

# 太阳能无人机机翼几何非线性气动弹性分析

胡志勇, 尤 伍, 张 健

(中航工业第一飞机设计研究院, 西安, 710089)

**摘要** 以大展弦比机翼为研究对象, 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, 提出了一种利用插值技术求解几何非线性气动弹性问题的方法。并以某太阳能无人机机翼缩比模型为例进行计算分析以及试验研究。研究表明: 提出的方法得到非线性颤振解与常规方法得到的计算结果基本一致, 但应用此方法后, 不仅计算效率成倍提高, 而且能规避常规方法中由于计算工况设定不合理可能导致的严重计算偏差。

**关键词** 太阳能无人机; 几何非线性; 气动弹性; 风洞试验

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2019.02.001

**中图分类号** V215.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2019)02-0001-06

## Geometrically Nonlinear Aeroelastic Analysis of a Solar UAV Wing

HU Zhiyong, YOU Wu, ZHANG Jian

(AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** In this paper, taking the large aspect ratio wing as a research object, and combined with the geometric nonlinear structure finite element modeling method and the nonlinear aerodynamic calculation technology, a interpolation method is proposed to solve the geometrically nonlinear aeroelastic problem. Taking a scaled model of solar UAV wing as an example, the calculation and analysis and experimental research are carried out. The results show that the nonlinear flutter solution obtained by the method in this paper is basically the same as that obtained by the conventional method. By so doing, not only the calculation efficiency is doubled, but also the serious calculation deviation may be avoided in the conventional method, which may result from the unreasonable setting of the calculation working condition.

**Key words:** solar UAV; geometric nonlinear; aero-elastic; wind tunnel test

高空长航时无人机(见图 1)是近年来航空领域的研究热点, 这类飞机均采用大展弦比机翼设计, 以获得较好的升阻特性, 并使用轻质复合材料减轻结构重量, 以满足长时间续航任务需求。由于结构重量轻、柔性大, 这类飞机的结构(特别是机翼)在气动载荷的作用下会产生较大的弹性变形, 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, 并带来严重的非线性影响。

自结构的几何非线性问题提出以来, 国内外学者以大展弦比柔性翼面为对象, 开展了相对较多的研究工作。20 世纪七八十年代, Hodges 及 Dowell 等<sup>[1-2]</sup>人从具有初始弯扭变形梁的精确运动和变形描述出发, 利用 Hamilton 原理导出了精确的大变形几何非线性

**收稿日期:** 2018-05-10

**基金项目:** 科技部国际合作专项项目(2013DFA80710); 中国航空工业集团公司技术创新基金(16R010001)

**作者简介:** 胡志勇(1978—)男, 山西太原人, 高级工程师, 主要从事飞行器设计与气动弹性力学研究。E-mail: hzy780221@sina.com.cn

**引用格式:** 胡志勇, 尤伍, 张健. 太阳能无人机机翼几何非线性气动弹性分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(2): 1-6. HU Zhiyong, YOU Wu, ZHANG Jian. Geometrically Nonlinear Aeroelastic Analysis of a Solar UAV Wing[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(2): 1-6.

梁的运动方程,即 Hodges-Dowell 方程,并由此建立了混合变分公式以及有限元算法。运用该理论解决了梁的大变形和运动分析问题,并成功地应用于直升机旋翼的稳定性研究。法国宇航研究院 Tran 与 Petot 等人,为研究旋翼在大攻角非定常动力失速情况下的气动弹性特性,首次提出了一个半经验、非定常、非线性的二维气动力模型,经过改进后形成了目前受到公认的非线性气动力模型,称之为 ONERA 模型<sup>[3]</sup>。结合大变形非线性梁和非线性气动力 ONERA 模型两方面的理论成果,Patil 与 Hodges 等<sup>[4]</sup>人采用动力学线性化方法,研究了几何非线性效应对大展弦比柔性机翼静、气动弹性行为的影响。此后,Tang 与 Dowell 等<sup>[5-6]</sup>人也应用该方法对大展弦比机翼做了详细研究,并进行了专门的气动弹性风洞试验,演示了大展弦比机翼几何非线性气动弹性的力学现象及其机理,证明了计算分析手段的可靠性。自本世纪初,我国航空科技人员<sup>[7-10]</sup>也对上述基于几何非线性梁和 ONERA 非线性气动力模型的几何非线性气动弹性计算方法开展了跟踪研究。总的来说,几何非线性气动弹性的研究当前正处在发展阶段,对飞行器设计至关重要的诸多应用性问题还有待进一步的研究和讨论。



图1 几种高空长航时无人飞行器

本文以某太阳能无人机机翼缩比模型为研究对象,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,提出了一种利用数值插值求解几何非线性颤振问题的方法。与常规方法<sup>[7,11]</sup>相比,该方法去掉了颤振求解过程中的迭代流程,增加了数据存储和数值插值流程,计算结果更加直观,便于工程应用,计算效率也得到了有效提升。本文以大柔性机翼模型为例进行几何非线性气动弹性计算分析以及试验研究,通过理论分析与试验相结合的方式求解机翼结构的几何非线性气动弹性问题。研究结果验证了该计算方法的可靠性与高效性,并且表明通过使用该方法可以有效规避常规方法中,由于计算工况设定不合理可能导致的严重计算偏差。

## 1 计算方法

考虑结构几何非线性的气动弹性分析是建立在

结构几何非线性静气动弹性平衡位置上的,因此首先需要给定计算工况,通过迭代方法求得对应的静平衡位置;然后,基于该平衡态,采用“准模态法”<sup>[11]</sup>进行几何非线性颤振分析。不过,这样仅能得到该平衡态的预测颤振速度,只有给定的计算工况,尤其是来流速度与预测的颤振速度一致时,才能得到确切的颤振临界速度。

几何非线性气动弹性计算方法按功能模块划分,可以分为:结构有限元建模、气动力计算和气动弹性分析 3 个部分。

### 1.1 几何非线性结构有限元建模

对于大柔性轻质结构,其结构平衡方程的建立基于变形后的飞机构型(见图 2),这需要利用“准模态”的动力学线性化方法,即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。这样,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,即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。

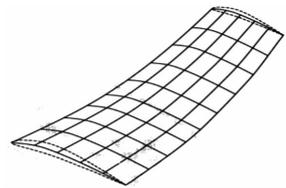


图2 几何非线性结构有限元建模

### 1.2 非线性气动力计算

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(见图 3)。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,需要考虑变形带来的攻角和有效升力面积的变化。依据几何非线性颤振分析需求,非线性气动力计算方法分为定常和非定常 2 个部分。其中定常气动力计算采用曲面涡格法<sup>[12]</sup>,用于静气弹分析。非定常气动力计算采用修正后的偶极子格网法<sup>[13]</sup>,用于颤振分析。

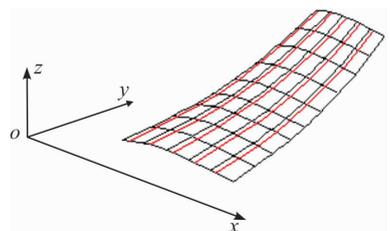


图3 几何非线性结构气动力计算

### 1.3 几何非线性颤振分析

考虑结构几何非线性的颤振分析是假定结构在较大的静平衡位置做微幅振动的基础上,沿用原有的线性分析方法进行颤振分析,要求结构模型是考虑非线性变形后的构型,气动力的计算也必须是基于变形后的曲面气动构型。具体分析流程见图 4 (其中 NASTRAN 103 用于模态分析,106 用于非线性静力分析,145 用于颤振分析)。考虑到只有计算工况中来流速度与颤振速度保持一致时才能得到确切的颤振临界速度,为此,需要给定不同计算工况,得到不同来流速度与结构变形之间相关度曲线,以及不同结构变形状态下颤振预测速度变化曲线,通过数值插值方法求得 2 条曲线交点,即得到确切的计算工况,最后再进行一轮计算分析,得到确切的颤振临界速度、临界频率以及颤振机理。



图 5 某太阳能无人机机翼缩比模型

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见图 6,共划分了 2 184 个气动网格,取翼面的全部节点作为结构插值点,共 106 个。

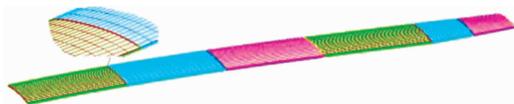


图 6 定常气动力计算模型

模型翼面非定常气动力的计算,采用修正后的偶格子格网法。其气动网格划分情况见图 7,总共划分 7 个气动区,共划分了 1 160 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,取翼面的全部节点作为结构插值点,共 106 个。

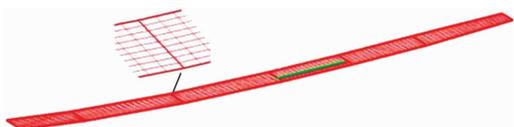
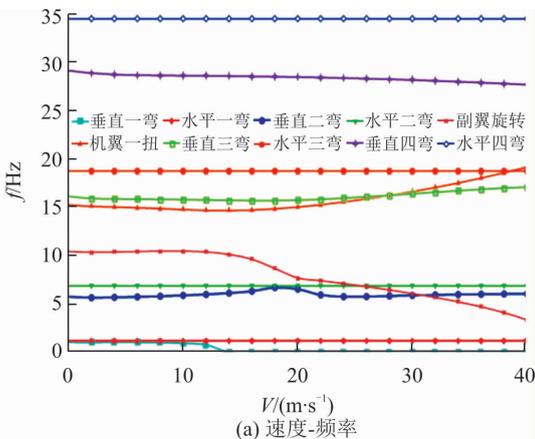


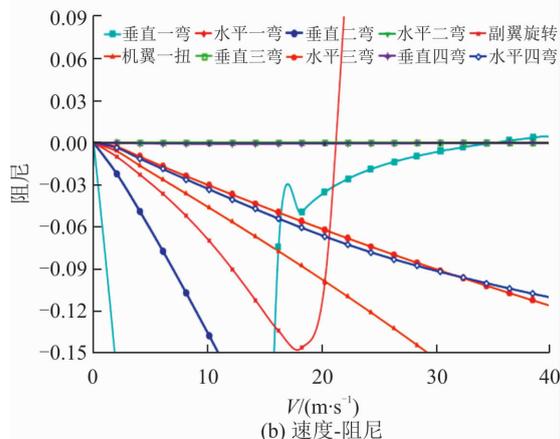
图 7 非定常气动力计算模型

### 2.1 线性颤振分析

依据经典的线性颤振分析方法<sup>[13]</sup>,对模型进行线性颤振分析。具体颤振特性计算结果见表 1,对应的颤振计算结果  $vg-vf$  曲线见图 8。



(a) 速度-频率



(b) 速度-阻尼

图 8 线性颤振计算结果

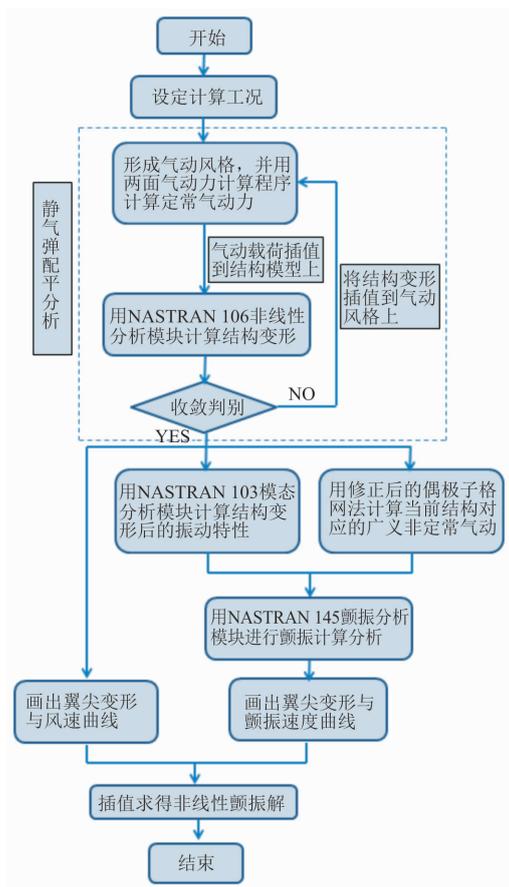


图 4 考虑结构几何非线性的颤振分析流程

## 2 太阳能无人机机翼缩比模型非线性气动弹性计算分析

某太阳能无人机机翼缩比模型(其动力学特性和气动外形与真实飞机保持一定的相似比例关系<sup>[14]</sup>),见图 5,翼展为 2.5 m,弦长为 0.2 m。模型结构采用传统的单梁结构,鱼骨刺布局。

从计算结果可以看出,模型的颤振机理为以机翼一扭模态为主的弯扭耦合颤振,临界颤振速度为 20.866 m/s,颤振频率为 8.045 Hz。

表 1 颤振特性计算结果

项目	颤振速度 ( $m \cdot s^{-1}$ )	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	机翼面内二弯为主弯扭耦合
	19.108	8.033	机翼一扭为主弯扭耦合

## 2.2 常规方法对几何非线性颤振的分析

依据常规方法<sup>[7,11]</sup>,对模型进行非线性颤振分析。整个计算过程经历 97 次迭代,用时超过 3 h。具体颤振特性计算结果见表 1,对应的颤振计算结果  $v_g$ - $v_f$  曲线见图 9。从计算结果可以看出: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,临界颤振速度降到了 15.297 m/s,降幅超过了 20%,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。

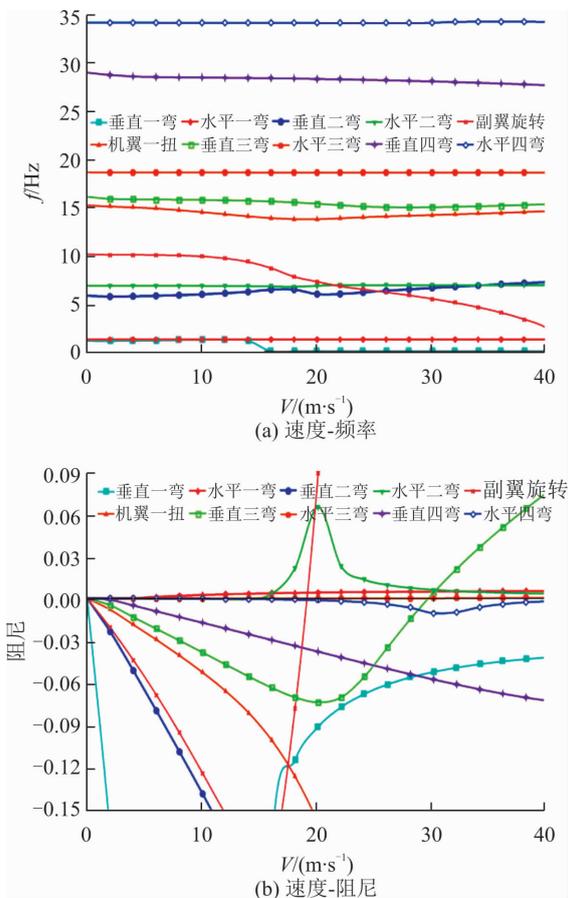


图 9 非线性颤振计算结果

## 2.3 本文方法对几何非线性颤振的分析

### 2.3.1 静气弹分析

依据非线性颤振分析方法中的静气弹配平分析流程,计算模型不同计算工况下的静变形,并将模型变形后的几何位移数据进行保存,用于几何非线性结构有限元模型建模和非定常气动力计算模型的修正。具体翼尖参考点垂向位移随风速的变化关系曲线,见图 10。

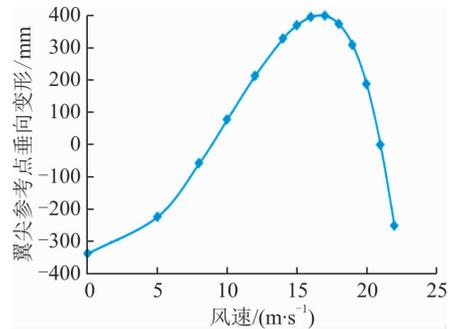


图 10 翼尖参考点垂向位移随风速的变化关系

### 2.3.2 颤振分析

利用上节得到的数据,建立与各个计算工况对应的几何非线性结构有限元模型和非定常气动力计算模型,并进行颤振分析,得到颤振速度随翼尖参考点垂向位移的变化关系曲线,见图 11。

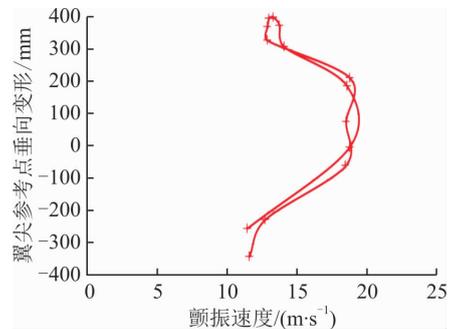


图 11 颤振速度随翼尖参考点垂向位移的变化关系

### 2.3.3 插值计算

将前文得到的翼尖参考点垂向位移随风速的变化关系曲线与颤振速度随翼尖参考点垂向位移的变化关系曲线合成一张图,见图 12 和图 13,并利用二次曲线插值即可求得确切的计算工况,即风速为 15.39 m/s;然后再进行一轮计算,得到模型的几何非线性颤振速度同样为 15.39 m/s(满足几何非线性颤振的基本假定),颤振频率为 6.8 Hz,颤振机理为水平二弯模态为主的弯扭耦合颤振。该计算结果与常规方法得到的几何非线性颤振计算结果基本一致,但从图 8 中的数据点数量可以看出,利用本文方法只需要计算 14 个构型状态即可得出非线性颤振解,而运用常规方法,需要反复迭代 97 次(即需要计算 97 个构型状态),计

算效率显著提高。

另外,从图 12 可以看出,邻近非线性点的迭代结果存在明显的不确定性(图 12 中存在多个交点),如果设定的计算工况与非线性点的偏差较大的话,应用常规方法可能会得出错误的结论。再者,利用本文方法得到的分析结果信息涵盖整个几何非线性变形过程,更便于工程分析与应用。

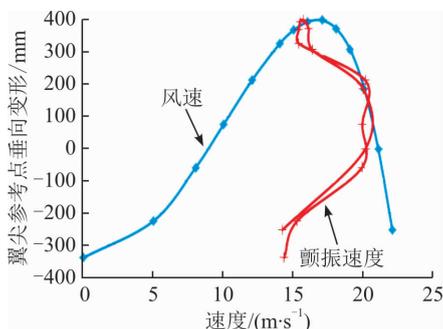


图 12 翼尖参考点垂向变形随速度的变化关系

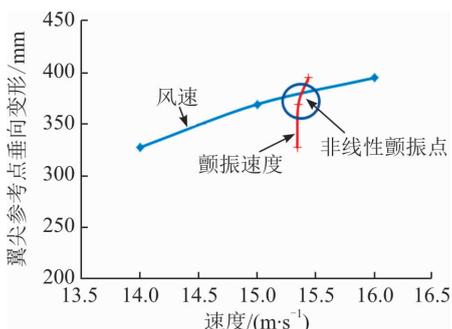


图 13 插值法求解非线性颤振点示意图

### 3 试验验证

为了检验计算方法的可靠性,设计了风洞试验模型。首先通过地面共振试验(见图 14)校验试验模型的动力学特性与计算模型的一致性;然后开展风洞试验(见图 15),检验非线性颤振计算结果与风洞试验结果的一致性。具体试验结果见表 2~表 3。



图 14 模型地面共振试验



图 15 模型风洞试验

从表 2 中的数据可以看出,试验模型的动力学特性与计算模型基本一致;从表 3 中的数据可以看出,模型的非线性颤振的临界速度为 15.5 m/s,颤振频率为 6.89 Hz,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,而与线性计算结果差异显著。图 16 给出了模型在风速 15 m/s 时的响应信号频谱分析结果,从图中信号可以明显看出,水平二弯模态在该支颤振中起主要作用。

表 2 模型振动特性计算结果与试验结果的比较

模态名称	频率/Hz		差额/%
	试验	计算	
机翼垂直一弯	1.107	1.098 9	-0.74
机翼水平一弯	1.237	1.254 0	1.37
机翼垂直二弯	5.929	5.800 9	-2.16
机翼水平二弯	6.950	6.913 6	-0.52
副翼旋转	10.409	10.465 1	0.54
机翼一扭	15.539	15.276 3	-1.69
机翼垂直三弯	16.328	16.155 6	-1.06
机翼水平三弯	19.363	18.761 1	-3.11
机翼垂直四弯	29.416	29.112 9	-1.03

表 3 风洞试验结果与计算结果的比较

项目	颤振速度 / (m · s <sup>-1</sup> )	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	15.500	6.890	水平二弯为主弯扭耦合

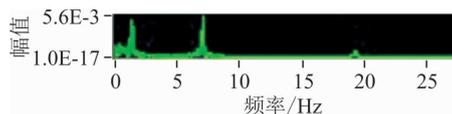


图 16 风速 15 m/s 时的响应信号频谱分析结果

考虑到在整个试验模型的设计、计算和试验过程中,其动力学特性和气动特性均能与真实飞机的机翼保持一定的相似比例关系,说明文中得到的理论计算与试验结论对真实飞机的机翼同样有效。

## 4 结论

提出了一种利用插值技术求解几何非线性气动弹性问题的方法,并以某太阳能无人机机翼缩比模型为研究对象进行计算分析与试验研究。综合理论分析结论与试验结果,可以得到以下结论:

1)线性颤振计算结果与非线性计算结果偏差较大,而试验结果与非线性计算结果基本一致,说明在对大展弦比飞机进行气动弹性分析时有必要考虑大变形带来的非线性影响;

2)利用本文方法得到的非线性颤振解与常规方法得到的计算结果基本一致,但本文方法的计算效率更高;

3)常规方法中的计算工况如果设定的不合理可能会导致非线性计算结果产生严重偏差,而本文方法可以规避这一问题的发生;

4)利用本文方法得到的分析结果更加直观,计算信息涵盖整个几何非线性变形过程,便于工程分析与应用。

### 参考文献(References):

- [1] HODGES D H, DOWELL E H. Nonlinear Equations of Motion for the Elastic Bending and Torsion of Twisted Nonuniform Rotor Blades[Z]. National Aeronautics and Space Administration, 1974, NASA-TN-D-7818.
- [2] HODGES D H, ORMISTON R A, PETERS D A. On the Nonlinear Deformation Geometry of Euler-Bernoulli Beams[Z]. National Aeronautics and Space Administration, 1980, NASA-1566.
- [3] TANG D M, DOWELL E H. Comments on the ONERA Stall Aerodynamic Model and Its Impact on Aeroelastic Stability[J]. Journal of Fluids and Structures, 1996, 10(4): 353-366.
- [4] PATIL M J, HODGES D H. On the Importance of Aerodynamic and Structural Geometrical Nonlinearities in Aeroelastic Behavior of High-Aspect-Ratio Wings [Z]. AIAA 2000-1448, 2000.
- [5] TANG D M, DOWELL E H. Effects of Geometric Structural Nonlinearity on Flutter and Limit Cycle Oscillations of High-Aspect-Ratio Wings[J]. Journal of Fluids and Structures, 2004, 19(3): 291-306.
- [6] DOWELL E H. Nonlinear Flutter of Curved Plates [J]. AIAA Journal, 1969, 7(3): 424-431.

- [7] 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.  
XIE C C, YANG C. A Linearization Method to Analyze Geometrical Nonlinear Aeroelastic Stability of the High-Aspect-Ratio Aircraft[J]. Scientia Sinica(Technologica), 2011, 41(3): 385-393. (in Chinese)
- [8] 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 Z C, ZHANG H, GU Y S. 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)
- [9] 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 X M, XU M. An Improved Geometrically Nonlinear Algorithm and Its Application for Nonlinear Aeroelasticity [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(1): 97-104. (in Chinese)
- [10] 白鹏, 崔尔杰, 李锋, 等. 对称翼型低雷诺数小攻角升力系数非线性现象研究[J]. 力学学报, 2006, 38(1): 1-8.  
BAI P, CUI E J, LI F, et al. Study of the Nonlinear Lift Coefficient of the Symmetrical Airfoil at Low Reynolds Number near the 0° Angle of Attack [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2006, 38(1): 1-8. (in Chinese)
- [11] 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 C C, WU Z G, YANG C. Aeroelastic Analysis of Flexible Large Aspect Ratio Wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(12): 1087-1090. (in Chinese)
- [12] CHRISTOPHER C C, TIM F, BALAKUMAR B. GPGPU Implementation and Benchmarking of the Unsteady Vortex Lattice Method [Z]. AIAA-2013-0288, 2013.
- [13] RODDEN W P, JOHNSON E H. MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis Users Guide[Z]. V68, 1994.
- [14] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994: 215-222.  
GUAN D. Manual of Aircraft Aeroelasticity [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994: 215-222. (in Chinese)

(编辑: 姚树峰)