航空结构损伤与修复参数化快速评估平台

刘斌[1],韩全民[2],赵志毅[1],詹建宁[3],李旭光[4],郑青泉[2],李林松[4]

(1.西北工业大学 航空学院,西安 710072)

(2.中国航空工业集团第一飞机设计研究院 结构所,西安 710089)

(3.西北工业大学 玛丽女王学院,西安 710072)

(4.国营四达机械制造公司,咸阳 712201)

摘　要: 当前航空结构损伤修复存在评估效率与工具欠缺的不足。开发适用于航空复合材料层合板、蜂窝夹芯及金属蜂窝夹芯结构的的参数化快速评估平台,以Python为主开发语言、Abaqus为求解器,实现从材料管理、参数化建模、自动求解到报告生成的全流程闭环;层合板评估采用半解析法与渐进损伤有限元法并行的双路径求解策略,半解析法支持变斜接角、曲面胶接与胶层塑性分析,有限元法实现母板与补片的全参数化自动建模;蜂窝夹芯结构采用等效连续体模型,实现划痕、脱粘、压陷3类损伤及斜接挖补、贴补2类修理方案的参数化自动建模与分析。经功能性测试,该平台可将传统建模分析周期由数天压缩至数小时,评估精度可控,为航空结构修理提供了快速评估方法与思路。

关键词: 结构修理;参数化建模;复合材料;蜂窝夹芯结构

中图分类号: V267　　**文献标识码:** A

Parametric rapid assessment platform for aviation structural damage and repair

LIU Bin[1], HAN Quanmin[2], ZHAO Zhiyi[1], ZHAN Jianning[3], LI Xuguang[4], ZHENG Qingquan[2], LI Linsong[4]

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Structure Department, The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

(3. Queen Mary University of London Engineering School, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(4. State-owned Sida Machinery Manufacturing Company, Xianyang 712201, China)

Abstract: This article addresses the current pain points of inefficiency and lack of tools in aviation structural damage repair assessment, and develops a parameterized rapid assessment platform suitable for aviation composite laminates, honeycomb cores, and metal honeycomb core structures. The platform is developed in Python with Abaqus as the solver, enabling a full closed-loop workflow from material management, parametric modeling, and automated analysis to report generation. For composite laminates, a dual-path strategy combining a semi-analytical method and progressive damage finite element method is adopted. The semi-analytical method accommodates variable scarf angles, curved adhesive interfaces, and adhesive plasticity, while the finite element method achieves fully parametric modeling of the parent plate and patch. For honeycomb sandwiches, an equivalent continuum model is employed, enabling parametric modeling and analysis of three damage types (scratch, debonding, and indentation) and two repair configurations (scarf repair and patch repair). Functional test results demonstrate that the platform reduces traditional manual modeling and analysis from several days to several hours with controllable accuracy, providing a rapid assessment methodology for aviation structural repair.

Key words: structural repair; parametric modeling; composite materials; honeycomb sandwich structure

收稿日期: 2026-06-30;　**修回日期:** 2026-10-10

基金项目: 陕西省重点研发计划(2024GX-YBXM-290)

通信作者: 刘斌(1986—),男,博士,副研究员,博士生导师。E-mail: binliu@nwpu.edu.cn

引用格式: 刘斌,韩全民,赵志毅,等. 航空结构损伤与修复参数化快速评估平台[J]. 航空工程进展.

LIU Bin, HAN Quanmin, ZHAO Zhiyi, et al. Parametric rapid assessment platform for aviation structural damage and repair[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

0 引 言

随着中国航空航天工业的快速发展，对飞行器结构的综合性能提出了更高要求。复合材料以其高比刚度、高比模量等优异特性，在飞机结构中的占比日益提升[1]。蜂窝夹芯结构作为一种独特的复合材料构造形式，具备轻质、高刚度等优势，同时兼具隔音、隔热、吸波等功能，已被广泛应用于舱门、机翼、尾翼、地板等部件[2-3]。

随着服役时间增长，复合材料层合结构、蜂窝夹芯结构在反复载荷或意外撞击下不可避免会产生局部损伤。结构修理涉及挖补尺寸、斜接角度、补片铺层、胶层厚度等多个几何与工艺参数，各参数相互耦合[2]。传统的修理方案制定高度依赖工程经验与反复试错，单次评估需手工建模及试验验证，周期长、难以满足快速抢修需求。因此，亟需引入高效、自动化的分析手段来提升修理方案制定的效率与精度。

参数化建模技术已在航空结构分析与维修方案设计中展现出显著优势，通过将几何、材料、工艺等关键参数抽象为顶层变量，实现建模、求解与结果提取的全流程自动化，为航空结构修理方案的快速评估与优化提供了可行路径。

在修理模型参数化构建方面，Gunnion等[4]基于MSC. Patran的PCL语言开发了斜接修理的参数化有限元模型，系统考察了斜接角、胶层厚度、铺层厚度及铺层顺序等参数对胶层应力分布的影响规律。Liu等[5]基于Abaqus与Python对斜胶接挖补复合材料结构的补片铺层角度、胶层厚度进行了参数化建模，采用优化拉丁超立方抽样进行样本空间生成，再利用多岛遗传算法对胶层最大剪应力进行了优化；韩志仁[6]开发了柔性底座参数化建模工具，集成了几何创建、铺层设置、材料拟合等一体化功能，有效提高了建模效率；Jin等[7]开发了AMWC开源插件，实现了编织复合材料ABD矩阵的快速参数化计算，为修理层合板刚度特性的高效评估提供了工具支撑；刘雄伟等[8]将参数化建模与遗传算法相结合，建立了蜂窝夹芯板修理方案的多参数优化模型，实现了维修方案的自动寻优。此外，针对螺栓连接这一航空结构中常见的机械连接修理形式，王浩达[9]和李海洲[10]分别基于Abaqus开发了参数化建模平台，实现了多钉连接结构的自动建模与损伤演化分析，其参数化思路可为进一步拓展至胶接修理结构的力学评估提供方法借鉴。

综上所述，本文针对复合材料层合板、蜂窝夹芯、金属蜂窝夹芯3类结构的快速评估与维修需求，开展参数化建模与一体化设计平台研究，将几何、材料、损伤、修理等参数抽象为顶层变量，通过交互界面自动生成求解脚本，实现从建模、求解到结果提取的全流程自动化，支持完好、损伤、修理三态对比评估，基于上述研究目前已形成飞机结构损伤与修复快速评估软件，围绕该平台的架构设计、关键技术实现与工程验证展开论述。

1 平台总体架构与主界面

平台集成了三大模块，可分别对复合材料层合板、复合材料蜂窝夹芯结构、金属蜂窝夹芯结构进行损伤与修复的评估，平台的主界面如图1所示。

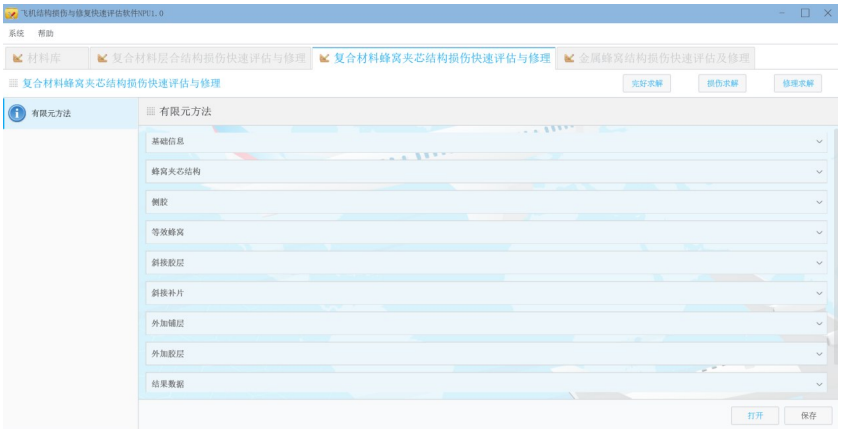


图1 快速评估软件平台主界面及功能模块划分

Fig. 1 Main interface and functional module layout of rapid evaluation software platform

评估方法与平台框架如图2所示,3个模块设计遵循参数化驱动、分层解耦与可扩展架构,可分为四个流程:界面参数输入,建模脚本调用、子程序求解和修理方案生成。材料库模块管理复合材料、胶黏剂、蜂窝材料、金属材料四类数据,每类材料包含完整的本构模型参数集,支持新增、编辑、删除、导入、导出操作,数据格式采用JSON标准。JSON已经是数据交换领域事实上的标准格式,它由ECMA国际组织发布为ECMA-404标准,并先后被IETF的RFC 7159、RFC 8259规范,如今几乎所有主流编程语言都原生支持它的解析和生成。

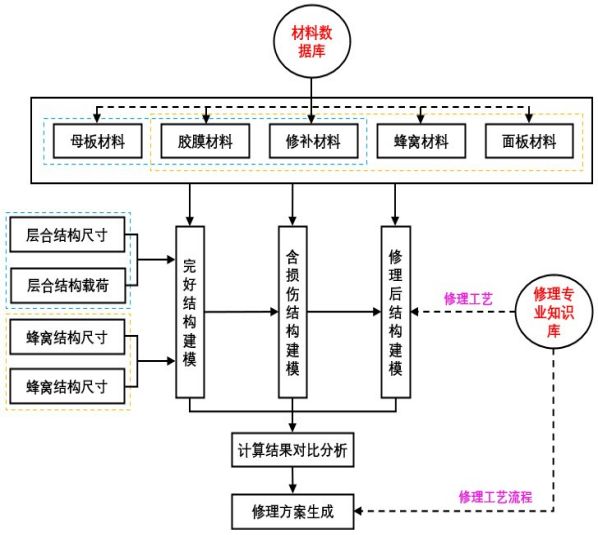


图2 评估方法与平台框架

Fig. 2 Schematic of the assessment methodology and platform framework

平台将待分析模型的几何尺寸、调用的材料属性、边界条件、网格密度等全部建模要素抽象为顶层参数,通过界面输入或外部文件导入参数值,程序自动将以上参数打包,并提交给建模核心脚本调用。程序读取边界条件和网格划分参数,建立工程分析的完好模型,并根据分析目标输出基础值,供后续对比。在损伤建模阶段,程序读取损伤类型和位置、尺寸、深度等参数,自动执行几何切割、界面修改与网格局部加密,生成含损伤的有限元模型。求解后计算剩余强度,并与完好结构对比,得到性能下降比例。修理建模阶段,程序读取修理方法以及补片尺寸、胶层厚度、挖补角度等参数,程序自动生成修理后模型。求解后计算修理后强度并与完好、损伤结构,对比得到恢复率。

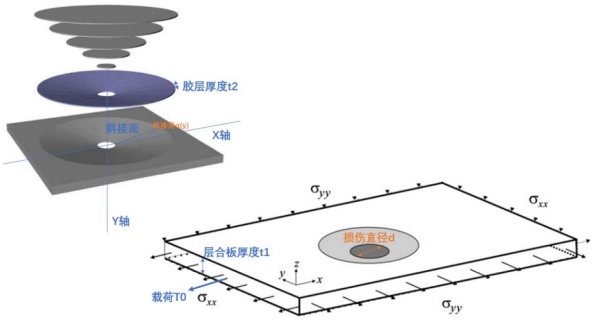
修理方案生成模块自动提取项目参数与计算结果,调用内置修理工艺流程库,生成包含材料清单、工艺步骤、三态对比表与载荷-位移曲线的完整修理方案报告,支持Word与PDF格式导出,调用工艺流程库生成完整修理方案报告。

2 复合材料结构损伤修复快速求解策略

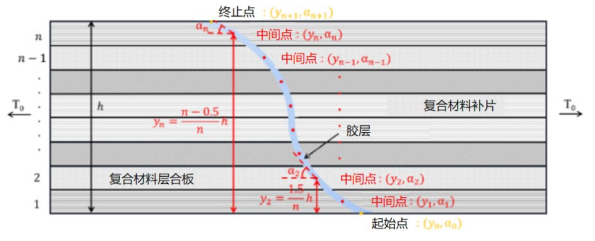
复合材料层合板胶接挖补修理的力学分析可归结为斜接粘接接头的剪应力求解问题。母板与补片通过胶层传递载荷,胶层剪应力沿搭接长度方向呈指数衰减分布。该问题的工程求解需在计算效率与精度之间取得平衡。传统解析方法计算快速但难以处理复杂几何,三维有限元方法精度高但建模繁琐。为此,本章提出双路径求解策略:理论法基于变斜接角剪应力求解模型,采用有限差分求解,可实现快速预估;有限元法实现全参数化自动建模,适用于高精度验证。两条路径共享同一参数输入界面,用户可根据需求自由切换。

2.1 理论法:斜挖补结构剪应力求解模型

针对斜挖补复合材料结构,平台基于刘斌等[11]提出的通用半解析方法(USAM),准确获得铺层界面处的应力突变,适用于任意斜接曲面构型的快速分析[12-13],模型示意图如图3所示。



(a) 复合材料层合结构理论法参数化修理模型



(b) 斜接曲面示意图

图3 复合材料层合结构理论方法

Fig. 3 Theoretical method of composite laminated structure

USAM提出引入微元控制的刚度分配原则，利用位移协调条件与胶层本构关系，推导可得载荷分布T(y)关于厚度方向y的二阶变系数非齐次微分方程(具体推导过程及参数意义详见文献[13-14]，并采用有限差分法求解。求解完成后，由$T(y)$的1阶导数即可获得胶层剪应力和正应力分布。

$$p(y)T''(y)+q(y)T'(y)+r(y)T(y)+g(y)=0 \tag{1}$$

各阶系数如式(2)～式(5)所示，$K_A(y)$与$K_B(y)$为刚度分配系数，用于反映各铺层因角度不同引起的面内刚度差异；$\alpha(y)$为斜接角分布函数，$\alpha'(y)$为其变化率，两者共同控制任意曲面斜接构型的几何描述；E_c、G_c、t_c分别为胶层的弹性模量、剪切模量、厚度；$E_x(y)$、$\nu(y)$为随厚度坐标变化的铺层面内刚度与泊松比；T_0为外加轴向总载荷。

$$p(y)=\frac{t_c}{E_cG_c}\left(\frac{sin^4\alpha(y)}{cos\alpha(y)}G_c+sin^2\alpha(y)cos\alpha(y)E_c\right) \tag{2}$$

$$q(y)=\frac{t_c\alpha'(y)}{E_cG_c}(3sin^3\alpha(y)G_c-2sin^3\alpha(y)E_c+sin\alpha(y)cos^2\alpha(y)E_c) \tag{3}$$

$$r(y)=-\left(\frac{1-\nu_{xzB}(y)\nu_{zxB}(y)}{E_{xB}(y)dy}K_B(y)+\frac{1-\nu_{xzA}(y)\nu_{zxA}(y)}{E_{xA}(y)dy}K_A(y)\right) \tag{4}$$

$$g(y)=\frac{1-\nu_{xzB}(y)\nu_{zxB}(y)}{E_{xB}(y)dy}K_B(y)T_0 \tag{5}$$

实际承载工况下，胶层应力峰值可能达到胶粘剂的屈服极限，使局部区域率先进入塑性状态。塑性屈服后胶层刚度下降，应力沿胶层重新分布，峰值增长趋缓，纯弹性本构已难以准确描述该阶段的应力状态。为此，平台在通用半解析方法求解框架基础上进一步引入胶层塑性分析，与弹性求解共用相同的有限差分格式与应力回代流程，使理论法同时覆盖线弹性与小范围局部塑性屈服两类求解工况。

塑性分析将胶粘剂视为各向同性弹塑性材料，采用双线性各向同性硬化本构描述其应力-应变关系：屈服前胶层处于线弹性阶段，弹性模量与剪切模量分别为E_c、G_c；达到屈服极限后进入塑性硬化阶段，胶层刚度改用屈服后切线模量E_{pl}、G_{pl}表征，当二者取零时即退化为简化弹塑性模型。胶层屈服采用Mises准则判定。不同本构模型下胶层剪应力-剪应变曲线如图4所示。

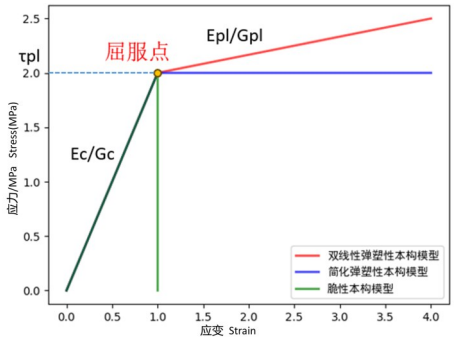


图4 不同本构模型下胶层剪应力—剪应变曲线

Fig. 4 Stress-strain curves of adhesive under different constitutive models

进入塑性状态的节点不再适用纯弹性控制方程。基于双线性本构，胶层位移协调量可分解为屈服前弹性段与屈服后塑性段两部分贡献，将塑性段贡献代入位移协调条件并重新推导，塑性区控制方程仍为关于$T(y)$的2阶变系数非齐次微分方程。

$$p_{pl}(y)T''(y)+q_{pl}(y)T'(y)+r_{pl}(y)T(y)+g_{pl}(y)=0 \tag{6}$$

$$g_{pl}(y)=\frac{1-\nu_{xzB}(y)\nu_{zxB}(y)}{E_{xB}(y)dy}K_B(y)T_0+2\sqrt{3}\sin^2\alpha(y)\left(1+2\cos^2\alpha(y)\right)^{-\frac{3}{2}}\left[\left(2+\cos^2\alpha(y)\right)\cdot\left(\frac{1}{E_c}-\frac{1}{E_{pl}}\right)-\left(1+\cos^2\alpha(y)\right)\cdot\left(\frac{1}{G_c}-\frac{1}{G_{pl}}\right)\right]\alpha'(y)\tau_{pl}t_c \tag{7}$$

与弹性控制方程相比，其区别体现在两方面：一是与胶层本构相关的刚度参数由E_c、G_c切换为屈服后切线模量E_{pl}、G_{pl}，以反映屈服后胶层柔度增大引起的载荷分配变化；二是方程非齐次项中增加了一项塑性附加项，该项与斜接角变化率$\alpha'(y)$和剪切屈服应力τ_{pl}成正比，来源于双线性本构在屈服点处的模量折转。因此，对$\alpha'(y)=0$的等角度平面斜接构型，该附加项自动消失；对变斜接角

构型,该项计入塑性区内的载荷再分配效应,使应力预测更接近实际。

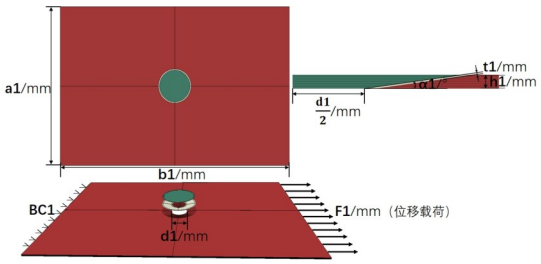
由于塑性区范围在求解前未知,程序采用分区迭代的方式确定塑性区并完成求解:首先假定胶层整体处于线弹性状态,按弹性控制方程求得载荷分布 $T(y)$;随后由中心差分回代得到各节点的剪应力、正应力与Mises等效应力,依据屈服判据将超过阈值的节点标记为塑性节点;再将塑性节点的控制方程替换为塑性控制方程重新求解并更新塑性区。如此反复迭代,直至相邻两次迭代的塑性节点集合不再变化,此时各节点均同时满足所在区域的控制方程与屈服判据,即得到收敛解。求解过程中,各差分节点采用弹性还是塑性控制方程由程序依据屈服判据自动确定,无需预先指定塑性区范围;开启塑性分析时,用户仅需输入胶层剪切屈服应力 τ_p 与屈服后切线模量 E_{pl}、G_{pl},当载荷水平不足以触发屈服时,计算结果自动退化为纯弹性解。

平台将USAM封装为参数化分析模块。用户输入层合板厚度与胶层厚度,母板铺层与补片铺层可独立定义,支持任意铺层顺序与层数。斜接曲面构建提供四种插值方式:多项式插值将斜接角表示为多项式函数,适用于理论验证与参数研究;分段样条插值生成光滑斜接曲面;分段线性插值在控制点间线性过渡;分段阶梯插值模拟实际加工中逐层打磨的阶梯状斜接面。用户选定插值方式并给定若干控制点后,程序自动生成斜接角分布函数 $\alpha(y)$ 并代入控制方程求解。所有参数输入均设置默认值并实时校验合法性,参数调整后模型自动更新。单次分析可在分钟级完成,峰值应力误差控制在10%以内。

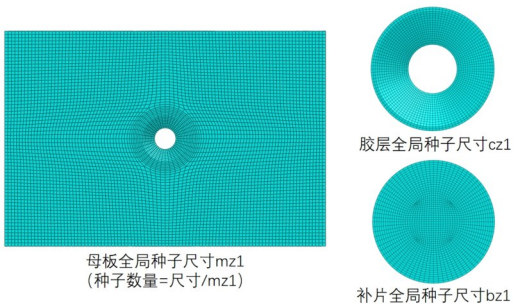
2.2 参数化渐进损伤有限元法

理论法虽计算快速,但无法处理复杂几何构型建模和损伤模式仿真问题。为此,平台基于商用软件Abaqus开发了参数化三维渐进损伤有限元法快速建模分析模块,用户输入参数后自动生成完整的Abaqus求解脚本。

针对复合材料层合结构几何建模,程序根据用户输入的母板长度、宽度、厚度及铺层信息自动创建母板部件,损伤区域以圆形形式预制于母板中心,损伤直径由用户设定。补片部件与母板同形状,覆盖损伤区域并沿边缘按设定的斜接角生成斜接过渡面,胶层以零厚度Cohesive单元形式嵌入母板与补片之间,补片尺寸由损伤直径与斜接角度自动计算,修理模型如图5所示。



(a) 参数修复模型与几何尺寸,边界条件,和负载设置。



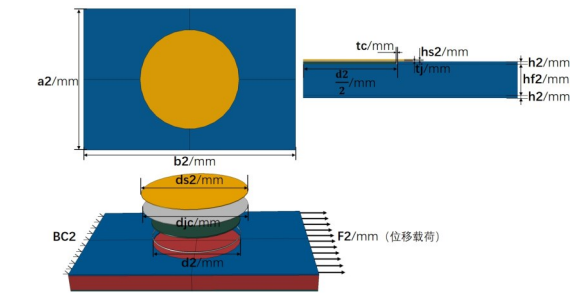
(b) 复合材料层合结构网格模型

图5 复合材料层合结构有限元法修理模型

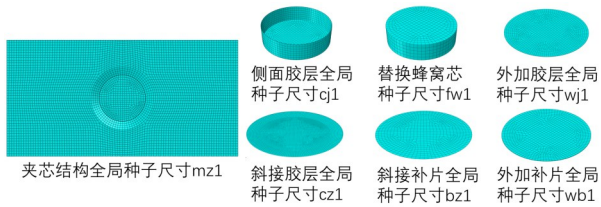
Fig. 5 Finite element repair model of composite laminate structure

在材料属性定义方面,复合材料母板与补片采用正交各向异性弹性本构,胶层采用Cohesive内聚力本构。并且所有材料参数均可直接从平台材料库中调用,以便用户快速建模。在边界条件与载荷设置方面,模型采用节点耦合实现位移加载,后续可提取载荷-位移曲线并提取极限载荷。在网格划分方面,母板与补片采用六面体实体单元,沿厚度方向划分多层以保证层间应力求解精度,胶层采用Cohesive内聚力单元且厚度方向仅划分一层,斜接过渡区域 自动进行局部网格加密,全局网格尺寸由用户设定。

复合材料蜂窝夹芯结构的纸蜂窝芯子为细观周期性胞元结构,典型损伤及修理方案涉及多个参数[14],传统手工建模极为繁琐[15],采用等效连续体模型压缩芯子自由度[16],并与参数化建模流程相结合实现快速评估,复材蜂窝结构修理模型如图6所示。



（a）复合材料蜂窝结构有限元法参数化修理模型



（b）复合材料蜂窝结构网格模型

图6 复材蜂窝结构修理模型

Fig. 6 Repair model of composite honeycomb structure.

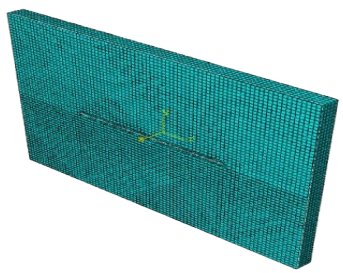
对于典型蜂窝夹芯板，芯层贡献主要体现在面外方向，面外压缩模量、面外剪切模量等面外等效参数是等效研究的重点。为保证设计灵活性，本平台不预设具体的等效方案，而是直接提供等效后的正交各向异性工程常数输入接口，用户可根据自身工程需求选择合适的等效方法计算参数并输入平台。平台支持用户自定义输入九个工程常数及等效密度，同时内置常用蜂窝材料数据库，涵盖不同牌号蜂窝的等效参数，可从材料库中直接选取，程序自动完成参数填充。等效模型引入压剪耦合失效判据，当蜂窝芯子承受压缩-剪切耦合载荷时，3个主方向上的应力一旦满足失效准则，即判定发生损伤，所有方向刚度均进行折减，并设置剩余强度以模拟蜂窝进入压溃阶段后的力学行为。

平台完整支持斜接挖补与贴补两类修理方案的自动建模。斜接挖补适用于损伤穿透面板并波及芯子的情况，用户输入挖补椭圆半轴、斜接角度、补片铺层顺序、胶层厚度等参数后，程序自动切割斜接台阶、移除损伤芯材、创建新芯子部件、生成补片并插入Cohesive胶层。外加贴补适用于损伤仅限面板的情况，用户输入补片直径、铺层顺序和胶层厚度后，程序在原面板上表面创建圆形补片并插入胶层，最终完成建模。

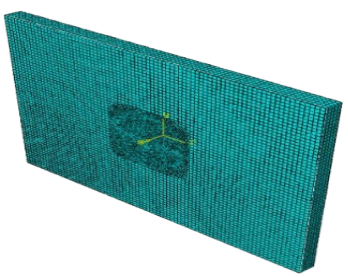
本平台将上述建模流程全部参数化封装。用户通过界面输入几何尺寸、铺层序列、材料参数、网格尺寸等变量后，程序自动调用Abaqus内核命令完成部件创建、装配、材料赋值、网格划分、分析步设置与作业提交。完好、损伤、修理三态模型共享同一套参数模板，用户仅需修改损伤直径或修理参数即可快速生成对比算例。单次修理方案输入可在数分钟内完成，计算时长取决于模型规模和计算设备性能，计算精度与手动建模一致，但建模时间由数天压缩至分钟级。

3 金属蜂窝夹芯结构修复快速求解策略

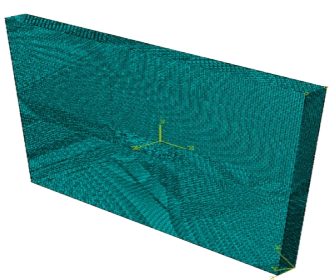
金属蜂窝夹芯结构对局部冲击敏感，易产生面板划痕、板—芯脱粘、局部压陷三类典型损伤。其修理涉及补片尺寸、挖补角度、胶层厚度等多个耦合参数，传统手工建模周期长达数天[17-18]。为此，本文将参数化建模与有限元分析相结合，并引入代理模型与智能优化算法，实现从损伤输入到最优修理方案输出的全流程自动化。平台将三类典型损伤抽象为参数化几何特征，用户输入控制参数后程序自动完成几何切割与网格加密。典型损伤模型包括划痕、脱粘、压陷损伤模型，如图7所示。



（a）划痕损伤模型



（b）脱粘损伤模型



（c）压陷损伤模型

图7 金属蜂窝结构典型损伤网格模型

Fig. 7 Mesh models of typical damages in metal honeycomb structures

平台内置工况模板库,支持侧压、面内剪切、压陷+剪切、热力耦合、模态等多类分析,如图8主界面。用户通过勾选方式完成载荷类型、方向、分析状态的组合定义后,程序自动生成完整的Abaqus求解文件并提交计算。求解完成后,平台自动提取载荷-位移曲线,计算极限载荷与屈曲特征值,并自动填充完好、损伤、修理三态对比表格。恢复率定义为修理后结构恢复的强度损失百分比。



图8 模型求解定义矩阵

Fig. 8 Multi-load-case solution definition matrix

4 算例与分析

4.1 复合材料层合板算例

为验证平台对复合材料层合板承载能力分析的有效性,建立完好、含损伤及斜面挖补修复三种状态模型,开展轴向拉伸工况对比分析。胶层应力分布由通用半解析方法快速计算,载荷-位移曲线及承载能力数据由有限元法获得。

算例模型长度为571.5 mm,宽度为133.1 mm,总厚度1.12 mm,由8层预浸料对称铺叠,铺层序列为$[45.0, 0.0, -45.0, 90.0]_S$。胶层厚度0.1 mm,挖补斜接角2.86°,损伤直径25.4 mm。边界条件为左端固定、右端施加5 mm轴向位移。

理论法评估胶层应力分布如图9所示,计算表明胶层剪切应力显著高于正应力,Mises应力达101 MPa,剪应力峰值约59 MPa,正应力峰值5 MPa,高应力区对应于0°铺层位置,验证了斜面挖补修复以承受剪切载荷为主的设计初衷,与复合材料力学规律一致。该方法单次计算仅约数十秒。

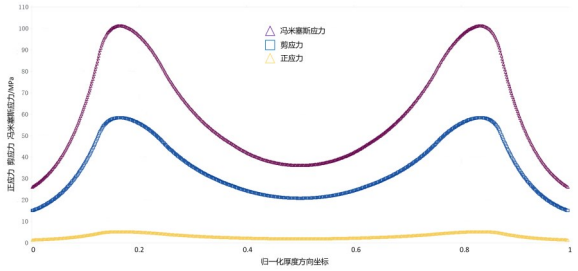


图9 解析法评估斜面挖补修复胶层应力

Fig. 9 Adhesive stress distribution of scarf repair evaluated by analytical method.

有限元法输出了承载能力和等效模量的对比表格和载荷—位移曲线。完好模型极限载荷为47 066.0 N,损伤模型极限载荷降至30 502.2 N,修理模型极限载荷回升至48 637.6 N,其载荷位移曲线如图10所示,结果数据如表1所示。修复后承载率恢复103.3%。完好、损伤和修复模型建模时长均不超过两分钟,计算时长由网格规模和计算机性能决定。

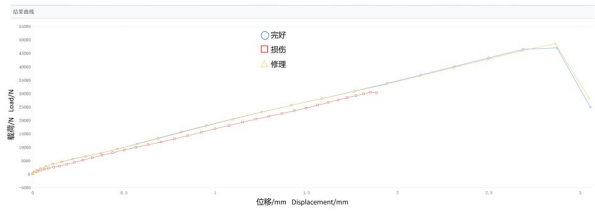


图10 复合材料层合板完好、损伤与修理模型单向拉伸载荷-位移曲线

Fig. 10 Uniaxial tensile load-displacement curves of intact, damaged, and repaired composite laminate models

表1 复合材料层合板结果数据

Table 1 Result data of composite laminate panels

完好模型		损伤模型			修理模型		
承载能力/N	等效模量/MPa	承载能力/N	承载率	等效模量/MPa	承载能力/N	承载率	等效模量/MPa
47 066.00	34 493.65	30 502.20	0.65	33 573.53	48 637.60	1.03	33 650.97

4.2 复合材料蜂窝夹芯结构算例

为验证平台对复合材料蜂窝夹芯板分析的有效性，建立完好、含损伤及斜接挖补修复3种状态模型，开展面内压缩工况对比分析。

模型长度与宽度为100.0 mm，总厚度12.0 mm。上下面板各由4层预浸料铺叠，铺层顺序[0.0,90.0]s，单层厚度0.25 mm。蜂窝芯子采用Sandwich理论的蜂窝等效方法，等效为正交各向异性模型。损伤直径25 mm，修复采用单面斜接式，斜接角度为3°，外加补片，搭接长度2 mm。载荷—位移曲线如图11所示，完好模型在拉伸阶段呈现线弹性特征，峰值载荷约160 kN；损伤模型承载能力显著下降，初始刚度降低；挖补模型峰值约145 kN，承载能力显著提高。

平台亦可输出承载能力表格对比，如表2所示，完好模型极限载荷160 558 N为基准，损伤模型因半穿透损伤最终拉伸破坏位置出现在试件中部，修理模型极限载荷恢复至145 107 N，强度恢复率90%，初始刚度高于完好模型。完好、损伤和修复型建模时长均不超过两分钟。

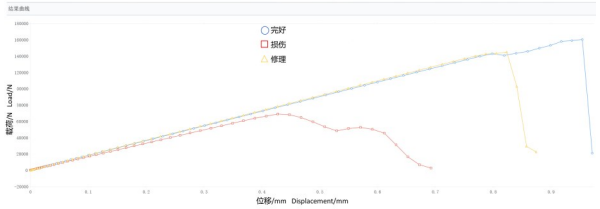


图11 复合材料蜂窝夹芯板完好、损伤与修理模型面内拉伸载荷-位移曲线

Fig. 11 In-plane tensile load-displacement responses of intact, damaged, and repaired composite honeycomb sandwich panels

表2 复合材料蜂窝夹芯板结果数据

Table 2 Result data of composite honeycomb sandwich panel

完好模型		损伤模型			修理模型		
承载能力/N	等效模量/MPa	承载能力/N	承载率	等效模量/MPa	承载能力/N	承载率	等效模量/MPa
160 558.00	15 432.81	69 103.60	0.43	14 084.73	145 107.00	0.90	15 578.65

4.3 金属蜂窝夹芯板算例

为验证平台对金属蜂窝夹芯板分析的有效性，以某型金属蜂窝板为对象开展多工况测试。模型尺寸100 mm×100 mm，面板厚度0.3 mm，芯子厚度20 mm，面板材料为铝合金，蜂窝芯子采用等效正交各向异性模型。测试工况为L向压缩，分析类型包括静力分析，覆盖完好、损伤、修理三态对比。分析结果，L向侧压完好模型承载能力2.42×10^4 N；修理后模型承载能力提升至2.57×10^4 N，恢复率达105.8%，载荷位移曲线如图12所示。用户手工操作和建模时长不足10 min，验证了平台在金属蜂窝结构多工况快速评估中的有效性与工程实用性。

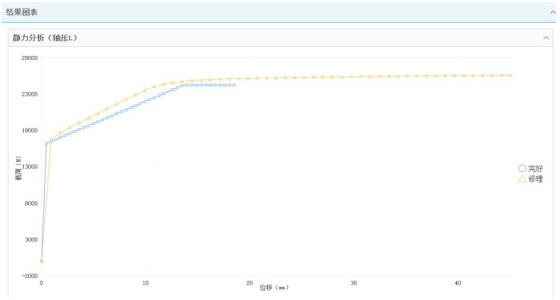


图12 金属蜂窝L向压缩静力分析

Fig. 12 Static compression analysis of metal honeycomb in L-direction.

平台支持在同一界面下批量输出完好模型、损伤模型及修理模型在面外压缩、面内剪切及三点弯曲等工况下的极限载荷与刚度退化曲线，用户可根据需要选择单一工况进行详细分析，亦可并排对比多个工况的计算结果，最终计算结果在平台呈现如如表3所示。

表3 金属蜂窝结果数据

Table 3 Result data for the metal honeycomb structure

完好模型		修理模型	
承载能力/N	等效模量/MPa	承载能力/N	承载率
2.42e+004	8.43e+001	2.57e+004	1.058

5 结 论

1）在复合材料层合板评估方面，提出了理论法与有限元法并行的双路径求解策略。理论法基于变斜接角剪应力求解模型，支持多项式插值、分段样条插值、分段线性插值、分段阶梯插值4种斜接曲面插值方式，实现了可变斜接角的快速应力分析。有限元法实现了母板、补片、胶层的全参数化自动建模。

2）在复合材料蜂窝夹芯结构评估方面，需将细观蜂窝芯子等效为宏观正交各向异性连续体，单元规模降低3个数量级。在此基础上实现了划

痕、脱粘、压陷3类损伤以及斜接挖补、贴补两类修理方案的参数化自动建模。

3) 在金属蜂窝结构评估与优化方面,实现了从参数化损伤建模、多工况自动求解到代理模型快速预测。

4) 平台测试与效率验证方面,单个工况从参数输入到结果输出耗时约数小时,较传统手工建模数天的周期,实现两个数量级的效率提升。

参 考 文 献

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.
Du Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1): 1-12. (in Chinese)

[2] 马鸿, 任绵绵. 飞机蜂窝夹层结构穿透性损伤修理技术研究[J]. 科技与创新, 2025(16): 165-167, 171.
Ma Hong, Ren Mianmian. Study on repair technology of penetrating damage of aircraft honeycomb sandwich structure[J]. Science and Technology & Innovation, 2025(16): 165-167, 171. (in Chinese)

[3] 王燕, 程文礼, 王绍凯. 复合材料蜂窝夹层结构在民用飞机上的应用综述[J]. 纤维复合材料, 2021, 38(2): 73-77.
Wang Yan, Cheng Wenli, Wang Shaokai. Review of the application of composite honeycomb sandwich structure on civil aircraft[J]. Fiber Composites, 2021, 38(2): 73-77. (in Chinese)

[4] Gunnion A J, Herszberg I. Parametric study of scarf joints in composite structures[J]. Composite Structures, 2006, 75(1/2/3/4): 364-376.

[5] Liu B, Xu F, Yan R, et al. Parameters sensitivity and optimization for composite scarf repair[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2014, 33(23): 2164-2173.

[6] 韩志仁, 赵韩卿, 贾震. 基于ANSYS Workbench的柔性底座有限元仿真模块开发[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2022, 39(1): 12-17.
Han Zhiren, Zhao Hanqing, Jia Zhen. Development of finite element simulation module for flexible base based on ANSYS Workbench[J]. Journal of Shenyang Aerospace Ace University, 2022, 39(1): 12-17. (in Chinese)

[7] Jin H, An N, Jia Q L, et al. A mesoscale computational approach to predict ABD matrix of thin woven composites[J]. Composite Structures, 2024, 337: 118031.

[8] 刘雄伟, 黄蕾, 郭聪, 等. 复合材料蜂窝夹芯板维修方案材料-结构一体化设计方法[J]. 热加工工艺, 2025, 54(14): 215-226.
Liu Xiongwei, Huang Lei, Guo Cong, et al. Integrated material-structure design method for repaired composite honeycomb sandwich panels[J]. Hot Working Technology, 2025, 54(14): 215-226. (in Chinese)

[9] 王浩达, 朱福先, 胡可军, 等. 纤维增强复合材料螺栓连接结构参数化有限元建模方法[J]. 复合材料科学与工程, 2024(8): 53-61.
Wang Haodao, Zhu Fuxian, Hu Kejun, et al. Parametric finite element modeling method for fiber reinforced composite bolted structures[J]. Composites Science and Engineering, 2024(8): 53-61. (in Chinese)

[10] 李海洲. 复合材料连接件的参数化仿真和试验分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
Li Haizhou. Parametric simulation and experimental analysis of composite connectors[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021. (in Chinese)

[11] Liu Y C, Liu B, Zhao Z Y, et al. Universal semi-analytical method for scarf repairs to highly strained composite aircraft structure[J]. Thin-Walled Structures, 2026, 218: 114103.

[12] Liu B, Xu F, Feng W, et al. Experiment and design methods of composite scarf repair for primary-load bearing structures[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2016, 88: 27-38.

[13] 刘斌, 徐绯, 季哲, 等. 改进的复合材料斜接结构胶层应力半解析法[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2): 526-533.
Liu Bin, Xu Fei, Ji Zhe, et al. Modified semi-analytical method for adhesive stress of scarf joints in composite structure[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(2): 526-533. (in Chinese)

[14] 孙海霞, 苏洪波, 李萌, 等. 复合材料蜂窝夹芯板粘接修理技术研究[J]. 新技术新工艺, 2025(9): 56-59.
Sun Haixia, Su Hongbo, Li Meng, et al. Research on bonding repair technology of composite honeycomb sandwich panels[J]. New Technology & New Process, 2025(9): 56-59. (in Chinese)

[15] 王轩, 王威, 余芬, 等. 挖补修理蜂窝夹芯结构侧压强度的可靠性及灵敏度分析[J]. 复合材料科学与工程, 2024(1): 5-12.
Wang Xuan, Wang Wei, Yu Fen, et al. Reliability and sensitivity analysis of the edgewise compressive strength of scarf repaired honeycomb sandwich structures[J]. Composites Science and Engineering, 2024(1): 5-12. (in Chinese)

[16] 宋依良, 付成龙, 吴悦梅. 复合材料蜂窝夹芯板阶梯式挖补修理参数仿真研究[J]. 成都航空职业技术学院学报, 2025, 41(1): 57-61, 108.
Song Yiliang, Fu Chenglong, Wu Yuemei. Parametric study of bonded step-lap repairs for composite honeycomb plate[J]. Journal of Chengdu Aeronautic Polytechnic, 2025, 41(1): 57-61, 108. (in Chinese)

[17] 王逾涯, 于海蛟, 冯威, 等. 铝蜂窝夹层复合材料结构再制造修理技术研究[J]. 航空工程进展, 2026, 17(2): 56-61.
Wang YuYa, Yai, Yu Haijiao, et al. Composite material re-manufactured technology for aluminum honeycomb sandwich structure repair[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2026, 17(2): 56-61. (in Chinese)

[18] 季国梁, 薛晓, 刘文浩. 铝蜂窝夹层结构穿孔损伤复合材料修理技术研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(5): 120-127.
Ji Guoliang, Xue Xiao, Liu Wenhao. Research on composite material repair technology for perforated damage of aluminum honeycomb sandwich structure[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(5): 120-127. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)