

无人机紧密编队飞行控制仿真研究

Close Formation Flight Control of UAVs

赵锋^{1,2} 杨伟^{1,2} 杨朝旭¹/ 1 成都飞机设计研究所 2 西北工业大学航空学院

摘要:以“长机-僚机”编队模式为模型,研究了无人机紧密编队飞行问题,建立了三维空间双机编队飞行动力学模型,分析紧密编队飞行时长机涡流产生的气动耦合效应对僚机升力、阻力和侧力的影响的变化,建立等效气动模型,根据僚机距离长机最优位置的误差通过PID方法调整僚机与长机的相对距离进行队形保持控制。

关键词: 无人机; 紧密编队飞行; 飞行控制; 气动耦合

Keywords: UAV; close formation flight; flight control; aerodynamic coupling

0 引言

无人机紧密编队飞行可以获得相当于大展弦比飞机的气动性能,并具有重量轻、展弦比大、气动性能好以及结构强度高的特点。以两架无人机组成的近距离编队为例,当僚机飞行在长机的上洗区时,长机所产生的翼尖涡会对其跟随僚机的飞行动力性能产生很大的影响,如果能够通过编队飞行,较好地利用飞机之间的气动耦合作用,即利用长机所产生的涡流,给处于适当位置上的僚机机翼提供一个小的上洗矢量,则僚机可以更多地节省动力,获得更高的飞行效率,提高航行距离、飞行速度和负载重量等能力。因此编队无人机飞行具有单架无人机无法比拟的独特优势,多无人机协同编队飞行将成为未来飞机飞行的主要模式之一。尽管多无人机实现紧密编队飞行还有很大的困难,但它在减小阻力,节省燃油,增大航程等方面的巨大优势使得这一颇具挑战性的课题正在成为当今空气动力学和自动控制领域研究的热点。

1 机紧密编队相对运动数学模型

本文以“长机-僚机”两机编队为模型,提出合适的编队飞行条件,以期获得降低油耗,以及气动性能好的编队模型。其中,气动力模型采用具有黏性涡核的改进马蹄涡模型。

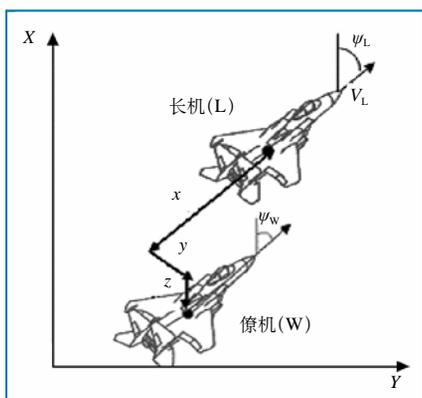


图1 两机编队的几何关系示意图

由图1可得,长机相对于僚机的速度为:

$$V_{WL}^W = V_L^W - \omega_W^W \times R_{WL}^W - V_W^W + \omega_W^W \times R_W^W \quad (1)$$

其中, V_{WL}^W 表示长机相对于僚机的速度; V_L^W 表示长机在僚机参考坐标系下的惯性速度; R_{WL}^W 表示长机相对于僚机的位置; V_W^W 表示僚机的惯性速度。

长机在僚机坐标系下的转换矩阵为 C_L^W , 则:

$$V_L^W = C_L^W V_L^L \begin{bmatrix} V_L \cos \psi_e \\ V_L \sin \psi_e \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

因此有:

$$V_{WL}^W = \begin{bmatrix} V_L \cos \psi_e \\ V_L \sin \psi_e \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -\dot{\psi}_w y^W \\ \dot{\psi}_w x^W \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} V_w \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

2 紧密编队飞行的涡流模型及涡流效应

图2为一机翼翼尖涡形成示意图,根据薄翼理论和升力线理论,可以将机翼理想化为一条附着涡线,在附着涡线的两端各有一个附着涡。附着涡的强度根据Kutta-Jukowski法则计算,单位展长上翼段的空气动力划分成升

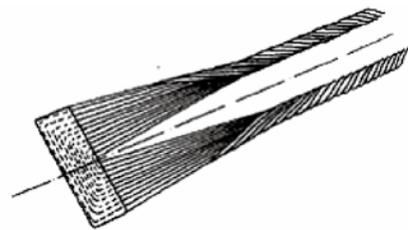


图2 翼间涡形成示意图

力单位元, 根据Kutta-Jukowski条件, 气流以一定迎角流过翼形时, 必然存在环量 Γ 。

$$\Gamma = L/\rho V b' \quad (4)$$

b' 表示附着涡的展长, 在这里假设等效于飞机的翼展 b 。三个基本的参数能够改变包含微段 dy 和半无限长、涡流 z 的位置和计算, 长机在流动场的尾流计算采用Biot-Savart定律。

Helmholtz马蹄涡诱导切向速度为:

$$V_R = \frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (5)$$

其中, r 为测试点与涡线中心的距离, 涡的强度为:

$$\Gamma = \frac{1}{2} C_L V \bar{c} \quad (6)$$

其中, C_L 为升力系数, \bar{c} 为平均翼弦。

由于Helmholtz马蹄涡模型的切向诱导速度存在奇异性, 为了弥补经典Helmholtz马蹄涡模型的奇异性, Schlichting对其进行了改进, 结合Navier-Stokes等式, 对涡流的衰减进行了参量化, 从而得到改进的非奇异马蹄涡模型, 其诱导切向速度为:

$$V_R = [\Gamma / 2\pi r] [1 - e^{-1.26(r/r_c)^2}] \quad (7)$$

由上式可知, 涡核半径随时间增长。引入黏性的涡核半径, 可以适用于黏性流体, 因此, 本文研究仿生紧密编队飞行的气动耦合问题采用的是基于Biot-Savart定律的翼尖涡模型。

诱导阻力是为产生升力而付出的代价, 由于产生升力而诱导出来的附加阻力。编队飞行时, 利用长机所产生的涡流, 给处于适当位置上的僚机机翼提供一个小的上洗矢量(用 W 表示)来减少诱导阻力, 如图3所示。 L 和 D 分别表示单架飞机飞行时的升力和阻力, 当获得上洗矢量 W 后的升力由 L 变为 L' , 阻力由 D 变为 D' 时, $\Delta\alpha$ 表示上洗气流带

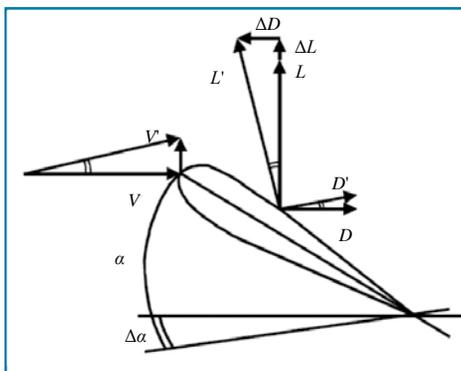


图3 上洗引起的升力和阻力改变示意图

来的小迎角变化量, ΔD 表示升力发生旋转后的阻力变化量, ΔL 表示因为阻力的旋转带来的升力变化量, 则编队飞行中僚机处于长机涡流中

的总的升力为:

$$L_{\text{总}} = L' \cos(\Delta\alpha) + \Delta L \approx L' + D\Delta\alpha \quad (8)$$

同理, 总的阻力为:

$$D_{\text{总}} = D' \cos(\Delta\alpha) - \Delta D \quad (9)$$

在飞行过程中, $L \gg D$, 发生旋转后对阻力的影响明显大于对升力到影响, 通过小的上洗角可以得到较为明显的阻力减小, 而升力的增加几乎可以忽略不计。

$$\text{而 } \Delta\alpha = \arctan\left(\frac{W}{V}\right) \approx \frac{W}{V} \quad (10)$$

综上, 僚机总的阻力可表示为 $D_{\text{总}} = D' - \frac{LW}{V}$; 因此, 产生的诱导阻力为 $\Delta D = -\frac{LW}{V}$ 。

阻力系数为:

$$\Delta C_{Dw} = \frac{\Delta D_w}{\bar{q}S} = -\frac{L_w \bar{W}_w}{\bar{q}S V} \quad (11)$$

因此, 两机编队动力学方程如下所示:

$$\begin{aligned} \dot{x} = & V_L \cos(\psi_L - \psi_w) - V_w + y \left\{ -\frac{1}{\tau_\psi} \psi_w + \frac{1}{\tau_\psi} \psi_{w_c} \right. \\ & \left. + \frac{\bar{q}S}{mV_w} [\Delta C_{Y_y}(y - \bar{y}) + \Delta C_{Z_z}(z - \bar{z})] \right\} \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} y = & \frac{x}{\tau_{\psi_w}} \psi_w + V_L \sin(\psi_L - \psi_w) - \frac{x}{\tau_{\psi_w}} \psi_c \\ & - x \frac{\bar{q}S}{mV_w} [\Delta C_{Y_{w_y}}(y - \bar{y}) + \Delta C_{Y_{w_z}}(z - \bar{z})] \end{aligned} \quad (13)$$

$$V_w = \frac{1}{\tau_v} (V_{w_c} - V_w) + \frac{\bar{q}S}{m} \Delta C_{D_{w_y}}(y - \bar{y}) \quad (14)$$

$$\begin{aligned} w = & \frac{1}{\tau_{w_y}} (w + w_c) + \frac{\bar{q}S}{mV} (\Delta C_{Y_{w_y}}(y - \bar{y}) \\ & + \Delta C_{Y_{w_z}}(z - \bar{z})) \end{aligned} \quad (15)$$

$$z = \zeta \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \dot{\zeta} = & -\left(\frac{1}{h_a} + \frac{1}{h_b}\right) \zeta - \frac{1}{h_a h_b} z + \frac{1}{h_a h_b} h_{w_c} \\ & + \frac{\bar{q}S}{m} \Delta C_{L_{w_y}}(y - \bar{y}) \end{aligned} \quad (17)$$

3 编队控制律设计

本文采用两级控制方法, 如图4所示, 上层控制将编队飞行的飞机作为一个整体, 控制编队飞行的导航, 主要包括编队飞行的速度、航向和高度; 下层控制编队飞行中的单架飞机, 主要包括编队飞行中长机与僚机的纵向、横向和垂直方向之间的距离, 从而实现僚机对长机的跟踪控制。

采用三通道进行控制律设计, 包括纵向、横向和垂直

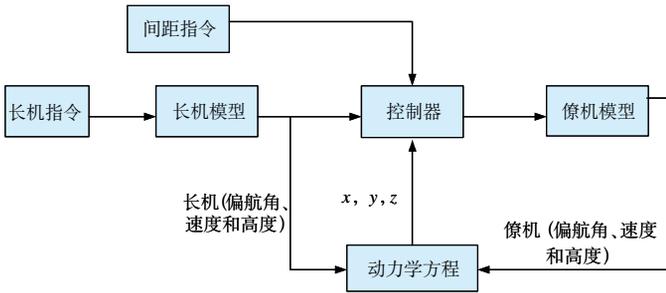


图4 编队飞行控制系统结构框图

方向,纵向通道由长机与僚机的纵向间距和速度组成;横向通道由长机与僚机的横向间距和航向角组成;垂直通道由长机与僚机的垂直方向的间距和高度组成。僚机接收长机位置信号,通过控制自身速度航向和高度,保持与长机的编队间距,间距指令由飞行任务要求给出。

实际控制向量: $u=[V_{wc} \ \psi_{wc} \ h_{wc}]^T$

被控状态量: $x_0=[x \ y \ z \ V_w \ \psi_w \ \zeta]^T$

因此,两机编队系统为一多变量系统,具有多个输入量及多个输出量,基于状态、控制和扰流的状态空间方程可以表示为:

$$\begin{bmatrix} V_w \\ \psi_w \\ \zeta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\bar{q}S}{m} \Delta C_{D_{y_w}} (y - \bar{y}) - \frac{1}{\tau_y} V_w \\ \frac{\bar{q}S}{mV} (\Delta C_{Y_{y_w}} (y - \bar{y}) + \Delta C_{Y_{z_w}} (z - \bar{z})) + \frac{1}{\tau_{\psi_w}} \psi_w \\ \frac{\bar{q}S}{m} \Delta C_{L_{y_w}} (y - \bar{y}) - \frac{1}{\tau_{ha} \tau_{hb}} h_{Lc} - (\frac{1}{\tau_{ha}} + \frac{1}{\tau_{ha}}) \zeta - \frac{1}{\tau_{ha} \tau_{hb}} z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{\tau_y} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\tau_{\psi_w}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\tau_{ha} \tau_{hb}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{wc} \\ \psi_{wc} \\ h_{wc} \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_L \cos(\psi_L - \psi_w) + y \frac{\bar{q}S}{mV_w} [\Delta C_{Y_{y_w}} (y - \bar{y}) + \Delta C_{Z_{z_w}} (z - \bar{z})] \\ V_L \sin(\psi_L - \psi_w) - x \frac{\bar{q}S}{mV_w} [\Delta C_{Y_{y_w}} (y - \bar{y}) + \Delta C_{Y_{z_w}} (z - \bar{z})] \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1 & -\frac{y}{\tau_{\psi}} & 0 \\ 0 & \frac{x}{\tau_{\psi_w}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{wc} \\ \psi_{wc} \\ \zeta_{wc} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \frac{y}{\tau_{\psi}} & 0 \\ 0 & -\frac{x}{\tau_{\psi_w}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{wc} \\ \psi_{wc} \\ h_{wc} \end{bmatrix} \quad (19)$$

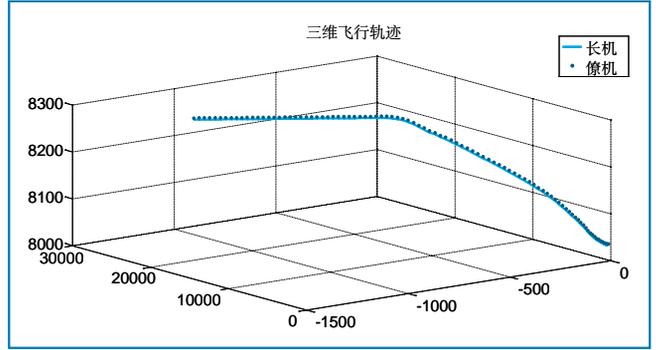


图5 三维航迹图

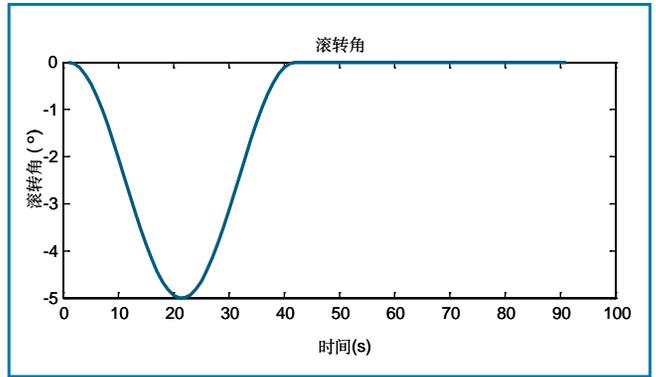


图6 长机滚转角

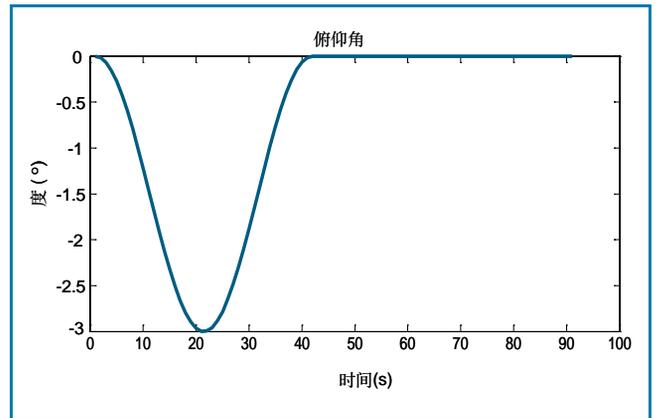


图7 长机俯仰角

4 仿真结果分析

为了对本文提出的理论可行性进行分析验证,选取对象为两架无人机,编队时处于同一水平面,飞行高度为8km,僚机与长机的相对位置为 $z = -25m$ 、 $y = -0.2m$,给定战机间的相对距离指令信号为 $z = 0m$ 、 $y = -0.45m$ 。

仿真结果如图所示,图5为长机和僚机的三维飞行航迹图,图6~图7分别表示长机的滚转角和俯仰角,图

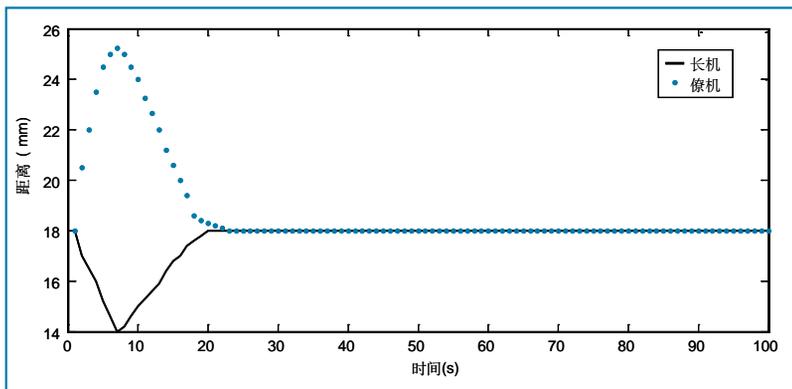


图8 x向间距

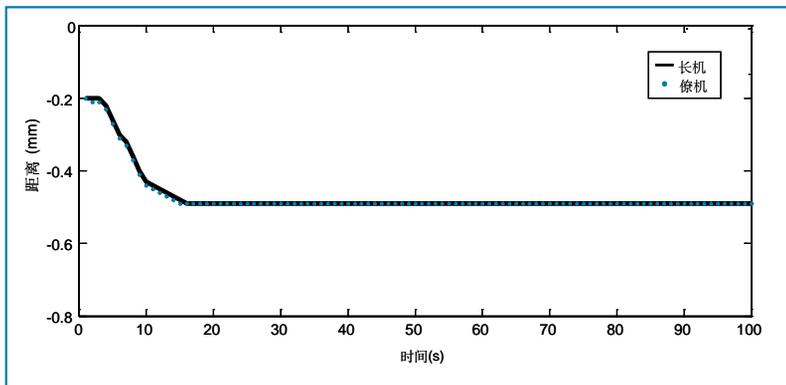


图9 y向间距

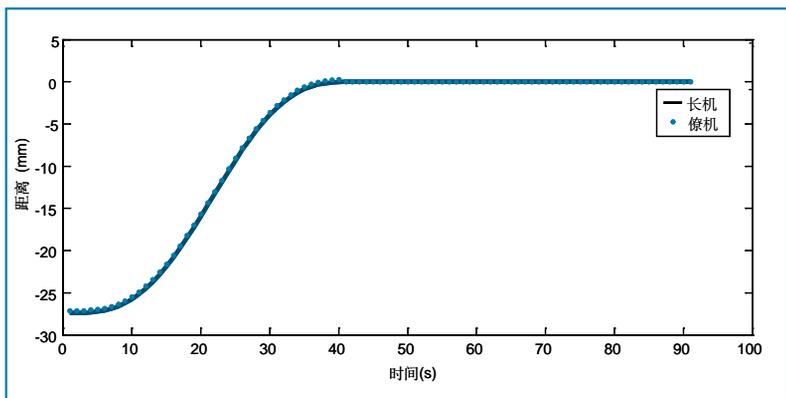


图10 z向间距

8~图10为 x 、 y 和 z 向的间隔距离。

仿真结果表明:基于最优位置误差控制律设计的控制系统对飞机编队飞行控制是稳定的,其稳态误差很小,可以达到控制目的。

基于最优位置误差控制系统响应速度较快,能较好地保持两架战机的相对姿态和相对位置,且允许长机带领编队机动,因此,这种方法可用于实际之中,实现战机紧密编队的控制。另外,能够控制多架战机保持期望队形编队飞行,并具有抗干扰、适应性好等优点,对未来战斗机的紧密编队飞行控制,具有较好的应用价值。

参考文献

- [1] Cutts C J, Spesman J R. Energy savings in formation flight of pink-footed geese [J]. Journal of Experiment Biology, 2007,189(1):251-261.
- [2] Hummel D. The use of aircraft wakes to achieve power reduction in formation flight [C]. Proceeding of the Fluid Dynamics Panel Symposium, 2006.
- [3] Pather M D, Azzo J J, Proud A W. Tight formation flight control [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(2):246-254.
- [4] Binetti P, Ariyur K B, Krstic M, et al. Formation flight optimization using extremum seeking feedback[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(1):132-1415.
- [5] Hallock J N, Eberle W R. Aircraft wake vortices: a state of the art review of the United States R & D program[R]. Cambridge: DOT-TSC-FAA-77-4.
- [6] Cobleigh B. Capabilities and future applications of the NASA autonomous formation flight aircraft[R]. AIAA-2002-3443, 2002.
- [7] Bangash Z, Sanchez R, Ahmed A, et al. Aerodynamics of formation flight[R]. AIAA-2004-725, 2004.
- [8] Schumacher C, Singh S. Nonlinear control of multiple UAVs in close-coupled formation flight[R]. AIAA-2000-4373, 2000.

作者简介

赵锋,博士研究生,工程师,从事飞行品质与控制律研究。

杨伟,中航工业集团副总工程师,研究员,中航工业飞行器技术首席技术专家。

杨朝旭,中航工业成都飞机设计研究所副总设计师,研究员,中航工业控制系统技术首席技术专家。