钛合金空心风扇叶片模拟鸟撞研究

刘志强,李从富,贾林,柴象海 中国航发商用航空发动机有限责任公司,上海 200241



摘 要:针对某钛合金空心风扇叶片,根据适航鸟撞条款的要求,开展叶片静止状态撞击参数敏感性分析,包括中鸟撞击不同叶片高度、不同鸟撞速度、不同发动机转速下叶片应力应变分布和叶片变形程度,以及大鸟撞击不同叶片高度叶片应力应变分布和叶片变形程度,得到中鸟鸟撞最危险的工况和大鸟鸟撞最危险、次危险工况。开展了叶片静止状态下的中鸟最危险工况试验,试验后叶片无损伤。开展了叶片静止状态下的大鸟次危险工况试验,试验后叶片有损伤,但未断裂。两个试验与仿真结果吻合良好,研究可为空心风扇叶片强度设计验证和旋转状态下鸟撞试验提供支撑。

关键词: 钛合金; 空心风扇叶片; 中鸟撞击; 大鸟撞击; 鸟撞试验

中图分类号: V232.4 文献标识码: A

航空发动机是航空器的"心脏",而风扇叶片是航空发 动机的关键转动部件之一[1],其设计制造水平对发动机先 进设计指标的实现起着至关重要的作用,目前掌握大涵道 比民用航空发动机风扇叶片设计制造能力的主要有美国通 用电气航空(GE)和普拉特-惠特尼(P&W)、英国罗尔斯-罗伊斯(RR)、法国斯奈克玛(SNECMA)4家公司。传统的 实心风扇叶片重量大,不能满足现有商用航空发动机低油 耗等方面的要求。早在20世纪,英国、美国等一些国家的 航空发动机公司开始着手研制采用钛合金板材和特殊成形 工艺来制造宽弦空心风扇叶片,如蜂窝空心结构、瓦伦空心 结构、槽形空心结构等,其中在宽弦空心风扇叶片方面,RR 公司在RB211-535E4、V2500、Trent700、Trent800、Trent900 等型号发动机上进行应用,P&W公司在PW4084等型号发 动机上进行应用[2-3]。宽弦钛合金空心风扇叶片推动了发 动机减重、油耗降低,提高了飞机的机动性和降低了航空公 司的运营成本。

国内某大涵道比民用航空发动机,为满足大型客机发动机大推力、低油耗等需求,结构上要求采用大尺寸风扇叶片以增加外涵流量,选用钛合金宽弦空心风扇叶片的研制方案,前方无遮挡物。由于鸟撞是威胁飞行安全,甚至导致航空灾难的重要因素之一^[4],风扇叶片可能被直接打断或被打伤,因此必须保证风扇叶片具备足够的抗鸟撞能力。

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.09.002

国内外适航条例均要求通过鸟撞试验的方法对风扇叶片抗 鸟撞性能进行评估。国外各航空发动机公司经过长期的研制,建立了完善的风扇叶片鸟撞试验平台并积累了丰富的 试验数据,用于指导叶片设计、分析与试验验证[5-6],国内这 方面技术的积累相对较少。

为验证该钛合金空心风扇叶片的强度,需要开展抗鸟撞损伤分析与试验研究。本研究根据适航条例要求,开展叶片静止状态下中鸟和大鸟撞击参数敏感性仿真分析,得到中鸟鸟撞最危险工况和大鸟鸟撞最危险、次危险工况,开展静止叶片中鸟和大鸟鸟撞试验,获取试验后叶片损伤情况,仿真与试验结果吻合良好。本研究可为空心风扇叶片强度设计和旋转状态下鸟撞试验提供支撑。

1 试验对象

试验对象为国内某在研的TC4材料的大涵道比涡扇发动机空心风扇叶片,几何模型如图1所示。

根据适航要求,航空发动机鸟撞击考核应采用全台发动机吞鸟试验来实施,但限于目前不具备开展此风扇叶片旋转状态鸟撞试验条件,参照适航规章要求,转换到静止状态下开展鸟撞试验,关注在不同撞击位置、不同鸟速、不同转速下的叶片损伤情况。

收稿日期: 2022-04-15; 退修日期: 2022-06-06; 录用日期: 2022-07-12

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-IV-0019-0087)

引用格式: Liu Zhiqiang, Li Congfu, Jia Lin, et al.Research on simulant bird strike of titanium alloy hollow fan blade[J].Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(09): 7-15. 刘志强, 李从富, 贾林,等. 钛合金空心风扇叶片模拟鸟撞研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(09): 7-15.

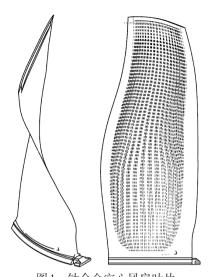


图1 钛合金空心风扇叶片

Fig.1 Titanium alloy hollow fan blade

2 撞击参数敏感性分析

光滑粒子流体动力学方法^[7](SPH)将材料处理成一组具有速度、能量、质量特征的粒子组合,并描述为一个与流体相关的插值点。SPH作为一种基于拉格朗日技术的自适应无网格粒子法,在流固耦合问题求解中,可以避免Lagrange网格扭曲畸变,克服Euler方法难以跟踪变形和不识别材料界面的问题^[8-9],近年来在鸟撞试验有限元仿真模拟中使用较多^[8-12],本研究采用该方法进行数值计算。

鸟体进入发动机叶片时叶片与鸟体的相对位置关系如图 2 所示。将旋转叶片转换到静止状态下,若不考虑风扇叶片的气动外形和撞击后鸟体的变形,假设鸟为圆柱体,由发动机转子风扇叶片角速度 ω_0 、风扇叶片数目N、叶片撞击半径高度r、鸟体速度 v_b 、鸟体直径D、鸟体密度 ρ ,根据式(1)~式(4)即可求得鸟体切片长度L、鸟体切片质量m、鸟体相对叶片的鸟撞速度 v_r 和撞击角度 β 。

$$L = \frac{2\pi v_{\rm b}}{N\omega_{\rm o}} \tag{1}$$

$$m = \frac{\pi \rho L D^2}{4} \tag{2}$$

$$v_{\rm r} = \sqrt{v_{\rm h}^2 + (\omega_0 r)^2}$$
 (3)

$$\beta = \sin^{-1}(\frac{v_b}{v_c}) \tag{4}$$

2.1 中鸟撞击参数分析

(1) 主要参数范围

根据适航条款 CCAR-33.76(1)和(3)的要求,当发动机 喉道面积大于等于1.35m²且小于3.9m²时,中鸟群鸟的数量 和质量要求为一只1.15kg的中鸟加6只0.70kg的小鸟,附加

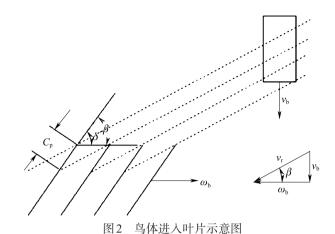


Fig.2 Schematic diagram of bird closing to blades

的完整性评估对鸟的数量和质量要求为两只1.15kg的中鸟,本发动机属于此范围。根据模拟鸟弹密度和长径比2:1,由质量1.15kg即可反算模拟鸟弹的尺寸。

根据 CCAR-33.76(c)(1)要求, 鸟体速度范围是从地面到 正常飞行高度所使用的空速, 但应不小于飞机的起飞决断速度。根据飞机的设计任务剖面起飞爬升阶段速度为 v_1 和最小起飞决断速度 v_2 , 确定中鸟撞击速度范围上限为 v_3 、下限为 v_3 。

为确定发动机转速对中鸟撞击后叶片损伤的影响,选择飞机下降末阶段空中慢车状态下的风扇转子转速 n_1 和高温起飞状态下风扇转子转速 n_2 分别为鸟撞击分析转速的下限和上限。

(2) 危险位置

选取鸟体速度为最小起飞决断速度 v_2 和转子转速为高温起飞状态下风扇红线转速 n_2 ,根据式(1)和式(2)确定鸟弹切片参数。叶片采用六面体 SOLID 单元、材料属性采用应变率相关弹塑性本构模型,鸟体采用 SPH模型,鸟体撞击位置从流道的 10% 依次增至 90%,利用 LS-Dyna 软件对各算例进行显示动力学仿真分析,有限元仿真模型如图 3 所示。

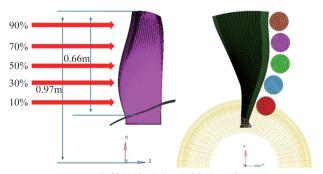


图3 鸟体撞击叶片不同高度示意图

Fig.3 Schematic diagram of bird strike blade at different height

仿真分析得到鸟撞位置从10%到90%叶高时风扇叶 片应力、塑性应变分布如图4所示,其中撞击30%叶高位置 叶片后缘有最大的塑性应变区域分布,撞击不同叶高叶尖前缘变形量如图5所示,撞击高度在30%时变形量最大。

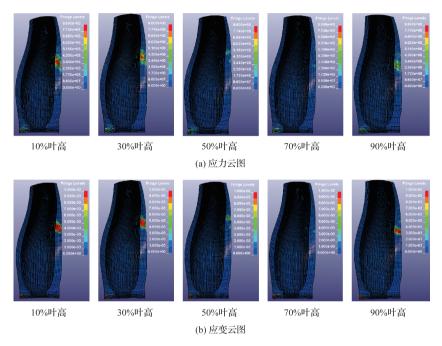


图4 撞击不同叶高 2ms 时叶片应力和塑性应变云图

Fig.4 Stress and plastic strain distribution of bird strike blade from different height at 2ms

(3) 危险鸟速

前文中确定吸入鸟体的速度范围为最小起飞决断速度 v_2 至起飞爬升阶段速度 v_1 ,为确定鸟体撞击速度对鸟撞结 果的影响,在 v_2 至 v_1 之间从小到大另取三个速度,计算以这 5个速度撞击风扇叶片流道30%高度位置,通过比较鸟撞 后叶片的损伤情况确定叶高方向最危险的吸鸟速度。根据 式(1)和式(2)计算出在不同撞击速度下鸟体模型的参数, 对各算例进行仿真分析,叶片应力、塑性应变分布如图6所 示,各算例中撞击区域叶片的前、后缘均产生塑性变形,后

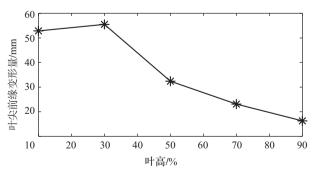


图 5 鸟体撞击不同叶高叶尖前缘变形量

Fig.5 Deformation of leaf apex leading edge when birds strike blade at different height

缘塑性变形大于前缘不同鸟速撞击叶尖前缘变形量,如图 7 所示,鸟速从 ν_2 增至 ν_1 ,塑性应变区域呈减小的趋势,鸟速为最小起飞决断速度 ν_2 时叶尖前缘变形量最大。

(4) 危险转速

前文中确定发生鸟撞的发动机转速范围为下降末阶段空中慢车状态下的风扇转子转速 n_1 至高温起飞状态下风扇转子转速 n_2 ,为确定鸟体撞击速度对鸟撞结果的影响,计算风扇在 n_1 、(n_1+n_2)/2和 n_2 转速下,鸟体以最小起飞决断速度 v_2 撞击风扇叶片流道30%高度位置,各算例仿真结果如图8所示,不同转速撞击叶尖前缘变形量如图9所示,转速从 n_1 增至 n_2 ,塑性应变区域呈增加的趋势, n_2 时叶尖前缘变形量最大。

根据上述分析,当发动机转速为红线转速n₂时,中鸟以最小起飞决断速度v₂撞击叶片流道30%高度位置为最危险的中鸟鸟撞工况,根据图2和式(1)~式(4),确定静止叶片中鸟鸟撞的单个切片长度、单个切片质量、撞击静止叶片鸟体速度和风扇轴轴线与炮管轴线夹角等参数。

2.2 大鸟撞击参数分析

根据CCAR-33.76(b)(1)适航条例要求,喉道面积大于等于1.35m²并且小于3.90m²的发动机,单只大鸟质量为

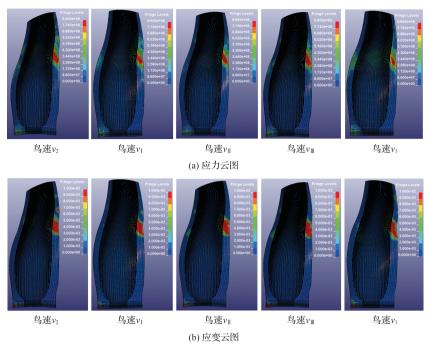


图 6 不同鸟速撞击 2ms 时叶片应力和塑性应变云图

Fig.6 Stress and plastic strain distribution of bird strike blade with different bird speed at 2ms

2.75kg。根据适航要求,大鸟的吸入速度为200kn(即370.4km/s),发动机的工况为高温起飞状态,风扇红线转速 n₂,鸟体撞击位置应为最关键的暴露位置。计算鸟体撞击风扇叶片流道10%、30%、50%、70%、90%高度位置,通过比较鸟撞后叶片的损伤情况确定最危险的叶高位置。仿真计算得到鸟体撞击叶片不同位置后叶片的应力、塑性应变云图对比,如图10所示,撞击70%叶高位置具有最大的应力分布区间和最大的塑性应变。撞击不同叶高叶尖前缘变形量如图11所示,撞击30%流道高度位置具有最大的整体变形量。

仿真得到最危险的撞击位置为70%流道高度处,次危

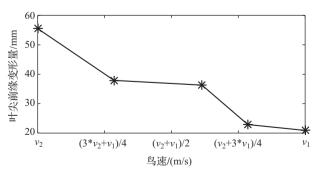


图7 不同鸟速撞击叶尖前缘变形量

Fig.7 Deformation of leaf apex leading edge when birds strike blade with different bird speed

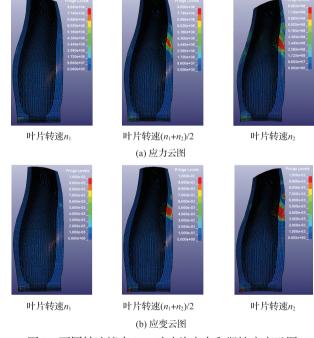


图 8 不同转速撞击 2ms 时叶片应力和塑性应变云图 Fig.8 Stress and plastic strain distribution of bird strike blade with different spin speed at 2ms

险撞击位置为30%流道高度处。根据图2和式(1)~式(4),确定静止叶片大鸟最危险点和次危险点撞击的单个切片长度、单个切片质量、撞击静止叶片鸟体速度和风扇轴轴线与

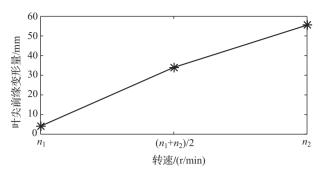


图9 不同转速撞击叶尖前缘变形量

Fig.9 Deformation of leaf apex leading edge when birds strike blade with different spin speed

炮管轴线夹角等参数。

3 试验实施与分析

设计安装架及夹具工装如图12所示,试验件通过夹具固定在安装台上,安装台高度可调以实现鸟弹撞击叶片不同高度位置,安装盘上设有角度标尺以调整撞击角度,两边设有顶块防止撞击时发生轴向窜动。

由于中鸟撞击对叶片的变形和损伤明显小于大鸟撞击,因此仅对前文确定大鸟撞击70%和30%叶高位置鸟撞两种工况进行仿真,以验证夹具强度。大鸟撞击后20 CrMo 材料的榫头座夹具塑性应变分布如图13所示,70%

叶高撞击位置夹具塑性变形量相对较大,夹具整体结构完好,边缘存在局部塑性变形,最大等效塑性应变为8.34%,塑性影响区较小,不影响夹具强度,夹具的微小塑性变形对后续试验无影响。30%叶高撞击位置的塑性应变为8.00%,比70%叶高撞击位置更小。因此,夹具设计方案满足强度要求。

本试验使用固定高速气炮试验器,试验器方案如图 14 所示,试验设备由控制系统、供气系统、储气罐、控制气室、炮管及支架、装填机构、弹托分离器、高速摄像机及相关配套设施组成,炮口设有弹托分离器将弹托与明胶鸟弹分离,使用激光测速仪测量鸟弹撞击速度,使用高速摄像机辅助测速及拍摄鸟弹撞击姿态。试验前制作符合试验尺寸和质量要求的明胶鸟弹,使用弹托包裹明胶鸟弹,进行发射压力标定试验,使发射速度满足要求,使用激光水平仪确定撞击点位置,调整安装台位置使目标撞击点位置满足要求。

3.1 中鸟试验

选择2.1节最危险的工况开展中鸟撞击试验,调试完成后开展正式试验。实际制作的鸟弹质量、鸟弹速度分别为分析计算参数的101.4%、102.1%,误差较小。通过高速摄像拍摄画面,鸟撞姿态水平,撞击时图片如图15所示,撞击落点偏内侧约7mm、偏高约8mm,试验后目视检查未见明显裂纹。根据实际试验实施的鸟弹参数进行仿真分析,塑

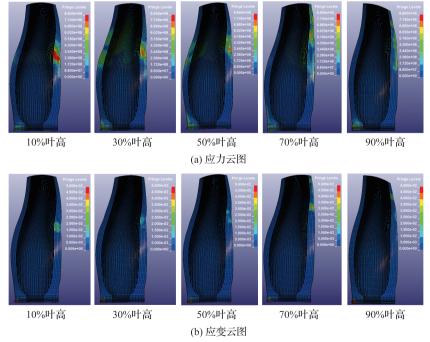


图 10 大鸟撞击不同叶高 2ms 时叶片应力和塑性应变云图

Fig.10 Stress and plastic strain distribution of big bird strike blade from different height at 2ms

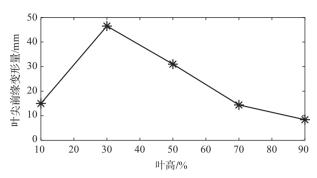


图 11 撞击不同叶高叶尖前缘变形量

Fig.11 Deformation of leaf apex leading edge when big birds strike blade at different height

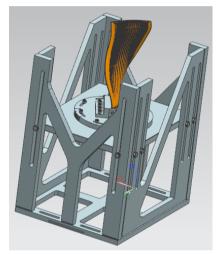
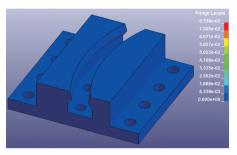


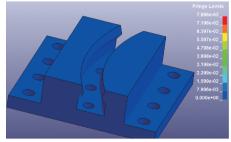
图 12 试验件安装示意图

Fig.12 Schematic diagram of blade in fixed situation

性变形量 0.01 仿真计算结果如图 16 所示,叶片无损伤,与试验相符。30%高度位置叶片强度高,中鸟不足以使叶片



(a) 70%叶高撞击



(b) 30%叶高撞击

图 13 大鸟撞击后夹具塑性应变分布

Fig.13 Plastic strain distribution of adapter after bird strike blade test

产生塑性变形和损伤,鸟撞位置偏内侧,又进一步减小了鸟撞对叶片的损伤。

3.2 大鸟试验

受限于气炮的硬件条件,鸟弹速度达到300m/s以上时存在控制精度差、姿态控制难度大等问题,选用2.2节次危险点工况开展大鸟撞击试验。实际制作的鸟弹质量、速度分别为分析计算参数的100.3%、99.64%,误差较小。通过高速摄像拍摄画面,鸟撞姿态水平,撞击时图片如图17所示,落点偏内侧约8mm,高度基本一致,试验后叶片未断

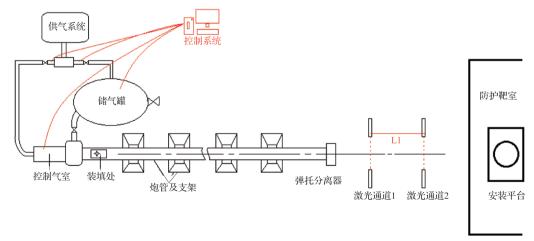
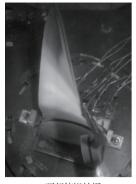
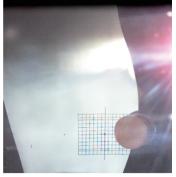


图 14 试验器方案图

Fig.14 Scheme diagram of test facility





(a)顶部俯视拍摄

(b)侧面斜拍

图15 中鸟撞击时画面

Fig.15 Picture of middle bird strike the blade

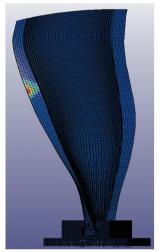




图 16 中鸟撞击仿真计算结果

Fig.16 Simulation result of middle bird strike the blade





(a)顶部俯视拍摄

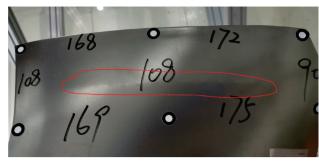
(b)侧面斜拍

图17 大鸟撞击时画面

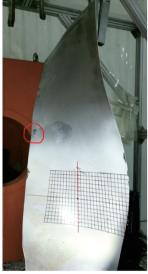
Fig.17 Picture of big bird strike the blade

裂,目视检查试验件未发现裂纹缺陷,叶背面85%叶高有连续点状凸起;排气边约60%叶高可见明显变形,如图18所示。

根据实际试验实施的鸟弹参数,进行仿真分析,塑性变



(a)叶背凸起



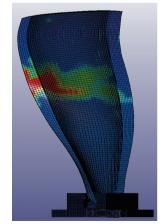


正面

(b)排气边变形

图 18 试验后叶片变形 Fig.18 Blade deformation after test

形量 0.01 仿真计算结果如图 19 所示,能反映 60% 叶高排气 边塑性变形,与鸟撞位置和叶型有关,证明了仿真结果的准 确性。



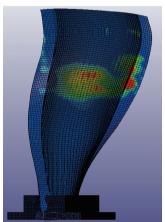


图19 大鸟撞击仿真计算结果

Fig.19 Simulation result of big bird strike the blade

4 结论

本文通过开展钛合金空心风扇叶片鸟撞仿真分析和明 胶鸟弹试验,得出如下结论:

- (1)对于中鸟撞击,仿真得到最危险工况为发动机高温起飞状态下中鸟以最小起飞决断速度撞击叶片流道30%高度位置,最危险工况试验后叶片无损伤。
- (2)对于大鸟撞击,仿真得到最危险和次危险工况分别 为高温起飞状态下鸟弹以适航要求的速度 200kn撞击叶片 流道 70% 和 30% 高度位置,次危险工况试验后叶片有损伤 但未断裂。
- (3)试验和仿真结果吻合良好,可为空心风扇叶片强度 设计验证和旋转状态下鸟撞试验提供支撑。
- (4)未来将开展叶片真实鸟撞试验和旋转状态叶片鸟撞试验,验证叶片的抗单鸟与群鸟冲击强度储备和对气动性能的影响。

参考文献

- [1] 刘大响,金捷,彭友梅,等.大型飞机发动机的发展现状和关键技术分析[J]. 航空动力学报,2008,23(6):976-980.
 - Liu Daxiang, Jin Jie, Peng Youmei, et al. Summarization of development status and key technologies for large airplane engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 976-980. (in Chinese)
- [2] 阎军,张晨光,霍思旭,等.宽弦风扇叶片空腔结构多目标轻量化设计[J].航空科学技术,2021,32(4):60-64.
 - Yan Jun, Zhang Chenguang, Huo Sixu, et al. Multi-objective lightweight design of the cavity structure of wide-chord fan blades[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(4): 60-64.(in Chinese)
- [3] 刘业胜,曹玮,郭福水,等. 钛合金空心风扇叶片加工误差对 其性能影响的初步分析[J]. 航空制造技术,2013(16):58-64. Liu Yesheng, Cao Wei, Guo Fushui, et al. Analysis of effect of titanium hollow fan blade manufacturing process[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(16):58-64.(in Chinese)
- [4] 赛道建,孙涛. 鸟撞防范概论[M]. 北京;科学出版社,2012. Sai Daojian, Sun Tao. An introduction to precaution of bird strike[M]. Beijing: Science Press, 2012.(in Chinese)
- [5] Barber J P, Taylor H R, Wilbeck J S. Bird impacts forces and pressures on rigid and compliant targets[R]. Dayton, Ohio: US:

- Air Force Flight Laboratory, 1978.
- [6] Teichman H C, Tadros R N. Analytical and experimental simulation of fan blade behavior and damage under bird impact [J]. Journal of Engineer for Gas Turbines and Power, 1991, 113 (4):582-594.
- [7] 韩旭,杨刚,强洪夫,译.光滑粒子流体动力学[M].长沙:湖南大学出版社,2005.
 Han Xu, Yang Gang, Qiang Hongfu, Translated. Smoothed
 - Han Xu, Yang Gang, Qiang Hongfu, Translated. Smoothed particle hydrodynamics[M]. Changsha:Hunan University Press, 2005.(in Chinese)
- [8] 杨瑞进,姜楠,池剑虹,等.基于SPH方法鸟撞航空发动机进气风扇的数值分析[J].航空科学技术,2012(6):35-37.

 Yang Ruijin, Jiang Nan, Chi Jianhong, et al. Numerical analysis based on the SPH for bird strike aeroengine intake fan [J]. Aeronautical Science & Technology, 2012(6): 35-37. (in

Chinese)

- [9] 郭军,符伟超,李旭阳,等.民用飞机天线罩鸟撞计算仿真分析[J].航空科学技术,2021,32(12):122-126.
 Guo Jun, Fu Weichao, Li Xuyang, et al. Simulation analysis of bird strike calculation for civil aircraft radome[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(12):122-126.(in Chinese)
- [10] 刘军,李玉龙,刘元镛.基于SPH方法的叶片乌撞数值模拟研究[J].振动与冲击,2008(9):90-93+185.

 Liu Jun, Li Yulong, Liu Yuanyong. Numerical simulation study of bird impact on a blade using SPH mehtod[J]. Journal of Vibration and Shock,2008(9):90-93+185.(in Chinese)
- [11] 张海洋, 蔚夺魁, 王相平, 等. 乌撞击风扇转子叶片损伤模拟 与试验研究[J]. 推进技术, 2015, 36(9): 1382-1388. Zhang Haiyang, Wei Duokui, Wang Xiangping, et al. Numerical and experimental investigation of damage of bird impact on fan blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(9): 1382-1388. (in Chinese)
- [12] 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)

Research on Simulant Bird Strike of Titanium Alloy Hollow Fan Blade

Liu Zhiqiang, Li Congfu, Jia Lin, Chai Xianghai

AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China

Abstract: As per the bird strike term of airworthiness, bird strike parameters sensitivity analys is has been performed for some titanium alloy hollow fan blade in static state, including blade strain & stress distribution and deformation by middle bird strike at different height of blade, in different bird speed, with different engine spin speed; blade strain & stress distribution and deformation by middle bird strike at different height of blade, drawing the conclusion of most critical condition of middle bird strike and most & subsidiary critical condition of big bird strike. Middle bird strike test at most critical condition with static fan has been conducted and the blade has no damage after test. Big bird strike test at most critical condition with static fan has been conducted and the blade has damage after test, but doesn't break. The two tests are both consistent with simulation. The study results can provide support to verify the strength of fan blade and bird strike test of fan in rotational state.

Key Words: titanium alloy; hollow fan blade; middle bird strike; big bird strike; bird strike test

Received: 2022-04-15; Revised: 2022-06-06; Accepted: 2022-07-12

Foundation item: National Science and Technology Major Project (J2019-IV-0019-0087)

》增材制造专辑



执行主编 陈 玮

新一代航空器对高机动性、高可靠性和长寿命的需求日益迫切,轻量化、整体化、结构功能一体化成为飞机及发动机结构设计、材料应用和制造技术共同面临的挑战。增材制造作为一种近净成形技术,大大减少了工序并缩短了制造周期,尤其适合航空产品多品种、小批量的特点,在我国各型飞机的研制与生产阶段发挥着不可替代的作用,展现出

巨大的科研价值和经济效益。近年来,增材制造相关的新材料、新结构、新工艺、新应用层出不穷,已成为先进制造领域发展最快、关注度最高的技术方向之一,极大地推动了航空器设计/制造一体化理念的创新。

由《航空科学技术》策划出版的"增材制造"专辑邀请多个设计所及知名高校的专家学者,聚焦增材制造技术发展趋势、结构设计与优化、材料-工艺-性能研究、前沿技术等领域发表真知灼见与最新成果,涉及材料包括钛合金、高温合金、形状记忆合金等,为增材制造在航空领域的推广应用指出了方向。希望本次专辑能够推动增材制造技术在航空领域的发展应用,促进学术界与工程界针对其中的"瓶颈"问题开展更深入的研究,更好地支撑我国新一代飞机型号的轻量化设计与制造。