

# 텔레메트리 로켓 탑재 안테나의 회선 분석에 관한 연구

## A Study on Link Analysis of Telemetry Rocket-borne Antenna

김 성 완 · 황 수 설 · 이 재 득

Sung-Wan Kim · Soo-Seul Hwang · Jae-Deuk Lee

### 요 약

PCM/FM과 같은 디지털 변조 방식의 텔레메트리 시스템에 있어서 비트 에러율(BER)을 최소화하여 수신된 신호의 품질을 향상시키기 위해서는 충분히 안정된 신호마진을 갖도록 회선설계가 이루어져야 한다. 특히 고속으로 이동하는 비행체의 경우에는 비행체 자세에 따른 송수신 안테나 사이의 안테나 이득패턴의 변화와 비행 거리에 따른 손실이 동반되어지며 이로 인해서 회선상의 요동이 발생된다. 본 논문에서는 2002년 11월에 한국항공우주연구원에서 시험 발사되었던 국내 최초 액체로켓 KSR-III의 비행시험 중에 S-대역 지상국에서 측정된 텔레메트리 신호의 신호대잡음비(SNR) 변화와 로켓의 비행 궤적 및 롤, 피치, 요 등의 자세변화를 고려하여 시뮬레이션으로 계산된 결과를 비교 분석하였으며 이를 통해 회선마진의 변화가 잘 일치함을 확인할 수 있었다. 또한, 탑재 안테나 개수가 1개인 경우와 롤 변화가 없는 가상의 비행 상황에 대해서 시뮬레이션을 수행하여 회선 변화를 예측할 수 있었다.

### Abstract

It is required to design the RF link with sufficiently stable signal margin to minimize bit errors and improve the quality of received data in the telemetry system modulated digitally like PCM/FM. In case of the vehicle flying at a high speed, the variation of the gain pattern between transmitting and receiving antenna and the free space loss due to flight distance cause the fluctuation of link. In this paper, KSR(Korea Sounding Rocket)-III, the first domestic liquid rocket which was successfully launched in Nov. 2002 is introduced. The SNR(signal-to-noise ratio) variation of the telemetry signal which was measured at S-band ground station, the one which was simulated considering the flight trajectory, and the attitude variation such as roll, pitch and yaw are compared, analyzed, and agree very well. In addition, two virtual flying situations are simulated and evaluated-only one antenna is equipped in one case, and rocket is roll-free in the other.

Key words : Link Analysis, Antenna Gain Pattern, Rocket, SNR, Signal Margin

### I. 서 론

텔레메트리(telemetry) 시스템에 대한 회선 분석(link analysis)은 송신 시스템의 송신 전력과 송신안테나 이득, 수신 시스템의 수신안테나 이득과 수신감도, 자유공간에서의 손실 등의 고정된 기본적 변수 외에 비행체의 궤적, 자세변화, 엔진 추진체의 연

소화염, 멀티패스(multipath) 등의 비행요인에 의한 변수에 의해서 더욱 큰 의존성을 갖게 된다<sup>[1]</sup>. 연소 화염에 의한 손실은 고체연료를 사용하는 비행체의 경우 비행궤적 및 자세에 의해 결정되어지는 기체 후방각(aspect angle)에 의존하여 영향을 받으며 비행 고도, 노즐의 형상, 엔진 추력량, 산화제 종류 등에 따라서 화염의 분포, 방향 및 확산량 등도 달라지

한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

· 논문 번호 : 20031212-176

· 수정완료일자 : 2004년 2월 18일

로 복합된 여러 요소에 의해서 손실량의 정도가 결정되어진다<sup>[2],[3]</sup>. 때로는 통신두절을 일으킬 수 있을 정도로 심각할 수도 있다<sup>[4],[5]</sup>. 하지만 액체엔진인 경우에는 손실이 무시할만하다고 보고되고 있다<sup>[6]</sup>. 멀티패스에 대해서는 비행초기와 비행말기 및 비행체의 이동거리에 비해 고도가 낮은 경우에 해수면 및 지표면에 의한 반사파의 영향으로 큰 간섭이 발생할 수 있다<sup>[7]</sup>.

RF 송수신 시스템이 적절한 통신이 이루어지기 위해서는 서로간의 RF 회선이 형성되어야 하며 회선상에서의 수신기의 수신 여유 즉, 회선마진(link margin)이 충분해야 안정된 회선과 비트에러율(BER)이 적은 양질의 신호 특성을 유지할 수 있다. 회선마진의 정량적인 예측은 수신시스템의 신호대잡음비(SNR)를 통해서 가능하다. 보통 biphas PCM/FM 신호에 대해서 비트에러율  $10^{-5}$ 의 품질을 얻기 위해서는 14.8 dB의 SNR이 요구되어진다<sup>[1]</sup>.

보통 이동하는 비행체에 대한 텔레메트리 시스템의 회선해석 방법은 크게 3가지로 분류할 수 있다. 근사적인 방법으로 첫째는 비행체에 탑재된 송신안테나의 이득패턴의 최대값(best case)과 최소값(worst case)을 이용해서 회선마진(link margin)의 상한값과 하한값을 규정하는 방법이 있고, 둘째는 3차원 안테나 이득 패턴에 대하여 percent spherical coverage를 설정하여 안테나 이득의 공간적인 평균값으로 회선을 해석하는 방법이 있다. 보다 정확한 예측 방법으로 셋째로는 지상추적소의 수신안테나와 비행체의 송신안테나 사이의 이루는 이득 패턴의 변화를 고려하여 해석하는 방법 등이 있다<sup>[8]</sup>.

한국항공우주연구원에서는 2002년 11월에 한반도 상공의 오존, 지구자기장 등의 측정기능을 갖는 국내 최초의 액체 과학관측로켓 KSR(Korea Sounding Rocket)-III를 성공적으로 시험 발사하였다. 비행 시간 내내 예상과 같이 정상적인 궤도로 비행하였고 텔레메트리 시스템을 이용하여 기체 각부의 온도, 압력, 응력, 가속도, 진동 등의 각종 센서로부터 취득된 자료와 기체 성능상 중요 파라미터에 대한 계측데이터를 획득하였다<sup>[9]</sup>.

본 논문에서는 KSR-III의 비행 시험 중에 자동추적하여 S-대역 텔레메트리 지상국에서 측정된 신호대잡음비(SNR)의 변화와 시뮬레이션으로 계산된 결

과를 서로 비교 분석하였다. 시뮬레이션 방법으로는 상술된 세 번째 방법을 이용하였으며 로켓의 자세변화 및 이동궤적을 고려하여  $\theta$ ,  $\phi$ 의 안테나 좌표계를 통해서 순시적인 송신안테나의 합성 이득패턴과 자유공간손실의 변수를 이용하여 회선을 분석하였다. 또한 탑재 안테나의 개수가 1개인 경우와 롤 변화가 없는 가상의 비행 상황에 대해서 시뮬레이션을 하였으며 회선 변화를 예측할 수 있었다.

## II. 텔레메트리 탑재 안테나의 특징

### 2-1 로켓 탑재 안테나의 특징

KSR-III에 탑재된 안테나는 외국의 로켓 및 발사체(H-IIA, Titan, Proton 등)에서 텔레메트리 안테나로 수 십년간 사용되어온 것과 동일한 역F 형상의 블레이드 안테나(blade antenna)이다. 이 안테나는 선형편파(linear polarization)로 수직편파와 수평편파를 모두 갖고 있어 비교적 전방향성(omni directional)의 특성이 우수하며 S-대역으로 제작된 비행모델(Flight Model)을 그림 1에 KSR-III 로켓 외형과 함께 나타내었다. KSR-III는 전장 14 m, 직경 1 m, 총중량 6톤의 1단 액체로켓이다.

비행체는 비행중 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw)의 자세변화를 겪게 되고 특히 초기 비행의 경우에는 비행중 롤에 대한 자세변화를 예측할 수 없기 때문에 일반적으로 복수개의 안테나를 장착하여 각각을 선택하는 스위칭 방식이나 전체를 합성하여 급전 크기 및 위상에 변화를 주는 방식을 이용한다<sup>[10]</sup>. 이러한 방법들은 모두 안테나 사이의 간격이 비행체 동체에 의해서 이격되어서  $\lambda/2$  이상인 경우에 발생될

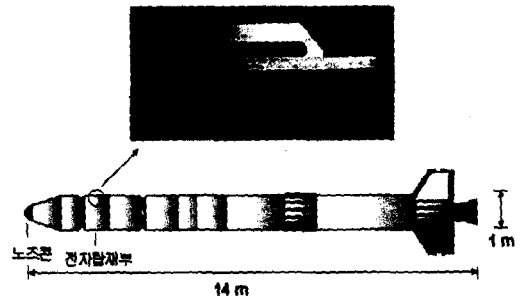


그림 1. KSR-III와 탑재 안테나  
Fig. 1. KSR-III and rocket-borne antenna.

수 있는 널(null)을 최소화하기 위한 방법들이다.

KSR-III에서는 초기 비행의 특성상 시스템의 안정성에 우선으로 두었기 때문에 2개의 안테나를 180도 간격으로 배치하여 동일한 위상과 크기로 합성하는 방식을 채택하였다.

### 2-2 안테나 이득패턴 측정을 위한 좌표시스템

E-면(E-plane), H-면(H-plane) 등과 같은 일반적인 안테나 방사패턴 측정면과는 달리 비행체에 탑재된 안테나에 대해서는 다른 좌표면이 적용되어진다<sup>[11],[12]</sup>. 비행체 동체에 탑재된 안테나는 기체의 자세변화와 동일한 변화를 겪게 되므로 비행체의 운동 방향을 고려해야 하고 따라서 안테나 방사패턴 측정시 통상적으로 기준이 되는 좌표계는 그림 2와 같다. 이득패턴은 3차원적으로 변화지만 로켓과 텔레메트리 지상국 사이의 방사패턴 측정을 위한 기본적인 주면(principal plane)은 직각좌표계 및 구좌표계에 의해서 롤면(roll plane), 피치면(pitch plane), 요면(yaw plane)으로 정의할 수 있고 근사적으로 3면에 대한 측정으로 3차원 패턴을 예측한다. 로켓은 비행시간에 따라 궤적 및 자세가 변화하며 이에 따라 송신안테나와 수신안테나가 이루는  $\phi$ 와  $\theta$  각의 변화가 동반되어지고 안테나 이득패턴의 변화도 수반되어진다.

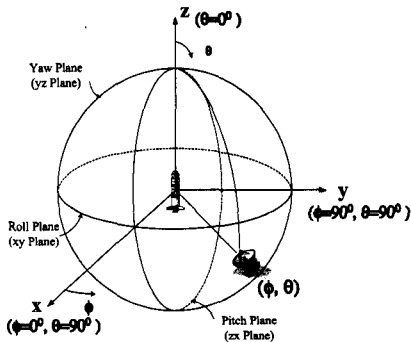


그림 2. 안테나 이득패턴 측정 좌표계  
Fig. 2. Coordinate system for measuring antenna gain pattern.

다. KSR-III의 발사방향은 -x 축으로 이루어졌으며 2개의 안테나는 각각  $\phi=161^\circ, 341^\circ$ 에 장착되었다.

### 2-3 시뮬레이션 모델 및 안테나 이득패턴

안테나 이득패턴 분포에 대해 보다 정확한 측정을 위해서는 3차원 전공간에 대해서  $\phi, \theta$ 의 이득패턴 자료를 확보해야 하지만 측정장비, 측정시간 등의 여건상 일반적으로 롤, 피치, 요의 3면에 대한 측정으로 대처하여 패턴의 경향을 파악한다. KSR-III에 있어서도 실제 측정은 이와 같은 기본면에 대해서 이루어졌다. 따라서 3차원 안테나 이득패턴 자료는 시뮬레이션으로 추출<sup>[13]</sup>되었으며 기본 주면에 대해서 측정된 패턴과 비교적 잘 일치함을 확인할 수 있었다. 시뮬레이션 모델 및 방사분포도는 각각 그림 3, 4와 같다.

텔레메트리 안테나는 그림 1에서 같이 KSR-III의 노즈콘으로부터 약 2.7 m 지점에 장착되어 있다. 시뮬레이션은 HFSS를 이용하였으며 해석된 모델은 직경 1 m, 길이 1.2 m의 원통도체로써 로켓 전체길이를 근사화하여 안테나를 원통의 중간부에 위치하였으며 HFSS 시뮬레이션 설정은 표 1과 같다. 이러한 모델링은 원통 그라운드(ground)의 길이가 안테나의 파장에 비해  $9\lambda$  정도로 충분히 크므로 해석 모델이 전체 모델에 대한 근사화는 충분하리라 예상되어진다.

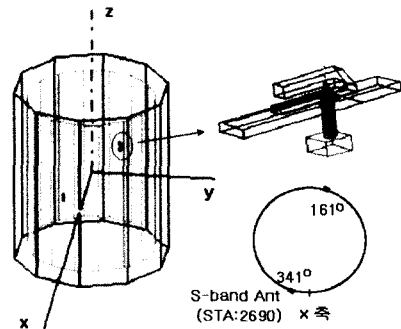


그림 3. 시뮬레이션 모델  
Fig. 3. Simulation model.

표 1. 시뮬레이션 설정

Table 1. Simulation profile.

Frequency	Real time	Memory size(k)	Num elements (tetrahedra)	PC resource	ABC
Single freq (2.3 GHz)	3:32:20 ( $\Delta s=0.05$ )	640004	117936	P-III 933 MHz 512 M	13 cm(=1.3 $\lambda$ ) > $\lambda/4$

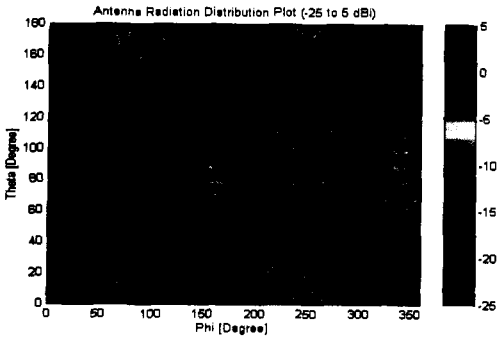


그림 4. 안테나 방사분포도  
Fig. 4. Antenna radiation distribution plot.

그림 4는 안테나 방사분포도(ARDP: Antenna Radiation Distribution Plot)를 나타낸 것으로 3차원적으로 계산된 방사패턴을 2차원 평면으로  $\theta$ 와  $\phi$ 에 대해서 도시화한 것이다. 방사분포도를 통해서 3차원 패턴에 대한 분포를 확인할 수 있고 2개의 안테나에 의해서 발생하는 합성패턴의 최대점, 최소점 등 주기적인 널(null)의 분포를 예측할 수 있다<sup>[14]</sup>. 또한 방사분포도 상에 로켓 비행에 따른  $\theta$ ,  $\phi$ 의 변화를 투영함으로써 이득패턴의 영향도를 판단할 수 있다.

그림 5는 시뮬레이션된 안테나의 총전계(total field)에 대한 이득패턴이다. 블레이드 안테나인 경우에는 수직편파와 수평편파가 동시에 존재하고 또한 지상추적소의 수신시스템이 다이버서티 합성기(diversity combiner)를 이용하여 RHCP(Right-Hand Circularly Polarized)와 LHCP(Left-Hand Circularly Polarized)의 합성신호를 수신하기 때문에 각각의 편파보다는 총전계의 특성이 중요하다. 특히 롤 패턴에 대해서는

2개의 안테나에 의한 합성패턴에 의해서 안테나 사이를 중심으로, 피치 패턴에 대해서는 로켓 전방과 후방을 중심으로 널(null)의 분포가 예측 확인되었다<sup>[15]</sup>. 이는 특성상 안테나가 서로 대칭으로 장착되어 있고 서로간의 거리가 크며(7  $\lambda$  정도) 반대편 안테나의 side lobe나 back lobe에 의해서 다른 안테나의 패턴에도 영향을 미치게 되고 특히 안테나 장착면(ground)이 원통 도체이므로 이것에 의해서도 패턴에 큰 영향을 미치게 되어서 레벨의 변동이 발생하게 된다.

### III. KSR-III의 비행시험 결과

#### 3-1 지상추적소의 수신시스템

KSR-III를 자동추적하기 위한 지상추적소의 수신시스템은 그림 6과 같다. 텔레메트리 지상국은 일반적으로 RHCP 또는 LHCP의 원형편파로 수신하거나 다이버서티 합성기를 이용하여 orthogonal한 두 신호를 합성하여 수신한다. 본 추적에 있어서는 후자의 방법을 이용하였으며 합성된 2.3 GHz 대역의 PCM/FM으로 변조된 320 kbps Bi-phase NRZ-L 신호를 비트 동기화기(bit synchronizer)를 통해서 동기신호(sync

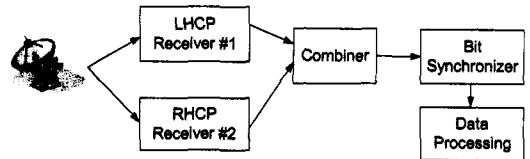


그림 6. 지상추적소의 수신시스템의 구성도  
Fig. 6. Configuration of telemetry station.

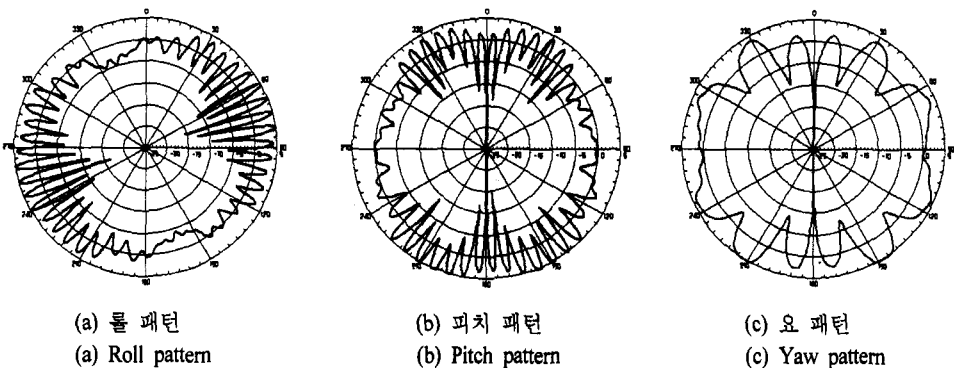


그림 5. 시뮬레이션된 안테나 이득패턴  
Fig. 5. Simulated antenna gain pattern.

signal)로 검출하고 데이터 처리부(data processing)에서는 동기신호에 의해서 주프레임(major frame)과 부프레임(minor frame)으로 분류하여 코드화된 부호를 해독(decode)한다.

### 3-2 비행시험 결과

KSR-Ⅲ는 그림 7과 같이 총 비행시간 230.5초간 지상거리 84.8 km, 최대고도 42.4 km의 주어진 궤적에 대해서 성공적으로 비행시험을 수행하였다. 연소시간은 55초간 이루어졌으며 최고고도 도달시간은 125.3초였다.

그림 8은 비행시간에 따른 로켓의 자세변화를 나타낸 것으로 방위각(azimuth angle), 고각(elevation angle), 롤각(roll angle)의 변화를 포함하고 있다. 고각의 +에서 -까지의 변화를 통해서 로켓의 상승과 하강을 알 수 있고, 특히 롤각 변화에 따르면 상승구간에 3번의 롤링과 하강구간에 2번의 롤링이 발생하였음을 알 수 있다.

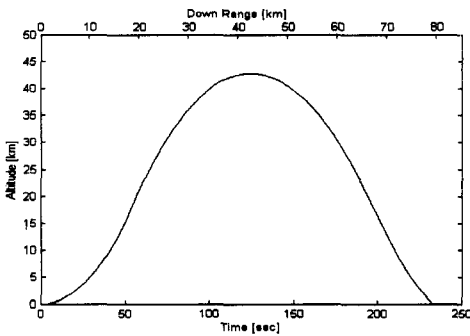


그림 7. 비행시간에 따른 고도와 지상거리  
Fig. 7. Altitude and downrange versus flight time.

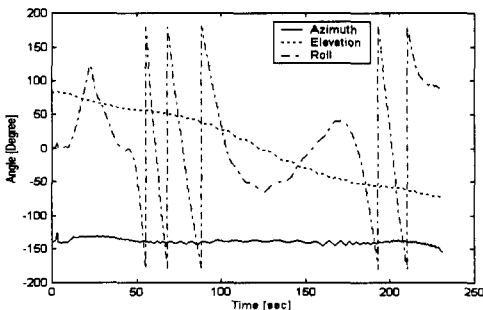
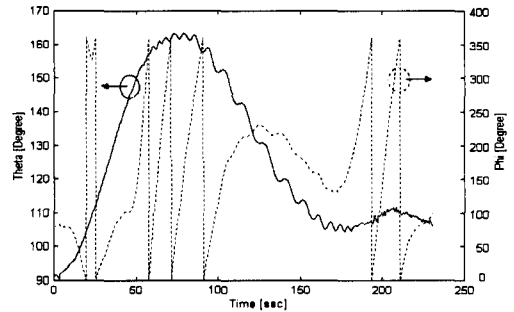


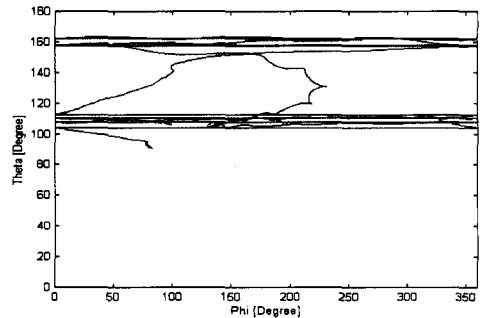
그림 8. 비행시간에 따른 로켓의 자세변화  
Fig. 8. Attitude variation of KSR-Ⅲ versus flight time.

그림 9(a)는 그림 2에서와 같은 안테나 이득패턴 측정 좌표계에 의해서 비행시간 중에 측정된  $\varphi$ 와  $\theta$ 의 변화를 나타내고 있다.  $\theta$ 의 변화를 통해서 비행초기 약 90도(지상)에서 계속 탑재 안테나가 후방을 지향했음이 관측되어진다.  $\varphi$  변화를 통해서 롤링이 확인되어지며 텔레메트리 지상국의 수신신호의 레벨 변화로 신호대잡음비가 주기적으로 반복되었음을 예상할 수 있고 이는 그림 10을 통해서 확인되어진다.

그림 9(b)는 그림 9(a)에 대해서 공간상의  $\varphi$ 와  $\theta$ 의 자취를 나타낸 것으로 KSR-Ⅲ 비행 전시간에 있어서 지상안테나와 탑재안테나 사이에 존재되어지는 변화각을 알 수 있으며 유리한 안테나 지향각의 범위를 예측할 수 있다. 이 경우는 전비행시험에 있어서 18도와 90도 사이의 후방각을 지향하였으며 후방각 20~25도와 65~80도 사이에 롤링에 의해서  $\varphi$ 의 변화가 지속됨을 알 수 있다. 이러한 변화 자취



(a) 비행시간에 따른  $\varphi$ ,  $\theta$ 의 변화  
(a) Theta and phi variation versus flight time



(b) 비행중의  $\varphi$ ,  $\theta$ 의 분포 자취  
(b) Theta and phi distribution during flight

그림 9. 비행 중의  $\varphi$ ,  $\theta$ 의 변화  
Fig. 9. Theta and phi variation during flight.

를 그림 4의 이득패턴과 대응하여 각 비행시간에 대해서 안테나 이득패턴의 변화를 계산할 수 있다.

#### IV. 측정값과 시뮬레이션값에 의한 회선분석

그림 10은 텔레메트리 지상추적소에서 KSR-III를 자동추적하여 측정된 신호대잡음비의 레벨 변화이며 그림 11은 비행궤적에 대해서 시뮬레이션된 신호대잡음비의 변화이다. 이는 KSR-III 자세변화에 의한  $\phi$ 와  $\theta$ 에서 시뮬레이션으로 추출된 안테나 이득과 지상국과 로켓 사이의 거리에 의한 자유공간 손실량을 정량적으로 고려<sup>[16]</sup>한 것으로 비행전 지상에서의 측정값과 계산값의 상대적인 값을 이용하여 초기 신호대잡음비를 유추하여 계산하였고 이러한 값으로 정규화한 결과이다. 측정값과 시뮬레이션 값은 전체적인 레벨변화 패턴이 상당히 일치함이 확인되었고 결과적으로 송신안테나의 이득패턴 변화가 그대로 회선(link)에 반영됨이 확인되었다<sup>[17]</sup>. 비행초기 10초까지(고도 약 700 m 지점)와 비행말기 220초 이후의 데이터에 있어서 측정값에서는 지표면과 해수면의 반사파로 발생된 멀티패스(multipath)에 의한

영향이 추가되므로 소멸간섭과 보강간섭이 연속적으로 반복되어짐을 알 수 있다. 특히 그림 10과 11에서 2번의 급격한 레벨변동 패턴은 1회전의 롤링임을 그림 5를 통해서 알 수 있으며 상승구간에 50초에서 100초까지 발생된 3번의 롤링과 하강구간에 180초에서 220초까지 발생된 2번의 롤링에 있어서 두 값은 잘 일치한다. 상승구간과 하강구간의 널 간격의 차이로부터 KSR-III의 상승 및 하강시 회선속도의 차이를 알 수 있으며 상승구간에 더 빠른 롤링이 이루어졌음이 예측되어진다. 또한 연소시간 55초까지의 측정값에서 큰 레벨 감쇠가 계속되지 않은 것으로 연소화염에 의한 화염손실도 영향을 주지 않았음이 분석되어진다.

그림 12와 13은 각각 롤링이 없는 경우와 안테나 단일소자를 탑재했을 때의 신호대잡음비로써 가상의 비행상황에 대한 시뮬레이션 결과이다. 롤링이 없는 경우에는 비교적 안정된 회선마진으로 비행이 예상되어지고, 안테나 1소자 탑재시에는 롤링에 의한 영향으로 회선마진의 변화가 예상되어지며 널(null)의 지속시간이 2소자인 경우에 비해서 크게 유지되어진다. 이런 경우에는 장거리 비행일 경우에는 자동추적에 있어서 문제가 발생할 가능성도 있다.

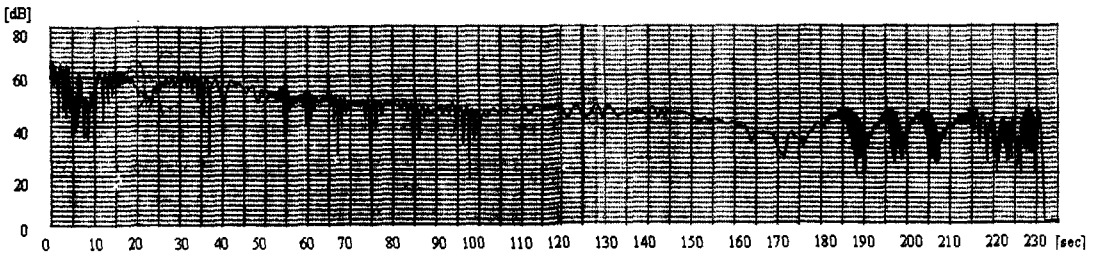


그림 10. KSR-III 비행시 측정된 신호대잡음비  
Fig. 10. Measured SNR for KSR-III flight.

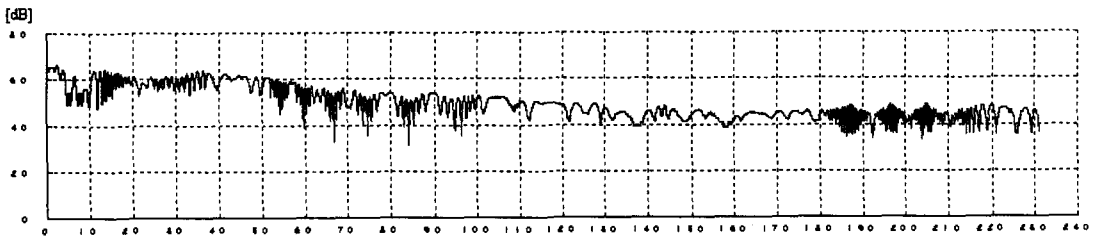


그림 11. KSR-III 비행 궤적에 대해 시뮬레이션된 신호대잡음비  
Fig. 11. Simulated SNR for the flight trajectory of KSR-III.

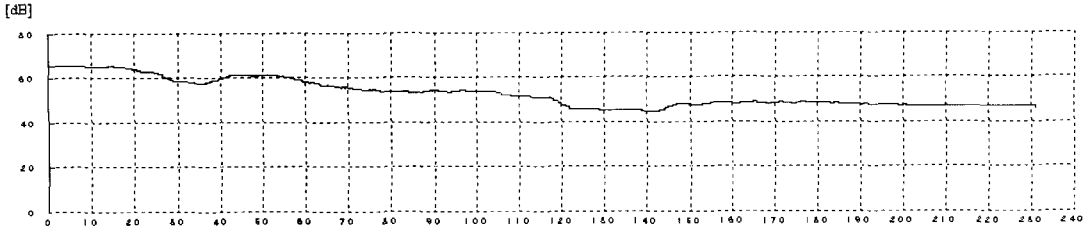


그림 12. 롤링이 없는 경우에 대한 예측되어지는 신호대잡음비  
 Fig. 12. Expected SNR for KSR-III flight without rolling.

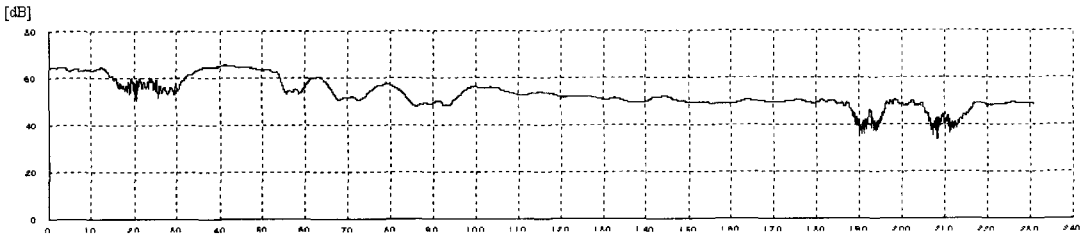


그림 13. 안테나 1소자 탑재시 예측되어지는 신호대잡음비  
 Fig. 13. Expected SNR for KSR-III flight with one antenna.

## V. 결 론

본 논문에서는 KSR-III의 비행시험 중에 지상추적소에서 측정된 S-대역 텔레메트리 신호의 신호대잡음비(SNR) 변화와 로켓의 비행 궤적 및 롤, 피치, 요 등의 자세변화를 고려하여 시뮬레이션으로 계산된 결과를 비교 분석하였으며 이를 통해 회선마진의 변화가 서로 잘 일치함을 확인할 수 있었다. 위와 같은 신호대잡음비에 의한 회선분석으로 KSR-III의 비행시험으로부터 다음과 같은 결과를 알 수 있었다. 로켓 엔진의 연소화염에 의한 전파감쇠의 영향 여부를 판별할 수 있었으며 비행초기 및 말기에 예상되어지는 멀티패스에 의한 영향, 자세변화에 의한 영향으로 특히 송신안테나 패턴에 큰 영향을 주는 롤의 회전수, 상대적인 회전속도 등을 확인할 수 있었다.

이와 같이 실험적 검증을 통해서 비교된 시뮬레이션 기법은 수신신호의 품질을 가름하기 위한 신호마진의 예측 방법으로 잘 적용될 수 있음이 확인되었고 로켓, 미사일, 발사체 등 비행체의 회선설계(link design)에도 반영할 수 있다.

향후 연구에 있어서는 한국항공우주연구원에서 진행중인 소형 위성발사체 KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-1 등의 개발에 있어서 측정된 3차원

안테나 이득패턴과 비행궤적 및 비행자세에 대한 정확한 자료가 확보된다면 RF 회선분석(link analysis)에 있어서 보다 현실적인 예측이 가능할 것이다.

## 참 고 문 헌

- [1] RCC-TG, *Document 119-88, Telemetry Application Handbook*, Range Commanders Council, Chapter 3, Feb. 1988.
- [2] Mark McWhorter, "Launch Vehicle Exhaust Plasma/Plume Effects on Ground Telemetry Reception, QRLV-2", *Proceedings of the International Telemetry Conference*, 2002.
- [3] Jerry W. Johnston, "Rocket Motor Plume Effects on TM Signals-Model Corroboration", *Proceedings of the International Telemetry Conference*, 1996.
- [4] Shinya Sagita et al., "Effect of Rocket Exhaust on Radio Waves for Communications", *Technical Report of IEICE*, pp. 7-12, 1999.
- [5] Takashi ABE et al., "Microwave Telemetry Breakdown Caused by Rocket Plume", *31st AIAA Plasma-dynamics & Laser Conference*, pp. 1-8, Jun. 2000.
- [6] RCC-RSG, *Special Report RS-38, Enhanced Flight Termination System Study Phase I-IV Reports*,

Appendix III-B Plume Impingement Report, Range Commanders Council, Nov. 2002.

[7] Frank Carden et al., *Telemetry Systems Engineering*, Artech House, pp. 403-428, 2002.

[8] Moises Pedroza, "Antenna Pattern Evaluation For Link Analysis", *Proceedings of the International Telemetry Conference*, vol. 32, pp. 111-118, 1996.

[9] 채연석 외, 3단형 과학로켓 개발사업, 과학기술부, 2003년.

[10] RCC-TG, *Document 120-01, Telemetry Systems RF Handbook*, Range Commanders Council, Dec. 2001.

[11] 김성완, 이재득, "로켓 및 발사체 탑재용 안테나 기술 소개", 한국항공우주학회지, 31(2), pp. 118-126, 2003년 3월.

[12] RCC-ETMG, *IRIG STD 253-93, Missile Antenna Pattern Coordinate System and Data Formats*, Range Commanders Council, Aug. 1993.

[13] 김성완, 황수설, 이재득, "KSR-III 비행시험에 대한 안테나 패턴과 RF 링크와의 연관성 연구", 한국항공우주학회 추계학술발표회, pp.1199-1202, 2003년 11월.

[14] Bruce Blevins, *Electromagnetic Systems Measurements, Simulation, and Analysis*, Physical Science Lab., 2001.

[15] L. R. James, "Telemetry Antenna Patterns for Single and Multi-Element Arrays", *Proceedings of the International Telemetry Conference*, 1990.

[16] Yasuaki Kawamura et al., "Development of the Communication Subsystem for the H-II Launch Vehicle", *Technical Note of NEC*, vol. 47, no. 11, pp. 92-99, 1994.

[17] Michael Rice and Eugene Law, "Aeronautical Telemetry Fading Sources at Test Ranges", *Proceedings of the International Telemetry Conference*, 1997.

김 성 완



1998년 2월: 충남대학교 전자공학과 (공학사)  
 2000년 2월: 충남대학교 전파공학과 (공학석사)  
 2000년 3월~2001년 3월: 한국전자통신연구원  
 2001년 4월~현재: 한국항공우주연

구원 발사체기술실 전자그룹/연구원  
 [주 관심분야] 안테나, 마이크로파 회로

황 수 설



1998년 2월: 충남대학교 전파공학과 (공학사)  
 2000년 2월: 충남대학교 전파공학과 (공학석사)  
 2000년 1월~2002년 2월: 삼성전자 정보통신총괄 무선사업부/연구원  
 2002년 3월~현재: 한국항공우주연

구원 발사체기술실 전자그룹/연구원  
 [주 관심분야] 고주파 회로설계, 고주파 부품(PLL, VCO) 설계

이 재 득



1984년 2월: 경북대학교 전자공학과 (공학사)  
 1986년 2월: 경북대학교 전자공학과 (공학석사)  
 1986년 8월~1987년 2월: 특수전문요원 석사장교  
 1987년 11월~현재: 한국항공우주

연구원 우주발사체사업단 전자그룹장, 책임연구원  
 2000년 3월~현재: 경북대학교 전자공학과 박사과정 수료  
 1997년 12월~2002년 12월: 액체과학로켓(KSR-III)용 전자 탑재시스템 개발 연구책임자  
 2002년 8월~현재: 소형위성발사체(KSLV-I)용 전자탑재시스템 개발 연구책임자  
 [주 관심분야] 발사체 전자탑재시스템, 원격측정시스템, 추적시스템, 비행중단시스템, 탑재용 영상시스템, 탑재용 전원시스템 설계 및 개발