

무궁화위성의 궤도제어 기법 연구

방효충, 박봉규, 남문경, 김명석*

한국항공우주연구소, *한국통신 위성사업본부

I. 서론

1995년 8월 그리고 1996년 1월에 각각 무궁화위성 1, 2호가 정지궤도에 발사됨으로써 우리 나라도 명실공히 정지궤도 통신/방송 위성 보유국이 되었다. 무궁화위성 1, 2호는 현재 동경 116°상공에서 36500km의 지구 정지궤도를 유지하고 있다. 현재 시험 방송이 실시되고 있고 머지 않아 통신 중계기를 이용한 통신 서비스를 제공하게 될 것이다.

일반적으로 정지궤도에 위성을 발사하여 운용하는데는 여러 가지 임무 설계 및 해석(Mission Analysis and Design) 단계가 필요하다[1-4]. 무궁화위성도 마찬가지로 복잡한 정지궤도에 진입기술 과정을 적용하여 정지궤도에 진입하여 현재 운용 중에 있다. 이러한 정지궤도에 위성을 진입시키는 기술은 일부 우주 기술 선진국만이 보유하고 있으며 위성체 자체의 성능이외에 지상에서 위성 신호를 받아 처리하여 적절한 명령을 내려주는 등의 상당한 핵심 기술이 뒷받침 되어야한다. 용인에 있는 주 관제소와 대덕에 있는 부 관제소에서 무궁화위성의 운용이 이루어지고 있는데 위성 서비스뿐만이 아니라 위성이 원하는 위치에 머물도록 하는 궤도 조정 작업을 함께 수행하고 있다[5].

본 논문에서는 무궁화위성의 발사 순간부터 정지궤도 진입, 그리고 현재 운용 시점까지 필요한 일련의 궤도제어 기술을 살펴보고자 한다[7-8]. 무궁화위성 1호의 경우 예상치 못했던 발사체의 결함으로 정지궤도 진입 시나리오가 많이 변경되었다. 따라서 본 논문에서는 정상적인 과정을 거쳐 정지궤도에 진입한 무궁화위성 2호의 진입과정을 근거로 설명하기로 한다. 특히 관제소에서 무궁화위성을 동경 116°에 유지시키고자 수행하는 궤도 조정 기법을 상세히 설명하기로 한다. 또한 현재 근접한 거리에 있는 무궁화위성 1, 2호를 충돌을 방지하면서 일정한 거리를 유지시키기 위한

collocation 기법을 소개한다. 본 논문은 기술적인 측면과 이론적인 측면을 적절히 조합함으로써 정지궤도 위성의 궤도 제어 일반 사항을 소개하는 것에 주안점을 두고 있다.

II. 정지궤도 진입전 궤도 제어

무궁화위성의 전체적인 단계별 궤도 진입과정이 그림 1에 주어졌다.

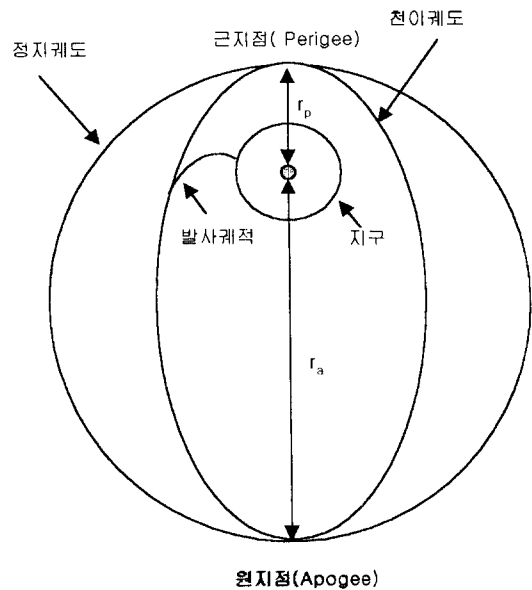


그림 1. 정지 궤도 진입까지의 단계별 궤도.

일반적으로 지구에서 발사한 정지궤도위성은 천이궤도 (transfer orbit)에 일정한 시간 머물다가 타원궤도인 천이궤도의 원지점(apogee)에서 원지점 모터를 발사하여 정지궤도에 진입한다. 이때 각 임무 단계별로 위성체의 정보를

수집하고 위성체에 명령 신호를 보내주는 관제소가 필요하다. 무궁화위성 1, 2호에 관련된 관제소의 명칭과 위치가 표 1에 주어졌다. 무궁화위성 1, 2호가 궤도에 진입하기까지의 관제 업무는 주로 ASOC 주관제소, 그리고 미국 뉴저지주와 Guam섬의 TT&C 지상국에서 담당하였다.

1. 발사 및 천이 궤도 진입

미국 플로리다주 Cape Canaveral에서 Delta II 발사체에 의해서 발사된 무궁화위성은 약 1시간 10분 후에 천이궤도에 진입한다. 이때 그림 1에 보여지는 천이궤도는 근지점(perigee) 반경이 지구중심으로부터 7731km, 원지점(apogee) 반경이 42164 km, 그리고 주기가 약 11시간인 타원궤도를 이룬다.

표 1. 무궁화위성 관제소 명칭과 위치.

관제소	명칭	위치
주 관제소	ASOC	미국 뉴저지주 프린스턴
	CCAF	미국 플로리다주 Cape Canaveral
TT&C 지상국	TT&C Station 1	미국 뉴저지주 Capentersville
	TT&C Station 2	섬
국내 관제소	주 관제소	용인
	주 관제소	대덕

이러한 타원궤도 및 지구 주위를 운동하는 위성들의 궤도는 일반적으로 Newton의 만유인력 법칙(Universal Gravitational Law)의 지배를 받게된다. 즉

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + \mathbf{f} \quad (1)$$

위 식에서 \mathbf{r} 은 지구 중심으로부터 위성과의 거리 벡터, μ 는

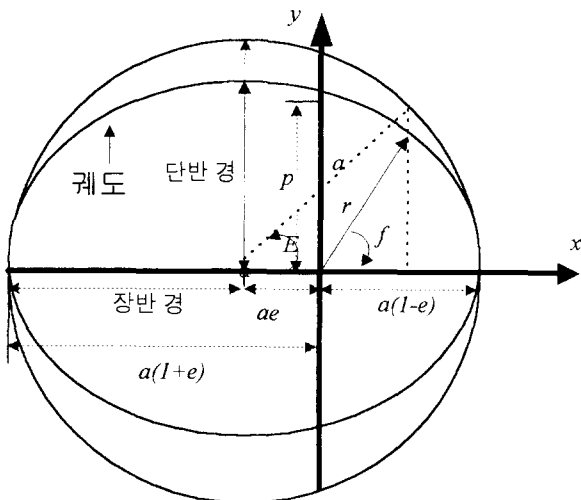


그림 2. 궤도 단면 및 관련 변수의 정의.

Newton의 만유 인력 상수, 그리고 \mathbf{f} 는 위성체에 미치는 위성체에 부착된 추력기에 의한 인위적인 힘 이외에도, 지구 포텐셜(geopotential), 태양/달의 인력, 태양 복사압(radiation pressure) 등의 요소들을 모두 포함한다. 본 논문을 이해하는데 필요한 간단한 궤도 운동 관련 용어가 그림2와 그림 3에 주어졌다.

그림 2에서 f 는 근점이각(true anomaly), E 는 eccentric anomaly, e 는 이심율(eccentricity)이라고 불린다. 이 중에서 이심율은 궤도의 타원형태 정도를 나타내는 변수로서

$$b = a\sqrt{1-e^2} \quad (2)$$

의 관계를 갖는다. 여기서 a 는 그림 2에서 정의된 궤도 장반경(semimajor axis), 그리고 b 는 궤도 단반경(semiminor axis)을 나타낸다. 또한 그림 3에서는 궤도적도면에 대한 경사각(i)에 대한 정의, 그리고 춘분점과 지구 적도면을 기준으로 한 관성 좌표계상(inertial coordinate)에 상의 위성의 위치(r)가 표시되어있다. 춘분점은 태양을 중심으로 지구가 매년 춘분이 될 때의 태양과 지구 중심을 연결하는 선을 의미한다.

천이궤도상에서의 궤도 및 위성체에 대한 각종 자료가 지상으로 텔레메트리(telemetry)를 통하여 전송된다. 이때 획득되는 궤도와 위성의 상태에 대한 정보를 분석하여 다음 단계 기동인 원지점 모터(Apogee Kick Motor) 점화를 준비한다.

2. 원지점 모터 점화에 의한 표류궤도 진입

정지궤도 진입 직전 표류궤도(drift orbit)에 진입하기 위해 일정한 에너지를 가하여 타원형태인 천이궤도로부터 반경이 거의 일정한 원궤도로 만들기 위한 과정이 바로 원지점 모터 점화 혹은 AKM burn이라고 부른다. 무궁화위성의 경우 천이궤도를 약 6회 돌고나서 AKM을 원지점에서 발사

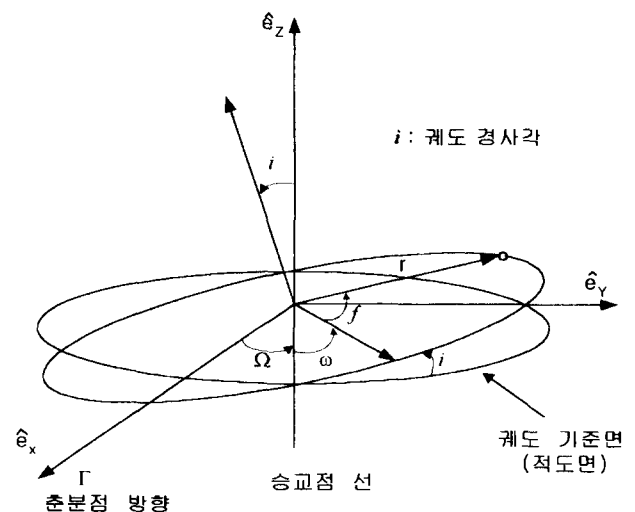


그림 3. 관성 좌표계상의 위성체 궤도 위치.

하였다. 원지점에서 정지궤도 진입을 시도하는 것은 근지점에 비해서 위성이 머무는 시간이 길고 따라서 지상국으로부터 포착시간이 충분하여 필요한 정보수집이 용이하기 때문이다.

AKM 발사에 의하여 위성의 궤도 운동 에너지가 증가하는 이때 필요한 궤도속도의 증가분을 ΔV 라고 부른다. ΔV 는 표류궤도의 총 궤도속도와 천이궤도의 총 궤도 속도의 차이를 나타낸다. 그림으로 표시하면 ΔV 는 그림 4와 같이 설명 적으로 설명된다[1,7-9].

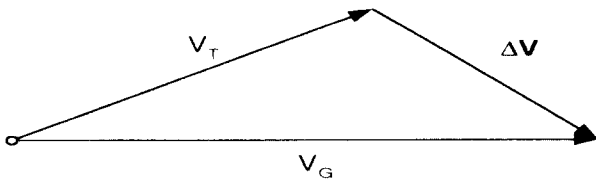


그림 4. AKM 점화시 필요한 ΔV 의 설명.

여기서 V_T 는 천이궤도(transfer orbit)에서의 궤도속도 벡터, V_G 는 표류궤도에서의 궤도속도 벡터를 나타내고 ΔV 는 AKM 발사에 의하여 얻어지는 속도 증분을 나타낸다. 그림 4에서 볼 수 있는 것처럼 천이궤도는 지구 적도면과 일정한 각도(궤도 경사각)를 이루지만 표류궤도로 진입하면 지구 적도면과 동일한 면의 궤도를 형성한다. 일반적으로 ΔV 가 먼저 결정되고 이를 근거로 AKM의 크기가 결정된다. 무궁화위성의 AKM은 고체 연료를 사용하였으며 이때 연료의 연소 시간 및 비추력(specific impulse)이 ΔV 를 결정하는 요소가 된다[7,8]. AKM의 위치와 무궁화위성 전체의 추력기 종류 및 위치에 대한 개략적인 형상이 그림5에 주어졌다. AKM이외에 REA, EHT 추력기는 정지궤도에 진입한

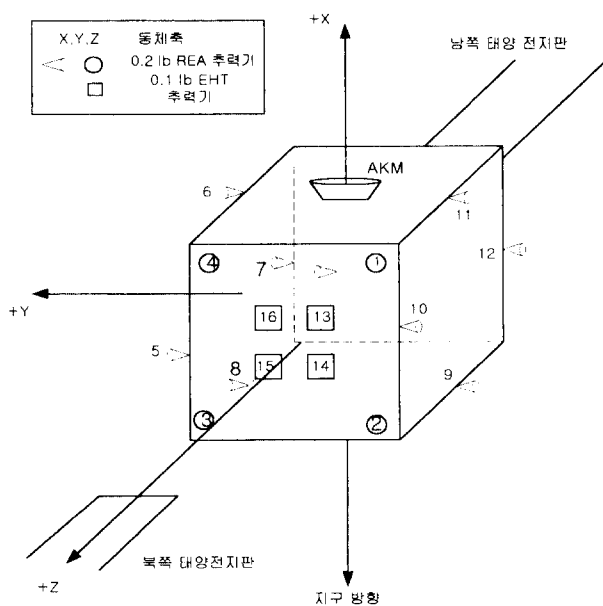


그림 5. 무궁화위성 외부형상 및 추력기 위치.

후 궤도제어 및 자세제어에 이용된다.

3. 최종 경도 진입

AKM 발사에 의하여 표류궤도에 진입한 위성은 바로 원하는 경도인 동경 116°에 위치하는 것이 아니고 AKM 발사가 이루어지는 동경 150°근방에 위치한다. 또한 진입한 궤도가 완전한 원모양의 정지궤도가 아니고 이와 유사한 표류궤도(drift orbit)를 이루게 되어 위성이 동쪽 혹은 서쪽 방향의 경도를 따라서 표류하게 된다[7]. 이러한 표류를 이용하여 원하는 경도에 도달하였을 때 표류를 멈추는 것이 필요하다. 이때 수반되는 일련의 과정을 위치획득(station acquisition)이라고 부른다. 위치획득 과정은 경도의 조절 뿐만 아니라 궤도의 장반경 및 이심율, 그리고 궤도 경사각 등을 조절하여 최종 경도 및 완전한 원형의 정지궤도에 다다를 수 있도록 한다. 이때 필요한 추력기 선택, 발사 시점, 추력의 크기 등의 계획은 MAS (Mission Analysis Software)라는 무궁화위성 임무설계해석 S/W를 수행하여 작성하게 된다[5].

궤도획득을 계획하기 위한 MAS 모듈은 기동(maneuver)의 크기 및 위치, 그리고 기동의 방향을 결정하는 기동 프로파일(maneuver profile) 계산 부분과 기동 프로파일을 시간에 대해 적절하게 배치시켜 원하는 시간에 경도를 획득하게 하는 기동위상(maneuver phase)에 대한 계산 부분으로 나뉘어 진다[7].

먼저 기동 프로파일 계산을 위한 위상방정식(phase equation)을 살펴보면[8]

$$\sum_{i=1}^n \sqrt{\frac{a_0}{\mu}} (3\theta_i \Delta V_i) = (\Delta\theta)_{target} \quad (3)$$

와 같다. 여기서 n 은 기동의 총 횟수, a_0 는 최종 목표궤도의 장반경, 그리고 θ_i 는 i 번째 기동에서의 경도 위상을 나타낸다. 또한 기동 프로파일은 표류궤도로부터 정지궤도를 획득하기 위해 필요한 궤도속도의 증분값, 기동의 위치 그리고 기동방향의 결정으로 이루어진다. 무궁화위성의 경우 소위 two-part maneuver를 사용했는데 이 기법은 장반경과 이심율을 동시에 조절하기 위한 기법이다. 이때 2번의 속도 증분이 각각 표류궤도의 근지점(ΔV_1)과 원지점(ΔV_2)에서 필요하며 수식적으로는

$$\Delta V_1 = \frac{3V_s \Delta e_x - 2a(1-e^2)\Delta d}{12\sqrt{1-e^2}} \quad (4)$$

$$\Delta V_2 = \frac{-3V_s \Delta e_x - 2a(1-e^2)\Delta d}{12\sqrt{1-e^2}} \quad (5)$$

와 같이 주어진다. 여기서 V_s 는 궤도 접선방향의 속도, Δe_x 는 이심율 벡터의 x 방향 오차, 그리고 Δd 는 경도 표류 속도 오차를 나타낸다. 지금까지 제시한 위치획득 알고리즘을 적

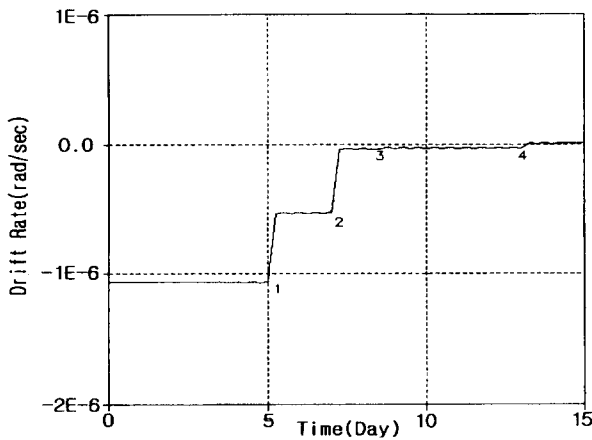


그림 6. 위치획득시 표류속도 변화.

용하여 시뮬레이션을 수행한 결과가 그림 5와 6에 주어졌다. AKM 발사후 동경 149°에 위치한 위성을 목표 경도인 116°로 표류시키는 과정을 시뮬레이션 하였으며 이때 표류 속도 변화가 그림 6에 그리고 경도오차 변화를 그림 7에 제시하였다. 결과에서 볼 수 있듯이 표류 속도와 경도 오차가 0으로 수렴하여 최종 위치획득이 이루어지는 것을 알 수 있다.

III. 정지궤도에서의 궤도 제어

정지궤도 위성은 궤도상에서 태양과 달의 인력, 태양 복사압의 영향, 그리고 지구의 비대칭 포텐셜의 영향 등으로 인하여 현재 궤도로부터 벗어나고자 하는 경향을 보이게 된다[1-3]. 따라서 원하는 통신/방송 서비스를 제공하기 위해 이러한 표류 원인을 위성체에 부착된 추력기를 이용하여 인위적으로 보정하게 되는데 이러한 과정을 위치유지(stationkeeping)라고 부른다.

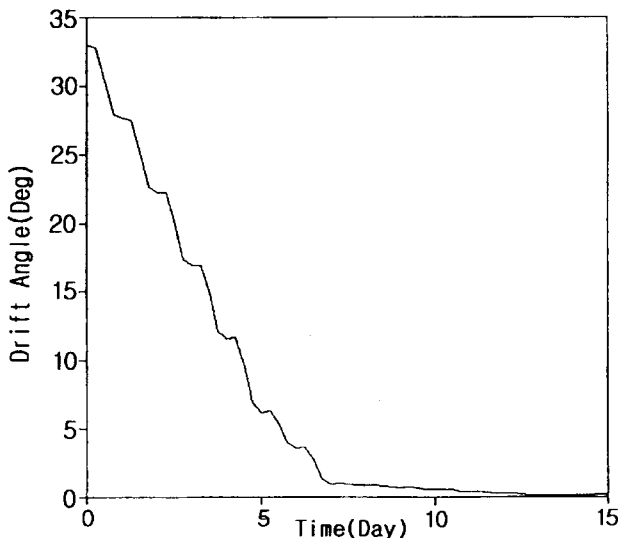


그림 7. 위치획득시 위성 경도의 변화.

위치유지는 크게 남/북(North/South) 방향의 표류를 제어하는 남/북 위치유지 및 동/서(East/West) 방향의 표류를 조정하는 동/서 위치유지로 나눌 수 있다. 남/북 위치유지는 주로 태양과 달의 인력에 의한 궤도 경사각(inclination angle)을 조절하고 동/서 위치유지는 지구 비대칭 포텐셜에 의한 경도 표류와 태양 복사압(radiation pressure)에 의한 이심율 증가를 보정하게 된다.

1. 남/북 위치유지

남/북 위치유지는 궤도 경사각 혹은 궤도극벡터(orbit pole vector)의 운동을 조정하는 것이다. 궤도극벡터는 궤도면에서 그 크기가 궤도 경사각과 같고 그 방향이 승교점(그림 3에서 적도면과 궤도가 만나는 점) 적경과 수직한(270°) 벡터를 의미한다. 이러한 궤도극 벡터는 태양과 달의 인력의 영향으로 춘분점으로 이동하게 된다. 이로 인하여 궤도 경사각이 증가하게되는데 보정을 수행하진 않을 경우 매년 0.86°까지 증가하게된다. 그림 8은 보정을 하지 않은 경우 수십일 동안의 궤도극벡터의 변화를 궤도면에 표시한 그림이다.

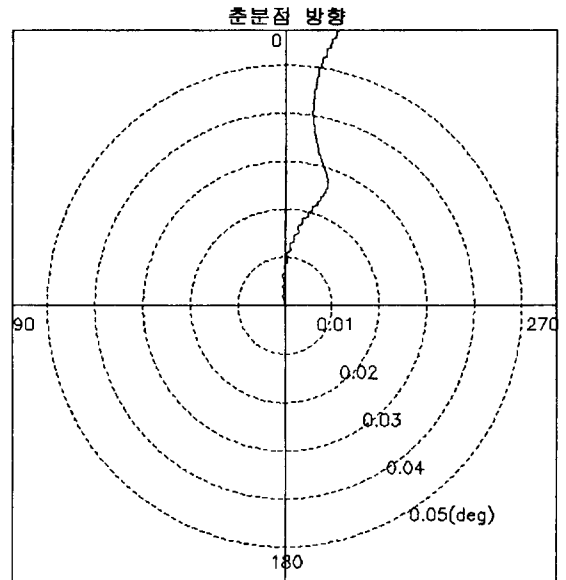


그림 8. 궤도극 벡터의 변화.

무궁화위성의 경우 궤도극벡터의 크기를 보정에 의하여 0.05°내외로 제한시킨다. 남/북 위치유지의 대표적인 방법으로서 Maximum Compensation Target 방법이 있다. 이 방법은 보정주기를 2T라 할 때 보정으로부터 T시간후 궤도극벡터가 좌표의 원점을 지나게 하는 방법이다. 즉 수학적인 표현으로

$$\underline{p}^+(t_m) = \underline{p}_g, \quad \underline{p}^+(t_m + T) = 0 \quad (6)$$

와 같다. 이때 목표 궤도극벡터를 정의할 수 있다.

$$p_g = p^-(t_m) - p^-(t_m + T) \quad (7)$$

여기서 p_g 는 목표 궤도극벡터, t_m 은 남/북 보정 시각, 그리고 $p^-()$ 와 $p^+()$ 는 각각 남/북 보정을 행하지 않았을 때와 행했을 때의 궤도극벡터의 궤적을 나타낸다. 궤도극벡터의 크기가 정해지면 궤도 경사각의 변화량은

$$\Delta i = || p^-(t_m) - p_g || \quad (8)$$

(8)에서 얻어진 궤도 경사각을 제거하기 위한 속도증분은

$$\Delta V = 2V \sin(\Delta i/2) \quad (9)$$

으로 나타내어진다. 여기서 V_θ 는 궤도 접선방향으로의 속도를 나타낸다.

2. 동/서 위치유지

일반적으로 위성은 지구 중력장의 비대칭 포텐셜(potential) 섭동력에 의하여 경도에 따라 동쪽 혹은 서쪽으로 표류하며 태양 복사압에 의한 이심율의 증가로 인하여 하루주기의 동/서 방향의 겉보기 운동(liberation)을 한다[7-9]. 동/서 위치유지는 크게 표류 보정과 이심율 보정으로 나누어진다.

가. 표류 보정

위성은 지구의 비대칭 중력 포텐셜에 의하여 궤도상에서 경도 방향으로 일정한 표류 가속도를 갖게 된다. 즉

$$\ddot{\lambda} = -3g_h(\lambda)/a = c(\lambda) \quad (10)$$

여기서 λ 는 위성의 궤도상의 경도, $g_h(\lambda)$ 는 궤도 접선 방향의 섭동력(perturbing force), 그리고 a 는 궤도 장반경을 나타낸다. (10)을 이용하여 양변을 적분하면

$$\dot{\lambda}(t) = \dot{\lambda}_m + c(\lambda)(t - t_m) \quad (11)$$

이 된다. 여기서 $\dot{\lambda}_m$ 은 보정 순간의 속도 그리고 t_m 은 보정이 이루어진 시각을 나타낸다. 표류 보정의 가장 중요한 조건으로서 전체 보정주기를 $2T$ 라고 하면 반주기 경과후 경도 표류 속도가 0이 되어야 한다. 즉

$$\dot{\lambda}(t_m + T) = \dot{\lambda}_g + c(\lambda)T = 0 \quad (12)$$

이다. 따라서 요구되는 표류속도 변화량은

$$\dot{\lambda}_g = -\dot{\lambda}T = \dot{\lambda}_m + \Delta \dot{\lambda}_g \quad (13)$$

혹은

$$\Delta \dot{\lambda}_g = -\dot{\lambda}_m - c(\lambda)T \quad (14)$$

와 같이 구해진다. 여기서 필요한 $\dot{\lambda}_m$ 과 $\dot{\lambda}$ 는 궤도 방정식을 적분하여 구하고 보정 주기 T 는 허용 경도 오차를 이용해서 구한다.

나. 이심율 보정

태양 복사압에 의하여 위성의 궤도 이심율은 1년을 주기로 변한다. 궤도 이심율은 크기가 이심율과 같고 방향이 궤도의 원지점을 지향하는 벡터로서 일정한 원운동을 하며 이때 그려지는 궤적을 이심율원(eccentricity circle)이라 부른다. 그림 9는 태양 복사압에 따른 이심율의 변환 원인을 기하학적으로 설명하고 있다. 초기 (a)와 같은 원궤도에서 태양 복사압의 영향을 받아 (b)와 같은 타원궤도로 변하며 원지점을 향하는 이심율 벡터는 일정한 원운동을 한다. 이때 이심율원의 반경 P 는 위성의 질량과 태양복사와 수직한 단면적의 비에 의해 결정된다[1,7-8].

$$P = \frac{365.25}{2\pi} e = 0.0223 \left(\frac{A}{M} \right)_{eff} \quad (15)$$

이심율 벡터는 궤도 평면상에서 반시계 그리고 태양 복사압에 수직한 방향으로 원운동 한다.

그림 10은 이심율 벡터의 이동 및 이심율 벡터 제어를 위한 기동 방법을 적절히 표현하고 있다. 초기 1의 위치에 있

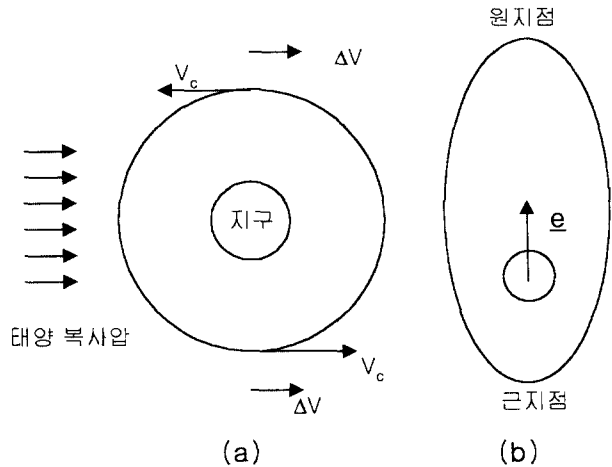


그림 9. 태양 복사압에 의한 이심율 벡터의 운동.

는 이심율 벡터는 시간이 흐르면서 2의 위치로 이동하게 된다. 따라서 이심율 벡터를 허용치 안에 들게 하기 위하여 2의 위치에서의 이심율 벡터를 3의 위치로 인위적으로 초기 화시키면 된다. 수학적으로 표시하면 먼저 2와 3의 위치에서의 두 벡터사이의 각을 θ 라 하면

$$\theta = (2\pi T)/365.25 \quad (16)$$

이 된다. 여기서 목표 이심율 벡터를 e_s 라고 정의하면

$$e_g = -P \tan(\theta/2) n \quad (17)$$

의 관계를 얻고 이심율 벡터의 보정량은

$$\Delta e = e_g - e_m \quad (18)$$

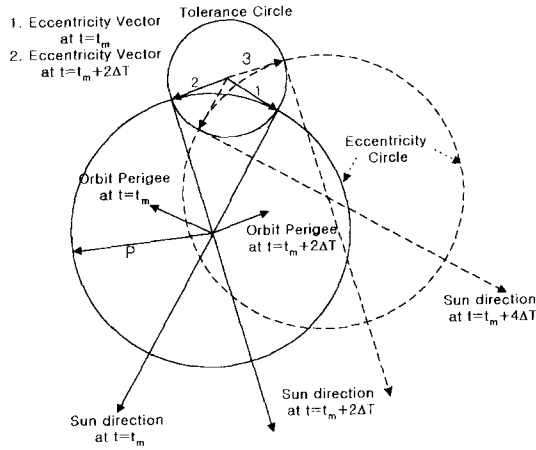


그림 10. 이심율 보정 기법의 기하학적 설명.

와 같이 계산된다. 여기서 n 은 태양복사압과 수직이고 궤도면에 위치한 단위벡터, 그리고 e_m 은 평균 이심율 벡터를 나타낸다. 이때 보정주기는 $2T$ 인데 이것은 이심율 벡터 보정과 경도 표류 보정을 동시에 수행하기 때문이다. 이렇게 결정된 이심율 벡터 보정과 표류 보정 수행 시점은 한 번에 보통 2번의 속도 증분을 가함으로써 이루어진다. 이렇게 2번씩 가해지는 기동을 two-part maneuver라 부르며 물리적 설명이 그림 11에 제시되어 있다.

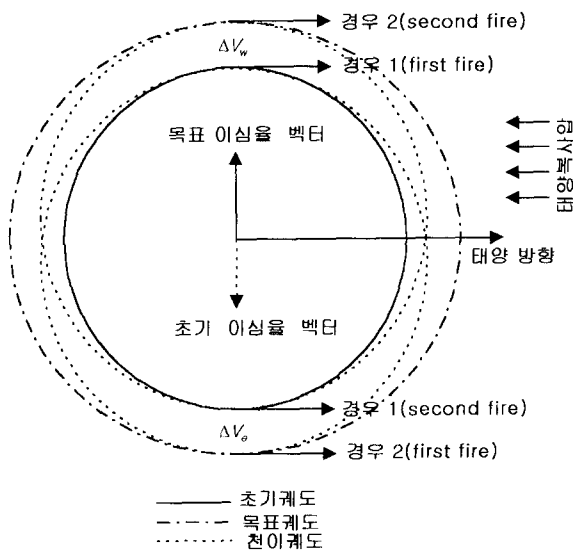


그림 11. Two part maneuver의 도식적 설명.

여기서 알 수 있듯이 two-part maneuver의 핵심은 각각의 maneuver에 필요한 속도 증분 ΔV_1 , ΔV_2 와 보정주기 T 를 구하는 것이다. 그 과정은 너무 복잡하므로 여기서는 그 결과 식만을 참고문헌 [7-9]를 근거로 제시하기로 한다.

$$\Delta V_1 = -\frac{a\sqrt{1-e^2}}{3} \delta d_1 \quad (19)$$

그리고

$$\Delta V_2 = -\frac{a\sqrt{1-e^2}}{3} \delta d_2 \quad (20)$$

와 같고 기동시간은

$$T = -(\delta d_1 + \delta d_2 + d_0) \lambda \quad (21)$$

으로부터 구할 수 있는데 여기서 δd_1 , δd_2 는 각각 1, 2점에 서의 보정을 한 경우와 하지 않은 경우사이의 경도 표류 속도 차이를 나타내고 d_0 는 보정을 수행하지 않을 때의 표류 속도를 나타낸다.

지금까지 논의된 남/북 방향 및 동/서 방향의 위치유지 기동을 실제 시뮬레이션 한 결과가 그림 12, 13 및 14에 제시되었다. 그림 12는 동/서 위치유지에 의하여 이심율 벡터

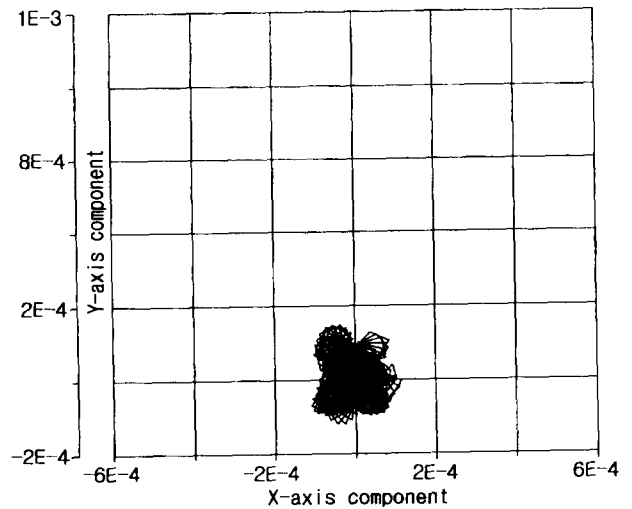


그림 12. 동/서 위치유지에 따른 이심율의 변화.

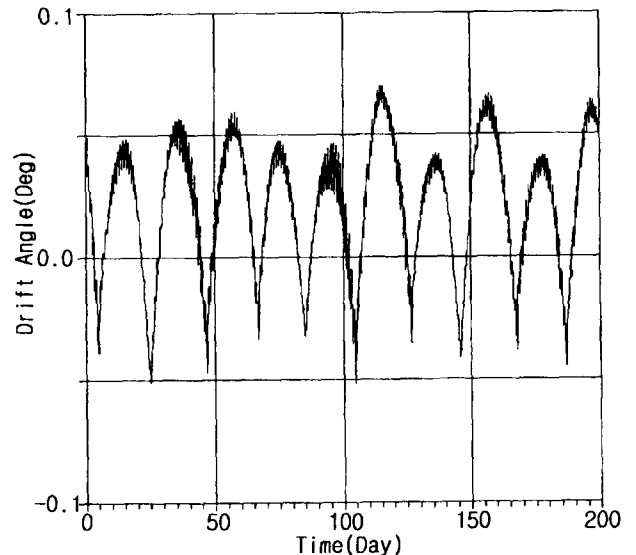


그림 13. 동/서 위치유지에 위한 경도의 변화.

가 일정한 범위에 유지되는 것을 보여주고 있다. 그림 13도 동/서 보정에 의하여 동/서 방향의 경도가 효과적으로 제어되고 있음을 보여주고 있다. 또한 남/북 보정에 의한 궤도극벡터의 변화가 그림 14에 제시되어 있는데 역시 일정한 범위 안에 궤도극벡터가 머무르는 것을 알 수 있다.

현재 무궁화위성의 남/북 및 동/서 방향의 위치 유지 허용오차는 각각 $\pm 0.05^\circ$ 이며 지금까지 설명한 궤도 유지 알고리즘을 적용할 경우 대략적인 위치유지 주기는 각각 남/북 방향의 경우 28일, 그리고 동/서 방향의 경우 15일이 된다.

궤도 보정에는 탑재 연료가 소모되며 무궁화위성의 경우 1회 보정에 남/북 방향의 경우 1kg, 그리고 동/서 방향은 0.048kg을 소모한다. 이러한 연료소모는 바로 위성의 수명과 직결된다. 이것은 연료가 소진되어 궤도조정이 불가능하면 결국 안테나의 지향 정밀도가 떨어져 통신/방송 서비스를 불가능하게 하기 때문이다.

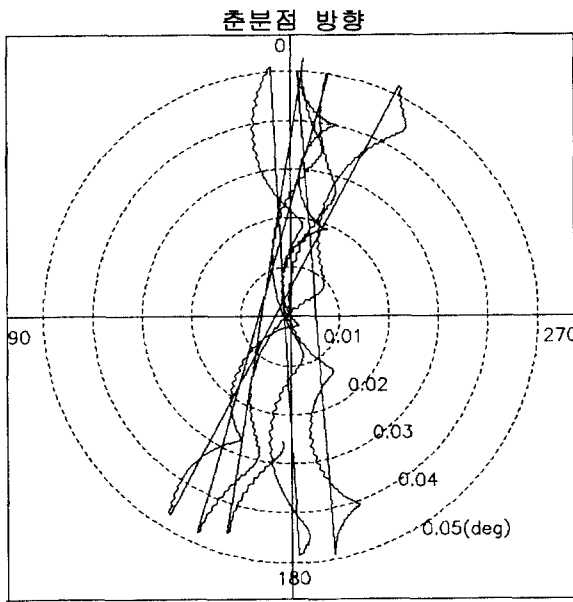


그림 14. 남/북 위치유지에 의한 궤도극벡터의 변화.

IV. 1, 2호의 상대 위치유지

현재 무궁화위성 1, 2호는 동경 116° 상공에서 한 위성의 작동에 이상이 생겼을 때 서로 보완적인 역할을 하게되며 가장 중요한 기술은 두 위성을 일정한 상대 위치에 유지시키는 것이다. 지구 정지궤도의 특성을 유지하면서 서로 충돌할 가능성을 배제하기 위한 것으로서 상대 위치유지(station collocation) 기법이 적용되고 있다[9-12]. 현재 무궁화위성은 제작업체인 미국 Lockheed Martin사에서 고안된 상대 위치유지 기법이 적용되고 있는데 이것은 미리 계획된 서로 다른 궤도를 유지할 수 있도록 지상 관제소에서 두 위성의 위치유지를 각각 수행하는 것이다. 따라서 정상적인 경우 두 위성이 일정한 간격 유지와 함께 비정상적인 상황

에 대비하여 임무수행을 계속할 수 있게된다.

1. 위도방향의 분리(Cross track separation)

두 위성의 위도 방향의 분리는 궤도극벡터를 적절히 배치 시킴으로써 이루어진다. 궤도극벡터 p 는 궤도 경사각과 동일한 크기를 가지고 궤도면의 경사 방향을 향하는 벡터로서 성분으로 나타내면

$$p = i \sin \Omega \hat{e}_x - i \cos \Omega \hat{e}_y \quad (22)$$

와 같다. 여기서 i 는 궤도 경사각, \hat{e}_x, \hat{e}_y 은 궤도면상에서 x, y 방향의 단위벡터, 그리고 Ω 는 승교점(ascending node)으로부터 궤도면상에 정의된 각으로서 승교점 적경이라 불린다(그림 3). 궤도극벡터는 태양 및 달의 섭동력에 의해서 정지궤도의 경우 평균적으로 춘분점을 향해서 이동하며 0.05° 의 위치유지박스의 경우 다음 수식과 같이 두 궤도의 노드를 y 축 방향으로 향하게 초기화함으로써 위도 방향의 거리를 유지할 수 있다.

$$\begin{aligned} F1 \quad i_T &= 0.040^\circ, \quad \Omega = 270^\circ \\ F2 \quad i_T &= 0.005^\circ, \quad \Omega = 180^\circ \end{aligned} \quad (23)$$

여기서 $F1$ 과 $F2$ 는 각각 무궁화위성 1, 2호를 나타낸다. 이 경우 그림 15와 같이 춘분점 방향을 향하는 x 축 방향에서 최대의 분리가 일어나고 두 궤도의 노드 점에서 최소의 분리가 일어난다.

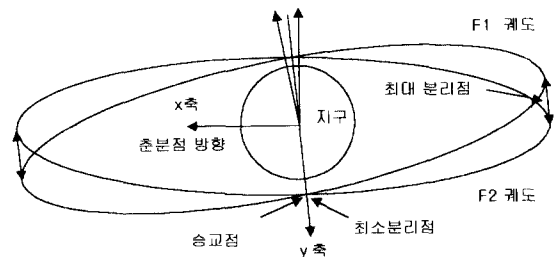


그림 15. 두 위성의 최소/최대 분리 거리.

2. 이심률 벡터 조정

위에서 언급된 위도방향 조절방법은 궤도면과 수직인 방향으로 일정한 분리를 유지할 수 있지만 노드가 만나는 점, 즉 승교점에서의 반경방향의 분리 거리가 보장되지 않는다. 이때 노드점에서 반경방향의 분리 거리를 최대로 하기 위해 각 위성의 이심률 벡터를 조절한다. 만일 r_1, r_2 를 각각 1, 2호의 궤도 반경이라고 하면 궤도역학의 기본 식으로부터 반경 방향의 분리 거리는

$$\begin{aligned} \Delta r &= r_1 - r_2 \\ &= \frac{p_1}{(1 + e_1 \cos \nu_1)^2} - \frac{p_2}{(1 + e_2 \cos(\nu_2 - \theta))^2} \end{aligned} \quad (24)$$

이 된다. 여기서 e_1, e_2 및 ν_1, ν_2 는 각각 두 궤도의 이심률 및

근점이각(true anomaly)을 나타내고 θ 는 두 이심을 벡터간의 사이 각을 나타낸다. 두 궤도간 반경방향의 최대분리 거리는 원근사 궤도의 경우 이심을벡터 차이 방향에서 발생하므로 궤도간 노드 지점에서의 반경 방향의 분리를 최대로 하기 위해서는 이심을 벡터차가 항상 그림 16에서와 같이 궤도간 노드방향(y-축)을 지향하게 해야 한다[9-10].

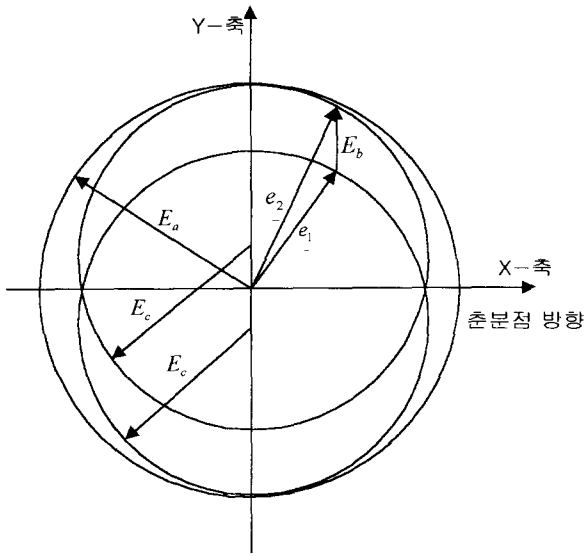


그림 16. 이심을 벡터의 제어 기법 설명.

그림 16에서 이심을 허용치 E_a 는 오차할당(Error Allocation)작업에 의하여 결정되며 이심을원 중심간의 거리 E_b 및 이심을원 반경 E_c 는 다음 수식을 구속조건으로하여 경험적으로 결정된다. 무궁화위성의 경우 E_a 와 E_c 를 각각 0.000235 및 0.000185로 설정하고 있다.

$$2E_c + E_b = 2E_a \quad (25)$$

지금까지 소개된 알고리즘을 적용하여 두 위성에 대한 상

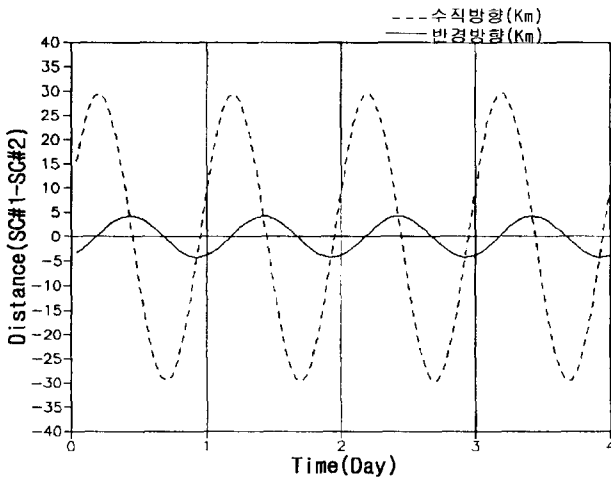


그림 17. 상대 위치유지 기동에 의한 두 위성간의 성분별 분리 거리.

대 위치유지 시뮬레이션을 수행한 결과가 각각그림 17 과 18에 주어졌다. 그림 17은 성분별 분리 거리 즉 궤도상의 반경(Radial) 및 궤도면에 수직인(Normal) 방향으로의 분리거리 반응을 나타낸다. 그림 17에서 보여지듯이 수직 방향 분리거리가 최소일 때 반경 방향의 분리 거리는 최대가 되고 마찬가지로 반경 방향의 분리거리가 최소일 때 수직방향의 분리거리가 최대가 되는 것을 알 수 있다. 또한 그림 18은 두 위성간의 최종 분리거리 반응을 나타낸다. 두 위성의 전체 분리거리가 대략 4km~30km 내외로 유지되는 것을 볼 수 있다.

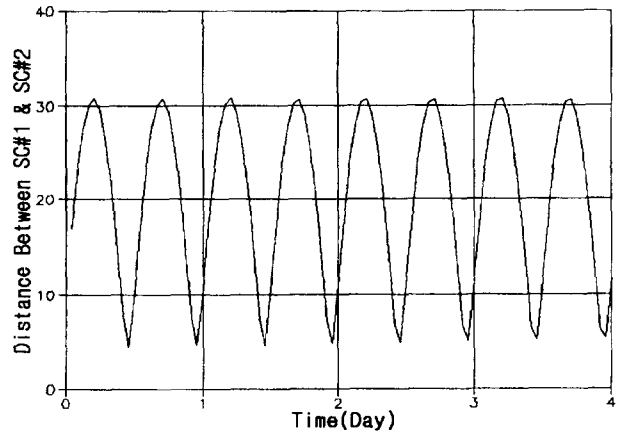


그림 18. 두 위성간의 최종 분리 거리.

V. 결론

본 논문에서는 무궁화위성의 발사단계에서 부터 궤도상 운용에 이르기까지 각 임무 단계별로 필요한 궤도제어 기법을 살펴보았다. 정지궤도 통신/방송 위성은 정지궤도 진입 및 정지궤도상에서 임무 수행을 위한 정밀 궤도 제어등 궤도제어와 관련하여 궤도 결정과 함께 지상국용 임무설계 S/W를 필요로 한다. 정지궤도 위성의 이러한 궤도 제어 기술은 향후 국내의 자체 정지궤도 위성 개발시 관련 기술의 국산화에 많은 도움이 될 것으로 기대된다. 또한 현재 무궁화 위성 1,2호의 운용 기술을 자체 습득하고 고도화하는 노력도 향후 계속되는 국내 수요에 대비하여 계속되어야 할 것이다.

사 사

본 논문은 한국통신 수탁연구 과제인 “차세대 위성 BUS 핵심부품 및 기반기술 개발연구”의 연구 결과입니다. 한국통신의 지원에 진심으로 감사드립니다. 또한 본 논문 작성에 많은 참조가 된 KT/KARIMAS 개발해 참여한 연구원 무궁화위성그룹 여러분들께 심심한 감사의 뜻을 표합니다.

참고문헌

- [1] J. J. Pocha, *An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellites*, D. Reidel Publishing Company, 1987.
- [2] C. D. Brown, *Spacecraft Mission Design*, AIAA Education Series, AIAA, Inc., Washington, D.C., 1992.
- [3] A. A. Kamel, and C. A. Wagner, "On the orbital eccentricity control of synchronous Satellites", *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. XXX, no. 1, pp. 61-73, 1982.
- [4] T. J. Kelly, "Stationkeeping of geostationary satellites with simultaneous eccentricity and longitude control", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 15, no. 4, pp. 769-777, 1994.
- [5] KoreaSat Critical Design Review Data Package—Ground Segment Software, GE Astro—Space Division, 1993.
- [7] 김성규외, KT/KARI MAS 이론 및 프로그램 설명서, 한국항공우주연구소, 1994.
- [8] 김성규외, 위성 BUS 시스템 기술지원 및 개발연구—최종보고서, 한국항공우주연구소, 1993.
- [9] 김성규외, 차세대 위성 BUS 핵심부품 및 기반기술 연구—최종보고서, 한국항공우주연구소, 1995.
- [10] 박봉규외 3인, "정지위성 Collocation 기법 연구", Proceedings of the 1995 KSAS Spring Annual Meeting, Ulsan University, pp. 51-55, 1995.
- [11] 방효충외 3인, "인공위성의 Autonomous station collocation을 위한 피이드백 제어법칙 개발", 한국항공우주학회지, 제 24권, 제 1호, pp. 122-129, 1996.

저 자 소 개



방 효 충

1964년생

1985년 서울대학교 공과대학 항공공학(학사)

1987년 서울대학교 공과대학 항공공학(석사)

1992년 미국 Texas A & M University 항공우주공학(박사)

1992년~94년 미국 Naval Postgraduate School 항공우주공학과 연구 조교수

1995~현재 한국항공우주연구소 무궁화위성그룹 선임연구원

관심분야: 위성체 자세제어 시스템 설계, 정지궤도위성 임무-설계/해석, 제어이론, 위성체 자세역학, 위성체

탑재용 센서 및 구동기 설계

(305-600) 대전광역시 유성우체국 사서함 113호 한국항공우주연구소 무궁화위성그룹

TEL. 042) 860-2145 / FAX. 042) 860-2007.



박 봉 규

1968년생

1991년 부산대학교 공과대학 기계설계(석사)

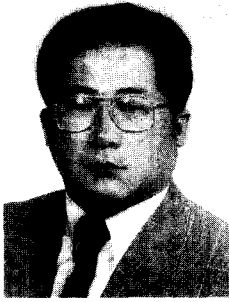
1993년 한국과학기술원 항공공학(석사)

1993~현재 한국항공우주연구소 무궁화위성그룹 연구원

관심분야: 궤도 동역학, 위성체 임무 설계/해석, 지상 관제 시스템 개발, 위성체 운용

(305-600) 대전광역시 유성우체국 사서함 113호 한국항공우주연구소 무궁화위성그룹

TEL. 042) 860-2465 / FAX. 042) 860-2007.



남 문 경

1954년생

1978년 서울대학교 공과대학 공업교육과 졸업(학사)

1978년~89년 국방과학연구소 선임연구원

1991년~미국 Stevens Institute of Technology 기계공학(석사)

1995년~미국 Pennsylvania State University 응용역학(박사)

1996년~현재 한국항공우주연구소 무궁화위성그룹 선임연구원

관심분야: 유연구조물(Flexible Structure)의 능동 진동 제어, 위성체 시스템 설계, 통신위성 서브시스템 설계

및 제작

(305-600) 대전광역시 유성우체국 사서함 113호 한국항공우주연구소 무궁화위성그룹

TEL. 042) 860-2460 / FAX. 042) 860-2007.



김 명 석

1940년생

1963년 서울대학교 공과대학 전자공학(학사)

1969년 The Johns Hopkins University, Baltimore 전자공학(석사)

1969년 미국 NCR Corp. ECI사, Senior 엔지니어

1975년 미국 Texas Instruments Corp. 시스템 엔지니어

1978년 미국 Northrop Corp. 엔지니어링 스페셜리스트

1980년 미국 Compu-Trace Inc. 사장

1985년 미국 TRW Inc. 사장

1989년 삼성항공업(주) 기술고문(상무)

1991년 한국통신 위성사업단 사업감리 3 실장, 위성감리실장

1996년 현재 위성연구실장

관심분야: 통신위성 시스템, 관제 시스템, 우주항공 전자 시스템

(143-190) 서울시 광진구 자양동 680-63, 한국통신 위성사업본부 위성통신연구실

TEL. 02) 458-6400 / FAX. 02) 458-6430.