J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 47(4), 283-288(2019)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.4.283
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

천리안2A호 태양전지판구동기 궤도상 운영 검증

박영웅[1], 박근주[2], 박봉규[3]

Validation on Solar-array Drive Assembly of GEO-KOMPSAT-2A Through In-orbit Operation

Young-Woong Park[1], Keunjoo Park[2] and Bong-Kyu Park[3]
Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

In this paper, there is summarized the validation of ground test results through the telemetry acquired during on-orbit initial activation on solar-array drive assembly(SDA) of GK2A launched at Dec-5, 2018. Especially, the decision logic of SDA initial position and the compensation logic are validated and confirmed. The SDA initial position is needed when GK2A enter to geostationary orbit from transfer orbit and the compensation logic is for the accumulated position error due to the open-loop control. Up to now, it is normal operating. Also the periodic offset between the geostationary orbit and Sun position is found that it is not checked on design phase, and then the proper threshold value is applied.

초 록

본 논문은 천리안위성 2A호가 2018년도 12월 5일에 발사되고 태양전지판구동기의 초기운영을 수행하면서 획득된 텔레메트리를 통해 지상에서 개발하고 시험한 결과에 대한 우주검증 결과를 정리하였다. 특히, 전이궤도 이후 정지궤도에 진입하면서 태양전지판구동기의 위치 설정 로직과 open-loop 제어에 의한 누적오차 보상 로직에 대한 결과를 검증하고 정상 운영이 되고 있음을 확인할 수 있었다. 또한, 설계 단계에서 확인되지 못했던 정지궤도 대비 태양의 위치가 시간에 따라 주기적인 오프셋이 있음을 발견하고 그에 적합한 보정 threshold 값을 설정하게 된 결과도 정리하였다.

Key Words : GEO-KOMPSAT(천리안2A호), SDA(태양전지판구동기), IOT(궤도상시험), Open-loop Control(개루프제어), Ephemeris(천체력), Pointing Error(지향오차), WOM(휠모멘텀 조정모드)

Ⅰ. 서 론

정지궤도복합위성(이하, GK2 또는 천리안위성2호) 개발사업은 천리안위성 1호의 후속 임무를 수행하기 위해 기상탑재체를 운영하는 A-위성과 해양 및 환경 탑재체를 운영하는 B-위성을 개발하는 내용으로 2011

† Received : January 29, 2019 Revised : March 8, 2019 Accepted : March 20, 2019
[1] Principal Researcher, [2] Principal Researcher, [3] Principal Researcher
[1] Corresponding author, E-mail : ywpark@kari.re.kr
ⓒ 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

년부터 시작된 사업이었다.

그 중 천리안2A호 위성이 2018년 12월 5일 오전 5시 37분(한국시각)에 프랑스령 기아나 우주센터에서 아리안5 발사체에 탑재되어 발사된 후, 33분 후에 발사체와의 분리되고 이후 5분 뒤에 호주에 있는 지상국과 교신이 성공되어 지금까지 전이궤도 운영과 임무궤도에서의 버스 운영에 대한 기능검증을 완벽히 마치고 탑재체 기능검증을 수행하고 있다.

정지궤도복합위성이란 개발 명칭에 대해 이제는 천리안2호 위성이라는 정식명칭이 등록되었지만 영문명칭은 GK2로 표기된다. 이 부분은 천리안위성1호와 다르게 운영되는 탑재체들로 인해 혼선을 방지하려는 목적이다.

본 논문에서는 자세제어계 구동기로 탑재가 된 태양전지판구동기의 궤도상 시험을 통한 검증 결과를 정리하였다. 태양전지판구동기는 위성의 전력을 생산하는 태양전지판을 위성의 자세와 연동하여 항상 태양을 지향하도록 제어해야 하는 기능을 제공하는 구동기이다.

이 구동기는 폐루프제어를 위한 별도 센서를 구성하고 있지 않고 정밀한 스텝모터 지향 구동 구조를 갖고 있기 때문에 운영을 위한 제어알고리즘으로 개루프제어 방식을 적용하였다. 따라서, 개루프제어의 단점인 바이어스로 인한 오차가 지속적으로 누적될 수 있는 점을 보완하여 탑재소프트웨어에서 계산하는 천체력 알고리즘을 이용하여 일정 오차 이상에 대해 보정하는 알고리즘을 추가하였다.

2장에서는 탑재된 구동기의 모드 설정에 대해 설명하고, 3장에서는 초기 태양위치를 획득하는 알고리즘과 오차 보정에 대한 알고리즘을 설명한다. 4장에서는 현재 궤도상시험을 통해 확보된 텔레메트리를 통해 설계 결과를 검증하고 5장에서 결론으로 정리한다.

II. 태양전지판구동기 모드

2.1 태양전지판구동기 구성

GK2A에 탑재된 태양전지판구동기(SDA: Solar-array Drive Assembly)는 스위스 Ruag사의 Septa24 제품으로 구동부(SADM)와 전장부(SADE)가 분리된 제품이며 전장부에서 구동부를 모드에 따라 제어할 수 있는 모듈화된 기능을 제공하고 있다. 이 제품에 대한 기본 제원은 Table 1과 같다.

Table 1. SDA Characteristics

HW		Input Voltage (Vdc)	Norminal Power (W)	Maximum Power (W)	Dissipation (W)	Size (mm)	Mass (kg)
SDA	Mechanical Unit	N/A	11.8	19	7	240ϕ x 210H	7.3
	Electrical Unit	48.5-50.5	12.3	17.3	7.4	300x250x128H	5.2

Table 2. SDA Modes (TASDAMODE)

Value	Function	Rate (deg/min)	Comments
0	Standby	na	SADE only power ON
1	Hold	na	SADM power ON
2	Acquisition	20	Finding REF position
3	Target	20	Moving target position
4~6	Cruise	0.25, 0.5	Crusing with orbit rate

구동모드는 탑재컴퓨터에서 운영에 따라 SADE에 제공하며 텔레메트리 변수인 TASDA MODE로 확인할 수 있고 Table 2와 같다. 구동부의 좌표계와 회전방향에 대해서는 Fig. 1에서 확인할 수 있다.

Table 2에서 acquisition의 기능은 태양전지판구동기의 기준점을 전장부에서 확인하여 포텐셔미터에서 위치정보를 계산할 때 사용하고 있다. 제작 후 기준점 위치를 업체에서 제공해 주는데 대략 357.5° 근처에 있기 때문에 초기 전원을 인가한 후 acquisition 모드 명령을 제공하면 기준점을 획득한 후 hold 상태가 되고 태양전지판구동기 위치에 해당하는 텔레메트리 변수를 통해 해당 값을 확인할 수 있다. 또한, target 기능은 태양전지판구동기 위치에 해당하는 값을 주면 그 위치로 태양전지판구동기를 회전시킨 후 hold 되도록 하는 것이다. cruising 기능은 지구자전속도로 태양전지판구동기를 회전시키는 것으로 GK2A에 탑재된 제품은 마이크로스텝 기능이 있어서 태양전지판 유연모드에 의한 가진 영향을 최소화하기 위해 32스텝과 64스텝으로 구분하고 지구자전속도와 동일하거나 2배 빠른 회전속도를 구현하여 모드에 반영하였다.

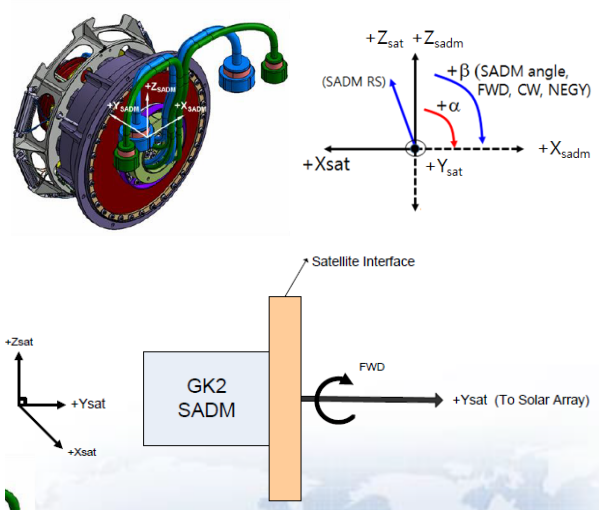

Fig. 1. GK2A SDA Coordinates

2배 빠른 기능은 실제 GK2B에 필요한 기능으로 영상을 30분 촬영하는 동안 태양전지판을 정지시켰다가 촬영이 없는 30분 동안 정상위치로 환원해야 하므로 해당 기능이 필요하게 되었다.

2.2 태양전지판구동기 모드 적용

태양전지판구동기 모드를 구성하여 설계단계에서 운영을 고려한 적용 절차를 아래와 같이 구성하였다[1].

1. 초기 SADE에 전원을 인가하여 탑재컴퓨터와의 데이터 송수신 상태를 확인함. (Standby 모드) : 이 상태에서는 태양전지판구동기가 외부토크에 의해 구동이 가능함.
2. SADM에도 전원을 인가하고 hold 모드를 보내 현재의 위치를 고정함. (Hold 모드)
3. 기준점을 확인하는 명령을 전송하여 정확한 위치 정보를 확인함. (Acquisition 모드) : P/R 변경 또는 전원 재인가시 반드시 수행 필요.
4. 필요시 태양전지판구동기 위치를 임의위치로 변경함. (Target 모드) : 지상시험 시 태양전지판구동기 유지관리를 위한 회전구동에 시간단축을 위해 사용, 초기 운영단계에서는 지구획득 후 산출된 태양과의 각도로 회전하기 위해 사용.
5. 정지궤도에서 지구회전속도로 일정하게 회전하여 태양전지판을 태양과 항상 수직이 되도록 유지함. (Cruise 모드)

서론에서도 언급하였듯이 스텝모터로 구동되는 태양전지판구동기를 개루프 제어방식으로만 구동하게 되면 10년 이상의 임무기간을 갖고 운영하면서 하드웨어적인 바이어스에 의해 오차가 누적될 경우, 태양전지판과 태양과의 각도에 오차가 발생하게 된다. 물론, 지상명령으로 특정시점에 target 모드를 이용하여 보정할 수 있지만 GK2A 위성에는 천체력을 탑재컴퓨터에서 항상 계산할 수 있으므로 이 값과 태양전지판의 위치를 비교하여 일정 오차 이상이 되면 자동으로 보정하도록 하는 알고리즘을 구현하였다.

모드 적용을 위해서는 모드 사이에 전환조건이 요구되는데, cruise 모드 사이에는 임의 명령으로도 전환이 가능하지만, 고속과 저속 회전 모드 사이에는 태양전지판구동기 정지상태가 존재해야 한다. 즉, cruise 모드에서 target 모드 전환시 hold 모드 명령이 필요하며, 반대의 경우에는 target 모드가 완료되면 자동으로 hold 상태가 되므로 모드 명령은 바로 전송될 수 있다.

III. 궤도상 Target 적용 알고리즘

먼저 GK2A 위성은 정지궤도에 안착하기까지 다양한 자세전환을 하지만 가장 기본이 되는 자세는 별추적기를 이용한 3축 자세안정화 모드인 SPM(Sun Pointing Mode)으로 몸체좌표계에 고정된 상태로 태양전지판을 태양과 수직하도록 제어되는 상태이다. 그러나, 정지궤도에 안착하면 +Z축이 지구를 지향해야 하는 자세를 유지하면서 태양전지판을 태양과 수직하도록 제어해야 하기 때문에 지구회전속도로 태양전지판을 회전시키기 전에 반드시 태양의 위치를 획득하는 것이 중요하다. 즉, 정지궤도에 진입하면 위성의 +Z축을 지구로 지향하고 -Y축을 궤도면 회전축과 일치시키면서 휠제어 구동상태를 준비해야 한다. 따라서, 몸체에 고정된 태양전지판과 태양 사이에 자세오차만큼 차이가 발생하게 된다. 이 오차를 예측한 후 태양전지판구동기의 target 모드를 이용하여 해당 값만큼 회전시키고 이후 지구회전속도로 태양전지판을 회전시키면 항상 태양전지판이 태양을 향하게 된다.

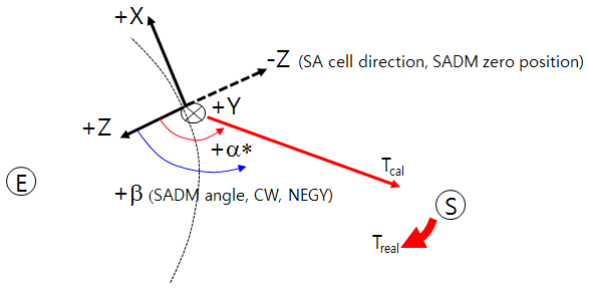

Fig. 2. SADM and Sun Rotation

이때 회전방향은 위성이 서측에서 동측으로 이동하기 때문에 태양은 상대적으로 궤도면에서 볼 때 위성에 대해 시계방향으로 회전하게 된다(Fig. 2 참조). 즉, Fig. 1의 형상에 따라 CCW (SADM 기준) 또는 POSY(몸체 기준) 방향으로 회전하도록 명령을 보내면 된다.

참고문헌 [2]에서 초기 위치로 target 모드를 이용하여 이동할 때에도 태양의 회전을 고려하여 보다 정밀한 위치 예측을 할 수 있다. 즉, 태양의 초기 위치(alpha)와 태양전지판 초기 위치(SA position) 차이(dA)를 계산한 후, 태양전지판이 20deg/min으로 이동하는 시간동안 태양의 위치변화(15deg/hour)를 보정(comp_angle)해 주면 된다. 이를 수식으로 정리하면[2],

$$\alpha^* = atan2(-X_{sun}, Z_{sun}) + 180 \quad (0\deg \leq \alpha^* \leq 360\deg)$$

$$dA = \alpha^* - \beta$$

$$CA = dA/(20\deg/\min)*15\deg/h$$

$$TA = \alpha^* - CA$$

이 된다. 위 수식에서 CA는 보정각도을 의미하고 TA는 최종 목표각도를 의미한다. GK2A SDA는 자동으로 회전각도가 180° 이내의 방향으로 target 모드를 수행한다. 위 수식에서 Xsun, Zsun은 탑재컴퓨

터에서 태양의 위치를 LVLH 좌표계에 대해 단위 벡터값으로 나타낸 것이다.

다음으로 누적오차에 대한 태양전지판구동기 보정 알고리즘을 소개한다. 보정 알고리즘을 적용하기 위해서는 target 모드를 사용할 것인데 이때 고속회전에 따른 영상촬영에 영향을 줄 수도 있으므로 설계 단계에서 해당 임무는 정지궤도에서 비교적 제어오차가 상대적으로 크게 허용되고 있으면서 매일 1회 수행하는 휠모멘텀조정 시기에 수행하는 것으로 고려하였다. 즉, 휠모멘텀조정모드(WOM: Wheel Off-loading Mode)로 위성의 모드가 전환되면 태양의 위치를 예측하는 코드가 동작하여 현재의 태양전지판 위치와 비교한 후 일정 오차 이상이면 천체력에 해당하는 값으로 target을 설정하여 강제적으로 태양전지판 위치를 변경하는 알고리즘이다.

Ⅳ. 궤도상 검증결과 분석

이번 장에서는 GK2A 발사 이후 태양전지판구동기를 운영하면서 획득한 실제 텔레메트리를 통해 설계 단계에서 고려된 운영 모드 및 target 모드 운영 결과를 정리한다.

Figure 3에서 GK2A의 SDA 모드는 2개의 텔레메트리가 있는데, TASDAMODE는 탑재컴퓨터에서 SADE에 제공하는 명령모드이고, TASDAMODEA는 SADE에 정의된 모드로 1553B 통신을 통해 탑재컴퓨터로 전송되는 결과이다.

GK2A의 전이궤도 운영 시 태양전지판을 완전전개하고 운영하기 때문에 태양전지판에 외란이 가해지면서 임의 회전이 발생할 수도 있는 상황을 방지하기 위해 초기 전원을 인가한 후 hold 명령을 전송하여 외란에 따른 임의 회전을 방지하도록 하였다. 따라서, Fig. 3에서 볼 수 있듯이 초기 SADM의 위치를 확인하기 전 상태가 항상 hold 모드로 확인되었다.

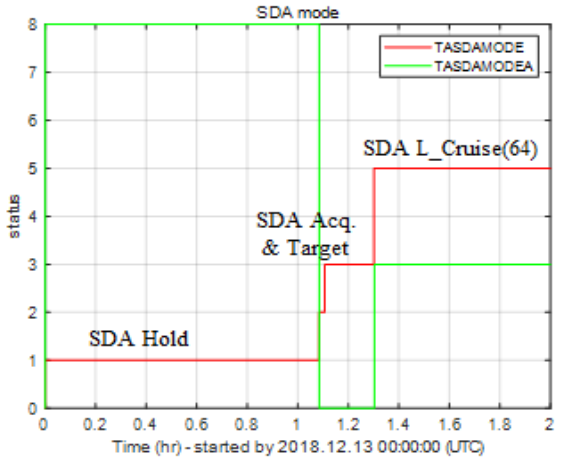

Fig. 3. SDA Mode Results

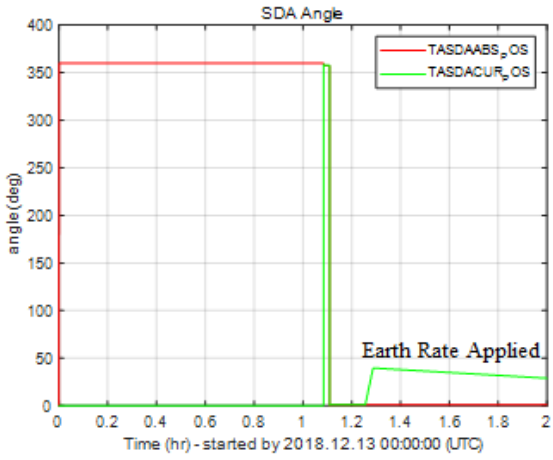

Fig. 4. SDA Position Results

또한, UTC로 12월 13일 오전 1시 이후에 정지궤도에 도달하면서 태양전지판을 일정한 회전상태인 cruise 모드로 전환하기 전에 acquisition & target 모드 전환을 수행하였다. (2.2절 참조)

Figure 4에서는 SDA 모드 전환 시에 내부 포텐셔미터의 위치를 확인한 결과이다. ABS로 표시된 값은 포텐셔미터로부터 직접 획득한 위치 절대값이고, CUR로 표시된 값은 SADE에서 위치결정 로직을 통해 계산된 보정값이다. Acquisiton 모드에 진입하면서 CUR 값이 ABS 값으로 일치하는 것을 볼 수 있고, target 모드로 진입하면서 제공된 위치(1°)로 기동되는 것을 확인할 수 있었다. 또한, cruise 모드로 진입하는 과정에서는 3장의 태양위치획득 로직을 통해 target 위치가 결정되고 그 값에 따라 CUR 값이 earth rate로 변환되는 것을 확인할 수 있었다. acquisition 모드 전환에 따라 CUR 값이 사용되면 ABS 값은 reset 되면서 값이 update 되지 않는다.

GK2A는 정지궤도에 진입할 때, 임무를 수행하는 위치로 바로 진입하는 것이 아니고 주변의 정지궤도위성들과의 충돌을 회피하기 위해 표류궤도(drift orbit)에 진입하면서 1.4 deg/day의 속도로 임무궤도로 이동하도록 설계되었다. 이때, 태양과 태양전지판 사이에 피치 방향으로 궤도 표류만큼 오차가 발생한다.

Figure 5에서 TASDAANG_ERR는 target 값에 대한 오차를 의미하고 TASDAANGLE_ERR는 태양전지판과 태양의 피치 방향 오차를 의미한다. Fig. 5에서 12월 13일 이후 약 1.4° 정도의 오차가 발생하는 것을 볼 수 있고, 그 누적오차가 정해진 threshold 값(4°)을 넘게 되면 위성의 휠모멘텀조정 모드에서 자동으로 태양의 위치로 기동하게 되는 로직이 동작한 것을 확인할 수 있었다. Fig. 6과 Fig. 7에서는 휠모멘텀조정 모드에서 태양전지판구동기의 위치와 모드가 어떻게 변화하고 있는지 확인할 수 있는 결과를 보여준다.

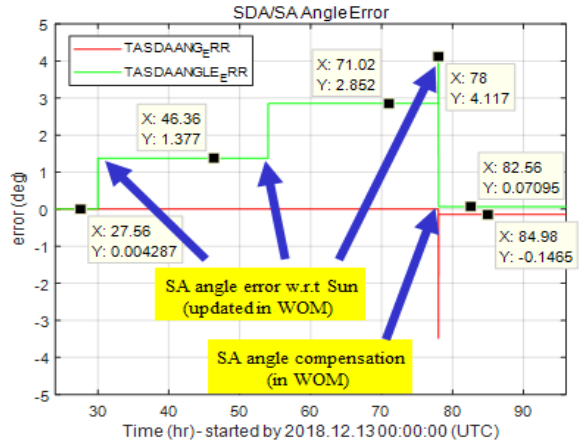

Fig. 5. SDA Position Error in Drift Orbit

Fig. 7. SDA Mode Results in WOM

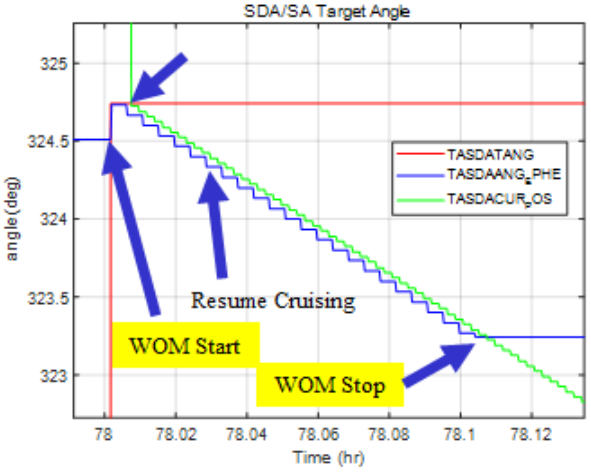

Fig. 6. SDA Position Compensation

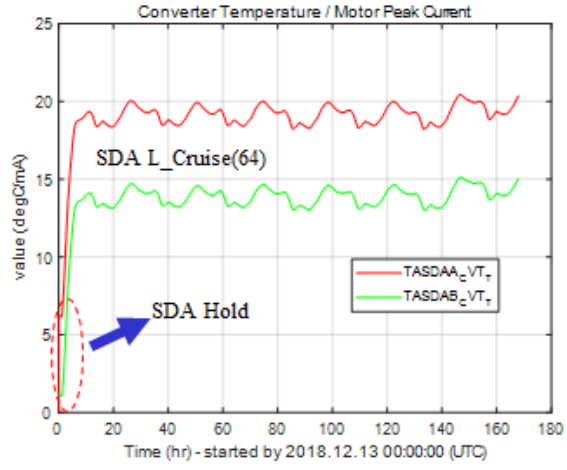

Fig. 8. SDA Converter Temperature

Figure 6에서 보면 휠모멘텀조정모드에 진입하면서 천체력에 의한 태양의 위치를 계산하게 되고, 태양과 태양전지판구동기 사이에 피치 방향 오차가 threshold를 넘었기에 target 값으로 진입 당시 계산된 태양 위치가 설정된 후 태양전지판구동기 위치가 target 위치로 바로 변경된다. 이후 이전 상태의 cruise 모드로 자동 전환되어 태양을 따라 회전하게 된다. 휠모멘텀 조정모드가 종료되면 천체력 계산도 종료되어 일정한 값을 유지하는 것을 확인할 수 있다.

Figure 8은 태양전지판구동기를 cruise 모드로 운영할 때 컨버터(A-side, B-side)의 온도 텔레메트리를 보여주며 정상 범위에서 잘 동작하는 것을 확인할 수 있었다.

Table 3에서는 GK2A 위성에 적용된 태양전지판구동기 회전은 24시간에 360° 회전을 하지만, 실제로는 지구의 공전궤도가 타원궤도이며 지구자전축이 궤도면과 기울어져 있어서 계절에 따라 변화하는 태양 지향 방향의 변동을 한국항공우주연구원에서 자체 개발한 Astrolibrary를 통해 확인한 내용을 정리한 것이다. 즉, 태양전지판구동기는 몸체에 대해 24시간 정확히 1회전 하는 cruise 모드가 적용되어도 태양의 천체력을 이용해서 태양의 위치를 계산하면 Table 3

Table 3. Offset between SDA and Sun

Time(UTC)	LVLH_EPHE	DEL_EPHE
2019-01-01 03:30:00	0.317859	
2019-02-12 03:30:00	3.052089	-2.734230
2019-04-08 03:30:00	0.009503	-3.042586
2019-05-14 03:30:00	-1.409643	-1.419146
2019-06-22 03:30:00	-0.023662	1.385981
2019-07-26 03:30:00	1.143121	1.166783
2019-08-26 03:30:00	0.005345	-1.137776
2019-11-05 03:30:00	-4.596085	-4.601430
2019-12-29 03:30:00	-0.060046	4.536039
2019-12-31 03:33:48	0.181909	0.241955

과 같이 주기적인 오차가 발생하게 된다. 이를 확인하고 GK2A의 태양전지판구동기 open-loop 보정 threshold를 4°에서 5°로 변경하였다.

Table 3의 제목에서 LVLH_EPHE는 위성의 태양전지판 지향벡터에 대해 피치축 방향으로 태양이 틀어져 있는 각도를 의미하고, DEL_EPHE는 이전 값과 현재 값과의 차이를 의미하는 것으로 오차 변위량을 표시한다. 즉, -4.6° 정도가 가장 큰 오차 변위량을 보여주고 있다.

Ⅴ. 결 론

본 논문에서는 천리안2A호에 탑재된 태양전지판구동기의 초기 운영상태를 텔레메트리를 통해 설계결과를 검증하였다. 탑재컴퓨터에서 SADE로 모드명령을 전송하고 그 결과에 따라 태양전지판구동기가 정상적으로 동작하였음을 텔레메트리로 확인할 수 있었다. 특히, 정지궤도에 진입하면서 위성은 지구를 지향하면서 태양전지판은 태양을 향하도록 하는 초기 target 값을 정확하게 획득하였는데 이 부분은 전력계 텔레메트리를 통해 전력 변화로 확인할 수 있었다.

또한, open-loop 제어 방식에 의해 표류궤도에서 피치 방향으로 오차가 크게 발생하는 상황에서 보정 로직도 정상적으로 동작한 것을 확인할 수 있었다. 현재 정상운영을 하고 있는 임무궤도에서는 open-loop 제어방식에 의해 누적되는 오차는 크지 않고 다만 Table 2에 정리된 것과 같은 태양과의 오차가 주요하게 발생하게 된다. 이 부분은 전력을 생성하는 것에 큰 영향을 주지 않기 때문에 보정 로직에 의한 모드 변경을 최소화하기 위해 threshold를 확장하였다. Table 2의 결과는 실제 텔레메트리를 통해 offset 값이 초기 해석보다 크게 나타나는 것을 확인하고 분석한 결과이었다.

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부에서 지원하는 특정연구개발 사업의 일환으로 수행한 '정지궤도복합위성 개발사업'의 연구 결과입니다.

References

1) Panhofer, T., GK2 SADA MIL-1553 TC/TM ICD, GK2-450-12-6200 issue 6.0, 2017, pp.10~30.

2) Park, Y. W., and Park, K. J., "The Initial Target Position of Solar Array and the Verification on Geostationary Earth Orbit Korea Multi Purpose Satellite," *Proceedings of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2018, pp.333~334.