

涡轴发动机外物损伤试验方法研究

岳洋 杜玉庆 王璐 袁先圣 杨艳美
中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002

[摘要] 本篇文章依据《航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》(GJB242—87)及某型涡轴发动机外物损伤试验要求,制定了试验方案。针对如何实现外物损伤模拟进行了详细的分析研究,确定了叶片损伤缺口的位置、深度和最优试制方法,并通过多轮试制和分析,确定了缺口宽度,最终顺利完成了整机外物损伤试验验证。该项试验的完成为发动机研制提供了有力的试验支撑,同时文中提出的叶片缺口设计试制方法及试验程序可为以后同类试验提供参考。

[关键词] 整机试验; 涡轴发动机; 外物损伤

DOI: 10.33142/ec.v4i8.4273

中图分类号: V263.3

文献标识码: A

Study on Test Method of External Object Damage of Turboshaft Engine

YUE Yang, DU Yuqing, WANG Lu, YUAN Xiansheng, YANG Yanmei
AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, Hunan, 412002, China

Abstract: This paper formulates the test scheme according to The General Specification for Aviation Turbine Propeller and Turboshaft Engine (GJB242-87) and the external object damage test requirements of a turboshaft engine. The detailed analysis and research on how to realize foreign object damage simulation are carried out, the position, depth and optimal trial production method of blade damage notch are determined, and the notch width is determined through multiple rounds of trial production and analysis. Finally, the foreign object damage test verification of the whole machine is successfully completed. The completion of this test provides a strong test support for engine development. At the same time, the blade notch design and trial production method and test procedure proposed in this paper can provide reference for similar tests in the future.

Keywords: complete machine test; turboshaft engine; foreign object damage

引言

直升机是典型的军民两用产品,广泛应用于作战、运输、救护、巡逻、旅游等领域。由于直升机可以在小面积场地进行垂直起飞降落,并且可以低空飞行,作为其动力系统的涡轴发动机在工作时,常常会吸入一些外来物(如金属物、砂石等),这些外物撞击到叶片上,会使叶片产生损伤,影响发动机的正常运行。外物损伤是涡轴发动机在近地状态飞行时可能出现的故障之一^[1]。在交变载荷作用下,外物损伤极易诱使疲劳裂纹萌生并快速扩展,导致叶片的疲劳断裂失效,威胁飞行安全。因此,在整机上开展外物损伤试验十分必要,外物损伤试验也是涡轴发动机研制的必要条件之一^[2-3]。

本文依据某型涡轴发动机研制要求对外物损伤试验进行了研究,确定了模拟外物损伤的方法,在保证试验质量和安全的前提下,进行了外物损伤试验,为该型发动机的研制提供了有力的依据,同时文中试验方法可为以后同类试验提供参考。

1 试验要求

相关研制要求规定:应在3个第一级叶片的1个或几个截面的前缘部位上,在发动机最高转速时出现高稳态应力和高振动应力的地方,进行模拟外物损伤试验,以验证发动机抗外物损伤的能力。损伤造成的应力集中系数(Kt)至少为2。在施加外物损伤后,装有受损伤叶片的发动机应按规定的试车阶段进行一次6小时的运转^[4]。运转结束后,不应有由于外物损伤造成叶片损伤或断裂的迹象。

2 试验方案

外物损伤试验在经验收合格的整机试验台上进行。试验对象为某型涡轴发动机,由粒子分离器、组合压气机、燃烧室、燃气涡轮、动力涡轮及附件传动机匣组件等组成。相关研制要求规定了损伤造成的应力集中系数(Kt)不小于2,但对于叶片损伤缺口的具体位置、尺寸均未给出明确定义,因此,如何制造合理的损伤叶片进行损伤模拟是本次试验的关键因素。

发动机外物损伤具有四个基本特征：(1) 在损伤处引起应力集中；(2) 在损伤处附近产生残余应力场；(3) 在损伤处出现微小裂纹；(4) 引起损伤处的微观结构损伤。

在保证试验质量和安全的前提下，本次试验采用以下方案进行外物损伤试验：

- (1) 对该型发动机压气机外物损伤修理规定进行研究，结合叶片强度、振动分析结果确定叶片缺口位置；
- (2) 参考其它发动机修理经验及缺口部位微观缺陷和残余应力情况，确定叶片缺口深度；
- (3) 根据发动机外物损伤的特征，分析研究现有缺口试制方法的优缺点，确认最优的缺口试制方法；
- (4) 根据缺口深度和应力集中系数，采用确认的方法进行试制加工；
- (5) 发动机装配试制好的满足要求的损伤叶片，按照要求进行了试验。

3 外物损伤模拟

3.1 缺口位置

在发动机压气机外物损伤修理资料中，将压气机一级叶片划分为三个区域（见图 1）：A 区为 0~25%叶高、B 区为 25%~50%叶高、C 区为 50%~100%叶高，其中在 A 区不允许有损伤。

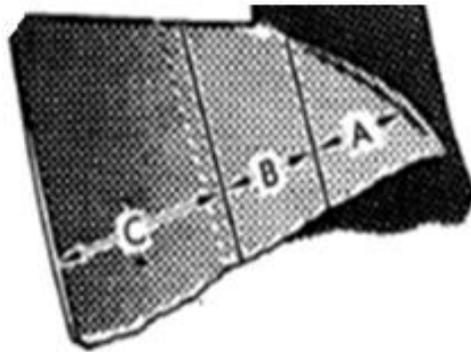
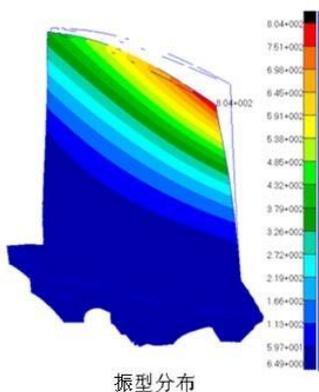
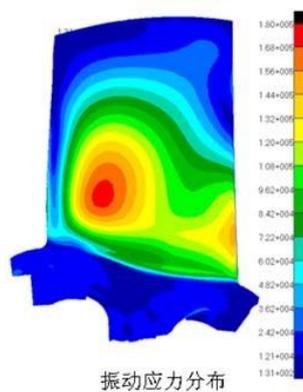


图 1 第一级转子叶片的区域划分

根据发动机压气机第一级叶片盘振动分析结果可知（见图 2），一阶弯曲情况下叶片前缘最大振动应力出现在 a% 叶高位置，并沿叶高方向逐渐减小；根据压气机第一级叶片盘强度分析结果可知（见图 3），叶片前缘最大稳态应力出现在 b% ($b < a < 25$) 叶高位置，并沿叶高方向逐渐减小。由于发动机外物损伤修理资料中规定在 0~25% 叶高区不允许有损伤，因此，确定叶片缺口具体位置为：叶片前缘 25% 的叶高位置。



振型分布



振动应力分布

图 2 第一级叶片盘叶片振动（一阶弯曲）情况

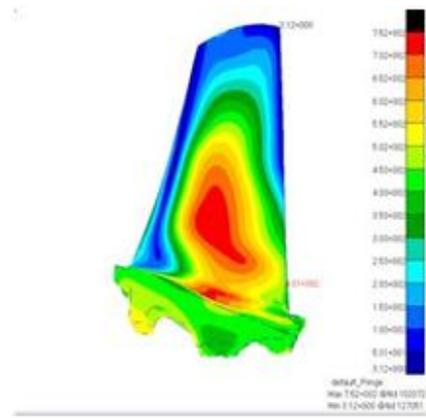


图 3 第一级叶片盘叶片稳态当量应力分布图

3.2 缺口深度

根据该发动机压气机外物损伤修理规定，在距离叶根 25% 叶高位置允许修理后的缺口最大深度为 1.59mm。

某发动机叶片在维修中，明确提出修理深度比实际深度要大 0.2mm~0.4mm，平均值为 0.3mm，结合相同材料试

验件的外物损伤试验结果可知：在损伤底部的深处有微观的裂纹、组织变化等特征（与试验参数相关，深度一般在 0.3mm 左右）这些对疲劳性能有不利影响。同时根据带前缘形状的模拟试验片的外物损伤数值模拟结果：在宏观损伤的表面下 0.3mm~0.4mm 处，有微观缺陷和残余应力（正对底部为压应力，两侧为拉应力），这些对疲劳性能有不利影响，抛修时需去除。为此，确定外物损伤缺口深度为： $1.29 \pm 0.2\text{mm}$ 。

3.3 缺口试制方法

从理论上讲，整机吸入是唯一能够精确模拟外物损伤对整机影响的试验方法，但该方法试验费用巨大且科研价值有限，同时未见相关试验研究。目前缺口试制的主要方法有：机械加工法，低速冲击法、静态挤压法和高速弹道冲击法^[3]。

（1）机械加工缺口法具有操作简单、可重复性和可控制性强、试验成本低等特点，但模拟损伤不具有典型的外物损伤特征：残余应力、表面小裂纹、微结构损伤；

（2）低速冲击方法的基本试制过程：通过外力驱动刀口加速并冲击目标体，产生模拟外物损伤。该方法具有使用方便、重复性好、试验成本低、效率高等特点。通过低速冲击方法能模拟出明显的残余应力场，但与典型外物损伤引起的有明显不同。由于受冲击载荷的作用，低速冲击试制过程中有可能发生掉块现象；

（3）准静态挤压法的基本试制过程：通过液压、机械或电动方式准静态驱动刀口，在目标体上产生预置深度的缺口模拟外物损伤。准静态挤压法能模拟出明显的残余应力场，但与典型外物损伤引起的也有明显不同；

（4）高速弹道冲击法是最能准确模拟外物损伤的试制方法，其基本试制过程：高压气体膨胀推动外物在炮管内加速，直至飞出并冲击目标体，产生模拟外物损伤。该方法可模拟出典型的外物损伤微观损伤特征—绝热剪切带。弹道冲击法分为枪弹法和空气炮法两种方式，与枪弹法相比，空气炮法的可重复性和可控制性较好，是国外开展外物损伤模拟试验的主流方法^[3]，因此，本次试验采用空气炮法对缺口进行试制，空气炮实物图见图 4。

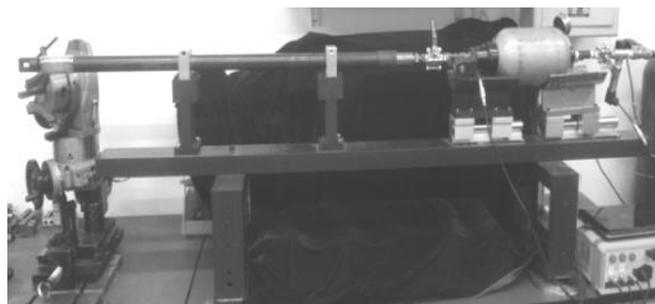


图 4 空气炮实物图

空气炮法通过调节压缩空气的压力控制外物达到要求的发射速度冲击目标体，可通过改变外物在弹托中的安装方式，实现对外物撞击目标体姿态的控制，亦即模拟外物损伤形貌的控制。

3.4 缺口的试制

根据确定的缺口位置和深度，采用空气炮法进行了缺口试制，并采用三维体视显微镜对试制的缺口进行了尺寸计量（见图 5）。根据计量后的尺寸进行三维建模，并采用有限元分析软件进行弹性有限元分析，得到缺口处的应力（见图 6），并与所对应无缺口位置应力相除，计算得到缺口处应力集中系数，结果见表 1。

通过多轮缺口试制和分析，最终确定采用 cmm 钢珠预制缺口，其应力集中系数满足要求，为此，确定缺口宽度尺寸为 $c.00 \pm 0.2\text{mm}$ 。试制后的叶片见图 7。

表 1 应力集中系数计算结果

叶高	宽度	深度	Kt	发射速度 m/s
25%	C.15	1.35	2.14	198
	C.05	1.23	2.08	198
	C.07	1.23	2.09	198

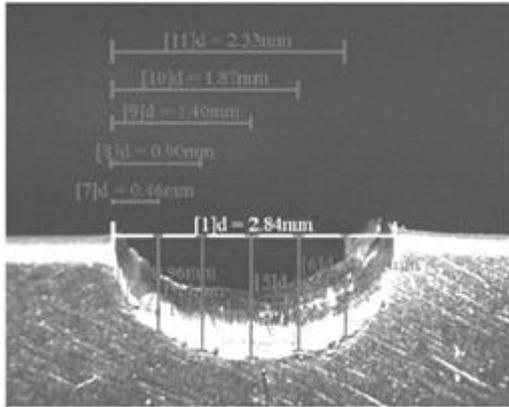


图5 缺口尺寸计量图

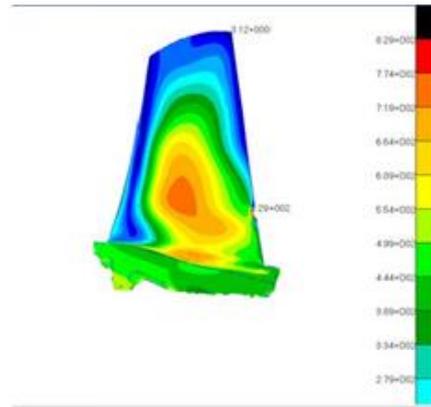


图6 第一级叶片盘叶片带缺口稳态当量应力分布图

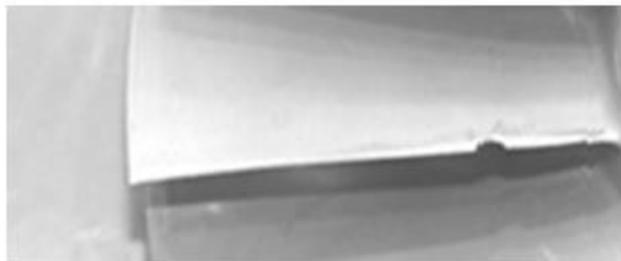


图7 试制后的叶片

4 试验结果

发动机装配试制好的叶片，按照要求进行了试验，共运转6小时2分钟。试验过程中，在发动机工作转速范围内，燃气发生器和自由涡轮振动正常，加减速过程正常，各状态参数都达到了发动机的状态要求。试验完成后对发动机进行了相关分解检查工作，压气机一级叶片盘没有预制缺口以外的损坏或是断裂的迹象，预制缺口未扩展。分解检查未发现由于本次试验造成的零部件损坏。

5 结论

本文通过对某型涡轴发动机外物损伤试验的研究，在本文试验范围内，可以得到如下结论：1) 本文整机外物损伤试验方案合理可行，在保证试验质量和安全的前提下，采用空气炮法按照分析研究确定的缺口位置、深度和宽度进行损伤模拟，可重复性和可控制性较好，可以很好地模拟外场实际外物损伤的效果，可在今后同类型试验中广泛推广；2) 该型涡轴发动机在外物损伤试验过程中工作正常，分解结果均符合要求，外物损伤试验为该型号发动机研制提供了有力的技术支持与依据。

[参考文献]

- [1] 尹冬梅, 钱林方, 栗保明, 等. 外物形状对发动机叶片中残余应力场的影响分析[J]. 机械强度, 2012(3): 134.
- [2] 关玉璞, 陈伟. 航空发动机叶片外物损伤研究现状[J]. 航空学报, 2006, 28(4): 851-857.
- [3] 潘辉, 赵振华, 陈伟. 航空发动机叶片外物损伤试验模拟方法[J]. 航空发动机, 2012(2): 112.
- [4] 国防科学技术工业委员会. GJB242-87 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范[S]. 北京: 工业出版社.

作者简介: 岳洋 (1986.6-), 男, 中国航发湖南动力机械研究所, 主管设计师, 工程师。