

航空发动机及其控制系统的建模与实时仿真技术*

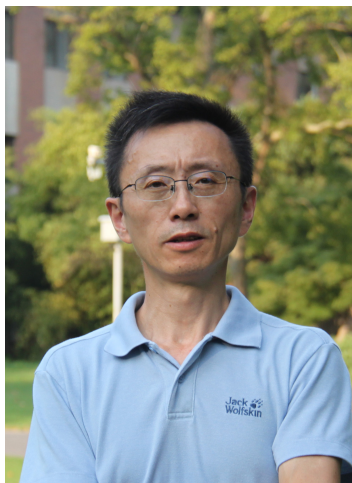
张天宏, 吴宋伟

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

[摘要] 建模与仿真技术的应用, 可以大幅度提高航空发动机自主研发效率和水平。首先概述航空发动机及其控制系统模型和仿真方法的分类, 然后结合实例分别介绍航空发动机和控制系统的建模方法, 重点介绍了控制系统的硬件在环和半物理实时仿真试验技术, 最后对航空发动机及其控制系统建模与仿真当前所面临的挑战进行了分析和展望。

关键词: 航空发动机; 控制系统; 建模; 实时仿真

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2020.03.036



张天宏

教授, 主要从事航空发动机控制系统设计、仿真、试验与测试技术研究, 发表学术论文 100 余篇, 授权发明专利 20 余项, 获得省部级科技进步奖 5 项。

作为国之重器, 航空发动机及燃气轮机是衡量一个国家综合国力的重要标志。在实现中华民族伟大复兴宏伟目标的大背景下, 国家于“十三五”期间启动了航空发动机和燃气轮机重大专项计划(两机专项), 目标是加快增强自主创新能力和实力, 努力实现关键核心技术自主可控。航空发动机研制涉及气动、燃烧、传热、结构、强度、材料、控制等众多学科领域, 总的来说, 设计是主导, 材料是基础, 制造是保障, 试验最重要。

传统的航空发动机研制通过大量的零部件试验、整机调试等研究性试验积累准确数据, 采用依靠实物反复试验暴露设计问题的模式进行研制, 强调“一切经过试验”, 具有周期长、成本高及风险高的特点^[1]。但是在工作环境极端恶劣, 以及低耗油率、高推力、高可靠性、强可维护性等众多严苛的要求下, 传统的设计理念和研发手段已经无法满足现代航空发动机多样化的发展需求。计算机

仿真技术的发展推动了图 1 所示的由“传统设计”到“预测设计”的变革。借助仿真技术, 航空发动机研制周期由最早的 10~15 年最多缩短至 4~5 年, 试验样机从 40~50 台减少到 10 台左右, 实现从“试验出来”到“设计出来”的转变^[2]。

结合多学科优势, 利用第一性原理建立航空发动机多物理场耦合模型, 可有效反映发动机实际工作过程中的物理场状态, 并针对某些难以复现的工作状态进行验证, 大大减少了研制成本和周期, 避免实物试验风险。

美国 NASA 自 20 世纪 90 年代起在“推进系统数值仿真”(NPSS) 计划中提出, 通过计算机仿真可以在设计早期就对一些新概念开展全面评估, 减少大规模测试新技术所需昂贵成本。此外, NPSS 改进必要的计算和通信技术, 实现了发动机各部件从零维到三维之间具有高保真度的数值缩放, 提高了发动机系统仿

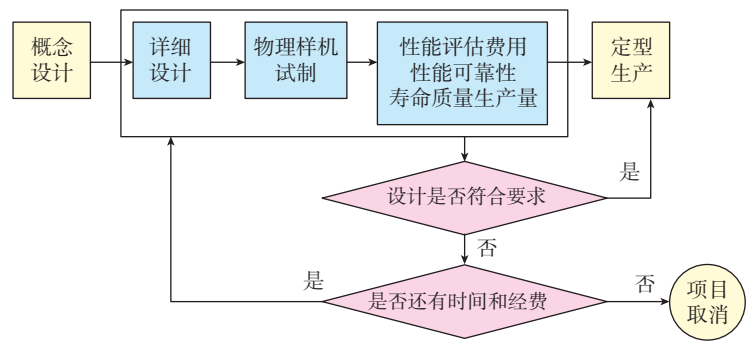
* 基金项目: 国家自然科学基金项目 (51976089)。

真的能力。从2012年开始,美国针对大型涡扇等发动机先后开发了C-MAPSS、TTECTrA等航空推进系统仿真软件,实现和测试先进控制算法。美国空军研究实验室(AFRL)在2003年的报告^[3]中指出,在开发新型高性能航空发动机的成本愈发昂贵的背景下,通过开发改进计算机辅助设计工具和仿真技术,可以有效降低投入成本,总经费减少约50%,具体如表1所示。

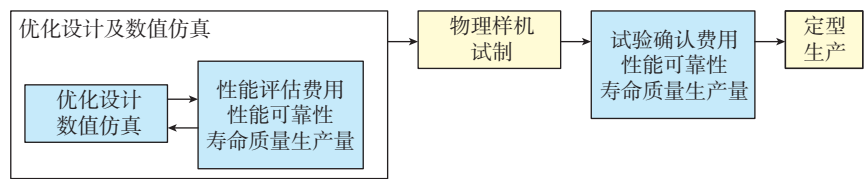
中国航空动力行业也充分认识到仿真技术的重要性,航空发动机数值仿真研究中心自主研发的CANSS系统,可进行整机/部件/系统的多学科耦合仿真。目前已基本完成第二版的开发,在CANSS2.X版中拓展实现了整机零维仿真和叶轮机部件多维缩放仿真,并且新增3个整机和16个部件验证算例。从表2中可以看出,CANSS还未达到美国AFRL在2003年研究报告中提出的精度要求。

在全包线范围内运行时,航空发动机能否在给定状态下获得最佳的推力和耗油率,很大程度上取决于其控制计划及控制系统。从最早的单轴涡喷发动机到多轴涡扇带加力发动机,并进一步发展到变循环发动机,导叶角控制、防喘控制等控制手段带来越来越多的控制变量,航空发动机控制系统愈发复杂,控制计划及控制系统的设计难度也越来越高。

在控制计划设计方面,以往通过大量的台架试验验证和修正控制计划,该方法成本高且周期长,且



(a) 传统设计过程



(b) 预测设计过程

图1 航空发动机设计变革

Fig.1 Aero-engine design revolution

表1 研发经费投入对比

Table 1 Development cost comparison

Development activity	Conventional	Proposed
Preliminary design	\$46M	\$37M
Final design	\$198M	\$160M
Tooling/Fab/Assembly	—	—
Rig	\$30M	\$22M
Core/Engine	\$481M	\$164M
Fit test engine	\$310M	\$156M
Test	—	—
Rig	\$16M	\$16M
Core engine	\$202M	\$126M
Project Mgt/Other	\$213M	\$52M
Total	\$1496M	\$733M

表2 当前CANSS系统仿真精度

Table 2 Current CANSS system simulation accuracy

Physical phenomena	Today's accuracy	CANSS accuracy	Required accuracy
Performance (steady state & transient)	± 2.0	± 2.8	± 0.5
Performance integrated with control	± 2.0	± 3.08	± 0.5
Aero-thermodynamic	± 3.0	± 6.0	± 1.0

数据量往往不足以支持先进优化算法的实施。现在可以利用数学模型仿真得到全包线范围内发动机的稳态和动态性能参数,依托仿真得到的大量数据,高效开展控制计划的优化设计。在控制律设计及控制参数整定方面,用发动机数学模型代替真正的控制对象,开展控制系统的仿真分析及优化设计,可以极大地提高工作效率,尤其是控制器硬件在环试验和控制系统半物理仿真试验,具有极高的仿真置信度。FADEC系统的应用,为各种基于机载自适应模型的控制方法的应用提供了强大的计算平台,这种机载自适应模型能根据测量值实时修正模型,保持与实际发动机状态的一致,据此可以实现诸如故障诊断及容错控制、直接推力控制、直接喘振裕度控制等先进控制,最大限度地提升发动机的性能水平。发动机控制系统研究开发所需的数学模型要求能反映发动机的动静态特性,既能实现静态特性的计算,又能反映发动机动力学特性。发动机控制是针对发动机关键截面的状态参数开展的,因此发动机控制系统研究所需的数学模型一般为零维模型,

这种模型相对于多维(2D/3D)模型具有简单、直观的特点,便于实现实时计算。

本文围绕常见的航空发动机及其控制系统的建模仿真展开论述。结合工程实例,对航空发动机不同建模方法和控制系统各组成部分的建模方案进行论述,并结合关键技术问题探讨实时仿真的应用,为国内进一步发展航空发动机控制系统仿真试验研究提供参考。

航空发动机建模

航空发动机建模方法主要有3种,包括基于部件特性的理论法建模、基于系统辨识的试验法建模以及兼有两者优点的混合建模。

以上3种建模方法在工程中都有应用,具体用哪一种方法取决于建模条件。如果拥有完善、准确的部件特性,采用理论法建模最好;如果没有部件特性,可以通过试验法建模。混合建模的实用性更强。

1 理论法建模

部件级建模是目前国内发展的较为成熟的一种理论法建模的方法,依据发动机运行过程中各部件的气动热力学原理,根据流量连续、压力

平衡以及功率平衡等关系构造共同工作方程。基于部件级建模方法,国内外在面向对象建模、部件特性计算修正、起动过程及风车状态性能仿真等领域开展了一系列工作。自20世纪90年代以来,面向对象的建模思想逐渐成为主流,与面向过程建模相比,更强调对总体结构性能特征的分析,具有开放性等优点。基于面向对象的建模思想,在Visual C++环境下可完成发动机模型库以及辅助类库搭建。国外开发的GasTurb、GSP等商业软件采取图形化工具,可实现航空发动机通用模型的快速搭建与性能验证。

理论上讲由各部件组成的整机模型可以实现全包线范围模拟,对总体性能进行仿真。在针对非线性平衡方程求解时,现在常见的经典迭代算法(如Newton-Raphson迭代法、N+1残量法和Broyden秩1法等)需要考虑模型迭代收敛问题,模型部件特性偏差导致的精度问题以及迭代量大带来的实时性问题。为了提高求解精度以及计算效率,往往结合遗传算法或粒子群等算法来改进传统迭代算法。

这里以建立双外涵变循环发动

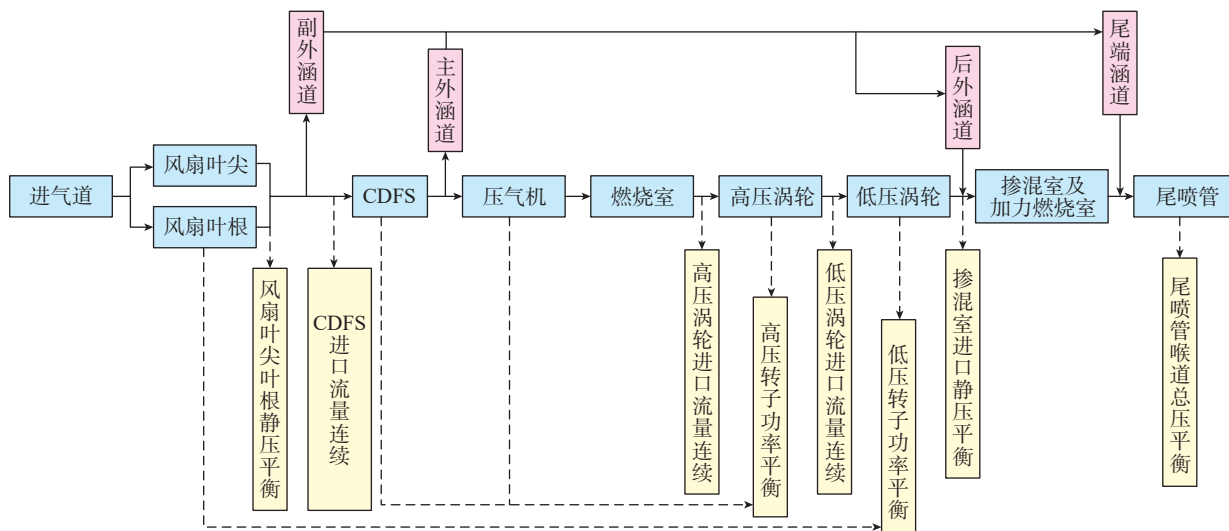


图2 变循环发动机部件级模型计算流程

Fig.2 Calculation flow of component level model of variable cycle engine

机部件级模型为例介绍部件级建模的一般方法,参考传统双轴涡轮发动机建模方案,添加如模式选择活门和核心机驱动风扇级等特征部件,按照图2气路顺序组合。另外,由于变循环发动机飞行包线明显增大,常规的三维特性插值方法无法定位精确的工作点。依据 GasTurb 提供的部件特性,引入变几何经验公式,采用缩放和基于辅助坐标 Beta 线的插值方法,可以有效解决上面提到的问题。表3将所建数学模型与 GasTurb 自带模型计算结果进行比对,可以看出在设置相同设计参数时,推力误差 0.26%,燃油流量误差 0.01%,验证了建模方案的有效性。

2 试验法建模

由于部件级建模相对复杂以及系统辨识理论的出现,国内外开始将相应理论运用到航空领域。试验法建模也就是根据发动机的试验数据进行分析而获得数学模型。

系统辨识法常分为经典辨识法(如时域法、频率响应法等)和现代辨识法(如最小二乘法等)。目前,在航空发动机系统辨识建模方面主要分为两种:(1)对已有航空发动机部件级模型进行修正;(2)通过各输入输出过程进行系统辨识建模。前者主要依据发动机试车数据,对压气机和涡轮的部件特性做出参数优化,这对关于发动机特性的理解提

出较高的要求。后者则是从纯粹的实际发动机运行数据入手,辨识输入输出的过程,可以看作是建立黑箱模型。早期国内主要研究状态空间模型的线性化方向,对于强非线性系统无法适用。人工智能的发展提供了新的思路,神经网络和支持向量机等技术逐渐被应用在航空发动机非线性系统辨识建模中。

以某型单转子涡喷发动机为例,将已有部件级模型当作单输入单输出系统进行辨识研究。首先在充分理解发动机稳态及动态特性的前提下,依据稳态点的小范围非线性特性选取工作点,即通过观察稳态点,对于转速变化小的区域,其非线性特性弱,则该区域少选几个工作点,反之亦然。在每个状态点叠加 M 序列激

励信号,得到的辨识输入输出信号如图3所示。接着基于 SVR 系统辨识流程,分别在假定输入时滞 q 和系统阶次 n 一定的情况下进行试验,选择系统阶次、输入时滞及输入阶次的最优组合,构造训练集。然后利用 PSO 粒子群优化算法对 SVR 模型参数进行优化,在规则化参数 $C=1000$ 和 RBF 核函数 $\sigma=0.01$ 时得到图4所示辨识结果。最后,给定4组不同的燃油流量调节方案对模型进行验证,表明该支持向量机模型稳态和动态精度在 5% 之内,证实了基于 PRO-SVR 非线性系统辨识流程及参数优化的有效性。

3 混合建模

混合建模^[4]是一种结合基本工作原理和试验数据的灰箱建模方

表3 变循环发动机设计点状态对比表

Table 3 Design point state comparison table of variable cycle engine

性能	模型	GasTurb
推力/kN	37.74	37.84
主燃油流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	0.8059	0.8058
SFC/($\text{kg}\cdot\text{N}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$)	0.770	0.767
进口流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	48.8	49.5
燃烧室总温/K	1860	1850
高压涡轮落压比	2.768	2.770
低压涡轮落压比	1.934	1.923
喷口面积 A_9/m^2	0.09712	0.10573

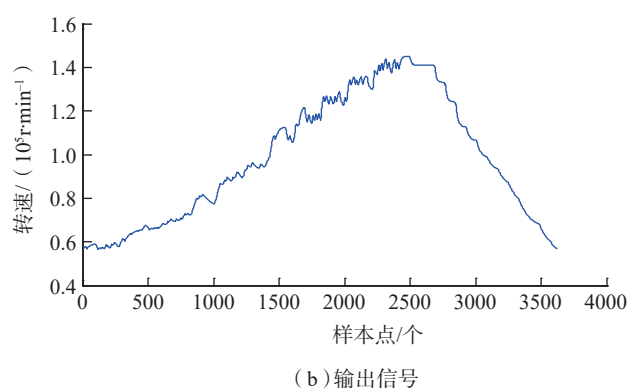
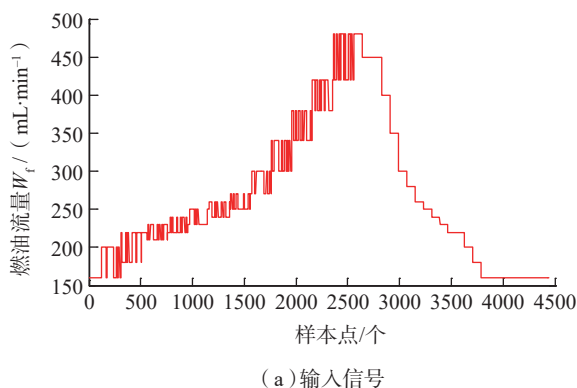


图3 航空发动机辨识输入输出信号

Fig.3 Aero-engine design revolution

法。动态系数法是其中一种常见的方法,在仅能获得发动机试验数据的情况下仍可以建立较为准确的简化模型,可大大减少传统部件级模型迭代计算量,且便于应用在嵌入式控制系统中。

针对某微型涡喷发动机,动态系数指在稳态点附近的小偏离运动中转速变化量与剩余燃油量之间的量化关系。结合系统辨识和发动机转子动力学特性对其进行建模。在台架试验中采用M序列信号对各稳态点进行动态激励,对得到的燃油流量—转速数据进行修正、滤波、相似换算和归一化等预处理。在此基础上采用一维插值的方法,可建立其稳态模型。在动态工作过程中,微型涡喷发动机基本模型可以简化为一阶惯性环节,结合MATLAB系统辨识工具箱可计算形成动态系数插值表,

搭建全范围动态数学模型。将模型实时仿真结果与台架试验数据进行比较验证,以转速在30000r/min以上仿真结果为例,从图5可以看出仿真数据基本一致,误差达到精度要求。当发动机试验数据更新时,此方法可以重新获得动态系数修改插值表,具有较高的精度与可维护性。

航空发动机控制系统建模

不同于传统的基于经验的设计方法,基于模型的设计理念(Model Based Design, MBD)被广泛应用于复杂嵌入式控制系统研制中,其开发流程呈现出一种如图6所示的“V”形体系结构^[5]。通过由整体需求到部件分析设计的技术分解以及从部件试制到整机验证的综合过程,使嵌入式控制系统的设计效率大大提高。

完整的FADEC系统主要由电

子控制器、传感器、执行机构及被控对象等部分组成^[6],其中被控对象即航空发动机。为了开展控制系统全数字仿真研究,必须建立电子控制器、传感器和执行机构模型。下面对各部件的建模做简要介绍。

1 电子控制器

电子控制器(Electronic Engine Controller, EEC)是FADEC系统的核心,现在几乎所有航空发动机都在使用数字式电子控制器(DEEC)。其主要任务是实现输入信号、输出信号的处理,根据给定的控制计划,采取一定控制算法,通过计算产生发动机状态控制量。所以说,电子控制器模型本质上就是控制算法的模型。

以某型涡喷发动机为例,图7虚线框内表示发动机状态调节控制器模型,采用PID控制律,根据转速指令量和实际转速产生的偏差给定电

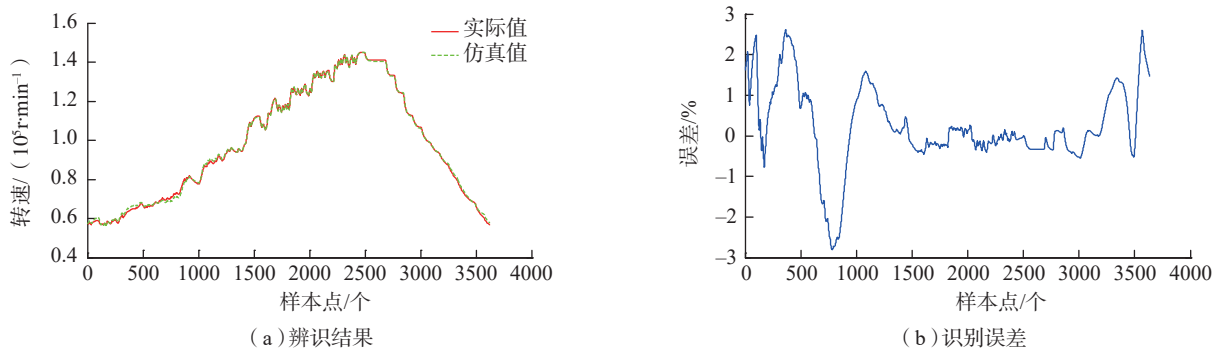


图4 基于PRO-SVR的辨识结果和误差图

Fig.4 Identification results and error diagrams based on PRO-SVR

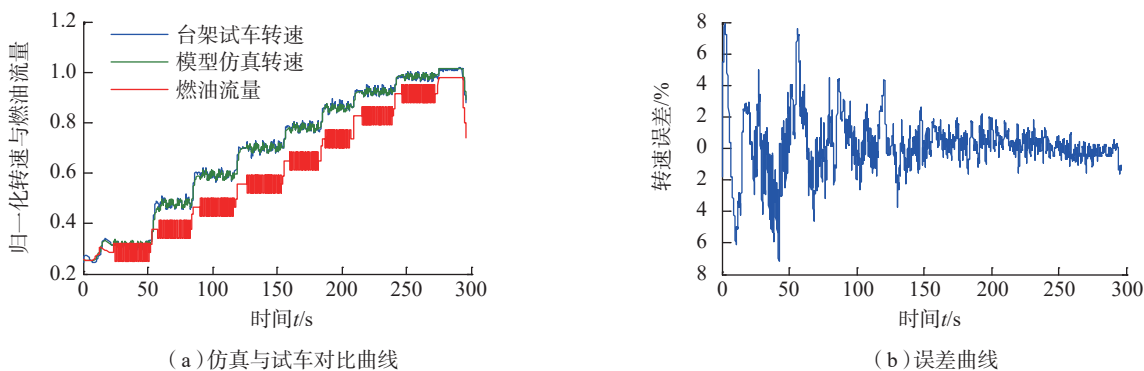


图5 微型涡喷发动机30000r/min以上仿真图

Fig.5 Simulation diagram of micro turbojet engine above 30000r/min

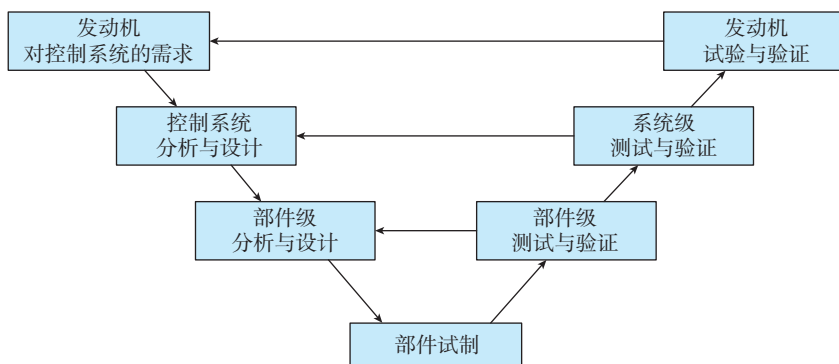


图6 FADEC系统的研制流程

Fig.6 FADEC system development process

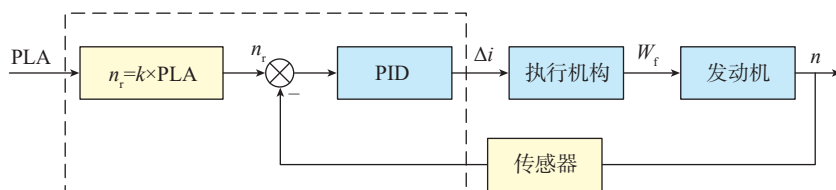


图7 发动机状态调节控制模型

Fig.7 Engine state control model

流调节量,改变执行机构燃油量,最终实现发动机的状态调节。

当然,在实际航空发动机运行过程中还需要实现更为复杂的控制计划,包括起动控制、加减速控制等过渡态控制和超限保护控制等。它们全部通过程序来表达计算、传递和选择关系,在不同工作状态下采取不同的控制规律。图8主要介绍了基于式(1)相似换算理论的加速控制计划,由当前转速、进口温度等计算得到实现最优加速控制所需的电流控制量 \$\Delta i\$,选用高低选逻辑策略可以保证在发动机加速控制给定一个转速指令量的阶跃信号时不出现超温、喘振现象,同样在减速控制时要防止燃烧室贫油熄火。从而确保了发动机在宽广的飞行包线内安全、可靠地运行,延长工作寿命。

$$\begin{aligned} W_f / (P_t \sqrt{T_t}) &= f(n / \sqrt{T_t}) \\ \Delta i &= f'(n, P_t, T_t, \dots) \end{aligned} \quad (1)$$

2 传感器

航空发动机控制系统传感器主要用于采集发动机及其执行机构的

状态参数,通过电子控制器进行反馈控制。传感器的基本原理如图9所示,从被测参数的角度一般将传感器分为温度、压力、转速、位移以及扭矩等。在FADEC系统中,要求传感器配置能够“稳、准、快”,即稳定可靠,准确性高且响应速度快。

以热电阻温度传感器^[7]为例,这种传感器主要应用在航空发动机进口总温和燃油温度的测量。其基本原理为热电阻效应,将真实温度的升降转换成电阻值的变化。可以通过结合Pt100热电阻温度传感器的静态特性和热电阻分度表构建温度-电阻的线性模型,采用一阶惯性环节模拟其动态特性,传递函数如式(2)所示。

$$G(s) = \frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{K}{Ts+1} \quad (2)$$

式中, \$K\$ 为增益,一般 \$K=1\$; \$T\$ 为时间常数,一般不大于 \$1s\$。

3 执行机构

航空发动机控制系统执行机构在电子控制器或人工操作指令的控制下对发动机施加控制作用,主要包

括燃油量、喷口面积、压气机或涡轮叶片角度等可调参数。对于常规航空发动机,最主要的执行机构就是燃油计量装置和液压伺服作动机构。

在航空发动机燃油系统中,一般都通过压差活门和回油活门的动作使计量活门前后压差维持在一个平衡状态。在对其建立数学模型时,可以用式(3)来计算通过计量活门的燃油流量,依此推出燃油系统静态模型。其中 \$\mu_{fm}\$ 是流量系数, \$A_{fm}\$ 是计量阀的开度, \$p_1\$ 和 \$p_2\$ 分别是计量活门入口和出口处的压力。

$$Q_{fm} = \mu_{fm} A_{fm} \sqrt{\frac{2(p_1 - p_2)}{\rho}} \quad (3)$$

由于数学建模涉及许多变量和参数,不能直观地获得或显示所有变量,如力、位移、流动阻力等。可以构建如图10所示的燃油系统AMESim模型^[8],更易于分析不同影响因素对燃油计量的影响。

航空发动机控制系统实时仿真试验

嵌入式实时仿真系统FADEC实时仿真流程如图11所示。HIL(Hardware-In-the-Loop),指控制器硬件在回路仿真,将部分FADEC部件用实时仿真模型代替,再将硬件与模型相连,即构成了一个硬件在回路仿真系统。目的主要是验证控制器的软硬件与控制对象的匹配性。半物理仿真,指在HIL仿真的基础上,加入关键执行机构和传感器。控制器一般选取真实的部件,执行机构和传感器按照需求选择实物或数字模拟。通过进行半物理仿真试验,可以验证试验部件与控制对象的匹配性以及故障诊断系统的可行性。限于篇幅,这里只探讨硬件在环仿真试验。

快速原型控制器是指一种快速集成故障诊断以及控制算法的控制器,可用于代替目标实物开展HIL

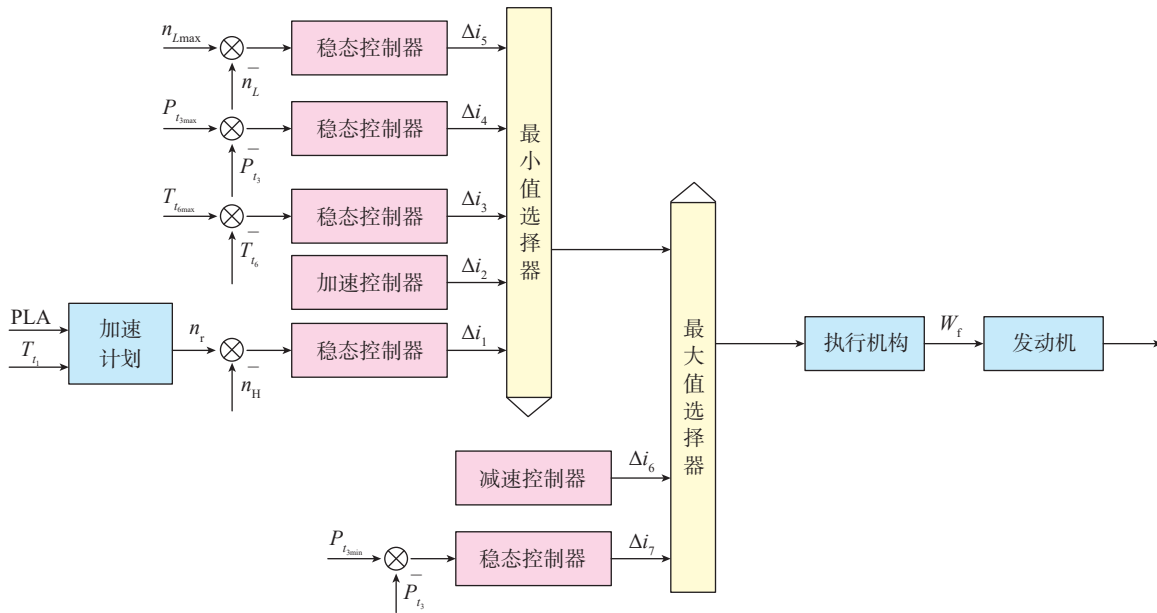


图8 发动机加减速控制模型

Fig.8 Engine acceleration and deceleration control model

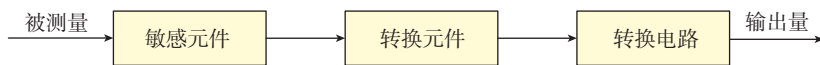


图9 传感器基本原理图

Fig.9 Basic schematic diagram of sensor

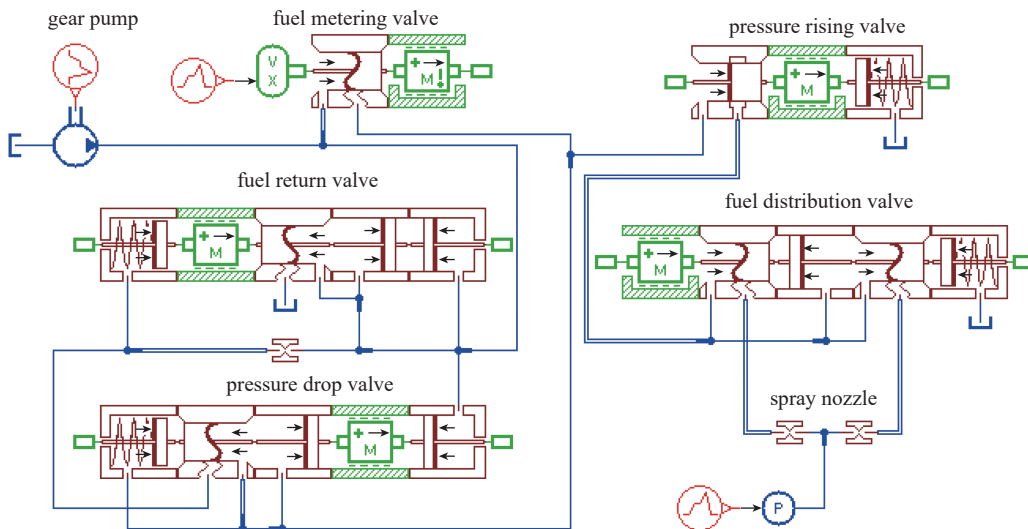


图10 燃油系统AMESim模型

Fig.10 AMESim model fuel system

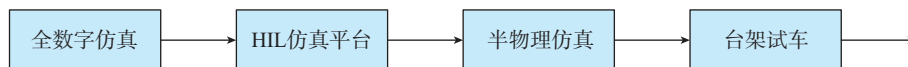


图11 FADEC实时仿真流程

Fig.11 FADEC real-time simulation process

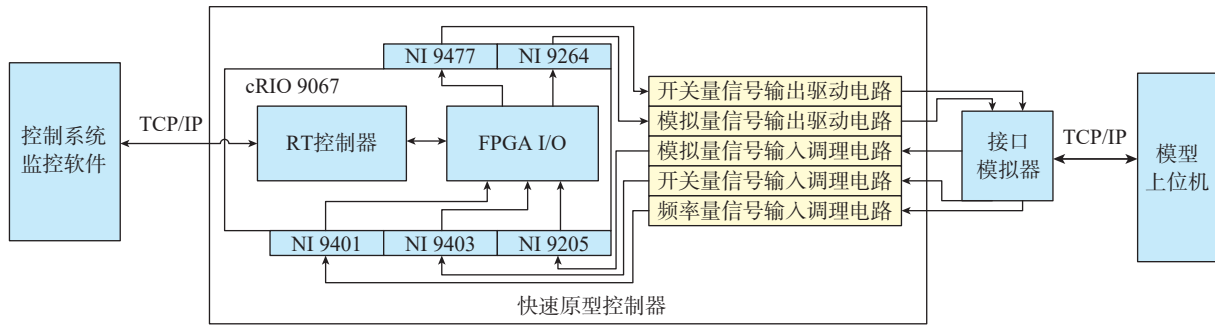


图12 快速原型控制器HIL系统组成

Fig.12 Rapid prototyping controller HIL system composition

仿真和半物理仿真。在开放式电子控制器设计阶段的初期,快速构建电子控制器原型是其中的关键技术。结合大量实时仿真试验,在早期实现对软硬件方案的评估和纠错,可以大大降低开发成本,加速数控系统的迭代设计。

仿真接口适配器和控制器接口故障模拟也是开展HIL仿真的关键环节。仿真接口适配器可以实现FADEC系统中电子控制器接口的所有信号的模拟,包括传感器接口模拟、执行机构接口模拟等。研发高精度、实时性好的接口模拟器能够有效地提高HIL仿真的置信度。以热电阻温度传感器接口模拟为例^[7],接口输入为设定的温度值,对于式(2)表示的传递函数,可以通过程序来实现。在接口模拟电路设计时采用电桥和合成电阻的原理,输出精度和密度较高,保证了接口模拟信号的逼真度。在满足电子控制器控制需求的同时,可以通过模拟不同的故障模式对电子控制器排故能力进行检测。

国外具有代表性的实时仿真平台在接口模拟技术方面广泛采用基于总线的模块式架构,还采用高可靠度的硬件和配置故障模式,保证了传感器和执行机构接口模拟的可靠性。而国内由于缺少关键技术,在精度和测试能力上都受到了一定限制。借鉴国外优秀设计方法,针对航空发动机自主设计实时仿真平台,掌握接口

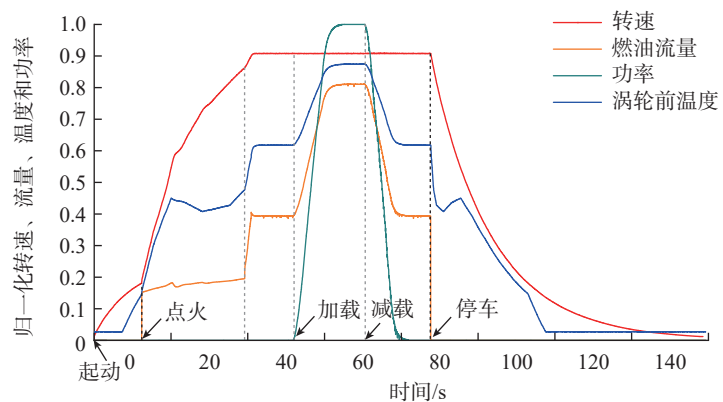


图13 全状态HIL仿真转速与燃油量变化过程

Fig.13 Full state HIL simulation speed and fuel change process

模拟关键技术,对航空发动机及其控制系统研发时间和成本的减少具有积极意义。

这里给出一种基于快速原型控制器开展HIL仿真试验的实例^[9],如图12所示。该试验系统由快速原型控制器、模型、接口模拟器以及控制系统实时监控软件组成。由上位机直接调用编译后的发动机模型,基于ARM设计的接口模拟器模拟传感器和执行机构信号,通过TCP/IP运行实时模型。在控制系统监控软件指令下,HIL仿真过程中燃气轮机主要参数变化如图13所示,验证了快速原型控制器的全状态控制能力。同时,通过HIL仿真试验,在模型上位机上注入超转超压等典型故障,快速原型控制器可以准确诊断并处理故障,具有高可靠性。

结论

我国航空事业的发展已经取得长足的进步,但是在高性能计算、高精度建模和仿真等方面与西方发达国家仍有相当大的差距。历史经验表明,以市场换技术是走不通的,西方航空强国真正的关键技术是买不来的。站在21世纪的新起点,有必要深刻认识到自主研发的艰巨性和长期性,充分利用计算机量子计算、人工智能等最新的技术成果发展发动机建模与仿真技术,坚持创新驱动的发展道路^[10]。

MBD设计理念可以满足复杂控制系统方案评估和嵌入式系统开发的需求,而建立一个高可信度的航空发动机模型是开展控制系统高水平自主研发不可缺少的重要环节。在

充分掌握航空发动机及其控制系统的部件特性的基础上,结合航空发动机运行数据,采用神经网络、深度学习等人工智能技术,建立具有自动修正能力的自适应航空发动机实时模型,能够有效克服发动机个体差异、性能退化甚至一定程度的部件故障等不确定因素对建模可靠性的影响。实时仿真技术是航空发动机控制系统 MBD 设计的另一个核心内容,可以开展对控制器的控制计划、控制算法和逻辑的有效性验证,特别是可以开展故障注入等高成本和高风险性试验。将实物试验与仿真试验相结合,相互借鉴,同时加快建设中国“航空发动机数据库”,实现资源和数据的共享共用,可以充分提高航空发动机的整体研制水平。

参考文献

- [1] 曹建国. 航空发动机仿真技术研究现状、挑战和展望 [J]. 推进技术, 2018, 39(5): 961-970.
- CAO Jianguo. Status, challenges and perspectives of aero-engine simulation technology [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(5): 961-970.
- [2] 刘大响, 程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向 [J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
- LIU Daxiang, CHENG Ronghui. Current status and Development direction of aircraft power technology in the world [J]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496.
- [3] SKIRA C A. Reducing military aircraft engine development cost through modeling and simulation [C]// RTO AVT Symposium on Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost Through Advanced Modeling and Virtual Simulation. Paris, 2003.
- [4] 徐鑫, 张天宏, 盛汉霖. 基于动态系数法的微型涡喷发动机实时建模 [J]. 中国机械工程, 2015, 26(2): 243-247.
- XU Xin, ZHANG Tianhong, SHENG Hanlin. Research on MTE real-time modeling based on dynamic coefficient method [J]. China Mechanical Engineering, 2015, 26(2): 243-247.
- [5] 张天宏. 航空发动机控制系统的实时仿真技术 [J]. 航空制造技术, 2015, 58(12): 26-30.
- ZHANG Tianhong. Real-time simulation technology for aero-engine control system [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(12): 26-30.
- [6] 姚华, 张天宏. 航空发动机控制系统设计技术 [M]. 北京: 科学出版社, 2017.
- YAO Hua, ZHANG Tianhong. Control system design technology for aero-engine [M]. Beijing: Science Press, 2017.
- [7] 林忠麟. 高置信度 FADEC 接口模拟技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- LIN Zhonglin. Research on FADEC interface emulation technology with high confidence [D]. Nanjin: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [8] YUAN Y, ZHAO Z, ZHANG T. A mimicking technique of back pressure in the hardware-in-the-loop simulation of a fuel control unit [J/OL]. Simulation, 2019 [2019-09-17]. <http://doi.org/10.1177/0037549719873969>.
- [9] 余跃, 张天宏, 盛汉霖, 等. 微型燃气轮机发电机组快速原型控制器硬件在环试验研究 [J]. 航空发动机, 2019, 45(1): 70-75.
- YU Yue, ZHANG Tianhong, SHENG Hanlin, et al. Experimental study on hardware-in-loop of rapid prototyping controller for micro gas turbine generator set [J]. Aeroengine, 2019, 45(1): 70-75.
- [10] 刘大响. 奋力谱写新时代航空动力发展新篇章 [J]. 科技导报, 2019, 37(5): 1.
- LIU Daxiang. Strive to write a new chapter in the development of aviation power in the new era [J]. Science & Technology Review, 2019, 37(5): 1.

通讯作者: 张天宏, E-mail: thz@nuaa.edu.cn.

Modeling and Real-Time Simulation of Aero-Engine and Its Control System

ZHANG Tianhong, WU Songwei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] The application of modeling and simulation technology greatly improves the efficiency and level of aero-engine independent research and development. First, the classification of aero-engine and its control system models and simulation methods is summarized. Then, the modeling methods of aero-engine and control system are introduced along with examples. The hardware-in-the-loop and semi-physical real-time simulation test technology of control system are mainly focused. Finally, the current challenges of modeling and simulation of engines and their control systems are analyzed and prospected.

Keywords: Aero-engine; Control system; Modeling; Real-time simulation

(责编 大漠)