

稿号: XXXX-XXXX

本文亮点介绍: 本文以航空发动机钛合金机匣为研究对象, 提出一种结合弹道冲击打靶试验和有限元分析评估机匣包容能力的方法。通过开展半环模拟机匣的弹道冲击试验, 并基于接触-碰撞显式动力学分析软件 LS-DYNA 动力学软件建立相应的有限元模型, 比较试验和数值仿真结果, 从而验证数值分析方法的准确性, 最后采用验证后的方法评估钛合金机匣包容旋转飞断叶片的能力, 研究了机匣包容能力在旋转状态和打靶试验中的区别及联系, 并就机匣包容能力表征参量与断叶转速、尺寸的关系进行了定量分析, 所得到的结论可为工程中发动机机匣包容性设计提供一定参考。以上所提出的方法和结论在机匣包容性设计及工程实际应用中具有重要的意义。

航空发动机钛合金机匣包容性数值仿真研究*

曹苗^{1,2}, 张春阳^{1,2}, 刘宗兴^{1,2}, 赵振强^{1,2}, 刘军^{1,2}, 李玉龙^{1,2}

(1. 西北工业大学航空学院, 陕西 西安 710072;

2. 强度与结构完整性国家重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘要: 航空发动机机匣包容性问题非常复杂, 涉及大变形、材料粘塑性及结构非线性动态响应等。针对某型发动机风扇机匣包容性评估需求, 本文以某型航空发动机风扇机匣为研究对象, 提出一种结合弹道冲击打靶试验和有限元分析评估机匣包容能力的方法。采用叶片型弹体冲击半环模拟机匣以获取钛合金机匣的冲击损伤基本特性, 并基于接触-碰撞显式动力学分析软件商业显式有限元软件 LS-DYNA 建立相应的数值仿真模型, 对比弹体剩余速度、靶板径向变形量以及结构损伤形貌的数值仿真结果与试验测试结果, 二者良好的一致性表明本文数值仿真方法的准确性。最后, 采用验证过的数值仿真方法建立真实断裂叶片撞击风扇机匣的计算模型, 研究断叶转速及断叶尺寸对机匣包容性的影响。结果表明, 旋转状态下风扇机匣的包容能力大于打靶试验中机匣所能承受的叶片冲击能量, 工程设计中打靶试验可按照真实机匣临界包容速度的 0.76 倍进行穿透阈值设计; 同时建立了机匣包容能力表征参量与断叶转速、尺寸的关联模型, 发现机匣塑性变形能与叶片丢失转速呈四次方关系, 与断叶尺寸呈平方关系; 且随着断叶尺寸的增大, 机匣临界包容转速呈指数倍下降。风扇叶片与机匣发生两次主要撞击, 第二次撞击对机匣的损伤最大。随着飞断叶片转速的提高, 机匣损伤区域变大, 塑性变形能迅速增加, 但包容能力下降。飞断叶片尺寸主要影响机匣受到的第二次撞击, 尺寸越大, 相互作用力越大。

关键词: 航空发动机; 钛合金机匣; 弹道冲击打靶试验; 接触-碰撞动力学 LS-DYNA; 包容过程

中图分类号: O347.3.

国标学科代码: 13015

文献标识码: A

Study on the numerical simulation of aeroengine titanium alloy casing containment

CAO Miao^{1,2}, ZHANG Chunyang^{1,2}, LIU Zongxing^{1,2}, ZHAO Zhenqiang^{1,2},

LIU Jun^{1,2}, LI Yulong^{1,2}

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, Shaanxi, China;

2. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Xi'an 710072, Shaanxi, China)

Abstract: The containment process of aero-engine casing is very complex, which involves large deformation, material

*收稿日期: _____; 修回日期: _____;

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-VIII-0008-0169);

第一作者: 曹苗 (1994-), 女, 博士研究生, maggiec@mail.nwpu.edu.cn;

通信作者: 刘军 (1979-), 男, 博士, 教授, liujun_top@nwpu.edu.cn.

viscoplasticity and nonlinear dynamic response of structural elements. ~~In this paper,~~ In response to the fan casing containment assessment requirements of an engine, a new method combining ballistic impact test and finite element analysis is proposed to evaluate the casing containment capability of real aero engine fan casing. A blade-liked projectile was used to impact the half ring simulator to obtain the impact resistance of the titanium alloy casing. The high-speed cameras were aimed perpendicular to the path to measure pre- and post-impact velocities of the projectile. Using the DIC (Digital Image Correlation) technology to determine the deformation field of the half ring simulator. Based on the contact-impact dynamics software commercial finite element software LS-DYNA, a corresponding numerical simulation model was established. The predicted results of the residual velocity of the projectile, radial deformation of the target, and the morphology of structural damage are compared with experimental results. The good agreement between the two indicated the accuracy of the numerical method. Under the low energy impact, the projectile was rebound, and the half ring absorbed energy with bulge. Whereas in the high energy impact, the projectile penetrated the half ring target and result in tear in the rear surface. Finally, the validated numerical simulation method was employed to simulate the real fan blade/casing containment process, and the influence-effect of the blade rotate speed and the blade size on casing containment are studied. The results show that, ~~there were two major impacts between the fan blade and the casing, one is the leading edge of the blade impacts on the casing to form small tear marks, the other is the blade body subjected to the casing causing tear band and bend outward. Obviously, the second impact was the most destructive to the casing. With the increase of the blade rotate speed, the damage area of the casing enlarges, and the plastic deformation energy increases rapidly, thereby diminishing the containment capability. The size of the released blade mainly affects the second impact phase on the casing, with larger sizes resulting in higher levels of interaction forces.~~ the fan casing in rotating state can contain more impact energy than in ballistic impact test, it is suggested that the design for the ballistic impact test can at 0.76 times that of the real containment system. Additionally, a parametric correlation model is developed between the casing containment capacity and the characteristics of the released blade, especially it rotate speed and size. It is found that the internal energy of the casing is in a quartic relationship with the blade released speed and a quadratic relationship with the blade size. Moreover, as the blade size increases, the critical containment speed of the casing decreases exponentially.

Keywords: aero-engine; titanium alloy casing; ballistic impact test; LS-DYNA contact-impact dynamics; containment process

航空发动机作为飞机的心脏，其工作环境非常复杂，当受到外物撞击、过热、疲劳等因素影响，高速旋转部件不可避免会发生破坏或故障^[1]。释放出的高能危险碎片一旦穿透发动机机匣，发生失压、起火、爆炸等非包容事故，将严重危及飞机的飞行和乘客的生命安全^[2-4]。各国航空发动机设计规范^[5-7]明确要求发动机机匣必须要将从根部断裂以最大工作转速飞出的叶片包含在发动机内。因此，研究航空发动机机匣包容性具有十分重要的理论意义和工程应用价值。

叶片发生断裂后，会沿切线方向飞出撞击机匣，不仅涉及较大倾斜角和偏航角，还存在失效碎片沿质心的旋转，在旋转试验台上进行部件包容试验可以很好地考虑上述因素，但该试验成本高、周期长，而且获取数据有限，目前大多以数值仿真为主。He 等人^[8]采用试验和数值模拟相结合的方法分析了不同厚度机匣受到叶片撞击的损伤模式及包容机理。Xuan^[9]、He^[10]、Yu 等人^[11]采用非线性动力学软件研究了叶片撞击机匣的过程，并设计了两种不同结构的叶片，分别研究了在叶片撞击过程中机匣的变形特性及能量吸收机制。徐雪等人^[12]研究了网格尺寸和时间步长对于模拟风扇叶片飞失过程的影响。S.A. Meguid^[13]利用有限元建模方法对航空燃气涡轮发动机的多叶片脱落进行了研究。尽管目前已有许多关于机匣包容性数值仿真的研究，但大多旨在核校机匣包容性设计，对于机匣包容能力表征参量的分析较少，而且仿真结果的准确性仍需试验验证。

与旋转包容试验相比，打靶试验作为最基础和最简单可靠的包容性试验方法，可通过探究材料的变形和失效模式初步评估材料的抗冲击特性。Zhao 等人^[14]用钢球以 190~360 m/s 的速度冲击 TC11 钛合金平板，发现靶板的损伤可划分边缘型缺口、中心型缺口和穿透型缺口三种，而且损伤缺口参数一般随冲击速度的增大而增大，但该结论仅适用球形弹丸，对于其他形状的弹体还有待研究。Mohammad

等人^[15]从弹道极限速度、靶板变形及损伤模式评估和比较了不同锥鼻型弹丸对 1100-H12 铝合金靶材的弹道性能,但所采用的弹体材料强度远高于靶板,而对于风扇系统而言,叶片材料一般与机匣相同。张铁纯等人^[16]将机匣简化为平板,研究了不同撞击角度下 TC4 靶板的抗冲击性能,但真实机匣一般为曲面,而且 Carney 等人^[17]发现曲板能承受更高的冲击能量。以上对于真实机匣和叶片的过度简化,可能导致打靶试验结果与真实发动机的包容结果存在一定偏差。

因此本文以某型航空发动机风扇机匣为研究对象,提出一种结合弹道冲击打靶试验和有限元分析评估机匣包容能力的方法。其中弹道冲击打靶试验,采用叶片型弹体和半环模拟机匣,以反映发动机机匣叶片与叶片机匣的结构特征,选用相同的 TC4 钛合金材料,确保与真实风扇包容系统的力学特性一致。最后采用将经过试验验证的数值仿真方法用于评估断裂叶片旋转状态下钛合金机匣的包容能力,并研究机匣包容表征参量与转速、断叶尺寸之间的关系,为航空发动机机匣包容性设计提供理论依据和计算方法。所提出的方法可以较方便的评估发动机机匣的包容性。

打靶试验作为最基础和最简单可靠的包容性试验方法,可通过探究材料的变形和失效模式为后续选取合适的机匣材料和结构形式提供参考。张帆等人利用空气炮系统研究了层间隙对于双层结构机匣抗冲击性的影响,发现内层较薄组合的侵彻能力强于内、外层厚度相同的组合。张铁纯等人研究了不同撞击角度下 TC4 薄板的弹道性能,发现靶板失效模式与弹体撞击角度有关,随着角度的增加,靶板由韧性扩孔和花瓣形失效转变为剪切失效。Mohammad 等人从弹道极限速度、靶板变形及损伤模式评估和比较了不同锥鼻型弹丸对 1100-H12 铝合金靶材的弹道性能。然而,以上研究都是将叶片简化为圆柱状或球形弹丸,并以理想状态撞击机匣,但在实际情况下,失效叶沿切线方向飞出撞击机匣,不仅涉及很大倾斜角和偏航角,还存在失效碎片沿质心的旋转。

旋转包容试验能很好的考虑上述因素的影响,通过取某一级的风扇叶盘或机匣安装于高速旋转试验台,使叶片在预定的转速从根部飞断后撞击机匣,但该试验成本高、周期长,而且获取数据有限。目前大多以数值仿真的方法为主,刘志强等人采用试验和数值模拟相结合的方法对高能转子轮盘的包容机理进行研究,发现如果动能减少量大于机匣局部剪切和压缩的应变能,则机匣发生穿孔破坏,反之则不发生穿孔。S.A. Meguid 利用有限元建模方法对航空燃气涡轮发动机的多叶片脱落进行了研究。结果表明,释放的多个叶片会与后叶片发生相互作用,对后叶片造成过度弯曲和大面积损坏。He 等人^[14]在高速旋转试验机上对 4 种不同厚度(0.8-1.4 mm)的压气机机匣进行旋转包容试验,并采用显式动力学软件建立相应的有限元模型,数值预测结果与试验结果吻合较好,验证了数值方法的有效性。郑劲松基于能量守恒的原理对高速旋转平板叶片撞击圆环的过程建立理论模型,但该方法具有一定的局限性。Xuan^[16]、He 等人结合试验与有限元方法研究了叶片撞击机匣的过程,发现第二次撞击所产生的塑性变形或侵彻穿孔破坏对于机匣包容结果有重要的影响。

本文以某型航空发动机风扇机匣为研究对象,提出一种结合弹道冲击试验和有限元分析评估机匣包容能力的方法。弹道冲击试验,采用叶片型弹体和半环模拟机匣,以反映发动机机匣与叶片的结构特征。采用试验验证的数值仿真方法评估断裂叶片旋转状态下钛合金机匣的包容能力,所提出的方法可以较方便的评估发动机机匣的包容性。

1 材料模型

针对金属材料的率相关动态响应,已提出多种基于经验或物理学的塑性本构模型,其中 Johnson-Cook (J-C) 模型由于形式简单、物理意义明确被广泛应用在高速冲击和爆炸侵彻等问题^[20,21]。因此本文选用 J-C 模型来描述 TC4 材料的应变硬化、应变率和温度软化效应,以及在不同应力三轴度、应变率及温度下材料的失效行为。式(1)为 J-C 本构方程^[20],式(2)为失效准则^[21]的叶片和半环模拟机匣均使用 J-C 模型,其本构方程如(1)所示,它以乘积的形式描述了流动应力与应变硬化、应变率以及温度之间的关系。

$$\sigma_e = (A + B\varepsilon_e^n)(1 + C \ln \dot{\varepsilon}^*)(1 - T^{*m}) \quad (1)$$

$$\varepsilon_f = (D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*)) (1 + D_4 \ln \dot{\varepsilon}^*) (1 + D_5 T^*) \quad (2)$$

式中, A 、 B 、 n 、 C 、 m 为材料参数, σ_e 为等效应力, ε_e 为等效塑性应变, $\dot{\varepsilon}^* = \dot{\varepsilon} / \dot{\varepsilon}_0$ 为无量纲应变率, $\dot{\varepsilon}$ 为等效塑性应变率, $\dot{\varepsilon}_0$ 为参考应变率。 $T^* = (T - T_r) / (T_m - T_r)$ 为无量纲温度, T_r 为室温, T_m 为材料熔点。 ε_f 为等效失效应变, D_1 - D_5 为材料参数, $\sigma^* = p / \sigma_e = -R_\sigma$ 为应力三轴度, p 为静水压。

此外, 数值仿真中材料的高压物态采用 Grunesien 状态方程来描述, 具体表达式^{[22][24]}为:

$$P = \frac{\rho_0 C^2 \mu \left[1 + \left(1 - \frac{\gamma_0}{2} \right) \mu - \frac{\alpha}{2} \mu^2 \right]}{\left[1 - (S_1 - 1) \mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2} \right]} + (\gamma_0 + \alpha \mu) E \quad (3)$$

$$P = \rho_0 C^2 \mu + (\gamma_0 + \alpha \mu) E \quad (4)$$

式中, $\mu = 1/V - 1$ 为材料的体积, C 为材料的冲击波速度 u_s 与质点速度 u_p 的曲线 u_s - u_p 的截距; S_1 - S_3 为拟合参数, γ_0 为 Grunesien 系数, α 为一阶体积修正, 材料受压缩时表达式如(3), 膨胀时表达式如式(4)。表 1 为 TC4 钛合金的基本物性及 J-C 材料参数^{[47][10, 25][23]}。

表 1 TC4 材料参数^{[47][10, 25][23]}

Table 1 Material parameters of TC4^{[47][10, 25][23]}

基本参数					
$\rho / \text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$	E / GPa	$C_p / \text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$	μ	T_m / K	T_r / K
4.428	112.4	580	0.33	1920	293
J-C 本构模型参数					
A / MPa	B / MPa	n	C	m	$\dot{\varepsilon}_0 / \text{s}^{-1}$
1130	250	0.2	0.032	1.0	1
J-C 本构模型参数					
D_1	D_2	D_3	D_4	D_5	
-0.09	0.27	0.480	0.014	3.870	
Grunesien 状态方程参数					
$c / \text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	S_1	S_2	S_3	γ	α
5130	1.028	0	0	1.23	0

2 叶片冲击半环模拟机匣数值仿真

2.1 网格模型

图 1 为叶片冲击半环模拟机匣的网格模型, 主要由弹体和半环靶板两部分组成, 其中, V_i 为弹体的初始速度, 方向垂直于靶板。叶片为长条形弹体, 大小为 $150 \text{ mm} \times 50 \text{ mm} \times 10 \text{ mm}$, 质量为 0.33 kg 。靶板为具有一定曲率和弧度的半环模拟机匣, 内径 600 mm , 高度 200 mm , 厚度为 7 mm , 质量为 6.33

kg。统一采用拉格朗日算法的 8 节点六面体单元对以上结构进行有限元网格划分，弹体单元尺寸为 $1.5\text{ mm} \times 1.5\text{ mm} \times 1.5\text{ mm}$ ，靶板单元尺寸为 $1.80\text{ mm} \times 1.79\text{ mm} \times 1.67\text{ mm}$ ，共计 13944 个单元，如图 1(a)所示。为提高计算精度和降低计算成本，对靶板的撞击区域进行网格细化，据已有研究可知^[4824, 4925]，机匣厚度至少要保证 3 层以上单元才能较好的描述其在冲击载荷下的动力学响应，因此半环模拟机匣撞击区域的网格尺寸为 $1\text{ mm} \times 1\text{ mm} \times 2.5\text{ mm}$ ，单元数量为 233376，过渡区采用较粗的网格，~~为避免网格尺寸突变带来的影响，半环网格模型由密到疏采用渐变过渡~~，网格模型如图 1(b)所示。

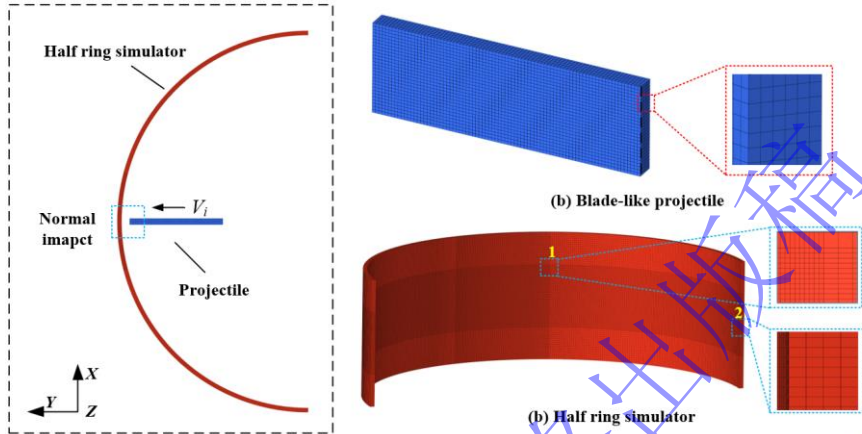
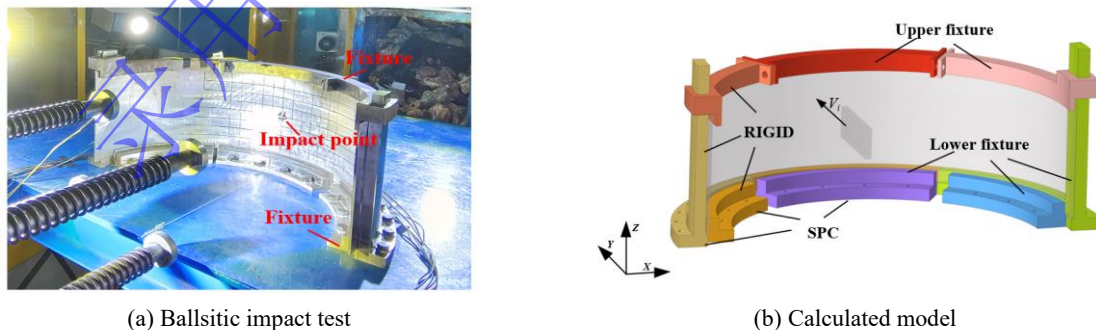


图 1 叶片冲击半环模拟机匣的网格模型

Fig.1 Finite element model of the blade-like projectile impact on the half ring simulator

2.2 计算模型

为防止靶板在冲击过程发生侧翻，采用特别设计的夹具将其固定在工装台上。由于在撞击过程中夹具几乎不发生变形，因此将其设置为刚体，并根据试验条件对下夹具的下底面进行固支，具体如图 2 所示。~~夹具与夹具通过螺栓连接在一起，因此在计算模型中采用固连接触，以此将接触节点与目标表面粘合起来；夹具与半环之间采用通用的自动接触算法，用于判断接触发生的方向；叶片与靶板在撞击过程中会发生材料失效，因此采用侵蚀接触，保证表面单元失效被删除后，内部剩下的单元依然能考虑接触，同时设置摩擦系数为 0.15 来描述接触面的摩擦效应。设置夹具与夹具之间为绑定接触 (TIED_SURFACE_TO_SURFACE)，夹具与半环靶板之间为自动面面接触 (CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE)，叶片与半环靶板之间为侵蚀接触算法 (CONTACT_ERODING_SURFACE_TO_SURFACE)，摩擦系数为 0.15。通过赋予叶片不同的初始速度 (INITIAL_VELOCITY_GENERATION) 去撞击半环模拟机匣，分析机匣在冲击载荷下的动力学响应。~~



(a) Ballsitic impact test

(b) Calculated model

图 2 半环打靶试验的计算模型

Fig.2 Calculated model of half ring ballistic impact test

2.3 数值仿真方法的试验验证

表 2 为叶片冲击半环模拟机匣的试验与数值预测结果，其中 V_r 为弹体穿透靶板后的剩余速度， h 为半环模拟机匣的径向变形量。从表中可以看出，仿真预测结果与实验结果基本一致，其中 Test1#和

Test 2#为弹体回弹, Test 3#为穿透。通过比较试验 DIC 测量的半环靶板最大径向变形量和相机测量的弹体穿透速度, 可以看出仿真与试验结果最大误差仅为 4.65%, 且随着速度的增加, 半环模拟机匣越容易被穿透。图 3 为弹体冲击过程中 1#半环靶板背弹面位移场的 DIC 测试结果与数值预测结果对比, 可以看出无论是变形范围还是位移幅值, 模拟结果与实验结果吻合较好

表 2 TC4 半环模拟机匣试验与仿真结果对比

Table 2 Comparison of test and simulation results of TC4 half ring simulator\

No.	靶板厚度 /mm	弹体质量 /g	$V_i/m \cdot s^{-1}$	结果	$V_r/m \cdot s^{-1}$		h/mm		误差 (%)
					试验	仿真	试验	仿真	
1#	7	329	120	反弹	-	-	9.12	8.87	2.74
2#	6.95	327	185	反弹	-	-	9.46	9.90	4.65
3#	7.03	332	203	穿透	53	50.6	-	-	4.52

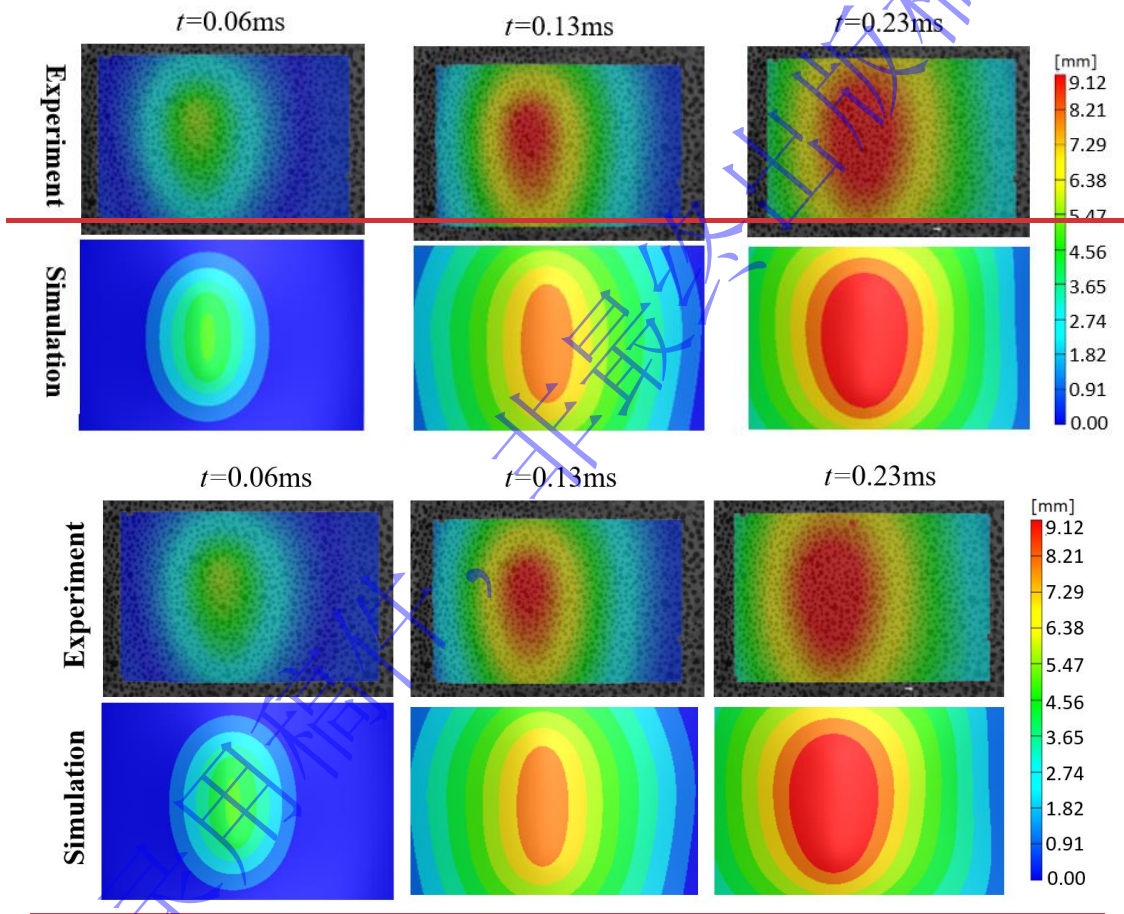


图 3 Test 1#中半环靶板径向位移的 1#试验与仿真预测结果对比

Fig.3 Comparing Comparison between the numerical predicted displacement field of half ring with and experimental results of half ring target in test 1#

图 4 为 Test 1#典型工况下半环模拟机匣受叶片冲击后损伤形貌及尺寸的试验与仿真结果对比。从图 4(a)中可以看出, 当弹体以低速冲击时, 半环靶板外表面向外凸起产生鼓包, 内表面形成 10.5 mm×51.5 mm 的矩形凹坑。仿真预测的靶板径向变形量 8.87 mm 与试验测试结果 9.12 mm, 误差仅为 2.74% (表 2)。当弹体以高速冲击时 (图 4(b)), 靶板被撕裂并向外张开, 在撕裂口的两端形成裂纹并沿周向扩展。弹体由于受到压缩应力, 仅头部发生塑性变形。仿真预测的损伤形貌和尺寸均与试验结果接近, 证明了数值仿真方法的有效性。

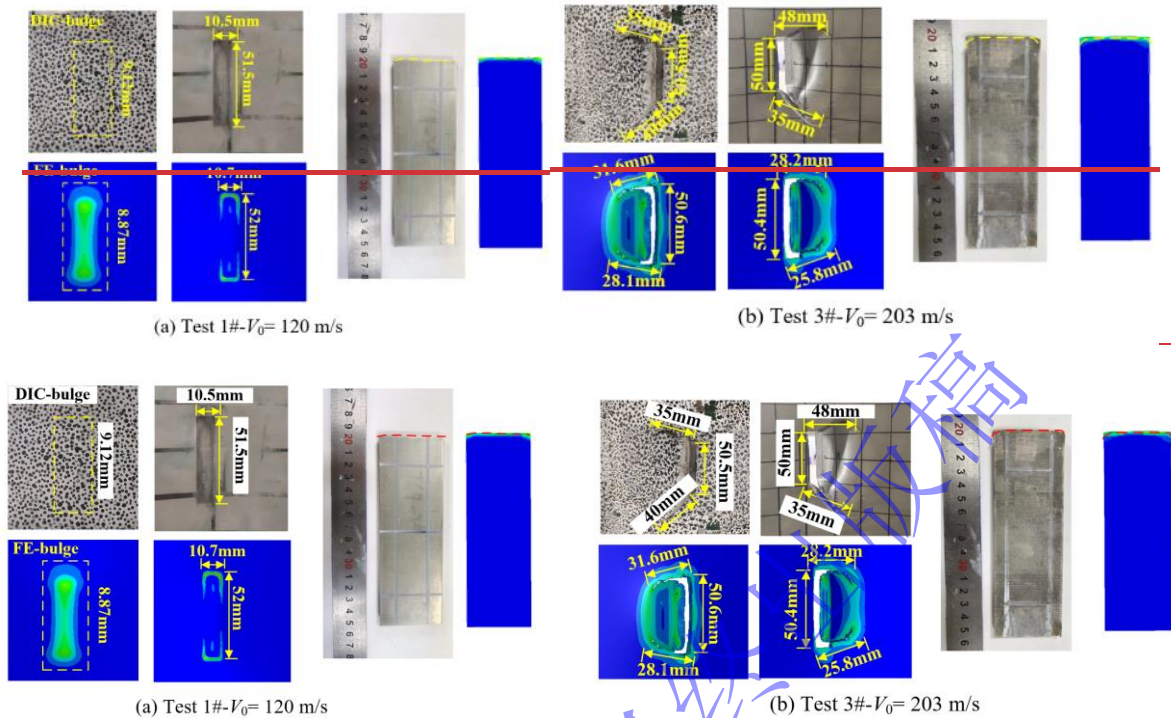


图4 弹体与半环模拟机匣损伤对比 (试验与仿真)

Fig.4 Fragmentation of the projectile and half ring simulator (experimental versus numerical)

3 风扇机匣包容性数值仿真

以某型航空发动机真实风扇机匣为研究对象,采用上述验证过的数值仿真方法模拟 TC4 风扇叶片脱落过程,并分析断叶转速和断叶尺寸对风扇机匣包容性的影响。

3.1 仿真模型

图5为丢失叶片撞击风扇机匣的有限元模型,载荷工况为单个叶片冲击机匣,叶片沿顺时针方向旋转, n 为叶片初始飞脱转速。风扇叶片和机匣统一选用8节点六面体单元进行网格划分。根据预仿真结果显示机匣包容区只有约1/4圆周部分会在断叶的作用下承受剧烈的载荷和极大的塑性变形,因此本文只对机匣1/4圆周部分加密,单元尺寸为 $2\text{ mm}\times 2\text{ mm}\times 2.3\text{ mm}$,厚度包含三层网格。飞断叶片头部网格尺寸为 6.9 mm (长度方向) $\times 5.3\text{ mm}$ (弦长方向) $\times 1.3\text{ mm}$ (厚度方向),根部网格尺寸为 4.9 mm (长度方向) $\times 5.1\text{ mm}$ (弦长方向) $\times 5.6\text{ mm}$ (厚度方向)。风扇叶片与机匣的接触定义为单面侵蚀(CONTACT_ERODING_SINGLE_SURFACE),这样既可以描述机匣与叶片的接触,也可以描述叶片或者机匣与自身的接触。材料模型及参数、摩擦系数、控制参数等与4.3.2.2节保持一致。根据发动机实际工作转速,设置叶片初始转速为 5000 r/min ,并对机匣的下安装边进行固支。

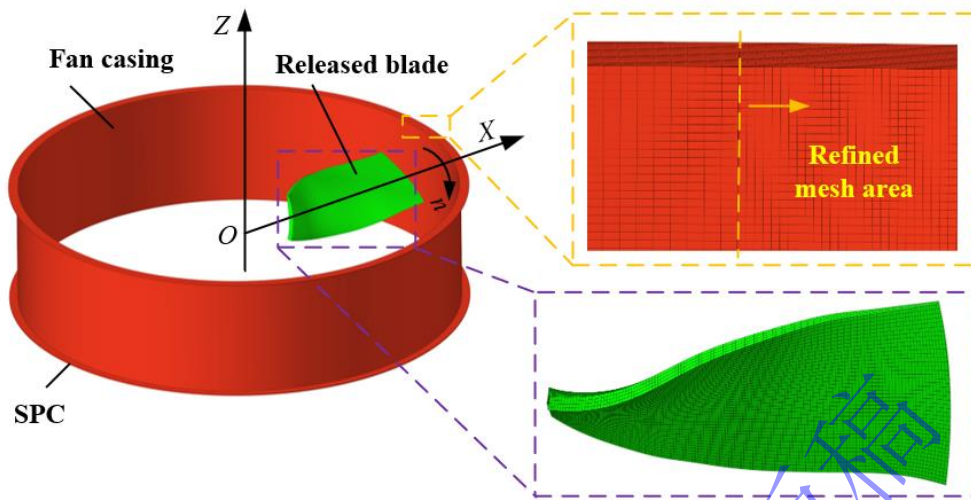


图5 真实风扇机匣有限元模型

Fig.5 Finite element model of real fan casing

3.2 包容过程分析

在包容过程中风扇叶片与机匣的相互作用如图6所示。由于风扇叶片与机匣内壁存在间隙，所以在0.35 ms时叶片的叶尖以点接触的方式与机匣内壁正式接触。随后叶尖刮擦机匣发生弯曲变形，机匣在叶片冲击力的作用下发生鼓包，如图6(b)所示。当 $t=1.65$ ms时刻，机匣被叶片前缘切削形成一小孔，并沿叶片运动方向扩张，形成长度约为96 mm的撕裂口，这属于叶片与机匣的第一次撞击。由于在此过程中叶片与机匣接触方式为线接触因此存在较大的应力集中，叶尖局部区域在弯曲和挤压作用下发生失效；当 $t=2.00$ ms时（图6(d)），叶尖弯曲后的叶片以叶身与机匣继续接触，此时为面接触，相互作用力水平变大，这属于叶片与机匣的第二次撞击；机匣撞击处的材料在拉伸和剪应力的作用下发生失效，产生初始裂纹，在叶片的持续作用下，裂纹逐步扩展形成撕裂带，机匣损伤区域变大，如图6(e)所示；当 $t=4.00$ ms时，叶片穿透飞出，机匣表面形成巨型缺口，此时风扇机匣未成功包容丢失叶片。

图7(a)和7(b)分别为撞击过程中弹体与叶片的相互作用历程及能量变化过程，其中 E_{kb} 、 E_{ib} 和 E_{kc} 、 E_{ic} 分别为叶片动能、应变能和机匣的动能和应变能。从图7(a)可以看出，计算至4ms时刻风扇叶片所受作用力已经很弱，可以认为撞击过程结束。当 $t=1.23$ ms时，叶片与机匣的相互作用力为72.49 kN，正对应于叶片的第一次撞击过程中的作用力峰值。当 $t=3.18$ ms，相互作用力达到峰值，为77.77kN，属于第二次撞击过程。如图7(b)所示，整个撞击过程按照时间段可分为三个阶段，第I阶段(0.35~0.70 ms)，叶尖刮擦机匣内壁，相互作用水平较低，动能变化不明显；第II阶段(0.7~1.65 ms)，叶片与机匣发生第一次撞击，形成小的撕裂口，持续时间较短，损失了部分动能；第III阶段(1.65~4 ms)第二次撞击，叶片的叶身与机匣内壁接触，相互作用力水平增大，机匣损伤严重，机匣吸收的应变能占总能量的19.7%。

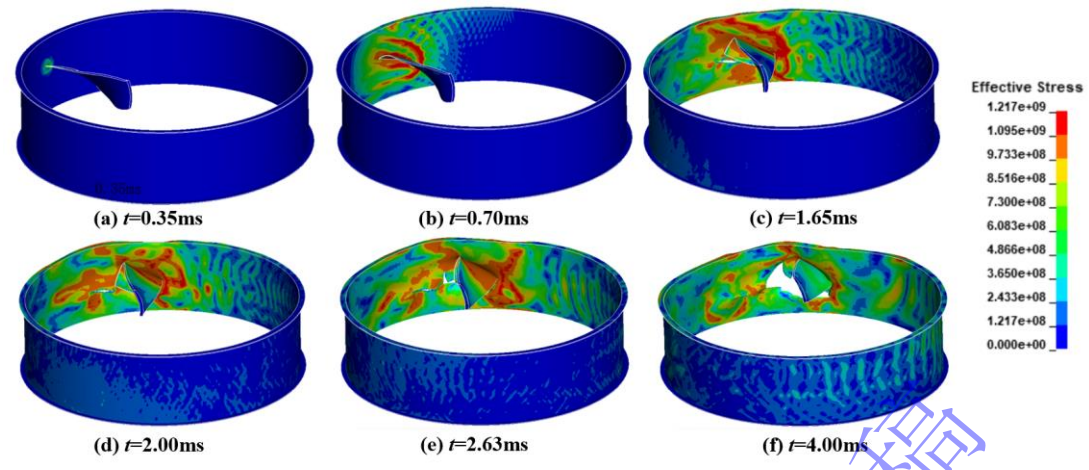


图6 风扇叶片包容过程

Fig.6 Fan blade containment process

图7(a)和7(b)分别为撞击过程中弹体与叶片的相互作用历程及能量变化过程,其中 E_{kb} 、 E_{ib} 和 E_{ke} 、 E_{ie} 分别为叶片动能、应变能和机匣的动能和应变能。从图7(a)可以看出,计算至4ms时刻风扇叶片所受作用力已经很弱,可以认为撞击过程结束。当 $t=1.23\text{ms}$ 时,叶片与机匣的相互作用力为72.49 kN,正对应于叶片的第一次撞击。当 $t=3.18\text{ms}$,相互作用力达到峰值,属于第二次撞击过程。整个撞击过程按照时间段可分为三个阶段,如图7(b)所示,第I阶段(0.35~0.70ms),叶尖刮擦机匣内壁,相互作用水平较低,动能变化不明显;第II阶段(0.7~1.65ms),叶片与机匣发生第一次撞击,形成小的撕裂口,持续时间较短,损失了部分动能;第III阶段(1.65~4ms)第二次撞击,叶片的叶身与机匣内壁接触,相互作用力水平增大,机匣损伤严重,机匣吸收的应变能占总能量的19.7%。

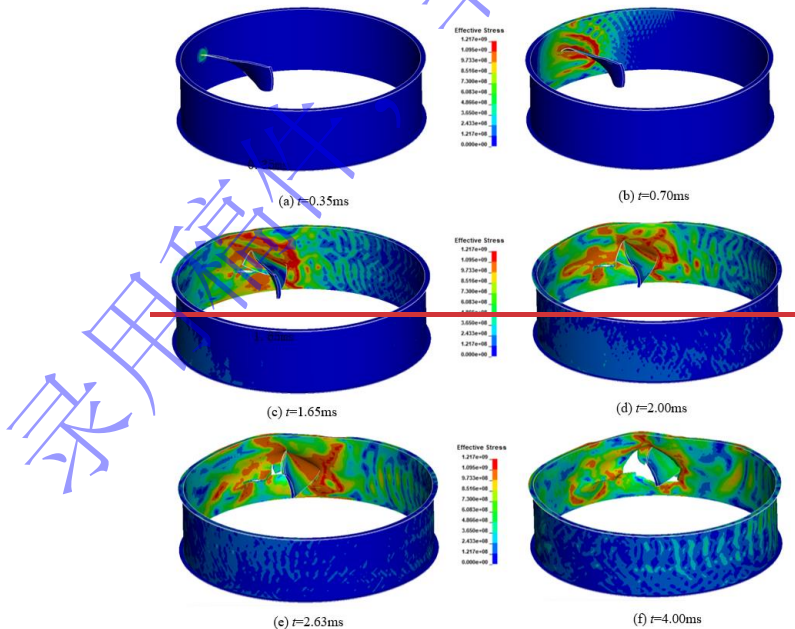
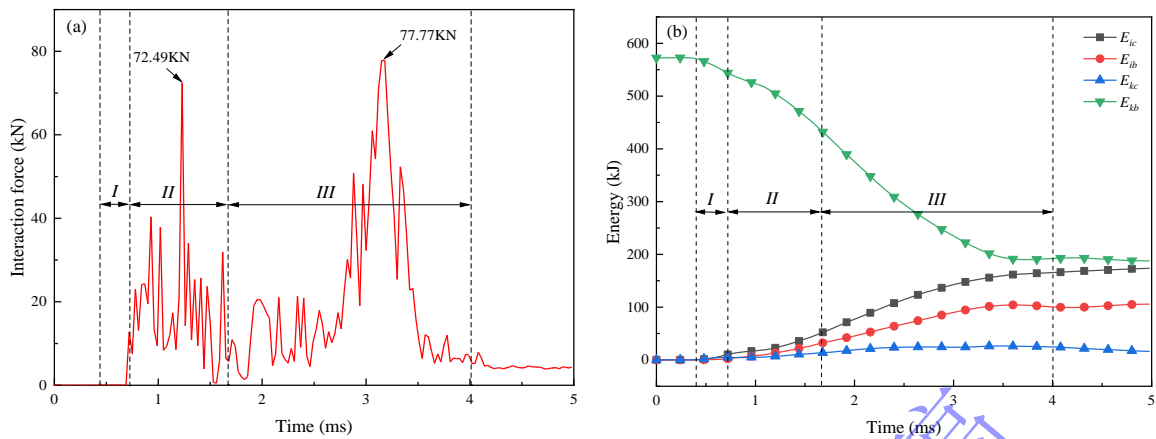


图6—风扇叶片包容过程

Fig.6—Fan blade containment process



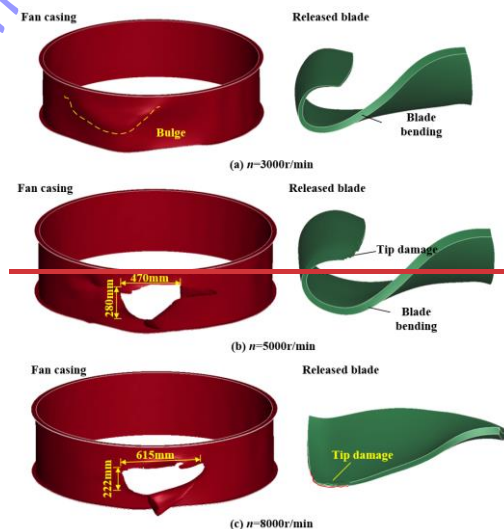
(a) The history of interaction force between fan casing and blade (b) Time history of energy

图7 叶片包容过程中的能量变化历程

Fig.7 The history of energy during the blade containment process

3.3 断叶转速的影响

为分析断叶转速对机匣包容能力的影响,分别进行了 3000-8000r/min 较宽范围内的数值仿真计算。图 8 为不同断转速下的数值仿真结果机匣和叶片的损伤形貌,可以看出随着转速的提高,机匣的包容能力逐渐降低。如图 8(a)所示,当 $n=3000$ r/min 时,机匣成功包容飞断叶片,表面出现巨大的鼓包和凹陷变形,叶片的前后缘发生磨损与卷曲变形。从图 8(b)和图 8(c)可以看出,随着转速的提高,风扇机匣被叶片完全击穿,机匣表面被撕裂形成不规则缺口,转速越高,损伤区域越大。丢失叶片的叶尖损伤逐渐变大,但弯曲程度变小。这可能是由于随着转速的提高,叶片第一次撞击产生的作用更加显著。图 9 为不同转速下机匣塑性变形能 E_{ic} 、飞断叶片塑性变形能 E_{ib} 以及动能 E_{kb} 变化历程图。从图 9(a)可以看出,随着转速的提高,机匣的塑性变形能 E_{ic} 增加。在飞断叶片对风扇机匣进行第一次碰撞后,机匣变形能会急剧增大,最后趋于稳定。从图 9(b)可以看出,当转速大于 5000 r/min 时,飞断叶片的内能 E_{ib} 会先增大后降低,最后持续上升,这是由于叶片的两次撞击引起的。因为在转速为 3000 r/min 时,机匣成功包容叶片,所以曲线变化表现不明显。由于飞断转速的不同,断叶动能在初始时刻的差异较大,在断叶与机匣撞击后,断叶的剩余动能先降低后保持稳定。图 9(c)为不同转速下飞断叶片的动能变化,随着转速的提高,叶片动能表现为逐步降低并趋于稳定。



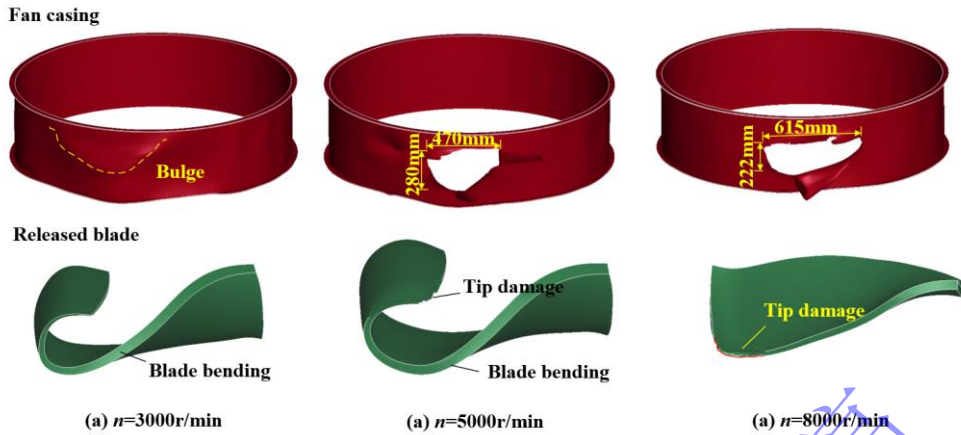


图 8 不同转速下风扇机匣与叶片的计算结果损伤形貌

Fig.8 The simulation results of fan casing and blade at different rotate speed

图 9 为不同转速下机匣塑性变形能、飞断叶片塑性变形能以及动能变化历程图。从图 9(a)可以看出，随着转速的提高，机匣的塑性变形能增加。在飞断叶片对风扇机匣进行第一次碰撞后，机匣变形能会急剧增大，最后趋于稳定。从图 9(b)可以看出，当转速大于 5000 r/min 时，飞断叶片的内能会先增大后降低，最后持续上升，这是由于叶片的两次撞击引起的。因为转速为 3000 r/min 时，机匣成功包容叶片，所以表现不明显。图 9(c)为不同转速下飞断叶片的动能变化，随着转速的提高，叶片动能表现为逐步降低并趋于稳定。

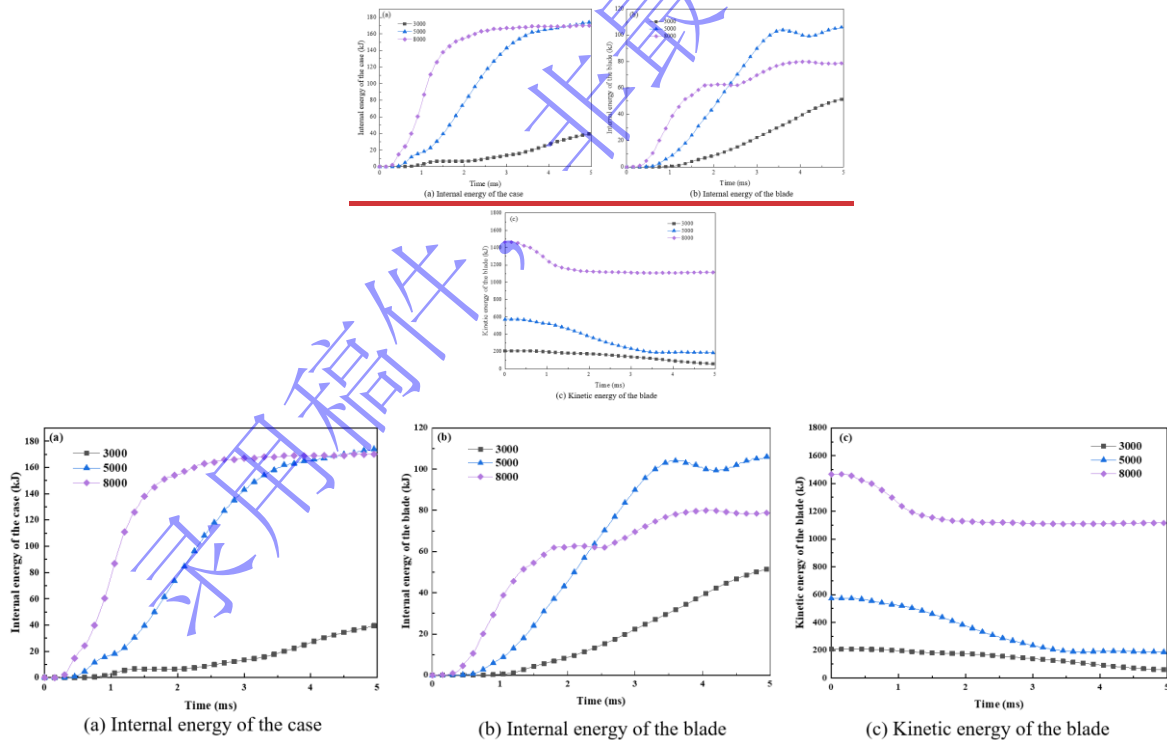


图 9 不同转速下机匣与叶片各能量参量的变化历程曲线

Fig.9 The energy history data curves at different rotate speed

图 10 为不同转速下机匣与叶片撞击过程中各能量参数的变化。由于受到不同能量的高速冲击，机匣的包容能力结果由包容变为非包容状态。从图 10(a)可以看出当断叶转速为 4281 r/min 时，断叶的剩余动能为 39.2kJ，达到最低值，而后随着转速的提高，叶片的剩余动能逐渐升高，此时叶片处于非包容状态，整体上叶片的剩余动能与转速 n^2 成正比。同样的，当断叶的剩余动能减小到最低时，叶片动

能的变化量 ΔE_{kb} 达到最高, 而后随着机匣和叶片作用力水平增大, 不同转速下断叶动能之间的差异重新开始显现, 断叶和机匣塑性变形能的变化量 ΔE_{ic} 、 ΔE_{ib} 在超过临界转速后随着转速的提高而降低。从图 10(c)和(d)可以看出, 断叶和机匣塑性变形能的变化量与转速 n^4 成正比, 而且可以发现超过临界包容转速后, 叶片的塑性变形发生急速下降, 这是因为随着转速的提高, 叶片与机匣第一次撞击所产生的作用更加明显, 叶片弯曲变形程度变小 (图 8 所示); 机匣的塑性变形能在超过临界转速后损伤区域会变大, 但由于单元会大量删除, 损伤了部分内能, 因此内能轻微下降。定义机匣包容能力为 C_a , 则其能力表征参量与叶片飞断转速 n 的关系为

$$C_a = f(E_{kb}(n^2), E_{ib}(n^4), E_{ic}(n^4)) \quad (5)$$

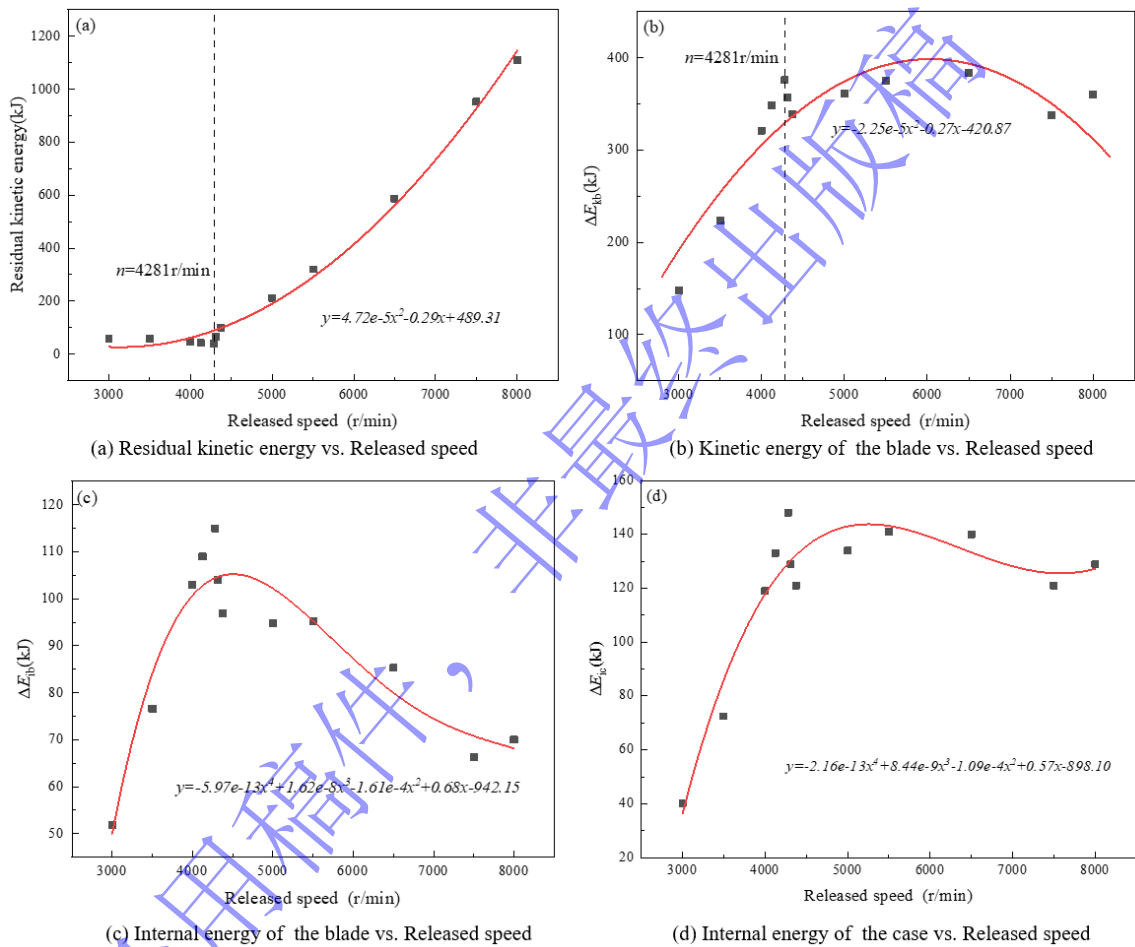


图 10 不同转速下各能量参数变化

Fig.10 The change of the energy parameters at different released speed

由图 10 可知风扇机匣的临界包容转速为 4281 r/min, 此时对应的断叶线速度为 256.7 m/s, 取表 2 中弹体在反弹和穿透的中间值作为打靶试验中半环机匣的临界穿透速度, 即为 194 m/s, 可以发现旋转状态下真实机匣所能承受的叶片冲击能量要大于打靶试验, 这主要是由于断叶撞击姿态的区别导致, 而且打靶过程中叶片对机匣造成的损伤具有明显的局部效应, 叶片在撞击过程中也仅有头部发生变形, 因此穿透机匣所需的能量相对旋转状态而言较小。考虑以上因素, 工程设计中打靶试验可按照真实机匣临界包容速度的 0.76 倍进行穿透阈值设计。

3.4 断叶尺寸的影响

机匣包容能力不仅与叶片转速有关, 还与叶片断裂尺寸和质量有关。图 11 为风扇叶片不同断裂位置处的网格模型, 分别取叶高的 1/3、1/2、2/3、5/6 及整个叶片作为不同尺寸的高能碎片, 2/3 和整个

叶片作为小碎片、中碎片和大碎片，对应的断叶质量分别为 2.655kg、4.940kg、7.574kg、10.316kg 及 12.5967kg，以此探究断叶尺寸对机匣包容能力的影响。对应的质量分别 2.655 kg、7.574 kg 和 12.5967 kg。设置断裂叶片的初始转速为 5000 r/min，分析风扇机匣在不同断叶尺寸下的包容能力。

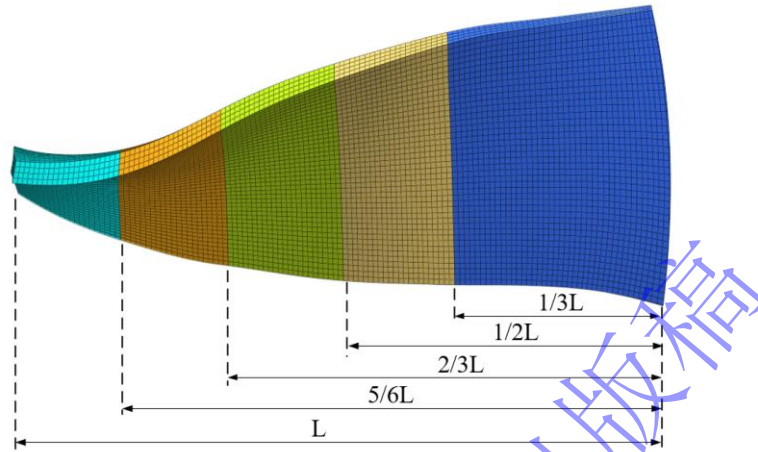


图 11 不同断叶尺寸的网格模型

Fig.11 Finite element model of fan blade with different size

表 3 为飞断转速为 5000 r/min 下不同断叶尺寸下的数值仿真结果，可以看出随着断叶尺寸和重量的增大，机匣由包容变为穿透。当断叶尺寸由小碎片变为大碎片时，叶片动能损失量逐渐增大，机匣通过塑性变形吸收的能量变多。断叶尺寸对于第一次撞击产生的作用力水平影响不大，但对于第二次撞击，随着断叶尺寸和质量的增加，断叶所受的最大作用力逐渐升高，其中整个叶片丢失所产生的第二次作用力是断叶质量为 2.655kg 的 8.77 倍。小碎片和中碎片在第一次撞击时所产生的相互作用差别不大，分别为 49.8kN 和 53.2 kN。断叶尺寸的改变对于第二次撞击产生的影响较大，大碎片撞击风扇机匣产生的第二次相互作用力是小碎片的 8.77 倍。

表 3 不同断叶尺寸下的数值仿真结果

Table 3 The simulation results of different blade size

断叶质量/kg	结果	初始动能/kJ	剩余动能/kJ	机匣应变能/kJ	相互作用力/kN	
					第一次	第二次
2.655	包容	227	61.9	69.6	49.8	8.86
4.940	穿透	358	77.3	126	48.2	16.3
7.574	穿透	464	126	143	53.2	31.3
10.316	穿透	538	183	140	68.4	52.5
12.5967	穿透	573	193	134	72.49	77.77

图 12 为不同转速下断叶质量对各能量参数的影响，从图 12(a)可以看出，当断叶质量为 2.655kg 时，随着转速的升高，机匣塑性变形能逐渐增大，但当断叶质量大于 2.655kg 且转速大于 5000 r/min 时，机匣塑性变形能变化量 ΔE_{ic} 变小，这说明机匣吸能不仅与转速有关还与飞断质量有关，但无论断叶质量如何增加，机匣发生塑性变形的能力是有限的，当其达到最大吸能状态后会发生破裂，此时机匣处于非包容状态，所以即使转速提高，机匣塑性变形能变化也不明显。从图 12(b)-12(d)可以看出叶片动能变化量 ΔE_{kb} 及机匣塑性变形能 ΔE_{ic} 均与断叶的质量呈二次函数分布，但叶片塑性变形能 ΔE_{ib} 随着断叶质量的增加呈线性增加，且随着转速的升高，二者斜率逐渐降低。考虑到上述断叶质量 m 对机匣包容能力的影响，式 (5) 可进一步转化为

$$C_a = f(E_{kb}(n^2, m^2), E_{ib}(n^4, m), E_{ic}(n^4, m^2)) \quad (6)$$

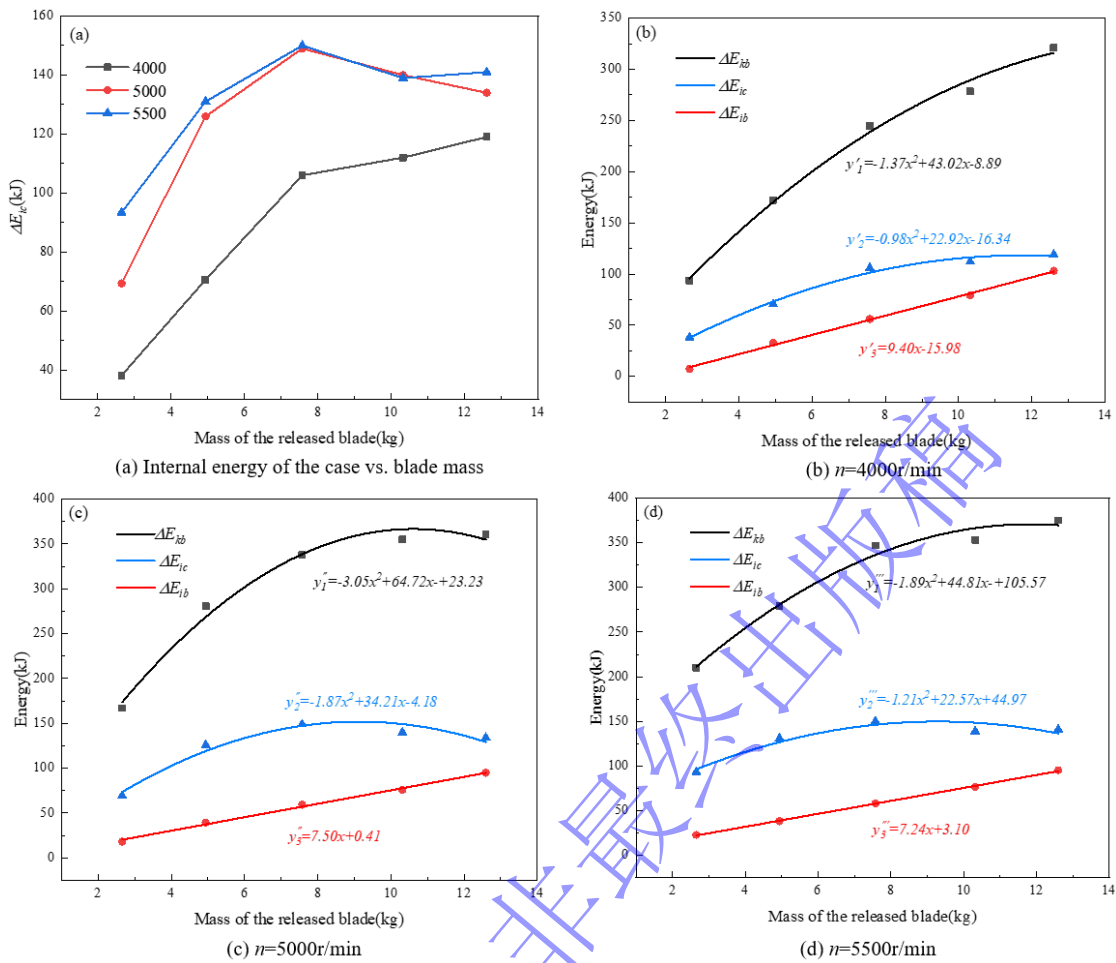


图 12 不同转速下断叶质量对能量参数的影响

Fig.12 The effect of blade mass on energy parameters at different released speed

此外，在机匣厚度一定的情况下，还探究了叶片飞断质量与临界包容转速的关系。如图 13 所示，随着叶片飞断质量的增加，机匣的临界包容转速降低，二者呈现指数分布。当断叶的质量值和飞断转速的交点落于包容曲线以上，叶片不被包容；相反的，落于包容曲线下方，叶片被包容。

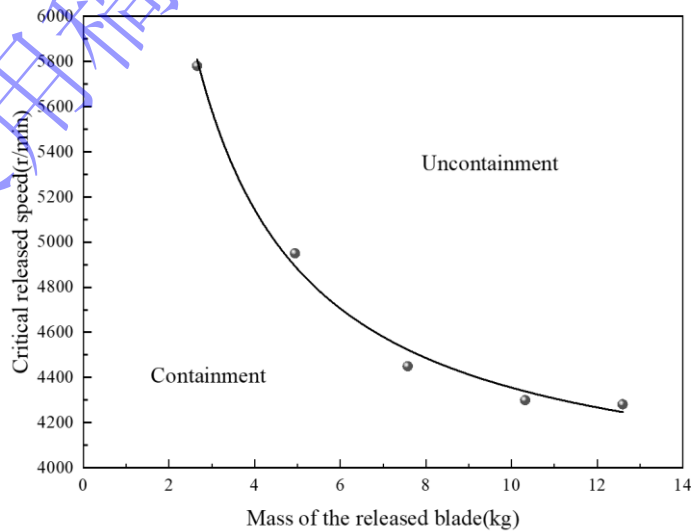


图 13 断叶质量与机匣临界包容转速的关系

Fig.13 The relationship between blade mass and critical released speed

4 结论

本文以某型航空发动机钛合金机匣为研究对象,提出一种结合弹道冲击打靶试验和有限元分析的方法,并将验证过的数值仿真方法用于研究真实风扇叶片丢失的过程,得到以下结论:

1) TC4 半环模拟机匣受到同种 TC4 叶片弹冲击时,主要破坏模式由背部凸起变为撕裂失效,与风扇机匣受到真实叶片撞击时的破坏形式一致,说明采用半环结构的有效性;TC4 半环模拟机匣在受到叶片冲击时,随着冲击速度的提高,主要破坏模式由背部鼓包凸起过渡为撕裂失效。

2) 旋转状态下真实机匣的包容能力大于打靶试验中机匣所能承受的叶片冲击能量,工程设计中打靶试验可按照真实机匣临界包容速度的 0.76 倍进行穿透阈值设计;基于 Johnson-Cook 本构建立的有限元分析模型计算的半环模拟机匣损伤形状与尺寸、弹体剩余速度及靶板径向变形量均与试验结果基本一致,验证了数值方法的准确性。

3) 采用验证的数值仿真方法建立了机匣包容能力表征参量与叶片飞断转速及断叶尺寸之间的关联模型,发现机匣发生塑性变形的能力与断叶转速呈四次方关系,与断叶尺寸呈平方关系,在进行机匣包容性设计时,应重点考虑这种非线性作用规律,确保在最大工况下,机匣能有效吸收和抵抗断叶的冲击,避免出现过度塑性变形和结构破坏;断裂叶片对风扇机匣的撞击过程主要分为三个阶段,第一阶段叶尖刮擦机匣内壁,第二阶段叶片前缘撞击机匣形成小的撕裂口,第三阶段,叶身撞击机匣导致机匣带状撕裂并向外弯曲。

4) 机匣包容能力与叶片飞断尺寸有关,随着叶片飞断质量的增加,机匣的临界包容转速呈指数倍下降。随着叶片飞断转速的提高,风扇机匣包容能力下降,断叶尺寸对风扇机匣受到的第二次撞击影响较大。

参考文献

- [1] 陈光. 航空发动机结构设计分析(第三版)[M]. 北京:北京航空航天大学,2014:542-546.
- [2] 宣海军,陆晓,洪伟荣,等. 航空发动机机匣包容性研究综述[J]. 航空动力学报,2010,25(8):1860-1870. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2010.08.012.
XUAN H J, LU X, HONG W R, et al. Review of aero-engine case containment research[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1860-1870. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2010.08.012.
- [3] 谭毅,杨书仪,左建华,等. 面向包容性的航空发动机机匣研究综述[J]. 航空工程进展,2022,13(6):17-28. DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.06.02.
TAN Y, YANG S H, ZUO J H, et al. Review of aeroengine casing containment research[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 17-28. DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.06.02.
- [4] 洪杰,马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构与设计[M]. 北京:科学出版社,2014:76-81.
- [5] 中国民用航空总局. CCAR-33 航空发动机适航规定[S]. 北京:中国民用航空总局,2005:78-79.
- [6] United State Air Force. MIL-STD-1783B Engine structural integrity program[S]. United States: Department of Defense, 2002:9-10.
- [7] US Department Transportation Federal Aviation Administration. FAR33 Airworthiness standards: aircraft engines[S]. United States: Federal Aviation Administration:1984:81-99
- [8] HE Z K, GUO X J, XUAN H J, et al. Characteristics and mechanisms of turboshaft engine axial compressor casing containment[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(1):171-180. DOI: 10.1016/j.cja.2020.08.050.
- [8] 张帆,曹振忠,苗艳,等. 航空发动机双层结构金属机匣的弹道试验[J]. 航空动力学报,2022,37(06):1248-1259. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.20210115.
ZHANG F, CAO Z Z, MIAO Y, et al. Ballistic test of double-layer metal casing of aero-engines[J]. Journal of Aerospace

- [Power, 2022, 37\(06\): 1248-1259. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.20210115.](#)
- [9] [XUAN H J, WU R R. Aeroengine turbine blade containment tests using high-speed rotor spin testing facility\[J\]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10\(6\):501-508. DOI: 10.1016/j.ast.2006.04.006.](#)
张铁纯, 王陆军, 胡昂, 等. 弹体撞击角度对 TC4 薄板抗半球形弹冲击性能影响[J]. 机械强度, 2021, 43(03): 546-553. DOI: 10.16579/j.issn.1001.9669.2021.03.006.
~~ZHANG T C, WANG L J, HU A, et al. The effect of impact angle on the ballistic performance of TC4 target against the impact of hemi-spherical projectile[J]. Journal of Mechanical Strength, 2021, 43(03): 546-553. DOI: 10.16579/j.issn.1001.9669.2021.03.006.~~
- [10] [HE Q, XUAN H J, LIU L L, et al. Perforation of aero-engine fan casing by a single rotating blade\[J\]. Aerospace Science and Technology, 2013, 25\(1\):234-241. DOI: 10.1016/j.ast.2012.01.010.](#)
~~ZHAO Z H, WANG L F, LU K N, et al. Effect of foreign object damage on high cycle fatigue strength of titanium alloy for aero-engine blade[J]. Engineering Failure Analysis, 2020, 118:104842. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2020.104842.~~
- [11] [YU M Y, WANG J F, XUAN H J, et al. Simulation and experimental study of gas turbine blade tenon-root detachment on spin test \[J\]. Aerospace, 2024, 11\(08\):629. DOI: 10.3390/aerospace11080629.](#)
~~MOHAMMAD Z, GUPTA P K, BAQIA. Experimental and numerical investigations on the behavior of thin metallic plate targets subjected to ballistic impact[J]. International Journal of Impact Engineering, 2020, 146:103717. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2020.103717.~~
- [12] 徐雪, 李宏新, 冯国全. 风扇叶片飞失显式动力学仿真网格与时间步长研究[J]. 航空发动机, 2021, 47(05): 12-18. DOI: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.05.003.
[XU X, LI H X, FENG G Q, et al. Study on mesh and time step of explicit dynamic simulation for fan blade out \[J\]. Aeroengine, 2021, 47\(05\): 12-18. DOI: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.05.003.](#)
刘志强, 鞠晓蓉, 宣海军, 等. 高能转子轮盘包容机理和包容环结构优化[J]. 高压物理学报, 2022, 36(06): 70-76. DOI: 10.11858/gywlxb.20220584.
[LIU Z Q, JU X R, XUAN H J, et al. Containment mechanism and structural optimization research for disk containment of high energy rotor\[J\]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2022, 36\(06\): 70-76. DOI: 10.11858/gywlxb.20220584.](#)
- [13] [MEGUID S A. Multiple blade shedding in aviation gas turbine engines: FE modeling and characterization\[J\]. International Journal of Mechanics and Materials in Design, 2024. DOI: 10.1007/s10999-023-09696-z.](#)
- [14] [ZHAO Z H, WANG L F, LU K N, et al. Effect of foreign object damage on high-cycle fatigue strength of titanium alloy for aero-engine blade\[J\]. Engineering Failure Analysis, 2020, 118:104842. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2020.104842.](#)
~~HE Z K, GUO X J, XUAN H J, et al. Characteristics and mechanisms of turboshaft engine axial compressor casing containment[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(1):171-180. DOI: 10.1016/j.cja.2020.08.050.~~
- [15] [MOHAMMAD Z, GUPTA P K, BAQI A. Experimental and numerical investigations on the behavior of thin metallic plate targets subjected to ballistic impact\[J\]. International Journal of Impact Engineering, 2020, 146:103717. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2020.103717.](#)
郑劲松. 高速旋转平板叶片撞击同心圆筒壳体试验的研究[J]. 爆炸与冲击, 2002, 22(03): 267-272. DOI: 10.3321/j.issn:1001-1455.2002.03.014.
[ZHOU L, SU X Y, JING L et al. Dynamic tensile constitutive relationship and failure behavior of 6061-T6 aluminum alloy \[J\]. Explosion and shock waves, 2002, 22\(03\): 267-272. DOI: 10.3321/j.issn:1001-1455.2002.03.014.](#)
- [16] [张铁纯, 王陆军, 胡昂, 等. 弹体撞击角度对 TC4 薄板抗半球形弹冲击性能影响\[J\]. 机械强度, 2021, 43\(03\): 546-553. DOI: 10.16579/j.issn.1001.9669.2021.03.006.](#)
[ZHANG T C, WANG L J, HU A, et al. The effect of impact angle on the ballistic performance of TC4 target against the impact of hemi-spherical projectile\[J\]. Journal of Mechanical Strength, 2021, 43\(03\): 546-553. DOI: 10.16579/j.issn.1001.9669.2021.03.006.](#)

- ~~XUAN H J, WU R R. Aeroengine turbine blade containment tests using high speed rotor spin testing facility[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(6):501-508. DOI: 10.1016/j.ast.2006.04.006.~~
- [17] [CARNEY K S, PEREIRA J M, REVILOCK D M. Jet engine fan blade containment using an alternate geometry\[J\]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36\(05\):720-728. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2008.10.002.](#)
- ~~HE Q, XUAN H J, LIU L L, et al. Perforation of aero engine fan casing by a single rotating blade[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 25(1):234-241. DOI: 10.1016/j.ast.2012.01.010.~~
- [18] [ZHANG H B, HU D Y, YE X B, et al. A simplified Johnson-Cook model of TC4T for aeroengine foreign object damage prediction\[J\]. Engineering Fracture Mechanics, 2022, 269:108523. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2022.108523.](#)
- ~~LIU J, ZHENG B L, ZHANG K, et al. Ballistic performance and energy absorption characteristics of thin nickel-based alloy plates at elevated temperatures[J]. International Journal of Impact Engineering, 2019, 126:160-171. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2018.12.012.~~
- [19] [周伦, 苏兴亚, 敬霖, 等. 6061-T6 铝合金动态拉伸本构关系及失效行为\[J\]. 爆炸与冲击, 2022, 42\(09\): 113-124. DOI: 10.11883/bzycj-2022-0154.](#)
- [ZHOU L, SU X Y, JING L et al. Dynamic tensile constitutive relationship and failure behavior of 6061-T6 aluminum alloy \[J\]. Explosion and shock waves, 2022, 42\(09\): 113-124. DOI: 10.11883/bzycj-2022-0154.](#)
- ~~ERYILMAZ I, GUENCHI B, PACHIDIS V. Multi-blade shedding in turbines with different casing and blade tip architectures[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 87:300-310. DOI: 10.1016/j.ast.2019.02.025.~~
- [20] [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 Seventh International Symposium on Ballistics. Hague, Netherlands, 1983, 541-547.](#)
- ~~ZHANG H B, HU D Y, YE X B, et al. A simplified Johnson-Cook model of TC4T for aeroengine foreign object damage prediction[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2022, 269:108523. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2022.108523.~~
- [21] [JOHNSON G R, COOK W H. Fractures characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures\[J\]. Engineering Fracture Mechanics, 1985, 21\(1\):31-48. DOI: 10.1016/0013-7944\(85\)90052-9.](#)
- ~~周伦, 苏兴亚, 敬霖, 等. 6061-T6 铝合金动态拉伸本构关系及失效行为[J]. 爆炸与冲击, 2022, 42(09): 113-124. DOI: 10.11883/bzycj-2022-0154.~~
- ~~ZHOU L, SU X Y, JING L et al. Dynamic tensile constitutive relationship and failure behavior of 6061-T6 aluminum alloy [J]. Explosion and shock waves, 2022, 42(09): 113-124. DOI: 10.11883/bzycj-2022-0154.~~
- [22] [HALLQUIST J O. LS-DYNA Keyword User's Manual \(Version 970\) \[Z\]. Livermore Software Technology Corporation: Livermore, CA, USA, 1998, 299-800.](#)
- ~~JOHNSON G R, COOK W H. Fractures characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1985, 21(1):31-48. DOI: 10.1016/0013-7944(85)90052-9.~~
- [24] [LIU J, ZHENG B L, ZHANG K, et al. Ballistic performance and energy absorption characteristics of thin nickel-based alloy plates at elevated temperatures\[J\]. International Journal of Impact Engineering, 2019, 126:160-171. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2018.12.012.](#)
- ~~HALLQUIST J O. LS-DYNA Keyword User's Manual (Version 970) [Z]. Livermore Software Technology Corporation: Livermore, CA, USA, 1998, 299-800.~~
- [25] [ERYILMAZ I, GUENCHI B, PACHIDIS V. Multi-blade shedding in turbines with different casing and blade tip](#)

[architectures\[J\]. Aerospace Science and Technology, 2019, 87:300-310. DOI: 10.1016/j.ast.2019.02.025.](#)

~~惠旭龙, 牟让科, 白春玉, 等. TC4 钛合金动态力学性能及本构模型研究[J]. 振动与冲击, 2016, 35(22): 161-168. DOI: 10.13465/j.cnki.jvs.2016.22.024.~~

~~HUI X L, MU R K, BAIC Y, et al. Dynamic mechanical property and constitutive model for TC4 titanium alloy [J]. Journal of vibration and shock, 2016, 35(22): 161-168. DOI: 10.13465/j.cnki.jvs.2016.22.024.~~

录用稿件，
非最终出版稿