

基于小样本物理测试的 T800H 碳纤维复合材料 许用值虚拟大样本技术研究

邱贵顺^{1*} 吕乐丰² 赵晖¹ 肖雁¹

(1. 上海量维信息科技有限公司, 上海 201210; 2. 中航工业直升机设计研究所, 天津 300000)

摘 要:

获得材料许用值的传统方法是对各种形式的材料和试样进行物理试验,并根据“积木式”方法逐级验证单元、子部件和部件。然而,按照“积木式”方法进行测试的成本很高。因此,需要一种新的方法,在较短的时间内完成新材料体系表征鉴定,并推进其在工程中的应用。根据 FAA/ASTM 建议,非均质单胞多尺度建模/虚拟测试技术,可以成为设计应用过程早期的材料和结构的验证策略。以材料的细观力学/宏观力学为基础,充分考虑制造过程,测试数据和服役环境影响,结合渐进失效分析来预测结构/部件安全性,建立了多尺度虚拟测试工程应用流程。本文采用美国 AlphaSTAR 公司研发的成熟商业软件平台 GENOA,使用单向带测试的统计数据来逆推纤维和基体材料性能以及制造变量的不确定性。这些不确定性随后被用于生成层合板结构的随机虚拟测试试样,计算许用值。这种仿真方法在 T800H 项目中获得成功应用,大量减少了物理试验。

关键词: 虚拟测试;高性能复合材料;许用值

中图分类号: TB332

文献标识码: A

OSID:



0 引言

高性能复合材料在航空、国防、汽车、压力容器、风力涡轮机和医疗等领域的应用持续增长。由于其特有的高比模、高比强、耐热、耐腐蚀、可设计性等特点,在航空航天领域潜力巨大,目前为止,高性能复合材料的用量和应用部位已经成为衡量武器先进性的一个标准。

经过几十年的努力,中国复合材料技术获得长足进步,纤维逐渐从 T300 级转变为 T800 级,同时高温环氧树脂体系也被研制了出来。

轻质复合材料的应用需要在早期设计阶段就获得可靠的材料性能数据。然而,目前复合材料的体系建立和许用值获取完全依赖试验,需要花费大量的时间和经费成本,很大程度上阻碍了高性能复合

材料的应用。

本文使用一种基于分析的仿真方法,基于少量物理试验,减少 65% 的试验量获得材料 B 基准许用值,同时获得复合材料组分、单层、层合板的性能数据,建立复合材料性能体系。

1 计算平台

计算仿真平台使用美国 AlphaSTAR 公司和 NASA 联合开发出的商用复合材料表征和鉴定 (Material Calibration and Qualification, 以下简称 MCQ) 以及结构多尺度渐进式失效分析软件 (GENOA) 完成,该软件采用了成熟的多尺度渐进式失效分析 (Multiple Scale Progressive failure analysis, 以下简称 MS-PFA) 方法进行预测^[1-2]。

GENOA/MCQ 的有效性在大量工程项目中得到

* 通信作者。E-mail: dolphin@mvt-inc.com

引用格式: 邱贵顺,吕乐丰,赵晖,等. 基于小样本物理测试的 T800H 碳纤维复合材料许用值虚拟大样本技术研究[J]. 民用飞机设计与研究,2020(1):113-120. QIU G S, LV L F, ZHAO H, et al. Virtual large sample technology of allowable value for T800H carbon fiber composite based on small samples[J]. Civil Aircraft Design and Research,2020(1):113-120 (in Chinese).

验证^[3-5], AlphaSTAR 公司在美国国家航空研究所 (NIAR) 测试数据验证项目中展示了 B 基准许用值预测的可行性。初始预测是根据美国陆军的综合预测合同执行的^[6]。单向和混合叠层复合材料测试数据来自美国国家航空研究所 (NIAR) 的 Hexcel 8552 IM7 测试数据^[7]。统计数据来自另一份 NIAR 报告^[8]。GENOA/MCQ 在 IM7/MTM-45-1 材料无缺口和开孔试样 A 基准许用值, B 基准许用值的计算

中也得到了验证^[9], 同时还参与大量民用飞机适航取证项目^[10]。

1.1 MCQ

渐进非均质复合材料力学模型概念, 是指将铺层复合材料子结构, 逐级降低到较低层级的力学模型: 多层纤维、单层纤维、跨层的厚度层、单胞和单纤维切片 (纤维子结构)。通过递归层合应用理论能够稳定模拟复合材料子结构, 如图 1 所示。

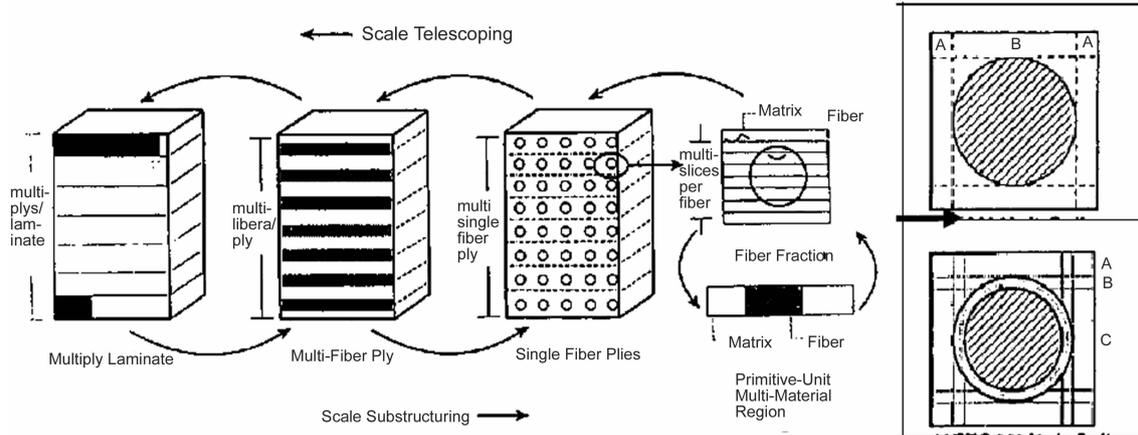


图 1 复合材料渐进非均质模型

模型对应力和应变实行渐进解析到较低层级的铺层。

◆ 最小比例是纤维直径比例分数的切片。

◆ 下一个比例是渐进序列, 它是嵌入基体中的单根纤维 (比例等于纤维直径加上一些基体)。

◆ 单纤维典型的单胞模型, 以一定铺层厚度比例渐进到多层铺层。

◆ 多纤维层渐进组合成为层压厚度的多层层合板。

(非均质单胞模型/非 FEM 方法) 可预测复合材料层压板的强度、刚度和导电性。它考虑了缺陷 (孔洞形状、尺寸、分布和纤维弯曲) 的影响, 并依靠基于物理试验细观力学方法使用五个 ASTM 面内测试对有效的纤维/基体/相间组成特性进行逆向工程。然后, 将获得的有效纤维和基体性能用于通过多尺度渐进式破坏分析来模拟层压板的更复杂的 ASTM 测试, 并且还与 GENOA 和基于有限元的商用分析软件集成在一起, 用于开孔和短梁剪切试样等。总的来说, MCQ 还具有以下先进功能: (1) 由细观力学模型中的微裂纹引起的各向异性基体特性; (2) 应变率对材料的强度影响; (3) 使用概率分析用减样测试预测 A / B 基准许用值。基于软件 GUI 通

过考虑来自基本变量和制造变量的不确定性, 虚拟地生成了预测许用值所需的物理测试次数。该功能可用于在以下情况下评估复合材料的响应: (1) 制造缺陷; (2) 潮湿环境 (干/湿, 冷/热) 和冷却过程; (3) 固化和变形; (4) 复合材料疲劳退化 (准静态, 载荷谱和功率谱密度); (5) 还可以导出用户子程序 UMAT 或适当的材料卡片, 与商业有限元软件一起使用。MCQ 考虑了拉伸、剪切和压缩过程中基体的破坏, 拉伸和压缩过程中纤维的破坏, 包括纤维微屈曲和几种分层机制。

1.2 大样本虚拟测试验证平台 GENOA

该软件已在航空航天工业中得到验证, 并作为“成熟的”多尺度建模代码而得到广泛使用。自六十年代后期以来, 最初的工作/背景/理论是由 Chamis 小组开发的, 目前正在由 AlphaSTAR 公司开发。

AlphaSTAR 的 GENOA 软件平台能够通过多尺度渐进式失效分析 (损伤和演化) 进行耐久性和损伤容限 (D&DT Durability Tolerance) 分析、寿命和可靠性预测。该软件可增强商用有限元分析, 并为工程师提供预测性计算技术, 以考虑制造异常 (譬如基体变形、残余应力和固化), 缺陷形状和尺寸, 纤维弯曲和分散性的影响, 对高级复合材料和结构进

行表征和鉴定。它评估了聚合物(连续、短切、纳米、机织、缝合、编织、2D / 2.5D / 3D)、陶瓷和夹芯复合材料和纳米复合材料的损伤容限、寿命和可靠性。它还执行可靠优化设计和风险管理,以最大程度地提高耐用性和可靠性,并最小化重量。通过精心设计的软件体系结构,先进材料和结构可以快速鉴定,以满足安全性、可靠性和认证要求。“虚拟测试”可用于新材料设计的早期阶段。GENOA 根据材料的细观/宏观力学、制造过程、可用测试数据和服役环境(静态、冲击、疲劳、PSD)来预测结构/组件的安全性。通过使用 MS-PFA 方法或 UMAT 来驱动有限元仿真,该软件已与大多数商业有限元求解器(譬如 Abaqus(隐式/显式)、Ansys、Nastran、Altair (Radioss、Optistruct) 和 LS-Dyna3D)完全集成。

GUI(图形用户界面),用于评估复合结构的损坏和断裂演变。集成的计算方法能够简化复杂体系结构的表示,譬如 2D 编织复合材料和 3D 编织复合材料的整个失效过程。GENOA 是一款成熟的软件,具有广泛的功能,可用于复合材料的结构学分析、工艺分析、适航取证等:

- (1)商业(分析认证);
- (2)结构健康监测(SHM Structure Health Monitor);
- (3)静态、屈曲、后屈曲和疲劳渐进损伤(准静

态、载荷谱、功率谱密度);

- (4)冲击-冲击损伤和冲击后的残余强度;
- (5)环境/老化退化(即微裂纹密度、氧化、退化);
- (6)制造过程,固化变形、RTM、回弹、缺陷影响;
- (7)可参考的积木式验证案例(V&V):服役条件下试样级(无缺口/有缺口),单元件,组件复合材料(聚合物、金属、陶瓷)损伤和断裂模拟。

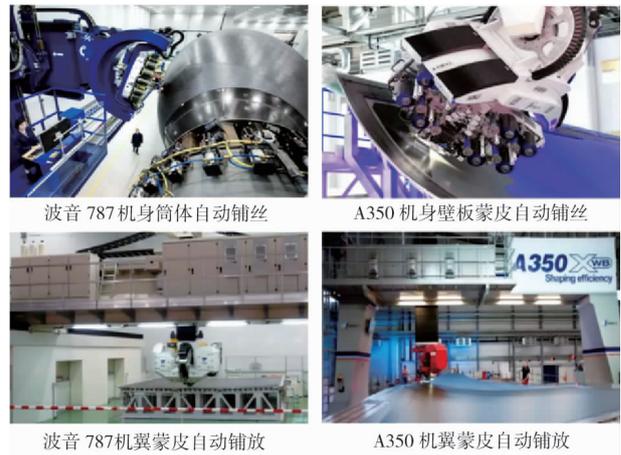


图2 复合材料自动化制造过程

大样本虚拟测试平台 GENOA 采用多模式损伤/失效复合算法,如图 3 所示。复合损伤/失效示例见图 4。

Name	Damage	Failure
Maximum Stress Based Failure Criteria	Yes	Yes
Fiber Failure Criteria		
(S11T) Longitudinal Tensile	Yes	Yes
(S11C) Longitudinal Compressive	Yes	Yes
(F11C) Fiber Micro-Buckling	Yes	Yes
(G11C) Fiber Crush	Yes	Yes
(D11C) Delaminations	No	No
Matrix Failure Criteria		
(S22T) Transverse Tensile	Yes	Yes
(S22C) Transverse Compressive	Yes	Yes
(S33C) Normal Compressive	Yes	Yes
(S12S) In-Plane Shear	Yes	Yes
Delamination Failure Criteria		
(S33T) Normal Tensile	Yes	Yes
(S23S) Transverse Normal Shear	Yes	Yes
(S13S) Longitudinal Normal Shear	Yes	Yes
(RR0T) Relative Rotation	Yes	No
Maximum Strain Based Failure Criteria	No	No
Fiber Failure Criteria		
(EPS11T) Longitudinal Tension Strain	No	No
(EPS11C) Longitudinal Compression Strain	No	No
Matrix Failure Criteria		
(EPS22T) Transverse Tension Strain	No	No
(EPS22C) Transverse Compression Strain	No	No
Delamination Failure Criteria		
(EPS33T) Normal Tension Strain	No	No
(EPS33C) Normal Compression Strain	No	No
(EPS12S) In-plane Shear Strain	No	No
(EPS13S) Long. Out-of-plane Shear Strain	No	No
(EPS23S) Trans. Out-of-plane Shear Strain	No	No
Interactive Failure Criteria		
(MDE) Modified Distortion Energy	Yes	No
(TSA1) Tsai Wu	No	No
(HILL) Tsai Hill	No	No
(HOFF) Hoffman	No	No
(HASH) Hashin	No	No
(PUCR) PUCK	No	No
(SIFT) Strain Invariant Failure Theory	No	No
Honeycomb Failure Criteria	No	No
(VWRX) Wrinkling for Honeycomb	No	No
(CRMP) Crimping for Honeycomb	No	No
(DIMP) Displing for Honeycomb	No	No
Miscellaneous		
(CFC) Customized Failure Criteria	No	No
(UDFC) User Defined Failure	No	No
UMAT Damage Index	343895	343892

图3 复合损伤失效的算法

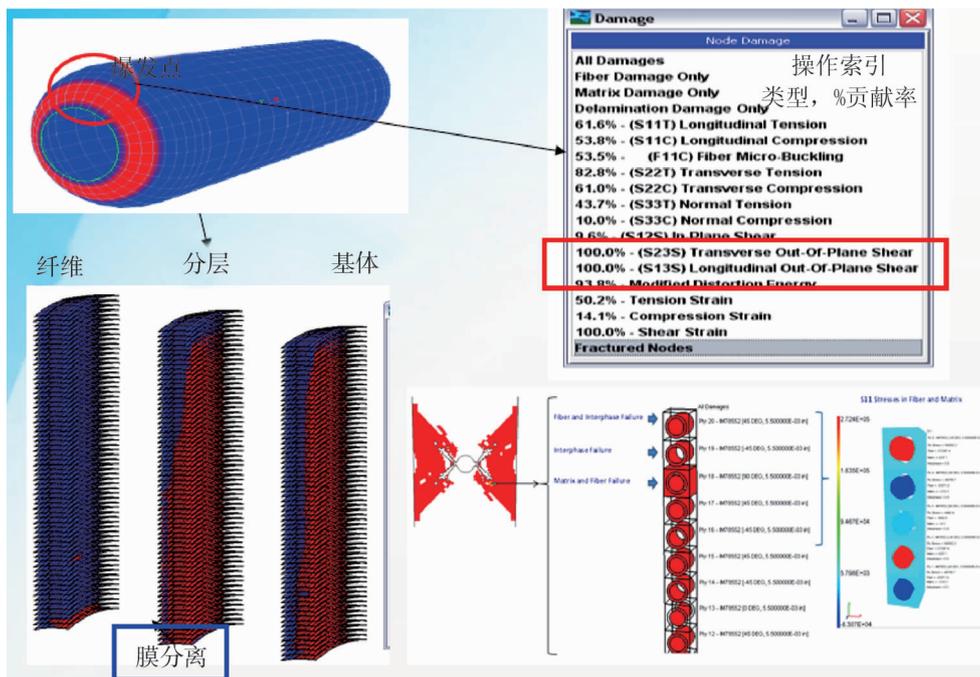


图 4 复合损伤/失效示例

2 结果与讨论

2.1 T800H 复合材料逆向表征结果

复合材料逆向表征目的是针对复合材料单向带标准力学性能测试结果,根据 Chamis 微力学公式获得复合材料组分(纤维、基体)和单层的完整力学性能,如图 5 所示。



图 5 复合材料(纤维、基体)和单层的完整力学性能

复合材料逆向表征计算得到校准后的材料组分性能如图 6 所示,包含纤维模量、基体模量、纤维体积分数、孔隙体积分数等四个制造参数,其中纤维体积分数误差为 2.14%、孔隙率误差为 -2.85%、纤

维纵向模量误差 0.21%、基体模量误差 1.10%。

从结果可见,四个制造参数的误差均较小,其中纤维体积分数和孔隙率的误差为 2% 左右,纤维纵向模量和基体模量的误差更小,表明 T800 纤维增强复合材料制造工艺较稳定,最终复合材料工艺制造参数符合初期设计指标。

由此校准结果进行的后续复合材料单层力学性能(Ply Material Analysis,以下简称 PMA)、复合材料单层力学性能表征(Ply Calibration Analysis,以下简称 PCA)、复合材料参数化毯式图(Parmeter Carpet Plot,以下简称 PCP)和复合材料失效包络线(Design Failure Envelope,以下简称 DFE)等的分析也获得了准确可信的结果,可用于材料性能评估和指导设计。

2.2 复合材料非线性表征结果

对复合材料剪切非线性进行拟合后的结果如图 7 所示,拟合后得出新的非线性基体性能 non-linear AC531,进行层合板力学性能仿真,并与试验结果进行对比,如图 8 所示。由图可见,非线性拟合后,层合板的纵向拉伸压缩、横向拉伸压缩和面内剪切应力应变曲线仿真结果和试验结果都很吻合。其中,横向拉伸的试验曲线出现模量突变由材料试验方解释是由于 4 000 应变后移除引伸计,后期应变为外推获得,不准确。而仿真结果,反而可以更加准确得出横向拉伸的应力应变曲线,弥补试验中的不足。

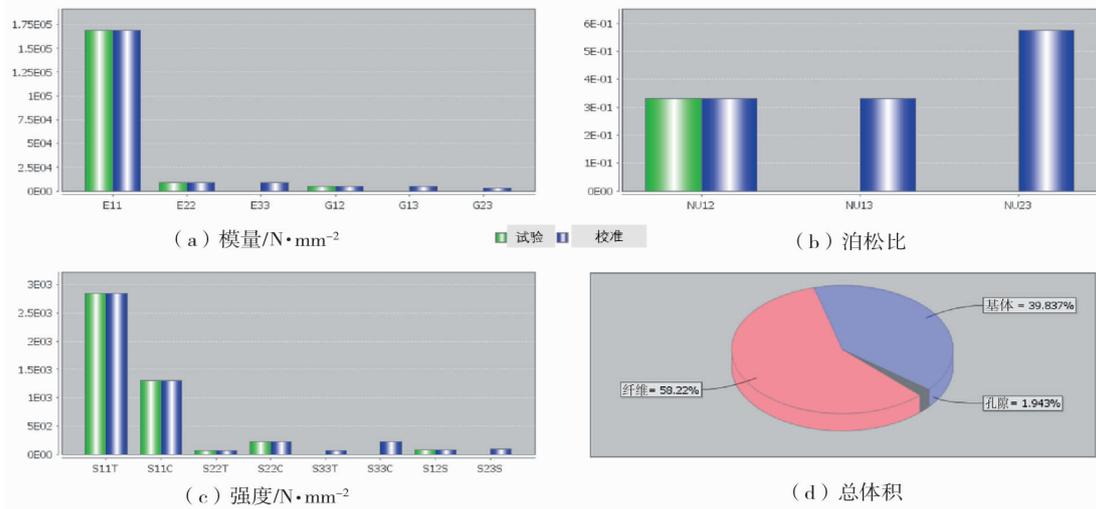


图6 复合材料逆推结果输出

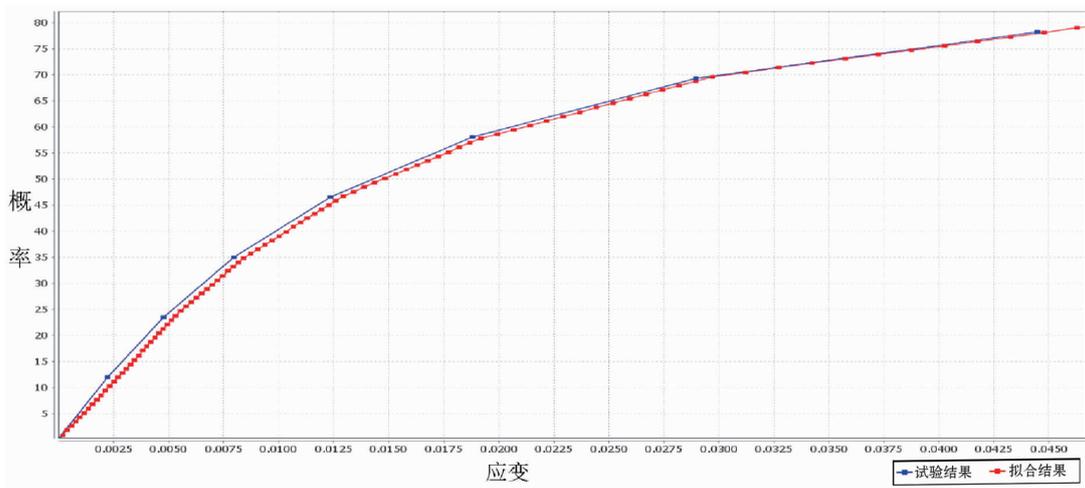


图7 试验和拟合的剪切应力应变曲线

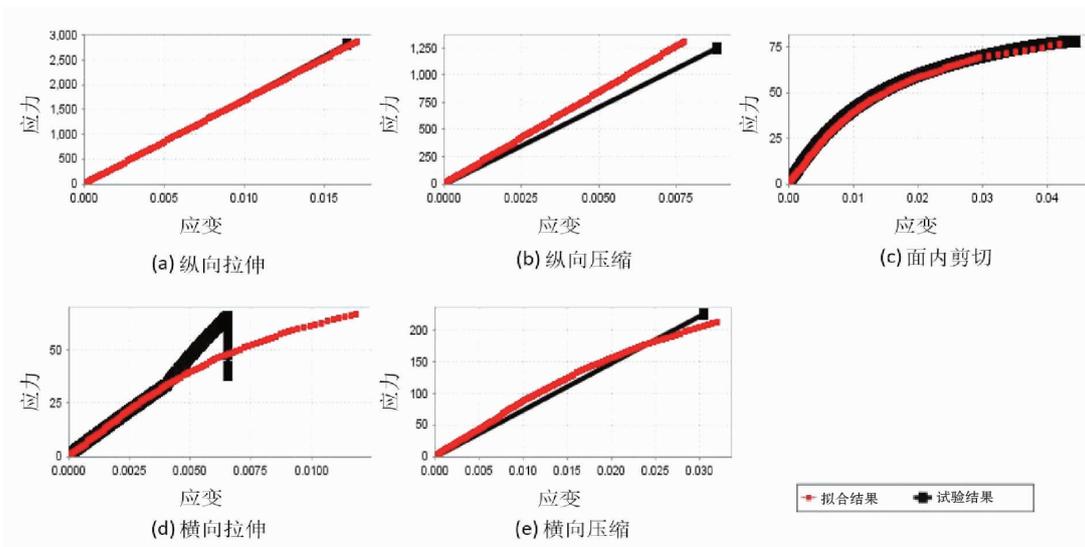


图8 试验和拟合的层合板力学性能

2.3 复合材料 B 基准许用值计算结果

B 基准许用值的计算需考虑批次影响,为研究批次对计算结果的影响,本文进行了以下对比分析。测试方提供了两种试验数据输入:(1)一个批次的 6 组数据;(2)两个批次中每批次随机挑选一组数据,共两组数据。在此基础上计算,进行输入数据对结果的影响性分析。

计算过程中比较了两种方法,一种是采用一个批次的试验结果进行校准,另一种是采用两个批次

中每批次随机挑选一组数据进行校准。对纵向拉伸和面内剪切的计算结果如图 7 所示,其中纵向拉伸的许用值计算结果分别为 2 390 MPa 和 2 418 MPa,试验计算所得许用值为 2 420 MPa。面内剪切的许用值分别为 73 MPa 和 70 MPa,试验计算所得许用值为 66 MPa。上述分析结果均表明采用两个批次中每批次随机挑选一组数据进行校准的方法更加准确,因为粗略考虑了批间差异性,而采用一个批次的数据进行校准完全未考虑批间差异性,校准效果不佳。

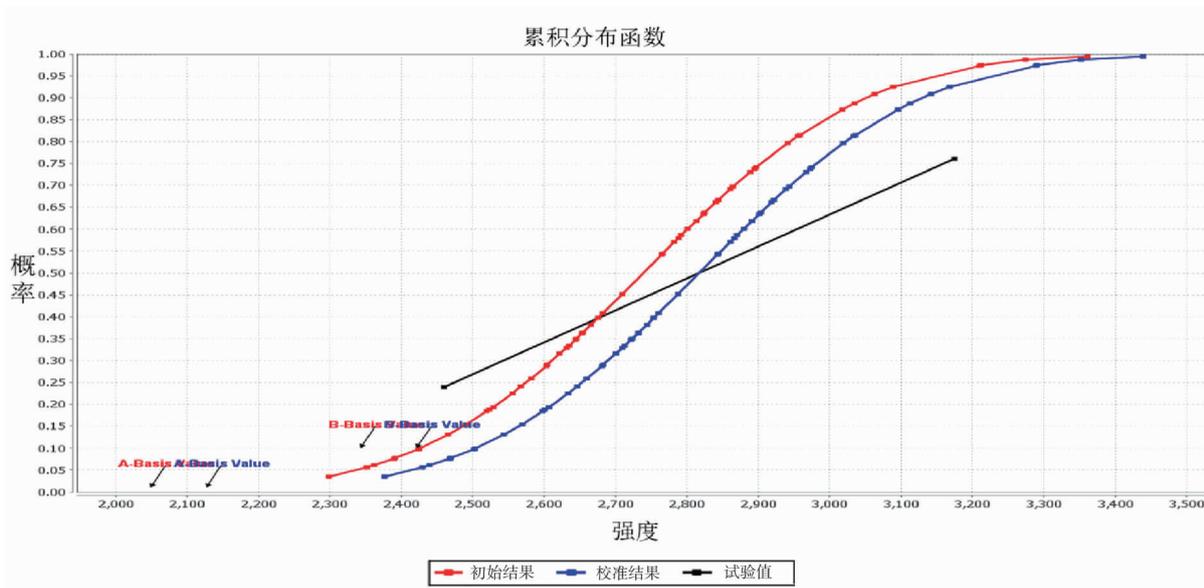


图 9 常温纵向拉伸 2 种 B 基准许用值计算结果

用上述方法进行计算,将所得的常温下及各种环境下的元件级许用值结果进行处理,得出了表 1 的结果。

从表 1 中可见,GENOA 计算误差与试验计算误差均较小,四种环境下低温干态环境的预测误差略大,所有虚拟测试数据满足了许用值预测小于 8% 的要求,满足项目要求,且根据国外经验,误差可以通过追加更多批次的输入数据进一步减小,因此经评估 GENOA 在元件级的许用值预测虚拟测试方法在 T800H 项目中验证了其有效性,满足项目要求,可进一步应用于结构件设计许用值预测。

3 结论

基于 GENOA 仿真平台,通过对 T800H 复合材料进行大量物理试验和仿真计算得出了以下结果:

表 1 不同环境下复合材料许用值预测结果

试验类型	仿真/试验/误差	RTD	ETW 1	ETW 2	CTD
0° 拉伸	GENOA/MPa	2 420	2 364	2 157	2 491
	试验/MPa	2 418	2 383	2 223	2 389
	误差/%	0.08	-0.8	-2.9	4.3
0° 压缩	GENOA/MPa	1 078	828	736	1 201
	试验/MPa	1 124	845	750	1 188
	误差/%	4.0	-2.0	-1.9	1.1
90° 拉伸	GENOA/MPa	62	37	22.7	57
	试验/MPa	59	36	23	53
	误差/%	5.0	2.8	-1.3	7.5
90° 压缩	GENOA/MPa	202	129	94.01	217
	试验/MPa	197	128	94	232
	误差/%	2.5	0.8	0.01	-6.5
面内剪切	GENOA/MPa	72	44	26.98	78
	试验/MPa	67	42	27	73
	误差/%	7.0	4.8	0.07	6.8

1) 得到了T800H复合材料基于标准试样测试结果的反向表征结果;

2) 得到了T800H复合材料B基准许用值结果(95%的置信度,90%的可靠性结果),且预测误差小于8%;

3) 建立了完整基于小样本物理测试的T800H复合材料虚拟测试以及许用值预测方法与流程。

参考文献:

- [1] ABDI F, GODINES C, DORMOHAMMADI S, et al. Static Validation of Composite Open Hole Analysis Technique for Standard and Nonstandard Laminate-Part I [C]. AIAA-SciTech 2015 Conference, Kissimmee Florida, 2015.
- [2] CHAMIS C C, ABDI F, GARG M, et al. Micromechanics-based progressive failure analysis prediction for WWFE-III composite coupon test cases[J]. Journal of Composite Materials Part A, 2013, 47(20): 2695-2712.
- [3] ABDI F. Progressive Failure Simulation of An Aircraft Fan Blade Impact onto Engine Inlet[C]. Proceedings of COMP07: 6th International Symposium on Advanced Composites. Corfu, Greece, 2007: 1-8.
- [4] MONTERO M V, TALAGANI F, GODINES C, et al. Impact and Post Impact Delamination Evolution of Toughened Aero Grade Benzoxazine Panel[C]. SAMPE Long Beach. CA, USA, 2016: 1-16.
- [5] DORMOHAMMADI S, GODINES C, ABDI F, et al. Damage tolerant composite design principles for aircraft components under static service loading using multi-scale progressive failure analysis[J]. Journal of Composite Materials, 2016, 51(10): 1-27.
- [6] GODINES C. US Army SBIR Phase I Contract N68335-12-C-0060, Analysis Tools for Composite Laminate Material Properties Prediction[R], 2013: 1-10.
- [7] MARLETT K. Hexcel 8552 IM7 Unidirectional Prepreg 190 gsm & 35% RC Qualification Material property Data Report[R]. Wichita, FAA, 2011.
- [8] CLARKSON E. Hexcel 8552 IM7 Unidirectional Prepreg 190 gsm & 35% RC Qualification Statistical Analysis Report[R]. Wichita, FAA, 2012.
- [9] ABUMERI G, GARG M, ABDI F. Validation of a Computational Approach for Composite Material Allowables Using Sealed Envelope Predictions for Reduced Testing [J]. Sampe Journal, 2009, 45(5): 26-35.
- [10] ABDI F, SONG C, KONG L Y, et al. Bird Strike Certification by Analysis of ARJ21 Multi-Functional Vertical Stabilizer [C]. 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Hyatt Regency, Orlando, 2018: 1-11.

作者简介

邱贵顺 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:多维度虚拟仿真技术工程应用。E-mail: dolphin@mvt-inc.com

吕乐丰 男,博士,高级工程师。中航直升机设计研究所结构强度部一级专家。主要研究方向:复合材料直升机设计应用。E-mail: lorrykey@gmail.com

肖雁 男,硕士,高级工程师。上海量维信息科技有限公司行业总监。主要研究方向:复合材料虚拟试验技术研究。E-mail: jim@mvt-inc.com

赵晖 男,博士,高级工程师。上海量维信息科技有限公司复材专业工程师。主要研究方向:复合材料多尺度技术研究。E-mail: Zola@mvt-inc.com

Virtual large sample technology of allowable value for T800H carbon fiber composite based on small samples

QIU Guishun^{1*} LV Lefeng² SUN Yifeng ZHAO Hui¹ XIAO Yan¹

(1. Multiangle Virtual Technology Incorporation, Shanghai 201210, China;

2. AVIC Helicopter Design and Research Institute, Tianjin 300000, China)

Abstract: The traditional method for engineers to obtain material allowable values is to test various forms of materials and specimens and to verify elements, subcomponents, and components step by step according to the “building block” approach. However, the cost of testing in accordance with the “building block” method is high. Therefore, a new method is needed to develop, identify advanced material technologies in such a short time and promote its ap-

plication in engineering. According to FAA/ASTM recommendations, multiscale modeling/virtual testing can be a validation strategy early in the design application process. Based on material meso-mechanics/macro mechanics, manufacturing processes, test data and service environment impact and combined with progressive failure analysis to predict structure/component safety, Application process of multi-scale virtual testing has been set up. This paper applies the mature commercial software GENOA developed by AlphaSTAR in the United States, which uses unidirectional tape test statistics to reverse the performance of fiber and matrix materials and the uncertainty of manufacturing variables. Later on, the uncertainties are used to generate random virtual test specimens of the laminate structure and calculate the allowable values. This simulation method has been successfully applied in the T800H project, which greatly reduced the physical test.

Keywords: virtual testing; advanced composite materials; allowable value

* Corresponding author. E-mail: dolphin@mvt-inc.com