

◆ 특집 ◆ 방산제품 설계 및 시험

# 전기식으로 구동하는 위성안테나 시스템의 중력토크 추정 및 보상에 관한 연구

## Study on Gravitational Torque Estimation and Compensation in Electrically Driven Satellite Antenna System

김광태<sup>1,✉</sup>  
Gwang Tae Kim<sup>1,✉</sup>

<sup>1</sup> 국방과학연구소 (Agency for Defense Development)  
✉ Corresponding author: [gtk@add.re.kr](mailto:gtk@add.re.kr), Tel: +82-42-821-3294

Manuscript received: 2016.7.31. / Revised: 2016.8.27. / Accepted: 2016.9.13.

*The weight of an antenna system pointing satellite on the mobile platform is restricted by the weight limit of the mobile platform. The maximum power of the actuator driving the antenna system is thus limited because a high power actuator needs a heavier weight. Thus, a drive system is designed to have a low torque requirement by reducing the gravitational torque depending on gravity or acceleration of the mobile platform, including vibration, shock, and accelerated motion. To reduce the gravitational torque, the mathematical model of the gravitational torque is preferentially obtained. However, the method to directly estimate the mathematical model in an antenna system has not previously been reported. In this paper, a method is proposed to estimate the gravitational torque as a mathematical model in the antenna system. Additionally, a method is also proposed to calculate the optimal weight of the balancing weight to compensate for the gravitational torque.*

KEYWORDS: Center of gravity measurement (무게 중심계측), Balancing weight (평형추), Light weight (경량화), Robot manipulator (로봇 작동기), Inertially stabilized platform (관성 안정화 플랫폼)

### 기호설명

$l$  = Distance between the center of gravity and the center of rotation (m)

$T$  = Output torque of electrical driven system (Nm)

$i$  = Input current of electrical driven system (A)

$\theta$  = Angle of rotation (Degree)

$I$  = Moment of inertia ( $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ )

$k_t$  = Torque constant of motor (Nm/A)

$m$  = Mass of a rotation part (kg)

$b$  = Viscous friction parameter ( $\text{Nm} \cdot \text{sec} / \text{deg}$ )

$c$  = Coulomb friction parameter (Nm)

$g$  = Gravitational acceleration ( $\text{m}/\text{sec}^2$ )

$\alpha$  = Angle between forward direction and center of gravity minus 90 degree (Degree)

## 1. 서론

항공기, 선박, 차량 등의 수송기기에 탑재된 위성안테나가 안정적인 통신링크를 유지하기 위해서는 수송기기의 이동, 가속, 진동, 충격 등이 안테나에 외란으로 작용하는 상황에서도 안테나가 정밀하게 위성을 지향해야 한다. 이와 같이 단일 방향을 지향하는 시스템을 ISP (Inertially Stabilized Platform)라 부르며, 이는 Hilkert<sup>1</sup>와 Debruin<sup>2</sup>에서와 같이 다양한 분야에서 연구되어 왔다. 위성안테나 시스템은 운용환경에 따라 단축 혹은 2축 이상의 다축으로 구동되며, 기구적인 측면에서 로봇 매니퓰레이터 (Manipulator)와 유사하다. 하지만 수송기기에 탑재되는 안테나시스템은 복잡한 형상을 갖는 통신장치들을 부품으로 갖고 수송기기가 허용하는 중량 및 크기에 제약을 받는다는 점에서 일반적인 로봇 매니퓰레이터와 차이가 있다.

전기식 구동장치를 이용하여 위성안테나시스템을 구동하도록 설계할 경우, 모터의 용량 증대는 시스템의 중량 및 크기 증가에 직결되기 때문에 모터의 용량에는 한계가 있다. 따라서 구동장치의 소요토크가 모터의 최대토크 내로 들어오도록 시스템을 설계해야 한다. 특히, 회전체의 무게중심과 회전중심이 일치하지 않아 발생하는 중력토크는 수송기기가 상시 유발하는 외란의 가속도 성분에 비례하기 때문에 최소화시킬 필요가 있다. 중력토크를 최소화시키기 위해서는 우선 회전부의 무게중심 혹은 중력토크 모델에 대한 정확한 추정이 필요하고 그 추정된 중력토크에 따라 적합한 보상을 수행해야 한다.

무게중심 혹은 중력토크 모델을 추정하는 방법으로 CAD프로그램 분석을 이용하는 방법과 시험을 통해 추정하는 방법 등이 있다. 로봇 매니퓰레이터의 경우 Albu-Schäffer<sup>3</sup>와 같이 CAD프로그램 분석을 통해 회전부의 중력토크 모델을 얻기도 하지만 안테나시스템에서 장착되는 다양한 통신장치와 이 장치들을 연결하는 통신케이블들 그리고 작은 부속품들까지 모두 CAD모델에 정확히 반영한다는 것은 현실적으로 불가능하다. 때문에 CAD모델에서 얻은 안테나시스템의 각 회전부 중력토크 혹은 무게중심 정보에는 오차가 존재할 수밖에 없다. 정확하게 시스템의 무게중심을 파악하기 위해서는 측정단위 별 모든 구성품이 조립된 상태에서 시험을 통해 무게중심 계측이 필요하다. Lee,<sup>4</sup> Song,<sup>5</sup> Bak<sup>6</sup>의 경우 자동차, 철도, 수중로봇에서 별

도의 장비를 이용해 시험적으로 무게중심을 측정했다. 이 방법들은 실제 시스템을 대상으로 계측했기에 정확한 값을 제공하지만, 시스템 단위로 무게중심을 측정하기 때문에 안테나시스템에서 이 방법들을 사용하기 위해선 안테나시스템이 계측 부위 별로 분해되어 있어야 한다. 하지만 고정부와 회전부를 모두 갖는 모터, 베어링 등의 분해는 현실적으로 불가능하며 최대한 분해한다 하더라도 분해조립 작업에 소모적인 시간이 필요하며 계측에 별도의 장비 또한 필요하므로 이 계측방법을 안테나시스템에 바로 적용하기는 어렵다.

중력토크 모델을 정확히 알고 있는 상황에서 이를 보상하는 방법으로는 Arakelian<sup>7</sup>에서와 같이 특정 위치에 평형추를 달아 회전체의 무게중심을 회전중심으로 이동시켜 중력토크를 줄이는 방법과 와이어와 풀리의 도움을 받는 스프링을 이용해 중력토크를 스프링의 탄성으로 보상하는 방법 등이 있다. 평형추를 사용하는 방법은 보상할 중력토크가 클 경우 큰 질량의 평형추가 필요하기 때문에 시스템의 중량 및 크기가 커지는 단점이 있지만 단순하고 견고하며 추를 변경하며 미세조정하기 쉽고 반영구적이라는 장점이 있다. 반면 Park<sup>8</sup>와 Choi<sup>9</sup>에서와 같이 스프링을 사용하는 방법은 시스템의 중량 및 크기에는 크게 영향을 주지 않지만 피로에 의한 스프링의 보상능력에 변화가 생길 수 있으며 사용하는 시스템의 복잡도를 높이고 모든 구동범위에서 동일한 보상이 불가능하다는 단점이 있다. 위성안테나시스템은 수송기기가 유발하는 이동 및 회전 등의 외란으로 인해 큰 구동범위를 필요로 하며 장기간 운용 중일 경우에도 균일한 보상이 필요하기 때문에 스프링보다는 평형추 방식이 적합하다.

본 논문에서는 시험을 통해 위성안테나시스템의 구동장치에 인가되는 중력토크를 추정하고 이 중력토크를 보상하는 방법에 대해 다루고자 한다. 우선 본 논문의 안테나시스템은 CAD프로그램을 통해 기구적으로 각 회전부의 무게중심이 회전중심에 근접하도록 각 구성품들을 배치하였다. 하지만 기구적인 배치만으로 중력토크를 원하는 수준 내로 줄이는 것에는 한계가 있으며 앞서 언급한 바와 같이 CAD프로그램에 기반한 설계는 오차를 포함한다. 따라서 안테나시스템 제작 시 특정 부분에 평형추를 추가해 중력토크를 보상할 수 있도록 설계했다. 또한 제작된 안테나시스템에서 Albu-Schäffer,<sup>3</sup> Wit<sup>10</sup>가 제안한 마찰력 측정 방법을 응용

해 중력토크를 계측했고, 계측된 중력토크를 Anderson<sup>11</sup>과 같이 최소자승법을 이용해 수학적 모델로 추정했다. 그리고 이 중력토크 모델을 회전체의 무게중심 정보로 변환해 중력토크 보상에 이용하였다. 본 논문은 Park<sup>8</sup>이 스프링을 이용한 보상방법에서 제한 (Constraint)이 있는 최적화문제를 풀어 최적해를 얻었듯이 무게중심과 회전중심의 사이의 거리와 무게중심의 중량을 최소화시키는 최적화 문제를 풀어 평형추의 최적 질량을 구하고 시험을 통해 이를 검증하였다.

## 2. 안테나시스템의 회전부 중력토크 및 무게중심 추정

### 2.1 안테나 구동시스템 수학적 모델

수송기에 탑재된 위성안테나시스템은 수송기가 유발하는 이동 및 회전 등의 외란이 안테나시스템에 인가된 상황에서도 균일하게 위성을 지향하는 목적을 갖는다. 때문에 지향성 빔을 갖는 안테나를 사용하는 위성안테나시스템은 목적을 달성하기 위해 다음의 Fig. 1과 같이 방위각 (Azimuth), 양각 (Elevation) 등 2축 이상으로 구동이 가능해야 한다.

일반적으로 수송기에 탑재되는 안테나시스템은 크기가 작고 제어가 용이한 전기식 구동장치로 구동되며 이 전기식 구동장치는 다음의 식(1)과 같은 전류-토크 관계를 갖는다.

$$T = k_i i \tag{1}$$

여기서  $T$  는 구동장치의 출력토크,  $k_i$  는 구동장치의 토크상수,  $i$  는 구동장치의 인입전류를 의미한다. 기계적인 백래시 (Backlash)를 없애기 위해 기어가 없는 직구동 (Direct-Driven) 방식을 이용할 경우 각 회전축의 구동시스템은 wit<sup>10</sup>와 같이 다음 식(2)로 수식화 할 수 있다.

$$I \ddot{\theta} + F(\dot{\theta}) = T \tag{2}$$

여기서  $\theta$  는 회전각,  $I$  회전체의 관성모멘트  $F(\dot{\theta})$  는 마찰력이다. 마찰력의 경우 Kelly<sup>12</sup>에서와 같이 다양한 모델이 존재한다. 하지만 본 논문에서는 마찰력은 운동방향의 반대방향으로 작용한다는 마찰력의 일반적인 성질만 이용하기 때문에 어느 모델을 선택하든 마찰력은 중력토크 추정에 영향을 미치지 않는다. 다만, 이해를 돕기 위해 마찰력

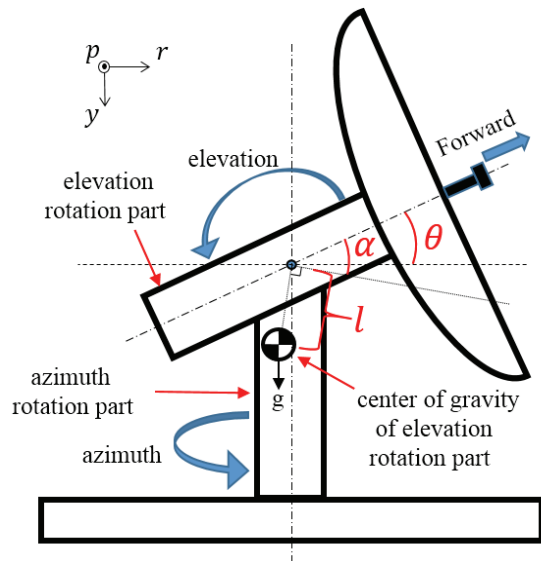


Fig. 1 A simple antenna system operated in azimuth and elevation direction

을 다음 식(3)과 같이 점성마찰 (Viscous Friction)과 쿨롱마찰 (Coulomb Friction)로 구성된 모델로 고려할 수 있다.

$$F(\dot{\theta}) = b \dot{\theta} + c \operatorname{sgn}(\dot{\theta}) \tag{3}$$

여기서  $b$  는 점성마찰계수 그리고  $c$  는 쿨롱마찰계수이다. 또한 Fig. 1의 양각과 같이 회전부의 무게중심과 회전축이 일치하지 않을 경우 식(2)는 다음 식(4)와 같이 중력토크 성분을 포함하게 된다.

$$I \ddot{\theta} + F(\dot{\theta}) + G(\theta) = T \tag{4}$$

Fig. 1의 양각과 같이 중력방향과 회전축이 수직이라면 중력토크 성분  $G(\theta)$  는 다음 식(5)와 같이 표현할 수 있다.

$$G(\theta) = mgl \sin(\theta - \alpha) \tag{5}$$

여기서  $m$  은 회전부의 질량,  $g$  는 중력가속도,  $l$  은 회전중심과 무게중심 사이의 거리, 그리고  $\alpha$  는 Fig. 1과 같이 회전부의 전면과 무게중심 사이의 각도에서 90도를 뺀 각도이다. 이 식(4)는 수송기의 회전에 의해 안테나시스템의 방위각 회전축이 중력방향과 평행하지 않은 상황에서 방위각에도 동일하게 적용된다.

## 2.2 회전부의 중력토크 및 무게중심 추정방법

안테나시스템의 중력토크는 회전부위 별 계측을 수행하며 계측을 수행하기 전 다음의 준비과정이 필요하다. 우선, 안테나시스템을 조립하기 전 계측대상 별로 중량정보를 확보해야 한다. 모터의 회전자 (Rotor)와 고정자 (Stator)처럼 분해가 어려운 경우 제품 데이터시트를 참고하여 각 회전부의 계측 중량에 포함시킨다. 또한 조립된 안테나시스템은 어떤 외란에도 영향을 받지 않도록 고정되어야 하며 계측대상인 회전부의 회전축이 중력방향과 수직이 되도록 설치되어야 한다. 예를 들어 Fig. 1의 경우 방위각의 회전축은 중력방향에 평행하고 앙각 회전축은 중력방향과 수직이기에 앙각 회전부가 계측대상이 된다. 마지막으로 계측대상인 회전부를 움직이는 구동시스템은 구동명령을 잘 추적하도록 제어되어야 한다. 이 준비과정이 완료되면 다음의 세 단계로 시험을 수행한다. 간략히 설명하면 우선 중력토크를 계측하고, 계측된 중력토크를 수학적 모델로 추정하며, 중력토크 모델을 무게중심 정보로 변환하는 과정을 수행한다.

### 2.2.1 중력토크 계측

우선 계측대상이 되는 구동시스템이 다음 Fig. 2 형태의 구동명령을 추적하도록 제어한다. 그리고 구동시스템의 동작간 시간, 각도피드백, 인입전류 데이터를 저장한다.

이 구동명령의 최고점과 최저점은 구동시스템이 움직일 수 있는 최대 각도범위로 선정하며 상승 하강 부분의 기울기는 동일한 크기를 갖는다. 이 기울기는 구동속도를 의미하며 가능한 한 많은 데이터를 확보하기 위해 저속으로 증가 감소하도록 한다. 획득한 각도피드백을 미분하면 속도피드백을 얻을 수 있다. 그리고 이 속도피드백을 각도피드백에 따라 나열하면 다음 Fig. 3과 같은 형태를 보인다.

이 Fig. 3의 좌측상단과 우측하단의 양 끝을 보면 방향전환에 구동시스템이 등속을 유지하지 못하는 구간이 존재한다. 이 부분을 제외하고 등속 유지 구간을 UP/DOWN으로 분류하여 시간, 각도피드백, 인입전류 데이터를 추출한다. 확보된 UP/DOWN의 전류데이터는 식(1)에 의해 토크로 변환되며, 이 변환된 토크 데이터는 식(4)에 의해 다음의 식(6)과 같은 각도피드백에 대한 마찰력과 중력토크 성분으로 이루어진다.

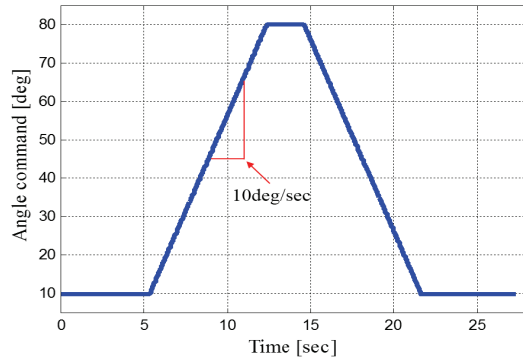


Fig. 2 Angle command profile

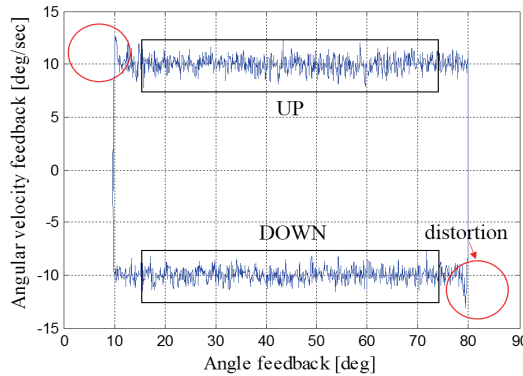


Fig. 3 Measured angular velocity feedback

$$\begin{aligned} T_{up} &= F_m(\dot{\theta}_m) + G_m(\theta_m) \\ T_{down} &= -F_m(\dot{\theta}_m) + G_m(\theta_m) \end{aligned} \quad (6)$$

여기서  $\theta_m$  은 각도피드백,  $F_m(\dot{\theta}_m)$  은 계측된 마찰력 성분,  $G_m(\theta_m)$  는 계측된 중력토크 성분이다.  $\theta_m$  의 데이터 수를 n이라 할 경우  $T_{up}$  과  $T_{down}$  은  $n \times 1$  의 벡터가 된다.  $T_{up}$  과  $T_{down}$  은 등속 데이터만 갖기에 식(4)의 각가속도 성분은 식(6)에서는 무시가능하며 계측된 마찰력  $F_m(\dot{\theta}_m)$  은 운동방향의 반대로 작용하므로  $T_{up}$  과  $T_{down}$  에서 반대방향을 갖는다. 즉, 두 데이터 묶음을 각각의 각도피드백에 대해 다음 식(7)의 연산을 하면 해당 각도에 대한 계측된 중력토크 성분을 얻을 수 있다.

$$G_m(\theta_m) = (T_{up} + T_{down}) / 2 \quad (7)$$

이 식(7)의 결과를 각도피드백과 중력토크 성분으로 표현하면 Fig. 4의 계측데이터와 같은 형태를 보인다.

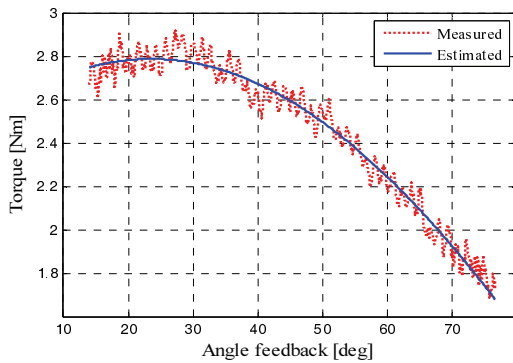


Fig. 4 Measured and estimated gravitational torque

**2.2.2 계측된 중력토크를 수학적 모델로 추정**

식(7)의 방법으로 획득한 중력토크 성분은 회전축과 중력방향이 수직인 상태에서 계측되었으므로 식(5)를 만족해야 한다. 여기에서 식(5)는 다음의 식(8)로 풀어서 쓸 수 있다.

$$G(\theta) = A_1 \sin(\theta) - A_2 \cos(\theta) \tag{8}$$

여기서  $A_1 = mgl \cos(\alpha)$  가 되고  $A_2 = mgl \sin(\alpha)$  가 된다. 그러므로 식(7)의 중력토크 데이터를 다음의 식(9)로 회기 (Regression)시킬 수 있다.

$$G_m(\theta_m) = A_{m1} \sin(\theta_m) - A_{m2} \cos(\theta_m) \tag{9}$$

여기서  $A_{m1}$  과  $A_{m2}$  는  $\alpha$  와  $l$  에 의존하는 추정해야 할 매개변수다. Anderson<sup>11</sup>이 추정에 사용한 최소자승법 (Least Square Method)을 식(9)에 적용하면 다음 식(10)과 같이  $A_{m1}$  과  $A_{m2}$  값을 추정할 수 있다.

$$Z = [\sin(\theta_m), -\cos(\theta_m)]$$

$$\begin{bmatrix} A_{m1} \\ A_{m2} \end{bmatrix} = (Z^T Z)^{-1} (Z^T G_m(\theta_m)) \tag{10}$$

여기서  $Z$  는  $(n \times 2)$ 의 벡터이다. 이어서 다음의 식(11)을 이용하여 회전중심과 무게중심 사이의 거리  $l$  와 위상차  $\alpha$  또한 구할 수 있다.

$$l_e = \sqrt{A_{m1}^2 + A_{m2}^2} / mg$$

$$\alpha_e = \tan^{-1}(A_{m2} / A_{m1}) \tag{11}$$

여기서  $l_e$  는 추정된 무게중심과 회전중심 사이의 거리이며  $\alpha_e$  는 추정된 회전부의 정면과 무게중심 사이의 각도에서 90 도를 뺀 위상차이다. 이를 바탕으로

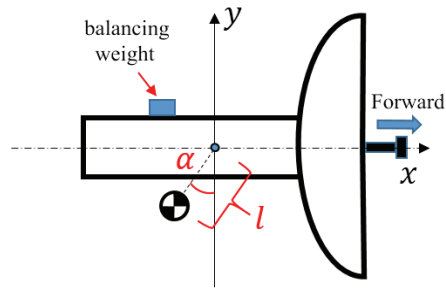


Fig. 5 Center of gravity coordinate in measurement target

추정된 중력토크  $G_e(\theta)$  를 다음 식(12)과 같이 수식화할 수 있다.

$$G_e(\theta) = mgl_e \sin(\theta - \alpha_e) \tag{12}$$

추정된 중력토크 모델은 Fig. 4의 추정 데이터와 같은 양상을 보인다.

**2.2.3 추정된 모델에서 무게중심 정보 도출**

계측 대상의 전면을  $x$  축, 뒷면을  $y$  축, 원점을 회전중심이라 정의 할 경우 위의 Fig. 5와 같이 표현된다.

이 좌표계에서 추정된 무게중심의 좌표는 다음 식(13)를 통해 구할 수 있다.

$$x_e = l_e \cos(-\alpha_e - 90^\circ)$$

$$y_e = l_e \sin(-\alpha_e - 90^\circ) \tag{13}$$

여기서  $(x_e, y_e)$  는 계측대상에서 추정을 통해 얻은 무게중심의 좌표가 된다. Fig. 1에서 시험용 틀을 이용해 안테나시스템을  $r$  축 혹은  $p$  축 방향으로 90도 회전시키면 방위각 회전축과 중력방향이 수직이게 된다. 이 경우 위에 열거한 3단계의 시험 과정은 방위각에도 동일하게 적용된다. 그러므로 중복된 과정을 생략하기 위해 시험은 양각에 대해서만 수행한다.

**2.3 계측시험을 통한 양각 회전부의 중력토크 및 무게중심 추정**

본 절에서는 앞 절에서 제안한 방법을 실제 안테나시스템에 적용하여 반복시험을 통해 시험결과 의 일관성을 보고자 했으며 임의의 평형추를 추가한 상태에서 시험을 통해 계산치와 시험치의 일치성을 보고자 했다. 우선 본 절의 시험대상인 안테나시스템은 기구설계 시 중력토크를 줄이기 위해

Table 1 Estimated gravitational torque parameters and center of gravity location

No.	<i>l</i> (mm)	$\alpha$ (deg)	<i>x</i> (mm)	<i>y</i> (mm)	r2
1	16.47	- 66.23	15.08	- 6.64	0.97
2	16.34	- 65.86	14.91	- 6.68	0.97
3	16.37	- 65.53	14.90	- 6.78	0.97
4	16.37	- 65.27	14.87	- 6.85	0.98
5	16.39	- 65.01	14.86	- 6.92	0.97
Aver.	16.39	- 65.58	14.92	- 6.77	0.97

Table 2 Estimated gravitational torque parameters and center of gravity with a balancing weight

No.	<i>l</i> (mm)	$\alpha$ (deg)	<i>x</i> (mm)	<i>y</i> (mm)	r2
1	5.39	- 74.88	5.21	- 1.41	0.90
2	5.24	- 73.89	5.03	- 1.45	0.89
3	5.17	- 73.11	4.95	- 1.50	0.88
4	5.20	- 73.27	4.98	- 1.50	0.88
5	5.23	- 73.94	5.03	- 1.45	0.88
Aver.	5.25	- 73.82	5.04	- 1.46	0.88

CAD모델 상 무게중심이 회전중심에 밀착하도록 각종 통신장치들을 배치하였다. 하지만 통신장치간 연결 케이블, 각 통신장치의 구체적인 무게중심, 그리고 전반에 도장까지 하는 경우 이 모든 변수를 CAD모델에 반영하기란 사실상 불가능 하며 CAD 모델은 오차를 포함 할 수 밖에 없다. 본 논문의 대상 안테나시스템은 CAD 모델상 양각 회전부의 무게중심이 Fig. 5의 좌표계에서 (8.4707 mm, -4.2641 mm)에 존재한다. 또한 양각 회전부의 질량은 조립 단계에서 17.23 kg로 계측되었다. 2.2절의 준비과정과 시험방법을 통해 시험하는 중간결과는 Figs. 3과 4와 같으며 이 과정을 5회 반복하여 시험한 최종결과는 Table 1로 요약할 수 있다.

Table 1의 회차별 시험데이터는 유사성을 보이며 각 시험결과와 최소자승법 결정계수 (Coefficient of Determination) r2를 보면 평균 97% 로 적합 (Fitting) 된 것을 확인할 수 있다. Table 1의 평균치 무게중심 좌표 대비 CAD모델상 무게중심 좌표의 오차율은 *x* 에 대해 43.23%, *y* 에 대해 37.01%가 나온다. 본 논문의 대상장비는 Fig. 5의 좌표계 상 (-173.75 mm, 81.5 mm)의 위치에 평형추를 추가할 수 있도록 설계하였다. 위의 시험결과와 유효성을 보이기 위해 이 위치에 임의의 평형추 0.93 kg을 붙이고 Table 1의 시험을 반복하면 Table 2의 결과를 얻을 수 있다.

Table 2에서도 Table 1과 비슷하게 회차별 유사성을 보이며 결정계수 또한 88% 수준을 보인다. Table 1을 평균치를 보면 양각 회전부는 무게중심 (14.92 mm, -6.77 mm)에 17.23 kg의 질량을 갖는 것으로 볼 수 있으며 (-173.75 mm, 81.5 mm)에 평형추 0.93 kg을 붙일 경우 무게중심 공식을 이용하여 새로운 무게중심을 구하면 (5.26 mm, -2.25 mm)가 된다. 이와 Table 2의 결과를 비교하면 *x* 에 대한 편차는 0.78 mm, *y* 에 대한 편차는 0.7 mm가 나온다. 이 시험을 통해 계산치와 시험치가 1 mm이하의 오차를 보이는 것을 확인할 수 있다.

### 3. 안테나시스템 회전부 중력토크 보상

#### 3.1 중력토크 보상 최적 평형추 질량 선정

수송기기에 탑재되는 안테나시스템은 수송기기가 허용하는 중량에 제약을 받아 큰 용량의 모터를 사용할 수 없다. 때문에 허용중량대비 여유를 두고 구동장치를 설계한 다음 여유중량 내에 평형추를 추가하여 중력토크를 보상해 구동장치의 소요토크를 줄이는 방법으로 시스템을 설계한다. 그러므로 평형추의 최대 중량에는 제한이 있다. 식(5)의 중력토크는 중력가속도 뿐 아니라 수송기기가 유발하는 가속도에 의해서도 영향을 받는다. 따라서 수송기기의 운용환경을 분석해 중력가속도와 수송기기가 유발하는 가속도에 의한 중력토크가 구동장치의 최대토크 내로 들어오도록 무게중심과 회전중심 사이의 거리를 제한해야 한다.

본 논문의 대상장비인 안테나시스템의 양각 회전부는 Fig. 5 좌표계의 한 점에 평형추를 추가할 수 있도록 제작되었다. 여기서 평형추의 질량은 하나의 설계변수로 여유중량 최대치 내에 들어와야 하며 또 다른 설계변수인 회전중심과 무게중심 사이의 거리 또한 수송기기 운용환경 분석을 통해 계산한 최대치 내로 들어와야 한다. 본 논문에서는 이 두 설계변수를 이용해 최소화 시킬 목적함수 (Cost Function)를 선정하고 이 설계변수에 대해 제한 (Constraint)이 있는 최적화문제를 풀어 평형추의 최적 질량을 구하고자 한다.

우선 평형추를 추가할 경우 회전부의 새로운 무게중심은 다음의 식(14)와 같이 구해진다.

$$\begin{aligned} x_n &= (m_1x_1 + m_2x_2)/(m_1 + m_2) \\ y_n &= (m_1y_1 + m_2y_2)/(m_1 + m_2) \end{aligned} \tag{14}$$

여기서  $(x_1, y_1)$  와  $m_1$  은 보상대상이 되는 회전부의 무게중심과 질량,  $(x_2, y_2)$  와  $m_2$  는 평형추의 위치와 질량, 그리고  $(x_n, y_n)$  은 새로운 무게중심이 된다. 이 새로운 무게중심 회전중심까지의 거리는 다음 식(15)와 같다.

$$l_n = \sqrt{x_n^2 + y_n^2} \tag{15}$$

이를 이용하여 목적함수와 제한조건을 다음 식(16)와 같이 선정할 수 있다.

$$\begin{aligned} J_n &= \beta_1 l_n^2 + \beta_2 m_2^2 \\ m_2 &\leq m_{\max} \\ l_n &\leq l_{\max} \end{aligned} \tag{16}$$

여기서  $\beta_1$  과  $\beta_2$  는 가중치 계수이며,  $m_{\max}$  는 평형추의 최대중량, 그리고  $l_{\max}$  는 최대허용 무게중심과 회전중심과의 거리가 된다. 식(14) - 식(16)로 표현한 제한이 있는 최적화문제는 MATLAB내장함수 `fmincon`을 이용해 풀어 최적의 평형추 질량  $m_2$  를 구할 수 있다. 또한 식(14) - 식(16)에 대입하여 정리하면, 제한이 있는 평형추  $m_2$  에 대한  $J_n$  의 최적화문제로 간략화 시킬 수 있다. 그러므로 이 문제의 해석해 (Analytic Solution) 또한 큰 어려움 없이 구할 수 있다.

### 3.2 최적 평형추를 이용한 양각구동부의 중력 토크 보상

본 논문의 시험대상인 양각 구동부는 2.3절에서 구한 (14.92 mm, -6.77 mm)에 17.23 kg의 질량으로 무게중심을 갖는다. 그리고 평형추는 (-173.75 mm, 81.5 mm)에 붙일 수 있도록 설계되었다. 식(16)의 제한조건은  $m_{\max}$  은 1.5 kg,  $l_{\max}$  는 3 mm가 된다. 이는 수송기기의 허용중량과 가속도 환경분석을 통해 구한 수치이다. 그리고 우리는 가중치를 정하는데 있어서 우선, 거리와 중량은 단위에서 1000배의 차이가 존재하며 경량화보다 거리에 더 가중치를 주어  $\beta_1 = 50000$ ,  $\beta_2 = 1$ 로 잡았다. 이 경우 MATLAB을 이용해 구한 평형추의 최적 질량은 1.2484 kg이 나오며 이 질량 근방에서 목적함수 값은 Fig. 6와 같다. 이 Fig. 6에서 점선으로 표시한 부분은 식(16)에서 제한조건을 질량의 경계값으로 변환한 결과이다.

우리는 이 최적화 결과를 검증하기 위해 평형추를 (-173.75 mm, 81.5 mm)에 0.93 kg에서 1.33 kg까

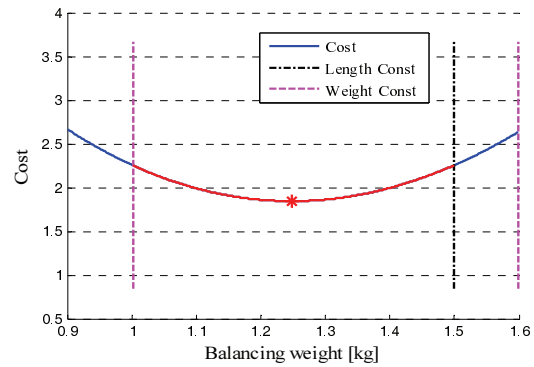


Fig. 6 Cost values near optimum balancing weight

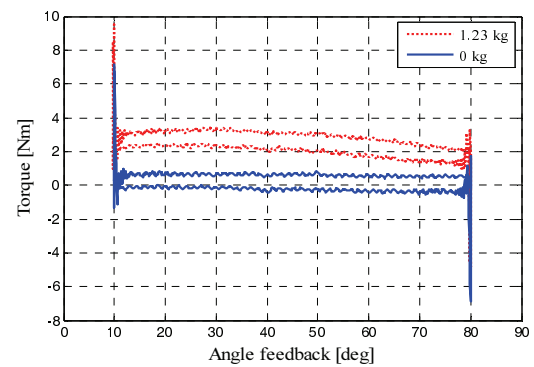


Fig. 7 Torque requirement comparison between balancing weight 1.23 kg and no balancing weight

Table 3 Estimated center of gravity and Cost results regarding various balancing weight

Weight (kg)	$l$ (mm)	$x$ (mm)	$y$ (mm)	J	r2
0.93	5.25	5.04	-1.41	2.24	0.88
1.03	4.01	3.87	-1.04	1.86	0.82
1.13	2.81	2.77	-0.43	1.67	0.75
1.23	1.70	1.69	0.13	1.66	0.64
1.33	1.11	0.75	0.82	1.83	0.54

지 0.1 kg 단위로 2.2절의 방법으로 무게중심을 추정했다. 그리고 이 평형추들을 포함한 새로운 무게중심 정보를 식(16)의 목적함수에 입력하여 목적함수 값을 구해 계산결과와 비교하고자 했다. 총 5가지 시험의 경우는 모두 5회씩 반복시험을 수행하였으며 이 중 0.93 kg의 시험결과는 Table 2와 같다. 이 5가지 시험에 대해 평균치와 그 목적함수의 결과를 정리하면 Table 3과 같다. 시험을 통해

목적함수를 구한 결과는 계산결과와 마찬가지로 1.2484 kg 근방인 1.23 kg에서 목적함수의 값  $J$  (Cost)가 최소가 되었다.

마지막으로 평형추가 없는 경우와 평형추를 1.23 kg 붙인 상태에서 Fig. 2의 프로파일을 추적하는데 소요된 토크를 비교하면 Fig. 7과 같다. 두 데이터를 비교하면 평형추가 없는 경우가 있는 경우보다 큰 토크를 요구하는 것을 확인할 수 있다.

#### 4. 결론

본 논문은 위성지향 안테나시스템의 각 구동시스템에 인가되는 중력토크를 추정하고 이를 보상하는 방법에 대해 다루었다. 우선 기존에 연구되어온 마찰력 측정방법을 응용해 구동시스템의 중력토크 및 회전부의 무게중심을 추정하는 방법을 제안하였으며 반복시험과 비교시험을 통해 이 방법의 실효성을 확인했다. 이 방법은 별도의 장비와 계측단위별 분해없이도 간단한 시험만으로 중력토크 및 무게중심 추정이 가능하다는 면에서 기존의 연구되어온 방법들보다 효율적이라는 강점이 있다. 또한 본 논문에서는 구동시스템의 중력토크를 보상하며 시스템의 경량화도 도모하기 위해 특정위치에 부착할 수 있는 평형추의 최적질량을 구하는 방법도 제안하였으며 시험을 통해 그 실효성도 확인했다. 이 보상방법은 제한이 있는 평형추의 질량을 최적설계 변수로 고려했다는 점에서 중량제한이 있는 시스템에서 이를 고려하지 않은 방법들보다 적합하다.

안테나시스템의 설계 시 중력토크를 최소화시키기 위해 CAD프로그램 상 구성품의 배치를 통해 무게중심을 회전중심에 근접시키는 작업을 수행한다. 하지만 실제 시스템과 정확히 일치하는 CAD모델 제작은 현실적으로 불가능하기 때문에 실제 시스템의 가공 조립 후 정밀한 계측과 보상이 필요하다. 이때 본 논문에서 제안한 방법을 이용하면 별도의 장비와 시간소모적인 작업 없이 간단한 시험과 계산만으로 시스템의 중력토크를 정확하게 계측하고 경량화를 고려해 이를 보상하는 것이 가능할 것이다.

#### REFERENCES

- Hilkert, J., "Inertially Stabilized Platform Technology: Concepts and Principal," IEEE Control Systems, Vol. 28, No. 2, pp. 26-46, 2008.
- Debruin, J., "Control Systems for Mobile Satcom Antennas," IEEE Control Systems, Vol. 28, No. 1, pp. 86-101, 2008.
- Albu-Schäffer, A. and Hirzinger, G., "Parameter Identification and Passivity based Joint Control for a 7 DOF Torque Controlled Light Weight Robot," Proc. of IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp. 2852-2858, 2001.
- Lee, M.-S. and Kim, S.-S., "A Experimental Study on the Measurement and Estimation of Vehicle Center of Gravity," Transactions of the Korean Society of Automotive Engineers, Vol. 18, No. 5, pp. 91-99, 2010.
- Song, K.-S. and Choi, Y.-S., "Field Measurement of the Center of Gravity and the Moment of Inertia of Railway Vehicles Using Vibration," Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 23, No. 10, pp. 878-884, 2013.
- Bak, J., Kim, J.-W., Jin, S., Kim, J., and Seo, T., "Hovering Performance Improvement by Modifying Cog of Underwater Robotic Platform," J. Korean Soc. Precis. Eng., Vol. 32, No. 7, pp. 661-666, 2015.
- Arakelian, V., "Gravity Compensation in Robotics," Advanced Robotics, Vol. 30, No. 2, pp. 79-96, 2016.
- Park, J.-G., Lee, J.-Y., Kim, S.-H., and Kim, S.-R., "Optimal Design of Passive Gravity Compensation System for Articulated Robots," Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers A, Vol. 36, No. 1, pp. 103-108, 2012.
- Choi, H.-S., Seo, H.-Y., Uhm, T.-W., and Yoon, J.-S., "Experimental Study of Robot Arm Applying the Gravity Compensator," Journal of the Korean Society of Marine Engineering, Vol. 35, No. 1, pp. 60-67, 2011.
- De Wit, C. C. and Lischinsky, P., "Adaptive Friction Compensation with Partially Known Dynamic Friction Model," International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, Vol. 11, No 1, pp. 65-80, 1997.
- Anderson, D. E., Nussbaum, M. A., and Madigan, M. L., "A New Method for Gravity Correction of Dynamometer Data and Determining Passive Elastic Moments at the Joint," Journal of Biomechanics, Vol. 43, No. 6, pp. 1220-1223, 2010.
- Kelly, R., Llamas, J., and Campa, R., "A Measurement Procedure for Viscous and Coulomb Friction," IEEE Transactions on Instrument and Measurement, Vol. 49, No. 4, pp. 857-861, 2000.