

文章编号:1000-8055(2009)03-0652-10

气流激励下的叶片高周疲劳寿命研究的发展

洪 杰, 张大义, 陈璐璐

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 航空发动机中叶片振动引起的高循环疲劳失效是尤为突出的问题,对近年来国内外关于叶片高周疲劳寿命的基本方法和研究进展进行了较为详细的综述,总结了目前叶片高周疲劳寿命研究的方法和特点,指出开展叶片高周疲劳寿命预估方法研究的重要途径是完善叶片系统在尾流激励下的动力响应分析方法和将概率设计引进叶片高周疲劳寿命评估,而进行叶片系统的振动响应分析,依赖于轮盘-叶片一体的三维实体模型的精确建立和适合于工程应用的流固耦合求解技术的完善。

关 键 词: 叶片; 高周疲劳; 振动; 概率设计

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

Review on investigation of high cycle fatigue failures for the aero engine blade

HONG Jie, ZHANG Da-yi, CHEN Lu-lu

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: High cycle fatigue (HCF) of blades caused by forced vibration is an outstanding problem for turbo engines, so the domestic and foreign research progress on high cycle life of blades in recent years are overviewed, the research methods are summarized and suggestions on further researches are put forward. The important ways to develop prediction method of high cycle life on blades are described as follows. The numerical method to obtain the dynamical responses under aerodynamic forces must be perfected, and the probability design should be introduced into the evaluation of high cycle life of blades. Besides, it is necessary to establish the blade-disk model accurately and to improve the solving technology of fluid-solid interaction.

Key words: blade; high cycle fatigue; vibration; probability design

在航空发动机中,压气机叶片、涡轮叶片是最重要的关键零件之一,但在发动机的结构性故障中,叶片方面的故障却占相当高的比例,严重的影响了发动机的使用安全,是发动机技术质量问题中最突出的问题^[1]。国内外的航空发动机几乎无一例外地都发生过叶片类故障^[2-4],据统计 70 年代前后我国生产的发动机,在外场使用中因叶片故障返厂检修的台数占全部检修总台数的

35%。分析叶片故障产生的原因,由于叶片振动导致的叶片高周疲劳问题尤为普遍,约占总事故的 25%^[5],美国空军在 IHPTET 计划中也指出必须最大限度地降低发动机叶片的高周疲劳失效,进而大幅度地降低发动机的非定期维护成本^[6]。由于叶片高周疲劳失效的性质严重、机理复杂、改进难度大、处理周期长,在各国发动机的研制中,航空发动机设计、生产和使用一直是十分关注的

收稿日期:2008-02-22; 修订日期:2008-09-27

基金项目:国家自然科学基金(10577006); 航空科学基金(2007ZB51012)

作者简介:洪杰(1965-),男,北京人,教授,博士生导师,研究方向:航空发动机转子动力学,叶片振动及振动控制。

问题。

近年来,国内因高周疲劳导致叶片失效的数量呈增加趋势,其主要原因是目前对叶片构件的静强度安全评估主要采用以屈服极限和持久极限为基准的静强度评估准则;对叶片构件的动力特性设计中,则使用 Campbell 图法来避开共振频率;在叶片的高周疲劳预测方面主要是通过试验或计算得到叶片的平均应力值和应力变化幅值,再使用 Goodman 曲线对叶片的高周疲劳损伤进行折合、预测。但由于盘片耦合振动带来的固有频率的高密集性,以及复杂流场带来的气流激励的多频性,使得采用 Campbell 图法避开各阶共振频率(尤其是高阶频率)是不可能的。同时上述的叶片安全性评估方法均采用确定性设计,依据经验选取一定的安全系数,作为对载荷、材料、制造、使用、分析等方面的不确定性的补偿,由于在确定性设计中,安全系数的选取主要依靠经验,并且确定性设计不能准确考虑各种不确定性因素的影响,因此使预期的设计效果受到限制。

由强迫振动引起的叶片高周疲劳问题严重制约了航空发动机的结构完整性和可靠性设计,因此国内外对强迫振动下的叶片高周疲劳寿命预估方法进行了大量深入的研究,本文对相关的研究方法进行较为全面的评述和讨论,指出完善叶片在尾流激励下动力响应的计算方法和将概率设计引入寿命评估是解决叶片高周疲劳问题的重要途径,并在此基础上给出了问题的解决方法。

1 叶片系统动力分析模型和方法

对于叶片系统的结构设计、静强度分析和振动响应分析,常用的工程计算方法包括数值积分法、能量法、传递矩阵法和有限元法。数值积分法^[7-8]通常将叶片假设为等截面梁,在等截面梁振动方程的基础上,运用积分运算,逐步求解。能量法^[9]应用能量守恒原理,假设叶片为保守系统,叶片的动能与势能的和为常数,并且事先假定叶片变形的弹性线函数,再应用瑞利-李兹法进行求解。传递矩阵法^[10]是计算梁轴系振动广泛应用的一种有效工程计算法,它利用梁、轴截面四个状态参数(挠度、挠角、弯矩和剪力)的相互关系,建立起截面间的状态参数表达式,从而进行系统振动特性的求解。传递矩阵法可以较方便的计算复杂结构的叶片,如带冠叶片、带凸肩叶片、弹性叶根约束叶片、以及有附加载荷的叶片等,此时只要将单元矩阵加以变换加入上述影响因素便可计算。

以上叶片振动计算方法,都需要假设叶片只产生单向弯曲或纯扭转变形的振动状态。然而航空发动机中的大多叶片沿叶高具有明显的预扭,并且叶型截面是不对称的,此时会产生复杂的弯扭复合振动,应用以上方法经常不能得到理想的计算精度,此时有限元方法^[11-12]成为一个有力的分析工具。随着有限元理论的日益成熟和计算机技术的发展,叶片系统的有限元模型经历了扭曲梁单元^[11]、板壳单元^[12-13]和空间三维实体单元^[14-15]的发展过程。研究表明^[16-17],对于叶型复杂的叶片,在多种载荷作用下其应力分布复杂,由于叶片的三维实体模型可以准确的反映叶片系统的边界条件并且可以更为精确的获得应力集中区域的应力分布,采用三维有限元方法目前已经成为工程应用最广的计算方法^[18-19]。

国内外的早期研究都是以单个叶片系统为研究对象的,即在叶片榫头及叶冠处施以合适的边界条件,而忽略叶片与轮盘系统的振动耦合^[20-22]。分析中将叶片和轮盘作为孤立元件,该方法对于典型的大展弦比薄片是精确的。例如长叶片装在较厚的轮盘上,此时可以认为轮盘是完全刚性的,因而可以对叶片进行独立分析^[23]。但随着材料性能的不断提高以及发动机设计中对轮盘重量的要求越来越高,现代发动机的设计中,轮盘的型面不断减薄,致使轮盘与叶片的刚度接近,因此在发动机中,各级盘与叶片的耦合振动变得尤为突出。由于在一个振动系统中的单独元件并不存在它自身的自振频率和振型,只有将系统作为一个整体来考虑才能得到该系统真实的振动特性和动力响应。因此,选取叶片和轮盘整个耦合系统作为动力分析对象是十分必要的^[24]。如文献^[25]对某离心压气机的叶盘系统建立了有限元模型,对盘片耦合振动进行了计算分析,并采用全息干涉法进行了盘片耦合振动的振型及固有频率的试验验证;文献^[26]对带有燕尾型榫头连接的盘片系统采用接触方法进行了计算分析,并指出将榫头连接结构处理为盘片一体,会给耦合振动的计算结果带来很大的误差。

综上,对于叶片系统的振动响应分析,必须采用三维实体单元来进行建模分析,同时应当充分考虑轮盘对叶片的动力影响,因此在叶片系统的振动响应分析中,需要建立轮盘-叶片一体的三维实体模型。这也是叶片动力响应分析的必然发展趋势。

2 叶片系统在气流激励下的动力响应研究

由于叶片的受迫振动是否“有害”,最终主要取决于叶片在激振力作用下的振动应力和叶片的抗疲劳抗力,因此需要完善叶片系统在气流激励下动力响应的分析方法.由振动应力出发可以克服传统的 Campbell 图法仅能单纯的从频率一个参数来预测强迫共振的缺陷,全面的考虑激振气流力空间分布特点、叶片本身结构特点、结构阻尼与气动阻尼等对振动响应的影响.气流激励下叶片的动力响应问题是典型的流体诱发振动问题,已经得到了工程界的足够重视,也是科研界的一个热点和难点^[27-28].

2.1 气流激励下叶片动力响应问题的研究内容

叶轮机叶片系统的流体诱发振动问题可以分为两种基本类型^[29-30],一类是稳定性问题,它对应着叶轮机机械的自激振动;另一类是响应问题,它对应着叶轮机机械的强迫振动.气动弹性的稳定性问题的基本特征在于:振动过程中叶片系统所承受的气动弹性周期性外力是由于系统自身的振动运动而引起的,如颤振.气动弹性动力响应问题的基本特征在于:除开弹性结构体自身的机械振动之外,还存在着来自弹性结构体之外的周期性外力,但此外力与弹性结构体的振动运动无关.此时叶片系统的运动通常取决于初始条件、激振力的特性以及系统的弹性特征,由此产生的气动弹性问题归为响应问题.

与叶片自激振动相比,在航空发动机发展的历史过程中,因气动力诱发强迫振动所造成的叶片振动破坏故障的次数远远超过由于叶片颤振所造成的事故.因为对于航空发动机的风扇、压气机和涡轮来说,在其宽广的运动范围之内,气动激振源实在太多,而且发动机又经常处于启动和停车的变转速状态,使得叶片工作在宽带随机激振的环境中,要想单纯地通过调节叶片的质量、刚度来避开共振在实际中是不可能的.叶片系统的气动激振源主要是指此叶片排的来流流场的压力、速度、气流方向的非正常周期性变化,结果在每个叶片上形成了表面压力的非正常周期性变化,并形成了周期性力函数.例如,由于上游叶片排、下游叶片排、进口流场畸变、旋转失速、喘振、上游放气、上游支柱尾流、地面旋涡效应、单管式火焰筒等都会诱发很高的振动应力,并较长时间在这种状态下工作,迫使叶片系统发生高周疲劳破坏.

叶片系统在气流激励下的振动问题,起初用位移法结构分析的通用程序来求解耦合问题^[31],将流体视为剪切刚度为零的固体,但在实际计算中剪切刚度为零会使计算中出现零能模式,方法无法推广.而流体中采用压力、固体中采用位移的混合模式没有零能模式的困难,但其有限元方程中的系数矩阵是非对称的,限制了方法的应用.近年来固体力学中非线性有限元分析的方法已相当成熟,在流体力学中非线性 Navier-Stokes 方程求解的 CFD 技术的进展也十分迅速,但对于耦合问题,遇到的最大困难就在于采用统一坐标系及两相界面的协调问题.固体力学中习惯采用 Lagrange 坐标系,着眼于质点,而流体力学中更多地使用 Euler 坐标系,着眼于空间点.这种运动描述方法上的差异,对小运动问题,可不加区分,但对于大运动非线性问题情况则复杂了.两相界面的位形事先未知,开始重合的节点随运动固体点移动,流体点则不动,如何协调界面点是非线性耦合问题的难点.其次,非线性耦合问题同其它耦合问题一样,由于非线性,叠加原理失效,需要探讨全场求解途径^[32],由此带来的巨大的计算量,也是工程问题上所无法接受的.

2.2 主要研究方法及其进展

叶片流体诱发振动问题是流体域与固体域相互作用,弹性力和气动力的相互作用所产生的复杂的物理问题.目前对于叶片系统在尾流激励下动力响应的主要研究方法可以分为两种:经典方法(弱耦合法)和整体求解法(强耦合法),如图1所示.这两种方法的主要区别在于是否进行“解耦”求解,所谓解耦就是将原本固有的流-固耦合的非线性现象强行剥离成为线性的不耦合的分析方法.

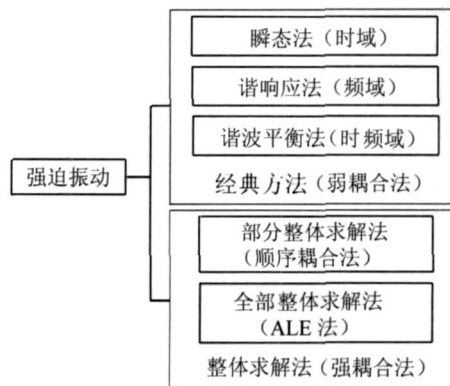


图1 叶片强迫振动问题研究方法

Fig. 1 Research methods on forced vibration of blades

2.2.1 弱耦合法

经典方法是采用上面提到的解耦的方法. 在此类方法的发展中, Lane 在 1956 年提出的叶间相角的理论起到了关键作用. 该理论指出, 在叶栅中每个叶片的振动可以认为具有同样的幅值, 而各个叶片相互间总是以同样的落后相位角达到振动峰值, 这个落后的相位角被成为叶间相角. 有了 Lane 的假设, Whitehead (1962 年) 首先在考虑气动力载荷的情况下, 对解耦状态下的叶片振动问题进行了研究, 随后一系列解决叶片气动弹性问题的方法得到了发展. 美国空军试验室应用弱耦合法获得叶片系统在气流激励力下的响应主要依赖于叶片模型的合理建立、叶片阻尼的精确获取以及气流激励的合理简化^[6], 如图 2.

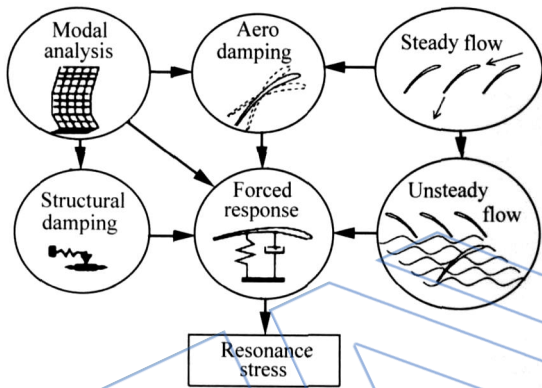


图 2 激励力下的叶片动力响应求解
Fig. 2 Analysis on response of blades caused by aerodynamic forces

经典方法通过提取、简化作用于叶片的激励, 再通过结构力学的分析方法求解叶片动力方程, 获取叶片系统的动力响应. 根据简化叶片激励的方法不同, 经典方法可以分为瞬态分析法和稳态分析法.

瞬态分析法中在时域内将载荷分步施加于叶片系统, 如文献[32]将涡轮叶片考虑成 2-D 的板壳问题, 采用平板单元对其响应进行了有限元分析. 计算中将激励力考虑成简谐力形式, 对叶片无阻尼状态和考虑阻尼情况的应力分布和振动幅值进行了对比分析. 结论指出, 采用有限元方法对叶片的高周疲劳问题进行计算评估是有效的; 对于固定频率和大小的激励力载荷作用于平板时, 当薄板的形状改变时, 叶片的应力分布及幅值均会改变. 美国空军试验室在强迫响应研究中, 非稳态的流场被假设为多个激励频率的谐波进行叠加, 并通过试验的方法对气动力的函数方程、气动阻

尼及结构阻尼进行了研究, 采用了谐波平衡法进行求解^[6]. 文献[33-34]对流场进行全场三维非定常求解, 将三维非定常气动力引入转子叶片有限元结构计算中, 对尾流激振情况下叶片强迫响应问题进行瞬态分析, 比较了不同转速下叶片的强迫响应, 得到响应位移及应力变化的分析结果, 为尾流激振下的叶片振动应力预估及阻尼的研究提供了一个可行的方向.

稳态法在频域内将载荷按谐波施加于叶片系统, 如文献[35-36]研究了前排静子叶片的尾流对后排转子叶片振动的影响. 采用参数多项式方法和振荡流体力学理论求解了静子叶片后的尾流场以及转子叶片通道内的非定常流场, 再将非定常气动分析得到的压力场转化为结构动力分析中的载荷压力形式, 求解出各阶谐波压力载荷作用下转子叶片的响应结果, 再进行叠加, 得到叶片系统的总响应. 从而初步建立了一种求解尾流激振情况下叶片振动应力预估的半经验方法, 文中对于响应分析中的阻尼, 是根据已知试验结果分析得出的.

弱耦合方法的优势在于: 第一, 不会受现有有限计算资源的限制, 求解效率高; 第二, 对于一些气动弹性问题, 特别是那些低速流场中机构振动不受流场影响的情况下, 并不需要进行耦合求解; 第三, 弱耦合方法在结构力和气动力之间的交叉作用很少, 所以可以用现有的气动力学和结构力学理论及程序来研究问题. 对于现今的叶轮机机械, 由于非线性影响以及强的流固耦合, 使得经典方法的应用受到了一定的限制, 但这类方法在大多工程实践中还是得到了很好的应用, 是值得借鉴的. 从国内外的研究来看, 采用弱耦合法分析的关键在于如何针对气流激励进行合理的提取和简化, 从而可以充分体现流体域和固体域之间的相互作用.

2.2.2 强耦合法

整体求解法不进行“解耦”, 而是试图将两部分处理成一个连续域, 进行整体求解. 这种方法考虑到流动边界的非线性效应, 由于数学方程包括非线性作用的影响, 从而更符合物理事实.

整体求解法可以分为部分整体求解法(即双向顺序耦合法)和全部整体求解法(即 ALE 法). 部分整体求解法包括求解流体力学方程和结构方程两部分, 这种方法按时间序列相继部分分析流场和叶片结构, 首先分别进行固体域和流体域连续区域的离散化和构造插值函数, 得到各自系统

的运动方程,再将固体域视为不动,求解流体域的运动方程,获得瞬态的压力、速度分布,将流场分析结果(压力)作用于叶片,作为固体域的边界条件,进一步进行固体域的响应分析,再将固体域分析的结果(位移)反馈给流场,再计算流场,如此反复计算,直至子步的结果值趋于稳定,如图3所示.这种方法的优点是既可以利用成熟的流体分析软件和叶片结构分析软件,又考虑了流体叶片间的相互作用.虽然计算精度受到限制,但比完全的解耦分析更接近真实结果^[37].

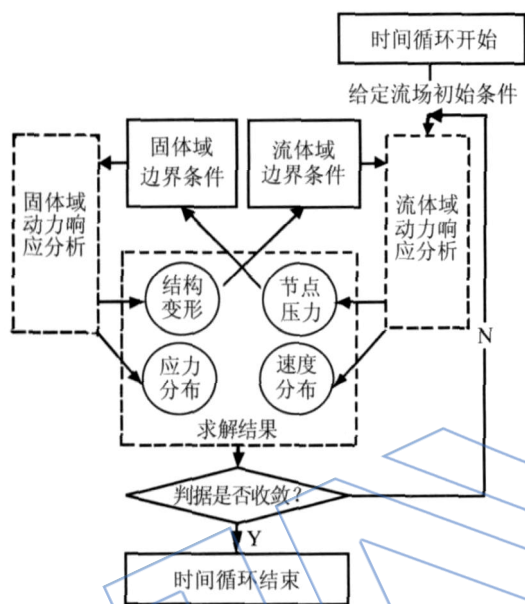


图3 双向顺序法流固耦合分析框图

Fig. 3 Block diagram of sequential method on solving FSI problem

全部整体求解法对控制方程进行离散化和数学处理,将固体和流体统一到同一个方程中,这样每个时间步就可以同时求出两个物理域的参数,求解的关键在于统一固体域与流体域的坐标系及两相界面的协调问题.在解决不同坐标系问题中,Hirt^[38]提出了任意拉格朗日坐标系(Arbitrary Lagrangian-Eulerian),其提供了一种统一描述流体和固体的坐标形式,ALE坐标系可以描述任意速度的空间运动,若其速度为零,它即为Euler坐标系;若其速度等于质点速度,它即为拉格朗日坐标系. ALE方法可以用来处理界面协调及自由面的问题,并且适用于有限元方法以及边界元方法,其提供了一种将固体中拉格朗日坐标系与流体中欧拉坐标系相联系的有效途径,需要将两个物理域离散到一个任意拉格朗日坐标系中,这样网格的运动即成为运动方程的一部分,不需要分开处理^[39].但由于同步求解的方程规模为流体、叶片

单独分析的规模之合,甚至还大,因此这种方法对计算机数和计算机资源要求过高,并且需要重新开发流体分析软件和叶片结构分析软件.要真正的将两者各自有效的方法相结合求解非线性耦合问题,还需要大量深入的研究工作^[40-45].

综上,从国内外针对气流激励下叶片的动力响应分析来看,在研究方法上已趋于成熟,但将其进一步应用于高周疲劳分析的工程实例很少.这主要是由于在叶片高周疲劳分析中,为提高振动应力的计算精度,固体域需要采用轮盘-叶片一体的三维实体模型,同时流体域必须考虑到流动边界的非线性效应,这样做为强耦合问题求解,本身即需要很大的计算资源和时间.而在高周疲劳分析中,又要考虑气流激励和叶片结构材料等参数等不确定性的影响,此时采用蒙特卡罗等数值模拟方法导致计算周期过长,难以实现.因此在叶片的动力响应分析中,应当重点发展一种计算效率高的工程方法,使概率寿命分析得以实现.

3 叶片系统的高周疲劳寿命研究

从本质上来说,叶片的疲劳断裂通常是由于承受动态载荷所引起的,即使在动应力数值远小于材料的静强度极限的情况下,仍然可能造成疲劳损坏^[46].避免叶片的高周疲劳失效,在动应力分析的基础上,进而对叶片寿命预测,是目前一个重要的课题研究方向.

3.1 分析方法概述

1852年~1869年期间,Wöhler对疲劳破坏进行了系统研究,他发现由钢制成的车轴在循环载荷下,其强度大大低于静载强度,提出了利用S-N曲线来描述疲劳行为的方法,并且提出了疲劳“耐久极限”这个概念^[47];1945年Miner M A^[48]提出了疲劳线性积累损伤理论;随后Coffin L F和Manson S S^[49-50]各自独立提出了塑性应变幅和疲劳寿命之间的经验关系,即Coffin-Manson公式,在此基础上形成了局部应力应变法.至此,损伤理论和疲劳寿命设计方法得到了较为成熟的发展,在工程上也得到了广泛的应用.目前应用最广的疲劳寿命设计方法主要包括:名义应力法,局部应力应变法和应力场强法.

1) 名义应力法是最早形成的抗疲劳设计方法,它以材料或零件的S-N曲线为基础,对照试件或结构疲劳危险部位的应力集中系数和名义应力,结合疲劳损伤积累理论,校核疲劳强度或计算疲劳寿命,其用于分析叶片疲劳寿命的步骤如图

4 所示.名义应力法估算过程简单,但不能考虑局部进入塑性的影响,也不能考虑加载顺序的影响.

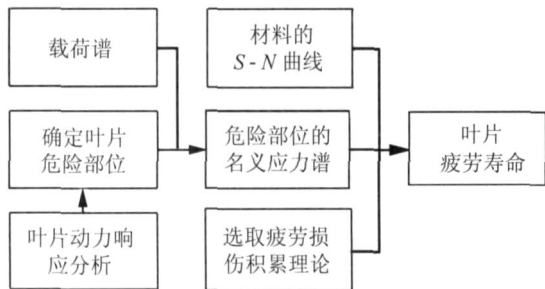


图 4 名义应力法疲劳寿命评估步骤

Fig. 4 Steps of nominal stress method on blades

2) 局部应力应变法结合材料的循环应力应变曲线,通过弹塑性有限元分析或其它计算方法,将叶片上的名义应力谱转成危险部位的局部应力应变谱,然后根据危险部位的局部应力应变历程估算寿命,基本步骤如图 5 所示.局部应力应变法可以考虑塑性应变以及载荷顺序对寿命的影响,因而可以用于估算疲劳裂纹形成等较为复杂的物理过程.

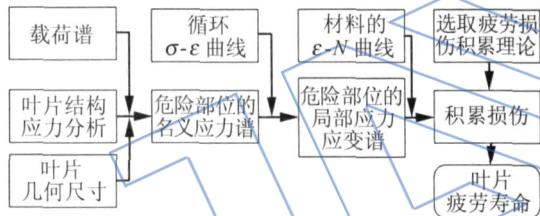


图 5 局部应力应变法疲劳寿命评估步骤

Fig. 5 Steps of local stress-strain method

3) 应力场强法提出一个处理构件缺口的局部和整体的参数——场强来反映缺口件受载的严重程度,其基于材料的循环应力应变曲线,通过弹塑性有限元分析计算裂纹叶片的应力场强度历程,然后根据材料的 $S-N$ 曲线或 $\epsilon-N$ 曲线,结合疲劳损伤积累理论,估算疲劳寿命,主要适用于裂纹叶片的寿命.

3.2 研究进展

自叶片的高周疲劳寿命问题提出以来,国内外对叶片的高周疲劳问题给予了充分的重视,在理论计算及试验分析方面取得了一定进展.

3.2.1 确定性方法

早期的叶片高周疲劳寿命预估均采用确定性方法.1982 年,美国 Teledyne CAE 研究机构^[20]采用三维热弹性模型分析叶片的应力应变,采用 Neuber 法修正叶片中实际存在的塑性,用 Neu-

ber 公式和材料迟滞回线求出叶片的应力和应变,采用了 Smith-Watson-Topper 参数和寿命双对数关系式对疲劳寿命进行了估算. TCAE 的可借鉴之处在于它将动态应力和高周寿命评估方法引入了叶片设计.1986 年,美国 STI (Stress technology incorporated) 在 ANSYS 的基础上开发的汽轮机叶片寿命分析软件 BLADE (Blade life algorithm for design evaluation),其采用三维 8 节点等参实体单元模拟叶片. STI 所用寿命评估过程如图 6 所示^[51-53],STI 在稳态应力分析上不仅对叶片在周期性激励情况下的动应力做了研究,而且对叶片在承受随机激励力作用下动应力进行了探讨,对这种随机力采用了白噪声模型.在此基础上 STI 形成了一套寿命评估商用程序,但寿命消耗计算中没有考虑联接件、振型等对阻尼影响,以及激励力类型、振型对振动幅值的影响.美国空军试验室^[6]于 1994 年建立了针对叶片高周疲劳问题的研究机构,并确定了叶片表面处理、材料破坏容限、激励力下的叶片响应、阻尼研究、寿命评估等 7 个重要研究方向,建立了叶片高周疲劳的寿命预测系统.

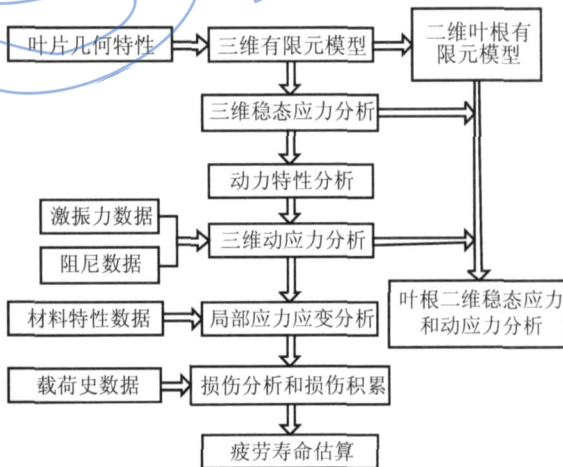


图 6 STI 寿命评估过程

Fig. 6 Steps of life prediction of STI

国内孟庆集、谢永慧等人^[54-55]在叶片寿命方面做了较多研究,其采用三维实体有限元模型计算分析叶片的动静应力分布和振动特性,并开发了完善的叶片有限元前后处理系统.叶片寿命的预测模型主要采用以局部应力应变法为基础的应变寿命评估方法,考虑了叶片运行的各种工况和影响叶片寿命的主要因素,从而形成了较为完整的叶片寿命评估体系.试验结果表明:叶片疲劳寿命预测可以定量地分析影响叶片安全运行的各种因素和叶片的疲劳寿命,为现实中叶片的设计制

造及汽轮机运行提供了参考.

3.2.2 概率法

上述早期的叶片寿命研究均采用确定性方法,但在实际的工程问题中,进行叶片系统的强度、振动以及疲劳寿命等问题的分析时,都存在着大量的不确定性因素,这对工程实际情况有着很大影响.这些随机因素主要来自以下几个方面:

1) 荷载的随机性.叶片结构受到的气动激励载荷,温度载荷以及离心弯矩载荷等都具有一定的随机性.

2) 材料参数的随机性.大量的统计资料表明,材料的弹性模量、泊松比、导热系数和热膨胀系数等都存在着一定的变异.

3) 几何尺寸的随机性.因加工误差以及工作变形而带来的结构敏感部位几何尺寸的变异性会对整体结构有一定的影响.

4) 初始条件和边界条件的随机性.例如叶片与轮盘系统的联接紧度的变化将给叶片系统的振动特性带来很大影响.如何合理的考虑这些不确定因素带来的影响,并且有根据地将安全性控制在一个可以接受的水平上,这是叶片设计中必须解决的问题.近年来,国内外大多研究将概率可靠性的概念引入了叶片的高周疲劳设计.

Herman Shen^[56]指出在叶片的高周疲劳设计中应当充分考虑加工误差、气动载荷的不确定性以及温度载荷的不确定性对疲劳寿命的影响,提出了叶片疲劳概率寿命设计框架,如图 7 所示.

Herman Shen 针对某型叶片,将加工误差和表面光洁度对叶片结构阻尼的影响用概率分布进行描述,得到了具有概率分布特性的名义应力和振动应力,从而提出了带有可靠度的三维 Goodman 曲线设计方法.

Cesare M 等^[57]对某涡轮叶片的高周疲劳问题采用概率统计方法对疲劳破坏进行预测,从而定量的指出,当叶片工作在某个频率时,发生共振及高周疲劳破坏的概率,并指出通过概率论和有限元的结合应用将成为设计下一代可靠,高效率发动机叶片的主要手段.文献^[58]中对叶片振动可靠性评估方法进行了较深入的研究,将蒙特卡罗方法与神经网络方法相结合应用到可靠性方面,采用某型发动机一级风扇叶片为算例,为可靠性分析提供了一种高效率、低误差的计算方法.

2002 年,美国颁布的《发动机结构完整性大纲(ENSIP)》指出高周疲劳设计应当包含“频率概率设计裕度”和“概率振动应力裕度”两个层次.频

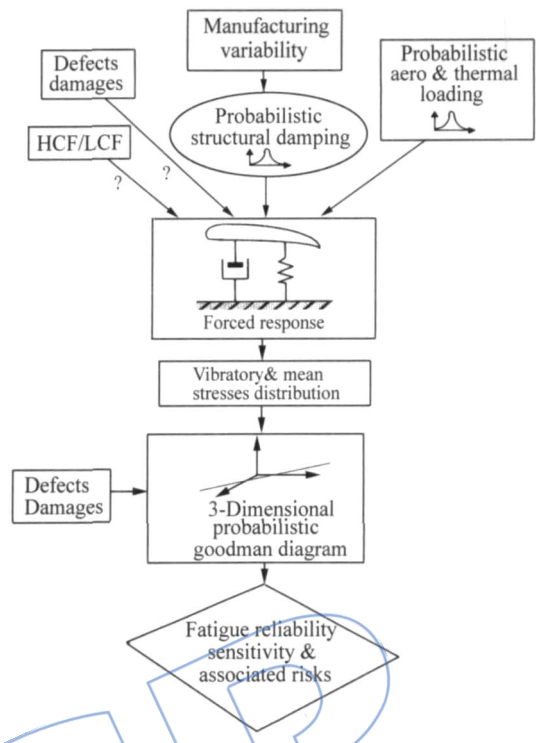


图 7 概率寿命设计框架

Fig. 7 Probability method on life prediction

率概率设计裕度方法如图 8 所示,通过频率概率设计,可以给出在工作状况下,某阶模态发生共振的概率,是否能够满足系统的可靠性要求.在频率概率设计裕度不够,不能满足失效概率要求时,需要进行下一级的概率振动应力裕度分析(如图 9 所示)来预测共振应力响应.概率振动应力裕度分析中应当考虑各种阻尼、失谐物理模型等对强迫响应的影响,最终由振动应力分布是否满足可靠性要求来评估叶片能否安全使用.

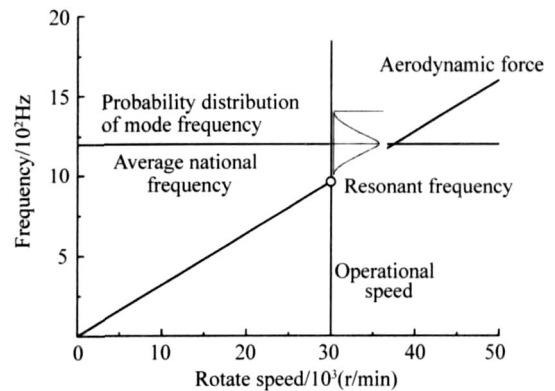


图 8 频率概率设计

Fig. 8 Probability design through frequency

国内的田爱梅^[59]等也提出过一种进行叶片振动可靠性设计的方法,建立了激振力频率与叶片固有频率干涉的概率模型,并利用 Goodman 曲线,给出了将导致构件损坏的强迫共振响应的概

率计算公式及其适用条件.

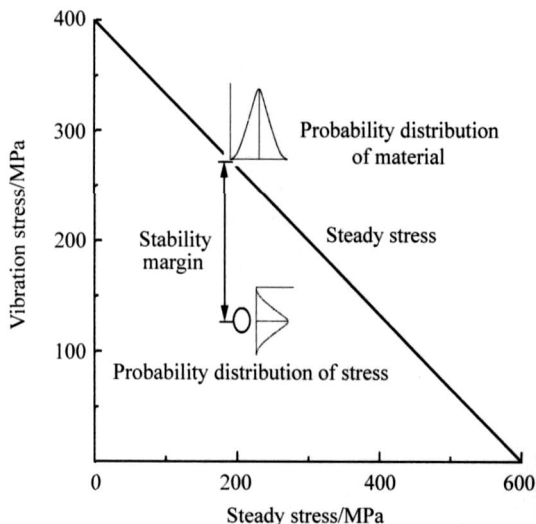


图9 概率振动应力设计

Fig. 9 Probability design through vibration stress

综上,尽管对叶片高周疲劳的机理已经有所了解,但由于影响叶片高周寿命分析精度的因素较多,应用于实际叶片的计算分析仍有相当大的误差^[60].因此,叶片寿命的研究不仅在国内而且包括一些发达国家在内今后仍将是一个值得研究和开拓的课题.在叶片高周疲劳寿命研究中,涉及到不确定因素很多,包括气动激励的随机性、叶片结构的不确定性、叶片材料性能的分散性以及材料耐久性的分散性等,用概率设计代替传统的安全系数或确定性裕度能更准确地表示叶片动力响应的变化,带可靠度的寿命设计是现代发动机设计的显著特点.

4 气流激励下叶片高周疲劳寿命预估的技术途径和研究方向

综上国内外对叶片高周疲劳寿命的研究状况,建立叶片高周疲劳寿命预估方法的重要研究途径是:

1) 完善叶片系统在尾流激励下的动力响应分析方法.

尾流激励下的叶片动力响应分析方法的完善依赖于轮盘-叶片一体的三维实体模型的精确建立和适合于工程应用的流固耦合求解技术的发展.

在叶片的动力响应预估中应当进一步借鉴双向顺序耦合法.叶片在气流作用下,最终固体域与流体域将达到一个新的平衡状态,表现为叶片结构的稳态响应和流场的周期性变化,由双向顺序耦合法分析结果可以对气流激励进行合理的提取

和简化,从而更方便为后续概率寿命的数值模拟提取流场参数.同时其可以利用成熟的流场、结构分析软件,容易在工程上得以推广.

2) 将概率设计引进叶片高周疲劳寿命评估.

将概率设计引入寿命评估可以量化各种不确定性设计参数的影响,设计出的结构尽管不追求100%安全,却可以有根据的将安全性控制在一个可以接受的水平上,更合理的对叶片高周疲劳寿命进行预估.图10中给出了叶片高周疲劳分析的概率疲劳积累损伤模型,其中 D 为考虑了激励分散性、叶片结构分散性、材料性能分散性等的概率疲劳积累损伤, D_c 为考虑了材料疲劳强度分散性的临界概率损伤值.两者相交的部分即为失效概率,在每一工作时间,都可以获得概率损伤积累和相应的工作可靠度.

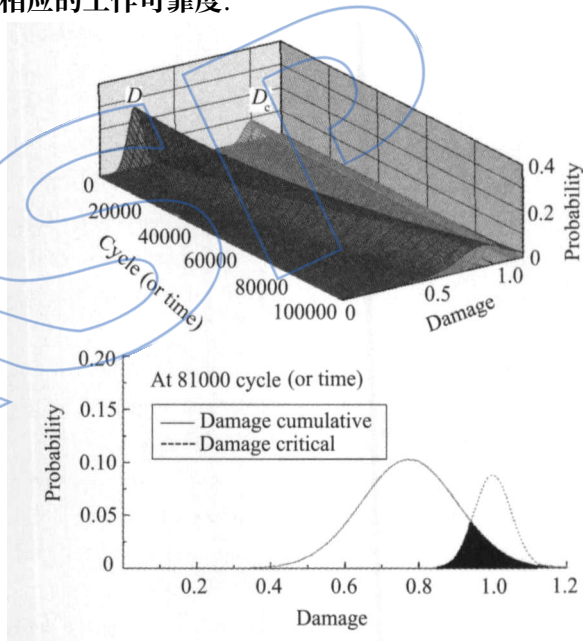


图10 概率疲劳积累损伤模型

Fig. 10 Probability cumulative damage model

在概率疲劳积累损伤模型的建立中,应当重点研究气流激励参数的分布特征,发展蒙特卡罗法、最大熵法等数值模拟方法,通过耦合分析或近似的结构瞬态响应分析,求解振动应力的分布特征.最终以带有分布特征的振动应力为出发点,建立概率损伤模型,求解高周寿命和工作可靠度.

参考文献:

- [1] 肖波. 某系列发动机叶片振动问题及解决方法 [C]//中国航空学会动力专业分会论文集. 北京:中国航空学会动力专业分会,2003.
- XIAO Bo. Analysis on series failures of certain engine blades caused by vibration [C]// Chinese Society of Aeronautics and Astronautics Society of Aerospace Power. Bei-

- jng: Chinese Society of Aerospace Power, 2003, 10. (in Chinese)
- [2] Srinivasan A V. Flutter and resonant vibration characteristics of engine blades [J]. Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119: 742-775.
- [3] 吴大观. 航空发动机研制工作论文集 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1999.
- [4] 宋兆泓, 陈光, 张景武, 等. 航空发动机典型故障分析 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
- [5] 李其汉, 王延荣, 王建军. 航空发动机叶片高循环疲劳失效研究 [J]. 航空发动机, 2003, 29(4): 16-18.
LI Qihan, WANG Yanrong, WANG Jianjun. Investigation of high cycle fatigue failures for the aero engine blades [J]. Aeroengine, 2003, 29(4): 16-18. (in Chinese)
- [6] 邹正平, 李宇, 刘火星, 等. 民用大涵道比涡扇发动机叶轮机某些关键技术 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(8): 1504-1518.
ZOU Zhengping, LI Yu, LIU Huoxing, et al. Key turbomachinery technology of civil high-bypass-ratio turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1504-1518. (in Chinese)
- [7] Murthy V R. Dynamic characteristics of rotor blades [J]. Journal of Sound and Vibration, 1976, 49(5): 484-500.
- [8] White W R, Malatino R E. A numerical method for determining the natural vibration, characteristics of rotating non-uniform cantilever blades [R]. NASA TMX-72751, 1975: 6-12.
- [9] Omprakash V, Ramamurti V. Coupled free vibration characteristics of rotating tuned bladed disk systems [J]. Journal of Sound and Vibration, 1990, 140(3): 413-435.
- [10] Murthy V R, Joshi A M. Free vibration characteristics of multiple load path blades by transfer matrix method [J]. Journal of the American Helicopter Rotor Society, 1986, 31(5): 561-568.
- [11] Bhat M M, Ramamurti V, Sujatha C. Studies of the determination of natural frequency of industrial turbine blades [J]. Journal of Sound and Vibration, 1996, 196(5): 681-703.
- [12] Bhat R B. Joint research effort on vibrations of twisted plates [M]. NASA Reference Publication, 1985.
- [13] Leissa A W, Lee J K, Wang A J. Rotating blade vibration analysis using shells [J]. Journal of Engineering for Power, 1982, 104(5): 621-625.
- [14] 张锦, 王文亮, 陈向均, 等. 环向圆连带冠叶片的动态分析 [J]. 航空学报, 1991, 12(9): 474-480.
ZHANG Jin, WANG Wenliang, CHEN Xiangjun, et al. Dynamic analysis of annular cascade shrouded blades [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(9): 474-480. (in Chinese)
- [15] Brownk. Finite element engine blade structural optimization [R]. AIAA Paper, 1985.
- [16] Valeri G, Olga G, Ilia A, et al. Simulation of vibration stresses in turbine blades [R]. AIAA Paper, 2003.
- [17] Shipman W C, Palazotto A N. The consideration of high cycle fatigue in a turbine blade [R]. AIAA Paper, 2002-1537.
- [18] Poursaeidi E, Aieneravaie M, Mohammadi M R. Failure analysis of a second stage blade in a gas turbine engine [J]. Engineering Failure Analysis, 2008, 15(8): 1111-1129.
- [19] Rajasekaran R, Nowell D. Fretting fatigue in dovetail blade roots: experiment and analysis [J]. Tribology International 39, 2006: 1277-1285.
- [20] Lewis. A unfield approach to turbine blade life predication [R]. SAE Technique Paper, 1982, No. 821439.
- [21] Zhang J. Dynamic analysis of shrouded turbine blades [C] // Proc. 5th IMAC. London: [s. n.], 1987.
- [22] Wauer J. Vibration of cracked rotating blades [J]. Machine Vibration, 1992: 126-131.
- [23] 金京, 赵宁. 发动机叶片轮盘结构动态特性及形状优化研究进展 [J]. 西北纺织工学院学报, 2001, 15(3): 83-87.
JIN Jing, ZHAO Ning. Advancements of research on the dynamic behaviour and the shape optimization of a blade-disk structure of the engine [J]. Journal of Northwest Institute of Textile Science and Technology, 2001, 15(3): 83-87. (in Chinese)
- [24] 张大义, 史亚杰, 洪杰, 等. 带宽弦叶片的盘片耦合振动特性研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(9): 808-812.
ZHANG Dayi, SHI Yajie, HONG Jie, et al. Mode analysis of bladed disk coupled system of compressor with low aspect ratio [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(9): 808-812. (in Chinese)
- [25] Hagelstein D, Hasemann H, Rautenberg M. Coupled vibration of unshrouded centrifugal compressor impellers [R]. Seminar of University of Hannover, Germany, 2000.
- [26] Hou J F. Blade vibrations coupled with disks [R]. Aeronautical and Maritime Research Laboratory Defence Science Technology Organization Melbourne, AIAA paper, 2002.
- [27] Slater J C, Minkiewicz G R, Blair A J. Forced response of bladed disk assemblies—a survey [R]. AIAA Paper, 1998.
- [28] 邢景棠, 周盛, 崔尔杰. 流固耦合力学概述 [J]. 力学进展, 1997, 27(1): 19-38.
XING Jingtang, ZHOU Sheng, CUI Erjie. A survey on the fluid-solid interaction mechanics [J]. Advances in Mechanics, 1997, 27(1): 19-38. (in Chinese)
- [29] 周盛. 叶轮机气动弹性力学引论 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1986, 8-9.
- [30] 金琰. 叶轮机械中若干气流激振问题的流固耦合数值研究 [D]. 北京: 清华大学, 2002.
JIN Yan. Numerical study of several fluid-induced vibration problems in turbo machineries by fluid-structure coupling approach [D]. Beijing: Tsinghua University, 2002. (in Chinese)
- [31] Akkas N, Akay H Y, Yilmaz C. Applicability of general purpose finite element programs in solid-fluid interaction problems [J]. Computer Structures, 1979, 10: 773-783.

- [32] Shipman W C, Palazotto A N. The consideration of high cycle fatigue in a turbine blade [R]. AIAA Paper, 2002-1537.
- [33] 孟越, 李琳, 李其汉. 尾流激振情况下叶片强迫响应瞬态分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(6): 671-674.
MENG Yue, LI Lin, LI Qihan. Transient analytical method of vane forcing response under stator-rotor wake influence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(6): 671-674. (in Chinese)
- [34] 孟越, 李琳, 李其汉. 不对称静子叶片非谐方案研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2083-2088.
MENG Yue, LI Lin, LI Qihan. Asymmetry stator mistuned blade design and research[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2083-2088. (in Chinese)
- [35] 王梅, 江和甫, 吕文林. 在尾流激振情况下叶片振动应力预估技术[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 608-613.
WANG Mei, JIANG Hefu, LÜ Wenlin. Method to predict the blade vibration stress induced by wake flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 608-613. (in Chinese)
- [36] 王梅. 非定常流场分析结果向结构载荷压力场转化问题的解决[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(3): 15-22.
WANG Mei. Solving the problems of transforming unsteady flow analysis results to load pressure field[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(3): 15-22. (in Chinese)
- [37] ANSYS 耦合场分析指南[Z]. ANSYS 使用手册, [s. n.], 2006.
- [38] Hirt C W, Amsden A A, Cook J L. An arbitrary Lagrangian-Eulerian computing method for all flow speeds [J]. J. of Comp. Phys. 1974, 14: 227-253.
- [39] Marshall J G. A review of aeroelasticity methods with emphasis on turbomachinery applications [J]. Journal of Fluids and Structure, 1996, 10: 167-237.
- [40] Claude Y L, Wagdi G. Fluid-structure interactions using the ALE formulation [R]. AIAA 99-0660, 1999.
- [41] Ramakrishnan K, Lawless P B, Fleeter S. Finite element simulation of turbomachine blade row viscous interactions-vane vibratory stress predictions[R]. AIAA 2004-0193.
- [42] Anderson R W, Pember R B, Elliott N S. An arbitrary Lagrangian-Eulerian method with local structured adaptive mesh refinement for modeling shock hydrodynamics[R]. AIAA 200-0738.
- [43] Gottfried D A, Fleeter S. Prediction of unsteady cascade aerodynamics by an arbitrary Lagrangian-Eulerian finite element method[R]. AIAA-98-3746, 1998.
- [44] 岳宝增, 李笑天. ALE 有限元方法研究及应用[J]. 力学与实践, 2002, 24(2): 7-10.
YUE Baozen, LI Xiaotian. Study of the ALE finite element method and its applications [J]. Mechanics in Engineering, 2002, 24(2): 7-10. (in Chinese)
- [45] Xia H, Qin N. Dynamic grid and unsteady boundary conditions for synthetic jet flow [R]. AIAA 2005-106.
- [46] Naeem M, Singh R, Probert D. Implication of engine deterioration for a high-pressure turbine blade's low-cycle fatigue life-consumption[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21: 831-847.
- [47] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [48] Miner M A. Cumulative damage in fatigue [J]. Journal of Applied Mechanics, 1945, 12: 159-164.
- [49] Coffin L F. A study of the effects of cyclic thermal stressed on a ductile metal[J]. Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, 1954, 76: 931-950.
- [50] Manson S S. Behaviour of materials under condition of thermal stress[R]. NACA TN-2933, 1954.
- [51] Dewey R P, Rieger N, McCloskey T. Analysis of steam turbine blade failures in the utility industry [R]. Joint Power Generation Conference Proceedings ASME, 1983.
- [52] Rieger N F. Factors affecting the fatigue life of turbine blades and an assessment of their accuracy[R]. Shock and Vibration Symposium, 1984.
- [53] Steele J. Blade code for utility blading analysis[R]. Los Angeles: EPRI Steam Turbine Blade Reliability Workshop, 1986.
- [54] 谢永慧, 王乐天, 袁奇. 汽轮机叶片静态和动态应力的三维有限元分析[J]. 应用力学学报, 1999, 16(3): 89-93.
XIE Yonghui, WANG Letian, YUAN Qi. Static and dynamic stress analysis of turbine blade using three dimensional finite method[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 1999, 16(3): 89-93. (in Chinese)
- [55] 谢永慧, 孟庆集. 汽轮机叶片疲劳寿命预测方法的研究[J]. 西安交通大学学报, 2002, 36(9): 912-915.
XIE Yonghui, MENG Qingji. Numerical model for steam turbine blade fatigue life[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2002, 36(9): 912-915. (in Chinese)
- [56] Herman Shen M H. Reliability assessment of high cycle fatigue design of gas turbine blades using the probabilistic Goodman diagram[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21: 699-708.
- [57] Cesare M, Sues R, Wu Y T. Probabilistic high cycle fatigue of jet engine blades [R]. AIAA Paper, AIAA-2001-1379, 2001.
- [58] EL-Aini Y, Delaneville R, Stone A. High cycle fatigue of turbo machinery components-industry perspective [R]. AIAA Paper, AIAA-1997-3365, 1997.
- [59] 田爱梅, 王延荣. 构件振动可靠性设计方法初探[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 320-322.
TIAN Aimei, WANG Yanrong. Preliminary research on reliability design method of mechanical component vibration[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 320-322. (in Chinese)
- [60] 赵丽军. 转子叶片疲劳可靠性分析[D]. 沈阳: 东北大学, 2006: 2-7.
ZHAO Lijun. Fatigue reliability analysis of rotor blade [D]. Shenyang: Northeastern University, 2006: 2-7. (in Chinese)