

# 基于数字式控制系统的涡扇发动机 起动过程失速检测方法

杨怀丰, 邴连喜, 施磊, 韩文俊  
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

**摘要:** 针对涡扇发动机起动过程出现失速的问题, 对典型失速现象进行分析, 提出了 1 种基于数字式控制系统的涡扇发动机起动过程失速检测方法。通过对比压气机失速和整机起动过程失速之间的特征差异, 识别出失速检测的判据, 建立起动过程失速检测的基础算法模型, 并依据相似原理对模型进行修正, 提高了算法的适应性。以某型发动机为平台对该检测方法进行仿真和试验验证, 结果表明: 该方法可有效检测出发动机起动过程的失速, 尤其是在辅助动力工作时, 失速检测的灵敏性、适用性和准确性明显提高。

**关键词:** 涡扇发动机; 起动; 失速; 机理分析; 检测方法

**中图分类号:** V233.6+3

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.03.007

## Stall Detection Method of Turbofan Engine Starting Process Based on Digital Control System

YANG Huai-feng, BING Lian-xi, SHI Lei, HAN Wen-jun  
(AECC Shenyang Engine Institute Research, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** Aiming at the problem of the turbofan engine stall starting, the typical stall phenomenon was analyzed. A stall detection method based on digital control system was presented for turbofan engine starting process. The criterion of stall detection was identified by comparing the characteristic difference between the compressor stall and the engine starting process stall. The basic algorithm model of stall detection during starting process was established, and the model was modified according to the principle of similarity, which improved the adaptability of the algorithm. The detection method was simulated and tested on the platform of a certain engine. The results show that the method can effectively detect the engine starting stall, especially in auxiliary power operation, the sensitivity, applicability and accuracy of stall detection are obviously improved.

**Key words:** turbofan engine; starting; stall; mechanism analysis; detection method

## 0 引言

航空发动机的起动能力是实现其他所有功能的前提, 起动过程要求时间短, 成功率高, 且不能出现超温、失速或喘振等异常情况。良好的起动是保证飞机出勤率和准点率的必要条件。在军用发动机的考核标准中, 要求发动机的地面起动成功率达到 99.5% 以上<sup>[1]</sup>。在发动机外场使用中, 当侧风、吸入尾烟、控制系统偏离期望等现象超出发动机容忍能力时, 压缩系统会进入不稳定的失速工作状态, 导致压气机出口压力和压

缩效率降低, 从而使发动机排气温度迅速升高至超过限制值进而导致起动失败。为避免上述起动失败情况的发生, 工程上希望能够检测该失速并通过处置措施退出失速, 提高发动机起动能力。

针对失速的检测国内外开展过大量研究。文献[2]中详细叙述了国外针对失速的理论和试验研究, 主要关注失速初始扰动问题, 通过对试验数据开展时域分析、频域分析、时频域分析、统计特征分析和相关分析等方法发现初始扰动<sup>[3-5]</sup>。国内的张靖煊、李应红、刘勃

收稿日期: 2019-02-30 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 杨怀丰(1982), 男, 硕士, 高级工程师, 主要从事航空发动机总体性能设计工作; E-mail: yhf\_606@126.com。

引用格式: 杨怀丰, 邴连喜, 施磊, 等. 基于数字式控制系统的涡扇发动机起动过程失速检测方法 [J]. 航空发动机, 2020, 46(3): 39-44. YANG Huai-feng, BING Lian-xi, SHI Lei, et al. Stall detection method of turbofan engine starting process based on digital control system [J]. Aeroengine, 2020, 46(3): 39-44.

等<sup>[6-8]</sup>采用时域分析法发现了失速先兆;吕建伟、程晓斌、林峰、毛发金等<sup>[9-12]</sup>采用时频分析法开展失速检测研究;李长征<sup>[13]</sup>提出1种基于D-S(Dempster-Shafer)证据融合监测算法;文壁<sup>[14]</sup>在整机试验中采用小波分析方法检测起动过程的失速。上述方法虽然都能检测出失速,但无法在整机的控制系统中使用。另外,第3代航空发动机采用的压差式喘振压力传感器仅能可靠检测高状态的喘振,无法兼容检测起动过程的失速。数字式控制系统应用后,检测温度变化量与转速变化量比值 $\Delta T/\Delta n_2$ 的方法用于检测起动失速,但该方法在兼容加载、引气、辅助动力差异上存在不足,其灵敏性、适用性和准确性也存在一定问题。

本文在发动机起动过程失速机理研究的基础上,基于数字式控制系统提出1种基于压气机出口压力检测发动机失速的方法。

## 1 失速机理

失速是压缩系统不稳定工作的1种典型情况,在失速情况恶化到一定程度时,可能导致更加具有危害性的喘振发生。在压气机工作时叶片推动气体对其做功产生压比,气流是逆压力梯度流动,限制了压气机稳定工作。

在给定转速时,减小压气机出口面积增加节流比时,压气机空气流量减小,使压气机进口气流攻角增大,当攻角增大到一定程度时,会使叶片吸力面叶背处产生气流分离。虽然所有叶片都处于相同的气流攻角下,但只有某个叶片首先出现气流分离失速,形成局部的失速气团,失速气团内总压和流动性降低。该失速气团在转子的相对坐标中以与转子相反的方向转动,其转动速度为转子转速的10%~90%<sup>[2]</sup>。当继续减小压气机出口面积增加节流比时,空气流量进一步降低,气流攻角继续增大,此时失速气团数量增加,可能扩展到整个叶栅中堵塞流道,导致发动机工作完全失稳。

压气机的失速分为2种:渐进失速和突变失速。渐进失速在失速开始后压比逐渐减小,而突变失速具有压力突降的不连续压比特性<sup>[2]</sup>。出现失速后,会使压气机的出口压力降低并且出现频率较高、幅值较低的周期性振荡波动,进一步恶化后可能出现频率较低而幅值较高的周期性振荡波动,即发生喘振。

## 2 起动过程失速机理

在发动机结构中,压气机后面有主燃烧室和涡轮。充当节气门对压气机起节流作用的是高压涡轮导向器(简称高导)。在起动或加速过程中,由于燃烧室燃油流量的增加,主燃烧室的“热节流”作用使压气机出口压力上升,发动机工作点有向喘振边界移动的趋势。“热节流”的工作原理可从流量方程上解释,在稳态时燃烧室出口高导处流量的流量方程为

$$G = m \cdot \frac{P}{\sqrt{T}} \cdot q(\lambda) \cdot A \quad (1)$$

式中: $m$ 为常数; $P$ 为总压; $T$ 为总温; $q(\lambda)$ 为流量系数; $A$ 为流通面积。

在起动或加速过程中燃烧室喷入多余的油量时,温度升高,假设压力不变,流量系数 $q(\lambda)$ 不变时,为把增加的质量流量排出,需增大流通面积 $A$ 。而 $A$ 通常是不可改变的,加速过程喉道处于临界状态 $q(\lambda)=1$ 也不可变(起动过程即使未达到1,其变化量也很小),此时只能改变压力或者质量流量 $G$ 。燃油流量增加时,温度升高,此时为保证正常的流通只能把压力升高或者把进气流量降低(式(2)),在转速不变的前提下二者均会使压气机的工作点向喘振边界方向移动,这就是“热节流”使发动机工作线向喘振边界移动的原理。

$$G \downarrow + \Delta G \uparrow = m \cdot \frac{P \uparrow}{\sqrt{T \uparrow}} \cdot q(\lambda) \cdot A \quad (2)$$

在起动过程中,当供油不合理或不准确导致油量偏多时,就可能导致发动机出现失速,从而由于排气温度超温而导致起动失败。出现超温的主要原因是压气机出现失速导致压气机效率、压比降低,从而使涡轮膨胀比降低,涡轮膨胀做功能力下降,不能把以温度为形式的内能有效地转化为动能做功使转子加速转动,导致出现排气温度不断升高而发动机转速不上升或者缓慢上升的物理现象,当排气温度超出规定的限制值时,就出现了超温现象。该过程中若通过高频压力传感器检测压气机出口压力,会发现出口压力明显降低且出现高频、低幅的摆动现象。发动机起动过程的失速类型根据其出现的起点分为点火失速和起动过程中失速2种类型:(1)点火失速是由于点火点油量过多,导致点燃后对压气机的“热节流”过强,直接使压气机工作点越过稳定边界而进入失速状态;(2)起动过程中的失速是由于在起动供油后的某段转

速下供油过多,“热节流”过强导致发动机越过稳定边界而进入失速状态。

区分起动过程超温失败的原因是点火失速还是点火成功后在起动过程中的失速,主要有2种方法:(1)借助压气机出口脉动检测结果查看脉动量超标的时间点来区分;(2)通过对比相同转速下起动失败与正常起动时的压比(对比高压换算转速 $n_{2R}$ 与压气机压比 $\pi_c$ 的关系)来判断,若是点火失速,则所有转速下的压比都低,若是在起动过程中出现的失速,则仅在部分转速时出现压比较低的现像。

在发动机工作过程中发生的是失速还是喘振,可以通过 Greizer 在 1976 年建立的系统模型来描述和解释<sup>[5]</sup>。Greizer 通过 4 个方程描述发动机整个系统的动态响应过程

$$\frac{L_c}{A_c} \cdot \frac{d(\rho \cdot A_c \cdot C_{sc})}{dt} = \frac{L_c}{A_c} \cdot \frac{d(m_c)}{dt} = -\Delta P + C \quad (3)$$

$$\frac{L_T}{A_T} \cdot \frac{d(m_T)}{dt} = \Delta P - \frac{m_T^2}{2 \cdot \rho \cdot A_T^2} \quad (4)$$

$$m_c - m_T = V_P \cdot \rho \cdot \frac{d(P_p)}{\gamma \cdot P} \quad (5)$$

$$\tau \cdot \frac{d(C)}{dt} = C_{ss} - C \quad (6)$$

式中: $L_c$ 为压气机当量管道的有效长度; $L_T$ 为节气门当量管道的有效长度; $A_c$ 为压气机流通面积; $A_T$ 为节气门流通面积; $C$ 为压气机压升; $C_{ss}$ 为压气机稳态压升; $m_c$ 为压气机空气质量流量; $m_T$ 为节气门空气质量流量; $C_{sc}$ 为压气机空气轴向速度; $m_e$ 为压气机空气质量流量; $\rho$ 为密度; $\Delta P$ 为稳压箱压升; $P_p$ 为稳压箱压力; $\tau$ 为失速发展时间(压气机流场时间常数); $\gamma$ 为比热比; $F$ 为节气门压降。

对式(3)~(6)进行无因次方程转换, $\rho \cdot U \cdot A_c$ 表示质量流量, $U$ 为平均叶片速度; $\frac{1}{2} \rho \cdot U^2$ 表示压差;

$\omega^{-1}$ 表示时间, $\omega = a \cdot \sqrt{\frac{A_c}{V_P \cdot L_c}}$ , $a$ 为声速, $V_P$ 为稳压箱体积。无因次量用波纹符号表示,其形式为

压气机流量

$$\frac{d(\tilde{m}_c)}{d\tilde{t}} = B \cdot (\tilde{C} - \tilde{\Delta P}) \quad (7)$$

节气门流量

$$\frac{d(\tilde{m}_T)}{d\tilde{t}} = \frac{B}{G} \cdot \left[ \tilde{\Delta P} - \tilde{m}_T^2 \left( \frac{A_c}{A_T} \right)^2 \right] \quad (8)$$

稳压箱流量守恒

$$\frac{d(\tilde{\Delta P})}{d\tilde{t}} = \frac{1}{B} \cdot (\tilde{m}_c - \tilde{m}_T) \quad (9)$$

压升时间滞后

$$\frac{d(\tilde{C})}{d\tilde{t}} = \frac{1}{\tilde{\tau}} \cdot (\tilde{C}_{ss} - \tilde{C}) \quad (10)$$

其中

$$B = \frac{U}{2 \cdot L_c \cdot \omega} = \frac{U}{2a} \cdot \sqrt{\frac{V_P}{A_c \cdot L_c}} \quad (11)$$

$$G = \frac{A_c \cdot L_T}{A_T \cdot L_c} \quad (12)$$

$\tilde{\tau}$ 与 $B$ 的关系为

$$\tilde{\tau} = \pi \cdot \frac{R}{L_c} \cdot \frac{N}{B} \quad (13)$$

式中: $N$ 为发动机转速; $R$ 为叶片平均半径。

对式(7)~(10)利用4阶预测修正法求解,得出系统模型中 $B$ 值是决定系统发生的是失速还是喘振的1个判断准则,并通过试验验证了理论方向的正确性,即: $B$ 值大时系统发生喘振; $B$ 值小时系统发生失速; $B$ 值的理论临界值为0.65。

在式(11)中: $V_P$ 为发动机主燃烧室容积; $A_c$ 为压气机出口的面积; $L_c$ 为压气机出口到燃烧室进口的长度。当1台发动机确定时,上述 $V_P$ 、 $A_c$ 、 $L_c$ 为定值。声速 $a$ 为相对发动机转速的函数; $U = 2 \cdot \pi \cdot R \cdot N$ ,也为发动机转速的函数。经推导可确定 $B$ 值是发动机转速的单调递增函数,当转速升高, $B$ 值变大到超过系统的临界值时,系统会发生喘振;当转速较低时, $B$ 值较小,低于临界 $B$ 值,系统会发生失速。

上述论述表明,发动机起动过程若进入不稳定工作状态时,一定会存在失速这一工作状态,这就为起动过程的失速检测提供了充足的时间窗口,在理论上确定起动失速的检测和处置,在工程上具有实用价值。

### 3 起动过程失速检测方法

从上文针对压气机失速机理和整机起动失速机理的分析得知,在二者出现失速时均有典型“特征”出现:(1)压气机出口压力明显降低;(2)压气机出口压力出现频率较高、幅值较低的周期性振荡波动。

而发动机起动失速时还有排气温度迅速升高,转速不上升或上升缓慢的宏观典型特征。

在进行压气机或整机台架试验时,为了对压气机

工作情况进行实时检测,在工程上一般采用采样率极高的压力传感器来检测压气机出口频率较高、幅值较低的周期性压力波动(压力脉动)来判断失速,其理论上的优点是一旦失速即可检测出来,并且能够捕捉早期的失速。但上述检测方法不能移植到整机上用于整机控制,主要原因是该方法采样率要求高,目前的控制器硬件能力无法满足要求,所以依据该特征而采用高频压力传感器检测失速的方法在控制系统上不具备工程可实现性。

随着技术的发展,特别是发动机采用数字控制系统后,可以开展一些复杂的算法。针对整机起动过程失速的排气温度迅速升高,转速不上升或上升缓慢的特征,提出1种通过单位时间内温度变化量与转速变化量比值( $\Delta T_6/\Delta n_2$ )判断发动机失速的方法。该方法在一定程度上能够判断出发动机的失速,相较以前有了很大进步,但其缺点也较明显,主要表现为起动过程中若辅助动力工作时,在其作用下,发动机转速仍旧上升较快,此时虽然由于失速排气温度也会快速升高,但二者比值较小且容易波动,因此无法检测出起动过程出现的浅度失速,从而导致发动机出现起动超温失败。

本文主要针对发动机失速过程的另一典型特征即压气机出口压力显著降低来进行设计,检测起动过程的失速。设计的总体思路是从压气机出口压力变化着手,通过方法或模型将发动机的失速现象识别出来,用于发动机控制系统判断和处置。

典型的发动机起动过程失速与未失速时,压气机出口总压  $P_{31}$  的对比如图1所示。该现象也是整机起动过程出现失速时发动机表现出的1个最重要特征。从图中可见,起动过程出现失速时,宏观表现上是在相同换算转速下压气机出口总压比正常起动时的要低。本文的主要研究工作是将这一现象数字化,提取出可用来衡量判断的准则和指标。

通过进一步研究图1的数据可知,失速时相同转速下绝对压力较低,在同一边界条件下可以通过对比压力来判别发动机是否失速。但发动机不可能在同一环境条件下使用,必须通过引入无量纲参数和对外界参数进行修正来兼

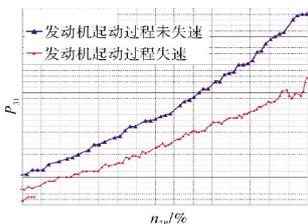


图1 失速与未失速时压气机出口压力对比

容不同条件下起动失速的判断。通过分析发现,在起动过程中发动机压比是1个不随环境条件变化的无量纲参数,但由于发动机不进行进气总压的测量,无法使用压比来判断。另外该参数为绝对值,工程上可影响其数值的因素较多,不利于直接对比使用。考虑到  $P_{31}$  波动的影响,本文提出对单位转速内  $P_{31}$  变化斜率进行回归拟合,然后基于  $P_{31}$  斜率来判断发动机是否失速,失速与未失速时  $P_{31}$  曲线斜率变化对比如图2所示。该方法采用相对量变化来进行判断,对外界变化影响的容忍能力更强。

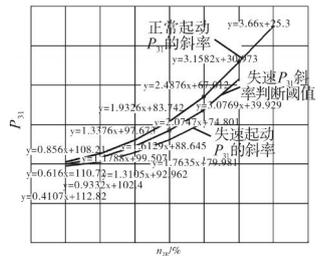


图2 失速与未失速时  $P_{31}$  曲线斜率变化对比

为进一步提高该判断方法的兼容能力,克服  $P_{31}$  参数波动带来的不利影响,采用间隔单位转速的方法进行滤波,并且针对起动过程辅助动力带转的特点,选定特定转速进行处理。基于上述考虑形成的起动过程失速技术方案为:在高压换算转速  $n_{2R}=15\% \sim 45\%$  范围内,判断压气机出口压力变化斜率( $P_{31}$  斜率)小于  $P_{31}$  斜率判断阈值(见表1)要求时,认为发动机出现失速。在进行  $P_{31}$  斜率计算时,由于  $P_{31}$  参数受外界环境影响,而另一参数换算转速不随环境改变,计算时必须依据相似原理通过进气压力对  $P_{31}$  进行修正,发动机不测量  $P_1$ ,可以通过高度  $H$ 、马赫数  $Ma$  构建  $P_1$ ,由于起动过程空气流量小,进气道总压损失极小,可以不考虑进气道总压损失。

表1  $P_{31}$  斜率判断阈值

$n_{2R}/\%$	15	20	25	30
$P_{31-i}$	$P_{31-15}$	$P_{31-20}$	$P_{31-25}$	$P_{31-30}$
$P_{31}$ 斜率		0.6160	1.1788	1.6129
$n_{2R}/\%$	35	40	45	
$P_{31-i}$	$P_{31-35}$	$P_{31-40}$	$P_{31-45}$	
$P_{31}$ 斜率	2.0747	3.0769	3.2201	

需说明的是:

- (1)表1中  $P_{31}$  斜率可调范围为  $0 \sim 10$ ;
- (2) $P_{31}$  斜率  $= (P_{31X-i} - P_{31X-(i-1)}) / (n_{2R-i} - n_{2R-(i-1)})$ ;
- (3)在起动过程中,当首次  $n_{2R} \geq 15\%$  时记录连续4个控制周期的  $n_{2R-15}$ 、 $P_{31-15}$  数值,然后取平均值;当首次  $n_{2R} \geq 20\%$  时记录连续4个周期的  $n_{2R-20}$ 、 $P_{31-20}$  数值,然后取平均值;

(4)按照发动机舱压  $P_H$  和飞行马赫数  $Ma$  修正第(3)项中记录的  $P_{31-i}$ ,  $P_{31X-i}=P_{31-i} \times 101.3/(P_H-i \times Ma_i)$ ,  $Ma_i$  是根据当前的飞行马赫数  $Ma_i$  按表 2 中数据插值确定;

(5)用修正后的  $P_{31X-i}$  通过第(2)项的方法计算平均值数据的  $P_{31}$  斜率,若  $P_{31}$  斜率小于表 1 中  $n_{2R}=20\%$  时的斜率值,则认为发动机出现失速,进行失速的相关处置;后续转速点按此方法依次计算并对比  $i$  与  $(i-1)$  点之间的斜率值。

表 2 空中  $Ma_i-Ma_{oi}$  对应关系

$Ma_i$	0	0.1	0.2	0.3	0.4
$Ma_{oi}$	1.000	1.007	1.028	1.064	1.117
$Ma_i$	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
$Ma_{oi}$	1.186	1.275	1.387	1.524	1.691

### 4 检测算法的仿真及试验验证

为验证上述检测方法的有效性和适应性,基于某发动机的 3 次起动成功数据和 1 次起动失败数据,利用 Matlab 软件进行计算,通过编制程序分别实现基于  $P_{31}$  斜率的失速检测算法和基于  $\Delta T_d/\Delta n_2$  的失速检测算法,进行仿真对比验证。

该发动机 4 次起动过程压气机换算转速与压气机出口总压的变化关系如图 3 所示。从图中可见,起动失败时的压气机出口压力明显偏低。

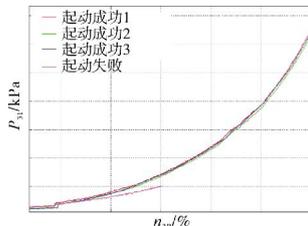
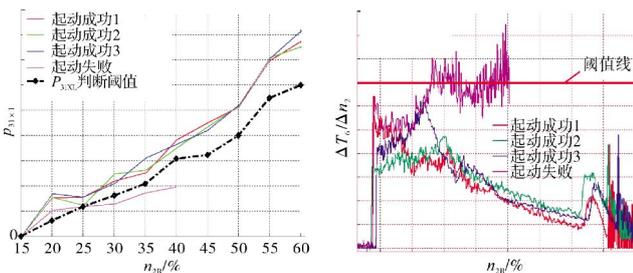


图 3 起动成功与失败时压气机出口压力对比

基于  $P_{31}$  斜率和基于  $\Delta T_d/\Delta n_2$  比值的方法检测失速的仿真结果对比如图 4 所示。从图 4(a)中可见,起动失败时,  $P_{31}$  斜率明显低于阈值,在 30% 高压换算转速



(a) 基于  $P_{31}$  斜率的失速检测方法 (b) 基于  $\Delta T_d/\Delta n_2$  比值的失速检测方法

图 4 2 种失速检测方法仿真验证结果对比

时,实际计算的  $P_{31}$  斜率小于阈值,已检测出失速;从图 4(b)中可见,虽然在 30% 转速时实际计算的  $\Delta T_d/\Delta n_2$  值也达到了阈值,但该值波动较大,无法满足其持续一定时间的要求,未能检测出失速。在高压换算转速为 30%~40% 范围内,该值有超过阈值的情况,但由于波动较大,未满足持续时间要求,未能检测出失速。

通过上述对比可知,基于  $P_{31}$  斜率检测失速的方法比基于  $\Delta T_d/\Delta n_2$  值的方法检测更准确,更迅速。

将基于  $P_{31}$  斜率检测失速的方法落实在某发动机控制系统软件中,在某发动机上开展整机地面起动验证。为创造起动失速的真实条件,通过上调起动供油的方法使发动机起动过程进入不稳定工作状态,起动试验共进行 5 次,其中 3 次出现失速情况,控制算法检测出失速,处置后起动成功。其中 1 次起动失速检测的处置如图 5 所示。在高压换算转速为 25% 时检测到发动机处于失速状态,进行切油后发动机退出不稳定工作状态,最终起动成功。在高压换算转速为 25% 时,  $\Delta T_d/\Delta n_2$  值仅为 19.6 K/%, 尚未达到 35 K/% 的阈值,在高压换算转速为 25% 之前最高仅达到 24 K/%。

通过上述仿真验证及整机试验验证结果可知,基于  $P_{31}$  斜率的失速检测方法比  $\Delta T_d/\Delta n_2$  值失速检测方法更加准确、迅速,可以有效减小发动机由于失速出现的温度积累,有利于发动机起动成功。

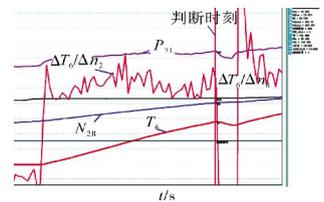


图 5 基于  $P_{31}$  斜率的失速检测方法试验验证结果

### 5 结论

综上所述,得出如下结论:

(1)整机起动过程失速时存在压力降低、压力出现周期性波动、排气温度迅速升高而转速上升慢 3 个典型特征,其中压力降低和排气温度迅速升高而转速上升慢 2 个特征可以用于起动过程失速的检测,研究表明,基于压力降低特征设计的检测方法更加准确、高效,适用范围更广;

(2)基于压力降低特征的  $P_{31}$  斜率失速检测方法判断迅速,可以有效缩短发动机温度积累的时间,有利于发动机的起动及安全,该方法有一定的工程应用价值。

## 参考文献:

- [1] 国防科学技术工业委员会.航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范:GJB243A-2004[S].北京:总装备部军标出版发行部,2004:10.  
Commission on Science, Technology and Industry for National Defense. The flight test requirements for aircraft gas turbine powerplant: GJB243A-2004[S]. Beijing: The General Equipment Department Military Standard Press, 2004: 10. (in Chinese)
- [2] Ronald C P. Compressor surge and stall [M]. USA: Concepts ETI, Inc, 1993: 8-22.
- [3] 程诚. 压气机脉动压力信号分析方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.  
CHENG Cheng. Study on extraction of fluctuation pressure in compressor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [4] Day I J, Breuer T, Escuret J, et al. Stall inception and the prospects for active control in four-speed compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 18-27.
- [5] Inoue M, Kuroumaru M, Ando Y. Pressure fluctuation on casing wall of isolated axial compressor rotors at low flow rate [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1): 19-26.
- [6] 张靖焯. 一种捕捉预示压气机失稳预警信号的新方法的研究[J]. 航空动力学报, 2004, (2): 270-277.  
ZHANG Jingxuan. Study of a new method for giving warning signals of instability [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, (2): 270-277. (in Chinese)
- [7] 李扬, 李应红, 吴云. 基于方差分析的某轴流式压气机失速征兆起始检测[J]. 航空计算技术, 2005 (1): 104-105.  
LI Yang, LI Yinghong, WU Yun. Detection of rotating stall inception precursor of axial flow compressor with variance analysis [J]. Aeronautical Computer Technique, 2005(1): 104-105. (in Chinese)
- [8] 刘勃, 雷勇. 压气机气动失稳先兆检测快速算法的研究[J]. 测控技术, 2009(11): 23-25.  
LIU Bo, LEI Yong. Research for a rapid detection method of the aerodynamic instability inception of a compressor [J]. Measurement & Control Technology, 2009 (11): 23-25. (in Chinese)
- [9] 吕建伟, 李军. 基于时频-小波分析的压气机失速先兆研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 25(1): 29-32.  
LYU Jianwei, LI Jun. Study on stall inception in compressor based on time-frequency and wavelet analysis [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 25(1): 29-32. (in Chinese)
- [10] 程晓斌, 聂超群, 陈静宜. 轴流压气机旋转失速先兆过程中的频率阶跃现象[J]. 工程热物理学报, 2000, 21(1): 29-33.  
CHENG Xiaobin, NIE Chaoqun, CHEN Jingyi. The frequency step-up of rotating stall precursors in two axial compressors [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21(1): 29-33. (in Chinese)
- [11] 程晓斌. 小波分析与压气机旋转失速先兆研究[D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 2001.  
CHENG Xiaobin. Wavelet analysis and rotating stall inception research [D]. Beijing: China Institute of Engineering Thermophysics, 2001. (in Chinese)
- [12] 毛发金, 陆凤霞, 岳林. 基于小波形态参数的压气机失稳监测[C]//南京航空航天大学第十三届研究生学术会议论坛. 南京: 南京航空航天大学, 2011: 348-256.  
MAO Fajin, LU Fengxia, YUE Lin. The stall monitoring method based on wavelet form parameter [C]//The 13th Graduate Academic Conference of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011: 348-256. (in Chinese)
- [13] 李长征, 胡智琦, 许思琦. 基于 D-S 证据融合的压气机气动失稳监测[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1870-1877.  
LI Changzheng, HU Zhiqi, XU Siqi. Aerodynamic instability detection for compressor based on D-S evidence fusion [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(8): 1870-1877. (in Chinese)
- [14] 文壁, 张浩, 钟明, 等. 基于小波分析的涡扇发动机起动过程压力脉动研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2015, 28(1): 14-16.  
WEN Bi, ZHANG Hao, ZHONG Ming, et al. Research on aerodynamic unsteadiness during turbofan engine start-up using wavelet analysis method [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2015, 28(1): 14-16. (in Chinese)
- [15] Greitzer E M. Surge and rotating stall in axial compressors part II: experimental results and comparisons with theory [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1976, 98(2), 199-217.

(编辑: 刘 静)