

다목적실용위성의 월식 현상 분석

김응현 · 이상률 · 김학정

한국항공우주연구소, 우주사업단

LUNAR ECLIPSE ANALYSIS FOR KOMPSAT

Eunghyun Kim, Sang-Ryool Lee, and Hak-Jung Kim

Multi-Purpose Satellite Group, Korea Aerospace Research Institute

email: ekim@kari.re.kr, leesr@kari.re.kr, hjkim@kari.re.kr

(Received October 23, 1998; Accepted November 7, 1998)

요 약

다목적실용위성은 고도 685km의 태양동기궤도를 임무 궤도로 사용하며, 궤도당 약 34 ~ 35분씩 지구에 의해 태양빛이 가리는 식현상과 비주기적으로 달에 의한 월식 현상이 발생한다. 위성의 월식은 달이 태양과 위성 사이에 위치하여 위성에 도달하는 태양빛을 전체 혹은 부분적으로 가리는 것을 의미한다. 식현상은 위성체의 배터리 충전 및 방전 회수를 증가시키며 위성의 수명과 임무 및 운용에 영향을 준다. 다목적실용위성은 주기적인 지구의 식현상을 고려하여 설계되었으나 월식이 일어나는 경우 위성체의 에너지 균형과 배터리 방전에 대한 부수적인 효과와 함께 운용상의 문제를 초래할 수 있다. 본 연구에서는 다목적실용위성의 임무 기간인 3년동안 위성 운용 중에 발생할 수 있는 월식 현상을 예측하고 이에 대비한 임무 운용 계획을 제시하였다.

ABSTRACT

The Korea Multi-Purpose Satellite(KOMPSAT) uses a sun-synchronous orbit with an altitude 685km as mission orbit and undergoes earth eclipses and infrequently lunar eclipses. Lunar eclipses occur when the moon is located between the sun and the satellite and blocks partially or fully the sunlight. The eclipse causes the satellite to increase battery discharge times and affects satellite lifetime and mission operation. The KOMPSAT lunar eclipses can cause additional effects to energy balance and battery disc of the KOMPSAT lunar eclipse for 3 year mission lifetime. Also mission planning scenario is presented for lunar eclipses at the KOMPSAT Grouns Station(KGS).

1. 서 론

다목적실용위성은 지구관측 위성으로 육지, 해양, 연안을 포함한 영상을 제공하며 이를 위해 전자광학 카메라(EOC: Electro-Optical Camera)와 해양관측 탑재체(OSMI: Ocean Scanning Multi-spectral Imager, LRC: Low Resolution Camera로도 불림)를 탑재하고 있다. 다목적실용위성은 1999년 7월 1일 미국 캘리포니아에 있는 반덴버그 발사장(VAFB)에서 Orbital사의 Taurus 발사체로 고도 685km, 궤도 경사각 98.13도의 궤도에 투입될 예정이다. 발사 직후 초기 운영기간에는 한국항공우주연구소에 위치한 다목적실용위성 지상국(KGS: KOMPSAT Ground Station)과 독일의 GSOC(German Spacecraft Operations Center) 보조 지상국의 두 곳에서 위성 관제를 실시할 예정이다.

다목적실용위성은 대부분의 지구관측 위성과 같이 태양동기궤도를 임무궤도로 선택하였다. 이상적인 태양동기궤도는 승교점 및 주어진 위도에서 매 궤도마다 일정한 평균지방시를 유지함으로써 위성에 탑재된 센서에 거의 일정한 태양 조도 조건을 제공하며, 위성체의 에너지 균형과 배터리 운용을 용이하게 해주는 장점이 있다. 그러나, 월식 현상이 일어나게 되면 부분 혹은 전체적으로 태양빛을 가리게 되어 태양전지판에서 생산되는 전력의 양과 소비되는 전력량의 차이를 증가시킬 수 있으며, 탑재된 컴퓨터가 위성이 이상상태(Anomaly)인 것으로 판단하여 자동적으로 위성을 이상모드(Contingency Mode)로 전환할 수도 있다. 지상국에서는 월식 현상이 일어나는 시각과 지속 시간에 대한 정보를 가지고 정확한 임무 계획 설정과 에너지 균형을 고려하여 만약의 사태에 대비하여야 한다.

2. 월식 현상에 대한 기하학적 관계

위성에서 일어나는 월식 현상에 대한 기하학적 관계를 그림 1에 나타내었다. 위성에서 일어나는 월식 현상은 일반적으로 지상에서 일어나는 월식과 달리 달이 위성과 태양 사이에 놓여서 전체 혹은 부분적으로 태양빛을 가리는 현상이다. 지구중심좌표계에서 보았을 때 달은 약 1 km/sec의 속도로 움직이는 반면에 저궤도인 다목적실용위성은 약 7.5km/sec의 속도로 지구를 회전한다. 따라서, 지표면에서보다 더 많은 월식 현상이 일어난다. 위성에서 일어나는 월식 현상은 식(1)에서처럼 위성을 중심으로 태양, 달, 지구의 위치를 각각 산출하여 위성에서 바라본 각 천체들의 각반지름 $\theta_S, \theta_M, \theta_E$ 과의 근접한 정도를 계산함으로써 예측할 수 있다.

$$\vec{S}_s \cdot \vec{M}_s = \theta_s + \theta_M, \quad \vec{S}_s \cdot \vec{E}_s = \theta_s + \theta_E \quad (1)$$

여기서 \vec{S}_s 는 위성과 태양 사이의 거리벡터, \vec{M}_s 는 위성과 달 사이의 거리벡터, \vec{E}_s 는 위성과 지구 사이의 거리벡터이다.

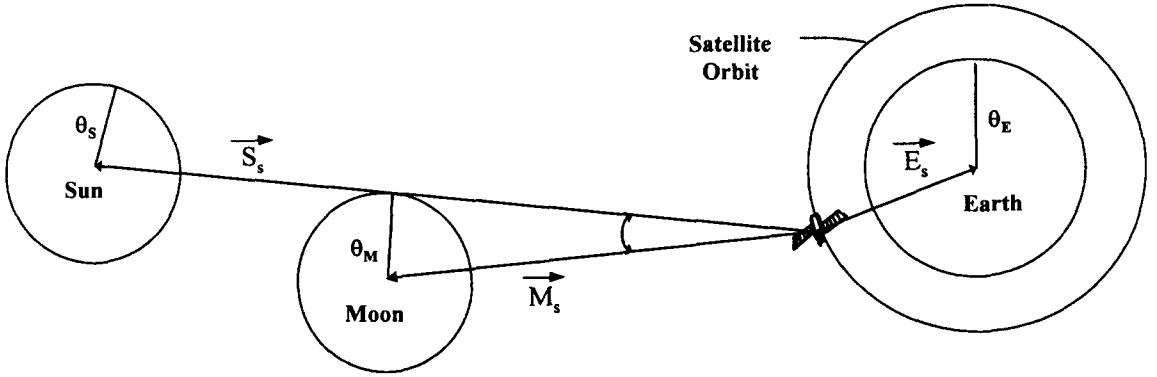


그림 1. 다목적 실용위성의 월식 Geometry.

3. 계산 결과

지구는 완전한 구형도 아니고 균질하지도 않으므로 두 물체의 2체 운동에 대해 섭동력이 존재하게 되고, 이 결과 주어진 궤도의 승교점 적경이 변화하게 되는데, 지구중력포텐셜 J_2 항은 섭동력 중에서 승교점 적경에 가장 큰 영년 변화를 일으킨다. 태양동기궤도의 조건은 이러한 승교점 적경의 변화율이 평균 태양의 적경 변화율과 동일한 경우이다.

그러므로, 다목적실용위성의 궤도 예측은 태양동기궤도 특성을 유지하기 위해 J_2 항만을 고려한 해석적 방법을 이용하였다(Markely & Jeletic 1991). 표 1은 다목적실용위성의 궤도를 계산하기 위해 사용한 초기 궤도 요소이다. 실제 위성의 궤도는 지구 비대칭 중력장에 의한 섭동력, 태양과 달에 의한 섭동력, 지구 대기에 의한 저항, 태양 복사압 등과 같은 다양한 섭동을 받는다. 그러므로, 다목적실용위성의 실제 운용 과정에서는 장기간에 걸친 월식 예측 결과를 근거로 위에서 언급한 섭동력을 포함한 정밀한 궤도예측 프로그램(Orbit propagator)를 이용하여 정확한 월식 자료를 산출하여 임무 운용에 필요한 타임라인(Timeline)을 작성하는 기초 자료로 사용할 것이다.

태양과 달은 Flandern & Pulkkinen(1979)의 공식을 이용하여 지구중심좌표계에서의 위치를 산출하였다. 이 공식을 통하여 계산된 태양과 달 위치는 1 arc minute의 정확도를 갖는다. 본 연구에서는 모의실험을 위하여 지구중심좌표계의 위치를 위성 중심의 좌표로 변환하는 과정을 거쳤다.

모의실험은 J_2 궤도예측 프로그램을 이용하여 1분 간격으로 월식 조건을 만족하는 시간을 예측하였다. 모의실험 결과 임무 기간 3년에 8일 동안 11번의 월식 현상이 일어나는 것으로 판단된다. 월식 현상의 지속시간은 최소 10.8분에서 최대 27.7분인 것으로 분석되었다. 표 2에 모의실험에서 예측된 월식 현상의 결과를 보였다. 모의실험을 통해 예측된 월식일은 다목적실용위성의 설계 과정에서 해석

되어진 예측일(TRW 1996)과 일치하는 것으로 판명되었으나, 정확한 월식 발생 시각은 약 7 ~ 55분의 오차가 있었다. 그러므로, J_2 궤도예측 프로그램만을 이용하여 초기 분석을 수행하면 KGS의 위성 운용에서 임무 계획 작성을 위한 일차적인 접근 수단으로 사용할 수 있는 것으로 판단된다. 다목적실용위성 발사 후에는 지상국에서 정기적으로 위성의 궤도 결정을 하고 더 정밀한 궤도예측 프로그램을 사용하여 궤도 예측을 수행하므로 더 정확한 예측 결과를 얻을 수 있을 것이다.

표 1. 다목적실용위성의 궤도요소.

Epoch	1997/7/1 8:13:44 UTC
장반경	7063.29 km
이심률	0
궤도경사각	98.13 deg
승교점적경	81.44 deg
근지점인수	0 deg
평균근점각	180 deg
승교점지방시	AM 10:50

표 2. 월식 현상 예측일.

Start(UTC)	End(UTC)	Duration(minute)	Event #
1999/08/11 10:19	1999/08/11 10:37	18.3	1
2000/02/05 11:53	2000/02/05 12:11	18.4	2
2000/02/05 13:18	2000/02/05 13:40	22.6	3
2000/07/01 19:14	2000/07/01 19:32	17.5	4
2000/07/31 01:05	2000/07/31 01:29	24.0	5
2000/12/25 16:23	2000/12/25 16:48	24.7	6
2001/06/21 11:28	2001/06/21 11:56	27.7	7
2001/12/14 19:21	2001/12/14 19:39	18.0	8
2001/12/14 19:45	2001/12/14 19:59	14.4	9
2001/12/14 20:55	2001/12/14 21:06	10.8	10
2002/06/10 23:09	2002/06/10 23:26	16.5	11

4. 지구에 의한 식 현상(Earth Eclipse)과의 관계.

위성의 에너지 균형은 주로 지구에 의한 식에 크게 영향을 받는다. 위성에서 이상적인 에너지 균형을 이루기 위해서는 태양전지판에서 생산하는 전력량이 위성에서 소모되는 전력량 및 배터리에 저장되는 전력량과 일치해야 한다. 이러한 에너지 균형에 가장 큰 영향을 미치는 것은 지구에 의한 식 현상이다. 위성에서 식 지속시간은 각과 관련이 있다. 각은 궤도면과 태양이 이루는 각도를 의미하며 식(2)에서 같이 위성 궤도면의 중심에서 측정된 태양벡터와 궤도면에 수직인 벡터 사이의 관계식으로 부터 계산된다.

$$\beta = \sin^{-1}(\hat{s} \cdot \hat{n}) \tag{2}$$

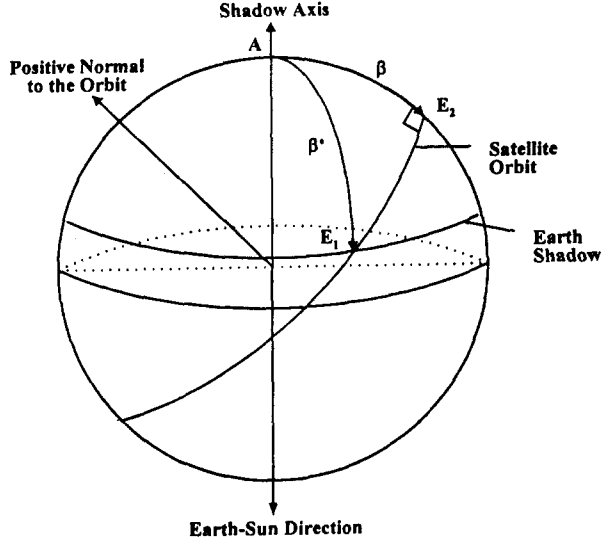


그림 2. β 각과 Earth Eclipse 지속 시간의 관계.

식(2)를 위성의 궤도 요소와 태양의 위치에 대한 식으로 나타내면 식(3)과 같다(Chobotov 1996).

$$\beta = \sin^{-1}[\cos \delta_s \sin i \sin(\Omega - RATS) + \sin \delta_s \cos i] \tag{3}$$

여기서 δ_s 는 태양의 적위, i 는 위성의 궤도 경사각, $(\Omega - RATS)$ 는 승교점 적경과 진태양의 적경의 차이이다. 그림 2는 β 각과 식 지속시간 간의 관계를 기하학적으로 나타낸 것으로 E_1 은 위성이 지구의 그림자에 들어가는 지점이며, E_2 는 위성이 지구 그림자 평면에 수직인 축(shadow axis)에 가장 근접한 지점이다. 각 β^* 은 고도 h 를 가지는 위성이 지구의 그림자에 들어가는 지점과 지구 중심 사이의 각도로 식(4)와 같이 나타낸다.

$$\beta^* = \sin^{-1}\left(\frac{R}{R+h}\right) \tag{4}$$

여기서 R 은 지구 반지름이다. 그러면 AE_1E_2 는 구면삼각형의 법칙을 이용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

여기서 Δu 는 E_1E_2 이다. 최종적으로 각과 식 지속시간과의 관계는 식(5)로 나타내어진다.

$$t_{eclipse} = \frac{2P\Delta u}{2\pi} = \frac{P}{\pi} \cos^{-1} \left[\frac{\sqrt{h^2 + 2Rh}}{(R+h)\cos\beta} \right] \tag{5}$$

여기서 P 는 위성의 주기를 의미한다.

그림 3은 J2 궤도예측 프로그램을 이용하여 β 각의 일년동안 변화를 나타낸 것이다. β 각의 최대값과 최소값은 각각 -10.295도와 -20.701도로 최대 10.406도의 변화폭을 보인다. 식(5)를 통하여 β 각의 변화폭에 따른 지구에 의한 식 지속시간의 변화량을 찾아보면 각각 35.1분과 34.3분으로 약 일분

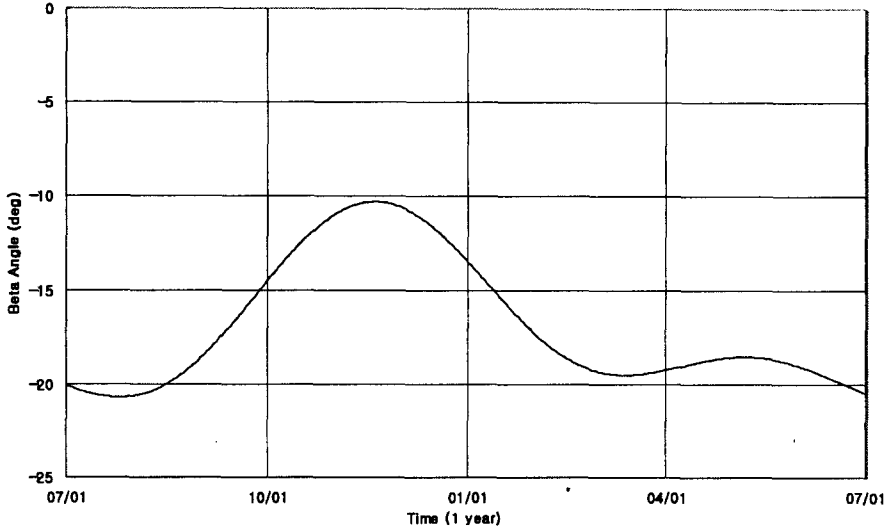


그림 3. J_2 변화에 따른 β 각의 연중변화

미만의 작은 차이만을 갖는다. 이것은 다목적실용위성의 임무 운용 기간동안 지구에 의한 식 지속시간이 거의 일정함을 의미한다. 실제 다목적실용위성은 J_2 항 이외에도 앞에서 언급한 여러 섭동력에 의해서 위성의 궤도 경사각, 승교점 적경 등의 변화가 더 크며, β 각의 변화도 3년동안 더 큰 차이를 보인다(이상률 외, 1998). 그러나, 이 변화에 따른 식 지속시간의 차이는 월식 현상에 비해서 짧은 변화만을 갖는다. 그림 4에 다양한 섭동력을 고려한 다목적실용위성의 임무 기간동안의 β 각의 변화를 보였다. J_2 이외의 다른 섭동력을 함께 고려하는 경우 최소값이 -25.259 도로 J_2 만을 고려한 경우보다 약 5도의 변화가 더 생긴다.

다목적실용위성의 전력계는 지구에 의한 주기적인 식 현상의 영향을 고려하여 설계되었으나, 월식과 지구에 의한 식이 연속적으로 일어나는 경우에는 식 지속시간이 증가하여 에너지 균형에 추가적인 영향을 줄 수도 있다. 그림 5는 예측된 월식과 지구에 의한 식 사이의 시간 관계를 나타낸 것이다. 그림 5에서 왼쪽의 수직축은 위성이 한 주기 내에서 지구에 의한 식이 끝나고 태양빛을 받기 시작하는 시각이고 오른쪽의 수직축은 지구에 의한 식이 시작되어 위성이 태양빛을 받지 못하는 시각을 의미한다. 수평축은 다목적실용위성의 한 주기 동안 월식이 일어나는 지속시간을 의미한다.

그림 5에서처럼 지구에 의한 식과 월식 현상과의 관계는 크게 두 현상이 연속적으로 일어나는 경우와 위성이 지구에 의한 식이 끝나고 태양빛을 받는 기간 중에 월식이 일어나는 경우의 2가지로 분류할 수 있다. 위성을 운용하는 지상국에서는 각각의 경우에 대하여 임무 운용 계획을 세워야 한다.

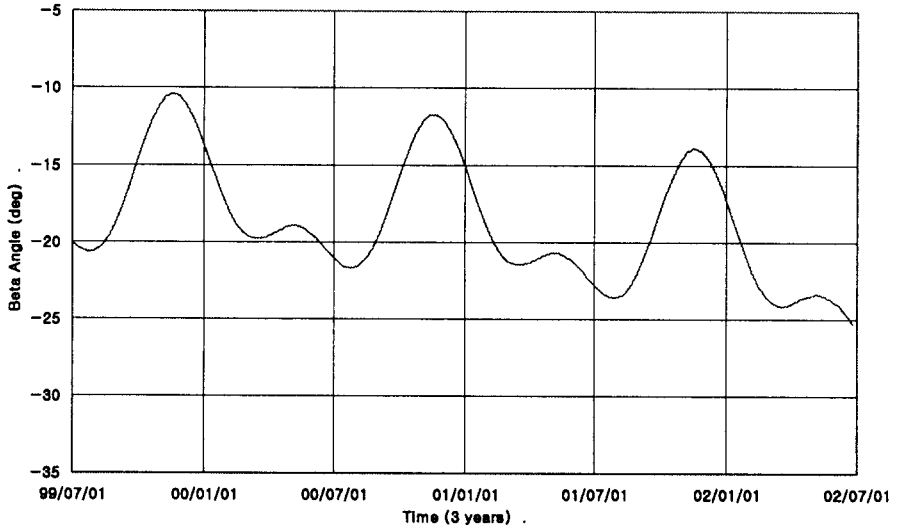


그림 4. 3년동안의 β 각 변화

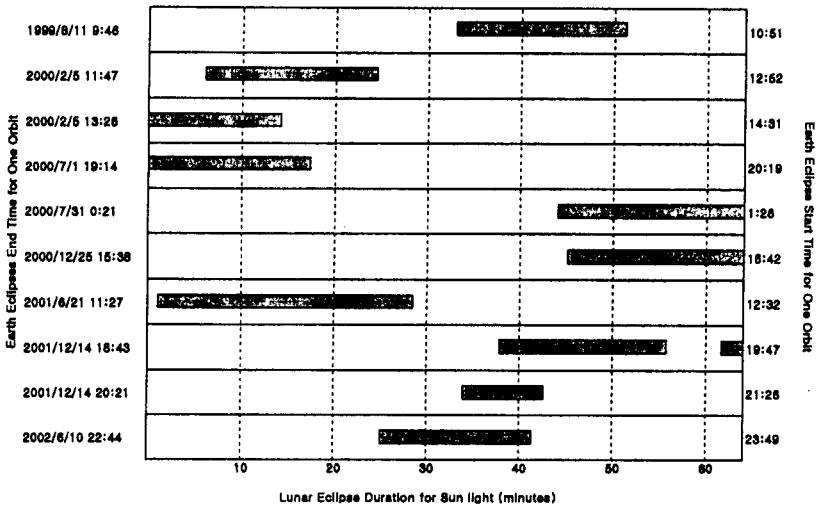


그림 5. 예측된 Lunar Eclipses와 Earth Eclipses의 관계.

5. 월식 기간의 위성 운용 계획

다목적실용위성의 발사 예정일은 1999년 7월 1일이다. 현재 다목적실용위성의 발사후 초기 운용 기간 (LEOP: Launch and Early Operation Phase)은 약 60일을 예상하고 있다(TRW 1997). 이 기간은 KGS와 GSOC에서 위성이 발사체로부터 성공적으로 분리되어 모든 시스템이 정상적으로 동작하는 지를 판단하고, 필요한 경우 궤도 보정, 자세 조정 등과 같은 활동을 하게 된다. 발사후 최초의 월식 예측일인 1999년 8월 11일까지는 약 40일의 시간 간격이 있으며, 순조롭게 위성의 발사가 진행된다면 다목적실용위성은 발사 후 초기 운용 기간 중에 첫 번째 월식을 겪게 된다. 따라서, KGS의 위성 관제에 부담을 줄 수도 있으며 충분한 사전 준비 작업을 필요로 할 것이다.

정상적인 위성 관제의 경우, KGS의 임무 계획은 월, 주, 일의 단위로 수행된다. 한달 동안의 기본적인 임무 계획을 작성한 후에 주단위로 작성된 계획을 점검 및 수정하고, 일단위로 임무 계획 점검 및 수정, 임무 계획에 따른 명령(Command)의 전송 등을 수행한다. 월식에 대비하기 위한 위성 운용 계획도 이와 같은 기본적인 수행 과정을 따를 것이다. 그림 6은 월식에 대비한 임무 운용 계획을 제시한 것이다. Event-1 month에는 월식이 일어나는 시각과 지속시간에 대한 초기 예측을 수행하여 타임라인과 명령계획(Command Plan)을 작성한다. Event-1 week에는 수행 가능한 임무에 대한 예비 결정을 하게 된다. Event-2 day에는 위성의 정확한 궤도를 결정하고 Event-0 day의 궤도를 예측하여 최종 임무 계획을 작성한다. 최종적으로 결정된 명령은 Event-1 day에 위성으로 전송될 것이며, 기본적으로 월식이 일어나는 경우 위성의 영상촬영 임무는 수행하지 않도록 할 예정이다. Event-0 day에는 위성으로부터 텔레메트리(Telemetry)자료를 수신 받아 월식을 통과한 후에 위성이 정상적으로 동작하는지를 판단하게 된다. 이러한 일련의 과정은 KGS에서 예측한 이벤트 시각 오차를 포함할 수 있으며, 월식 기간 중에 위성체가 받는 영향을 정확하게 알 수 없기 때문에 첫 번째 월식이 일어나는 1999년 8월 11일의 임무 계획 작성의 경우에 많은 준비와 검토 기간을 거쳐야 할 것이다. 그림 6에 제시한 준비과정은 첫 번째 월식 임무 운용 이후에 KGS의 경험을 통해 단순화가 가능할 것이다.

6. 결론

월식 현상은 주기적으로 지구에 의해 태양빛이 가려지는 식 현상이 일어나는 다목적실용위성의 궤도에서 에너지 균형 측면에서 문제를 일으킬 수 있다. 본 연구의 결과 월식 현상은 3년의 임무 기간 동안 8일이 예측되었다. 이 결과는 다목적실용위성의 초기 설계 과정에서 이루어진 예측치와 보다 정밀한 궤도예측 프로그램의 예측치와 비교하여 섭동항을 J_2 만 이용하여 구성한 궤도예측 프로그램으로도 다목적실용위성 궤도의 월식 현상 예측이 가능함을 확인하여 KGS 관제국의 위성 운용시 발사일차 변경이나 궤도 조건 변경 등과 같은 상황에서 일차적인 보조 수단으로 활용할 수 있다. 이와 함께 월식에 대비한 위성 운용의 계획도 제시하였다.

감사의 글: 본 논문은 과학기술부, 산업자원부, 정보통신부의 공동 지원으로 실시한 “다목적실용위성 시스템 설계 및 개발 (V)” 연구의 일부입니다.

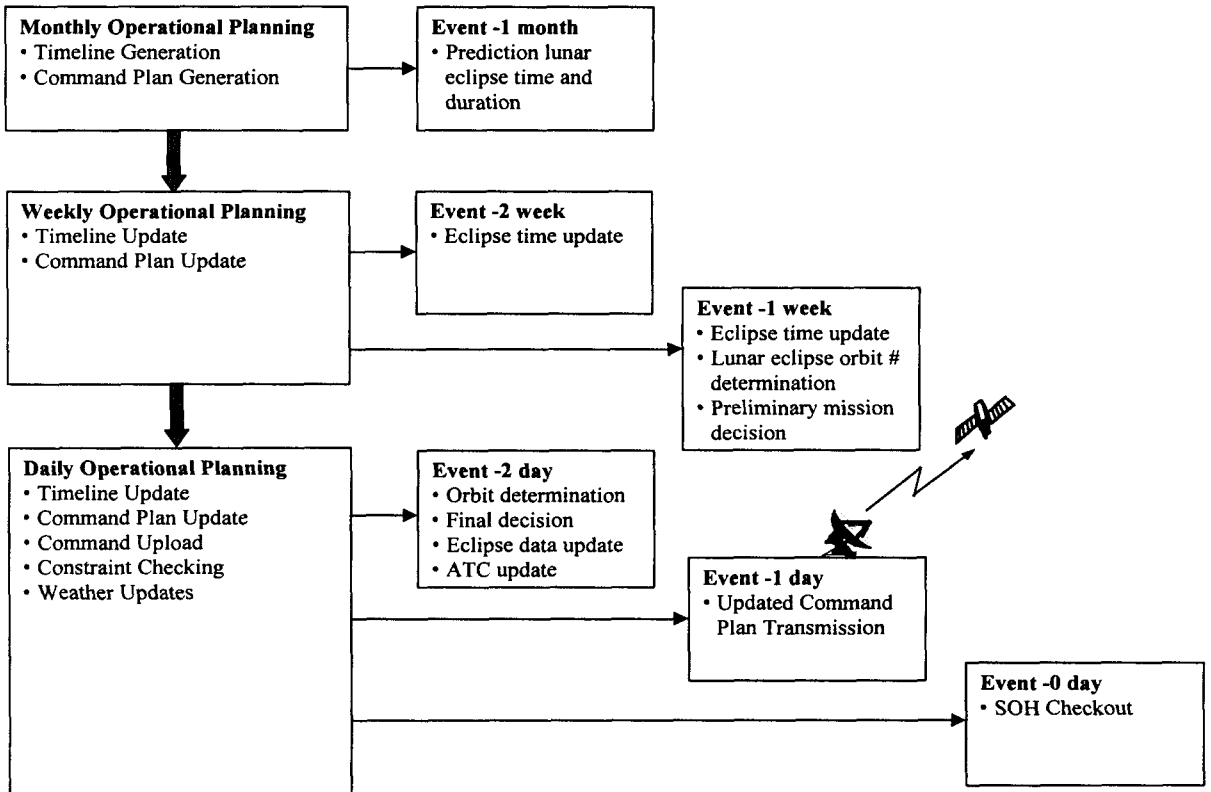


그림 6. 월식에 대비한 위성 운용 계획의 예.

참고문헌

- 이상률, 김응현, 김학정 1998, 한국자동제어학술회의, pp.1887-1990
Chobotov, V. A. 1996, Orbital Mechanics 2nd Edition(AIAA: Washington), pp.245-250
Flandern, T. C. & Pulkkinen, F. F. 1979, ApJS, 41, 391
Markely, F. L. & Jeletic, J. F. 1991, Journal of Guidance, 14, 473
TRW 1996, EPS CDA
TRW 1997, Preliminary KOMPSAT Flight Operation Handbook