

文章编号: 1000-8055(2010)03-0687-04

涡扇发动机风扇及压气机特性监测中的 流量估算方法

赵琳¹, 樊丁¹, 吕鸿雁²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 上海工程技术大学 飞行学院, 上海 201620)

摘 要: 为了监测风扇及压气机的特性漂移, 提出了一种气体流量估算方法. 这种方法通过联立求解内、外涵出口静压平衡关系、尾喷口流量关系及焓增流量关系 4 个流量平衡方程, 对气体流量进行估算. 同时, 通过计算确定传感器偏差标志参数, 可区分离传感器误差对流量估算的影响. 仿真了不同状态下部件特性及传感器误差分别漂移 2% 的情况, 结果表明, 这种方法可以监测到风扇、压气机的特性漂移, 并将其与传感器误差漂移有效区分.

关 键 词: 涡扇发动机; 部件监控; 部件特性漂移; 传感器误差漂移; 气体流量估算

中图分类号: V231

文献标识码: A

Flow estimation in fan and compressor characteristic monitoring of turbofan engine

ZHAO Lin¹, FAN Ding¹, LÜ Hong-yan²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. College of Flight Technology,

Shanghai University of Engineering Science, Shanghai 201620, China)

Abstract: A method about air flow estimation for fan and compressor characteristic drift monitoring in turbofan engine was presented in this paper. Air flow was estimated by solving four flow balance equations, including balance equation with exit pressure of internal bypass and external bypass, relationship of nozzle flow, relationship of enthalpy increase flow. By calculating and determining the symbol parameter of sensor error, the influences of sensor error on flow estimation can be separated. Two percent of drift either in sensor error or in components characteristic was simulated. It indicates that this method can observe the fan and compressor characteristic drift and separate it from sensor error drift.

Key words: turbofan engine; components monitor; components characteristic drift; sensors error drift; air flow estimation

航空发动机的部件特性监测是一个传统的监测和健康管理项目^[1-3], 随着发动机先进的控制技术的发展, 对部件特性监测的要求越来越高. 先进的控制方法, 如寻优控制等^[4-5], 为充分发掘发动

机的性能, 通常要较精确的限制风扇和压气机的稳定裕度, 以稳定裕度作为寻优过程的一项约束条件. 精确限制稳定裕度依赖于风扇或压气机特性模型, 如果风扇或压气机上积尘或者打伤变形,

收稿日期: 2009-02-25; 修订日期: 2009-07-08

作者简介: 赵琳(1979-), 女, 辽宁铁岭人, 博士生, 研究领域为发动机控制. E-mail: echo_com@126.com

则其部件特性会出现漂移,若还是按照原有的模型进行寻优约束,则可能导致发动机的不稳定^[6].因而先进的控制方法必须匹配以先进的监控方法,应能够准确的监控风扇和压气机的特性漂移,且还要有较快的监测速度.

1 风扇及压气机特性监测

轴流式风扇及压气机特性由压比特性和效率特性构成,表示为

$$\pi_k = f(n_{cor}, W_{cor}), \quad \eta_k = g(n_{cor}, W_{cor}) \quad (1)$$

当风扇和压气机有性能漂移后(健康衰退),压比特性和效率特性均将有所变化.工程上,压比特性对故障更敏感,不易被传感器的噪声淹没,因而更适合于风扇和压气机特性监测.对于三代以上采用 FADEC(全权限数字电子控制)的航空发动机而言,换算转速、风扇后压力和高压压气机后压力均可测,因而只需计算换算流量即可对风扇及压气机特性进行验证监测.

2 气体流量的计算方法

本文将利用先进航空发动机的常用测量参数,根据涡轮及外涵出口的静压平衡关系、喷口处流量关系、焓增流量关系,建立流量平衡方程.

2.1 静压平衡下的流量关系

内外涵出口的静压相同,可以根据静压相同构建流量平衡方程.内涵出口气体的总温为 T_{6int}^* 、总压为 p_{6int}^* 、静压为 p_6 ,则内涵出口的马赫数为

$$Ma_{6int} = \sqrt{\left[\left(\frac{p_{6int}^*}{p_6} \right)^{\frac{\kappa_{6int}-1}{\kappa_{6int}}} - 1 \right] \cdot \frac{2}{\kappa_{6int}-1}} \quad (2)$$

其中 κ_{6int} 为内涵出口气体的等熵指数.可以得到内涵出口的静温为

$$T_{6int} = T_{6int}^* \left/ \left(1 + \frac{\kappa_{6int}-1}{2} \cdot Ma_{6int}^2 \right) \right. \quad (3)$$

气体出口的速度为

$$v_{6int} = Ma_{6int} \cdot \sqrt{\kappa_{6int} \cdot R \cdot T_{6int}} \quad (4)$$

令 S_{6int} 为内涵出口通道面积,则内涵气体出口流量为

$$W_{6int} = \frac{p_6}{R \cdot T_{6int}} \cdot v_{6int} \cdot S_{6int} = p_6 \cdot S_{6int} \cdot \sqrt{2\kappa_{6int} \cdot \left[\left(\frac{p_{6int}^*}{p_6} \right)^{\frac{2\kappa_{6int}-2}{\kappa_{6int}}} - \left(\frac{p_{6int}^*}{p_6} \right)^{\frac{\kappa_{6int}-1}{\kappa_{6int}}} \right] \cdot R \cdot T_{6int}^* \cdot (\kappa_{6int} - 1)} \quad (5)$$

式(5)中涡轮后总温 T_{6int}^* 、总压 p_{6int}^* 对于较先进的发动机均为可测参数, κ_{6int} 可由气体温度和燃气成分计算.因而式(5)是内涵流量与 p_6 的关系式.

对于外涵,其 p_{6ext}^* 和 T_{6ext}^* 一般不直接测量,但是可以由风扇后参数估算,即 $T_{6ext}^* = T_2^*$, $p_{6ext}^* = p_2^* \cdot \eta_{ext}$, 其中 η_{ext} 为外涵的总压恢复系数,工程计算上可以取定值.则可以同样求解 v_{6ext} , 并构造外涵流量与 p_6 的关系式

$$W_{6ext} = p_6 \cdot S_{6ext} \cdot \sqrt{2\kappa_{6ext} \cdot \left[\left(\frac{p_{6ext}^*}{p_6} \right)^{\frac{2\kappa_{6ext}-2}{\kappa_{6ext}}} - \left(\frac{p_{6ext}^*}{p_6} \right)^{\frac{\kappa_{6ext}-1}{\kappa_{6ext}}} \right] \cdot R \cdot T_{6ext}^* \cdot (\kappa_{6ext} - 1)} \quad (6)$$

联立式(5)、式(6),则构成了 W_{6ext} 与 W_{6int} 的静压平衡关系式.

2.2 喷口临界面积流量关系式

令喷口总温 T_8^* 、总压 p_8^* 、临界面积 S_8 , 如果

$$p_8^* \geq p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa_8 - 1}{2} \right)^{\frac{\kappa_8}{\kappa_8 - 1}}, \text{ 则非加力状态下有}$$

$$W_{6ext} + W_{6int} = \frac{p_8^*}{R \cdot T_8^*} \cdot \left(\frac{\kappa_8 + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa_8 - 1}} \cdot \frac{2 \cdot \sqrt{\kappa_8}}{\sqrt{\kappa_8 + 1}} \cdot R \cdot T_8^* \cdot S_8 \quad (7)$$

若 $p_8^* < p_0 \cdot [1 + (\kappa_8 - 1)/2]^{\frac{\kappa_8}{\kappa_8 - 1}}$, 则非加力状态下有

$$W_{6ext} + W_{6int} = \frac{p_0 \cdot S_8 \cdot \sqrt{\kappa_8}}{\sqrt{T_8^*} \cdot \left(\frac{p_0}{p_8^*} \right)^{\frac{\kappa_8 - 1}{\kappa_8}}} \quad (8)$$

一般情况下,总温 T_8^* 、总压 p_8^* 在发动机装机条件下不测量,必须根据其他可测参数计算 T_8^* 及 p_8^* ,在非加力状态下有

$$T_8^* = T_6^* =$$

$$\frac{\frac{\kappa_{6int} \cdot R}{\kappa_{6int} - 1} \cdot T_{6int}^* \cdot W_{6int} + \frac{\kappa_{6ext} \cdot R}{\kappa_{6ext} - 1} \cdot T_{6ext}^* \cdot W_{6ext}}{\frac{\kappa_{6int} \cdot R}{\kappa_{6int} - 1} \cdot W_{6int} + \frac{\kappa_{6ext} \cdot R}{\kappa_{6ext} - 1} \cdot W_{6ext}} \quad (9)$$

理想情况下的混合过程是动量守恒的,建立混合室处的动量守恒方程,并将式(4)代入就可以

计算出混合气体速度 v_6

$$v_6 = \frac{v_{6int} \cdot W_{6int} + v_{6ext} \cdot W_{6ext}}{W_{6int} + W_{6ext}}$$

则理想情况下混合后气体总压为

$$p_6^* = p_6 \cdot \left(\frac{T_6^*}{T_6^* - v_6 \cdot v_6 \cdot \frac{\kappa_6 - 1}{2 \cdot \kappa_6}} \right)^{\frac{\kappa_6}{\kappa_6 - 1}} \quad (10)$$

实际条件下,必须考虑混合过程的总压损失以及加力燃烧室、喷口的流动损失,即 $p_8^* = \eta_b \cdot p_6^*$,其中 η_b 为总压恢复系数.则通过其他可测参数构造参数 T_8^* 和 p_8^* ,进而根据式(7),(8)建立非加力状态的喷口临界面积处的流量关系.

2.3 焓增流量关系式

发动机的进口截面和内外涵出口截面之间的焓增可表示为

$$h = \int_0^{T_{ext}} c_p^{6ext}(t) dt \cdot W_{6ext} + \int_0^{T_{int}} c_p^{6int}(t) dt \cdot W_{6int} - \int_0^{T_f} c_p^0(t) dt \cdot (W_{6ext} + W_{6int} - w_f) \quad (11)$$

其中 w_f 为供油量, $c_p^{6ext}(t)$ 为外涵道6截面处气体的随温度变化的比热容.令 H_f 为燃油热值, ξ 为燃烧效率,则加入的热量

$$h = w_f \cdot H_f \cdot \xi \quad (12)$$

在稳定状态下,式(11),(12)相等,则可联立为

$$\int_0^{T_{ext}} c_p^{6ext}(t) dt \cdot W_{6ext} + \int_0^{T_{int}} c_p^{6int}(t) dt \cdot W_{6int} - \int_0^{T_f} c_p^0(t) dt \cdot (W_{6ext} + W_{6int} - w_f) = w_f \cdot H_f \cdot \xi \quad (13)$$

对于式(13)中的供油量 w_f ,部分发动机机载状态下不直接测量,但是多数发动机均可以测量主燃油计量活门的开度或者主燃油总管压力,则可以估算主燃油流量 w_f ,估算方法不赘述.

2.4 流量关系联立求解

式(5),(6),(7)和式(13)构成了关于内外涵出口流量的非线性矛盾方程组,可以采用梯度优化方法求最小二乘解.步骤如下:

1) 选取涡轮出口流量初值 W_{6ext} ,代入式(6)中求解 p_6 ,将 p_6 代入式(5)中计算 W_{6int} ;将 W_{6ext} 和 W_{6int} 分别代入式(7)和式(13),可以计算这两个等式左右的相对偏差,表示为 Δ_1, Δ_2 ,令 $J = \Delta_1 + \Delta_2$.

2) 令 $W_{6ext}' := W_{6ext} + \varepsilon$ (ε 为一个较小的数,“ $:=$ ”表示赋值),重新按照步骤1)的方法计算 $J'; W_{6ext}'' := W_{6ext} + 2\varepsilon$,也可计算 J'' .

3) 若 $|(J - J')/\varepsilon| < \omega$ (ω 为计算收敛门值),则结束计算,得到 W_{6ext}, W_{6int} 和方差 J ;否则继续计算 $W_{6ext} := W_{6ext} - \varepsilon \cdot \frac{J - J''}{2J' - J - J''}$ 并返回步骤1)迭代.

若忽略内涵道的气体泄漏,则高压压气机的进口流量为 $W_{hp} = W_{6int} - W_f, W_{fan} = W_{hp} + W_{6ext}$ (下标 hp 代表高压,下标 fan 代表风扇),如果计算中的测量参数准确,则 J 必为零,实际由于参数测量误差、计算误差,导致 J 有一定的偏差.如果相关的传感器故障后,偏差会增大,就会超出 J 正常的范围.因而可通过误差标志 J 的计算值和正常范围值,将传感器测量导致的偏移和流量特性的实际偏移隔离.

可用蒙特卡罗方法^[7]确定 J 的正常范围.假设有 N 个传感器,选取一个基准状态,一组基准的无偏参数测量值为 c_i ,传感器的相对误差为 $\pm e_i$,选取一组随机数 s_i ,构造一组测量值 $c_i + e_i \cdot s_i$,求解计算偏差 J ,当所选取的随机数足够多时,就可以得到 J 的偏差分布,可以按照一定的置信度要求,确定 J 的正常范围.

由于流量计算过程的迭代参数只有 W_{6ext} ,属于求解单参数的非线性方程,计算速度较快,仿真过程中单步的平均计算量约为 9 000 次加法计算,可以满足实时监控需要.

3 简 例

以某型混合排气涡扇发动机的动态特性计算程序为基础,仿真验证风扇流量计算方法,如表1所示.选取了发动机的两个工作状态,分别仿真风扇正常、风扇特性漂移、相关监测传感器漂移三种情况.选取的控制规律为:根据进气总温和油门手柄位置,通过控制调节主燃油流量,实现高压转速控制计划;喷口面积按照落压比控制计划和最小喷口限制计划复合控制.正常的传感器测量精度均高于 0.1%,在精度范围内随机选取一组传感器测量精度,可计算得到 98% 置信度下正常传感器的 $J < 0.0078$.

在发动机的两个工作状态下,分别设计了部件漂移和传感器漂移的仿真试验.第一个试验中模拟了风扇特性漂移,即等换算转速的流量压比线向低流量偏移 2%;第二个试验中模拟了主燃

表 1 某型涡扇发动机风扇流量计算仿真验证
Table 1 Turbofan engine air flow simulation test

发动机 状态	风扇和传 感器状态	仿真测量参数及其传感器相对误差						计算风	正常风	模拟风	误差 标志 <i>J</i>
		风扇后 总压/ Pa	风扇后 总温/ K	主燃油流 量/ (kg/ s)	涡轮后 总温/ K	涡轮后内 涵总压/ Pa	喷口面 积/ m ²	扇流量/ (kg/ s)	扇流量/ (kg/ s)	扇流量/ (kg/ s)	
	风扇正常	309766.6 (0.06%)	414.4 (-0.07%)	1.3791 (-0.09%)	996.5 (-0.06%)	284801.1 (0.06%)	0.3036 (0.02%)	116.78	116.51	116.51	0.0024
$H=0\text{ m}$, $Ma=0$, $n_2=98\%$	风扇特性	307707.4 (0.06%)	414.5 (-0.07%)	1.3687 (-0.09%)	996.1 (-0.06%)	282807.5 (0.06%)	0.3037 (0.02%)	116.07	118.15	115.79	0.0025
	漂移										
	传感器 漂移	309766.6 (0.06%)	414.4 (-0.07%)	1.4079 (2%)	996.5 (-0.06%)	284801.1 (0.06%)	0.3036 (0.02%)	118.25	116.51	116.51	0.0175
	风扇正常	133821.8 (0.06%)	364.1 (-0.07%)	0.5309 (-0.09%)	859.1 (-0.06%)	122953.0 (0.06%)	0.3001 (0.02%)	53.95	53.84	53.84	0.0028
$H=9000\text{ m}$, $Ma=0.75$, $n_2=92\%$	风扇特性	133411.8 (0.06%)	364.3 (-0.07%)	0.5286 (-0.09%)	858.6 (-0.06%)	122539.5 (0.06%)	0.3001 (0.02%)	53.80	54.78	53.69	0.0029
	漂移										
	传感器 漂移	133821.8 (0.06%)	364.1 (-0.07%)	0.5309 (-0.09%)	842.4 (-2%)	122953.0 (0.06%)	0.3001 (0.02%)	54.6447	53.84	53.84	0.179

油流量(计量活门开度)传感器和涡轮后温度传感器的误差漂移,传感器测量参数较真值变化 2%。故障模拟情况和计算结果如表 1 所示。

从计算结果可以看出,对于风扇特性的漂移,相同换算转速、相同增压比下的计算流量与正常流量特性有明显差别,证实了通过流量计算监测风扇状态是可行的;而当传感器出现漂移故障后,计算流量和正常流量虽然也不相符,但误差系数 J 超过了正常的范围,表明可将风扇故障与传感器故障隔离。由于风扇特性的漂移通常是连续的,而不会仅仅是单点漂移,可以通过多状态监测来提高监测的可靠性,表 1 中也可看出,当风扇特性漂移后,两个状态的计算结果都有明显差别。

4 结束语

随着全权限数控的发展,先进发动机的测量参数和测量精度不断提高,为精确的监测方法提供了基础和平台。本文提出的气体流量计算方法,不仅可以应用于风扇和压气机的特性监测,还可

用于直接推力控制中的推力估算、进气道控制中的流量监测等其他领域。

参考文献:

[1] Simon D L. An overview of the NASA aviation safety program propulsion health monitoring element [R]. AIAA-2000-3624.

[2] Vittal S, Hajela P. Review of approaches to gas turbine life management [R]. AIAA-2004-4372.

[3] Green A J. The development of engine health monitoring for gas turbine engine health and life management [R]. AIAA-1998-3544.

[4] Roemer M, Rochester N Y. Testing of a real-time health monitoring and diagnostic system for gas turbine engines [R]. AIAA-1998-3603.

[5] Adibhatla S, Brown H, Gastineau Z. Intelligent engine control [R]. AIAA-92-3484.

[6] Scala S, Konrad M, Mason R, et al. Sensor requirements to monitor the real time performance of a gas turbine engine undergoing compressor blade erosion [R]. AIAA-2004-3548.

[7] 姚姚. 蒙特卡罗非线性反演方法及应用 [M]. 北京: 北京冶金地质出版社, 1997.