

飞行速度可调导弹三维制导律研究

戚人元

(中北大学 机电工程学院, 太原 030051)

摘要: 为获得更好的制导性能, 针对一类采用流量可调发动机的导弹, 利用其所增加的飞行速度控制自由度, 提出一种三维空间下比例导引+飞行速度控制的双重控制滑模制导律; 以比例导引作为基础, 在对二维、三维零控脱靶量分析的基础上, 以零控脱靶量为跟踪目标选取合适的滑模面, 并进一步使用辅助滑模面和有限时间超螺旋干扰观测器对滑模面中的不确定项进行估计, 推导了减少脱靶量的速度控制制导律; 仿真结果表明, 相比于经典的比例导引, 在考虑空气阻力的场景下, 所设计的制导律脱靶量更小, 弹道更平滑, 滑模面收敛情况理想, 实现了导弹飞行速度的主动控制。

关键词: 导弹; 制导律; 滑模控制; 超螺旋算法; 飞行速度控制

Three-dimensional Guidance Law of Flight Velocity Adjustable Missiles

QI Renyuan

(School of Mechatronics Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: In order to obtain better guidance performances, a dual-control sliding mode guidance rate of proportional guidance and flight speed control in three-dimensional space was proposed for a class of missile with flow-adjustable engines by using the increased freedom of flight speed control. On the basis of proportional guidance and analysis on two-dimensional and three-dimensional zero-control miss distance, the suitable sliding mode surface is selected with the zero-control miss distance as the tracking target, and the auxiliary sliding mode surface and finite-time super-twisting interference observer are used to estimate the uncertainties of sliding mode surface. The simulation results show that compared with the classical proportional guidance, the designed guidance rate has smaller miss distance, smoother trajectory, and ideal convergence of the sliding mode surface under the consideration of air resistance, which achieves the active control of missile flight speed.

Keywords: missile; guidance law; sliding mode control; super-twisting algorithm; flight velocity control

0 引言

在末制导的制导律设计过程中, 由于传统发动机飞行速度不可控的特性, 通常将飞行速度视为常值。然而在实际飞行过程中, 由于空气阻力的存在, 飞行速度会受到影响, 导致实际飞行情况与设计的制导律存在偏差, 进而影响剩余飞行时间、前置角、视线角速度等参数, 不仅增加了过载的需求, 也影响制导性能, 增大了误差以及脱靶量^[1]。一般为了抵消这种误差, 会在制导律的设计过程中, 将速度变化带来的影响用俯仰和偏航两通道的额外控制加以抵消, 或结合其他方法进行制导律设计。然而, 这会使整体制导律的设计变得更为复杂, 且控制难度上升。

近年来, 固体冲压发动机和涡喷发动机的发展迅速^[2], 这类发动机的特点是运行过程中流量可以调整, 这就为飞行过程中实时控制导弹的速度提供了可能。以固体冲压发动机为例, 美国、德国、日本都已在一些导弹上安装了固体冲压发动机, 并试验成功^[3-5]。国内在建立固体冲压发动机质量模型、弹道模型以及性能模型等方面进展较大, 并采

用遗传算法等开展发动机总体优化设计。

装载流量可调的发动机, 可以使导弹在俯仰、偏航控制的基础上, 多一个轴向控制的自由度。通过控制导弹的飞行速度, 可以保持飞行的稳定, 并能有助于缓解速度变化带来的影响。零控脱靶量是飞行过程中实时预测的、当导弹制导指令为零时, 目标按当前机动状态飞行时, 获得的弹目最小距离。零控脱靶量的计算一般基于飞行速度、视线角速度、俯仰、偏航方向加速度等。通过控制飞行速度, 可以使飞行方向朝向零控脱靶量减小的方向, 进而减小最后命中时刻的脱靶量。

近年来, 国内外流量可调发动机的研究发展较快, 成果显著。文献 [6] 针对气流的反调节特性, 提出了一种基于模型预测控制的抑制反调节的复合控制算法, 建立了气体流量调节系统的数学模型来描述和分析反调节, 构建了包含气体流量和气体发生器压力信号的融合反馈变量, 克服了气体流动系统的响应速率与反调节之间的权衡关系。文献 [7] 针对气体流量调节系统的抗调节性、非线性和参

收稿日期: 2023-11-30; 修回日期: 2024-01-03。

作者简介: 戚人元(1996-), 男, 硕士研究生。

引用格式: 戚人元. 飞行速度可调导弹三维制导律研究[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(5): 156-162.

数变异性等特点，提出了一种基于自适应神经模糊推理系统的新型二阶模糊自适应跟踪微分和智能比例积分控制器的复合控制策略。文献 [8] 对不同自由流条件和背压条件下的高超声速进气道二维内定常流动进行了数值模拟，分析了两种不同的进气道不启动现象。利用概率输出支持向量机获得高超声速进气道启动/停止的隶属度函数，并引入多分类器融合算法。文献 [9] 针对变速火箭发动机、吸气式火箭推进系统的压力控制问题，提出了一种具有快速自适应、延迟补偿和提供平滑响应等独特特性的控制器，并对其性能通过测试装置进行了实验测试。这些成果在理论和试验上都对流量可调发动机的关键技术进行了研究和论证。

在以往的研究中，考虑导弹飞行过程的速度变化时，一般将速度变化当作误差来对待，并将这种误差考虑到制导律的设计中。文献 [10] 基于古典微分几何曲线原理构建弧长域内导弹打击固定目标的相对运动方程，消除了导弹速度大小变化的影响；并基于高斯超几何函数，推导了纯比例导引律制导下变速导弹对固定目标的剩余飞行路程精确解。文献 [11] 提出了一种分段解析迭代的导弹速度预测及在线航程修正方法，实现对导弹速度变化规律的简化建模。文献 [12] 以弹目相对运动关系为基础，将导弹速度变化的制导律问题转化为导弹速度恒定的制导律问题。文献 [13] 将导弹的速度曲线拟合为速度关于相对距离的指数函数，通过直接求解黎卡提方程得到了一种速度时变条件下的满足落角约束的最优制导律。文献 [14] 基于微分对策理论，将对策双方的速度变化直接考虑到非线性相对运动关系当中，提出了一种适用于变速拦截情形的有界控制非线性微分对策制导律。

本文针对一类速度可调的导弹，进行了三维场景下基于速度控制和零控脱靶量的制导律设计。首先结合比例导引，基于俯仰、偏航平面的零控脱靶量，设计了速度控制的滑模面。其次，针对滑模面中的不确定项，选用超螺旋有限时间干扰观测器进行估计，最后实现导弹俯仰、偏航、速度方向同时在减少脱靶量的方向上进行控制的目标。文章总体结构如下：第 1 节介绍了三维弹目追及模型以及一些证明用到的引理；第 2 节基于零控脱靶量这个控制目标，结合比例导引设计了滑模制导律，并选用了观测器来估计滑模面中的不确定项。第 3 节和第 4 节分别给出了数值仿真算例、结果分析和总结。

1 系统模型及相关引理

1.1 问题描述及建模

为了研究三维空间中机动目标的导弹拦截制导问题，在地面惯性参考坐标系 $O_I X_I Y_I Z_I$ 中，将导弹和目标均视为质点，同时构建目标速度坐标系 $O_T X_T Y_T Z_T$ 、导弹速度坐标系 $O_M X_M Y_M Z_M$ 和视线坐标系 $O_M X_L Y_L Z_L$ 。则弹目相对运动关系如图 1 所示。

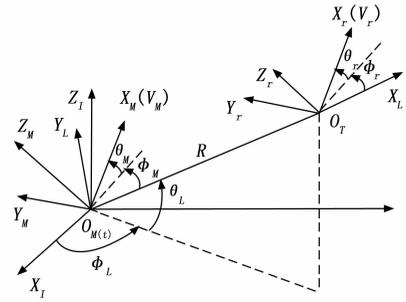


图 1 三维弹目追及模型

视线关于 $O_I X_I Y_I Z_I$ 坐标系的视线倾角和视线偏角分别为 θ_L 和 φ_L ，导弹速度关于 $O_M X_L Y_L Z_L$ 坐标系的速度倾角和偏角分别为 θ_M 和 φ_M ，目标速度关于 $O_M X_L Y_L Z_L$ 坐标系的速度倾角和速度偏角分别为 θ_T 和 φ_T 。

$\dot{\lambda}_x, \dot{\lambda}_y, \dot{\lambda}_z$ 分别为 X_L, Y_L, Z_L 轴相对于视线的角速度矢量，有关系式 (1)：

$$[\dot{\lambda}_x \ \dot{\lambda}_y \ \dot{\lambda}_z] = [\dot{\varphi}_L \sin\theta_L \quad -\dot{\theta}_L \ \dot{\varphi}_L \cos\theta_L] \quad (1)$$

考虑视线坐标系，式中， $\dot{\theta}_L$ 和 $\dot{\varphi}_L$ 分别为视线倾角速率和视线偏角速率。建立弹目相对运动的微分方程，即：

$$\begin{cases} \dot{R} = (\rho \cos\theta_T \cos\varphi_T - \cos\theta_M \cos\varphi_M) V_M \\ R\dot{\lambda}_y = -(\rho \sin\theta_T - \sin\theta_M) V_M \\ R\dot{\lambda}_z = (\rho \cos\theta_T \sin\varphi_T - \cos\theta_M \sin\varphi_M) V_M \end{cases} \quad (2)$$

式中， V_T 是目标速度， V_M 是导弹速度， $\rho = V_T/V_M$ 为目标和导弹速度的比值。考虑空气阻力和速度变化，则目标速度、导弹速度、比值都实时变化。 R 为弹目相对距离。 \dot{R} 为弹目相对距离的导数，即弹目接近速率。导弹和目标的质点运动模型分别可以描述为：

$$\begin{cases} \dot{\theta}_M = \frac{a_{zM}}{V_M} - \dot{\varphi}_L \sin\theta_L \sin\varphi_M - \dot{\theta}_L \cos\varphi_M \\ \dot{\varphi}_M = \frac{a_{yM}}{V_M \cos\theta_M} + \dot{\varphi}_L \sin\theta_L \cos\varphi_M \tan\theta_M - \dot{\theta}_L \sin\varphi_M \tan\theta_M - \dot{\varphi}_L \cos\theta_L \\ \dot{\theta}_T = \frac{a_{zT}}{\rho V_M} - \dot{\varphi}_L \sin\theta_L \sin\varphi_T - \dot{\theta}_L \cos\varphi_T \\ \dot{\varphi}_T = \frac{a_{yT}}{\rho V_M \cos\theta_T} + \dot{\varphi}_L \sin\theta_L \cos\varphi_T \tan\theta_T - \dot{\theta}_L \sin\varphi_T \tan\theta_T - \dot{\varphi}_L \cos\theta_L \end{cases} \quad (3)$$

式中， a_{yM} 和 a_{zM} 分别为导弹在俯仰方向和偏航方向上的加速度， a_{yT} 和 a_{zT} 分别为目标在俯仰方向和偏航方向上的加速度。

流量可控的发动机，如固体冲压发动机、涡喷发动机等，其工作状态复杂。若要准确得到运动中的准确速度，需要对空气阻力、燃烧室、进气道、喷管结构和流量等进行建模。为了避免对导弹发动机的复杂建模，且仅从理论上对制导律进行设计时，可运用“黑盒”思想，将导弹发动机视为一个封闭的整体，输入为控制指令，输出为发动机的推力。将导弹发动机的工作模式简化为沿轴向的加速度大小调节，这种方法并不能很好地反映发动机的内部控

制,且从全弹控制的能量角度上来说不是最优的,但却能大大简化制导控制的设计。假设发动机对推力的控制具有一阶控制系统的动态特性^[15],可适用如下—阶驾驶员模型。

$$\begin{cases} \dot{V}_M = a_{mx} \\ \dot{a}_{mx} = (u - a_{mx})/\tau_{mx} \end{cases} \quad (4)$$

式中, a_{mx} 为导弹轴向加速度,为表示飞行速度的大小控制的加速度量。 τ_{mx} 为导弹速度—阶控制系统动态特性的时间常数, u 为导弹轴向的控制量。对 u 进行控制,即可不仅克服空气阻力对导弹速度的影响,还可多提供一个维度的导弹控制。

1.2 相关引理

引理 1^[16]: 考虑如下形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = -k_1 |x_1|^{1/2} \text{sgn}(x_1) + x_2 + \rho_1(x, t) \\ \dot{x}_2 = -k_2 \text{sgn}(x_2) + \rho_2(x, t) \end{cases} \quad (5)$$

式中, x_1, x_2 是系统状态变量, $\rho_1(x, t), \rho_2(x, t)$ 是不确定项。假设不确定满足 $\rho_1(x, t) = 0, \rho_2(x, t) \leq L$, 那么对所有的正常数 $L > 0$, 存在 k_1, k_2 能够使系统全局有限时间稳定。

引理 2^[16]: 考虑如下系统:

$$\dot{x} = f + gu + \Delta \quad (6)$$

并有有限时间观测器:

$$\dot{\omega} = f + gu + v \quad (7)$$

其中: v 为对系统不确定项 Δ 的估计值。定义辅助滑模变量 s 及其微分:

$$s = x - \omega \quad (8)$$

$$\dot{s} = \dot{x} - \dot{\omega} = \Delta - v \quad (9)$$

设计有限时间干扰观测项为:

$$\begin{cases} \dot{v} = k_1 |s|^{1/2} \text{sgn}(s) + k_2 s + w \\ \dot{w} = k_3 \text{sgn}(s) + k_4 s \end{cases} \quad (10)$$

若不确定项满足 $|\Delta| \leq d$, 且 $d \geq 0$, 选取增益满足 $k_1 >$

$\sqrt{2d}, k_2 > 0, k_3 > \max(3d + \frac{2d^2}{k_1^2}, d - 2k_1^2)$ 及 $k_4 \geq \max(0, 2k_2^2$

$+ \frac{\beta_1}{\beta_2})$, 且 $\beta_1 = (\frac{3}{2}k_1^2k_2 + 3dk_2)^2, \beta_2 = k_3k_1^2 - 2d^2 - 3dk_1^2$, 可以

证得滑模变量 s, \bar{s} 可以在有限时间收敛到零。

2 制导律推导

2.1 零控脱靶量计算

零控脱靶量是指当导弹的制导指令为零, 目标按当前机动状态飞行时, 在当前时刻估算得到的最终弹目最小距离。在二维平面内, 为了计算零控脱靶量, 一般需要通过导弹当前速度、弹目当前距离、剩余飞行时间、视线角速度等物理量来进行计算。对于未制导, 估算时一般可基于线性化假设, 即: 不考虑各类扰动、偏差等影响, 导弹飞行状态不变, 目标飞行和机动状态不变, 剩余飞行时间按当前飞行速度、视线角速度进行线性计算。若零控脱靶量可以快速收敛到零附近的邻域, 则说明导弹对目标的对准、跟踪良好, 能保证导弹—目标的最终脱靶量为零, 可以保证导弹精确击中目标。

三维空间下的零控脱靶量计算, 可将三维弹目几何关系解耦为俯仰和偏航平面, 解耦方式同文献 [17]。在解耦平面中, 俯仰和偏航平面的脱靶量可分别计算为:

$$\begin{cases} y_{ZEM} = y_d + \dot{y}_d t_{go} = -\dot{R} t_{go}^2 \dot{\theta}_L = \dot{R} t_{go}^2 \dot{\lambda}_y \\ z_{ZEM} = z_d + \dot{z}_d t_{go} = \dot{R} t_{go}^2 \dot{\varphi}_L \cos \theta_L = \dot{R} t_{go}^2 \dot{\theta}_L \dot{\lambda}_z \end{cases} \quad (11)$$

式中, y_{ZEM}, z_{ZEM} 分别是俯仰、偏航平面零控脱靶量。 t_{go} 为导弹剩余飞行时间的估计值, y_d, z_d 分别为当前时刻俯仰、偏航平面弹目相对于初始视线方向的相对位移。 \dot{y}_d, \dot{z}_d 分别为相对位移的导数, 即偏离初始视线方向的速率。通过对上式的分析可知, 平面的零控脱靶量可由弹目相对于初始视线方向的相对位移、偏离的速率以及剩余飞行时间估算得出。将当前位移与估算的剩余飞行过程中产生的偏移相加, 即可得到零控脱靶量的估算结果。根据文献 [17], 偏离速率可由弹目接近速率 \dot{R} 和视线倾角速率 $\dot{\theta}_L$ 、视线偏角速率 $\dot{\varphi}_L$ 计算得到。结合式 (1), 最后将式 (11) 转变为用角速度矢量表达的形式。

需要在三维空间计算零控脱靶量时, 可以采用解耦平面的脱靶量值, 来对三维空间内的结果进行评估。由零控脱靶量定义可知, 估算的弹目距离总是大于等于零的, y_{ZEM}, z_{ZEM} 均大于等于零。因此, 取两平面脱靶量之和, 当 $y_{ZEM} + z_{ZEM}$ 收敛到零附近的邻域时, 俯仰和偏航平面的零控脱靶量都可收敛到零附近的邻域。由简单几何关系可知, 三维零控脱靶量小于两平面脱靶量之和。即可以说明, 三维空间内对准良好, 三维空间零控脱靶量也可收敛到零附近的邻域, 预计能精准击中目标。

由式 (11) 可得:

$$y_{ZEM} + z_{ZEM} = \dot{R} t_{go}^2 \dot{\theta}_L (\dot{\lambda}_y + \dot{\lambda}_z) \quad (12)$$

用俯仰和偏航平面的脱靶量之和, 可以较好地评估三维空间内的脱靶量。其中, 角速度矢量 $\dot{\lambda}_y$ 与俯仰平面脱靶量 y_{ZEM} 相关联, 角速度矢量 $\dot{\lambda}_z$ 与偏航平面脱靶量 z_{ZEM} 相关联。基于式 (12) 的脱靶量计算公式, 可以结合现有导引律, 进行制导律的设计。

2.2 改进的比例导引

导弹等制导武器在接近目标的制导过程中, 其速度矢量的转动角速度正比于弹目视线的转动角速度的导引方法, 被称为比例导引。比例导引应用广泛, 在接近速度为负的情况下, 控制导弹往视线角速度降低的方向运动。将比例导引与速度控制相结合, 可以既保留比例导引简单有效的优点, 又克服由于空气阻力、速度变化导致的精度下降问题。进一步说, 若简单地利用发动机推力来使速度保持稳定, 并不能使比例导引的效果达到最佳; 而以零控脱靶量的收敛为控制目标并结合导引, 则可以使飞行速度朝命中精度更高的方向变化, 这样设计出的制导律是简单又可靠的。

选取比例导引, 根据文献 [18], 一般在处理时可假设视线坐标系 X 轴相对于视线的角速度矢量为零, 即 $\dot{\lambda}_x = 0$ 。因此, 有:

$$\begin{cases} A_{ym}^c = a_{YM} = -NV_M \dot{\lambda}_y \sin\theta_M \sin\varphi_M + NV_M \dot{\lambda}_z \cos\theta_M \\ A_{zm}^c = a_{ZM} = -NV_M \dot{\lambda}_y \cos\varphi_M \end{cases} \quad (13)$$

式中, N 为比例导引的有效导航比, A_{ym}^c 、 A_{zm}^c 分别为俯仰和偏航通道导弹加速度的控制指令。由于导弹的动态特性比制导回路的动态特性要快得多^[18], 可认为导弹俯仰和偏航通道的实际加速度值 a_{YM} 、 a_{ZM} 与指令值相等, 即 $a_{YM} = A_{ym}^c$, $a_{ZM} = A_{zm}^c$ 。由上式可知, 比例导引需要导弹实时的速度、速度倾角 θ_M 、速度偏角 φ_M 、角速度矢量 $\dot{\lambda}_y$ 、 $\dot{\lambda}_z$ 等信息, 这些信息可由导弹上的机载导引头获得。

由式 (2) 第二条, 求得^[19]:

$$\frac{d}{dt}(R\dot{\lambda}_y) = R\ddot{\lambda}_y + R\dot{\lambda}_y = R\dot{\lambda}_y \dot{\lambda}_x - R\dot{\lambda}_y - a_{ZT} \cos\theta_T + a_{ZM} \cos\theta_M + \dot{V}_M \sin\theta_M - \dot{V}_T \sin\theta_T \quad (14)$$

由于 $\dot{\lambda}_x = 0$, 并有 $A_{zm}^c = a_{ZM}$, 令 $\eta_1 = -a_{ZT} \cos\theta_T + \dot{V}_M \sin\theta_M - \dot{V}_T \sin\theta_T$, 整理得到:

$$R\ddot{\lambda}_y + 2R\dot{\lambda}_y = -NV_M \dot{\lambda}_y \cos\varphi_M \cos\theta_M + \eta_1 \quad (15)$$

$$\dot{\lambda}_y + \frac{1}{R}(NV_M \cos\varphi_M \cos\theta_M + 2R)\dot{\lambda}_y = \frac{\eta_1}{R} \quad (16)$$

由零控脱靶量的计算原理可知, 在不加控制的情况下, 对剩余飞行时间和路程做估计, 可假设飞行状态是线性的, 有 $R = R_0 - |\dot{R}|t$, $T = \frac{R_0}{|\dot{R}|}$, 其中 R_0 为已飞行路程, R 为总路程, t 为当前时刻, T 为总飞行时间。代入式 (16), 得到:

$$\dot{\lambda}_y + \frac{1}{|\dot{R}|} \frac{NV_M \cos\varphi_M \cos\theta_M - 2}{T-t} \dot{\lambda}_y = \frac{\eta_1}{R} \quad (17)$$

令 $N_1 = \frac{1}{|\dot{R}|} NV_M \cos\varphi_M \cos\theta_M$, 并对上式积分, 有:

$$\dot{\lambda}_y = \dot{\lambda}_{y0} (1 - \frac{t}{T})^{N_1-2} + \frac{\eta_1}{N_1-2} [1 - (1 - \frac{t}{T})^{N_1-2}] \quad (18)$$

式中, $\dot{\lambda}_{y0}$ 为 $\dot{\lambda}_y$ 的初始值。参数 η_1 中包含了 \dot{V}_M , 即导弹轴向加速度 a_{mx} , 为导弹速度控制提供了可能。当制导结束, 即 $t = T$ 时, 有:

$$\dot{\lambda}_y = \frac{\eta_1}{N_1-2} \quad (19)$$

由式 (19) 可知, 角速度矢量 $\dot{\lambda}_y$ 可用 η_1 和 N_1 来描述, 而 η_1 和 N_1 又由导弹轴向速度、轴向加速度, 导弹速度倾角、速度偏角, 弹目接近速度以及目标相关参数构成。与导弹相关的加速度, 在制导律设计时, 是需要进行控制的控制量, 通过控制这些控制量, 来使系统状态向控制目标进行转换。与目标相关的参数, 如轴向加速度、俯仰与偏航方向转向加速度等, 在制导律的设计中, 通常可当作扰动来处理, 并设计自适应、观测器等方法对扰动总体值进行估算。

通过以上推导, 将俯仰平面脱靶量相关的角速度矢量 $\dot{\lambda}_y$, 转化成了与导弹相关控制量、目标相关扰动。同理, 可将偏航平面相关的角速度矢量 $\dot{\lambda}_z$ 也做类似处理。

由式 (2) 第三条, 又有:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(R\dot{\lambda}_z) &= R\ddot{\lambda}_z + R\dot{\lambda}_z = -R\dot{\lambda}_z \dot{\lambda}_x - R\dot{\lambda}_z - \\ &a_{ZT} \sin\theta_T \sin\varphi_T + a_{YT} \cos\varphi_T + a_{ZM} \sin\theta_M \sin\varphi_M - \\ &a_{YM} \cos\varphi_M - \dot{V}_M \cos\theta_M \sin\varphi_M + \dot{V}_T \cos\theta_T \sin\varphi_T \end{aligned} \quad (20)$$

类似的, 由于 $\dot{\lambda}_x = 0$, 并设 $A_{zm}^c = a_{ZM}$, $A_{ym}^c = a_{YM}$, 整理得到:

$$2R\dot{\lambda}_z + R\ddot{\lambda}_z = -NV_M \dot{\lambda}_z \cos\theta_M \cos\varphi_M + \eta_2 \quad (21)$$

$$\eta_2 = -a_{ZT} \sin\theta_T \sin\varphi_T + a_{YT} \cos\varphi_T - \dot{V}_M \cos\theta_M \sin\varphi_M + \dot{V}_T \cos\theta_T \sin\varphi_T \quad (22)$$

将式 (21) 参考式 (15), 同理可得:

$$\dot{\lambda}_z = \frac{\eta_2}{N_1-2} \quad (23)$$

将式 (19)、(23) 代入式 (12), 可得:

$$y_{ZEM} + z_{ZEM} = \frac{Rt^2 g_0 \dot{\theta}_L}{N_1-2} (\eta_1 + \eta_2) \quad (24)$$

三维空间内的零控脱靶量评估结果, 结合比例导引后, 表出形式如式 (24) 所示, 即式中已经包含了俯仰和偏航平面的加速度控制。运用一定的控制理论, 控制 $(\eta_1 + \eta_2)$ 中包含的导弹轴向加速度, 即可达到控制导弹飞行速度的目的, 并使导弹朝着零控脱靶量减小的方向飞行, 来达到制导精度提升的效果。

2.3 基于观测器的速度控制滑模制导律

在动态过程中, 根据系统当前的状态 (如偏差及各阶导数等), 有目的地不断变化, 迫使系统按照预定“滑动模态”的状态轨迹运动, 这种控制方法就是变结构控制, 又称滑动模态控制^[20]。由于滑动模态可以进行设计且与对象参数与扰动无关, 这就使得滑模控制具有快速响应、对参数变化及扰动不灵敏、无需系统在线辨识, 物理实现简单等优点。

本文在式 (24) 的基础上, 进一步利用滑模控制、超螺旋滑模方法、有限时间干扰观测器, 进行轴向导弹速度控制指令 u 的设计。定义滑模面 s 如下。

当 s 收敛到零附近的邻域时, 根据式 (24):

$$s = \eta_1 + \eta_2 = \dot{V}_M (\sin\theta_M - \cos\theta_M \sin\varphi_M) + \Delta_1 \quad (25)$$

$$\Delta_1 = -\dot{V}_T (\sin\theta_T - \cos\theta_T \sin\varphi_T) - a_{ZT} (\cos\theta_T + \sin\theta_T \sin\varphi_T) + a_{YT} \cos\varphi_T \quad (26)$$

三维零控脱靶量可趋向于零。 Δ_1 为滑模面中的不确定项, 其中包含制导过程中无法直接探测得到的、与目标状态相关的不确定项或未知项。滑模面中包含不确定项时, 一般可以设计自适应、观测器等方法, 来对不确定项进行估计。由于目标速度变化 \dot{V}_T 和加速度 a_{ZT} 、 a_{YT} 的值与目标飞行器结构与性能直接相关, 因而有上界, 因此不确定项 Δ_1 也是有界的。

对 s 求导, 并进行整理, 可得:

$$\dot{s} = f + gu + \Delta \quad (27)$$

式中,

$$f = \frac{\sin\theta_M - \cos\theta_M \sin\varphi_M}{\tau_{mx}} \quad (28)$$

$$g = a_{mx} [\dot{\theta}_M \cos \theta_M + \dot{\theta}_M \sin \theta_M \sin \varphi_M - \dot{\varphi}_M \cos \theta_M \cos \varphi_M + \frac{1}{\tau_{mx}} (\cos \theta_M \sin \varphi_M - \sin \theta_M)] \quad (29)$$

$$\Delta = \dot{\Delta}_1 \quad (30)$$

本文使用观测器来对滑模面中的不确定项进行估计，并在观测器的选取上使用了基于超螺旋滑模方法的有限时间干扰观测器。超螺旋滑模控制是一种高阶滑模，能够更加高效、稳定地实现需要控制的系统动态稳定性。

针对式 (27)，设计观测器为：

$$\dot{\omega} = f + g u + \hat{\Delta} \quad (31)$$

其中： $\hat{\Delta}$ 为 Δ 的估计值。式 (31) 的设计采用与式 (27) 类似的结构，并通过在飞行过程中不断调整估计值 $\hat{\Delta}$ ，使得观测器 $\dot{\omega}$ 的值不断逼近滑模面导数 \dot{s} 的值，进而达到观测与估计的效果。针对滑模面与观测器的差值，定义辅助滑模变量为 s_1 ，且满足下式：

$$\begin{cases} s_1 = s - \omega \\ \dot{s}_1 = \dot{s} - \dot{\omega} = \Delta - \hat{\Delta} = \tilde{\Delta} \end{cases} \quad (32)$$

式中， $\tilde{\Delta}$ 为 Δ 的估计误差。飞行过程中，若估计误差 $\tilde{\Delta}$ 可以收敛到零附近，则说明估计值 $\hat{\Delta}$ 很好地对滑模面中的不确定项 Δ 进行了估计，进而说明观测器的设计是有效的。假设不确定有上界且满足 $|\tilde{\Delta}| \leq d_1$ ， d_1 为边界值。可设计基于超螺旋滑模方法的观测项 $\hat{\Delta}$ 为：

$$\begin{cases} \dot{\hat{\Delta}} = k_1 |s_1|^{1/2} \text{sgn}(s_1) + k_2 s_1 + \omega \\ \dot{\omega} = k_3 \text{sgn}(s_1) + k_4 s_1 \end{cases} \quad (33)$$

式中， k_1, k_2, k_3, k_4 为待设计的观测器增益。根据引理 2 可知，存在一个有限时间 t_f ，使观测项 $\hat{\Delta}$ 能精确估计出系统不确定项 Δ ，使得估计误差 $\tilde{\Delta}$ 能在有限时间 t_f 内收敛到零。

为了能使滑模面 s 在有限时间收敛到零，且尽可能减小小抖振，可设计超螺旋控制器为：

$$\begin{cases} u = g^{-1} (-f - \hat{\Delta} - k_1 |s|^{1/2} \text{sgn}(s) - k_2 s + \eta) \\ \dot{\eta} = -k_3 \text{sgn}(s) - k_4 s \end{cases} \quad (34)$$

将式 (34) 代入式 (27)，可得：

$$\begin{cases} \dot{s} = -k_1 |s|^{1/2} \text{sgn}(s) - k_2 s + \tilde{\eta} \\ \dot{\tilde{\eta}} = -k_3 \text{sgn}(s) - k_4 s + \tilde{\Delta} \end{cases} \quad (35)$$

根据引理 1，假设 $\tilde{\Delta}$ 有上界且满足 $|\tilde{\Delta}| \leq d_2$ ，对于式 (35)，若选择适合的增益 k_1, k_2, k_3, k_4 ，可以使得滑模面 s 在有限时间收敛到零。

3 仿真及分析

3.1 仿真试验设置及结果

一般导弹在飞行过程中，由于末制导时发动机处于关闭状态，受空气阻力的影响，导弹会持续减速。在速度可控导弹的场景下，当发动机推力大于空气阻力时，导弹会加速，反之则会减速。通过调节推力，可以达成对导弹速度的控制。在仿真中，将空气阻力视为常值，取 $-0.5 g$ 。

在本文的制导律中，使用控制量 u 来对导弹的飞行速度进行控制，并部分抵消空气阻力带来的影响。根据零控

脱靶量的实时计算结果，进行飞行速度的主动控制。本文将设计的制导律与其他制导律进行仿真对比和分析。记控制器式 (34) 的制导律为本文的“方法 1”。为比较所选用的观测器对本文方法的影响，将式 (34) 中观测项去除，仅使用滑模面对飞行过程进行控制，记为“方法 2”。记式 (13) 纯比例导引为“PN”。引入文献 [21] 中描述的改进比例导引，记为“mPN” (modified PN)。

仿真中，导弹的初始位置为 (0, 0, 1 000)，目标的初始位置为 (1 000, 0, 2 000)，单位为 m。导弹的初速度取为 1 000 m/s，目标的初速度取为 500 m/s。导弹和目标初始速度倾角 $\theta_M = 45^\circ, \theta_T = 60^\circ$ ，导弹和目标初始速度偏角 $\varphi_M = 10^\circ, \varphi_T = 0^\circ$ 。目标的机动形式设为变机动 ($a_{zT} = 5 g \sin t, a_{yT} = 5 g \cos t$)。两种方法的比例导引系数均为 $N = 5$ 。在本文方法中，导弹速度控制的一阶响应延迟时间常数为 0.2 s，导弹最大加速度为 6 g， $k_1 = 5, k_2 = 2, k_3 = k_4 = 0.1$ 。仿真结果如图 2 所示。

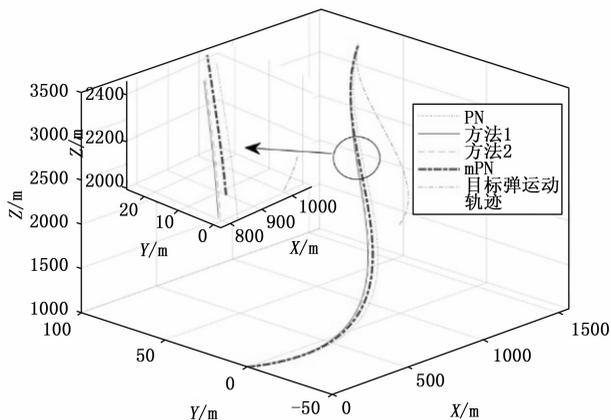


图 2 飞行弹道

表 1 脱靶量对比 m

制导律	脱靶量
方法 1	0.237
方法 2	0.376
mPN	0.525
PN	0.846

3.2 仿真试验结果分析

飞行弹道：从图 2 可以看出，由于本文方法的设计基于 PN，总体上弹道形状与 PN、mPN 比较相近，轨迹类似。mPN 相比 PN，有一定的性能优势。对比 PN 与 mPN，由于本文方法针对零控脱靶量作了对速度的控制，并控制弹道轨迹向零控脱靶量减小的方向调整，因此从轨迹上看，本文方法针对目标机动的响应更快，弹道更为平直，适应性好。由于观测器对目标不确定项的估计，方法 1 比方法 2 略好。

导弹的加速度控制和速度控制：从图 3、4 可以看出，在 PN 与 mPN 中，由于末制导时发动机关闭，导弹自身加

速度 a_{mx} 为零，且受到空气阻力的影响；由于在仿真过程中假设空气阻力为常数，飞行速度匀速下降。在本文方法中，为了减少飞行过程中的零控脱靶量， a_{mx} 先增大后减小，有效利用空气阻力的影响，最后保持稳定。由于观测器的作用，方法 1 的控制效果比方法 2 更明显，过程中速度衰减更少。由于发动机对加速度的控制，本文方法速度的下降比 PN 和 mPN 慢，速度总体上更为稳定。

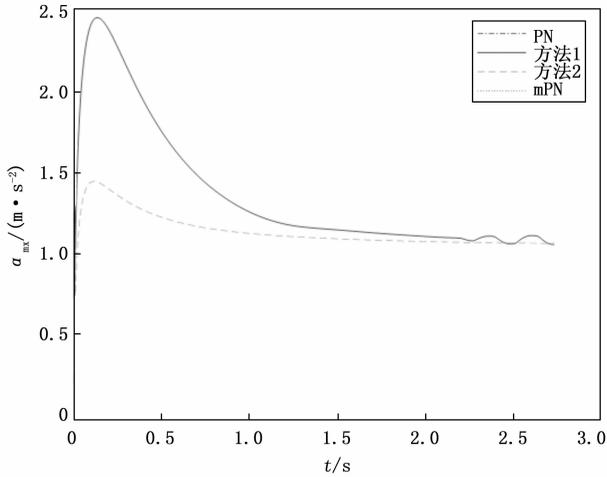


图 3 导弹的速度控制量

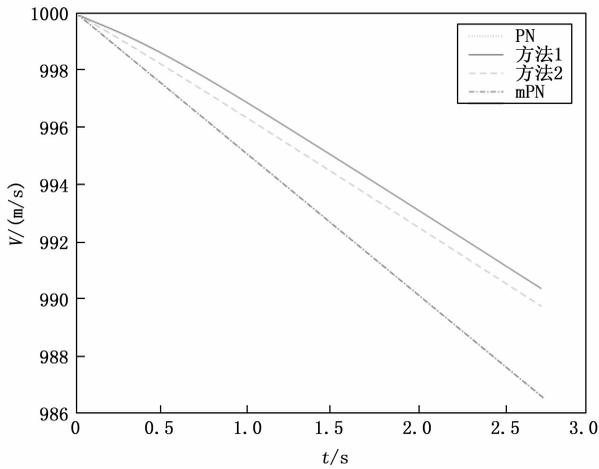


图 4 导弹的速度变化情况

观测器：图 5 为方法 1 中观测器的性能分析，观测项为 $\hat{\Delta}$ ，不确定项为 Δ ，图中体现了观测器的跟踪过程，两条曲线的实时差值即为估计误差 $\hat{\Delta}$ 。由图可知，观测项迅速逼近不确定项，估计效果良好。根据观测器总体变化过程特性，可说明观测器能在有限时间内估计出不确定项的值，且能保持稳定跟踪不确定项的变化。

滑模面：从图 6 可以看出，本文的两种方法均能使滑模面的值来到零附近。由于使用观测器对不确定项进行估计，方法 1 响应更快，迅速逼近零附近，在少量波动后随即收敛，说明观测器的使用能使制导律的性能有所提升。

偏航及纵向过载：由图 7、8 可知，本文方法初始所需

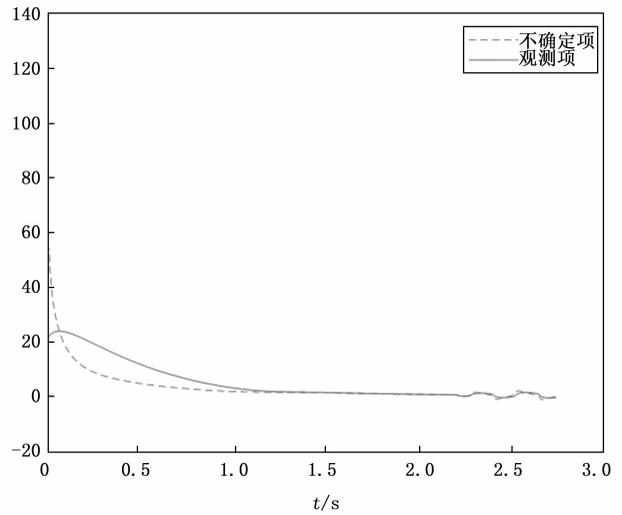


图 5 误差跟踪情况

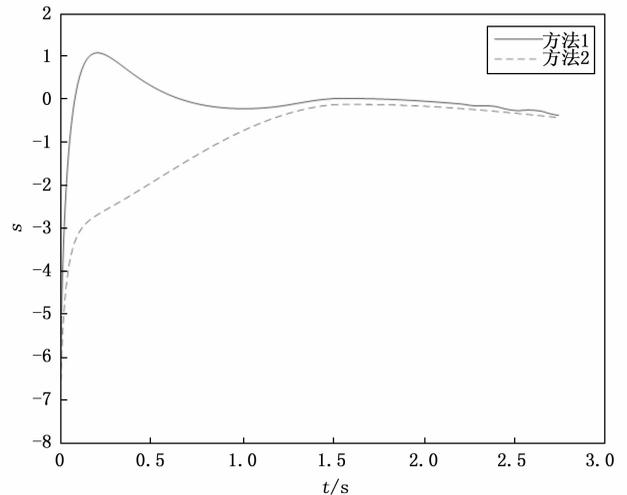


图 6 滑模面

过载较大，结合图 3，此时偏航、纵向、轴向过载同时调整，使导弹迅速向脱靶量减小的方向调整。随后，相比 PN 和 mPN，本文方法仅需保持较低的过载，即可顺利以较小的脱靶量击中目标。

脱靶量：在本文的仿真场景、参数设置下，最后脱靶量结果如表 1 所示。可说明本文方法可获得更小的脱靶量，其中方法 1 的效果又优于方法 2。

相比 PN 和 mPN，本文所提的方法具有响应更快、弹道更平直、适应性更好、飞行速度更稳定、所需过载总体上更小、最终脱靶量更小等优势。相比单纯滑模控制，加观测器估计于干扰项可使优势进一步扩大。

4 结束语

针对装载新型流量可控发动机的飞行速度可控导弹，利用速度控制通道，提出了一种基于观测器的速度可控滑模制导律。该制导律在纯比例导引的基础上，以零控脱靶量为控制目标，并设计合适的滑模面使零控脱靶量收敛，

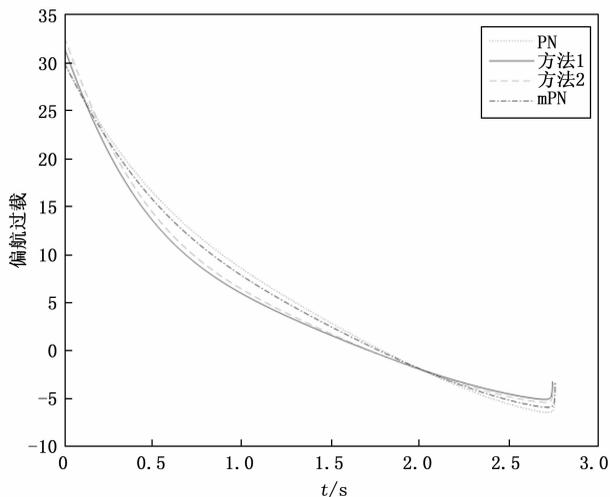


图 7 偏航方向过载对比

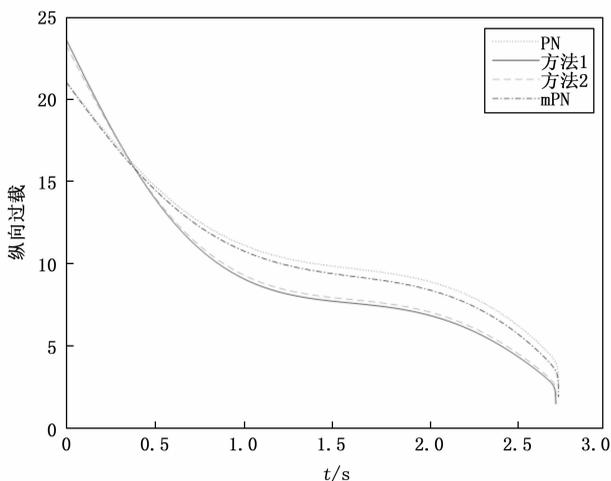


图 8 纵向过载对比

设计基于超螺旋滑模方法的有限时间干扰观测器来估计滑模面中的不确定项。仿真结果表明,考虑空气阻力的情况下,相比传统的比例导引,本文的方法飞行速度更稳定,能获得更平直的弹道,对目标机动的适应性更好,命中目标时的脱靶量更小。使用观测器能快速跟踪不确定项,改善制导律性能。同时也表明,对速度进行控制能有效提升制导性能,是改善现有制导律的有效手段。

参考文献:

[1] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学 [M]. 北京:北京理工大学出版社,2006.
 [2] 霍东兴,闫大庆,高波. 可变流量固体冲压发动机技术研究进展与展望 [J]. 固体火箭技术,2017,40(1):7-15.
 [3] PATRIC W HEWITT. Status of ramjet programs in the United States [R]. AIAA 2008-5265.
 [4] CHISTOPH BAUER, NORMAN HOPFE, GUIDO KURTH. Performance assessment for a throttleable ducted rocket powered lower tier interceptor [R]. AIAA 2015-4234.

[5] HISAHIRO NAKAYAMA, YOSHIYUKI LKEGAMI, AKIHIKO YOSNIDA. Full-scale firing tests of variable flow ducted rocket engines employing gap solid fuel gas generator [R]. AIAA 2009-5121.
 [6] ZHANG Z, ZENG Q, WANG A, et al. Model predictive control-based compound control strategy for ducted rockets gas flow with anti-regulation suppression [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2023, 237(10):2284-2296.
 [7] ZHANG Z, ZENG Q, ZOU Y, et al. Adaptive control system design and experiment study of gas flow regulation system for variable flow ducted rockets [J]. Aerospace, 2022, 9(10):595
 [8] CHANG J, YU D, BAO W, et al. A CFD assessment of classifications for hypersonic inlet start/unstart phenomena [J]. The Aeronautical Journal, 2009, 113(1142):263-271.
 [9] ALAN A. YILDIZ Y. Poyraz U high-performance adaptive pressure control in the presence of time delays: pressure control for use in variable-thrust rocket development [J]. IEEE Control Systems Magazine, 2018, 38(5):26-52.
 [10] 刘远贺,黎克波,何绍溟,等. 基于最优误差动力学的变速导弹飞行路程控制制导律 [J]. 航空学报,2023,44(7):168-181.
 [11] 梁勇,张友安,刘京茂. 一种针对速度变化规律未知的导弹时间和角度控制方法 [J]. 导弹与航天运载技术,2019,(6):79-82.
 [12] 吴放,常思江,李新华. 考虑导弹速度变化的攻击时间和攻击角度控制滑模制导律 [J]. 弹道学报,2019,31(4):26-32.
 [13] 龙婧,孔哲,潘涛. 考虑导弹速度时变的带落角约束制导律 [J]. 现代防御技术,2019,47(2):42-47.
 [14] 花文华,张拥军,张金鹏,等. 双导弹拦截角度协同的微分对策制导律 [J]. 中国惯性技术学报,2016,24(6):838-844
 [15] 花文华,张金鹏. 飞行速度可调导弹的自适应滑模制导律 [J]. 光电与控制,2022,29(7):1-5.
 [16] MORENO J A, OSORIO M. Strict Lyapunov functions for the super-twisting algorithm [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2012, 57(4):1035-1040.
 [17] 雷虎民,张旭,董飞垚,等. 零控脱靶量有限时间收敛制导律 [J]. 国防科技大学学报,2015,37(3):136-141.
 [18] SONG S H, HA I J. A lyapunov-like approach to performance analysis of 3-dimensional pure PNG laws [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electric Systems, 1994, 30(1):238-248.
 [19] 张友安,胡云安,顾文锦. 针对变速机动目标的变速导弹三维导引律 [J]. 飞行力学,2002,(1):42-45.
 [20] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真:基本理论与设计方法 [M]. 北京:清华大学出版社,2019.
 [21] 黄汉桥,周军,郭建国. 具有角度和时间约束的导弹全弹道设计 [J]. 西北工业大学学报,2010,28(2):165-170.