

KSR-III 김발엔진 구동장치 서보필터 설계

선병찬*, 정호락**

Servo Filter Design for Gimbal Engine Actuator System of Korea Sounding Rocket-III

Byung-Chan Sun*, Ho-Lac Jung**

Abstract

In this paper, a servo filter design for the gimbal engine actuator system of KSR-III(Korea Sounding Rocket-III) is considered. A reasonable filter structure is determined based on the actuator analytic models. The servo filter consists of a 2-nd order lowpass filter and a 1-st order compensator. The lowpass filter is required to protect the actuator from high frequency vibration, and the compensator to enhance the resulting stability. A Butterworth type servo filter is considered as the simplest one. The final servo filter type is determined by evaluating simultaneously both high frequency gain reduction performance and the corresponding KSR-III stability margin. Consequently it is revealed that a notch type servo filter located on the error between command signal and feedback signal in the control loop is very effective. Later, based on the proposed servo filter type, an onboard servo filter hardware of KSR-III will be designed and tested.

초 록

본 논문에서는 KSR-III 김발엔진 구동장치 서보필터 설계 방안에 대한 연구 결과를 정리하였다. 비선형 해석모델에 대한 선형 근사모델을 기준으로 서보필터 설계를 수행하였다. 서보필터의 기본 형상으로서 설계 및 제작의 편의성 관점에서 2차의 Butterworth 저주파 필터를 우선적으로 고려하였다. 저주파 필터만을 사용할 경우 발생하는 불안정성 문제를 해결하기 위해 1차의 보상기를 추가하였다. 전체 로켓 시스템의 위상 안정성 여유와 공진 이득 감쇠를 동시에 고려할 경우, 2차의 Butterworth 필터로는 설계에 한계가 있었으며, 노치 필터를 사용해야 함을 알 수 있었다. 결과적으로, KSR-III 김발엔진 구동장치용 서보필터로는 2차 저주파 노치필터를 궤환신호와 명령신호 간의 오차 신호에 위치시키는 것이 효과적이라는 결론을 얻었다. 여기서 제시한 서보필터 형상을 토대로 추후 KSR-III 비행용 서보필터 제작 및 시험이 이루어질 예정이다.

키워드 : 김발엔진(gimbal engine), 구동장치(actuator), 서보필터(servo filter), 저주파필터(lowpass filter), 보상기(compensator), 노치필터(notch filter)

* 유도제어연구그룹/bcsun@kari.re.kr

** 유도제어연구그룹/hlj@kari.re.kr

1. 서 론

국내 최초의 액체엔진 과학로켓인 KSR-III (Korea Sounding Rocket-III) 개발연구가 진행 중에 있다. 1 단부의 자세제어를 위해 엔진을 김발형으로 제작해서 추력벡터제어용 자세제어 시스템을 구현하고 있다. 엔진의 김발운동을 가능하게 만들기 위해 연료탱크 하단부와 김발힌지 사이에 엔진의 무게를 지지하기 위한 구조물을 설치하고, 엔진을 직접적으로 구동하기 위한 장치로서 유압식 구동장치를 설계하고 있다.

김발엔진 구동장치의 안정성, 신뢰성, 및 적합성 판단을 위해 다양한 형태의 시험을 수행하였으며, 동특성 시험 결과 김발구동장치의 작동모드가 엔진지지 구조물의 유연모드와 결합되어 공진이 발생하기도 하고 심한 경우 로켓의 안정성을 해칠 수도 있음을 발견할 수 있었다. 이러한 문제점을 해결하기 위해서 공진 주파수 영역에서의 공진이득 감쇠를 위한 장치가 마련되어야 함을 알 수 있었고 공진이득 감쇠의 방안으로서 서보필터의 설계가 필수사항이 되었다.

이에, 본 논문에서는 KSR-III 김발엔진 구동장치에 대한 서보필터설계 방안에 대해 정리하고자 한다. 특히, 공진 이득 감쇠 성능 뿐만 아니라 안정성 요구조건, 및 제작 편의성 등의 관점에서 서보필터의 적절한 형상을 제시하고자 한다. 공진 주파수에서의 이득 감쇠를 위해서 일반적인 형태의 저주파 필터의 적용을 적극 고려하게 되며, 제어루프 내에서의 필터의 위치 및 필터의 차수 변화에 따른 성능 차이 분석을 통해 서보필터의 형상을 정하게 된다. 서보필터의 채용에 따른 불안정성 문제를 해결하기 위한 목적으로 추가적인 보상기 설계 또한 수행하게 된다. 한편, 구동기 자체의 안정성 여유를 많이 확보하려다 보면 오히려 전체 로켓의 안정성이 나빠지는 현상이 발생하기도 하는데, 이와 같이 로켓의 체계 안정성 측면에서 요구되는 서보필터의 형상에 대해서도 함께 다루게 된다.

2. 본 론

2.1 서보필터의 기본 형상

서보필터의 구조로서 생각할 수 있는 가장 간단한 형태는 2차 Butterworth 저주파 필터이다. 2차 Butterworth 필터의 경우, 정해야 할 파라미터가 필터 특성 주파수(ω_c) 1개 뿐이므로 하드웨어로 쉽게 구현할 수 있는 장점을 가지게 된다. 가능한 간단한 형태의 서보필터를 강구하는 것이 비행시의 고장 확률 최소화, 안전성 및 신뢰성 측면에서 유리할 것이기 때문이다. 일반적인 형태의 2차 Butterworth 필터식은 다음과 같다.

$$G_f = \frac{\omega_c^2}{s^2 + 2\zeta_c \omega_c s + \omega_c^2}, \quad \zeta_c = 0.707 \quad (1)$$

2.2 구동장치 해석모델

구동장치 시스템은 보통 서보밸브 다이내믹스, 유량방정식, 유체연속방정식, 피스톤 다이내믹스, 김발엔진의 관성 효과 등이 결합되어 복잡한 비선형 방정식 형태로 주어지게 된다. 비선형 방정식으로 주어진 구동장치 모델에 대해 직접 서보필터를 설계하기는 쉽지 않다. 이에, 여기서는 비선형 방정식에 대한 시뮬레이션 분석을 통해 얻어진 입출력 관계로부터 이득, 위상 등의 주파수역 데이터를 획득하고 선형모델을 구성해서 서보필터 설계에 적용하는 방법을 사용하였다. 김발엔진 구동장치 시스템에 대한 비선형 방정식 및 주파수역 데이터 특성은 참고문헌 [1]에 자세히 정리되어 있으므로 여기서는 생략하기로 한다.

비선형 해석모델로부터 주어진 이득, 위상 등의 주파수역 데이터를 이용해서 선형 모델 근사를 수행하면 다음과 같은 4차의 전달함수 형태를 얻을 수가 있다.

$$G(s) = \frac{\omega_1^2}{s^2 + 2\zeta_1 \omega_1 s + \omega_1^2} \cdot \frac{\omega_2^2}{s^2 + 2\zeta_2 \omega_2 s + \omega_2^2} \quad (2)$$

위상의 특성을 통해 전반적인 시스템 차수를 정하였고 각각의 파라미터는 최소자승법을 적용해서 계산하였다. 이득 및 위상에 대한 4차 근사 결과 얻어진 파라미터는 표 1 과 같다. 입력의 크기가 작은 경우 감쇠계수가 작아져서 27 Hz 지점에서 구동장치 자체의 진동모드가 나타남을 알 수 있다.

하지만, 이 경우 엔진지지 구조물의 유연모드 특성은 포함되어 있지 않음에 유의할 필요가 있다. 구동장치의 작동모드와 엔진지지 구조물의 유연모드의 결합에 의해 새로이 생성되는 공진모드 특성에 대해서는 현재까지 적당한 해석모델이 존재하지 않고 전적으로 시험에 의존해서 그 특성을 분석할 수밖에 없다. 시험 결과에 의하면, 두 모드의 결합에 의해 발생하는 새로운 공진주파수는 보통 10 ~ 20 Hz 대역에 존재하는 것으로 나타났다. 따라서, 해석모델을 기준으로 서보필터 설계를 진행함에 있어서 10 ~ 20 Hz대역에 대한 이득감쇠 성능을 최대로 할 필요가 있다.

표 1. 구동장치 해석모델 파라미터

| Input (V) | ω_1 (Hz) | ζ_1 | ω_2 (Hz) | ζ_2 |
|-----------|-----------------|-----------|-----------------|-----------|
| 0.025 | 27.301 | 0.01522 | 15.672 | 1.3929 |
| 0.05 | 27.197 | 0.03065 | 14.556 | 1.3283 |
| 0.1 | 26.772 | 0.09356 | 41.624 | 3.5668 |
| 0.25 | 26.927 | 0.25522 | 32.061 | 2.5457 |
| 0.5 | 26.045 | 0.52579 | 35.337 | 2.5420 |
| 0.75 | 24.429 | 0.84007 | 39.673 | 2.4136 |
| 1 | 10.696 | 0.90745 | 132.45 | 1.6818 |
| 2 | 6.6111 | 0.73389 | 121.03 | 0.76007 |
| 3 | 5.3006 | 0.76469 | 88.881 | 0.59090 |
| 5 | 4.0885 | 0.90283 | 83.352 | 0.55604 |
| 7 | 3.5061 | 1.0569 | 85.893 | 0.58737 |
| 9 | 3.0305 | 1.1588 | 81.302 | 0.53858 |

2.3 서보필터 적용방안 (I)

구동장치 제어루프 내에서의 저주파 필터 위치에 따라 두 가지 형태의 적용방안을 고려할 수가

있다. 하나는 내부궤환신호에 저주파 필터를 적용하는 방법이고, 다른 하나는 궤환신호와 명령신호 간의 오차 성분에 대해 저주파 필터를 적용하는 방법이다.

먼저, 저주파 필터가 제어루프 내의 궤환 신호에 대해 작용하는 경우를 살펴보면, 해당 구동장치 시스템은 그림 1 과 같아진다.

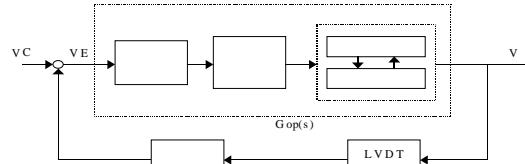


그림 1. 서보필터 적용방안 : Type 1

2차 Butterworth 필터의 특성주파수인 ω_c 값을 변화시켜 가며 구동장치 해석모델에 적용해 보면 주파수역 응답을 그림 2 와 같이 얻을 수 있다. 입력이 0.1 V인 경우에 대한 결과이다. 저주파 필터에 의해 27 Hz 지점에서의 공진 현상은 사라지게 되지만, 10 Hz 이상 대역에서의 이득 감쇠 효과가 전혀 없음을 알 수 있다. 김발엔진 지지구조물에서의 진동에 대해 효과적으로 대처하기에는 무리가 있다고 하겠다.

그림 2. (a) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 : Type 1 ($\omega_c = 5$ Hz)

그림 2. (b) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 :
Type 1 ($\omega_c = 10 \text{ Hz}$)

그림 2. e) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 :
Type 1 ($\omega_c = 25 \text{ Hz}$)

한편, 필터의 특성주파수가 너무 작을 때에는 3 ~ 8 Hz 대역에서 엉뚱한 공진 현상이 발생하기도 하는데 이것은 저주파 필터의 적용에 따라 발생하는 불안정성 문제와 관련된다. 이러한 불안정성 문제를 해결하기 위한 보상기 설계는 뒤에서 다루게 될 것이다.

2.4 서보필터 적용방안 (II)

그림 2. (c) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 :
Type 1 ($\omega_c = 15 \text{ Hz}$)

고주파수역에서의 이득값을 보다 많이 감소시키기 위한 방안으로서 저주파 필터의 위치를 변화시켜서 명령신호와 궤환신호 간의 오차에 대해 적용하는 형태를 고려할 수 있는데 이 경우 구동장치 궤환 시스템은 그림 3과 같아진다.

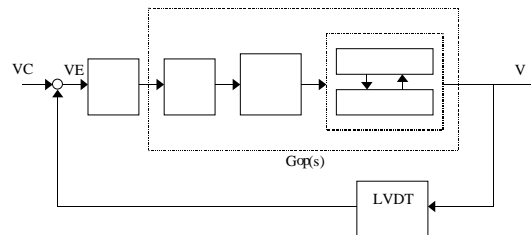


그림 3. 서보필터 적용방안 : Type 2

그림 2. (d) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 :
Type 1 ($\omega_c = 20 \text{ Hz}$)

2차 Butterworth 필터의 특성주파수에 따른 주파수역 성능 변화를 살펴보면 그림 4의 결과를 얻을 수 있다.

그림 4. (a) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 :
Type 2 ($\omega_c = 5 \text{ Hz}$)

그림 4. (d) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 :
Type 2 ($\omega_c = 20 \text{ Hz}$)

그림 4. (b) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 :
Type 2 ($\omega_c = 10 \text{ Hz}$)

그림 4. (e) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 :
Type 2 ($\omega_c = 25 \text{ Hz}$)

그림 4. (c) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 :
Type 2 ($\omega_c = 15 \text{ Hz}$)

서보필터의 위치 변경에 의해 Type 1에 비해 고주파수역 이득 감쇠 성능이 월등히 좋아짐을 알 수 있다. Type 2 형상을 사용하는 경우, 일반적으로 서보필터의 특성주파수가 낮아질수록 고주파 영역에서의 이득 감쇠 효과가 커지는 반면, 상대적으로 시스템의 대역폭이 낮아지는 문제가 있으므로 최종적으로 필터 주파수를 선택함에 있어서는 이득 감쇠 성능과 대역폭 조건을 동시에 고려해야만 할 것이다. 그리고, 이 경우에도 저주파 필터만 사용하게 되면 3 ~ 8 Hz 영역에서 불안정한 모드가 생성되므로 안정성 증가를 위한 보상기 설계가 필수적이라 하겠다.

2.5 서보필터용 보상기 설계

저주파 필터의 채용에 의해 발생하는 안정성 문제를 보완하기 위해서 본 논문에서는 뒤짐(Lag) 보상기 설계를 고려하였다. 뒤짐 보상기의 일반적인 형태는 다음과 같다.

$$G_{comp}(s) = \frac{\tau_2 s + 1}{\tau_1 s + 1}, \quad \tau_1 > \tau_2 \quad (3)$$

보상기를 Type 2 시스템에 적용할 경우 제어 시스템은 그림 5와 같아진다.

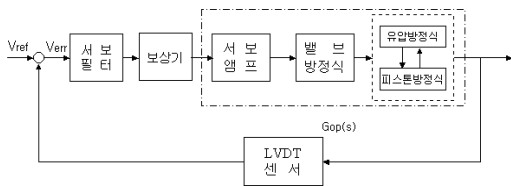


그림 5. 서보필터에 보상기 추가된 경우 : Type 2

필터의 특성주파수에 따라 적절한 보상기의 파라미터가 달라지게 되는데, 본 논문에서는 다음의 네 가지 경우를 고려해 보았다.

필터 A : $\omega_c=15$ Hz, $\tau_1=0.1592$, $\tau_2=0.0995$

필터 B : $\omega_c=15$ Hz, $\tau_1=0.1592$, $\tau_2=0.0796$

필터 C : $\omega_c=10$ Hz, $\tau_1=0.3183$, $\tau_2=0.1592$

필터 D : $\omega_c=7.5$ Hz, $\tau_1=0.505$, $\tau_2=0.2274$

각 경우에 대한 주파수역 특성을 살펴보면 그림 6 과 같다. 보상기를 추가함으로써 모든 경우에 10 dB 이상의 이득여유와 50 도 이상의 위상여유가 보장됨을 확인할 수 있다. 표 2 는 보상기의 유무에 따른 안정성 여유 변화를 보여 주고 있다.

그림 6. (a) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 : 필터 A

그림 6. (b) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 : 필터 B

그림 6. (c) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 : 필터 C

약 450도정도의 위상 변화로부터 구동장치 시스템이 5차식의 특성을 가지는 것으로 예측 가능하다. 결국, 시스템의 차수를 줄이는 방향으로 서보필터의 설계가 이루어질 때 위상 변화를 줄일 수 있으며, 시스템의 차수를 증가시키지 않기 위해서는 서보필터의 형상을 변경해야만 한다.

본 논문에서는 구동장치 자체의 고주파수역 이득 감쇠 성능과 로켓 체계 관점에서의 위상 조건을 동시에 만족하는 서보필터 설계를 위해 Butterworth 필터에 임의의 영점 다항식을 추가하는 방안을 고려하였다. 이 경우 저주파 필터의 형태는 2차 저주파 노치(Notch) 필터가 되어야 하며 그 식은 다음과 같다.

$$G_f(s) = \frac{\omega_p^2 s^2 + 2\zeta_z \omega_z s + \omega_z^2}{\omega_z^2 s^2 + 2\zeta_p \omega_p s + \omega_p^2} \quad (4)$$

저주파 노치 필터 및 보상기 파라미터를

$$\omega_p = 10.1927 \text{ Hz}, \quad \zeta_p = 0.7202$$

$$\omega_z = 30.4952 \text{ Hz}, \quad \zeta_z = 0.2041$$

$$\tau_1 = 0.3, \quad \tau_2 = 0.2$$

와 같이 선정할 경우 그림 7 과 같은 형태의 구동장치 시스템을 얻을 수 있는데, Butterworth 서보필터 정도의 고주파수 영역 이득 감쇠 성능을 얻을 수 있을 뿐만 아니라 위상변화 폭의 감소가 이루어져서 로켓 체계 위상 조건을 쉽게 만족할 수 있음을 알 수 있다.

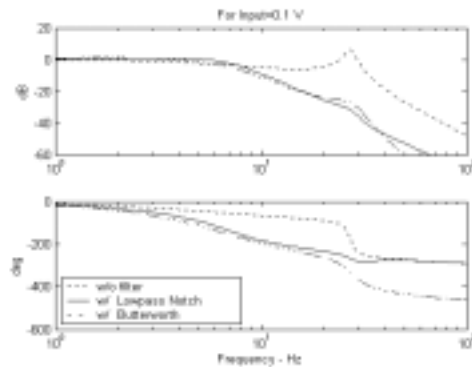


그림 7. 저주파 노치 형태 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성

그림 6. (d) 서보필터에 의한 구동장치 주파수역 특성 : 필터 D

표 4 보상기에 의한 안정성 여유 변화

| | | 이득여유 (dB) | 위상여유 (deg) |
|-----------|------------------------|-----------|------------|
| 보상기 없는 경우 | $\omega_c=5\text{Hz}$ | 0.76 | 4.19 |
| | $\omega_c=10\text{Hz}$ | 5.19 | 35.43 |
| 보상기 있는 경우 | 필터A | 10.57 | 57.35 |
| | 필터B | 12.25 | 54.54 |
| | 필터C | 10.68 | 53.38 |
| | 필터D | 10.28 | 50.87 |

2.6 로켓 체계 안정성 관점에서의 서보필터 설계

앞절에서 언급한 안정성 여유는 구동장치 시스템 자체에 대한 것임에 유의할 필요가 있다. KSR-III 로켓의 전체 제어시스템 성능을 보장하기 위한 체계 안정성 조건에 대해서는 추가적인 고려가 필요하다. KSR-III 체계 안정성 측면에서 보면, 구동장치 시스템의 위상변화가 커질수록 로켓 전체 시스템의 위상 안정성이 떨어지는 문제가 발생하게 된다. 따라서, 위상변화를 가능한 한 줄이면서 이득감쇠를 극대화하기 위한 서보필터의 설계가 요구된다 하겠다.

그림 6의 결과를 위상의 관점에서 보면, 서보필터에 의해 구동장치 시스템의 차수가 증가해서 위상의 변화폭이 커지게 되었음을 알 수 있는데,

구동장치 자체의 안정성 여유는 이득여유 11.35 dB, 위상여유 55.10 도로서 Butterworth 형태의 서보필터에 비해 보다 안정적인 시스템 구축이 가능하였다.

Butterworth 필터를 노치 필터로 대체함에 있어서의 단점으로는 정해야 할 파라미터가 증가한다는 점인데, 최적화 방법 등을 통해 이 문제 또한 쉽게 해결될 것으로 보인다.

3. 결 론

본 논문에서는 로켓의 김발엔진 구동장치용 서보필터 설계에 대한 연구 결과를 정리하였다. 하드웨어 제작의 편의를 도모하기 위해 가능한 한 간단한 형태의 서보필터 구조를 고려하고자 하였으며, 필터 위치에 따른 이득감쇠 특성, 안정성 여유 변화 등을 분석하고 적절한 보상기 설계 방안, 로켓 체계 안정성 고려 방안 등을 통해 최종적인 서보필터의 형상을 결정할 수 있었다. 연구결과, KSR-III 구동장치용 서보필터로는 2차 저주파 노치 필터를 서보앰프의 궤환신호와 명령신호의 오차신호에 대해 적용하는 것이 효과적이라는 결론을 얻었다. 추후, 본 논문에서 제시한 서보필터 형상을 바탕으로 서보필터 하드웨어 제작 및 동특성 시험을 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

1. 선병찬, KSR-III 김발구동장치 선형모델근사 연구, 한국항공우주연구원 기술보고서 GCD-TM-2001-007, 2001.
2. T.H. Beier, "Prediction and Measurement of the Dynamic Stiffness and Damping of Hydraulic Servo Actuators"
3. M.Kohno, J.Kawaguchi, T.Asai, N.Onojima, S.Okaya, "Conceptual Study of the Movable Nozzle TVC System for M-V Launch Vehicle," International Symposium on Space

- Technology and Science, 17th, Tokyo, Japan, May 20-25, 1990, pp. 243-248.
4. Y.Morita, M.Kohno, H.Matsuo, S.Okaya, H.Maruizumi, "On the M-V Attitude Control System Part II : Hardware Design," International Symposium on Space Technology and Science, 18th, Kagoshima, Japan, May 17-22, 1992, pp. 985-990.
5. Liquid Rocket Actuators and Operators, NASA-SP-8090
6. Effects of Structural Flexibility on Launch vehicle Control Systems, NASA-SP-8036
7. H.E.Merritt, Hydraulic Control Systems, John Weley & Sons, 1967.
8. A.L.Greensite, Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems, Spartan Books, 1970.
9. W.L.Brogan, Modern Control Theory, Prentice-Hall, 1991.
10. J.S.Bendat, A.G.Piersol, Random Data: Analysis and Measurement Procedures, 2-nd Ed., John Wiley & Sons, 1986.