

Analysis for Natural Frequency and Mode Shape of Wing Structure

Liang Chen, Jinwu Wu, Hanqing Li

College of Aero Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang Jiangxi
Email: 1912434490@qq.com

Received: Feb. 10th, 2019; accepted: Feb. 22nd, 2019; published: Mar. 1st, 2019

Abstract

In this electronic document, the FEM is used to simulate and analyze the natural frequency and vibration mode of a certain UAV composite wing. By using the non-contact laser vibrometer equipment, in order to eliminate the influence of boundary conditions on the vibration characteristics of the wing structure, the vibration characteristics of the wing are measured by free boundary conditions, and the first 4 natural frequencies and vibrations of the composite wing are obtained. At the same time, the finite element simulation results are compared. The calculation results show that the simulation results are basically consistent with the experimental results.

Keywords

Wing Structure, Experimental Analysis, Natural Frequency, Mode Shape

某机翼结构的固有频率和振型分析

陈 亮, 吴锦武, 李汉青

南昌航空大学飞行器工程学院, 江西 南昌
Email: 1912434490@qq.com

收稿日期: 2019年2月10日; 录用日期: 2019年2月22日; 发布日期: 2019年3月1日

摘 要

本文采用有限元和试验对某一无人机复合材料机翼的固有频率和振型进行仿真和实验分析。通过利用非接触式激光测振仪设备, 为了消除边界条件对机翼结构振动特性的影响, 采用自由边界条件进行了机翼振动特性测量, 获得了复合材料机翼的前4阶固有频率和振型。同时对比了有限元仿真结果。计算结果表明, 仿真结果与试验测试结果基本一致。

关键词

机翼, 试验分析, 固有频率, 振型

Copyright © 2019 by author(s) 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

复合材料层合板, 由于其比强度高, 比刚度高, 疲劳性能好、耐腐蚀、减震好、热稳定性优良、和材料性能可设计等一系列优点, 被广泛用于各行各业中, 在汽车, 船舶、风电、航空航天中应用尤其广泛。机翼是飞机的主要承力部件, 为飞机提供飞行所需的升力。机翼在飞机工作中由于有外界气流对其激励, 此时机翼可能就会面临振颤问题, 所以对机翼结构的振动特性分析就显得非常有必要。

基于复合材料已广泛应用到飞机结构中, 其中对复合材料结构优化设计较多。如采用等效有限元模型的进行复合材料机翼结构优化[1]; 无人机复合材料机身结构梁选型[2]; 大展弦比复合材料机翼气动剪裁和减重优化设计[3]; 复合材料结构优化技术在飞机设计中的应用[4]; 另外万志强等研究了复合材料机翼气动弹性优化[5]; JH Starnes Jr, RT Haftka 等进行了用于屈曲, 强度和位移约束的复合材料机翼的初步设计[6]; AK Noor 研究了高阶刻面壳复合材料层和板的自由振动[7]。而以上的研究均是针对简单复合材料层合板, 未对实际的复合材料机翼进行研究, 本文首先对某一无人机的复合材料机翼进行有限元分析, 其次就机翼的振动特性进行测试试验分析。介绍了一种小型复合材料机翼的仿真方法, 建立了机翼结构模型, 并对机翼的固有频率和模态进行了仿真, 着重利用非接触激光测振仪实验测定了机翼的固有频率和振型。

2. 机翼结构

本文研究一个小型无人机的梯形机翼, 其外形如图1所示。机翼中半翼展为822.6 mm, 弦长290.1 mm,



Figure 1. Structure of the wings

图1. 机翼的结构外形

厚度 45 mm, 如图 2 所示。

机翼材料全复合材料 T300-N5082 层合板, 铺层角度为 $[0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 90^\circ]$, 结构参数分别如下: 纵向弹性模量 = 135,000 MPa, 横向弹性模量 = 10,800 MPa, 泊松比 0.268, 剪切弹性模量 $12/23/13/ = 8200$ MPa, 密度 1760 kg/m^3 。

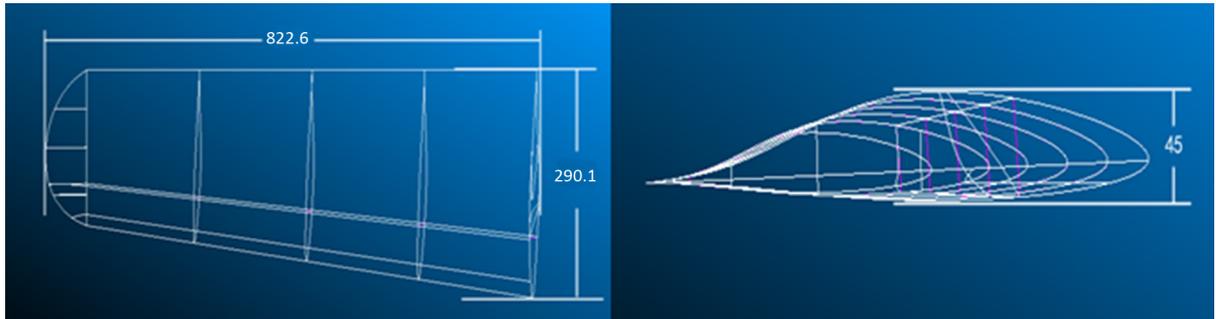


Figure 2. Dimensions of the wings

图 2. 机翼的尺寸

机翼几何结构尺寸如表 1:

Table 1. Geometry dimensions of wings

表 1. 机翼几何结构尺寸

半翼展(mm)	翼根弦长(mm)	翼尖弦长(mm)	最大厚度(mm)
822.6	290.1	228.4	45.0

3. 机翼固有频率数值仿真

机翼模型的准确性直接决定计算的可靠性, 将模型的蒙皮, 翼梁, 翼肋均简化为壳单元, 根据机翼不同位置的受力不同, 对每一部件的单层厚度进行尺寸优化。

机翼由翼梁、翼肋和蒙皮组成, 翼肋共有 5 条, 分布如图 3 所示。

机翼蒙皮如图 4 所示, 上下蒙皮均为壳单元, 蒙皮无开口。翼梁和翼肋如图 5 所示, 实际翼根处的翼肋有两孔, 用于连接机身, 但仿真模型中近似视作无开口。

为了得到比较精确的结果, 将模型网格布置的较为密集, 网格边长设置为 1 mm。

为了简化有限元模型, 将蒙皮与翼梁, 蒙皮与翼肋, 翼梁与翼肋的连接处视作一个共有的面有限元

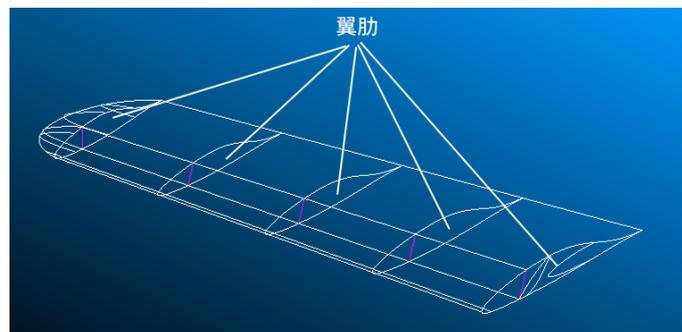


Figure 3. Rib arrangement

图 3. 机翼的翼肋布置

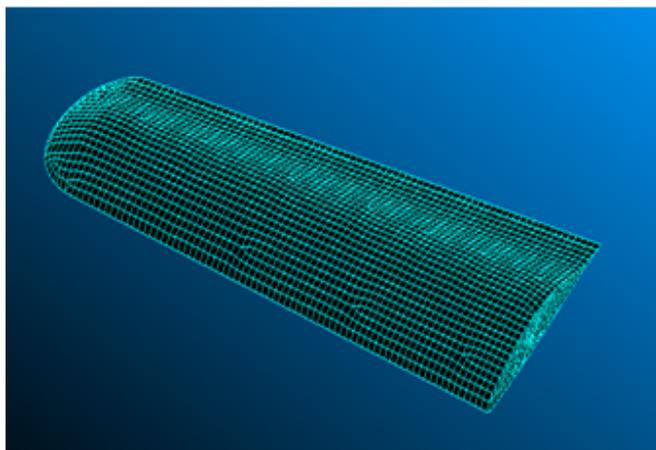


Figure 4. Skin finite element model
图 4. 机翼蒙皮有限元模型

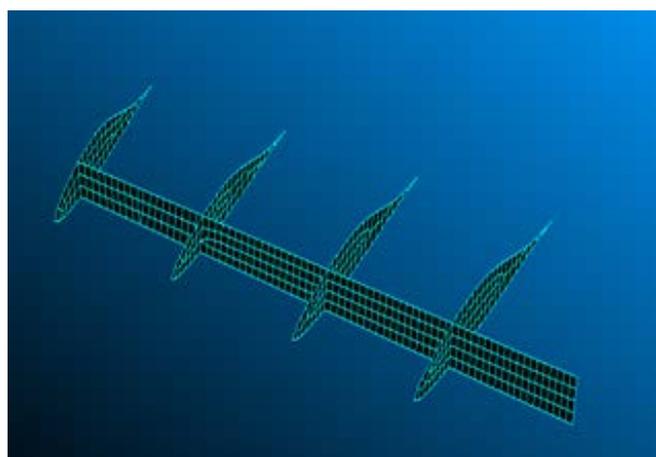


Figure 5. Flange and rib finite element model
图 5. 翼梁和翼肋有限元模型

模型共有 4562 个顶点，4764 个单元，其中蒙皮个 4213 个，翼梁和翼肋共 551 个。网格封闭，无自由边。

为了对比后面试验结果，消除边界条件对实验结果造成的干扰，仿真过程中取机翼的边界条件为自由边界。机翼固有频率的仿真结果如表 2 所示。

4. 机翼的振动特性试验

为验证仿真计算的可靠性，对机翼进行固有频率测定实验。

Table 2. Results of wings natural frequency simulation

表 2. 机翼固有频率仿真结果

阶数	1	2	3	4
有限元计算(Hz)	128.84	142.94	155.01	172.54

本次实验使用的是箱架式系统，频率范围 DC~25 Hz，振动速度范围 0.01~30 m/s。能够满足本次实

验的要求。

由于夹具过大的压力可能对机翼造成破坏，且夹具的安装可能会为振动试验造成较大误差，选择了自由作为边界条件。为了尽可能模拟自由边界条件，同时固定机翼使扫描仪能够进行扫描，选择使用绳子吊起机翼的安装方式，如图7所示。

实验所用的激光振动实验分析系统由数据采集分析仪(计算机)、测振系统(激光扫描头)、功率放大器，惯性作动器，固定支架组成。

惯性作动器配合功率放大器，连接在机翼上，为振动测量提供激励。

激光扫描头为二极管激光器，固定于支架上，用于测量机翼的振动。

数据采集分析仪连接激光扫描仪，用于采集分析扫描仪测的数据并输出结果。

实验方案如图6，实验系统安装图7所示。

激光测振仪实验

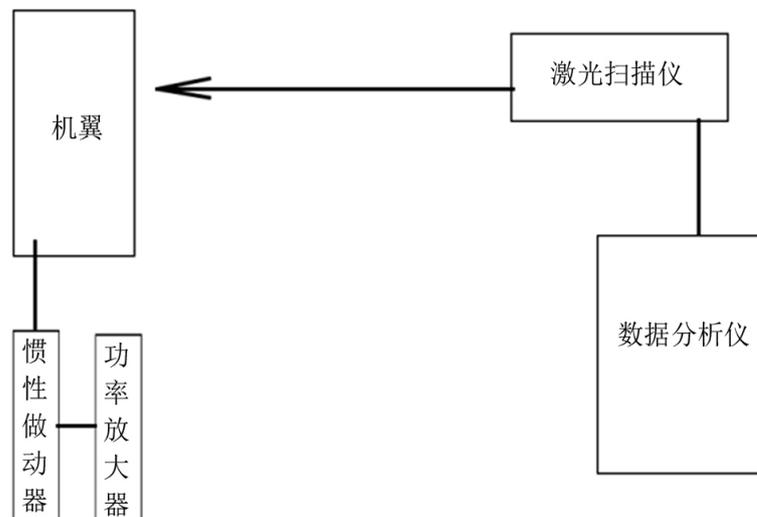


Figure 6. Non-contact vibration test protocol of wing

图6. 机翼非接触测振实验方案

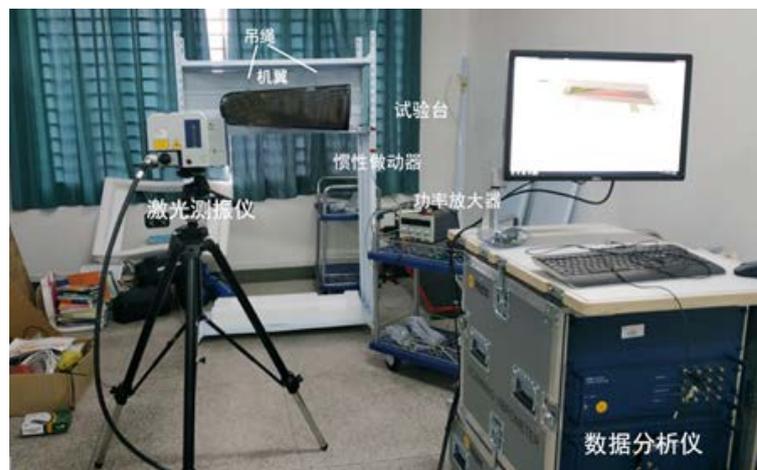


Figure 7. System of the wing structure experience

图7. 机翼结构实验安装图

测振实验结束后, 实验结果如表 3 所示:

Table 3. Natural frequency of laser vibration test
表 3. 激光测振实验各阶固有频率

阶数	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶
固有频率(Hz)	130	143.13	169.06	198.43

前 4 阶振型如图 8~图 11 所示:

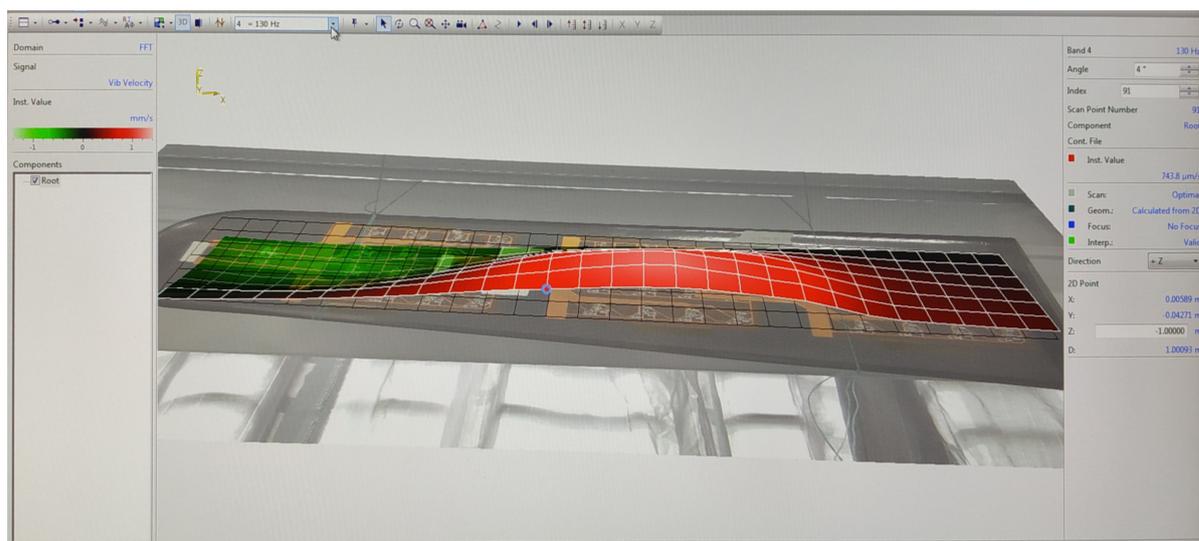


Figure 8. The 1st-order mode cloud
图 8. 第 1 阶振型云图

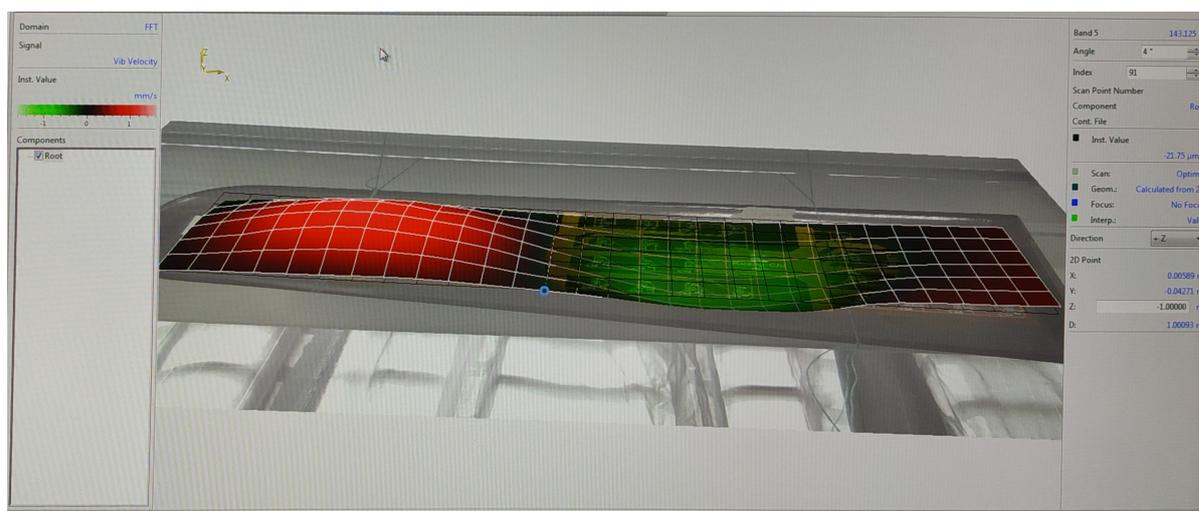


Figure 9. The 2nd-order mode cloud
图 9. 第 2 阶振型云图

由于仿真与试验结构参数和形状基本一致(实际翼根处的翼肋有两孔), 为此对比有限元计算与实验对比结果, 如表 4 所示。

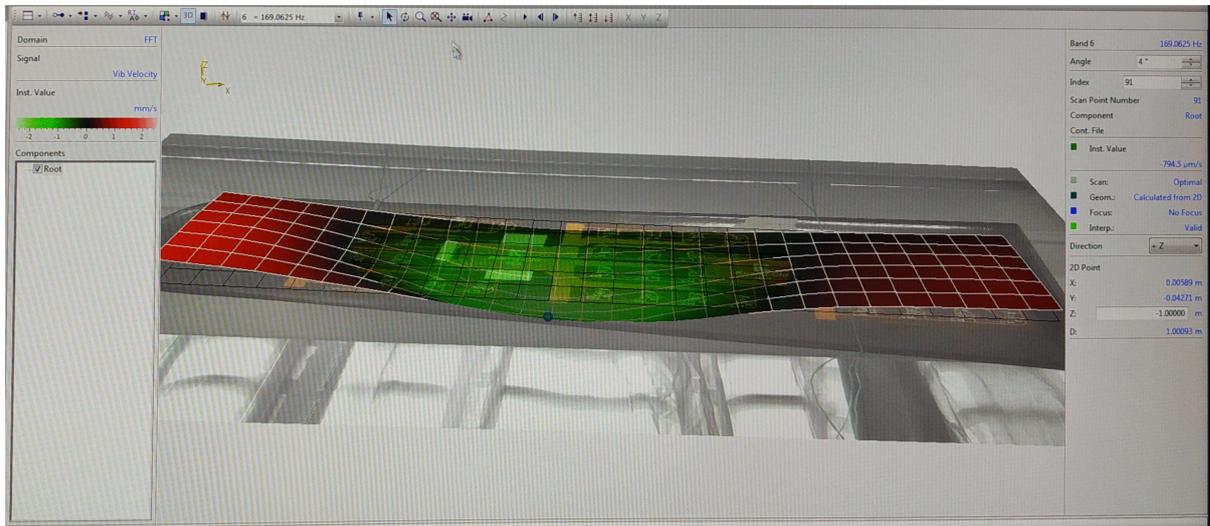


Figure 10. The 3rd-order mode cloud
图 10. 第 3 阶振型云图

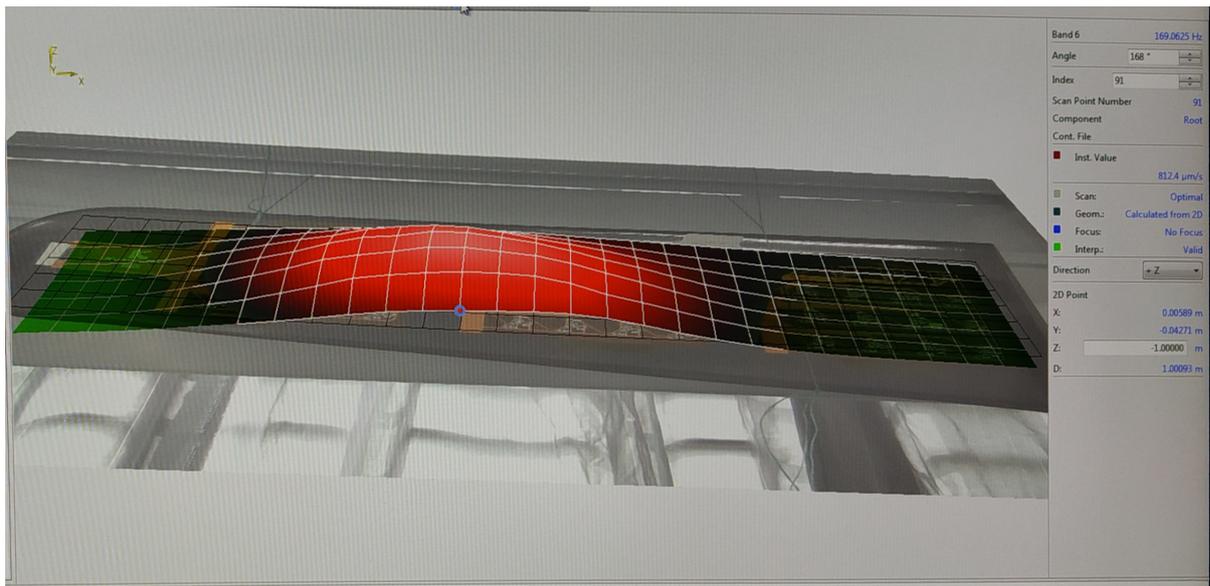


Figure 11. The 4th-order mode cloud
图 11. 第 4 阶振型云图

Table 4. Results comparison of simulation and experience
表 4. 仿真与实验结果对比

阶数	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶
仿真结果(Hz)	128.84	142.94	155.01	172.54
试验结果(Hz)	130	143.13	169.06	198.43
相差	-0.89%	-0.13%	-8.31%	-13.04%

由表 3 可知, 在第 1 和第 2 阶, 仿真结果差异较小, 不超过 1%, 在第 3 阶和第 4 阶, 仿真与实验结果差异较大, 超过 5%。两者差异首先是边界条件的设置影响, 试验中利用吊绳固定的机翼并不是完全 6

自由度的状态，这可能会带来一定误差，其次高阶振动特性测试带来一定误差。

5. 结论

通过采用有限元仿真和试验测试了复合材料机翼结构的振动特性，可得到以下结论：

- 1) 针对大型复合材料机翼结构，采用惯性作动器可有效驱动结构。
- 2) 为了避免边界条件对结构测试的影响，采用自由边界进行测试可较精确测量得到结构振动特性。
- 3) 利用激光测振仪进行结构非接触式振动测试，可获得较为准确的测量结果。

参考文献

- [1] 王宇, 欧阳星, 余雄庆. 采用等效有限元模型的复合材料机翼结构优化[J]. 复合材料学报, 2015(5): 1487-1495.
- [2] 曹岩, 沈冰, 刘红军. 某太阳能无人机复合材料机身结构梁选型与优化[J]. 机械设计与制造, 2016(7): 205-212.
- [3] 朱江辉, 陈艳, 孙勇军. 大展弦比复合材料机翼气动剪裁和减重优化设计[J]. 飞机设计, 2015(3): 1-4.
- [4] 姚铭, 张仲楨. 复合材料结构优化技术在飞机设计中的应用[J]. 现代设计与先进制造技术, 2011, 40(7): 17-25.
- [5] 万志强, 杨超. 大展弦比复合材料机翼气动弹性优化[J]. 复合材料学报, 2015, 22(3): 145-149.
- [6] Starnes Jr., J.H. and Haftka, R.T. (1979) Preliminary Design of Composite Wings for Buckling, Strength, and Displacement Constraints. *Journal of Aircraft*, **16**, 564-570. <https://doi.org/10.2514/3.58565>
- [7] Noor, A.K. (1973) Free Vibrations of Multilayered Composite Plates. *AIAA Journal*, **11**, 1038-1039. <https://doi.org/10.2514/3.6868>

知网检索的两种方式：

1. 打开知网页面 <http://kns.cnki.net/kns/brief/result.aspx?dbPrefix=WWJD>
下拉列表框选择：[ISSN]，输入期刊 ISSN：2328-0530，即可查询
2. 打开知网首页 <http://cnki.net/>
左侧“国际文献总库”进入，输入文章标题，即可查询

投稿请点击：<http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱：ojav@hanspub.org