

轮盘破裂转速试验研究

北京航空航天大学 郑祺选

“轮盘破裂转速准确预测方法及试验评定研究”作为发动机结构完整性的课题,从理论计算及试验评定两方面研究破裂转速问题,以指导轮盘设计,分析产品盘破裂故障。

采用了大变形解析法作为预测轮盘破裂转速的理论计算方法^[1],用来指导轮盘的设计,并用模型试验来考核这种计算方法的准确性。显然,模型试验要简便得多,成本低廉,因此可以比较大量和系统地试验各种模型盘,包括有温度梯度和几何形状各异的模型盘,以减少甚至免除产品盘试验工作量。

一、试验器及其测试系统

破裂试验的目的是考核和验证理论计算方法,因此必须将盘加速至破裂,与此同时,应准确记录轮盘破裂瞬时的实际转速 n_{po} 。可见,虽然试验任务单一,内容比较简单,但技术难度高,危险性大。为了减少损失,避免事故的发生,必须精心地设计试验器,以保证人员及仪器设备的安全,使每次轮盘破裂时造成的损害减小到最低程度。

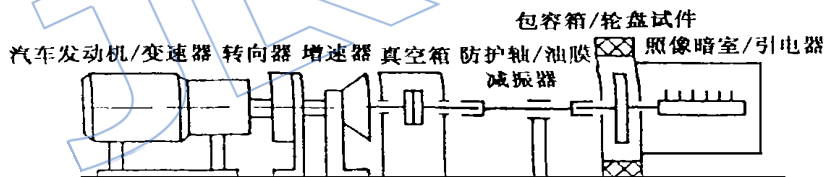


图1 轮盘破裂试验器示意图

1 试验器 这是在原有的卧式超转试验器的基础上改建而成的,图1中真空箱以右的部分都是为满足破裂试验的要求而后加的。此外,为了简化,图中没有表示加温设备。由图可见,目前的真空箱仅用作主传动轴的轴承支架,工作时亦无需抽真空。试件位于包容箱内,箱内用木块作为破裂碎块的包容材料,以降低制造成本。整个转子系统设计成悬臂式三支点刚轴,设计成悬臂式有利于用普通照相机记录破裂瞬时的轮盘形态。主传动轴经防护轴驱动试件,防护轴上预先加工有薄弱部位,以保证轮盘破裂时主传动轴及其支承系统的安全。转子的第三支点是油膜减振支承,用以有效地减小转子振动,特别是轮盘破裂时引起的巨大振动。为了提高转子临界转速加强减振效果,第三支点应尽量靠近试件。在安装时要精心调整三个支点的同心度和减振油膜处的轴承与轴承座之间的径向间隙。采用弹性花瓣式联轴器对试件传扭和工作定心^[2]。必要时对试件进行高频感应加温。

2 测试系统 测试系统的可靠性对于轮盘破裂试验有特殊意义,这是因为一个轮盘的

破裂试验完全不可能重复进行,因此,一些稍纵即逝的试验数据,尤其是转速、温度以及破裂瞬时的轮盘形态等,务必及时准确地加以记录,否则功亏一篑。

测试系统的详细情况可见参考文献 [3], 图 2 只给出其方块图。由图可见主要的测试内容和记录设备。为了确保转速的可靠记录, 应至少平行地设置两套转速测量系统。

轮盘破裂前伴随有巨大的变形, 在实际工作中要求发动机在飞行与地面包线内的所有点工作时, 叶片与轮盘均不得与除封严环以外的任何发动机静止零件接触。因此, 轮盘变形超出允许值应认为失效。在作轮盘破裂试验时, 变形量是轮盘失效的控制参量之一。由于测量变形的位移传感器位于轮盘旋转面内, 一般均随轮盘的破裂而损坏。

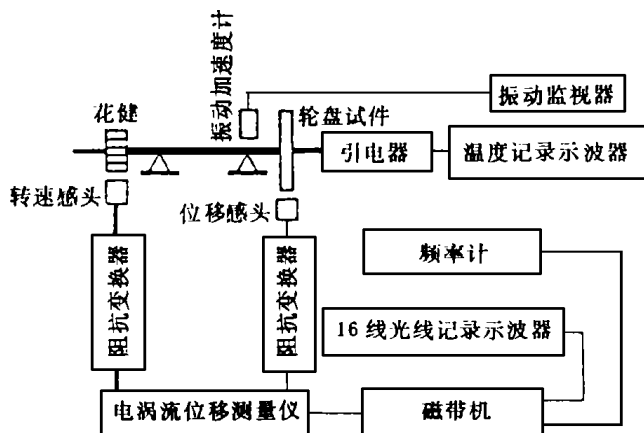


图 2 测试系统简图

二、试件设计和试验程序

一个试验件应包括三个基本部分, 即盘体、模拟叶片负荷的外载荷、盘轴传扭定心装置。盘体的形状及几何尺寸应符合模型试验的目的, 要精心设计。盘轴传扭定心部分除须满足轮盘大变形时工作定心外, 应尽可能减小它对轮盘受力状态的影响。在轮盘试件的设计中, 特别应校核各部位局部安全系数, 并保证盘体的强度储备最小。

以校核计算方法为目的的轮盘破裂试验程序如图 3 所示。图中的 n_p 是计算预测值。一般情况下, 它与实际的破裂转速会有某些差距, 因此图中的两处, 即 $90\%n_p$ 及 $100\%n_p$ 仅具有参考意义。作者通过工作实践所提出的这一试验程序中, 建议在转速越过计算预测的 n_p 值后不作停留, 缓慢和持续地增速, 直至轮盘破裂。轮盘破裂瞬间通常伴随着一声清脆的巨响。

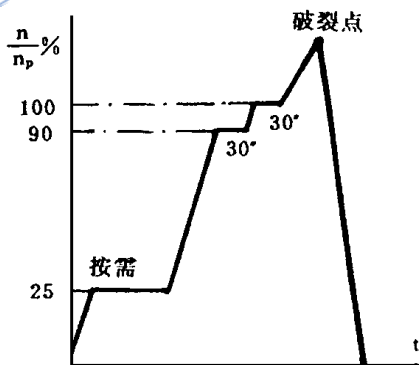


图 3 破裂试验程序

在本课题的开展过程中, 试验器进行了多次的改进, 轮盘破裂时对试验器的破坏程度和损害范围逐步得到了较好的控制, 缩小了修复设备的时间, 降低了试验成本。

三、试验结果与结论

表 1 列出了一部分模型盘的试验结果。为进行比较, 表中同时列出该试验模型盘用大变形解析法计算得出的 n_p 预测值。由表 1 可见, 除第 7 号加温盘两种数据有较大差距外, 其余各盘计算值与试验值相当吻合, 误差小于 5%。

进一步分析表 1 数值可以看出, 试验值普遍高于计算值。究其原因主要与试验时之操作

过程有关。实际上,该模型盘真实的破裂转速 n_p 只有在试验完成后才得知。当按图 3 所示的程序操作时,该停留的时候没有足够的停留或转子加速度过大,均会导致转子转速短时越过实际的轮盘破裂转速,这一超越的转速为测量系统所记录,并作为破裂转速试验值。在 7 号盘的试验过程中,这一情况尤为突出。当时为了维持住盘中已形成的温度场,操作者过快地加速转子直至轮盘破裂,除由于转子质量惯性使转速过多地超越实际的 n_p 外,尚应考虑应变速率过大对计算中所依据的不考虑应变速率的材料性能所造成的影响。

表 1 轮盘破裂试验结果 (7 号试验盘孔边为 400℃, 轮缘为 515℃, 其它盘为常温)

试验盘编号	2	3	5	6	7
材 料	A 3	有机玻璃	A 3	A 3	A 3
几何特点	等厚	等厚	变厚正轮毂	变厚偏轮毂	等厚
n_p 试验值 (rpm)	11278	9552	11850	11430	9750
n_p 计算值 (rpm)	10849	9449	11426	11426	8525
相对误差%	3.8	1.08	3.58	0.035	12.56

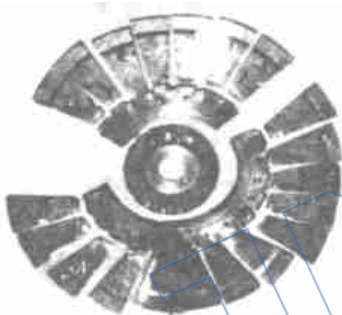


图 4 破裂后的 6 号盘及花瓣联轴器

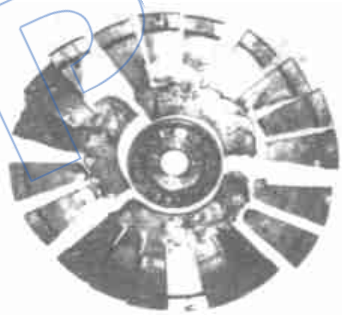


图 5 破裂为三块的 7 号加温盘

图 4 为破裂碎块拼合后的 6 号盘,中心处可见已产生永久变形的花瓣联轴器。图 5 为破裂后的 7 号盘,它破裂成三大块,这是一种常见的破裂形态。

结论 (1) 本课题成功地进行了系列模型盘破裂试验,尤其是具有温度梯度盘的破裂试验,这在国内尚属首次。这意味着我们已经初步掌握了这一高难度的试验技术;(2) 通过试验考核了本课题所提出的轮盘破裂转速计算方法,即大变形解析法;(3) 应当严格按照试验程序进行操作。可进一步改进试验与测试装置,使之能满足试验程序的要求,提高操作过程自动化程度。通过进一步的工作,应对转速大于计算预测的 n_p 值时的加载速度作出相应的规定;(4) 将卧式超转试验器经改造用于模型盘破裂试验是可行的,有推广价值。转子采用悬臂三支点支承、挤压油膜减振、弹性花瓣传扭以及轮盘采用高频感应加温等技术措施是成功的。

参 考 文 献

[1] 洪其麟等,“准确预测轮盘破裂转速的研究报告”,北航科研资料BH-B3716,1990 年。
[2] 郑祺选等,“轮盘破裂试验研究报告”,北航科研资料BH-B3717,1990 年。
[3] 候贵仑等,“轮盘破裂试验器设计及其测试系统”,北航科研资料BH-B3719,1990 年。

crack initiation is 8642 (cycles). In comparison with cyclic rotating tests, the test period on a multi-channel radial loading fatigue test rig can be shortened greatly and the test data can be obtained easily. A smooth round bar specimen experiment method for predicting the LCF life of groove bottom in the disk is provided, which is better than the Morrow method. For the median LCF life, the ratio of the experimental life to the predicted life is 1.2.

EXPERIMENTAL ESTIMATION OF LCF LIFE FOR A COMPRESSOR DISK

Gong Mengxian, Wang Liheng, Cao Fenglan, Ru Meixiu

(Gas Turbine Establishment)

ABSTRACT A LCF (Low Cycle Fatigue) test of a single rotor disk of a compressor is presented. The experimental results show that the location and the growth orientation of LCF crack in 9th single rotor disk reproduce those in the global compressor rotor. In addition, the LCF tests of the smooth round bar specimens are accompanied with the LCF tests of a single rotor disk, so as to estimate of the strain history of the eccentric holes in the disk. The statistical data of smooth round bar specimens tested to failure enables to estimate the LCF life to crack initiation for the eccentric holes in the disk of the global compressor rotor.

AN EXPERIMENTAL STUDY ON DISC BURSTING SPEED

Zheng Qixuan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT This paper describes the experimental work on the research of disc bursting speed. The bursting speed tests for a series of disc models are made successfully. That means: such a difficult experimental technique has been mastered; and the reconstructed horizontal test rig is suitable for the research of disc bursting speed at normal atmospheric temperature and with heating. The results obtained from experiments and calculations are coincident. This work provides the basis for the further research on the bursting speed of aeroengine discs.

MODIFICATION OF SHAPE OF DOVETAIL JOINTS FOR ANTI-FRETTING DAMAGE

Zhu Rupeng, Pan Shengcai, Dai Zhendong

(Nanjing Aeronautics Institute)

ABSTRACT The fretting damage of the dovetail joints between blades and disks in turbojet engines has significant effect on fatigue life of the joints. In order to improve the resistibility to dovetail joints fretting damage, an effective method provided, which palliates the fretting wear of the joint. By modifying the shape of the local interface to adjust the distribution of the mechanical parameters. The numerical analysis of the joints with the Boundary Element Method indicates that for the modified joints the peak reaction on the interface drops greatly but the peak stress does not rise at both the contacting and non-contacting interface in elastic bodies. Comparative experiments have been carried out. The