

# 一种大展弦比机翼几何非线性颤振分析方法



胡志勇,高怡宁,赵晓倩

航空工业第一飞机设计研究院,陕西 西安 710089

**摘要:**大展弦比飞机结构规模大,相对刚度较小,受载情况下的翼面变形大,且变形情况随飞行姿态的不同呈现复杂的变化,导致飞机结构的动力学特性和气动载荷分布产生较大的不稳定变化,使得其颤振问题尤为突出。为此,本文采用几何非线性结构有限元建模与非线性气动力计算技术相结合的方法,形成了一套满足工程研制需求的大展弦比机翼气动弹性设计与分析技术。以某飞机机翼缩比模型为例进行计算分析与试验验证。结果表明,本文提出的几何非线性结构有限元建模方法合理,提出的非线性颤振分析方法能有效分析大变形结构的几何非线性气动弹性特性,计算精度满足工程研制需求。

**关键词:**几何非线性;大展弦比;气动弹性;风洞试验;非线性气动力

中图分类号:V215.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.03.009

随着复合材料的广泛应用,现代飞行器在飞行过程中,机翼往往具有较大弯曲和扭转变形。以波音 787 飞机为例,主翼巡航标准弯曲状态,翼尖变形达到半翼展的 13.1%;主翼最大承载弯曲状态,翼尖变形达到半翼展的 28.7%。这种大变形通常会大到足以改变气动载荷的分布和作用方向,使得结构受载前后的平衡位置出现明显的差异,常规的线性求解体系中所基于的小变形假设已不再适用。2003 年 6 月,美国国家航空航天局(NASA)的“太阳神”无人机在夏威夷附近试飞时,由于飞行过程中遭遇湍流,机翼产生了超大变形,并发生不稳定的俯仰振荡,进而导致解体事故。“太阳神”事故使得人们意识到结构大变形带来的几何非线性特点会严重影响大展弦比柔性飞机的气动弹性稳定性<sup>[1-12]</sup>。

大展弦比柔性飞机几何非线性气动弹性分析的核心是结构几何非线性问题。自该问题提出以来,国内外学者已经开展了大量的研究工作。Waszak 等<sup>[13]</sup>使用拉格朗日方程来建立柔性飞机的非线性运动方程。Hodges 等<sup>[14-15]</sup>把 20 世纪 90 年代的许多针对高空长航时飞机的研究成果联系起来,所得到的结果清楚地显示了结构几何非线性对剪

裁、颤振速度和飞行动力学的影响。Cesnik 等<sup>[16]</sup>通过有限元的方法得到气动力载荷作用机翼的动力响应,对高空长航时无人机柔性机翼的颤振现象进行了研究。Patil 等<sup>[17-19]</sup>对大展弦比机翼的非线性气动弹性进行了系统的分析,确定了结构和气动力非线性对颤振速度的影响。他还分析了高空长航时飞机的非线性气动弹性和飞行动力特性,并在此基础上研究了结构和气动力几何非线性对大展弦比机翼气动弹性特性的影响,提出了一套非线性气动弹性分析理论,气动弹性分析使用精确的结构建模和曲面气动力理论来说明气动载荷的几何精确性。

国内科研人员也对几何非线性气动弹性计算方法开展了跟踪研究。谢长川等<sup>[5,20]</sup>用线性化方法计算大展弦比机翼飞机在平飞设计载荷及阵风载荷作用下非线性静变形,分析结构几何非线性对大展弦比机翼固有振动特性及颤振特性影响。安效民等<sup>[21]</sup>用近似能量守恒几何大变形下壳体结构非线性动态响应算法结合求解雷诺平均 N-S 方程的计算流体力学(CFD)求解器发展的高效耦合格式,模拟流场非线性及结构非线性气动弹性响应。刘湘宁等<sup>[22]</sup>研究结构非线性对复合材料大展弦比机翼颤振特性影响,结果表明

收稿日期: 2024-06-21; 退修日期: 2024-10-10; 录用日期: 2024-12-09

基金项目: 航空科学基金(2018ZA03003)

引用格式: Hu Zhiyong, Gao Yining, Zhao Xiaolian. An analysis method of geometric nonlinear flutter for high-aspect-ratio wings [J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(03): 70-77. 胡志勇,高怡宁,赵晓倩. 一种大展弦比机翼几何非线性颤振分析方法[J]. 航空科学技术, 2025, 36(03): 70-77.

用非线性模型计算所得颤振速度小于线性模型所得颤振速度。付志超等<sup>[23]</sup>采用本征梁结构模型和有限状态入流模型,对典型大展弦比机翼的几何非线性效应进行了研究,结果表明几何非线性对机翼静变形存在影响,对柔性机翼的气动弹性行为影响显著。

因此,有必要对大展弦比柔性飞机的几何非线性气动弹性问题进行研究。虽然目前已经开展了许多的研究工作,但研究内容相对分散、不成体系,缺乏实际工程应用背景,技术成熟度不高。因此,迫切需要对大展弦比机翼非线性气动弹性分析方法进行深入研究,形成技术体系,并通过大量的型号项目应用快速提升技术成熟度,为未来高空长航时飞行器的发展以及复合材料在机翼上的广泛应用提供技术支撑。

本文以某大展弦比飞机机翼为研究对象,结合几何非线性结构有限元建模方法与非线性气动力计算技术,给出一种满足工程研制需求的大展弦比机翼几何非线性气动弹性设计与分析方法,并以该机翼的缩比模型为例进行计算分析以及试验研究。试验与计算吻合度较高,检验了本文所提方法的有效性,对研究类似飞行器的几何非线性颤振问题有一定参考价值。

## 1 非线性颤振分析方法

考虑结构几何非线性的颤振分析是建立在变形后的结构上的,因此首先需要对机翼气动载荷和变形进行估计,在新的变形位置求解结构的振动模态;然后修正气动面,使其与结构变形协调;最后使用变形后的结构振动特性和气动面进行颤振特性分析。具体分析流程如图1所示。具体计算方法如下:(1)结构几何非线性计算采用非线性动力有限元方法进行求解。可借助Nastran的非线性求解序列SOL106模块,对结构进行非线性静力分析以及模态分析。(2)大展弦比机翼几何非线性颤振由机翼在定常载荷作用下大变形所致。求解机翼非线性颤振特性前必须先求解机翼在定常载荷下的静变形,在收敛的大变形构型下得到考虑结构几何非线性效应的刚度矩阵,再进行机翼的准模态分析及颤振特性分析。(3)研究几何、气动非线性对大展弦比机翼的颤振特性影响,分析时要寻求静气动弹性变形和颤振之间的匹配关系,即颤振速压为产生静气动弹性变形的动压,静气动弹性变形则为颤振分析的平衡状态。要满足这样的关系,需要反复进行静气动弹性和颤振计算,不断迭代使二者关系达成一致。

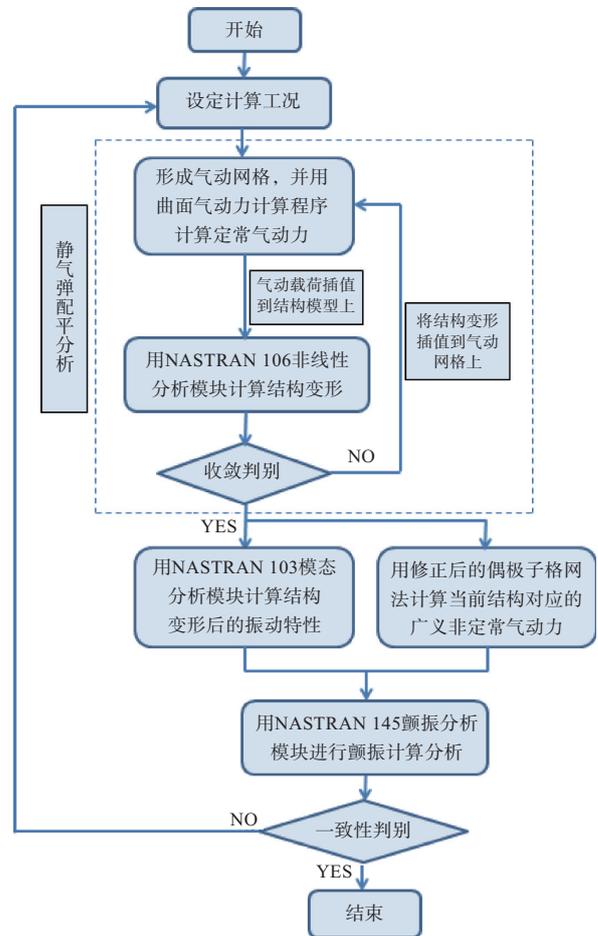


图1 考虑结构几何非线性的颤振分析流程

Fig.1 Flow chart of the geometric nonlinear flutter analysis process

### 1.1 几何非线性结构有限元建模方法

结构几何非线性对大展弦比飞机的影响,主要体现在两个方面:一是结构整体刚度依赖不同的载荷状态而改变,二是机翼平面形状的改变影响到气动力的分布。对于大展弦比轻质飞机,其结构平衡方程的建立基于变形后的飞机构型,可以近似认为结构是在大的静变形平衡位置附近作微幅振动,因而可以沿用线性系统振动理论中的固有频率和模态的概念。方程在形式上仍与传统线性方程具有相同形式,不过方程中各项均需要通过非线性求解得到。具体来说,其结构应变与位移的非线性关系,以及受力平衡的非线性关系可以通过考虑结构非线性应力分析得到的节点位移变化来体现,而其基于新的静变形平衡位置的模态分析可以认为是线性的,即

$$\mathbf{M}_T \ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_T \mathbf{x} = 0 \quad (1)$$

式中, $\mathbf{M}_T$ 为结构静平衡构型下的惯性矩阵; $\mathbf{K}_T$ 为相应的刚

度矩阵; $\mathbf{x}$ 为微幅振动位移。对式(1)进行特征值和特征向量计算,可得到系统承载变形后为辅振动的固有振动频率及固有振型。

具体计算方法如下:(1)几何非线性的平衡关系需要对平衡关系进行线性化、迭代求解。大柔性机翼的变形与气流的作用有关,而气动力又与机翼在空中的形状和位置有关,两者是相互影响相互制约的非线性关系。对于考虑几何非线性的大展弦比机翼,其静气动弹性分析方程是复杂的非线性方程,需对其进行适当简化,选用合适的迭代流程进行近似计算。(2)首先要求得系统的平衡位置,即以线性气动参数与结构线性应力及静变形状态所得到的线性静气动弹性结果为非线性迭代初始状态,再通过非线性静力学的多次迭代过程,以达到结构与气动力的静平衡状态。

### 1.2 非线性气动力计算方法

由于结构平衡方程的建立基于变形后的飞机构型,气动力的计算也必须基于变形后的曲面气动构型。这样传统基于小变形线性假设的平面气动力计算方法就不再适用,需要考虑变形后的曲面气动面之间的相互干扰以及变形带来的迎角和有效升力面积的变化。

常规颤振计算采用偶极子网格法<sup>[24]</sup>计算非定常气动力,对于翼面颤振通常将其简化成一个平板,然后通过小扰动假设确定其在平衡位置(未变形结构)的边界条件。对于结构发生大变形时,由于结构平衡位置发生了变化,网格无法跟随结构运动形成曲面,因此近似边界条件不再适用于大变形的非线性颤振分析。针对大变形计算气动网格要跟随结构形成曲面的特点,选用非定常涡格法<sup>[25]</sup>来求解非定常气动力,涡格的形状较为灵活,沿展向两条端线也无须满足平行于来流的限制,可形成任意曲面形状,与偶极子网格法的另外一个主要差别是涡格法计算非定常流动时采用的是时域法,比偶极子网格多出了从后缘到远场的尾涡网格。

## 2 颤振试验模型

某大展弦比机翼颤振试验模型如图2所示。其展长为2.5m,弦长为0.2m,雷诺数为326000。模型结构采用传统的“梁+维形翼段”形式,金属梁提供主要刚度,通过改变梁的截面尺寸来模拟机翼的刚度分布;维形翼段采用轻质框段+热缩膜的形式,主要用于维持翼型和安装配重。模型质量分布数据的模拟是在现有结构质量的基础上,通过配重配平来实现的。要求每个框段的质量、质心位置及绕轴惯

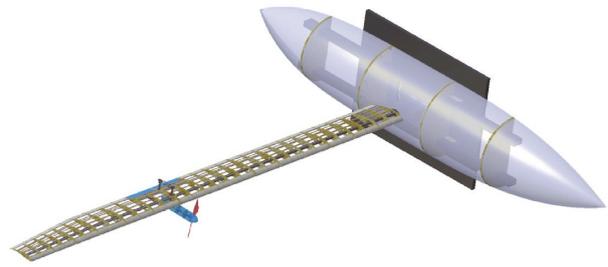


图2 太阳能无人机机翼缩比模型

Fig.2 The sub-scaled model of solar UAV wing

量与目标值基本一致,并满足一定的频率和节线要求<sup>[26]</sup>。

为了便于计算实体模型的动力学特性,需要建立与实体模型对应的有限元计算模型(见图3),其刚度和质量数据与实体模型保持一致,操纵面采用“摇臂+连杆”的操控形式,通过调节连杆的横截面面积实现操纵面模态与实体模型对应一致。

模型翼面定常气动力的计算,采用曲面涡格法。其气动网格划分情况如图4所示,共划分了2184个气动网格,取106个结构插值点。

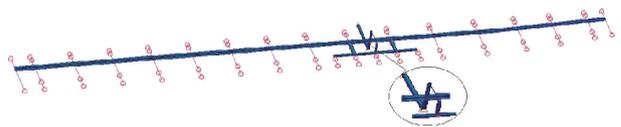


图3 有限元计算模型

Fig.3 The finite element model

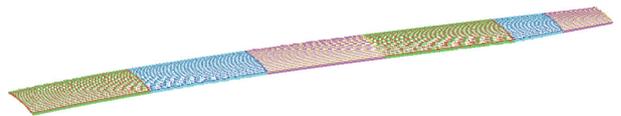


图4 定常气动力计算模型

Fig.4 Steady aerodynamic calculation model

模型线性构型翼面非定常气动力的计算,采用偶极子网格法。其气动网格划分情况如图5所示,总共划分7个气动区,共划分了1160个气动网格,其中主翼面划分为6个区,副翼单独划分为1个区,取106个结构插值点。

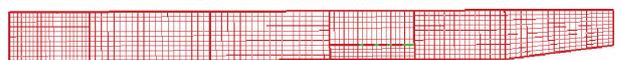


图5 非定常气动力计算模型

Fig.5 Unsteady aerodynamic calculation model

模型非线性构型翼面非定常气动力的计算,采用修正后的偶极子网格法。其气动面分为20个气动分区,共1230个气动网格,取106个结构插值点。机翼非线性分析气动网格及分区如图6所示。

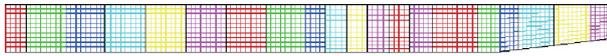


图6 非线性构型非定常气动力计算模型

Fig.6 The nonlinear unsteady aerodynamic calculation model

### 3 计算分析

分别采用常规线性及前文提到的非线性分析方法对太阳能无人机机翼缩比模型进行颤振分析,振动模态频率计算结果对比见表1,颤振特性计算结果对比见表2,颤振计算结果速度—阻尼曲线和速度—频率曲线如图7、图8所示。从振动计算结果可以看出,考虑非线性变形后,机翼水平弯曲模态以及副翼旋转模态的频率降幅明显,其他模态的频率差别较小,但随着变形的加大,机翼各模态的振型有明显弯扭耦合振动的趋势,振型节线发生明显偏离,如图9所示。从颤振计算结果可以看出,考虑结构几何非线性变形前、后机翼的颤振机理发生了显著变化,从机翼一扭与二弯模态的耦合颤振,变为机翼一扭与水平二弯模态的耦合颤振。特别是机翼水平二弯模态成为几何非线性颤振的主参与模态之一,这与线性颤振计算结果完全不同,充分说明了进行非线性颤振分析的必要性。

表1 振动特性计算结果

Table 1 The calculation results of vibration characteristics

| 模态名称   | 线性构型/Hz | 非线性构型/Hz | 差额百分比/% |
|--------|---------|----------|---------|
| 机翼垂直一弯 | 1.0989  | 1.0944   | -0.40   |
| 机翼水平一弯 | 1.2540  | 1.2458   | -0.65   |
| 机翼垂直二弯 | 5.8009  | 5.8136   | 0.22    |
| 机翼水平二弯 | 6.9136  | 6.8408   | -1.05   |
| 副翼旋转   | 10.4651 | 10.1347  | -3.16   |
| 机翼一扭   | 15.2763 | 15.2310  | -0.30   |
| 机翼垂直三弯 | 16.1556 | 16.1267  | -0.18   |
| 机翼水平三弯 | 18.7611 | 18.6525  | -0.58   |
| 机翼垂直四弯 | 29.1129 | 29.0701  | -0.15   |
| 机翼水平四弯 | 34.4476 | 34.2594  | -0.55   |

表2 颤振特性计算结果

Table 2 The calculation results of flutter characteristics

| 项目  | 颤速度/(m/s) | 频率/Hz | 颤振机理         |
|-----|-----------|-------|--------------|
| 线性  | 20.866    | 8.045 | 机翼一扭为主弯扭耦合   |
| 非线性 | 15.297    | 6.802 | 机翼水平二弯为主弯扭耦合 |
|     | 19.108    | 8.033 | 机翼一扭为主弯扭耦合   |

### 4 试验验证

#### 4.1 地面共振试验

为了验证试验模型的振动特性与计算结果的一致性,首先要对试验模型进行地面共振试验,如图10所示。试验

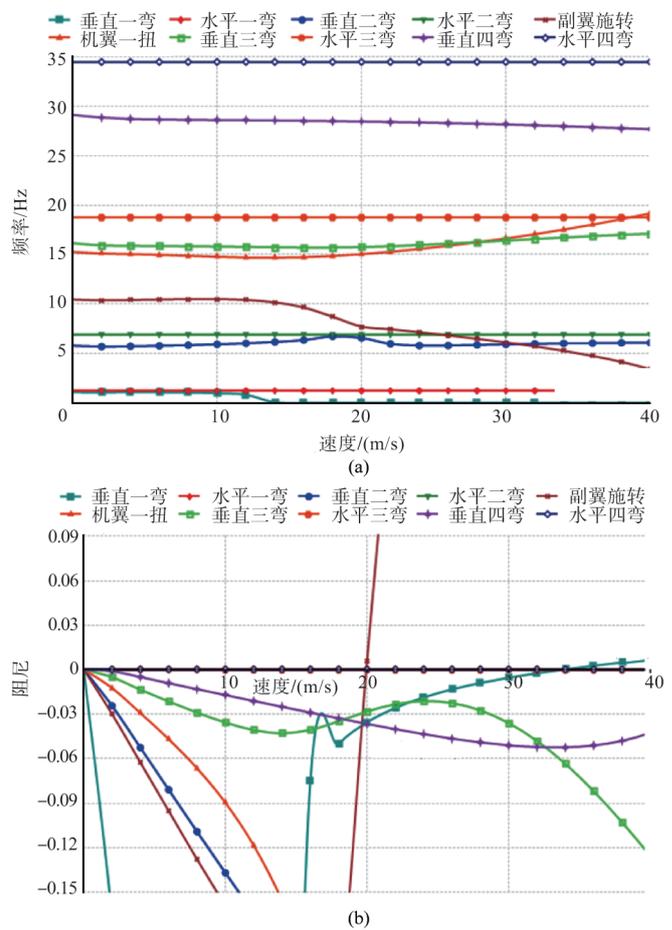


图7 线性颤振分析结果

Fig.7 The calculation results of linear flutter

测得的模态频率与计算结果的对比参见表3、表4。从表3、表4中的比较可以看出,试验模型的振动特性与计算结果基本一致,满足前9阶的频率和节线相似性要求,说明该试验模型设计合理,加工偏差较小,能够有效模拟真实缩比机翼的动力学特性。

#### 4.2 风洞试验

为了校验颤振计算结果,需要对试验模型进行颤振风洞试验,如图11所示。试验结果与计算结果的对比参见表5。从表5中的试验数据可以看出,模型的非线性颤振临界速度为15.5m/s,颤振频率为6.89Hz,颤振机理为机翼水平二弯为主的弯扭耦合颤振,与考虑结构几何非线性的颤振计算结果非常接近。图12、图13分别给出了模型在风速15m/s和19m/s时的响应信号频谱分析结果,从图中信号可以明显看出主颤振模态的更替情况。需要说明的是,模型非线性颤振分支中速度较低的以机翼水平二弯模态为主的颤振属于驼峰形颤振,实际吹风过程中出现显著的周期性

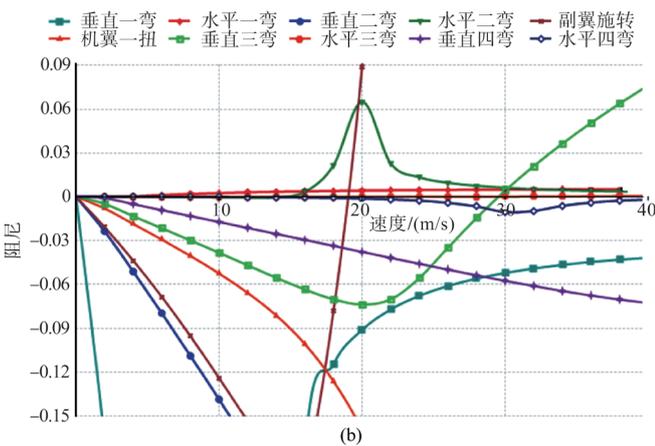
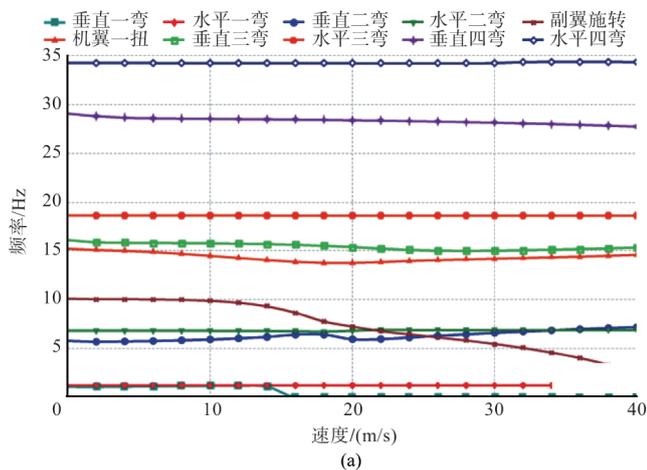


图8 非线性颤振分析结果

Fig.8 The calculation results of nonlinear flutter

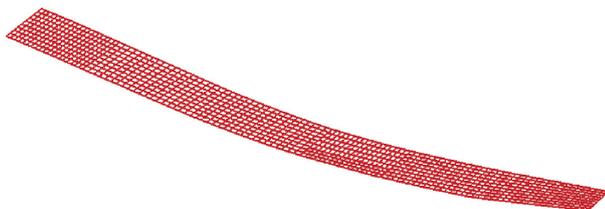


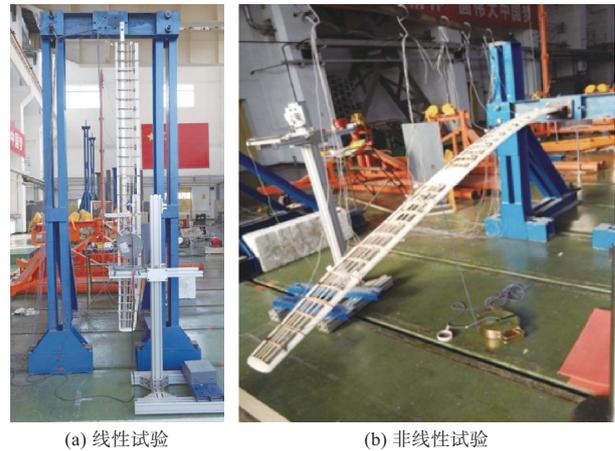
图9 非线性构型准平衡状态

Fig.9 The nonlinear quasi-equilibrium state

振荡(见图14),但没有发散;随着风速的增加,这支颤振的幅值逐渐衰减,另一支以机翼一扭模式为主的颤振分支逐步占据主导地位,最终彻底发散。

### 5 结论

本文发展了一种面向工程研制需要的机翼几何非线性颤振分析技术,并以典型大展弦比机翼模型为例开展了非线性颤振的计算分析与风洞颤振试验验证。数值分析得到的颤振边界与颤振试验结果吻合较好,可以得到以下



(a) 线性试验 (b) 非线性试验

图10 机翼模型地面共振试验

Fig.10 Ground vibration test of wing model

表3 线性振动特性计算结果与试验结果的比较

Table 3 The comparison between linear calculated results of the model vibration with experimental results

| 模态名称   | 试验/Hz  | 计算/Hz   | 差额百分比/% |
|--------|--------|---------|---------|
| 机翼垂直一弯 | 1.107  | 1.0989  | -0.74   |
| 机翼水平一弯 | 1.237  | 1.2540  | 1.37    |
| 机翼垂直二弯 | 5.929  | 5.8009  | -2.16   |
| 机翼水平二弯 | 6.950  | 6.9136  | -0.52   |
| 副翼旋转   | 10.409 | 10.4651 | 0.54    |
| 机翼一扭   | 15.539 | 15.2763 | -1.69   |
| 机翼垂直三弯 | 16.328 | 16.1556 | -1.06   |
| 机翼水平三弯 | 19.363 | 18.7611 | -3.11   |
| 机翼垂直四弯 | 29.416 | 29.1129 | -1.03   |

表4 非线性振动特性计算结果与试验结果的比较

Table 4 The comparison between nonlinear calculated results of the model vibration with experimental results

| 模态名称   | 试验/Hz  | 计算/Hz   | 差额百分比/% |
|--------|--------|---------|---------|
| 机翼垂直一弯 | 1.108  | 1.0944  | -1.23   |
| 机翼水平一弯 | 1.249  | 1.2458  | -0.25   |
| 机翼垂直二弯 | 5.866  | 5.8136  | -0.89   |
| 机翼水平二弯 | 6.943  | 6.8408  | -1.47   |
| 副翼旋转   | 9.806  | 10.1347 | 3.35    |
| 机翼一扭   | 15.348 | 15.2310 | -0.76   |
| 机翼垂直三弯 | 16.313 | 16.1267 | -1.14   |
| 机翼水平三弯 | 19.304 | 18.6525 | -3.38   |
| 机翼垂直四弯 | 29.436 | 29.0701 | -1.24   |

结论:

(1)机翼大变形导致的几何非线性问题对飞机的颤振特性有显著影响,颤振速度变化幅度超过20%,颤振模态明显变更。



图 11 机翼模型风洞试验  
Fig.11 The wind tunnel test of wing model

表 5 风洞试验结果与计算结果的比较

Table 5 The comparison between calculating result of flutter characteristics with wind tunnel testing data

| 项目  | 颤振速度/(m/s) | 颤振频率/Hz | 颤振机理       |
|-----|------------|---------|------------|
| 线性  | 20.866     | 8.045   | 一扭为主弯扭耦合   |
| 非线性 | 15.297     | 6.802   | 水平二弯为主弯扭耦合 |
|     | 19.108     | 8.033   | 一扭为主弯扭耦合   |
| 试验  | 15.5       | 6.89    | 水平二弯为主弯扭耦合 |
|     | 19.3       | 7.96    | 一扭为主弯扭耦合   |

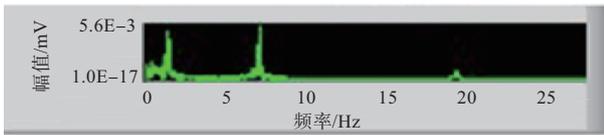


图 12 风速 15m/s 时的响应信号频谱分析结果  
Fig.12 Frequency spectrum analysis of response signal at 15m/s wind speed

(2)翼面大变形对机翼振动频率的影响较小,但随着变形的加大,机翼各模态的振型有明显弯扭耦合振动的趋势。

(3)与常规线性颤振不同,水平振动模态成为几何非线性颤振问题的关键影响因素之一。

AST

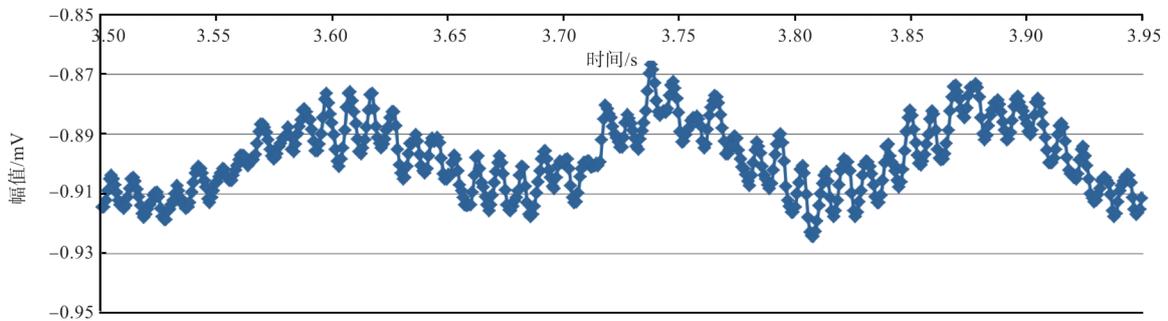


图 14 风速 15m/s 时的时域加速度响应信号  
Fig.14 Time-domain acceleration response at 15m/s wind speed

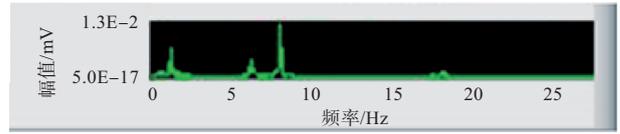


图 13 风速 19m/s 时的响应信号频谱分析结果  
Fig.13 Frequency spectrum analysis of response signal at 19m/s wind speed

参考文献

- [1] Hodges D H, Dowell E H. Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted nonuniform rotor blades[R]. NASA-TN- D-7818, 1974.
- [2] Patil M J, Hodges D H. Limit cycle oscillations in high-aspect-ratio wings[R]. AIAA1999-1464, 1999.
- [3] Tang D M, Dowell E H. Experimental and theoretical study on aeroelastic response of high-aspect-ratio wings[J]. AIAA Journal, 2001, 39(8): 1430-1441.
- [4] Dowell. E. H. Nonlinear flutter of curved plates[J]. AIAA Journal, 1969, 7(3): 424-431.
- [5] 谢长川, 吴志刚, 杨超. 大展弦比柔性机翼的气动弹性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(12): 1087-1090.  
Xie Changchuan, Wu Zhigang, Yang Chao. Aeroelastic analysis of flexible large aspect ratio wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29 (12): 1087-1090.(in Chinese)
- [6] 杨智春, 张惠, 谷迎松, 等. 考虑几何非线性效应的大展弦比机翼气动弹性分析[J]. 振动与冲击, 2014, 33(16): 72-75.  
Yang Zhichun, Zhang Hui, Gu Yingsong, et al. Aeroelastic analysis of the high aspect ratio wing considering the geometric nonlinearity[J]. Journal of Vibration and Shock, 2014, 33(16): 72-75.(in Chinese)

- [7] 白鹏, 崔尔杰, 李锋, 等. 对称翼型低雷诺数小迎角升力系数非线性现象研究[J]. 力学学报, 2006, 38(1): 1-8.  
Bai Peng, Cui Erjie, Li Feng, et al. Study of the nonlinear lift coefficient of the symmetrical airfoil at low Reynolds number near the  $0^\circ$  angle of attack[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2006, 38(1): 1-8. (in Chinese)
- [8] 胡志勇, 党云卿, 陈海. 副翼偏转角对大展弦比机翼颤振特性的影响研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(9): 12-16.  
Hu Zhiyong, Dang Yunqing, Chen Hai. Influence of aileron deflection on the flutter of high-aspect-ratio wings[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(9): 12-16. (in Chinese)
- [9] 王丽莎, 曹旭, 石晓锋, 等. 大展弦比桁架支撑机翼静气动弹性问题研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(7): 27-32.  
Wang Lisha, Cao Xu, Shi Xiaofeng, et al. Static aeroelastic analysis of a high-aspect-ratio truss-braced wing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(7): 27-32. (in Chinese)
- [10] 余秋阳, 徐胜金. 展弦比对NACA0012弹性平直机翼颤振临界特性影响研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(6): 44-50.  
Yu Qiuyang, Xu Shengjin. Effect of aspect ratio on flutter critical characteristics of NACA0012 flexible straight wing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(6): 44-50. (in Chinese)
- [11] 赵仕伟, 阚梓, 李道春. 柔性后缘可变形机翼气动弹性分析方法研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(12): 12-16.  
Zhao Shiwei, Kan Zi, Li Daochun. Research on the aeroelastic analysis method of flexible trailing edge morphing wing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 12-16. (in Chinese)
- [12] Van Schoor M C, von Flotow A H. Aeroelastic characteristics of a highly flexible air-raft[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(10): 901-908.
- [13] Waszak M R, Schmidt D K. On the flight dynamics of aeroelastic vehicles[R]. AIAA1986-2077, 1986.
- [14] Hodges D H, Ormiston R A, Peters D A. On the nonlinear deformation geometry of euler-bernoulli beams[R]. NASA-1566, 1980.
- [15] Cesnik C E S, Hodges D H, Patil M J. Aeroelastic analysis of composite wings[R]. AIAA 1996-1444, 1996.
- [16] Cesnik C E S, Su W H. Nonlinear aeroelastic modeling and analysis of fully flexible aircraft[R]. AIAA2005-2169, 2005.
- [17] Patil M J, Hodges D H, Cesnik C E S. Characterizing the effects of geometrical nonlinearities on aeroelastic behavior of high-aspect-ratio wings[C]. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 1999.
- [18] Patil M J, Hodges D H. Static Output feedback control of nonlinear aeroelastic response of a slender wing[R]. AIAA2000-1627, 2000.
- [19] Patil M J, Hodges D H. Output Feedback control of the nonlinear aeroelastic response of a slender wing[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(2): 302-308.
- [20] Xie Changchuan, Leng Jiazhen, Yang Chao. Geometrical nonlinear aeroelastic stability analysis of a composite high-aspect-ratio wing[J]. Shock and Vibration, 2008, 15(3/4): 325-333.
- [21] 安效民, 徐敏. 一种几何大变形下的非线性气动弹性求解方法[J]. 力学学报, 2011, 43(1): 97-104.  
An Xiaomin, Xu Min. An improved geometrical nonlinear algorithm and its application for nonlinear aeroelasticity[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(1): 97-104. (in Chinese)
- [22] Liu Xiangning, Xiang Jinwu. Stall flutter analysis of high-aspect-ratio composite wing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(1): 36-43.
- [23] 付志超, 陈占军, 刘子强. 大展弦比机翼气动弹性的几何非线性效应[J]. 工程力学, 2017, 34(4): 231-240.  
Fu Zhichao, Chen Zhanjun, Liu Ziqiang. Geometric nonlinear aeroelastic behavior of high aspect ratio wings [J]. Engineering Mechanics, 2017, 34(4): 231-240. (in Chinese)
- [24] Rodden W P, Johnson E H. MSC/Nastran version 68 aeroelastic analysis users guide[Z]. MacNeal-Schwendler Corporation, 1994.
- [25] Christopher C C, Tim F, Balakumar B. Implementation and Benchmarking of the Unsteady Vortex Lattice Method[R]. AIAA2013-0288, 2013.
- [26] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.  
Guan De. Manual of aircraft aeroelasticity [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994. (in Chinese)

---

## An Analysis Method of Geometric Nonlinear Flutter for High-aspect-ratio Wings

Hu Zhiyong, Gao Yining, Zhao Xiaoqian

*AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China*

**Abstract:** Due to the large scale and small relative stiffness of the large-aspect-ratio aircraft, the deformation of the airfoil under load condition is large and complicated with different flight attitudes, which leads to unstable change of the dynamic characteristics and aerodynamic load distribution of the aircraft structure, and makes the flutter problem especially prominent. In this paper, a set of aeroelastic design and analysis technique for large aspect ratio wing is developed by combining geometric nonlinear structural finite element modeling with nonlinear aerodynamic calculation. Taking the model of a sub-scale flexible wing as an example, geometrical nonlinear aeroelastic calculation and analysis are carried out, and the results are compared with the experimental results. The results show that the finite element modeling method of geometrical nonlinear structures proposed is reasonable. The proposed nonlinear flutter analysis method can effectively analyze the geometrical nonlinear aeroelastic characteristics of large deformed structures, and the calculation accuracy meets the requirements of engineering development.

**Key Words:** geometrical nonlinear; high-aspect-ratio; aeroelastic; wind tunnel test; nonlinear aerodynamic