

文章编号: 1674-8190(2021)01-056-08

# 某中空长航时无人机机载浮标分离安全性研究

孙凯军<sup>1</sup>, 付义伟<sup>1</sup>, 陆冬平<sup>2</sup>, 陈著<sup>1</sup>, 汪洋<sup>1</sup>

(1. 中国航天空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司, 北京 100074)

(2. 中国电子科技集团有限公司 中国电子科学研究院, 北京 100043)

**摘要:** 研究机载浮标投放过程中气动干扰特性及浮标运动规律, 对机载浮标安全投放方案的设计具有重要意义。采用计算流体力学方法对机载浮标投放过程进行数值模拟。通过动态嵌套网格技术模拟浮标运动, 结合刚体六自由度运动方程求解三维非定常 N-S (Navier-Stokes) 方程, 模拟基于察/打一体无人机平台的浮标自由投放过程, 获得详细的包括浮标运动姿态、运动轨迹和受力情况等在内的数据信息; 通过算例, 验证本文数值模拟程序的准确性。结果表明: 浮标投放过程中, 轻质浮标口盖自由分离会对螺旋桨后推式无人机的安全性造成重大影响; 考虑浮标口盖固连在浮标降落伞上的状态下, 初速度为 0 m/s 时投放浮标整体 (包含浮标、降落伞、口盖) 离螺旋桨最近距离为 0.151 m, 安全余量不够; 初速度为 1.8 m/s 时投放浮标整体离螺旋桨最近距离为 0.671 m, 满足投放安全性要求。

**关键词:** 无人机; 计算流体力学; 非定常流动; 运动嵌套网格; 外挂物投放; 气动干扰

中图分类号: V211.3; V279

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.01.007

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Safety Research on Release of Airborne Buoy Based on a Medium Altitude and Long-endurance (MALE) UAV

SUN Kaijun<sup>1</sup>, FU Yiwei<sup>1</sup>, LU Dongping<sup>2</sup>, CHEN Zhu<sup>1</sup>, WANG Yang<sup>1</sup>

(1. Caihong UAV Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

(2. China Academy of Electronics and Information Technology, China Electronics Technology Group Corporation, Beijing 100043, China)

**Abstract:** It is of great significance to study the aerodynamic interference characteristics and the motion law of the airborne buoy during the launching process for the design of the safe launching scheme of the airborne buoy. Computational fluid dynamics (CFD) methods are used to simulate the release process of airborne buoy in reconnaissance and strike integrated unmanned aerial vehicle (R/S UAV). A dynamic chimera grid approach is used and coupled with 6-DOF movement equations to solve the unsteady N-S (Navier-Stokes) equations. The time-dependent interference between the stationary and moving boundaries is captured. All major parameters, such as displacement, angular orientations and force, and their change trends are obtained. The results show that free separation of buoy cover will have a significant impact on the safety of UAV during the release process of airborne buoy. Considering the state of the buoy cover attached to the buoy parachute, the closest range of buoy from the propeller is 0.151 m when the initial speed is 0 m/s, the safety margin is not enough; however, the closest range of buoy from the propeller is 0.671 m when the initial speed is 1.8 m/s, the safety margin is enough.

**Key words:** unmanned aerial vehicle; computational fluid dynamics; unsteady flow; dynamic chimera grid; external store release; aerodynamic interference

收稿日期: 2020-04-14; 修回日期: 2020-07-01

通信作者: 付义伟, 9063821@qq.com

引用格式: 孙凯军, 付义伟, 陆冬平, 等. 某中空长航时无人机机载浮标分离安全性研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 56-63.

SUN Kaijun, FU Yiwei, LU Dongping, et al. Safety research on release of airborne buoy based on a medium altitude and long-endurance (MALE) UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 56-63. (in Chinese)

## 0 引言

近年来,随着我国海洋事业的迅猛发展,海难事故和海域领土纠纷也频发。与有人驾驶飞机相比,中空长航时无人机具有航时长、成本低、出勤率高等优点,其搭载先进完善的搜索与通信浮标使其成为远海救援、侦察监视的中坚力量。因此,研究无人机机载浮标投放过程中的气动力干扰问题,对机载浮标安全投放方案的设计有着十分重要的意义。

机载外挂物动态分离的研究方法主要有风洞试验和数值计算两种。风洞试验方面,主要有捕获轨迹系统(Captive Trajectory System,简称 CTS)试验,其是现阶段模拟飞机外挂物投放分离的主流试验方法,该方法能比较真实地模拟外挂物的分离特性,但是该方法对试验环境要求高、试验设备复杂,并且费用昂贵。数值计算方面,针对具有较大相对位移的运动问题,目前比较成熟的方法主要是动态嵌套网格方法<sup>[1-3]</sup>,其具有较高的网格质量,并且考虑了流场的非定常效应。

国外,W. L. Sickles 等<sup>[4]</sup>利用数值方法计算了 B-1B 轰炸机炸弹投放的运动轨迹,数值模拟结果与飞行试验吻合良好,证明了 CFD 方法的有效性;F. Robert 等<sup>[5]</sup>利用 CFD 方法结合六自由度刚体运动方程成功预测了 F/A-18C 战斗机机载导弹的运动轨迹,计算结果与风洞试验结果一致,说明 CFD 方法可以有效预测导弹的运动轨迹。

国内,达兴亚等<sup>[6]</sup>结合预估校正机制和嵌套网格技术对导弹的虚拟飞行进行了数值模拟,其数值结果与试验值吻合良好;王巍<sup>[7]</sup>通过动网格技术模拟了导弹的分离运动,给出了导弹安全分离的条件;郭少杰等<sup>[8]</sup>、蒋胜矩等<sup>[9]</sup>、白治宁等<sup>[10]</sup>结合动态嵌套网格与刚体六自由度运动方程,分别模拟了内埋导弹、弹丸和反潜导弹分离舱的分离过程,得出较为可靠的数值模拟结果。

通过国内外研究现状可以看出,通过非定常数值模拟与刚体六自由度运动方程相结合的方法可以模拟机载武器的投放过程,但是现有研究主要集中在机载导弹的分离安全性分析方面,且主要体现在有人驾驶飞机上,对轻质、无动力载荷的分离安全性研究较少,尤其对螺旋桨后推式无人机的载荷

分离安全性研究鲜有报道。

综上所述,本文通过非结构动态嵌套网格技术模拟浮标运动,结合刚体六自由度运动方程求解三维非定常 N-S 方程,模拟大侧风环境下某中空长航时无人机机载浮标的动态分离过程,并根据数值模拟结果对浮标投放位置和方式进行适应性改进。

## 1 数值模拟方法

### 1.1 控制方程

在惯性笛卡尔坐标系下,对于任意控制单元,积分形式的三维雷诺平均 N-S 方程<sup>[11]</sup>可以写成如下守恒形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e)^T$  为守恒变量; $\partial V$  为某一固定区域  $V$  的边界; $\mathbf{n}$  为边界的外法向矢量; $\mathbf{F}_c$  为对流矢量通量; $\mathbf{F}_v$  为粘性矢量通量。

### 1.2 刚体六自由度动力学方程

计算采用两个坐标系来描述浮标运动过程,一个是与无人机固联的惯性坐标系,另一个是与浮标固联的非惯性坐标系,坐标原点位于浮标质心。非惯性坐标系随浮标在惯性坐标系中作六自由度运动。这两个坐标系的坐标变换关系为

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B = \boldsymbol{\beta} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_I \quad (2)$$

式中:下标 B 表示非惯性坐标系;下标 I 表示惯性坐标系; $\boldsymbol{\beta}$  为两个坐标系的坐标转换矩阵。

刚体质心运动方程为

$$m \frac{d\mathbf{U}}{dt} = \mathbf{F} \quad (3)$$

式中: $m$  为刚体质量; $\mathbf{U}$  为惯性坐标系下刚体质心的速度矢量; $\mathbf{F}$  为刚体受力总矢量。

将式(3)转换到非惯性系下:

$$m \left( \frac{d\mathbf{U}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{U} \right) = \mathbf{F} \quad (4)$$

刚体质心动力学方程为

$$m \frac{d\mathbf{H}}{dt} = \mathbf{M} \quad (5)$$

式中： $\mathbf{M}$ 为刚体上的力矩总矢量； $\mathbf{H}$ 为刚体对质心的动量矩。

将式(5)转换到非惯性系下：

$$\frac{\delta \mathbf{H}}{\delta t} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{M} \quad (6)$$

### 1.3 动态嵌套网格

无人机和浮标分离的过程中具有较大的相对位移,故数值计算必须采用动网格技术,而运动嵌套网格技术<sup>[12-14]</sup>在模拟复杂非定常流动中具有比较明显的优势,因此本文对机载浮标分离的数值模拟采用非结构动态嵌套网格技术。

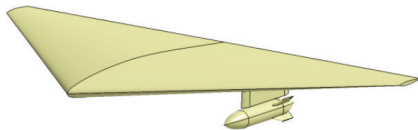
### 1.4 动态数值模拟原理

数值方法主要是基于非定常 N-S 方程和非结构动态嵌套网格,并结合刚体六自由度动力学方程的联立求解。动态数值模拟是在定常流场数值模拟基础上重复进行初值不同的求解。具体动态求解步骤如下：

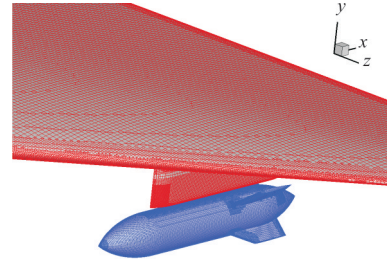
- (1) 建立计算模型,嵌套网格划分；
- (2) 求解定常流场作为非定常计算的初始值；
- (3) 开始非定常求解,计算  $T$  时刻浮标所受合力和合力矩；
- (4) 通过求解刚体六自由度动力学方程得到浮标的运动规律；
- (5) 由第(4)步得到的计算结果,求解  $T + \Delta T$  时刻浮标的位置及姿态信息,更新浮标所在位置；
- (6) 求解  $T + \Delta T$  时刻的非定常流场,返回第(4)步,如此循环,即可数值模拟浮标投放的运动轨迹。

## 2 算例分析

采用美国空军实验室的标模<sup>[15]</sup>来验证本文所采用的数值模拟程序的准确性,该标模具有完整的CTS试验数据。模型的几何外形如图1(a)所示,机翼和导弹的具体尺寸参见文献[15];计算网格示意图如图1(b)所示。



(a) 几何外形



(b) 局部网格

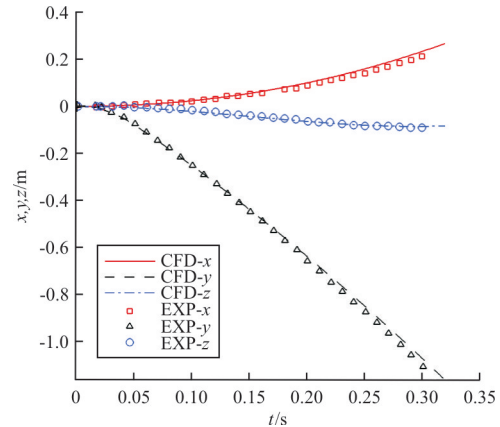
图 1 外形和网格示意图

Fig. 1 Geometry and local grid

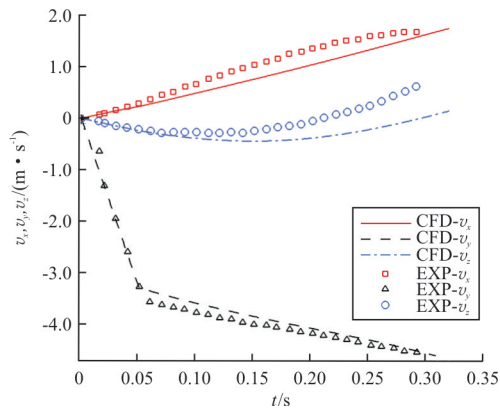
为了防止导弹发射初始阶段撞到发射架,在发射架下方增加弹射力:弹射力 1 作用点距弹头 1.237 m,方向朝下,大小 10 679 N;弹射力 2 作用点距弹头 1.747 m,方向朝下,大小 42 717 N。弹射力持续 0.05 s 后消失。

导弹基本参数:质量 907.2 kg,其重心距弹头 1.417 m,惯量  $I_{xx} = 27.12 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_{yy} = 488.1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_{zz} = 488.1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_{xy} = I_{xz} = I_{yz} = 0$ 。

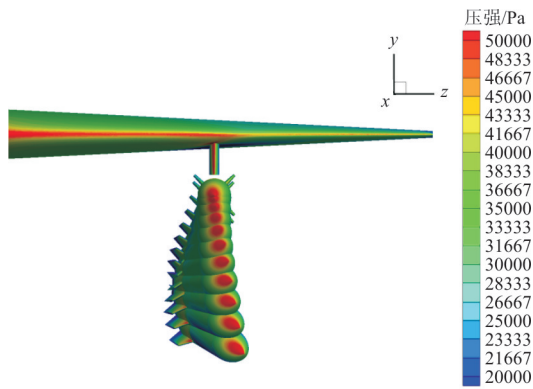
计算状态:飞行高度  $H = 7\,925 \text{ m}$ ,  $Ma = 0.95$ ,攻角  $0^\circ$ ,侧滑角  $0^\circ$ 。导弹的运动轨迹、线速度与实验数据的对比如图 2 所示。



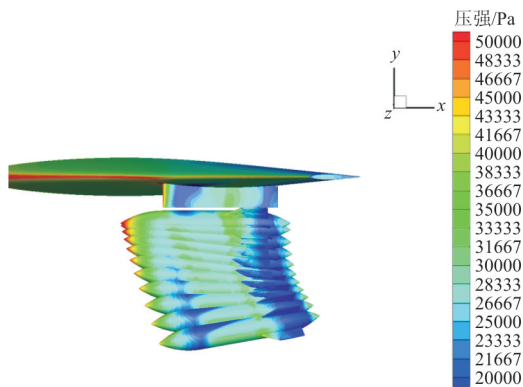
(a) 质心运动轨迹与实验值对比



(b) 质心运动线速度与实验值对比



(c) 导弹运动轨迹正视图



(d) 导弹运动轨迹侧视图

图 2 非定常计算结果

Fig. 2 Result of numerical simulation

从图 2 可以看出:计算结果与实验结果吻合良好,表明本文采用的数值模拟程序计算精度较高,可以用来模拟无人机载荷分离过程。

### 3 浮标投放分离模拟

#### 3.1 几何模型

飞机模型为某中空长航时无人机,属于螺旋桨后推式无人机,翼展 21 m(如图 3 所示),本文计算不涉及螺旋桨滑流。浮标投放舱如图 4 所示,浮标为长圆柱型(如图 5(左)所示),浮标从投放舱弹出以后浮标口盖(如图 5(右)所示)第一时间脱落,浮标口盖将一小降落伞从浮标内部带出(如图 6 所示)。

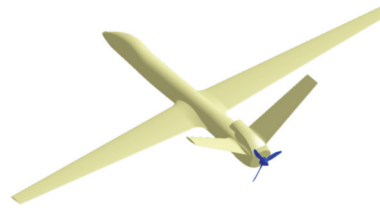


图 3 某中空长航时无人机

Fig. 3 Medium-altitude long-endurance UAV

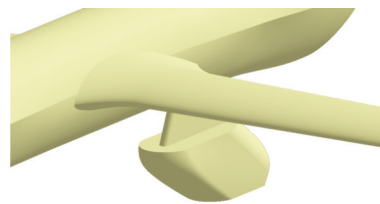


图 4 浮标投放舱

Fig. 4 Buoy launch cabin

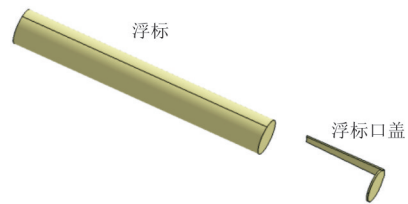


图 5 浮标及浮标口盖

Fig. 5 Buoy and port cover

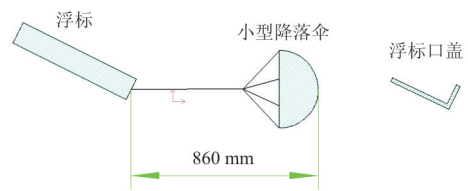


图 6 浮标开伞示意图

Fig. 6 Schematic diagram of opening parachute

计算状态:飞行高度  $H = 0.5 \text{ km}$ ,水平风速  $56 \text{ m/s}$ ,攻角  $0^\circ$ ,最大侧风  $15 \text{ m/s}$ (相当于侧滑角  $15^\circ$ ,根据飞行力学仿真得到)。

#### 3.2 浮标口盖分离模拟

由于浮标口盖质量较轻,受侧风影响较大;并且口盖处于浮标底部,在浮标没有完全出筒的情况

下已经从浮标上分离。因此,口盖对飞机的安全性,尤其是对螺旋桨的安全性可能会造成影响。

首先模拟口盖的分离轨迹,浮标口盖的质量为  $0.18 \text{ kg}$ ,转动惯量分别为  $0.001, 0.002$  和  $0.004 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。假定浮标盖板初始位置包含两种情况:口盖背部朝上(如图 7 所示)和口盖背部朝内(如图 8 所示),初速度为  $0 \text{ m/s}$ 。

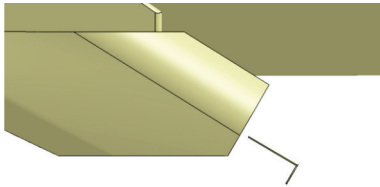


图 7 浮标口盖初始位置一:背部朝上(侧视图)

Fig. 7 First initial position of port cover:  
back up (side view)

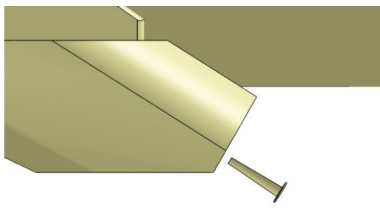


图 8 浮标口盖初始位置二:背部朝内(侧视图)

Fig. 8 Second initial position of port cover:  
back in (side view)

飞机表面网格示意图如图 9 所示,嵌套网格示意图如图 10 所示。浮标口盖由位置一(背部朝上)分离的数值仿真结果如图 11 所示。

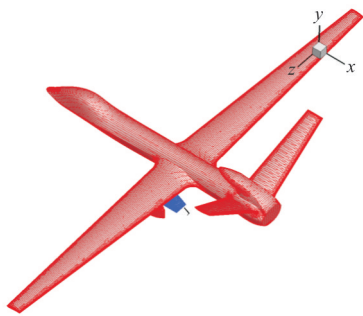


图 9 飞机表面网格示意图  
Fig. 9 Surface grid of UAV

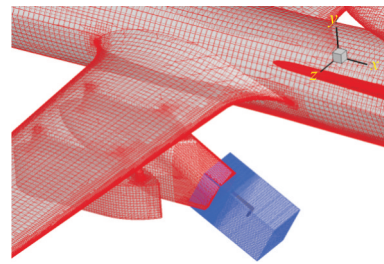
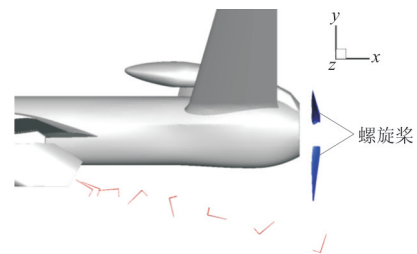
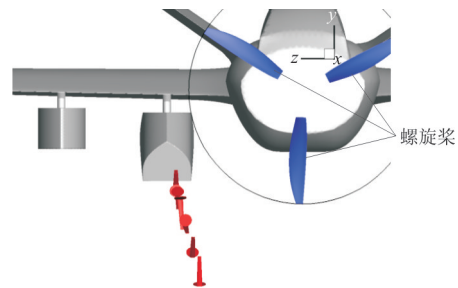


图 10 嵌套网格示意图  
Fig. 10 Grid (chimera grid) diagram



(a) 侧视图



(b) 后视图

图 11 初始位置一口盖空间运动轨迹

Fig. 11 Space motion trajectory of the first initial position

从图 11 可以看出:浮标口盖自由投放  $0.28 \text{ s}$  后,水平位移很大,纵向位移次之,侧向位移较小;整个投放过程中浮标口盖俯仰方向发生滚转,没有横航向滚转。投放过程中,如果无人机是稳定的,则可以认为浮标口盖投放是安全的。

浮标口盖由位置二(背部朝内)分离的数值仿真结果如图 12 所示,可以看出:浮标口盖自投放  $0.16 \text{ s}$  后,侧向位移明显比水平、纵向位移大得多,浮标压板移动到机身右侧。

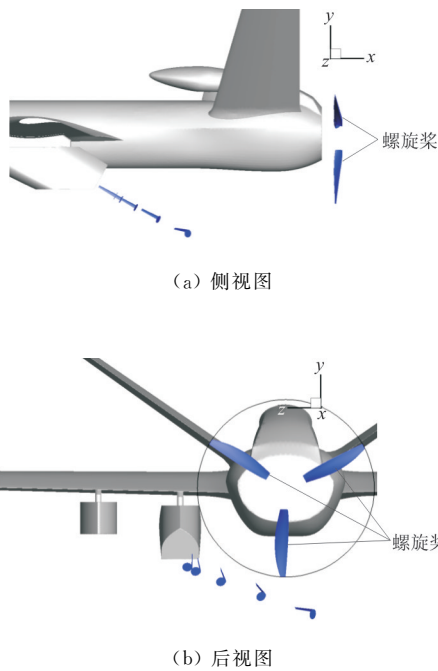


图 12 初始位置二口盖空间运动轨迹  
Fig. 12 Space motion trajectory of the second initial position

虽然在初始位置一和初始位置二的计算中浮标口盖没有碰到螺旋桨,但是计算发现口盖初始位置会对其运动轨迹产生很大影响,如果初始位置不合理,口盖很有可能会飘进螺旋桨滑流区,进而击中螺旋桨,对飞机的飞行安全产生严重影响。

### 3.3 改进后浮标分离模拟

从 3.2 节的仿真结果可知,浮标口盖自由分离会对无人机螺旋桨的安全性造成影响,故经考虑,决定把浮标口盖固定在降落伞上,固定绳长度为 600 mm,如图 13 所示,同时将浮标投放舱由机翼最内侧挂点移动到最外侧挂点。

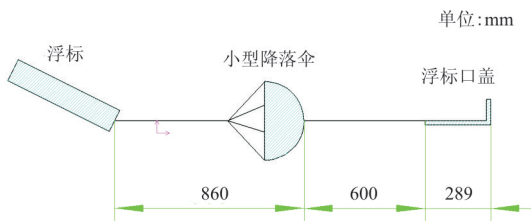


图 13 浮标开伞示意图(改进后)  
Fig. 13 Schematic diagram of opening parachute (after improvement)

浮标参数如表 1 所示,投放初速度分别为 0 和 1.8 m/s,降落伞拉力为风洞试验结果。为了简化问题,本节只模拟浮标运动,同时假设浮标初始位置降落伞已经完全打开,在整个投放运动过程中降落伞拉力大小、方向恒定,作用点在浮标底部。

表 1 浮标参数  
Table 1 Buoy parameters

算例编号	投放方式	质量/kg	降落伞拉力/N	初始速度/(m·s <sup>-1</sup> )
算例一	30°斜置	10	219	0
算例二	30°斜置	10	219	1.8

#### 3.3.1 无初速度投放

无初速度时,浮标 0.48 s 内的运动轨迹如图 14 所示,可以看出:水平位移明显比纵向、侧向位移大得多。

无初速度时,浮标运动过程中各参数随时间的变化曲线如图 15 所示,可以看出:降落伞拉力较气动力、重力要大得多,浮标在运动初期俯仰角变化剧烈,由初始的 30°变成 -36.4°,但是纵向位移较小;在运动中后期,浮标俯仰角又逐渐变大,直到 0.48 s 时刻俯仰角为 28.2°。

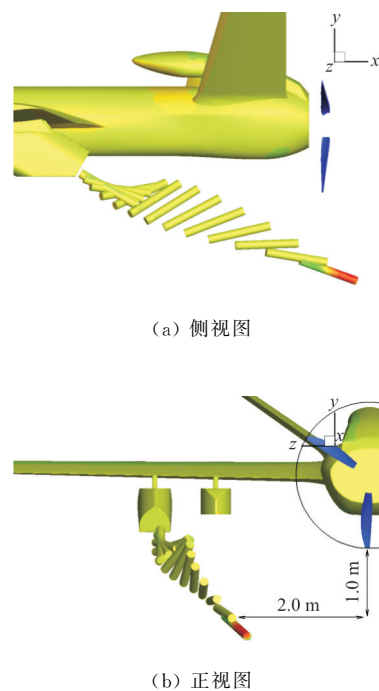
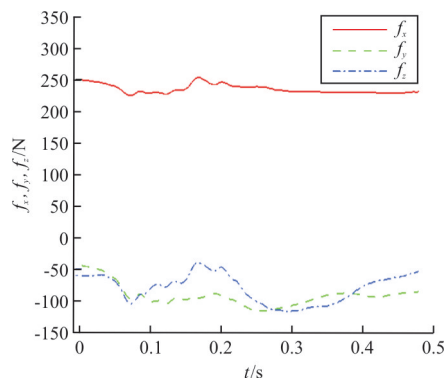
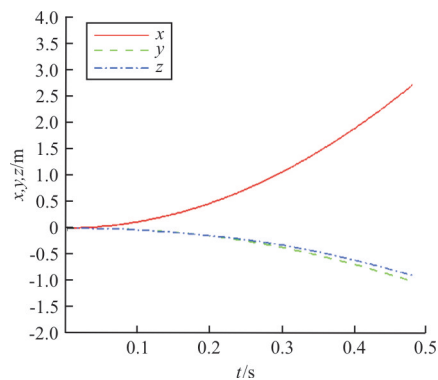


图 14 动态分离空间运动轨迹( $V_0=0$  m/s)  
Fig. 14 Space motion trajectory of buoy ( $V_0=0$  m/s)



(a) 浮标三分量力(含重力和伞拉力)



(b) 浮标质心位置

图 15 投放过程浮标各参数随时间变化曲线( $V_0=0$  m/s)

Fig. 15 Buoy parameters change over time during launch

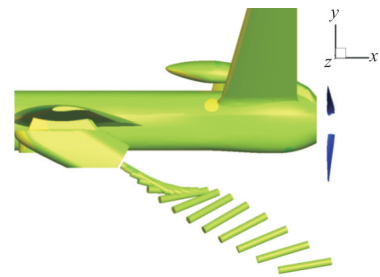
( $V_0=0$  m/s)

浮标底部与浮标口盖总长度为 1.749 m,通过计算得到浮标运动过程中与螺旋桨平面的最小距离为 1.9 m,极端情况下浮标口盖与螺旋桨平面的最小距离约为 0.151 m.考虑到飞机沉浮运动,需要留有 0.5 m 的安全余量,故 0 m/s 初速度投放不满足投放要求。

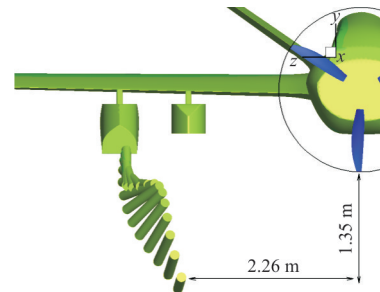
### 3.3.2 有初速度投放

$V_0=1.8$  m/s 时,浮标 0.48 s 内的运动轨迹如图 16 所示,可以看出:水平位移同样明显比纵向、侧向位移大得多。

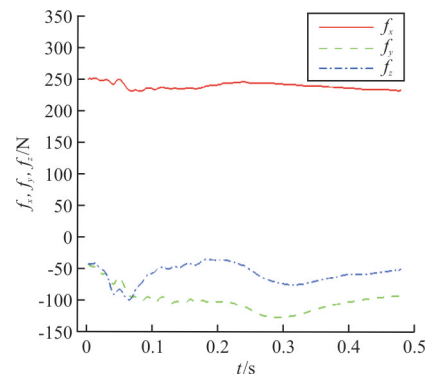
$V_0=1.8$  m/s 时,浮标运动过程中各参数随时间变化的曲线如图 17 所示,可以看出:浮标有 1.8 m/s 的初速度后,在运动初期俯仰角由  $30^\circ$  变成  $-30.2^\circ$ ,这段时间内纵向位移比无初速度投放要大得多;在运动中后期,浮标俯仰角又逐渐变大,但是幅值较小,直到 0.48 s 时刻俯仰角为  $-9.8^\circ$ 。



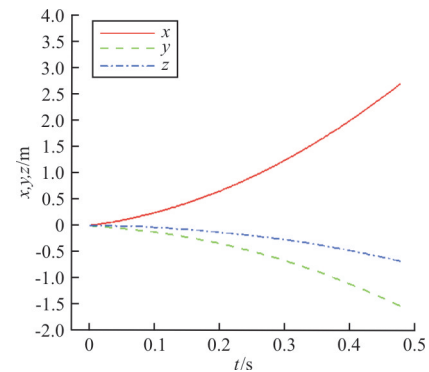
(a) 侧视图



(b) 正视图

图 16 动态分离空间运动轨迹( $V_0=1.8$  m/s)Fig. 16 Space motion trajectory of buoy ( $V_0=1.8$  m/s)

(a) 浮标三分量力(含重力和伞拉力)



(b) 浮标质心位置

图 17 投放过程浮标各参数随时间变化( $V_0=1.8$  m/s)

Fig. 17 Buoy parameters change over time during launch

( $V_0=1.8$  m/s)

浮标底部与浮标口盖总长度为 1.749 m,通过计算得到浮标运动过程中与螺旋桨平面的最小距离为 2.42 m,极端情况下浮标口盖与螺旋桨平面的最小距离约为 0.671 m。考虑到飞机沉浮运动,需要留有 0.5 m 的安全余量,故 1.8 m/s 初速度投放满足投放要求,可以认为在极限情况下也是安全的。

## 4 结 论

(1) 动态嵌套网格方法可以用于处理螺旋桨后推式无人机轻质载荷分离问题,具有较高的工程应用价值。

(2) 轻质浮标口盖自由分离状态的数值模拟结果显示,口盖初始位置会对其运动轨迹产生很大影响,其自由分离会对飞机的安全性造成重大影响。

(3) 改进后浮标的投放安全性和其初始投放速度有很大的关系,应在总体设计时予以考虑。

### 参考文献

- [1] 许晓平,祝小平,周洲,等.考虑喷流效应的机载导弹发射及气动干扰数值模拟[J].航空动力学报,2011,32(4):580-588. XU Xiaoping, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. Numerical simulation of missile launching and aerodynamic interference with plume effects[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 32(4): 580-588. (in Chinese)
- [2] MEAKIN R L. Computations of the unsteady generic wing/pylon/finned-store configuration: AIAA-1992-4568 [R]. USA: AIAA, 1992.
- [3] COLEMAN L A, JOLLY B A, CHESSER B L, et al. Numerical simulation of a store separation event from an F-15E aircraft: AIAA-1996-3385[R]. USA: AIAA, 1996.
- [4] SICKLES W L, HAND T L, MORGRET C H. High-fidelity time accurate CFD store separation simulations from a B-1B bay with comparisons to quasi-steady engineering methods: AIAA-2008-186[R]. USA: AIAA, 2008.
- [5] ROBERT F, TOMARO F C. Simulation of store separation for the F/A-18C using cobalt[J]. Journal of Aircraft, 2007, 37(3): 361-367.
- [6] 达兴亚,陶洋,赵忠良.基于预估校正和嵌套网格的虚拟飞行数值模拟[J].航空学报,2012,33(6):977-983. DA Xingya, TAO Yang, ZHAO Zhongliang. Numerical simulation of virtual flight based on prediction-correction coupling method and chimera grid[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(6): 977-983. (in Chinese)
- [7] 王巍.导弹内埋气动特性研究与仿真[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2011. WANG Wei. Aerodynamic studies and simulation of missiles internal[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2011. (in Chinese)
- [8] 郭少杰,王斌,周培培,等.隐身无人内埋武器分离安全性数值研究[J].机械科学与技术,2017,36(s1):115-121. GUO Shaojie, WANG Bin, ZHOU Peipei, et al. Numerical analysis for internal weapon separation performance of a stealth UAV [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2017, 36(s1): 115-121. (in Chinese)
- [9] 蒋胜矩,梁益铭.一种基于数值虚拟飞行技术的弹丸稳定性评估方法[J].弹箭与制导学报,2017,37(1):89-93. JIANG Shengju, LIANG Yiming. A estimation method for projectile stability based on numerical virtual flight technology[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2017, 37(1): 89-93. (in Chinese)
- [10] 白治宁,张世健,王明洲,等.反潜导弹分离舱张开特性数值方法研究[J].飞行力学,2018,36(2):122-128. BAI Zhining, ZHANG Shijian, WANG Mingzhou, et al. Numerical research on unfolding characteristics of separating capsules for the antisubmarine missile[J]. Flight Dynamics, 2018, 36(2): 122-128. (in Chinese)
- [11] 孙凯军,张碧辉,付义伟,等.悬停状态倾斜旋翼机非定常气动干扰研究[J].航空工程进展,2019,10(6):744-749. SUN Kaijun, ZHANG Bihui, FU Yiwei, et al. Researches on unsteady aerodynamic interference of the tiltrotor aircraft in hover[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 744-749. (in Chinese)
- [12] BENEK J A, STEGER J L, DOUGHERTY F C, et al. Chimera a grid-embedding technique: Ames Research Center: AD-A167466[R]. USA: [s. n.], 1986.
- [13] 杨爱明,乔志德.基于运动嵌套网格的前飞旋翼绕流 N-S 方程数值计算[J].航空学报,2001,22(5):936-941. YANG Aiming, QIAO Zhide. Navier-Stokes computation for a helicopter rotor in forward flight based on moving overset grids[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(5): 936-941. (in Chinese)
- [14] 许和勇,叶正寅,王刚.聚合多重网格法在旋翼前飞流场计算中的应用[J].航空动力学报,2007,22(2):521-526. XU Heyong, YE Zhengyin, WANG Gang. Application of agglomeration multigrid method in calculation of rotor forward flight flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 521-526. (in Chinese)
- [15] FOX J H. Generic wing pylon and moving finned store[R]. USA: Arnold Engineering Development Center, 1996.

### 作者简介:

孙凯军(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计、螺旋桨设计。

付义伟(1980—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计。

陆冬平(1985—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞行器结构设计。

陈 著(1992—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

汪 洋(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

(编辑:马文静)