

[文章编号] 1009-1300(2013)05-0070-06

# 相控阵导引头去耦及视线角速率提取算法研究

朱振虹<sup>1</sup>, 夏群利<sup>1</sup>, 蔡春涛<sup>2</sup>, 巫永舟<sup>1</sup>, 朱东<sup>1</sup>

(1. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081; 2. 海军航空工程学院飞行器工程系, 山东 烟台 264001)

**[摘要]** 为实现弹体姿态扰动下相控阵捷联导引头对目标的稳定跟踪, 提出一种结合失调角信息处理与弹体姿态信息计算波束控制角指令, 实现相控阵导引头捷联去耦并产生视线角速率的算法。分析了相控阵导引头波束运动原理, 进行了弹目线跟踪所需波束控制角指令的计算推导, 说明了视线角速率提取算法, 并对算法去耦及视线角速率提取效果的影响因素进行了分析。仿真结果表明, 通过理想的增益参数设置, 特定弹目线运动下的算法角跟踪误差及角速率估计误差较小, 验证了算法在去耦与视线角速率提取方面的有效性。

**[关键词]** 相控阵导引头; 去耦; 视线角速率提取

**[中图分类号]** TJ765.331

**[文献标识码]** A

## Research on Phased Array Seeker Decoupling and Line-of-Sight Rate Extraction Algorithmic

Zhu Zhenhong<sup>1</sup>, Xia Qunli<sup>1</sup>, Cai Chuntao<sup>2</sup>, Wu Yongzhou<sup>1</sup>, Zhu Dong<sup>1</sup>

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Department of Airborne Vehicle Engineering, Navy Aeronautical Engineering Institute, Yantai Shandong 264001, China)

**Abstract:** Based on displacement angle and missile body attitude information computation, a phased array seeker strapdown decoupling algorithmic which can also generate line-of-sight rate is presented for strapdown phased array seeker can steadily track line-of-sight existing missile body perturbation. Strapdown phased array seeker beam motion principium is analyzed. Beam scan angle control command used in line-of-sight track is derived. Line-of-sight rate extraction algorithmic is described. And influence factor function on effect of strapdown decoupling and line-of-sight rate extraction is analyzed. The simulation results show that angle track error and angle rate estimation error are small by setting ideal gain parameter, then the algorithmic validity of decoupling and line-of-sight rate extraction is verified.

**Keywords:** phased array seeker; decoupling; line-of-sight rate extraction

## 1 引言

相控阵全捷联导引头与弹体刚性连接条件下, 飞行过程中弹体的姿态扰动将严重影响末制导导引

头对目标的截获与跟踪, 从而导致目标的丢失或大的脱靶量。所以如何消除弹体运动对跟踪目标时相控阵导引头波束指向的影响, 即如何实现相控阵导引头的捷联去耦, 进而进行制导所需视线角速率的提取, 是相控阵导引头研发应用中亟需考虑与解决

**[作者简介]** 朱振虹, 硕士研究生。

**[收稿日期]** 2012-10-25

的重要问题。

文献[1]提出了一种开环控制使相控阵导引头波束指向稳定的数学算法,但未对视线角速率提取进行说明;文献[2]基于单平面分析,提出了三种捷联导引头产生比例制导信号的方法,文献[3]针对相控阵导引头提出了一种“射束控制”法产生视线角速率的方法,但均未进行三维空间相控阵导引头捷联去耦及视线角速率提取方法的研究。

本文提出一种相控阵导引头双通道捷联去耦并获取视线角速率的算法。基于末导段相控阵导引头实时测得的失调角信息与惯性器件测得的弹体姿态信息,通过数字计算处理,产生波束角指令控制波束扫描,消除失调角,抵消弹体扰动,实现导引头对弹目线的稳定跟踪,并直接产生比例导引所需视线角速率;基于导引头单通道角跟踪回路,对影响算法去耦及视线角速率提取的因素进行了分析。数学仿真验证了本算法良好的捷联去耦能力与视线角速率提取效果。

## 2 算法

### 2.1 坐标系及角度转换关系

研究角度关系时,弹体可看做质点,各坐标系原点重合于该质点。坐标系描述时仅说明  $x$  轴与  $y$  轴指向, $z$  轴与其他两轴构成右手坐标系。

(1) 惯性坐标系  $o-x_i y_i z_i$ , 记为  $S_i$

$ox_i$  轴指向规定可任意;  $oy_i$  轴沿垂线向上。

(2) 弹体坐标系  $o-x_m y_m z_m$ , 记为  $S_m$

$ox_m$  轴与弹体纵轴重合,指向头部;  $oy_m$  轴位于弹体纵向对称面并与  $ox_m$  轴垂直,指向向上。

(3) 视线坐标系  $o-x_s y_s z_s$ , 记为  $S_s$

$ox_s$  轴指向目标;  $oy_s$  轴位于包含  $ox_s$  轴的铅垂面,与  $ox_s$  轴垂直指向上方。

(4) 波束指向坐标系  $o-x_b y_b z_b$ , 记为  $S_b$

$ox_b$  轴沿波束中心轴指向前方;  $oy_b$  轴位于包含  $ox_b$  轴并与  $ox_m z_m$  平面垂直的平面内,垂直于  $ox_b$  轴,指向弹体上方。

(5) 测量坐标系  $o-x_c y_c z_c$ , 记为  $S_c$

$ox_c$  轴指向目标;  $oy_c$  轴位于包含  $ox_c$  轴并与  $ox_b z_b$  平面垂直的平面内,垂直于  $ox_c$  轴,指向弹体上方。

各坐标系角度转换关系如图1所示<sup>[4]</sup>:

$$S_s \xleftarrow{q_y, q_z} S_i \xrightarrow{\psi, \vartheta, \gamma} S_m \xrightarrow{\varphi_y, \varphi_z} S_b \xrightarrow{\varepsilon_y, \varepsilon_z} S_c$$

图1 坐标系转换关系

$\psi, \vartheta, \gamma$  分别为以惯性系为基准的弹体偏航角,俯仰角与滚转姿态角;  $q_y, q_z$  为相对惯性基准的弹目线方位角和高低角;  $\varphi_y, \varphi_z$  为以弹体系为基准的波束指向方位角与高低角;  $\varepsilon_y, \varepsilon_z$  分别为弹目线在以波束指向坐标系为基准的偏航与俯仰方向上的角偏差量,即失调角。

### 2.2 波束运动分析

物理上,导引头波束在惯性空间的运动由两部分运动合成:波束相对于弹体的运动与弹体相对于惯性空间的运动。

其原理数学表述为:

$$\vec{\omega}_{bi}^I = \vec{\omega}_{bm}^I + \vec{\omega}_{mi}^I \quad (1)$$

式(1)中参量含义:表示旋转角速率向量, $\vec{\omega}$ 下标表示角运动相对关系,上标表示向量坐标所在参考系;如 $\vec{\omega}_{bi}^B$ 表示波束相对惯性空间的旋转角速率在波束指向坐标系的向量表示。

基于式(1),两边同左乘坐标转换矩阵  $C_{ib}, C_{ib}$  表示惯性坐标系至波束指向坐标系的坐标转换矩阵。

$$C_{ib} \vec{\omega}_{bi}^I = C_{ib} \vec{\omega}_{bm}^I + C_{ib} \vec{\omega}_{mi}^I$$

即<sup>[5]</sup>

$$\vec{\omega}_{bi}^B = \vec{\omega}_{bm}^B + \vec{\omega}_{mi}^B \quad (2)$$

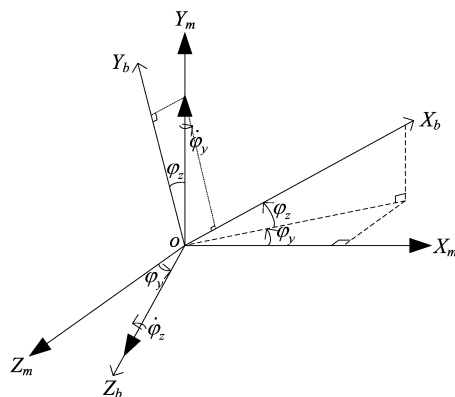


图2 弹体坐标系与波束指向坐标系角度关系

如图2所示,  $\varphi_y$  与  $\varphi_z$  为波束相对弹体运动的方位角与高低角。参照图2, 式(2)中

$$\begin{aligned}\vec{\omega}_{bm}^B &= C_{mb} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\varphi}_y \\ 0 \end{bmatrix} + L(\varphi_z) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\varphi}_z \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_y \sin \varphi_z \\ \dot{\varphi}_y \cos \varphi_z \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\varphi}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_y \sin \varphi_z \\ \dot{\varphi}_y \cos \varphi_z \\ \dot{\varphi}_z \end{bmatrix} \quad (3)\end{aligned}$$

将  $\vec{\omega}_{bi}^B$  展开表示为  $[\dot{q}_{bx} \quad \dot{q}_{by} \quad \dot{q}_{bz}]^T$ ,  $\vec{\omega}_{mi}^B$  展开表示为  $[\omega_{bx} \quad \omega_{by} \quad \omega_{bz}]^T$ , 结合式(2), (3)可得

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_{bx} \\ \dot{q}_{by} \\ \dot{q}_{bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_y \sin \varphi_z \\ \dot{\varphi}_y \cos \varphi_z \\ \dot{\varphi}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_{bx} \\ \omega_{by} \\ \omega_{bz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

设  $\vec{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$  为弹体相对惯性空间运动角速率在弹体系上的投影向量, 式(4)中

$$\begin{bmatrix} \omega_{bx} \\ \omega_{by} \\ \omega_{bz} \end{bmatrix} = C_{mb} \vec{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \cos \varphi_y \cos \varphi_z + \omega_y \sin \varphi_z - \sin \varphi_y \cos \varphi_z \omega_z \\ -\omega_x \cos \varphi_y \sin \varphi_z + \omega_y \cos \varphi_z + \omega_z \sin \varphi_y \sin \varphi_z \\ \omega_x \sin \varphi_y + \omega_z \cos \varphi_y \end{bmatrix} \quad (5)$$

式(4), (5)反映了弹体运动与波束运动同时存在时, 在波束指向坐标系  $oy_b$  轴与  $oz_b$  轴上分别产生了相应的  $\dot{q}_{by}$  与  $\dot{q}_{bz}$  的角速率分量, 这说明由两种运动合成的惯性空间波束运动与直接以  $\dot{q}_{by}$  与  $\dot{q}_{bz}$  角速率旋转  $oy_b$  轴与  $oz_b$  轴造成的波束运动近似等效。

### 2.3 捷联去耦及视线角速率提取原理及算法分析

相控阵导引头测得失调角实质上为以波束指向坐标系为基准,  $ox_b$  轴与视线坐标系  $ox_s$  轴在偏航, 俯仰方向上的角偏差。

所以若以波束指向坐标系的  $oy_b$  轴与  $oz_b$  轴为实时的旋转轴, 并分别以与失调角测量值  $\hat{\varepsilon}_y$ ,  $\hat{\varepsilon}_z$  成正增益比的  $w_y$  与  $w_z$  角速率控制当前波束中心( $ox_b$  轴)旋转, 由于弹目线运动为慢变量, 而波束扫描运动相对为快变量, 这样形成的物理闭环就能够最

终消除失调角, 实现对弹目线的跟踪。

波束坐标系下控制波束旋转角速率指令数学计算表示为

$$\begin{cases} w_y = k \hat{\varepsilon}_y \\ w_z = k \hat{\varepsilon}_z \end{cases}$$

而对于相控阵导引头, 是无法直接以波束指向坐标系的  $oy_b$  轴与  $oz_b$  轴为旋转轴控制波束运动的, 通过2.2节对波束运动原理分析, 以相对弹体波束角变化的波束运动结合弹体运动, 能够近似产生波束指向坐标系下控制波束扫描的运动结果。

由式(4)得

$$\begin{cases} w_y = \dot{\varphi}_y \cos \varphi_z + \omega_{by} \\ w_z = \dot{\varphi}_z + \omega_{bz} \end{cases} \quad (6)$$

由式(6)计算得相对于弹体的波束控制角速率指令

$$\begin{cases} \dot{\varphi}_y = \frac{w_y - \omega_{by}}{\cos \varphi_z} \\ \dot{\varphi}_z = w_z - \omega_{bz} \end{cases} \quad (7)$$

对波束角速率积分后, 便得到相控阵波束控制所需的波束方位角  $\varphi_y$  与高低角  $\varphi_z$  控制指令。

由式(6), (7)可知, 波束角控制指令能够补偿弹体姿态运动的影响, 在弹体姿态扰动下能够产生所需的  $w_y$  与  $w_z$ 。

稳定跟踪状态下, 波束轴即  $ox_b$  轴与弹目线近似重合, 此时  $w_y$  与  $w_z$  和惯性空间弹目线运动角速率在波束扫描坐标系  $oy_b$  轴与  $oz_b$  轴上的投影值近似相等, 可作为视线角速率估计值。

以  $\hat{q}_{by}$  与  $\hat{q}_{bz}$  表示视线角速率提取值, 由以上分析得

$$\begin{cases} \hat{q}_{by} = k \hat{\varepsilon}_y \\ \hat{q}_{bz} = k \hat{\varepsilon}_z \end{cases}$$

## 3 影响因素

为便于分析, 假设弹体与弹目线只作相对惯性坐标系的俯仰运动。导引头跟踪几何模型如图3所示。

考虑了相控阵测角, 移相器与波束控制等环节影响的俯仰单平面算法控制回路如图4所示。



$$\begin{cases} \psi = \sin(2\pi f_m t) (^{\circ}) \\ \vartheta = 1.5 \sin(2\pi f_m t) (^{\circ}) \\ \gamma = 2 \sin(2\pi f_m t) (^{\circ}) \end{cases}$$

式中,弹体扰动频率选取典型值  $f_m = 1.5$  Hz。

而对弹目线角运动设定两种情况进行仿真。

(1) 弹目线方位角与俯仰角为常值

给定弹目线惯性空间方位与俯仰角:

$$\begin{cases} q_y = 10^{\circ} \\ q_z = 10^{\circ} \end{cases}$$

设定增益值  $K = 10$ ,  $K_B = 1$  进行仿真,基于所

得  $\phi_y$ 、 $\phi_z$ 、 $\hat{q}_{by}$  与  $\hat{q}_{bz}$ ,通过坐标转换计算得到惯性空间实际波束指向方位角、俯仰角与视线方位角、俯仰角速率估计值  $\hat{q}_y$ 、 $\hat{q}_z$ ,分别与输入值  $q_y$ 、 $q_z$  和  $\dot{q}_y$ 、 $\dot{q}_z$  作比较,得出误差仿真结果。

仿真结果表明方位与俯仰方向上视线角跟踪与角速率测量误差峰值较小,数量级分别在  $10^{-3}$  与  $10^{-4}$ ,说明本算法使波束指向能够很好地隔离弹体扰动,实现对弹目线跟踪并进行  $\dot{q}$  的提取。

方位与俯仰方向误差仿真曲线类似。图7与图8为俯仰方向上的误差仿真曲线图。

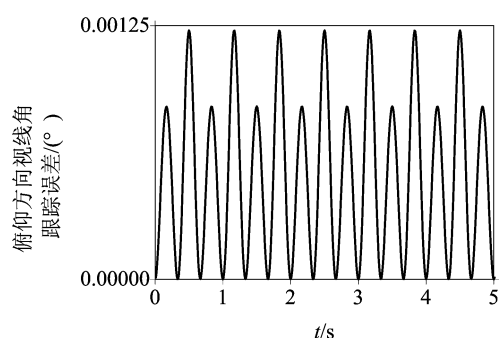


图7 俯仰方向视线角跟踪误差曲线

$K_B$  由1减小或增大时,方位与俯仰方向误差均会增大。表1所示为  $K = 10$ ,  $K_B$  不同取值下,各误差数据变化情况。

(2) 弹目线方位角与俯仰角以正弦变化

给定弹目线惯性空间方位与俯仰角:

$$\begin{cases} q_y = 10 \sin(0.3t) (^{\circ}) \\ q_z = 10 \sin(0.3t) (^{\circ}) \end{cases}$$

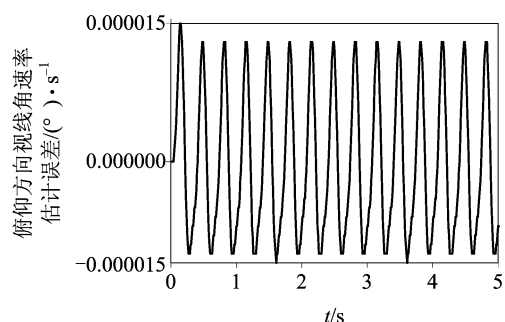


图8 俯仰方向视线角速率估计误差曲线

表1 波控增益  $K_B$  不同取值下各误差变化情况

$K_B$ 取值	方位角	方位角速率	俯仰角	俯仰角速率
	跟踪误差 /( $^{\circ}$ )	估计误差 /( $^{\circ}$ ) $\cdot$ s $^{-1}$	跟踪误差 /( $^{\circ}$ )	估计误差 /( $^{\circ}$ ) $\cdot$ s $^{-1}$
0.8	0.10	0.28	1.00	1.81
0.9	0.05	0.13	0.48	1.25
1.0	$10^{-3}$	$10^{-4}$	$10^{-3}$	$10^{-4}$
1.1	0.05	0.12	0.42	1.20
1.2	0.09	0.23	0.80	1.93

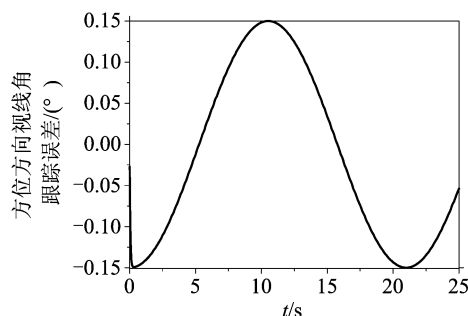


图9 方位方向视线角跟踪误差

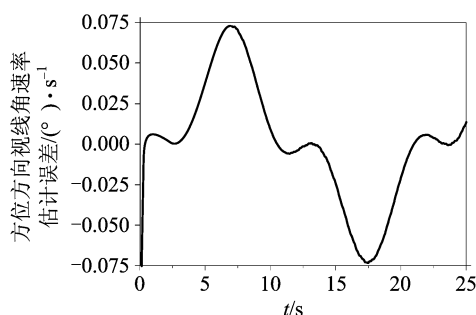


图10 方位方向视线角速率估计误差

图9~图10为  $K = 20$  方位方向误差仿真曲线

图。表2所示为 $K_B = 1$ ,  $K$ 不同取值下, 各误差数据变化情况。

表2 增益  $K$  不同取值下各误差变化情况

$K$ 取值	方位角 跟踪误差	方位角速率 估计误差	俯仰角 跟踪误差	俯仰角速率 估计误差
	$/(^{\circ})$	$/(^{\circ}) \cdot s^{-1}$	$/(^{\circ})$	$/(^{\circ}) \cdot s^{-1}$
10	0.30	0.28	0.113	0.110
20	0.15	0.13	0.073	0.072
30	0.10	0.09	0.06	0.06
40	0.075	0.075	0.05	0.05

通过仿真数据发现,  $K_B = 1$ ,  $K = 10$  时, 方位与俯仰通道视线角跟踪误差最大将近  $0.3^{\circ}$ , 视线角速率跟踪误差最大达到  $0.1(^{\circ})/s$ 。

增大  $K$  值, 角度与角速率跟踪情况均有改善。 $K = 20$  时, 视线角跟踪误差最大值减少至  $0.15^{\circ}$ , 视线角速率跟踪误差最大值减小至  $0.075(^{\circ})/s$ 。结合第2节分析, 这说明增大  $K$  值, 减小输出相位滞后使结果更接近输入真实值。设置较大的  $K$  增益值, 在工程中也是较易实现的。

5 结束语

针对弹体姿态扰动将使相控阵导引头波束不能稳定跟踪弹目线的问题, 提出一种结合失调角信息与弹体姿态信息计算波束控制角指令, 进行波束扫

描, 从而实现相控阵导引头捷联去耦并产生视线角速率的算法, 并对影响算法去耦与视线角速率提取效果的因素进行了分析。

数学仿真表明, 忽略跟踪控制回路动力学影响, 设定系统增益参数条件下, 上述算法能够有效地隔离弹体扰动, 实现对特定运动状况下弹目线的跟踪与视线角速率的提取。反映出实际应用中, 需对相控阵测角, 失调角功率放大环节, 移相器与波束控制等过程增益进行调试设计, 使之满足导引头去耦及视线角速率提取最优工作要求的问题。研究结果为实际工程问题提供了重要的理论依据与设计参考。

[参 考 文 献]

[1] 李秋生. 相控阵雷达导引头捷联去耦技术研究[J]. 制导与引信, 2005, 26(2): 19-22.  
[2] 乔元新. 由捷联导引头产生比例制导信号技术[J]. 制导与引信, 1997, (1): 9-15.  
[3] Ehrich R D, Vergez p. Strapdown seeker technology for the terminal guidance of tactical weapons [R]. ADA-092606, 1980.  
[4] 赵超. 弹载捷联天线稳定平台控制与仿真研究[J]. 制导与引信, 2005, 26(2): 19-22.  
[5] Ra W S, Whang I H, Ahn J Y. Robust horizontal line-of-sight rate estimator for sea skimming anti-ship missile with two-axis gimballed seeker [J]. IEEE Radar Sonar and Navigation, 2005, 152(1): 9-15.

(上接第64页)

但是以当前巡航导弹弹载计算机能力, 利用数字地形数据完成在线航迹规划非常困难。本文根据当前巡航导弹的飞行航迹特征, 提出了基于导航点和局部飞行航迹的局部在线航迹规划算法。通过仿真试验以及算法分析可以看出, 此算法理论简单, 易于实现, 能够适应当前技术状态下的巡航导弹智能自主局部在线航迹规划。

[参 考 文 献]

[1] 吴红, 王维平, 王磊, 等. 分布估计算法在巡航导弹航迹规划中的应用[J]. 电光与控制, 2010(7): 6-10.  
[2] 孟中杰, 董刚奇, 黄攀峰. 基于混沌遗传的巡航导弹实

时规划技术[J]. 计算机仿真, 2009(9): 51-54.  
[3] 胡中华, 赵敏. 无人飞行器在线航迹规划技术研究[J]. 航天电子对抗, 2010(4): 11-14.  
[4] 房茂燕, 汪民乐. 基于贝叶斯优化算法的巡航导弹航迹规划[J]. 计算机仿真, 2006(8): 37-39.  
[5] 徐悠悠. 巡航导弹航迹规划算法研究[D]. 西安: 西北工业大学硕士论文, 2005.  
[6] 史建国, 高晓光. 飞行器突发威胁下的智能自主航路规划技术[J]. 火力与指挥控制, 2010(3): 39-41, 45.  
[7] 钱进, 徐兴柱, 刘赵云. 巡航导弹航迹规划技术初探[J]. 飞航导弹, 2008(1): 16-19.  
[8] 杨得国, 王明海, 王立安. 巡航导弹航迹与威胁区相对位置判定方法[J]. 四川兵工学报, 2011(8): 10-13.