

一种适用于红外制导弹药的变增益比例导引律

臧路尧¹, 侯 森², 王 辉¹, 王广帅³, 林德福¹

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 中国人民解放军 63961 部队, 北京 100012;
3. 北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘 要: 针对红外制导弹药在采用具有角度约束制导律时需要剩余飞行时间的问题, 提出了一种不需要剩余飞行时间且可实现大落角攻击的变增益比例导引律。利用期望落角固定时中末段导航比与过载及目标视角约束的解析关系, 建立导航比计算模型, 解算出中、末段导航比及切换点位置; 随后, 对比研究了变增益比例导引律与弹道成型制导律的性能, 并对其工程应用进行了分析研究。结果表明: 变增益比例导引律在实现落角及位置约束的同时能满足视场角及过载约束, 且相比于弹道成型制导律, 其硬件资源需求更少。

关键词: 落角约束; 视场角约束; 过载约束; 变增益比例导引

中图分类号: TJ 765.3 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201746.0504004

A switched-gain proportional navigation applicable for infrared guidance munitions

Zang Luyao¹, Hou Miao², Wang Hui¹, Wang Guangshuai³, Lin Defu¹

(1. School of Aerospace, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Unit 63961 of The Chinese People's Liberation Army, Beijing 100012, China;
3. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: Considering the infrared guidance munitions need the information of time-to-go, when using impact angular constraint guidance law, one kind of switched-gain proportional navigation guidance (SGPNG), without time-to-go for its input, was proposed. Based on the analytical relationships among the middle-terminal navigation ratio, acceleration constraint and field-of-view constraint when desired terminal impact angle was fixed, the calculation model of navigation gain was established. Then the navigation gain and the location of switched-gain were got. After that, the SGPNG performance was compared with that of trajectory shaping guidance (TSG). Simulation results and the engineering application analysis show that the SGPNG achieves the goal of desired impact angle, location, the field-of-view angle limit and acceleration constraint. Compared with the TSG, the SGPNG needs less hardware resources.

Key words: terminal impact angular constraint; field-of-view angle constraint; acceleration constraint; switched-gain proportional navigation

收稿日期: 2016-09-10; 修订日期: 2016-10-20

基金项目: 北京理工大学基础研究基金(20130142017)

作者简介: 臧路尧(1987-), 男, 博士生, 主要从事飞行器制导与控制方面的研究。Email: luyao_jizi@126.com

导师简介: 林德福(1971-), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事导航、制导与控制、飞行器系统动力学与控制方面的研究。

Email: lindf@bit.edu.cn

0 引言

红外成像制导由于具备抗干扰能力强和全天候作战等特点,被广泛应用于地面反装甲制导弹药中。随着现代坦克的正面和侧面开始采用先进的多层复合装甲和爆炸反应装甲,其防御能力显著提高^[1-3],对此反坦克导弹常以增大落角的方式来攻击其较薄弱的顶部装甲,以达到更大的毁伤效果,这要求制导律在保证满足攻击位置的基础上,同时实现对落角的约束。

国内外对落角约束制导律的研究文献主要分为两大方向:一类是最优落角约束制导律;由“阿波罗”计划等重大战略工程直接牵引,基于最优控制理论的最优落角约束制导律率先发展起来^[4-10],Zarchan 利用线性化模型将其简化为工程化的应用方案-弹道成型制导律^[11],参考文献[12-14]在其基础上通过引入末端过载约束研究了扩展弹道成型制导律。这类制导律制导性能优异,其共同点是制导律的执行需要剩余飞行时间信息。另一类是通过对比例导引进行扩展变型得到的非最优落角约束制导律,包括偏置比例导引律^[15-17]和变增益比例导引律^[18-19]等。

红外成像导引头不能测量弹目距离从而难以直接得到剩余飞行时间,需要额外的硬件资源以便估计剩余飞行时间,这无疑增加了导弹的成本且剩余飞行时间很难精确估计,影响制导精度。因此,文中借鉴参考文献[18-19]的思想,研究了一种无需剩余飞行时间的变增益比例导引律,这种导引律在实现落角约束的同时实现了视场角及过载约束;深入分析了这种变增益比例导引律的制导性能,并在弹道仿真及工程应用方面将其与弹道成型制导律进行了对比研究。

1 变增益比例导引律的提出

1.1 比例导引律的终端落角

导弹打击静止/慢速运动目标时,弹目相对运动几何关系如图 1 所示。图中角度 ε 、 q 和 θ 分别表示目标视角、弹目视线角和导弹速度倾角,假设顺时针方向为角度的正方向, $\vec{\alpha}_\perp$ 为导弹法向过载,垂直于弹体速度矢量 \vec{v}_m , R 为当前弹目距离;当不考虑攻角时,目标视角

可视为导引头视场角。

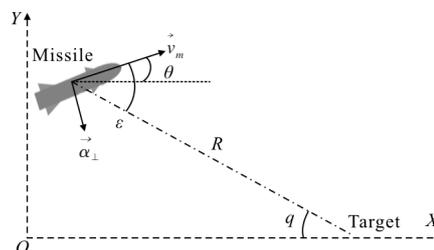


图 1 弹目交汇几何关系图

Fig.1 Geometry of missile-target engagement

弹目相对运动数学模型可表示为:

$$\begin{cases} \dot{R} = -v_m \cos \varepsilon \\ \dot{q} = v_m \sin \varepsilon / R \end{cases} \quad (1)$$

将初始弹目视线角和初始目标视角统称为弹道初始条件。弹目视线角、速度倾角和目标视角间的关系可表示为:

$$\varepsilon = q - \theta \quad (2)$$

比例导引制导律可表示为:

$$\dot{\theta} = N \dot{q} \quad (3)$$

式中: $\dot{\theta}$ 为导弹速度方向变化率; \dot{q} 为弹目视线角速率。将上式两边积分得:

$$\theta_f - \theta_0 = N(q_f - q_0) \quad (4)$$

导弹命中目标的前提是弹体末端速度指向目标,即弹体速度矢量与弹目视线重合,即 $\theta_f = q_f$, 将其与公式(2)和公式(4)联立可得比例导引律的落角为:

$$\theta_f = q_0 + \varepsilon_0 / (N-1) \quad (5)$$

可见制导律的终端落角取决于有效导航比 N 、初始弹目视线角 q_0 和初始目标视角 ε_0 。考虑到工程应用中比例导引有效导航比的取值范围($2 \leq N \leq 6$),以及初始时刻弹目视线角与目标视角的限制,比例导引制导律的落角范围同样受到了限制。

1.2 变增益比例导引律可行性分析

针对上述情况,下文研究了一种适用于红外制导弹药变增益的比例导引律。首先,引入一段导航比较小的比例导引律作为中制导,为末制导段提供合适的弹道初始条件,使弹道满足大落角要求。制导律弹道组成示意图如图 2 所示,其中 N_m 和 N_f 分别为中、末制导段有效导航比, S 为制导切换点, R_0 、 ε_0 、 q_0 和 R_s 、 ε_s 、 q_s 分别为初始点和切换点处弹目距离、目标视角和弹目视线角,阴影面积 A 表示采

用导航比固定的比例导引落角范围, B 表示加入制导律切换点处对应的落角范围。

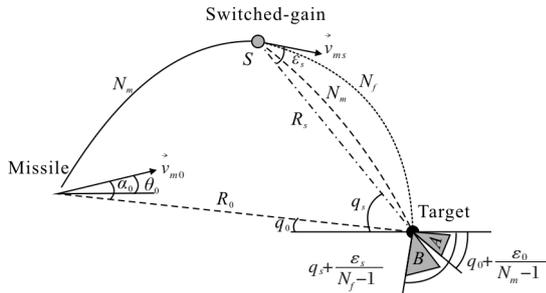


图 2 变增益比例导引弹道示意图

Fig.2 Switched-gain proportional navigation trajectory

当初始条件及中、末段导航比固定时,由公式(6)可知,一旦制导律在制导切换点切换,弹道的落角就已经固定,将此时的弹道落角称为当前切换时刻落角 Z :

$$Z = q_s + \varepsilon_s / (N_f - 1) \quad (6)$$

式中: q_s 、 ε_s 分别为中、末制导切换时刻对应的弹目视线角和目标视角。

将公式(1)、(2)和(3)联立得到:

$$\dot{\varepsilon} = -(N-1)v_m \sin \varepsilon / R \quad (7)$$

公式(8)与公式(1)中第一式相除后积分,可得:

$$\int_{\varepsilon_0}^{\varepsilon} \frac{\cos \varepsilon}{\sin \varepsilon} d\varepsilon = \int_{R_0}^R \frac{N-1}{R} dR \quad (8)$$

假设无量纲距离 $\rho = R/R_0$, 将其代入公式(8)可得目标视角随无量纲距离的变化规律:

$$\sin \varepsilon / \sin \varepsilon_0 = \rho^{N-1} \quad (9)$$

将公式(9)代入公式(7),整理后可得目标视角随无量纲距离的变化关系:

$$\dot{\varepsilon} = -(N-1)v_m \sin \varepsilon \rho^{N-2} / R_0 \quad (10)$$

对公式(7)求导并联合公式(2)、(3)和(10)可推导出当前切换时刻落角 Z 随无量纲距离的变化率:

$$\dot{Z} = -\frac{(N_m - N_f)}{(N_f - 1)} \frac{v_m \sin \varepsilon_0 \rho^{N_m - 2}}{R_0} \quad (11)$$

由于 $N_m < N_f$, $\dot{Z} > 0$, 表明当前切换时刻落角随着中制导段的进行越来越大, 预计落角有可能达到期望落角, 表明这种变增益制导方案的可行性; 当前切换时刻落角大于等于期望落角 Δ 时, 制导开始切换, 整个制导方案的执行逻辑如图 3 所示。

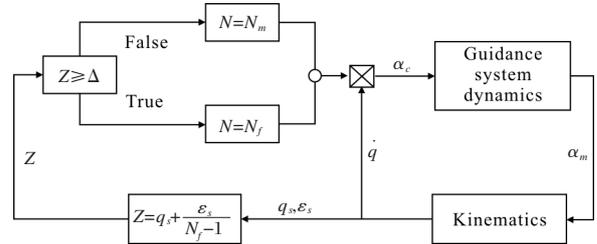


图 3 变增益比例导引律执行策略图

Fig.3 Strategy about the switched-gain proportional navigation

公式(2)、(3)联立并积分后得到中制导段当前弹目视角的表达关系式如下:

$$q = q_0 - (\varepsilon - \varepsilon_0) / (N_m - 1) \quad (12)$$

将公式(12)与公式(6)联立并令当前切换时刻落角等于期望落角, 可得到期望落角与中、末段导航比之间的函数关系为:

$$\Delta = q_0 + \frac{\varepsilon_s(N_m - N_f)}{(N_f - 1)(N_m - 1)} + \frac{\varepsilon_0}{N_m - 1} \quad (13)$$

上式表明: 要实现期望落角的中、末导航比组合方式有多种, 而不同的导航比组合必然对应着不同的最大目标视角及最大过载。

2 导航比切换点选取

2.1 目标视角及过载约束下导航比计算

由公式(9)可知, 当末段导航比 $N_f \geq 2$ 时, 末制导段的目标视角单调递减, 所以只有当中制导段的目标视角单调递增或者保持恒定时, 才能为末制导段提供更优越的初始条件, 因此中制导段导航比应取 $N_m \leq 1$, 最大目标视角出现在中、末制导切换处, 此时的目标视角应等于目标视角限制, 即:

$$\sin \varepsilon_{\max} = \sin \varepsilon_0 \rho_s^{N_m - 1} \quad (14)$$

式中: ε_{\max} 为目标视角可取的最大值, 即目标视角约束。上式表明: 当目标视角约束和初始目标视角确定的情况下, 切换处无量纲距离与中制导导航比存在确定的函数关系。

由公式(2)、(3)及(10)可得到导弹速度倾角变化率 θ 随着弹道无量纲距离的变化关系为:

$$\dot{\theta} = N \frac{v_m \sin \varepsilon_0 \rho^{N-2}}{R_0} \quad (15)$$

弹道过载为:

$$\alpha_m = v_m \dot{\theta} = N \frac{v_m^2 \sin \varepsilon_0 \rho^{N-2}}{R_0} \quad (16)$$

由分析可知： $N_m \leq 1$ 将使得中制导段过载单调递增， $N_f \geq 2$ 的末制导段过载则会单调递减或者保持恒定。由于 $N_m \leq N_f$ ，因此制导律切换后进入末制导的初始时刻对应的弹道过载为整个飞行过程中的最大值。故整个飞行过程的最大过载为：

$$\alpha_{\max} = \alpha(t \rightarrow t_s^+) = N_f \frac{v_{ms}^2 \sin \varepsilon_0 \rho_s^{N_m-1}}{R_0} \quad (17)$$

式中： α_{\max} 为导弹的过载最大值； $t \rightarrow t_s^+$ 为从时间轴的右侧趋近于切换时刻 t_s ； v_{ms} 为制导切换处对应的弹体速度。上式表明：当速度保持恒定，初始目标视角及弹目距离确定时，固定最大过载约束下的中、末导航比存在着——对应的函数关系。

$N_m \leq N_f$ 将使得在中制导段当前落角 Z 随着无量纲距离单调递增，一旦切换为末制导比例导引后，切换处的当前落角即为弹道期望落角，有 $Z = \Delta$ ，期望落角与两段导航比和最大目标视角的关系为：

$$\Delta = q_0 + \frac{\varepsilon_{\max}(N_m - N_f)}{(N_f - 1)(N_m - 1)} + \frac{\varepsilon_0}{N_m - 1} \quad (18)$$

公式(14)、(17)、(18)联立组成了目标视角及过载双重约束的导航比数学模型：

$$\begin{cases} \Delta = q_0 + \frac{\varepsilon_{\max}(N_m - N_f)}{(N_f - 1)(N_m - 1)} + \frac{\varepsilon_0}{N_m - 1} \\ \sin \varepsilon_{\max} = \sin \varepsilon_0 \rho_s^{N_m-1} \\ \alpha_{\max} = N_f \frac{v_{ms}^2 \sin \varepsilon_0 \rho_s^{N_m-2}}{R_0} \end{cases} \quad (19)$$

当弹道初始条件已知，期望落角、过载限制和目标视角限制确定时，上述方程组中有 4 个未知数：中制导导航比 N_m 、末制导导航比 N_f 、切换点无量纲弹目距离 ρ_s 和弹体速度 v_{ms} ，利用上述方程组难以直接求解出所有未知数。要求出导航比的解，还需要另外的附加条件。

2.2 基于固定过载约束下的变增益比例导引律

忽略重力、空气阻力等干扰因素时，可假设导弹速度大小保持不变，此时制导律切换处弹体速度 $v_{ms} = v_m$ ，整个中末制导段的过载约束为固定约束。

此时公式(19)可表示为：

$$\begin{cases} \Delta = q_0 + \frac{\varepsilon_{\max}(N_m - N_f)}{(N_f - 1)(N_m - 1)} + \frac{\varepsilon_0}{N_m - 1} \\ \sin \varepsilon_{\max} = \sin \varepsilon_0 \rho_s^{N_m-1} \\ \alpha_{\max} = N_f \frac{v_m^2 \sin \varepsilon_0 \rho_s^{N_m-2}}{R_0} \end{cases} \quad (20)$$

利用以上公式可以直接求出中、末段导航比 N_1 、 N_2 和切换点处的无量纲弹目距离。

2.3 基于最大升力系数约束下的变增益比例导引律

工程实际中，由于空气阻力和重力等干扰因素的存在，将使得弹体速度恒定不变的假设不再成立。当速度在小范围内变化时，不同速度下弹体所能提供的最大过载为：

$$\alpha_{\max} = \frac{1}{2} \frac{C_{L\max} \rho v_m^2 S}{m} = \Omega v_m^2 \quad (21)$$

式中： $C_{L\max}$ 为最大升力系数； ρ 、 v_m 和 S 分别为空气密度、弹体速度和弹体参考面积； $\Omega = C_{L\max} \rho S / (2m)$ 为关于速度与过载的比例系数。

最大升力系数取决于速度，一定速度范围内最大升力系数可以视作常值；若导弹飞行高度变化不大，可忽略导弹飞行过程中大气密度的变化；导弹的弹体参考面积和弹体质量保持不变。所以，当速度在小范围内变化时，弹体的最大过载将随着速度变化而变化。

将公式(21)代入公式(19)，可得：

$$\Omega = N_f \frac{\sin \varepsilon_0 \rho_s^{N_m-2}}{R_0} \quad (22)$$

公式(21)中速度项已被消去，最大过载约束变为最大升力系数的约束。导航比运算模型变为：

$$\begin{cases} \Delta = q_0 + \frac{\varepsilon_{\max}(N_m - N_f)}{(N_f - 1)(N_m - 1)} + \frac{\varepsilon_0}{N_m - 1} \\ \sin \varepsilon_{\max} = \sin \varepsilon_0 \rho_s^{N_m-1} \\ \Omega = N_f \frac{\sin \varepsilon_0 \rho_s^{N_m-2}}{R_0} \end{cases} \quad (23)$$

方程组只剩 3 个未知数： N_m 、 N_f 和 ρ_s ，用数值解法可以解出 3 个未知量。需要指出的是上述方案仅对飞行速度、高度变化不大的导弹适用，如反坦克导弹。

2.4 制导律切换点的求取

对于这种考虑视场角及过载双重约束的变增益比例导引律，制导切换处目标视角达到最大值，所以有：

$$\varepsilon_s = \varepsilon_{\max} \quad (24)$$

对公式(2)和(3)处理可得切换点处的弹目视线角 q_s ：

$$q_s = q_0 - \frac{\varepsilon_s - \varepsilon_0}{N_m - 1} \quad (25)$$

利用公式(2)可得到切换点处对应的导弹速度倾角 θ_s ：

$$\theta_s = q_0 - \frac{N_m \varepsilon_s - \varepsilon_0}{N_m - 1} \quad (26)$$

可见,当中末制导导航比确定时,根据当前目标视角 ε_s 、当前弹目视线角 q_s 、速度倾角 θ_s 和无量纲距离 ρ_s ,其中任意一个变量的当前值,均可直接求知另外 3 个变量的当前值。它们之间的转换关系如图 4 所示。

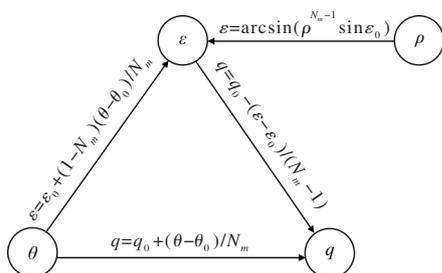


图 4 不同变量间的转换关系

Fig.4 Transformation of the different variables

3 变增益比例导引工程应用分析

在确定中末制导导航比和切换处对应的无量纲距离后,可以确定切换处对应的弹目距离、弹目视线角、目标视角与速度倾角,可见理论推导中以上四者均可以作为制导律切换的判定条件,而且可以互相转换,但它们在工程中的获取途径与对应的硬件需求却大不相同。

由表 1 可知,工程中弹目视线角以及弹目距离的获取有两种方式,目标视角的获取所需要的硬件最多。所以,当把导弹速度倾角作为工程实现中变增益比例导引律的切换判定条件时,其工程获取方法最简单而且硬件需求最少。此时这种考虑视场角及过载双重约束的变增益比例导引律可表示为:

$$\alpha_m = \begin{cases} N_m v_m \dot{q} & \theta < q_0 - \frac{(N_m \varepsilon_{\max} - \varepsilon_0)}{(N_m - 1)} \\ N_f v_m \dot{q} & \theta \geq q_0 - \frac{(N_m \varepsilon_{\max} - \varepsilon_0)}{(N_m - 1)} \end{cases} \quad (27)$$

表 2 仿真场景设置

Tab.2 Simulation scenes settings

Scene	Initial look-ahead angle	Field of view angle constraint/(°)	Acceleration constraint/m·s ⁻²	N _m	N _f	ρ _s	q _s /(°)	θ _s /(°)	Actual impact angle / (°)
0	20.0	41.45	57.63	-	-	-	-	-	90.00
1	20.0	41.45	57.63	0.471	2.0	0.287 1	40.531	0.919	81.98
2	27.7	41.45	57.63	0.717	2.0	0.287 1	48.558	7.108	90.00
3	20.0	49.09	57.63	0.289	2.0	0.327 8	40.918	-8.172	90.00
4	20.0	41.45	73.77	0.558	2.0	0.224 3	48.551	7.101	90.00

表 1 关键参数获取方法

Tab.1 Acquisition of key parameters

Name of the parameters	Engineering approaches	Hardware demands
R	Active radar seeker	Active radar seeker
	GPS	GPS receiver
q	Calculate by the seeker frame angle and the missile attitude angle	Platform seeker and attitude gyro
	Calculate by missile location information and the target location information	GPS receiver
ε	Calculate by inertial navigation and the seeker information	Seeker and inertial navigation
θ	Calculate by inertial navigation	Inertial navigation

其中弹目视线角速率 \dot{q} 由平台导引头测量,弹体速度 v_m 可由加速度计提供。

4 仿真分析

4.1 基于固定过载约束

在忽略导弹重力与大气阻力的情况下,导弹速度大小保持恒定,此时导弹的目标视角及过载约束均为常值。已知导弹位置为(0,0),速度为 250 m/s,目标位置为(5 000),目标静止,初始速度倾角 $\theta_0=0$,期望落角为 $\Delta=0^\circ$ 。为了客观分析制导律的性能,将其与弹道成型最优制导律进行对比,同时将弹道成型制导律的最大过载与最大目标视线角作为变增益比例导引律的过载约束与目标视角约束。设最大目标视角和最大需用过载分别为:41.45°和 57.63 m/s²。不同仿真场景的约束设定及变增益制导律对应的中、末导航比、切换处无量纲弹目距离、切换处弹目视线角、切换处导弹速度倾角和弹道实际落角如表 2 所示。

场景 0 为弹道成型最优制导律, 其对应的目标视角约束及过载约束为制导律弹道的最大目标视角和最大需用过载; 场景 1 采用基准约束, 可见其不能达到期望落角, 当导航比 $N_2=2$ 时对应的落角为制导律所能实现落角的理论最大值; 为达到期望落角, 场景 2、3、4 中分别采用了增大导弹初始目标视角、放宽目标视角约束和放宽过载约束的方法, 末制导段导航比设为 $N_2=2$, 其对应的初始目标视角、目标视角约束和过载约束均为最小值。不同仿真场景对应的弹道、过载、目标视角和速度倾角曲线如图 5~8 所示。

由分析可知: 当弹体速度恒定时, 这种变增益比导引律可以实现制导精度和期望落角的前提下满足目标视角及过载的双重约束; 过载及目标视角均在制导律切换处达到最大值, 在实现相同落角的情况下, 变增益

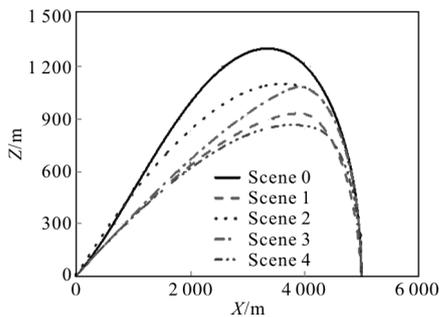


图 5 不同仿真场景下对应的弹道曲线

Fig.5 Trajectory curves for different simulation scenes

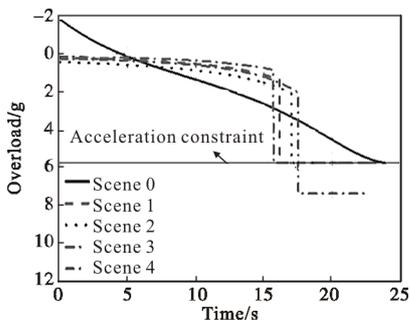


图 6 不同仿真场景对应的过载曲线

Fig.6 Overload curves for different simulation scenes

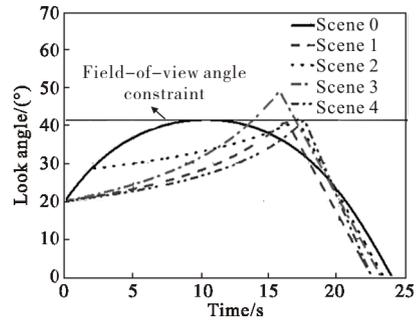


图 7 不同仿真场景对应的目标视角曲线

Fig.7 Field-of-view angle curves for different simulation scenes

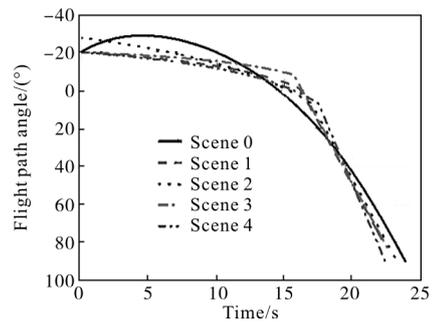


图 8 不同仿真场景对应的弹道倾角曲线

Fig.8 Trajectory inclination angle curves for different simulation scenes

比例导引律所需要的最大过载及目标视角均大于弹道成型制导律所需要的最大过载及目标视角。

4.2 基于最大升力系数约束

当考虑导弹飞行过程中的重力与阻力时, 导弹速度不再保持恒定, 此时导弹的约束为目标视角与最大升力系数, 为验证变增益比例导引律在工程应用中的性能, 在弹道仿真中引入导弹制导系统动力学, 弹道初始条件不变, 导引头、控制系统的一阶动力学时间常数分别为 $T_s=0.1s, T_m=0.2s$, 重力加速度为 $g=9.8 m/s^2$, 导引头盲区为 50 m, 期望落角取为 $\Delta=50^\circ$, 初始速度目标视角 $\varepsilon_0=20^\circ$, 目标视角限制取为 $\varepsilon_{max}=30^\circ$ 。

不同仿真场景及对应的仿真结果如表 3 所示。

表 3 仿真场景设置

Tab.3 Simulation scenes settings

Scene	Acceleration constraint/ $m \cdot s^{-2}$	N_m	N_f	ρ_s	$q/J(^{\circ})$	$\theta_s(^{\circ})$	Miss distance	Actual impact	Theory impact angle
1	$4 \times 10^{-4} v^2$	0.45	2.00	0.50	48.56	0.06	0.057	48.56	48.26
2	$8 \times 10^{-4} v^2$	0.67	2.53	0.32	30.35	0.34	0.154	49.47	50.00
3	$12 \times 10^{-4} v^2$	0.72	3.10	0.26	35.68	5.68	0.012	49.12	50.00
4	$16 \times 10^{-4} v^2$	0.74	3.67	0.23	38.77	8.76	0.032	49.25	50.00

场景 1 中当前升力系数限制下, 制导律的理论最大落角小于期望落角, 因此在场景 2、3 和 4 中通过逐渐放宽升力系数约束, 使制导律满足落角需求。弹道仿真结果对应的弹道、过载、目标视角、和弹体速度分别如图 9~12 所示。

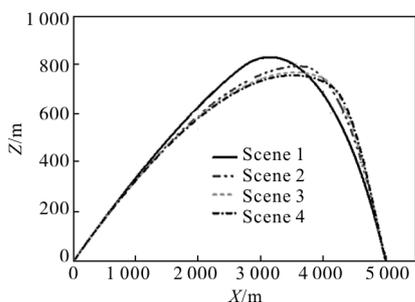


图 9 变增益比例导引律弹道曲线

Fig.9 Trajectory curves of SGPNG

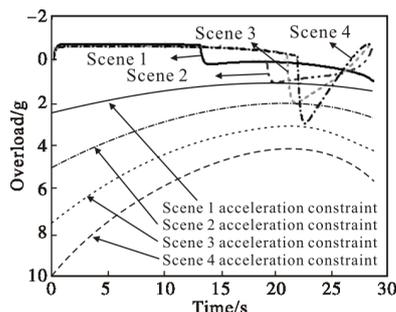


图 10 变增益比例导引律过载曲线

Fig.10 Overload curves of SGPNG

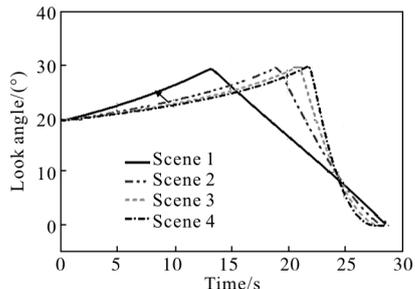


图 11 变增益比例导引律弹道目标视角曲线

Fig.11 Field-of-view angle curves of SGPNG

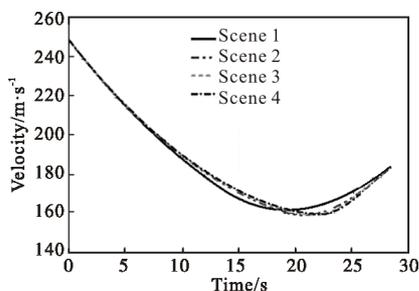


图 12 变增益比例导引律速度变化曲线

Fig.12 Velocity curves of SGPNG

仿真结果表明: 随着过载限制逐渐放宽, 制导律中、末段导航比越来越大, 制导律切换时刻延后; 制导系统动力学引入后, 产生了一定角度误差及位置脱靶量。目标视角限制不变, 使得不同仿真场景下弹道高度基本相同; 由于制导系统存在滞后, 真实弹道不同于理论弹道, 从而使得弹道的最大目标视角稍稍超过了目标视角限制。在大气阻力与重力的作用下, 弹体的速度变化较大, 弹体的过载限制也随之变化, 在最大升力系数的限制下, 使得整个弹道飞行过程中弹体过载始终处于弹体的过载限制之内。

综上所述, 最大升力系数约束下的变增益比例导引律在弹体所能提供的最大过载变化的情况下, 在实现位置和落角约束的同时仍然满足了过载及目标视角约束; 目标视角及过载均在制导律切换点处达到最大值; 在引入制导系统动力学滞后、重力和大气阻力等干扰后, 弹道产生了一定的角度误差, 且目标视角稍微超过限制, 因此, 在工程设计中应该使得最大目标视角略小于目标视角限制。

5 结 论

文中采用的变增益比例导引律, 中段比例导引律负责将弹体向上拉起, 将导弹导引至满足比例导引实现期望落角所需的特定初始条件, 然后由末段比例导引最终实现落点与落角的约束。

研究表明, 合理增加中段比例导引持续时间可以为末段比例导引提供更好的初始条件, 达到控制落角的目的; 通过合理设计中末段切换时间, 可使得变增益比例导引律在落角精度、制导精度及最大需用过载这些关键的制导性能方面接近于弹道成型制导律。同时其相对于弹道成型制导律的最大优势在于此导引律无需剩余飞行时间信息, 更适用于打击地面运动装甲目标的红外成像制导弹药。

参 考 文 献:

[1] Cao Hequan, Zhang Guangming, Sun Sujie, et al. Status and development of protection technology of armored vehicles[J]. *Acta Armamentarii*, 2012, 33(12): 1549-1554. (in Chinese)
曹贺全, 张广明, 孙素杰, 等. 装甲车辆防护技术研究现状与发展[J]. *兵工学报*, 2012, 33(12): 1549-1554.

[2] Fang Linghui, Zheng Xiangyu, Cai Hongtu, et al. Development of tank & armored vehicle protection

- technology [J]. *Sichuan Ordnance Journal*, 2014, 35(3): 23–26. (in Chinese)
- 房凌晖, 郑翔玉, 蔡宏图, 等. 坦克装甲车辆防护技术发展研究[J]. 四川兵工学报, 2014, 35(3): 23–26.
- [3] Zhou Ping, Zhao Chenxiao, Mei Lin, et al. Development situation and trends analysis of modern tank active protection system [J]. *Command Control & Simulation*, 2016, 38(2): 132–136. (in Chinese)
- 周平, 赵辰霄, 梅林, 等. 现代坦克主动防护系统发展现状与趋势分析[J]. 指挥控制与仿真, 2016, 38(2): 132–136.
- [4] Kim M, Grider K V. Terminal guidance for impact attitude angle constrained flight trajectories [J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 1973, 9(6): 852–859.
- [5] Chang Chao, Lin Defu, Qi Zaikang, et al. Study on the optimal terminal guidance law with interception and impact angle [J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2009, 29(3): 233–236. (in Chinese)
- 常超, 林德福, 祁载康, 等. 带落点和落角约束的最优末制导律研究[J]. 北京理工大学学报, 2009, 29(3): 233–236.
- [6] Idan M, Golan O M, Guelman M. Optimal planar interception with terminal constraints [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1995, 18(6): 1273–1279.
- [7] Zhang Y A, Wang X L, Ma G X. Impact time control guidance law with large impact angle constraint [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 229(11): 2119–2131.
- [8] Ryoo C K, Cho H, Tahk M J. Optimal guidance laws with terminal impact angle constraint [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2005, 28(4): 724–732.
- [9] Ohlmeyer E J, Phillips C A. Generalized vector explicit guidance [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2006, 29(2): 261–268.
- [10] Park B G, Kim T H, Tahk M J. Optimal impact angle control guidance law considering the seeker's field-of-view limits[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2013, 227(8): 1347–1364.
- [11] Paul Z. Tactical and Strategic Missile Guidance [M]. 6th ed. Lexington: Progress in Astronautics and Aeronautics, 2012: 569–601.
- [12] Wang Hui, Lin Defu, Wang Jiang, et al. Analysis and application study on the extended trajectory shaping guidance law[J]. *Acta Armamentarii*, 2013, 34(7): 801–809. (in Chinese)
- 王辉, 林德福, 王江, 等. 扩展弹道成型末制导律特性分析与应用研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(7): 801–809.
- [13] Wang Hui, Lin Defu, Cui Xiaoxi. Extended trajectory shaping guidance laws [J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2014, 34(6): 597–602. (in Chinese)
- 王辉, 林德福, 崔晓曦. 一类扩展弹道成型末制导律[J]. 北京理工大学学报, 2014, 34(6): 597–602.
- [14] Wang Hui, Wang Jiang, Lin Defu, et al. Analytic study on extended trajectory shaping guidance system with first-order autopilot dynamics[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2014, 36(3): 509–518. (in Chinese)
- 王辉, 王江, 林德福, 等. 考虑一阶驾驶员动力学的扩展弹道成型制导系统解析研究 [J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(3): 509–518.
- [15] Koray S E. Indirect control of impact angle against stationary targets using biased PPN [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2010: 8148–8154.
- [16] Koray S E, Osman M. Indirect impact angle control against stationary targets using biased pre proportional navigation[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2012, 35(2): 700–703.
- [17] Koray S E. Control of impact angle using biased proportional navigation[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2013: 5113–5127.
- [18] Tekin R, Koray S E. Switched-gain guidance for impact angle control under physical constraints [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, 38(2): 205–216.
- [19] Ratnoo A. Analysis of two-stage proportional navigation with impact angle and field-of-view constraints[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2015: 1195–1209.