

采用逐层反馈线性化的制导控制一体化设计

刘高邑, 王亚锋

中国人民解放军32021部队, 北京

收稿日期: 2026年7月21日; 录用日期: 2026年8月14日; 发布日期: 2026年8月20日

摘 要

为避免飞行器制导控制系统分开设计造成的制导控制性能损失, 采用逐层反馈线性化方法对飞行器的制导控制系统进行一体化设计。该方法相比于工程上普遍采用的比例导引法更加逼近于平行接近法, 计算并不复杂, 具有潜在的工程应用前景。最后, 通过仿真测试验证该方法的有效性。

关键词

飞行器, 平行接近, 逐层反馈线性化, 制导控制一体化

Integrated Design of Guidance and Control Using Layer by Layer Feedback Linearization

Gaoyi Liu, Yafeng Wang

32021 Unit of the Chinese People's Liberation Army, Beijing

Received: July 21, 2026; accepted: August 14, 2026; published: August 20, 2026

Abstract

To avoid the loss of the performance of guidance and control caused by the separate design of the aircraft guidance and control system, the layer by layer feedback linearization method is adopted for the integrated design of the aircraft guidance and control system. Compared with the commonly used proportional guidance method in engineering, this method is closer to the parallel approach method, and the calculation is not complicated. So, it has potential engineering application prospects. Finally, the effectiveness of this method was verified through simulation testing.

Keywords

Aircraft, Parallel Approach, Layer by Layer Feedback Linearization, Integrated Guidance and Control

Copyright © 2026 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

工程上, 飞行器制导控制系统一般是分开单独设计的。在制导端, 解耦俯仰、航向和滚转三通道, 采取比例导引法[1]-[5], 生成法向加速度指令, 再将其输入控制端(自动驾驶仪[6]-[8]), 实现对飞行器的控制。制导系统和控制系统分开设计, 由于没有充分考虑两者之间的耦合关系, 不能充分发挥飞行器的制导控制性能[9] [10]。因此, 近年来制导控制一体化设计受到了大量学者的关注, 最优理论[11]、变结构理论[12]、模糊理论[13]、自适应理论[14] [15]、滑模控制[16]、反步法[17] [18]等现代控制理论被广泛应用于制导控制一体化设计中。但是, 这些方法在工程实现上却面临很大的困难。在我们的前期工作中, 通过飞行器和目标的相对位置关系和运动状态计算得到最优弹道角, 再运用反馈线性化方法得到了平行接近制导律。相比于比例导引法, 该方法更加逼近于平行接近法, 计算也并不复杂, 具有潜在的工程应用前景。本文在前期工作基础上[19], 将飞行器制导控制系统进行一体化设计, 采用逐层反馈线性化方法, 得到舵偏指令。最后, 通过计算机仿真, 验证本文方法的可行性。

2. 飞行器的运动模型

飞行器的运动模型包括位置更新、速度更新和姿态更新。

位置更新一般在地面系下描述:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_e \\ \dot{Y}_e \\ \dot{Z}_e \end{bmatrix} = v \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi_v \\ \sin \theta \\ -\cos \theta \sin \psi_v \end{bmatrix}. \quad (1)$$

式(1)中, $[X_e \ Y_e \ Z_e]^T$ 表示地面系中的飞行器位置, 上标 T 表示矩阵转置、下标 e 表示地面系(后续表示与此相同); $[\dot{X}_e \ \dot{Y}_e \ \dot{Z}_e]^T$ 表示地面系中的飞行器速度矢量; v 表示飞行器速度, 其值为飞行器速度矢量的模; ψ_v 表示弹道偏角; θ 表示弹道倾角。

速度更新一般在弹道系下描述:

$$\begin{bmatrix} m\dot{v} \\ m\dot{v}\dot{\theta} \\ -m\dot{v}\cos\theta\dot{\psi}_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P\cos\alpha\cos\beta - X - G\sin\theta \\ P(\sin\alpha\cos\gamma_v + \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_v) + Y\cos\gamma_v - Z\sin\gamma_v - G\cos\theta \\ P(\sin\alpha\sin\gamma_v - \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_v) + Y\sin\gamma_v + Z\cos\gamma_v \end{bmatrix}. \quad (2)$$

式(2)中, m 表示飞行器质量; P 为飞行器发动机推力; G 为飞行器所受的重力; X 为飞行器所受的阻力; Y 为飞行器所受的升力; Z 为飞行器所受的侧向力; α 表示攻角; β 表示侧滑角; γ_v 表示速度倾斜角。阻力、升力和侧向力的计算如下:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{x0} + C_{xM}M_a + C_{x\alpha}|\alpha| + C_{x\beta}|\beta| \\ C_{y0} + C_{yM}M_a + C_{y\alpha}\alpha + C_{y\delta}\delta_z \\ C_{z0} + C_{zM}M_a + C_{z\beta}\beta + C_{z\delta}\delta_y \end{bmatrix} qS. \quad (3)$$

式(3)中, $C_{x0}, C_{xM}, C_{x\alpha}, C_{x\beta}, C_{y0}, C_{yM}, C_{y\alpha}, C_{y\delta}, C_{z0}, C_{zM}, C_{z\beta}, C_{z\delta}$ 为飞行器的气动力参数, 通过风洞试验获取, $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 分别为飞行器各轴的舵偏(δ_x 的作用主要是控制飞行器的滚动, 在本式中未出现, 在后续转动力矩计算中会出现), M_a 为马赫数, $q = \frac{1}{2}\rho v^2$ 为动压头, ρ 为当地大气密度, S 为飞行器气动有效面积。

姿态更新通过飞行器沿其弹体轴的转动实现:

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{\cos \gamma}{\cos \vartheta} & -\frac{\sin \gamma}{\cos \vartheta} \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \\ 1 & -\tan \vartheta \cos \gamma & \tan \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

式(4)中, ψ, θ, γ 分别为飞行器的偏航角、俯仰角、横滚角, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 分别表示飞行器沿各弹体轴的转动角速度。转动角速度的更新通过转动力矩实现:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{M_x}{J_x} - \frac{(J_z - J_y)\omega_y\omega_z}{J_x} \\ \dot{\omega}_y &= \frac{M_y}{J_y} - \frac{(J_x - J_z)\omega_z\omega_x}{J_y} \\ \dot{\omega}_z &= \frac{M_z}{J_z} - \frac{(J_y - J_x)\omega_x\omega_y}{J_z} \end{aligned} \quad (5)$$

式(5)中, J_x, J_y, J_z 分别表示飞行器沿各弹体轴的转动惯量, M_x, M_y, M_z 为对应的转动力矩, 其计算方法如下:

$$\begin{aligned} M_x &= (K_{x0} + K_{xM_a}M_a + K_{x\alpha}\alpha + K_{x\beta}\beta + K_{x\omega}\omega_x + K_{x\delta}\delta_x)qSL \\ M_y &= (K_{y0} + K_{yM_a}M_a + K_{y\beta}\beta + K_{y\omega}\omega_y + K_{y\delta}\delta_y)qSL \\ M_z &= (K_{z0} + K_{zM_a}M_a + K_{z\alpha}\alpha + K_{z\omega}\omega_z + K_{z\delta}\delta_z)qSL \end{aligned} \quad (6)$$

式(6)中, $K_{x0}, K_{xM_a}, K_{x\alpha}, K_{x\beta}, K_{x\omega}, K_{x\delta}, K_{y0}, K_{yM_a}, K_{y\beta}, K_{y\omega}, K_{y\delta}, K_{z0}, K_{zM_a}, K_{z\alpha}, K_{z\omega}, K_{z\delta}$ 为飞行器的气动力矩参数, 通过风洞试验获取, L 为飞行器的有效力臂长度。

各角度之间可通过转换矩阵建立关系:

$$B_e^b = B_v^b B_j^v B_e^j \quad (7-1)$$

B_e^b 表示由 e 系(地面系)向 b 系(弹体系)的转换矩阵, 转换规则为由下标坐标系向上标坐标系转化, 其它与此类似。各转换矩阵表达式如下:

$$B_e^b = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & -\sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \cos \psi \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (7-2)$$

$$B_v^b = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha & -\cos \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \quad (7-3)$$

$$B_j^v = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_v & \sin \gamma_v \\ 0 & -\sin \gamma_v & \cos \gamma_v \end{bmatrix} \quad (7-4)$$

$$B_e^j = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi_v & \sin \theta & -\cos \theta \sin \psi_v \\ -\sin \theta \cos \psi_v & \cos \theta & \sin \theta \sin \psi_v \\ \sin \psi_v & 0 & \cos \psi_v \end{bmatrix} \quad (7-5)$$

3. 弹目相对运动模型

飞行器与目标的相对运动通过相对位置的更新描述:

$$\dot{\mathbf{R}} = \mathbf{v}_{\text{Tar}} - \mathbf{v} = v_{\text{Tar}} \begin{bmatrix} \cos \theta_{\text{Tar}} \cos \psi_{v\text{Tar}} \\ \sin \theta_{\text{Tar}} \\ -\cos \theta_{\text{Tar}} \sin \psi_{v\text{Tar}} \end{bmatrix} - v \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi_v \\ \sin \theta \\ -\cos \theta \sin \psi_v \end{bmatrix} \quad (8)$$

式(8)中, $\mathbf{R} = [X_{e\text{Tar}} \ Y_{e\text{Tar}} \ Z_{e\text{Tar}}]^T - [X_e \ Y_e \ Z_e]^T$ 表示弹目相对位置, $[X_{e\text{Tar}} \ Y_{e\text{Tar}} \ Z_{e\text{Tar}}]^T$ 表示地面系中的目标位置, 下标 Tar 表示目标(后续表示与此相同); $\mathbf{v}_{\text{Tar}} = [\dot{X}_{e\text{Tar}} \ \dot{Y}_{e\text{Tar}} \ \dot{Z}_{e\text{Tar}}]^T$ 表示地面系中的目标速度矢量, 其模为 v_{Tar} 。

4. 一体化制导律设计

本文采用逐层反馈线性化方法进行一体化制导律设计。前期工作中, 我们采用平行接近策略:

$$\dot{\mathbf{R}} = a\mathbf{R} \quad (9)$$

得到平行接近速率 a (满足 $a < 0$),

$$a = \frac{\mathbf{v}_{\text{Tar}} \cdot \mathbf{R} - \sqrt{(\mathbf{v}_{\text{Tar}} \cdot \mathbf{R})^2 - R^2(v_{\text{Tar}}^2 - v^2)}}{R^2} \quad (10)$$

进而得到弹道偏角和弹道倾角的期望值 ψ_{vC} 、 θ_C (下标 C 表示期望值, 后续表示与此相同), 分别为:

$$\theta_C = \arcsin\left(\frac{\dot{Y}_{e\text{Tar}} - a(Y_{e\text{Tar}} - Y_e)}{v}\right), \quad (11)$$

$$\psi_{vC} = \arcsin\left(-\frac{\dot{Z}_{e\text{Tar}} - a(Z_{e\text{Tar}} - Z_e)}{v \cos \theta_C}\right). \quad (12)$$

然后, 通过反馈线性化方法求取得到弹道偏角速率和弹道倾角速率的期望值 $\dot{\theta}_C$ 、 $\dot{\psi}_{vC}$, 即

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_C \\ \dot{\psi}_{vC} \end{bmatrix} = \mathbf{b} \left(\begin{bmatrix} \theta \\ \psi_v \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \theta_C \\ \psi_{vC} \end{bmatrix} \right), \quad (13)$$

式中, $\mathbf{b} = \begin{bmatrix} b_1 & 0 \\ 0 & b_2 \end{bmatrix}$, 满足 $b_1 < 0$, $b_2 < 0$ 。

本文在前期工作基础上, 逐层继续采用反馈线性化方法得到最终的舵偏指令。

得到 $\dot{\theta}_C$ 、 $\dot{\psi}_{vC}$ 后, 通过式(2)求取攻角期望值 α_C , 侧滑角期望值 β_C , 速度倾斜角期望值 γ_{vC} 。为保证飞行器平稳飞行, 我们设定速度倾斜角期望值 $\gamma_{vC} = 0$, 考虑到 α_C 、 β_C 均为小量, 式(2)可简化为:

$$\begin{bmatrix} mv\dot{\theta}_C \\ mv \cos \theta \dot{\psi}_{vC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P\alpha_C + Y - G \cos \theta \\ P\beta_C - Z \end{bmatrix} \quad (14)$$

将升力 Y 和侧向力 Z 的计算方法式(3)代入(14)可得:

$$\begin{bmatrix} mv\dot{\theta}_C \\ mv\cos\theta\dot{\psi}_{vC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P\alpha_C + (C_{y0} + C_{yM}M_a + C_{y\alpha}\alpha_C + C_{y\delta}\delta_z)qS - G\cos\theta \\ P\beta_C - (C_{z0} + C_{zM}M_a + C_{z\beta}\beta_C + C_{z\delta}\delta_y)qS \end{bmatrix} \quad (15)$$

进而可以得到:

$$\begin{aligned} \alpha_C &= \frac{mv\dot{\theta}_C - (C_{y0} + C_{yM}M_a + C_{y\delta}\delta_z)qS + G\cos\theta}{P + C_{y\alpha}qS} \\ \beta_C &= \frac{mv\cos\theta\dot{\psi}_{vC} + (C_{z0} + C_{zM}M_a + C_{z\delta}\delta_y)qS}{P - C_{z\beta}qS} \end{aligned} \quad (16)$$

然而, 上式中含有舵偏项 δ_z 、 δ_y , 这两个是未知项, 此时 α_C 和 β_C 无法直接求取。因此, 必须给 δ_z 、 δ_y 一个预估值, 使其成为临时已知项, 方便 α_C 和 β_C 的计算。 δ_z 、 δ_y 的预估思路是: 给定攻角期望值 α_C 和侧滑角期望值 β_C , 弹道偏角速率和弹道倾角速率应当收敛到期望值 $\dot{\theta}_C$ 、 $\dot{\psi}_{vC}$, 并保持稳定, 此时, 飞行器不应有姿态变化, 即意味着飞行器各轴的转动角速度 ω_x 、 ω_y 、 ω_z 和转动力矩 M_x 、 M_y 、 M_z 都为 0。因此, 根据式(6)可知, 此时的舵偏应当满足:

$$\begin{aligned} \delta_x &= -(K_{x0} + K_{xM_a}M_a + K_{x\alpha}\alpha_C + K_{x\beta}\beta_C)/K_{x\delta} \\ \delta_y &= -(K_{y0} + K_{yM_a}M_a + K_{y\beta}\beta_C)/K_{y\delta} \\ \delta_z &= -(K_{z0} + K_{zM_a}M_a + K_{z\alpha}\alpha_C)/K_{z\delta} \end{aligned} \quad (17)$$

将式(17)代入(16), 整理可得:

$$\begin{aligned} \alpha_C &= \frac{mv\dot{\theta}_C - (C_{y0} + C_{yM}M_a)qS + G\cos\theta + \frac{C_{y\delta}qS}{K_{z\delta}}(K_{z0} + K_{zM_a}M_a)}{P + C_{y\alpha}qS - \frac{C_{y\delta}qS}{K_{z\delta}}K_{z\alpha}} \\ \beta_C &= \frac{mv\cos\theta\dot{\psi}_{vC} + (C_{z0} + C_{zM}M_a)qS - \frac{C_{z\delta}qS}{K_{y\delta}}(K_{y0} + K_{yM_a}M_a)}{P - C_{z\beta}qS + \frac{C_{z\delta}qS}{K_{y\delta}}K_{y\beta}} \end{aligned} \quad (18)$$

得到 α_C 、 β_C 、 γ_{vC} 后, 通过坐标系之间的相互关系可以得到飞行器姿态角的期望值, 首先通过将式(7-3)、(7-4)、(7-5)代入(7-1)得到 B_e^b , 再通过(7-2)得到姿态角期望值:

$$\vartheta_C = \arcsin(B_e^b(1,2)) \quad (19-1)$$

$$\psi_C = \arcsin\left(-\frac{B_e^b(1,3)}{\cos\vartheta_C}\right) \quad (19-2)$$

$$\gamma_C = \arcsin\left(-\frac{B_e^b(3,2)}{\cos\vartheta_C}\right) \quad (19-3)$$

通过反馈线性化, 得到姿态角速率控制目标:

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi}_C \\ \dot{\vartheta}_C \\ \dot{\gamma}_C \end{bmatrix} = \mathbf{c} \begin{bmatrix} \psi - \psi_C \\ \vartheta - \vartheta_C \\ \gamma - \gamma_C \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中, $\mathbf{c} = \begin{bmatrix} c_1 & 0 & 0 \\ 0 & c_2 & 0 \\ 0 & 0 & c_3 \end{bmatrix}$, 满足 $c_1 < 0$, $c_2 < 0$, $c_3 < 0$ 。

经坐标转换得到弹体角速率控制目标:

$$\begin{bmatrix} \omega_{xC} \\ \omega_{yC} \\ \omega_{zC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \vartheta & 0 & 1 \\ \cos \gamma \cos \vartheta & \sin \gamma & 0 \\ -\sin \gamma \cos \vartheta & \cos \gamma & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi}_C \\ \dot{\vartheta}_C \\ \dot{\gamma}_C \end{bmatrix} \quad (21)$$

依然采用反馈线性化, 得到弹体角加速度期望值

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_{xC} \\ \dot{\omega}_{yC} \\ \dot{\omega}_{zC} \end{bmatrix} = \mathbf{d} \begin{bmatrix} \omega_x - \omega_{xC} \\ \omega_y - \omega_{yC} \\ \omega_z - \omega_{zC} \end{bmatrix} \quad (22)$$

式中, $\mathbf{d} = \begin{bmatrix} d_1 & 0 & 0 \\ 0 & d_2 & 0 \\ 0 & 0 & d_3 \end{bmatrix}$, 满足 $d_1 < 0$, $d_2 < 0$, $d_3 < 0$ 。

将弹体角加速度期望值代入式(5), 可得到转动力矩的期望值:

$$\begin{aligned} M_{xC} &= J_x \dot{\omega}_{xC} + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z \\ M_{yC} &= J_y \dot{\omega}_{yC} + (J_x - J_z) \omega_z \omega_x \\ M_{zC} &= J_z \dot{\omega}_{zC} + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y \end{aligned} \quad (23)$$

进而得到舵偏指令:

$$\begin{aligned} \delta_{xC} &= \frac{M_{xC}}{qSLK_{x\delta}} - \frac{K_{x0} + K_{xM_a} M_a + K_{x\alpha} \alpha_C + K_{x\beta} \beta_C + K_{x\omega} \omega_{xb}}{K_{x\delta}} \\ \delta_{yC} &= \frac{M_{yC}}{qSLK_{y\delta}} - \frac{K_{y0} + K_{yM_a} M_a + K_{y\beta} \beta_C + K_{y\omega} \omega_{yb}}{K_{y\delta}} \\ \delta_{zC} &= \frac{M_{zC}}{qSLK_{z\delta}} - \frac{K_{z0} + K_{zM_a} M_a + K_{z\alpha} \alpha_C + K_{z\omega} \omega_{zb}}{K_{z\delta}} \end{aligned} \quad (24)$$

下面, 对本文采用逐层反馈线性化策略进行一体化制导律设计的步骤进行总结如下:

第一步, 采用 $\dot{\mathbf{R}} = \mathbf{aR}$ 策略, $\mathbf{a}$ 通过式(10)计算获取。在此基础上, 通过式(11) (12)计算得到弹道偏角和弹道倾角的期望值 ψ_{vC} 、 θ_C 。

第二步, 采用式(13)策略, 设置 b_1 、 b_2 , 得到弹道倾角速率和弹道偏角速率的期望值 $\dot{\theta}_C$ 、 $\dot{\psi}_{vC}$ 。

第三步, 设定速度倾斜角期望值 $\gamma_{vC} = 0$, 通过式(18), 得到攻角期望值和侧滑角期望值 α_C 、 β_C 。在此基础上, 通过式(19)得到姿态角期望值 ϑ_C 、 ψ_C 和 γ_C 。

第四步, 采用式(20)策略, 设置 c_1 、 c_2 、 c_3 , 得到姿态角速率期望值 $\dot{\psi}_C$, $\dot{\vartheta}_C$, $\dot{\gamma}_C$ 。在此基础上, 经坐标转换式(21)得到弹体角速率期望值 ω_{xC} , ω_{yC} , ω_{zC} 。

第五步, 采用式(22)策略, 设置 d_1 、 d_2 、 d_3 , 得到弹体角加速度期望值 $\dot{\omega}_{xC}$, $\dot{\omega}_{yC}$, $\dot{\omega}_{zC}$ 。

第六步, 通过式(24)计算得到舵偏指令 δ_{xC} 、 δ_{yC} 、 δ_{zC} 。

5. 仿真算例

飞行器参数设置: 初始位置 $[X_e(0) \ Y_e(0) \ Z_e(0)]^T = [2000 \ 3000 \ 2000]^T$ (m); 初始速度

$v(0)=300(\text{m/s})$; 初始弹道角 $[\theta(0) \ \psi_v(0)]^T=[0 \ 0]^T(^{\circ})$; 舵偏限幅 $|\delta_x| \leq 20(^{\circ})$ 、 $|\delta_y| \leq 20(^{\circ})$ 、 $|\delta_z| \leq 20(^{\circ})$ 。

目标参数设置: 初始位置 $[X_{e\text{Tar}}(0) \ Y_{e\text{Tar}}(0) \ Z_{e\text{Tar}}(0)]^T=[8000 \ 3500 \ 13000]^T(\text{m})$; 速度 $v_{\text{Tar}}(t)=200(\text{m/s})$; 弹道角 $[\theta_{\text{Tar}}(t) \ \psi_{v\text{Tar}}(t)]^T=[0 \ 50]^T(^{\circ})$ 。

反馈线性化参数设置: $\mathbf{b}=\begin{bmatrix} -0.8 & 0 \\ 0 & -0.8 \end{bmatrix}$; $\mathbf{c}=\begin{bmatrix} -2 & 0 & 0 \\ 0 & -2 & 0 \\ 0 & 0 & -2 \end{bmatrix}$; $\mathbf{d}=\begin{bmatrix} -4 & 0 & 0 \\ 0 & -4 & 0 \\ 0 & 0 & -4 \end{bmatrix}$ 。

仿真结果如下:

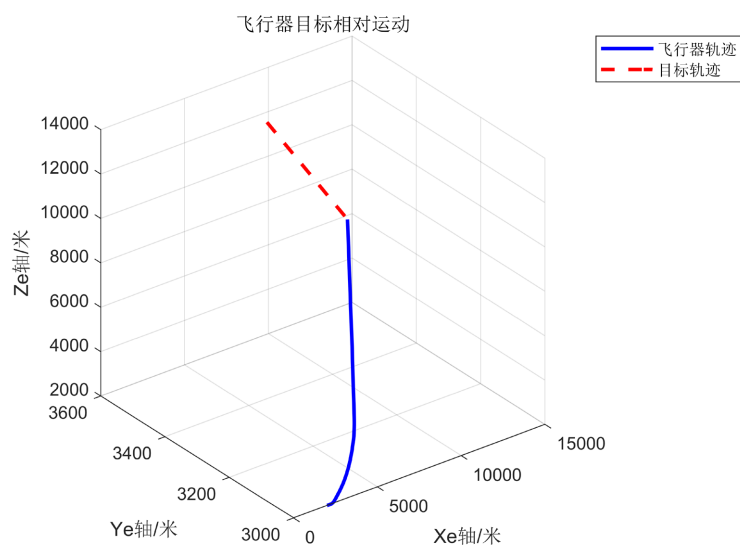


Figure 1. Schematic diagram of the relative motion between the aircraft and the target
图 1. 飞行器与目标相对运动示意图

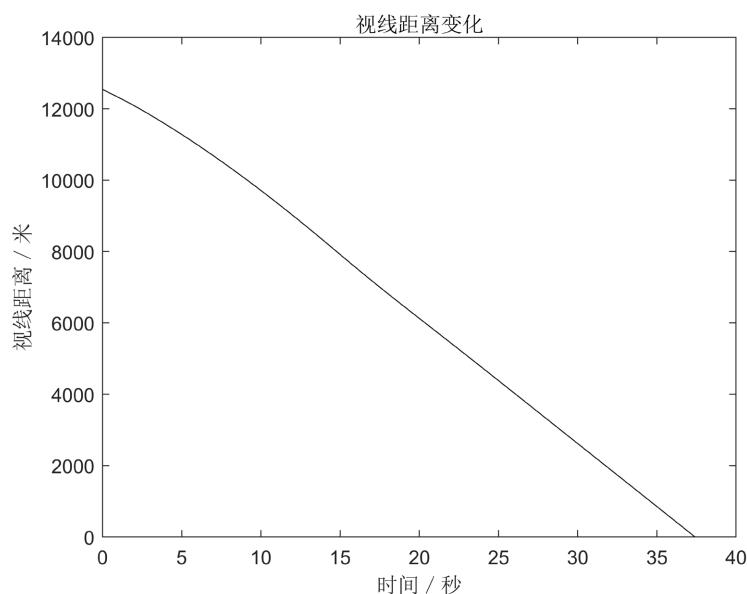


Figure 2. Curve of the distance change of the aircraft's line of sight to the target
图 2. 飞行器对目标的视线距离变化曲线

由图 1 可知, 飞行器与目标最终相遇。由图 2 可以看出, 视线距离的减小与时间几乎呈线性关系, 意味着飞行器对目标的逼近近似于平行接近。

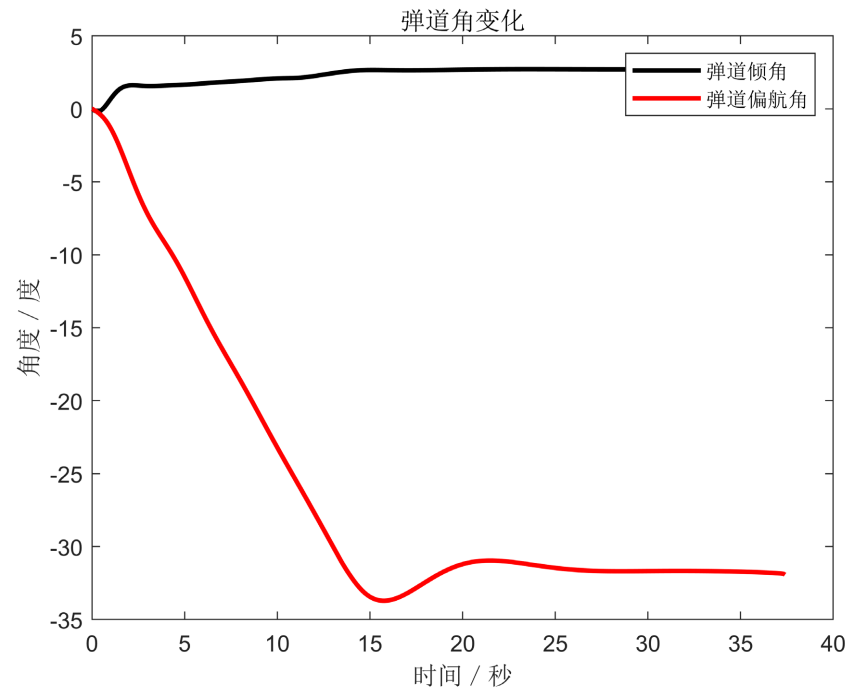


Figure 3. Curve of flight vehicle trajectory angle variation
图 3. 飞行器弹道角度变化曲线

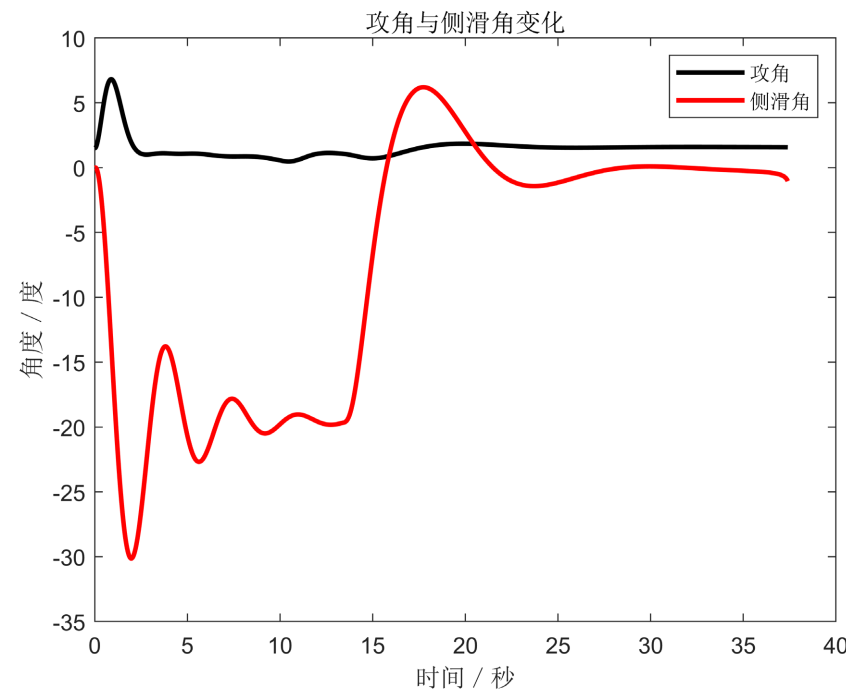


Figure 4. Curve of aircraft attack angle and sideslip angle changes
图 4. 飞行器攻角与侧滑角变化曲线

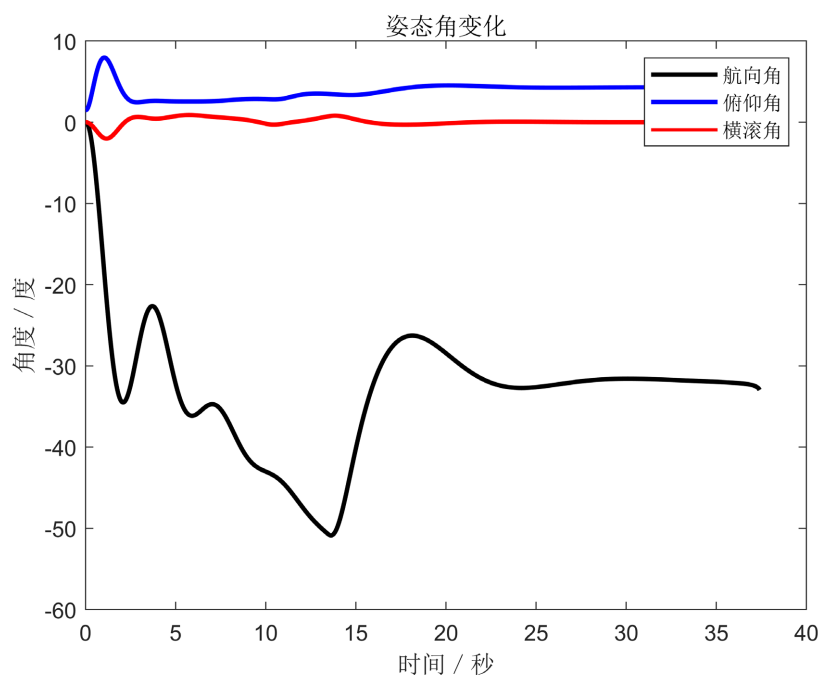


Figure 5. Curve of aircraft attitude angle changes

图 5. 飞行器姿态角变化曲线

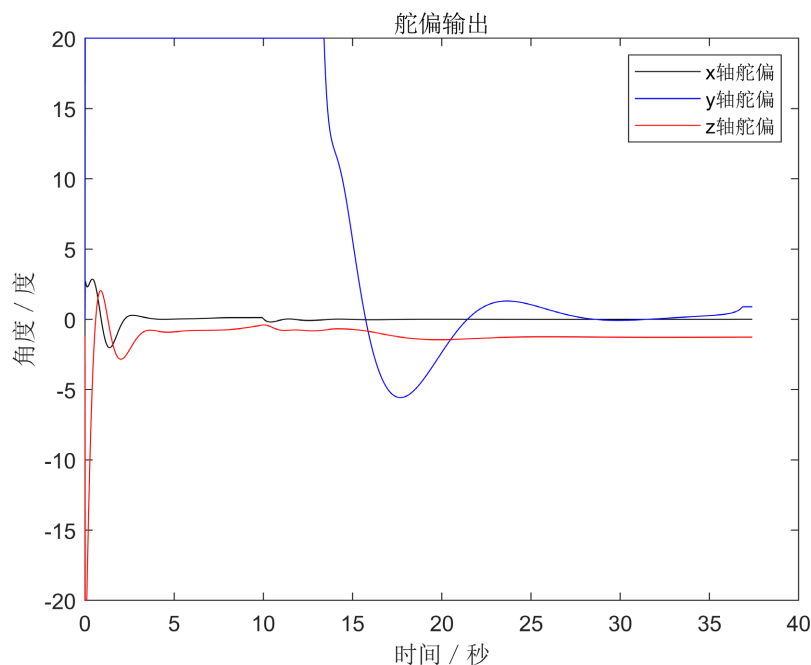


Figure 6. Output of the aircraft rudder deflection

图 6. 飞行器舵偏输出

由图 3 可以看出, 在 20 秒之前, 飞行器的导弹倾角和弹道偏航角变化很大, 意味着导弹倾角和弹道偏航角的实际值与期望值相差很大, 飞行器处于转弯状态, 相应的攻角、侧滑角(图 4 所示), 姿态角(图 5 所示)调整量比较大, 对应的舵偏输出就比较大。在 20 秒后, 飞行器的导弹倾角和弹道偏航角趋于

稳定, 意味着导弹倾角和弹道偏航角的实际值与期望值非常接近。因此, 导弹倾角速率和弹道偏航角速率都近似等于 0, 此时, 飞行器的攻角和侧滑角(图 4 所示)以及姿态角(图 5 所示)不再需要太多调整, 对应的舵偏输出(图 6 所示)也相对稳定。

6. 结论

本文在前期工作基础上, 对飞行器的制导控制系统进行了一体化设计。采用平行接近策略得到平行接近速率, 进而得到弹道偏角和弹道倾角的期望值, 通过反馈线性化求取弹道偏角速率和弹道倾角速率的期望值, 然后得到攻角、侧滑角和速度倾斜角的期望值, 进而计算得到姿态角期望值, 再次采用反馈线性化得到姿态角速率期望值, 在此基础上, 经坐标转换得到弹体角速率期望值, 继续采用反馈线性化得到弹体角加速度期望值, 最后计算得到舵偏指令。该方法优点是计算简单, 易于实现, 不足之处在于反馈线性化的参数设置需要通过计算机仿真反复调试确定, 系统稳定性得不到保证。下一步我们将重点研究为保证系统稳定, 反馈线性化参数设置需要满足的条件。

参考文献

- [1] 王黎光, 于长青, 赵炯, 等. 基于预测模型迭代优化的改进比例导引律[J]. 飞行力学, 2021, 39(1): 66-70.
- [2] 黎克波, 廖选平, 梁彦刚, 等. 基于纯比例导引的拦截碰撞角约束制导策略[J]. 航空学报, 2020, 41(S2): 79-88.
- [3] 王晓海, 孟秀云, 周峰, 等. 基于偏置比例导引的落角约束滑模制导律[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(5): 1295-1302.
- [4] 曹立飞, 曹红松, 刘鹏飞, 等. 固定鸭舵二维修正弹比例导引律参数优化[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 604-614.
- [5] 马帅, 王旭刚, 王中原, 等. 带初始前置角和末端攻击角约束的偏置比例导引律设计以及剩余飞行时间估计[J]. 兵工学报, 2019, 40(1): 68-78.
- [6] 屈秀敏. 导弹自动驾驶仪控制算法研究[D]: [硕士学位论文]. 洛阳: 河南科技大学, 2017.
- [7] 周春成. 基于舵机约束的导弹自动驾驶仪优化设计[D]: [硕士学位论文]. 南京: 南京理工大学, 2017.
- [8] 单喜清. 远程空空导弹建模和自动驾驶仪设计方法研究[D]: [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
- [9] Williams, D., Richman, J. and Friedland, B. (1983) Design of an Integrated Strapdown Guidance and Control System for a Tactical Missile. *Guidance and Control Conference*, Gatlinburg, 15-17 August 1983, 57-66.
<https://doi.org/10.2514/6.1983-2169>
- [10] Yamasaki, T., Balakrishnan, S.N. and Takano, H. (2012) Integrated Guidance and Autopilot Design for a Chasing UAV via High-Order Sliding Modes. *Journal of the Franklin Institute*, **349**, 531-558.
<https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2011.08.004>
- [11] 陈梦翔. 自寻的导弹末端制导律研究与设计[D]: [硕士学位论文]. 上海: 上海交通大学, 2016.
- [12] 赖超, 王卫红, 周本春, 等. 三维攻击角度约束部分制导控制一体化设计[J]. 宇航学报, 2019, 40(8): 937-947.
- [13] 周锐, 张宇航, 熊伟, 等. 一种基于模糊控制的平稳滑翔再入制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 197-206.
- [14] 姜尚, 田福庆, 孙世岩, 等. 考虑自动驾驶仪动态特性与攻击角约束的模糊自适应动态面末制导律[J]. 系统工程与电子技术, 2019, 41(2): 389-401.
- [15] 郭宗易, 杨晓宏, 胡冠杰, 等. 落角与视场约束制导控制一体化策略[J]. 宇航学报, 2022, 43(12): 1676-1685.
- [16] 吴炎烜, 陆胥坛, 王正杰. 基于滑模控制的飞行器螺旋机动、制导与控制一体化设计研究[J]. 北京理工大学学报, 2022, 42(5): 523-529.
- [17] 吴笛, 王心明, 何金刚, 等. 考虑攻角约束的导弹制导控制一体化设计[J]. 航空兵器, 2022, 29(3): 14-20.
- [18] 胡诚伟, 韦悠, 汪学平. 考虑落角约束和气动不确定性的固定时间制导控制一体化设计方法[J]. 弹箭与制导学报, 2023, 43(4): 98-104.
- [19] 王亚锋, 喻夏琼, 范开国, 等. 一种采用平行接近策略的三维制导律[J]. 海军航空大学学报, 2023, 38(4): 361-367.