



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112507452 A

(43) 申请公布日 2021.03.16

(21) 申请号 202011375936.4

(22) 申请日 2020.11.30

(71) 申请人 南京航空航天大学

地址 210016 江苏省南京市秦淮区御道街
29号

(72) 发明人 孙见忠 刘赫 雷世英 宁顺刚
易杨

(74) 专利代理机构 江苏圣典律师事务所 32237
代理人 贺翔

(51) Int. Cl.

G06F 30/15 (2020.01)

G06F 30/17 (2020.01)

G06F 30/27 (2020.01)

G06F 119/02 (2020.01)

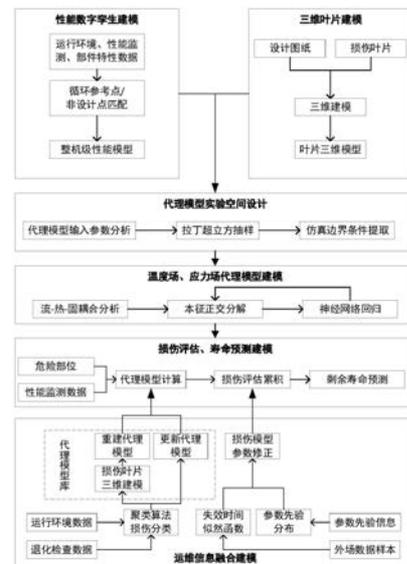
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

(54) 发明名称

航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法

(57) 摘要

本发明公开了航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法,涉及航空发动机技术领域,能够实现航空发动机涡轮叶片损伤与寿命损耗的高保真度模拟与追踪,快速高效的评估其可靠性与剩余寿命。本发明以涡轮叶片为对象,针对涡轮叶片使用可靠性相关信息多源、多时间尺度及故障样本少等特点,采用物理模型驱动与数据驱动融合的方法,即充分利用物理模型在解释特定数据方面的专业性,又借助机器学习方法在降维与拟合多模态数据方面的优势,来构建基于高精度物理模型与多源数据的涡轮叶片数字实体模型。该模型能够反映涡轮叶片的物理特性及应对不同环境与损伤的多变特性,可实现多模态信息融合的产品运行可靠性动态评估与剩余寿命预测。



CN 112507452 A

1. 航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法,其特征在于,包括:

S1、建立目标型号航空发动机基于单元体部件的整机性能数字孪生模型,针对航空发动机服役性能退化行为,建立零部件退化参数-部件特性参数-整机性能退化参数之间的量化关系,利用性能数字孪生模型在数字空间中近似、定量化描述发动机在物理世界中运行环境变化、性能退化的行为特性;

S2、选择能够表征发动机工作状态以及间接表征涡轮叶片工作载荷状态的发动机状态监测参数,确定监控参数范围并进行相关性分析,提取状态监测参数中不同类别且相关性较低的参数作为后续代理模型的输入参数;

S3、基于目标型号航空发动机历史飞行数据,利用拉丁超立方抽样方法获得典型工况点,再带入所述整机性能数字孪生模型得到与典型工况点对应的涡轮叶片进出口边界条件;

S4、利用所述涡轮叶片进出口边界条件及涡轮叶片模型开展涡轮叶片流-热-固耦合仿真计算,得到典型工况条件下的叶片温度场、应力场;

S5、采用基于数字快照的本征正交分解及基于神经网络的回归算法,建立所述代理模型输入参数与叶片温度、应力场间的映射关系,得到涡轮叶片温度、应力场的代理模型;

S6、利用所述代理模型计算出叶片危险部位应力与温度-时间历程,基于损伤机理建立单一或多种损伤模式耦合的损伤计算模型,将所述性能参数输入到所述代理模型中进行叶片危险部位的累积损伤当量计算;

S7、根据发动机运行环境数据评估叶片冷却孔堵塞程度,结合退化检查数据判断缺陷类型及缺陷程度,提取缺陷特征参数,采用聚类算法进行识别和分类,判断代理模型库中是否有适合所述缺陷特征参数的代理模型用于叶片温度、应力场预测,若有,则直接更新S6中的所述代理模型;若无,则建立与叶片服役可靠性降级形态对应的几何数字模型,根据S4-S5中的方法,重建叶片温度、应力场的代理模型,将重建的叶片温度、应力场的代理模型更新为S6中的所述代理模型,并加入到所述代理模型库中,更新后的所述代理模型即为基于叶片服役形态更新的叶片载荷场实时映射模型;

S8、收集目标型号航空发动机涡轮叶片外场数据样本,借助机器学习方法融合外场失效时间数据,修正S6中的损伤计算模型参数,得到所述航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生模型。

2. 根据权利要求1所述的航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法,其特征在于,在所述S2中,所述状态监测参数包括:大气温度偏差、飞行高度、飞行马赫数、燃油流量、发动机排气温度高压转子转速、发动机引气、防冰活门、可变静子叶片、可变放气活门状态参数。

3. 根据权利要求1所述的航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法,其特征在于,在所述S3中,所述典型工况包含慢车、起飞、爬升、巡航、下降、进近。

4. 根据权利要求1所述的航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法,其特征在于,在所述S6中,所述损伤计算模型是指针对某一损伤或耦合损伤模式下的寿命预测方程或模型,包含用于计算叶片蠕变寿命的拉森米勒方程,葛唐吾方程,曼森萨柯普方程和曼森哈夫特方程以及计算叶片低周疲劳寿命的科芬-曼森方程,拉伸迟滞能模型与三参数幂函数能量模型及方程与模型的耦合形式。

5. 根据权利要求1所述的航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法,其特征在于,在所述S7中,所述缺陷类型包含涡轮叶片热障涂层剥落、冷却孔堵塞、叶片基体烧蚀及裂纹;

所述缺陷程度包含:缺陷数量、缺陷尺寸以及缺陷位置。

6. 根据权利要求1所述的航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法,其特征在于,在所述S8中,所述目标型号航空发动机涡轮叶片外场数据样本包括:发动机历史运行工况与状态数据、退化检查数据、失效时间数据及截尾数据。

航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法

技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机技术领域,尤其涉及了航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法。

背景技术

[0002] 涡轮叶片是航空发动机关键的旋转部件之一,长期在高温、高压、高转速、交变负载等条件下工作,其实际使用寿命,不仅取决于设计、制造和工艺水平,还与发动机的实际运行环境、使用方式以及维修等密切相关。涡轮叶片的使用可靠性直接关系到发动机的可靠性、经济性和寿命,对发动机的安全性和经济性具有重要影响。因此,建立高保真度涡轮叶片可靠性评估模型,对降低发动机维修保障成本、提高利用率具有重要意义。

[0003] 目前,涡轮叶片可靠性建模方法大致可分为统计模型法和物理模型法。航空公司用户不掌握零部件设计信息,一般采用统计模型方法评估叶片的使用可靠性及剩余寿命。得到的结果反映了相似使用条件下叶片使用可靠性的平均属性,但难以体现个体发动机自身的差异以及使用环境和载荷的不同。物理模型法利用叶片原始设计数据进行参数化建模,通过分析发动机的实际运行参数,获得叶片各关键部位的应力/温度载荷谱,进而评估涡轮叶片的可靠性及寿命损耗情况。涡轮叶片寿命影响因素复杂,虽然物理模型考虑了叶片的主要失效机理及使用参数的差异,但建模过程各个环节由于不同程度的理论模型简化和假设,引入一定的不确定性,即使掌握详细的设计数据的情况下也难以准确预测寿命。涡轮叶片实际运行环境下使用可靠性不仅取决于产品材料、设计及制造等因素,还与其运行环境、载荷等特性相关,如小样本失效数据、周期性孔探检查数据以及运行环境等因素。如何融合这些的多模态、多源异构的运维数据来进一步降低剩余寿命预测的不确定性,是“大数据”环境下发动机及其零部件剩余寿命预测研究的一个重要问题。现有技术难以满足涡轮叶片在动态环境中的实时状态评估与针对个体的可靠性预测等需求。

[0004] 数字孪生是能够充分利用物理模型、传感器、运行历史等数据,集成多学科、多尺度的仿真技术,是促进多源数据与物理模型融合的有效方法。针对航空发动机热端零部件的可靠性数字孪生建模,首先需要以航空发动机及其典型热端部件的设计数据、故障机理模型、监测数据为基础,应用数字孪生技术开展关键部件数字孪生建模,将基于组件的高精度数值模拟、可靠性降级行为建模等多物理场建模集成到发动机整体性能仿真中,建立多层次、多领域物理模型。其次基于物理模型融合多源运维数据,如运行环境数据、状态监测数据、维护检查数据等,利用小样本失效数据与周期性检查数据等对物理模型与预测模型进行修正。从而实现关键部件实体与数字空间中的虚体之间的映射互动,在数字空间中近似、量化描述产品在物理世界中的运行环境、运行过程、状态变化、可靠性降级等行为特性,形成可支撑在数字空间中对状态趋势以及可靠性退化进行推演的可靠性数字孪生模型,得到预测性分析结论,支持基于预测的运维决策。

[0005] 综上所述,如何利用数字孪生技术将航空发动机运行环境数据、状态监控数据、维护检查数据以及小样本失效数据等多源、多模态、多时空尺度数据与高保真的物理模型融

合,以提高涡轮叶片等的热端部件可靠性评估的准确度和精确度,是目前航空发动机设计与运维领域亟待解决的关键技术问题。

发明内容

[0006] 本发明提供了航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法,能够实现航空发动机涡轮叶片损伤与寿命损耗的高保真度模拟与追踪,快速高效的评估其可靠性与剩余寿命。

[0007] 为达到上述目的,本发明采用如下技术方案:

[0008] 航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法,包括:

[0009] S1、建立目标型号航空发动机基于单元体部件的整机性能数字孪生模型,针对航空发动机服役性能退化行为,建立零部件退化参数-部件特性参数-整机性能退化参数之间的量化关系,利用性能数字孪生模型在数字空间中近似、定量化描述发动机在物理世界中运行环境变化、性能退化的行为特性。

[0010] S2、选取能够表征发动机工作状态以及间接表征涡轮叶片工作载荷状态的发动机状态监测参数,确定监控参数范围并进行相关性分析,得到不同类别且相关性较低的状态监测参数,将其作为后续代理模型的输入参数。

[0011] 不同类别且相关性较低的状态监测参数是指从温度、压力、转速等类别中选取相关系数较低且与预测目标关联度高的参数,如发动机排气温度、高压压气机进口温度、高压压气机出口温度,三者之间的线性相关系数很高,则选择三者中最能表征叶片工作状态的发动机排气温度作为代理模型的输入参数之一。

[0012] S3、基于目标型号航空发动机历史飞行数据,利用拉丁超立方抽样方法获得典型工况点,再带入S1中整机性能数字孪生模型得到与典型工况点对应的涡轮叶片进出口边界条件;

[0013] S4、利用涡轮叶片进出口边界条件及涡轮叶片模型开展涡轮叶片流-热-固耦合仿真计算,计算得到典型工况条件下的叶片温度场、应力场。

[0014] S5、采用基于数字快照的本征正交分解及基于神经网络的回归算法,建立性能参数与叶片温度、应力场间的映射关系,得到涡轮叶片温度、应力场的代理模型。

[0015] S6、利用代理模型计算出叶片危险部位应力与温度-时间历程,基于损伤机理建立单一或多种损伤模式耦合的损伤计算模型,将性能参数输入到代理模型中进行叶片危险部位的累积损伤当量计算。

[0016] S7、根据发动机运行环境数据评估叶片冷却孔堵塞程度,结合退化检查数据判断缺陷类型及缺陷程度,提取缺陷特征参数,采用聚类算法进行识别和分类,判断代理模型库中是否有适合缺陷特征参数的代理模型用于叶片温度、应力场预测,若有,则直接更新S6中的代理模型;若无,则建立与叶片服役可靠性降级形态对应的几何数字模型,根据S4-S5中的方法,重建叶片温度、应力场的代理模型,将重建的叶片温度、应力场的代理模型更新为S6中的代理模型,并加入到代理模型库中,更新后的代理模型即为基于叶片服役形态更新的叶片载荷场实时映射模型。

[0017] S8、收集目标型号航空发动机涡轮叶片外场数据样本,借助机器学习方法融合外场失效时间数据,修正S6中的损伤计算模型参数,降低模型计算和预测的不确定性,提高数

字空间模型与物理实体的保真度,得到航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生模型。

[0018] 进一步的,在S2中,状态监测参数包括:大气温度偏差、飞行高度、飞行马赫数、燃油流量、发动机排气温度高压转子转速、发动机引气、防冰活门、可变静子叶片、可变放气活门状态参数。

[0019] 进一步的,在S3中,典型工况点需要从涵盖发动机主要工况的大量历史飞行数据中,利用拉丁超立方抽样方法获取,但至少包含慢车、起飞、爬升、巡航、下降、进近,这几种工况。

[0020] 进一步的,在S6中,损伤计算模型是指针对某一损伤或耦合损伤模式下的寿命预测方程或模型,包含用于计算叶片蠕变寿命的拉森米勒方程,葛唐吾方程,曼森萨柯普方程和曼森哈弗特方程以及计算叶片低周疲劳寿命的科芬-曼森方程,拉伸迟滞能模型与三参数幂函数能量模型及方程与模型的耦合形式。

[0021] 进一步的,在S7中,缺陷类型包含涡轮叶片热障涂层剥落、冷却孔堵塞、叶片基体烧蚀及裂纹。

[0022] 缺陷程度包含:缺陷数量、缺陷尺寸以及缺陷位置。据发动机运行环境数据评估叶片冷却孔堵塞程度,结合涡轮叶片热障涂层剥落、叶片基体烧蚀等退化检查数据判断缺陷类型及程度,提取缺陷特征参数并建立与实体叶片服役可靠性降级形态对应的代理模型库,进而更新叶片温度场、应力场计算代理模型。

[0023] 进一步的,在S8中,目标型号航空发动机涡轮叶片外场数据样本包括:发动机历史运行工况与状态数据、退化检查数据、失效时间数据及截尾数据。

[0024] 本发明的有益效果是:

[0025] 本发明以燃气轮机及其典型部件涡轮叶片为对象,针对涡轮叶片使用可靠性相关信息多源、多模、多时间尺度及故障样本少等特点,采用物理模型驱动与数据驱动融合的方法,即充分利用物理模型在解释特定数据方面的专业性,又借助降维与机器学习方法在拟合多模态数据方面的优势,来构建基于高精度物理模型与多源数据的涡轮叶片数字实体模型。该模型能够反映涡轮叶片的物理特性及应对不同环境与损伤的多变特性,可实现多模信息融合的产品运行可靠性动态评估与故障预测。同时可基于叶片全寿命周期运维数据源的反馈更新迭代数字模型,提高可靠性评估与故障预测的准确度和可信度。

[0026] 借助本发明开发的涡轮叶片数字孪生模型能够解决了个体涡轮叶片难以在动态环境中进行实时状态评估与可靠性预测的问题;可协助维修人员进行故障溯源、视情维修、备件管理等,节省维修成本,提高发动机利用率;可确定涡轮叶片可靠性改进范围,针对使用与研制的薄弱环节确定产品可靠性提升措施,有针对性地开展可靠性工作策划与实施。

附图说明

[0027] 为了更清楚地说明本发明实施例中的技术方案,下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其它的附图。

[0028] 图1为本发明实施例中的建模流程示意图;

[0029] 图2为本发明实施例中目标型号发动机某典型飞行循环发动机性能监控数据变化

示意图；

[0030] 图3为本发明实施例中典型工况点选择结果示意图；

[0031] 图4为本发明实施例中某典型起飞工况下高压涡轮叶片温度场、应力场示意图；

[0032] 图5为本发明实施例中叶片前缘冷却孔堵塞或涂层脱落的情况下代理模型预测的温度场结果示意图；

[0033] 图6为本发明实施例中利用外场孔探数据更新代理模型后的蠕变损伤累积示意图。

具体实施方式

[0034] 为使本领域技术人员更好地理解本发明的技术方案，下面结合具体实施方式对本发明作进一步详细描述。

[0035] 本发明实施例提供了航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生建模方法，流程图如图1所示，包括：

[0036] S1、获取某型号航空发动机循环参考点（标准日状态下的起飞工况）与非设计点（实际运行数据、试车数据下的飞行工况）的相关数据，包括：1) 给定的飞行条件和大气条件，飞行高度，飞行马赫数，大气温度，大气压力和大气湿度；2) 在给定飞行条件下和大气条件下，对发动机的性能要求，如推力，单位推力和单位燃油消耗率等具体值；3) 单元体的特性参数：压气机增压比、外涵风扇增压比，涡轮涵道比，燃烧室出口温度等；4) 发动机各部件效率或损失系数等。

[0037] 以起飞工况数据为循环参考点进行设计点性能匹配，通过调整压气机和涡轮等部件的特性图进行非设计点匹配并考虑性能退化与运行环境因素，最终得到某型号航空发动机整机性能数字孪生模型。

[0038] S2、选取能够表征涡轮叶片载荷或状态的发动机状态监控参数，包括高压压气机进口温度、高压压气机出口温度、发动机排气温度、高压压气机出口压力、涡轮进气压力、涡轮出口压力、发动机低压转子转速、高压转子转速，某航班典型状态监控参数发动机排气温度 (Exhaust Gas Temperature, EGT) 与高压转子转速 (High Pressure Rotor Speed, N2) 如图2所示。对上述状态监控参数进行参数范围与相关性分析，选择可监测的不同类别且相关系数较小的高压压气机出口压力、高压压气机出口温度、发动机排气温度与高压转子转速作为代理模型的输入参数。

[0039] S3、对发动机状态监控数据对应的代理模型输入参数进行拉丁超立方取样获得典型工况点，如图3所示。通过设置整机性能数字孪生模型的环境参数与收敛目标，得到与每一个典型工况点对应的整机性能参数，从中提取出涡轮叶片计算流体力学仿真进出口边界条件包括入口燃气总温、入口燃气质量流量、叶片冷却气流质量流量、叶片冷却气流总温、出口静压、高压转子转速。

[0040] S4、利用网格划分软件划分叶片流体域与固体域网格，并与S3中提取的计算流体力学仿真进出口边界条件一一组合作为输入。采用ansys数值模拟软件建立涡轮叶片流-热-固耦合计算模型，进行涡轮叶片的温度场、应力场计算，得到覆盖全飞行工况的叶片温度场、应力场计算结果，图4展示了某次计算的结果。

[0041] S5、采用基于数字快照的本征正交分解方法，对叶片温度场或应力场在空间域上

某一特定时间点的温度或应力集合进行奇异值分解,通过在允许误差内对原始矩阵进行空间映射来获得降阶系数矩阵,对降阶系数矩阵与代理模型输入的单元体工况参数采用神经网络法进行人工智能训练,再通过系数重构近似还原叶片温度场或应力场,从而分别得到原始叶片与损伤叶片对应的温度场代理模型 $TF=M_T(c_1, c_2, c_3, c_4)$ 与应力场代理模型 $SF=M_S(c_1, c_2, c_3, c_4)$,其中 $c_{i=1,2,3,4}$ 为与发动机性能监控参数对应的代理模型输入参数,TF、SF为与代理模型输入参数对应的叶片温度场、应力场, M_T 、 M_S 表示基于本征正交分解与神经网络的从代理模型输入参数到叶片温度场、应力场的映射关系。

[0042] S6、利用叶片温度场、应力场代理模型计算结果考核叶片危险部位即高温、高应力部位,进行发动机状态监控数据到叶片危险部位的应力场、温度场的快速计算,基于损伤机理建立单一或多种损伤模式耦合的损伤计算模型,利用与输入状态监控参数对应的叶片危险部位的应力与温度进行叶片累积损伤参数的当量计算。损伤机理是指损伤的规律,由领域的专家学者们经过长期的研究与总结结合实验得出的。特定损伤模式包括蠕变、高周疲劳、低周疲劳、热机械疲劳、腐蚀、塑性变形、机械损伤的单一损伤模式及多种损伤耦合的模式。

[0043] 本实施例中使用基于蠕变损伤机理的拉森米勒参数法进行叶片累积损伤参数当量计算,利用迈因纳线性累积损伤理论来评估和预测涡轮叶片的剩余寿命。

[0044] 拉森米勒蠕变参数方程为:

$$[0045] \quad L(\sigma) = \frac{T(C + \log(t_r(\sigma)))}{1000}$$

[0046] 其中T为考核点对应的温度载荷,单位为K, σ 为该点对应的应力载荷,单位为MPa;而 t_r 为在相应的应力、温度载荷下对应的蠕变断裂时间,单位为h,C为根据材料持久性能数据确定的常数项,L为拉森米勒参数,单位为 $K \cdot \log(h)$,可以由材料在不同温度下的蠕变断裂实验数据和抗拉强度数据确定。

[0047] 迈因纳线性累积损伤理论为:

$$[0048] \quad D_j = \sum_{i=1}^N \frac{t_{ij}}{r_{ij}}$$

$$[0049] \quad L_{Creep} = \text{Min} \left\{ j \mid j \in \sum_{j=1}^M D_j \geq 1 \right\}$$

[0050] 其中, r_{ij} 为在第j个飞行循环下,第i个载荷状态下叶片的蠕变持久寿命, t_{ij} 为在第j个飞行循环下,叶片在第i个载荷状态下的持续时间,N为第j个飞行循环内载荷状态总数,而 D_j 即为第j个飞行循环对应的总的蠕变损伤,M为截止时间内的历史飞行循环。据损伤累计假设,到寿的截止循环数为累计蠕变损伤达到1对应的最小值,则可得到与 L_{Creep} 对应的叶片飞行循环寿命。

[0051] S7、针对发动机不同的运行环境的悬浮颗粒物浓度结合涡轮孔探、实际测量等结果判断叶片冷却孔堵塞及涂层剥落的位置与程度,提取缺陷特征参数,采用聚类算法对缺陷特征参数进行分类与识别,判断代理模型库中是否有合适的代理模型用于载荷场预测,若有,则直接更新S6中用于寿命预测的代理模型,若无,则建立与叶片服役可靠性降级形态对应的几何数字模型,根据S4-S5中的方法,重建叶片温度、应力场代理模型,更新S6中用于

寿命预测的代理模型并加入到涡轮叶片代理模型库中。代理模型更新后的温度场预测效果如图5所示,蠕变寿命预测效果如图6所示。

[0052] S8、收集目标型号航空发动机涡轮叶片外场数据样本,借助贝叶斯方法融合外场失效时间数据,修正S6中的损伤计算模型参数,降低模型计算和预测的不确定性,提高数字空间模型与物理实体的保真度,得到所述航空发动机涡轮叶片可靠性数字孪生模型。

[0053] 以上所述,仅为本发明的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本发明的保护范围之内。因此,本发明的保护范围应该以权利要求的保护范围为准。

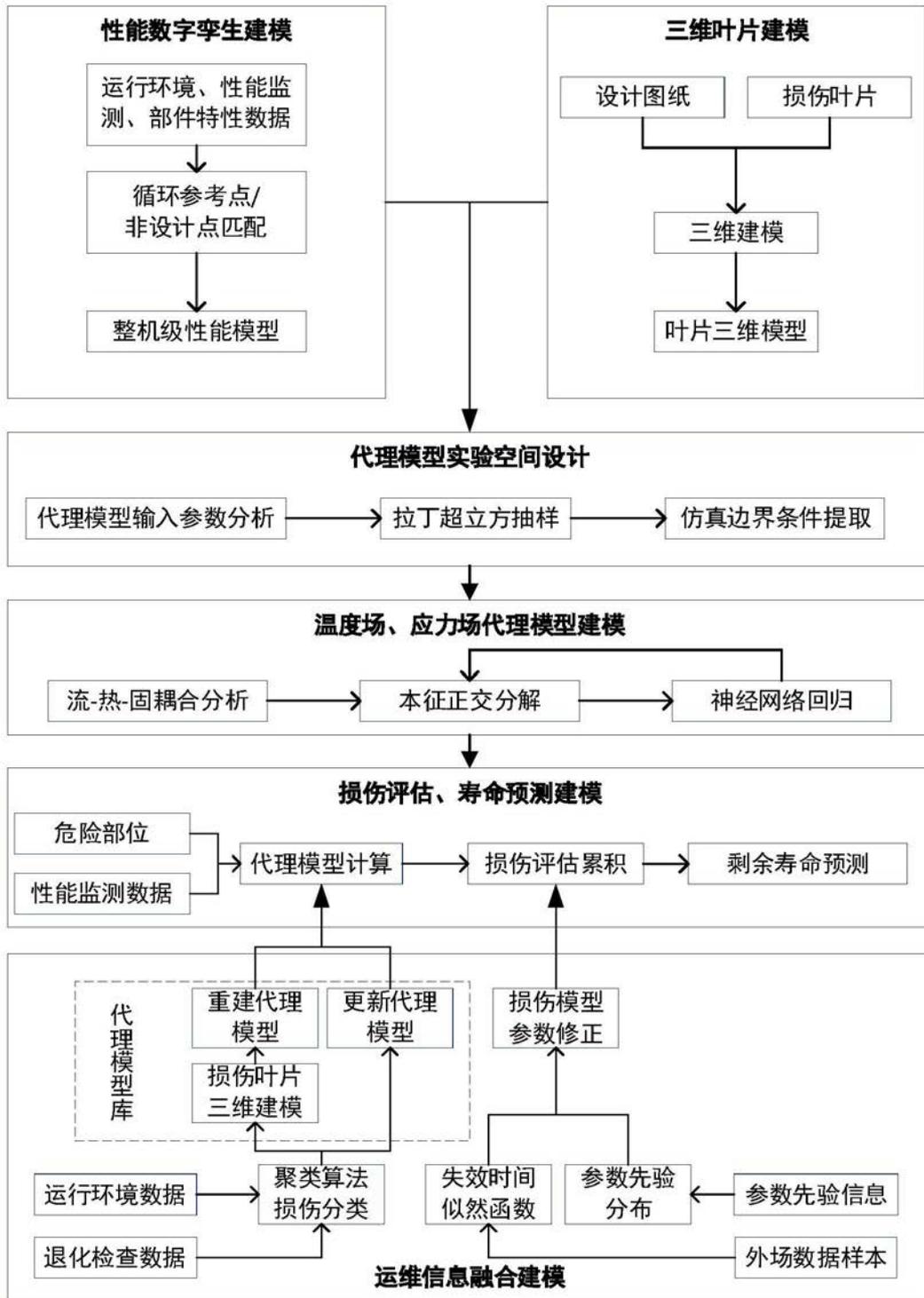


图1

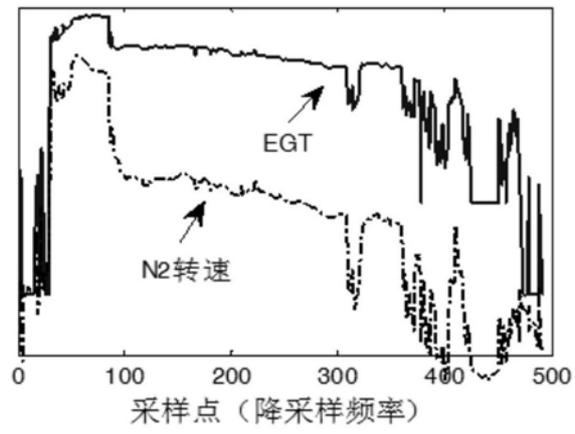


图2

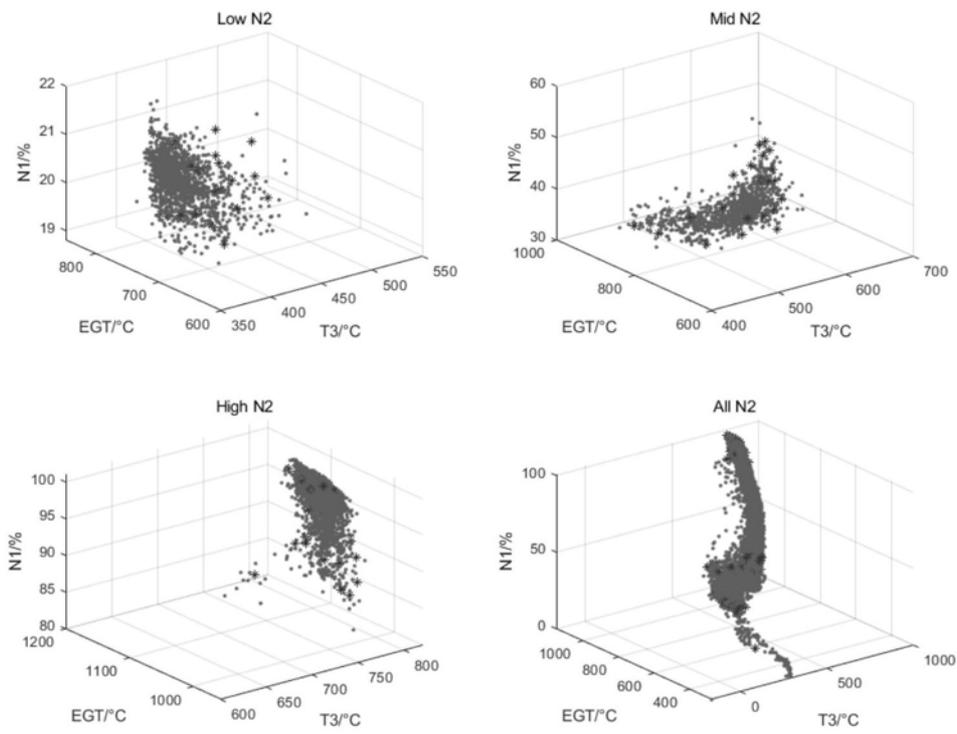


图3

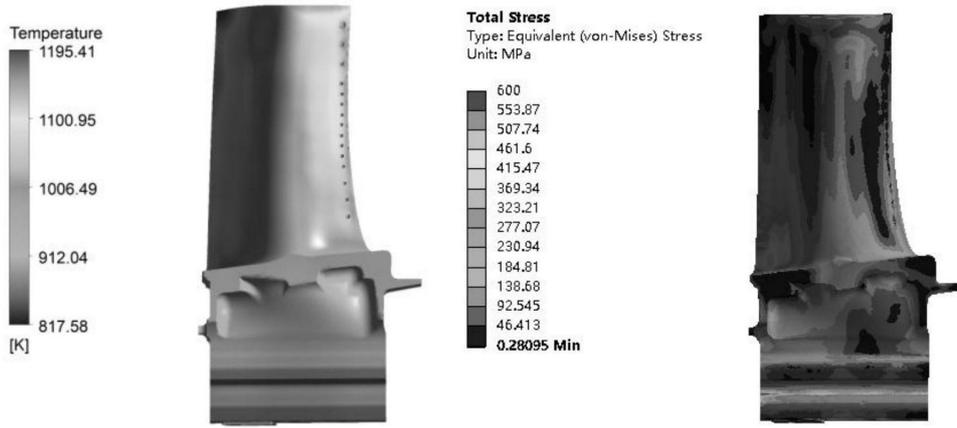


图4

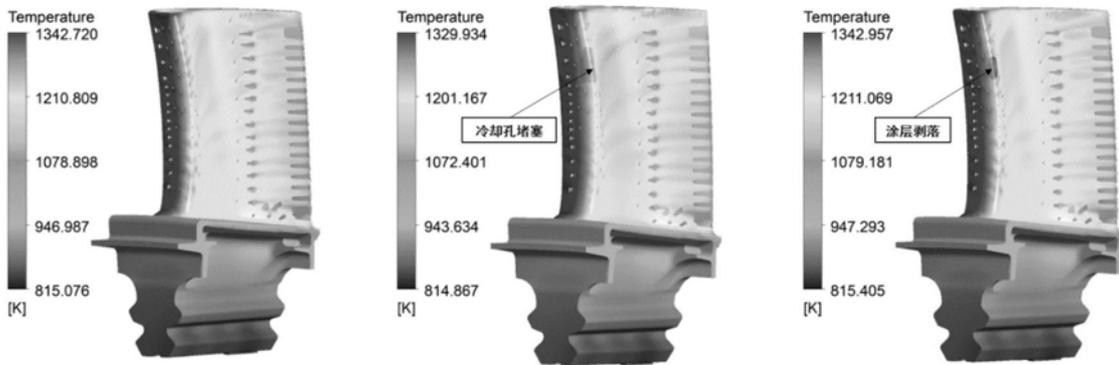


图5

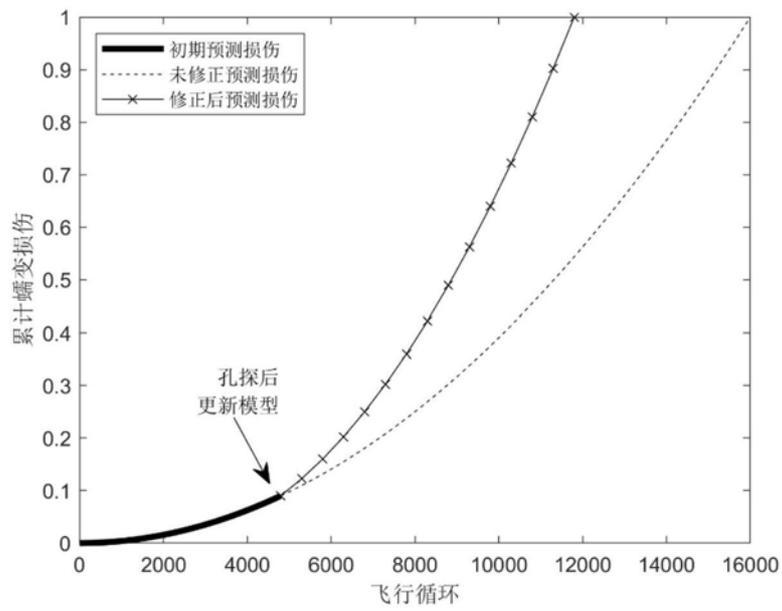


图6