

文章编号: 1000-8055(2022)08-1692-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210125

类 X-47B 无人机菱形编队气动干扰 数值模拟

崔兴达^{1,2}, 张 露^{1,2}, 刘 钊^{1,2}, 马 率¹, 肖中云¹, 余永刚¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 设计了一种由 4 架类 X-47B 飞翼布局无人机(UAVs)组成的菱形编队。通过求解 RANS 方程的数值模拟方法,研究了菱形编队无人机气动干扰问题,详细分析了影响机理,定量给出了编队减阻效果。计算结果表明:头机气动性能基本保持不变。两侧僚机受上洗气流影响,其减阻效果明显。尾机主要受下洗气流影响,其阻力增大,对编队久航和远航不利。在重力配平条件下,两侧僚机飞行阻力的减小是由攻角减小和诱导阻力减小共同引起的。尾机在编队中飞行阻力的增大主要是攻角增大带来的阻力增加,诱导阻力增大仅带来了 20% 的阻力增量。从减小下洗气流对尾机的不利影响出发,对不同垂向间距的尾机升阻特性进行了研究,并参考雁群头鸟变换行为机制,给出了无人机菱形编队飞行建议。

关 键 词: 菱形编队; 上洗气流; 下洗气流; 气动干扰; 减阻

中图分类号: V211.71

文献标志码: A

Numerical simulation on aerodynamic interference of UAVs like X-47B in rhombus formation

CUI Xingda^{1,2}, ZHANG Lu^{1,2}, LIU Fan^{1,2}, MA Shuai¹,
XIAO Zhongyun¹, YU Yonggang¹

(1. Computation Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. State Key Laboratory of Aerodynamics,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: A rhombus formation composed of 4 unmanned aerial vehicles (UAVs) like X-47B with flying wing configuration was designed. By solving the RANS equations, the aerodynamic interference of UAVs in rhombus formation flight was studied, and the related mechanism was analyzed in detail. The effect of formation drag reduction was given quantitatively. Computational results showed that the aerodynamic performance of head UAV remained unchanged, and the drag reduction of wing UAVs affected by upwash flow was obvious, but the drag of tail UAV mainly affected by downwash flow increased, making it unfavorable to the long voyage of formation. Under the condition of gravity balancing, the reduction of flight drag of wing UAVs was

收稿日期: 2021-03-19

作者简介: 崔兴达(1990—),男,助理研究员,硕士,主要从事计算空气动力学研究。

通信作者: 肖中云(1977—),男,研究员,博士,主要从事计算空气动力学研究。E-mail: scxiaozy@sina.cn

引用格式: 崔兴达,张露,刘钊,等. 类 X-47B 无人机菱形编队气动干扰数值模拟[J]. 航空动力学报, 2022, 37(8): 1692-1702. CUI Xingda, ZHANG Lu, LIU Fan, et al. Numerical simulation on aerodynamic interference of UAVs like X-47B in rhombus formation[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1692-1702.

caused by the decrease of attack angle and induced drag, while the increase of flight drag of tail UAV was mainly caused by the increase of attack angle, and the induced drag only brought 20% of flight drag increase of tail UAV. In order to reduce the adverse effect of downwash flow on tail UAV, the aerodynamic characteristics of tail UAV with different vertical spacing were studied. According to the behavior mechanism of head bird transformation in geese, the flying suggestions of rhombus formation were given.

Key words: rhombus formation; upwash flow; downwash flow; aerodynamic interference; drag reduction

无人机通过编队飞行执行复杂任务的性能和效率比单机高出许多,可以弥补单机在执行侦查、搜索、作战、防卫等任务时所不能克服的问题,更好地适应复杂的战场环境,因而受到世界各军事大国和航空强国的广泛关注^[1]。当前无人机编队飞行已成为无人机应用技术发展研究的焦点问题^[2]。

在无人机编队飞行特别是紧密编队,由于无人机间距较小,无人机间产生的气动干扰比较严重,对无人机的气动性能、操作品质以及编队队形选择具有重要影响^[3]。目前研究多机气动干扰问题主要有数学建模分析^[4-10]、风洞试验研究^[11-17]和飞行试验研究^[18-20]等方法。在这些研究方法中,基于理论数学模型(如马蹄涡模型等)的建模分析方法在计算精度等方面存在较大不足,可靠性不高,无法精确计算无人机间气动干扰特性。风洞试验成本较高,研究周期长,而且由于测量手段有限,试验测得的流场数据相对较少。此外当飞机数量较多时,风洞试验实施较为困难甚至无法完成。对于多机干扰试验系统需要多个支撑,如何减少支撑装置干扰也是需要着重考虑的问题。飞行试验则主要考察飞机燃油经济性,无法直接研究编队飞机的气动特性,而且飞行试验成本高、代价大,危险性较高。

随着计算机技术和数值计算方法的发展,计算流体力学(即CFD)方法在无人机领域的应用也越来越广泛。CFD方法可以较精确地模拟无人机的气动特性及气动干扰特性等,特别是采用N-S方程作为控制方程的方法更准确描述了流体的流动,可以更加深入地研究流场细节。部分研究人员利用CFD方法对无人机近距气动干扰特性进行了研究^[21-24]。但这些研究对象主要集中在最基础的长-僚机双机编队,且没有给出详细的定量分析结果。此外,无人机编队队形结构复杂多样,有人字形、菱形、类飞机形、蛇形、球形等结构

形式^[24-25]。这些不同的无人机编队构形对应不同的作战使用需求。目前关于这些复杂编队队形的气动干扰特性研究也相对较少。

本文以4架类X-47B无人机组成的菱形编队为研究对象,采用基于RANS方程的CFD方法,对菱形编队无人机气动干扰特性开展了数值模拟研究,详细分析了相关机理,定量分析了编队飞行减阻效果,并给出了飞行建议。相关研究结果对无人机编队队形优化、无人机飞行性能提升等具有一定的指导意义和参考价值。

1 计算方法

1.1 数值方法

本文求解的流动控制方程为一般曲线坐标系下的可压缩Navier-Stokes方程

$$\frac{\partial Q}{\partial \tau} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + \frac{\partial G}{\partial \zeta} = \frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + \frac{\partial G_v}{\partial \zeta}$$

上述控制方程通过有限体积法离散;方程的时间离散采用LU-SGS(lower upper-symmetric Gauss-Seidel)隐式方法;空间离散采用二阶迎风Roe格式。湍流模型采用 $k-\omega$ SST(shear stress transport)两方程模型,该模型对于翼尖涡以及分离流等具有较好的捕捉能力。由于计算网格规模较大,为提高流场收敛速度,采用多重网格技术加速求解^[26-27]。

1.2 无人机模型

研究对象为经过多轮优化设计迭代得到的类X-47B无人机模型^[28],如图1所示,展长 b 约为4 m。气动外形为飞翼布局,具有良好的气动隐身特性。

1.3 计算网格

网格生成是CFD计算过程中的重要环节。计算网格的质量与分布直接影响模拟结果的准确性。对于4架类X-47B无人机组成的菱形编队,重叠网格不仅拓扑结构相对简单,网格生成难度

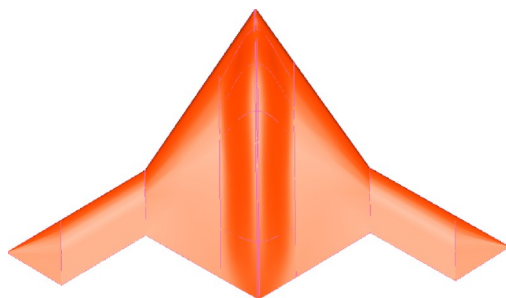


图1 类X-47B无人机模型
Fig.1 UAV model like X-47B

较小,而且便于控制网格质量以及调整网格分布,方便研究不同编队队形以及不同间距下无人机间的气动干扰特性。因此,本文计算网格为重叠网格,其由一个背景网格和若干个子网格组成。如图2所示。

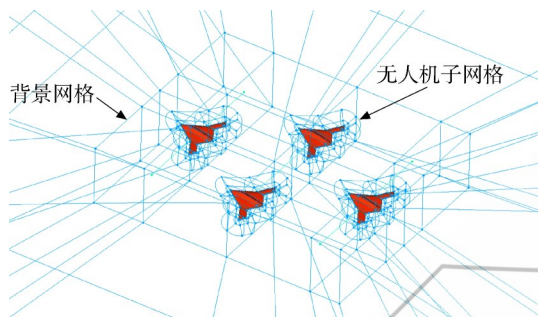


图2 无人机编队重叠网格
Fig.2 Overlap grid for UAVs in formation

背景网格为长方体的计算域,计算域尺寸为 $210\text{ m} \times 190\text{ m} \times 140\text{ m}$ 。为了准确计算菱形编队无人机间的气动干扰特性,本文对背景网格中无人机翼尖涡尾流区域进行了适当的网格加密。背景网格的网格规模达到了9.960万。子网格为围绕类X-47B无人机模型生成的计算网格。无人机表面由“O”型附面层网格包围,物面法向第一层网格间距为 0.002 mm ,对应的 y^+ 值小于1,每个子网格的网格规模为1.074万。子网格数目与无人机数目对应。在CFD计算过程中,这些子网格需要分别从背景网格中挖洞。

需要强调的是,采用CFD求解器进行不同攻角下的飞行器绕流场数值计算时,一般情况下是通过固定飞行器、改变来流角度方向实现来流攻角变化的。这对单个飞行器没有问题,而且只需一套计算网格即可。而对于多架无人机编队飞行的情况,如果通过改变来流攻角进行不同攻角下的气动特性计算,则该计算效果相当于飞行器

之间相对位置发生变化,这与实际情况不符。此时重叠网格显示出明显的优势。在来流不变情况下,通过绕俯仰轴线转动无人机子网格即可实现攻角姿态的变化,这也更符合实际飞行情况。

1.4 重叠网格并行装配技术

对于本文菱形编队,重叠网格需要对4架无人机生成4个子网格,总的计算网格规模达到了1.4亿量级,此时若通过优化网格挖洞、寻点算法,采用串行处理方式较难以满足实际计算需求。为此,对于该计算网格,本文采用了并行化的网格装配策略^[29]。在实现单进程快速查询算法的基础上,实现嵌套网格挖洞、插值关系建立的完全并行化计算,进一步提高了计算效率。

1.5 计算方法可靠性验证

该飞翼布局无人机模型具有比较丰富的试验数据,可为本文计算方法的可靠性验证提供支持。其风洞试验是在中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所FL-13风洞中完成的。试验风速约为 40 m/s ,对应的马赫数 $Ma=0.1175$,试验雷诺数 $Re=3.6 \times 10^6$ 。风洞试验模型如图3所示。CFD数值计算采用全湍流模拟。计算网格也是重叠网格,网格规模约为1.950万。



图3 风洞试验模型
Fig.3 Wind tunnel test model

图4比较了 $Ma=0.1175$ 、 $Re=3.6 \times 10^6$ 时飞翼布局无人机气动力系数CFD计算值与风洞试验结果,其中CFD计算值为连线,试验值(以Exp.表示)为离散点。 C_l 表示升力系数, C_d 表示阻力系数, C_m 表示俯仰力矩系数, k 表示升阻比。由图4可以看出,气动力系数CFD计算值与风洞试验结果吻合较好,各曲线总体变化趋势一致,数值计算可靠。这表明本文采用的数值计算方法和网格生成策略是合理、可信的,可以满足研究工作的需要。

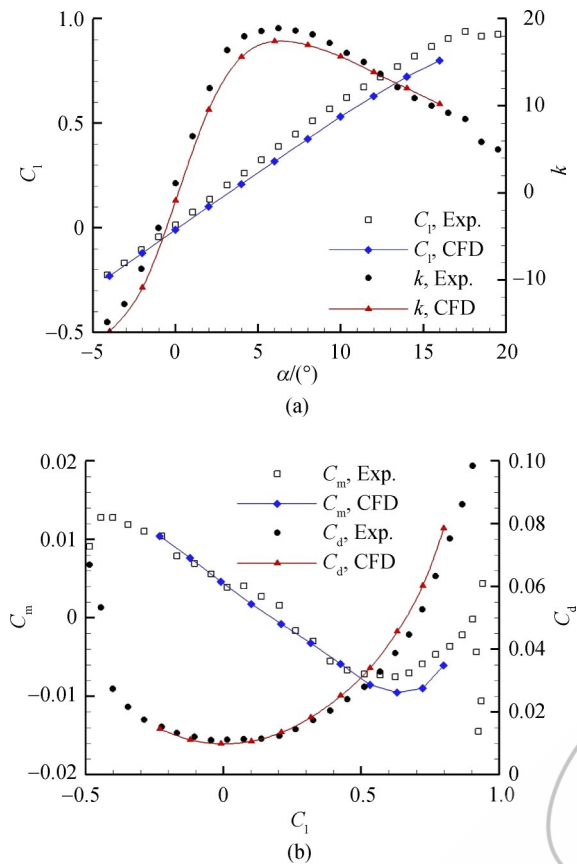


图4 气动力系数计算值与试验值的比较
Fig.4 Aerodynamic coefficient of computation vs.test results

2 菱形编队队形

菱形编队作为一种无人机编队队形,具有全向视角较好的优势,可用于执行侦察监视任务。此外编队飞行气动优势比较明显,具有相当于大展弦比飞机的气动性能。基于这两点本文首先设计了一种使用类 X-47B 飞翼布局无人机的菱形编队队形,如图 5 所示。编队中 4 架无人机分别以

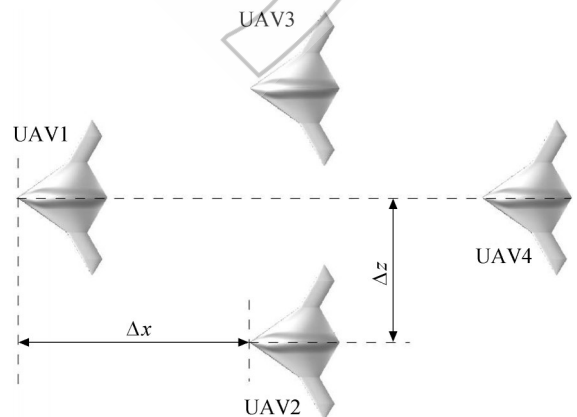


图5 无人机菱形编队
Fig.5 Rhombus formation of UAVs

UAV1、UAV2、UAV3以及 UAV4表示。无人机纵向间距 $\Delta x=1.5b$,横向间距 $\Delta z=0.93b$,垂向间距 $\Delta y=0$ 。该菱形编队属于无人机密集编队(或称近距编队)。

无人机编队飞行高度为 2 km,飞行马赫数 $Ma=0.2$ 。本文在此条件下研究了菱形编队多机气动干扰特性。

3 计算结果及讨论

与单架无人机(Single)飞行相比,由于无人机之间的气动干扰影响,菱形编队各无人机的气动特性均发生了一些变化。为了衡量这些变化,本文同时对单机的气动特性进行了数值计算。

3.1 气动特性对比

本文采用的类 X-47B 无人机以 6° 的攻角巡航,对应的升力系数在 0.33 左右。表 1 给出了相同计算条件下(攻角 $\alpha=6^\circ$)单架无人机以及编队中各架无人机的气动力计算结果,其中 Single 表示单架无人机。从表中可以明显看出,当菱形编队各无人机均以单机的巡航攻角飞行时,在气动干扰的影响下,各无人机升阻特性差异较大。与单架无人机相比,编队头机 UAV1 的气动特性基本保持不变,升阻力变化非常小,可忽略不计;其余无人机的升阻特性均有明显变化。在相同攻角下,编队左右僚机即 UAV2 和 UAV3 的升力系数增加,阻力系数减小,升阻比明显增大;而编队尾机 UAV4 的升力系数明显减小,阻力系数略有增大,升阻比减小。

表 1 $\alpha=6^\circ$ 时气动力计算结果比较			
Table 1 Comparison of calculation results of aerodynamic force at $\alpha=6^\circ$			
无人机	升力系数 C_l	阻力系数 C_d	升阻比 k
Single	0.329 78	0.017 80	18.52
UAV1	0.335 27	0.017 83	18.80
UAV2	0.373 87	0.015 12	24.72
UAV3	0.373 88	0.015 12	24.72
UAV4	0.281 19	0.018 02	15.61

需要指出的是,表 1 给出的是无人机(特别是编队中的 UAV2、UAV3 和 UAV4)在未配平状态下的气动力计算结果。实际上无人机在同一高度下保持编队队形以固定升力进行巡航,此时无人机受到的升力与自身重力处于平衡状态。由于

UAV1的气动特性基本不受编队中其他无人机的干扰,其基本可以以单机的巡航攻角进行飞行。对于UAV2和UAV3,由于其在 6° 攻角时的升力系数明显增加,因而编队中UAV2和UAV3可以以更小的攻角飞行,此时其阻力将减小,从而达到编队飞行减阻效果;与UAV2和UAV3上述情况正好相反,由于升力系数明显减小,UAV4需要以更大的攻角飞行(目的是提高升力以与自身重力平衡),此时其阻力将增大。

针对上述菱形编队中UAV2(或UAV3)和UAV4的气动变化特点,本文结合 6° 攻角的数值计算结果,研究了菱形编队无人机的气动干扰特征,分析了相关影响机理。

3.2 僚机受到的气动影响

图6给出了流场典型截面的流线分布。可以清楚看到,流场中UAV2或UAV3处在上洗气流之中(图中蓝色虚线圈所示),该气流主要是UAV1产生的翼尖涡流部分。在无人机以一定攻角和速度飞行时,气流绕过机翼在上下翼面产生压力差,即产生升力。在压力差作用下,UAV1下翼面气流向上翼面翻卷,在翼尖处脱离翼面产生向内卷曲的涡流。该涡流在UAV1外侧形成上洗气流,在UAV1内侧形成下洗气流,如图中UAV2与UAV3之间的流动。

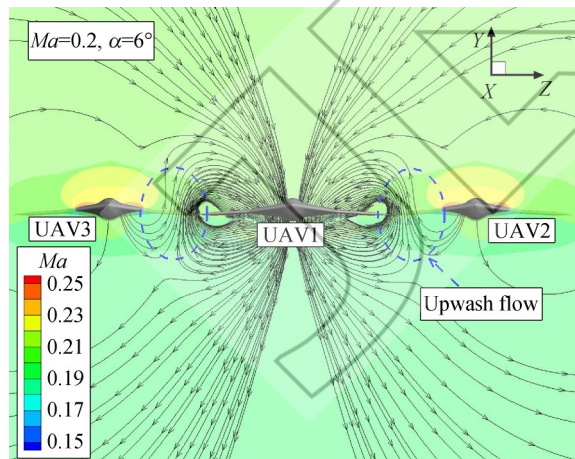


图6 典型截面流线分布($X=7\ 000$)

Fig.6 Distribution of streamline on typical section ($X=7\ 000$)

UAV1产生的上洗气流对编队两侧的UAV2或UAV3的升阻特性具有重要影响。在自由来流基础上叠加一个上洗气流,将增大无人机的有效攻角,产生诱导升力,并减小诱导阻力,如图7所示。该图显示了在受到上洗气流影响时翼型的

升阻力变化情况。图中 V_{ind} 为上洗气流速度, v 为自由来流速度, $\Delta\alpha$ 为攻角变化量。 L 为自由来流对应的升力, D 为自由来流对应的阻力。 v' 为自由来流速度叠加上洗气流速度后产生的气流合速度。 L' 为气流合速度对应的升力, D' 为气流合速度对应的阻力。 ΔL 为升力变化量, ΔD 为阻力变化量。

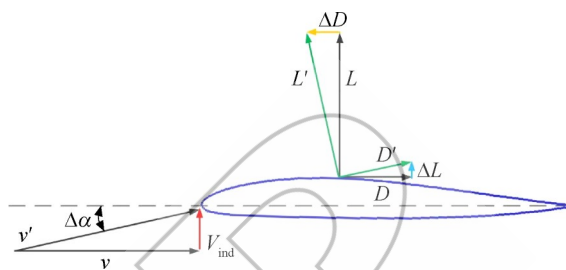


图7 升阻力变化示意图(上洗气流)

Fig.7 Diagram of lift and drag increment (upwash flow)

现对单机飞行和编队飞行时的类X-47B无人机截取典型站位($\eta=0.65$)上的翼型压强系数,其分布如图8所示。从对比结果可以看到,在相同计算条件和站位下,单机的压强系数(C_p)分布与菱形编队中UAV1的压强系数分布相同,这表明编队飞行中后机对前机的气动特性基本没有影响。而UAV2的压强系数曲线包围的区域明显增大,说明其产生的升力增加。显然,在上洗气流影响下,UAV2典型站位上的翼型当地来流攻角增加,其数值实际上要比 6° 攻角更大,因而其产生的升力更大。

由此可见,菱形编队中UAV2和UAV3的升

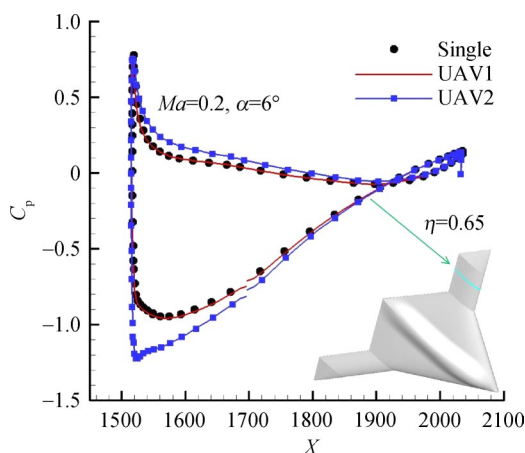


图8 典型站位压强系数分布($\eta=0.65$)

Fig.8 Distribution of pressure coefficient on typical section ($\eta=0.65$)

力明显增加,原因在于编队中UAV2和UAV3处在UAV1产生的上洗气流中,获得额外的升力,从而具有较高的气动效率和减阻效果。对于上述情况,一些研究将这种尾随飞机置身于头机产生的上洗气流中的做法称为涡流冲浪^[20,30]。实际上,这与雁群“V”形编队长途迁徙节约体力是相同的原理。研究发现,在消耗相同能量时,以“V”形编队飞行的大雁比单独飞行的大雁多飞70%的航程,原因是其利用了其他大雁产生的上洗气流,节省了飞行体力^[31]。

3.3 尾机受到的气动影响

由于编队尾机UAV4位于菱形编队的最下游位置(编队头机UAV1的正后方),UAV4的气动特性相对复杂。UAV4不仅受到UAV1产生的下洗气流影响,而且受到编队两侧僚机UAV2和UAV3产生的上洗气流影响,如图9所示。可以看出,UAV4中间机体的流动主要是下洗气流,如图中红色虚线圈所示;UAV4外侧机翼的流动主要是上洗气流,如图中蓝色虚线圈所示。

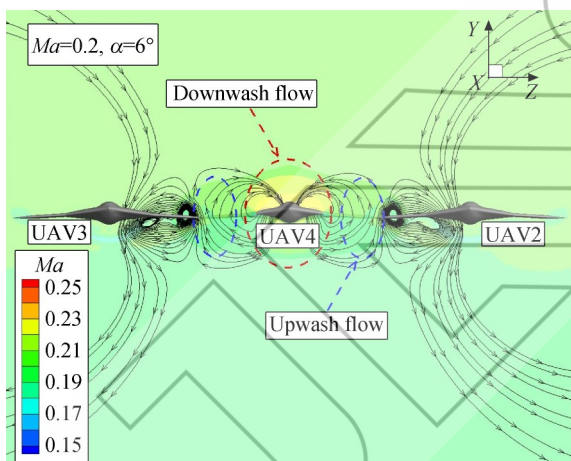


图9 典型截面流线分布($X=13\ 000$)

Fig.9 Distribution of streamline on typical section ($X=13\ 000$)

与上洗气流的影响相反,下洗气流一般将减小无人机的有效攻角,减小诱导升力,增加诱导阻力,如图10所示。

图11给出了不同站位上的翼型压强系数分布对比。可以看出,翼型压强系数分布曲线随站位变化具有比较明显的规律性。与单机以及UAV1相比,在 $\eta=0.1, 0.3$ 站位上,UAV4翼型提供的升力减小,原因是受到下洗气流的影响;在 $\eta=0.85$ 站位上,由于受到上洗气流的影响,UAV4翼型提供的升力增大;在 $\eta=0.65$ 站位上,

UAV4翼型提供的升力基本没有变化,主要原因是此处翼型位于上洗气流与下洗气流的交界处,受到的洗流影响较弱。对于UAV2,随着站位翼型逐渐向机体对称面靠近,其翼型的压强系数分布曲线逐渐向UAV1以及单机的接近。其主要原因是靠近UAV1一侧的UAV2机翼受到上洗气流的影响较强,随着远离UAV1,UAV2机体受到上洗气流的影响逐渐减弱。

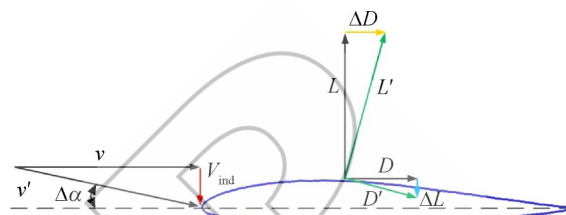
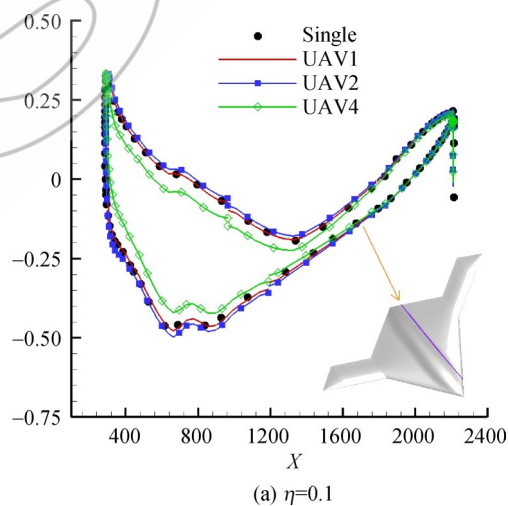
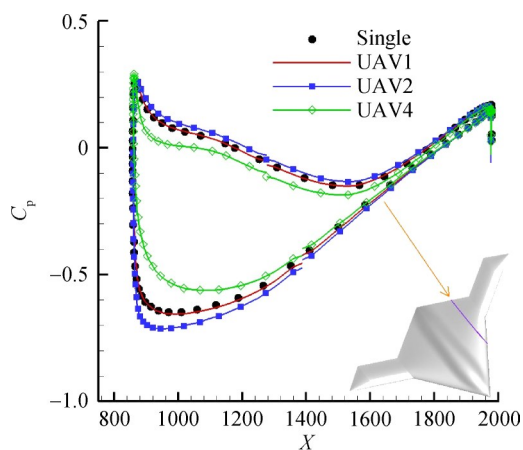


图10 升阻力变化示意图(下洗气流)

Fig.10 Diagram of lift and drag increment (downwash flow)



(a) $\eta=0.1$



(b) $\eta=0.3$

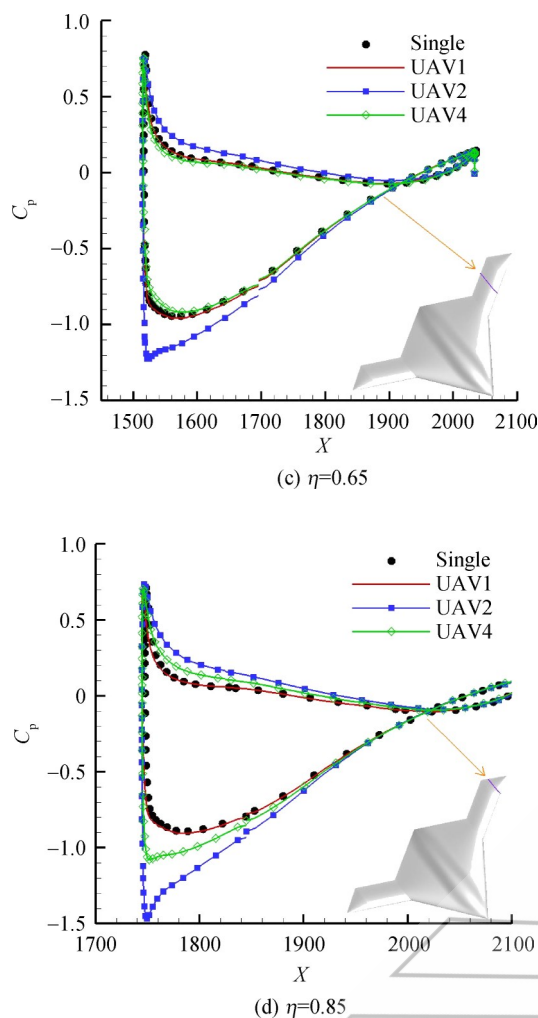


图11 不同站位压强系数分布 ($Ma=0.2, \alpha=6^\circ$)
Fig.11 Distribution of pressure coefficient on different section ($Ma=0.2, \alpha=6^\circ$)

对于类X-47B飞翼布局无人机来说,在 6° 攻角时虽然UAV4外侧机翼提供的升力增加,但是UAV4中间机体对UAV4升力贡献最大,由于其主要受到下洗气流影响,因此综合作用下整个UAV4无人机的升力减小。此外其诱导阻力增大,进而导致全机阻力系数增大,这在文中第3.4节将定量分析。

3.4 减阻效果分析

上述计算结果是在相同计算条件下,也就是在相同攻角下获得的各个无人机的气动特性,未考虑无人机重力配平。为了准确测定菱形编队无人机飞行产生的气动效果,本节进一步考虑了重力的影响,即通过改变无人机的攻角姿态以得到重力与升力平衡下的气动特性,定量分析了编队飞行减阻效果。

在文中第3.1节基础上,保持UAV1和UAV4

的攻角姿态不变,逐步改变UAV2和UAV3相对自由来流的攻角姿态,得到的升力曲线如图12所示。经计算确认,菱形编队中UAV2和UAV3的飞行攻角大约为 5.3° 。

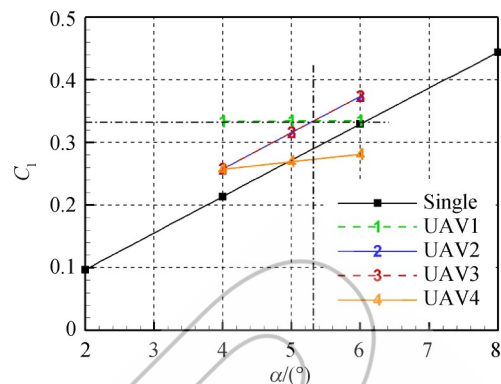


图12 升力系数曲线(横坐标是UAV2/UAV3的攻角)
Fig.12 Curve of lift coefficient (the abscissa is angle of attack of UAV2 or UAV3)

进一步地,在UAV1攻角 6° 、UAV2和UAV3攻角 5.3° 基础上,改变UAV4的攻角姿态,得到的升力曲线如图13所示。从图中可以看出,为了保持重力与升力平衡,UAV4的飞行攻角大约为 7.1° 。

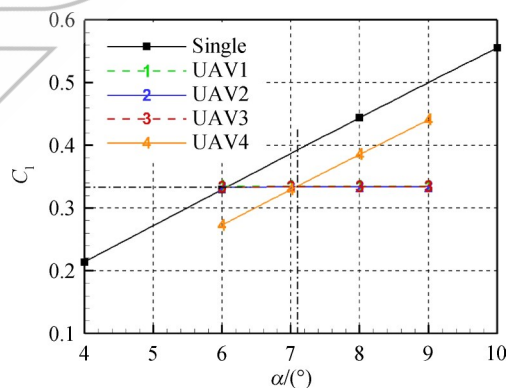


图13 升力系数曲线(横坐标是UAV4的攻角)
Fig.13 Curve of lift coefficient (the abscissa is angle of attack of UAV4)

在基本确定编队中无人机各巡航攻角之后,表2给出了在重力与升力基本平衡条件下,单机以及编队各无人机的升阻特性数值计算结果。由表2可见,在各无人机升力基本相同的前提下,与单架无人机相比,UAV2和UAV3的阻力系数减小了约 4.4×10^{-3} ,减幅约为25.1%;而UAV4的阻力系数增大了约 4.6×10^{-3} ,增幅达到了26.0%左右,明显不利于无人机编队久航和远航。

表 2 巡航状态下气动力计算结果比较
Table 2 Comparison of calculation results of aerodynamic force in cruise state

无人机	攻角 $\alpha/(^{\circ})$	升力系数 C_l	阻力系数 C_d	升阻比 k
Single	6.0	0.329 78	0.017 80	18.52
UAV1	6.0	0.334 92	0.017 84	18.77
UAV2	5.3	0.333 85	0.013 33	25.05
UAV3	5.3	0.333 85	0.013 32	25.06
UAV4	7.1	0.334 68	0.022 43	14.92

表 3 给出了单架无人机在攻角为 5.3° 和 7.1° 时的升阻特性。通过与表 2 对比,并结合文中第 3.2 节和文中第 3.3 节分析可知,在 UAV1 气动干扰下,UAV2 和 UAV3 诱导升力系数约有 15.4% 的增大,诱导阻力系数减小了约 2.4×10^{-3} ;与 UAV2 和 UAV3 的情况正好相反,在上游无人机综合气动干扰下,UAV4 诱导升力系数却有 14.7% 的减小,而诱导阻力系数则增大了约 0.9×10^{-3} 。

表 3 单机气动力计算结果
Table 3 Calculation results of aerodynamic force of single UAV

攻角 $\alpha/(^{\circ})$	升力系数 C_l	阻力系数 C_d	升阻比 k
5.3	0.289 36	0.015 75	18.37
7.1	0.392 31	0.021 52	18.23

由此可见,对于 UAV4,其在编队中飞行阻力的增大,主要是攻角增大带来的阻力增加,大约有 3.7×10^{-3} ,占比 80% 左右,诱导阻力增大仅带来了 20% 的阻力增量。而对于 UAV2/UAV3,其飞行阻力的减小,则由攻角减小(导致阻力减小约 2.0×10^{-3})和诱导阻力减小(2.4×10^{-3})共同引起的,其中诱导阻力减小的贡献占比略大。

需要指出的是,本节虽然考虑了重力与升力的配平,但未考虑编队中无人机横航向的平衡,这涉及到无人机的姿态控制问题,相关情况更加复杂,不在本文讨论范围内。

3.5 菱形编队飞行建议

根据前面的分析,在当前菱形编队中,尾机 UAV4 的气动收益为负收益,其飞行阻力增加必然导致油耗增大,这对于延长整个编队飞行航程、增强系统任务执行能力具有不利影响。在保持菱

形编队队形不变的前提下,如何尽量减少 UAV4 受到的不利气动影响,以提高编队飞行效率是当前整个菱形编队需要解决的一个重要问题。

首先研究了垂向间距 Δy 对 UAV4 升阻特性的影响。其他无人机相对位置保持不变,改变 UAV4 在编队中的垂向间距 Δy ,如图 14 所示。



图 14 调整尾机 UAV4 的垂向间距
Fig.14 Adjust the vertical spacing of tail UAV4

图 15 给出了保持攻角 7.1° 不变、UAV4 升力系数随垂向间距的变化曲线,其中 Δy 变化区间为 $[-0.5b, 0.5b]$ 。显然,随着 Δy 数值增加,UAV1 产生的下洗气流影响逐渐减弱,UAV4 的升力系数逐渐增加,并将逐步恢复到单机在 7.1° 攻角时的升力水平。从图还可看出,在 $\Delta y = -0.1b$ 时,UAV4 的升力系数最小,分析认为,此处 UAV4 受到的下洗气流影响最强,这可能与自由来流经过 UAV1 无人机产生下洗导致来自 UAV1 的尾流向下游偏移有关。

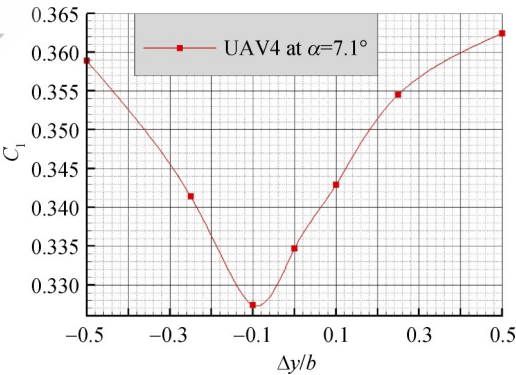


图 15 垂向间距对 UAV4 升力系数的影响
Fig.15 Effect of the vertical spacing on lift coefficient of UAV4

以 $\Delta y = -0.5b$ 为例,按照文中第 3.4 节分析方法,在重力配平条件下,确定了 UAV4 在 $\Delta y = -0.5b$ 条件下的升阻特性,如表 4 所示。从表 4 可见,从 $\Delta y = 0.0b$ 到 $\Delta y = -0.5b$,UAV4 阻力系数减小了约 0.8×10^{-3} ,这是由于下洗气流影响减弱所导致的,但其仍然要大于单机的阻力系数。由于 UAV4 处于 UAV1 正下游位置,在一定垂向间距范围内,其受下洗气流影响的情况依然存在。

表 4 巡航状态 Single 和 UAV4 气动力计算结果比较
Table 4 Comparison of calculation results of aerodynamic force of single and UAV4 in cruise state

无人机	垂向 间距 Δy	攻角 $\alpha/(^{\circ})$	升力系数 C_l	阻力系数 C_d	升阻比 k
Single		6.0	0.329 78	0.017 80	18.52
UAV4	0.0 <i>b</i>	7.1	0.334 68	0.022 43	14.92
UAV4	0.5 <i>b</i>	6.6	0.334 21	0.021 60	15.47

在满足间距要求下,尽量增加 UAV4 的垂向间距,能够减小有限的阻力,对延长编队整体飞行距离有一定的帮助。

前文指出,UAV2 和 UAV3 之所以获得减阻效果,正是像“V”形大雁一样利用了上洗气流的优势。实际上,生物群体的某些行为规律一样值得多无人机编队飞行借鉴^[32]。研究发现,在大雁迁徙的过程中,大雁会轮流担任头雁,使得个体都能节省一部分体力,从而提高了整个编队飞行效能^[33]。

借鉴这种雁群行为机制,对于当前菱形编队,本文给出了类似的编队调整方法,如图 16 所示。在前出执行任务长时间巡航飞行过程中,将菱形编队中相关位置上的无人机定时地按照顺时针

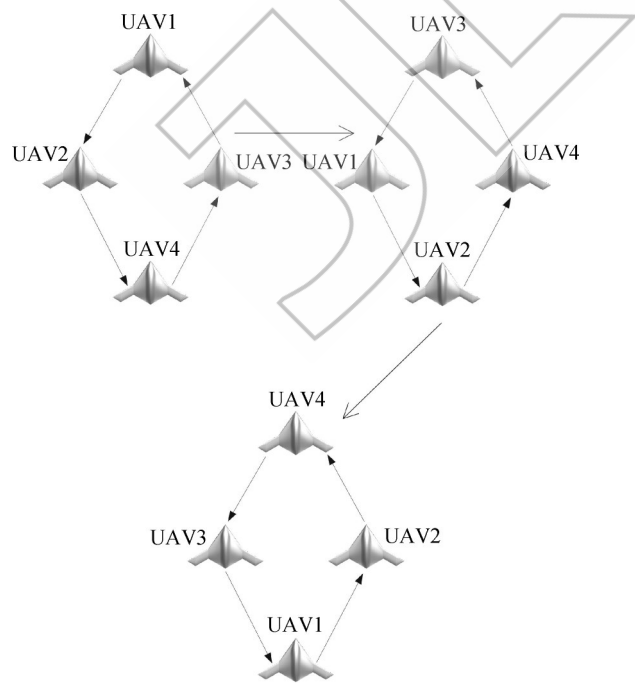


图 16 编队无人机位置轮换
Fig.16 Position shift of UAVs in formation

(或逆时针)方向轮换位置,保证无人机在每个位置上的飞行时间大致相当,从而达到减小整体编队飞行阻力、节省燃油消耗和实现久航和远航的目的。

4 结论及展望

设计了一种由 4 架类 X-47B 飞翼布局无人机组成的菱形编队,通过对编队中无人机之间的气动干扰开展数值模拟研究,得到如下结论:

1) 对于设计的菱形编队,无人机之间存在明显的气动干扰。在气动干扰影响下,头机气动性能基本保持不变,左右僚机减阻效果明显,但下游尾机飞行阻力增大,对无人机编队久航和远航不利。

2) 流场分析表明,在攻角均为 6° 时,左右僚机受上洗气流影响,其相关站位当地来流攻角增大,产生诱导升力,并减小诱导阻力,而下游尾机主要受下洗气流影响,其相关站位当地来流攻角减小,导致诱导升力减小,并增大诱导阻力。因此,在编队飞行中,左右僚机可以以较小攻角飞行,而尾机需要以较大攻角飞行。

3) 在重力配平条件下,左右僚机飞行阻力的减小,是由攻角减小和诱导阻力减小共同引起的,其中诱导阻力减小的贡献占比略大;尾机在编队中飞行阻力的增大,主要是攻角增大带来的阻力增加,诱导阻力增大仅带来了 20% 的阻力增量。

4) 在一定垂向间距范围内,尽量增加尾机的垂向间距,能够减小有限的阻力,对延长编队整体飞行距离有一定的帮助。参考雁群头鸟变换行为机制,将菱形编队无人机定时地按照顺序轮换位置,保证无人机在各位置上的飞行时间大致相当,可以达到减小整体编队飞行阻力、节省燃油消耗和实现久航、远航的目的。

参考文献:

[1] 樊琼剑,杨忠,方挺,等.多无人机协同编队飞行控制的研究现状[J].航空学报,2009,30(4):683-691.
FAN Qiongjian, YANG Zhong, FANG Ting, et al. Research status of coordinated formation flight control for multi-UAVs [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30 (4): 683-691. (in Chinese)
[2] 徐博,张大龙.基于量子行为鸽群优化的无人机紧密编队控制[J].航空学报,2020,41(8):313-324.
XU Bo, ZHANG Dalong. Tight formation flight control of UAVs based on pigeon inspired algorithm optimization by quantum behavior[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sini-

- ca, 2020, 41(8):313-324. (in Chinese)
- [3] PACHTER M, D'SZZO J J, PROUD A W. Tight formation flight control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamic, 2001, 24(2):246-254.
- [4] BLAKE W, MULTHOOP D. Design, performance and modeling considerations for close formation flight[R]. AIAA-1998-4343, 1998.
- [5] ATILLA D, SRIRAM V. Modeling of aerodynamic coupling between aircraft in close formation[J]. Journal of aircraft, 2005, 42(7):941-945.
- [6] SRIRAM V, ATILLA D. Modeling of aerodynamic coupling between aircraft in close proximities[R]. AIAA-2004-5172, 2004.
- [7] SHAN J, LIU H. Close formation flight control with motion synchronization[J]. Journal of Guidance Control, and Dynamics, 2005, 28(6):1316-1320.
- [8] 牟勇飏. 无人机编队中的气动耦合问题研究[D]. 西安:西北工业大学, 2006.
- MOU Yongbiao. Research on aerodynamic coupling in UAV formation flight[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [9] 李博, 李学仁, 杜军, 等. 无人机紧密编队气动耦合分析与仿真[J]. 计算机仿真, 2015, 32(8):94-98.
- LI Bo, LI Xueren, DU Jun, et al. Aerodynamic coupling analysis and simulation of multi-UAV tight formation flight[J]. Computer Simulation, 2015, 32(8):94-98. (in Chinese)
- [10] 祁圣君, 张喆. 无人机近距编队飞行建模与仿真[J]. 航空工程进展, 2012, 3(3):362-366.
- QI Shengjun, ZHANG Zhe. Modeling and simulation of UAV close formation flight control[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(3):362-366. (in Chinese)
- [11] HANSEN J, COBLEIGH B, RAY R, et al. Vortex-induced aerodynamic effects on a trailing F-18 aircraft flying in close formation[R]. AIAA-2002-3432, 2002.
- [12] BANGASH Z A, SANCHEZ R P, AHMED A, et al. Aerodynamics of formation flight[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4):907-912.
- [13] BLAKE W B, GINGRAS D R. Comparison of predicted and measured formation flight interference effects[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(2):201-207.
- [14] ROMANDER E, BETZINA M, SILVA M, et al. Investigating tiltrotor formation flight via 1/48-scale wind tunnel experiment[R]. Phoenix, US: American Helicopter Society 62nd Annual Forum, 2006.
- [15] AYUMU I, FUMIHIDE M, MASAHITO A. Detailed observations of interactions of wingtip vortices in close formation flight[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(1):206-213.
- [16] HWANKEE C, SUNTAE L, CHEOLHEUI H. Experimental study on the aerodynamic characteristics of a fighter-type aircraft model in close formation flight[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2014, 28(8):3059-3065.
- [17] 刘志勇, 陶洋, 史志伟, 等. 编队飞行风洞实验研究[J]. 实验流体力学, 2016, 30(4):20-25.
- LIU Zhiyong, TAO Yang, SHI Zhiwei, et al. Investigation on formation flight in wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(4):20-25. (in Chinese)
- [18] WAGNER M G, JACQUES L D, BLAKE W, et al. Flight test results of close formation flight for fuel savings[R]. AIAA-2002-4490, 2002.
- [19] RAY R J, COBLEIGH B R, VACHON M J, et al. Flight test techniques used to evaluate performance benefits during formation flight[R]. AIAA-2002-4492, 2002.
- [20] PAHLE J, BERGER D, VENTIM, et al. An initial flight investigation of formation flight for drag reduction on the C-17 aircraft[R]. AIAA-2012-4802, 2012.
- [21] 袁园, 闫建国, 屈耀红. 多无人机编队飞行气动耦合仿真[J]. 飞行力学, 2013, 31(1):29-32.
- YUAN Yuan, YAN Jianguo, QU Yaohong. The aerodynamic coupling simulation in the formation flight of multi-UAV[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(1):29-32. (in Chinese)
- [22] 刘志勇. 紧密编队飞行涡流减阻机理及队形参数优化研究[D]. 合肥:中国科学技术大学, 2016.
- LIU Zhiyong. Investigation on the mechanism of drag reduction and positional parameters optimization in close-formation flight[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2016. (in Chinese)
- [23] 刘毅, 赵晓霞, 袁志敏, 等. 基于RANS方程的双机近距干扰气动特性计算分析[C]//2019年(第四届)中国航空科学技术大会论文集. 北京:中航出版传媒有限责任公司, 2019:1101-1106.
- [24] 王辰, 黎军, 富佳伟, 等. 基于蜂群编队形式的气动耦合优化模型研究[J]. 飞机设计, 2019, 39(2):15-19.
- WANG Chen, LI Jun, FU Jiawei, et al. The research on aerodynamic coupling optimization model based on swarm formation[J]. Aircraft Design, 2019, 39(2):15-19. (in Chinese)
- [25] 李文皓, 张珩. 无人机编队飞行技术的研究现状与展望[J]. 飞行力学, 2007, 25(1):9-11.
- LI Wenhao, ZHANG Heng. Reviews on unmanned aerial vehicle formation flight[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(1):9-11. (in Chinese)
- [26] 牟斌, 肖中云, 周铸, 等. 多重网格技术在复杂粘性流场计算中的应用及研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1):51-54.
- MOU Bin, XIAO Zhongyun, ZHOU Zhu, et al. Application and investigation of multiblock multigrid method in complicated viscous flow fields calculation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1):51-54. (in Chinese)
- [27] 侯凌云, 严传俊. 复杂几何域中不可压流动的多重网格计算[J]. 航空动力学报, 1998, 13(3):245-248, 343.
- HOU Lingyun, YAN Chuanjun. A multigrid computation of incompressible flow in complex geometries[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(3):245-248, 343. (in Chinese)
- [28] 余永刚, 黄勇, 周铸, 等. 飞翼布局气动外形设计[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6):832-836, 878.
- YU Yonggang, HUANG Yong, ZHOU Zhu, et al. Aerodynamic design of a flying-wing aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6):832-836, 878. (in Chinese)

- [29] 肖中云,刘刚,牟斌,等.旋转坐标系下分区计算的LU隐式方法[J].航空学报,2018,39(10):125-131.
XIAO Zhongyun, LIU Gang, MOU Bin, et al. LU implicit methods for partitioned computation in rotating coordinate system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(10):125-131. (in Chinese)
- [30] WEIMERSKIRCH H, MARTIN J, CLERQUIN Y, et al. Energy saving in flight formation[J]. Nature, 2001, 413: 697-698.
- [31] SPEAKMAN J R, BANKS D. The function of flight formations in Greylag Geese *Anser anser*; energy saving or orientation?[J]. Ibis, 2010, 140(2):280-287.
- [32] 周子为,段海滨,范彦铭,等.仿雁群行为机制的多无人机紧密编队[J].中国科学技术科学,2017,47(3):230-238.
ZHOU Ziwei, DUAN Haibin, FAN Yanming, et al. Unmanned aerial vehicle close formation control based on the behavior mechanism in wild geese[J]. SCIENTIA SINICA Technologica, 2017, 47(3):230-238. (in Chinese)
- [33] VOELKL B, PORTUGAL S J, UNSOLD M, et al. Matching times of leading and following suggest cooperation through direct reciprocity during V-formation flight in ibis[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences, 2015, 112(7):2115-2120.

(编辑:张 雪)