

面向精密进近运行需求的 GLS 接收机性能评估

钟伦珑, 张卓轩, 樊振东

(中国民航大学, 智能信号与图像处理天津市重点实验室, 天津 300300)

[摘要] 作为新一代精密进近着陆系统, 卫星着陆系统 (GLS) 有着传统着陆方式无法比拟的优势. 对 GLS 系统的性能评估有助于分析飞行品质和 GLS 机载产品适航认证, 也可推动我国北斗系统在民航中的应用. 在对 GLS 机载子系统架构、精密进近运行中性能参数关系与需求的分析基础上, 提出了一种 GLS 接收机的性能评估方案, 研究和设计关键所需导航性能参数的评估算法, 开发了面向精密进近运行需求的 GLS 接收机性能评估系统. 使用实际 GLS 进行着陆的飞机航迹数据的评估结果表明, 本文的性能评估方案和系统是切实可行的.

[关键词] 卫星着陆系统, 导航接收机, 精密进近, 性能评估

[中图分类号] V241.6; TP391 **[文献标志码]** A **[文章编号]** 1001-4616(2020)04-0086-09

Performance Evaluation of GLS Receiver Under Requirements for Precision Approach Operation

Zhong Lunlong, Zhang Zhuoxuan, Fan Zhendong

(Tianjin Key Laboratory for Advanced Signal Processing, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: As a new generation of precision approach landing system, GBAS landing system (GLS) has advantages that traditional landing methods cannot match. The performance evaluation of the GLS system is helpful for analyzing flight quality and airworthiness certification of GLS airborne parts. Moreover, it can promote the application of Beidou system in civil aviation. Through analyzing the architecture of airborne GLS subsystem, as well as the relationship between performance parameters and requirements during precision approach operations, a performance evaluation scheme for the GLS receiver is proposed. Then, the evaluation algorithms for key navigation performance parameters are researched and designed. A performance evaluation system for GLS receiver under requirements for precision approach operation is developed. The evaluation results of aircraft track data using actual GLS for landing show that the performance evaluation scheme and system in this paper are feasible.

Key words: GBAS landing system (GLS), navigation receiver, precision approach, performance evaluation

为满足迅猛发展的航空运输市场航行需求, 国际民航组织 (ICAO) 提出了很多新航行技术, 星基导航系统和基于性能导航 (PBN) 运行^[1]. 为增强星基导航系统的导航性能, 满足航路、终端区等运行需求, 使用星基增强系统 (SBAS)、地基增强系统 (GBAS) 与机载增强系统 (ABAS) 分别从空中、地面和机载端对卫星导航信号进行增强, 这些系统与导航卫星系统合称为全球导航卫星系统 (GNSS).

在 GNSS 中, 地基增强系统 (GBAS) 提供对卫星信号的差分校正和完好性增强, 卫星着陆系统 (GLS) 是基于 GBAS 系统的精密进近系统, 包含与自动驾驶及其他相关系统互联的机载 GLS 设备. 在 GBAS 增强的卫星定位信息基础上, GLS 系统可实现精密进近着陆^[2]. 相对传统的精密进近仪表着陆系统 (ILS) 而言, 一套 GLS 设备可同时满足多个进近程序的使用需求, 且具有设备场地环境要求低、信号稳定、建设和运行成本低、使用灵活等运行优势, 可进一步弥补 PBN 在精密进近及低能见度运行方面的不足, 具有广阔的应用前景.

性能评估是飞行品质分析与机载产品适航认证的重要环节. 近年来, 随着全球配备 GBAS 设施的机场增

收稿日期: 2020-07-10.

基金项目: 工业和信息化部民机专项科研基金项目 (MJ-2017-S-44)、中央高校基本科研业务费项目 (3122019050).

通讯作者: 钟伦珑, 博士, 副教授, 研究方向: 民航智能信息处理与自动化. E-mail: zhlunlong@163.com

多, GLS 系统的性能评估算法成了研究热点^[3]. 在性能评估指标间的关系和计算方面, Kovach K 用球壳模型与金字塔模型描述了 4 个主要指标之间的关系^[4], 但这些模型不足以体现性能指标的递进关系; 李作虎提出将指标分为基础性能层和拓展性能层的平行递进模型^[5], 符合民航界对性能计算的需求. 在性能评估技术方面, Lim 等开发动态测试软件记录不同定位模式下 GNSS 接收机的动态输出^[6]. Qureshi 等对不同 GNSS 系统性能进行了评估^[7]. 孙淑光等通过仿真对 GBAS 机载接收机进行了完好性评估分析^[8]. 于耕等通过无遮挡地带对卫星的静止观测数据来对 GBAS 机载子系统进行精度与完好性评估^[9]. 但是, 在机场终端区的 GNSS 应用, 需要考虑水平与垂直导航性能, 同时外界环境变化很快, 这给 GLS 机载子系统的性能评估带来挑战^[10-12]. 而上述研究都属于在理想环境下对机载子系统的性能评估, 没有考虑到外界环境的实时变化.

2019 年 11 月, 中国民航局发布了《中国民航北斗卫星导航系统应用实施路线图》, 指出需要开展对北斗系统在民航中应用的验证评估工作, 对 GLS 机载子系统性能评估技术的研究有助于推动北斗系统在民航中的应用^[13]. 本文基于精密进近运行需求, 结合 GLS 系统相关标准规范, 设计和开发 GLS 机载子系统性能评估系统. 论文从系统总体设计、性能评估算法、系统测试与分析方面展开论述.

1 系统总体设计

1.1 GLS 机载子系统

卫星着陆系统 (GLS) 由三大部分组成: 卫星子系统、地面子系统与机载子系统. 卫星子系统: ICAO 规定, 四大核心星座包括 GPS、GLONASS、Galileo 和中国的北斗, 可向不同用户提供定位测速授时等导航服务^[1]. 地面子系统: 又称地基增强系统 (GBAS), 监视机场周围空域的卫星导航信号质量, 计算进近过程中所需的精密进近航道 (FAS) 数据块、位置误差修正值等数据, 并通过甚高频数据广播 (VDB) 将这些数据发送给飞机. 机载子系统: 负责接收处理着陆导引信号, 并向飞行管理系统、自动飞行系统等输出类 ILS 信号. 其中, 机载子系统的最低运行性能在美国航空无线电技术委员会 (RTCA) 标准 DO-253 和 ICAO 附件十中有较为详细的叙述, 其硬件设计应该符合 DO-160 的要求, 软件认证应该符合 DO-178B 的要求^[2].

GLS 机载子系统结构如图 1 所示, 空客和波音飞机都具有类似结构. 多模接收机 (MMR) 综合实现了导航卫星信号接收机 (GNSS 接收机)、VDB 接收机、精密进近导航模块等功能. 着陆过程中, MMR 接收机接收到导航卫星信号以及 VDB 信号后, 进一步处理成满足一定导航性能的着陆导引信号, 供自动飞行系统自动控制或人工操纵提示用. 飞行员可以通过不同的接口监控 GLS 机载子系统的工作.

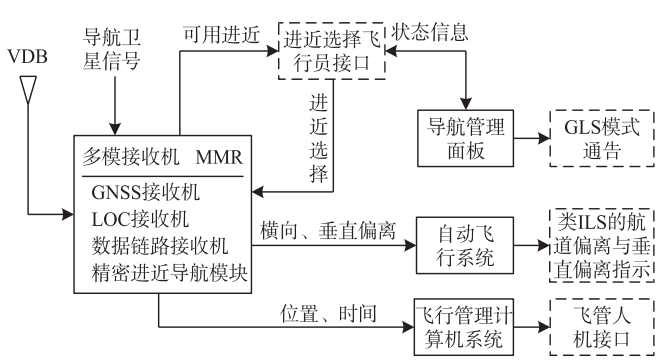


图 1 GLS 机载子系统一般架构

Fig. 1 General block diagram of airborne GLS subsystem

1.2 着陆过程中的导航性能参数与需求

为了保障飞行安全, 航空业界在以往航空设计、制造和运行经验的基础上, 提出了一系列适航规范标准, 在标准中对关键信号性能指标进行规范. 导航信号, 特别是进近着陆过程中的导引信号, 对飞行安全非常重要. 根据对决断高和跑道视程要求的不同, ICAO 将精密进近运行能力分为 3 类 (CAT I, CAT II, CAT III), 不同类别的进近对导航系统的性能有着不同的要求, 具体如表 1 所示^[2].

表 1 不同类别精密进近导航系统性能需求

Table 1 Performance requirements of navigation systems under various class precision approaches

进近类型	精度		完好性		连续性	可用性
	定位精度(95%)		告警限			
	水平(H)/m	垂直(V)/m	水平(H)/m	垂直(V)/m		
CAT I	16	7.7	40	10~15	$8\times10^{-6}/15\text{ s}$	0.99~0.999 9
CAT II	6.9	2.0	17.3	5.3	$4\times10^{-6}/15\text{ s}$	0.99~0.999 9
CAT III	6.2	2.0	15.5	5.3	$2\times10^{-7}/30\text{ s(H)}$ $2\times10^{-7}/15\text{ s(V)}$	0.99~0.999 9

对着陆过程中导航性能的评估主要有两方面的好处:(1)有助于分析飞行品质. 在人工操纵飞机着陆过程中,特别是飞行员训练期间,可以分析飞行员操纵特点,改善训练效果;(2)对导航性能评估,有助于全面认识待适航认证机载导航产品的性能,这对国产化北斗 GLS 机载接收机的研制尤其重要. 卫星导航参数有很多,按照参数是否有解析成信息,可以分为反映卫星导航信号的“信号级参数”和反映导航服务性能的“信息级参数”^[14]. 按照如表 1 所示的进近着陆性能要求,“信息级参数”与进近着陆中的精度、完好性、连续性和可用性参数的映射与联系整理如图 2 所示,精度、完好性可以视为民航应用中的基础性能参数,受导航设施与导航信号在空间传播特性的影响,而连续性、可用性需在基础性能参数的基础上进一步评估.

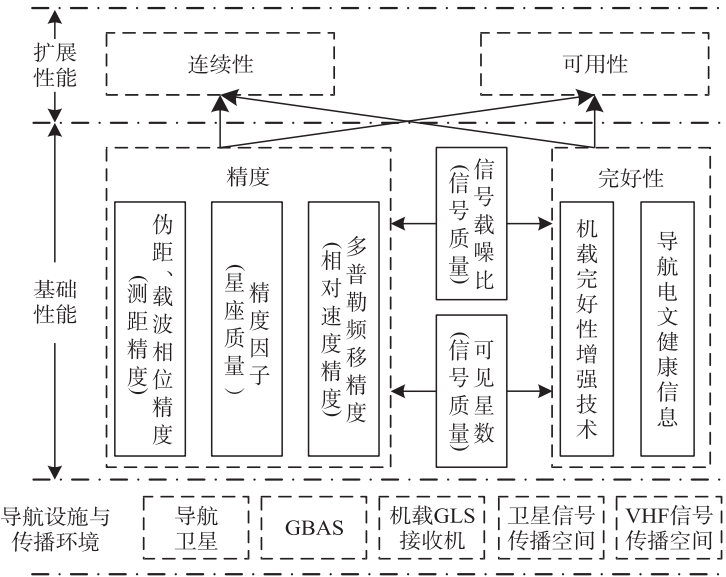


图 2 卫星导航参数与民航应用关联结构图

Fig. 2 Scheme of relationship between satellite navigation parameters and civil aviation applications

1.3 性能评估系统总体设计

通过以上分析,可以看出在性能评估中,精度和完好性评估是基础,据此设计的 GLS 机载子系统性能评估系统结构如图 3 所示. 整个系统以导航参数作为原始输入,由 3 个子模块组成:完好性评估模块、精度评估模块、连续性与可用性评估模块. 其中,导航参数的获取有两个途径,分别对应不同的需求:一个途径是实际的 GLS 机载子系统输出,这可以从飞机的数字式飞行数据记录仪(DFDR)或快速存取记录器(QAR)获得,用于飞行品质分析;另一个途径来自于待适航认证的机载导航产品,用于对产品性能的分析,这种途径也适用于对产品的仿真或性能评估模拟.

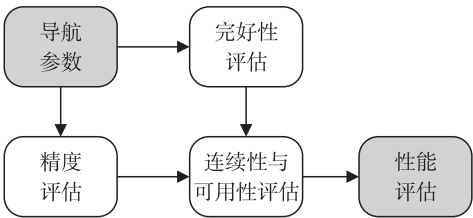


图 3 GLS 机载子系统性能评估系统结构

Fig. 3 Block diagram of performance evaluation system for airborne GLS subsystem

完好性模块从导航参数中获得飞机航迹数据与伪距误差修正信息,计算保护级及对应的告警限,通过保护级与告警限的比较,判断完好性指标是否符合当前精密进近类型的完好性需求. 如果完好性需求符合,则往下进行精度评估. 精度评估模块结合伪距误差修正信息,计算由各种误差导致的定位误差,通过定位误差与当前精密进近类型定位精度的比较,判断精度指标是否符合当前精密进近类型的精度需求. 如果符合完好性和精度需求,则将前述计算的性能指标及各参数数据发送到连续性与可用性评估模块,计算 GLS 机载子系统的可用性与连续性,判断可用性与连续性是否符合连续性与可用性需求,检测可用性与连续性是否超过当前精密进近类型的连续性与可用性需求. 如果全部性能需求符合,给出“符合性能需求”的结论,否则给出“不符合性能需求”结论,并输出相应的不通过判定信息,系统流程图如图 4 所示.

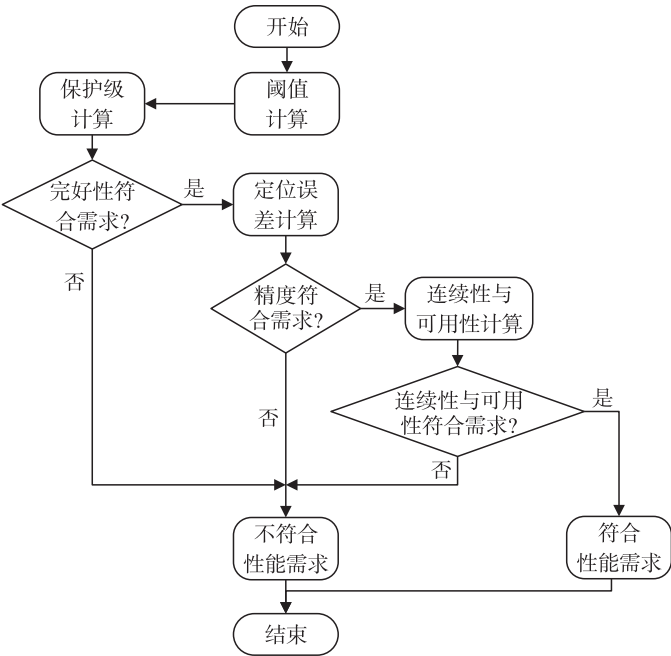


图 4 性能评估流程图

Fig. 4 Flowchart of performance evaluation

2 性能评估算法

在如图 4 所示的性能评估流程中,对性能参数的计算与评估是重点,以下结合 ICAO 附件十和 RTCA 最低运行性能标准 (MOPS) DO-253,对各指标的算法进行研究.

2.1 完好性指标评估

完好性模块从导航参数中获得飞机航迹数据与伪距误差修正信息,计算保护级及对应的告警限,通过保护级与告警限的比较,判断完好性指标是否符合当前精密进近类型的完好性需求.

机载子系统的告警限是在精密进近过程中,通过判断与跑道间的距离得到的,分为水平告警限 (HAL) 和垂直告警限 (VAL). 机载子系统的告警限确定方式与表 1 所示对导航系统固定的告警限不同,机载子系统的告警限为飞机与跑道入口距离的函数. 当飞机进入精密进近区域后,机载子系统的水平与垂直告警限的确定方式如表 2、表 3 所示^[1]. 其中, LTP 为着陆入口点, FTP 为虚拟入口点, FASHAL、FASVAL 为设定的初始告警限,通过 VDB 广播报文获得. 当机载子系统计算的飞机位置在精密进近区域之外时,水平告警限与垂直告警限分别为 FASHAL+29.15 与 FASVAL+33.35.

表 2 CAT I 水平告警限

Table 2 Horizontal alert limits under CAT I approach	
飞机沿着最终进近路径距离 LTP/ FTP 的水平距离/m	水平告警限/m
291<D ≤ 873	FASHAL
873<D ≤ 7 500	0.0044D (m) + FASHAL - 3.85
D>7 500	FASHAL+29.15

表 3 CAT I 垂直告警限

Table 3 Vertical alert limits under CAT I approach	
飞机距离 LTP/FTP 的 高度差 (ft)	垂直告警限/m
100<H ≤ 200	FASVAL
200<H ≤ 1 340	0.029 25H (ft) + FASVAL - 5.85
H>1 340	FASVAL+33.35

精密进近的空间信号相对于地面站参考点的保护级 (水平保护级 HPL、垂直保护级 VPL) 定义为定位区域误差的置信包络^[1]. 具体的保护级计算比较复杂;在 GLS 系统中,GBAS 地面基准站与有效导航卫星是否故障会影响机载子系统的定位误差. 但是,考虑到实际中监控维护系统的存在,可以认为不会发生如下情形:地面基准站与有效导航卫星同时故障、或两台及以上地面基准站故障、或两个及以上有效导航卫星故障. 因此,在计算机载子系统的垂直保护级与水平保护级时,只考虑以下两种假设:地面基准站接收机与卫星无故障的情形 H_0 (无故障),仅一台地面基准站或一个有效导航卫星发生故障的情形 H_1 (单机故障).

考虑到无故障和有故障两种情形,保护级 VPL 与 HPL 可由如下公式计算:

$$\begin{aligned} VPL &= \max[VPL_{H_0}, VPL_{H_1}], \\ HPL &= \max[HPL_{H_0}, HPL_{H_1}], \end{aligned} \quad (1)$$

式中,下标 H_0 和 H_1 分别代表无故障和单机故障两种情形,以下分别针对两种情形进行保护级计算分析.

2.1.1 H_0 (无故障)

没有故障发生时, VPL 与 HPL 可由如下式子计算:

$$VPL_{H_0} = K_{\text{ffmd}} \sqrt{\sum_{i=1}^N S_{ve}^2 \times \sigma_i^2}, \quad (2)$$

$$HPL_{H_0} = K_{\text{ffmd}} \sqrt{\sum_{i=1}^N S_{la}^2 \times \sigma_i^2},$$

$$\sigma_i^2 = \sigma_{\text{prgnd},i}^2 + \sigma_{\text{tropo},i}^2 + \sigma_{\text{prair},i}^2 + \sigma_{\text{iono},i}^2, \quad (3)$$

式(2)中, K_{ffmd} 的取值与地面基准站的个数有关, GBAS 系统的地面基准站一般为 4 个, 参照 RTCA DO-253 标准^[15], K_{ffmd} 取值为 5.847. $S_{*,i}$ 为第 i 颗卫星伪距误差在不同方向上的投影系数. N 为观测到卫星的颗数, $\sigma_{\text{tropo},i}$ 、 $\sigma_{\text{iono},i}$ 、 $\sigma_{\text{prair},i}$ 分别为第 i 颗卫星残留的对流层时延导致的误差、电离层时延导致的误差、机载设备钟差导致的误差, $\sigma_{\text{prgnd},i}$ 为无故障情形下 GBAS 的修正值误差, 计算公式为:

$$\sigma_{\text{prgnd},i} = \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 e^{-\theta_i/\theta_0})^2}{M} + a_2^2}, \quad (4)$$

式中, M 为地面基准站的个数, θ_i 为第 i 颗卫星的仰角, θ_0 、 a_0 、 a_1 、 a_2 的定义参见 RTCA DO-245A 的表 3-1^[15].

另 $S_{ve,i} = S_{v,i} + S_{x,i} \times \tan \theta_{GS}$, 其中 $\tan \theta_{GS}$ 为下滑角对应的正切值, $S_{la,i} = S_{y,i}$, $S_{x,i}$ 、 $S_{y,i}$ 、 $S_{v,i}$ 分别为第 i 颗卫星伪距误差在 x 、 y 与垂直方向上的投影系数. 应用广义最小二乘法, 投影矩阵 Q 定义为:

$$Q = \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \times P \times G)^{-1} \times G^T \times P, \quad (5)$$

$$P = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & \sigma_N^2 \end{bmatrix}^{-1}, \quad (6)$$

式中, G 矩阵的第 i 行: $G_i = [-\cos \theta_i \cos \psi_i \quad -\cos \theta_i \sin \psi_i \quad -\sin \theta_i \quad 1]$, 其中 ψ_i 为第 i 颗卫星的方位角.

2.1.2 H_1 (单机故障)

此时, VPL 与 HPL 可由如下式子计算:

$$\begin{aligned} VPL_{H_1} &= \max[VPL_j], \\ HPL_{H_1} &= \max[HPL_j], \end{aligned} \quad (7)$$

式中:

$$\begin{aligned} VPL_j &= |B_{ve,j}| + K_{md} \sigma_{ve,H_1}, \\ HPL_j &= |B_{la,j}| + K_{md} \sigma_{la,H_1}, \end{aligned} \quad (8)$$

式中, σ_{ve,H_1} 和 σ_{la,H_1} 代表单机故障时在垂直面和侧向引入的不确定度, 具体公式参照 ICAO 附件十, K_{md} 与 K_{ffmd}

类似, 取值与地面基准站的个数有关, 参照 RTCA DO-253 标准^[15], K_{md} 取为 2.878. $B_{ve,j} = \sum_{i=1}^N (S_{ve,i} B_{i,j})$,

$B_{la,j} = \sum_{i=1}^N (S_{la,i} B_{i,j})$, $B_{i,j}$ 表示第 j 号基准站接收第 i 颗卫星的信号而获得的 B 值, 是利用多个地面基准站的伪距修正值构造的参考值, 主要用于对差分数据进行完好性检测, 可由下式得到^[16]:

$$B_{i,j} = PRC_i - \frac{1}{M-1} \sum_{n=1, n \neq j}^M PRC_{i,n}, \quad (9)$$

式中,下标 i 为卫星的编号, j, n 表示基准站的编号, PRC_i 为所有地面基准站测量的第 i 颗卫星的伪距修正值的平均值, $PRC_{i,n}$ 为第 n 个地面基准站测量的第 i 颗卫星的伪距修正值,对第 i 颗卫星 B 值监测的阈值计算公式为:

$$B_{i,th} = \frac{5.6 \times \left(\sqrt{\frac{(0.16 + 1.07 e^{-\theta_i \times 180 / \pi / 15.5})^2}{M}} + 0.08^2 \right)}{\sqrt{(M-1)}}. \quad (10)$$

2.2 精度指标评估

结合伪距误差修正信息,计算由各种误差导致的定位误差,通过定位误差与定位精度的比较,判断精度指标是否满足当前精密进近类型的精度需求.不同误差源和卫星构形均对定位精度产生影响,定位误差 E 可以由下式进行计算:

$$E = \sigma_{\text{UERE}} \times \text{DOP}, \quad (11)$$

式中, σ_{UERE} 为误差源导致的伪距残差因子,可以通过文献[2]的 UERE 模型计算得到;精度因子 DOP 为卫星与用户的相对位置对精度的影响因子,可分解成水平分量精度因子 HDOP 和垂直分量精度因子 VDOP,也可用水平误差分量 E_H 和垂直误差分量 E_V 表示,具体计算方式如下所述.

由参数估计理论可知,对位置和时间估计的误差与伪距测量误差存在一定关系,应用最小二乘求解时,可得:

$$dx = [(A^T A)^{-1} A^T] d\rho, \quad (12)$$

式中, dx 是对位置和时间估计的误差, $d\rho$ 是伪距测量误差,而 A 是 $N \times 4$ 的观测矩阵, N 为观测卫星数.

$$A = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & 1 \\ a_{xN} & a_{yN} & a_{zN} & 1 \end{bmatrix}. \quad (13)$$

观测矩阵的行向量 $a_i = [a_{xi} \ a_{yi} \ a_{zi} \ 1]$ 为飞机与第 i 颗卫星连线的观测矢量.由于用户与卫星之间的相对位置变化很小,通常认为伪距误差 $d\rho$ 是均值为 0 的高斯随机变量,同时将 dx 视为均值为零的高斯变量.根据协方差定义:

$$\Sigma_{dx} = \text{cov}(dx) = (A^T A)^{-1} \sigma_{\text{UERE}}^2, \quad (14)$$

将 dx 在位置坐标系 $X^T = [x_u \ y_u \ z_u \ ct_u]$ 中展开,它的协方差形式如下:

$$\Sigma_{dx} = \begin{bmatrix} \sigma_{x_u}^2 & \sigma_{x_u} \sigma_{y_u} & \sigma_{x_u} \sigma_{z_u} & \sigma_{x_u} \sigma_{ct_u} \\ \sigma_{x_u} \sigma_{y_u} & \sigma_{y_u}^2 & \sigma_{y_u} \sigma_{z_u} & \sigma_{y_u} \sigma_{ct_u} \\ \sigma_{x_u} \sigma_{z_u} & \sigma_{y_u} \sigma_{z_u} & \sigma_{z_u}^2 & \sigma_{z_u} \sigma_{ct_u} \\ \sigma_{x_u} \sigma_{ct_u} & \sigma_{y_u} \sigma_{ct_u} & \sigma_{z_u} \sigma_{ct_u} & \sigma_{ct_u}^2 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

综合以上式子, E_H 、 E_V 可由下式计算:

$$E_H = \sqrt{\sigma_{x_u}^2 + \sigma_{y_u}^2}, \quad (16)$$

$$E_V = \sigma_{z_u}. \quad (17)$$

将得到的 E_H 、 E_V 与当前精密进近类型的定位精度比较,即可判断其是否满足当前精密进近类型的精度需求.如符合需求,则可进行后续的可用性与连续性评估.

2.3 可用性与连续性评估

系统可用性是系统在规定的时间内,导航精度和完好性同时符合性能需求的概率.设在运行时间 $[t_1, t_2]$ 内,每隔 Δt 时间判断导航精度和完好性是否满足需求,则系统可用性可以表示成:

$$\lambda = \frac{\sum_{k=1}^K I(k)}{K}, \quad (18)$$

$$I(k)=\begin{cases} 1 & (VPL(k)<VAL(k),HPL(k)<HAL(k),E_v(k)<J_v,E_h(k)<J_h) \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{19}$$

式中, k 为序号(序号 1 对应起始时刻 t_1 , 序号 K 对应终止时刻 t_2), $HPL(k)$ 、 $VPL(k)$ 分别为 k 时刻的水平、垂直保护级, HAL 、 VAL 分别为 k 时刻的水平、垂直告警限, 计算方法如表 2、表 3 所示. $E_h(k)$ 、 $E_v(k)$ 分别为 k 时刻水平、垂直方向上的定位误差, J_h 、 J_v 分别为水平、垂直方向上的定位精度, 如表 1 所示.

连续性可以视为和精度、完好性关联的条件概率, 包含时间百分比. 从可用性角度分析, 将可用性需要和用户需求的判定条件相比作为连续性指标. 设在运行时间 $[t_e, t_e]$ 内, 每隔 Δt 时间判断导航精度和完好性是否满足需求, 如连续可用时段为 T , 则系统连续性可以表示成:

$$C = \frac{\sum_{j=1}^{(t_e-T)/\Delta t} [\prod_{k=t/\Delta t}^{(t_e+T)/\Delta t} I(k+j)]}{\sum_{i=1}^{(t-T)/\Delta t} I(i)} \tag{20}$$

连续可用时段 T 是指各类精密进近运行对导航连续性的要求. 在 I、II 类进近中的导航连续时间要求为 15 s, 在 III 类进近中, 垂直方向的导航连续时间要求为 15 s, 水平方向的导航连续时间要求为 30 s.

3 系统测试与分析

基于前述对导航参数处理得到 GLS 机载子系统性能评估流程, 在 Matlab 中实现了图 4 所述流程, 并设计了相关参数的人机接口, 系统界面如图 5 所示. 对 GLS 接收机性能测试所用的航迹数据来自于执行 CAT I 类精密进近的武汉-北京航班进近着陆阶段数据. 参照首都机场 GLS 进近程序, 将最后进近航段 (FAS) 数据块中的 FASVAL 设置为 10 m, FASHAL 设置为 40 m; 精密进近类型设置为 CAT I, 星历数据采用 2018 年 2 月 26 日中国卫星导航系统管理办公室测试评估中心提供的数据. 如表 1 所示, 水平与垂直定位精度分别为 16 m 与 7.7 m, 连续性要求为 $8 \times 10^{-6}/15$ s, 可用性要求为 0.999.

完好性评估模块输出的机载子系统 VPL 如图 6 所示. 其中, 蓝线表示机载子系统的垂直告警限, 左图的红线表示机载子系统的 HOVPL(无故障情形下的 VPL), 右图的红线表示机载子系统的 H1VPL(单接收机故障情形下的 VPL), 采样时间总长为 218 s, 采样间隔为 1 s.

完好性评估模块输出的机载子系统 HPL 如图 7 所示. 其中, 橙线表示机载子系统的水平告警限, 左图的红线表示机载子系统的 HOHPL(无故障情形下的 HPL), 右图的红线表示机载子系统的 H1HPL(单接收

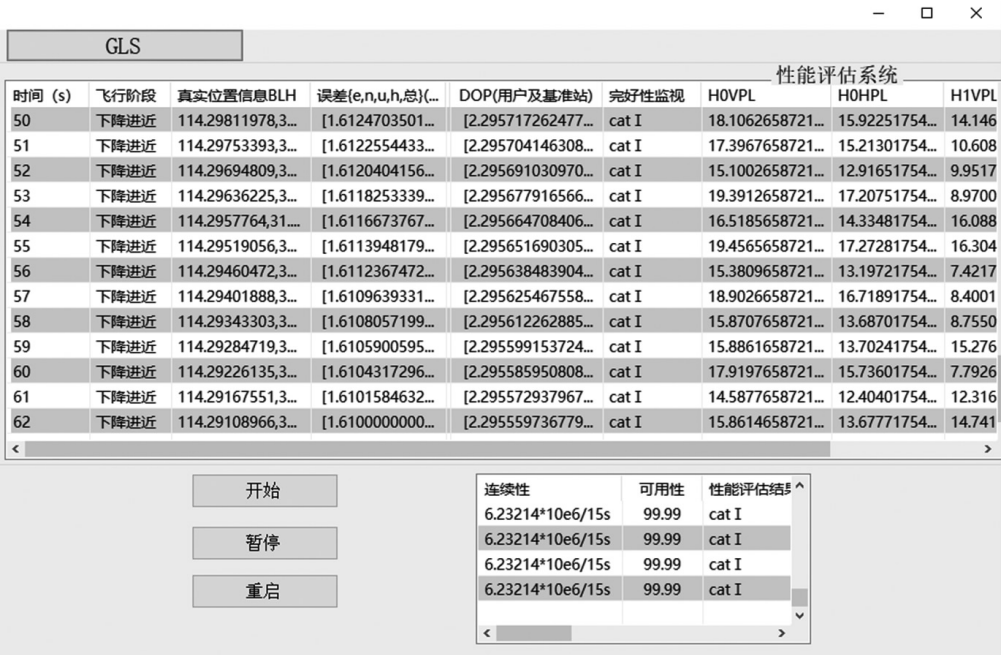


图 5 基于 Matlab 的机载子系统性能评估系统界面

Fig. 5 Interface of performance evaluation system for airborne GLS subsystem

机故障情形下的 HPL).

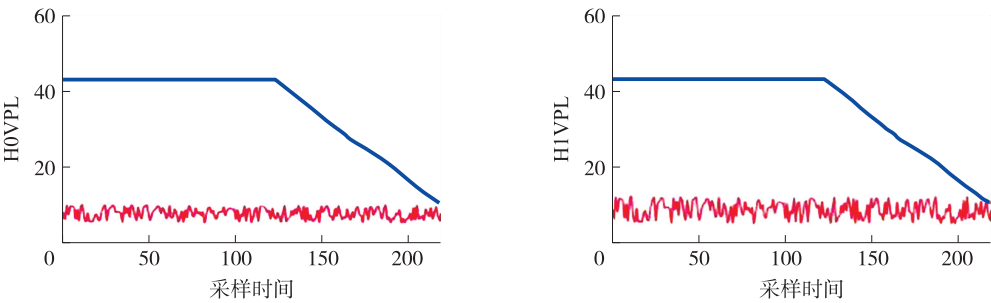


图 6 机载子系统无故障/单接收机故障下的垂直保护级
Fig. 6 Vertical protection level of airborne GLS subsystem under fault-free and single failure

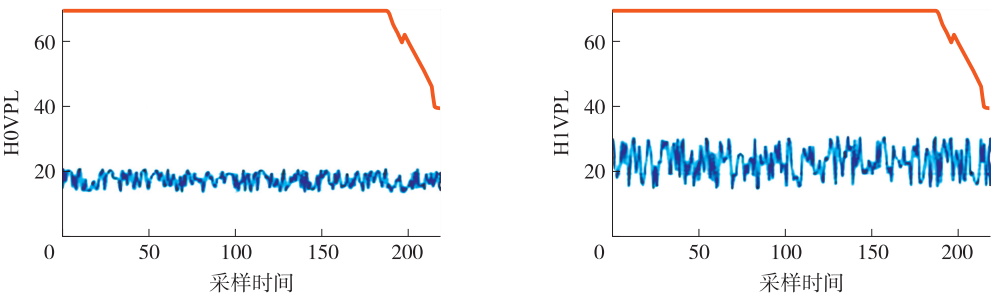


图 7 机载子系统无故障/单接收机故障下的水平保护级
Fig. 7 Horizontal protection level of airborne GLS subsystem under fault-free and single failure

由图 6 与图 7 可见,无论在 H0 还是 H1 的假设下,机载子系统水平、垂直保护级在采样时间内均小于机载子系统的水平、垂直告警限,满足 CAT I 类精密进近的完好性需求。

对精度评估模块输出的机载子系统定位误差进行统计分析,如表 4 所示. 在无故障情形下,进近着陆阶段的所有采样时间内,GLS 机载子系统的水平、垂直定位误差分别小于水平、垂直定位精度,满足 CAT I 类精密进近的精度需求. 在单接收机故障情形下,所有采样时间内,GLS 机载子系统的水平、垂直定位误差分别在 100%、96%的采样时间内小于水平、垂直定位精度,满足 CAT I 类精密进近的精度需求。

表 4 精度评估结果

Table 4 Evaluation results of accuracy

指标	故障情形	总采样时长/s	定位误差<定位精度的采样时间 占总采样时间的百分比	定位误差>定位精度的采样时间 占总采样时间的百分比
水平定位误差	H ₀	218	100%	0
	H ₁	218	100%	0
垂直定位误差	H ₀	218	100%	0
	H ₁	218	96%	4%

根据完好性评估模块与精度评估模块计算的性能指标,系统总体性能评估模块计算得到的连续性与可用性分别为 $6.232\ 14\times10^{-6}/15\ \text{s}$ 与 0.999 9,低于 CAT I 类精密进近的连续性与可用性要求,满足 CAT I 类精密进近的连续性与可用性需求. 此时评估系统输出的性能评估结果为 CAT I,与分析结果相同。

4 结论

本文基于精密进近运行需求,结合 GLS 相关标准规范,研究 GLS 机载子系统架构及性能参数关系,分析精密进近运行中的性能需求,设计一种综合考虑各性能参数关系的性能评估系统方案,并对关键所需导航性能参数的评估算法进行研究,在此基础上实现了开发面向精密进近运行需求的 GLS 接收机性能评估系统. 使用实际 GLS 进行着陆的飞机航迹数据的评估结果表明,本文的性能评估方案和系统是切实可行的. 进一步的研究是在本文研究工作基础上,仿真实际多模接收机和搭建与接收机的硬件接口,开发更符合飞行品质分析与 GLS 接收机适航验证需求的评估系统。

[参考文献]

- [1] LÓPEZ-LAGO M, SERNA J, CASADO R, et al. Present and future of air navigation: PBN operations and supporting technologies[J]. International journal of aeronautical and space sciences, 2019, 21: 451–468.
- [2] FELUX M, DAUTERMANN T, BECKER H. GBAS landing system-precision approach guidance after ILS[J]. Aircraft engineering and aerospace technology, 2013, 85(5): 382–388.
- [3] ZHU N, MARAIS J, BETAILE D, et al. GNSS position integrity in urban environments: a review of literature[J]. IEEE transactions on intelligent transportation systems, 2018, 19(9): 2762–2778.
- [4] Kovach K. Continuity: the hardest GNSS requirement of all[C]//Proc. of the 11th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Nashville, TN, USA, 1998: 2003–2020.
- [5] 李作虎. 卫星导航系统性能监测及评估方法研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2012.
- [6] LIM C, YOON H, CHO A, et al. Dynamic performance evaluation of various GNSS receivers and positioning modes with only one flight test[J]. Electronics, 2019, 8(12): 1518.
- [7] QURESHI M A, ZAHOR U, AMIN A, et al. Performance comparison of global navigational satellite systems[J]. International journal of computer science and network security, 2017, 17(12): 99–107.
- [8] 孙淑光, 刘亦石, 聂玉琴. 基于GPS的GBAS机载接收机完好性分析[J]. 计算机仿真, 2014, 31(5): 60–65.
- [9] 于耕, 张斌浩, 赵龙. BDS/GPS双系统组合GBAS性能评估[J]. 测绘通报, 2018(4): 88–91.
- [10] SABATINI R, MOORE T, RAMASAMY S. Global navigation satellite systems performance analysis and augmentation strategies in aviation[J]. Progress in aerospace sciences, 2017, 95(11): 45–98.
- [11] BIJJAHALLI S, GARDI A, SABATINI R. GNSS performance modelling for positioning and navigation in urban environments[C]//IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace. IEEE, Rome, Italy, 2018: 521–526.
- [12] BIJJAHALLI S, SABATINI R, GARDI A. GNSS performance modelling and augmentation for urban air mobility[J]. Sensors, 2019, 19(19): 4209–4231.
- [13] 中国民用航空局. 中国民航北斗卫星导航系统应用实施路线图[DB/OL]. http://www.caac.gov.cn/PHONE/XWZX/MHYW/201912/t20191213_199801.html. 2020-5-15.
- [14] 胡志刚. 北斗卫星导航系统性能评估理论与试验验证[D]. 武汉: 武汉大学, 2013.
- [15] 倪育德, 马圆晨, 张心一, 等. 基于模拟信号源的机载BDS接收机性能测试[J]. 中国测试, 2019, 45(4): 21–28.
- [16] 张悦, 王志鹏, 李强. GBAS基准站布设方案设计与评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 86–96.

[责任编辑: 陆炳新]