

文章编号:1000-6893(2007)04-0851-07

航空发动机叶片外物损伤研究现状

关玉璞, 陈伟, 高德平

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

Present Status of Investigation of Foreign Object Damage to Blade in Aeroengine

GUAN Yu-pu, CHEN Wei, GAO De-ping

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要: 全面地介绍了航空发动机叶片外物损伤研究的现状。叶片鸟撞击损伤是一种软物损伤。从鸟撞击叶片过程的理论研究、计算研究和试验研究三个方面进行了详细地介绍。叶片冰撞击损伤既可能是软物损伤又可能是硬物损伤。叶片冰损伤的研究文献较少,对此进行了简要地介绍。叶片硬物损伤包括金属块、石块和冰块三种形式。对叶片硬物损伤研究的各个方面,包括叶片硬物损伤的形成、叶片硬物损伤后的疲劳强度、叶片由于硬物损伤而产生微裂纹和微裂纹增长等,进行了详细地介绍。最后,提出了国内进行叶片外物损伤的研究方向。

关键词: 航空航天推进系统; 外物损伤; 综述; 叶片

中图分类号: V232.4 **文献标识码:** A

Abstract: Foreign object damage (FOD) is one of the damage forms of blades in aeroengine. The present status of investigation of FOD to blades in aeroengine is presented in the paper. The damage of blade by bird impacting is a damage due to soft object impacting. The three aspects of theory, experiment and computation for blade by bird impacting are introduced in detail. The damage of blade by ice impacting is a damage due to soft or hard object impacting. There is a few papers on the damage of blade due to ice impact. The brief introduction on the ice damage of blades is given in the paper. The hard damages of blade consist of metalwork, stone and ice damages. The various aspects of the hard damage of blade, that is to say, the form of hard damage of blade, the fatigue strength of blade by hard object damage, crack emerging and growth in blade by hard object damage, are presented in detail. At last the directions of investigation of blade by FOD at home are put forward.

Key words: aerospace propulsion system; foreign object damage; statement; blade

现代飞机在飞行时,其动力装置——涡轮喷气发动机会吸入各种外来物。发动机的叶片可能被外来物撞击而受到损伤。当外来物是鸟时,通常称作“软物”撞击;而当外来物是石块、砂粒、螺栓或铆钉等时,通常称作“硬物”撞击。当外来物是冰块或冰雹时,既可能是软物撞击也可能是硬物撞击,这取决于冰块的硬度:温度较高时,冰块硬度低,可以看做软物;温度较低时,冰块硬度高,则可看做硬物。由外来物造成的破坏或损坏统称为外物损伤。

鸟撞击叶片一般发生在飞机起飞或降落时,冰块撞击叶片则可能发生在飞机高空飞行时。鸟或冰块等软物被发动机吸入后经常撞击在风扇叶片或压气机叶片上。自从涡轮喷气发动机使用以

来,无论是军用飞机还是民用飞机,已经发生了许多鸟撞击发动机叶片的事件^[1-2]。2005年4月,在重庆江北机场,一架波音737飞机起飞升空仅4s,一群信鸽猛烈地撞进了飞机的左发动机,造成发动机的38片叶片均有不同程度受损,其中19片必须更换,其余的也要进行维修。在飞机起飞和降落过程中,发动机的叶片经常会受到很微小硬粒子的撞击,这种撞击使叶片的前缘受到破坏^[3]。

在各国的航空发动机通用规范中,都对叶片抗外物损伤的能力作出了相应的规定。因此,叶片外物损伤研究,对于航空发动机的正常运行,降低由于叶片外物损伤而引起的飞行事故,保证飞行安全,是非常重要的。

1 叶片鸟撞击损伤研究

鸟撞击发动机叶片是外物损伤导致飞行事故

的因素之一。空中飞行的鸟是随气流被吸入航空发动机的。鸟进入发动机后,撞击到风扇或压气机叶片上。吸入发动机的气流速度一般为 $100 \sim 300 \text{ m/s}$,在这样的速度下,鸟具有较高的动能。具有较高能量的鸟撞击叶片时,使叶片产生较大的变形,严重时叶片中将残留塑性变形;使叶片局部凹陷或叶片前缘后卷;引起叶根或凸台变形,导致凸台之间松脱或搭接。而由于鸟撞击叶片产生的变形或破坏,可能导致发动机转子失去平衡或气动性能恶化,使发动机无法正常工作。因此,由于鸟撞击叶片产生的损伤将直接影响飞行的安全。

自从飞机在 20 世纪投入军用和商用以来,鸟撞飞机事故就随着航空技术的发展而不断发生。为了避免鸟撞事故的发生,降低由于鸟撞事故而带来的损失,许多国家都开展了鸟撞飞机的研究工作。这些研究工作主要包括两个方面^[1]:一方面是对发生的鸟撞事故进行统计分析,从而发现鸟撞事故发生的地点、时间、鸟的种类、飞行状态和鸟撞击飞机的部位等一般规律。另一方面是对易受鸟撞的飞机部件(风挡、整流罩、风扇叶片和压气机叶片等),在设计时考虑抗鸟撞的能力,建立抗鸟撞设计准则。本节主要讨论发动机叶片鸟撞损伤的研究现状。

1.1 叶片鸟撞击损伤的理论研究

空中飞行的鸟被吸入航空发动机后,首先受到高速转动的风扇或压气机叶片的切割作用,被叶片切割分开的鸟体撞击到叶片上,使叶片发生变形或损伤。为了进行鸟撞击叶片的试验和响应计算,必须通过鸟撞击叶片的切割模型来确定载荷模型^[4]。Boehman 等建立了预估鸟和冰撞击结构的载荷模型^[5],假设撞击叶片时鸟与叶片之间无摩擦,即忽略了叶片对鸟体的切割力。因此,建立鸟撞击叶片的切割模型,只需确定鸟体被切割的各部分的大小和质量。目前,模拟鸟模型可以采用圆柱体和椭球体两种,相应的切割模型在文献[6-7]中给出了详细地描述。Castelletti 和 Anghileri^[8]研究了鸟体模型对切割力的影响,他们将不同的数值鸟体模型与鸟撞击试验进行了对照。圆柱体和椭球体模拟鸟模型都可以方便地用于鸟撞击叶片响应的计算分析中,但在鸟撞击叶片的试验中,制作圆柱体模拟鸟更方便一些。

20 世纪 70 年代, Wilbeck 和 Barber 等人通过大量的试验与计算,研究了鸟撞击的物理过程,

提出了鸟撞击载荷模型^[9]。当鸟以大于 50 m/s 的速度撞击刚性靶时,鸟体发生了流变。这是因为鸟体减速产生了巨大应力,并超过了鸟体材料的屈服强度。因此,鸟撞击过程可以看做是非恒定的流体动力学过程。也就是说:鸟撞击载荷可以认为是流体载荷作用在靶体上。鸟撞击靶体的过程经历了初始撞击、压力衰减、恒定流动和流动结束 4 个阶段(图 1)。他们在研究中采用具有 10% 孔隙率的明胶,制成长径比为 2:1 的圆柱体来模拟真实鸟。这种模拟鸟与真实鸟的流变特性相近。

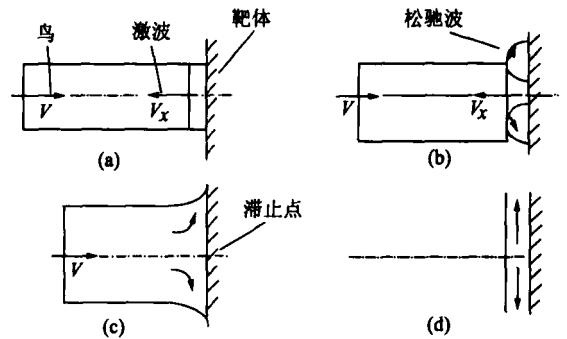


图 1 鸟撞击靶体的 4 个阶段

Fig. 1 Four stages of bird impacting the target

1.2 叶片鸟撞击损伤的计算研究

叶片鸟撞击计算是叶片鸟撞击损伤研究的主要途径之一,这既需要功能强大的计算工具,又需要以鸟撞击试验为基础的鸟撞击物理过程的准确描述。有限元法是随着计算机的迅速发展和普遍应用而产生的一种数值计算方法,很多结构分析软件、计算机辅助设计和计算机辅助制造软件都是以有限元法为核心的。采用有限元法进行叶片鸟撞击损伤的计算是目前最常用的和最主要的计算手段。

叶片鸟撞击过程是瞬态动力学响应过程。由于鸟体在撞击过程中由固体到流体发生流变,在计算中正确模拟鸟体与叶片的相互作用是非常重要的。Johnson^[10]在 1976 年提出了固体-固体耦合算法,用固体模拟鸟体,并开发了冲击计算软件。由于这种算法将鸟体考虑为固体,显然与真实的撞击过程是不同的,因此具有固有的缺陷。用流体模拟撞击中的鸟体更符合实际撞击过程, Nimmer 等^[11]采用流体-固体耦合算法,对叶片鸟撞击进行了瞬态非线性响应分析。流体-固体耦合算法比较真实地模拟了叶片鸟撞击过程,并且计算结果较好地吻合试验结果。叶片鸟撞击问题是一种接触冲击问题,而接触冲击问题是最困难

的非线性问题之一。用接触冲击算法^[12]来处理鸟撞击叶片这种流体-固体耦合问题,是目前最有效的方法。1990年以来,叶片鸟撞击损伤的瞬态响应分析已经广泛地使用有限元方法进行。如加拿大普惠公司 Teichman 等^[13]分析了风扇叶片、美国但顿大学 Stoll 等^[14]的高速软体冲击的有限元仿真和日本 Shimamura 等^[15]的喷气发动机风扇叶片鸟撞击损伤的数值仿真等等。McCallum 和他的同事^[16]最近研究了较大体形鸟类(如加拿大天鹅)用来进行数值仿真的影响。

在叶片鸟撞击损伤的计算研究方面,南京航空航天大学 1987 年以来做了大量的研究工作。这些工作包括:平板叶片鸟撞击瞬态响应^[17-18]、多叶片和整级风扇叶片鸟撞击瞬态响应^[19]等;近两年来,在采用软件 LS-DYNA 和 DYTRAN,进行单叶片、多叶片和整级风扇叶片的单鸟、多鸟和群鸟撞击的瞬态响应仿真分析方面,做了大量的研究工作。

除了用有限元法进行叶片鸟撞击损伤的计算研究外,近年来光滑粒子流体动力学法(SPH)也被用来进行叶片鸟撞击计算^[20]。Letellier 等采用有限元对叶片建立模型,而采用 SPH 对鸟体建立模型,将有限元与 SPH 耦合进行计算。由于无网格法(包括 SPH)不需要借助网格,在出现大的网格畸变和网格移动等问题中已经显示出明显的优势;因此,无网格法将是求解叶片鸟撞击这类高速碰撞问题的一种有效方法。

1.3 叶片鸟撞击损伤的试验研究

叶片鸟撞击试验研究是叶片鸟撞击损伤研究的另一主要途径。叶片鸟撞击损伤试验根据试验件的不同,可以分为静止状态单叶片、静止状态整级轮盘、旋转状态单叶片和旋转状态整级轮盘试验以及航空发动机整机吞咽试验。

目前,鸟撞击叶片试验通常需要的设备和仪器为^[1]:外物发射器、叶片试件固持和防护装置、测速仪以及试验数据采集系统等。

Robert 在文献[21-22]中介绍了对多种叶片进行的鸟撞击试验研究。这些叶片包括多种尺寸的平板和 3 种发动机的一级转子叶片。采用了重 85 g 和 680 g 的模拟鸟,以正方向和斜方向撞击叶片的不同位置。叶片的状态为静止、旋转、部分级和整级旋转。记录了应变、材料特性和叶片的损坏程度等试验数据。英国的 Ruiz 等^[23]、日本的池田为治等^[24]和 Tadashi 等^[25]、德国的 Nier-

ing^[26]、加拿大的 Teichman 等^[27]以及法国^[28]等都进行了鸟撞击叶片的试验研究。

在航空发动机结构完整性研究项目的资助下,南京航空航天大学从 1987 年开始了叶片外物损伤的研究,其中在鸟撞击叶片试验方面做了大量的工作。进行了模拟鸟撞击平板和真实叶片的试验^[1,29-30],包括正撞和斜撞平板,记录了平板的响应;鸟撞击发动机真实叶片,记录了应变时间历程。这些试验研究,为研究鸟撞击叶片的物理过程、鸟撞击叶片的损伤、鸟撞击叶片的载荷等等积累了大量的试验数据;同时,也为叶片鸟撞击损伤的计算研究丰富了对比的数据。近年来,南京航空航天大学在静止状态整级风扇叶片的试验和测试仪器的设计及使用等方面,进行了深入地研究。其中整级风扇叶片的模拟鸟试验为某型发动机的定型奠定了基础(图 2)。

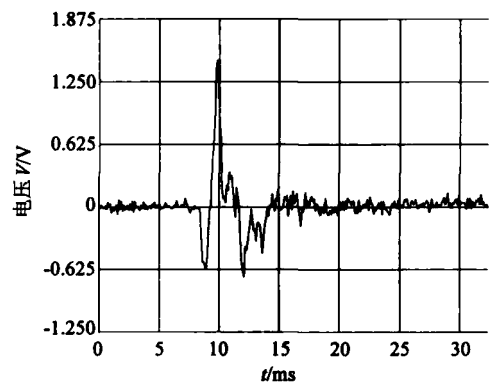


图 2 叶尖部实测应变时间历程

Fig. 2 Time history of the strain measured at the tip of blade

2 叶片冰损伤研究

飞机在空中飞行时,有时会通过冰雹区域,因而出现冰雹撞击飞机的事故。现在,通过天气预报,多数情况下,飞机可以绕过冰雹区域;但有时也是难以避免的。早在 20 世纪 50 年代,美国 Souter 等人^[31]已经对冰雹撞击飞机的影响进行了论述。

由于硬度不同,冰块既可以看做软物,也可以看做硬物。硬度低时作为软物处理,撞击叶片时其形态与鸟类似会出现流变;硬度高时作为硬物处理,本文后面一节将讨论叶片硬物损伤研究。叶片冰损伤通常集中在初始撞击区域周围,这与金属等延展性较好的外物损伤是不同的,硬冰块撞击叶片后容易破碎成小冰块。

1974 年 Johns^[32]讨论了两种复合材料风扇叶片的撞击试验,撞击物分别为小砂砾、直径 2

im(25.4 mm)的冰球和凝胶与有机硅胶(RTV)泡沫材料的混和物(模拟八哥和鸽子)。Cook和Preston^[33]进行了石墨环氧树脂材料 Modmor II/PR-286 的外物撞击响应试验,外物是球形明胶、冰和钢弹。并比较了叶片试件损伤与以前平板试件的损伤,表明小尺寸试件与完整尺寸叶片具有缩放结果的相关性。Reddy 等人^[34-35]研究了冰撞击叶片损伤,并研制了计算程序 BLASIM。Kim和Kedward^[36]研究了高速冰球撞击碳纤维环氧树脂复合材料板,进行了试验和数值分析。并且构造了预报初始损伤形成的力学公式。

3 叶片硬外物损伤研究

航空发动机硬物损伤经常发生在低温端的风扇叶片、压气机整流叶片和工作叶片上,大多数硬物撞击使叶片的前缘受到破坏。破坏的形式通常为凹坑、鼓包、撕裂或缺口。有时,硬物也会撞击航空发动机高温端的涡轮叶片,引起热障涂层的严重损坏。叶片前缘的裂痕将会发展成疲劳裂缝,并蔓延而使整个叶片损坏。

叶片硬物损伤研究中,除了像软物一样研究硬物撞击叶片的过程和撞击后叶片的损伤外,还比较关注叶片损伤后对疲劳强度的影响。文献[37]中总结了叶片硬物损伤以及压气机叶片的维修性方面的研究情况。1956年,Kaufman研究了外物损伤种类和部位对叶片疲劳强度的影响。1959年,Dunham研究了3种材料的叶片损伤后的疲劳强度。1980年Nicholas等^[38]研究了钛合金板受小硬物的损伤,提出了定量描述外物损伤的概念。

军用与民用发动机的许多故障可以归因于高周疲劳(HCF),因此对于HCF关键零部件(如涡轮叶片和涡轮盘)的设计方法需要重新评价。叶片受外物损伤后的疲劳强度的确定和识别是近十几年叶片硬外物损伤研究的重要方面。

1994年Itoh和Okabe^[39]制造了粒子冲击试验系统,其中气体枪是用空气或氦气来加速。用这套试验系统,对4种材料进行了单粒子断裂试验。观测了两种材料的断裂模式,一种模式中裂纹是从接触点呈圆锥形扩展的,而另一种模式中裂纹是从撞击位置对面迅速扩展的。提出断裂模式临界速度函数,这一函数的变量是射弹尺寸、靶厚度和力学特性。1998年,Yoshida等^[40]进行了整体硅氮陶瓷涡轮的外物损伤试验。试验分为考虑和不考虑拉伸载荷、室温和高温,模拟了叶片转

动的离心力。用直径1mm的粒子进行撞击。解释了弯曲断裂和赫兹裂纹的临界速度。此外,还讨论了高温强度降低和叶片的断裂。Greneker^[41]介绍了一种雷达探测系统,用来探测运行中受到外物损伤的情况。这一探测系统可以探测4mm以上进入发动机的物体,并确定撞击发动机中的近似位置。Peters等^[42]研究了集中在Ti-6Al-4V合金风扇叶片的外物损伤对疲劳裂纹萌生和大小裂纹早期发展的作用方面。用钢球高速撞击到平板表面上,模拟叶片的外物损伤,发现由于早期裂纹生成导致疲劳强度明显降低。Ruschau等^[43]研究了经历外物损伤的Ti-6Al-4V试件的疲劳特性。试件是仿制典型风扇叶片前缘,用直径1.0mm的玻璃球模拟实际外物发射到试件上。研究了多种撞击角度对疲劳强度的影响。Chen和Hutchinson^[44]建立了分析外物损伤及其对疲劳产生裂纹影响的构架,用有限元分析来识别与穿入底层深度有关的3种相应的外物损伤方式,并确定残余应力。文献[45]用有限元分析来确定外物损伤导致的残余应力和几何应力集中。描述了物质率敏度和惯性的作用。识别了控制冲击凹痕的最重要的无量纲参数,显著地降低了独立参数的设置。分析的第2步是关注使裂纹从凹痕的临界位置出现的力量。Martinez等人^[46]进行了Ti-6Al-4V材料模拟发动机叶片的外物损伤试验,试验中用直径1mm的玻璃珠作为射弹,研究叶片中疲劳裂纹萌生。文献[47]发展了基于门槛逼近的小裂纹断裂力学,用以处理在外物损伤缺口处和磨损疲劳边缘接触区发现微裂纹和微裂纹增长。Peters等^[48]发射直径1.00mm和3.2mm的钢球撞击拉伸疲劳试件表面,钢球速度为200m/s和300m/s,模拟外物损伤。由于应力集中、微裂纹形成、冲击引起的塑性和冲击损伤残余应力,外物损伤显著地降低了合金的疲劳强度。识别了两种疲劳失效,一种是直接始于冲击位置,可以用疲劳裂纹增长门槛概念来描述;疲劳裂纹增长门槛是描述疲劳裂纹扩展寿命时所用的概念,当应力强度因子小于疲劳裂纹增长门槛值时,结构才能达到所希望的寿命。另一种是始于远离冲击位置的区域,即高拉伸残余应力区域。Nowell等^[49]针对外物损伤,采用位错密度^[50]法求解了带辐射根的V-型缺口的二维弹性问题,得到了应力集中因子。在文献[51]中进行了一系列叶片疲劳试件的试验。用立方体射弹以250m/s的速度撞击试件。接着用分步加载的试验方法给试件

加疲劳载荷,来确定损伤状态下的疲劳强度。研究了冲击角度、前缘范围和叶片楔角的作用。表明损伤深度对疲劳强度有重大作用。Chen^[52]用有限元方法研究了硬物撞击薄板边缘。采用尺度分析对撞击和材料变量进行分类,来表现最小的外物损伤。着重关注残余应力或应力集中的影响,也就是给出了不同位置的疲劳裂纹。

国内在叶片硬外物损伤方面的工作进行较少。在1980年代末,南京航空学院的孙振德和鲁启新^[53-54]研究了叶片外物损伤的模拟试验方法,同时研究了外物损伤对叶片疲劳寿命的影响和叶片的损伤容限。乔文道和熊昌炳^[55]简要介绍一种在压气机一级叶片上确定凹口尺寸的方法,凹口处的应力集中因子为3;进行了外物损伤试验,介绍了试验结果。康继东等人^[56]提出了压气机叶片外物损伤模拟的撞击能量当量法,并设计制作了试验装置;通过试验,观察到了叶片损伤形态与撞击能量之间的变化关系。同时,用损伤的叶片进行了高周疲劳试验。文献^[57]中又对TC4材料的平板叶片受外物损伤后的振动疲劳寿命进行了试验研究。

4 研究展望

从国外和国内航空发动机叶片外物损伤研究现状来看,中国在这方面的研究有比较大的差距。

(1) 叶片鸟撞击损伤方面

试验设备和试验方法需要进一步完善。外物损伤发射器适用范围需要更宽,如发射速度、发射弹的质量和发射弹的种类(各种外物)等等。需要研究可用于测试记录的新方法,如半导体应变计,光纤探头等等。进行旋转状态下的整级叶片试验等等。

研究复合材料叶片的抗外物损伤设计。进一步研究叶片鸟撞击外物损伤的计算机仿真技术,鸟体材料的本构关系,新的数值方法的应用等。完善叶片抗鸟撞击损伤的设计准则。

(2) 叶片冰撞击损伤方面

这一方面中国基本是空白,只是有过冰雹和冰块的切割模型的研究^[6],因此,需要比较全面地开展研究。

(3) 叶片硬外物撞击损伤方面

设计制造适用于叶片硬外物损伤试验的设备及相应的测试系统。进一步研究叶片硬外物损伤计算机仿真技术。建立系统的硬外物与叶片硬外物损伤之间的关系以及高周疲劳寿命与叶片硬外

物损伤之间的关系。建立叶片抗硬外物损伤的设计准则和可维修性准则。

参 考 文 献

- [1] 陈伟,高德平,尹晶. [J]. 燃气涡轮试验与研究, 1998, 11(4): 34-39.
Chen W, Gao D P, Yin J. [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1998, 11(4): 34-39. (in Chinese)
- [2] 翁培奋,曹双琴. [J]. 国际航空, 1996, (10): 50-51.
Weng P F, Cao S Q. [J]. International Aviation, 1996, (10): 50-51. (in Chinese)
- [3] Chen X. Foreign object damage and fatigue cracking [D]. Cambridge: Harvard University, 2001.
- [4] 尹晶,高德平,范尔宁. [J]. 航空动力学报, 1993, 8(4): 363-367.
Yin J, Gao D P, Fan E N. [J]. Journal of Aerospace Power, 1993, 8(4): 363-367. (in Chinese)
- [5] Boehman L T, Challita A. A model for predicting bird and ice impact loads on structures [R]. AFWAL-TR-82-2046, AD A119408, 1982: 15-23.
- [6] 尹晶,陈伟. [J]. 南京航空学院学报, 1992, 24(4): 403-408.
Yin J, Chen W. [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1992, 24(4): 403-408. (in Chinese)
- [7] 关玉璞,陈伟,黄志勇. [J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 784-786.
Guan Y P, Chen W, Huang Z Y. [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(6): 784-786. (in Chinese)
- [8] Castelletti Luiqi M L, Anghileri Marco. Birdstrike: The influence of the bird modeling on the slicing forces [C]// 31st European Rotorcraft Forum, 2005: 10. 1-10, 12.
- [9] Wilbeck J S, Barber J P. Bird impact loading [C]// Shock and Vibration Bulletin, Part 2. 1978: 115-120.
- [10] Johnson G R. [J]. Journal of Applied Mechanics, 1976, 9: 439-443.
- [11] Nimmer R P, Boehman L. Transient, nonlinear response analysis of soft bodies impact on flat plates include interactive load determination [R]. AIAA paper, 81-0621, 1981: 507-516.
- [12] Belytschko T, Liu W K, Moran B. Nonlinear finite elements for continua and structures [M]. John Wiley and Sons Ltd, 2000.
- [13] Teichman H C, Tadros R N. [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power Transactions of the ASME, 1991, 113: 582-594.
- [14] Stoll F, Brockman R A. Finite element simulation of high-speed soft-body impacts [C]// Collection of Technical Papers - AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 1997, 1: 334-344.
- [15] Shimamura Kazuo, Shibue Tadashi, Grosch Donald J. Numerical simulation of bird strike damage on jet engine fan

- blade [C]// American Society of Mechanical Engineers, Pressure Vessels and Piping Division (Publication) PVP, v 485, n PART 1, Emerging Technology in Fluids, Structures, and Fluid-Structure Interactions 2004. 2004: 161-166.
- [16] Feathers fly [aerospace bird collisions] [J]. Professional Engineering, 2005, 18(13): 27.
- [17] 陈伟, 尹晶, 宋迎东, 等. [J]. 南京航空航天大学学报, 1996, 28(6): 854-857.
Chen W, Yin J, Song Y D, et al. [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 28(6): 854-857. (in Chinese)
- [18] 陈伟, 宋迎东, 尹晶, 等. [J]. 航空动力学报, 1997, 12(2): 122-124.
Chen W, Song Y D, Yin J, et al. [J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 122-124. (in Chinese)
- [19] 陈伟, 关玉璞, 高德平. [J]. 航空学报, 2003, 24(6): 531-533.
Chen W, Guan Y P, Gao D P. [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(6): 531-533. (in Chinese)
- [20] Letellier A, Bung H, Galon P, et al. Bird impact on fan blade analysis using smooth particle hydrodynamics coupled with finite elements [C]// American Society of Mechanical Engineers, Pressure Vessels and Piping Division (Publication) PVP, v 351, Structures Under Extreme Loading Conditions, 1997: 191-195.
- [21] Robert S B. Structural element and real blade impact testing [R]. Volume I. AFWAL-TR-82-2121, AD A127744, 1983: 1-46.
- [22] Robert S B. Structural element and real blade impact testing [R]. Volume II. AFWAL-TR-82-2121, AD A127957, 1983: 1-86.
- [23] Ruiz R, Rollins M, Chen S, et al. Experimental study of bird impact and containment [R]. ER1/9/4/2057/097 RAE (P), 1987.
- [24] 池田为治, 宫地敏雄, 祖父江靖. 中空ファンブレードの冲击強さに関する基础研究 [R]. 航空宇宙技术研究所报告 879号, 1985: 1-21.
Ikeda Tameshi, Miyaji Toshio, Sofue Yasushi. Basic investigation on the impact strength of hollow fan blades [R]. Research Institute of Aviation and Universal Technology, Report No 879, 1985: 1-21.
- [25] Tadashi Shioya, William J S. [J]. Journal Propulsion, 1985, 1(5): 375-380.
- [26] Niering E. [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1990, 112: 573-578.
- [27] Teichman H C, Tadros R N. Analytical and experimental simulation of fan blade behaviour and damage under bird impact [R]. ASME paper 90-GT-126, 1990: 1-15.
- [28] Centre d'Essais Aéronautique Toulouse (France). Bird impact on a Kevlar 49 structure, monolithic plates, oblique angle impact [R]. Partial Test Report No 2, REPT-S3-4273, CEAT-N-T-10/S/83, 1988: 1-51.
- [29] 高德平, 李清红. [J]. 航空动力学报, 1990, 5(4): 335-338.
Gao D P, Li Q H. [J]. Journal of Aerospace Power, 1990, 5(4): 335-338. (in Chinese)
- [30] 陈伟. 真实叶片鸟撞击响应的测试与分析技术 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 1995.
Chen W. Analysis and experiment technique on the response of real blades due to bird impact [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1995. (in Chinese)
- [31] Souter R K, Emerson J B. Summary of available hail literature and the effect of hail on aircraft in flight [R]. NASA technical note 2734, 1952: 1-33.
- [32] Johns R H. [J]. SAMPE Quarterly, 1974, 5(4): 14-21.
- [33] Cook T S, Preston J L, Jr. [J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(5): 269-274.
- [34] Reddy E S, Abumeri G H, Chamis C C, et al. Root damage analysis of aircraft engine blade subject to ice impact [R]. NASA Technical Memorandum, 1992(105779), 1992.
- [35] Reddy E S, Abumeri G H, Chamis C C. BLASIM: A computational tool to assess ice impact damage on engine blades [C]// Collection of Technical Papers - AIAA/ASME Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 1993, (5): 2912-2918.
- [36] Kim H, Kedward K. [J]. AIAA Journal, 2000, 38(7): 1278-1288.
- [37] 康继东, 陈士焯, 徐志怀, 等. [J]. 燃气涡轮试验与研究, 1998, 11(1): 59-62.
Kang J D, Chen S X, Xu Z H, et al. [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1998, 11(1): 59-62. (in Chinese)
- [38] Nicholas T, Barber J P, Bertke R S. [J]. Experimental Mechanics, 1980, 20: 357-364.
- [39] Itoh Hiroshige, Okabe Naqatoshi. [J]. Nippon Kikai Gakkai Ronbunshu, A Hen/ Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Part A, 1994, 60(570): 390-395.
- [40] Yoshida H, Nakashima T, Yoshida M, et al. Shimamori toru experiment on foreign object damage of gas turbine-grade silicon nitride ceramic [C]// American Society of Mechanical Engineers (Paper), n GT, 98-GT-399, 1998.
- [41] Grenaker G. Radar to detect foreign object ingestion by a jet engine [C]// Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 1999, 3704: 2-7.
- [42] Peters J O, Roder O, Boyce B L, et al. [J]. Metallurgical and Materials Transactions A: Physical Metallurgy and Materials Science, 2000, 31(6): 1571-1583.
- [43] Ruschau J J, Nicholas T, Thompson S R. [J]. International Journal of Impact Engineering, 2001, 25(3): 233-250.
- [44] Chen X, Hutchinson J W. [J]. International Journal of Fracture, 2001, 107(1): 31-51.
- [45] Chen X, Hutchinson J W. [J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2002, 50(12): 2669-2690.
- [46] Martinez C M, Eylon D, Nicholas T, et al. [J]. Materials Science and Engineering A, 2002, 325(1-2): 465-477.
- [47] Hudak Jr S J, Chan K S, Chell G G, et al. A damage toler-

- ance approach for predicting the threshold stresses for high cycle fatigue in the presence of supplemental damage[C]// TMS Annual Meeting. 2002:107-120.
- [48] Peters J O, Boyce B L, Chen X, et al. [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2002, 69(13):1425-46.
- [49] Nowell D, Dini D, Duo P. [J]. Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 2003, 38(5):429-442.
- [50] 孙玉周. [J]. 中原工学院学报, 2003, 14(4):69-71.
Sun Y Z. [J]. Journal of Zhongyuan Institute of Technology, 2003, 14(4):69-71. (in Chinese)
- [51] Nowell D, Duo P, Stewart I F. [J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(9-11):963-969.
- [52] Chen X. [J]. Mechanics of Materials, 2005, 37(4):447-457.
- [53] 孙振德, 鲁启新. [J]. 航空动力学报, 1989, 4(1):29-31.
Sun Z D, Lu Q X. [J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(1):29-31. (in Chinese)
- [54] 鲁启新, 孙振德. 外物打伤对叶片疲劳寿命及叶片允修容限的试验研究[C]// 第4届航空发动机结构强度振动专业学术会议论文集. 南京, 1987.
Lu Q X, Sun Z D. Experimental investigation for fatigue life and maintainable tolerance of blade damaged by foreign object [C]// Proc of Fourth Conference on Structure, Strength and Vibration in Aeroengine, Nanjing, 1987. (in Chinese)
- [55] 乔文道, 熊昌炳. [J]. 航空动力学报, 1990, 5(3):227-228.
Qiao W X, Xiong C B. [J]. Journal of Aerospace Power, 1990, 5(3):227-228. (in Chinese)
- [56] 康继东, 陈士焯, 徐志怀. [J]. 南京航空航天大学学报, 1998, 30(6):611-615.
Kang J D, Chen S X, Xu Z H. [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 30(6):611-615. (in Chinese)
- [57] 康继东, 陈士焯, 徐志怀. [J]. 航空动力学报, 1998, 13(3):330-332.
Kang J D, Chen S X, Xu Z H. [J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(3):330-332. (in Chinese)

作者简介:

关玉璞(1956 -) 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 计算力学数值方法和航空发动机结构强度振动等。

Tel: 025-84892220

E-mail: ypguan@nuaa.edu.cn

陈伟(1968 -) 男, 博士, 教授。主要研究方向: 航空发动机结构强度振动与可靠性等。

Tel: 025-84895798



高德平(1938 -) 男, 教授。主要研究方向: 航空发动机结构强度振动与可靠性等。

Tel: 025-84890515

(责任编辑: 李铁柏)