直升机涡轴发动机叶片损伤检测与定量评估

李小丽，陈新波，何忠祥，黄富明
（海军航空大学 青岛校区，山东青岛 266041）

摘要：针对某型舰载直升机涡轴发动机第1级压气机叶片无法实现损伤原位检测与定量评估的技术难题，结合实际工况，选取涡流检测作为原位无损检测方法，进行涡流检测定量评估方法研究。通过设计专用传感器和预制人工裂纹的试块，根据传感器检测情况，利用相位转化法得到人工缺陷的涡流检测幅值。采用正态概率分布和一元线性回归分析进行定量评估，得到涡流检测阻抗平面缺陷与检测信号的定量关系，解决了涡流检测仪阻抗平面显示标定定量评估的难题。对定量关系进行了检验，结果表明：所设计的专用传感器可有效解决第1级压气机叶片裂纹缺陷的检测问题；得到的定量关系 y=585.29x−51.531 符合实际情况，将该定量方法用于涡流检测仪进行定量评估，可实现自动评估，对实际应用具有指导意义。

关键词：压气机叶片；涡流检测；原位无损检测；定量评估；舰载直升机；涡轴发动机
中图分类号：V240.2 **文献标识码：**A doi：10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.06.012

Damage Detection and Quantitative Evaluation of Helicopter Turboshaft Engine Blades

LI Xiao-li，CHEN Xin-bo，HE Zhong-xiang，HUANG Fu-ming
（Qingdao Branch，Naval Aeronautical University，Qingdao Shandong 266041，China）

Abstract：Aiming at the technical problem that the damage in-situ testing and quantitative evaluation of first stage compressor blades of a helicopter turboshaft engine could not be realized，combined with the actual working conditions，eddy current testing was selected as the in-situ nondestructive testing method to study the quantitative evaluation method of eddy current testing. Through the design of special sensor and prefabricated artificial crack test block，according to the detection situation of the sensor，the eddy current detection amplitude of artificial defects was obtained by the phase conversion method. Using normal probability distribution and univariate linear-regression analysis for quantitative evaluation，the quantitative relationship between eddy current testing tester plane defects and detection signals was obtained，and the problem of quantitative evaluation of eddy current instrument impedance plane display calibration was solved. The quantitative relationship is tested and the results show that the special sensor can effectively solve the crack defect testing of first stage compressor blades. The quantitative relationship y=548.83x−51.266 obtained accords with the actual situation. The quantitative method is applied to the quantitative evaluation of eddy current tester，which can realize automatic evaluation，and has guiding significance for practical application.

Key words：compressor blade；eddy current testing；in-situ nondestructive testing；quantitative evaluation；helicopter；turboshaft engine

0 引言

随着科技发展和经济水平的提高，直升机在各领域的应用逐渐增多，其故障也随之而来。为了保障飞行安全，对直升机尤其是对其发动机的故障检测尤为重要。在国外，民用航空发动机叶片检测以孔探仪检测和涡流检测为主，比较先进的技术有基于激光超声与扫描探针显微镜相结合的无损检测技术，这种技术可开展纳米尺寸上的研究。在中国，曹强等[1-2]开展了有关无损检测技术在军用飞机修理中的应用研究，指出无损检测仍然存在局限性，并提出在军用飞机维修中应用声振检测、DR检测、相控阵检测等技术，但是对原位无损检测的研究比较少，大多处于离位检测状态。无损检测定量评估技术在航空领域的应用主要包括民用飞机飞行品质适航性评估、民航飞行安全定量评估、民用飞机软件可靠性定量设计和评估等，

收稿日期：2019-08-22
作者简介：李小丽（1982），女，硕士，副教授，研究方向为飞机无损检测；E-mail：qdlixl@163.com。
通讯作者：陈新波（1975），男，硕士，副教授，研究方向为航空装备无损检测与健康监测；E-mail：13805325801@163.com。

引用格式：李小丽，陈新波，何忠祥，等.直升机涡轴发动机叶片损伤检测与定量评估[J].航空发动机，2021，47(6)：69-73.LI Xiaoli，CHEN Xinbo，HE Zhongxiang，et al.Damage detection and quantitative evaluation of helicopter turboshaft engine blades[J].Aeroengine，2021，47(6)：69-73.

用于设计过程试验数据后期处理阶段，主要采用权威数据法、算术平均法对数值的标准差、变异系数进行估计等。目前在国际上，定量评估技术在航空发动机叶片无损检测上的应用尚浅，而在航空领域也仅应用于民用航班的安全性、可靠性研究。

某型直升机常年飞行、停放在高湿度、高温度、高盐分的大气中，自然环境和工作环境对该型直升机发动机叶片有严重影响[3-4]。发动机叶片在使用过程中容易发生损伤，出现裂纹、缺口、掉块、撕裂、烧蚀等损伤缺陷，曾在地面试车和空中飞行过程中发生多次叶片断裂故障，打伤发动机，造成飞行安全事故。目前对该型直升机发动机的日常维护以定期检修时的无损检测为主，根据该型直升机维护规程，主要使用孔探仪进行原位目视检测。孔探仪检测只能针对已经出现较大缺口、掉块、撕裂或烧蚀的发动机叶片进行，而无法检测出微小裂纹损伤，且检测工位受限、人为因素干扰较大，不能及时发现细微损伤而导致检测结果可靠度偏低。孔探仪检测设备普遍体积偏大、设备复杂，不便于在狭小空间操作。在某型直升机发动机叶片损伤的原位检测中没有采用定量检测，大多是出现损伤即换件，导致资源利用率不高、维修劳动强度大和直升机出勤率大幅降低。

本文通过设计制作专用传感器，采用概率正态分布和线性回归分析方法分析试验数据，针对某型直升机发动机叶片进行了原位损伤检测方法研究。

1 叶片损伤分析

某型舰载直升机采用的涡轴发动机为多级轴流式结构，具有12级压气机叶片。该涡轴发动机在工作时，气流由整流罩前端进入进气导向器，并依次通过压气机各级转子形成高压高速气流[5]。在发动机工作过程中，压气机转子叶片会产生很大的惯性离心力、气动力和振动交变应力等。

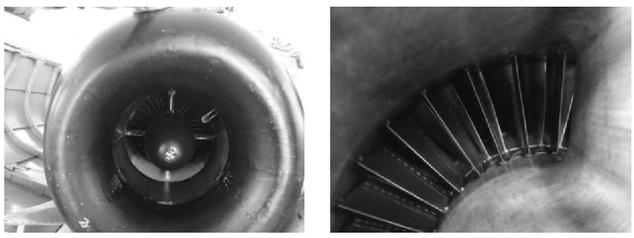
第1级压气机叶片处于压气机转子的前端，发动机在地面起动工作时会吸入大量空气，地面的外来物如细小砂砾会进入发动机进气道，在高速气流的作用下打击第1级压气机叶片，使其产生压痕和细微裂纹。在高湿度、高温度、高盐分的大气中，裂纹在应力集中的尖端发生腐蚀而扩展。而在通常采用孔探仪进行的日常检查中，并不能有效发现裂纹缺陷。

综合上述分析，确定将第1级压气机叶片的裂纹缺陷作为损伤原位无损检测研究对象。

2 叶片无损检测

2.1 原位无损检测

某型涡轴发动机第1级压气机叶片原位安装情况如图1所示。根据相关维护规程采用内窥检测，但只能检测到缺口、掉块、撕裂、烧蚀等缺陷，而无法检测到该发动机第1级压气机叶片上的裂纹缺陷，需要选用其他检测方法检测裂纹缺陷。



(a) 进气道　　(b) 第1级压气机叶片装配位置

图1 某型涡轴发动机进气道和第1级压气机叶片原位安装情况

常用的无损检测方法有涡流、超声、磁粉、射线和渗透检测。其中，磁粉、射线和渗透检测不能对该压气机叶片进行原位检测[6-7]。超声检测一般需要耦合剂，结合图1可知，该发动机第1级压气机转子叶片前端进气道空间狭小，不便于涂抹和清理耦合剂，且超声检测使用的传感器的体积相对于叶片而言普遍较大，不便于实施原位检测；涡流检测不需要耦合剂，与检测对象可以有一定距离或直接接触，能够进行多种测量，第1级压气机叶片的进气边能外露出来，可通过设计专用传感器进行检测，实现疲劳裂纹监控，该检测方法工艺简单、操作容易、检测速度快、结果采集方便，可在短时间内重复采集数据[8-9]。

综合以上情况，选择涡流检测方法进行某型舰载直升机发动机第1级压气机叶片裂纹缺陷的原位检测。

2.2 专用试件设计

某型舰载直升机发动机第1级压气机叶片材料为TC8钛合金，参照《中华人民共和国国家军用标准涡流检测方法 GJB 2908-97》对发动机叶片设计不同大小的人工缺陷，通过分析多次数、多状态的检测结果，研究不同程度裂纹的信号类型，实现裂纹与检测信号的定量评估。

根据以上要求进行发动机叶片的对比试块设计，人工缺陷参数见表1。

表 1　发动机叶片对比试块设计参数　　mm

叶片序号	缺陷长度	缺陷宽度
1	0.2	0.1
2	0.3	0.1
3	0.5	0.1
4	0.8	0.1
5	1.0	0.1
6	1.5	0.1
7	2.0	0.1

采用电火花加工法对发动机叶片进行人工缺陷加工[10]，缺陷实物如图 2 所示。

（a）I 级压气机叶片　　（b）人工缺陷位置

图 2　叶片人工损伤实物

2.3　专用传感器设计

发动机叶片叶型曲率较小，接近于平面，且需要较高的检测灵敏度，故采用放置式检测线圈（又称为点式检测线圈或探头），如图 3 所示。

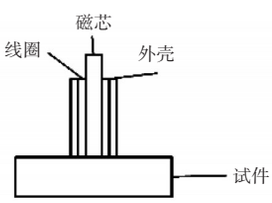


图 3　放置式线圈结构

经过对比，采用绝对式检测线圈对叶片缺陷进行检测。其缠绕方式如图 4 所示。

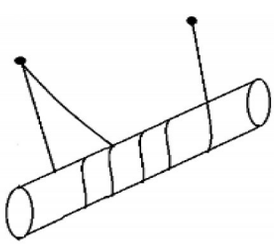


图 4　绝对式检测线圈的接线方式

根据涡流环理论，计算放置式线圈检测试件的特征频率

$$f_g=\frac{66079}{\mu_r \sigma r_b^2} \tag{1}$$

式中：μ_r为磁导率；σ 为电导率；r_b为线圈半径[11]。

TC8 合金为非磁性金属，即μ_r=1，经测量可知 TC8 合金的电导率为 97.6%IACS，即σ=56.8 MS/m，故确定特征频率f_g，从而确定工作频率f_1=(10~50)f_g。

某型舰载直升机发动机叶片的进气边厚度 d=0.5~1.5 mm，且裂纹缺陷一般都贯穿叶片。为满足涡流信号有效渗透，有效渗透深度应不小于叶片进气边厚度，即 δ=2.6y≥0.5 ~ 1.5 mm（y 为标准渗透深度，工程中通常定义 2.6 倍标准渗透深度为有效渗透深度），标准渗透深度[12]

$$y=\frac{1}{\sqrt{\pi f \mu \sigma}}=\frac{503}{\sqrt{f\sigma}} \tag{2}$$

由式（2）可确定工作频率f_2=13382~120446 Hz。

确定线圈直径主要考虑以下几点：（1）线圈的直径越大，检测范围越大，且一般为磁芯直径的 3 倍；（2）线圈的直径越大，检测灵敏度越低；（3）线圈缠绕越薄，灵敏度越高[13]。根据以上影响因素及实际灵敏度和检测作用范围要求，选择磁芯直径为 1.0 mm，材料为锰锌，加上绕制导线，检测线圈总直径约为 1.16 mm。

根据航空维修中所使用的涡流仪，其阻抗的取值范围为 1 ~ 2 kΩ，根据 X_L=2πfL，可求得绕组线圈电感量 L。线圈匝数 N 估算式为

$$N=\sqrt{\frac{50\left(D_0+2l+1.36\frac{l}{D_0}\cdot L\right)}{\mu_s D_0^2}} \tag{3}$$

式中：μ_s为磁芯有效磁导率；l 为线圈长度；D_0为线圈平均直径[14]。

由于受叶片的实际安装位置限制，将传感器的接触部分设计成阶梯型，为满足检测灵敏度要求和抑制边缘效应，通过试验找到线圈磁芯的最佳安装位置。专用传感器的制作如图 5 所示，检测时可将卡槽状部位卡在叶片进气边缘。

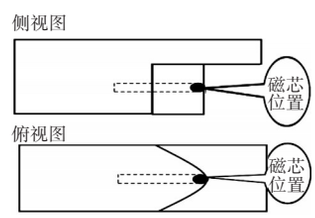


图 5　专用传感器制作

3　定量评估

3.1　专用试块检测

用设计的专用传感器和专用试块进行涡流检测试验，将计算得到的检测频率作为最初频率，通过实际检测试验得到最佳检测状态时的频率f=1.2 MHz。

对第 2.2 节中设计的缺陷叶片试块进行检测，检测效果较好，其中 1.0 mm 裂纹检测结果如图 6 所示。

经过大量检测试验可知，由于受叶片厚度影响，在检测过程中阻抗图模式下涡流信号发生零点漂移，遇到裂纹缺陷后，试件上涡流分布发生较大变化，呈现在阻抗图界面下表现为涡流信号的采样数据点轨迹突变，如图7所示。

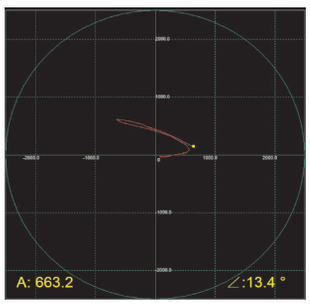


图6 专用缺陷叶片涡流检测结果

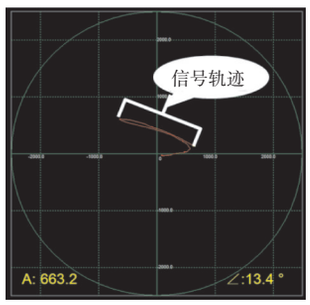


图7 叶片缺陷检测信号轨迹

通过数据点在存在缺陷时信号轨迹的变化量来研究缺陷信号，为提高检测结果的可靠性，不同裂纹缺陷叶片采集20次检测结果作为数据样本，叶片缺陷涡流检测信号幅值见表2。

表2 叶片缺陷涡流检测信号幅值

裂纹尺寸/mm	检测信号幅值/mV 检测次数 1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0.2	55.6	34.4	48.9	37.8	50.0	50.0	54.4	48.9	46.7	42.2
0.3	111.1	116.7	98.9	100.0	116.7	94.4	95.6	100.0	114.4	113.3
0.5	166.7	251.1	221.1	283.3	194.4	170.0	207.8	172.2	166.7	216.7
0.8	318.9	405.6	392.2	395.6	388.9	466.7	361.1	445.6	466.7	488.9
1.0	600.0	638.9	678.8	638.9	553.3	683.3	505.6	611.1	626.7	645.6
1.5	777.8	788.9	744.4	641.1	777.8	844.4	797.8	805.6	860.0	750.0
2.0	1061.1	975.6	1066.7	1177.8	1116.7	1111.1	961.1	1103.3	1171.1	1114.4

裂纹尺寸/mm	检测信号幅值/mV 检测次数 11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
0.2	45.6	42.2	52.2	57.8	54.4	46.7	43.3	45.6	52.2	51.1
0.3	107.8	97.8	133.3	111.1	147.8	123.3	141.1	144.4	126.7	97.8
0.5	250.0	238.9	227.8	222.2	196.7	241.1	238.9	233.3	232.2	628.9
0.8	422.2	488.9	405.6	493.3	472.2	477.8	455.6	433.3	480.0	361.1
1.0	683.3	566.7	583.3	588.9	548.9	566.7	651.1	552.2	640.0	211.1
1.5	888.9	826.7	788.9	758.9	806.7	826.7	816.7	814.4	888.9	777.8
2.0	977.8	1053.3	1061.1	1064.4	1111.1	1138.9	1188.9	1257.8	1175.6	1104.4

3.2 定量评估技术

涡流检测的结果受到检测人员的操作水平、设备自身干扰以及叶片的厚度变化等诸多因素影响，且对结果的影响都是随机的[15]，所以同一裂纹的检测信号在一定范围内是一个随机数，因此同一裂纹缺陷的信号轨迹幅值满足正态分布。设x为信号轨迹的幅值，根据正态分布的概率密度函数有

$$f(x)=\frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}}e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}} \tag{4}$$

式(4)表示涡流测量结果信号阻抗幅值x服从均值为μ、标准差为σ的正态分布，即$x\sim N(\mu,\sigma^2)$[15]。

根据正态分布概念，可以选取使得概率密度函数达到最大值的众数幅值x作为该裂纹缺陷的最佳检测结果，即在诸多影响因素作用下，每次检测结果的幅值都会在小范围内变化并趋近于x。

由表2的检测结果计算得到裂纹长度和概率密度最大取值对应的众数幅值，计算结果如图8所示。

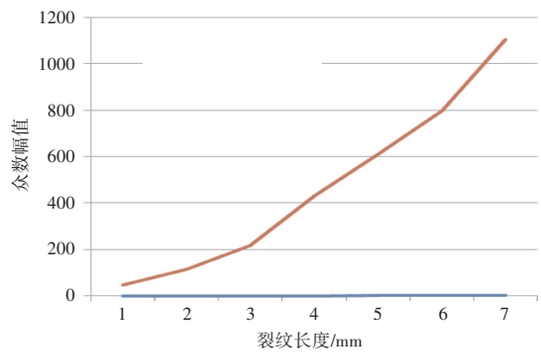


图8 正态分布值

从图中可见，裂纹尺寸与对应的幅值峰值基本满足线性分布。采用一元线性回归分析，拟合裂纹尺寸和峰值幅值的关系，假设裂纹尺寸为x，峰值幅值为y，则满足

$$\hat{y}=bx+a \tag{5}$$

式中：a、b为回归系数，可通过数据样本求出[15]。

经计算，按统一的检测参数设置进行检测时，裂纹尺寸与峰值幅值满足y=585.29x−51.531，且可决系数R^2=0.9908，表示回归模型系数的拟合优度较高，即裂纹尺寸在99.08%的程度上与涡流检测结果幅值密切相关，更具有实际意义。

4 原位检测方法应用

对第3.2节中得到的结论y=585.29x−51.531进行实际验证，对1.0 mm人工裂纹叶片进行涡流检测，经计算得到检测结果幅值为533.7。对实际检测结果(如图9所示)进行幅值转化为562.9，基本符合实际情况。

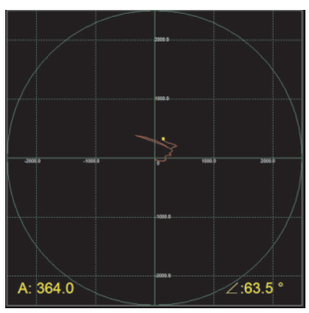


图9 1.0 mm叶片检测结果阻抗

5　结论

（1）制作该叶片裂纹缺陷涡流检测的专用试块和专用传感器并进行试验，该传感器能较好地完成某型发动机第1级压气机叶片的裂纹缺陷检测。

（2）对传感器的线性度进行研究可知，该传感器在特定检测参数下检测结果信号轨迹满足 $y=585.29x-51.531$。解决了涡流检测仪阻抗平面显示标定定量评估的难题，具有实际指导意义。

（3）可将该定量方法用于阻抗平面显示涡流检测仪，实现计算机自动定量评估。

参考文献：

[1] 曹强，付刚强，郭奇，等.平尾大轴延寿修理的无损检测技术[C]//航空装备维修技术及应用研讨会论文集.北京：国防工业出版社，2015：355-361.
CAO Qiang, FU Gangqiang, GUO Qi, et al. Non-destructive testing technology for life extension repair of flat-tailed axles[C]// Papers Collection of Seminar on Maintenance Technology and Application of Aviation Equipment. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 355-361.(in Chinese)

[2] 曹强，曾晓利，程宗辉，等.基于机器视觉的飞机防护栅无损检测系统[J].无损检测，2016(2)：24-27.
CAO Qiang, ZENG Xiaoli, CHENG Zonghui, et al. Nondestructive testing system of aircraft protective grating based on machine vision [J]. Nondestructive Testing, 2016(2): 24-27. (in Chinese)

[3] Reddy K R, Toffoletto R, Jones K R W. Numerical simulation of ship air wake[J]. Computers and Fluids, 2009, 29: 451-465.

[4] 马强，朱旭成.舰载直升机起飞着舰事故模式影响及危害性分析[J].海军航空工程学院学报，2012，27(2)：209-214.
MA Qiang, ZHU Xucheng. Analysis and harmfulness of shipborne helicopter landing accident mode[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2012, 27(2): 209-214. (in Chinese)

[5] 孙护国.卡型机发动机结构[M].山东青岛：海军航空大学青岛校区，2016：1-12.
SUN Huguo. Engine structure of type Ka[M]. Shandong Qingdao: Qingdao Branch of Naval Aeronautical University Publishing House, 2016: 1-12. (in Chinese)

[6] 孙金立.无损检测技术[M].北京：国防工业出版社，2016：8-11.
SUN Jinli. NDT technology[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2016: 8-11. (in Chinese)

[7] Shi D H, Chen Y K, Sun J F. A review on laser ultrasonic technique and its applications in non-destructive testing[J]. Laser Journal, 2004(5): 1-4.

[8] 林俊明.电磁（涡流）检测技术现状及发展趋势[J].航空制造技术，2004(9)：40-41.
LIN Junming. The status and development trend of electromagnetic (eddy current) detection technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2004(9): 40-41. (in Chinese)

[9] Smith R A, Hugo G R. Deep corrosion and crack detection in aging aircraft using transient eddy current NDE[C]//Review of Progress in Quantitative NDE. Berlin: Springer, 1999: 401-440.

[10] 江莉.压气机叶片原位涡流检测技术的研究[D].南昌：南昌航空大学，2011.
JIANG Li. Technology research on in-situ eddy current testing of compressor blade[D]. Nanchang: Nanchang Aeronautical University, 2011.(in Chinese)

[11] 孙金立，陈新波，袁海跃.放置式探头检测时特征频率的计算[J].无损检测，2001(5)：185-189.
SUN Jinli, CHEN Xinbo, YUAN Haiyue. Calculation of the characteristic frequency for the inspection of specimen by spot probe[J]. Nondestructive Testing, 2001(5): 185-189. (in Chinese)

[12] 陈新波.涡流检测技术[M].北京：国防工业出版社，2012：45-74.
CHEN Xinbo. Eddy current detection technology. [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2012: 45-74.(in Chinese)

[13] 袁英民，孙金立，陈新波，等.某型飞机轮毂原位检测[J].无损检测，2006(9)：458-459.
YUAN Yingmin, SUN Jinli, CHEN Xinbo, et al. The in-situ testing for the wheel hub of one aircraft[J]. Nondestructive Testing, 2006(9): 458-459. (in Chinese)

[14] 张德万.中国NDTⅡ级教材涡流探伤[M].北京：空军航空工程部，1989：89-90.
ZHANG Dewan. Chinese NDT Ⅱ class testbook- eddy current testing [M]. Beijing: Air Force Aeronautical Engineering Department, 1989: 89-90.(in Chinese)

[15] 刘凯.第二专题涡流阻抗图分析[J].无损检测，1996(2)：50-56.
LIU Kai. Analysis on eddy current impedance plane diagram[J]. Nondestructive Testing, 1996(2): 50-56.(in Chinese)

（编辑：刘　静）