

飞航导弹双平面纵向综合制导技术

孙明玮¹, 刘 丽¹, 杨 明²

(1. 北京机电工程研究所, 北京 100074; 2. 山东财政学院计算机系, 济南 250014)

[摘要] 根据飞航导弹对面攻击的需要, 针对可以获取的信息, 设计了视线角信息框架下的双平面导引规律, 以实现指定入射角的攻击, 并从理论上进行了分析。以此为基础, 考虑到弹体和控制回路的特性, 完成了一种便于工程实施的综合制导律, 改善了制导性能。通过充分利用飞航导弹中制导阶段的弹道特性, 解决了计算弹道倾角时光滑低延迟垂速获取的难题。数学仿真结果显示了所设计方法的有效性。

[关键词] 飞航导弹; 视线角; 约束导引; 综合制导

[中图分类号] E927; V448.1 [文献标识码] A [文章编号] 1009-1742(2007)09-0052-06

1 引言

飞航导弹是对地、对海面目标进行精确打击的重要武器。以反舰导弹为代表的飞航导弹的传统纵向攻击方式是保持超低空平飞, 直接撞击军舰侧舷。这种攻击方式存在以下弱点: 需要精度比较高的高度表以保证超低空飞行的安全性; 由于在纵向保持水平飞行缺乏机动, 使得突防能力受到很大制约; 对于地面目标, 由于地形起伏, 单平面制导方式无法应用; 单平面制导只适用于具有距离测量功能的主动寻的器, 对于成像寻的器, 一般都是被动工作体制, 不适用这种方法; 无法充分发挥定向战斗部的威力; 不能跃过障碍攻击目标。

为此, 研究纵向双平面制导方法具有特殊的意义。它涉及导引规律的设计、高精度控制规律的设计及高信噪比信息的获取等。

导引规律的设计主要涉及到对一些无法得到视线角速度的捷联形式的寻的器, 不能直接获得经典比例导引中需要的视线角速度信息, 或者由于信噪比很小使得提取的视线角速度信息难以直接应用, 这对于导引规律的设计是个很大的难题。因此很有必要研究视线角(LOS)信息框架下的导引规律设计问题。

在传统的飞行器制导技术研究中, 控制与导引往往是作为两个串联环节来考虑的。在导引的设计中, 常把弹体设想成一个质点, 只考虑导弹与目标之间的相对几何关系和弹道特性。在控制的设计中, 把导引规律作为外回路的程序参考信号进行跟踪, 突出考虑控制的品质如快速性和鲁棒性等, 以降低控制误差对整个制导回路的影响。由于控制和导引是分别进行设计的, 在最后全系统整合时必须对控制和导引的协调性关系进行反复调试, 特别是对一些惯性时间比较大的导弹, 控制和导引组合后往往会造成精度和弹道特性比较大的下降。一般来说, 飞航导弹的惯性时间常数都比较大, 而攻击目标的纵向投影则往往比较小, 如果处理不好, 很容易因为“近弹”或者“远弹”而造成脱靶。

另外, 在使用视线角进行导引时, 直接获取垂直速度信息并进而计算弹道倾角存在一定的困难, 而直接使用姿态角近似为弹道倾角则容易受到干扰, 难以高精度地命中目标。

针对上述问题, 笔者首先给出了视线角信息框架下的工程化纵向导引规律设计方法, 并从理论上做了证明。为了解决导引和控制的协调性问题, 以上述导引规律为基础, 设计了一种便于工程实施的综合制导律。结合飞航导弹中制导阶段的弹道特

[收稿日期] 2006-08-06; 修回日期 2006-11-13

[作者简介] 孙明玮(1972-), 男, 北京市人, 工学博士, 北京机电工程研究所高级工程师

性,给出了一种高性能的垂直速度获取办法,以计算弹道倾角。数学仿真验证了该方法的有效性和优越性。

2 基于视线角的终端约束导引技术

双平面纵向导引一般也称为大角度攻击问题,可以泛化为一个指定角度攻击的问题。针对指定角的攻击导引,自从20世纪70年代以来,国内外已经做了大量研究工作^[1-7]。但多是理论层次上的,主要存在3个问题:**a.** 使用的信息主要是视线角速度,对于某些寻的器无法获取;**b.** 需要的信息过多,往往需要视线距和视线距变化率信息,这在许多情形下是不可能的,特别是对于在对地攻击中大量使用的被动成像寻的器;**c.** 形式过于复杂,使得不同信息的观测噪声影响很复杂。

针对以上问题,笔者找到了一种简单的基于视线角信息框架的导引规律,理论分析证明了它的合理性,其具体设计结果为

$$\theta = \theta_a + k(q - \theta_a) \quad (1)$$

式中 θ 是导弹的弹道倾角, q 是弹目视线角, θ_a 是期望的入射角, k 是导引系数。

定理:按照式(1)攻击固定目标,如果选择 $k > 1$,则对于导弹的初始弹目视线角 q_0 满足 $-\frac{\pi}{2} < \theta_a < q_0 < \min(0, \theta_a + \frac{\pi}{2(k-1)})$ 时,在命中目标的时刻,导弹的弹道倾角等于 θ_a 。

证明利用了文献[8]中的几何关系。这个结论可与传统的比例导引 $\dot{\theta} = k\dot{q}$ 进行对比。如果对比比例导引求积分,则可以得到的导引运动学方程为

$$\theta = k(q - q_0) + \theta_0 \quad (2)$$

把式(2)与式(1)进行对比可知,如果不考虑被控对象与控制器的过渡过程,即导引关系能够得到精确满足时,当导弹在导引开始时刻的弹道角与视线角满足接班关系

$$\theta_0 - kq_0 = (1 - k)\theta_a \quad (3)$$

则最后的命中倾角将等于 θ_a 。

这种导引规律的一大优点是形式极其简单,不需要任何距离的相关信息,可适用于被动寻的器。

3 控制-制导一体化技术

传统制导回路的设计由于在导引规律的设计过程中没有充分考虑导弹弹体和自动驾驶仪综合惯性特性的影响,当惯性延迟比较大时,会造成在末端无

法跟踪指令信号,视线角速度提前发散,从而产生比较大的偏差信号,导致相当的脱靶量。另外,还会由于在制导过程中没有充分均匀地利用过载,使得导弹需要的制导能量增加,往往需要更长的制导距离,限制了导弹能力的发挥。

为了解决控制和导引不协调的问题,一些学者提出了控制-制导一体化的研究思路^[9]。制导一体化设计在信号的使用上没有很明确的串联关系,控制信号综合使用常规导引中弹目之间的位置信息,导弹的状态信息如姿态、弹道角或者过载等。这种设计思路由于充分考虑了控制能力的协调性关系,从而可以保证最后信号的稳定跟踪。目前的制导一体化设计都是基于最优控制的框架,需要的信息多,结构形式复杂。

为了避免上述问题,在设计优化过程中需要对模型进行必要的简化,才可能得到利用可观测信息的制导规律。在目前飞航导弹的工程实践中,控制回路基本都采用PID控制结构,而导引方法则采用比例导引法及引申方法,如果在不对制导结构进行很大改变的前提下,通过引入制导一体化的思想对二者进行有机的关联而实现性能的大幅度提高,无疑具有很强的工程指导意义。

3.1 基于视线角速度的控制-制导一体化设计

考虑以 θ 为输出的驾驶仪设计。如果选择合适的控制器结构和参数,使得阶跃响应输出特性具有近似一阶惯性环节的特征(对于一般的PD控制很容易满足这种特性),即

$$\frac{\theta}{\theta_r} \approx \frac{1}{Ts + 1} \quad (4)$$

其中 θ_r 为弹道倾角驾驶仪的参考指令输入信号, T 是惯性时间常数, s 是微分算子。式(4)可以写成

$$\theta_r = T\dot{\theta} + \theta \quad (5)$$

可解得

$$\dot{\theta} = \frac{\theta_r - \theta}{T} \quad (6)$$

考虑标准的比例导引规律:

$$\dot{\theta} = k\dot{q} \quad (7)$$

把式(6)代入式(7),经过整理可得

$$\theta_r = \theta + kT\dot{q} \quad (8)$$

把式(8)作为驾驶仪的参考指令,即可得到基于视线角速度的综合制导规律的设计。

对于传统的自动驾驶仪,一般都选用PD控制结构,即

$$\delta_r = k_p(\theta - \theta_r) + k_d\omega_r \quad (9)$$

式中 δ_z 表示导弹俯仰方向的控制电压, ω_z 是用来提供阻尼的导弹俯仰角速度, k_p 和 k_d 分别表示比例和微分控制系数。把式(8)代入式(9), 就可以得到最终的制导规律:

$$\delta_z = -k_p k T \dot{q} + k_d \omega_z \quad (10)$$

这个规律除了姿态角速度以外不需要其他的状态实测信息。因此, 这是一个很有价值的设计方法。特别是该方法由于只使用视线角速度和姿态角速度信息, 对于工程实现十分有利。它可以回避在使用传统视线角速度的过载控制中经常碰到的杆臂效应问题。

3.2 基于视线角的控制-制导一体化设计

对于攻击固定或者慢速面目标的飞航导弹而言, 视线角速度信息的信噪比很小, 工程可用性不是很好, 为此, 进一步开展了基于视线角信息的综合制导律设计。

与前面类似, 设计自动驾驶仪满足一定特性, 如式(4)所示。以基于视线角的积分型比例导引规律式(1)作为设计依据。

根据导弹的运动学方程有

$$\dot{\theta} = \frac{A_y}{v} \quad (11)$$

式中 A_y 是导弹的天向加速度, 可以由加速度表直接测量。

按照前面的设计思路, 可以得到综合制导律的程序参考信号为

$$\theta_c = \theta_d + k(q - \theta_d) + T \frac{A_y}{v} \quad (12)$$

这个信号综合了视线角、线加速度、导弹速度和自动驾驶仪时间常数等信息, 是一个高度集成化的设计, 前三者为实时测量信息。

4 控制状态变量的选取

目前针对视线角的导引规律都是采用弹道角进行控制的。众所周知, 对于纵向通道, 由于纯惯导高度通道存在不稳定现象, 一般不采用这种方法。目前一般都是用俯仰角作为弹道倾角的近似, 但是这种方法在机理上不能达到很好的制导精度; 另外, 这种方法由于使用俯仰角做被控变量, 闭环响应存在很严重的“拖尾”效应, 从而很难应用前述的制导一体化设计思想。使用惯导与高度表得到组合垂速是一个方法, 但为了消除高度表输出的抖动现象, 要求组合滤波器的惯性时间常数不能太小, 这往往会引

起整个控制回路稳定裕度的降低, 严重时会造成系统失稳。特别是对于地面目标, 飞航导弹多采用气压高度表, 其测量延迟比较大, 而且在低高度时由于气压分辨力不高, 使得高度精度比较差。

传统纯惯导的高度解算是一种闭环形式, 也就是实时补偿由于高度变化引起的重力加速度 g 的改变。这种反馈虽然从机理上是正确的, 但是却造成了闭环系统的正反馈。事实上, 在飞航导弹的作战高度范围, 重力加速度 g 的变化是很小的, 将其视为常量不引入反馈并不会带来多少机理误差。采用反馈形式的闭环高度计算的误差发散呈现指数形式, 远比开环形式的高度计算所产生的线性和二次型误差要大; 如果采用开环方法, 误差的发散将是多项式形式的, 与航向通道一样。

为了在长时间的中制导过程中进行高度控制, 一般都是通过惯导与高度表的组合得到比较平滑的高度信息进行控制的, 中间变量是通过积分产生的垂速信息。对于长时间等高巡航飞行的飞航导弹而言, 当处于稳定的巡航状态时, 组合垂速已经与真实值吻合得很好, 基本上都在 0 附近。这个可以作为最后进行纵向角度导引的基础。当末段导引开始后, 以中制导末段的组合垂速为积分起点, 引入惯导的天向加速度进行开环积分, 可以直接得到导弹的垂速信息。由于基准已经比较准确, 而且是开环的直接积分, 只会产生线性的误差项, 对于短短几十秒的末制导过程, 这个误差是很小的。其特性与航向的误差特性完全相同, 而且由于是惯导直接输出信号, 因此品质光滑, 时间延迟很小。更重要的是, 如果使用式(1)形式的角度比例导引方法, 从理论分析可知, 该误差对于精度基本上没有影响, 只对入射角有影响。

5 数值仿真

笔者对前面所设计的基于视线角信息的纵向综合制导律进行了数学仿真。

使用式(13)至式(15)所示的线性化小扰动模型表征导弹的动力学方程:

$$\frac{d^2 \vartheta}{dt^2} + a_1 \frac{d\vartheta}{dt} + a_2 \alpha = -a_3 \delta_z \quad (13)$$

$$\frac{d\theta}{dt} - a_4 \alpha = a_5 \delta_z \quad (14)$$

$$\vartheta - \theta - \alpha = 0 \quad (15)$$

其中 ϑ 为俯仰角, α 为攻角, $a_i (i = 1, \dots, 5)$ 为导弹的动力学系数。

表1 统计结果

Table1 Statistics results

方法	平均脱靶量/m	散布方差/m	平均能量/ $m^2 \cdot s^{-3}$
一体化方法	0.3594	0.1229	1154.8
传统方法	1.2948	1.0502	3272.0

在所设计的例子中,对导弹进行控制-制导一体化设计和数学仿真,并与传统的不考虑驾驶仪惯性的制导设计进行比较,其中导弹速度 $v_m = 240 \text{ m/s}$,目标速度 $v_t = 20 \text{ m/s}$,导弹最后的期望入射角为 -10° 。

导弹的控制回路采用式(9)的PD控制结构。通过PD控制参数的选取,自动驾驶仪阶跃特性如图1所示类似于二阶惯性环节,并通过试验法确定出近似的惯性时间常数为 $T = 2.2$,但是直接把该常数引入制导律中进行仿真,发现姿态角曲线不够平滑。若选取 $T = 1.1$,在制导精度不受影响的前提下,导弹的姿态角变化平稳。

这里只给出在弹目相向运动的情况下,导弹的一些典型状态曲线对比,见图2至图5。可见考虑控制特性的设计姿态角更加平稳,而且过载的使用也更加均匀,在末段的发散趋势被有效抑制。这充分避免了传统弹道控制中通过大的俯仰角超调来实现平稳的弹道控制的缺点。图4中的无量纲过载 n_y ,定义为

$$n_y = \frac{A_y}{g} \quad (7)$$

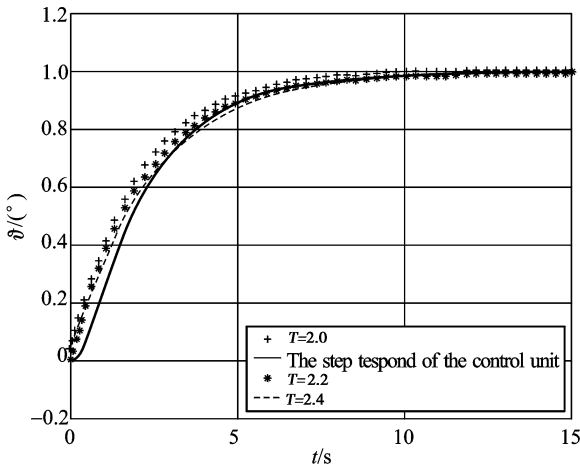


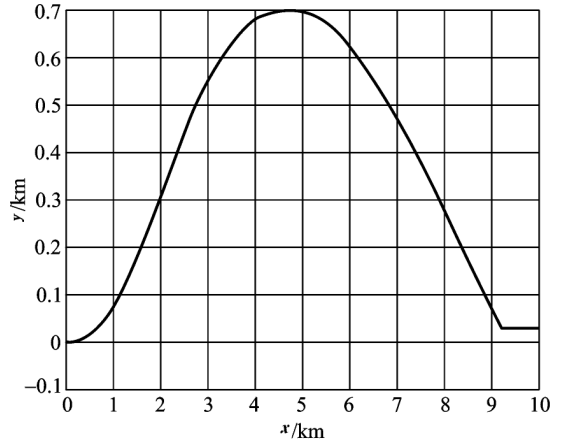
图1 被控弹体的阶跃响应

Fig. 1 Step response of the controlled missile

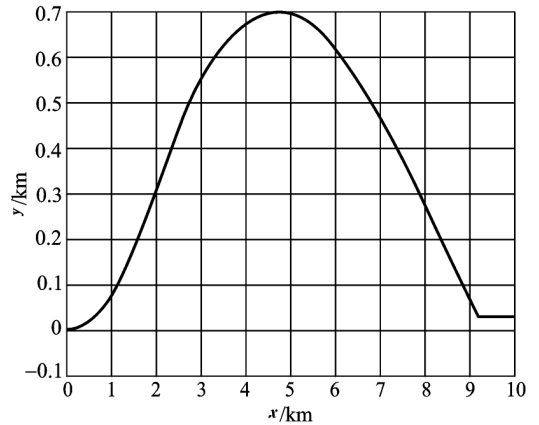
对导弹典型弹道上的4组动力学系数进行仿真计算。以第1组系数为回路设计依据,然后对全部4组参数进行仿真计算。随后,又进行了 a_1, a_2, a_3 分别浮动 $\pm 20\%$ 的仿真计算。对于目标的多种不同运动状态,综合制导技术比传统的串联设计方法的精度大幅度提高,过载使用均匀,并且可以有效地缩短制导距离。分别应用传统制导法和一体化方法进行仿真,统计结果归纳在表1中,其中能量定义为

$$E = \int_{t_0}^{t_f} A_y^2 dt \quad (16)$$

式中 t_0 是导引开始时间, t_f 是导弹与目标 x 坐标相等的时刻。由表1可见,一体化设计的性能有比较大的提高。



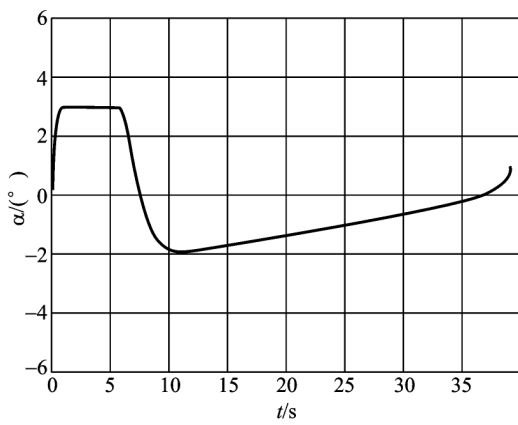
a. 控制-制导一体化弹道轨迹,脱靶量=0.3439 m



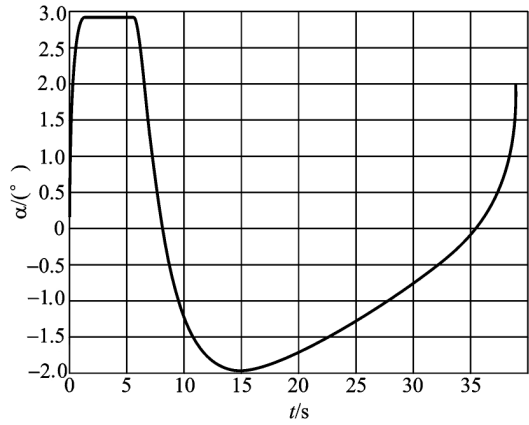
b. 传统设计弹道轨迹,脱靶量=1.4467 m

图2 弹道轨迹对比

Fig. 2 Comparison of missile trajectory



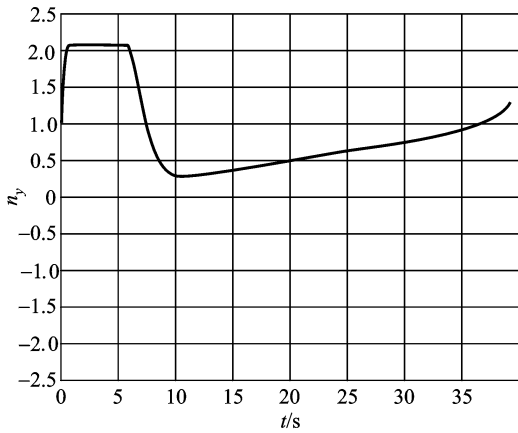
a. 控制-制导一体化攻角



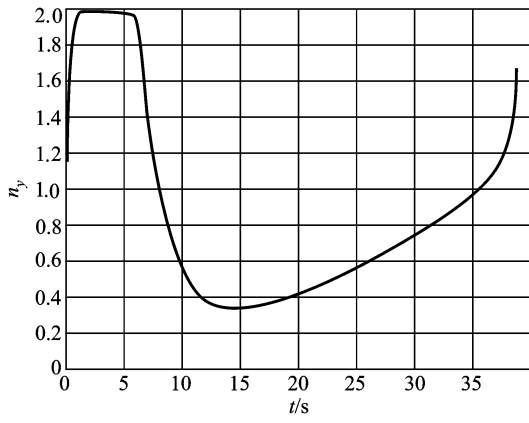
b. 传统设计攻角

图3 攻角对比

Fig. 3 Comparison of attack angle



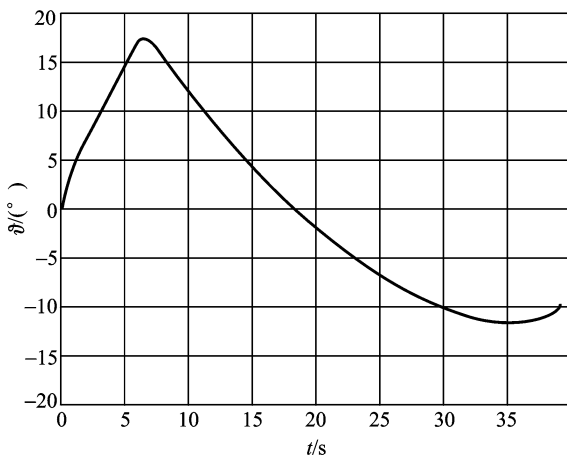
a. 控制-制导一体化过载



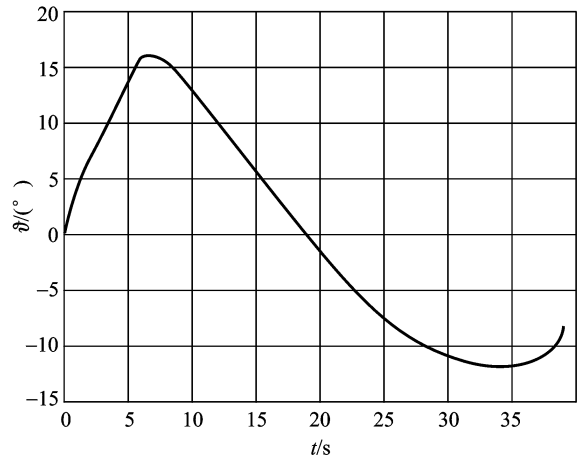
b. 传统设计过载

图4 过载对比

Fig. 4 Comparison of dimensionless acceleration



a. 控制-制导一体化俯仰角



b. 传统设计俯仰角

图5 俯仰角对比

Fig. 5 Comparison of pitch angle

6 结论

根据工程实际需要,完成了控制-制导一体化的设计,在理论上分析了该方法的性能,数学仿真验证了有效性,对飞航导弹制导实践具有指导意义。研究中发现的以下问题可作为进一步的研究方向:

1)如何在弹体特性存在不确定性的情况下,保证闭环系统特性的近似恒定。考虑到弹道角控制回路的闭环特性使得不确定性已经降低,目前初步准备应用自抗扰控制(ADRC)进一步对这种不确定性进行补偿。

2)时间常数选取存在误差对系统制导精度的影响。

参考文献

- [1] Kim M, Grider K V. Terminal guidance for impact attitude angle constrained flight trajectories [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973, 9(6): 852~859
- [2] Kim E, Cho H, Lee Y. Terminal guidance algorithms of missiles

- maneuvering in the vertical plane [A]. AIAA Guidance Navigation and Control Conference [C]. AIAA - 96 - 3883, San Diego, CA, July 29-31, 1996. 1~7
- [3] Kim B S, Lee J G, Han H S. Biased PNG law for impact with angular constraint [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(1): 277~288
- [4] 陈克俊,赵汉元.一种适用于攻击地面固定目标的最优再入机动制导律[J].宇航学报,1994,15(1):1~7
- [5] 陈海东,余梦伦,董利强.具有终端角度约束的机动再入飞行器的最优制导律[J].航天控制,2002,20(1):6~11
- [6] 查旭,崔平远,常泊凌.攻击固定目标的飞行器制导控制一体化设计[J].宇航学报,2005,26(1):13~18
- [7] 孙明玮,彭楠楠,魏毅寅,等.指定入射角的飞航导弹末段俯冲弹道设计[J].航天控制,2005,23(1):62~64
- [8] 钱杏芳,张鸿端,林瑞雄.导弹飞行力学[M].北京:北京工业学院出版社,1987
- [9] Menon P K, Ohlmeyer E J. Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems [J]. Control Engineering Practice, 2001, (9): 1095~1106
- [10] 韩京清.从PID技术到“自抗扰控制”技术[J].控制工程,2002,9(3):13~18

Synthesis of Bi-planar Vertical Guidance and Control for Cruise Missile

Sun Mingwei¹, Liu Li¹, Yang Ming²

(1. Beijing Electromechanical Engineering Research Institute, Beijing 100074, China;
2. Dept of Computer, Shandong Finance Institute, Jinan 250014, China)

[Abstract] To meet the cruise missile's air-to-surface attack requirement, specified impact angle guidance law is presented based on line of sight (LOS) information framework. Theoretical analysis proves its property. Considering the missile autopilot's dynamics, a simple engineering version of integrated guidance and control synthesis is deduced to improve performance. Mid-course trajectory characteristic is utilized to obtain smooth and low-delay vertical velocity to calculate trajectory angle. Finally mathematical simulation demonstrates their effectiveness.

[Key words] cruise missile; line of sight (LOS); constrained guidance; integrated guidance and control