

〈主 題〉

저궤도 인공위성 시스템의 임무 해석 및 설계

진영근, 이진호, 김학정, 김병교

(항공우주연구소)

□차 례□

- I. 서 론
- II. 저궤도 위성의 임무 해석 및 설계

- III. 결 론

I. 서 론

1957년 10월 소련의 스푸트니크 1호가 발사된 이후 우주 기술개발은 그 나라의 경제력과 국방력을 나타내는 선도기술의 견인차 역할을 하여 왔다. 우리나라도 1992년 8월에 우리별 1호 발사를 시작으로 1995년에는 무궁화 위성이 발사되어 운용되고 있으며 1999년에는 아리랑 위성이 발사될 예정으로 그 이후에는 본격적인 위성개발 및 운용국가에 진입될 전망이다. 인공위성 개발 기술은 우주항공, 기계, 전기전자 등의 거의 모든 엔지니어링분야가 망라되는 종합적인 설계 개발 기술이고 많은 경제력을 필요로 하는 분야이다. 그러므로 효율적이고 경제적인 인공위성 설계기술개발 및 개발된 위성의 응용을 위해서 인공위성시스템의 임무설계는 매우 중요하다. 임무설계는 다양한 분야에 경험이 많은 시스템엔지니어의 책임아래 수행되

며 인공위성 개발의 초기 단계부터 인공위성이 수행을 다 할때까지 계속 진행되며 인공위성의 성공 여부를 판단할수 있는 근거 및 방향을 제시한다.

인공위성 개발의 초기 단계에서 인공위성의 임무 설계는 위성의 응용목적과 위성의 탑재체의 선정 연구로 부터 시작된다. 위성의 탑재체의 선정에 따라 위성본체가 제공해야할 구조, 열제어, 자세제어 정도 및 전력공급등의 상세설계에 영향을 미친다. 위성체의 응용목적은 크게 [표 1]처럼 나눌수 있다. 이 목적에 따라 적절한 탑재체 및 궤도를 선정할수 있다. 예를 들면 통신 방송위성의 경우에는 한 지역에 대해 지속적인 서비스를 제공할수 있어야 하므로 정지 궤도를 선택해야 한다. 이동통신의 경우에는 휴대용기기에서 발신하는 미약한 신호를 인공위성이 직접 수신할 수 있는 가까운 거리 즉 저궤도를 선정해야하며 상시 서비스를 위해 여러개의 위성을 띄워 일정간격

〈표 1〉 위성체 임무별 궤도 및 탑재체

위성체의 임무	탑재체	궤도
지구탐사, 지도제작, 자원탐사	SAR, Electro-Optic Camera, AVHRR etc	저궤도
통신 방송, 전역 기상	Ku/C밴드 Tx/Rx Thermal Mapper ets.	정지궤도
이동통신,	L-band Transponder Switch, Relay	저궤도
외계 행성 탐험	각종 과학 탐사 센서 etc	쌍곡선 궤도 etc

으로 배열한다. 이러한 궤도 계산은 임무설계를 하므로서 이루어진다. 또 임무설계는 응용목적으로 부터 상세설계 및 운용에 이르는 일방적인 top-down방식으로 이루어 지는 것이 아닌 피드백이 존재하는 상호보완적인 방법으로 운용된다. 예를 들면 이동통신에 사용되는 위성 중계기의 성능에 따라 궤도를 조정할 수 있으며 또 궤도에 따라 소요되는 위성의 수가 달라 질수도 있다.

[표 1]은 위성 임무별 궤도 및 탑재체에 대한 요약도 보여준다. 다음장부터는 지구탐사, 해양탐사를 목적으로 한 원격 탐사용 저궤도 위성을 위한 임무설계에 대해 개략적으로 설명하겠다.

II. 저궤도 위성의 임무 해석 및 설계

원격 탐사 위성의 임무해석 및 설계에 필요한 요소 들로는 이 위성을 사용할 사용자들로부터의 요구사항과 제한된 개발비용 및 시간으로 부터 시작하나 경제적, 시간적 문제는 실제로 위성시스템 개발시 매우 중요한 제한 사항으로 작용하나 여기서는 서술하지 않기로 하고 기술적인 사항들만을 다루기로 한다.

[그림 1]은 사용자 요구사항으로 부터 시작된 임무설계 및 해석분야와 다른 분야와의 연계성을 보여준다. 사용자 그룹으로 부터 최상위 요구사항이 있으면 이를 만족하기 위한 임무설계 및 해석이 수행되게 된다. 이 결과로 위성본체와 탑재체 그리고 지상국에 대한 규격이 만들어지고 각각의 시스템에서는 그 규격을 만족하는 상세 설계 및 해석이 수행된다. 해석결과 규격만족이 어려운 사항에 대해서는 다시 임무설계 및 해석팀에 피드백하여 최상위 요구사항을 만족하는 범위내에서 규격 재조정을 통해 각각의 시스템의 요구사항을 수용한다. 인공위성의 제작 및 발사까지 계속 이러한 과정을 반복하여 최상의 시스템개발을 위한 임무설계 및 해석과정을 수행한다. 그러면 저궤도 위성을 위한 임무설계 및 해석에 더욱 더 상세하게 예제중심으로 설명하기 위해 사용자 그룹으로부터 고정밀도 3차원 지도제작(DTM : Digital Terrain Mapping) 및 저해상도 전역 해양 자원 탐사용에 대한 요구가 있다고 가정한다 (주 : 이 요구사항은 단순한 예제용으로 항공우주연구소에서 진행하고 있는 아리랑 위성 시스템과는 무관함)

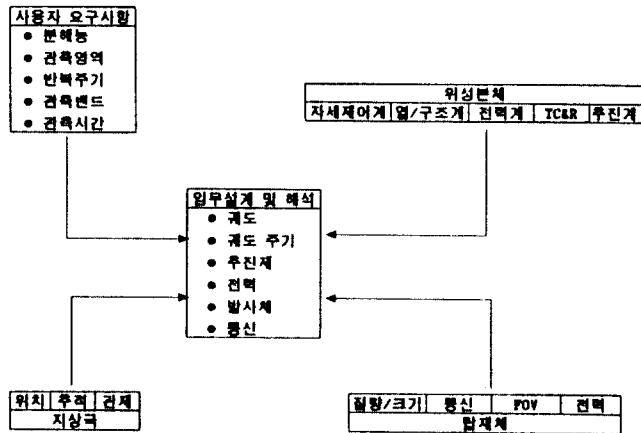


그림 1 임무설계 및 해석분야와 타 시스템과의 연계성

1. 사용자그룹의 요구사항

사용자 그룹에서 요구하는 사양은 다음과 같다.

- GIS를 위한 고정밀도 한반도 3차원 지도 제작
 - 평면 해상도(GSD) : 3m, 수직 또는 천저 방향 촬영시(nadir)
 - 허용가능 해상도 감퇴 : 50%
 - 고저 해상도 : 6m @3σ
 - swath : >= 12km

- 1 Panchromatic band(0.51 - 0.73 m)
- 전역 해양자원 탐사
 - 해상도 500m
 - 유효 swath : >= 500km
 - 적외선과 가시광선 영역내의 13개의 band
- 임무기간 동안 1회 이상의 스트레오 사진 촬영
- 재 방문 시간 : 3일 (허용 편향각 <= 25°)
- 지상국은 한국내 사용자 지정 위치

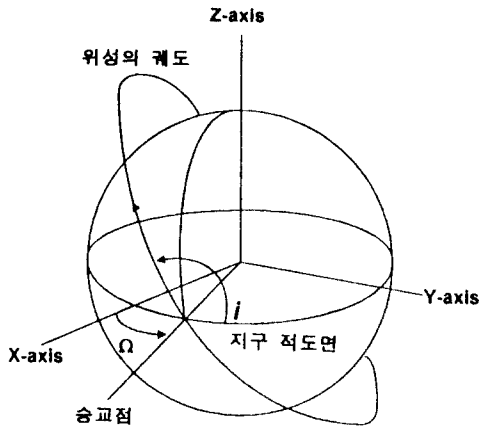


그림 2 위성궤도 및 좌표축, i : 경사각 정의

- 탑재 영상 저장장치 포함
- 영상자료전송은 X 밴드로 링크마진 > 3dB

2. 임무설계 및 해석

사용자가 제시한 요구사항은 위성의 궤도, 탑재체, 위성분체 및 지상국 선정에 영향을 미친다. 결정되어야 할 위성 궤도파라메타는 위성의 고도, 경사각, 노드 주기(nodal period), 재방문주기가 있으며 탑재체는 사용될 광학 구경 및 관련 파라메타와 이미지 자료 전송을 위한 장치선정 및 링크버짓 그리고 지상국의 안테나 직경등이 고려되며 위성분체는 탑재체를 지원하기위한 전력 및 공간, 자세제어의 정밀도, 원격 측정 및 명령에 대한 항목들이 고려되어야된다. 설명의 간결성을 위해 기본적인 수식만 나타내며 상세한 수식은 생략하기로 한다.

2.1 위성 궤도 파라메타 선정

영상획득을 위한 최상의 조건을 얻기 위해 태양동기 및 지구동기 궤도를 사용한다. 태양동기 궤도는 위성궤도 노드선의 회전율이 지구의 공전주기와 일치하며 주어진 위도에 대해 위성이 통과하는 지방태양시(Local Solar Time)가 일정하다. 회전력은 지구가 완전한 구형이 아니고 균질하지 않음으로서 발생하는 섭동력에 의해 발생한다. 이 궤도의 장점은 다음과 같다.

- Local crossing Time을 시스템 임무에 맞게 설정할 수 있다.
 - 일정한 지역을 일정한 조도 조건하에 지속적으로 이미징 가능
 - 일정시간에 한반도를 지나므로 지상국의 일정관리가 쉬움
- 위성의 연체어 서비스시스템 설계가 쉬워진다
- 1축 회전으로 일정한 양의 태양빛을 받을수 있어 전력공급 및 관리가 쉬워짐

태양동기 궤도와 경사각의 관계는 [식 1]을 사용하여 구할수 있다

$$\text{승교점 변화율 } \dot{\Omega}' = -9.97 \left[\frac{Re}{a} \right]^{3.5} \cos i = 0.98565 / \text{day} \text{ ----- [식 1]}$$

이거서 Re 는 지구 평균 적도 반경, a 는 궤도의 장반경, i 는 경사각이다. [그림 2]는 위성의 궤도와 적도면 및 경사각등을 도식적으로 나타내었다. [그림 3]는 태양동기궤도의 장반경 고도와 경사각의 관계를 나타낸다. 지구 동기 궤도 또는 반복궤도는 위성이 정수개의 궤도를 돈후 다시 동일 지점을 통과 하는 궤도로 3개의 정수로 표현할수 있다. 위성이 하루에 도는 궤도수는 $N + q/p$ 로 N 은 하루당 정수 궤도수를 나타내고, p 는 반복주기를 나타내는 정수, q 는 p 와

<표 2> 반복궤도 주기 및 고도와 최대 편향각

고도[km]	경사각[deg]	$N + q / p$	노드주기[min]	최대 편향각[deg]
800.80	987.61	14 + 10 / 39	101.01	20.31
792.20	98.57	14 + 11 / 39	100.83	22.33
811.30	98.65	14 + 9 / 40	101.23	24.87
794.50	98.58	14 + 11 / 40	100.88	21.79
814.40	98.67	14 + 9 / 37	101.10	21.23
805.20	98.63	14 + 9 / 37	101.10	21.23
796.10	98.59	14 + 10 / 37	100.90	21.41
800.50	98.61	14 + 9 / 35	101.00	20.38

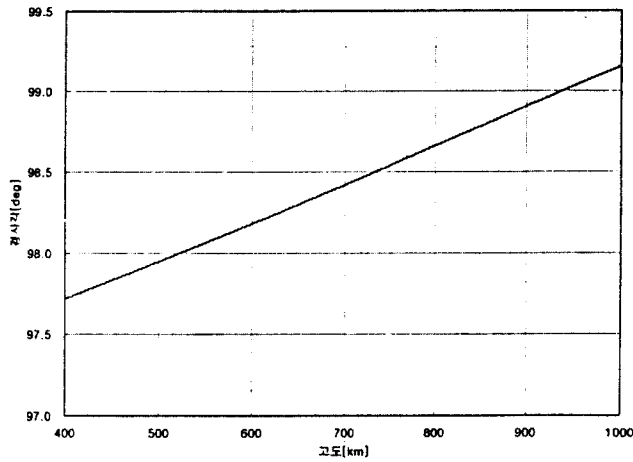


그림 3 태양동기궤도에서의 고도에 따른 경사각 관계

서로 소인 수이다. 즉 p일 후에는 위성이 지나간 궤도를 다시 지나가게 되며 하루에 표류하는 궤도량은 q/p이다. 위성이 적도면을 북쪽으로 올라가는 방향으로 통과하는 점을 승교점(ascending node)이라고 하며 한 승교점에서 다음 승교점까지 걸리는 시간이 노드주기가 된다.

$$\text{노드주기 } T_n = \frac{2 \cdot \pi [1 - 3 \cdot J_2 \cdot \text{Re}^2 \cdot (4 \cdot \cos(i)^2 - 1) / (2 \cdot a^2)]}{(\mu/a^3)^{1/2}} \text{ ---- [식 2]}$$

여기서 J_2 는 지구의 Zonal harmonic 계수이고 μ 는 중력 상수이다. 태양동기궤도가 가능한 고도 범위중에서 공기의 저항과 탑재체의 해상도 문제로 인해 지구 탐사에 유용한 고도 및 경사각 범위는 통상 400km ~ 1500km 사이이며 경사각은 97° ~ 102° 사이로 제한된다. 지구탐사위성의 경우 탐사지역 전역을 천저(nadir) 방향으로 관측하기 위해서는 $2\pi \text{Re}/W_{\text{swath}}$ 궤도를 돌아야 하므로 12km swath폭에서의 궤도수는 3,340이 된다(여기서 nadir는 위성과 지구를 잇는 가장 짧은 직선의 방향을 가르킴). 고도가 400km 일때 1 회전주기가 약 93분, 1500km일 경우 약 116분 정도이므로 천저 방향으로 지구전역을 관측하기 위해서는 반복주기가 최소 216일 정도가 필요하다.

그러므로 사용자 요구사항인 한반도 지역을 자주 관찰하기 위해서는 인공위성을 편향(tilt)할 필요성이 있다. 편향은 해상도 저하를 수반하므로 사용자 요구사항에 의해 허용되는 50% 저하를 바탕으로 4.5m의 해상도까지의 최대 편향각도는 공간 기하식으로 구할 수 있다. [그림 4]은 해상도의 저하와 경사각과의 관계를 나타낸다. 편향각이 30° 이하일 때는 고도에 거

의 무관하게 해상도가 감퇴되는 것을 알 수 있으며 50% 감퇴되는 최대 허용 편향각도는 약 30° 정도임을 알 수 있다. 재 방문 시간은 위성이 한반도내의 사용자 지정의 임의 영역 영상의 획득을 허용할 수 있는 최대 시간 간격을 나타낸다. 즉 사용자 요구사항 3일 이내의 조건은 길어도 3일 이내에 한 번씩은 한반도의 어떤 영역에 대해서도 영상획득이 가능해야 한다는 것이다. 편향이 허용되는 위성에서의 재 방문 시간은 최대 허용 편향각과 관측지의 최소 위도와 관련된다. 한반도의 경우 최소 위도를 33.5° 할 경우 [그림 5]는 고도 및 편향각에 따른 재 방문 시간을 나타낸다. 3일 이내 재 방문에 25° 이내의 편향을 허용하는 사용자 요구를 만족하는 궤도군은 약 640km, 803km, 977km대의 세 영역으로 궤도의 선택폭이 좁혀진다. [그림 4]에 의하면 편향각이 5° 이내일 때는 고도에 거의 무관하며 분해능의 저하도 거의 없으므로 편향을 허용하는 반복주기를 구하기 위해 좌우 5°씩 10°의 FOV를 사용해 지상폭을 구해 12km swath폭 대신 넣어 다시 궤도수를 구하면, 803km 고도의 경우에는 약 557궤도수가 나오고 1회전 노드 주기는 101.05분이므로 반복주기 p는 약 39일이 된다. 하루당 정수궤도수 N은 14이므로 p와 서로소인 q에 따라 상세한 고도를 다시 계산할 수 있다. [표 2]는 39일 근처의 반복주기를 사용해 재 계산된 고도와 경사각, 노드주기의 예를 보여 준다.

상세 궤도 선정에 추가적으로 고려되어야 할 사항으로는

- 고도에 따른 탑재체의 성능 변화
- 영상의 화질

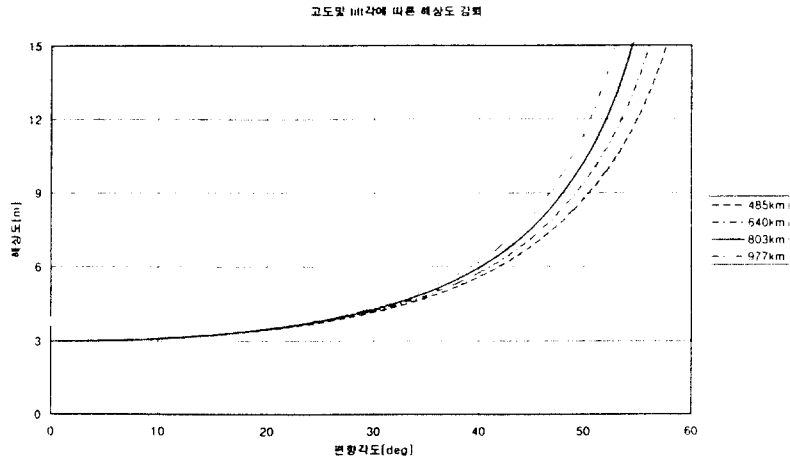


그림 4 반향각에 따른 해상도 저하 관계

○ 발사체 선택 가능성 등이 있다.

2.2 탑재체 선정 및 설계

위성용 탑재체는 고신뢰성을 지녀야 하므로 가능한 기준에 사용하는 기술을 이용해야 하며 기존품이 시스템 규격에 맞지 않을 때에는 신규 개발품을 사용한다. 그러나 신규 개발품은 더 엄격한 시험을 수행하여 신뢰성을 보장할 수 있는 것을 보여야 한다. 탑재체의 최우선 순위는 GIS용 한반도의 3차원 고정밀 지도제작에 있다. 탐사를 위한 탑재체로는 전천후 탐사가 가능한 SAR(Synthetic Aperture Radar)나 적외선과 가시영역의 전자광학카메라가 사용될 수 있다. 그러나 현재의 기술로 무리없이 3m의 분해능을 보장할 수 있는 탑재체로는 전자 광학 카메라가 적합하다. 3m의 분해능을 만족하기 위한 고정밀 전자 광학 카메라의 기본 구경은 "Rayleigh" 식으로 구한다.

$$\text{구경 } D = 2.44 * \lambda * Ra / \text{GSD} \text{ --- [식 3]}$$

여기서 λ 는 파장이고 Ra은 거리이며 GSD는 지상 해상도이다. 필요 해상도 (GSD) 3m와 전 절에서 사용가능한 고도중 803km를 Ra에 넣고 최대 관측 파장 0.73 μ m를 사용할 때 광학 구경은 약 48cm 가 된다. 또 필요한 초점거리 Fl은 다음식으로 구할 수 있다.

$$\text{초점거리 } Fl = Da * Ra / \text{IFOV} \text{ --- [식 4]}$$

여기서 Da는 수광소자(Detector)의 크기로 7 μ m로 하고 IFOV는 수광소자가 지표면에 비추어지는 크기로서 천저 방향의 해상도 3m를 사용한다. 이 경우 초점 거리는 약 1.87m가 된다.

48cm의 구경과 1.87m의 초점거리는 상당히 큰 탑재체에 속하며 중, 소규모 위성에서 수납하기에는 지나치게 큰 탑재체가 된다. 640km 고도일 경우에는 38cm 구경과 1.5m의 초점거리로 반사형 또는 굴절형 망원경을 사용한다면 중형급 위성에서도 수용가능하다. 탑재체의 영상자료를 실시간으로 지상으로 전송하기 위한 통신채널 용량도 결정해야 한다. 803km 고도의 경우 지상 궤적을 지나는 속도는 6.62km/sec 이고 3m 분해능으로 12km의 폭을 촬영하기 위해서 4096개의 선형 CCD를 사용하기로 하고 CCD의 각 픽셀을 8bit로 양자화 한다면 초당전송되어야 할 비트수는 $(6.62 * 1000 / 3) * 4096 * 8 = 72.3\text{Mbps}$ 가 된다. 지상국 영역을 벗어 나는 지역의 영상을 저장하기 위한 필요 매체 크기는 다음과 같이 계산된다. 약 3분간의 연속 촬영을 허용한다면 $(3 * 60 * 6.62 * 1000 / 3m) * 4096 * 8 = 13\text{Giga bits}$ 의 메모리가 필요하다.

전역 해양 자원 탐사용의 광학계는 13개의 밴드를

<표 3> PFD에 대한 ITU 규정(전송 스펙트럼내의 임의 4kHz 대역내에서)

고도각 범위[deg]	S - Band	X - Band
0° < EL < 5°	PFD < -154 dB/m ²	PFD < -150 dB/m ²
5° < EL < 25°	PFD < -154 + 0.5 * (EL-5) dB/m ²	PFD < -152 + 0.5 * (EL-5) dB/m ²
25° < EL < 90°	PFD < -144dB/m ²	PFD < -140 dB/m ²

〈표 4〉 X밴드 하향 링크 버짓

	단위	자료 값	주
(1) 전송 전력	dBW	7.78	6W SSPA (20% 효율)
(2) 회로 손실	dB	-2	트랜스미트와 안테나 사이
(3) 송신 안테나 이득	dB	1.97	
(4) 위성의 eirp	dBW	7.75	(1)+(2)+(3)
(5) 주파수	GHz	8.3	X-band
(6) 위성 고도각	Deg	14	
(7) 위성 고도	km	803	태양동기 원궤도
(8) 경사거리	km	2099.64	(6), (7)로 부터
(9) 공간 손실	dB	-177.27	(8)로 부터
(10) 대기, 강우손실	dB	-0.93	
(11) 편극 손실	dB	-0.93	
(12) 지상국 수신 전력	dB	-170.9	(4)+(9)+(10)+(11)
(13) 지상국 G/T	dB/K	32.5	10m 직경의 풀모선안테나
(14) 불쓰만 상수	dBW/Hz-k	228.6	
(15) 수신된 C/N ₀	dB-Hz	90.18	(12)+(13)+(14), 캐리어/잡음
(16) 캐리어잡음대역	dB	23.01	200Hz
(17) 캐리어 SNR	dB	67.17	(15)-(16)
(18) 필요 캐리어 SNR	dB	20	지상국 표준
(19) 캐리어 마진	dB	47.17	(17)-(18), 최소마진 3dB
(20) 자료전송비	dB-Hz	78.75	75Mbps 전송속도
(21) E _b /N ₀	dB	11.43	(12)+(13)+(14)-(20)
(22) 처리손실	dB	2	
(23) 코딩이득	dB	3	
(24) 요구 E _b /N ₀	dB	6.2	BER : 1E-6
(25) 자료전송마진	dB	6.22	3dB최소마진 포함

수용하기 위해 각각의 밴드에 따라 광학헤드를 사용할 수 있으나 이 방식은 광학계구조가 단순화되나 부피가 커져 문제가 있다. 다른 설계 방식은 1개의 광학헤드에 스캔미러를 부착시키는 것으로 기구가 복잡해지고 2차원배열 CCD(거리 * 주파수대)의 설계를 최적화 해야하지만 부피를 줄일 수 있으며 관측 채널의 중첩성 향상과 신호의 S/N비를 높일 수 있기 때문에 많이 사용된다. 해양자원 탐사용의 경우 초당 전

송 자료량은 1.4M로 두광학계에서 동시 자료 전송시에는 보조자료량을 포함하여 75Mbps 정도가 예상된다. 영상관측 자료를 X 밴드 QPSK 방식을 사용하여 실시간 지상으로 전송하기 위해서 사용되는 안테나 빔폭은 최악의 경우 즉 위성이 최대 편향각 30°로 왼쪽을 관측할때에 지상국이 오른쪽 30°방향에 있는 경우로 빔폭이 120°이상이어야 화질의 손실 없이 영상 자료를 전송할 수 있다.

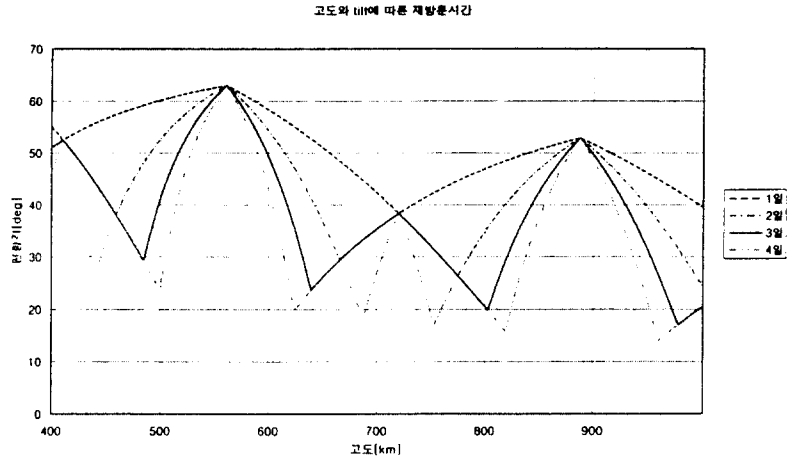


그림 5 고도와 편향각에 따른 재방문 시간

2.3 위성본체 설계

위성본체는 임무궤도 파라메타와 선정된 탑재체를 전기적, 기계적, 공간적으로 수용할수 있도록 설계되어야 한다. 위성본체는 크게 6가지 서브시스템으로 나눌수 있다. 위성의 자세 및 궤도를 제어하는 자세 제어부와 위성 및 탑재체가 필요로 하는 전력을 제공하는 전력부, 그리고 위성의 골격을 이루는 구조부, 자세제어부의 지시를 받아 궤도 및 자세변경을 하는 추진부, 위성이 열적 평형을 이루도록 하는 열제어부와 위성본체 각부분의 상황과 탑재체의 상황 등을 알려주고 지상국과의 교신을 담당하는 원격측정 명령부가 있다. 각 서브시스템의 상세설계는 각서브시스템의 엔지니어가 담당하므로 그중에서 자세제어부와 관련된 지향정밀도(Pointing Budgets)와 원격측정 명령부와 관련된 링크버짓에 대해 약술하기로 한다.

○자세제어부는 고화질 관측을 위해 사용자 또는 탑재체가 요구하는 자세제어 정밀도를 제공해야 한다. 위성체의 자세 지향정확도는 전자광학 탑재체의 swath로 구할수 있다. 12km의 폭에서 양쪽 1km를 영상을 합성하기위한 서로 겹치는 영역으로 하면 위성의 자세 지향정도는 고도에 따라 달라진다. 803km 고도에서는 0.07° 이상이 되어야 한다. 이 정도의 지향요구는 중형급 위성에서도 수용할수 있는 자세 정밀도이다. 대형 위성의 경우 위성 전체를 편향시키기보다는 탑재체만을 편향시키는 것이 지향 정밀도 향상을 기대할수 있다.

○원격측정 명령부에서는 사용자 요구사항인 3dB 마진을 가지는 X밴드 영상자료 통신채널과 위성상태 등의 원격자료 전송과 지상국에서의 명령을 수신하기

위한 S 밴드 통신채널을 설계 해야 한다. 통상 위성이 지평선에서 5° 이상의 고도각이 되면 지상국과의 통신 링크를 연결할수 있다. 그러나 영상자료전송시에는 안테나의 사이드로버 및 다중패스 영향을 줄이기위해 고도 14° 이상에서 자료를 전송한다. 803km 고도 궤도의 경우 5° 고도각 이내의 링크 연결 시간을 공간 기하식을 사용하여 구하면 약 12.74분 정도이고 14° 이상 일 경우에는 9.26분 정도이다. 위성에서 지상국으로 자료를 전송하는 하향링크의 경우에는 위성이 방사하는 전력이 인접지역의 다른 유사장비에 영향을 주지 않도록 국제적인 규격(ITU)을 정해 놓았다. 그러므로 링크버짓 계산시에는 위성과 지상국이 최대 거리를 이룰때 링크마진을 만족하도록 설계해야 하는 동시에 최소 거리 일때 ITU 규격을 만족해야 한다. [표 3]은 전송 스펙트럼내의 임의의 4kHz 대역에 대한 전력 밀도 세기(PFD)를 나타내 보였다.

[식 5]는 링크버짓 계산에 사용되는 식이다.

$$E_b / N_0 = (P * L_t * G_t * L_s * L_a * G_r) / (k * T_s * D_r * L_m) \text{ --- [식 5]}$$

여기서 E_b / N_0 는 비트당 전송에너지 대 잡음 밀도, P 는 송신되는 전력, L_t 는 안테나와 트랜스미터 사이의 손실을 나타내고, G_t 는 송신측 안테나의 이득, L_s 는 전파가 공간을 퍼져나가므로 생기는 공간 손실, L_a 는 전송경로상의 손실, G_r 는 수신 안테나의 이득, k 는 볼츠만 상수이고, T_s 는 시스템의 잡음 온도, D_r 은 자료전송비, L_m 은 신호의 변조로 인한 손실을 나타낸다.

[식 6]은 PFD 계산에 사용되는 식이다.

$$PFD = 10 * LOG [eirp * 4000 / (BW * 4\pi * R^2)]$$

$\text{dB/m}^2/4\text{kHz}$ -----[식 6]

여기서 eirp [dB]는 유효등방위 방사전력으로서 다음 식으로 구한다.

eirp [dB] = 전송전력 [dB] + 안테나까지의 손실 [dB] + 안테나 이득[dB] -----[식 7]

BW는 대역폭이고 R은 거리이다. [표 4]는 X 밴드 영상자료 전송채널의 하향링크 마진을 계산한 것을 보여준다. S밴드의 경우에도 동일한 식으로 링크마진을 구할수 있다. PFD는 최악의 경우를 가정한다면 BW가 75MHz 이고 거리가 803km로 -164.07dB/m^2 로 ITU 규격을 만족한다.

III. 결 론

인공위성의 임무설계 및 해석은 사용자의 요구사항으로부터 최적의 인공위성을 설계, 제작 그리고 운용할수 있는 해답을 제공하는 것이다. 여기에는 현재의 기술 및 앞으로의 기술 진척 사항 그리고 경제적, 시간적인 다양한 변수들이 포함되어 있다. 시스템의 복잡성, 다양성으로 인해 임무설계에 대한 정확한 해답을 찾는 것은 불가능하며 인공위성 시스템 구축의 전 과정에 걸쳐 시스템의 일부분으로서 임무 설계 및 해석을 반복한다. 사용자 요구로부터 위성본체, 탑재체, 지상국과 발사체 설계 또는 선정 규격을 도출하고 피드백을 통해 각 서브시스템의 설계가 임무에 적합한지 해석을 통해 재검증하고 잘 맞지 않는 부분은 재설계를 한다. 기본적인 저궤도 임무설계 예에서 사용자 요구 사항에 따라 분해능이 3m인 고해상도 전자광학 탑재체와 위성의 궤도 선정 및 자료 전송 통신채널에 대한 마진을 계산하였다. 초기 계산에서는 정확한 값을 제시 하기보다는 몇 개의 가능한 값을 제시하고 각 서브시스템의 설계가 진척됨에 따라 최적의 값을 선정할수 있도록 임무설계 및 해석이 진행되었다.

참 고 문 헌

- [1] James R. Wertz, "Space Mission Analysis and Design", Space Tech. Lib.
- [2] Agrawal, "Design of Geosynchronous Spacecraft", Prentice Hall.
- [3] C.B. PEASE, "Satellite Imaging Instruments", Ellis Horwood.
- [4] P.R.K. Chetty, "Satellite Technology and its Applications", TAB BOOKS.

[5] John E. Prussing, "Orbital Mechanics", Oxford University Press.

[6] 항공우주연구소, "다목적 실용과학 위성의 시스템 설계 연구", 과기처, 연구 보고서.

[7] 항공우주연구소, "저궤도 위성용 지상국시설 및 운용체계 기술연구", 과기처, 연구보고서.

[8] 항공우주연구소, "다목적실용과학위성 개발을 위한 사전조사 연구", 과기처, 연구보고서

[9] 항공우주연구소, "정지궤도 위성발사를 위한 임무순서 분석", 한국통신, 연구보고서

이 진 호

김 병 교

- 1990년 2월 : 광운대학교 전자공학과(학사)
- 1992년 2월 : 광운대학교 전자공학과(석사)
- 1992년 3월 ~ 현재 : 항공우주연구소
- 관심분야 : 신경망회로, 원격측정, 위성통신

- 1969년 2월 : 서울대학교 기계공학과(학사)
- 1974년 2월 : 서울대학교 항공공학과(석사)
- 1975년 2월 : Northrop Univ. 항공공학(석사)
- 1985년 : 미국 와싱턴대학교 항공공학과(박사)
- 1971년 ~ 1972년 : KIST 유체기계연구실
- 1972년 6월 ~ 1996년 1월 : 국방과학연구소(부장)
- 1996년 ~ 현재 : 항공우주연구소(책임 연구원)
- 관심분야 : 위성 시스템 설계, 임부설계, 시스템모델링

진 영 근

김 학 정

- 1984년 2월 : 한영대학교 전자공학과(학사)
- 1986년 2월 : 한국과학기술원 전기 및 전자공학과(석사)
- 1986년 4월 ~ 1989년 5월 : 국방과학 연구소
- 1990년 10월 ~ 현재 : 항공우주연구소
- 관심분야 : 원격탐사, 패턴인식, 영상처리

- 1975년 2월 : 서울대학교 항공공학과(학사)
- 1985년 : 미국 Virginia Polytech 항공우주공학(석사)
- 1991년 : 미국 U. of Texas Austin 항공우주공학(박사)
- 1975년 3월 ~ 1984년 2월 : 국방과학 연구소
- 1991년 8월 ~ 1994년 12월 : 국방과학 연구소
- 1995년 1월 ~ 현재 : 항공우주연구소(책임연구원)
- 관심분야 : 시스템 설계, 임부설계, 비행체 해석