

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2017.04.008

# 飞机载体的杆臂效应对 GPS 测速精度的影响

黄雪妮<sup>1</sup>, 杨武<sup>2</sup>

(1. 中国飞行试验研究院, 西安 710089; 2. 中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

**摘要:** 杆臂效应是由于测量体的安装位置与运动载体质心不重合而引起的。从理论上分析了杆臂效应产生的原理, 推导得出杆臂效应引起的速度误差公式。通过仿真试验和飞行试验数据分析了飞机载体不同运动状态下, 杆臂效应对 GPS 速度测量精度的影响。通过对杆臂误差补偿后, GPS 测速精度得到很大提高。在惯导系统飞行试验中引入该方法, 可以科学合理地给出系统试飞评定结果。

**关键词:** 杆臂效应; GPS 测速精度; 误差补偿

中图分类号: V241

文献标志码: A

文章编号: 2095-8110(2017)04-0057-04

## The Aircraft's Lever Arm Effect Impact on the Accuracy of GPS Speed

HUANG Xue-ni<sup>1</sup>, YANG Wu<sup>2</sup>

(1. China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China; 2. AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** Lever-arm effect is caused by the noncoincide of the measuring body's mounting position and the center of mass of the moving body. This paper theoretically analyzes the principle of the lever arm effect, deduced speed error formula produced by lever arm effects. The simulation results and the flight test data are both analyzed how the impact of the lever arm effect on the measurement accuracy of GPS speed, while the aircraft on different movements. Through error compensation, GPS speed measurement accuracy is greatly improved. This compensation method can be used to inertial navigation systems and related subjects' flight test.

**Key words:** Lever-arm effect; The accuracy of GPS speed; Error compensation

### 0 引言

随着航空工业的不断发展, 战斗机的作战性能不断地提高。新型战机要求飞机在各种运动状态下都能进行武器投放, 且精度达到最高。这样就对惯性导航系统的动态精度提出了更高的要求。那么就要考虑如何在机动条件下对惯导系统的精度进行考核评价。

惯导系统的试飞鉴定都是采用比对法。即以飞机上加装 GPS 输出为基准, 分别计算惯导系统的速度、位置精度。但机动状态下杆臂效应使得 GPS

测量误差变大<sup>[1-4]</sup>。如果不消除杆臂误差, 那么飞行试验中给出的惯导系统试飞结果不准确, 甚至可能会得出精度不达标结论。因此文中主要研究杆臂效应对 GPS 测速精度的影响及其误差补偿方法, 为后续开展惯导系统鉴定试飞奠定基础。

### 1 杆臂效应产生原理

如图 1 所示,  $O_i X_i Y_i Z_i$  为惯性坐标系 ( $i$  系),  $O_b X_b Y_b Z_b$  为与飞机载体固连的机体坐标系 ( $b$  系)。2 个坐标系原点间距离记为  $R_0$ ,  $P$  点为 GPS 天线在机体坐标系中的安装位置, 它在惯性坐标系和机

收稿日期: 2016-05-05; 修订日期: 2016-06-27

作者简介: 黄雪妮(1986-), 女, 工程师, 主要从事航空电子系统试飞研究工作。E-mail: huangxueni.1986@163.com

体坐标系中的长度分别记为: $R_p$ 和 $r_p$ 。则具有如下关系

$$R_p = R_0 + r_p \quad (1)$$

在惯性坐标系中对式(1)求时间的微分,并将其投影到机体坐标系,得到

$$\frac{dR_p}{dt} \Big|_i^b = \frac{dR_0}{dt} \Big|_i^b + \frac{dr_p}{dt} \Big|_i^b \quad (2)$$

根据哥氏定理

$$\frac{dr_p}{dt} \Big|_i^b = \frac{dr_p}{dt} \Big|_b + \omega_{ib}^b \times r_p \quad (3)$$

有

$$\frac{dR_p}{dt} \Big|_i^b = \frac{dR_0}{dt} \Big|_i^b + \frac{dr_p}{dt} \Big|_b + \omega_{ib}^b \times r_p \quad (4)$$

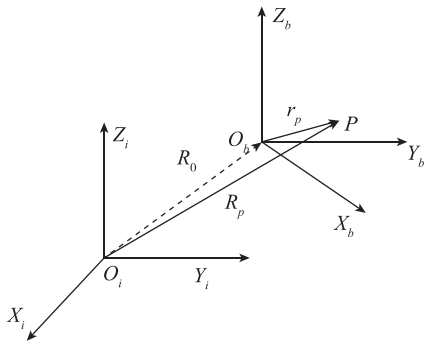


图1 杆臂效应产生原理图

Fig. 1 The schematics of lever-arm effect generated

理想情况下, GPS 天线应该安装在飞机的质心即坐标原点  $O_b$  处。此处, GPS 测量的相对于惯性空间的速度为  $\frac{dR_0}{dt} \Big|_i^b$ 。但实际应用中, GPS 天线通常安装在飞机外部蒙皮上, 存在杆臂长度  $r_p$ 。GPS 实际测量的相对于惯性空间的速度为  $\frac{dR_p}{dt} \Big|_i^b$ 。因此由杆臂长度  $r_p$  引起的速度测量误差可表示为

$$\begin{aligned} \delta v^b &= \frac{dR_p}{dt} \Big|_i^b - \frac{dR_0}{dt} \Big|_i^b \\ &= \frac{dr_p}{dt} \Big|_b + \omega_{ib}^b \times r_p \end{aligned} \quad (5)$$

由于 GPS 天线固连在飞机外部, 因此  $\frac{dr_p}{dt} \Big|_b = 0$ , 那么有如下公式

$$\delta v^b = \omega_{ib}^b \times r_p \quad (6)$$

将式(6)转换到导航坐标系( $n$ 系)下得到杆臂效应引起的速度误差在导航坐标系中的表达式如下

$$\delta v^n = C_b^n (\omega_{ib}^b \times r_p) \quad (7)$$

## 2 试验与结果分析

### 2.1 仿真试验与结果分析

飞机在飞行过程中同时具有线运动和角运动。为了分析飞机在角运动和线运动两种不同运动状态下, 杆臂效应引起 GPS 测量速度误差的差异, 分别对飞机的角运动和线运动进行仿真<sup>[6]</sup>。

首先对飞机角运动状态进行仿真。假设飞行过程中飞机姿态的变化规律为: 航向角  $\psi = A \cos(\omega_A t)$ , 横滚角  $\gamma = B \sin(\omega_B t)$ , 俯仰角  $\theta = 0$ 。其中,  $A = 10^\circ$ ,  $\omega_A = 0.126 \text{ rad/s}$ ,  $B = 30^\circ$ ,  $\omega_B = 0.157 \text{ rad/s}$ 。GPS 天线安装位置相对于飞机质心的杆臂长度为:  $r_p = [0.5 \ 3.5 \ 2.5] \text{ (m)}$ , 该运动状态下杆臂效应引起的速度误差曲线如图 2 所示。

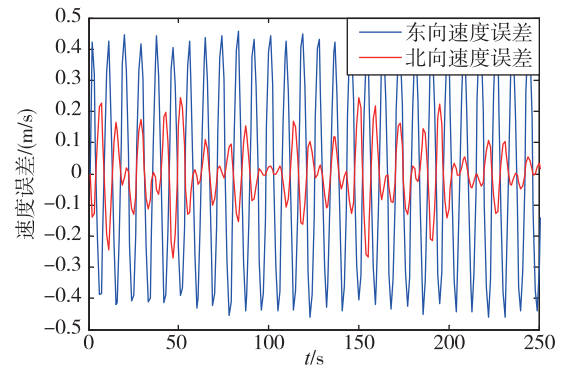


图2 杆臂效应引起的 GPS 速度误差曲线图(角运动)

Fig. 2 GPS velocity error curve which caused by lever-arm effect (angular movement)

其次对飞机线运动状态进行仿真。假设飞机线运动条件如下:

起始位置: 纬度 =  $34.65^\circ$ , 经度 =  $109.257^\circ$ ;

飞行高度: 8000m;

飞行速度: 540km/h(地速);

飞机姿态: 俯仰角 =  $0^\circ$ , 横滚角 =  $0^\circ$ , 航向角 =  $45^\circ$ 。

飞机在该运动状态下稳定飞行 10min。飞行过程中杆臂效应引起的 GPS 速度误差如图 3 所示。

从图 2 可以看出角运动过程中, 杆臂效应引起的东向速度误差最大值为 0.45m/s, 北向速度误差最大值为 0.25m/s。图 3 中显示, 飞机线运动过程中由杆臂效应引起的速度误差在  $10^{-4}$  量级。因此线运动情况下可以忽略杆臂效应对 GPS 测速精度的影响。而角运动过程中, 杆臂效应引起的速度误差与 GPS 测

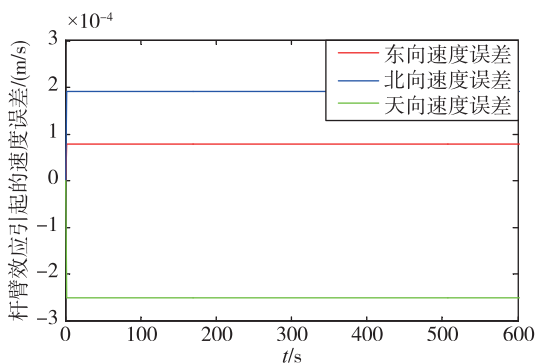


图 3 杆臂效应引起的 GPS 速度误差曲线图(线运动)

Fig. 3 GPS velocity error curve which caused by lever-arm effect (line movement)

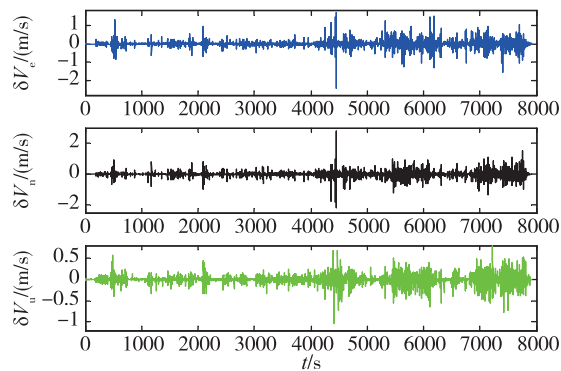


图 5 飞行过程中杆臂效应引起的速度误差曲线图

Fig. 5 Speed error curve caused by the lever-arm effect during flight

速精度(GPS 测速精度为 0.3m/s)量级相同。

### 2.2 飞行试验与结果分析

我们选取具有典型代表的国产新支线 ARJ-700 飞机为试验对象。该飞机上机载 GPS 天线安装在飞机机头稍靠后的位置,杆臂长度为  $r_p = [0.5 \ 20 \ 4.5]$ (m)。飞机飞行整个起落过程中机体三轴角速率曲线如图 4 所示。整个过程中杆臂效应引起的 GPS 速度误差曲线如图 5 所示。从图 5 中看出 3 个方向速度误差变化规律相同。2 个水平方向速度误差最大值超过 2m/s。在 5400~6200s、7000~8000s 之间,3 个方向速度误差值比较大,在对应时间段内,机体三轴角速率输出值也比较大。

图 6 所示为截取 2650~2820s 时间段内机体三轴角速率曲线图和杆臂效应引起的速度误差曲线图。从图 6 中更能清晰地看出,当机体角速率接近于零时,杆臂效应引起的速度误差很小,而当角速率值比较大,即飞机角运动比较大时,杆臂效应引起的 GPS 测速误差较大,图中最大值可达到 0.3m/s。

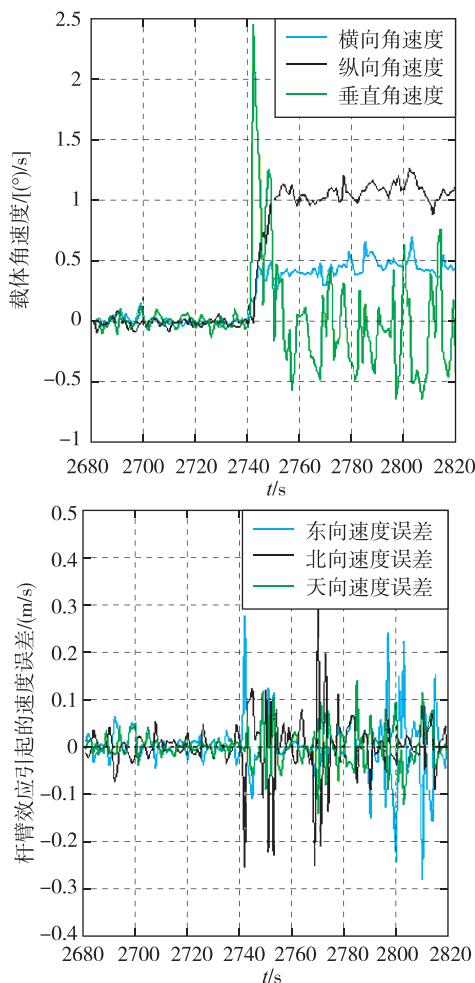


图 6 局部放大图

Fig. 6 Enlarged view

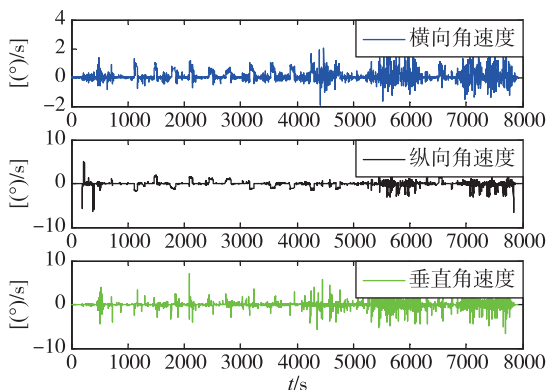


图 4 飞行过程中机体三轴角速率曲线图

Fig. 4 Flight body triaxial angular rate graph

由以上分析可以看出,飞行试验结果与仿真结果一致。当载体只存在线运动时,杆臂效应引起的 GPS 测速误差很小,当载体同时具有角运动时,杆臂效应引起的 GPS 测速误差比较大,该误差与 GPS 测量速度精度量级相同,实际使用中不能忽略。

### 3 杆臂效应误差补偿及结果分析

如果已知飞机的三轴角速度、杆臂长度以及飞机的姿态角和真航向,便可根据式(7)计算出杆臂效应引起的 GPS 速度误差在导航坐标系中的大小。根据该值即可对 GPS 的速度进行修正。具体计算流程图如图 7 所示。

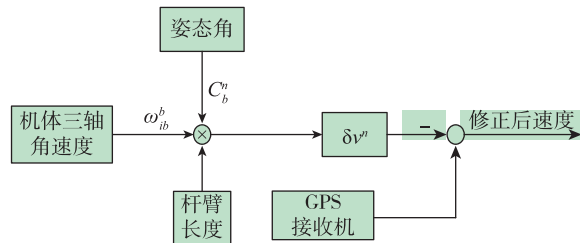


图 7 修正算法流程图

Fig. 7 Correction algorithm flowchart

需要引入基准数据来验证杆臂效应补偿的效果。目前飞机上的机载设备只有惯导系统能够实时计算并输出飞机的速度信息。因此选取飞机上已有的惯性/卫星组合导航系统输出地速作为基准值来计算杆臂效应补偿前后 GPS 的速度精度。该惯性/卫星组合导航系统也并非安装在飞机质心处,但其已经对杆臂误差进行了补偿,并经过试飞鉴定各项指标合格。

对前面飞行试验中的 GPS 速度进行杆臂效应误差补偿。分别将补偿前、补偿后的 GPS 速度(合成地速)与载机上的惯性/卫星组合导航系统输出的地速相比。2680~2820s 时间段内补偿前后 GPS 的速度误差如图 8 所示。

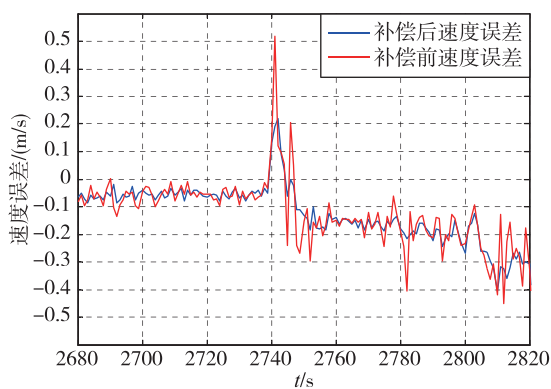


图 8 杆臂误差修正前后曲线图

Fig. 8 Graph before and after error correction

从图 8 中可以看出,2680~2740s 间对应飞机的线运动状态,补偿效果不是很明显,而 2740~2820s 间对应飞机角运动,对杆臂误差的补偿效果是比较明显的。对整架次的数据进行计算,补偿前 GPS 速度精度为 0.4171m/s(RMS),补偿后的 GPS 速度精度为 0.2215m/s(RMS)。从该数据也可以看出,对杆臂效应补偿后 GPS 的精度提高了近 50%。

为什么还有剩余 50% 的误差没有补偿,这是因为:1)当飞机由稳定飞行改为机动飞行后,GPS 捕获的卫星源及卫星数目都将会发生改变,这也必将引起 GPS 接收机解算位置和速度精度变差。2)作为基准的惯性/卫星组合导航系统即便各项指标满足要求,输出的地速也是存在误差的。

### 4 结束语

文中分析了飞机载体不同运动方式对杆臂效应大小的影响,以国产新支线 ARJ-700 飞机为典型试验对象,分析了杆臂效应对其加装 GPS 精度的影响,通过对杆臂误差修正补偿,GPS 测速精度得到了较大提高。仪表着陆系统、微波着陆系统、雷达和光电探测等科目试飞中也存在杆臂效应,因此文中的补偿方法也可用于这些科目的试飞中,科学、合理地给出试飞考核结果。

### 参考文献

- [1] Hung J C, Hunter J S, Stripling W W, et al. Size effect on navigation using a strapdown IMU [R]. U. S. Army Missile Research and Development Command, 1979.
- [2] 丛佃伟,许其凤. GNSS 动态定位性能评价研究现状与进展[J]. 导航定位学报, 2016, 4(2): 1-5.
- [3] 江红,张炎华,赵忠华. 捷联惯性导航系统传递对准的杆臂效应分析 [J]. 中国造船, 2006, 47(4): 71-75.
- [4] 高青伟,赵国荣,王希彬,等. 传递对准中载舰挠曲变形和杆臂效应一体化建模与仿真[J]. 航空学报, 2009, (30)11: 2172-2177.
- [5] He X F, Liu J Y. Analysis of lever arm effects in GPS/IMU integration system [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2002, 19(1): 59-64.
- [6] 李江华. 航空重力测量系统中杆臂效应误差补偿技术[D]. 长沙:国防科技大学, 2009.