

航空发动机典型结构 概率设计技术

Probabilistic Design Technology on Typical Structure of Aeroengine

北京航空航天大学能源与动力工程学院 王荣桥 胡殿印 申秀丽 樊江



王荣桥

教授、博士生导师,教育部新世纪优秀人才(2007)。曾在韩国仁荷大学机械工程系固体力学研究室访问研究。主要从事针对航空发动机热端部件的结构强度和可靠性理论与试验、多学科优化设计等方面的科研与教学工作,相关研究成果在航空航天重点型号中得到重要应用和验证。主持国家自然科学基金、973 重大基础专题、863 重点项目、国防预研重点项目、航空基金等相关科研项目 30 余项。获国家发明专利 10 项,著作 2 部,发表相关学术论文 100 余篇,被 SCI、EI 检索 50 余篇。2005 年北京青年优秀科技论文一等奖,获 5 次国家级和省部级科研教学成果奖励。

为满足先进航空发动机性能要求,越来越多的新材料如粉末合金、金属间化合物、陶瓷材料、复合材料等不断出现。这些材料在某些性能如强度、应力、密度等方面较传统金属合金有明显的改善,但是其材料属性存在许多不确定性因素和新的失效模式,采用确定性设计方法将产生较大的偏差。因而,对新材料、新结构、新工艺体系下的发动机典型结构更需要采用概率设计方法。

航空发动机是典型的多学科交叉、多部件强耦合的复杂工程系统,在高温、高压、高转速、多场载荷/环境下工作,又要满足推力大、重量轻、寿命长、高可靠性等极高使用要求,是一种极限产品,研制难度巨大。转子结构作为航空发动机的核心部件,其结构完整性和可靠性是航空发动机设计的最薄弱环节,是制约发动机研发的瓶颈。一方面,结构系统经受严酷且复杂多变的气动、机械和热载荷,同时力学(气-热-固)与材料、工艺等学科相互作用和制约;另一方面,结构寿命表现出很大的分散性,而安全飞行又要求低的失效概率。这时,传统的确定性设计技术面

临诸多挑战,概率设计作为一种精细设计手段,可以量化风险,在满足可靠性要求的前提下能够减轻重量、降低成本,是解决先进航空发动机研制瓶颈的最有潜力的关键技术之一。

发动机结构设计发展 回顾及趋势

航空发动机结构设计经历了静强度设计、安全寿命设计、确定性损伤容限设计与结构概率设计的发展过程^[1]。

静强度设计的主要出发点是结构在给定设计载荷作用下不发生破坏;经使用载荷作用,卸载后没有可见的永久变形^[2]。在过去相当长时

间内,由于发动机载荷较小,结构的应力水平很低,对结构寿命的要求也不高,静强度设计能够满足设计要求。1954年英国“彗星”号喷气式客机连续发生爆炸坠海事故,事故原因是由于飞机机身金属结构出现疲劳效应而产生的断裂破坏所造成的。这说明,按照静强度设计结构件,并不能保证其使用安全,在结构设计中必须考虑安全使用寿命问题。在事故发生之后,航空发动机结构设计开始采用了安全寿命方法。

安全寿命设计的前提是假设结构是无缺陷的连续均匀体。由于材料具有一定的分散性,工程中结构设计往往通过试验确定结构的平均寿命,并结合经验给定一个较大的分散系数,进而得到结构的许用寿命。英国国防部标准(DEF STAN 00-971)^[3]中要求,取可靠度为99.87%(即 -3σ)的曲线作为安全寿命对应的S-N曲线。美国航空涡轮喷气和涡轮风

全寿命设计方法考虑了发动机结构材料力学性能的分散性,并从概率角度制定了很高的可靠度,以确保结构服役过程中的安全性。然而实际结构中必然含有夹杂物、孔洞(裂纹)、空穴等初始缺陷,因此,安全寿命设计方法并不保证结构安全可靠;另外,安全寿命设计是一种非常保守的设计方法,在目前采用的95%置信度及99.87%可靠度情况下,可能出现1000个结构中只要1个出现规定的裂纹,其它999个也被认为达到了疲劳寿命,从而退出服役,造成了极大的浪费。据估计,采用安全寿命方法设计的轮盘在报废后仍有超过80%的盘具有10倍甚至更多的寿命,因此需要发展更经济的设计和评估方法。

确定性损伤容限设计可解决发动机结构设计中的安全性和经济性问题。该方法与安全寿命设计法不同,假设材料存在缺陷或微小裂纹,并且在疲劳载荷作用下会逐渐扩展,最终导致结构的失效。确定性损伤容限设计依据结构的使用条件、材料性能和维护要求确定结构的检修周期和最大的裂纹容许尺寸,把结构材料缺陷和损伤扩展控制在合理的范围之内^[7],有效地提高了发动机结构使用维

护的经济性。美空军发动机结构完整性大纲(MIL-STD-1783)^[8]中明确指出,对发动机断裂关键件应进行损伤容限设计、试验和控制,以确定结构的检修周期。然而,确定性损伤容限设计方法难以准确考虑各随机因素对寿命分散性的影响,不能准确预估结构的失效概率以及输入参数的灵敏度。

上述发动机结构设计过程中所研究和建立的准则、规律及方法均是确定性的,即材料性能、制造工艺、任务用法以及其他参数使用确定值,不能准确预估结构的疲劳寿命,因而难于在结构重量、使用寿命及设计准则等方面进行优化和平衡,也无法给出定量的可靠性指标。带可靠度的寿命要求是现代发动机设计的显著特点,而结构概率设计是保证结构可靠性的重要手段^[9]。

结构概率设计方法认为,作用于结构的真实外载荷及结构的真实承载能力,都是概率意义上的量,设计时不可能予以精确的值,称为随机变量或随机过程,它服从一定的分布。以此为出发点进行结构设计^[10],能够更好地符合客观实际。美国在综合高性能涡轮发动机技术计划(IHPTET)研究中,提出了概率设计方法并建立了转子系统的概率设计系统(PDS),使结构设计储备降到可接受的可靠度水平,并保证安全性和工作能力的相对平衡,见图2。

继IHPTET计划后,推出的多用

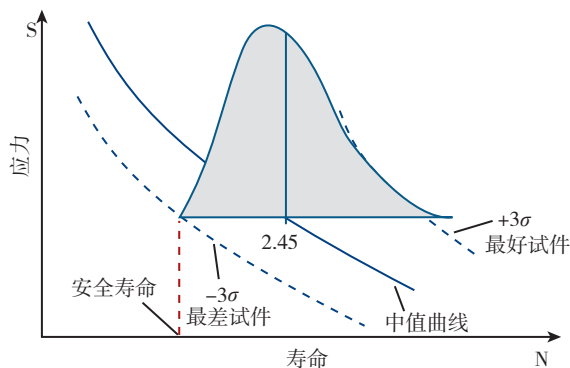


图1 安全寿命设计示意

扇发动机通用规范(MIL-E-5007D)^[4]中规定:发动机典型结构采用安全寿命设计,材料容许的强度与寿命特性以 -3σ 为基础,相应的置信度为95%,见图1。民机方面,美国联邦航空局(FAA)颁布的适航条款FAR33.14^[5],要求压气机、涡轮盘等转子件的寿命制定采用安全寿命设计方法;欧洲联合航空局的适航规章JAR-E也规定发动机转子件要通过安全寿命方法来确定寿命^[6]。安

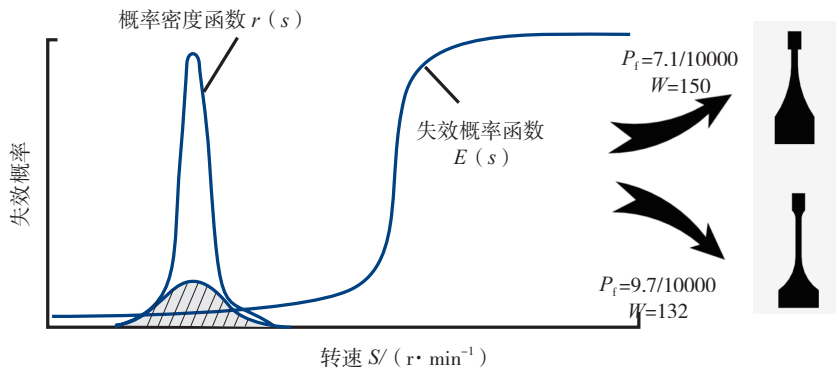


图2 IHPTET计划中破裂转速的概率设计

途经济可承受先进涡轮发动机计划(VAATE)将叶片的概率高循环疲劳(Probabilistic High Cycle Fatigue)^[11]作为关键技术之一。美国的发动机结构完整性大纲(MIL-HDBK-1783B)^[12]中也指出,用概率设计裕度代替传统的安全系数或确定性裕度能更准确地表示构件响应的变化。美国FAA推动了结构概率设计在民用航空领域的应用,以适航条款FAR33.70^[13]替代FAR33.14^[5],即针对发动机寿命限制件进行概率损伤容限设计,通过与设计目标风险比较,确定其失效风险等级。

为满足先进航空发动机性能要求,越来越多的新材料如粉末合金、金属间化合物、陶瓷材料、复合材料等不断出现。这些材料在某些性能如强度、应力、密度等方面较传统金属合金有明显的改善,但是其材料属性存在许多不确定性因素和新的失效模式,采用确定性设计方法将产生较大的偏差。因而,对新材料、新结构、新工艺体系下的发动机典型结构更需要采用概率设计方法。

发动机典型结构概率设计关键技术

1 随机因素概率模型

(1) 载荷分散性。

航空发动机尤其是军用发动机要完成巡航、简单特技、复杂特技、编队、攻截击等大量的飞行任务^[14],导致发动机结构的工作载荷,如机械载荷、气动载荷、温度载荷存在很大分散性。发动机载荷概率模型的建立需结合载荷谱处理技术^[15],研究发动机载荷谱与结构载荷谱等损伤转换原则,通过发动机外场飞行载荷谱、试车谱的收集和处理^[16],获得发动机典型结构的载荷随时间的变化规律^[17-18],并利用统计理论建立发动机典型结构的工作载荷概率统计特征。

(2) 材料分散性。

发动机结构材料在制备过程中

的差异性导致材料力学性能参数(例如弹性模型、泊松比、应力-应变曲线等)存在分散性^[19-22];同时,发动机典型结构由于加工工艺复杂性造成结构不同部位材料性能也存在显著差别。因而,需要结合材料标准试件、结构不同部位特征模拟件试验数据建立经试验验证的概率模型。例如,对材料循环应力-应变关系的分散性处理,可将应变分解为弹性应变分量和塑性应变分量,分别建立弹性应变分量、塑性应变分量与应力的线性方程,并对上述方程进行随机化处理,通过回归方法建立循环应力-应变的概率型^[23-24],见图3。

(3) 工艺分散性。

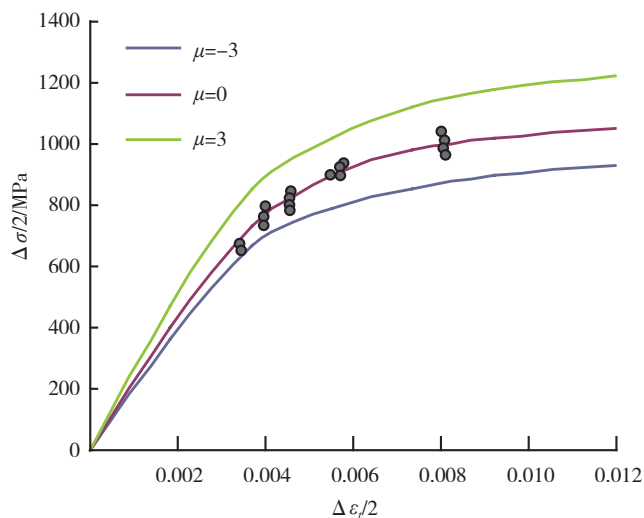


图3 镍基高温合金GH33循环应力-应变关系(400℃)

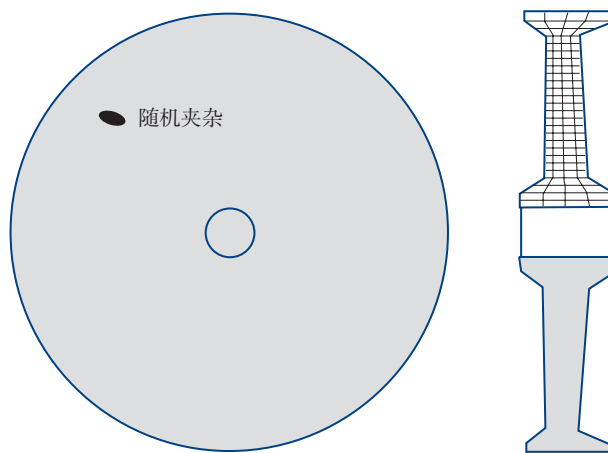


图4 钛合金轮盘中缺陷分布

工艺分散性是指由于材料制备、加工手段、检测技术等随机因素引起的结构分散性。

· 初始缺陷随机性。针对锻压、铸造、热等静压等材料制备方法,导致材料内部的夹杂、孔洞、空穴等初始缺陷的数量、位置、尺寸均具有随机性,见图4。因此,需要发展表面/亚表面/内部缺陷的等效损伤表征方法,并建立发动机典型结构分区域的缺陷概率模型。

· 几何尺寸随机性。机械加工工艺不稳定造成发动机典型结构的几何尺寸具有随机性。为此,需要通过灵敏度分析确定发动机典型结构的关键几何尺寸参数,并对关键几何尺

寸进行统计,建立其概率分布特征。

· 残余应力随机性。发动机结构表面处理技术(如喷丸强化、激光强化)、热处理技术(如固溶、时效)和其他工艺(如线性摩擦焊、电子束焊接)等加工工艺不稳定性,导致结构表面、内部存在随机的残余应力。残余应力的概率模型需经由数值模

拟、工艺检测与数理统计结合进行系统研究^[25-29]。

·缺陷检测技术随机性。不同检测技术导致最小可检缺陷的尺寸、位置等均具有随机性,引入缺陷检出概率(Probability of Detection, POD)来描述这种随机性。通过制备包含足够缺陷种类、尺寸、位置的损伤试件,开展缺陷的检测试验并建立检测数据的数学模型,统计处理获得检测技术的POD曲线。

2 发动机典型结构复合疲劳失效概率模型

发动机典型结构(如涡轮盘叶结构)承受气-热-固多场复杂交变的载荷/环境,其失效模式多为复合

压涡轮盘(材料为GH33)为对象,研究并发展一套从材料特性到设计应用全过程的、包含裂纹形成和裂纹扩展两个损伤阶段的、经过试验验证的涡轮盘疲劳-蠕变耦合失效模式的概率模型和设计方法^[30-31](图5)。

3 结构概率响应分析技术

发动机典型结构概率设计涉及的学科多、结构复杂,直接采用数值方法进行结构失效概率/可靠度求解将导致计算时间过长。因此,建立结构概率响应分析方法是发动机典型结构概率设计的一个关键技术。目前,多采用响应面与蒙特卡罗法相结合的技术进行结构概率响应分析,制定出一套适合发动机典型结构的

高效率高精度概率响应分析方法,以解决结构概率分析中海量计算量等问题。可采用拉丁超立方方法、拟蒙特卡罗法、拉丁重心抽样、重要抽样等抽样方法;可选取神经网络^[32]、Kriging模型^[33]、支持向量机等近似建模方法(图6)。

4 随机因素灵敏度分析

通过随机因素

的灵敏度分析,一方面可确定影响结构寿命分散性的主要因素,为发动机典型结构概率设计提供设计依据^[34];另一方面,可将结构概率设计中灵敏度指标低的随机变量处理成确定性参数,从而节省计算时间,提高求解效率;集中研究主要随机因素的分散性对于提高结构失效概率/可靠度的求解精度较其他因素更直接、显著。

5 发动机典型结构概率设计系统

针对我国航空发动机材料工艺体系,建立具有自主知识产权的航空发动机典型结构概率设计平台也是发动机结构概率设计的关键技术。发动机结构概率设计平台的实现需要进行大量的迭代计算,每一次计算过程中几何模型的变化都会引起网格、边界条件等分析数据随之变化。因而,几何模型和分析模型之间的连接技术、网格自动重构和自动加载等技术是需要解决的技术难点。例如,北京航空航天大学结构强度及多学科优化课题组利用虚拟块代替复杂几何结构建立灵活的多块网格,引入随动点的约束实现优化迭代中几何结构的网格重构,解决了涡轮叶片多学科优化(MDO)过程中高精度网格问题^[35],见图7。

北京航空航天大学结构强度及多学科优化课题组在国防973计划

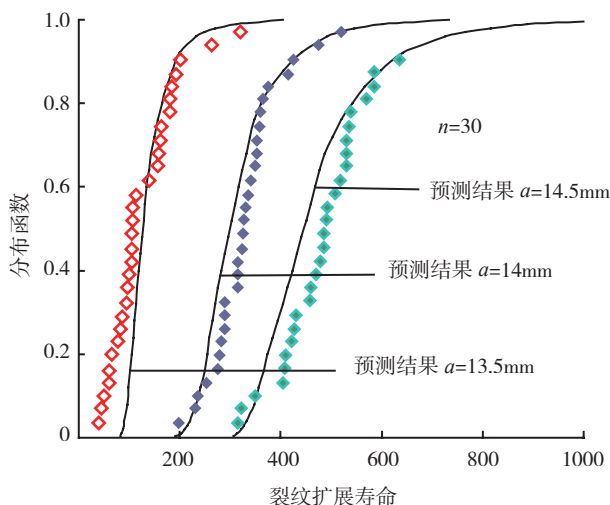


图5 疲劳-蠕变裂纹扩展寿命概率分布

疲劳失效,如疲劳-蠕变、热机械疲劳、高低周复合疲劳等。因此,建立在试验基础上的复杂载荷/环境下发动机典型结构复合疲劳失效概率模型成为发动机结构概率设计的关键技术。需要通过理论研究与试验验证紧密结合,揭示复杂载荷/环境下发动机典型结构复合失效模式机理并发展相应的复合疲劳寿命预测方法,结合载荷、材料、工艺分散性,建立经试验验证的发动机典型结构复合疲劳失效概率模型。

北京航空航天大学结构强度及多学科优化课题组以WP7发动机高

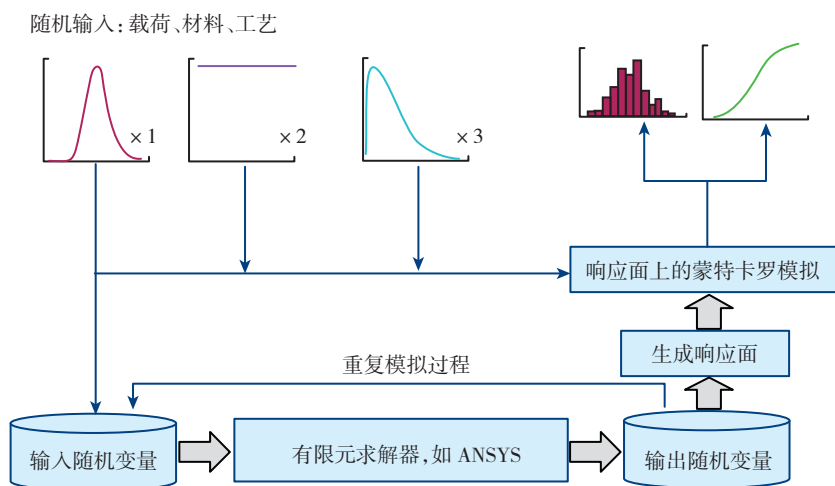


图6 结构概率分析流程

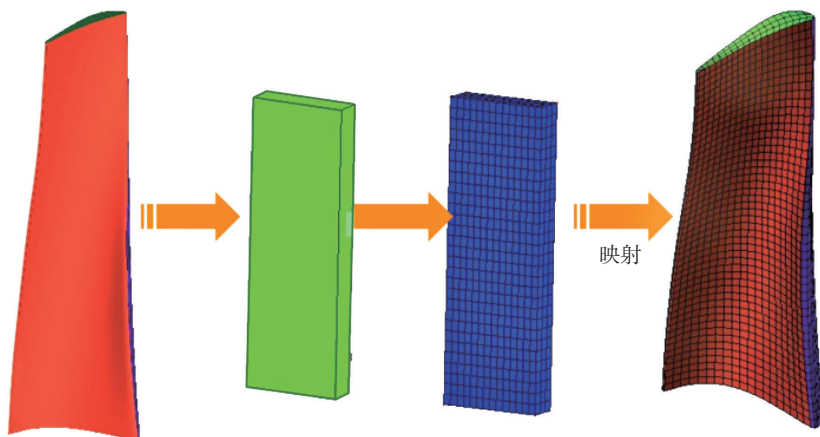


图7 北京航空航天大学六面体网格重构技术

支持下,在涡轮盘确定性设计流程的基础上,提出并建立了涡轮盘概率设计流程,初步建立了国内第一个涡轮盘结构概率设计系统(TPDS)^[36]。包含载荷谱处理、随机变量处理、几何建模、失效模式分析和设计决策等主要功能,并集成了如UG、ANSYS、MATLAB等商业软件,见图8。

需深化研究的几个方面

发动机典型结构概率设计技术成为解决先进发动机研发瓶颈的最有潜力关键技术之一,在国内正逐渐用于先进航空发动机关键件的研制,局部得到了应用,效果初显。在下一步发展中,下列研究工作需要深化和加强。

1 材料-工艺-结构概率一体化设计

结构设计、材料、工艺融合迭代是提高先进航空发动机研制水平的根本路径。发动机结构概率设计技术的有效应用更是离不开材料、工艺的一体化考虑。因此,发动机结构概率设计需要从设计源头出发,揭示典型结构制造敏感参数对发动机结构可靠性的影响机制与规律调控,形成融合制造敏感参数的发动机典型结构概率设计方法,从而建立发动机材料-工艺-结构概率一体化设计理论与方法。

2 基于可靠性的多学科优化设计



图8 涡轮盘概率设计系统TPDS

航空发动机结构设计涉及气动、材料、传热、结构、强度等诸多学科,学科之间相互耦合,单个学科上的概率设计并不能保证设计出来的结构满足使用可靠性要求^[37-38]。未来的发动机结构设计将以多学科耦合设计为基础,多学科优化和概率设计相结合,充分考虑各种不确定性因素对结构性能指标的影响,发展完善基于可靠性的多学科优化设计方法,得到多学科、多目标的平衡折衷^[39],解决我国先进航空发动机典型结构的设计瓶颈。

3 考虑失效相关的发动机典型结构概率设计

发动机典型结构大多存在多种失效模式,且失效模式之间是相关的。失效相关性主要有两种:一是共

因失效相关性,如温度是高温疲劳、高低周复合疲劳等典型失效模式的共同因素;二是耦合失效相关性,如疲劳-蠕变、高低周疲劳、热机械疲劳等耦合失效模式。在发动机典型结构概率设计中,也需建立考虑失效相关的结构概率分析模型和处理方法。

4 结构概率设计数据库的建立

制约结构概率设计技术在先进航空发动机研制中推广应用的核心因素是缺乏材料、工艺和使用中数据的

长期积累和有效管理。同时,发动机典型结构的概率设计方法包括其中用到的随机因素概率模型、失效模式概率模型等必须经过大量的试验验证才能实现有效的工程应用。因而,必须发展和建立发动机典型结构概率设计数据库,不断积累宝贵数据,

并与发动机概率设计平台有机融合使用,为发动机结构概率设计提供数据支撑。

结束语

发动机结构概率设计可量化风险,在满足可靠性要求的情况下减轻重量,是解决先进航空发动机研发瓶颈的最有潜力的关键技术之一。结构概率设计正逐渐用于我国先进航空发动机关键件的研制,局部得到了应用,效果初显。结构概率设计与材料工艺、多学科优化相结合是未来的发展方向。

本文共有参考文献 39 篇,因篇幅所限,未能一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。(责编 亦非)