

高超声速折叠翼展开动力学研究^{*}

蔡正政 孙加亮[†] 金栋平

(南京航空航天大学 航空学院 机械结构力学及控制国家重点实验室,南京 210016)

摘要 折叠翼飞行器在飞行过程中通过机翼的展开与折叠,来满足不同飞行任务时的最优飞行性能。在飞行过程中,折叠翼能够顺利展开并安全锁定是折叠翼飞行器顺利完成任务的根本原因之一。因此,针对高超声速折叠翼被动展开过程,研究其精确动力学建模与仿真,优化系统参数与飞行姿态,使得折叠翼展开锁定后的冲击响应满足结构要求。首先,采用绝对节点坐标法建立柔性折叠翼的柔性多体系统动力学模型,采用活塞理论建立气动力模型,从而形成折叠翼的柔-流耦合动力学模型,并采用广义 a 算法求解。其次,研究被动展开扭杆参数、阻力扭簧参数与飞行姿态等对高超声速折叠翼被动展开动态过程的影响,优化系统参数,有效降低展开锁定后的冲击响应。

关键词 折叠翼, 展开动力学, 柔性多体系统动力学, 绝对节点坐标法, 活塞理论

中图分类号:O313.7

文献标志码:A

引言

固定翼飞行器针对特定的飞行情况进行设计,一般采用固定的气动外形。为了使飞行器满足更多任务的需求,人们希望飞行器能够主动或被动地改变自身的外形结构,提高综合性能,于是,“变体飞行器”的概念应运而生。

高超声速折叠翼具有收拢空间小、可变速域飞行、灵活性高、飞行任务多样化等特点。在高超声速情况下,气动载荷的复杂性导致高超声速折叠翼的气动弹性问题更加复杂。在飞行过程中,机翼折叠、展开与变形产生附加的气动力,气动力反过来又会影响机翼的折叠、展开,这样的耦合作用增加了高超声速折叠翼展开动力学研究的难度。

首先,需要建立折叠翼的柔性多体系统动力学模型。王立新等^[1]将飞行器看作机身和各部分机翼组成的多刚体系统,建立了其多体动力学模型,对飞行器的动态响应进行了仿真分析,研究了气动特性变化对飞行器变形过程的动态影响规律。杨智春

等^[2]采用准静态的处理方法,将折叠翼展开过程分成多个代表构型,分别建立其动力学模型。将复杂的时域非线性问题简化为每个构型下的简单线性问题,进而进行动力学特性分析。郭晓光等^[3]通过折叠翼飞行器试飞,得到飞行特征参数,之后通过有限元分析软件 Abaqus 对不同折叠角的动态特性进行分析。张炜等^[4]将变体飞行器视作多刚体系统,基于 MATLAB-Simulink 仿真环境,建立非线性数值仿真模型进行了动态变量分析。薛辰等人^[5]通过分析机翼折叠与气动特性之间的关系,将折叠角的变化作为附加操作,建立了纵向动态模型。胡文华等人^[6]鉴于折叠翼的实际情况将其看作简单平板结构。

其次,还需要研究折叠翼展开过程的气动力模型。甄文强等^[7]考虑发射过程中扰动对迎角的影响,对发射环境下折叠翼进行了展开试验,与计算流体力学结果进行对比分析。Xu 等^[8]基于 CFD 结果修正气动模型的影响,在 ADAMS 二次开发的基础上构建了气动弹性飞行仿真平台,验证了翼型厚

2021-01-01 收到第 1 稿,2021-03-31 收到修改稿。

* 国家自然科学基金资助项目(12002153),江苏省自然科学基金资助项目(BK20200434),中央高校基本科研业务费专项资金资助(NS2021003)

† 通信作者 E-mail:sunjialiang@nuaa.edu.cn

度对折叠过程的影响. Chang 等^[9]通过混合移动网格的非定常求解器进行了模拟, 调节有效迎角来控制非定常流分离. Zhou 等^[10]基于子结构综合和分段线性理论, 将机翼的气动力用分段参数化的线性子系统表示. Marcos 等^[11]通过非定常涡格法来预测气动模型, 并基于联合仿真方案考虑其与结构模型的相互作用.

可以看出, 这些研究大多将折叠翼模型看作多刚体, 并没有考虑结构柔性与气动力模型的耦合. 因此, 本文基于绝对节点坐标法和活塞理论, 建立高超声速柔性折叠翼的柔-流耦合多体系统动力学模型, 研究高超声速折叠翼被动展开策略与优化, 显著改善了折叠翼展开锁定后的冲击响应.

1 基于绝对节点坐标法的结构建模

1.1 矩形板单元

基于绝对节点坐标法^[12](Absolute Nodal Coordinate Formulation, ANCF) 描述的矩形板单元如图 1 所示. 图中 $O\text{-}XYZ$ 为全局坐标系, $o\text{-}xyz$ 为局部坐标系. 板单元的节点坐标在全局坐标系内表示, 单元内任一点的相对位置用局部坐标系表示. 一个板单元包含 4 个节点, 每个节点包含了 9 个节点自由度, 因此一个矩形板单元包含了 36 个节点自由度, 不包含转角自由度, 因此使用增量迭代的方法, 提高了运算精度.

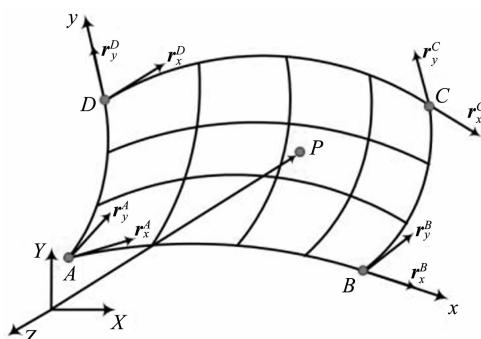


图 1 ANCF 矩形板单元^[13]

Fig. 1 Rectangular plate element of ANCF^[13]

对于节点 A , 其广义坐标可以表示为

$$\boldsymbol{e}_A = [(r^A)^T \quad (r_x^A)^T \quad (r_y^A)^T]^T \quad (1)$$

式中, \boldsymbol{r}^A 为 A 节点的全局位置坐标, $r_k^A (k = x, y)$ 表示相对于 k 轴的斜率坐标, 则矩形板单元的节点坐标为

$$\boldsymbol{e} = [\boldsymbol{e}_A^T \quad \boldsymbol{e}_B^T \quad \boldsymbol{e}_C^T \quad \boldsymbol{e}_D^T]^T \quad (2)$$

式中, A, B, C, D 为逆时针排序, 且 A 在矩形单元的左下方. 接下来利用插值法, 可以将单元内任一点在全局坐标系中的位置表示为

$$\boldsymbol{r} = \boldsymbol{S}(x, y)\boldsymbol{e} \quad (3)$$

式中, \boldsymbol{S} 为单元形函数矩阵, (x, y) 为节点在单元的局部坐标, \boldsymbol{S} 写为

$$\boldsymbol{S} = [S_1 \mathbf{I} \quad S_2 \mathbf{I} \quad \cdots \quad S_{12} \mathbf{I}] \quad (4)$$

式中, \mathbf{I} 为单位阵, 系数具体表达式见文献[14].

公式(3)对时间进行求导, 得到绝对速度的定义式, 即 $\dot{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{S}\dot{\boldsymbol{e}}$. 通过速度来表示定义板单元的动能^[15]

$$\begin{aligned} \boldsymbol{T} &= \frac{1}{2} \int_v \rho \dot{\boldsymbol{r}}^T \dot{\boldsymbol{r}} dV = \\ &\frac{1}{2} \dot{\boldsymbol{e}}^T (\int_v \boldsymbol{S}^T \boldsymbol{S} dV) \dot{\boldsymbol{e}} = \frac{1}{2} \dot{\boldsymbol{e}}^T \boldsymbol{M}_e \dot{\boldsymbol{e}} \end{aligned} \quad (5)$$

式中, \boldsymbol{M}_e 为单元的质量阵, 其表达式为

$$\boldsymbol{M}_e = \int_v \rho \boldsymbol{S}^T \boldsymbol{S} dV \quad (6)$$

利用虚功原理, 将任意一个外力 \boldsymbol{f} 施加在单元的任一点上, 则虚功定义为

$$\delta W = \boldsymbol{f}^T \delta \boldsymbol{r} = \boldsymbol{f}^T \boldsymbol{S} \delta \boldsymbol{e} \quad (7)$$

则外力 \boldsymbol{f} 的广义力向量为

$$\boldsymbol{Q}_e = \boldsymbol{S}^T \boldsymbol{f} \quad (8)$$

板单元应变能可以表示为

$$U = \frac{1}{2} \int_v \boldsymbol{E}^e \boldsymbol{\epsilon} dV_0 + \frac{1}{2} \int_v \boldsymbol{E}^\kappa \boldsymbol{\kappa} dV_0 \quad (9)$$

式中, V_0 为变形前板单元的体积, \boldsymbol{E}^e 和 \boldsymbol{E}^κ 分别表示面内拉伸剪切引起的应变能的弹性系数矩阵和弯曲扭转引起的应变能的弹性系数矩阵, $\boldsymbol{\epsilon}$ 和 $\boldsymbol{\kappa}$ 分别为应变和曲率分量^[16].

根据连续介质力学理论, 弹性力是单元应变能对广义坐标的偏导, 表示为^[16]

$$\boldsymbol{F}_e = \int \left(\frac{\partial \boldsymbol{\epsilon}}{\partial \boldsymbol{e}} \right)^T \boldsymbol{E}^e \boldsymbol{\epsilon} dV_0 + \int \left(\frac{\partial \boldsymbol{\kappa}}{\partial \boldsymbol{e}} \right)^T \boldsymbol{E}^\kappa \boldsymbol{\kappa} dV_0 \quad (10)$$

1.2 三角形板单元

矩形板单元中, 局部坐标由 (x, y) 表示, 但是三角形板单元中很难用这种方法表示. 因此, 本文中用三角形的面积坐标表示三角形单元的局部坐标. 如图 2 所示, 三角形顶点逆时针排列, 点 (x, y) 与三角形顶点相连形成了三个子三角形, 记三角形面积为 Δ , 三个子三角形面积分别为 $\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3$, 那么点 (x, y) 可以由三角形面积比 $\Delta_i = \Delta_i^*/\Delta, (i =$

1,2,3) 来表示. 且根据三角形的关系, 表示法唯一.

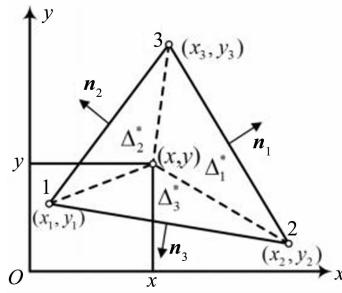


图2 三角形面积坐标^[13]
Fig. 2 Triangular area coordinates^[13]

三角形面积坐标满足

$$\Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_3 = 1 \quad (11)$$

那么可以实现三角形面积坐标与笛卡尔坐标系的转化

$$\begin{aligned} x &= x_1\Delta_1 + x_2\Delta_2 + x_3\Delta_3 \\ y &= y_1\Delta_1 + y_2\Delta_2 + y_3\Delta_3 \end{aligned} \quad (12)$$

联立上述两式, 即可得到三角形坐标的表达式

$$\begin{aligned} \Delta_i &= \frac{1}{2\Delta} [(y_j - y_k)x + (x_k - x_j)y + \\ &x_jy_k - x_ky_j], i = 1, 2, 3 \end{aligned} \quad (13)$$

一个三角形板单元包含3个节点, 每个节点包含9个节点自由度, 因此一个三角形板单元包含27个节点自由度. 该单元的节点坐标表示为

$$\mathbf{e} = [\mathbf{e}_A^T \quad \mathbf{e}_B^T \quad \mathbf{e}_C^T]^T \quad (14)$$

式中, A 点节点坐标与矩形板单元类似

$$\mathbf{e}_A = [(\mathbf{r}^A)^T \quad (\mathbf{r}_x^A)^T \quad (\mathbf{r}_y^A)^T]^T \quad (15)$$

单元形函数矩阵为

$$\mathbf{S} = [S_{11}\mathbf{I} \quad S_{12}\mathbf{I} \quad S_{13}\mathbf{I} \quad \cdots \quad S_{31}\mathbf{I} \quad S_{32}\mathbf{I} \quad S_{33}\mathbf{I}] \quad (16)$$

式中, I 为单位阵, 系数具体表达式见文献[17]. 三角形板单元的广义质量阵、广义力、应变能和弹性力推导过程与矩形板单元相同, 这里不再赘述.

2 基于活塞理论的气动力建模

活塞理论是简化的高超声速气动力理论, 高超声速时可以忽略翼面上一点对其他点扰动的影响, 那么翼面一点的扰动可看作沿该点的法向传播. 并且将流经翼面的流体看作圆柱体, 与翼面垂直接触, 因此可以将翼面看作压缩流体的活塞, 翼面的

表面压力可以由此计算出来.

2.1 气动力推导

通过动量定理和等熵关系式得到作用在活塞表面的瞬时压强

$$\frac{P}{P_\infty} = (1 + \frac{k-1}{2} \frac{V_n}{a_\infty}) \frac{2k}{k-1} \quad (17)$$

式中, P_∞ 为无穷远处的气压; k 为比热比; 对于空气而言可取 $k = 1.4$; V_n 为飞行器表面在其外法线方向相对于平稳气流的速度, 以离开机翼表面为正; a_∞ 是无穷远处的声速.

对于小变形的机翼, 按照 Colin MacLaurin 级数展开到一阶

$$\frac{P}{P_\infty} = 1 + \frac{kV_n}{a_\infty} \quad (18)$$

代入理想气体状态方程 $p = \rho RT$ 和声速公式 $a^2 = kRT$ 可得一阶线性活塞理论公式

$$P = P_\infty + \rho_\infty a_\infty V_n \quad (19)$$

代入修正因子 $\gamma = Ma_\infty / \sqrt{Ma_\infty^2 - 1}$ 得修正后更精确的活塞理论表达式, 其中 Ma_∞ 为无穷远处未经扰动的气体马赫数

$$P = P_\infty + \gamma \rho_\infty a_\infty V_n \quad (20)$$

从上式可以看出, 活塞理论问题的关键是求出翼面的洗法速度, 翼面的中性面位置和翼面厚度使来流在翼面法向的速度分量发生变化, 进而导致了气动力的变化, 翼面上下表面的 V_n 分别为^[18]

$$\begin{aligned} V_{n1} &= (V \frac{\partial}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial t}) Z(x, y, t) + \\ &V \left[\frac{\partial}{\partial x} H(x, y) - \sin \alpha_0 \right] \\ V_{n2} &= - (V \frac{\partial}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial t}) Z(x, y, t) + \\ &V \left[\frac{\partial}{\partial x} H(x, y) + \sin \alpha_0 \right] \end{aligned} \quad (21)$$

式中, $H(x, y)$ 为翼型的型面方程, $Z(x, y, t)$ 为翼面中面位置函数, α_0 为迎角, V 为来流速度. 上下表面的压差为

$$\Delta P = 2\gamma \rho_\infty a_\infty \left[V \sin \alpha_0 + \frac{\partial}{\partial t} Z(x, y, t) \right] \quad (22)$$

式中, $\partial Z(x, y, t)/\partial t$ 为翼面振动产生的速度. 上式并未考虑侧滑角, 因此 α_0 为来流速度与机向夹角的余角, 现考虑侧滑角与机翼的折叠角, 有

$$\sin \alpha_0 = \frac{\mathbf{n}_1^T \mathbf{n}_2}{\|\mathbf{n}_1\| \cdot \|\mathbf{n}_2\|} \quad (23)$$

式中, \mathbf{n}_1 为折叠翼的翼面法向, \mathbf{n}_2 为来流方向, 如图 3 所示

$$\begin{aligned}\mathbf{n}_1 &= [-\sin\theta, 0, -\cos\theta]^T \\ \mathbf{n}_2 &= [\tan\beta, -\cos\alpha, \sin\alpha]^T\end{aligned}\quad (24)$$

式中, α 为迎角, β 为侧滑角, θ 为折叠角.

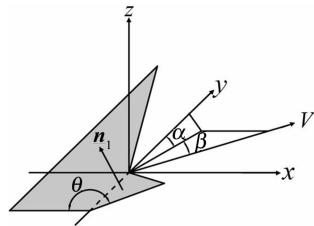


图 3 折叠翼展开示意图

Fig. 3 Schematic diagram of folding wing deployment

2.2 广义气动力及其雅可比矩阵

考虑到微元情况,用节点广义坐标来表示 \mathbf{n}_1

$$\mathbf{n}_1 = \frac{\mathbf{r}_x \times \mathbf{r}_y}{\|\mathbf{r}_x \times \mathbf{r}_y\|} = \frac{\mathbf{n}}{\|\mathbf{n}\|} \quad (25)$$

翼面振动产生的速度沿着 \mathbf{n}_1 方向,为 $\frac{\dot{\mathbf{r}}^T \mathbf{n}_1}{\|\mathbf{n}_1\|} \mathbf{n}_1$.

根据公式(8)的广义力推导,得到广义气动力

$$\mathbf{F}_a = 2\gamma\rho_\infty a_\infty \iint \left(V \frac{\mathbf{n}_2^T}{\|\mathbf{n}_2\|} + \dot{\mathbf{r}}^T \right) \mathbf{n}_1 \mathbf{S}^T \mathbf{n}_1 dS \quad (26)$$

那么气动力对广义坐标的偏导数为

$$\begin{aligned}\frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial \mathbf{e}} &= 2\gamma\rho_\infty a_\infty z \left[\iint \left(V \frac{\mathbf{n}_2^T}{\|\mathbf{n}_2\|} + \dot{\mathbf{r}}^T \right) \mathbf{n}_1 \mathbf{S}^T \mathbf{n}_1 dS + \right. \\ &\quad \left. \dot{\mathbf{r}}^T \mathbf{n}_1 \mathbf{S}^T \frac{\partial \mathbf{n}_1}{\partial \mathbf{e}} dS + \iint \mathbf{S}^T \mathbf{n}_1 \left(V \frac{\mathbf{n}_2^T}{\|\mathbf{n}_2\|} \dot{\mathbf{r}}^T \right) \frac{\partial \mathbf{n}_1}{\partial \mathbf{e}} dS \right]\end{aligned}\quad (27)$$

式中,

$$\begin{aligned}\frac{\partial \mathbf{n}_1}{\partial \mathbf{e}} &= \frac{1}{\|\mathbf{n}\|} \frac{\partial \mathbf{n}}{\partial \mathbf{e}} - \frac{\mathbf{n}}{\|\mathbf{n}\|^2} \frac{\partial \|\mathbf{n}\|}{\partial \mathbf{e}} \\ \frac{\partial \mathbf{n}}{\partial \mathbf{e}} &= \frac{\partial (\mathbf{r}_x \times \mathbf{r}_y)}{\partial \mathbf{e}} = \frac{\partial ((\mathbf{S}_x \mathbf{e}) \times (\mathbf{S}_y \mathbf{e}))}{\partial \mathbf{e}} = \\ &\quad (\mathbf{S}_x \mathbf{e}) \times \mathbf{S}_y - (\mathbf{S}_y \mathbf{e}) \times \mathbf{S}_x \\ \frac{\partial \|\mathbf{n}\|}{\partial \mathbf{e}} &= \frac{1}{2\|\mathbf{n}\|} \frac{\partial \|\mathbf{n}\|^2}{\partial \mathbf{e}} = \\ &\quad \frac{1}{2\|\mathbf{n}\|} \frac{\partial \|(\mathbf{S}_x \mathbf{e}) \times (\mathbf{S}_y \mathbf{e})\|^2}{\partial \mathbf{e}} = \\ &\quad \frac{1}{\|\mathbf{n}\|} [(\mathbf{S}_x \mathbf{e}) \times (\mathbf{S}_y \mathbf{e})]^T \frac{\partial \mathbf{n}}{\partial \mathbf{e}}\end{aligned}\quad (28)$$

此外,气动力对广义速度的偏导数为

$$\begin{aligned}\frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial \dot{\mathbf{e}}} &= 2\gamma\rho_\infty a_\infty \iint \mathbf{S}^T \mathbf{n}_1 \mathbf{n}_{T_1} \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}}{\partial \dot{\mathbf{e}}} dS = \\ &\quad 2\gamma\rho_\infty a_\infty \iint \mathbf{S}^T \mathbf{n}_1 \mathbf{n}_1^T \mathbf{S} dS\end{aligned}\quad (29)$$

3 系统动力学方程求解

通过 ANCF 法的结构建模,得到了系统各个单元的质量阵,弹性力与气动力,将其代入第一类拉格朗日方程,并考虑约束条件,可以得到描述多体系统动力学特性的微分-代数方程组

$$\begin{cases} \mathbf{M} \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{F}(\mathbf{q}) + \Phi_q^T \boldsymbol{\lambda} = \mathbf{Q}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}) \\ \Phi(\mathbf{q}, t) = \mathbf{0} \end{cases} \quad (30)$$

式中, \mathbf{M} 为质量阵, \mathbf{q} 为广义坐标, $\mathbf{F}(\mathbf{q})$ 为弹性力, $\mathbf{Q}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})$ 为广义外力, $\Phi(\mathbf{q}, t)$ 为约束方程, Φ_q 为其对广义坐标的 Jacobi 矩阵, $\boldsymbol{\lambda}$ 为 Lagrange 乘子向量. 将上式经过差分直接离散成代数方程进行求解,过程如下

$$\begin{cases} \mathbf{M} \ddot{\mathbf{q}}_{n+1} + \mathbf{F}(\mathbf{q}_{n+1}) + \Phi_q^T \boldsymbol{\lambda} - \mathbf{Q}(\mathbf{q}_{n+1}, \dot{\mathbf{q}}_{n+1}) = \mathbf{0} \\ \Phi(\mathbf{q}_{n+1}, t_{n+1}) = \mathbf{0} \end{cases}$$

$$\begin{aligned}\mathbf{q}_{n+1} &= \mathbf{q}_n + h \dot{\mathbf{q}}_n + \frac{h^2}{2} ((1-2\eta) \ddot{\mathbf{q}}_n + 2\eta \ddot{\mathbf{q}}_{n+1}) \\ \dot{\mathbf{q}}_{n+1} &= \dot{\mathbf{q}}_n + h ((1-\gamma) \ddot{\mathbf{q}}_n + \gamma \ddot{\mathbf{q}}_{n+1})\end{aligned}\quad (31)$$

式中, h 为积分步长, η, γ 是和计算效率与计算精度有关的参数.

在此方法的基础上,用 Arnold 等的广义 a 算法来求解上述公式^[19]

$$\begin{aligned}\mathbf{q}_{n+1} &= \mathbf{q}_n + h \dot{\mathbf{q}}_n + h^2 \left(\frac{1}{2} - \beta \right) \mathbf{a}_n + h^2 \beta \mathbf{a}_{n+1} \\ \dot{\mathbf{q}}_{n+1} &= \dot{\mathbf{q}}_n + h (1-\gamma) \mathbf{a}_n + h \gamma \mathbf{a}_{n+1}\end{aligned}\quad (32)$$

4 折叠翼展开动力学仿真与优化

4.1 折叠翼力学模型

折叠翼选取高超声速的三角翼,分为可折叠和不可折叠两部分. 其中不可折叠部分建立刚性机翼模型,可折叠部分由于具有大范围转动和较大变形,故建立柔性机翼模型,采用绝对节点坐标法来建立其模型,并通过三角形板单元和矩形板单元对其进行网格划分. 刚性机翼与柔性机翼用三个约束关节连接. 柔性机翼材料为碳化硅,参数如表 1 所示.

表1 柔性机翼模型参数

Table 1 Parameters of the flexible wing

Material	Length /m	Width /m	Elastic Modulus /Gpa	Poisson's Ratio	Density /(kg/m ³)
SiC	2.4	1.2	410	0.14	3100

选取实心扭杆作为折叠翼展开的驱动。扭杆的材料为50CrV4,详细参数如表2所示。

表2 扭杆材料参数

Table 2 Parameters of the torsion bar

Material	Length /m	Radius /m	Elastic Modulus /Gpa	Poisson's Ratio
50CrV4	1.5	0.025	207	0.29

根据扭杆材料参数,可以计算出扭杆的扭矩

$$T = GI_p \frac{d\varphi}{dx} = \frac{GI_p}{L} (\theta_{final} + \pi - \theta) \quad (33)$$

式中, G 为材料的剪切模量, 根据泊松比与弹性模量可计算出来。 I_p 为扭杆的极惯性矩, 对于实心圆柱而言只与扭杆横截面直径有关。 GI_p 为扭杆的抗扭刚度, 根据表2中的参数可计算出来。 θ 为折叠角, θ_{final} 为展开后扭杆转角。

初始条件下机翼处于折叠状态, 折叠角记为刚性机翼翼面与柔性机翼翼面的夹角, 初始折叠角为 $\pi/3$ 。在扭杆作用下机翼展开至 π , 展开完成时约束处会受到极大的冲击力矩。展开过程如图4所示。

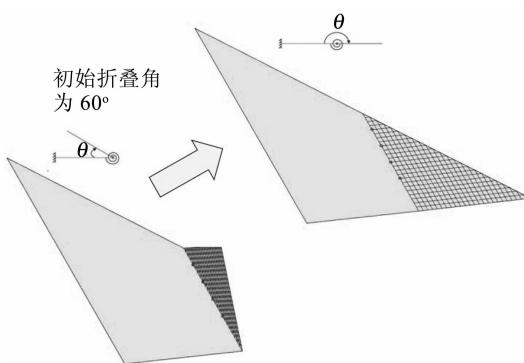


图4 折叠翼展开过程

Fig. 4 Deployment process of the folding wing

4.2 展开后扭杆转角的影响

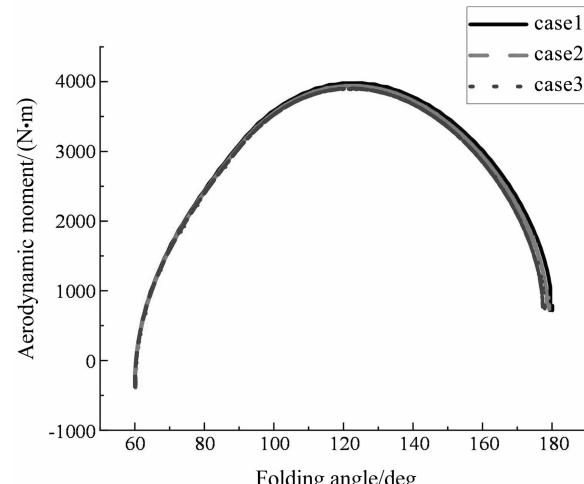
假设此时折叠翼飞行器飞行高度为10km, $a_\infty = 299.41 \text{ m/s}$, $\rho_\infty = 0.4135 \text{ kg/m}^3$ 。并且假设此时飞行速度为5马赫。研究迎角1°、侧滑角0°的实际

气动力情况下展开后扭杆转角对展开过程的影响。

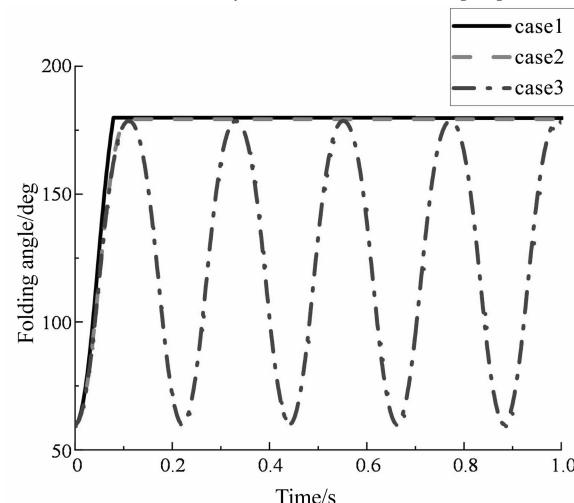
展开后扭杆转角取如下三种工况, case1: $\theta_{final} = 0.5\pi$, case2: $\theta_{final} = 0.35\pi$, case3: $\theta_{final} = 0.34\pi$ 。气动力矩随折叠角的变化, 折叠角和锁定后的最大冲击力矩随时间的变化如图5所示。

由图5可知, 此时展开后扭杆转角对气动力矩的影响不大。扭杆转角为 0.34π 时展开失败, 能否顺利展开的临界扭杆转角为 0.35π 。扭杆转角从 0.5π 到 0.35π 时折叠翼顺利展开, 冲击力矩从 $1.97 \times 10^5 \text{ N}\cdot\text{m}$ 降低到 $2.98 \times 10^4 \text{ N}\cdot\text{m}$ 。

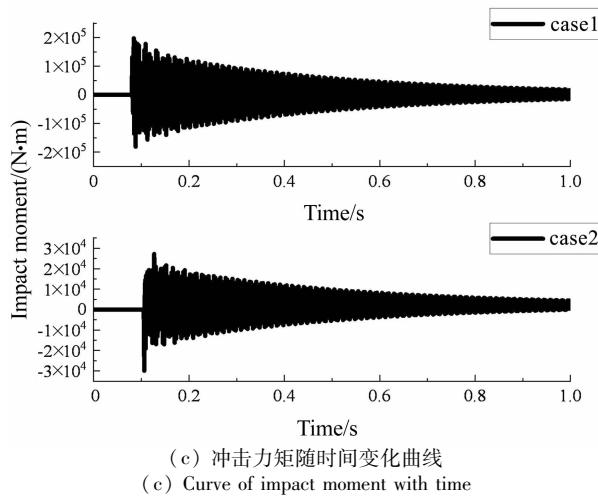
保持飞行条件 case1 不变, 将折叠翼视为刚体, 记为 case0, 并将结果与 case1 对比, 气动力矩随折叠角的变化, 折叠角随时间的变化, 锁定后的最大冲击力矩随时间的变化如图6所示。



(a) 气动力矩随折叠角变化曲线
(a) Curve of aerodynamic moment with folding angle



(b) 折叠角随时间变化曲线
(b) Curve of folding angle with time



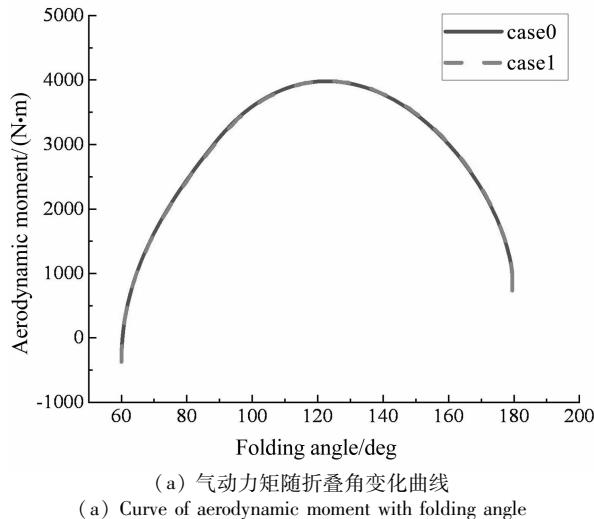
(c) 冲击力矩随时间变化曲线

(c) Curve of impact moment with time

图5 折叠翼展开过程动响应

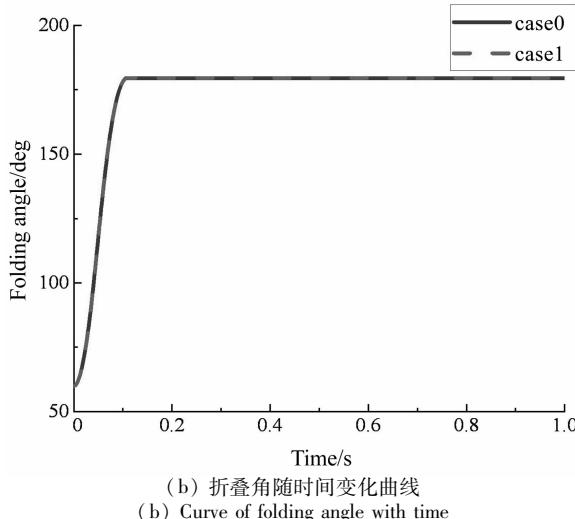
Fig. 5 Deployment dynamic response of the folding wing

由图6可知,case0与case1两种工况下的气动力矩随时间变化与折叠角随时间变化曲线差别不大,锁定后的最大冲击力矩由 $2.56 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 降低到 $1.97 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{m}$,且锁定后的最大冲击力矩随时间缓慢减小,更符合实际情况。



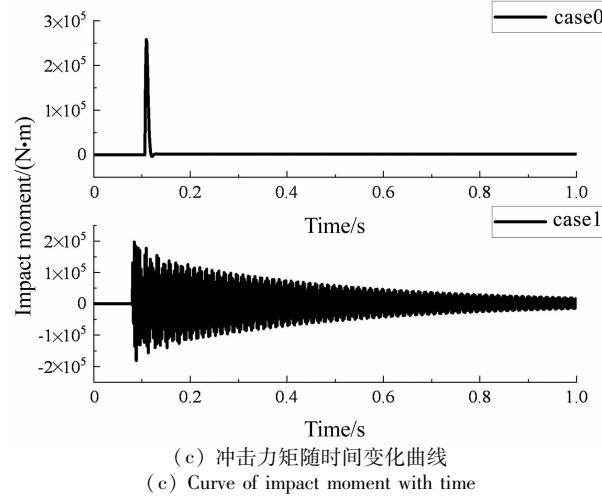
(a) 气动力矩随折叠角变化曲线

(a) Curve of aerodynamic moment with folding angle



(b) 折叠角随时间变化曲线

(b) Curve of folding angle with time



(c) 冲击力矩随时间变化曲线

(c) Curve of impact moment with time

图6 折叠翼展开过程动响应

Fig. 6 Deployment dynamic response of the folding wing

4.3 阻力扭簧的影响

保持此时的飞行姿态不变,展开后扭杆转角为 0.4π ,研究阻力扭簧对展开过程的影响。例如在折叠角为 $t\pi$ 处施加阻力扭簧,即扭簧在 $t\pi$ 角度开始作用,且劲度系数为 s 时的扭杆扭矩为

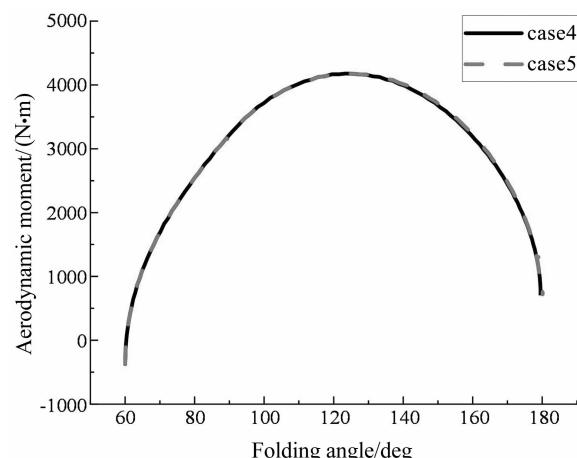
$$T = \begin{cases} \frac{GI_p}{L}(0.4\pi + \pi - \theta), & \theta < t\pi \\ \frac{GI_p}{L}(0.4\pi + \pi - \theta) - s \frac{GI_p}{L}(\theta - t\pi), & t\pi < \theta < \pi \end{cases} \quad (34)$$

在此基础上继续施加更多的阻力扭簧的公式与此类似。阻力扭簧的施加考虑如下两种工况,case4:在 $2\pi/3$ 处施加劲度系数0.41的阻力扭簧;case5:在 $2\pi/3$ 处施加劲度系数0.2的阻力扭簧,在 $3\pi/4$ 处施加劲度系数0.35的阻力扭簧。气动力矩随折叠角的变化,折叠角随时间的变化,锁定后的最大冲击力矩随时间的变化如图7所示。

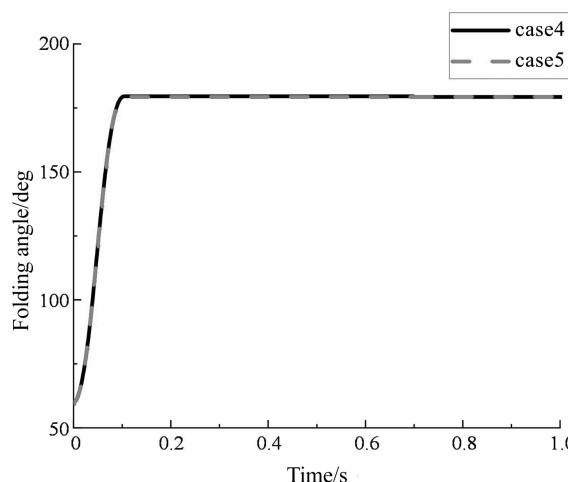
由图7可知,此时施加的阻力扭簧对气动力矩和展开时间的影响都很小。通过施加合适的阻力扭簧,可以进一步将冲击力矩从 $2.98 \times 10^4 \text{ N} \cdot \text{m}$ 降低到 $5.0 \times 10^3 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

4.4 飞行姿态的影响

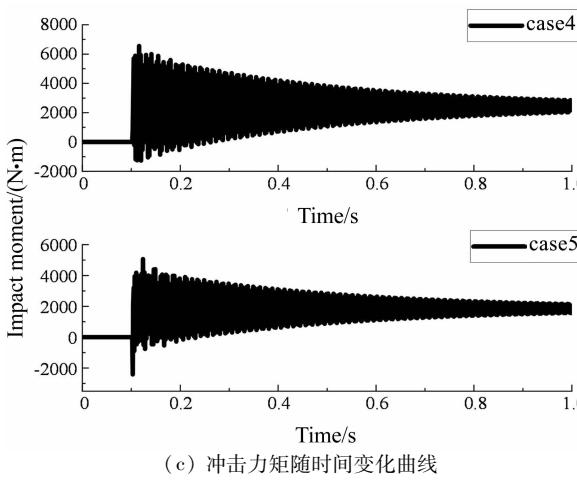
保持此时的迎角不变,重复上述过程,研究侧滑角对冲击力矩的影响。侧滑角考虑如下两种工况,case6:侧滑角 -1° ;case7:侧滑角 1° 。气动力矩随折叠角的变化,折叠角随时间的变化,锁定后的最大冲击力矩随时间的变化如图8所示。



(a) 气动力矩随折叠角变化曲线
(a) Curve of aerodynamic moment with folding angle



(b) 折叠角随时间变化曲线
(b) Curve of folding angle with time

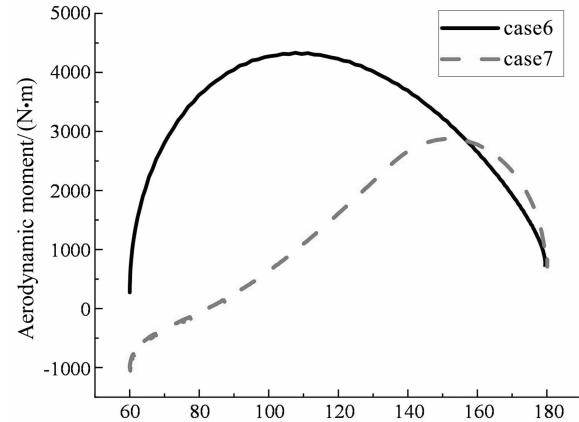


(c) 冲击力矩随时间变化曲线
(c) Curve of impact moment with time

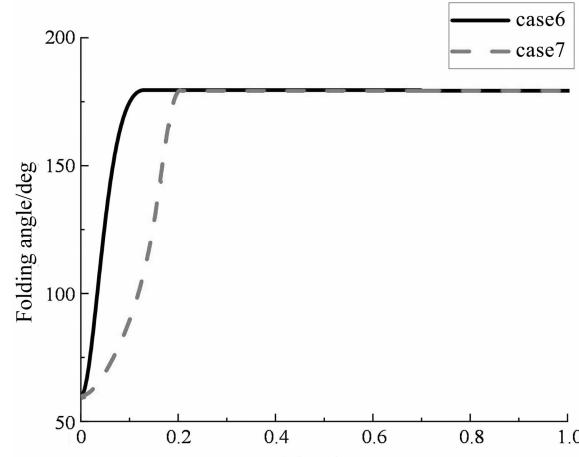
Fig. 7 Deployment dynamic response of the folding wing

由图8可知,侧滑角为 -1° 时与之前的工况类似,侧滑角为 1° 时气动力矩有明显的变化,开始先推动折叠翼展开,之后的阻碍作用也相对较小.然而此时为了减小锁定后的最大冲击力矩,须采用较小的

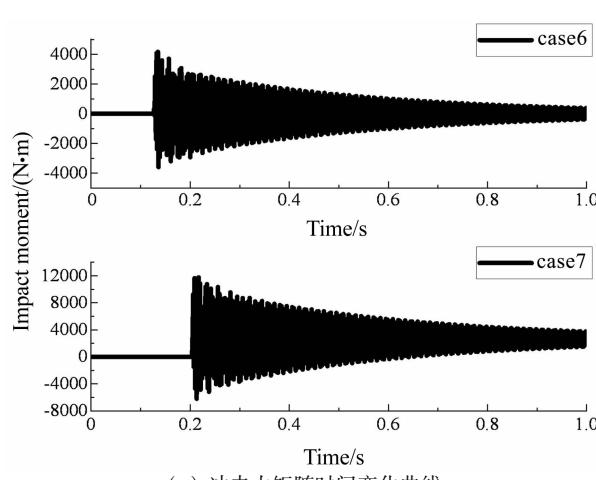
扭杆力矩,导致展开时间变长,冲击力矩也较大.



(a) 气动力矩随折叠角变化曲线
(a) Curve of aerodynamic moment with folding angle



(b) 折叠角随时间变化曲线
(b) Curve of folding angle with time



(c) 冲击力矩随时间变化曲线
(c) Curve of impact moment with time

Fig. 8 Deployment dynamic response of the folding wing

5 结论

本文基于柔性多体系统动力学理论与活塞理

论研究了高超声速折叠翼被动展开过程的动力学建模和计算,进行了动力学仿真与分析,研究了驱动扭杆参数、阻力扭簧参数,以及不同飞行姿态对折叠翼展开过程动响应与展开锁定后冲击响应的影响,得到如下结论:

(1)当折叠翼受到实际的非定常气动力时,气动力矩的影响是变化的。扭杆产生的力矩应先大于气动力矩以便于展开,之后应小于气动力矩以减小冲击,这对设计扭杆具有指导意义。

(2)可以通过施加阻力扭簧使最终的折叠过程得到缓冲,从而达到减小锁定力矩的目的。

(3)侧滑角为 -1° 时,气动力对展开起阻碍作用,需增大扭杆力矩。侧滑角为 1° 时,气动力先推进其展开,需减小扭杆力矩,必要时可直接施加阻力扭簧。

参 考 文 献

- 1 乐挺,王立新,艾俊强. Z型翼变体飞机的纵向多体动力学特性. 航空学报, 2010, 31(4):679~686(Yue T, Wang L X, Ai J Q. Longitudinal multibody dynamic characteristics of Z-wing morphing aircraft. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(4):679~686 (in Chinese))
- 2 李毅,杨智春. 折叠翼飞行器机翼折叠过程的颤振仿真分析. 系统仿真学报, 2009, 21(22):7069~7072 (Li Y, Yang Z C. Simulation and flutter analysis of wing folding process of folding wing aircraft. *Journal of System Simulation*, 2009, 21(22):7069~7072 (in Chinese))
- 3 张伟,郭晓光,曹东兴. 一种折叠翼飞行器动态仿真分析与实验设计. 科技导报, 2011, 29(20):18~22 (Zhang W, Guo X G, Cao D X. Investigation of a folding wing aircraft using dynamic analysis simulation and experimental method. *Science and Technology Review*, 2011, 29(20):18~22 (in Chinese))
- 4 徐孝武,张炜. 折叠机翼变体飞机的动力学建模与分析. 西北工业大学学报, 2012, 30(5):681~688(Xu X W, Zhang W. An effective dynamic modeling and analysis of folding wing morphing aircraft. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2012, 30(5):681~688 (in Chinese))
- 5 薛辰,徐亮,吕蓉蓉. 基于滑模控制的折叠翼飞行器辅助机动研究. 动力学与控制学报, 2019, 17(1):7~14(Xue C, Xu L, Lv R R. Research on morphing-aircraft maneuver based on sliding mode control. *Journal of Dynamics and Control*, 2019, 17(1):7~14 (in Chinese))
- 6 胡文华,张伟,曹东兴. 折叠翼的理论建模与实验研究. 动力学与控制学报, 2015, 13(3):230~234(Hu W H, Zhang W, Cao D X. Research on theoretical model and experiments of folding wings. *Journal of Dynamics and Control*, 2015, 13(3):230~234 (in Chinese))
- 7 甄文强,杨奇,姬永强,等. 发射环境下导弹折叠翼的展开试验及仿真分析. 兵工学报, 2018, 39(9):1756~1761(Zhen W Q, Yang Q, Ji Y Q, et al. Test and simulation of deployment process of missile folding-wings during launching. *Acta Armamentarii*, 2018, 39(9):1756~1761 (in Chinese))
- 8 Xu H, Han J L, Yun H W, et al. Correction method of airfoil thickness effect in hinge moment calculation of a folding wing. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(3):922~932
- 9 Chang X H, Zhang L P, Ma R, et al. Numerical investigation on aerodynamic performance of a bionic flapping wing. *Applied Mathematics and Mechanics (English Edition)*, 2019, 40(11):1625~1646
- 10 Zhou X H, Huang R. Efficient nonlinear aeroelastic analysis of a morphing wing via parameterized fictitious mode method. *Nonlinear Dynamics*, 2021, 105(1):1~23
- 11 Marcos L, Verstraete. A co-simulation methodology to simulate the nonlinear aeroelastic behavior of a folding-wing concept in different flight configurations. *Nonlinear Dynamics*, 2019, 98(2):907~927
- 12 张君茹,程耿东. 绝对节点坐标法下斜率不连续问题处理方法讨论. 动力学与控制学报, 2020, 18(2):21~28(Zhang J R, Cheng G D. Discussion on slope discontinuity using the absolute nodal coordinate formulation. *Journal of Dynamics and Control*, 2020, 18(2):21~28 (in Chinese))
- 13 Dufva K, Shabana A A. Analysis of thin plate structures using the absolute nodal coordinate formulation. *Journal of Multi-body Dynamics*, 2005, 219(4):345~355
- 14 赵将. 柔性结构的自旋动力学分析[博士学位论文]. 南京:南京航空航天大学, 2013(Zhao J. Dynamic analysis of spinning flexible structures [Ph. D Thesis]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese))
- 15 张炜华,刘锦阳. 考虑刚-柔-热耦合的板结构多体系统的动力学建模. 动力学与控制学报, 2016, 14

- (5):438~447 (Zhang W H, Liu J Y. Rigid-flexible-thermal coupling dynamic formulation for hub-plate multi-body system. *Journal of Dynamics and Control*, 2016, 14 (5):438~447 (in Chinese))
- 16 Shabana A A. Computational continuum mechanics. Cambridge:Cambridge University Press, 2008
- 17 Zienkiewicz O C, Taylor R L. The finite element method (Solid Mechanics)2rd ed. London: Butterworth, 2000
- 18 王乐, 王毅, 南宫自军. 活塞理论及其改进方法在超声速翼面颤振分析中的应用. 导弹与航天运载技术, 2011(4):13~17 (Wang L, Wang Y, Nangong Z J. Application of piston theory and its improved methods to the analysis of supersonic wing flutter. *Missiles and Space Vehicles*, 2011(4):13~17 (in Chinese))
- 19 Liu C, Tian Q, Hu H Y. Dynamics of a large scale rigid-flexible multibody system composed of composite laminated plates. *Multibody System Dynamics*, 2011, 26 (3): 283~305

DEPLOYMENT DYNAMICS OF A HYPERSONIC FOLDING WING^{*}

Cai Zhengzheng Sun Jialiang[†] Jin Dongping

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

Abstract In order to meet the requirements of different flight missions, the flexible wings of the folding-wing aircrafts can be folded or deployed during the flight. As one of the key aspects of folding-wing aircrafts, successful deployment and locking of the folding wings matters. Hence, in this work, the passive deployment dynamics of a hypersonic folding wing is studied. An accurate dynamic model is established and the parameters for deployment is investigated for the purpose of reducing the shock vibrations of the folding wing after deployment. Firstly, a flexible multibody dynamic model of the folding wings is established via the absolute nodal coordinate formulation (ANCF), which can accurately describe the large rotations and large deformations of the folding wings. The piston theory is utilized to derive the aerodynamic forces of the folding wing during deployment. The generalized α algorithm is used to solve the system dynamic equations. Secondly, the influence of the deployment torsion bar, the retarding spring, and the flight attitude on the dynamic response of the folding wing is studied. The system parameters are optimized to effectively reduce the shock vibrations of the folding wing.

Key words folding wing, deployment dynamics, flexible multibody system dynamics, absolute nodal coordinate formulation, piston theory

Received 1 January 2021, revised 31 March 2021.

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (12002153), the Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20200434), and the Fundamental Research Funds for the Central Universities (NS2021003)

† Corresponding author E-mail: sunjialiang@nuaa.edu.cn