

文章编号: 1000-8055(2007)12-2094-07

粒子分离器涡流叶片鸟撞击损伤试验

关玉璞, 张在坤, 赵振华, 陈伟, 高德平
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 研究粒子分离器涡流叶片受鸟撞击损伤规律, 提高粒子分离器抗外物损伤设计能力. 通过外物冲击损伤试验方法, 研究了模拟鸟撞击粒子分离器涡流叶片的过程. 采用瞬态响应测试系统, 获得了模拟鸟撞击涡流叶片的应变-时间历程. 对采集到的曲线和数据进行了分析. 利用三坐标测量仪, 测得撞击前后涡流叶片叶型; 经过比较计算, 得到了涡流叶片的变形. 模拟鸟以 $Ma=0.2$ 速度撞击涡流叶片时, 涡流叶片产生了塑性应变, 变形很大.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡流叶片; 应变; 撞击试验; 冲击动力学; 粒子分离器

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

Experimental study on bird damage of vortex vane in the particle separator

GUAN Yu-pu, ZHANG Zai-kun, ZHAO Zhen-hua,
CHEN Wei, GAO De-ping

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

Abstract: The rule of damage on the vortex vane in the particle separator caused by bird impact was studied with a view to improve the resistance design of particle separator to foreign object damage. By the method of experiment on impact damage, the process in which the vortex vane in the particle separator is impacted by a model bird was researched. By using the system of measurement and test on transient response, the strain time history of the vortex vane impacted by model bird was gained. Profile of the vortex vane before and after the impact inflicted by the model bird was obtained with a three coordinate device. Through comparison and calculation the deformation of the vortex vane after the model bird impact was gained. It is found that plastic strain in the vortex vane emerges and the deformation of the vortex vane is very large when the model bird impacts the vortex vane at the velocity $Ma=0.2$.

Key words: aerospace propulsion system; vortex vane; strain; impact experiment; impact dynamics; particle separator

涡轮轴发动机是用于直升机的航空发动机. 直升机(尤其军用直升机)经常需要在海边、沙漠、丛林、雪地等恶劣的环境下工作, 由于使用上的特

殊性, 使涡轮轴发动机更容易吸入杂草、尘土、砂石、冰雹、冰块、鸟和砂粒等外来物. 因此, 航空涡轮轴发动机经常采用一种专门装置——粒子分离

收稿日期: 2007-05-14; 修订日期: 2007-07-24

作者简介: 关玉璞(1956), 男, 辽宁沈阳人, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机结构强度与振动研究.

器, 给发动机进行进气净化和防护, 以保证发动机的性能, 延长发动机的使用寿命, 避免飞行事故的发生^[1]. 外来物吸入涡轮轴发动机, 首先要经过粒子分离器. 外来物的冲击会对粒子分离器的相关零部件造成损伤, 其强度与寿命会受到很大影响. 因此, 了解外物对粒子分离器相关零部件的损伤规律, 用试验方法分析零部件的变形、产生裂纹或缺损的大小和程度, 提出抗外物损伤能力的评估方法, 对于粒子分离器的抗外物损伤设计是非常必要的.

对于涡喷涡扇发动机, 鸟撞研究关心的是风扇或压气机叶片的损伤^[2]. 本文将鸟撞研究拓展到粒子分离器涡流叶片, 同时采用了更为先进的数据采集技术. 试验中设计了试验件, 模拟真实的涡流叶片. 测得了撞击前模拟鸟的速度、涡流叶片测试点的瞬态应变曲线和撞击后涡流叶片的变形.

1 试验设备

外物损伤试验发射器是发射外物(软物和硬物)进行冲击试验的一级气体炮^[3]. 测速仪是自行设计制作的光电数字设备, 用来测量模拟鸟撞击叶片前的速度. 采用电阻应变计、超动态应变仪、高速数据采集卡和计算机构成瞬态响应测试系统, 记录叶片撞击后的应变时间历程. 高速摄影系统用来记录模拟鸟撞击叶片的过程^[4]. 用三坐标仪测量模拟鸟撞击前后涡流叶片的外形尺寸, 经过计算得到涡流叶片的变形. 图 1 为涡流叶片外物损伤试验系统的示意图.

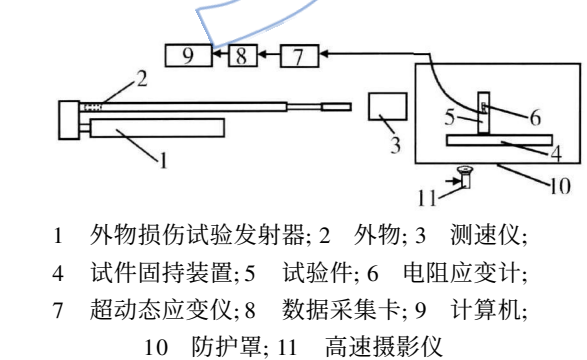


图 1 涡流叶片外物损伤试验系统

Fig.1 Experimental system for FOD of the vortex vane

2 涡流叶片试验件

在粒子分离器中, 涡流机匣为不锈钢焊接的装配式结构. 涡流叶片是涡流机匣中角度固定的扭转空心叶片, 使进入涡流机匣的气流产生约

35°角的涡流. 涡流叶片试验件是按照真实涡流叶片的尺寸和叶型稍作修改制作的. 试验件材料为 1Cr13, 长 65 mm, 宽 70 mm, 空心结构, 壁厚 0.5 mm. 为了模拟真实涡流叶片与机匣的装配形式, 试验件两端箱型薄壁结构与涡流叶片焊接在一起(图 2).

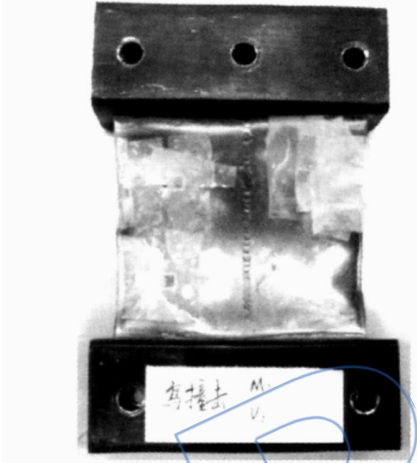


图 2 电阻应变计位置与模拟鸟撞击区域

Fig.2 Positions of strain gauges and model bird impact

3 涡流叶片鸟撞击试验

试验中, 模拟鸟为明胶与水的混合物, 几何形状为圆柱体. 鸟的速度控制在约 $Ma=0.2$, 重量约 70 g; 表 1 给出了试验中实测的模拟鸟参数.

表 1 涡流叶片撞击试验中的模拟鸟参数

Table 1 Model bird parameters in the experiment

试验状态	1	2	3
长度/mm	64	50	53
直径/mm	36	40	40
重量/g	68	67	70
速度/(m/s)	84.51	72.73	71.34

3.1 试验状态 1

图 2 中涡流叶片的左上、左下和右上分别粘贴 1, 2 和 3 号电阻应变计, 模拟鸟撞击在中间略偏下的位置. 因为涡流叶片是空心的, 所以应变计贴在与鸟撞击的同一面. 试验前, 对超动态应变仪进行了标定, 标定电压是应变计产生 1‰的应变时所对应的电压幅值; 正电压对应压应变, 负电压对应拉应变. 图 3 给出了三个应变计的测量记录, 即电压-时间历程. 图 3(a) 中, 鸟撞击到涡流叶

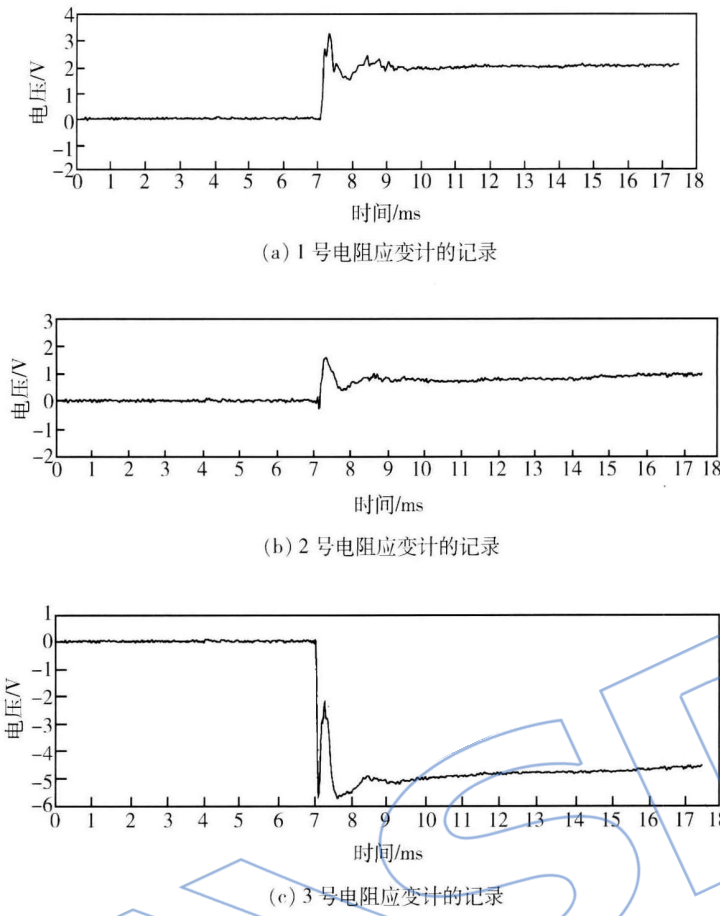


图 3 试验状态 1 中测量点的电压时间历程

Fig. 3 Voltage time history of measured points in test state 1

表 2 电压时间历程中对应的最大应变

Table 2 Corresponding maximum strain in voltage time history

测量点	标定电压/V	最大值		最小值		最大压应变/‰	最大拉应变/‰
		时间/ms	电压/V	时间/ms	电压/V		
1	0.314 87	7.327 2	3.261 8	—	—	10.36	—
2	0.192 43	7.258 4	1.592 1	—	—	8.27	—
3	0.197 63	—	—	7.671 2	- 5.662 3	—	28.65

片时,1 号应变计位置瞬间产生压应变峰值,在 7.327 2 ms 时,达到最大压应变;之后曲线下降和振荡,在电压值约 2 V 时稳定下来.这表明试验件中留有残余应变,叶片产生了塑性变形.同样,2 号和 3 号应变计位置在模拟鸟撞击后,迅速达到绝对值最大应变,然后曲线稳定在相对固定位置上.三个应变计位置到达绝对值最大应变的顺序为 2 号,1 号和 3 号,而三个应变计位置与模拟鸟撞击区的距离亦是 2 号最近,1 号次之,3 号最远,符合应力波的传播规律.表 2 给出了三个应变计测得的绝对值最大应变.图 4 是撞击前后涡流叶

片叶型的对比;图中上下分别是撞击前后的叶片;撞击后叶片产生了很大的变形,沿鸟撞击方向涡流叶片的最大位移达到 10.02 mm.

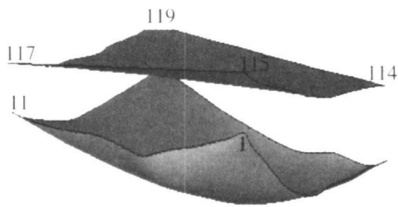


图 4 试验状态 1 叶片试验件撞击前后叶型比较
Fig. 4 Comparison of sample profile before and after impact in test state 1

3.2 试验状态 2

图 5 中涡流叶片的左上、左下、右上和右下分别粘贴 1, 2, 3 和 4 号电阻应变计, 模拟鸟撞击在中间的位置. 撞击前模拟鸟的形状比试验状态 1 的短粗. 图 6 给出了三个应变计的测量记录. 在图 6(a) 中, 1 号应变计位置先出现很小的拉伸应变,

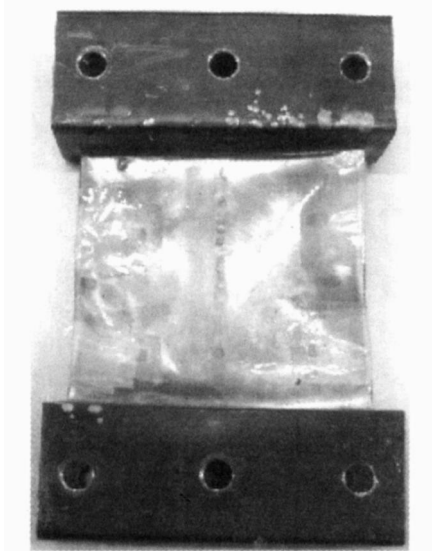


图 5 电阻应变计位置与模拟鸟撞击区域
Fig. 5 Positions of strain gauges and model bird impact

接着迅速转变为压应变, 在 8.415 ms 时达到压应变最大值, 继续振荡, 达到约 1 V 的平衡位置. 在图 6(b) 和(c) 中, 2 号和 3 号应变计位置同时达到最大拉应变, 之后振荡到平衡位置. 表 3 给出了三个应变计测得的绝对值最大应变. 图 7 是撞击前后涡流叶片的三坐标仪测量叶型对比, 左右分别是撞击前后的叶片, 叶片的变形很大, 沿模拟鸟撞击方向涡流叶片的最大位移达到 9.10 mm.

3.3 试验状态 3

图 8 中涡流叶片的左下、右上和右下分别粘贴 2, 3 和 4 号电阻应变计, 模拟鸟撞击在叶片中间位置. 撞击前鸟的形状与试验状态 2 的相差不多. 图 9 给出了三个应变计的测量记录. 在图 9(a) 中, 鸟撞击后, 2 号应变计位置先受拉伸, 然后迅速转变为压缩, 达到最大压应变, 之后振荡趋于平衡位置. 图 9(b) 中, 3 号应变计位置先压缩, 接着快速下降达到最大拉伸应变, 然后振荡趋于平衡位置. 图 9(c) 中, 4 号应变计位置开始振荡, 在 9.241 7 ms 时到达最大拉伸应变, 然后曲线上升趋于平衡位置, 整个瞬态响应过程一直处于拉伸状态. 表 4 给出了三个应变计测得的绝对值最大

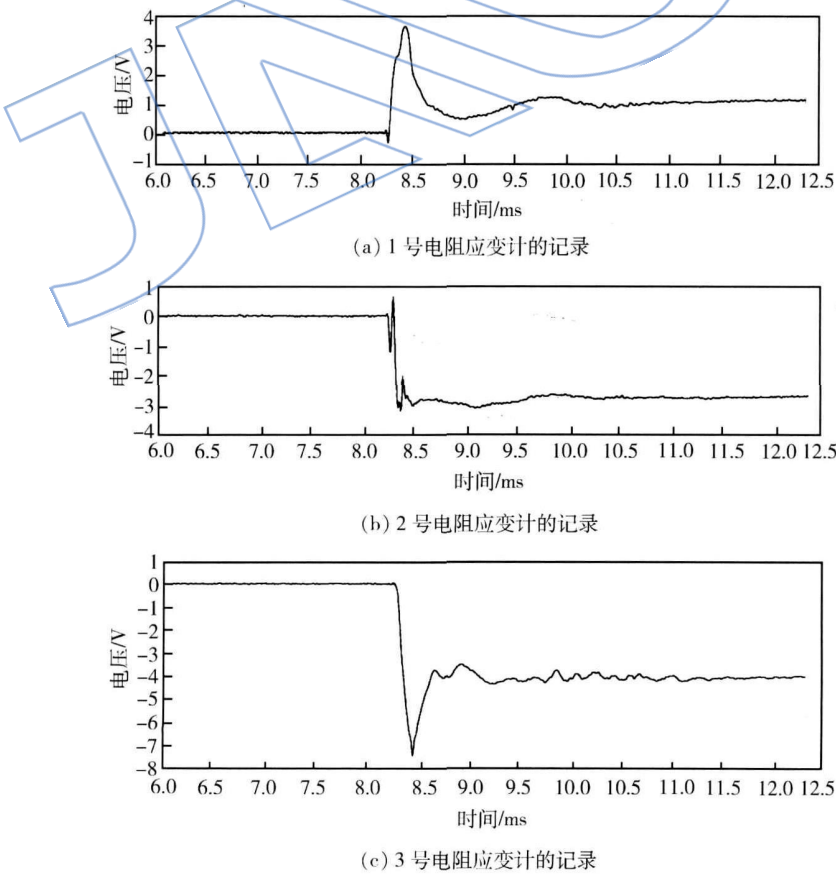


图 6 试验状态 2 中测量点的电压时间历程
Fig. 6 Voltage time history of measured points in test state 2

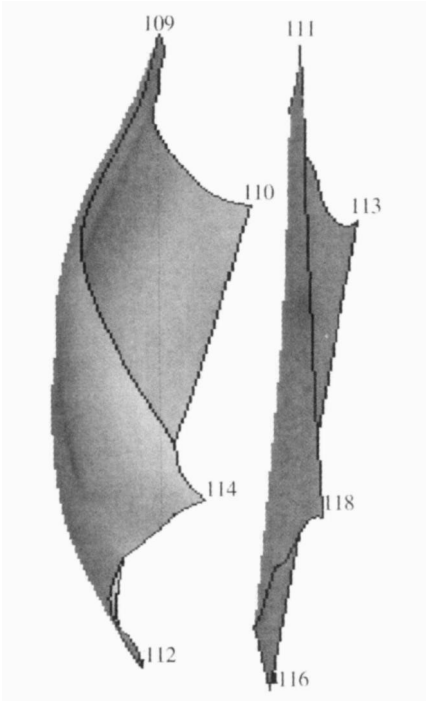


图 7 试验状态 2 叶片试验件撞击前后叶型比较
Fig.7 Comparison of sample profile before and after impact in test state 2

应变值. 图 10 给出了撞击前后涡流叶片的三坐标仪测量叶型对比, 上下分别是撞击前后的叶片, 叶片的变形很大, 沿模拟鸟撞击方向试验件的最大

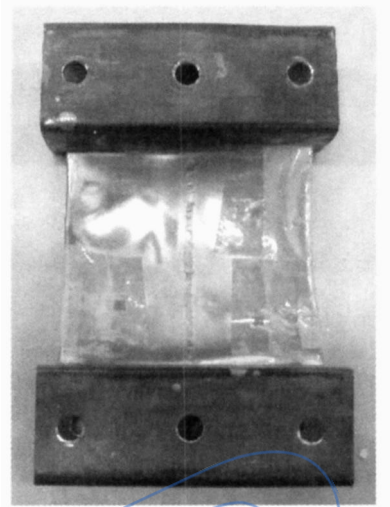


图 8 电阻应变计位置与模拟鸟撞击区域
Fig.8 Positions of strain gauges and model bird impact

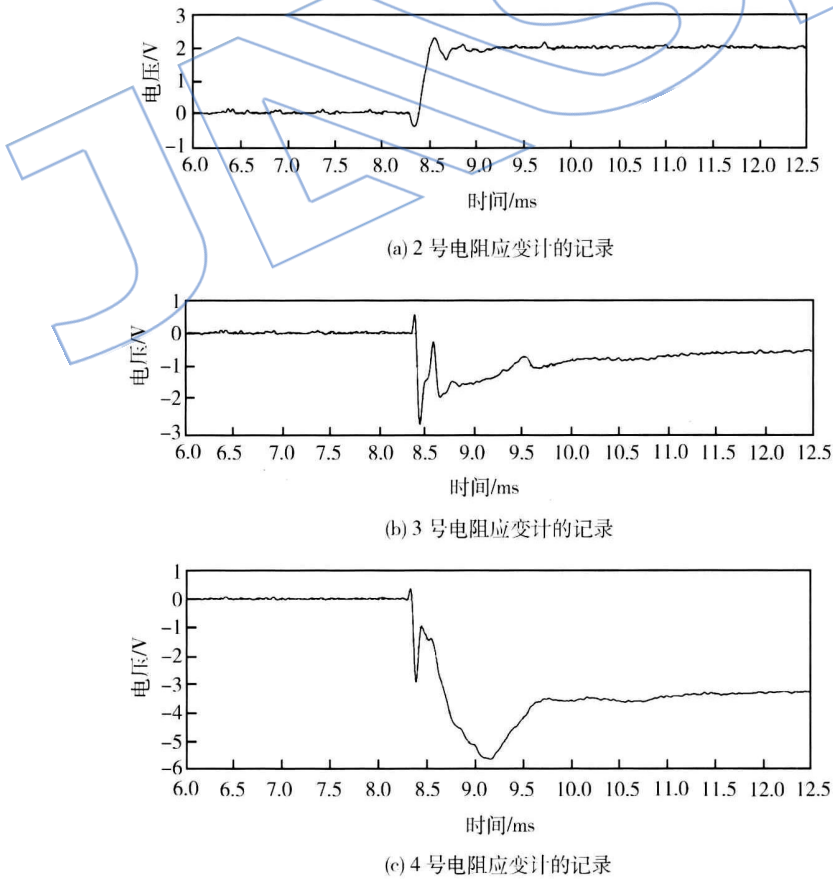


图 9 试验状态 3 中测量点的电压时间历程
Fig.9 Voltage time history of measured points in test state 3

表 3 电压时间历程中对应的最大应变

Table 3 Corresponding maximum strain in voltage time history

测量点	标定电压/ V	最大值		最小值		最大压应变/ ‰	最大拉应变/ ‰
		时间/ ms	电压/ V	时间/ ms	电压/ V		
1	0.235 18	8.415	3.653 7	—	—	15.536	—
2	0.261 87	—	—	8.347	- 3.151 1	—	12.033
3	0.324 71	—	—	8.457 5	- 7.425 4	—	22.868

表 4 电压时间历程中对应的最大应变

Table 4 Corresponding maximum strain in voltage time history

测量点	标定电压/ V	最大值		最小值		最大压应变/ ‰	最大拉应变/ ‰
		时间/ ms	电压/ V	时间/ ms	电压/ V		
2	0.286 03	8.633 7	2.328	—	—	8.066	—
3	0.267 01	—	—	8.505 7	- 2.792 4	—	10.458
4	0.321 01	—	—	9.241 7	- 5.610 5	—	17.478

表 5 涡流叶片应变计位置的最大应变值

Table 5 Maximum strain in position of gauges on samples

试 验	模拟鸟质量/ g	模拟鸟速度/ (m/ s)	1 号	2 号	3 号	4 号
第 1 状态	68	84.51	- 0.010 36	- 0.008 27	0.028 65	—
第 2 状态	67	72.73	- 0.015 536	0.012 033	0.022 868	—
第 3 状态	70	71.34	—	- 0.008 066	0.010 458	0.017 478

位移达到 8.92 mm.

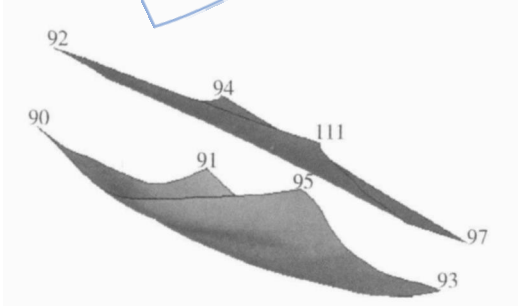


图 10 试验状态 3 叶片试验件撞击前后叶型比较

Fig. 10 Comparison of sample profile before and after impact in test state 3

3.4 试验结果比较

三个试验状态中, 模拟鸟的重量接近, 最大相差 3 g. 第 2 和第 3 状态中模拟鸟的速度相差很小, 第 1 状态的模拟鸟速度高一些, 最大相差为 13.17 m/ s. 第 1 状态的模拟鸟速度高, 鸟体作用在叶片上

的冲击载荷也大, 因而在 3 号应变计位置产生的拉应变值比第 2 和第 3 状态的都大; 在 1 号应变计位置处的压应变绝对值也大于第 2 状态的值. 三个试验状态中, 模拟鸟对涡流叶片的撞击都产生肉眼可见的塑性变形. 在三个试验状态中, 模拟鸟的速度对试验件的变形起着主要的作用.

4 结 论

本文研制了粒子分离器涡流叶片试验件, 利用外物损伤试验系统进行了模拟鸟撞击试验. 得到了涡流叶片模拟鸟撞击损伤的试验数据. 在 70 g 鸟体, $Ma=0.2$ 速度的撞击条件下, 涡流叶片产生了很大的变形. 对粒子分离器涡流叶片进行软物损伤试验研究, 尚未见到公开报道. 本文的研究为粒子分离器的软物损伤的计算机仿真, 提供了试验依据; 为粒子分离器抗软物损伤设计奠定了基础.

参考文献:

- [1] 范文正, 于海滨. 直升机进气防护装置的现状和发展趋势[J]. 航空科学技术, 2000, (1): 31-32.
FAN Wenzheng, YU Haibin. Status and trends of the inlet preventer of helicopter[J]. Aeronautical Science and Technology, 2000, (1): 31-32.
- [2] 关玉璞, 陈伟, 高德平. 航空发动机叶片外物损伤研究现状[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 851-857.
GUAN Yupu, CHEN Wei, GAO Deping. Present status of investigation for foreign object damage to blade in aeror engine[J]. Acta Aeronautical et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 851-857.
- [3] 王金贵. 气体炮原理及技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001: 40-56.
WANG Jingui. Principle and technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001: 40-56.
- [4] 武存浩, 杨嘉陵, 臧曙光, 等. 鸟撞高速摄影试验与过程研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(3): 332-335.
WU Cunhao, YANG Jialing, ZANG Shuguang, et al. Study of bird impact loading model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(3): 332-335.