

## 多机只测角无源定位中的空间对准方法

骆卉子<sup>†</sup>, 曲长文, 徐 征

(海军航空工程学院 电子信息工程系, 山东 烟台 264001)

**摘要:** 空间对准是实现多机只测角无源定位首先要解决的问题, 对此, 提出一种适合该应用背景的空间对准方法. 该方法选择融合载机初始时刻地理坐标系作为融合中心坐标系, 首先将载机在各自机体坐标系中获得的方位角转换到各自载机地理坐标系中; 然后再将其转换到原点位于各载机质心、与融合中心地理坐标系平行的坐标系中, 推导出方位角位于此坐标系的解析表达式. 对目标来波方向、载机姿态角、各载机相对融合中心距离等因素的影响进行仿真分析, 得出了各因素对空间对准过程影响的量化结论.

**关键词:** 多机; 无源定位; 只测角; 空间对准; 机体坐标系; 地理坐标系

**中图分类号:** TP273

**文献标志码:** A

## Spatial alignment method for airborne multi-plane bearings-only passive localization

LUO Hui-zi<sup>†</sup>, QU Chang-wen, XU Zheng

(Department of Electronic and Information Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

**Abstract:** Spatial alignment is the first problem that needs to be solved in multi-plane bearings-only passive localization. Therefore, a suitable spatial alignment method is proposed for this application background. The proposed method selects the fusion plane's geographic coordinate system at initial time as the fusion center coordinate system. Firstly, the bearing got in each plane's body coordinate is converted to the one in each plane's geographic coordinate system, which is further converted to the coordinate system which is parallel to the geographic coordinate system of the fusion center and has its origin located at the centroid of the plane. Besides, the analytical expression is deduced for the bearing converted to this coordinate system. Simulation analysis verifies the influence of factors such as the target's direction of arrival, the attitude angle of the plane and the distance between the fusion center and the plane, which yields some quantitative conclusions.

**Keywords:** multi-plane; passive localization; bearings-only; spatial alignment; body coordinate system; geographic coordinate system

### 0 引言

历次局部战争已经证明雷达等主动定位手段在战时易被干扰和摧毁, 因此, 迫切需要发展新的定位手段. 无源定位手段只依靠接收目标电磁信号实现定位, 无需主动发射电磁信号, 具有生存能力强及作用距离远等优点, 已成为获取战场目标态势情报的重要手段. 在众多无源定位系统中, 多机无源定位系统因兼具机动性与信息融合能力, 已成为世界各军事强国的发展重点<sup>[1-3]</sup>, 同时, 相关技术严格保密.

只测角定位体制是多机无源定位的一种重要体制, 利用该体制定位首先要解决的问题是空间对

准. 空间对准的主要任务是将各载机局部坐标系中的测量数据转换到统一的参考坐标系中. 目前, 关于只测角定位体制的公开研究多集中在算法设计上<sup>[4-6]</sup>, 较少涉及空间对准, 而且已有研究成果未能很好地解决多机只测角定位中的对准问题. 文献[7-8]研究了固定多平台只测角定位空间对准的方法, 但相关结论不能直接推广到多机的情况, 一是载机要考虑姿态角<sup>[9]</sup>的影响, 二是载机相对于融合中心的距离不是一成不变的. 此外, 载机通常只能获得目标的方位角, 对应三维空间中的平面, 这进一步增加了多机只测角定位中空间对准的难度.

收稿日期: 2016-02-04; 修回日期: 2016-09-26.

基金项目: 国家杰出青年科学基金项目(51685168); 教育部重点科研基金项目(02152).

作者简介: 骆卉子(1985-), 女, 博士生, 从事无源定位跟踪技术的研究; 曲长文(1963-), 男, 教授, 博士生导师, 从事无源定位跟踪技术、合成孔径雷达目标检测与识别等研究.

<sup>†</sup>通讯作者. E-mail: jessica\_lhz@163.com

本文对机载多平台只测角定位中的空间对准问题开展研究,首先给出对准流程,然后推导对准过程中所需的坐标系变换矩阵及融合中心坐标系中角度观测量的表达式,最后仿真分析机载平台姿态角、各平台相对位置等因素对空间对准的影响。

### 1 空间对准流程

多机无源定位系统通常有两种数据处理方式<sup>[10]</sup>:一种是将数据通过数据链传至地面站处理;另一种是选定一个载机作为融合中心,其他平台通过机间数据链将数据传至该载机处理.本文采用第2种方式,该方式时效性强且活动范围不受地面站限制.采用上述数据处理方式的多机只测角定位系统需要使用载机机体坐标系及载机地理坐标系来完成空间对准,两个坐标系的定义如下<sup>[11]</sup>.

载机机体坐标系:坐标原点为载机质心.  $x_i$  轴定义为第  $i$  架载机纵轴机头正方,  $y_i$  轴为第  $i$  架载机右机翼正向,  $z$  轴方向由右手螺旋定则确定,并朝机身下方向。

载机地理坐标系:坐标原点为第  $i$  架载机质心,并随载机进行运动.  $x'_i$  轴指向地理北极,  $y'_i$  轴为地球自转切向东,  $z'_i$  轴为载机到地平面垂线并向下,通常称该坐标系为载机 NED(北东下)坐标系.以载机 NED 坐标系为参照坐标系决定了第  $i$  架载机的 3 个姿态角:绕  $z'_i$  轴的旋转角度记为偏航角  $\phi_i$ ,绕  $y'_i$  轴的旋转角度记为纵摇角  $\eta_i$ ,绕  $x'_i$  轴的旋转角度记为横滚角  $\psi_i$ .

当多架载机分布在地球表面不同经度、纬度、高度的站址上时,它们所测得的目标角度是在各自载机机体坐标系中获得的,需要把这些角度观测量统一到融合载机的地理坐标系中,建立一个统一的观测方程以便对目标进行定位解算.受限于自身尺寸,多机只测角定位系统通常只能测量目标的方位角信息,在三维空间中对应一个方位面,因此,空间对准的核心即为不同载机地理坐标系内方位面的正确转换,多机只测角无源定位系统的空间对准流程如图 1 所示,其中,括号中的文字代指相应的坐标系。

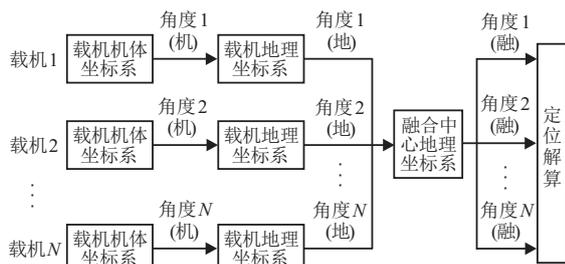


图 1 多机只测角定位空间对准流程

指定融合载机后,首先选择融合载机初始时刻地理坐标系为融合中心地理坐标系,各方位角观测量对应方位面的法线向量为变换对象,然后按照以下步骤完成空间对准:1)将各载机在各自机体坐标系中获得的观测量转换为各自载机地理坐标系中的观测量;2)将各僚机地理坐标系下的方位面转换到原点位于各僚机质心、与融合主机地理坐标系平行的坐标系;3)计算各载机所获观测量在新坐标系中的值。

### 2 空间对准过程方位角推导

下面根据图 1 所示流程进行空间对准,推导空间对准完成后各载机所获方位角观测量的最终解析表达式.首先将各载机在各自载机机体坐标系中获得的观测量转换为各自载机地理坐标系中的观测量.定义偏航角以顺时针方向为正(右手定则),纵摇角以机头向上为正(右手定则),横滚角以右翼向上为正(左手定则),于是将第  $i$  架飞机载机机体坐标系绕  $x_i$  轴逆时针旋转横滚角  $\psi$ ,再绕  $y_i$  轴顺时针旋转纵摇角  $\eta$ ,最后绕  $z_i$  轴逆时针旋转偏航角  $\phi$  即可完成转换,转换过程所需的坐标系旋转变换矩阵为

$$T_i = T_{\phi_i} T_{\eta_i} T_{\psi_i} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

其中  $T_{\psi_i}$ 、 $T_{\eta_i}$  及  $T_{\phi_i}$  为对应上述变换过程的坐标系旋转变换矩阵.上述矩阵易于求得<sup>[6]</sup>,此处不再给出具体表达式,直接给出  $T_i$  的各元素如下:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos \eta_i \cos \phi_i, \\ a_{12} &= \cos \psi_i \sin \phi_i + \cos \phi_i \sin \psi_i \sin \eta_i, \\ a_{13} &= \sin \psi_i \sin \phi_i - \cos \psi_i \cos \phi_i \sin \eta_i, \\ a_{21} &= -\cos \eta_i \sin \phi_i, \\ a_{22} &= \cos \psi_i \cos \phi_i - \sin \psi_i \sin \eta_i \sin \phi_i, \\ a_{23} &= \sin \psi_i \cos \phi_i + \cos \psi_i \sin \phi_i \sin \eta_i, \\ a_{31} &= \sin \eta, \quad a_{32} = -\cos \eta \sin \psi, \\ a_{33} &= \cos \eta \cos \psi. \end{aligned}$$

三维空间中方位角对应一个方位面,易得第  $i$  架载机所测得方位面的法向量为

$$n_i = \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_{i0} \\ -\sin \beta_{i0} \\ 0 \end{bmatrix}.$$

其中  $\beta_{i0}$  为第  $i$  架载机在载机机体坐标系中测得的方位角真实值.将其变换到第  $i$  架载机的载机地理坐标系,可得

$$\mathbf{n}_{i0} = \begin{bmatrix} n_{x0} \\ n_{y0} \\ n_{z0} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_i \mathbf{n}_i = \begin{bmatrix} a_{11} \cos \beta_{i0} - a_{12} \sin \beta_{i0} \\ a_{21} \cos \beta_{i0} - a_{22} \sin \beta_{i0} \\ a_{31} \cos \beta_{i0} - a_{33} \sin \beta_{i0} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

如果纵摇角  $\eta_i = 0$ , 横滚角  $\psi_i = 0$ , 则由式(2)可得变换后  $n_{z0} = 0$ , 即变换后的方位面必然垂直于新的坐标平面, 此时变换后的方位角即为

$$\beta'_{i0} = \arctan \left( -\frac{n_{y0}}{n_{x0}} \right) = \arctan \left( \frac{-a_{21} \cos \beta_{i0} + a_{22} \sin \beta_{i0}}{a_{11} \cos \beta_{i0} - a_{12} \sin \beta_{i0}} \right), \quad (3)$$

否则, 需要通过数值仿真的方法找出使变换后的方位面垂直于新的坐标平面的角度组合. 在满足变换后的方位面近似垂直于新的坐标平面后, 代入方位角测量值  $\beta_{i0m} = \beta_{i0} + \Delta\beta_{i0}$ , 并在真实方位角处进行一阶泰勒展开, 可得

$$\beta'_{i0m} = \arctan \left( \frac{-a_{21} \cos \beta_{i0m} + a_{22} \sin \beta_{i0m}}{a_{11} \cos \beta_{i0m} - a_{12} \sin \beta_{i0m}} \right) \approx \beta'_{i0} + p_1 \Delta\beta_{i0}. \quad (4)$$

其中:  $p_1 = \frac{\cos \psi_i \cos \eta_i}{n_{x0}^2 + n_{y0}^2}$ ,  $\Delta\beta_{i0}$  为第  $i$  架载机在其机体坐标系中的方位角测量误差.

选定融合载机后, 将各载机地理坐标系下的方位面变换到原点位于各载机质心、与融合载机初始时刻载机地理坐标系平行的坐标系中. 假设第  $i$  架载机经度为  $\lambda_i$ 、纬度为  $L_i$ , 融合载机初始时刻位于经度  $\lambda_0$ 、纬度  $L_0$ , 则先由僚机 NED 坐标系绕  $y_i$  轴顺时针旋转  $L_i$ , 得到平行于经度为  $\lambda_i$ 、纬度为 0 的坐标系; 再绕  $x_i$  轴逆时针旋转经度差角  $\Delta\lambda_i = \lambda_0 - \lambda_i$ , 得到平行于经度为  $\lambda_0$ 、纬度为 0 的坐标系; 最后绕  $y_i$  轴顺时针旋转  $L_0$  即可得到与融合中心地理坐标系平行的坐标系. 坐标系旋转变换矩阵为

$$\mathbf{T}_i^0 = \mathbf{T}_{\phi_i} \mathbf{T}_{\eta_i} \mathbf{T}_{\psi_i} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

其中

$$\begin{aligned} b_{11} &= \cos L_0 \cos L_i + \sin L_0 \sin L_i \cos(\Delta\lambda_i), \\ b_{12} &= -\sin L_0 \sin(\Delta\lambda_i), \\ b_{13} &= -\cos L_0 \sin L_i + \sin L_0 \cos L_i \cos(\Delta\lambda_i), \\ b_{21} &= \sin L_i \sin(\Delta\lambda_i), \quad b_{22} = \cos(\Delta\lambda_i), \\ b_{23} &= \cos L_i \sin(\Delta\lambda_i), \\ b_{31} &= -\sin L_0 \cos L_i + \cos L_0 \sin L_i \cos(\Delta\lambda_i), \\ b_{32} &= -\cos L_0 \sin(\Delta\lambda_i), \\ b_{33} &= \sin L_0 \sin L_i + \cos L_0 \cos L_i \cos(\Delta\lambda_i). \end{aligned}$$

三维空间中方位角对应一个方位面, 易得第  $i$  架僚机所测得方位面的法向量为

$$\mathbf{n}'_i = \begin{bmatrix} n'_x \\ n'_y \\ n'_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta'_{i0} \\ -\sin \beta'_{i0} \\ 0 \end{bmatrix},$$

将其变换到融合中心的地理坐标系, 可得

$$\mathbf{n}_{i1} = \begin{bmatrix} n_{x1} \\ n_{y1} \\ n_{z1} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_i^0 \mathbf{n}'_i = \begin{bmatrix} b_{11} \cos \beta'_{i0} - b_{12} \sin \beta'_{i0} \\ b_{21} \cos \beta'_{i0} - b_{22} \sin \beta'_{i0} \\ b_{31} \cos \beta'_{i0} - b_{33} \sin \beta'_{i0} \end{bmatrix}. \quad (6)$$

编队飞行时, 各载机之间经度差和纬度差很小, 新旧坐标系之间的倾斜角很小, 可认为变换后的定位平面近似垂直于新坐标系, 于是可得变换后的方位角近似为

$$\beta_{i1} = \arctan \left( -\frac{n_{y1}}{n_{x1}} \right) = \arctan \left( \frac{-b_{21} \cos \beta'_{i0} + b_{22} \sin \beta'_{i0}}{b_{11} \cos \beta'_{i0} - b_{12} \sin \beta'_{i0}} \right). \quad (7)$$

式(7)反映的是真实方位角的变换关系. 代入载机地理坐标系中的方位角测量值并在  $\beta_{i1}$  处进行泰勒展开, 可得

$$\beta'_{i1m} = \arctan \left( \frac{-a_2 \cos \beta'_{i0m} + b_2 \sin \beta'_{i0m}}{a_1 \cos \beta'_{i0m} - b_1 \sin \beta'_{i0m}} \right) \approx \beta'_{i1} + p_2 p_1 \Delta\beta_{i0}. \quad (8)$$

其中:  $p_2$  为噪声的系数且

$$p_2 = \frac{-n_{x1}(n_{y1})' + n_{y1}(n_{x1})'}{n_{x1}^2 + n_{y1}^2},$$

( $\cdot$ )' 表示求导运算, 代入  $n_{x1}$ 、 $n_{y1}$  及其导数并化简, 可得

$$p_2 = \frac{\sin L_0 \sin L_i + \cos L_0 \cos L_i \cos(\Delta\lambda_i)}{n_{x1}^2 + n_{y1}^2}; \quad (9)$$

$p_1$  为经过两次坐标系变换后引入的误差因子.

式(4)和(8)成立的前提是进行变换的坐标系之间倾角很小, 定位平面近似垂直于新坐标系; 正是因为坐标系之间存在倾角, 不仅使得测量误差在不同的坐标系变换中具有不同的误差因子  $p_1$  和  $p_2$ , 还使得方位角在坐标系变换(是非线性变换, 如式(3)和(7)所示)中产生系统误差, 这种系统误差本文没有给出解析结果, 在后面进行仿真分析.

### 3 仿真分析

**仿真1** 在载机地理坐标系中, 来波方位角变化范围  $-\pi \leq \beta \leq \pi$ , 飞机偏航角  $-\pi \leq \phi \leq \pi$ ; 横滚角和纵摇角取值范围分别为  $-\pi \leq \psi \leq \pi$ 、 $-\pi/2 \leq \eta \leq \pi/2$ , 但式(3)成立的前提是坐标系变换后, 来波方位面基本垂直于新坐标系, 仿真中横滚角和纵摇角

取值范围设为 $[-\pi/6, \pi/6]$ . 仿真分析载机3个姿态角对误差因子 $p_1$ 和方位角变换系统误差的影响.

图2为偏航角固定为 $\phi = 0$ ,不同来波方向时误差因子 $p_1$ 受横滚角和纵摇角的影响情况. 更多的仿真表明:当横滚角和纵摇角在较小范围内变化时, $p_1$

在1附近起伏平缓,此时来波方向和偏航角基本不影响 $p_1$ 的整体形状,仅使图形发生“旋转”;但随着横滚角和纵摇角增大,根据式(3)推导的 $p_1$ 增大, $p_1$ 偏离1的趋势更加明显,即较大的横滚角和纵摇角对测量误差变换的影响也增大.

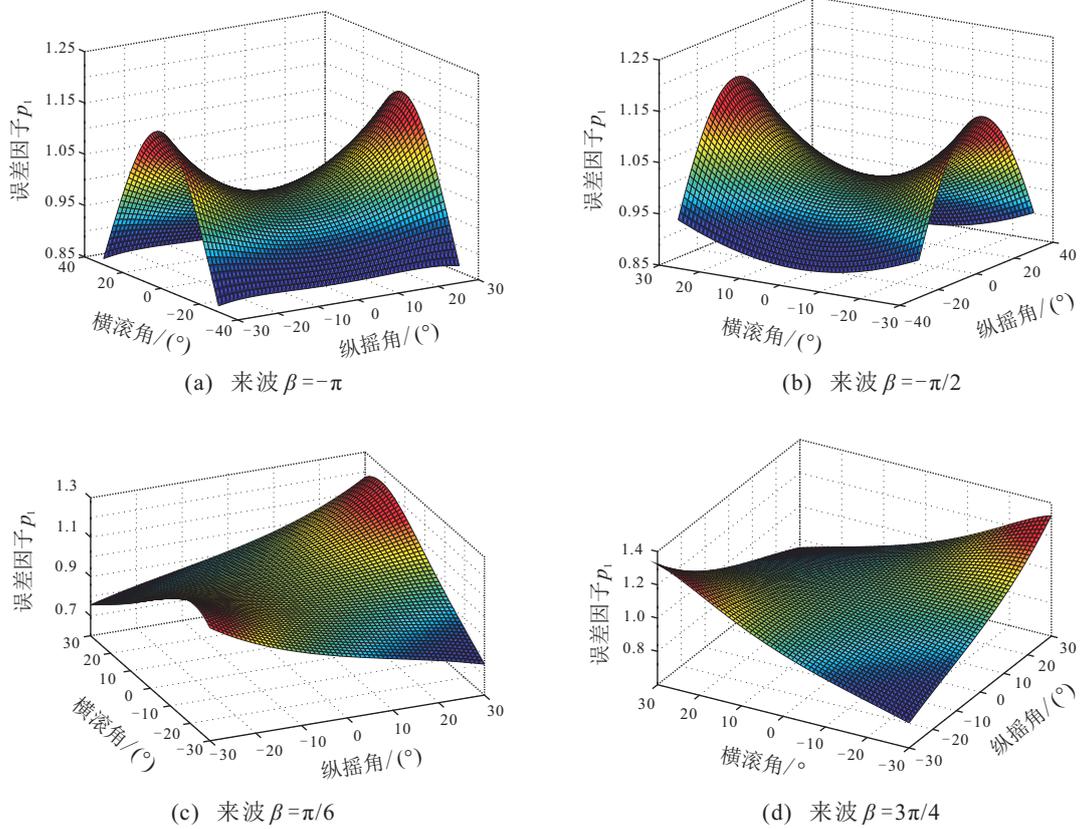


图2 不同来波角对误差因子影响示意

表1 横滚角、纵摇角对方位角变换系统误差的影响( $\phi = 0, \beta = -3\pi/4$ )

纵摇角	横滚角														
	-20°	-10°	-5°	-4°	-3°	-2°	-1°	0°	1°	2°	3°	4°	5°	10°	20°
-20°	-3.7974	-0.4385	0.8023	1.0184	1.2242	1.4197	1.6052	1.7808	1.9466	2.1028	2.2493	2.3864	2.5142	3.0154	3.3534
-10°	-3.2071	-0.8907	-0.1092	0.0187	0.1374	0.2469	0.3472	0.4385	0.5209	0.5943	0.6588	0.7144	0.7612	0.8639	0.4123
-5°	-2.5927	-0.7729	-0.2193	-0.1358	-0.0612	0.0044	0.0612	0.1092	0.1484	0.1788	0.2005	0.2134	0.2176	0.1076	-0.778
-4°	-2.4459	-0.7232	-0.2147	-0.1401	-0.0743	-0.0175	0.0306	0.0699	0.1004	0.1221	0.1351	0.1394	0.135	-0.0185	-0.9936
-3°	-2.2912	-0.6648	-0.2014	-0.1356	-0.0787	-0.0306	0.0087	0.0393	0.0611	0.0741	0.0785	0.0741	0.0609	-0.1361	-1.2018
-2°	-2.1288	-0.5979	-0.1794	-0.1224	-0.0743	-0.0349	-0.0044	0.017	0.0305	0.0349	0.0305	0.0174	-0.0044	-0.2454	-1.4023
-1°	-1.9586	-0.5225	-0.1486	-0.1005	-0.0611	-0.0306	-0.0087	0.0044	0.0087	0.0044	-0.008	-0.0306	-0.0611	-0.3462	-1.5954
0°	-1.7808	-0.4385	-0.1092	-0.0699	-0.0393	-0.0175	-0.0044	0	-0.0044	-0.0175	-0.0393	-0.0699	-0.1092	-0.4385	-1.7808
1°	-1.5954	-0.3462	-0.0611	-0.0306	-0.0087	0.0044	0.0087	0.0044	-0.0087	-0.0306	-0.0611	-0.1005	-0.148	-0.5225	-1.5954
2°	-1.4023	-0.2454	-0.0044	0.0174	0.0305	0.0349	0.0305	0.0175	-0.0044	-0.0349	-0.0743	-0.1224	-0.1794	-0.5979	-2.1288
3°	-1.2018	-0.1361	0.0609	0.0741	0.0785	0.0741	0.0611	0.0393	0.0087	-0.0306	-0.0787	-0.1356	-0.2014	-0.6648	-2.2912
4°	-0.9936	-0.0185	0.135	0.1394	0.1351	0.1221	0.1004	0.0699	0.0306	-0.0175	-0.0743	-0.1401	-0.2147	-0.7232	-2.4459
5°	-0.778	0.1076	0.2176	0.2134	0.2005	0.1788	0.1484	0.1092	0.0612	0.0044	-0.0612	-0.1358	-0.2193	-0.7729	-2.5927
10°	0.4123	0.8639	0.7612	0.7144	0.6588	0.5943	0.5209	0.4385	0.3472	0.2469	0.1374	0.0187	-0.1092	-0.8907	-3.2071
20°	3.3534	3.0154	2.5142	2.3864	2.2493	2.1028	1.9466	1.7808	1.6052	1.4197	1.2242	1.0184	0.8023	-0.4385	-3.7974

为简化问题,当偏航角  $\phi = 0$  且横滚角、纵摇角较小时,载机体坐标系与地理近似平行,方位角的两个坐标系近似相等,表1给出了方位角变换系统误差随着横滚角及纵摇角变化的具体值.可以看到,横滚角或纵摇角超过一定范围时(本文取 $5^\circ$ ),方位角变换系统误差大大增加.

**仿真2** 在融合中心地理坐标系中,来波方位角变化范围是  $-\pi \leq \beta' \leq \pi$ .为简化问题,载机姿态角均取为0;融合中心地理位置<sup>[12-13]</sup>定于经度  $\lambda_0 = 137^\circ$ 、纬度  $L_0 = 68^\circ$ 、高度  $H_0 = 5 \text{ km}$ ,该位置可由全球定位系统(GPS)<sup>[14]</sup>等设备给出.载机与融合中

心同高度并且相对方位设为  $-\pi \leq \alpha \leq \pi$ ,相对距离设为  $0 < D \leq 200 \text{ km}$ .仿真分析  $D$ 、 $\alpha$ 和  $\beta'$ 对测量误差系数  $p_2$ 和从载机地理坐标系变换到融合中心地理坐标系产生的方位角系统误差的影响.

图3为测量误差系数  $p_2$  受来波方位角和载机与融合中心距离两个因素的影响情况,其中图3(c)和图3(d)为图3(a)和图3(b)的投影图.由图3可知:误差因子  $p_2$  随着来波方位角  $\beta'$  发生周期性变化,周期为  $\pi$ ;载机相对于融合中心越远,  $p_2$  的变化幅度越大;载机相对于融合中心的方位  $\alpha$  使得  $p_2$  沿着来波方位  $\beta'$  坐标轴向左发生  $\alpha$  大小的平移.

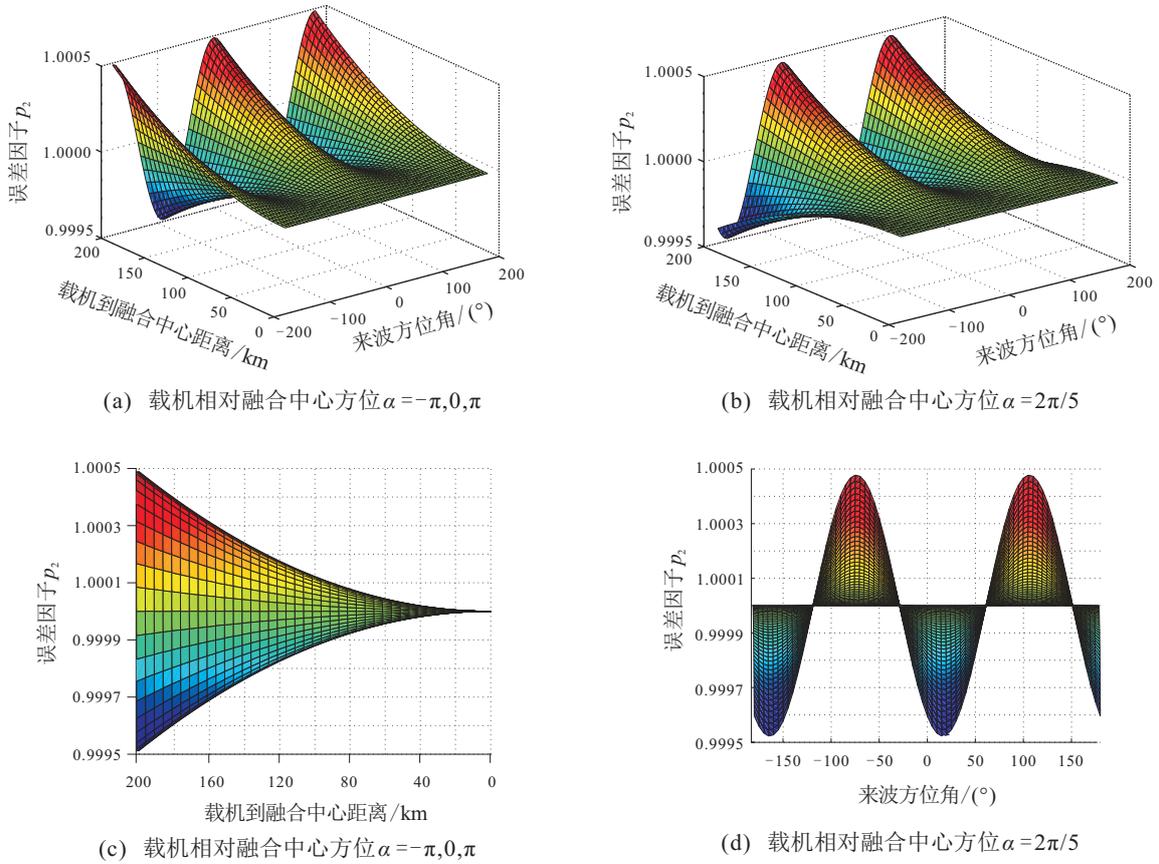


图3  $D$ 、 $\alpha$ 和  $\beta'$ 对误差因子影响示意

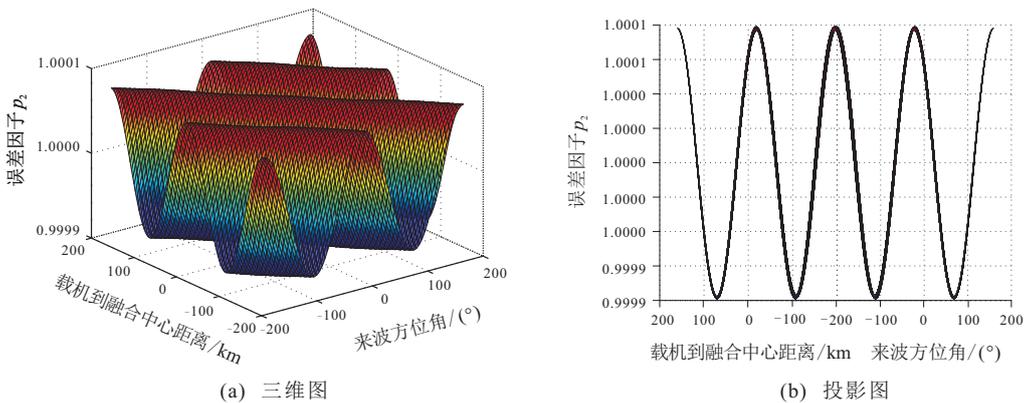


图4  $\alpha$ 和  $\beta'$ 对误差因子影响示意

图4为载机相对融合中心80km, 误差因子 $p_2$ 受来波方位角 $\beta'$ 和载机相对融合中心 $\alpha$ 两个因素的影响情况. 可以看到,  $\beta'$ 和 $\alpha$ 对 $p_2$ 的影响完全一样. 图4(b)为图4(a)绕 $z$ 轴旋转 $90^\circ$ 后的投影. 结合图3(d)可以得到如下结论: 当来波方向、融合中心和载机位置在一条直线上时,  $p_2$ 最大; 成垂直位置时 $p_2$ 最小; 当三者成 $45^\circ$ 的奇数倍时,  $p_2 = 1$ , 即这种几何关系对测量误差的影响最小.

图5给出了坐标系变换方位角系统误差受 $D$ 、 $\alpha$

和 $\beta'$ 的影响情况. 对比图5(a)和图5(b)可知, 当载机在融合中心正东或正西方位时, 坐标变换误差即使在 $D$ 较大时也非常小, 而在其他位置, 坐标系变换误差随 $D$ 基本呈线性增长; 对比图5(b)和图5(e)可知, 该系统误差主要受载机相对融合中心距离 $D$ 和方位 $\alpha$ 影响; 对比图5(b)~图5(d)可知, 该系统误差基本不受来波方位 $\beta'$ 影响, 因此除图5(e)外, 本文没有再给出 $\beta'$ 取其他值时的图形.

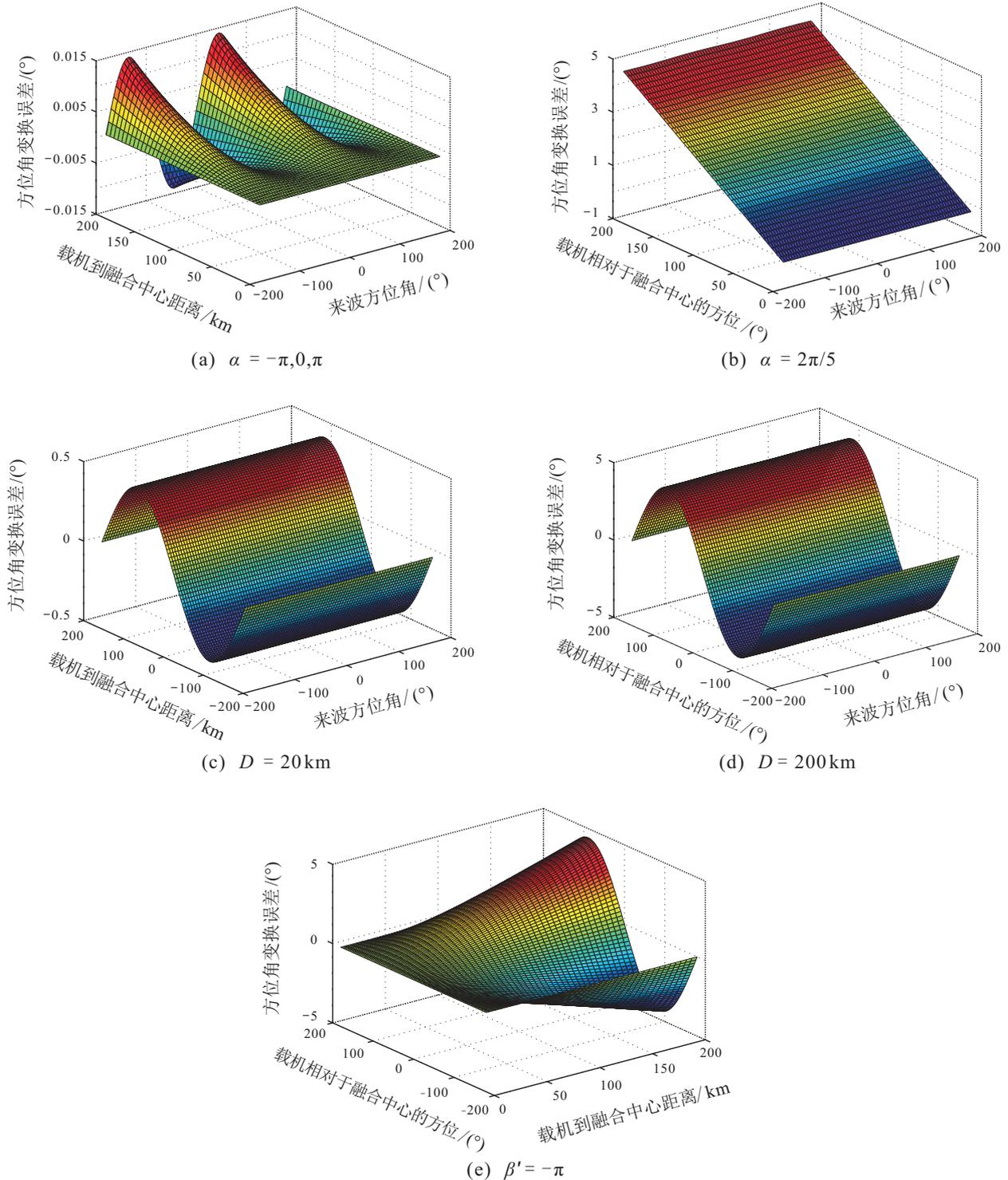


图5  $D$ 、 $\alpha$ 和 $\beta'$ 对系统误差的影响示意

## 4 结 论

本文提出了一种多机只测角无源定位中的空间对准方法,其主要创新之处在于推导得到了各载机观测测量在融合中心地理坐标系中的解析表达式,包括真实观测测量及等效测量误差的表达式,方便了后续定位跟踪算法的设计.此外,通过对多种影响因素的仿真得出如下有价值的结论:

1) 横滚角和纵摇角对方位角从载机机体坐标系变换到地理坐标系的影响非常大.当横滚角和纵摇角在较小范围内变化时,误差因子 $p_1$ 基本等于1,方位角变换系统误差也比较小;随着横滚角和纵摇角增大, $p_1$ 偏离1的趋势更加明显,对测量误差变换的影响增大,方位角变换系统误差也大大增加.

2) 方位角从载机地理坐标系变换到融合中心地理坐标系时,载机相对融合载机的距离越远,误差因子 $p_2$ 的变化幅度越大;载机相对于融合中心的方位和来波方位会使误差因子 $p_2$ 产生平移,并且当来波方向、融合中心和载机位置在一条直线上时, $p_2$ 最大,成垂直位置时 $p_2$ 最小,当三者成 $45^\circ$ 的奇数倍时, $p_2 = 1$ .

3) 方位角变换系统误差主要受载机相对融合中心的距离和方位的影响,基本不受来波方位影响,并且随载机相对融合中心的距离基本呈线性增长.

### 参考文献(References)

- [1] 徐征,曲长文,李炳荣,等.位置误差条件下多运动站无源跟踪PCRLB[J].控制与决策,2013,28(9): 1409-1413.  
(Xu Z, Qu C W, Li B R, et al. PCRLB for multiple moving observers passive tracking in the presence of observer position error[J]. Control and Decision, 2013, 28(9): 1409-1413.)
- [2] Qu X M, Xie L H. Source localization by TDOA with random sensor position errors — Part II: Mobile sensors[C]. The 15th Int Conf on Information Fusion. Singapore: IEEE, 2012: 54-59.
- [3] 郁春来,张元发,万方.无源定位技术体制及装备的现状与发展趋势[J].空军雷达学院学报,2012,26(2): 79-85.  
(Yu C L, Zhang Y F, Wan F. Actuality and development trend of passive location technical system and equipment[J]. J of Air Force Radar Academy, 2012, 26(2): 79-85.)
- [4] Wang Z, Luo J A, Zhang X P. A novel location-penalized maximum likelihood estimator for bearing-only target localization[J]. IEEE Trans on Signal Process, 2012, 60(12): 3104-3113.
- [5] Wang Y, Ho K C. An asymptotically efficient estimator in closed-form for 3-D AOA localization using a sensor network[J]. IEEE Trans on Wireless Communications, 2015, 14(12): 6524-6535.
- [6] Shao H J, Zhang X P, Wang Z. Efficient closed-form algorithms for AOA based self-localization of sensor nodes using auxiliary variables[J]. IEEE Trans on Signal Processing, 2014, 62(10): 2580-2594.
- [7] 孙仲康,周一宇,何黎星.单多基地有源无源定位技术[M].北京:国防工业出版社,1996: 187-194.  
(Sun Z K, Zhou Y Y, He L X. Active and passive location techniques with single/multiple observers[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1996: 187-194.)
- [8] 王成,李少洪,王鑫全,等.长基线测向交叉被动定位算法坐标变换误差的研究[J].系统工程与电子技术,2002,24(2): 18-21.  
(Wang C, Li S H, Wang X Q, et al. Research on the coordinate conversion errors based on DOA algorithm with long baselines[J]. Systems Engineering and Electronics, 2002, 24(2): 18-21.)
- [9] 张凯,单甘霖.基于高斯和SCKF的姿态角辅助三维目标跟踪[J].控制与决策,2015,30(1): 46-52.  
(Zhang K, Shan G L. Pose angle aided 3D target tracking based on Gaussian sum square-root cubature Kalman filter[J]. Control and Decision, 2015, 30(1): 46-52.)
- [10] Wang G B, Chen L, Jia S Y. Optimized bias estimation model for 3-D radar considering platform attitude errors[J]. IEEE Aerospace & Electronic Systems Magazine, 2012, 27(1): 19-24.
- [11] 邓新蒲,周一宇,万钧力.机载测角三维无源定位的建模与算法分析[J].国防科技大学学报,2000,22(4): 85-89.  
(Deng X P, Zhou Y Y, Wan J L. Modeling and algorithm analyzing for 3D angle only target localization with airborne sensor[J]. J of National University of Defense Technology, 2000, 22(4): 85-89.)
- [12] Wu Y, Wang P, Hu X. Algorithm of earth-centered earth-fixed coordinates to geodetic coordinates[J]. IEEE Trans on Aerospace & Electronic Systems, 2003, 39(4): 1457-1461.
- [13] Olson D K. Converting earth-centered, earth-fixed coordinates to geodetic coordinates[J]. IEEE Trans on Aerospace & Electronic Systems, 1996, 32(1): 473-476.
- [14] Bajaj R, Ranaweera S L, Agrawal D P. GPS: Location-tracking technology [J]. Computer, 2002, 35(4): 92-94.

(责任编辑:李君玲)