

궤도경사각을 가진 통신위성의 빔 포인팅에 대한 연구

김방엽 · 최규홍

연세대학교 천문대기과학과

THE BEAM POINTING OF COMMUNICATION SATELLITE IN GEOSYNCHRONOUS INCLINED ORBIT

Bang-Yeop Kim and Kyu-Hong Choi

Department of Astronomy and Atmospheric Science

Yonsei University, Seoul 120-749

email: kby@satt.kari.re.kr, khc@satellit.yonsei.ac.kr

(Received April 30, 1995; Accepted May 11, 1995)

요 약

1995년 7월에 발사될 무궁화호 통신위성이 원지점 모터 분사의 오차로 인해 예정된 지구정지궤도진입에 실패했을 경우를 가정하였다. 원지점 모터 분사에 연료 저장 상태의 불균형, 추력축의 회전 등으로 인하여 원지점 모터 분사가 잘못되어, 통신위성이 정지 궤도 요소 중 궤도 경사각이 0° 가 아닌 지구 동주기 궤도를 도는 상황을 모의실험하였다. 이 때, 궤도의 진화과정을 섭동론을 통해 분석하였고 이심율과 경사각의 변화를 조사하였다. 궤도 경사각이 0° 가 아닌 지구동주기 궤도를 도는 통신위성이 8차 궤적을 그리게 되면 빔 지향점도 위성의 이동에 따라 움직이는데 이 문제를 해결하기 위해 위성의 roll각을 조정하여 빔 지향점을 고정시킬 수 있는 알고리즘을 무궁화호에 적용시켰다. 그리고 승교점과 강교점을 통과할 때 일어나는 편파면의 회전 현상도 통신 효율에 큰 영향을 주는데, 편파면의 회전 현상을 줄일 수 있는 yaw각 조정방법을 역시 무궁화호에 적용했다.

ABSTRACT

We assume that the KOREASAT fails the entry of the geostationary orbit due to the error at the apogee kick motor firing. A simulation is done for the satellite that has a geosynchronous orbit with a non-zero degree inclination angle due to the failure at the apogee kick motor firing caused by the unbalance of the fuel storage and the spin of the thrust vector, etc. We analyzed the evolution of the orbit using the perturbation theory and calculated the changes of the eccentricity and the inclination. When a communication satellite has the figure

eight trajectory, the beam point also traces the satellite. In this paper, We develop an algorithm to attack the above problem by stabilizing the beam point using the adjustment of the roll angle of the satellite. The spin action on the polarization plane that occurs when a satellite passes the ascending node and descending node affects the efficiency of the communication a lot, so we did another simulation for the better yaw angle adjustment for the KOREASAT to reduce the spin action on the polarization plane.

1. 서 론

1995년 7월, 맥도넬 더글라스사의 델타-II 로켓에 의해 한국 국적의 정지궤도 통신, 방송 위성 무궁화 1호(KOREASAT)가 발사되어 적도, 동경 116° 인도네시아 보르네오섬 상공 35,800km 지점에 자리잡게 된다. 무궁화 1호를 탑재한 델타-II 로켓은 3단계 로켓인 근지점 모터를 점화시킴으로써 원지점 고도 35,786km, 근지점 고도 1,353km, 궤도 경사각 20.39°인 길다란 타원형의 전이궤도에 위성을 올려 놓게 된다. 전이궤도에서 정지궤도로 진입하는 것은 원지점 모터의 역할인데, 원지점 모터는 위성이 원지점에 왔을 때, 정확한 자세를 갖춘 상태에서 점화되어야 하며, 고체 로켓이기 때문에 원지점 진입은 단 한번의 기회 뿐이고 이 한번의 기회를 성공시켜야만 고도 35,800km, 이심율과 궤도경사각 0°인 원형 정지궤도에 위성을 올려 놓을 수 있다.

본 연구에서는 위성 발사 과정에서 원지점 진입이 잘못되어 고도는 정확했으나 위성이 약간의 궤도 경사각을 갖게 된 상황을 가정하였다. 즉, 정지궤도가 아니라 경사각을 갖는 지구 동주기 궤도를 가정한다. 이러한 일이 생기면 위성의 공전 주기는 정확히 1항성일이 되고 동경 116° 지점에 자리잡게 되나, 위성이 남북 방향으로 8자를 그리면서 운동하는, 이른바 8자 궤적이 나타나게 된다. 이때 남북 방향의 진동폭은 궤도 경사각과 같다.

이렇게 궤도 경사각을 갖게 된 지구 동주기 위성에 대해, 궤도면은 그대로 두고 위성의 자세를 조절함으로써 안테나의 빔이 항상 한반도를 향하도록 하는 것이 본 연구의 목적이다. 즉, 궤도경사각을 바로잡기에는 너무 많은 연료가 소모되므로 궤도는 그대로 두고 위성의 자세 조정시에 적당한 양의 roll, pitch, yaw 각도를 더해줌으로써 궤도면에 대해 위성을 기울여서 안테나의 방향을 조절하는 것이다. 본 연구에서는, 궤도 경사각의 변화에 따른 위성 직하점, 빔 지향점의 화, 편파면의 회전으로 인한 통신상의 영향, 궤도 경사각에 의한 빔 지향점의 변화를 자세 조정으로 보정하는 방법등에 대해 알아보았고, 특히 본 연구를 통해서 작성된 알고리즘을 검증하기 위해 모의 실험 프로그램을 작성하였다.

2. GSTAR-III와 무궁화호

원지점 모터 점화는 위성의 전이궤도와 표류궤도가 만나는 지점에서 있게 된다. 원지점 모터 점화시에 위성은 분당 50 내지 60회 정도의 각속도로 회전하는데, 이때 4개의 연료 탱크속에 연료

가 균등하게 배분되어 있지 않으면 위성의 회전에 요동이 생긴다. 물론 원지점 모터의 추력 방향도 불규칙하게 회전하고 이로 인해 원지점 모터는 전혀 예측하지 못한 방향으로 위성을 밀어낸다. 이러한 사고가 1988년 9월에 발사된 미국의 통신 위성 GSTAR-III에 실제로 일어났었다(Bennett 1991). 당시 GSTAR-III는 요동 때문에 원지점 모터가 엉뚱한 방향으로 위성을 이동시켜서 정지 궤도 대신에 원지점 고도 35890km, 근지점 고도 16740km인 타원 궤도를 형성했던 것이다. 이때 주기는 16시간 정도였는데 관제소에서는 약 1년에 걸쳐 166회의 EHT(electrically heated thruster) 분사로 위성을 바깥쪽으로 밀어내어 궤도경사각 3.9°인 원형 지구 동주기 궤도에 올려놓는데 성공했다. 그러나 이 기간 동안에, 위치보존을 위해 탑재한 연료중 90%를 소모했기 때문에 남북방향의 위치보존은 포기하고 동서 방향의 위치보존으로만 위성을 운용하고 있다. 그런데 이번에 쏘아 올려질 무궁화호가 바로 이 GSTAR-III와 같은 회사, 같은 모델인 GE-3000 계열 제품이다.

무궁화호는 모멘텀 휠이 roll, pitch, yaw 축 각각에 대해서 달려 있는 3축 안정화 방식이 아니라, pitch 축에 대해서만 1개의 모멘텀 휠이 달려 있는 momentum bias control 방식을 취하고 있다. 일종의 수동적인 3축 안정화 방법이라 할 수 있다. 이는 최근의 정지위성에서 전력소모와 제작 비용을 줄이기 위해 흔히 쓰이는 방식으로 1개의 모멘텀 휠만으로 자세조정과 pitch각 조정을 한다. 휠이 1개 뿐인 대신 휠이 부착되어 있는 판을 위아래로 약간씩 움직여서 roll error를 조정할 수 있게 되어 있다. 물론 이러한 roll각 조정은 $\pm 2^\circ$ 정도의 아주 작은 오차 범위내에서만 가능하다(KOREASAT GETSCO Proposal 1991).

표 1. 무궁화호의 전이 궤도 특성.

원지점 고도	$35786.0 \pm 1257.0km$
근지점 고도	$1353.0 \pm 8.1km$
궤도 경사각	$20.39^\circ \pm 0.31^\circ$
Argument of Perigee	$358.0^\circ \pm 0.73^\circ$
Longitude of Injection Node	$149.0^\circ E \pm 0.14^\circ$

(KOREASAT CDR DATA BOOK)

3. 통신 위성의 안테나 빔 조정

앞서 말했듯이 정지위성이 궤도경사각을 갖게 되면 지상에서 볼 때 위성은 하루를 주기로 남북으로 오르내리는 형태의 궤적을 보인다. 이것을 8자궤적이라 한다. 지상국에서 볼 때는 위성이 자오선 중앙에 있지않고 동쪽이나 서쪽으로 치우쳐 있는 경우가 대부분이므로 이러한 8자 궤적이 옆으로 누운 형태로 보인다(Long and Keating 1993).

이러한 위성의 움직임에 따라 위성에서 지상으로 향하는 빔의 중심도 이동한다. 빔 지향점이 이동하게 되면 지상에서의 수신감도도 계속 변하고 이러한 빔 지향점의 변화는 Ku-Band의 spot

beam을 사용하는 무궁화호같은 경우에는 특히 중요하게 고려되어야 할 사항이다. 빔 지향점의 이동에 따른 수신감도의 변화도 크고 전파가 다른 나라의 국경을 침범하는 문제를 일으킬 수도 있다. 이 때 beam shifting으로 인한 EIRP 변화는 $i = \pm 2.5^\circ$ 에서 약 1.5 ~ 2.5dB이다.

위성에서 roll, pitch, yaw 축을 다음과 같이 정의한다. 위성의 진행 방향을 roll 축, 위성의 중심에서 지구 방향을 yaw 축, 그리고 roll과 yaw축에 수직인 방향을 pitch 축으로 한다. 모의실험 프로그램에서 위성의 빔 지향점의 위치를 계산하기 위해 편의상 빔 지향점을 지상국의 위치와 같다고 가정한다. 지상국과 직하점간의 위도차 경도차를 각각 $\Delta\phi, \Delta\lambda$ 라 하면 그림 1에서, 위성에서 바라본 직하점과 빔 지향점과의 사이각 $\alpha, \beta, \alpha^*, \beta^*$ 를 다음과 같이 $\Delta\phi$ 와 $\Delta\lambda$ 로 나타낼 수 있다 (Maral and Bousquet 1993).

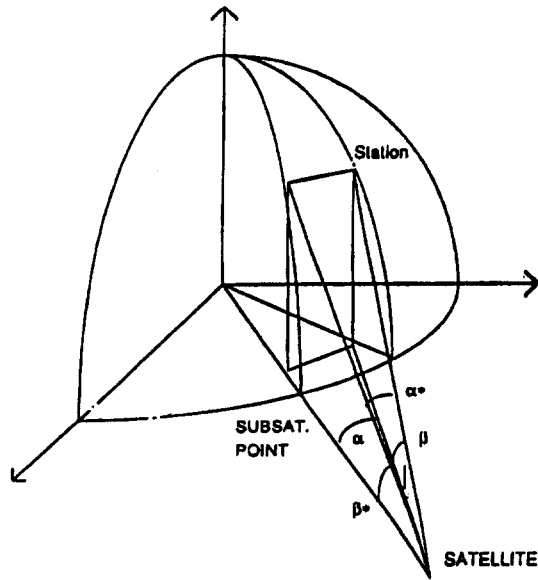


그림 1. 위성에서 보는 직하점과 빔 지향점과의 관계.

$$\alpha = \tan^{-1} \left[\frac{R_e \cos \Delta\phi \sin \Delta\lambda}{R_0 + R_e(1 - \cos \Delta\phi \cos \Delta\lambda)} \right] \quad (1)$$

$$\beta = \tan^{-1} \left[\frac{R_e \sin \Delta\phi \cos \alpha}{R_0 + R_e(1 - \cos \Delta\phi \cos \Delta\lambda)} \right] \quad (2)$$

$$\alpha^* = \tan^{-1} \left[\frac{R_e \cos \Delta\phi \sin \Delta\lambda \cos \beta^*}{R_0 + R_e(1 - \cos \Delta\phi \cos \Delta\lambda)} \right] \quad (3)$$

$$\beta^* = \tan^{-1} \left[\frac{R_e \sin \Delta\phi}{R_0 + R_e(1 - \cos \Delta\phi \cos \Delta\lambda)} \right] \quad (4)$$

위에서 R_e 는 지구 반경, R_0 는 직하점에서 위성까지의 고도를 각각 나타낸다.

무궁화 호의 경우 $\alpha, \beta, \alpha^*, \beta^*$ 값은 각각 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \alpha &= 1.588^\circ \\ \beta &= 5.767^\circ \\ \alpha^* &= 1.580^\circ \\ \beta^* &= 5.769^\circ \end{aligned} \quad (5)$$

그리고 지상국에서 위성까지의 시선 거리 R_S 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$R_S = \sqrt{R_0^2 + 2R_e(R_e + R_0)(1 - \cos \Delta\phi \cos \Delta\lambda)} \quad (6)$$

그러면 궤도경사각으로 인한 빔 지향점의 변화를 보자. 빔 지향점의 변화량을 ΔP 라 하고 동-서 방향의 변화량을 ΔP_{EW} , 남북 방향의 수직적인 변화량을 ΔP_{NS} , 궤도경사각을 i 라하면, 양쪽 교점에서 궤도경사각으로 인한 빔 지향점의 변화량은,

$$\Delta P_{iEW} = \frac{R_e}{R_S} \sin \gamma \sin \theta \cos \beta i \quad (7)$$

$$\Delta P_{iNS} = \frac{R_e}{R_S} \sin \gamma \cos \theta \cos \alpha^* i \quad (8)$$

와 같다. 여기서 각 γ 와 θ 는 각각,

$$\gamma = \cos^{-1}(\cos \Delta\phi \cos \Delta\lambda) \quad (9)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left[\frac{\sin \Delta\lambda}{\tan \Delta\phi} \right] \quad (10)$$

로써 γ 는 지구중심에서 볼 때 직하점과 빔 지향점과의 사잇각이고, θ 는 직하점과 지상국을 포함하는 대원, 그리고 위성을 포함하는 자오선이 이루는 사잇각을 뜻한다.

본 연구의 궁극적인 목적은 궤도경사각으로 인한 포인팅의 변화를 roll, pitch, yaw각으로 상세시키는 것이다. 즉, (7), (8)식으로 나타난 포인팅의 어긋남을 상세시킬 roll offset error를 더해 주어야 한다. roll error에 의한 빔 포인팅의 변화량은 다음식에서 알 수 있다.

$$\Delta P_{R,EW} = \tan^{-1}[\tan(\beta^* + \epsilon_R) \cos \alpha] - \beta \quad (11)$$

$$\Delta P_{R,NS} = \tan^{-1} \left[\frac{\cos^2 \beta^*}{\cos(\beta^* + \epsilon_R)} \tan \alpha \right] - \alpha^* \quad (12)$$

마찬가지로 pitch error에 의한 빔 포인팅 변화량은,

$$\Delta P_{P,EW} = \tan^{-1} \left[\frac{\cos^2 \alpha}{\cos(\alpha + \epsilon_P)} \tan \beta^* \right] - \beta \quad (13)$$

$$\Delta P_{P,NS} = \tan^{-1}[\tan(\alpha + \epsilon_P) \cos \beta^*] - \alpha^* \quad (14)$$

이다.

궤도경사각을 가진 정지위성에서 roll각 조정을 함으로써 빔의 방향을 고정시키는 것을 Comsat Maneuver라 한다. 이것은 기울어진 경사각만큼 위성의 pitch축을 지구자전축의 반대 방향으로 기울여 주는 것인데, 실제로는 pivot의 작동 각도만큼만 가능하다. roll각 조정만을 했을 때 빔 지향점이 고정되는 결과를 그림 14에서 보였다.

그런데 이와 같은 roll각 조정으로 빔 지향점은 고정시킬 수 있으나 yaw각 변화는 더 커지는 결과를 가져온다. 궤도경사각으로 인한 yaw pointing error는 궤도 경사각을 i 라 할 때,

$$P_{yaw} = i \cos nt \quad (15)$$

여기서 $n=15^\circ/\text{hour}$, t = 승교점으로부터의 경과시간이다. 즉, yaw error는 양쪽 교점에서 최대(i), 양쪽 solstice에서 최소(0°)가 된다.

R ;만큼 ROLL offset error(comsat maneuver)를 주면 yaw error는 더욱 커진다.

$$P_{yaw} = (R + 1)i \cos nt \quad (16)$$

여기서 R 은,

$$R = \frac{\text{ROLL각의 변화}}{\text{위성 직하점의 위치변화}} \quad (17)$$

이다.

yaw각 오차는 편파면이 회전하는 결과를 가져오는데 편파면의 회전으로 인한 송수신의 효율 감소는 안테나와 편파면이 γ 만큼 어긋났을 때,

$$LOSS = 20 \log \cos \gamma \quad (18)$$

와 같다.

앞에서 Comsat Maneuver로 인해 빔 지향점은 안정되지만 yaw각 오차는 더 커지는 것을 보았다. 여기서는 yaw각 오차를 줄이는 방법을 알아보자. 위성의 구조상, 그리고 빔 지향점때문에 yaw각 오차를 완전히 없애는 것은 불가능하다. 그러면 yaw각 보정은 위성이 양쪽 node를 통과할 때 궤도면의 반대쪽, 즉 지구적도면에 수직이 되도록 위성의 pitch축을 기울여주는 것으로 가능하다.

MWA Pivot 을 사용하여, 교점 근처에서는 운동량 vector 축을 ($\theta_i - R_i$)만큼, 적도에 대해 수직이 되도록 기울인다. 이러한 조작은 양쪽 교점에 진입하기 전에 이루어지며 교점을 지나고 나면 다시 반대로 위성을 기울여야 한다. 따라서 pivot의 command 횟수는 하루에 적어도 4번이 있게 된다. pivot작동 가능 각도에 비해 궤도경사각이 아주 클 경우에는 pivot command를 여러 번에 나누는 방법을 쓴다. 즉, 경사각이 클수록 조정명령의 횟수도 늘어난다(Parvez and Misra 1993).

4. 모의실험 프로그램 결과 및 토의

3장에서 설명한 이론식을 무궁화호에 적용하여 정지궤도 통신위성의 궤도를 계산하고 직하점과 빔 지향점을 알수 있는 모의실험 프로그램을 작성하였다. 여기서는 이 모의실험 프로그램의 결과에 대해 알아보겠다.

모의실험의 계산 결과, 앞서 논의 했던 알고리즘의 예상대로, 안정된 빔 포인팅 결과를 얻을 수 있었다. 무궁화호를 대상으로 하여 프로그램의 입력 자료는 다음과 같다.

표 2. 모의실험 프로그램 입력자료.

지상국 경도	127.5°E
지상국 위도	37.0°N
계산 시작 시각	1996년 80일 0시 0분 0초
궤도요소(정지궤도)	장반경(a) = 42164.0 km
	이심율(e) = 1.0e-10
	궤도경사각(i) = 5.0°
	승교점 적경(Ω) = 0.0°
	근지점 인수(ω) = 0.0°
	평균근점이각(M) = 116.0°

위와 같은 초기치 자료로 프로그램을 실행시켰다. 이 궤도 계산에는 태양과 달에 의한 섭동, 그리고 태양복사압이 포함되어 있으며 지구비대칭 중력장에 의한 섭동은 J_2 항만 포함했다.

그림 2에 모의실험 프로그램을 이용하여 그린, 무궁화호의 8자 궤적을 보였다. 궤도경사각을 5°로 하고 일주일 정도의 움직임을 보인 것인데 지구 비대칭 중력장 때문에 하루에 약 0.02°정도씩 서쪽으로 이동하고 있음을 알 수 있다. 경사각에 비례하여 이동폭도 커진다.

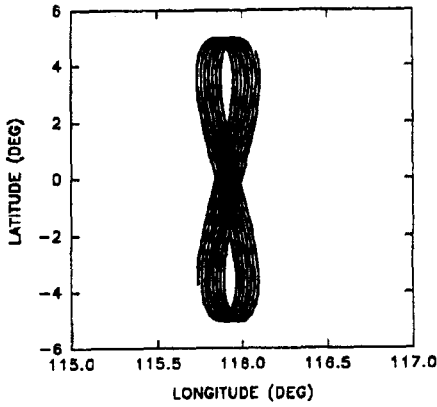


그림 2. 일주일 동안 위성의 움직임.

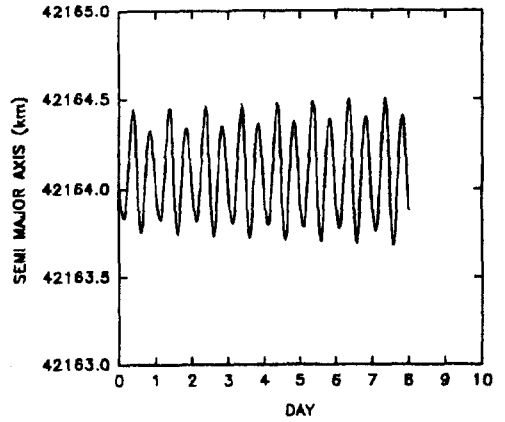


그림 3. 8일 동안의 궤도장반경 변화.

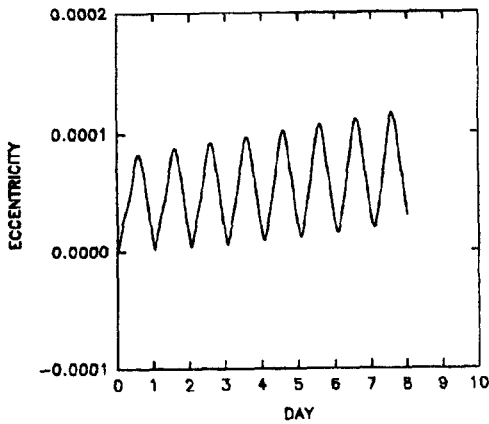


그림 4. 8일 동안의 이심율 변화.

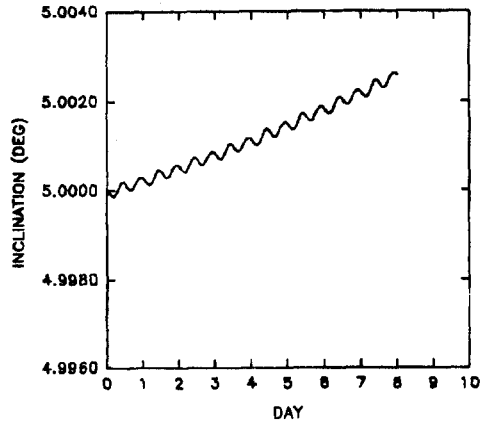


그림 5. 8일 동안의 궤도경사각 변화.

모의실험 프로그램을 이용하여 계산한, 8일 동안의 장반경, 이심율, 궤도경사각, 승교점적경의 변화 모습을 그림 3, 4, 5, 6에 나타냈다. 장반경은 8일동안 변동폭이 증가하고, 이심율과 경사각은 조금씩 증가하며 승교점적경은 감소하는 모양으로 나타났다. 이 변화폭을 Frisen(1992)의 실험 결과와 비교해 보면 장반경의 변화는 거의 비슷하고, 이심율과 승교점적경은 크게, 경사각의 변화폭은 보다 작게 나타났다.

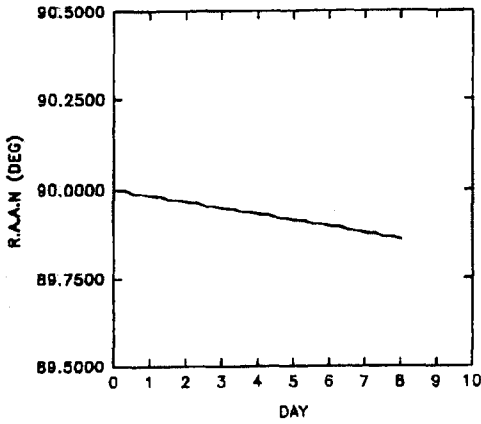


그림 6. 8일 동안의 승교점 적경의 변화.

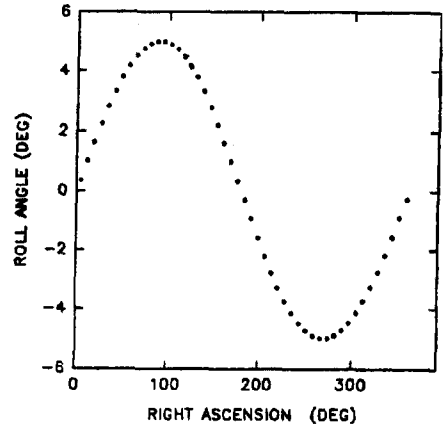


그림 7. 한주기(24시간)동안의 roll각 변화.

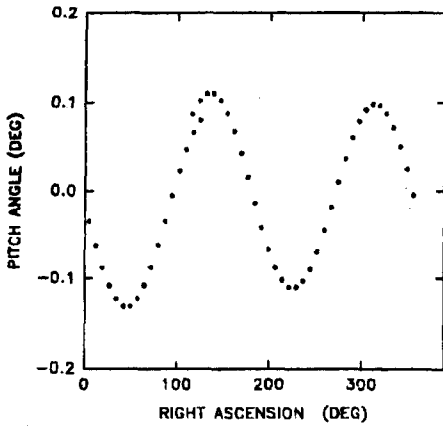


그림 8. 한주기(24시간)동안의 pitch각 변화.

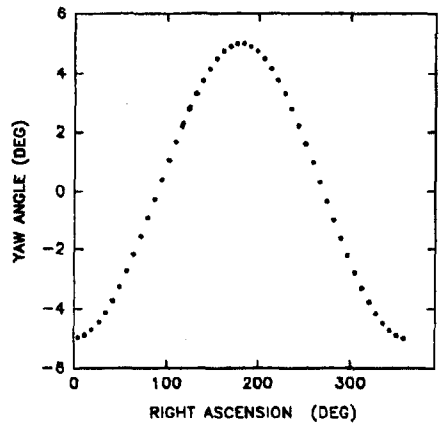


그림 9. 한주기(24시간)동안의 yaw각 변화.

그리고 하루 동안의 위성의 움직임을 계산해보면 궤도경사각이 5° 일 때 roll, pitch, yaw각의 변화를 그림 7, 8, 9와 같이 나타낼 수 있다. 그림을 보기 편하도록, 위성의 승교점으로부터 변화되는 각각의 모습을 보였다.

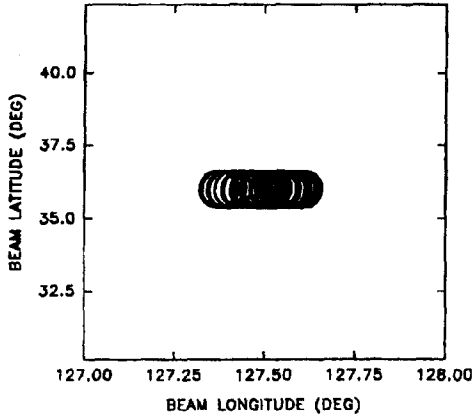


그림 10. roll각 조정을 한 후
빔 지향점의 변화 (R=1일 때).

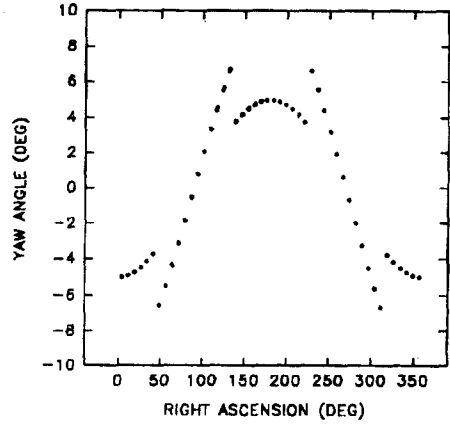


그림 11. yaw각 보정을 한
후 yaw각의 변화(R=1일 때).

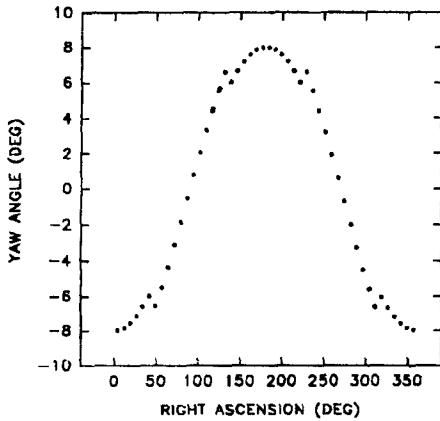


그림 12. yaw각 보정을 한 후
yaw각의 변화(R=2/5일 때).

roll각 보정만을 했을 때의 결과를 그림 10에 보였다. 각도 변화율을 R=1로 했을 때, 빔 지향점의 변화가 아주 작은 범위로 좁아지는 것을 볼 수 있다. 그림 11, 12는 최종 결과로써 yaw각 보정을 한 후에 yaw각의 변화폭이 일정 범위 내 (여기서는 $\pm 8^\circ$)로 제한되는 것을 볼 수 있다. 즉, roll각 조정으로 인해 yaw각의 변화가 더 심해지는 것을 어느정도 줄일 수 있다.

5. 결 론

이상과 같이 궤도경사각을 가진 정지궤도 통신위성의 빔 포인팅에 대해 알아보았다. 95년 7월에 발사될 무궁화호가 원지점 모터의 분사 오차로 궤도경사각을 갖게 되었을 때에는, 모멘텀 휠과 pivot의 작동으로 빔 지향점을 일정 범위 이내로 고정시킬 수 있다.

본 연구에서는 경사각이 5° 이고, pivot의 작동 가능 각도는 $\pm 2^\circ$ 라고 가정하였다. 이 때 모의 실험 프로그램을 이용하여 위성의 위치 변화, 직하점의 변화, 지상에서 바라본 방위각과 고도의 변화, 그리고 빔 지향점의 변화를 계산하였다.

roll각만을 보정하였을 때, 빔 지향점의 변화를 계산하여 분석하였다. roll각 보정후에 빔 지향점은 허용치내로 고정되지만 yaw각의 오차로 인한 편파면의 회전 현상은 더 커짐을 보였다. 이로 인해 송수신의 효율이 감소됨을 알았고 yaw각의 보정으로 이러한 편파면의 회전 효과를 줄일 수 있었다.

이러한 yaw각 보정은 모멘텀 휠과 pivot을 사용하여 통상 하루 4회 이상 실시하며 궤도경사각이 클수록 그 횟수가 늘어난다. 경사각이 허용치($6^\circ \sim 7^\circ$, 위성의 설계에 따라 다름)를 넘으면 이러한 방법으로는 빔 지향점 조정을 할 수 없고 추력기를 사용하게 된다.

이후의 연구 계획으로는 경사각의 오차를 다양하게 하여 실험해 보고 제어 이론을 적용하여 빔 지향점 조정을 능률적으로 할 수 있는 제어 알고리즘에 대해 연구해야 할 것이며, 이러한 조정 알고리즘을 실제 하드웨어적으로 구현하는 연구가 뒤따라야 할 것이다.

참고 문헌

- Bennett, B. 1991, *Satellite Communications*, Vol.15, No.6, pp.23-25
- Friesen, L. J., Jackson, A. A., Zook, H. A. & Kessler, D. J. 1992, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.15, No.1, pp.263-267
- KOREASAT GETSCO Proposal 1991, Vol.3, Technical Proposal Book 4
- KOREASAT CDR AOCS DATA BOOK, 1993, Martin Marietta Astrospace
- Long, M. & Keating, J. 1993, *The Inclined Orbit Satellite Tracking Guidebook*(Mark Long Enterprises Inc.: Ft. Lauderdale), pp.9-24
- Maral, G. & Bousquet, M. 1993, *Satellite Communications Systems* 2nd Ed. (John Wiley and Sons: Chichester), pp.25-27
- Parvez, S. A. & Misra, P. K. 1993, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.16, No.2, pp.270-274