

文章编号:1674-8190(2015)02-139-10

复合材料加筋板后屈曲设计技术欧盟研究综述

王海燕¹, 段世慧¹, 孙侠生^{1,2}

(1. 中国飞机强度研究所 计算结构技术与仿真中心, 西安 710065)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 为了保持竞争力, 欧洲的飞机工业要求降低开发和运营成本, 短期和长期分别降低 20% 和 50%。为了实现这一目标, 欧盟在框架计划下支持了一系列复合材料加筋结构后屈曲技术相关的研究项目。飞机复合材料加筋板具有较强的后屈曲承载能力, 在飞机设计中可大幅提高结构的承载效率。本文介绍了欧盟在该领域的发展概况, 从项目背景、目标、开展的工作、分析方法以及研究成果等方面阐述了欧盟在第五、第六和第七框架及其他项目下支持的复合材料加筋结构后屈曲设计分析技术相关研究项目, 并分析了该领域技术的发展趋势及带来的启示。

关键词: 欧盟; 后屈曲分析; 复合材料加筋板

中图分类号: V214.8

文献标识码: A

Review on the EU Research Projects of Design and Analysis of Stiffened Composite Panels Including Post-buckling

Wang Haiyan¹, Duan Shihui¹, Sun Xiasheng^{1,2}

(1. Computational Structure Technique & Simulation Center, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

(2. School of Aeronautics, Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To remain competitive capacity, European aircraft industry demands for reduced development and operating costs by 20% and 50% in the short and long term, respectively. To realize this aim, a series of relevant research projects about stiffened composite panels including post-buckling and collapse supported by the European Commission under the Framework Program. Composite stiffened panels have considerable post-buckling potential capacity load that can substantially increase loading efficiency in aircraft design. In this paper, review on the EU research of design and analysis of stiffened composite panels including post-buckling are recommended. The relevant literatures are reviewed from the aspects of background, objectives, work packages, achievements, and analysis methods of projects, which under fifth, sixth and seventh frames and other projects. Finally, the trend of future fiber composite panel is introduced and the enlightenment of what these researches bring to us is also summarized.

Key words: Europe Union(EU); post-buckling analysis; stiffened composite panels

0 引言

随着航空科学技术的不断进步, 新材料飞速发

展, 其中以复合材料的发展最为突出。复合材料相比传统金属材料, 具有比强度和比刚度高、可设计性强、疲劳性能好、重量轻、耐腐蚀等优点, 将先进复合材料应用于飞机结构可减重 20%~30%, 这是其他材料和技术很难达到的效果。

从目前波音和空客两大航空制造巨头的激烈竞争来看, 在飞机的材料和技术选择上, 没有使用复合材料的飞机是没有竞争力和发展潜力的。复

收稿日期: 2014-12-03; 修回日期: 2015-05-15

基金项目: 国家国际科技合作专项(2011DFA72840)

中航工业集团创新基金(2012A62322R)

通信作者: 王海燕, why623@hotmail.com

合材料在飞机上的用量和应用部位已经成为衡量飞机结构先进性、舒适性、经济性的重要指标之一。

美国及欧洲为了保持他们在复合材料技术领域的领先优势,不断以开展专项复合材料技术及其结构技术综合发展计划的形式,进行先进复合材料技术的研究工作,并在技术达到一定成熟度时进行综合演示验证,取得了不少技术先进、经济可接受,且可投入使用的技术成果。

欧洲航空复合材料技术主要的发展途径是:根据未来航空平台的需求,分阶段实施一系列新材料应用技术发展计划,从而不断开发新技术并推动已有技术走向成熟。欧盟采取短期研究计划,时间一般为3~4年,在欧洲框架计划内的航空研究计划中设置基础研究计划、应用研究计划及演示验证计划。

欧盟的科研框架计划(European Commission Scientific Research Framework Project)是目前世界上最大的官方科技计划之一,它是由欧盟委员会发起,欧盟成员国广泛参与的重大科技合作计划。其研究具有高水平、大领域、强资助、广泛参与等鲜明特点^[1]。

为了保持竞争力、满足社会需要,欧洲的飞机工业要求实现在短期内将开发和生产成本降低20%、长期降低50%的目标。为了实现这一目标,欧盟在第五、第六和第七框架计划(The 5th, 6th and 7th Framework Program)中,支持了一系列复合材料加筋结构后屈曲设计技术的研究项目^[2]。

我国在复合材料后屈曲设计及分析方面也进行了一些研究,但整体研究系统性不足。因此,深入了解欧盟在这方面所开展的工作,对我国在该领域的研究有着重要的参考价值。

本文详细阐述了欧盟在第五、第六和第七框架及其他项目下支持的复合材料加筋结构后屈曲设计分析技术相关的研究项目,分析了该领域的技术发展趋势,并总结了欧盟的研究成果为我国在复合材料加筋板后屈曲设计领域所带来的启示。

1 欧盟复合材料后屈曲设计系列项目的背景

欧洲的飞机工业采用如图1所示的解决方案。图中带点的区域称为“可行区域”,每个点表示一个

满足设计任务的结构设计。该方案是既能减轻结构重量又能增加结构寿命的设计“基准空间”。

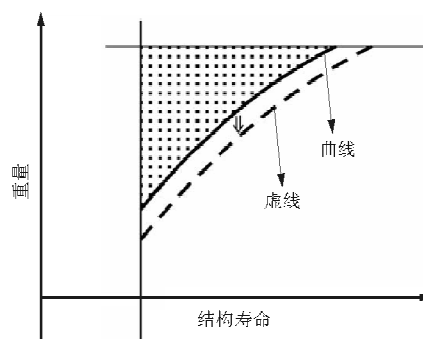


图1 结构设计的基准空间

Fig. 1 Criterion space for structure design

从图1可以看出,沿着图中标出的曲线,若要增加结构寿命,则不得不考虑增加结构重量。如果实际设计非常接近该曲线,为了减重而不减少结构寿命,则只有通过减少设计约束或应用高性能材料才能把曲线下移到虚线位置。

两个轴压加筋板的载荷一位移曲线如图2所示,该图解释了极限载荷下结构后屈曲的设计理念。圆点表示初始屈曲(加筋之间蒙皮的局部屈曲),叉点表示破坏(最大载荷)。为了使结构进入后屈曲区域后不会减少寿命,需要研究既快速又可靠的复合材料加筋板分析设计工具^[3]。

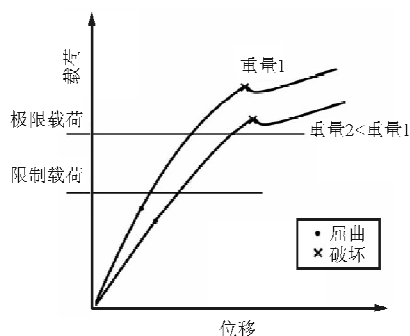


图2 限制载荷下第一个屈曲载荷设计和极限载荷下后屈曲设计

Fig. 2 Design for first-buckling under limit load and for post-buckling under ultimate load

2 欧盟第五框架项目——POSICOSS

2.1 项目背景

欧盟第五框架项目 POSICOSS (Improved Postbuckling Simulation for Design of Fiber Com-

posite Stiffened Fuselage Structures), 主要解决复合材料机身结构在极限载荷下的后屈曲设计问题。该项目开始于 2000 年 1 月 1 日, 结束于 2004 年 9 月底, 共有七个科研单位参加了该项目^[4]。

2.2 项目目标

POSSCOSS 项目主要针对下一代飞机复合材料机身结构的设计。当时, 后屈曲计算还很费时, 不能直接用于设计。该项目开发了一套未来复合材料机身加筋壁板结构快速的后屈曲分析软件工具, 提供了一个未来机身复合材料加筋结构的设计方法。

2.3 工作描述

该项目共有六个技术工作包:

(1) 后屈曲和破坏分析的标准算例

该工作包是为了制定用于验证软件的标准算例, 用来验证软件工具的能力和确定其缺陷。

(2) 加筋纤维复合材料试验件设计

该工作包为了解决软件的缺陷, 专门设计了加筋纤维复合材料试验件, 达到完善分析软件的目的。为了计算准确, 还专门做了分析算例试验件的材料属性。

(3) 试验件的制造和试验

该工作包是为了扩充试验数据库, 共制造了 32 个试验件, 并在试验前对试验件进行了无损检测。对试验件进行了压缩、扭转、剪切、压剪复合等试验, 试验中为了控制结构进入后屈曲状态的程度, 采用位移控制。试验后将分析结果与试验结果进行了对比, 并根据试验结果改进了软件。

(4) 复合材料加筋板分析过程和初步设计准则的改进

该工作包为了改进复合材料加筋板的初步设计准则和后屈曲的准确分析, 对现有金属结构后屈曲准则进行了修改, 并采用有限元方法对结构进行了参数化分析研究。

(5) 实际机身复合材料加筋板的设计、分析、制造和试验

该工作包为了从工程角度考虑设计最好的实际机身结构, 共设计和制造了 19 个复合材料机身加筋板。通过这些板的试验结果, 验证机身复合材

料加筋结构的设计方法。同时也对开发的复合材料加筋板后屈曲分析软件工具进行了检验。还做了实际结构的材料属性试验。

(6) 复合材料加筋板设计指南

该工作包对已有的工作进行了总结及提炼, 形成了复合材料加筋板设计指南。

2.4 项目分析方法——非线性有限元分析

该项目的典型分析方法为非线性有限元分析, 将试验件的载荷—位移曲线作为加筋板非线性行为的表征。其中一个试验件加筋结构的情况如图 3 所示^[5]。

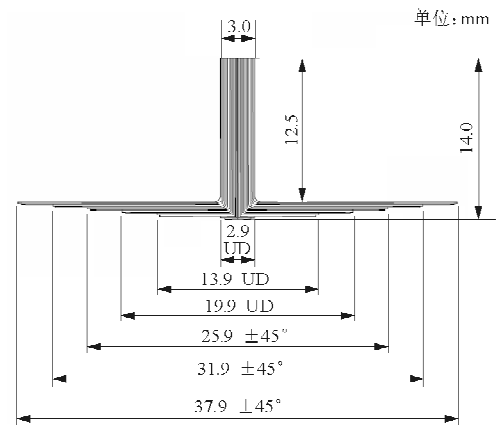


图 3 试验件加筋结构的情况

Fig. 3 Nominal stringer set-up

采用商业有限元软件 ABAQUS/Standard 对该试验件的屈曲特性进行仿真, 有限元模型如图 4 所示。

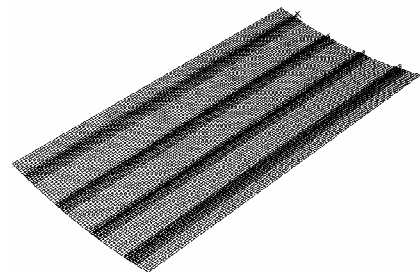


图 4 有限元模型(POSSCOSS)

Fig. 4 Finite element model of panel(POSSCOSS)

为了分析准确, 进行了合适单元、网格细化程度、蒙皮—加筋连接等多种建模形式的研究, 最后确定在模型中采用具有 6 个自由度的 4 节点壳元 S4R, 并沿每层厚度设置 3 个积分点。在分析中,

为了确保覆盖所有类型的影响,有限元单元数量设置为 15 000 个。蒙皮和长桁均为壳单元,其连接采用多点约束,如图 5 所示。

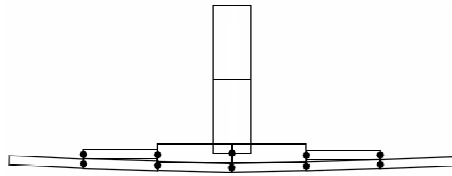


图 5 蒙皮—加筋连接的模拟

Fig. 5 Model of skin-stringer connection

在有限元模型中,加筋板纵向边界的支持刚度采用弹簧元模拟,如图 6 所示^[6]。

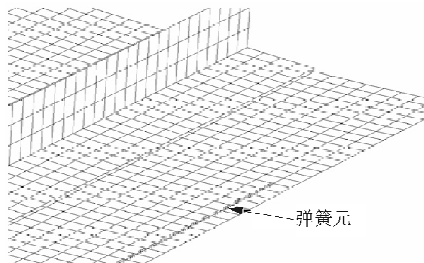


图 6 有限元模型的细节

Fig. 6 Details of the finite element model

加筋板标准的边界条件如图 7 所示,第一行数字表示三个平动自由度,第二行数字表示转动自由度;“0”代表有约束,“-”代表自由。沿着板端部(包括长桁和蒙皮),按给定的轴向位移施加载荷。纵向边界也施加标准边界。在非线性分析中,采用 ABAQUS 软件内在的自适应/人工阻尼(*static, stabilize)Newton-Raphson 技术。

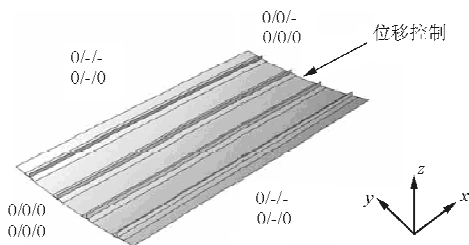


图 7 标准的边界条件

Fig. 7 Standard boundary condition

有限元分析分四步:①前处理;②线性特征值屈曲分析,得到屈曲模态;③把得到的屈曲模态作为非线性分析中的初始缺陷,非线性分析利用

ABAQUS 内在的自适应/人工阻尼 Newton-Raphson 技术;④后处理。ABAQUS 软件分析过程如图 8 所示。

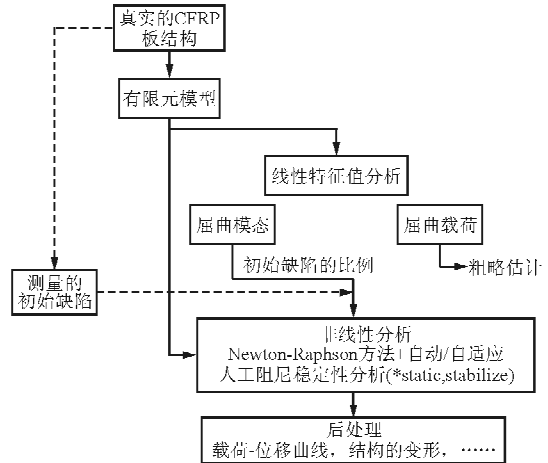
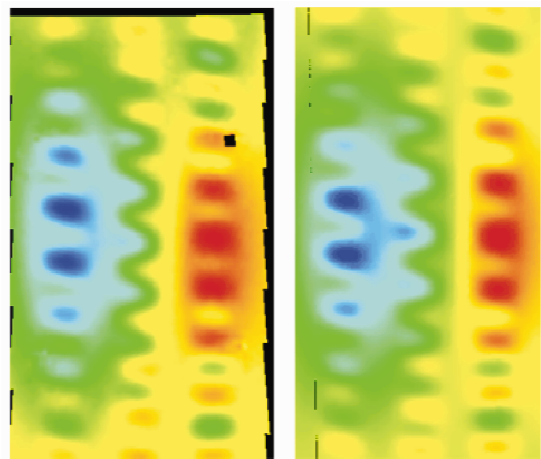


图 8 ABAQUS 软件分析过程

Fig. 8 Analysis process of ABAQUS software

一个 POSICOSS 项目试验板面外位移的试验结果与仿真结果的对比如图 9 所示。



(a) 试验结果

(b) 仿真结果

图 9 一个试验板面外位移试验结果与仿真结果的对比(POSICOSS)

Fig. 9 Comparison of the test plate's out-plane displacement between test and simulation(POSICOSS)

2.5 项目的研究成果

研究成果包括四项^[7]:

(1) 材料性能的测试

通过试验件确定了单向带的强度参数。试验件由 DLR、IAI 和 AGUSTA 制造,DLR 和 IAI 采

用碳/环氧复合材料 IM7/8552,而 AGUSTA 采用纤维复合材料 98-GF3-5H1000(CYMAMID)。根据相应标准得到了材料属性。

(2) CFRP 加筋板和圆柱壳的屈曲和后屈曲试验结果

参研单位 AGUSTA、IAI 和 DLR 共制造了 42 个加筋板和 9 个加筋圆柱壳。AGUSTA 采用 CYMAMID 材料,IAI 和 DLR 采用 IM7/8552。POLIMI、TECHNION 和 DLR 三个单位分别做了压缩、弯曲、剪切和压剪复合等试验。试验前对试件进行了无损检测,并记录了试件的原始参数,试验中记录了载荷—位移曲线、应变曲线,并对试验过程进行了录像^[2-5]。

(3) 改进的复合材料加筋板屈曲和后屈曲快速分析软件工具计算方法

TECHNION、RWTH 和 DLR 开发的复合材料加筋壁板屈曲和后屈曲分析的基本原理为半经验分析、有限条法等。而 POLIMI 和 RTU 则在分析和优化中应用了反应面法。DLR 基于上述原理开发了复合材料后屈曲快速分析软件工具。

(4) 纤维复合材料加筋板设计指南

项目中,采用开发的复合材料后屈曲快速分析软件和 ABAQUS 的二次开发软件(Standard and Explicit)对不同板长度、加筋长度、半径、蒙皮厚度、蒙皮铺层、长桁类型、长桁尺寸、长桁铺层结构等进行了参数化研究,并通过设计的实际结构试验结果对分析模型进行了验证,得到了纤维复合材料加筋板设计指南。

该项目的研究成果应用在 A380 飞机中央翼盒、机身尾段 19 段上,使得 A380 飞机的复合材料用量达到了 25%。

3 欧盟第六框架项目——COCOMAT

3.1 项目背景

欧盟第六框架项目 COCOMAT (Improved Material Exploitation at Safe Design of Composite Airframe Structures by Accurate Simulation of Collapse),从 2004 年 1 月开始,到 2008 年 10 月结束。

该项目由德国宇航中心 DLR 主管,参研单位包括五大工业部门、三个研究机构和四所大学^[8]。

COCOMAT 项目延续已完成的 POSICOSS 项目,完善了复合材料加筋结构元件试验数据库,改进了 POSICOSS 项目的设计和分析工具,编写了考虑蒙皮和长桁脱粘及材料退化的复合材料加筋板设计指南。整个项目共设计了七种不同类型的 47 个试验件,做了 12 种载荷情况(没有损伤、预损伤、静力、循环加载载荷)的试验^[9]。

3.2 项目目标

该项目的目标是使复合材料加筋壁板的设计向前迈进一大步,其设计理念如图 10 所示^[10]。

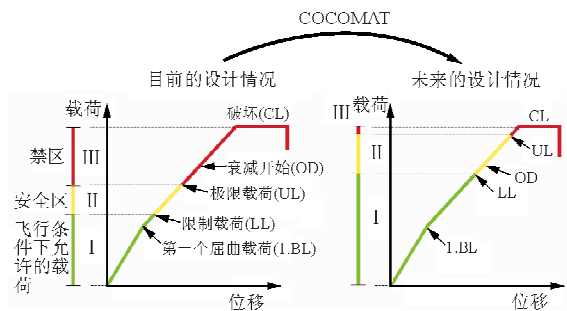


图 10 复合材料加筋板现在和未来的设计理念 (COCOMAT)

Fig. 10 Current and future design scenarios for typical stringer stiffened comparison panel(COCOMAT)

目前的工业设计理念如图 10(左)所示,典型的载荷—位移曲线分为三个不同区间。区间 I 为使用条件下允许的载荷,上界为限制载荷;区间 II 为安全区域,上界为极限载荷;区间 III 为禁区,最高为破坏载荷。目前的极限载荷与破坏载荷之间仍有大量未利用的结构余量。

未来的设计理念如图 10(右)所示,为了开发极限载荷与破坏载荷之间的结构余量,一种理念为:在设计中,使极限载荷尽可能靠近破坏载荷;另一种理念为:提高对破坏的准确计算,从而在设计中可以使禁区 III 的位置尽量向安全区 II 靠近。

3.3 工作描述

该项目共有六个技术工作包:

(1) 完整和预损伤加筋板破坏分析的标准算

例研究

对加筋板试验结果进行研究,确定出完整板和预损伤加筋板破坏分析的标准算例,并找出现有软件的计算缺陷。

(2) 静力和疲劳试验加筋板材料特性、失效准则的确定

为了克服现有软件的计算缺陷,设计了加筋板并进行了其材料特性试验,对加筋板进行静力和疲劳试验,验证了分析所用的失效准则。

(3) 破坏计算软件工具的改进

通过试验验证并对现有的低速和快速破坏计算软件工具进行了改进。

(4) 复合材料完整加筋板的制造和试验

主要进行完整加筋板的制造和试验,扩充了试验数据库。为了克服现有软件的计算缺陷,设计并制造了 22 个复合材料完整加筋板。通过将上述完整加筋板的静力和疲劳试验结果与采用改进的软件工具的计算结果进行对比,检验了改进的软件工具对复合材料完整加筋板的分析,并给出了评价。

(5) 预损伤加筋板的制造和试验

为了研究损伤对试件破坏的影响,设计并制造了 25 个复合材料预损伤加筋板并进行了试验,扩充了试验数据库。通过将带损伤加筋板的静力和疲劳试验结果与采用改进的软件工具计算的结果进行对比,检验了改进的软件工具对预损伤加筋板的分析,并给出了评价。

(6) 含损伤纤维复合材料加筋板设计指南和验证

整理所有项目的研究成果,并对新开发的软件工具进行了验证。该工作包对设计文档、试验结果文档、验证结果文档进行了归纳、总结,提炼出了含损伤纤维复合材料加筋板设计指南。

3.4 项目分析方法——考虑退化的非线性有限元分析

COCOMAT 项目的一个主要任务是改进慢速的破坏计算工具。在此任务下,为了考虑蒙皮—长桁的脱胶,DLR 对 ABAQUS 软件进行了二次开发,其中一个试验件的加筋结构如图 11 所示,其

有限元模型如图 12 所示,蒙皮—长桁连接的模型如图 13 所示^[11-12]。

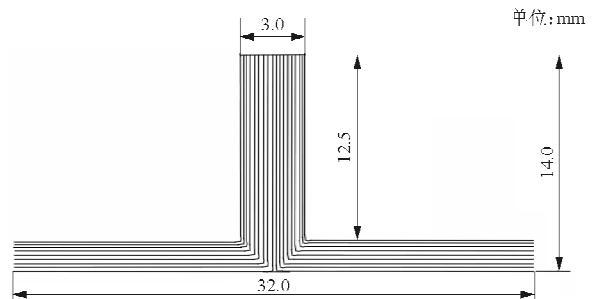


图 11 试验件加筋结构(COCOMAT)

Fig. 11 Stringer type used in test (COCOMAT)

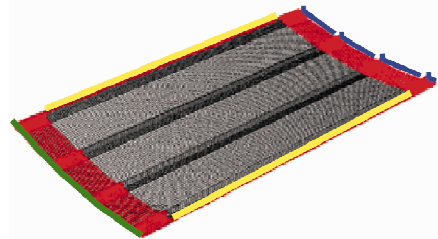


图 12 有限元模型(COCOMAT)

Fig. 12 Finite element model used in COCOMAT

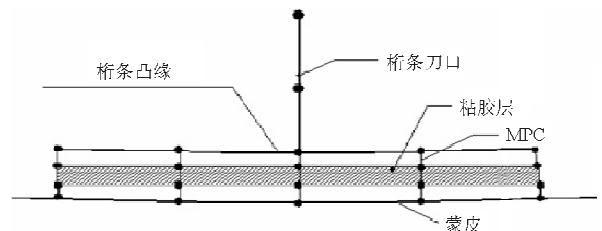


图 13 蒙皮—长桁连接的模拟(COCOMAT)

Fig. 13 Finite element model of skin-stringer connection (COCOMAT)

蒙皮和长桁之间的粘胶层用三维有限元单元模拟。有限元单元的力学特性用自主开发的 ABAQUS 子程序来定义。DLR 编写了三个用户子程序,在子程序中给出了应力失效准则,其中两个用户子程序可以给出退化模型。COCOMAT 项目中建立了基于试验研究的新的退化模型,并将其添加到用户子程序中。三个用户子程序情况^[13]如下:

(1) 用户自定义场(USDFLD)——进行失效准则的定义。

(2) 显式 UMAT: 计算从先前的显式结果增量中得到的应力, 控制失效的扩展和粘胶层的退化。

(3) 隐式 UMAT: 从当前的隐式刚度矩阵中得到应力, 在每个增量步中筛选得到第一个失效的单元。

用户子程序在 ABAQUS 计算过程中的位置如图 14 所示。

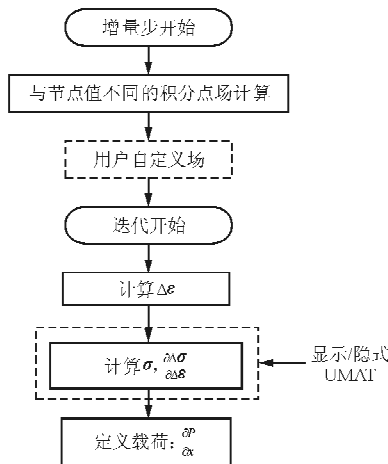


图 14 在 ABAQUS 软件计算过程中用户子程序的位置

Fig. 14 Position of the user subroutines within the ABAQUS calculation process

显式 UMAT 用户子程序和隐式 UMAT 用户子程序可以监测粘胶层失效的扩展和计算用户自定义的退化模型。用户自定义场子程序执行粘胶层应力失效准则, 粘胶层的退化采用减小杨氏模量来达到最大许用应力, 如表 1 所示。

表 1 Redux 312 粘胶层的材料属性

Table 1 Material property of the adhesive-Redux 312

| 物理量名称 | 数值 | 物理量名称 | 数值 |
|------------|-------|------------|-----|
| E_1 /MPa | 3 000 | 最大剪切应力/MPa | 38 |
| ν_{12} | 0.4 | 最大法向应力/MPa | 8.3 |
| 最大压缩应力/MPa | 48 | | |

三个用户子程序均在小模型和大模型上进行了测试和比较, 表现出很好的一致性。

COCOMAT 项目 1 号设计板载荷一位移曲线的用户子程序计算结果、试验值、其他不考虑退化的商业软件计算结果的比较如图 15 所示。

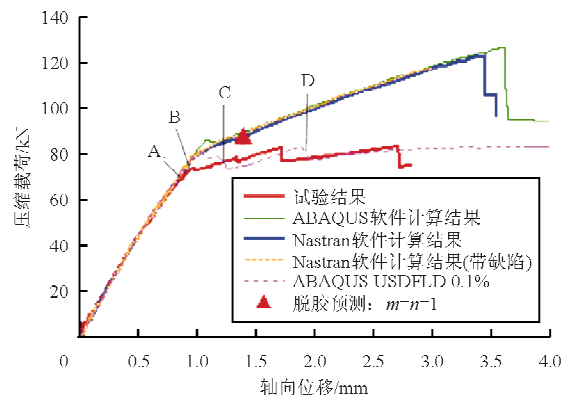
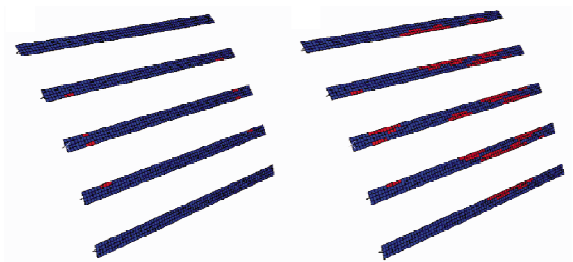


图 15 不同的仿真工具下计算值与试验值的比较

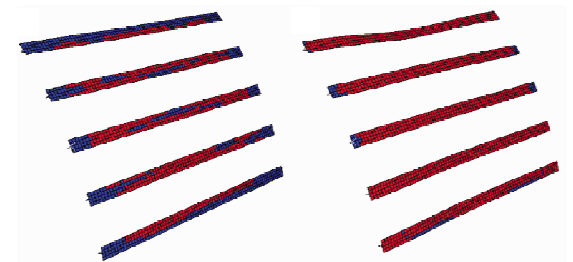
Fig. 15 Comparison of the results between test and various simulation tools

从图 15 可以看出: 压缩量为 1 mm 时, 第一个总体屈曲出现(即 B 点); 过了 B 点以后, 只有用 ABAQUS 用户子程序计算的结果与试验结果一致性较好。

四个载荷水平(图 15 中 A、B、C、D 四个点对应的载荷)下粘胶层失效扩展的数值仿真如图 16 所示。破坏试验后蒙皮和长桁之间连接的损伤区域如图 17 所示, 图 17(a)是利用超声探测仪测量的结果, 图 17(b)是光学温度记录仪测量的结果, 二者非常一致^[14]。

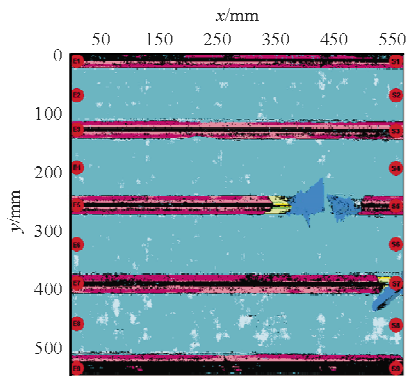


(a) 图 15 中 A 点所对应的载荷 (b) 图 15 中 B 点所对应的载荷

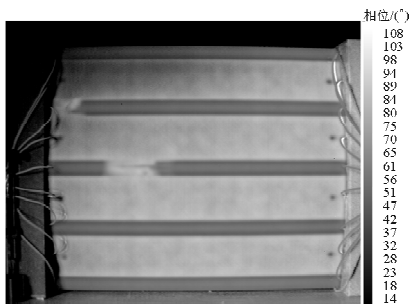


(c) 图 15 中 C 点所对应的载荷 (d) 图 15 中 D 点所对应的载荷

图 16 在四个应力水平下粘胶层失效扩展的数值仿真
Fig. 16 Numerical simulation of failure propagation of the adhesive layer at four load level



(a) 超声探测仪测量结果



(b) 光学温度记录仪测量结果

图 17 破坏试验后蒙皮和长桁之间连接的损伤区域

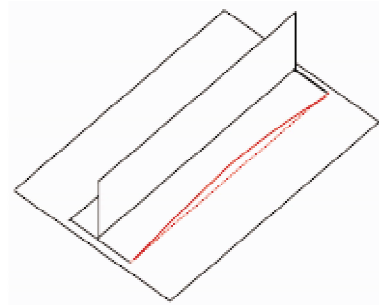
Fig. 17 Investigation visualizing damages mainly between skin and stringer after the test

必须指出的是:只用载荷—位移曲线来比较是不充分的,因为仿真的总体屈曲模式和试验不同;另外,用户子程序预估了比在试验中观察到的更多的损伤粘胶区域。将图 17 的试验结果和图 16 的仿真结果进行比较,发现仿真中有较多的粘胶单元失效,表明还需要进一步改进退化模型。

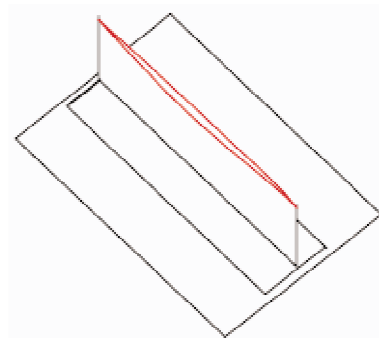
3.5 研究成果

(1) 建立了无损伤和预损伤复合材料加筋板试验数据库。试验数据库包括:无损伤和预损伤两类复合材料加筋板的材料特性,静力、疲劳及破坏试验结果。

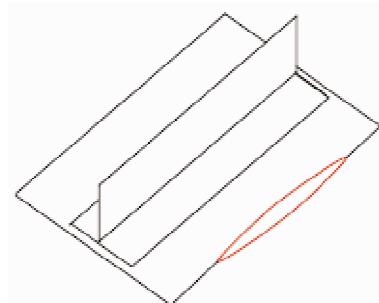
(2) 建立了退化模型。退化模型包括蒙皮与长桁脱胶、长桁分层和蒙皮分层三种,如图 18 所示^[15]。完善了预损伤退化模型并验证了新开发的软件工具。



(a) 蒙皮与长桁的分离(退化 1)



(b) 长桁的分层(退化 2)



(c) 蒙皮的分层(退化 3)

图 18 退化模型分类

Fig. 18 Degradation model classification

(3) 改进了复合材料加筋板后屈曲直到破坏的低速和快速分析软件工具^[16]。快速工具为解析法和半解析法,低速工具为非常准确但费时的二次开发商业有限元软件和自研有限元软件。

(4) 编写了复合材料加筋壁板设计指南。整理所有项目的研究成果,并采用新开发的软件工具进行了验证,将准则进行了提炼并形成了带损伤复合材料加筋壁板的设计指南。

该项目的研究成果应用在 A350 飞机机翼及机身上,使得 A350 飞机的复合材料用量达到了 53%。

4 欧盟第七框架项目——DESICOS

4.1 项目背景

DESICOS 项目(New Robust Design Guideline for Imperfection Sensitive Composite Launcher Structures)从 2012 年 2 月开始,到 2015 年 1 月结束,该项目由德国宇航中心主管,共 12 家研究机构共同完成^[17]。

4.2 项目目标

DESICOS 项目的目标是对缺陷敏感的复合材料运载火箭结构新设计方法的研究,给出了一个能够承受最严重缺陷的运载火箭新的设计方法——单扰动载荷法。

4.3 工作描述

DESICOS 项目把单扰动载荷法和随机方法结合起来进行运载火箭的鲁棒性设计。研究表明,在非加筋圆柱壳上作用一个轴向载荷,再施加一个最大的单扰动载荷,与 NASA SP-8007 设计指南相比,试件的屈曲载荷提高了 45%^[18-19]。

4.4 预期研究成果

该项目将整理总结所有的研究成果,编写对缺陷敏感的复合材料运载火箭结构新的鲁棒性设计指南。

5 其他项目

ESA 项目(Probabilistic Aspects of Buckling Knock Down Actors—Test and Analysis)开始于 2006 年 5 月,结束于 2007 年 11 月。

开展该项目的主要目的是获得一个改良的屈曲 Knock-down 因子,该因子是有缺陷的屈曲载荷与理想结构的比值。通过试验对 CFRP 圆柱壳进行线性和非线性屈曲仿真验证。

在 1968 年的 NASA SP-8007 设计指南里,给出了一个 Knock-down 因子边界。基于当时的研究条件,该因子相当保守,未考虑复合材料结构。而现在若仍采用先前的 NASA 报告是非常不合适的。

ESA 项目的研究成果包括十个名义上相等的

轴压 CFRP 圆柱壳试验数据库。用 MonteCarlo 仿真方法对其进行敏度分析,并进行了试验验证,给出了一个改进 Knock-down 因子的结构设计指南^[20]。

6 启示

欧盟在第五、第六和第七框架及其他项目下支持的复合材料加筋结构后屈曲设计分析技术相关研究项目,既有自成体系的综合性研究,又有分门别类的专题研究。通过对已完成项目的分析研究,可以得到如下启示:

(1) 建立无损伤和预损伤复合材料加筋板的试验数据库。该数据库包括:复合材料结构小试件的材料属性试验数据、无损伤复合材料结构的破坏试验数据、循环加载试验后带损伤结构的剩余强度试验数据。

(2) 建立由试验数据支持的退化模型库。建立与循环加载试验后带损伤结构的剩余强度试验结果相一致的退化模型库。

(3) 开发改进的复合材料加筋壁板低速和快速分析软件。开发计算加筋板后屈曲直到破坏的快速分析软件和基于商业有限元二次开发的计算加筋板直到破坏的低速分析软件。

(4) 提供通过试验数据验证的用于加筋壁板的设计指南。建立考虑复合材料加筋板后屈曲及结构退化的设计指南。

7 结束语

作为当前的研究热点,飞机复合材料加筋结构后屈曲设计技术在欧盟第五、第六、第七框架计划及其他项目支持下得到了广泛的研究。本文介绍了这些项目的整体目标,着重阐述了 POSICOSS, COCOMAT, CESICOS 等项目的研究背景、内容、分析方法及研究成果,在此基础上介绍了代表欧洲未来复合材料加筋板的设计和分析的新概念,并揭示了上述研究带给我们的启示,对我国复合材料加筋结构的设计与分析具有一定的借鉴意义。

参考文献

- [1] European Commission. Sixth framework programme-aeronautics research 2003-2006 projects[R]. European Communities, 2007.

- [2] Meyer-Piening H-R, Farshad M, Geier B, et al. Buckling loads of CFRP composite cylinders under combined axial and torsion loading-experiments and computations[J]. Composite Structures, 2001, 53: 427-435.
- [3] Degenhardt R, Wilckens D, Rohwer K, et al. Improved material exploitation of composite airframe structures by accurate simulation of collapse-the COCOMAT project; 2nd Int. [C]. Conference on Buckling and Postbuckling Behaviour of Composite Laminated Shell Structures. Braunschweig, Germany, 2008.
- [4] Zimmermann R, Rolfes R. POSICOSS—Improved post-buckling simulation for design of fiber composite stiffened fuselage structures[J]. Composite Structures, 2006, 73(2): 171-174.
- [5] Geier B, Meyer-Piening H-R, Zimmermann R. On the influence of laminate stacking on buckling of composite cylindrical shells subjected to axial compression[J]. Composite Structures, 2002, 55(4): 467-474.
- [6] Kling A, Degenhardt R, Zimmermann R. A hybrid subspace analysis procedure for non-linear postbuckling calculation[J]. Composite Structures, 2006, 73(2): 162-170.
- [7] Zimmermann R, Klein H, Kling A. Buckling and post-buckling of stringer stiffened fibre composite curved panels-tests and computations[J]. Composite Structures, 2006, 73(2): 150-161.
- [8] Degenhardt R, Rolfes R, Zimmermann R, et al. COCOMAT-Improved material exploitation at safe design of composite airframe structures by accurate simulation of collapse[J]. Composite Structures, 2006, 73(2): 175-177.
- [9] Degenhardt R, Kling A, Klein H, et al. Experiments on buckling and postbuckling of thin-walled CFRP structures using advanced measurement systems[J]. International Journal of Structural Stability and Dynamics, 2007, 7(2): 337-358.
- [10] Degenhardt R, Tessmer J. Improved design scenario for composite airframe structures[J]. AIAA Journal, 2007: 23-26.
- [11] Degenhardt R, Kling A, Rohwer K, et al. Design and analysis of stiffened composite panels including post-buckling and collapse[J]. Computers & Structures, 2008, 86(9): 919-929.
- [12] Richard Degenhardt, Jan Tessmer, Alexander Kling, Collapse behavior of thin-walled CFRP structures due to material and geometric nonlinearities-experiments and simulation, 26th international congress of the aeronautical sciences [C]. United States, 2008: 15-18.
- [13] Iltis C, Rolfes R, Breitbach E, et al. Robust design of composite cylindrical shells under axial compression-simulation and validation[J]. Thin-Walled Structures, 2008, 46(7-9): 947-962.
- [14] Merrill C W Lee, Donald W Kelly, Degenhardt R, et al. A study on the robustness of two stiffened composite fuselage panels[J]. Composite Structures, 2010, 92(2): 223-232.
- [15] Merrill C W Lee, Mikulik Z, Donald W Kelly, et al. Robust design-a concept for imperfection insensitive composite structures[J]. Composite Structures, 2010, 92(6): 1469-1477.
- [16] Adrian C B Orifici, Thomson R S, Degenhardt R, et al. A finite element methodology for analysing degradation and collapse in postbuckling composite aerospace structures[J]. Journal of Composite Materials, 2009, 43: 3239-3263.
- [17] Degenhardt R. New robust design guideline for imperfection sensitive composite launcher structures [C]. CEAS 2011 The International Conference of the European Aerospace Societies, 2011.
- [18] Mariano A Arbelo, Degenhardt R, Saullo G P Castro, et al. Numerical characterization of imperfection sensitive composite structures [J]. Composite Structures, 2014, 108: 295-303.
- [19] Adrian C Orifici, Chiara Bisagni. Perturbation-based imperfection analysis for composite cylindrical shells buckling in compression [J]. Composite Structures, 2013, 106: 520-528.
- [20] Degenhardt R, Kling A, Bethge A, et al. Investigations on imperfection sensitivity and deduction of improved knock-down factors for unstiffened CFRP cylindrical shells[J]. Composite Structures, 2010, 92(8): 1939-1946.

作者简介:

王海燕(1974—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构强度分析。

段世慧(1963—),男,博士,研究员。主要研究方向:计算力学及软件。

孙侠生(1962—),男,博士,研究员。主要研究方向:飞行器结构强度新概念、新方法。

(编辑:马文静)