

文章编号: 1000-8055(2010)08-1860-11

航空发动机机匣包容性研究综述

宣海军¹, 陆 晓¹, 洪伟荣¹, 廖连芳²

(1. 浙江大学 工学部 化学工程与生物工程学系

化工机械研究所 高速旋转机械实验室, 杭州 310027;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 从包容定义、机匣种类、设计概念和方法、试验验证、数值仿真、机匣和叶片破坏方式等方面, 详细阐述航空发动机包容机匣的现状和发展趋势. 简述发展大涵道比涡扇发动机对轻质高包容能力风扇机匣的需求, 评述在役及在研大飞机发动机风扇机匣的设计方案, 介绍国外从事纤维增强复合材料机匣包容能力研究的情况. 并分别从结构改进、低成本复合材料风扇机匣制造技术、全复合材料机匣缠绕规律、耐高温复合材料机匣、叶片包容过程的多学科整机耦合响应分析、智能包容机匣等方面, 简要论述我国高推质比发动机和大飞机发动机包容机匣的研制方向.

关 键 词: 航空发动机; 包容分析; 复合材料机匣; 风扇包容机匣; 智能包容机匣

中图分类号: V231.91

文献标识码: A

Review of aero engine case containment research

XUAN Haijun¹, LU Xiao¹, HONG Weirong¹, LIAO Lianfang²

(1. Highspeed Rotating Machinery Laboratory, Institute of Chemical Machinery,

Department of Chemical and Biological Engineering, Faculty of Engineering,

Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Development status and trends of aero engine containment case were reviewed in respect of the containment capability definition, case material, design concept and method, validity testing, numerical simulation, failure and deformation patterns of case and released blade. Requirements of lightweight fan case with high containment capability for the development of high bypass pressure ratio turbofan engine have been illustrated. Therefore, different structure designs of fan case of in-service and developing aero engine for large airplane were presented, and researches on containment capability of fiber reinforced composite fan case were reviewed. The development directions of containment case for Chinese high thrust/weight engine and low-pollution civilian engine were proposed, respectively, with regard to structure improvement, low-cost manufacturing technology for composite fan case, winding pattern of full composite case, high temperature composite case, multi-disciplinary simulation of engine blade out event and smart containment case.

收稿日期: 2009-07-02; 修订日期: 2009-11-06

基金项目: 航空推进技术验证计划(110403); 航空科学基金(20095276009); 浙江省自然科学基金(Y1090245);

爆炸科学与技术国家重点实验室(北京理工大学)开放基金(KFJJ10-9M)

作者简介: 宣海军(1977-), 男, 浙江上虞人, 副教授, 博士, 从事高速旋转机械强度、振动和结构冲击响应研究.

通讯作者: 洪伟荣(1965-), 男, 浙江浦江人, 副教授, 博士, 从事高速旋转机械强度、流体机械节能技术研究.

Key words: aero engine; containment analysis; composite case; fan containment case; smart containment case

航空发动机非包容事故会导致机毁人亡的严重空难. 高速高能的危险碎片穿透机匣飞出, 会击伤飞机的机舱、油箱、液压管路和电器控制线路等, 导致机舱失压、油箱泄漏起火、飞机操控失灵等二次破坏, 严重危及飞行安全^[1]. 据公开的文献资料显示, 1995 年 6 月一架 DG-9-32 飞机从亚特兰大国际机场起飞时右侧发动机发生非包容事故引发大火, 机身受损严重^[2]. 1996 年 7 月一架 MD-88 飞机从美国 Pensacola 地区机场起飞时左侧发动机发生非包容事故, 造成乘客 2 人死亡和多人受伤^[3]. 2006 年 6 月一架波音 767 飞机在洛杉矶国际机场检修时左侧发动机发生非包容事故引发大火, 飞机左侧机翼、机身受损严重^[4]. 2009 年 3 月一架 MD-83 飞机从纽约 La Guardia 机场起飞后不久右侧发动机发生非包容事故, 碎片跌落造成一些街道地面车辆损伤^[5]. 美国 Society of Automotive Engineers (SAE) 的报告 AIR4003^[6]表明 1976—1983 年间共发生 315 次航空发动机非包容事故. 为此, 航空大国对发动机包容问题都非常重视, 在民用和军用航空发动机规范中都有专门条文对包容性做出严格规定. 如美国联邦航空规则 (FAR33)^[7]、发动机结构完整性大纲 (MIL-STD-1783B)^[8]; 英国《航空燃气涡轮发动机通用规范》(00-971)^[9]; 中国《航空发动机适航规定》(CCAR-33)^[10]和《航空涡轮发动机包容性要求》(GJB 3366-1998)^[11]等. 除航空发动机以外, 飞机的辅助动力装置 (APU)、燃气涡轮发电机组、核电厂使用的蒸汽透平^[12]和涡轮增压器^[13]等带高速旋转机械都有严格的包容性要求.

新材料、新工艺和新技术的推广应用, 使航空发动机非包容事故的发生率不断下降. 但随着空中交通运输量的逐年增大, 每年发生的非包容事故的总次数仍在增加, 根据美国波音 (Boeing) 公司和 Federal Aviation Administration (FAA) 提供的统计数据绘制的航空发动机非包容事故曲线如图 1 所示. 因此, 近年来机匣包容能力的研究得到进一步的加强. 除军方研究机构和航空发动机公司以外, 高等院校、透平机械公司等开始加入, 包括金属材料、复合材料、转子动力学、冲击动力学、计算力学等多个学科的研究人员参与相关的研究工作.

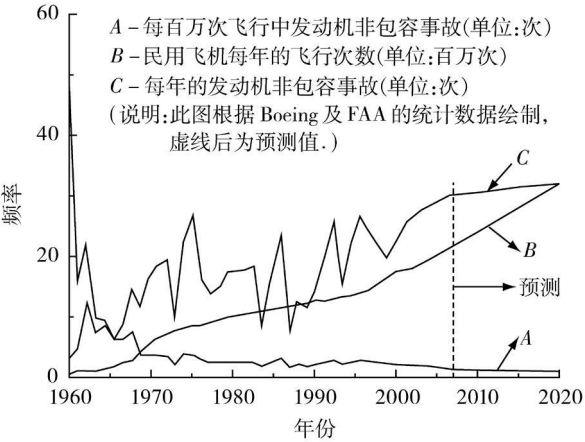


图 1 空中交通及航空发动机非包容失效
Fig. 1 Air traffic and aero engine uncontained failures

本文拟从包容定义、机匣种类、设计概念和方法、试验验证、数值仿真、破坏方式和大涵道比涡扇发动机风扇包容机匣等方面综述航空发动机机匣包容性研究的进展, 浅议发展方向.

1 包容定义

美国发动机结构完整性大纲中, 关于包容 (containment) 的定义为“3. 1. 2 Containment is the ability of the circumferential case structure of the engine to prevent penetration of failed elements subsequent to specified conditions of primary and secondary failures.”^[8]. 此处所指的“failed elements”主要有: ①破裂的轮盘或转鼓环; ②断裂的叶片这两种情形.

如果轮盘或转鼓环等破裂, 其碎块甩出的质量和能量极大, 再坚固的机匣也很难将其包容. 图 2 为某 CF680A 发动机一级高压涡轮盘破裂引起的非包容事故, 发动机严重受损^[4]. 为避免此种非包容事故的发生, 要求轮盘和鼓环等有足够的强度、疲劳寿命和可靠性, 并采取有效的裂纹检测手段. 在早期的发动机中, 轮盘破裂事故发生的概率相对较大, 随航空技术的不断进步, 先进工艺、材料、结构和检测技术的大量采用, 此类事故已经很少发生.

受外物撞击损伤 (FOD)、高周疲劳 (HCF) 和低周疲劳 (LCF) 等的影响, 现代航空发动机仍不可避免地出现叶片断裂故障. 典型的风扇叶片断裂事故如图 3 和图 4 所示. 图 3 为某 Trent 892

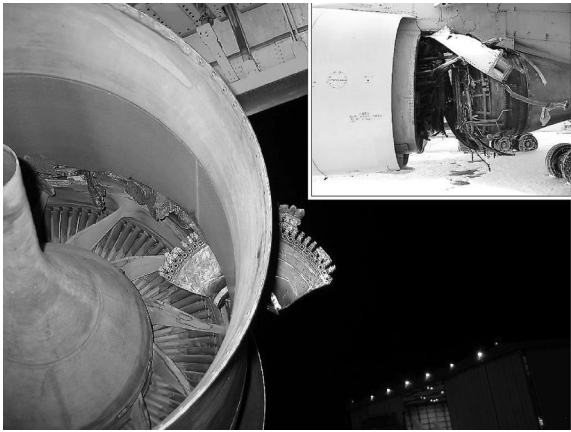


图 2 涡轮盘非包容事故

Fig. 2 Turbine disk uncontained failure

发动机风扇叶片断裂事故的照片^[14], 叶片从根部断裂后飞出, 将其后侧的叶片从中部撞断, 其余叶片的头部受损. 此事故中, 机匣内侧受断叶撞击和刮擦作用, 断叶被包容在机匣内. 图 4 为某波音 747 飞机发动机风扇叶片非包容事故照片, 叶片从根部断裂后击穿机匣飞出, 在机匣上形成较大

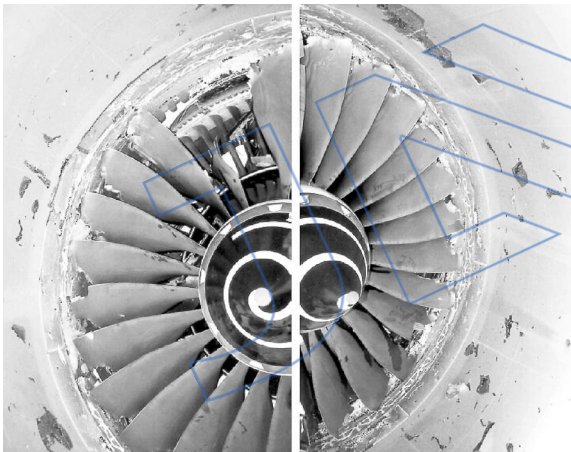


图 3 风扇叶片包容事故

Fig. 3 Fan blade contained failure



图 4 风扇叶片非包容事故

Fig. 4 Fan blade uncontained failure

的撕开口. 在此过程中, 其余多个叶片上半部受撞击折断.

如果机匣包容性设计合理, 是能够将叶片掉块或脱落的单个叶片抓获的. 美国的联邦航空规则 FAR33. 94^[7] 要求: 在最高工作转速下, 叶片从叶根(对于整体叶盘则至少是叶片的 80% 处)断裂, 发动机必需具有包容断叶的能力, 并要求发动机在不起火、安装架不脱落的情况能继续工作 15s, 除非发动机损伤诱导自动停机. 英国国防标准《航空燃气涡轮发动机通用规范》^[9] 第 12. 8. 7 及 19. 3. 5 节详细规定了叶片包容(blade containment)的要求: 机匣必需有足够强度, 在最高工作转速时包容任何一个断裂或脱落的叶片, 机匣没有发生较大破裂和严重扭曲变形, 分析从发动机进口和出口逃逸碎片的尺寸、质量、速度和运动轨迹等, 不足以危害飞机其他部分.

可见, 国外航空发动机规范中主要通过转子完整性(rotor integrity) 和低周疲劳等的规定和试验要求来避免轮盘破裂引起的非包容事故的发生. 包容主要是指叶片断裂(blade out) 后的包容要求, 特别是对大尺寸和大质量风扇叶片的包容要求.

2 机匣种类

根据所使用材料的不同, 航空发动机机匣可以分为以下几种: ①高强度结构钢机匣. 具有强度及韧性好、防护效果好的优点, 在早期的发动机中应用极广, 但其密度和质量较大. ②铝合金/ 钛合金机匣. 密度和质量比高强度结构钢低, 但强度和防护效果差一些. ③高强度纤维缠绕增强机匣. 在铝/ 钛制机匣内层外缠绕高强度纤维带, 具有质量轻、包容能力强的特点. ④全复合材料机匣. 采用二维编织布缠绕成形或三维编织成形, 具有更轻的质量^[15], 但仍需进一步提高强度、刚度、稳定性和使用寿命. ⑤纤维增强陶瓷基复合材料机匣. 此机匣充分利用陶瓷材料硬度高、比密度小和允许使用温度高的优点, 但需克服材料缺陷敏感、脆性断裂、复杂形状成形困难的缺点. ⑥其他材料机匣. 如纤维增强铝/ 钛基金属复合材料机匣等.

金属机匣包容能力的研究较为深入, 试验和数值仿真等方法都较为成熟. 连续纤维增强陶瓷可替代当前广泛使用的高温合金, 进一步提高使用温度, 已被用于整体燃烧室、涡轮间机匣、尾喷管等高温结构件^[16-17], 预计可作为内衬层用于涡轮机匣. 但其结构强度随机性较大, 缺乏性能数据

和 design 方法, 仍需克服成形及加工困难、研制费用高的缺点。纤维增强铝/钛基金属复合材料则存在成本高、无明显优点。随着性能的改善和原材料价格的进一步降低, 高强度、高韧性的碳纤维将取代 Kevlar 等而成为主要的缠绕增强材料, 使机匣质量更轻。此外, 在解决结构刚度和制造工艺后, 将出现质量更轻的全复合材料风扇包容机匣。目前, General Electric (GE) 公司已经在 GENx 发动机中使用直径 3.05 m、轴向长度 1.22 m 的碳纤维增强全复合材料机匣。

3 设计概念和方法

英国罗·罗 (Rolls Royce) 公司等欧美国家航空发动机公司有两种基本类型的包容性设计概念^[18]。第一种为传统的硬壁包容 (hard wall containment) 概念, 使用厚壳体将所有碎片包容在机匣内部。通常采用韧性极高的不锈钢材料制作机匣, 利用其在撞击载荷作用下发生较大塑性变形以吸收断叶动能, 并有效控制裂纹扩展。第二种为软壁包容 (soft wall containment) 概念, 在薄壁金属机匣外缠绕强度和韧性优良的纤维 (如 Kevlar) 条带, 碎片击穿机匣内层而只有被撞击的局部区域破损, 机匣保持结构完整性, 碎片被机匣外部增强的柔性纤维增强复合材料抓获。

早期的航空发动机多采用硬壁包容机匣, 在提高安全性的同时大大增加了自身质量。显然, 传统硬壁包容机匣的性能较难满足现代高推质比发动机和大型涡扇发动机的设计要求。相比之下, 纤维缠绕增强软壁包容机匣具有成本低、质量轻、包容能力强的特点。GE 公司在 CF6-80C2 发动机上较早采用软壁包容机匣设计, 在铝制蜂窝层外缠绕 65 层芳酰胺布, 并以树脂进行外层保护。之后, GE90 发动机在铝制机匣上缠绕多层 Kevlar 编织条带, 质量较前面的设计更是减轻 50%。

由于涉及军事机密和知识产权等问题, 很难从公开的文献资料中找到国外航空发动机公司关于机匣包容设计的详细过程。我国目前主要采用从英国罗·罗公司引进斯贝 MK202 发动设计标准 EDG-3^[19] 和俄罗斯转子叶片包容性计算方法^[20]。EDG-3 标准采用包容系数法, 认为当机匣的包容能力系数 C_a 大于包容断叶所需的最小包容系数 C_r 时, 机匣具有包容断叶的能力。此法在求取 C_r 值时, 采用的是基于试验和经验的包容曲线, 其适用范围窄, 难以推广应用。而俄罗斯破坏势能法依据撞击动力学理论公式推导而成, 要求

$E_k \leq W$, $W = W_b + W_m$, 其中 E_k 为断叶动能; W 为机匣破坏总势能; W_b 为机匣壳体弯曲变形功; W_m 为挤压剪切障碍物的功。研究表明, 利用此法计算的结果偏于保守。随着显式非线性有限元计算技术的日益完善和计算机硬件水平的不断提高, 实现虚拟试验的数值仿真在航空发动机包容性分析计算中得到越来越广泛的应用。

因此, 发展高推质比发动机和大型涡扇发动机, 高强度、高韧性纤维缠绕增强的复合材料软壁包容机匣是一种合适的选择。而包容性设计主要以数值仿真结合部件试验为主。

4 试验验证

《国防科技名词大典》定义: 机匣包容试验是验证机匣对折断后飞出的转子叶片包容能力的试验。如果使用部门确认全部破坏零件均被包容, 则认为该试验满意地完成^[21]。

试验验证通常分四步进行^[22]。第一步为打靶试验, 利用氢气炮等装置发射高速弹体撞击靶板。此法相对简单、成本低, 可以用于检测机匣材料的抗冲击能力, 但与真实机匣/叶片包容试验的要求有一定偏离。第二步是在专门的高速旋转试验台上进行部件试验 (component containment test)^[23], 取某一级风扇、压气机或涡轮叶盘和机匣安装于高速旋转试验腔内, 使叶片在预定的转速范围内从根部飞断后撞击机匣, 以验证机匣的包容能力。试验具有相对成本低、周期短、试验结果可以直接应用等优点。根据不同的研究目的, 可进行单叶片或多叶片飞断试验。第三步是台架试验 (rig test), 试验装置中包含发动机旋转部件及安装附件等, 利用电机驱动增速齿轮箱后带动试验转子。此项试验在验证机匣包容性的同时, 验证发动机安装结构件承受冲击载荷的能力。第四步是在室外试车台上进行真实发动机风扇叶片的包容试验 (full engine test), 以获取航管部门颁发的适航许可证。由于试验后发动机很难修复再使用, 此破坏性试验通常被安排为最后一项试验。近年来完成的几次具有典型意义的试验包括: 罗·罗公司于 2003 年 8 月成功完成被空客 A380 客机选用的 Trent 900 发动机风扇叶片包容试验^[24]; 于 2007 年 4 月 20 日完成为波音 787 客机配套的 Trent 1000 发动机的包容试验。GE 公司则于 2007 年 7 月 5 日完成为波音 787 客机配套的 GENx 发动机的包容试验。

叶片扭曲的形状和不均匀的速度分布, 决定

其与机匣的撞击属于非规则撞击 (nonideal impact) 问题. 由于军事领域的迫切需求, 许多研究者致力于弹靶撞击问题研究. 从综述性的报告^[25]和论文^[26-30]中可以发现, 大部分研究集中于圆柱形弹体以规则方式正撞或斜撞平靶板, 特别是不同头部形状弹体破甲能力^[31]. 也有部分研究关注不规则弹体撞击, Corbett 等^[32]和 Goldsmith^[33]综述了不规则撞击理论分析、数值计算和试验方法等方面的研究成果. Knight 等^[34]和 Ambur 等^[35]通过试验与数值仿真相结合, 研究叶片形碎片与靶板不规则撞击过程; Lundin 等^[36]试验研究航空发动机碎片包容计算方法; 范志强等^[37]通过平板条模型叶片与靶板的垂直撞击试验和数值仿真结合, 研究机匣包容性破坏势能法; Teng 等^[38]则研究碎片在发动机包容结构撞击表面啃出牙印凹痕的现象; Pereira 等^[39]则研究热处理对 Inconel 718 风扇包容材料抗击穿能力的影响. 这些弹靶撞击试验的研究成果可应用于机匣包容性设计方法研究的初始阶段.

试验验证是一种最直接和有效的方法, 但周期长、费用高. 因此, 应当在发动机研制前期采用打靶试验、部件试验结合数值仿真的方法, 以加快研制速度和降低研制费用, 避免为取得适航证而进行的真实发动机包容试验出现失败.

5 数值仿真

断叶与机匣的撞击是一个复杂的非线性动态响应过程, 企图通过建立精确的数学模型而得到完全解析解是不可能的. 试验固然可以获得可靠的结果, 但它是一种极其昂贵的破坏性试验. 包容问题本身的强非线性和不确定性也使试验结果存在较大的局限性. 因此, 采用实现虚拟试验的数值仿真是研究叶片包容问题的有效手段.

Sarkar 和 Atluri^[40]在 FAA 的资助下通过数值仿真研究叶片与机匣撞击, 考虑多个叶片相互撞击的影响. Galvez 等^[41]进行的透平叶片包容仿真考虑材料高温、高应变率的影响. Kraus 和 Frischbier^[42]数值模拟德国 MTU (Motoren und Turbinen Union Friedrichshafen GmbH) 航空发动机公司某型发动机低压透平叶片与机匣的撞击刺穿过程. 日本川崎重工^[43]将数值仿真技术用于燃气涡轮发动机的包容性设计中. 宣海军等^[44]、于亚彬等^[45]和范志强等^[46]分别对叶片包容的试验台试验进行了数值仿真研究. Shmotin 等^[47]给出一种利用商用软件进行叶片包容分析的方法.

可以看出, 数值仿真方法在叶片包容设计中已经得到较为广泛的应用.

航空发动机的叶尖速度通常超过 400 m/s, 断叶与机匣撞击时应变率达到 10^3 s^{-1} , 涡轮等部件工作在 800 ℃ 以上的高温条件下, 因此数值仿真必需考虑材料应变率和温度的影响, 选择合适的材料本构方程是关键. 基于黏塑性理论的 Johnson-Cook 本构方程^[48]能较好的模拟材料的硬化、应变率和温度软化效应, 由于物理意义清晰而在工程中被广泛采用. 其本构方程为

$$\sigma_e = [A + B(\epsilon^p)^n](1 + C \ln \dot{\epsilon}^*) (1 - T^{*m}) \quad (1)$$

式中 σ_e 为流动应力; ϵ 为等效塑性应变; $\dot{\epsilon}^*$ 为等效应变率; T^* 为无量纲温度; A, B, C, n 和 m 为材料常数.

相应的材料失效模型可采用 Johnson-Cook 累积损伤准则^[49], 定义损伤参数 D 为

$$D = \int (1/\epsilon) d\epsilon \quad (2)$$

式(2)中破坏应变定义为

$$\epsilon = (D_1 + D_2 e^{D_3 \dot{\epsilon}^*}) (1 + D_4 \ln \dot{\epsilon}^*) (1 + D_5 T^*) \quad (3)$$

式(3)中 $\sigma^* = p/\sigma_{eff} = -R_0$, p 为压力, σ_{eff} 为 Von Mises 等效应力, R_0 为应力三轴度. 定义初始时 $D=0$, 当 $D=1$ 时材料失效.

应变率 10^3 s^{-1} 量级的材料参数需采用 Hopkinson 杆拉/压冲击试验或 Taylor 环冲击试验测量. Galvez 等^[50]利用 Hopkinson 杆和高温炉试验装置测定一种 FV535 不锈钢机匣材料的 JC (Johnson-Cook) 模型参数; Donald^[51]和 Gregory^[52]测定 Ti-6Al-4V 和 2024-T3 材料的 JC 参数; 陈刚等^[53]测定 TC4 材料的 JC 参数, 可应用于数值仿真. 但是, JC 参数的确定有一定困难, 即使是相同的材料和测试方式, 结果也会有差异^[51-52]. 因此, 仍需深入研究建立标准化的测试方法, 以测定我国常用机匣和叶片材料应变率相关的力学性能参数.

随着计算机硬件和商用软件计算能力的不断提高, 考虑叶片包容、转子突加不平衡和联接结构耐冲击等内容多学科整机包容性分析^[54]将得到推广应用, 如图 5 所示. 纤维增强复合材料机匣的应用, 也将把航空发动机包容性数值仿真带入新的领域.

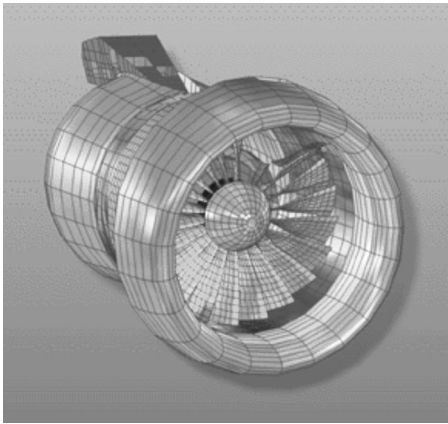
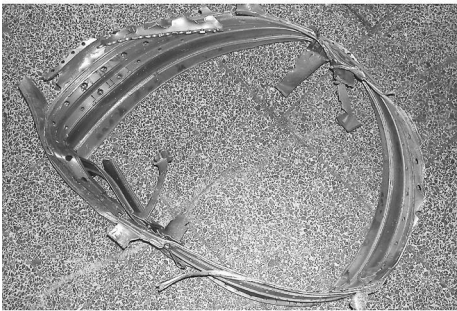


图 5 整机包容性分析

Fig. 5 Aero engine containment analysis

6 机匣和叶片破坏方式

金属机匣受叶片撞击后的破坏方式主要有鼓凸、穿孔、撕裂和整体失稳等, 如图 6 所示. 其中撕裂破坏易出现在风扇机匣中, 穿孔破坏则易出现在涡轮机匣中. 当机匣具有足够强度时, 可以将断叶包容在机匣内部而只产生局部区域的鼓凸变形和刮擦. 当机匣受到断叶撞击和其余叶片的连续

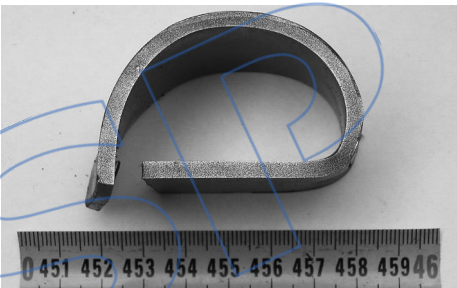


(d) 整体失稳

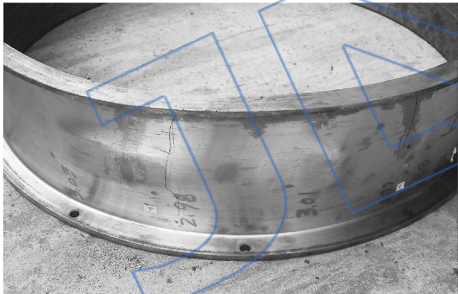
图 6 金属机匣破坏方式

Fig. 6 Metal case failure patterns

刮擦时易引起整体失稳. 叶片的破坏方式包括断叶整体弯曲变形、其余叶片头部撞击弯曲变形、全部叶片断裂成诸多碎块等, 如图 7 所示. 当叶片材



(a) 整体弯曲变形



(a) 鼓凸



(b) 穿孔



(c) 撕裂



(b) 叶尖弯曲变形



(c) 叶片断裂成多块

图 7 叶片破坏方式

Fig. 7 Blade failure patterns

料的冲击韧性较差, 某个叶片发生断裂故障后飞出, 若机匣包容性差, 大量碎片击穿机匣危及飞机安全; 若机匣包容性好, 则断叶易卡在机匣内侧打断全部叶片, 使发动机迅速失去动力. 当叶片材料的冲击韧性好, 某个叶片断裂飞出过程中, 由于机匣包容性好, 其他叶片仅头部被打弯或前后缘被打出缺口, 发动机仍能保持一定的动力坚持工作到飞机落地. 这一点, 在选择航空发动机叶片材料时需认真对待.

纤维增强树脂基层复合材料机匣在叶片撞击下, 初始撞击点产生纤维剪切断裂失效, 而周边区域产生分层和撕裂失效^[55].

7 大飞机发动机风扇包容机匣

先进复合材料及其制造技术已经成为减轻飞机质量和提高飞机性能的重要措施^[56], 目前 50% 的在役民用大涵道比涡扇发动机风扇包容机匣采用纤维缠绕增强结构. 为满足国际民航组织 (ICAO) 航空环境保护委员会 (CAEP) 《国际民用航空公约附件 16》中规定的噪声控制和污染物排放要求, 彼尔姆公司的 PS-90A-76、CFM 国际有限公司的 LEAP-X、GE 公司的 GEnx 等在研发发动机的风扇机匣或后沿机匣均采用复合材料结构.

我国民用大飞机发动机要取得国际适航证, 高包容能力的轻质风扇机匣是必然的选择. 解决的途径之一是参考罗·罗公司的 Trent 900, Trent 1000 及 Trent XWB 发动机, 采用带有环形加强筋的钛合金整体机匣, 如图 8 (a), 具有质量轻、结构紧凑的特点. 但要加工出直径大于 2m 的锻造薄壁钛合金机匣工艺难度极高, 目前只有美国公司掌握此项技术. 途径之二是参考 GEnx 发动机, 采用碳纤维增强全复合材料机匣, 如图 8 (b), 具有质量很轻的特点. 但此类机匣仍处于验证试验阶段, 其成本和工艺很难把握, 研制风险极大, 是未来发展的方向. 途径之三是采用目前普遍使用的纤维缠绕复合材料机匣, 如图 8 (c), 具体结构如图 9, 在风扇机匣外采用缠绕方式包裹多层韧性很好的纤维 (如 Kevlar) 预浸料, 并与机匣固化成一体. 风扇机匣工作温度一般在 150℃ 以下, 可以采用环氧树脂或双马树脂基体. 纤维缠绕成形筒体结构件是一种先进的工艺方法, 能充分发挥连续作业的特点^[57]. 风扇机匣的制造工艺可以吸收复合材料外涵机匣、高压储氢容器、火箭发动机壳体等零部件的制造经验.

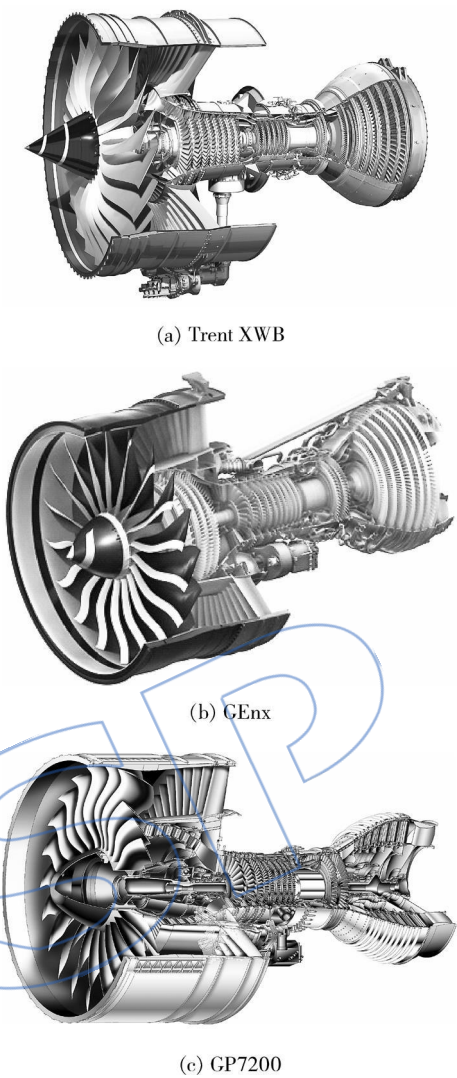


图 8 典型航空发动机
Fig. 8 Representative aer engine

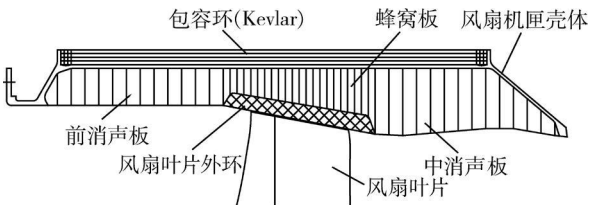


图 9 纤维缠绕增强风扇包容机匣结构
Fig. 9 Fiber reinforced fan containment case structure

研制复合材料包容机匣, 首先需要建立相应的包容性设计方法. Akron 大学 Binienda 教授领导的研究小组, 进行复合材料风扇机匣模型样品的撞击试验和数值分析方法研究^[55, 58-59]. Arizona 州立大学 Mobasher 和 Rajan 领导的小组则联合 NASA (美国航空航天局) 格伦研究中心通过静强度试验和打靶试验, 结合数值仿真技术, 研究复合

材料机匣包容断叶的可靠建模方法^[60-62]. 与静载荷及低速撞击载荷不同, 高速撞击载荷作用下, 纤维增强复合材料呈现出明显的应变率相关的力学性能^[63]. 因此, 在纤维增强复合材料机匣包容能力分析过程中引入应变率相关材料本构模型是非常必要的.

此外, 有限元模型对复合材料侵彻过程的数值仿真结果会产生较大影响. 目前, 复合材料有限元模型主要有连续体模型、准细观模型和细观模型等. 连续体模型将复合材料简化为各向异性的连续介质, 在三维方向定义不同的材料性能参数, 尽管与真实结构有较大差异, 但使用方便. 准细观模型在单胞结构的基础上得到复合材料整体力学性能. 细观模型根据纤维的真实空间布置建模, 纤维和基体分别划分有限元网格. 细观模型与真实结构完全一致, 但有限元网格划分极细, 工作量极大, 需要高性能计算机才能完成计算. 因此, 建立一种工程实用的建模方法满足纤维增强复合材料机匣包容性分析具有重要意义.

8 总结与展望

因此, 研制推质比高、质量轻、污染少的新一代航空发动机的包容机匣, 需要在以下几个方面加强研究:

1) 通过改善金属机匣的结构形状提高其包容能力. Carney 等^[64]的打靶试验和数值仿真研究表明在机匣被撞击区域采用径向曲面可有效提高其抗撞击吸能能力. 但此种改良方法能否采用, 需从制造工艺和费用、包容能力等方面加以综合考虑.

2) 纤维增强复合材料风扇包容机匣的低成本制造技术. 高成本是长期以来制约纤维增强复合材料结构推广应用的因素之一. 采取低成本制造技术, 可以实现纤维增强复合材料的优化应用. 纤维丝或纤维束缠绕增强结构制造工艺技术要求高、抗撞击分层能力差. 三维编织结构具有极好的抗撞击分层能力, 但制造成本高. 纤维束 2-D 编织布缠绕层合结构具有制造工艺简单、成本低、抗撞击分层能力好的特点, 是风扇包容机匣的发展方向.

3) 全复合材料风扇包容机匣的缠绕规律. 它是最基本和最重要的工艺参数之一. GENx 风扇包容机匣, 早期采用单线纤维丝缠绕造成整体结构刚度不足, 后采用人字形编织带叠合缠绕的方式解决此问题.

4) 耐高温复合材料机匣. 研制耐高温树脂基体和抗氧化高强度纤维, 将复合材料机匣由风扇和低压压气机等冷端推广应用到高压压气机等热端.

5) 叶片包容过程的整机耦合动力学响应分析方法研究. 叶片包容过程包含断叶撞击机匣、转子突加不平衡响应、安装结构冲击损伤、整机结构振动等的耦合作用, 需综合多学科计算方法加以研究.

6) 智能包容机匣(smart containment case). 在复合材料内嵌入多功能智能纤维实时诊断机匣损伤情况, 并据此调整发动机的工作状态, 以避免危险事故的发生.

致谢:

本文以第十四届航空发动机结构强度振动学术会议的论文为基础进行修改、补充. 感谢与会代表们为本文提供宝贵的意见和建议!

参考文献:

- [1] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
CHEN Guang. Analysis of aeroengine structure design [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006. (in Chinese)
- [2] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report: uncontained engine failure/ fire valuejet airlines flight 597, Douglas DC-9 32, N908VJ, Atlanta, Georgia, June 8, 1995[R]. NTSB/ AAR- 96/ 03, 1996.
- [3] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report: uncontained engine failure delta airlines flight 1288, McDonnell Douglas MD-88, N927DA, Pensacola, Florida, July 6, 1996[R]. NTSB/ AAR- 98/ 01, 1998.
- [4] Aviation Safety Network. Aircraft accident Boeing 767-223ER N330AA Los Angeles international airport [EB/OL]. [2009-06-02]. <http://aviationr.safety.net/database/record.php?id=20060602>.
- [5] The Aviation Herald. Accident: American MD83 at New York on Mar 11th 2009, uncontained engine failure [EB/OL]. [2009-05-12]. <http://avherald.com/h?article=41650f96>.
- [6] Society of Automotive Engineers Committee on Engine Containment. Report on aircraft engine containment[R]. SAE AIR-4003, September, 1987.
- [7] US Department of Transportation Federal Aviation Administration. Federal Aviation Regulation: Part 33- Airworthiness standards: aircraft engines[S]. United States: Federal Aviation Administration, 1984.
- [8] United States Air Force. MIL-STD-1783B Engine structural integrity program[S]. United States: Department of Defense, 2002.

- [9] Ministry of Defense(United Kingdom). Defense standard 00-971 General specification for aircraft gas turbine engines[S]. United Kingdom: Ministry of Defense(United Kingdom), 1987.
- [10] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章 CCAR33 R1 航空发动机适航规定[S]. 北京: 中国民用航空总局, 2005. Civil Aviation Administration of China. CCAR33 R1 Airworthiness standards: aircraft engines[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2005. (in Chinese)
- [11] 国防科学技术工业委员会. GJB 3366 1998 航空涡轮发动机包容性要求[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1998. Commission for Science, Technology and Industry for National Defense. GJB 3366 1998 Turbine engine containment requirements[S]. Beijing: Commission for Science, Technology and Industry for National Defense, 1998. (in Chinese)
- [12] Nuclear Power Technology Development Section. Current status and future development of modular high temperature gas cooled reactor technology[R]. IAEA-TECDOC-1198, IAEA: VIENNA, 2001: 2.
- [13] 中华人民共和国国家发展和改革委员会. JB/T 9752 2 2005 涡轮增压器第2部分: 试验方法[S]. 北京: 中华人民共和国国家发展和改革委员会, 2005. National Development and Reform Commission. JB/T 9752. 2 2005 Turbochargers: Part 2—Test methods[S]. Beijing: National Development and Reform Commission, 2005. (in Chinese)
- [14] Australian Transport Safety Bureau. Examination of a failed fan blade Rolls-Royce RB211 Trent 892 turbofan engine Boeing 777, A6-EMM[R]. ASTB200100445, 2001.
- [15] Mecham M. GENx development emphasizes composites, combustor technology[J]. Aviation Week & Space Technology, 2006. 4. 16.
- [16] 李专, 肖鹏, 熊翔. 连续纤维增强陶瓷基复合材料的研究进展[J]. 粉末冶金材料科学与工程, 2007, 12(1): 13-19. LI Zhuan, XIAO Peng, XIONG Xiang. Progress in research work of continuous fiber reinforced ceramic matrix composite[J]. Materials Science and Engineering of Powder Metallurgy, 2007, 12(1): 13-19. (in Chinese)
- [17] 梁春华. 纤维增强陶瓷基复合材料在国外航空发动机上的应用[J]. 航空制造技术, 2006(3): 40-45. LIANG Chunhua. Application of continuous fiber reinforced ceramic matrix composites in oversea aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006(3): 40-45. (in Chinese)
- [18] Mcmillan A. Material development for fan blade containment ring[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2008, 105: 12-22.
- [19] EDG-3 斯贝 MK202 发动机应力标准[M]. 丁爱祥, 吴君, 译. 北京: 国际航空编辑部, 1979. EDG-3 Spey MK202 turbofan aero engine stress standard[M]. Beijing: International Aviation Editor Group, 1979. (in Chinese)
- [20] 李建华, 刘杰. WJ9 发动机涡轮转子叶片包容性研究[C] // 中国航空学会(直升机) 第三届动力与传动学术讨论会论文集. 北京: 中国航空学会, 2000: 76-81. LI Jianhua, LIU Jie. WJ9 engine turbine blade containment capability research[C] // Proceedings of Chinese Society of Aeronautics and Astronauts (Helicopter) Third Symposium on Power and Transmission. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronauts, 2006: 76-81. (in Chinese)
- [21] 国防科技名词大典总编委会. 国防科技名词大典(航空卷)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002. National Defense Science and Technology Terminology Dictionary Editorial Committee. National defense science and technology terminology dictionary(aviation)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [22] Horsley J. The Rolls-Royce way of validating fan integrity[R]. Monterey, US: The 29th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1993.
- [23] 张伯熹, 宣海军, 洪伟荣, 等. 航空发动机叶片包容部件实验[C] // 第十三届航空发动机结构强度振动学术会议论文集. 北京: 中国航空学会, 2006: 162-166. ZHANG Boxi, XUAN Haijun, HONG Weirong, et al. Aero engine blade containment component test[C] // Proceedings of Thirteenth Conference on Aeroengine Structure, Strength, Vibration. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronauts, 2006: 162-166. (in Chinese)
- [24] 梁春华. RR 公司完成 TRENT 900 发动机的叶片包容试验[J]. 航空发动机, 2003, 29(3): 44. LIANG Chunhua. Rolls-Royce finished blade containment test of Trent 900 engine[J]. Aeroengine, 2003, 29(3): 44. (in Chinese)
- [25] Anderson C E, Jr., Morris B L, Littlefield D L. A penetration mechanics database[R]. USA: Southwest Research Institute, 1992.
- [26] Recht R F. High velocity impact dynamics: analytical modeling of plate penetration dynamics[C] // Proceedings of High Velocity Impact Dynamics. New York: John Wiley & Sons, Inc. (Edited by Zukas J A), 1990: 443-513.
- [27] Borvik T, Langseth M, Hopperstad O S. Ballistic penetration and perforation of steel plates an experimental and numerical investigation[C] // Proceedings of Advanced in Dynamics and Impact Mechanics, Southampton: Wit Press (Edited by Brebia C A, Nurick G N), 2003: 181-202.
- [28] Li Q M, Chen X W. Penetration and perforation into metallic targets by a non-deformable projectile[C] // Proceedings of the International Symposium on Plasticity and Impact (ISPI 2001). Zhuhai: World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd., 2001: 173-192.
- [29] 李永池, 王志海, 邓世春. 爆炸和冲击工程力学近期研究进展[J]. 中国科学技术大学学报, 2007, 37(10): 1172-1180. LI Yongchi, WANG Zhihai, DENG Shichun. Progress in explosion/impact engineering mechanics[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2007, 37(10): 1172-1180. (in Chinese)

- [30] Pizhong Q, Mijia Y, Florin B. Impact mechanics and high energy absorbing materials: review [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2008, 21(4): 235-248.
- [31] Arias A, Rodriguez Martinez J A, Rusinek A. Numerical simulations of impact behaviour of thin steel plates subjected to cylindrical, conical and hemispherical nondeformable projectiles[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75: 1635-1656.
- [32] Corbett G G, Reid S R, Johnson W. Impact loading of plates and shells by free flying projectiles: a review[J]. International Journal of Impact Engineering, 1996, 18(2): 141-230.
- [33] Goldsmith W. Non ideal projectile impact on targets[J]. International Journal of Impact Engineering, 1999, 22: 95-395.
- [34] Knight N F, Jr., Jaunky N, Lawson R E, et al. Penetration simulation for uncontained engine debris impact on fuselage like panels using LS DYNA[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2000, 36: 99-133.
- [35] Ambur D R, Jaunky N, Lawson R E, et al. Numerical simulations for high energy impact of thin plates[J]. International Journal of Impact Engineering, 2001, 25: 683-702.
- [36] Lundin S J, Mueller R B. Advanced aircraft materials, engine debris penetration testing [R]. US Department of Transportation, 2005.
- [37] 范志强, 高德平, 覃志贤, 等. 机匣包容性破坏势能法的试验验证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(2): 26-29.
- FAN Zhiqiang, GAO Deping, QIN Zhixian, et al. Experimental study and numerical analysis of the model casing containment[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(2): 26-29. (in Chinese)
- [38] Teng X, Wierzbicki T. Gouging and fracture of engine containment structure under fragment impact[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2008, 21(3): 174-186.
- [39] Pereira J M, Lerch B A. Effects of heat treatment on the ballistic impact properties of inconel 718 for jet engine fan containment applications[R]. US: National Aeronautic and Space Administration, NASA/TM-2001-209660, 2001.
- [40] Sarkar S, Atluri S N. Effects of multiple blade interaction on the containment of blade fragments during a rotor failure[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 1996, 23(2-4): 211-223.
- [41] Galvez F, Cendon D, Enfedaque A, et al. Materials behaviour and numerical simulation of a turbine blade off containment analysis[C] // Proceedings of 9th International Conference on Structures Under Shock and Impact. Southampton, England: Computational Mechanics Publications, Ltd., 2006: 433-444.
- [42] Kraus A, Frischbier J. Containment and penetration simulation in case of blade loss in a low pressure turbine[R]. Bad Mergentheim: DYNAmore LS-DYNA Forum 2002, 2002.
- [43] Junichi K. Research and development of gas turbine technologies at technical institute of Kawasaki Heavy Industries, Ltd. [R]. Japan: Bulletin of GTSJ 2005, 2005.
- [44] 宣海军, 洪伟荣, 张晓峰, 等. 航空发动机涡轮叶片包容试验研究及数值模拟[C] // 第十二届航空发动机结构强度振动学术会议论文集. 成都: 中国航空学会, 2004: 513-517.
- XUAN Haijun, HONG Weirong, ZHANG Xiaofeng, et al. Aero engine turbine blade containment experimental and simulation research [C]. Proceedings of Twelfth Conference on Aeroengine Structure, Strength, Vibration. Chengtu: Chinese Society of Aeronautics and Astronauts, 2004: 513-517. (in Chinese)
- [45] 于亚彬, 陈伟. 模型机匣/叶片的包容性数值分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 429-433.
- YU Yabin, CHEN Wei. Numerical analysis of the modeled blade/casing containment[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 429-433. (in Chinese)
- [46] 范志强, 高德平, 姜涛, 等. 模型机匣的包容性试验和数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 551-556.
- FAN Zhiqiang, GAO Deping, JIANG Tao, et al. Experimental study and numerical simulation of model casing containment[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(5): 551-556. (in Chinese)
- [47] Sharotin Y N, Gabov D V, Ryabov A A, et al. Numerical analysis of aircraft engine fan blade out[R]. Sacramento, California: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [48] Johnson G R, Cook W H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures[C] // Proceedings of the Seventh International Symposium on Ballistics. Hague, Netherlands: ISB, 1983: 541-547.
- [49] Johnson G R, Cook W H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1985, 21(1): 31-48.
- [50] Galvez F, Cendon D, Enfedaque A, et al. High strain rate and high temperature behaviour of metallic materials for jet engine turbine containment[J]. Journal of Physique IV, 2006, 134: 269-274.
- [51] Donald R L. Experimental investigations of material models for Ti-6Al-4V titanium and 2024-T3 aluminum[R]. US: Department of Transportation, DOT/FAA/AR-00/25, 2000.
- [52] Gregory K. Failure modeling of Titanium 6Al-4V and Aluminum 2024-T3 with the Johnson Cook material model [R]. US: Department of Transportation, DOT/FAA/AR-03/57, 2003.
- [53] 陈刚, 陈忠富, 陶俊林, 等. TC4 动态力学性能研究[J]. 实验力学, 2005, 20(4): 605-609.
- CHEN Gang, CHEN Zhongfu, TAO Junlin, et al. Study on plastic constitutive relationship parameters of TC4 Titanium [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2005, 20(4):

- 605-609. (in Chinese)
- [54] Heidari M, Carlson D L, Sinha S, et al. An efficient multi disciplinary simulation of engine fan blade out event using MD Nastran[R]. Schaumburg, Israel: 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2008.
- [55] Roberts G D, Revilock D M, Binienda W K, et al. Impact testing and analysis of composites for aircraft engine fan cases[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2002, 15(3): 104-110.
- [56] Mallick P K. Fiber reinforced composites materials, manufacturing, and design[M]. New York: CRC Press, 2007.
- [57] Shen F C. Review: a filament wound structure technology overview[J]. Materials Chemistry and Physics, 1995, 42: 96-100.
- [58] Binienda W K, Sancaktar E. Design, progressive modeling, manufacture, and testing of composite shield for turbine engine blade containment [R]. Glenn Research Center, 2002.
- [59] Littell J D, Binienda W K, Goldberg R K, et al. A modeling technique and representation of failure in the analysis of triaxial braided carbon fiber composites[R]. NASA/TM-2008-215245, 2008.
- [60] Sharda J, Deenadayalu C, Mobasher B, et al. Modeling of multilayer composite fabrics for gas turbine engine containment systems[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2006, 19(1): 38-45.
- [61] Naik D, Sankaran S, Mobasher B, et al. Development of reliable modeling methodologies for fan blade out containment analysis: Part I – Experimental studies[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36(1): 1-11.
- [62] Stahlecker Z, Mobasher B, Rajan S D, et al. Development of reliable modeling methodologies for engine fan blade out containment analysis: Part II – Finite element analysis[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36(3): 447-459.
- [63] Blazynski T Z. Materials at high strain rates[M]. London: Elsevier Applied Science, 1987.
- [64] Garney K S, Pereira J M, Revilock D M, et al. Jet engine fan blade containment using an alternate geometry[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36(3): 720-728.