

文章编号:

鱼骨柔性翼气动弹性特性分析

黄可*, 张家应*, 王晨†

* (北京航空航天大学, 航空科学与工程学院, 北京 100191)

† (南京航空航天大学, 航空学院, 南京 210016)

摘要: 鱼骨柔性翼是受到大自然启发后, 设计并进行广泛研究的一种变形机翼。鱼骨柔性翼作为一种性能优越的主动变弯度机翼机构形式, 提供了一个替代传统离散襟翼和其他主动变弯度机翼的设计方案, 具有弦向抗弯刚度低、翼型厚度方向刚度高的特点。虽然变体机翼可以提供优越的气动性能, 但是其可变形的特性可能引发潜在气动弹性问题, 本文针对该类问题从结构和气动弹性特性两方面进行了系统地研究。在结构分析方面, 基于欧拉-伯努利梁理论建立了鱼骨柔性翼的结构等效模型, 并通过有限元模型对等效模型进行了验证。在气动特性分析方面, 推导了鱼骨柔性翼的准定常气动公式。最后, 基于简化的等效结构模型和推导的准定常气动公式并结合 XFOIL 软件, 完成了静气动弹性特性及动气动弹性特性分析。结果表明, 在低于 1.5N·m 的驱动力矩作用下可以较好预测静气动弹性特性; 此外, 通过 MSC Patran/Nastran 有限元模型进行对比验证了该简化模型对临界颤振速度预测的准确性。

关键词: 鱼骨柔性翼, 等效结构模型, 气动弹性, 颤振分析

Aeroelastic Characteristics of the Fish Bone Active Camber Morphing Concept

Ke Huang*, Jiaying Zhang*, Chen Wang†

* (School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

† (College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Inspired by nature, the Fish-Bone-Active-Camber Morphing wing (FishBAC morphing wing), was designed and investigated widely. As an active morphing wing mechanism with superior performance, FishBAC provides an alternative to traditional discrete flaps and other active morphing wings. It has low flexural stiffness in the chordwise direction while maintains high flexural stiffness in the spanwise direction. Although morphing wings can provide superior aerodynamic performance, due to their deformable characteristics, their aeroelasticity has always been a potential problem. In the aspect of structure analysis, the structural model of FishBAC is established on the basis of Euler beam theory, which is verified by the finite element analysis. In the

aspect of aerodynamics analysis, the quasi-steady aerodynamic model is derived. Finally, the static aeroelastic characteristics and dynamic elastic characteristics are analyzed based on the simplified equivalent structure model and the deduced quasi-stationary aeroelastic characteristics combined with XFOIL software. The results show that the static aeroelastic characteristics can be predicted well under the driving torque of less than 1.5N·m. In addition, MSC Patran/Nastran finite element model is utilized to verify the accuracy of the simplified model in predicting the critical flutter velocity.

Key words: FishBAC, Aeroelasticity, Equivalent structural modeling, Flutter analysis

0 引言

无论是在民用还是军用领域,现代飞行器需要面对日益复杂飞行任务和飞行环境。传统固定翼飞行器的几何外形固定,即使经过了结构、气动等方面的优化也只能改善其在预设任务下的飞行性能^[1]。然而变体飞行器则可以根据不同的飞行条件,自适应地改变气动外形,从而提高飞行器性能^[2-3]。美国和欧盟许多研究机构和大学都在变体飞行器研究项目上投入越来越多的资源,随着智能材料、结构设计、先进控制等学科发展在不久的将来将会传统航空工业产生颠覆性的影响^[4]。

变弯度概念的起源可以追溯到莱特兄弟发明的第一架重于空气的飞行器^[2],但是想要实现机翼变弯度并不容易。Parker^[5]于1920年申请了第一批可变弯度机翼的专利,该方案使用双翼梁将机翼分为三段,两个翼梁中间的部分是柔性以实现变弯度。波音公司^[6]于1973年开始系统研究基于先进技术的可变弯度机翼并完成了跨音速风洞测试,发现采用变弯度技术机翼的性能可以获得较大改进,但是变弯度技术使机翼内部结构复杂化。上世纪80年代,波音与NASA^[7-8]联合研究任务自适应机翼(Mission Adaptive Wing, MAW)项目,利用可以连续变弯度的前/后缘装置取代传统飞机的操纵面

并改装了一架F-111用于飞行测试,测试发现机翼在设计巡航状态($C_1=0.4$, $Ma=0.85$),巡航阻力减少约7.6%,在非设计状态($C_1=0.8$, $Ma=0.75$),巡航阻力减小20%以上,其他飞行状态下也具有极其优异的性能^[9-10]。由于变弯度机翼由驱动机构、传动机构和控制系统组成,智能材料的发展则推动了机翼变弯度技术的进一步发展。驱动系统采用的驱动器也逐步从传统驱动器发展为形状记忆合金驱动器和压电材料驱动器等。1995年,美国DARPA开展了“Smart Wing”项目旨在验证基于智能材料的机翼变弯度技术的可行性,其目的是改善军用飞机的空气动力学性能和气动弹性性能^[11]。

美国NASA兰利研究中心^[12]首次提出“鱼骨概念”,即机翼的主要承力构件类似于鱼的脊骨,蒙皮为一层弹性材料将气动载荷传递到机翼的主体结构,但在相关文献并没有提及具体的分析和实验,也没有提到该机翼的驱动方式。2012年,Woods和Friswell等^[13]提出了一种全新的变弯度机翼方案——鱼骨主动变弯度机翼(Fishbone Active Camber, FishBAC),它是一款性能优越、结构简单的变弯度机翼,只需要很小的驱动能量就可以实现机翼在弯度上大幅度连续变化。Woods和Friswell等围绕FishBAC的气动^[14-15]、结构^[16-17]和静气动弹性^[18]

特性及分析方法,发现 FishBAC 与平面后缘襟翼相比阻力显著降低,在固定翼和旋翼飞行器的迎角范围内升力效率提高了 25%。强大、紧凑和轻量化的先进驱动系统是 FishBAC 实现大尺度变形和高操纵性的关键, Woods 和 Friswell 等^[19]提出一个全新的螺旋滑轮组机构,该机构可以使驱动器更好匹配所需的驱动需求并为了使效率最大化。River 等^[20-21]基于之前的工作进一步介绍了复合材料在改进 FishBAC 的设计、分析和制造等方面的工作,并利用 Kirchhoff 假设及 Rayleigh-Ritz 方法求解静态二维位移场。

鱼骨结构具有高度的刚度各向异性,由于其变弯度的特点使其弦向弯度刚度较低,在结构变形时气动载荷变化大,具有潜在气动弹性失稳的弊端。Woods 等^[18]研究了二维鱼骨结构的气动弹性特性,基于欧拉-伯努利梁理论和 XFOIL 软件的静气动弹性分析方法。Rivero 等利用三维升力线理论与 XFOIL 结合^[22]建立了三维鱼骨机构的流固耦合模型并与其他流固耦合模型进行比较,所得结果吻合较好。Zhang 等^[23]则发展了一种刚柔耦合的结构模型,并基于定常气动模型和非定常气动模型建立了气动弹性模型,研究了不同参数对于颤振临界速度的影响。变体机翼的构型对气动阻力和飞行航程具有关键影响,其中颤振又是最重要、最难预测的动力学现象^[24],因此在飞机设计的初级阶段建立高效、系统的气动弹性分析模型具有重要的意义。

1 鱼骨柔性翼的等效结构模型

1.1 等效结构模型的定义

鱼骨柔性翼 (FishBAC) 的结构模型如图 1 所描述,由朝向前缘的 D 型翼梁和朝向后缘的鱼骨柔

性段所组成。鱼骨柔性段由细长可弦向弯曲的横梁和预拉伸后的弹性基体复合材料 (EMC) 蒙皮构成。该结构由位于 D 型翼梁内的驱动器作用连接着后缘的钢索,将驱动扭矩传递到机翼后缘实现变形。

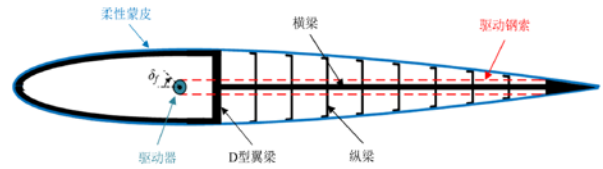


图 1 鱼骨柔性翼的结构示意图^[16]

Fig.1 The structural schematic diagram of FishBAC

在理论分析中,由于驱动载荷作用在柔性段,所以通常将 D 型翼梁视作刚性体。柔性段主要的承力结构是位于机翼中弧线的横梁。在横梁上均匀分布一些纵梁以增加结构的展向刚度。预拉伸后的蒙皮贴附在纵梁上用以承受气动载荷。蒙皮具有预应力以减少气动载荷下的面外变形,同时避免蒙皮的屈曲。本文根据文献[18]所提供的模型数据进行研究,建立鱼骨柔性翼段的模型,具体参数如表 1 所示。

1.2 等效结构模型的建立

由于结构具有较低的弯曲刚度和高长厚比的横梁、刚度较低的蒙皮以及沿着展向分布的连续载荷因此本文基于欧拉-伯努利梁理论进行分析,结构示意图如图 2 所示。

对于柔性段计算挠度 w 时,采用的是对压力分布进行一次积分即可求得剪力 $F_Q(x)$ 分布,再进行一次积分即可得到弯矩 $M(x)$ 的分布的计算方法。气动载荷 $p(x)$ 、弯曲刚度 EI 、柔性段全长 l 及挠度之间的关系通过欧拉-伯努利梁公式给出^[25]

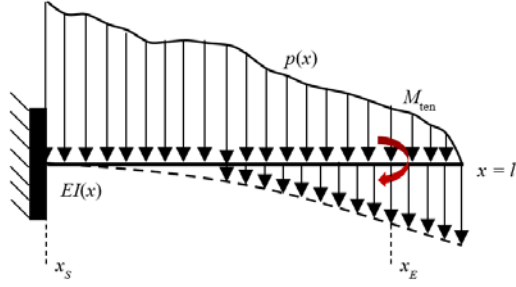


图 2 FishBAC 结构模型示意图

Fig.2 Schematic diagram of FishBAC structural model

$$\frac{d^2}{dx^2} \left(EI(x) \frac{d^2 w}{dx^2} \right) = p(x) \quad (1)$$

对气动载荷进行积分，即可求得作用在梁上的剪力 $F_Q(x)$

$$\frac{d}{dx} \left(EI(x) \frac{d^2 w}{dx^2} \right) = \int p(x) dx = F_Q(x) \quad (2)$$

再进一步对剪力进行积分，即可求得作用在梁上的弯矩 $M(x)$

表 1 鱼骨柔性翼段模型参数

Table 1 Model parameters of the FishBAC Morphing Concept

参数	数值
基础翼型	NACA0012
弦长 c/mm	305
展长 b/mm	150
变形起始位置 x_s/mm	107
变形结束位置 x_E/mm	260
纵梁数量 n	14
纵梁厚度 t_{sl}/mm	0.8
蒙皮厚度 t_{sk}/mm	1.5
横梁厚度 t_{sp}/mm	2
钢索偏移量 y_{ten}/mm	4.2
钢索直径 d_{ten}/mm	0.7
纵梁弹性模量 E_{bs}/GPa	2.14
主梁弹性模量 E_{sl}/GPa	2.14
蒙皮弹性模量 E_{sk}/MPa	4.56
钢索弹性模量 E_{ten}/GPa	131

主梁的曲率可以通过对公式(2)的整理可以得到

$$\frac{d^2 w}{dx^2} = \frac{M(x)}{EI(x)} \quad (3)$$

对曲率再进行一次积分即可求得梁的转角 $\theta(x)$

$$\frac{dw}{dx} = \int \frac{M(x)}{EI(x)} dx = \theta(x) \quad (4)$$

最终，对转角再次进行积分即可求得挠度 $w(x)$

$$w(x) = \int \theta(x) dx \quad (5)$$

为了进一步求解以上方程，需要引入边界条件。

对于本结构模型，由于 D 型翼梁处理为刚性结构，所以柔性段视为一段固支在翼梁上的悬臂梁，因此边界条件可以处理为

$$\left. \begin{aligned} w(x_s) &= 0 \\ \theta(x_s) &= 0 \\ M(l) &= 0 \\ V(l) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

1.3 等效结构弯曲刚度的计算

在等效结构模型分析时，对结构刚度具有贡献的部分只有横梁、纵梁以及蒙皮，且总刚度为三部分刚度的线性叠加。横梁视为等矩形截面的梁，且梁的中性轴与翼型中弧线重合，所以梁的弯曲刚度为

$$EI_{bs} = \frac{E_{bs}}{12} b t_{bs}^3 \quad (7)$$

其中 E_{bs} 是横梁材料弹性模量， b 是所研究的鱼骨柔性段的展长， t_{bs} 是横梁厚度。

对于蒙皮而言，虽然蒙皮的材料弹性模量较小，但是蒙皮由于贴附在纵梁上与结构中中性轴有较大的距离，因此对于结构刚度的贡献不可忽略，蒙皮的刚度可以根据平行轴定理^[25]计算可得

$$EI_{sk} = E_{sk} \frac{1}{12} (b t_{sk}^3 + b t_{sk} r_{ls}^2) \quad (8)$$

$$+ E_{sk} \frac{1}{12} (b t_{sk}^3 + b t_{sk} r_{us}^2)$$

其中 E_{sk} 是横梁材料的弹性模量， t_{sk} 是蒙皮的厚度，

r_{lk} 和 r_{uk} 分别是指上下两块蒙皮与中轴线的距离。可以看出，沿着弦向结构刚度并不是恒定不变的，而是随着机翼厚度的变化而变化。为了方便计算，考虑到厚度变化在小区间内变化不大，将相邻纵梁之间的刚度是为恒定且取均值，如图 3 所示。

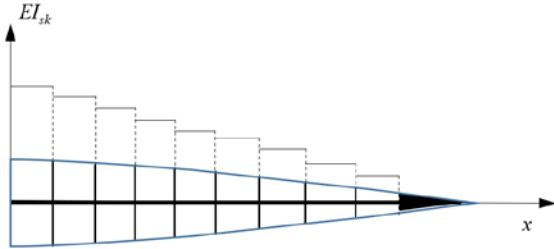


图 3 蒙皮刚度变化示意图

Fig.3 Schematic diagram of skin stiffness change

纵梁由于在机翼厚度方向上具有较大的尺寸，所以对于刚度相比于前两者要大得多，对于纵梁所在位置的刚度贡献巨大，根据公式可得

$$EI_{st} = \frac{E_{st}}{12} b t_{st}^3 \quad (9)$$

对于 FishBAC 结构的总刚度，将以上三部分刚度求和即可得到

$$EI_{tot} = EI_{bs} + EI_{st} + EI_{sk} \quad (10)$$

由于蒙皮的刚度变化和纵梁的分布使得结构的刚度出现阶跃变化。如图 4 所示，纵梁的刚度远大于其余两部分刚度，所以可以把纵梁近似处理为刚性结构，直接计算刚体位移。因此，通过以上简化将柔性段转化为一个刚度阶梯变化的梁。

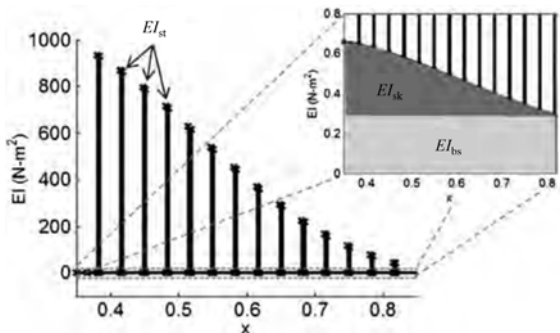


图 4 弯曲刚度沿弦向的分布^[18]

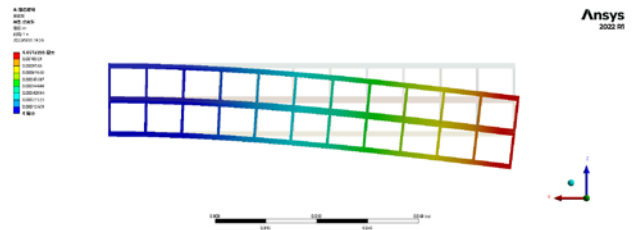
Fig.4 Chordwise distribution of flexural rigidity

由于蒙皮、纵梁以及主梁构成一个闭室结构^[26]，为了简化计算采用惯性矩计算公式和平行轴定理进行等效刚度计算，与鱼骨柔性翼相仿的矩形多闭式结构模型用于验证该等效方法的可行性。该结构由上下两个蒙皮、中间的横梁以及多段纵梁组成，详细参数见表 2。

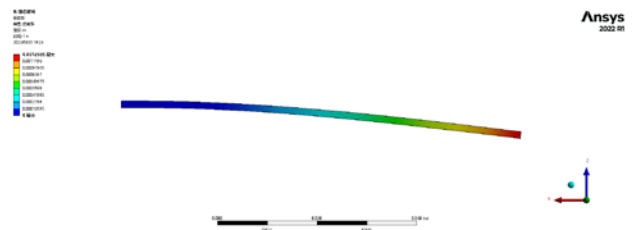
表 2 多闭式结构的模型参数

Table 2 Model parameters of multi - closed structure

参数	数值
弦长 c/mm	305
展长 b/mm	150
纵梁厚度 t_{st}/mm	0.8
蒙皮厚度 t_{sk}/mm	1.5
横梁厚度 t_{bs}/mm	2
盒式结构半高度 h/mm	10
盒式结构组成单元宽度 s/mm	12
纵梁弹性模量 E_{bs}/GPa	2.14
横梁弹性模量 E_{st}/GPa	2.14
蒙皮弹性模量 E_{sk}/MPa	4.56
刚度等效横梁弹性模量 E_{dj}/GPa	4.25



(a)多闭式结构有限元结果



(b)等效横梁结构有限元结果

图 5 蒙皮刚度等效验证有限元仿真结果 ($F=1\text{N}$)

Fig.5 Finite element simulation results of skin stiffness equivalence verification

采用 Ansys 进行有限元分析，将两个结构施加多种载荷后比较末端位移，仿真结果如图 5、6 所示。对

等效横梁结构有限元、原闭室结构有限元、等效横梁结构材料力学理论计算^[25]的结果进行比较,发现等效横梁结果计算的位移较大,误差在 3%左右,刚度的计算上整体偏小。由于未考虑闭式结构对刚度的增强,所以刚度计算偏小符合实际且误差在可以接受的范围内。综上所述,采用惯性矩计算公式和平行轴定理进行蒙皮等效刚度计算是可行的。

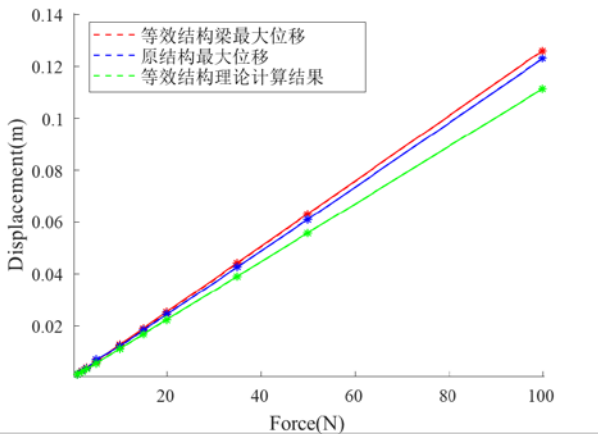


图 6 等效结构刚度计算结果对比

Fig.6 Comparison of equivalent structural stiffness calculation results

2 鱼骨柔性翼静气动弹性特性分析

2.1 等效结构模型的结构分析

由于气动载荷作用在机翼蒙皮后通过纵梁传递到横梁上,因此把结构等效为承受多个由气动载荷等价的集中力和集中力矩的变刚度悬臂梁。对于该模型的计算,采用逐段刚化法可以大幅度的对计算进行简化^[27]。对于 FishBAC 的等效结构模型,可以将纵梁所在位置的位移视为两个数组,利用逐段刚化法求出数组的递推公式。图 7 为 FishBAC 等效结果模型的第 n 段和第 $n+1$ 段,很容易推导出位移数组的递推公式

$$w_1(n+1) = w_1(n+1) + w_2(n) + l \tan[\alpha_2(n+1)] \quad (11)$$

$$\alpha_1(n+1) = \alpha_1(n+1) + \alpha_2(n+1) \quad (12)$$

由于每一段梁都在前一段梁刚化后视为一段固支且另一端承受集中力和力矩的悬臂梁,所以根据挠度表^[25]得到挠度的计算公式

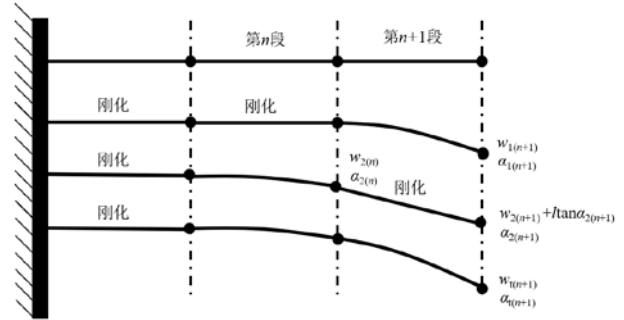


图 7 FishBAC 应用逐段刚化法局部示意图

Fig.7 FishBAC's application of segmental rigidization method

local schematics

$$\left. \begin{aligned} w_{m0} &= \frac{Ml}{EI} \\ \alpha_{m0} &= \frac{Ml^2}{2EI} \\ w_{f0} &= \frac{Fl^3}{3EI} \\ \alpha_{m0} &= \frac{Fl^2}{2EI} \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

其中 w_{m0} 和 α_{m0} 是梁只承受末端集中弯矩作用时的最大挠度和转角, w_{f0} 和 α_{f0} 是梁只承受末端集中力作用时的最大挠度和转角。论文^[18]中所用方法是对整个结构进行积分求解,而采用逐段刚化法后只需要线性叠加即可求解,相比于论文的方法具有了大幅度的简化,在 MATLAB 中编程实现更为方便。

由于在本文中在结构刚度计算、位移计算均采取了大幅度的简化,采用 Ansys 有限元分析进行验证。选择对柔性段的最后一个纵梁施加一下垂直向下的力,如图 7 所示,图中 A 为施加的载荷, B 为进行的约束。

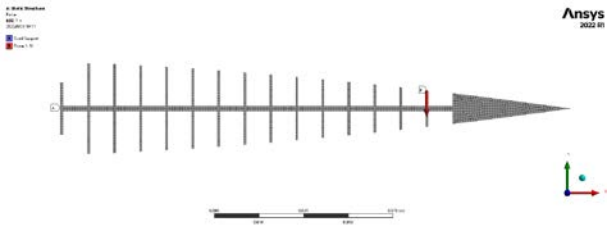
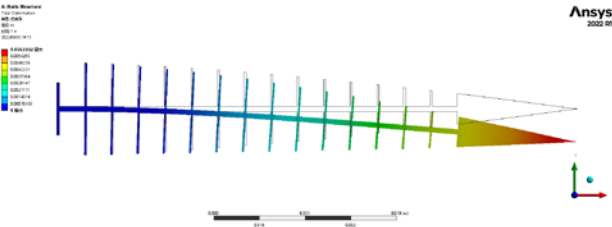
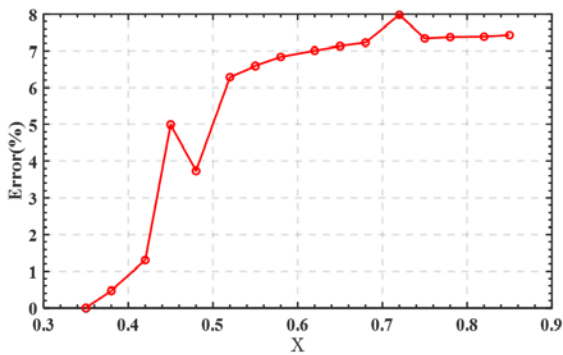
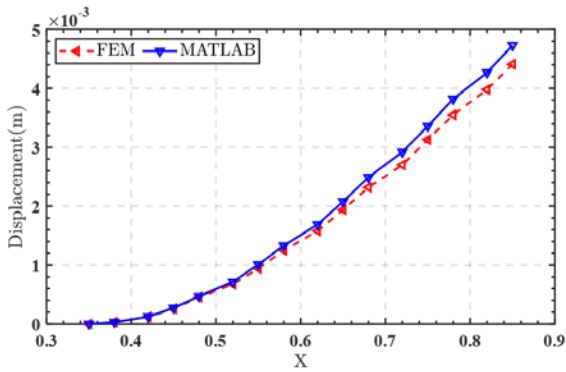


图 8 FishBAC 有限元仿真模型（无蒙皮）

Fig.8 FishBAC finite element simulation model (without skin)



(a)有限元模型变形结果



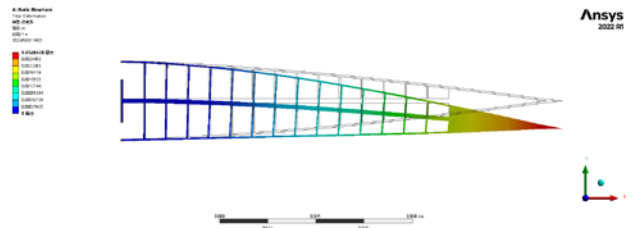
(b)变形结果及误差对比

图 9 有限元仿真结果及误差比较（无蒙皮，F=1N）

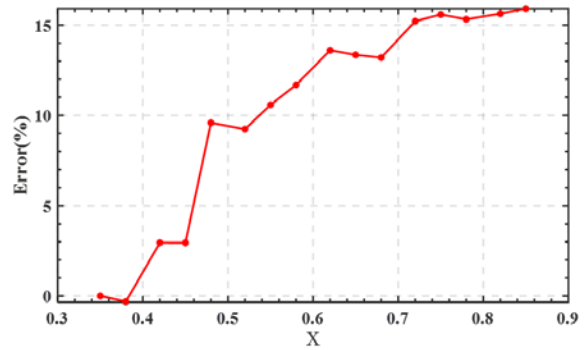
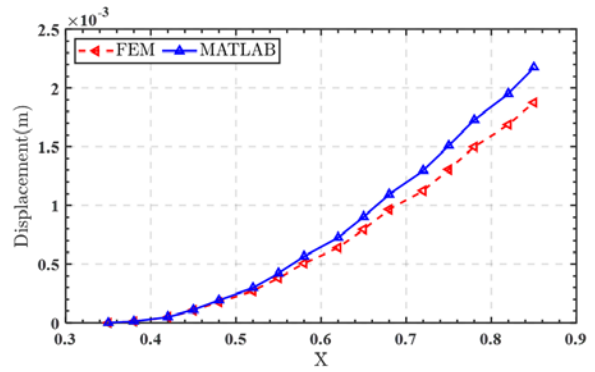
Fig.9 Finite element simulation results and error comparison (without skin, F=1N)

通过有限元仿真可以得到各个纵梁节点处的位移与简化模型进行对比。结果对比如图 9、10 所示，图中的蓝色线为简化模型的计算结果，红色线为有限元仿真结果，横轴为弦向，也即 X 轴方向的坐标值。结果显示在无蒙皮的情况下误差在 6%-8%左右，在有蒙皮的情况下误差在 10%-15%左右，该简

化模型可以很好满足计算需求。



(a)有限元模型变形结果



(b)变形结果及误差对比

图 10 有限元仿真结果及误差比较（有蒙皮，F=1N）

Fig.10 Finite element simulation results and error comparison (with skin, F=1N)

2.2 等效结构模型的气动分析

XFOil是一款对亚音速翼型进行分析分析与设计的程序^[28]，该程序主要基于势流理论并加上了粘性边界层求解器来进行预测翼型表面的摩擦阻力和流动分析，相较于无粘理论计算的结果更加准确^[15]。本文将利用XFOil软件进行进行变体机翼的气动分析，图11即为本文中通过XFOil接口完成气动分析工作的流程方框图。

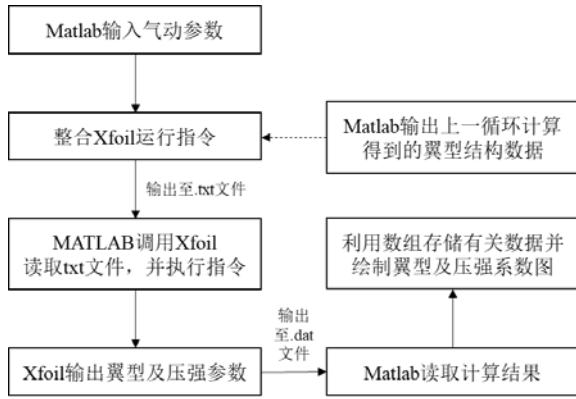


图 11 通过 XFOil 接口进行气动分析的流程方框图

Fig.11 The block flowsheet for aerodynamic analysis using the XFOil interface

假设压力 $p(x)$ 作用点处与中性轴在同一横坐标处的法线的夹角为 θ ，在法线方向上的压力为 $p_n(x)$ ，那么可得

$$p_n(x) = p(x) \cos \theta \quad (14)$$

一般这个夹角小于 10° ，因此可以将 $\cos\theta$ 近似为1进行简化。

对于纵梁处的载荷计算则可以对 $p_n(x)$ 在指定的区域进行积分即可求得，记第 n 个纵梁所在坐标 x_n 与相邻的第 $n-1$ 和 $n+1$ 的纵梁之间中点坐标 x_0 和 x_1 那么所等效的集中力和集中力矩为

$$\left. \begin{aligned} F_{load} &= \frac{1}{2} \rho V^2 b c dx (C_{pl} + C_{pu}) \\ M_{load} &= \frac{1}{2} \rho V^2 b c dx (C_{ml} + C_{mu}) \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

其中 $c dx$ 为两个相邻纵梁之间距离， C_{pl} 、 C_{pu} 以及 C_{ml} 和 C_{mu} 分别为下翼面、上翼面计算得到的平均压力及弯矩系数，计算公式为

$$\left. \begin{aligned} C_{pl} &= \frac{\int_{x_0}^{x_1} C_{pl}(x) |x - x_n| dx}{x_1 - x_0} \\ C_{ml} &= \int_{x_0}^{x_1} C_{pl}(x) \left| x - \frac{x_1 - x_0}{2} \right| dx \\ C_{pu} &= \frac{\int_{x_0}^{x_1} C_{pu}(x) |x - x_n| dx}{x_1 - x_0} \\ C_{mu} &= \int_{x_0}^{x_1} C_{pu}(x) \left| x - \frac{x_1 - x_0}{2} \right| dx \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

作用在后缘条的气动载荷处理方式与上文类似，即将所有的气动载荷转化成后缘条末端的集中力和集中力矩。

2.3 静气动弹性力学的理论计算

本节将基于前两节的推导，进一步将等效结构模型与气动模型耦合进行迭代计算，静气动弹性计算的流程如图12所示。

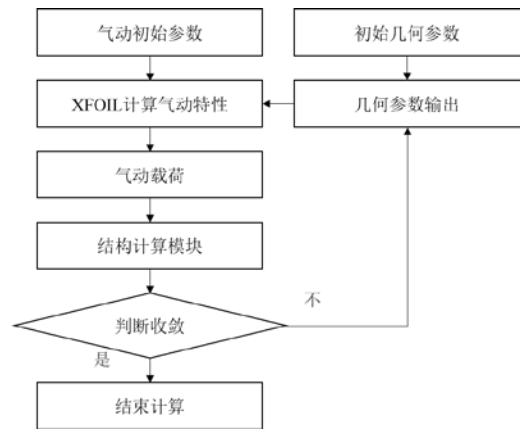


图 12 静气动弹性力学计算程序流程图

Fig.12 Static aeroelasticity calculation program flow chart

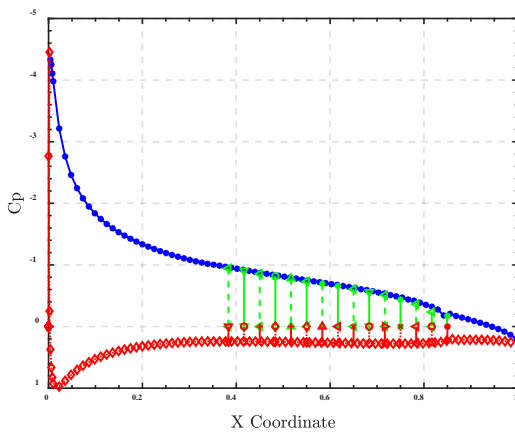
本文采用文献[18]所提供的气动参数进行计算，主要包括速度、迎角以及雷诺数等，通过程序接口导入XFOil进行计算。

表 3 鱼骨柔性翼的气动参数

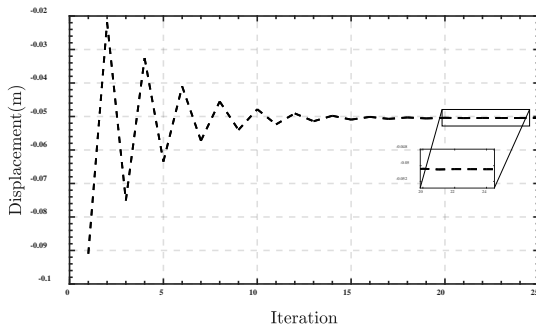
Table 3 Aerodynamic parameters of the FishBAC

参数	数值
均匀来流的速度 V_∞ /(m/s)	20
雷诺数 Re	240,000
迎角 $\alpha/^\circ$	5

将参数导入到程序中，选取多种驱动载荷进行计算，结果如图13、14所示。其中图12(a)中为本算例下经过迭代25次后的翼型压强分布，其中红线为下翼面压强分布，蓝线为上翼面压强分布，绿线及红线分别为简化在纵梁节点处的平均压强系数。图12(b)为鱼骨柔性段翼尖处位移随着迭代过程的变化，在经过20次的迭代既可实现较稳定的收敛。图13为选取了多种驱动力矩下的计算结果，验证了计算程序在多种计算工况均稳定收敛，具有普适性。



(a) 收敛后的压强分布



(b) 计算收敛的过程

图 13 静气动弹性力学 MATLAB 计算结果
(驱动载荷 $M=0.5 \text{ N/m}$)

Fig.13 The calculation results of static aeroelasticity MATLAB code (driven load $M = 0.5 \text{ N/m}$)

为了验证本模型的准确性，与文献[18]的计算结果进行了对比，结果如图 15 所示，其中红线为参考文献中的计算结果，蓝线为本文的计算结果。在扭矩小于 $1.5\text{N}\cdot\text{m}$ 时结果较为准确，误差小于 15%。当

大于 $1.5\text{N}\cdot\text{m}$ 后，后缘处位移已经为弦长的 10%，此时由于模型具有较多的简化导致计算误差较大。但在研究范围内误差较小，可以应用。

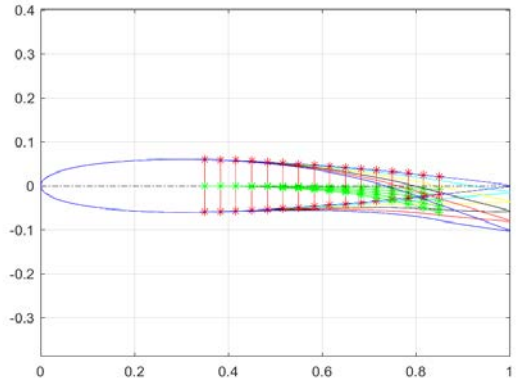


图 14 多个驱动力矩下的计算静气弹计算结果

Fig.14 Results of static aeroelasticity calculation under multiple driving torques

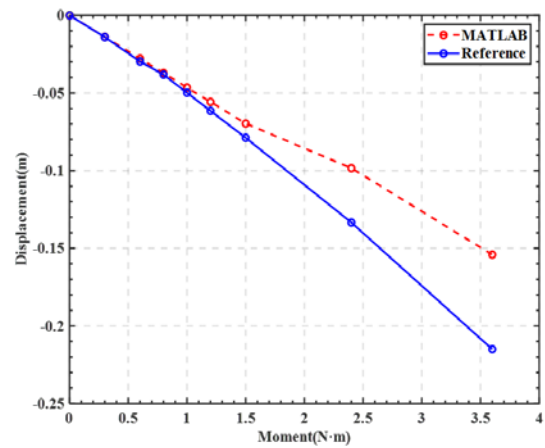


图 15 MATLAB 静气弹程序计算结果与文献[17]计算结果的对比

Fig.15 The comparison between the calculation results of MATLAB static aeroelasticity code and the results of literature [17]

3 鱼骨柔性翼气动弹性特性分析

3.1 二自由度翼型模型

据文献[23]的所推导的刚柔组合的等效模型分析结果，可以看到在准定常空气动力学下柔性段的比例对于颤振速度的影响并不大。为了简化本模型的计算，将鱼骨机翼等效为普通机翼模型进行处理。

因此本部分将建立一个二元颤振模型来研究其气弹特性。

二自由度翼型模型如图 16 所示, 现假设机翼只具有浮沉 h 和俯仰 θ 两个自由度, 并在结构的弹性轴 (EA) 的位置将各类约束等效为对浮沉自由度和俯仰自由度的约束, 分别记为 k_h 和 k_θ 。同时质心的位置记为 CM , 弹性轴距前缘点的距离记为 x_f , 弹性轴与质心的位置记为 x_{cg} 。

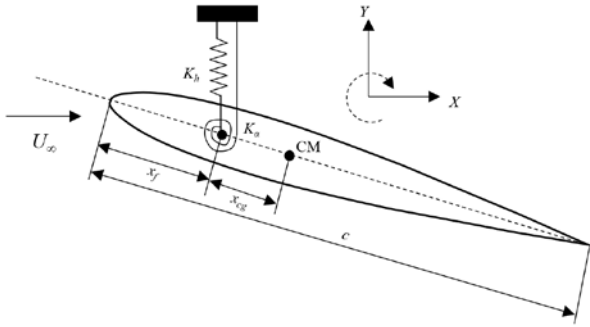


图 16 二自由度翼型模型

Fig.16 Two degrees of freedom airfoil model

气动弹性方程的完整形式^[23]为

$$(A + 2\rho_f B)\ddot{q} + (C + \rho_f U_\infty D)\dot{q} + (E + \rho_f U_\infty^2 F)q = 0 \quad (17)$$

其中 A 、 B 、 C 、 D 、 E 、 F 分别为结构惯性矩阵、气动惯性矩阵、结构阻尼矩阵、气动阻尼矩阵、结构刚度矩阵和气动刚度矩阵, U_∞ 为来流速度, q 为广义坐标。

对于本文所研究的模型可以将方程(17)简化为

$$\begin{pmatrix} m & S \\ S & I_\alpha \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{Bmatrix} + \begin{pmatrix} K_h & 0 \\ 0 & K_\alpha \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} h \\ \alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -L \\ M \end{Bmatrix} \quad (18)$$

结构阻尼会使得气动弹性特性发生变化。一般形式的气动弹性模型一般加入由结构质量和刚度矩阵线性组成的比例阻尼矩阵^[29], 即

$$D = \alpha A + \beta E \quad (19)$$

其中 α 和 β 分别为系统的 Rayleigh 系数, 根据文献 [23], α 和 β 分别取 0.012(1/s) 和 0.0015(s)。

机翼经历升沉和/或俯仰的一般运动时, 力和力矩会随时间而变化。计算这类力和力矩的一种简单方法是, 翼型在经历浮沉和俯仰运动时, 假设在任何时刻作用在其上的气动载荷都等于该翼型在常值位置和速度下的受力, 这被称为准定常假设^[30]。

根据文献[24], 可以得到在准定常空气动力学理论中升力 L 和俯仰力矩 M 的公式为

$$\begin{aligned} L &= \rho\pi b^2 \left(\ddot{h} - \left(x_f - \frac{c}{2} \right) \ddot{\alpha} \right) + \\ &\rho\pi b^2 U \dot{\alpha} + \rho c \pi U^2 \left(\alpha + \frac{\dot{h}}{U} + \left(\frac{3}{4}c - x_f \right) \frac{\dot{\alpha}}{U} \right) \quad (20) \\ M &= \rho\pi b^2 \left(x_f - \frac{c}{2} \right) \left(\ddot{h} - \left(x_f - \frac{c}{2} \right) \ddot{\alpha} \right) \\ &- \frac{\rho\pi b^4}{8} \ddot{\alpha} - \left(\frac{3}{4}c - x_f \right) \rho\pi b^2 U \dot{\alpha} \\ &+ \rho c^2 \pi U^2 \left(\alpha + \frac{\dot{h}}{U} + \left(\frac{3}{4}c - x_f \right) \frac{\dot{\alpha}}{U} \right) \\ &- \frac{1}{16} \rho c^3 \pi U \dot{\alpha} \quad (21) \end{aligned}$$

将公式(20)和(21)代入公式(18), 并根据公式(19)考虑结构阻尼得到本文气动弹模块的理论计算公式

$$\begin{aligned} &\begin{pmatrix} m & S \\ S & I_\alpha \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{Bmatrix} + \rho\pi b^2 \begin{pmatrix} 1 & \left(\frac{c}{2} - x_f \right) \\ \left(\frac{c}{2} - x_f \right) & \left(\frac{c}{2} - x_f \right)^2 + \frac{b^2}{8} \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{Bmatrix} \\ &+ \rho c \pi U_\infty \begin{pmatrix} 1 & \left(\frac{3}{4}c - x_f \right) + \frac{1}{4}c \\ -ec & \left(\frac{1}{2}c - x_f \right)^2 + \left(\frac{3}{4}c - x_f \right) \frac{1}{4}c \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{Bmatrix} + \quad (22) \\ &\rho U_\infty \left[\alpha \begin{pmatrix} m & S \\ S & I_\alpha \end{pmatrix} + \beta \begin{pmatrix} K_h & 0 \\ 0 & K_\alpha \end{pmatrix} \right] \begin{Bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{Bmatrix} + \begin{pmatrix} K_h & 0 \\ 0 & K_\alpha \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} h \\ \alpha \end{Bmatrix} + \\ &\rho c \pi U_\infty^2 \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -ec \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} h \\ \alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \end{aligned}$$

3.2 FishBAC 气动弹性的理论计算

根据文献[23], 本文计算所需的参数如下表所

示

表 4 FishBAC 翼型空气及气动参数特性

Table 4 Air and aerodynamic characteristics of FishBAC airfoil

参数	数值
弦长 c/m	0.254
质量 m/kg	3.383
弹性轴位置 x/m	0.0635
静矩 $S/(kg\ m^2/m)$	0.0859
惯性矩 $I_a/(kg\ m^2/m)$	0.0135
俯仰刚度 $k_a/(Nm/rad)$	94.37
浮沉刚度 $k_h/(N/rad)$	2818.8

利用 MATLAB 完成程序编写后, 绘制出判断颤振速度的 $V-w$ 和 $V-g$ 图, 如图 17 所示

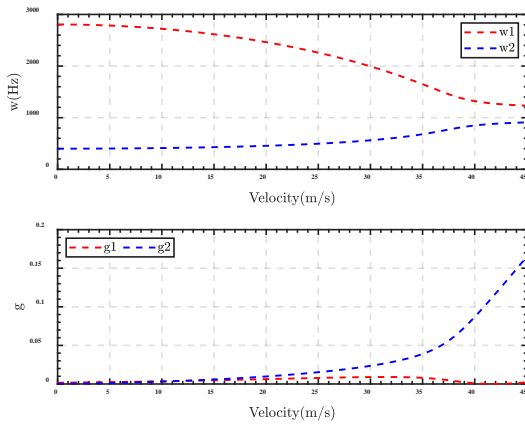


图 17 动气气动弹性计算结果

Fig.17 Results of dynamic aeroelasticity calculation

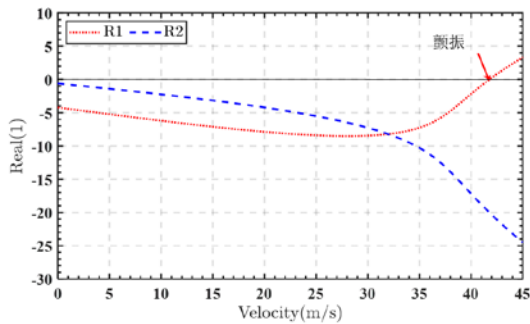


图 18 颤振预测图

Fig.18 Flutter prediction diagram

如图18所示, 绘制出方程(23)求解过程中求得特征向量的实部, 即对应着系统在该模式下的阻尼值, 可以发现在速度42m/s时结构发生颤振, 此时对应的频率为1281Hz, 图19更直观体现了两自由度的振动响应随着飞行速度的变化。不难发现俯仰模

态先于浮沉模态发生失稳, 俯仰刚度对于颤振的影响更大。

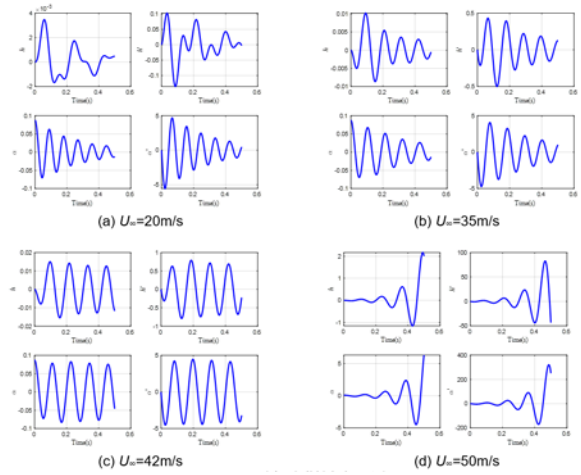


图 19 两自由度的振动响应

Fig.19 Vibration response with two degrees of freedom

3.3 FishBAC动气动弹性的有限元计算

本文采用Patran/Nastran软件进行有限元验证并对理论计算进行验证。将本文的研究对象进行简化后选取分析的机翼展长为0.15m完成建模^[33]。首先将几何结构简化为一个板结构, 并附加上集中质量和两个自由度的约束弹簧, 建模如图20所示。

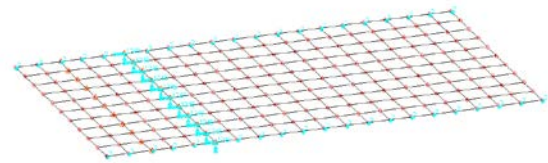


图 20 FishBAC 的建模示意图

Fig.20 Schematic diagram of simplified FishBAC 网格划分采用了CQUAD4板单元, 弦向设置20个网格生成点, 展向设置10个网格生成点, 整体共200个网格, 220个节点。先对结构进行了模态分析, 分析得到前6阶固有频率为10.83Hz、28.11Hz、66.25Hz、96.63Hz、99.64Hz、176.39Hz, 前6阶模态振型图如图21所示。

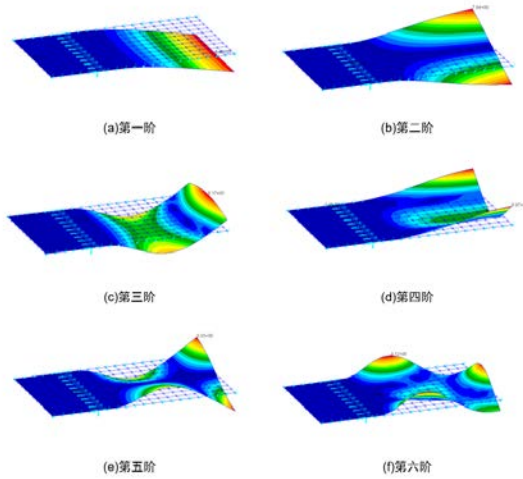


图 21 前 6 阶模态振型图

Fig.21 Vibration mode diagrams of the first 6 modes
使用Nastran软件求解颤振特性,选择DLM气动力理论,设置值为参考 $Ma=0$,初始阻尼比为0,进行分析后发现当在速度约在43m/s时机翼发生颤振,与理论计算得到的结果进行了相互印证。

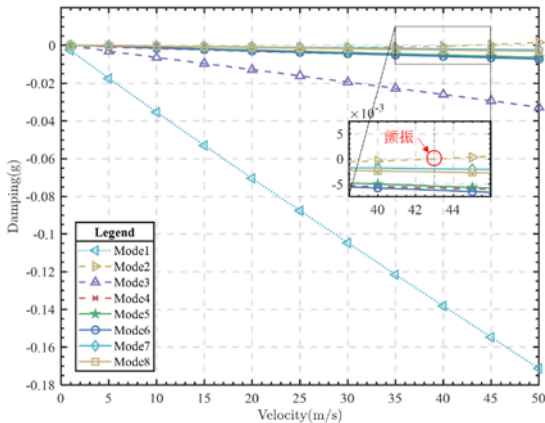


图 22 Nastran 计算得到的 V-g 图

Figure 22 The V-g diagram calculated by Nastran

4 结论

(1) 在结构建模方面,本文基于欧拉-伯努利梁理论建立了鱼骨柔性机翼的结构分析模型,采用平行轴定理、逐段刚化法简化了结构计算;

(2) 在气动建模方面,利用XFoil完成了气动分析和计算,在保证一定精确度的情况下提高了计算效率;

(3) 在气动弹性分析方面,对鱼骨柔性翼的简化气动弹性模型进行了推导,并应用有限元软件进行验证;

(4) 变体飞行器的设计及结构优化问题一直是各类研究中极为关注的地方。本文研究工作进一步发展了鱼骨柔性翼低保真模型建立和气弹分析的方法。

参考文献

- [1] Raymer D P . Aircraft Design: A Conceptual Approach[J]. Aiaa Education, 2014, 9(1):78.
- [2] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9) : 823-877
- [3] Daochun Li, Shiwei Zhao, Andrea Da Ronch, et al. A review of modelling and analysis of morphing wings[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 100 : 46-62
- [4] Armando R. Rodriguez. Morphing Aircraft Technology Survey [C] // 5th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. USA: AIAA, 2007: 2007-1258.
- [5] Parker, H.F. The Parker Variable Camber Wing, Annual Report, National Advisory Committee for Aeronautics, Report No.77[P]. 1920.
- [6] Rajani Satti, Yanbing Li, Richard Shock, et al. Computational Aeroacoustic Analysis of a High-Lift Configuration[C]// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January. USA: AIAA 2008:2008-34.
- [7] Gilbert W. Development of a mission adaptive wing system for a tactical aircraft[C]. Aircraft Systems Meeting. 1980: 1886.
- [8] Decamp R, Hardy R. Mission adaptive wing advanced research concepts[C]. 11th Atmospheric Flight Mechanics Conference. 1984: 2088.
- [9] Bonnema K, Smith S. AFTI/F-111 mission adaptive wing flight research program[C]. 4th Flight Test Conference. 1988: 2118.
- [10] Smith S B, Nelson D W. Determination of the aerodynamic characteristics of the mission adaptive wing [J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(11): 950-958.
- [11] Kudva J N, Martin C A, Scherer L B, et al. Overview of the DARPA/AFRL/NASA smart wing program[C]. Smart structures and materials 1999: industrial and commercial applications of smart structures technologies. International Society for Optics and Photonics, 1999, 3674: 230-237.
- [12] Mgowan A , Washburn A E , Horta L G , et al. Recent results from

- NASA's morphing project[C]// Spies International Symposium on Smart Structures & Materials. International Society for Optics and Photonics, 2002.
- [13] Woods B K, Friswell M I. Preliminary Investigation of a Fishbone Active Camber Concept[C]// Asme Conference on Smart Materials. 2012.
- [14] Woods B K, Bilgen O, Friswell M I. Wind tunnel testing of the fish bone active camber morphing concept[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2014, 25(7):772-785.
- [15] Woods B K, Fincham J, Friswell M I. Aerodynamic Modelling of the Fish Bone Active Camber Morphing Concept[C]// Royal Aeronautical Society Conference on Advanced Aero Concepts, Designs and Operations. 2014.
- [16] Woods B K, Friswell M I. STRUCTURAL ANALYSIS OF THE FISH BONE ACTIVE CAMBER CONCEPT[C]// Italian Association of Aeronautics and Astronautics XXII Conference. 2013.
- [17] Woods B K, Friswell M I. Structural Characterization of the Fish Bone Active Camber Morphing Airfoil[C]// 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference. 2014.
- [18] Woods B K, Dayyani I, Friswell M I. Fluid/Structure-Interaction Analysis of the Fish-Bone-Active-Camber Morphing Concept[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(1):307-319.
- [19] Woods B K, Friswell M I, Wereley N M. Advanced Kinematic Tailoring for Morphing Aircraft Actuation[J]. Aiaa Journal, 2014, 52(4):788-798.
- [20] Rivero A E, Weaver P M, Cooper J E, et al. Progress on the Design, Analysis and Experimental Testing of a Composite Fish Bone Active Camber Morphing Wing[C]// The 28th International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST 2017). 2017.
- [21] Rivero, Andres E, Weaver, et al. Parametric structural modelling of fish bone active camber morphing aerofoils.
- [22] Rivero A E, Cooper J E, Woods B. Numerically Efficient Three-Dimensional Fluid-Structure Interaction Analysis for Composite Camber Morphing Aerostructures[C]// AIAA Scitech 2020 Forum. 2020.
- [23] Zhang J, Shaw A D, Wang C, et al. Aeroelastic model and analysis of an active camber morphing wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 111(5):106534.
- [24] Wright J R, Cooper J E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads[M]. Wiley, 2015.
- [25] 殷雅俊, 范钦珊, 王晶等. 材料力学[M], 第3版. 北京: 高等教育出版社, 2019.
- Yin Yajun, Fan Qinshan, Wang Jing, et al. Mechanics of Materials, 3rd edn. Beijing: Higher Education Press, 2019(in Chinese).
- [26] 史治宇, 丁锡洪. 飞行器结构力学[M]. 国防工业出版社, 2013.
- Shi Zhiyu, Ding Xihong. Structural Mechanics of Aircraft [M]. National Defense Industry Press, 2013(in Chinese).
- [27] 蔡路军, 磨季云, 韩芳. 逐段刚化法在材料力学中的应用[J]. 高等建筑教育, 2013, 22(4): 44-47.
- Cai Lujun, Mo Jiyun, Han Fang. Application of segmental rigidization method in material mechanics [J]. Higher Architectural Education, 2013, 22(4): 44-47(in Chinese).
- [28] Drela M. XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils[J]. lecture notes in engineering, 1989.
- [29] 胡海岩. 机械振动基础[M]. 北京航空航天大学出版社, 2005.
- Hu Haiyan. Mechanical Vibration Foundation [M]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005(in Chinese).
- [30] 赵永辉, 黄锐. 高等气动弹性力学与控制[M]. 科学出版社, 2015.
- Zhao Yonghui, Huang Rui. Advanced Aeroelasticity and Control [M]. Science Press, 2015(in Chinese).
- [31] Rodden W P, Johnson E H. MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide. Version 68[Z]. 1994.
- [32] MSC. FlightLoads and Dynamics User's Guide. Version 2006[Z]. 2006.
- [33] 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. Handbook of Aeroelasticity of Aircraft [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994(in Chinese).

作者简介:

黄可 (2001-), 男, 硕士研究生。主要研究方向: 变体飞行器。

张家应 (1989 -), 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 变体飞行器结构设计、非线性动力学、智能结构设计、主动振动控制。

王晨 (1988-), 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 变体飞行器、变体结构、新型驱动系统。