

发动机整机鸟撞试验推力销瞬态规律研究

刘 涛,雷晓波,薛文鹏
(中国飞行试验研究院,西安 710089)

摘要:为了探寻鸟撞瞬间航空发动机推力、垂向载荷的时域波形、频率的变化规律,采用时域波形分析和冲击响应谱分析方法对某发动机整机鸟撞试验过程中推力销瞬态推力和垂向载荷进行分析。通过对比分析推力与冲击力发现,鸟撞瞬间推力显著变化的主要原因是叶片攻角和流场特性的突变,并非冲击力。该规律性结论可为外物撞击发动机风扇叶片研究提供参考。

关键词: 鸟撞试验;外物损伤;推力销载荷;冲击响应谱;航空发动机

中图分类号: V263.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.04.010

Transient Regular Study on Thrust Pin in Bird Impact Test of Aeroengine

LIU Tao, LEI Xiao-bo, XUE Wen-peng
(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to explore the variation rule of time-domain waveform and frequency of the aeroengine thrust and vertical load at the moment of bird impact, transient thrust and vertical load of thrust pin were analyzed by the methods of time-domain waveform analysis and impact response spectrum analysis during bird impact test of an engine. By comparing thrust and impact force, it was found that the main reason for the significant change of thrust at the moment of bird impact was the sudden change of blade angle of attack and flow field characteristics, but not the impact force. This result can be used as a reference for the study of the foreign object damage (FOD) on the fan blade of the engine.

Key words: bird impact test; foreign object damage; thrust pin load; impact response spectrum; aeroengine

0 引言

随着航空技术的发展,鸟撞事件呈增加的趋势,由于发动机风扇叶片处在最前端,属较易受鸟撞击的部位,因此开展发动机鸟撞试验研究具有重要意义^[1-2]。基于外物撞击对发动机造成的潜在危害和对发动机维修造成的极大不便,英国 QinetiQ 于 2008 年在 RB168-101 发动机上进行了大量的撞击试验,以验证自主开发的外物损伤(FOD)监视报警系统的可靠性^[3]。国内关于发动机鸟撞方面的研究主要停留在鸟撞有限元仿真与实验室模拟试验^[4-9],在试验研究方面,开展了鸟撞击平板模拟试验,由于真实发动机处在高速旋转状态,利用平板模拟叶片无法考虑到飞鸟与转子之间的相互作用,很难科学地得出鸟撞击风扇叶片的

瞬间载荷特性。而外物撞击发动机整机的试验研究则在公开文献中未见报道。在某发动机整机吞鸟试验中,根据现场的监控参数,未发现喘振、参数超限、熄火及停车等现象,可见利用常用的发动机参数并不能很好地反映出外物撞击事件的发生,但分析发动机推力销应变时域波形时可明显地观察到鸟撞造成的冲击波,推力销应变参数能够很好地反映鸟撞过程。

本文通过分析推力销应变数据来讨论发动机遭遇 FOD 撞击前后、撞击瞬间的变化规律、撞击机理等问题。

1 吞鸟瞬间推力测量与分析方法

1.1 推力销推力测量方法

推力直接测量技术的原理是将航空发动机的推

收稿日期:2018-07-05 基金项目:中航工业创新基金基础类项目(2012A63033R)资助

作者简介:刘涛(1987),男,硕士,工程师,主要从事航空发动机整机台架试验和飞行试验工作;E-mail:liutao6553322@163.com。

引用格式:刘涛,雷晓波,薛文鹏.发动机整机鸟撞试验推力销瞬态规律研究[J].航空发动机,2019,45(4):53-56 LIU Tao, LEI Xiaobo, XUE Wenpeng. Transient regular study on thrust pin in bird impact test of aeroengine[J]. Aeroengine, 2019, 45(4): 53-56.

力销进行应变计改装,通过应变输出来获得发动机推力实时值^[10]。根据文献[11],采用在推力销上布置可靠性高的剪力全桥应变,通过地面标定试验获得推力销应变-推力之间的载荷方程,从而根据应变获得发动机实时推力值^[12-14]。垂向载荷测量方法与推力测量方法相类似。

根据有限元仿真计算选取合适的贴片位置^[15],按照安装节应变计改装流程对左右推力销进行纵向、法向2个方向的应变计贴片改装,改装后的推力销如图1所示。获取安装节推力的前提是建立推力销应变与推力之间的校线关系,为此在推力销载荷标定专用平台上对推力销进行多次载荷加载,并利用最小二乘法对载荷应变数据进行处理,从而获得应变-推力标定方程以及应变-垂向载荷标定方程。



图1 推力销应变改装

左侧推力销推力 T 与应变 ε_x 之间的校线关系

$$T=0.0008\varepsilon_x+0.0001 \quad (1)$$

左侧推力销推力 V 与应变 ε_y 之间的校线关系

$$V=0.0085\varepsilon_y-0.0001 \quad (2)$$

1.2 吞鸟瞬间推力冲击谱分析方法

由于鸟撞属于瞬态冲击过程,除了进行冲击时域分析,本文利用冲击谱对鸟撞前、鸟撞瞬间和鸟撞后推力进行分析,研究鸟撞过程对发动机推力或载荷的动态影响。单自由度振动冲击系统的模型如图2所示,在工程中绝大多数输入的冲击以加速度的形式测量。

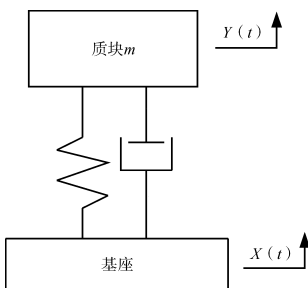


图2 单自由度系统动力学模型

当基座受到外界激励时,质量块 m 的动力学运动方程为

$$m\ddot{y}+c(\dot{y}-\dot{x})+k(y-x)=0 \quad (3)$$

式中: m 为质量块的质量; c 为系统阻尼; k 为刚度系数; x 为基座的位移; y 为质量块的绝对位移。

当输出量为质量块的绝对加速度时,则有

$$\ddot{y}+2\xi\omega_n\dot{y}+\omega_n^2y=2\xi\omega_n\dot{x}+\omega_n^2x \quad (4)$$

式中: $\xi=\frac{c}{2\sqrt{mk}}$,为系统的阻尼比; $\omega_n=\sqrt{k/m}$,为系

统的固有频率。

利用拉普拉斯变换,考虑到工程上冲击初始条件为零,得到绝对加速度模型的传递函数为

$$G(s)=\frac{Y(s)}{X(s)}=\frac{2\xi\omega_ns+\omega_n^2}{s^2+2\xi\omega_ns+\omega_n^2} \quad (5)$$

式中: $Y(s)$ 为 y 的拉普拉斯变换; $X(s)$ 为 x 的拉普拉斯变换; s 为复参数。

式(5)是1个数学模型,并不具有特定的力学物理意义, $Y(s)$ 输出的是与 $X(s)$ 对应的加速度信号。利用斜波响应不变法求解出数字滤波器系数,求解过程见文献[8]。

2 鸟撞瞬间推力销推力和垂向载荷时域波形分析

发动机分别处于着陆状态和起飞状态时,将1只280 g的飞鸟利用气炮射向发动机流道,分析研究鸟撞瞬间右侧推力销推力和垂向载荷的变化规律。为了便于研究,测量的推力采用推力相对值(推力相对值=实际推力/某状态台架推力×100%),测量的垂向载荷也采用载荷相对值(载荷相对值=实际载荷/某载荷值×100%)。

2.1 发动机着陆状态鸟撞瞬间推力时域分析

发动机着陆状态鸟撞瞬间推力时域波形如图3所示。从图中可见,推力在撞击的瞬间发生剧烈的波动,鸟撞击发动机叶片的过程大约持续0.1 s。撞击前,推力相对值为18.1%;撞击瞬间,推力相对值首先增大到21.75%,随后在0.01 s后急剧减小到7.9%;相对于撞击前,推力相对值减小幅度达到10.2%。发动机着陆状态鸟撞瞬间垂向载荷时域波形如图4所示。从图中可见,撞击瞬间推力销垂向载荷发生剧烈波动,垂向载荷相对值首先急剧减小到-46%,剧烈波动后又增大到41%,载荷相对值波动范围达到了87%。可见,鸟撞冲击作用不但对推力产生较大影响,而且对发动机垂向载荷也产生较大影响。

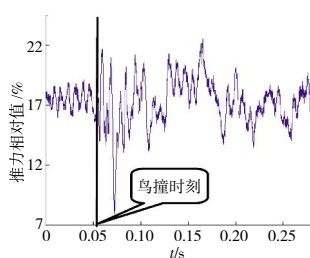


图3 发动机着陆状态鸟撞瞬间推力时域波形

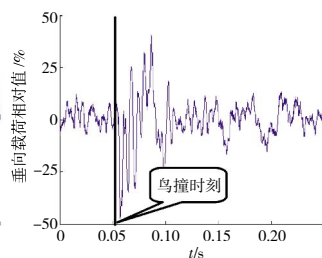


图4 发动机着陆状态鸟撞瞬间垂向载荷时域波形

2.2 发动机起飞状态鸟撞瞬间推力时域分析

发动机起飞状态飞鸟质量、飞鸟速度几乎与着陆状态时的相同,唯独是发动机状态不同。发动机起飞状态鸟撞瞬间推力时域波形如图5所示。从图中可见,撞击前,推力相对值为91.2%;撞击开始时,推力相对值首先是增大到99.55%,增幅约8.35%,接着急剧减小到66.8%,撞击瞬间推力相对值波动范围达到了32.75%。与着陆状态相比,起飞状态遭遇鸟撞后发动机推力相对值没有恢复到原来水平,并且推力已不稳定,处在明显波动中。

起飞状态鸟撞瞬间垂向载荷时域波形如图6所示。从图中可见,垂向载荷在撞击瞬间相对值波动达到了175%,撞击后载荷波动很明显,且载荷平均值偏离了原来的载荷值。试验后检查发现风扇叶片已出现严重的变形和卷曲,叶片损伤导致叶片上的质量分布发生改变,从而导致低压转子动平衡严重恶化,发动机整体振动变大,反映在推力销上是撞击后垂向载荷波形很大。

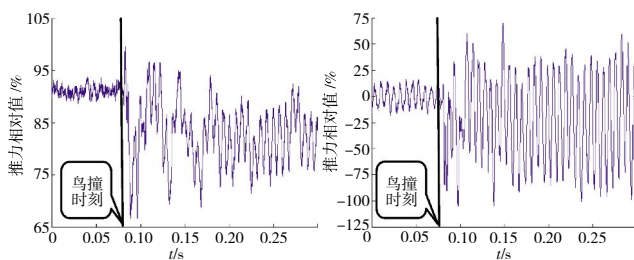


图5 起飞状态吞鸟瞬间
推力时域波形

图6 起飞状态吞鸟瞬间
垂向载荷时域波形

2.3 鸟撞瞬间推力波动的原因分析

对比图3和图5可见,虽然撞击力的方向与推力方向相反,但遭受鸟撞瞬间发动机推力反而呈先增大后减小的趋势。由此可知,鸟撞击叶片造成的推力波动并不是撞击冲击力直接导致的,而是撞击冲击力引起叶片的攻角和叶型速度三角形发生变化,从而影响压气机的增压比和流场变化。由于叶片攻角不断变化,从而使发动机推力不断波动。后续可通过对进气流场变化进行仿真分析来研究推力的变化。

3 鸟撞过程发动机推力和垂向载荷冲击谱分析

利用冲击谱对鸟撞前、鸟撞瞬间和鸟撞后的推力和垂向载荷时域波形进行计算,得到了相应的冲击谱图。发动机着陆、起飞状态时鸟撞过程推力和垂向载

荷冲击谱图分别如图7~10所示。

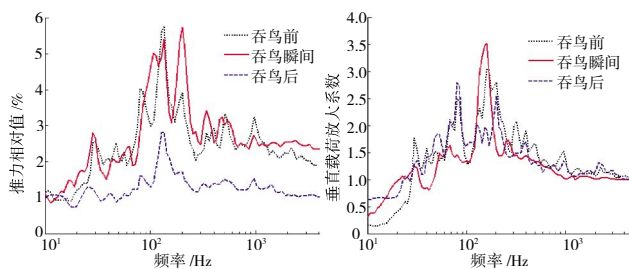


图7 发动机着陆状态鸟撞
过程推力冲击谱对比

图8 发动机着陆状态鸟撞
过程垂向载荷冲击谱对比

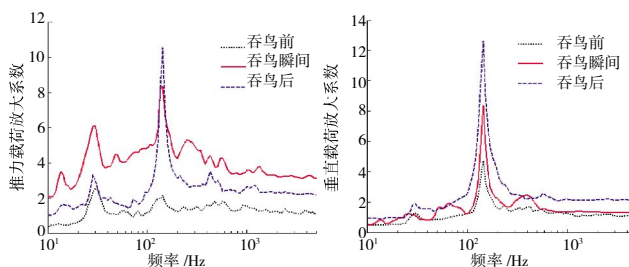


图9 发动机起飞状态鸟撞
过程推力冲击谱对比

图10 发动机起飞状态鸟撞
过程垂向载荷冲击谱对比

发动机着陆状态时低、高压转子基频分别为82、198 Hz。从图7中可见,推力方向低压转子基频放大系数小,高压转子基频放大系数大,吞鸟前放大系数较大的频率为134.5 Hz,对应放大系数为5.77,而鸟撞瞬间冲击谱曲线中频段中201.6 Hz的放大倍数增大到5.73。从图8中可见,垂向载荷低压基频放大系数较清晰地显示出来,低压转子的转频存在,但在撞击的整个过程中冲击谱曲线没有明显变化,说明着陆过程的鸟撞主要影响推力应变,对发动机垂向或周向载荷影响较小。

起飞状态发动机低、高压转速分别为140.5、238 Hz。从图9、10中可见,撞击瞬间和撞击后在142.5 Hz出现放大系数突增的现象。从图9中可见,相比鸟撞前的冲击谱,鸟撞瞬间冲击曲线整体上增大,其中在30 Hz时的放大系数由2.5增大到6.07;在142.5 Hz时的放大系数则由2.1突增到8.3,由于鸟撞瞬间致使叶片卷曲掉块,在鸟撞后冲击谱曲线中低压转频的放大系数很大,达到10.54,转子已严重不平衡。从图10中可见,垂向载荷的冲击谱曲线对比可更清晰地反映这一点,相比小状态,在发动机大状态下低压转子的转频在谱图中更明显,鸟撞瞬间在142.5 Hz时垂向载荷放大系数从鸟撞前的4.71增大到8.37,而鸟撞结束后则已经达到了12.63,与推力变化的结果

相似,说明转子的不平衡已经很严重。

4 结论

通过对推力销鸟撞试验应变数据进行时域分析和冲击谱分析,得出以下结论:

(1)推力销推力和垂向载荷能够灵敏地反映出发动机发生鸟撞的过程,为监测识别鸟撞击发动机事件提供了新的途径。

(2)发动机遭遇鸟撞的瞬间,推力并不是首先减小,而是有可能首先增大;发动机瞬态推力发生变化的主要原因并不是由冲击力造成的,而是由于冲击力诱使叶片攻角、流场特性发生突变而导致的。

(3)从冲击响应谱来分析,鸟撞瞬间会激起某些频率的较大变化,低压转频的变化与否与发动机的状态有关,如果鸟撞致使叶片损伤,将会导致转子发生严重的不平衡。

(4)如果鸟撞未造成叶片损伤,那么推力及结构载荷将会很快恢复到之前的水平;如果造成了叶片损伤,那么鸟撞后推力及载荷将偏离原来的数值,且发动机将处于严重的不平衡状态。

(5)本文得出的规律性结论可为外物撞击发动机风扇叶片研究提供一定参考。

参考文献:

- [1] 葛治美,姜锡明. 军用航空涡喷和涡扇发动机吞鸟试验[J]. 航空发动机,1998(1):32-38.
GE Zhimei,JIANG Ximing. Bird impact test of military aviation turbo-jet and turbofan engines [J]. Aeroengine,1998(1):32-38.(in Chinese)
- [2] 李玉龙,石霄鹏. 民用飞机鸟撞研究现状 [J]. 航空学报,2012,33(2):189-198.
LI Yulong,SHI Xiaopeng. Investigation of the present status of research on bird impating on commercial airplanes [J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica,2012,33(2):189-198.(in Chinese)
- [3] Cardwell D N,Chana K S,Gilboy M T. The development and testing of a gas turbine engine foreign object damage detection system [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land,Seaand Air. Glasgow, UK: ASME,2010:331-342.
- [4] 陈伟,关玉璞,高德平. 发动机叶片鸟撞击瞬态响应的数值模拟[J]. 航空学报,2003,24(6):531-533.
CHEN Wei, GUAN Yupu, GAO Deping. Numerical simulation of the transient response of blade due to bird impact [J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica,2003,24(6):531-533.(in Chinese)
- [5] 马力,姜甲玉,薛庆增. 航空发动机第1级风扇叶片鸟撞研究[J]. 航空发动机,2014,40(2):65-69.
MA Li,JIANG Jiayu,XUE Qingzeng. Research on bird Impact of aero-engine first stage fan [J]. Aeroengine,2014,40(2):65-69.(in Chinese)
- [6] 刘建明,蒋向华,王东,等. 实体元空心叶片鸟撞流固耦合研究及数

值模拟[J]. 航空发动机,2013,39(2):70-74.

LIU Jianming,JIANG Xianghua,WANG Dong,et al. Fluid-solid coupling study and numerical simulation of bird impact solid-element hollow blades[J]. Aeroengine,2013,39(2):70-74.(in Chinese)

- [7] 林长亮,王益锋,王浩文,等. 直升机旋翼桨叶鸟撞桨叶鸟撞动态响应计算[J]. 振动与冲击,2013(10):674-679.
LIN Changliang, WANG Yifeng, WANG Haowen,et al. Computation of dynamic response of helicopter blade under bird impact [J]. Journal of Vibration and Shock,2013(10):674-679.(in Chinese)
- [8] 尹冬梅. 高速旋转叶片的外物损伤行为研究[D]. 南京: 南京理工大学,2009.
YIN Dongmei. The research on foreign object damage behavior of high speed rotating blades [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology,2009.(in Chinese)
- [9] 尹冬梅,徐亚栋. 叶片受不同软体外物撞击的瞬态响应分析[J]. 兵器材料科学与工程,2011,34(3):33-37.
YIN Dongmei,XU Yadong. Dynamic responses of the blades due to different soft body impacts [J]. Ordnance Material Science and Engineering,2011,34(3):33-37.(in Chinese)
- [10] 张强,邓小宝,张永峰,等. 航空发动机推力直接测试技术试验与研究[J]. 测控技术,2011,30(S1):60-62.
ZHANG Qiang,DENG Xiaobao,ZHANG Yongfeng,et al. Test and research of aero-engine direct thrust measurement [J]. Observation and Control Technology,2011,30(S1):60-62.(in Chinese)
- [11] 雷晓波,张强,刘涛,等. 基于剪力桥路建立不同载荷与应变的力学方程[J]. 现代机械,2015,1:54-57.
LEI Xiaobo,ZHANG Qiang,LIU Tao,et al. Mechanics equations of different loads and strains based on shear strain bridge [J]. Modern Machinery,2015,1:54-57.(in Chinese)
- [12] 雷晓波,张强,文敏,等. 航空发动机安装节推力测量技术与试验[J]. 航空学报,2017,38(12):16-23.
LEI Xiaobo,ZHANG Qiang,WEN Min,et al. Mount thrust measurement technique for aero-engine and its tests [J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica,2017,38(12):16-23.(in Chinese)
- [13] 郭海东,张强,张永峰,等. 航空发动机推力销水平推力校准试验技术研究[J]. 机械研究与应用,2014,27(5):38-40.
GUO Haidong,ZHANG Qiang,ZHANG Yongfeng. Research on horizontal thrust calibration test technology for aero-engine thrust pin [J]. Mechanical Research & Application,2014,27(5):38-40.(in Chinese)
- [14] 文敏,解梦涛,张强,等. 基于推力销应变计改装的发动机推力测量方案与推力销校准试验研究[J]. 机械研究与应用,2016,29(6):93-96.
WEN Min,XIE Mengtao,ZHANG Qiang. Thrust measurement of aero-engine based on strain gauge modification and calibration test of thrust pin [J]. Mechanical Research & Application,2016,29(6):93-96.(in Chinese)
- [15] 雷晓波,张强,张永峰. 航空发动机推力销载荷计算及应变分析[J]. 机械研究与应用,2014,27(4):32-34.
LEI Xiaobo,ZHANG Qiang,ZHANG Yongfeng. Load calculation and strain analysis for aero-engine thrust pin [J]. Mechanical Research & Application,2014,27(4):32-34.(in Chinese)

(编辑:刘 静)