

柔性转子-挤压油膜阻尼器系统 突加不平衡响应试验研究

燃气涡轮研究所 付才高 李希凡

一、前言

关于柔性转子、无定心弹簧的挤压油膜阻尼支承系统的突加不平衡响应实验研究,在国内尚未见公开报导,而探讨其一般规律性的论文却不少见,其原因可能是这种试验较难逼真地实现,并且因为要释放一块旋转质量而带有一定的危险性。

挤压油膜阻尼器已经过二十余年的研究和使用的,日趋完善,但是大多数阻尼器是设计在正常不平衡量范围内工作的,而在航空发动机上却常因某种原因发生诸如叶片折断或丢失一部分旋转质量的事,阻尼器就会处在这种特殊工况下工作。研究阻尼器在突加不平衡下的承载能力,也就是研究再次恢复稳定运转的能力,这在航空发动机上实际使用有现实意义。

本试验实现了安全、准确地对高速转子不平衡量的突加,在多种工况(不同油膜间隙、突加量和突加转速)下进行了试验研究。试验表明:本试验转子在受到突加不平衡量后,可在几周内就能恢复稳定运行;不同油膜间隙的转子的承受突加不平衡能力有显著差别。

二、试验装置

1. 突加方式和突加件设计 在转子上实现不平衡量的突加最直接的方法是在转盘外缘置一要求的释放质量块(模拟一个叶片),在指定转速下由离心力将其拉断飞出。这种方法虽然真实地模拟了叶片自断情况,但常因试件材料机械性能的分散、加工误差和机械振动等因素,较难做到在要求转速下释放质量块,且包容装置和传感器的布置均较复杂和困难。本试验用“切向击断法”来实现不平衡量的突加(图1)。该法比较真实地模拟叶片受外来物或被发动机内部机件松脱、掉块等原因而被击断的情况。这种情况在航空发动机上是常见的严重故障,如某发动机仅因这种事故而造成提前更换发动机的占提前更换总数

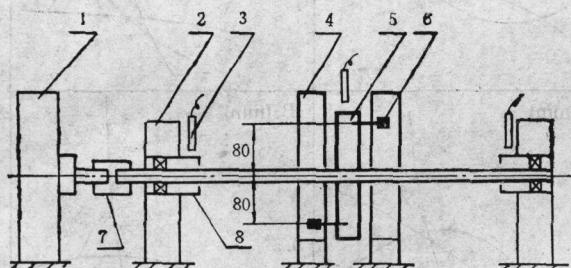


图1 试验装置示意图 (1.增力器, 2.支座, 3.传感器, 4.收容器, 5.转子, 6.释放质量块, 7.柔性联轴节, 8.油膜衬套)

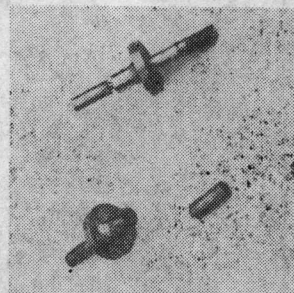


图2 突加件

的17.3%。

突加件(图2)是用脆性材料灰铸铁棒料机加工而成,释放质量块与基体之间切成0.2—0.4厘米直径的细颈,在预定转速下,使释放质量块与撞击杆相碰在细颈处脆性裂断甩出,由包容装置收容,必要时,可再释放掉另一个相同的质量块,使转子恢复动态平衡。

实践证明,这种突加方式安全可靠和准确,只出现极轻微的瞬时转速波动(小于5%),也没有使转子发生反进动和扭振现象;释放质量块都得到完好的收容。

2. 转子系统和试验测量 转子是带中间单盘的 Jeffcott 型转子(图1),支承间跨度为560mm,轴外径为32mm,盘重8.96kg,突加件用螺纹固定在轮盘两个侧向半径80mm处,两者差180°。转子支承在带挤压油膜阻尼器的滚动轴承上;支座是上下剖分的刚体结构,具有足够的刚性和强度;转子系统的临界转速为5085rpm。转子由22KW的直流电机经增速器驱动,输出轴最高达20000rpm。

电涡流传感器分别从水平、垂直方向测轮盘和轴颈的振动和位移,用加速度传感器在支座盖上测基体的垂直振动加速度;全部信号记录在R500磁带上,由分析仪计量分析。

三、试验结果和讨论

图3示出了几种不同工况(表1)下盘处的“稳态-突加瞬态-再稳态”的水平、垂直振动波形曲线;图4示出了不同油膜间隙抗突加不平衡能力的试验结果,其中 A_1 、 A_2 分别为突加后瞬态最大水平和垂直位移峰-峰值; B_1 、 B_2 分别为突加后稳态平均水平和垂直位移峰-峰值,%为油膜相对间隙的千分数。现讨论

表 1 工况表

图 2 分图号	油膜半径间 隙 c (cm)	初始不平衡 量 u_0 (gcm)	突加不平衡 量 u_D (gcm)	突加转速 n (rpm)
a	0.01	22.1	50.0	5294
b	0.01	40.0	69.6	5233
c	0.01	38.5	161.6	3830
d	0.02	38.5	120.0	4865

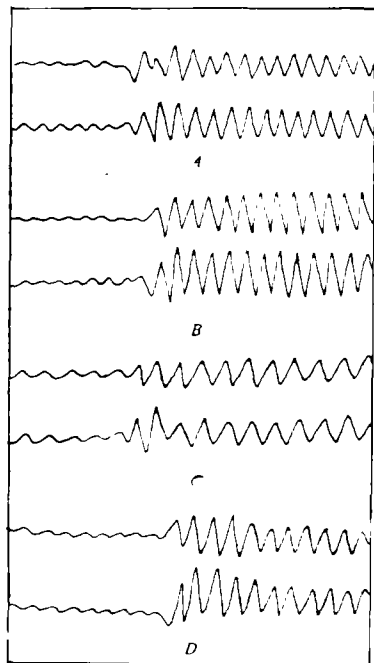


图3 突加前后盘处水平和垂直振动波形曲线

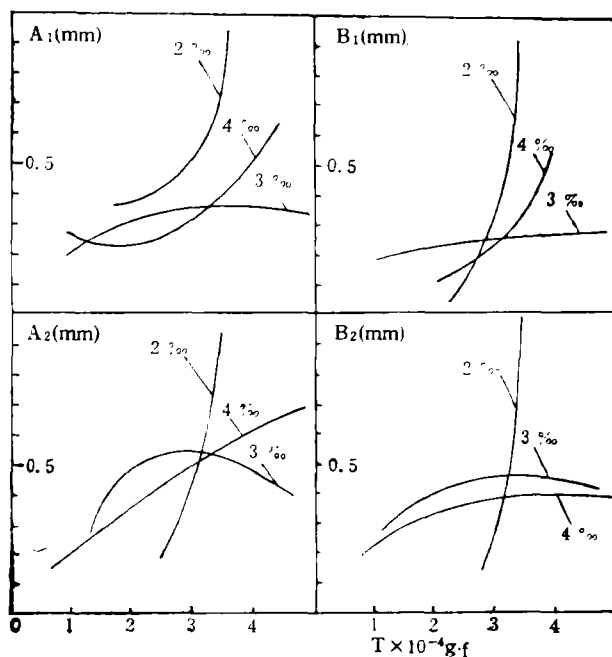


图4 不平衡当量力 T 与轮盘位移关系曲线

如下。

1. 由于试验工况的不同, 为比较阻尼器承受突加不平衡量的能力, 本文试用当量力 T 作为比较准则。 T 定义为:

$$T = U\omega^2/g$$

式中 U 为初始和突加不平衡量的矢量和 ($g\cdot cm$), ω 为突加点角速度 ($1/s$), g 为重力加速度 (cm/s^2)。

试验表明, 在不同油膜间隙下, 系统位移随当量力 T 的变化各不相同, 在本试验范围内, 当油膜相对间隙为 2‰ 和 4‰ 时, 位移均随 T 而增大, 而 3‰ 油膜相对间隙则随 T 由增大到下降, 这就是说, 油膜阻尼器吸振能力随 T 的增大由弱到强。可见, 在相同条件下, 油膜间隙的取值能直接影响承受突加不平衡的能力。本试验转子, 以油膜相对间隙 3‰ 为最佳, 这个间隙在正常不平衡量条件下减振效果也是良好的。

2. 由波形曲线 (图 2) 可见, 转子在受到不平衡量的突加后只有几周稍大的不稳定跳动, 即只有短暂的瞬态过程, 接着就在新的振动水平上稳定运行 (即转子的进动是很稳定的同步进动, 不发生同步的自激振动), 此时相当于在总的不平衡量下的稳态响应。

对本转子系统经多种工况的试验表明, 在突加不平衡量 $u_D = 200g\cdot cm$ (即 $u_D = u_D/CW_D = 1.71$, C -油膜半径间隙, W_D -轮盘重量) 之内, 不会出现持续性的不稳定和失稳现象。

四、结 论

1. 柔性转子, 无定心弹簧挤压油膜阻尼支承系统受一定的突加不平衡作用后, 不稳定的瞬态过程非常短暂, 只需几周就能在新的振动水平上恢复再稳定; 挤压油膜承受突加不平衡的能力是有限的, 但这个限度却因不同的油膜间隙而异, 如 3‰ 相对油膜间隙工况的承载能力远大于 2‰ 工况。因而, 对特定的系统必需要十分注意油膜间隙值的选取。

2. 用切向击断法实现对高速转子的不平衡量突加, 具有安全、准确和方便的特点。

参 考 文 献

- [1] 付才高、李希凡, “挤压油膜阻尼器突加不平衡量试验研究”, 燃气涡轮研究所 1986.10。
- [2] 张世平、刘方杰、晏砺堂, “带挤压油膜的刚性转子吸振器瞬态响应研究”, 全国首届转子动力学学术讨论会论文, 8649-004, 1986年。
- [3] Kirk, R.G., Hibner, D.H., “A Note on Blade Loss Dynamics of Rotor-Bearing Systems”, Trans. ASME, Journal of Engineering for Industry, May 1976.
- [4] Alam, M., Nelson, H.D., “A Blade Loss Response Spectrum for Flexible Rotor Systems”, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, vol.107, January 1985.

(责任编辑 李其汉)

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF SUDDEN IMBALANCE RESPONSE ON A FLEXIBLE ROTOR SYSTEM WITH SQUEEZE-FILM DAMPER

Fu Caigao and Li Xifan (*Gas Turbine Establishment*)

An experimental method is used to investigate suddenly applied imbalance responses of a flexible rotor with an uncentralized squeeze-film damper. The results show that the unstable transient process in this system is very short, and only after a few cycles the system recovers to steady state on new vibration level. The squeeze-film damper system has a limited capability of sudden subjection to the imbalance load. The limits depend mainly on the oil-film clearances of the damper. This work will be helpful for selecting squeeze-film parameters and experimental method of suddenly applied imbalance.

VARIATION OF CRITICAL SPEED OF A ROTOR-BEARING SYSTEM WITH SLIGHT RELOCATION OF BEARING

Li Yan and Yin Zeyong (*Nanhua Power Plant Research Institute*)

A formula has been derived for calculating the variation of critical speeds of a rotor-bearing system with slight change of bearing position. The formula can determine which bearing should change position and in which direction it should move so that the desired critical speeds of the system could be reached. The formula has been applied to rearranging the bearings of a certain aeroengine so successfully that its critical speeds are farther away from the working speed range than before.

APPLICATION OF MICROCOMPUTER TO AUTOMATIZING FATIGUE TESTING

Yang Daman, Zhuang Zhongliang, Lu Qixin

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

This paper describes how a microcomputer is applied to a blade fatigue testing system. Automatic checking and controlling of blade fatigue testing in the system are implemented with the aid of a nest-form of assembly language and high-level language. The system can also be used for fatigue testing of fuel or oil tubes.