

大展弦比机翼几何非线性颤振风洞试验研究

曾惠华, 刘钟坤

(沈阳飞机设计研究所 结构动力学室, 沈阳 110035)

摘要: **目的** 研究大展弦比机翼在飞行过程中, 由于大变形造成几何非线性效应带来的几何非线性颤振问题。**方法** 针对几何非线性颤振问题, 设计相应的风洞试验模型, 并完成不同变形下的颤振风洞试验, 对机翼不同变形下的试验结果进行比较, 摸清其几何非线性颤振特性。**结果** 在几何非线性的影响下, 机翼的颤振速度随着变形的增大而下降, 并且发散模态及颤振频率都发生改变, 大变形下的颤振速度下降到小变形时的71.7%。**结论** 在研究大柔性、大展弦比机翼的气动弹性特性时, 必须考虑几何非线性效应的影响, 否则其颤振特性结论会存在较大的误差。

关键词: 大展弦比机翼; 几何非线性; 气动弹性; 颤振

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2019.01.013

中图分类号: V416 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2019)01-0068-05

Geometrical Nonlinear Flutter Research of a High-aspect-ratio Wing through Wind Tunnel Test

ZENG Hui-hua, LIU Zhong-kun

(Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

ABSTRACT: Objective To research geometrical nonlinear flutter problem induced by geometrical nonlinear effects because of large structure deformation of high-aspect-ratio wing during flying. **Method** A wind tunnel test model corresponding to the geometrical nonlinear flutter problem was designed to carry out wind tunnel test under different wing deformations, compare the test results and get the geometrical nonlinear flutter characteristics. **Results** Under the influences of geometrical nonlinear, the flutter speed was decreased with the increase of deformation. The divergency mode and flutter frequency were also changed because of the influence of geometrical nonlinear. In large deformation, flutter speed was decreased to 71.7 percent of small deformation. **Conclusion** When the aeroelastic character of high-aspect-ratio flexible wing is analyzed, the influence of geometrical nonlinear must be considered; otherwise it will cause large error for the conclusions of flutter character.

KEY WORDS: high-aspect-ratio wing; geometrical nonlinear; aeroelastic; flutter

高空长航时飞行器通常在 20 km 以上高度进行长时间飞行。近 20 年来, 由于其独特的飞行能力, 可以作为科研、侦查及远程通信中转平台使用, 使其得到广泛的关注及发展。为了提高飞行性能, 这类飞机通常都采用大展弦比柔性机翼, 这将导致机翼结构在气动载荷作用下产生很大的变形, 翼尖最大变形量甚至可达半展长的 25%。这一特点导致传统基于线性

假设的气动弹性设计和分析方法已经不适用于大展弦比机翼结构的设计, 采用线性方法进行气动弹性分析将会带来较大的误差。因此, 解决大展弦比柔性机翼的非线性气动弹性问题对提高高空长航时飞机的飞行性能及飞行安全具有十分重要的意义。

对于大展弦比柔性机翼的几何非线性气动弹性问题, 在 20 世纪 90 年代末至 21 世纪初 Patil 和 Hodges^[1-4]

首先将几何非线性引入到飞机气动弹性问题中，他们采用非线性有限元方法对系统进行了稳定性分析，并计算了系统极限环响应，但是其所用的完全非线性方法仅适用于较为简单模型的响应分析。21 世纪初，Dowell^[5]等人指出，对于大展弦比柔性机翼的几何非线性气动弹性问题可以认为是一个静态非线性而非动态非线性问题，那么流体-结构（气动弹性）系统的非线性动稳定性问题的分析就能够通过在非线性平衡态附近等效成线性动态扰动分析来实现。因此，对复杂机翼结构，在平衡位置的动力学线性化方法就成为确定或分析几何非线性颤振边界最为有效的工程分析手段。近来，这种方法逐渐被应用于工程领域，Strong^[6]，Carlos^[7]等人粗略地研究了预应力作用下复杂机翼的气动弹性特性，并与完全线性的计算结果进行了对比。陈时、张超、王伟、谢长川^[8-13]等人也采用此方法分别研究了大展弦比机翼的颤振特性，大变形的几何非线性使得机翼面内弯曲与扭转产生运动耦合。随着载荷和变形量的增加，这两阶模态中频率较低的进一步下降，而频率较高的则会增加。同时面内弯曲振型具有明显的扭转分量，而扭转振型具有面内弯曲分量。因此在考虑几何非线性后，具有较大扭转分量的面内弯曲模态会引起相当严重的非线性气动弹性问题，导致颤振速度的下降。

理论分析结果表明，几何非线性可能导致机翼颤振速度的下降。基于此，文中设计了相应的风洞试验模型，通过风洞试验研究几何非线性对大展弦比机翼颤振特性的影响，验证了大变形带来的几何非线性会导致颤振速度的下降的结论。通过试验发现，由于几何非线性的影响，随着机翼变形的增大，机翼的颤振速度显著下降，并且发散模态及颤振频率都发生改变，大变形下的颤振速度下降至小变形时的 71.7%。

1 方案

以一个典型的大展弦比机翼为目标对象，研究几何非线性对大展弦比机翼颤振特性的影响，其结构有限元模型如图 1 所示。采用 Dowell 提出的平衡位置动力学线性化方法评估其颤振速度，具体流程如图 2 所示。给定初始攻角 $\alpha_0=2^\circ$ ，逐步加大来流速度，当机翼翼尖变形达到展长的 15%后，计算得到颤振速度为 110 m/s。

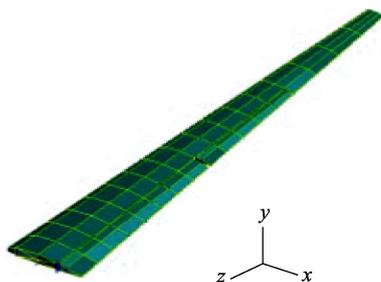


图 1 目标对象有限元模型

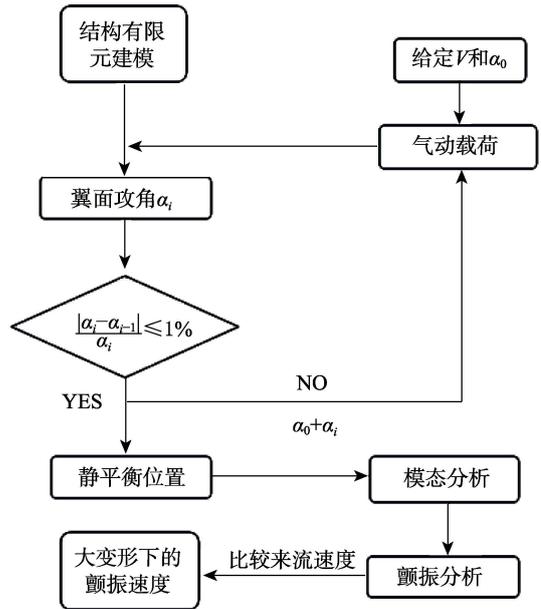


图 2 几何非线性颤振分析流程

对于该试验方案，试验拟在 2.4 m×2.4 m 高速风洞进行。风洞试验的初始设计点为：马赫数 $Ma=0.7$ ，试验速压 $P_0=30$ kPa。模型拟采用半模型形式支持在洞壁的天平上如图 3 所示，为保证流场品质，在机翼根部设计整流罩如图 4 所示。

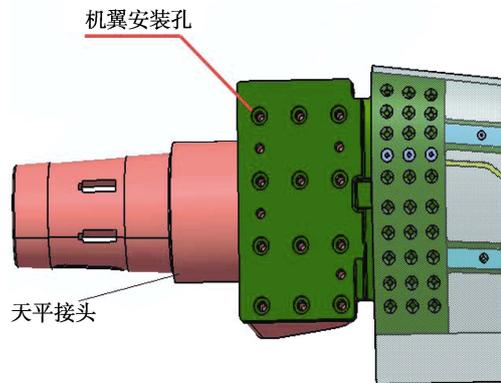


图 3 模型支持

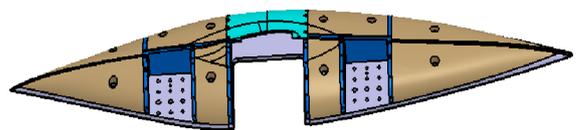


图 4 整流罩

根据目标对象的初步颤振评估结果和试验方案的设计点，确定模型基本比例尺：尺度比 $K_1=1:7$ ，速压比 $K_q=2.2:1$ ，密度比 $K_p=1.329:1$ 。根据相关公式^[14-15]，由基本比例尺可以导出质量比、刚度比、柔度比、频率比、速度比等其他比例尺进行模型的缩比设计。

2 模型设计及分析

风洞试验模型采用结构相似的双梁式设计,包括蒙皮、工字梁、肋等部件,均采用复合材料加工,其中梁、肋和蒙皮均采用玻璃钢,机翼中间采用泡沫填充,前后端整流罩采用轻木,中间和机翼连接处整流罩采用铝合金。复合材料均采用胶接,翼根部还用螺钉固定;金属与复合材料间使用胶接、螺栓和螺钉混合连接;金属材料间使用螺栓、螺钉连接。机翼及整流罩的整体装配如图5所示,机翼整体装配如图6所示,机翼骨架如图7所示。

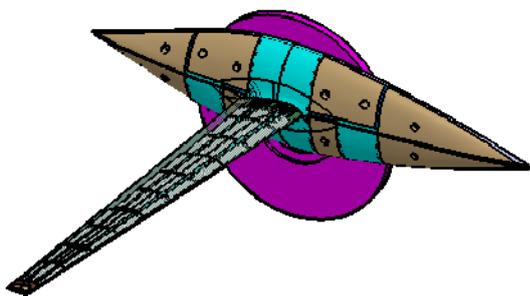


图5 风洞试验模型整体

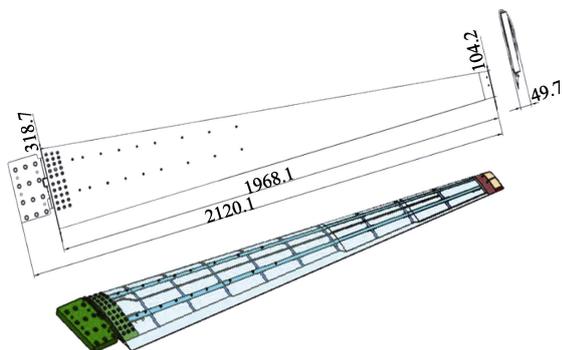


图6 风洞试验模型机翼



图7 风洞试验模型机翼梁肋分布

依据缩比风洞试验模型的三维结构,使用板-体单元结合的形式进行风洞试验模型的有限元建模分析。填充泡沫、金属接头采用三维结构实体单元,蒙皮、梁肋结构则采用线性板单元。最终完成的风洞试验模型有限元如图8所示,典型受载后静平衡位置变形如图9所示。计算得到模型的前5阶模态见表1。

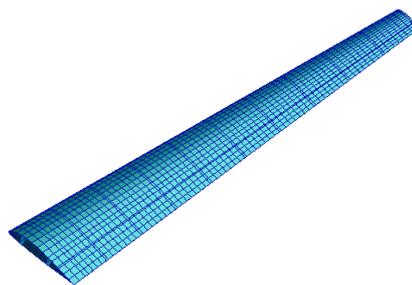


图8 风洞模型的有限元模型

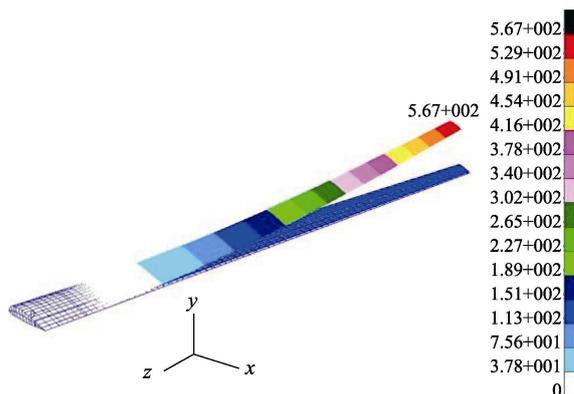


图9 模型受载后的变形云图

表1 模型频率表

模态名称	模态频率/Hz
机翼一弯	6.24
机翼二弯	24.42
水平一弯	36.00
机翼三弯	60.70
机翼一扭	101.30

3 试验

3.1 模型地面试验

在风洞试验前进行模型地面试验,验证理论有限元模型能否真实反映实际模型的结构动力学特性。试验分为地面刚度试验和模态试验,以上两个试验均在模型小变形下进行,试验结果可以认为是没有几何非线性影响下的线性结果。对于刚度试验,在机翼上均布10个点,逐级加载测量模型的刚度矩阵,最终试验刚度矩阵和理论计算刚度矩阵的误差见表2。从结果上看,计算结果和试验吻合得较好,其对角项最大误差均在5%以内。

对于模态试验,通过试验得到的各阶模态频率和理论计算结果比较见表3。试验结果和理论计算结果也吻合较好,误差均在5%以内。因此,从地面试验结果上看,理论有限元模型能够较好地反映实际模型的结构动力学特性。

表 2 刚度矩阵理论试验误差

点号	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
10	2.5	2.9	3.6	3.9	1.5	1.5	-0.8	0.0	1.8	0.6
9	3.6	4.3	5.0	5.1	2.8	2.5	0.5	1.0	2.8	1.6
8	2.4	3.4	3.6	3.7	1.4	1.6	-0.7	0.3	1.6	1.0
7	3.4	4.3	4.5	4.6	2.6	2.5	0.3	1.0	2.7	1.2
6	-0.3	0.7	0.7	1.1	-0.7	-0.1	-2.0	-1.2	0.0	-0.7
5	0.7	1.6	2.0	2.0	0.8	0.6	-0.7	-0.5	1.2	0.1
4	-2.4	-1.4	-1.1	-1.1	-2.1	-1.8	-3.1	-2.4	-0.5	-2.3
3	-1.5	-0.6	-0.1	-0.2	-1.1	-1.1	-2.1	-1.9	-0.2	-0.7
2	-2.2	-0.8	-0.8	-0.7	-2.0	-1.0	-3.0	-1.7	-3.9	-3.1
1	-1.9	-0.7	-0.4	-0.3	-1.2	-0.9	-2.5	-1.4	-0.4	-1.4

表 3 模态频率试验计算结果比较

模态	试验结果	计算结果	误差/%
机翼一弯	6.23	6.24	0.16
机翼二弯	24.81	24.42	-1.57
水平一弯	34.97	36.00	2.95
机翼三弯	61.69	60.70	-1.60
机翼一扭	105.11	101.30	-3.62

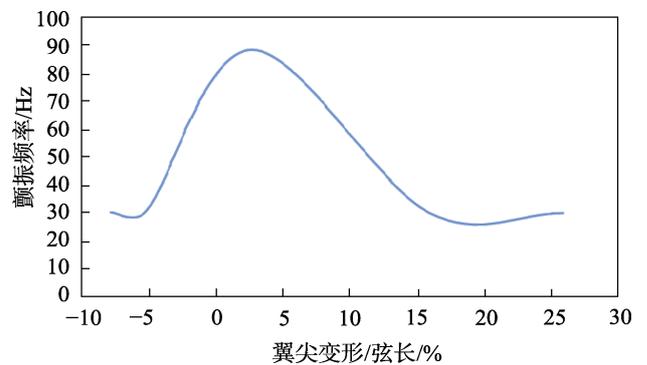


图 11 颤振频率随翼尖变形变化曲线

3.2 风洞试验

风洞试验在 2.4 m×2.4 m 跨音速风洞中完成。为了研究机翼在不同几何变形下的颤振特性，分别在不同迎角下变速压吹风。为了消除由于空气压缩性带来的气动非线性的影响，试验马赫数范围为 0.3~0.6。

试验时，在迎角为-4°及-3°情况下模型实际发生颤振，试验终止时的速压即为颤振速压。在迎角为-2°及-1°情况下模型处于亚临界状态，颤振速压通过插值外推得到（-2°状态最大速压吹到 43.5 kPa，-1°状态最大速压吹到 31 kPa）。试验得到颤振速压和频率随翼尖变形的变化如图 10 及图 11 所示（图中翼尖变形以翼尖上翘为正）。图 12 为试验时翼尖垂直及水平加速度时间历程曲线，图 13 为图 12 所示的阴影部分发生颤振时加速度的局部波形。

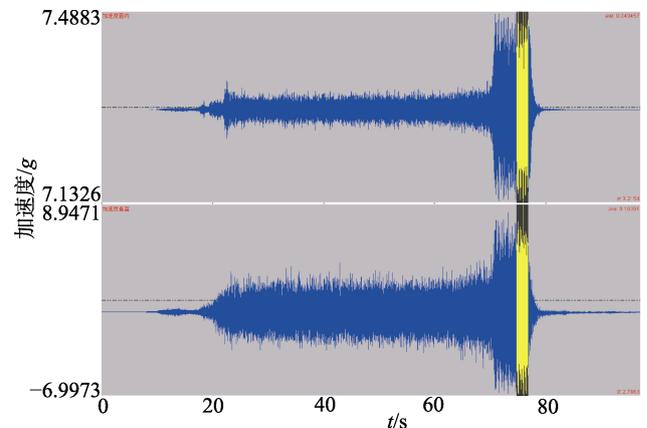


图 12 颤振试验曲线（翼尖垂直及水平加速度时间历程）

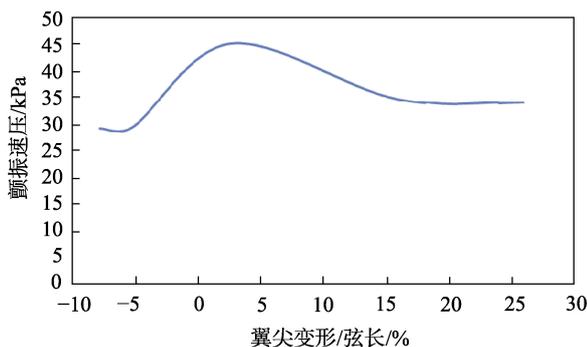


图 10 颤振速压随翼尖变形变化曲线

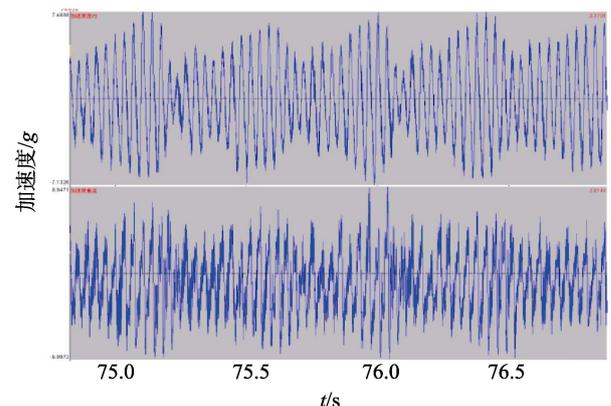


图 13 发生颤振时的局部波形

4 结论

从结果上看,在小变形下模型的颤振为典型的机翼弯扭颤振,颤振速压为 47.4 kPa。而模型在大变形下(不论机翼翼尖是向下还是向上),由于结构非线性影响,模型的颤振变为水平一弯与垂直二弯耦合颤振,颤振速压也下降为 30 kPa 左右。通过对试验结果的分析可以得到如下结论。

1) 从地面试验结果上看,理论有限元模型基本上能够反映实际模型的结构动力学特性。

2) 在高速风洞试验中观察到了大变形下的几何非线性气动弹性现象,试验结果表明,在大变形下,机翼颤振边界较线性结果下降较多,并且颤振型也发生了变化,这验证了几何非线性会导致颤振速度下降这一结论。

3) 对于大变形下的几何非线性颤振,从试验结果上看,不论变形是上翘还是下垂,颤振速度均随着变形量的增加而下降。颤振速压最大可以下降 30%左右,而且只要翼尖变形大于机翼半展长的 5%,在几何非线性的影响下机翼颤振速度就开始下降。

综上所述,对于大柔性的大展弦比机翼,由于几何非线性的影响其颤振速度会随着变形的增加而降低,并且在大变形下机翼的水平一弯会参与到机翼的颤振当中。因此在研究大柔性的大展弦比机翼气动弹性特性时,必须考虑几何非线性效应的影响,否则其颤振特性结论会存在较大的误差。

参考文献:

- [1] PATIL M J, HODGES D H. On the Importance of Aerodynamic and Structure Geometrical Nonlinearities in Aeroelastic Behavior of High-aspect-Ration Wing[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2004, 19: 905-915.
- [2] PATIL M J, HODGES D H, CESNIK C E S. Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics of High-altitude Long-endurance Aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 88-94.
- [3] CESNIK C E S, SU W H. Nonlinear Aeroelastic Modeling and Analysis of Fully Flexible Aircraft[C]// 46th AIAA/ASME/ASCE/ AHS/ASC Structures. Structural. [s.l.]: [s.n.], 2005.
- [4] PATIL M J, HODGES D H. Flight Dynamics of Highly Flexible Flying Wings[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43: 1790-1798.
- [5] DOWELL E, EDWARDS J, STRGANAC T. Nonlinear Aeroelasticity[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40: 857-874.
- [6] STRONG D D, KOLONAY R M, HULTSELL L J, et al, Flutter Analysis of Wing Configuration Using Prestressed Frequencies and Mode Shapes[J]. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural. [s.l.]: [s.n.], 2005.
- [7] CARLOS E de S, ROBERTO G A da S, CARLOS E S C. Nonlinear Aeroelastic Framework Base on Vortex-Lattice Method and Corotational Shell Finite Element[J]. *AIAA Paper*, 2012-1976.
- [8] 陈识, 李秋彦. 大展弦比机翼非线性颤振特性工程分析方法[C]// 第十四届全国空气弹性学术交流会论文集. 西安: 西北工业大学, 2015.
- [9] 张超, 谢长川, 胡锐, 等. 大型飞机机翼几何非线性气动弹性分析[C]// 第十四届全国空气弹性学术交流会论文集. 西安: 西北工业大学, 2015.
- [10] 谢长川, 吴志刚, 杨超. 大展弦比复合材料柔性机翼的气动弹性分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2001, 29(12): 1087-1090.
- [11] 谢长川, 杨超. 大展弦比飞机几何非线性气动弹性稳定性的线性化方法[J]. *中国科学: 技术科学*, 2011, 41(3): 385-393.
- [12] 冷佳桢, 谢长川, 杨超. 水平弯曲刚度对大展弦比机翼颤振特性的影响[J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(6): 718-722.
- [13] 王伟, 周洲, 祝小平, 等. 几何大变形太阳能无人机非线性气动弹性稳定研究[J]. *西北工业大学学报*, 2015, 33(1): 1-8.
- [14] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
- [15] 管德. 气动弹性试验[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1986.