

데오도라이트를 이용한 위성체 얼라인먼트 측정에 관한 연구

윤용식*, 이동주⁺

(논문접수일 2003. 5. 12, 심사완료일 2003. 9. 1)

A Study on Spacecraft Alignment Measurement with Theodolite

Yong-Sik Yoon*, Dong-Ju Lee⁺

Abstract

A measurement of spacecraft alignment is an important process of spacecraft assembly, integration and test because it is necessary that a ground station controls the precise positions of on-orbit spacecraft by using the alignment data of attitude orbit control sensors(AOCS) on spacecraft. In addition, accuracy of spacecraft alignment requirement is about $0.1^\circ \sim 0.7^\circ$. The spacecraft alignment is measured by autocollimation of theodolite. This paper describes the measurement principle and method of spacecraft alignment. The result shows that all of the AOCS on the spacecraft are aligned within the tolerance required through the alignment measurement.

Key Words : Theodolite (데오도라이트), Autocollimation(자동시준), Alignment(정렬), Spacecraft(위성체), AH(Horizontal Angle, 수평각), AV(Vertical Angle, 수직각)

1. 서론

인공위성은 우주궤도상에서 지상의 지시에 따라 자체적으로 자세제어뿐만 아니라 위성체에 부여된 특정의 임무를 수행하는 하나의 시스템으로 운용된다. 또한 위성체는 우주 궤도상에서 계획된 수명기간 동안 고장이나 파손 없이 계획된 임무를 수행해야 한다. 즉, 항공기나 원자력 발전소 등은 시작품 등을 통하여 고장이나 보수가 충분히 가능한

일이지만⁽¹⁾, 위성체의 경우 일단 우주궤도에 진입하게 되면 거의 불가능한 일이 된다. 현재 미국 우주왕복선에 의하여 일부 인공위성의 수리가 수행되고 있으나, 비용 및 기술상의 문제 등으로 아직까지 현실적이지 못한 상태이다.

따라서 인공위성이 로켓에 의해 우주 궤도에 진입하기 전에 지상에서 엄격하게 인공위성을 조립하고 각종 시험을 수행하게 된다. 이러한 위성체의 조립 및 시험 과정 중 하나가 위성체 정렬 측정이다. 위성체 정렬 측정은 위성체

* 주저자, 한국항공우주연구원 우주시험그룹 (ysyoon@kari.re.kr)

주소: 305-333 대전광역시 유성구 어은동 45번지

+ 충남대학교 기계공학과

에 설치되는 장비가 매우 민감하여 레이저 광원⁽²⁾에 의한 측정은 불가능하므로 데오도라이트를 사용하여 수행된다.

인공위성이 우주궤도상에서 성공적인 임무를 수행하기 위해서는 위성체에 설정된 좌표계에서 방향좌표가 요구되는 자세제어 및 탑재체용 부분품들에 대하여 측정 허용오차 $0.1^{\circ} \sim 0.7^{\circ}$ (decimal degree)의 정밀하고 정확한 정렬 측정이 요구된다^(3,4). 즉 위성체 정렬 측정은 위성체에 탑재되는 주요 자세제어센서 및 장치인 자이로(Gyro reference assembly, GRA), 반작용 휠(Reaction wheel assembly, RWA), 정밀 태양센서(Fine sun sensor assembly, FSSA) 등과 3차원 정밀 카메라 등의 탑재 센서를 위성체에 설치된 기준 입방 면경(reference cubic mirror)을 기준으로 하여 요구하는 방향좌표의 허용오차 이내로 조립이 되었는지 여부를 확인하는 것이다. 또한 정렬된 상태에서의 위성체 좌표계의 정확한 방향좌표를 측정하여 지상에 위치한 위성체 관제부에서 위성체의 자세제어 등에 사용하도록 제공하게 된다.

이러한 위성체 정렬 측정은 자체 광원을 가진 데오도라이트를 사용하여 측정한다. 그러나 위성의 특성에 따라 요구되는 측정 정밀도 등이 다르므로 현재까지 정형화된 측정 시스템은 없는 실정이고 이에 따라 선진국의 위성 개발 기관 등에서는 하나의 노하우(knowhow)로서 이러한 정렬 측정 기술의 이전을 꺼리고 있는 실정이다. 국내에서는 자세제어 센서 및 장치가 사용되는 항우우주관련 기관에서 제한적으로 정렬 측정 기술을 이용하고 있다.

본 논문에서는 자동시준(autocollimation)에 의한 위성체 정렬 측정 이론에 대하여 기술하고 데오도라이트를 사용하여 위성체 정렬을 측정할 수 있는 측정 방법 및 그 측정 결과에 대하여 고찰해 보고자 한다.

2. 정렬 측정 이론 및 방법

2.1 데오도라이트의 구조 및 좌표계

데오도라이트는 수평각(horizontal angle) 및 수직각(vertical angle)을 측정하는 장비이다. 일반적으로 데오도라이트는 건축 및 토목 분야의 측지·측량에서 많이 사용하고 있는 범용 데오도라이트로 알려져 있다. 그러나, 비접촉식 측정의 고정밀도의 요구에 따라 보다 정밀한 데오도라이트가 개발되어 사용되고 있다. 위성체의 정렬에 사용되고 있는 데오도라이트는 Fig. 1에서와 같이 광원을 발생할 수 있고 최소한 $1''$ (decimal degree second)의 분해능(resolution)을 가지고 있는 데오도라이트를 사용하여야 한다. 이는 위성체

의 정렬 측정을 요구하는 센서 및 장치의 최대 측정 요구 조건이 0.1° 이상이기 때문이다⁽⁵⁾.

이와 같이 방향좌표 측정에서 필수장비인 데오도라이트는 망원경이면서 Fig. 2에서 보는 바와 같이 수직 축(vertical axis)를 기준으로 하여 수평각을 측정하며 수평 축(horizontal axis)를 기준으로 하여 수직각을 측정할 수 있게 되어 있다. 데오도라이트의 높이 조절기(tilting screw)를 조정하면 데오도라이트의 수직 축이 중력의 반대방향이 되며 이것이 수직각의 영점기준이 되고 수평각의 영점은 사용자 임의로 정의할 수 있도록 되어 있다⁽⁶⁾.

데오도라이트의 좌표계는 Fig. 3과 같이 직각 좌표계가

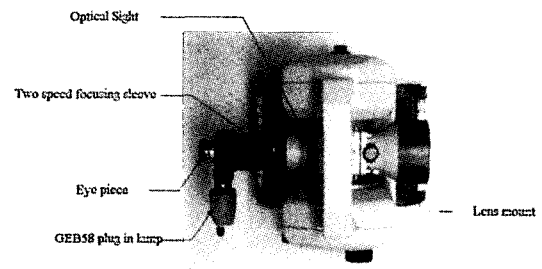


Fig. 1 Theodolite Construction

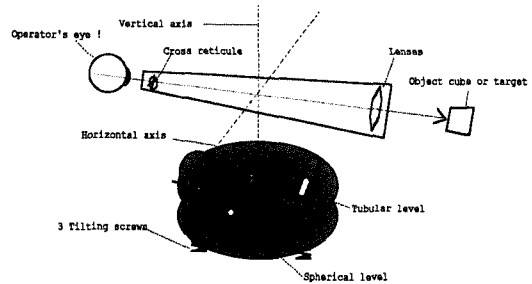


Fig. 2 Theodolite Schematic

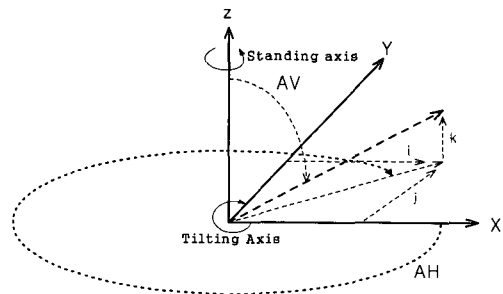


Fig. 3 Theodolite Coordination

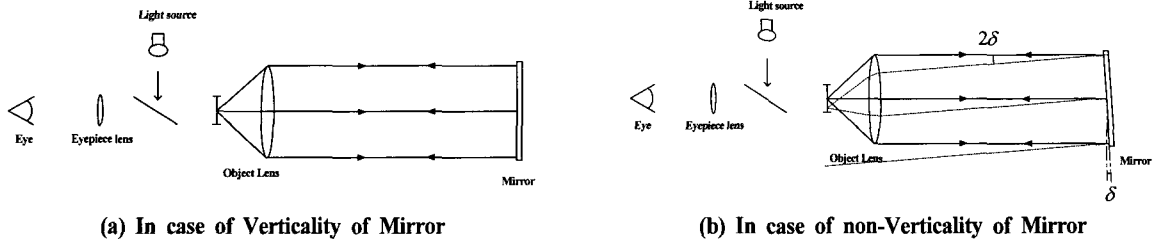


Fig. 4 Autocollimation Schematic

사용되어 X축은 데오도라이트의 수평 원판 위에 영점을 통하여 설정되고, Y축은 수평 원판의 X축에 직각인 방향을 통하여 설정되며, Z축은 오른손 법칙에 따라 다른 2개의 축과 수직인 것으로 설정되어 운용된다. 이때 데오도라이트의 원점이 측정의 중심이 된다⁽⁷⁾. 이 좌표계를 이용하여 데오도라이트는 수직각이 측정되는 틸팅 축(Tilting axis)과 수평각이 측정되는 스탠딩 축(Standing axis)의 2개의 회전 축을 갖게 된다. 즉, 데오도라이트의 X축과 Y축이 ±0.1"까지 수평 레벨이 맞추어 졌을 때 원점이 틸팅 축이 되어 수직원을 형성하게 되고 데오도라이트 대물렌즈의 수직 이동에 따라 수직 방향으로 수직각(AV)이 측정되고 데오도라이트의 수직 축 Z가 ±0.1"까지 수직 레벨이 맞추어 졌을 때 원점이 스탠딩 축이 되어 수평 원을 형성하게 되어 데오도라이트 대물렌즈의 수평 이동에 따라 수평 방향으로 수평각(AH)이 측정된다.

2.2 자동시준의 측정 원리

광학 장비를 이용하여 시준(collimation)을 한다는 것은 렌즈나 광선을 평행하게 하는 것을 의미한다. 즉 시준은 측정 면경(measurement mirror)에 광선을 90°로 평행하게 맞추어 빛이 자체의 경로를 따라 반사되도록 하는 것이다.

그리고 자동시준은 광학적으로 반사율이 λ/4 이상인 면경에 망원렌즈를 무한대로 초점을 맞추어 빛이 자체의 경로를 따라 반사되도록 하는 일련의 과정이다. 망원렌즈부의 초점면에 위치한 광원으로부터 만들어진 십자 선은 대안렌즈부에서 방사되어 Fig. 4와 같이 평행 광선으로 목표물까지 전달된다. Fig. 4(a)는 면경의 면에 90°인 평행 광이 십자선에 반사된 형상과 일치하는 것을 나타내고 있고, Fig. 4(b)는 면경이 각 δ 만큼 기울어져 있어 반사광이 2δ 만큼 십자선과 반사된 형상이 일치하지 않는 것을 나타내고 있다.

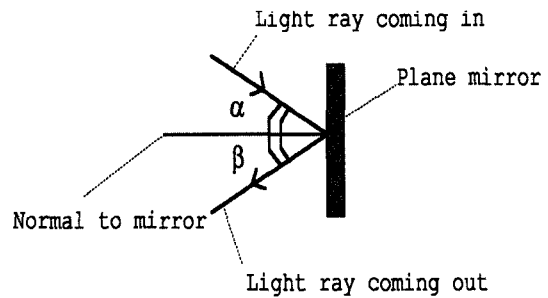


Fig. 5 Autocollimation Schematic on Reflected Mirror

Fig. 5에서는 면경에서의 입사각 α 및 반사각 β의 관계를 나타내고 있고, 면경이 수직인 경우에 반사 입사각과 반사각이 0이 된다.

이와 같이 데오도라이트의 입사선을 측정 대상에 부착된 거울면의 수직선에 일치시켜 반사되도록 하면 데오도라이트는 거울 면(mirror surface)의 수직선상에 놓이게 되며 그 수직선의 수평각 및 수직각을 측정할 수 있다.

2.3 측정 각의 좌표 변환

이를 이용하여 데오도라이트를 임의의 거울 면에 대해 자동시준 하여 거울 면의 수직벡터에 대한 극좌표 값을 구하고 이를 직각좌표계로 변환하면 그 수직벡터에 대한 단위벡터 값도 구할 수 있다. 즉 위성체에서 임의의 부분품을 설계에서 설정된 방향좌표로 정렬시키는 방법은 설정된 방향좌표의 극좌표 값 또는 단위벡터 값과 3차원 측정으로 구해진 부분품의 극좌표 값 또는 단위벡터 값이 일치되는 지를 확인하는 것이다. Fig. 3에서 측정되는 수평각 및 수직각은 센서 및 장치의 심(shim) 작업을 위하여 다음 식 (1)과 같이 코사인 법칙에 의하여 3차원 좌표 (X, Y, Z) 값으로 변환하여 사용된다.

$$\begin{aligned} X &= \sin(AV) \cdot \cos(AH) \\ Y &= \sin(AV) \cdot (-\sin(AH)) \\ Z &= \cos(AV) \end{aligned} \quad (1)$$

정렬 측정 센서 및 장치의 정렬 측정값이 허용오차를 벗어나게 되면 부수적인 심 조정 작업을 수행한 뒤 재 측정하여야 한다. 일반적인 위성체 자세제어 센서 및 장치의 경우 정렬 측정값의 허용 오차는 0.1°~0.7°사이가 되며⁽⁸⁾ 초기 측정에서 허용오차를 벗어나면 해당 센서 및 장치와 위성체사이의 체결부위에 20~100(μm)의 얇은 심을 사용하여 조정 작업을 수행한 후 재 측정하여 허용 오차 이내에 있는지를 확인하여야 한다.

3. 측정 방법

3.1 면경의 설치

위성체 정렬이 요구되는 센서 및 장치에는 반사율이 최소한 λ/4인 면경(mirror) 혹은 입방 면경(cubic mirror)이 설치된다. 보통 1차원 혹은 2차원 운동을 하는 자세 제어 장치의 경우 면경을 사용하고, 3차원 운동을 하는 장치의 경우 입방 면경을 정렬용 타겟(target)으로 사용하거나 Fig. 6과 같이 면경을 두 개 방향에 대하여 설치한다. 그러나 3차원 운동을 하는 자세제어용 센서 및 장치의 경우에 자체의 특성상 입방면경의 설치가 어려운 경우에는 브라켓(bracket) 등에 면경을 설치하여 정렬 측정을 하기도 한다. 특히, 타겟용 면경을 센서 및 장치에 설치하는 경우에 센서 및 장치의 방향을 정확하게 측정할 수 있도록 센서 및 장치에 접촉하기 전 데오도라이트를 사용하여 면경의 수직성을 확인하여

사용하였다.

3.2 위성체의 수평 및 방향 조정

먼저, 위성체 평판 위에 툴링 볼(tooling ball)을 설치하여 Fig. 7과 같이 데오도라이트로 확인하면서 평판이 수평이 되도록 위성체 조립용 보조 장비의 높낮이를 조절하여 위성체가 수평이 되도록 하였다. 다음에 위성체 정렬 측정을 위한 자동시준을 수행하기 위하여 데오도라이트의 수직 방향이 지구 중력 반대방향을 향하므로 위성체의 +Z축 방향이 데오도라이트의 +Z축 방향과 동일하도록 위치시킨 상태에서 정렬이 요구되는 각 탑재 센서 등에 대한 3차원 방향좌표 측정을 수행하였다. 그리고 데오도라이트를 위성체 X축 방향을 향하도록 하여 그 수평 값을 0°또는 180°로 설정함으로써 위성체에 정의된 3차원 직각좌표계를 데오도라이트와 동일하게 적용되도록 하였다. 이를 위하여 ±0.01°의 정확도를 가진 정밀 수평계를 사용하여 위성체 조립용 보조 장비의 4개의 조정축 높이를 미세하게 조정함으로써 수평을 맞추었다. 그러나 이렇게 좌표계를 일치시키는 작업은 조정축의 조정 한계와 측정 장소 내·외부의 진동 등으로 인하여 측정오차가 발생할 가능성이 많으므로 특별한 주의하여야 한다.

3.3 데오도라이트의 위치 결정

위성체의 정렬 측정 기준은 위성체 설계 시 결정되는 기준 입방 면경이 된다. 즉 정렬 측정으로 얻어지는 각 센서 및 장치의 수평각 및 수직각은 기준 입방 면경을 기준으로 하는 상대 각도가 되는 것이다. 따라서 위성체 정렬 측정을 위한 데오도라이트는 기준 면경의 x, y방향에 각 한대씩

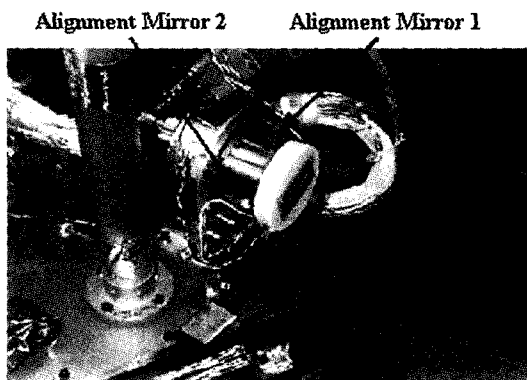


Fig. 6 Mirror Installation on CESA

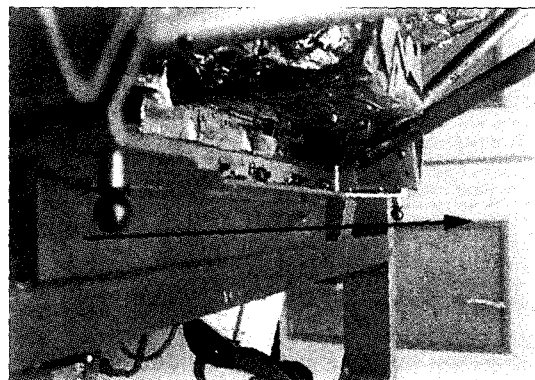


Fig. 7 Horizontal Adjustment of Spacecraft

위치되어야 하고, 측정하고자 하는 센서 및 장치의 1 혹은 2 방향에 각각의 테오도라이트가 위치되도록 하여야 한다. 이를 위하여 본 측정에서는 Fig. 8과 같이 기준 입방 면경을 측정하는 두 대의 테오도라이트 중 한 대와 센서 및 장치를 측정하는 테오도라이트는 기준 입방 면경의 수평각의 전달을 위하여 항상 서로 자동시준이 가능한 위치에 있도록 하였다.

3.4 정렬 측정

위성체 정렬 측정은 Fig. 8에서와 같이 기준 입방 면경의 각 두 방향에 맞추어진 두 대의 테오도라이트(T1, T2)를 기준 입방 면경과 자동시준이 가능한 위치에서 테오도라이트의 수평 및 수직 조정 작업을 수행하였다. 또한 나머지 테오도라이트(T3)도 T2와 측정하고자 하는 센서 및 장치의 면경에 대하여 자동시준이 가능한 위치에서 테오도라이트의 수평과 수직 조정 작업을 완료하였다. 다음에 T1과 T2를 기준 입방 면경의 각 대응되는 면경과 자동시준을 하였다. 그리고 T3와 마주보게 되는 기준 입방 면경에 자동시준된 테오도라이트(T2)의 수평각을 0°나 180°로 입력하였다. 이때 수직각은 테오도라이트와 기준 입방 면경 사이의 자동시준으로 좌표계가 단일화되어 자동적으로 90°가 된다. 다음에 T2와 T3을 자동시준 하여 T2에서의 수평각과 수직각을 구하였다. 여기서 T2의 수평각과 수직각의 측정값을 T3에 입력함으로써 처음 수평각을 0°나 180°로 입력한 기준 입방 면경의 좌표를 T2를 통하여 그대로 T3에 전달하도록 하

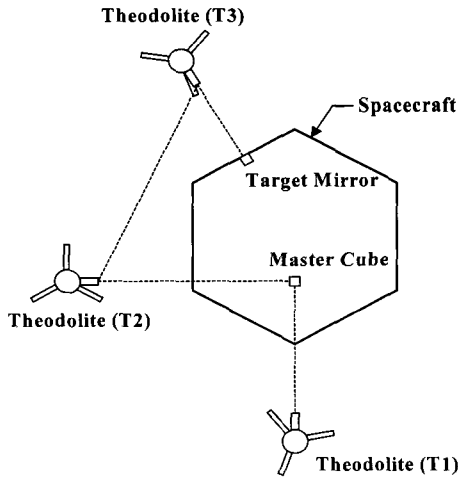


Fig. 8 Theodolite Location for Alignment

였다. 그리고 T3을 센서 및 장치의 면경에 자동시준 하였다. 이때 T3에서 측정되는 수평각과 수직각이 센서 및 장치의 수평각과 수직각이 된다. 그러나 측정된 각도가 360° 이상이 되는 경우 -360°를 더하여 얻어진 값이 최종 수평각과 수직각이 된다.

이러한 위성체 정렬 측정을 위하여 보통 4~5일 이상이 소요되고 위성체나 테오도라이트에 항상 수작업이 동반되므로 내부의 자체 진동이나 외부의 예상치 못한 충격 등의 이유로 동일한 직각좌표계에서 운영되는 상호관계가 깨어지는 경우가 있었다. 이러한 경우에는 상기 3.2절, 3.3절 및 3.4절이 처음부터 다시 수행되어야 하므로 측정 시작 시 기준 입방 면경의 단위 벡터 값을 2개 이상을 항상 측정하였다. 그리고 측정 중에는 1대 이상의 테오도라이트로 위성체 위치상태 변화를 항상 감시할 수 있도록 T1 혹은 T2로 기준 입방 면경과의 자동 시준 상태를 수시로 점검하였다. 측정 중 위성체와 테오도라이트의 상호관계에 변화가 생기는 경우에는 기준 입방 면경을 다시 측정하여 상관관계를 유지시켰다.

Fig. 9는 위성체 기계 조립이 완료된 후 위성체에 설치된 자세제어 센서 및 장치의 정렬 측정을 수행하는 모습이다.

Fig. 10은 위성체 밑면에 설치된 추진체의 이중 추력기

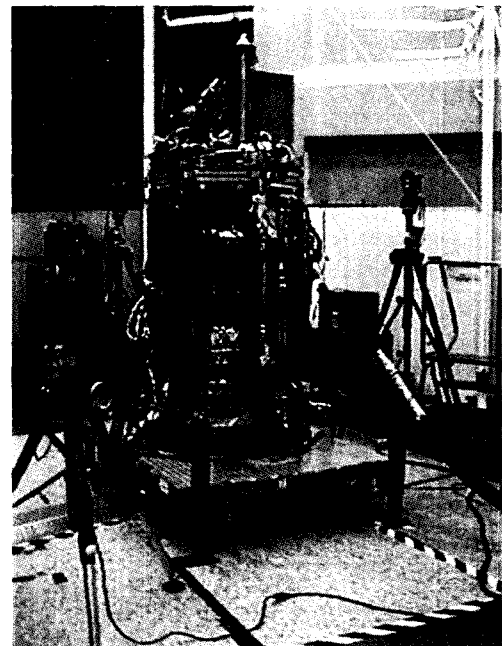


Fig. 9 Spacecraft Alignment Measurement Configuration

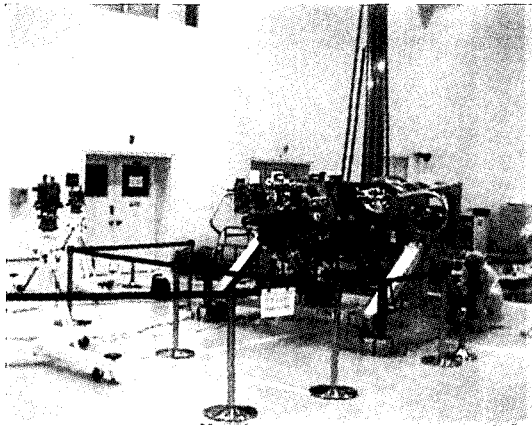


Fig. 10 Alignment Measurement Configuration under Rotating 90° of Spacecraft

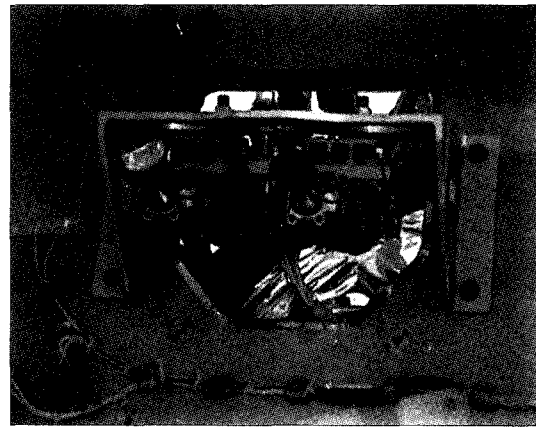


Fig. 11 Installed Mirror on Dual Thruster Module

모듈(Dual thruster module, DTM, Fig. 11)의 정렬 측정 모습이다. 위성체를 90° 회전시킨 상태에서 4개의 조정 축을 사용하여 수평을 조정하였고, 3차원 방향 좌표 측정을 위해 데오도라이트를 배치시켜 정렬 측정을 수행하였다.

4. 측정 결과 및 고찰

3절에서 기술된 바와 같이 위성체에 탑재된 자세제어 센서 및 장치에 대한 정렬 측정을 수행하였다 Table 1에는 정밀 태양센서(FSSA), 자이로(GRA), 반자동 휠(RWA) 및 이중 추력기 모듈(DTM)에 대한 측정 결과를 나타내고 있다. Table 1에서 센서 및 장치 명칭 뒤의 숫자는 설치된 개수를 나타내고 있다. 자이로의 경우 정렬 타겟을 입방 면경으로 사용하여 x, y 의 두 방향에 대하여 측정된 것을 나타내고, 다른 센서 및 장치는 면경을 사용하여 측정된 결과를 나타내고 있다. 각 센서 및 장치는 위성체 설계 시 요구되는 정렬 값이 설계되고, 장비의 특성 및 위성체 구조 변형을 등을 고려하여 허용 오차 값이 요구되므로, 정렬 측정 값이 허용오차 보다 큰 경우에는 2.3절과 같이 측정값의 좌표 변환을 통하여 심 작업을 한 후 재 측정 과정을 반복하였다. Table 1의 측정 값은 이러한 심 작업을 완료한 최종 값을 나타내고 있다.

최종 정렬 측정값이 설계 허용 오차(tolerance)의 범위에 모두 만족한 결과를 나타내고 있다. 그러나 이중 추력기 모듈의 경우 측정 오차 범위가 수평각의 경우 $-0.574^{\circ} \sim$

Table 1 Alignment Measurement Data for AOCS Sensor & Equipment(Unit: Decimal Degree)

Identity	Desired Angle/ tolerance		Alignment Measurement Data	
	AH	AV	AH	AV
FSS1	170.000 / 0.1	90.000 / 0.1	169.999	89.978
FSS2	10.000 / 0.1	90.000 / 0.1	10.017	89.973
GRA1(X)	180.000 / 0.5	90.000 / 0.5	179.899	89.991
GRA1(Y)	270.000 / 0.5	90.000 / 0.5	269.902	89.974
GRA2(X)	180.000 / 0.5	90.000 / 0.5	179.901	89.995
GRA2(Y)	90.000 / 0.5	90.000 / 0.5	89.901	89.941
GRA3(X)	180.000 / 0.5	90.000 / 0.5	179.903	89.958
GRA3(Y)	90.000 / 0.5	90.000 / 0.5	89.904	89.977
RWA1	315.000 / 0.5	54.730 / 0.5	315.138	54.664
RWA2	45.000 / 0.5	54.730 / 0.5	45.001	54.718
RWA3	135.000 / 0.5	54.730 / 0.5	135.186	54.696
RWA4	225.000 / 0.5	54.730 / 0.5	224.960	54.718
DTM1	258.000 / 0.72	90.000 / 0.72	257.712	90.001
DTM2	282.000 / 0.72	90.000 / 0.72	282.011	90.086
DTM3	282.000 / 0.72	90.000 / 0.72	281.933	89.934
DTM4	258.000 / 0.72	90.000 / 0.72	258.574	89.923

+0.288°, 수직각의 경우 -0.086°~+ 0.077°로 설계오차 범위에 근접한 값을 나타내고 있다. 이것은 수동에 의한 위성체 조정 작업으로 발생할 수 있는 오차 요인과 정렬 측정 중 내·외부의 충격 등의 요인으로 인하여 발생할 수 있는 오차 요인이 포함되기 때문이다. 이러한 측정 오차 요인을 줄이기 위하여 위성체 수평을 조정하기 위한 위성체 조립용 보조 장비의 조정 쪽에 미세 조정 장치가 필요하고, 수평 측정을 위한 정밀 수평 측정기가 필요하다. 또한 정렬 측정 중 자체의 진동 및 외부로부터의 충격 등이 없도록 해야 한다.

5. 결론

위성체의 정렬 측정 작업을 통하여 자세제어 및 탑재체용 부분품을 위성체에 정확하게 정렬시킬 수 있다. 그리고 정밀한 방향좌표 측정값을 알게 됨으로써 보다 효과적인 위성체의 자세제어가 가능하며 탑재체의 임무 수행능력 또한 향상될 수 있다.

본 논문에서 기술한 테오도라이트를 이용한 위성체 정렬 측정은 세대에서 네 대의 테오도라이트와 위성체 조립용 보조 장비만을 이용한 측정 방법으로 위성체 정렬을 간단하게 측정하여 정렬을 조정할 수 있다. 그러나 위성체 수평을 맞추기 위하여 수작업으로 높이 조절을 수행함으로써 위성체의 +Z축 방향을 지구 중력 반대방향과 일치시키는 작업에 있어서 $\pm 0.01^\circ$ 이상의 허용오차를 인정하는 것이며 특성값이 상이한 여러 대의 테오도라이트를 사용함으로써 측정값에 대한 신뢰도가 저하될 수 있는 단점도 있다. 따라서 이러한 단점을 보완하기 위한 최적의 측정 방법 및 시스템을 구축하기 위한 연구가 필요하다.

참고 문헌

- (1) Lee, J. J., Yoon, Y.S., Choi, J. Y., 2000, "Optical Equipment and Application for 3-Dimensional Coordination Measurement", *Trans. of KSME*, pp. 65~68.
- (2) Kim, J. D., Suh, H. S. and Lee, D. J., 2003, "A Study on the Stabilization Scheme of Optical Source for Precision Measurement", *Proceeding of KSMIE Spring Conference*, pp. 265~271.
- (3) Reitmann, T., 1997, "KOMPSAT PFM Alignment Procedure", *Trans. of TRW*, pp. 57~152.
- (4) Yoon, Y. S., 1998, "KOMPSAT FM Alignment Procedure", *Trans. of KARI*, pp. 62~142.
- (5) Signoret, P., 1997, "KARI AMS User Manual", *Trans. of ESIC*, pp. 72~85.
- (6) Choi, J. Y., Yoon, Y. S. and Lee, J. J., 1998, "Methods and Result of Satellite Alignment Measurement", *Proceeding of KSASS Fall Annual Meeting*, pp. 515~518.
- (7) Yoon, Y. S., Lee, J. Y., Cho, C. L. and Lee, S. S., 2001, "3-Dimensional Precision Measurement of Spacecraft Structure Test Model", *Proceeding of KSPE Spring Conference OIS029*, pp. 131~134.
- (8) Nicolson, D., 1996, "KOMPSAT Alignments Analysis", *TRW IOC KOMPSAT-1.96.410*, p. 112.