飞机结构数字孪生关键建模仿真技术

文章来源：航空学报网站

作者：董雷霆、周轩、赵福斌、贺双新、卢志远、冯建民

摘要：
飞机结构安全性设计思想经历了从静强度设计、安全寿命设计、损伤容限与耐久性设计到单机追踪的演变，未来有进一步向结构数字孪生的方向发展的趋势。飞机结构数字孪生是数字线程驱动的，多学科、多物理、多尺度、多保真度、多概率的模拟仿真系统，采用在线传感器监测、离线地面检查、飞机运行历史等多源数据，反映并预测对应飞机结构实体在全寿命周期内的行为和性能，有望革新现有的飞机结构使用和维护模式。本文面向疲劳寿命管理，提出飞机结构数字孪生的五项关键建模仿真技术，分别是载荷和损伤的数据获取技术、多尺度建模和力学分析技术、含裂纹复杂结构的精确高效仿真技术、基于降阶的数字孪生高效建模技术和考虑不确定性与多源异构数据的剩余寿命评估技术，并详细探讨这五项关键技术的研究现状与发展方向，为飞机结构数字孪生的系统研究与工程应用提供参考。

关键词：数字孪生，结构安全性，疲劳断裂，降阶模型，不确定性

1　概　述

1.1 飞机数字孪生概念的产生和发展现状

从飞机诞生之日起，飞机结构安全性设计的思想在随着实际工程实践的发展而不断演变。早期飞机结构设计的理念为静强度设计，也就是考虑飞机结构所承受的各种载荷工况，在强度分析中认为飞机的结构强度是恒定不变的[1]。但静强度设计没有考虑循环载荷对结构造成的疲劳损伤。

1950 年以后，出现了多起因结构疲劳引发的安全事故，也相应地诞生了多种抗疲劳设计的方法。安全寿命设计是最早广泛使用的疲劳强度设计方法。安全寿命设计考虑了疲劳载荷作用，通过对疲劳关键部位进行合理的选材和细节设计，保障飞机在运行寿命内强度不会下降至结构失效。然而，寿命设计假设结构的初始状态完好，而实际工程结构中缺陷和损伤是不可避免的。

因此 1974 年以后，飞机结构的设计思想逐步转变为损伤容限设计。损伤容限考虑结构中存在初始缺陷，在损伤被检出前，结构应保证有足够的剩余强度；在损伤扩展至临界尺寸前，应能被及时检测并修复。损伤容限分析对于机群中的所有飞机使用统一的设计载荷谱，检修间隔也是相同的，但实际上每架飞机的使用情况是不同的。

因此近些年，单机追踪/单机监控开始受到关注。单机追踪方法根据飞行时间、任务组合和机动严重程度确定单架飞机的使用情况。美国空军在 F-16 飞机的实际使用过程中，根据每架飞机竖向总载荷 NzW 的时间历程，定义了裂纹严重系数(Crack Severity Index, CSI)，从而追踪并预测每架飞机的剩余寿命。这样的单机追踪方案相比于传统的安全寿命或损伤容限设计

资料整理 火龙果软件 荐

来说，进一步考虑了每架飞机载荷历史的多样性，然而仍然有很大的局限性。

首先，使用简单的竖向载荷 NzW 以及相应的 CSI 系数来预测寿命消耗，没有充分利用飞机研制阶段所开发与验证过的气动、结构、疲劳等各种模型，不能很好地反映结构细节所经历的应力历史与损伤演化；同时也没有考虑各种不确定性（如载荷不确定性、材料参数不确定性、裂纹尺寸的不确定性等），也没有充分利用飞机服役过程中的积累的大量数据来追踪和控制各种不确定性。

2010 年后，美国空军研究实验室(Air Force Research Laboratory, AFRL)提出了预测性和概率性的单机追踪(Prognostic and Probabilistic IndividualAircraft Tracking, P2IAT)。P2IAT 综合考虑多源随机因素，结合飞机运维数据和多物理仿真方法，给出结构应力、裂纹扩展以及剩余寿命的概率分布，跟踪并减少其中不确定性，以提高美国空军的单机追踪能力。P2IAT 本质上是以飞机寿命管理为应用背景，从单机追踪的视角实现飞机数字孪生；而飞机结构数字孪生是数字孪生技术在飞机结构安全领域的应用。

数字孪生这一概念最早出现在 2003 年，由 MichaelGrieves 教授在美国密歇根大学的产品全生命周期管理课程上提出。当时的概念称为“与物理产品等价的虚拟数字化表达”，定义为一个或一组特定装置的数字复制品，能够抽象表达真实装置并能够以此为基础进行真实条件或模拟条件下的测试。

这一概念在 2003—2005 年被称为“镜像的空间模型(Mirrored Spaced Model)”，2006—2010 年被称为“信息镜像模型(Information Mirroring Model)”，可以看到其具有物理空间、虚拟空间以及两者之间的关联或接口这三个重要组成要素，是数字孪生概念的雏形。在当前的概念内涵下，数字孪生作为一种充分利用模型、数据并集成多学科的技术，其面向产品全生命周期过程，发挥连接物理世界和信息世界的桥梁和纽带作用，从而提供更加实时、高效、智能的服务。

2011 年，美国空军研究实验室提出将数字孪生技术应用于飞机结构的寿命管理，产生了飞机数字孪生体(Airframe Digital Twin, ADT)的概念，以解决未来复杂服役环境下的飞机运行维护的问题。其提出，飞机的数字孪生体应具有高保真性，包含实际飞机制造过程的公差和材料特性；借助高性能计算，数字孪生机体能在飞机研制阶段进行大量虚拟飞行，发现非预期失效模式以修正设计；通过在实际飞机上布置传感器，可采集飞机飞行过程中的多种数据（六自由度加速度、表面压力等），并输入数字孪生机体中更新其结构响应，进而预测机体的实际寿命消耗。

ZONA 公司正基于 Volterra 级数方法研究一种降阶模型(Reduced-Order Model, ROM)，用于预测机体所受的气动载荷和应力。将 ROM 集成到结构寿命预测模型中，能够进行高保真应力历史预测、结构可靠性分析和结构寿命监测，以提升飞机机体的运维管理。上述技术突破后，就能形成初始（低保真度）的数字孪生体。加拿大皇家空军(Royal Canadian Air Force, RCAF)也开始评估机体数字孪生在 RCAF 机群管理中的应用,并以一架 CF-118 的全尺寸部件测试进行了验证。

伴随着数字孪生，AFRL 和 NASA 也同时提出了数字线程（Digital Thread, DT）的概念。数字线程旨在通过先进的建模与仿真工具建立一种技术流程，提供访问、综合并分析系统寿命周

资料整理 火龙果软件 荐

期各阶段数据的能力，使军方和工业部门能够基于高逼真度的系统模型，充分利用各类技术数据、信息和工程知识的无缝交互与集成分析，实现对项目成本、进度、性能和风险的实时分析与动态评估。

数字线程的特点是“全部元素建模定义、全部数据采集分析、全部决策仿真评估”。通过数字线程连接产品生命周期不同阶段，可以为数字孪生体的构建提供有力支撑。美空军计划在 E-8 对地监视与攻击指挥飞机替换、T-X 高级教练机、远程防区外空射核巡航导弹等重要采办项目中推广应用数字线程。诺斯洛普·格鲁曼公司主持的 F-35 中机身制造数字线程项目获得了 2016 年度美国国防制造技术奖。

目前，世界知名的工业公司和航空制造商均利用自身技术优势和平台开展了产品生命周期不同阶段数字孪生的研究。空客与 Ubisense 集团合作，通过使用其开发的“智能空间”解决方案，在 A350XWB 总装生产线部署了数字孪生技术；NASA 将物理系统与虚拟系统相结合，研究基于数字孪生的复杂系统故障预测与消除方法，并应用在飞机、运载火箭等飞行系统的健康维护管理中；洛克希德·马丁公司将数字孪生技术运用到深空探测技术上，通过数字孪生技术，宇航员将能够实时获得地面人员的指令数据、模拟数据和解决方案，让宇航员能够更加有效地执行操作任务；SAP 通过统一的数字孪生界面（Synchronized Digital Twin View），提供**三种数字孪生功能：**

- “数字孪生连接”提供物理实体之间或物理实体内部之间的数据连接；
- “数字孪生呈现”同步输出来自设备端和云端的各种设备信息；
- “数字孪生管道”提供在共享协作平台进行数字孪生模型的新建、分发、更新、访问，增强与 CAD/PLM/ERP 进行整合的能力；

西门子公司致力于帮助制造企业在信息空间构建整合制造流程的生产系统模型，提出产品数字孪生、生产工艺流程数字孪生和设备数字孪生，实现物理空间从产品设计到制造执行的全过程数字化；达索公司针对复杂产品用户交互需求建立起基于数字孪生的 3D 体验平台，利用用户反馈不断改进信息世界的产品设计模型，从而优化物理世界的产品实体；PTC 将数字孪生与 ThinkWorx 工业物联网平台的预测性维修功能相结合，致力于在虚拟世界与现实世界间建立一个实时的连接，基于数字孪生为客户提供高效的产品售后服务与支持；通用电气(General Electric, GE)基于其开发的 Predix 工业云平台，将数字孪生应用于电力领域、航空领域等各种工业活动中，GE 公司的多型正在使用的民用涡扇发动机和正在研发的先进涡桨发动机采用了或拟采用数字孪生技术进行预测性维修服务，根据飞行过程中传感器收集到的大量飞行数据、环境和其他数据，通过仿真可完整透视实际飞行中的发动机实际运行情况，并判断磨损情况和预测合理的维修时间，实现故障前预测和监控。

数字孪生的概念应用也进一步扩展到了城市管理。近年来，一些国家将数字孪生应用于智慧城市建设，2016 年新加坡与美国麻省理工学院合作的 City Scope 为新加坡城市规划量身定制城市运行仿真系统；西班牙智慧桑坦德在城市中广泛部署传感器，感知城市环境、交通、水利等运行情况，并将数据汇聚到智慧城市平台中的城市仪表盘，初步形成了数字孪生城市的雏形。雄安新区提出“坚持数字城市与现实城市同步规划、同步建设”，以城市复杂适应系统理论为认知基础，以数字孪生技术为实现手段，通过构建实体城市与数字城市相互映射、

资料整理 火龙果软件 荐

协同交互的复杂系统，能够将城市系统的“隐秩序”显性化，更好地尊重和顺应城市发展的自组织规律。

数字孪生这一概念的提出至今已经过去了十多年，在政府部门的推动下，从航空航天领域开始，国外先进制造商已经联合知名工业软件供应商围绕数字孪生技术开展了一定的研究，但是其关键技术和推广应用还都处于初步阶段。从上文也可以看到，即使对于飞机数字孪生，在设计、制造、运维等不同的阶段，也有不同的概念与内涵。本文主要以飞机疲劳寿命管理为应用背景，探讨飞机结构数字孪生的概念内涵与关键技术。

1.2 面向寿命管理的飞机结构数字孪生的概念、特点和意义

根据飞机安全性设计理念从静强度、安全寿命、损伤容限到单机追踪的演变，以及飞机数字孪生概念与内涵发展的历史，可以给出飞机结构数字孪生的定义：飞机结构数字孪生是数字线程驱动的多学科、多物理场、多尺度、多保真度、多概率的虚拟性仿真系统，采用在线传感器监测、离线地面检查、飞机运行历史等多源数据，反映并预测对应飞机结构实体在全寿命周期内的行为和性能。

对于一个数字孪生体，其几何特征、材料属性、载荷信息、检查方法和引发的损伤等都是有差别的。通过对物理实体进行实时监控并将数据传输到构建的虚拟孪生模型中进行仿真，是数字孪生技术的基本模式。飞机结构数字孪生不是一个静态模型，而是一个动态模型，会随着数据的产生而不断演化，是模型、数据、概率和决策的有机融合。数字孪生具有以下 **5个**特点。

1)虚实结合：结构数字孪生旨在建立真实结构与虚拟模型之间的双向映射，需要实现虚实深度融合，一方面，飞机结构载荷和损伤状态的改变可以动态实时地在结构数字孪生体上展示出来；另一方面，结构数字孪生体可以基于真实结构传递而来的飞行参数、载荷和损伤数据和历史数据、经验与知识数据等进行智能分析与决策，提高对结构服役状态的洞察力，并为延长结构服役寿命或提高结构安全性提供依据。

2)时效性：飞机孪生体根据真实载荷对结构损伤状态做出预测，并通过融合检测监测数据逐渐完善，这一过程中真实载荷和损伤状态的获取、疲劳断裂仿真都需要满足时效性要求，才可以实现对结构损伤状态和退化过程的实时、动态监控，满足工程实际的需求。

3)多学科/多物理性：飞机结构数字孪生体是基于物理特性的实体产品数字化映射模型，不仅需要描述飞机结构的几何特性，还需要描述实体产品的多种物理特性，其可以包括并耦合飞行力学、空气动力学、结构力学、疲劳扩展等多种物理模型，以及刚度、强度、疲劳等多方面的材料特性。

4)多尺度/多保真性：飞机结构典型部件的尺寸在 10 m 量级，而初始裂纹尺寸一般在 10-4 m 量级，模型尺寸跨越了部件-零件-元件等多个尺度。数字孪生体应可描述飞机整个机体、结构部件、零件、损伤等多个尺度的行为和特性，也应该使用一系列不同保真度的全阶/降阶模型，从而稳健、高效、准确地对飞机的状态和行为进行高性能仿真。

5)概率/不确定性：在飞机结构数字孪生体中存在诸多不确定性，一类是认知不确定性，比如一些几何和材料参数，这些参数有相对确定但是未知的值；另一类是随机不确定性，这种

资料整理 火龙果软件 荐

不确定性主要由自然的变化和随机性引起的，如裂纹长度的增长，飞行载荷的变化等，需要进行不确定性的量化与评估。

当飞机结构数字孪生技术发展成熟的时候，把飞机交付给用户时可以向用户同时交付结构数字孪生体。在飞机运行维护阶段，实时监测飞机飞行状态以及结构关键部位的载荷和损伤状态，如空速、过载、姿态、气动力、应力应变、环境温度、环境压力、关键处裂纹长度等，并在一定时效内映射于数字孪生体上。数字孪生体通过高性能多保真度仿真分析模型处理上述数据，并结合地面检修数据，历史运行数据等不断修正自身仿真模型，实时监测飞机结构损伤状态，预测结构剩余寿命。

这有望革新现有的飞机使用和维护模式，实现飞机结构的早期故障预警、异常检测，时效性地预测飞机剩余寿命，并基于损伤状态个性化的给出单机检测维修时间、进行机群任务规划。在整个生命周期内经过验证与确认过的飞机结构数字孪生模型，也会对飞机的改型与下一代飞机的研制，有着重要的意义。

1.3 飞机结构数字孪生关键建模仿真技术概述

为了实现飞机结构数字孪生，需要面向其特点，攻克相关的关键技术。从飞机结构数字孪生的虚实结合、时效性、多学科/多物理性、多尺度/多保真度和概率/不确定性出发，需要通过载荷和损伤数据的获取技术从真实结构上采集飞机的载荷和损伤状态并映射到虚拟模型上；通过结构多尺度建模和力学分析技术建立飞机结构的全机多尺度模型，为飞机结构的载荷响应分析提供快速仿真、全尺寸模拟工具；通过含裂纹复杂结构的精确高效仿真技术建立飞机结构的高保真度模型，并通过高性能疲劳断裂仿真方法精确计算飞机损伤扩展；

通过基于降阶的数字孪生高效建模技术实现损伤状态的快速预测，满足数字孪生时效性要求；通过考虑不确定性与多源异构数据的剩余寿命评估技术综合考虑飞机结构中存在的诸多不确定性，实现准确的剩余寿命预测。以这五项关键技术为基础，给出如图 1 所示的飞机结构数字孪生建模仿真基本框架，并在接下来的章节对这五项关键技术进行详细介绍。

资料整理
火龙果软件 荐

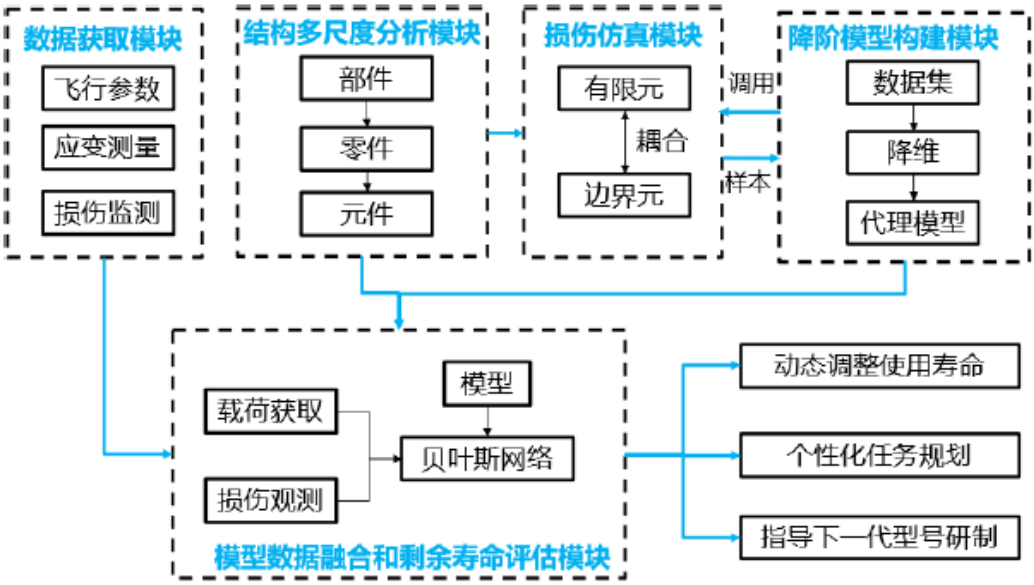


图 1　飞机结构数字孪生基本框架

Fig. 1 Basic framework of an airframe digital twin

2　载荷和损伤的数据获取技术

在实际应用中，孪生模型与结构实体间会存在一定偏差，这些偏差使得孪生模型的保真度降低，难以有效反映飞机结构的实际状态。为了解决这一问题，希望可以通过获取结构实体的实测信息，对孪生模型进行修正或者更新，提高模型保真度。对于结构数字孪生来说，除了几何、材料等最基本的信息以外，最重要的就是结构的真实载荷和损伤状态。因此，载荷和损伤的数据获取技术对于飞机结构数字孪生的建模仿真非常关键。

2.1　载荷数据的获取

目前对载荷数据的获取可以分为四类：基于传感器的直接测量方法、基于飞行参数的数据挖掘方法、传感器测量与仿真结合的方法和飞行参数与仿真结合的方法。

2.1.1　基于传感器的直接测量方法

通过在结构上布置传感器，可以直接测量结构的应力应变信息，从而得到关键部位的载荷时变信息。相比较于其它载荷获取方法，基于传感器的直接测量方法具有较高的应变分辨率。主要缺点是难以确定结构中传感器的安装位置，且安装与维护比较困难，在得到数据后需要进行较多的软件后处理工作。目前主要使用的传感器可分为应变计、无线传感器和光纤传感器。

早期载荷直接测量普遍使用电阻应变计。电阻应变计的基本原理是基于金属导体的应变效应，及金属导体在外力作用下发生机械变形时，其电阻值随着所受机械变形的变化而变化的现象。它建模过程简单、计算成本低，但是精度不高，在测量过程中很容易收到噪声干扰。
无线传感器网络系统是由多个节点组成的面向任务的无线自组织网络。结构传感区域内所有传感器节点均可以收集周围数据，并将采集到的有用数据通过多跳形式或者层次结构进行融

资料整理
火龙果软件 荐

合，传输到接收节点，通过互联网或者卫星通信传输到管理端，并对数据进行处理，供用户访问。

该系统没有布线的束缚，使其能够在大范围的空间中分布式监测大型结构的健康状况，并能最大程度地减少了器件连线，减少系统的重量和成本，降低系统的搭建、维修费用和难度。但目前无线传感器在飞机结构健康监测中的应用研究还处于基本的设计仿真和实验阶段，要达到实用程度，对网络功耗、节点布置、数据传输的真实性和实时性以及传感器网络安全等关键技术问题还有待深入研究。

光纤传感器近年来越来越多的用于航空结构的监测。基本原理是将光源的光输入光纤，并经光纤传输至调制区内，外界被测参数与进入调制区的光相互作用，使光的光学性质，如光的强度、波长、频率、相位等发生变化而形成被调制的信号光，再经光纤送入光探测器、解调器而获得被测参数。

面向飞机结构数字孪生的载荷获取需求，按传感器布置形式分类有三种光纤传感器使用方法。第一种是使用单点传感器，可以用于大多数的应变或温度测量；第二种是部署分布式的传感器，可以在光纤上的任一点进行测量；第三种是使用一系列的单点传感器组成准分布式系统，可以对大型结构进行传感测量。

从技术与原理上分类，光纤传感器可以分为基于强度的,基于干涉测量的,基于光栅的和分布式的。基于布拉格光栅的光纤光栅(Fiber Bragg Fratings, FBG)传感器，因为突出优势如重量轻、体积小，高敏感度、抗电磁干扰和高耐久性而得到快速发展。FBG 传感器被认为是飞行器结构健康监测中最有前途的传感器之一。分布式光纤传感技术依据所监测信号的不同，主要分为基于拉曼散射的分布式温度传感器、基于瑞利散射的分布式光纤损耗检测传感器及基于布里渊散射的分布式应变传感器。

在光纤传感器的实际应用中，Wade 与 Claus 首次将具有成像功能和快速传递数据的光纤传感器网络埋入碳纤维增强复合材料飞机蒙皮中，使材料具有感知外界应力和判断损伤的能力。洛克希德·马丁公司通过 FBG 传感网络成功的检测了 X-33 箱体结构的应力和温度的分布；美国诺斯罗普·格鲁门公司利用压电传感器及光纤传感器，监测具有隔断的 F-18 机翼结构的损伤及应变；欧洲开展的 Monitor 研究项目采用 FBG 传感器构建了在线载荷监测(Online Load Monitoring, OLM)系统对飞行载荷进行监测。空客公司也积极开展这一领域的研究，以探索结构健康监测新技术在新机型，如 A380 飞机上的应用，空客的长期愿景是所有的新飞机都装备有分布式 FBG 光学传感器。Lee 等使用光纤传感器实现了在风洞下监测翼梁的动态应变，Read 和 Foote 在飞行时部署光纤传感器监测机翼前缘的应变。

2.1.2 基于飞行参数的数据挖掘方法

现役飞机大多数装有飞行参数记录系统，可以记录飞行参数的时间历程。通过飞行参数，可以用来估计影响结构关键部位的主要载荷，并通过一定的载荷传递函数得到结构关键部位的应力。在这些分析中常用的飞行参数如表 1 所示，其中最重要的四个参数是速度、海拔、过载和重量。相比较于应变传感器测量方法，飞行参数方法不存在需要替换损坏传感器的情况，且不需要对载荷进行标定，但需要较多的软件后处理过程，且对于飞参传感器的可靠性要求较高。

资料整理 火龙果软件 荐

表 1　用于载荷获取的常用飞行参数[29]

Table 1 Common flight parameters used for load acquisition[29]

参数类型	飞行参数
姿态参数	滚转角、滚转角速度、俯仰角、俯仰角速度、滚转角、滚转角速度、攻角、侧滑角
运动参数	真实空速、当量空速、动压、法向过载、海拔、控制面板偏角、马赫数
其他参数	绝对时间、相对时间、全机重量、外挂重量、油量、油量

不同飞行参数的采样率不同，从反映飞机飞行历程的角度，采样率越高越好。但随着采样率的增加，数据的采集、存储和处理变得更加复杂。对于一组参数，若其中部分参数采样率较低，在某些采样时刻点将会出现空值，同时飞参系统也可能会在某些时刻未记录某些参数。为了保证飞参数据的完整性，必须对这些空值参数进行回补，传统方法为插值回补法和前值替代后值法，也可使用神经网络方法进行处理。

在得到完整的飞参数据后，希望从大量的飞行参数数据中提取出隐含的模式，并将其与结构载荷联系起来，这称为数据挖掘。目前可以使用的方法有回归分析、聚类分析、模板匹配等。回归分析方法：回归分析是一种有监督学习方法，通过建立飞行参数与结构载荷之间的转换关系，间接获取关键部位的载荷谱。

训练样本数据为飞机历史飞行参数数据和载荷数据，因为服役阶段在飞机上安装大量传感器会增加结构重量，因此，数据集一般在试飞阶段获取。通过涵盖主要飞参范围的大量试飞获取包含飞行参数和结构载荷的样本集，并通过一定的回归方法建立二者之间的联系。在服役阶段，通过实时监测飞行参数，并利用回归模型，对结构载荷进行预测，并用于后续分析。

聚类分析方法：飞机众多飞行参数之间包含潜在联系，聚类分析方法是一种无监督学习方法，通过飞行参数相关性的度量，可以发现其中的隐含模式，也就是飞机的典型载荷状态，在国内的单机监控实践中，主要流程为：

1)对飞参数据进行预处理，获取重心法向当量过载谱以及每一个过载峰谷值下对应的其它状态参数

2)确定典型疲劳载荷状态及划分准则，采用聚类分析方法对步骤 1 中数据进行统计处理，得到过载峰谷值对应的典型载荷状态。

资料整理
火龙果软件 荐

3)进行典型载荷状态下全机载荷分布计算。

模板匹配方法：在欧洲战斗机 EF-2000 中，在前期通过有限元模型仿真，或者疲劳试验结果得到在不同飞行参数条件下不同位置的结构内部载荷。这些信息作为 17500 个模板存储于飞机中。在实际应用中，测得飞行参数后，寻找到对应模板，就可以给出对应的结构内力。

2.1.3 传感器测量与仿真结合的方法

结构关键部位一般位于部件的连接处，这些部位的应力梯度高，当前技术水平下直接加装应变传感器比较困难，且难以保证在复杂环境下长期可靠的准确测量。而在结构关键部位的附近应变梯度小，可以实现对应变的准确测量。因此可使用传感器测量与仿真结合的方法，在关键部位附近区域的若干特征点加装应变记录设备，记录飞机实际飞行过程中特征点的应变历程，特征点处的应力可以直接与关键部位应力联系起来，结合有限元分析等仿真手段，可建立特征点应变与关键部位应力的关系，可以间接获取关键部位的载荷数据。国外已在多种机型如 F/A-18 上使用该方法，取得了成功。

在国内的单机监控实践中，刘文珽给出了一种基于宏观/局部有限元分析建立特征点应变与关键部位应力的转换方法，如图 2 所示。为了实现对大型结构的局部关键区进行详细的应力分析，需要使用宏观/局部有限元分析，首先采用粗网格对整体结构如机翼、机身或全机模型进行分析，取出关键区域作为局部模型，要求局部模型必须包含与关键部位相关的特征点。对局部模型进行网格细化，并以整体模型分析得到的节点位移作为局部模型的边界条件，对关键区域进行更详细的分析。结合特征点传感器测量的应变数据，通过比例调整局部模型的位移边界条件，可以使得局部模型中特征点位置的计算应变与实测的应变数据相等或接近，这时对应关键部位的应力水平就是特征点应变测量和有限元分析相结合确定的关键部位应力水平。通过上述分析，可得到若干组特征点应变数据与对应关键部位的应力水平，从而可以构成 m 个特征点应变数据和关键部位应力水平的转换关系。

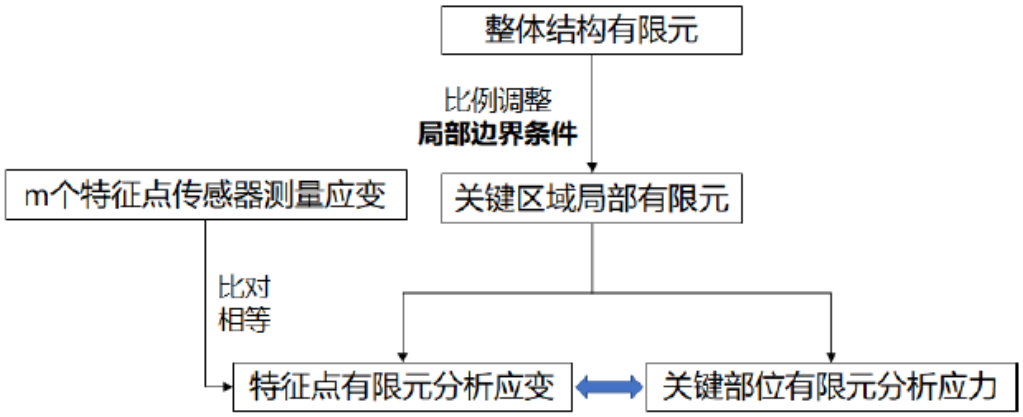


图 2 基于宏观/局部有限元分析建立特征点应变与关键部位应力转换关系的流程图[29]

2.1.4 飞行参数与仿真结合的方法

利用飞行参数等信息直接使用一系列多学科的仿真方法给出结构的载荷信息，相比于直接测

资料整理 火龙果软件 荐

量方法，这类方法可以给出更详细的载荷分布信息，提高结构数字孪生的洞察力，同时避免了对传感器的定期维护，有利于降低运行成本。

基于飞行参数和精细化仿真的载荷确定方法，是利用飞行参数记录仪数据，结合飞行力学、计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)和结构有限元等一系列仿真方法，去推断飞机关键部位的载荷和应力。但这一系列仿真方法、尤其是 CFD 的计算时间和存储成本较高，耦合计算困难加大。且仿真本身与实际情况之间的误差无法避免，验证与确认是较大的难题。

美国 Zona Technology 公司提出了一种驾驶杆到应力的动态飞行力学仿真(Stick-to-Stress Dynamic Flight Simulation,STS-DFS)方法，该方法的目标是建立一套具有高保真度，空气动力学、结构、推进和控制系统动力学等多学科耦合的实时仿真系统，可根据飞行员输入指令，得到飞机的载荷和应力，以用于进一步的疲劳分析。这套系统中主要包含飞行动力学仿真模型、基于神经网络的气动降阶模型和非线性气动弹性求解器等，用于预测飞机载荷和应力。基本流程如图 3 所示.

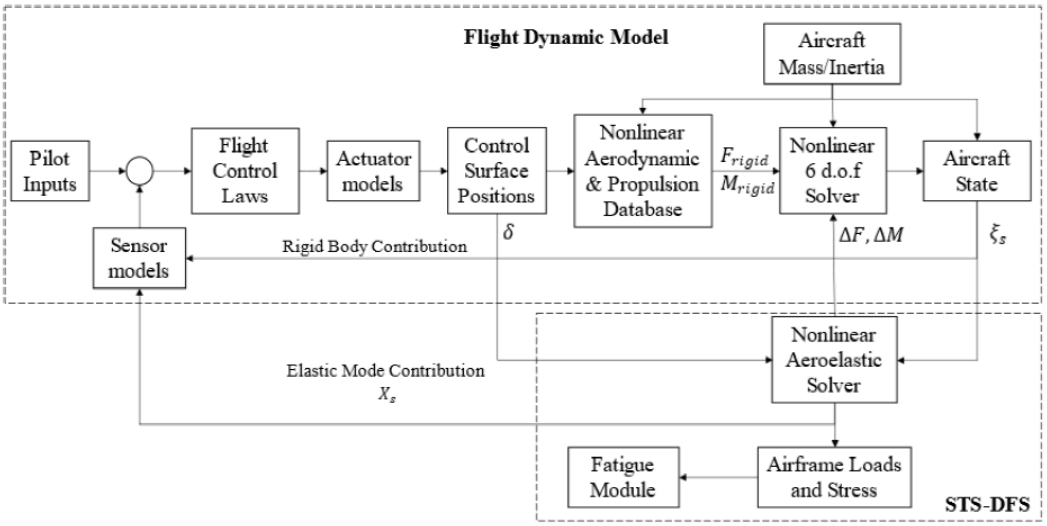


图 3　从驾驶员输入估计飞机载荷和应力并进行疲劳分析的流程图[36]

2.2　损伤数据的获取

2.2.1　在线监测方法

在飞行过程中，通过永久分布在结构上的传感器网络，实现对结构的损伤状态进行实时的、连续的、长期的评估，可以有效提高对结构损伤状态的洞察力。目前常用的在线损伤检测技术主要有主动 Lamb 波方法、涡流阵列传感器、压电阻抗法、光纤传感器等。

主动 Lamb 波在结构中被激励时，随着裂纹的扩展响应信号将受到影响，因此提取相关特征，量化分析裂纹尺寸与 Lamb 波响应信号间的规律，可实现复杂结构的裂纹损伤监测。主动 Lamb 波传感器在粘贴时可避开应力集中区域，可靠性更高，易布置在监测结构上，适用于结构的裂纹监测与预警。但是对于真实的飞机结构，由于结构中带有钉孔、加筋、肋等,会对结构中的 Lamb 造成大量的反射信号叠加，造成严重的模式混叠,使得现有方法的结构损伤

资料整理 火龙果软件 荐

辨识无法很好地实现。将 Lamb 波作为损伤检测方法可追溯到 1960 年，美国通用公司的工程师 Worlton 指出铝和锆的频散曲线的模式特征可应用于材料无损检测。

二十世纪六十年代末，Demer 和 Fentnor 首次将 Lamb 波技术应用于航空领域。美国斯坦福大学的 Kim 等利用 Lamb 波信号的损伤指数建立其与疲劳裂纹长度之间的关系。Murayama 和 Kobayashi 利用导波实现对长管道中损伤的监测。Tua 等利用 Lamb 波在铝管中的传播时间以及信号的幅值变化实现对铝管中裂纹的监测。Giurgiutiu 等通过压电晶片主动式传感器(Piezoelectric Wafer Active Sensors,PWAS)裂纹检测试验，分析随着裂纹的增长 PWAS 机电阻抗特性变化和一发一收式 Lamb 波波形的变化，从而实现对结构裂纹损伤的监测。

涡流阵列传感器由一个激励线圈和多个均匀分布的感应线圈构成，通过对涡流检测输出信号进行分析处理，判断结构中是否存在裂纹并识别出裂纹的位置和大小。其具有可靠性好、灵敏度高、与被测结构非接触、响应速度快等特点。空军工程大学团队提出了一种基于柔性平面的矩形涡流阵列传感器，使用铝合金试件疲劳裂纹监测试验验证了方法的有效性。但其在使用中往往会受到提离效应的影响。Goldfine 等将新型的 MWM 涡流阵列传感器用于早期的疲劳损伤以及裂纹的萌生与扩展阶段，在试件和复杂部件的在线疲劳测试中均取得了较好的效果。

压电阻抗法通过测量压电传感器在环境激励下的电阻抗，从中提取结构机械阻抗，与结构健康状态下的阻抗信息对比分析实现损伤监测。压电阻抗技术对早期损伤的敏感度较高，适用于初始损伤的检测，但对损伤定位的精度较低。常琦等结合压电传感器和电阻应变片两种传感器对裂纹扩展进行综合监测，并使用 D-S 证据理论对两种传感器的识别结果进行数据融合，得到比单一传感器更准确、可靠的裂纹扩展识别结果。

光纤光栅传感器的反射光谱会随着外界应力梯度的变化而变化，通过测量裂纹周边应力场变化对光纤光栅传感器反射光谱的影响，可以实现对裂纹长度的定量诊断。Park 等提出建立反射光谱在长波长与短波长方向的两个峰与复合材料分层、连接处应变的定性关系。He 等针对铝合金结构孔边裂纹监测问题，提出了在多种粘贴方式下基于光纤光栅反射谱变化的裂纹扩展监测方法，通过分析光纤光栅反射光谱在裂纹通过光纤光栅传感器前后的变化来判断裂纹扩展的位置。南京航空航天大学袁慎芳团队在孔边裂纹的监测中发展出一种基于 T 矩阵的方法来仿真光纤光栅反射强度谱用以重构裂纹损伤的优化方法。

2.2.2 地面检测方法

在线监测可以获得连续的结构损伤数据，但是目前的精度仍无法与地面检查媲美。通过地面检测，可以较高精度的确定结构损伤状态，但是数据是离散的。二者可以结合起来。

资料整理
火龙果软件 荐

表 2　常规无损检测方法的比较[53]

Table 2 Comparison of conventional nondestructive testing methods[53]

方法	原理	优点	缺点	应用范围
目视检测(VT)	经验判断	快速、直观	表面损伤、易漏检	表面损伤、易漏检
射线照相法(RT)	X射线、γ射线照相	直观图像、定性准确	较薄工件、有辐射	焊接件
超声波检测(UT)	超声波在试件中传播与并缺陷相互作用，而发生传播方向和特征变化	穿透力强、缺陷定位准确、灵敏度高	被检构件形状规则，缺陷形状、位置和方向对结果影响较大	金属、非金属和复合材料的各种锻件、铸件、焊件和胶结件
磁粉检测(MT)	磁化工件，吸附磁粉	高灵敏度，检测0.1 mm级损伤	表面浅划痕	原材料半成品、成品和在役磁性材料
渗透检测(PT)	渗透现象	检测0.1 μm级损伤	对缺陷定量分析较难	表面开口缺陷的金属、非金属等焊接锻件、轧制工件
涡流检测(ET)	工件上涡流引起磁场变化	不接触工件、实现高速检测	不适用与复杂件	生产线上金属管、棒线、镀层和涂膜厚度
声发射(AE)	材料内部裂纹扩张发出声音	0.01 mm裂纹，实现动态无损检测	检测过程复杂、难操作	应用范围广泛

地面检测主要有两个作用，一是发现结构中新萌生的裂纹，二是对之前检测到的裂纹更新其尺寸。一般地面检测使用无损检测技术，无损检测是以不损坏检测对象的使用性能为前提，利用材料内部结构异常或缺陷存在所引起的对热、声、光、电、磁等反应的变化来探测各种工程材料、零部件、结构件等内部和表面缺陷，并对缺陷的类型、性质、形状、尺寸、数量、位置、分布及变化做出判断和评价，是地面检测的主要手段。目前常用的无损检测手段如表2 所示。由于飞机中金属零件使用中产生的裂纹 90%以上是在零件的表面，用涡流检测不仅可靠性高,而且不需要清除零件表面的油脂、积碳和保护层，多数可进行原位检测，因此，目前涡流检测法使用最广泛。

2.3 该技术方向的展望

在载荷数据获取方面：未来随着传感器技术的进步，可以逐步克服现有传感器的缺点，从飞机结构实体上可以采集到更真实的载荷数据；并通过在制造阶段将传感器直接埋入到结构中，可以减少传感器对结构布置的干扰；飞行参数、应变传感和模拟仿真实现更加深度的融合，可以更精准更容易得获取载荷数据。

在损伤数据的获取方面，随着在线监测技术的发展，需要进一步实现监测设备的小型化，更直观的实时监控结构损伤状态；但是无损检测技术是不可或缺的，通过进一步提高无损检测精度，可以作为在线监测手段的有效补充，提高模型的修正更新能力。

同时，随着工业互联网(Industrial Internet of Things, IIoT)和 5G 技术的发展，未来或可实现数据的实时或准实时传输，从而在实际飞行过程中进行实时监控，进一步提高决策的前瞻性。

3　结构多尺度建模和力学分析技术

在获得载荷和损伤数据后，需要将其传递给数字孪生模型，进行结构力学仿真，从而获得飞机关键部位的应力历史。这需要跨越实际飞机结构在几何尺寸上的整机-部件-子部件-零件多个尺度，具有较大的难度。比如气动载荷需要施加在部件尺度，而结构损伤（如裂纹）的仿真需要零件级的应力历史作为输入，因此跨尺度地建立包含每一个结构细节的全尺寸精细有限元模型是不经济的。飞机结构的多尺度性要求建立整机-部件-子部件-零件顺序耦合的多尺

资料整理
火龙果软件 荐

度模型，以真实载荷作为输入，通过高效的多尺度的力学分析得到飞机结构整体-局部-细节的力学响应。

3.1 飞机结构的多尺度问题

飞机是一个由复杂几何拓扑结构、复杂材料体系组成的超复杂结构系统。飞机结构的多尺度仿真，首先面临的就是结构几何尺寸上的差异。其一方面体现在整机-部件-子部件-零件等不同结构之间尺寸的较大差异，另一方面在也体现在常见轻质结构其自身不同方向上的尺寸差异。

飞机整机的几何尺寸可达 102 m 量级，大型部件如机翼的长度可能在 101 m 量级，子部件如翼肋的长度一般在 100 m 量级，而对于结构疲劳问题，关心的细节处结构尺寸可精细至 10-2 m 量级，如铆钉、孔等容易产生应力集中、容易出现裂纹的部位。在不同尺度，飞机结构分析侧重的问题各不相同。分析飞机在不同载荷下的变形，是部件级别的动力学响应分析问题；判断部件内部的载荷分布、应力集中位置，是子部件级别的静力学分析问题；研究一条裂纹的生成生长，是零件级别的断裂力学分析问题。

同时，飞机的典型结构广泛采用如梁、板、壳等形式的细长结构或薄壁结构，本身就在不同的方向上存在较大的尺度分离，以飞机蒙皮为例，即便是较厚的多墙式翼面蒙皮，其厚度也在 10-2 m 量级，厚度方向的尺寸相对于其在展向的特征尺寸而言非常小，是一种典型的板壳结构。大展弦比的飞机机翼，是一种典型的细长结构，在翼展方向上可用一根细长的梁模型进行等效，在静力学分析、振动响应等问题中具有不错的等效效果。

飞机结构的多尺度问题另一方面在于宏观结构与材料微结构之间的尺寸差异。随着以纤维增强复合材料为代表的复合材料在飞机结构上的大量应用，材料的多尺度效应也愈发明显。如典型的碳纤维增强层合板的各层会采取不同的铺层，单层铺层的材料特性受纤维取向直接影响，层合板的性能也受到铺层角度、顺序的影响。宏观结构-不同铺层-纤维/基体之间尺寸差异使得复合材料结构的仿真本身具有明显的多尺度性。

飞机结构数字孪生模型的结构多尺度分析模块，则是要以数据获取模块提供的载荷作为输入，沿着上述各问题的分析过程，逐级分析后得到铆钉、孔等细节处的应力应变历史，从而作为结构损伤仿真模块的输入，如图 4 所示。以结构简化模型为核心的均匀化分析技术，和能实现从整体到局部逐级分析的子模型技术，是高效率高精度结构多尺度建模仿真的基础。

资料整理
火龙果软件 荐

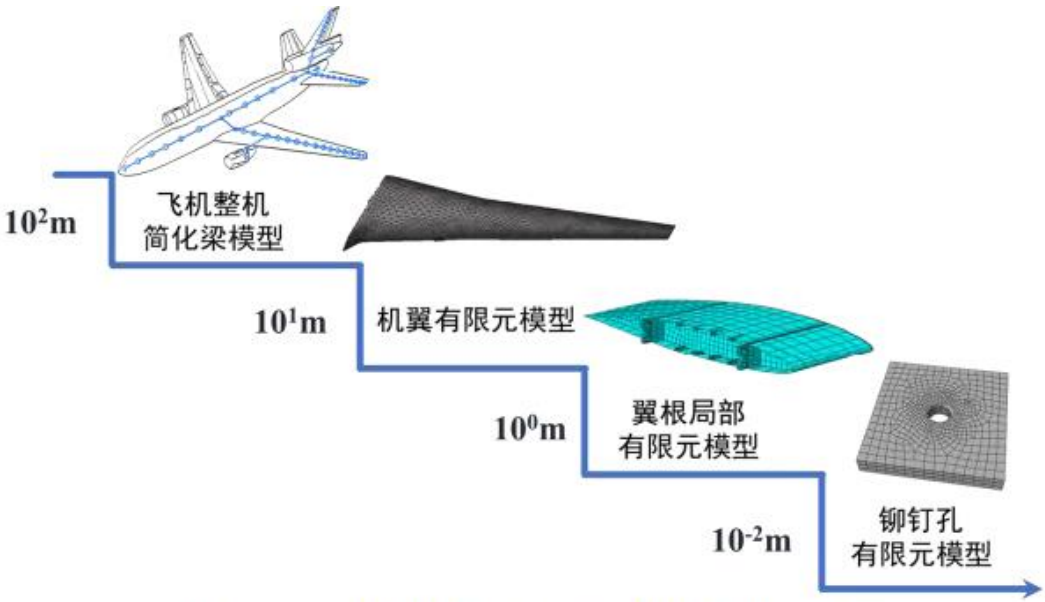
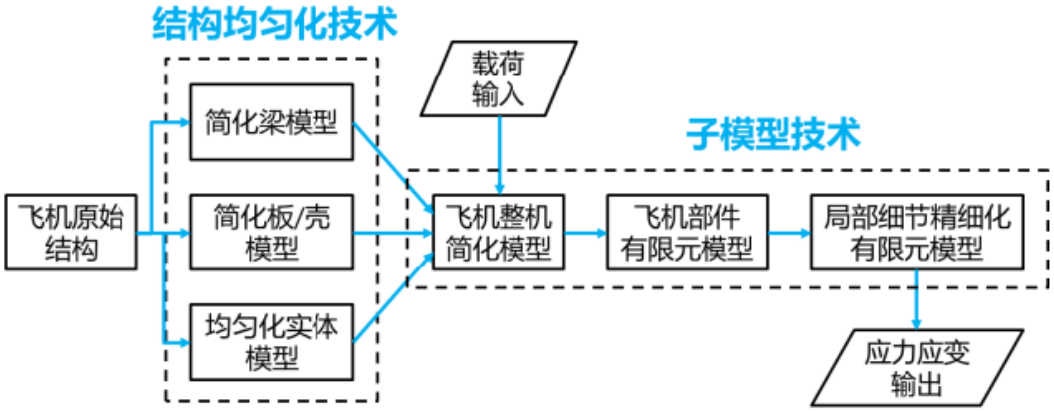


图 4　飞机结构多尺度力学分析示例

3.2　结构多尺度模型的建立

结构多尺度模型需要连接整体与局部，一方面要将局部的结构信息转化为简化模型传递给整体结构，完成飞机整机的力学响应分析；另一方面要将部件级别的力学响应（变形、应力状态等）传递回局部模型，对飞机结构的重点关注的局部区域进行细节的力学分析，这就需要分别采用结构均匀化分析技术和子模型技术，其仿真过程如图 5 所示。



3.2.1　结构均匀化分析技术

均匀化分析是要进行从非均质模型到均质模型的简化，这在非均质材料的微观力学分析中较为常用。可以通过均匀化分析，把纤维增强复合材料、点阵材料等具有复杂微结构的材料，简化为等效的均匀材料，并用均匀的实体单元对其进行仿真。稍微不同的是，结构的均匀化分析则是要将包含复杂拓扑和非均质材料的复杂结构等效为相应的简化结构模型，如等效梁模型、等效板模型，如图 6 所示。简化模型应具有与原始模型相同的特性，如等效刚度、振型等。作为一种平衡了计算精度和效率的有效结构分析工具，简化模型在飞机设计的概念设计阶段已经得到了广泛应用。

资料整理
火龙果软件 荐

等效梁模型是针对细长类结构的简化模型，对于大展弦比的机翼结构有较好的简化效果。在飞机整机尺度，为了分析飞机整机结构的总体变形和振动特点，特别是研究飞机飞行过程中的机翼弯扭变形问题，一般用能量等效的方法，将机翼等效为空间梁结构。在子部件尺度，如发动机叶片、旋翼之类的细长结构也可采用等效梁模型进行简化。

Lee 利用简化模型需满足能量等效的原则，提出翼段的动能和应变能应与简化模型相同，进而求解简化梁模型的等效刚度。Yu 等利用变分渐近法，将定截面复合材料机翼结构等效为欧拉梁和铁木辛柯梁模型，并在非线性梁理论的基础上，对适用于飞机结构的简化梁模型进行了数十年的研究，提出了本征梁理论，所开发的变分渐近梁截面分析软件 VABS 在工程中得到了一定应用。

Palacios 和 Cesnik 利用均匀化方法中常用的周期性边界条件，提出了一种求解细长结构等效截面属性的方法，并集成到了大展弦比飞机气动弹性计算工具 SHARPY 中。庞巴迪公司开发的薄壁结构分析软件 TWSAP，可以计算三维的机翼布局系统的截面特性。在欧盟的飞行器建模与仿真计划 SimSAC 中，等效梁模型也被应用于 NeoCASS 模块，简化了气动-结构估算分析过程。Yuan 等采用等效梁模型，对飞机发动机的叶片进行了动力学仿真。

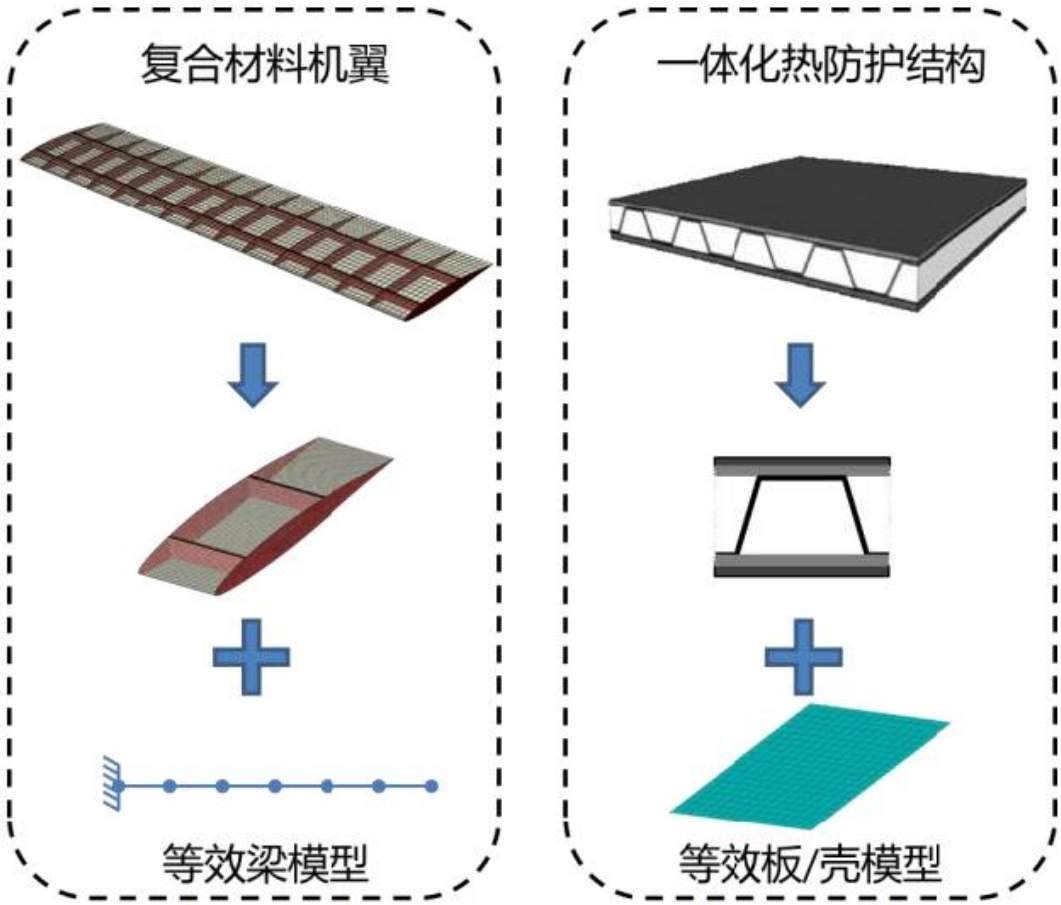


图 6　等效梁模型与等效板壳模型示意图

等效板模型是一种二维模型，也常用于飞机结构的简化。飞机上大量采用了中空、薄壁的轻

资料整理
火龙果软件 荐

量化结构，因此相比于抽象程度较高的梁模型，板模型对于飞机的各类部件有更好的适应性，可应用在翼盒结构、机体结构的分析中。

早在 1986 年，NASA 的兰利研究中心就基于里茨法，对拆分成多个梯形段的机翼翼段，进行了等效板模型的分析，开发了结构分析程序 ELAPS，经过长期的发展和延伸，可用于多学科结构气动优化和面向设计的结构分析。Giles 将复合材料翼盒等效为板模型，利用复合材料机翼铺层的正交材料属性计算等效板模型的弯曲刚度。Livne 和 Li 基于经典板理论，开发了 LS-CLASS 软件，可应用于气动伺服弹性问题。

Kapania 和 Liu 利用等效板模型，基于 Reissner-Mindlin 位移场模型，简化了梯形的翼盒，利用勒让德多项式作为试函数，用里兹法求解等效板模型，用于求解机翼的自然频率和振型。Krishnamurth 探讨了等效板模型对含损伤机翼结构的简化效果，通过刚度匹配，得到的简化模型在预测机翼的自然频率、计算静动力学响应方面误差可减少到 5%以内，可用于预测颤振速度。

3.2.2 子模型技术

将载荷施加到飞机结构的简化模型上，可以求得飞机的整机响应，进一步利用子模型技术对局部的精确变形进行求解。运用子模型技术时，需要同时建立全局和局部两个模型，全局模型粗糙、局部模型精细，首先对全局模型进行分析，获得局部区域边界处的力学响应，再将其作为边界条件施加到精细化的局部子模型上，进而获得局部的精确力学响应，子模型法的基本流程如图 7 所示。

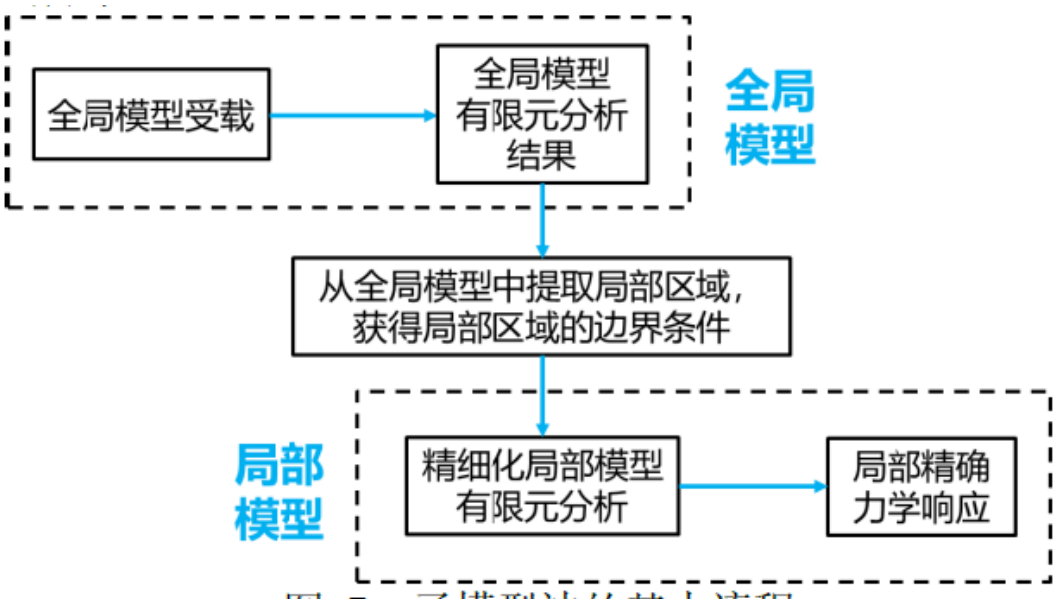


图 7 子模型法的基本流程

子模型技术常被用于结构内特定部位的精细化仿真，如孔、圆角等，在工程中得到了广泛应用。实现子模型分析的边界条件可以是位移边界条件或面力边界条件，或将节点力作为边界条件。Zienkiewicz 和 Zhu 开发了一种复原单元边界上面力的方法，构造子结构上的面力边界条件。Kitamura 等开发了大变形问题中的子结构法，并应用在大型船舶结构中。Tonković，Gendre，Nowell 等分别利用子结构法在弹塑性断裂问题、局部非线性问题、接触问题等各

资料整理
火龙果软件 荐

类问题进行了研究。

当今，子模型技术作为一种比较成熟的技术，ANSYS、ABAQUS 等商业软件均已将其封装为通用模块，可以在工程结构仿真分析时方便地调用。

3.3 该技术方向的展望

以变分渐近法为代表的截面分析理论十分复杂，以其为基础的 VABS 软件无法很好地处理变截面问题。而常见的基于周期性假设的均匀化理论，对于考虑剪切作用的等效梁、板模型，在边界条件施加和等效截面属性的计算方面仍存在问题；对于较厚的梁板壳结构和复合材料结构，厚度方向的剪切作用不可忽略，而剪切造成了弯矩的非周期性，使得大多数基于周期性假设的均匀化理论中所采用的周期性边界条件失效，因此需要发展物理一致性的均匀化方法和软件。此外，飞机结构本身具有极高的复杂度，在进行简化时面临着结构分类、分区块等诸多问题，简化结构的连接特性、细节结构的跨尺度精确模拟仍具有不小的挑战。

4 含裂纹复杂结构的精确高效仿真技术

结构的铆钉孔等应力集中区往往是裂纹萌生的高发区域，也是结构破坏的源发点。在结构多尺度力学分析后，需要对含裂纹的结构细节区域进行精确高效的仿真，从而为结构损伤演化过程降阶模型的建立和结构剩余寿命的概率分布估计提供支持，这也是实现飞机结构数字孪生体建模仿真所必需的关键技术。

4.1 结构疲劳断裂模拟仿真方法

有限元法、扩展有限元法、无网格法、相场法、边界元法、SGBEM-FEM 迭代法与装配法是常见的疲劳断裂模拟仿真方法，以下是几种仿真方法在疲劳断裂模拟方面的对比分析。

4.1.1 有限元法

有限元法(Finite Element Method, FEM)是求解断裂与疲劳问题的主流工具之一，其实体及梁板壳单元种类丰富，适用于模拟复杂结构；并且其待求解的线性方程组系数矩阵具有对称、稀疏、正定等良好性质，有利于高自由度大型结构仿真。

有限元法采用连续的多项式函数作为形状函数（插值函数），在处理裂纹等强不连续（位移不连续）问题时，必须将裂纹面设置为单元的边，裂尖设置为单元的结点，在裂尖附近的高应力区需要划分高密度网格，同时在模拟裂纹生长时还需要对网格进行重新剖分，导致其效率低。在处理复杂结构的多裂纹问题时，其求解规模之大、网格剖分之难，使问题变得更加复杂。对于三维裂纹的非平面扩展，需要在每一个计算步长利用 FRANC3D、ZENCRACK 等软件进行有限元网格重新剖分；但是对于复杂三维结构，随着网格单元数的增加，网格的重新剖分需要耗费大量的计算资源和计算时间，限制了其在实际工程中的应用。例如，Cerrone 等为模拟含切口和孔洞平板的裂纹扩展建立了含 550 万个自由度的有限元模型，并花费了 4 天的计算时间。

4.1.2 扩展有限元法

扩展有限元法(Extended Finite Element Method, XFEM)近年来成为疲劳裂纹扩展仿真的研究热点。美国西北大学的 Belytschko 院士等基于单位分解法首次提出使用扩展有限元方法进行裂纹扩展的模拟。Moës 等引入扩充函数的方法模拟裂纹表面的不连续位移场以及裂纹尖端

资料整理 火龙果软件 荐

的奇异应力场。

Duan 等使用水平集函数更为精确地跟踪裂纹面的疲劳扩展。庄茁和成斌斌建立了基于连续体壳单元的扩展有限元格式，模拟曲面壳体中任意扩展的裂纹。余天堂将扩展有限元理论应用到黏聚裂纹扩展、非均质问题、动态断裂和剪切带演化等问题。方修君和金峰基于 ABAQUS 平台，提出了预设虚节点法，在通用有限元程序中嵌入了扩展有限元法的功能。扩展有限元法具备传统有限元法的整体框架，同时由于扩充函数和水平集函数的引入，在裂纹扩展过程中不需要通过重新剖分网格来构造裂纹表面。然而，扩展有限元法仍需要在裂纹尖端划分致密的网格；并且在模拟裂纹扩展过程中，预先在可能的裂纹扩展路径上划分致密网格。因此，对于含裂纹的复杂三维结构，仍然无法摆脱随单元结点数增加，计算量急剧增加的问题。

4.1.3 无网格法

无网格法研究的重点之一是疲劳裂纹扩展问题。无网格法仅基于结点群而不需要划分单元或网格，使所分析问题的前处理过程变得简单，在涉及网格畸变、网格移动和不定边界等问题时显示出明显的优势。

无网格方法种类繁多，其区别在于形函数或微分方程的等效形式不同，主要有光滑粒子流体动力学法(Smooth Particle Hydrodynamics, SPH)、扩散单元 (Diffuse Element Method, DEM) 法、无单元 Galerkin (Element Free Galerkin, EFG) 法、无网格局部 Petrov-Galerkin(Meshless Local Petrov Galerkin,MLPG)法等[87]。

Belytschko 等提出了基于移动最小二乘法(Moving Least Square, MLS)的无单元 Galerkin 法，用于模拟断裂和裂纹扩展过程。Atluri 和 Zhu 基于移动最小二乘法和微分方程的局部弱形式，提出了无网格局部 Petrov-Galerkin 法，这种方法与无单元伽辽金法的主要区别在于，检验函数直接在场结点附近的局部积分域上选取，且可以采用不同的形式。然而，由于无网格方法数值积分复杂，导致其计算效率低，且在裂纹尖端和扩展路径上需要致密布点，才能给出精度可接受的裂纹扩展模拟结果。

4.1.4 相场断裂方法

相场断裂方法(Phase-Field Method to Fracture) 的核心思想是利用具有弥散宽度的区域描述实际上尖锐的物理边界。其通过引入连续的序参量表征材料从完好到断裂的过程，给出具有弥散宽度的断裂面的表达形式，并通过断裂问题的变分描述和相场控制方程模拟序参量的连续演化。因此相场法具有在断裂仿真过程中不用显式地追踪裂纹面的优势。

Miehe 等提出将弹性应变能进行拉压分解，该分解只将拉伸情况下的应变能作为裂纹扩展驱动力，避免受压时产生的不真实裂纹，并成功模拟了 I、II 型裂纹在不同加载强度下裂纹的扩展长度和发展方向。

Borden 等将应用于准静态脆性断裂的相场模型拓展到动态裂纹扩展领域，模拟了预置裂纹玻璃片 I 型拉伸裂纹的分叉现象。Ramulu 和 Kobayashi 使用相场方法进行动态裂纹扩展模拟，发现当网格尺寸减小到一定程度，网格尺寸对模拟结果并没有产生大的影响，表明了相场方法的网格收敛性。

4.1.5 边界元法

资料整理 火龙果软件 荐

边界元法(Boundary Element Method, BEM)，如对偶边界元 (Dual Boundary Element Method, DBEM) 法和对称伽辽金边界元(Symmetric Galerkin Boundary Element Method， SGBEM)法，在求解断裂和疲劳问题时具有一定的优势。边界元法降低了求解问题的维数，仅要求在结构的边界和裂纹的表面上划分网格。

对于断裂力学问题，由于应力奇异性和应力集中主要发生在裂纹尖端及其前方，因此裂纹尖端后方的裂纹表面仅需要简单的网格划分并配以裂纹尖端四分之一结点单元，便可以得到很高的应力强度因子计算精度。更重要的是，在对裂纹扩展问题进行仿真分析时，仅需要针对每一个计算步长在裂纹前端添加一层边界单元即可，不需要进行有限元式的网格重新剖分。

因此边界元法在求解断裂和疲劳问题时相对于有限元法具有更高的精度和更高的效率。但是，边界元法的固有缺点是，其求解问题的线性代数方程组的系数矩阵是满阵，因此对内存和计算时间的需求会随着自由度的增加而快速增长，这限制了其求解问题的规模，很难对复杂工程结构进行高效的断裂与疲劳仿真。

4.1.6 SGBEM-FEM 迭代法

美国加州大学的 Atluri 院士及其合作者开发了一系列的有限元迭代法(Finite Element Alternative Method,FEAM)来求解断裂与疲劳问题。其核心思想是利用有限元模拟不含裂纹的复杂结构，而使用解析解、复变函数、边界元等更为高效的方法模拟裂纹，并利用 Schwartz-Neumann 方法在两个模型之间进行迭代，直至二者解的叠加收敛于原含裂纹结构的解。

例如，在 Vijayakumar 和 Atluri 推导出无限空间中任意载荷下椭圆裂纹的解析解的基础上，Nishioka 和 Atluri 建立了基于有限元和解析解的 FEAM 迭代法，用来计算任意复杂结构中椭圆裂纹的应力强度因子。Nikishkov 等进一步提出使用对称伽辽金边界元(SGBEM)来模拟无限空间中任意形状的裂纹，并建立了相应的对称伽辽金边界元-有限元迭代法(SGBEM-FEAM)，用来求解含任意形状裂纹复杂结构的断裂力学问题。Han 和 Atluri 等进一步发展了这种方法，即使用 SGBEM 模拟包含裂纹的一个局部子域，并将其与不含裂纹的结构有限元模型进行迭代求解；其优点是当考虑表面裂纹问题时，迭代过程中在裂纹表面上不需要计算奇异积分。SGBEM-FEAM 在断裂与疲劳分析的求解精度、效率和前处理复杂程度等方面都有较好的优势，但其有一个固有的缺点，即无法保证 FEM 模型和 SGBEM 模型之间迭代的收敛性，当裂纹扩展到结构失去大部分刚度的情况下，迭代求解有时候会以发散结束。

4.1.7 SGBEM 超单元-FEM 装配法

董雷霆教授和美国加州大学的 Atluri 院士合作，在 SGBEM-FEM 迭代法思想的基础上开发出了一种新型的 SGBEM 超单元-有限元装配耦合方法。此方法综合了有限元模拟大型复杂结构的优势和边界元模拟裂纹和裂纹扩展的优势，并保留了有限元进行结构仿真的整体框架，如图 8 所示。其关键技术在于，通过重新组织边界积分方程，开发了一种新型的 SGBEM 超单元。该超单元的刚度矩阵对称、正定，且和传统有限元刚度矩阵相比具有同样的物理意义，因此可以被看作一种特殊的有限元，可以和传统的各种有限单元直接装配耦合。

该方法使用传统有限元模拟不包含裂纹的复杂结构，并使用 SGBEM 超单元模拟包含裂纹的一个局部区域，通过刚度矩阵直接装配耦合。因此该方法结合了有限元和伽辽金边界元各自的优势，既能高效地模拟大型复杂结构，又能高精度地计算裂纹应力强度因子，并且裂纹扩

资料整理 火龙果软件 荐

展时只需要在前端添加一层边界元，因而在大型复杂结构的断裂、疲劳与损伤容限分析这一方面展示了较大的优势。

这种 SGBEM 超单元-FEM 装配法成功地应用于复杂工程结构的断裂、疲劳和损伤容限分析，对加筋板裂纹粘结修复、耳片裂纹疲劳失效、接头销孔裂纹疲劳破坏、工字梁疲劳失效等实际问题进行了高效的仿真分析。然而，这种 SGBEM 超单元-FEM 装配法，在处理复合材料结构裂纹和非线性问题时，也有一定的局限性。

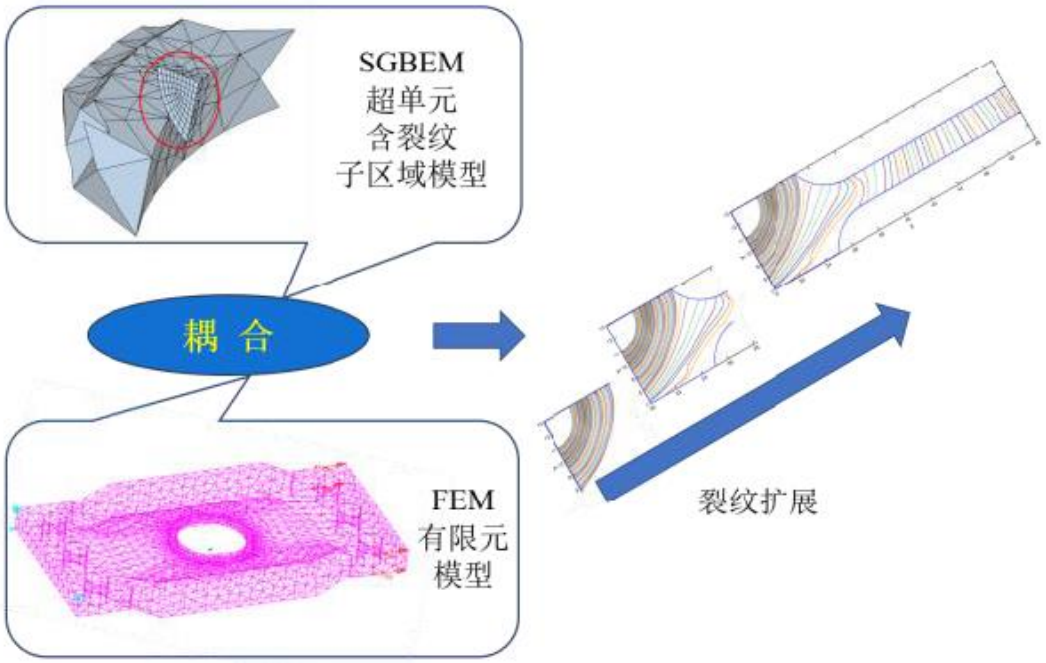


图 8　SGBEM超单元-FEM装配法

4.2　该技术方向的展望

未来飞行器承受的载荷和环境将会更加复杂和苛刻，综合考虑载荷、温度、腐蚀、接触多种因素的高性能裂纹扩展仿真软件，对高保真数字孪生体的构建有重要意义。此外，随着复合材料在飞行器中的广泛使用，复合材料结构损伤的表征，损伤扩展的机理和力学模型，以及相应的复材结构损伤容限仿真分析方法，都需要进一步的深入研究，这是重要的研究方向。

5　基于降阶的数字孪生高效建模技术

即使是使用高性能的 SGBEM 超单元-FEM 装配法进行结构疲劳断裂模拟，仍然要消耗一定的人力成本和计算时间，难以直接应用于数字孪生的在线部署。若模型参数设置不合理，将会导致模型失效。降阶模型是对高保真度模型的简化，在保留关键信息和主要影响的同时可以大幅减少计算时间和存储需求。将其用于复杂系统的预测、反问题、优化和不确定性量化等问题的求解，可以满足数字孪生的时效性要求，为概率性寿命评估提供可用的工具。

5.1　现有的模型降阶方法

从降阶的实现方法分类，可以将现有的降阶模型分为三种，简化模型法、投影法和数据拟合

资料整理
火龙果软件 荐

法，如图 9 所示。
模型简化法结合领域的专业知识，对模型细节进行适当简化以降低模型的复杂度，是基于物理的模型降阶。因此对于相同的全阶模型，根据对细节的简化程度，可以给出不同保真度的模型。如对湍流的分析，从直接数值模拟、大涡模拟、雷诺时均 NS 方程等，模型的保真度依次递减。此外还可以简化有限元模型的网格，忽略模型中的非线性项等。

基于投影的方法主要基于数学推导，而不是专业知识。这类方法一般通过构造一个子空间，将控制方程投影到该子空间，以实现模型空间的降维。常用的有本征正交分解方法(Proper Orthogonal Decomposition, POD)、平衡截断法(Balanced Truncation Method)、克雷诺夫子空间法(Krylov Subspaces Method)、动态模式分解(Dynamic Mode Decomposition, DMD)、缩减基法(Reduced Basis Method, RBM)等。

数据拟合方法，也称代理模型方法，旨在建立模型输入输出参数之间黑箱式的映射关系，以替代精细化仿真。是实验设计、数理统计和优化技术的综合应用，可以减少复杂、耗时的分析过程。在离线阶段使用昂贵的仿真或试验手段建立代理模型，并在在线阶段使用该模型进行快速预测，目前在结构分析中已经得到广泛使用。因为结构分析输出大部分是一个连续值，所以代理模型一般是回归模型，常用方法响应面(Response Surface Model, RSM)、高斯过程回归(Gaussian Process Regression, GPR，也称克里金(Kriging)方法)、支持向量回归(Support Vector Regression, SVR)、人工神经网络(Artificial Neural Network, ANN)等。随着近些年深度学习的逐步发展，各种深度学习方法也逐渐应用于飞机的维护、修理和大修(Maintenance, Repair and Overhaul, MRO)，如长短期记忆网络(Long and Short Term Memory Network,LSTM)、深度自编码器(Deep Autoencoder, DAE)、卷积神经网络(Convolutional Neural Network, CNN)、深度置信网络(Deep Belief Networks, DBN)等，展现出了较大的应用潜力。

在实际应用中，上述三种降阶方法也可以混合使用，有效提高降阶模型的构造精度和效率。如 Aversano 等将主成分分析与克里金法相结合，主成分分析用于识别和分离系统的不变量，克里金法用于建立代理模型，将其应用于一个反应流的数字孪生。Swischuk 等基于 POD 展开中的特解给出了一种在系统中嵌入物理约束的方法，建立了物理量的低维参数化模型，并将该参数化模型与机器学习方法结合以学习输入参数与 POD 分解系数的映射。Guo 和 Hesthave 提出了一种用于参数化非线性结构分析的非侵入式减缩基方法，该方法使用本征正交分解对一组全阶快照解进行降阶，并利用高斯过程回归近似投影系数。

资料整理
火龙果软件 荐

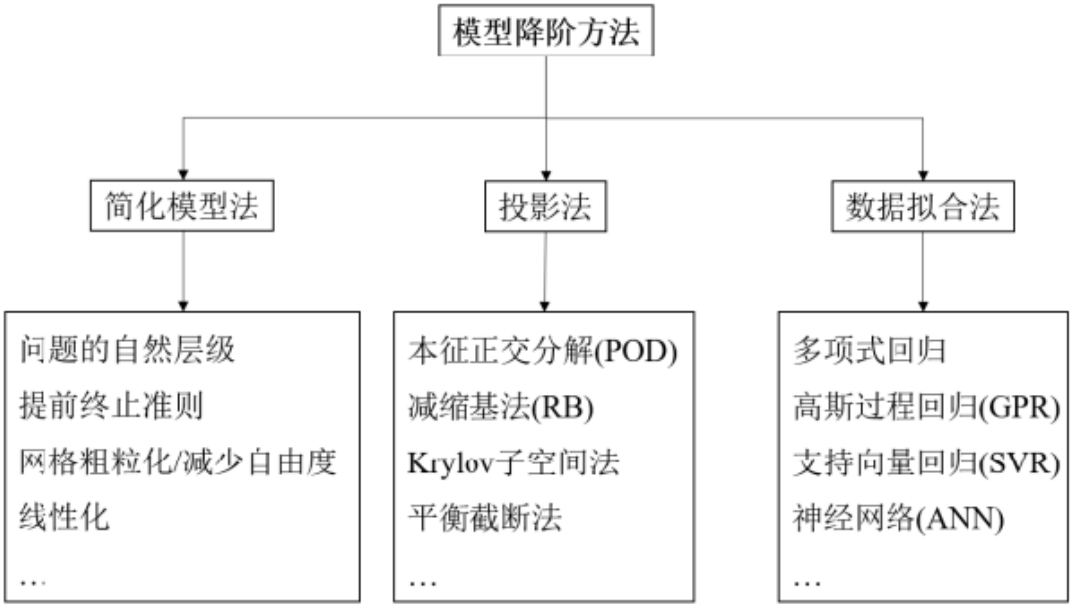


图 9　常用模型降阶方法[108]

5.2　自适应动态模型降阶方法

对于一个系统，可以将其参数分为可观察参数和隐含参数。可观察参数作为系统的输入，其值是已知的；隐含参数描述系统的外部影响（如损伤、疲劳、腐蚀等），当系统处于名义状态时（如无损伤状态），隐含参数存在名义值。在离线阶段建立的降阶模型中，其隐含参数值为名义值。

构建降阶模型首先需要采样生成样本集合，通常采用均匀采样或拉丁超立方采样，样本点在参数空间是在统计意义上均匀分布的。但是在参数空间内系统输出的变化不是均匀的，存在变化剧烈的区域，也存在变化平缓的区域。模型在输出变化剧烈的区域精度通常难以保证。如果为保证精度，在参数空间内大量采集样本点，将会使得构建降阶模型非常耗时。因此，通常选取较少的初始样本点构造一个精度较低的降阶模型，并在使用阶段自适应更新模型，这种方法经常用在优化问题中。

因此，建立的基于投影方法或数据拟合建立的降阶模型在线部署后可能会出现预测精度不足或者降低的问题，一般有两个原因。一是因为构建降阶模型时样本点或者快照解数量较少导致模型自身精度不足。二是因为在部署后，随着外部环境的变化，系统偏离名义状态，隐含参数值发生变化，导致降阶模型预测精度降低。

自适应降阶模型一般使用新增样本点重新构建代理模型。Long 等发展了一种基于智能空间搜索策略的自适应响应面代理模型构造方法。Jones 等提出了高效全局优化方 (Efficient Global Optimization, EGO) 法，在误差较大处增加样本点，并更新代理模型。Wang 等提出了一种追峰采样策略(Mode Pursuing Sampling, MPS)，通过构造概率密度函数来随机选取少量空间填充样本点，更新代理模型直至收敛。这些方法需要重新调用全阶模型，因而比较耗时，数字孪生的在线部署需要使用降阶模型的在线自适应更新方法，如图 10 所示。

资料整理
火龙果软件 荐

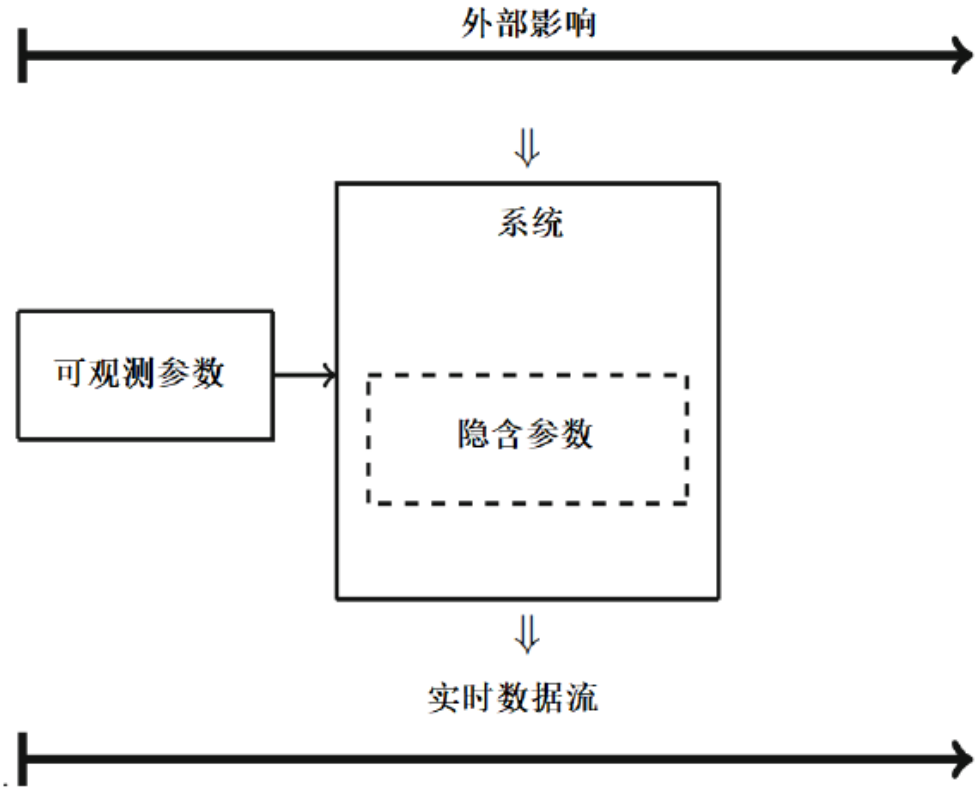


图 10　系统取决于可观察参数和隐含参数，自适应动态降阶模型从实时数据流中获取信息以动态改变系统隐含参数[129]

降阶模型的在线自适应更新方法可以分为两类，一类仅仅依赖于预先计算值，另一类是根据在线阶段生成的新数据来动态更新降阶模型。

第一类方法仅依赖于预先计算值，不从在线的新数据中获取信息，主要包括降阶算子插值方法，预先给定几组状态参数值，分别构建降阶模型，在线根据参数值在几个降阶模型之间插值给出新的降阶模型；局部化方法，对于存在不同物理状态、参数变化或者不连续的问题，在参数域或状态空间的不同位置构建局部基矢量，并在线选取合适的局部基构造降阶模型；字典方法，在离线阶段构造一个候选基向量的字典，并在线阶段通过贪心算法等从字典中动态选取少量的基向量构造降阶模型。

第二类方法从在线数据中提取数据来更新降阶模型，通过从在线数据中获取信息，可以更好的适应系统状态的非预期变化。Peherstorfer 和 Willcox 利用一个低秩更新来调整降阶模型中的基向量和算子。Carlberg 使用一个基于聚类算法的基矢量 h-自适应限定过程从高保真模型残差中学习并调整降阶基底。

5.3　结构疲劳断裂损伤模型的降阶方法

在面向寿命管理的结构数字孪生应用中，需要使用降阶模型代替复杂的疲劳与断裂力学仿真方法，以快速预测结构的损伤状态。目前飞机结构疲劳断裂的降阶模型研究较少，且主要集

资料整理
火龙果软件 荐

中在静态代理模型。现有的结构疲劳断裂模型降阶方法主要有两种，基于投影的方法和数据拟合（代理模型）方法，大部分工作聚焦于数据拟合方法上。

基于投影的降阶方法通过将含损伤的模型的控制方程投影到子空间中求解，以降低问题维数，达到快速求解的目的。O’Hara 和 Hollkamp 建立了非线性降阶模型和三维广义有限元断裂模型的耦合模型(ROM/GFEM)，并模拟了钛合金试件和高温钛合金(1000 ℉)试件的疲劳裂纹扩展。

数据拟合（代理模型）方法通过建立输入输出的函数式映射关系来替代复杂仿真。对于裂纹表征的损伤问题，可以建立裂纹形状尺寸与应力强度因子的映射，并利用裂纹扩展模型计算裂纹增量；也可以建立当前裂纹形状与新裂纹形状的映射关系。Hombal 和 Mahadevan 使用高斯过程回归对三维非平面裂纹建立代理模型，使用主成分分析(Principle Component Analysis, PCA)将三维非平面裂纹参数化，利用当前的裂纹尺寸和施加的一段载荷块预测下一步的裂纹尺寸，得到了较好的预测结果。

Spear 等利用人工神经网络建立基于弹塑性断裂力学的三维有限元仿真的代理模型，使用该方法预测了一块金属整体加筋板的剩余强度。Leser 等使用监督学习训练代理模型代替 FRANC3D 的高精度断裂力学仿真，并基于贝叶斯方法融合实验数据预测剩余寿命，并以一个混合型疲劳裂纹扩展的金属单刃缺口拉伸试样为例进行了验证。Keprate 等比较了不同代理模型方法预测半椭圆裂纹的性能，并使用自适应高斯过程回归替代有限元方法预测了海上管道裂纹的应力强度因子。

5.4 该技术方向的展望

为了满足飞机结构数字孪生的时效性要求，未来飞机结构数字孪生构建中将广泛使用降阶模型。对于实际复杂结构的断裂力学仿真问题，由于单次仿真比较耗时，往往较难生成大量的样本用于构建降阶模型，如何利用较少的样本构建具有足够精度的降阶模型是值得研究的问题。当前机器学习蓬勃发展，借鉴计算机科学领域的最新进展，发展更有效的降阶模型构建方法是一个较好的思路。此外，当存在多个不同保真度的降阶模型时，多保真度模型融合方法可以更好的平衡效率和精度。另外，当离线降阶模型精度不足时，从产品使用过程中产生的大量数据提取有用信息，实现降阶模型的自适应更新，可以逐步提高模型保真度，是重点的研究方向。

6 考虑不确定性与多源异构数据的剩余寿命评估技术

随着测量和传感技术的进步，一次飞行结束后机载传感和离线检测会积累 TB 级的数据。通过数据融合方法对这些多源异构信息有效利用，可以极大提高数字孪生体的保真度。为了支持飞机的使用和维修决策，飞机结构数字孪生模型应在全生命周期内考虑各种不确定性源，探索不确定性量化方法，综合利用来自模型和数据的多源异构信息，降低各种不确定性源对结构剩余寿命估计造成的影响。

6.1 多源异构数据及模型融合方法

数据和模型融合方法自动或半自动地融合来自不同来源的数据和模型，使其能够为人工或自动决策提供有效支持。主要包含传感器、物理模型和数据模型的融合，7 个具体的分类如图 11 所示，相应的获益如下：

资料整理 火龙果软件 荐

1)传感器融合——更好的信号质量。
2)物理模型融合——更好的模型性能。
3)数据模型融合——更好的模型性能。
4)传感器与物理模型融合——自适应物理模型。
5)传感器与数据模型融合——稳健的数据驱动模型。
6)物理模型与数据模型融合——提升预测水平。
7)传感器、物理模型和数据模型融合——可信的决策水平。

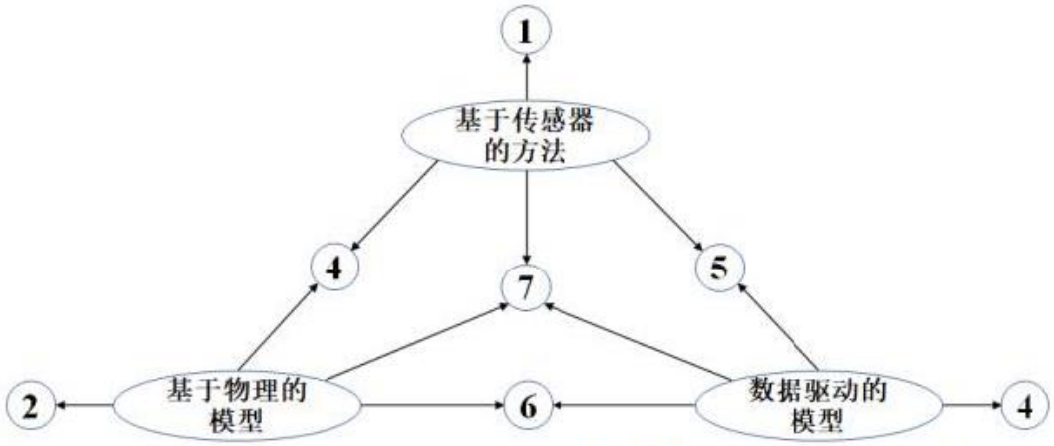


图 11　数字孪生应用中可能的数据融合操作[144]

通过数据融合方法，结构数字孪生体可根据在线监测数据和离散检查数据对孪生模型不断更新，从而更精准地预测对应结构实体的未来发展。数据融合的常用方法包括：动态贝叶斯网络、协同 Krig 方法、D-S 证据理论、粗糙集理论、模糊推理等]。

6.1.1　动态贝叶斯网络

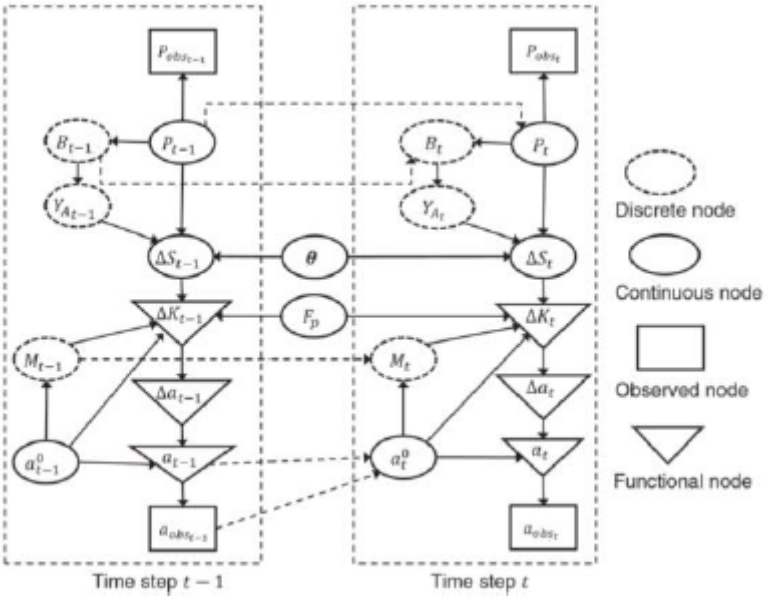
动态贝叶斯网络(Dynamic Bayesian Network, DBN)以有向无环图的形式描述随时间变化的系统模型，反映了系统随时间变化的动态特性，可以表示因果关系、先后关系、条件关系，一般通过常识或专家知识构造。对于各种不确定性源，贝叶斯网络允许不同类型的随机变量，包括不同分布类型的离散变量和连续变量。对于异构信息，贝叶斯网络能够集成操作数据、实验室数据、可靠性数据、专家意见和数学模型。可用于疲劳裂纹扩展等问题的动态系统行为建模，并用生命周期数据更新可靠性和不确定性分析结果。

Li 等利用动态贝叶斯网络的概念，建立了一个用于诊断和预测的健康监测模型，使用粒子滤波作为动态贝叶斯网络的推理算法，处理各种分布类型的离散和连续变量以及节点间的非线性关系，其基本框架和裂纹长度诊断及预测结果如图 12 所示。

Lerner 等研究了离散变量与连续变量混合的复杂系统跟踪与诊断问题，提出了一种基于混合动态贝叶斯网络框架的新方法。Sankararaman 等提出了一种疲劳裂纹扩展分析中不确定性量化和模型验证的方法。有限元模型、裂纹扩展模型、代理模型等若干模型通过贝叶斯网络连接。Straub 提出了一种基于动态贝叶斯网络的退化过程随机建模通用框架。该框架利用测量、监测和检验结果对模型进行贝叶斯更新，提高了计算效率，利于鲁棒可靠性分析。通过对疲

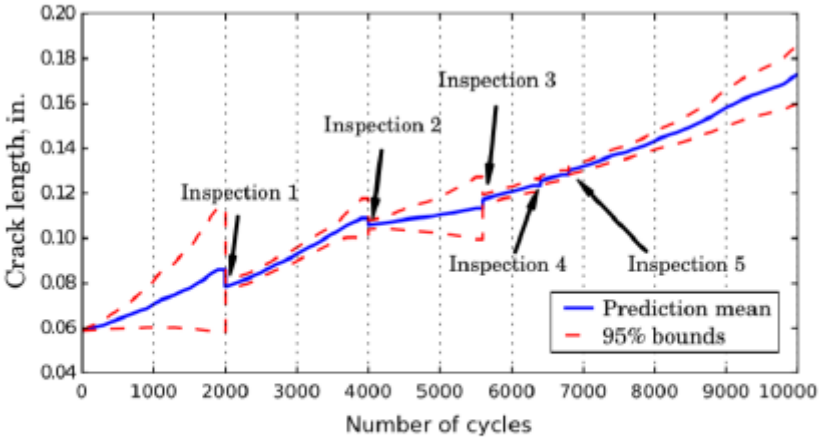
资料整理 火龙果软件 荐

劳裂纹扩展概率模型的两个应用，验证了该框架的有效性。



(a) 动态贝叶斯网络框架

(a) The framework of dynamic Bayesian network



(b) 裂纹长度诊断及预测结果

(b) Diagnosis and prognosis results of the crack length

图 12 基于动态贝叶斯网络的裂纹长度诊断及预测[6]

6.1.2 D-S 证据理论

D-S 证据理论与传统的贝叶斯算法相比较，能够对不确定的事件进行融合，不需要以先验概率作为基础。该方法具有较强的数学理论作支撑，其通过基本概率赋值函数来描述不确定事件的程度，在证据间没有较大冲突的情况下具有良好的融合效果，但是高冲突情况下仍存在“一票否决”的现象。Li 等提出了一种基于 D-S 理论的证据融合改进算法，能够融合来自不同模型和传感器的互补证据或冲突证据，并能适应不同的加载条件，从而获得更良好的故障诊断性能。Yang 等采用改进的 D-S 方法，分别考虑多个专家评价意见、失效模式和三个风险因素，对不同的评价信息进行综合，应用于飞机涡轮转子叶片失效模式的风险优先评估。

资料整理
火龙果软件 荐

6.1.3 粗糙集理论

粗糙集理论主要处理不完整和模糊的数据集。从一系列已有数据中，寻找其规律或规则，预测问题的方向。Tay 和 Shen 在对柴油发动机进行监测时，应用粗糙集理论提取出的规则标记发生的阀门故障，并确定其故障原因，证明了粗糙集理论在应急管理中的有效性。Wang 和 Li 提出了一种基于粗糙集的故障诊断原型系统，旨在对故障诊断中可能出现的故障进行排序，从而给工程师一个实际的优先级，使维修工作能够高效、有序地进行。

6.1.4 模糊理论

模糊理论方法是模仿人类认识事物抽象事物的能力，在多传感器信息融合中，常常会有一些数据无法确切的给出判断，而模糊理论正好解决了此类问题，通过隶属度这一概念有效地提高了融合效果。Mohanty 等将自适应神经模糊推理系统作为一种新的软计算方法，对疲劳等非线性、噪声和复杂问题进行了评估。研究了 7020T7 和 2024T3 铝合金在Ⅰ型尖峰过载下恒幅疲劳裂纹扩展寿命的预测方法。Saridakis 等介绍了一种实现软计算技术的框架，包括人工神经网络、模糊逻辑(Fuzzy Logic, FL)和遗传算法(Genetic algorithm, GA)，用于识别旋转轴上的裂纹，同时减少所需的计算时间。通过用神经网络逼近分析模型，用目标函数依赖于模糊逻辑表示的遗传算法代替对解空间的穷举搜索，减少了计算时间。

6.2 融合服役数据的结构剩余寿命评估方法

目前，融合服役数据的结构剩余寿命评估方法主要包括模型数据结合的方法和完全数据驱动方法。

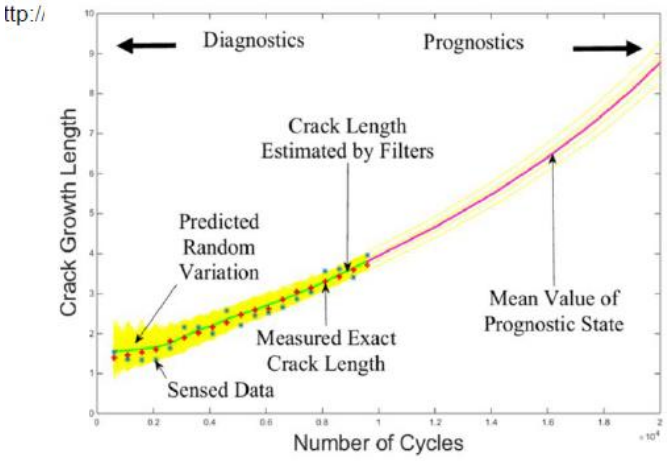
6.2.1 模型数据结合的方法

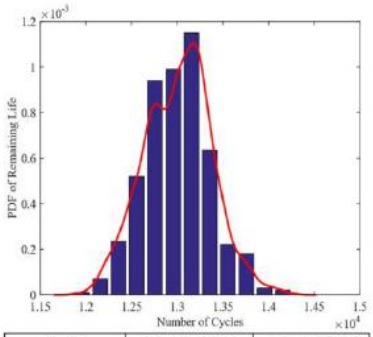
模型数据结合的方法结合传感器观测数据（在线监测与地面检测数据）与数学模型，应用贝叶斯推理与滤波方法，根据传感或检测数据修正预测结果，减小随机不确定性（缺陷尺寸等），追踪认知不确定性（材料参数等）。在预诊断中，考虑系统受到各种不确定性来源影响时的未来行为，采用修正后的缺陷尺寸及其他参数的概率分布，分析结构的剩余寿命。

Wang 等将高性能疲劳力学与滤波理论相结合，提出了一种飞机结构损伤诊断与剩余寿命预测方法。采用 FEAM 计算应力强度因子和疲劳裂纹扩展速率，对疲劳裂纹扩展进行了快速、准确的确定性分析。并应用扩展卡尔曼滤波和粒子滤波，从一系列随时间变化的裂纹长度测量中获得裂纹长度的统计最优估计。根据上述诊断分析的结果，使用 FEAM 结合 Monte-Carlo 方法估计剩余寿命的概率分布。

以一个紧固孔附近的Ⅰ型单裂纹为例，证明了该框架概念的有效性，其诊断及预测结果如图 13 所示。Wang 等应用扩展卡尔曼滤波和无迹卡尔曼滤波模拟了机身蒙皮Ⅰ型穿透裂纹的扩展。Robinson 等建立了基于载荷输入的非线性退化分析模型，使用粒子滤波对未知加载输入和退化状态进行联合估计，利用纤维增强金属基复合材料疲劳试验的真实数据，验证了该方法对裂纹扩展预测的有效性。

资料整理 火龙果软件 荐





方法	剩余寿命	相对误差
粒子滤波	$1.30*10^4$	5.8%
疲劳试验	$1.38*10^4$	

图 13　结合疲劳力学与滤波方法对结构裂纹扩展的诊断及预测[155]

6.2.2　数据驱动方法

数据驱动方法结合测试数据、传感器观测数据和机器学习方法，通过构造输入数据（结构参数、疲劳载荷等）与输出数据（裂纹长度、剩余寿命等）之间的数学模型，进行疲劳裂纹量化和剩余疲劳寿命估计。

Lim 等运用非线性超声调制技术和人工神经网络，分析了疲劳裂纹扩展并预测了剩余寿命。通过定义试件厚度、经历的疲劳循环载荷、非线性 b 参数累积增减量作为输入，裂纹长度和剩余疲劳寿命作为输出构造神经网络。利用实验数据对神经网络的结构和训练参数进行了优化。所提出的方法能较好地估计铝合金板的裂纹长度和剩余疲劳寿命。

Tobon-Mejia 等估算了计算机数控机床的剩余使用寿命。在离线阶段，对传感器提供的原始数据进行处理，提取可靠的特征，用作学习算法的输入，以生成表示结构工作行为的模型。在线阶段利用所构建的模型识别工具当前的健康状态，预测其剩余使用寿命和相关的置信限。Park 和 Kang 利用反向传播神经网络对不同几何尺寸和载荷条件下焊点接头的疲劳寿命进行了预测。数据和模型融合方法自动或半自动地融合来自不同来源的数据和模型，使其能够为人工或自动决策提供有效支持。

6.3　该技术方向的展望

未来，飞机结构数字孪生将推动机群运维管理方法向智能化时代迈进，机群运维数据将得到更加充分的利用。现有飞机积累的历史数据大多以文本形式储存，未来可通过数据/文本挖掘方法从这些数据中挖掘出有用信息并将其融入剩余寿命的评估框架中。另外，在飞机服役期间，同一机群中不同飞机的状态和数据存在相关性，如先达到某一损伤状态的飞机的数据可以为还未达到该损伤状态的其它飞机提供参考，对这些相关性进行度量并将其融合到剩余寿命评估框架中，从而实现机群内不同单机数字孪生体的协同寿命估计是值得研究的问题。此外，如何根据当前各单机的损伤状态，基于其执行不同任务所将承受的不同载荷，利用数字孪生模型综合评估其不同任务组合下的剩余寿命与安全性，减少任务执行过程结构失效概率，将对机群综合任务规划具有重要意义。

7　结论

资料整理
火龙果软件 荐

面向疲劳寿命管理，提出飞机结构数字孪生的五项关键建模仿真技术，详细探讨这五项关键技术的研究现状。此外，面向未来飞机结构数字孪生的系统研究与工程应用，还有诸多问题需要开展深入研究：

1) 在载荷和损伤的数据获取技术方面，飞行参数、应变传感和模拟仿真应实现更加深度的融合以实现载荷数据的获取，此外，更加高效的监测、检测和数据传输技术，仍然是需要重点研究的方向。

2) 在结构多尺度建模与力学分析技术方面,子模型技术已经比较成熟，而结构均匀化与多尺度分析方法在边界条件的设置和等效截面属性的计算等方面还存在问题，需要发展物理一致性的多尺度分析理论和软件。

3) 在含裂纹复杂结构的精确高效仿真技术方面，开发高精度、高效率、自动化的金属结构裂纹扩展仿真软件，和进一步发展复材结构耐久性设计方法，是重要的研究方向。

4) 在基于降阶的数字孪生高效建模技术方面，简化模型法、基于投影的方法和数据拟合方法都发挥着重要作用，未来需要重点研究如何从使用过程中积累的大量数据提取有用信息，实现降阶模型的自适应更新。

5)在考虑不确定性与多源异构数据的剩余寿命评估技术方面，未来需要更多地关注机群孪生的信息共享、不同单机的协同寿命估计和综合任务规划。

以上 5 项关键技术的突破将使飞机结构数字孪生的构建与部署具备可行性。飞机结构数字孪生的成功应用，有望实现飞机结构的早期故障预警、时效性剩余寿命预测和个性化运行维护。经过验证与确认的飞机结构数字孪生模型，也会对飞机的改型与下一代飞机的研制，发挥重要的作用。

资料整理
火龙果软件 荐