<응용논문> **DOI http://dx.doi.org/10.3795/KSME-A.2012.36.11.1399** ISSN 1226-4873

데오드라이트를 이용한 이중 추력기 모듈의 정밀정렬측정에 관한 연구§

황권태*† · 문귀원*· 조창래*· 이동우*· 이상원**
* 한국항공우주연구원 , ** (주)아이스펙

A Study on Accurate Alignment Measurement of Dual Thruster Module Using Theodolite

Kwon Tae Hwang*†, Guee Won Moon*, Chang Lae Cho*, Dong Woo Lee* and Sang Won Lee**
* Korea Aerospace Research Institute, ** i-spec Co.

(Received December 21, 2012 ; Revised August 22, 2012 ; Accepted August 22, 2012)

Key Words: Double Thrust Module(이중 추력기 모듈), Alignment Measurement(정렬 측정), Theodolite(데오드라이트), Reliability Analysis(신뢰성 분석), KOMPSAT(다목적실용위성)

초록: 인공위성은 우주궤도에서의 임무수행 및 작동 특성을 가지고 있기 때문에 수리 불가능한 특성을 지니고 있다. 따라서 인공위성에 사용되는 탑재체들이 정상적인 기능을 발휘하기 위해서는 정확한 조립 및 설치가 되어야 한다. 또한 극심한 발사환경과 우주환경에서 변화와 이상이 발생하지 않아야 하므로 발사환경시험, 우주환경시험 전 후로 정렬 측정이 수행되어 부품 및 시스템 레벨에서의 변화에 대한 측정이 요구되어지는 실정이다. 최근 중·대형 산업품에 대한 비접촉식 3차원 정밀 측정 장비가 개발되고 있다. 이러한 장비 중 하나인 데오도라이트 측정 시스템이 항공우주산업에 널리 활용되고 있다. 따라서 본 논문에서는 다목적실용위성의 자세제어에 사용되는 이중 추력기 모듈의 각도를 데오도라이트를 이용하여 정렬 측정 및 이에 대한 신뢰도 분석을 수행하였다.

Abstract: Because satellites operate in space, it is impossible to repair them when they malfunction. Therefore, to ensure the normal function of the payload used in the satellites, accurate assembly and installation of parts are crucial. To prevent abnormal functioning in the extreme environments during launch and in space, it is essential to test changes at the parts and system levels by performing alignment measurement before and after the launch environment test and the space environment test. Recently, noncontact three-dimensional precision machinery for medium- and large-sized parts has been developed. One of these is the theodolite measurement system, which is widely used in the aerospace industry. This study measures the angle of the dual thruster module that is used to control the attitude of KOMPSAT by using a theodolite, and alignment measurement and a reliability analysis are performed.

- 기호설명 -

θ : 직교좌표 측정각도
t : 직교좌표 보정각도
T : 측정좌표
Q : 쿼터니언 회전행렬
Az : 수평각(Azimuth)
El : 수직각(Elevation)

1. 서 론

현재 다목적 실용위성의 자세제어 및 궤도 조정에 사용되는 추력기는 소형 액체 추진기관으로 신뢰성 향상을 위해 이중 추력기 모듈을 사용하고 있다. 이중 추력기 모듈은 주(Primary) 추력기와 부(Redundancy) 추력기로 이루어진 모듈 형태로 조립되어 위성에 장착되어진다. 이중 추력기 모듈은 두 개의 추력실(Thrust chamber assembly)과 밸브, Mount, Thermostat, Temperature Transducer Standoff, Heater block으로 구성되어 있다.[1] 이중 추력기 모듈의 요구 조건들은 다목적 실용위성의 체계 설계 규격 요구조건으로부터 도

§ 이 논문은 대한기계학회 2011년도 추계학술대회(2011. 11. 2.-4., EXCO) 발표논문임
† Corresponding Author, kthwang@kari.re.kr
© 2012 The Korean Society of Mechanical Engineers

출되어 제작되었다. 인공위성은 우주 궤도상에서 계획된 수명동안 고장이나 파손 없이 지상국의 통제 아래 자세 제어와 설계 목적에 따라 임무를 수행하기 때문에 인공위성이 발사되고 나면 수리가 불가능하다. 위성 조립과정에서 극심한 발사하중과 우주환경에서 성능저하나 이상이 발생하지 않도록 발사환경시험, 우주환경시험 등을 수행한다. 또한 부품 레벨에서의 성능 검증 및 이러한 시험 전후로 정밀한 측정을 수행하여 설계 요구조건에 맞도록 보정이 수행된다. 현재 이중 추력기 모듈에 대한 방향측정은 큐브미러를 이용하여 좌표축을 형성하고 미러를 이용하여 추력기 방향을 측정하고 있으며, 이중추력기 모듈 측정 과정 중 발생하는 오차를 줄이기 위한 연구는 미비한 실정이다.

본 논문에서는 데오드라이트의 거리별 측정을 하여 본 측정 방법에 대한 신뢰도 분석을 수행하고, (주)한화에서 제작되어 다목적 실용위성에 사용되는 이중 추력기 모듈에 대한 정밀 정렬 측정을 수행하여 오차를 배제하는 방안을 제시하였다.

2. 관련이론

2.1 데오드라이트 측정원리

데오드라이트는 0.1 ″(Decimal arc seconds)의 분해능(Resolution)을 가진 인코더(Encoder)로 측정된 수직축(Vertical axis)을 기준으로 수평각을 측정하며 수평축(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 설정 할 수있다.[2,3]

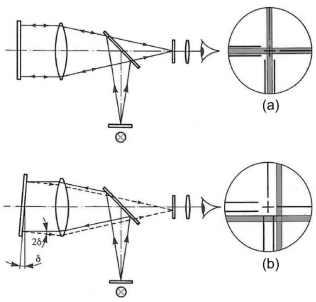

Fig. 1 Auto-collimation principle

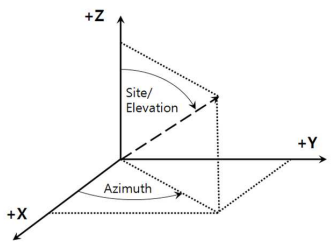

Fig. 2 Theodolite axis system(Azimuth and Site)

정밀 정렬이 필요한 센서 및 장치를 측정하기 위해서는 입방면경(Cube)를 이용하여 두 면경에 각각 자동시준(Auto-collimation)을 수행하고 두 면경에 자동시준 된 데오드라이트간 상호시준(Co-collimation)을 통하여 좌표축을 생성해주고 측정하고자 하는 곳에 면경을 부착하고 자동시준 후 좌표축을 측정한 데오드라이트와 상호시준을 통하여 수평각 및 수직각의 벡터 정보를 공유하여 측정을 하게 된다. 자동시준법이란 반사율이 λ/4 이상인 면경에 Fig. 1과 같이 입사각과 반사각이 0°가 되도록 데오드라이트를 위치시키는 일련의 과정을 말한다.[4]

2.2 데오드라이트 좌표계

데오드라이트의 좌표계는 직각 좌표계가 사용되며, Z축이 중력반대방향이 되도록 하여 오른손 법칙에 따라 X축과 Y축을 결정하게 된다. 이 직각좌표계를 이용하여 수직각을 측정하는 틸팅 축(Tilting axis)과 수평각을 측정하는 스탠딩 축(Standing axis)의 2개의 회전축을 갖게 된다. 이때 수직각은 데오드라이트의 수직회전에 따라 지구 중력 반대방향인 0° 에서 중력방향인 180° 사이에서 측정되며, 수평각은 렌즈의 수평 회전에 따라 0° ~ 360° 범위에서 측정된다. 이때, Z축과 방향 벡터와 이루는 각을 Fig. 2에서 나타낸 바와 같이 Site/Elevation 이라 하며, X축과 반시계 방향으로 이루는 각을 Azimuth라 한다.

2.3 데오드라이트 측정이론

데오드라이트에서 측정된 Azimuth와 Elevation 각도는 보정이나 좌표변환을 유용하게 하기 위해 직각 좌표계에서의 방향 벡터의 형태로 바꿔야 하며 각각의 x, y, z 축에 대한 인자는 식 (1)을 이용해 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} x &= \cos(Az) \times \sin(El) \\ y &= \sin(Az) \times \sin(El) \\ z &= \cos(El) \end{aligned} \tag{1}$$

입방면경을 사용하여 직교하는 3면의 방향 벡터를 사용해 좌표계를 만들 때에는 직교하는 2면을 각각 측정하고 나머지 한 면의 방향벡터는 다음 식 (2)와 같이 외적을 계산하여 직각 좌표계를 만들 수 있다.

$$\begin{aligned}
&\overrightarrow{T_1} = (x_1, y_1, z_1) \\
&\overrightarrow{T_2} = (x_2, y_2, z_2) \\
&\overrightarrow{T_3} = (\frac{v_1}{s}, \frac{v_2}{s}, \frac{v_3}{s}) \\
&\vec{v} = (y_1 z_2 - z_1 y_2, z_1 x_2 - x_1 z_2, x_1 y_2 - y_1 x_2) \\
&\quad = (\quad v_1 \quad , \quad v_2 \quad , \quad v_3 \quad) \\
&s = \sqrt{v_1^2 + v_2^2 + v_3^2}
\end{aligned} \tag{2}$$

좌표축 생성을 위하여 입방면경의 두 면을 측정하게 되면 가공 및 측정 오차 등 여러 오차로 인하여 완벽한 직각이 될 수 없다. 따라서 본 연구에서는 오차 보정 시 쿼터니언(Quaternion)을 적용하였다. Fig. 3은 입방 면경에 대한 두 면을 측정하여 좌표축을 설정하는 그림이다. 측정된 T_1과 T_2 방향벡터는 직각이 아닌 θ의 각을 가지게 되며, 외적을 통해 형성된 T_3 벡터를 기준축으로 하고 보정각 t_1, t_2를 식 (3), (4)와 같이 구할 수 있다.

$$\theta = \cos^{-1}(x_1 x_2 + y_1 y_2 + z_1 z_2) \tag{3}$$

$$t = \frac{\theta^o - 90^o}{2} = t_1 = -t_2 \tag{4}$$

측정된 입방면경의 좌표계는 다음 식 (5)와 같이 나타낼 수 있으며, 보정이 필요한 벡터에 대해서는 식 (6)을 사용해 쿼터니언 회전을 적용할 수 있다.[5,6]

$$T = \begin{pmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_1\, y_1\, z_1 \\ x_2\, y_2\, z_2 \\ x_3\, y_3\, z_3 \end{pmatrix} \tag{5}$$

$$\begin{aligned}
x' &= x_3 \times \sin(t/2) \\
y' &= y_3 \times \sin(t/2) \\
z' &= z_3 \times \sin(t/2) \\
w' &= \cos(t/2)
\end{aligned}$$

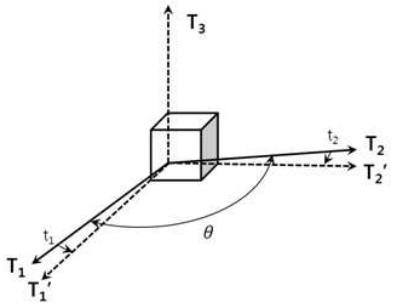

Fig. 3 Cube mirror coordination system

$$\begin{aligned}
&s = \sqrt{x'^2 + y'^2 + z'^2 + w'^2} \\
&x = \frac{x'}{s},\ y = \frac{y'}{s},\ z = \frac{z'}{s} \\
&Q = \begin{pmatrix} 1 - 2y^2 - 2z^2 & 2xy - 2zw & 2xz + 2yw \\ 2xy + 2zw & 1 - 2x^2 - 2z^2 & 2xyz - 2xw \\ x_3 & y_3 & z_3 \end{pmatrix}
\end{aligned} \tag{6}$$

보정이 필요한 T_1 벡터와 T_2 벡터에 대하여 식 (7)과 같이 보정각을 적용하여 쿼터니언 보정을 계산하면 Fig. 3에서와 같이 최종적으로 각 축이 서로 직교하는 T_1', T_2' T_3축을 가진 식 (8)과 같은 보정된 좌표계가 만들어 진다.

$$\begin{aligned}
T_1' &= Q \bullet T_1,\ (t = t_1) \\
T_2' &= Q \bullet T_2,\ (t = t_2)
\end{aligned} \tag{7}$$

$$T' = \begin{pmatrix} T_1' \\ T_2' \\ T_3' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_1' & y_1' & z_1' \\ x_2' & y_2' & z_2' \\ x_3' & y_3' & z_3' \end{pmatrix} \tag{8}$$

3. 측정 방법

3.1 측정기기 및 소프트웨어

이중 추력기 모듈의 정밀 정렬 측정에 사용된 기기는 Leica의 TM5100A 3대를 사용하였으며, 자동시준법을 사용한 측정에는 AMS-2 측정 시스템을 사용하였다. AMS-2 측정 시스템은 한국항공우주연구원에서 위성체 정밀정렬 측정을 위해 개발한 시스템으로 다수의 데오드라이트를 동시에 사용하여 위성체의 정밀정렬을 측정하고 그 결과를 해석할 수 있다.[7] Fig. 4는 측정에 사용된 데오드라이트 및 AMS-2 시스템의 개략도를 나타낸 것이다.

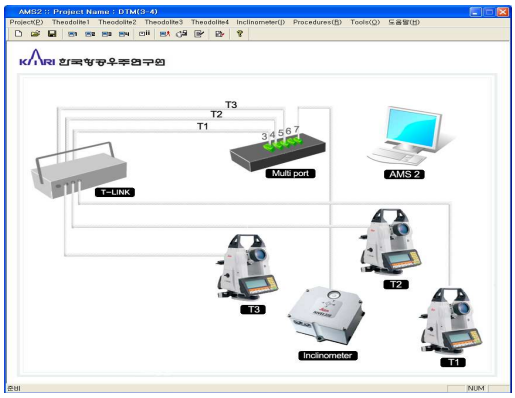

Fig. 4 Leica TM5100A theodolite and AMS-2 alignment system

(a) (b)

Fig. 5 Photos of (a) Cube mirror and (b) DTM

3.2 측정대상 및 측정절차

거리별 데오드라이트의 측정 정밀도를 알아보기 위하여 정밀 가공된 입방면경의 두면경에 자동시준 및 상호시준을 통하여 측정하여 직교좌표를 생성하고, -Y 면경에 자동시준을 한 후 +X 면경의 데오드라이트와 상호시준을 통하여 측정하였다. 측정은 2~3, 3~4, 4~5 m 범위 내에서 각각 무작위 10회 측정을 수행하고 신뢰도 분석을 수행하였다. 측정환경은 온도 21°±3, 습도 50%±5 가 유지되는 청정실 내에서 측정을 하여 온도 및 습도의 영향을 최소화 하였다. 측정한 정밀 입방면경은 Fig. 5(a)와 같다.

이중 추력기 모듈의 측정은 추력기 모듈에 좌표축으로 사용할 입방면경을 부착하고 추력기 방향에 면경을 부착하여 3~4 m 범위에서 측정을 수행하였다. 추력기방향 측정에 있어서 면경의 편평도에 대한 오차를 보정하기 위하여 면경을 90°씩 회전을 하면서 측정을 수행하였다. 면경을 부착한 이중 추력기 모듈을 Fig. 5(b)에 나타냈다.

4. 측정결과 및 고찰

4.1 거리별 측정결과

정밀 가공된 입방면경에 대한 거리별 -Y방향

Table 1 Measurement results of cube azimuth and elevation for various distance

Distance		Azimuth	Elevation
2~3 m	1	89.9999371637	90.0002548230
	2	90.0003295882	89.9999856818
	3	90.0000472346	89.9999000933
	4	90.0002170880	89.9999060005
	5	89.9998348965	89.9997151139
	6	89.9995824398	89.9996604996
	7	89.9998295508	90.0000953287
	8	89.9997645545	90.0002701553
	9	89.9997348867	89.9998449920
	10	89.9996847300	90.0001300213
	Average	89.9998962133	89.9999762710
	Range	0.0007471484	0.0006096557
	Variance	0.0000000567	0.0000000442
	St. dev.	0.0002380480	0.0002102251
3~4 m	1	90.0006283743	89.9998812258
	2	90.0003512403	89.9994854782
	3	89.9997560575	89.9997648982
	4	89.9994336255	89.9998092337
	5	90.0004857135	90.0000610487
	6	90.0006060748	89.9997062159
	7	90.0003033181	89.9998958936
	8	90.0007758250	89.9999409968
	9	90.0003033640	89.9998854543
	10	89.9996234120	89.9997599364
	Average	90.0002267005	89.9998190382
	Range	0.0013421995	0.0005755705
	Variance	0.0000002128	0.0000000242
	St. dev.	0.0004613482	0.0001556847
4~5 m	1	89.9996011297	89.9995245596
	2	89.9995789161	89.9991393601
	3	89.9993463468	89.9992094558
	4	89.9993759745	90.0000447537
	5	90.0005761606	89.9995064312
	6	89.9999659205	89.9998153472
	7	89.9996306428	90.0004350469
	8	89.9992031647	90.0001546184
	9	90.0001706899	90.0001654817
	10	89.9999030441	90.0003352204
	Average	89.9997351990	89.9998330275
	Range	0.0013729960	0.0012956868
	Variance	0.0000001772	0.0000002162
	St. dev.	0.0004209662	0.0004649427

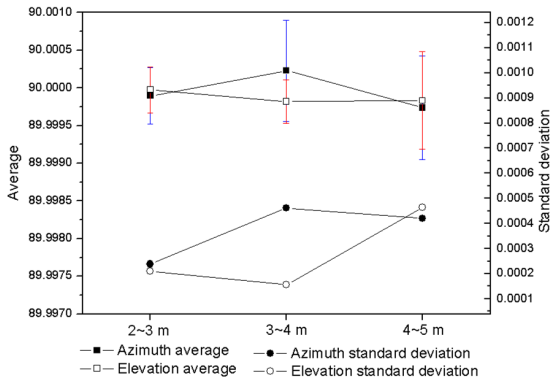

Fig. 6 Results of average and standard deviation

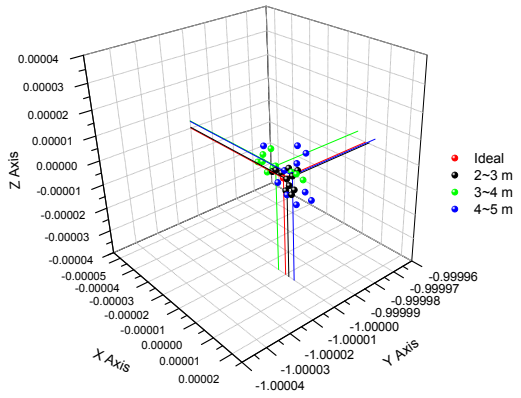

Fig. 7 Measurement results on 3-D axis

면경 측정 결과를 Table 1에 나타냈다. 인공위성 정밀정렬 측정 범위인 2 ~ 5 m 사이에서 1 m 간격으로 측정을 수행하여 각각에 대한 Azimuth와 Elevation을 소수점 10자리까지 나타냈으며, 각각 평균, 데이터 범위, 표본분산, 표본표준편차를 구하여 나타냈다. Table 1의 결과를 가지고 거리별 측정된 Azimuth와 Elevation의 평균값과 표준편차를 Fig. 6에 나타내었다. Azimuth와 Elevation의 평균값은 거리가 증가함에 따라 특별한 경향 없이 비슷한 수치를 나타내는 것으로 나왔으나 분산도가 증가하는 경향으로 나타났다. 2~5 m 전체 데이터에 대하여 신뢰도 분석결과 99% 신뢰도로 Azimuth는 89.99995°±0.00020°, Elevation은 89.99988°±0.00014°로 나왔다. 95% 신뢰도는 Azimuth는 89.9995°±0.00015°, Elevation은 89.99988°± 0.00011로 나왔다. 신뢰도 분석결과 2~5 m 사이에서 측정된 데이터는 위성의 정밀 정렬요구조건인 ±0.1 ~ ±1°를 판단할 수 있는 신뢰도를 만족하는 것으로 나타났으며, 본 신뢰도를 바탕으로 이중 추력기 모듈에 대한 정밀 정렬 측정을 수행하였다.

Table 2 Measurement results of DTM

DTM			Azimuth	Elevation
Primary	1	0°	120.1067488784	90.1152898375
		90°	120.2578627438	90.5029918138
		180°	120.0389739896	90.7049381825
		270°	119.8525055094	90.4701800244
		average	120.0640227803	90.4483499646
	2	0°	120.0907650319	90.3386353665
		90°	120.2723993985	90.5562331911
		180°	120.0195105310	90.7130374119
		270°	119.8474749060	90.4572912432
		average	120.0575374669	90.5162993032
	3	0°	120.1113085056	90.3333387161
		90°	120.2611110809	90.5516786513
		180°	120.0154515087	90.7159536386
		270°	119.8568699110	90.4671411150
		average	120.0611852516	90.5170280303
	Results		120.0609151662	90.4938924327
Redundancy	1	0°	120.4153792458	90.0984245834
		90°	120.6816603115	90.3434953723
		180°	120.4001400101	90.7106245692
		270°	120.0579519427	90.3860301009
		average	120.3887828775	90.3846436565
	2	0°	120.3618743246	90.0225237393
		90°	120.8035450147	90.3337490353
		180°	120.3869767158	90.6437913146
		270°	119.9705860605	90.4238416710
		average	120.3807455289	90.3559764401
	3	0°	120.3519173181	90.0591135330
		90°	120.8225192660	90.3888120293
		180°	120.4173671037	90.8016789396
		270°	119.9780214791	90.4479146854
		average	120.3924562917	90.4243797968
	Results		120.3873282327	90.3883332978

Fig. 7은 거리별 측정 결과를 Azimuth와 Elevation을 식 (1)을 이용하여 방향코사인을 구한 후 방향 벡터를 3차원 좌표축상에 나타낸 결과로 거리가 멀어질수록 측정데이터의 분산도가 증가하는 것을 볼 수 있다.

4.2 DTM 측정결과

Table 2는 3~4 m 사이에서 주 추력기와 부 추력기에 대하여 면경을 90°씩 회전해 가면서 3회씩 측정한 결과와 3회 측정 결과의 평균치를 나타낸 결과이다. Azimuth와 Elevation 값은 주 추력기는 120.061°, 90.494°로 나타났으며, 부 추력기는 120.387°, 90.388°로 나타났다. 거리별 측정 결과치보다 이중 추력기 모듈 측정시 분산도가 다소 증가한 것을 볼 수 있다. 이는 이중 추력기 모듈에 면경을 설치하는 과정과 90°씩 회전하는 차이에 있어서의 차이로 사료된다. Fig. 8은 이중

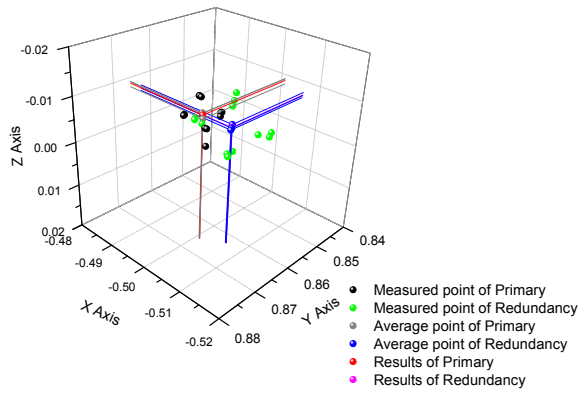

Fig. 8 Measurement results of DTM on 3-D axis

추력기 모듈에 대한 측정 결과를 3차원 좌표상에 나타낸 그래프이다. 검정색으로 표시된 주 추력기는 90°회전에 따른 4개의 각도에 대하여 녹색으로 표시된 부 추력기 보다 밀집해 있는 것을 볼 수 있다. 이는 추력기와 측정을 위하여 붙이는 면경에 대한 부착시 발생하는 추력기별 조건에 따라 나타나는 오차로 보여진다. 또한 90°회전에 의하여 원을 그리며 측정이 되는 것을 알 수 있다. 또한 각 각도별 3개의 점이 분산된 원인으로는 90°회전을 정확히 할 수 없는 것에서 오는 오차와 측정 시 발생하는 오차들에 기인한 것으로 사료되어진다. 현재 면경 부착에 대한 오차를 없애기 위하여 180°회전 후 측정하여 두 벡터에 대한 평균 벡터를 구하는 방법을 취하고 있으나, 180°회전 과정에 있어서 정확한 회전을 하기 힘들며, 이에 따라서 분산도가 증가하게 되며, 측정 과정에서의 오차가 발생하게 된다. 따라서 면경 장착에 대한 오차를 배제하기 위하여 임의의 회전으로 3회 측정을 시행하고, 세 점을 지나는 원의 중심을 구하여, 이 원의 중심방향이 실제 추력기의 법선벡터로 정의하는 방법이 타당한 것으로 사료된다.

5. 결 론

본 논문에서는 데오드라이트를 이용하여 거리별 측정을 수행하여 측정에 대한 신뢰성 검증 후 다목적실용위성에 사용되는 이중 추력기 모듈에 대한 정밀 정렬 측정을 수행하였으며, 측정 결과로부터 얻어진 결론은 다음과 같다.

(1) 거리별 측정결과 측정거리가 멀어질수록 결과값에 대한 분산도가 다소 증가하는 것으로 나타났다.

(2) 2~5 m 전체 데이터에 대하여 신뢰도 분석 결과 인공위성 정밀정렬시 필요한 요구조건인 ±0.1 ~ ±1°를 측정하기에 충분한 것으로 나타났다.

(3) 이중 추력기 모듈의 측정결과 추력기에 부착된 면경을 회전하면 법선벡터가 원을 그리며 측정이 되고, 면경 장착 오차를 배제하기 위하여 임의의 3회전 측정 후 3점을 지나는 원의 중심방향을 추력기 법선벡터로 정의하여야 한다.

참고문헌

(1) Lee, S. T., Lee, S. H., Choi, Y. J. and Lew, J. H., 1997, "Development of Attitude Control Thruster for KOMPSAT," *Journal of the Korean Society Propulsion Engineers*, Vol. 1, No. 2, pp. 67~73.

(2) Yoon, Y. S., Park, H. C., Son, Y. S. and Choi, J. Y., 2003, "A Study of Spacecraft Alignment with Theodolite," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 31, No. 10, pp.105~111.

(3) Yoon, Y. S., Park, H. C., Son, Y. S. and Lee, B. G., 2004, "Alignment Measurement for Communication Satellite Antenna," *Journal of the Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 3, No. 1, pp. 117~125.

(4) Castaner, M. S., 2009, "Rotation of Patterns in the Measurement of COMS Antennas," *E.T.S.I ed Telecommunication*.

(5) Simo, S., 2007, "Notes on Quaternions," *Technical report*, pp. 1~6.

(6) Eero, N., 2008, "Accelerometer Configurations for a Gyroscope Free Inertial Navigation System," *Independent Research Project in Applied Mathematics*, pp.1~19.

(7) Satellite Technology Center, 2007, "AMS-2 User Manual," *Korea Aerospace Research Institute*, pp. 1~76.