International Journal of Mechanics Research 力学研究, 2017, 6(2), 63-71
Published Online June 2017 in Hans. http://www.hanspub.org/journal/ijm
https://doi.org/10.12677/ijm.2017.62008

Study on Compression Stability of a Domestic Composites Laminate

Ziguang Ma, Weiwei Wang

AVIC Helicopter Research Institute, Jingdezhen Jiangxi
Email: 846626431@qq.com

Received: Apr. 21st, 2017; accepted: May 9th, 2017; published: May 12th, 2017

Abstract

The mis-stability condition of simply supported domestic composite lamination at four sides affected by compressive load is analyzed by engineering algorithm and finite element software MSC. Patran 2008/Nastran 2008, respectively. And a compression stability test of simply supported composite laminates on four sides is conducted. The tests show a local buckling during the initial phase of loading; the post-buckling load-bearing capability is large. The failure mode of the laminate was studied. The contrast of engineering theory calculation, finite element analysis, and the test results shows that the first-order buckling loads from three methods are close, which indicates the finite element model is rational and the finite element calculation could provide reference to the research of composite structure.

Keywords

Composite Laminates, Compression Stability, Test, Finite Element Analysis

某国产复合材料层压板压缩稳定性研究

马子广，王卫卫

中航工业直升机设计研究所，江西 景德镇
Email: 846626431@qq.com

收稿日期：2017年4月21日；录用日期：2017年5月9日；发布日期：2017年5月12日

摘 要

分别用工程算法和有限元软件MSC.Patran2008/Nastran2008,分析了受压缩载荷作用下某国产复合材料层压板四边简支约束下的失稳情况，并展开了四边简支情况下的复合材料层压板压缩稳定性试验。试

文章引用: 马子广, 王卫卫. 某国产复合材料层压板压缩稳定性研究[J]. 力学研究, 2017, 6(2): 63-71.
https://doi.org/10.12677/ijm.2017.62008

验表明在加载的初始阶段试件发生的局部屈曲，层压板后屈曲承载能力较大；研究了层压板的破坏模式。工程理论计算、有限元分析、试验结果进行对比，发现三种方式得到层压板的一阶屈曲载荷接近，说明了数值模型的合理及有限元计算可以为复合材料结构的研究提供一定的参考。

关键词

复合材料层压板，压缩稳定性，试验，有限元分析

Copyright © 2017 by authors and Hans Publishers Inc.
This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).
http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/
Open Access

1. 引言

纤维增强复合材料具有很好的可设计性、耐腐蚀性、比强度高、比刚度高、疲劳特性好及易修补等突出的优点，因此复合材料成为当今航空器有效减重、改善航空器性能的一种必不可少的材料[1]。对于直升机来说，由于飞行速度相对低、气动载荷小，其机体结构采用复合材料更具有得天独厚的条件。复合材料层压板结构大量应用于直升机中，而压缩载荷是飞机结构中受载的常见形式，失效模式为屈曲失稳[2]，受压层压板的特性包括：板的初始屈曲、后屈曲及压损。也就是说复合材料层压板结构在受压缩载荷时结构会进入非线性弯曲变形阶段，继而出现屈曲和相继的后屈曲变形，因此，其后屈曲承载能力空间仍然很大[3]。利用复合材料层压板的后屈曲强度特性在设计中提高结构的承载能力，需要进行极限强度分析和试验验证。

目前国内外在复合材料设计时，一般都规定主承力结构在设计载荷下不允许发生总体和局部失稳，次承力结构在设计载荷下不允许发生总体失稳，在使用载荷下不允许发生局部失稳[4] [5] [6]。这一设计准则显然偏于保守，未能完全开发出复合材料结构的后屈曲承载能力，而往往复合材料的后屈曲承载空间非常大，因此国外的工业部门、企业、研究所等研究机构开展了相关的研究工作[7]，试图提高复合材料结构屈曲的设计许用值[8]。理论研究中主要依据经验公式，在计算时通常对模型进行大量简化，与用理论计算相比，有限元计算可以更精确的模拟边界条件和实际结构，因而得出的结果更具有应用价值。

本文针对 5224/U3160 和 5224/CF3052 混合铺层复合材料层压板在受轴向压缩载荷时，进行工程计算、有限元仿真及展开试验，分析了复合材料层压板的破坏模式、失稳模态、破坏载荷等。

2. 层压板理论模型

如图 1 所示，试件为正方形平板，大小 400 mm × 400 mm，四边简支，试件由 5224/CF3052 (45˚方向)和 24/U3160 (0˚方向)混合铺成。

复合材料层压板铺层方式为：45˚/0˚/0˚/45˚/0˚/0˚/45˚。

单层 5224/CF3052 厚度 0.285 mm，单层 5224/U3160 厚度为 0.166 mm。其单层板在室温条件下的性能数据如表 1 所示。

3. 四边简支层压板理论计算

计算时将复合材料层压板按薄板理论简化分析，按理论经验公式[9]计算

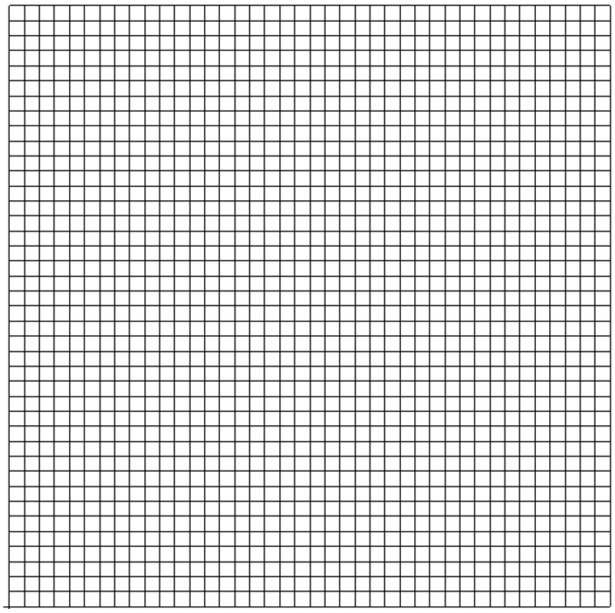

Figure 1. Laminate meshing model
图 1. 层压板网格划分模型

Table 1. Mechanical properties of a domestic pre-preg laminate
表 1. 某国产预浸料层压板力学性能

序号	项目	5224/CF3052	5224/U3160
1	经向压缩强度，MPa	410	700
2	经向压缩模量，GPa	60	110
3	纬向压缩强度，MPa	400	180
4	纬向压缩模量，GPa	60	9.5
5	面内剪切强度，MPa	80	80
6	面内剪切模量，GPa	5.0	5.0

$$N_{xcr} = \frac{\pi^2}{b^2}\left[D_{11}\left(\frac{b}{a}\right)^2 m^2 + 2\left(D_{12} + 2D_{66}\right) + \left(\frac{a}{b}\right)^2 \frac{D_{22}}{m^2}\right] \tag{1}$$

式中：N_{xcr} ——单位长度上的轴压屈曲载荷。

m ——沿板的 x 方向的屈曲半波数。

a,b ——板的长度和宽度。

$D_{ij}\left(i, j = 1,2,6\right)$ ——板的弯曲刚度系数。

如图 2 所示。

刚度系数可根据前文所给出的铺层信息和材料力学性能计算得到，本文中的刚度系数通过 ACSComp 软件计算得到：

$$D_{11} = 19527\ N \cdot mm,\quad D_{12} = 7470\ N \cdot mm,\quad D_{22} = 10919\ N \cdot mm,\quad D_{66} = 8210\ N \cdot mm$$

将上述数据带入公式(1)得到：

$$N_{xcr} = 0.67\left(1.79\ \mathrm{m}^2 + 1/\mathrm{m}^2 + 4.74\right)_{\min} \tag{2}$$

当 1.79 m^2 + 1/m^2 + 4.74 取得最小值时，(2)*最小*，对公式(2)求导，

得到 m = 0.87 时最小，因此取半波数 m = 1，代入(2)

得到 N_{xcr} = 4.797 N/mm。

所以，一阶屈曲载荷 $N = N_{xcr} \times 400 = 1918$ N，涉及到高阶屈曲载荷计算比较繁琐这里不再进行计算。

4. 四边简支层压板有限元计算分析

根据实际尺寸用 Ptran 2008 有限元软件进行建模，为简化模型采用 2D 壳单元模型。用 quad4 单元对模型划分网格，quad4 单元共用 6 个自由度分别为 Ux、Uy、Uz、Rx、Ry、Rz，四边简支取 Ux = Uz = 0，Rx = Rz = 0，非受载边收载边 Uy = Uz = 0，Ry = Rz = 0. 在模型的一端施加均布 1000 N 的压向载荷。用 buckling 模块计算前五阶的屈曲模态。计算结果如下表所示。根据屈曲载荷等于加载载荷与特征值的乘积，因此可以得到前五阶的屈曲载荷值(见表 2)，图 3~图 5 给出了有限元计算前 3 阶失稳模态图，图 6

Table 2. The instability load of four-side simply supported laminated plate
表 2. 四边简支层压板失稳载荷

阶次	特征值	临界载荷/N
1	1.798	1798
2	3.686	3686
3	5.633	5633
4	6.911	6911
5	7.180	7180

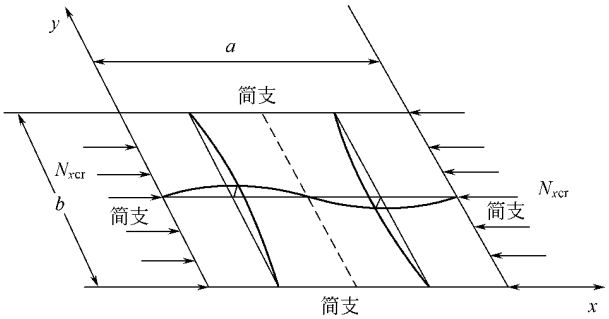

Figure 2. Schematic diagram of compression buckling of simply supported laminates
图 2. 四边简支层压板受压缩屈曲示意图

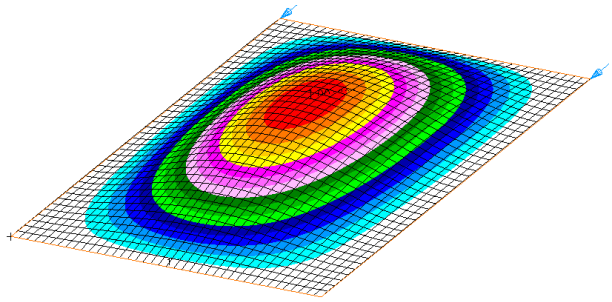

Figure 3. First-order instability mode
图 3. 一阶失稳模态

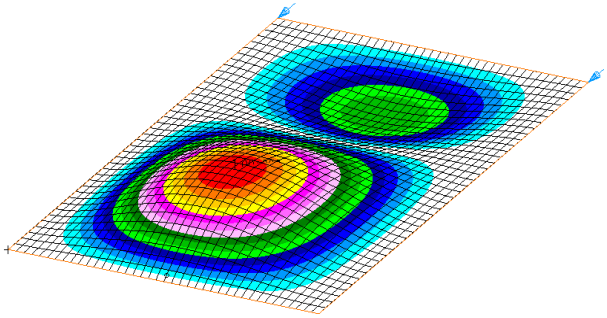

Figure 4. Second-order instability mode
图 4. 二阶失稳模态

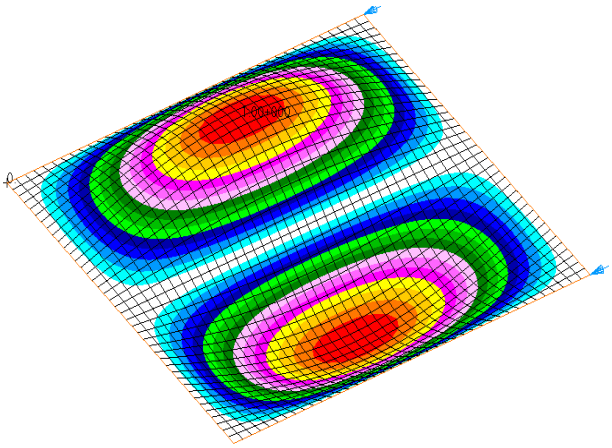

Figure 5. Third-order instability mode
图 5. 三阶失稳模态

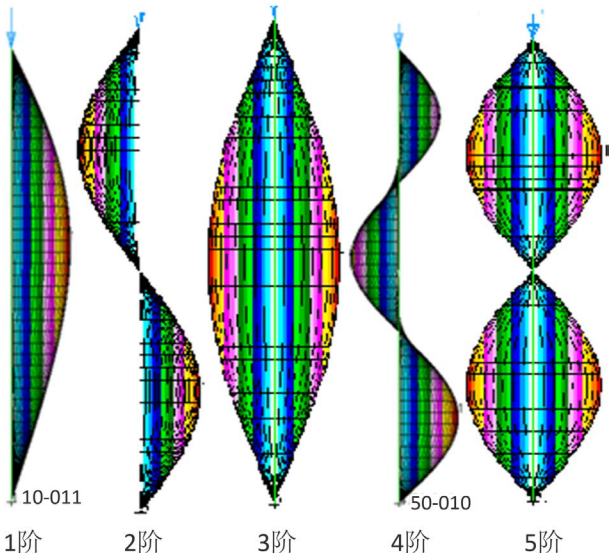

Figure 6. XZ plane buckling modal change
图 6. XZ 屈曲模态变化

给出了 XZ 平面观察模态变化趋势。

从表中数据可以看出，一阶失稳载荷为 1798 N，与理论计算结果相比差 6.2%，非常接近，从而证明

了建模的合理性，也说明该材料层压板轴压载荷下初始屈曲距离其整体屈曲仍然有较大的空间，也为复合材料层压板的研究提供一定的参考。

5. 轴向稳定性压缩试验与结果分析

本试验(图 7)在 YGD-50 电子压力试验机上进行，试验之前在试验件表面粘贴应变片(见图 8)，然后将试验件与夹具(图 9)装配，夹具用来模拟简支边界条件。将装配好的组件放在压力机平台上进行试验，加载速度 1 mm/min，直至试验件发生整体失稳破坏，同时用 DH3817F 进行应变采集。共进行 3 件进行试验。

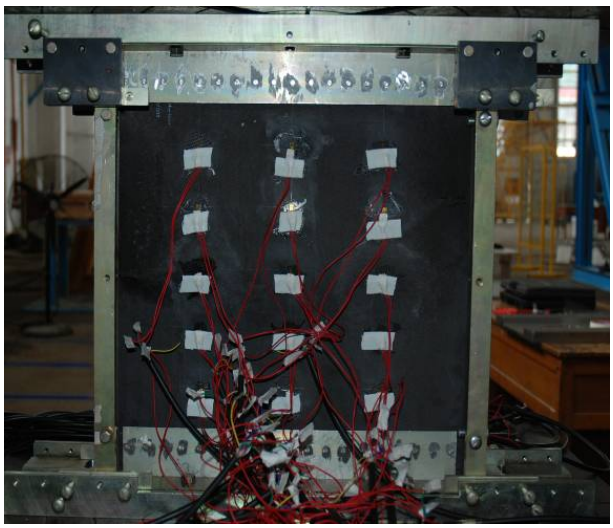

Figure 7. Test photo
图 7. 试验照片

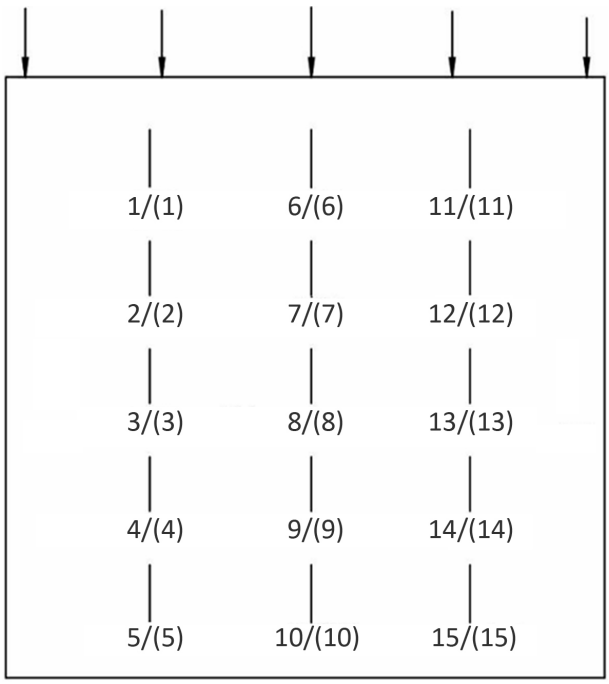

Figure 8. Paste gage schematic
图 8. 应变片粘贴示意图

6. 试验过程与结果

正式开始后，逐级进行施加载荷，并记录各级载荷下的应变值。

试验过程可表现为三个阶段：初始屈曲→整体屈曲→破坏。在进行第一件试验时初始屈曲阶段听不到任何声音，目视检查试验件没有损伤，当加载过了 8000 N 以后，目测可发现板材出现较大的变形，中间区域向一侧凹进去明显，并且随着载荷增加可听见纤维断裂声，当载荷继续增加试验件发出较大响声，变形也增大，当载荷增加大 18 KN 左右时，试验件发生整体屈曲，当载荷继续增大至 27 KN，突然出现巨大响声，试验件发生破坏，不能继续承载，可观察到试验件破坏形式是纤维断裂，发生分层。图 10 是试验件发生破坏后的照片，从中可以看到层压板的破坏模式，中部压溃，纤维断裂、分层。图 11 是测点 6/(6)、7/(7)、8/(8)的载荷-应变曲线。

从表 3 中可以看到试验件的整体破坏载荷与初始屈曲载荷相比很大，说明其后屈曲承载能力有很大空间与理论分析相符，由图 11 中载荷应变曲线可知，在载荷约为 2000 N 时，试件的正反面发生分离，

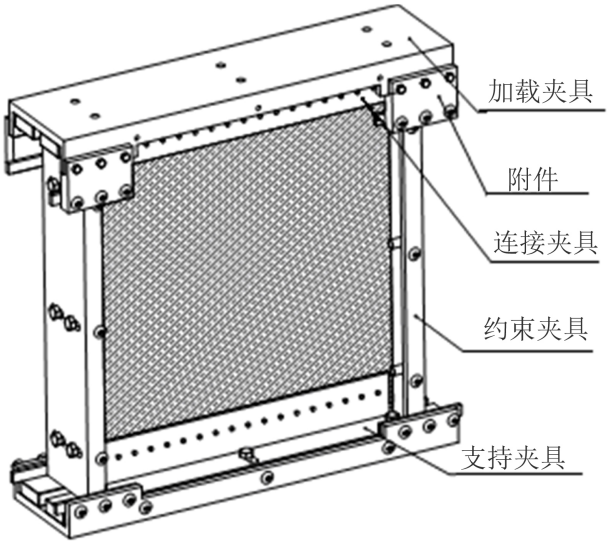

Figure 9. Paste gage schematic
图 9. 应变片粘贴示意图

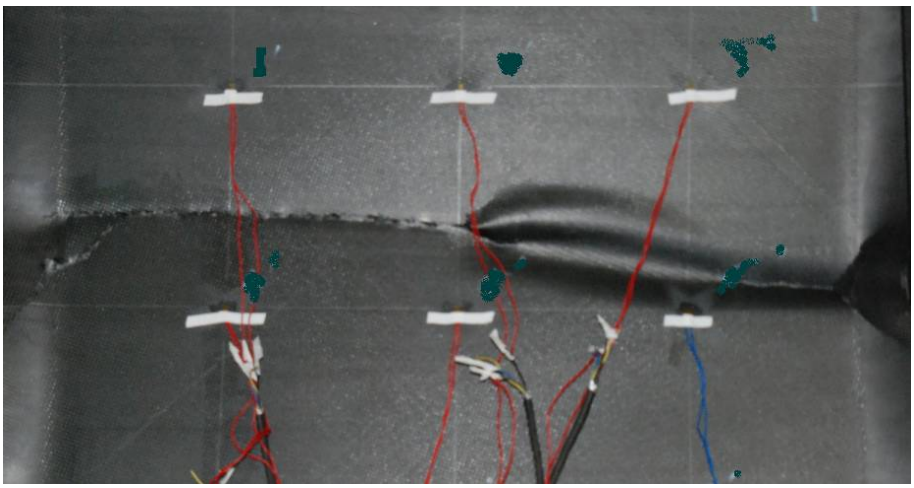

Figure 10. Test pieces of photo damage
图 10. 试验件破坏照片

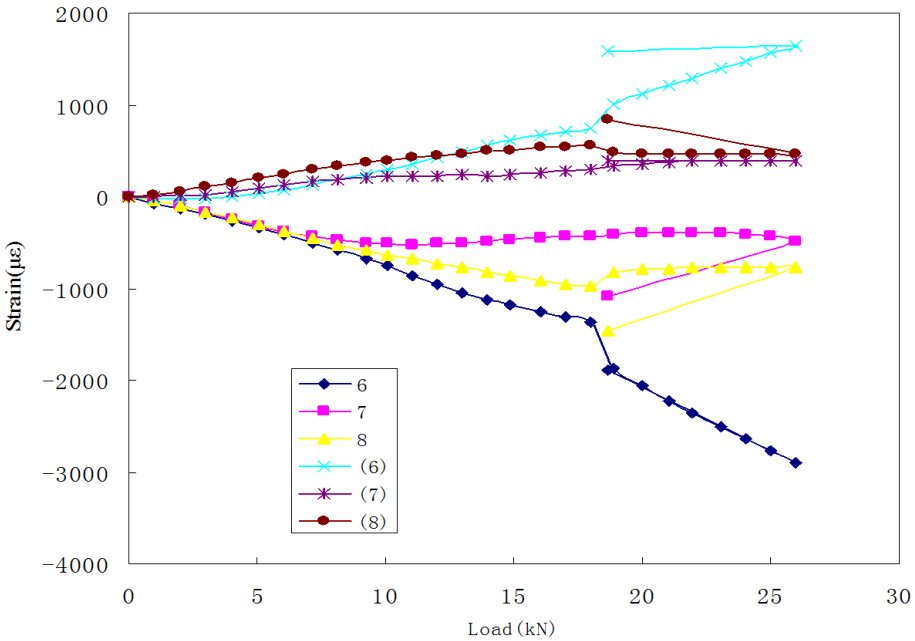

Figure 11. The partial load point strain-curve of test piece 1#
图 11. 试验件 1#部分测点载荷应变-曲线

Table 3. Test piece load
表 3. 试验件载荷

试验件编号	整体屈曲载荷 (KN)	破坏载荷/KN	位移/mm
1	18.28	27.02	3.72
2	18.1	29.4	3.21
3	16.3	26.2	3.69
平均值	17.56	27.54	3.54

即试件发生初始屈曲，随着载荷增大逐步向二阶、三阶、四阶屈曲模态过渡并发生最终破坏。

由表 3 中试验数据可知结构即使发生整体失稳仍具有一定的承载能力，大约是整体屈曲载荷的 1.6 倍。

7. 结论

1) 利用 Patran 2008 有限元软件建立合理的结构模型就可以对复合材料结构的失稳模态做出初步预测，提供了一种研究复合材料结构方法。

2) 复合材料层压板结构在受压缩载荷的情况下，载荷很小时就发生了局部屈曲，理论计算、有限元计算和试验结果证明了这一点。

3) 在复合材料层压板整体失稳后还有一定的承载能力，该国产复合材料层压板的后屈曲承载能力约是整体屈曲载荷的 1.6 倍。

4) 复合材料再受压缩载荷失稳形式主要表现为局部屈曲、整体失稳，破坏形式为纤维断裂、板材分层。

参考文献 (References)

[1] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

[2] 李中海, 程小全, 汪潭龙. 复合材料柱面壳压缩性能分析[J]. 复合材料学报, 2011, 28(1): 206-210.

[3] Onkar, A.K., Upadhyay, C.S. and Yadav, D. (2006) Stochastic Finite Element Failure Analysis of Laminated Plates under Uniaxial Compressive Loading. 47*th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, Newport, 1-4 May 2006, 88-100. https://doi.org/10.2514/6.2006-2003

[4] 杨乃宾, 章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.

[5] Leissa, A.W. (1990) A Review of Laminated Composite Plate Buckling. *Applied Mechanics Reviews*, **40**.

[6] Degenhardt, R., Wilckens, D., Rohwer, K., *et al.* (2008) Improved Material Exploitation of Composite Airframe Structures by Accurate Simulation of Collapse—The COCOMAT Project. 2*nd International Conference on Buckling and Postbuckling Behaviour of Composite Laminated Shell Structures*, Braunschweig, 3-5 September 2008, 354.

[7] 王卫卫. 边界条件对某国产复合材料压缩性能的影响[D]: [硕士学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 2014, 30-31.

[8] 王平安. 复合材料加筋板在剪切载荷下屈曲与后屈曲研究[D]: [硕士学位论文]. 西安: 西北工业大学, 2007

[9] Chamis, C.C. (1974) A Theory for Predicting Composite Laminate Warpage Resulting From Fabrication. 30*th Anniversary Technical Conference*, Reinforced Plastics/Composites Institute, Sponsored by the Society of Plastics Industry, Inc., Washing DC, 4-7 February 1975, 1-9.

Hans 汉斯

期刊投稿者将享受如下服务：

1. 投稿前咨询服务 (QQ、微信、邮箱皆可)
2. 为您匹配最合适的期刊
3. 24 小时以内解答您的所有疑问
4. 友好的在线投稿界面
5. 专业的同行评审
6. 知网检索
7. 全网络覆盖式推广您的研究

投稿请点击：http://www.hanspub.org/Submission.aspx
期刊邮箱：ijm@hanspub.org