

航空发动机气动失稳在线监测试验技术

彭生红^{1,2}, 刘志友², 张志林², 钟明², 田应维², 程曦²

(1.南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2.中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院

高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621700)

摘 要: 针对航空发动机试验时缺乏有效安全监控措施的技术难题,开展航空发动机气动失稳在线监测试验技术研究。通过分析发动机试验失稳动态特征数据,设计基于时频-小波的气动失稳辨识算法,研制出具有国内自主知识产权的航空发动机气动失稳在线监测系统。结果表明:该系统能够准确、及时地检测到发动机失稳特征信号,辨识系统响应时间优于50 ms,工程实用性高,具备对发动机试验气动失稳在线预警能力。

关 键 词: 气动失稳; 失稳特征; 信号提取; 小波分析; 响应时间

中图分类号: V241.1

文献标志码: A

Research for online detection of aerodynamic instability while aero-engine test

PENG Shenghong^{1,2}, LIU Zhiyou², ZHANG Zhilin²,

ZHONG Ming², TIAN Yingwei², CHENG Xi²

(1.College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2.Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory,

Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621700, China)

Abstract: Based on the technological problem for lack of effective safety monitoring measures, the research for online detection of engine aerodynamic instability during aero-engine test was carried out. By analyzing engine instability characteristic data, the aerodynamic instability identification algorithm was designed based on time-frequency and wavelet analysis, and the on-line detection system of engine aerodynamic instability with one's own domestic intellectual property right was developed. Result showed that the system can accurately and timely detect the engine aerodynamic instability characteristic signal, including excellent features such as, identification system response time was less 50 ms, and the project practicability was high. The research demonstrated the ability of online early warning to the engine test aerodynamic instability.

Key words: aerodynamic instability; instability characteristic; signal extract; wavelet analysis; response time

收稿日期: 2021-03-09

作者简介: 彭生红(1978—),男,高级工程师,博士生,主要从事航空发动机气动稳定性研究工作。

通信作者: 田应维(1989—),男,工程师,本科,主要从事航空发动机气动稳定性研究工作。E-mail: yinveitian@163.com

引用格式: 彭生红, 刘志友, 张志林, 等. 航空发动机气动失稳在线监测试验技术[J]. 航空动力学报, 2021, 36(9): 1880-1886. PENG Shenghong, LIU Zhiyou, ZHANG Zhilin, et al. Research for online detection of aerodynamic instability while aero-engine test [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(9): 1880-1886.

航空发动机整机试验具有高风险性,失速和喘振是试验过程中经常遇到的两类气动不稳定现象。试验过程中,一旦发生气动失稳,轻则引起发动机突然熄火,性能参数急剧恶化,重则引起发动机叶片剧烈振动以致断裂,导致整台发动机毁灭性破坏,造成严重事故^[1-2]。开展航空发动机气动失稳在线监测试验技术研究,适时获取发动机试验运行状态,及时准确捕捉气动失稳特征信号,对应采取消喘措施,避免发动机深度气动失稳,对于保障试验安全显得尤为重要。

国外对于发动机内流的气动失稳特征信号监测开展了大量研究,结果表明,在气动失稳形成的过程中,主要存在模态波和尖脉冲两种失速先兆信号。模态波是一种周向大尺度而幅值很小的旋转扰动波,Moore和Greitzer等发展的风扇理论模型首先预测了模态波的存在^[3-4]。Hynes、Day等通过试验测量失速团的形成过程,失速前在压气机级间首次发现尖脉波,该波具有时间上的短时性和空间上的小尺度性特征^[5-6]。Tryfonidis等采用空间傅里叶分解积分方法,利用转子反向能量与正向能量的相对差值,基于行波能量法对压气机模态波扰动进行监控^[7]。Brown、Liao等提出了空间相关法,利用周向相邻两个传感器进行相关性分析,通过固定窗口间的对应函数,对模态波进行量化分析,空间相关法体现了失速初始扰动的时间和空间特性^[8-9]。国内李长征等知名专家通过时频分析、数据融合统计以及模式识别等方法,通过试验揭示了压气机气动失稳时典型特征信号的变化情况^[10-11]。张朴等利用小波原理研究压缩系统失速过程,发现小波分析具备对近失速区域小扰动监测能力^[12]。

对于气动失稳预测和判断主要集中于发动机内流,获取了一些理论与仿真研究成果,监测方法如差压法、方差法、频谱分析法等。然而,对于发动机工程试验,目前国内尚未形成可靠的气动失稳在线监测应用系统,仍然依靠人工实时监测动态参数获取发动机运行状态,试验安全率低。故有必要开展发动机气动失稳在线监测试验技术研究,解决试验高风险体系中安全自动监控的技术难题。

1 失稳监测参数选取

发动机工程试验过程中,在进入失稳状态之前,流场中会出现一些与气动失稳表现形式不同且具有一定规律性的特征扰动。气动失稳从开始产

生至完全发展经历的时间非常短,特别是某些发动机气动失稳具有突发性,这就要求在线监测系统对特征参数试验数据具备连续采集、快速实时分析以及判读能力。当前航空发动机试验过程中,失稳特征信号通常通过压力、振动、温度、转速等动态参数来显现^[13-15]。大量试验数据研究表明,失稳时发动机气动参数不稳定流动最显著变化为气流的压力脉动,并具有相对固定的频率范围。对于风扇/压气机部件喘振时,其出口总压波动尤为剧烈,可为监测喘振的最佳参数;但是对于失速,尤其是低状态时,风扇/压气机部件出口远离失速区,信号的灵敏度降低,选出口总压信号作为失速监测参数是不适宜。在进气压力畸变扰动下,小涵道比航空发动机气动失稳一般发生在风扇部件,并且,气动失稳的始发位置主要出现在风扇部件前1~2级。参考国内外相关文献研究经验,在风扇部件前1~2级级间壁面安装静压传感器捕获气动信号,特别是失速特征信息更加明显。事实上,对于单级风扇/压气机来说,进口总压和壁面静压对失速信号质量和时间延迟上不会相差太大。

对于发动机整机而言,一般将压气机部件出口总压作为安全运行状态的监控参数,但发动机自身机载传感器采用频率以及控制系统的压力采样频率无法满足气动失稳特征信号快速监测要求;同时,由于发动机复杂外部管路结构严重限制传感器安装位置,同时考虑到试验安全等因素,工程试验中,选取风扇进口的脉动总压,即试验发动机进口流量管上的脉动总压作为气动失稳在线监测特征参数^[16-19]。

2 数据处理流程

发动机气动失稳在线监测系统研究过程中,采用的失稳判定方法无疑是极其重要,直接关系到监测系统的有效性和误警率。项目采用时频-小波分析气动失稳辨识算法对航空发动机试验运行状态进行在线监测,基本原理见图1。数据处理时,首先,为了提高发动机进口脉动总压参数信号的质量,滤除试验其他干扰信号,保留气动失稳时频率范围内的信号特征,采用小波实时滤波方法对有用信号进行提取。同时,选取小波基函数信号分解层数为4层,将归一化后的信号分别进行时域方差分析和频域功率谱分析。时域和频域计算结果均超过设定限制值则认为航空发动机进入失速喘振状态。

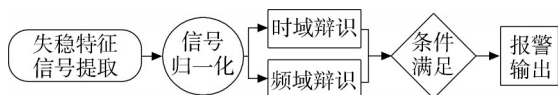


图1 时频-小波判定方法流程图

Fig.1 Flow chart of time-frequency and wavelet analysis

时域辨识时,利用方差法实时计算特征信号的幅值相对变化量。采用离散小波变换对失稳信号时频特征进行分析,其相对于连续小波信号的基本信息不会丢失,同时由于小波基函数的正交性,使得小波空间中两点之间因冗余造成的关联消失,计算误差小,变换结果时频函数更能反映信号本身的性质。为了实现对发动机进口脉动总压信号的实时计算与判读,建立一个虚拟的移动窗口,获取一段实时脉动总压试验数据,即发动机压气机部件进口脉动压力值 p_i ,试验测试系统数据采样频率为 f_v , p_i 在采样频率 f_v 下的离散函数序列为 p_i 。用长度为 N 的虚拟窗口获取总压试验数据,同时用长度为 ΔN 的虚拟窗口对脉动压力试验数据进行分段移动。虚拟窗口进行一次移动,对截取的试验数据进行一次方差计算,从而形成一个方差序列 D_n ,如见图2所示。将长度为 N 的窗口截取数据分为分析窗口 ΔN_1 和参考窗口 ΔN_2 两部分,两部分之间的间隔为 ΔT ,以分析窗口方差与参考窗口方差的比值为时域相对变化量。平

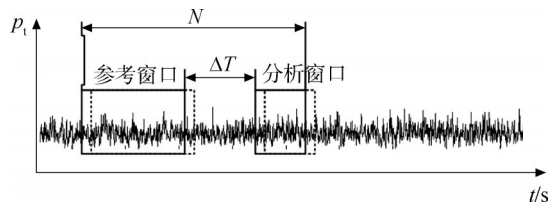


图2 判定算法实时计算原理

Fig.2 Principle of real-time computation to judging algorithm

均和方差计算公式为

$$p_{av} = \frac{1}{n} p_i \quad (1)$$

$$D_n = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (p_i - p_{av})^2 \quad (2)$$

$$\sigma = D_1/D_2 \quad (3)$$

其中下标 av 表示算术平均, n 为数据点的个数, D_1 为分析窗口数据方差, D_2 为参考窗口数据方差。从上述公式中可以看出,压力脉动信号方差映射出一定时间内动态压力围绕其静态分量即压力平均值的波动量大小。如果分析窗口与参考窗口的比值 σ 大于设定限制值,则认为时域满足条件。

频域辨识时,利用小波实时计算特定频率范围内频域能量,并根据小波系数的变化趋势设定报警阈值,同时关联发动机运行工作状态,如果分析窗口能量与参考窗口能量比值超过设定阈值,则认为信号频域波动不正常。采用基于乘累加(MAC)小波分解的卷积运算方法,如图3所示。数据处理时,

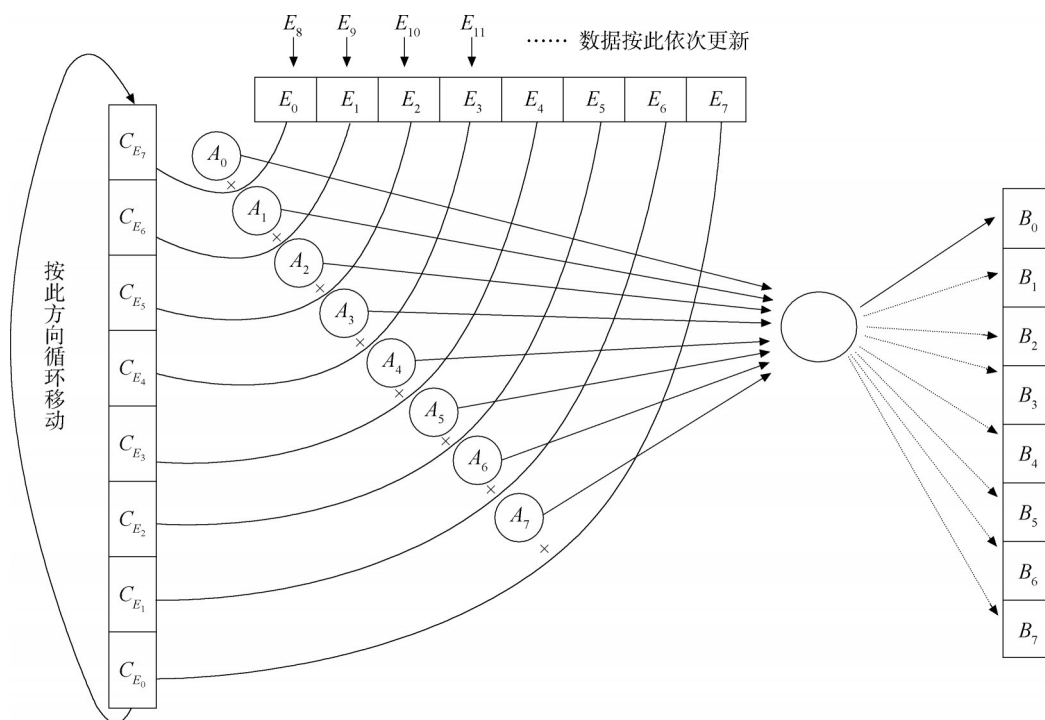


图3 小波分解卷积运算算法流程图

Fig.3 Flow chart of multiplying and accumulating wavelet decomposition

横向为一组宽度为8个试验数据的原始采集值($E_0 \sim E_7$), E_8, E_9, E_{10}, E_{11} 表示重新更新的一组数据,纵向为一组同样宽度试验数据的滤波系数($C_{E_0} \sim C_{E_7}$),两组数据在一个周期内完成运算公式($A_0 \sim A_7$)。每次计算时,横向数据按图中所示从前向后依次更新,纵向数据按图中所示循环移动,最后进行乘累加并获取处理结果($B_0 \sim B_7$)。

3 系统设计

发动机失稳在线监测系统原理框图如图4所示,采用LabVIEW软件进行编程。系统测试探针由受感部及高频压力传感器组成,对于发动机整机试验,气动测试探针与各型号试验对象的动态压力受感部技术指标一致,但受感部固有频率应能满足发动机喘振信号、失速信号的监测要求,

通常不小于1 kHz。系统硬件由信号调理模块、控制驱动模块、嵌入式模块及自检模块组成,监测探针与失稳辨识系统通过航空插头连接。信号调理模块为压力传感器提供激励电压(10 V),并对压力传感器输出电压信号进行滤波、放大,嵌入式模块为现场可编程门阵列与实时(RT+FPGA)系统,平台为1.33 GHz双核Intel Atom处理器。人机交互屏通过显卡输出模拟信号(VGA)接口与失稳辨识系统连接,实时显示辨识系统计算参数与采集的压力信号。失速喘振在线监测系统探索到发动机深度喘振时发出消喘控制指令,控制试验对象快速进行消喘措施。当系统监测到发动机进入失速/喘振状态时,系统发出声光报警并产生24 V消喘控制电压;当辨识系统监测到轻微失速状态时,系统警示灯闪烁提醒,不产生消喘控制指令。

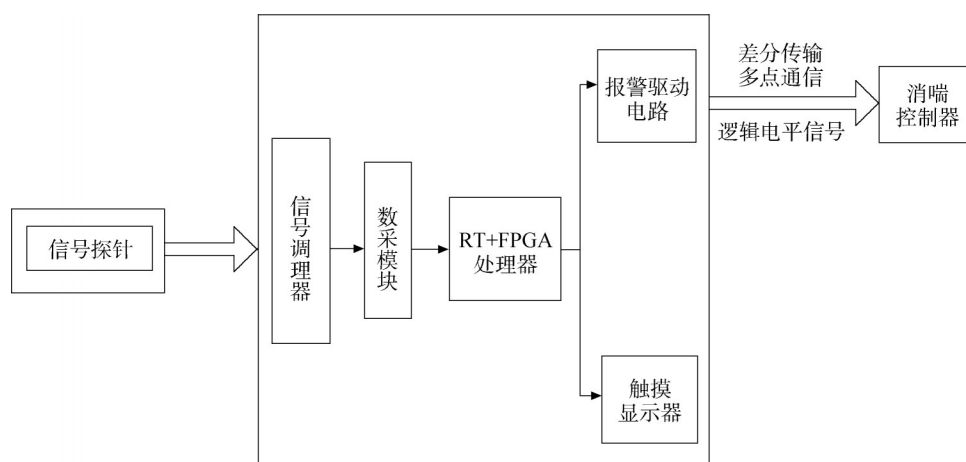


图4 气动失稳在线监测系统原理框图

Fig.4 Principle of online detection system engine aerodynamic instability

4 试验验证

气动失稳在线监测系统在航空发动机试车台上开展实际应用验证,以考核系统的有效性。系统初始试验验证在风扇/压气机试验台上进行,以调试系统的功能,验证参数设置限制值的有效性。试验时,将选定的失稳特征参数信号分为两路,一路进入俄罗斯80年代引入的判喘系统进行实时判别,另一路信号连接该监测系统,进入动态系统采集存储,以确定判定的有效性以及报警滞后时间。其中,失稳在线监测系统滞后时间为系统监测到气动失稳信号时的初始时间与原发动机判喘系统记录的特征参数信号失稳突变时刻之间的时间差值。试验结果如图5~图6所示。结果表明:

对于压气机脉动压力信号,数据处理时无论是方差、标准差比值还是失稳限制值计算方法,都可以监测出原始信号的突变,不同计算方法反映出序列曲线是不一致的。特征数据的分析窗口截取时长越宽,信号波动较平稳,但是计算方法对特征信号的脉动变化敏感性降低;分析窗口截取时长越窄,计算方法对特征信号的脉动变化敏感性增强,但计算方法曲线出现震荡。若设定同一辨识限制值,分析窗口时长越短辨识算法对原始信号突变信号变化越敏感。后续调试过程中系统未出现失稳误报、漏报现象,压缩部件不同转速状态 n_i 下监测系统滞后响应时间 Δt 在14~45 ms之间,达到俄罗斯对退喘控制器响应时间应优于50 ms的技术要求。

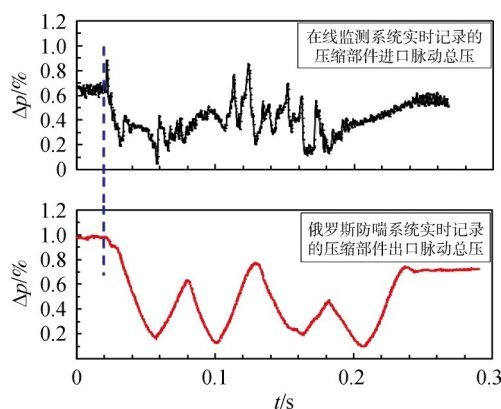


图5 失稳时压缩部件压力脉动时域图

Fig.5 History of dynamic pressure on the compression components while instability

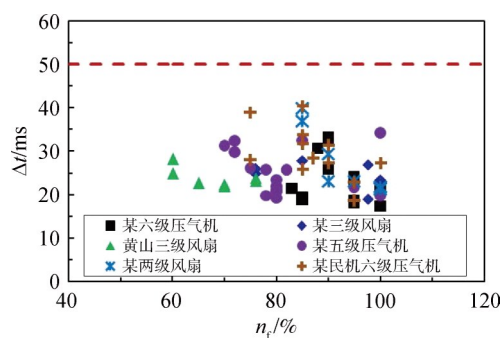


图6 压缩部件试验系统验证结果

Fig.6 Proving result of compression components test

$$\Delta p = (p_i - p_{\min}) / (p_{\max} - p_{\min}) \quad (4)$$

其中 Δp 为压力相对脉动量, $p_{\min}$ 为脉动压力最小值, $p_{\max}$ 为脉动压力最大值。

失稳在线监测系统最终应用对象为航空发动机整机试验,首次检验以黄龙发动机燃油阶跃逼喘试验为研究平台,通过改装压气机部件后的脉动总压受感部,以满足气动失稳特征信号快速采集要求;同时将采集的脉动总压信号转化为两路信号,一路接入原发动机防喘系统进行判读,另一路信号连接现监测系统进行有效性判读,同时该监测系统连接发动机进口脉动压力信号。试验结果如表1、图7所示,结果表明,该系统可以有效识别发动机整机喘振状态;同时,由于监测系统采用统一的辨识限制值,不同转速下失速能量不同,造成监测系统响应时间的不一致,低转速响应时间相对较长。借助国内某大涵道比航空涡轮风扇发动机在高空台进行高空压力畸变科研试验项目平台,进行该系统的有效性验证。由于试验对象高压压气机出口总压自身机载测试受感部无法改装,且该受感部采用频率以

表1 黄龙发动机试验结果

Table 1 Test result Huang-Long engine

状态 $n_t/\%$	$\Delta t/\text{ms}$	备注
75	42.56	喘振
80	38.56	喘振
85	33.56	喘振

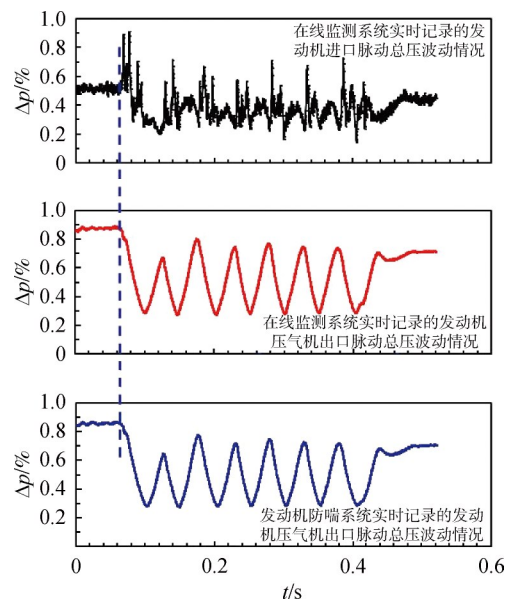


图7 失稳时在线检测系统工作情况

Fig.7 Working conditions of online detection system while instability

及发动机控制系统压力采样频率无法满足气动失稳特征信号快速监测要求,辨识参数选择发动机进口脉动总压,对照分析压气机出口总压变化情况。在航空发动机高空进气压力畸变试验过程中,随着移动插板畸变装置的插入深度逐渐增加,进口流体气动分离越来越严重,发动机将出现不稳定工作状态。当发动机风扇/压气机部件后的总压、静压出现剧烈波动或尾喷口出现喷火现象时,则认为发动机气动失稳。在不同飞行高度 H 、不同飞行马赫数 Ma ,不同转速状态 n_t 失稳时,发动机尾喷口均出现喷火现象,在线监测系统记录的进口脉动总压、发动机机载自身记录的压气机出口压力同样均出现剧烈波动,如图8所示,试验结果如表2所示。结果表明:该气动失稳在线监测系统能够有效监测出发动机失稳信号,具有较强的外界抗干扰信号能力,失稳输出控制信号的响应时间均小于 40 ms,同样达到俄罗斯对退喘控制器的响应时间应优于 50 ms 的技术要求。

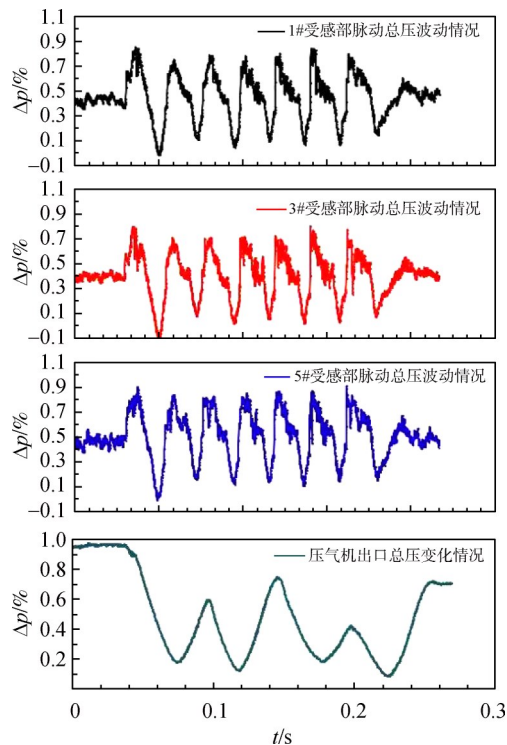


图8 失稳时发动机进口脉动总压与压气机出口总压变化
Fig.8 History of dynamic total pressure on the engine inlet and compressor exit while instability

表 2 大涵道比发动机试验结果

Table 2 Test result of high bypass ratio engine			
飞行状态	$n_t/\%$	$\Delta t/\text{ms}$	备注
$H=15\text{ km}$ $Ma=0.75$	92	36.72	喘振
	100	32.63	喘振
$H=20\text{ km}$ $Ma=0.75$	92	38.68	喘振
	100	35.42	喘振

5 结 论

航空发动机气动失稳在线监测系统为国内自行研制、具有自主知识产权,具备对风扇、压气机、发动机整机试验气动失稳在线监测的能力,工程实用性强,研究表明:

- 1) 采用基于时频-小波气动失稳辨识算法的在线监测系统对发动机失稳判别准确及时,能有效解决了航空发动机试验中安全自动监控的技术难题;
- 2) 在线监测系统对发动机试验气动失稳判别响应时间优于 50 ms,系统判读的有效性以及响应时间与不同转速下失速能量密切相关。

参考文献:

[1] 刘大响,叶培梁,胡骏,等.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M].北京:航空工业出版社,2004.

[2] 国防科学技术工业委员会.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定方法:GJB/Z224-2005[S].北京:中国航空工业第一集团公司,2005:15-20.

[3] MOORE F K. A theory of post-stall transients in axial compression systems: Part I development of equations [J].Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 108(1):68-76.

[4] GREITZER E M,MOORE F K.A theory of post-stall transients in axial compression systems: Part II application[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1985, 108(2):121-145.

[5] HYNES T P,GREITZER E M.A method for assessing effects of circumferential flow distortion on compressor stability[J].Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3):371-379.

[6] DAY I J. Stall inception in axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(2):226-239.

[7] TRYFONIDS M,ETCHEVERS O,PADUANO J D,et al. Prestall behavior of several high-speed compressors[R].ASME Journal of Turbomachinery, 1995, 117(1):62-80.

[8] BROWN C A, SAWYER S, OAKES W, et al. Wavelet based analysis of rotating stall and surge in a high speed centrifugal compressor[R].AIAA 2002-4080, 2002.

[9] LIAO S F, CHEN J Y. Time-frequency analysis of compressor rotating stall by means of wavelet transform[R]. ASME Paper GT-1996-57, 1996.

[10] 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 & control Technology, 2011, 30(1):100-104.(in Chinese)

[11] 李长征,韩伟,熊兵.压气机喘振模式识别与在线检测[J].推进技术, 2011, 32(3):318-322.
LI Changzheng, HAN Wei, XIONG Bing. Pattern recognition and on-line detection for compressor surge[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3):318-322.(in Chinese)

[12] 张朴,祝雪平,李应红.失速起始检测的平均数值差分方法[J].航空动力学报, 2003, 18(4):546-549.
ZHANG Pu, ZU Xueping, LI Yinghong. An averaged numerical difference method for detection of stall inception[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4):546-549.(in Chinese)

[13] 吴云,李应红,张朴.某涡喷发动机压气机气动失稳过程的非线性分析[J].航空动力学报, 2005, 20(5):890-894.
WU Yun, LI Yinghong, ZHANG Pu. Nonlinear analysis of the process of losing compressor aerodynamic stability in turbojet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5):890-894.(in Chinese)

[14] 张浩,蒲秋洪.基于小波分析的压气机气动失稳检测[J].燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(1):38-40.

- ZHANG Hao, PU Qihong. Aerodynamic unsteadiness detection in compressor based on wavelet analysis[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(4):38-40. (in Chinese)
- [15] 田金虎, 乔渭阳, 彭生红. 航空发动机高空压力畸变试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4):817-823.
- TIAN Jinhu, QIAO Weiyang, PENG Shenghong. The experimental investigation on aero-engine altitude simulated inlet total pressure distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4):817-823. (in Chinese)
- [16] 李继超, 童志庭, 聂超群, 等. 基于互相关分析的前失速先兆检测分析[J]. 航空学报, 2013, 34(1):28-36.
- LI Jichao, TONG Zhiting, NIE Chaoqun, et al. Detection and analysis of early stall warning based on cross-correlation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(1):28-36. (in Chinese)
- [17] 钟明, 陈洪敏, 熊兵, 等. 风扇/压气机失稳辨识系统设计与验证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(4):51-55.
- ZHONG Ming, CHEN Hongmin, XIONG Bing, et al. Design and experimental investigation of instability identification system for fan and compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(4):51-55. (in Chinese)
- [18] 彭生红, 钟华贵, 吴锋, 等. 移动插板容腔对发动机压力畸变流场的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(9):2242-2247.
- PENG Shenghong, ZHONG Huagui, WU Feng, et al. Effect on total pressure distortion flow distribution of engine with the movable flat baffle's plenum volume[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9):2242-2247. (in Chinese)
- [19] 彭生红, 田金虎, 刘冬根, 等. 中等涵道比涡扇发动机高空压力畸变试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6):1273-1281.
- PENG Shenghong, TIAN Jinhu, LIU Donggen, et al. Experimental investigation on inlet total pressure distortion of middle-bypass ratio turbofan engine at high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6):1273-1281. (in Chinese)

(编辑:张 雪)