

GPS 干扰欺骗信号对 FMS 导航安全性影响的测试分析

马航帅, 王丹, 孙晓敏
(航空电子系统综合技术重点实验室, 上海 200233)

摘要: 对于民用飞机来说, 安全性是最重要的。飞行管理系统是保障民用飞机飞行安全的重要机载设备, 面对 GPS 的干扰和欺骗, 飞机能否在指定空域中安全有效飞行, 很大程度上取决于飞行管理系统的导航安全性。以国外某飞行管理系统为被测对象, 建立测试平台, 利用 GPS 干扰欺骗信号对飞行管理系统的导航功能安全性进行实验和分析, 为研发飞行管理系统时提高安全性提供理论基础和技术支持。

关键词: 飞行管理系统; GPS; 安全性; 干扰欺骗

中图分类号: V249.32; TN965.8 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)11-0057-05

Test Analysis to Effect of GPS Deception Jamming Signals on Safety of FMS Navigation

MA Hang-shuai, WANG Dan, SUN Xiao-min
(Key Laboratory of Science and Technology on Avionics Integration Technologies, Shanghai 200233, China)

Abstract: To civil aircrafts, safety is the most important. The Flight Management System (FMS) is an airborne equipment essential to guarantee the flight safety of the civil aircraft. Under the deception jamming to GPS, the safety of the FMS navigation determines whether the aircraft can fly safely in the designated airspace or not. Taking a certain foreign FMS as the object for test, we established a test platform and made experiments to study the effect of GPS deception jamming signals on FMS navigation safety. The study supplies a basis and technical support for improving the safety level in FMS development.

Key words: flight management system; GPS; safety; deception jamming

0 引言

民用飞机总的要求是安全、舒适、经济、环保, 其中安全始终是第一位。当今, 民用飞机设计要求越来越高, 设备和系统朝着多功能化、自动化方向发展, 系统组成也日趋复杂, 分析系统发生故障后是否影响安全成为迫切需要解决的难题^[1]。

飞行管理系统(FMS)是保障飞机飞行安全的重要机载设备之一, 它的工作是否良好, 可靠程度的高低, 直接影响着飞机的飞行安全, 因此对飞行管理系统进行安全性测试和分析就成为了民用飞机系统安全性评估的一项重要内容^[2]。

目前, 基于 FMS 导航功能计算的位置对飞机的飞行进行引导, FMS 位置是根据 GPS、惯性基准系统(IRS)、大气机(ADC)等多传感器的输入进行综合确定

的^[3]。在这些导航设备中, GPS 最容易受到干扰和欺骗^[4-5], 若 GPS 信息被无意或人为操纵进行干扰和欺骗, 是否会被引入 FMS, 进而实现对飞行员的“欺骗”, 使飞机偏离预定航线飞行, 最终导致灾难发生呢?

本文借鉴现有国内外的研究成果, 以国外某个 FMS 设备为被测对象, 搭建测试平台, 通过对 GPS 干扰和欺骗信号的仿真, 对 FMS 的导航功能安全性进行实验和分析, 并指出了在自主开发 FMS 时应该注意的安全性设计问题。

1 FMS 系统导航功能

飞行管理系统是机载航电系统的核心设备之一, 它是基于多传感器的导航系统, 能够提供飞行计划管理、性能管理和飞行制导功能。它与显示系统、自动驾驶仪、自动油门系统、传感器等交联, 通过组织、协调、综合这些系统的功能和作用, 完成沿着预定计划从起飞到降落的自动飞行过程, 满足飞机高性能、高安全性和自动化飞行的要求。飞行管理系统综合飞行和导航

系统的信息,经过功能决策处理,向驾驶员、自动驾驶仪/自动油门发出制导指令,控制飞行速度和航迹,保证飞机在一定的外界环境下(如风和其他干扰)和空中交通管制环境中沿最优航迹飞行。

本文研究的国外某 FMS 设备是经过 FAA 和 EA-SA 适航认证的多用途飞行管理系统产品,适用于民用支线飞机、直升机及军用运输机等,它提供导航、飞行计划、水平和垂直制导、性能预测、人机接口以及导航数据库的管理功能。导航功能是 FMS 的基本功能,它为飞机提供当前飞行状态的最佳估计。FMS 是基于多传感器的导航,这些导航源传感器包括 ADS, IRS, GPS 等。FMS 运用传感器精度数据、传感器原始数据以及当前条件信息,选出定位传感器的最佳组合以减少位置测定误差,提供估计飞机位置和速度的最佳解决方案,最终满足区域导航所需的导航性能^[6-7]。

该 FMS 在进行导航过程中,采用基于多导航源的最佳计算位置(BCP)作为 FMS 位置引导飞行。BCP 位置在计算时使用不同导航源提供的估计误差作为权重,通过特定的滤波器完成位置的综合计算。其中,用于 BCP 计算的导航源有:1) 所选择一侧的 GPS;2) 所选择一侧的 HYB(IRS/GPS 组合);3) 所选择一侧的 IRS;4) 航位推算系统,利用真空速、航向和风信息进行位置的推算。

如果没有人工选择,则 FMS 默认选择同侧的导航源。

2 实验设计

2.1 测试方法

对 FMS 导航功能安全性实验的方法是:在搭建的 FMS 安全性实验平台上进行测试,首先在 MCDU(多功能控制显示单元)上制定飞行计划,启动飞行仿真和导航传感器仿真,然后在 GPS 数据仿真过程中进行不同类型的干扰和欺骗信号注入,包括 GPS 精度下降、GPS 可见星少于 4 颗、GPS 不满足 RAIM(接收机自体完好性监控)完好性以及 GPS 被缓慢欺骗等情况,在 MCDU 和 ND 上观察 FMS 位置变化情况,存储飞行仿真理想轨迹、导航传感器数据、FMS 计算的位置数据,以飞行仿真理想轨迹为基准,利用 Matlab 绘图分析 FMS 位置是否受到 GPS 干扰和欺骗信号的影响。

2.2 实验平台工作原理

FMS 实验平台以国外某 FMS 设备为核心,包括 FMM 核心处理机以及 MCDU 多功能控制显示器。外围仿真实验平台包括飞行仿真模块、导航传感器仿真模块、视景模块、PFD/ND1 模块、PFD/ND2 模块以及数字地图模块,系统互联如图 1 所示。

平台工作原理:飞行仿真模块动态模拟飞机的飞行

过程,根据飞机模型建立和接收 FMS 飞行引导指令实现飞行参数动态仿真,产生飞机的位置、速度、姿态等动态参数,并作为理想飞行参数通过网络发送到其他系统;导航传感器仿真模块接收理想的飞行参数,根据 IRS, GPS, HYB(IRS/GPS 组合), ADC 等导航传感器误差模型实现各个导航传感器参数的仿真;FMM 核心处理机根据 MCDU 设定的飞行计划、性能参数等输入信息,结合导航传感器仿真参数实现飞机的自动飞行,并将控制指令发送给飞行仿真模块用于飞机的引导,同时 FMS 将实时的导航参数和飞行计划在 PFD/ND1, PFD/ND2 以及数字地图上显示;视景模块接收飞行仿真动态参数,实现飞机三维运行轨迹及视景画面的显示。

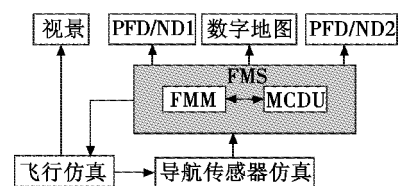


图 1 FMS 实验平台系统互联图

Fig. 1 The FMS experimental platform system

2.3 导航传感器仿真

在 FMS 实验平台中,导航传感器配置为:2 个 GPS、2 个 IRS 和 2 个 ADC,如图 2 所示。在 GPS 仿真过程中,可以通过人机界面注入干扰信号和欺骗信号,实现对 GPS 在干扰和欺骗情况下的参数仿真。IRS 仿真器不仅能够实现纯 IRS 仿真,同时还可根据接收到的 GPS 数据进行 IRS/GPS 组合导航,输出 HYB 仿真数据。其中,在进行 IRS/GPS 组合导航时,IRS 能够对 GPS 位置偏差较大的量测信息进行检测,而不使用 GPS 量测信息进行滤波,仅使用时间更新的滤波方式,因此,具有对 GPS 突变误差进行故障隔离的功能^[8-9]。

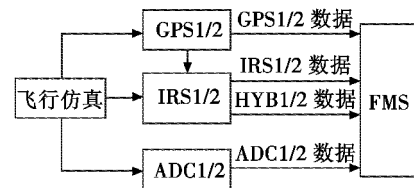


图 2 导航传感器仿真结构图

Fig. 2 Navigation sensor simulation structure

2.4 测试实验设计

利用自行编写的导航传感器仿真软件,通过对 GPS 仿真过程中注入干扰和欺骗信号,对 FMS 导航功能安全性进行测试。

测试实验步骤设计如下。

1) 上电及初始化。首先,打开飞行仿真器,导航传感器仿真器、PFD/ND1, PFD/ND2, 数字地图, 视景; 然后进行 FMS 的 FMM, MCDU 上电启动, 通过 MCDU

加载标准导航数据库,并对位置、重量等信息进行初始化;最后用标准数据库中的机场和航路点生成一条从 ZSPD 到 ZSNJ 的飞行计划:ZSPD→PUD/04→D082L→D081J→C1→D3130→VMB→GS→D126F→ID→ID04→D251M→ID→OM06→06→ZSNJ。

2) 进行 GPS 干扰导致精度下降测试。在 GPS 仿真中加入逐步增大的误差,使 GPS 位置精度可变化步长下降,如定位精度从 0 m 可变化步长下降到 100 m,观测并记录 FMS 的位置变化情况。

3) 进行 GPS 干扰导致可见星少于 4 颗测试。在 GPS 仿真中设置可见星从大于等于 4 颗减小到 4 颗以下,如 3 颗可见星,导致 GPS 位置无效,观测并记录 FMS 的位置变化情况。

4) 进行 GPS 干扰导致 RAIM 不满足完好性测试。在 GPS 仿真中设置 HIL(水平完好性限制)逐渐增大,如从 0.1 n mile 逐渐增大到 6 n mile,大于 2 n mile 后 RAIM 不满足完好性,观测并记录 FMS 的位置变化情况^[10]。

5) 进行 GPS 位置被缓变欺骗测试。在 GPS 仿真中设置 GPS 欺骗后位置与实际飞行路线逐渐偏开一定角度,如经纬度方向分别按一定的漂移率变化,漂移率 5 n mile/h,观测并记录 FMS 的位置变化情况。

3 测试结果分析

为分析 GPS 受干扰和欺骗后 FMS 位置的变化情况,通过 MCDU 位置监视页面查看 FMS, GPS, IRS, HYB 等位置的动态变化情况,同时利用存储的 GPS, IRS, HYB 等各传感器的位置信息、理想飞行航迹信息、飞行计划以及 FMS 位置信息,通过 Matlab 绘图分析 GPS 干扰和欺骗信号对 FMS 位置的影响。下文图中,理想飞机位置用红色实线表示。

3.1 GPS 干扰导致精度下降测试情况

以理想飞行航迹位置为基准,各传感器位置、理想航迹、飞行计划以及 FMS 位置变化情况如图 3 所示,可以看出 FMS 位置与各传感器位置变化趋势一样,飞机沿飞行计划飞行,并且与真实航迹一致,GPS 干扰对 FMS 位置影响不大。

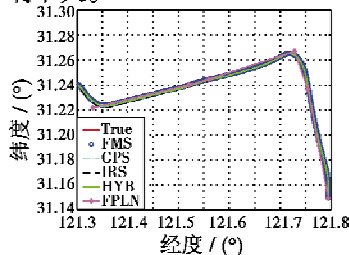


图 3 GPS 精度下降时的测试结果

Fig.3 Test results when the GPS accuracy decreases

为进一步分析位置变化情况,将位置对比曲线在 357 s 附近进行局部放大,见图 4,可以看出 GPS 位置沿真实航迹存在一定的跳变,误差 100 m 左右,HYB 与真实轨迹最接近,IRS 存在一定的漂移,FMS 位置为综合位置,误差在 30 m 以内,GPS 误差对 FMS 位置影响不大。

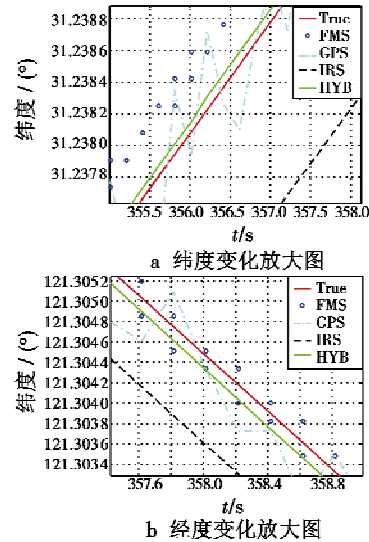


图 4 GPS 精度下降时位置变化放大图

Fig.4 The position variation curve when GPS accuracy decreases

3.2 GPS 干扰导致可见星少于 4 颗测试情况

从 MCDU 位置监视页面可以看出,当 GPS 可见星小于 4 颗后,BCP 位置更新模式显示为 IRS,并不使用 HYB 位置进行更新。各个位置变化情况如图 5 所示。可以看出,飞机沿飞行计划飞行并且与理想轨迹一致,GPS 在 76 s 后位置无效,位置大小保持失效前一刻的值不变,FMS 位置采用 IRS 位置进行更新,不受 GPS 失效影响,与 IRS 保持一致。

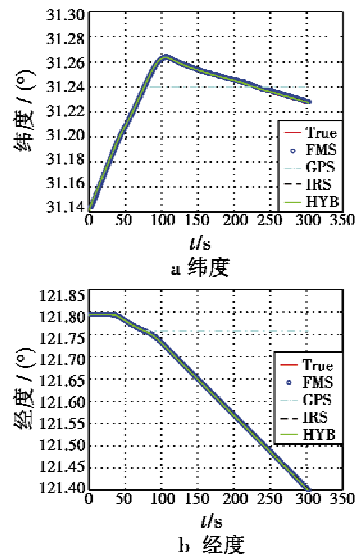


图 5 GPS 可见星变化时位置变化曲线

Fig.5 The position variation curve when GPS visible star changes

3.3 GPS 干扰导致 RAIM 不满足完好性测试情况

当 GPS 的 HIL 值从 0.1 n mile 逐渐增大到 6 n mile 大于 2 n mile 后 RAIM 不满足完好性,此时 BCP 使用 HYB 位置作为主要导航源。各个位置变化情况如图 6 所示,可以看出,GPS 随着 HIL 的逐渐增大,GPS 位置与理想航迹相比也存在较大的跳变,飞机沿飞行计划飞行,FMS 位置不受 GPS 干扰的影响。

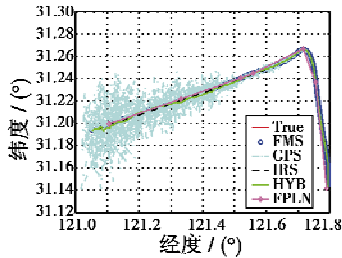


图 6 RAIM 不满足完好性时测试结果

Fig. 6 Test results when GPS does not satisfy the RAIM integrity

将经纬度曲线在 350 s 附近 (此时 HIL 为 3 n mile) 进行局部放大,如图 7 所示,可以看出,GPS 位置存在较大的跳变,误差在 2000 m 左右;由于 HYB 对 GPS 位置测量信息进行隔离,只进行时间更新,所以 HYB 数据不存在跳变,因为没有量测更新,所以滤波结果与理想轨迹存在一定的误差,IRS 存在一定的漂移,又因飞行时间较短,IRS 漂移较少,与真实位置接近,FMS 位置即 BCP 位置在计算过程中主要采用 HYB 位置进行滤波更新,所以不受 GPS 干扰的影响。

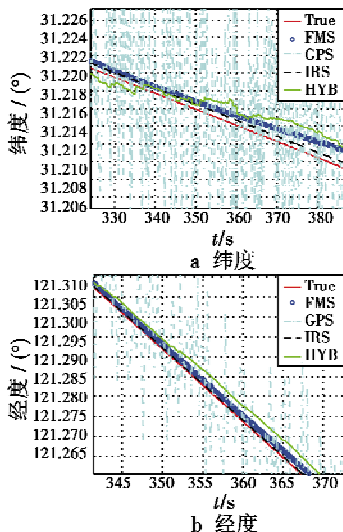


图 7 RAIM 不满足完好性时位置变化放大图

Fig. 7 The position variation amplification when GPS does not satisfy the RAIM integrity

3.4 GPS 位置被缓变欺骗测试情况

从图 8 可以看出,GPS, HYB, FMS 位置与飞行计划一致,但是与理想轨迹存在一定的偏移,并且误差随时间逐渐增大,惯导不受 GPS 影响与理想轨迹接近,

但是随时间存在漂移。

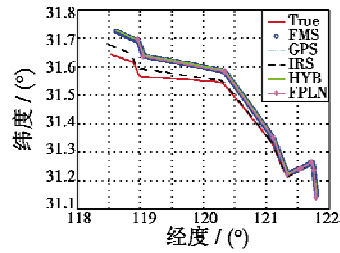


图 8 GPS 位置被缓变欺骗后测试结果

Fig. 8 Test results when GPS position has been deceived

因此,当 GPS 被缓变欺骗后,GPS 位置与实际飞行路线逐渐偏开一定角度;HYB 与 GPS 变化一致,都与实际位置逐渐偏移;IRS 不受 GPS 影响仅存在自身随时间偏移的误差;FMS 使用 GPS, HBY 的位置进行滤波更新得到 BCP 位置,所以 FMS 位置也与实际位置相比存在偏移,导致 FMS 被欺骗;此时,FMS 使用被欺骗的位置进行水平引导,FMS 位置“貌似”在飞行计划上,实际上真实位置却与飞行计划相差甚远,从 MCDU 和 ND 上也看不出错误,只能看到 IRS 随时间漂移的误差,这种情况下飞机可能被欺骗到其他未知的地方。

4 结束语

通过对上述 GPS 干扰和欺骗下实验结果发现,GPS 干扰导致 GPS 精度下降、可见星少于 4 颗、RAIM 不满足完好性对 FMS 位置影响不大,不会对飞行安全产生影响;但是当 GPS 被缓变欺骗后,FMS 位置也随之被欺骗,进而输出错误的引导指令,影响飞机的安全。

因此,为了保证飞行安全,除了依靠飞行员通过交叉对比 ND, MCDU, 航图以及其他可观测信息的方式实现对异常信息的检查外,还需要在进行 FMS 和导航传感器的自主研发过程中进行一些改进。

1) FMS 方面。在设计时需综合考虑多方面的因素,一方面充分利用机载多个导航传感器的冗余信息进行综合表决的方法,实现故障信息的检测和处理;同时,根据可能出现的干扰和欺骗情况研究故障诊断处理算法,实现对欺骗信息的检测、隔离和重构。

2) 导航传感器方面。由于 FMS 是多传感器综合导航,FMS 的安全性与导航传感器密切相关,因此在设计 IRS, GPS, 无线电等导航设备时应提高抗干扰性能,同时,将故障信息进行隔离,对输出的不可靠数据给出警告和提示,保证最大限度地为 FMS 提供准确的信息。

由于受条件限制,上述测试只是针对国外某 FMS 设备进行的测试验证,而并没有对其他型号的 FMS 设备进行实验。但是,通过这些实验和对测试数据的分析,能够了解 GPS 干扰和欺骗信号对 FMS 安全性产生的影响,从而对开发应用 FMS 系统和工程实践具有一

定的指导意义。

参考文献

- [1] 王永,杨宏.民用飞机机载设备适航与安全性设计[J].航空科学技术,2014(8):27-33. (WANG Y, YANG H. Airworthiness and safety design for civil aircraft airborne equipment [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014 (8):27-33.)
- [2] CA Organization. ICAO Doc 9613 Performance based navigation (PBN) manual[S]. 3rd ed. Montréal:ICAO, 2008.
- [3] ALBERT A, CRAMER M, ETAL T N. Analysis of advanced flight management systems (FMS), flight management computer (FMC) field observations trials; area navigation (RNAV) holding patterns[C]//IEEE 30th Digital Avionics Systems Conference (DASCON), 2011:4A1-4A17.
- [4] 陆云,刘建永,曾京. GPS 干扰技术及其仿真应用[J]. 光电技术应用,2004,19(5):44-46. (LU Y, LIU J Y, ZENG J. GPS jamming technology and simulation application [J]. Electro-Optic Technology Application, 2004, 19 (5):44-46.)
- [5] 徐彬,霍立平. 转发式干扰对 GPS 定位精度的影响[J]. 航空兵器,2007(3):30-33. (XU B, HUO L P. Influence of GPS positioning precision for reradiation jamming[J]. Aero Weaponry, 2007(3):30-33.)
- [6] RTCA. RTCA DO-236B Minimum aviation system performance standards; required navigation performance for area navigation[S]. Washington DC:RTCA Inc, 2003.
- [7] U. S. Terminal and En Route Area Navigation (RNAV) Operations. AC 90-100A Terminal and En Route Area Navigation (RNAV) operations [S]. Springfield:U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2007.
- [8] 马航帅,王丹,孙晓敏,等. 基于残差 χ^2 故障检测的 IRS/GPS 紧组合算法研究[J]. 航空电子技术,2013,44(4):24-29. (MA H S, WANG D, SUN X M, et al. Research on tightly coupled IRS/GPS integrated arithmetic based on residual chi-square fault detection [J]. Avionics Technology, 2013, 44(4):24-29.)
- [9] 李晓东,赵修斌,庞春雷,等. PBN 概念下的 GNSS/SINS 组合导航完好性算法[J]. 电光与控制,2013,20(1):44-48. (LI X D, ZHAO X B, PANG C L, et al. Integrity monitoring of integrated GNSS/SINS system based on PBN[J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(1):44-48.)
- [10] 彭立,黄国荣,吴训忠. 两种联邦滤波系统级故障检测方案对比与仿真[J]. 电光与控制,2009,16(2):76-80. (PENG L, HUANG G R, WU X Z. Comparison and simulation of two schemes for system-level fault diagnosis based on federated filtering [J]. Electronics Optics & Control, 2009, 16(2):76-80.)

(上接第 8 页)

参考文献

- [1] SCHWEIGER J, SULEMAN A, KUMMIAN S, et al. MDO concepts for an European research project on active aeroelastic aircraft[R]. AIAA-2002-5403, 2002.
- [2] JASON B, BRIAN S, BRYAN C. Development of next generation morphing aircraft structures [R]. AIAA 2007-1730, 2007.
- [3] CHUN S L, SHAO J Z. Novel robust control framework for morphing aircraft [J]. Journal of Systems of Engineering and Electronics, 2013, 24(2):281-287.
- [4] VARGAS J A R, HEMERLY E M. Robust neural adaptive observer for MIMO nonlinear systems[C]//Proceeding of IEEE SMC99 Conference, Tokyo, 1999:1084-1089.
- [5] RUIZ V J A, HEMERLY E M. Neural adaptive observer for general nonlinear systems [C]//American Control Conference, USA, 2000:708-712.
- [6] HAO C, YU G. Online modeling with tunable RBF network [J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2013, 43 (3):935-942.
- [7] MOHAMMAD-HOSEINI S, FARROKHI M, KOSHKOEI A J. Robust adaptive control of uncertain non-linear systems using neural networks [J]. International Journal of Control, 2008, 81(8):1319-1232.
- [8] RANEY D L, MONTGOMERY R C, GREEN L L. Flight control using distributed shape-change effector arrays [C]//AIAA Conference on Structures, Structural Dynamics and Materials, Atlanta, 2000:1-12.
- [9] VARGAS J A R, HEMERLY E M. Robust neural adaptive observer for general nonlinear systems [C]//American Control Conference, USA, 2000:708-712.
- [10] TAO G, CHEN S H, FEI J T. An adaptive actuator failure compensation scheme for controlling a morphing aircraft model[C]//IEEE Conference on Decision and Control, Hawaii, 2003:4926-4931.