

一种变体飞机的轨迹跟踪控制方法研究



明瑞晨,刘小雄,王磊

西北工业大学,陕西 西安 710072

摘要: 轨迹跟踪在编队飞行、空中加油以及侦察跟踪任务方面具有重要作用。为了提高变体飞机的轨迹跟踪效果,本文提出了一种新的轨迹跟踪方法。首先,根据非刚体运动模型特点对一种变后掠翼飞机进行建模;其次,使用增量反步法设计相应的控制律,包括姿态控制律、高度控制律、速度控制律和侧滑角控制律;最后,在轨迹回路的跟踪制导策略上,使用非线性L1制导法,通过计算目标飞机的动态轨迹曲率进行轨迹跟踪控制的设计,同时使用变体结构进行补偿轨迹跟踪控制。仿真结果表明,该方案能够很好地应用于变体飞机,并能够准确地跟踪上目标飞机。本文的研究可为变体飞机的轨迹跟踪应用提供理论和仿真验证技术支撑。

关键词: 变体飞机; 增量反步法; L1制导; 动态曲率; 轨迹跟踪

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.10.006

变体飞机是指在飞行过程中可以改变外形的飞行器。它最早是从仿生学的角度提出的,可以根据飞行任务及外界环境变化不断自适应地调整机翼形状,以保证飞机有着更优的任务性能。通常,变体飞机可以通过改变弯度和扭转的分布等方式,达到机翼面积、后掠角、展弦比等的大尺寸范围变化,以实现机翼效率的最大化^[1-4]。1979年,美国国家航空航天局(NASA)与波音公司签订合同,发展柔性复合材料“自适应机翼”,该机翼可连续变化外形,获得最大气动效率,并于1987年进行了飞行试验。1985—1992年,美国空军、NASA兰利研究中心和罗克韦尔公司合作,共同发起开展“主动柔性机翼”(AFW)工程计划^[5],证明AAW是未来多用途战斗机设计的多功能关键技术之一。1998年,美国正式提出了变体飞机研究计划。2003年,美国国防高级研究计划局(DARPA)正式启动了变体飞机结构(MAS)研究计划^[6],以保持其绝对的空天作战能力。

变体飞机的控制问题也随着变体本身的发展而逐渐发展起来。从传统的极点配置控制^[7-8]到非线性的反步控制^[9]、滑模控制^[10]等,关于变体飞机控制的研究,已经从传统的基于模型的飞行稳定控制转变到基于数据驱动的最佳气

动优化方面^[11-18]。本文以变体飞机为研究对象,主要进行目标飞机轨迹制导跟踪技术的研究。传统的制导方法多数是基于线性控制器设计的,这类方法主要针对一些简单的路径。而对于复杂路径,或者是对不确定运动的目标飞机进行跟踪制导时,这种线性制导效果往往不是很理想。更多情况下,使用非线性制导方法会比传统的PID制导方式更好。

本文基于一种非线性的制导方法,即L1制导法,设计了飞机侧向偏离控制系统,计算出飞机的侧向目标加速度。然后通过侧向目标加速度计算出目标滚转角。本文的研究成果对提高变体飞机的轨迹跟踪和机动飞行具有重要意义。

1 变体飞机建模

在变体飞机的运动建模上,不能简单地将其认为是刚体,还需要考虑变体飞机的气动力、质心、转动惯量等变化。变体飞机的动力学方程与传统飞机有着不同。根据文献[11],可以得出变体飞机的运动方程。

收稿日期: 2023-05-31; 退修日期: 2023-08-07; 录用日期: 2023-09-05

基金项目: 航空科学基金(201905053003)

引用格式: Ming Ruichen, Liu Xiaoxiong, Wang Lei. Research on trajectory tracking control method of a morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(10): 35-41. 明瑞晨,刘小雄,王磊. 一种变体飞机的轨迹跟踪控制方法研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(10): 35-41.

$$\begin{aligned}
\dot{\mathbf{X}} &= \mathbf{T}_{gb} \mathbf{V} \\
\dot{\mathbf{V}} &= m^{-1} (\mathbf{F} - m\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} + \mathbf{S} \times \dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{S} \times \boldsymbol{\Omega}) + 2\dot{\mathbf{S}}\boldsymbol{\Omega} - \ddot{\mathbf{S}}) \\
\dot{\boldsymbol{\Theta}} &= \mathbf{g}(\boldsymbol{\Theta}) \cdot \boldsymbol{\Omega} \\
\dot{\boldsymbol{\Omega}} &= \mathbf{I}^{-1} (\mathbf{M} - \mathbf{S} \times \dot{\mathbf{V}} - \mathbf{S} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}) - \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\Omega} - \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\Omega}} - \int_F \tilde{\mathbf{r}} \ddot{\mathbf{r}} dm)
\end{aligned} \quad (1)$$

式中, $\mathbf{X} = [x \ y \ -h]^T$ 为飞机三轴位置矢量; $\mathbf{V} = [u_b \ v_b \ w_b]^T$ 为机体系下的速度矢量; $\boldsymbol{\Theta} = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 为姿态角矢量, $\boldsymbol{\Omega} = [p \ q \ r]^T$ 为机体系下的角速度矢量; $\mathbf{S} = [S_x \ S_y \ S_z]^T$ 为机体系下的静矩矢量; $\mathbf{I}$ 为转动惯量张量; F 为飞机体积; r 为飞机上点相对于机身的局部位置; m 为飞机质量; $\mathbf{T}_{gb}$ 为机体系到地面系的转换矩阵; $\mathbf{g}(\boldsymbol{\Theta})$ 为角速率到姿态角导数的转换矩阵。 $\mathbf{F}$ 和 $\mathbf{M}$ 分别表示飞机受到的合外力和合外力矩矢量

$$\mathbf{F} = \mathbf{T}_{bg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}_g + \mathbf{T}_{ba} \begin{bmatrix} -D \\ Y \\ -L \end{bmatrix}_a + \begin{bmatrix} T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_b \quad (2)$$

$$\mathbf{M} = \mathbf{S} \times (\mathbf{T}_{bg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}_g) + \begin{bmatrix} \bar{L} \\ M \\ N \end{bmatrix}_b + \begin{bmatrix} 0 \\ TZ_T \\ 0 \end{bmatrix}_b \quad (3)$$

式中, g 为重力加速度; T 为发动机推力; Z_T 为重心到发动机轴线的距离; $\mathbf{T}_{bg}$ 为地面系到机体系的转换矩阵; $\mathbf{T}_{ba}$ 为气流系到机体系的转换矩阵; L, D, Y 分别为升力、阻力和侧力; $\bar{L}, M, N$ 分别为滚转、俯仰和偏航气动力矩。

本文介绍的变体飞机采用变后掠翼的变体结构。因此, 可以将气动力和气动力矩用式(4)表示

$$\begin{bmatrix} L \\ D \\ Y \end{bmatrix} = Q S_w \begin{bmatrix} C_{L,T}(V, \alpha, \beta, \delta) \\ C_{D,T}(V, \alpha, \beta, \delta) \\ C_{Y,T}(V, \alpha, \beta, \delta) \end{bmatrix} = Q S_w \begin{bmatrix} C_{L0}(V, \alpha, \beta) \\ C_{D0}(V, \alpha, \beta) \\ C_{Y0}(V, \alpha, \beta) \end{bmatrix} + \quad (4)$$

$$Q S_w \mathbf{G}_{F\delta} \begin{bmatrix} \delta_{cl} \\ \delta_{er} \\ \delta_a \end{bmatrix} + Q S_w \mathbf{A} \begin{bmatrix} C_{LA} \\ C_{DA} \\ C_{YA} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \bar{L} \\ M \\ N \end{bmatrix} = Q S_w \begin{bmatrix} C_{L,T}(V, \alpha, \beta, \delta) b \\ C_{M,T}(V, \alpha, \beta, \delta) c \\ C_{N,T}(V, \alpha, \beta, \delta) b \end{bmatrix} = Q S_w \begin{bmatrix} C_{L0} b \\ C_{M0} c \\ C_{N0} b \end{bmatrix} + \quad (5)$$

$$Q S_w \mathbf{G}_{M\delta} \begin{bmatrix} \delta_{cl} \\ \delta_{er} \\ \delta_a \end{bmatrix} + Q S_w \mathbf{A} \begin{bmatrix} C_{LA} b \\ C_{MA} c \\ C_{NA} b \end{bmatrix}$$

式中, Q 为动压; S_w 为机翼面积; $C_{L,T}, C_{D,T}$ 和 $C_{Y,T}$ 为总的气动导数; $C_{L,0}, C_{D,0}$ 和 $C_{Y,0}$ 表示除去控制输入之外的关于状态的气动导数; $C_{L,A}, C_{D,A}$ 和 $C_{Y,A}$ 为关于后掠角的气动导数; A 为后掠角; b 为翼展; c 为重心到焦点的距离; δ_{cl} 和 δ_{er} 为V尾的

左右升降舵; δ_a 为副翼; $\mathbf{G}_{F\delta}$ 和 $\mathbf{G}_{M\delta}$ 为操纵导数矩阵; 具体定义如下

$$\mathbf{G}_{F\delta} = \begin{bmatrix} C_{L\delta_{cl}} & C_{L\delta_{er}} & C_{L\delta_a} \\ C_{D\delta_{cl}} & C_{D\delta_{er}} & C_{D\delta_a} \\ C_{Y\delta_{cl}} & -C_{Y\delta_{er}} & C_{Y\delta_a} \end{bmatrix}, \mathbf{G}_{M\delta} = \begin{bmatrix} C_{\bar{L}\delta_{cl}} b & -C_{\bar{L}\delta_{er}} b & C_{\bar{L}\delta_a} b \\ C_{M\delta_{cl}} c & C_{M\delta_{er}} c & C_{M\delta_a} c \\ C_{N\delta_{cl}} b & -C_{N\delta_{er}} b & C_{N\delta_a} b \end{bmatrix} \quad (6)$$

至此, 变体飞机的建模部分介绍完毕, 下面我们将设计相应的控制律。

2 控制律设计

本节内容将设计该变体飞机的基本控制律, 从而保证飞机能够平稳飞行, 具体包括姿态角控制律、侧滑角控制律、速度控制律和高度控制律。

在控制方法的选择上, 增量反步法有着较好的鲁棒性能, 同时不引入额外的参数, 受到学者的广泛认可^[17-18]。因此, 本文在设计基本控制律时采用此种方法。

2.1 姿态角控制律

(1) 控制律设计

姿态角控制是飞机最为基础的稳定模式, 根据模型(1)中的姿态方程可以使用增量反步法设计相应的控制律。可以将变体飞机的姿态回路写成下面增量形式。

$$\begin{aligned}
\dot{\boldsymbol{\Theta}} &= \dot{\boldsymbol{\Theta}}_0 + \mathbf{g}(\boldsymbol{\Theta}) \cdot \Delta \boldsymbol{\Omega} \\
\dot{\boldsymbol{\Omega}} &= \dot{\boldsymbol{\Omega}}_0 + \mathbf{I}^{-1} Q S_w \mathbf{G}_{M\delta} \Delta \mathbf{u}
\end{aligned} \quad (7)$$

式中, $\mathbf{u} = [\delta_{cl} \ \delta_{er} \ \delta_a]^T$ 为舵面输入矢量, 下标0表示该变量上一时刻的值; $\Delta \boldsymbol{\Omega} = \boldsymbol{\Omega} - \boldsymbol{\Omega}_0$ 和 $\Delta \mathbf{u} = \mathbf{u} - \mathbf{u}_0$ 表示角速度和舵面的增量。设姿态角和角速率的跟踪误差分别为 $\mathbf{z}_\theta$ 和 $\mathbf{z}_\Omega$, 定义如下

$$\mathbf{z}_\theta = \boldsymbol{\Theta} - \boldsymbol{\Theta}_{ref} \quad (8)$$

$$\mathbf{z}_\Omega = \boldsymbol{\Omega} - \boldsymbol{\Omega}_{ref} \quad (9)$$

式中, $\boldsymbol{\Theta}_{ref}$ 为矢量姿态角指令; $\boldsymbol{\Omega}_{ref}$ 为矢量角速率的虚拟控制量。根据增量反步法的原理, 可以得出虚拟控制律和控制律的表达式

$$\boldsymbol{\Omega}_{ref} = \mathbf{g}(\boldsymbol{\Theta})^{-1} (-\mathbf{K}_\theta \mathbf{z}_\theta + \dot{\boldsymbol{\Theta}}_{ref} - \dot{\boldsymbol{\Theta}}_0) + \boldsymbol{\Omega}_0 \quad (10)$$

$$\mathbf{u} = \mathbf{G}_{M\delta}^{-1} Q^{-1} \mathbf{I}^{-1} (-\mathbf{K}_\Omega \mathbf{z}_\Omega + \dot{\boldsymbol{\Omega}}_{ref}^f - \dot{\boldsymbol{\Omega}}_0 - \mathbf{g}(\boldsymbol{\Theta})^T \mathbf{z}_\theta) + \mathbf{u}_0 \quad (11)$$

式中, $\mathbf{K}_\theta$ 和 $\mathbf{K}_\Omega$ 都为三阶对角阵, 且元素都为正。 $\dot{\boldsymbol{\Omega}}_{ref}^f$ 表示为虚拟控制 $\boldsymbol{\Omega}_{ref}$ 经过一个低通滤波器 $f(s)$ 后的导数。可以用式(12)表示

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}}_{ref}^f = \omega (\boldsymbol{\Omega}_{ref} - \boldsymbol{\Omega}_{ref}^f) \quad (12)$$

式中, ω 为低通滤波器的截止频率; $\boldsymbol{\Omega}_{ref}^f$ 为滤波器的输出值, 且 $\boldsymbol{\Omega}_{ref}^f(0) = \boldsymbol{\Omega}_{ref}(0)$ 。

(2) 稳定性证明

设 Lyapunov 函数为

$$L_\theta = \frac{1}{2} z_\theta^T z_\theta + \frac{1}{2} z_\Omega^T z_\Omega \quad (13)$$

对式(13)求导

$$\dot{L}_\theta = z_\theta^T (\dot{\theta}_0 + g(\theta) \cdot \Delta\Omega - \dot{\theta}_{\text{ref}}) + z_\Omega^T (\dot{\Omega}_0 + I^{-1} Q S_w G_{Ms} \Delta u - \dot{\Omega}_{\text{ref}}) \quad (14)$$

将式(10)和式(11)代入式(14),得

$$\dot{L}_\theta = -K_\theta z_\theta^T z_\theta - K_\Omega z_\Omega^T z_\Omega + g(\theta) z_\theta^T \frac{\dot{\Omega}_{\text{ref}}}{\omega} - K_\theta z_\theta^T z_\theta - K_\Omega z_\Omega^T z_\Omega \quad (15)$$

由以上可以看出,在选取较大的截止频率低通滤波器后,对系统稳定性的影响可以忽略,因此可得结论 $z_\theta, z_\Omega \rightarrow 0$, 系统稳定。

2.2 高度控制律

飞机的高度控制律是飞机控制律设计中必不可少的部分,飞机的高度变化会影响飞机横侧向的运动,也会对飞机的速度造成一定的影响,本节就对飞机的高度控制律进行设计。在高度控制器中,我们利用高度误差解算出期望俯仰角,然后利用前面设计的姿态控制器对期望俯仰角进行跟踪。因此,本节设计高度到俯仰这一回路的控制律。

首先根据模型(1)中的导航方程,可以得到高度的增量方程

$$\dot{h} = \dot{h}_0 + V \cos \gamma \frac{\partial \gamma}{\partial \theta} \Delta \theta \quad (16)$$

式中, h 为高度; V 为空速; θ 为俯仰角; γ 为航迹倾斜角; $\Delta \theta = \theta - \theta_0$ 为俯仰角的增量。设高度跟踪误差为 z_h , 表示如下

$$z_h = h - h_{\text{ref}} \quad (17)$$

可得期望俯仰角为

$$\theta_{\text{ref}} = \frac{1}{V \cos \gamma} \cdot \frac{\partial \gamma}{\partial \theta} (-k_h z_h + \dot{h}_{\text{ref}} - \dot{h}_0) + \Delta \theta \quad (18)$$

式中, k_h 为正数。

稳定性证明同前面姿态角回路一致,设 Lyapunov 函数为 $L_h = \frac{1}{2} z_h^2$, 可以推导出 $\dot{L}_h = -k_h z_h^2$, 因此系统稳定。

2.3 速度控制律

飞机的飞行速度也是一个重要的状态量,本文采用推力进行速度控制,根据给定速度指令信号计算飞机所需推力,从而实现速度控制。将模型(1)中的速度方程在气流系下投影可以得到空速的增量方程:

$$\dot{V} = \dot{V}_0 + \frac{\cos \alpha \cos \beta}{m} \Delta T \quad (19)$$

式中, V 为空速; β 为侧滑角; α 为迎角; $\Delta T = T - T_0$ 为推力的增量。设速度跟踪误差为

$$z_V = V - V_{\text{ref}} \quad (20)$$

可得速度回路的控制律为

$$T = \frac{m}{\cos \alpha \cos \beta} (-k_V z_V + \dot{V}_{\text{ref}} - \dot{V}_0) + T_0 \quad (21)$$

式中, k_V 为正数。

稳定性证明同前面姿态角回路一致,设 Lyapunov 函数为 $L_V = \frac{1}{2} z_V^2$, 可以推导出 $\dot{L}_V = -k_V z_V^2$, 因此系统稳定。

2.4 侧滑角控制律

飞机在通过滚转进行转弯时,会产生侧滑角,侧滑角过大时,对飞行影响较为复杂,因此通常飞行都尽量消除侧滑角。虽然飞机的航向稳定性能够消除侧滑角,这一部分体现在飞机外形的设计上,但除此之外在控制律中也能够对侧滑角进行控制,从而进一步保证航向的稳定性。我们一般使用偏航角速度控制侧滑,可以由模型(1)中的速度方程在气流系下投影得到侧滑角到偏航角速度的增量方程

$$\dot{\beta} = \dot{\beta}_0 + \sin \alpha \cdot \Delta r \quad (22)$$

式中, $\Delta r = r - r_0$ 为偏航角速度的增量。设侧滑角的跟踪误差为

$$z_\beta = \beta - \beta_{\text{ref}} \quad (23)$$

可得期望偏航角速率为

$$r_{\text{ref}} = \frac{1}{\sin \alpha} (-k_\beta z_\beta + \dot{\beta}_{\text{ref}} - \dot{\beta}_0) + r_0 \quad (24)$$

式中, k_β 为正数。

稳定性证明同前面姿态角回路一致,设 Lyapunov 函数为 $L_\beta = \frac{1}{2} z_\beta^2$, 可以推导出 $\dot{L}_\beta = -k_\beta z_\beta^2$, 因此系统稳定。

综上,在设计好了姿态、高度、速度和侧滑控制器后,飞机的路径跟踪也能在此基础上实现。

3 变体飞机动态曲率跟踪导引设计

本节介绍了基于 L1 法的跟踪导引方法,然后根据变体飞机的特点,设计了关于变体结构的控制策略。

3.1 基于 L1 法的动态曲率跟踪导引

L1 导引方法是 2004 年由 S. Park 等提出的一种非线性的导引方法,通过设置 L1 的长度,使飞行器与目标路径保持 L1 长度的距离,从而不断贴近并最终汇入目标路径。在文献[13]中, L1 法是通过计算目标法向加速度的方式,得到目标滚转角,从而实现对直线和圆弧的路径的跟踪。

假设飞机在目标路径附近,则 L1 法可以用近似成线性表示,具体如下。

直线跟踪

$$a_{ycmd} = \frac{2V^2}{L_1^2}d + \frac{2V}{L_1}\dot{d} \quad (25)$$

圆弧跟踪

$$a_{ycmd} = \frac{2V^2c^2}{L_1^2}d + \frac{2Vc}{L_1}\dot{d} + \frac{V^2}{R} \quad (26)$$

式中, L_1 为飞机与参考点之间的距离, 是提前设置的参数; d 为飞机到目标航迹之间的最短距离且有方向: 左负右正; R 为跟踪的目标圆弧半径; c 为圆弧跟踪时的中间参数, 定义如下

$$c = \sqrt{1 - \left(\frac{L_1}{2R}\right)^2} \quad (27)$$

由式(25)和式(26)可以发现, 直线和圆弧可以用一种统一的形式表示, 直线可以看成半径为无穷大的圆弧

$$a_{ycmd} = 2\frac{V^2c^2}{L_1^2}d + 2\frac{Vc}{L_1}\dot{d} + V^2K \quad (28)$$

式中, K 为目标路径的动态曲率; 直线的曲率为 0; 圆弧的曲率为 $1/R$; c 的定义则可以改写为

$$c = \sqrt{1 - \left(\frac{L_1K}{2}\right)^2} \quad (29)$$

当曲率为 0 时, 式(28)将变成式(25), 当曲率为 $1/R$, 式(28)将变成式(26)。

在跟踪问题上, 我们同样假设我们在目标飞机路径的附近, 且两者相距不远。因此, 根据路径的动态曲率公式, 可以得到目标动态曲率表达式

$$K = \frac{d\alpha}{ds} = \frac{y''(t)x'(t) - y'(t)x''(t)}{(x'(t)^2 + y'(t)^2)^{\frac{3}{2}}} \quad (30)$$

用目标飞机的位置信息, 将式(30)写成前向差分形式, 则目标动态曲率可以近似为

$$K_t \approx \frac{\Delta^2 y_t \Delta x_t - \Delta y_t \Delta^2 x_t}{(\Delta x_t^2 + \Delta y_t^2)^{\frac{3}{2}}} \quad (31)$$

式中, Δx_t 和 Δy_t 分别表示目标飞机北、东方向的一阶前向差分; $\Delta^2 x_t$ 和 $\Delta^2 y_t$ 分别表示目标飞机北、东方向的二阶前向差分。

由式(31)可看出, 需要知道目标飞机的时间间隔相同的三个点, 才能得到近似的曲率。在仿真中, 如果己方飞机离目标飞机的距离较近时, 可以用目标飞机最近的三个位置信息来计算制导跟踪的目标动态曲率。

最后目标滚转角可以通过式(32)求解。

$$\phi_c = \arctan\left(\frac{a_{ycmd}}{g}\right) \quad (32)$$

式中, g 为重力加速度。

3.2 变体飞机航迹跟踪补偿

变体飞机与常规飞机相比, 多了几个变体机构用于改变气动特性, 从而使飞机能够更加顺利地完成任务。

本文所采用的变后掠翼式飞机使用后掠角来表示变体结构的变化程度。后掠角越大, 平飞阻力越小, 同时副翼操纵的滚转力矩也越小。因此可以将变体的跟踪补偿设计如下形式

$$\Lambda = \text{clip}(k_1|\phi_c| + k_2 + \Lambda_0, \Lambda_d, \Lambda_u) \quad (33)$$

式中, $k_1 < 0$, $k_2 > 0$, 二者均为增益参数; Λ_d 和 Λ_u 分别为后掠角的上下限; clip 是限幅的裁剪函数。

在飞机需要转弯时, 后掠角将减小, 当目标曲率较小接近直线时, 后掠角将增大。通过对变体结构的补偿, 将使飞机转弯时, 操纵力矩更大, 以及在直线飞行过程中, 阻力更小。

根据前文内容, 可以将控制律和跟踪律通过结构框图 1 进行描述, 以便更容易理解本文工作内容。

4 仿真分析

以变体飞机为被控对象, 设置己机仿真的初始条件高度为 3000m, 速度为 150m/s 沿地面系 x 轴方向, 设置目标飞机

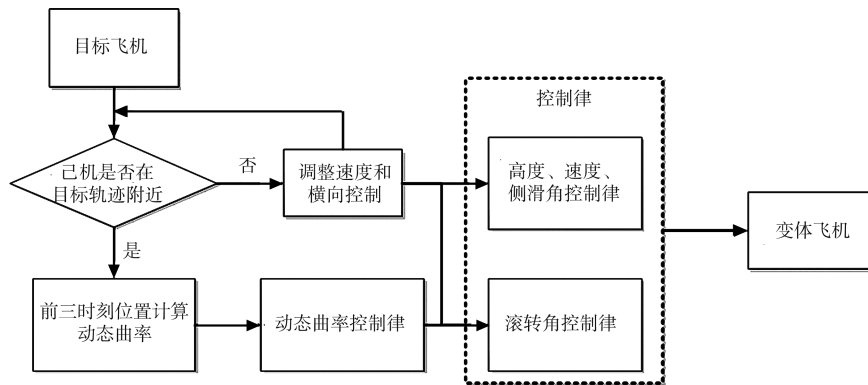


图1 轨迹跟踪控制框图

Fig.1 Trajectory control block diagram

仿真的初始条件为己机的正前方 600m 处,速度为 150m/s,与己机速度同向。给目标飞机滚转角 50° 持续 100s,然后回到 0° 持续 100s 循环,即目标飞机做盘旋加直线的运动。

根据前文设计的控制律,己方飞机探测出目标飞机的轨迹信息,调用高度保持、L1 制导和速度控制律,对目标飞机轨迹进行跟踪控制,仿真结果如图 2~图 4 所示。

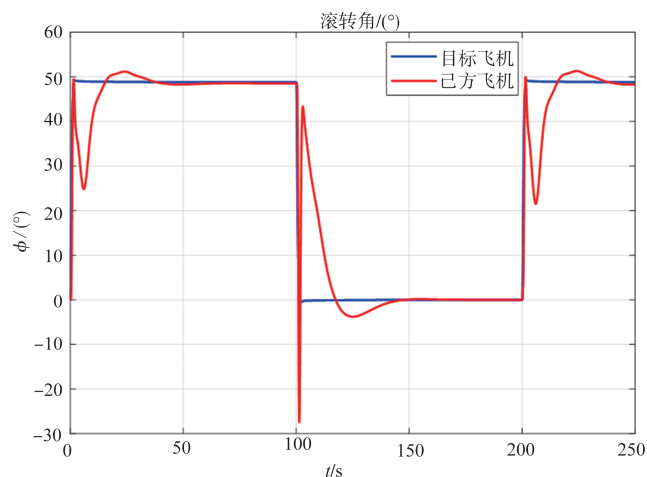


图 2 盘旋加直线情况下的目标飞机与己方飞机的滚转角对比

Fig.2 Comparison of the roll angle between the target aircraft and the own aircraft under circling and line motion conditions

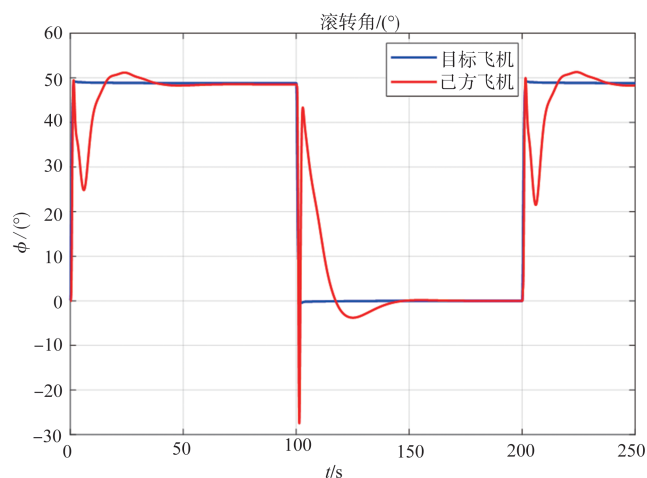


图 3 盘旋加直线情况下的目标飞机与己方飞机轨迹俯视图

Fig.3 Top view of the target and the own aircraft trajectory under circling and line motion conditions

由仿真结果可以看出,在目标飞机作滚转与直线运动时,通过使用本文的方法计算敌机轨迹曲率,己方飞机都能很好地跟踪上目标飞机。

将目标飞机的路径改为更加复杂的机动轨迹,其他仿真条件保持不变,仿真结果如图 5~图 7 所示。

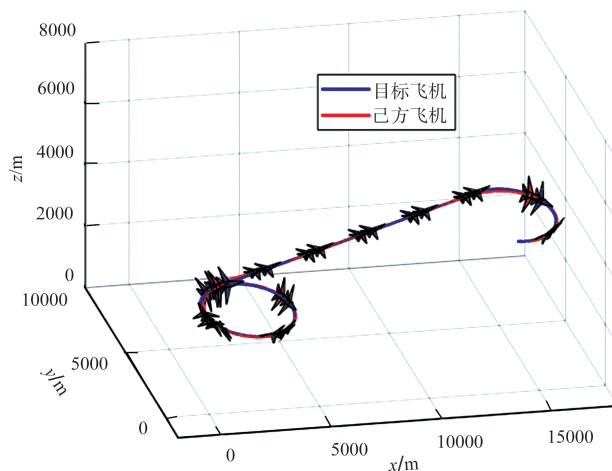


图 4 盘旋加直线情况下的目标飞机与己方飞机三维轨迹

Fig.4 The three-dimensional trajectory of the target aircraft and the own aircraft under circling and line motion conditions

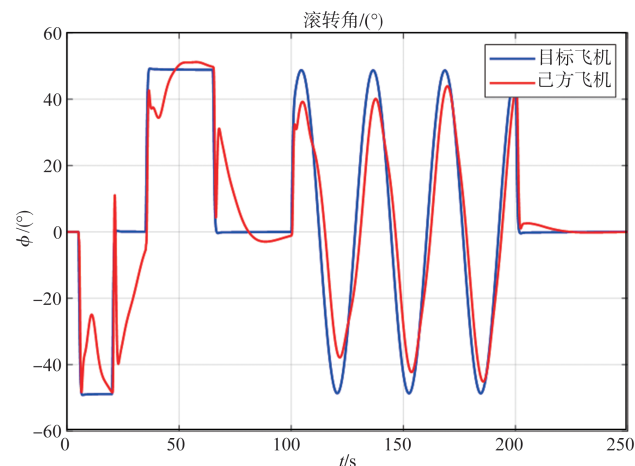


图 5 复杂运动情况下的目标飞机与己方飞机的滚转角对比

Fig.5 Comparison between the roll angle between the target aircraft and the own aircraft under complex motion conditions

由仿真结果可以看出,在目标飞机做复杂的运动时,通过使用本文的方法计算目标飞机轨迹曲率,己方飞机都能很好地跟踪上目标飞机。

5 结束语

本文针对变后掠翼飞机的特点进行了六自由度建模,并设计了全通道的增量反步控制律。然后将 L1 制导法推广至更一般的形式,使用目标飞机的动态曲率进行跟踪控制设计,同时使用变体结构进行补偿。本文的创新点

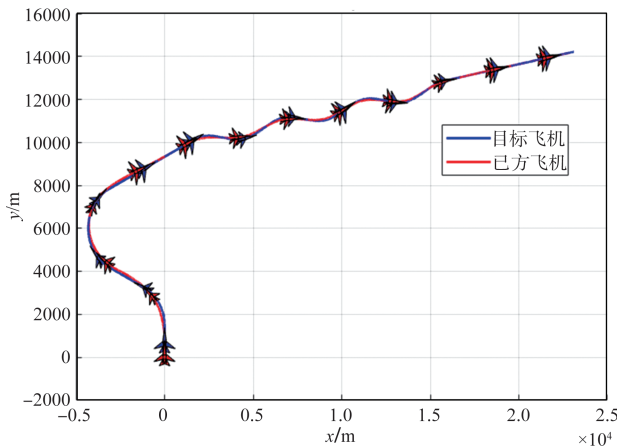


图6 复杂运动情况下的目标飞机与己方飞机轨迹俯视图

Fig.6 Top view of the target and the own aircraft trajectory under complex motion conditions

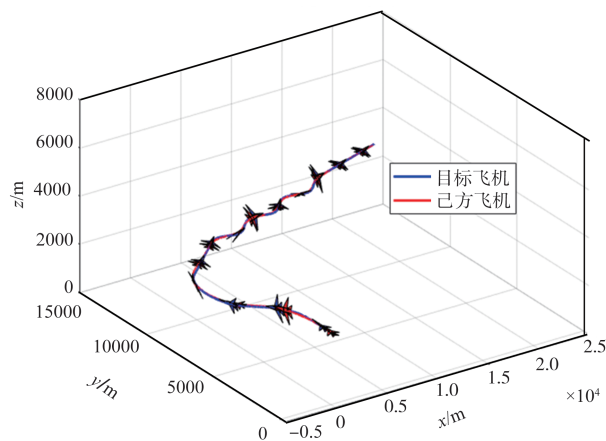


图7 复杂运动情况下的目标飞机与己方飞机三维轨迹

Fig.7 The three-dimensional trajectory of the target aircraft and the own aircraft under complex motion condition

主要有两个方面:(1)根据轨迹跟踪任务,基于增量反步法设计变体飞机的控制律模式;(2)通过计算目标飞机的动态轨迹曲率进行轨迹跟踪控制的设计,同时使用变体结构进行补偿控制。仿真结果表明,这种跟踪引导方法能准确地跟踪上目标飞机,具有较大的工程应用价值。

AST

参考文献

- [1] 张亦波,刘牧东,熊峻江.变体飞机技术[J].航空科学技术,2013(6):64-68.
Zhang Yibo, Liu Mudong, Xiong Junjiang. Morphing aircraft technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2013(6): 64-68. (in Chinese)
- [2] 桑为民,陈年旭.变体飞机的研究进展及其关键技术[J].飞行力学,2009,27(6):5-9.
Sang Weimin, Chen Nianxu. Development and key technologies of the morphing aircraft[J]. Flight Dynamics, 2009,27(6): 5-9. (in Chinese)
- [3] 王玉浩,胡婕,张健.高机动变体飞机总体参数设计[J].航空科学技术,2022,33(12):41-46.
Wang Yuhao, Hu Jie, Zhang Jian. Primary parameter design of high maneuverable morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 41-46. (in Chinese)
- [4] 吴斌,杜旭朕,汪嘉兴.变体飞机智能结构技术进展[J].航空科学技术,2022,33(12):13-30.
Wu Bin, Du Xuzhen, Wang Jiaxing. Smart structure technology progress of morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 13-30. (in Chinese)
- [5] Baldelli D H, Lee D H, Pena R S S, et al. Modeling and control of an aeroelastic morphing vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(6): 1687-1699.
- [6] 艾俊强,李士途.变体飞机典型形式的历史发展及其应用型浅析[J].航空工程进展,2010,1(3):205-209.
Ai Junqiang, Li Shitu. Brief history and prospect of typical morphing aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(3): 205-209. (in Chinese)
- [7] 严鹏,刘春生,马诚诚,等.力矩不可达情况下的控制分配算法及其在倾转旋翼机中的仿真研究[J].航空科学技术,2021,32(5):54-60.
Yan Peng, Liu Chunsheng, Ma Chengcheng, et al. Control allocation algorithm under the condition of torque unattainable and its simulation on tilt rotor aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(5): 54-60. (in Chinese)
- [8] Yan B, Dai P, Liu R, et al. Adaptive super-twisting sliding mode control of variable sweep morphing aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 198-210.
- [9] Perry B. Summary of an active flexible wing program[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(1): 10-15.
- [10] 陈伟.变体飞机建模分析及自适应飞行控制律设计[D].西安:西北工业大学,2014.
Chen Wei. Modeling analysis and adaptive flight control law design of morphing aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014. (in Chinese)

- [11] Seigler T M. Dynamics and control of morphing aircraft[D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
- [12] 闫斌斌, 李勇, 戴沛, 等. 基于增强学习的变体飞行器自适应变体策略与飞行控制方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(4): 656-663.
Yan Binbin, Li Yong, Dai Pei, et al. Adaptive wing morphing strategy and flight control method of a morphing aircraft based on reinforcement learning[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(4): 656-663. (in Chinese)
- [13] Themistokleous C, Markatos N G, Prospathopoulos J, et al. A high-lift optimization methodology for the design of leading and trailing edges on morphing wings[J]. Applied Sciences, 2021, 11(6): 2822.
- [14] Ming Ruichen, Liu Xiaoxiong, Li Yu, et al. An adaptive backstepping flight control method considering disturbance characteristics[C]. 40th Chinese Control Conference (CCC), 2021.
- [15] 明瑞晨, 刘小雄, 李煜, 等. 具有约束的双机空战机动控制设计方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(6): 1368-1377.
Ming Ruichen, Liu Xiaoxiong, Li Yu, et al. Study on maneuver control design method of dual aircraft air combat with constraints[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(6): 1368-1377. (in Chinese)
- [16] Park S, Deyst J, How J. A new nonlinear guidance logic for trajectory tracking[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2004.
- [17] Jeon B J, Seo M G, Shin H S, et al. Understandings of classical and incremental backstepping controllers with model uncertainties[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2019, 56(4): 2628-2641.
- [18] Cordeiro R A, Azinheira J R, Moutinho A. Robustness of incremental backstepping flight controllers: The boeing 747 case study[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2021, 57(5): 3492-3505.

Research on Trajectory Tracking Control Method of a Morphing Aircraft

Ming Ruichen, Liu Xiaoxiong, Wang Lei

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: Trajectory tracking plays a crucial role in formation flying, aerial refueling, and air combat for tracking and tail-locking. To address the trajectory tracking problem for variant aircraft, this paper proposes a novel trajectory tracking approach. Firstly, a variant swept-wing aircraft is modeled based on the characteristics of non-rigid body motion. Then, an incremental backstepping method is employed to design corresponding control laws for the aircraft, including attitude control, altitude control, speed control, and sideslip angle control. Finally, for the trajectory tracking guidance strategy, a nonlinear L1 guidance law is utilized, which computes the target aircraft's dynamic trajectory curvature to design the trajectory tracking control while incorporating a variant structure for compensation control. Simulation results demonstrate that this approach is suitable for variant aircraft and can accurately track the target aircraft, providing theoretical and simulation-based support for future applications of trajectory tracking in variant aircraft.

Key Words: morphing aircraft; incremental backstepping method; L1 guidance; dynamic curvature; trajectory tracking

Received: 2023-05-31; **Revised:** 2023-08-07; **Accepted:** 2023-09-05

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(201905053003)