

基于 GPS 定位的飞机航迹矢量算法

孙 宏, 刘 欣

(中国民用航空飞行学院 民航飞行技术与飞行安全科研基地, 四川 广汉 618307)

摘要:航迹矢量是描述航空器运动状态的一个重要参数,在导航计算、空中交通管理中起着非常重要的作用,基于航空器经纬度坐标推算航迹矢量是一种基本方法,MATLAB 中提供的计算公式将地球视为球体导致计算精度不高。提出一种基于经纬度的航迹矢量算法,并利用塞斯纳 172R 机型的飞参数据机型验算。结果表明该算法精度较高、算法计算简便,可以用于航空器监视、领航作业和空中交通管理服务中。

关键词:GPS 定位;地速;航迹角;飞行参数

中图分类号:P228.1 **文献标识码:**A **文章编号:**1671-1807(2021)08-0235-03

航迹矢量是描述航空器空间运动状态的重要飞行参数,主要包括航空器地速 GS、航迹角 TRK 和升降速率,在航空器制导、空中交通监视中都十分重要。虽然现在航空器领导作业、空中交通管理服务存在航迹的计算,但是部分精度并不高^[1];在 MATLAB 等软件包中虽然提供了根据经纬度坐标计算航迹矢量的函数,但是都是将地球简化为球体,在进行地速的计算时,存在精度不高的问题。为此,本文提出一种基于 GPS 定位的飞机航迹矢量算法,并结合塞斯纳 172R 机型 QAR 数据进行验证。

1 基本概念

1.1 航迹矢量

航迹矢量是描述航空器空间运动状态的重要飞行参数,主要包括航空器地速 GS、航迹角 TRK、升降速率。其中地速是航行中飞行器相对于地球表面的运动速度,航迹是飞机运动轨迹在地面的投影,其方向一般用磁航迹角表示,即从磁经线北端顺时针量到航迹线去向的角度^[3]。

1.2 参心大地坐标系

在参心大地坐标系中,“参心”是指参考椭球的中心。以参考椭球的中心为坐标原点,椭球的短轴与参考椭球旋转轴重合,以过地面点的椭球法线与椭球赤道面的夹角为大地纬度 B ,向北为正,称为北纬,向南为负,称为南纬。以过地面点的椭球子午

面与起始子午面之间的夹角为大地经度 L ,向东为正,称为东经,向西为负,称为西经。空间点 P 的点位可用大地纬度 B 、大地经度 L 和大地高度 H 来表示。大地高 H 为点 P 沿发现方向到椭球面的距离,从椭球面算起,向外为正,向内为负^[4]。参心大地坐标的应用十分广泛,它是经典大地测量的一种通用坐标系。根据地图投影理论,参心大地坐标系可以通过高斯投影计算转化为平面直角坐标系,为地形测量和工程测量提供控制基础,是以参考椭球的几何中心为原点的大地坐标系。由于参心大地坐标是通过 GPS 得到的,经纬度为角度,无法直接进行距离和航迹的计算,所以需要将参心大地坐标系转换为参心空间直角坐标系,从而进行航迹矢量中的地速的计算。

1.3 参心空间直角坐标系

若空间大地直角坐标系的坐标原点 O 与地球椭球中心相重合,其 Z 轴与地球椭球的短轴相重合,以地球椭球的起始子午面 NGS 与过椭球中心并正交于短轴的赤道面的交线 OA 为 X 轴,并以在赤道面上与 X 轴正交的方向作为 Y 轴,从而构成作为右手系的空间大地直角坐标系 $O-XYZ$ 。空间点 P 的空间直角坐标可用 OP 在 3 个坐标轴上的投影 X 、 Y 、 Z 来表示^[4],如图 1 所示。在测量中,为了处理观测成果和转算地面控制网的坐标,通常须选取一参考椭球面作为基本参考面,选一参考点作为大地测

收稿日期:2021-04-05

基金项目:国家自然科学基金民航联合基金重点项目(U2033213);民航飞行技术与飞行安全科研基地开放基金项目(F2018KF02)。

作者简介:孙宏(1966—),男,河北深县人,中国民用航空飞行学院,教授,博士,研究方向为航空运营管理、民机飞行与运行技术;刘欣(1996—),男,重庆合川人,中国民用航空飞行学院,硕士研究生,研究方向为飞行技术与航空安全。

量的起算点,利用大地原点的天文观测量来确定参考椭球在地球内部的位置和方向。由于参心空间直角坐标系无法直接对航迹矢量的航迹进行计算,所以需要将参心空间直角坐标换算为站心地平直角坐标系,从而对航迹进行计算。

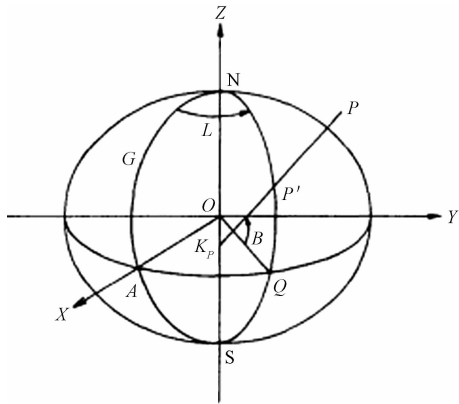


图 1 参心空间直角坐标系

1.4 站心地平直角坐标系

站心坐标系是以测站为原点的坐标系,如图 2 所示, N 轴为国测站的子午线切线,向北为正, U 轴重合于测站点上的垂线,向上为正, U 轴重合于测站点上的垂线,向上为正, E 轴垂直于 N 轴和 U 轴所确定的平面,与纬线相切,东向为正, N 为站心地平坐标的 x 轴, E 为站心地平坐标的 y 轴, U 为站心地平坐标的 z 轴^[5]。

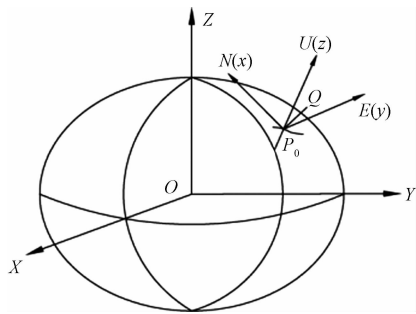


图 2 站心地平坐标系

2 航迹矢量计算

假设航空器在一段时间内由 P₀ 点移动到 P₁ 点,定义该两点在参心大地坐标系下的经纬度坐标为(L₀、B₀、H₀)、(L₁、B₁、H₁),其中 L₀ 为 P₀ 点的经度, B₀ 为 P₀ 点的纬度, H₀ 为 P₀ 点的大地高程, L₁ 为 P₁ 点的经度, B₁ 为 P₁ 点的纬度, H₁ 为 P₁ 点的大地高程。定义(X₀ Y₀ Z₀)、(X₁ Y₁ Z₁) 为该两点在参心空间直角坐标系下的坐标,由参心大地坐标到参心空间直角坐标的转换公式为

$$\begin{cases} X = (R + H)\cos B\cos L \\ Y = (R + H)\cos B\sin L \\ Z = [R(1 - e^2) + H]\sin B \end{cases} \tag{1}$$

$$W = \sqrt{(1 - e^2) \sin^2 B} \tag{2}$$

$$R = a/W \tag{3}$$

式中: R 为椭球面卯酉圈的曲率半径; e 为椭球的第一偏心率; a、b 为椭球的长短半径,长半轴 a = 6 356 755±5 m,短半轴 b = 6 356 755.28 m,扁率 e = 1/298.257^[5]; W 为第一辅助系数。

根据 P₀、P₁ 两点的参心空间直角坐标可以直接计算出 P₀ 点移动到 P₁ 点的地速 GS,即

$$GS = \frac{\sqrt{(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2 + (z_1 - z_0)^2}}{\Delta t} \tag{4}$$

为了计算航迹角,还需要将 P₁ 点的参心空间直角坐标换算到以 P₀ 为站心的站心地平坐标系下,其坐标(N₁, E₁, U₁) 为

$$\begin{bmatrix} N_1 \\ E_1 \\ U_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin B_1 \cos L_1 & -\sin L_1 \sin B_1 & \cos B_1 \\ -\sin L_1 & \cos L_1 & 0 \\ \cos B_1 \cos L_1 & \cos B_1 \sin L_1 & \sin B_1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_1 - X_0 \\ Y_1 - Y_0 \\ Z_1 - Z_0 \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中: N₁ 为 P₁ 点站心地平坐标的 x 轴坐标; E₁ 为 P₁ 点站心地平坐标的 y 轴坐标; U₁ 为 P₁ 点站心地平坐标的 z 轴坐标。则由 P₀ 点到 P₁ 点的磁航迹角为

$$TRK_1 = \begin{cases} \text{ATN}(E_1 / N_1), & N_1 > 0, E_1 > 0 \\ 360 + \text{ATN}(E_1 / N_1), & N_1 > 0, E_1 < 0 \\ 180 + \text{ATN}(E_1 / N_1), & N_1 < 0, E_1 < 0 \\ 180 + \text{ATN}(E_1 / N_1), & N_1 < 0, E_1 > 0 \\ 360, & N_1 = 0, E_1 \geq 0 \\ 270, & N_1 = 0, E_1 < 0 \\ 180, & N_1 < 0, E_1 = 0 \\ 90, & N_1 = 0, E_1 > 0 \end{cases} \tag{6}$$

由于飞参数据在采集、编码、传输直至接收的过程要经历非常复杂的外部环境,如记录器系统误差、电磁干扰和随机干扰等因素的影响,使飞参数据不可避免地存在野值点或发生数据丢失的现象。

因此,在使用飞行数据前,必须对飞行数据进行预处理,剔除野值,补偿缺失的数据^[7]。

3 数据的验算

为了验算本文中经纬度航迹矢量算法的可靠性,利用塞斯纳 172R 机型机载航电系统记载的经纬度、高度、航迹矢量的机载 SD 卡数据进行算法验证。选取 3 架塞斯纳 172R 飞机一周的飞行数据,利用 GPS 定位推算飞机地速、航迹并与 SD 记录的航迹矢量对比。不妨以飞机机载 SD 卡记录的飞机地速、航迹角数据为基准,定义地速测算相对偏差 δ_{GS} 、航迹角测算相对偏差 δ_{TRK} 为

$$\delta_{GS} = (GS_{\text{测算}} - GS_{SD}) / GS_{SD} \times 100\% \tag{7}$$

$$\delta_{TRK} = TRK_{\text{测算}} - TRK_{SD} \tag{8}$$

不同阶段航迹矢量验算结果见表 1。

表 1 不同阶段航迹矢量验算结果

飞行 阶段	地速相对偏差			航迹角相对偏差/(°)		
	$\delta_{GS}^{\max}$	$\delta_{GS}^{\min}$	$\bar{\delta}_{GS}$	$\delta_{TRK}^{\max}$	$\delta_{TRK}^{\min}$	$\bar{\delta}_{TRK}$
滑行	1.04	0.01	0.10	10.86	0.22	4.94
爬升	0.12	0.01	0.02	5.66	3.63	4.61
平飞	0.06	0.01	0.01	4.9	3.56	4.44
下降	0.16	0.02	0.02	5.38	3.82	4.36

从表 1 中可以看出,各阶段中地速相对偏差最大的为地面滑行阶段(偏差均值达到 10%),而空中飞行阶段的偏差均值在 2% 以内,类似地,航迹角偏差总体较均衡。考虑到飞机机载 SD 卡记录的飞参数据是每秒末的瞬时值,而根据算法测算得出的是相邻两秒间的均值,因此认为该误差是在可以接受的范围之内,所以该算法精度可以用于航空器领导作业、空中交通管理服务中。

4 结语

本文的算法在将参心大地直角坐标转化为参

心空间直角坐标时,对椭球进行了长短轴的修正;而 MATLAB 中计算出的距离函数为弧度,在进行地速的计算时,直接将地球视为规则的球体,所以在计算结果中,相对于本文的算法误差较大;基于位置坐标,在基于采集的一次起落的不同阶段塞斯纳 172R 机型数据的验证下,该算法的地速和航迹精度较高,算法计算简便,但是在地面进行滑行时,该算法计算航迹矢量误差较其他阶段大,可以用于航空器领导作业、空中交通管理服务中。

参考文献

[1] 乔宁,唐文辉,贾新成. 一种新的无人机偏航航迹计算方法[J]. 空军预警学院报,2014,28(6):418-421.

[2] 马广文. 交通大辞典[M]. 上海:上海交通大学出版社,2005.

[3] 张焕. 空中领航学[M]. 成都:西南交通大学出版社,2016.

[4] 施一民. 现代大地控制测量[M]. 北京:测绘出版社,2003.

[5] 王解先,刘慧芹,唐立军. 不同站心地平坐标系下的坐标归算[J]. 工程勘察,2005(5):58-60.

[6] 季凯敏,王解先. 利用大地坐标计算真方位角的两种方法[J]. 工程勘察,2009,37(4):84-86.

[7] 安利,叶雪梅. 一种飞参数据的野值剔除和平滑方法研究[J]. 现代电子技术,2012,35(18):102-104,107.

[8] 金凤来,李厚朴,边少锋. 提高航迹计算精度的方法研究[J]. 海洋测绘,2009(1):18-20,24.

[9] 边少锋,柴洪洲,金际航. 大地坐标系与大地基准[M]. 北京:国防工业出版社,2005.

[10] BIAN S F, CHEN Y B. Solving and inverse problem of a meridian arc in terms of computer algebra system[J]. Journal of Surveying Engineering,2006,132(1).

[11] 王瑞,李厚朴. 基于地球椭球模型的符号形式的航迹算法[J]. 测绘学报,2010(2):151-155.

[12] 孔祥元,梅是义. 控制测量学[M]. 武汉:武汉大学出版社,2001.

[13] 孔祥元,郭际明,刘宗泉. 大地测量学基础[M]. 武汉:武汉大学出版社,2001.

Aircraft Track Vector Algorithm Based on GPS Positioning

SUN Hong, LIU Xin

(Academy of Flight Technology and Safety, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan Sichuan 618307, China)

Abstract: Track vector is an important parameter to describe the motion state of aircraft, which plays a very important role in navigation calculation and air traffic management. It is a basic method to calculate the track vector based on the longitude and latitude coordinates of aircraft. The calculation formula provided by MATLAB regards the earth as a sphere, which leads to low calculation accuracy. A track vector algorithm based on latitude and longitude is proposed, and the flight parameters of the Sesner 172R aircraft are checked according to the aircraft model. The results show that the algorithm has high accuracy and simple calculation, and can be used for aircraft monitoring, navigation operations and air traffic management services.

Key words: GPS positioning; ground speed; flight track angle; flight parameters