

粉末冶金涡轮盘的应用及寿命研究

南京航空航天大学 宋迎东* * 温卫东 高德平

【摘要】 介绍粉末冶金轮盘在国外的实际应用情况。以美国 Rene95 粉末冶金涡轮盘为例,综述了国内外对粉末冶金盘合金材料力学特性、疲劳寿命、裂纹扩展特性研究的成果,并对涡轮盘的应力分析技术以及寿命研究发展进行了评述。提出了我国粉末冶金涡轮盘寿命研究的重点和方向。

主题词: 粉末冶金 涡轮 盘 应用 寿命

分类号: V256 V232.3

1 粉末冶金轮盘的实际应用

70 年代初为满足 F100 发动机的设计要求, P^W 公司率先采用了 IN100 粉末冶金材料^[1]。1977 年 JT8D 和 TF30 发动机采用了热等静压形成的低碳 Astroloy 粉末盘。1984 年在 JT9D 发动机上采用了 MERL76 粉末盘,民用涡扇发动机 PW2037 和新一代军用发动机 PW5000 也采用粉末盘。1972 年 GE 公司,研制成功 Rene95 粉末冶金材料,并应用于 F101 发动机的高压压气机盘和涡轮盘。Rene95 是当前 650℃ 条件下使用的盘件合金中强度水平最高的一种高温合金,广泛地应用于 GE 公司研制的 T700、F404、F110、F101、CF90、CFM56 以及新一代先进的军用发动机 GE37。英、美、日、德和意大利等国合作研制的 V2500 发动机采用了 5 个 MERL76 粉末冶金盘,降低燃油消耗 30%。另外,欧洲发动机公司研制的 EJ2000、法国的 M88、英国的 RB211 发动机均采用了粉末冶金盘。

俄罗斯的粉末冶金的研究始于 60 年代,研究工作最为系统的是 3Л741 粉末冶金,并于 1976 年首次在发动机上正式使用。1982 年 ПД33 发动机的第 8、9 级压气机盘、第 1、2 级涡轮盘等均采用了 3Л741。使发动机的涡轮盘的寿命由原来的 300 小时已达到目前 1500 小时,并可使用 3 个检验周期,盘件总寿命达 4500 小时。民用发动机 ПС-90A,也采用了粉末热等静压成形的盘件。АЛ-31Ф 发动机的轴和涡轮盘也将采用 3Л741 粉末冶金。目前装机的粉末冶金结构已达 100 万飞行小时,从未出现过盘件故障,使用到寿命期的盘件也未发现疲劳裂纹。

与同类锻、铸高温合金相比,粉末冶金具有组织均匀、晶粒细小、屈服强度高、高温疲劳性能好等优点。粉末冶金盘的成功应用,是建立在对粉末冶金材料特性、粉末涡轮盘的疲劳寿命、裂纹扩展特性的大量理论与试验研究的基础上的。

2 粉末冶金本构模型研究及热端件应力分析技术的发展

2.1 粉末冶金涡轮盘材料本构方程研究

国外从 60 年代起开始进行弹塑蠕变统一模型的研究,可以精确地模拟材料在高温下的力

学响应。统一模型认为弹性变形和塑性变形始终耦合在一起,采用内部状态变量来表示材料抵抗塑性变形的状态,比经典理论具有更强的功能,能较精确地模拟复杂载荷条件下材料的力学响应。特别是它不需要加卸载准则,使得计算更加简便。1987 年 Miller A K 对 5 种较常用的统一模型的全面评估,其中具有代表性的是由 Bodner S R 等提出的 Bodner-Partom 模型^[2]。该模型基于位错动力学,对应变率、温度相关的响应模拟能力较强,尤其适用于冲击问题,因此,可应用于航空发动机热端件的应力分析。1979 年 Bodner 采用 Bodner-Partom 模型首先对 Rene95 的本构方程进行了研究^[3],该项研究是基于 Stouffer 等人进行的大量材料试验基础上完成的^[4],而后者在 1980 年又采用了另外的两种统一模型和改进的 Bodner-Partom 模型对 Rene95 材料本构方程重新进行了研究^[5],提高了精度。Bodner-Partom 模型能比较合理地描述 Rene95 的应变率相关、循环硬化、包辛格效应、温度相关等特性,计算效率高,但难以描述高温蠕变恢复、反向松弛以及大变形强化等现象,需要较多的材料试验数据来估计模型参数。Rene95 是一种具有复杂特性的材料,用统一模型来研究是一种较理想的方法,但是上述研究都是基于单轴应力状态,没有进行多轴应力状态下的试验验证。

2.2 热端件应力分析技术的发展

1980 年 F404 发动机的 Rene95 涡轮盘破裂,导致 TF/A-18 战斗机坠落,调查认为 GE 公司的应力分析技术有问题。以往美国发动机零件的强度问题一般采用弹性计算,很少采用三维弹塑性分析,轮盘大多采用轴对称有限元分析。1980 年 NASA 开始了为期 7 年的 HOST 计划,GE 公司参加了该计划,主要进行各向同性镍基超合金的本构方程研究以及热端件三维非线性分析的研究。GE 公司采用统一模型,并应用到三维非线性分析有限元程序中。在有限元程序中采用了 8 节点等参壳元、9 节点板壳元以及 20 节点等参元以及高斯正交积分、初应力迭代法、Aitken 加速收敛。大量的试验表明 Bodner-Partom 统一模型的模拟能力较强。美国西南研究院也参加了本构模型的研究^[6],并用大量的模拟民航机实际飞行条件下的试验,比较了 Walker 统一模型^[7]和 Bodner-Partom 统一模型对一种铸造镍基涡轮叶片材料 B1900 + Hf 的应力应变响应预测能力,结果表明: Bodner-Partom 模型对预测热端件的材料响应非常有效,并编入 MARC 有限元程序以中。总之,HOST 计划对热端结构应力分析方法的发展主要有两方面改进: (1) 对发动机结构应力分析首先采用了三维非线性分析; (2) 采用先进的本构方程。大量的文献表明^[8-11]国外十分重视在实际飞行载荷下涡轮盘的应力分析。1982 年起我国对发动机涡轮盘进行了详细的三维非线性分析。但应力分析考虑的实际飞行载荷谱与国外相比尚有不足,主要是: 载荷谱简单,与实际的飞行尚有差别。对变温计算,国内进行过研究,并编写了二维有限元程序^[12]。实际飞行载荷谱下的应力分析能真实反映涡轮盘在实际使用过程中的应力水平,为准确地估算疲劳寿命和裂纹扩展寿命打下了必要的基础。这项工作存在的主要困难是: 瞬态温度场的确定以及涡轮盘标准载荷谱的推导,而后者在国内尚没有开展过。

3 粉末冶金涡轮盘疲劳寿命研究

3.1 应力疲劳定寿方法

应力疲劳定寿方法是以 S-N 曲线来评估发动机零件的安全寿命,如 EGD-3 应力分析准则属此类。该定寿方法中的 S-N 曲线以及 Goodman 曲线都必须由实际的涡轮盘试验获得,方可较好地确定寿命。文献[13]对粉末冶金镍基超合金涡轮盘进行了在实际飞行载荷谱下

的损伤计算,采用名义应力法。该文作者随后对名义应力法进行了修改^[14],并以试验为基础,比较了局部应力应变方法,得出了以下结论:(1)高应力水平下,名义应力法不能代替局部应力应变法;(2)光滑试件寿命曲线没有考虑塑性变形过程中引起的应力重新分布;(3)为了较好地进行寿命评估,实际盘的旋转试验是十分必要的。因此,对于粉末冶金涡轮盘,在高应力水平下,尽管其非弹性应变分量很小,但对寿命有重要影响,名义应力法可能是不适用的。

3.2 疲劳蠕变交互作用寿命

文献[15]首先从微观上研究 Rene95 的低循环疲劳,指出了裂纹萌生的特点。文献[16-18]从宏观上研究了 Rene95 高温低循环疲劳寿命预测方法。在大量的疲劳试验的基础上,这些研究发现:由于粉末冶金的高强度,导致非弹性应变分量与弹性应变分量相比很小。通常涡轮盘高温疲劳寿命的预测模型,如应变范围区分法(SRP),需要明确地区分各种非弹性应变分量,因此应用于粉末冶金涡轮盘十分不便,预测精度不高,分散系数都大于 2,最大达 18。

1980 年美国材料咨询应美国空军材料试验室的要求,从工程应用及疲劳损伤的微观机理等方面对粉末冶金材料的蠕变疲劳交互作用寿命预测方法进行了全面评估。高温环境中晶界氧化、粘塑性以及空穴对粉末冶金疲劳裂纹萌生有重要影响,不过晶界氧化和空穴只有当温度和保持时间大于临界值时才出现,因此它们的重要性取决于涡轮盘的任务循环。常规的锻造高温合金涡轮盘在晶间开裂范围内会导致过早的裂纹产生,不能正常工作,基于该经验,他们认为粉末盘同样也不能在此范围内工作,但没有解决 Rene95 晶间裂纹的范围问题。

咨询局推荐对现有的应变范围区分法及频率修正法进行修改来预测粉末冶金构件的高温低循环疲劳寿命。由于粉末冶金是一种超细晶粒材料,裂纹扩展机制适用于从 0.1-0.8 mm 的长度,因此也可以采用微观断裂力学的方法来预测其疲劳寿命。针对涡轮叶片 Ni 基高温合金材料,NASA 刘易斯研究中心和 P'W 公司分别提出了总应变范围区分法(TS-SRP)和循环损伤累积模型(CDA)^[19]。TS-SRP 方法保留了 SRP 方法的基本原理,采用循环寿命与总应变范围来表征材料的疲劳蠕变特性,它不必明确地区分非弹性应变范围,适用于高强度的粉末冶金涡轮盘的寿命预测。CDA 模型是一种延展性耗竭模型,认为延展性与载荷循环有关,循环损伤由循环应力响应而确定。试验表明,这两种新的模型对超级合金的寿命预测效果较好,预测分散系数在两倍之内。这两种模型对 Rene95 的预测能力如何,没有文献报导。

对下一代的先进超合金涡轮盘,工作温度将比现在高,时间相关的影响可能变得十分重要,因此有必要进行涡轮盘的疲劳蠕变交互作用寿命研究。研究表明在 650℃内粉末冶金 Rene95 的交互作用非常复杂。因此国内同类粉末冶金材料(GH95)的交互作用影响究竟如何,值得深入研究。

3.3 损伤容限定寿方法

1984 年 MIL-STD-1783 颁布以后,美国空军发动机都要求用损伤容限设计方法。文献[20]全面地阐述了粉末冶金涡轮盘的损伤容限定寿方法,采用试验的方法进行应力强度因子的计算和应力分析。对于冷端盘,国外进行了大量的损伤容限分析^[21-23],并认为:损伤容限已成功应用在冷端轮盘,在本质上也可以推广到热端涡轮盘,但尚需作更大的努力,使之能用到高温粉末冶金。文献[24]研究表明现代镍基粉末冶金盘带小裂纹的扩展寿命为 10000 次循环量级,即有较好的损伤容限,裂纹扩展寿命在轮盘的循环寿命中占主导部分,因此有必要进行粉末涡轮盘的损伤容限设计,而裂纹的扩展特性研究是其依据。

为了进行 Rene95 涡轮盘的损伤容限的研究, 美国对其裂纹扩展特性进行了大量的研究。1981 年开始进行疲劳小裂纹研究, 1985 年进行了 650°C 下裂纹扩展的常规试验研究^[25, 26]。Rene95 裂纹扩展的一个重要特点是长裂纹和物理短裂纹(0.01–0.2 mm)的裂纹扩展应力强度因子的门槛值具有显著的区别, 如在应力比为 0.1 时, 后者比前者小 60%。这样当构件存在小缺陷时, 按长裂纹疲劳数据进行构件损伤容限寿命预测时有潜在的危险。空气对 Rene95 的裂纹扩展有加快作用, 即使在频率较高时环境作用也很明显。为了准确地预测 Rene95 涡轮盘的损伤容限寿命, 1988 年进行了真实飞行载荷条件下 Rene95 的裂纹扩展特性研究^[27]。其主要方法和步骤为: (1) 获得涡轮盘典型的飞行载荷谱; (2) 计算典型载荷谱下涡轮盘关键点的应力应变历程和温度历程; (3) 对计算出的应力应变历程和温度历程进行详细的分析, 获取其载荷谱循环频率、保持时间、应力比及温度等信息, 为模拟真实飞行条件下的试验提供加载波形的依据; (4) 根据获得的波形进行裂纹扩展试验; (5) 根据试验结果提出了两个适用于粉末冶金材料的裂纹扩展模型: 插值模型和迭加模型。这两个模型综合考虑了应力比、温度和加载频率的影响, 特别适用于载荷复杂多变的战斗机涡轮盘裂纹扩展寿命研究。

通过近 30 年的努力, 特别是 HOST 计划的实施, 国外对单一类型粉末冶金发动机构件的应用, 已进行了大量的研究工作, 目前正逐步开展双合金粉末冶金涡轮盘的应力分析技术以及裂纹扩展特性的研究^[28–29], 这将是粉末冶金轮盘研究的一个发展方向。

4 我国涡轮盘寿命研究状况及粉末冶金涡轮盘寿命研究方向

从 1981 年起国内对某型发动机进行了比较系统的寿命研究。对其第 I 级涡轮盘寿命进行了高温低循环疲劳寿命研究及损伤容限研究。在对疲劳蠕变交互作用寿命研究方面, 提出了应变能区分法(SEP)、应变能频率分离法(SEPS)等方法, 利用国外文献的试验数据, 对 Rene95 进行过预测^[30], 结论是: 比 1980 年前的方法精度高。文献[31]应用 Rene95 的材料数据也提出了一种改进的交互作用预测方法, 并对高温低循环疲劳寿命预测进行了简要的评述。然而这些方法对粉末冶金 Rene95 疲劳寿命预测的精度尚不令人满意。根据材料的非弹性应变分量(ϵ_p 、 ϵ_{cp} 、 ϵ_c 、 ϵ_{cp})的寿命方程, 用 SRP 和 SEP 方法对 I 级涡轮盘榫齿根部高温疲劳寿命进行了计算。两种方法计算出的寿命基本接近, 没有进行过试验评定, 根据外场的故障统计表明, 计算结果可信, 两种方法均可以采用。该发动机的 I 级涡轮盘采用的是 GH36, 与粉末冶金相比, 它的延性较高, 非弹性应变分量可以明确的区分。

在北航、沈阳发动机研究所等单位的合作下, 经过大量深入细致的研究工作, 科学地定出了 I 级涡轮盘的槽底裂纹的损伤容限, 丰富了我国发动机损伤容限研究工作的经验。但材料试验和应力分析时所采用的载荷谱较国外简单, 与真实飞行载荷谱尚有差别。

粉末冶金涡轮盘的寿命研究在国内刚刚起步, 开展了一些基本的材料特性试验研究^[31]。今后主要应进行以下方面的工作: (1) 要准确地计算粉末冶金轮盘在高温大载荷下的应力应变响应, 就首先必须确定其合理的本构模型。(2) 利用合理的本构方程, 进行实际飞行载荷下的应力分析是涡轮盘寿命预测以及损伤容限分析的基础, 因此应加强发动机载荷谱的研究。(3) 粉末冶金是一种高强度低延性的材料, 其晶粒细小, 对应力集中以及小缺陷十分敏感, 具有复杂的蠕变疲劳交互特性, 随着发动机的工作温度的不断提高, 这种交互作用的影响将变得明显, 因此粉末轮盘的高温疲劳寿命研究很重要。(4) 粉末冶金涡轮盘的裂纹扩展寿命是整个轮盘循环寿命的主要部分, 必须开展粉末冶金轮盘的损伤容限研究。

参 考 文 献

- 1 Ralph Anderson. Power Metallurgy at Pratt " Whitney. The International Journal of Powder Metallurgy, 1990, 126(2)
- 2 Miller A K. Unified Constitutive Equation for Creep and Plasticity. America: Elsevier applied Science Publication LLtd. , 1987
- 3 Bonder S R. Representation of Time Dependent Mechanical Behavior of Rene95 by Constitutive Equations. AFMAL- TR- 79- 4116, 1979
- 4 Stouffer D C, Papernick L and Bernstein H L. An Experimental Evaluation of the Mechanical Response Characteristic of Rene95. AFWAL- TR- 80- 4136, 1980
- 5 Stouffer D C, Papernick L and Bernstein H L. Prediction of the Mechanical Response of a High Temperature Superalloy Rene95. AFWAL- TR- 80- 4148, 1980
- 6 Chan K S, etc. Constitutive Modeling for Isotropic Materials. NASA- CR- 179522
- 7 Walker K P. Research Development Program for Nonlinear Structural Modeling with Advanced Time- Temperature Dependent Constitutive Relationships. NASA- CR- 165533
- 8 Vanstone R H, Gooden O C. Advanced Cumulative Damage Modeling. AFWAL- TR- 88- 4146, 1988
- 9 Nicholas T. Damage Tolerant Design Approach to Turbine Life Prediction. Conference on Life Prediction for High- Temperature Gas Turbine Material. Syracuse University, Syracuse, New York, 1985
- 10 Small S, Nicholas T. Elevated Temperature Crack Growth. ASME MD, 1986, 118
- 11 Larson J M and Nicholas T. Cumulative Damage Modeling of Fatigue Crack Growth in Turbine Engine Material. Engineering Fracture Mechanics, 1985, 22: 77- 91
- 12 穆霞英. 循环加载下的热弹塑性蠕变有限元分析. 航空动力学报, 1990, 5: 297- 301
- 13 Hefe R. Zur Berechnung der Schädigung Hochbelasteter Fluggasturbinen Scheiben Unter Realen Flugbedingungen. Doctoral Thesis: Germany, F. R: Technische Univ. Muenchen, 1985
- 14 Hefelf R. Comparison of Life Prediction Methods for High Loading Gas Turbine Engine Disks. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1986, V108
- 15 Menson M N, Reimann W H. Low Cycle Fatigue Crack Initiation Study in Rene95. AFML- TR- 75- 1, 1975
- 16 Bernstein H L. An Evaluation of Four Current Models to Predict the Creep- Fatigue Interaction in Rene95. AFWAL- TR- 79- 4075, 1975
- 17 Menon M N. Life Prediction Techniques for Analysis Creep- Fatigue Interaction in Advanced Nickel- Base Superalloys. AFML- TR- 76- 172
- 18 Bernstein H L. A Stress- Strain- Time Model for High- Temperature Low Cycle fatigue. AFML- TR- 79- 4114, 1979
- 19 Moreno V, Nissley D M and Lin L S. Creep Fatigue Life Prediction for Engine Hot Section Materials. NASA- CR- 174844, 1984
- 20 Cargill J S, etc. Disk Residual Life Studies, Part I: F100 1st- Stage Turbine Disk (IN100). 1979
- 21 Cosk C H, etc. Damage Tolerance Design Method for Engine Disks. ASME 82- GT- 311
- 22 King T T. United States Air Force Engine Damage Tolerance Requirement. AIAA- 85- 1209
- 23 Koul A K, etc. Damage Tolerance Based Life Prediction of Discs. International J. Fatigue, 1990, (5)
- 24 Hoff H and Konig G W. 用地坑内低循环旋转试验评定盘的损伤容限. ADA 169693
- 25 Gay J, Gabb T P and Miner R V. Crack Growth of Rene95. NASA- TM- 87150, 1985
- 26 Pelloux R M, Romanoski G R and Geng J. Study of the Fatigue Behavior of Short Cracks Nickel- Based Superalloys. AFOSR- TR- 86- 0224, 1986
- 27 Pelloux R M. Study of Fatigue Behavior of Small Cracks in Nickel- Based Superalloys. AFOSR- TR- 88- 0457, 1988
- 28 Mander J M, Kortovich C S. Development of Materials and Process Technology for Dual Alloy Disks. NASA- CR- 165224, 1981
- 29 Harf F H. Properties and Microstructures for Dual Alloy Combinations of Three Superalloys with Alloy 901. NASA- TM- 86987, 1985
- 30 何晋瑞. 金属的高温疲劳. 北京: 科学出版社, 1988
- 31 王永康. 高温低循环疲劳寿命预测模型. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(3): 311- 378

very effective and applicable for practical engineering.

Key Words Rocket engines Fault detection Autocorrelation functions Real time

SURVEY PAPERS

APPLICATION AND LIFE RESEARCH OF POWDER METALLURGY TURBINE DISKS

Song Yingdong, Wen Weidong, Gao Deping

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

Since powder metallurgy (PM) turbine disks have high yield strength and excellent property of resistance to fatigue and creep, they have been applied broadly in the most advanced engines at present in the world. As the thrust-to-weight ratio increases, the PM turbine disks will be developed in our country. At first, this paper makes a general survey of the application of the PM turbine disks. Then a review is made for the material properties, fatigue life, crack propagation, and stress analysis of PM turbine disks. Finally, some research projects of the PM turbine disks fatigue life, which should be conducted in our country, are suggested.

Key Words Powder metallurgy Turbines Discs Application Lifetimes

TECHNICAL NOTES

RESEARCH ON BLADE EXCITATION FREQUENCY DURING ROTATING STALL OF AXIAL FLOW COMPRESSOR

Liu Yan and Zhu Junqiang

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

This paper presents an investigation of blade excitation during rotating stall in a single stage axial flow compressor with various geometrical parameters, such as blade stagger and cascade solidity at the mean radius varying from 32.9 to 47.9 and from 0.583 to 1.165, respectively, and the axial distance between rotor and stator from b to $5.7b$. The blade vibration was measured with strain gages on the blade. During rotating stall as the cause of blade excitation, the flow field was simultaneously determined by fast response dynamic pressure transducers. The rotational speed of the compressor varied from 8130 to 12500 rpm. The characteristics of unsteady flow during rotating stall were studied in detail. The prediction criterion of the blade excitation frequency during rotating stall has been set up. The agreement between theoretical and experimental results indicates that the criterion is feasible.

Key Words Rotation stall Blade vibration Frequency Prediction

INVESTIGATION OF OUTLET SECONDARY FLOWS IN CASCADES WITH END- BEND BLADES

Zhou Zhenggui, Wu Guochuan, Hu Bin

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

The outlet secondary flows in compressor cascades with end-bend blades have been studied experimentally and numerically. The viscous secondary vorticity e-