

高速旋转盘/片的振动全息测量

沈阳航空发动机研究所 吴秋芳* 蒋国良 赵开宁

【摘要】 介绍了一种高速旋转条件下, 盘/片(耦合)振动的新试验技术——用全息干涉术与图象消转技术结合对航空发动机盘/片组合件进行振动特性试验研究。结果表明, 运用这种方法记录的动态构件的全息图与振动理论分析和频谱记录的结果相符合, 可望为新机设计和航机排故提供有效的测试手段。

一、消转——全息测振、试验光学系统

1. 消转——全息测振 众所周知, 全息照相是双光束的干涉和衍射现象, 普通的全息摄影术, 要求在曝光的过程中物体不发生运动和光学系统不受扰动, 否则即使是极小的波长变化都可能使记录条纹的调制度降低为零。因此对于高速转动的物体要记录其振动状态下的全息图, 必须首先补偿其运动和寻找一种与环境相适应的动态光源。

由几何光学原理可知, 当棱镜绕其光轴转动时, 将产生成像方向的改变, 根据棱镜转动定理^[1]: $A' = [\bar{p}] + \{(-1)^{n-1} \bar{p} \alpha\}$, 式中 A' 为棱镜出射象转动的角度; α 为棱镜绕光轴转动的角度; $\bar{p}$ 为入射光轴方向单位矢量; α 为出射光轴方向单位矢量; n 为光在棱镜内的反射次数。只要选择适当反射次数的棱镜, 使其绕光轴转动 α , 那么棱镜出射的象就会转动 2α 。

若空间物体以 ω 角速度转动, 棱镜以 $\omega/2$ 同向旋转, 则物象也将以相等的角速度 ω 转动, 通过棱镜可看到一相对静止的物体, 旋转物体的运动就可得以补偿。

另外, 由全息照相的机理可知, 全息图记录的是物光波的信息, 要记录类似发动机轮盘叶片这种物光波信息, 要求光源具备良好的时间相干性和空间相干性。如能在极短的时间内曝光, 不但可冻结物体运动, 而且可最大限度地减少外界对全息条纹的干扰。红宝石固体激光器的出现, 使动态全息的实现成为可能。

由上可知, 消转——全息振动测量是借助于固体激光器和消转技术, 对旋转振动状态下的构件进行两次曝光, 在同一张干版上记录物光波变化前后的两个全息图, 通过两个再现波面间的干涉来进行测量分析。

2. 试验光学系统 本试验采用象全息干涉双曝光法。其光路布置示于图 1 (SP 为分束镜, M 为全反镜, DL 为扩束镜, 分束镜,

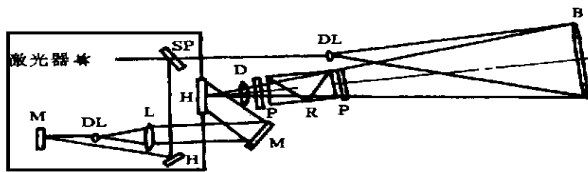


图 1 光路布置

M 为全反镜, DL 为扩束镜, P 为 $1/4$ 波片, R 为消转器, D 为成像物镜, B 为试验盘/片, H 为全息干版, L 为准直镜)。由激光器出口射出的物光束经扩束镜打到试验件上, 试验件表面反射的物光通过消转器和物镜成像到全息干版上。由分光镜分出的参考光经扩束镜和准直镜及全反镜打到全息干版上。物光和参考光在全息干版上干涉成象。全息干版采用柯达全息软片。试验采用双脉冲红宝石固体激光器。脉冲间隔 $1 \sim 500 \mu\text{s}$ 可调, 能量为 $400 \times 2 \text{ mJ}$, 脉冲宽度 $30 \sim 50 \text{ ns}$ 。光路调节采用 He-Ne 激光准直。外光路主要是调节消转器光轴与试验件旋转轴的重合。光路中两个 $1/4$ 波片的作用是保证物光和参考光偏振态的一致, 以使干涉条纹的衍射效率最高。

二、模型盘试验

试验用模型盘是一个厚度远小于直径的等厚薄盘。其外径 $\Phi 150 \text{ mm}$, 内孔 $\Phi 8 \text{ mm}$, 厚 1.2 mm , 材料为 A3。试验件安装在由直流电机拖动的悬臂轴的码盘座上。安装时将圆盘与一个外径 $\Phi 18 \text{ mm}$, 内孔 $\Phi 8 \text{ mm}$, 厚 9 mm 的附加轮毂一起用螺钉在中心固定。为提高试验件表面的漫反射效果, 在圆盘表面涂有一层具有定向反射特性的玻璃微珠。试验件采用电磁铁激励, 电涡流式传感器拾振。并用磁带记录其拾振信号。试验结果列于表 1。

表 1 试验结果

状 态		静 态	动 态			
结 果		f (Hz)	前 行 波		后 行 波	
			n (r/min)	f (Hz)	n (r/min)	f (Hz)
振 型	一节径	156	2440	196	2330	114
	二节径	318	1877	386	3040	232
	三节径	680	2367	796	2198	578
	四节径	1174	2208	1324	2095	1030



图 2 振型全息图 (a 为 4 节径静态 $f = 1174 \text{ Hz}$; b 为动态 $n = 2208$, $f = 1324 \text{ Hz}$)

试验获得了一至四节径的静、动态振型全息图。现仅将四节径的静态与动态振型全息图

示于图 2。

磁带记录的涡流传感器拾振的信号，在 CF-920 数据分析系统进行谱分析的结果示于图 3。谱分析结果说明激振频率即为行波振动的频率。

图 3 谱分析中的频率成分 40 (实际应为 35，因峰尖被削掉)、70、105Hz 分别为转速的 1~3 次谐波频率。

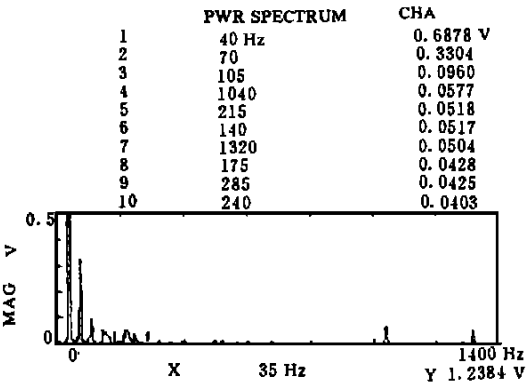


图 3 4 节经振动信号的功率谱

三、行波振动的理论计算

旋转圆盘出现的带有节径振型的振动，是由两个转向相反转速相等的波所合成，按其 与 盘的旋转方向的顺逆则有前后行波之分。只

表 2 圆盘行波振动频率

状 态		前 行 波		后 行 波	
结 果		n (r/min)	f (Hz)	n (r/min)	f (Hz)
振 型	一节径	2440	201	2330	121
	二节径	1877	383	3040	223
	三节径	2367	800	2198	572
	四节径	2208	1323	2095	1105

要有激起上述两种波动之一的激振力存在时，圆盘就会出现某节径的行波振动。对于空间固定的观察者而言，分析波对地面相对运动的情况，上述振动某节线相对地面的旋转角速度，若以频率形式表示时，其行波的频率为^[3]： $f = f_0 \pm m f_n$ ，

其中 f_0 为圆盘的动频， $f_0 = f_0 + B f_n^2$ ， f_0 为圆盘的静频， B 为常数， f_n 转速频率， m 为节径数。由以上理论公式即可计算出不同转速下圆盘的行波振动频率。列于表 2。

由表 1、表 2 所列数据对比可以看到计算与试验结果基本符合。从而证明了模拟试验的方案及自行设计的光路是正确的，可以用到实际试验件上试验。

四、815 第一级压气机盘/片组件振动试验

试验选用了结构完整性颤振试验用的 J241 小频差分布的转子。其转子外径约 $\Phi 675\text{mm}$ ，

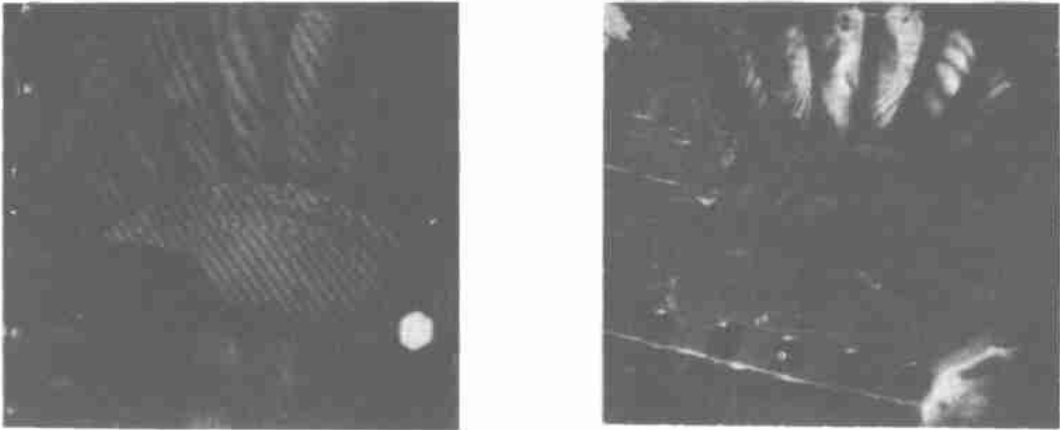


图 4 振动全息图 (a、b、n、f 均为 6775r/min 的 225Hz)

共 31 片叶片。试验是在 A716 转子循环试验器上进行的。在试验件的前缘安装了喷咀环, 喷咀数目可调, 用以接通压缩空气对整级盘/片激振。试验件表面喷涂玻璃微珠处理。

为了能在共振状态下拍摄盘/片振型全息图, 在对称位置的四个叶片上粘贴了应变计, 用以监视叶片的共振, 应变计的信号由刷环式引电器引出, 并将其记录在磁带上机。拍摄的振动全息图示于图 4。应变信号及谱分析的结果示于图 5。

由于 A716 转子循环试验器真空箱上的观察窗口径的限制, 不能观察试验件的全场, 所以只能如图 4 所示照出盘/片的一部分。图示之全息图是在 2 个喷咀激振及试验转速正好为叶片振动频率的二次谐波的状态下拍摄的, 叶片的振动应力值较小, 应变信号谱分析的结果表明 4 个监测叶片的振动应力相差很大, 以 2[#] 应变计的信号最大, 3[#] 片基本不振。2[#] 片的振动也只有 $250\mu\epsilon$ 左右, 振动频率为 225Hz。从信号分析情况看该试验件在 $n = 6775\text{r/min}$ 下, 仅产生单个叶片的振动。从图 4 中之 a 可以看到全息图中盘上有许多平行条纹, 这是由于调整图象消转器及激光束对机械轴的同心度误差所致, 从而产生了附加条纹。这种条纹可以通过图象处理采用相减的办法将其去掉, 但做起来相当烦琐。

经过精心调整消转器及激光束对机械轴的同心后即可把这些平行条纹控制在 5~6 条以下, 从而就能克服附加条纹的影响, 如图 4 中 b 所示。

结束语 “高速旋转条件下激光全息测振技术的实验研究”, 是结构完整性研究课题之一。通过试验证明了我们的试验方案及测试光路系统都是可行的, 所用的红宝石脉冲激光器是国内产品, 且仅有一级振荡一级放大。如果再加一级放大完全可以获得更好的结果。近年来随着激光技术的发展, 已有很多有效的测量手段应用于工程。但把全息干涉术与图象消转技术结合起来, 对高速旋转的物体进行振动分析的方法, 应用到实际发动机盘/片测试研究, 在国内尚在探索。该方法的研究成功将为型号研制和排故提供一种有效的试验手段。

参 考 文 献

- [1] 荆工、史尔, “应用光学”, 国防工业出版社, 1973 年。
- [2] 王仕 等, “全息干涉度量学—理论与实践”, 科学出版社, 1989 年。
- [3] 刘湘生, “航空发动机强度设计试验手册”, 三机部六院, 1980 年。

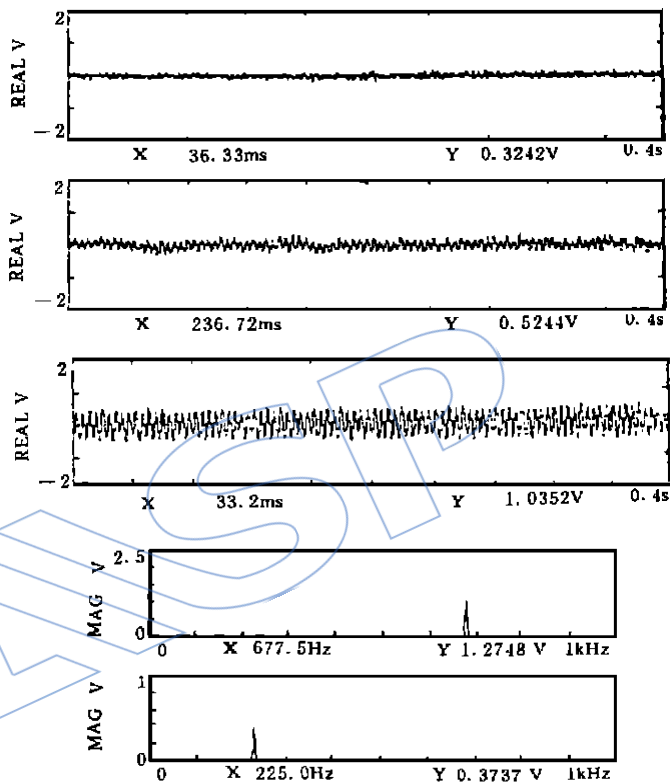


图 5 叶片振动的时域信号及其功率谱图

K_c , additional extension δ_c and deviation of natural frequency f_c of the cracked blade, the failure criterion of the compressor blade is discussed and the critical crack length is determined. By the use of Paris formula and in consideration of the influence of high cycles on low cycle fatigue crack propagation, the damage tolerance life of the blade is obtained. As an example, a calculation of a certain compressor blade is given. In order to investigate the relation of natural frequency versus crack length, the vibration of compressor blades has been tested. The presented method can be used for the strength evaluation of turbo-jet engine.

FINITE ELEMENT ANALYSIS OF COMPLEX DISK BODY WITH ECCENTRIC HOLE

Peng Kejian and Sheng Yuansheng

(*Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, Shenyang 110031*)

ABSTRACT

A strategy of discretization process for the 3-D disk body of complex cross-section has been developed on the basis of available functions of I-DEAS system. The cutting and mending techniques are employed to realize the mesh formation at the local regions of eccentric holes. In result, it is possible to solve effectively the contradiction between element distortion and over-large scale of solution, and thus the 3-D analysis of the disk with eccentric hole can be completed at one time. Also in this paper an engineering optimum method is provided by adjusting the thickness of the disk so as to control the stress level at the edge of holes.

HOLOGRAPHIC VIBRATION MEASUREMENT OF DISC-BLADE COUPLING IN HIGH-SPEED ROTATION

Wu Qiufang, Jiang Guoliang, Zhao Kaining

(*Shenyang Aeroengine Research Institute, shenyang 110015*)

ABSTRACT

A new measuring technique is presented which combines holographic interferometry and image derotation to determine the behaviour of disc-blade coupling vibration during high-speed rotation. The measuring technique and its optical system have been verified by the test of a model circular disc. The primary test results of a real disc-blade coupling are given which show the obtained holograms of rotating members to correspond to the results of vibration theory analysis and frequency spectrograms. Therefore, it is possible to expect this technique to be an effective testing measure for aeroengine designing and troubleshooting.

RESEARCH ON HIGH-LOW CYCLE COMPLEX FATIGUE AND ACCUMULATIVE DAMAGE FOR Ti-ALLOY TC11

Hou Jingyou

(*Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095*)

ABSTRACT

The high-low cycle complex fatigue behaviours of Ti-alloy TC11 were researched systematically at room and elevated temperatures. At the same time, the effects of complex stress ratio m , test temperature and prestress overload for SEN specimen on complex fatigue life N_{fL} were taken into consideration. The work comes to the conclusion that: The complex fatigue life decreases obviously with m increased, especially when $m = 35\%$, the N_{fL} decreases more than 10 times, and there occurs a knee on the $m - \log N_{fL}$ curve near $m = 10\%$. The complex fatigue of the alloy TC11 is very sensitive to test temperature