

空投折叠型多体飞行器动力学 建模及投放特性研究

王宇¹, 祝小平¹, 王睿^{2,3}

(1.西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 2.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072;
3.飞行器基础布局全国重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘要:空投折叠型多体飞行器在高空无初速投放-展开-下落过程中,其动力学模型会呈现多刚体、多自由度的特点,且多体飞行器各刚体间的相对运动存在相互的流场干扰,会产生非定常流动现象。因此,基于绝对坐标方法建立了两体飞行器的多体动力学模型,并推导出了绝对坐标下的非定常涡格法,得到了绝对坐标系下考虑非定常效应的多体动力学耦合模型。在多体动力学与非定常涡格法耦合模型的基础上,分析初始折叠角、连接刚度系数以及连接阻尼系数对投放-展开过程动力学行为的影响。通过折叠角收敛条件,判断多体飞行器能否正常投放展开,并绘制了关于 3 种影响因素的安全投放包线。将仿真结果与实验数据进行对比,从而验证了所建立的耦合模型能够准确描述多体飞行器在投放-展开过程中的动力学特性,为后续的高空投放研究积累了技术基础。

关键词:多刚体系统动力学;非定常涡格法;折叠型多体飞行器;空投

中图分类号:V212.1

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2025)05-0878-10

为了提高空气动力学效率、增加航时,传统的高空长航时无人机通常具有大展弦比、轻质结构和低翼载的特点。对于采用地面起飞的高空长航时无人机来说,具有 3 个弊端:①超大展弦比无人机对起飞场地的要求很高;②大展弦比无人机在爬升进入临近空间的过程中会耗散掉大量的能量;③大展弦比无人机属于紊流敏感飞行器,为了能够安全可靠地穿越对流层风场,则需要加强无人机的结构强度,这样将会带来结构质量上的代价,大大降低了无人机的有效载荷。

为了避开大展弦比无人机地面起飞的诸多弊端,国内外开展了大展弦比无人机空中起飞的大量研究。2003 年,美国极光飞行科学公司开展了高空气球投放无人机的实验,用于投放滑翔机和有动力无人机^[1]。Hu 等^[2]研究了空中投放的大展弦比太阳能无人机的纵向和横航向控制技术。汉江大学

的雷安旭等^[3]设计了太阳能无人机空中起飞方案,该方案可以使用热气球将太阳能无人机带入平流层投放实现空中起飞。为了能够更利于大展弦比无人机的携带,可以考虑应用分段折叠的方式将其带入临近空间。

空投折叠型多体飞行器在投放-展开过程中整体的气动外形会不停变化,变体过程中整体的质量惯量特性又会产生巨大的差异,因此需要建立能够体现多体飞行器展开运动和整体运动的多体动力学模型^[4-5]。例如:Montalvo 和 Costello^[6-7]基于多体飞行器的多刚体动力学模型分析了多体飞行器的飞行模态,并得到了翼尖铰链和首尾铰接 2 种连接方式的动力学特性。Suenaga 等^[8]将自由旋转的铰链连接在翼尖,创建了一个类似大展弦比无人机的多体飞行器,针对此对象分析了多体飞行器翼段铰链振荡特性。Kother 等^[9]采用凯恩方程和势流理论对多体高空飞行器进行建模并研究了多体飞行器的动力学特性,分析了连接铰链的刚度系数和相对位置对多体飞行器动力学特性的影响。Fujita 等^[10-12]开发了一个多体动力学模拟程序来评估折叠性多体飞行器在空中投放展开过程中动态行为的安全性。此

收稿日期:2024-11-21

基金项目:陕西省自然科学基金基础研究计划(2023-JC-YB-010)资助

作者简介:王宇(1994—),博士研究生

通信作者:王睿(1981—),副教授 e-mail:wangrui@nwpu.edu.cn

外,多体飞行器飞行单元之间存在相互的流场干扰,使多体飞行器具有不同于单体飞行器的气动特性^[13-14]。多体飞行器以特定形态平飞时,等价于单体飞行器的定常平飞,而在多体飞行器投放展开过程中,飞行单元之间存在复杂的相对运动,这可能会导致传统的定常和准定常方法无法真实模拟投放过程中的非定常流动气动特性变化^[15]。

因此,本文结合绝对坐标下非定常涡格法,建立适用于多体飞行器投放-展开过程的多体动力学与非定常涡格法耦合模型。该模型既考虑了多体飞行器间的流动干扰,又能在一定程度上反映变体过程中的非定常流动现象。在耦合模型的基础上,深入研究了3种不同的影响因素对投放-展开动力学行为的影响。基于折叠角收敛条件,判断多体飞行器能否正常投放展开,并绘制关于3种影响因素的安全投放包线,利用稳定投放包线,能够确定不同折叠角时稳定展开所需要的最小连接刚度系数。最后通过两体飞行器的投放实验及采集到的实验数据,进一步验证了绝对坐标下的耦合多体动力学模型的适用性,并为临近空间空投飞行器的设计提供了依据。

1 多体动力学模型

将多体飞行器中的各刚体看作是一个独立的飞行单元 $B_i (i = 1, 2)$, $c_i (i = 1, 2)$ 为各个刚体的质心,如图1所示。

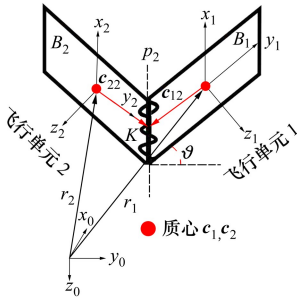


图1 两体飞行器各飞行单元的刚体等效模型

采用在惯性坐标系下的位移坐标 $r_i = (x_i, y_i, z_i)$ 和欧拉角 $\delta_i = (\phi_i, \theta_i, \psi_i)$ 表示刚体质心。则各刚体的广义坐标 q_i 可以表示为

$$q_i = [r_i \quad \delta_i]^T \quad (1)$$

图1中 ϑ 定义为两体飞行器的折叠角,规定两体飞行器向上折叠时,折叠角为正,反之则为负。

组成多体飞行器的每个飞行单元 B_i 无约束情

况下其质心运动方程和姿态运动方程如(2)~(3)式所示^[16]。

$$m_i \ddot{r}_i = A^{(0,i)} F_i^{(i)} \quad (2)$$

$$J_i^{(i)} D_i \ddot{\delta}_i^{(i)} + (J_i^{(i)} \dot{D}_i + (D_i \delta_i)_R J_i^{(i)} D_i) \dot{\delta}_i = M_i^{(i)} \quad (3)$$

式中,上标 i 表示飞行单元 i 的机体坐标系,下标 i 表示飞行单元的编号。 m_i 为质量矩阵, $J_i^{(i)}$ 为惯量矩阵。 F_i 和 M_i 为刚体 B_i 上的外力和外力矩。 $A^{(0,i)}$ 为坐标转换矩阵, D_i 为飞行单元 i 的角度转换矩阵, $\dot{D}_i$ 为角度转换矩阵对时间 t 的一阶导数。 $A^{(0,i)}$, D_i 和 $\dot{D}_i$ 的具体表达形式见文献[17]。

考虑飞行单元之间通过旋转铰在翼尖进行铰接,只允许飞行单元之间的相对滚转。若不考虑结构弹性变形时,约束方程仅与各飞行单元的广义坐标相关,则飞行单元与飞行单元之间的约束方程为

$$\Phi_1 = r_i^{(0)} + A^{(0,i)} c_{ij}^{(i)} - r_j^{(0)} - A^{(0,j)} c_{jj}^{(j)} = 0 \quad (4)$$

$$\Phi_2 = A^{(0,i)} \cdot p_j^{(i)} - A^{(0,j)} p_j^{(j)} = 0 \quad (5)$$

式中: c_{ij} 和 c_{jj} 为自质心 c_i 和 c_j 出发至铰点 O_j 的体较矢量。 p_j 为旋转铰 O_j 的转轴基矢量。

若考虑飞行单元之间的约束关系考虑刚度和阻尼,则通过线性卷曲弹簧进行柔性连接。卷曲弹簧作用力矩的计算公式为

$$M_{ij} = -K_{ij} \cdot (\phi_i - \phi_j) - Z_{c_{ij}} \cdot (\dot{\phi}_i - \dot{\phi}_j) + f_{ij} \quad (6)$$

式中: K_{ij} 为刚度系数; $Z_{c_{ij}}$ 为阻尼系数; ϕ_i 和 ϕ_j 分别为飞行单元 i 和飞行单元 j 各自的滚转角; $\dot{\phi}_i$ 和 $\dot{\phi}_j$ 分别为飞行单元 i 与飞行单元 j 的滚转角对时间的一阶导数; f_{ij} 为预载荷。

引入拉格朗日乘子 λ 来表达飞行单元之间的约束关系,得到绝对坐标描述下的多体飞行器动力学方程为

$$\begin{pmatrix} A & \Phi_q^T \\ \Phi_q & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{q} \\ \lambda \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} B \\ \zeta \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$\zeta = -[(\Phi_q \dot{q})_q \dot{q} + 2\Phi_{q\dot{q}} \dot{q} + \Phi_u] \quad (8)$$

式中, Φ_q 为 $\Phi(q)$ 的雅可比矩阵。 $(\Phi_q \dot{q})_q$ 为 $\Phi_q \dot{q}$ 对广义坐标 q 的雅可比矩阵。 A 为质量惯量总矩阵, B 为外力和外力矩向量。

$$A = \begin{bmatrix} m_i & 0 \\ 0 & J_i^{(i)} D_i \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$B = \begin{bmatrix} A^{(0,i)} F_i^{(i)} \\ -(J_i^{(i)} \dot{D}_i + (D_i \delta_i)_R J_i^{(i)} D_i) \dot{\delta}_i + M_i^{(i)} \end{bmatrix} \quad (10)$$

2 绝对坐标下的非定常涡格法

多体飞行器飞行单元翼尖存在一定流场干扰。而多体飞行器在下落投放-快速展开过程中,多体飞行器间又会产生复杂的非定常流动现象。因此,采用三维非定常涡格法计算多体飞行器在动态飞行过程中的气动力和气动力矩。

两体飞行器在绝对坐标系下网格划分情况如图 2 所示,红色线段为整个翼段的涡环分布,“×”为各个涡环上的控制点。多体飞行器在运动过程中,除了存在整体的运动外,各翼段之间还存在相对运动。

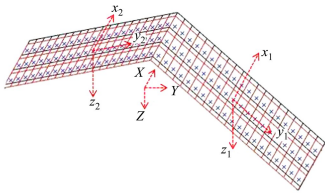


图 2 绝对坐标系下两体飞行器的网格划分示意图

多体飞行器在运动过程中,网格节点在单一机体坐标系和惯性坐标系下的坐标实时变化,不利于整体网格节点坐标的更新。因此需要建立网格节点实时转换模型,从而更有利于惯性坐标系下网格节点的更新。针对多体飞行器定义了惯性坐标系 (X, Y, Z) 和各自的机体坐标系 (x_i, y_i, z_i)。机体坐标系固连在各飞行单元质心上。为了能够更好地与绝对坐标方法的多体动力学模型相互耦合,需要将网格节点和控制点的坐标实时投影到惯性坐标系下,节点坐标的转换如(11)式所示。

$$\begin{bmatrix} X_{i-g} \\ Y_{i-g} \\ Z_{i-g} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{i-c} \\ Y_{i-c} \\ Z_{i-c} \end{bmatrix} + \mathbf{A}^{(0,i)} \begin{bmatrix} x_{i-b} \\ y_{i-b} \\ z_{i-b} \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中:下表 i 表示飞行单元的编号, X_{i-g}, Y_{i-g} 和 Z_{i-g} 为飞行单元 i 上的网格节点在惯性坐标系下的坐标。 x_{i-b}, y_{i-b} 和 z_{i-b} 为飞行单元 i 上的网格节点在其机体坐标系下的坐标。 X_{i-c}, Y_{i-c} 和 Z_{i-c} 为飞行单元 i 的质心在惯性坐标系下的坐标。

飞行单元 i 在其机体坐标系下的速度和角速度分别为

$$\begin{bmatrix} U_i \\ V_i \\ W_i \end{bmatrix} = (\mathbf{A}^{(0,i)})^T \cdot \begin{bmatrix} \dot{X}_{i-c} \\ \dot{Y}_{i-c} \\ \dot{Z}_{i-c} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} p_i \\ q_i \\ r_i \end{bmatrix} = (\mathbf{D}_i)^T \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi}_i \\ \dot{\theta}_i \\ \dot{\psi}_i \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中: $\dot{X}_{i-c}, \dot{Y}_{i-c}$ 和 $\dot{Z}_{i-c}$ 表示飞行单元 i 质心速度在惯性坐标系下的分量; $\dot{\phi}_i, \dot{\theta}_i$ 和 $\dot{\psi}_i$ 为飞行单元 i 的姿态角速度。

由此可以得到各涡环控制点处的当地速度在机体坐标系下的分量

$$\begin{bmatrix} U_{i-cp} \\ V_{i-cp} \\ W_{i-cp} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_i \\ V_i \\ W_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -q_i z_{i-cp} + r_i y_{i-cp} \\ -r_i x_{i-cp} + p_i z_{i-cp} \\ -p_i y_{i-cp} + q_i x_{i-cp} \end{bmatrix} \quad (14)$$

x_{i-cp}, y_{i-cp} 和 z_{i-cp} 表示飞行单元 i 上的控制点在其机体坐标系下的坐标。再将控制点处的当地速度从机体坐标系投影到惯性坐标系上,如(15)式所示。

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_{i-cp} \\ \dot{Y}_{i-cp} \\ \dot{Z}_{i-cp} \end{bmatrix} = \mathbf{A}^{(0,i)} \cdot \begin{bmatrix} U_{i-cp} \\ V_{i-cp} \\ W_{i-cp} \end{bmatrix} \quad (15)$$

建立网格节点随时间变化的转换公式以及控制点处的当地速度从机体坐标系转换到惯性坐标系的公式之后,非定常涡格法还需满足以下边界条件^[18]:

1) 库塔条件在机翼的后缘上建立

$$-\mathbf{\Gamma}_{up} + \mathbf{\Gamma}_{low} + \mathbf{\Gamma}_{wake} = \mathbf{0} \quad (16)$$

式中: $\mathbf{\Gamma}_{up}$ 和 $\mathbf{\Gamma}_{low}$ 分别为上下翼面涡环环量; $\mathbf{\Gamma}_{wake}$ 为尾缘处尾涡的环量。

2) 利用绝对坐标系下的速度和物面法向向量建立无穿透边界条件

$$(\nabla \Phi + \mathbf{v}) \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (17)$$

式中

$$\mathbf{v} = -\mathbf{v}_{surface} = -[\mathbf{V}_0 + \mathbf{v}_{ref} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{r}] \quad (18)$$

3) 尾涡环量与同弦向的附着涡环量还必须满足 Kelvin 定律,即当前时刻后缘脱落的尾涡环量必须等于前一时刻同弦向最后一排翼面附着涡的环量

$$\mathbf{\Gamma}(t) - \mathbf{\Gamma}(t - \Delta t) + \mathbf{\Gamma}_{w_t} = \mathbf{0} \quad (19)$$

利用朱科夫斯基定理的非定常向量形式^[19]计算得到每个控制点处惯性坐标系下各方向的气动力

$$\Delta \mathbf{F}_{air} = \Delta \mathbf{F}_{st} + \Delta \mathbf{F}_{unst} \quad (20)$$

式中

$$\Delta \mathbf{F}_{st} = \rho_{\infty} \mathbf{\Gamma}(\mathbf{U} \times \Delta \mathbf{l}) \quad (21)$$

$$\Delta \boldsymbol{F}_{\text{unst}} = \rho_{\infty} \frac{\partial \boldsymbol{\Gamma}}{\partial t} c(\hat{\boldsymbol{U}} \times \Delta \boldsymbol{I}) \tag{22}$$

式中, $\boldsymbol{\Gamma}$ 是一个长度为 $\Delta \boldsymbol{I}$ 的增量涡流段周围的环流。 $\boldsymbol{U}$ 是当地来流速度且垂直于 $\Delta \boldsymbol{I}$ 。单位向量 $\hat{\boldsymbol{U}} = \boldsymbol{U}/|\boldsymbol{U}|$ 是当地流速的方向。分别对各个飞行单元进行积分求解,便得到能够每个飞行单元惯性坐标系下各方向的气动力。

则每个控制点处的气动力矩的计算公式如 (23) 式所示。

$$\Delta \boldsymbol{M} = \boldsymbol{r}_{i_cp} \times (\boldsymbol{A}^{(0,i)})^T \Delta \boldsymbol{F}_{\text{air}} \tag{23}$$

式中, $\boldsymbol{r}_{i_cp}$ 为飞行单元 i 上控制点在其机体坐标系下矢量坐标。同样,针对各个飞行单元进行积分求解,得到飞行单元惯性坐标系下各方向的气动力矩。

3 模型验证

以某铰链连接两体飞行器为算例,该两体飞行

器各飞行单元的主要几何参数如表 1 所示。

表 1 各飞行单元的几何参数

飞行单元	展长/m	翼面积/m ²	气动弦长/m	质量/kg
1	3.8	0.87	0.3	3.75
2	3.8	0.87	0.3	3.75

两体飞行器在投放-展开-稳定下落过程中的运动形式既有整体的定常下滑飞行,(俯仰沉浮运动)又有内部之间相对滚转运动。其中相对滚转运动定义为两体飞行器的展开运动。通过定义两体飞行器不同形态下定常飞行运动形式,以及周期性的俯仰沉浮运动和相对滚转运动,通过与 CFD 计算结果进行比较,验证非定常涡格法-多体动力学耦合模型的正确性。

首先验证两体飞行器在不同折叠角下定常飞行过程中,非定常涡格法-多体动力学耦合模型计算结果的正确性。图 3~8 为两体飞行器在 10°,20°和

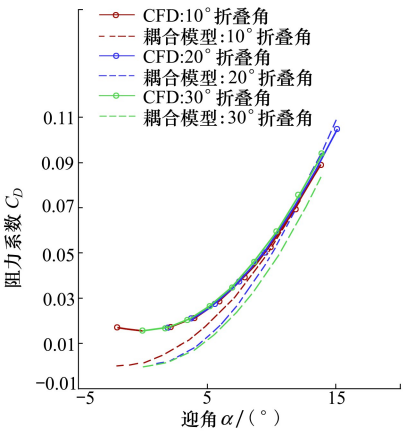


图 3 飞行单元 1 的阻力系数在不同折叠角下的曲线

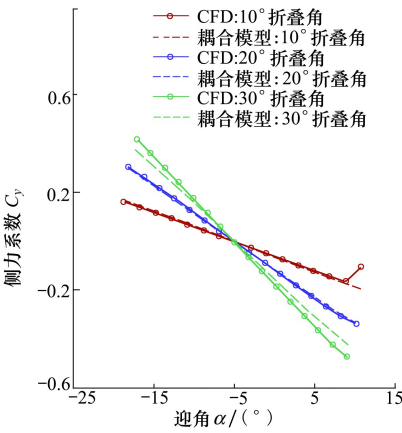


图 4 飞行单元 1 的侧力系数在不同折叠角下的曲线

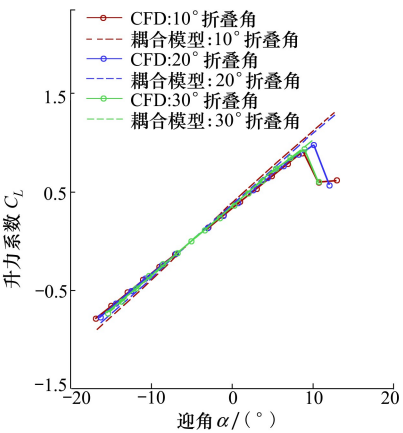


图 5 飞行单元 1 的升力系数在不同折叠角下的曲线

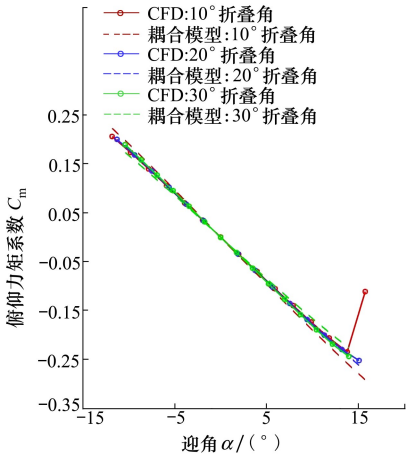


图 6 飞行单元 1 的俯仰力矩系数在不同折叠角下的曲线

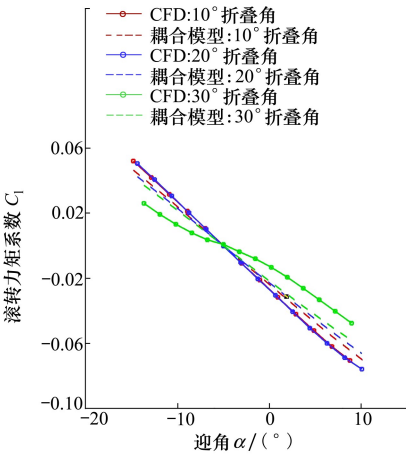


图 7 飞行单元 1 的滚转力矩系数在不同折叠角下的曲线

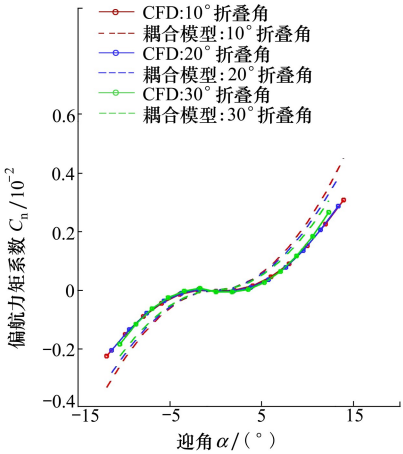


图 8 飞行单元 1 的偏航力矩系数在不同折叠角下的曲线

30°折叠角以及不同迎角下定常飞行过程中,飞行单元 1 的气动特性曲线对比图。

从图 3~6 可以看出,非定常涡格法-多体动力学耦合模型计算得到的升力、侧力和俯仰力矩误差较小,最大误差大约为 11.1%。当迎角在 $-1^\circ \sim 5^\circ$ 区间内,耦合模型计算得到的阻力误差较大,最大误差为 187%。随着迎角的进一步增大,耦合模型计算得到的阻力误差会逐渐减小。从图 7~8 的滚转力矩系数曲线和偏航力矩曲线中可以看出,由于多体飞行器各飞行单元之间的气动干扰,飞行单元 1 的升力和阻力分布会存在不对称的情况,从而产生了附加滚转力矩和附加偏航力矩。非定常涡格法-多体动力学耦合模型能够较为准确地体现出翼尖气动干扰带来的附加滚转力矩,最大误差大约为 25%。

其次,验证两体飞行器相对滚转运动过程中,非定常涡格法-多体动力学耦合模型计算结果的正确性。

算例中两体飞行器各飞行单元的初始滚转角为 0,各飞行单元的滚转角幅值 $\phi_{1\max} = -\phi_{2\max} = \pm 45^\circ$,相对滚转运动变化频率 $\omega = \pi/2$,前飞速度确定了来流速度 $U = 10 \text{ m/s}$ 。两体飞行器运动过程示意图如图 9 所示。

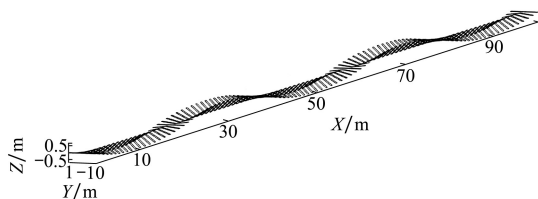


图 9 两体飞行器相对滚转运动过程示意图

通过非定常涡格法-多体动力学耦合模型计算得到两体飞行器在运动过程中每一时刻整体的受力情况。将计算得到的升力系数与 CFD 计算结果进行对比,相对滚转运动过程中升力系数和俯仰力矩系数随时间的变化曲线如图 10~11 所示。

从图 10~11 可以看出,绝对坐标系下多体动力学-非定常涡格法耦合模型仿真得到的结果吻合情况较好,两体飞行器在相对滚转运动过程中飞行单元 1 的升力系数和俯仰力矩系数幅值的误差大约为 16.9%,说明结合绝对坐标下非定常涡格法的多体动力学耦合模型具有一定可靠性。

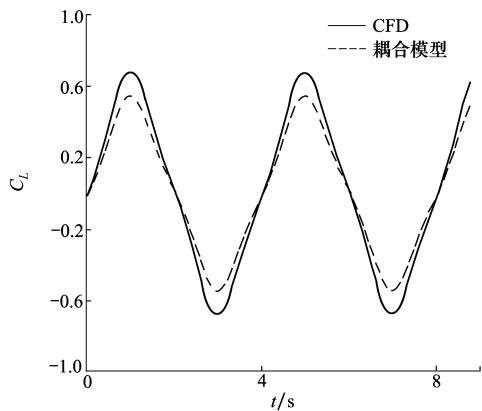


图 10 两体飞行器在相对滚转运动过程中升力系数的变化曲线

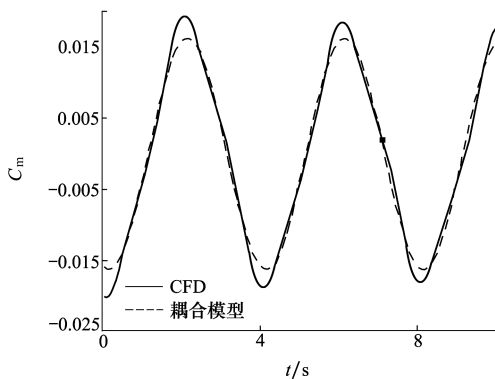


图 11 两体飞行器在相对滚转运动过程中俯仰力矩系数的变化曲线

4 投放-展开-下落过程的动力学特性

基于绝对坐标系下多体动力学-非定常涡格法的耦合模型,对两体飞行器投放-展开过程进行数值仿真计算。在数值仿真过程中,需要建立是否稳定展开的判定依据。以两体飞行器的折叠角 θ 作为判断依据,若 $\lim_{t \rightarrow \infty} \theta = \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta\phi_{12} = C$ (C 为常数),则认为两体飞行器能够稳定展开。当 $C = 0$ 时,认为两体飞行器稳定完全展开,当 $C \neq 0$,则认为两体飞行器稳定不完全展开。若 $\lim_{t \rightarrow \infty} \theta = \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta\phi_{12} = \infty$,则认为两体飞行器无法实现稳定的投放展开。

4.1 初始折叠角对投放-展开动力学特性影响

初始折叠角的大小决定了两体飞行器能否稳定展开,因此需要针对初始折叠角进行研究。初始折叠角 θ 分别给定 10° 、 20° 和 30° ,设置连接刚度系数

为 $10\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$, 连接阻尼系数 $0\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$, 初始速度 $0.01\text{ m}/\text{s}$, 初始俯仰角 $\theta_1 = \theta_2 = -89.9^\circ$, 在整个投放-展开过程中推力矢量为 0 N 。在不同初始折叠角情况下进行数值仿真计算, 得到两体飞行器在投放-展开过程飞行单元滚转角的动态响应曲线, 如图 12 所示。图 13 为不同初始折叠角下的两体飞行器投放展开过程示意图。

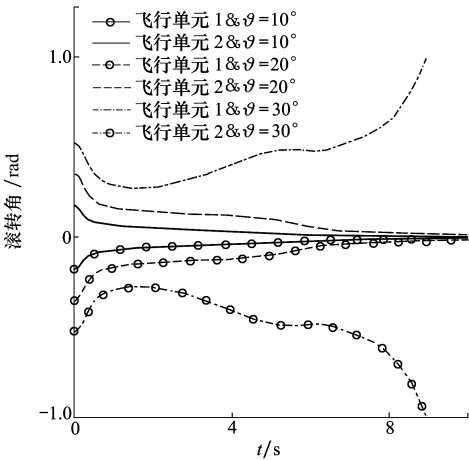


图 12 投放展开过程中各飞行单元滚转角的变化曲线

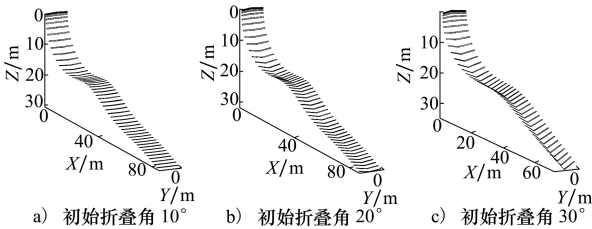


图 13 不同初始折叠角下的投放展开过程示意图

从图 12 可以看出, 当初始折叠角为 10° 时, $\lim_{t \rightarrow \infty} \vartheta = \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta\phi_{12} = 0\text{ rad}$ 。当初初折叠角为 20° 时, $\lim_{t \rightarrow \infty} \vartheta = \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta\phi_{12} = 0\text{ rad}$ 。当初始折叠角为 30° 时, $\lim_{t \rightarrow \infty} \vartheta = \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta\phi_{12} = \infty$ 。由此可见, 连接刚度系数一定的情况下, 折叠角越大越不利于两体飞行器的稳定展开。对于空投折叠型两体飞行器而言, 存在一个临界折叠角, 当折叠角大于临界折叠角时, 即两体飞行器无法稳定展开。原因在于投放初期速度很小, 从而气动力对铰链的力矩很小, 此时弹簧产生的恢复力矩在投放-展开过程中起到主导作用, 两体飞行器在弹簧的恢复力矩的作用下正常展开。但由于弹簧刚度系数较小, 两体飞行器展开的速率较慢, 两体飞行器还未完全展开时, 速度便达到了临界值, 此时气动力对铰链的力矩大于弹簧的恢复力矩, 两体飞

行器在气动力作用下相对滚转角开始单调发散^[17]。

4.2 连接刚度系数对投放-展开动力学特性影响

本节的研究目的是探究弹簧刚度系数对投放动力学行为产生的影响, 从而采用最小的连接刚度系数实现两体飞行器的稳定展开。飞行单元之间的连接刚度系数 K 分别给定 $10, 15, 20\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$, 连接阻尼系数 $0\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$, 初始折叠角为 40° , 初始速度为 $0.01\text{ m}/\text{s}$, 初始俯仰角 $\theta_1 = \theta_2 = -89.9^\circ$ 。在不同连接刚度系数下进行数值仿真计算, 得到两体飞行器投放-展开过程的动态曲线如图 14 所示。图 15 为不同连接刚度系数下的两体飞行器投放展开过程示意图。

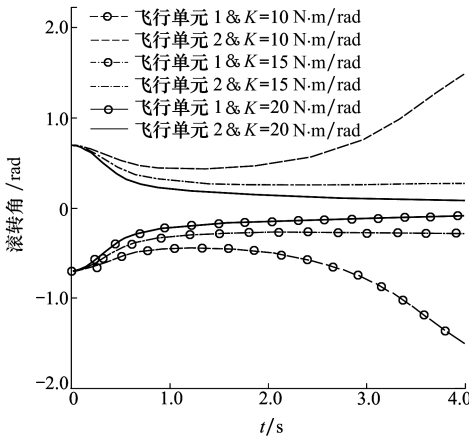


图 14 投放展开过程中各飞行单元滚转角的变化曲线

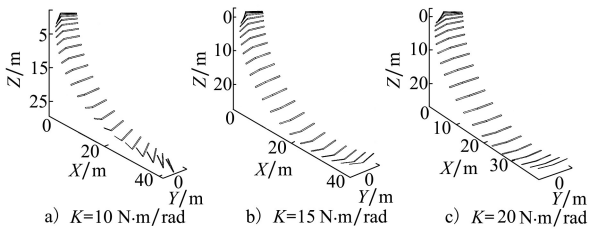


图 15 不同连接刚度系数下的投放展开过程示意图

从图 14 可以看出, 在初始折叠角一定的情况下, 当 $K = 10\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ 时, $\lim_{t \rightarrow \infty} \vartheta = \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta\phi_{12} = \infty$, 说明两体飞行器无法实现展开。当 $K = 15\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ 时, $\lim_{t \rightarrow \infty} \vartheta = \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta\phi_{12} \approx 0.6\text{ rad}$, 说明两体飞行器能够展开, 但无法实现完全展开。当 $K = 20\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ 时, $\lim_{t \rightarrow \infty} \vartheta = \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta\phi_{12} = 0\text{ rad}$, 说明两体飞行器实现了完全稳定展开。由此可以看出, 连接刚度系数越大, 越有利于两体飞行器的投放-展开。其主要原因在于两体飞行器在投放-下落过程中, 飞行速度加速到速度

临界值所用的时间基本一致。而随着连接刚度系数的增大,弹簧的恢复力矩也就越大,两体飞行器展开速率越快,在相同的下落时间内,能够展开的角度也就越大。因此两体飞行器之间的连接刚度系数越大,能够稳定展开的初始折叠角也就越大。

4.3 连接阻尼系数对投放-展开动力学特性影响

在研究连接阻尼系数对空投折叠型两体飞行器投放-展开过程动力学特性的影响时,设置连接刚度系数为 $10\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$, 连接阻尼系数分别为 $0, 2, 10\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$ 。初始俯仰角分别为: $\theta_1 = \theta_2 = -89.9^\circ$ 。初始折叠角为 20° , 初始速度为 $0.01\text{ m}/\text{s}$, 在不同连接阻尼系数下进行数值仿真计算, 得到的两体飞行器投放-展开过程的动态曲线如图 16 所示。图 17 为不同连接阻尼系数下的两体飞行器投放展开过程示意图。

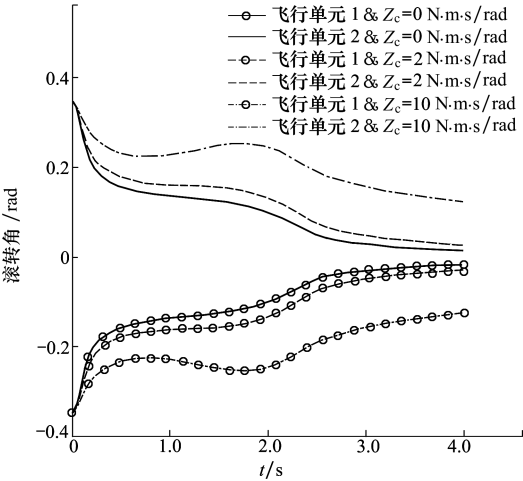


图 16 投放展开过程中各飞行单元滚转角的变化曲线

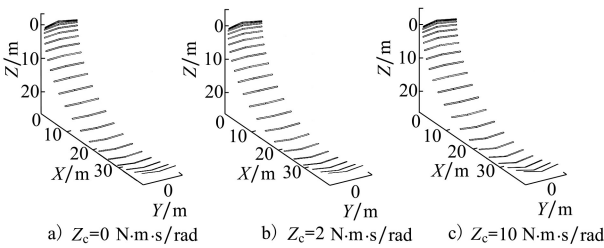


图 17 不同连接阻尼系数下的投放展开过程示意图

从图 16 的数值仿真结果中可以看出, 当 $Z_c = 0\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$ 时, $\lim_{t \rightarrow 4s} \theta = \lim_{t \rightarrow 4s} \Delta\phi_{12} = 0\text{ rad}$ 。当 $Z_c = 2\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$ 时, $\lim_{t \rightarrow 4s} \theta = \lim_{t \rightarrow 4s} \Delta\phi_{12} = 0.03\text{ rad}$ 。当 $Z_c = 10\text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}/\text{rad}$ 时, $\lim_{t \rightarrow 4s} \theta = \lim_{t \rightarrow 4s} \Delta\phi_{12} = 0.2\text{ rad}$ 。

由此可以看出, 连接阻尼系数越大, 产生的阻尼力矩会减缓两体飞行器的展开速率, 在相同的下落时间内, 能够展开的角度越小, 越不利于两体飞行器的投放-展开。因此, 两体飞行器之间的连接阻尼系数越大, 能够稳定展开的初始折叠角越小。

4.4 数值仿真在稳定投放包线确定中的应用

两体飞行器投放展开过程中, 初始折叠角、连接刚度和连接阻尼是重要的影响因素。基于数值仿真, 能够得到关于初始折叠角、连接刚度系数和连接阻尼系数的稳定投放包线。如图 18 所示, 当连接刚度系数和初始折叠角组合设计在包线范围之内, 两体飞行器在无初速重力投放下能够实现稳定展开。若在包线范围之外, 则两体飞行器在投放过程中相对滚转角会先收敛, 当速度达到临界速度后, 相对滚转角会发散。其次, 由于连接阻尼系数减缓了两体飞行器展开速率, 导致两体飞行器稳定投放-展开的包线范围会减小。最后, 当折叠角为负值时, 两体飞行器的稳定展开与连接刚度系数和连接阻尼系数无关, 这是由于当折叠角为负值时, 弹簧的恢复力矩和气动力对铰链产生的力矩都能使两体飞行器正常展开。

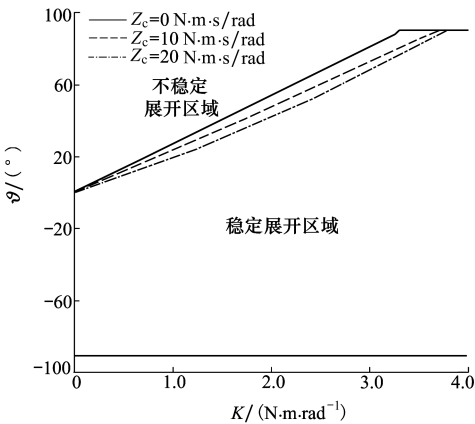


图 18 两体飞行器投放-展开过程的稳定域包线

5 投放实验验证

针对两体飞行器进行投放-展开实验, 验证绝对坐标下的非定常涡格法-多体动力学耦合模型的正确性。缩比原理样机中的飞行单元采用正常式布局, 由上单翼、单立尾、平尾和机体构成, 飞行单元机翼展长 $b = 1\text{ m}$, 弦长 $c = 0.2\text{ m}$ 。通过翼尖铰链连接组成的两体飞行器原理样机如图 19 所示。



图 19 空投折叠型两体飞行器实验原理样机

投放实验:两体飞行器初始高度大约为 20 m, 初始俯仰角为 -90° ,两体飞行器各飞行单元初始滚转角为 $\phi_1=-\phi_2=-40^{\circ}$,初始折叠角为 -80° ,飞行单元之间的连接刚度系数 $K\approx 3\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ 。释放机构接受到指令后释放原理样机,原理样机在投放后进行展开运动,实验结果与数值仿真的对比如图 20~21 所示。从图 20 可见,数值仿真得到的两体飞行器展开过程滚转角动态响应曲线与投放-展开实验的变化趋势较为一致。两体飞行器在扭簧的恢复力矩作用下不断展开,飞行单元之间相对滚转角不断变化至 0° 。仿真得到两体飞行器展开时长为1.3 s,

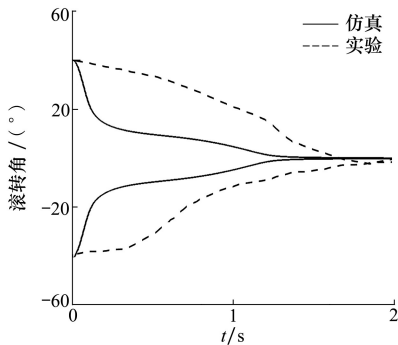


图 20 投放过程中滚转角的变化曲线对比

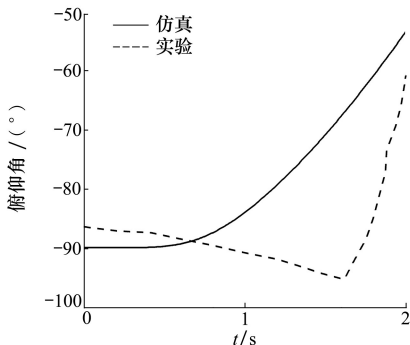


图 21 投放过程中俯仰角的变化曲线对比

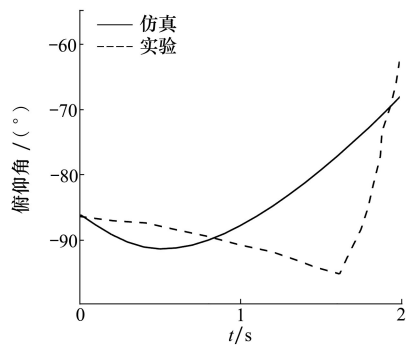


图 22 带初始俯仰角速率投放过程俯仰角的变化曲线对比

6 结 论

本文建立了绝对坐标系下的多刚体动力学模型和非定常涡格法的耦合模型。通过与 CFD 进行对比,两体飞行器定常下滑飞行时,耦合模型计算得到的升力系数、侧力系数和俯仰力矩误差较小,最大误差大约为 11.1%。小迎角下计算得到的阻力误差较大,最大误差为 189.7%。各飞行单元相对其质心的滚转力矩系数最大误差为 25%。两体飞行器在做周期性相对滚转运动时,耦合模型计算得到的升力系数和俯仰力矩系数幅值的最大误差大约为

实验值为 1.8 s,相对误差大约为 27%。从图 21 可见,两体飞行器在投放-展开过程可以在自身稳定性作用下主动抬头。但仿真所得俯仰角的变化趋势与实验值相差较大,实验过程中两体飞行器出现反方向低头趋势且俯仰角最大误差为 36.2%。主要原因在于由绳子牵引的投放装置无法保持静止的初始状态,两体飞行器会以一定的初始俯仰角速度进入投放-展开过程。

为了验证两体飞行器出现反方向低头趋势是由于初始俯仰角速度导致的,在其余初始状态不变的情况下,为两体飞行器添加初始俯仰角速率,俯仰角速率 $\dot{\theta}=-0.3\text{ rad/s}$ 。通过与实验进行对比,从而验证论证的正确性。

从图 22 可以看出,当两体飞行器投放初期以一定的初始俯仰角速率投放时,两体飞行器的俯仰角的绝对值会先增大再减小,说明具有初始角速率的两体飞行器在投放过程中会先反方向低头,随后在自身纵向稳定性的作用下逐渐抬头。与实验中两体飞行器俯仰角的变化趋势完全一致。

16.9%,从而验证了模型的正确性。最后通过两体飞行器投放展开实验进一步验证了绝对坐标下的非定常涡格法-多体动力学耦合模型数值仿真的合理性。说明折叠性两体飞行器在无初速投放后能够实现展开运动,并且可以在自身稳定性的作用下主动抬头。

此外,利用绝对坐标系下的多刚体动力学模型和非定常涡格法耦合模型得出以下结论:

1) 当初始折叠角和连接刚度系数之间权衡不当时,会导致两体飞行器在投放过程中先展开再相对滚转发散,无法实现稳定展开。

2) 连接刚度系数越大,弹簧恢复力矩越大,越

有利于飞行单元之间的展开;飞行单元间的连接阻尼系数越大,产生的阻尼力矩越大,会减缓展开速率,不利于飞行单元之间的展开。

3) 基于仿真,利用3种影响因素绘制了稳定投

放边界,利用稳定投放包线,能够确定出不同折叠角下稳定展开所需要的最小连接刚度系数,为空投性两体飞行器的前期设计提供非常有利的依据。

参考文献:

- [1] LACHENMEIER T. High altitude UAV performance improvements using non-powered balloons[C]//AIAAS Aviation Technology, Integration & Operations, 2003
- [2] HU Y, YANG Y, MA X, et al. Computational optimal launching control for balloon-borne solar-powered unmanned aerial vehicles in near-space[J]. Science Progress, 2020, 103(1): 1-19
- [3] 雷安旭, 冯博文, 董琛, 等. 太阳能无人机空中起飞设计[J]. 江汉大学学报, 2019, 47(5): 430-435
LEI Anxu, FENG Bowen, DONG Chen, et al. Design of aerial takeoff of solar unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Jiangnan University, 2019, 47(5): 430-435 (in Chinese)
- [4] 薛臣. 折叠翼飞行器变形过程飞行控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018
XUE Chen. Control of a folding wing aircraft during deformation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018 (in Chinese)
- [5] 程宇轩, 周洲, 王正平. 无人机重力投放展开过程研究[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(3): 485-492
CHENG Yuxuan, ZHOU Zhou, WANG Zhengping. Research on deployment process of gravitational airdrop UAV[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(3): 485-492 (in Chinese)
- [6] MONTALVO C, COSTELLO M. Meta aircraft flight dynamic[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(1): 107-115
- [7] MONTALVO C, COSTELLO M. Meta aircraft connection dynamics[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2012: 4677
- [8] SUENAGA Y, SUZUKI K. Coupled aerodynamics-structure analysis and wind tunnel experiments on passive hinge oscillation of wing-tip-chained airplanes[J]. Aerospace, 2024, 11(1): 53
- [9] KOTHER A. Flight mechanics and flight control for a multibody aircraft; long-endurance operation at high altitudes[D]. Berlin: Technische Universitat Berlin, 2019
- [10] FUJITA K, MOTODA T, NAGAI H. Numerical analysis for an aerial deployment motion of a folded-wing airplane[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2014
- [11] FUJITA K, MOTODA T, NAGAI H. Dynamic behaviour of Mars airplane with folded-wing deployment[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2014, 12(29): 1-6
- [12] FUJITA K, NAGAI H. Robustness analysis on aerial deployment motion of a Mars aircraft using multibody dynamics simulation: effects of wing-unfolding torque and timing[J]. The Aeronautical Journal, 2017, 121(1238): 449-468
- [13] FEDOROV A V, MALMUTH N D, SOUDAKOV V G. Supersonic scattering of a wing-induced incident shock by a slender body of revolution[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2007, 585: 305-322
- [14] CHAPLIN R A, MACMANUS D G, BIRCH T J. Aerodynamic interference between high-speed slender bodies[J]. Shock Waves, 2010, 20: 89-101
- [15] ORLIK-RUCKEMANN K J, LYENGAR S. Example of dynamic interference effects between two oscillating vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 10(9): 617-619
- [16] 刘延柱, 潘振宽, 戈新生. 多体系统动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2014
LIU Yanzhu, PAN Zhenkuan, GE Xinsheng. Dynamics of multiody systems[M]. Beijing: Higher Education Press, 2014 (in Chinese)
- [17] KATZ J, PLOTKIN A. Low-speed aerodynamics[J]. Journal of Fluids Engineering, 2004, 126(2): 293
- [18] ROBERT J S. Induced-drag calculations in the unsteady vortex lattice method[J]. AIAA Journal, 2013, 51(7): 1775-1779
- [19] 王宇, 祝小平, 周洲. 多体飞行器展开过程动力学特性研究[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(3): 490-499
WANG Yu, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou. Dynamics modeling and flight characteristics of folded multi-body aircraft[J]. Journal

of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(3): 490-499 (in Chinese)

Dynamic modeling and characteristics study of airdrop folding multi-body aircraft

WANG Yu¹, ZHU Xiaoping¹, WANG Rui^{2,3}

(1.School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
3.National Key Laboratory of Aircraft Configuration Design, Xi'an 710072, China)

Abstract: In the processes of launch, development and fall at high altitude without initial velocity, the dynamics model of a folding multi-body aircraft shows the characteristics of a multi-rigid body and multi-degree of freedom. The relative motion of each rigid body of the multi-body aircraft has mutual flow field interference, resulting in unsteady flow phenomenon. Therefore, the multi-body dynamic model of a two-body aircraft is established based on the absolute coordinate method. The unsteady vortex lattice method is derived under absolute coordinates. The multi-body dynamics coupling model that considers unsteady effects is obtained under the absolute coordinate system. Based on the multi-body dynamics coupling model and the unsteady vortex lattice method, the influence of three factors on the dynamic behavior of the drop and development processes is analyzed. The factors include initial folding angle, joint stiffness coefficient and joint damping coefficient. According to the convergence condition of the folding angle, the normal launch and development of the multi-body aircraft can be judged. Finally, the safe launch envelopes of the three factors are drawn. The simulation results are compared with the experimental data, verifying that the coupling model established in this paper can accurately describe the dynamic characteristics of the multi-body aircraft in its launch process. The paper provides technical basis for subsequent high-altitude launch research.

Keywords: dynamics of multi-body system; unsteady vortex lattice method; folding multi-body aircraft; airdrop

引用格式:王宇, 祝小平, 王睿. 空投折叠型多体飞行器动力学建模及投放特性研究[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(5): 878-887

WANG Yu, ZHU Xiaoping, WANG Rui. Dynamic modeling and characteristics study of airdrop folding multi-body aircraft [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(5): 878-887 (in Chinese)