

《主 題》

통신위성의 자세제어 기법

- Attitude Control Methods for Communication Satellites -

이 자 성

(아주대학교 제어계측공학과)

■ 차 례 ■

- I. 서론
- II. 인공위성 자세제어 시스템의 개요
- III. 역사적 통신위성의 예
- IV. 경제적인 저궤도 소형 통신위성
- V. 결론

I. 서론

인공위성의 자세제어(attitude control)는 위성을 어느 특정한 방향으로 향하게 하거나 일단 취한 방향으로 안정되게 유지하도록 인공위성 몸체의 회전동작을 제어하는 기능이다. 그 기법은 위성의 탑재장치(payload)의 종류, 위성의 임무(mission), 요구되는 지향정밀도(pointing accuracy), 위성의 구조나 크기등에 따라 달라진다. 특정한 방향이 요구되지 않는 간단한 과학용 탑재장치(예를 들면 미립자나 자계 측정기)만을 지닌 위성은 단순한 자세 안정법을 이용해서 대략적인 안정만 유지하면 되는 반면, 민감한 광학적 시스템을 장착하여 먼 거리에 있는 별들을 관측하는 천체관측 위성은 지극히 안정되고 정확한 제어를 요구하게 된다. 표1은 대표적인 인공위성 응용분야에서 요구되는 지향정밀도를 나타낸 것이다. 안테나가 주 탑재장치인 통신위성은 고도로 정밀한 자세제어를 필요로 하지는 않지만, 현대 통신위성의 기능이 점점 복잡해짐에 따라 그 크기와 용량이 점차 커지고, 지구정지궤도(geostationary orbit)와 같은 높은 궤도의 이용과 협소한 빔(narrow beam)을 갖는 지향성 안테나(directional antenna)가 사용되면서 자세제어의 정밀도가 중요시 되고 그 기법도 다양하게 되었다.

실험적인 성격을 띤 초창기의 소형 위성들은 단순

한 회전(spin)을 이용하거나 지구 중력과 같이 자연적인 힘의 균형을 이용하여 안정된 상태를 유지하는 수동적 자세제어(passive attitude control) 방법을 사용하였으나, 인공위성의 동력학에 대한 이해와 제어 이론의 발달로 위성의 방향을 원하는 방향으로 조종하고 외란(disturbance)을 흡수하여 정확하고 안정된 자세를 이루는 능동적 자세제어(active attitude control) 방법이 발달하게 되었다. 이러한 제어기법의 발달은 위성통신의 발달에 중요한 공헌을 하였다. 능동적 단일회전안정(single spin stabilized) 제어 방식에 어서 출현된 이중회전안정(dual spin stabilized) 제어 방식은 고이득 안테나(high gain antenna)와 같은 지향성(directional) 탑재장치의 사용을 가능하게 하였으며, 그 이후에 발달된 3축안정(three-axis stabilized) 자세제

표 1. 인공위성의 지향정밀도

응용분야	탑재장치	지향정밀도 (degrees)
과학적 측정(이온/자계등)	과학 측정기구	1-10
통신: TT&C	무지향성 안테나	0.5-5
	상업용 지향성 안테나	0.01-0.5
지상관측(촬영)	광학 기구	0.01-0.1
목표물 추적(방위)	광학 기구	0.0005-0.005
천체관측	광학 기구	0.0001-0.001

어 방식은 정지된 위성의 몸체에 대한 태양전지판(solar pannel)의 장착과 고출력 방출장비와 각종 정밀한 탑재장치의 사용을 허용하게 하였다.

본 논문에서는 인공위성의 자세제어에 대한 이해를 돕기 위해 먼저 일반적인 자세제어 시스템의 개념을 설명하고, 통신위성 분야에서 사용되고 있는 제어 기법을 역사적인 통신위성들의 예를 통해서 발달된 과정과 함께 그 종류와 원리를 설명하였다. 자세한 분석보다는 기본적인 개념과 원리를 소개하였으며 각 분야에 관한 참고문헌을 포함하였다.

II. 인공위성 자세제어 시스템의 개요

인공위성의 자세제어시스템은[1]-[3] 자세센서(attitude sensor), 자세결정 및 제어 프로세서(attitude determination and control processor), 자세제어 하드웨어의 요소로 이루어진다. 자세센서는 지구나 태양이나 별과 같이 위치가 정확히 알려진 외부의 기준 목표물들을 감지하여 위성이 현재 향하고 있는 상대적인 방향을 알려준다. 그외에 자이로스코프(gyroscope)와 같은 센서는 위성의 연속적인 각속도와 각도의 변화를 알려준다. 보통 두개 이상의 보완적인 자세센서를 같이 사용하며 그 종류와 구조는 위성의 정밀 요구도에 따라 정해진다. 표2는 대표적인 자세센서들의 종류와 정밀도를 나타낸 것이다. 참고문헌 [1]은 각종 자세센서의 자세한 원리를 수록하였다. 통신위성에서는 보통 지구센서(Earth sensor)와 태양센서(sun sensor)를 많이 쓴다. 스타센서(star sensor)는 가상 정밀한 자세 데이터를 제공하지만 센서가 비교적 무겁고 고가이므로 특별한 정밀도를 요구하는 경우 외에는 통신위성에 그리 많이 사용되지 않는다. 그러나 정밀한 자세제어를 요하는 관측위성에서는 거의 대부분 스타센서를 이용하고 있다. 자세결정은 자세센서의 데이터를 이용하여 자세를 나타내는 세 축의 Euler 회전각도를 추정하는 과정으로 보통 복잡한 알고리즘을 포함한다. 이러한 알고리즘에는 각종 오차와 잡음이 섞인 데이터를 확실적인 최적추정 프로세스를 통해 자세 상태변수와 센서의 오차상태를 추정하는 최소자승 추정법이나 Kalman 필터와 같은 기법이 많이 이용된다[1],[4]-[7]. 자세제어 프로세스는 추정된 자세 데이터로부터 원하는 자세를 유지하기 위하여 언제 어떻게 얼마나 큰 토크를 각 위성의 축에 가할 것인가를 결정한다. 자세 하드웨어 또는 액츄에이터(actuator)는 필요한 제어토크를 제공하는 기계나

증으로 개스를 분사하는 추력기(thruster)와 위성의 내부축에 장착되어 회전운동을 통해 토크를 제공하는 모멘텀휠(momentum wheel)이나 리액션휠(reaction wheel) 등이 있다. 제어용 추력기는 대부분의 경우 안정하고 다루기 쉬운 하이드라진(hydrazine, N_2H_4)개스를 이용한다.

자세제어 과정은 대부분 그림1과 같은 피드백(feedback)의 구조를 갖고 있다. 즉, 원하는 자세를 얻기 위해 제어 프로세서로부터 보내진 제어 명령이 액츄에이터에 의해 수행되고 그결과 취해진 새로운 자세는 자세센서와 자세결정 프로세서에 의해 확인된다. 원하는 자세와 실제 자세의 차이는 다시 제어 프로세서에 입력되어 그에 상응한 제어 명령이 액츄에이터에 보내지면 원하는 자세를 얻기까지 이 과정이 반복 수행된다[1][8]-[10][18].

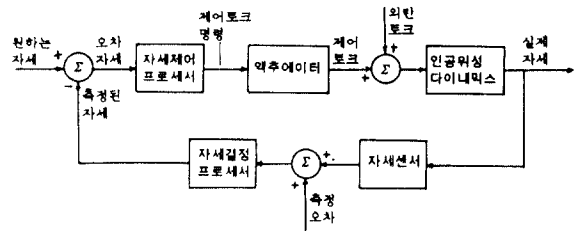


그림 1. 인공위성의 피드백(feedback) 자세제어 과정

표 2. 대표적인 자세센서의 종류와 정밀도

센서 종류	정밀도 범위	무게(kg)	전력소모(W)
지구 센서(Earth Sensor)	0.1-1	2-5	0.3-10
태양 센서(Sun Sensor)	0.003-3	0.5-2	0-3
스타 센서(Star Sensor)	0.0005-0.01	3-10	5-20
자기계(Magnetometer)	0.5-3	0.6-1.2	< 1
자이로스코프(Gyroscope)	0.003-1 deg/hr (drift rate)	3-25	10-200

자유로운 공간에 떠있는 위성은 비교적 작은 외란에도 쉽게 회전하여 기준 자세로부터 이탈하게 된다. 자세제어시스템은 이러한 외란의 영향으로 축적된 자세오차를 감지하여 교정할 수 있어야 한다. 주요 외란은 위성의 각부분이 받는 중력의 차이에 의한 중력경도 토크(gravity gradient torque), 위성의 자계와 지구의 작용에 의한 자기 토크(magnetic torque), 태양으로부터 방출되어 위성체 표면에 부딪히는 광자와 전

자장의 영향에 의한 태양복사압 토크(solar radiation pressure torque)와 저궤도를 도는 위성의 경우 희박한 대기층에서 받는 공기역학적인 압력(aerodynamic pressure) 등이 있다. 또한 위성 내의 움직이는 부분들(태양전지판 드라이브나 회전식 안테나등)의 동요와 불균형한 추력기의 분사등도 중요한 외란의 요소들이다. 외란에는 인공위성이 궤도를 따라 회전할 때 그 크기가 반복적으로 증감하여 한바퀴 도는 동안 누적되지 않는 주기적(cyclic) 외란(중력경도 토크, 자기토크등)과 주로 한방향으로 작용하여 누적되는 비주기적(secular) 외란(태양복사압 토크, 공기역학압력, 내적 동요등)이 있다. 이러한 외란들의 크기와 특성을 파악하는 것은 위성의 자세제어 시스템의 설계와 분석에 매우 중요하다[11][12].

회전형 위성이나 내부에 회전체를 장착하여 자세 안정에 이용하는 위성의 경우 뉴테이션(nutation) 혹은 워블(wobble)이라 하는 특수한 외란 현상이 일어난다. 이것은 위성의 회전축이 외란에 의해 동요를 일으켜 어느 가상축 주위를 원추모양으로 돌며 방향을 바꾸는 현상을 말하는데 이러한 현상은 통신위성의 경우 안테나 빔의 진동을 유발한다(회전하는 행어의 축에 가버운 충격을 가했을때 축의 끝이 작은 위운 그리며 흔들리는 현상과 유사하다). 이러한 동요를 흡수하기 위해 특수하게 고안된 장치를 뉴테이션 댐퍼(nutation damper)라 하며, 제어 액츄에이터를 이용한 능동식 장치와 쇠구슬이 들은 관성형 관이나 추(pendulum)와 같은것을 이용하여 진동에너지를 소모시킴으로써 진정과정을 촉진시키는 간단한 수동식 장치도 있다[1][13].

인공위성의 자세제어는 위성의 물체를 한 방향으로 부터 원하는 다른 방향으로 회전시키는 자세조정(attitude maneuver)의 기능과 어느 특정한 목표물(예를 들면 지구)에 대하여 취한 일정한 방향을 계속 안정되게 유지하게 하는 자세 안정화(attitude stabilization)의 두가지 기능으로 구분할 수 있다. 대부분의 인공위성은 자세 안정화의 방법에 따라 회전안정형 위성과 3축 안정형 위성으로 분류할 수 있다. 회전안정방식은 인공위성의 물체를 회전시켜 줌으로써 일정한 방향을 유지하게 하는 방법으로 비교적 간단한 구조를 갖으며 통신위성에서 특히 많이 이용되고 있다. 3축 안정방식은 인공위성의 물체는 회전하지 않고 내부에 장착한 회전체에 의해 각 운동량(angular momentum)을 조절함으로써 자세를 유지하고 제어하는 방법으로, 전력소비 용량이 크기나 성능도와 안정성을

하는 탑재장치를 갖추고 있는 인공위성에서 주로 이용되고 있다. 통신위성에도 그 기능이 복잡해짐에 따라 이 방식이 점차 많이 사용되고 있다. 이러한 자세 제어 기법의 발달과 원리를 역사적인 통신위성의 예를 통해 아래에 설명하고자 한다.

III. 역사적 통신위성의 예

통신위성의 내력과 기능 및 서비스에 관한 문헌이 많이 나와있으며 그중 몇가지를 참고문헌에 포함하였다[14][21]. 통신위성은 자세제어 방식의 발달에 따라 초창기의 실험적 소형위성과 지구정지궤도 사용 초기의 원통형 단일 회전안정형 위성, 안테나를 장착한 이중 회전안정형 위성, 태양전지판과 지향성 탑재장치를 장착한 3축 안정형 위성으로 구분할 수 있다. 표3은 역사적인 통신위성의 궤도, 무게, 자세제어 방식을 요약한 것이다. 그림2는 자세제어의 발달에 따라 분류한 주요 통신위성들의 그림이다.

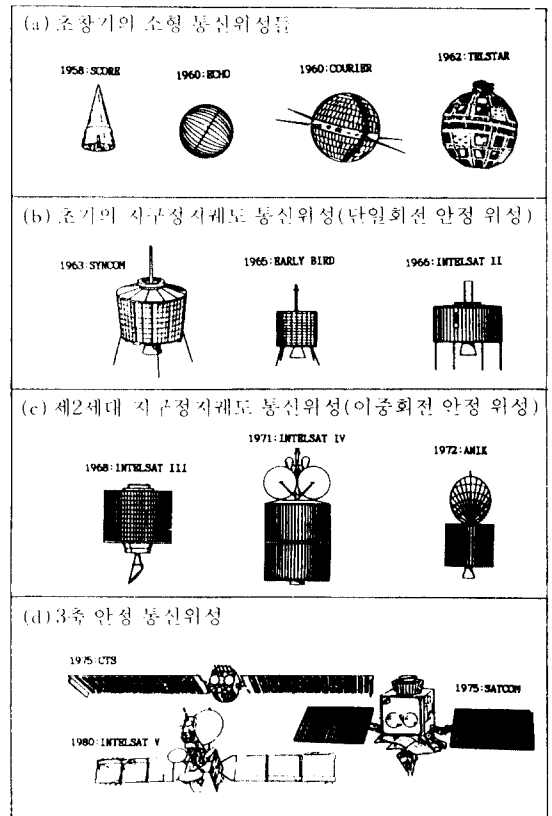


그림 2. 자세제어 기법의 발달에 따른 통신위성의 분류

가. 초창기의 통신위성

1957년 소련의 최초의 인공위성 SPUTNIK 1호를 발사한데 이어 다음해에 미국이 EXPLORE 1호를 발사함으로써 인공위성 시대의 막을 열었다. 인공위성을 최초의 음성통신은 1958년에 미국 항공우주국(NASA)이 쏘아 올린 SCORE 위성에 의해 이루어졌다. 원추형으로 생긴 이 위성은 당시 아이젠하워 및 대통령의 성탄 메시지를 녹음 방송한 것으로 유명하다. 이어서 1960년 알루미늄을 입힌 풍선모양의 ECHO 위성(미 항공우주국)에 의해 수동 반사식 통신중계가 성공적으로 이루어졌고, 같은해 발사된 COURIER 위성(미국방성)에 의해 최초로 능동 통신중계가 이루어졌다. 1962년에는 동시 송수신 기능을 갖춘 TELSTAR 위성(미 AT&T사)과 RELAY 위성(미RCA와 항공우주국)에 의해 대서양 횡단 전화통신과 TV중계를 통신이 이루어졌다. 이러한 초창기의 인공위성은 실험적인 저궤도(Low Earth Orbit, LEO) 소형 위성으로(표3, 그림2a) 특별한 제어가 필요 없거나(예, ECHO) 비교적 단순한 회전에 의한 자세 안정방식을 취하였다.

표 3. 역사적인 통신 위성들

위성명칭	발사년도	나라(기구)	궤도(km)	무게(kg)	자세안정법
SCORE	1958	USA(NASA)	200-1,700	70	Spin
ECHO 1	1960	USA(NASA)	1,100-1,700	75	-
TELSTAR 1	1962	USA(AT&T)	1,500-9,000	77	Spin
RELAY 1	1962	USA(NASA)	2,100-12,000	78	Spin
SYNCOM 2	1963	USA(NASA)	36,000(Geost.)	35	Spin
MOLNYA	1965	USSR	11,100-22,200	1000	3-axis
EARLY BIRD	1965	CSC	36,000(Geost.)	39	Spin
INTELSAT II	1966	INTELSAT	-	80	Spin
INTELSAT III	1968	INTELSAT	-	150	Dual Spin
INTELSAT IV	1971	INTELSAT	-	600	Dual Spin
ANIK	1972	Canada	-	270	Dual Spin
WESTAR	1974	USA	-	350	Dual Spin
SYMPHONY 1	1974	Fran./Ger.	-	220	3-axis
SATCOM	1975	USA(RCA)	-	450	3-axis
CTS	1975	CANADA	-	340	3-axis
COMSTAR	1976	USA(AT&T)	-	790	Dual Spin
INTELSAT V	1980	INTELSAT	-	1020	3-axis
INTELSAT VI	1986	INTELSAT	-	1800	Dual Spin
INTELSAT VII	1994?	INTELSAT	-	?	3-axis
우공회호 (KOREASAT) (예정)	1995	KOREA (위성사업단)	-	914	3-axis
UoSAT 2	1984	ENGLAND (Surrey 대)	690	61	자장토크외 동력경사 봉
우리별 1호	1992	KOREA (과학기술)	1300	49	-
우리별 2호	1993	-	820(Sun sync.)	49	-

나. 초기의 지구정지궤도 통신위성

(1축 단일회전 위성)

이때까지의 인공위성들은 낮은 고도의 타원궤도(예, TELSTAR 위성: 1,500-9,000km)에 배치되었고(표3) 지구를 한시간 반 내지 수시간 만에 한바퀴를 돌므로(예, TELSTAR 위성: 3.5시간) 고정된 지상국에서 교신할 수 있는 시간이 수분 내지 수십분 정도로 매우 짧았다. 로켓의 발달로 위성을 높은 궤도로 쏘아 올릴 수 있게 됨에 따라 지구의 자전속도와 같은 운행속도로 돌게되는 적도상 고도 36,000km(정확히 35,786km)의 원형 지구정지궤도가 이용되기 시작하였다. 이 궤도에서는 인공위성이 항상 지구의 같은 장소위에 떠 있게되어 고정된 지상국과 계속적인 교신이 가능하므로 통신위성에 특히 이상적인 궤도이다. 통신위성으로서로는 최초로 1963년에 SYNCOM 2호(미 항공우주국)가 지구정지궤도에 올려져 여러가지 위성통신 실험에 이용되었고 SYNCOM 3호는 1964년 동경울림궤를 실험중계하기도 하였다. 이어서 1965년도에 최초의 상용 통신위성인 INTELSAT I(EARLY BIRD라 불림)위성과 1967년에 세계의 INTELSAT II(2, 3, 4호) 위성들이 지구정지궤도에 올려짐으로 본격적으로 국제 상업통신 시대가 열리게 되었다(그림 2b). [이 INTELSAT 위성들은 1964년도에 14개 국가가 참여하여 조직된 국제 위성통신 기구(INTELSAT, International Telecommunications Satellite Organization)가 국제적인 상업 통신만을 구축하기 위하여 발사된 초창기 위성들로서 이후 그 기구는 현재의 100여개의 참가 국가로 확장되었고 그동안 여섯번째 세대의 INTELSAT VI 위성에 이르기까지 50개 가까운 통신위성을 쏘아 올렸다[17][19].]

지구정지궤도는 통신상의 이점뿐만 아니라 위성의 제어시스템과 지상국의 추적시스템을 간단하게 한다. 즉, 지상국에대한 위성의 상대적인 위치가 거의 변하지 않으므로 비교적 미소한 각도 범위 내에서 자세를 제어하게 되고 지상국도 복잡한 컴퓨터 추적이 필요하지 않게 된다. 그러나 지구로부터 먼 거리에 위치하므로 지상에서 수신하는 신호가 약해지고 전파가 도달하는데 걸리는 시간이 길어지는(270 milliseconds의 propagation delay) 단점이 있다. (통신시간상의 불리한 조건을 제외하면 저궤도 위성이 갖는 이점도 많아 최근에는 저궤도 위성시스템의 개발이 다시 이루어지고 있다. 이에 관해서는 항목 IV에서 언급한다.)

위와 같은 초기의 지구정지궤도 통신위성은 대부

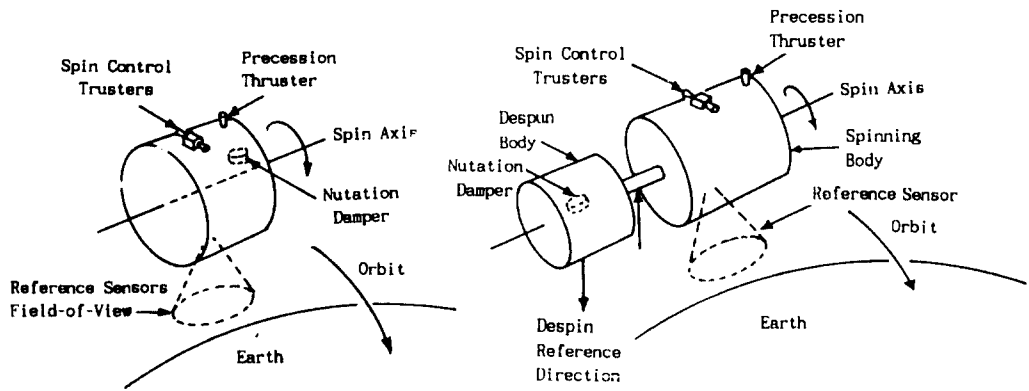
분 원통형으로 생겼으며 비교적 간단한 1-축단일 회전안정화(single-axis single-spin stabilization) 방식의 자세제어시스템을 이용하였다. 이 방식은 위성 전체를 관성모멘텀이 최대인 축에 대해 회전시킴으로써 자이로 효과에 의해 회전축이 일정한 방향을 유지하도록 하는 제어방식이다(그림 3a). 회전속도는 보통 50-100rpm으로 그 속도는 위성 표면에 축과 직각 방향으로 장착된 회전제어 추력기(spin control thruster)에 의해 조정된다. 또한 외란에 의한 회전축의 동요를 흡수하기 위해 비교적 간단한 수동식 뉴테이션 댐퍼를 장착한다. 통신과 제어시스템에 필요한 전력은 원통표면을 덮고 있는 태양셀(solar cell)에 의해 공급된다. 자세센서로는 적외선(infrared) 감지소자를 갖는 지구센서가 주로 사용되며 태양센서를 같이 쓰는 경우가 많다. 회전형 위성에서 이용되는 지구센서는 위성의 회전동작을 이용하여 원추형의 궤적을 따라 지구를 감지한다. 이때 센서가 보는 방향이 지구 지평선을 만날 때마다 우주공간과 지구표면의 온도차에 의해 펄스(pulse)를 발생하며 펄스들의 간격으로 부터 양쪽 지평선의 위치와 지구중심의 방향을 측정한다.

회전형 위성의 회전축은 지구의 회전축과 평행을 유지하며(즉, 남-북 방향) 궤도를 돈다. 통신안테나는 위성의 회전축에 장착되는데, 이때 안테나도 같이 회전하므로 회전축에 대해 원형대칭형의 무지향성(omnidirectional) 안테나와 같이 넓은 빔(beam)의 안테나 밖에 사용할 수 없다.

다. 제2세대 지구정지궤도 통신위성

(1축 이중회전 위성)

위성의 몸체축이 회전하는 단일 회전안정화 방법에서 사용하는 무지향성 안테나는 비교적 낮은 이득(gain)을 갖는다. 리플렉터(reflector)를 포함한 고이득 지향성 안테나를 사용하기 위해서는 빔을 보내는 안테나의 방향이 지구를 고정되어야 한다. 이러한 안테나나 그밖의 지향성 탑재장치를 사용하기 위하여 위성의 한쪽 부분은 회전을 하고 탑재장치가 장착된 부분은 정지상태를 유지하도록 하는 이중 회전식(dual-spin) 인공위성이 출현하였다. 이러한 위성의 회전하는 부분은 단일 회전형 위성의 구조와 유사하나, 탑재장치를 포함한 부분은 다른 쪽의 회전운동을 상쇄하기 위해 그와 똑같은 속도로 역회전(despin)한다. (그림 3b). 이 방법의 핵심부분은 베어링과 전기모터를 포함하는 역회전 제어시스템이다. 단일 회전 위성의 경우와 마찬가지로 이중회전 위성의 회전축도 지구의 축과 평행하게 향하고 있으나, 후자의 경우 궤도를 돌리면서 지향성 안테나가 계속 지구를 향하도록 하려면 위성의 역회전에 의한 정지부분을 궤도상 위성의 속도와 같은 15 degrees/hour의 속도로 조금씩 틀어주어야 한다. 이것은 단순히 역회전의 속도를 조금만 보정해 줌으로써 수행된다. 자세센서는 위성의 회전 부분과 역회전 부분(정지 부분)에 각각 별도의 센서를 이용하여 위성의 회전축에 대한 자세와 안테나가 지구를 지향하도록 역회전체의 자세를 측정한다



(a) 단일회전 안정법

(b) 이중회전 안정법

그림 3. 회전안정화 자세제어방법

다. 위성의 회전제어를 위해 회전하는 쪽에 출력을 설치하여 이용하며 뉴테이션뎀퍼는 보통 정지부분에 장착한다. 이중회전 위성은 두 부분으로 나누어져 있으므로 구조적인 유연성에서 생기는 회전운동의 불균형이나 외란에 의해 뉴테이션 현상이 일어나기 쉬우며 이에 대비하여 감도와 안정도가 높은 뉴테이션 뎀퍼와 출력기에 의한 백업(backup) 뎀핑 시스템을 이용한다.

이러한 위성의 몸체는 보통 두 부분으로 나누어 진 원통모양으로 이루어져 있거나 한개의 원통과 안테나 시스템이 부착된 원판 플랫폼(platform)이 같은 축에 연결 되어있는 구조를 갖는다. 현대의 회전안정식 통신위성은 대부분 이중회전형이며 이러한 유형의 통신위성은 1968년의 미국 운용 통신위성 TACSAT, 1968-70년대의 INTELSAT III 위성들, 1971-75년대의 INTELSAT IV 위성들, 1986년대 이후의 INTELSAT VI 위성들과, 1972년의 캐나다 최초의 통신위성 ANIK, 1974년의 WESTAR(또는 Western Union)등이 있다(그림 2c).

그림4는 이중회전형의 대표적인 INTELSAT IV 위성의 열개를 그린 것이다. 하단의 회전 부분은 50rpm의 정격 속도로 회전하며 위성의 안정을 유지해 주며, 안테나 시스템을 포함한 윗 부분은 역회전 제어시스템에 의해 통신 탑재장치를 지구 방향으로 유지시켜 준다. 두개의 직경 130cm의 대형 스포트 빔(spot beam) 리플렉터를 갖춘 안테나는 태양 횡단 통신에 이용된다. 그림 상단에 보이는 TT&C(Telemetry, Tracking and Command)안테나는 위성 대형 부지향성 안테나로 지상제어국과의 텔레메트리 데이터 송수신을 위한 것이다. 뉴테이션 뎀퍼는 TT&C 안테나 매스트(mast) 상단에 추와 같이 달려 있으며, 동요가 있을 때 움직이는 속도에 비례하여 흔들리면서 전자기의 작용에 의한 와전류(eddy current)현상을 일으켜 에너지 소모를 유발하는 특수한 기능을 갖추고 있다. 하이드라진(hydrazine) 개스 연료를 사용하는 두개의 출력기는 회전축과 평행인 방향과 그와 직각되는 방향으로 배치되어 있어 궤도 진입시 위성의 초기 회전을 조절하고, 백업 뉴테이션 뎀핑과 보조적인 안정제어 시스템의 역할을 한다. 자세센서로는 세개의 지구센서와 세개의 태양센서를 사용한다.

이중 회전식은 지향성 탑재장치와 회전형 탑재장치를 동시에 사용할 수 있는 이점이 있으나 구조적으로 더 복잡하고 단일 회전 방식보다 위성의 안정도가 떨어지므로 더욱 정교한 제어시스템이 요구된다. 그

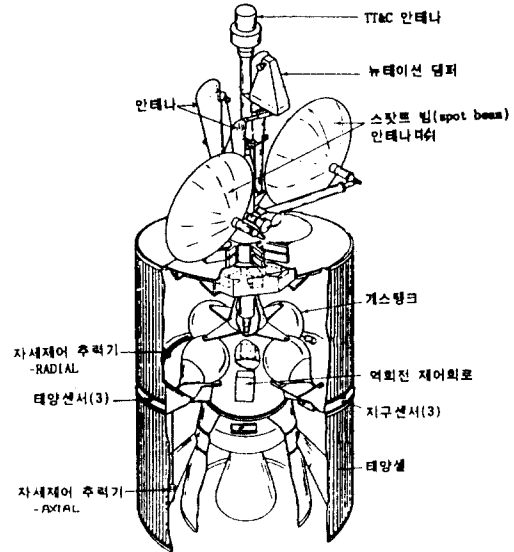


그림 4. INTELSAT IV(1986)의 구조

리고 역회전을 위한 모터의 가동으로 전력소모가 더 크고 베어링의 마모로 수명이 짧아질 우려가 있으므로 고 견고한 구조를 요한다.

라. 3-축 안정 통신위성

회전형 위성으로는 정밀한 자세제어를 수행하기가 어렵고 장착할 수 있는 탑재장치도 제한된다. 또한 한순간에 원통형 위성표면을 덮고 있는 태양셀중 삼분의 일반 태양에 노출되므로 전력 공급에 제한이 있다. 통신위성이 높은 지구정지궤도에서 협소함 빔(narrow beam)을 는 안테나를 사용하면서 비교적 정밀한 자세제어가 요구되고, 브로드캐스팅(broadcasting)과 같이 큰 전력을 요하는 시스템과 함께 대형 통신장치의 사용이 요구되면서 3-축 안정 위성을 이용하게 되었다[22]-[25]. 3축 안정화(three-axis stabilization)는 인공위성의 몸체를 회전 시키는 대신 내부에 모멘텀 휠(momentum wheel)이나 자이로휠(gyroscope wheel) 또는 리액션휠(reaction wheel)과 같은 회전체를 장착하여 인공위성의 전체적인 각운동량을 적절하게 제어함으로써 위성의 안정을 얻는 방법이다. 이러한 시스템은 회전안정방식에 비해 복잡하고 제작비용이 더 들지만, 몸체가 정지해 있으므로 크고 다양한 탑재장치를 이용할 수 있고, 임의의 방향으로 쉽게 자세를 바꿀 수 있으며 훨씬 정교한 자세제어와 안정화를 얻을 수 있다. 펼칠 수 있는 대형 태양전지판을 사용할

수 있으므로 회전형 위성에 비해 큰 전력을 공급할 수 있다는 것도 중요한 이점 중에 하나다.

3축 안정화 방법의 기본 원리는 각운동량의 보존법칙이다. 즉, 외부로부터 토크를 가하지 않는 한 회전체를 포함한 위성의 각모멘텀은 변하지 않는다. 따라서 외부의 토크 없이 어느 특정한 축에 장착된 회전체의 속도를 변화 시키며 위성은 전체의 각운동량을 보존하기 위해 그 회전체의 속도 변화와 반대되는 방향으로 회전을 하게된다. 이러한 원리를 이용하여 세축에 장착한 회전체의 속도를 조절함으로써 위성의 방향을 임의로 조절할 수 있다. 또한 정지해 있는 위성에 외란과 같은 외부 토크가 가해지면 회전체의 속도를 그 토크와 같은 방향으로 증가 시킴으로써 외부 토크를 흡수하고 위성은 정지상태를 유지하도록 할 수 있다. 태양전지판은 독립된 내양추적 제어 시스템에 의해 방향이 조정된다. 위성의 궤도를 맞추는 동안 태양을 추적하는 태양전지판의 회전각도가 한계에 도달하면 위성의 몸체를 회전시켜 주어야 하는 경우가 있다. 이러한 큰 각도의 회전을 보통 출력기를 이용한다.

앞에서 언급한 바와 같이 주기적인 외란을 제로로 하는 동안 증감하는 것이 반복되므로 위성이 받는 토크는 누적되지 않는다. 그러나 비주기(secular) 외란은 주로 한쪽 방향으로 작용하므로 위성이 받는 토크가 누적되어 각운동량이 늘어난다. 이러한 각운동량을 흡수하기 위해 내부 회전체의 속도가 점점 빨라지서 최대 허용치에 이르면 포화상태가 발생한다. 이러한 현상을 방지하기 위해 회전체의 회전 속도가 어느 기준치 이상 빨라지면 외부 출력기를 이용하여 인위적인 토크를 가함으로써 회전체의 속도를 낮추어 준다. 이 과정을 모멘텀 텅킹(momentum dumping) 또는 역포화(desaturation)라 한다. 회전체의 용량이 작아 너무 자주 모멘텀 텅킹을 하게되면 과다한 추력개스를 소모하게 되고 회전체의 부러움 가져 온다. 따라서 회전체의 용량은 외란으로부터 받는 토크의 크기와 특성, 위성의 질량등에 따라 정해진다.

실제로는 위성의 특수한 자세 여건에 따라 한축 혹은 두축에만 회전체를 장착하는 경우가 많이 있다. 즉, 통신위성의 경우 남계장치가 계속 서쪽으로 향하도록(즉, Local Vertical의 자세를 유지하기 위해) 위성을 궤도의 방향으로 조금씩 기울여 주어야 하는데, 이러한 회전을 제외하고는 다른 방향의 자세는 거의 일정한 상태를 유지하므로 많은 경우 한 축(수 궤도에 수직인 회전축)에만 회전체를 장착한다. 회전체가 두

개나 세개의 축에 이용되는 경우도 많으며, 이와같이 내부 회전체의 배치에 따라 여러가지 형태의 3축 안정 시스템이 존재한다. 회전체의 종류와 배치에 따라 3축 안정 시스템은 대체로 모멘텀바이어스(momentum bias) 시스템과 제로모멘텀(zero momentum) 시스템의 두가지로 분류된다. 이 두 가지 시스템 모두 모멘텀 텅킹과 주기적인 자세조정등을 위해 외부 출력기가 필요하다.

모멘텀바이어스 시스템에서는 모멘텀휠이나 자이로휠과 같이 빨리 회전하는 회전체를 능동한 축에 장착하여 각운동량을 갖게함으로써 안정을 얻는다. 자이로휠의 경우 비교적 높은 안정도를 유지하기 위해서는 10,000~15,000rpm의 속도로 회전해야 하나 용량이 큰 모멘텀휠을 이용하는 경우에는 500~5000rpm의 회전속도로 축한다. 자이로휠을 이용하면 위성의 무게가 가미워지는 이점이 있으나 제어 용량이 작고 높은 회전속도에 따른 회전부분의 마모로 수명이 짧아지게 되는 경향이 있으므로 중형급 이상의 위성에서는 대부분 모멘텀휠을 쓴다. 모멘텀바이어스 시스템에서는 보통 궤도평면과 수직인 궤치(pitch)축에만 회전체(모멘텀휠)를 장착하는 경우가 많다(그림 5a). 이로써 일시 설명한 것과는 같이 대부분의 회전이 이루어지는 궤치축의 자세조성과 그 축에대한 외란의 영향을 제어한다. 궤치축의 회전에 의한 자이로의 안정 효과에 의해 다른 두축은 외부 외란토크에 대해 훨씬 덜 영향을 받는다. 그 두 축에 대한 제어는 원오에 따라 출력기나 자성토크(magnetic torquer)등에 의해 제어된다. 경우에 따라서는 제어 환동 범위를 넓히기 위해 모멘텀휠을 두축 혹은 세축에 이용하는 시스템도 많이 있다.

제로모멘텀 시스템에서는 세축에 각각 리액션휠을 장착하여 보통 거의 제로상태의 속도로 있다가 필요에 따라 작동하는 시스템이다(그림 5b). 리액션휠은 양방향으로 회전 가능하며 그 속도를 증감함으로써 각 축에 위성의 자세를 조정하고 외란을 흡수한다. 보통 리액션휠은 다른 회전체보다 용량의 커서 중량의 위성에 많이 쓰인다. 제로모멘텀 시스템은 낮은 각운동량의 상태에서 위성의 자세를 제어하므로 모멘텀 바이어스 시스템에 비해 자세조정이 용이하고 더욱 정밀한 제어를 제공한다. 제로모멘텀 시스템과 모멘텀 바이어스 시스템 모두 휠의 포화상태를 막기위해 출력기를 이용한 주기적인 모멘텀 텅킹이 필요하다.

3-축 안정위성은 보통 태양전지판을 양쪽 날개와 같이 펼친 직사각형의 상자모양을 갖는다(그림 2d).

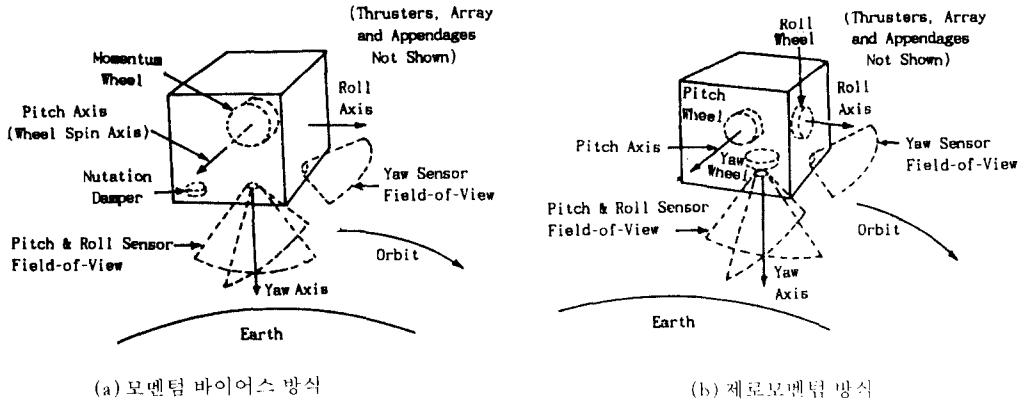


그림 5. 3축안정화 자세제어방법

1975년에 발사된 SATCOM(미 RCA)위성과[25] CTS(캐나다)위성은[16] 3축안정방식의 초기 통신위성으로 모두 모멘텀휠을 이용하였고 지구에 대한 지향 정밀도는 0.1 degree 정도였다. 3축안정 위성의 이용으로 탑재장치도 대형화 되고 그 종류도 다양해졌다. CTS위성의 3축 안정은 1 kilowatt의 출력을 내는 두개의 28 feet 태양전지판의 장착을 허용하였다. ATS 6호 위성(미 항공우주국)은 3-축안정에 의해 큰 우산 모양의 디쉬(dish)를 갖는 10 meter의 기대한 안테나를 펼쳐 사용하였으며 이 안테나는 지구상 여러개의 다른 지역들을 0.1도 각도의 정확도로 지향할 수 있도록 방향 조절이 가능하였다. 1980년의 INTELSAT V 위성들은 모두 대표적인 3-축안정 통신위성들이며 현재 십여 개의 INTELSAT V 위성들이 지구주위를 돌며 전 세계적 주요 통신망을 형성하고 있다. 1986년대의 INTELSAT VI 위성들은 이중회전형이나 현재 제작중인 다음 세대의 INTELSAT VII 위성은 3축 안정형이다. 1995년에 발사 예정인 우리나라의 무궁화호(KOREASAT)[26]-[28]도 모멘텀휠을 이용한 3축안정형이다(그림 6). 무궁화호 위성은 한개의 모멘텀휠을 피치축에 장착하여 자세를 안정화하는 모멘텀바이어스 방식의 제어시스템을 사용한다. 피치축외의 다른 두축(롤과 요)의 제어와 뉴테이션 댐핑은 사장토크(magnetic torquers)에 의해 이루어진다. 정상 궤도에서의 자세센서로는 적외선(infrared) 지구 지평선 센서를 사용하며 샘플된 측정데이터를 매 0.5초마다 제어회로에 보낸다. 무궁화 1호는 한국 위성사업단(한국통신 주식회사 산하)의 감리하에 현재 미국의 General Electric(GE)사가 제작하고 있다.

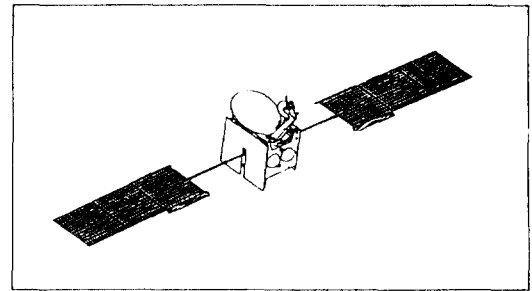


그림 6. 1995년에 발사 예정인 우리나라의 무궁화호 통신위성의 모형

IV. 경제적인 저궤도 소형 통신위성

이제까지의 추세는 작은 수의 고신뢰도 고성능 고궤도의 인공위성 시스템을 지향하여 왔으나, 최근에는 다시 저궤도(LEO)의 소형 위성 개발에 관한 관심이 높아 가고 있다. 이것은 인공위성의 응용분야가 넓어지고 위성통신을 비롯한 각종 위성서비스의 수요가 급증하면서 우주산업에 투여되는 자금이 막대한 것으로 늘어나고 있기 때문이다. 소형위성 시스템은 제작 경비뿐만 아니라 위성발사(launch) 경비도 훨씬 적게 들고(소형위성은 큰 위성의 발사시 무수적으로 로켓에 얹혀서 올려지는 경우가 많다) 제작기간이 짧아 수요에 더욱 효과적으로 응할 수 있는 장점이 있다. 소형 위성이 같은 제한(통신 시간의 제한등)을 극복하고 값비싼 고궤도 대형 위성시스템의 기능을 대체하거나 저궤도 위성만이 할수있는 새로운 서비스

[예를 들면 위성배달(mail) 통신 서비스]를 개발하려는 연구가 최근 활발하게 이루어지고 있다[2]. 저궤도 위성에 비해 비교적 적은 비용으로 많은 위성을 배치할 수 있는 이점을 이용하여 여러 통신업체와 기업들이 차세대 글로벌(global) 통신망의 구축을 계획하고 있으며, 대표적인 것으로 국제해사위성기구(INMARSAT)의 Project 21, 미국 Motorola사의 Indium 시스템(60개의 저궤도 위성), 미국 Loral Aerospace 및 Qualcomm의 GLOBALSTAR(48개의 1,389km 궤도 위성), TRW의 ODYSSEY(12개의 10,600km 중궤도 위성)등이 있다[29].

영국은 일세기 소형위성 개발을 추진하여 왔으며 [21] 1981년에 중량 60kg의 CoSAT 1호 위성과 CoSAT-2 위성(그림 7a)을 고도 554km의 저궤도 모내어 소형 위성통신의 신뢰도를 증명하였다. 우리나라 과학기술원의 인공위성 연구센터는 Surrey대학과 공동으로 중량 48.6kg의 우리별 1호 위성을 제작하여 작년(1992년 8월)에 1,300km의 고도에 성공적으로 발사한 바 있으며, 이어서 국내 기술로 49kg의 우리별 2호(그림 7b)를 제작하여 1993년 10월에 고도 820km의 원형 태양동기궤도(Sun Synchronous Orbit: 궤도 경사각 98.738도, 주기 101.15분)로 올려보내어 지상권영과 위상 배탄통신 서비스등의 실험적 임무를 수행하고 있다. CoSAT위성과 우리별 위성은 기본적으로 유사한 자세제어 방식을 사용하며, 중력을 이용하여 균형을 유지하는 수동식 중력강사 안정화 방식과 같

용하여 자장토크를 이용하여 3축의 자세제어를 실시간에 수행한다. 자세센서로는 태양센서, 지구센서와 자자기 감지센서등을 갖추고 있다. 자세제어의 지향 정확도는 5 degree이다. 저궤도 위성은 지상으로부터 짧은 거리에 있으므로 지향정밀도가 지구정지궤도보다 훨씬 낮아도 되는 이점이 있다. 즉 36,000km의 지구정지궤도에서의 0.1 degree의 지향오차는 820km의 저궤도에서의 4.4 degree의 오차와 같다. 그림 7a CoSAT 위성 위에 솟아 나와 있는 붐(boom)은 뉴테이션을 흡수하는 중력강사 붐이다. 이 붐은 발사시에 위성안에 있으나 상상궤도에 도달하면 밖으로 올려진다(그림 7b의 우리별 2호 위성은 유사한 구조를 갖으나 사진에는 붐이 위성내에 있어 보이지 않음).

V. 결 론

통신위성의 제어기법의 발달과 그 원리를 역사적인 위성들의 예를 통하여 고찰하였다. 자세제어 시스템의 기능은 발사로부터 천위 궤도를 거쳐 최종 정상궤도에 이르기까지의 자세제어를 포함하나, 본문에서는 주로 정상궤도상에서 통신위성이 임무를 수행하는데 직접적으로 관련 되는 자세 안정화의 관점에서 제어 방식을 고찰하였다.

인공위성의 자세제어 기법의 발달은 안정된 플랫폼(platform)을 제공하고 중량의 탑재장치를 정밀하게 지향할 수 있는 제어능력을 갖추게 하였다. 이러한 인공위성 기술의 발달과 함께 고이득 지향성 안테나와 고출력 방출 시스템등의 사용이 가능하여 겹고이에 따라 위성통신도 빠른 속도로 발전하여 오늘날의 광범위한 대형 위성 통신망을 구축하게 되었다.

초경기의 단순 회전형 인공위성 안정화 방식으로부터 현재의 3축 안정화 방식에 이르기까지 발달된 여러가지 제어 기법은 각각 장단점이 있으며, 현재에도 단순한 회전형 안정화 방식을 이용하고 있는 위성들이 많이 있다. 따라서 통신위성의 제어방식의 선택은 각각의 성능규격과 용량에 알맞는 경제적인 방식을 택하여야 한다.

반도체와 전자산업의 발달로 통신 시스템의 고성능 소형화가 이루어짐에 따라 경량의 통신위성 개발이 새로운 관점으로 등장하고 있다. 저궤도 소형위성이 갖는 경제적인 이점으로 많이암아 앞으로 그러한 분야에 대한 투자가 점점 늘어 나고 새로운 저궤도 위성통신 시스템이 개발될 것이다. 이러한 국제적인 추세와 우리나라의 현실에 비추어 저궤도 소형위성

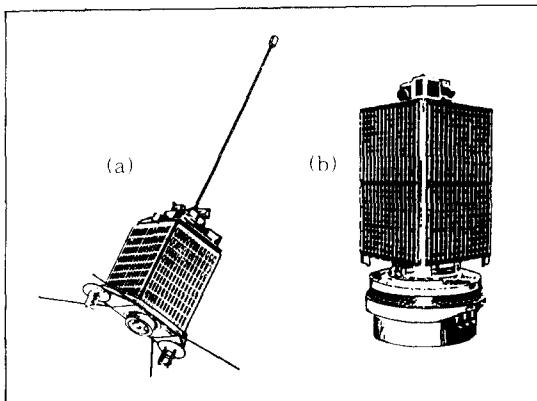


그림 7. 소형 저궤도 위성 : (a) 영국 Surrey대학이 개발한 CoSAT-2 위성(1984) : (b) 한국 과학기술원 인공 위성연구센터가 제작하여 1993년 9월에 성공적으로 발사된 우리별 2호

의 개발은 현재 우리가 할 수 있는 유망한 분야로 사료되며, 이러한 관점에서 우리별 위성의 개발과 앞서 두 위성의 성공적인 결과는 의미있는 일이라 하겠다.

참 고 문 헌

1. J. R. Wertz (edited by), *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publishers, Boston, 1978.
2. J. R. Wertz and W. J. Larson (edited by), *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publishers, Boston, 1991.
3. M. H. Kaplan, *Modern Spacecraft Dynamics and Control*, John Wiley & Sons, New York, 1976.
4. E. J. Lefferts, "Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation," *Journal of Guidance*, Vol.5, No.5, pp.417-429, Sept. -Oct. 1982.
5. D. C. Paulson, et al., "SPARS Algorithms and Simulation Results," SANSO TR-69-47, Vol. 1, and Aerospace TR-0066 (5306)-12, Vol. 1, Proceedings of the Symposium on Spacecraft, Sept. 30-Oct. 2, 1969.
6. E. J. Lefferts and F. L. Markley, *Dynamic Modeling for Attitude Determination*, AIAA Paper, No. 76-1910, AIAA Guidance and Control Conference, San Diego, California, August 1976.
7. J. S. Lee, "Star Tracker/Inertial Reference Attitude Determination(STIRAD) Algorithm and Simulation Results," SI&SSD-794-400-83-031, SI&SSD, Rockwell International Corp., July 13, 1983.
8. G. F. Franklin, *Feedback Control of Dynamic Systems*, Addison-Wesley Publishing Company, New York, 1991.
9. C. K. Carrington and J. L. Junkins, "Optimal Nonlinear Feedback Control for Spacecraft Attitude Maneuver," *Journal of Guidance*, Vol.9, No.1, pp. 99-107, Jan-Feb. 1986.
10. P. G. Hughes and T. M. Abdel-Rahman, "Stability of Proportional-Plus-Derivative-Plus-Integral Control of Flexible Spacecraft," *Journal of Guidance and Control*, Vol.2, No.3, pp.499-503, Nov. -Dec. 1979.
11. F. S. Singer, *Torques and Attitude Sensing in Earth Satellites*, Academic Press, New York, 1964.
12. S. K. Shrivastave and V. J. Modi, "Satellite Dynamics and Control in the Presence of Environmental Torques-A Brief Survey," *Journal of Guidance*, 5, No.6, pp.416-471, Nov. -Dec. 1983.
13. J. T. Neer, "INTELSAT IV Nutation Dynamics," in *Communications Satellite Technology*, Edited by P. L. Bargellini, The MIT Press, Cambridge, 1974.
14. W. L. Morgan and G. D. Gordon, *Communications Handbook*, John Wiley & Sons, 1989.
15. J. Martin, *Communications Satellite Systems*, Prentice-Hall, Inc., 1978.
16. R. G. Gould and Y. F. Lum (edited by), *Communications Satellite Systems: An Overview of the Technology*, IEEE Press, 1975.
17. K. Miya (edited by), *Satellite Communication Technology*, KDD Engineering and Consulting, Inc., Tokyo, Japan, 1981.
18. P. L. Bargellini (edited by), *Communication Satellite Technology*, Alpine Press, 1974.
19. D. Roddy, *Satellite Communications*, Prentice Hall, 1989.
20. T. Pratt and C. W. Boston, *Satellite Communications*, John Wiley & Sons, 1986.
21. B. G. Evans (edited by), *Satellite Communication Systems*, Peter Peregrinus Ltd., 1987.
22. J. E. Keigler, et al., "Satellite Attitude Control for Synchronous Communication Satellites," AIAA Paper 75-572, April 24, 1972.
23. L. Muhlfelder, "Evolution of an Attitude Control System for Body-Stabilized Communication Spacecraft," *Journal of Guidance*, Vol.9, No.1, pp.108-112, Jan.-Feb. 1986.
24. H. J. Dougherty, et al., "Attitude Stabilization of Synchronous Communication Satellites Employing Narrow-Beam Antennas," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.8, No.8, pp.834-841, August 1971.
25. M. H. Kaplan, "Active Attitude and Orbit Control of Body-Oriented Geostationary Communication Satellites," in *Communications Satellite Technology*, Edited by P. L. Bargellini, The MIT Press, Cambridge, 1974.
26. H. Hwangbo, "The Korea Domestic Communications and Broadcasting Satellite System," AIAA Paper 92-1875-CP, 1992.
27. 경영과 기술(위성통신 특집), 한국통신, 통권 39

- 호, 10월호, 1992.
28. 이원태, "무궁화위성의 기술난점과 이동체 위성통신," 전과진흥, 제2권 5호, 9/10월호, 1992, pp. 25-36.
29. 김홍수, "국제간 위성통신망 구축에 관한 고찰(상)," 경영과 기술(위성통신 특집), 한국통신, 통권39호, 10월호, pp.67-76, 1992.



이 자 성

- 1975년 2월 : 한양대학교 전기공학과(공학사)
- 1977년 2월 : 미국 University of Southern California 전기공학사(석사)
- 1981년 1월 : 미국 University of Southern California 전기공학과(박사)
- 1981년 9월 ~ 1984년 12월 : 미국 California State University, Long Beach, 전기공학과 (강사)
- 1981년 1월 ~ 1992년 11월 : 미국 Rockwell International Corporation, 인공위성부(Engineering Specialist)
- 1992년 11월 ~ 현재 : 아주대학교 제어계측 공학과 (객원 교수)