

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.06.017

SMA 驱动变体机翼后缘结构力学分析

王 奇 徐志伟

(南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室,南京,210016)

摘要:对基于形状记忆合金(Shape memory alloy, SMA)丝驱动器的多关节变体机翼后缘模型,在指定飞行工况下结构的整体极限偏转角度是最重要的设计指标。本文根据 SMA 驱动器的力学本构模型,建立了在控制回复状态下的 SMA-弹簧模型。基于 N-S 方程编制了 2D 流场求解器,并使用网格重构技术建立了后缘偏转时的多套流场网格,通过将后缘结构所受的气动载荷力矩对应施加于后缘结构的各个关节,在 ANSYS 静力分析模块中对后缘的偏转过程进行了数值仿真,考察了变体后缘的整体极限偏转角度。为验证仿真结果,对变体后缘结构进行了模拟加载实验。实验结果表明,本文使用的数值计算方法能够较为准确地预测变体后缘的整体极限偏转角度。

关键词:测试计量技术及仪器;变体机翼后缘;形状记忆合金;N-S 方程;力学分析

中图分类号:V221 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2015)06-0904-07

Mechanical Analysis of Morphing Wing Trailing Edge Actuated by SMA

Wang Qi, Xu Zhiwei

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Mechanical analysis is implemented on a multi-joint morphing wing trailing edge actuated by the shape memory alloy (SMA) wire. Utilizing the mechanics constitutive model of the SMA wire, a SMA-spring model is established in the condition of recovering under control. Moreover, the fluid-structure coupling model of the morphing trailing edge is used to evaluate the mechanical and aerodynamic performances in prescribed flight conditions. Hence, a series of flow-field grids for the deflected trailing edge are built by the grid-reconstruction technology. Based on N-S equations, a flow-field solver is established to obtain the aerodynamic loads on envelopes of morphing trailing edge. And then, the aerodynamic torque on every joint of trailing edge is calculated respectively, and with application of the ANSYS software, numerical simulations on the deflecting process of morphing trailing edge are performed. Through the above analysis, limit deflecting angles of the trailing edge are predicted. Finally, an experiment is carried out to verify the simulation results, and the experimental results show that the represented numerical method is feasible to predict the limit deflecting angles of morphing trailing edge accurately.

Key words: measurement technology and instruments; morphing wing trailing edge; shape memory alloy; N-S governing equation; mechanical analysis

基金项目:国家自然科学基金(90716003)资助项目;十二五装备预研基金资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2014-11-10;**修订日期:**2015-10-30

通信作者:徐志伟,男,教授,博士生导师,E-mail:zhwxu@nuaa.edu.cn。

机翼作为飞行器气动力的主要提供部件,其外形的改变对飞行器整体气动性能的影响至关重要。变体机翼能够根据飞行工况的变化,相应地改变外形,始终保持最优飞行状态。对于变体飞行器,近年来国内外的很多学者和研究机构都进行了大量的研究,极大地促进了该领域的发展进步^[1-2]。

形状记忆合金(Shape memory alloy, SMA)以其较高的能量密度、良好的驱动性能和环境适应性,非常适用于变体机翼结构变形的驱动。Popov等人^[3-5]设计了一种基于SMA驱动的可变蒙皮机翼结构,通过驱动机翼上蒙皮弹性变形来实现翼型最大厚度的变化。Barbarino等人^[6-7]设计了一种基于SMA的变体机翼后缘结构,实现了机翼后缘的偏转。Ko等人^[8]设计了使用SMA弹簧驱动器的自适应可变形襟翼结构。

得益于计算流体力学技术的不断发展和完善,在翼型气动载荷及结构设计领域,流固耦合(Fluid-structure interaction, FSI)方法已逐渐被广泛采用,设计成本低、时间短的优点使其为多数研究人员所青睐。采用分块网格和网格变形技术可对变体机翼结构的流场仿真效率进一步提高^[9-10]。如Heo等人^[11-12]使用FSI方法对基于蜂窝结构的复合材料变体机翼进行了力学分析;Smith等人^[13]对扭转机翼的气动力及结构力学性能进行了数值模拟和实验,并根据仿真结果对结构进行了优化设计;Kang等人^[14]使用网格生成软件GAMBIT和流场计算软件FLUENT对基于SMA驱动器的可变襟翼结构的气功性能进行了分析。南京航空航天大学的杜厦等人^[15]采用遗传算法结合计算流体力学方法对平尾进行了高升阻比优化设计。

常见的变体后缘结构多为可偏转单关节设计,常采用液压作动筒或齿轮机械传动机构作为驱动器。本文中的变体后缘结构由3个可动关节与1个固定关节组成。多根SMA丝并联作为一组驱动器固定在一侧相邻2个横梁之上,共同组成1个偏动式旋转关节,利用两侧SMA丝在不同温度下的差动力矩来驱动可旋转关节进行偏转。

本文针对以SMA丝作为驱动器的变体机翼后缘结构,建立了完整的力学仿真模型。采用流体力学和结构力学耦合分析方法,对变体机翼后缘结构的整体极限偏转变形进行了预测,并通过模拟加载实验验证了数值方法的准确性。

1 用于变体后缘结构的SMA驱动器

如图1所示,变体后缘结构部分采用多个可偏

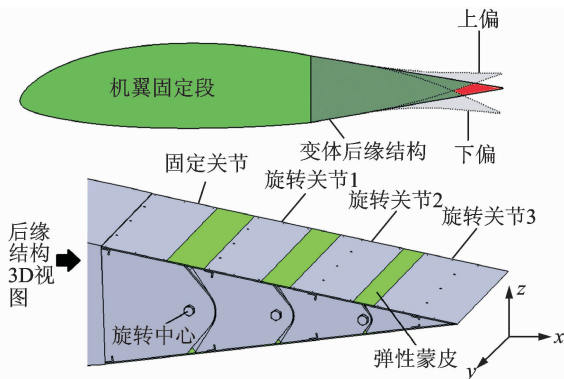


图1 变体后缘结构3D示意图

Fig. 1 3D sketch of morphing trailing edge

转关节组成,每个旋转关节由两片翼肋及之间的桁条和横梁连接而成,相邻的2个关节通过特殊设计的销钉连接,数根SMA丝并联作为一组驱动器固定在相邻2个关节的一侧横梁之上,两侧SMA丝对称布置,形成一个差动式可偏转后缘关节,整个后缘共包含3个旋转关节和1个固定关节,两侧分别布置有若干组SMA丝驱动器。同侧的SMA丝同时通电加热至发生相变时,其长度缩短,后缘结构便向该侧偏转,同时另一侧的SMA驱动器被拉伸,在某个偏转位置处两侧驱动器产生的力矩相等,后缘结构便稳定在此偏转角度;同理,对侧SMA丝通电后,结构便向另一侧偏转,即可实现整个后缘结构的上下摆动。为保证后缘结构的气动外形,相邻两关节的金属蒙皮之间使用硅胶材料的弹性蒙皮连接。

为保证SMA丝驱动器的正常工作,本文所选用的SMA丝奥氏体转变开始温度(A_s)在45~55℃之间,高于实验环境温度20℃。同时,SMA丝外由PU材料的套管包裹,二者间留有一定间隙,并利用空压机使外界冷空气快速流过环隙通道,借助空气与高温SMA之间的强制对流换热作用实现快速冷却。

图2所示为后缘结构的差动式SMA驱动器偏转示意图。SMA丝驱动器上下对称分布,且经过预拉伸后存在一定的预应变。当上侧SMA丝被通电加热至温度超过 A_s (母相相变开始温度)时,将恢复到没有预拉伸时的长度,而下侧SMA丝将被拉长。此时,由于上下两侧SMA丝内拉力不同而产生的差动力矩使关节向上偏转。反之,加热下侧SMA丝时关节向下偏转。理想状态为当一侧SMA丝的预拉伸应变完全回复时,另一侧被拉伸至最大可回复应变。

假设负载和回复应变成正比,可将控制回复情

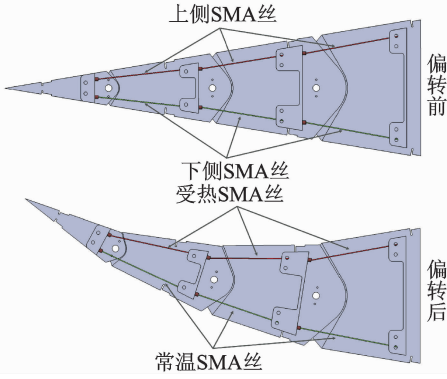


图2 差动式 SMA 驱动器偏转示意图

Fig. 2 Schematic of deflected differential SMA actuator

形下的 SMA 驱动器视为 SMA-弹簧系统。利用机构偏转过程中两侧 SMA 丝变形量相等,对于受热回复的 SMA 丝,有公式

$$\sigma^r - \sigma_0^r = E(\epsilon^r - \epsilon_0^r) + \theta(T - T_0) + \Omega(\xi - \xi_0) \quad (1)$$

式中: σ^r 表示 SMA 丝实测应力; σ_0^r 表示预拉伸应力; E 表示弹性模量; ϵ^r 及 ϵ_0^r 分别表示实测应变和初始预拉伸应变; θ 表示热弹性系数; T 与 T_0 分别表示实测温度和初始温度; Ω 表示相变系数; ξ 和 ξ_0 分别表示实测马氏体含量及初始马氏体含量。

对于被拉伸的 SMA 丝,根据低温下 SMA 丝应力-应变关系,可近似简化成刚度为 k 的弹簧加上一个预拉伸力 h , 则其力学模型可表示为

$$\sigma^r - \sigma_0^r = \frac{kL(\epsilon_0^r - \epsilon^r) + h}{S} \quad (2)$$

式中: S, L 分别表示 SMA 丝的横截面积和长度; k 表示弹簧的弹性系数。经过分析结构中使用的直径为 1 mm 的 SMA 丝后得出: $k = 11.24$ N/mm, $h = 40$ N。

结合式(1,2)可得

$$(\epsilon^r - \epsilon_0^r) \left(\frac{kL}{S} + E \right) = -\theta(T - T_0) - \Omega(\xi - \xi_0) + \frac{h}{S} \quad (3)$$

由式(3)可知,由于在考察后缘最大偏转角度时, SMA 丝加热直至其完全回复,最终计算得 SMA 的最大回复力 $F_{\max} = 95.4$ N。

2 变体后缘关节力学性能分析

由于可变形后缘计算所采用的翼型模型沿展向为等截面结构,因此在气动力计算过程中,首先利用求解二维 N-S 方程计算出单位展向长度上的静压分布,然后乘以展长来获得蒙皮所受的实际气

动力。

后缘结构每个关节上的气动外载荷计算以在指定工况下的翼型流场计算结果为基础。翼型所处的流场环境描述如下:来流马赫数为 0.4,机翼攻角为 0° ,环境温度为 25°C 。在实际计算过程中,粘性应力所造成的气动力矩相较于静压量级较小,因此在计算表面受力时可将粘性应力的影响忽略。各关节所受的气动力矩可用表面积分法计算。通过对翼型蒙皮所受的静压进行积分而获得的单个关节所受气动力矩的表达式为

$$\mathbf{M}_A = \iint_S p(\mathbf{r}_c \times \mathbf{n}) dS' \quad (4)$$

式中: p 表示关节蒙皮表面静压; S' 表示关节表面微元面积; \mathbf{r}_c 表示表面单元到旋转中心的矢径; \mathbf{n} 表示翼型表面单元外法向单位向量。

对于后缘结构中的每个活动关节,其在偏转过程中受到的力矩有:表面气动载荷对旋转中心的力矩、重力力矩及两侧 SMA 的差动力矩。关节在开始偏转时,两侧 SMA 丝的差动力矩必须大于此时气动载荷力矩及重力产生的反向力矩;而到平衡状态时,每个关节旋转中心的合力矩为 0。以 \mathbf{M}_T 表示 SMA 丝差动力矩, \mathbf{M}_A 表示旋转中心至后缘翼尖之间所有关节的气动力矩之和, \mathbf{M}_G 表示关节自重对转轴中心的力矩。若以 \mathbf{M}_T 的方向为正方向,有如下关系

$$\begin{cases} \mathbf{M}_T + \mathbf{M}_A + \mathbf{M}_G > 0 & \text{偏转过程中} \\ \mathbf{M}_T + \mathbf{M}_A + \mathbf{M}_G = 0 & \text{平衡状态时} \end{cases} \quad (5)$$

相较于重力力矩和 SMA 丝差动力矩,气动载荷力矩的计算最为复杂。需要在每个变形子步内求解一次流场从而获得后缘表面静压分布,随后利用表面积分法计算每个关节所受到的气动力矩。图 3 给出了后缘未变形时的机翼模型整体表面静压分布。图 4 所示为后缘偏转到上下极限角度时的表面静压分布。

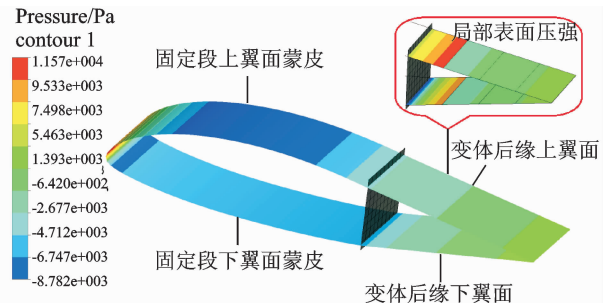


图3 后缘未变形时的机翼整体表面静压分布

Fig. 3 Integral static pressure distribution of undeformed trailing edge

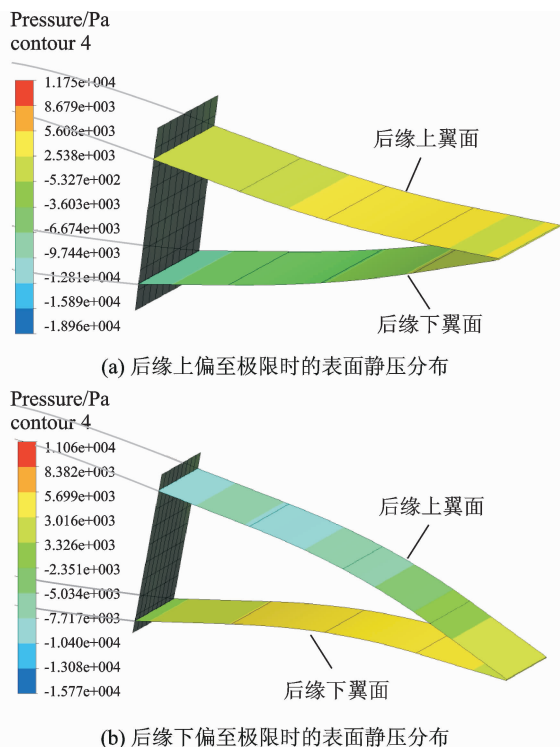


图 4 后缘上下偏转变形时的表面静压分布

Fig. 4 Static pressure distribution of deformed trailing edge

2.1 后缘整体偏转有限元仿真

后缘结构包含多个零件,在 ANSYS 仿真过程中应依实际情况指定相应材料。其中,后缘关节的翼肋、桁条和横梁均为铝合金,旋转中心处的销钉为结构钢。包括 SMA 丝在内,模型所用各种材料的参数如表 1 所示。

表 1 材料参数明细表

Tab. 1 Material parameters in simulation

材料	g/cm^3	E/GPa	μ
铝合金	2.70	71	0.33
结构钢	7.85	200	0.30
SMA	6.30	75	0.30

以单个关节为例,在偏转至极限角度时,SMA 丝差动力矩、重力及气动力产生的力矩达到平衡。由于每个关节偏转时所需驱动力矩不同,需布置的 SMA 丝根数有所不同。根据理论计算,旋转关节 1 与固定盒段之间 SMA 丝为 14 根,旋转关节 2 与旋转关节 1 间为 9 根,旋转关节 3 与旋转关节 2 间为 5 根。仿真过程中,未加热的 SMA 丝选用弹簧接触单元,通过设置轴向刚度 k 及初始预拉伸力 h 来模拟。机翼结构的旋转关节采用面与面柔体接触模式,每个旋转关节有 3 个接触对,分别为旋转关节处相邻两翼肋的凹槽接触面,以及销钉与两翼肋销孔内表面的接触面。接触面对均选用三维目

标面和接触面单元。设置接触刚度值为 0.1,表面摩擦系数为 0.2,穿透容限设为 0.5。

2.2 后缘偏转变形流固耦合分析

首先进行结构未偏转时的流场分析,将计算所得的气动力矩及关节自身重力力矩对应施加在每个关节上,从而求解出结构变形量。再依据节点位移数据修改翼型外形后重新进行流场计算,直至结构最大变形量小于设定标准时,认为结构偏转至极限角度。

本文使用商业软件 ANSYS 对变体后缘结构进行静力学分析。流体计算部分采用自行编制的 2D N-S 方程求解器完成,湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型。流场单元控制体采用格心格式,对流项与粘性项的离散采用中心差分格式并加入人工粘性项;守恒变量的重构应用 3 阶 MUSCL 格式。在后缘结构偏转过程中,流场网格产生大变形,需要利用网格重构功能进行重新划分,本文运用 ICFM-CFD 软件的脚本录制功能重构变形后的流场网格,在能够快速生成大变形后网格的同时保证了网格质量。

在将流场分析所得气动载荷施加在结构有限元分析的过程中,本文采用了径向基函数插值法 (Radial basis functions, RBF)^[16-17],其中流场向结构场传递气动载荷时的耦合矩阵有以下形式

$$\mathbf{S}^s = [(\mathbf{L}^f)^T \quad \mathbf{M}^{sf}] \begin{bmatrix} \alpha \\ \lambda \end{bmatrix} = [(\mathbf{L}^f)^T \quad \mathbf{M}^{sf}] \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{L}^f \\ (\mathbf{L}^f)^T & \mathbf{M}^f \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{S}^f \end{bmatrix} = \mathbf{H}_{sf} \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{S}^f \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: \mathbf{S}^s 和 \mathbf{S}^f 分别表示流体和固体边界节点的物理量; $\begin{bmatrix} \alpha \\ \lambda \end{bmatrix}$ 为待求系数矩阵; \mathbf{L}^f 为节点坐标矩阵; \mathbf{M}^f 径向基函数矩阵; \mathbf{H}_{sf} 即为流场向结构场传递数据时的耦合矩阵,结构场向流场传递位移数据时的矩阵类似,在此不再给出具体形式,推导过程详见文献[16]。由于通过求解由流场求解得到的气动载荷包括静压以及粘性应力项,均储存在与蒙皮相邻的流场网格中心上,重构出蒙皮物面边界上节点上的流场物理量,随后利用插值方法构造出结构场中蒙皮网格节点上的载荷值。首先在整体坐标系下采用一种插值算法将气动载荷施加于有限元网格耦合边界的节点上;然后在局部坐标系对结点载荷进行分解等效;最后通过坐标转换将节点力向量转换到整体坐标系下来构造式(6)中的 \mathbf{S}^f ,气动载荷插值示意图如图 5 所示。综上所述,节点载荷向量的构造过程有以下几步:

(1) 利用插值算法将气动载荷和重力载荷施

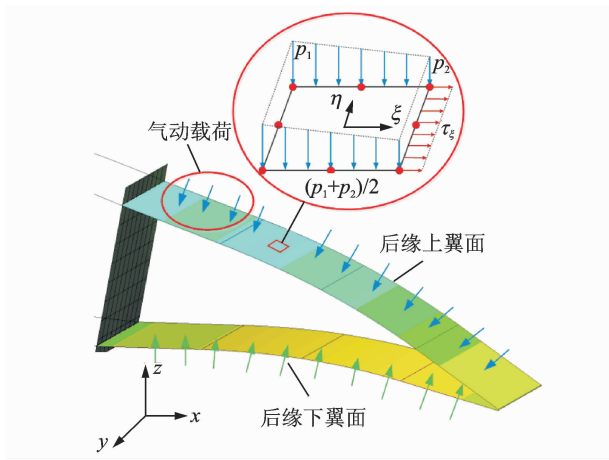


图 5 局部坐标系下静压及粘性应力的插值

Fig. 5 Interpolation of static pressure and viscous stress in local coordinate

加到节点上；

(2) 计算每个单元的平面外法向及在 $\xi\eta$ 平面内的切向单位向量；

(3) 将流场求解得到的表面静压沿表面内法向作为横向线性分布载荷施加在单元平面上,粘性应力分解为面内应力和横向载荷两部分,在 $\xi\eta$ 平面内以线性分布载荷的形式施加于单元平面上。由于二维流场的分析结果对应于有限元分析的坐标系中仅包含 x, z 方向的载荷,在本文的计算分析中视为沿展向均匀分布,且 y 方向的载荷为 0。

粘性应力作为面内分布型载荷,其插值方式与静压完全相同,需要注意的是必须在将其转化为局部坐标系下的两个分量:切向应力对应 ξ 方向;法向应力对应单元外法向方向。

为计算出后缘 3 个关节在气动力和 SMA 丝回复力共同作用下的最大偏转角(即平衡位置),以 SMA 丝内力为 0 时为初始状态,此时将流场计算所得的气动载荷施加于各个旋转关节的蒙皮上,通过表面积分法获得各个关节所受的气动力矩。需要注意的是,旋转关节 1 的气动力矩是 3 个关节的总和,关节 2 的气动力矩是关节 2 和 3 的总和。然后将 SMA 丝的最大回复力矩施加于每个关节上,设定每个关节在偏转中以微小偏转角 $\Delta\theta$ 步进变化,每个计算子循环内,计算出每个活动关节的位移后重新生成翼型外形并划分网格进行流场计算;反复迭代多次后,当静力分析结果中的最大位移变化量 $\max(\delta)$ 不大于设定的残差标准 γ_{res} 时,认为此时后缘结构达到实际最大偏转角度。计算流程如图 6 所示。

若约定上偏角度 θ_u 为正,下偏角度 θ_d 为负,则

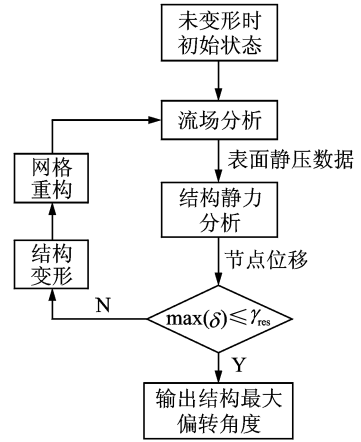
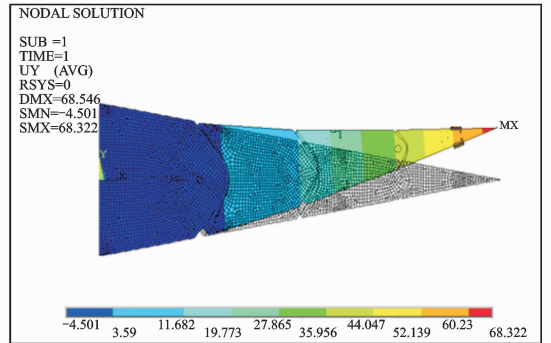


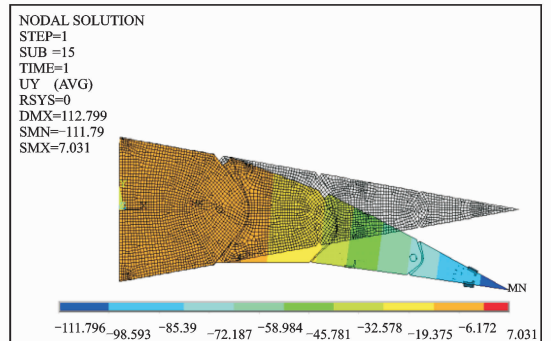
图 6 结构最大偏转角度计算流程图

Fig. 6 Flowchart of calculating limit deflection angle

最终计算结果如图 7 所示。后缘结构的整体极限偏转角度分别为 $\theta_u = 6.5^\circ, \theta_d = 10.6^\circ$ 。



(a) 整体上偏



(b) 整体下偏

图 7 后缘上下偏转极限角度计算结果

Fig. 7 Calculation results of limit deflection angles

3 后缘整体极限偏转角度实验

为考察变体后缘模型样机的实际偏转能力,依据计算结果,在每个关节的桁条上使用钢索悬挂砝码的方式模拟后缘关节上承受的气动载荷力矩。如图 8 所示,使机翼水平放置,将翼根通过直直角铁固定于实验台上。若气动力矩使关节上偏,则通过钢丝绳、定滑轮和砝码的组合来利用砝码重力产

生上偏力矩;反之,则直接与关节下方吊挂砝码。表 2 所示为极限偏转角度时的各关节承受的气动力矩值,其中设定以关节上偏的力矩为正,下偏为负。

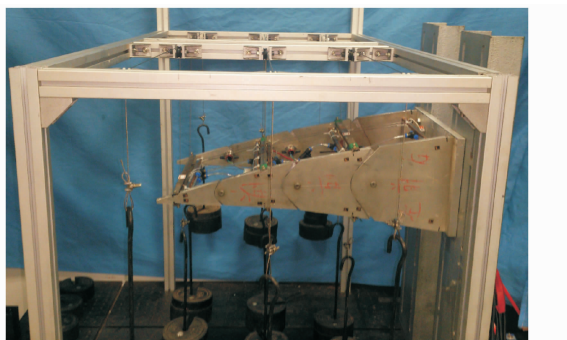


图 8 后缘极限偏转角度实验装置图

Fig. 8 Experimental setup of limit deflection angle test

表 2 极限偏转角度时每个关节上的气动载荷力矩

Tab. 2 Moment applied on each joint when structure achieving limit deflection angles

关节	气动载荷力矩/(N·m)		
	未变形	上偏	下偏
1	2.95	-88.42	149.51
2	1.79	-24.44	41.29
3	0.50	-2.55	4.97

实验结果显示,结构整体上偏的极限偏转角为 6.3° ,下偏极限角为 -10.8° ,与仿真结果基本吻合。

4 结 论

本文利用计算流体力学及有限元耦合方法,对多关节变体后缘结构的整体极限偏转角度进行了仿真计算,并在此基础上进行了模型样机实际偏转实验。结合计算和实验结果,可得出以下结论:

(1)本文使用的 SMA 驱动器在有气动载荷的情形下,能够有效驱动后缘关节偏转变形。采用 SMA-弹簧模型对 SMA 驱动器的模拟为分析力学性能提供了便利性。

(2)所使用流场-静力学耦合分析方法,能够对后缘结构整体极限偏转角度进行准确预测,计算结果与实验结果吻合较好。后缘实际偏转角度范围为 $\alpha \in [-10.8^\circ, 6.3^\circ]$,可以达到设计要求,同时也验证了 SMA 驱动器布局的合理性。

参考文献:

[1] 冷劲松,孙健,刘彦菊. 智能材料和结构在变体飞行器上的应用现状与前景展望[J]. 航空学报,2014,35

(1):29-45.

Leng Jinsong, Sun Jian, Liu Yanju. Application and prospects of smart materials and structures on morphing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 29-45.

[2] Liu Y, Du H, Liu L, et al. Shape memory polymers and their composites in aerospace applications: A review[J]. Smart Materials and Structures, 2014, 23(2): 023001.

[3] Popov A V, Grigorie T L, Botez R M, et al. Modeling and testing of a morphing wing in open-loop architecture[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 917-923.

[4] Popov A V, Grigorie L T, Botez R M, et al. Closed-loop control validation of a morphing wing using wind tunnel tests[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(4): 1309-1317.

[5] Popov A V, Grigorie L T, Botez R M, et al. Real time morphing wing optimization validation using wind-tunnel tests[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(4): 1346-1355.

[6] 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.

[7] Barbarino S, Pecora R, Lecce L, et al. A novel SMA-based concept for airfoil structural morphing[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2009, 18(5/6): 696-705.

[8] Ko S H, Bae J S, Rho J H. Development of a morphing flap using shape memory alloy actuators: The aerodynamic characteristics of a morphing flap[J]. Smart Materials and Structures, 2014, 23(7): 074015.

[9] 王瑞利,林忠,魏兰. 针对流体大变形问题网格邻域可变技术[J]. 计算物理, 2011, 28(4): 501-506.

Wang Ruili, Lin Zhong, Wei Lan. Large morphing neighborhood grid technology for deformation in fluid[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2011, 28(4): 501-506.

[10] 胡斌,潘光,杜晓旭,等. 基于分块网格技术的潜艇粘性绕流场数值计算研究[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(5): 689-693.

Hu Bin, Pan Guang, Du Xiaoxu, et al. Viscous numerical calculation of flow field around grids submarine based on multi-blocks grid[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(5): 689-693.

[11] Heo H, Ju J, Kim D M, et al. Passive morphing airfoil with honeycombs[C]// ASME 2011 International Mechanical Engineering Congress and Exposition.

- [S. I.]: American Society of Mechanical Engineers, 2011:263-271.
- [12] Heo H, Ju J, Kim D M. Compliant cellular structures; Application to a passive morphing airfoil[J]. *Composite Structures*, 2013, 106:560-569.
- [13] Smith D D, Lowenberg M H, Jones D P, et al. Computational and experimental validation of the active morphing wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(3): 1-13.
- [14] Kang W R, Kim E H, Jeong M S, et al. Morphing wing mechanism using an SMA wire actuator[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2012, 13(1):58-63.
- [15] 杜厦, 昂海松. 变体平尾翼型气动外形设计方法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2013, 44(6):780-785.
- Du Sha, Ang Haisong. Airfoil aerodynamic optimization of morphing horizontal stabilizer[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2013, 44(6):780-785.
- [16] 尹果. 基于RBF插值的流固耦合数据传递研究[D]. 湘潭:湘潭大学, 2014.
- Yin Guo. Study on radial basis function interpolation in data exchange for fluid-structure Interaction [D]. Xiangtan: Xiangtan University, 2014.
- [17] 苏波, 石启印, 钱若军. 径向基函数应用于流固耦合分析初探[J]. *工程力学*, 2013, 30(1):59-63.
- Su Bo, Shi Qiyin, Qian Ruojun. Preliminary study on the use of radial basis function in fluid-structure interaction analysis [J]. *Engineering Mechanics*, 2013, 30(1):59-63.

