

文章编号: 1674-8190(2024)02-125-09

小涵道比涡扇发动机吞鸟能力仿真评估与验证

贾超^{1,2}, 范杰¹, 江通通¹, 陈倩¹

(1. 中国航发贵阳发动机设计研究所 总体性能研究部, 贵阳 550081)

(2. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘要: 军用航空发动机的吞鸟能力须满足国军标和适航相关规定, 可靠的发动机吞鸟能力评估方法是开展吞鸟试验的基础, 可降低试验风险、提高试验成功率。以国内某涡扇发动机研制中的吞鸟能力仿真与验证项目为基础, 提出基于仿真分析、动量类比法和接触应力类比法的发动机吞鸟能力评估方法。根据相关标准规范, 确定试验要求, 开展整机吞鸟试验验证, 通过4次整机吞鸟试验, 验证了本文提出的发动机吞鸟能力评估方法的准确性, 获得了发动机吞鸟能力底数。试验结果和评估方法可为其他涡扇发动机型号研制提供参考。

关键词: 涡扇发动机; 吞鸟; 仿真分析; 动量类比法; 接触应力类比法

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.02.14

Simulation evaluation and verification of bird ingestion ability of turbofan engine

JIA Chao^{1,2}, FAN Jie¹, JIANG Tongtong¹, CHEN Qian¹

(1. Overall Engine Performance Research Department, Guiyang Engine Design Institute of AECC, Guiyang 550081, China)

(2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The bird-swallowing ability of engine must meet the requirements of the national military standard and airworthiness. It is necessary to propose a reliable method to assess the bird-swallowing ability of the engine before bird-swallowing tests, the test risk can be reduced and the test success rate can be increased. Based on the bird-swallowing capability simulation and verification project of a turbofan, a method for evaluating the bird-swallowing capability of an engine is proposed in this paper based on simulation analysis, momentum analogy and contact stress analogy. According to the relevant standards and specifications, the test requirements are determined, and the bird-swallowing test is carried out for four times. It is verified that the method is accurate. The test results and assessment methods can provide reference for the development of other turbofan models.

Key words: turbofan engine; bird ingestion; simulation analysis; momentum analogy; contact stress analogy

收稿日期: 2023-02-14; 修回日期: 2023-06-25

通信作者: 贾超(1988—), 男, 硕士, 高级工程师。E-mail: mustss@163.com

引用格式: 贾超, 范杰, 江通通, 等. 小涵道比涡扇发动机吞鸟能力仿真评估与验证[J]. 航空工程进展, 2024, 15(2): 125-133.

JIA Chao, FAN Jie, JIANG Tongtong, et al. Simulation evaluation and verification of bird ingestion ability of turbofan engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(2): 125-133. (in Chinese)

0 引言

航空器和航空发动机在飞行中发生撞鸟将导致空中飞行事故或者事故征候,全球范围内对航空器撞鸟的关注度越来越高^[1-4]。世界各航空大国均针对发动机吞鸟和鸟撞飞机问题制定了相关规章、标准,规定了发动机在遭遇鸟撞击后必须具备的基本安全性能和工作能力,同时也以明确或潜在的方式规定了考核发动机具备上述能力所必须开展的设计、分析、考核、验证等要求^[5-8]。虽然对发动机吞鸟能力的要求很高,但是具体的设计、试验验证经验较少,针对具体发动机吞鸟能力的整体评估方法欠缺。

发动机吞鸟试验是一项高风险、高花费的试验科目,一次试验的失败,可能对试验的发动机、试验设备造成严重破坏。目前国内航空发动机开展吞鸟试验的屈指可数,成功完成吞鸟试验的则更少,能够按照国军标或适航审查基础要求开展的几乎没有。近年来,随着我国发动机整机试验能力的不断健全,尤其是吞鸟、吞雹、外物损伤等特种试验条件的不断完善,为发动机整机吞鸟等试验创造了便利的试验条件。魏海涛等^[9]在某型发动机定型试飞中开展了吞鸟试验,建立了试验台架和试验流程;王庆平等^[10]开展了涡轴发动机的吞鸟试验,通过试验得出了涡轴发动机吞鸟后的推力、稳定性等性能变化;王欢等^[11]对吞鸟试验中的鸟速、鸟重、适航要求等进行了专项研究。在设计方面,张海洋等^[12]开展了风扇叶片抗鸟撞设计,并在实际工程设计中得到应用;Li Junjie等^[13]考虑了正常工作条件下发动机部件之间的关系和相互作用,建立了喷气发动机鸟撞数值模型,评估了冲击损伤和风扇转子不平衡对发动机的影响;Lyons等^[14]建立了钛合金风扇叶片模型,提出了一个鸟类模型,并建立了鸟撞叶片模型,通过试验来支持材料测试数据并对现有模型进行改进;Li J等^[15]基于模型研究了鸟以不同角度撞击风扇叶片对风扇组件进行软冲击带来的损伤。

目前,国内外对鸟撞击叶片的模型进行了大量研究,提出了不同的建模方法。从公开发表的文献来看,建模方法较多,较为详实地研究了叶片受鸟撞后的力学特性、变形情况;但试验验证较少,理论分析与发动机试验验证相结合的研究则

更少,尚未建立通过仿真计算评估发动机吞鸟能力的方法。从能力考核效能角度来讲,需要在整机试验前充分评估发动机最大吞鸟能力。发动机吞鸟能力的确定与评估,通常需要通过典型部件的抗撞击设计、部件试验验证、发动机整机吞鸟仿真评估、整机吞鸟试验等方法相结合来评估发动机可承受的最大抗鸟撞能力。

本文以国内某涡扇发动机吞鸟试验项目为研究基础,提出发动机吞鸟能力仿真评估方法,结合动量类比法和接触应力类比法在试验前评估发动机吞鸟能力;采取循序渐进的方式,先后完成吞鸟质量为100、250、460 g等多轮次整机吞鸟试验,验证该型发动机的吞鸟能力,进而评估方法的适用性,为获得发动机的最大吞鸟能力提供方法和试验数据的支撑。

1 发动机吞鸟试验关注要点

GJB 3727—1999对于吞鸟试验的合格判据作了明确规定,吞鸟试验成功的判据为:吞中鸟和小鸟后,虽然可能造成发动机某些零件损坏,但不能引起发动机停车。发动机推力损失不应超过25%。吞大鸟后,发动机不应发生导致飞机损坏的故障^[5]。

根据此规定,通常在涡扇发动机吞鸟能力评估以及吞鸟试验时需重点关注以下问题:

1) 吞鸟能力的确定应重点关注第一级风扇叶片的抗撞击强度,一旦第一级风扇叶片出现断裂,断裂的叶片随气流往后将造成发动机流道部件、燃油管路、滑油管路的二次损伤,可能直接导致发动机不能稳定工作,试验失败。因此,在分析吞鸟能力和开展吞鸟试验时,必须保证第一级风扇叶片在受到鸟撞后的损伤在可接受范围内。

2) 涡扇发动机吞鸟试验中更应关注鸟体进入内涵通道的情况,是否达到相关要求规定的进入内涵的鸟体要求,关注进入内涵道后会不会因为堵塞、叶片打伤等原因导致发动机喘振等。

3) 发动机吞鸟后可能会造成发动机一定程度的损伤、熄火、不稳定工作或是推力损失。与一定范围内的推力损失相比,发动机在吞鸟后稳定工作、不熄火更为重要。故在吞鸟能力仿真评估时,须重点评估第一级风扇叶片在鸟撞后损伤可接受和鸟体进入内涵道后发动机的稳定工作能力。

2 发动机吞鸟能力评估

2.1 吞鸟能力仿真

2.1.1 叶片撞击仿真模型

撞击整级风扇的模型是基于单叶模型绕旋转轴 x 轴构建的^[16-17]。分析过程中叶片榫头与轮盘定义为刚体,除轴向转动自由度外约束其他自由度。本文使用的有限元软件为ANSYS/LS-DYNA。叶片材料采用TC4钛合金带失效模型的Johnson-Cook本构模型。参考Shorr等^[18]利用有限元软件MSC.Dytran建立“软”“硬”两种鸟体模型并进行鸟撞的数值模拟分析,最终选取“软”鸟体模型。鸟撞击叶片的计算模型如图1所示,图中 x 为发动机轴向。

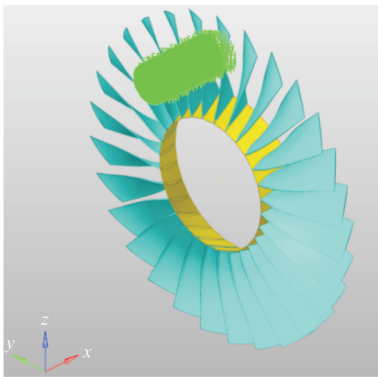


图1 鸟撞击叶片计算模型

Fig.1 Model of total stage under bird impact

模拟鸟划分为378个体单元,距发动机轴线约 $2/3$ 叶高。将叶片切割成叶根部分和叶身部分,对叶身部分划分 m 层实体网格,为了缩短计算时间,提取中面网格;对叶根部分沿厚度方向划分至少4层六面体单元。整个叶片的单元数约为26000个。

采用接触冲击算法仿真不同质量的鸟撞击风扇第一级叶片的瞬态响应过程。鸟撞击时,考虑撞击区附近的局部塑性变形、叶尖位移以及叶根的局部塑性变形,以降低鸟体载荷与叶片响应之间的耦合带来的误差。

建立模型后,采用风扇叶片打靶试验结果对模型进行修正。风扇叶片打靶试验时,第一级风扇转子叶片打靶部件级试验采用模拟鸟代替真实鸟进行,模拟鸟为明胶与水按一定比例混合后制备的圆柱体,模拟鸟质量与对应鸟体的质量相等。

将叶片装夹固定后用空气炮发射明胶鸟弹进行冲击试验,明胶鸟弹的发射速度由测速仪测量,试验过程中叶片的应变由超动态应变测量系统测量,并用高速摄影系统拍摄试验过程。

打靶模拟试验在静态条件、旋转试验器条件下分别开展。静态条件下风扇转子叶片不旋转,采用工装夹具固定。旋转试验器条件下,叶片安装在旋转试验器上。试验后分析撞击变形响应、应变响应,评估在整机条件下的抗鸟撞能力。

通过第一级风扇转子叶片打靶部件级试验结果与仿真结果比较来看,仿真准确。

2.1.2 模型参数的选取

在模型中输入鸟撞叶片的核心变量进行仿真,核心变量包括:鸟重、鸟速、发动机转速和撞击位置。仿真时鸟体质量分别选取100、500、800、1800g等;鸟速选择80~140m/s之间;小涵道比军用涡扇发动机风扇转速通常较高,转速选取5000~12000r/min之间;撞击位置根据叶片的特点和设计强度,选取50%叶高~100%叶高。

2.1.3 仿真结果

通过仿真发现,鸟体质量与接触力大小呈正比,鸟体质量越大,叶片损伤越大;鸟体速度对接触力影响不大(这种情况主要取决于发动机转速,对于发动机最大转速状态来说,叶片叶尖的切向速度相对于鸟速来说大很多,故鸟速影响不明显;对于发动机慢车状态来说,叶片叶尖的切向速度和鸟速相当),鸟体速度越小,鸟体撞击叶片数量越多;风扇转速与接触力大小呈正比,风扇转速越高,接触力越大。叶片在500g鸟撞后的仿真云图如图2~图4所示。

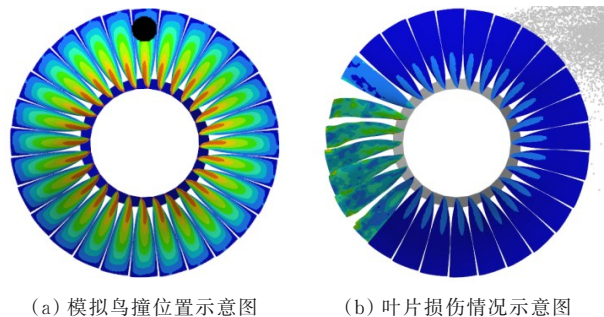


图2 模拟500g鸟撞击整级叶片结果
Fig.2 Cloud diagram of plastic strain under 500g bird condition

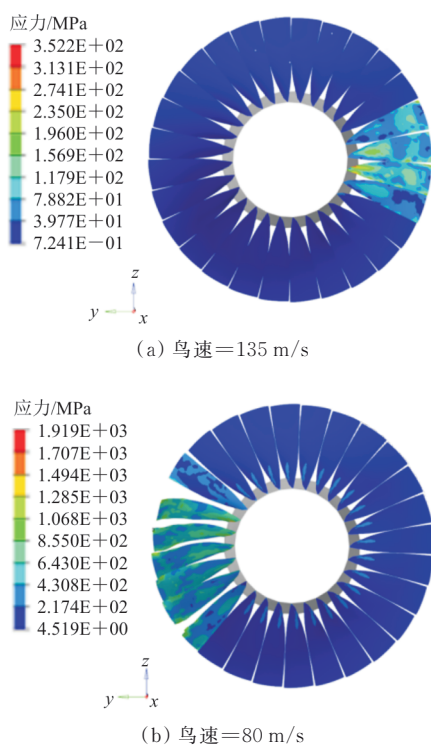


图3 模拟 500 g 鸟撞击整级叶片当量应力云图

Fig. 3 Equivalent stress nephogram under 500 g bird condition

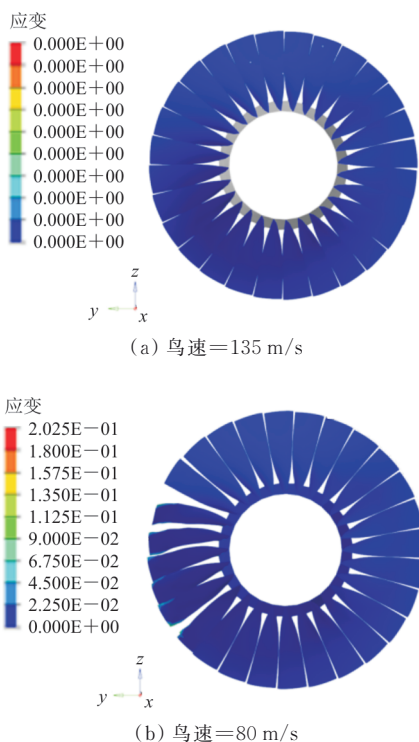


图4 模拟 500 g 鸟撞击整级叶片塑性应变云图

Fig. 4 Simulated 500 g bird impact on the plastic strain cloud map of the entire stage blade

从图2~图4可以看出:小鸟撞击会使叶片发生弹性变形并迅速恢复原样,这种情况下叶片不会发生结构破坏,可能造成发动机短时的气流畸变,进而引起发动机稳定裕度降低。可以推断,更大的鸟撞会使叶片产生塑性变形或裂纹、卷曲或破损,从而引起发动机风扇空气流量的变化,进而影响发动机性能下降;在高转速工作条件下的强大离心力作用下,破坏将随着裂纹扩展进一步加剧;最严重的撞击会在短时间内造成叶片断裂。

鸟撞叶片后的损伤分类如表1所示,按照损伤程度从轻微到严重依次可分为:塑性变形、缺口、卷曲、裂纹、断裂5种,作为后文类比评估的参考。

表1 鸟撞叶片后的损伤分类

Table 1 Classification of damage after bird strike

损伤类别	影响发动机	影响飞行任务	备注
塑性变形	基本无影响	基本无影响	
缺口	影响轻微	影响轻微	任务结束后根据叶片损伤表判断
卷曲	发动机推力减小、稳定裕度轻微下降	不影响本次任务执行	
裂纹	发动机推力减小,存在叶片二次损伤的可能	影响本次任务执行,须返航	
断裂	影响严重,发动机稳定性下降,甚至可能直接熄火	影响本次任务执行,任务终止或者迫降	

2.2 类比法

发动机在未开展整机吞鸟试验验证的情况下,单独靠仿真或部件试验不能真正地评估在发生鸟撞后的损伤情况和稳定工作情况。为了更加准确地预估发动机吞鸟能力,采用类比法。类比法即通过已开展过吞鸟试验或者在实际使用中发生过(意外)鸟撞事件的发动机在吞鸟后的工作情况进行比较评估。

类比法适用于:①两型发动机的风扇部件一致或者高度相似(构型、尺寸、材料一致),②两型发动机属于同一系列的改进发展型,比如,F110系列、F404系列、阿勒系列等。

类比法主要从接触应力和动量两个维度评价发动机第一级叶片的抗损伤能力,作为对仿真分析评估的补充。

2.2.1 接触应力类比法

使用接触应力对发动机叶片受鸟撞过程中时间维度上的受力情况进行评估。

$$F = \frac{m \cdot V}{t} \quad (1)$$

式中: F 为接触应力; m 为鸟体的质量; V 为鸟体相对发动机的速度与撞击处叶片线速度的合速度; t 为鸟体与叶片的接触时间,通常撞击叶片的时间相同且很短(约0.05 s)。

通过微分计算时间维度上叶片承受的接触力的变化和峰值,从而评估发动机叶片受鸟撞后的情况。不同质量鸟体撞击过程中的应力对比如图5所示,其中工况一为已有参考情况(1 100 g 鸟),工况二为 300 g 鸟,工况三为 500 g 鸟,工况四为 100 g 鸟。

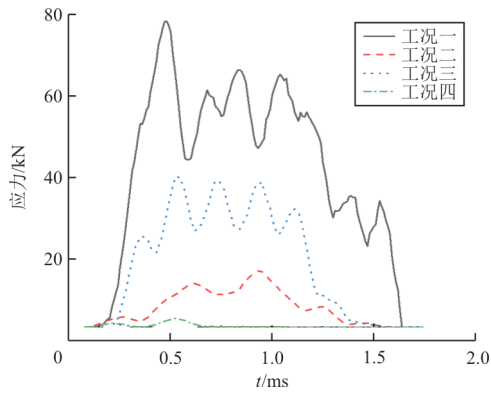


图5 接触应力类比评估

Fig. 5 Analogy evaluation of contact stress

叶片遭受鸟体撞击后会在短时(约0.05 s)内产生极高的接触应力峰值,随着鸟体与叶片第一次撞击后鸟体被一定程度撞碎,鸟体密度和速度降低,第二次撞击时接触应力峰值降低并趋于平缓(后期试验结果印证了这一结论,鸟体撞击叶片一瞬间,如果叶片没有在一瞬间断裂,则鸟体会被弹开,随即发生第二次撞击);当叶片变形严重或者由于撕裂而发生位移时,会与周围的叶片发生碰撞,如图6所示。

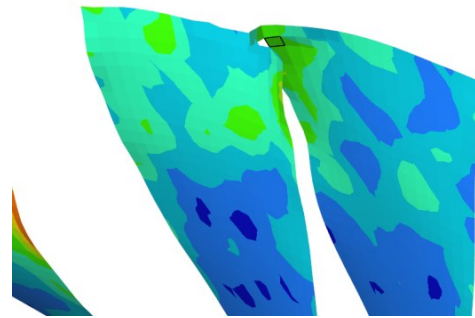


图6 叶片相互碰撞损伤

Fig. 6 The blades collide with each other

2.2.2 动量类比法

使用动量对发动机叶片受鸟撞后的机械损伤进行评估。

$$I = m \cdot V \quad (2)$$

式中: I 为动量。

对比计算过程和结果参数如表2所示。

表2 动量类比法评价表

Table 2 Evaluation form of momentum analogy method

参数	已有参考(工况一)	工况二	工况三	工况四
鸟质量/g	1 100	300	500	100
鸟速/($m \cdot s^{-1}$)	80	90	90	90
风扇转速/($r \cdot min^{-1}$)	10 000	10 000	10 000	10 000
撞击处叶片线速度/($m \cdot s^{-1}$)	395	395	395	395
合速度/($m \cdot s^{-1}$)	403	404	404	404
鸟作用在叶片上的总动量/[$kg \cdot (m \cdot s^{-1})$]	463.5	121.2	202	40.4
损伤程度	叶片断裂	卷曲或裂纹	裂纹或断裂	塑性变形或缺口

注:合速度为鸟体载荷撞击叶片速度与风扇叶片转速合合作用在叶片上的总速度。

2.2.3 评估结果

由于叶片撞击后的损伤情况受诸多因素影响,且不是线性关系,很难定性地评估叶片的损伤程度。本文基于仿真计算的接触应力计算结果、动量计算结果,类比得出叶片塑性变形、缺口、卷

曲、裂纹、断裂5种从轻微到严重的损伤形式。已有参考例子中发动机在最大状态吞入1 100 g 鸟,此时的动量为463.5 $kg \cdot (m/s)$,最大瞬态接触应力为78.2 kN,吞鸟后叶片断裂,发动机熄火停车,起飞中止,叶片损伤情况如图7所示。已有参考属

于上述 5 种分类中最严重的损伤类型,且由于发动机叶片断裂导致发动机停车,造成发动机和飞机的严重事故征候,是不可接受的,同时也说明该发动机抗鸟撞能力小于吞 1 100 g 鸟。基于此,根据待评估工况计算得出的动量值与 $463.5 \text{ kg}\cdot(\text{m/s})$ 的差值,并综合接触应力和曲线进行评估。



图 7 叶片断裂图
Fig. 7 The broken blade

发动机吞 100 g 鸟,计算动量值为 $40.4 \text{ kg}\cdot(\text{m/s})$,远小于 $463.5 \text{ kg}\cdot(\text{m/s})$;同时根据接触应力曲线(图 5),判断此时叶片损伤轻微,可能出现叶片的塑性变形或者缺口类损伤。试验结果(详见本文 3.2 节)表明,吞入 100 g 鸟后发动机叶片出现变形、缺口、撕裂等不同程度的损伤。这说明之前的关于吞 100 g 鸟的叶片损伤评价较乐观,须进行修正。

在此基础上,评估吞 300 g 鸟后叶片损伤为卷曲或裂纹,发动机性能下降,但不影响当前架次任务的执行;评估吞 500 g 鸟后叶片损伤为裂纹,也可能出现断裂。

3 发动机吞鸟试验验证

3.1 吞鸟试验要求的确定

我国在航空发动机研制过程中,吞鸟试验要求的顶层文件和法规主要有 GJB 3727—1999、GJB 241A—2010、CCAR 33.76(或型号的适航审查基础),其中对发动机吞鸟的类型、鸟速、鸟的数量、转子转速、撞击密度及撞击位置等要求进行了具体说明,本文不一一赘述。下面根据某涡扇发动机研制特点和实际情况分析给出吞鸟试验要求。

3.1.1 鸟的种类

国军标要求尽量使用自然鸟,可用家禽或人造鸟替代。根据动物保护法等相关要求,通常我国采用的是家禽。

3.1.2 鸟的重量、数量

针对鸟的体重和数量,小鸟、中鸟和大鸟的适航要求与国军标基本相当;适航要求增加了大型鸟群的重量要求,属于极端情况,分析主要是针对民航客机的大涵道比涡扇发动机,其他军用的中小涵道比涡扇发动机可根据自身实际情况进行裁剪。此外,可根据实际机场的鸟类生活习惯进行评估。研究统计显示^[19-21],在飞行区集群活动的鸟种容易成为鸟击的高危物种,如小云雀、家燕、金腰燕、家鸽、麻雀等;乡镇、农耕区域的家燕、麻雀、家鸽、金腰燕等会进入飞行区成为鸟击高危鸟种,典型的灌林鸟如白头鹎、白颊噪鹛、蜡嘴雀等一般不进入飞行区,不会发生鸟击;迁徙鸟是机场鸟击的最大威胁。另外,根据中国民航科学技术研究院的研究发现,鸟撞发生的频率随着离机场地面高度的降低而升高。因此,200 m 以下为防范鸟撞和驱鸟工作的重点。在飞机起飞和降落的 200 m 高度范围内,经常出现大小与喜鹊(或者麻雀或其他飞鸟)相当的鸟,经查阅资料,通常喜鹊的质量约为 195~266 g。

3.1.3 鸟的分布

针对鸟的分布(鸟与发动机的撞击位置),适航与国军标均规定了装机发动机迎风面上的最薄弱位置,即涡扇发动机第一级风扇叶片的薄弱部位。通常在风扇设计和强度校核中就已经确定了最薄弱部位。本文试验选取叶高 70% 处。

3.1.4 发动机状态

针对发动机状态,适航与国军标的要求是一致的。适航要求应在吞鸟前的试验天气条件下,发动机稳定在不小于 100% 的起飞功率或推力的状态下进行;国军标要求应在发动机最大状态,加力型发动机应为中间状态。军用涡扇发动机在实际试验中应选取发动机不加力的最大状态。

3.1.5 鸟的速度

针对鸟速,适航与国军标的要求存在差异,CCAR 33R2 中第 33.76 条 c) 中写道:“吞鸟临界速度应反映 0~460 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 V1 速度。”GJB 3727—1999 对小鸟和中鸟规定了三种速度及对应的发动机状态:①鸟速等于飞机起飞后初始爬升速度,发动机转速为最大状态转速;②鸟速等于飞机在 3 km 高度内的巡航飞行速度,发动机转速为最大连续状态转速;③鸟速等于飞机在 1 km 高度内的下滑飞行速度,发动机转速为下滑规定转速。本着加严考核的原则,通过计算选取最高的速度。以中鸟和小鸟的速度为例,假设发动机配装的飞机的实际使用条件为:飞机起飞离地速度 280 km/h,0~3 km 高度内以 420 km/h 的速度等表速爬升。按照适航要求,飞机的初始爬升速度为 78 m/s (V1 速度),在高度 0~500 m 范围内的最大爬升表速为 420 km/h,换算对应的鸟速为 119 m/s。按照国军标的要求,分别计算初始爬升速度(针对起飞撞鸟)、巡航速度(针对低空巡航撞鸟)、下滑飞行速度(针对下滑、进场过程中突遇鸟群),之后选取最大的速度,作为试验要求。

3.1.6 合格判据

针对试验的合格判据,可综合适航和国军标的要求,即虽然可能造成发动机某些零件损坏,但不能引起发动机停车,同时推力损伤不应超过规定值。

3.2 吞鸟试验

按照 GJB 241A—2010 和 GJB 3727—1999 的要求,结合涡扇发动机的特点制定吞鸟试验程序图谱,如图 8 所示。试验中采用循序渐进的策略,从小到大,先后验证发动机吞入 100 g 小鸟、250 g 中鸟、460 g 大鸟后的工作能力。吞鸟前后发动机损伤情况如表 3 和图 9~图 11 所示。

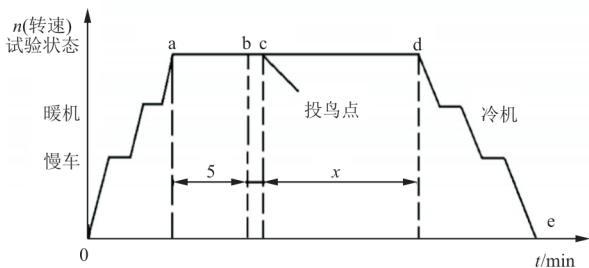


图 8 吞鸟试验程序图^[5]

Fig. 8 Procedure diagram of bird-swallowing test^[5]

表 3 吞鸟后损伤及主要参数变化
Table 3 Damage and parameters after bird impact

参数	吞 100 g 鸟试验	吞 250 g 鸟试验	吞 460 g 鸟试验
预估损伤程度	塑性变形或缺口	缺口或卷曲	裂纹
实际损伤程度	变形、缺口、撕裂	卷曲	卷曲、裂纹
试验后推力损失/%	3.7	5.4	6.0
试验后气动稳定性损失	2% 以内	2% 以内	2% 以内
试验后振动	增大 1 倍	增大 1.5 倍	增大 1.6 倍

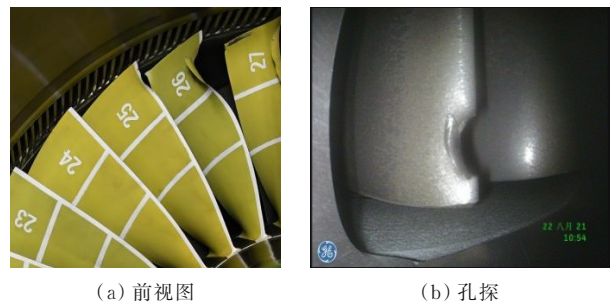


图 9 吞 100 g 鸟后风扇叶片损伤情况
Fig. 9 Fan blade damage under 100 g bird condition

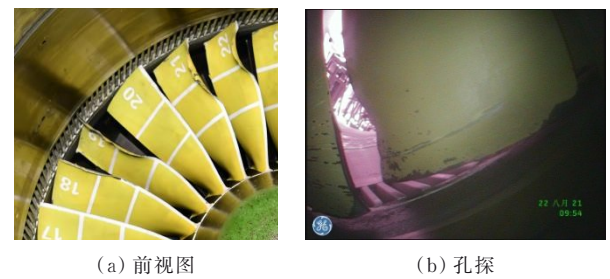


图 10 吞 250 g 鸟后风扇叶片损伤情况
Fig. 10 Fan blade damage under 250 g bird condition

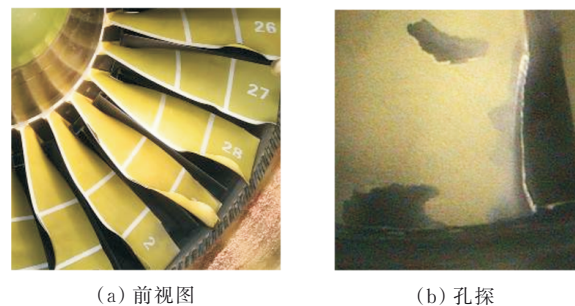


图 11 吞 460 g 鸟后风扇叶片损伤情况
Fig. 11 Fan blade damage under 460 g bird condition

从表 3、图 9~图 11 可以看出:吞鸟后发动机工作稳定、功能正常,振动值在规定范围内、发动机

稳定裕度满足要求、推力损失不超过 10%。试验后对发动机进行分解检查,损伤主要集中在风扇前两级叶片,压气机叶片存在轻微损伤,涡轮部件和尾喷管几乎无损伤。试验结果与仿真评估结果吻合性好。

通过吞 100 g 鸟的实际结果及时修正其他工况下的损伤情况,通过循序渐进的方式安全完成了多次吞鸟试验。吞入 460 g 鸟后未发生断裂,发动机可在最大状态工作 5 min,以此确定该型发动机最大吞鸟能力不小于 460 g。后续还将进一步增加鸟重,摸索出鸟撞后发动机叶片断裂临界值。

4 结 论

1) 在建立鸟体撞击叶片仿真模型时考虑叶片局部塑性变形、叶尖位移以及叶根的局部塑性变形,可得到较为精确的仿真结果。

2) 基于同类发动机鸟撞实例,综合接触应力类比、动量类比评估涡扇发动机吞鸟能力的方法可行,评估结果经试验验证,对其他涡扇发动机的吞鸟能力评估和开展吞咽试验具有借鉴意义。

3) 通过多次不同质量的吞鸟试验,较充分地验证了本文提出的评估发动机吞鸟能力的方法。在实际使用中建议综合使用三种方法进行分析评估,并经试验验证后逐渐迭代完善。

参考文献

- [1] THORPE J. Update on fatalities and destroyed civil aircraft due to bird impacts with appendix for 2008&2009[C]// 9th Meeting of the International Bird Impact Committee. Cairns (Australia): International Bird Impact Committee, 2010: 1-9.
- [2] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report: Boeing 767-300 bird ingestion accident, Chicago Airport, March 15, 2007[R]. Washington DC: National Transportation Safety Board, 2008.
- [3] MEGUID S A, MAO R H, NG T Y. FE analysis of geometry effects of an artificial bird striking an aeroengine fan blade [J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35(6): 487-498.
- [4] DEMERS C G. Large air transport jet engine design considerations for large and for flocking bird encounters[C]// Bird Strike North America Conference. Lincoln: University of Nebraska Lincoln, 2009: 1-10.
- [5] 中国人民解放军总装备部. 航空发动机吞鸟试验要求: GJB 3727—1999[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 1999: 1-7.
People's Liberation Army General Armaments Department. Requirements of aircraft engine test bird ingestion: GJB 3727—1999 [S]. Beijing: People's Liberation Army General Armaments Department, 1999: 1-7. (in Chinese)
- [6] 国防科学技术工业委员会. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范: GJB 241A—2010[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2010: 53-56.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. General specification for engine, aircraft, turbojet and turbofan: GJB 241A—2010 [S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2010: 53-56. (in Chinese)
- [7] 国防科学技术工业委员会. 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范: GJB 242A—2018[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2018: 58-59.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. General specification for engine, aircraft, turbo-prop and turboshaft: GJB 242A—2018 [S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2018: 58-59. (in Chinese)
- [8] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定: CCAR33[S]. 北京: 中国民用航空局, 2012: 42-52.
CAAC. Airworthiness requirements for aircraft engine: CCAR33[S]. Beijing: CAAC, 2012: 42-52. (in Chinese)
- [9] 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(s1): 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)
- [10] 王庆平, 王飞, 赵海凤. 涡轴发动机吞鸟试验方法及试验验证 [J]. 航空发动机, 2022, 48(2): 1-6.
WANG Qingping, WANG Fei, ZHAO Haifeng. Test method and test verification of bird ingestion for a turboshaft engine [J]. Aeroengine, 2022, 48(2): 1-6. (in Chinese)
- [11] 王欢, 刘涛, 吕凤斌. 航空发动机吞鸟速度测量技术研究 [J]. 工程与试验, 2015, 55(2): 42-44.
WANG Huan, LIU Tao, LYU Fengbin. Research on technology for measuring bird ingestion velocity of engine [J]. Engineering and Test, 2015, 55(2): 42-44. (in Chinese)
- [12] 张海洋, 王相平, 杜少辉. 航空发动机风扇叶片的抗鸟撞设计 [J]. 航空动力学报, 2020, 35(6): 1157-1168.
ZHANG Haiyang, WANG Xiangping, DU Shaohui. Design for anti-bird impact of aero-engine fan blade [J]. Jour-

- nal of Aero Space Power, 2020, 35(6): 1157-1168. (in Chinese)
- [13] LI Junjie, CHAI Xianghai, JIN Xianlong. Numerical simulation of bird strike on jet engine considering bird ingestion requirements[J]. Journal of Aircraft, 2022, 59(3): 240-247.
- [14] LYONS T, SIRIVOLU D, D'SOUZA K. Stress state characterization for a generic titanium fan during bird ingestion[J]. AIAA Journal, 2022, 60(9): 2110-2121.
- [15] LI J, LOU Y, YU G, et al. Effect of bird yaw/pitch angles on soft impact damage of a fan assembly[J]. Complexity, 2021, 115: 1-4.
- [16] 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)
- [17] 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, 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)
- [18] SHORR B, MELNIKOVA G, TISHCHENKO N. Numerical and experimental analysis of a large bird impact on fan blades for the certification purpose [C] // International Bird Strike Committee. Athens: IBSC, 2005: 1-8.
- [19] 鲍连艳. 空军某机场及其周围鸟类群落生态与鸟撞相关性研究[D]. 济南: 山东师范大学, 2005.
BAO Lianyan. Study on the relationship between bird strike and bird community ecology in an air force airport and its surroundings[D]. Jinan: Shandong Normal University, 2005. (in Chinese)
- [20] 丁振军, 李东来. 沈阳桃仙国际机场鸟类多样性及鸟撞防范[J]. 生态学杂志, 2015, 34(9): 2561-2567.
DING Zhenjun, LI Donglai. Avian diversity and bird strike avoidance at Shenyang Taoxian International Airport [J]. Chinese Journal of Ecology, 2015, 34(9): 2561-2567. (in Chinese)
- [21] 罗旭, 梁丹, 马国强, 等. 云南大理机场鸟类调查及鸟撞防治对策[J]. 西南林业大学学报, 2011, 31(6): 50-55.
LUO Xu, LIANG Dan, MA Guoqiang, et al. Bird survey and bird strike control measures in Dali Airport, Yunnan Province [J]. Journal of Southwest Forestry University, 2011, 31(6): 50-55. (in Chinese)

(编辑:马文静)