试验结果表明,在发动机系统层级,由于受电液伺服阀流量饱和特性以及非线性负载力的影响,A9 环作动筒运动速率相比数字仿真时变慢。在飞机系统层级,矢量偏转角和方位角运动速率符合要求,可开展飞机系统层级试验。

对于“V”字流程右上端的飞机系统层级的试验,同样通过这种逐步代入真实对象的方式,增加验证的充分性,降低最终装机试飞试验的风险。

4 结论

本文建立了包含矢量喷管液压机械单元、矢量喷管控制器及偏转运动计算的矢量喷管控制系统模型,该模型结合飞机模型和发动机模型构成带矢量喷管的飞行/推进综合仿真平台。数字仿真、半物理试验分别从矢量喷管控制子系统层级、发动机系统层级表明了矢量喷管控制系统设计的正确性。

阐述了使用 MBD 技术实现矢量喷管控制系统从桌面设计到产品验证一体化流程。该方法的特点在于:在系统设计阶段建立统一的桌面模型,飞机、发动机、矢量喷管各方能够协同开展飞行/推进综合控制系统的综合设计,通过模型自动测试提高设计迭代效率;在控制软件开发阶段借助代码自动生成,能够高效继承前期控制逻辑和控制算法的设计结果,避开系统设计向软件设计的需求传递以及复杂的软件编码

工作。控制软件的开发工作转变为需求固定、变更很少的底层软件的编码;在半物理试验阶段,通过对分系统代码自动生成和实时仿真的方式逐步代入真实对象,能够方便地开展“V”字模型右侧的自下而上的逐级验证。实践表明该方法具有工程实用性和高效性,可为飞行/推进综合控制等复杂控制系统的开发提供参考。

参考文献:

- [1] 王建锋,张天宏,黄向华. 基于 Matlab 的复杂控制系统软件开发[J]. 计算机工程,2012,38(10):54-59.
WANG Jianfeng, ZHANG Tianhong, HUANG Xianghua. Software development of complicated control system based on Matlab [J]. Computer Engineering, 2012,38(10):54-59. (in Chinese)
- [2] Gabriela Nicolescu, Pieter J. Mosterman. Model-based design for embedded systems [J]. Boca Raton, FL: CRC Press, 2009,34(4): 657-664.
- [3] 王建锋. 航空发动机快速控制原型与实时仿真技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
WANG Jianfeng. Research on rapid control prototyping and real-time simulation for aeroengine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [4] 魏学哲,戴海峰,孙泽昌. 汽车嵌入式系统开发方法、体系架构和流程[J]. 同济大学学报,2012,40(7): 1064-1070.
WEI Xuezhe, DAI Haifeng, SUN Zechang. Methodology, architecture and development flow of automotive embedded systems [J]. Journal of Tongji University, 2012,40(7): 1064-1070. (in Chinese)
- [5] Martin Rappl, Peter Braun, Michael von der Beek, et al. Automotive software development: a model based approach [R]. SAE 2002-01-0875.
- [6] Small L L. Integrated flight/propulsion control for next generation military aircraft[R]. SAE 861726.
- [7] 陶增元,李军,程邦勤. 飞机推进系统关键技术—推力矢量技术[J]. 空军工程大学学报,2000(2):2-10.
TAO Zengyuan, LI Jun, CHENG Bangqin. Key technology of aircraft propulsion system—thrust vectoring technology [J]. Journal of Air Force Engineering university,2000(2):2-10. (in Chinese)
- [8] 朱纪洪,张尚敏,周池军,等. 飞机超机动状态动力学特征及对控制系统的挑战[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(12):1650-1662.
ZHU Jihong, ZHANG Shangmin, ZHOU Chijun, et al. Dynamic characteristics and challenges for control system of supermaneuverable aircraft [J]. Control theory & Applications, 2014, 31(12): 1650-1662. (in Chinese)
- [9] 张力,王立新. 推力矢量飞机控制律设计及过失速机动仿真研究[J]. 飞行力学, 2008,26(4):1-3.
ZHANG Li, WANG Lixin. Research on flight control law design of fighter with vectoring thrust and post stall maneuver simulation [J].

- Flight Dynamics, 2008,26(4):1-3. (in Chinese)
- [10] 丁凯峰, 王小峰, 樊思齐. 矢量喷管偏转对发动机推力的影响[J], 推进技术, 2000, 21(3):23-25.
DING Kaifeng, WANG Xiaofeng, FAN Siqi. Effects of vector nozzle deflection on engine thrust[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(3):23-25. (in Chinese)
- [11] 李建榕, 白伟. 喷管偏转对航空发动机特性影响的试验[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5):52-89.
LI Jianrong, BAI Wei. Experiment on influences of nozzle deflection on aero engine characteristic [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5):52-89. (in Chinese)
- [12] 王立峰, 张津, 唐海龙. 推力矢量控制飞行的仿真研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(4):427-430.
WANG Lifeng, ZHANG Jin, TANG Hailong. Study on inflight thrust vectoring control simulation [J]. Journal of aerospace power, 2000, 15(4):427-430. (in Chinese)
- [13] 胡田文. 先进歼击机发动机推力矢量建模与超机动飞行控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
HU Tianwen. Thrust vector modeling of engine and maneuvering control of advanced fighter aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [14] 屈裕安, 谢寿生, 宋志平. 带矢量喷管的涡扇发动机动态过程研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1):29-32.
QU Yu'an, XIE Shousheng, SONG Zhiping. Research of turbofan engine transient process with thrust vectoring nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1):29-32. (in Chinese)
- [15] 王玉新. 喷气发动机轴对称推力矢量喷管[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006:22-25.
WANG Yuxin. Axial-symmetric vectoring exhaust nozzle for jet engine [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006:22-25. (in Chinese)
- [16] 陈杰. 航空发动机轴对称矢量喷管控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
CHEN Jie. Study of control technology for aeroengine AVEN [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [17] 樊晓丹, 孙应飞, 李衍达. 一种基于 RTW 的实施控制系统快速开发方法[J]. 清华大学学报, 2003, 43(7):895-898.
FAN Xiaodan, SUN Yingfei, LI Yanda. Rapid development of real-time control systems in C++ based on RTW [J]. Journal of Tsinghua University, 2003, 43(7):895-898. (in Chinese)
- [18] 黄键, 宋晓, 薛顺虎. RTX 平台下实时仿真系统的设计方法[J]. 计算机应用与软件, 2009, 26(4):167-169.
HUANG Jian, SONG Xiao, XUE Shunhu. Design method of real-time simulation system based on RTX platform [J]. Computer Applications and Software, 2009, 26(4):167-169. (in Chinese)

(编辑:李华文)