

涡扇发动机熄火故障在线检测方法

王玉东

(中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 采用机载可测量的高压转子物理转速、低压转子物理转速和发动机进口总压等参数,建立了基于换算加速率的熄火故障在线检测方法。经全包线发动机工况计算仿真和试验验证,熄火过程的高低压转速加速度幅值为减速和喘振过程的1.5~5.0倍,高压轴断裂过程的高压转子加速度幅值是熄火过程的6.0~10.0倍,低压轴断裂过程的低压转速加速度幅值是熄火过程的2.0~3.5倍。这些特征能够将熄火与减速、喘振和断轴等瞬态过程明确区分。经发动机试车验证,该方法检测时间为0~0.3 s,检测率100%,未发现误检和漏检。

关 键 词: 涡扇发动机; 熄火故障; 转速加速度; 逻辑; 机载检测

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

On-line detection method of flameout in turbofan engine

WANG Yudong

(Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: The on-board measured parameters including high pressure rotor speed, low pressure rotor speed and engine inlet total pressure were used to establish the flameout on-line detection method based on the corrected change rates of these physical speeds. According to engine states modulations in the whole envelop and engine tests, the amplitude of change rates of high and low pressure rotor speeds in flame out process was 1.5—5.0 times that in deceleration and surge process, the amplitude of change rate of high pressure rotor speed in high pressure shaft fracture process was 6.0—10.0 times that in flameout process, and the amplitude of change rate of low pressure rotor speed in low speed pressure shaft fracture process was 2.0—3.5 times that in flameout process. With these properties, the detection method could clearly distinguish flameout process from other transient processes such as deceleration, surge and shaft fracture. Being verified in engine tests, the detection time was 0—0.3 s, the detection rate of this method was 100%, and no false or missed detection had been found.

Key words: turbofan engine; flameout; rate of change of speed; logic; onboard detection

对于飞机而言,发动机空中停车^[1-3]是一种危害性较大的故障或事件,有时甚至导致机毁人亡

的严重后果。吸雨引起的发动机非预期性熄火是空中停车的一类重要原因。发动机熄火后,如果

收稿日期: 2020-10-16

作者简介: 王玉东(1981—),男,高级工程师,博士,主要从事航空发动机总体性能方案设计技术研究。

E-mail: wangyd05@163.com

引用格式: 王玉东. 涡扇发动机熄火故障在线检测方法[J]. 航空动力学报, 2021, 36(7): 1406-1416. WANG Yudong. On-line detection method of flameout in turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7): 1406-1416.

能在停转或达到低转速稳态风车之前利用剩余转速进行再点火或惯性起动^[4-7],则能够及时消除安全性风险。因此,发动机研制时,除按照适航规章的要求^[8-9]考虑发动机及其部件的吸雨、吞水等性能外^[10-14],还应当进行自动控制功能设计,以保证能够在熄火后的短时间内进行自动熄火检测和自动再点火、再起动。

在发动机试车台上,可以采用多种传感器或监视装置来检测发动机熄火,也有充足的时间去处理熄火故障。但在航线飞行中,只能采用发动机机载测量的有限的转速、温度或压力信号进行熄火检测。

航线实时熄火检测的准确性和及时性直接关系到后续的再点火、再起动等处理措施的有效性。熄火后发动机状态急剧下降,再点火时间窗口往往只有几秒到几十秒。此后,发动机进入低转速稳定风车转动状态,只能靠正常的空中辅助起动或风车起动使发动机重新回到工作状态。

基于发动机熄火后的气动、热力和动力学变化特征,有望得到应用于机载的快速熄火检测方法。一般来说,航空发动机机载的测量参数包括总压、静压、总温、转速和振动等信号。其中,转速信号具有测量精度高、响应时间短的特点,是进行熄火检测的最佳参数。与此对比明显的是,温度信号的测量存在响应时间长、测量精度低的不利特征,不宜作为快速检测熄火的依据。

由于保密或技术封锁等原因,熄火检测方法相关的文献较少。总地来说,在燃烧室部件试验台或核心机/整机试车台上进行熄火检测更为便利,如陈苗苗、席文雄等^[15-16]研究了火焰图像技术在燃烧室熄火试验中的应用。而在机载飞行环境下,由于测量参数少,要求的计算速度快,判断熄火相对困难。张韬等^[17]在燃烧室试验时,采用观察窗观察火焰熄灭或测量燃烧室出口温度下降幅度的方法判定熄火。这种方法需要在工作环境较恒定的试验台进行人工观察或燃烧室出口总温测量,且判定时间较长,不适合机载使用。在发动机服役工作时,由于环境复杂多变,突然的状态变化(失速/喘振或减速)或外物吸入(吸雨或吞水)均可能造成发动机内部温度的变化,因此,仅靠一定时间内的温度下降不能识别为熄火。

刘旭东等^[18]研究了机载环境下惯性起动的发生条件。其核心判据为油门杆对应目标转速与实际高压转速不匹配。当油门杆位于慢车或慢车以上位置时,若高压转速较低,则认为此时发生了

熄火或停车,需要进行惯性起动。此方法采用转速测量值与转速目标值之差进行熄火或停车的判定,具有工程应用价值。然而,其只能在转速较低(53%设计转速)时触发惯性起动,具有一定的局限性。

本文研究对象为大涵道比双轴分排涡扇发动机,采用机载测量的高压转子转速和低压转子转速信号作为主要的熄火检测参数。介绍了采用高低压转速加速率进行熄火判断的方法,并将其应用于发动机的机载控制系统。最后给出了所定义检测逻辑的验证结果,以证明检测方法的准确性和有效性。本文所定义的熄火检测逻辑在任何转速均可快速识别熄火故障并立刻采取再点火或再起动措施,避免了转速差方法的局限性。经验证,检测时间和检测率均符合工程应用要求。

本文给出了基于大涵道比双轴分排涡扇发动机非线性模型的熄火过程计算结果和具体的采用高低压转速一阶导数的机载熄火检测方法,并在减速、喘振、断轴等非稳态过程进行检测有效性验证,对该方法的应用价值进行了探讨。

1 熄火过程仿真计算

采用基于部件非线性特性的发动机高精度性能仿真模型,计算了双轴分排大涵道比涡扇发动机熄火过程。图 1~图 3 对比了某大涵道比双轴分排涡扇发动机熄火试验的测量参数与仿真计算参数。

模型计算所用的大气条件与试验工况保持一致,初始转速选取熄火时刻(燃油流量 $q_{m,f}$ 接近于零)的发动机实测转速。计算时,假设在 0.1 s 内切断发动机燃油。由图 1 和图 2 可知,当发动机熄火时,高压转子物理转速 N_h 和低压转子物理转速 N_l 均迅速减小。随着转速的降低,高压转速加速率 $N_{h\dot{}}$ 和低压转速加速率 $N_{l\dot{}}$ 均逐渐趋于零。计算结果与试验结果符合性较好。因此,所采用的发动机性能模型可以较精确地模拟熄火后的发动机状态变化。

低压转速加速率 $N_{l\dot{}}$ 和高压转速加速率 $N_{h\dot{}}$ 定义如下:

$$N_{l\dot{}} = \frac{dN_l}{dt} \tag{1}$$

$$N_{h\dot{}} = \frac{dN_h}{dt} \tag{2}$$

发动机熄火后,随着转速下降,压气机增压能力逐渐减弱,内涵道排气温度 T_{eg} 应逐渐趋近于

环境温度(见图 3 计算结果)。然而,图 3 中机载传感器实测的排气温度在短暂下降后,又经历了一个先回升再缓慢下降的过程。经分析,这种现象由两个因素导致:①熄火后发动机零部件放热;②机载温度传感器响应慢、滞后大,不能及时反映瞬态过程排气温度的变化。发动机排气温度的测量滞后性,也说明机载环境下采用温度变化情况来判断是否熄火存在较大的不确定性。

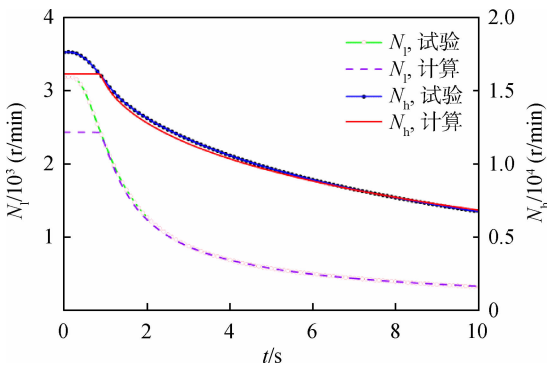


图 1 熄火过程物理转速

Fig. 1 Physical speeds in flameout process

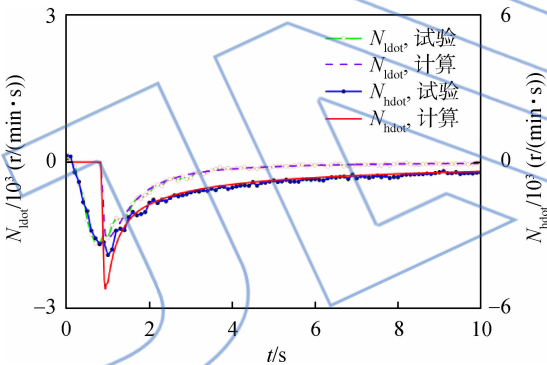


图 2 熄火过程转速加速度

Fig. 2 Change rate of speeds in flameout process

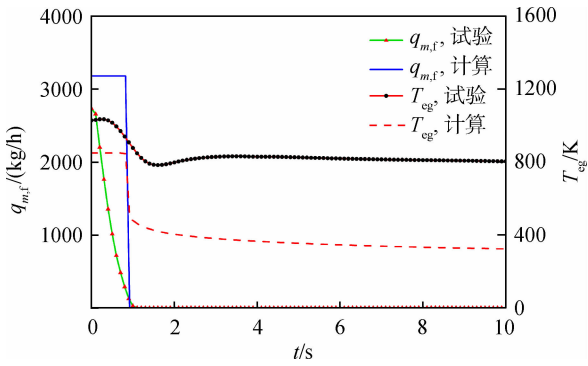


图 3 熄火过程燃油流量和排气温度

Fig. 3 Fuel flow and exhausted gas temperature in flameout process

2 熄火检测方法

2.1 转速加速度特征

在机载的温度、压力和转速测量中,转速测量响应时间最短、测量精度最高。因此,本文以高低压物理转速 N_l 和 N_h 作为研究对象,给出了建立在高低压转速加速度基础上的熄火检测方法。

正如图 1 和图 2 所示,发动机熄火后,高低压转速加速度在极短时间内达到最低值。此后,随着转速下降,加速度逐渐趋近于零。基于这些变化特征,可以将高压转速加速度和低压转速加速度作为主要信号进行熄火故障检测。同时,为提高检测率,降低虚警率,还需要考虑其他可能引起转速迅速下降的瞬态过程,研究其信号特征以便与熄火过程进行区分。

能够引起转速下降或转速加速度剧烈变化的现象主要包括减速、喘振和传动轴断裂等非稳态过程。各种非稳态过程转速加速度的相对大小见图 4。在文中第 3 节具体给出了这些过程的转速加速度特征和大小比较。结果表明,熄火过程具有独特的高低压转速加速度范围,可据此识别出熄火事件。

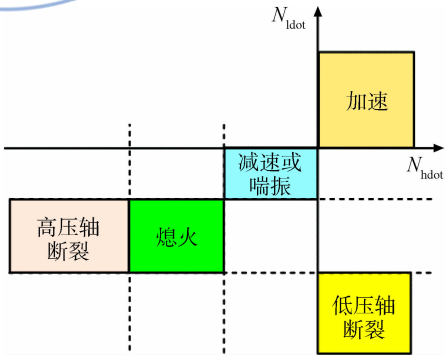


图 4 各种非稳态过程的加速度

Fig. 4 Change rate of speed in various unsteady processes

2.2 换算加速度

考虑到高空和地面条件下发动机熄火后转速加速度量值差异较大,应针对不同的环境压力或发动机进口压力条件进行换算,以简化分析,定义适用于全包线的换算转速加速度参数,即换算加速度。

换算加速度参数推导如下。

首先,发动机转子转速 N 与转子角速度 ω 关系为

$$N = \frac{60}{2\pi}\omega \quad (3)$$

转子扭矩 M_t 、转动惯量 J 和角加速度 β 的关系为

$$\beta = \frac{M_t}{J} \quad (4)$$

角速度 ω 与角加速度 β 关系为

$$\beta = \frac{d\omega}{dt} \quad (5)$$

将式(3)、式(4)代入式(5),整理得

$$\frac{dN}{dt} = \frac{60M_t}{2\pi J} \quad (6)$$

转子扭矩 M_t 与转子转速 N 、净功率 P_w 的关系为

$$M_t = \frac{60P_w}{2\pi N} \quad (7)$$

发动机的转子净功率是涡轮输出功 P_{wt} 与压气机耗功 P_{wc} 的差值,即

$$P_w = P_{wt} - P_{wc} \quad (8)$$

涡轮功与压气机功均可表示为空气流量 $q_{m,a}$ 、热容(分别为 c_{pc} 和 c_{pt}) 和进出口温差(压气机为 $T_3 - T_2$, 涡轮为 $T_4 - T_5$) 的乘积,即

$$P_{wc} = q_{m,a} c_{pc} (T_3 - T_2) \quad (9)$$

$$P_{wt} = q_{m,a} c_{pt} (T_4 - T_5) \quad (10)$$

式中 T 表示温度,下标 2 表示压缩机进口截面,3 表示压缩机出口(燃烧室进口截面),4 表示涡轮进口截面(燃烧室出口),5 表示涡轮出口截面。

将式(7)~式(10)代入式(6),整理得

$$\frac{dN}{dt} = \frac{3600q_{m,a}}{4\pi^2 J} \cdot \frac{c_{pc}(T_3 - T_2) - c_{pt}(T_4 - T_5)}{N} \quad (11)$$

对燃气涡轮发动机而言,空气流量 $q_{m,a}$ 、转子转速 N 和截面温度 T 均满足换算关系(换算至海平面标准大气环境), p 表示压力,下标 r 表示换算参数。即

$$q_{m,a,r} = \frac{q_{m,a}}{p_2/101325} \sqrt{\frac{T_2}{288.15}} \quad (12)$$

$$N_r = \frac{N}{\sqrt{T_2/288.15}} \quad (13)$$

$$T_r = \frac{T}{T_2/288.15} \quad (14)$$

将式(12)~式(14)代入式(11),整理得

$$\frac{1}{p_2/101325} \cdot \frac{dN}{dt} = \frac{3600q_{m,a,r}}{4\pi^2 J} \cdot \frac{c_{pc}(T_{3r} - T_{2r}) - c_{pt}(T_{4r} - T_{5r})}{N_r} \quad (15)$$

对给定发动机而言,式(15)右侧是常量与换算量的函数,则左侧也必然是常量与换算量的函数。也就是说,等式左侧也属于发动机换算参数。将左侧整体定义为发动机换算加速率 N_{dotr} 。采用此参数,可最大程度地消除大气环境变化带来的影响,有利于简化发动机性能分析。

因此,高压转速和低压转速换算加速率可分别定义为 N_{hdotr} 和 N_{ldotr} ,即

$$N_{hdotr} = \frac{1}{p_2/101325} \cdot \frac{dN_h}{dt} \quad (16)$$

$$N_{ldotr} = \frac{1}{p_2/101325} \cdot \frac{dN_l}{dt} \quad (17)$$

本工作亦可应用于不测量压气机进口总压 p_2 的情况。当 p_2 未测时,可以采用环境静压 p_0 或高压压气机进口总压 p_{25} 代替,或采用 p_0 与飞行马赫数 Ma 计算的 p_2 。

图 5 计算了地面(高度 $H=0\text{m}$)和空中(高度 $H=10\text{km}$)的两个熄火过程物理和换算高压转速加速率。如图所示,由于大气压力的差异,物理加速率 N_{hdotr} 在地面和高空差异极大。而对于换算加速率 N_{ldotr} ,其差异仅体现在不同的发动机转速上。相同转速下,地面状态物理加速率是空中状态的 2~5 倍(倍数与具体的发动机特性、转速、高度相关),换算加速率则几乎无差异。即对于地面

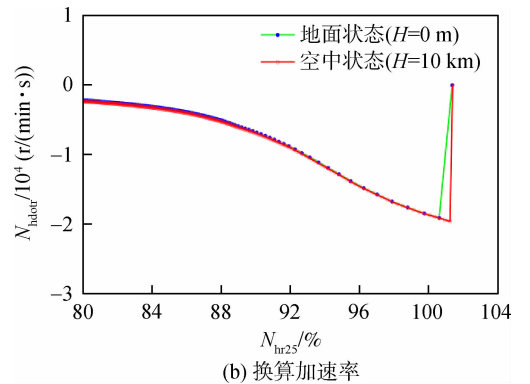
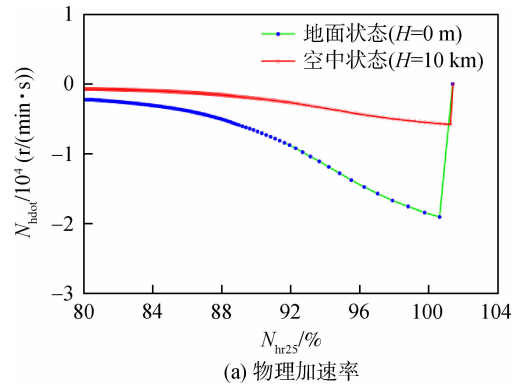


图 5 物理和换算的加速率

Fig. 5 Change rate of physical and corrected speeds

和空中状态,熄火后的换算加速率均沿着相同的曲线变化。这一重要特征非常有利于转速加速率的工程化应用。

2.3 熄火检测方法

基于转速加速率特征定义的熄火检测方法见图 6。对于该方法在减速、喘振、断轴等过程中的可靠性检验,在本文第 3 节将进行详细论述,以证明不会漏检、误检或提高虚警率。

具体的检测实施步骤如下:

1) 检测到实时计算的 N_{hdotr} 处于阈值 $N_{\text{hdotrthd1}} \sim N_{\text{hdotrthd2}}$ 之间时,启动计时。计时点时间定为 t_1 ,计时周期长度为 τ_k 。

2) 在计时周期内(即 $t_1 \leq t \leq t_1 + \tau_k$)检测到 N_{ldotr} 处于阈值 $N_{\text{ldotrthd1}} \sim N_{\text{ldotrthd2}}$ 之间时,判定发生熄火。否则为假,不判定熄火。

其中, $N_{\text{hdotrthd1}}$ 、 $N_{\text{hdotrthd2}}$ 、 $N_{\text{ldotrthd1}}$ 和 $N_{\text{ldotrthd2}}$ 分别由高压换算转速 N_{hr25} 、低压换算转速 N_{lr} 插值得出。

高低压换算转速 N_{hr25} 和 N_{lr} 分别定义如下:

$$N_{\text{hr25}} = \frac{N_{\text{h}}}{\sqrt{T_{25}/288.15}} \tag{18}$$

$$N_{\text{lr}} = \frac{N_{\text{l}}}{\sqrt{T_2/288.15}} \tag{19}$$

其中 T_{25} 为高压压气机进口总温。

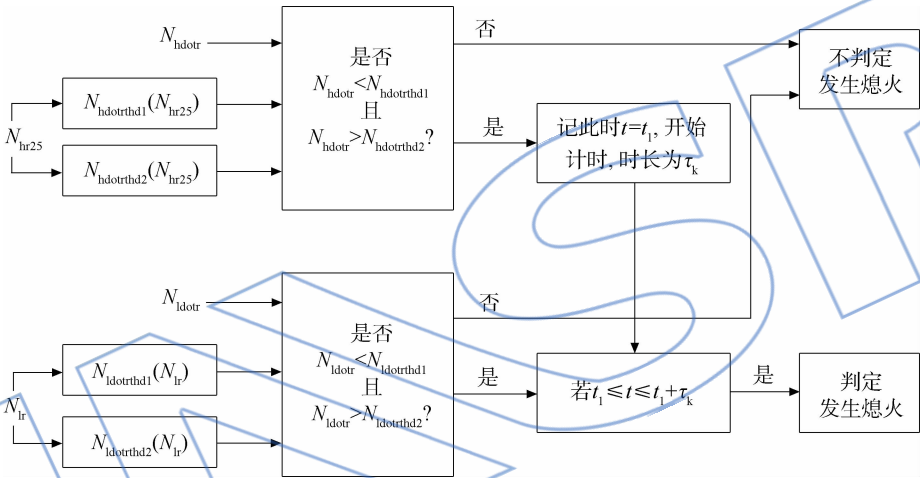


图 6 熄火检测方法示意图
Fig. 6 Schematic diagram of flameout detection method

图 7 给出了从典型工作转速 $N_{\text{hr25}} = 78\%$ (慢车)、 87% (中间推力)、 94% (巡航推力)、 97% (起飞推力)开始计算的熄火后高压换算加速率 N_{hdotr} 与高压换算转速 N_{hr25} 关系曲线。由图可知,熄火后转速加速率很快下降,然后沿着几乎固定的一条曲线逐渐趋于零,此曲线与具体的熄火时间或

熄火起始转速无关。考虑到工程实用性,防止测量误差和发动机工作时的随机因素造成误判,应距此曲线上下一定距离(如 $10\% \sim 30\%$) 范围来取阈值,即定义上阈值曲线 $N_{\text{hdotrthd1}}(N_{\text{hr25}})$ 和下阈值曲线 $N_{\text{hdotrthd2}}(N_{\text{hr25}})$ 。显然,阈值曲线 $N_{\text{hdotrthd1}}$ 和 $N_{\text{hdotrthd2}}$ 随高压换算转速 N_{hr25} 单调变化。当转速加速率落到此范围内时,即认为发动机可能发生了熄火。对于低压部分, N_{ldotr} 、 $N_{\text{ldotrthd1}}(N_{\text{lr}})$ 和 $N_{\text{ldotrthd2}}(N_{\text{lr}})$ 间的关系与高压的情况类似,不再赘述。

图 6 的检测方法中,先检测 N_{hdotr} 满足阈值后,再检测 N_{ldotr} 是否满足条件,两者具有先后次序,计时周期长度为 τ_k 。其原因为:燃烧室熄火后,核心机先失去能量输入,因此高压转速最先下降。此后,由于核心机出口燃气温度和压力下降,低压涡轮做功能力下降,低压转速也跟随下降。也就是说,熄火瞬间高低压转速加速率很难恰好

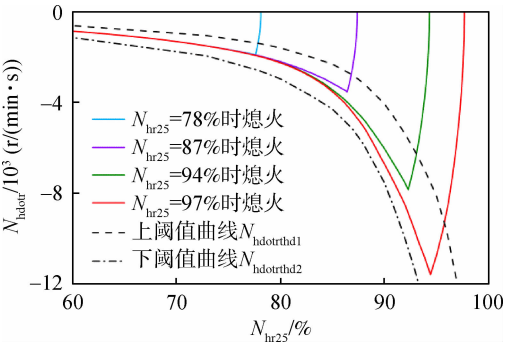


图 7 熄火检测阈值曲线
Fig. 7 Threshold curves of flameout detection

同时满足阈值条件。因此,选择具有一定的计时周期长度是更合理的方案,可以明显提高检测速度和准确性,防止漏检。

图 8 给出了一个高低压转速加速率次序的计算示例。此例中,低压转速加速率最小值比高压转速加速率最小值晚出现 0.02 s。

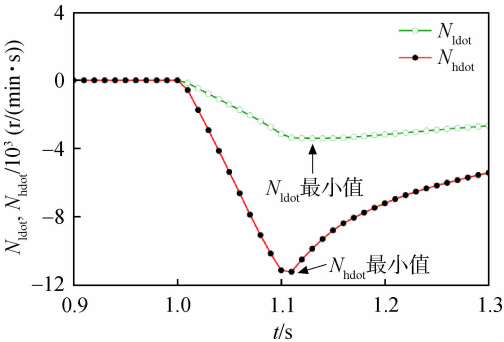


图 8 高低压转速加速率变化次序

Fig. 8 Change order of change rate of high and low pressure rotor speeds

2.4 信号采样率

本文所述方法针对发动机机载服役环境。一般而言,机载测量采样率要低于试车台上的台架测量采样率。发动机控制系统的离散控制周期一般为 5~50ms,每个周期接收及处理一次信号,则机载参数采样率为 20~200 Hz。

图 9 为一段离散的机载测量参数示意图,采样率为 25 Hz。在此采样率下,测量信号足以呈现瞬态过程的参数变化细节,使控制系统能够提取清晰的信号特征用于分析和检测。文中第 3 节所述减速试验、喘振试验和熄火试验的信号分析均采用此采样率,能够满足机载控制要求,准确区分各种瞬态过程。

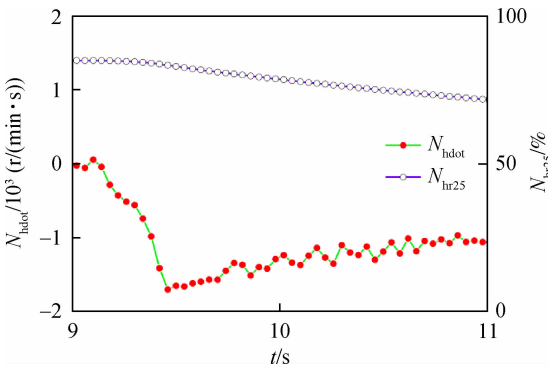


图 9 采样信号示意图

Fig. 9 Comparison diagram of sampling signals

2.5 检测时间

图 6 中计时周期长度 τ_k 的取值将影响首个故障检测时间的长短。当 τ_k 过小时,可能出现 N_{hdotr} 已满足阈值条件而 N_{idotr} 不满足,从而重新计时的问题。

应结合不同型号发动机高低压转子的阻力特性确定 τ_k 取值。根据仿真计算(如图 8)和熄火试验的数据,本文所研究发动机在熄火后 0~0.2 s 内, N_{hdotr} 和 N_{idotr} 均达到最小,因此 τ_k 初步地取 0.2 s,后续可根据熄火试验确定更合理的数值。

为保证检测可靠性,工程上可以采用持续累积故障信号的方法降低虚警率。具体为,当检测到一个熄火信号时,并不立即确认为故障。只有累积到一定个数(或持续若干时间)后,才确认发生了熄火故障。这种方法的好处是防止测量参数的毛刺干扰,弊端是增加了检测时间。

故障确认时长的选择与转速信号测量精度、滤波算法以及加速率离散算法有关。一般而言,若连续 3~5 个控制周期(约 0.1 s)检测到熄火信号,随机毛刺干扰的可能性是可以排除的。

工程化应用时,可进行大量的熄火保护试验来选出最合理的故障确认时长。初步可采用 0.1 s 作为故障确认时长。

首个故障的检测时间与故障确认时间累加后,整体检测时间为 0~0.3 s。总体而言,整体检测时间较短,能够满足熄火保护功能的需要。

2.6 核心机熄火检测

经适应性修改,本文所述熄火检测方法还可应用于核心机或单轴发动机。由图 4 可知,去掉 N_{idotr} 维度,加速过程与低压断轴过程可能无法区分,但熄火现象与其他过程仍可通过 N_{hdotr} 区分。因此, N_{idotr} 对于发动机熄火检测的贡献是提高检测率、降低虚警率, N_{hdotr} 才是决定性检测指标。对于核心机或单轴发动机,因没有低压轴,图 4 和图 6 将简化为图 10 和图 11。

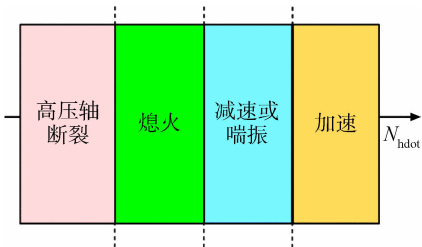


图 10 核心机各种非稳态过程的加速率情况

Fig. 10 Change rate of core-engine speed in various unsteady processes

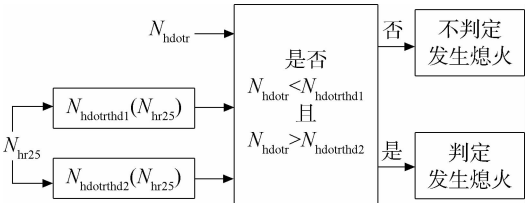


图 11 核心机熄火检测逻辑示意图

Fig. 11 Schematic diagram of flameout detection logics of core-engine

3 验证与检验

为证明检测方法具有值得信赖的高检测率和低虚警率,必须针对发动机其他可能的稳态和瞬态工作过程进行验证,防止漏检和误检。发动机稳态工作时,高低压转速加速率在零值上下波动,显然不会误检为熄火。对于减速、喘振和断轴等瞬态过程,本章分别根据仿真计算和核心机/整机试验结果予以检验。

3.1 减速过程检验

发动机减速时,高低压转子转速均下降,这与熄火后的表现非常相似。为保证熄火故障检测方法具有足够低的虚警率,采用仿真和试验验证两种方式检验减速过程会不会因为转速降低被误判为熄火。

根据仿真计算(见图 12),减速与熄火过程中,高低压转速均下降。但熄火过程的转速加速率更大。熄火过程最大转速加速率约为减速过程的 1.5~5.0 倍。具体倍数与减速控制规律及发动机转速相关。图中所给示例,从较高转速熄火时, $N_{\dot{h}dot}$ 最大幅值为减速过程的 3.3 倍, $N_{\dot{h}dot}$ 为 3.1 倍,差异足够大,减速过程不会被误判。

工程应用时,减速过程和熄火过程通过上阈

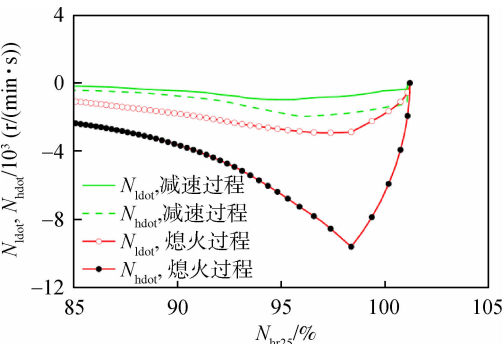


图 12 减速过程与熄火过程的加速率比较

Fig. 12 Comparison of change rate of speed in deceleration and flameout process

值曲线 $N_{\dot{h}dotrthd1}(N_{hr25})$ 和 $N_{\dot{h}dotrthd1}(N_{lr})$ 进行区分。

图 13 展示了某核心机减速试验时的一次突发熄火过程。当发动机熄火时, $N_{\dot{h}dot}$ 瞬间变化为原来的 1.9 倍(绿色实线)。此后, $N_{\dot{h}dot}$ 沿着模型计算出的熄火过程 $N_{\dot{h}dot}$ 曲线(红色虚线)变化。此例中计算结果与试验数据非常契合,说明了模型计算的有效性。熄火前后 $N_{\dot{h}dot}$ 变化 1.9 倍,足以保证控制系统对熄火和减速过程的准确识别。

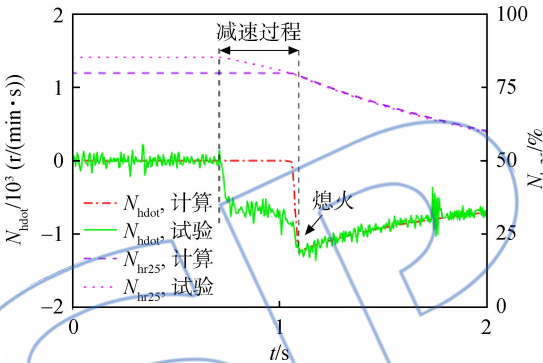


图 13 某核心机试验减速与熄火过程的参数

Fig. 13 Parameters in deceleration and flameout processes of a core-engine test

3.2 喘振过程检验

发动机喘振后,转速会周期性上升和下降。此过程转速加速率可能为负值,必须与熄火故障相区分,以便采取有针对性的故障处理措施。

发动机喘振后执行减油、放气或关闭高压压气机可调静子叶片等措施,待喘振消失后发动机可以继续工作。若将熄火故障误判为喘振故障,将导致发动机不能及时触发自动点火功能,产生非预期停车,降低了飞行安全性。为此,必须进行喘振检验,研究熄火检测逻辑的可靠性。

图 14 给出了某发动机试验时的喘振过程和熄火过程的参数比较。当发生喘振时,高压压气机出口静压 p_{s3} 突然降低,高低压转速也随之降低。与熄火过程相比,喘振过程转速变化比较平缓,加速率幅值较小。

图 15 给出了某发动机试验时的喘振过程和仿真计算的减速过程的参数比较。包括喘振过程 p_{s3} 和 $N_{\dot{h}dot}$ 曲线,以及仿真计算的正常减速过程 $N_{\dot{h}dot}$ 曲线。当喘振突然发生时,虽然 p_{s3} 剧烈降低,但瞬间最大 $N_{\dot{h}dot}$ 幅值仅与减速过程相当。

综上所述,喘振过程的 $N_{\dot{h}dot}$ 幅值与减速过程相当,明显低于熄火过程。从转速加速率上,已能

够区分熄火和喘振。具体来说,喘振过程和熄火过程通过上阈值曲线 $N_{\text{hdotrthd1}}(N_{\text{hr25}})$ 和 $N_{\text{ldotrthd1}}(N_{\text{lr}})$ 进行区分。

工程实践中,为进一步提高控制功能可靠性,实际上还可另外设置喘振检测逻辑^[19]。因此,将喘振误检为熄火的可能性是极低的,两种故障能够被控制系统可靠地区分。

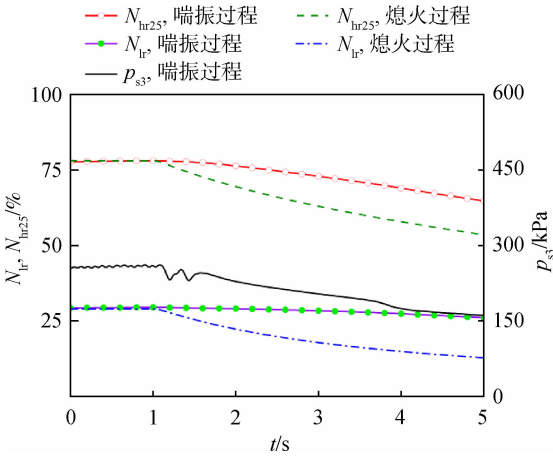


图 14 喘振过程与熄火过程的参数比较

Fig. 14 Comparison of parameters in surge and flameout processes

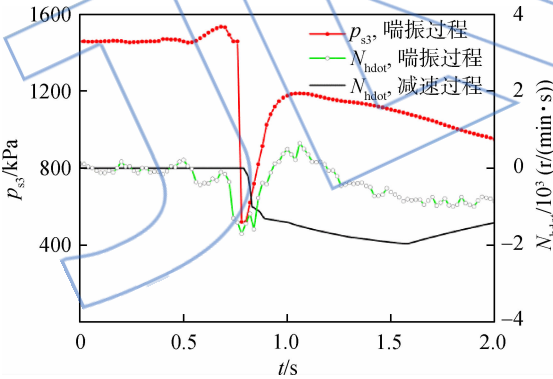


图 15 喘振过程与减速过程的参数比较

Fig. 15 Comparison of parameters in surge and deceleration processes

3.3 高压轴断裂检验

类似地,也要对发动机涡轮轴断裂^[20-22]后的过程进行检验。由于在发动机上进行断轴试验比较困难,且周期长成本高,本文从理论和数值计算角度研究发动机断轴过程的参数变化情况。采用基于部件特性的过渡态涡扇发动机性能模型^[20-21],计算了大涵道比双轴分排涡扇发动机的断轴过程。

高压轴断裂计算,考虑如下因素和假设:①轴断裂后,在部件结构发生变化之前,部件的特性不发生变化。②短时间内,由于控制系统检测和供油活门的滞后性,物理供油量保持不变。③断轴后,高压压气机和高压涡轮各有其独立的转速(不再相等),但仍满足流量平衡条件。低压轴两端的低压压气机和低压涡轮仍满足功率平衡和转速平衡条件。

特别地,断轴后瞬间高压压气机得到的涡轮输出功为零,而所需的压缩功仍比较大,这将导致高压压气机转子产生极大的负加速度。

根据计算,高压轴断裂后,高压转速将急剧下降(转速的机载测量一般在压气机端),加速率幅值可达熄火过程的 6~10 倍。高压转速的急剧下降可在转差图上明显地观察到(见图 16)。在高压轴断裂瞬间,转差曲线近乎垂直下降,表明具有极大的高压转速加速率。因此,高压轴断裂过程和熄火过程能够显著区分(由下阈值曲线 $N_{\text{hdotrthd2}}(N_{\text{hr25}})$ 区分),不会误判。

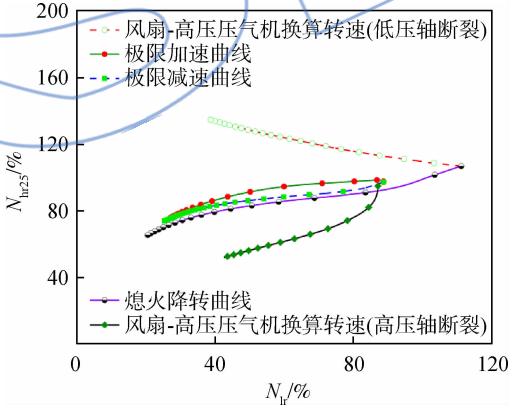


图 16 非稳态过程转差曲线

Fig. 16 Slip curves of unsteady processes

3.4 低压轴断裂检验

低压轴断轴过程与文中第 3.3 节高压轴断轴的计算是类似的,区别仅在于此时低压轴两端的压气机和涡轮不再满足功率平衡和转速平衡的条件。

根据计算,不同转速下低压轴断裂,低压转速加速率幅值是熄火过程的 2.0~3.5 倍。如图 17 的示例,断轴后低压转速(N_l)加速率瞬间可达熄火过程的 3 倍,而高压转速加速率为正值,变化特征与熄火过程完全不同。在图 16 中,低压轴断裂后转差曲线向左上方延伸,高压转速升高,与高压转速加速率为正值的特征一

致。因此,低压轴断裂过程和熄火过程能够显著区分(由下阈值曲线 $N_{\text{ldotrthd2}}(N_{\text{lr}})$ 和上阈值曲线 $N_{\text{hdotrthd1}}(N_{\text{hr25}})$ 区分)。

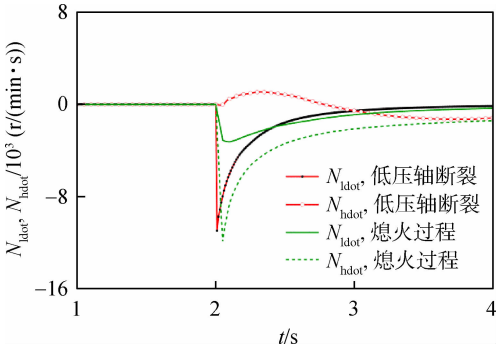


图 17 低压断轴过程与熄火过程参数比较
Fig. 17 Comparison of parameters in low pressure shaft fracture and flameout processes

3.5 熄火试验验证

图 18 给出了某核心机的一次熄火保护试验的数据。当试验的 N_{hdotr} 与阈值 $N_{\text{hdotrthd1}}$ 的比值超过 1.0 时,说明 N_{hdotr} 已越过上阈值曲线 $N_{\text{hdotrthd1}}(N_{\text{hr25}})$,发动机出现熄火。

图 18 中还给出了控制系统的熄火故障标志和点火成功标志参数曲线。当比值倍数为 1.0 时,控制系统并未立刻确认熄火故障。而在约 0.5 s 后,控制系统才发出熄火故障标志,确认了熄火状态。这是由于设置了文中第 2.5 节所述的故障确认时间(本例设置为 0.5 s)。

图 18 中还可看出,当再点火成功后, N_{hdotr} 转为正值,从而比值倍数转为负值,说明发动机重新开始工作,熄火保护功能有效。

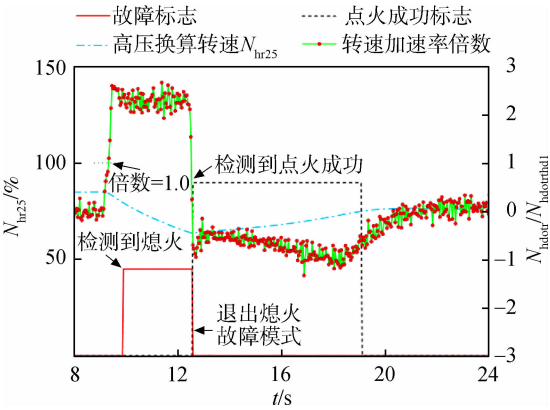


图 18 某核心机熄火保护试验的参数
Fig. 18 Parameters in flameout protection test of a core-engine

4 应用与讨论

本文所定义熄火检测方法的优点是利用现有的机载转速和压力信号,实时计算迅速变化的转速加速度,进而在线识别熄火故障,为发动机的熄火保护功能提供支撑。

本方法已经过一定量的核心机、整机试验验证。在减速试验、喘振试验和熄火保护试验中均未发现漏检和误检,证明了检测方法的可行性,工程应用前景良好。

本方法实现了熄火故障的航线实时检测,为自动点火和自动起动功能提供了有力支撑,提高了发动机工作安全性和飞行安全性。由于设置了判断熄火故障的多个量化参数,可以在飞行过程进行存储,并于飞行结束后根据量化参数便捷地进行故障分析。

本文定义的熄火检测逻辑亦可应用在航空发动机的核心机和整机台架试验中,用于判断并监视熄火故障的发生,有利于现场及时区分故障,提高熄火保护可靠性,减少试验时的非预期熄火。

5 结 论

本文对航空涡扇发动机熄火过程进行了仿真分析,研究了基于换算加速率的熄火检测方法和实现逻辑,给出了发动机试验验证结果。主要结论如下:

- 1) 熄火后,高压转速和低压转速急剧下降,加速度幅值可达减速和喘振过程的 1.5~5.0 倍,该特征可作为区分减速与熄火的依据。
- 2) 高压轴断轴故障的高压转速加速度是熄火过程的 6.0~10.0 倍,该特征可作为区分熄火与高压断轴故障的依据。
- 3) 低压轴断轴故障的低压转速加速度是熄火过程的 2.0~3.5 倍,该特征可作为区分熄火与低压断轴故障的依据。
- 4) 基于高压转速和低压转速加速度特征,定义了熄火故障的检测逻辑。该逻辑预计检测时间为 0~0.3 s。
- 5) 通过减速、喘振、断轴等过程的仿真分析和试验验证,本检测方法不会将这些非稳态过程与熄火过程混淆。该方法检测率高、虚警率低,具有工程实用性。
- 6) 该方法采用的参数均为机载测量参数,可用于发动机机载的自动熄火保护功能,且已通过熄火保护试验的验证。

参考文献:

- [1] 唐海军,曹大树,姚红宇.某发动机空中停车事件的失效分析[J].航空学报,2010,31(2):285-289.
TANG Haijun, CAO Dashu, YAO Hongyu. Failure analysis on in-flight shutdown of an aero engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(2): 285-289. (in Chinese)
- [2] 杨善发.某型发动机空中停车事故研究[J].燃气涡轮试验与研究,1999,12(4):8-12.
YANG Shanfa. Gas turbine experimental and research[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1999, 12(4): 8-12. (in Chinese)
- [3] 肖文富,申晓霞,田琳.某型涡扇发动机空中停车过程参数变化的试验研究[J].工程与试验,2014,54(2):35-38.
XIAO Wenfu, SHEN Xiaoxia, TIAN Lin. Experimental study on parameter changes of a turbofan engine during in-flight shutdown process[J]. Engineering and Test, 2014, 54(2): 35-38. (in Chinese)
- [4] 刘旭东,苗丕状,高扬,等.涡扇发动机惯性起动试飞方法研究[J].燃气涡轮试验与研究,2013,26(3):47-49.
LIU Xudong, MIAO Hezhuang, GAO Yang, et al. Methods on inertial automatic start flight-test of turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(3): 47-49. (in Chinese)
- [5] 马前容,郭昕,吴虎.涡扇发动机高空台惯性起动的试验[J].航空动力学报,2013,28(4):730-735.
MA Qianrong, GUO Xin, WU Hu. Experiment on spool-down airstart performance of aero-turbofan engine in ATF[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 730-735. (in Chinese)
- [6] 夏辉,吴锋.基于小波分析的发动机惯性起动失速信号检测方法研究[J].燃气涡轮试验与研究,2011,24(4):48-50.
XIA Hui, WU Feng. Research on the detecting methods of aero-engine stall signal during airstart based on wavelet analysis[J]. Gas Turbine Experimental and Research, 2011, 24(4): 48-50. (in Chinese)
- [7] 陈建民.高空台发动机风车起动及停车方法的试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,1995,8(2):48-50,55.
- [8] 中国民用航空局.航空发动机适航规定:CCAR-33R2[S].北京:中国民用航空局,2011:1-92.
- [9] Federal Aviation Administration. Turbine engine power-loss and instability in extreme conditions of rain and hail: AC33.78-1[S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2000: 1-19.
- [10] 陈光.雨水对飞机发动机的影响[J].航空发动机,2013,39(4):1-4.
CHEN Guang. Influence of rain on aeroengine[J]. Aero-engine, 2013, 39(4): 1-4. (in Chinese)
- [11] 邢洋,王常亮,李兆红,等.航空涡扇发动机吞水性能变化[J].航空动力学报,2019,34(8):1717-1723.
XING Yang, WANG Changliang, LI Zhaozhong, et al. Performance change of aero turbofan after swallowing water [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1717-1723. (in Chinese)
- [12] 杨璐,郑群,张海,等.轴流压气机吞水后的性能变化研究[J].推进技术,2017,38(7):1499-1506.
YANG Lu, ZHENG Qun, ZHANG Hai, et al. Study on performance change of axial flow compressor after water ingestion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7): 1499-1506. (in Chinese)
- [13] 王春晓,邓潇.民用大涵道比涡扇发动机吸雨能力评估的方法研究[J].民用飞机设计与研究,2013(增刊2):1-3,50.
WANG Chunxiao, DENG Xiao. A method for estimating rain ingestion effect on high bypass ratio turbofan engine performance[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2013 (Suppl. 2): 1-3, 50. (in Chinese)
- [14] DAY I, WILLIAMS J, FREEMAN C. Rain ingestion in axial flow compressors at part speed[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(1): 011024. 1-011024. 9.
- [15] 陈苗苗,袁汀,蒋荣伟,等.火焰图像技术在航空发动机燃烧室点/熄火试验中的应用[J].燃气涡轮试验与研究,2018,31(1):35-37,49.
CHEN Miaomiao, YUAN Ting, JIANG Rongwei, et al. Application of flame images for combustor ignition/flame-out experimentation[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(1): 35-37, 49. (in Chinese)
- [16] 席文雄,王振国,李庆,等.超燃冲压发动机凹腔内补氧的强化点火试验[J].推进技术,2013,34(4):506-511.
XI Wenxiong, WANG Zhengguo, LI Qing, et al. Enhanced ignition experiment with oxygen addition into cavity in scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4): 506-511. (in Chinese)
- [17] 张韬,宋双文,樊未军,等.双涡/贫油驻涡燃烧室的贫油熄火特性试验[J].航空动力学报,2011,26(6):1328-1333.
ZHANG Tao, SONG Shuangwen, FAN Weijun, et al. Experiment study on lean-blow-out of double/fuel lean trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1328-1333. (in Chinese)
- [18] 刘旭东,苗丕状,高扬,等.涡扇发动机惯性起动试飞方法研究[J].燃气涡轮试验与研究,2013,26(3):47-49.
LIU Xudong, MIAO Hezhuang, GAO Yang, et al. Methods on inertial automatic start flight-test of turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(3): 47-49. (in Chinese)
- [19] 王玉东.基于压气机出口静压变化率的喘振检测方法[J].航空动力学报,2020,35(6):1131-1139.
WANG Yudong. Surge detection method based on rate of change of compressor discharge static pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6): 1131-1139. (in Chinese)
- [20] 刘传凯,李艳茹,邱天,等.涡轮轴断裂条件下的涡扇发动机性能建模[J].航空动力学报,2017,32(12):2855-2861.
LIU Chuankai, LI Yanru, QIU Tian, et al. Performance modeling of turbofan engine in event of shaft failure[J].

Journal of Aerospace Power,2017,32(12):2855-2861. (in Chinese)

[21] 刘传凯,李圆圆,李艳茹,等. 涡轮轴断裂条件下空气系统强瞬变过程分析[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(1):47-53.

LIU Chuankai,LI Yuanyuan,LI Yanru,et al. Dynamic a-

nalysis of air system with fast transients in shaft failure event[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(1):47-53. (in Chinese)

[22] 习年生,钟培道,陶春虎. 某涡轮轴断裂失效原因与改进措施[C]// 疲劳与断裂 2000:第十届全国疲劳与断裂学术会议论文集. 北京:中国力学学会,2000:156-159.

(编辑:叶 青、陈 越)

