

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.3.279

정지궤도 위성의 전개형 통신 안테나 정밀정렬

최정수*, 문상무**, 윤용식**, 김형완*, 최성봉*

Deployable Communication Antenna Alignment for Geostationary Satellite

Jung-Su Choi*, Sang-Mu Moon**, Yong-Sik Yoon**, Hyung-Wan Kim* and Sung-Bong Choi*

ABSTRACT

This paper will discuss the alignment techniques and measurement results of geostationary satellite communication antennas for correct antenna pointing and also the fixtures. To get the best performance in terms of antenna pointing and fixtures, zero G condition have been simulated and laser tracker and theodolite system have been applied. As a result, alignment stability was verified within the tolerance, $\pm 0.25\text{mm}$ and $\pm 0.013^\circ$ and finally Ka-band deployable antenna alignment has been accomplished within the tolerance, $\pm 0.5\text{mm}$ and $\pm 0.015^\circ$.

초 록

본 논문에서는 정지궤도 위성 통신 안테나의 지향 및 장착위치를 정확하게 하기 위한 정밀정렬 방법과 그 측정 결과를 다룬 예정이다. 안테나의 지향 및 장착위치 관점에서 최적의 성능을 획득하기 위해 무중력상태가 모사되었으며 레이저추적 시스템과 테오드라이트 시스템이 적용되었다. 그 결과 정렬 안정성이 허용오차 $\pm 0.25\text{mm}$ 및 $\pm 0.013^\circ$ 이내에서 검증되었으며, Ka 대역 전개형 안테나의 최종 정렬은 허용오차 $\pm 0.5\text{mm}$ 및 $\pm 0.015^\circ$ 이내인 요구조건을 만족할 수 있었다.

Key Words : Deployable Antenna(전개형 안테나), Alignment(정밀정렬), Laser Tracker(레이저 추적기), Theodolite(테오드라이트), Geostationary Satellite(정지궤도 위성)

1. 서 론

국내 최초로 개발되어 발사에 성공한 정지궤도 위성인 천리안 위성은 Ka 대역 통신 탑재체, 해양 탑재체 그리고 기상 탑재체를 탑재한 복합 임무 위성이다. 본 위성의 개발 사업은 2003년 7월에 시작하였으며 2010년 6월 프랑스령 기아나

에서 Ariane 5 발사체를 사용해 발사에 성공하였다.

천리안위성의 통신 탑재체는 우주 인증 및 공공이용 등을 위해 국내에서 개발된 위성용 다중밴드 안테나 시스템으로써 Ka 대역 중계기 3채널과 전개형 접시 안테나 2기로 구성된다. 이들 탑재체는 극심한 발사하중과 우주환경에서 성능저하나 이상이 발생하지 않아야 하므로 발사환경 시험, 우주환경시험, NFR (Near-Field Range) 시험, CATR (Compact Antenna Test Range) 시험 등이 수행되어 부품 레벨에서의 성능이 검증된 바 있다[1].

† 2010년 9월 27일 접수 ~ 2011년 1월 25일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원 정지궤도위성체계팀

교신저자, E-mail : jschoi@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45

** 정희원, 한국항공우주연구원 우주환경시험팀

천리안위성에 장착되는 Ka 대역 전개형 접시 안테나의 정밀정렬을 위해서는 위성의 기준 좌표계(S/C reference axis)에서 측정된 안테나의 각도와 정렬 요구조건(alignment requirement)과의 오차가 x, y, z 각 축에 대해 $\pm 0.015^\circ$ 이내인 각도 요구조건을 만족시켜야 한다. 또한 급전부(feed horn)와의 상대적 위치가 각 축에 대해 허용오차 $\pm 0.5\text{mm}$ 이내 인 위치 요구조건을 동시에 만족시켜야 한다. 특히 전개형 접시 안테나의 정확한 정밀정렬을 위해서는 측정 및 보정 시 무중력상태를 모사하고 위성의 자중으로 인한 굽힘(bending)을 고려해야 한다. 이러한 과정들과 높은 정밀정렬 요구조건 때문에 전개형 접시 안테나는 일반적인 위성체 정밀정렬에 비해 측정 과정이 다소 복잡하고 많은 시간이 소요된다.

본 논문에서는 천리안위성에 탑재된 Ka 대역 전개형 접시 안테나를 정밀정렬 하기 위해 무중력 상태를 모사하고 위성의 굽힘 특성을 측정하여 정렬 요구조건에 이를 반영하였다. 아울러 발사환경시험 전후의 정밀정렬을 측정하여 비교함으로써 정렬 안정성을 검증하고, 우주환경시험을 위해 제거하였던 전개형 안테나를 재장착하고 최종 정렬한 결과를 고찰하고자 한다.

II. 측정 이론

2.1 위성 정밀정렬 개요

정지궤도위성이 발사체에 의해 발사되어 궤도에 진입하고 성공적으로 임무를 수행하기 위해서는 방향 지향성이 중요한 장치들이 위성체 고유의 좌표계에 대해 정밀하고 정확하게 정렬이 되어야 한다. 위성의 정밀정렬은 각도 및 위치에 대한 정렬로 나눌 수 있는데, 대부분의 위성체 정밀정렬은 입방면경(mirror cube)과 테오드라이트(theorolite)를 사용한 각도 정렬이 주로 수행되며 위치정렬은 반사구(retro reflector)와 레이저추적기(laser tracker)를 사용한다.

위성 정밀정렬은 위성의 고유 좌표계에서 측정된 센서 및 장치의 정렬측정 결과가 정렬 요구조건(alignment requirement)에 대해 허용 오차(alignment tolerance) 이내인지 확인하고 보정하는 것으로 Fig. 1과 식(1)에서 설명하였다. 식(1)에서 T는 정렬 요구조건에 대해 측정된 값이 허용할 만한 범위인지 정의하는 허용 오차이며, A는 정밀정렬에 사용되는 장비나 툴의 최대 불확실성 허용범위, S는 위성체 조립 및 시험기간 중 무결성을 확인할 수 있는 정렬 안정성을 의미한다.

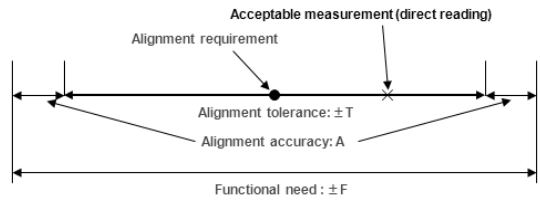


Fig. 1. Satellite alignment philosophy

$$\text{Initial Alignment: } |\Delta A| \leq T \quad (1)$$

$$\text{Alignment Stability: } |\Delta S| \leq S$$

ΔA : Current measurement - requirement

T : Alignment tolerance specification

ΔS : Current measurement - previous measurement

S : Alignment stability specification

위성체의 정밀정렬은 위성체의 총 조립이 완료된 이후에 시작되며 최초 측정 시에는 정렬측정의 기준이 되는 위성체 기준 좌표축을 정확하게 획득하여야 한다. 기준 좌표축 획득 시 측정된 기준 면경(reference cube)의 방향벡터 정보를 사용하면 정밀정렬이 필요한 각종 센서 및 장치들의 측정 시 동일 좌표계에서의 정렬 결과로 변환한 후 설계 요구조건 또는 이전 측정 결과와 비교할 수 있다[2]. 따라서 초기 정밀정렬은 조립이 완료된 장치를 측정하여 확인하고, 허용 오차 이내로 정렬 되도록 보정하는 것이다. 이후 각종 환경시험을 거친 후에 동일한 장치를 재 측정하여 위성 기준 좌표계로 변환하고 초기 정밀정렬 결과와 비교하여 무결성을 확인함으로써 정렬 안정성을 검증한다[Fig 2 참조].

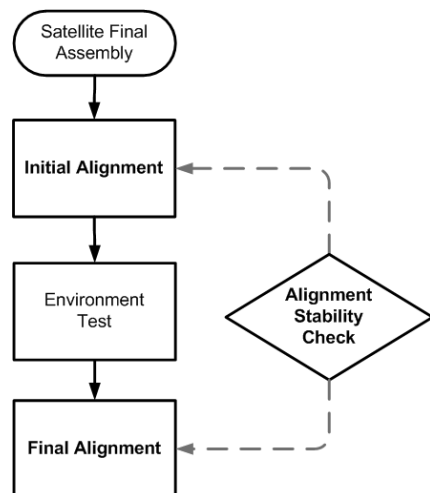


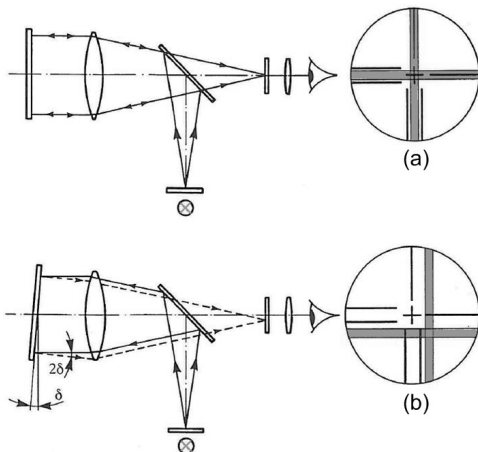
Fig. 2. Satellite alignment process

2.2 데오드라이트 측정 이론

데오드라이트는 0.1"(decimal arc seconds)의 분해능(resolution)을 가진 인코더(encoder)로 측정된 수직축(vertical axis)을 기준으로 하여 수평각을 측정하며 수평 축(horizontal axis)을 기준으로 하여 수직각을 측정할 수 있는 장비이다. 또한, 데오드라이트에는 전자식 수평계가 내장되어 있으며 받침부의 높이 조절기(tilting screw)를 조정하여 데오드라이트의 수직 축이 중력 반대방향이 되도록 함으로써 수직 각의 영점 기준을 설정할 수 있다[3][4]. 위성체의 경우 정밀정렬이 필요한 센서 및 장치에 면경을 부착하고 자동시준(auto-collimation) 방법을 사용해 측정하면 위성 장치에 대한 정밀정렬을 할 수 있다. 자동시준법이란 반사율이 $\lambda/4$ 이상인 면경에 Fig. 3 에서와 같이 입사각과 반사각이 0° 가 되도록 데오드라이트를 위치시키는 일련의 과정을 말한다[5]. 따라서 면경에 대해 자동시준이 완료된 데오드라이트 간에 상호시준(co-collimation)을 수행하여 수평각의 벡터 정보를 공유하면 각각의 데오드라이트에서 측정된 값을 동일한 좌표계에서의 결과로 변환할 수 있다. 이때 데오드라이트에서 측정된 수평각은 면경에 들어가는 방향이므로 측정값과 180도의 차로 계산하여 변환하여야 하며 수직각은 180도에서 측정값을 빼주어 계산한다[식 (2) 참조].

$$\text{Azimuth}(\text{local}) = \text{theodolite Horizontal} - 180^\circ \quad (2)$$

$$\text{Site}(\text{local}) = 180^\circ - \text{theodolite Vertical}$$



(a) : Line of sight at 90° to surface of mirror
(b) : Mirror tilted through angle δ

Fig. 3. Auto-collimation principle

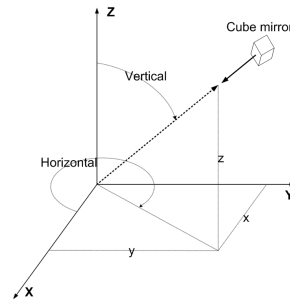


Fig. 4. Theodolite coordination system

$$x = \cos(Az) \times \sin(Si) \quad (3)$$

$$y = \sin(Az) \times \sin(Si)$$

$$z = \cos(Si)$$

식 (2)를 사용해 면경에서의 방향으로 계산된 azimuth와 site는 보정이나 좌표변환을 유용하게 하기 위해 직각 좌표계에서의 방향 벡터의 형태로 바뀌어야 하며, 식 (3)을 사용해 x, y, z 축에 대한 인자를 구할 수 있다.

$$A_1 = (x_1, y_1, z_1)$$

$$A_2 = (x_2, y_2, z_2)$$

$$A_3 = \left(\frac{v_1}{s}, \frac{v_2}{s}, \frac{v_3}{s} \right) \quad (4)$$

$$v = (y_1^*z_2 - z_1^*y_2, z_1^*x_2 - x_1^*z_2, x_1^*y_2 - y_1^*x_2)$$

$$= (v_1, v_2, v_3)$$

$$s = \sqrt{(v_1^2) + (v_2^2) + (v_3^2)}$$

입방면경을 사용한 정밀정렬 시에는 서로 직교하는 3면의 방향 벡터를 사용해 입방면경 고유의 좌표계를 만들어야 하는데, 데오드라이트를 사용해 입방면경의 서로 직교하는 2면을 각각 측정하고 나머지 한 면의 방향벡터는 식(4)와 같이 외적을 계산함으로써 직각 좌표계를 만들 수 있다.

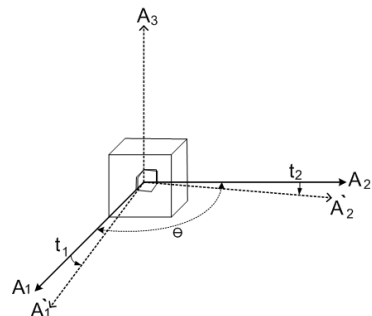


Fig. 5. Cube mirror coordination system

입방면경의 두 면을 측정한 결과는 여러 오차들로 인해 완벽한 직각이 될 수 없다. 따라서, 본 연구에서는 데오드라이트 측정 시 직교하는 두 벡터가 10°(0.0028°) 이내의 정확도로 측정이 되도록 하여 측정 오차를 최소화 하였으며 오차 보정 시 쿼터니언(quaternion)을 적용하였다. Fig. 5에서 입방면경의 좌표계를 표시하고 있는데, 쿼터니언 보정 시 회전축은 A₁ 및 A₂와 직교하는 A₃ 벡터를 기준 축으로 하고 보정 각 t₁ 및 t₂는 식(5) 및 (6)식으로 계산할 수 있다.

$$\theta = \cos^{-1}(x_1 * x_2 + y_1 * y_2 + z_1 * z_2) \quad (5)$$

$$t = \frac{\theta - 90^\circ}{2} = t_1 = -t_2 \quad (6)$$

측정된 입방면경의 좌표계는 식(7)과 같이 나타낼 수 있으며, 보정이 필요한 벡터에 대해서는 식(8)을 사용해 쿼터니언 회전을 적용할 수 있다

$$A = \begin{pmatrix} A_1 \\ A_2 \\ A_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_1 & y_1 & z_1 \\ x_2 & y_2 & z_2 \\ x_3 & y_3 & z_3 \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$x' = x_3 * \sin(t/2)$$

$$y' = y_3 * \sin(t/2)$$

$$z' = z_3 * \sin(t/2)$$

$$w' = \cos(t/2)$$

$$s = \sqrt{(x'^2 + y'^2 + z'^2 + w'^2)}$$

$$x = x' / s$$

$$y = y' / s$$

$$z = z' / s$$

$$Q = \quad (8)$$

$$\begin{pmatrix} 1 - 2 * y'^2 - 2 * z'^2 & 2 * x' * y' - 2 * z' * w' & 2 * x' * z' + 2 * y' * w' \\ 2 * x' * y' + 2 * z' * w' & 1 - 2 * x'^2 - 2 * z'^2 & 2 * y' * z' - 2 * x' * w' \\ x_3 & y_3 & z_3 \end{pmatrix}$$

보정이 필요한 A₁ 벡터와 A₂ 벡터에 대해 식(9)와 같이 보정 각을 적용하여 쿼터니언 보정을 계산하면 최종적으로 식(10)과 같은 각 축이 서로 직교하는 보정된 좌표계가 만들어 진다.

$$A'_1 = Q * A_1 \quad (t = t_1) \quad (9)$$

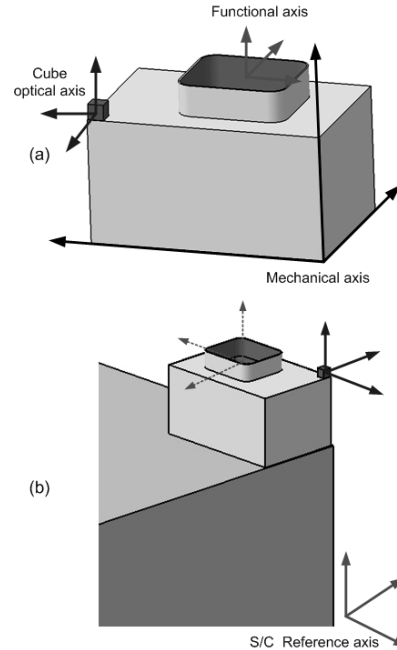
$$A'_2 = Q * A_2 \quad (t = t_2)$$

$$A' = \begin{pmatrix} A'_1 \\ A'_2 \\ A_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x'_1 & y'_1 & z'_1 \\ x'_2 & y'_2 & z'_2 \\ x_3 & y_3 & z_3 \end{pmatrix} \quad (10)$$

2.3 정밀정렬 좌표계

위성의 정밀정렬이 필요한 장치들은 기계적으로 얼마나 정확하게 부착되었는지도 중요하지만 위성에 장착된 장치들의 기능적 방향 지향성이 실제적인 성능에 영향을 미치기 때문에 위성에 장착된 장비들의 기능적 방향 지향성을 설계요구조건에 맞추는 것이 정밀정렬의 목표가 된다. 그러나 장치가 위성에 장착된 이후에는 위성의 기준 좌표계에 대한 장치들의 기능적인 방향정보를 정확하게 확인하기 어렵다. 따라서 위성체 레벨의 정밀정렬 시에는 입방면경의 정보만으로 장치의 기능적 방향 지향성을 계산하고 보정하는 방법을 사용한다.

Fig. 6 (a)에서는 부품 레벨에서 좌표계들을 표시하고 있는데 입방면경을 사용한 정밀정렬을 하기 위해서는 좌표계간의 상관관계를 확인해야 한다. 따라서 장치의 성능을 확인할 수 있는 시험 장비를 사용하여 장치의 기능적인 좌표계(functional axis)를 확인하는 것이 첫 번째 단계이며 장치에 입방면경을 부착하고 입방면경의 좌표계(cube optical axis)를 측정하는 것이 두 번째 단계이다. 위에서 설명한 두 좌표계는 동일한 기계적 좌표계(mechanical axis)에서 측정되어야 하며 측정된 결과를 사용하여 장치의 기능적인 좌표축에 대해 입방면경이 어떻게 위치하고 있는지에 대한 상관관계를 (11)식을 사용해 행렬로 나타낼 수 있다.



(a) : Coordination system of equipment level
(b) : Coordination system of AIT level

Fig. 6. Satellite alignment axis system

$${}^c A^f = {}^c A^m \cdot {}^m A^f = {}^c A^m \cdot ({}^f A^m)^{-1} \quad (11)$$

$${}^f A^s = {}^f A^c \cdot {}^c A^s = ({}^c A^f)^{-1} \cdot {}^c A^s \quad (12)$$

$${}^r A^f = {}^r A^s \cdot {}^s A^f = {}^r A^s \cdot ({}^f A^s)^{-1} \quad (13)$$

c : cube optical axis, f : functional axis
 m : mechanical axis, s : s/c reference axis
 r : alignment requirement

Fig. 6 (b)에서는 위성체 레벨에서의 정밀정렬 좌표계를 표시하고 있다. 부품 레벨에서 측정하고 계산된 (11)식의 결과와 위성체에 부품을 장착한 후 위성체 기준좌표계에서 입방면경을 측정한 결과를 사용하여 식(12)와 같이 계산하면 위성기준좌표계에서 장착된 장치의 기능적인 방향지향성을 확인할 수 있다. 또한 식(12)에서 계산된 결과는 식(13)에서와 같이 정렬요구조건(alignment requirement)과 비교함으로써 오차에 대한 행렬로 나타낼 수 있으며 이를 사용하여 각 축에 대한 회전오차의 크기를 확인할 수 있다[6].

III. 측정 준비

3.1 측정을 위한 시스템 구성

전개형 접시 안테나의 정밀정렬 측정을 위해서 레이저 추적 시스템[Fig. 7]과 데오드라이트 시스템[Fig. 8]을 동시에 사용하였다. 위치정보 측정을 위한 레이저 추적 시스템은 측정위치에 부착된 반사구(reflector)에서 반사된 레이저를 추적하여 각도 및 거리를 계산해 비접촉식으로 3차원 정밀 위치정보를 측정한다. 레이저 추적 시스템의 주 측정 장치인 레이저 추적기는 레이저의 각도 측정을 위한 수직 및 수평 인코더와 거리 측정을 위한 센서, 광선 분할기, 기준 거울 등으로 구성되어 있으며 측정 및 데이터 처리는 Axyz 프로그램을 사용하였다.

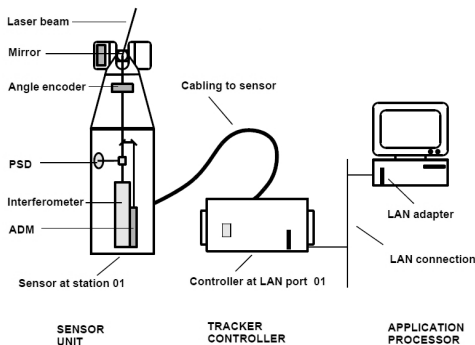


Fig. 7. Leica laser tracking system

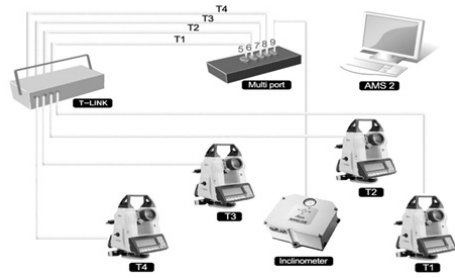


Fig. 8. AMS-2 alignment system

자동시준법을 사용한 각도 측정과 보정에는 데오드라이트를 사용한 AMS-2 측정 시스템을 사용하였다. AMS-2 시스템은 항공우주연구원에서 위성체 정밀정렬 측정을 위해 개발한 시스템으로 다수의 데오드라이트를 동시에 사용하여 위성체의 정밀정렬을 측정하고 그 결과를 해석할 수 있다[7][8].

3.2 비접촉식 3차원 측정 준비

Ka대역 안테나의 정렬을 측정하고 보정하기 위해서는 급전부와 전개형 접시 안테나를 동시에 측정하고 위성체 고유좌표계로 좌표변환을 한 후 측정된 데이터가 설계 요구조건에 부합하는지 비교하여 허용오차를 초과한 경우에는 각도보정 및 위치보정을 수행해야 한다. 이를 위해서는 급전부의 위치정보와 전개형 접시 안테나의 위치정보, 지향정보, 위성체 고유좌표계 정보 등이 필요하다.

급전부의 위치정보를 측정하기 위해서 각 채널마다 3개씩 레이저 측정용 반사구(reflector)를 부착할 수 있는 자석식 홀더(magnetic holder)를 설치하였다. 즉, Fig 9와 같이 위성의 서쪽 방향으로 3개의 홀더가 그리고 동쪽 방향으로 6개의 홀더가 설치되어 정렬 측정에 사용되었다. 전개형 접시 안테나에는 Fig. 10과 같이 안테나 제작 시 좌표계 측정에 사용된 끝단 4개 부위에 레이저 추적기 사용을 위한 홀더를 설치하였다. 또한, 발사환경시험 전후의 동적 안정성 확인 및 실시간 오차보정에 데오드라이트를 사용하기 위해서 전개형 접시 안테나 뒷면 프레임 좌/우측에는 정밀정렬용 입방면경(mirror cube)을 2개 부착하였다.

한편, 전개형 접시 안테나가 접히는 힌지 부분의 중심을 Fig. 10에서와 같이 안테나 좌표계의 원점으로 정의하고 위성체와 접시 안테나 간에는 이 부분을 중심으로 오차가 계산되어 조립위치 수정 및 심을 사용한 보정이 수행되었다. 접시 안테나 좌표계의 원점은 설계데이터와 측정데이

터 간에 Axyz 프로그램의 스왑 포인트(swap point) 명령으로 구할 수 있다. 또한, 좌표축에 대한 방향벡터는 위성 기준좌표계 설정을 위해 위성체에 장착해 놓은 홀더를 3개 이상 측정한 후 베스트 피트(best fit) 및 좌표축 얼라인먼트(axis alignment) 기능을 사용해 획득할 수 있다[9].

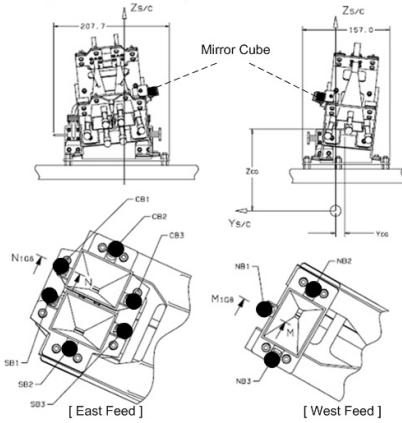


Fig. 9. Feeds optical alignment tools

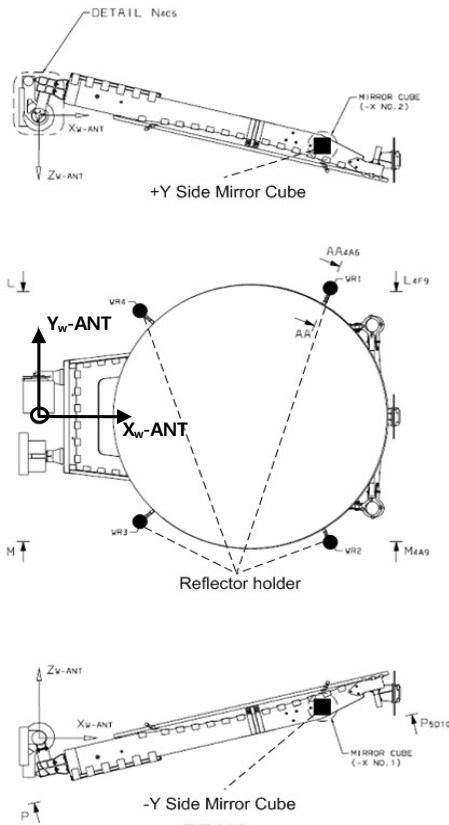


Fig. 10. West reflector optical alignment tools and equipment axis

3.3 전개형 접시 안테나 보정방법

Ka 대역 안테나의 정밀정렬을 위해서는 접시 안테나의 지향 방향(pointing direction) 및 접시 안테나와 RF가 송/수신되는 급전부 간의 정렬이 동시에 이루어져야 한다. Fig. 11의 (a)는 전개형 접시 안테나의 초기 측정값과 설계요구조건을 비교한 후 계산된 회전오차(R_x, R_y, R_z) 및 위치 오차 T_1 를 나타낸 것이다. 이때 L 값은 접시 안테나와 급전부 사이의 거리를 의미한다. 회전오차는 조립 이후에도 심 두께를 조절하여 안테나의 각 축에 대해 보정이 가능하나 위치오차는 장착위치를 결정하고 홀 가공을 하여 조립이 완료된 이후에는 조립부의 공차 이내로 조절이 제한적이다. 따라서 조립 전에 전개형 접시 안테나를 치구에 장착하여 Fig. 11의 (b)와 같이 좌표축보정 후 T_2 를 계산하고 이를 최소화하기 위한 부착 위치를 결정해야 한다. 한편, 회전오차의 보정은 전개형 접시 안테나가 연결되는 부위인 passive 구동부쪽과 미세조정 모터가 장착된 active 구동부쪽에 심 두께를 재계산하여 이를 사용한다. passive 구동부 쪽에는 0.3mm, active 구동부 쪽에는 0.5mm의 심이 초기에 설치되어 있으므로 식(14)와 (15)를 이용하여 계산된 값에 따라 심 두께를 보정하여 회전오차를 줄일 수 있다.

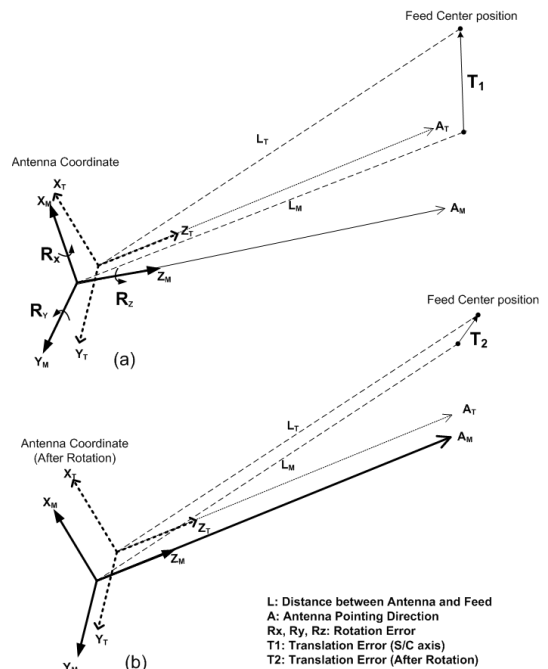


Fig. 11. Reflector antenna alignment

$$\text{East Antenna: } Cp_n = Cp_{n-1} + E_1 \cdot \tan(R_X) \quad (14)$$

$$\text{West Antenna: } Cp_n = Cp_{n-1} - E_1 \cdot \tan(R_X)$$

$$\text{East Antenna: } Ca_n = Ca_{n-1} - E_2 \cdot \tan(R_Y) \quad (15)$$

$$\text{West Antenna: } Ca_n = Ca_{n-1} + E_2 \cdot \tan(R_Y)$$

- Rx: Calculated rotation error for X axis
- Ry: Calculated rotation error for Y axis
- Cp: Shim thickness for passive mechanism
- Ca: Shim thickness for active mechanism
- E1: Distance between active/passive mechanism
- E2: Distance between cam stop and Y axis

3.4 무중력 상태 모사

전개형 접시 안테나의 경우 발사 시에는 접혀진 상태로 발사체에 탑재되고 우주공간에서 펼쳐져서 임무를 수행하게 된다. 따라서 지상에서 정확한 정렬 보정 및 측정을 하기 위해서는 우주공간에서처럼 무중력 상태를 모사해야 한다. 고정되어 있거나 직선상으로만 움직이는 물체의 경우 스프링 등을 달아서 이를 모사할 수도 있지만 전개형 접시 안테나의 경우 3차원 공간상에서 회전 및 병진 운동을 하면서 전개되고, 전개된 상태에서 구동 장치를 사용해 각도의 미세조절이 가능한 구조물이다. 이러한 전개형 접시 안테나의 정밀정렬 및 성능 시험을 수행하기 위해 Fig. 12 처럼 접시 안테나 뒷면 프레임에 x, y, z 축으로

무게중심을 조절할 수 있는 구조물을 제작하였으며, 헬륨 풍선과 무게 조절장치 등을 사용하여 동일한 하중을 무게 중심점에서 중력 반대방향으로 가해줌으로써 무중력상태를 모사하였다.

IV. 측정 및 결과

4.1 위성체 굽힘 특성 측정

무중력 상태를 모사하면서 전개형 접시 안테나를 부착하고 시험하기 위해서는 전개되는 방향에 대한 제한으로 인해 위성을 가로방향으로 위치시켜야만 한다. 그러나 위성을 가로방향으로 위치시키는 경우 중력으로 인해 구조체에 굽힘이 발생하고 이는 정밀정렬 시 오차를 발생시키는 요인이 될 수 있다. 특히, 통신해양기상위성에 부착되는 Ka 대역 접시 안테나는 각도 허용오차가 ±0.015°로써 일반적인 정지궤도 인공위성 정밀센서의 허용오차가 ±0.1° ~ ±0.3° 인데 비해 10배 이상의 정밀한 정렬이 요구된다. 따라서 위성 가로방향으로 위치한 상태에서 정밀정렬을 수행할 때 중력에 의한 위성체의 굽힘 변형을 측정하고 이를 보정해야 한다.

위성의 굽힘 특성을 확인하기 위하여 수직상태에서 전개형 접시 안테나 부착부 및 주요부위에 대한 위치 및 각도정보를 측정하고 수평상태에서 동일부위를 재측정하여 비교해석 하였다. 위성 구조체 굽힘각 정보 획득에는 데오드라이트를 사용해 20개의 면경을 자동시준 방법으로 측정하였고 위치정보는 레이저 추적기로 50개 주요 지점에 대해 반사구를 설치하고 측정하였다. 측정된 값을 비교하여 계산한 결과 동쪽 굽전부의 회전변형은 Ry 방향으로 7"로써 무시할 정도였으나 중력방향인 Ty 방향으로 0.2mm 영향이 있어 측정요구조건에 이를 반영하였다. 서쪽 굽전부의 경우에는 위성체의 Ry 회전 변형이 -30" 확인되어 이를 통해 계산한 결과 Tx 방향으로 약 -0.35mm 가량의 변위가 설계값에 반영되어 요구조건이 수정되었다.

4.2 초기 정렬(Initial alignment)

통신해양기상위성의 전개형 접시 안테나는 지구 지향방향에 대한 각도 허용오차(Rx, Ry, Rz)가 각 축에 대해 ±0.015°이고, 굽전부에 대한 상대적인 위치 허용오차(Tx, Ty, Tz)는 각 축에 대해 ±0.5mm 이내로써 정밀한 정렬이 요구된다. 특히 각도 및 위치 요구조건을 동시에 만족시켜야 하므로 장착 후 심을 조절하는 방법으로는 이

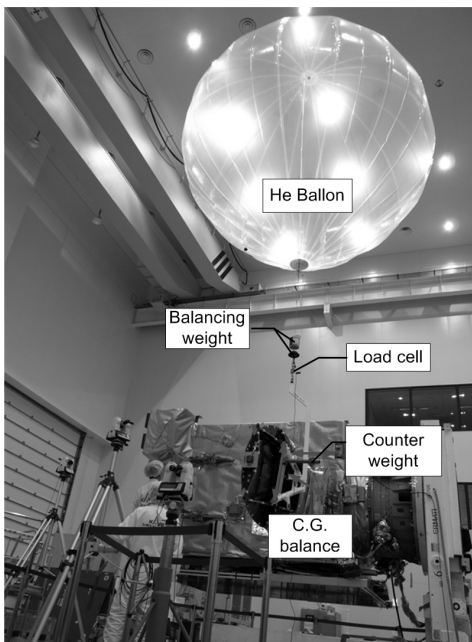


Fig. 12. Deployable antenna zero gravity setting

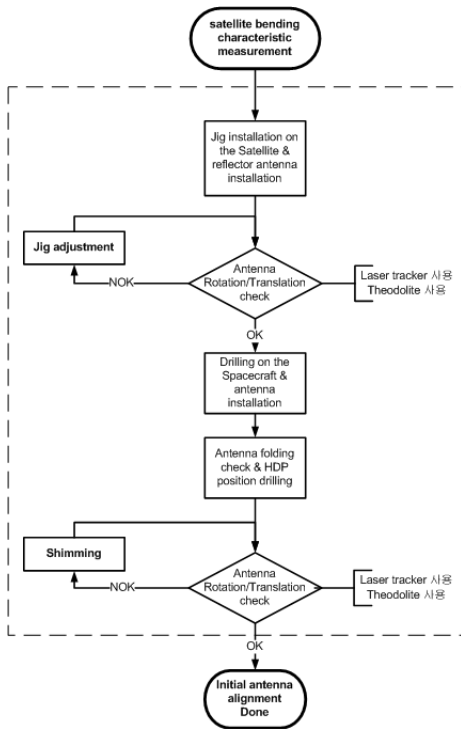


Fig. 13. Initial alignment process

러한 요구조건을 만족시킬 수 없다. 따라서, 급전부를 먼저 조립하고 정밀정렬을 측정후 전개형 접시 안테나와 안테나 구동장치(ADM: Antenna Deployment and Trimming Mechanism)를 위치조정용 치구(Jig)에 장착하고 위치오차가 허용치 안에 들어오도록 접시 안테나의 조립위치를 결정하여 위성체에 정밀 가공을 하였다. 치구를 제거하고 안테나 구동장치를 장착하고 접시 안테나의 전개 상태를 확인하였으며, 발사를 위해 접힌 상태에서 접시 안테나에 응력이 가해지지 않도록 하기위해 접시 안테나를 잡아주는 부분(HDP: Hold Down Point)에 대한 위치를 결정하고 가공하는 등의 작업이 수행되었다. 위치오차를 보정한 이후에는 심두께를 조절하여 안테나의 각도 오차를 보정하는 작업이 수행되었으며 이와 같은 초기 정렬 절차는 Fig. 13과 같다.

무중력 상태를 모사하여 수행된 전개형 접시 안테나의 정렬 작업은 청정실 내부의 공조로 인한 헬륨풍선의 진동, 실내조명에서 발생하는 열로 인한 헬륨 체적증가, 유연성이 있는 접시 안테나의 구조적 특성 등으로 인해 측정 및 보정에 어려움이 있었다. 게다가 높은 정확도 요구조건과 각도 및 위치요구조건을 동시에 만족시켜야 하는 점, 무중력 상태로 모사된 전개형 접시 안

Table 1. Initial alignment before mechanical test

ID (degree)	Difference to requirement			Spec. Rx,Ry,Rz
	Rx	Ry	Rz	
East Antenna	-0.0088	0.0185	-0.0231	0.015
West Antenna	-0.0301	0.0180	0.0001	0.015
mm				
	Tx	Ty	Tz	Tx,Ty,Tz
East Feed	-0.210	-0.153	-0.224	0.5
West Feed	0.185	-0.253	0.173	0.5

테나가 미세진동을 함으로 인해 레이저 추적기의 ADM 모드로 자동 측정을 수행할 시 오차가 커지는 문제 등으로 인하여 약 2주 동안 40회 정도의 보정작업이 수행되었으나 계획된 우주환경시험 전까지 각 축에 대해 $\pm 0.015^\circ$ 인 각도 요구조건을 만족시킬 수 없었다. 그러나 초기 정렬 결과가 정렬 안정성 확인을 위한 기준값으로 사용하는데 있어 문제가 없으며 우주환경시험 전후로 전개형 접시 안테나를 장탈착 할 예정이므로 재장착 시 최종 정렬 작업으로 요구조건을 맞출 수 있다고 판단하여 초기 정렬이 종료되었다.

4.3 정렬 안정성(Alignment stability)

위성체에 대한 정현파 진동시험, 충격시험 및 음향시험과 같은 발사환경시험이 종료된 이후 정렬 안정성을 확인하기 위한 측정이 수행되었다. 정렬 안정성을 확인하기 위해서는 초기 정렬 결과와 발사환경시험 이후 측정된 결과를 비교하여 구조적으로 변화가 있는지를 확인해야 하는데, 두 측정결과에 대한 허용오차는 전개형 접시 안테나의 경우 각 축에 대한 각도요구조건이 $\pm 0.013^\circ$ 이내 이고 급전부는 위치요구조건이 $\pm 0.25mm$ 이내 이다.

정렬 안정성 측정 시에는 보통 측정 정확도나 속도면에서 장점이 있는 데오드라이트를 사용하지만, 급전부의 경우 환경시험 전후로 입방면경을 재 장착해야 하는데, 입방면경을 급전부에 고정하는 구조물의 반복성(repeatability)이 측정정확도 요구조건인 $\pm 0.003^\circ$ 를 상회하는 문제점이 발견되어 레이저 추적기를 사용한 측정으로 방법을 변경하였다. 전개형 접시 안테나의 경우에 레이저 추적기를 사용하더라도 측정 포인트 간의 거리가 멀기 때문에 정확한 각도정보를 확보하기에 충분하였으므로 레이저 추적기로 급전부를 측정할 때 접시 안테나도 동시에 측정하여 정렬 안정성을 확인하였다.

Table 2. Alignment stability after mechanical test

ID (degree)	Difference to requirement			Spec. Rx,Ry,Rz
	Rx	Ry	Rz	
East Antenna	-0.0020	-0.0052	-0.0023	0.013
West Antenna	-0.0072	-0.0041	0.0122	0.013
(mm)	Tx	Ty	Tz	Tx,Ty,Tz
	East Feed	-0.054	0.015	-0.067
West Feed	0.031	0.042	-0.054	0.25

측정 결과 Table 2에서 나타난 바와 같이 발사환경시험 후 측정된 결과를 초기 정렬 측정값과 비교한 결과 최대 각도오차 0.012°, 최대 위치 오차 -0.067mm로 요구조건을 만족하였으며 이로써 발사환경시험에 대한 전개형 접시 안테나 및 급전부의 정렬 안정성이 검증되었다.

4.4 최종 정렬(Final alignment)

천리안 위성의 전개형 접시 안테나는 우주환경시험을 위해 분리한 바 있으며, 우주환경시험이 종료된 이후 RF시험을 수행하기 위해 재장착하였다. 위치오차는 초기 정렬 시 이미 보정이 완료된 바 있으므로 최종 정렬은 각도 오차를 요구조건인 $\pm 0.015^\circ$ 이내로 조정하는 작업 위주로 수행되었다. 접시 안테나의 각도 오차 및 위치오차가 요구조건을 만족시키도록 정렬 보정이 완료된 이후에도 하니스(harness) 최종 연결, 주름식 다축박막단열재(concertina MLI) 장착 등에 의해 발생한 인장력이 접시 안테나 구조물의 변형을 야기했으며, 이를 최소화하기 위해 발사형상으로 마무리 작업을 수행할 때 전개형 접시 안테나의 정렬 변형여부에 대한 측정이 수행되었다.

발사장으로 운송되기 직전의 최종 정렬 측정 결과는 Table 3과 같으며 표에서와 같이 위치 및 각도 오차가 모두 허용요구조건 이내로 조정되었다. 다만, 최종 측정결과에서 동쪽 급전부의 위치 오차 Tz는 -0.404mm로써 상대적으로 큰 오차가 있었으나 위치 요구조건 $\pm 0.5\text{mm}$ 을 만족시키므로 성능에는 문제가 없는 것으로 확인되었다. 또한, 각도 오차는 Rx방향으로 최대 -0.0148°로써 허용요구조건인 $\pm 0.015^\circ$ 에 거의 근접한 값이나 전개형 접시 안테나 구동장치를 사용해 궤도상에서 시험 시 미세보정이 가능하므로 성능에 영향을 미치지 않는 것으로 확인되었다. 따라서, 발사 직전에 수행된 최종 정렬 보정 결과는 성공적으로 완료된 것으로 판단된다.

Table 3. Final alignment for flight

ID (degree)	Difference to requirement			Spec. Rx,Ry,Rz
	Rx	Ry	Rz	
East Antenna	0.0148	0.0109	0.0078	0.015
West Antenna	0.0049	0.0066	-0.0009	0.015
(mm)	Tx	Ty	Tz	Tx,Ty,Tz
	East Feed	-0.108	0.011	-0.404
West Feed	0.074	-0.213	-0.139	0.5

V. 결 론

본 연구에서는 극심한 우주환경에서 작동해야 하는 통신탑재체인 전개형 접시 안테나에 대한 정밀정렬을 하기 위해 레이저 추적기와 데오드라이트 측정 시스템을 동시에 이용하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 헬륨 풍선과 무게중심 조절장치, 미세 하중 조절장치를 사용하여 우주 궤도상의 무중력 상태를 모사함으로써 정확한 정렬 측정 및 보정을 수행할 수 있었다.
- 2) 중력에 의해 발생하는 위성 구조체의 굽힘 변형을 측정하여 설계 요구조건에 반영함으로써 위성을 가로방향으로 위치한 후 접시 안테나의 정렬 측정 및 보정을 수행할 때 발생할 수 있는 오차를 제거할 수 있었다.
- 3) Ka 대역 통신탑재체의 정렬 시 전개형 접시 안테나와 급전부 간에 각도 및 위치 요구조건을 만족시켜야 하는데, 급전부의 경우 크기가 작아서 각도오차를 정밀하게 보정하기 어려우므로 전개형 접시 안테나의 위치 및 각도를 정밀하게 보정하는 방법을 사용하였다.
- 4) 발사환경시험 전·후의 정렬 안정성을 측정한 결과 전개형 접시 안테나의 각도 안정성 요구조건 $\pm 0.013^\circ$ 및 급전부와의 위치 안정성 요구조건 $\pm 0.25\text{mm}$ 를 만족함을 확인하였다.
- 5) 최종 정렬 측정결과 전개형 접시 안테나를 각축에 대한 각도요구조건인 허용오차 $\pm 0.015^\circ$ 이내 및 급전부와의 위치요구조건인 허용오차 $\pm 0.5\text{mm}$ 이내로 정밀정렬 할 수 있었다.

본 연구를 통하여 언급된 측정 및 보정방법은 대용량 위성 데이터 통신이 사용되리라 예상되는 차기 위성의 정밀정렬에 활용될 수 있다. 특히, 무중력 상태를 고려해야하는 위성용 정밀 센서, 행성탐사선, 우주정거장 등의 정밀정렬에도 응용

이 가능하므로 앞으로 우주분야에서의 적용범위가 점차 확대될 수 있을 것으로 기대한다.

참고문헌

- 1) J.S.CHOI, Y.D.Lee, S.P.Lee, " Performance Verification of Ka Band Multi-beam Antenna" KSAS-JSASS Joint International Symposium, 2008, pp. 238~243.
- 2) 최정수, 김형완, 문상무, 윤용식, "정지궤도 위성의 얼라인먼트 기준정보 측정", 한국항공우주학회 추계학술발표회논문집, 2010, pp. 890~893.
- 3) 윤용식, 박홍철, 손영선, 최종연, "데오도라이트를 이용한 위성체 얼라인먼트 측정에 관한 연구", 한국항공우주학회지 제 31권 10호, 2003, pp. 105~111.
- 4) 윤용식, 박홍철, 손영선, 이병기, "통신방송 위성 안테나 얼라인먼트 측정", 항공우주기술 제 3권 1호, 2004, pp. 117~125.
- 5) P. Signoret, "KARI AMS User Manual", ESIC, 1997.
- 6) Manuel Sierra Castaner, "Rotation of patterns in the measurement of COMS antennas", E.T.S.I de Telecomunicacion, 2009.
- 7) Dr. Stephen Kyle, "Axyz System Concepts, procedures and definitions", Leica Geosystems AG, 2000.
- 8) 위성기술사업단, "AMS-2 User Manual", 항공우주연구원, 2007.
- 9) Dr. Stephen Kyle, "Axyz CDM-Core Data Moudule: Software Reference Manual", Leica Geosystems AG, 2000.