

微动磨损疲劳 ——燕尾联结应力分布及裂纹位置预测

南京航空学院 何明鉴

摘 要

作者从计算和实验两方面研究了燕尾联结的微动磨损疲劳问题。计算方法得到了实验的验证,可以用来预测表面磨损的严重程度和可能扩展的裂纹的位置,并能计算接触表面及其附近的应力场和位移场。方法不仅对研究各种形状、尺寸的燕尾型结构的微动磨损疲劳有实用价值,而且可以推广到对其它结构型式的微动磨损疲劳的研究。

一、前 言

近些年来国外在发动机故障分析中,发现微动磨损导致关键零件破坏,因而引起重视。轮盘和叶片是关键构件之一,在榫头部位的接触表面由于应力的作用,某些裂纹可能扩展,引起构件破坏。英国 Rolls Royce 公司曾用实物作试验,直到盘上的燕尾产生裂纹、裂纹扩展而断裂飞出。但实物太昂贵,难以作批量试验。有人用结构模型代替实物,初步结果不甚理想^[1,2]。1986年,一巴西籍人用结构模型研究燕尾型联结的微动磨损疲劳,获得牛津大学博士学位^[3]。结构模型的设计原则是,在燕尾结构附近具有与实物同样的形状和尺寸、同样的应力场,模型尺寸也可以按比例改变。本文介绍一种更加简单的结构模型,并改进了计算方法,较好地解决了文献[3]中对接触状态和裂纹扩展位置预测不够准确等问题,把原来的研究成果向前推进了一步。此外,模型更加简单,因而降低了制造成本和试验费用。这里只提供在常温下的研究结果,文中涉及的试验和大部分计算,是作者在英国牛津大学完成的。

二、计 算 分 析

由于不预测寿命,故不考虑塑性问题,对载荷循环次数等因素的影响也就不作分析。模型的盘是一平板。为简单计,平板上垂直于板面开一对燕尾槽,使其成为二维问题。模型叶片装入槽中(图1)。为模仿盘上的周向应力,板两端开有施力孔。叶片上也开有施力孔,以模仿叶片离心力的载荷。依对称性,取板的1/4和一个叶片的1/2,构成整个试件的1/4(中心线 AB 及 BC 截取的部分,图1),叶片与盘之间

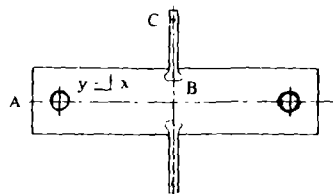


图1 结构模型

经由接触面 DE 自动传力。用有限元混合法计算。划分单元时,叶片和盘在接触面节点要一一

对应。

叶片和盘的外载方向互相垂直,大小同步,即同时达到最大值。假定当外载为无限小时,接触面上各对应节点都处于接触状态(图2),施加外力后,接触情况将发生变化,(1)仍然保持接触,无相对运动,称为粘着状态;(2)沿接触面切线方向产生微小相对滑动,称滑动状态;(3)沿接触表面法线方向分离开,称分离状态。

接触表面的摩擦系数对应力分布及表面磨损都有明显影响,经测定,接触表面在常温下的摩擦系数 $\mu=0.5$,对 μ 为0及1.5的情况也作了分析,以观察这种影响。

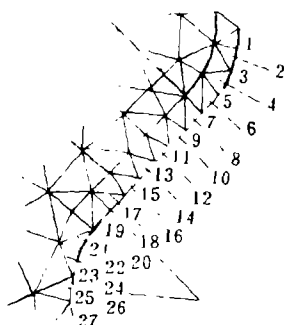


图2 接触表面上的节点号

1. 接触状态的变化 以叶片载荷10kN,盘载荷30kN, $\mu=0.5$ 的工况为例,加载前假定从节点1到节点27都是接触状态。加载后计算结果,只有节点9到20之间的各节点是滑动状态,其它节点都已分离(图3,a),没有粘着的节点。在同样载荷下,不同摩擦系数有不同的接触状态。摩擦系数愈大,滑动接触区域愈短,且愈向底部靠近(图3,a)。当只是盘的载荷不同、其它条件相同时,接触状态也是不同的。盘的载荷愈大,接触区域愈小(图3,b)。只改变叶片载荷也得到类似结果。

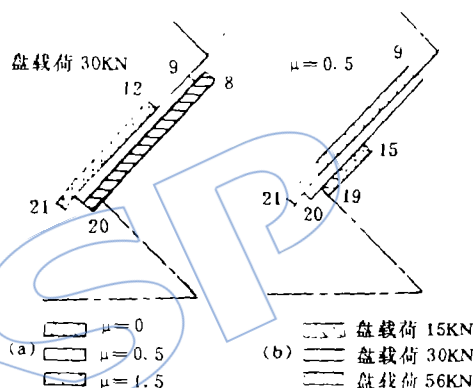


图3 滑动状态的节点范围 (叶片载荷30kN)

2. 应力分布特点 接触表面上的切向应力

σ_T (指沿切线方向的拉或压应力) 和法向应力 σ_N 的分布, 盘和叶片是不同的。以工况103005

为例(图4), 盘上从节点1到19之间, σ_T 是负的, 即受压。而节点19至27之间的圆弧段, σ_T 为正, 即受拉。 σ_T 为负的区域, 垂直于表面的裂纹不会扩展, 破坏不会在这一区域发生。但是103005的叶片的情况则不同(图5), 从节点1到17之间, σ_T 是正, 受拉; 而节点17到27之间的 σ_T 是负的, 受压。对叶片而言, 只有在节点17以前才有可能因裂纹扩展而破坏。

叶片和盘的法向应力 σ_N 在接触表面的分布是相同的。最大压力在节点19附近, 是圆弧与直线相切的地方, 此处可能产生最大磨损。脱离接触的各点 σ_N 应为零, 与图3所示一致。

表1只列出了节点9到20之间的值, 因为在这之外的节点已经分离。相邻节点相对滑动的差值最大为 2.5μ , 是在节点19和20之间。

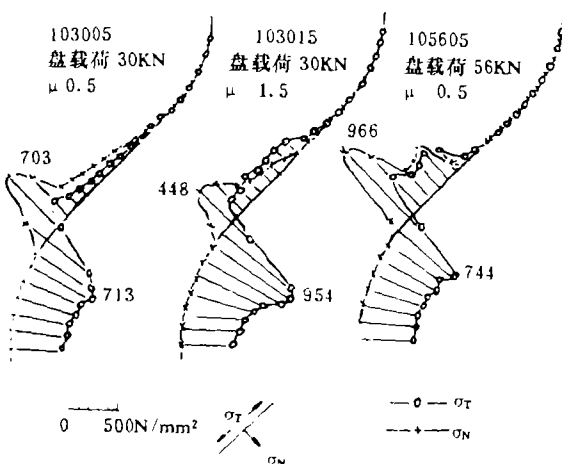
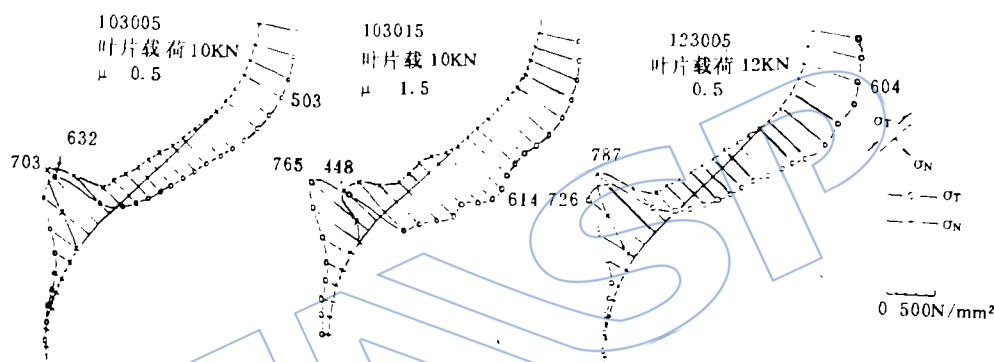


图4 盘上切向应力 σ_T 和法向应力 σ_N
(叶片载荷10kN)

表1 叶片和盘(工况103005, 见图4)在接触表面沿切向相对滑动的距离(满载时)

节点号	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
相对滑动(μ)	49.5	49.2	48.5	47.9	47.3	46.8	46.4	46.0	45.8	45.7	46.0	48.5

当只改变盘的载荷时, 比较工况105605和103005(图4), 由于前者的接触区域只约有后者的二分之一(图3, b), 致使接触表面的最大正压力 σ_N 由703大幅度上升到966, 而盘上切向应力 σ_T 没有明显变化, 只由713上升到744。另一方面, 当只改变叶片载荷时, 比较工况103005和工况123005(图5), 叶片的切向应力 σ_T 和法向应力 σ_N 都大致按载荷的增加成比例的上升。此外, 叶片上施加的外载荷是作为 x 方向(图1)的均布载荷计算的, 外载为10kN时, 叶片柄上在 x 方向上的理论均匀拉应力为230N/mm², 但在接触表面节点4的地方, 叶片上的切向拉应力高达503N/mm², 为前者两倍多, 这是值得注意的。

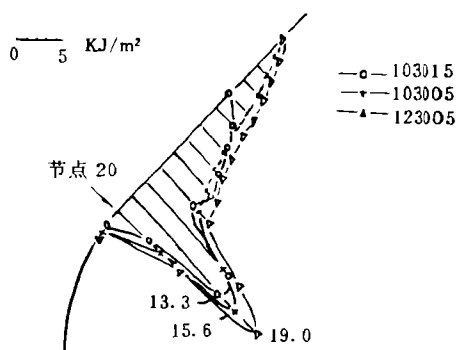
图5 叶片上的切向应力 σ_T 和法向应力 σ_N (盘载荷30kN)

3. 磨损程度及裂纹扩展预测 接触表面的磨损程度与磨损消耗的能量直接相关。能量即摩擦功, 等于摩擦力乘以相对滑动的距离, 其值在不同节点处不同。某节点在一次加载过程中单位面积上的摩擦功为

$$\int \mu \sigma_N(\delta) d\delta$$

其中 μ 是摩擦系数, δ 是相对滑动的距离 $\sigma_N(\delta)$ 是法向应力。在加载过程中, $\sigma_N(\delta)$ 是变化的, μ 可近似看作不变。由于只对节点的磨损程度作相对比较, 简单计, 取满载时的法向应力 σ_N 代替 $\sigma_N(\delta)$, 且不计卸载时的摩擦功, 则在一次加载卸载循环中, 节点上的摩擦功为 $Q = \mu \sigma_N \delta$, 图6是不同工况下各节点的摩擦功曲线。所示三种情况都在节点19处摩擦功最大, 可预见, 在节点19附近的一个区域内有较严重磨损。

磨损严重时表面会出现许多裂纹, 多数裂纹与表面垂直, 少数裂纹与表面成约45°夹角^[4]。切向拉应力将使裂纹扩展。因此摩擦功 Q 和切向应力 σ_T 是形成裂纹并

图6 接触表面上的摩擦功 Q

可能扩展的两要素,二者相乘称为综合参数 G , $G=Q \cdot \sigma_T = \mu \sigma_N \sigma_T \delta$, 用以表示裂纹扩展的可能性大小。图7绘出盘在接触表面上各节点的 G 值。其最大值在三种工况下都位于节点20的地方,表明此处裂纹扩展的可能性最大。

由图6看到,在同样载荷条件下,摩擦系数增加(比较工况103005和103015),最大摩擦功反而减少,(当 $\mu=0.5$ 时, $Q_{\max}=15.6$, 当 $\mu=1.5$ 时 $Q_{\max}=13.3$),这是因为随着摩擦系数增加,最大法向应力 σ_N 下降(图4)。另一方面,随着摩擦系数的增加,综合参数 G 值是增加的(图7),裂纹扩散的可能性增大了。

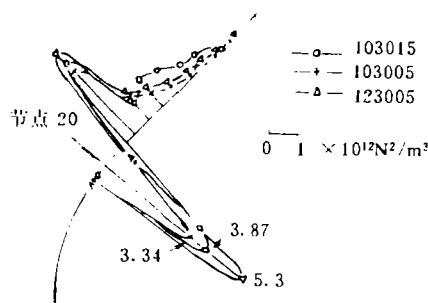


图7 就在接触面上各节点处的综合参数 G 值

三、试验结果和小结

试件材料是钛合金 IM1829^[4]。试验在双向加载疲劳机上进行。该机最大载荷250kN, 载荷频率最大100Hz, 载荷杆最大位移200mm, 由电脑控制得到各种波形和频率的载荷。

三十多个试件的试验结果表明,在节点19附近表面磨损严重,而盘在节点20附近由于垂直于裂纹的切向拉应力使裂纹扩展,这与计算结果一致。

当观察到裂纹发展到长为0.5-1.0mm时,则认为裂纹已经扩展,构件已经破坏。所有试验结果都是试件盘因裂纹扩展而破坏,叶片没有破坏。这是因为盘的磨损严重区域也正是切向拉应力最大的区域。叶片的磨损严重表面,切向应力很小,甚至是负值,裂纹不易扩展。

用结构模型代替实物作计算和试验研究,对燕尾联结的微动磨损疲劳问题,得下述结果:

1. 由于循环载荷的作用,轮盘和叶片在榫接触面上会产生微动磨损,使表面出现裂纹,在应力作用下,裂纹可能扩展,导致构件破坏。本文研究的结构和尺寸的具体情况下,微动磨损对盘的影响比对叶片严重。因为盘上磨损严重的地方也正是使裂纹扩展的应力较大的地方,而叶片上磨损严重的地方,使裂纹扩展的应力很小,甚至是负值。

2. 用计算方法可以预先分析接触表面的应力场和位移场,以及 Q 和 G 。由 Q 和 G 所预示的表面磨损程度及裂纹扩展的位置已被实验证实。

3. 接触表面的摩擦系数对应力分布以及表面磨损程度都有明显影响。本例的情况是,在盘上,随着摩擦系数的增加,最大切向拉应力增加,最大法向压应力(绝对值)减少。因而可以用表面涂层来改变摩擦系数,控制磨损系数,控制磨损状况和应力分布。

4. 本文的方法可以推广应用到枞树型联结和其它一般机械中的微动磨损疲劳问题。

作者对英国牛津大学 C. Ruiz 博士的帮助和指导表示深切感谢。

参 考 文 献

- [1] Ruiz, C., Boddington P. H. B. and Chen K. C. "An Investigation of Fatigue and Fretting in a Dovetail Joint", Experimental Mechanics, Sept. 1984.
- [2] Boddington P. H. B. and Ruiz C. "A Biaxial Fatigue Test for Dovetail Joints", Proceeding of ASME International Conference on Advances in Life Prediction Method, April, 1983.
- [3] Chen K. C. "Study of Fatigue Life of Dovetail Joints" D. phil. Thesis, Oxford University, 1986.
- [4] M. J. He (He Ming Jian), "Study of Interlocking Joints under Cyclic Loading" Science Report of Oxford University, D/ER/1/9/4/2057/105/RAE(p), Dept. of Engineering Science, Sept. 1987.

AN OPTIMUM DESIGN OF CROSS-SECTIONAL SHAPE OF BEVEL GEAR

Guo Xinghui, Han Erzhong, Yan Shiying
(*Northeastern University of Technology*)

ABSTRACT The optimum design of a high speed bevel gear has been accomplished. At first, the sensitivity matrix of natural frequencies of the bevel gear is obtained in relation to design variables. And then the optimum perturbation iteration procedure is applied to the dynamic optimum design of a high speed bevel gear. Some results satisfying frequencies constraints are obtained. The result with smallest weight is selected. And the effect of process accuracy on natural frequencies of the bevel gear are discussed. The results of the experiments on the bevel gear manufactured show that the optimum design is a success.

FRETTING FATIGUE

Stress distribution and prediction of crack location in dovetail joints

He Mingjian (*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT In reference to the research results of Oxford University in U. K., author designed a more simple dovetail joints specimen to model a blade to disc joint in a typical gas turbine and improved the analysis method. The specimen has been analysed and tested. The results are better than the previous ones of Oxford University.

Correctness and effectualness of the analysis method are verified by tests. The method enables to determine the stress and temperature fields in the contact surface and the nearby area, to estimate the state in interface (stick, slip, or separation), and to know how much energy consumed for friction in the contact surface. Therefore, it is possible to predict distribution of fretting damage along the interface and the location of crack which will spread.

RELIABILITY TESTING TECHNIQUE OF BLADING FATIGUE WITH CONFIDENCE LEVEL

Zhuang Zhongliang, Gao Deping, Lu Qixin
(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT During reliability testing of blading fatigue, it is necessary to consider not only its reliability, but also its confidence, characteristics of specimens, simulation technique and so on simultaneously. In this view, a reliability testing technique with confidence level is presented which can estimate blading fatigue life more reasonably. This technique also can be applied to predicting fatigue life of other mechanical parts.