

文章编号: 2097-1974(2024)02-0074-06

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20240212

# 一种虚拟试验架构下的舱段结构建模与承载破坏模拟技术

王成华, 蒋雯霄, 杨阳, 李磊  
(北京航天长征飞行器研究所, 北京, 100076)

**摘要:** 在一种面向产品的飞行器结构强度虚拟试验架构下, 发展经典材料弹塑性损伤本构和通用有限元技术, 并基于Abaqus内置Python软件开发虚拟试验插件工具, 创建飞行器舱段结构人机交互虚拟试验平台, 形成了对舱段结构承载破坏过程进行高逼真度模拟的虚拟试验能力。采取逐级验模的精度确认技术, 开展从试棒到舱段壳体的虚/实试验对比, 验证舱段结构虚拟试验的可行性, 结果显示: 虚拟试验能对舱段结构的承载破坏情况做高逼真度的模拟, 对极限承载能力的预示精度达到4.6%。

**关键词:** 虚拟试验; 舱段结构; 承载破坏; 测试验证; 塑性损伤

中图分类号: TB330.1; V475

文献标识码: A

## Modeling and Bearing Damage Simulation Methodology for Cabin Structure in a Virtual Test Framework

WANG Chenghua, JIANG Wenxiao, YANG Yang, LI Lei  
(Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing, 100076)

**Abstract:** A product-oriented virtual test framework for structural strength of aircraft bodies is proposed, under which the classical elastic-plastic damage constitutive of materials and general finite element technology are developed, and a human-computer interactive virtual test platform for aircraft cabin structure is created based on the virtual test plug-in tool developed by Abaqus built-in Python software. Using the accurate confirmation technology of step-by-step inspection, the virtual/real test comparison from the specimen to the complex cabin is carried out to verify the feasibility of the virtual test of the cabin structure. The results show that the virtual test can simulate the load-bearing failure of the cabin structure with high fidelity, and the prediction accuracy of the ultimate load-bearing capacity is 4.6%.

**Keywords:** virtual test; cabin structure; load-bearing failure; test verification; plastic damage

### 0 引言

实物试验是验证与评定飞行器结构强度是否满足设计要求的传统技术手段。飞行器结构的实物试验多采用搭积木方式 (Building Block Approach, BBA), 先通过大量试片级测试获取材料的基础力学性能, 然后从样件到部段再到整机, 随着产品复杂程度提高, 试验数量逐级减少<sup>[1]</sup>。搭积木式的试验策划与实施方式能有效管控研制风险, 提高设计效率, 但试验成本可观, 且受研制程序及生产条件等诸多因素限制, 复杂产品的试验只能排在后期完成, 设计缺陷无法及时暴露。

结合损伤理论及失效准则研究的最新成果<sup>[2-4]</sup>, 开发面向产品的结构强度试验虚拟技术, 能从根本上

解决飞行器结构承载的高逼真度模拟难题, 为型号研制提供除实物试验外的先进设计评估手段。空客公司有关A380箱型梁复杂结构损伤断裂虚/实试验的研究报道<sup>[5]</sup>以及洛克希德·马丁公司有关F-35实弹冲击虚拟试验的研究报道<sup>[6]</sup>也显示出国外知名研发机构在飞行器结构虚拟试验研究方面不遗余力地开展着工作, 已取得可供设计人员使用的研究成果。

本文结合飞行器研制特点与需求, 提出了一种面向产品的舱段结构虚拟试验架构, 并以此架构为基础, 发展经典材料本构模型<sup>[7-8]</sup>和通用有限元技术, 开发虚拟试验插件工具, 创建飞行器舱段结构人机交互虚拟试验操作平台, 并采用逐级验模的精度确认技术验证操作平台的稳定性和可靠性, 实现了舱段结构

虚拟试验的高逼真度建模仿真功能。

### 1 虚拟试验平台整体架构及验模流程

首先从架构上考虑，提出如图1所示的模型验证及仿真精度确认（V&V）流程：采取与实物试验相同的搭积木方式自顶向下分解任务需求，然后自底向上进行虚拟试验层级验模，在各层级虚/实试验互为校验的基础上，实现虚/实试验的融合与替代。

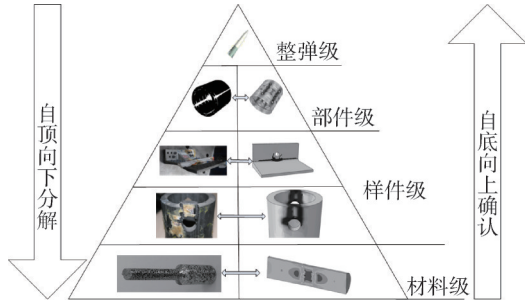


图1 再入飞行器数字虚拟仿真试验平台的开发架构

Fig.1 Development architecture of digital virtual simulation test platform for reentry vehicle

基于上述架构开发如图2所示的飞行器舱段结构数字虚拟仿真试验平台，该平台提供了一种面向产品的结构强度建模分析手段，形式上接近实物试验操作流程，能将复杂并容易引起歧义的有限元建模过程内置，并最终实现对舱段结构承载破坏全过程的高逼真度模拟。

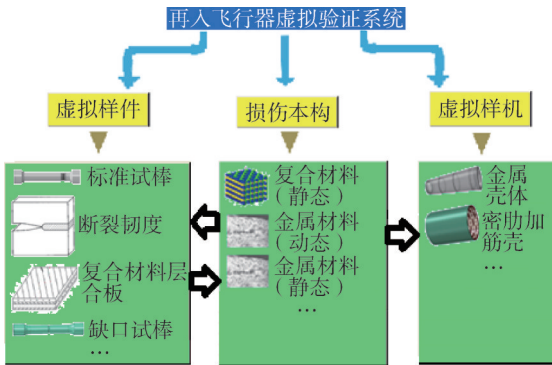


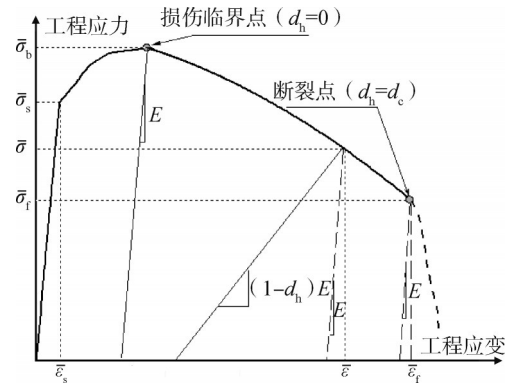
图2 再入飞行器数字虚拟仿真试验平台的系统组成

Fig.2 System composition of digital virtual simulation test platform for reentry vehicle

### 2 弹塑性简易损伤本构

经典损伤力学的理论模型较为理想，模型表征参数获取不易，用于工程实践难度较大，实现对结构破坏过程高逼真度模拟的技术核心之一在于开发实用且高效的简易材料损伤本构。

弹塑性材料工程应力-应变（用 $\bar{\sigma} - \bar{\epsilon}$ 表示）曲线的典型测试结果如图3所示。以工程应力-应变曲线强度极限 $\bar{\sigma}_b$ 点作为分界，将材料变形破坏的全过程划分为前损伤和后损伤两段，按照前、后损伤段变形的不同特点，分别构造本构模型。



$\bar{\sigma}_b$ —强度极限点;  $\bar{\sigma}_f$ —工程断裂强度;  $\bar{\sigma}$ —工程应力;  $\bar{\sigma}_s$ —屈服强度;  $d_h$ —损伤因子变量;  $d_c$ —断裂损伤系数;  $\bar{\epsilon}$ —工程应变;  $\bar{\epsilon}_s$ —屈服点应变;  $\bar{\epsilon}_f$ —断裂应变;  $E$ —弹性模量。

图3 金属材料弹塑性损伤本构模型示意

Fig.3 Elastic-plastic damage constitutive model of metal materials

#### 2.1 前损伤本构模型

前损伤段的变形行为集中体现在材料性能的硬化方面。由于颈缩现象尚不明显，前损伤段的塑性变形真应力-应变（用 $\sigma - \epsilon$ 表示）可基于图3所示前损伤段的工程应力-应变曲线数据，直接由式（1）转换获得：

$$\begin{cases} \sigma = \bar{\sigma}(1 + \bar{\epsilon}) \\ \epsilon = \ln(1 + \bar{\epsilon}) \end{cases} \quad (1)$$

式中  $\sigma$  为真应力;  $\epsilon$  为真应变。

#### 2.2 后损伤本构模型

后损伤段的变形行为可能同时表现在材料的性能硬化和刚度软化两个方面。

a) 后损伤材料硬化模型。

随着塑性变形程度的加深，通过式（1）转换获取塑性变形应力-应变数据的做法失真严重，方法不再可行。

由真应力/应变定义，可以推导出材料断裂点真应力/应变为

$$\epsilon_f = -\ln(1 - \psi) \quad (2)$$

$$\sigma_f = B \frac{1 - d_c}{1 - \psi} \bar{\sigma}_b \quad (3)$$

$$d_c = 1 - \frac{\bar{\sigma}_f}{\bar{\sigma}_b} \quad (4)$$

式中  $\psi$  为断面收缩率;  $B$  为Bridgman修正系数<sup>[9]</sup>;

$$B = 0.83 - 0.186 \log_{10}(\varepsilon) \quad (0.15 \leq \varepsilon \leq 3) \quad (5)$$

在损伤临界点和断裂点应力应变值已知的情况下,文献[10]研究结果显示,损伤临界点与断裂点之间的塑性变形通过HLC硬化模型,能够较好地由式(6)来模拟:

$$\sigma = a\varepsilon^b + b\varepsilon + c \quad (6)$$

其中,系数a, b, c由边界条件 $\sigma|_{\varepsilon=\varepsilon_c} = \sigma_b$ 、 $\sigma|_{\varepsilon=\varepsilon_f} = \sigma_r$ 、 $\frac{d\sigma}{d\varepsilon}|_{\varepsilon=\varepsilon_f} = \sigma_b$ 唯一确定。

b) 后损伤刚度软化模型。

塑性硬化行为本身不会导致材料断裂。塑性变形特别是后期变形引起的材料内部损伤累积<sup>[11-13]</sup>,是材料刚度软化直至断裂的原因。为模拟材料的刚度软化及断裂行为,需要在塑性硬化模型基础上进一步建立材料的刚度软化模型。

引入损伤因子变量 $d_h$ 用于反映材料刚度相对于初始刚度的软化程度。根据Lemaitre应变等效假设,在考虑刚度“软化”效应后,损伤后的材料刚度 $D$ 为

$$D = (1 - d_h)C \quad (7)$$

式中  $C$  为材料线弹性刚度阵。

记损伤分界点处 $d_h = 0$ ,断裂点处 $d_h = d_c$ ,断裂时 $d_h = 1.0$ ,假定 $[0, d_c]$ 范围内损伤因子随应变单调递减,对经典积分型损伤律<sup>[14-15]</sup>做改进,提出一种简易指数衰减型损伤模型:

$$d_h/R_v = \left\{ 1 - \exp \left[ \left( \frac{\varepsilon_x^* - \varepsilon_b^*}{\varepsilon_f^* - \varepsilon_b^*} \right)^k \ln(1 - d_c) \right] \right\} \quad (8)$$

式中  $R_v$  为应力三轴度因子<sup>[16]</sup>;  $k$  为损伤形状因子;  $\varepsilon_x^*$  为非弹性应变:

$$\varepsilon_x^* = \varepsilon_x - \frac{2(1 + \nu)\sigma(\varepsilon_x)_{eq}}{3E} \quad (9)$$

式中  $\nu$  为材料泊松比。

### 3 虚拟试验插件工具开发

以Abaqus软件和脚本语言Python为平台,基于试验平台整体架构,开发简易损伤本构及舱段试验模型的建模插件工具。

#### 3.1 材料级塑性损伤本构插件

前/后损伤段材料塑性硬化模型的创建步骤为:

a) 调用数据对话框,输入材料的常规性能 $E$ 、 $\nu$ 、 $\bar{\sigma}-\bar{\varepsilon}$ 及损伤表征参数 $\psi$ 、 $d_c$ 、 $k$ ;

b) 查找 $\bar{\sigma}-\bar{\varepsilon}$ 曲线强度极限点,并由式(1)转换为强度极限真值 $(\sigma_b, \varepsilon_b)$ ;

c) 由式(2)、式(3)计算断点参数 $(\sigma_r, \varepsilon_r)$ ;

d) 由式(1)前损伤段 $\bar{\sigma}-\bar{\varepsilon}$ 数据转换为真应力-应变;

e) 由式(6)计算后损伤段真应力-应变;

f) 由式(9)将真应力-应变转换为塑性真应力-应变;

g) 在Abaqus软件的材料属性中输入塑性真应力-应变数据,创建材料塑性硬化模型。

创建刚度软化模型关键在于建立弹性模量 $E$ 与 $d_h$ 之间的联动机制,在后损伤阶段的每一计算步,根据非弹性应变当前值实时计算后损伤因子并调整材料的弹性模量。Abaqus软件的材料定义能将弹性模量与场变量(Field Variables)关联,并提供用户场变量自定义程序(USDFLD)接口,为简易损伤本构刚度软化模型的实现提供了条件。

假定用场变量FIELD(1)存放 $d_h$ 并与材料弹性模量 $E$ 关联,用状态变量STATEV(1)在各计算步间传递 $d_h$ ,基于简易损伤本构开发Abaqus用户场变量自定义程序,程序流程见图4。

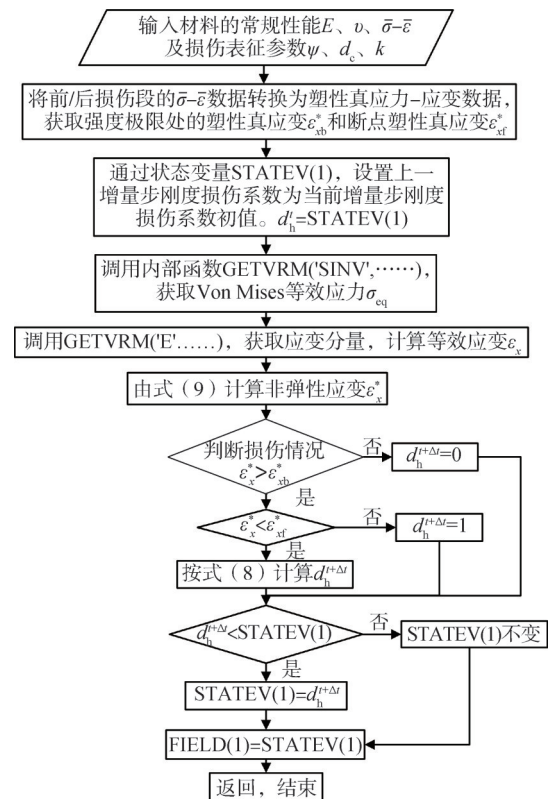


图4 刚度软化用户场变量自定义程序流程

Fig.4 Stiffness softening user field variable custom program flow chart

按照上述算法,将材料硬化模型和刚度软化用户场变量自定义程序的创建生成过程内置并整合,开发

简易弹塑性损伤本构材料模型生成插件，操控界面如图5所示，插件能够帮助用户如创建常规材料模型般简单高效地创建弹塑性损伤本构模型。

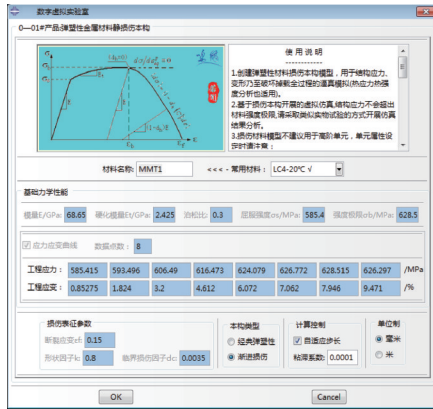


图5 弹塑性材料简易损伤本构模型专用插件

Fig.5 Special plug-in for simple damage constitutive model of elastic-plastic materials

### 3.2 样件级试棒拉伸试验插件

舱段壳体材料的弹性模量、屈服强度、强度极限等常规性能及断裂延伸率、断面收缩率等参数均可通过样件级试棒拉伸实物试验测得。开发如图6所示的虚拟试棒拉伸试验插件的原因在于它能提供一种手段，使设计方便快捷地开展样件级产品虚拟试验，通过对比虚/实试验结果，快速识别损伤本构表征参数。同时，样件级产品虚拟试验也是模型验证和仿真精度确认的基础内容，只有在对材料级力学行为完成高逼真模拟的前提下，才可能进一步达成对复杂结构力学行为的准确模拟。

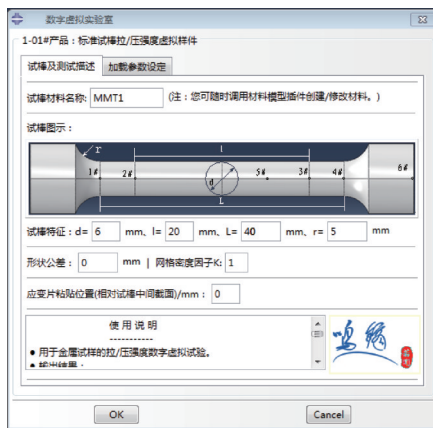


图6 金属试棒拉伸虚拟试验插件的操作界面

Fig.6 Metal specimen stretching virtual test plug-in interface

### 3.3 样机级舱段试验插件

对外形规则可做参数化描述的部件，开发虚拟试

验样机，形成产品化插件推广应用，可大大简化一些常用部件的设计、分析和虚拟试验流程，减少人为因素导致分析出错的概率。图7~8为再入飞行器金属舱段虚拟试验插件的操作平台，用户只需按照界面设定好的格式指定部件材料、定义部件特征（包括加筋、窗口等），按照实际情况定义部件的约束和受力情况提交运算开始虚拟验证，中间复杂的建模及计算过程都由插件在后台自动完成，用户等待查看结果即可，数字虚拟仿真技术的所有作用与效果都能被呈现。

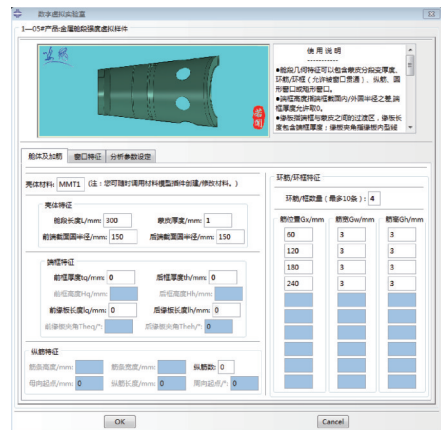


图7 再入飞行器金属舱段虚拟试验插件-几何描述

Fig.7 Reentry aircraft metal cabin virtual test plug-in-geometric description



图8 再入飞行器金属舱段虚拟试验插件-加载设定

Fig.8 Virtual test plug-in for reentry metal cabin section-loading settings

## 4 虚拟试验层级验模

### 4.1 试棒拉伸试验验模

试棒拉伸试验的常规性能测试数据能为简易弹塑性损伤本构材料模型的生成提供完备数据。以超硬铝合金LC4为例开展试棒拉伸虚/实试验结果对比，验证简易弹塑性损伤本构及其材料模型，LC4拉伸试验

的数据取自文献 [16]:

- 弹性指标: 模量  $E=68.65$  GPa、泊松比  $\nu=0.3$ ;
  - 强度指标: 强度极限  $\bar{\sigma}_b=628.5$  MPa;
  - 工程断裂强度:  $\bar{\sigma}_f=626.3$  MPa;
  - 断面收缩率:  $\psi=15.56\%$ 。
- 力-位移曲线见图9。

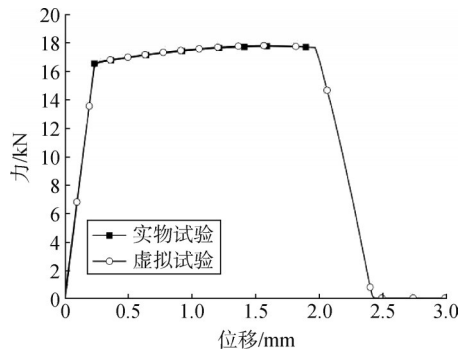


图9 力-位移曲线虚/实试验结果对比

Fig.9 Comparison of virtual-actual test results of force-displacement curves

由式 (2)、(4) 算得  $\varepsilon_f=0.169$ 、 $d_c=0.0035$ 。首先以预估的  $\varepsilon_f$  和  $d_c$  作为表征参数初值生成材料模型, 开展试棒拉伸虚拟试验, 对比虚/实试验结果, 根据应力-应变曲线、断面收缩率以及断裂延伸率结果的逼近程度, 适调表征参数, 少数回合后, 识别得到满足精度需求的表征参数具体量值:  $\varepsilon_f=0.15$ 、 $d_c=0.0035$ 。研究表明<sup>[4]</sup>: 损伤模型影响关键因素是  $\varepsilon_f$  和  $d_c$ ,  $k$  的影响不明显,  $k=0.8$  可作为典型取值使用。

使用插件生成LC4材料模型的具体填充数据如图5所示。将创建的材料模型用于图6所示的试棒拉伸虚拟试验, 得到LC4材料力-位移曲线的虚/实对比见图9, 断面收缩率/工程断裂应变的虚/实试验结果对比见表1, 结果显示: 基于简易损伤本构实现了对材料级试棒拉伸试验力-位移曲线的高逼真度模拟, 对断面收缩率和断裂延伸率  $\delta_s$  模拟的相对误差精度达到3.9%。

表1 材料性能的虚/实试验结果对比

Tab.1 Comparison of virtual/real test results of material properties

性能	实物试验	虚拟试验	相对误差/%
断面收缩率/%	15.56	15.88	2.06
断裂延伸率/%	9.47	9.84	3.90

## 4.2 舱段试验模拟

使用如图7~8所示的舱段虚拟试验插件分别针对光壳和加筋壳开展超硬铝合金整体精车加工成型壳体的虚/实试验对比验证, 壳体实物试验数据取自文献 [17]。

光壳虚拟试验力-位移曲线见图10, 由力-位移曲线判读的极限承载能力与实物试验测量结果的对比见表2, 虚拟试验的模拟结果相对误差精度达到4.6%。

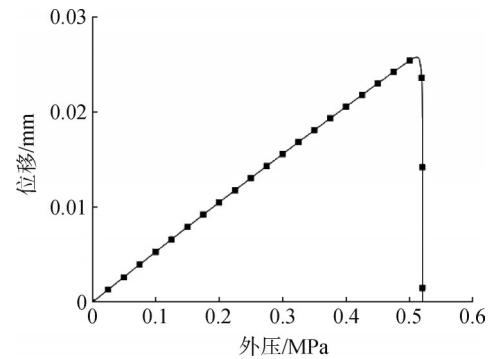


图10 光壳虚拟试验力-位移测量结果曲线

Fig.10 Measurement results of virtual shell force-displacement curve

表2 光壳极限承载能力的虚/实试验结果对比

Tab.2 Comparison of virtual / real test results of the ultimate bearing capacity of the light shell

试件编号	长度/mm	半径/mm	壁厚/mm	实物试验临界外压/MPa	虚拟试验临界外压/MPa	相对误差/%
1	100	150	1.010	0.5000	0.5125	2.5
2	100	150	1.015	0.5200	0.5174	-0.5
3	100	150	1.134	0.7067	0.6820	-3.5
4	100	150	1.110	0.6767	0.6490	-4.1
5	100	150	1.031	0.5167	0.5405	4.6
6	100	150	1.039	0.5267	0.5451	3.5

加筋壳虚拟试验的力-位移曲线见图11, 由力-位移曲线判读的极限承载能力与实物试验测量结果的对比见表3, 虚拟试验的模拟结果相对误差精度达到小于1%的水平; 加筋壳破坏模式的模拟情况见图12, 与文献 [17] 对实物试验失稳破坏沿母线半波数  $m=1$ 、在周向只产生1~2个内凹波谷的描述完全吻合。

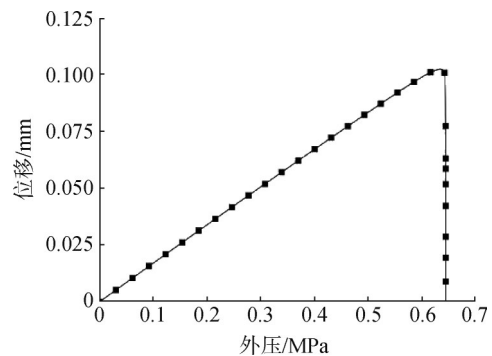


图11 加筋壳虚拟试验力-位移测量结果曲线

Fig.11 Measurement results of virtual test force-displacement curve of stiffened shell

表3 加筋壳极限承载能力的虚/实试验结果对比

Tab.3 Comparison of virtual/real test results of ultimate bearing capacity of stiffened shells

试件编号	长度/mm	半径/mm	壁厚/mm	环筋间距/mm	环肋高度/mm	环筋宽度/mm	实物试验临界外压/MPa	虚拟试验临界外压/MPa	相对误差/%
1	300	150	1	60	3	3	0.6167	0.637	0.58
2	300	150	1	60	3	0.6033			
3	300	150	1	60	3	0.6800			

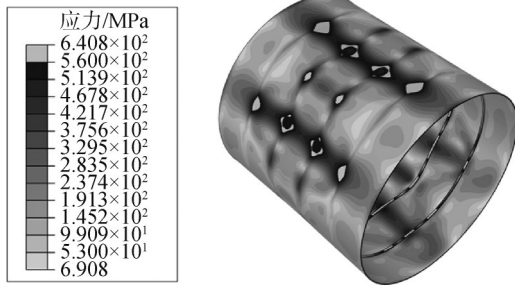


图12 加筋壳破坏断裂模式的虚拟试验结果

Fig.12 Virtual test results of failure mode of stiffened shell failure

### 5 结论

飞行器结构的实物试验费时且成本高，设计缺陷无法及时暴露，研制常陷于被动。结合飞行器研制特点和需求，本文提出了一种面向产品的飞行器舱段结构虚拟试验架构，以此架构为基础，开发参数化建模仿真工具，开展虚拟试验模型校核及精度确认，结果表明：

a) 金属材料简易损伤本构能够对拉伸试棒的颈缩拉断过程进行高逼真模拟，断面收缩率和断裂延伸率计算结果的相对误差精度达到3.9%。

b) 舱段结构参数化建模和虚拟试验平台能够对舱段结构的破坏模式进行高逼真度模拟，极限承载预示结果的相对误差精度达到4.6%。

### 参 考 文 献

[1] NORWOOD D S, HAHN G L, WIPPICH-DIENHART R J, et al. A historical assessment of building block development test programs for modern military aircraft[C]. San Diego: 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures Structural Dynamics, and Materials Conference, 2016.

[2] 王成华, 杨阳, 康强, 等. 一种新型刚度退化模型及复合材料结构渐进损伤分析的通用方法实现[J]. 工程力学, 2016, 33(4): 17-23.  
WANG Chenghua, YANG Yang, KANG Qiang, et al. A stiffness degradation model and the general method for progressive failure analysis of composite structure[J]. Engineering Mechanics, 2016, 33(4): 17-23.

[3] 王成华, 陈浩, 王姣, 等. 再入飞行器复合材料舱段极限应力强度

分析[J]. 强度与环境, 2016, 43(4): 1-8.

WANG Chenghua, CHEN Hao, WANG Jiao, et al. Ultime strength analysis for the composite material cabin of reentry vehicle[J]. Structure & Environment Engineering, 2016, 43(4): 1-8.

[4] WANG C H, JIANG W X, XIN K H, et al. A damage constitutive model and its characterization parameters identification for elastic-plastic materials[J]. IOP Conference Series Materials Science and Engineering, 2019(657): 012024.

[5] OSTERGAARD M G, IBBOTSON A R, ROUXO L, et al. Virtual testing of aircraft structures[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011(1): 83-103.

[6] WACKER S R, STRATTON S P. Virtual testing in live fire test and evaluation(LFT&E) [C]. Denver: 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2012.

[7] LEMAITRE J, DESMORAT R. Engineering damage mechanics[M]. Berlin: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2005.

[8] LEMAITRE J. A course on damage mechanics[M]. Berlin: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1996.

[9] DOWLING N E. Mechanical behavior of materials[M]. Second Edition. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1999.

[10] HYEONG Do Kweon, Ju HeoEUN. A methodology for determining the true stress-strain curve of SA-508 low alloy steel from a tensile test with finite element analysis[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2018, 32(7): 3137-3143.

[11] JAFARI S. Comparison of ductile fracture models on load bearing capacity of a dented aluminum pipe subjected to internal pressure[J]. Arab J Sci Eng, 2014(39): 8031-8049.

[12] LIANG Xue, TOMASZ Wierzbicki. Ductile fracture initiation and propagation modeling using damage plasticity theory[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008(75): 3276-3293.

[13] AŞIK E E, LIANG Xue. Microscopic investigation of damage mechanisms and anisotropic evolution of damage in DP600[J]. Materials Science and Engineering, 2019, 739(A): 348-356.

[14] WANG Tiejun. Unified CDM model and local criterion for ductile fracture-I unified CDM model for ductile fracture[J]. Engng Fracture Mech, 1992, 42(1): 177-183

- HOU Yueheng, SHEN Dejia. Index number scale and comparison with other scales[J]. System Engineering—Theory & Practice, 1995, 15(10): 43-46.
- [19] 吕跃进, 张维. 指数标度在 AHP 标度系统中的作用[J]. 系统工程学报, 2003, 18(5): 452-456.
- LYU Yuejin, ZHANG Wei. Kernel function of index scale in AHP scale system[J]. Journal of Systems Engineering, 2003, 18(5): 452-456.
- [20] HANDFIELD R, WALTON S V, SROUFE R, et al. Applying environmental criteria to supplier assessment: a study in the application of the analytical hierarchy process[J]. European Journal of Operational Research, 2002, 141(1): 70-87.
- [21] BERNASCONI M, CHOIRAT C, SERI R. The analytic hierarchy process and the theory of measurement[J]. Management Science, 2010, 56(4): 699-711.
- [22] ZOU Z, YUN Y, SUN J. Entropy method for determination of weight of evaluating indicators in fuzzy synthetic evaluation for water quality assessment[J]. Journal of Environmental Sciences, 2006, 18(5): 1020-1023.
- [23] ZHANG H. Application on the entropy method for determination of weight of evaluating index in fuzzy mathematics for wine quality assessment[J]. AJFST, 2015, 7(3): 195-198.
- [24] GUO S. Application of entropy weight method in the evaluation of the road capacity of open area[C]. Hangzhou: 1st International Conference on Materials Science, Energy Technology, Power Engineering (MEP 2017), 2017.
- [25] 朱喜安, 魏国栋. 熵值法中无量纲化方法优良标准的探讨[J]. 统计与决策, 2015(2): 12-15.
- ZHU Xi'an, WEI Guodong. Discussion on excellent standard of dimensionless method in entropy method[J]. Statistics & Decision, 2015(2): 12-15.
- [26] 李寿安, 张恒喜, 李曙林, 等. 飞机生存力评估与综合权衡方法研究[J]. 航空学报, 2005(1): 23-26.
- LI Shouan, ZHANG Hengxi, LI Shulin, et al. Research on aircraft survivability evaluation and synthetic tradeoff methods[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005(1): 23-26.
- [27] 朱宝鏊, 朱荣昌, 熊笑非. 作战飞机效能评估[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
- ZHU Baoliu, ZHU Rongchang, XIONG Xiaofei. Effectiveness evaluation of combat aircrafts[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006.

### 作者简介

王岚清 (1998—), 女, 硕士研究生, 主要研究方向为无人集群自组织管理。

杨刚 (1974—), 男, 博士, 教授, 硕士生导师, 主要研究方向为嵌入式分布计算系统建模技术、CPS 系统协同设计技术以及服务计算及其中间件技术。

原郭文 (1994—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为异构智能无人集群资源管理。

(上接第 79 页)

- [15] 黄上恒, 王铁军. 一种新的局部损伤韧性破坏理论及其在轴(球)对称结构中的应用[J]. 强度与环境, 1994(4): 410-414.
- HUANG Shangheng, WANG Tiejun. A new local damage ductile failure theory and its application in axial (spherical) symmetric structures[J]. Structure & Environment Engineering, 1994(4): 410-414.
- [16] 张伟, 肖新科. 7A04 铝合金的本构关系和失效模型[J]. 爆炸与冲击, 2011(1): 81-86.
- ZHANG Wei, XIAO Xinke. Constitutive relation and fracture model of 7A04 aluminum alloy[J]. Explosion and Shock Waves, 2011(1): 81-86.
- [17] 徐孝诚, 夏初. 超硬铝合金整体精车加工成型壳体外压稳定性研究[J]. 强度与环境, 1994(1): 37-43.
- XU Xiaocheng, XIA Chu. Study on external pressure stability of super-hard aluminum alloy shell formed by integral finishing machining[J]. Structure & Environment Engineering, 1994(1): 37-43.

### 作者简介

王成华 (1972—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为飞行器载荷与环境。

蒋雯霄 (1994—), 女, 硕士研究生, 主要研究方向为飞行器强度与环境。

杨阳 (1982—), 女, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器载荷与环境。

李磊 (1980—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器总体设计。