

含攻击角度约束的三维制导控制一体化鲁棒设计方法

刘晓东^{1,2†}, 黄万伟^{1,2}, 杜立夫¹

(1. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854; 2. 宇航智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100854)

摘要: 针对具有攻击角度约束的STT飞行器对象, 提出了一种三维制导控制一体化鲁棒设计方法. 首先, 基于某些可行性简化原则, 推导出面向三维制导控制一体化设计的非线性数学模型. 然后, 针对一类多变量非线性系统, 通过引入控制补偿项, 提出了一种鲁棒动态逆设计方法. 结合鲁棒动态逆和动态面控制方法, 完成了制导控制一体化鲁棒算法的设计. 仿真结果表明, 所提出的三维制导控制一体化算法可保证飞行器的稳定飞行和精确制导, 并且满足攻击角度的约束要求. 此外, 该方案具备针对参数不确定性和等效干扰的强鲁棒性能.

关键词: 制导控制一体化; 非线性控制; 动态逆控制; 动态面控制; 反演法

中图分类号: TJ765.2 文献标识码: A

Robust design approach of three-dimensional integrated guidance and control containing impact angle constraints

LIU Xiao-dong^{1,2†}, HUANG Wan-wei^{1,2}, DU Li-fu¹

(1. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China;

2. Science and Technology on Aerospace Intelligent Control Laboratory, Beijing 100854, China)

Abstract: With regard to the slide-to-turn (STT) aircraft constrained by impact angles, a novel robust design approach for three-dimensional integrated guidance and control (3D-IGC) is put forward. Based on some feasible simplification principles, one nonlinear mathematical model facing to 3D-IGC design is first deduced. For a class of multi-variable nonlinear system, a robust dynamic inversion control (RDIC) method is proposed by introducing a type of control compensation term. Combined RDIC theory with dynamic surface control (DSC) method, the robust design of 3D-IGC law is finished. Simulation results present that, the proposed 3D-IGC law can guarantee the stable flight and accurate guidance of researched aircraft, and also satisfy the constrained condition of impact angles. Furthermore, it possesses strong robust property against system uncertainties and equivalent disturbances.

Key words: integrated guidance and control; nonlinear control; dynamic inversion control; dynamic surface control; backstepping

1 引言(Introduction)

飞行器制导控制系统的传统设计方法都是基于频谱分离的思想, 即将制导回路与控制回路分开设计. 尽管这种分离设计方法在过去被证明是有效的, 并在工程中已得到广泛应用, 但它并不总能协调好制导回路与控制回路之间的关系, 进而导致质心运动与绕心运动之间缺乏有机的协调匹配性, 飞行器的最大能力将得不到充分发挥^[1].

针对此问题, Williams等人^[2]于1983年提出了一种制导控制一体化设计的思想, 其宗旨是将制导分系统与控制分系统视为一个整体系统, 然后直接针对这个整体系统的模型进行制导控制算法的设计. 此种方

法可以从很大程度上提高制导分系统与控制分系统的协调匹配程度, 改善飞行器的飞行品质, 但可能由于控制设计上的困难, 这一思想在当时并未引起学者的足够关注. 直到20世纪90年代, 制导控制一体化技术才开始在国外悄然兴起^[3-5]. 进入21世纪以后, 制导控制一体化技术开始蓬勃发展起来, 并引起了国内一些学者的重视.

在最近十几年里, 经过国内外学者的不懈努力, 飞行器制导控制一体化技术已经得到了较程度的发展和积累. 文献[6-11]针对飞行器单个平面内的制导控制一体化问题进行了相关的研究, 相比传统的制导与控制分离设计方法, 所研究的一体化方案可使飞行

收稿日期: 2015-10-18; 录用日期: 2016-08-11.

†通信作者. E-mail: liuxd.aerospace@yeah.net; Tel.: +86 10-68762214.

本文责任编辑: 胡跃明.

国家自然科学基金项目(61403355)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61403355).

器在考虑平面内具有更好的性能.但是,实际中飞行器通道运动之间是存在耦合关系的,因此仅靠单平面的制导控制一体化技术并不能有效地解决这一问题.于是,一部分学者开始关注三维制导控制一体化(three-dimensional integrated guidance and control, 3D-IGC)设计方法的研究,用以提高飞行器制导与控制之间、通道运动之间的协调匹配性.在此类研究中,较为全面地考虑了飞行器本身的动态特性,并将飞行器三维制导控制一体化设计问题转换为一个高阶非线性系统的状态调节/跟踪问题,然后制定相应的控制策略,最终满足准平行接近条件.以自寻的导弹为研究对象, Menon P K等^[12]在模型精确已知的前提下,设计了基于反馈线性化方法的三维一体化控制器;尹永鑫等^[13]给出了一种基于微分几何和特征结构配置的一体化设计方法,可确保导弹能够垂直命中目标;Vaddi S S^[14]等通过求解一个依赖于状态的Riccati方程得到三维制导控制一体化的最优设计;Xin M等^[15]采用 θ - D 的次优控制方法,通过近似求解Hamilton-Jacobi-Bellman方程得到另外一种一体化最优设计思路.如上的三维制导控制一体化设计方法均以模型精确已知为前提,并且借助于复杂的计算过程.为了进一步研究鲁棒性更高、实用性更强的三维一体化设计方法,国内的侯明哲等^[16]和薛文超等^[17]将(未考虑攻击角度约束的)STT飞行器的制导控制设计模型写为分块级联的形式,然后针对每一个子系统,分别设计具有鲁棒性能的控制律,最后利用反演或动态面控制理论,完成了三层子系统之间的关联;不同点在于,前者采用自适应控制&动态面控制方案,而后者采用自抗扰控制&反演控制方案.值得注意的是,动态面控制方法可以有效避免传统反演法中累积微分计算带来的“计算膨胀”缺陷^[18-20].基于此,本文将以攻击固定目标的STT飞行器为例,从动态面分块设计的角度出发,并考虑攻击角度的约束要求,研究一种具有强鲁棒性能的三维制导控制一体化算法.与此同时,如何建立更为通用且更易于工程实现的三维制导控制一体化设计模型,也将是本文研究的重点内容.

2 问题描述(Problem description)

假设飞行器在末制导阶段的速度变化范围不大,设计过程中可将其变化视为系统不确定性.根据惯性坐标系、弹道坐标系以及视线坐标系之间的转化关系,可以得到视线坐标系内飞行器-固定目标点的三维相对运动方程^[21]:

$$\begin{cases} \dot{R} = -V [\sin \theta \sin q_1 + \cos \theta \cos q_1 \cos(q_2 - \phi_c)], \\ R\dot{q}_1 = V [\cos \theta \sin q_1 \cos(q_2 - \phi_c) - \sin \theta \cos q_1], \\ R\dot{q}_2 \cos q_1 = V \cos \theta \sin(q_2 - \phi_c), \end{cases} \quad (1)$$

式中: R 表示飞行器和目标点的相对距离, q_1 表示视线高低角, q_2 表示视线方位角, V 表示飞行器速度, θ

表示弹道倾角, ϕ_c 表示弹道偏角.

根据飞行器末段飞行环境的特点,可建立弹道坐标系内飞行器质心运动的动力学方程:

$$\begin{cases} mV\dot{\theta} = Y \cos \gamma_c - Z \sin \gamma_c - mg \cos \theta, \\ mV\dot{\phi}_c \cos \theta = -Y \sin \gamma_c - Z \cos \gamma_c, \end{cases} \quad (2)$$

式中: m 为飞行器质量, Y 和 Z 分别表示气动升力和侧向力, γ_c 表示速度倾侧角, g 表示重力加速度.

根据式(1)-(2),可进一步得到视线高低角速度和视线方位角速度的微分方程组:

$$\begin{cases} \ddot{q}_1 = -\frac{2\dot{R}}{R}\dot{q}_1 - \frac{\sin(2q_1)}{2}\dot{q}_2^2 + \frac{f_n \cos \theta}{R}g - \\ \frac{f_n}{mR}(Y \cos \gamma_c - Z \sin \gamma_c) - \frac{\sin q_1 \sin(q_2 - \phi_c)}{mR} \cdot \\ (Y \sin \gamma_c + Z \cos \gamma_c) + \Delta_{q1}, \\ \ddot{q}_2 = -\frac{2\dot{R}}{R}\dot{q}_2 + 2\dot{q}_1\dot{q}_2 \tan q_1 + \frac{\sin(2\theta) \sin(q_2 - \phi_c)}{2R \cos q_1}g - \\ \frac{\sin \theta \sin(q_2 - \phi_c)}{mR \cos q_1}(Y \cos \gamma_c - Z \sin \gamma_c) + \\ \frac{\cos(q_2 - \phi_c)}{mR \cos q_1} \cdot (Y \sin \gamma_c + Z \cos \gamma_c) + \Delta_{q2}, \end{cases} \quad (3)$$

式中: Δ_{q1} 和 Δ_{q2} 表示系统不确定性, $f_n = \cos \theta \cos q_1 + \sin \theta \sin q_1 \cos(q_2 - \phi_c)$.值得注意的是,文献[16]中假设飞行器在末制导初始时刻对准目标点,即飞行器-目标视线坐标系与飞行器速度坐标系在初始时刻是近似重合的,此假设条件为视线坐标下加速度分量向速度坐标系下的近似转换奠定基础.然而,由于实际飞行环境的日趋复杂化以及方法、测量误差的存在,此假设条件未必可以得到很好满足,即飞行器在初始时刻未必可以近似对准目标点.因为本文推导过程中并未利用加速度量,故模型(3)避免了文献[16]中初始时刻视线坐标系与速度坐标系近似重合的假设条件,从而从一定程度上提高了本文方法的通用性.

对于STT飞行器对象,其无动力飞行时姿态运动方程组可以表述为^[21]

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_{z1} - \cos \alpha \tan \beta \omega_{x1} + \sin \alpha \tan \beta \omega_{y1} - \\ \frac{Y - mg \cos \theta \cos \gamma_c}{mV \cos \beta} + \bar{F}_\alpha, \\ \dot{\beta} = \sin \alpha \omega_{x1} + \cos \alpha \omega_{y1} + \\ \frac{Z + mg \cos \theta \sin \gamma_c}{mV} + \bar{F}_\beta, \\ \dot{\gamma}_c = \cos \alpha \sec \beta \omega_{x1} - \sin \alpha \sec \beta \omega_{y1} + \\ [Y (\tan \theta \sin \gamma_c + \tan \beta) + Z \tan \theta \cos \gamma_c - \\ mg \cos \theta \cos \gamma_c \tan \beta] / (mV) + \bar{F}_{\gamma_c}, \\ \dot{\omega}_{x1} = \frac{J_{y1} - J_{z1}}{J_{x1}} \omega_{y1} \omega_{z1} + \frac{1}{J_{x1}} M_{x1} + \bar{M}_{x1}, \\ \dot{\omega}_{y1} = \frac{J_{z1} - J_{x1}}{J_{y1}} \omega_{x1} \omega_{z1} + \frac{1}{J_{y1}} M_{y1} + \bar{M}_{y1}, \\ \dot{\omega}_{z1} = \frac{J_{x1} - J_{y1}}{J_{z1}} \omega_{x1} \omega_{y1} + \frac{1}{J_{z1}} M_{z1} + \bar{M}_{z1}, \end{cases} \quad (4)$$

式中: α 和 β 分别为飞行器的攻角和侧滑角, ω_{x1}, ω_{y1} 和 ω_{z1} 为绕飞行器体轴角速率, M_{x1}, M_{y1} 和 M_{z1} 分别为气动滚转力矩、气动偏航力矩和气动俯仰力矩, J_{x1}, J_{y1} 和 J_{z1} 为绕飞行器体轴转动惯量, $\bar{F}_\alpha, \bar{F}_\beta$ 和 \bar{F}_{γ_c} 为等效干扰力, $\bar{M}_{x1}, \bar{M}_{y1}$ 和 \bar{M}_{z1} 为等效干扰力矩. 实际气动力/气动力矩表达式如下:

$$\begin{cases} Y = C_Y qS, \\ Z = C_Z qS, \\ M_{x1} = C_{x1} qSL, \\ M_{y1} = C_{y1} qSL, \\ M_{z1} = C_{z1} qSL, \end{cases} \quad (5)$$

式中: q, S 和 L 分别表示动压、气动参考面积和气动参考长度. 实际上, 飞行器气动系数与其各飞行状态间存在着一定的非线性映射关系.

对于STT飞行器对象, 作者可以通过姿态控制实现 $\gamma_c \approx 0$. 同时, 为了便于一体化制导控制系统的设计, 可以将式(5)中的各气动系数拟合为如下形式:

$$\begin{cases} C_Y = C_Y^\alpha \alpha + C_{Yd}, \\ C_Z = C_Z^\beta \beta + C_{Zd}, \\ C_{x1} = f_{x1}(\alpha, \beta) + C_{x1}^{\delta_x} \delta_x + C_{x1}^{\delta_y} \delta_y + C_{x1}^{\delta_z} \delta_z + C_{x1d}, \\ C_{y1} = f_{y1}(\alpha, \beta) + C_{y1}^{\delta_x} \delta_x + C_{y1}^{\delta_y} \delta_y + C_{y1}^{\delta_z} \delta_z + C_{y1d}, \\ C_{z1} = f_{z1}(\alpha, \beta) + C_{z1}^{\delta_x} \delta_x + C_{z1}^{\delta_y} \delta_y + C_{z1}^{\delta_z} \delta_z + C_{z1d}, \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 分别表示滚转舵、偏航舵和俯仰舵的舵偏角; $C_{Yd}, C_{Zd}, C_{x1d}, C_{y1d}, C_{z1d}$ 表示数据拟合带来的气动误差项. 此外, 上式中拟合函数可选取为非线性或线性形式, 需根据实际气动特性来决定.

根据之前的分析, 可将飞行器三维制导控制一体化设计模型表示为具有严格反馈形式的状态空间表达式:

$$\begin{cases} \dot{x}_0 = f_0(x_0, v) + g_0(x_0, v) \bar{x}_1 + \zeta_0, \\ \dot{x}_1 = f_1(x_1, v) + g_1(x_1) x_2 + \zeta_1, \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_2) u + \zeta_2, \end{cases} \quad (7)$$

式中: 系统的状态向量为 $x_0 = [\dot{q}_1 \ \dot{q}_2]^T$, $x_1 = [\alpha \ \beta \ \gamma_c]^T$ 和 $x_2 = [\omega_{x1} \ \omega_{y1} \ \omega_{z1}]^T$, 且 $\bar{x}_1 = [\alpha \ \beta]^T$; 系统的控制向量为 $u = [\delta_x \ \delta_y \ \delta_z]^T$; $v = [q_1 \ q_2 \ \theta \ \phi_c \ R \ \dot{R}]^T$ 为可测或可估参数向量; ζ_0, ζ_1 和 ζ_2 表示系统不确定性(包括建模误差、外界干扰和参数摄动等). 此外,

$$f_0(x_0, v) = \begin{bmatrix} -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{q}_1 - \frac{\sin(2q_1)}{2} \dot{q}_2^2 + \frac{f_n \cos \theta}{R} g \\ -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{q}_2 + 2\dot{q}_1 \dot{q}_2 \tan q_1 + \frac{\sin(2\theta) \sin(q_2 - \phi_c)}{2R \cos q_1} g \end{bmatrix},$$

$$g_0(x_0, v) = \begin{bmatrix} -\frac{C_Y^\alpha qS f_n}{mR} \\ -\frac{C_Y^\alpha qS \sin \theta \sin(q_2 - \phi_c)}{mR \cos q_1} \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} -\frac{C_Z^\beta qS \sin q_1 \sin(q_2 - \phi_c)}{mR} \\ \frac{C_Z^\beta qS \cos(q_2 - \phi_c)}{mR \cos q_1} \end{bmatrix},$$

$$f_1(x_1, v) = \begin{bmatrix} \frac{-C_Y^\alpha qS \alpha + mg \cos \theta \cos \gamma_c}{mV \cos \beta} \\ \frac{C_Z^\beta qS \beta + mg \cos \theta \sin \gamma_c}{mV} \\ \frac{M}{mV} \end{bmatrix},$$

$$g_1(x_1) = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & \sin \alpha \tan \beta & 1 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ \cos \alpha \sec \beta & -\sin \alpha \sec \beta & 0 \end{bmatrix},$$

$$f_2(x_1, x_2) = \begin{bmatrix} \frac{J_{y1} - J_{z1} \omega_{y1} \omega_{z1} + f_{x1}(\alpha, \beta) qSL}{J_{x1}} \\ \frac{J_{z1} - J_{x1} \omega_{x1} \omega_{z1} + f_{y1}(\alpha, \beta) qSL}{J_{y1}} \\ \frac{J_{x1} - J_{y1} \omega_{x1} \omega_{y1} + f_{z1}(\alpha, \beta) qSL}{J_{z1}} \end{bmatrix},$$

$$g_2(x_2) = qSL \begin{bmatrix} \frac{1}{J_{x1}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_{y1}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_{z1}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{x1}^{\delta_x} & C_{x1}^{\delta_y} & C_{x1}^{\delta_z} \\ C_{y1}^{\delta_x} & C_{y1}^{\delta_y} & C_{y1}^{\delta_z} \\ C_{z1}^{\delta_x} & C_{z1}^{\delta_y} & C_{z1}^{\delta_z} \end{bmatrix},$$

其中 $M = (C_Y^\alpha qS \alpha (\tan \beta + \tan \theta \sin \gamma_c) + C_Z^\beta qS \beta \tan \theta \cos \gamma_c - mg \cos \theta \tan \beta \cos \gamma_c)$.

由于设计模型(7)具有分块级联的形式, 故基于此模型进行制导控制一体化算法设计时, 既可以简化设计过程、提高设计效率, 又可以有效应对一体化制导控制系统的非匹配不确定性.

实际上, 当飞行器攻击固定目标时, 弹道倾角和弹道偏角可定义为攻击角度, 而对这两个终端角度的控制可以通过对终端视线角的控制来间接实现. 因为最终要求飞行器精确命中目标点并且满足攻击角度的约束条件, 故而一体化制导控制系统的设计目标为: $\dot{q}_1 \rightarrow 0, \dot{q}_2 \rightarrow 0, q_1 \rightarrow q_{1f}, q_2 \rightarrow q_{2f}$, 也可归纳为非线性系统(7)的鲁棒状态跟踪/状态稳定问题.

3 三维鲁棒制导控制一体化算法设计(Design of robust 3D-IGC law)

3.1 鲁棒动态逆控制 (Robust dynamic inversion control)

对于多变量非线性系统:

$$\dot{x} = F_0(x) + G_0(x)u + \zeta, \quad (8)$$

式中 $G_0(x)$ 是非奇异矩阵. 若采用传统的动态逆控制方法, 可以设计控制律如下:

$$u = -G_0^{-1}(x) [F_0(x) + W(x - x_d) - \dot{x}_d], \quad (9)$$

式中: W 是正定矩阵, x_d 表示期望的状态向量. 然而,

由于系统不确定动态 ζ 的存在,非线性控制系统的跟踪性能将会受其影响,即传统的动态逆控制方法缺乏针对系统不确定动态的鲁棒性,因此还需要对其作进一步的改进.

定理 1 假设系统(8)中的不确定向量 ζ 是范数有界的且 $\|\zeta\|_2 \leq \Delta$,则可将传统动态逆改进为

$$u = -G_0^{-1}(x) [F_0(x) + W(x - x_d) - \dot{x}_d + \kappa \text{df}(x - x_d)], \quad (10)$$

式中: $\kappa > 0$, 且非线性函数定义为

$$\text{df}(s) = \begin{cases} s/\|s\|_2, & s \neq 0, \\ 0, & s = 0, \end{cases} \quad (11)$$

当满足 $\kappa > \Delta$ 时,可实现非线性系统(8)的鲁棒状态跟踪.

证 首先,选取Lyapunov函数如下:

$$V = \frac{1}{2} s^T s, \quad s = x - x_d. \quad (12)$$

对上式两边分别求取关于时间的导数,可得

$$\dot{V} = s^T \dot{s} = -s^T [W s + \kappa \text{df}(s) - \zeta] = -s^T W s - s^T [\kappa \text{df}(s) - \zeta]. \quad (13)$$

由于 W 是正定矩阵,故上式中第1项 $-s^T W s \leq 0$,当且仅当 $s = 0$ 时,第1项等于0;对于上式中的第2项,当 $s = 0$ 时,该项恒等于0,说明此时系统对不确定动态是不敏感的.

然而,当 $s \neq 0$ 时,有

$$\begin{aligned} -s^T [\kappa \text{df}(s) - \zeta] &\leq \\ -\frac{\kappa s^T s}{\|s\|_2} + |s^T \zeta| &= \\ -\kappa \|s\|_2 + |s^T \zeta|. \end{aligned} \quad (14)$$

根据Cauchy-Schwarz不等式^[22],可得

$$|s^T \zeta| \leq \|s\|_2 \|\zeta\|_2. \quad (15)$$

将式(15)代入到式(14)中可得

$$-s^T [\kappa \text{df}(s) - \zeta] \leq -(\kappa - \|\zeta\|_2) \|s\|_2. \quad (16)$$

显然,当 $\kappa > \Delta$ 时,如下不等式成立:

$$-s^T [\kappa \text{df}(s) - \zeta] < 0. \quad (17)$$

综上所述,当 $\kappa > \Delta$ 时, $\dot{V} \leq 0$,当且仅当 $s = 0$ 时,等号成立.于是,当系统(8)中存在不确定性时,所构造的非线性控制律可实现系统的鲁棒状态跟踪.

实际上,在一定工作范围内,常数界值项 Δ 的水平可事先通过计算或估计大致获得,并作为鲁棒项增益 κ 值选取的初步依据.至此,鲁棒动态逆的设计方法讲述完毕,它将应用于后续一体化制导控制系统的构造中.

3.2 一体化鲁棒算法设计 (Integrated robust law design)

针对具有严格反馈形式的非线性系统,大多数情况会采取分层控制与反演相结合的设计结构.然而,传统反演法中累积微分运算会造成所谓的“计算膨胀”问题,易造成控制量的饱和及系统的不稳定.为了摆脱此问题的影响,可将传统反演法替代为动态面控制方法^[18],它通过引入若干低通滤波器避免了对控制信号的直接微分运算,因此便于工程实现.下面,首先给出三个设计依据型假设条件.

假设 1 飞行器制导控制系统中的不确定动态是有界的.

假设 2 飞行器各飞行状态是有界的,且满足 $|q_1| \leq q_{1m} < \pi/2$, $|q_2| \leq q_{2m} < \pi/2$, $|\alpha| \leq \alpha_m < \pi/2$ 和 $|\beta| \leq \beta_m < \pi/2$.

假设 3 飞行器三维制导控制一体化设计模型中的控制矩阵 $g_0(x_0, v)$, $g_1(x_1)$ 和 $g_2(x_2)$ 为非奇异矩阵且范数有界.

这样,针对一体化设计模型(7),可以设计基于鲁棒动态逆和动态面理论的三维制导控制一体化算法,如下:

$$\begin{cases} s_0 = x_0 + C([q_1 \ q_2]^T - [q_{1f} \ q_{2f}]^T), \\ \bar{x}_{1d} = -[g_0(x_0, v)]^{-1}[f_0(x_0, v) + Cx_0 + W_0 s_0 + \kappa_0 \text{df}(s_0)], \\ \eta_1 \dot{\bar{x}}_{1c} + \bar{x}_{1c} = \bar{x}_{1d}, \\ s_1 = x_1 - x_{1c}, \quad x_{1c} = [\bar{x}_{1c} \ 0]^T, \\ x_{2d} = -[g_1(x_1)]^{-1}[f_1(x_1, v) + W_1 s_1 + \kappa_1 \text{df}(s_1) - \dot{x}_{1c}], \\ \eta_2 \dot{x}_{2c} + x_{2c} = x_{2d}, \\ s_2 = x_2 - x_{2c}, \\ u = -[g_2(x_2)]^{-1}[f_2(x_1, x_2) + W_2 s_2 + \kappa_2 \text{df}(s_2) - \dot{x}_{2c}], \end{cases} \quad (18)$$

式中: C , W_0 , W_1 和 W_2 均为正定对角阵, κ_0 , κ_1 和 κ_2 均为正数.滤波器系数矩阵 η_1 和 η_2 均为正定对角阵,当上述两个矩阵的元素均趋于零时,显然有 $x_{1c} \rightarrow x_{1d}$ 且 $x_{2c} \rightarrow x_{2d}$,此时控制律(18)将退化为传统的反演模式.此外,滤波器参数的选取应为虚拟指令估计精准性与“计算膨胀”抵抗程度之间的折中.

由于一体化制导控制律(18)中含有非连续控制项,故虚拟指令或控制量的解算值中会出现高频抖动问题.为了避免此问题,并保证方法实用性,可采取如下的连续近似函数代替原有非线性函数.

$$\text{cf}(s_i, \sigma_i) = \frac{s_i}{\|s_i\|_2 + \sigma_i}, \quad \sigma_i > 0, \quad (19)$$

其中:连续函数参数的选取应为控制系统鲁棒性和控制指令平滑性之间的折中.

此时,原制导控制一体化算法(18)将变为如下的

形式:

$$\begin{cases} s_0 = x_0 + C([q_1 \ q_2]^T - [q_{1f} \ q_{2f}]^T), \\ \bar{x}_{1d} = -[g_0(x_0, v)]^{-1}[f_0(x_0, v) + Cx_0 + \\ \quad W_0s_0 + \kappa_0cf(s_0, \sigma_0)], \\ \eta_1\dot{\bar{x}}_{1c} + \bar{x}_{1c} = \bar{x}_{1d}, \\ s_1 = x_1 - x_{1c}, \ x_{1c} = [\bar{x}_{1c} \ 0]^T, \\ x_{2d} = -[g_1(x_1)]^{-1}[f_1(x_1, v) + W_1s_1 + \\ \quad \kappa_1cf(s_1, \sigma_1) - \dot{x}_{1c}], \\ \eta_2\dot{x}_{2c} + x_{2c} = x_{2d}, \\ s_2 = x_2 - x_{2c}, \\ u = -[g_2(x_2)]^{-1}[f_2(x_1, x_2) + W_2s_2 + \\ \quad \kappa_2cf(s_2, \sigma_2) - \dot{x}_{2c}]. \end{cases} \quad (20)$$

4 仿真结果(Simulation results)

仿真中, STT 飞行器对象采用文献[16]提供的数学模型及其相关参数. 飞行器初始速度为 1600 m/s, 初始位置选取为 (4000, 2000, 200) m, 目标位置为 (6000, 0, 0) m; 初始弹道倾角为 -10° , 期望的末端弹道倾角为 -60° , 要求控制精度为 0.5%; 初始弹道偏角为 10° , 期望的末端弹道偏角为 0° , 要求控制精度为 0.2%; 其余飞行状态均设置为零. 此外, 要求该数学仿真状态下打击精度小于 2.0 m, 速度倾侧角绝对值小于 0.5° , 攻角绝对值小于 15° , 侧滑角绝对值小于 10° , 且其余飞行状态都是有界稳定的. 由初始时刻弹道倾角、弹道偏角以及飞行器-目标的相对位置信息可知, 飞行器在初始时刻并未对准目标点, 即此时视线坐标系与速度坐标系近似重合的条件不成立, 从而为本文模型通用性的验证提供条件.

为了进一步突出本文所提出的一体化制导控制方案的性能优势, 此部分将进行必要的对比仿真. 对比方案采用传统制导与控制分离设计的方法. 其中, 制导系统采用带落角约束的比例导引律:

$$\begin{cases} \dot{\theta}^* = 5 \cdot \dot{q}_1 + 2 \cdot (q_1 - q_{1f}), \\ \dot{\sigma}^* = 2 \cdot \dot{q}_2 + 2 \cdot (q_2 - q_{2f}). \end{cases} \quad (21)$$

然后, 根据飞行器弹道动力学方程(2), 可以进一步解算出飞行器的攻角指令以及速度倾侧角指令. 在飞行器姿态控制律设计时, 遵循纵向与横/侧向通道分离设计的原则, 即只考虑飞行器横向运动与侧向运动之间的耦合影响, 忽略纵向运动与横/侧向运动之间的耦合影响, 并且采用传统动态逆与动态面分块设计相结合的控制方式, 其中各通道的控制增益和滤波系数与本文方案的取值相同.

本文制导控制一体化算法的参数选取如下:

$$\begin{aligned} W_0 &= \text{diag}\{1, 1\}, \quad C = \text{diag}\{2, 3\}, \\ W_1 &= \text{diag}\{60, 60, 60\}, \quad W_2 = \text{diag}\{100, 100, 100\}, \\ \eta_1 &= \text{diag}\{0.005, 0.005\}, \\ \eta_2 &= \text{diag}\{0.005, 0.005, 0.005\}, \end{aligned}$$

$$\kappa_0 = 2, \quad \kappa_1 = \kappa_2 = 30, \quad \sigma_0 = \sigma_1 = \sigma_2 = 0.1.$$

考虑到实际工程情况, 将 3 个舵偏角均限制在 $\pm 35^\circ$ 之间, 且仿真周期为 5 ms.

飞行器机体参数的不确定性系数选取为 $\pm 10\%$, 气动系数的不确定性系数选取为 $\pm 30\%$. 与此同时, 为了突出本文一体化算法的有效性和性能优势, 还在仿真系统中加入时变等效干扰力/力矩项, 并选取为如下形式:

$$\begin{cases} \bar{F}_\alpha = 0.05 \cdot 1(t) + 0.05 \sin(\pi t), \\ \bar{F}_\beta = 0.02 \cdot 1(t) + 0.05 \sin(\pi t), \\ \bar{F}_{\gamma c} = 0.01 \cdot 1(t) + 0.05 \sin(\pi t), \end{cases} \quad (22)$$

$$\begin{cases} \bar{M}_{x1} = 5.0 \cdot 1(t) + 10.0 \sin(\pi t), \\ \bar{M}_{y1} = 2.0 \cdot 1(t) + 4.0 \sin(\pi t), \\ \bar{M}_{z1} = 2.0 \cdot 1(t) + 4.0 \sin(\pi t). \end{cases} \quad (23)$$

此外, 当飞行器接近目标时, 视线角会随之发散, 为了避免将此类信号引入到制导控制律中, 本文设定了一个阈值, 即当飞行器-目标相对距离 $R < 50$ m 时, 制导控制系统立即停止工作, 此时三个舵面保持不动.

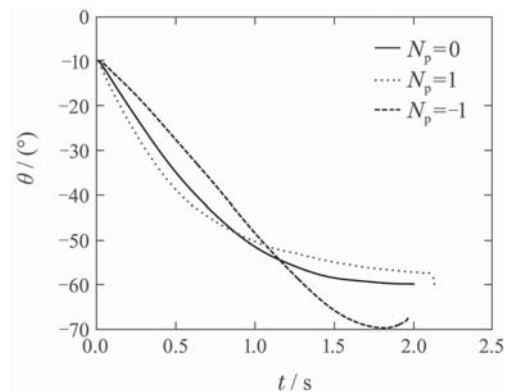
考虑不确定性系数 N_p 分别为 0 (标称状态)、+1 (上界状态) 和 -1 (下界状态) 3 种情况, 下面首先给出两种制导控制方案下对目标的打击精度数据, 如表 1 所示.

表 1 两种制导控制方案下打击精度统计
Table 1 Attack precision statistics under the two guidance and control schemes

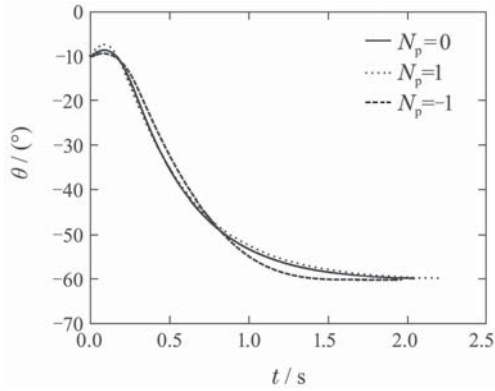
制导控制方案	$N_p = 0$	$N_p = 1$	$N_p = -1$
分离设计方案	1.328 m	2.159 m	2.899 m
一体化设计方案	0.944 m	0.816 m	1.517 m

通过对表 1 的数据分析可知, 本文制导控制一体化设计方案满足此次数学仿真对打击精度的指标要求, 而且相比制导控制分离设计方案, 该方案可以从一定程度上提高飞行器对目标的打击精度.

然后, 给出两种制导控制方案下飞行器的弹道倾角和弹道偏角曲线, 如图 1-2 所示.



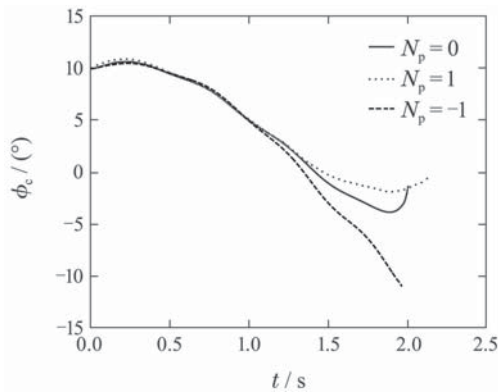
(a) 制导控制分离设计



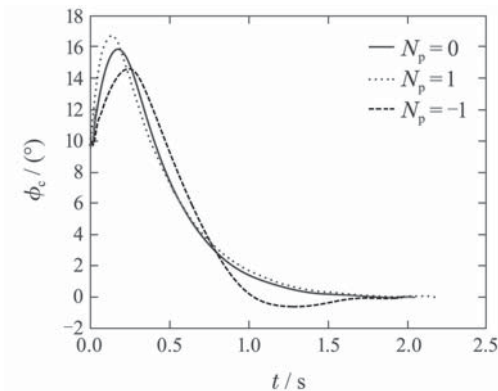
(b) 制导控制一体化设计

图1 弹道倾角曲线

Fig. 1 Curves of flight path angle



(a) 制导控制分离设计



(b) 制导控制一体化设计

图2 弹道偏角曲线

Fig. 2 Curves of heading angle

同时,下面给出两种制导控制方案下飞行器对目标的攻击角度(终端弹道倾角/终端弹道偏角)数据,如表2所示。

通过对表2的数据分析可知,相比制导控制分离设计方案,本文制导控制一体化设计方案对飞行器攻击角度的控制精度更高(尤其是下界状态),且均满足设计指标要求。在3种不同的仿真状态下均具有较高的控制精度,这从很大程度上反映出该方案对系统不确

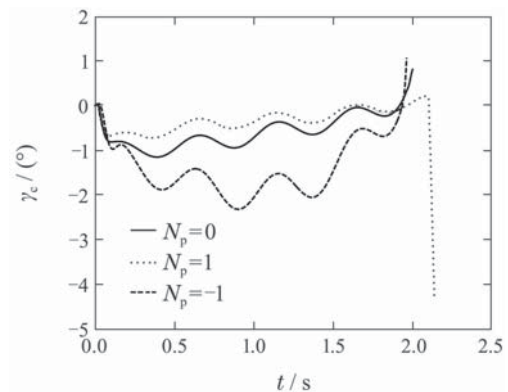
定性的鲁棒性和适应能力更强。

表2 两种制导控制方案下攻击角度统计

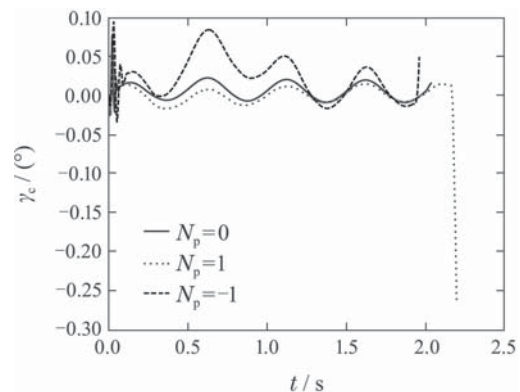
Table 2 Impact angles statistics under the two guidance and control schemes

制导控制方案	$N_p = 0$	$N_p = 1$	$N_p = -1$
分离设计方案	$-59.76^\circ / -1.29^\circ$	$-60.30^\circ / -0.42^\circ$	$-67.32^\circ / -11.0^\circ$
一体化设计方案	$-59.83^\circ / < 0.01^\circ$	$-59.90^\circ / -0.11^\circ$	$-60.02^\circ / 0.01^\circ$

如前文所述,对于STT飞行器对象,将速度倾侧角有效维持在零附近是制导控制一体化建模与设计的前提条件,而且其控制精度越高则越有利于制导控制系统性能的提升。因此,下面将对两种制导控制方案下飞行器的速度倾侧角情况,如图3所示。同时,给出飞行器的攻角和侧滑角曲线,分别如图4-5所示。



(a) 制导控制分离设计



(b) 制导控制一体化设计

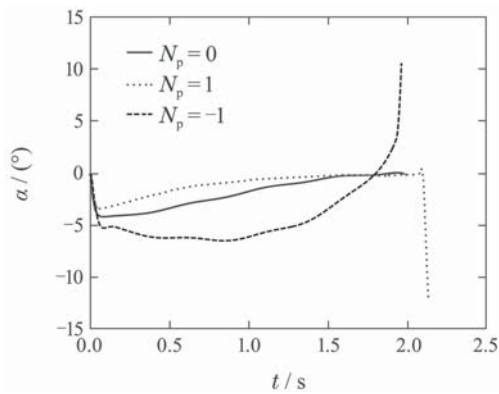
图3 速度倾侧角曲线

Fig. 3 Curves of velocity deflection angle

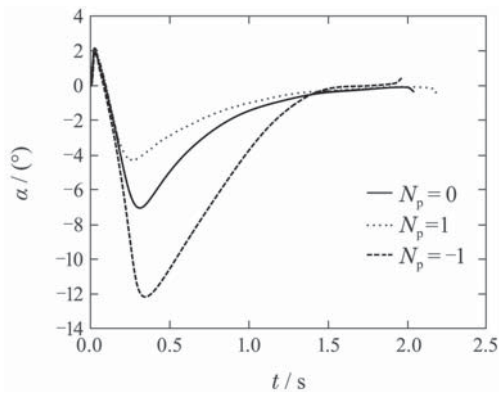
由图3同样也可以看出,相比制导控制分离设计方案,本文所提出的制导控制一体化设计方法对速度倾侧角的控制精度要更高,且均满足设计指标要求,从而为该方案的有效实施奠定基础。

由图4-5可以看出,本文制导控制方案下攻角和侧滑角均满足过程约束条件。

为了避免在飞行器接近目标时引入快速发散的视线角信息, 仿真中对制导控制系统的作用区域进行了相应限制, 即当飞行器-目标相对距离小于 50 m 时制导控制系统停止工作, 同时三个控制舵偏量保持不变. 然而, 由于系统时变不确定性的存在, 所保持的控制舵偏量(即之前时刻解算的控制量)未必能保证飞行器姿态在后续飞行中均能得到强健稳定. 于是, 便导致了在飞行末段($R < 50\text{ m}$)较短时间的姿态角发散迹象. 但是, 相比之下, 本文制导控制一体化方案末段发散迹象的程度要小的多, 且均在容许的约束范围内, 此方面也表明了该方案在面对时变等效干扰力/干扰力矩以及参数不确定性时的鲁棒性能优势.



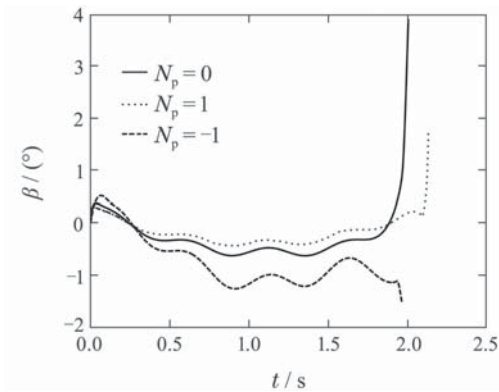
(a) 制导控制分离设计



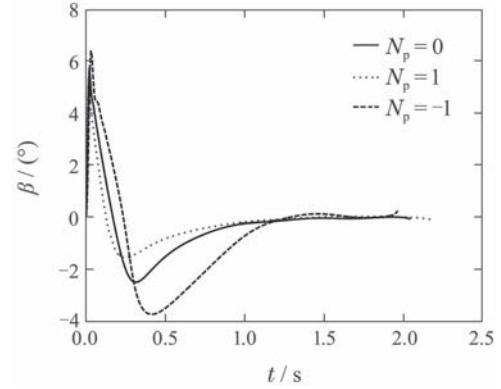
(b) 制导控制一体化设计

图 4 攻角曲线

Fig. 4 Curves of attack angle



(a) 制导控制分离设计



(b) 制导控制一体化设计

图 5 侧滑角曲线

Fig. 5 Curves of sideslip angle

此外, 由仿真结果可知, 所研究飞行器对象的其它飞行状态都是有界稳定的. 并且, 舵偏控制量中无明显的高频抖动现象, 因此进一步提高了本文一体化制导控制方案的实用价值.

5 结论(Conclusions)

以一类STT飞行器为研究对象, 本文提出了一种基于鲁棒动态逆和动态面分层设计理论的三维制导控制一体化设计方法, 用以提高飞行器质心运动与绕质心运动的协同匹配性. 仿真结果表明, 本文所提出的三维制导控制一体化算法可以确保飞行器在稳定飞行的前提下满足终端落点和攻击角度的指标要求, 从而体现了该算法的合理性. 而且, 所设计的一体化制导控制系统具备针对参数不确定性和等效干扰的强鲁棒性. 此外, 本文所提出的三维制导控制一体化建模与鲁棒设计思想也可以扩展应用于其它方面, 如有动力飞行器、BTT飞行器以及打击机动目标飞行器等. 然而, 本文仿真中一体化制导控制算法的鲁棒项增益均取为常数, 关于如何自适应地获取其参数值, 将在今后的研究工作中给出.

参考文献(References):

- [1] MAITAL L, TAL S, SHUAL G. Linear quadratic integrated vs separated autopilot-guidance design [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(6): 1722 – 1730.
- [2] WILLIAMS D E, RICHMAN J, FRIEDLAND B. Design of an integrated strapdown guidance and control system for a tactical missile [C] // *Proceedings of AIAA Guidance and Control Conference*. Gatlinburg, USA: AIAA, 1983: 57 – 66.
- [3] LIN C F, WANG Q, SPEYER J L, et al. Integrated estimation, guidance, and control system design using game theoretic approach [C] // *Proceedings of the 1992 American Control Conference*. Chicago, USA: IEEE, 1992: 3220 – 3224.
- [4] BALAKRISHNAN S N, STANSBERRY D T, EVERS J H, et al. Analytical guidance laws and integrated guidance/autopilot for homing missiles [C] // *Proceedings of the 1993 IEEE Conference on Control Applications*. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 1993: 27 – 32.
- [5] PALUMBO N F, JACKSON T D. Integrated missile guidance and control: A state dependent Riccati differential equation approach [C]

- //Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications. Kohala Coast, HI, USA: IEEE, 1999: 243 – 248.
- [6] SHIMA T, IDAN M, GOLAN O M. Sliding-mode control for integrated missile autopilot guidance [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(2): 250 – 260.
- [7] CHWA D Y, CHOI J Y. Observer-based adaptive guidance law considering target uncertainties and control loop dynamics [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, 14(1): 112 – 123.
- [8] HOU M Z, DUAN G R. Integrated guidance and control of homing missiles against ground fixed targets [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2008, 21(2): 162 – 168.
- [9] SHTESSEL Y B, TOURNES C H. Integrated higher-order sliding mode guidance and autopilot for dual control missiles [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(1): 79 – 94.
- [10] WANG X H, WANG J Z. Partial integrated missile guidance and control with finite time convergence [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(5): 1399 – 1409.
- [11] SHU Yanjun, TANG Shuo. Integrated guidance and control backstepping design for blended control missile based on NDO [J]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34(1): 79 – 85.
(舒燕军, 唐硕. 轨控式复合控制导弹制导与控制一体化反步设计 [J]. 宇航学报, 2013, 34(1): 79 – 85.)
- [12] MENON P K, OHLMEYER E J. Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems [J]. *Control Engineering Practice*, 2001, 9(10): 1095 – 1106.
- [13] YIN Yongxin, YANG Ming, WANG Zicai. Three-dimensional guidance and control for missile [J]. *Electric Machines and Control*, 2010, 14(3): 87 – 91.
(尹永鑫, 杨明, 王子才. 导弹三维制导控制一体化设计 [J]. 电机与控制学报, 2010, 14(3): 87 – 91.)
- [14] VADDI S S, MENON P K, OHLMEYER E J. Numerical state-dependent Riccati equation approach for missile integrated guidance control [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(2): 699 – 703.
- [15] XIN M, BALAKRISHNAN S N, OHLMEYER E J. Integrated guidance and control of missiles with θ -D method [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, 14(6): 981 – 992.
- [16] HOU M Z, LIANG X L, DUAN G R. Adaptive block dynamic surface control for integrated missile guidance and autopilot [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(3): 741 – 750.
- [17] XUE Wenchao, HUANG Chaodong, HUANG Yi. Design methods for the integrated guidance and control system [J]. *Control Theory and Applications*, 2013, 30(12): 1510 – 1519.
(薛文超, 黄朝东, 黄一. 飞行制导控制一体化设计方法综述 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30(12): 1510 – 1519.)
- [18] SWAROOP D, HEDRICK J K, YIP P P, et al. Dynamic surface control for a class of nonlinear systems [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2000, 45(10): 1893 – 1899.
- [19] CHEN Jie, ZHOU Shaolei, SONG Zhaoqing. Hypersonic aircraft dynamic surface adaptive backstepping control system design based on uncertainty [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(11): 2550 – 2556.
(陈洁, 周绍磊, 宋召青. 基于不确定性的高超声速飞行器动态面自适应反演控制系统设计 [J]. 宇航学报, 2010, 31(11): 2550 – 2556.)
- [20] LIU Yonghua. Dynamic surface control for pure-feedback nonlinear systems [J]. *Control Theory and Applications*, 2014, 31(9): 1262 – 1267.
(刘勇华. 一类纯反馈非线性系统的动态面控制 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(9): 1262 – 1267.)
- [21] LIU X D, XIONG S F, HUANG W W, et al. Mathematical modeling facing to three-dimensional integrated guidance and control for STT aircraft [C] //Proceedings of the 2014 IEEE International Conference on Mechatronics and Control. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2014: 443 – 448.
- [22] MITRINOVIC D S, PECARIC J E, FINK A M. *Classical and New Inequalities in Analysis* [M]. Dordrecht: Kluwer Academic, 1993.

作者简介:

刘晓东 (1987–), 男, 博士/博士后, 高级工程师, 主要从事高超声速飞行器制导与控制、伺服系统控制以及先进控制方法的研究等, E-mail: liuxd.aerospace@yeah.net;

黄万伟 (1970–), 男, 博士, 研究员, 博士生导师, 研究方向为飞行器先进控制理论与应用、导航与制导技术等, E-mail: ww Huang@163.com;

杜立夫 (1985–), 男, 博士, 工程师, 研究方向为飞行器姿态控制、自抗扰控制以及特征模型控制等, E-mail: dulifu0328@163.com.