

文章编号: 1000-8055(2010)03-0667-08

飞行模拟机的某型涡扇发动机起动模型

熊海国, 郑淑涛, 姜洪洲, 韩俊伟

(哈尔滨工业大学 机电工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了建立适用于飞行模拟机的发动机起动模型, 对涡扇类发动机起动过程的建模和仿真方法进行了研究, 提出了飞行模拟机起动模型的建模基本原则, 以此为指导, 基于部件级建模方法建立了主导发动机正常起动动态性能的主要特性模型, 并通过构建故障因子建立了典型故障模型, 实现了发动机正常起动和起动过程中的故障模拟。正常起动仿真和故障仿真结果与测试数据的对比表明, 所建立的正常起动模型正确地反映了发动机在各起动阶段的加速性能, 故障模型很好的再现了故障逻辑和故障效应, 满足了用于飞行模拟机的发动机起动仿真要求。

关 键 词: 计算机应用; 飞行模拟机; 部件级建模方法; 起动模型; 故障模型

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

Startup model of turbofan engine used in a flight simulator

XIONG Hai-guo, ZHENG Shu-tao, JIANG Hong-zhou, HAN Jun-wei

(School of Mechatronics Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: In order to establish the aircraft engine startup model used in a flight simulator, the modeling and simulation methods for turbofan engine startup were studied, the basic rules for establishing the startup model were developed. Accordingly, the main performance models which dominate the dynamic performance of engine startup in normal working condition were developed based on component modeling method, while the typical malfunction models were developed using the designed malfunction factor, so the normal engine startup procedure and malfunction simulation in the starting process were carried out. The comparisons between the simulation results in normal/fault conditions and test data indicate that, the normal startup model reflects the accelerating ability of every startup phase correctly, and the malfunction models represent the fault logic and effects, thus meeting the requirements of flight simulation.

Key words: computer application; flight simulator; component modeling method; startup model; malfunction model

航空发动机起动过程的复杂性和起动过程在发动机过渡过程中的重要性, 这两个特点决定了发动机起动过程数值模拟既是发动机建模与仿真研究的重点, 也是难点。根据不同的应用需求, 发动机起动模型的复杂程度不同。用于飞行模拟机

的起动模型的复杂度由飞行训练任务决定。由于发动机起动训练是飞行模拟训练的非常重要的组成部分, 它不仅要通过正常起动训练来确保飞行模拟训练任务的正常进行, 而且要通过故障状态训练来提高飞行员在紧急状态下的应急处理能

收稿日期: 2009-02-22; **修订日期:** 2009-10-20

基金项目: 教育部新世纪优秀人才支持计划(NCET-04-0325); 国家 985 工程(CDAZ98502211)

作者简介: 熊海国(1979-), 女, 辽宁锦州人, 博士生, 主要从事飞行模拟机发动机及控制系统建模与仿真研究。

力.因此,用于飞行模拟机的发动机起动建模既包括正常起动建模,又包括故障状态建模.其中,正常起动过程的动态性能模拟的逼真度和故障状态下的故障逻辑、故障效应模拟的正确性是建模的重点.

发动机起动模型是建立发动机慢车转速以下的数学模型^[1].起动建模研究是当前的研究热点,但基于其自身的应用目的,文献多集中在建立正常工作状态下的起动模型,主要分为辨识起动模型和部件级起动模型两类^[2].辨识起动模型^[3-4]通常以发动机起动试验数据为样本,采用神经网络、支持向量机等方法直接辨识出起动模型.部件级起动模型^[2,5]是基于外推的低转速部件特性,采用部件匹配技术建立的起动模型.

作者针对飞行模拟的应用需求,得出了建立发动机起动模型的基本建模原则,并以此为指导建立了正常起动模型和故障状态模型.基于已知的发动机特征参数的稳态数据和状态变量模型系数矩阵的动态数据,采用部件级建模思想,详细建立了正常工作状态主导发动机起动动态性能的主要特性的通用模型,包括基于扭矩特性的转动惯性模型,基于传热方程的热惯性模型和具有滞后效应的传感器和作动器模型.故障状态建模是在正常起动模型的基础上,通过构建故障因子来模拟起动过程的典型故障,包括非正常的热起动、悬挂起动和起动过程中可能出现的失速、鸟撞、卡死等故障.建模过程中,将已知的稳态和动态数据统一表示成发动机基本状态参数的函数形式,并以规整化的数据文件形式给出,采用表格插值与公式计算相结合的方法来确定发动机的综合特性.

1 建模原则

本研究为了建立简洁、精确、适用于飞行模拟机的发动机起动模型,对涡扇类发动机起动过程的建模和仿真方法进行了研究,并结合以往的建模经验,得出了用于飞行模拟机的起动模型建模的基本原则.

1) 以应用目的和要求为基础,重点模拟发动机起动过渡过程的动态性能,尽可能的复现真实发动机的起动动态特性.

2) 以人机接口为重点,对给飞行员提供逼真的视觉感觉的发动机变量设为一类状态变量,详细建立与之相对应的状态模型.

3) 基于模拟机各系统之间的交互关系,全面建立与其他系统存在交互的发动机状态变量的数

学模型.

4) 基于发动机与控制器之间的功能逻辑,重点建立与发动机控制、功率管理密切相关的发动机传感器模型,并将其变量设为二类状态变量.

以上述建模原则为指导,抓住主要因素忽略次要因素,对发动机起动建模进行适当的简化,对决定发动机起动过渡过程动态性能的主要特性进行详细建模,包括转动惯性模型,热惯性模型,传感器和作动器模型,各模型中包含的发动机主要状态变量如图1所示.

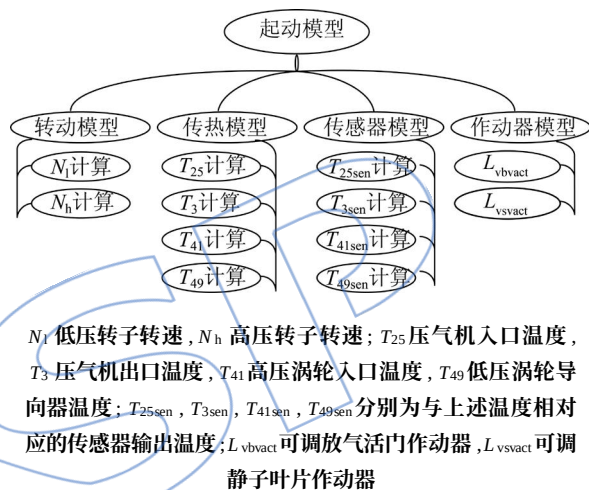


图1 发动机特性模型结构图

Fig. 1 Structure of engine performance model

整个起动模型以高压转子折合转速(N_{hcor})为基本状态变量,它作为决定发动机所处的工作状态的依据,贯穿于起动模型的各个模块.传感器和作动器模型的输出作为发动机的二类状态变量,反馈到控制器.

2 正常起动模型

2.1 转动模型

转子动力学是发动机起动动态过程的主导因素^[6].正常工作状态下的转动模型的建模机理是根据角动量守恒原理,以发动机是否起动点火为分界点,分别解算不同起动阶段作用于高、低压转子组件上的扭矩,进而采用分段积分法求取起动阶段的转子转速.高、低压转子动力学模型为

$$\dot{N}_1 = \frac{M_{1t} - M_{1k}}{J_1 \cdot \frac{\pi}{30}} = \frac{\Delta M_1}{J_1 \cdot \frac{\pi}{30}}$$

$$\dot{N}_h = \frac{M_{ht} + M_s - M_{hk} - M_{ld}}{J_h \cdot \frac{\pi}{30}} = \frac{\Delta M_h}{J_h \cdot \frac{\pi}{30}}$$

式中 M_{ht} , M_{lt} 分别为高、低压涡轮输出扭矩, M_{hk} , M_{lk} 分别为高、低压压气机提取扭矩, J_h , J_l 分别为高、低压转子转动惯量, M_s 为起动机扭矩, M_{ld} 为负载提取扭矩。

起动点火前,即发动机高压涡轮没有扭矩输出,高压转子单独由起动机带动阶段,则由测试数据获得的低、高压转子剩余扭矩为

$$\begin{aligned}\Delta M_l &= M_{lt} - M_{lk} = \\ \delta \cdot [f(N_{hcor}, Ma) - f(N_{lcor}, Ma)] \\ \Delta M_h &= M_s - M_{hk} = \\ \delta_s \cdot f(N_s, \delta_s) - \delta \cdot f(N_{hcor}, Ma)\end{aligned}$$

式中 M_{lt} , M_{lk} 和 M_{hk} 均表示为基本状态变量 (N_{hcor})、低压转子折合转速和环境参数的函数,并以规整化的数据文件形式给出,供仿真模型插值调用。起动机扭矩表示为起动机转速和起动机压比的函数, $N_s = \frac{K_N \cdot N_{hcor}}{\sqrt{\theta_s}}$ 为起动机转速, θ_s 为起

动机温比, $\delta_s = \frac{p_s}{p_0}$ 为起动机压比,即进入起动机的气体压力与环境静压之比, $\delta = \frac{p_2}{14.696}$ 为环境参数折合因数,即进气道出口总压与标准大气压之比。

起动点火后,即包括发动机高压转子由起动机和涡轮共同带动和单独由涡轮带动两个阶段,此时低、高压转子剩余扭矩为

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \Delta M_l \\ \Delta M_h \end{bmatrix} &= \delta \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial M_l}{\partial N_l} & \frac{\partial M_l}{\partial N_h} \\ \frac{\partial M_h}{\partial N_l} & \frac{\partial M_h}{\partial N_h} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta N_l \\ \Delta N_h \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} \frac{\partial M_l}{\partial w_f} & \frac{\partial M_l}{\partial \alpha_{sv}} & \frac{\partial M_l}{\partial \alpha_{bv}} & \frac{\partial M_l}{\partial w_{al}} & \frac{\partial M_l}{\partial w_{ah}} \\ \frac{\partial M_h}{\partial w_f} & \frac{\partial M_h}{\partial \alpha_{sv}} & \frac{\partial M_h}{\partial \alpha_{bv}} & \frac{\partial M_h}{\partial w_{al}} & \frac{\partial M_h}{\partial w_{ah}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w_f \\ \Delta \alpha_{sv} \\ \Delta \alpha_{bv} \\ \Delta w_{al} \\ \Delta w_{ah} \end{bmatrix}\end{aligned}$$

故 $\Delta M_h = \Delta M_h' + M_s - M_{ld}$

式中小偏差状态变量模型的动态系数矩阵

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial M_l}{\partial N_l} & \frac{\partial M_l}{\partial N_h} \\ \frac{\partial M_h}{\partial N_l} & \frac{\partial M_h}{\partial N_h} \end{bmatrix} \text{ 和 } \begin{bmatrix} \frac{\partial M_l}{\partial w_f} & \frac{\partial M_l}{\partial \alpha_{sv}} & \frac{\partial M_l}{\partial \alpha_{bv}} & \frac{\partial M_l}{\partial w_{al}} & \frac{\partial M_l}{\partial w_{ah}} \\ \frac{\partial M_h}{\partial w_f} & \frac{\partial M_h}{\partial \alpha_{sv}} & \frac{\partial M_h}{\partial \alpha_{bv}} & \frac{\partial M_h}{\partial w_{al}} & \frac{\partial M_h}{\partial w_{ah}} \end{bmatrix}$$

表示成高压转子折合转速的分段线性函数表,供仿真模型插值调用。小偏差状态变量模型的建模机理具体见文献[7]。

2.2 传热模型

在温度梯度比较大的区域建立热惯性模型是正确过渡过程响应所必须的^[8-11]。发动机在起动过程中,由于发动机转动部件的转子叶片和机匣表面金属与气流之间存在瞬态热量交换,因此建立发动机部件(如风扇、压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮)的出口截面的温度模型时考虑了转子和机匣表面金属吸热对部件的出口温度的影响。正常起动过程传热模型建模机理是以发动机是否起动点火为分界点,分别解算起动点火前、后,进行热量交换前的部件出口温度,进而根据热传递方程计算热量交换后的部件出口温度,也就是发动机各部件的实际出口温度。

正常起动状态下,起动点火前的各个部件出口温度变化不大,近似为进气道出口总温,即

$$T^{*ns} = T_{s0} \cdot \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma^2 \right)$$

式中 T^{*ns} 为热交换前部件出口温度, T_{s0} 为环境静温, κ 为空气等熵指数, Ma 为马赫数。

起动点火后,部件出口温度模型是以各部件折合稳态出口温度和小偏差状态变量模型^[7]中的动态系数为基础,根据当前转子折合转速、飞行马赫数和飞行高度解算热交换前部件出口温度

$$\begin{aligned}T^{*ns} &= \theta \cdot (T^{*scor} + \Delta T^{*cor}) = \\ &\theta \cdot [f(N^{*cor}, Ma, H) + \Delta T^{*cor}] \\ \Delta T^{*cor} &= \left[\begin{bmatrix} \frac{\partial T^{*}}{\partial N_l} & \frac{\partial T^{*}}{\partial N_h} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta N_l \\ \Delta N_h \end{bmatrix} + \right. \\ &\left. \begin{bmatrix} \frac{\partial T^{*}}{\partial w_f} & \frac{\partial T^{*}}{\partial \alpha_{sv}} & \frac{\partial T^{*}}{\partial \alpha_{bv}} & \frac{\partial T^{*}}{\partial w_{al}} & \frac{\partial T^{*}}{\partial w_{ah}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w_f \\ \Delta \alpha_{sv} \\ \Delta \alpha_{bv} \\ \Delta w_{al} \\ \Delta w_{ah} \end{bmatrix} \right]\end{aligned}$$

式中 T^{*scor} 为各部件出口截面折合稳态温度, ΔT^{*cor} 为各部件出口截面折合温度动态增量。

在得出起动点火前、后,发动机典型部件在进行热量交换前的出口温度后,再根据发动机转动部件与气流之间的热传递方程求解热交换后各部件的出口温度,该温度即为各部件的实际出口温度

$$C_g W_g (T^{*ns} - T^{*}) = h A_m (T^{*ns} - T_m)$$

$$T^{(k)} = T^{(k)*ns} - \frac{h A_m [T^{(k)*ns} - T^{(k-1)*}]}{C_g W_g}$$

式中 T^{*} 为各部件的实际出口温度, h 为表面传热

系数, A_m 为换热面积, T_m 为吸热金属温度, 且其值为前一时刻的部件的实际出口温度, c_g 燃气质量热容, w_g 燃气质量流量。

2.3 传感器和作动器模型

温度传感器模型主要模拟热电偶的滞后特性^[9], 建模时将发动机部件的实际出口温度经过一阶时间滞后处理, 得出热电偶壳体和热电偶端部的检测温度, 进而将所得的两部分检测温度进行加权处理, 形成温度传感器的实际测量温度。

发动机空气系统具有压气机气流控制功能, 发动机电子控制器 (EEC) 通过液压机械装置 (HMU) 操纵液压作动器, 定位可调静子叶片 (VSV) 和可调放气活门 (VBV), 调节低压压气机和高压压气机在所有功率状态下的气流, 防止压气机失速。由于控制 VSV 和 VBV 的作动器的频率较低, 建模时将作动器的指令位置进行一阶时间滞后处理, 从而形成动态的实际的作动器位置输出。

传感器、作动器模型所采用的一阶滞后环节的离散化的传递函数为

$$G(Z) = \frac{k}{1 - (1 - k)Z^{-1}}$$

因此温度传感器动态模型的差分描述如下:

$$T_{\text{sen}}^{(k)} = [T_{\text{ksen}}^{(k-1)} + K_{\text{k}} \cdot (\beta \cdot T_{\text{k}}^{(k)} - T_{\text{ksen}}^{(k-1)})] + \{T_{\text{dsen}}^{(k-1)} + K_{\text{d}} \cdot [(1 - \beta) \cdot T_{\text{k}}^{(k)} - T_{\text{dsen}}^{(k-1)}]\}$$

式中 $T_{\text{k}}^{(k)}$ 为经过瞬态能量交换后发动机各部件的实际出口温度, $T_{\text{sen}}^{(k)}$ 为温度传感器的输出温度, $T_{\text{ksen}}^{(k-1)}$ 和 $T_{\text{dsen}}^{(k-1)}$ 分别为前一时刻热电偶壳体温度及端部温度, β 为热电偶平均温度加权系数。

作动器动态模型为

$$L_{\text{sen}}^{(k)} = L_{\text{sen}}^{(k-1)} + K \cdot (L_{\text{cmd}}^{(k)} - L_{\text{sen}}^{(k-1)})$$

式中 $L_{\text{cmd}}^{(k)}$ 为指令的作动器位置, $L_{\text{sen}}^{(k-1)}$ 和 $L_{\text{sen}}^{(k)}$ 分别为前一时刻和当前时刻作动器的实际位置。

由一阶滞后环节的离散化的传递函数可知, 为了保证传感器动态模型的稳定性, 定义

$$K_{\text{k}} = \frac{\Delta t}{\tau_{\text{k}} + \Delta t/2}, \quad K_{\text{d}} = \frac{\Delta t}{\tau_{\text{d}} + \Delta t/2}, \quad K = \frac{\Delta t}{\tau + \Delta t/2}$$

使得无论仿真步长 Δt 的大小, τ_{k} , τ_{d} , τ 介于 $(0, +\infty)$ 区间内时, K_{k} , K_{d} , K 均满足在 $(0, 2)$ 区间内, 传感器、作动器动态模型稳定。根据发动机所处的不同的起动阶段或故障状态, τ_{k} , τ_{d} 表示为流经某一特征截面的折合空气 (燃气) 质量流量的分段非线性函数, 即 $\tau_{\text{k}} = f(w_{\text{cor}}, \theta, \delta)$ 。

3 故障状态模型

发动机故障状态模型是以发动机故障状态的测试数据为基础, 并依据工程判断、经验、故障起因、故障效应和用户需要而建立的。用于飞行模拟机的起动阶段故障模型包括非正常起动模型和起动过程中的典型故障模型。

3.1 非正常起动模型

发动机常见的非正常起动包括热起动和悬挂起动^[12]。引起热起动和悬挂起动的因素很多, 用于飞行模拟机的发动机非正常起动模型主要考虑由于通过燃油计量活门的燃油流量过高而导致的热起动和起动供油量过低而导致的悬挂起动。因此, 建立热起动和悬挂起动模型时对正常状态下发动机的主要控制变量 (燃油流量) 进行调整, 并结合非正常起动效应进行补偿, 从而改变了起动模型的基本状态变量 (N_{hcor}), 也就改变了整个发动机的起动状态。

发动机出现悬挂起动故障时, 燃油流量低于正常供油量, 高压转子加速缓慢, 最终使得高压转子转速 (N_{h}) 稳定于慢车转速以下的某一转速, 因此, 建模时采用燃油流量限制器和比例控制器调整输入到发动机的燃油流量, 使其按比例低于正常供油量并不超过悬挂起动故障状态所设定的最大供油量。发动机出现热起动故障时, 燃油流量高于正常供油量, 排气温度快速上升并超过起动温度限制值, 因此, 建模时对燃油流量和排气温度分别采用增益系数 $K^{\text{m}} > 1$ 的比例控制器进行调节。热起动状态的主要特征之一体现在排气温度的变化上, 它也是飞行员通过视觉判定发动机处于热起动状态的主要依据, 通过对正常起动状态下、热量交换前的排气温度进行适当修正, 得到热起动状态下、热量交换前的排气温度模型, 进而采用与正常起动建模相同的思想求得实际的排气温度。

$$T_{49\text{ns}}^{\text{m}} = K_{\text{hs}}^{\text{m}} \cdot T_{49\text{ns}}$$

式中 $T_{49\text{ns}}^{\text{m}}$ 为热起动状态、热量交换前的排气温度, K_{hs}^{m} 为热起动排气温度增益, $T_{49\text{ns}}$ 为正常起动状态、热量交换前的排气温度。

3.2 典型故障模型

发动机起动过程中可能出现的典型故障包括压气机失速、喘振和鸟撞故障等。用于飞行模拟机的故障模型注重描述故障状态下整个系统的性能特征, 因此, 综合分析这些典型故障的起因、故障

效应,各种故障的性质和特点^[13],并结合发动机的实际运行情况,得出这些典型故障都对正常起动阶段的转动特性具有不同程度的影响,因此由正常起动过程的转动模型来构建典型故障模型,从而改变发动机的基本状态变量 (N_{hcor}),使模型输出反映故障状态的特性.典型故障模型的建模机理为基于扭矩特性,在正常高、低压转子扭矩上附加由于发生故障时的气体脉动而引起的作用于转子叶片上的附加扭矩,这些附加扭矩使转子转速、压气机压力、发动机推力等参数产生波动.附加扭矩由扭矩波动幅值和故障因子来表征,故障因子反映波动的速度和频率.根据不同的故障调整扭矩波动幅值和故障因子,从而使各种典型故障现象建立在统一的模型之中.所建立的故障状态下的高、低压转子动力学模型为

$$\dot{N}_l = \frac{M_{lt} - M_{lk} + M_{lm}}{J_l \cdot \frac{\pi}{30}} = \frac{\Delta M_l^m}{J_l \cdot \frac{\pi}{30}}$$
$$\dot{N}_h = \frac{M_{ht} + M_s - M_{hk} - M_{ld} + M_{hm}}{J_h \cdot \frac{\pi}{30}} = \frac{\Delta M_h^m}{J_h \cdot \frac{\pi}{30}}$$

式中 M_{hm} , M_{lm} 分别为故障状态下高、低压转子波动扭矩,它表示为扭矩波动幅值和实时在线修正故障因子的函数,即

$$M_{lm} = R \cdot M_l(N_h)$$
$$M_{hm} = R \cdot M_h(N_h)$$

式中 $M_l(N_h)$, $M_h(N_h)$ 分别为故障状态下作用于高、低压转子上的附加扭矩波动幅值,它表示为基本状态变量的函数, R 为转子扭矩非线性波动在线修正故障因子,其动态模型为

$$R^{(k)} = R^{(k-1)} + \mathcal{U}(m_{type}, T) \cdot \Delta t$$

式中 $\mathcal{U}(m_{type}, T)$ 为扭矩波动速度,定义其为故障类型、波动周期的函数,即在某种故障状态下,将波动周期划分为不同的阶段(如 $T/4$, $T/2$, $7T/8$ 和 T 等),在每个不同的阶段定义不同的波动速度.仿真时,根据故障历经时间与波动周期的比值 (t/T) 来选择波动速度,从而改变故障因子,再现故障状态下的扭矩波形.

4 飞行模拟试验平台

为了验证所建立的发动机仿真模型的正确性,构建了飞行模拟机试验平台,它以教练员控制台(简称教员台)系统为监控中心,以飞机及机载设备的实时仿真模型为主体,同时包括形成视觉、听觉、触觉、动感等虚拟环境的视景系统、音响系统、操纵负荷系统、运动系统、座舱电气和座舱仪表系统.发动机模型作为实时仿真模型的核心是飞行模拟机的重要组成部分,它与模拟机的其他仿真模型之间采用 CAN(controller area network)总线和 Ethernet 网接口进行直接或间接的信息交互而协调一致的工作,试验平台的计算机体系结构如图 2 所示.

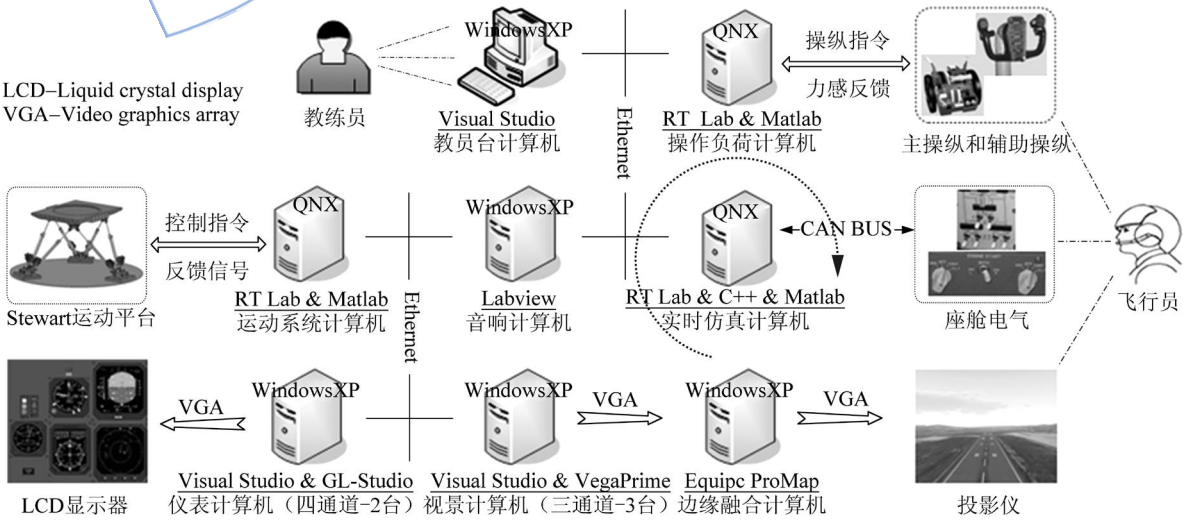


图 2 飞行模拟试验平台计算机体系结构

Fig 2 Architecture of computers of experimental flight simulator

实时仿真计算机是试验平台的一个独立的仿真节点,它主要负责运行发动机等实时仿真模型.为了进行快速开发和灵活建模,本文采用面向对象的方法与 MATLAB 相链接的思想进行飞行模拟机发动机仿真模型的实现.基于所建立的发动机数学模型,采用面向对象的 C++ 语言进行软件开发,同时采用 MATLAB[®] Simulink 工具箱搭建仿真模型的接口模块,并利用 Simulink 支持的与 C++ 语言相链接的接口 S-function 将发动机仿真模型与接口模块综合到统一的 Simulink 模型中.综合后的发动机仿真模型通过 MAT-

LAB[®] RTW(real time workshop) 转换成 C 代码,然后利用 RT_Lab[®](real time laboratory) 将转换的文件加载到 QNX 实时计算节点上进行编译和运行.

采用面向对象的方法既可以建立起具有开放性、可扩展性和可维护性的发动机仿真模型,又可以灵活的设计满足飞行模拟专用性要求的仿真算法;同时借助 MATLAB 强大的数据处理和图形显示功能和 RTW 实时代码自动生成环境来缩短开发周期、加速调试过程.飞行模拟机实验平台运行时的模拟座舱和计算机房如图 3 所示.

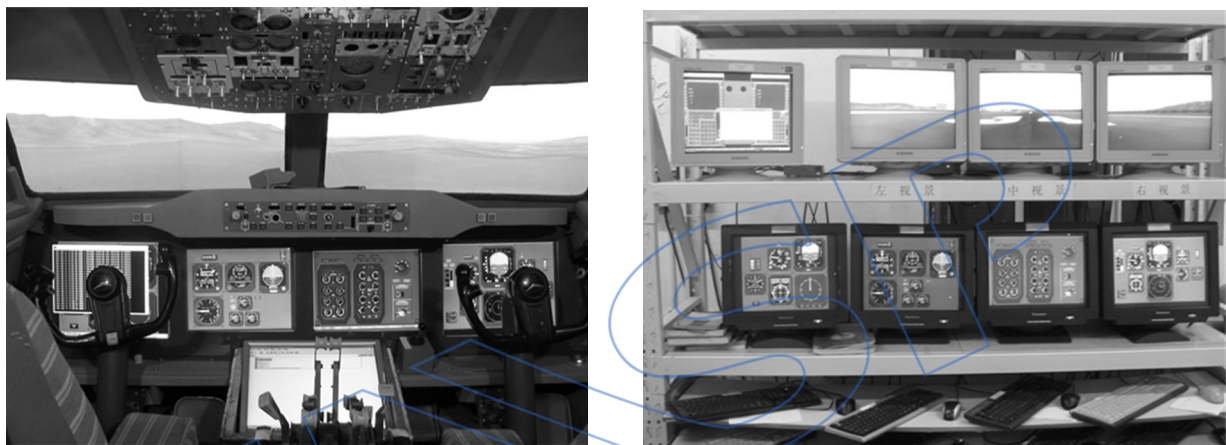


图 3 飞行模拟试验平台模拟座舱和计算机房
Fig. 3 Cockpit and computers' room of experimental flight simulator

5 仿真结果及分析

在所建立的飞行模拟机试验平台上进行了发动机起动仿真试验,对发动机正常起动过程、热起动过程和起动过程中的压气机失速故障进行了仿真.

标准大气条件下正常起动仿真结果与起动测试数据的对比曲线如图 4 和图 5 所示,仿真结果与测试数据吻合的较好,表明所建立的正常起动模型正确的反映了发动机在各起动阶段的加速特性,很好的满足了飞行模拟机发动机正常起动仿真的精度要求.

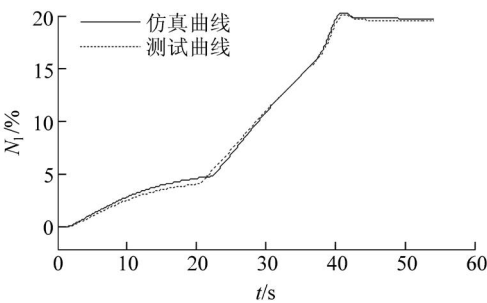


图 4 正常工作状态低压转速对比图
Fig. 4 Comparison of N_1 between test results and simulation results in normal condition

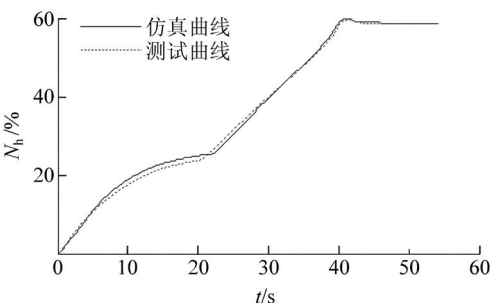


图 5 正常工作状态高压转速对比图
Fig. 5 Comparison of N_h between test results and simulation results in normal condition

热起动故障是在发动机起动手柄移动到慢车位(IDLE),即供油、点火后通过教员台(IOS)触发的.热起动状态发动机排气温度(t_{egt})快速增加并超过起动排气温度限制值,座舱仪表系统指示警告信息,同时低压转速、高压转速增加并高于正常值.发动机控制系统检测到热起动后停止起动(关闭燃油和点火),由于模拟的热起动状态高压转子转速没有达到起动机脱开转速,因此在起动机的带动下,高、低压转子最终保持在一定的转速状态,如图6~图8所示.

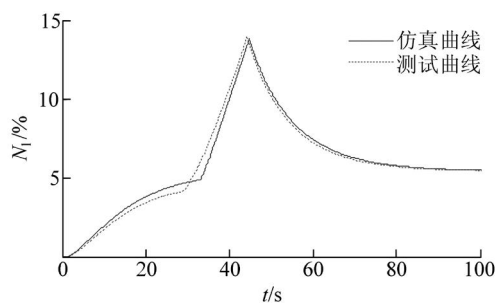


图6 热起动状态低压转速对比图

Fig. 6 Comparison of N_1 between test results and simulation results for a hot start

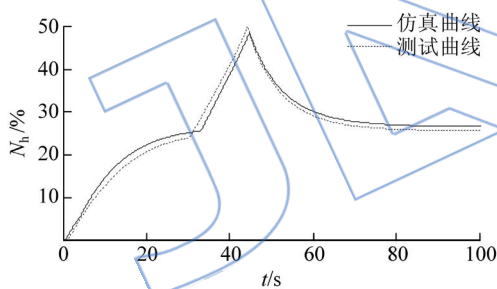


图7 热起动状态高压转速对比图

Fig. 7 Comparison of N_h between test results and simulation results for a hot start

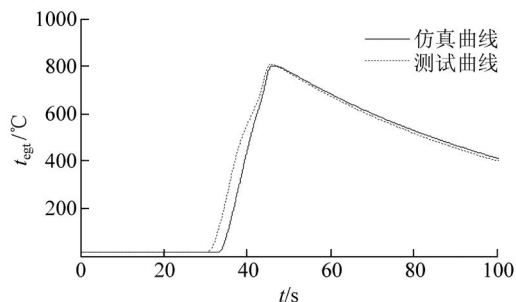


图8 热起动状态排气温度对比图

Fig. 8 Comparison of t_{egt} between test results and simulation results for a hot start

发动机起动后通过教员台触发失速故障,失速期间,由于发动机运行在低增压比和低空气流量状态下,涡轮输出功率比压气机提取功率下降的更快,即附加扭矩为负值,因此,高、低压转子转速均下降;而且,低压压气机功占总的压气机功的比例上升,高压压气机功所占比例下降,而低压涡轮功占总的涡轮功的比例减小,高压涡轮功所占比例增加,所以低压转子转速的递减率高于高压转子转速的递减率.发动机高、低压转子在周期性的扭矩作用下,使低压转速迅速降低并减小到零,发动机推力下降,高压转速、燃烧室入口压力处于周期性的脉动状态,直到故障取消为止.高、低压转速与测试数据的对比曲线如图9和图10所示.

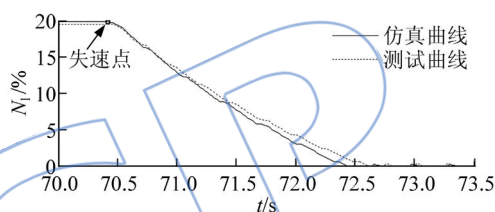


图9 失速状态低压转速对比图

Fig. 9 Comparison of N_1 between test results and simulation results in stalled condition

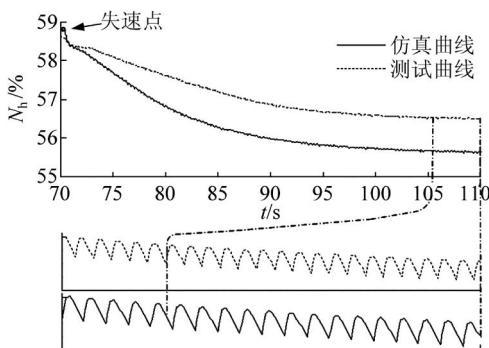


图10 失速状态高压转速对比图

Fig. 10 Comparison of N_h between test results and simulation results in stalled condition

6 结 论

本文研究了适用于飞行模拟机的涡扇类发动机起动模型,得出了发动机起动模型建模基本原则.根据某型涡扇发动机的起动功能、逻辑和大量的试验数据,基于部件级建模方法建立了正常起动模型,重点建立转动惯性、热惯性、传感器和作动器模型,提高了模型的计算精度,正确的反映了发动机起动过程的动态性能.根据工程判断、故障

起因和故障效应,通过构建故障因子建立了故障状态模型,包括非正常起动模型和典型故障模型,很好的再现了故障逻辑和故障效应.

参考文献:

- [1] 李应红,刘建勋.基于支持向量机的涡扇发动机起动性能估算研究[J].航空学报,2005,26(1):32-35.
LI Yinghong, LIU Jianxun. Turbofan engine starting characteristics estimation based on support vector machines [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1): 32-35. (in Chinese)
- [2] 周文祥,黄金泉,窦建平.涡扇发动机部件级起动模型[J].航空动力学报,2006,21(2):248-253.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, DOU Jianping. Development of component-level startup model for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 248-253. (in Chinese)
- [3] 姜涛,李应红.基于动态 RBF 网络的发动机起动过程模型辨识[J].航空动力学报,2002,17(3):381-384.
JIANG Tao, LI Yinghong. A dynamic identification model of aero-engine starting process based on the RBF network [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 381-384. (in Chinese)
- [4] 陈超,王剑影.支持向量机在航空发动机起动模型辨识中的应用研究[J].燃气涡轮试验与研究,2005,18(3):27-32.
CHEN Chao, WANG Jianying. The study of support vector machines used in identification for engine start model [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(3): 27-32. (in Chinese)
- [5] 王占学,乔渭阳,李文兰.基于部件匹配技术的涡扇发动机起动过程数值模拟[J].航空动力学报,2004,19(4):444-448.
WANG Zhanxue, QIAO Weiyang, LI Wenlan. Modeling turbofan engine startup based on component matching principles[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 444-448. (in Chinese)
- [6] Sugiyama N. Derivation of ABCD system matrices from non-linear dynamic simulation of jet engines [R]. AIAA Paper 92-3319.
- [7] 熊海国,姜洪洲,韩俊伟.用于飞行模拟的某型涡扇发动机及其控制系统建模与仿真[J].吉林大学学报(工学版),2008,38(Suppl. 2):268-274.
XIONG Haiguo, JIANG Hongzhou, HAN Junwei. Modeling and simulation of the turbofan engine and its control system used in flight simulation [J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2008, 38 (Suppl. 2): 268-274. (in Chinese)
- [8] Ballin M G. A high fidelity real-time simulation of a small turboshaft engine [R]. NASA TM-100991, 1988.
- [9] 周文祥.航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究[D].南京:南京航空航天大学,2006:61-69.
ZHOU Wenxiang. Research on object-oriented modeling and simulation for aeroengine and control system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006: 61-69. (in Chinese)
- [10] Alexiou A. Development of a turbofan performance model using a generic simulation tool [C] // ASME Turbo. Expo. Power for Land, Sea and Air. Reno-Tahoe, Nevada, United States: ASME, 2005: 1-9.
- [11] 吴虎,廉小纯.热传递对涡轮发动机瞬态性能影响的数值分析[J].推进技术,2002,23(6):445-447.
WU Hu, LIAN Xiaochun. Numerical simulation of effects of heat transfer on the transient performance of gas turbine engines [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(6): 445-447. (in Chinese)
- [12] 赵廷渝.航空燃气涡轮动力装置[M].成都:西南交通大学出版社,2004.
- [13] 胡亮丁,李本威,谭登驰.航空发动机故障仿真研究[J].海军航空工程学院学报,2004,19(1):181-183.
HU Liangding, LI Benwei, TAN Dengchi. The initial research of fault simulation for aero-engine [J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2004, 19(1): 181-183. (in Chinese)