

# 高速飞行的旋转体姿态识别技术研究

王占平, 唐小宏, 王亚非, 高椿明, 周 鹰, 杨立峰

(电子科技大学光电信息学院 成都 610054)

【摘要】论述了在高速的旋转飞行体上安装微波天线和重力加速度计,由地面微波系统发射线极化微波,飞行体上的信号处理系统利用接收到的微波的线极化特性和重力加速度计输出的信号波形,对其飞行状态进行精确识别的技术。仿真结果表明,该技术具有飞行姿态识别快、成本低、体积小、抗过载能力强的优点。

关键词 加速度计; 姿态; 线极化; 微波; 旋转飞行体  
中图分类号 TN99 文献标识码 A

## Study the Attitude of a Rotating Flying Object at High Speed

WANG Zhan-ping, TANG Xiao-hong, WANG Ya-fei, GAO Chun-ming, ZHOU Ying, YANG Li-feng

(School of Opta-Eletronic Information, Uni. of Electron. Sci. and Tech. of China Chengdu 610054)

**Abstract** This paper investigates the technology of determining the attitude of rotating flying object moving at high speed. By installing the microwave antenna and gravity accelerometer to the rotating flying object, the Digital Signal Processing (DSP) systems inside it can receive the linear polarization electromagnetic wave emitted by the land microwave transmitter and the output signal of the accelerometer. Then the DSP systems can determine the attitude of rotating flying object in precision. Our research indicates that this technology has the advantages including the speediness of determining the attitude, low cost of systems, small size and high efficiency of anti-overloading.

**Key words** accelerometer; attitude; linear polarization; microwave; rotating flying object

在航空、武器研制领域中,对高速飞行旋转体的姿态识别非常重要。对于需要进行精确制导的高速飞行旋转体,对其飞行状态和落点的智能控制依赖于对其飞行姿态的精度识别<sup>[1-2]</sup>。对飞行体姿态进行识别的传统方法是采用高精度陀螺和加速度计<sup>[3-4]</sup>,由于高精度陀螺抗过载能力较差、体积大,且价格昂贵,其应用领域受到极大的限制。近年来,虽然陀螺技术取得了长足的发展,但使用成本依然昂贵,不利于应用设备的小型化与低成本化的发展趋势<sup>[5-6]</sup>。针对这种情况,研究人员仍在探索、发展新方法来原因解决高速飞行旋转体的姿态识别问题<sup>[7-8]</sup>。本文提出了采用线极化微波结合重力加速度计解决该问题的新方法。

## 1 飞行体姿态识别原理

### 1.1 飞行体天线附近线极化微波场的仿真

假设高速飞行的旋转体尾部有四个对称分布的翼,其中两个对称的翼上装有微波接收天线,用于

接收地面微波系统发射的含控制指令的线极化微波。本文采用ANSOFT公司出品的三维电磁场仿真软件HFSS对飞行体天线处的电磁场结构进行了仿真分析,得到天线附近微波电磁场的电场极化情况的仿真结果,如图1所示。

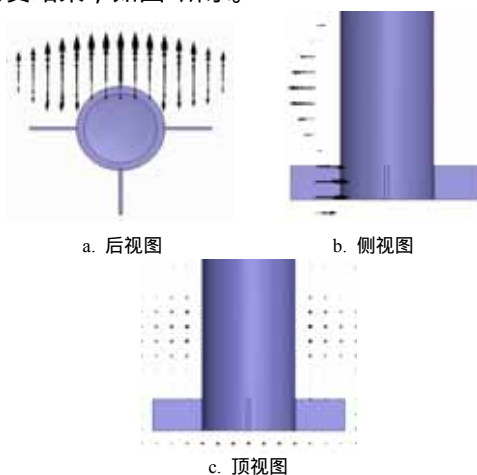


图1 飞行体尾翼天线法平面极化电场分布仿真  
由图可知,飞行体尾翼天线附近微波电磁场的

收稿日期: 2006-11-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50506006)

作者简介: 王占平(1965-), 男, 讲师, 主要从事微波毫米波电路与系统方面的研究。

极化电场方向仍有很好的线极化特性。由于飞行体的旋转对该线极化的微波进行了幅度调制,因此天线输出的是一个幅度受到了调制的线极化微波。只要对该微波的调制状态进行解调处理,就可以获得飞行体的某些实时飞行姿态信息。

### 1.2 线极化微波提供的飞行体旋转信息

设地面微波发射机发射的微波为线性极化波,频率为 $\omega_0$ ,它远远大于飞行体的旋转速率,飞行体上的接收天线采用小环天线,理论模型如图2所示。

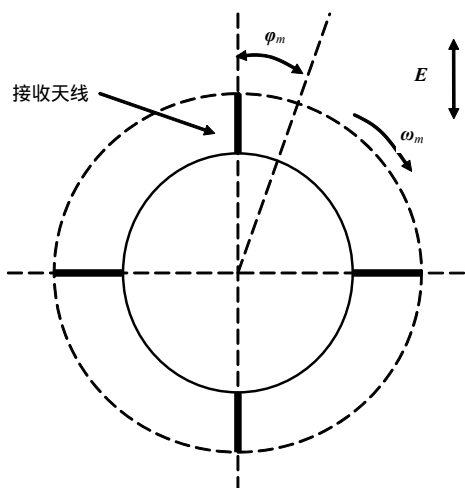


图2 旋转飞行体小环天线信号接收的理论模型

图2所示为从飞行体运动方向轴线上的飞行体后视图。设 $S$ 为研究的天线环路线圈的面积;天线线圈平面在 $t_0$ 时刻与微波极化电场方向(图2中的 $E$ 的方向)重合; $\varphi_m$ 为天线线圈经过时间 $\Delta t$ 的旋转角度,并设在 $\Delta t$ 内天线运动区域的磁感应强度 $B_0$ 的大小相等,则接收天线环路线圈上的磁通量为:

$$\Psi = B \cdot S \sin \varphi_m = |B_0| S \sin(\omega_0 t) \sin \varphi_m \quad (1)$$

因 $\frac{d\varphi_m}{dt} \ll \omega_0$ ,  $|B_0|$ 、 $\omega_0$ 和 $S$ 都是常数,其乘积可以用常数 $K$ 代替,则天线环路线圈上的感应电压为:

$$V_{\text{ind}} = -\frac{d\Psi}{dt} \approx K \cos(\omega_0 t) \sin \varphi_m \quad (2)$$

该信号经检波后,得到的包络函数即是飞行体的姿态调制信号。设飞行体在研究时间内平均转速为 $\omega_m$ ,则 $\varphi_m = \omega_m t$ ,此时飞行体的姿态调制信号为:

$$f(t) = a_0 + K_0 |\sin(\omega_m t)| \quad (3)$$

式中 $a_0$ 为微波检波后的恒定直流分量。由此可见,微波检波器获得的检波电平值与飞行体姿态有关,或该值的大小与天线的位置有关,二者的关系如图3所示。

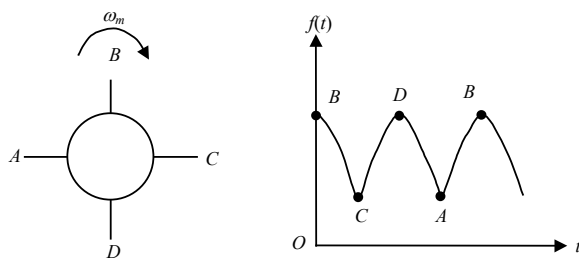


图3 天线检波电平值与姿态对应关系示意图

图中,设微波的线极化方向沿 $BD$ 方向,当选定的天线旋转到 $A$ 点或者 $C$ 点时,天线送出的调制微波的检波电平值最小。通过判断该微波检波电平的极值大小,可以获得天线在 $A$ 、 $C$ 的精确位置。但对应最小点 $A$ 或者 $C$ 会出现相位模糊的情况,即当检测到电平最小值时,不能确定天线是处于 $A$ 点还是 $C$ 点,此时发生方位识别模糊。可在飞行体中加装辅助的重力加速度计,利用其在微波极化方向的重力加速度值的变化来解决 $A$ 、 $C$ 的方位识别模糊问题。

### 1.3 飞行体姿态信息的精确获取

将重力加速度计安装在飞行体运动方向的法平面上,如图4所示。

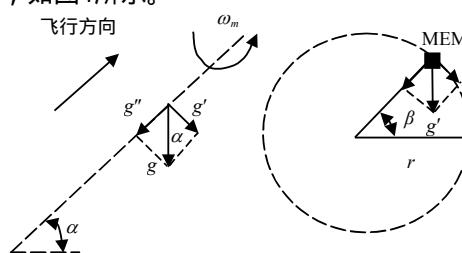


图4 重力加速度计辅助解决方位模糊问题的原理图

图中,MEM为重力加速度计; $\alpha$ 为飞行轴线与水平面的夹角; $\beta$ 为重力加速度计到运动圆心的连线与水平方向的夹角。将重力加速度 $g$ 沿飞行体运动的轴线方向及其法线方向进行正交分解,则法线平面的重力加速度分量为:

$$g' = g \cos \alpha \quad (4)$$

加速度计感应装置因为飞行体旋转而产生的向心力加速度为:

$$a_{\text{向}} = \omega_m^2 r \quad (5)$$

重力加速度对飞行体贡献的向心加速度为:

$$a' = g' \sin \beta \quad (6)$$

加速度计在测量轴向感应到的合加速度为:

$$a_M = a_{\text{向}} - a' = \omega_m^2 r - g \cos \alpha \sin \beta \quad (7)$$

利用重力加速度计输出值的变化辅助解决方位模糊如图5所示。图5a为微波检波电平值和处理后的重力加速度计输出值的变化波形与飞行体姿态的对

应关系图;图5b为飞行体沿运动轴线方向的后视图。 $A$ 点表示 $\beta = 180^\circ$ 的情况; $C$ 点表示 $\beta = 0^\circ$ 的情况。当研究天线指向 $A$ 点时,微波检波电平为极小值,重力加速度计输出的信号 $S$ 为高电平;当该天线指向 $C$ 点时,微波检波电平为极小值,信号 $S$ 为高电平。这样便消除了飞行体姿态识别的方位模糊问题,得到飞行体正确的姿态信息。

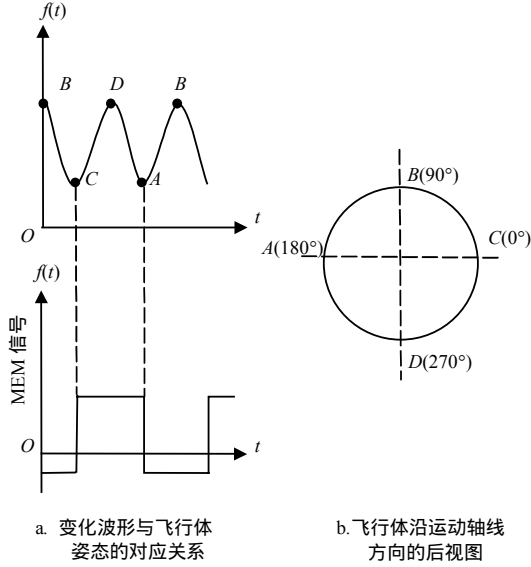


图5 利用重力加速度计输出值的变化辅助解决方位模糊

## 2 姿态识别角度解算精度与旋转角速度和角加速度之间的关系

### 2.1 约束关系的推导

图6所示为从飞行体沿运动轴线方向的底视图, $a$ 点为飞行体上的研究对象点。设该飞行体在旋转一周内角加速度的变化不大,并设飞行体的角加速度在1/4周内为定值 $\xi$ ,且在开始计时的 $a$ 点,令 $t_0=0$ ,飞行体的角速度为 $\omega_0$ ,到达 $b$ 点的角速度为 $\omega_1$ ,在时间段 $\Delta t_1$ (从 $a$ 点旋转到 $b$ 点的时间)内其平均角速度为 $\bar{\omega}$ 。可测得飞行体实际转过1/4圆周所需的时间为 $\Delta t$ 及该时间段的平均角速度,利用此平均角速度来推算时间段 $\Delta t_2$ 内任意时刻的旋转角度,并设推算出的旋转角度与实际旋转角度之间的误差(即姿态识别的角度解算精度)为 $\Delta\theta$ 。

飞行体在时间段 $\Delta t_1$ 的平均角速度为:

$$\bar{\omega} = \frac{\omega_1 + \omega_0}{2} = \frac{\pi/2}{\Delta t_1} \quad (8)$$

测得时间为:

$$\Delta t_1 = \frac{\pi/2}{\bar{\omega}} \quad (9)$$

由于飞行体在时间段 $\Delta t_1$ 内角加速度 $\xi$ 恒定,可以得到研究对象点转到 $b$ 点处时的角速度 $\omega_1$ ,该 $\omega_1$ 为时间段 $\Delta t_2$ 的起始角速度为:

$$\omega_1 = \bar{\omega} - \xi \frac{\Delta t_1}{2} = \bar{\omega} - \frac{\xi\pi}{4\bar{\omega}} \quad (10)$$

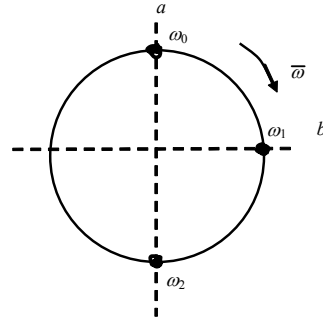


图6 飞行体姿态识别角度解算精度与旋转关系推导示意图

当飞行体的研究对象点实际转到 $c$ 点时,假如飞行体的角加速度一直在减小,则推算出的角度旋转量应比 $c$ 点处多旋转 $\Delta\theta$ ,可得到飞行体实际转动1/4周所需要的时间为:

$$\Delta t' = \Delta t_1 \frac{\pi/2 + \Delta\theta}{\pi/2} = \frac{\pi/2 + \Delta\theta}{\bar{\omega}} \quad (11)$$

飞行体在受到角加速度 $\xi$ 的作用,经过 $\Delta t'$ 时间后,研究对象点实际转到 $c$ 点,即:

$$\omega_1 \Delta t' - \frac{1}{2} \xi \Delta t'^2 = \frac{\pi}{2} \quad (12)$$

将式(9)~(11)代入式(12)可得角加速度为:

$$\xi = \frac{2\bar{\omega}^2 \Delta\theta}{\frac{\pi^2}{2} + \frac{3\pi}{2} \Delta\theta + \Delta\theta^2} \quad (13)$$

### 2.2 对约束关系的讨论

(1) 式(13)表明,如果要求角度解算精度 $\Delta\theta$ 不超过某一确定值,则角速度和角加速度之间有固定的约束关系。

(2) 当飞行体的角速度和角加速度不同时,其与角度解算精度 $\Delta\theta$ 之间也有固定的约束关系。同样将式(9)~(11)代入式(12),可得:

$$\Delta\theta^2 + \left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\bar{\omega}^2}{\xi}\right)\Delta\theta + \frac{\pi^2}{2} = 0 \quad (14)$$

利用求根公式,舍去没有物理意义的负根,可得:

$$\Delta\theta = \frac{\frac{2\bar{\omega}^2}{\xi} - \frac{3\pi}{2} + \sqrt{\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\bar{\omega}^2}{\xi}\right)^2 - 2\pi^2}}{2} \quad (15)$$

(3) 利用式(15),可由曲线直观地表示出飞行体姿态识别的角度解算精度、角速度与角加速度三者之间的约束关系,如图7所示。

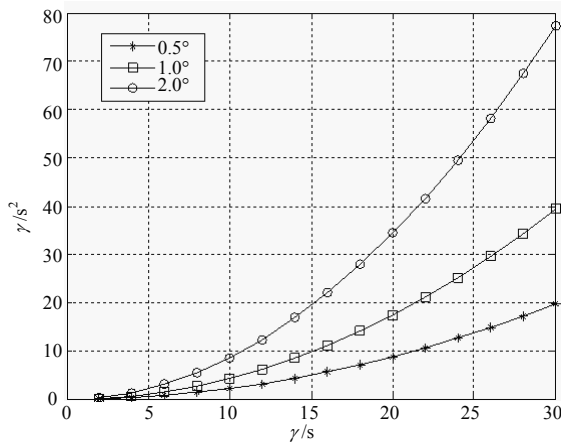


图7 角度解算精度、角速度与角加速度间的约束关系

(4)  $\Delta t_1$  的测量可由控制系统中的单片机完成。由式(9)可知,在该段时间内,飞行体平均旋转角速度的最大值受  $\Delta t_1$  的测量精度的限制。

### 3 结论

本文对进动小、速度高的旋转飞行体进行较精确的姿态识别,并对其飞行轨道或落点的智能控制

(上接第178页)

图3是三种MIMO-OFDM系统的仿真结果,从图中可以看出在误码率为0.001时,VBLAST-OFDM系统所需的信噪比比两种分组码系统要高9.3 dB。从分析结果可以看出,三种MIMO-OFDM系统中,数据速率的提高是以系统误码性能和系统复杂度为代价的。因此在实际应用中可根据系统要求,选用不同的MIMO-OFDM系统,以在系统误码性能、数据速率、实现复杂度方面取得最佳平衡效果。

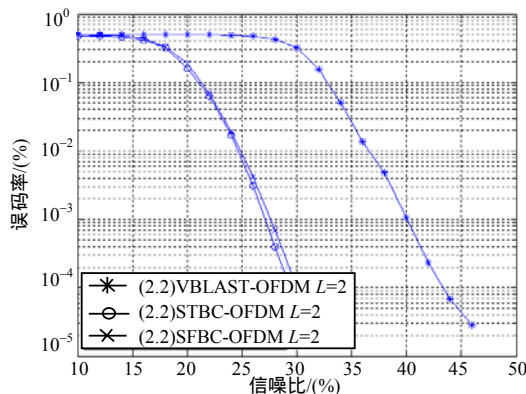


图3 不同MIMO-OFDM系统在相同仿真条件下的性能比较

### 4 结论

本文主要研究了三种MIMO-OFDM系统,并对

进行了研究。该方法实现的电路系统成本低、体积小、抗过载能力强,在航空、特种侦察和高新技术弹药研制等领域具有潜在的应用价值。

### 参考文献

- [1] 王颂康,朱鹤年. 高新技术弹药[M]. 北京:兵器工业出版社,1997.
- [2] 舒金龙,陈良瑜,朱振福. 末制导炮弹的研究现状与发展趋势[J]. 系统工程与电子技术,2003,25(4):443-446.
- [3] 韩秀容,王泉水. 灵巧炮弹的发展[J]. 舰载武器,1997,(4):24-28.
- [4] 汪渤,石永生,宫德晶,等. 姿态稳定用双轴陀螺仪[J]. 北京理工大学学报,2002,22(3):390-392.
- [5] 薛文胜. 浅析几种新型陀螺的发展动态[J]. 电子科技大学学报,1995,24(5):485-489.
- [6] 史金光,王中原,刘巍,等. 简易控制修正力技术研究[J]. 弹道学报,2006,18(1):14-17.
- [7] 5,896,106. Method for determining the roll attitude of a rolling flying object[P]. United States Patent,1999.
- [8] 4,742,356. Method and apparatus for determining remote object orientation and position[P]. United States Patent,1988.

编辑 黄莘

其性能进行了仿真和分析比较,结果表明VBLAST系统传输速率最高,其速率至少是分组码MIMO-OFDM系统的2倍。但是其误码性能相对较差,误码率为0.001时,VBLAST-OFDM系统所需的信噪比比分组码系统要高9.3 dB,另外VBLAST-OFDM系统的运算复杂度也较高。

### 参考文献

- [1] FOSCHINI G J, GANS M J. On limits of wireless communications in a fading environment when using multiple antennas[J]. Wireless Personal Commun, 1998, 6(3): 311-335.
- [2] TAROKH V, SESHADRI N, CALDERBANK A R. Space-time codes for high data rate wireless communication: Performance criterion and code construction[J]. IEEE Trans Inform Theory, 1998, 44(3): 744-765.
- [3] ALAMOUTI S. Space block coding: A simple transmitter diversity technique for wireless communications[J]. IEEE J. Select. Areas. Commun., 1998, 16(10): 451-458.
- [4] TAROKH V, JAFARKHARI H, CALDERBANK. A R space-time block codes from orthogonal designs[J]. IEEE Trans. Inform Theory, 1999, 45(7): 1456-1467.
- [5] GOLDEN G D, FOSCHINI C J R A. Valenzuela detection algorithm and initial laboratory results using V-blast space-time communication architecture[J]. Electronics Letters, 1999, 35(1): 14-16.

编辑 刘文珍