

정지궤도 인공위성 추력기 정렬측정 및 보정 Thrusters Alignment Measurement and Correction for GEO Satellite

*최정수¹, 김연용², 손성민³, #윤용식³

*J.S.Choi¹, Y.Y.Kim², S.M.Son³, #Y.S.Yoon³(ysyoon@kari.re.kr)

¹ 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단, ² 한국항공우주연구원 위성시험실 ³ 한국항공우주연구원 정책연구팀

Key words : 3 Dimensional Precision Measurement, Theodolite, Satellite Alignment, Alignment Measurement, CPS thruster

1. 서론

인공위성 시스템에 적용되는 위성체 안정화 방식으로는 크게 수동적 안정화 방식과 능동적 안정화 방식으로 나눌 수 있다. 수동적 안정화 방식은 주로 저궤도 위성에 사용되며, 정지궤도 위성에는 위성체 몸통을 팽이처럼 회전시켜 안정화 시키는 회전안정화 방식과 몸통을 회전하지 않고 몸통의 3축 균형을 조절하여 자세 안정화를 시키는 3축 자세 안정화 방식이 사용된다. 회전안정화 방식은 주로 60년대 사용되어 왔으나 최근 개발 되는 위성들은 3축 자세안정화 방식이 많이 사용된다. 그 중 기동성과 지향성이 우수한 특징을 가진 Zero Momentum 방식은 반작용 휠과 추력기를 동시에 이용해 3축을 제어하는 특징이 있다. 국내에서 최초로 개발중인 정지궤도 복합위성인 통신해양기상위성은 Zero Momentum 방식으로 자세를 제어하며, 특히 추진 시스템은 인공위성을 궤도에 진입시키는데 사용되는 주 엔진노즐과 자세 제어용 추력기로 구성되어 있다. 이때 엔진노즐과 추력기의 연소 방향은 위성체의 자세제어에 매우 중요한 역할을 하므로 위성의 조립 및 시험과정에서 측정 및 보정이 수행된다.

본 논문에서는 정지궤도 위성 추력기에 대한 정렬측정 및 보정에 관해 수행한 내용을 기술하였다. 본 논문에서 위성 추력기 정렬 측정 및 보정을 위해서 전용 도구를 사용하였으며 이때의 측정 정확도는 $\pm 0.02^\circ$ 이상이어야 하며 추력기의 허용오차는 설계값에 대해 $\pm 0.1^\circ$ 이내로 정렬을 조정하였다. 주 엔진노즐에 대한 측정 정확도는 $\pm 0.05^\circ$ 이다.

2. 측정 원리 및 방법

2.1 테오드라이트 측정 원리

테오드라이트는 $0.1''$ (decimal arc seconds)의 분해능(resolution)을 가진 인코더(encorder)로 측정된 중력반대방향의 수직축을 기준으로 하여 수평각을 측정하며 수평축을 기준으로 하여 수직각을 측정할 수 있는 장비이다. 일반적으로 범용 테오드라이트는 건축 및 토목 분야의 측량에 널리 사용되고 있으며, 비접촉식 고정밀 측정을 목적으로 보다 정밀한 테오드라이트가 개발되어 항공우주 산업계에서 사용되고 있다.

테오드라이트의 좌표계는 Fig. 1과 같이 직각 좌표계가 사용되며, Z축은 받침부에 설치되어있는 높이 조절기를 조정하여 테오드라이트의 수직축이 중력 반대방향으로 되도록 하고 이때 인코더로 수직벡터를 측정하여 설정한다. 또한, X축은 Z축으로부터의 수직각이 직각인 수평 평면에서 영점 설정을 통하여 설정되며 Y축은 오른손 법칙에 따라 X축과 직각인 벡터로 설정된다.

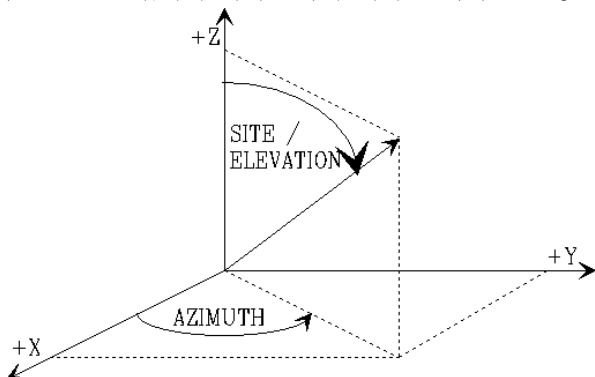


Fig. 1 Theodolite Axis System(Azimuth and Site)

이 좌표계를 이용하여 테오드라이트는 수직각을 측정하는 틸팅 축(Tilting axis)와 수평각을 측정하는 스탠딩 축(Standing axis)의 2개의 회전축을 갖게 된다. 이때 수직각은 테오드라이트의 렌즈의 수직이동에 따라 지구중력 반대방향인 0° 에서 부터 지구중력방향인 180° 사이에서 측정이 되며, 수평각은 렌즈의 수평이동에 따라 $0^\circ \sim 360^\circ$ 의 범위에서 측정된다.

2.2 자동시준

위성체의 정렬 측정은 정렬측정이 필요한 부품에 면경(Mirror)을 부착하여 위성체에 설치된 기준 면경과의 상대좌표를 비접촉식 자동시준의 방법을 사용해 구할 수 있다. 광학장비를 이용하여 시준 한다는 것은 렌즈나 광선을 평행하게 하는 것을 의미하며, 시준이란 측정 면경에 광선이 90° 가 되도록 맞추어 광선이 자체의 경로를 따라 다시 반사되도록 하는 것이다. 따라서 테오드라이트를 이용한 자동시준은 광학적으로 반사율이 $\lambda/4$ 이상인 면경에 망원렌즈의 초점을 무한대로 조절하여 테오드라이트에서 생성된 빛이 자체의 경로를 따라 반사되도록 하는 일련의 과정이다. 빛이 면경에 정확하게 수직이 되면 입사각과 반사각은 0° 가 되는데 이는 면경에 대해 테오드라이트가 정확하게 수직으로 위치하고 있다는 것을 의미한다.

2.3 정렬측정 시스템 구성

본 측정을 위해 사용된 AMS-1 및 AMS-2 시스템은 항우연에서 위성체 정렬측정을 위해 개발한 시스템으로 AMS-1 시스템은 정밀회전테이블과 1대의 테오드라이트를 사용하여 정렬을 측정하며 AMS-2 시스템은 다수의 테오드라이트를 사용해 정렬을 측정한다. 정렬 측정이 필요한 부분의 각도나 위치 등에 따라 두 시스템을 각각 사용해 측정을 수행하였으며 두 시스템 간에는 위성체의 기준 면경을 측정한 후 이를 계산하고 좌표 변환하는 방법을 통해 동일한 좌표계의 측정결과로 나타낼 수 있다.

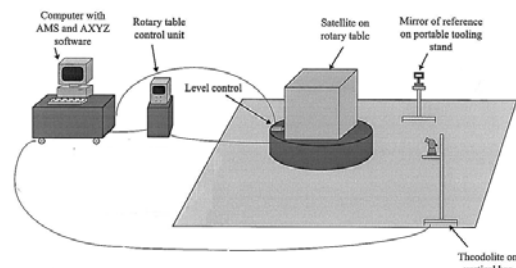


Fig. 2 AMS- I Alignment System

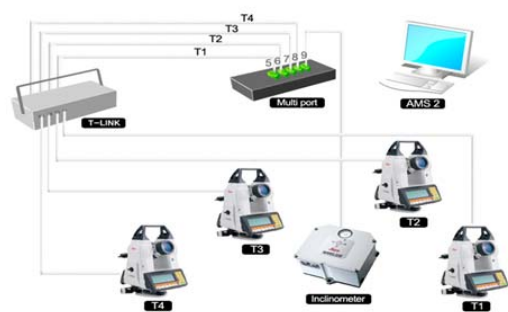


Fig. 3 AMS-2 Alignment System

3. 측정 방법 및 결과

3.1 측정 방법

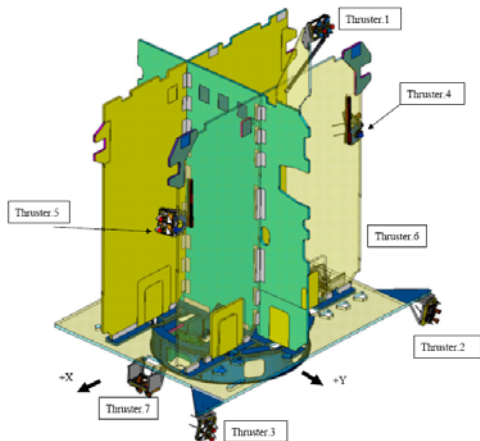


Fig. 4 Thruster Location

통신해양기상위성에는 2개의 추력기가 한 쌍으로 이루어져 있으며 총 7군데 설치되어 있다. 따라서 14개의 추력기에 대해 $\pm 0.02^\circ$ 이내의 측정 정확도로 정렬이 측정되고 요구조건에 대해 $\pm 0.1^\circ$ 이내로 조정해야 한다. 또한, 주 엔진노즐에 대해서는 $\pm 0.05^\circ$ 이내의 측정정확도로 정렬을 측정해야 하며 측정값은 구조시험 전후의 방향 안정성 확인을 위해 사용된다. 주 엔진노즐(LAE)은 이번 측정에서 정렬을 조정하지 않으며 추후 위성체의 무게중심을 측정할 이후 정렬이 조정될 예정이다.

추력기 측정은 위성체의 기준정보 획득을 위한 측정이 완료된 이후 수행되었으며 이때 위성체는 정밀회전테이블에 3"(decimal arc seconds) 이내로 정밀하게 조정된 상태이다. 따라서 Thruster 1, 4, 5번은 정밀회전테이블을 이용하는 AMS-1 시스템으로 측정 및 보정을 수행하였고, AMS-1을 사용해 측정이 어려운 나머지 추력기 및 주 엔진노즐은 AMS-2 시스템을 사용해 정렬 측정 및 보정이 이루어 졌다.

3.2 위성 추력기 측정을 위한 도구

위성추력기의 정렬측정은 추진제가 점화되어 분사되는 방향을 측정해야 하며 추력기에는 면경을 부착할 수 없으므로 이를 위한 도구가 필요하다. 통신해양기상위성에 사용된 측정도구는 추력기의 방향 뿐 아니라 추진 방향으로의 측정이 어려운 부분에 위치한 경우(Fig. 4 Thruster 6, 7)에도 다른 방향의 벡터를 측정하여 추력기 방향을 계산할 수 있도록 입방면으로 된 면경이 부착되어 있다. 또한, 측정 시 보다 정확도를 높이기 위해 이 면경을 0° 와 180° 로 회전하여 한 면을 두 번씩 측정한 후 이들 벡터의 평균값을 최종 정렬측정 및 보정에 사용하였다.

3.3 측정 및 보정 결과

AMS-1 시스템을 사용한 측정 시 측정결과가 바로 위성체 기준좌표상의 결과로 표시되어지나 AMS-2 시스템 사용 시에는 위성체의 기준 면경을 우선 측정한 후 추력기를 측정하고 이를 좌표 변환하여 기준좌표계로 나타내었다. 이때 추력기 측정결과가 허용오차인 $\pm 0.1^\circ$ 보다 큰 경우 추력기가 부착되어있는 삼각형 패널의 조정나사를 사용해 추력기의 방향을 조정하였으며, 실시간으로 한 사람은 데오드라이트를 확인하고 다른 한 사람은 조정나사를 조절하며 노즐의 방향에 대한 정밀한 보정을 수행하였다.

통신해양기상위성에 장착된 모든 추력기의 정렬을 측정할 결과 Thruster 4b에서 최대 6.25° 의 오차가 있었으며 허용범위를 초과하는 모든 추력기의 방향벡터를 설계요구조건인 $\pm 0.1^\circ$ 오차 이내로 조정하였다. 추력기의 정렬을 보정한 후 재 측정된 결과 추력기의 오차는 Table 1 에서와 같이 최대 0.07° 부터 최소 0.001° 로써 요구되는 허용범위 이내에 있음을 확인할 수 있었다.

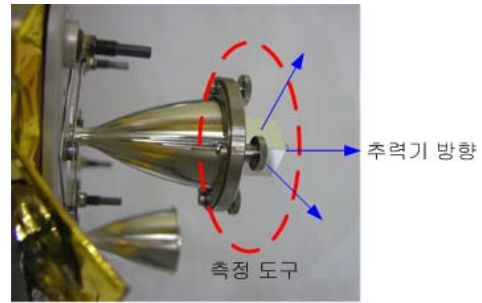


Fig. 5 Special Tool for Thruster Alignment

Table 1 Thruster Alignment Results

	THRUSTER ID	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)	1/2 corn error (degree)
AMS 1	1A	0.00717	0.96593	0.25869	0.00110
	1B	-0.00531	0.96594	0.25872	0.01913
	4A	-0.95458	0.16937	0.24513	0.01634
	4B	-0.96697	0.17899	0.18145	0.06199
	5A	0.95461	0.16851	0.24559	0.01461
	5B	0.96750	0.17836	0.17925	0.02401
AMS 2	2A	-0.19930	0.96260	-0.18351	0.03442
	2B	-0.19825	0.96006	-0.19744	0.00975
	3A	0.20054	0.96223	-0.18409	0.07084
	3B	0.19815	0.96057	-0.19505	0.01491
	6A	0.00006	0.00009	-1.00000	0.00626
	6B	0.00009	0.00009	-1.00000	0.00745
	7A	-0.00016	-0.00014	-1.00000	0.01196
	7B	-0.00004	-0.00021	-1.00000	0.01257
LAE	0.00062	-0.00340	-0.99999	N/A	

4. 결론

본 연구를 통해 정지궤도 인공위성 추력기의 정렬을 측정하고 보정한 결과 $\pm 0.02^\circ$ 의 측정 오차 이내에서 설계요구조건 $\pm 0.1^\circ$ 을 만족하도록 모든 추력기를 보정하고 측정할 수 있었으며, 주 엔진노즐은 $\pm 0.05^\circ$ 인 측정 오차 이내에서 측정할 수 있었다. 또한, 설계요구조건을 초과하는 추력기의 경우 데오드라이트를 사용한 비접촉식 3차원 측정법을 통해 실시간으로 오차 이내로 조정할 수 있었으며, 모든 추력기의 방향벡터를 위성체의 기준 좌표 하에서 정확한 각도로 정렬할 수 있었다.

본 연구를 통해 수행한 추력기의 정렬 측정 및 보정의 결과는 인공위성의 발사환경시험 이후 추력기 정렬을 재 측정된 결과와 비교하여 안정성(Stability)을 검증하는 데에도 사용될 예정이다.

참고문헌

1. 윤용식, 박홍철, 손영선, 최종연, "데오드라이트를 이용한 위성체 얼라인먼트 측정에 관한 연구," 한국항공우주학회지, 31, 105-111, 2003.
2. 이승우, 김용복, "인공위성 자세제어 시스템 개발동향," 항공우주산업기술동향 3권1호, 50-57, 2005.
3. 최정수, 윤용식, 김지영, "데오드라이트와 보조면경을 이용한 위성 탑재물 정렬 측정," 한국항공우주공학학회 추계학술대회 논문집, 1578-1581, 2008.
4. Autocollimation Measurement System(AMS) User Guide (Rev.A), 1996.
5. Autocollimation Measurement Software V2 사용자 매뉴얼, 2007.