

爬升阶段涡扇发动机核心流道吸鸟适航审定

吴晶峰¹, 侯亮^{2,3}, 宋建宇¹, 杨坤^{2,3}

- (1. 中国民用航空局 中国民用航空适航审定中心, 北京 100102;
2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241;
3. 上海市航空发动机数字孪生重点实验室, 上海 200241)

摘 要: 研究涡扇发动机核心流道吸鸟对发动机的影响, 分析核心流道吸鸟与风扇叶片鸟击的损伤模式及关键要素的差异。采用光滑粒子流体动力学方法开展某发动机风扇增压级内涵的吸鸟数值模拟, 研究吸鸟位置、鸟速和风扇转速等关键参数对鸟体碎片轨迹及质量分布的影响, 确定核心流道吸鸟最严苛工况条件。结果显示: 鸟撞击进口导流叶片中心位置时鸟体切片质量较大; 在较高鸟速和较低风扇转速下进入内涵的鸟体切片质量较大。研究结果支撑了某型涡扇发动机核心流道吸鸟专用条件的制定, 要求在典型的爬升阶段允许的最大爬升速度以及最小风扇转速条件下开展吸鸟试验, 同时试验用到的这只鸟的撞击位置应该使吸入核心流道的鸟的质量最大。

关 键 词: 涡扇发动机; 核心流道; 内涵; 吸鸟; 适航

中图分类号: V231.91

文献标志码: A

Airworthiness certification of turbo fan engine core duct bird ingestion during climbing phase

WU Jingfeng¹, HOU Liang^{2,3}, SONG Jianyu¹, YANG Kun^{2,3}

- (1. Airworthiness Certification Center,
Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China;
2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China;
3. Shanghai Key Laboratory of Aircraft Engine Digital Twin, Shanghai 200241, China)

Abstract: The effect of core duct bird ingestion on turbo fan engine was analyzed, the differences of damage mode and key factors between core duct bird ingestion and fan blade bird strike were determined. Core duct bird ingestion was simulated by using smooth particle hydrodynamic method to study the impact of bird ingestion location, bird ingestion velocity and fan rotor speed. The critical parameter of the most severe operating conditions for core duct bird ingestion was determined. The results showed that the center of the inlet guide vane was the most critical position which led more bird ingested. At higher bird ingestion speed and lower fan speed, the mass of the bird body slices entering the inner duct was greater. The research results support the formulation of special conditions for the core duct bird ingestion of a certain turbo fan engine. The bird ingestion test should be carried out under the conditions of the minimum fan speed at maximum climbing speed in the typical climbing stage, at the same time, the impact position of the bird used in the test should maximize the mass of the bird ingesting into the core duct.

收稿日期: 2021-09-08

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-VIII-0003-0114)

作者简介: 吴晶峰(1983—), 男, 高级工程师, 博士, 主要研究方向为航空发动机集成审定。

通信作者: 侯亮(1987—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要研究方向为包容与外物吸入适航研究。E-mail: houliang@acaec.com.cn

引用格式: 吴晶峰, 侯亮, 宋建宇, 等. 爬升阶段涡扇发动机核心流道吸鸟适航审定[J]. 航空动力学报, 2023, 38(4): 1017-1024. WU Jingfeng, HOU Liang, SONG Jianyu, et al. Airworthiness certification of turbo fan engine core duct bird ingestion during climbing phase[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(4): 1017-1024.

Keywords: turbo fan engine; core duct; inner duct; bird ingestion; airworthiness

航空发动机在实际运行中可能会吸入各种外物,鸟是其中一种比较常见并且危害较大的吸入物。发动机运行时吸鸟会导致风扇叶片和流道构件的变形和损伤,严重时可能会导致叶片断裂、击穿机匣等,引起发动机空中停车,严重威胁飞行安全和乘客的生命安全。

正是因为吸鸟对发动机的危害,民航适航规章 CCAR 33.76 条款对发动机吸鸟提出了验证要求。规章要求对吸入单只大鸟、小型群鸟、中型群鸟和大型群鸟分别展开符合性验证。条款要求发动机吸鸟后最基本的要求是不能出现非包容的高能碎片和不可控火情等危害性发动机后果。此外,对于吸入单只大鸟来说,允许吸鸟后发动机安全停车,不要求发动机保持推力;但对于发动机吸入小型群鸟和中型群鸟,还要求不得造成持续的推力损失超过 25%,不得在试验连续验证期间停车;发动机吸入大型群鸟,不得在吸鸟 1 min 内推力损失超过 50%,不得在试验连续验证期间停车^[1-2]。

鸟撞时,发动机风扇叶片最先受到撞击,瞬间产生较强的压力峰值,导致叶片产生大变形与屈服^[3]。国内外专家学者对风扇叶片的鸟撞问题开展了大量的试验^[4]和数值模拟研究^[5-6],风扇叶片抗鸟撞设计优化^[7-8],以及适航符合性研究^[9-11]。Yan 等^[4]开展了某格栅填充形式叶片鸟撞试验和数值模拟。Bohari 和 Li 等^[5-6]以 Rotor 67 为对象,进行鸟撞叶片数值模拟,得到了不同转速下风扇特性的变化和鸟撞损伤对旋转失速与喘振裕度的影响。郭应文等^[3]对某一级风扇叶片进行数值模拟,得到了不同鸟速和角度下鸟撞对风扇的影响。郭鹏等^[12]对某钛合金风扇叶片进行鸟撞数值模拟,获得了不同撞击位置及撞击姿态对叶片不同位置应力响应及位移响应的影响规律。张俊红等^[13]对不同转速风扇叶片鸟撞特性进行了研究。罗刚等^[9]提出了综合考虑叶片前缘应力、根部应力、撞击点位移和叶尖相对位移的关键撞击参数分析方法,用于评估鸟撞击叶片的综合损伤效果。

风扇叶片的抗鸟撞能力一直是局方和发动机制造商关注的重点,也是国内外学者的研究热点。2009 年的哈德逊河迫降事件暴露出了发动机吸鸟新的问题,也提出了新的要求。事故飞机为 A320-200 型,配备两台 CFM56-5B4/9 涡扇发动机,

在飞机爬升阶段发生发动机核心流道吸鸟事件。美国国家运输安全委员会(National Transportation Safety Board, NTSB)调查显示^[14],飞机起飞 2 min 后发生双发吸鸟,出现推力丧失。由于空速较低,无法在发动机风车状态下空中启动。3 min 后,飞机迫降哈德逊河上,造成 5 人严重受伤,飞机损毁的严重事故。通过对发动机上残存的羽毛和组织生物学分析显示,左、右发动机至少分别吸入两只加拿大鹅。在 20 世纪 90 年代,CFM56-5B4/9 涡扇发动机为取得 TC(type certificate)证,按当时适用的规章要求先后完成了吸入单只大鸟和中型群鸟等试验,吸鸟能力经过验证,但在核心流道吸鸟后仍出现了双发停车的事故,这表明原规章要求已难以应对航空器目前面临的吸鸟安全威胁。

为了研究发动机核心流道吸鸟与当前规章中吸鸟要求的差异,本文首先对风扇叶片鸟撞与核心流道吸鸟的差异进行了研究,基于核心流道吸鸟事故分析报告,研究核心流道吸鸟对发动机的影响;然后开展了发动机核心流道吸鸟数值模拟,研究了鸟体碎片轨迹及叶片冲击损伤,以内涵吸入鸟体碎片为关键参数确定核心流道吸鸟最严苛工况条件;最后通过计算分析结果得出核心流道吸鸟关键要素,提出了核心流道吸鸟专项适航要求。

1 核心流道吸鸟对发动机的影响

随着民用航空涡扇发动机的涵道比越来越大,风扇尺寸也越来越大,致使发动机迎风面积增大,吸入鸟等外物的概率也随之变大,风扇叶片也在鸟撞时首当其冲接受考验。风扇作为涡扇发动机产生推力的主要部件,其损伤会影响发动机推力和气动效率。尽管吸鸟条款验证对象还包括帽罩、分流环、传感器等发动机前部部件,但是风扇叶片是最为重要的验证对象。

鸟撞对风扇叶片的影响包括风扇叶片的变形与应力集中,关键吸鸟因素包括鸟速、风扇转速、撞击位置及撞击姿态等。研究结果揭示了关键撞击位置、鸟速和撞击姿态等参数对于风扇叶片鸟撞之后的应力、应变的影响,对于航空发动机吸鸟关键撞击参数(critical impact parameters,CIP)和关键吸鸟参数的确定提供了可行的方法。从趋势上看,风扇转速越高、鸟速越大,对于风扇叶片的

损伤越大^[15]。但是最关键的撞击位置、撞击姿态, 以及与风扇转速和鸟速的组合方面, 需要通过 CIP 分析来最终确定最严苛的吸鸟参数。

核心流道吸鸟方面, 哈德逊河事件的事故调查记录显示, 飞机爬升阶段出现核心流道吸鸟后的 4 s 内, 1 号发动机风扇转子转速从 82% 降至 36%, 2 号发动机风扇转子转速从 82% 降至 16%; 同时, 发动机排气温度(exhaust gas temperature, EGT)增加至 890 °C, 接近红线温度 950 °C。风扇转速迅速下降, 发动机推力丧失, 最后造成迫降。

发动机损伤情况, 风扇叶片前缘损伤、撞击区域凹陷、鸟体碎片冲击下游部件造成外涵导叶(outer guide vane, OGV)变形和损伤。其中左发有 8 片 OGV 叶片丢失, 右发数个 OGV 叶片尾缘弯曲。

内涵方面, 两台发动机的增压级、高压压气机、燃烧室都受到鸟体碎片撞击或叶片碎片撞击, 出现了增压级叶片折断(见图 1)、高压压气机叶尖打伤(见图 2)、燃烧室火焰筒头部变形和燃油喷嘴与燃烧室火焰筒头部分离等损伤。其中左发动机压气机进口导流叶片(inter guide vane, IGV)丢失 2 个; 右发动机 IGV 叶片丢失 2 个, 另有 3 个叶片出现裂纹; 发动机放气活门中堵塞有低压和高压叶片的碎片^[14]。



图 1 增压级叶片折断

Fig. 1 Failure of booster blades

由于 A320-200 飞机发动机鸟撞之后 IGV 叶片断裂, 碎片吸入核心机, 造成增压级和高压压气机的二次损伤, 发动机增压级和高压压气机叶片断裂, 以及高压压气机可调导叶(variable guide vane, VGV)损伤、失去气流导向能力, 碎片堵塞气流通道, 从而导致整个压缩系统功能受损, 风扇转速下降, 最终丧失推力。

通过对哈德逊河事件的故障分析可见, 核心

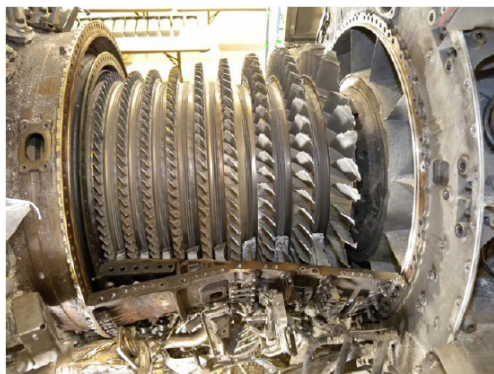


图 2 高压压气机叶片损伤

Fig. 2 Failure of high pressure compressor blades

机吸鸟对发动机的影响是多方面的, 但是核心流道的损伤是造成此次飞机事故的主要原因。由于核心机吸鸟事故发生时发动机风扇转子转速并不高, 同时, 鸟体穿过两台发动机风扇后对核心机的撞击位置及姿态存在一定的随机性及分散性, 但最终都造成了发动机推力丧失, 因此核心机流道损伤的严重程度与进入核心机的鸟体碎片质量有着直接的关系, 这与风扇叶片鸟撞关键要素具有本质不同。

2 核心流道吸鸟数值模拟

为确定核心流道吸鸟的关键因素, 指导核心流道吸鸟专用条件的制定, 本文对某级风扇叶片开展了核心流道吸鸟数值模拟。数值模拟考虑吸鸟位置、鸟速和风扇转速等因素, 研究鸟体碎片轨迹及叶片冲击损伤, 并以进入核心流道(即内涵)的鸟体碎片质量最大为目标确定核心流道吸鸟最严苛工况条件。

2.1 计算模型

发动机前端指发动机可能遭受鸟击的任何部件^[16], 发动机前端包括进气锥、风扇叶片、流道板、分流环、IGV、增压级转子叶片、OGV 等。某型发动机前端部件如图 3 绿色区域所示。

为模拟核心流道鸟撞过程, 采用经过标定的显式动力学数值仿真方法^[10], 建立发动机核心流道吸鸟仿真模型, 如图 4 所示。模型对发动机前端部件进行简化, 仅保留了风扇叶片、分流环和 IGV, 将进气锥、流道板等结构的气动外形采用实体单元建模, 单元类型为 8 节点 Solid 单元。吸入的鸟质量 m_{bird} 为 1.15 kg 中鸟, 简化为圆柱体^[17], 采用光滑粒子流体动力学方法(smoothed particle hydrodynamics, SPH)建模^[18]。

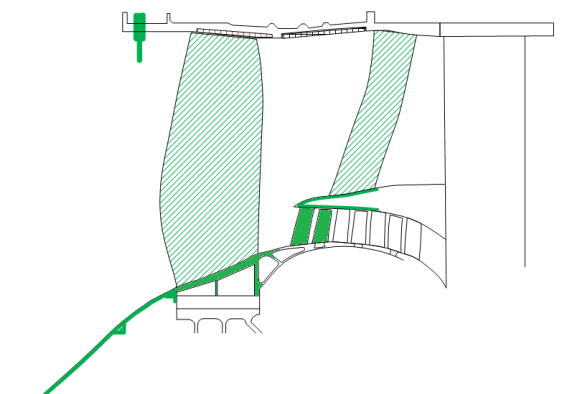


图 3 某发动机前端部件

Fig. 3 Front of the engine

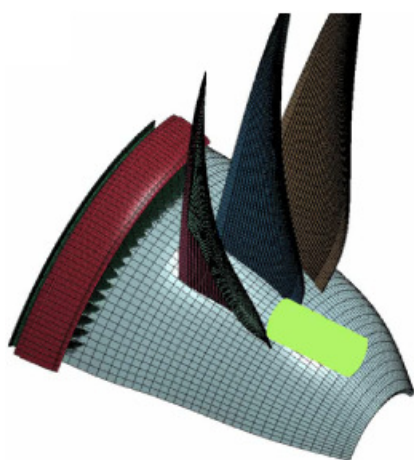


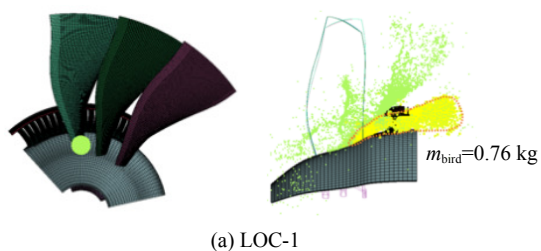
图 4 核心流道吸鸟仿真模型

Fig. 4 Simulation model of core duct bird ingestion

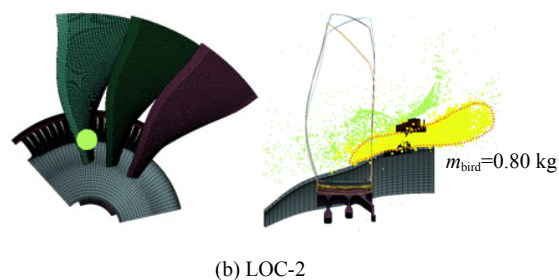
2.2 吸鸟位置因素分析

对核心流道不同径向位置吸鸟进行分析, 确定内涵吸入最多鸟体碎片的位置。

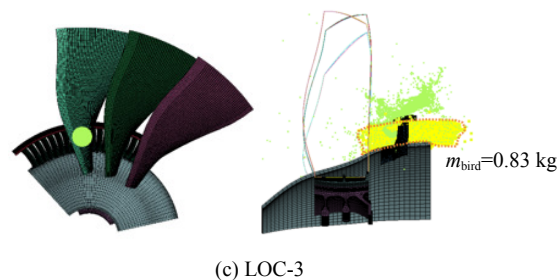
在爬升工况下, 选择流道线位置(LOC-1)、IGV 下边缘位置(LOC-2)和 IGV 中心位置(LOC-3)三个具有代表性的位置进行核心流道吸鸟分析。不同位置吸鸟后鸟体碎片的质量分布如图 5 所示, 黄色区域内的质点为进入内涵的鸟体碎片, 绿色区域内的质点为排入外涵的鸟体碎片, 通过有限元后处理分别求出两个区域内质点的质量和, 统计结果见表 1。IGV 塑性应变云图如图 6 所示。



(a) LOC-1



(b) LOC-2



(c) LOC-3

图 5 各吸鸟位置鸟的碎片分布

Fig. 5 Distribution of bird debris at each bird ingestion location

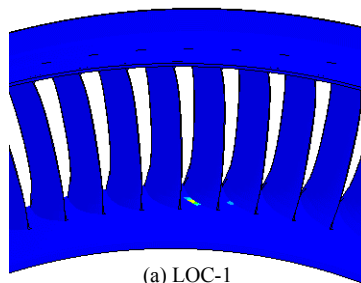
表 1 不同撞击位置进入内涵鸟体质量计算结果

Table 1 Bird mass entering into inner duct at different impact positions

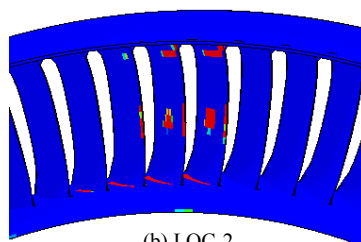
编号	内涵吸鸟质量/kg
LOC-1	0.76
LOC-2	0.80
LOC-3	0.83

Effective plastic strain/ 10^{-3}

0 0.1 0.2 0.3 0.4 0.5 0.6 0.7 0.8 0.9 1.0



(a) LOC-1



(b) LOC-2

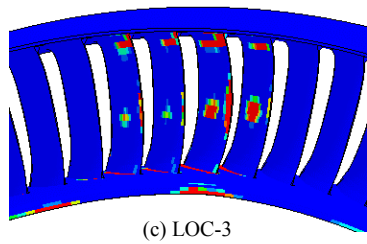


图 6 吸鸟后 IGV 塑性应变云图

Fig. 6 Plastic strain contours of IGV after bird ingestion

结果表明鸟撞击风扇叶片后,被叶片切割成块状,并向后撞击增压级导向叶片。鸟体碎片被分流环进一步分成两部分:一部分部分进入增压级内涵流道;另一部分进入外涵流道。进入内涵流道的鸟体碎片质量与吸鸟导致的 IGV 变形正相关,随着鸟体碎片质量的增加,IGV 变形范围增大。撞击结果对比显示,LOC-3 位置吸鸟后,吸入内涵的鸟体碎片质量最多,且鸟体碎片较为集中,吸鸟后造成的 IGV 变形也最大,IGV 中心位置(LOC-3)为上述三个位置中最严苛的吸鸟位置。

2.3 鸟速因素分析

确定最严苛的吸鸟位置(LOC-3)后,在该位置以爬升工况对应的风扇转速(3 250 r/min),选择具有代表性的鸟速 v_{bird} 为 130、100、75、50 m/s 进行仿真,涵盖了从地面到离地 460 m 高度范围内正常飞行的空速范围,仿真工况见表 2 所示。

表 2 不同鸟速下的吸鸟工况

Table 2 Bird ingestion conditions at different bird velocities

工况	鸟的种类	鸟速/(m/s)	风扇转速/(r/min)
1	中鸟	130	3 250
2	中鸟	100	3 250
3	中鸟	75	3 250
4	中鸟	50	3 250

鸟的仿真模型简化为一定长度的圆柱体,发动机吸鸟过程仿真结果显示(如图 7 所示),鸟被相邻风扇叶片的前缘依次切割,形成多个切片。第一个风扇叶片切鸟形成的切片为第一切片,以此类推。

根据仿真结果,四种工况的第一切片均不是完整切片,第二切片均为完整切片;工况 1~工况 4 第三切片为完整切片,工况 4 为不完整切片。风扇叶片吸鸟后形成的鸟体切片质量见表 3,鸟速较快时,相邻两个叶片切割形成鸟体切片质量

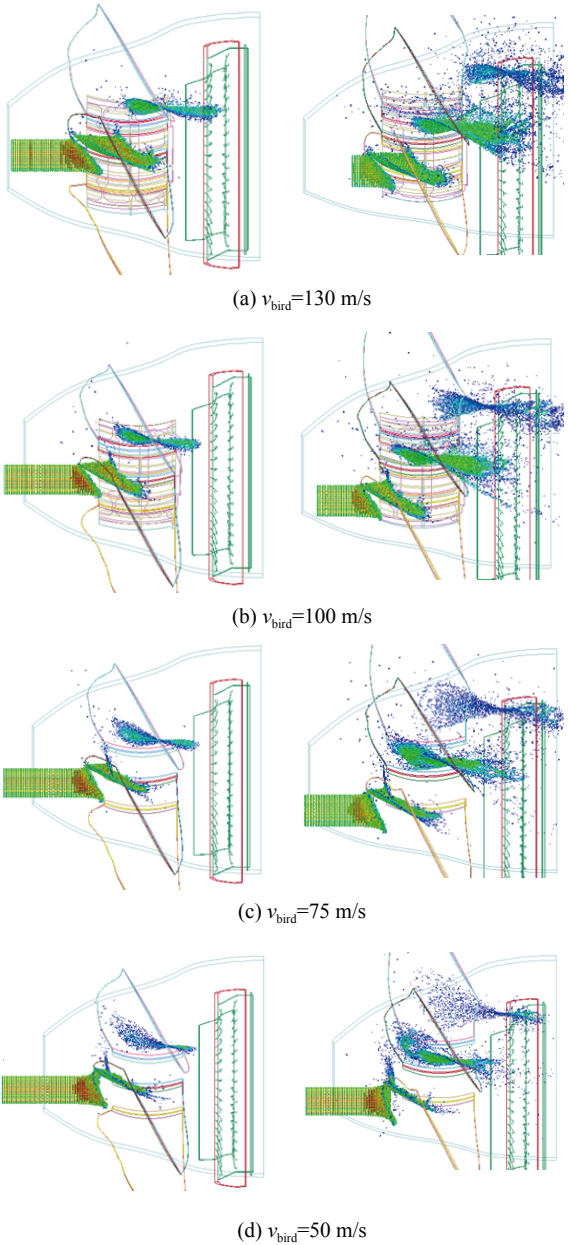


图 7 不同鸟速工况下的吸鸟过程

Fig. 7 Bird ingestion process at different bird velocities

表 3 各工况下鸟体切片的质量

Table 3 Mass of bird slice on each condition

工况	质量/g		
	第一切片	第二切片	第三切片
1	232.1	809.9	767.4
2	183.2	631.3	590.1
3	137.4	478.2	440.7
4	88.5	317.2	253.9

大,鸟体进入内涵流道时碎块较为完整。

图 8 给出了不同鸟速导致的增压级 IGV 叶片 Von Mises 应力峰值计算结果,工况 1 峰值应

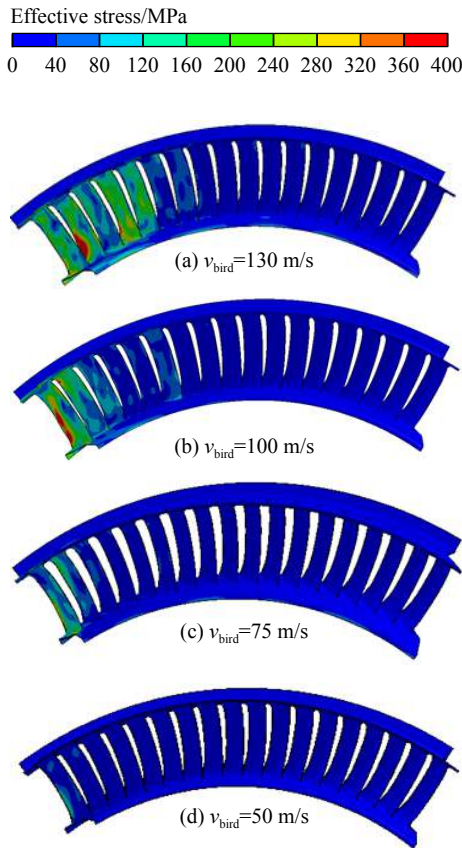


图 8 增压级 IGV 峰值 Von Mises 应力分布
Fig. 8 Peak Von Mises stress of booster IGV

力为 1 071 MPa, 工况 2 峰值应力为 778 MPa, 工况 3 峰值应力为 577 MPa, 工况 4 峰值应力为 310 MPa。可见, 随着鸟速增加, 增压级导叶 Von Mises 应力峰值增加, 对叶片的冲击越大。

2.4 风扇转子转速分析

为研究风扇叶片转速对涡扇发动机内涵吸鸟的影响, 从空中慢车到最大起飞工况范围内, 选择具有代表性的风扇转速进行吸鸟仿真分析, 鸟速则选择导致鸟体切片最大的速度 130 m/s, 具体工况详见表 4。

鸟被吸入风扇后, 依次被相邻的第一片、第二片和第三片风扇叶片前缘切割, 形成鸟体切片, 鸟体切片沿叶片压力面向后滑移, 并进入内涵。

表 4 不同风扇转子转速吸鸟仿真工况
Table 4 Simulation conditions for bird ingestion at different fan rotor velocities

工况	鸟速/(m/s)	风扇转速/(r/min)	代表工况
1	130	3 750	起飞
2	130	3 250	减推力爬升
3	130	2 750	巡航
4	130	2 250	进场慢车

由于鸟体长度和形状简化为圆柱体, 四种工况第一切片均不是完整切片, 第二切片均为完整切片; 工况 1~工况 3 第三切片为完整切片, 工况 4 为不完整切片。

吸鸟后形成的鸟体切片质量如表 5 所示。

表 5 鸟体切片的质量
Table 5 Mass of bird slice

工况	质量/g		
	第一切片	第二切片	第三切片
1	208.8	693.2	666.4
2	232.1	809.9	767.4
3	263.8	942.0	905.4
4	313.4	1 135.9	916.1

由表 5 可见, 相同鸟速下, 鸟体切片的质量随着转速的降低而增加。鸟体切片质量增加意味着撞击 IGV 静止导叶的动能增加。

图 9 为不同转速工况下 IGV 静止导叶鸟撞导致的塑性变形, 在相同比例尺下, 转速最低的工

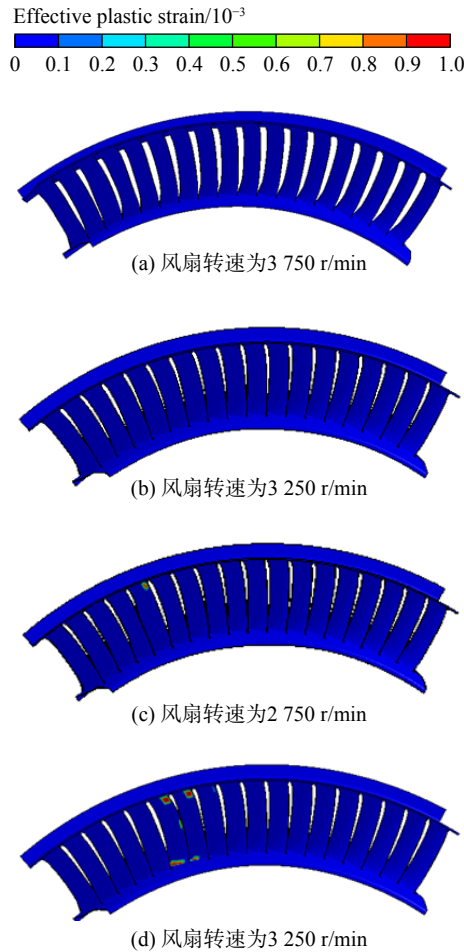


图 9 各工况吸鸟后 IGV 塑性应变云图
Fig. 9 IGV plastic strain contours on each condition

况塑性变形范围最大,进一步表明了较低风扇转速是更严苛的吸鸟工况。

3 核心流道吸鸟适航审定

由于核心流道吸鸟影响发动机安全,其关键要素与风扇叶片鸟撞存在本质差异,因此需要开展核心流道吸鸟的专项适航符合性验证研究。

在开展核心流道吸鸟适航审定专项条件研究前,首先梳理了CCAR33.76吸鸟规章中吸入单只大鸟、中型鸟群和大型鸟群的要求和吸入条件如下。

单只大鸟:鸟速为103 m/s;风扇转速对应100%起飞推力状态,考虑海平面最热天及最差发动机效应;撞击位置为第一级旋转叶片最关键的暴露位置,通过CIP分析确认。

中小群鸟:鸟速考虑地面到460 m海拔高度的空速范围内最严酷条件,通过CIP分析确认;风扇转速对应100%起飞推力状态,考虑海平面最热天及最差发动机效应;撞击位置为核心机流通道及关键暴露位置,通过CIP分析确认。

大型群鸟:鸟速为103 m/s,风扇转速对应海平面静止状态下90%额定起飞推力;撞击位置为不小于50%叶高的位置。

CCAR33.76吸鸟验证中,各类型吸鸟条件解析如下。

单只大鸟验证时,为了实现最严苛的关键撞击参数,风扇转速方面选择了撞击应力最大的100%起飞推力的风扇转速;撞击位置选择最关键的位置,通过CIP分析确定综合损伤最严苛的撞击点;对于鸟速的选择,之所以选择103 m/s而非最大允许的130 m/s(空速),原因在于若采用较大的鸟速进行试验,将会导致一个相对较低的叶片冲击角,进而降低叶片在鸟撞时的受力,综合考虑根据发动机进口尺寸所规定的鸟的尺寸(质量)变化,将单只大鸟鸟速固定为103 m/s。

中小型群鸟验证时,风扇转速和撞击位置的考虑与单只大鸟类似;鸟速选择方面,也没有选择最大允许的130 m/s速度,原因在于设计实践表明,某些按照安全起飞速度进行验证及设计的风扇叶片具有更高的性能,同时,吸鸟事件中影响功率损失的最关键参数是鸟质量、鸟速、撞击点和发动机功率设置,因此考虑采用CIP分析确定鸟速。

大型群鸟验证时,鸟速的选择方面考虑到撞击损伤是各参数的综合效应,对于绝大多数涡轮发动机设计,鸟速低于130 m/s通常更加保守。

分析表明,最能代表遭遇大型群鸟的飞机速度为103 m/s,因此选择103 m/s作为试验要求的鸟速。风扇转速方面,考虑了减推力起飞的世界机队数据,同时能够支撑满足安全目标,所有发动机起飞过程又都可能出现的的第一级转子转速等因素,因此选择为海平面静止状态下90%额定起飞推力。撞击位置选择不小于50%叶高的考虑是从风扇叶片考核的角度出发,基于两个假设:其一为50%叶高以下部分较以上部分对撞击具有更高的裕度;其二为中型群鸟要求包含对核心机吸入能力的验证。

可见,当前CCAR33.76对涡扇发动机吸鸟的考核方面,鸟速、风扇转速和撞击位置的选择都与风扇叶片关键撞击参数(CIP)相关,包括应力、应变和其他因素,其核心要义是通过影响功率损失和造成损坏来判断关键吸鸟参数,分析的对象主要集中在风扇叶片上。

对于核心流道吸鸟来说,考核的是进入核心流道的鸟体撞击损伤,因此其关键点在于进入核心流道的鸟体碎片质量。

通过核心流道吸鸟机理分析和数值模拟可以得到:在较低的风扇转速和较高的鸟速下,进入核心流道的鸟体切片质量更大,吸入后对发动机运转影响较大,并且存在核心流道吸入鸟体最多的特定位置。因此,在较小爬升率预期的最低风扇转速下开展吸鸟试验更符合现实中爬升阶段核心流道吸鸟的要求。

因此核心流道吸鸟的关键参数为:鸟速是爬升阶段允许的最大飞行速度,风扇转速为以最大爬升飞行速度所需的最低转子转速,撞击位置为使核心流道吸入鸟体最多的位置。

综上,对于核心流道吸鸟这一现实中出现的状况,需要在现有吸鸟条款的基础上额外增加一条核心流道吸鸟专项要求,以验证爬升条件下,吸入中鸟群中质量最大的一只鸟。该条件下可以反映爬升阶段中预期出现的最恶劣核心流道吸鸟的发动机状态,包含典型的爬升阶段允许的最大速度(130 m/s)以及最小的爬升风扇转速。高飞行速度与低风扇转速的设定组合会增加可能进入核心流道的鸟的质量。同时,试验用到的这只鸟的撞击位置应该使吸入核心流道的鸟的质量最大。

4 结 论

本文对鸟撞风扇叶片和核心流道吸鸟的影响及关键要素开展了研究,并开展了核心流道吸鸟

数值模拟,研究核心流道吸鸟各参数的影响,开展核心流道吸鸟适航审定专项要求研究。主要研究结论如下:

核心流道吸鸟对发动机的影响是多方面的,核心流道件损伤是造成事故的主要原因,核心机损伤的严重程度与进入核心流道的鸟体碎片质量直接相关,与风扇叶片鸟撞关键要素具有根本性的不同。

建立了一套确定核心机吸鸟验证条件的方法,核心流道吸鸟数值模拟结果显示,较低的风扇转速和较高的鸟速下,进入核心流道的鸟体切片质量更大,同时,存在核心流道吸入鸟体最多的特定撞击位置。

对当前发动机各类吸鸟条件的考虑因素及实质内涵进行了解析,提出了核心流道吸鸟专项要求的建立原则。

提出了核心流道吸鸟适航审定专项要求,在飞机典型的爬升阶段允许的最大飞行速度以及最小的爬升风扇转速条件下开展吸鸟试验更符合现实中爬升阶段核心流道吸鸟的要求。相关结论可指导发动机型号核心流道吸鸟适航审定及符合性验证。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定: CCAR-33R2[S]. 北京: 民航出版社, 2011: 42-52.
- [2] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards: Part 33 aircraft engines[S]. Washington DC: FAA, 2007: 57-69.
- [3] 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.
- [4] YAN Jun, ZHANG Chenguang, HUO Sixu, et al. Experimental and numerical simulation of bird-strike performance of lattice-material-infilled curved plate[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(8): 245-257.
- [5] BOHARI B, SAYMA A. CFD analysis of effects of damage due to bird strike on fan performance[R]. ASME Paper GT2010-22365, 2010.
- [6] LI Y, SAYMA A. Effects of blade damage on the performance of a transonic axial compressor rotor[R]. ASME Paper GT2012-68324, 2012.
- [7] 张海洋, 王相平, 杜少辉, 等. 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, et al. Design for anti-bird impact of aero-engine fan blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(6): 1157-1168. (in Chinese)
- [8] 柴象海, 张执南, 阎军, 等. 航空发动机风扇叶片冲击加强轻量化设计[J]. 上海交通大学学报, 2020, 54(2): 186-192.
CHAI Xianghai, ZHANG Zhinan, YAN Jun, et al. Lightweight design for improving aeroengine fan blade impact resistance capability[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2020, 54(2): 186-192. (in Chinese)
- [9] 罗刚, 陈伟, 赵振华, 等. 航空发动机吸鸟适航验证关键参数分析方法[J]. 机械科学与技术, 2016, 35(11): 1774-1779.
LUO Gang, CHEN Wei, ZHAO Zhenhua, et al. Analysis method of critical parameters on aircraft engines bird ingestion airworthiness certification[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2016, 35(11): 1774-1779. (in Chinese)
- [10] 柴象海, 侯亮, 王志强, 等. 航空发动机宽弦风扇叶片鸟撞损伤模型标定[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1032-1038.
CHAI Xianghai, HOU Liang, WANG Zhiqiang, et al. Bird strike model calibration for an aero engine wide-chord fan blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(5): 1032-1038. (in Chinese)
- [11] 陆嘉华, 羌晓青, 滕金芳, 等. 鸟撞损伤风扇气动性能的适航符合性研究[J]. 上海交通大学学报, 2017, 51(8): 932-938.
LU Jiahua, QIANG Xiaoqing, TENG Jinfang, et al. Airworthiness compliance research of aerodynamic performance on bird strike damaged fan blades[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2017, 51(8): 932-938. (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)
- [13] 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, 53(5): 492-501.
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, 53(5): 492-501. (in Chinese)
- [14] National Transportation Safety Board. Loss of thrust in both engines after encountering a flock of birds and sub-sequence ditching on the Hudson River: PB2010-910403[R]. Washington DC: Springfield: National Technical Information Service, 2010.
- [15] HUANG J, LI Y, LIU J, et al. Bird strike on an engine primary compressor at high rotational speed: Numerical simulations and parametric study[C]//Proceedings at the 6th ICCM2015. Auckland, New Zealand: ScienTech Publisher, 2015: 559-569.
- [16] Federal Aviation Administration. Bird Ingestion Certification Standards: AC33.76-1A[S]. Washington DC: Aircraft Certification Service Engine & Propeller Directorate, 2009.
- [17] BUDGEY R. The development of a substitute artificial bird by the international birdstrike research group for use in aircraft component testing[R]. Amsterdam: International Bird Strike Committee ISBC25/WP-IE3, 2000.
- [18] 刘谋斌, 宗智, 常建忠. 光滑粒子动力学方法的发展与应用[J]. 力学进展, 2011, 41(2): 217-234.
LIU Moubin, ZONG Zhi, CHANG Jianzhong. Developments and applications of smoothed particle hydrodynamics[J]. *Advances in mechanics*, 2011, 41(2): 217-234. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)