

ILS 항행안전신호 전파진행 모델링 및 수신 특성 연구

Wave Propagation Modeling and Receiving Characteristics for ILS Navigation Signal

Kyung-Soon Lee¹ · Kyung Heon Koo^{2*}

¹Research & Development Center, Woori Navigation Technology, Gyeonggi-do, 10090, Korea

²Department of Electronics Engineering, Incheon National University, Incheon, 22012, Korea

[Abstract]

The instrument landing system (ILS) is an international standard established by the International civil aviation organization (ICAO) as one of the landing support facilities for aircraft. This system consists of a localizer (LOC) that provides orientation information about the runway to indicate the approach direction, a glide path (GP) that indicates the appropriate approach glide slope, and three of marker beacons (MB) that indicates the distance to the runway landing edge.

In this study, we predicted the received signal strength by altitude and distance for LOC signals transmitted from the ground and analyzed the difference with the signal strength measured in the actual environment. Our objective is to develop signal strength prediction technology and apply it to the real environment.

Key word : Drone, Instrument landing system, Modeling, Navigation safety system, Propagation characteristics, Wave propagation.

1. 서론

계기착륙시스템 (ILS; instrument landing system)은 국제민간항공기구 (ICAO; International civil aviation organization)가 항공기 착륙지원시설 중 하나로 제정한 국제표준이다. 계기착륙시스템은 안개나 낮은 시야 조건에서 안전한 착륙을 도와주는 항행안전신호를 발생하는 시스템으로, 로컬라이저 (LOC; localizer), 글라이드패스 (GP; glide path) 및 마커비콘 (MB; marker beacon) 으로 구성된다. LOC는 일종의 가상 수평선을 통해 항공기가 활주로의 수평 방향으로 정확한 비행 경로를 유지할 수 있도록 도와주며, GP는 비행기가 착륙시 경사각을 안전하게 유지하며 하강 감속을 하도록 도와주는 시스템이다. MB는 항공기가 착륙 접근 구간에서 접근했을 때, 특정 지점 (inner marker, middle marker, outer marker)에서 발생하는 신호로, 조종사에게 항공기의 위치와 안전거리에 대한 시각적 정보를 제공하여 착륙 접근을 안전하게 도와준다[1].

본 연구에서는 계기착륙시스템 중 수평방위각을 알려주는 LOC에 대한 전파 도달거리를 그림 1과 같은 환경에서 전산모의 실험으로 예측하고 실제 환경에서 측정된 데이터와 비교 분석하였다. LOC는 108.1~111.95 MHz 사이의 VHF 주파수를 사용하며, 활주로 중심에서는 0 DDM (difference in the depth of modulation)을 유지하고 코스 폭(course width)은 3°~6° 사이이다. LOC 신호는 고도 1400m까지 올라가며, 활주로 중심선의 각 측면에서 35° 에서 최대 10NM (18.5km), 10° 에서 최대 18NM (33.3km) 까지 도달하여야 한다[2].

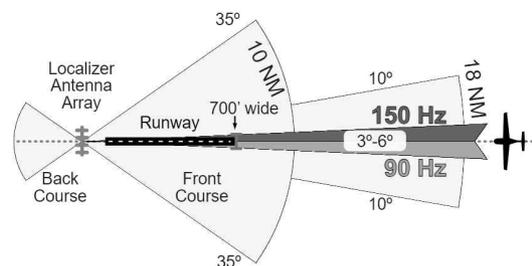


그림 1. LOC 신호의 전파 도달거리[2]
Fig. 1. Propagation distance of LOC signal.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2024.28.3.375>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 27 May 2024; Revised 26 June 2024
Accepted (Publication) 29 June 2024 (30 June 2024)

*Corresponding Author : Kyung Heon Koo

Tel: +82-32-835-8446

E-mail: khkoo@inu.ac.kr

II. 전파진행 모델링 및 특성 측정

LOC 신호는 일반적으로 활주로 종단에 설치된 7쌍의 평행 수평편파 다이폴 방사체(radiator)의 LPDA (log periodic dipole arrays) 안테나에서 방사된다. LPDA 안테나는 구조가 간단하고 성능이 뛰어난 광대역 안테나이다[3]. LOC 신호는 단일 VHF 주파수에 두 개의 신호 (하나는 90 Hz, 다른 하나는 150 Hz)가 진폭 변조된다. 이 신호는 두 개의 좁은 패턴으로 활주로 중앙선의 양쪽으로 방사된다. 항공기는 중앙선에서 왼쪽에 있을 때 90 Hz 신호를 더 강하게 수신하고 오른쪽에 있을 때 150 Hz 신호를 더 강하게 수신하게 된다. 중앙선에서는 두 신호가 동일한 진폭을 갖기 때문에 차이가 0이 된다. 항공기에 장착된 ILS 항법 수신기는 이 두 신호 진폭 간의 차이를 해석하여 그에 따라 CDI (course deviation indicator)의 지시 바늘이 방향을 바꾸게 된다. 진폭변조된 LOC 신호는 최대 18NM (33.3km) 밖의 항공기가 수신할 수 있는 전파품질을 제공하여야 한다.

ILS 신호는 지상에서 방사되어 항공기의 수신기까지 무선 전송 구간을 갖는다. 따라서 다양한 다중경로 손실에 의해 ILS 신호의 좌우 대칭 방사패턴에 일부 손실이 발생되어 항공기의 항로 유지에 영향을 줄 수 있다. 이러한 다중경로 손실 분석 모델로 ITU-R P.528, COST 231-Hata 등 다양한 모델이 알려져 있다[4],[5],[6]. 본 연구에서는 지상과 항공기 사이에는 LOS (line of sight) 특성이 형성되므로 직접파와 단일 지상 반사파의 조합인 2선(two-ray) 모델을 적용하여 전파 경로손실을 예측하였다.

2-1 Two-ray 모델

높이 h_t 의 송신 안테나와 높이 h_r 의 수신 안테나에 대한 2선 모델을 그림 2에 제시하였다. 각 경로 기여도를 합산한 등방성 안테나의 수신 신호 P_r 은 다음 식으로 표현된다[7].

$$P_r = P_t \left(\frac{\lambda}{4\pi} \right)^2 \left| \frac{1}{r_1} \exp(-jkr_1) + \Gamma(\alpha) \frac{1}{r_2} \exp(-jkr_2) \right|^2 \quad (1)$$

P_t 는 송신 전력, r_1 은 송신기에서 수신기까지의 직접 거리, r_2 는 지면 반사를 통한 거리, $\Gamma(\alpha)$ 는 반사계수이다. 입사각 α 와 편광에 따라 반사 계수는 다음과 같다.

$$\Gamma(\theta) = \frac{\cos\theta - \alpha \sqrt{\epsilon_r - \sin^2\theta}}{\cos\theta + \alpha \sqrt{\epsilon_r - \sin^2\theta}} \quad (2)$$

여기서 $\theta = 90^\circ - \alpha$, $\alpha = 1/\epsilon_r$ 또는 수직 또는 수평 편파는 각각 1이다. 평균 대지 경우 비유전율 $\epsilon_r = 15 - j60\sigma\lambda$ 이고 표면 전도도 σ 는 0.005 mh/m으로 적용한다[8]. Two-ray 모델에서 송신 안테나 높이 h_t 가 수신 안테나 h_r 보다 큰 경우 프레넬

영역에 의한 두 안테나 Break point 거리가 존재하고, 그 거리보다

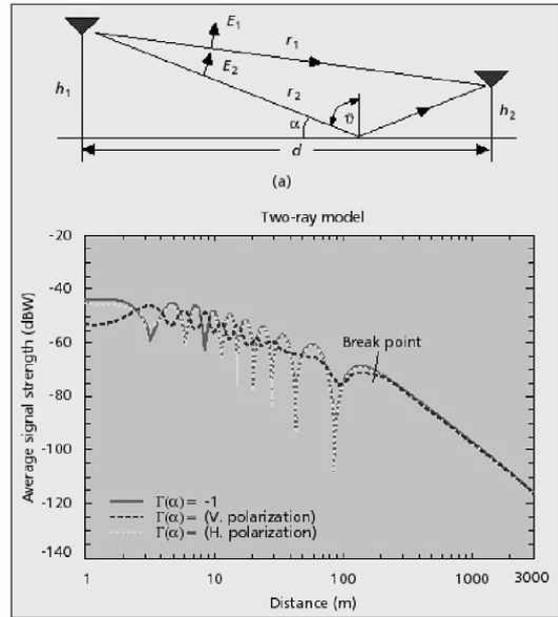


그림 2. Two-ray 지면 반사 모델

Fig. 2. Two-ray ground reflection model.

가까운 거리에서는 직접파와 반사파의 결합에 의한 전파신호 흔들림이 발생하는 것으로 알려졌다[9].

2-2 전파 경로손실 전산모의 실험

LOC 전파 경로손실 예측을 위해 다중 경로손실 예측이 가능한 ADS 시뮬레이터를 사용하여 제공하는 Two-ray 모델인 PropFlatEarth 모델을 그림 3과 같이 적용하였다. 주요 설정 변수는 수평편파에서 평균대지 조건인 permittivity (상대유전상수)는 15, 도전율(conductivity)은 0.005를 적용하고, 송신 안테나 높이 h_t 는 2m, 수신 안테나 높이 h_r 는 거리별 활공각 3도를 적용하였다. 국내 공항 ILS LOC 장비 규격을 참조하여 송신 RF출력은 10 W, ADU(Antenna Distribute Unit) 손실 -5 dB, 수평편파 LPDA 안테나 이득 10 dB, 항공기용 수신 안테나 이득 0 dB를 적용하였다. 수신 안테나 높이가 지상 안테나보다 높아 Break point 내의 전파 흔들림 현상은 나타나지 않았다.

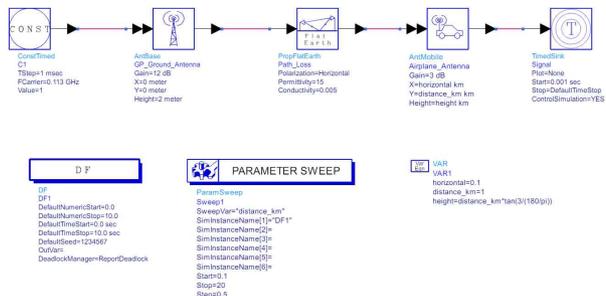
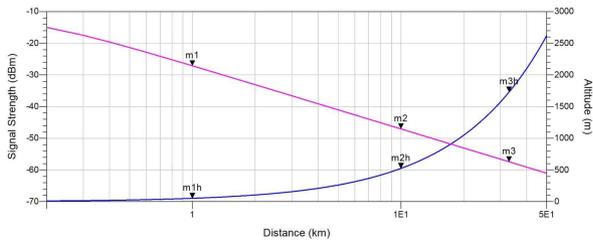


그림 3. LOC 전파 경로손실 전산모의실험 모델링
 Fig. 3. Simulation model for a LOC propagation path loss.



indep(m1)	m1	indep(m2)	m2	indep(m3)	m3
1.000	-27.138	10.000	-47.052	33.000	-57.421

indep(m1h)	m1h	indep(m2h)	m2h	indep(m3h)	m3h
1.000	52.408	10.000	524.078	33.000	1729.457

그림 4. LOC 전파 경로손실 전산모의실험 결과
 Fig. 4. LOC propagation path loss by simulation results.

전산모의실험 결과 그림 4에 제시하였듯이 활주로 끝면 1km 지점에서는 고도 52m 수신전계 -27.1 dBm, 10km 지점에서는 고도 524m 수신전계 -47.1 dBm 그리고 거리 33km 지점에서는 고도 1729m 수신전계 -57.4 dBm이 예측된다.

2-3 Flight Test

항행안전시설은 계기착륙시설, 레이더, 관제통신시설, 항공 등화 등 항공기가 이륙하고 착륙할 때까지 항공기의 안전운항에 필수적인 중요시설이다. 이러한 시설에 대한 점검은 유지보수 인력에 의한 일일/주간/월간 지상점검과 약 1년에 1회 실시하는 국토교통부 점검용 항공기에 의한 비행점검이 있으며, 현재 국내에는 그림 5와 같이 2013년 호크 750 기종을 추가 도입하여 총 2 대의 비행점검기를 운용하며, 항행안전시설 무선신호 측정은 독일 Aerodata의 AD-FIS-355를 사용하고 있다.

ILS의 DDM 등 전파품질을 확인하기 위해 비행 테스트 중에 궤적측정 (TM; trajectory measurements)이 수행된다. 비행점검 시스템은 LOC 지상장비 특성을 결정하고 출력 매개변수의 허용오차 및 지상장비 운용 범위를 포함한 ICAO 표준규격의 요구사항을 준수하는지 검사한다. 전체 공간 필드에 대한 LOC 매개변수의 측정은 불가능하므로 특정 궤적을 따라 비행할 때 측정이 수행된다. 비행 점검에 앞서 활주로 Threshold에 대한 임계 좌표와 ILS 송출기 위상중심을 GPS 위성시스템을 통해 측정한다. 항공기 장착 ILS 수신기로 측정한 매개변수는 Threshold 기준으로 정밀하게 보정되어 비행 중에 기록된다. Gorskiy의 논문에서 제시된 매개변수를 비행점검기에 의해 측정된 DDM, 수신신호레벨 등을 그림 6에 제시하였다[10].



그림 5. 전파신호 점검용 항공기(상), 신호측정용 장비(하)
 Fig. 5. Aircraft for radio signal inspection (top), signal measurement equipment (bottom).

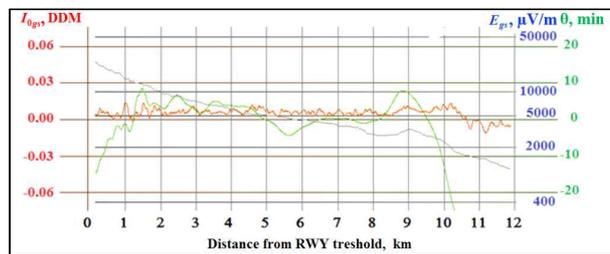


그림 6. LOC 전파신호 측정 데이터
 Fig. 6. Measurement data of the LOC radio signal.

2-4 측정 데이터 비교 분석

그림 6의 궤도 측정 데이터에 의하면 특정 궤도거리 1~12km 사이에서 ± 0.01 DDM을 유지하고 있으며 수신신호 레벨은 1km에서 약 20,000uV/m, 10km에서 약 2,200uV/m 정도를 보여 준다. 즉, 거리에 따라 수신신호 레벨이 기울기를 갖고 낮아지고 있음을 알 수 있다. 전산모의실험에서 획득한 수신신호 레벨과의 차이를 확인하기 위해 비교치를 표 1에 제시하였다. 1~10km 구간에서 전산모의실험 결과는 실제 측정 데이터에 비해 약 2~20% 정도 오차가 있음을 확인하였다. 전산모의실험에서는 지상에서 송출되는 직접파와 1개의 반사파 조건으로 수행되어 비교적 일정한 기울기로 수신신호 레벨이 낮아졌으나, 실제 환경에서는 다수 반사파가 존재하므로 이들이 서로 결합되어 거리별로 수신신호 레벨이 일정한 기울기가 아닌 변동 특성 진폭을 가지며 낮아지는 부분이 있어 전산모의실험과 차이가 발생된 것으로 추정된다.

표 1. 거리별 수신신호 측정 및 시뮬레이션 (지상 출력 10 W)
 Table. 1. Received signal of the measurement and simulation with distance (ground Tx 10 W),

Distance	Simulation	Measurement	Difference
1km	19,660uV/m	~20,000uV/m	-1.7%
5km	3,984uV/m	~5,000uV/m	-20.3%
10km	1,974uV/m	~2,200uV/m	-11.5%

III. 결 론

본 연구에서는 계기착륙시스템에서 수평 방위각 정보를 제공하는 LOC의 전파도달거리 예측을 위해 다중 전파경로 손실 예측이 가능한 ADS 시뮬레이터를 사용한 전산모의실험 결과와 비행점검기에 의해 측정된 실 데이터와 비교를 통해 예측모델의 현장 적용 가능성 여부를 확인하는 목적으로 수행되었다. 실측 데이터와 비교를 통해 예측 모델 결과가 1~10km 구간에서 약 2~20% 오차가 발생되었으며, 이는 단일 반사파를 갖는 예측모델과 실제 환경에서의 다수 반사파와의 차이에서 기인된 것으로 추정된다. 따라서 실제 환경에서 발생하는 다수 반사파를 적용한 예측모델 개발 및 고도화를 통해 상호 차이를 줄여 실제 환경과 유사한 결과를 도출한다면, 전산모의실험으로 지상 송신기의 매개변수를 설정할 수 있을 것으로 기대된다.

Acknowledgments

본 연구는 인천대학교 자체과제 (2023-0299)에 의하여 수행된 결과의 논문입니다.

References

[1] S. -M. Yoon, E. -J. Cho, and H. -S. Shin, "A study on the modulation method of instrument landing system," *Journal of the KIECS*, Vol. 2, No. 3, pp. 143-149, 2007. Retrived from <https://portal.jams.or.kr/portal/thes/pubsArtiPopView.kci?soceId=INS000002407&artiId=SJ0000001454&serId=SER00000001&submCnt=1>

[2] D. Quinet, S.A. Simbo, and A. Odunaiya, "Analysis of ILS receiver output data and comparison to U.S. flight inspection tolerances," in *Proceeding of the IEEE 24th Digital Avionics Systems Conference*, Washington, DC, pp. 6.B.4.1-8, 2005. DOI: 10.1109/DASC.2005.1563388

[3] B. Cao and W. Liu, "Simulation analysis of localizer antenna of NM7000 series," in *Proceeding of IEEE 14th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering*, pp. 524-529, 2023. DOI: 10.1109/ICIEAM.2019.8743091

[4] ITU, A propagation prediction model for aeronautical mobile and radio navigation services using the VHF, UHF and SHF bands (Recommendation ITU-R P. 528-5), 2021. Retrived from <https://www.itu.int/rec/R-REC-P.528>

[5] M. Hata, "Empirical formula for propagation loss in land mobile radio services," *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, Vol. 29, No. 3, pp. 317-325, Aug. 1980. DOI: <http://dx.doi.org/10.1109/T-VT.1980.23859>

[6] G. Stuber, *Principles of Mobile Communications*. New York: Kluwer Academic Publishers, 1995.

[7] H. Xia and H. Berton, "Radio propagation characteristics for line of sight microcellular and personal communications," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, Vol. 41, Issue 10, pp. 1439-1447, 1993. DOI: <http://dx.doi.org/10.1109/8.247785>

[8] W. Jakes, Jr., *Microwave Mobile Communications*. New York: Wiley, 1974.

[9] E. Anderson, C Phillips, D Sicker, and D Grunwald, "Modeling environmental effects on directionality in wireless networks," *Mathematical and Computer Modelling*, Vol. 53, Issues 11-12, pp. 2078-2092, 2011. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.mcm.2010.05.021>

[10] E. Gorskiy, I. Kopylov, E. Kharin, V. Kopelovich, and A. Yasenok, "Trajectory measurements during monitoring and testing of ground-based radio equipment and airborne equipment of instrument landing systems," in *Proceeding of the IEEE 26th Saint Petersburg ICINS*, St. Petersburg: Russia, 2019. DOI: <http://dx.doi.org/10.23919/ICINS.2019.8769357>