

基于响应面法的鸟撞风扇叶片损伤预测

刘洋¹, 罗忠², 张海洋¹, 沈丽娟¹, 赵凤飞¹, 张宗楷¹

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 东北大学 机械工程与自动化学院, 沈阳 110819)

摘要: 有限元模拟鸟撞风扇叶片损伤成本高, 为解决工程问题, 采用经典叶栅鸟撞切割模型建立了鸟撞风扇叶片动载荷数学模型, 结合鸟撞部件试验结果, 以拟合技术明确风扇叶片损伤程度与最大关键动载荷计算值间的函数关系, 形成叶片损伤预测响应面, 实现对鸟撞风扇叶片损伤的快速预测, 并建立基于响应面法的鸟撞风扇叶片损伤预测工作流程。结合涡扇发动机吞鸟试验技术要求、风扇结构设计特征及已开展的鸟撞部件试验结果, 建立叶片损伤预测响应面, 初步识别 2 种鸟撞方案的径向弯曲、弦向弯曲, 并计算撕裂范围分别不超过 0.3867 和 0.3941, 撕裂与弦向弯曲相关性显著, 呈抛物线变化趋势。结果表明: 预测的损伤在可接受的安全性水平范围内, 预测方法能够识别损伤范围及趋势, 可为后续鸟撞有限元模拟、试验策划、安全性分析、风扇叶片抗鸟撞设计等工作提供量化的技术支持。

关键词: 鸟撞; 风扇叶片; 损伤; 响应面法; 航空发动机

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.012

Prediction of Damage to Fan Blade from Bird Strike Based on Response Surface Method

LIU Yang¹, LUO Zhong², ZHANG Hai-yang¹, SHEN Li-juan¹, ZHAO Feng-fei¹, ZHANG Zong-kai¹

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015;

2. School of Mechanical Engineering & Automation, Northeastern University, Shenyang 110819)

Abstract: The cost of finite element simulation of bird strike fan blade damage is high. In order to solve engineering problems, the classic bird strike cascade slicing model is used to establish the mathematical model for the dynamic load of bird impact. Combined with the results of bird strike component tests, the fitting technology was used to clarify the functional relationship between the degree of fan blade damage and the calculated value of the maximum critical dynamic load, and the blade damage prediction response surface was formed. Rapid prediction of fan blade damage due to bird strike was realized, and the prediction workflow based on the response surface method was established. Combined with the requirements of the turbofan engine bird ingestion test, the fan structural features, and the results of the conducted bird strike component tests, the blade damage prediction response surface was established, the radial bending, and chordwise bending of two bird-strike schemes were preliminarily identified, and the tearing ranges do not exceed 0.3867 and 0.3941, respectively. The tearing and the chordwise bending are significantly correlated, showing a parabolic trend. The results show that the predicted damage is within the acceptable safety level. The prediction method can identify the damage range and trend. It can provide quantitative technical support for subsequent work such as bird strike finite element simulation, test planning, safety analysis, fan blade bird strike resistant design, etc.

Key words: bird strike; fan blade; damage; response surface method; aeroengine

0 引言

涡扇发动机运行中可能遇到不同类型的外物侵入而造成损伤, 称为可能损伤飞机/发动机的外来物质、碎屑或物体 (Foreign Object Debris, FOD), 分为软体和硬体 2 类。最普遍的软体 FOD 是由一只鸟或

一群鸟撞击飞机/发动机造成损伤, 通常被称为鸟撞。大涵道比涡扇发动机风扇能够提供发动机全部推力的 80% 以上, 在大涵道比要求下, 风扇叶片径向尺寸增大, 鸟撞发生概率也增大。为此, 管理机构加强了吞鸟要求的审查, 明确提出 GJB 241A、GJB 3727、CCAR-33 等标准规范, 要求通过分析和试验明确风

收稿日期: 2022-04-28 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 刘洋 (1985), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 刘洋, 罗忠, 张海洋, 等. 基于响应面法的鸟撞风扇叶片损伤预测[J]. 航空发动机, 2024, 50(2): 95-100. LIU Yang, LUO Zhong, ZHANG Haiyang, et al. Prediction of damage to fan blade from bird strike based on response surface method[J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 95-100.

扇叶片抗鸟撞能力。因此,如何在型号设计中量化鸟撞对风扇叶片造成的损伤程度非常重要。

由于吞鸟整机试验代价太高,在型号设计阶段更多是采用鸟撞部件试验与数值模拟相结合的方法进行分析^[1]。数值模拟采用拉格朗日法(Lagrange Approach, LA)、任意拉格朗日-欧拉法(Arbitrary Lagrange-Euler Approach, ALE)、光滑粒子流体动力学法(Smoothed Particle Hydrodynamics Approach, SPH)等^[2]。在中国,近年主要采用SPH方法开展鸟撞数值模拟。张海洋等^[3]采用SPH方法开展了鸟撞击旋转状态下风扇叶片的数值模拟研究,并通过模拟设计鸟撞试验,试验损伤结果与数值模拟结果一致;马力等^[4]模拟鸟撞击风扇叶片叶尖、叶中、叶根部位,确定了风扇损伤最大位置;张俊红等^[5]、郭鹏等^[6]对绿头鸭进行CT扫描,建立简化鸟、真实鸟模型,综合考虑风扇转速、撞击位置、撞击姿态开展数值模拟,并将模拟与试验结果进行对比,验证了真实鸟模型准确性;郭应文等^[7]研究了不同鸟速与不同撞击角对风扇叶片动态响应的影响,表明鸟撞击叶片在百微秒内产生高于叶片材料静态屈服强度的应力峰值。在国外,早在20世纪70年代Wilbeck等^[8-9]就开始采用流体动力学基本理论解释鸟撞击过程的本质与作用机理,Jenq等^[10]采用上述3种方法来对鸟体进行建模,并采用Ls-Dyna软件比较了上述3种方法以及经典欧拉法、基于节点质量的离散元法(Discrete Element Method, DEM)等5种方法的鸟撞数值模拟。

目前,鸟撞数值模拟多采用有限元技术,由于鸟撞属于软体FOD,有限元网格有很大变形。并且典型鸟撞风扇叶片持续时间仅有毫秒级,动载荷峰值却可达几十甚至上百牛顿,进一步增加了模拟难度。综上,有限元模拟成本较大,在型号研制中全面、快速分析鸟撞叶片损伤十分困难。

本文为解决在型号研制中鸟撞损伤分析的工程化问题,采用经典的叶栅鸟撞切割模型,建立计算风扇叶片动载荷数学模型,结合鸟撞部件试验进行基于响应面法风扇叶片损伤预测方法研究,并进行应用和验证。

1 理论及模型

1.1 鸟撞风扇叶片过程描述

在任何撞击事件中,都涉及到2个相对运动的物

体:抛射体和目标体。按目标体接触面上的相对速度矢量方向,撞击又可分为“常规撞击”和“倾斜撞击”。由于风扇叶片曲面造型及其高速旋转特征,典型的涡扇发动机鸟撞事件可理解为“倾斜撞击”事件,其中,鸟为抛射体,风扇叶片为目标体。

在鸟撞风扇叶片时,鸟被旋转的叶片切割成多个切片,每个独立的鸟切片从多个风扇叶片的前缘向其尾缘运动,相应的动载荷加载到叶片表面。理论上,鸟“倾斜撞击”动载荷相对于叶片接触面可分为法向力和切向力,撞击时无径向相对速度,可忽略径向力。切向力是由叶片压力面上的动摩擦系数引起的,所以法向力要比切向力高出1个数量级。因此,本文在鸟撞风扇叶片动载荷分析中,忽略接触面上径向力和切向力,仅考虑鸟切片对风扇叶片的法向力影响。

切割鸟片结束后,鸟切片会从风扇叶片的前缘滑行到尾缘,并飞离风扇叶片。滑行过程中的载荷与切片过程中最大的法向力相比较小,并且经过叶片前缘后,叶片相对较厚,受力处结构强度较高,试验损伤情况和鸟撞事件损伤均不明显。因此,本文忽略滑行过程对风扇叶片的影响。

综上,鸟撞风扇叶片动载荷的计算重点为切鸟片过程中鸟撞风扇叶片前缘叶盆区域的最大法向力,后续以此为中间值与鸟撞部件试验损伤进行拟合,建立预测用响应面。

1.2 鸟撞风扇叶片动载荷数学模型

由于鸟的软体特征,在分析中常常被理解为圆柱状流体^[11],本文鸟撞后形成的鸟片可理解为带有一定速度的流体,该流体作用在风扇叶片前缘叶盆表面上,流体动压对叶片造成法向撞击。叶栅截面鸟撞击风扇叶片前的运动轨迹如图1所示。从图中可见,风扇转子向左侧旋转,鸟撞位置风扇叶片周向速度为 V_t ,此时鸟相对于风扇叶片有2个相对速度矢量:轴向的鸟速度 V_a 和与转子转向相反的速度 V_t ,合速度为 V_{sum} 。

将 V_{sum} 在风扇叶片前缘撞击点分解为叶盆法向速度 V_n 和叶盆切向速度 V_o 。依据伯努利方程,可计算出流体在叶盆法向方向产生的动压 p_n ,以此进一步计算

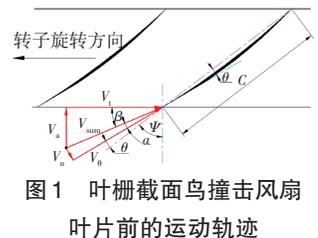


图1 叶栅截面鸟撞击风扇叶片前的运动轨迹

风扇叶片前缘叶盆表面法向力

$$p_n = \frac{\rho_b \cdot V_n^2}{2} \quad (1)$$

式中: ρ_b 为鸟密度。

图中: θ 为叶片前缘接触点切角,可用叶片叶盆曲率半径和弦向宽度 C 换算; β 为鸟片速度夹角,可用 V_a 和 V_t 换算; ψ 为叶片沿轴向安装角; α 为鸟片沿叶片速度夹角。

假设鸟为圆柱形,直径为 B_b ,高为 B_t ,鸟切片如图 2 所示。在切鸟过程中,理论上第 2 个叶片会切出质量最大的鸟片,质量近似值为

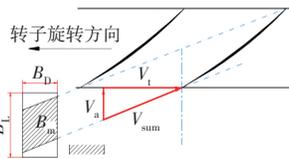


图 2 鸟切片

$$B_m = \rho_b \times \frac{\pi \times B_b^2}{4} \times \frac{60 \times V_a}{R \times N} \quad (2)$$

式中: B_m 为最大鸟片质量, R 为风扇转速, N 为风扇叶片数量。

则流体(即鸟片)在风扇叶片前缘叶盆表面法向力 F_c 为

$$F_c = p_n \cdot B_t \quad (3)$$

式中: B_t 为接触面积。

在切片过程中随时间推移, B_t 逐渐增大,在切片完成时, B_t 达到最大值,此时 F_c 也达到最大值。

1.3 鸟撞风扇叶片损伤

大涵道比涡扇发动机风扇叶片材料可分为金属和复合材料 2 类。其中,金属风扇叶片由于其材料的延展性,鸟撞可能导致风扇叶片前缘最初接触区域出现弯曲、撕裂等损伤;复合材料风扇叶片鸟撞可能导致风扇叶片前缘材料缺损,铺层破坏^[12]。这些损伤都会阻碍流道内空气流动,降低发动机性能,同时增加转子不平衡量,在轴上增加很大的扭矩和不平衡载荷。本文仅分析金属风扇叶片损伤,复合材料风扇叶片需结合复合结构和材料特征,改进数学模型和预测方法。

鸟切片法向力对金属风扇叶片造成的损伤主要包括弯曲、撕裂、掉块等^[13]。其中:

- (1)弯曲:局部变形,曲率超出了正常的轮廓;
- (2)撕裂:包括材料分离在内的一种不光滑的位移;
- (3)掉块:由一系列缺陷或损坏而造成的部分原

材料的位移或丢失。

本文仅对弯曲和撕裂损伤情况进行分析,覆盖大多数鸟撞损伤事件,损伤更为严重的掉块损伤本文不进行分析。

1.4 鸟撞风扇叶片损伤响应面法

响应面法(Response Surface Method, RSM)由 Box 等^[14]提出,而后 Box 等^[15]将其定义为一种统计学技术。响应面法是通过实际的数据拟合出函数表达式,并能够通过坐标图的方式展现,并以此预测不同条件对响应值的影响^[16]。本文中动载荷计算模型能够通过严格的数学表达式计算不同鸟撞因素组合与最大法向力之间的函数关系。鸟撞部件试验结果中的风扇叶片弯曲、撕裂损伤情况无法直接与计算的最大法向力之间建立严格的数学关系,需基于响应面法以鸟撞部件试验中风扇叶片径向弯曲损伤尺寸和弦向弯曲损伤尺寸为输入变量,分别以最大法向力和撕裂损伤尺寸为输出响应进行分析。

输入变量 X 数学表达

$$X = (X_{CB}, X_{RB}) \quad (4)$$

式中: X_{CB} 、 X_{RB} 分别为风扇叶片弦向、径向损伤尺寸。

功能函数反映了输出响应 $Y(X)$ 与输入变量 X 的函数关系,即

$$Y(X) = Y(X_{CB}, X_{RB}) \quad (5)$$

通过鸟撞部件试验得到小样本数据,利用小样本数据拟合式(5)的响应面函数,确定其未知系数,代替原模型进行损伤预测的新拟合的响应面方程为

$$Y(X) = a_0 + BX + X^T CX \quad (6)$$

式中: a_0 为常数向量; B 为一次项系数向量; C 为二次项系数矩阵。

2 工作流程及应用示例

2.1 工作流程

结合研发流程,基于响应面法的鸟撞叶片损伤快速预测工作流程如图 3 所示。

从图中可见,结合型号研制需求,依据规范明确吞鸟试验参数范围,结合风扇叶片结构拟合叶高与其余叶型参数关系;结合参数范围和风扇叶高与

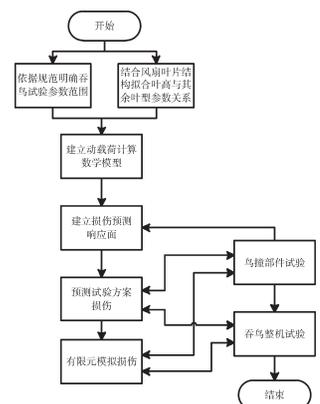


图 3 基于响应面法的鸟撞叶片损伤快速预测工作流程

其余参数的拟合关系,基于第 1.2 节内容建立动载荷计算数学模型;结合鸟撞部件试验条件和试验结果,通过拟合的方式建立损伤预测响应面;针对指定的鸟撞因素组合方案,基于响应面预测试验方案损伤,明确风扇叶片损伤范围,为有限元模拟损伤分析、鸟撞部件试验和吞鸟整机试验方案选取提供量化的技术支持。

2.2 应用示例

2.2.1 依据规范明确吞鸟试验参数范围

国军标《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》(GJB 241A-2010)、《航空发动机吞鸟试验要求》(GJB 3727-1999)以及《航空发动机适航规定》(CCAR-33)中对于发动机吞鸟试验时鸟的质量和数量均有要求,但内容有所差异^[7]。

依据型号研制需求,参照 CCAR-33 开展整机吞鸟试验工作。CCAR-33 中按照大鸟、中鸟、小鸟及大型群鸟分别明确了整机吞鸟试验鸟质量、数量等要求,通过相关条款解析,试验前应通过分析明确风扇叶片撞击不同位置的损伤程度,作为整机吞鸟试验的技术支持。在分析中,吞鸟试验参数范围如下:

撞击位置:从风扇叶根至叶尖全范围,识别最关键的暴露位置;

发动机转速:发动机状态不小于 100% 的起飞功率或推力状态;

鸟质量:依据条款中明确的鸟质量等级,以 10 g 为间距补充中间鸟质量值;

鸟数量:在分析中仅考虑单鸟撞击后损伤最严重的风扇叶片,分析中鸟数量均为 1;

鸟速度:吞中鸟、小鸟时鸟速度应反映从地面至高 460 m 的正常飞行高度所使用的空速范围内的最严酷条件,但不应小于飞机的 V_1 最小速度;吞大鸟时,若为固定翼飞机,鸟速为 370 km/h。

2.2.2 结合风扇叶片结构拟合叶高与其余叶型参数关系

依据风扇叶片叶型图及叶型截面参数文件,采用多项式函数结构拟合叶高与叶片安装角、叶盆曲率半径、弦向宽度等参数的拟合关系,如图 4 所示。

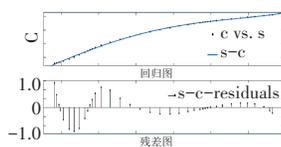


图 4 叶高与各参数的拟合关系

2.2.3 建立动载荷计算数学模型

依据数学模型,指定风扇转速、鸟质量,计算撞击过程中不同撞击位置和不同鸟速度对风扇叶片造成的最大法向力,如图 5 所示。

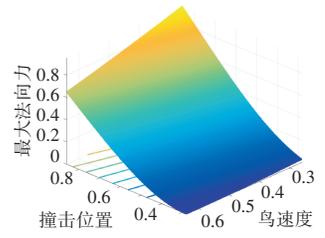


图 5 不同撞击位置 and 不同鸟速度对风扇叶片造成的最大法向力

2.2.4 建立损伤预测响应面

在鸟撞部件试验中,梳理弯曲和撕裂损伤的部件试验,记录弯曲径向尺寸、弯曲弦向尺寸、撕裂尺寸,并依据数学模型计算各试验状态的叶面最大法向力,并进行最大最小归一化处理为无量纲值,见表 1。

表 1 鸟撞部件试验损伤与叶面最大法向力

损伤类型	弯曲径向尺寸	弯曲弦向尺寸	撕裂尺寸	最大法向力
弯曲+撕裂	0.53	0.07	0.07	0.07
	0.57	0.23	0.23	0.17
	0.40	0.23	0.23	0.24
	0.53	0.14	0.23	0.30
	0.31	0.08	0.00	0.34
	0.83	0.18	0.40	0.41
	1.00	0.12	0.33	1.00

结合表 1 中试验结果,采用 2 阶多项式方法拟合“弯曲尺寸-撕裂尺寸”函数关系,获得“弯曲损伤-撕裂损伤”响应面,相关系数 $R_{\text{square}}=0.9718$,6 组鸟撞部件试验损伤与响应面相对误差均值为 10.2%,剩余 1 组撕裂尺寸 0 对应的响应面值为 0.006。弯曲损伤与撕裂损伤拟合关系如图 6 所示。

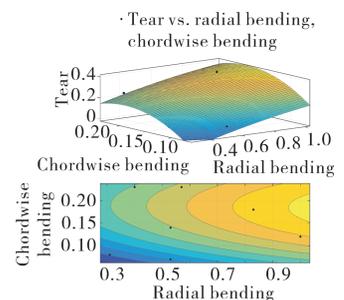


图 6 弯曲损伤与撕裂损伤拟合关系

拟合函数为

$$Y_1(X_1, X_2) = -0.5329 + 0.5386X_1 + 6.19X_2 - 0.1447X_1^2 - 0.2353X_1X_2 - 16.17X_2^2 \quad (7)$$

式中: $Y_1(X_1, X_2)$ 为撕裂尺寸拟合值,图 6 中标注为 Tear; X_1 为弯曲径向尺寸,图 6 中标注为 RadialBending; X_2 为弯曲弦向尺寸,图 6 中标注为 ChordwiseBending。

根据拟合结果可知:弯曲尺寸与撕裂尺寸相关程度较高,径向或弦向弯曲尺寸越大,撕裂尺寸越大;径向弯曲尺寸和弦向弯曲尺寸组合决定撕裂尺寸大小。

结合表 1 中试验和计算结果,同样采用 2 阶多项式方法拟合“弯曲尺寸——叶面最大法向力”函数关系,获得“弯曲损伤-叶面最大法向力”响应面,相关系数 $R_{\text{square}}=0.9821$,7 组鸟撞部件试验损伤与响应面相对误差均值为 10.5%。

由于试验性质为摸底试验,鸟质量等试验条件较为苛刻,分散性大,样本量有限,为避免过拟合现象,采用 2 阶多项式拟合。弯曲损伤与最大法向力拟合关系如图 7 所示。

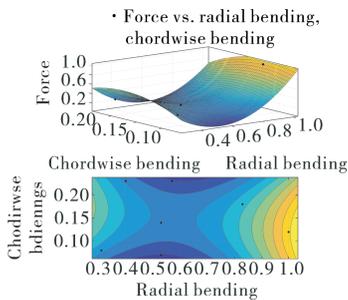


图 7 弯曲损伤与最大法向力拟合关系

拟合函数为

$$Y_2(X_1, X_2) = 0.5665 - 3.727X_1 + 10.33X_2 + 3.77X_1^2 - 4.09X_1X_2 - 26.4X_2^2 \quad (8)$$

式中: $Y_2(X_1, X_2)$ 为叶面最大法向力拟合值,图 7 中标注为 Force; X_1 为弯曲径向尺寸,图 7 中标注为 RadialBending; X_2 为弯曲弦向尺寸,图 7 中标注为 ChordwiseBending。

根据拟合结果可知:径向或弦向弯曲尺寸与计算的叶面最大法向力不成单调递增或单调递减关系;径向弯曲尺寸和弦向弯曲尺寸组合与计算的叶面最大法向力显著相关,可建立关系。但由于阶数较低,拟合后计算的撕裂尺寸、最大法向力相对误差偏大,该拟合方法仅在初步预测时使用。

2.2.5 预测试验方案损伤

(1)按照有限元模拟和吞鸟整机试验提出的 2 种鸟撞因素组合方案,根据第 1.2 节提出的数学模型,计算 2 种方案对应的叶面最大法向力值,无量纲处理后,分别为 0.57 和 0.65。

(2)根据“弯曲损伤——叶面最大法向力”响应面,识别叶面最大法向力值为 0.57 和 0.65 时,分别对应的径向弯曲尺寸和弦向弯曲尺寸区域,如图 8 所示。从图中可见,叶面最大法向力值为 0.57 时,径向弯曲范围为 0.8513~0.9721,弦向弯曲范围为 0.0105~0.2300;在叶面最大法向力值为 0.65 时,径向弯曲范围为 0.8861~1,

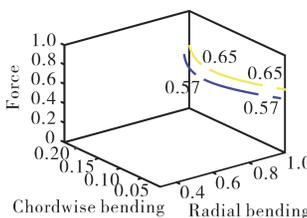


图 8 2 种鸟撞因素组合方案对应的弯曲尺寸区域

弦向弯曲范围为 0.007~0.2297。通过“弯曲损伤-叶面最大法向力”响应面能较好的识别径向弯曲区域,而弦向弯曲识别范围较广。

(3)根据“弯曲损伤——撕裂损伤”响应面,以叶面最大法向力值为 0.57 和 0.65 时对应的径向弯曲尺寸和弦向弯曲尺寸区域为输入,进一步识别对应的撕裂尺寸区域,如图 9 所示。从图中可见,叶面最大法向力值为 0.57 时,撕裂范围为 0~0.3867;叶面最大法向力值为 0.65 时,撕裂范围为 0~0.3941。通过“弯曲损伤-撕裂损伤”响应面识别的撕裂范围较广,撕裂尺寸与弦向弯曲尺寸相关性显著,呈抛物线变化趋势,撕裂尺寸与径向弯曲尺寸相关性不明显。

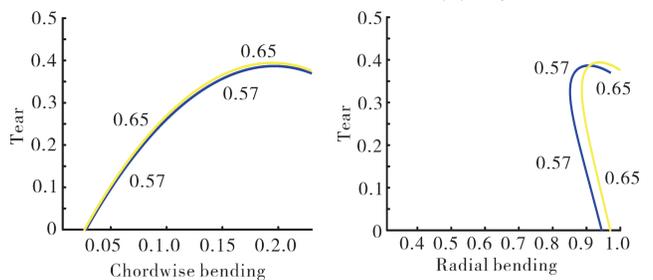


图 9 2 种鸟撞因素组合方案对应的撕裂尺寸区域

综上,基于鸟撞部件试验数据,本次预测的弯曲、撕裂损伤程度初步满足适航吞鸟条款中风扇叶片的符合性分析要求。

4 结论

(1)本文提出的载荷计算数学模型能够结合风扇叶片结构设计参数,确定各种鸟撞条件下对风扇叶片造成的最大关键动载荷。

(2)基于响应面法建立“弯曲损伤-叶面最大法向力”、“弯曲损伤-撕裂损伤”响应面,解决了鸟撞部件试验损伤结果无法与鸟撞因素组合之间建立数学关系的问题。

(3)提出的基于响应面法的鸟撞叶片损伤快速预测工作流程,明确了与标准要求、有限元损伤模拟、鸟撞部件试验、整机吞鸟试验的关系。

(4)结合研制需求完成了 2 种鸟撞因素组合方案的弯曲损伤和撕裂损伤预测,为鸟撞有限元模拟、试

验策划等工作提供量化分析的技术支持。

参考文献:

- [1] 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, (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, (6): 531-533. (in Chinese)
- [2] 刘志远. 航空发动机风扇叶片鸟撞冲击动力学响应研究[D]. 天津: 天津大学, 2019.
LIU Zhiyuan. Study on impact dynamic responses of aeroengine fan blade after bird striking[D]. Tianjin: Tianjin University, 2019. (in Chinese)
- [3] 张海洋, 蔚夺魁, 王相平, 等. 鸟撞击风扇转子叶片损伤模拟与试验研究[J]. 推进技术, 2015(9): 106-112.
ZHANG Haiyang, YU Duokui, WANG Xiangping, et al. Numerical and experimental investigation of damage of bird impact on fan blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015(9): 106-112. (in Chinese)
- [4] 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 aeroengine first stage fan[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 65-69. (in Chinese)
- [5] 张俊红, 刘志远, 戴胡伟, 等. 撞击位置与风扇转速对鸟撞过程的影响[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版), 2020(1): 56-65.
ZHANG Junhong, LIU Zhiyuan, DAI Huwei, et al. Effect of impact position and fan rotational speed on bird-impact process[J]. Journal of Tianjin University (Science and Technology), 2020(1): 56-65. (in Chinese)
- [6] 郭鹏, 刘志远, 张桂昌, 等. 鸟撞过程中撞击位置与撞击姿态对风扇叶片损伤影响研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(12): 124-131.
GUO Peng, LIU Zhiyuan, ZHANG Guichang, et al. Study on effect of bird impact position and attitude on fan blade damage[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(12): 124-131. (in Chinese)
- [7] 郭应文, 周雄, 代磊, 等. 鸟撞航空发动机风扇叶片动态响应数值模拟[C]//2019年(第四届)中国航空科学技术大会论文集. 沈阳: 中国航空学会, 2019: 1014-1020.
GUO Yingwen, ZHOU Xiong, DAI Lei, et al. Numerical simulation of dynamic response of bird impact on aeroengine fan blade[C]//Proceedings of the 2019 (4th) China Aviation Science and Technology Conference. Shenyang: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2019: 1014-1020. (in Chinese)
- [8] Wilbeck J S, Barber J P. Bird impact loading[J]. The Shock and Vibration Bulletin, 1978, 48(2): 115-122.
- [9] Wilbeck J S. Impact behavior of low strength projectiles[D]. New York: DTIC Document, 1978.
- [10] 罗刚. 大涵道比涡扇发动机吸鸟结构安全性分析与评估方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
LUO Gang. Structural safety analysis and assessment method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [11] Sinha S K, Turner K E, Jain N. Dynamic loading on turbofan blades due to bird-strike[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011. 133(12): 1017-1031.
- [12] 沈尔明, 王刚, 王宇, 等. 鸟撞对商用发动机风扇叶片选材影响[J]. 航空动力, 2021(6): 68-71.
SHEN Erming, WANG Gang, WANG Yu, et al. The influence of bird strike to the material selection of commercial aeroengine fan blades[J]. Aerospace Power, 2021(6): 68-71. (in Chinese)
- [13] 黄志勇, 陈伟, 赵海鸥, 等. 评定叶片鸟撞击损伤的参数与方法[J]. 航空发动机, 2005(1): 28-30.
HUANG Zhiyong, CHEN Wei, ZHAO Haiou, et al. Parameters and methods for evaluating bird impact damage of fan/compressor blade[J]. Aeroengine, 2005(1): 28-30. (in Chinese)
- [14] Box G E P, Wilson K B. On the experimental attainment of optimum conditions[J]. Journal of the Royal Statistical Society, 1951, 13(1): 1-45.
- [15] Box G E P, Draper N R. A basis for the selection of a response surface Design[J]. Journal of the American Statistical Association, 1959, 54(287): 622-654.
- [16] 王泽. 基于改进响应面法的叶片裂纹扩展寿命可靠性分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2020.
WANG Ze. Reliability analysis of blade crack propagation life based on improved response surface method[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2020. (in Chinese)
- [17] 魏海涛, 刘涛, 薛文鹏. 航空发动机吞鸟试验要求与验证[J]. 航空发动机, 2021, 47(增刊1): 69-75.
WEI Haitao, LIU Tao, XUE Wenpeng. Requirements and verification on bird ingestion test of aeroengine[J]. Aeroengine, 2021, 47(S1): 69-75. (in Chinese)

(编辑: 程海)