

# 基于压气机出口静压变化率的喘振检测方法

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:** 采用机载测量的压气机出口静压和转子转速等参数,建立了一阶和二阶变化率的喘振检测方法。经核心机和整机数十次喘振试验验证,结果表明:当超出所定义的判喘阈值时,压气机出口静压一阶变化率检测到发生失速或喘振,二阶变化率和再次出现的静压或转速一阶变化率超限对发生可能性进行确认。试验证明,该方法响应时间短,检测时间低于半个喘振周期。实时检测率达到 100%,虚警率低至 0,尚未发现误检和漏检。

**关 键 词:** 喘振检测; 出口静压; 压力变化率; 转速变化率; 控制逻辑; 机载检测

**中图分类号:** V231.3      **文献标志码:** A

## Surge detection method based on rate of change of compressor discharge static pressure

WANG Yudong

(Commercial Aircraft Engine Corporation Limited,  
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

**Abstract:** The parameters of the compressor's discharge static pressure and rotor speed were used to establish the surge detection method based on the first-order and the second-order rate of change. According to dozens of surge detection verifications in core-engine and whole-engine tests, when the threshold was exceeded, the stall or surge could be detected by the first-order change rate of compressor discharge static pressure, and then the possibility of occurrence was confirmed by the second-order change rate and the follow-up exceeding value of the first-order change rate of static pressure or speed. Those tests proved that this method had short response time, and the detection time was less than half of the surge period. The successful detection rate was as high as 100%, and the false alarm rate was as low as 0. and. With this method, no false or missed detection had been found.

**Key words:** surge detection; discharge static pressure; rate of change of pressure; rate of change of speed; control logic; onboard detection

压气机的失速和喘振是一类严重危害发动机安全工作的事件。在给定转速下,当压比和攻角增加时,由于气流在吸力面发生分离,压气机的数个翼型叶排可能发生失速。在多级压气机中,运

行中发生轻微失速是可以接受的。例如,在启动后的低转速区域,前几级可能在正常运行中发生失速,但此时是可以稳态运行的,因为后几级可能并没有失速,气流还是稳定地逆压梯度流动。然而当失速变得严重时,或突然发生时,可能导致一些不可接受的流动状态。

喘振可能在整个转速范围内发生,只有周围部件迫使压气机工作线上移并使得压比上升至喘振边界值。此时叶片的失速变得非常严重,以至于流经叶片表面的气流无法再继续承受逆压梯度。再稍微增加一点压比,气流立刻发生分离。其结果是发生巨响,部分气流从压气机后面级向前面的低压级倒流。而当压气机后面级流量减少后,逆压梯度降低,压气机重新从低到高建立压比。随后,将发生周期性喘振。在发生严重喘振时,经常可以看到火焰从进气道和喷管喷出,就是由于喘振时燃烧室内的气流急剧地向前后两个方向流动。发生喘振时若不能及时采取喘振措施,如打开放气阀或降低燃油流量,以降低压气机工作线使喘振消除,则压气机将会以一定频率持续地喘振,并最终导致发动机损坏。

无论发动机台架试验还是在翼运行,对压气机喘振的检测和处理都是非常重要的。虽然在发动机设计和研发过程中,会极力确保使用中的发动机罕有喘振发生。为此,几乎所有发动机均设计有压气机放气、可调静子叶片等主动式扩稳控制措施。然而,一些孤立的事件(比如航空发动机遇到“鸟撞”或“吸雨”),仍可能引起喘振发生。对于正在驾驶大型飞机的飞行员,或者远离发动机的台架控制室,不一定能够听到或感受到喘振的声音。因此,依赖人工干预喘振是不够的,必须安装喘振检测和处理系统。

在台架试验时,发动机上将安排大量的精密的压力、温度测量传感器,用于监视各部件系统的工作状态<sup>[1-2]</sup>。而在翼运行时,控制系统只能依靠有限的机载测量参数进行喘振的检测和处理。

发动机喘振的台架检测方法较多<sup>[1-3]</sup>,常见的检测算法主要有相关积分法<sup>[4-5]</sup>、方差分析法<sup>[6-9]</sup>、小波分析法<sup>[10-12]</sup>、自相关函数法<sup>[13-14]</sup>或相关度法<sup>[15]</sup>、时频分析法<sup>[16]</sup>等。从已有文献来看,在压气机试车台或整机试车台上进行喘振检测,多采用高频压气机脉动总压<sup>[8,17-18]</sup>、静压<sup>[4]</sup>或压差测量值,采样频率高达 1~10 kHz。但在机载环境下,发动机控制器的计算周期一般是 5~20 ms,即 50~200 Hz,很难达到高频喘振信号检测的要求。

根据系统工程原理,像发动机这种复杂系统的研制开发必须遵循从需求逐级分解,到设计集成,再到逐级验证的开发流程。具体地说,对于机载喘振检测系统而言,在翼使用前必须经过台架试车的验证。因此,即便在核心机、整机台架试车时,也不能仅依靠台架检测装置监测喘振,而必须发展和验证单独的、全部使用机载测量参数的判喘方法。

对于有望应用于服役发动机的机载判喘方法,必须能够适应机载环境下的实时低采样率检测特点。参考上述基于方差统计特征的检测方法<sup>[8,17]</sup>,在发动机上安装了高频压气机出口脉动压差传感器,设计了 A 值判喘逻辑。提取压差信号的交流分量和直流分量,并定义交流与直流分量之比即为 A 值。当 A 值超出给定阈值时,可判断发生了失速或喘振。根据试验验证,由于控制系统软件计算周期为 20 ms,这导致高频压力信号被低频 50 Hz 抽样。结果表明 A 值确实与失速或喘振有一定关联,但虚警率较高、检测率较低,无法区分轻微失速和喘振,多次发生漏检,达不到相关文献所展示的效果。从工程应用角度,该方法用于机载环境尚需改进。

基于机载判喘功能的实际需要,亟需发展采用机载测量信号进行判喘的、满足检测率和虚警率指标的、采样频率范围为 50~200 Hz 的判喘逻辑。在参考国内外相关研究的基础上<sup>[19-20]</sup>,本工作完成了采用压气机出口静压进行判喘的控制逻辑设计,并在发动机试车时进行了验证,结果表明检测率和虚警率符合设计要求。

文中第 1 节给出了具体的采用压气机出口静压一阶导数和二阶导数的机载喘振检测方法,第 2 节给出在核心机和整机上的试验验证情况。第 3 节针对该方法的应用价值进行了探讨。

## 1 喘振检测方法

对喘振的检测必须基于机载测量参数。从原理来看,当喘振发生时,压气机的出口压力变化最为直接和剧烈。喘振时气流在喘振级分离和倒流,此过程会引起压力的瞬间降低和恢复。这种压力瞬间降低的特征比正常加减速过程引起的压力变化明显得多。为此,考虑采用压气机出口压力随时间的变化来表征喘振发生的可能性,并视情加入其他参数进行辅助控制。

参考国外已服役大涵道比涡扇发动机的机载测量参数,高压压气机出口静压  $p_{s3}$  几乎是不可缺

少的。其主要用于进行加减速等瞬态过程的换算燃油控制。因此,采用  $p_{s3}$  作为判喘逻辑控制参数,可以避免额外增加测量装置。

1.1 出口静压变化率一阶导数

显然,  $p_{s3}$  的变化率也即时间一阶导数,定义为

$$p_{s3\dot{}} = \frac{dp_{s3}}{dt} \tag{1}$$

然而,航空发动机的工作高度范围较广,一般超过 0~12000m。地面和高空条件下,同样幅度的  $p_{s3}$  变化率对应的压气机工作状态变化不同。因此,必须采用  $p_{s3}$  的相对变化率来研究喘振。

为便于表达,将  $p_{s3}$  的相对变化率标记为  $B$ ,即

$$B = \frac{1}{p_{s3}} \cdot \frac{dp_{s3}}{dt} \tag{2}$$

此处可以定义最简单的喘振判断准则为

$$B \leq -1.0 \tag{3}$$

其中负号代表喘振发生时压力的下降(负斜率,例如: -1.0 代表相对变化率判喘阈值)。对于不同类型发动机而言,该阈值是不同的,典型取值区间为 -5.0~-1.0<sup>[19]</sup>,也即 -500%~-100% $s^{-1}$ 。

由于低转速时喘振能量低,破坏力较小,而高转速时喘振能量高,破坏力较大。因此,发动机在不同转速下对喘振幅度的耐受程度是不同的。为此,可将判喘逻辑优化为

$$B = f_1(N_{2r25}) \tag{4}$$

其中  $N_{2r25}$  为高压换算转速,其定义为

$$N_{2r25} = \frac{N_2}{\sqrt{T_{25}/288.15}} \tag{5}$$

式中  $T_{25}$  为高压压气机进口总温。

在实际的工程实践中,可初步地将不同转速下的  $B$  值设置为相同值,并根据试验验证情况适当调整某些转速范围内的  $B$  阈值。

1.2 出口静压变化率二阶导数

在发动机工作过程中,有些喘振可能在短时间内自行恢复,则这种情况不需要进行严苛的喘振处理甚至停车。以图 1 为例,起动过程发生了一次轻微的喘振,造成压气机出口静压  $p_{s3}$  突然下降,发动机排气温度  $T_{eg}$  上升,转子加速率  $N_{2dot}$  下降为负值。在持续很短时间之后,喘振自行恢复。

转子加速率  $N_{2dot}$  定义为

$$N_{2dot} = \frac{dN_2}{dt} \tag{6}$$

在发动机结构强度得以保证的前提下,为提高发动机运行稳定性,提高起动成功率,降低空中

停车率,应当考虑放过轻微的或可以自行恢复的失速或喘振,以防判喘逻辑过于灵敏。为此,采用  $p_{s3}$  的时间二阶导数  $p_{s3\ddot{}}$  来区分或分割不同的喘振周期。

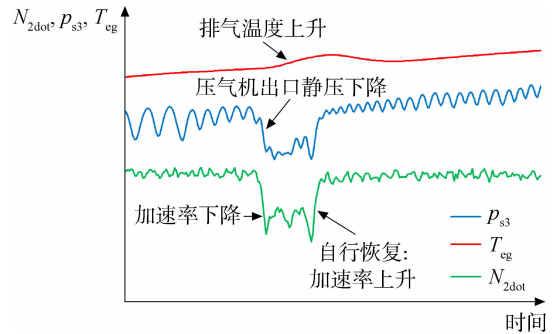


图 1 失速/喘振的自行恢复示意图

Fig. 1 Schematic diagram of restoring from a slight stall or surge

$p_{s3\ddot{}}$  定义为

$$p_{s3\ddot{}} = \frac{d}{dt}(p_{s3\dot{}}) \tag{7}$$

图 2 展示了以  $p_{s3\ddot{}}$  (二阶导数) 分隔的判喘逻辑。图为示意性的,绿色实线为  $B$  值,红色实线为  $p_{s3\ddot{}}$ ,墨绿色虚线为  $B$  值判喘阈值,红色虚线为  $p_{s3\ddot{}}$  阈值。本例中,  $p_{s3\dot{}}$  (或  $B$  值) 出现了周期性的振荡,振荡周期约为 0.2~0.5 s。图中上标“\*”表示阈值。

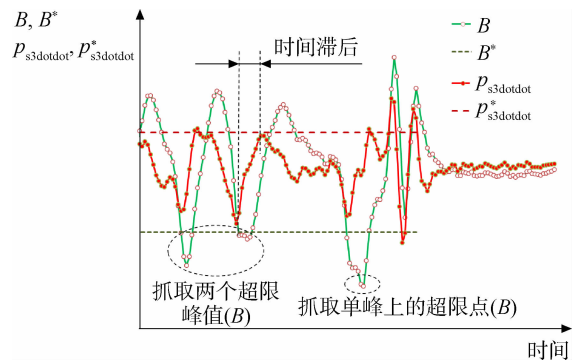


图 2 判喘逻辑示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the surge detection logic

若仅以一个采样周期的  $B$  值小于阈值进行判喘,则逻辑过于灵敏,可能抓取轻微失速而使虚警率升高。若以两个采样周期的  $B$  值进行判喘,则有可能抓取到单峰上的两个连续离散点(均超阈值时),无法实现分辨两个喘振周期的功能。如图 2 所示,仅以一段时间内的  $B$  值是否超限判断,则可能抓取两个喘振峰值,也可能抓取到单个

喘振峰上的两个连续点。这种情况下,若没有  $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  辅助判断,则无法确认两个超限点是否属于两个喘振周期。

本工作设计了  $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  喘振检测逻辑。当出现  $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  超限,且其出现于两个超限  $B$  值点中间时,可认为发生了喘振。若两个超限  $B$  值点中间没有  $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  超限,则可能发生了非周期性喘振,或喘振出现一个周期后又自行消失。由于二阶导数相对于一阶导数的滞后性,单喘振峰上的两个连续  $B$  值超限离散点必然出现于  $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  超限点的左侧。基于这种特征,单周期喘振不会被抓取或误判。

一个时变周期信号的二阶导数相对于一阶导数的滞后性如图 3 所示。从数学原理上讲,周期信号  $f(t)$  的一阶导数  $f'(t)$  最小值显然超前于二阶导数  $f''(t)$  的最大值。也即对喘振时的  $p_{s3}$  信号来说, $B$  值最小值超前于  $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  最大值。因此,应先判断  $B$  值是否超限,再用  $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  辅助判定喘振是周期性的还是非周期性的(或自行消失)。

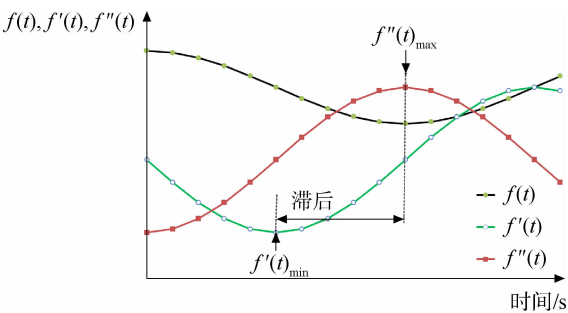


图 3 二阶导数相对于一阶导数滞后示意图  
Fig. 3 Schematic diagram of hysteresis between first-order derivative and second-order derivative

1.3 导数离散算法

上文定义的  $p_{s3}$  一阶导数和二阶导数均看成以时间为自变量的连续函数。由于发动机机载环境下控制器的运算周期较长,故必须考虑导数计算离散化的问题。以控制器控制周期 20 ms 为例,此时  $p_{s3}$  采样频率仅 50 Hz。将连续函数离散化,有多种离散算法。从工程实践出发,要考虑算法精确性,又不希望引入过于复杂的算法。定义为

$$L_k = \frac{p_{s3}(n) - p_{s3}(n - k)}{k p_{s3}(n) T_s} \tag{8}$$

$$B_k = \frac{\sum_{i=1}^k L_i}{k} \tag{9}$$

其中  $L_k$  为第  $n$  周期测量值  $p_{s3}(n)$  与第  $n - k$  周期测量值  $p_{s3}(n - k)$  的相对变化量,  $T_s$  为周期长度,本文取  $T_s = 0.02 \text{ s}$ 。  $B_k$  为  $L_1 \sim L_k$  的平均值,即由  $p_{s3}$  前  $k$  个周期测量值计算的平均相对变化量。

图 4 展示了在某次喘振过程  $p_{s3}$  下降最快时刻的  $L_k$  和  $B_k$  变化情况。由图可知,当  $k > 4$  时,  $L_k$  和  $B_k$  已开始单调增加,这预示着提前过多的周期参与计算开始摊薄喘振特征量值。考虑到  $k$  取 1~2 时,偶发的单周期测量误差(毛刺)会造成信号失真。从工程实用角度出发,选择多周期平均的相对变化量,且  $k = 3$  或 4 是最为理想的。本文所有导数离散化差分算法均选用  $k = 4$ , 相对变化量采用多周期平均值,即式(9)所示。

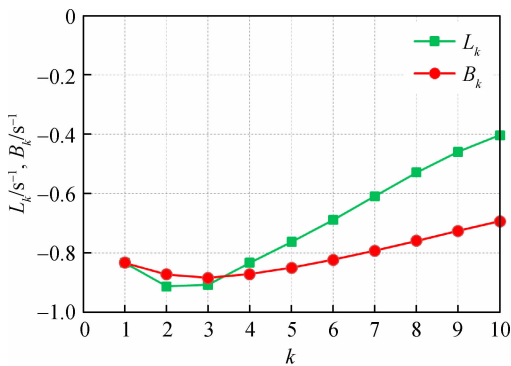


图 4 离散化相对变化率  $L_k$  和  $B_k$   
Fig. 4 Discrete relative change rate of  $L_k$  and  $B_k$

1.4 联合判喘逻辑

发动机的某些机动作如减速过程也可能产生剧烈的压力波动。为降低虚警率,提高喘振检测精度,设计了同时采用  $B$  值、 $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  和  $N_{2\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  的联合判喘逻辑。联合判喘逻辑由如下步骤组成:

- 1) 当  $N_{2r25} > 0.4$  (示例,可调参数) 且  $B$  小于阈值时开始计时,计时周期为  $D_t = 1 \text{ s}$  (示例,可调参数);
- 2) 在计时周期内检测到  $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  大于阈值;
- 3) 在“ $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  大于阈值”的同时检测到“ $B$  小于阈值或  $N_{2\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  小于阈值”,或检测到“ $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  大于阈值”之后的剩余计时时间内检测到“ $B$  小于阈值或  $N_{2\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  小于阈值”,则判定发生喘振。

图 5 是采用上述逻辑进行喘振判断的一个启动过程示例。第一步,在  $t = 0 \text{ s}$  时,检测到  $B$  值超越阈值,开始计时。第二步,在  $t = 0.06 \text{ s}$  时,检测到  $p_{s3\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  超越阈值,且判断时间尚在计时周期(本例中为 1 s)内。第三步,在  $t = 0.10 \text{ s}$  时,检测到  $N_{2\dot{\cdot}\dot{\cdot}}$  超越阈值,且时间尚在计时周期内。当第三

步的条件也成立时,说明计时周期内连续三个判喘条件成立,则判定为发生了喘振。此时计时结束,进入喘振处理逻辑。图中上标“\*”表示阈值。

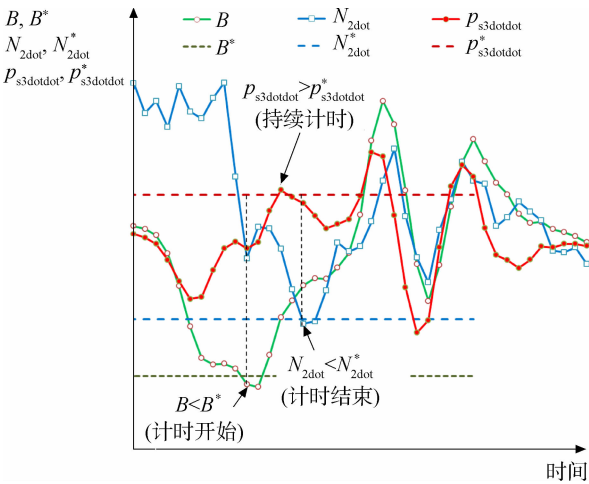


图 5 联合判喘逻辑示意图

Fig. 5 Schematic diagram of united surge detection logics

应考虑判喘阈值的大小与转速的关系。例如,当转速升高时, $p_{s3dotdot}$  阈值一般也需要增加。

$p_{s3}$  一阶导数和二阶导数的具体数值与喘振频率和喘振深度密切相关,也受燃烧室体积所导致的容腔效应的影响,难以通过简单的压气机或发动机参数推导获得。为得到高可靠性和高检测率的判喘阈值,必须进行大量的部件、核心机和整机逼喘试验,从试验结果中总结合理的阈值。因此,实际判喘阈值应依据具体发动机型号而定,并在台架试车时进行充分验证。

一组示例性的判喘阈值取值见表 1。在进行足够的逼喘试验后,可根据试验结果进行调整。

表 1 判喘阈值

Table 1 Threshold to detect surge

| $N_{2r25}$ | $B/s^{-1}$ | $p_{s3dotdot}/(kPa/s^2)$ | $N_{2dot}/(r/min/s)$ |
|------------|------------|--------------------------|----------------------|
| 0.35       | -1.0       | 2000                     | -50                  |
| 0.50       | -1.0       | 5000                     | -100                 |
| 0.70       | -1.0       | 10000                    | -150                 |
| 0.90       | -1.2       | 20000                    | -300                 |
| 1.00       | -1.5       | 50000                    | -100                 |

对于上述判喘步骤,一些细节值得讨论。

首先,必须先进行发动机转速的判断。当转速过低时,进行判喘操作不仅没有紧迫性(低转速下即便喘振,能量也较小),而且容易在发动机点

火时造成误判。点火瞬间燃烧室进出口静压出现突变,容易造成  $p_{s3}$  一阶导数和二阶导数的大幅变化。因此,在低转速时要注意甄别喘振和点火对静压的影响,或直接禁止点火时的喘振判断。根据常见涡扇发动机的特性,点火转速一般低于 40%,因此步骤一的转速阈值可取为 40%,或根据具体发动机的不同适应性调整。

其次,判喘逻辑的核心和关键是  $p_{s3dotdot}$  或  $B$  值。简单来说, $B$  值有无超出阈值应是喘振判断的主要标准。

第三,应当注意到一阶导数极小值与二阶导数极大值不是同时出现的。二阶导数的极大值滞后于一阶导数的极小值,两者的时间间隔为  $1/4 \sim 1/2$  喘振周期。当检测到  $B$  值超限时,必须立刻开始计时,并在计时周期内抓取二阶导数超限的点。当抓取到二阶导数也超限时,继续抓取  $B$  值超限。若两个  $B$  值超限和中间的二阶导数超限均出现,则有极大可能发生了无法自行恢复的周期性喘振。

第四,在起动过程的某些情况下,可能出现深度失速导致的起动悬挂。当  $p_{s3}$  出现一个深度下降后,静压甚至不再振荡,连续抓取两个  $B$  值超限的逻辑不再有效。为此,可以将第二个超限  $B$  值由超限  $N_{2dot}$  (高压转子加速率)代替。当一个  $B$  值超限、一个  $p_{s3}$  二阶导数超限之后,若随后仍出现较大的转子减速率,可以认为出现了无法自行恢复的深度失速。

深度失速会引起压气机效率下降,带来起动悬挂或转速迅速下降。因此,可以通过转速变化率判断深度失速出现的可能性。图 6 的例子展示了某次试验过程中起动过程中的这种深度失速。在  $p_{s3}$  突然下降后, $B$  值超出阈值,随后  $p_{s3dotdot}$  超

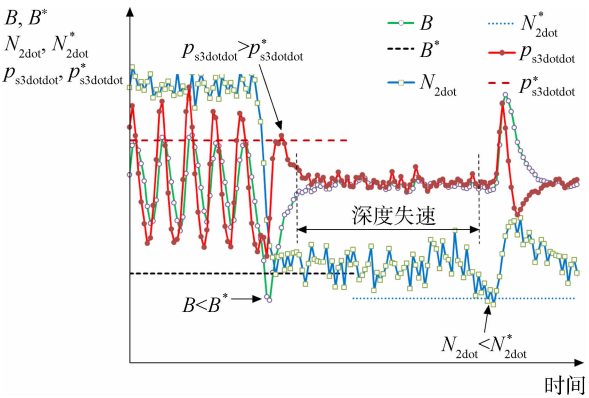


图 6 起动过程深度失速示意图

Fig. 6 Schematic diagram of deep stall in starting process

出阈值。此后,静压  $p_{s3}$  不再强烈震荡,以至于  $B$  值和  $p_{s3\dot{\dot{p}}}$  接近于零。这种情况下,保持负值几乎不变的  $N_{2\dot{}}$  能够表明发动机仍处于深度失速引起的掉转状态。

2 试验与验证

在控制系统半物理试验和核心机、整机试车中,对本文的判喘逻辑进行了充分的试验验证。试验结果表明,本文所定义的  $B$  值判喘逻辑虚警率低、检测率高,是一种很有希望应用于发动机产品的喘振检测方法。

2.1 核心机验证

判喘逻辑在核心机试车时进行了多次验证。图 7 展示了在推转至高转速时发生的一次强烈喘振。喘振发生后,从喷管喷出明亮的火焰。从测量数据得知,进气道进口总温也出现了突升。也即喘振导致燃烧室内的火焰从喷管和进气道喷出,这说明此时进喘较深,出现了气体的逆向流动。由于在控制系统内设置了  $B$  值判喘逻辑,在进喘 0.2 s 之内捕捉到喘振信号,随即执行减油和增加放气的退喘逻辑。此后,发动机很快退出喘振,并恢复到稳定工作的状态。事后对核心机进行分解检查,未发现不可接受的机械损坏。 $B$  值判喘逻辑的判喘准确性、响应时间由此次进喘事件得到进一步验证,证明该逻辑可以保证试车安全。

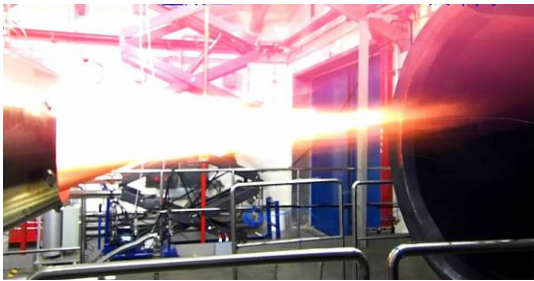


图 7 喘振时喷出的明亮火焰  
Fig. 7 Bright flame when surging

图 8、图 9 分别展示了发生喘振时  $A$  值、 $B$  值、 $p_{s3\dot{\dot{p}}}$  (因数字较大,给出相对于阈值的倍数) 的变化情况。由图可知,喘振期间  $B$  值和  $p_{s3\dot{\dot{p}}}$  发生明显变化,  $B$  值最小值,  $p_{s3\dot{\dot{p}}}$  最大值均超过判喘阈值,符合判喘条件。

需要指出的是,  $A$  值略有升高,但其变化幅度不足以将喘振信号从正常信号中提取出来。这种情况下若用  $A$  值进行判喘,虚警率和漏检率将比

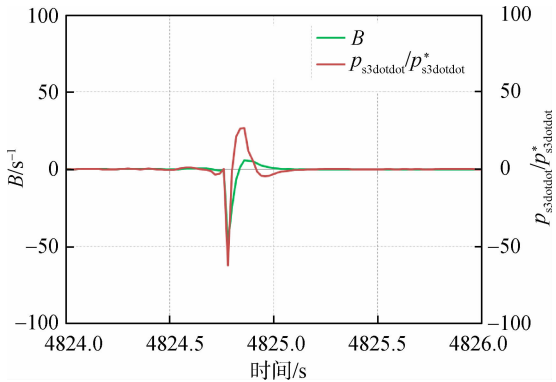


图 8 喘振时的  $B$  值和  $p_{s3\dot{\dot{p}}}$   
Fig. 8 Value of  $B$  and  $p_{s3\dot{\dot{p}}}$  when surging

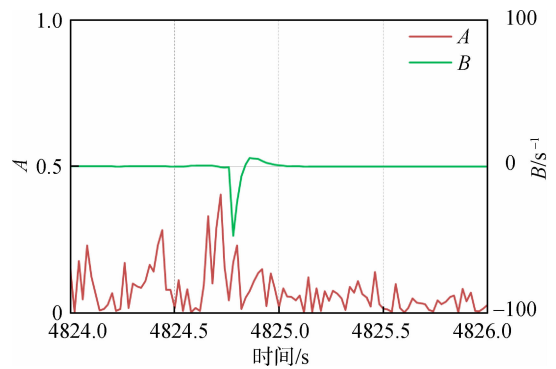


图 9 喘振时的  $A$  值和  $B$  值  
Fig. 9 Values of  $A$  and  $B$  when surging

较高。因此,  $A$  值与喘振现象的关联性不如  $B$  值明显。

2.2 整机验证

在整机上同样进行了  $B$  值判喘逻辑的验证。图 10 展示了 7 次起动过程  $B$  值变化示意图。当起动至某中间转速时,出现  $p_{s3}$  波动增加、 $B$  值偏大的现象。在初次进行的几次试验中,  $B$  值逼近或超出最初设置的判喘阈值。根据发动机其他参

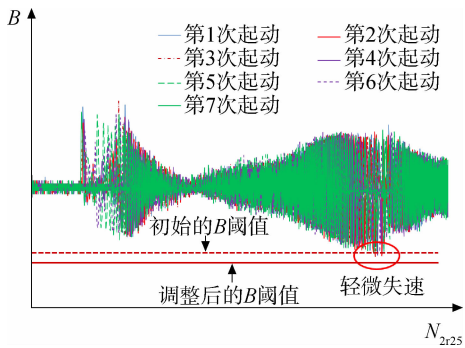


图 10 起动过程  $B$  值阈值的调整  
Fig. 10 Adjustment of the threshold of  $B$  in engine starting processes

数变化情况判断,此时发动机出现了轻微的气动不稳定性现象,但尚未出现深度失速或喘振,也不会造成实质性的机械损害。

由于调节压气机瞬态放气活门 TBV(transient bleed valve)放气和可调静子叶片 VSV(variable stator vane)角度后仍无法消除此现象,为实现成功起动,对  $B$  值判喘阈值进行适当放大。阈值放大后,发动机快速通过轻微失速区,起动达到慢车状态。

根据该发动机上的验证,证明  $B$  值判喘功能可以发现失速信号。通过调整判喘的阈值,还可以控制判喘灵敏度。对于轻微失速或喘振,可以在保证安全的前提下适当放过,以保证试验本身能够进行下去。

根据航空发动机适航规定中国民用航空局(CCAR)33.65 条款,起动过程不得引起喘振或失速达到出现熄火、结构失效、超温或发动机功率或推力不能恢复的程度。发动机试车验证表明,轻微失速确未引起熄火、超温和结构失效。越过失速区后,成功起动后到达慢车状态,推力输出正常,也未出现推力不能恢复的情况。

### 2.3 部件试验验证

图 11 给出了在压气机喘振试验中的方法验证情况。当喘振发生时,压气机出口静压突然下降, $B$  值则随之剧烈变化。此试验采用基于高频时域和频域方差分析的判喘方法来确定喘振,采样频率高达 20 kHz。截取某次喘振的  $p_{s3}$  静压信号,在进行 200 Hz 采样后,对应的  $B$  值仍能明显指示出喘振的发生,因此,本方法是有效的。

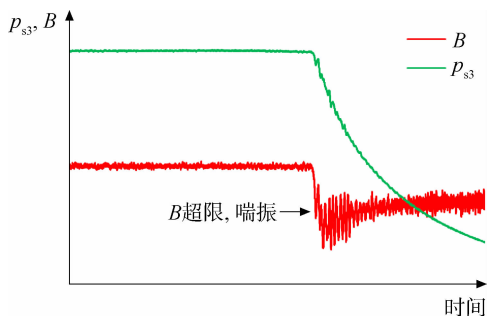


图 11 压气机喘振试验参数示意图

Fig. 11 Schematic diagram of parameters in a compressor surge test

### 2.4 减速过程验证

图 12 给出了减速过程的参数变化趋势。除  $B$  值外,其他曲线为示意性的。本例中,减速过程

的  $B$  值最低( $B_{\min}$ )仅达到  $-0.33$ ,距判喘典型阈值  $-1.0$  差异较大。因此, $B$  值判喘逻辑不会将减速过程误判为喘振。

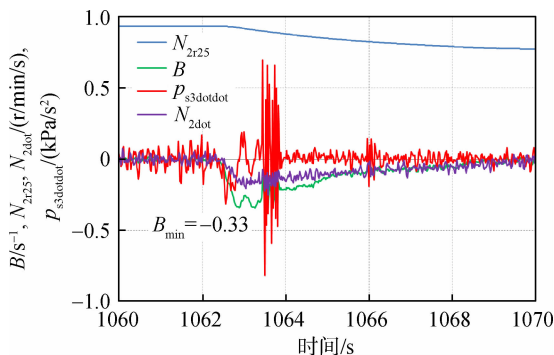


图 12 减速过程参数

Fig. 12 Parameters in deceleration process

除此之外,减速过程的  $B$  值仅有一个明显的下降过程,此后便和  $N_{2dot}$  一起逐步回升至零值,与喘振过程的周期性变化趋势完全不同,这也是区分喘振过程和减速过程的一个重要特征。

## 3 应用与探讨

目前,国内民用大涵道比涡扇发动机的判喘逻辑存在空白,亟需进行相关研究和验证。本文所述的判喘逻辑着眼于机载在线控制,具有很高的研究价值和应用价值。

本方法已应用于核心机和整机的试车过程,极大程度地提高了发动机抵御喘振损害的能力。在核心机和整机试车过程中,已实施有效判喘数十次。特别是实现了核心机 100% 转速深度喘振的迅速识别和退喘,避免了长时间周期性喘振造成的机械损坏。

在实施飞行台机载验证之前,本方法已进行了控制系统半物理试验验证和核心机、整机上的初步验证。根据研究和试验验证所得的经验用于完善整个控制逻辑,并已纳入民用涡扇发动机控制方案设计体系。

本文中论述的基于压气机出口静压变化率的喘振检测方法,适用于各类发动机(包括核心机)。对于安装有压气机出口静压测量装置的军用发动机,本方法仍然适用,仅需考虑根据具体发动机进行判喘阈值适应性调整。

喘振的预警或预判对于发动机安全也极为重要。台架试验发现,在严重喘振前  $B$  值会有一定程度的波动放大现象。通过降低判喘阈值,可以在出现轻微失速或喘振时提供预警。在工程设计

中,轻微失速或喘振有时是不得不容忍的,比如空中起动过程出现轻微失速时。另外,检测轻微失速或喘振会提高判喘灵敏度,降低可靠性,建议对类似情况进行告警或记录,谨慎起动喘振操作。针对轻微失速或喘振的检测可靠性,后续将根据更多的试验数据进行研究。

## 4 结 论

本文采用机载可测量的高压压气机出口静压  $p_{s3}$  和转子物理转速  $N_2$  等参数,建立了基于一阶变化率和二阶变化率的喘振判断方法。

当压气机出口静压一阶变化率低于阈值时,可以认为发生了失速或喘振。当压气机出口静压二阶变化率高于阈值,且再次出现一阶变化率低于阈值或转子减速率低于阈值时,可以对失速或喘振发生可能性进行确认,进一步降低虚警率。

经核心机和整机的台架试验验证,该方法检测率高,虚警率低,可以实时检测出包括起动过程、稳态、加减速过程在内的压气机深度失速或喘振。检测时间低于半个喘振周期,灵敏性高。利用控制参数的可调功能,还可以对检测逻辑进行扩展和调整,在试验现场实现喘振判据的快速更改,并根据需要降低或升高检测灵敏性。

## 参考文献:

[1] HILLER S J, HERMANN J, WIDHOPF-FENK R. High pressure compressor stabilization by controlled pulsed injection[R]. ASME Paper GT2012-68460, 2012.

[2] SCHEIDLER S G, MUNDT C. Active stability control of the compression system in a twin-spool turbofan engine by air injection[C]//Proceedings of the 10th of International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery. Honolulu: International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, 2004: 1-10.

[3] 张绍基. 航空发动机防喘控制系统设计和热扰动参数研究[J]. 航空发动机, 2005, 31(3): 8-12.

ZHANG Shaoji. Design of anti-surge control system and research on heat disturbance parameters for aeroengine[J]. Aeroengine, 2005, 31(3): 8-12. (in Chinese)

[4] 吴云, 李应红, 张朴, 等. 某轴流式压气机气动不稳定的相关积分分析[J]. 热能动力工程, 2006, 21(2): 145-149.

WU Yun, LI Yinghong, ZHANG Pu, et al. Correlation-integral analysis of the aerodynamic instability of an axial-flow compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Engine and Power, 2006, 21(2): 145-149. (in Chinese)

[5] 孙涛, 徐光华, 张春梅. 基于相关积分法的离心压气机喘振过程的非线性监测[J]. 航空动力学报, 2006, 21(6): 1092-1097.

SUN Tao, XU Guanghua, ZHANG Chunmei. Nonlinear monitoring of the centrifugal compressor surge process based on the correlation integral method[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 1092-1097. (in Chinese)

[6] 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, 35(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, 35(1): 104-105. (in Chinese)

[7] 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, 19(2): 270-277.

ZHANG Jingxuan. Study of a new method for giving warning signals of instability[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 270-277. (in Chinese)

[8] 李长征, 熊兵, 韩伟. 基于统计特征的轴流压气机喘振检测[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2656-2659.

LI Changzheng, XIONG Bing, HAN Wei. Surge detection of an axial compressor based on statistical characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2656-2659. (in Chinese)

[9] 李长征, 熊兵, 韩伟. 基于时间序列分析的压气机喘振检测[J]. 测控技术, 2011, 30(1): 100-104.

LI Changzheng, XIONG Bing, HAN Wei. Compressor surge detecting based on time series analysis[J]. Measurement and Control Technology, 2011, 30(1): 100-104. (in Chinese)

[10] 李美林, 张春梅, 王尚锦, 等. 用小波和分维数方法处理喘振试验数据[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(2): 175-178.

LI Meilin, ZHANG Chunmei, WANG Shangjin, et al. Surge data processing based on wavelet analysis and fractal methods[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002, 23(2): 175-178. (in Chinese)

[11] DREMINSKI M, FURLETOV V I, IVANOV O V, et al. Precursors of stall and surge processes in gas turbines revealed by wavelet analysis[J]. Control Engineering Practice, 2002, 10(6): 599-604.

[12] 谢锋, 谢寿生. 基于小波分析的航空发动机旋转失速检测方法[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 754-758.

XIE Feng, XIE Shousheng. Detection of rotating stall in aircraft engine based on wavelet analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 754-758. (in Chinese)

[13] 宋慧敏, 李应红, 吴云, 等. 基于自相关函数的压气机气动不稳定监测方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2005, 6(3): 7-9.

SONG Huimin, LI Yinghong, WU Yun, et al. Sensing the aerodynamic instability of a compressor using auto-correlation function[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2005, 6(3): 7-9. (in Chinese)

[14] TAHARA N, NAKAJIMA T, KUROSAKI M, et al. Active stall control with practicable stall prediction system using auto-correlation coefficient[R]. Salt Lake City, Utah, US: AIAA, 2001.

[15] 张海波, 华伟, 吴伟超. 一种基于发动机喘振实时模型的主动稳定性控制方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1150-1158.  
ZHANG Haibo, HUA Wei, WU Weichao. Active stability control method for turbofan engine based on post-stall model[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1150-1158. (in Chinese)

[16] 郭贵喜, 王振华, 王洪祥, 等. 基于 HHT 的航空发动机气动失稳信号时频分析方法[J], 航空发动机, 2013, 39(3): 62-67.  
GUO Guixi, WANG Zhenhua, WANG Hongxiang, et al. Time-frequency analysis method of aeroengine aerodynamic instability signal based on Hilbert-Huang transform[J]. Aeroengine, 2013, 39(3): 62-67. (in Chinese)

[17] 刘美凤, 黄波, 吴施志, 等. 航空燃气涡轮发动机喘振控制方法和电子控制器: CN106523163B[P]. 2018-03-02.

[18] 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检测[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)

[19] 沃尔什 P P, 弗莱彻 P. 燃气涡轮发动机性能[M]. 郑建弘, 胡忠志, 华清, 等译. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.

[20] 李小彪, 余海生, 孙建国, 等. 一种涡扇发动机喘振信号判定方法[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 727-729.  
LI Xiaobiao, YU Haisheng, SUN Jianguo, et al. A surge signal judge method for turbofan engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 727-729. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)