
계기착륙방식(ILS)의 변조방식에 관한 고찰

윤석민* · 조의주* · 신현식*

A study on the modulation method of Instrument Landing System

Seok-min Yoon* · Eui-joo Cho* · Hyun-sik Shin*

요 약

본 발표문에서는 계기착륙시스템이 항공기에 제공하는 유도신호의 기본원리인 공간변조에 대해서 논의함으로써 계기착륙시스템을 심도있게 이해하는데 도움이 되고자 하였다. 우선적으로 공간변조의 기본개념을 설명하였으며, 이와 함께 공간 변조된 신호가 항공기 수신기에 영향을 주어 방위각 및 활공각이 표시되기까지 전반적인 과정을 DDM(difference in depth of modulation) 및 항공기 수신기의 동작원리와 관련시켜 설명하였다.

ABSTRACT

From the announcement which sees discusses about the spatial modulation which is a basic principle of the induction signal which the instrument landing system provides to the aircraft with instrument landing system, depth made be and became the help which makes understand and character did. Explained the fundamental notions of spatial modulation with precedence, the signal which space is modulated with this together influenced to the aircraft receiver and the azimuth and angle of glide were indicated and until with the principle of operation of the aircraft receiver and the process which is general DDM(difference in depth of modulation) and they related they explained.

키워드

ILS(Instrument Landing System), CSB(Carrier with Sideband), DDM(Difference in Depth of Modulation), Spatial Modulation

1. 서론

항공기의 발명이후 기상 악화 시에도 안전한 착륙을 지원하는 신뢰할 만한 항행안전시설의 개발은 많은 연구자들의 관심의 대상이었다. 초기에 개발된 Four-course radio range나 NDB(Non directional beacon)와 같은 무지향표지시설은 오직 방위각 정보만을 제공하여 주로 항로용으로 사용되었으며, 항공기가 공항에 도달한 이후에는 수평, 수직, 거리정보와 같은 입체적인 신호를 제공할 수 있는 착륙용 항행시설 개발이 필요하였다. 정책적인 지원과 함께 연구자들의 여러 시행착오

를 거쳐서 현재와 유사한 형태의 계기착륙시스템(ILS)이 등장한 시기는 1930년대 후반이었으며, 성공적인 시험과정을 거쳐서 민간용으로 설치되기 시작하였다. 시스템의 정밀함이나 외관, 사용주파수 등에서 현재의 시스템과 차이는 있으나 현재까지도 당시의 시스템 구성 및 원리는 항행안전시설의 기초가 되고 있다. 오늘날 계기착륙시스템은 전 세계 공항에 설치되어 낮은 운고(low ceiling) 및 저 시정(low visibility)하에서 항공기를 공항에 안전하게 착륙시키는 수단을 제공하고 있고, 악천후로 인한 공항이 서비스 중단 율을 현저히 감소시켜, 공항의 교통수용능력을 향상시키는 중요한 역

* 전남대학교 전자통신공학과
심사완료일자 : 2007. 08. 20

접수일자 : 2007. 07. 13

할을 하고 있다.

계기착륙시스템의 가장 큰 특징은 무엇보다도 입체적인 유도신호를 항공기에 제공한다는 점이다. 기본적인 구성장비인 로컬라이저, 글라이드스톱, 마커 비컨은 항공기에 방위각, 활공각 그리고 착륙지점까지 거리정보라는 3차원적인 신호를 제공하고 있다. 그런데, 이러한 유도신호를 형성시키기 위해서 특이한 방법이 이용되는데, 바로 공간변조이다. 공간변조는 계기착륙시스템의 송신기로부터 분리되어 송출된 CSB(carrier with sideband)와 SBO(sideband only)신호가 공간상에서 합성되는 과정에서 이루어지며, 특히 방위각 및 활공각 정보와 매우 밀접한 관련이 있는 계기착륙시스템을 이해하기 위한 중요개념이다[1][2].

본 자료는 공간변조라는 기본원리를 설명하여 계기착륙시스템에 대한 이해를 넓히는데 도움이 되고자 한다. 본문에는 우선 공간변조의 개념을 설명하였고, DDM(difference in depth of modulation)과 항공기 수신기 동작원리를 통해서 방위각 및 활공각이 형성되는 과정을 설명하였으며, 공간 변조 시 위상의 중요성 및 공간변조와 송신기 변조의 합성 등 관련내용을 함께 논의 하였다.

II. 시설개요 및 설치

1. 개요

ILS는 1947년 ICAO에 의해 채택된 활주로 접근 및 착륙 유도용 국제표준 시설로서, 운고가 낮고 시계가 불량한 상태 하에서도 항공기의 착륙이 가능하도록 하는 신호를 송신한다. 따라서 악천후에 의한 항공업무의 중단을 감소시키며 공항의 항공기 처리능력을 증가시킨다.

- ILS = INSTRUMENT LANDING SYSTEM (계기착륙표지시설)
- ICAO = INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (국제민간항공기구)

2. ILS 구성시설

ILS 주 시설은 LLZ, GP, MB들로 구성되며, MB는 IM, MM, OM로 이루어진다.

- LLZ = LOCALIZER (또는 LOC)
- GP = GLIDE PATH (또는 GS = GLIDE SLOPE)

- MB = MARKER BEACON
- IM = INNER MARKER
- MM = MIDDLE MARKER
- OM = OUTER MARKER

3. 구성시설 역할

3.1 LOCALIZER

활주로 정지말단 중심선에 설치하여, 활주로에 착륙하기 위하여 진입하는 항공기에 대하여 활주로 중심선을 지시하는 방위진입로(CL) 전파를 송신한다[3].

- CL = COURSE LINE (또는 COURSE POSITION) : 수평면상에서 활주로중심선과 가장 가깝고 DDM이 0(zero)인 점들로 이어진 선

3.2 GLIDE PATH (SLOPE)

활주로 접지대 측면에 설치하여, LLZ 전파 지시대로 활주로 중심선을 따라 진입중인 항공기에 대하여 안전한 착륙 하강각(통상3°)을 지시하는 ILS 활공로(ILS GLIDE PATH) 전파를 송신한다[2].

- ILS GLIDE PATH (= PATH POSITION) : 활주로 중심선을 포함하는 수직면상에서 DDM이 0 (zero)인 점들로 이어진 선으로써, 선의 한쪽 끝이 수평면(활주로)에 닿아있음.
- ILS GLIDE PATH ANGLE : ILS GLIDE PATH 평균치를 나타내는 직선과 활주로 TH를 포함하는 수평면 사이의 각도

3.3 DME

VOR과 LOCALIZER 또는 NDB에 병설하며, LOC-ALIZER 에 병설할 경우 MARKER BEACON 대신에 착륙하기 위하여 진입하는 항공기에 대하여 활주로 정지말단과의 거리를 알려주는 시설로써, DME로 부터 떨어진 사선거리를 알려주는 전파를 송신한다.

- STOP END OF RUNWAY = 활주로 정지말단
- 1 Mile = 1.609 Km ; 법정마일(Statute Mile)
- 1 NM = 1.852 Km ; 항공마일(Nautical Mile)
- 1 DME = 약 1NM ; 항공기와 지상 DME 장비와의 경사거리

III. DDM

1. LOCALIZER DDM (Difference in Depth of Modulation)

LLZ의 전파는 다음과 같은 원리에 의해 활주로 중심선 연장선상의 DDM이 Zero가 되도록 하고, 진입 항공기는 수신기상에 지시되는 DDM이 Zero가 되는 선상을 쫓아 진입비행을 하므로써 활주로 중심선을 따라 비행한다[4].

- (1) RF반송파를 상호 동위상 및 동일레벨의 90Hz 및 150Hz 저주파신호로 각각 변조도 m90과 m150만큼 일정하게 진폭 변조하여 만든 CSB RF(+90+150SB, CAR)를 안테나 열 전방으로 송신한다. 이때의 변조도는 CAR 대 SB의 비율이 일정하므로 전 공간에 걸쳐 일정하며 송신기 변조도라고 한다. (기준치 각 20%)
- (2) RF 반송파를 상호 역위상 및 동일레벨의 90Hz 및 150Hz 저주파신호로 각각 변조도 s90과 s150만큼 변조한 다음 반송파를 억압한 형태인 SBO RF를 안테나 열중심(활주로 중심선)좌우 전방으로 각각 송신하되 항공기 진입방향에서 안테나 열을 바라보았을 때 우측은 150-90SB를 좌측은 90-150 SB를 송신한다. 이때의 변조도는 CAR가 존재하지 않아 SBO RF 전계강도에 비례하므로 공간에서의 위치에 따라서 크기가 변한다.
- (3) 공간에서 CSB내의 90/150SB와 SBO내의 90/150SB의 벡터합성 에 의한 공간변조가 이루어지도록 하므로써 항공기 진입방향에서 안테나열을 바라 보았을 때 우측(150Hz ZONE)에서는 150Hz 공간변조도(M150)가 우세하고 좌측(90Hz ZONE)에서는 90Hz 공간변조도(M90)가 우세하도록 한다.
- (4) 항공기는 진입중에 COURSE LINE 또는 COURSE SECTOR내의 임의의 지점에서 CSB/SBO 벡터합 RF신호를 수신한 다음, 90/150 공간변조도 M에 비례하는 크기를 가진 90Hz와 150Hz 저주파신호를 검출 및 비교하여 CROSS-POINTER (ILS 수신기 지시계기)의 지침이 세력이 큰쪽으로 편향하도록 하므로써 COURSE LINE으로부터 좌우로 벗어난 방향 및 거리를 감지한다.
- (5) 이 두 저주파신호의 비교방법은 세력의 차 비교와 세력의 비 비교방법에 의하며, 세력의 차 비교는

변조도차 비교로써 DDM 이라하고, 세력의 비 관계를 RFC(RADIO FREQUENCY CLEARANCE)라 한다. DDM은 공간 및 지상에서 ILS 시설을 평가하는 기준단위로 사용하는 중요한 요소이다.

2. GLIDE PATH DDM

LLZ가 활주로 중심선을 기준으로 수평면 좌우로 90 및 150정보를 제공하는 것에 비하여 GP는 착륙 활공각 3°를 기준으로 수직면 상하로 90 및 150정보를 제공하는 것 외에는 LLZ와 같은 방법으로 정보신호를 만들어 내며 활공각 상측(90Hz ZONE)에서는 90Hz 공간변조도(M90)가 우세하도록 하고 하측(150Hz ZONE)에서는 150Hz 공간변조도(M150)가 우세하도록 한다.

3. ILS 수신기 동작원리

3.1 CROSS POINTER 동작

- (1) 수신된 RF신호를 RF AMP 및 IF AMP로 증폭한 다음 DET로 90/150Hz 저주파를 검출하며, 유효 통달범위 내에서 송신기에서 복사한 정보와 비례하는 정확한 지시를 얻기 위하여 일정한 크기의 반송파신호를 수신하도록 하는 AGC 회로가 내장되어 있다.
- (2) 검출된 90/150Hz 성분은 공간 변조도에 직접적으로 비례하여 변하며 이 신호는 AF AMP에 의하여 증폭된 후 90 및 150Hz FILTER에 가해져서 90Hz와 150Hz 두 신호로 분리된다.
- (3) 분리된 두 신호는 각각 브릿지형 전파정류기에 의해 정류되어 결국은 RF입력신호에 함유된 M90과 M150 공간 변조도에 각각 비례하는 +DC 전압이 되어 CROSS-POINTER에 가해지고 계기지침은 높은 DC전압쪽으로 편향한다.

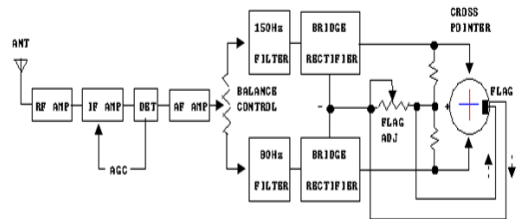


그림 1. ILS 수신기 회로도
Fig. 1. ILS receiver circuit diagrams

3.2 FLAG 동작

- (1) 송신전파의 전계강도 정상여부 판별용 FLAG 계기를 가동시키기 위한 FLAG 전류는 두 전파정류기의 +, - 공통단자에 연결된 "FLAG ADJ" 저항에 의하여 조정되며 이 저항을 흐르는 전류는 90 및 150Hz용 두 전파정류기의 출력전류를 합한 것이다.
- (2) 여기서, 각 전파정류기의 출력전류는 수신된 RF 입력신호의 공간변조도 M90과 M150에 비례한다. M90과 M150은 송신기변조도 m90 및 m150과 공간변조신호 s90 및 s150의 합에 해당하고 s90과 s150은 상호 동일한 크기이나 역위상인 성분이므로 서로 상쇄되어 결국 FLAG 전류는 송신기 총변조도 m (m90 + m150)에 비례하여 흐른다.
- (3) FLAG ADJ" 저항은 송신기 총변조도 m 이 규정된 값에 미달할 때 FLAG 계기가 동작하도록 조정할 수 있는 가변저항이다. FLAG이 지시되는 경보상태는 FLAG 전류가 240uA 이하일 때 이며 RF 전계의 세기 또는 송신기 총변조도가 정확한 편향치를 제공하는데 불충분함을 알려주는 것이다. 이러한 경우는 통상 지상장비가 동작중지되었거나 송신출력이 미약하므로써 수신기의 AGC 신호가 자체조정한계치에 미달한 경우로써 조종사에게 시설 비정상 경고를 발하는 것이다.

3.3 COURSE LINE 상에서 CROSS-POINTER의 편향

- (1) SBO가 NULL인 COURSE LINE 상을 항공기가 진입 비행중일 경우에는 CSB만 수신되고, CSB내의 90Hz와 150Hz 신호의 변조도는 송신기 변조시 동일한 값이 되도록 하였으므로 검파 및 정류후의 최종 각 +DC 전압은 상호 동일한 값을 가지게 된다. 따라서 동일한 극성과 동일한 크기의 전압을 CROSS-POINTER의 양 편향극에 가했을 때 극간의 전위차가 없으므로 계기를 흐르는 전류가 발생치 않아 지침은 CROSS-POINTER의 중심점 0uA를 지시하게 된다. CROSS -POINTER의 최대편향 눈금은 150uA 이다.
- (2) 결론적으로, COURSE LINE 상에서는 CSB의 송신기변조도 m90 및 m150 에 따라 편향되므로 장비의 MOD BALANCE 가 중대한 영향을 끼친다.

- (3) CROSS-POINTER의 좌우 및 상하눈금은 각각 계기중심점을 기준으로 2개씩 되어있어 LOCALIZER를 지시하는 좌우 눈금은 한눈금당 75uA이며 GLIDE PATH를 지시하는 상하눈금은 PATH WIDTH가 1.4°이므로 한눈금당 0.35°에 해당한다.

3.4 공간변조로 인한 CROSS-POINTER의 편향

- (1) COURSE LINE 또는 PATH를 벗어난 좌우, 상하의 공간에서의 공간변조도 M90과 M150의 값은 송신기 변조도 m90과 m150에 SBO의 송신에 의한 공간변조신호 s90과 s150이 벡터합성된 값이다. 이 s90과 s150은 상호 동일한 크기이나 180°역위상 형태로 되어있으며 m90과 m150에 비하여 비교적 작은 세력이다[5].
- (2) 항공기가 m150 및 s150이 상호 역위상인 90Hz ZONE 지점에 위치할 경우 $M150 = m150 - s150$, $M90 = m90 + s90$ 이므로 수신기내 150Hz용 정류기의 DC출력전압은 s150에 비례하는 양 만큼 감소하며 90Hz용 정류기의 출력전압은 s90에 비례하는 양 만큼 증가한다. 따라서, CROSS-POINTER 양 편향극간에 M90 - M150 (DDM) 에 비례한 전위차가 발생하고 전류가 흐름에 따라 계기의 지침은 대응된 방향으로 편향된다. 이때, LLZ의 경우에는 지침이 우측을 지시하여 현재 비행위치는 COURSE LINE의 좌측이며 우측으로 비행하여야 COURSE LINE 쪽으로 접근할 수 있음을 알려준다.
- (3) m90 및 s90이 상호 역위상인 150Hz ZONE에 항공기가 위치할 경우 m150에 s150이 가산되고 m90에 s90이 감산되어 M150이 M90 보다 커지므로 지침은 M150 - M90 에 비례하는 만큼 좌측을 지시하여 좌측으로 비행하여야 함을 알려준다.
- (4) 여기서, M90 - M150 또는 M150 - M90 의 결과치를 %DDM 이라하며 100으로 나눈것을 DDM 이라한다.

4. 송신기변조와 공간변조 등식

계기비행 진입항공기가 복사장내의 임의의 지점에 항공기가 위치했을 때,

- ▶ CSB내의 각 측대파 전계강도를 Ecs90 및 Ecs150 이라하고
- ▶ SBO내의 각 측대파 전계강도를 Ess90 및 Ess150

이라하면,

- ▶ CSB의 Ecs90과 SBO의 Ess90이 공간에서 벡터합성된 E90과
- ▶ CSB의 Ecs150과 SBO의 Ess150이 공간에서 벡터합성된 E150이 수신되고
- ▶ 이들 Ecs와 Ess는 항공기의 위치에 따라 역위상 또는 동위상 벡터합이므로 각각 $E_{cs} + E_{ss}$ 또는 $E_{cs} - E_{ss}$ 가 된다.
- ▶ 진입방향에서 안테나를 향하여 바라보았을때, 코스의 좌측 지점에 위치하면 Ecs90과 Ess90은 동위상이고 Ecs150과 Ess150은 역위상인 신호가 수신되고,
- ▶ 코스의 우측지점에 위치하면 Ecs90과 Ess90은 역위상이고 Ecs150과 Ess150은 동위상인 신호가 수신된다.

(1) 코스좌측의 SB 벡터합성치 E90과 E150의 전계강도

$$E90 = E_{cs90} + E_{ss90}$$

$$E150 = E_{cs150} - E_{ss150}$$

(2) 코스우측의 SB 벡터합성치 E90과 E150의 전계강도

$$E90 = E_{cs90} - E_{ss90}$$

$$E150 = E_{cs150} + E_{ss150}$$

(3) COURSE LINE 상에서의 SB 벡터합성치 E90과 E150의 전계강도

측대파 = NULL 이므로 $E_{ss90} = E_{ss150} = 0$

$$E90 = E_{cs90} - 0 = E_{cs90}, \quad E150 = E_{cs150} + 0 = E_{cs150}$$

송신기에서 $m90 = m150$ 이 되게 변조하므로

$$E_{cs90} = E_{cs150}$$

$$\therefore E90 = E150$$

(4) 모든 지점에서 통용되는 SB벡터합성 전계강도 E90 및 E150의 일반식

$$E90 = E_{cs90} \pm E_{ss90}$$

$$E150 = E_{cs150} \pm E_{ss150}$$

(5) 90Hz 성분에 의한 공간변조도 M90

변조도 = 측대파/반송파 이므로

$$M90 = E_{cs} \frac{90}{E_c}, \quad s90 = \frac{E_{ss}90}{E_c}$$

이므로

$$M90 = \frac{E90}{E_c} = \frac{E_{cs}90 \pm E_{ss}90}{E_c} = E_{cs} \frac{90}{E_c} \pm \frac{E_{ss}90}{E_c}$$

$$M90 = m90 \pm s90$$

(6) 150Hz 성분에 의한 공간변조도 M150

$$M150 = \frac{E150}{E_c} = \frac{E_{cs}150 \pm E_{ss}150}{E_c} = \frac{E_{cs}150}{E_c} \pm \frac{E_{ss}150}{E_c}$$

$$M150 = \frac{E_{cs}150}{E_c}, \quad s150 = \frac{E_{ss}150}{E_c}$$

이므로

$$M150 = m150 \pm s150$$

(7) DDM은 M90과 M150의 상호비교값이고 $m90 = m150$ $s90 = s150$ 상태로 송신하므로 $m90$ 및 $m150$ 대신에 m 을, $s90$ 및 $s150$ 대신에 s 를 대입하면

$$M90 = m \pm s, \quad M150 = m \pm s$$

5. DDM의 스칼라(SCALAR) 량

항공기 수신기의 동작원리에서 나타난 바와 같이 CROSS-POINTER 지침을 편향시키는 DC 전위의 값은 공간변조도 M90과 M150 크기에 직접적으로 비례하나 M90과 M150에 해당하는 저주파신호의 위상과는 관련이 없다. 이와같이 최종적인 변조도를 나타내는 M90과 M150은 신호의 방향(위상)에 관계없이 크기만을 가진 스칼라량으로 취급되므로 변조도의 차이인 DDM은 다음과 같이 표기할 수 있다.

$$DDM = M90 - M150 \quad \text{또는} \quad M150 - M90$$

따라서, CROSS-POINTER 지침의 편향은 DDM, 즉 90과 150 공간변조도 절대치 차이에 직접적으로 비례한다.

6. 특정지점의 DDM 산출

통상적으로 활공각장비와 방위각장비는 운용특성상 Ecs가 Ess보다 크게 전파를 송신한다. 송신기변조도 m 은 장비상에서나 FIELD에서 PIR로 쉽게 측정할 수 있고 Ecs와 Ess에 대한 상관치는 장비기술 도서상에 나타난 전파복사패턴을 보거나 장비의 특성에 따른 복사패턴 방정식을 사용하여 알 수 있으므로 특정지점의 DDM을 산출하기 위해서는 다음과 같이 유도된 식을 사용하면 된다.

(1) M150이 M90 보다 큰 지역에 위치하였을 경우 (150 ZONE) $M150 = m + s$, $M90 = m - s$ 이므로 $DDM = M150 - M90$

$$= (m+s)-(m-s) = m+s-m+s = 2s$$

이 식은 DDM과 공간변조성분 s (측대파 90Hz 또는 150Hz 성분)사이의 중요한 관계가 있음을 보여주는 것으로, 장비가 정상적으로 동작할시에 특정지점의 DDM 값은 항상 공간변조성분 s 레벨의 2배와 같다.

(2) M90이 M150 보다 큰 지역에 위치하였을 경우 (90 ZONE) M150 = m - s, M90 = m + s 이므로
 $DDM = M150 - M90 = (m-s) - (m+s) = m-s-m-s = -2s$
 즉, M90 보다 M150이 큰 경우의 DDM은 역위상 2s와 같다.

(3) E_c 와 E_{cs} 및 E_{ss} 를 대입한 DDM 등식

$$m = \frac{E_{cs}}{E_c} \quad s = \frac{E_{ss}}{E_c}$$

이므로

$$\begin{aligned} DDM &= (m+s) - (m-s) \\ &= \left(\frac{E_{cs}}{E_c} + \frac{E_{ss}}{E_c}\right) - \left(\frac{E_{cs}}{E_c} - \frac{E_{ss}}{E_c}\right) \\ &= \left(\frac{E_{cs} + E_{ss}}{E_c}\right) - \left(\frac{E_{cs} - E_{ss}}{E_c}\right) \\ &= \frac{E_{cs} + E_{ss} - E_{cs} + E_{ss}}{E_c} \\ &= \left(\frac{2E_{ss}}{E_c}\right) = 2S \end{aligned}$$

(4) 송신기변조도 m을 대입한 DDM 등식

$$m = \frac{E_{cs}}{E_c} \quad E_c = \frac{E_{cs}}{m}$$

이므로

$$DDM = \left(\frac{2E_{ss}}{E_c} = \frac{2E_{ss}}{\frac{E_{cs}}{m}}\right) = 2m \frac{E_{ss}}{E_{cs}}$$

(5) DDM 산출예제

M150이 M90 보다 큰 임의의 지점에 수신기를 위치시켰을 때 ;

송신기 CSB변조도 : $m = 0.2$ (20%)

CSB 전계강도 : $E_{cs} = 20V$

SBO 전계강도 : $E_{ss} = 10V$

CAR(반송파) 전계강도 : $E_c = 100V$

공간변조신호 레벨 : $s = 0.1$ 이면

$DDM = 2s = 2 \times 0.1 = 0.2$

$$DDM = 2m \frac{E_{ss}}{E_{cs}} = 2 \times 0.2 \times \frac{10}{20} = 0.2$$

$$\begin{aligned} DDM &= \frac{E_{cs} + E_{ss}}{E_c} - \frac{E_{cs} - E_{ss}}{E_c} \\ &= \frac{20 + 10}{100} - \frac{20 - 10}{100} = 0.2 \end{aligned}$$

$$DDM = M150 - M90$$

$$= (m + s) - (m - s)$$

$$= (0.2 + 0.1) - (0.2 - 0.1)$$

$$= 0.3 - 0.1 = 0.2$$

IV. 결 론

지금까지 공간변조를 중심으로 DDM(difference in depth of modulation), 위상관계, 신호합성에 대한 개념에 대하여 살펴보았다. 공간변조는 ILS 신호인 방위각과 활공각 정보를 형성하는데 중요한 역할을 하고 있다. 또한 공간 변조시 위상오류가 발생할 경우 위상변조 및 고조파 성분이 발생하지만, 항공기 수신기의 특성으로 인해서 분리 송출되는 SBO(sideband only)의 성분 중 CSB(carrier with sideband)의 반송파 성분과 동위상 성분만 유효한 신호가 된다. 따라서 ILS가 최적의 성능을 발휘하기 위해서는 CSB와 SBO의 위상을 최적화하는 것이 중요하다.

현재 계기착륙시스템은 과거에 비해서 안정성과 신뢰성이 크게 향상되었으며, 집적화된 시스템 설계도입으로 장비 운영여건도 상당히 개선되었다. 그러나 항공기에 보다 신뢰성 있는 정보를 제공하고 안정적인 시스템 운영을 위하여 ILS에 대한 이론적 지식을 폭넓게 습득하고 보다 정확히 이해하는 것이 중요한 의미를 지닌다고 생각된다. 또한 항공기 운항의 안전을 확보하기 위한 각종 운영시스템의 안정성과 신뢰성을 확보하기 위해서도 시스템에 대한 이론적 연구와 검토는 중요한 의미를 지닌다고 본다. 이러한 노력은 향후 첨단 항법 시스템의 도입 운영에도 크게 도움이 될 것이다.

참고 문헌

- [1] 한국공항공사 항공인력개발원, 계기착륙시설 (ILS) VOL-L, 2007.
- [2] 한국공항공사 항공인력개발원, 거리측정시설 (DME), 2007.
- [3] THALES, WILCOX MK-20A DUAL FREQUENCY DUAL EQUIPMENT GLIDE SLOPE GROUP, 2003.
- [4] THALES, WILCOX MK-20A DUAL FREQUENCY DUAL EQUIPMENT LOCALIZER GROUP, 2003.
- [5] 김홍대, “계기착륙시설(ILS)의 공간변조에 관한 고찰”, 제14회 항행안전시설 기술 세미나, 2005.

저자 소개



윤석민(Seok-min Yoon)

1995년~ 한국공항공사 여수지사
 시설팀 재직
 현재 전남대학교 대학원 산업공학과
 전자통신 석사과정 재학중

※관심분야 : 위성항행시스템, 무선통신



신현식(Hyun-sik Shin)

1969년 2월 광운대학교 무선
 통신공학과 졸업(공학사)
 1980년 8월 건국대학교 행정대학원
 (통신행정전공)졸업(행정학석사)

1995년 8월 경남대학교 대학원
 (통신정책전공)졸업(행정학박사)
 1978년 8월~현재 여수대학교 전자통신 공학과 교수
 1997년 7월 한국해양정보통신학회 부회장
 2000년 3월 교육인적자원부 위촉 여수대학교 국정도서
 편찬위원장
 2001년 1월 한국해양정보통신학회 회장 현 명예회장
 2002년 10월 한국대학교육협의회 대학종합 평가위원
 2003년 3월 한국과학기술총연합회 대의원
 2003년 5월 제 13회 과학기술 우수 논문 수상
 ※관심분야 : 통신정책, 정보통신, 데이터통신

조의주(Eui-joo Cho)

한국전자통신학회 논문지 제1권 1호 참조