

< 논문 >

원형(Prototype) 안테나가 부착된 짐발의 안테나 유연특성 모델링 및 시스템 대역폭 결정 주요설계인자

백 주 현*

(2004년 12월 9일 접수, 2005년 3월 22일 심사완료)

Modeling on an Antenna Flexible Characteristics of a Prototype Gimbal with an Antenna and Major Design Factors to determine a System Bandwidth

Joo Hyun Baek

Key Words : Modeling(모델링), Antenna (안테나), Flexibility(유연성), Bandwidth(대역폭), Anti-Resonance(반공진)

Abstract

The model of azimuth driving servo system with a flexible antenna in a prototype gimbal has been derived in this work. The validity of the model is verified by comparing the result of the model with that of experiment. It is found that one should consider an antenna as a flexible body in case of modeling the dynamics of the gimbal with an antenna. It is also known that the effect of reducing backlash magnitude for extending the bandwidth in the system with a flexible antenna is smaller than the system with a stiff antenna. It is thought that the model-based design optimization of the gimbal with an antenna will be possible by virtue of the derived model, when a weight reduction and a bandwidth extension are required.

기호설명

<p>B_m : 모터 점성 감쇠계수 ($N \cdot m / (rad / sec)$)</p> <p>b_i : 피니언 i 과 기어 i 사이에 존재하는 백래시를 피니언 i 고정시, 기어 i 축에서 측정된 각도 백래시 ($^\circ$) ($i=1,2$)</p> <p>b_i : 최종 부하단에서 측정된 전체 백래시 ($^\circ$)</p> <p>C_A, C_B : 안테나 우측 및 좌측 자유단의 컴플라이언스 행렬</p> <p>$\{C\}, \{D\}, \{A\}$: 등가질량체 $m_{eq,ant,a}, m_{eq,ant,b}$ 의 질점과 짐발 회전축에 고정된 이동 좌표계</p> <p>$\{E\}$: 본 연구에서 고려한 시스템의 절대 좌표계</p> <p>F_A, F_B : 안테나 우측 및 좌측 자유단의 외력벡터</p> <p>$G_f(s)$: 태코제너레이터필터 전달함수</p>	<p>i_a : 모터 전류 (A)</p> <p>$J_{g1}, J_L, J_m, J_{s1}, J_{p2}$: 기어 1, 부하, 모터, 회전축 1 과 피니언 2 의 관성모멘트 ($kg \cdot m^2$)</p> <p>J_{sm} : 안테나를 제외한 ADSS 회전부의 관성 모멘트 ($kg \cdot m^2$)</p> <p>K_A, K_B : 안테나 우측과 좌측 자유단의 강성행렬</p> <p>k_2 : 기어 2 와 축의 등가 비틀림강성 ($N \cdot m / rad$)</p> <p>k_a : 모터전압증폭기 증폭비</p> <p>k_b : 모터 역기전력상수 ($V \cdot s / rad$)</p> <p>k_{gi} : 피니언 i 과 기어 i 의 이 강성에 의한 비틀림강성 ($N \cdot m / rad$) ($i=1,2$)</p> <p>k_{si} : i 번째 축의 비틀림강성 ($N \cdot m / rad$) ($i=1,2$)</p> <p>$k_{s,a}, k_{s,b}$: 지지대 A 와 B 의 굽힘강성 (N / m)</p> <p>k_t : 모터 토크상수 ($N \cdot m / A$)</p> <p>k_{ts} : 태코제너레이터 상수 ($V \cdot s / rad$)</p> <p>L_a : 모터 인덕턴스 (H)</p>
---	--

* 회원, 텍스원퓨처(주) 연구개발본부, 기계그룹
E-mail : jhbaekb@nex1.co.kr
TEL : (031)288-9244 FAX : (031)284-4542

- L_{aa} : 등가질량체 $m_{eq,ant,a}$ 와 $m_{eq,ant,b}$ 사이의 거리(m)
- $m_{eq,a}, m_{eq,b}$: 부가질량체 A 와 B 의 등가질량(kg)
- $m_{eq,ant,a}, m_{eq,ant,b}$: 안테나 우측 및 좌측 자유단의 등가질량 (kg)
- N_i : 피니언 i 과 기어 i 사이의 기어비 ($i=1,2$)
- N_r : 피니언과 기어의 공전감속비
- R_m : 모터전기자 저항(Ω)
- c_{r_a}, c_{r_b} : 좌표계 $\{C\}$ 에 대한 등가질량체 $m_{eq,a}$ 와 $m_{eq,b}$ 까지의 위치벡터
- r_{ant} : ADSS 회전축 O_{azi} 에서 안테나 중립선 (Neural line)까지의 거리(m)
- r_{wa} : 안테나 중립선에서 등가질량체 $m_{eq,a}$ 사이 거리
- r_{wb} : 안테나 중립선에서 등가질량체 $m_{eq,b}$ 사이 거리
- T : 안테나를 포함 ADSS 의 전체 운동에너지(J)
- T_a, T_b : 등가질량체 $m_{eq,a}, m_{eq,b}$ 의 직선운동에너지
- $T_{ant,a}, T_{ant,b}$: 등가질량체 $m_{eq,ant,a}, m_{eq,ant,b}$ 의 직선 운동에너지(J)
- $T_{ant,a,r}, T_{ant,b,r}$: 등가질량체 $m_{eq,ant,a}, m_{eq,ant,b}$ 의 회전 운동에너지(J)
- $T_{f,l}, T_{f,m}$: 부하단과 모터 정마찰토크($N \cdot m$)
- $T_{g,i}$: 기어 1 에 전달된 토크($N \cdot m$)
- T_{gm} : 짐발의 운동에너지 (J)
- T_m, T_L : 모터와 부하 토크($N \cdot m$)
- $V_{ant,a}, V_{ant,b}$: 안테나 우측과 좌측 자유단의 탄성 에너지(J)
- V_{azi} : 전체 탄성에너지(J)
- V_i : 모터전압증폭기 입력전압(V)
- V_m : 모터 입력전압(V)
- V_i : 태코제너레이터 출력전압(V)
- V_o : 태코제너레이터필터 출력전압(V)
- $V_{s,a}, V_{s,b}$: 지지대 A 와 B 에 저장되는 탄성 에너지
- E_{v_a}, E_{v_b} : 절대좌표계 $\{E\}$ 에 대한 등가질량체 $m_{eq,a}, m_{eq,b}$ 의 선속도 벡터
- $E_{v_{ant,a}}, E_{v_{ant,b}}$: 절대좌표계 $\{E\}$ 에 대한 등가질량 $m_{eq,ant,a}, m_{eq,ant,b}$ 의 선속도 벡터
- $E_{w^A}, E_{w^C}, E_{w^D}$: 절대좌표계 $\{E\}$ 에 대한 좌표계 $\{C\}, \{D\}, \{A\}$ 의 각속도 벡터
- X_A, X_B : 안테나 우측 및 좌측 자유단의 변위벡터

- x_1, x_2 : 등가질량체 $m_{eq,a}, m_{eq,b}$ 의 직선운동을 나타내는 일반화 좌표 (m)
- y_1, y_2 : 등가질량체 $m_{eq,ant,a}, m_{eq,ant,b}$ 의 직선운동을 나타내는 일반화 좌표 (m)
- δ_i : 피니언 i 과 기어 i 사이에 존재하는 백래시를 피니언 i 고정시, 기어 i 측에서 측정된 각도 백래시 크기의 $1/2(rad)$ ($i=1,2$)
- θ_{a_i} : i 번째 감속단의 각 전달오차(rad) ($i=1,2$)
- $\theta_{g1}, \theta_L, \theta_m, \theta_{p2}, \theta_{s1}$: 기어 1, 부하, 모터, 피니언과 회전축 1 의 회전각(rad)
- θ_{y1}, θ_{y2} : 등가질량체 $m_{eq,ant,a}, m_{eq,ant,b}$ 의 회전운동을 나타내는 일반화 좌표 (rad)
- $sign(\cdot)$: (\cdot)안 값의 부호

1. 서 론

자국의 방위력 증강 및 국방력 증대를 위하여, 다양한 무기체계들이 개발되고 있으며, 이 중 유도무기체계는 현대전에서 제공권 확보 및 전략적 관점에서 중요한 무기체계로 대두되고 있다. 유도 무기체계 중 하나인 유도탄은 비행 중인 목표물과 지상 이동 중인 목표물을 요격하기 위하여, 유도탄 자체에 목표물을 추적 및 탐색하기 위한 시스템을 장착하고 있다. 이것을 탐색기(Seeker)라 부르며, 유도탄 앞부분에 탑재되어 목표물의 위치 정보 추출 및 유도탄 비행궤적 수정을 위한 기초 신호를 생성한다.

본 연구에서 고려한 원형(Prototype)탐색기는 목표물 검출을 위한 검출신호매체로 전자기파를 사용하는 전자기파 탐색기로서, 전자기파를 방사하는 안테나, 방사할 전자기파를 생성 및 수신하는 송수신부, 송수신된 신호로부터 표적위치정보 및 비행정보를 추출하는 신호 처리부와 유도탄의 운동으로부터 안테나를 안정화 시키고, 유도탄이 목표물을 지속적으로 지향할 수 있도록 동작하는 짐발(Gimbal)로 구성 되어 있다. 이 중 안테나와 짐발은 탐색기의 기계 구조적 구성부로서 탐색기의 기계적 추종성능을 결정하는 주요 구성부이다. 이러한 구성부는 비행하는 물체에 탑재되어 운용되므로 무게 및 크기에 큰 제한이 따르며, 유도탄의 높은 명중률 구현을 위하여 정확한 추종성과 빠른 응답성이 요구된다.

Bigley⁽¹⁾ 의하면 빠른 응답성은 기계구조적 구성부의 모터 토크 입력에 대한 모터 각속도 출력에

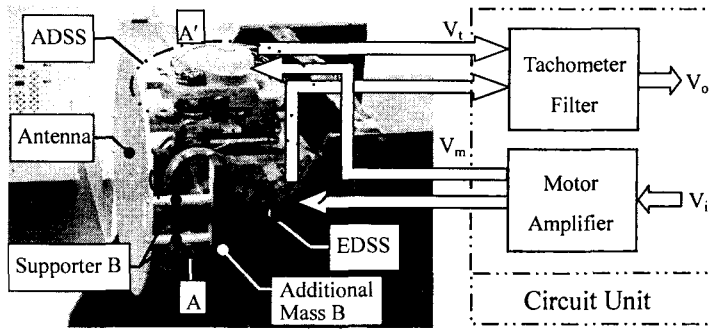


Fig. 1 A prototype seeker gimbal including an antenna

서 나타나는 반공진 및 공진주파수에 의해 제한되며, 반공진주파수는 시스템의 속도제어 대역폭을 결정한다고 한다. 그러므로, 탐색기 짐발이 빠른 응답성을 갖도록 하기 위해서는 가능한 높은 반공진주파수를 가져야 한다.

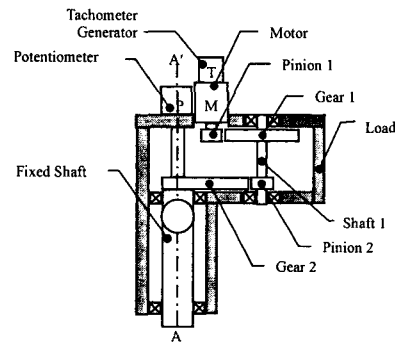
본 연구에서 고려된 짐발은 안테나가 부착된 방위각 구동부와 유도탄에 기초를 둔 고각 구동부로 구성되어 있다. 이 중 방위각 구동부는 고각 구동부와 비교하여 목표물 탐색 시 회전하는 각이 크고 구동빈도가 높으므로 성능에 미치는 영향이 크다. 그러므로, 짐발 모델 작성의 선행연구로서 본 연구에서는 방위각 구동부만의 대역폭 예측모델을 제안하고자 한다.

참고로, 짐발 설계에 관한 기존 연구들을 살펴보면 Stockum 과 Carroll⁽²⁾은 짐발설계 시 고려되어야 할 설계절충사항에 대해 언급하였고, Stockum 과 Burge⁽³⁾는 주요 설계인자와 제어기사이의 상호작용에 대해서 논의하였다. 그리고, Iecovich⁽⁴⁾는 안정화 제어기 설계를 위해 필요한 설계 매개변수들을 도출하였으며, Baek, Kwak 과 Kim^(5, 6)은 백래시와 모터입력 전압크기가 시스템의 반공진 주파수 및 공진주파수에 미치는 영향을 분석하였다.

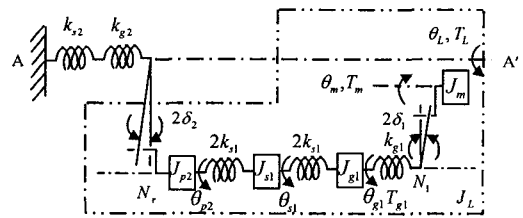
기존연구에는 본 연구에서 고려한 구조와 같은 시스템의 대역폭 분석을 위한 모델링에 관한 연구가 없었으므로, 본 연구에서는 안테나가 부착된 짐발의 방위각구동부 모델을 작성하여 향후 성능 향상 및 경량화 시 필요한 모델을 제시하고자 하며, 설계 시 시스템의 속도제어 대역폭을 높게 하는데 지배적인 주요설계인자를 살펴보고자 한다.

2. 모델링

Fig. 1 은 실제 탐색기 짐발의 구조 및 기타 사양들을 등가화 한 시작점으로 안테나와 방위각 구동을 위한 방위각 구동 서보 시스템(azimuth driving



(a) The Structure of ADSS



(b) The model of ADSS

Fig. 2 The structure and model of ADSS in a prototype gimbal

servo system: ADSS) 및 고각 구동을 위한 고각 구동 서보 시스템(elevation driving servo system: EDSS)로 구성되어 있다.

본 연구에서는 ADSS 가 EDSS 보다 성능에 미치는 영향이 더 크므로 안테나를 포함한 ADSS 만을 모델링하고자 하며, 유연한 안테나를 갖는 시스템과 강체로 고려할 수 있는 있는 안테나를 갖는 시스템의 특성 비교를 위하여 먼저 안테나가 강체라 가정할 경우의 시스템 모델을 구하고자 한다.

2.1 강체로 고려할 수 있는 안테나를 갖는 경우 Fig. 2(a)는 Fig. 1 에 나타난 짐발 중 안테나 부를 제외한 ADSS 의 세부 구조 개략도이다.

고정축에 고정된 세그먼트 기어 2 는 회전하지 않고, 피니언 2, 회전축, 기어 1, 피니언 1, 모터

및 베어링을 포함한 Fig. 1 에서 사전 킨 부분이 $\overline{AA'}$ 축을 중심으로 모터 회전에 동기되어 회전하는 구조이다. 각 회전축에 존재하는 베어링들은 예압에 의해 간극 없이 각 축을 지지한다고 가정하였으며, 점성마찰 및 감쇠효과는 무시하였다.

이와 같은 가정 하에 얻어진 Fig. 2(a)에 대한 상세 모델은 Fig. 2(b)와 같다.

본 연구에서 고려된 ADSS 는 Fig. 1 에 보이는 바와 같이 Fig. 2(a)의 세부구조, 모터전압증폭기 및 태코제너레이터 필터로 구성 되어 있다. 태코제너레이터 필터로는 2 차 저역 필터가 사용되었으며, 모터전압증폭기의 특성은 관심 있는 주파수 영역 전체에 있어서 일정하므로, 모터입력전압 V_m 과 모터전압증폭기의 입력전압 V_i 의 관계식은 다음과 같이 표현 할 수 있다.

$$V_m = k_a V_i \quad (1)$$

여기서, k_a 는 모터전압증폭기의 증폭 비이다.

또한, 액추에이터로 사용된 모터의 전기적 방정식은 Clifford⁽⁸⁾ 에 의해 다음과 같이 표현된다.

$$L_a \frac{di_a}{dt} + R_m i_a + k_b \dot{\theta}_m = V_m \quad (2-a)$$

$$T_m = k_t i_a \quad (2-b)$$

여기서, L_a 는 모터 인덕턴스(H), R_m 은 모터 전기자 저항(Ω), k_b 는 모터역기전력 상수($V \cdot s/rad$), i_a 는 모터 전자에게 흐르는 전류(A), θ_m 는 모터 회전자의 회전각(rad), k_t 는 모터의 토크 상수($N \cdot m/A$)이고, T_m 는 모터 토크($N \cdot m$)이다.

그리고, 모터 회전속도를 검출하기 위해 사용된 태코제너레이터의 출력전압 V_i 과 모터 회전 각속도와와의 관계는 다음과 같다.

$$V_i = k_s \dot{\theta}_m \quad (3)$$

여기서, k_s 는 태코제너레이터 상수($N \cdot m/A$)이다. 일반적으로, 태코제너레이터의 출력전압은 잡음이 많고, 부동전압 형태로 출력되므로, 차동 증폭 및 2 차 저역 필터를 거쳐야 한다. 태코제너레이터 필터를 통과한 태코제너레이터 출력전압 V_o 는 다음과 같다.

$$V_o(s) = G_f(s) V_i(s) \quad (4)$$

여기서, $G_f(s)$ 는 태코제너레이터 필터의 전달 함수이다. 액추에이터로 사용된 모터의 운동방정식은 다음과 같다.

$$J_m \ddot{\theta}_m + B_m \dot{\theta}_m = T_m - \frac{T_{g1}}{N_1} - T_{f,m} \text{sign}(\dot{\theta}_m) \quad (5)$$

여기서, J_m 는 모터의 관성모멘트($kg \cdot m^2$), B_m 는

모터의 점성 감쇠 계수($N \cdot m/(rad/sec)$), T_{g1} 는 기어 1 에 전달된 토크($N \cdot m$), $T_{f,m}$ 는 모터의 정마찰 토크($N \cdot m$), N_1 는 피니언 1 과 기어 1 사이의 기어 비이고, $\text{sign}(\cdot)$ 는 ()안의 값의 부호를 의미한다. 기어 1 에 전달된 토크 T_{g1} 는 피니언 1 과 기어 1 사이의 백래시에 의해, 다음과 같은 비선형 식으로 표현된다. 이때, 사용한 백래시 모델은 Nordin, Galic 과 Gutman⁽⁹⁾의 연구논문에서 수록된 데드존 모델을 사용하였다.

$$T_{g1} = \begin{cases} k_{g1}(\theta_{d1} - \delta_1) & , \theta_{d1} > \delta_1 \\ 0 & , |\theta_{d1}| < \delta_1 \\ k_{g1}(\theta_{d1} + \delta_1) & , \theta_{d1} < -\delta_1 \end{cases} \quad (6)$$

여기서, θ_{d1} 는 첫번째 기어 감속단의 각 전달오차(rad), k_{g1} 는 피니언 1 과 기어 1 의 이 강성에 의한 비틀림강성($N \cdot m/rad$) 이고, δ_1 는 피니언 1 과 기어 1 사이에 존재하는 백래시를 피니언 1 고 정 시, 기어 1 축에서 측정되는 각도로 표시한 각도 백래시 크기의 1/2 (rad) 이다. 이때, 첫번째 기어 감속단의 각 전달오차는 다음과 같다.

$$\theta_{d1} = \theta_m / N_1 - \theta_{g1} \quad (7)$$

여기서, θ_{g1} 는 기어 1 의 회전각(rad)이다.

기어 1 의 운동방정식은 다음과 같다.

$$J_{g1} \ddot{\theta}_{g1} = T_{g1} - 2k_{s1}(\theta_{g1} - \theta_{s1}) \quad (8)$$

여기서, J_{g1} 는 기어 1 의 관성모멘트($kg \cdot m^2$), k_{s1} 는 회전축 1 의 비틀림강성($N \cdot m/rad$) 이고, θ_{s1} 는 회전축 1 의 회전 각(rad)이다.

회전축 1 의 운동방정식은 다음과 같다.

$$J_{s1} \ddot{\theta}_{s1} = 2k_{s1}(\theta_{g1} + \theta_{p2}) - 4k_{s1}\theta_{s1} \quad (9)$$

여기서, J_{s1} 는 회전축 1 의 관성모멘트($kg \cdot m^2$) 이고, θ_{p2} 는 피니언 2 의 회전 각(rad)이다.

피니언 2 의 운동방정식은 다음과 같다.

$$J_{p2} \ddot{\theta}_{p2} = 2k_{s1}(\theta_{s1} - \theta_{p2}) - \frac{1}{N_r} T_L \quad (10)$$

여기서, J_{p2} 는 피니언 2 의 관성모멘트($kg \cdot m^2$), N_r 는 피니언 2 과 기어 2 사이의 공전 감속비이고, T_L 는 안테나 구동토크($N \cdot m$)이다.

이때, 피니언 2 와 기어 2 사이의 공전 감속비는 다음과 같다.

$$N_r = N_2 + 1 \quad (11)$$

여기서, N_2 는 피니언 2 와 기어 2 의 기어 비이다.

부하 토크는 식 (6)과 같이 피니언 2 와 기어 2 사이의 백래시에 의해 다음과 같이 표현된다.

$$T_L = \begin{cases} k_2(\theta_{d2} - \delta_2) & , \theta_{d2} > \delta_2 \\ 0 & , |\theta_{d2}| < \delta_2 \\ k_2(\theta_{d2} + \delta_2) & , \theta_{d2} < -\delta_2 \end{cases} \quad (12)$$

여기서, k_2 는 기어 2와 고정축의 등가비틀림강성 ($N \cdot m / rad$), θ_{d2} 는 두번째 기어감속단의 각 전달 오차 (rad)이고, δ_2 는 피니언 2와 기어 2 사이에 존재하는 백래시를 피니언 2 고정 시, 부하 회전축에서 측정되는 각도로 표시한 각도 백래시 크기의 $1/2 (rad)$ 이다. 이때, 두번째 기어 감속단의 각 전달오차는 다음과 같다.

$$\theta_{d2} = \theta_{p2} / N_r - \theta_L \quad (13)$$

여기서, θ_L 는 안테나 회전 각 (rad)이다.

또한, 기어 2와 고정축의 등가비틀림강성은 Chubb⁽⁵⁾에 따르면 다음과 같이 표현된다.

$$k_2 = \frac{k_{g2} k_{s2}}{k_{g2} + k_{s2}} \quad (14)$$

여기서, k_{g2} 는 피니언 2와 기어 2의 이 강성에 의한 비틀림강성이고 ($N \cdot m / rad$), k_{s2} 는 고정축의 비틀림강성 ($N \cdot m / rad$)이다.

마지막으로, 안테나를 강체로 고려한 경우의 안테나 운동방정식은 다음과 같다.

$$J_L \ddot{\theta}_L = T_L - T_{f,L} \text{sign}(\dot{\theta}_L) \quad (15)$$

여기서, J_L 는 안테나 관성모멘트 ($kg \cdot m^2$)이고, $T_{f,L}$ 는 안테나 회전부의 정마찰 토크 ($N \cdot m$)이다.

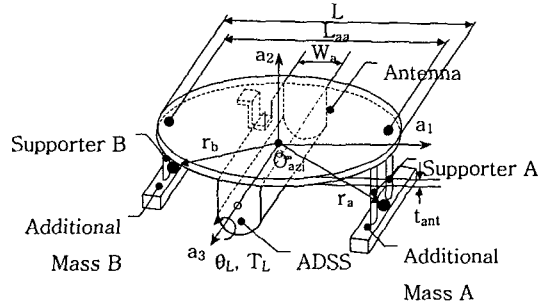
지금까지 유도한 식들을 이용하여 강체로 고려할 수 있는 안테나를 갖는 ADSS의 모터전압증폭기 입력전압에 대한 시간영역응답을 얻을 수 있다. 참고적으로, 각 단의 백래시 크기와 전체 백래시 크기와의 관계를 구해보면 다음과 같다.

$$b_i = b_2 + \frac{1}{N_r} b_1 \quad (16)$$

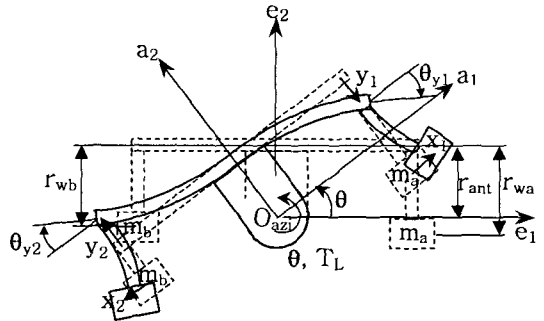
여기서, b_1 는 피니언 1과 기어 1 사이에 존재하는 백래시를 피니언 1 고정 시, 기어 1 축에서 측정되는 각도로 표시한 각도 백래시 ($^\circ$), b_2 는 피니언 2와 기어 2 사이에 존재하는 백래시를 피니언 2 고정 시, 부하 회전축에서 측정되는 각도로 표시한 각도 백래시 크기 ($^\circ$)이고, b_i 는 시스템 최종 부하 단에서 측정되는 전체 백래시 ($^\circ$)이다.

2.2 유연한 안테나를 갖는 경우

본 절에서는 안테나의 강성이 작아 유연체로 고려해야 하는 경우의 안테나 유연거동을 모델링하고자 한다.



(a) The schematic diagram of antenna



(b) The flexible behavior of antenna

Fig. 3 The schematic drawing and flexible behavior of an antenna

Fig. 3(a)는 Fig. 1에 표시된 안테나의 개략도이며 부가질량체 A, B를 안테나에 고정시키는 지지대 A, B와 부가질량체 A, B를 보여준다. Fig. 3(b)는 ADSS 구동 시 발생하는 안테나의 유연거동 예상도이다. 안테나는 원판 중간부위가 방위각 서보구동부의 장착대에 고정되고, 일부는 장착대 밖으로 돌출되어 있으므로 돌출된 안테나 자유단을 각각 외팔보로 고려하였다.

또한, 안테나는 안테나 직경에 비해 두께가 작고, 지지대 A, B 역시 길이에 비해 단면적이 작으므로 내부에 존재하는 분포질량의 전단변형과 회전관성은 작다고 가정하였다.⁽¹⁰⁾ 그러므로, 안테나 유연거동 시 안테나 미소질량의 a_1 방향의 변형과 지지대 A, B 미소질량의 $-a_2$ 방향의 변형은 작다고 가정하고 무시하였으며, 지지대 A, B의 끝단에서의 처짐각 역시 안테나 유연거동특성에 미치는 영향은 작다고 가정하고 무시하였다. 이와 같은 가정에 의해 안테나 좌우측 끝단의 거동은 a_2 방향의 처짐변위 y_1, y_2 와 처짐각 θ_{y1} 와 θ_{y2} 만이 발생한다고 볼 수 있으며, 최종적으로 안테나 강성 및 지지대 A, B의 강성계산 시 모두 외팔보로 고려하였으며, 오일러-베르누이 보 이론⁽¹⁰⁾을 적용하였다.

외력에 의한 보의 처짐방정식은 다음과 같다.⁽¹⁰⁾

$$EI(x)\frac{d^2y(x)}{dx^2} = M(x) \quad (17)$$

여기서, E 는 탄성계수, $I(x)$ 는 x 위치의 단면관성모멘트, $y(x)$ 는 x 위치의 처짐이고, $M(x)$ 는 x 위치에 가해지는 모멘트이다.

안테나 좌우측 자유단에 힘과 모멘트가 동시에 존재할 경우 안테나 좌우측 자유단 처짐은 보의 처짐방정식으로부터 다음 식과 같이 구할 수 있다.

$$X_A = C_A F_A = \begin{bmatrix} \frac{y_{1,F}}{F_{y1}} & \frac{y_{1,M}}{M_{A,o3}} \\ F_{y1} & M_{A,o3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{y1} \\ M_{A,o3} \end{bmatrix} \quad (18a)$$

$$X_B = C_B F_B = \begin{bmatrix} \frac{y_{2,F}}{F_{y2}} & \frac{y_{2,M}}{M_{B,o3}} \\ F_{y2} & M_{B,o3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{y2} \\ M_{B,o3} \end{bmatrix} \quad (18b)$$

여기서, $X_A = [y_1 \ \theta_{y1}]^T$ 와 $X_B = [y_2 \ \theta_{y2}]^T$ 는 안테나 우측과 좌측 자유단의 변위벡터, C_A 와 C_B 는 안테나 우측과 좌측 자유단의 컴플라이언스 행렬, $F_A = [F_{y1} \ M_{A,o3}]^T$ 와 $F_B = [F_{y2} \ M_{B,o3}]^T$ 는 안테나 우측과 좌측 자유단의 외력벡터, $y_{1,F}$ 와 $y_{1,M}$ 는 각각 안테나 우측 자유단에 발생하는 힘과 모멘트에 의한 처짐, $y_{2,F}$ 와 $y_{2,M}$ 는 각각 안테나 좌측 자유단에 발생하는 힘과 모멘트에 의한 처짐, $\theta_{y1,F}$ 와 $\theta_{y1,M}$ 는 각각 안테나 우측 자유단에 발생하는 힘과 모멘트에 의한 처짐각이고, $\theta_{y2,F}$ 와 $\theta_{y2,M}$ 는 각각 안테나 좌측 자유단에 발생하는 힘과 모멘트에 의한 처짐각이다.

식 (18)의 컴플라이언스 행렬로부터 안테나 좌우측 강성행렬을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$K_A = C_A^{-1} \quad (19a)$$

$$K_B = C_B^{-1} \quad (19b)$$

여기서, K_A 와 K_B 는 안테나 우측과 좌측 자유단의 강성행렬이다.

지지대 A, B의 강성은 가정에 의해 처짐만을 고려하면 다음과 같다.⁽¹⁰⁾

$$k_{s,a} = \frac{3E_{AL}I_{s,a}}{L_{s,a}^3} \quad (20a)$$

$$k_{s,b} = \frac{3E_{AL}I_{s,b}}{L_{s,b}^3} \quad (20b)$$

여기서, $k_{s,a}$ 와 $k_{s,b}$ 는 지지대 A와 지지대 B의 강성, E_{AL} 는 알루미늄의 탄성계수, $I_{s,a}$ 와 $I_{s,b}$ 는 지지대 A와 B의 단면관성모멘트이고, $L_{s,a}$ 와 $L_{s,b}$ 는 지지대 A와 B의 길이이다.

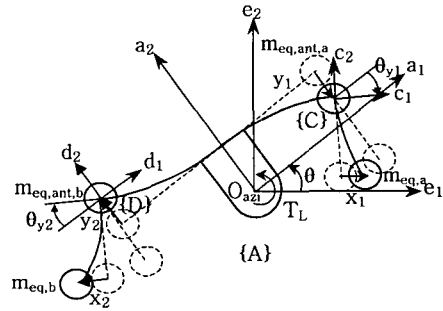


Fig. 4 The equivalent lumped mass model of antenna

Fig. 4는 Fig. 3에 나타난 안테나, 지지대 및 부가질량체를 등가집중질량으로 나타낸 모델이다. 분포질량을 갖는 안테나 좌우측 자유 단을 안테나 각 끝 단에 동일한 운동에너지 즉, 동일한 회전관성모멘트를 갖는 집중 질량으로 등가화했으며, 지지대와 부가질량체는 부가질량체 위치에 지지대와 부가질량체의 회전관성모멘트가 등가화 된 집중질량으로 표현하였다. 최종적으로 본 연구에서는 안테나 유연거동을 4개의 등가집중질량체와 6개의 선형강성을 갖는 스프링으로 모델링하였으며, 각 스프링의 변위에는 일반화좌표를 설정하였다.

안테나 좌우측 자유단의 등가질량체 위에 이동좌표계 {C}와 {D}를 설정하였다. 회전축 O_{azl} 로부터 안테나 좌측 자유단의 등가질량체 $m_{eq,ant,b}$ 와 안테나 우측 자유 단의 등가질량 $m_{eq,ant,a}$ 까지의 위치벡터는 다음과 같다.

$${}^A r_{ant,b} = -\frac{L_{aa}}{2} a_1 + (r_{ant} + y_2) a_2 \quad (21a)$$

$${}^A r_{ant,a} = \frac{L_{aa}}{2} a_1 + (r_{ant} - y_1) a_2 \quad (21b)$$

여기서, L_{aa} 는 등가질량체 $m_{eq,ant,a}$ 와 $m_{eq,ant,b}$ 사이의 거리(m), r_{ant} 는 ADSS 회전축 O_{azl} 에서 안테나 중립선(Neural line)까지의 거리(m), y_1 는 등가질량체 $m_{eq,ant,a}$ 의 직선운동을 나타내는 일반화 좌표이고, y_2 는 등가질량체 $m_{eq,ant,b}$ 의 직선운동을 나타내는 일반화 좌표이다.

또한, 안테나 우측자유단 등가질량체 $m_{eq,ant,a}$ 와 좌측자유단 등가질량체 $m_{eq,ant,b}$ 의 질점으로부터 부가질량체 A와 B의 등가질량체 $m_{eq,a}$ 와 $m_{eq,b}$ 까지의 위치벡터 $c_{r,a}$ 와 $c_{r,b}$ 는 다음과 같다.

$$c_{r,a} = x_1 c_1 - r_{wa} c_2 \quad (22a)$$

$$c_{r,b} = -x_2 d_1 - r_{wb} d_2 \quad (22b)$$

여기서, x_1 는 등가질량체 $m_{eq,a}$ 의 직선운동을 나타내는 일반화 좌표, r_{wa} 는 안테나 중립선에서 등가질량체 $m_{eq,a}$ 까지의 거리(m), x_2 는 등가질량체

$m_{eq,b}$ 의 직선운동을 나타내는 일반화 좌표이고 r_{wb} 는 안테나 중립선에서 등가질량체 $m_{eq,b}$ 까지의 거리이다.

고정좌표계 {E}에 대한 짐발에 고정된 좌표계 {A}의 각속도는 다음과 같다.

$${}^E W^A = \dot{\theta} a_3 \quad (23)$$

또한, 고정좌표계 {E}에 대한 안테나 우측자유단 등가질량체에 고정된 좌표계 {C}와 좌측자유단 등가질량체에 고정된 좌표계 {D}의 각속도는 다음과 같다.

$${}^E W^C = {}^E W^A + {}^A W^C = (\dot{\theta} - \dot{\theta}_{y1}) c_3 \quad (24a)$$

$${}^E W^D = {}^E W^A + {}^A W^D = (\dot{\theta} - \dot{\theta}_{y2}) d \quad (24b)$$

등가질량체 $m_{eq,ant,b}$, $m_{eq,ant,a}$, $m_{eq,a}$ 와 $m_{eq,b}$ 의 각 질점에서의 선속도를 고정좌표계 {E}에 대해 표현하면 다음 식 (24)와 같다.

$${}^E V_{ant,a} = \frac{{}^A d({}^A r_{ant,a})}{dt} + {}^E W^A \times {}^A r_{ant,a} \quad (25a)$$

$${}^E V_{ant,b} = \frac{{}^A d({}^A r_{ant,b})}{dt} + {}^E W^A \times {}^A r_{ant,b} \quad (25b)$$

$${}^E V_a = \frac{{}^E d({}^A r_a)}{dt} = \frac{{}^E d({}^A r_{ant,a})}{dt} + \frac{{}^E d({}^C r_a)}{dt} \quad (25c)$$

$${}^E V_b = \frac{{}^E d({}^A r_b)}{dt} = \frac{{}^E d({}^A r_{ant,b})}{dt} + \frac{{}^E d({}^D r_b)}{dt} \quad (25d)$$

얻어진 각속도와 선속도로 부터 안테나를 포함한 ADSS의 운동에너지 T는 다음과 같다.

$$T = T_{gm} + T_{ant,a} + T_{ant,b} + T_{ant,a,r} + T_{ant,b,r} + T_a + T_b$$

$$= \frac{1}{2} \left(\begin{matrix} J_{gm} \dot{\theta}^2 + m_{eq,ant,a} {}^E V_{ant,a}^T {}^E V_{ant,a} \\ + m_{eq,ant,b} {}^E V_{ant,b}^T {}^E V_{ant,b} \\ + J_{eq,a} {}^E W^C \cdot {}^E W^C + J_{eq,b} {}^E W^D \cdot {}^E W^D \\ + m_{eq,a} {}^E V_a^T \cdot {}^E V_a + m_{eq,b} {}^E V_b^T \cdot {}^E V_b \end{matrix} \right) \quad (26)$$

여기서, T_{gm} 는 짐발의 운동 에너지(J), $T_{ant,a}$ 와 $T_{ant,b}$ 는 등가 질량체 $m_{eq,ant,a}$ 와 $m_{eq,ant,b}$ 의 직선운동 에너지(J), $T_{ant,a,r}$ 와 $T_{ant,b,r}$ 는 등가 질량체 $m_{eq,ant,a}$ 와 $m_{eq,ant,b}$ 의 회전운동에너지(J), 그리고, T_a 와 T_b 는 등가질량체 $m_{eq,a}$ 와 $m_{eq,b}$ 의 직선운동 에너지이다(J).

탄성에너지의 경우 ADSS의 기어 감속단에 저장되는 탄성에너지는 작다고 가정하고 무시하여 안테나 유연거동에 의해 저장되는 탄성에너지만을 고려하면 시스템의 탄성에너지는 다음 식 (27)과 같다.

$$V_{azi} = V_{ant,a} + V_{ant,b} + V_{s,a} + V_{s,b}$$

$$= \frac{1}{2} (X_A^T K_A X_A + X_B^T K_B X_B + k_{s,a} x_1^2 + k_{s,b} x_2^2) \quad (27)$$

여기서, $V_{ant,a}$ 와 $V_{ant,b}$ 는 안테나 우측과 좌측 자유단의 탄성에너지(J), $V_{s,a}$ 와 $V_{s,b}$ 는 지지대 A와

B에 저장되는 탄성에너지(J)이다.

안테나를 포함한 ADSS에 작용하는 일반화 힘 $Q_i(i=1, \dots, 7)$ 은 다음 식 (27)과 같다.

$$Q_1 = T_L - T_{f,L} \quad (28a)$$

$$Q_2 = Q_3 = Q_4 = Q_5 = Q_6 = Q_7 = 0 \quad (28b)$$

안테나 유연거동을 포함한 ADSS의 운동방정식을 구하기 위해 다음 식 (29)의 라그랑지 방정식과 앞에서 구한 식 (26), (27), (28)를 이용하면 안테나 유연거동을 표현하는 7개의 비선형 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial(T-V)}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial(T-V)}{\partial q_i} = Q_i \quad (i=1, \dots, 7) \quad (29)$$

여기서, $q_1 = \theta$, $q_2 = y_1$, $q_3 = y_2$, $q_4 = \theta_{y1}$, $q_5 = \theta_{y2}$, $q_6 = x_1$ 이고 $q_7 = x_2$ 이다.

식 (29)의 연산은 Wolfram Research Inc.의 Mathematica 소프트웨어를 이용하여 수행하였으며, 2.1절에서 구한 식들 중 식 (15)을 식 (29)에서 구한 비선형 운동방정식으로 대체하면 안테나 유연거동을 포함한 ADSS의 운동방정식을 얻을 수 있다.

3. 시뮬레이션과 실험

3.1 안테나 유연모델의 결과 및 타당성 검증

본 장에서는 안테나를 강체로 고려한 모델과 유연체로 고려한 모델의 시뮬레이션 결과를 실험결과와 비교하여 안테나 유연성이 탐색기 짐발 대역폭에 미치는 영향을 분석하였으며, 두 모델에 대한 백래시 크기 감소 영향에 대해 관찰하였다.

유연한 안테나를 갖는 ADSS에 대한 주파수 응답특성을 얻기 위하여 식 (15)를 제외한 2장에서 구한 운동방정식들을 블록선도로 변경하여 Fig. 5에 나타내었다. 모터전압증폭기 입력전압에 대한 테코제너레이터 필터 출력전압을 얻기 위하여 MathWorks사의 Matlab Simulink를 사용하였으며, 안테나 유연거동에 대한 비선형 운동방정식들은 S-function을 이용하여 블록선도에 삽입하였다.

안테나를 강체로 고려한 경우의 블록선도는 Fig. 5 중 Antenna Flexible Model을 식 (15)로 대체하면 얻을 수 있다.

시뮬레이션은 2.5 V_{pk}의 정현파 전압신호를 모터전압증폭기에 입력한 후 과도응답이 지난 정상상태응답에 대해서 테코제너레이터 필터 모델로부터 출력되는 전압신호를 10μsec 간격으로 샘플링하였다. Runge-Kutta solver를 사용하였으며, 10 Hz ~ 100 Hz의 주파수 범위에 걸쳐 전압을 모터전압증폭기에 인가하였다. 그리고, 각 가진 주파수에 대

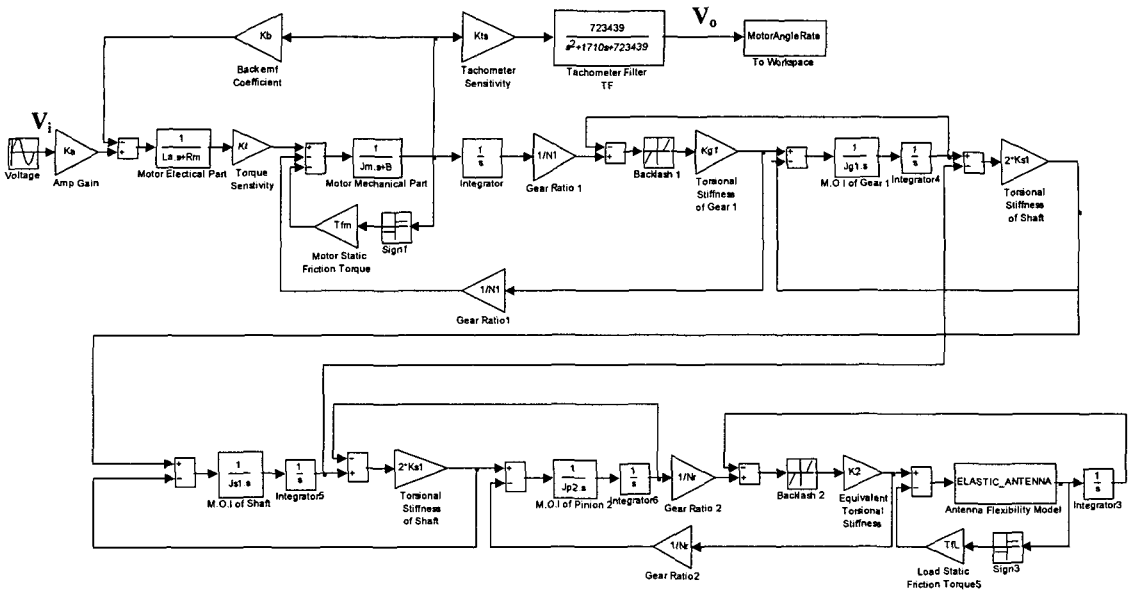


Fig. 5 Block diagram

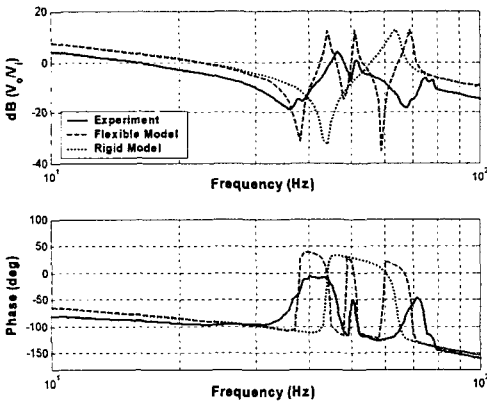


Fig. 6 The comparison of rigid antenna model with flexible antenna model

한 시스템의 이득 및 위상을 얻기 위해 시간영역 신호를 주파수 분석하였다. 이때 사용한 매개변수 값들은 Table 1 과 같다.

실험은 Hewlett-Packard 사의 HP35670A Dynamic Signal Analyzer 를 사용하여 수행하였으며, 시뮬레이션으로부터 얻은 결과와 비교하기 위해 모터전 압증폭기의 입력전압을 시뮬레이션과 동일하게 2.5V_{pk} 로 하였다. 이와 같이 얻어진 시뮬레이션과 실험결과를 Fig. 6 과 같다.

Fig. 6 를 살펴보면 안테나를 강체로 고려한 모델 결

과는 1 쌍의 반공진 및 공진주파수가 관찰되는데 비해 안테나 유연거동을 고려한 시뮬레이션 결과는 실험결과와 마찬가지로 3 쌍의 반공진 및 공진주파수가 나타남을 볼 수 있다. 안테나를 강체로 고려한 경우는 기어감속단의 등가비틀림강성, 부하단으로 환산된 모터의 회전관성모멘트와 안테나의 회전관성모멘트가 시스템 주파수응답특성을 결정한다.⁽¹⁾ 그러나, 안테나 강성이 작아 유연체로 고려되는 경우에는 안테나의 구조적 진동모드가 기어감속단의 회전진동모드와 결합되어 Fig. 6 과 같이 여러쌍의 반공진 및 공진주파수가 나타나게 된다.⁽¹⁰⁾

Fig. 6 의 안테나 유연모델의 결과를 좀 더 살펴 보면 첫번째 반공진 및 공진주파수의 간격이 실험결과와 비교해 다소 좁고, 세번째 반공진 및 공진주파수의 발생위치 역시 실험결과 보다 작게 얻어졌다. 이와 같이 실험결과와 모델결과가 다른 원인은 안테나 구조적 진동모드에 영향을 주는 안테나 좌우측 자유단의 강성 값을 단순히 재료역학적 수식에 의해 구하였고, 계산 시 사용한 재료물성치 역시 일반적인 값을 사용함으로 인해 유연모델의 결과가 실험결과와 정확히 일치하지 않는 것으로 판단된다. 또한, 실험결과에서 관찰되는 3 번째 공진주파수의 2 중 피크가 해석결과에선 나타나지 않는 이유는 연속체인 안테나를 4 개의 등가집중질량만으로 모델링 함에 따라 실제 시스템에 존재하는 미세 구조적 진동모드가 모델에는 고

려되지 않은 것으로 추정되며, 또한, 작다고 가정 한 기어 감속단의 탄성에너지 역시 실험 결과와 해석결과의 차이 원인으로 추정된다.

이와 같이 파라미터 값의 오차와 해석모델의 단순성 등이 안테나 유연모델과 실험결과의 오차 원인으로 생각된다.

제안된 안테나 유연모델이 실험결과와 완벽히 일치하지는 않지만, 속도제어대역폭을 결정하는 1 번째 반공진주파수 발생위치가 실험결과와 보다 근접하고, 3 쌍의 반공진 및 공진주파수가 실험결과와 마찬가지로 나타나는 등의 유사한 형태의 주파수응답특성을 갖으므로 안테나가 장착된 짐발

대역폭 예측모델로서 충분히 활용 가능하다고 생각된다. 또한, 더 나아가 제시된 안테나 유연모델은 짐발의 응답성 향상을 위한 최적설계 수행 시 모델로서 사용 역시 가능하리라 생각된다.

참고로 Fig. 6 에 보이는 반공진주파수의 물리적 의미는 모터회전을 유발하는 모터전압이 입력되더라도 반공진주파수에서는 모터가 거의 움직이지 않음을 의미하며, 공진주파수에서는 입력크기에 비해 실제 모터의 회전속도가 매우 크게 나타남을 의미한다. 결국, 반공진 및 공진주파수 부근에서는 시스템을 제어하기 어려우며, 시스템의 속도제어 대역폭을 높이기 위해선 시스템의 1 번째 반공진 주파수를 높게 설계를 해야 한다.

결론적으로 본 연구에서 고려한 안테나를 갖는 짐발의 응답성 향상을 위한 해석모델로는 안테나를 유연체로 고려한 모델을 사용해야 하며, 안테나의 강성은 탐색기 짐발 응답성에 지배적인 영향을 미침을 알 수 있다.

Fig. 7 은 Fig. 6 에 나타낸 유연모델 결과의 오차 원인이 부정확한 안테나 좌, 우측 자유단 강성 값에 기인할 수 있음을 보여주기 위한 시뮬레이션 결과이다. 이때, 안테나 좌우측 자유단 강성 값을 제외한 다른 모든 파라미터의 값들은 Table 1 의 값을 사용하고, 안테나 좌우측 자유단 강성 값만 기본 값에 10% 증가 시킨 값으로 시뮬레이션하였다.

Fig. 7 에 나타난 것 처럼 다른 모든 파라미터는 그대로 두고 단지 안테나 강성만 10% 증가시켰음에도 불구하고 안테나 유연모델의 주파수응답특성이 비교적 확연히 변화함을 볼 수 있다. 1 번째와 2 번째 반공진 및 공진주파수의 발생위치 및 간격

Table 1 Specifications for ADSS with a flexible antenna

Parameter	Unit	Value
N_1	-	5.94
k_{s1}	(N·m/rad)	3.40E4
J_{s1}	(kg·m ²)	2.34E-5
k_{s2}	(N·m/rad)	22.8
J_{s2}	(kg·m ²)	8.30E-8
J_{p2}	(kg·m ²)	2.21E-7
N_1, N_2	-	10.5
k_2	(N·m/rad)	7.74E4
J_1	(kg·m ²)	2.75E-3
$T_{f,i}$	(N·m)	7.0E-3
b_i	(Degree)	0.066
L_a	(H)	8.50E-4
R_m	Ω	4.10
k_b	(V·s/rad)	3.44E-2
k_f	(N·m/A)	3.49E-2
J_m	(kg·m ²)	8.60E-6
$T_{f,m}$	(N·m)	1.40E-2
k_a	-	4.11
k_x	(V·s/rad)	8.60E-2
$G_f(s)$	-	$\frac{723439}{s^2 + 1710s + 723439}$
K_A	-	$\begin{bmatrix} 6.97E5 & -2.66E4 \\ -2.66E4 & 1.52E3 \end{bmatrix}$
K_B	-	$\begin{bmatrix} 9.92E5 & -3.34E4 \\ -3.34E4 & 1.67E3 \end{bmatrix}$
$m_{eq,a}$	(kg)	5.61E-1
$m_{eq,b}$	(kg)	5.45E-1
$m_{eq,ant,a}$	(kg)	9.88E-2
$m_{eq,ant,b}$	(kg)	1.07E-1
r_{ant}	(m)	6.37E-2
r_{sa}	(m)	7.67E-2
r_{sb}	(m)	7.27E-2
$k_{s,a}$	(N/m)	1.44E6
$k_{s,b}$	(N/m)	1.74E6
L_{sa}	(m)	2.46E-1
J_{sm}	(kg·m ²)	3.51E-3

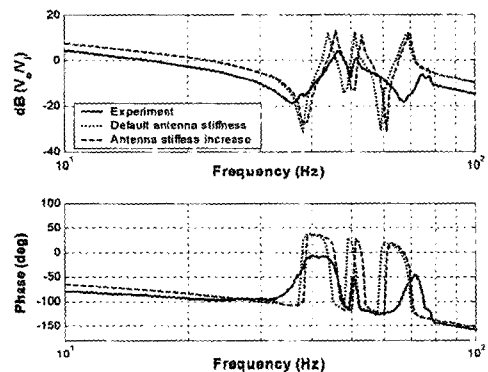


Fig. 7 When the value of antenna stiffness is increased up to 10%

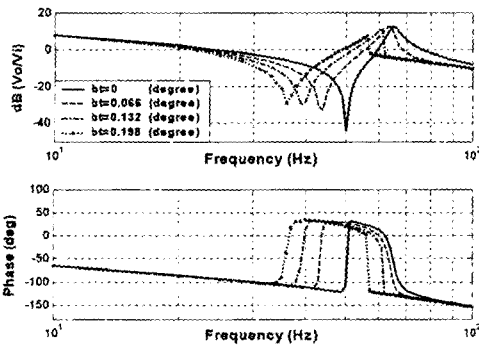


Fig. 8 Influence on backlash change in case of a rigid antenna model

이 기존 값을 사용한 해석결과 보다 실험결과에 보다 근접함을 볼 수 있으며, 작지만 3 번째 반공진 및 공진주파수 발생위치도 증가 되었음을 볼 수 있다. 그러므로, Fig. 6의 안테나 유연모델 오차의 많은 부분이 사용된 안테나 강성 값의 부정확성에 기인할 수 있다는 추정이 가능하다고 생각되며, 향후 실제 시스템과 좀 더 일치하는 결과를 얻기 위해선 사용할 파라미터 값의 측정을 통해 구해야 할 것이며, 미세 구조적 진동모드의 포함을 위해서는 안테나를 좀 더 많은 등가집중질량체로 나눠서 모델링하는 것도 필요하다고 생각된다. 끝으로, 기어감속단의 탄성에너지 영향을 정량적으로 검토하여 모델에 고려 여부를 결정해야 할 것이라고 판단된다.

3.2 시스템 대역폭에 영향을 주는 주요설계인자

본 절에서는 시스템의 속도제어 대역폭을 제한하는 1 번째 반공진주파수에 지배적인 영향을 주는 설계인자들을 살펴보고자 한다.

Fig. 8은 본 연구에서 고려한 시스템의 안테나 강성을 키워 강제화 한 모델의 경우 기어감속단의 전체백래시 변화에 따른 주파수응답특성의 변화를 나타낸다. 백래시를 0.066°에서 0°로 감소시킬 경우 대역폭을 제한하는 반공진주파수가 6 Hz 증가함을 보여주며, 안테나 강성이 큰 경우는 Baek, Kwak 과 Kim⁽⁹⁾의 연구결과와 동일하게 백래시 크기가 대역폭 결정에 지배적인 영향을 미침을 확인할 수 있었다.

Fig. 9은 실제 안테나 강성 값을 갖는 ADSS 기어감속단의 백래시를 강제안테나모델과 마찬가지로 0°로 감소했을 때 주파수응답특성을 보여준다. 안테나 강성을 높여 강제화 한 모델 결과와 비교해 첫번째 반공진주파수는 강제안테나모델 결과의 1/3인 2 Hz만 증가함을 볼 수 있다. 그러므로, 안테나가 부착된 짐발의 대역폭은 기어감속단의 비틀림강성과 백래시크기 뿐만아니라 부하로

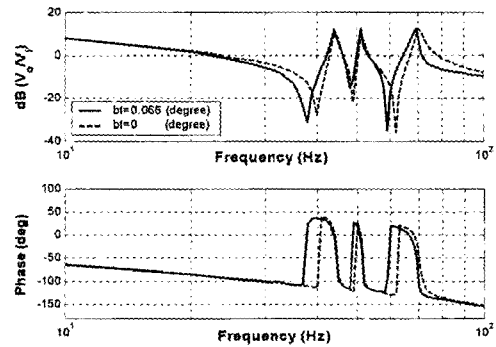


Fig. 9 Influence on backlash change in case of a flexible model

고려된 안테나의 강성 값에도 크게 영향을 받음을 알 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 원형 안테나가 부착된 짐발의 방위각 구동부의 모델을 구하였다. 얻어진 모델은 실험결과와 비교하여 그 타당성을 검증하였으며, 안테나가 부착된 짐발 모델링 시 안테나를 유연체로 고려해야 정확한 모델을 얻을 수 있음을 알 수 있었다.

또한, 안테나의 강성이 큰 시스템에서는 백래시 크기 감소를 통한 대역폭 확장방법이 효과적이거나, 안테나의 강성이 작은 시스템에서는 백래시 크기 감소를 통한 대역폭 확장효과가 상대적으로 작음을 알 수 있다.

본 논문에서 작성한 안테나 유연 모델을 이용하여 향후 시스템 무게감량과 대역폭 확장 등의 최적설계 수행 시 모델근거 설계가 가능하게 되었으며, 또한 대역폭 확장 설계변경 시 구동부 강성 및 백래시 크기뿐 만 아니라 안테나 강성 역시 주요 설계인자로 고려해야 함을 알 수 있다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소가 지원한 연구개발사업의 일환으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사 드립니다.

참고문헌

- (1) Bigley, W. J., 1993, "Wideband Base Motion Isolation Control via the State Equalization Technique," *Optical Engineering*, Vol. 32, No. 11, pp.

- 2805~2811.
- (2) Stockum, L. A. and Carroll, G. R., 1984, "Precision Stabilized Platforms for Shipboard Electro-Optical Systems," *Proceedings SPIE Acquisition, Tracking, and Pointing*, Vol. 493, pp. 414~425.
- (3) Stockum, L. A. and Burge, J., 1987, "Electro-Mechanical Design for Precision Pointing and Tracking Systems," *Proceedings SPIE Acquisition, Tracking, and Pointing*, Vol. 779, pp. 66~74.
- (4) Iecovich, M., 1990, "Line of Sight Stabilization Requirements for Target Tracking Systems," *Proceedings SPIE Acquisition, Tracking, and Pointing IV*, Vol. 1304, pp. 100~111.
- (5) Baek, J. H., Kwak, Y. K. and Kim, S. H., 2003, "On the Frequency Bandwidth Change of a Servo System with a Gear Reducer due to Backlash and Motor Input Voltage," *Archive of Applied Mechanics*, 73, pp. 367~376.
- (6) Baek, J. H., Hong, S. M., Kwak, Y. K. and Kim, S. H., 2002, "Backlash Estimation of a Seeker Gimbal with Two-Stage Gear Reducers," *Journal of KSME(A)*, Vol. 26, No. 10, pp. 2130~2141.
- (7) Chubb, B. A., 1967, *Modern Analytical Design of Instrument Servomechanisms*, Addison-Wesley Publishing Company, Massachusetts, USA.
- (8) Clifford, M., 1990, *Modern Electronic Motors*, Prentice Hall.
- (9) Nordin, M., Galic, J. and Gutman, P. O., 1997, "New Models for Backlash and Gear Play," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, Vol. 11, pp. 49~63.
- (10) Junkins, J. L. and Kim, Y., 1993, *Introduction to Dynamics and Control of Flexible Structures*, AIAA Education Series, pp. 139~234.