

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(7), 551-556(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.7.551

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

정지궤도복합위성 태양센서 장착방법에 관한 연구

박영웅*

Study on the Allocation Method of Sun Sensor Assembly
for GEO-KOMPSAT2

Young-Woong Park*

Korea Aerospace Research Institute*

ABSTRACT

A lot of hardwares are allocated on the satellite to perform the attitude control. Sun sensor is very important hardware to acquire the initial attitude after separation from launcher and to maintain the safety attitude from the satellite anomaly operation. So the allocation of the sun sensor to acquire the field of view and the attitude control design using it, are critical work in the beginning of development.

Number of Sun sensor for GEO-KOMPSAT2 is reduced with respect to COMS due to star tracker usage. The additional sun sensor using COMS heritage is considered. In this paper, it is described the analysis and the results on the method for the safety improvement which is to enlarge the field of view and to consider the harness connection of P/R-side of the sun sensor.

초 록

인공위성의 자세제어를 수행하기 위해 다양한 하드웨어들이 탑재된다. 그중에서 가장 초기에 위성의 안정된 자세를 확보하며 이상동작시 안전한 자세를 확보하기 위해 사용되는 중요한 하드웨어가 바로 태양센서이다. 따라서, 위성의 개발 초기에 해당 센서의 시야각 확보를 위한 장착과 이를 이용한 자세제어 설계가 매우 중요한 역할을 담당한다.

정지궤도복합위성은 별추적기 탑재로 인해 천리안위성 대비 태양센서의 전체 수량을 축소할 수 있었다. 그리고 천리안위성의 우주이력을 이용한 여분의 하드웨어를 추가로 고려하였다. 본 논문에서는 추가된 태양센서를 통해 시야각을 확장하고 P/R-side 결선도 고려하여 안정도를 높이는 방법에 대해 분석하고 그 결과를 정리하였다.

Key Words : GEO-KOMPSAT2(정지궤도복합위성), COMS(천리안위성), Allocation(장착), Sun sensor assembly(태양센서), Field of view(시야각), Harness connection(하니스 결선)

† Received : February 20, 2018 Revised : May 25, 2018 Accepted : June 18, 2018

* Corresponding author, E-mail : ywpark@kari.re.kr

I. 서론

인공위성의 자세제어를 수행하기 위해 다양한 하드웨어들이 탑재되는데 그중에서 가장 초기에 위성의 안정된 자세를 확보하면서 이상동작시 안전한 자세를 확보하기 위해 사용되는 중요한 센서가 바로 태양센서이다. 따라서, 위성의 초기 개발시 해당 센서의 시야각 확보를 위한 장치가 매우 중요하며 또한 해당 센서를 이용한 자세제어 설계가 매우 중요한 역할을 담당한다.

Figure 1은 천리안위성의 정밀 아날로그 태양센서(LiASS) 장착위치를 보여주는 외부형상이고 Fig. 2는 저정밀 아날로그 태양센서(BASS) 장착 배치도를 보여준다[1].

Figure 1과 Fig. 2와 같이 천리안위성에 장착된 태양센서에 대해 정지궤도복합위성은 heritage를 갖고자 하였지만 자세정밀도 향상을 위해 지구센서 대신 별추적기를 장착하기로 결정함에 따라 중복성을 고려하여 정밀 태양센서들은 모두 배제하기로 하였다. 그리고, 임무궤도에서 안전모드를 위해 사용되던 안테나 끝단에 장착된 저정밀 태양센서(+X BASS, -X BASS) 2개도 배제하기로 하였다. +X/-X BASS는 정지궤도 안전모드에서 태양의 위치를 어느 자세에서도 확보할 수 있는 장점이 있는 반면, 안전모드 기준 위치로 복원된 태양전지판에 태양을 수직하게 제어해야 하므로 결국에는 -Z축으로 장착된 저정밀 태양센서로 자세제어를 수행해야 한다. 따라서 정지궤도복합 위성에서는 -Z축에 있는 저정밀 태양센서만 이용하여 전이궤도/임무궤도 안전모드를 모두 담당하도록 결정하였다[2].

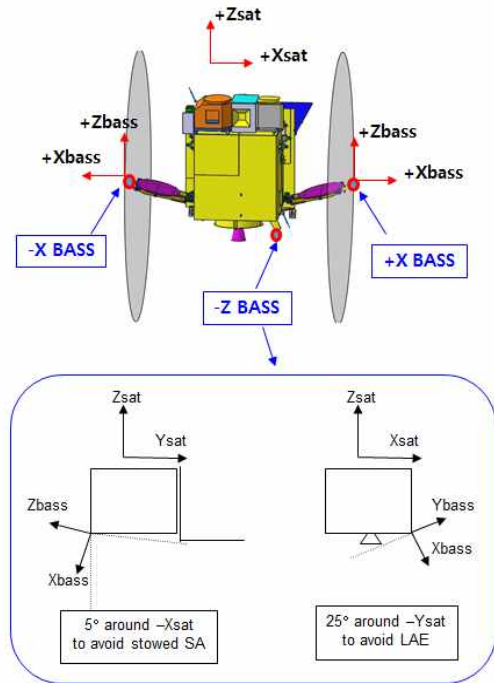


Fig. 2. BASS allocation on COMS

이에 따라 -Z축에 장착되는 저정밀 태양센서의 실패에 대해 위성 임무성공 여부가 중요한 요인이 될 수 있으므로 개발과정에서 저정밀 태양센서 추가에 대한 요구가 대두되었고 본 연구에서는 이의 장착방법에 대한 연구 결과를 정리하고자 한다.

II. 추가 태양센서 장착 방법

2.1 추가 태양센서 수량 분석 조건

안전모드 상황에서는 태양을 얼마나 빨리 그리고 정확하게 획득하여 자세를 안전하게 제어하는냐 하는 관점에서 태양센서에 의한 시야각이 구면 전체가 되면 가장 좋은 조건이 된다. 천리안위성의 경우에는 임무궤도에서 +/-축으로 전개된 안테나 끝단에 저정밀 태양센서를 각각 배치하면서 시야각이 구면 전체가 되었지만(Fig. 2 참조) 전이궤도의 안전모드(-Z축 태양센서 이용)와 제어 방식이 다른 로직을 추가로 탑재하였다. 이에 정지궤도복합위성도 시야각이 구면 전체가 될 경우 이와 같은 제어로직을 구현했을 것이지만 천리안위성과 같이 +/-축으로 태양센서 2기를 추가 배치할 경우 탑재컴퓨터의 접속채널이 이를 수용하지 못하는 제한 조건이 발생하였다.

여기에서, 탑재컴퓨터의 접속 채널에서도 천리안과 다른 형상이 적용되었는데 그것은 full cross-

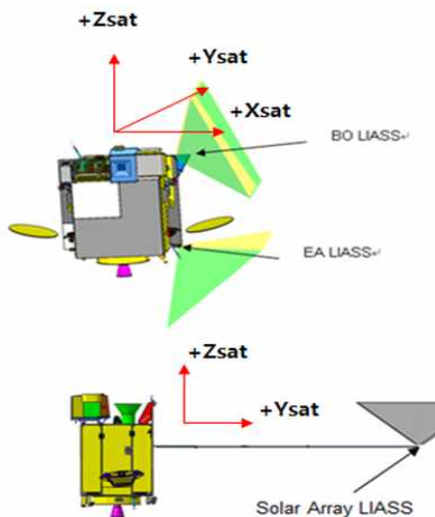


Fig. 1. LiASS allocation on COMS

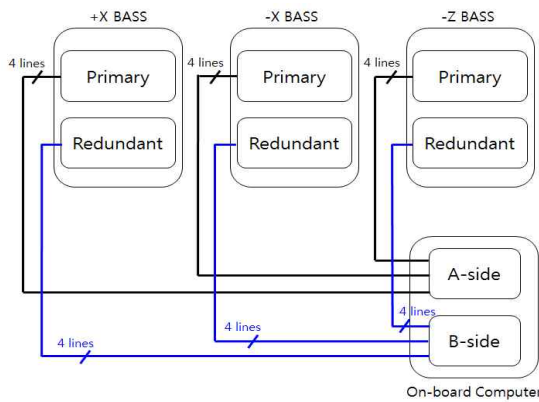


Fig. 3. BASS connection on COMS

strap 방식이었다. 즉, 탑재컴퓨터 A-side에서 탑재된 태양센서의 P-side와 R-side를 모두 감지할 수 있도록 구성하는 것인데 이것은 태양센서의 수량을 줄이면서 위성의 안전을 확보하기 위해 대안으로 적용되었다(Fig. 11 참조). 천리안위성은 Fig. 3과 같이 탑재컴퓨터 A-side와 태양센서 P-side 또는 R-side 채널 하나만 연결되는 single-strap 구조이었다.

따라서, 정지궤도복합위성은 태양센서 수량을 최소화하면서 최대의 신뢰도를 높이기 위해 태양센서를 최대 2기만 장착할 수 있는 제한 조건이 생겼다. 여기에서 최대의 신뢰도 의미는 태양센서가 Single-strap인 경우, 태양센서 한쪽 side에 문제가 발생하게 되면 탑재컴퓨터를 전환해야 하는 문제가 발생하는데 이것은 위성의 전원을 모두 Off하고 새롭게 On해야 하는 많은 절차들이 수반되어야 하지만, full cross-strap인 경우에는 현재의 탑재컴퓨터에서 태양센서의 다른 채널을 이용할 수 있으므로 매우 안정적이고, 개발단계에서 안전모드의 한 가지 방법만 검증하면 되기 때문에 그만큼의 신뢰도가 향상되는 것이다.

이후 태양센서 추가 장착을 결정하는 방법으로 안전모드에서 빠른 태양획득을 위한 시야각 확장 조건(Case 1)과 태양센서를 이용한 제어로직을 추가 개발하지 않고 기존의 heritage를 최대한 활용하는 조건(Case 2)을 우선적으로 고려하였다.

2.2 Case 1 : 최대 시야각 확보 방법

2기의 태양센서를 이용해서 최대의 시야각을 확보하는 방법은 서로 다른 방향으로 장착되면 된다. -Z축으로 장착되는 태양센서는 전이궤도에서 운영을 위해 꼭 필요한 센서이므로 필수적으로 그 방향으로 장착되어야 한다. 이때 엔진 노즐과의 시야각 충돌을 회피하기 위해 Fig. 2와 같이 장착되어 있다. 따라서, 다른 하나를 반대방

향으로 장착하게 될 경우에는 Fig. 4와 같이 장착할 수밖에 없다. 여기에서 -X축에 대해 5도 기울어진 각은 무시하고 -Y축에 대해 25도 기울어진 각만 표시하였다.

이 경우에서, 기본 태양센서가 고장이 날 경우 추가 태양센서를 이용해서 태양이 -Z축에 위치하도록 제어해야 하는데 Fig. 4와 같이 태양을 시야각 최대인 +/-90도에 놓이도록 하여도 -Z축(태양전지판 수직면 방향)과는 65도의 오프셋이 발생하여 적절한 전력량 확보에 문제가 발생하고, 태양센서의 비선형 특성을 고려할 때 30도 이상에 태양을 위치하도록 제어하는 것은 오차가 크게 발생하는 문제를 내포하고 있다. 즉, 전력량도 충분히 확보하지 못하면서 제어를 위한 추력 소모만 커지는 단점이 발생한다.

다만, 기본 태양센서가 정상동작 하는 상태에서 안전모드로의 태양획득 기능을 위해서라면 구면 전체 감지가 가능하므로 태양찾기를 위한 위성 기동과 정지 등의 추가 작업을 최소화 할 수 있는 장점을 가질 수 있지만 Fig. 4와 같이 장착하기 위해서는 추가 태양센서의 시야각 중심벡터를 지구를 향하도록 해야 하는데 정지궤도복합위성의 +Z축에 많은 장비들이 장착되어 있어 충분한 시야각을 확보하는 것이 불가능하다.

추가로 다른 패널에 태양센서를 장착하여 차선의 최대 시야각을 확보하는 방법을 고려할 수 있는데, +Y축은 태양전지판과 +X축은 S-band 안테나와 시야각 간섭이 발생하고, -X축 및 -Y축에 장착하는 방법이 있을 수 있지만, 이것도 기본 태양센서가 고장이 날 경우에는 태양센서들이 지향하는 방향이 90도 정도 틀어져 있는 형상이므로 추가 태양센서로만 태양을 -Z축에 위치하도록 제어하는 로직 부분에 대해 앞에 설명한 문제들이 발생하게 된다. 또한, 이러한 추가 장착 형상은 새로운 제어로직 개발이 요구된다.

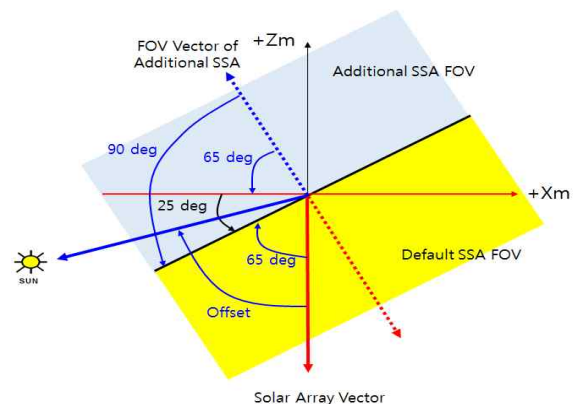


Fig. 4. Additional BASS allocation (Case1)

2.3 Case 2 : heritage 최대 활용 방법

천리안위성의 $-Z$ 축 태양센서를 이용한 제어로직을 그대로 사용하는 heritage를 적용하면서 추가 태양센서에 의한 시야각을 최대 확보하는 방법으로는 $-Z$ 축에 태양센서를 Fig. 5와 같이 장착하는 방법이 있을 수 있다.

Figure 5와 같이 장착하게 될 경우, 안전모드 진입 시 Y 축을 중심으로 회전반경을 고려했을 때, 기본 태양센서가 감지하지 못하는 180도 중에서 50도를 추가로 감지할 수 있으므로 Y 축을 중심으로 태양찾기 알고리즘이 동작되면 50/180의 비율(약 28%)만큼 빠르게 태양찾기가 가능하다. 비율을 높이기 위해 기본 및 추가 태양센서의 25도 오프셋을 더 크게 하면, 태양을 $-Z$ 축에 위치하도록 제어해야 하므로 오프셋만큼 태양센서의 제어위치가 커지게 된다. 이것은 저정밀 태양센서의 선형구간이 30도인 것을 고려했을 때 자세오차가 커지면서 제어를 위한 추진제 양이 증가할 수 있는 단점이 있으므로 heritage로 되어 있는 현재 설정을 선택하는 것이 효율적이다.

이러한 방법은 최대 시야각을 확보하지는 못하지만 기본 또는 추가 태양센서 어느 하나가 고장이 나더라도 안정적으로 태양을 $-Z$ 축에 위치시키는 로직은 동일하게 사용할 수 있으므로 자세제어 관점이나 운영 관점에서 보다 안정적인 방법이 된다.

이와 같은 조건에서 실제 추가 태양센서를 $-Z$ 축 패널에 위치하는 방법도 아래와 같이 기본 태양센서 대비 대각선 방향과 동일면 방향의 2가지 경우를 고려할 수 있다. 동일면 방향을 $+X$ 면 쪽으로 고려하는 것은 시야각 범위를 충분히 넓힐 수 없는 단점이 있으므로 Fig. 6과 같이 $-Y$ 면 쪽으로 장착하는 것이 최적의 위치로 판단된다.

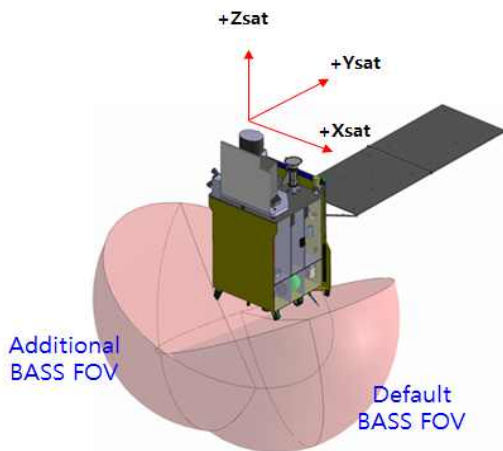


Fig. 5. Additional BASS FOV (Case2)

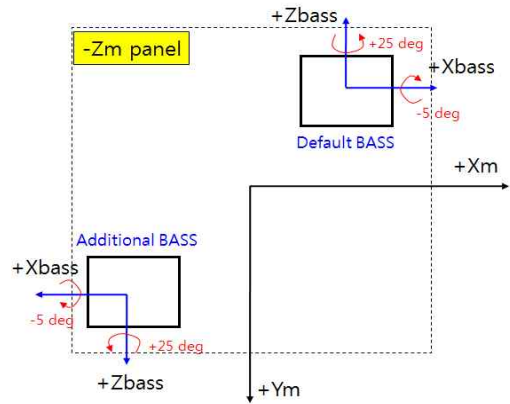


Fig. 6. Additional BASS allocation : +Y side (Case2)

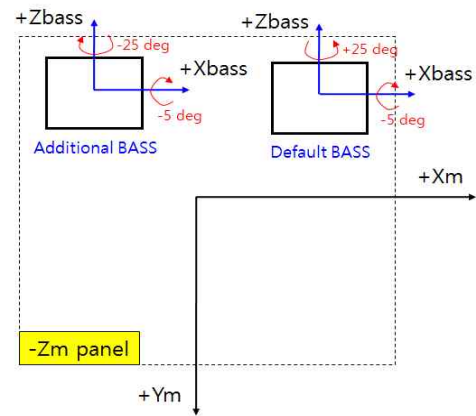


Fig. 7. Additional BASS allocation : -Y side (Case2)

Figure 6 배치는 $+Y$ 축에 장착되는 태양전지판과 간섭이 발생할 수 있으므로 Fig. 7 배치가 최적일 수 있다. 기울어진 각도를 다양하게 고려할 수 있지만 heritage가 있는 천리안위성의 저정밀 태양센서의 변환계수들을 이용하는 것이 가장 적절할 것으로 판단하여 정지궤도복합위성에서는 Fig. 7과 같은 장착 방법을 선택하였다. 다만, 태양전지판에 태양을 수직하게 하기 위한 오프셋 값을 $+Zbass$ 에 대해 기본 태양센서 대비 추가 태양센서를 이용할 경우 부호를 변경해야 하지만 이것은 제어 알고리즘에서 큰 영향을 받지 않고 초기 상수인 오프셋만 설정하면 된다.

2.4 추가 태양센서 장착에 따른 제어 결과

추가 태양센서 장착을 위해 고려한 방법들을 정리하면, 시야각을 확장하기 위해서는 $-Z$ 축 패널 이외에 장착하는 것이 유리하지만 기본 태양센서가 고장이 날 경우 태양센서를 추가 장착하는 효과는 전혀 없고 오히려 새로운 제어로직을 개발해야 하는 부담만 늘어나게 된다. 따라서,

Case 2에서 고려한 heritage를 이용하면서 시야 각을 확장하는 방법(Fig. 7 참조)으로 최종 결정하게 되었다.

이와 같이 결정된 형상을 이용해서 태양획득 과정의 제어결과를 Fig. 8과 Fig. 9에서 확인할 수 있다. Fig. 8은 기본 태양센서(SSA#1)를 제어에 사용하여 태양획득을 수행한 것으로 약 900초 정도에서 태양을 지향하는 것을 확인할 수 있다.

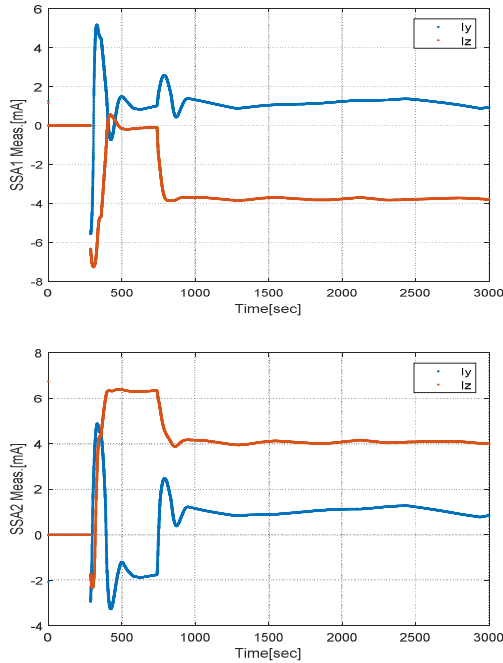


Fig. 8. Attitude using Default SSA

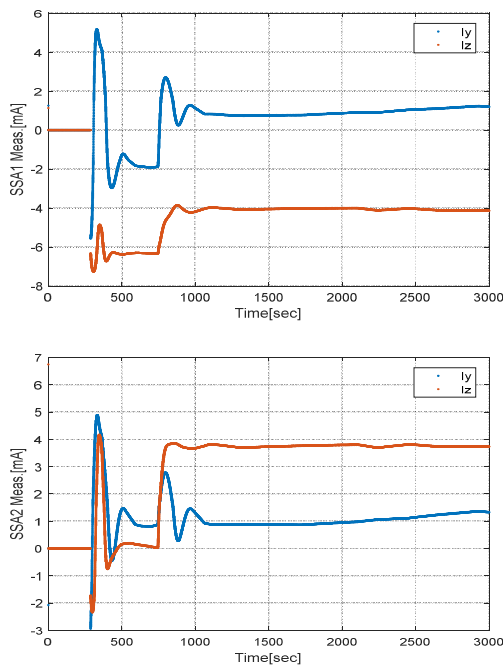


Fig. 9. Attitude using Additional SSA

전류값이 일정한 값을 유지하는 것은 5도와 25도로 태양이 오프셋 되도록 제어하기 때문이다. 해당 오프셋으로 제어가 되면 태양전지판(-Z축)에 태양이 수직하게 입사되는 자세가 된다. SSA#1과 SSA#2의 Iz 값을 보면 부호가 다르고(+Ysat 축에 대해 25도 반대로 장착된 것이 반영됨), Iy 값은 부호가 같은 것을 확인할 수 있다(+Xsat 축에 대해 5도 같은 방향으로 장착된 것이 반영됨). Fig. 9는 추가 태양센서(SSA#2)를 제어에 사용하여 태양획득을 수행한 것으로 제어가 잘 되는 것을 확인할 수 있다.

III. 태양센서 결선 방식

앞 장에서 추가 태양센서의 수량과 장착 방법에 대해 분석한 결과를 토대로 본 장에서는 태양센서 내부에 있는 P/R-side 결선에 대해서도 효과적인 방법을 분석하였다.

Figure 10은 천리안위성 및 정지궤도복합위성에 장착되는 2축 아날로그 태양센서의 내부 구조로 그 결선을 이해할 수 있다. 즉, 적색은 P-side(홀수번호 셀)이고, 청색은 R-side(짝수번호 셀)로 마주하는 면의 셀에서 생성된 전류 차이를 이용해서 각 축의 회전 각도를 산출한다. 즉, 1번과 5번 셀(또는 2번과 6번 셀)의 전류 차이를 이용해서 Iz축 회전각을 산출하고, 3번과 7번 셀(또는 4번과 8번 셀)의 전류 차이를 이용해서 Iy축 회전각을 산출한다. 따라서, P/R-side가 탑재컴퓨터의 동일 채널로 모두 감지되면 태양센서 P/R-side 어느 한쪽의 이상으로 인해 탑재컴퓨터를 전환해야 하는 복잡한 절차를 수행하지 않아도 된다.

정지궤도복합위성에서는 추가 태양센서를 장착하면서 탑재컴퓨터 한쪽 채널에 2개의 태양센서 P/R-side를 모두 결선하는 것은 채널 부족으로 불가능하여 적절히 분산할 필요가 있다. 가장 쉬

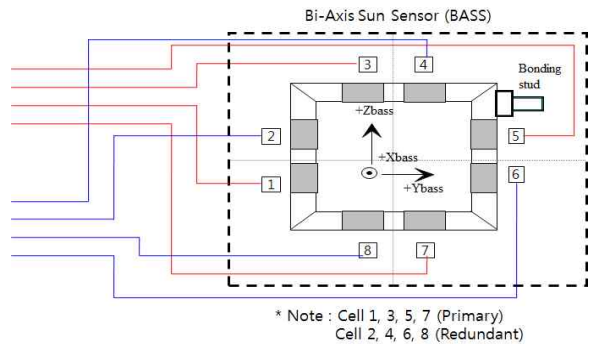


Fig. 10. BASS P/R-side harness routing

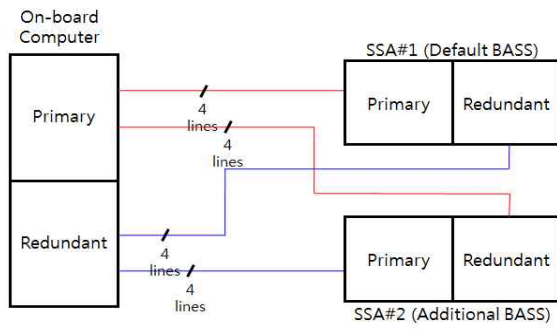


Fig. 11. BASS harness connection with on-board computer

은 방법으로 탑재컴퓨터의 P 채널에 2개의 태양 센서 P-side를 결선하고 R 채널에 태양센서 R-side를 결선하는 것이다.

그런데, 여기에서 한 가지 추가 고려사항으로 태양센서를 비롯한 많은 하드웨어들의 제작과정을 보면 동일 작업라인과 프로세서를 통해 제작되므로 하나의 태양센서 P-side에 문제가 발생할 경우 다른 태양센서 P-side에도 동일 문제가 발생할 확률이 높기 때문에 정지궤도복합위성에서는 이 부분도 고려하여 Fig. 11과 같이 태양센서 P/R-side를 상호 교차하여 탑재컴퓨터에 결선하는 방법을 선택하였다. 또한, 탑재컴퓨터의 감지 채널이 순서적으로 태양센서 순서와 동일하게 적용되어야 탑재소프트웨어에서 피치축으로 25도 정도 서로 다르게 회전된 장착각을 고려하지 않고 그대로 사용할 수 있는 장점이 있으므로 위쪽 채널은 태양센서#1과 아래쪽 채널은 태양센서#2와 연결되도록 결선하였다. 이때, P/R-side는 중요하지 않다.

IV. 결 론

본 논문에서는 정지궤도복합위성의 태양센서 장착 방법에 대한 연구결과를 정리한 것으로 천리안위성과 동일한 태양센서를 장착하면서 유사한 제어로직을 구현하였기에 heritage를 효과적으로 활용하면서 안전모드 상황에서 태양찾기 시간을 단축할 수 있는 시야각을 최대로 확보하는 방법을 고려하였고, 최종 결선 과정에서도 하드웨어 제작공정의 특징까지도 고려하여 태양센서 P/R-side와 탑재컴퓨터 사이의 교차 결선 방식을 적용하여 안전모드 신뢰도를 향상시켰다[3-4].

Table 1. Characteristics of GK2 SSA

No.	Characteristics	Value	Unit
1	On-orbit life time / storage time	10.6 / 4	year
2	Mass	65	g
3	Size	23 × 70 × 82	mm
4	Field of view	±90	deg
5	Measurement axis	2	
6	Alignment accuracy	±1	deg
7	Measurement error (min, max)	190, 250	uA/deg
8	Max. output current	8.8	mA

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부에서 지원하는 특정연구개발 사업의 일환으로 천리안위성을 개발한 ‘통신해양기상위성 개발사업’ 후속인 ‘정지궤도복합위성 개발사업’의 연구 결과입니다.

References

- 1) Park, Y. W., and others, “Introduction of AOCs Function for COMS,” *Bulletin of The Korean Space Science Society Fall Conference*, October 2007.
- 2) Park, K. J., and Park, Y. W., “Initial Sun Acquisition Procedure using Single Sun Sensor,” *Bulletin of The Korean Space Science Society Spring Conference*, April 2015.
- 3) Park, Y. W., and others, “Sun Sensor Polarity Test of GK2,” *Bulletin of The Korean Space Science Society Fall Conference*, October 2017.
- 4) Park, Y. W., and Lee, S. S., “The Development and Validation of BASS(Bi-axis Analogue Sun Sensor) Stimuli Equipment for FM Polarity Test,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 7, 2017, pp.594-599.