

涡扇发动机高压涡轮前温度组合估计方法

赵 勇^{1,2}, 李本威¹, 宋汉强¹, 孙 涛¹

(1. 海军航空工程学院 飞行器工程系, 山东 烟台 264001;

2. 中国人民解放军 91331 部队, 辽宁 兴城 125100)

摘 要: 考虑到目前暂无法实现机载条件下高压涡轮前温度直接、可靠的测量, 提出一种用于涡扇发动机高压涡轮前温度估计的方法。基于涡扇发动机的能量守恒原理, 建立高压涡轮前温度与气路参数的热力学关系, 进而推导出高压涡轮前温度的 6 个估计模型。将各温度模型中不易测量的参数以整体的形式作为温度模型系数, 并利用某涡扇发动机性能仿真模型建立温度模型系数与可测状态参数的多项式关系, 最终确立高压涡轮前温度的组合估计模型。验证结果表明: 组合估计方法在发动机健康及性能衰退状态下都具有较高的精度, 其性能最好模型的方均根误差不超过 1%。与已有线性拟合、神经网络等方法的对比也表明组合估计方法不论在精度还是性能稳定性方面都具有明显优势。

关 键 词: 涡扇发动机; 涡轮前温度; 组合估计; 气路热力学; 性能衰退; 使用寿命监视

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Assembled method for estimation of turbofan engine high pressure turbine inlet temperature

ZHAO Yong^{1,2}, LI Ben-wei¹, SONG Han-qiang¹, SUN Tao¹

(1. Department of Airborne Vehicle Engineering,

Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai Shandong 264001, China;

2. Unit 91331, the Chinese People's Liberation Army, Xingcheng Liaoning 125100, China)

Abstract: Considering that direct and reliable measurement of high pressure turbine inlet temperature on board is not feasible at present, a new assembled method for estimation of turbofan engine high pressure turbine inlet temperature was proposed. Based on the energy conservation principles of a turbofan engine, thermodynamic equations between high pressure turbine inlet temperature and other gas path parameters were presented, thus six estimation models of high pressure turbine inlet temperature were derived. Unmeasured parameters of these models were defined as temperature model coefficients as a whole, which were fitted with measured engine power setting parameters using an engine performance model. Validation results show that assembled estimation models have good precision for both health and deteriorative engines, and the mean squared error of its best performance model is not above 1%. Moreover, by comparison with linear and neural network fitting methods, the assembled estimation method has a clear advantage in precision and stability.

Key words: turbofan engine; turbine inlet temperature; assembled estimation; gas path thermodynamics; performance deterioration; life usage monitoring

收稿日期: 2015-03-30

基金项目: 国家自然科学基金(51505492, 51375490); 泰山学者工程专项经费; 海军航空工程学院研究生创新基金

作者简介: 赵勇(1986—), 男, 湖南常德人, 博士生, 主要从事航空发动机关键部件使用寿命监视研究。

随着维修思想从定时维修到视情维修的转变,使用寿命监视作为发动机状态监视与健康管理的组成部分受到了前所未有的关注^[1-5]. 国外许多军用航空发动机从 20 世纪 80 年代就陆续加装了使用寿命监视系统^[6-8],而国内目前仍大多采用记录发动机工作时间或者飞行起落数的方法来对寿命限制件进行寿命监视与管理^[10-13].

使用过程中发动机寿命限制件的寿命消耗与其实际所受的应力、应变及温度等载荷是分不开的^[14-15]. 这些载荷的精确计算需要使用部件实际工作参数. 高压涡轮前温度作为计算涡轮部件温度与应力分布最为重要的边界条件,暂无实现其直接、可靠的测量. 因此,为实现涡轮部件基于使用的寿命监视与管理,准确、快速地估计发动机实际使用情况下高压涡轮前温度尤为重要.

发动机涡轮前温度的估计方法大体看可分为两类,即基于模型的方法和基于数据的方法. 在基于模型方面:发动机性能仿真模型是计算使用寿命监视模型中所需相关参数的常用方法^[16-18],它通过输入发动机工作条件即可计算各工作状态下相关截面的参数;文献[19-20]提到了另外一种新的基于发动机模型的逆循环方法,用来估计任意工作状态下发动机相关截面的燃气温度与压力参数;此类方法的最大优势在于仅需输入发动机工作条件即可同时计算多个气路参数,计算精度也比较高. 由于发动机模型比较耗时,另外发动机使用时间长、涉及大量的使用数据需要处理,将此方法直接用于使用寿命监视是不太切实际的. 基于数据的估计方法也被广泛地用来估计发动机涡轮前温度;文献[21-22]都假设涡轮前温度与涡轮后温度直接相关成线性关系,利用多项式拟合算法建立了两者的通用关系式;文献[23-24]则利用神

经网络算法,以发动机性能数据来训练与建立涡轮前温度的实时估计模型;这些方法的准确性很大程度上取决于发动机本身的可辨识性,同时它们大多是基于发动机的健康状态,对于发动机性能衰退情况缺乏考虑. 文献[25]将组合估计的思想用于涡轮转子叶片温度计算中,针对某工业涡轴燃气轮机提出了一种基于发动机热力学关系的涡轮转子叶片温度估计方法,并利用发动机性能仿真模型产生的数据样本建立涡轮转子叶片温度的估计模型,初步验证了方法的可行性. 由于该方法的建立与验证都是基于发动机性能仿真模型产生的数据,对于发动机实际使用数据的准确性有待进一步验证.

鉴于基于模型方法与基于数据方法的局限性,本文尝试提出了一种涡扇发动机高压涡轮前温度的组合估计方法. 基于发动机能量守恒原理,建立高压涡轮前温度的 6 个估计模型. 将温度估计模型中的不可测参数作为模型系数,并利用多项式拟合算法建立其与发动机可测状态参数的关系. 最后,综合验证组合估计方法的性能,并与已有文献所用方法进行对比.

1 高压涡轮前温度的组合估计

1.1 涡扇发动机截面标识

本文所研究的涡轮前温度组合估计方法主要针对双转子加力涡扇发动机. 为后续表示方便,简要给出涡扇发动机的基本组成及截面标识,如图 1 所示. 其中主要截面标识的含义分别为:2 代表风扇进口;25 代表风扇出口或高压压气机进口;3 代表高压压气机出口或燃烧室进口;4 代表燃烧室出口或高压涡轮进口;45 代表高压涡轮出口或低压涡轮进口;5 代表低压涡轮出口.

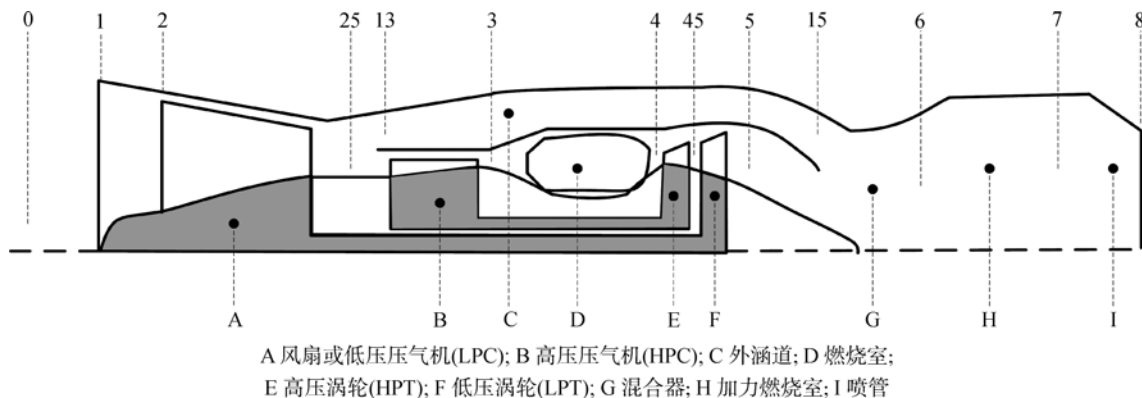


图 1 涡扇发动机基本组成及截面标识

Fig. 1 General configuration and station numbers of turbofan engine

1.2 组合估计的原理

发动机不论处于健康状态还性能衰退状态,其热力学参数都应遵守能量守恒原理.鉴于此,基于发动机能量守恒原理,本文建立起高压涡轮前温度(T_4^*)与其他热力学参数的关系式.对于关系式中的不可测参数,将其拟合为发动机状态参数的多项式.该方法因综合了基于模型方法与基于数据方法的思想,可克服目前所采用的基于模型和基于数据的涡轮前温度估计方法不能用于发动机性能衰退的问题.组合估计的原理框图如图 2 所示,包括的主要步骤如下:

1) 为了减少大气条件差异对结果的影响,温度模型所用气路测量参数都需换算到标准大气条件下.

2) 基于发动机能量守恒原理,建立 T_4^* 与气路截面参数的热力学关系.

3) 将温度估计模型中的不易测量参数以系数的形式作为整体,利用多项式拟合算法建立其与发动机可测状态参数的关系,形成 T_4^* 的组合估计模型.

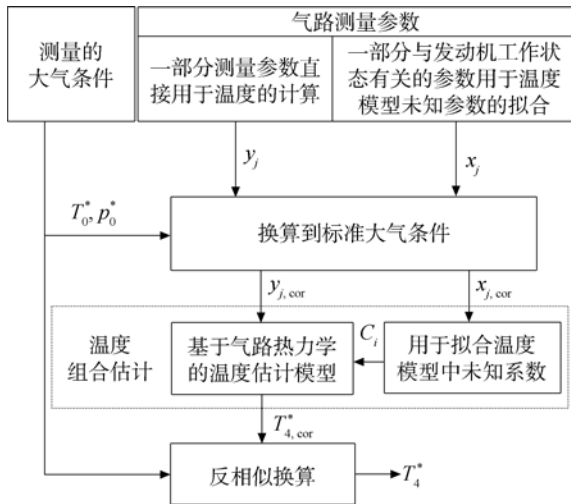


图 2 T_4^* 的组合估计原理框图

Fig. 2 Principle diagram of the assembled method to T_4^* estimation

2 组合估计温度模型建立

2.1 T_4^* 的组合估计模型

2.1.1 组合估计模型 1、模型 2

T_4^* 的组合估计模型 1、模型 2 可由高压转子能量平衡原理得到,具体可描述为

$$\begin{cases} \overline{c_{p,hpt}} \cdot (T_4^* - T_{45}^*) \cdot \overline{W}_{hpt} \cdot \eta_{mh} = \\ \overline{c_{p,hpc}} \cdot (T_3^* - T_{25}^*) \cdot \overline{W}_{hpc} \\ \overline{c_{p,hpt}} = (c_{p,45} + c_{p,4})/2 \\ \overline{c_{p,hpc}} = (c_{p,25} + c_{p,3})/2 \\ \overline{W}_{hpt} = (W_{45} + W_4)/2 \\ \overline{W}_{hpc} = (W_{25} + W_3)/2 \end{cases} \quad (1)$$

式中 c_p 为比定压热容; $\overline{c_{p,hpt}}$ 、 $\overline{c_{p,hpc}}$ 分别为高压涡轮、高压压气机的平均比定压热容; T^* 为总温; W 为流量; $\overline{W}_{hpt}$ 、 $\overline{W}_{hpc}$ 分别为高压涡轮、高压压气机的平均流量; η_{mh} 为高压转子轴的机械效率; 各变量的数字下标为截面标识(下文同).

为进一步得到 T_4^* 与其他测量参数的关系式,可将式(1)化简并换算到标准大气条件为

$$T_{4,cor}^* = T_{45,cor}^* + C_1 \cdot (T_{3,cor}^* - T_{25,cor}^*) \quad (2)$$

式中 $C_1 = \frac{\overline{c_{p,hpc}} \cdot \overline{W}_{hpc,cor}}{\overline{c_{p,hpt}} \cdot \overline{W}_{hpt,cor} \cdot \eta_{mh}}$ 以整体的形式记为一个不可测系数.

然而,在发动机机载环境下,低压涡轮前温度(T_{45}^*)通常也不可测,需要进一步利用其与可测参数的热力学关系式.基于发动机工作过程的不同平衡原理,可以得到 T_{45}^* 与可测参数的不同热力学关系,进而能建立不同的 T_4^* 组合模型.

T_{45}^* 与可测参数的一种热力学关系可由低压转子能量平衡原理得到

$$\begin{cases} \overline{c_{p,lpt}} \cdot (T_{45}^* - T_5^*) \cdot \overline{W}_{lpt} \cdot \eta_{ml} = \\ \overline{c_{p,lpc}} \cdot (T_{25}^* - T_2^*) \cdot W_2 \\ \overline{c_{p,lpt}} = (c_{p,45} + c_{p,5})/2 \\ \overline{c_{p,lpc}} = (c_{p,2} + c_{p,25})/2 \\ \overline{W}_{lpt} = (W_{45} + W_5)/2 \end{cases} \quad (3)$$

式中 $\overline{c_{p,lpt}}$ 、 $\overline{c_{p,lpc}}$ 分别为低压涡轮、低压压气机的平均比定压热容; $\overline{W}_{lpt}$ 、 $\overline{W}_{lpc}$ 分别为低压涡轮、低压压气机的平均流量; η_{ml} 为低压转子轴的机械效率.

经化简与相似换算,可得

$$T_{45,cor}^* = T_{5,cor}^* + C_2 (T_{25,cor}^* - T_{2,cor}^*) \quad (4)$$

式中

$$C_2 = \frac{\overline{c_{p,lpc}} \cdot W_2}{\overline{c_{p,lpt}} \cdot \overline{W}_{lpt} \cdot \eta_{ml}}$$

将式(4)代入式(2),得到 T_4^* 组合估计模型的第 1 种形式(为表述方便,简称为 AEM1)

$$T_{4,cor}^* = T_{5,cor}^* + C_2 (T_{25,cor}^* - T_{2,cor}^*) + C_1 (T_{3,cor}^* - T_{25,cor}^*) \quad (5)$$

此外, T_{45}^* 与可测参数的另一种热力学关系可由低压涡轮做功平衡原理得到

$$\overline{c_{p, \text{lpt}}} \cdot (T_{45}^* - T_5^*) = \overline{c_{p, \text{lpt}}} T_{45}^* \left[1 - \frac{1}{\pi_{\text{lpt}}^{\frac{\kappa_5 - 1}{\kappa_5}}} \right] \eta_{\text{pt}} \quad (6)$$

式中 κ_5 为低压涡轮进口燃气比热比, π_{lpt} 为低压涡轮落压比, η_{pt} 为低压涡轮效率.

可进一步简化为

$$T_{45, \text{cor}}^* = \frac{T_{5, \text{cor}}^*}{1 - C_3} \quad (7)$$

式中

$$C_3 = \left[1 - \frac{1}{\pi_{\text{lpt}}^{\frac{\kappa_5 - 1}{\kappa_5}}} \right] \eta_{\text{pt}}$$

同样, 将式(7)代入式(2), 可得到 T_4^* 组合估计模型的第 2 种形式(记为 AEM2)

$$T_{4, \text{cor}}^* = \frac{T_{5, \text{cor}}^*}{1 - C_3} + C_1 \cdot (T_{3, \text{cor}}^* - T_{25, \text{cor}}^*) \quad (8)$$

2.1.2 组合估计模型 3、模型 4

T_4^* 的组合估计模型 3、模型 4 可由高压涡轮做功平衡原理得到, 具体可表示为

$$\overline{c_{p, \text{hpt}}} \cdot (T_4^* - T_{45}^*) = \overline{c_{p, \text{hpt}}} \cdot T_4^* \left[1 - \frac{1}{\pi_{\text{hpt}}^{\frac{\kappa_4 - 1}{\kappa_4}}} \right] \eta_{\text{hpt}} \quad (9)$$

式中 κ_4 为高压涡轮进口燃气比热比; π_{hpt} 为高压涡轮落压比; η_{hpt} 为高压涡轮效率.

与上述过程类似, 得

$$T_{4, \text{cor}}^* = \frac{T_{45, \text{cor}}^*}{1 - C_4} \quad (10)$$

式中

$$C_4 = \left[1 - \frac{1}{\pi_{\text{hpt}}^{\frac{\kappa_4 - 1}{\kappa_4}}} \right] \eta_{\text{hpt}}$$

同样, 由于 T_{45}^* 不可测量, 将式(7)与式(4)分别代入式(10), 可以得到 T_4^* 的两种组合估计模型(分别记为 AEM3, AEM4), 分别为

$$T_{4, \text{cor}}^* = \frac{T_{5, \text{cor}}^*}{(1 - C_3) \cdot (1 - C_4)} \quad (11)$$

$$T_{4, \text{cor}}^* = \frac{T_{5, \text{cor}}^* + C_2 \cdot (T_{25, \text{cor}}^* - T_{2, \text{cor}}^*)}{1 - C_4} \quad (12)$$

2.1.3 组合估计模型 5、模型 6

基于燃烧室的能量平衡原理, T_4^* 的组合估计模型 5、模型 6 由式(13)得到

$$c_{p, 3} \cdot T_3^* \cdot W_3 + H_u \cdot \eta_{\text{cc}} \cdot W_f = c_{p, 4} \cdot T_4^* \cdot W_4 \quad (13)$$

式中 H_u 为燃油低热值, η_{cc} 为燃烧室效率, W_f 为

燃油流量.

明显地, 有 T_4^* 的组合估计模型 5 (记为 AEM5)

$$T_{4, \text{cor}}^* = C_5 \cdot T_{3, \text{cor}}^* + C_6 \cdot W_{f, \text{cor}} \quad (14)$$

式中

$$C_5 = \frac{c_{p, 3} \cdot W_{3, \text{cor}}}{c_{p, 4} \cdot W_{4, \text{cor}}} \quad C_6 = \frac{H_u \cdot \eta_{\text{cc}}}{c_{p, 4} \cdot W_{4, \text{cor}}}$$

在式(14)中, 若将燃油流量 $W_{f, \text{cor}}$ 与 C_6 作为一个整体, 则可得 T_4^* 的组合估计模型 6 (记为 AEM6)

$$T_{4, \text{cor}}^* = C_5 \cdot T_{3, \text{cor}}^* + C_7 \quad (15)$$

式中

$$C_7 = \frac{H_u \cdot \eta_{\text{cc}} \cdot W_{f, \text{cor}}}{c_{p, 4} \cdot W_{4, \text{cor}}}$$

2.2 温度模型拟合与误差分析

2.2.1 温度模型系数拟合

发动机的机载测试参数有限, 而上述温度模型中的系数都包含了一些与发动机工作状态有关的不可测参数. 为此, 本文利用多项式拟合算法将温度模型中的系数拟合为可测参数的关系式

$$C_i = \sum_{j=0}^N a_{i, j} \cdot x^j \quad (16)$$

式中 $a_{i, j}$ 为各温度模型系数的多项式系数; x 为与发动机工作状态有关的可测状态参数, 作为温度模型系数的拟合参量; N 为多项式的阶次.

在选择温度模型系数的拟合参量时, 需要考虑拟合参量可测的难易性以及温度模型精度的影响情况, 本文拟选择以下 8 个参数作为温度模型系数的拟合参量: $n_{\text{hpr, cor}}, n_{\text{lpr, cor}}, T_{3, \text{cor}}^*, p_{3, \text{cor}}^*, T_{5, \text{cor}}^*, T_{22, \text{cor}}^*, p_{22, \text{cor}}^*, W_{f, \text{cor}}$. 其中 $n_{\text{hpr, cor}}, n_{\text{lpr, cor}}$ 分别表示高、低压转子换算转速. 此外, 多项式阶次对温度模型的精度也有一定影响. 经试验发现高阶次(2 阶以上)多项式对于温度模型精度的改善效果不明显, 故本文选用 2 阶多项式.

对于各温度模型系数 C_i , 温度模型系数 $a_{i, j}$ 的确定最为重要. 以 $a_{1, j}$ 为例, 当其拟合参量选定后, 多项式系数 $a_{1, j}$ 可由 C_1 的各样本值按公式(16)确定. 多项式确定后, 相应的温度模型系数及与之对应的组合估计温度模型也就随之确定了.

2.2.2 拟合的样本数据确定

基于某涡扇发动机性能仿真模型, 得到了发动机健康条件下 322 种不同工作状态的性能数据. 该数据样本涵盖了发动机的主要工作状态, 其中的 240 个数据点用于拟合多项式及温度模型,

剩下的 82 个未参与拟合的数据点用于温度模型在发动机健康条件下的性能稳定性验证。

同时,为验证温度模型在发动机性能衰退条件下的性能情况,通过对未参与拟合的 82 个工作状态通过引入不同的性能衰退因子进行性能仿真,得到各性能衰退情况下的验证样本。

2.2.3 拟合误差分析

为衡量多项式及温度模型的拟合误差,引入方均根误差(MSE)。

多项式的 MSE 可以表示为

$$e_{ms,C_i} = \sqrt{\left(\sum_{j=1}^M e_{C_{i,j}}^2 \right) / M} \quad (17)$$

式中 M 为拟合的数据样本数, $e_{C_{i,j}}$ 为多项式拟合的相对误差,即

$$e_{C_{i,j}} = \frac{C_{i,j,poly} - C_{i,j}}{C_{i,j}} \times 100\% \quad (18)$$

式中 $C_{i,j,poly}$ 为由式(16)计算的值, $C_{i,j}$ 为利用数据样本直接计算得到的值。

利用发动机性能仿真模型产生的 240 个数据样本对各温度系数进行拟合,基于式(17)及式(18),可得温度模型系数的拟合方均根误差如表 1 所示。

表 1 温度模型系数多项式拟合的方均根误差

Table 1 MSE of the polynomial fitting for temperature model coefficients

参数	系数						
	C_1	C_2	C_3	C_4	C_5	C_6	C_7
$\eta_{hpr,cor}$	0.28	0.30	0.25	0.30	0.15	0.61	0.95
$\eta_{pr,cor}$	0.27	0.29	0.36	0.20	0.54	0.62	0.88
$T_{3,cor}^*$	0.40	0.30	0.27	0.28	0.14	0.56	0.93
$p_{3,cor}^*$	0.29	0.32	0.32	0.35	0.21	0.81	0.63
$T_{5,cor}^*$	0.31	0.34	0.22	0.29	0.14	0.85	0.98
$T_{25,cor}^*$	0.28	0.28	0.25	0.29	0.17	0.54	1.07
$p_{25,cor}^*$	0.22	0.24	0.46	0.44	0.31	1.06	1.17
$W_{f,cor}$	0.29	0.32	0.30	0.35	0.18	1.00	0.93

同样,对温度模型的 MSE 可由下式表示:

$$e_{ms,m,i} = \sqrt{\left(\sum_{j=1}^M e_{m,i,j}^2 \right) / M} \quad (19)$$

式中 $e_{m,i,j}$ 为温度模型拟合的相对误差,即

$$e_{m,i,j} = \frac{T_{4,alg}^* - T_{4,m}^*}{T_{4,m}^*} \times 100\% \quad (20)$$

式中 $T_{4,alg}^*$ 由拟合的温度模型计算,而 $T_{4,m}^*$ 为由样

本数据直接计算。

各温度模型对于不同拟合参量的方均根误差如表 2 所示。

表 2 温度模型拟合的方均根误差

Table 2 MSE of temperature models fitting with different fitting parameters

参数	模型					
	AEM1	AEM2	AEM3	AEM4	AEM5	AEM6
$\eta_{hpr,cor}$	1.27	1.63	1.55	1.31	1.28	1.42
$\eta_{pr,cor}$	1.04	1.35	1.17	1.12	1.35	1.36
$T_{3,cor}^*$	1.30	1.42	1.40	1.30	1.32	1.43
$p_{3,cor}^*$	1.27	1.48	1.47	1.37	1.49	1.33
$T_{5,cor}^*$	1.29	1.61	1.39	1.28	1.57	1.54
$T_{25,cor}^*$	1.29	1.60	1.37	1.28	1.12	1.70
$p_{25,cor}^*$	0.84	1.66	1.31	0.69	1.87	1.55
$W_{f,cor}$	1.35	1.59	1.49	1.35	1.96	1.54

从表 1、表 2 的拟合结果可看出:各温度模型都具有较高精度,初步论证了组合估计方法的可行性;不同模型及不同拟合参数都对精度具有较大影响,其中精度较高的模型有:以 $\eta_{pr,cor}$ 和 $p_{25,cor}^*$ 为拟合参量的 AEM4,以 $\eta_{pr,cor}$ 为拟合参量的 AEM3,以 $p_{25,cor}^*$, $\eta_{pr,cor}$ 为拟合参量的 AEM1;不过单纯从目前的拟合结果对模型的精度进行对比是没有意义的,因为上述结果都是基于发动机健康状态进行的,而且仅是拟合误差,对于发动机未知状态下的性能表现暂未验证。

3 温度估计方法验证与对比

为进一步验证组合估计模型的性能稳定性,进行两种情况下的验证,即发动机健康条件和性能衰退条件下的验证。研究组合估计模型在发动机正常工作状态以及性能衰退下的性能情况,并与已有文献中的线性拟合方法(记为 LM)与神经网络方法(记为 NNM)进行对比。

验证时,计算温度模型系数时所用的多项式系数与拟合时确定的系数保持一致,只是将各拟合参量的数值替换为验证数据的实际值。

3.1 健康条件下的验证

各组合估计模型在发动机健康条件下的验证结果如表 3 所示。

表 3 健康条件下温度模型验证的方均根误差
Table 3 Validated MSE of temperature models with health engine data

参数	模型					
	AEM1	AEM2	AEM3	AEM4	AEM5	AEM6
$n_{\text{hpr}, \text{cor}}$	1.35	1.56	1.39	1.29	1.33	1.34
$n_{\text{pr}, \text{cor}}$	1.17	1.35	1.11	1.08	1.32	1.26
$T_{3, \text{cor}}^*$	1.34	1.54	1.35	1.28	1.24	1.34
$p_{3, \text{cor}}^*$	1.42	1.60	1.44	1.37	1.32	1.19
$T_{5, \text{cor}}^*$	1.31	1.51	1.33	1.24	1.36	1.46
$T_{25, \text{cor}}^*$	1.35	1.54	1.36	1.29	1.18	1.36
$p_{25, \text{cor}}^*$	0.86	1.47	1.26	0.72	3.60	3.23
$W_{f, \text{cor}}$	1.38	1.61	1.45	1.33	1.72	1.24

从表 3 可以看出:各组合估计温度模型(以 $p_{25, \text{cor}}^*$ 为拟合参量的 AEM5 和 AEM6 除外)对于发动机健康条件下的其他未知工作状态仍具有较高精度(MSE 不超过 2%),表明组合估计方法具有较好的泛化性;以 $p_{25, \text{cor}}^*$ 为拟合参量的 AEM4 和 AEM1 依旧是精度最高的 2 种组合估计模型形式,其 MSE 不超过 1%。

3.2 性能衰退条件下的验证

依次设定以下各部件的主要性能参数衰退因子为 2%,即高压压气机流量衰退因子($\delta_{\text{hpc}, W}$)、高压压气机效率衰退因子($\delta_{\text{hpc}, \eta}$)、高压涡轮流量衰退因子($\delta_{\text{hpt}, W}$)、高压涡轮效率衰退因子($\delta_{\text{hpt}, \eta}$)、低压涡轮流量衰退因子($\delta_{\text{ipt}, W}$)、低压涡轮效率衰退因子($\delta_{\text{ipt}, \eta}$)。通过模拟发动机单部件性能衰退及多部件性能衰退等情况,得到不同性能衰退条件下的验证数据。

本文选取表 3 中 5 种精度最高的组合估计模型,即以 $n_{\text{pr}, \text{cor}}$, $p_{25, \text{cor}}^*$ 为拟合参量的 AEM1(分别记为 AEM-V1 和 AEM-V2);以 $n_{\text{pr}, \text{cor}}$ 为拟合参量的 AEM3(记为 AEM-V3);以 $n_{\text{pr}, \text{cor}}$, $p_{25, \text{cor}}^*$ 为拟合参量的 AEM4(分别记为 AEM-V4 和 AEM-V5)。以 AEM-V3 为例,其具体参数表达式为

$$T_{4, \text{cor}}^* = \frac{T_{5, \text{cor}}^*}{(1 - \sum_{j=0}^2 a_{3, j} \cdot n_{\text{pr}, \text{cor}}^j) \cdot (1 - \sum_{j=0}^2 a_{4, j} \cdot n_{\text{pr}, \text{cor}}^j)} \quad (21)$$

表 4 给出了 5 种组合估计模型在单部件性能衰退与多部件性能衰退下的性能情况。由于篇幅

问题,表 4 只列出了 2 种多部件性能衰退情况下组合估计模型的性能结果。

表 4 性能衰退条件下温度模型验证的方均根误差
Table 4 Validated MSE of temperature models with deteriorated engine data

验证结果	模型				
	AEM-V1	AEM-V2	AEM-V3	AEM-V4	AEM-V5
健康	1.17	0.86	1.11	1.08	0.72
$\delta_{\text{hpc}, W}$	1.18	0.86	1.11	1.10	0.78
$\delta_{\text{hpc}, \eta}$	1.18	0.87	1.24	1.15	0.76
$\delta_{\text{hpt}, W}$	1.19	0.95	1.19	1.15	0.77
$\delta_{\text{hpt}, \eta}$	1.17	0.88	1.25	1.13	0.79
$\delta_{\text{ipt}, W}$	1.18	0.88	1.16	1.12	0.82
$\delta_{\text{ipt}, \eta}$	1.16	0.85	1.16	1.17	0.80
$\delta_{\text{hpc}, \eta}, \delta_{\text{hpt}, \eta}$	1.18	0.90	1.12	1.12	0.72
$\delta_{\text{hpc}, W}, \delta_{\text{hpt}, \eta}, \delta_{\text{ipt}, \eta}$	1.15	0.85	1.17	1.10	0.71

从表 4 可以看出:5 种组合估计模型对发动机单部件和多部件性能衰退都具有很好的稳定性,其性能与健康条件下的相对变化最大不会超过 15%;AEM-V2 与 AEM-V5(以 $p_{25, \text{cor}}^*$ 为拟合参量的 AEM1 与 AEM4)是精度最高的 2 个模型,其 MSE 不超过 1%。

3.3 温度估计方法的对比

为更形象地说明本文所建立组合估计模型性能的准确性与稳定性,选取 AEM-V5 与已有文献中的 LM,NNM 进行对比。具体包括:发动机健康条件下的性能对比以及随发动机性能衰退程度加剧其性能变化情况对比。

3.3.1 LM 和 NNM 介绍

LM 假定高压涡轮前温度与低涡轮出口温度成线性关系。本文以拟合数据样本点建立 $T_{4, \text{cor}}^*$ 与 $T_{5, \text{cor}}^*$ 的关系式,再用各验证样本进行验证。

NNM 利用神经网络建立 $T_{4, \text{cor}}^*$ 与其他可测参数的非线性关系。本文选取发动机入口总压、总温、高压转速以及低压涡轮出口总温为拟合参量,建立 $T_{4, \text{cor}}^*$ 的神经网络模型。

3.3.2 对比结果分析

本文以高压涡轮流量衰退 1%,2%,3% 为例,给出各方法随发动机性能衰退程度加剧的性

能变化情况. 经计算分析, 3种温度模型的性能对比情况如图3所示. 为更直观表达各方法的精度水平, 图4给出了发动机健康状态下各方法拟合的相对误差.

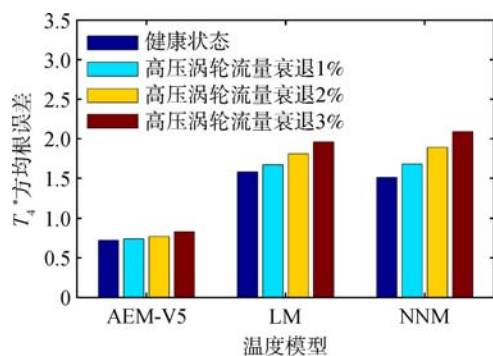


图3 温度估计方法对比结果

Fig. 3 Contrastive result of temperature estimation method

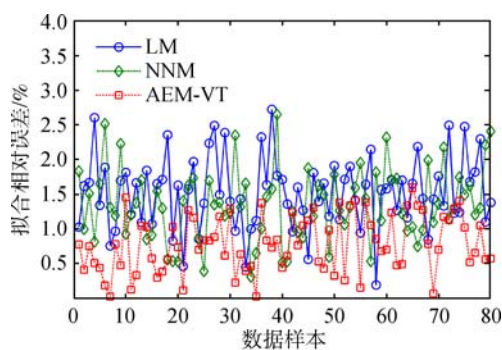


图4 发动机健康状态下温度估计方法的拟合相对误差
Fig. 4 Relative error of temperature estimation method for the health engine

可以看出, 组合估计方法不论在精度上还是在性能衰退的稳定性上面都具有明显优势. 在发动机健康状态下, NNM的估计精度比LM的精度稍高. 随着高压涡轮流量衰退程度的增加, LM与NNM的性能精度急剧下降, 与健康条件下的性能相比, 性能精度的相对变化率分别高达24.1%和38.4%. NNM的精度随着发动机性能衰退程度增加而降低更快, 主要原因是常规NNM的泛化性较差.

4 结论

本文就涡扇发动机高压涡轮前温度的估计问题, 提出了一种利用发动机能量守恒原理与多项式拟合算法的组合估计方法. 经组合估计模型的建立、验证以及与现有估计方法的对比, 可形成以

下结论:

1) 基于发动机能量守恒原理, 建立了高压涡轮前温度的6种组合估计模型, 对于温度模型中的不易测量参数以系数的形式作为整体, 利用多项式拟合算法建立其与可测参数的关系. 经验证组合估计模型具有较好泛化性以及性能稳定性. 与已有文献中的线性拟合方法、神经网络方法相比, 不论在精度上还是在性能衰退的稳定性上面都具有明显优势.

2) 不同的组合估计模型以及温度模型系数的不同拟合参量都会对温度模型的精度产生较大影响. 在实际应用时, 需根据模型本身精度、拟合参量的测量难易程度等具体情况选择相应的组合估计模型.

3) 虽然组合估计方法是针对涡扇发动机高压涡轮前温度提出的, 同样可用于涡扇发动机低压涡轮前温度的估计以及涡轴发动机涡轮前温度的估计.

4) 组合估计方法的拟合与验证都是基于某性能仿真软件进行的, 其具体性能需进一步利用发动机实际使用数据检验、验证.

参考文献:

- [1] SAE Committee E-32. AIR 1872B-1998 guide to life usage monitoring and parts management for aircraft gas turbine engines[S]. USA: SAE International, 2011: 1-56.
- [2] 李洪伟, 叶斌, 蔡娜. 基于概率的航空发动机飞行换算率改进算法[J]. 航空动力学报, 2014, 29(5): 1184-1190.
LI Hongwei, YE Bin, CAI Na. Improved algorithm flight conversion ratio for aero-engine based on probability[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1184-1190. (in Chinese)
- [3] 尉询楷, 杨立, 刘芳, 等. 航空发动机预测与健康[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [4] 洪杰, 张大均, 韩继斌. 航空发动机关键件使用寿命监视系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(1): 45-48.
HONG Jie, ZHANG Dajun, HAN Jibin. Design of life usage monitoring system of aeroengine critical part[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(1): 45-48. (in Chinese)
- [5] Jaw L C. Recent advancements in aircraft engine health management (EHM) technologies and recommendations for the next step[C]//Proceedings of AMSE Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air. Nevada, USA: ASME, 2005: 683-695.
- [6] Paquet M D, Gatlin P K, Cote S M. Usage monitoring: a milestone in engine life management[R]. Monterey, CA, USA: AIAA/SAE/ASME/ASEE 21st Joint Propulsion Conference, 1985.

- [7] Broede J. Design and service experience of engine life usage monitoring systems[R]. Torum Pisa; 5th European Propulsion, 1995.
- [8] Pfoertner H, Rob C. Preparing life usage monitoring for the next decade[C]// Proceeding of the 17th Symposium on Aircraft Integrated Monitoring Systems. Stuttgart; Motoren und Turbinen Union GmbH, 1995: 1-21.
- [9] 陈卫, 程礼, 李全通, 等. 航空发动机监控技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
- [10] 王永旗, 徐可君, 夏毅锐. 基于飞行参数的双发飞机发动机疲劳损伤差异分析[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 101-106. WANG Yongqi, XU Kejun, XIA Yirui. Fatigue damage analysis of aeroengine in twin-engine aircraft based on flight parameters[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 101-106. (in Chinese)
- [11] 王永华, 李本威. 航空发动机关键件循环寿命耗损实时监视软件设计[J]. 航空计算技术, 2004, 34(1): 56-58. WANG Yonghua, LI Benwei. The real-time monitoring software design for engine parts cycle life consuming[J]. Aeronautical Computer Technique, 2004, 34(1): 56-58. (in Chinese)
- [12] 陈永刚, 倪世宏, 黄志宇. 基于飞行数据的航空发动机寿命监视系统设计[J]. 航空发动机, 2002(4): 12-15. CHEN Yonggang, NI Shihong, HUANG Zhiyu. Design of aeroengine life monitoring system based on flight data[J]. Aeroengine, 2004(4): 12-15. (in Chinese)
- [13] Hörl F, Richter K. Monitoring the EJ200 Engine[C]// Proceedings of the 18th Symposium on Aircraft Integrated Monitoring Systems. Stuttgart; Motoren und Turbinen Union GmbH, 1996: 1-20.
- [14] Broede J, Pfoertner H. OLMOS in GAF MRCA Tornado: 10 years of experience with on-board life usage monitoring[R]. AIAA 97-2905, 1997.
- [15] 陈小磊, 郭迎清, 张书刚. 航空发动机寿命延长控制综述[J]. 航空发动机, 2013, 39(1): 17-22. CHEN Xiaolei, GUO Yingqing, ZHANG Shugang. Summary of life extending control for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2013, 39(1): 17-22. (in Chinese)
- [16] Chen C L P, Guo T H. Design of intelligent acceleration schedules for extending the life of aircraft engines[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C: Applications and Reviews, 2007, 37(5): 1005-1015.
- [17] Tinga T, Visser W P J, de Wolf W B, et al. Integrated life analysis tool for gas turbine components[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2000, Munich Germany: ASME, 2000: 1-8.
- [18] 刘葆华, 黄金泉. 基于高压涡轮叶片寿命损耗的航空发动机功率控制[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12): 2836-2841. LIU Baohua, HUANG Jinquan. Aero-engine power control based on life consumption of high pressure turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12): 2836-2841. (in Chinese)
- [19] Benvenuti E. Innovative gas turbine performance diagnostics and hot parts life assessment techniques[C]// Proceedings of the 30th Turbomachinery Symposium. Houston, USA: ASME, 2001: 23-31.
- [20] Carcasci C, Facchini B, Grillo F, et al. Development of diagnostic tools for real time assessment of gas turbine hot gas path component temperatures: a preliminary study[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2002, Netherlands Amsterdam: ASME, 2002: 1-8.
- [21] 富丽新, 张宝诚, 赵春伟. 航空发动机燃烧室和涡轮出口滞止温度相关的研究[J]. 航空动力学报, 1996, 11(2): 202-204. FU Lixin, ZHANG Baocheng, ZHAO Chunwei. Stagnation temperature relative research of combustion and turbine exhaust for aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(2): 202-204. (in Chinese)
- [22] 夏毅锐. 某型发动机高压二级涡轮转子叶片疲劳/持久寿命研究[D]. 山东 烟台: 海军航空工程学院, 2006. XIA Yirui. Fatigue and creep life research of the second high pressure turbine blade for an engine[D]. Yantai Shandong: Naval Aeronautical and Astronautical University, 2006. (in Chinese)
- [23] Roemer M. Testing of a real-time health monitoring and diagnostic system for gas turbine engines[R]. Cleveland, OH: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1998.
- [24] Ghafir M F A, Li Y G, Wang L. Creep life prediction for aero gas turbine hot section component using artificial neural networks[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(3): 031504. 1-031504. 9.
- [25] Herrera C M, Yepifanov S, Loboda I. A comparative analysis of turbine rotor inlet temperature models[R]. British Columbia, Canada: ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2011.

(编辑: 叶 青)