# 涡轴发动机简化实时模型研究

邢耀东<sup>1</sup>,黄金泉<sup>1</sup>,鲁 峰<sup>1</sup>,姚文荣<sup>2</sup>

(1.南京航空航天大学能源与动力学院,南京 210016; 2.中国航空工业航空动力控制系统研究所,江苏无锡 214063)



邢耀东(1986),男,在读硕士研究生, 研究方向为航空发动机建模与故障诊断。 收稿日期:2011-11-25 摘要:涡轴发动机数控系统传感器故障诊断需机载的发动机数学模型,由于缺乏 部件特性数据,根据某型发动机地面试车稳态数据和动态数据,建立涡轴发动机慢车以 上状态简化数学模型。该模型具有较好的实时性,稳态模型采用插值算法,动态模型针 对不同参数分别采用动态系数法和转子动力学方法。数值仿真结果表明:该简化模型具 有较高的动态和稳态精度,可以满足传感器故障诊断的需求。

关键词:涡轴发动机;简化模型;插值算法;动态系数法;转子动力学

Research on Simplified Real-time Model of Turboshaft Engine XING Yao-dong<sup>1</sup>, HUANG Jin-quan<sup>1</sup>, LU Feng<sup>1</sup>, YAO Wen-rong<sup>2</sup> (1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China 2. AVIC Aviation Motor Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: The simplified above -idle mathematic model of turboshaft engine was developed based on steady and transient engine ground test data because building an accurate on-board mathematics model for sensor fault diagnostics of aeroengine digital control system was quite difficult due to lack of detailed component characteristics. The interpolated algorithm, a transient coefficient method and rotor dynamics formula were used for the modeling, which makes the model support real-time simulation. Both steady operation and transient operation of the engine are simulated. The results show that the model has a satisfying

precision, and can meet the demands of sensor fault diagnostics of aeroengine digital control system. Key words: turboshaft engine; interpolated algorithm; transient; coefficient method; rotor dynamics

# 0 引言

航空发动机数控系统传感器的稳定可靠,对于保 证发动机 FADEC 系统正常工作至关重要<sup>[1-2]</sup>。传感器 解析余度技术<sup>[3]</sup>是 1 种典型的基于模型的传感器故障 诊断方法,而机载模型的精度直接影响传感器故障诊 断性能<sup>[4]</sup>。因此,建立准确的发动机模型对于传感器故 障诊断具有十分重要的意义。

目前常用的建模方法包括解析法和实验法。解析 法建模需要部件特性数据,得到的模型精度较高,能 在全包线范围内模拟发动机工作状态,因此在国内外 被普遍使用<sup>15-1</sup>。在缺乏部件特性的情况下,可以利用 实验法建立发动机简化模型。实验法一般只根据系统 输入输出建立模型,而不关心系统内部复杂的机理, 常见方法通常有时域分析、频域分析或用统计相关测 定法来对系统进行辨识。周文祥采用动态系数法建立 了双轴涡扇发动机简化实时模型<sup>10</sup>,冯海峰则利用发 动机部件级模型得到发动机工作特性线,采用特性线 法建立发动机模型<sup>10</sup>。

本文旨在根据发动机试车数据,采用插值算法、 动态系数法和转子动力学方程建立慢车以上状态涡 轴发动机简化模型,即根据发动机的试车数据得到发 动机稳态工作线,采用插值算法建立发动机稳态模 型,采用动态系数法建立发动机动态模型,负载部分 则根据转子动力学方程进行求解。涡轴发动机简化模 型包括燃气发生器、动力涡轮和负载模型。

#### 1 试验数据预处理

试车数据包括供油量  $W_f$ 、燃气涡轮转速  $n_g$ 、动力 涡轮转速  $n_p$ 、燃气涡轮出口温度  $T_{45a}$ (由 2 个传感器测 得)及负载杆角度 α。另外,还包含压气机出口压力 P<sub>3</sub>、动力涡轮输出功 Ne 的稳态点数据,环境温度 T<sub>1</sub>、 环境压力 P<sub>1</sub>。建模之前应对试车数据进行预处理。

(1)为了使得各组数据具有可比性,首先利用相 似原理将其转换为换算参数。

(2)原始数据不可避免地存在测量噪声,在对数 据进行分析处理之前,利用 origin 自带的滤波工具对 原始数据进行滤波处理,效果如图 1 所示。



(3)T<sub>45</sub>选择。由于温度场分布不均匀,T<sub>45</sub>根据2 个传感器测量数据确定。根据工程经验,T<sub>45</sub>选取准则 如下:当T<sub>45a</sub>、T<sub>45b</sub>的差值在80K以下时,T<sub>45</sub>取T<sub>45a</sub>、 T<sub>45b</sub>的均值;否则取二者之间的较大值。

### 2 稳态模型建立

动态模型是在发动机稳态工作线的基础上,利用 加减速系数建立的,因此发动机稳态时各参数之间的 关系是简化模型建模的基础。

(1)稳态数据处理

以 ng~W<sub>f</sub>为例,其稳态数据取舍如图 2 所示。在整合稳态工作线时,发现有些点明显偏离稳态工作线的总体趋势(图 2 中小圈内的点),通常认为是野点而舍去。为了提高插值计算精度,在缺少试验数据的区



段内,根据已有数据拟合多项式曲线,以适当间隔在 曲线上选点作为稳态建模所需的工作点。试车数据中 的 T<sub>45</sub>、P<sub>3</sub>、Ne 稳态数据的整理与 n<sub>g</sub> 的类似。

(2)稳态模型建立

在某型涡轴发动机地面试车时不调节引放气系 统和导叶角,也不对叶尖间隙进行控制。在此前提下, 由发动机原理可知,给定环境温度、压力,涡轴发动机 稳态时的 ng、T45、Ne 可近似地认为由 Wf 惟一确定。

根据稳态数据,利用插值算法建立涡轴发动机的 稳态模型。发动机各典型参数的计算公式为

$$\mathbf{n}_{gcs} = \mathbf{f}(\mathbf{W}_{fcs}) \tag{1}$$

$$\mathsf{T}_{45cs} = \Psi(\mathsf{n}_{gcs}) \tag{2}$$

$$Ne_{cs} = \varphi(n_{gcs}) \tag{3}$$

式中: $f_{,\psi,\varphi}$ 为稳态时各参数之间的函数关系;下标 c、s分别为换算参数和稳态参数。

## 3 动态系数法

在发动机稳态工作过程中,每个 ng。都对应着 1 个维持其不变的需求供油量,当实际 W<sub>fc</sub> 与需求供油 量不匹配时,ng。就会变化,即发动机进入动态过程。 定义某一转速对应的需求油量为

$$W_{fcs} = f^{-1}(n_{gc})$$
 (4)

定义此时实际 Wfc 与 Wfcs 的差为剩余供油量

$$\Delta W_{fcs} = W_{fc} - W_{fcs}$$
 (5)

因此,当 $\Delta W_{fc} > 0$ ,实际供油量大于需求油量时,燃气涡 轮功率大于压气机消耗功率, $n_{gc}$ 增大;反之当 $\Delta W_{fc} < 0$ 时, $n_{gc}$ 减小。并且 $\Delta W_{fc}$ 越大, $n_{gc}$ 变化幅度也越大。由 此可见,燃气发生器各状态参数的变化与 $\Delta W_{fc}$ 存在 对应关系,可以通过动态系数表示。

定义第 i 时刻 ngc、T45c、Nec 的动态系数分别为

$$Kn_{g}(i) = \frac{n_{gc}(i+1) - n_{gc}(i)}{\Delta W_{fc}(i) \cdot \Delta t}$$
(6)

$$K_{T45}(i) = \frac{T_{45c}(i) - T_{45cs}(i)}{\Delta W_{fc}(i)}$$
(7)

$$K_{Ne}(i) = \frac{Ne_{c}(i) - Ne_{cs}(i)}{\Delta W_{fc}(i)}$$
(8)

式中: $\Delta t$  为仿真步长; $T_{45 cs}$ 、Ne  $_{cs}$ 分别由  $n_{gc}$  的动态数据,按照式(2)、(3)计算

$$T_{45 cs} = \Psi(n_{gc}) \tag{9}$$

$$le_{cs} = \varphi(\mathbf{n}_{gc}) \tag{10}$$

Kng、K<sub>Te</sub>、K<sub>Ne</sub>均由试验数据获取,仿真时根据 插值函数获得不同 n<sub>ac</sub>的动态系数。

$$Kn_g = \phi_1(n_{gc})$$
 (11)

  $K_{T4s} = \phi_2(n_{gc})$ 
 (12)

 $K_{Ne}=\phi_3(n_{gc})$  (13) 燃气发生器加速和减速过程中动态系数不同,因

此需分别计算加速系数和减速系数。分别建立 ngc、T45c、 Nec 的加减速系数表用于动态建模。

# 4 动态模型

根据稳态模型,采用动态系数法和转子动力学方 程对发动机地面慢车以上动态工作过程进行建模。

模型输入参数为供油量  $W_f$ 、环境温度  $T_1$ 、环境压 力  $P_1$ 、负载杆角度  $\alpha$ ;模型输出参数为  $n_0$ 、 $T_{45}$ 、 $n_0$ 。

(1)n<sub>g</sub>建模

给定燃气发生器初始转速  $n_g(0)$ 和供油规律,按 照式(4)、(5)求出  $\Delta W_{fc}$ ,根据(式 11)插值求出  $Kn_g$ ,则由式(6)得

$$\dot{n}_{gc} = K_{ng} \cdot \Delta W_{fc}$$
 (14)

则 n<sub>g</sub>为

$$\mathbf{n}_{gc}(t) = \mathbf{n}_{gc}(0) + \int_{0}^{t} \dot{\mathbf{n}}_{gc} dt \qquad (15)$$

(2)T<sub>45</sub>建模

利用式(9)求出 n<sub>gc</sub> 对应的稳态 T<sub>45cs</sub>,然后根据式 (12)求出 K<sub>T45</sub>,则由式(7)得

 $T_{45c}(t) = T_{45cs}(t) + K_{T45}(t) \cdot \Delta W_{fc}(t)$ (16)

另外,由于温度传感器的延迟性,使得 T<sub>45</sub> 的测量 值与实际燃气发生器出口温度存在一定的误差。因 此,可加入惯性环节,使模型得到的 T<sub>45</sub> 值与测量值趋 于一致。

(3)n<sub>p</sub>建模

为了保证涡轴发动机在各种飞行条件下达到预定的功率并保持较高的效率,通常要控制旋翼转速保持不变,由于旋翼与动力涡轮是机械连接的,因此涡轴发动机控制规律通常为保持 n<sub>p</sub>不变。

当负载杆角度  $\alpha$  变化时,旋翼的需求功率 N<sub>v</sub> 也 发生变化,造成动力涡轮输出功 N<sub>e</sub> 与 N<sub>v</sub> 不匹配,从 而导致旋翼转速(也即 n<sub>p</sub>)变化。为了保证 n<sub>p</sub>等于设计 转速,必须同时改变 W<sub>f</sub>,使得 N<sub>e</sub> 与 N<sub>v</sub> 重新匹配。

 $N_e$  和  $N_v$  直接影响  $n_p$  的变化,根据转子动力学方程,有如下关系

$$N_{e}-N_{v}=J_{pt}\cdot n_{p}\cdot n_{p}$$
 (17)  
式中:  $J_{pt}$  为动力涡轮转动惯量。

给定  $\alpha$ 、供油规律和动力涡轮初始转速  $n_p(0)$ 。计 算  $n_p$  的关键是求解出  $N_e$  和  $N_v$ 。 $N_v$  是  $n_p$  和  $\alpha$  的函数, 可根据给定的负载特性进行计算

 $\mathbf{N}_{v} = \boldsymbol{\psi}(\boldsymbol{\alpha}_{i}, \mathbf{n}_{p}) \tag{18}$ 

与 T<sub>45</sub> 的求解类似, N<sub>e</sub> 也利用动态系数法进行计算。先根据式(10)得到 N<sub>ess</sub>, 然后根据式(13)求出 K<sub>Ne</sub>

$$N_{ec}(t) = N_{ecs}(t) + K_{Ne}(t) \cdot \Delta W_{fc}(t)$$
(19)

按照相似原理求出 N<sub>e</sub>,按照式(17)求出n<sub>p</sub>,则由式 (8)得

$$n_{p}(t)=n_{p}(0)+\int_{0}^{t}\dot{n}_{p} dt$$
 (20)

## 5 仿真结果

随机选取1组涡轴发动机地面试车数据,对简化 模型的精度进行验证。所选试车数据对应的环境温度 为27.5 ℃,环境压力为102.4 kPa。模型输出仿真结 果如图3~6 所示。



$$\varepsilon = \frac{\max |\mathbf{P}_{is} - \mathbf{P}_{it}|}{\mathbf{P}_{d}}$$
(21)

式中:P<sub>is</sub>、P<sub>it</sub>、P<sub>d</sub>分别为各参数第i个仿真值、第i个实际测量值和设计值。得到各参数仿真误差,见表1。

n<sub>p</sub>仿真曲线如图 3 所示。从图 3 中可见,n<sub>g</sub>的仿 真精度较高,从表 1 中可知,模型的稳态误差小于 0.5%,动态误差小于 3%。

T<sub>45</sub> 仿真曲线如图 4 所示。从图 4 中可见, T<sub>45</sub> 的 仿真精度比 n<sub>a</sub> 的略差, 从表 1 中可知, 模型的稳态误



图 6 动力涡轮转速 n<sub>p</sub> 仿真曲线

参数	稳态	动态
$\mathcal{E}n_{g}$	0.49%	2.82%
${\cal E}_{ m T45}$	1.46%	4.21%
$\mathcal{E}n_p$	0.64%	2.22%

表 1 模型仿真误差

差小于 1.5%,动态误差小于 4.5%。造成  $T_{45}$  仿真误差 稍大的主要原因是: $T_{45}$ 的建模依赖于  $n_{g}$ ,误差的累积 造成稳态时  $T_{45}$ 的仿真精度比  $n_{g}$ 的差。

另外,从图 3、4 中明显可见,当燃气发生器经过 加速或减速到达稳态时,ng 基本保持不变,T45 测量值 则缓慢变化。在建模时,将温度传感器近似作为 1 个 惯性环节,在动态过程中 T45 仿真误差与惯性环节的 参数选择有关,有待进一步对传感器模型进行修正, 以减小 T45 仿真误差。

N<sub>e</sub>仿真曲线如图 5 所示。N<sub>e</sub>是用来计算 n<sub>p</sub>的,由 于缺乏 N<sub>e</sub>动态数据,只能给出 N<sub>e</sub>的仿真值而无法验 证其精度。

n<sub>p</sub>仿真曲线如图 6 所示。对 1 个完整的加减载过 程进行仿真。从图 6 中可见,模型可以较好地实现对 的跟踪,从表 1 中可知稳态误差小于 0.8%,加减载过 程误差小于 2.5%。

# 6 结束语

本文利用试车数据,采用插值法和动态系数法建 立了涡轴发动机慢车状态以上简化模型。模型算法简 单,计算量小,可满足实时性要求,不需要提供发动机 特性图,符合机载计算能力要求,为传感器解析余度 提供了1种简化数学模型。仿真验证表明:该简化模 型具有较高的稳态和动态精度。

#### 参考文献:

- [1] 鲁峰,黄金泉,陈煜,等. 基于 SPSO-SVR 的融合航空发动机
   传感器故障诊断研究 [J]. 航空动力学报,2009,24(8):
   1856-1865.
- [2] 陈毅,黄金泉,张鹏. 航空发动机控制系统传感器 FDIA 系统仿真[J]. 航空动力学报,2008,23(2):396-400.
- [3] 蔡开龙,谢寿生,杨伟,等. 基于改进 LS-SVM 的航空发动机 传感器故障诊断与自适应重构控制 [J]. 航空动力学报, 2008,23(6):1118-1126.
- [4] 侯胜利,李应红,李名魁,等. 基于人工免疫网络模型的航空 发动机传感器故障诊断[J]. 推进技术,2007(1): 86-91.
- [5] Kim J H, Song T W, Kim T S, et al. Model development and simulation of transient behavior of heavy duty gas turbine [J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 2001, 12 (3):589-594.
- [6] Reed J A, Afjed A A. Computational simulation of gas turbine: part I-foundation of component-based models [J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 2000, 12 (2): 366-376.
- [7] Reed J A, Afjed A A. Computational simulation of gas turbine: part II -extensible domain framework [J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 2000, 12 (2): 377-386.
- [8] 周文祥,黄金泉,黄开明. 航空发动机简化实时模型仿真研 究[J]. 南京航空航天大学学报,2005,37(2):251-255.
- [9] 冯海峰. 航空涡轴发动机数学建模方法与控制规律研究[D]. 西安:西北工业大学,2007.