

紧密编队飞行的建模控制与仿真

郑锐平^{1,2}, 史静平^{1,2}, 屈晓波^{1,2}

(1.西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710129; 2.陕西省飞行控制与仿真技术重点实验室, 陕西 西安 710129)

摘 要:对某小型无人机编队模型进行了研究,分析了长机产生的尾流对僚机的扰动。研究发现,长机对僚机的升力和阻力有显著影响。在编队飞行中,当僚机处于适当位置时,气动特性可以得到改善。建立了长机尾流涡的数学模型,利用计算流体动力学(CFD)软件对 2 架无人机进行了仿真,验证了数学模型的准确性。为了实现紧密编队飞行的稳定性,设计了一种控制算法,并且进行了数学仿真和验证,所设计的控制律能够使僚机在编队飞行中保持在合适队形,使得僚机获得最大的升力。

关 键 词:无人机;紧密编队;计算流体动力学(CFD)

中图分类号:V294.1

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2022)05-1039-07

近距离编队飞行的概念起源于候鸟^[1]。研究表明,编队飞行有利于鸟类节省能量,提高飞行耐力^[2-4]。自 20 世纪 70 年代以来,许多学者和机构一直在研究飞机编队。NASA 研究中心在风洞实验中使用了 2 架 F-18C 模型^[5]。结果表明,与前机相比,后机的阻力降低了 25%,油耗降低了 18%。大量学者对飞机^[6]进行了风洞实验研究。在分析和模拟尾流涡旋运动和衰减^[7]方面做了大量的工作。

为了共同防御和集中火力,许多高速军用飞机在执行任务时通常以低速度进行近距离编队飞行。这也有节省燃料的效果,从而增加射程^[8]。1998 年,美国宇航局兰利研究中心在海洋上空对一架巡航四引擎涡轮螺旋桨飞机进行了一系列测试^[9]。2002 年, Ray 等^[10]使用飞行测试技术来评估编队飞行的性能优势。关于尾流模型,2014 年 Ahmad 等^[11]对 Lamb-Oseen、Burnham-Hallock 和 Proctor 3 种飞机尾流模型的性能进行了评述。

编队飞行的研究主要基于模型分析和风洞实验,难度较大。对于一些小型无人机来说,进行风洞实验显然是不经济的,而随着计算机的快速发展,CFD 逐渐成为与风洞实验相辅相成、相互验证的重要设计方法,并在航空领域得到了广泛的应用。本

文针对实验室的具体飞翼飞机,进行了双机编队的 CFD 计算,并使用 CFD 软件 Xflow 进行计算分析。通过与可用的实验数据对比^[7,9,12-13],验证了计算结果的正确性。了解紧密编队飞行的空气动力学特性,对于确定 2 架飞机的最佳相对位置、分析长机^[14]的尾涡对僚机的气动影响具有重要意义。针对无人机的非线性模型,设计了紧密编队的控制律,使僚机能够相对于长机精确地跟踪到适当的位置。通过数字仿真验证了控制律的准确性。

1 诱导涡空气动力学模型

如图 1 所示,所研究的无人机为 XQ7B。长机与僚机的紧密编队可以用 3 个相对坐标来表示:纵向距离 l_x 、横向距离 l_y 和垂直距离 l_z 。

建立尾流数学模型的第一步是诱导尾流风速的计算。长机产生了 2 个翼尖涡(右和左)^[15],这些翼尖涡总是与长机速度方向一致,而在僚机任意点的诱导速度都垂直于各自翼尖涡的涡线^[16]。在紧密编队飞行中,纵向距离 l_x 对诱导力和力矩的影响远小于横向距离 l_y 和垂直距离 l_z ^[17]。因此,在本文

收稿日期:2021-12-16

基金项目:国家自然科学基金(62173277,61573286)、陕西省自然科学基金(2022JM-011)与航空科学基金(201905053004)资助

作者简介:郑锐平(1993—),西北工业大学博士研究生,主要从事飞行控制技术研究。

通信作者:史静平(1980—),西北工业大学教授,主要从事飞行控制技术研究。e-mail:shijingping@nwpu.edu.cn

中,忽略了 l_x 对尾涡的影响。

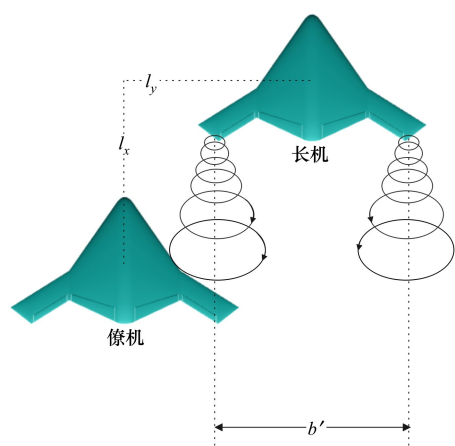


图 1 编队飞行示意图

首先建立诱导速度 $V_F(d)$ 的模型,通过研究诱导速度的分布来建立编队飞行的涡模型,如公式(1)所示。

$$V_F(d) = \frac{\Gamma_d}{4\pi(d^2 + r_c^2)}(\cos\beta_1 - \cos\beta_2) \tag{1}$$

式中: Γ_d 为涡强度; d 为测量点到涡线的垂直距离; r_c 为涡核半径。

在此设置两机的纵向距离大于2倍展长,僚机处于长机的近场尾涡延伸区内,翼尖涡在完成卷起之后相当长的一段时间内旋转速度稳定,设置公式(1)中的 $\beta_1 = 0, \beta_2 = \pi$,得到公式(2)

$$V_F(d) = \frac{\Gamma_d}{2\pi(d^2 + r_c^2)} \tag{2}$$

涡核半径用 r_c 表示, d 表示该点到涡核的距离^[18],涡流强度 Γ 通过公式(3)计算

$$\Gamma = \frac{L_L}{\rho V b'} = \frac{L_L}{\rho V (\pi/4)b} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_L} = \frac{2}{\pi} \frac{S}{b} C_{L_L} V \tag{3}$$

式中: C_{L_L} 为长机的升力系数; S 是机翼面积; b 是机翼展长。僚机的机翼总诱导速度为

$$w(s) = w_1(s) + w_r(s) \tag{4}$$

式中: w 表示总诱导速度; w_1 表示左机翼产生的诱导速度, w_r 表示右机翼产生的诱导速度。

其中 w_1 和 w_r 分别通过公式(5)和(6)计算

$$w_1(s) = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{l_y + s}{(l_y + s)^2 + l_z^2 + r_c^2} \cdot$$

$$\left[1 + \frac{l_x}{\sqrt{l_x^2 + l_z^2 + (l_y + s)^2}} \right] \tag{5}$$

$$w_1(s) = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{l_y + b + s}{(l_y + b + s)^2 + l_z^2 + r_c^2} \cdot \left[1 + \frac{l_x}{\sqrt{l_x^2 + l_z^2 + (l_y + b + s)^2}} \right] \tag{6}$$

最后,可以计算出僚机机翼的平均上洗速度和侧洗速度。无人机的参数如表1所示。

表 1 无人机的参数

参数	参数值
M/kg	2.770 5
$V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	25
S/m^2	0.112
b/m	0.698
MAC/m	0.238

诱导升力系数如图3~4所示。 ΔC_L 是左右对称的,因此,对于每个纵向距离 l_y ,就有2个最优的位置。诱导升力系数在 $l_y = -0.125b \text{ m}, l_z = 0 \text{ m}$ 位置处最大。

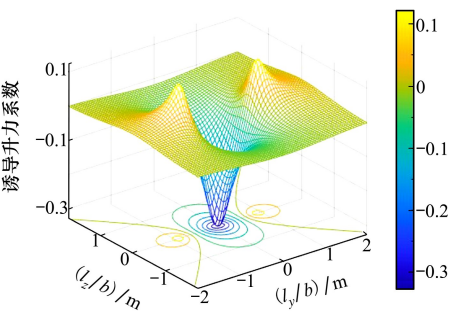


图 2 诱导升力系数(三维视图)

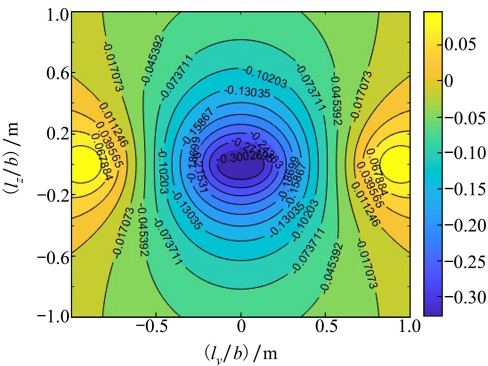


图 3 诱导升力系数(俯视图)

2 CFD 计算

2.1 CFD 软件设置

本文使用的 CFD 计算软件是 Xflow。它是 Next Limit Technology 开发的新一代计算流体动力学仿真软件。该方法基于无网格、拉格朗日粒子法和大涡模拟技术。通过设置粒子的密度,模拟真实的大气环境,省去了传统 CFD 软件划分网格的时间,既能真实地分析复杂的几何和运动物体,又大大提高了流体计算的效率和水平。设置简单,操作速度快。

Xflow 的基本参数设置及颗粒密度图如表 2、图 4~5 所示。

表 2 Xflow 参数设置

飞机参数	数值
速度/(m·s ⁻¹)	25
马赫数	0.147
雷诺数	8.276×10 ⁵
粒子分辨率(远场)/m	1.28
粒子分辨率(近场)/m	0.002 5

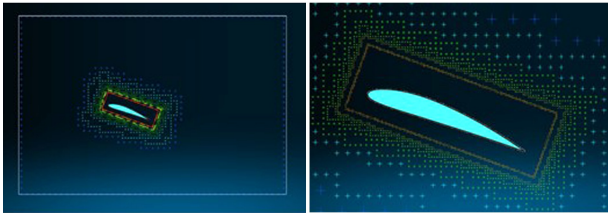


图 4 远场粒子的分布

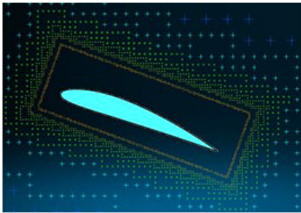


图 5 近场粒子的分布

2.2 计算模型

在本文的编队计算中,长机与僚机采用同一模型,均为飞翼模型。飞翼模型的 3 个视图如图 6 所示。

本文中,采用的长机和僚机均为同型号并且飞机的气动特性完全对称,长机左右两侧的诱导速度对称分布,本文中编队时,将僚机放在长机的左侧。为了更好地确定长机与僚机之间的位置关系,首先

定义位置坐标的零点,长机的头部定义为 x 坐标的零点,当长机的左翼翼尖与僚机的右翼翼尖距离为 0 时,为 y 坐标的原点,当长机机翼高度与僚机机翼高度相同时,就是 z 坐标的原点,僚机后退、向左、向上运动时为坐标系的正方向。

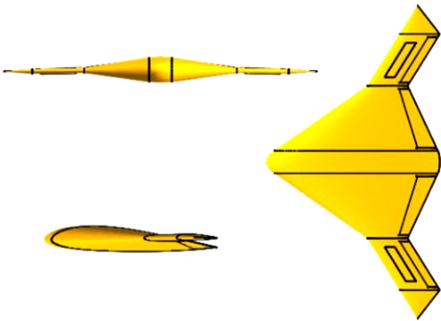


图 6 飞机的三视图

长机和僚机的迎角相同且同时变化,每次变化 2° ,变化范围是 $2^\circ \sim 12^\circ$ 。长机的位置坐标是固定的,坐标是: $x = 0\text{ m}$, $y = 0\text{ m}$, $z = 0\text{ m}$ 。僚机的位置坐标是 $x = 0.698\text{ m}$, $z = 0\text{ m}$;在每个迎角下,僚机的 y 坐标从 $y = -0.174\text{ 5 m}$ 变化到 $y = 0.349\text{ m}$,每次变化 $0.125b$ 。

3 CFD 计算结果分析

从计算结果可以看出,飞机编队飞行时的气动特性随两机相对位置变化。

3.1 飞机迎角对编队的影响

僚机和长机的高度保持相同,长机和僚机初始迎角都为 0° ,两机的迎角每次同时增加 2° ,然后测量僚机的升力系数,如图 7 所示,当僚机的右翼尖与长机的左翼尖之间的距离是 $(-0.25b, -0.125b, 0, 0.125b, 0.25b, 0.375b, 0.5b)$ 时,能看到僚机的升力系数明显大于单机的升力系数。由图 8 可知,当飞机迎角为 6° 时,僚机升阻比最大。由图 9 可知,当僚机 y 方向坐标为 $-0.125b$ 时,长机对僚机的影响最大,俯仰力矩系数提升最明显,从阻力系数变化图 10 中可以看出,在任何位置和迎角下,僚机的阻力系数均小于单机时的阻力系数,由此可见编队飞行可以有效减少僚机飞行时遇到的阻力。

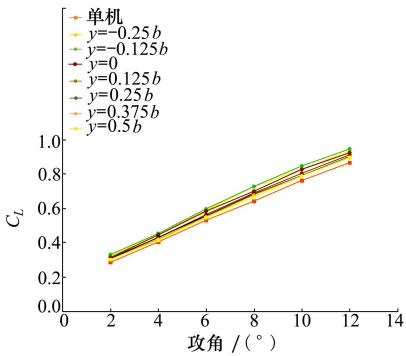


图 7 升力系数

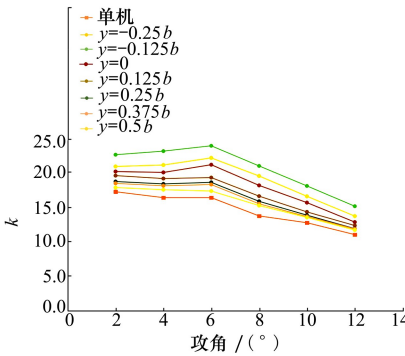


图 8 升阻比系数

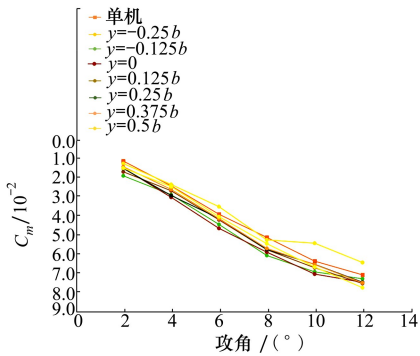


图 9 俯仰力矩系数

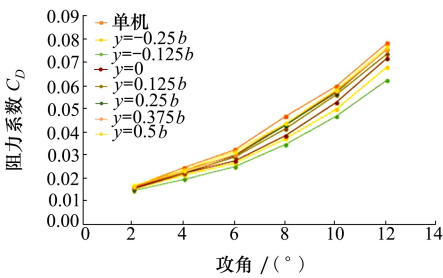


图 10 阻力系数

大。当 $z/b = 0.0, y/b = -0.125$ 时,僚机的升阻比最大。这与图 2~3 的结果一致。

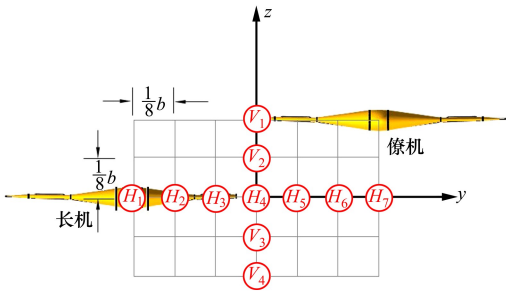


图 11 两机垂直间距示意图(正面图)

3.2 垂直距离对编队的影响

为了研究前后机垂直间距对编队飞行的影响,将前后机的攻角固定为 2° 。飞机的位置如图 11 所示。当 2 架飞机在垂直方向上的距离较大,编队飞行时,僚机没有气动收益。如图 12 所示,可以看出,当 2 架飞机在相同高度时,僚机受到的诱导升力最

当僚机的右机翼尖与长机左机翼尖重叠时,长机引起的诱导尾流会减弱僚机机翼引起的下洗作用,从而有利于僚机飞行。

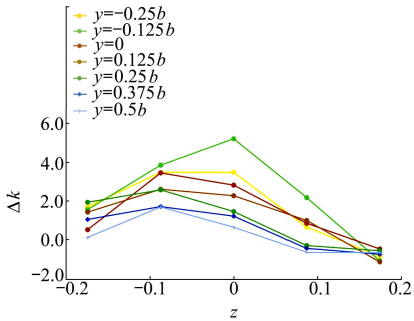


图 12 升阻比的增量随 z 的变化

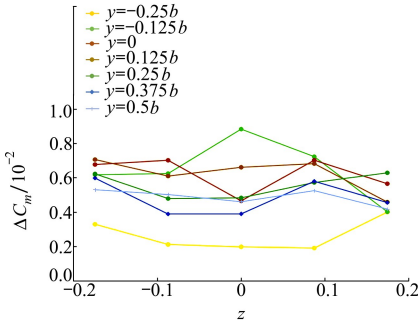


图 13 俯仰力矩系数的增量随 z 变化

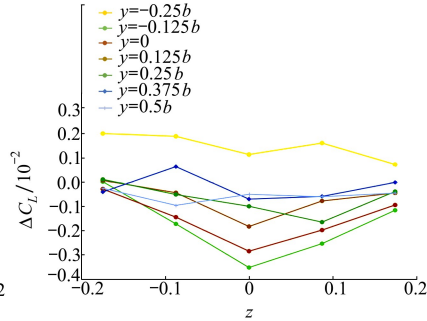


图 14 滚动力矩增量随 z 变化

力矩系数的增量如图 13~14 所示,这些影响对评估飞机飞行稳定性至关重要。图 13 显示了在横向和垂直方向上,长机和僚机的相对位置发生变化时,俯仰力矩的增量。图 14 为滚动力矩的变化情况。

4 编队飞行控制器的设计

本节设计了紧密编队控制器的外回路控制律,在这个模型中,飞行的内环控制器已经设计好并且是稳定的。

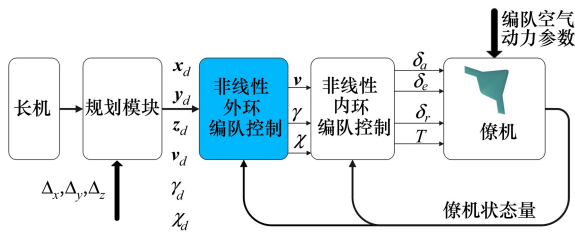


图 15 紧密编队飞行控制器

如图 15 所示,本文重点研究了非线性外环控制器的设计。长机的状态量表示为 $[x_l, y_l, z_l, v_l, \gamma_l, \chi_l]^T$, 将这些状态量输入给图 15 中的“规划模块”, 代入 $\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z$ 计算出僚机在惯性坐标系中的期望位置和状态量 $[x_d, y_d, z_d, v_d, \gamma_d, \chi_d]^T$ 。结合紧密编队耦合效应,建立了僚机的动力学模型,紧密编队几何队形参数为 $\Delta x = 2b, \Delta y = -0.125b, \Delta z = 0$ 。控制器的目的是使僚机跟踪长机,处于期望的位置,使位置跟踪误差为零。因此,引入以下位置跟踪误差

$$\begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\chi_f & \sin\chi_f & 0 \\ -\sin\chi_f & \cos\chi_f & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_f - x_d \\ y_f - y_d \\ z_f - z_d \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{cases} \dot{e}_x = V_f \cos\gamma_f - V_d \cos\gamma_d \cos(\chi_f - \chi_d) + \dot{\chi}_f e_y \\ \dot{e}_y = V_d \cos\gamma_d \sin(\chi_f - \chi_d) - \dot{\chi}_f e_x \\ \dot{e}_z = -V_f \sin\gamma_f + V_d \sin\gamma_d \end{cases} \quad (8)$$

保持公式(8)的稳定,期望的速度 V 和航迹倾角 γ 在公式(9)中给出

$$\begin{cases} V = \frac{-K_x e_x + V_d \cos\gamma_d \cos(\chi_f - \chi_d)}{\cos\gamma_f} \\ \gamma = \sin^{-1} \left(\frac{K_z e_z + V_d \sin\gamma_d}{V_f} \right) \end{cases} \quad (9)$$

航向角通过公式(10)计算。

$$\chi = \sin^{-1} \left(\frac{K_y e_y + \dot{\chi}_f e_x}{V_d \cos\gamma_d} \right) + \chi_d \quad (10)$$

紧密编队飞行控制器如图 16 所示,并且在 MATLAB's SIMULINK 中进行了仿真验证,其中的增益值为 $K_x = -0.3, K_y = -0.1, K_z = -0.035$ 。

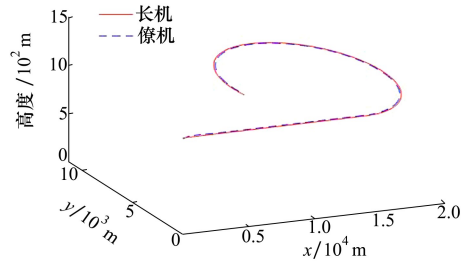


图 16 编队飞行轨迹

如图 16~19 所示,僚机刚开始远离长机,能够很快地收敛于期望的位置。所设计的控制器能够使僚机快速准确地到达期望位置,并且保持紧密编队队形。

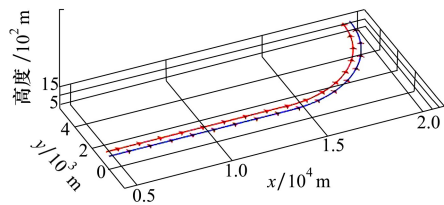


图 17 不同时刻飞行器相对位置

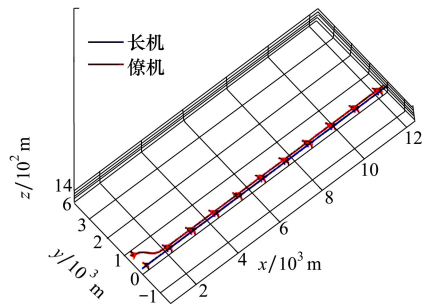


图 18 无人机由远到近紧密编队轨迹

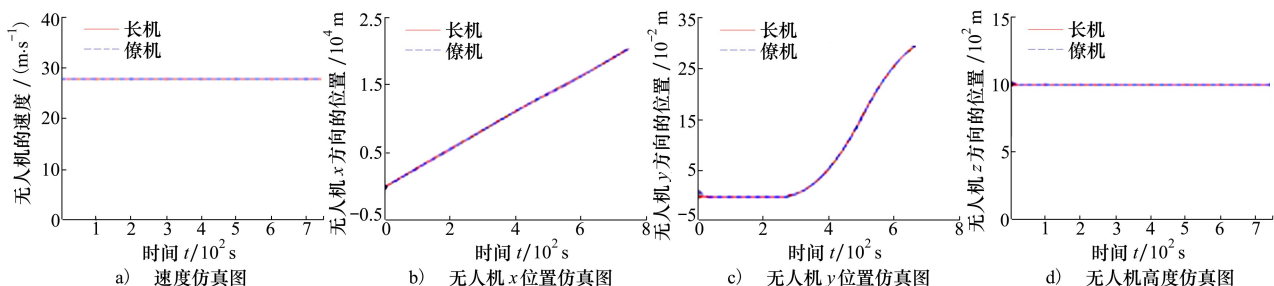


图 19 无人机状态仿真图

5 结 论

本文利用 CFD 软件对双机编队飞行进行了计算。研究了僚机在长机翼尖涡影响下的气动特性。设计了一种小型飞翼无人机的紧密编队飞行控制系

统。设计的编队飞行控制器使僚机能够准确地跟踪长机。因此,研究的紧密编队飞行控制器可以充分利用气动耦合效应引起的减阻效应,这将减少编队的燃料消耗,并加大编队的航程。

参考文献:

- [1] PORTUGAL S J, HUBEL T Y, FRITZ J, et al. Upwash exploitation and downwash avoidance by flap phasing in ibis formation flight[J]. Nature, 2014, 505(7483): 399
- [2] LISSAMAN P B, SHOLLENBERGER C A. Formation flight of birds[J]. Science, 1970, 168(3934): 1003-1005
- [3] CUTTS C J, SPEAKMAN J R. Energy savings in formation flight of pink-footed geese[J]. Journal of Experimental Biology, 1994, 189(1): 251-261
- [4] WEIMERSKIRCH H, MARTIN J, CLERQUIN Y, et al. Energy saving in flight formation[J]. Nature, 2001, 413(6857): 697-698
- [5] VACHON M J, RAY R J, WALSH K R, et al. F/A-18 performance benefits measured during the autonomous formation flight Project[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Monterey, California, 2002
- [6] BLAKE W B, GINGRAS D R. Comparison of predicted and measured formation flight interference effects[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(2): 201-207
- [7] SABAN D, WHIDBORNE J F, COOKE A K. Simulation of wake vortex effects for UAVs in close formation flight[J]. Aeronautical Journal-New Series, 2009, 113(1149): 727-738
- [8] CHO H, LEE S, HAN C. 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
- [9] VICROY D, VIJGEN P, REIMER H, et al. Recent NASA wake-vortex flight tests, flow-physics database and wake-development analysis[C]//World Aviation Conference, 1998
- [10] RAY R, COBLEIGH B, VACHON M, et al. Flight test techniques used to evaluate performance benefits during formation flight [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2002
- [11] AHMAD N N, PROCTOR F. Review of idealized aircraft wake vortex models[C]//52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014
- [12] HANSEN J L, COBLEIGH B R. Induced moment effects of formation flight using two F/A-18 Aircraft[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Monterey, CA, 2002
- [13] ZHANG Q, LIU T. Aerodynamics modeling and analysis of close formation flight[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(6): 2192-2204
- [14] SHAN J, LIU H T. Close-formation flight control with motion synchronization[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(6): 1316-1320
- [15] PROUD A, PACHTER M, D'AZZO J. Close formation flight control[C]//Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 1999
- [16] ALMEIDA F. Tight formation flight with feasible model predictive control[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2015
- [17] PACHTER M, D'AZZO J J, PROUD W A. Tight formation flight control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(2): 246-254
- [18] ZHANG Q, LIU H H. Robust design of close formation flight control via uncertainty and disturbance estimator[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2016

Modeling, simulation, analysis and control of close formation flight

ZHENG Ruiping^{1,2}, SHI Jingping^{1,2}, QU Xiaobo^{1,2}

(1.School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129 China;
2.Shaanxi Province Key Laboratory of Flight Control and Simulation Technology, Xi'an 710129 China)

Abstract: This paper focuses on the aerodynamic characteristics of aircraft close formation flight. The formation model for small unmanned aircraft is studied, and the disturbance of the wake induced velocity generated by the leader aircraft on the tail aircraft is analyzed. It is found that the lead aircraft has a significant effect on the lift and drag of the tail aircraft. It is also demonstrated that the aerodynamic characteristics of the tail plane can be improved when the following plane is in the proper position of the leader in formation flight. Precise position control of the tail plane in general flight operations is achieved under the influence of the tail vortex. Firstly, a model for the wake vortex of the leader was established, and then computational fluid dynamics(CFD) software was used to simulate the two unmanned aerial vehicles (UAVs) to verify the accuracy of the model. A control algorithm was designed to realize the stability of formation flight. Mathematical simulation and validation were performed. The designed control law is able to keep the tail plane in the appropriate position in the formation flight so that the tail plane is subjected to the maximum lift.

Keywords: unmanned aerial vehicles; close formation flight; computational fluid dynamics(CFD)

引用格式: 郑锐平, 史静平, 屈晓波. 紧密编队飞行的建模控制与仿真[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(5): 1039-1045
ZHENG Ruiping, SHI Jingping, QU Xiaobo. Modeling, simulation, analysis and control of close formation flight[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(5): 1039-1045 (in Chinese)