

# 저궤도 위성의 통과시간에서 관제 시스템의 수신 데이터 패킷 성능 예측

정희원 장대익\*, 김대영\*\*

## Performance Estimation of Receiving Data Packet of TT&C System on the Pass Time of LEO Satellite

Dae-Ig Chang\*, Dae Young Kim\*\* *Regular Members*

### 요약

저궤도 위성 시스템은 지구 및 과학 관측분야(지도제작, 해양생태감시, 우주환경 관측, 기상관측, 대기관측 등)와 군사분야(군사통신, 첩보, 적군정찰 등)에서 사용되어왔으며, 최근에는 상업적 이용을 위해 GMPCS를 위한 이동 위성통신 분야에서 개발이 진행되고 있다. 우리나라에서는 1999년 10월 발사를 목표로 다목적 실용 위성 I호가 개발되고 있다.

본 논문에서는 저궤도 위성 관제 시스템을 위한 위성링크를 설계하고 위성의 움직임에 따른 위성의 통과시간과 지구국의 양각 관계를 계산한다. 그리고 수신데이터의 패킷오율을 확률이론에 의해 유도하고, RT모드와 PB모드 그리고 RT+RNG모드에 대한 패킷오율을 위성의 통과시간에 따라 예측한다. 패킷오율 계산결과는 RT모드, PB모드, RT+RNG모드의 순으로 좋으며 EFP의 평균도 각각 99.999999%, 99.999912%, 99.995945%로 계산되었다. 따라서 원격측정 데이터의 전송순서는 위성의 통과시간에 따른 PER 순서로 즉, RT, PB, RT+RNG순으로 결정한다.

### ABSTRACT

LEO(Low altitude Earth Orbit) Satellite systems have been utilized in the field of earth and scientific observation (cartography mission, ocean color monitoring, biological oceanography, space environments observation by space physics sensor, and meteorological observation, atmospheric observation etc.), and the field of military (military communications and secret information, enemy reconnaissance etc.), and recently been developing in the field of mobile satellite communication of GMPCS for commercial utilization. In Korea, KOMPSAT I satellite and ground system are been developing and planed to be lunched on October 1999.

In this paper, the link budget of the TT&C system for LEO satellite is described and the relations between elevation angle and pass time of LEO satellite are calculated according to satellite moving. And the packet error rates of receiving data are derived and three packet error rates(PER) of real-time(RT) mode, playback(PB) mode, and real-time and range tone(RT+RNG) mode are estimated according to pass time of satellite. The results of PER are the best at real-time and the worst at real-time mode and range mode at the all pass time of satellite. The average error free packet(EFP)s of real-time mode, playback mode, and real-time and range tone for the pass time of satellite are obtained as 99.999999%, 99.999912%, 99.995945% respectively. Therefore, transmission sequence of telemetry data are determined such as PER sequence according to pass time, namely, real-time, playback, and real-time and range mode.

\* 한국전자통신연구원 지상시스템연구부

\*\* 충남대학교 정보통신공학과

논문번호 : 99074-0225, 접수일자 : 1999년 2월 25일

## I. 서론

저궤도(LEO, Low altitude Earth Orbit) 위성은 지상 1000km이내의 낮은 고도에서 이동하는 위성으로 위성통신의 장점과 저궤도의 특성에 의해 지구 및 과학관측용과 군사 첩보용으로 많이 사용되고 있으며, 최근에는 고도 정보화 사회로의 발전 추세 및 급속한 세계의 정세변화 가운데 이동중인 사람을 대상으로 하거나 항공기, 선박을 대상으로 전 세계에서 언제 어디서나 신속한 정보의 전달 및 위치확인 등으로 사용할 목적으로 저궤도위성에 대한 집중적인 투자를 아끼지 않고 있다.

이러한 저궤도 위성은 정지궤도 위성과 달리 위성의 고도에 따라 각기 다른 주기로 지구를 돌기 때문에 위성의 자세 및 궤도수정등 더 정확한 관제가 요구되며 또한 위성의 다양한 임무(Mission)에 따른 위성 탑재 장비의 임무에 대한 제어 및 상태 모니터링등 관제가 더 중요시 되고 있다.

이와 같은 저궤도위성 관제시스템(TT&C, Telemetry, Tracking and Command)은 위성의 상태를 모니터링하고 분석하며 임무를 계획하고 제어하기 위한 시스템으로, 일반적으로 S-band를 통해 위성으로 원격명령(Command)과 거리측정(Ranging tones) 신호를 송신하고 위성으로부터 원격측정(Telemetry) 및 거리측정(Ranging tones) 신호를 수신한다<sup>[1-3]</sup>.

본 논문에서는 저궤도 위성의 관제를 위한 관제 시스템 개발과 운용에 목표를 두고 위성과 지구국 간의 저궤도 위성링크를 소개하고, 1999년 7월에 발사될 예정인 다목적실용위성의 전송파라미터를 예로 위성링크를 설계하며, 참고문헌 [4~6]에 따라 위성의 궤도에 따른 위성의 통과시간(통신가능시간)과 지구국의 양각 관계를 계산하고 99년 7~8월중 최상의 통과시간 예측값을 제시하겠다. 그리고 원격측정 데이터의 수신모드별로 수신데이터의 패킷오율을 확률이론에 의해 유도하고 위성통과시간에 따른 패킷오율을 예측하며 1회의 통과시간내에서 평균 Error Free Packet(EFP)율을 예측한다. 또한 예측된 패킷오율에 의해 전송모드의 순서와 시간을 결정함으로써 최적으로 관제시스템을 운용할 수 있도록 한다.

## II. 저궤도위성의 링크설계

위성통신에서 링크 설계는 위성과 지상시스템의 특성뿐만 아니라 공간상에서 발생하는 전송손실들을

모두 고려하여 설계하며 특히 저궤도위성에서는 위성의 움직임에 따른 위성추적을 고려하여 링크를 설계해야 한다. 따라서 고정위성에 비해 링크설계가 복잡하다.

위성링크를 설계하기 위해 기본적으로 검토되어야 할 항목은 사용주파수에 따른 국제전기통신연합(ITU)의 규칙, 국제 표준지구에서 권고하는 전송방식, 사용할 위성의 파라미터, 전송로상의 특성, 그리고 송수신 지구국의 파라미터 등이다. 따라서 이와 같이 설정된 파라미터 값에 의해 링크설계 절차에 따라 링크를 설계한다.

### 2.1 위성관제 시스템의 전송방식 설정

저궤도 위성의 임무수행을 위한 제어 요구인 원격명령(CMD) 신호와 이동하는 위성의 추적을 위한 거리측정(RNG) 신호는 상향링크를 통해 위성으로 전송되고, 위성의 상태 및 측정 데이터인 Real-time (RT)과 Play-Back(PB)의 원격측정(TM) 신호와 위성에서 회귀(turn-around)되는 거리측정신호는 하향 링크를 통해 TT&C시스템으로 수신된다. 이와 같은 원격명령과 원격측정 그리고 거리측정 신호는 참고 문헌 [1~4, 7]의 권고에 따라 전송방식이 결정된다. TT&C 시스템의 전송방식 요약은 표 1과 같다.

표 1. TTC 시스템의 전송방식

Items		Characteristics
RF Frequency	Uplink	2025~2120MHz
	Downlink	2200~2300MHz
Modulation	CMD RNG tones	BPSK/PM PM
	RT TM PB TM RNG tones	BPSK/PM PM PM
	Subcarrier Frequency	CMD RT TM
Data Rate	CMD	2kbps
	RT TM	2.048kbps
	PB TM	1.5Mbps

### 2.2 위성의 위치에 따른 자유공간 손실 계산

지구국에서 위성까지의 전송거리는 신호의 자유공간 손실(FSL, Free Space Loss)을 발생하며 이 FSL은 링크마진과 PFD(Power Flux Density) 계산에 사용되기 때문에 매우 중요한 요소이다. 그림 1

은 위성과 지구국의 거리계산을 위한 그림으로 위성과 지구국 그리고 지구의 중심과의 각 관계에 의해 거리를 계산한다.

그림 1과 같이 임의의 양각  $\epsilon_i$ 에서 지구국 GS와 위성간의 거리  $d_i$ 는 참고문헌 [7,8]로부터 식(1)과 같이 계산된다. 여기서  $R_e$ 에는 지구의 반경, H는 정상고도에서 위성의 고도이다.

$$d_i = \frac{(R_e + H)}{\cos \epsilon_i} \cos \left[ \epsilon_i + \sin^{-1} \left( \frac{R_e}{R_e + H} \cos \epsilon_i \right) \right] \quad (1)$$

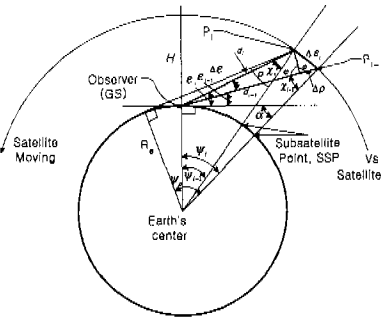


그림 1. 위성과 지구국 지구중심의 각 관계

자유공간 손실(FSL, Free Space Loss)은 신호가 자유공간을 관통하면서 통과거리에 따라 발생하는 손실로서 식 (2)와 같으며<sup>[1]</sup> 여기서 c는 광속으로  $2.997925 \times 10^8$  m/s, f는 전송신호의 주파수,  $d_i$ 는 식 (1)에 의해 계산된 지구국과 위성간 거리이다.

$$L_{FSL} = 20 \log(4\pi d_i / \lambda_i) = 20 \log(4\pi f d_i / c) \quad (2)$$

### 2.3 변조손실(Modulation Loss) 계산

하향링크의 신호전송 모드는 표 1에서와 같이 PB 원격측정 신호만 전송하는 경우(PB), RT 원격측정 신호만 전송하는 경우(RT), RT 원격측정과 거리측정 신호를 동시에 전송하는 경우(RT+RNG), 거리측정 신호만 전송하는 경우(RNG)의 4가지 모드가 있다. 각 경우 신호의 전송모드에 따른 PM변조손실은 수신신호의 성능인 링크마진과 ITU-R에서 제한하는 PFD를 계산하는데 매우 중요한 요소로 작용한다<sup>[3,9-11]</sup>. 참고문헌 [9]에 의해 유도된 전송모드 따른 변조손실(Modulation Loss)은 표 2와 같고, 변조지수(Modulation Index)는 참고문헌 [9,11]에 의해 최적의 값을 선정하며 이때 PM변조기의 variation을 고려한 최악의 변조손실은 표 3과 같이 계산된다.

표 2. 하향링크 변조손실  $20 \cdot \log[J_0(\beta \omega)]$

Mode	Channel	Modulation Loss
RT only	Carrier	$20 \cdot \log[J_0(\beta \omega)]$
	RT TM	$10 \cdot \log[2J_1^2(\beta \omega)]$
RT+RNG	Carrier	$20 \cdot \log[J_0(\beta_{rr})J_0(\beta_{ri})J_0(\beta_{rm})]$
	TM	$10 \cdot \log[2J_1^2(\beta_{rr})J_0^2(\beta_{ri})J_0^2(\beta_{rm})]$
	Ranging	$10 \cdot \log[2J_0^2(\beta_{rr})J_1^2(\beta_{ri})J_0^2(\beta_{rm})]$
PB only	Carrier	$10 \cdot \log[0.122J_0^2(\beta \omega)]$
	PB TM	$10 \cdot \log[0.878J_0^2(\beta \omega)]$
RNG only	Carrier	$20 \cdot \log[J_0(\beta_{ri})J_0(\beta_{rm})]$
	Ranging	$10 \cdot \log[2J_1^2(\beta_{ri})J_0^2(\beta_{rm})]$

표 3. 하향링크 신호의 최악 변조손실값

Mod Loss	PB TM only	RT TM only	RT TM +RNG	RNG only
Carrier	-23.01dB	-2.97dB	-6.69dB	-0.75dB
TM	-0.002dB	-4.98dB	-8.69dB	
RNG			-17.67dB	-11.73dB

\* RT MI:  $1.0 \pm 12\%$ , PB MI:  $1.5 \pm 13\%$ , RNG MI:  $0.4 \pm 3\%$

### 2.4 하향링크 설계

본 논문은 위성의 움직임에 따른 위성관제 시스템의 수신 데이터 성능 예측에 관한 것으로 위성링크 설계에서 하향링크만을 대상으로 설계한다. 링크 설계는 채널의 특성과 위성체의 특성, ITU규정 등에 따라 설계한다.

하향링크는 참고문헌 [1,9~11]에 따라 위성의 송신전력에 의해 위성 EIRP<sub>sat</sub>를 계산하고 식 (1)에 의한 위성거리로부터 식(2)의 자유공간 전파손실(FSL)을 계산하며 극손실 및 대기손실, 볼츠만상수(Boltzmann's Constant, -228.6(dBK), 지구국의 수신 G/T등에 의해서 식 (3)과 같이 S/No를 계산한다.

$$(S/No)_{down} = EIRP_{sat} + FSL_{down} + L_{pol} + L_{atm} + k + (G/T)_{ES} - L_{cab} \quad (3)$$

여기서  $(S/No)_{down}$ 는 하향링크의 S/No, EIRP<sub>sat</sub>는 위성의 EIRP, L<sub>pol</sub>은 극손실, L<sub>atm</sub>은 대기손실, K는 볼츠만 상수,  $(G/T)_{ES}$ 는 지구국의 수신G/T이고 단위는 모두 dB이다.

원격측정 신호의 수신성능인 E<sub>b</sub>/N<sub>0</sub>는 식 (3)에서 계산한  $(S/No)_{down}$ 와 원격측정 데이터의 속도(R<sub>b</sub>), 원격측정의 변조손실(M<sub>LTM</sub>), 복조기의 복조손실

(DL<sub>TM</sub>)에 의해 식 (4)와 같이 계산한다. 여기서 원경측정의 E<sub>b</sub>/N<sub>0</sub>는 전송모드에 따라 3가지로 계산하며, 각 원경명령 신호의 마진은 식 (4)에서 계산된 E<sub>b</sub>/N<sub>0</sub>와 요구 E<sub>b</sub>/N<sub>0</sub>의 차에 의해 계산한다. 여기서 RT, PB, RT+RNG모드 원경측정 신호의 링크마진은 각각 4.10, 1.82, 0.48dB로 설계되었다.

$$(E_b / N_o)_{TM} = (S / N_o)_{down} - 10 \log R_b - ML_{TM} - DL_{TC} \quad (4)$$

### III. 위성의 이동에 따른 수신데이터 성능 예측

#### 3.1 지구국 양각에 따른 위성통과 시간 예측

저궤도위성은 위성의 고도와 궤도경사각(inclination)에 따라 위성의 궤도가 결정되며<sup>15-81</sup> 지구국과 통신이 가능한 시간은 지구국의 설치장소에 따라 결정된다. 위성 고도가 685km 궤도경사각이 98.13도인 KOMPSAT 위성의 경우 참고문헌 [5,6]을 이용하여 예측하면 28일의 동일궤도 주기를 갖고 하루에 낮과 밤 각각 2~3번 한반도를 통과한다. 99년 7~8월중 최상의 통과 예측값은 표 3과 같다.

그림 1의 삼각함수로부터 식 (4)와 (5)를 구할 수 있으며 식 (5)의 위성의 움직임에 따른 위성의 움직임 각도차로부터 위성의 이동거리를 식 (6)과 같이 계산한다.

$$\therefore \psi_i = 90^\circ - \epsilon_{i-1} - \chi_{i-1} \quad (5)$$

$$\Delta S_i = 2\pi(R_e + H) \frac{(\psi_i - \psi_{i-1})}{360} = \frac{2\pi(R_e + H)}{360} (\epsilon_i - \epsilon_{i-1} + \chi_i - \chi_{i-1}) \quad (6)$$

위성에서 지구중심과 지구국사이의 각인 식 (7)을 이용하여 지구국에서의 임의의 양각  $\epsilon_i$ 와  $\epsilon_{i-1}$  사이의 위성의 이동거리  $\Delta S_i$ 를 식 (8)과 같이 양각만을 변수로 계산한다.

$$\chi_i = \sin^{-1} \left( \frac{R_e}{R_e + H} \cos \epsilon_i \right) \quad (7)$$

$$\Delta S_i = (R_e + H) \left[ (\epsilon_i - \epsilon_{i-1}) - \sin^{-1} \left( \frac{R_e}{R_e + H} \cos \epsilon_{i-1} \right) + \sin^{-1} \left( \frac{R_e}{R_e + H} \cos \epsilon_i \right) \right] \quad (8)$$

위성의 움직임은 위성의 고도에 따라 속도가 달라지는데 위성의 이동속도를 구하기 위해 ITU-R Rec. M.1225로부터 권고되는 위성의 궤도주기 T<sub>s</sub>를 이용하여 위성의 이동속도를 결정한다.

$$T_s = 2\pi[(R_e + H)^3 / \mu]^{0.5} \quad (9)$$

여기서  $\mu = 3.986 \times 10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$

따라서 위성의 이동속도 V<sub>s</sub>는 위성의 고도에 따른 1주기 이동거리와 위성의 1주기시간으로부터 식 (10)과 같이 계산한다.

$$V_s = 2\pi(R_e + H) / T_s \quad (10)$$

지구의 반경이 6378.14km이고 위성의 고도가 685km인 저궤도위성에서 위성의 주기는 5907.557초이고 위성의 속도는 7.512km/sec이며 하루에 14.585번 지구를 회전한다.

이동하는 위성과 통신이 가능한 통과시간(pass time)을 계산하고 양각 대 통과시간의 관계를 알기 위해 임의의 양각 변화에 대한 통과시간을 식 (11)과 같이 계산한다. 여기서  $\Delta S_i$ 는 임의의 양각 차이에 대한 위성의 이동 거리이고 v는 위성의 속도(km/degree)이다. 따라서  $\alpha$  도의 양각에서 임의의

표 3. 685km고도의 저궤도위성 궤도 예측

1999. 8.17 Hr. Min. Sec	Elevation Angle(deg)	Azimuth Angle(deg)	Range (km)
13. 33. 46	5.10	12.26	2524.336
13. 34. 45	10.03	12.45	2124.148
13. 36. 10	29.94	12.72	1561.744
13. 37. 06	30.08	12.88	1213.599
13. 38. 11	49.86	13.08	869.040
13. 38. 52	69.91	13.22	726.315
13. 39. 25	89.92	178.56	686.415
13. 39. 26	89.29	191.55	686.459
13. 39. 58	69.75	193.27	726.72
13. 40. 38	50.13	193.40	865.483
13. 41. 44	29.96	193.56	1215.133
13. 42. 39	19.97	193.68	1557.527
13. 44. 04	10.01	193.85	2120.978
13. 45. 03	5.04	193.96	2522.240

$$\alpha = 90^\circ - \psi_i = \epsilon_{i-1} + \chi_{i-1} \quad (4)$$

양각  $\epsilon_i$ 까지 위성의 통과 시간  $t_{pass}(\epsilon)$ 은 식 (12)와 같다.

통신가능시간을 결정하는 지구국 안테나의 확보 양각은 링크설계에 의한 링크마진과 지상 안테나가 설치되는 장소에 따라 결정된다. 저궤도 위성은 다른 궤도로 움직이기 때문에 이후부터는 최상의 통신조건인 90도의 양각이 예측되는 위성의 궤적에서 위성링크의 특성을 분석하겠다. 10도 이상의 양각에서 통신이 가능하다면 통신가능시간은 9.45분으로, 5도 이상에서는 11.5분으로 설계된다. 10도의 양각에서 통신이 가능하다고 가정하면 양각과 통과시간의 관계는 그림 2와 같다.

$$T_{pi} = \Delta S_i / v \tag{11}$$

$$t_{pass}(\epsilon) = \sum_{i=\alpha}^{\epsilon_i} T_{pi} \tag{12}$$

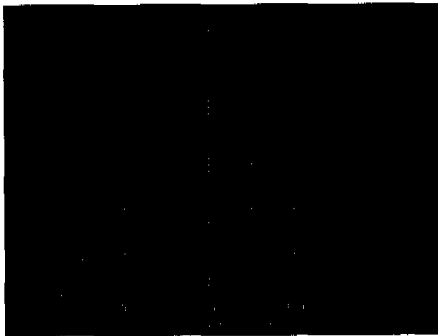


그림 2. 지구국 양각과 위성통과시간의 관계

### 3.2 위성의 이동에 따른 수신성능 예측

위성이 이동함에 따라 지구국과의 거리가 변하고 또한 지구국 안테나의 양각도 변한다. 따라서 위성의 위치벡터인 양각에 따라 수신되는 신호레벨이 변한다. 따라서 수신데이터의 성능을 결정하는 수신  $E_b/N_o$ 를 식 (4)를 이용하여 계산하면 그림 3과 같이 설계된다.

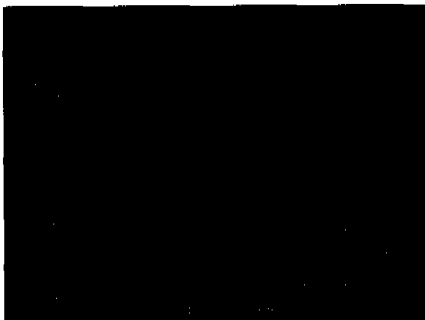


그림 3. GS 안테나 양각 대 원격측정데이터  $E_b/N_o$

### 1) 위성의 움직임에 따른 수신데이터의 오류

수신데이터의 성능을 나타내는 오류(Error Probability)은 BPSK의 경우 일반적으로 식 (13)과 같다. 따라서 식 (4)에 의해 설계된 각 수신모드에 대한 원격측정데이터의  $E_b/N_o$ 로부터 그림 4와 같은 오류확률들을 얻는다.

$$P_e(\epsilon) = \frac{1}{2} \times [1 - \text{erf}(\sqrt{E_b / N_o(\epsilon)})] \tag{13}$$



그림 4. 위성통과시간 대 원격측정데이터의 오류

### 2) 위성의 움직임에 따른 수신데이터의 EFP

패킷단위로 데이터를 처리하는 시스템의 경우 EFP(Error Free Packet)율은 중요한 요소가 된다. 즉, 1 패킷내에 1비트의 오류라도 발생하면 그 Packet은 오류로 처리하여 버린다. 따라서 EFP율을 구하기 위해 PER(Packet Error Rate)을 생각한다. PER은 Packet내에 오류가 발생하지 않을 확률로부터 식 (14)와 같이 계산한다. 여기서 p는 1 패킷의 길이이다.

$$PER(\epsilon) = [1 - [1 - P_e(\epsilon)]^p] \tag{14}$$

또 다른 방법으로 1 packet내에 r개의 error가 발생했다고 하면 이때의 packet error (PER<sub>r</sub>)는 식 (15)와 같고 1 packet내에 1개 이상의 오류가 발생했다고 하면 이때의 packet error (PE)는 식 (16)과 같으며 수식전개 결과는 식 (14)와 같음을 알 수 있다.

$$PER_r = {}_p C_r [P_e(\epsilon)]^r [1 - P_e(\epsilon)]^{p-r} \tag{15}$$

$$PE(\epsilon) = \sum_{r=1}^p {}_p C_r [P_e(\epsilon)]^r [1 - P_e(\epsilon)]^{p-r} \tag{16}$$

$$\therefore PE(\epsilon) = PER(\epsilon) \quad (16-1)$$

그런데 식 (15)로부터 1 Packet에서 오류가 3개 이상 발생할 확률 또는  $P_e^3$  이상의 먹승이 아주 작으므로 무시할 수 있는 값이라고 가정하면 이때의 대표값으로서  $PER(\epsilon)$ 은 식 (17)과 같이 표현할 수 있다. 실제로 식 (16)의 계산 결과나 식 (17)의 계산결과는 확인이 어려울 정도로 같다. 식 (17)에 의해 위성통과시간에 따른 패킷오율은 그림 5와 같으며 전체적으로 RT 원격측정데이터만 수신하는 경우 패킷오율이 가장 좋고, RT+RNG를 동시에 수신하는 경우 패킷오율이 가장 나쁜 것으로 확인되었다. 그런데 3가지 수신 모드를 동시에 전송하지 않고 각각 전송하기 때문에 수신모드 시간할당을 효율적으로 배치하여 최적의 운용을 도모할 수 있다. 예를 들면  $10^{-7}$ 의 패킷오율을 기준으로 전송모드를 할당한다면 통과시간 초기에 RT를 전송하고 통과시간 60초 이후에 PB를 할당하며 RT+RNG는 110초 이후에 할당함으로써 최적으로 시스템을 운용할 수 있다.

$$PER(\epsilon) \approx p \times P_e(\epsilon) - \frac{p(p-1)}{2} [P_e(\epsilon)]^2 \quad (17)$$

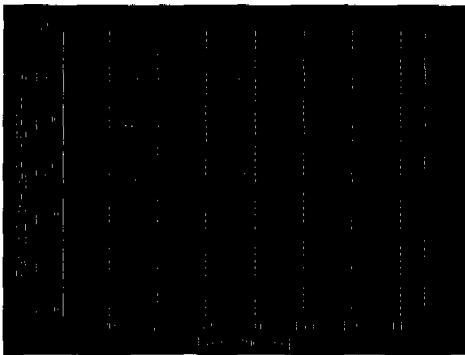


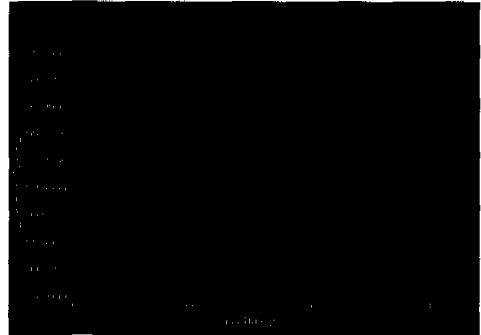
그림 5. 위성통과시간 내 수신데이터의 패킷오율

### 3) 위성과 통신 가능시간에서 EFP율

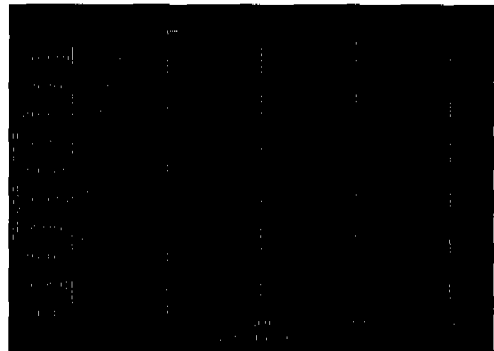
EFP는 식 (14)의 PER이나 식 (16)의 PER로부터 식 (18)과 같이 계산할 수 있으며 위성 통과시간에 따른 EFP율은 그림 6과 같다.

$$EFP(\epsilon) = \left[ 1 - \sum_{r=1}^p C_r [P_e(\epsilon)]^r [1 - P_e(\epsilon)]^{p-r} \right] \times 100\% \quad (18)$$

또한 위성의 통과시간 전체에서 원격측정 데이터의 평균 EFP율은 식 (16)으로부터 식 (19)와 같다.



a) 양각 10도이상에서 통신할 경우



b) 양각 5도이상에서 통신할 경우

그림 6. 위성통과시간 내 수신데이터 EFP율

$$EFP_{av} = \left[ 1 - \frac{\int_{\theta_0}^{\theta_{10}} PER(\epsilon) d\epsilon}{160} \right] \times 100\% \quad (19)$$

10도의 양각에서부터 통신이 시작되고 1packet의 길이가 256byte이며 1 Packet에서 오류가 3개 이상 발생할 확률이 아주 작으므로 무시할 수 있는 값이라고 가정하면 식 (17)과 식 (19)를 이용 하여 계산할 때 RT+RNG의 평균 EFP율은 99.9959448%로, PB의 평균 EFP율은 99.999912%로, RT의 평균 EFP율은 99.999999%로 계산되었다. 또한 5도의 양각에서 통신이 시작된다면 같은 조건에서 EFP율이 각각 99.910384%, 99.993749%, 99.9999942%로 계산된다. 여기서 EFP율과 통신가능시간과의 관계는 상반되는 관계임을 알 수 있다. 따라서 시스템 운용관점에서 허용할 수 있는 EFP율과 위성과 통신이 가능한 시간을 고려하여 통신가능시간과 통신가능 양각을 결정하도록 한다.

#### IV. 결론

본 논문은 저궤도 위성의 궤적에 따라 정해지는 통신가능시간 즉, 위성의 통과시간에서 관제시스템의 수신성능을 예측하는 것으로 저궤도 위성의 특성에 맞게 링크설계 방법을 간략하게 제시하였다. 그리고 원격측정 데이터의 수신모드별로 링크설계에 의해 수신데이터의 오율을 위성의 통과시간별로 예측하였으며 최악의 경우에도  $10^{-7}$ 이하가 됨을 알았다.

또한 원격측정 데이터의 패킷오율을 유도하고, 위성의 궤적이 90도의 양각으로 통과될 때를 가정하여 위성통과시간에 따른 패킷오율과 EFP율을 예측하였다. 그런데 각 수신모드별로 수신성능이 각각 다르기 때문에 수신모드에 대한 순서와 시간을 효율적으로 배치함으로써 최적의 관제시스템으로 운용할 수 있다. 본 논문에서 제시한 예에서는 통과시간 초기에 RT를 전송하고 통과시간 60초 이후에 PB를 전송하며 RT+RNG는 110초 이후에 전송함으로써 최적으로 시스템을 운용하도록 한다.

그리고 패킷오율 또는 EFP율과 통신가능시간과의 관계는 상반되는 관계임을 본 논문의 예측결과에서 알 수 있었다. 따라서 시스템 운용관점에서 통신시간을 위주로 시스템을 운용할 것인지 또는 수신데이터의 성능을 위주로 운용할 것인지는 시스템 특성에 의해 결정하도록 한다.

#### 참고 문헌

[1] G.Maral and M.Bousquet, *Satellite Communications Systems, 2nd ED. John Wiley & Sons, 1994.*  
 [2] CCSDS, *Radio Frequency and Modulation System, PART 1 Earth Stations and Spacecraft, CCSDS 401 (4.1.5) B-1, June 1993.*  
 [3] ESA(European Space Agency), *Radio Frequency and Modulation Standard, ESA PSS-04-105 Issue 1, Dec. 1989.*  
 [4] Wiley J. Larson and James R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design, 2nd ED. Microcosm Inc., 1992.*  
 [5] P.R. Escobal, *Methods of Orbit Determination, 2nd ED. John Wiley & Sons Inc., 1976.*  
 [6] Oliver Montenbruck, *Practical Ephemeris*

*Calculations, Springer-Verlag, 1989.*

[7] Joseph H.Yuen, *Deep Space Telecommunications System Engineering, JPL III Series, Plenum Press, 1983.*  
 [8] WG 3, "ITU-R M.1225", *Radio Communication Study Groups, 13<sup>th</sup> Meeting of Task Group 8/1, Toronto Canada, September 1997.*  
 [9] Jeom-Hun Lee, Dae-Ig Chang, Jae Ik Choi, "The Orbit Prediction Margin for Tracking, Telemetry and Command for LEO Satellite", *ICT 97 Vol.3, pp1151~1155, April 1997.*  
 [10] 장대익의 3인, "저궤도 위성 관제 시스템의 링크 특성 분석", *대한전자공학회 논문지 제34권 5편 제7호, pp705~713, July 1997.*  
 [11] 장대익의 3인, "PM변조에서 링크마진과 PFD마진을 동시에 만족하는 최적의 변조지수 분석", *한국통신학회 추계종합학술대회 논문집 A, Vol.18 No.1, pp1114~1117, Nov. 1998.*

장 대 익(Dae-Ig Chang)

정희원

통신학회논문지 제 21권 4호 참조

김 대 영(Dae Young Kim)

정희원

통신학회논문지 제 21권 4호 참조