

惯导系统航迹误差与真航向误差相关性研究

雷德社,黄雪妮,刘海涛

(中国飞行试验研究院,陕西 西安 710089)

摘要:为了寻找一种新的评定飞行试验中真航向精度的方法,文中采用全球定位系统(GPS)作为参考基准,以两套不同型号的惯导系统作为试验对象,通过飞行试验研究惯导系统航迹误差与真航向误差的相关性。试验数据及分析结果表明,采用航迹误差间接评定真航向精度是可信的。

关键词:惯导系统;航迹误差与真航向误差相关性;研究;试验。

中图分类号:TN965;V249.32

文献标识码:A

Research on Correlations Between Track Error and True Heading Error of INS

LEI Deshe, HUANG Xueni, LIU Haitao

(China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to find a new method of evaluating the true heading accuracy in flight test, by using the global positioning system(GPS) as a reference, two different types of inertial navigation system as experiment objects, the correlation between the track error and the true heading error of inertial navigation system(INS) has been researched through the flight test. Test data and analysis results show that the use of track error to assess the true heading accuracy indirectly is credible.

Key words: inertial navigation system (INS); the relationship between track error and heading error; research; test

0 引言

随着惯性技术的不断发展,惯导系统(INS)的精度越来越高,对惯导系统飞行试验鉴定的技术难度越来越大,其中评定惯导系统真航向精度是一项突出的难题。为此,寻求和探索评定真航向精度的方法和技术成为从事航空惯导系统飞行试验研究的重要关注点^[1-5]。本文在分析了惯导系统航迹误差与真航向误差之间的相关性的基础上,描述了用飞行试验手段,对真实惯导系统的航迹误差和真航向误差进行的测试和分析。将两套惯导系统和全球定位系统(GPS)加装于同一架飞机上,同步测试记录它们的输出数据,用GPS数据作为基准,实时计算两套惯导系统的误差,通过多架次的飞行试验数据,研究分析真实情况下惯导系统航迹误差与真航向误

差的相关性及量值关系。藉此试验研究,探知真实惯导系统相关参数误差的工程经验数据,探索评定惯导系统真航向精度的间接方法,为惯导系统的工程应用和研究积累资料。

1 惯导系统航迹误差与真航向误差相关性分析

飞机飞行航迹是飞机地速矢量的水平投影与地理真北的夹角,因此是地速北向分量与东向分量的函数。惯性导航系统测速是通过惯性平台坐标系中加速度计的输出进行积分而实现的。按照惯导系统的力学编排^[1],惯导系统在地理坐标系中的地速矢量与在平台坐标系中的地速矢量和平台方位角的关系式为

$$\begin{bmatrix} V_E \\ V_N \\ V_U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha + \phi_z) & -\sin(\alpha + \phi_z) & 0 \\ \sin(\alpha + \phi_z) & \cos(\alpha + \phi_z) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_x^b \\ V_y^b \\ V_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_x^b \cos(\alpha + \phi_z) - V_y^b \sin(\alpha + \phi_z) \\ V_x^b \sin(\alpha + \phi_z) + V_y^b \cos(\alpha + \phi_z) \\ V_z^b \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: α 为理想平台坐标系与地理坐标系之间的夹角; ϕ_z 为平台方位误差角; V_E 、 V_N 、 V_U 为地理系速度

收稿日期:2013-02-27

作者简介:雷德社(1956-),男,陕西人,研究员,主要从事机载航电系统试飞的研究。

矢量; V_x^b 、 V_y^b 、 V_z^b 为平台坐标系速度矢量。图 1 为地理系速度矢量与平台系速度矢量关系图。图中,下标 h 为机体坐标系, T 为理想平台坐标系, p 为真实平台坐标系, ψ 为飞机真航向。

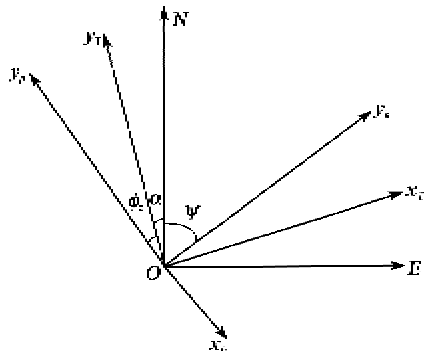


图 1 地理系速度矢量与平台系速度矢量关系图

式(1)表明,地理坐标系中的地速东向和北向矢量与平台方位误差角有直接关系,平台方位角误差与真航向误差完全等效,真航向误差会直接影响到地速的东向和北向矢量,进而引起飞机飞行航迹误差,因此通过惯导系统的航迹误差可间接地验证真航向精度。

飞机航迹角按照速度矢量数据来源的不同分别计算,即分别用 GPS 速度矢量和两套惯导系统各自的速度矢量计算各自的航迹角。差分 GPS 速度精度远高于惯导的精度,因此用 GPS 的航迹角作为基准来计算惯导系统的航迹角的误差。用两套惯导输出真航向的均值作为真航向“真值”,分别计算两套惯导系统的真航向误差。计算出航迹角误差与真航向误差后即可计算航迹误差与真航向误差的相关差。通过统计分析,得出惯导系统的航迹误差、真航向误差及航迹误差与真航向误差相关差的量值及量值关系。

2 飞行试验

2.1 试验条件

1) 飞行载体。飞行载体为某型号飞机。飞行高度范围为 0~13 000 m;飞行速度(指示空速)范围:400~1 000 km/h。

2) 测试记录设备。测试基准设备采用机载型差分 GPS,速度范围:0~500 m/s,速度精度:0.02 m/s;定位精度:3~5 m。测试记录设备采用机载型数据采集记录系统。

3) 试验对象。试验对象为两套性能指标相当的不同型号捷联惯导系统,安装于同一架飞机上。

其性能指标:位置精度(CEP)为 0.8 n mile/h;速度精度(RMS)为 0.8 m/s;姿态精度(1σ): 0.05° ;真航向精度(1σ): 0.1° 。

2.2 试验方法

1) 飞行方法。考虑到在不同航线飞行过程中惯导系统误差特性不同,试验中设计了东-西航线、南-北航线和任意航线 3 种航线;飞行状态主要以本试验机的巡航高度和巡航速度状态为主。

2) 测试参数。飞行试验过程中同步采集记录测试系统的时标信息,GPS 输出信息和两套惯导系统(分别记为 INS1、INS2)输出信息,测试参数如表 1 所示。

表 1 测试参数表

信号源	参数名	范围
GPS	卫星时间/ms	—
	即时纬度/ $^\circ$	± 90
	即时经度/ $^\circ$	± 180
	东向速度/(m/s)	± 500
	北向速度/(m/s)	± 500
	天向速度/(m/s)	± 100
INS1/INS2	东向速度/(m/s)	± 500
	北向速度/(m/s)	± 500
	天向速度/(m/s)	± 100
	真航向/ $^\circ$	0~360
	俯仰角/ $^\circ$	-90~90
	横滚角/ $^\circ$	-180~180

3) 参数计算。分别用 GPS 和两套惯导系统输出的速度矢量计算各自的航迹角 GPS_Trk 、 $IN1_Trk$ 和 $IN2_Trk$:

$$Trk = \arctan(V_E/V_N) \quad (2)$$

a. 以 GPS 航迹为参考基准,分别计算惯导 1 航迹误差 A 和惯导 2 航迹误差 B :

$$A(B) = IN1_Trk(IN2_Trk) - GPS_Trk \quad (3)$$

b. 取两套惯导系统输出的真航向均值作为参考基准,分别计算惯导 1、2 的真航向误差 C 和 D :

$$C(D) = IN1_H(IN2_H) - \frac{1}{2}(IN1_H + IN2_H) \quad (4)$$

c. 分别计算惯导 1、2 的航迹误差与真航向误差的相关差 E 和 F :

$$E = A - C \quad (5)$$

$$F = B - D \quad (6)$$

4) 试验数据统计分析。

a. 按照拉伊达准则(3σ 准则)分架次、分别对惯

导1、2的航迹误差、真航向误差数据进行奇异值剔除。

b. 分架次、分航段分别统计惯导1、2的航迹误差、真航向误差和相关差的平均值和均方差值。

3 试验结果分析与试验结论

3.1 试验结果分析

图2为惯导1、2在典型航段上的误差曲线图,表2为对两套惯导在典型航段上的试验结果的统计。

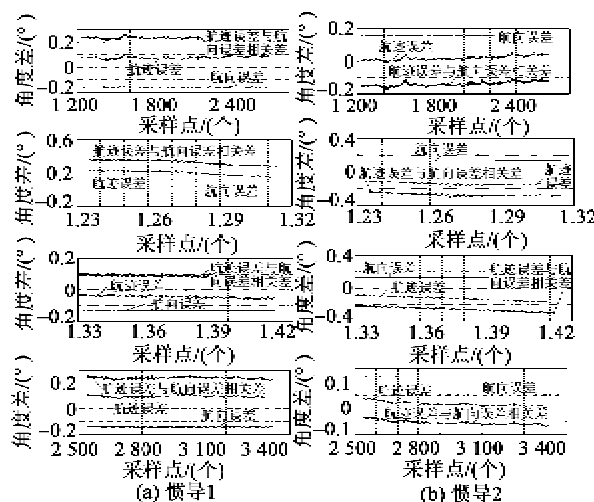
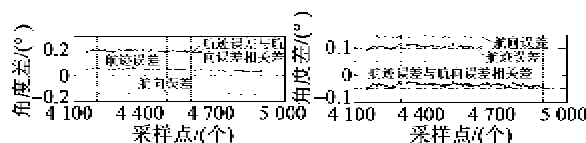


图2 惯导1、2典型航段误差曲线图

表2 试验结果统计

试验对象	架次序号	试验状态	飞行时间/min	航迹误差/(°)		真航向误差/(°)		相关误差/(°)	
				平均值	均方差(1σ)	平均值	均方差(1σ)	平均值	均方差(1σ)
INS1	1	90°航迹	12.6	-0.159 1	0.056 2	-0.160 8	0.000 8	0.001 7	0.056 6
		-90°航迹	17.9	-0.134 5	0.026 7	-0.155 0	0.001 9	0.020 5	0.026 0
	2	0°航迹	26.4	-0.176 4	0.046 8	-0.170 7	0.000 8	-0.005 7	0.047 2
		180°航迹	24.5	-0.331 8	0.048 1	-0.166 3	0.000 9	-0.165 6	0.048 5
	3	28°航迹	1.7	0.053 7	0.012 3	-0.154 6	0.002 7	0.208 3	0.012 3
		37°航迹	5.9	0.077 3	0.008 8	-0.159 6	0.001 0	0.236 9	0.008 5
		47°航迹	5.7	0.011 2	0.024 8	-0.155 9	0.001 9	0.167 1	0.024 5
		-142°航迹	4.6	-0.122 0	0.010 3	-0.157 9	0.000 8	0.035 9	0.010 0
INS2	1	90°航迹	12.6	-0.313 8	0.017 9	0.160 8	0.000 8	-0.474 6	0.017 6
		-90°航迹	17.9	-0.002 7	0.035 4	0.155 0	0.001 9	-0.157 8	0.034 5
	2	0°航迹	26.4	-0.148 9	0.032 9	0.170 7	0.000 8	-0.319 5	0.033 4
		180°航迹	24.5	-0.247 8	0.109 2	0.166 3	0.000 9	-0.414 0	0.099 4
	3	28°航迹	1.7	0.180 9	0.012 6	0.154 6	0.002 7	0.026 3	0.013 2
		37°航迹	5.9	0.020 7	0.012 7	0.159 6	0.001 0	-0.138 8	0.013 1
		47°航迹	5.7	-0.067 6	0.035 4	0.155 9	0.001 9	-0.223 5	0.035 8
		-142°航迹	4.6	-0.317 2	0.018 8	0.157 9	0.000 8	-0.475 2	0.018 6

由图2、3可看出,惯导系统的航迹误差曲线与真航向误差曲线间存在固定偏差,这是由惯导系统航向轴相对于飞机纵轴的安装偏角引起的;惯导1的航迹误差与真航向误差的差值与惯导2的航迹误差与真航向误差的差值相比,两者的极性相反,即说明两套惯导系统的航向轴偏离飞机纵轴的方向相反。惯导系统的航迹误差与真航向误差的量值大小有差异,航迹误差大于真航向误差,但两者之差在直线飞行航段上呈一个变化很小的小量级数值(小于0.1°),这反映两者间的相关特性。通过两套惯导系统试验结果统计数据可看出,惯导系统的航迹精度为0.1°量级,真航向精度为0.005°量级,航迹误差

与航向误差的相关差为0.1°量级。

3.2 试验结论

通过上述试验结果分析可得结论:

1) 惯导系统的安装误差以系统误差属性体现在航迹误差中。

2) 惯导系统的航迹误差与真航向误差之间具有相关特性,目前国内现实航空惯导系统的航迹误差与真航向误差的相关误差不大于0.1°。

3) 惯导系统的航迹误差比真航向误差大1个数量级,因此用航迹误差间接评定真航向精度是可信的。

4 结束语

飞行试验是惯导系统最真实、最有效的试验环境,是进行惯导系统技术研究的重要手段和资源。本试验结果为惯导系统相关技术研究奠定了基础,对开展惯导系统的工程应用技术研究具有开创性意义。

参考文献:

[1] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006.

[2] 刘建业, 华冰, 赖际舟, 等. 基于安装方式激励的捷联惯导在线标定算法研究及仿真分析[J]. 仪器仪表学报, 2008, 29(12): 2515-2520.

LIU Jianye, HUA Bing, LAI Jizhou. Research and simulation analysis of on-line SINS calibration method based on stimulation of installation[J]. Journal of Sci-

entific Instrument, 2008, 29(12): 2515-25.

[3] BEN Yueyang, CHAI Yongli, GAO Wei. Analysis of error for a rotating strap-down inertial navigation system with fibro gyro[J]. Journal of Marine Science and Application, 2010(3): 419-424.

[4] 黄显亮, 张晓伟, 王立强. 捷联惯性导航系统安装误差分析[J]. 舰船电子工程, 2010, 11(30): 75-77.

HUANG Xianliang, ZHANG Xiaowei, WANG Liqiang. Research on installation error in SINS[J]. Ship Electronic Engineering, 2010, 11(30): 75-77.

[5] 冯为荣, 王俊璞, 田蔚凤. 飞机飞行轨迹仿真系统设计与实现[J]. 计算机仿真, 2010, 12(27): 47-64.

FENG Weirong, WANG Junpu, TIAN Weifeng. Design and implementation of flight track simulation system [J]. Computer Simulation, 2010, 12(27): 47-64.

(上接第 823 页)

[7] 韩军良, 葛升民, 沈毅. 数字闭环光纤陀螺建模与仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(4): 833-836.

HAN Junliang, GE Shengmin, SHEN Yi. Research on modeling and simulation of digital closed-loop FOG [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(4): 833-836.

[8] BIELAS M S. Stochastic and dynamic modeling of fiber gyros[J]. SPIE, 1994, 2292: 240-254.

[9] 吴衍记, 刘淑荣. 数字闭环光纤陀螺频率特性分析与测试[J]. 中国惯性技术学报, 2008, 16(6): 730-734.

WU Yanji, LIU Shurong. Testing and analyzing for frequency characteristics of digital closed-loop FOG [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2008, 16(6): 730-734.

[10] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京: 科学出版社, 2002.

[11] 杨光, 黄俊斌, 顾宏灿, 等. 低频光纤 Bragg 光栅加速度传感器实验[J]. 四川兵工学报, 2011(7): 99-101.

YANG Guang, HUANG Junbin, GU Hongcan, et al. Experimental research of low frequency fiber Bragg grating accelerometer [J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2011(7): 99-101.

[12] 杨峰, 刘进江. 基于 LMS 的光纤陀螺数据处理[J]. 重庆工学院学报: 自然科学版, 2009(10): 136-140.

YANG Feng, LIU Jinjiang. Based on LMS optical fiber top data processing research [J]. Journal of Chongqing Institute of Technology: Natural Science, 2009(10): 136-140.

(上接第 828 页)

[6] 中华人民共和国国家军用标准. GJB 2426A-2004[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2004.

[7] 石国祥, 陈坚, 叶军, 等. 光纤陀螺温度影响的非线性综合误差补偿[J]. 四川兵工学报, 2011(3): 76-78.

SHI Guoxiang, CHEN Jian, YE Jun, et al. Affects of temperature nonlinear comprehensive error compensation for fiber optic gyro [J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2011(3): 76-78.

[8] 杨峰, 刘进江. 基于 LMS 的光纤陀螺数据处理[J]. 重庆工学院学报: 自然科学版, 2009(10): 136-140.

YANG Feng, LIU Jinjiang. Based on LMS optical fi-

ber top data processing research [J]. Journal of Chongqing Institute of Technology: Natural Science, 2009(10): 136-140.

[9] 范振军. 多路三轴光纤陀螺自动化测试系统设计与实现[J]. 电子科技, 2012, 25(2): 82-85.

FAN Zhenjun. Design and implementation of multi-channel automated test system for three-axis fiber optic gyroscopes [J]. Electronic Sci. & Tech, 2012, 25(2): 82-85.

[10] 张金保. 三轴分时调制光纤陀螺动态特性自主测试方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008.