

# 子母无人机多体分离气动特性模拟

李云龙, 许晓平, 周洲, 拜昱

(西北工业大学航空学院, 西安, 710072)

**摘要** 子母机多体分离过程中气动干扰特性的分析是集群无人机发射技术的重要研究方向。基于动态嵌套非结构多面体网格技术,耦合求解流场非定常N-S方程与刚体六自由度运动方程,实现了子母机多体分离过程的精确模拟。首先,对母机的气动干扰区和子母机的分离方式进行分析,其次,计算得到整体状态时子母机以及子机与子机之间的气动干扰特性,最后,根据多体分离过程中子机运动状态的变化情况,进行安全特性评估。研究结果表明:相对于减速分离,加速分离能够快速脱离气动干扰区,安全性更高,并且随着子机数量的增加,子机机翼的距离不断减小,在一定程度上减弱了子机的翼尖涡对翼面的影响,增大了子机的升力。

**关键词** 无人机; 气动干扰; 多体分离; 计算流体力学; 嵌套网格技术; 六自由度方程

**DOI** 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.04.012

**中图分类号** V279    **文献标志码** A    **文章编号** 2097-1915(2024)04-0079-07

## Simulation Study on Aerodynamic Characteristics of Multi-Body Separation of Sub-Mother UAV

LI Yunlong, XU Xiaoping, ZHOU Zhou, BAI Yu

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract** In the process of multi-body separation of sub-mother UAV, the analysis of aerodynamic interference characteristics is an important research direction in swarm UAV launch technology. In this paper, based on the dynamic nested unstructured polyhedral mesh technology, the unsteady N-S equation of the flow field and the six-degree-of-freedom motion equation of the rigid body are coupled to realize the accurate simulation of the multi-body separation process of the sub-mother UAV. Firstly, the aerodynamic interference zone of the parent UAV and the separation mode of the child UAV are analyzed. Secondly, the aerodynamic interference characteristics of the sub-mother UAV and between the sub-UAV and the sub-UAV and the sub-UAV in the overall state are calculated. Finally, according to the change of the motion state of the sub-UAV in the process of multi-body separation, the safety characteristics were evaluated. The results show that compared with deceleration separation, accelerated separation can get out of the aerodynamic interference region faster and has higher safety. Moreover, with the increase of the number of sub-UAVs, the distance of the wings of the sub-UAV decreases continuously, and this also weakens the influence of the wingtip vortex on the wing surface of the sub-UAV to a certain extent and increases the lift

收稿日期: 2023-09-28

基金项目: 陕西省重点研发计划(2023-YBGY-373); 陕西省自然科学基础研究计划(2023-JC-YB-010, 2023-JC-QN-0043)

作者简介: 李云龙(2000—), 男, 湖北襄阳人, 硕士生, 研究方向为无人机空气动力学。E-mail: xiaogua@mail.nwp.edu.cn

**引用格式:** 李云龙, 许晓平, 周洲, 等. 子母无人机多体分离气动特性模拟[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(4): 79-85. LI Yunlong, XU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. Simulation Study on Aerodynamic Characteristics of Multi-Body Separation of Sub-Mother UAV[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2024, 25(4): 79-85.

of the sub-UAV.

**Key words** UAV; aerodynamic interference; multi-body separation; computational fluid dynamics; overset mesh method; six-degree-of-freedom motion equation

随着作战环境的日益复杂,单个无人机的作战能力受到极大的限制,而无人机集群作战作为一种具有重要战略意义的作战形式,因其强大的战斗力、较高的系统生存率和较低的打击成本,受到许多国家重视<sup>[1]</sup>。集群作战的无人机一般都是机动性高、适应性强的小型无人机,续航能力存在较大短板。在如何使集群无人机快速且安全抵达战场的关键性问题上,各个国家的解决方案较少<sup>[2]</sup>。美陆军曾在2016年寻求导弹部署武器化集群无人机技术,拟利用导弹发射“灰山鹑”这类小型集群武器化无人机,实现快速突防与饱和攻击的有效结合。美空军研究实验室在《2030年的空军:行动号召》视频中展示了集中式载体平台单次投放大量无人机的构想,无人机集群高密度附着在柱体上,通过伞牵拉的方式从C-130运输机货舱中投放柱体,无人机在空中与柱体分离进行集群作战<sup>[3]</sup>。

在集群无人机的发射过程中,由于子机(小型无人机)与母机(运载机)以及子机与子机之间强烈的气动干扰,造成子机不稳定姿态变化,极易发生碰撞,严重影响分离过程的安全性,所以子母机多体分离问题的气动特性分析就显得尤为重要。子母机多体分离技术作为集群无人机发射领域的关键问题之一,其主要任务是保证集群子机与母机的安全分离并确保分离后的子机具有良好的飞行姿态。目前多体分离的研究手段主要有风洞试验、飞行试验以及数值模拟3种。随着计算流体力学和计算机硬件的发展,数值模拟方法因其可以获得丰富的流场信息,并且易于调节参数变量以及有效避免了风洞试验和飞行试验的高成本、高风险,受到了研究者的青睐<sup>[4]</sup>。

国外对于多体分离的研究工作较为成熟。Panagiotopoulos等<sup>[5]</sup>运用弹簧平滑法对外挂式导弹在不同攻角下的分离过程做出了分析。Holden等<sup>[6]</sup>对子母弹分离时的气动干扰现象开展了研究,并进行了风洞试验。Harris等<sup>[7]</sup>耦合六自由度方程与碰撞预测模型对大批量子弹分离过程进行了数值模拟,对大批量高密度子弹分离过程中可能存在的碰撞问题做出了分析。在国内,三维非定常N-S方程和刚体六自由度运动方程耦合计算已经广泛应用于工程实践。王金龙等<sup>[8-9]</sup>采用非结构网格研究了侧抛式子母弹在不同抛撒时序下的分离流场特性及其气动干扰特性。靳晨晖等<sup>[10]</sup>采用非结构重叠网

格技术,对双层轴向排布子母弹的侧向抛撒分离过程进行数值模拟,得到了子弹在不同工况条件下的分离干扰特性。陈时通<sup>[11]</sup>在王金龙的基础上采用重叠网格技术,研究了子弹弹舱处于母弹不同位置条件下子母弹分离的姿态变化及其流场干扰。庞川博等<sup>[12]</sup>数值研究了超声速环境下侧抛式云爆子母弹分离过程中多体间的气动干扰。

综合国内外多体分离技术的研究现状,大部分研究都是分析子母弹的高速分离过程,对于无人机集群多体低速分离过程的研究相对较少,并且多数研究仅是分析母体对子体产生的气动干扰,子体之间的气动干扰分析也略有不足。因此,本文分别选取单子机、三子机、五子机分离模型,基于动态嵌套非结构多面体网格技术,耦合求解非定常N-S方程与刚体六自由度运动方程,精确模拟了外挂式子机的多体分离过程,有效研究了子母机、子机与子机之间的气动干扰和子母机分离方式对分离过程安全性的影响。

## 1 计算方法及验证

### 1.1 动态嵌套网格技术

采用动态嵌套网格技术模拟子母机分离过程中子机与母机以及子机与子机之间的相对运动,其主要思想是在多套相互交叠的网格之间通过重叠区域共享的方法来实现信息交换<sup>[13-14]</sup>。相互嵌套的多重网格分为背景网格和部件网格,通过插值算法实现不同网格之间流场信息的传递,从而形成一整套计算网格,该操作过程被称为“挖洞”处理<sup>[11]</sup>。当部件网格发生运动后,则需重新进行“挖洞”处理,得到新的计算网格,以此实现部件网格在规定时间内的整个运动过程<sup>[15-16]</sup>。

### 1.2 计算方法

采用基于非结构多面体网格的有限体积法求解非定常雷诺平均N-S方程,三维积分形式的控制体方程表述为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} W dV + \iint_{\partial\Omega} F(W) \mathbf{n} dS = \iint_{\partial\Omega} G(W) \mathbf{n} dS \quad (1)$$

式中: $\Omega$  为控制体; $\partial\Omega$  为控制体的边界; $W$  为守恒量; $F(W)$  为通过单元  $S$  表面的无粘通量; $G(W)$  为通过单元  $S$  表面的粘性通量; $\mathbf{n}$  为单元  $S$  的外法向单元矢量。

通过求解刚体六自由度运动方程组获得分离过程中子机的运动轨迹及姿态,子机质心运动的动力学方程选用惯性坐标系为参考系,绕质心转动的动力学方程的参考系则为机体坐标系,六自由度方程组如下:

$$\begin{cases} F_x = m dV_x / dt \\ F_y = m dV_y / dt \\ F_z = m dV_z / dt \\ M_x = I_{xx} \frac{d\omega_x}{dt} - (I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \omega_z \\ M_y = I_{yy} \frac{d\omega_y}{dt} - (I_{zz} - I_{xx}) \omega_z \omega_x \\ M_z = I_{zz} \frac{d\omega_z}{dt} - (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y \end{cases} \quad (2)$$

式中: $F_x, F_y, F_z$ 为子机在惯性系下3个方向上受到的力(包括气动力和重力等); $V_x, V_y, V_z$ 为惯性系下子机沿3个方向上的速度; $m$ 为子机质量; $M_x, M_y, M_z$ 为子机绕机体轴所受的外力矩; $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$ 为子机绕机体轴的转动惯量;由于子机为对称布局,方程组中忽略了子机的惯性积, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为子机绕机体轴的转动角速度。

子母机分离过程仿真计算时,流动控制方程和刚体六自由度运动方程在每个物理时间步内依次单独求解。首先根据子机已知状态量寻找重叠网格的边界并进行“挖洞”处理,得到离散之后的整个流体域,其次调用CFD程序对流动控制方程进行数值求解,得到子机所受的气动力和气动力矩,然后求解刚体六自由度运动方程得到下一时间步内子机的状态量,根据所求状态量对嵌套网格进行更新,最终实现流动控制方程与六自由度方程的耦合求解,得到子机在整个分离过程中的轨迹变化和姿态变化<sup>[17]</sup>。

### 1.3 计算方法验证

选取美国阿诺德工程开发中心发布的机翼/挂架/弹体外挂物(WPFS)标准模型,用于本文基于动态非结构多面体嵌套网格耦合求解计算方法可靠性的验证,参照数据为CTS风洞试验结果<sup>[18]</sup>。

WPFS标模的几何外形如图1所示,弹体质量特性及分离条件见表1。

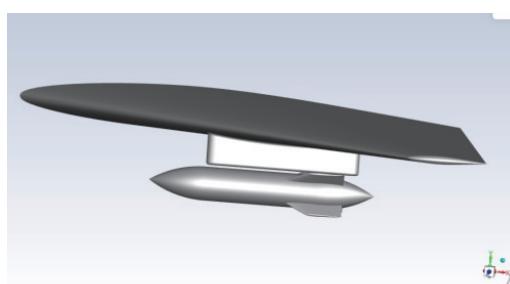
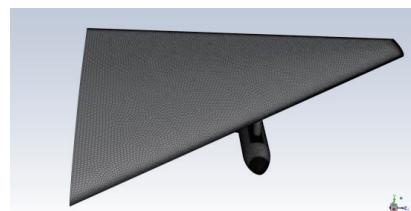


图1 WPFS标模外形示意图

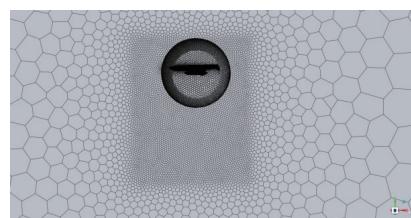
表1 弹体相关参数

参数	数值
质量/kg	907
质心位置(距弹体头部)/mm	1 417
转动惯量 $I_{xx}$ /(kg·m <sup>2</sup> )	27
转动惯量 $I_{yy}$ /(kg·m <sup>2</sup> )	488
转动惯量 $I_{zz}$ /(kg·m <sup>2</sup> )	488
前缘弹射力/kN	10.7
前缘弹射力位置(距弹体头部)/mm	1 237.5
后缘弹射力/kN	42.7
后缘弹射力位置(距弹体头部)/mm	1 746.5
弹射力作用距离/mm	100

基于非结构嵌套网格的思想,分别生成机翼所在的背景网格和弹体所在的部件网格。在背景网格中对部件网格的大致运动区域进行加密,使得整个运动过程中背景网格和部件网格一直具有较好的嵌套效果,并在部件网格中对导弹与挂架连接区的网格进行大幅度加密,使其能够较好地捕捉连接区的复杂流动特征。背景网格、部件网格的数量都在500万个左右,模型表面网格及切片网格如图2所示。



(a) 物面网格



(b) 切片网格

图2 WPFS标模网格

计算状态与试验状态保持一致,来流马赫数  $Ma = 0.95$ ,飞行高度  $H = 7.925$  km,飞行迎角  $\alpha = 0^\circ$ ,采用  $k-\epsilon$  双方程湍流模型,模拟分离总时长为0.3 s,时间步长为0.001 s。在分离过程开始之前先进行流场稳态计算,待流场稳定后进行非定常计算,与刚体六自由度运动方程耦合求解,最终得到弹体在规定时间内运动轨迹和姿态变化。

图3给出了WPFS标模分离过程中弹体的质心位移和姿态角随时间的变化曲线。实线为数值模拟的结果,离散点为试验值。 $dx, dy, dz$ 分别为导弹质心在3个方向的位移变化,Roll、Yaw、Pitch为导弹在3个方向的姿态角变化。可以看出,计算值

与试验值吻合较好。总的来说,本文采用的基于动态嵌套非结构多面体网格,耦合求解流动控制方程与刚体六自由度运动方程的方法,能够较好地模拟弹体的分离过程,具有较高的可信度。

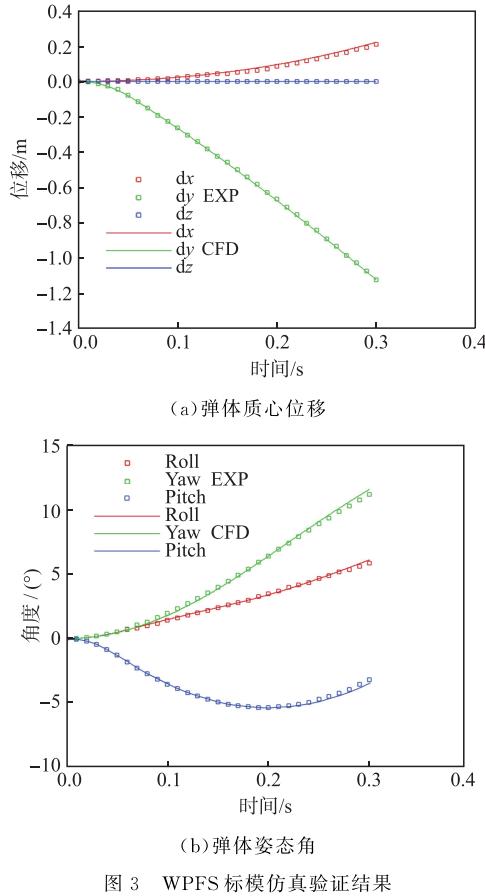


图 3 WPFS 标模仿真验证结果

## 2 子母无人机分离模型

本文建立子母机分离模型,沿 Y 轴正向为子机标号,如图 4 所示。母机下缘通过挂架与子机连接,本方案未考虑子母机动力系统产生的气动影响。

子机采用 X 翼构型,X 翼构型结合了四轴飞行器与固定翼飞行器的特点,能够适应更复杂的任务环境。子机仅由机翼、机身、动力系统构成,没有尾翼和舵面,子机的运动由动力控制。翼型为采用 C72 与 ESA40/JCE 的混合翼型,其中 C72 比例为 27%。子机翼展为 0.6 m,在海平面的巡航速度为 20 m/s,全机总质量 0.6 kg。

本研究选用的母机构型为大展弦比常规布局形式,采用 SD7037 翼型。多个子机布置于机翼外侧部位,子机位置离母机机身、尾翼较远,又因为子母机系统飞行速度较低,因此子母机相互气动干扰范围大致限于子机附近区域。为降低网格建模难度和提高计算效率,本文对子母机构型做了简化处理,去掉了母机的机身与尾翼,建立了含母机机翼、挂架与

子机的组合构型。

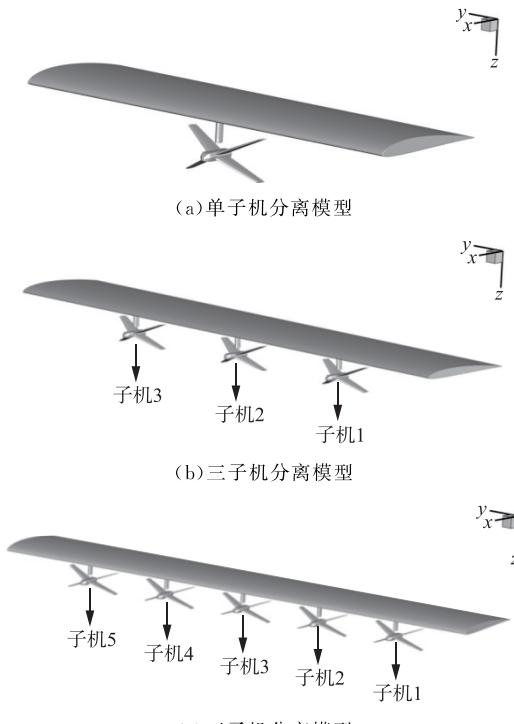


图 4 子母机分离模型

## 3 分离方案

子机集群与母机由挂架相连,巡航速度为 20 m/s,当子母机到达指定任务区域,通过重力释放子机,无弹射力作用。考虑到子机集群加速分离或者减速分离都可以作为分离方案,分别选取 25% 和 75% 母机弦长位置安装子机。当挂架释放子机后,子机在下落的过程中加速脱离母机,或者通过动力系统产生的拉力差使子机抬头,以增大分离过程中所受的阻力,达到减速分离的效果。

本节主要比对加速分离和减速分离的优缺点,确定最终的分离方式。分离方式优缺点的比对主要根据子母机是否发生碰撞以及子机能否快速脱离母机所产生的气动干扰区。母机所产生的气动干扰会严重影响到子机的飞行性能,所以确定气动干扰区的范围是非常必要的,母机的尾流区默认为气动干扰区。

### 3.1 气动干扰区分析

对子母机模型进行切分,得到二维分离模型。在母机下方选取 10 个水平位置,由子机重心位于母机弦长 5% 的位置开始,直到 95% 结束,局部子机水平位置如图 5 所示,计算得到不同水平位置下子机的气动特性。再通过嵌套网格技术由子母机初始间距(即挂架长度)向下移动 0.2 m,0.5 m,0.8 m,并分别对移动后的间距,子机处于各个水平位置时的

气动特性进行数值计算,得到母机对子机的气动干扰规律。

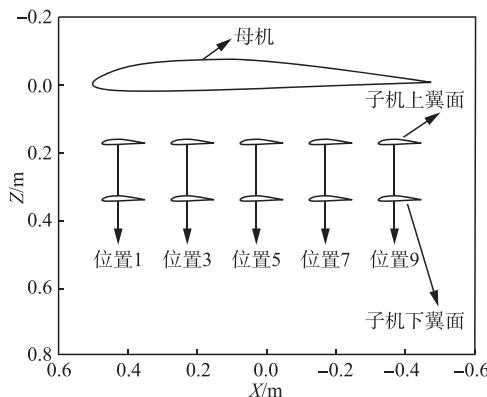
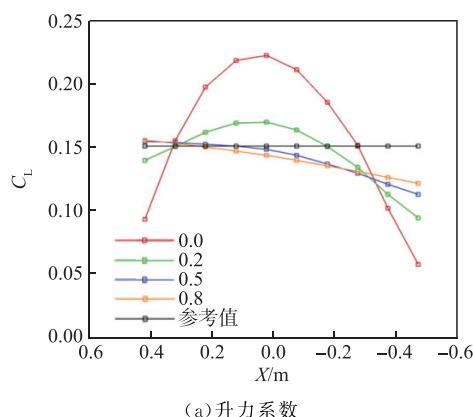
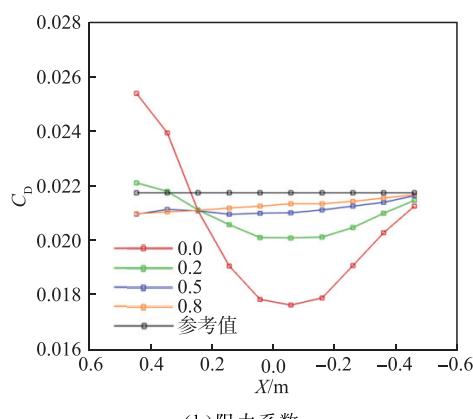


图 5 子母机二维模型及局部子机水平位置

由图 6 可以发现,随着子母机间距的增大,子机的纵向气动特性呈现出一定规律的变化,参考值曲线指无母机干扰时子机的纵向气动特性。随着子母机距离的增大,子机的纵向气动特性变化越来越平缓,当子母机距离增大到 0.5 m 左右,各项力、力矩系数随着子机水平位置的移动只发生单向的变化,升力系数逐渐减小,阻力系数、俯仰力矩系数逐渐增大。当纵向移动距离从 0.5 m 增大到 0.8 m 时,各项系数的变化程度较小。子机的纵向气动特性出现上述变化规律主要是由于母机的运动影响到子机所处流场的分布。综合考虑不同水平位置下子机的升阻特性随高度的变化,本文认定竖直方向子机距母机 0.5 m 以内的区域为气动干扰区。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

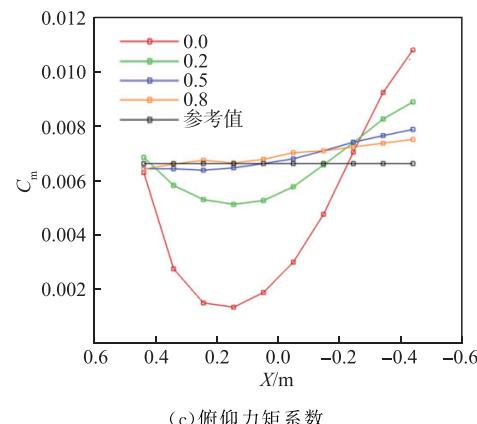


图 6 子母机不同间距时子机的气动特性变化曲线

### 3.2 加速分离

在挂架释放加速分离的过程中,子机相对母机的水平位移逐渐增大,而垂直位移增大到一定程度后开始减小,如图 7 所示。垂直位移的减小是由于子机速度增加,升力随之增加,当升力大于重力,垂直速度开始减小直到反向。可以发现随着子机加速分离过程的进行,子机能够脱离气动干扰区,与母机安全分离。

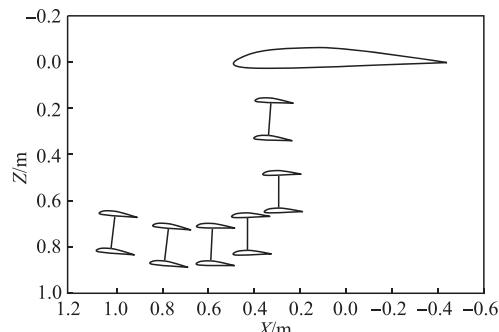


图 7 子机加速分离轨迹

### 3.3 减速分离

在子机抬头减速分离的过程中,如图 8 所示,由于诱导阻力的增大,子机在水平方向相对母机反向运动,并持续增大,而垂直位移先增大后减小,垂直位移的减小是由于子机迎角增加,升力随之增加。在减速分离过程中,子机逐渐运动到母机的尾流区,而且在子机快速上升过程中,垂直位移快速增大,水平位移只有相对较小的变化,很容易出现子机与母机后缘的碰撞。故挂架释放减速分离的方案安全性太低,出现碰撞的风险较大,并且子机会运动到母机的尾流区中,气动干扰剧烈。

为了确保子机集群不会与母机发生碰撞,并且能够快速脱离气动干扰区,本文最终选用加速分离作为子母机分离方式。

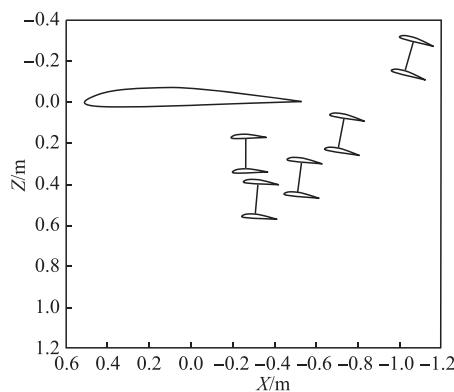


图 8 子机减速分离轨迹

## 4 分离过程数值仿真

考虑到实际子机模型为 X 翼构型，并且机翼有着一定的后掠角，因此二维模型的计算结果与实际的三维分离存在着一定的差异。二维模型主要用于快速研究分离规律，确定合离策略，为了保证实际分离过程能够安全快速地进行，本节对三维分离过程展开分析。

### 4.1 单子机分离

分别对干净子机和单子机状态下的子母机进行数值模拟。得到 2 种情况下子机的纵向气动特性。由表 2 可以发现，当存在挂架和母机机翼的气动干扰时，子机的升力系数略微减小，阻力系数略微增大，而俯仰力矩系数发生较大幅度的变化，增大了子机的低头力矩。虽然升力有所损失，阻力相对增大，但低头力矩较大幅度的提高能够有效地加快分离过程。

表 2 2 种状态下子机的气动特性对比

参数	干净子机	单子机
升力系数	0.156 1	0.148 1
阻力系数	0.022 5	0.028 8
俯仰力矩系数	0.009 7	-0.009 8

由于挂架的存在，必须考虑子机在俯仰角变化的过程中是否会与挂架发生碰撞，如图 9 所示。由于子机为水平安装，根据如下公式：

$$\Delta = Z - R \sin \theta \quad (3)$$

式中：Z 为子机重心的纵向位移；R 为子机重心到机身后缘的距离；θ 为子机的俯仰角。假若子机重心的纵向位移大于机身后缘由于俯仰角变化产生的纵向位移，则可以确定分离过程不会发生碰撞。由图 10 可以发现，在整个分离过程中，子机重心的纵向位移一直大于机身后缘由于俯仰角变化产生的位移，并且子机纵向最大位移为 1.4 m 左右，能够脱

离气动干扰区，因此分离过程可以安全进行。单子机分离模型在无弹射力作用下的加速分离过程如图 11 所示。

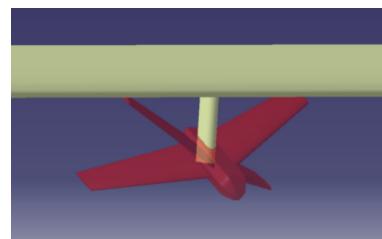


图 9 子机、挂架碰撞示意图

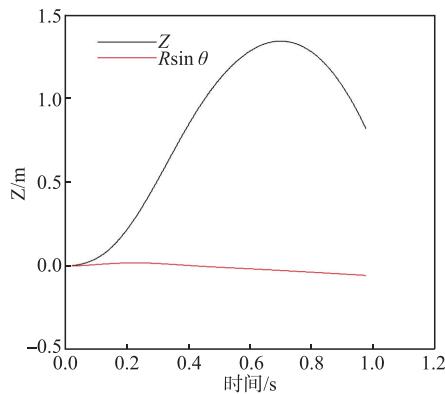
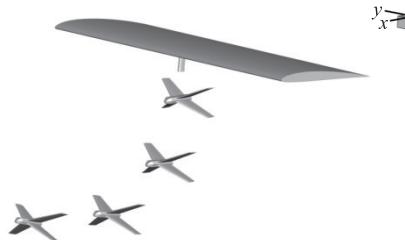
图 10 子机重心的纵向位移 Z 和  $R \sin \theta$  随时间的变化曲线

图 11 单子机分离过程示意图

### 4.2 三子机分离

建立三子机分离模型，相邻子机翼尖间距为 0.9 m，通过数值模拟，得到各个子机分离前的气动特性。通过对比表 3 中子机的各项系数可以发现，两侧子机的升力系数小于中间子机的升力系数，阻力系数和力矩系数则大致相同。由于两侧子机受到中间子机翼尖涡上洗流的影响，使得两侧子机的升力相对于单子机增大，但是两侧子机靠近中间子机的翼面受到翼尖涡上洗流的作用相对于外侧翼面更强，因此靠近中间子机的翼面升力更高，两侧子机内外翼面升力不对称，导致两侧子机具有一定的滚转力矩，分离过程的前 0.2 s 内各子机滚转角的变化如图 12 所示。与单个子机的升阻特性进行比较，可以发现在多子机状态时，子机的升力系数都有所增加，阻力系数和俯仰力矩系数的变化相对较小。三子机分离模型在无弹射力作用下的加速分离过程如图 13 所示。

表3 三子机与单子机状态下各项系数对比

子机	升力系数	阻力系数	俯仰力矩系数
子机1	0.163 3	0.028 7	-0.009 3
子机2	0.167 8	0.028 6	-0.009 0
子机3	0.162 8	0.028 7	-0.009 4
单子机	0.148 1	0.028 8	-0.009 8

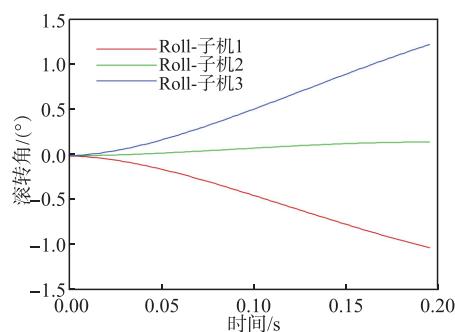


图12 三子机滚转角随时间变化示意图

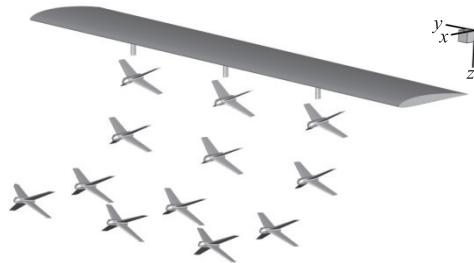


图13 三子机分离过程示意图

### 4.3 五子机分离

建立五子机分离模型,相邻子机翼尖间距为0.4 m。通过比对表4中不同子机的各项系数可以发现,阻力系数和力矩系数都基本相同,两侧子机的升力小于中间子机的升力。五子机状态的气动规律与三子机状态大致相同,但升力系数增大更显著,这与子机间距的减小有关。随着子机翼尖间距的减小,相邻子机翼尖涡的下洗流与上洗流的耦合作用增强,翼尖涡产生的下洗流对机翼的影响被削弱,子机的有效迎角增大,升力随之提高。五子机分离模型在无弹射力作用下的加速分离过程如图14所示。

表4 五子机与单子机状态下各项系数对比

子机	升力系数	阻力系数	俯仰力矩系数
子机1	0.169 9	0.028 4	-0.009 3
子机2	0.177 2	0.028 1	-0.009 0
子机3	0.176 6	0.028 2	-0.009 1
子机4	0.177 5	0.028 2	-0.009 0
子机5	0.169 4	0.028 5	-0.009 2
单子机	0.148 1	0.028 8	-0.009 8

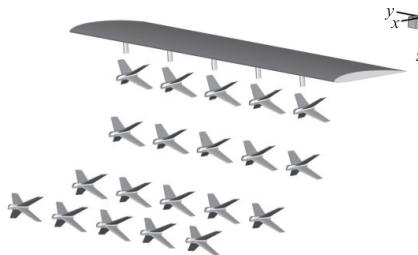


图14 五子机分离过程示意图

## 5 结语

本文基于动态嵌套非结构多面体网格技术,耦合求解非定常N-S方程与刚体六自由度运动方程,模拟了子母无人机的多体分离过程,研究了分离方式和气动干扰对子母机分离的影响,得到结论如下:

- 1) 基于动态嵌套非结构多面体网格技术的耦合求解方法能较好地实现多体分离过程的仿真模拟,具有较高的工程应用价值。
- 2) 相对于减速分离,加速分离能够快速脱离气动干扰区,安全性更高。
- 3) 随着子机数量的增加,子机机翼的距离不断缩小,在一定程度上减弱了子机的翼尖涡下洗流对翼面的影响,增大了子机的升力,但是两侧子机升力增长的幅度小于中间子机,并且两侧子机会产生一定的滚转力矩。

## 参考文献

- [1] 贾永楠,田似营,李擎.无人机集群研究进展综述[J].航空学报,2020,41(S1): 723738.
- [2] 宋怡然,申超,李东兵.美国分布式低成本无人机集群研究进展[J].飞航导弹,2016(8): 17-22.
- [3] 曹莉,耿斌斌,周亮,等.无人机集群发射与回收技术发展研究[J].空天防御,2019,2(2): 68-72.
- [4] 宋威,艾邦成.多体分离动力学研究进展[J].航空学报,2022,43(9): 025950.
- [5] PANAGIOTOPoulos E E, KYPARISSIS S D. CFD Transonic Store Separation Trajectory Predictions with Comparison to Wind Tunnel Investigations[J]. International Journal of Engineering, 2010, 3(6): 538.
- [6] HOLDEN M, HARVEY J, MACLEAN M, et al. Development and Application of a New Ground Test Capability to Conduct Full-Scale Shroud and Stage Separation Studies at Duplicated Flight Conditions [C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2005: 696.

(下转第93页)

- [12] 张学聪,晁永生. 工业机器人动力学参数的改进遗传算法辨识[J]. 机床与液压, 2024, 52(9): 30-35.
- [13] 张松灿, 普杰信, 司彦娜, 等. 蚁群算法在移动机器人路径规划中的应用综述[J]. 计算机工程与应用, 2020, 56(8): 10-19.
- [14] 刘永琦, 徐丹, 程归, 等. 基于改进 A\* 算法的无人机快速轨迹规划方法[J]. 飞行力学, 2020, 38(2): 40-46.
- [15] LIU Y, ZHANG X J, GUAN X M, et al. Adaptive Sensitivity Decision Based Path Planning Algorithm for Unmanned Aerial Vehicle with Improved Particle Swarm Optimization [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 58:92-102.
- [16] 彭志红, 孙琳, 陈杰. 基于改进差分进化算法的无人
- [17] 机在线低空突防航迹规划[J]. 北京科技大学学报, 2012, 34(1):96-101.
- [18] 过金超, 黄心汉, 王延峰, 等. 基于量子粒子群优化的在线航迹规划[J]. 计算机科学, 2009, 36 (7): 237-239.
- [19] 符小卫, 潘静. 无人机集群规避动态障碍物的分布式队形控制[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(2): 529-537.
- [20] 任伟. 多航行体协同控制中的分布式一致性: 理论与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2014.
- [20] 荀进展, 梁天骄, 陶呈纲, 等. 基于一致性理论的无人机编队控制与集结方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(5):1646-1654.

(编辑:杜娟)

## (上接第 85 页)

- [7] HARRIS R, LIEVER P, LUKE E, et al. Towards a Predictive Capability for Multiple-Body Proximate-Flight in High-Speed Air-Delivered Systems [C]// 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012: 2816.
- [8] 王金龙, 王浩, 陶如意, 等. 子母弹不同舱段分离流场特性及运动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34 (4): 490-496.
- [9] WANG J L, WANG H, JIANG K, et al. Analysis of the Aerodynamic Impact of the Dispenser Stance for the Separation of Cluster Munitions [J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2016, 10(1): 427-440.
- [10] 靳晨晖, 王刚, 王泽汉. 子母弹多体分离过程的非定常 CFD/RBD 数值仿真[J]. 气体物理, 2018, 3 (4): 47-63.
- [11] 陈时通, 于勇. 超声速流场中子母弹分离与子弹姿态变化规律的数值模拟[J]. 弹道学报, 2019, 31(1): 29-35.

- [12] 庞川博, 蒋胜矩. 云爆式子母弹超声速分离气动特性研究[J]. 弹箭与制导学报, 2022, 42(2): 75-82.
- [13] 李鹏, 高振勋, 蒋崇文. 重叠网格方法的研究进展[J]. 力学与实践, 2014, 36(5): 551-565.
- [14] 张来平, 邓小刚, 张涵信. 动网格生成技术及非定常计算方法进展综述[J]. 力学进展, 2010, 40 (4): 424-447.
- [15] 刘秋洪, 屈崑, 蔡晋生, 等. 嵌套重叠网格的构造策略及其隐式切割[J]. 中国科学: 物理学力学天文学, 2013, 43(2):186-198.
- [16] 杨文青, 宋笔锋, 宋文萍. 高效确定重叠网格对应关系的距离减缩法及其应用[J]. 航空学报, 2009, 30(2): 205-212.
- [17] 杨磊. 非结构嵌套网格的六自由度武器投放过程数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [18] HEIM E R. CFD Wing/Pylon/Finned Store Mutual Interference Wind Tunnel Experiment[R]. Tennessee: Arnold Engineering Development Center, 1991.

(编辑:韩茜)