KSR-III 추력벡터제어를 위한 유압-서보 김발엔진 구동시스템에 관한 연구

이희중*

A Study on Electro-hydraulic Servo Gimbal Engine Actuation System for Thrust Vector Control of Korean Sounding Rocket (KSR-III)

Hee-Joong Lee*

Abstract

During dynamic flight by propulsion of rocket engine, in the atmosphere, the attitude control of flight vehicle can be accomplished by the aerodynamic fin actuator. But, in the outer space, the method of TVC(Thrust Vector Control) is only depend on for it. There are many systems which were developed for TVC. In our research, among them we adopted gimbal engine actuation system which could control the vector of thrust by swivelling rocket engine connected by gimbal. There are electro-hydraulic, electro-mechanical and pneumatic system which can be used as gimbal engine actuation system, but the electro-hydraulic system that has high ratio of output power to mass is preferred for the high power system. In this note, we made a mathematical model of the electro-hydraulic gimbal engine actuation system for the TVC of KSR-III in detail and on the base of this model we performed a simulation study. And then, we verified the model by making a comparison between the simulation and the experiments on the real system.

초 록

로켓 추진에 의한 동력 비행 중 비행체의 자세제어를 위해, 대기권내 비행에 있어서는 공력비행 조정익으로 조종할 수 있으나 공기가 희박한 높은 고도나 대기권 밖에서의 비행은 추력벡터제어에 의존할 수밖에 없다. 추력벡터제어 방법으로 현재 여러 가지 장치가 개발되어 사용되고 있는데 본 연구는 로켓이 비행하는 동안 김발에 의해 연결된 로켓엔진 전체를 움직여 엔진에서 발생한 추력의 방향을 조종하여 로켓의 자세를 제어하는 김발엔진구동 추력벡터제어방식에 대한 내용을 다루었다. 로켓에 적용 가능한 김발엔진 구동장치로는 전기유압식, 전기기계식, 공압식 장치 등이 있으나 큰 동력이 요구되는 시스템에서는 대부분 출력 대 무게비가 높은 전기유압식 구동장치가 사용된다. 본 연구에서는 KSR-III의 추력벡터제어를 위해 사용되는 전기유압식 김발엔진 서보구동시스템을 상세 모델링하였고 이에 기초하여 시뮬레이션을 수행하였다. 그리고 시뮬레이션 결과와 실제 시스템을 대상으로 시험한 결과를 비교하여 모델을 검증하였다.

키워드 : 3단형 과학관측로켓(KRS-III), 추력벡터제어(thrust vector control), 로켓 김발엔진(rocket gimbal engine), 구동장치(actuator), 자세제어(attitude control), 전기유압식(electro-hydraulic)

* 유도제어연구그룹/ heejlee@kari.re.kr

기호설명

A	: 유효 피스톤 면적 (㎡)	P_i	: i 챔버 압력 (Pa)
β_e	: 유압 작동유의 체적팽창계수 (Pa)	P_L	: 피스톤 양단 압력 차 (부하압력) (Pa)
C_d	: 배출계수	P_s	: 밸브 공급 압력(Pa)
C_V	: 점성마찰계수 (Nm/ rad/ sec)	P_r	: 배출 압력 (Pa)
C_B	: 쿨롱(Coulomb) 마찰 계수 (N · m)	Q_i	: i 챔버로의 유량 (m^3/ sec)
C_{piston}	: 구동기 피스톤의 댐핑계수 (kg/ sec)	R	: 구동기 모멘트 암 (m)
δ_{ref}	: 서보앰프의 기준 입력 (rad)	T_f	: 김발 마찰 토크 (Nm)
δ_{eng}	: 엔진의 각 변위 (rad)	T_L	: 부하 토크 (Nm)
i_v	: 서보밸브 입력 전류 (mA)	V_{ref}	: 밸브 제어 입력 (V)
I_{eng}	: 엔진의 회전 관성 모멘트 (kg㎡)	V_e	: 오차 신호 (V)
K_{amp}	: 서보앰프 이득 (mA/ V)	V_{LVDT}	: 되먹임 신호 (V)
K_c	: 서보밸브의 무부하 개루프 속도이득	V_0	: 초기 압축 유량 체적 (m^3)
K_{LVDT}	: 되먹임 센서 이득 (V/ m)	w	: 서보밸브 면적 구배 (m)
K_{ref}	: 기준입력 이득 (V/ rad)	x_p	: 구동기 피스톤 로드 변위 (m)
K_{sv}	: 서보밸브 스풀 변위 이득 (m/ mA)	x_v	: 밸브 스풀 변위 (m)
$K_{\delta_{eng}}$	: LVDT 출력 이득 (rad/ V)	ρ	: 작동유 밀도 (kg/ m^3)
K_{piston}	: 구동기 피스톤 강성계수 (kg/ sec^2)	ω_{sv}	: 서보밸브 고유진동수 (rad/ sec)
M_{piston}	: 구동기 피스톤 질량 (kg)	ζ_{sv}	: 서보밸브 감쇠계수

1. 서 론

로켓 추진에 의한 동력 비행 중 비행체의 자세제어를 위해, 대기권내 비행에 있어서는 공력 비행 조정익으로 조종할 수 있으나 공기가 희박한 높은 고도나 대기권 밖에서의 비행은 추력벡터제어에 의존할 수밖에 없다. 추력벡터제어 방법으로 현재 여러 가지 장치가 개발되어 사용되고 있는데 본 연구는 로켓이 비행하는 동안 김발에 의해 연결된 로켓엔진 전체를 움직여 엔진에서 발생한 추력의 방향을 조종하여 로켓의 자세를 제어하는 김발엔진구동 추력벡터제어방식에 대한 내용을 다루었다. 로켓의 추력벡터제어를 위한 김발엔진 구동장치는 로켓이 요구되는 자세를 유지할 수 있도록 자동비행장치에서 인가되는 명령에 따라 김발 엔진을 회전 구동하는 주는 장치를 일컫는다.

로켓에 적용 가능한 구동장치로는 전기유압식, 전기기계식, 공압식 장치 등이 있으나 큰 동력이 요구되는 시스템에서는 대부분 출력 대 무게비가 높은 전기유압식 구동장치가 사용된다. 일반적으로 유압식 구동장치는 시스템이 복잡하고 유압펌프, 서보밸브 등의 고 정밀 부품을 사용해야 하므로 가격이 비싸고 오염에 취약하며 정비가 복잡하다. 또한 작동유는 온도변화에 따른 점성과 체적 탄성계수 등의 변화가 심하고 누설방지 문제가 단점이 된다. 그러나 이러한 단점에도 불구하고 유압식 구동장치는 산업기계 및 항공기 등에 광범위하게 응용되어 온 관계로 기술이 상당히 발전되어 있으며 관련부품의 획득이 용이하다는 장점이 있다.

또한 전기기계식 및 공압식 구동장치에 비해 높은 동특성을 가지며 특히 고출력을 요구하는 시스템에서는 출력 대 무게비가 높기 때문에 훨씬 많이 사용되고 있다. 본 논문에서는 KSR-III의 추력벡터제어를 위해 사용되는 전기유압식 김발엔진 서보구동시스템을 상세 모델링하였고 이에 기초하여 수행한 시뮬레이션과 실제 시스템을 대상으로 실험한 결과를 비교하여 모델을 검증하였다.

2. 본 론

2.1 시스템 모델링

추력벡터제어를 위한 전기유압식 김발엔진 서보구동시스템은 비선형성이 매우 강한 시스템으로 정확한 모델을 구하는 것이 쉽지 않다. 그림 1은 위치서보로 사용되는 대상 시스템을 간략화 하여 나타낸 블록선도이다.

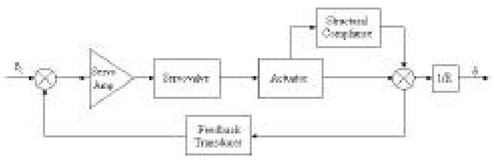

그림 1. 위치 서보 시스템의 블록선도

서보앰프와 되먹임 센서는 보통 포화한계가 구동기의 최대행정 및 밸브의 유량한계보다 상회하므로 선형으로 가정할 수 있다. 구동장치 서보 시스템의 기준입력(V_{ref})은 관성항법장치에서 주어지는 위치명령(δ_{ref})신호를 전압신호로 변환해서 전달받는다.

$$V_{ref} = K_{ref} \cdot \delta_{ref} \tag{1}$$

여기서, K_{ref} : 기준입력 이득

서보앰프는 식 (1) 과 같이 기준입력(V_{ref})과 구동기의 변위를 측정하기 위한 장치인 LVDT (Linear Variable Differential Transformer)의 궤환신호(V_{LVDT})를 받아 그 오차(V_e)를 증폭하여 서보밸브에 전류(i_v)를 인가한다.

$$\begin{aligned} i_v &= K_{amp} V_e \\ &= K_{amp}(V_{ref} - V_{LVDT}) \end{aligned} \tag{2}$$

여기서, K_{amp} : 서보앰프 이득

서보앰프에서 인가된 전류는 영구자석내의 회전자 코일을 지나면서 전자기력을 발생하여 토크모터를 회전시킨다. 토크모터에 부착된 플래퍼(flapper)는 유압 증폭단인 노즐을 간섭하여 밸브 스풀 후방의 압력을 가변하고 플래퍼 끝단에 연결된 되먹임 스프링은 스풀을 이동시켜 서보밸브 스풀의 위치(x_v)가 결정된다. 서보밸브의 유압증폭단은 응답속도가 매우 빠르므로 일반적인 방법에 의하여 식 (3)과 같이 2차의 선형모델로 가정한다.

$$\frac{x_v}{i_v} = \frac{K_{sv}}{\frac{1}{\omega_{sv}^2} s^2 + \frac{2\zeta_{sv}}{\omega_{sv}} s + 1} \tag{3}$$

여기서, K_{sv} : 서보밸브 변위 이득

ω_{sv} : 서보밸브 고유 주파수

ζ_{sv} : 서보밸브 감쇠비

$$-x_v^{limit} \le x_v \le x_v^{limit}$$

그림 2는 서보밸브의 2차측 스풀단과 구동기의 단면을 간략화 한 것으로 다음과 같이 유압시스템을 모델링할 수 있다. 서보밸브의 스풀(x_v)이 토크모터에 의해 양의 방향으로 이동하면 구동기의 챔버 1으로 공급유량이 채워지고 챔버 2의 유량은 토출 유량으로 배출된다. 따라서 구동기 피스톤이 양의 방향을 이동하게 된다. 모델의 단순화를 위해 서보밸브 및 구동기의 내부, 외부 누설 유량은 없다고 가정하였다. 또한 서보밸브의 스풀 및 랜드(land) 형상은 언더 랩(under lap)과 오버 랩(over lap)이 존재하지 않는 임계형 밸브로 가정한다.

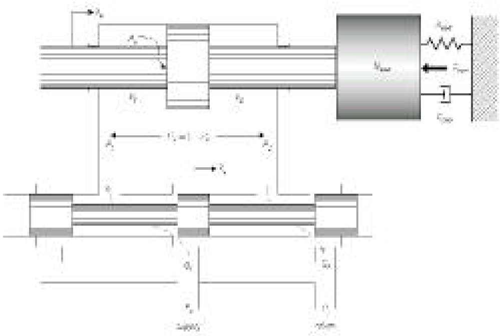

그림 2. 전기유압식 서보 시스템

2.1.1 유량방정식

i) $x_v \geq 0$

$$Q_1 = C_d w x_v \sqrt{\frac{2}{\rho} \left| P_s - P_1 \right|}$$
$$Q_2 = - C_d w x_v \sqrt{\frac{2}{\rho} \left| P_2 - P_r \right|} \qquad (4)$$

ii) $x_v < 0$

$$Q_1 = C_d w x_v \sqrt{\frac{2}{\rho} \left| P_1 - P_r \right|}$$
$$Q_2 = - C_d w x_v \sqrt{\frac{2}{\rho} \left| P_s - P_2 \right|} \qquad (5)$$

여기서, C_d : "discharge coefficient"

w : "servovalve area gradient"

ρ : 유압유의 밀도

P_s : 공급압력

P_r : 토출압력

2.1.2 연속 방정식

$$Q_1 = A \dot{x}_p + \frac{V_0 + A x_p}{\beta_e} \frac{dP_1}{dt}$$
$$Q_2 = - A \dot{x}_p + \frac{V_0 - A x_p}{\beta_e} \frac{dP_2}{dt} \qquad (6)$$

여기서, A : 피스톤의 면적

V_0 : 챔버 1,2의 초기 부피

β_e : 유압유의 체적팽창계수

$$- x_p^{limit} \leq x_p \leq x_p^{limit}$$

2.1.3 운동 방정식

시스템 감쇠와 스프링의 강성계수는 부하토크와 마찰토크에 의해 유발된다고 가정하면 식 (7)과 같은 운동방정식을 얻을 수 있다. 여기서 사용되는 구동기 부하 압력(P_L)은 제어시스템의 동적 평형에 의존한다.

$$I_{eng} \ddot{\delta}_{eng} + T_{load} = R \cdot A P_L \qquad (7)$$

여기서, $T_{load} = T_L + T_f$

$$P_L = P_1 - P_2$$

부하토크(T_L)는 추력비정렬 오차에 의한 외란토크, 로켓가속도에 의한 엔진질량관성토크, 공력에 의해 발생하는 외란토크 등으로 표현될 수 있다. 그리고 마찰토크(T_f)는 김발마찰에 의한 발생하는 토크로써 식 (8)와 같이 점성마찰 및 쿨롱(coulomb) 마찰로 구성되어 있다.

$$T_f = C_V \dot{\delta}_{eng} + C_B \, sgn(\dot{\delta}_{eng}) \qquad (8)$$

구동기의 변위를 측정하여 되먹임 시켜주는 LVDT는 식(9)와 같이 선형적으로 가정하였다.

$$V_{LVDT} = K_{LVDT} \cdot x_p$$
$$\delta_{eng} = K_{\delta_{eng}} \cdot V_{LVDT} \qquad (9)$$

여기서, K_{LVDT} : LVDT 궤환 이득

$K_{\delta_{eng}}$: LVDT 출력 이득

2.2 시뮬레이션 및 시험 결과

앞에서 수행한 모델링의 결과를 이용하여 다음과 같이 유압서보 구동시스템의 시뮬레이션을 수행하였다. 본 시뮬레이션에서는 실험결과와의

비교 및 검증을 위해서 실험과 동일한 상황을 모사하였다. 그리고 시뮬레이션할 때에 유압시스템에 공급되는 유압공급장치의 동력이 시스템에 요구되는 동력을 훨씬 상회하므로 일정한 압력이 공급된다고 가정하였고 배관에서 발생하는 압력 손실은 고려하지 않았다. 또한 서보밸브 및 구동기의 시일(seal) 마찰력이나 누유에 의한 영향도 고려하지 않았다. 그리고 시스템이 동작하는 시간이 짧고 유압공급장치가 대용량이므로 작동유의 냉각이 원활하다고 가정하여 작동유의 온도를 상온으로 가정하고 밀도 및 체적팽창계수를 상수로 가정하였다. 그림 3, 4는 서보 구동기의 계단입력에 대한 응답특성을 살펴본 것이다. 그림 3은 시뮬레이션 결과로써 정착시간이 대략 0.4초 이내로 오버슈트 없이 수렴함을 볼 수 있고, 무부하 성능실험 결과인 그림 4 역시 0.4초 이내의 정착시간을 나타내 시뮬레이션과 실험 결과가 거의 일치함을 볼 수 있다.

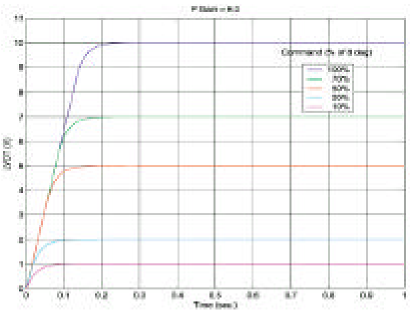

그림 3. 계단응답특성 - 시뮬레이션

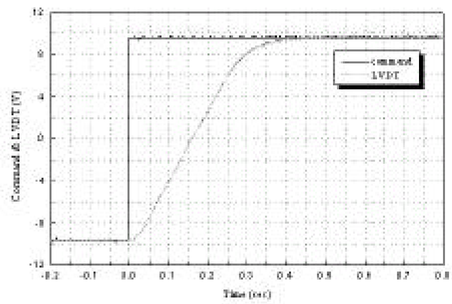

그림 4. 계단응답특성-실험

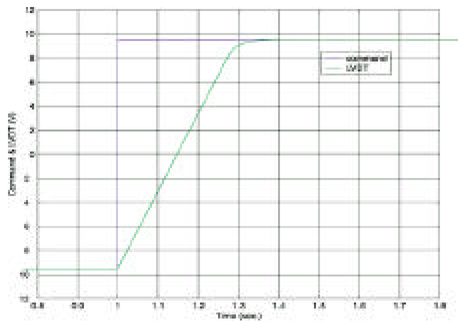

그림 5. 입력 대 계단응답-시뮬레이션

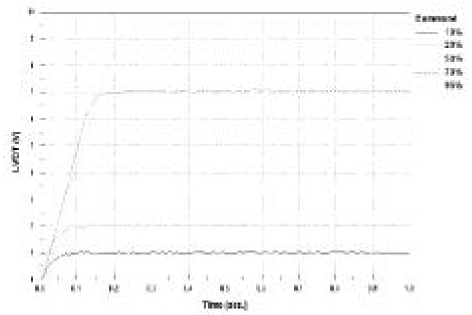

그림 6. 입력 대 계단응답 - 시험

그림 5는 앞에서 검증된 모델에 대해 기준입력의 변화에 따른 계단 응답을 살펴본 것으로 기준입력의 10% 100% 사이의 5개 값에 대한 계단응답은 상승구간에서 비슷한 기울기를 가지고 있으며 입력의 크기가 작을수록 정착시간이 짧은 것을 볼 수 있다. 그림 6은 서보 구동기에 그림 5와 같은 입력을 주며 시험했을 때의 계단응답특성을 본 것으로 시뮬레이션 결과와 거의 유사함을 볼 수 있다.

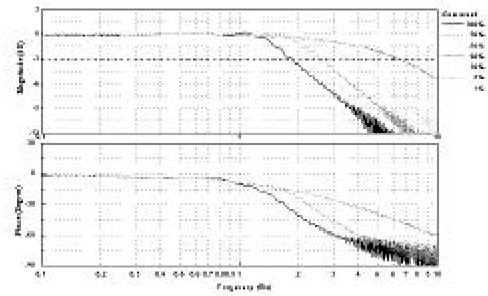

그림 7. 보드선도 - 시뮬레이션

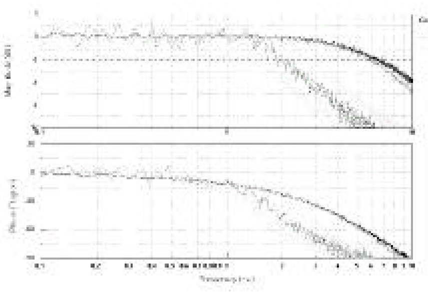

그림 8. 보드선도 - 시험

그림 7은 모델링 결과를 이용하여 시스템의 동특성을 보기 위해서 보드선도를 그린 것으로 시험결과와 비교하기 위해 주파수별 정현파 신호를 시스템 입력으로 사용하여 -3dB≈70%의 출력을 나타내는 응답을 각 입력에 따른 절점 주파수로 설정하였다. 그림 8은 시험을 통해 얻은 각 입력에 따른 보드선도를 그린 것이다. 그림 7을 보면 90% 입력의 경우는 절점 주파수가 2.3Hz 정도이고 20% 이하의 입력에서는 6.5Hz로 시험 결과와 거의 비슷하다. 표 1, 2 에 각각의 입력에 대한 절점주파수와 그때의 위상이 자세히 정리되어있다.

표 1. 서보 구동기의 대역폭과 위상 - 시뮬레이션

입력		절점주파수	위상
V	%	(-3dB, Hz)	(-3dB, Deg.)
1.0	10	6.5	48
2.0	20	6.5	47
5.0	50	3.5	43
7.0	70	2.6	40
10.0	100	1.8	36

표 2. 서보 구동기의 대역폭과 위상 - 시험

입력		절점주파수	위상
V	%	(-3dB, Hz)	(-3dB, Deg.)
1.0	10	6.6	70
2.0	20	6.0	64
5.0	50	2.9	54
7.0	70	2.0	45
9.5	95	1.4	43

3. 결 론

앞에서 구한 시스템의 모델은 계단응답특성이나 동특성에 대한 시뮬레이션과 시험 결과를 비교해 볼 때 실제 시스템과 거의 비슷하다고 볼 수 있다. 그러나 모델을 구하는 과정에서 몇 가지 가정과 선형화 작업이 있었기 때문에 비선형성이 강한 유압 서보 구동 시스템을 정확히 모사하기에는 약간의 무리가 있다. 실제 결과에서도 이런 점이 조금은 나타나고 있다. 따라서 앞으로의 연구방향은 좀 더 정확한 모델을 세우는데 초점을 두어야 할 것이다. 그러기 위해서는 추후 많은 시험과 시뮬레이션을 통해 가정에서 무시되었던 여러 가지 변수들이 실제로는 시스템의 특성에 어떤 영향을 미치는 가를 체계적으로 고려하면서 현재 설정되어 있는 모델을 수정해 나가야 할 것이다.

참고문헌

1. Herbert E. Merritt, "Hydraulic Control Systems " John Willey & Sons, 1967
2. Rolland Collette, "Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems, volume 6 - Component Dynamics", NASA CR-830
3. Type30 Nozzle-Flapper Flow Control Servovalves, MOOG Catalog
4. 채연석 외, “3단형 과학로켓 개발사업(III)" 과학기술부 연구보고서, 2000