

大涵道比涡扇发动机涡轮监视温度容错解析

赵琳¹, 王曦¹, 宋志平²

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力学院, 北京 100191;
2. 中国人民解放军空军装备研究院 总体论证研究所, 北京 100076)

摘 要: 提出了对大涵道比涡扇发动机涡轮监视温度的容错解析方法, 以避免由于涡轮监视温度传感器故障造成的发动机控制降级, 或未检测到故障导致发动机超温。解析方法包含两种: 一种是基于涡轮排气总温的解析方法作为主解析方法; 另一种是基于空气流量模型的解析方法作为余度解析方法, 用于在主解析温度与测量温度差异较大时进行比较取真。使用发动机试车数据进行了方法验证, 结果显示: 主解析方法的稳态计算误差不超过 0.33%; 余度解析方法的稳态计算误差不超过 0.8%。这表明两种解析方法都是有效的, 可以用于发动机容错控制。

关 键 词: 发动机容错控制; 涡轮监视温度; 容错解析; 涡轮排气总温; 空气流量模型

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Fault tolerance analysis of high-bypass-ratio turbofan engine turbine monitoring temperature

ZHAO Lin¹, WANG Xi¹, SONG Zhi-ping²

- (1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Research Institute on General Development and Evaluation of Equipment,
Equipment Academy of Air Force,
the Chinese People's Liberation Army, Beijing 100076, China)

Abstract: A turbine monitoring temperature analytic method was proposed for fault tolerance of high-bypass-ratio engine, so as to prevent engine control from degrading caused by turbine monitoring temperature sensor failure or overtemperature caused by undetected sensor failure. The analytic method includes two parts: one analytic method is based on turbine total exhaust temperature which is a main analytic unit; the other is based on air flow model as a redundant unit, which is used when the main analytic temperature differs a lot from the measurement temperature. An experiment on engine trial data was carried out. The results show that the main analytic unit's steady state error is less than 0.33%. The redundant unit's steady state error is less than 0.8%. Experiment results show these two analytic units are both valid and suitable for engine fault tolerant control.

Key words: engine fault tolerant control; turbine monitoring temperature; fault tolerance analysis; turbine total exhaust temperature; air flow model

涡轮监视温度是航空发动机控制中的重要限控参数, 在航空发动机的启动、加速和大状态等重要工作状态中被控制使用^[1-2]。在大涵道比涡扇发

动机中, 通常采用低压涡轮第 2 级导向器流场总温 $T_{t4.95}$ 作为这个限控参数^[2]。为了后文叙述方便, 本文中一律将 $T_{t4.95}$ 称为涡轮监视温度, 将低

压涡轮后温度 T_{t5} 称为涡轮排气总温, $T_{t4.95}$ 温度传感器通常采用多支并联的安装模式^[3-6],可能出现的传感器故障通常包括短路、断路和漂移。如果单支或少数几支传感器出现断路故障,则不影响传感器的工作。但是对于传感器的短路和漂移故障,任何一支传感器的故障都将导致涡轮后温度测量的错误。

若控制系统可以检测到 $T_{t4.95}$ 传感器故障,控制系统应进行重构,其逻辑通常为:将涡轮后温度限控回路取消,同步将(高低压)转速限控计划值下调,以性能降级的方式避免发动机超温。若控制系统未能检测到故障,按照错误的参数进行限控,则可能导致超温故障。商用标准“适航规定 33 部”及其咨询通告 AC33.28-1 及美军标 JSSG-2007B (航空发动机三军联合通用规范指南)规定,单一的电子电气故障,不应导致控制系统降级,更不应导致危险故障^[7-8]。而因此,对低压涡轮后温度进行容错解析,可以保证传感器故障下的控制系统正常工作。

随着航空发动机现代数字电子控制技术的发展,容错控制成为航空发动机控制的重要课题。国外先进发动机已经采用“2+1”的容错控制方案,即两套硬件冗余加一套解析软件冗余。对航空发动机重要控制参数进行容错解析正是软件解析的首要内容,正如本文中对涡轮监视温度的解析。国内目前对于涡轮温度解析方面鲜有研究。

本文以大涵道比涡扇发动机(下文简称发动机)为例,对低压涡轮监视温度进行了解析,可以对低压涡轮后温度传感器短路、漂移故障等进行有效容错。

1 涡轮监视温度解析方法

涡轮监视温度解析的总体技术思路是:提出解析方法,利用正常的试车数据(发动机无故障)辨识解析方法中的未知函数关系;然后再利用该函数关系在实际工作中进行参数重构。

1.1 基于涡轮排气总温 T_{t5} 解析

发动机截面符号如图 1 所示。

低压涡轮 4.95 截面与涡轮后 5 截面之间的涡轮功率为^[2]

$$P_{t4.95-5} = h_{4.95} - h_5 = c_p(T_{t4.95} - T_{t5}) \quad (1)$$

其中 $h_{4.95}$, h_5 分别代表截面 4.95 和截面 5 的比焓值; c_p 为比定压热容。而截面 4.95 与截面 5 之间的涡轮膨胀比为

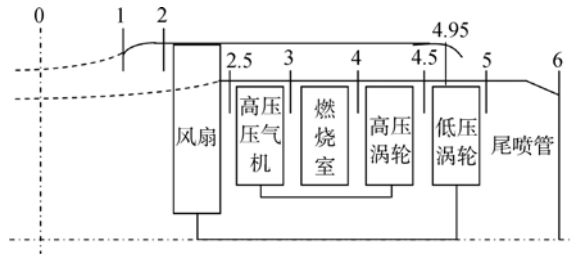


图 1 发动机截面符号图

Fig. 1 Section symbol map of engine

$$\pi_{t4.95-5} = [1 - (1 - T_{t5}/T_{t4.95})/\eta_{t4.95-5}]^{-\gamma/\gamma-1} \quad (2)$$

其中 $\eta_{t4.95-5}$ 为涡轮效率; γ 为比热比。根据式(2), 可以将涡轮功率表示为

$$P_{t4.95-5} = T_{t5} \cdot f_1(\eta_{t4.95-5}, \pi_{t4.95-5}) \quad (3)$$

而根据低压涡轮特性,有

$$\pi_{t4.95-5} = f_2(n_{cor}, \dot{m}_{a_tcor}) \quad (4)$$

$$\eta_{t4.95-5} = f_3(n_{cor}, \dot{m}_{a_tcor})$$

其中 n_{cor} 为低压转子换算转速; $\dot{m}_{a_tcor}$ 为涡轮换算空气流量。联立式(1)、式(3)、式(4),并考虑在发动机共同工作线附近, $\dot{m}_{a_tcor}$ 与 n_{cor} 之间有近似的函数对应关系,因此

$$\Delta T = T_{t4.95} - T_{t5} = T_{t5} \cdot f_4(n_{cor}) \quad (5)$$

按照相似性原则,可按照涡轮排气总温 T_{t5} 换算转速,即: $n_{cor} = n_t / \sqrt{T_{t5}/288}$ 。把算式代入式(5),那么式中 $T_{t4.95}$, T_{t5} , n_t 均为可测参数,则函数 $f_4()$ 可以通过试车数据辨识获得。

通过辨识出的函数 $f_4()$ 即可重构 $T_{t4.95}$ 。即

$$T_{t4.95} = T_{t5} + T_{t5} \cdot f_4\left(\frac{n_t}{\sqrt{T_{t5}/288}}\right) \quad (6)$$

但是,只使用 T_{t5} 进行解析,若根据 T_{t5} 计算的解析数据与 $T_{t4.95}$ 测量数据不一致,则可能是 $T_{t4.95}$ 测量数据故障或解析算法中某个参数传感器故障,无法进行判断,将可能导致控制出错。因此,提出另外一种冗余解析方法^[9-12]。

1.2 基于空气流量模型解析

高压涡轮后总温为 $T_{t4.5}$,可以建立单位焓增的平衡方程如下:

$$h_{4.5} \cdot (\dot{m}_a + \dot{m}_f) - h_{2.5} \cdot \dot{m}_a = \dot{m}_f \cdot H_f \cdot \eta_f - 0.5 \cdot I \cdot \theta^2 \quad (7)$$

其中 $\dot{m}_a$ 为高压压气机空气流量; $\dot{m}_f$ 为燃油流量; H_f 为燃油热值; η_f 为燃烧效率; I 为转动惯量; θ 为转速导数。

又有 $\dot{m}_a = \dot{m}_{acor} \cdot p_{t2.5} / \sqrt{T_{t2.5}}$ ^[13-18], 其中 $p_{t2.5}$

为风扇后总压,则

$$\dot{m}_{\text{cor}} = (\dot{m}_t \cdot H_f \cdot \eta_f - 0.5 \cdot I \cdot \theta^2 - h_{4.5} \cdot \dot{m}_t) \cdot \sqrt{T_{t2.5}} / [(h_{4.5} - h_{2.5}) p_{t2.5}] \quad (8)$$

令

$$h_{4.5} = (h_{t4.95} - h_5) \cdot K + h_5$$

其中 K 为 $T_{t4.95}$ 传感器后几级涡轮在整个低压涡轮分配的功率比例. 工程上,不妨认为该比例基本不变,可以使用设计点比例. 那么式(8)中除 $\dot{m}_{\text{cor}}$ 外,所有参数均可测或可通过可测参数计算获得.

$\dot{m}_{\text{cor}}$ 为高压压气机换算流量,在发动机工作过程中,高压压气机通常在共同工作线附近,可以认为高压压气机换算流量与高压压气机换算转速之间有近似的函数关系. 即

$$\dot{m}_{\text{cor}} = g(n_{\text{hcor}}) \quad (9)$$

联立式(8)和式(9),则可以根据试车数据辨识出函数 $g()$. 根据函数 $g()$ 可以近似重构

$$h_{4.5} = [(\dot{m}_t \cdot H_f \cdot \eta_f - 0.5 \cdot I \cdot \theta^2) + h_{2.5} \cdot g(n_{\text{hcor}}) \cdot p_{t2.5} / \sqrt{T_{t2.5}}] / [g(n_{\text{hcor}}) \cdot p_{t2.5} / \sqrt{T_{t2.5}} + \dot{m}_t] \quad (10)$$

又有 $h_{4.5} = c_p \cdot T_{t4.5}^{[2]}$, 则 $T_{t4.5}$ 可求.

与第 1.1 节中所述方法近似,有

$$\Delta T = T_{t4.5} - T_{t4.95} = T_{t4.5} \cdot \varphi(n_{\text{hcor}}) = T_{t4.5} \cdot \varphi(n_t / \sqrt{T_{t4.5}} / 288) \quad (11)$$

$T_{t4.5}$ 可以通过式(10)计算求得, n_t , $T_{t4.95}$ 可测,则式(11)中的函数 $\varphi()$ 同样可通过试车数据辨识获得.

在实际的容错控制中,可以使用辨识获得的函数 $g()$ 和 $\varphi()$ 重构 $T_{t4.95}$. 令

$$\Delta h = \dot{m}_t \cdot H_f \cdot \eta_f - 0.5 \cdot I \cdot \theta^2$$

$$g = g(n_{\text{hcor}})$$

$$\varphi =$$

$$\varphi = \left[\frac{n_{\text{hcor}} \cdot \sqrt{288} \cdot (g \cdot p_{t2.5} + \dot{m}_t \cdot \sqrt{T_{t2.5}}) \cdot c_p}{\sqrt{\Delta h} \cdot \sqrt{T_{t2.5}} + h_{2.5} \cdot g \cdot p_{t2.5}} \right]$$

则

$$T_{t4.95} = (\Delta h \cdot \sqrt{T_{t2.5}} + h_{2.5} \cdot g \cdot p_{t2.5}) \cdot (1 - \varphi) / (g \cdot p_{t2.5} \cdot c_p + \dot{m}_t \cdot \sqrt{T_{t2.5}} \cdot c_p) \quad (12)$$

2 试车数据方法验证

以某型大涵道比涡扇发动机为例,对涡轮监视温度 $T_{t4.95}$ 解析方法进行试验验证. 采用同一台大涵道比涡扇发动机的两次试车数据进行验证工作. 第 1 组试车数据用于函数 $f_4()$, $g()$ 和 $\varphi()$ 的

辨识;第 2 组试车数据用于发动机工作过程的涡轮监视温度 $T_{t4.95}$ 重构.

2.1 对基于涡轮排气总温 T_{t5} 解析方法的验证

函数 $f_4()$ 辨识结果如表 1 所示,表中的数值都为相对值.

表 1 辨识得到的函数 $f_4()$

Table 1 Function $f_4()$ get by identification

$n_{\text{hcor}}/\%$	$f_4()/\%$	$n_{\text{hcor}}/\%$	$f_4()/\%$
0.3	0.059	0.7	0.159
0.4	0.070	0.8	0.204
0.5	0.097	0.9	0.260
0.6	0.124	1.0	0.301

根据辨识得到的函数 $f_4()$, 可以重构 $T_{t4.95}$. 通过第 2 组试车数据验证结果如下.

第 2 组试车数据中选取了两个数据段:一段为转速被慢推至最大(600~1300 s);另一段为转速被快推至最大(1390~1490 s),如图 2、图 3 所示,其中红色线是使用解析方法计算得到数据,蓝色线是试车数据. 图 2 中左上角的小图是对某段曲线进行子局部放大,可以看到在慢推过程中,解析计算得到的 $T_{t4.95}$ 数据线与实际试平的 $T_{t4.95}$ 几乎重合. 稳态误差小于 0.27%. 动态误差不超过 1.4%.

图 3 是转速快推到最大情况下的解析计算温度与实际试平温度对比图,从图 4 右上角的放大图上可以看出,快推的误差要比慢推稍大一些,但是稳态误差不超过 0.33%. 动态误差不超过 4%. 可见解析计算结果是可以信赖的.

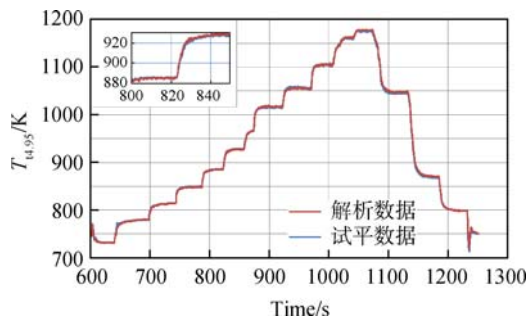


图 2 慢推解析计算 $T_{t4.95}$ 与试平 $T_{t4.95}$ 对比图
(基于涡轮排气总温 T_{t5} 解析)

Fig. 2 Comparison diagram between calculation $T_{t4.95}$ and thrial data $T_{t4.95}$ when parameter changed slowly (analysis based on turbine total exhaust temperature T_{t5})

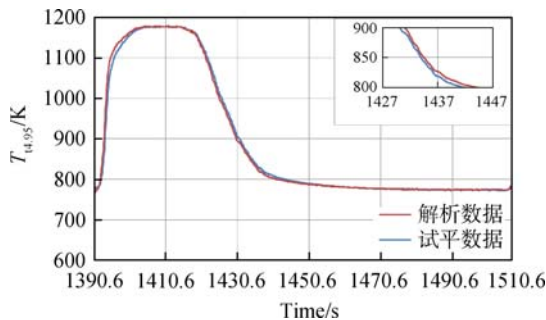


图 3 快推解析计算 $T_{t4.95}$ 与试平 $T_{t4.95}$ 对比图
(基于涡轮排气总温 T_{t5} 解析)

Fig. 3 Comparison diagram between calculation $T_{t4.95}$ and trial data $T_{t4.95}$ when parameter changed apace (analysis based on turbine total exhaust temperature T_{t5})

2.2 基于空气流量模型解析方法的仿真验证

同样的两组试车数据,对基于空气流量模型的解析方法进行验证,首先是基于第 1 组试车数据辨识得到的函数 $g()$ 和 $\varphi()$,如表 2、表 3 所示,其中,函数 $\varphi()$ 取为相对值。

表 2 辨识得到的函数 $g()$

Table 2 Function $g()$ get by identification

$n_{hcor}/\%$	$g()/(\text{kg/s})$	$n_{hcor}/\%$	$g()/(\text{kg/s})$
0.55	9.243	0.80	18.238
0.60	9.606	0.85	21.081
0.70	12.135	0.9	23.217
0.75	15.031	0.95	23.902

表 3 辨识得到的函数 $\varphi()$

Table 3 Function $\varphi()$ get by identification

$n_{hcor}/\%$	$\varphi()/\%$	$n_{hcor}/\%$	$\varphi()/\%$
0.3	0.0116	0.7	0.0304
0.4	0.0150	0.8	0.0356
0.5	0.0182	0.9	0.0463
0.6	0.0238	1.0	0.0529

根据辨识得到的函数 $g()$ 和 $\varphi()$,即可根据式(12)重构 $T_{t4.95}$,验证方法与 2.1 节相同,结果如图 4、图 5 所示。

图 4 表明了,在慢推过程中,解析计算得到的 $T_{t4.95}$ 与实际试平的 $T_{t4.95}$ 相差较小,稳态误差小于 0.8%,动态误差小于 2.5%。

从图 5 中可以看出,快推过程的误差较大,这个误差主要是跟随误差,跟随时间不超过 0.3 s。

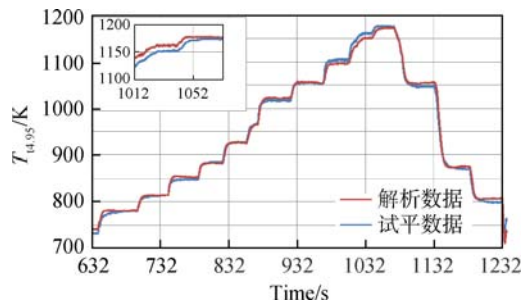


图 4 慢推解析计算 $T_{t4.95}$ 与试平 $T_{t4.95}$ 对比图
(基于空气流量模型解析)

Fig. 4 Comparison diagram between calculation $T_{t4.95}$ and trial data $T_{t4.95}$ when parameter changed slowly (analysis based on air flow model)

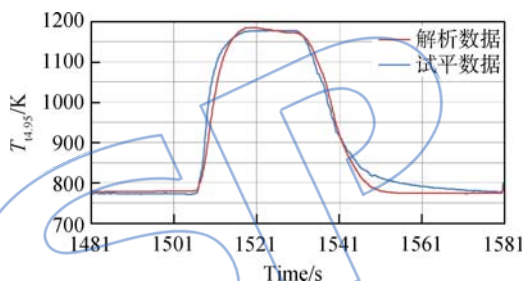


图 5 快推解析计算 $T_{t4.95}$ 与试平 $T_{t4.95}$ 对比图
(基于空气流量模型解析)

Fig. 5 Comparison diagram between calculation $T_{t4.95}$ and trial data $T_{t4.95}$ when parameter changed apace (analysis based on air flow model)

分析认为,这是因为温度传感器的惯性导致的误差。由于温度传感器的惯性环节比较复杂,难以准确模拟,而且容错控制主要考虑的是稳态误差,动态误差不应作为监控判断的标准,本次快推过程的稳态误差小于 0.8%。

试验结果表明:基于空气流量模型的解析方法误差大于基于涡轮排气总温 T_{t5} 解析方法,基于涡轮排气总温 T_{t5} 解析方法的稳态计算误差小于 0.33%,是一种可靠的解析方法,基于空气流量模型的解析方法虽然误差精度稍差,但作为冗余解析方法也满足了需求。

3 结 论

1) 所提出的涡轮监视温度 $T_{t4.95}$ 解析方法使用了辨识方法获得解析方法中的未知函数,这可以最大限度地吸收传感器测量误差、忽略低压涡轮后少量冷却空气导致的误差以及计算中使用的近似函数关系导致的误差,这使得解析的 $T_{t4.95}$ 误

差很小,尤其是稳态误差,基于涡轮排气总温 T_{t5} 解析方法的稳态误差小于 0.33%,而基于空气流量模型的解析方法稳态误差小于 0.8%。

2) 由于基于涡轮排气总温解析方法的准确度更高,可将其作为主解析方法,而将基于空气流量模型的解析方法作为余度解析方法。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [3] Liu K K, Valerdi R, Rhodes D H, et al. The F119 engine: a success story of human systems integration in acquisition[J]. Defence Acquisition Review Journal, 2010, 17(2): 284-301.
- [4] Merrill W C, Delaat J C, Bruton W M. Advanced detection, isolation, and accommodation of sensor failures-real-time evaluation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1988, 11(6): 517-526.
- [5] Swan J A, Vizzini R W. Analytical redundancy design for improve engine control reliability, final review[R]. AIAA 88-3176, 1988.
- [6] 肖翔. 涡扇发动机传感器故障诊断与容错控制研究[D]. 西安:西北工业大学,2004.
- [7] Air Force of America. JSSG-2007A Joint service specification guide engines: engines, aircraft, turbine[S]. [S. l.]: Air Force of America, 2007: 261-374.
- [8] Federal Aviation Administration. AC 33.28-1 Compliance criteria for 14 CFR § 33.28, aircraft engines, electrical and electronic engine control systems[S]. [S. l.]: Federal Aviation Administration, 2001: 16-29.
- [9] SUN Jianguo, Vasilyev V, Hyasov B. Advanced multivariable control systems of aeroengines[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.
- [10] 胡昌花,许化龙. 控制系统故障诊断与容错控制的分析和设计[M]. 北京:国防工业出版社,2000.
- [11] 蒋平国,姚华,孙健国. 航空发动机数控系统执行机构回路故障诊断和容错控制方法[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 282-286.
- JIANG Pingguo, YAO Hua, SUN Jianguo. Method of fault diagnosis and fault-tolerant control for actuator loop in aeroengine digital control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 282-286. (in Chinese)
- [12] 韩晓娜,陈朝旭,缙林峰. 一类传感器故障的主动容错控制[J]. 西北大学学报:自然科学版, 2010, 40(1): 39-42.
- HAN Xiaona, CHEN Zhaoxu, GOU Linfeng. Active fault tolerant control for sensor failure[J]. Journal of Northwest University: Natural Science Edition, 2010, 40(1): 39-42. (in Chinese)
- [13] Huzmezan M, Maciejowski J M. Reconfigurable flight control during actuator failure using predictive control[C]// Proceeding of 14th International Federation of Automatic Control (IFAC) World Congress. Beijing: IFAC, 1999: 301-306.
- [14] Zhou D H, Frank P M. Fault diagnostics and fault tolerant control[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(2): 420-427.
- [15] Lu B, Wu F, Kim S W. Switching LPV control of an F-16 aircraft via controller state reset[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(2): 20-23.
- [16] Isermann F. Model-based fault-detection and diagnosis-status and applications[J]. Annual Reviews in Control, 2005, 29(1): 71-85.
- [17] 孔祥兴,王曦. 航空发动机双重传感器故障诊断逻辑研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2599-2608.
- KONG Xiangxing, WANG Xi. Research on aeroengine's double sensor fault diagnosis logic[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2599-2608. (in Chinese)
- [18] 鲁峰,黄金泉,陈煜. 航空发动机部件性能故障融合诊断方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1649-1653.
- LU Feng, HUANG Jinquan, CHEN Yu. Research on performance fault fusion diagnosis of aero-engine component[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1649-1653. (in Chinese)