

大展弦比无人机几何非线性颤振分析

李广耀, 卢佳, 胡炜, 徐焱

(成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092)

摘要: 目的 基于大展弦比无人机的几何大变形的特性开展颤振分析。方法 基于大展弦比无人机大变形状态下的非线性动力学特性, 得到非线性平衡态下的结构刚度, 通过与非定常气动力的耦合, 得到大展弦比无人机的非线性颤振特性。在此基础上, 探究考虑曲面效应的平板气动力与结构非线性动力学耦合下的大展弦比无人机的颤振特性。**结果** 考虑几何非线性条件下的颤振速度相较于线性颤振速度下降约 8%, 考虑曲面效应的颤振速度相较于平板气动力下的颤振速度下降约 11%。**结论** 结构大变形引起的几何非线性会引起机翼水平和垂直的运动耦合, 改变相应的频率和振型, 从而影响气动弹性耦合关系, 降低临界颤振速度。另外, 考虑曲面效应的气动力模型会改变与结构模型的插值关系, 引起颤振临界速度的降低。

关键词: 颤振; 几何非线性; 大展弦比; 无人机; 曲面效应; 气动力

中图分类号: V211.47 **文献标志码:** A **文章编号:** 1672-9242(2024)09-0100-06

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2024.09.013

Geometric Nonlinear Flutter Analysis of High Aspect Ratio Unmanned Aerial Vehicles

LI Guangyao, LU Jia, HU Wei, XU Yan

(AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

ABSTRACT: The work aims to conduct flutter analysis based on the geometric deformation characteristics of high aspect ratio unmanned aerial vehicles. Based on the nonlinear dynamic characteristics of high aspect ratio unmanned aerial vehicles in large deformation states, the structural stiffness in nonlinear equilibrium states was obtained. The nonlinear flutter characteristics of high aspect ratio unmanned aerial vehicles were obtained by coupling with unsteady aerodynamics. On this basis, the flutter characteristics of high aspect ratio unmanned aerial vehicles under the coupling of flat plate aerodynamics and structural nonlinear dynamics considering surface effects were explored. Considering geometric nonlinearity, the flutter velocity decreased by about 8% compared with linear flutter velocity. And considering surface effects, the flutter velocity decreased by about 11% compared with flat aerodynamic forces. The calculation results indicate that the geometric nonlinearity caused by large structural deformation can cause coupling of horizontal and vertical wing motion, change the corresponding frequency and vibration mode, thereby affecting the aeroelastic coupling relationship and reducing the critical flutter velocity. Moreover, aerodynamic models that consider surface effects can alter the interpolation relationship with structural models, leading to a decrease in the critical flutter velocity.

KEY WORDS: flutter; geometric nonlinearity; high aspect ratio; unmanned aerial vehicles; surface effect; aerodynamics

收稿日期: 2024-08-09; 修訂日期: 2024-09-09

Received: 2024-08-09; Revised: 2024-09-09

引文格式: 李广耀, 卢佳, 胡炜, 等. 大展弦比无人机几何非线性颤振分析[J]. 装备环境工程, 2024, 21(9): 100-105.

LI Guangyao, LU Jia, HU Wei, et al. Geometric Nonlinear Flutter Analysis of High Aspect Ratio Unmanned Aerial Vehicles[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(9): 100-105.

高空中长航时无人机在军事和民用领域都拥有良好的发展前景^[1]。为满足航时与航程等飞行性能的要求, 制造此类飞机通常选用大展弦比布局和轻质复合材料^[2-4]。由于结构的大柔度特性明显, 飞行状态下机翼会产生较大变形, 这种变形不会影响材料的应力应变关系, 但结构变形量不再满足小变形假设, 基于线性理论进行的气动弹性分析方法已不适用^[5-10]。因此, 在研究大展弦比大柔度飞机的气动弹性问题时, 应考虑几何非线性的影响^[11-14]。

20 世纪末, 学者们开始关注大展弦比机翼的几何非线性气动弹性问题, Patil^[15]和 Hedges 等^[16]将机翼简化为弹性梁, 采用牛顿力学法建立其结构动力学模型, 并进行了系统稳定性分析, 求解了系统的非线性响应。此后, 一直有不少学者致力于从理论和试验的角度展开对相关问题的研究^[17-18]。谢长川等^[19]对气动面进行了曲面修正, 计算了大变形后机翼的非定常气动力, 研究了气动面变形对机翼颤振速度的影响。刘湘宁等^[20]考虑几何非线性、气动非线性和复材铺层角度的因素, 建立了机翼的运动方程, 研究了展弦比和机翼线密度等参数对颤振速度的影响。张健等^[21]考虑几何非线性、动失速和材料各向异性, 建立了非线性气动弹性与飞行力学耦合的机翼模型, 研究了机翼形变量对飞机刚柔耦合稳定性及动态响应随机翼形变量的变化规律。冷佳桢等^[22]通过研究大展弦比机翼的颤振机理, 探讨了水平弯曲刚度对颤振速度的影响。谢长川等^[23]研究了大展弦比飞机全机几何非线性气动弹性稳定性分析的线性化方法和工程求解流程, 并考虑大变形导致的非定常气动力, 对传统偶极子计算方法进行了曲面修正, 得出曲面偶极子格网法。马艳峰等^[24]针对大展弦比机翼变形特点, 采用涡格法求解了非定常气动力, 研究了攻角对大变形机翼动力学特性及颤振速度的影响, 并探讨了考虑气动网格变形的必要性。刘燚等^[25]研究了考虑几何非线性效应和曲面气动力效应的气动弹性分析方法, 结合风洞试验和大风速下结构变形的规律, 验证了其方法的有效性, 以及对于大柔性飞机非线性静气弹分析的必要性。

前人关于几何非线性气动弹性问题的研究主要针对结构经过大量简化的模型, 通过将非线性结构动力学问题进行简化, 将其变为线性问题进行求解。另外, 诸多学者对非线性颤振进行了不同参数的影响分析, 并开展了理论计算, 以及规划了一系列的风洞试验, 验证其结构的非线性动力特性和非定常气动力的曲面效应。然而, 在实际工程中, 部分学者提供的方法理论较为繁琐, 计算效率较低, 并且试验多基于简单结构、不能完全反映大展弦比飞机的非线性颤振特性。

基于上述分析, 本文建立了全机复杂动力学模型, 并采取适用的方法进行几何非线性颤振特性的分析及研究, 旨在工程实际应用中提高计算效率以及计

算精度。本文所有方法不仅可以考虑大展弦比无人机大变形条件下的结构刚度的变化, 而且基于非定常动力学理论, 创新性地考虑了曲面气动力的力跟随效应, 即随着机翼变形的不断增加, 非定常气动力的插值会跟随机翼的变形而发生改变。由此可以实现几何非线性与气动力非线性的耦合, 具有很高的工程价值。

1 计算方法

一般的线性气弹频域分析方法先对模型进行模态分析, 以获得结构的动力学特性, 并通过偶极子格网法获得气动力, 再采用 P-K 法计算其线性颤振特性。对于大展弦比无人机的机翼, 即使在平飞状态下, 结构也会发生大变形, 飞行状态发生改变时, 机翼的形变也相对应地发生变化。因此, 当考虑几何非线性因素进行气弹分析时, 应选取关注的严重工况, 并在模型上分别施加对应的飞行载荷, 通过结构静力学分析, 获得其变形后的构型, 再进行动力学分析。但求解完全的非线性气弹问题难度大, 且耗时长, 为保证运算效率, 针对亚音速范围的计算可作如下假设: 结构在受载变形下的静平衡状态附近作微幅振动; 忽略机翼大变形导致的非定常气动力的非平面效应。基于上述假设, 在获取结构的非线性平衡态后, 计算其非线性情况的振动模态, 即可按照线性方法进行非线性颤振特性求解, 具体分析流程如图 1 所示。

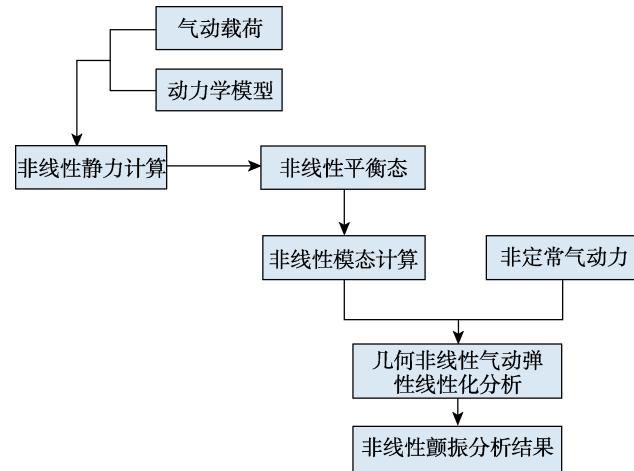


图 1 大展弦比无人机非线性颤振分析流程

Fig.1 Nonlinear flutter analysis process for high aspect ratio drones

本方法通过计算大展弦比无人机非线性动力学特性, 进而获取非线性平衡态下的结构刚度, 通过与非定常气动力的耦合, 求解颤振速度。利用非线性平衡态耦合非定常气动力, 能够快捷、有效地完成颤振分析, 缩短迭代设计的周期, 具备较高的工程应用价值。

2 计算结果

2.1 动力学模型及计算状态

本文研究对象为一架大展弦比无人机，本算例考虑外侧挂载状态。为便于对比，模型分别在线性工况和非线性工况下进行计算。系统线性气弹稳定性与飞行状态无关，非线性情况选取1种载荷工况进行计算。为保证状态的一致性，线性颤振计算和非线性颤振计算采用同一套模型，基于偶极子格网法建立其气动力模型如图2所示。

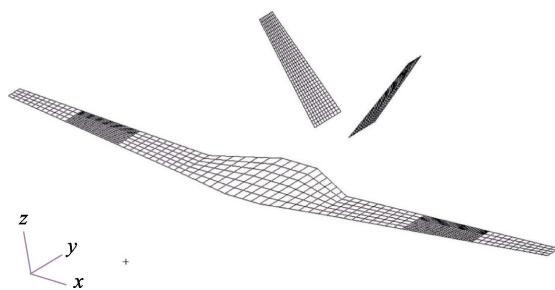


图2 气动力网格
Fig.2 Aerodynamic mesh

2.2 线性颤振特性分析

针对线性系统，首先通过线性方法求解全机模型的固有振动特性。关心频率范围内，主要对称模态的无量纲频率见表1。本文所给频率皆做无量纲化处理，无量纲频率 f^* 由真实频率除以常系数而来。

表1 全机线性情况主要对称模态频率
Tab.1 Main symmetric modal frequencies in linear case of whole machine

序号	模态名称	f^*
1	机翼垂直对称一弯	1.00
2	机翼垂直对称二弯	2.45
3	尾翼垂直对称一弯	2.85
4	机翼水平对称一弯	3.53
5	机身垂直一弯	3.57
6	挂弹对称侧摆	4.43
7	机翼垂直对称三弯	5.01
8	挂弹对称俯仰	5.34
9	挂弹对称偏航	5.62
10	尾翼水平对称一弯	6.48

采用频域偶极子格网法计算非定常气动力，确定颤振临界速度，挂弹对称俯仰颤振分支无量纲化的线性颤振速度和颤振频率分别为50.39、5.08。绘制 $v-f$ 曲线和 $v-g$ 曲线，如图3和图4所示。其中， v^* 和 f^* 分别为无量纲化的颤振速度及颤振频率。结果显示，系统存在一支颤振分支，因挂弹对称俯仰模态与挂弹

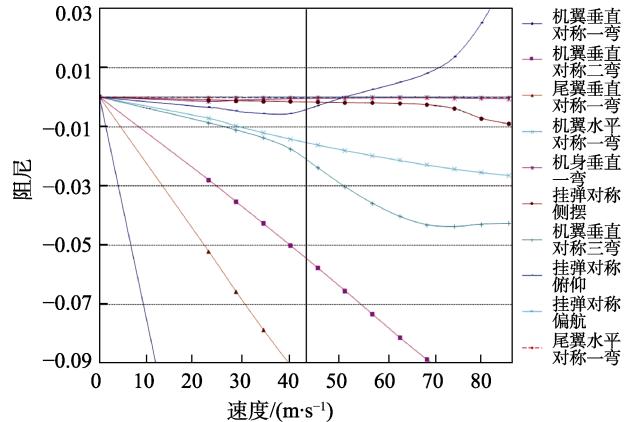


图3 线性情况 $v-g$ 曲线
Fig.3 $v-g$ curve in linear case

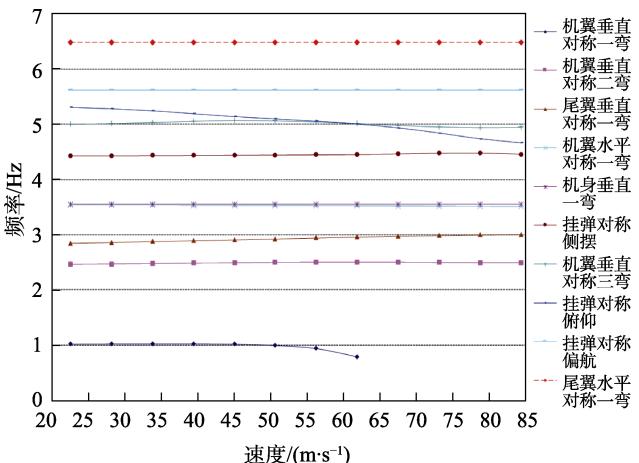


图4 线性情况 $v-f$ 曲线
Fig.4 $v-f$ curve in linear case

对称侧摆耦合发生颤振，临界颤振速度为50.39。

2.3 非线性颤振特性分析

在线性颤振分析的基础上，考虑飞机承载时机翼的几何非线性气弹稳定性。系统在本工况下无量纲化的主要对称模态频率计算结果见表2，包含与线性频率结果的差值百分比Diff。结果表明，非线性结果的水平模态和垂直模态频率皆有明显降低，且振型结果显示水平模态具有扭转运动分量。

系统非线性颤振特性结果见表3，其 $v-g$ 和 $v-f$ 曲线分别如图5图6所示。结果表明，系统存在2支颤振分支，其中临界颤振分支为机翼水平对称一弯，无量纲临界颤振速度为46.46。

对比线性及非线性系统的计算结果，非线性情况下，同样在挂弹对称俯仰模态发生颤振，颤振速度略微减小，且系统出现新的颤振分支，其颤振速度46.46对比线性系统的临界颤振速度50.39有显著减小，下降约8%。这是几何非线性的引入所导致的，机翼结构在气动载荷作用下发生形变，因此其水平一弯模态具有了扭转运动分量，从而出现机翼水平一弯模态与

表 2 非线性情况全机主要对称模态频率及偏差

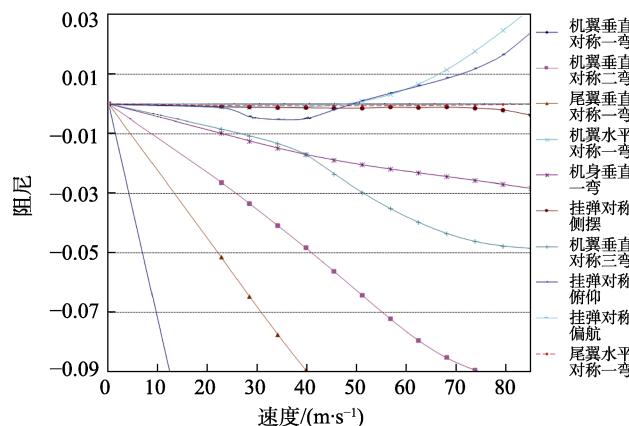
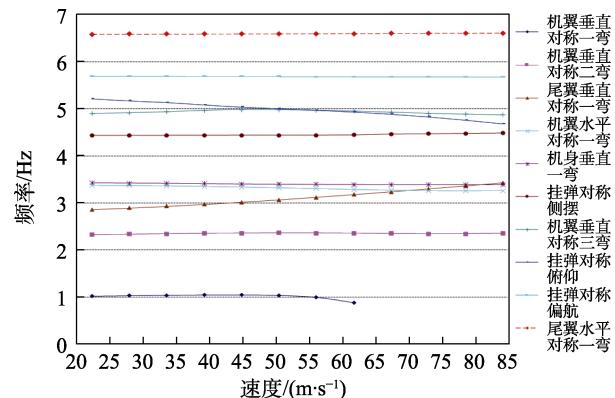
Tab.2 Main symmetric modal frequencies and deviations of whole machine in nonlinear case

序号	模态名称	f^*	Diff./%
1	机翼垂直对称一弯	0.98	-2.0
2	机翼垂直对称二弯	2.32	-5.3
3	尾翼垂直对称一弯	2.84	-0.4
4	机翼水平对称一弯	3.39	-4.0
5	机身垂直一弯	3.44	-3.6
6	挂弹对称侧摆	4.43	0.0
7	机翼垂直对称三弯	4.91	-2.0
8	挂弹对称俯仰	5.23	-2.1
9	挂弹对称偏航	5.69	1.2
10	尾翼水平对称一弯	6.58	1.5

表 3 全机非线性颤振结果

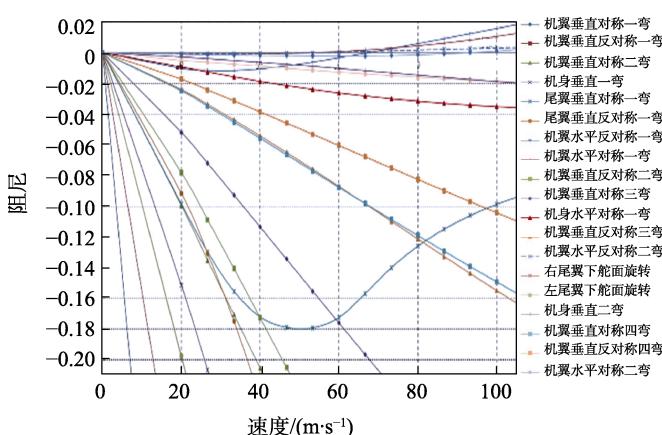
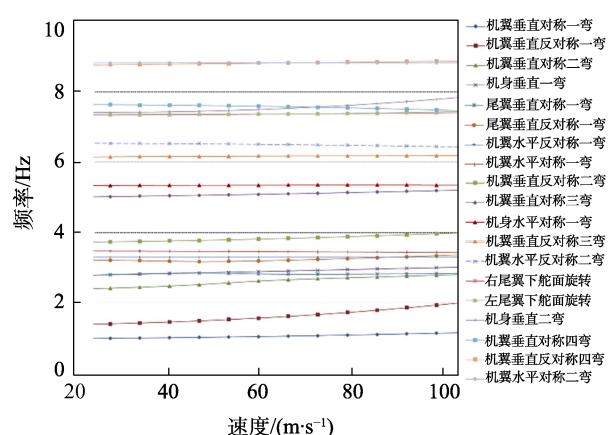
Tab.3 Nonlinear flutter results for whole machine

颤振分支	v^*	f^*
机翼水平对称一弯	46.46	3.34
挂弹对称俯仰	48.28	5.02

图 5 非线性 $v-g$ 曲线
Fig.5 $v-g$ curve in nonlinear case图 6 非线性 $v-f$ 曲线
Fig.6 $v-f$ curve in nonlinear case

垂直一弯模态相互耦合的颤振形式，降低了临界颤振速度。

对于大展弦比机翼，传统平板气动力不考虑翼面大变形引起的曲面效应，难以模拟几何大变形带来的非定常气动力的变化。本文基于全机干净构型，分别通过传统平板气动力与考虑机翼大变形曲面效应的平板气动力对几何大变形无人机进行非线性颤振计算，其中 2 种气动力模型如图 7 所示，计算结果见图 8、图 9 及表 4。对比 2 种计算结果，颤振分支均

图 7 2 种气动力模型
Fig.7 Two aerodynamic models图 8 不考虑曲面效应的 $v-g$ 、 $v-f$ 曲线
Fig.8 $v-g$ and $v-f$ curves without considering surface effects

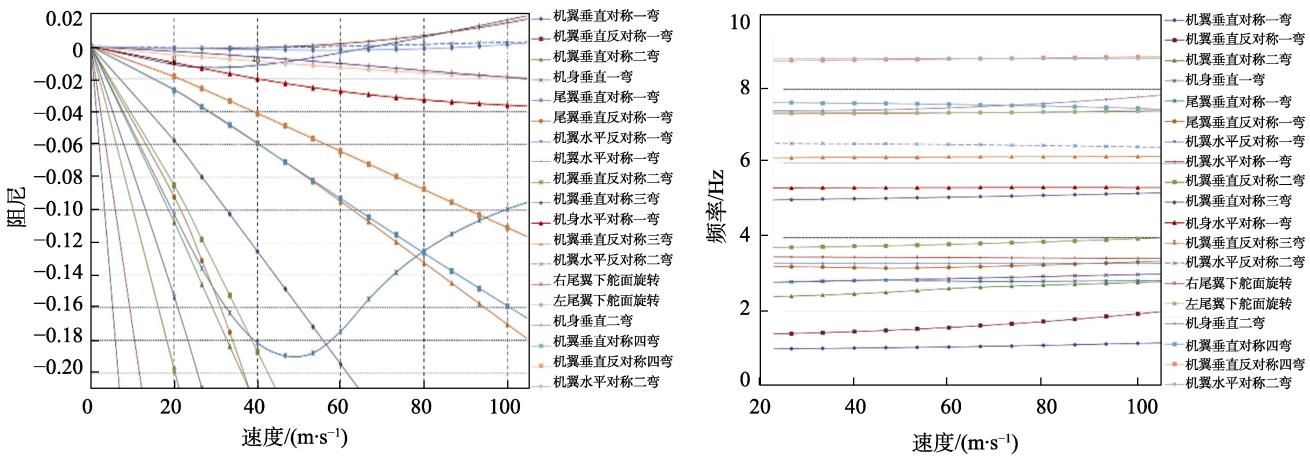


图9 考虑曲面效应的 $v-g$ 、 $v-f$ 曲线
Fig.9 $v-g$ and $v-f$ curves considering surface effects

表4 不同气动力下的全机非线性颤振结果
Tab.4 Nonlinear flutter results of whole machine under different aerodynamic forces

颤振分支	不考虑曲面效应		考虑曲面效应	
	v^*	f^*	v^*	f^*
机翼水平反对称一弯	54.2	3.47	48.1	3.47
机翼水平对称一弯	67.5	3.31	68.1	3.30

未发生变化，但临界颤振速度有明显降低，最大下降幅度约11%，这是不同气动力模型不同导致的。考虑曲面效应的气动力网格使得非定常气动力发生了变化，导致全机临界颤振速度发生变化。

3 结论

本文针对大展弦比无人机全机进行了线性颤振特性分析，并引入几何非线性因素，在线性方法的基础上进行了改进，形成了针对非线性系统的颤振特性分析工程实施方法。结果表明，对于本文研究的大展弦比无人机模型，考虑几何非线性后系统出现了新的颤振分支，因结构在气动载荷作用下发生变形，使机翼水平一弯模态出现了扭转运动分量，从而形成机翼水平一弯与机翼垂直一弯相互耦合的颤振，临界颤振速度降低。因此，在飞行器设计中，应针对性地增大水平刚度，有利于提升系统的临界颤振速度。考虑几何大变形的曲面气动力模型会改变非定常气动力的分布，引起临界颤振速度的降低，但不会改变临界非线性颤振分支。

参考文献：

- [1] 曹秋生, 张会军. 高空长航时无人机的发展特点及技术难点探讨[J]. 中国电子科学研究院学报, 2008, 3(1): 8-13.
CAO Q S, ZHANG H J. Characteristics of HALE

UAVs in Development and Discussion of Existing Technical Difficulties[J]. Journal of China Academy of Electronics and Information Technology, 2008, 3(1): 8-13.

- [2] 张纪奎, 郎正能, 寇长河. 大展弦比复合材料机翼结构设计研究[J]. 航空学报, 2005, 26(4): 450-453.
ZHANG J K, LI Z N, KOU C H. Structural Design of High Aspect Ratio Composite Material Wing[J]. ActaAeronauticaetAstronauticaSinica, 2005, 26(4): 450-453.
- [3] 黄礼耀, 陈奎林. 大展弦比机翼的气动弹性问题探讨[J]. 洪都科技, 2002(3): 1-5.
HUANG L Y, CHEN K L. Discussion on Aeroelasticity of Large Aspect-Ratio Wing[J]. Trainer, 2002(3): 1-5.
- [4] 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, 2005, 22(3): 145-149.
WAN Z Q, YANG C. Aeroelastic Optimization of a high-Aspect-Ratio Composite Wing[J]. ActaMateriaeCompositaeSinica, 2005, 22(3): 145-149.
- [5] 张兰钦. 大展弦比飞机时域非线性颤振计算[J]. 江苏航空, 2020(3): 2-6.
ZHANG L Q. Time Domain Nonlinear Flutter Calculation of High-Aspect-Ratio Aircraft[J]. Jiangsu Aviation, 2020(3): 2-6.
- [6] 王洪伟, 杨茂. 大展弦比复合材料机翼动力学分析[J]. 计算机辅助工程, 2008, 17(2): 21-23.
WANG H W, YANG M. Dynamic Analysis on High Aspect Ratio Composite Wing[J]. Computer Aided Engineering, 2008, 17(2): 21-23.
- [7] 谢长川, 张欣, 陈桂彬. 复合材料大展弦比机翼动力学建模与颤振分析[J]. 飞机设计, 2004, 24(2): 6-10.
XIE C C, ZHANG X, CHEN G B. Dynamic Modeling and Flutter Analysis for High-Aspect-Ratio Composite Wing[J]. Aircraft Design, 2004, 24(2): 6-10.
- [8] 曾惠华, 刘钟坤. 大展弦比机翼几何非线性颤振风洞试验研究[J]. 装备环境工程, 2019, 16(1): 68-72.
ZENG H H, LIU Z K. Geometrical Nonlinear Flutter

- Research of a High-Aspect-Ratio Wing through Wind Tunnel Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2019, 16(1): 68-72.
- [9] 任智毅, 金海波, 丁运亮. 大展弦比机翼非线性颤振特性研究[J]. 应用力学学报, 2014, 31(2): 206-211.
- REN Z Y, JIN H B, DING Y L. Research on Nonlinearity Flutter Characteristics of a High-Aspect-Ratio Wing[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2014, 31(2): 206-211.
- [10] 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.
- [11] 安效民, 徐敏, 陈士橹. 多场耦合求解非线性气动弹性的研究综述[J]. 力学进展, 2009, 39(3): 284-298.
- AN X M, XU M, CHEN S L. An Overview of Cfd/Csd Coupled Solution for Nonlinear Aeroelasticity[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(3): 284-298.
- [12] 任勇生, 刘立厚, 韩景龙, 等. 飞行器非线性气动弹性和颤振主动控制研究进展[J]. 力学季刊, 2003, 24(4): 534-540.
- REN Y S, LIU L H, HAN J L, et al. Advances in Nonlinear Aeroelasticity Study and Active Flutter Suppression of Aircraft[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2003, 24(4): 534-540.
- [13] ZHAO Y H, HU H Y. Structural Modeling and Aeroelastic Analysis of High-Aspect-Ratio Composite Wings[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(1): 25-30.
- [14] 张健, 向锦武. 柔性飞机非线性气动弹性与飞行动力学耦合静、动态特性[J]. 航空学报, 2011, 32(9): 1569-1582.
- ZHANG J, XIANG J W. Static and Dynamic Characteristics of Coupled Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics of Flexible Aircraft[J]. ActaAeronauticaetAstronauticaSinica, 2011, 32(9): 1569-1582.
- [15] PATIL M J. Nonlinear Aeroelastic Analysis, Flight Dynamics, and Control of a Complete Aircraft. Dissertation of Doctoral Degree[R]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 1999.
- [16] HODGES D H, DOWELL E H. Nonlinear Equations of Motion for the Elastic Bending and Torsion of Twisted Nonuniform Rotor Blades[R]. New York: NASA Technical Note D-7818, 1974.
- [17] 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.
- [18] KIM K S, LEE I, YOO J H, et al. Efficient Numerical Aeroelastic Analysis of a High-Aspect-Ratio Wing Considering Geometric Nonlinearity[J]. Journal of Aircraft, 2010(1): 338-343.
- [19] 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.
- [20] 刘湘宁, 向锦武. 大展弦比复合材料机翼的非线性颤振分析[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 213-218.
- LIU X N, XIANG J W. Study of Nonlinear Flutter of High-Aspect-Ratio Composite Wing[J]. ActaAeronauticaetAstronauticaSinica, 2006, 27(2): 213-218.
- [21] 张健, 向锦武. 柔性飞机非线性气动弹性与飞行动力学耦合静、动态特性[J]. 航空学报, 2011, 32(9): 1569-1582.
- ZHANG J, XIANG J W. Static and Dynamic Characteristics of Coupled Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics of Flexible Aircraft[J]. ActaAeronauticaetAstronauticaSinica, 2011, 32(9): 1569-1582.
- [22] 冷佳桢, 谢长川, 杨超. 水平弯曲刚度对大展弦比机翼颤振的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 718-722.
- LENG J Z, XIE C C, YANG C. Influence of Chordwise Bending Stiffness on Aeroelastic Characteristics of Flexible High-Aspect-Ratio Wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 718-722.
- [23] 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. Linearization Method for Geometrically Nonlinear Aeroelastic Stability of Aircraft with High Aspect Ratio[J]. ScientiaSinica (Technologica), 2011, 41(3): 385-393.
- [24] 马艳峰, 贺尔铭, 曾宪昂, 等. 基于流固耦合方法的大展弦比机翼非线性颤振特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(4): 536-541.
- MA Y F, HE E M, ZENG X A, et al. Studying Nonlinear Flutter of High-Aspect-Ratio Wing Based on Fluid Solid Coupling[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(4): 536-541.
- [25] 刘燚, 许云涛, 吕计男. 大展弦比气弹机翼柔性非线性变形的气动力效应分析与风洞试验[J]. 气体物理, 2020, 5(6): 39-44.
- LIU Y, XU Y T, LYU J N. Aerodynamic Analysis Based on Nonlinear Aeroelastic Large Deformation for Large Aspect Ratio Wing[J]. Physics of Gases, 2020, 5(6): 39-44.