

정상 임무운동 상태에서 다목적실용위성 2호 탑재체에 대한 태양 입사각 분석

김웅현[†], 옹기력, 이상률
한국항공우주연구소 위성사업부

SUN INCIDENCE ANGLE ANALYSIS OF KOMPSAT-2 PAYLOAD DURING NORMAL MISSION OPERATIONS

Eunghyun Kim[†], Ki-Lyuk Yong, Sang-Ryool Lee
Satellite Division, Korea Aerospace Research Institute
Yusong-gu, Taejon, 305-333, Korea
E-mail: ekim@kari.re.kr, klyong@kari.re.kr, leesr@kari.re.kr

(Received October 13, 2000; Accepted November 03, 2000)

요 약

다목적실용위성 2호는 고도 685km인 태양동기궤도에서 임무 운동을 수행하기 위해 팬크로매틱 1m, Multi-Spectral 4m 해상도의 영상을 제공하는 고해상도 카메라 (Multi-Spectral Camera, MSC)를 탑재할 예정이다. 다목적실용위성 2호의 통상적인 임무 운동은 고해상도 카메라가 위성의 천저방향 (nadir)에 있는 지구를 관측하는 것이며, 필요한 경우 위성의 반작용 휠을 이용하여 롤축과 피치축으로 기동하여 off-nadir를 관측할 수 있도록 위성을 설계하고 있다. 위성이 롤축과 피치축에 대한 기동없이 임무 운동을 수행하는 경우 탑재체의 광학부분에 태양 직사광선이 입사할 가능성은 없는 것으로 판단된다. 그러나, 위성이 롤축과 피치축에 대해 기동하여 지상을 관측하는 경우 탑재체의 지향 방향이 변화하고 태양광에 의해 광학모듈의 열변형이 일어날 수 있고 직사광선에 의해 검출기가 손상될 수도 있어 임무 수행에 지장을 초래할 수 있으므로 이를 고려하여 운영하여야 한다. 본 논문에서는 다목적실용위성 2호의 자세제어계 성능 해석 소프트웨어를 이용하여, 정상 임무 운동 (Normal Operation) 상태에서 탑재체에 대한 태양 입사각 제한 조건을 임무 운동 관점에서 분석하였다.

ABSTRACT

KOMPSAT-2 will carry MSC (Multi-Spectral Camera) which provides 1m resolution panchromatic and 4m resolution multi-spectral images at the altitude of 685km sun-synchronous mission orbit. The mission operation of KOMPSAT-2 is to provide the earth observation using MSC with nadir pointing. KOMPSAT-2 will also have the capability of roll/pitch tilt maneuver using reaction wheel of satellite as required. In order to protect MSC from thermal distortion as well as direct sunlight, MSC shall be operated within the constraint of sun incidence angle. It is expected that the sunlight will not violate the constraint of sun incidence angle for normal mission operations

[†]corresponding author

without roll/pitch maneuver. However, during roll/pitch tilt operations, optical module of MSC may be damaged by the sunlight. This study analyzed sun incidence angle of payload using KOMPSAT-2 AOCs (Attitude and Orbit Control Subsystem) Design and Performance Analysis Software for KOMPSAT-2 normal mission operations.

Key words: satellite, mission analysis

1. 서 론

2004년 발사를 목표로 개발중인 다목적실용위성 2호 (Korea Multi-Purpose Satellite 2, KOMPSAT-2)의 주요 임무는 한반도 지역에서 발생할 수 있는 대규모의 자연 재해를 감시하고 각종 자원의 이용 실태를 파악하며, 지리 정보 시스템 (Geographic Information Systems)에 활용 가능한 고해상도의 지구 관측 영상을 제공하는 것이다. 이러한 임무를 완수하기 위하여 다목적실용위성 2호는 1m 해상도의 panchromatic 영상과 4m 해상도의 Multi-Spectral 영상을 촬영할 수 있는 고해상도 카메라 (Multi-Spectral Camera, MSC)를 탑재할 예정이다 (항우연 2000). 현재 고해상도 카메라는 아리랑 위성 1호와는 달리 덮개가 없는 구조로 설계되어 있는데 태양광의 입사 정도에 따라 광학모듈의 열 변형이 일어날 수 있으며, 직사광선에 의해 탑재체의 검출부가 손상될 수도 있다. 따라서, 임무 운용 중에 태양광이 제한 조건 내에서 입사하도록 탑재체를 운영하여야 한다. 고해상도 카메라는 지상을 관측하는 용도로 이용되기 때문에 위성이 천저방향 (nadir)을 관측한다면 정상 임무 운용 중에 태양을 바라보지 않을 것으로 예상된다. 그러나, 한반도 지역에 대한 1일 재방문 요구조건 (Lee et al. 2000)에 따라 위성체가 롤축 혹은 피치축으로 기동하여 지상 관측 임무를 수행할 경우에는 위성의 자세가 변화하여 탑재체의 지향 방향이 off-nadir 상태가 되기 때문에 태양의 직사광에 영향을 받을 가능성이 있다. 본 논문에서는 위성이 영상 획득 임무를 수행하는 정상 임무 운용 중에 일어날 수 있는 태양 입사각을 다목적실용위성 2호의 자세제어계 성능 해석 소프트웨어를 사용하여 분석하였다.

2. 태양 입사각 계산과 자세제어계 성능 해석 S/W

다목적실용위성 2호에 입사하는 태양의 각도의 계산은 다음과 같은 식 (1)로 표현될 수 있다.

$$\cos\theta_i = \widehat{X}_B \cdot \widehat{S}_B \quad (1)$$

여기서 \widehat{X}_B 는 위성의 몸체 (Body) 좌표계에서의 탑재체벡터이고 \widehat{S}_B 는 몸체 좌표계에서의 태양 벡터이다. 탑재체벡터는 탑재체가 위성에 장착되는 방향과 각도에 따라 달라지며, 본 연구에서는 탑재체 벡터가 위성의 몸체 좌표계와 정렬 오차없이 Z축을 향하는 것으로 가정하였다. 태양벡터는 ECI (Earth-Centered Inertia) 좌표계의 태양벡터를 계산하고 이를 위성 몸체 좌표계의 태양벡터로 변환하여 계산한다.

자세제어계 성능 해석 소프트웨어는 다목적실용위성 2호의 자세제어계 알고리즘을 동일하게 모사하여 자세제어계를 설계하고 성능을 검증하기 위한 도구이다. 그림 1은 다목적실용위성 2호의 자세제어계 설계 및 성능해석 소프트웨어의 블록 다이어그램이다. 자세제어계 설계 및 성능해석 소프트웨어는 센서모델, 추력기 모델, 반작용 휠 모델, 인공위성의 동역학 모델, 인공위성의 궤도와 태양,

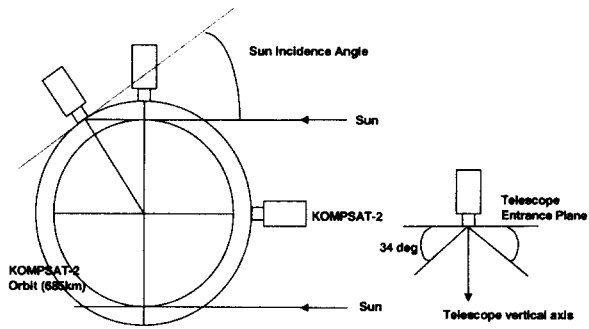


그림 2. 태양이 탑재체에 입사하는 각도.

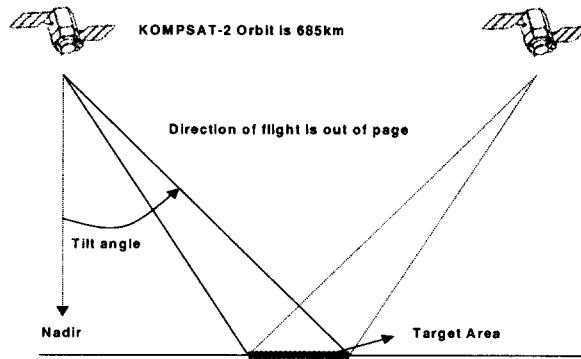


그림 3. Tilt Operation 개념.

대한 기동을 고려하여 시뮬레이션 조건을 찾을 경우 지상 관측 시간, 관측 지역의 위치, 위성이 지나가는 지상 궤적의 위치, 물축과 피치축에 대한 tilt 각도 등의 변수들로 인해 다양한 시뮬레이션 시나리오가 존재할 수 있다. 이러한 문제를 피하기 위해 tilt 임무 운용에 대한 시뮬레이션은 위성의 자세를 조정하여 물축 혹은 피치축에 대한 기동을 한 후, 시뮬레이션을 하는 시간동안 위성이 초기의 tilt 각을 유지하면서 임무 운용을 한다고 가정하였다. 다목적실용위성 2호의 발사 후 실제 임무 수행 시에는 위성의 성능과 영상의 질을 고려하여 물축에 대한 ± 56 도 기동과 피치축에 대한 ± 30 도 기동 시의 지상 촬영 시간을 최대 2분으로 제한하여 운용할 계획이다. 또한, 태양의 적위 변화에 의한 입사각의 변화를 포함하기 위해 하지와 동지, 춘분과 추분 부근의 기산점에서 분석을 수행하였다. 시뮬레이션에 사용된 기산점과 승교점 적경은 표 1과 같다.

4. 태양 입사각 분석 결과

다목적실용위성 2호가 정상 임무 운용을 수행하는 동안 탑재체에 입사하는 태양광의 각도를 분석하여 기산점에 따라 그림 4에서 그림 7까지 나타내었다. 각 그림에는 탑재체에 대한 태양 입사각

표 1. 기산점 (epoch)에 따른 위성의 승교점 적경.

계절	기산점	승교점 위치
하지	20 Jun 2004 20:00	71.813 도
동지	21 Dec 2004 19:00	253.124 도
춘분	20 Mar 2005 14:00	340.638 도
추분	22 Sep 2004 19:00	164.422 도

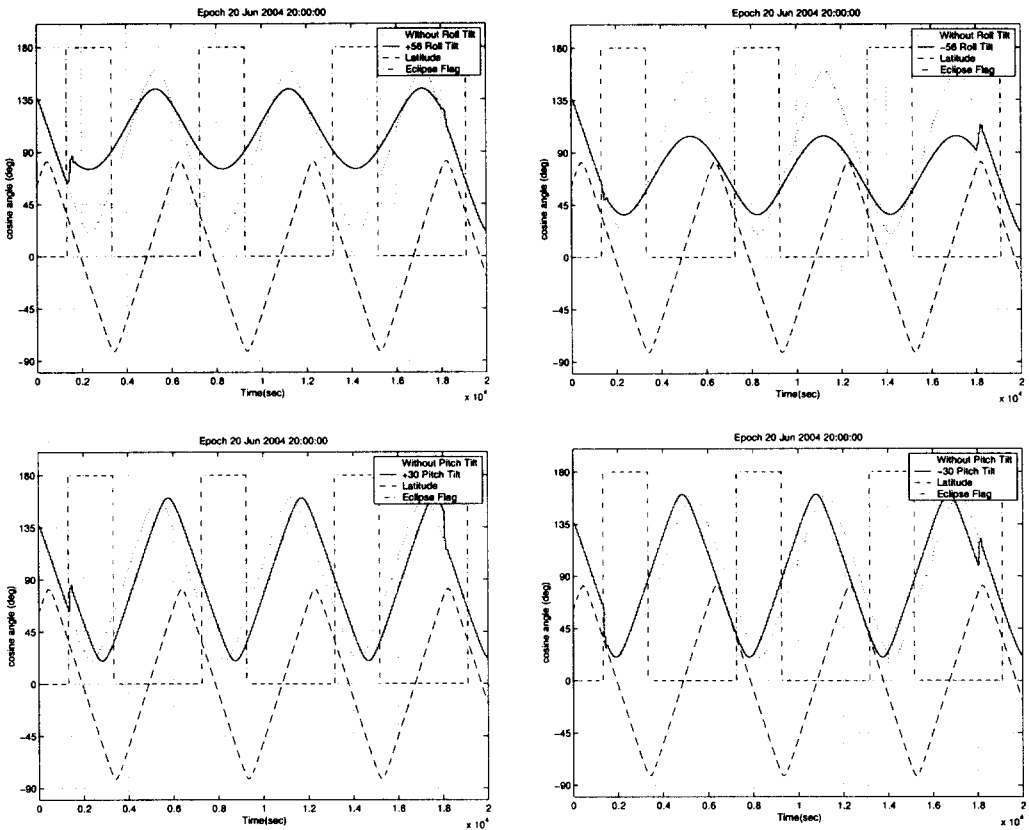


그림 4. 탑재체에 대한 태양 입사각 분석 (하지).

시뮬레이션을 수행한 결과와 함께 동일한 시간에 위성이 지나간 지상의 지점의 위도, 지구에 의한 식 (Eclipse)의 유무도 함께 나타내었다. 그림에서 나타난 입사각은 위성의 자세를 조정하여 롤축 혹은 피치축에 대한 기동을 한 후, 세 궤도동안 위성이 초기의 tilt 각을 유지하면서 임무 운용을 한다고 가정하고 시뮬레이션 한 결과이다. 탑재체가 롤축이나 피치축에 대한 기동없이 nadir 방향을 지향하는 임무 운용을 하는 경우에는 위성이 식에 들어가 있을 때를 제외하고는 모두 입사각 제한 조건인 56도를 벗어나 있는 것으로 분석되었다. 마찬가지로 롤축으로 ± 56 도 기동하여 지상 영상 획득 임무

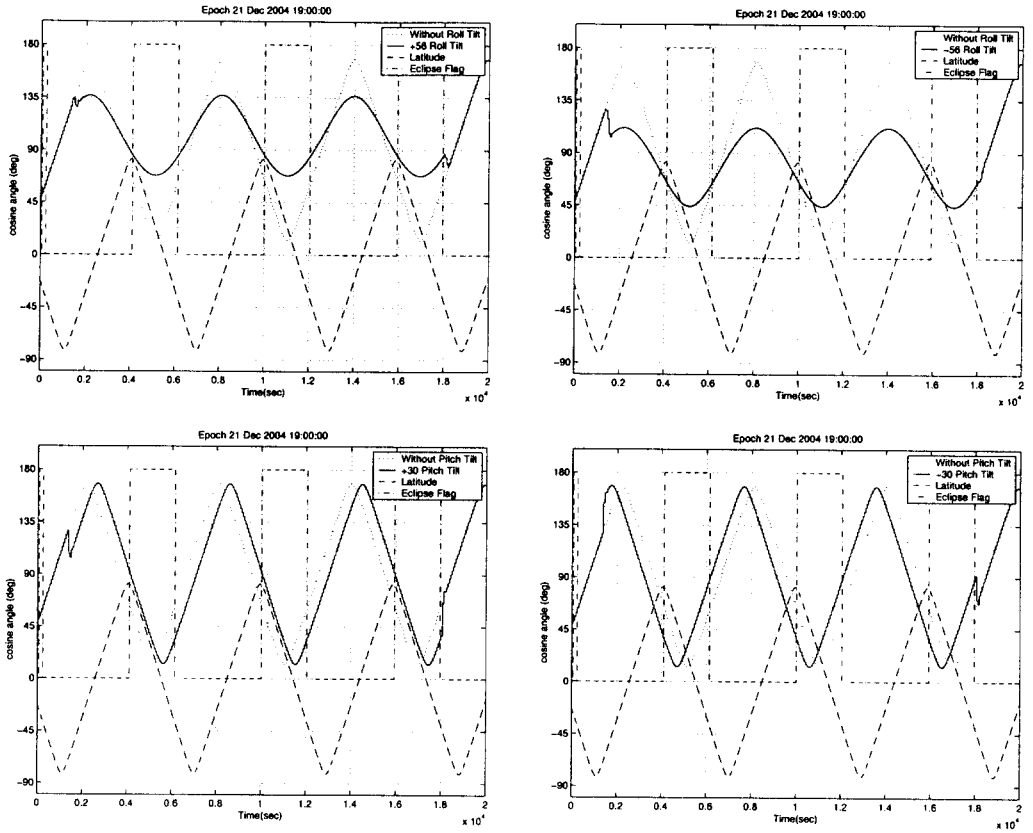


그림 5. 탑재체에 대한 태양 입사각 분석 (동지).

를 수행하여도 태양광의 직접적인 영향은 없는 것으로 분석되었다. 그러나, 피치축으로 ± 30 도의 기동을 한 후에 분석한 결과는 위성이 식에 들어가 있지 않는 상태에서도 56도의 입사각 제한 조건을 만족시키지 못하는 경우가 있는 것으로 나타났다. 각 그림에서 입사각 제한 조건을 만족시키지 못하는 시간과 위성의 위도를 연관지어 보면 극 부근에 위치한 고위도 지방에서 위성이 식에 들어가기 직전이나 식을 나온 직후에 일어나고 있고, 하지일 때 -30도 피치축 기동하면 중위도 지방에서도 입사각이 56도를 넘는 경우가 있었다. 이 현상을 다목적실용위성 2호의 임무 운용 관점에서 본다면 입사각 제한 조건을 만족하지 못하는 시점은 위성이 지상에 대한 영상 촬영이 종료되거나 시작되지 않은 시점이다. 따라서, 위성이 임무 궤도에 들어가서 정상 임무를 수행할 때는 일어날 가능성이 적은 것으로 판단되며, 특수한 상황하에서 지구의 고위도 지역에 대한 영상 획득이 필요한 경우에는 태양 입사각 제한 조건을 맞출 수 있게 임무 운용을 수행해야 할 것이다.

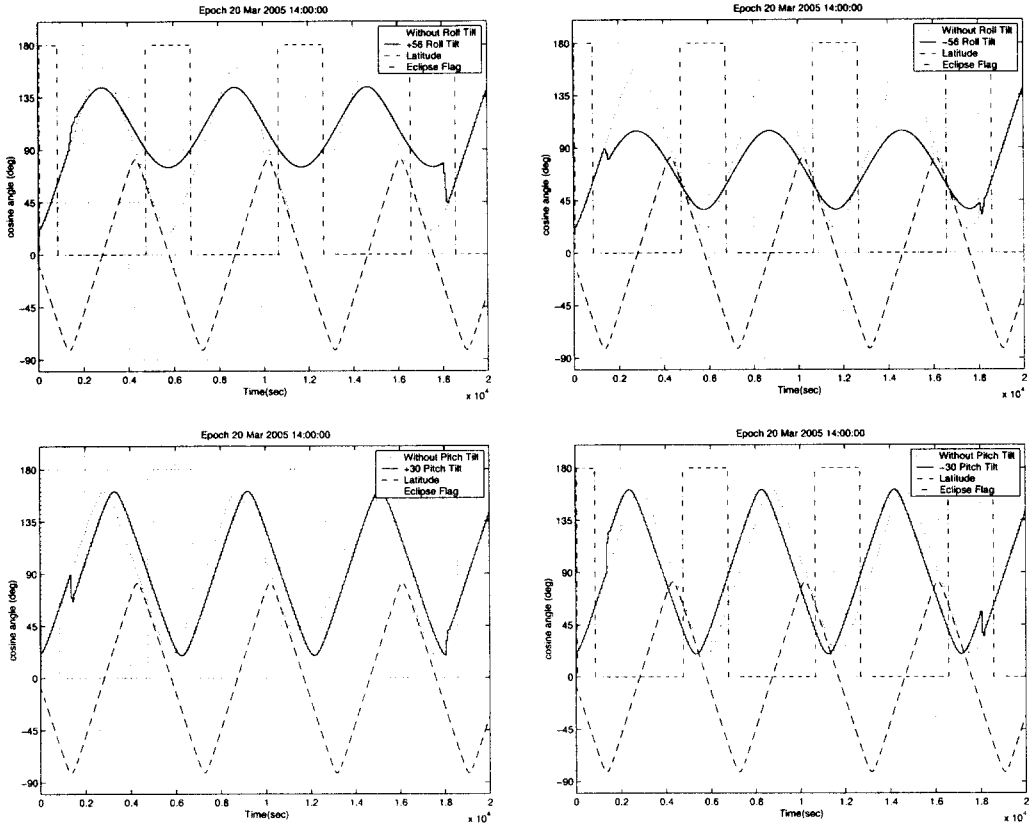


그림 6. 탐재체에 대한 태양 입사각 분석 (춘분).

5. 결론

다목적실용위성 2호가 발사 후 임무 궤도에 진입하여 통상적인 임무를 수행하고 있을 때, 탐재체에 입사하는 태양 직사광선의 각도를 다목적실용위성 2호 자세제어계 성능 해석 소프트웨어를 이용하여 분석하였다. 분석은 nadir 방향에 대한 관측의 경우와 롤축과 피치축을 기동하여 탐재체가 지상을 촬영하는 임무를 수행하는 경우에 대해 이루어졌다. 현재 다목적실용위성 2호의 고해상도 카메라에서 제한되는 태양 입사각은 탐재체의 망원경 평면을 기준으로 34도 이상, 탐재체 수직 중심축을 기준으로 56도 이하이다. 분석의 결과, 정상 임무 운용동안 nadir 방향에 대한 관측과 롤축에 대한 ±56도 최대 tilt각 범위 내에서의 관측은 입사각 제한 조건을 만족한다. 그러나, ±30도 최대 tilt각으로 피치축을 기동하여 지상 관측을 하는 경우는 입사각 제한 조건을 만족시키지 못할 수도 있는 것으로 나타났다. 이 경우 탐재체 광학 부분의 변형 또는 손상을 방지하기 위해 실제 임무 운용 계획 수립 시에 피치축 기동을 최소한의 범위에서 수행해야 할 것이다.

향후 발사체가 선정되면 발사 장소 및 시각에 따라 추가적으로 발사 이후 페어링 분리부터 위성

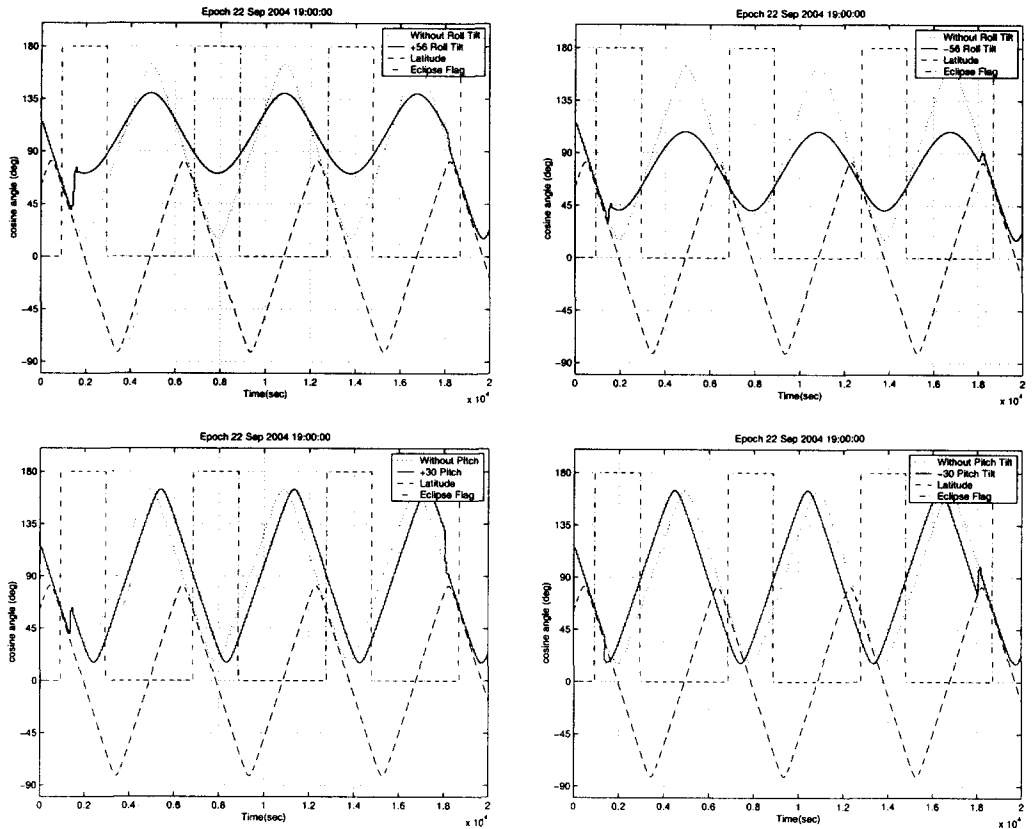


그림 7. 탑재체에 대한 태양 입사각 분석 (추분).

의 분리 및 자세 획득까지의 기간에 대한 태양 입사각 분석과 궤도 조정을 위한 기동모드에서의 분석이 필요할 것으로 여겨진다. 또한, 위성이 이상상태에 진입하였을 때 태양의 직사광선을 피하기 위한 알고리즘도 연구할 필요가 있을 것이다.

감사의 글: 본 연구는 과학기술부, 산업자원부, 정보통신부의 공동 지원으로 실시한 “다목적실용위성 2호 시스템 설계 및 개발 (II)” 연구의 일부입니다.

참고문헌

한국항공우주연구소 2000, 다목적실용위성 2호 시스템 설계 및 개발 (I), 25
 Lee, S.-R. 2000, Preliminary KOMPSAT-2 Mission Profile, K2-D0-370-001, pp.9-10
 Lee, S.-R., Kim, E., & Kim, H.-J. 2000, in Proceedings of the KSAS Spring Annual Meeting 2000, 119
 Wertz, J. R. 1986, Spacecraft Attitude Determination and Control