

文章编号: 1000-8055(2010)12-2816-05

基于 AMESim 的涡扇发动机控制系统 综合仿真

任新宇¹, 王建礼², 赵小龙²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 西安航空动力控制公司, 西安 710077)

摘 要: 以 AMESim 为平台, 采用模块化的设计方法, 分别建立航空发动机、传感器、燃油系统、电子控制器和执行机构数学模型. 将模块封装打包建立涡扇发动机控制系统模型库, 并将之组成为完整的发动机及调节器系统综合仿真平台. 以主燃油控制系统为例, 介绍了各仿真模块的建立过程, 仿真结果表明, 系统模型能反映各子系统之间的复杂集成和耦合关系, 利用系统模型仿真进行组合优化能够有效提高系统性能.

关 键 词: 航空发动机; 控制系统; AMESim 仿真; 系统仿真; 模块化建模方法

中图分类号: V411.8

文献标识码: A

Simulation of turbofan engine main fuel control system based on AMESim

REN Xin-yu¹, WANG Jian-li², ZHAO Xiao-long²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Xi'an Aero-engine Controls Company,

Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710077, China)

Abstract: Based on the AMESim simulation environment, a turbofan engine control system simulation platform was developed. Using the modularization modeling method, the system was subdivided into different subsystems, such as sensors, fuel system, electronic controller, actuators and the engine itself. Every module was built, tested and encapsulated into the aero-engine control system module library. With the module library, the engine system model could be established easily. Taking main fuel control system, for example, the modularity modeling methods was described. The results show that system model can reflect the complex integration and coupling of subsystem. Combinatorial optimization using system model can improve the system capability.

Key words: aero-engine; control system; AMESim simulation; system simulation; modularization modeling method

目前国际上航空发动机系统设计研制工作正逐渐开始由以大量试验为前提的传统设计向以计算机仿真为主的预测设计转变, 在已有的软件基

础上, 引进并吸收国外的一些先进软件, 建立一套中国自己的设计软件体系和数字仿真系统, 采用预测设计方式设计发动机控制系统能有效缩短研

收稿日期: 2010-04-25; 修订日期: 2010-08-16

作者简介: 任新宇(1978—), 男, 辽宁凌源人, 讲师, 博士后, 主要研究方向为航空发动机及控制系统建模仿真。

制周期和减少研制成本^[1-4].

AMESim 作为一种基于直观图形界面的多学科复杂系统建模和仿真软件,在液压、机械、电子、控制和热力系统等方面提供了丰富的模型库.基于 AMESim 开发发动机及调节器系统仿真模型具有开发速度快、对流体的瞬变过程特别是压力脉动等细节信息仿真精度高等优点^[5].但由于无法利用 AMESim 的现有模块建立航空发动机模型,目前航空发动机领域的 AMESim 仿真分析主要应用于子系统或零部件的设计验证及方案优化上.尚没有形成完整的系统,无法仿真部件结构参数对整体系统的影响和控制系统各环节之间的耦合关系^[6-7].

本文以 AMESim 为平台,采用模块化方法进行设计.利用 AMESet 的二次开发功能将其航空发动机实时动态仿真代码移植到 AMESim 标准平台,开发得到了 AMESim 航空发动机动态仿真子模型;结合 AMESim 本身的液压元件库、机械库建立了发动机燃油系统和执行机构数学模型;利用 AMESim 的信号控制库建立了电子控制器数学模型.将各模块打包获得发动机控制系统模块库,并组建了发动机及主燃油控制器系统综合仿真平台.可以对发动机控制系统进行整体仿真,研究发动机各子系统之间的耦合影响.

1 发动机控制系统模块库

由于航空发动机的控制系统非常复杂^[8-9],建立的模型过大,在模型中查找组件和修改参数变得比较困难.为解决这一问题可以使用 AMESim 提供的超元件工具进行打包,将某一模块的一组元件打包成一个图标代表的超元件,使所建模型更加直观.

首先对所建立的各个模块进行仿真验证,确保其正确性,再进行系统分析,确定仿真时需要重点考虑的状态变量频率范围,忽略其中对仿真精度影响很小却耗时较多的计算模块,改变这些模块的计算方法,减少模型运行时间,提高系统仿真的计算速度.再利用超元件工具对每一仿真模块打包获得航空发动机控制器仿真元件库.

本文以主燃油控制系统为例进行研究,仿真元件库相关元件的结构和建模过程叙述如下.

1.1 发动机实时数学模型

AMESim 子模型编辑工具 AMESet 提供了二次开发功能,用户可以通过 AMESet 提供的综

合化、图形化的用户界面,创建新的图标和模型扩充 AMESim 应用库.本文利用 AMESet 将航空发动机实时动态仿真代码移植到 AMESim 标准平台,利用 C 语言编写代码,进行底层开发得到航空发动机动态仿真模型^[10-12].

模型的输入输出参数结构如图 1 所示,其输入量为主燃油流量 m_f 、风扇导叶角度 α_f 、压气机导叶角度 α_c 、尾喷管面积 A_8 和加力燃油流量 m_{faf} 等控制量.状态变量为发动机高压转子转速 n_h 和低压转子转速 n_l .输出参数包括 n_h , n_l , T_2 , T_{55} , p_3 , p_{55} , p_h 等传感器参数;机械液压执行机构仿真中所需的尾喷管、风扇和压气机作动筒力 F_{A_8} , F_{af} , F_{ac} 和主燃烧室、加力燃烧室压力 p_f , p_{faf} 等参数.

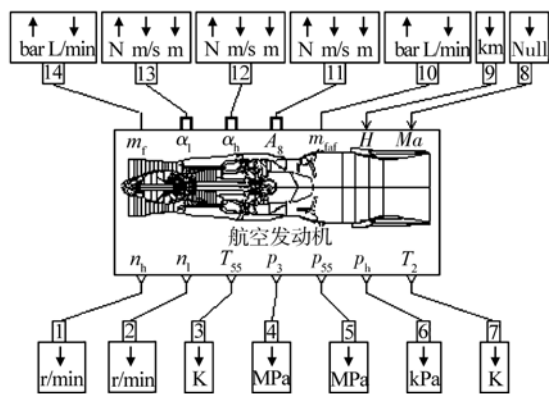


图 1 AMESim 发动机动态模型

Fig. 1 AMESim dynamic model of aero-engine

局部仿真时,发动机模型可以用其内部提供的控制规律取代部分控制输入进行仿真计算.

1.2 传感器模型

传感器模型根据发动机动态模型计算出的实际被测参数,考虑传感器特性影响,计算传感器输出参数.其中温度传感器的测量滞后性影响最大.

温度传感器模型可由式(1)计算

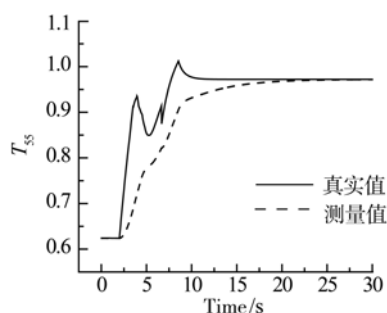
$$\dot{T}_{55s} = \frac{T_{55} - T_{55s}}{T_{tp}} \quad (1)$$

其中 T_{tp} 为时间系数,有

$$T_{tp} = \left(\frac{1.033}{p_2} \right)^{0.7} f(n_{h,cor})$$

发动机加速过程涡轮后温度输出结果如图 2 所示.

本文将传感器模型放在图 1 所示的发动机模型中加以计算,该模型输出的传感器测量参数已经包含了传感器模型.

图 2 加速过程 T_{55} 真实值与测量值对比Fig. 2 T_{55} measured value vs T_{55} true value in acceleration

1.2 机械液压执行机构

机械液压执行机构按照占空比电磁阀的输入信号调节随动活塞位移,改变计量开关面积。

1.2.1 随动活塞控制装置

随动活塞控制装置模块由限制活门、静态活塞和随动活塞等装置组成。其功能是将高速电磁阀提供的占空比信号转化为随动活塞的位移。其中限制器活门将活门上腔压力转化为静态活塞上腔的指令压力,主要起到滤波和稳压作用,防止由占空比电磁阀的快速开关造成的燃油压力脉动。静态活塞的移动和通过层板节流器燃油流量的大小会改变随动活塞上腔燃油容积,引起随动活塞移动。该系统为 2 阶柔性反馈系统,其主要动态性能由主层板节流器流量决定,仿真结构如图 3 所示。

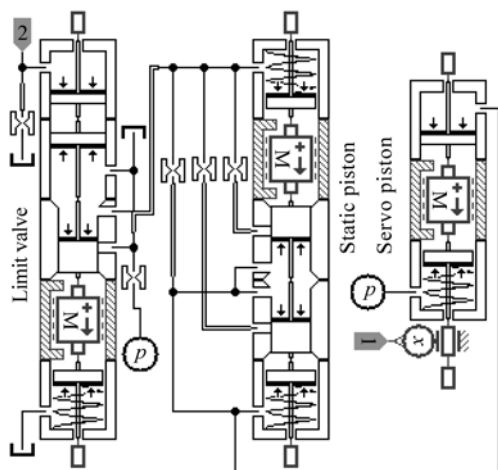


图 3 随动活塞控制装置仿真模型

Fig. 3 AMESim submodel of servo piston controller

1.2.2 高速电磁阀

高速电磁阀有效节流面积和频率随占空比大小变化,当占空比为 50% 时频率最高,其频率为

占空比 S 的函数: $F_{\text{req}} = f(S)$. 电磁阀按照占空比大小快速开关节流嘴挡板,其仿真结构如图 4 所示。

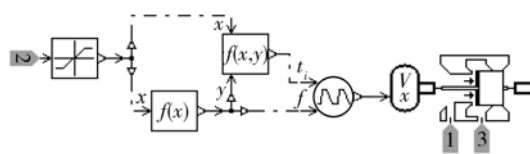


图 4 高速电磁阀模型

Fig. 4 AMESim submodel of high speed magnetic valve

1.3 燃油系统数学模型

燃油系统负责供给发动机与计量活门面积相对应的燃油。其主要由齿轮泵、定压差控制器、燃油分配器等部件组成。其中齿轮泵流量随转速变化。

1.3.1 定压差活门组元件

活门组元件由定压差活门、安全活门和回油活门等部件组成,其作用是保持计量活门前后压差恒定,使供给发动机的燃油流量只与计量活门开度有关,安全活门在齿轮泵压力超过规定值时打开回油路,保证其压力不超过其允许的极限值。其仿真结构如图 5 所示。

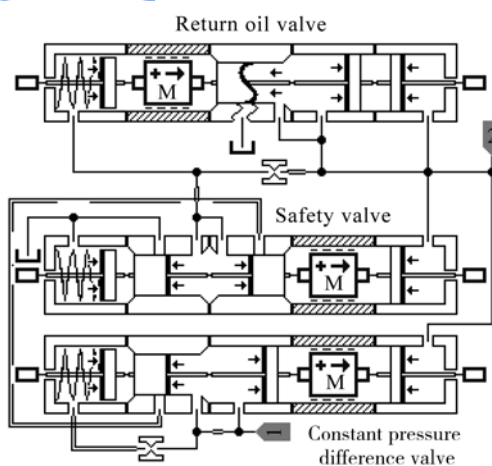


图 5 定压差活门组元件

Fig. 5 AMESim submodel of constant pressure difference valve groups

1.3.2 燃油分配器

燃油流量分配器可以看成控制器供油路上的节流装置,分配器按照进口燃油流量大小,改变主、副油路流通面积。计算模块根据流出计量开关的燃油流量和燃烧室反压计算分配器进口燃油压力,其系统仿真结构如图 6 所示。

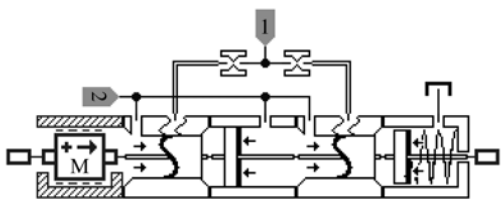


图 6 燃油分配器仿真模型

Fig. 6 AMESim submodel of fuel distributor

1.4 电子控制器模型

电子控制器按照测量得到的发动机进口总温 T_2 , 按照发动机调节规律能够得到当前飞行条件下的低压转子最大转速 n_{lmax} 、高压转子最大转速 n_{hmax} 和低压涡轮后最高燃气温度 T_{55max} , 以及由油门杆角度确定的高压转子期望转速 $n_{h,r}$ 再与相应的当前状态下的测量参数比较, 并进行信号调理可得到偏差信号. 最大值选择器选择其中偏差信号中最接近于极限值的一个, 即偏差值最大的一个作为失调信号. 该信号经校正电路校正后输入宽脉冲调制器, 提供给占空比调节器进行控制. 电子控制器仿真模型如图 7 所示.

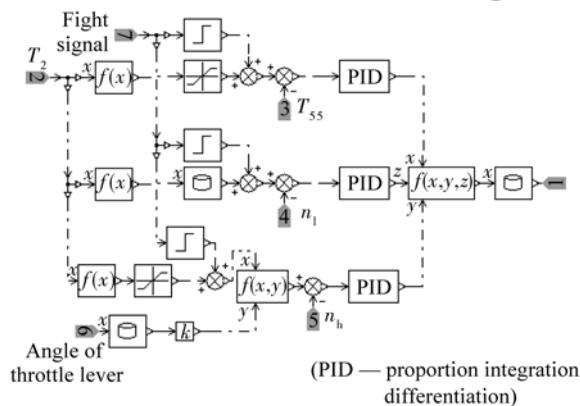


图 7 电子控制器仿真模型

Fig. 7 AMESim submodel of electronic controller

2 系统仿真

利用控制器仿真元件库和航空发动机模型建立 AMESim 系统综合仿真模型, 对发动机飞行包线内各种工作状态进行仿真. 由于本文仅以主燃油控制系统为例进行仿真分析, 因此输入信号中只有主燃油流量是有效信号, 其他输入信号由模型本身根据控制规律计算得到.

系统仿真模型如图 8 所示. 其中电子控制器、占空比电磁阀、随动活塞控制装置、定压差活门组

件、燃油分配器等图标为封装好的 AMESim 仿真模块.

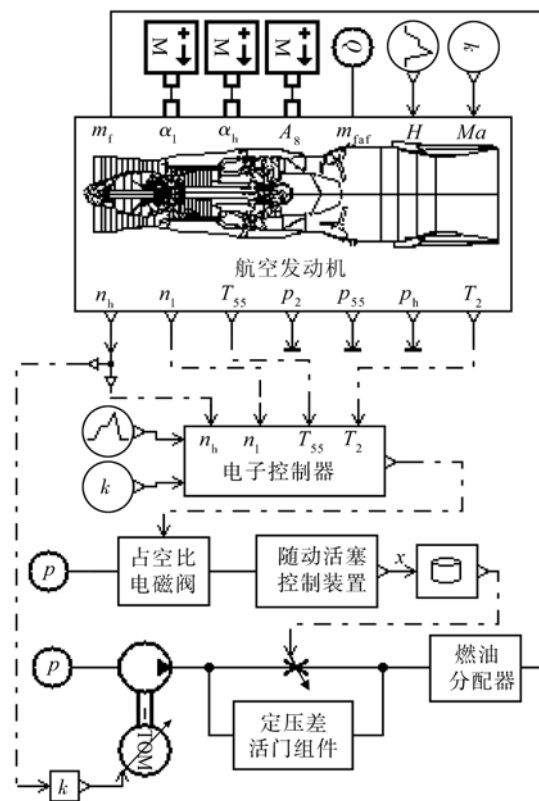
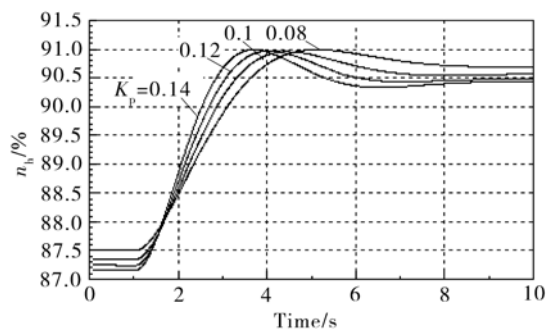


图 8 航空发动机控制系统仿真模型

Fig. 8 AMESim model of aero-engine control system

对系统进行小偏离加速过程动态仿真, 计算当输入参数油门杆角度小幅度阶跃变化时, 系统的动态响应. 利用 AMESim 的批处理功能观察相关结构参数对系统性能的影响. 其中图 9 为随动活塞控制装置主层板节流器流量为 0.9 L/m 电子控制器增益系数分别为 0.08, 0.1, 0.12, 0.14 时系统的动态响应, 图 10 为电子控制器增益系数为

图 9 n_h 调节过程随电子控制器增益系数变化Fig. 9 n_h control process versus gain factor of electronic controller

0.1 时,主层板流量分别为 0.7,1,1.3,1.6 L/m 时,系统的动态响应情况.通过系统仿真可以发现,系统的动态性能与主层板流量和电子控制器参数均密切相关.电子控制器与机械液压执行机构之间存在明显的耦合,在设计控制器过程中必须同时考虑两者之间的相互关系,进行系统优化,确定控制器结构参数.

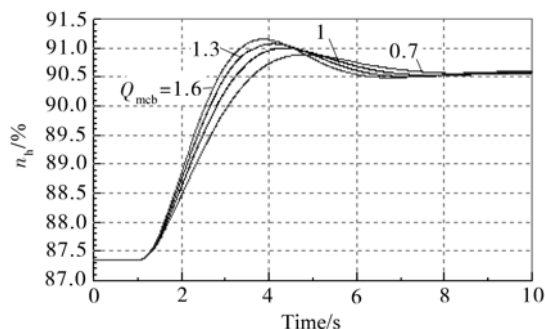


图 10 n_h 调节过程随主层板流量变化

Fig. 10 n_h control process versus the flow of main throttle

3 结 论

本文通过模块化建模方法,建立了包括发动机、控制系统、燃油系统、执行机构等子系统的仿真模型.所建立的控制模块库在今后的工作中可以不断扩展,逐步包括国内外各控制器的典型结构单元,可以方便地选用模块完成系统建模.在整机测试之前通过系统仿真全面反映各子系统之间的复杂集成和耦合,了解系统性能,为整机物理试验作好充分准备,可以避免重复工作,尽可能地减少对物理试验的依赖,进一步加快产品开发流程.

参考文献:

[1] Rabbath C A, Bensoudane E. Real-time modeling and sim-

ulation of a gas-turbine engine control system[R]. AIAA 2001-4246, 2001.

[2] Kimura A, Maeda I. Development of engine control system using real time simulator[C]// Proceedings of the 1996 IEEE International Symposium on Computer-Aided Control System Design. Dearborn, MI, USA: IEEE, 1996.

[3] Xie Z, Su M, Weng S. Extensible object model for gas turbine engine simulation[J]. Applied Thermal Engineering, 2001, 21(1): 111-118.

[4] Visser W P J, Broomhead M J. A generic object-oriented gas turbine simulation environment[R]. National Aerospace Laboratory NLR-TP-2000-267, 2000.

[5] 付永领, 祁晓野. AMESim 系统建模和仿真[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.

[6] 任新宇, 郭迎清, 姚华廷. 基于 AMESim 的航空发动机防喘调节器性能仿真研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 572-576.

REN Xinyu, GUO Yingqing, YAO Huating. A simulation of the anti-surfing regulator performance for the aero-engine using AMESim[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 572-576. (in Chinese)

[7] 陈宏亮. X-8 航空发动机燃油调节系统建模仿真研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.

CHEN Hongliang. Modeling and simulation of X-8 aero-engine oil system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)

[8] 樊思齐, 徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.

[9] 曾俊英. 航空动力装置控制[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.

[10] 廉小纯, 吴虎. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.

[11] Reed J A, Afjeh A A. Computational simulation of gas turbines: Part 1—Foundations of component-based models[R]. Indiana: International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, 1999.

[12] Cao Y, Jin X, Meng G, et al. Computational modular model library of gas turbine[J]. Advances in Engineering Software, 2005, 36(2): 127-134.