

# UAV 자동착륙유도 기술

윤석준\*, 임준석\*, 이영재\*\*, 하철근\*\*\*, 구원준\*\*\*\*

\*세종대학교, \*\*건국대학교, \*\*\*울산대학교, \*\*\*\*국방과학연구소

## 1. 서 론

인간이 처음 비행을 시작하면서부터 시야가 제한된 상태에서의 착륙에 관한 필요성이 대두되었다. 1920년대에 이르러 민간항공이 발전하면서 전천후 비행과 야간 비행에 대한 요구는 더욱 늘어났다. 이에 따라 20년대 후반 몇몇 국가에서 착륙보조수단에 대한 실험들이 이루어졌고 이러한 실험들을 통하여 현재의 ILS (Instrument Landing System)로 발전하기에 이르렀다. 최초의 VHF/UHF ILS는 1939년 미국 인디애나주의 인디애나폴리스에서 일반에 공개되었다. 1941년에는 미국 내 사용이 허가되었고, 1949년에는 ICAO(International Civil Aviation Organization)에서 국제 표준으로 인정하였다. ILS는 약 50 여 년간 항공분야에서 사용되어왔지만 미래의 항공기 운항수요를 대처하기에는 유연성이 부족하다. ILS는 각 활주로에 하나의 항로만을 제공할 뿐만 아니라, STOL과 VTOL 같은 항공기의 고각 접근에도 적용할 수 없다. 또 ILS는 총 40채널만을 제공하므로 교통량이 많은 곳에서의 사용에는 주파수 자원이 제한된다. 또한, 사용할 수 있는 장소에 많은 지형적 제약이 뒤따른다. 이러한 이유로 GPS(Global Positioning System)를 기반으로 한 자동착륙 유도방식과 MLS(Microwave Landing System)를 활용한 유도방식이 유인항공기용 ILS를 대체할 목적으로 개발되고 있다.

유인기와 마찬가지로 무인항공기 체계도 상당한 기간에 걸쳐 다양한 성능과 임무가 가능하도록 개발되어 왔고, 일부 소형 비행체는 함정에서 이착륙이 가능하도록 개발되기도 하였다. 고가의 무인항공기를 협소한 장소에 착륙시키는 것이 요구됨에 따라 이착륙 위험성은 가중되었고, 외부 조종사의 심적 부담이 증대되고 있어 조종사의 양성에 많은 비용이 소요되고 있다. 특히, 외부 조종사가 무인항공기를 함정 갑판이나 악천후 및 야간에 활주로에 착륙시키는 임무는 큰 위험성을 수반한다. 따라서, 무인항공기의 안정성 증대를 통

한 운용효율 및 임무 성공률을 향상시키기 위해서 고정밀 자동착륙기술이 요구된다. 결과적으로 유인항공기용으로 개발된 GPS 기반 자동착륙시스템과 MLS가 무인항공기용으로의 적용이 검토되기 시작하였고, 이미 MLS를 활용한 자동착륙시스템들이 시장에 소개된 바 있다.

본 논문은 GPS를 기반으로 한 자동착륙 유도방식과 MLS를 활용한 유도방식에 대하여 구체적으로 조사하였다. 다음은 이러한 관련 자료 조사와 연구결과의 요약이다[1][2].

GPS는 고도 20,000km 상공에 있는 24개의 위성 군을 이용하여 자신의 3차원 위치 및 시각을 결정하는 항법시스템이다. 비교적 정확한 위치 및 속도 정보를 제공하므로 일반 항공 항법용으로 사용하기에 무리가 없다. 그러나 항공기 착륙과 같은 높은 정확도를 요구하는 항공항법에 있어서는 GPS를 보조기기 없이 단독으로 사용할 수가 없다. GPS의 정밀도를 더욱 높여 항공항법에 사용하기 위한 오차 제거 방안은 크게 두 가지로 나눌 수 있으며, 그 하나는 반송파를 이용해서 보다 정확한 위치를 구하는 것과 또 다른 하나는 정확히 그 위치를 알고 있는 기준국을 사용해서 오차를 보정하는 즉, GPS 위성의 코드를 이용하는 오차보정 GPS(DGPS : Differential GPS) 방식이다. 그중 항공항법에 있어 DGPS의 성능을 향상시키는 방법으로 미국 스탠퍼드 대학에서 연구되고 있는 IBLS(Integrity Beacons Landing System)는 GPS를 이용하여 Category III를 만족하는 정밀착륙을 목적으로 활주로 근처에 두 개의 의사위성을 장치한 시스템이다. 이 시스템은 최근의 자동착륙 비행시험을 통하여, Category III 정밀착륙을 위해 GPS를 이용하는 것이 가능함을 입증한 바 있다. IBLS와 같이 항공운항에 GPS 반송파를 이용하는 주된 이유는 센티미터 수준의 정밀도를 확보할 수 있기 때문이며, 이는 항공기 정밀착륙의 중요한 열쇠가 된다. GPS 반송파를 이용하는 이러한 정밀착륙 시스템들은 여전히 실용화 단계는 아니지만, 이들에

대한 연구개발은 미국을 중심으로 매우 활발히 진행되고 있다[3]-[9].

IBLS와 유사한 용도를 갖는 MLS는 유인항공기에 사용되고 있는 기존의 ILS를 대체할 목적으로 개발되었다. MLS는 일반적인 비행기 탑재 수신기를 위해서 사용되는 공통신호형식에 대한 다양한 성능 및 경제성, 안전성에 대한 요구를 충족시킨다. 지속적으로 증가하는 항공교통량에 부응하며, 좀 더 유연한 접근로를 제공하고 터미널 영역에서 정밀자동항법 능력을 제공하는데 MLS의 넓은 담당영역은 매우 효과적이다. 200개의 가용 주파수 채널을 제공하고 기존 ILS시스템의 성능을 악화시키는 설치 관련 지역적 문제들에 대해 건설하다는 장점을 갖추었기 때문에 MLS는 현재 또는 미래의 다양한 요구를 효과적으로 수용할 수 있을 것이다. MLS는 이러한 다양한 요구를 수용하도록 설계되었는데 특히, 5GHz의 초단파를 사용하여서 적당한 크기의 안테나로써 좁은 빔을 형성할 수 있도록 하여 좀 더 정확한 각도 정보를 제공할 수 있다. 12 ft의 표준 MLS 수평각용 안테나는 실제로 520 ft의 ILS용 안테나와 같은 성능을 낸다. 이 같은 성능은 넓은 담당영역과 함께 매우 정밀한 유도를 가능케 한다.

자동착륙장치의 역할은 크게 두 가지로 나눌 수 있는데 첫째는 항공기를 활주로와 일직선상에 두도록 하는 Heading 제어 즉, 가로 및 방향제어(Lateral Beam Guidance)가 있고, 둘째는 시스템이 유도하는 활공경로를 추종하도록 하는 활공경로제어(Glide Slope Control) 즉, 세로 제어(Longitudinal Control)가 있다. 세로 제어에는 세부적으로 활공경로제어와 플레어 제어(Flare Control)가 있다. 전체적인 항공기 제어시스템은 그림 1과 같이 크게 내부 루프 제어(Inner Loop Control)와 외부 루프 제어(Outer Loop Control)로 구분된다. 자동착륙을 위해서는 주어진 목표 궤적을 정확히 추종하기 위한 외부 루프 제어가 요구된다. 이 루프에서는 비행체의 자세각 명령 값을 산출해 낸다. 유도 명령 값이 적절히 산출된다 하더라도 실제로 항공기의 자세각이 명령 값을 추종하게 만드는 것은 자세제어 시스템인 내부 루프 제어이다. 여기서 설계될 제어 변수(control variables)들은 내부 루프 제어에서 이러한 조종면( $\delta\theta, \delta\epsilon, \delta\alpha, \delta\gamma$ ) 명령으로 전환되며, 이로

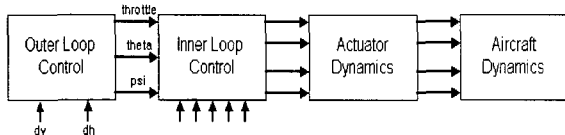


그림 1. 개념적 블록선도.

서 비행체는 제어가 가능하게 된다[2].

## 2. 자동착륙 방식별 성능 분석 비교

### 2.1 GPS를 활용한 자동착륙 유도 방식

GPS는 정확한 위치정보뿐만 아니라 속도정보를 제공하므로 항공항법용으로 사용하기에 적합하다. 그러나 현재 GPS를 보조기 없이 단독으로만 사용할 경우, 순항운행과 같은 상황에서 요구하는 일부 정확도만을 만족시킬 수 있을 뿐, 항공기 착륙과 같은 높은 정확도를 요구하는 항공 항법에 있어서는 요구되는 허용오차의 한계를 넘어서기 때문에 이용할 수 없다. 현재는 ILS나 MLS를 사용함으로써 허용오차를 만족시키고 있다.

GPS를 항공항법에 사용하기 위한 구 가지 오차제거 방안 중 반송파를 이용하는 방식은 측지 등에서 현재 그 응용을 위해 많은 연구가 진행 중이나 항공항법용으로 이를 사용하기 위해서는 실시간 처리를 수행해야 하기 때문에 사용상 어려움이 수반된다. 반송파의 경우 문제점을 개선하기 위한 연구가 진행 중에 있는 반면 DGPS는 이미 상당한 연구가 진행되어 지금의 기술 단계로도 항공항법을 위해 사용할 수 있다.

항공항법에 있어 항공기 착륙을 위해 개발중인 방법으로 WAAS(Wide Area Augmentation System)와 LAAS(Local Area Augmentation System)가 있다. WAAS는 관제구역 또는 비행정보구역(FIR : Flight Information Region) 등을 하나로 묶어서 정보를 제공하는 방식이며, LAAS는 비교적 좁은 범위에 정보를 제공하는 시스템으로 자동착륙에 활용될 수 있다. DGPS에 의한 보정치만 제공하는 LADGPS(Local Area Differential GPS)를 사용하는 LAAS는 Category I과 II의 착륙을 가능케 하지만, 보정치 및 하나의 거리 정보원으로서 역할을 겸하는 의사위성(Pseudolite)을 활용하는 LAAS는 Category III의 고 정밀 착륙을 가능케 한다. 스탠퍼드 대학에서 연구되고 있는 IBLS는 의사위성을 사용하는 LAAS의 일종으로 최근의 자동착륙 비행시험을 통하여 Category III 정밀착륙의 가능성을 시연한 바 있다. 이는 단일 주파수 수신기를 사용하여 센티미터 수준의 정밀도를 얻을 수 있기 때문이었다. IBLS와 같이 GPS 반송파와 코드를 모두 이용한 정밀착륙시스템들은 아직 실용화 단계는 아니지만 본격적인 연구가 진행되고 있는 단계에 와 있다. 본 절에서는 스탠퍼드 대학에서 연구되어 온 KLS[3], KGLS[4], IBLS[5,6], IBLS with AIB(Autonomous Integrity Beacons)[7] 등에 관해 순차적으로 언급하고 있고, 다음으로 FAA의 규정에 관해 소개하였으며, IntegriNatics사의 IBLS 성능과 FAA의 규정을 비교하

였다[5][8].

### 2.1.1 KLS(Kinematic Landing System)

KLS(Kinematic Landing System)는 의사위성으로부터 얻은 반송파 위상 측정치들을 이용하여 실시간 위치를 측정하는 항법 시스템이다. KLS의 기본 형상은 그림 2와 같다[3].

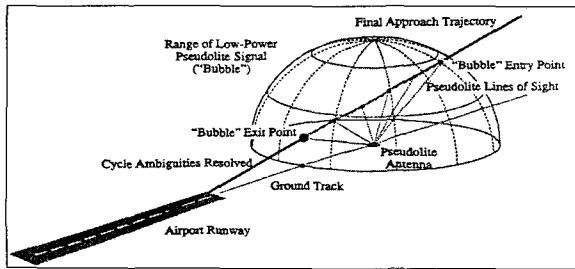


그림 2. KLS의 기하학적 구조.

그림 2에서 의사위성은 최종접근경로(final approach trajectory) 바로 아래 위치한다. 송신기는 낮은 출력으로 신호를 송출하므로 신호가 도달하는 버블(bubble) 내에 있는 항공기만 의사 위성의 신호를 수신할 수 있다. 항공기가 버블 내부를 지나갈 때 의사위성과 항공기 사이의 기하학적 변화가 매우 크므로 GPS위성만을 이용할 때보다 쉽게 항공기의 정밀위치를 산출할 수 있다. 이런 기하학적인 개념을 이용하여 스탠퍼드 대학에서 제안한 KLS의 개념은 그림 3과 같다[3].

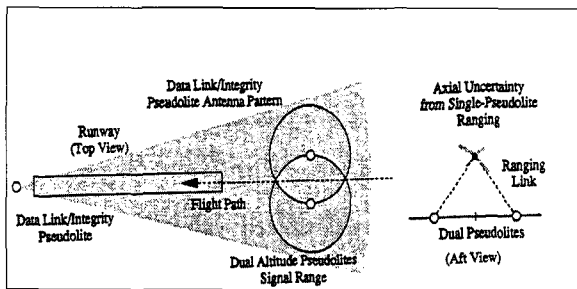


그림 3. KLS의 개략도.

그림 4에서 KLS의 GPS신호들은 항공기 수신기와 지상 기준국 수신기에 도착하는데, 이때 GPS 신호발생기에서 출력되는 값은 의사위성(A)를 거쳐 항공기와 지상의 기준국 수신기에 송신된다. 지상 기준국 수신기는 각각의 위성과 의사위성의 순간적인 반송파 위상을 샘플링하고 의사위성(B)까지 하나의 데이터 채널에 수치적 값들을 송신한다. 완전성(Integrity)을 점검하기

위해 의사위성(B)은 여분의 거리정보를 L밴드 반송파에 실어 송신한다. 항공기 수신기는 한번의 계산으로 정확한 위치를 결정하기 위해 의사위성과 두 개의 GPS 위성에서 송신된 반송파 위상 측정치들을 사용한다. GPS 위성에 할당되지 않은 PRN 코드를 이용하는 의사위성(A)은 의사위성 내부에 장착되어있는 수신기 시간이나 기준국 수신기의 시계에 동기 되어 작동한다.

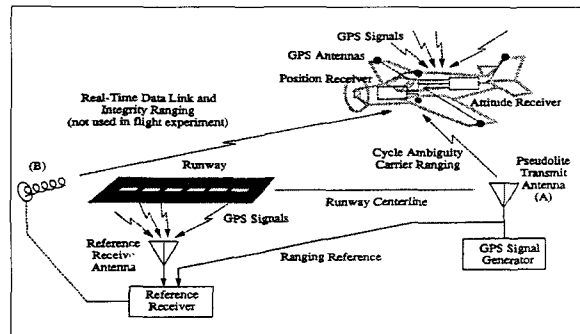


그림 4. KLS의 블록다이어그램.

### 2.1.2 KGLS(Kinematic GNSS Landing System)

Category III를 만족하는 정밀 착륙에 이용하기 위해 가능한 가장 높은 정확도(Accuracy), 완전성(Integrity), 가용성(Availability), 연속성(Continuity)을 확보할 목적으로 GPS Marker Beacons(일명: 의사위성) 기반의 새로운 시스템이 개발되어 왔다. 그림 5는 KGLS의 개념을 나타낸다. 이 시스템에서 보고된 개발 상황은 다음과 같다.

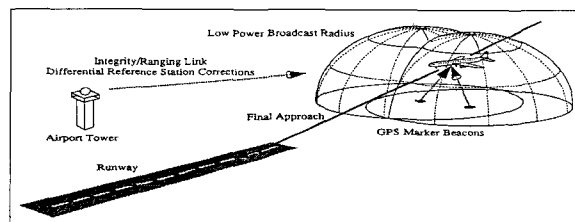


그림 5. 카테고리III 정밀 착륙에 대한 GPS Marker Beacons 개념.

- GPS Marker Beacons 개념을 이용한 가장 확실한 실시간, 센티미터 수준의 GPS 위치 결정은 비행 시험으로 평가한다.
- 실시간 DGPS에 대한 새로운 원칙이 제시되었는데 이는 전통적인 데이터 링크를 제거하는 것이다.

GPS Marker Beacons으로서 Doppler Marker와 Omni Marker 두 가지 타입이 고려되고 있다. Doppler

Marker는 독립적인 시간을 갖고 지상 기준국 수신기와 전통적인 데이터링크가 통합된 저 출력 의사위성이다. Omni Marker는 새로운 PRN코드를 사용하며, 각각의 수신된 GPS신호를 중계 방송한다. 직접적인 GPS신호와 Marker로부터 중계 방송되는 새로운 신호를 수신하는 항공기는 디지털 데이터링크 없이 차분된 거리 측정을 할 수 있다. 이러한 구성을 총괄하여 KGLS(Kinematic GNSS Landing System)라 한다. 레이저 추적기(Laser Tracker)와 KGLS 성능을 비교하기 위한 NASA의 Crows 착륙 실험은 GPS를 가지고도 레이저 추적기의 설계명세서에 규정된 30cm 이내의 정밀도에 부합하는 실시간 위치결정 해를 얻을 수 있음을 보여주었다[4].

**2.1.3 IBLs(Integrity Beacons Landing System)**

미국 스탠퍼드 대학에서 제안한 자동착륙 시스템인 IBLs는 GPS를 이용하여 Category III의 정밀착륙을 목적으로 활주로 근처에 두 개의 의사위성을 장치한 시스템으로, 앞서 언급한 KLS나 KGLS와 유사한 개념을 적용하고 있다. 즉, 두 단계의 명칭 수정을 거쳐 IBLs라 명명된 것이다. IBLs의 최종적인 목적은 자동 접근과 착륙에 있다. 그러나, 현재 IBLs는 다음과 같은 몇 가지 제한점들을 안고 있다.

- 위치결정은 보정 데이터의 갱신주기에 따라 결정되며, 데이터링크 대기 시간에 의해 지연된다.
- 위치결정은 정수 값들을 알고 있을 때만 계산될 수 있다. 버블에 다다르기 전에는 위치가 계산되지 않는다.

이러한 제한점을 극복하는 것이 IBLs의 시급한 과제였으나, 1994년 10월에 보잉737기의 자동착륙 실험에서 이러한 제한점의 상당 부분을 극복하였다[9].

다음은 IBLs의 전체 구성도와 항공기 탑재체(airborne) 구조에 관한 내용이다. 그림 6은 IBLs 전체 구성도이고 그림 7은 항공기 탑재체의 구조이다.

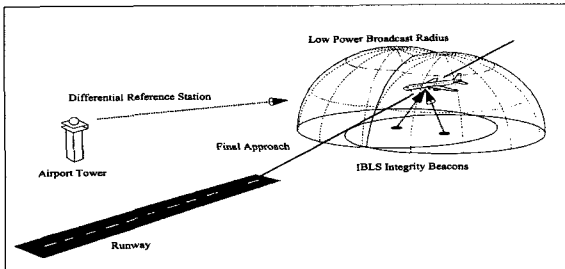


그림 6. IBLs 다이어그램.

항공기 탑재 소프트웨어로 항공기 GPS수신기, 데이터링크, 자세 등의 정보가 입력된다. 자세 정보는 항공기 상단의 GPS안테나로부터 의사위성 수신안테나까지의 레버암을 계산하기 위해 필요하다. 각각의 이 입력 값들로부터 타임 태그(Time Tag) 되는 데이터들은 링 버퍼(Ring Buffer)에 적재된다. 항공기 수신기 링 버퍼의 최신 데이터는 위치 해를 획득하는데 이용된다. 기준 위상은 지연되고, 데이터 링 버퍼에 기준 위상의 연혁으로부터 예측되는 값은 단지 갱신주기에서 활용되기 때문이다. 이러한 이유로 위치 해는 그림 7과 같은 과정을 거쳐 확보된다.

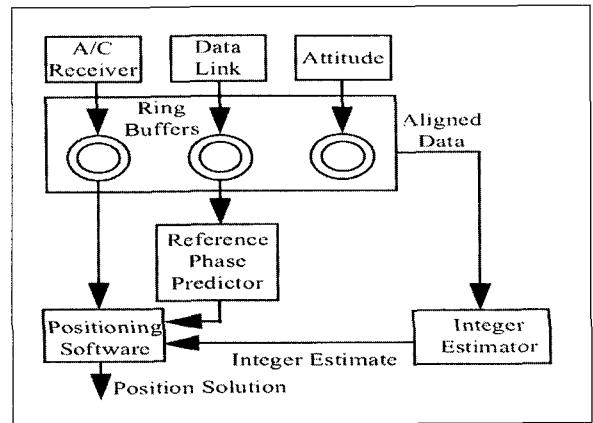


그림 7. IBLs 항공기 탑재체의 구조.

**2.1.4 IBLs with AIB(Autonomous Integrity Beacons)**

초기의 IBLs는 GPS시간을 동기 시키지 않았다. IBLs 기준국은 기준국 방송과 정보를 측정하기 위하여 각각의 완전성 신호기(Integrity beacon)에 케이블을 직접 연결하여 사용하였다. 이런 불편함을 보완하기 위해 Omni Marker원리를 이용하여 GPS 위성신호를 동기 시키는 의사위성과 자체 완전성 신호기(AIB)를 구성하였다. 이러한 구성을 갖는 IBLs를 IBLs with AIB라 한다. 이 시스템의 장점은 기준국과 신호기(Beacons)간의 직접적인 케이블 연결 없이 편리한 위치에 기준국을 설치 할 수 있으며, 단 기저선에 이용되던 IBLs를 장 기저선으로 응용이 가능해졌다라는 점이다. 그림 8은 전체 구성도이다.

그림 8에서와 같이 이 시스템은 초기의 IBLs와는 달리 기준국과 완전성 신호기 사이에 송신기를 두어 기준국을 편리한 위치에 둘 수 있음을 알 수 있다. 기준국에서는 방송과 정보를 RTCM-104 포맷으로 모뎀을 통하여 송신기에 보내고 송신기는 이를 항공기에 데이터 링크시킨다. 자체 완전성 신호기는 하나의

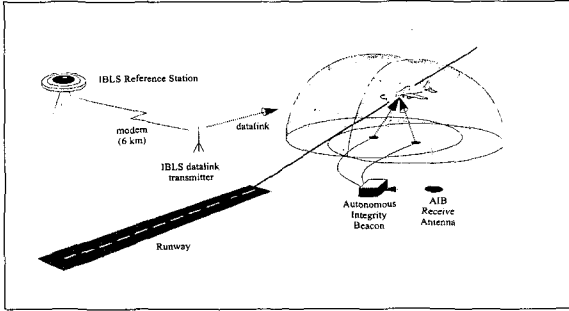


그림 8. 자체 안정성 신호기를 갖는 IBLS의 전체 구성도.

GPS위성 신호를 종합하여 두 개 또는 그이상의 안정성 신호기 신호를 종합시킨다. 자체 안정성 신호기는 하나의 수신안테나와 두 개의 송신기, 전장 패키지, 이들을 연결하는 케이블로 구성된다. 그림 9는 자체 안정성 신호기의 블록 다이어그램이다[7].

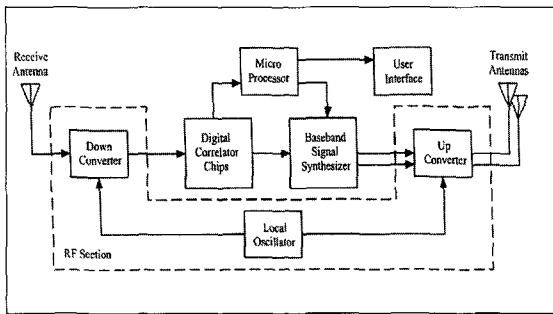


그림 9. 자체 안정성 신호기의 블록 다이어그램.

2.1.5 FAA의 IBLS 성능 요구 조건

FAA(Federal Aviation Administration)는 Category III의 정밀 착륙에 관한 프로그램을 규정하고 있는데 본 절에서는 Category III 정밀 착륙을 목표로 하는 IBLS 관련 FAA 규정을 표 1에 소개한다.

표 1. FAA의 정밀 착륙에 관한 성능 요구 조건.

성능	카테고리 I	카테고리 III
가용성	0.999	0.999
수직 정확도(95%)	7.6m	0.6m
안정성	$4 \times 10^{-8}$	$5 \times 10^{-9}$
연속성	$10^{-4}$	$10^{-6}$

2.1.6 IntegriNautics사의 IBLS

IntegriNautics사는 IBLS에 적용되는 수신기 및 의사위성을 제작 판매하는 회사이다. 그림 10은 이 회사의

IBLS에 관한 제품의 소개이며, 표 2는 이 회사가 시스템 구성을 위해 만족시키고 있는 설계요구조건이다. 참고로 FAA Category III 정밀착륙 규정과 IntegriNautics사 관련 제품의 성능을 표 3에 비교하였다[5][8].

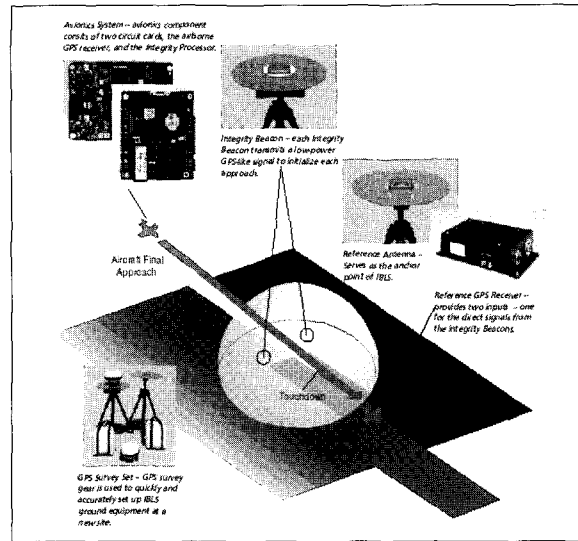


그림 10. IntegriNautics사의 IBLS.

표 2. IntegriNautics사의 카테고리III 성능요구조건.

성능	카테고리III
가용성	0.99
수직 정확도(95%)	6~10 cm
안정성	$10^{-9}$
연속성	$10^{-5}$

2.2 MMLS(Mobile Microwave Landing System)

MLS에 대한 작업은 1967년에 RTCA(Radio Technical Commission for Aeronautics)의 SC-177위원회에서 시작되었고, 1970년에 종료되었다. 1978년에는 Time Reference Scanning Beam MLS 기술이 ICAO의 새로운 표준으로 채택되었다. ICAO는 또 MLS Angle Standard and Recommended Practices (SARPS)를 1980년에, Precision Distance Measuring Equipment(DME/P)을 1985년에 제정한 바 있다. MLS는 1998년에 ILS를 대체할 예정이었다. 그러나 여전히 ILS 대체활동이 활발하게 전개되고 있지 못한 실정이다. 이는 비 이동형 민간공항용 시스템인 경우 GPS를 사용하는 시스템에 대한 비교우위를 상실한 때문이라 판단된다.

본 논문에서는 야전에서 사용이 가능한 이동형 MLS(MMLS: Mobile MLS)를 위주로 소개한다. 그러기 위

해서 우선 ICAO에서 정의한 MLS를 정리하며, 이를 바탕으로 무인항공기 정밀자동착륙을 위한 MMLS의 사양에 대해서 알아본다.

### 2.2.1 MLS

전형적인 착륙경로는 잡음 축소, 교통 관제, 장애물 회피 등을 위한 곡선형 경로와 활주로 중앙선을 따라 결심 고도로 접근하는 직선형 경로로 구분된다. 착륙 과정은 플레어 기동, 착지, 활주 등으로 구분된다. MLS나 ILS 같은 착륙유도시스템은 낮은 시계를 갖는 경우의 유도를 위해 필요한 정확도와 안정도를 갖춘 저고도 운항보조수단이다. MLS나 ILS와 같은 정밀착륙 보조장치는 비행기가 최후 착륙결심을 하기 전에 200 ft 이하로 내려가는 것이 가능하다. 비 정밀장치의 경우는 주변상황에 따라 다르지만 400 ft 이상으로 결심고도가 제한된다.

정밀 착륙시스템은 한계고도와 가시도에 따라 3종류의 운용과정으로 분류되며, 각각의 운용과정마다 결심 고도가 다르게 결정된다. 여기서 결심고도란 적당한 가시기준이 없이는 절대 그 이하로 하강할 수 없는 활주로 표면으로부터의 고도를 말한다. 일단 결심고도에 도달하면 가시 목표물에 의존하여 착륙을 계속해야 한다. 만약 그렇지 못하면 착륙 접근 실패 단계의 운용 과정을 하여야 한다. Category I의 결심고도는 200 ft 이고, Category II의 결심고도는 100 ft이다. Category III에서는 결심고도가 착지고도로 낮아진다.

표 3. 카테고리III 성능요구 건 비교.

성능	FAA	IntegriNautics
가용성	0.999	0.99
수직 정확도(95%)	0.6m	6~10 cm
완정성	$5 \times 10^{-9}$	$10^{-9}$
연속성	$10^{-6}$	$10^{-5}$

그림 11은 전형적인 split-site MLS 지상시스템의 개념을 설명한다. 상하 방향의 유도를 담당하는 상승 각 기준국(Elevation Ground Station)은 활주로 시작점(threshold)으로부터 780 ft 안쪽으로 활주로 중앙선에서 400 ft 떨어져 위치한다. 이때 기준점은 활주로 시작점에서 지상 50 ft 위이다. 이 장치는 Category I과 Category II를 위한 상하 유도에는 충분하다. 접근 좌우 방위(Approach Azimuth) 장치는 Category I과 Category II의 결심고도 상에서 좌우방향 유도를 담당하며, Category III에서는 접지와 활주 전반에서 좌우

방향 유도를 처리한다. 플레어 기동은 Category I과 Category II에서 수동으로 행해지며, Category III의 자동 접지에서는 양 방위(Positive Azimuth)와 고도(vertical) 정보를 필요로 한다[10].

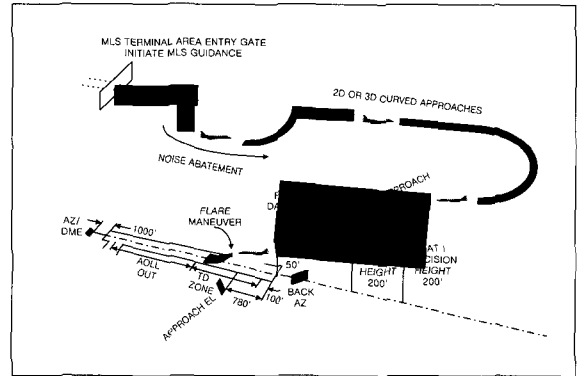


그림 11. MLS를 활용한 착륙비행.

MLS가 전반적인 착륙 유도의 문제를 해결하기 위해서는 다음과 같은 기본 요구를 충족시켜야 한다. 우선 설계된 MLS는 일반적인 비행체 탑재 수신기에서 사용되는 공통신호형식을 경제적이고 안정적으로 수용할 수 있어야 한다. 또 지속적으로 증가하는 비행 교통량에 부응하기 위해서, 좀 더 유연한 접근로를 제공할 수 있어야 한다. 마지막으로 터미널 영역에서 정밀 자율항법 능력을 제공하기 위해서 넓은 담당영역을 관장할 수 있어야 한다.

MLS는 위에 언급된 다양한 요구를 3개의 하부 시스템을 통해서 수용하도록 설계되었다. 첫 번째는 5GHz의 초단파를 사용하여 작은 크기의 안테나로써도 좁은 빔을 형성할 수 있도록 하여 보다 소규모의 장비로 정확한 각도 정보를 제공할 수 있게 하였다. 12 ft의 표준 MLS 수평각용 안테나는 실제로 520 ft의 ILS용 안테나와 동등한 성능을 낸다. 이 같은 성능은 광폭 관제영역에서도 매우 정밀한 유도를 가능케 한다. 또 이 같은 안테나의 좁은 빔(Beam) 폭은 지역적 효과에 강인하고, 험한 지형에서도 설치와 운영이 가능하게 한다. 그림 12에 도시된 광폭 관제영역은 MLS Area Navigation(MLS/RNAV)같은 다른 첨단 응용도 가능케 한다. MLS가 제공하는 넓은 활주 경로는 조종사로 하여금 현재의 항공기 진행속도에 맞는 가장 좋은 착륙경로를 선택할 수 있게 하여 산지 같은 험한 지형에서 시스템 성능을 더욱 향상시키게 된다. 두 번째로 MLS는 유도를 위해서 접근 수평각, 접근 수직각, 후방 수평각 및 다양한 정보를 담은 RF 데이터 등을 순차적으로 전송한다(그림 13). 유도각과 기타 데이터



를 담은 신호가 단위 시간 구간(Time Slot)에 각각 나눠들어 있고, 또 이 단위 시간 구간은 각각 별도의 프리앰블(Preamble)에 의하여 쉽게 구별할 수 있도록 데이터 포맷을 만들었다. 따라서 프리앰블만을 탐지하는 것만으로도 지상 시스템과 정밀한 동기유지를 할 필요 없이 데이터 수신이 가능하기 때문에 비교적 간단한 비행기 탑재 수신기로도 유도정보를 순차적으로 처리할 수 있다. 또 단위 별로 서로 다른 내용의 데이터가 독립적으로 들어가므로 운용상의 필요에 따라서 수신기 동작에 영향을 주지 않고도 지상장비 중 특정한 부

분을 침부 또는 제거하여도 전체 데이터 송수신 흐름에 영향을 주지 않는다. 역으로 지상시설이 고성능일 경우 비행체에서 수신 후 재 계산해도 정밀도 향상을 할 수 없는 정보를 담은 데이터 단위를 프리앰블만을 보고 무시할 수 있어서 최소한의 구성을 갖는 비행기 탑재 수신기로도 운용할 수 있게 한다. 마지막으로, MLS는 기존의 운용중인 L밴드(1GHz) 거리측정장비(DME: Distance Measuring Equipment)와 완벽한 상호 운용성을 활용하여 정밀 거리정보를 제공한다. 이 MLS DME/P SARPS는 ICAO에서 정의해 놓고 있으며, 비행기 탑재 interrogator는 RTCA에 규정되었다 [10].

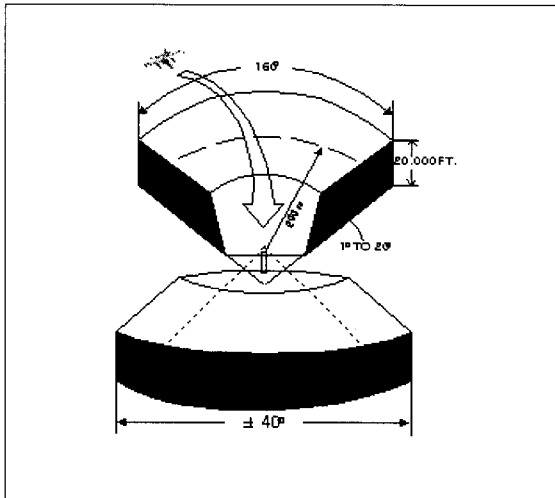


그림 12. MLS 신호 범위.

위 같은 기본요구와 이를 처리하기 위한 기본 기능을 수용함으로써 생긴 200개에 이르는 다채널 수용능력을 갖게 되었고 또 기존 ILS 시스템의 성능을 악화시킨 주 요인인 공항 입지의 지형 지물과 관련된 문제들에 대해 훨씬 견실하다는 장점 또한 갖추게 되었다. 따라서 MLS는 현재 또는 미래의 다양한 요구를 효과적으로 수용할 수 있을 것이다.

### 2.2.2 무인항공기용 MMLS

무인 항공기의 MMLS 운용 개념은 다음과 같다 [11]-[15].

- 착륙 시스템이 불안정한 무인기를 위한 안전한 착륙 유도를 한다.
- 야전에서 사용 가능하도록 소형화된 장비이다.

MMLS는 신호에 따라 레이더를 사용한 경우, 레이저를 사용한 경우, 고도 센서를 보조수단으로 사용한 경우 등 대략 3가지로 대별된다. 레이더를 사용한 MMLS의 신호전달은 그림 14와 같은 흐름을 갖는다.

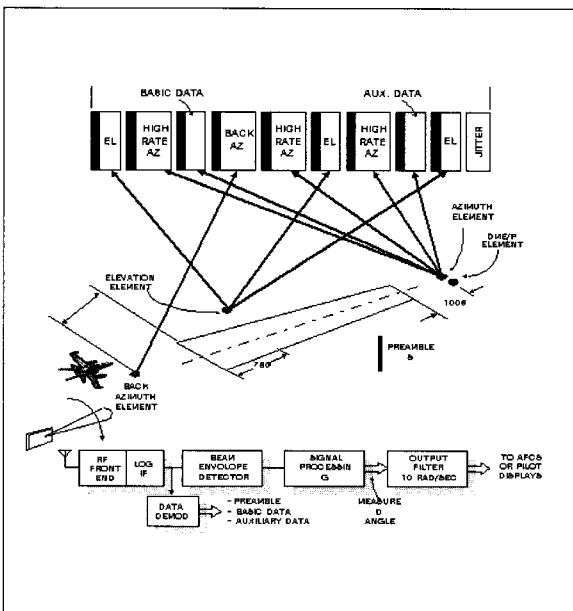


그림 13. MLS Time Multiplex Signal Format.

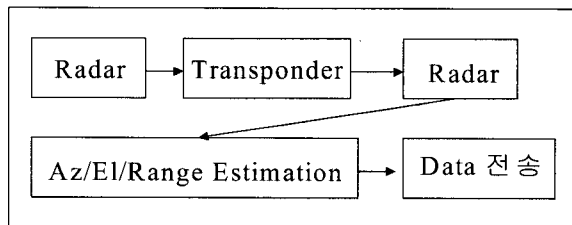


그림 14. 레이더를 사용한 MMLS.

이 흐름에서 Transponder는 비행체에 설치되는 Transponder를 의미한다. Transponder를 사용하는 이유는 동체가 비금속 물질로 되어 있는 무인항공기의 경우 일반 항공기에 비해서 레이더 탐지가 어렵기 때문이다. 따라서, 레이더의 탐지능력을 향상시키기 위해

비행체내에 Transponder를 설치할 필요가 있다. 또한, 이러한 신호 흐름에서 레이더를 대신해서 Lidar를 사용하는 것도 가능한 구성이다(그림 15)[16]-[18].

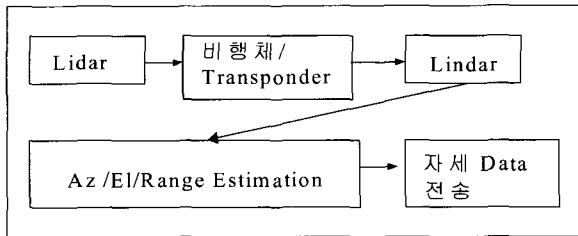


그림 15. 레이저를 사용한 MMLS.

위 두 경우는 모두 다 Radar 또는 Lidar로써 비행체를 공중에서 착지까지를 모두 감당하도록 할 경우의 신호 흐름이다. 한편, 지면으로부터의 다중 반사 효과가 큰 영향을 미치는 것을 감안하는 또 다른 방법도 생각할 수 있다. 이는 다음 그림과 같이 중/고 고도의 경우와 착지 직전의 저고도의 경우 다른 운용을 하도록 하는 그림 16의 신호 흐름이다. 그림 16의 변형 구성을 할 경우 레이더에 대한 설계사양 완화 같은 이점을 얻을 수 있고, 착지시점의 고도정보의 정밀화를 꾀할 수 있다. 반면에 허용하중이 늘어나는 문제가 있고 비행체의 운용 알고리즘이 복잡해 질 수도 있다. 그러나 허용하중 증가 문제는 사용고도가 비교적 낮기 때문에 일반적으로 사용되는 것보다 작은 크기의 시스템으로도 요구조건이 만족되므로 구성에 따라서는 큰 문제가 되지 않을 수 있다.

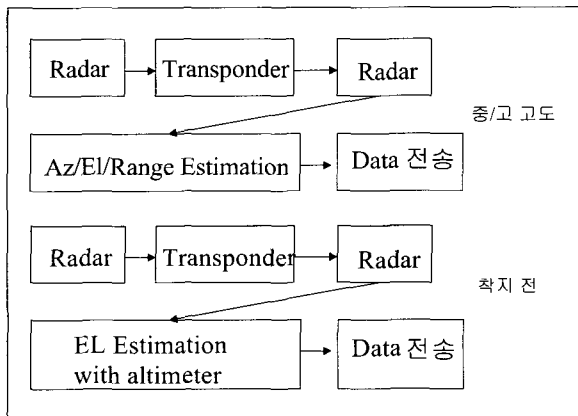


그림 16. 고도 센서를 보조수단으로 한 MMLS.

무인항공기를 위한 MLS 사양을 결정하기 위해서는 우선 최소 설치조건을 알아야 한다. 즉, 일반 항공기의 경우처럼 항공기 안전착륙을 위한 최소 활주로 길이

등이 우선 정해져야 한다. 이에 맞춰서 좌우 방향 및 상하 방향 레이더를 설치할 위치가 정해지고 그 후에 ±20ft, ±2ft의 오차 창 내로 유도하기 위한 좌우방향 정확도 및 상하 방향 정확도가 산출된다. 만약 무인항공기용으로 오차크기를 일반항공기의 경우와 다른 크기로 정해야 한다면 정해져 있지 않는 변수는 더욱 늘어난다. FAA에서 Category III의 정밀착륙을 위하여 규정한 유인항공기용 MLS 사양과 그림 17의 과정을 통하여 제시된 무인항공기용 사양을 각각 표 4에 비교하였다[10][19][20].

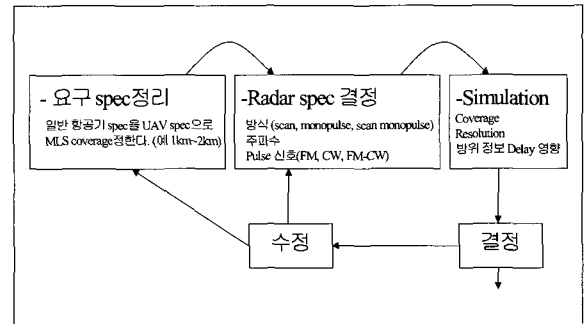


그림 17. 무인항공기 MMLS 사양결정 방법.

표 4. 항공기 MLS 사양 비교.

	무인항공기용 MLS	유인항공기용 MLS <sup>1)</sup>	
주파수	RCS와 시스템 크기에 좌우	5GHz대	
방위각 범위	40.0°	62.0°	
상승각 범위	지표면에서 30.0°	지표면에서 30.0°	
방위각 갱신율	39°/초	39°/초	
상승각 갱신율	39°/초	39°/초	
각 해상도	1°	1°	
경로 오차	방위각	$\tan^{-1}\left(\frac{20ft}{\text{활주로길이}}\right)$ (20 ft를 UAV scale에 맞출 수 있다.)	0.076° (20 ft)
	상승각	$\tan^{-1}\left(\frac{2ft}{\text{활주로길이}}\right)$ (2 ft를 UAV scale에 맞출 수 있다.)	0.113° (2 ft)
	거리	대상 비행체 길이에 비례해서 결정해야 함. (예로 대상 비행체 길이의 1배 또는 2배)	100 ft (2000ft장에 해당)

1) 활주로 길이 15000ft일 때.





### 3. 결 론

무인항공기용 자동착륙 유도시스템의 요구사항은 아직 구체화되어 있지 않다. 실제로 무인기의 크기와 성능은 유인기의 경우보다 다양하기 때문에 모든 무인기에 적용 가능한 구체화된 자동착륙 요구사항을 결정하기란 용이하지 않다. 하지만, Category III의 자동착륙 유도시스템의 요구사항과 사용될 무인항공기의 성능을 충분히 파악하고 있다면, 본 논문 후반에서 제시하고 있는 일련의 절차를 통하여 IBLS 방식이든 MMLS 방식이든 적절한 요구사항의 결정이 가능할 것이다. 참고로 자동착륙시스템을 상용화하고 있는 업체들과 관련정보를 제공하는 기관들의 Web sites를 참고문헌에 첨부한다.

### 후 기

본 논문은 국방과학연구소의 기초연구과제 연구비 지원에 의하여 연구되었음. (ADD-00-2-2)

### 참고문헌

[1] 윤석준 외, 고정밀 자동착륙 접근유도 알고리즘 개발, 기술현황분석보고서, TECD-101-001082, 국방과학연구소, 2000. 12.  
 [2] 윤석준 외, 고정밀 자동착륙 접근유도 알고리즘 개발, 1차년도 연구보고서, TECD-401-001107, 국방과학연구소, 2000. 12.  
 [3] Clark E. Cohen, Boris Pervan, "Real-Time Cycle Ambiguity Resolution using a Pseudolite for Precision Landing of Aircraft With GPS", 1993. 3.30  
 [4] Clark E. Cohen, Boris Pervan, "Real-Time Flight

Test Evaluation of the GPS Marker Beacon Concept for CategoryIII Kinematic GPS Precision Landing", ION GPS-93, 1993. 9.22  
 [5] Clark E. Cohen, Boris Pervan, "Achieving Required Navigation Performance using GNSS for CategoryIII Precision Landing", DNS-94, 1994. 4  
 [6] Clark E. Cohen, Boris Pervan, "Flight Test Results of Autocoupled Approaches Using GPS and Integrity Beacons", ION GPS-94, 1994. 9  
 [7] Clark E. Cohen, Boris Pervan, "Precision Landing Tests with Improved Integrity Beacon Pseudolites", ION GPS-95, 1995.9  
 [8] <http://www.integrinautics.com>  
 [9] Automatic Landing of a B737 using GNSS Integrity Beacons.  
 [10] R. J. Kelly and E. F. C. LaBerge, "MLS: A Total System Approach," IEEE AES Mag., pp.27~40, May, 1990  
 [11] [http://www.nrc.ca/iar/fr\\_guidance-e.html#microwave](http://www.nrc.ca/iar/fr_guidance-e.html#microwave)  
 [12] <http://www.fas.org/man/dod-101/sys/ac/equip/ant-trn-45.htm>  
 [13] <http://www.systems.textron.com/mmls.htm>  
 [14] <http://www.sncorp.com/atc.html>  
 [15] <http://www.sncorp.com/unmanned.html>  
 [16] [http://www.ddci.dk/programs/auto\\_land\\_sys.html](http://www.ddci.dk/programs/auto_land_sys.html)  
 [17] <http://www.sandia.gov/afsec/facility/laser.htm>  
 [18] [http://www.brashearlp.com/LaserGalPopUp2\\_F.htm](http://www.brashearlp.com/LaserGalPopUp2_F.htm)  
 [19] M. H. Carpentier, "Principles of Modern Radar System", Artech House, London, UK, 1988.  
 [20] D. K. Barton, "Modern Radar System Analysis, Artech House", London, UK, 1988.

### 윤 석 준

1982, 1984, 1990 서울대학교 학사, 석사, 미시간대 박사; 1990.10-1998.2 대한항공 항공기술연구원 수석연구원, 시뮬레이터 그룹장, 현재 American Aeronautics and Astronautics, International Training Equipment Conference, 한국시뮬레이션학회, 제어·자동화·시스템공학회 등의 기술위원, 사업이사, 편집위원; 국내 주요 시뮬레이터 개발 주도, 세종대학교 항공우주공학과 부교수; 관심분야는 모델링 및 실시간 시뮬레이션, 자동제어 응용, 무인항공기 등.

### 임 준 석

1986, 1988, 1996 서울대 학사, 석사, 박사; 1988.2~1993.3 국방과학연구소 연구원, 1996.7~1998.2 LG종합기술원, 현재 세종대학교 전자공학과 조교수; 관심분야 안테나 신호처리, 소나 신호처리 등.

### 이 영 재

1982, 1985, 1990 서울대학교 학사, 석사, 텍사스대 박사; 1990.10 - 1992.2 텍사스대 연구원, 1992.3-현재 건국대학교 항공우주공학과 교수, 현재 한국항공우주학

회 편집위원, 건설교통부 자문위원; 관심분야 GPS를 이용한 정밀위치 및 자세 결정.

#### 하 철 근

1984년 서울대 항공공학과 졸업. 1986년 동대학원 석사. 1993년 미국 워싱턴대 항공우주공학과 박사. 1988-1993. 연구조교, 1993. 3-1993. 8 Post-Doc. 1993-현재 울산대학교 수송시스템공학부 부교수. 1995년 대우중공업 무인비행체 비행제어시스템 연구 수행, 2000년-2002년 무인비행기 고정밀 자동착륙 접근유도 알고

리즘 개발 과제 수행, 2001년-2002년 강건 적응적 DMI 기법연구 수행. 관심분야는 강건 디지털제어 이론 및 적용, 적응적 지능제어, 무인기(UV)의 자동항법 및 유도제어.

#### 구 원 준

1990년 부산대학교 정밀기계공학과 졸업. 1992년 한국과학기술원 항공공학과 석사. 1992. 3 - 현재 국방과학연구소 선임연구원. 관심분야 비행역학 및 제어, 무인항공기(UAV) 체계.