

基于 ADS-B 飞行安全实时监控及半物理测试平台

王强¹, 施红¹, 胡明朗²

(1. 空军工程大学 装备管理与安全工程学院, 西安 710038;

2. 中国人民解放军 95616 部队, 成都 611530)

摘要: 针对现有飞行安全监控体系中 ACARS 报文航迹点数量稀疏、分布不均匀、时延长, 提出基于 ADS-B 技术, 实现实时、不间断飞行安全监控; 首先, 分析 ADS-B 广播的信息携带量, 评估建立基于 ADS-B 实时飞行安全监控体系的可行性; 该实时监控体系使用逆仿真检测飞行员的超限操作, 使用飞行动力学仿真评估操作产生的后果, 从而对飞行过程中存在的误操作进行实时检测并告警; 然后, 本着实用、可靠的原则, 利用现有的计算机辅助软件, 建立了 ADS-B 实时飞行安全半物理测试平台; 最后, 基于该平台建立了设计实时飞行安全监控系统的工程化、规范化流程; 仿真结果验证了基于 ADS-B 广播进行飞行安全实时监控的实时性、有效性。

关键词: ADS-B; 人为因素; 飞行安全; 实时监控; 半物理仿真

Design and Hardware-in-loop Simulation of Real Time Flight Safety Monitoring Based on ADS-B

Wang Qiang¹, Shi Hong¹, Hu Minglang²

(1. Institute of Management and Safety Engineering Equipment, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. 95616 PLA Troops, Chengdu 611530, China)

Abstract: The real time and continuity flight safety monitoring system based on ADS-B raised to solve the ACARS report sparse uneven and time delay. The real time flight safety monitoring system based on ADS-B is proposed after analyse the information carrying capacity of ADS-B. This system monitor the human factors by inverse simulate and evaluate the result by flight simulate, then detect and warn the misoperation. Secondly, in the concept of practicality and reliability, an integrative simulate platform for flight safety monitoring is established with current cyber-assistant software. Based on real time flight safety monitoring architecture and simulate platform, the normative flow for the design of flight safety monitoring is set up. The real-time and validity of flight safety monitoring system based on ADS-B is verified by the simulate results.

Keywords: ADS-B; human factors; flight safety; real time monitoring; hardware-in-loop simulation

0 引言

数据表明 70% 的空难是由人为因素引起的^[1-2], 因此对飞行员人为因素的研究不可避免的成为航空安全的重要环节。人为因素的飞行安全研究集中在如下 5 个方面^[3]: 航线检查、航线运行安全检查 (LOSA)、事故调查、事故征候报告、飞行品质监控 (FOQA), 其中航线检查和 LOSA 通过专家评估机组飞行过程中的飞行能力与处理危险的能力; 事故调查、事故征候报告和 FOQA 总结历史事故和飞行过程中的超限操作, 发现影响飞行安全的固有因素^[4-5]。FOQA 利用 ACARS 空地数据链监控影响飞机安全的重要飞行参数, 例如起飞段的离地速度^[3]。但 ACARS 报文数量稀疏、航迹点分布不均匀、完备性有待提高, 同时延约为 5~20 s, 远远不能达到危险操作秒级检测并提前预警的需求。

S 模式 ADS-B 数据链不依赖地面雷达网络, 信息传输实时强, 本文探讨利用 S 模式 ADS-B 数据链完成飞行过程实时、

不间断飞行安全监控; 结合飞行动力学仿真和逆仿真, 对飞行过程中存在的误操作进行实时检测并告警。

1 基于 ADS-B 的飞行安全实时监控

飞机 ADS-B 发射机以一定的周期自发的广播 ADS-B 消息, 无需应答和询问。这些消息内容包括三维位置、三维速度、当前意图信息、航路意图信息等^[6], 现今主要用于通过两个方面增强飞行安全性: 一是最小飞行间隔保证, 二是冲突避免和解脱。与 ACARS 报文相比, ADS-B 实时性极强, 位置消息和速度消息每 0.4~0.6 秒更新一次, 且通过相应软硬件配置实现对任何所需信息的广播^[6]。本节探讨将 ADS-B 技术应用到飞行安全实时监控, 建立如图 1 所示的飞行安全实时监控体系。

图 1 中, 各模块功能如下:

报告汇总模块提供其它模块可直接使用的 5 类 ADS-B 报告^[6]: 状态矢量报告 (SV)、模式状态报告 (MS)、目标状态报告 (TS)、空速参考报告 (ARV)、下一个航迹改变点报告 (TCP+1)。

状态估算模块根据三维位置、三维速度、滚转角等, 估算飞行器动力学建模所需的状态量 $x, y, z, \varphi, \theta, \varphi, p, q, r, V, \alpha, \beta$ 。

收稿日期: 2014-06-01; 修回日期: 2014-09-18。

作者简介: 王强 (1978-), 男, 副教授, 硕导, 主要从事飞行器安全管理方向的研究。

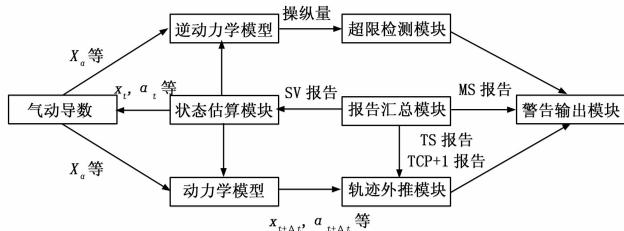


图 1 基于 ADS-B 实时监控系统的模块组成

气动导数模块存储了整个飞行包线内所有状态点的气动力和气动力矩导数，它根据飞机当前状态检索、插值，输出建模所需气动导数。

逆动力学模型根据飞机状态，计算当前油门和舵面输入 $\delta_T, \delta_a, \delta_c, \delta_r$ 。

动力学模型根据油门和舵面输入，计算一段时间内飞机状态变化历程。

轨迹外推模块根据飞机当前状态、飞行员当前操纵、意图信息报，控制动力学模型计算 Δt 时间内飞行器的轨迹。

超限检测模块根据飞行手册，对飞行员的操纵量进行评估。

警告输出模块检测飞行员操作意图、轨迹趋势，判断可能由误操作导致的重着陆、失速、螺旋等危险后果，并作出警告。

2 半物理测试平台

2.1 总体设计

根据美国统计，采用半实物仿真技术后，试验周期可缩短 25%~35%，节约试飞次数 33.8%^[7]，因此本文采用半物理仿真方案，对飞行器动力学解算和空地数据传输环节进行实时仿真，提高仿真的置信度和可靠性。

本着实用、高效的原则，利用现有的工程化辅助工具，搭建如图 2 所示的仿真实验平台，该平台可测试空地数据传输性能，并可通过规范化、工程化、标准化流程建立指定机型半物理仿真测试平台；检验危险操作与超限事件等人为因素检测算法的有效性。

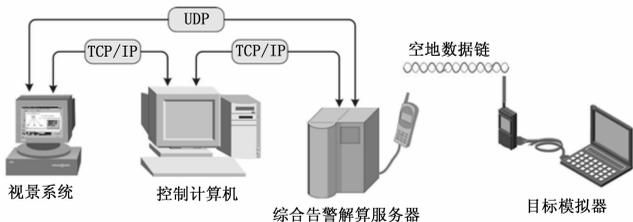


图 2 半物理测试平台示意图

仿真测试环境由目标模拟器、综合告警解算服务器、视景系统和控制计算机 4 个部分组成。

目标模拟器随机利用 QAR 历史数据模拟指定空中目标的运动状态，提供空中目标的位置、状态数据。然后，按照扩展 S 模式（1 090 Mhz ES）协议编码，通过 ADS-B 将目标状态进行广播。

解算服务器一方面通过逆仿真计算飞行员的操纵量，结合状态数据进行超限检测；另一方面根据当前飞行员操纵量和状

态数据进行飞行轨迹进行外推，据此进行意图识别和行为预测，对潜在的不安全因素进行报警，避免飞机进入螺旋、失速等危险状态；

控制计算机在实时仿真过程中，能在线修改参数、控制解算服务器和视景系统的运行等；它以 Matlab/Simulink 为核心，先在 Simulink 环境下开始建模，然后在 Matlab 下进行仿真分析，当得到较满意的仿真结果后，在 RTW 中编译后下载到解算服务器上实时仿真；

视景系统采用开源 FlighGear 软件，该软件具备强大真实的飞行仿真功能，其灵活的外部输出/输入接口可直接从解算服务器读取飞机状态参数，作为该平台的主视景窗口^[8]。同时，视景系统根据解算服务器给出的告警信息，叠加告警输出

2.2 空中目标模拟器

ADS-B 消息包含的关键数据有：24 位 ICAO 地址、速度、经度、纬度、高度、航向、飞机身份（航班号）等数据。目标在飞行过程中，ICAO 和航班号保持不变，但是速度、经度、纬度、高度等数据会根据目标的运动状态实时的变化，因此需根据目标不同的运动模型而进行模拟。

解算动力学方程是模拟运动目标最主要方式^[9]，但它本身对模型高度依赖，数据不能用于对后续工作中模型准确性和平台有效性的检验。本节采用 QAR 历史数据对运动目标进行模拟，首先根据飞行阶段将航线进行切割，建立历史飞行动作库；然后，随机选择历史飞行动作进行排列组合，生成一条完整、合理的飞行航线。

1) 航线切割：

一次完整的飞行分为滑跑、爬升、巡航、下降、着陆等 5 个阶段。其中，爬升段由多个平飞、爬升段组成的阶梯式爬升；巡航段由平飞、转弯段组成的折线式巡航。本节通过判据，对各航线段分类存储，建立滑跑、平飞、爬升、转弯、下降、着陆等 6 个历史飞行动作库，如表 1 所示。

表 1 动作库建立判据表

序号	飞行阶段	飞行动作	判据
1	滑跑	滑跑起始点 A	飞参帧数跳变
2	爬升	爬升起始点 B	空地电门连续 7 次置“1”
3		平飞	连续 10 次 $ \bar{h} \leq 5 \text{ m/s}$
4		爬升	连续 10 次 $ \dot{h} > 5 \text{ m/s}$
5	巡航	巡航起始点 C	$h \geq \bar{h}$
6		平飞	连续 10 次 $ \dot{\psi} \leq 1^\circ/\text{s}$
7		转弯	连续 10 次 $ \dot{\psi} > 1^\circ/\text{s}$
8	下降	下降起始点 D	$h \leq h_0$
9	着陆	着陆起始点 E	空地电门置“0”
10		着陆结束点 F	从 E 点后推直至帧计数跳变

表中， $h = -z$ 为高度； \bar{h} 为平均巡航高度； ψ 为偏航角；

2) 航线重组：

从各个历史飞行动作库随机抽取历史飞行动作组成目标飞行完整航线。任意两个动作能够衔接组合，前提是第一个动作结束点 T_{E_i} 和第二个动作起始点 $T_{S(i+1)}$ 具备相同的状态和状态

变化趋势, 也就是产生这种变化趋势的气动力和力矩一致。

图 3 为从成都—拉萨、成都—北京航班中各取一个历史飞行动作, 链接组合成西安—北京航班中一部分。

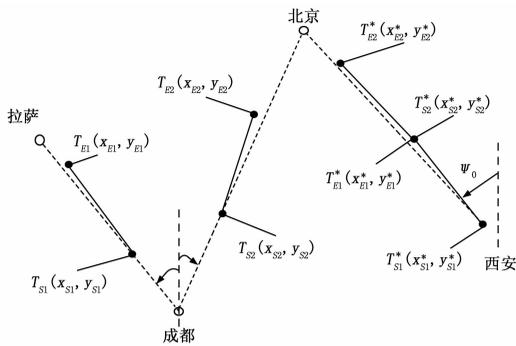


图 3 航线重组示意图

图 3 中, $T_{S1} - T_{E1}$ 为成都—拉萨地面滑跑段; $T_{S2} - T_{E2}$ 为成都—北京爬升段; ψ_0 表示目标航班起降机场间航向角; ψ_{i0} 表示第 i 条历史航班起降机场间航向角。链接组合方法如下:

(1) 将 $T_{S1} - T_{E1}$ 中经度、纬度、航向改写为 $x, y, (\psi - \psi_{i0} + \psi_0)$, 调整后 $T_{S1}^* - T_{E1}^*$ 以西安机场为起点, $T_{S1}^* - T_{E1}^*$ 与西安—北京间夹角等于 $T_{S1} - T_{E1}$ 与成都—拉萨间夹角;

(2) 同理, 将 $T_{S2} - T_{E2}$ 中经度、纬度、航向改写为 $(x - x_{E1}^*), (y - y_{E1}^*), (\psi - \psi_{20} + \psi_0)$;

(3) $T_{E1}^*(x_{E1}^*, y_{E1}^*)$ 和 $T_{S2}^*(x_{S2}^*, y_{S2}^*)$ 的状态量 $z, \varphi, \theta, p, q, r, V, \alpha, \beta$ 误差不大于 5% 前提下, 可衔接合二为一; 否则, 重新选择历史飞行动作。

2.3 收发系统

1) 发射子系统:

发射子系统由射频前端发射模块和编码器组成, 编码器采用 FPGA+ARM 的硬件结构, 如图 4 所示。

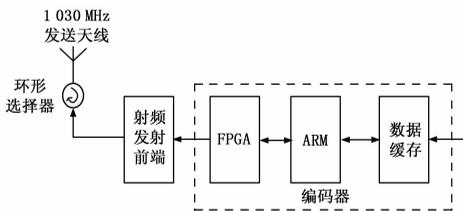


图 4 ADS-B 发射子系统框图

ARM 模块主要负责接收目标模拟器给出的目标状态数据, 并按各类消息更新率从中提取、解算出消息的内容后实时发送给 FPGA 模块; FPGA 模块收到消息后, 计算和填充每个目标消息的校验位 PI, 并加上固定的消息报头送到射频前端发射模块; 射频前端对 FPGA 模块送过来的数字信号进行调制和放大, 最后以 1 090 MHz 的频率发射出去。

2) 接收子系统:

Mode S 数据链 ADS-B 系统消息格式简单, 承载信息能力较弱, 所以在一个编码中只能传输一个特定类型的信息。而这些消息的更新率也有所不同, 位置消息和速度消息每 0.4~0.6 s 更新一次, 标识消息和类型消息每 4.8~5.2 s 更新一次, 意向改变消息每 1.6~1.8 s 更新一次^[10]。因此接收子系

统如图 5 所示, 包括解调器和报告汇编模块。

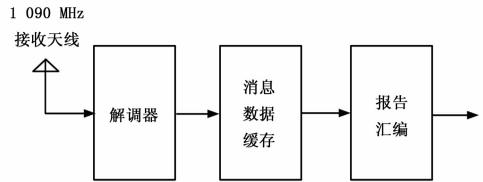


图 5 接收子系统框图

解调器具有消息接收功能, 检测外部 S 模式扩展断续振荡并转换为消息; 报告汇编模块收集、译码分散的 ADS-B 消息, 汇编为其它机载设备使用的五类 ADS-B 报告^[6], 并输出到连接应用的数据总线。

2.4 飞行器动力学建模

1) 气动力建模:

气动力建模使用工程估算方法, 气动力计算使用 DATCOM, 发动机建模使用软件 PropCalc 等^[11]。工程估算方法利用几十年来的试验数据, 使用方便快捷, 可以快速地得到飞行器的空气动力和操作稳定特性参数, 具有较强的适应性, 特别是亚音速飞行, 通过精确的几何外形建模, 计算精度可达 90% 以上^[12]。

2) 动力学模型:

飞行动力学模型是飞行仿真的基础和核心, 它主要包括: 飞行动力学模型、舵机模型、环境模型、传感器模型等模块。基于 MATLAB/Simulink 环境的模块库, 包括 Aerospace 集、AeroSim 集和 FDC, 它们不但集成了机体动力学模块、推进器模块、舵机模型、气动力模块以及大气环境模块等基本模块, 还集成了地理模型(水平基准面、重力场、地磁场等), 与微软飞行模拟器和 FlightGear 的接口^[8]。

3) 逆动力学模型:

逆动力学模型不考虑民航客机和军用运输机大机动飞行, 其纵向和横侧向完全解耦, 在各状态点直接对其线性化小扰动方程进行求逆。

3 工程化评估流程及结果分析

在此测试平台上, 通过如下工程化流程完成飞行安全实时监控模块的设计、仿真和验证。

Step1: 测量飞机几何数据, 编写 DATCOM 输入文件, 进行气动力估算;

Step2: 使用 Aerospace 建立飞行器 6 自由度动力学模型;

Step3: 检验动力学模型有效性, 如果有效, 进入下一步; 否则, 进入第 1 步;

Step4: 根据动力学模型, 建立逆仿真动力学模型;

Step5: 根据飞机状态和操纵量, 检验逆仿真动力学模型有效性。有效, 进入下一步; 否则进入第 4 步;

Step6: 根据 ADS-B 消息提供的当前状态, 利用逆仿真模型计算当前操纵量;

Step7: 根据飞机状态和操纵量, 进行飞行员超限分析;

Step8: 根据飞机状态和逆仿真解算得到的操纵量, 通过动力学仿真, 进行飞行轨迹外推、动作识别、意图识别;

Step9: 检测并模拟飞机进入危险状态的飞行时间历程, 预计剩余时间和改出方法。

以某型货运飞机为监控对象，建立其实时监控平台。图 6 (a) 为通过仿真预测其在转弯过程中的飞行轨迹，而图 6 (b) 则为通过逆仿真对转弯过程中方向舵面操纵量进行估算。

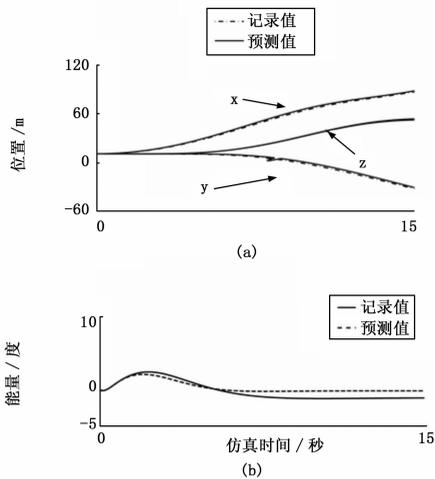


图 6 实验结果分析

对飞行过程的预测外推和对操纵的逆仿真是整个实时监控系统的核心和关键，在此基础上就可对飞行后果和超限操作进行检测、预警。图 6 中，预测值和记录值之间误差小于 8%，这表明 ADS-B 广播能提供实时监控所需的数据和信息，同时证明基于 ADS-B 的实时监控体系的有效性。

4 结束语

本文提出基于 ADS-B 技术实现实时、不间断飞行安全监控，对飞行过程中存在的误操作进行实时检测并告警。设计了 ADS-B 飞行安全实时监控体系架构，建立了半物理测试平台和一套设计飞行安全实时监控系统的工程化、规范化流程。它

解决了现有实时监控方面报文稀疏、实时性不强等问题，有效促进飞行安全实时监控的实用化、工程化进程。

参考文献:

- [1] 孙瑞山, 王鑫. CREAM 失误概率预测法在驾驶舱机组判断与决策过程中的应用 [J]. 中国安全生产科技技术, 2010, 6 (6): 40-45.
- [2] 徐柏龄. 前车之鉴—新中国民航飞行安全回顾与思考 [M]. 北京: 中国民航出版社, 1999.
- [3] 王天明. 基于 QAR 数据的飞行安全模型研究 [D]. 天津: 中国民航大学, 2008.
- [4] Wiegmann D A, Shappell S A. A human error analysis of commercial aviation accidents using the human factors analysis and classification system [R]. DOT/FAA/AM-01/3, 2001.
- [5] 郎国鹏. 航空安全管理中人为差错分析及对策 [J]. 中国民航大学学报, 2009, 27 (4): 18-21.
- [6] 姚姣. ADS-B 监视功能的性能研究和仿真 [D]. 成都: 电子科技大学, 2010.
- [7] 刘亮亮, 胡延霖, 易牧, 等. 无人机半物理仿真系统研究 [J]. 先进制造与管理, 2008, 27 (3): 44-45.
- [8] Curtis L Olson. FlightGear is an open-source flight simulator [OB/OL]. <http://www.flightgear.org/>.
- [9] 胡晨波. 基于 S 模式 ADS-B 多目标模拟器的设计与实现 [D]. 成都: 电子科技大学, 2012.
- [10] 王菲. 基于 1 090 MHz ES 数据链 ADS-B 关键技术研究 [D]. 成都: 电子科技大学, 2009.
- [11] Jan Roskam. Airplane Design [M]. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [12] 何佳丽, 梁国柱, 邱伟. 飞行器气动计算方法的应用研究 [J]. 航空计算技术, 2008, 38 (1): 47-51.

(上接第 26 页)

物测距。测距数据及对比如下表 1，测试环境温度为 18℃ 左右。可知，本系统测距误差都限制在 0.01 m 的范围内，实现了较高的测距精度。

表 1 测距数据及对比

实际测量距离/m	系统测量距离/m	误差/m
0.500	0.509	0.009
1.000	1.004	0.004
1.500	1.502	0.002
2.500	2.504	0.004
3.500	3.507	0.007
4.500	4.506	0.006

4 结语

本文设计出了基于嵌入式的高精度超声波测距系统，在硬件上对超声波发射和接收电路的各部分进行了精心设计，在软件上也对传播速度进行了温差修正，系统结构较为简单，性能稳定，成本较低。此系统减少了温度和回波时间对测距精度的影响，实现可较高的测距精度，同时超声波发射脉冲进行了升压处理，实现了较大距离的高精度距离测量。此系统以

S3C2440 开发板为主控板并搭载嵌入式系统，将更适合应用于各种复杂环境，同时也具有更强的扩展能力。

参考文献:

- [1] 李世军, 周惠芳, 金徐欢. 基于单片机的超声波测距仪的研究与设计 [J]. 湖南工程学院学报, 2011, 2 (6): 13-15.
- [2] 崔利平. 仪表放大器电路设计 [J]. 现代电子技术, 2009, 11 (298): 87-89.
- [3] 赵海鸣, 卜英勇, 王纪婵, 等. 一种高精度超声波测距方法的研究 [J]. 湖南科技大学学报, 2006, 21 (3): 35-38.
- [4] 张攀峰, 王玉萍, 张健, 等. 带有温度补偿的超声波测距仪的设计 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20 (6): 1717-1719.
- [5] 温宗周, 李富宁, 夏自帮. 高精度超声波测距系统的设计 [J]. 仪表技术与传感器, 2012 (11): 89-91.
- [6] 李云龙, 卜雄洙, 赵文, 等. 新型嵌入式超声波测距系统 [J]. 2012 (1): 97-99.
- [7] Wang W. A Design Method of Ultrasonic Ranging System with High Accuracy [J]. Journal of Computational Information Systems, 2011, 7 (7): 2444-2451.
- [8] 张珂, 俞国华, 刘钢海. 超声波测距回波信号处理方法的研究 [J]. 测控技术, 2008, 27 (1): 48-50.