

技術論文

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.40.1.93

항공기를 이용한 텔레메트리 신호의 공중 중계시스템 개발

염형섭*, 오종훈*, 성덕용*

Development of an Airborne Telemetry Relay System Using Aircraft

Hyeong-Seop Yeom*, Jong-Hoon Oh* and Duck-Yong Sung*

ABSTRACT

A telemetry signal occurs the line-of-sight problem by the effect of geography in flight test. A fixed relay system or a mobile relay system is used to solve that problem in general but we propose an airborne telemetry relay system using aircraft in this paper. An airborne telemetry relay system receives the telemetry signal of the test vehicle and then retransmits it to the ground system. The receiving antenna which is a phased array antenna can be tilted to $\pm 30^\circ$ beam direction by beam-forming and track the rapidly moving test vehicle in effect. The relay pod which is mounted to an aircraft consists of the front antenna and the side antenna. It receives S-band signal and then down-converts the frequency to L-band signal. As a result, that can remove the frequency interference on an aircraft while retransmitting.

초 록

비행시험 시 텔레메트리 신호는 지리적 영향에 의해서 가시선 차단 문제가 발생한다. 일반적으로 이와 같은 문제를 해결하기 위해서 고정형 중계시스템이나 이동형 중계시스템을 사용하지만 본 논문에서는 항공기를 이용한 텔레메트리 신호의 공중 중계시스템을 제안한다. 공중 중계시스템은 수신안테나를 장착한 항공기가 시험체의 텔레메트리 신호를 수신하여 지상시스템으로 재전송한다. 수신안테나는 위상배열안테나를 적용하여 Beam-forming에 의해 빔 방향을 $\pm 30^\circ$ 까지 조향할 수 있으며, 빠르게 움직이는 시험체를 효과적으로 추적할 수 있다. 항공기에 장착되는 중계포드는 전방안테나와 측방안테나로 구성된다. 중계포드는 S-band 신호를 수신하여 L-band 신호로 주파수 하향 변환하여 재송신 시 항공기에서의 주파수 간섭을 제거하였다.

Key Words : Telemetry System(텔레메트리 시스템), Airborne Relay System(공중 중계시스템), Phased Array Antenna(위상배열안테나), Beam Tilt(빔 조향)

1. 서 론

개발하는 시제품에 대한 시험평가는 객관적 성능분석에 의해서 이루어지며, 여기에는 정량적

자료가 뒷받침되어야 한다. 시험을 통한 정량적 자료획득은 계측시스템을 통해 이루어지며, 시험 환경에 따라서 유선이나 무선 계측시스템을 사용한다. 유선을 이용한 계측시스템은 안정하게 신호를 획득할 수 있지만 시험영역이 제한될 수밖에 없다. 무기체계 개발의 경우 지상이나 해상, 그리고 공중에서 기동하는 시험체에 대하여 계측이 이루어져야 하므로 무선신호를 적용한 텔레메

† 2011년 6월 28일 접수 ~ 2011년 11월 16일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 7본부 4부

교신저자, E-mail : go2add@yahoo.co.kr

충남 서산시 해미면 기지리 247번지

트리 시스템이 사용된다[1].

무기체계 개발 과정에서 텔레메트리 시스템은 세계적으로 보편화되어 있으며, 시험시설이나 시험장 환경에 맞게 특성화된 시스템을 구축하고 있다. 시험체의 기동자세와 기동거리, 그리고 시험환경 등의 다양한 조건에 따라 무선통신 환경이 변하므로 텔레메트리 신호를 안정하게 획득하기 위해서 여러 가지 방법이 적용된다. 텔레메트리 장비 성능이나 지리적 환경으로 인한 텔레메트리 신호 손실을 방지하기 위하여 국내·외에서는 고정형 또는 이동형 텔레메트리 신호 중계시스템이나 원격지 계측시스템, 그리고 항공기를 이용한 텔레메트리 신호의 공중 중계시스템 등을 개발하여 사용하고 있다[2].

항공시험장에서는 비행시험 시 텔레메트리 신호의 가시선(line of sight) 차단 문제를 해결하기 위하여 인근의 가야산 정상에 고정형 텔레메트리 무선 중계시스템과 유도무기 탄착지 부근에 이동형 텔레메트리 유선 중계시스템을 구축하여 비행시험을 수행하고 있다. 고정형 텔레메트리 무선 중계시스템은 항공기가 저고도 비행시험을 수행하는 경우 항공시험장 주변의 지리적인 영향으로 인한 가시선 차단 문제를 해결하며, 이동형 텔레메트리 유선 중계시스템은 항공시험장을 기준으로 원거리, 저고도에서 수행되는 비행시험에 대하여 현지에서 텔레메트리 신호를 수신하여 항공시험장으로 유선 광통신망으로 중계하는 방식이다.

고정형과 이동형 텔레메트리 중계 방식은 항공기 비행시험 외에도 유도무기나 지상무기 등의 시험에도 적용되며 국내·외 시험장에서 텔레메트리 신호의 가시선 차단 문제를 해결하기 위해 일반적으로 적용되고 있다. 이와 같은 텔레메트리 중계시스템 구축을 위해서는 시스템 설계, 장비 설치를 위한 부지 확보와 건물 신축, 계측시스템 구성

장비 구매, 그리고 광통신망 대여 등의 여러 가지 제반시설 확보를 위한 많은 비용이 요구된다.

항공기를 이용한 텔레메트리 신호의 공중 중계시스템은 지상에서 운영하는 고정형이나 이동형에 비하여 비용절감과 운영인력을 줄일 수 있다는 장점이 있다. 운영 항공기를 이용한 공중 중계시스템은 지상 중계시스템 구축을 위한 계측장비의 중복 투자와 계측 운영요원의 분산을 방지할 수 있다. 또한, 위험요소가 많은 각종 무인항공기나 무인전투기의 비행시험은 육지에서 멀리 떨어진 공해상에서 이루어질 것으로 예상되며 이와 같은 경우 텔레메트리 링크 유지는 더욱 어려울 것으로 판단된다. 이를 위한 해결방안으로 항공기를 통한 공중 중계시스템과 함께 항공기에서 수신한 텔레메트리 신호를 위성중계하는 개념에도 적용가능하리라 판단된다.

공중 중계시스템에 적용된 안테나는 전자식 위상배열안테나를 적용하였으며, 시험체가 송신하는 텔레메트리 신호를 원거리에서 추적할 수 있는 전방안테나부와 시험체가 중계 항공기의 측면과 아래에서 비행하는 경우를 대비한 측방안테나부로 구성된다. 지상시험과 비행시험을 통하여 중계시스템에 적용된 안테나의 위상제어 특성과 텔레메트리 신호 추적성능, 안테나 제어 알고리즘, 그리고 중계모듈 특성 등에 대하여 시험하였다.

본 논문에서는 전자식 위상배열안테나를 적용한 수신시스템을 항공기에 장착하여 시험체의 텔레메트리 신호를 자동 추적하여 이 신호를 지상으로 중계해주는 항공기 공중 중계시스템의 개발과 시험에 관하여 기술하였다.

II. 본 론

2.1 공중 중계시스템 개념

항공기를 이용한 텔레메트리 신호의 공중 중계시스템은 수신안테나가 내장된 중계포드를 장착한 항공기가 시험체와 항공시험장 사이에서 비행을 하면서, 시험체가 송신하는 텔레메트리 신호를 수신하여 항공기의 송신장비를 이용하여 지상으로 재송신하는 개념으로 그림 2와 같다.

중계포드는 전방안테나부와 측방안테나부로 구성되며, 전방안테나는 시험체가 송신하는 텔레메트리 신호를 자동추적하는 기능이 있으며, 측방안테나는 전방향성의 무지향 안테나이다. 수신안테나가 장착된 중계포드는 항공기 주익의 좌·우측에 장착하여 텔레메트리 신호의 수신영역을



그림 1. 항공시험장 계측시스템 구성

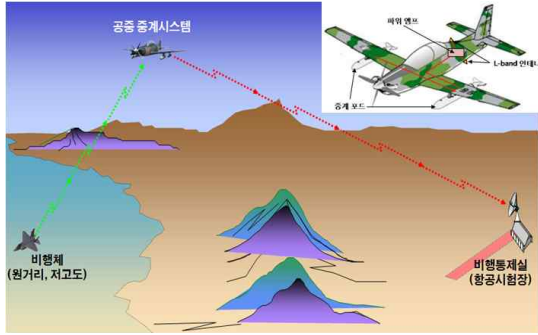


그림 2. 공중 중계시스템 운영 개념

넓히도록 하였다. 양쪽 포드에서 수신한 신호 중 수신세기를 비교, 보다 센 것을 선택하여 메인 기능을 수행하는 왼쪽 중계포드에서 지상으로의 중계를 위한 S-대역에서 L-대역으로 주파수 변환을 수행한다. 수신 신호는 S-대역의 2개 주파수이며, 대역폭은 최대 6MHz이다. 변환된 신호는 중계포드가 아닌 항공기에 장착된 파워앰프와 송신 시스템을 통해 지상으로 송신한다.

중계항공기는 시험체의 송신 신호를 효과적으로 수신하기 위하여 항공기와 시험체간 일자형태의 비행경로를 유지하는 것이 추천된다. 이것은 수신안테나의 신호 추적특성상 안테나의 전면에 시험체가 위치해야 하기 때문이다. 측방안테나는 시험체가 중계항공기의 측면이나 아래쪽에 위치한 경우에 사용되며, 중계항공기가 선회를 하더라도 신호 수신에는 영향이 없다. 중계포드의 전방 및 측방 안테나는 시험체의 위치에 따라 자동 전환되면서 신호를 수신한다.

중계포드는 기본훈련기(KT-1)의 외부연료탱크 형상으로 개발하여 항공기 비행안전에 영향이 없도록 중량과 무게중심(center of gravity), 그리고 관성모멘트(moment of inertia) 등의 물리적 특성이 외부연료탱크 설계 기준에 만족하도록 하였다[3].

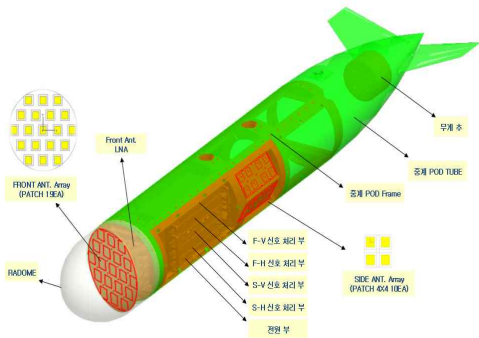


그림 3. 중계포드 구성도

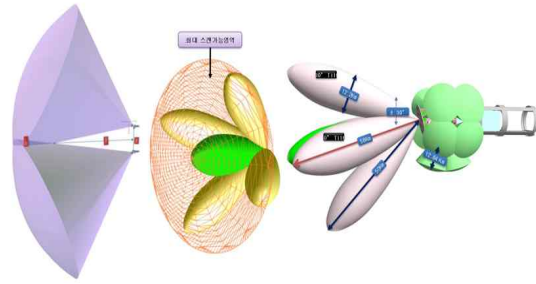


그림 4. 수신안테나 수신 가능 범위

2.2 전방안테나 설계

전방안테나는 빠르게 움직이는 시험체를 효과적으로 추적할 수 있도록 위상배열안테나를 적용하여 Beam forming에 의해 빔 방향을 ±30°까지 움직일 수 있도록 하였다. 전방안테나의 장착 각도는 좌·우측 중계포드의 안테나 빔 폭이 중첩되는 영역을 최소화하기 위하여 외부연료탱크 공간내에서 전방안테나가 장착된 원형 평판을 20° 바깥쪽으로 틀어서 장착하여 수신 영역을 최대화하였다.

전방안테나 개발사양을 기준으로 시험체 송신기와 중계포드 수신안테나 간의 링크 버짓(link budget)을 검토하였다. 시험체에 탑재된 송신기 출력은 34dBm, 송신용 역 F형 안테나(inverted F-type antenna) 이득은 3dBi, 송신 장비 손실은 -0.5dB, 그리고 공간손실을 -133.55dB로 하였을 경우, 전방안테나의 링크 버짓은 -84.85dBm이다. 전방안테나의 동적 수신범위는 약 -95dBm으로서 안테나의 신호 여유는 10dB를 갖는다.

$$P_{RX} = P_{TX} + G_{TX} - L_{TX} - L_{FS} - L_M + G_{RX} - L_{RX}$$

$$P_{RX}(@50km) = 34 + 3 - 1.3 - 133.55 - 1 + 15 - 1 = -84.85 [dBm]$$

$$P_{RX}(@1.5km) = 34 + 3 - 1.3 - 103.096 - 1 + 15 - 1 = -54.396 [dBm]$$

여기서, P_{RX} 는 수신 전력, P_{TX} 는 송신기 출력, G_{TX} 는 송신안테나 이득, L_{TX} 는 송신부 손실, L_{FS} 는 공간 손실(133.55dB@50km, 103.096dB@1.5km), L_M 은 기타 손실, G_{RX} 는 수신안테나 이득 그리고 L_{RX} 는 수신부 손실을 의미한다.

그림 6은 중계시스템의 내부 Gain margin과 Noise figure budget을 도식화한 것이다.

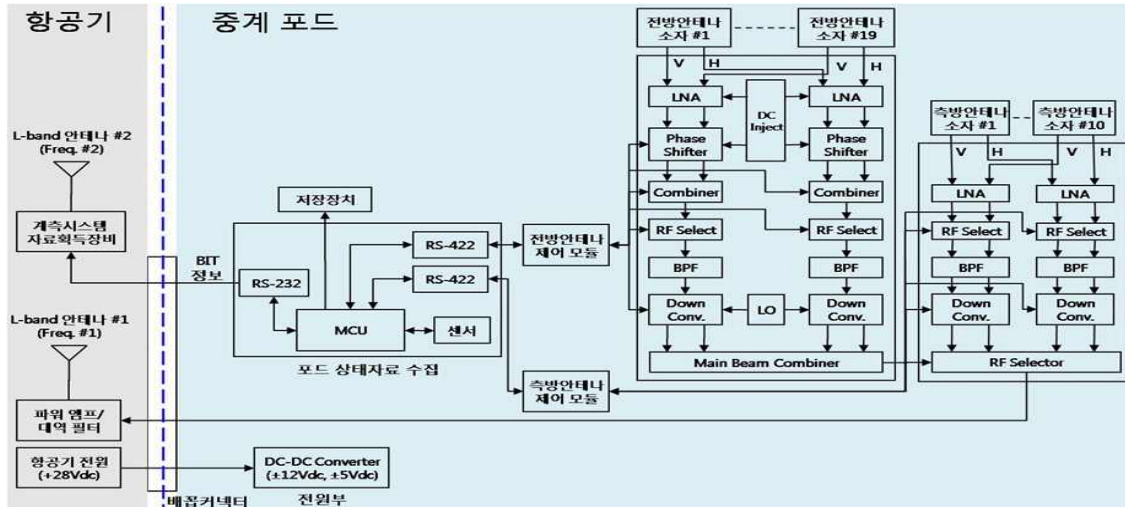


그림 5. 공중 중계시스템 구성도

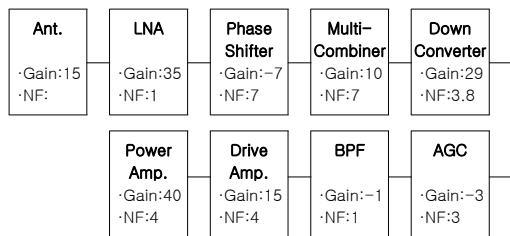


그림 6. 중계시스템의 Gain 및 Noise Figure

안테나를 제외한 중계시스템 내부의 특성을 아래와 같은 수식으로 계산하면 Total gain은 91dB~121dB 이고 시스템의 NF(Noise figure)는 약 1.03dB정도 이다.

- LNA : Gain1=35dB=3162.28, NF1=1dB=1.26
- P/S : Gain2=-7dB=0.2, NF2=7dB=5.01
- M/C : Gain3=10dB=10, NF3=7dB=5.01
- D/C : Gain4=29dB=794.33, NF4=3.8dB=2.4
- AGC : Gain5=-3dB=0.5, NF5=3dB=2
- BPF : Gain6=-1dB=0.79, NF6=1dB=1.26
- DA : Gain7=15dB=31.62, NF7=4dB=2.51
- PA : Gain8=40dB=10000, NF8=4dB=2.51

$$NF = NF1 + \frac{NF2-1}{Gain1} + \frac{NF3-1}{Gain1 * Gain2} + \dots + \frac{NF8-1}{Gain1 * Gain2 * \dots * Gain8}$$

$$= 1.26 + \frac{4.01}{3162.28} + \frac{4.01}{632.456} + \dots$$

$$\approx 1.268 = 1.03dB$$

$$Total\ Gain = Gain1 + Gain2 + \dots + Gain8$$

$$= 35 - 7 + 10 + 29 - 3 - 1 + 15 + 40 = 118dB$$

수신시스템의 필수 SNR(8dB)과 운용시스템의 최대 대역폭(6MHz)을 고려한 경우 중계시스템의 Noise level(NL)과 Signal margin(SM)은 다음과 같다.

$$NL = Thermal\ Noise\ Density - RX\ Noise\ BW - RX\ NF$$

$$= 174 - 67.78 - 1.03 = 105.19dB$$

$$SM = 105.19 - 84.85 - 8 = 12.34dB(@50km)$$

전방안테나 배열 형태는 육각형격자(hexagonal lattice) 구조로 19개의 사각 선형 이중 편파 패치 안테나(rectangular linear dual polarization patch antenna) 소자로 구성된다[4]. 각각의 소자는 독립적인 위상변위기(phase shifter)를 적용하여 마이크로프로세서에 의한 위상제어로 빔의 조향이 가능하다. 각각의 패치안테나 소자 간격은 $dx = 0.6\lambda$ 이고 $dy = (\sqrt{3}/2)dx$ 이다.

전방안테나 설계 분석을 위하여 Boresight와 방위각을 25°조향(tilt)한 경우에 대하여 안테나 빔에 대한 시뮬레이션을 수행하였으며, 결과는 표 1과 같다.

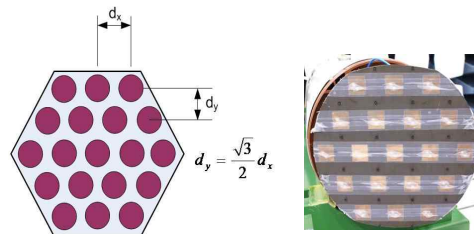


그림 7. 전방안테나 배열 설계 및 실물

표 1. 전방안테나 시뮬레이션 결과

항 목	Boresight	Azimuth 25° Tilt
반사계수(S-Band)	2:1 이하	2:1 이하
Gain(Scan Loss 제외)	max. 18dBi	max. 17.8dBi
Beam width	21°	21°
Side Lobe Level	17dB	14.5dB

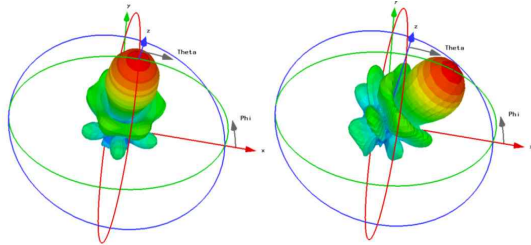


그림 8. 전방안테나의 3차원 빔 패턴 (Boresight(좌)와 25° Tilt(우))

2.3 전방안테나 위상제어 방법

위상배열안테나는 배열된 안테나 소자의 각각의 위상을 제어하여 안테나 패턴을 제어하는 구조로서 주빔(main beam)과 추적빔(tracking beam)으로 구성된다. 주빔은 텔레메트리 신호를 수신하고 추적빔은 시험체 추적 기능을 담당한다. 전자식 위상제어 방식으로 고속으로 움직이는 시험체 추적이나 다양한 추적 알고리즘 구현이 가능하다.

육각형격자 구조로 배치된 19개의 위상배열안테나는 4개의 추적 그룹으로 나누어 시험체를 향해 조향된 위치에서 모노펄스(monopulse) 방식과 원추형 스캔(conical scan) 방식을 적용해 시험체의 위치를 추적한다[5]. 위상배열안테나는 그림 9와 같이 1번부터 6번까지의 위치와 그 대칭, 그리고 2배의 거리에 배치하였다. 각 안테나 위치로부터 중심까지의 거리, 축으로부터의 회전각, 축의 각도, 축간거리, 조향각, 그리고 수신주파수를 통해 각 안테나가 제어해야 할 위상 추출이 가능하다. 각 안테나의 위치는 -6번 안테나 소자와 6번 안테나 소자의 축을 중심으로 1번 소자는 30°, 2번 소자는 60°, 3번 소자는 90°, 4번 소자는 120°, 5번 소자는 150°, 6번 소자는 180°에 위치하며, 중심으로부터의 거리는 각각 dx , $\sqrt{3}dx$, $2dx$ 이다.

그림 9에서 상측으로 빔을 10° 조향한다고 가정했을 때, 기준 축은 -6번 안테나 소자와 6번 안테나 소자이고 이를 기준으로 -3번 소자와 3번 소자의 각은 90°가 된다. 축간거리 D 는 중심으로

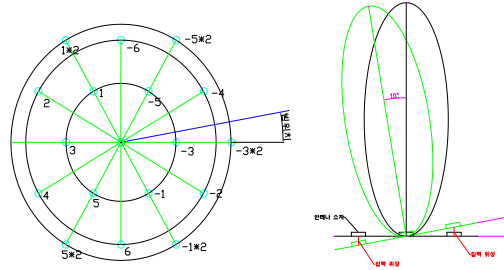


그림 9. 안테나 소자 배치와 25° Tilt

부터 안테나 소자까지의 거리 d 와 기준 축으로부터 안테나 소자까지의 회전각 a , 그리고 조향할 축의 각도 t 에 의해 다음과 같이 표현된다[6].

$$D = d \cdot \sin(a - t) \tag{1}$$

식 (1)에 의해 1번부터 6번까지의 각 안테나 소자의 축간거리 계산은 다음과 같다.

$$D_1 = dx \cdot \sin(30 - 90) \tag{2a}$$

$$D_2 = \sqrt{3} \cdot dx \cdot \sin(60 - 90) \tag{2b}$$

$$D_3 = dx \cdot \sin(90 - 90) \tag{2c}$$

$$D_4 = \sqrt{3} \cdot dx \cdot \sin(120 - 90) \tag{2d}$$

$$D_5 = dx \cdot \sin(150 - 90) \tag{2e}$$

$$D_6 = \sqrt{3} \cdot dx \cdot \sin(180 - 90) \tag{2f}$$

이와 같이 계산된 축간거리를 이용하여 각 안테나 소자에 지연시켜야 할 위상 θ 는 축간거리 D , 빔의 조향각 ϕ , 그리고 파장 λ 에 의해 다음과 같이 표현된다.

$$\theta = D_n \cdot \sin(\phi) \cdot 360 / \lambda \tag{3}$$

여기서, 파장 $\lambda = c/f$ 로서 c 는 광속, f 는 주파수이다. 식 (3)에서 계산된 지연위상을 적용해 빔을 0°, +30°, -30° 조향했을 때, 전자파시험실에서 안테나 특성을 시험한 결과 그림 14와 같은 결과를 얻었다. 이것은 설계값에 의한 Beam peak 조향각과 동일함을 확인하였고 조향했을 때의 Gain의 변화도 차이가 없음을 확인하였다.

전방안테나는 19개의 위상배열안테나로 구성되며, 각 안테나는 4-stage 빔 조향용 아날로그 위상변위기로 구성된다. 각 Stage의 위상변위기는 120°의 위상변위 범위를 가지며, 전압범위는 0V~8V, 입력단위는 10mV이다. 그림 10은 전압에 따른 4-stage 위상변위기의 위상 변화를 나타낸다. 위상변위기는 식(1)~식(3)과 같이 계산된 결과에 의해 1° 단위로 움직일 수 있도록 제어된다.

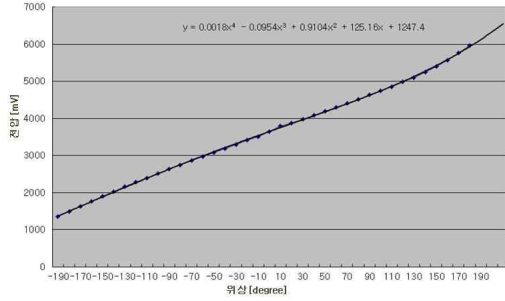


그림 10. 4-stage 위상변위기의 위상 변화

중계시스템에 적용한 모노펄스 추적 방식의 개념도는 그림 11과 같다. 각 블록에는 3-stage의 빔 조향용 위상변위기와 같은 아날로그 위상변위기가 구성되어 있으며, 각 블록은 -90°~+90°까지의 범위를 사용한다. 그림 12는 전압에 따른 3-stage 위상변위기의 위상 변화를 나타낸다. 추적 빔은 그림 11과 같이 위상을 변경해가며 수신 신호의 크기를 측정한다. 이러한 방식으로 추적을 하는 경우에 추적 빔의 각 패치안테나의 그룹별 빔 합성의 문제로 추적범위가 현저히 줄어드는 문제가 발생하였으며, 이를 보완하고자 원추형 스캔방식을 추가하여 사용하였다. 원추형 스캔방식은 메인 빔을 상·하, 좌·우로 1°씩 이동해가며 수신 신호의 크기를 측정하여 신호의 크기가 큰 쪽으로 이동해가는 방식이다. 전방안테나의 전 범위(±30°)를 스캔하는데 소요되는 시간은 약 200ms가 소요된다.

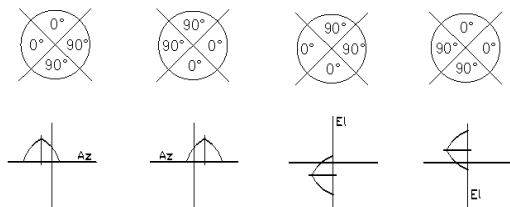


그림 11. Squint Position Tracking Beam

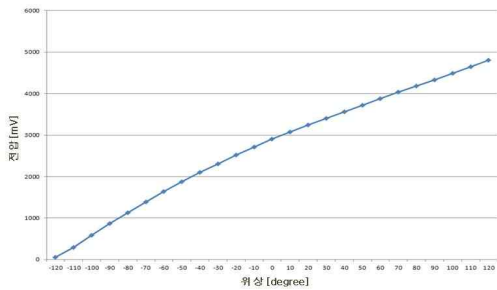


그림 12. 3-stage 위상변위기의 위상 변화

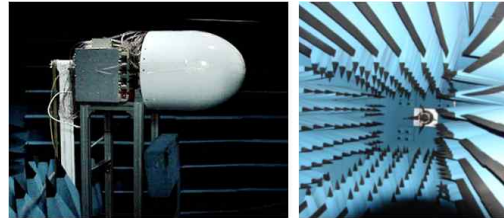


그림 13. 전자파시험실에서의 전방안테나 빔 Tilt 특성시험

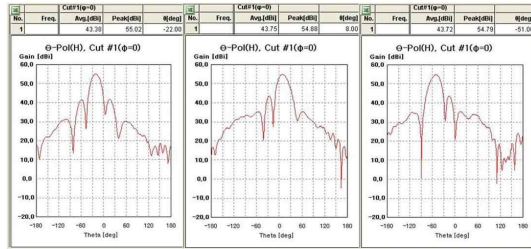


그림 14. 전방안테나 빔 Tilt(0°, +30°, -30°) 측정결과



그림 15. 중계포트 위상제어 시험 사진



그림 16. 중계포트 위상제어 시험 결과 (빔각 -20°, 빔폭 22.4°)

2.4 측방안테나 설계

측방안테나는 전방향(omni-directional) 안테나로 가까운 거리의 측면이나 저고도에서 비행하는 시험체에서 송신하는 신호를 수신한다. 측방안테나의 배열 형태는 사각(rectangular) 구조로 4개의

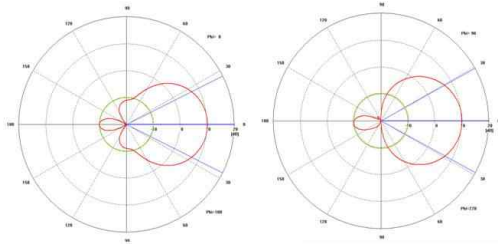


그림 17. 측방안테나의 zx-평면 빔 패턴(좌)과 zy-평면 빔 패턴(우)

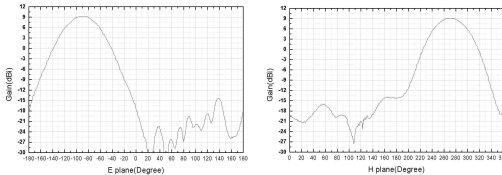


그림 18. 측방안테나 측정결과(E-plane, H-plane)

안테나 소자가 한 개의 그룹으로 총 10개의 그룹으로 구성되며, 각 안테나 소자 간격은 0.5λ 이다. 측방안테나 설계 분석을 위한 시뮬레이션 결과, 반사계수(S-band)는 2:1 이하이고 안테나 이득은 최대 10dBi, 빔폭(beamwidth)은 26.8° (@6dBi), 그리고 수신영역은 수평면 $\pm 30^\circ$, 수직면 $\pm 130^\circ$ 이다.

측방안테나는 전방안테나와 다르게 Beam forming 기능이 없이 Amplitude 비교 방식으로 10개 그룹 중 하나를 선택하여 수신하는 방식이다. 4개의 소자로 구성된 각 그룹의 안테나에서 수신된 신호는 각 10개의 Hybrid coupler를 통해 분배되어 중계 모듈과 추적 모듈로 연결된다. 추적 모듈에서는 마이크로프로세서를 통해 나노초(nanosecond) 단위로 동작하는 RF 스위치에 의해 변환되며 각 그룹의 신호 크기를 비교하여 주빔을 중계 모듈로 연결시키는 방식으로 빠른 신호 전환이 가능하다. 그러나 빈번한 Switching은 신호 왜곡을 발생시키므로 5dB 이상의 Amplitude 크기 변화가 있을 때만 선택된 그룹을 변경하게 하였다.

2.5 중계 모듈 설계

전방안테나에서 추적 수신된 신호와 측방안테나에서 수신된 신호는 각각 수직편파와 수평편파로 구분된다. 이와 같은 4개의 신호원(signal source) 중에서 Amplitude 비교를 거쳐 하나의 신호원을 선택하여 지상시스템으로 재송신한다.

중계포드에서 수신한 S-band 신호는 L-band 신호로 주파수 하향 변환(frequency down-convert)되며, 이것은 시험체에서 송신되는 S-band 신호

의 수신과 항공기에서 중계되는 L-band 신호의 송신 단계에서 신호의 안정성을 높이고 항공기에 탑재되는 장비 특성상 송·수신 안테나간의 낮은 격리도 때문에 입·출력부의 피드백으로 인한 발진현상을 방지하기 위해서다. RF 입력 주파수 보다 높은 Local 주파수를 사용하여 주파수 상호변조(intermodulation)에 의한 Gain saturation과 주파수 대역내의 불요파(spurious) 성분에 의한 간섭을 최소화하였다. 또한, 믹서(mixer)로부터 발생하는 영상주파수(image frequency) 성분의 제거와 L-band 출력으로 누설되는 RF(S-band) 주파수와 Local 주파수 제거를 위해 믹서의 RF 입력단과 IF 출력단에 S-band와 L-band의 금속 공동공진기(metal resonator cavity) 대역통과필터를 적용하였다. 신호 재송신을 위한 출력단의 파워 앰프(power amplifier)는 신호의 선형성과 대역 특성을 고려해 Balance 구조의 FET를 적용하였다.

2.6 중계시스템 비행시험 수행

중계포드는 전방안테나의 추적 및 수신 성능 시험, 전자파시험, 그리고 온도시험 등의 여러 가지 환경시험을 수행하였다. 또한, 항공기 비행시험을 위하여 항공기 시스템과 중계포드간의 전자파간섭 분석을 위한 Intra-system EMC와 비행시 위험상황을 고려한 중계포드의 항공기 안전분리시험을 수행하였으며 모든 항목에서 기준을 충족하였다.

중계시스템에 대한 비행시험은 2대의 항공기를 이용하여 수행하였다. 중계항공기를 기준으로 시험체 항공기는 그림 20과 같이 근접거리로부터 원거리(①-②왕복,...,⑤-⑥왕복), 그리고 저고도까지 비행을 수행하면서 텔레메트리 신호의 중계성능과 좌·우측 중계포드의 신호연동을 시험하였다. 중계항공기(#05)기는 일정 고도를 유지하였으며, 시험체 항공기(#03)는 저고도로 하강하는 비행 패턴으로 가시선 차단 상황을 인위적으로 모



그림 19. 중계 포드의 각종 성능시험



그림 20. 중계시스템 비행시험

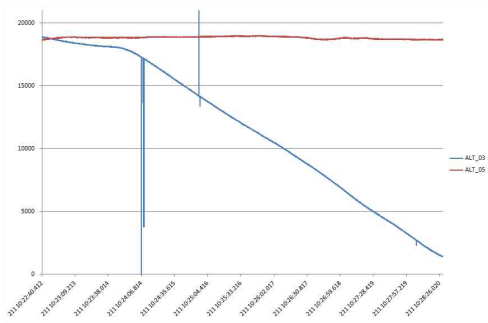


그림 21. 실시간 비행자료(고도) 시험



그림 22. 중계시스템 모니터링을 위한 중계포드 상태시현 프로그램

사하였다. 중계항공기를 통해 획득된 데이터의 에러율(PCM 데이터의 Frame Sync.)은 0.3%로 양호한 결과를 얻었다(그림 21). 비행시험을 통하여 최대거리(50km)와 최저 비행고도(약 150m)까지 텔레메트리 신호의 공중 중계가 가능함을 확인하였다.

III. 결 론

항공기를 이용하여 비행시험을 수행하는 국과 연 항공시험장은 넓은 시험지역과 저고도 시험비

행, 그리고 인근 산악지형 등의 시험환경으로 인하여 텔레메트리 신호의 가시선 확보에 많은 어려움을 갖고 있다. 본 논문에서는 텔레메트리 신호의 공중 중계시스템을 개발하여 지리적 영향에 의한 가시선 차단 문제 해결과 비행공역 확장 가능성을 확인하였다.

공중 중계시스템은 비행하는 항공기에서 시험체의 텔레메트리 신호를 안정적으로 수신하는 것이 가장 중요하며, 이를 위해 중량과 공간의 제약을 고려하여 전자식 위상배열안테나를 설계, 적용하였다. 위상배열안테나는 모터에 의해 구동되는 기계식 추적안테나에 비해 고속 비행하는 시험체에 대한 추적 특성이 우수하다. 비행시험을 통하여 시험체에 대한 안테나의 추적 및 수신 성능과 중계성능을 확인하였다. 향후 비행체 추적 알고리즘의 최적화와 원거리 수신성능 향상, 그리고 좌·우측 중계포드간 신호 스위칭에 따른 신호연동 방안에 대한 연구가 요구된다.

참고문헌

- 1) 염형섭, 오중훈, 성덕용, 김명성, “원격계측 신호의 공중 중계시스템 개발” 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 2011, pp. 806-810.
- 2) Tom P. Pho, and Henry D. Wysong, "Development of an Unmanned Airborne Telemetry Tracking and Relay System", Aerocross Systems, Inc., <http://aerocross.com>
- 3) 염형섭, 오중훈, 성덕용, “무기체계의 항공기 탑재비행시험을 통한 개발시험 기법 연구”, 한국항공우주학회, 제37권 제10호, 2009, pp. 1010~1016.
- 4) John Thornton, David Grace, Myles H. Capstick, and Tim C. Tozer, "Optimizing an Array of Antennas for Cellular Coverage From a High Altitude Platform" IEEE Trans. on Wireless Communications, Vol. 2, No. 3, May, 2003.
- 5) Samuel M. Sherman, Monopulse Principles and Techniques, Artech House, 1984.
- 6) Lal C. Godara, "Application of Antenna Arrays to Mobile Communications, Part II: Beam-Forming and Direction-of-Arrival Considerations" Proc. of IEEE, Vol. 85, No. 8, Aug. 1997.
- 7) <http://www.rfdh.com>
- 8) Telemetry Standard(Part 1), RCC Documents 106-07, Telemetry Group, RCC, Sep. 2007.