

# Speed Measurement Method for Doppler Navigation Based on Short-Baseline Linear Array with Three Elements

Tao YU

China National Aeronautical Radio Electronics Research Institute, Shanghai, China

Email: tyt0803@163.coms

**Abstract:** On condition that the vehicle is approximately uniform motion, a real-time speed measurement method used for Doppler navigation, which is not associated with angle parameter only based on measurement technology of frequency shift, is presented by applying a short-baseline linear array with three elements and compositely making use of velocity vector formula and Doppler shift as well as its changing rate equation. As compared with the available speed measurement method used for Doppler navigation, this method has potential superiority since it uses individual antenna beam. The analog calculation shows that the relative error less than 1% can be obtained when the radial distance is less than 10km .

**Keywords:** Doppler navigation system; Doppler changing rate; short-baseline system

## 基于短基线三元直线阵列的多普勒导航测速方法

郁涛

中国航空无线电电子研究所，上海，中国，200233

Email: tyt0803@163.com

**摘要:** 在假设载机近似匀速移动的条件下，通过采用一个短基线三单元直线阵列，并综合利用速度矢量方程和多普勒频移及变化率关系，给出了一种仅基于频移测量，而与角度参量无关的实时导航测速计算方法。和现有的导航测速方法相比，这种单波束测量方法在提高测量精度上更具有潜在的优势。模拟计算表明在径向距离小于10km的情况下，相对测速误差可小于1%。

**关键词:** 多普勒导航系统；多普勒频移变化率；短基线系统集

### 1 引言

本文探讨研究了一种利用短基线三单元直线阵列实现单波束多普勒导航测速的方法。和现有的多波束多普勒导航测速方法<sup>[1-2]</sup>的一个显著不同之处在于，测速计算仅和频率的差值相关，而与波束的前置夹角或左右张角的大小无关。显然，这是有助于提高测速精度的，因为根据现有的分析，因地面信号回波反射角度变化而导致的单次多普勒频移测量误差可达到9%<sup>[2]</sup>。这也意味着在天线平台安装时对天线波束与安装平台面间的方向夹角的校测精度要求将大为降低，由此亦能有助于提高测速精确度。同时对天线辐射波束宽度和天线尺寸的设计要求也能变得更为宽松。

### 2 测算方法

#### 2.1 相邻单元间多普勒变化率的比值

如图 1 所示天线平台上载有一个短基线三单元等

间距直线阵列，且为分析简单，天线阵列的轴线和运载体的轴向重合。天线阵列中一个天线阵元具有收发能力，其余两个阵元仅用于接收。

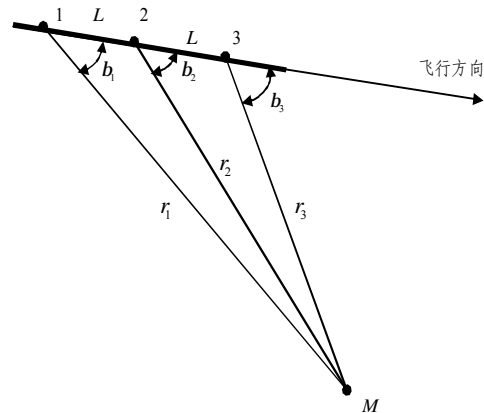


Figure 1. Measure scheme of short-baseline array

图 1. 短基线三阵元测速示意图

根据多普勒频移变化率的定义，对后两个阵列单元可列出如下等式：

$$f_{d2} = \frac{v_{t2}^2}{L r_2} \quad (1)$$

$$f_{d3} = \frac{v_{t3}^2}{L r_3} \quad (2)$$

式中： $L$  为波长； $r_i$  为径向距离； $v_i$  为切向速度。

在两相邻阵列单元之间的多普勒频移变化率的比值：

$$q = \frac{f_{d3}}{f_{d2}} = \frac{r_2 v_{t3}^2}{r_3 v_{t2}^2} \quad (3)$$

又由正弦定理可得到两阵列单元的径向距离之间的比值为：

$$\frac{r_2}{r_3} = \frac{\sin b_3}{\sin b_2} = \frac{v \sin b_3}{v \sin b_2} = \frac{v_{t3}}{v_{t2}} \quad (4)$$

式中： $v$  为载机的飞行速度。

即在载机匀速运动的条件下，径向距离之比将等于切向速度之比，将其代回式(3)，得：

$$q = \frac{v_{t3}^3}{v_{t2}^3} \quad (5)$$

另一方面，利用多普勒频移变化率的基本数学定义有：

$$f_d = \frac{\Delta f_d}{\Delta t}$$

且因固定周期检测和等间距布阵，可假设相邻时差近似接近相等，故相邻节点间的多普勒变化率之比可近似由多普勒频差之比所表示：

$$\frac{f_{d3}}{f_{d2}} \approx \frac{\Delta f_{d32}}{\Delta f_{d21}} = \frac{f_{d3} - f_{d2}}{f_{d2} - f_{d1}} \quad (6)$$

事实上，由实测频率  $f_{i1}$ 、中心频率  $f_0$  和多普勒频率  $f_{d1}$  之间的关系： $f_{d1} = f_{i1} - f_0$ ，即可得到仅由实测频率值所表示的相邻阵元间多普勒频差之比为：

$$q = \frac{\Delta f_{d32}}{\Delta f_{d21}} = \frac{f_{i3} - f_{i2}}{f_{i2} - f_{i1}} = \frac{\Delta f_{i32}}{\Delta f_{i21}} \quad (7)$$

### 2.2 速度解析式

设  $v_r$  为径向速度，根据速度与其两个分量间的关系： $v^2 = v_r^2 + v_t^2$  和多普勒频移方程： $L f_d = v_r$ ，由式(5)可得到：

$$\sqrt[3]{q^2} [v^2 - (L f_{d2})^2] = v^2 - (L f_{d3})^2 \quad (8)$$

经整理后即可解出运载体的轴向速度：

$$v = \sqrt{\frac{f_{d3}^2 - \sqrt[3]{q^2} f_{d2}^2}{1 - \sqrt[3]{q^2}}} L \quad (9)$$

### 3 数学模拟计算

为进行数学模拟计算，首先就必须获得辐射频率的实际测量值，本文采取利用理论值取代测量值的方法进行模拟计算。先预先设定波长  $L$ 、前置角  $b_1$ 、径向距离  $r_1$ 、飞行速度  $v$  和阵元间距  $L$  的值，且  $b_1$  可在规定的区域内连续变化，由此就能按图 1 所示的几何关系依次精确计算出所有其余节点位置处的前置角和径向距离，并精确计算出对应于各个前置角  $b_i$  和径向距离  $r_i$  时的多普勒频移  $f_{di}$ ，由此就能获得辐射频率  $f_{i1}$  的理论值。

在此基础上，再根据推导所得到的解析公式(9)计算出速度的测算值，并通过和理论给定值相比较而得到计算误差。

模拟计算所取的基本理论参数值是：飞行速度  $v$  为  $100m/s$ ，径向距离  $r_1$  为  $5km$ ，波长为  $0.7m$ ，阵元间距  $L$  为二分之一波长。

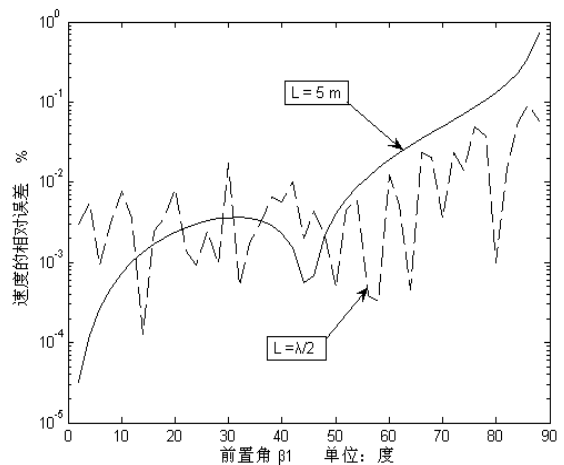


Figure 2. Curve: relative error of difference spacing  
图 2. 不同阵元间距时速度的相对误差曲线

图 2 给出了在不同阵元间距时测算速度的相对误差曲线，此时，设定径向距离为  $5km$ 。模拟测算表明在阵元间距为二分之一波长时，测速精度较高，但相对误差曲线存有小幅抖动现象。间距增大后，曲线变化减缓，且误差有随着前置角增大而增加的趋势。

图 3 给出了在不同径向距离时的误差曲线,此时,设定阵元间距为二分之一波长。从中可以估计运载体的飞行高度对测算速度误差的影响。模拟计算表明。在径向距离小于10km 时,相对测速误差可小于1%。但在径向距离大于10km 之后,短基线三元阵列的测速误差将会急剧增大,此时,就必须通过增加基线长度方能提高测速精度。

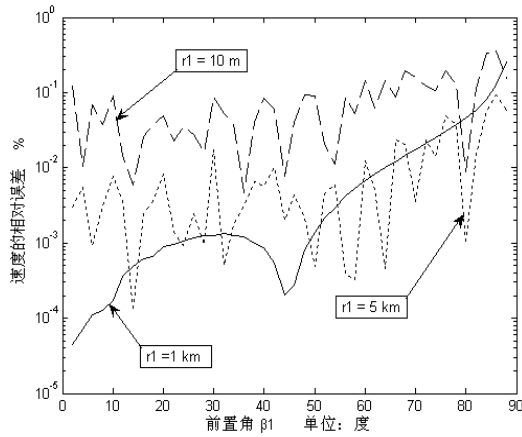


Figure 3. Influence of radial distance for height  
图 3. 不同径向距离时的相对误差曲线

同时,模拟计算也表明,改变波长长度或速度理论值对相对误差计算都没有直接的影响。

#### 4 结语

文献[3]采用相同的分析方法,在已知载机飞行速度的情况下,从基本方程(8)得到了一个可用于机载

单站无源定位的、能准确测算被测目标辐射信号中心频率的解析公式。而本文则是在已知波长的条件下求载机自身的飞行速度,且测算表明在径向距离不大于10km 时利用短基线三单元直线阵列可获得较为准确的测速结果。

同时分析亦表明,在前置角接近九十度时测速误差将会有所变劣。故为提高测量精度,单辐射波束应指向运载体飞行方向的前后方。

因推导时所引用的是处于匀速运动条件下的多普勒频移变化率方程,故从理论分析上来说,本文所导出的方程仅适用于对匀速移动运载体的导航测速。但本文所给出的分析思路说明,采用短基线阵列的单波束探测方式在提高测量精度上似乎更具有潜在的优势。

事实上,如仅从理论分析出发,如能应用多普勒变化率,则采用二元阵列即能实现测速,但多普勒变化率的测量目前还是较为复杂的,而采用三元阵列的一个优点就在于能通过简单的实测辐射频率(差)值即能实现导航测速。

#### References (参考文献)

- [1] Jia yutao. Radio navigation[M]. Beijing: Defence Industry Press, 1983.
- [2] Huang zhigang. Radio navigation principle and system[M]. Beijing: Beihang UNIVERSITY Press, 2007.
- [3] Yu tao, Measurement Frequency Computation of Centre Frequency for Radiant Applied to Single Airborne Observer[J], *Journal of*, 2009(6), (Ch).  
郁涛, 机载站对辐射源中心频率的测频算法[J]. 飞行器测控学报, 2009(6).