

# 缩比飞翼模型在不同载荷下的动态稳定性分析

郭洲鏊<sup>1</sup>, 赵冉<sup>1,2</sup>, 雷鸣<sup>1</sup>, 詹建宁<sup>1</sup>, 王绍楠<sup>3</sup>, 王睿文<sup>3</sup>, 谢天煜<sup>1</sup>, 谷迎松<sup>1,2</sup>

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065)

(3. 中国飞行试验研究院 飞机所, 西安 710089)

**摘要:** 太阳能无人机通常采用轻质大柔性机翼, 结构受载后易发生显著的变形, 引起飞行器气动外形及气动特性的改变。以“太阳神”无人机为原型机进行缩比模型设计, 结合涡格法和非线性有限元方法开展松耦合气动弹性分析, 获得类“太阳神”无人机缩比模型在不同过载下的弯曲变形特性。以翼梢变形相对半展长的比例系数为控制参数, 分析缩比模型在不同变形下的转动惯量变化趋势; 采用涡格法确定变形前后的气动导数, 并基于线性化小扰动理论, 对不同变形构型下的缩比模型进行对应的飞行动力学稳定性分析。结果表明: 随着翼梢相对变形的逐渐增大, 所设计的类“太阳神”无人机缩比模型纵向静稳定性逐渐增强, 长周期和短周期模态稳定性变差, 横一航向运动稳定性也有降低。

**关键词:** 大柔性飞翼; 缩比模型; 变形; 飞行动力学稳定性; 涡格法

中图分类号: V212.1

文献标识码: A

## Dynamic stability analysis of a scaled flying wing model under different loads

GUO Zhouyun<sup>1</sup>, ZHAO Ran<sup>1,2</sup>, LEI Ming<sup>1</sup>, ZHAN Jianning<sup>1</sup>, WANG Shaonan<sup>3</sup>,  
WANG Ruiwen<sup>3</sup>, XIE Tianyu<sup>1</sup>, GU Yingsong<sup>1,2</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Xi'an 710065, China)

(3. Aircraft Research Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** Solar-powered unmanned aerial vehicles typically employ lightweight and highly flexible wings. After being loaded, the structures are prone to significant deformations, which cause changes in the aerodynamic characteristics of the aircraft. A scaled-down model is designed based on the Helios UAV as the prototype. The bending deformation characteristics of the scaled-down model under different overloads are analyzed by a loosely coupled static aeroelastic analysis, which integrates the vortex lattice method and nonlinear finite element method. Taking the proportion coefficient of the wingtip deformation relative to the half-span length as the control parameter, the variation trend of the moment of inertia of the scaled model under different deformations is analyzed. The aerodynamic derivatives before and after deformation are determined by the vortex-lattice method. The flight dynamic stability analyses are conducted for the scale models under various deformation states based on the linearized small-disturbance theory. The results show that, as the relative deformation of the wingtip gradually increases, the longitudinal static stability of the designed highly flexible flying wing scale model gradually enhances, the stability of phugoid and short-period modes deteriorates, and the lateral motion stability also degrades.

**Key words:** flexible flying-wing; scaled model; deformation; flight dynamic stability; vortex method

收稿日期: 2025-09-05; 修回日期: 2026-04-19

通信作者: 谷迎松(1981—), 男, 博士, 副教授。E-mail: guyingsong@nwpu.edu.cn

引用格式: 郭洲鏊, 赵冉, 雷鸣, 等. 缩比飞翼模型在不同载荷下的动态稳定性分析[J]. 航空工程进展.

GUO Zhouyun, ZHAO Ran, LEI Ming, et al. Dynamic stability analysis of a scaled flying wing model under different loads[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

## 0 引言

高空长航时无人机是目前飞行器设计的研究热点,该类飞行器的展弦比一般超过30,机翼通常具有显著的柔性,梢部变形可达半翼展的30%,容易出现气动弹性—飞行动力学耦合问题<sup>[1-5]</sup>。美国宇航环境公司(AeroVironment)和NASA设计的“太阳神”无人机因遭遇突风产生持续的大变形,导致长周期振荡发散而失事<sup>[6]</sup>。认识到这一问题后,密歇根大学曾开展相关研究,设计了一款带有尾撑平垂尾的气动弹性缩比试验平台X-HALE<sup>[7]</sup>,进行了气动弹性仿真模拟和飞行试验,收集并研究几何非线性气动弹性响应的相关数据<sup>[7]</sup>;弗吉尼亚理工大学团队将非线性结构模型和气动模型结合以分析飞翼在大变形下的气动弹性行为<sup>[8]</sup>。Liu Z W等<sup>[9]</sup>采用小摄动方法对类似“太阳神”尺寸的飞翼模型进行了变形模式下的稳定性分析,研究了线性弯曲变形对纵向飞行动力学的影响并提出了相应的设计建议。

近年来,作为一种较为流行的研究方法,缩比模型试验及其仿真分析以其较低的成本和较好的准确性受到越来越多的关注。国内外竞相开展了飞翼模型的计算仿真、风洞试验和自由飞试验以加深对大柔性飞翼模型的理解<sup>[10-13]</sup>。张驰<sup>[14]</sup>在研究类“太阳神”飞机不同尺寸的缩比模型后发现,小尺寸模型稳定性更差,尺度越小,允许的变形越小,结构刚度要求越大;马振宇<sup>[15]</sup>设计制作了类似“太阳神”布局的小尺寸模型并开展了飞行试验,但结构仍比较刚硬。目前尚缺乏模拟“太阳神”大变形行为的缩比飞翼模型的系统设计分析。

本文以“太阳神”无人机为原型机,经简化,设计一种3 m翼展的大柔性飞翼缩比模型,结合涡格法和非线性有限元方法进行松耦合静气动弹性分析,获得不同过载下的变形特性,并基于不同的变形构型,研究其气动导数和飞行动力学模态特性,获得大柔性飞翼飞行器飞行动力学特性随变形状态的演化规律,以期为后续利用该缩比模型开展

相关飞行试验验证研究奠定基础。

## 1 基本理论

### 1.1 大柔性飞翼飞行器结构刚度矩阵

大柔性飞翼飞行器的结构大变形导致明显的结构几何非线性效应,该效应对于大展弦比机翼气动弹性特性的影响主要体现在以下方面:结构刚度特性随载荷工况改变,机翼非线性变形影响机翼的气动力分布<sup>[16]</sup>。

机翼几何非线性大变形中结构应变较小,此时材料应力应变关系仍为线性,平衡方程可由变形后几何关系描述,此时结构刚度特性需用切线刚度矩阵描述,即

$$K = K_0 + K_L + K_\sigma \quad (1)$$

式中: $K_0$ 为小位移刚度矩阵; $K_L$ 为大位移刚度矩阵; $K_\sigma$ 为初应力刚度矩阵。

### 1.2 非线性静气动弹性分析

静气动弹性变形分析的基本方程为

$$[K]\{u\} + [M]\{\ddot{u}\} = \{P\} + \{F\} \quad (2)$$

$$F = \bar{q}[Q]\{u\} \quad (3)$$

式中: $K$ 为结构刚度矩阵; $M$ 为结构惯性矩阵; $\ddot{u}$ 为结构加速度; $P$ 为外部载荷; $F$ 为气动面定常气动力; $Q$ 为机翼在大变形平衡位置构型下定常气动力影响系数矩阵。

进行机翼静气动弹性分析时,采用根部固支边界条件约束机翼刚体自由度。

### 1.3 线性化小扰动理论

飞机在飞行中常常受到相对于稳定飞行状态的小偏差扰动,为了进行稳定性和控制分析,通常采用小扰动理论对飞行动力学方程进行线性化处理,实践证明对于这种情况分析效果显著<sup>[17]</sup>。以零扰动量的方程消去初始量,通过泰勒展开消去高阶项,并忽略外扰,可得纵向和横航向线性化运动方程,并用于飞行动力学稳定性分析,相关方程为

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & 0 & -g \cos \theta_0 \\ \frac{Z_u}{m - Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_w}{m - Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_q + mu_0}{m - Z_{\dot{w}}} & -\frac{mg \sin \theta_0}{m - Z_{\dot{w}}} \\ \frac{1}{I_y} \left[ M_u + \frac{M_{\dot{w}} Z_u}{m - Z_{\dot{w}}} \right] & \frac{1}{I_y} \left[ M_w + \frac{M_{\dot{w}} Z_w}{m - Z_{\dot{w}}} \right] & \frac{1}{I_y} \left[ M_q + \frac{M_{\dot{w}} (Z_q + mu_0)}{m - Z_{\dot{w}}} \right] & -\frac{M_{\dot{w}} mg \sin \theta_0}{I_y (m - Z_{\dot{w}})} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ w \\ q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_p}{m} & \frac{Y_r}{m} - u_0 & g \cos \theta_0 \\ \left(\frac{L_v}{I_x} + I'_{zx} N_v\right) & \left(\frac{L_p}{I_x} + I'_{zx} N_p\right) & \left(\frac{L_r}{I_x} + I'_{zx} N_r\right) & 0 \\ \left(I'_{zx} L_v + \frac{N_v}{I_z}\right) & \left(I'_{zx} L_p + \frac{N_p}{I_z}\right) & \left(I'_{zx} L_r + \frac{N_r}{I_z}\right) & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中,  $I'_x = \frac{I_x I_z - I_{zx}^2}{I_z}$ ,  $I'_z = \frac{I_x I_z - I_{zx}^2}{I_x}$ ,  $I'_{zx} = \frac{I_{zx}}{I_x I_z - I_{zx}^2}$ 。

## 2 模型设计

参考“太阳神”无人机布局,考虑构型简化和尺寸缩比,所得模型设计如图1所示。该缩比模型翼展3 m,弦长0.2 m,质量2 kg,在展向站位 $\pm 0.555$  m处设置有垂直吊舱,以安装动力系统和起落架等设备。在下文的分析中,将未变形时的构型视为基准状态(如图1所示)。

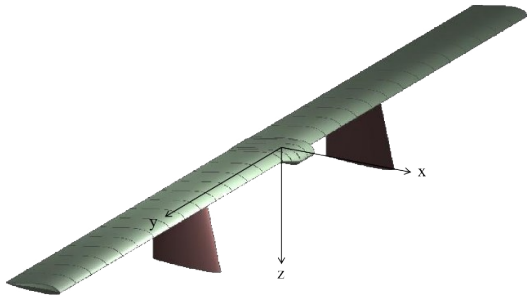


图1 飞翼模型  
Fig.1 Flying wing model

主翼采用基于EMX-07优化后的翼型,将翼型最大厚度由9.8%增加至15%,使得模型内部空间更充足,且具有更好的低速性能。

根据缩比参数,采用矩形截面设计了单梁模型作为主承力结构,截面尺寸为 $b \times h = 8 \text{ mm} \times 4 \text{ mm}$ 。材料选用7075铝合金,其弹性模量 $E = 70.3 \text{ GPa}$ ,密度 $\rho = 2810 \text{ kg/m}^3$ ,泊松比 $\nu = 0.3$ 。

## 3 梁式机翼大变形非线性分析

采取两种方法分别进行了梁式机翼的大变形分析。第一种方法为初步估算,不考虑气动弹性效应,将气动力视为均布载荷,分别给出了线性和非线性变形结果;第二种方法则结合涡格法和非线性有限元方法,采用松耦合算法进行静气动弹性分析,得到平衡状态下的变形,并对两种方法的结果进行了对比。

### 3.1 初步估算:机翼载荷分析和有限元建模

本文中仅考虑机翼的弯曲变形,因此只需对纵向载荷进行研究,即只需要分析重力和气动力的作用。由于模型具有很大的展弦比,在初步估算时,可将气动载荷简化为均布载荷,机翼结构自重也视为均布力(可与气动载荷叠加),并考虑吊舱集中重力载荷,得到载荷示意图,如图2所示。

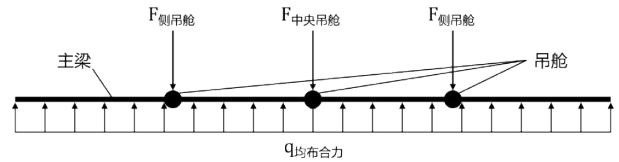


图2 模型载荷示意  
Fig.2 Model loading conditions

考虑到该模型的主要承力部件为主梁,由于模型具有对称性,可将机翼力学模型简化为以中央吊舱为固支端的悬臂梁模型,分析单侧机翼的变形。根据以上分析,作用在梁上的力有均布载荷和集中力两种形式。

机翼的大变形会引起结构的几何非线性问题,为保证变形结果的准确性,本文采用非线性有限元方法对机翼主梁大变形行为进行仿真分析。使用Patran软件,根据模型结构设计参数和载荷建立相应的悬臂梁结构模型,如图3所示。为便于进行非线性静力分析,将机翼梁结构均匀离散为CBEAM单元,均为等截面梁单元,所得有限元模型共计20个单元,共有21个结点,对根部结点采用固支约束以模拟悬臂梁边界条件。

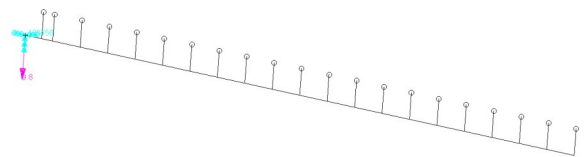


图3 有限元模型  
Fig.3 Finite element model

### 3.2 松耦合静气动弹性分析

为了获得更为准确的变形特性,本节参考文献<sup>[18]</sup>算法,结合涡格法和非线性有限元方法,给出了松耦合非线性静气动弹性分析算法:

第一步:根据机翼气动外形划分网格;

第二步:采用涡格法计算各段的气动载荷;

第三步:将气动载荷加载至有限元模型相应结点,进行大变形非线性静力分析,得到机翼各结点变形情况。

第四步:根据结构变形结果,更新气动外形。

第五步:重复第一~第四步,直至变形结果收敛,所得变形结果即为最终结果。

为验证所用松耦合静气弹分析方法的正确性。以Pazy机翼模型<sup>[19]</sup>为例,计算了其在速度为30 m/s,计算攻角为 $5^\circ$ 的静气弹变形。采用松耦合方法计算获得的Pazy机翼翼尖变形值与文献<sup>[19]</sup>中理论结果对比如表1所示。

表1 Pazy机翼翼尖变形对比

Table 1 Comparison of wing tip deformation of Pazy wing

本文松耦合仿真结果/mm	文献理论结果/mm	与文献结果相对误差/%
48.90	50.00	-2.20

从表1可以看出:本文松耦合仿真结果与文献理论结果吻合较好,表明本文松耦合静气动弹性分析方法的可靠性。

### 3.3 不同方法的变形结果对比分析

两侧吊舱的重力作为集中力处理,大小为2.793 N。

#### 1) 初步估算变形结果

当飞机处于平衡状态,即过载系数为1g时,均布载荷集度大小 $q = 3.005 \text{ N/m}$ ,由于采用固支约束,故而忽略了惯性力的作用,并将过载系数定义为总升力与飞行器自身重力之比。利用非线性求解器求解机翼变形,此时翼梢变形为0.256 m,约为半展长的17.9%。若进行线性变形分析时,悬臂梁自由端最大变形为0.264 m,约为半展长的18.53%。

为研究不同过载下的翼梢变形趋势,先按照前述初步估算方法,改变均布载荷,分别计算了翼梢的线性与非线性变形,将翼梢变形结果进行无

量纲化处理并对比,如图4所示。图中过载系数为0时表示无升力作用,此时机翼在重力载荷作用下会有负的变形,即向下的弯曲变形。随着过载系数增大,升力会逐步克服重力,并最终产生向上的弯曲变形。

#### 2) 松耦合非线性静气动弹性变形结果

在初步估算基础上,选择了三种典型过载系数,采用3.2节介绍的松耦合算法,进行了非线性静气动弹性分析。将松耦合仿真分析所得结果也绘于图4中。

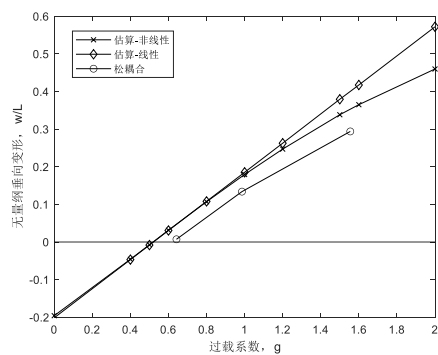


图4 翼梢无量纲垂向变形随过载的变化曲线对比

Fig. 4 Comparison of dimensionless vertical deformation results at the wingtip under different overloads

以 $6^\circ$ 攻角、6.8 m/s 风速工况为例,给出了松耦合仿真计算时机翼梁各站位垂向变形迭代收敛过程,如图5所示,可以看出:静气动弹性迭代过程的收敛性较好、结果可靠。

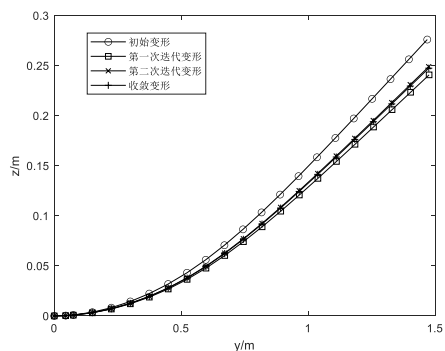


图5 机翼变形迭代收敛过程

Fig. 5 The iterative convergence process of wing deformation

由图4可知,当过载较小时,采用估算方法得到的非线性与线性变形结果几乎一致,当过载增大(超过1g)时,非线性变形结果明显低于线性变形结果,且随着载荷增加,两者差距逐步增大。考

考虑静气动弹性效应后,由于大变形引起了局部上反角,对于单侧机翼其压心向翼根移动,故而非线性松耦合分析结果比采用均布气动载荷估算得到的垂向变形更小,但梢部变形随过载的变化趋势基本一致。

## 4 飞行动力学稳定性分析

### 4.1 不同变形下的构型及其惯量特性

采用第3.3节非线性静气动弹性分析所得不同过载下的机翼变形,缩比飞翼在一系列变形下的构型示意图如图6所示。将翼梢变形量相对于半展长的比例系数作为研究中的控制量,研究了一系列变形状态下模型的飞行动力学稳定性。

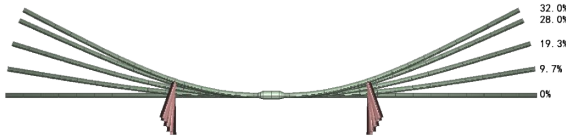


图6 飞翼变形示意

Fig. 6 Schematic diagram of wing dihedral

由于该类大柔性无人机的特点,在对称弯曲变形下重心会存在较为明显的垂直位置变化,其他方向的变化则不明显。以未变形状态的机翼梁根部结点为坐标原点,汇总了机翼的对称变形对于模型重心和绕重心的转动惯量的影响如表2所示,可以看出:随着机翼弯曲变形增大,模型的重心沿垂向向上移动,模型的俯仰转动惯量 $I_{yy}$ 也显著增大,对于35%变形构型,俯仰转动惯量是未变形状态对应结果的2.63倍。

表2 重心高度和转动惯量随变形的变化

Table 2 Variation of the z-coordinate and the inertia moment about C.G. vs. deflection

变形/ %	z(CG)/ mm	$I_{xx}/$ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )	$I_{yy}/$ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )	$I_{zz}/$ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )	$I_{zx}/$ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ )
0	-36.02	0.908 8	0.022 91	0.901 7	0.006 143
10	-11.73	0.911 2	0.027 27	0.899 7	0.007 062
20	18.13	0.912 7	0.036 65	0.891 8	0.007 782
30	47.30	0.914 7	0.051 26	0.879 2	0.008 445
35	61.58	0.916 1	0.060 23	0.871 6	0.008 745

### 4.2 气动导数分析

针对前述计算所得典型变形状态下的机翼外形,为便于获得对应状态下的气动导数,将其“冻

结”为刚体,使用基于XFoil的仿真分析软件xflr5,建立缩比模型的气动模型如图7所示(对应初始未变形状态),采用涡格法对其气动导数特性进行分析。

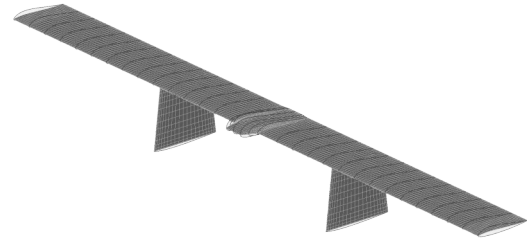


图7 气动模型

Fig. 7 Aerodynamic model

根据设计参数,模型重心位于20%弦长位置,设定来流速度为10 m/s,模型处于定直平飞状态,分别得到了模型在基准状态下(无变形)和32%变形状态下的无量纲气动导数,对比如表3所示。

表3 无量纲气动导数汇总

Table 3 Variation of non-dimensional stability derivatives

项目	无变形	32%变形
$C_{xu}$	-0.031 88	-0.030 09
$C_{zu}$	-0.013 33	-0.011 18
$C_{mu}$	-0.003 49	-0.012 35
$C_{xa}$	0.249 62	0.204 1
$C_{za}$	5.200 61	4.990 34
$C_{ma}$	-0.307 76	-0.397 81
$C_{xq}$	0.444 09	0.392 32
$C_{zq}$	5.326 55	4.979 92
$C_{mq}$	-1.045 53	-1.027 11
$C_{y\beta}$	-0.316 41	-1.001 62
$C_{l\beta}$	-0.065 73	-0.445 36
$C_{n\beta}$	-0.001 82	-0.021 53
$C_{yp}$	-0.019 65	-0.879 75
$C_{lp}$	-0.677 91	-0.739 37
$C_{np}$	-0.045 31	-0.036 03
$C_{yr}$	0.024 85	0.171 96
$C_{lr}$	0.090 95	0.113 61
$C_{nr}$	0.003 73	0.002 83

表中 $C_x, C_z, C_m$ 为纵向气动导数,分别代表轴向外力系数、法向力系数和俯仰力矩系数; $C_x, C_z, C_m$

分别代表对速度导数、对迎角导数、对俯仰角速度导数,前两者为静导数,对俯仰角速度导数为动导数。 $C_{y\beta}$ ,  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ 为横航向气动导数,分别代表侧向力系数、滚转力矩系数和偏航力矩系数; $C_{\dot{\beta}}$ ,  $C_{\dot{p}}$ ,  $C_{\dot{r}}$ 分别代表对侧滑角导数、对滚转角速度导数和对偏航角速度导数。

与纵向导数对比,发现变形后的横航向导数普遍有更为显著的变化,其中以 $C_{y\beta}$ 的变化最大,约为基准值的44.8倍,这主要是由于大变形引起的上反角所致。观察变形前后的发生显著变化的气动导数,可以发现,相比于未变形状态,大变形构型下: $C_{m\dot{u}}$ 为负且绝对值增大,表明速度稳定性增强; $C_{m\dot{\alpha}}$ 为负且绝对值增大,表明纵向静稳定性增强; $C_{y\beta}$ 为负且绝对值增大,表明模型发生侧滑时会受到更强的侧向力影响,使荷兰滚模态恶化; $C_{l\beta}$ 为负且绝对值增大,主要是由于模型的上反效应增强,增强横向静稳定性的同时使荷兰滚模态的阻尼显著降低; $C_{n\beta}$ 为负且绝对值增大,进一步

恶化了模型的航向静稳定性,鉴于该构型的飞行器没有足够面积的垂直安定面,这一结果是可以预期的; $C_{y\dot{\beta}}$ 为负且绝对值增大,意味着模型发生滚转时会受到更强的侧向力影响; $C_{y\dot{r}}$ 为正且增大,也意味着模型发生偏航时会受到更强的侧向力影响。

以上分析表明机翼的弯曲变形可能会对飞翼模型的静稳定性和动稳定性产生重要影响,因而需进一步分析该模型的飞行动力学模态并对其进行比较。

### 4.3 不同变形下的飞行动力学稳定性分析

选取基准状态、9.7%、19.3%、28.0%和32.0%变形五个构型作为分析点,在定直飞行工况下,采用线化小扰动理论<sup>[17]</sup>分析了缩比模型的飞行动力学模态特征值,获得了其动稳定特性,得到各个构型的纵向模态和横航向模态的特征根如表4所示。

表4 各变形构型下的飞行动力学模态特征根  
Table 4 Eigenvalues of flight dynamic modes for various deformed configurations

模态	基准构型	9.7% 变形	19.3% 变形	28.0% 变形	32.0% 变形
短周期模态	-8.03382±12.77578i	-7.92283±12.83140i	-7.47213±11.61386i	-6.92550±9.83845i	-6.63854±8.92700i
长周期模态	-0.01454±0.87146i	-0.01590±0.81803i	-0.01396±0.77152i	-0.01072±0.72932i	-0.00831±0.71249i
滚转模态	-17.04234±0.00000i	-17.76327±0.00000i	-18.33296±0.00000i	-18.64723±0.00000i	-18.71615±0.00000i
荷兰滚模态	-0.32437±1.08489i	-0.32180±1.22162i	-0.22992±1.45071i	-0.17753±1.74223i	-0.19191±1.96373i
螺旋模态	0.01511+0.00000i	-0.04117+0.00000i	-0.06951+0.00000i	-0.07144+0.00000i	-0.06290+0.00000i

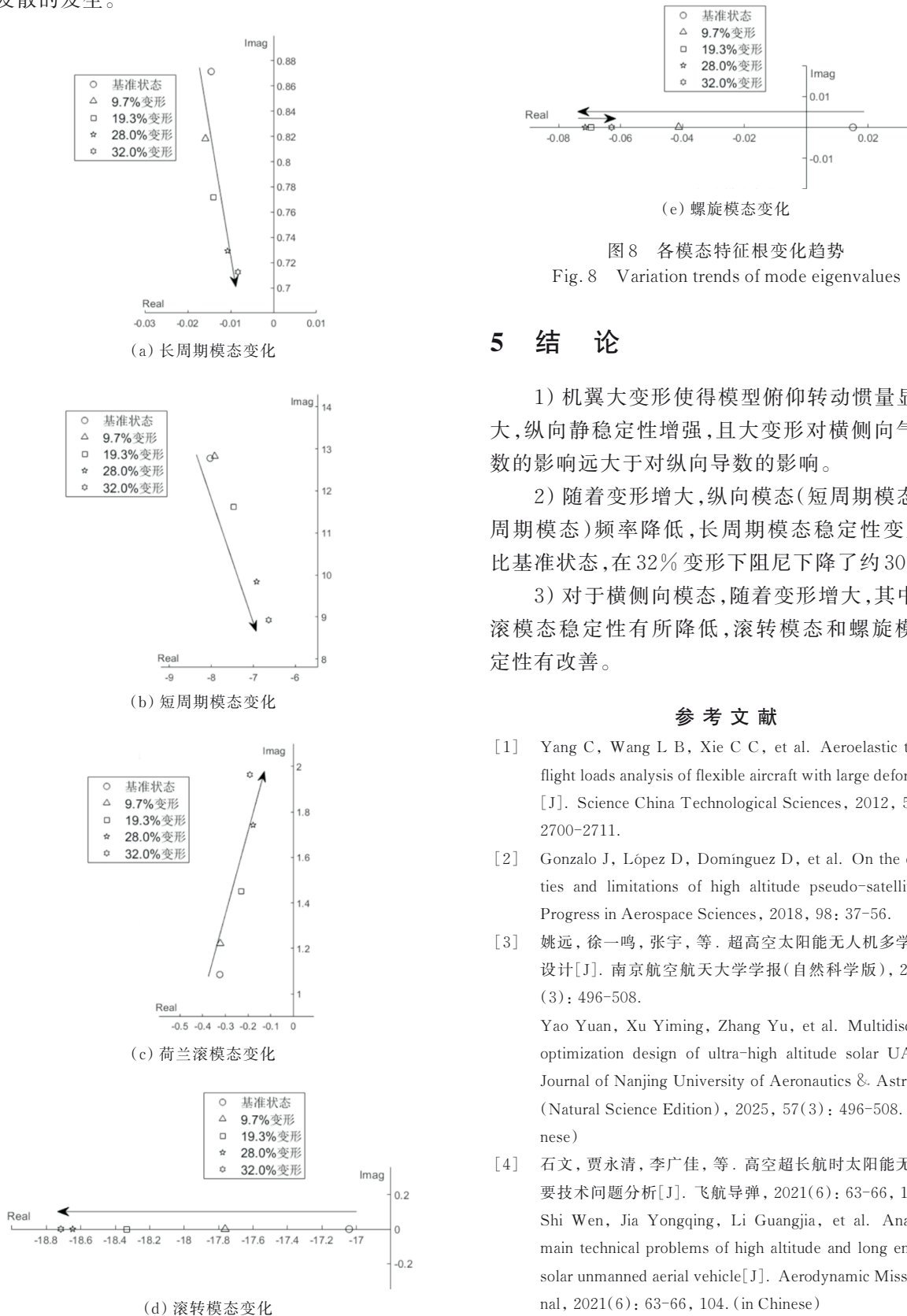
各模态特征根如图8所示,可以看出:随着变形的增大,对应的飞行动力学稳定性变化趋势如下:

长周期模态和短周期模态的特征根实部增加,虚部绝对值减小,即振荡阻尼减弱、频率减小,表明其稳定性趋于降低。该现象可归因于机翼变形导致的模型的翼面积投影减小、上反角增大、有效升力降低,这几点共同作用使模型的升力线斜率减小,且变形导致了俯仰转动惯量显著增大,俯仰力矩对速度、对迎角导数减小,进而促使模型的振荡阻尼减弱、频率减小。这一现象揭示了变形导致模型失去纵向动稳定性,更容易受到扰动而产生难以控制的俯仰振荡。

荷兰滚模态的特征根实部增加,虚部绝对值增大,即振荡阻尼减弱、频率增大。该现象可归因于上反角增大导致滚转力矩、偏航力矩对侧滑角导数的绝对值增大,侧滑与滚转之间紧密耦合,使得模型的振荡频率增大。这一现象预示着模型在受到侧风和方向舵扰动时会持续摇摆。

滚转模态和螺旋模态的特征根减小,更加远离零点,即阻尼增强。该现象可归因于机翼大上反角增加了垂直方向的力臂,使得滚转时阻尼增强,滚转力矩对侧滑角导数的绝对值增大;同时偏航力矩对侧滑角的绝对值也增大,共同导致螺旋模态的阻尼增强。这一现象表明了模型在受到滚转和侧滑扰动时倾向于恢复水平,抑制滚转和螺

旋发散的发生。



## 5 结 论

1) 机翼大变形使得模型俯仰转动惯量显著增大, 纵向静稳定性增强, 且大变形对横侧向气动导数的影响远大于对纵向导数的影响。

2) 随着变形增大, 纵向模态(短周期模态和长周期模态)频率降低, 长周期模态稳定性变差, 相比基准状态, 在 32% 变形下阻尼下降了约 30%。

3) 对于横侧向模态, 随着变形增大, 其中荷兰滚模态稳定性有所降低, 滚转模态和螺旋模态稳定性有改善。

## 参 考 文 献

- [1] Yang C, Wang L B, Xie C C, et al. Aeroelastic trim and flight loads analysis of flexible aircraft with large deformations [J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(10): 2700-2711.
- [2] Gonzalo J, López D, Domínguez D, et al. On the capabilities and limitations of high altitude pseudo-satellites [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 98: 37-56.
- [3] 姚远, 徐一鸣, 张宇, 等. 超高空太阳能无人机多学科优化设计[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(3): 496-508.  
Yao Yuan, Xu Yiming, Zhang Yu, et al. Multidisciplinary optimization design of ultra-high altitude solar UAV [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(3): 496-508. (in Chinese)
- [4] 石文, 贾永清, 李广佳, 等. 高空超长航时太阳能无人机主要技术问题分析[J]. 飞航导弹, 2021(6): 63-66, 104.  
Shi Wen, Jia Yongqing, Li Guangjia, et al. Analysis of main technical problems of high altitude and long endurance solar unmanned aerial vehicle [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2021(6): 63-66, 104. (in Chinese)
- [5] 叶川, 李锋, 付义伟, 等. 临近空间长航时太阳能飞行器动

- 导数特性及机理[J]. 宇航学报, 2015, 36(11): 1219-1225.
- Ye Chuan, Li Feng, Fu Yiwei, et al. Characteristics and mechanisms of dynamic derivatives of the near space long endurance solar powered aircraft[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(11): 1219-1225. (in Chinese)
- [6] NOLL T, BROWN J, PEREZ D M, et al. Investigation of the helios prototype aircraft mishap volume I mishap report[R]. US: NASA, 2004.
- [7] Cesnik C E S, Senatore P J, Su W H, et al. X-HALE: A very flexible unmanned aerial vehicle for nonlinear aeroelastic tests[J]. AIAA Journal, 2012, 50(12): 2820-2833.
- [8] Wang Z C, Chen P C, Liu D D, et al. Time domain nonlinear aeroelastic analysis for HALE wings[C]// 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Newport, Rhode Island: AIAA, 2006: 1640-1651.
- [9] Liu Z W, Hou Z X, Wang W K. Effect of bending deformation on flight dynamics of a high-aspect-ratio flying wing[C]// 2016 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO). Qingdao, China: IEEE, 2016: 2057-2062.
- [10] 刘征, 蒋盼盼, 王国良, 等. 基于CFD/CSD的大柔性机翼静气动弹性研究[J]. 航空工程进展: 1-7[2025-05-13].  
Liu Zheng, Jiang Panpan, Wang Guoliang, et al. Numerical research on static aeroelasticity of highly flexible wingbased on CFD/CSD coupling[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering: 1-7[2025-05-13]. (in Chinese)
- [11] 尼早, 黄一桓, 谢海军. 民用飞机大展弦比大柔性机翼高速静气动弹性载荷风洞试验[J]. 空气动力学学报, 2025, 43(6): 35-44.  
Ni Zao, Huang Yihuan, Xie Haijun. High-speed wind tunnel test of static aeroelastic load for large aspect-ratio and high flexible wing of civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2025, 43(6): 35-44. (in Chinese)
- [12] Shi P T, Liu F, Gu Y S, et al. The development of a flight test platform to study the body freedom flutter of BWB flying wings[J]. Aerospace, 2021, 8(12): 390.
- [13] Drachinsky A, Avin O, Raveh D E, et al. Flutter tests of the pazy wing[J]. AIAA Journal, 2022, 60(9): 5414-5421.
- [14] 张驰. 柔性飞机气动弹性与飞行动力学耦合特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2020.  
Zhang Chi. Research on coupled nonlinear aeroelasticity and flight dynamics of flexible aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2020. (in Chinese)
- [15] 马振宇. 全翼布局无人机飞行控制方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2019.  
Ma Zhenyu. Flight control research for full-wing unmanned aerial vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019. (in Chinese)
- [16] 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)
- [17] Etkin B, Reid L D. Dynamics of flight[M]. 3rd ed. New York: Wiley, 1996: 107-114.
- [18] 赵冉, 陶杨, 张峻鸣, 等. 面向初步设计的一种高效静气动弹性分析方法[J]. 机械科学与技术, 2024, 43(5): 891-896.  
Zhao Ran, Tao Yang, Zhang Junming, et al. A high-efficiency method for static aeroelasticity analysis in preliminary design[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2024, 43(5): 891-896. (in Chinese)
- [19] Avin O, Raveh D E, Drachinsky A, et al. Experimental aeroelastic benchmark of a very flexible wing[J]. AIAA Journal, 2022, 60(3): 1745-1768.

(编辑:马文静)