

과학로켓 탑재부 자세제어를 위한 펄스 진폭 변조 제어기 설계

Design of Pulse Amplitude Modulation Controller for the Attitude Control of the Payload of a Sounding Rocket

공 현 철, 전 상 운

(Hyeon Cheol Gong and Sang Woon Jeon)

Abstract : A pulse amplitude modulation(PAM) controller is designed for the 3 axis attitude control of a sounding rocket. A certain number of fixed level of thrust are used for the pulse amplitude modulation and the nonlinearity of the controller is considered to examine the existence of the limit cycles and the stability analysis is carried out with the aid of Nyquist plot.

Keywords: attitude control, thrust misalignment, disturbance, pulse amplitude modulation, payload, deadband, pulseband, roll, pitch, yaw

I. 서론

우주 공간상의 임무 케도에 올려진 위성 및 위성을 우주 공간에 쏘아 올리는 로켓 시스템의 자세제어를 위하여 추력 제어 방법이 연구되고 실제 시스템에 적용되어왔다. 1960년대 중반에 추력기의 설계 및 추력의 크기등에 관한 논문들이 발표되었고[1][2][3], 1970년대에 가스제트에 의한 로켓의 롤 제어에 대한 논문이 발표되었다[4]. 그리고 1990년 중반에 솔레노이드 추력기와 실험실 프로토타입(HSILS : High-Speed Intelligent Loading System) 추력기에 대한 설계와 실험 논문 및 고체 로켓 모터의 고정된 노즐에 의한 추력 비정렬과 롤 토크에 대한 논문이 발표되었다[5][6][7].

위성이나 로켓 시스템의 자세제어에 사용되는 추력기의 작동은 시스템이 비선형성(nonlinearity)을 나타내므로 추력기 제어 알고리즘으로 데드밴드(deadband)가 있는 단속적 제어(on-off) 방법[4]이나 펄스 폭 변조(pulse width modulation ; PWM) 제어 방법[8][9]이 많이 연구되어 활용되고 있다.

펄스 폭 변조(PWM) 제어 방법은 추력의 크기가 일정하지만 추력기가 작동되는 시간을 증감함으로써 원하는 자세제어를 수행하도록 한다. 이 방법은 실제 시스템을 제작할 때 추력의 크기가 고정된 한 가지 종류만의 추력기를 제작하면 되고, 시스템의 자세제어에 요구되는 다른 크기의 추력은 추력기가 작동되는 시간을 조정하는 방법을 채택한 것이다. 이와 같은 펄스 폭 변조 제어 방법은 추력기 시스템 제작의 간편함을 고려한 알고리즘이다.

한편, 제작에서는 한 가지 이상의 추력 크기를 갖는 추력기를 제작하지만 시스템 오차의 크기에 따라 다른 수의 추력기를 작동시켜, 즉 크기가 다른 토크를 시스템에 적용하

여 효율적인 자세제어를 수행하는 펄스 진폭 변조(Pulse Amplitude Modulation : PAM) 알고리즘도 위성이나 로켓의 자세제어에 사용될 수 있다.

현재 한국항공우주연구소에서 개발중이며 2001년 10월 경에 발사할 예정인 3단형 과학로켓의 임무는 한반도의 고공대기환경의 측정, 전자량 측정, 전자의 열에너지 측정, 그리고 고공대기에 도달하는 X-선 양을 측정하는 것이다. 고공대기환경 측정용 분광기가 로켓의 측면에 배치되어 한 방향으로 지향하도록 하며 로켓의 2단으로부터 분리된 탑재부 기축이 국지천정(Local Zenith)을 향하도록 요구하고 있어 탑재부 자세제어 시스템이 필요하다.

임무수행을 위해서 일정한 고도(185km)에서 더 높은 고도(208km)로 가속시키기 위하여 3톤의 추력을 7초 동안 낼 수 있는 탑재부 고체모터를 연소시킨다. 자세제어 측면에서의 고체 모터의 연소는 추력 비정렬이나 고체모터 제작 오차 등으로 탑재부에 큰 외란으로 작용하게 된다[7]. 그러나 탑재부 고체 모터가 연소를 종료한 후에는 공기역학적인 힘도 적고 탑재부에 미치는 외란이 거의 없으므로 비행시간 및 고도에 따라 탑재부에 미치는 외란의 변화가 크다. 이와 같은 경우에는 추력의 크기가 동일한 추력 시스템을 사용하는 것보다 추력의 크기가 다른 추력기를 사용하는 것이 효율적이기 때문에 3단형 과학로켓에서는 추력의 크기가 다른 2종류의 추력기를 채택하였으며 이에 대한 자세제어 방법을 연구할 필요가 있다.

본 논문에서는 3단형 과학 로켓 탑재부 자세제어를 수행하는데 있어서 시스템 오차의 크기에 따라서 작동되는 추력기의 수를 변화시켜 추력의 크기를 다르게 적용하는 펄스 진폭 변조(PAM) 제어기를 설계하였다. 지상실험을 수행하는데는 비용 및 기술적인 문제가 있으므로 설계된 제어기의 성능 등을 검토하기 위하여 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였고, 제어기의 비선형성에 의한 리미트 사이클(limit cycle)이 발생하는지를 검토하고 시스템의 안정성을 분석하였다.

II. 탑재부에 발생하는 외란

탑재부에 발생하는 외란은 추력 비정렬에 의한 외란과 고체 모터의 연소가 종료된 후 비행중에 발생하는 외란으로 구분할 수 있다.

추력 비정렬의 주요한 원인으로는 기계적 제작 공차, 가압에 의한 모터 케이스 변형과 노즐 캔트각, 비대칭 노즐 부식, 내부 탄도로부터 발생하는 과도 가스 흐름, 정역학적인 불균형에 의한 질량중심의 반경방향 오프셋 그리고 추진제 구멍 동심원 오차에 의한 정역학적인 불균형등이다[7]. 이외에도 탑재부에 작용하는 외란은 고체 모터 연소 종료 후의 비행중에 외부 물체와의 충돌등에 의한 돌연한 외란등이 존재한다.

여기서는 탑재부 자세제어의 관점에서 주요한 외란 요인인 고체 모터와 노즐의 제작 및 조립 공차에 의한 외란, 비대칭 연소와 노즐 부식의 결과에 의한 가스 흐름 비정렬에 의한 외란 그리고 고체 모터 연소 종료 후의 비행중에 외부 물체와의 충돌등에 의한 외란을 고려하기로 한다. 고체 모터와 노즐의 제작 및 조립 공차에 의한 외란은 그림 1에서 탑재부의 무게중심과 추력벡터의 작용점이 공간상에서 일치하지 않기 때문에 발생하는 것으로 간주할 수 있으며 무게 중심과 추력 벡터의 작용점까지의 거리를 그림 1에서 γ 로 나타낼 수 있다. 비대칭 연소와 노즐 부식에 결과에 의한 가스 흐름 비정렬에 의한 외란은 추력 벡터가 3차원 공간상에서 롤 축과 일치하지 않으므로서 발생하는 것으로 롤 축과 이루는 각을 그림 1에서 ρ 로 나타낼 수 있다. 또한 추력벡터가 피치-요 축 평면에 투영됐을 때, 추력벡터가 피치축 및 요축과 이루는 각도를 각각

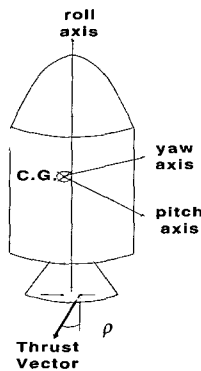


그림 1. 탑재부에 작용하는 외란.

Fig. 1. Disturbance for the Payload.

β 와 $\pi/2 - \beta$ 로 나타내면 위의 두 가지 외란의 각 3축(롤, 피치, 및 요) 방향의 성분은 (1)로 나타낼 수 있다.

$$\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T \cdot SpC\beta \cdot r \cdot S\delta + T \cdot SpS\beta \cdot r \cdot C\delta \\ T \cdot SpS\beta \cdot h - T \cdot Cp \cdot r \cdot S\delta \\ -T \cdot SpC\beta \cdot h - T \cdot Cp \cdot r \cdot C\delta \end{pmatrix} \quad (1)$$

여기서 T 는 추력의 크기를, S 는 sine을, C 는 cosine을, δ 는 탑재부 무게 중심으로부터 추력 벡터의 롤 축 방향 성분으로 직선을 연결할 때 직선과 피치축이 이루는 각을, h 는 탑재부 무게 중심으로부터 추력벡터의 작용점까지를

축 방향으로의 거리를 나타낸다.

고체 모터 연소 종료 후의 비행 중에 나타날 수 있는 외부 물체와의 충돌등에 의한 외란은 일본관측로켓(L4 T-1호)의 경우에서와 같이 3축 방향의 각속도 성분이 갑작스레 변하는 것으로 나타나며[11] 본 논문에서는 고체 모터 연소시작 후 약 25초 정도에 발생하는 것으로 하여 시뮬레이션을 수행하였다. 그리고 정확하게 모델링하기가 어렵지만 고체 모터 연소 종료 후에 적게나마 탑재부에 영향을 줄 수 있는 외란으로 (2)와 같이 모델링하여 시뮬레이션을 수행하였다.

$$D_{ha} = A \sin(\omega t) \quad (2)$$

여기서 진폭 A 는 $(p-d)/2$ 로 나타내고, 주파수 ω 는 $2\pi/25(\text{rad/sec})$ 으로 나타내며, 아울러 진폭을 나타내는 p 는 펄스밴드(pulseband), d 는 데드밴드(dead-band)이다. 그리고 탑재부 고체 모터의 연소가 시작되는 시간에는 고도가 높기 때문에 로켓에 미치는 공기역학적인 힘은 무시할 정도로 작다.

III. 운동방정식

축대칭인 과학 로켓 탑재부 자세제어를 위한 펄스 진폭 변조 제어기 설계에서는 탑재부 자체의 몸체 좌표계에 기준 회전운동을 고려하며 다음과 같이 (3)으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{pmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{M_x}{I_{xx}} - \frac{QR(I_{zz} - I_{yy})}{I_{xx}} \\ \frac{M_y}{I_{yy}} - \frac{PR(I_{xx} - I_{zz})}{I_{yy}} \\ \frac{M_z}{I_{zz}} - \frac{PQ(I_{yy} - I_{xx})}{I_{zz}} \end{pmatrix} \quad (3)$$

여기서 P 는 롤 축 방향 각속도를, Q 는 피치 축 방향 각속도를, R 는 요 축 방향 각속도를, I_{xx} 는 롤 축 방향 관성 모멘트를, I_{yy} 는 피치 축 방향 관성 모멘트를, I_{zz} 는 요 축 방향 관성 모멘트를, M_x 는 롤 축 방향 제어력을, M_y 는 피치 축 방향 제어력을, M_z 는 요 축 방향 제어력을 나타낸다.

컴퓨터 시뮬레이션에서 한 가지 고려할 사항은 탑재부의 고체 모터가 연소되면서 무게 중심위치, 3축 관성 모멘트, 추력벡터의 크기등이 변하는 것이다.

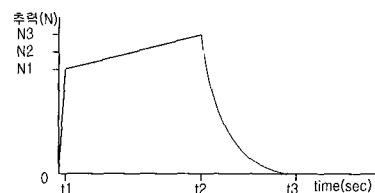


그림 2. 고체 모터 추력 프로파일.

Fig. 2. Solid motor thrust Profile.

탑재부 자세제어에서 중요한 역할을 하는 고체 모터의 추력-시간 선도를 정확하게 모델링하는 것이 중요하다. 이는 추진제 그래인 형상과 연소 형태가 중요한데 본 논문에서는 그림 2에서와 같이 고체 모터 연소 초기에는 점진적

증가형 연소(Progressive burning), 말기에는 지수 함수적으로 감소하는 형태의 연소로 모델링하였다[11].

추력기 밸브의 작동을 모델링하기 위해서 그림 3과 같이 제어 신호가 발생한 후에 추력기 밸브가 작동하는 데는 시간지연이 나타나며 사각파형은 이상적인 것으로 간주하였다. 한편 탑재부 자세제어를 위하여 사용되는 질소 소모량은 (4)과 같이 나타낼 수 있다[12].

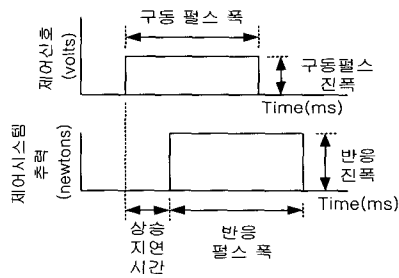


그림 3. 추력기 명령 및 반응 신호.
Fig. 3. Thrust command and response.

$$m = \frac{\int_0^T F dt}{I_{sp}} \quad (4)$$

위 식에서 I_{sp} 는 비추력을, F 는 추력을, T 는 추력기가 작동된 총 시간등을 나타낸다.

IV. 펄스 진폭 변조 제어기 설계

3단형 과학 로켓 탑재부의 자세제어를 위해서 제한된 개수의 추력 크기에 대한 펄스 진폭 변조 제어기를 설계한다. 그림 4에서와 같이 오차의 크기에 비례하여 탑재부에 미치는 추력의 크기를 달리 적용하는 제어기이다. 이 때 오차의 크기에 대하여 두 개의 파라미터, 즉, 데드밴드와 펄스밴드의 설정은 자세 응답과 연료 소모량등을 기준으로 삼는다.

구체적인 방법은 오차 신호가 데드 밴드와 펄스 밴드 사이를 (5)에서와 같이 구분하여 각각 그에 해당하는 추력의 크기(M_1, M_2, M_3, M_4, M_5)를 발생하도록 하여 자세제어를 수행한다.

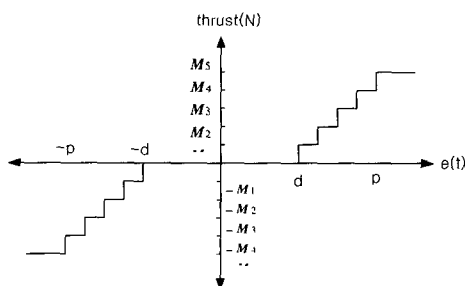


그림 4. 펄스 진폭 변조 제어기.
Fig. 4. Pulse Amplitude Modulation Controller.

$$\begin{aligned} e < d \\ d < e \leq \frac{1}{4}(p-d) + d \\ \frac{1}{4}(p-d) + d < e \leq \frac{2}{4}(p-d) + d \\ \frac{2}{4}(p-d) + d < e \leq \frac{3}{4}(p-d) + d \\ \frac{3}{4}(p-d) + d < e \leq p \\ e > p \end{aligned} \quad (5)$$

시스템에 적용되는 제어력의 크기는 (6)과 같이 자세 각 오차신호와 각속도의 향으로 이루어지도록 하여 (5)에 따라서 추력기를 선정한다.

$$u_c = K_p \cdot e_\theta + K_D \cdot \dot{e}_\theta \quad (6)$$

위 식에서 K_p 는 비례상수를, K_d 는 미분상수를, u_c 는 제어력을, e_θ 는 오차신호를, \dot{e}_θ 는 오차신호의 미분값을 나타낸다.

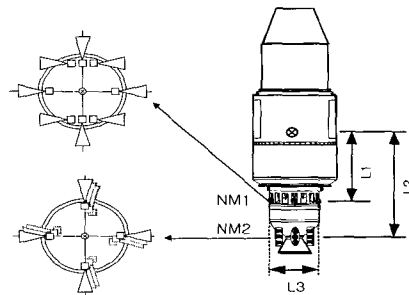


그림 5. 추력기의 위치와 종류.
Fig. 5. Locations and kinds of thrusters.

(6)과 같이 제어력에 따라 추력기의 갯수 및 위치가 선정되므로 그 때마다 탑재부에 적용되는 총 추력은 달라지게 된다. 그림 5에서는 추력기의 위치와 종류를 나타낸다. 그림 6에서는 시스템 블록 다이어그램을 나타낸다.

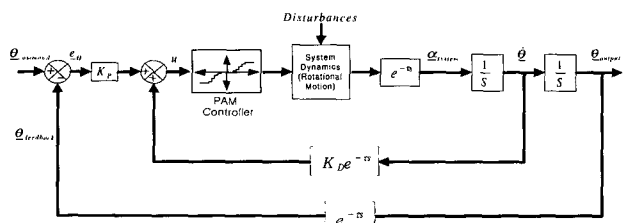


그림 6. 시스템 블록 다이어그램 I.
Fig. 6. System Block Diagram I.

그림 6으로 나타내어진 시스템 블록 다이어그램을 비선형요소와 선형요소로 구분하여 다시 그리면 그림 7과 같이 나타내고 수식으로는 (7)처럼 나타낼 수 있다[13].

$$1 + G(j\omega)N(A, \omega) = 0 \quad (7)$$

(7)에서 사용된 표기함수는 비선형 시스템에 대한 주파수 응답의 확장판이며 개략적으로 비선형 응답의 해석과 예측을 위한 것으로 주로 비선형 시스템의 리미트 사이

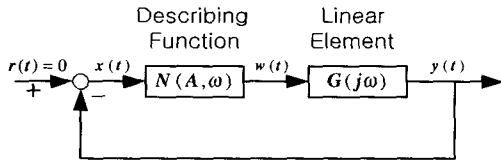


그림 7. 시스템 블록 다이어그램 II.
Fig. 7. System block diagram II.

클이 존재하는지를 판별하는데 사용된다[13]. (7)의 표기함수(describing function) $N(A, \omega)$ 를 구하면 (8)과 같다.

$$\begin{aligned}
 N(A, \omega) = & \frac{4M_1}{\pi} \frac{\sqrt{A^2 - d^2}}{A^2} \\
 & + \frac{4(M_2 - M_1)}{\pi} \frac{\sqrt{A^2 - \left(\frac{3}{4}d + \frac{1}{4}p\right)^2}}{A^2} \\
 & + \frac{4(M_3 - M_2)}{\pi} \frac{\sqrt{A^2 - \left(\frac{1}{2}d + \frac{1}{2}p\right)^2}}{A^2} \\
 & + \frac{4(M_4 - M_3)}{\pi} \frac{\sqrt{A^2 - \left(\frac{1}{4}d + \frac{3}{4}p\right)^2}}{A^2} \\
 & + \frac{4(M_5 - M_4)}{\pi} \frac{\sqrt{A^2 - p^2}}{A^2}
 \end{aligned} \quad (8)$$

위 식에서 M_1, M_2, M_3, M_4, M_5 는 추력의 크기를 나타낸다. (8)에서 볼 수 있는 것처럼 펄스 진폭 변조 제어 방법을 사용할 경우 표기함수는 주파수에는 관계 없이 입력 진폭에만 관계됨을 알 수 있다. 그림 7의 선형요소를 구하면 (9)과 같이 표시된다.

$$G(j\omega) = e^{-Tj\omega} \cdot F \cdot r \cdot \left(\frac{1}{Ij\omega}\right) \cdot \left(\frac{1}{j\omega} + K_D\right) \quad (9)$$

위 식에서 F 는 추력을, r 은 추력이 작용하는 팔거리를 나타낸다. 리미트 사이클이 존재하는지의 여부를 알기 위하여 나이퀴스트(Nyquist) 선도를 그리고 안정성에 관한 정리를 이용하여 시스템의 안정성을 판별하도록 한다.

V. 시뮬레이션 결과

시스템의 발생 가능한 여러 가지 상황 중에서 가장 나쁜 상황을 고려하여 다음과 같은 조건을 나타내었다. 고체 모터가 연소 중에는 발생하는 추력 벡터가 $\rho=0.1^\circ$, $\beta=-110^\circ$, $\delta=45^\circ$, $\gamma=0.003m$ 의 조건으로 생기고 연소종료 후에는 $D_{ha} = 0.74\sin(2\pi/25)$ 의 외란이 작용하고 그리고 25초에 0.01초 동안 700N·m의 모멘트가 작동하며 자세 각 명령은 5° 이고 데드 밴드와 펄스 밴드의 조합이 (0.01°, 0.1°), (0.5°, 2°), (1°, 10°), 및 (2°, 20°)인 경우로 가정하였다.

그림 8로부터 외부 교란 모멘트가 처음부터 7초 동안 증가함을 알 수 있다. 이는 고체 모터가 연소를 시작하면서 탑재부에 미치는 외부 교란 모멘트가 증가함을 나타낸다.

자세가 응답특성은 그림 9에 질소 가스 소모량은 그림 10에 각각 나타내었다. 그림 9 및 그림 10으로부터 다음을 알 수 있다. 데드 밴드가 작은 경우에는 정상상태의 오차는 작으나 질소가스 소모량이 많고 채터링(chattering)

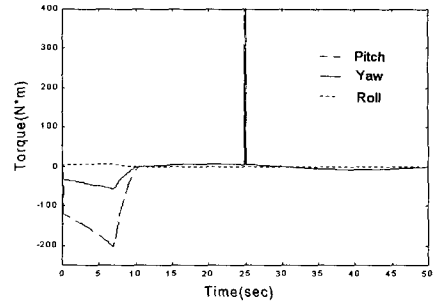


그림 8. 외부 교란 모멘트.
Fig. 8. External disturbance moment.

현상이 심하다. 데드 밴드가 큰 경우 채터링과 가스 소모량은 작으나 고체 모터가 연소중에 발생하는 외부 교란 모멘트의 영향을 많이 받아서 연소중에는 피치 및 요 축의 응답특성이 좋지 않으며 정상상태의 오차가 크다. 그러나 데드 밴드가 0.5°이고 펄스 밴드가 2°인 제어기의 경우 질소 가스 소비량도 제일 적으며 고체 모터가 연소 중에도 응답특성도 좋다.

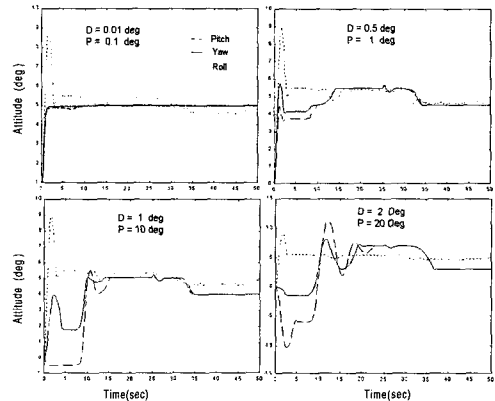


그림 9. 자세 응답.
Fig. 9. Attitude response.

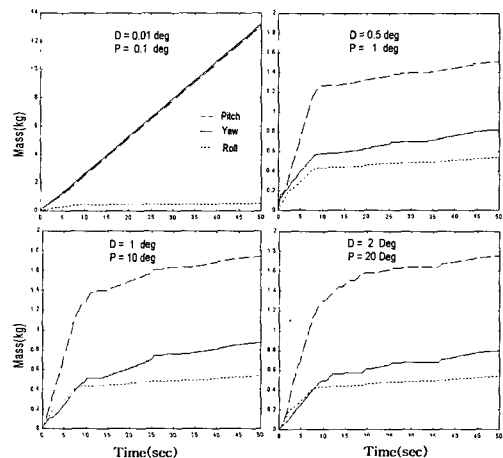


그림 10. 질소 가스 총 소모량.
Fig. 10. N2 Gas total consumption.

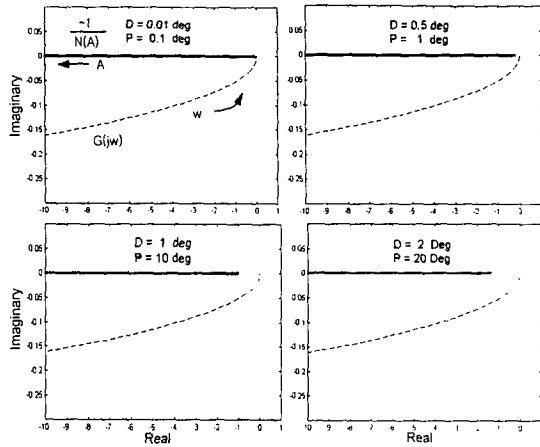


그림 11. 리미트 사이클 판별도.

Fig. 11. Determination of limit cycles.

그림 11에 각각의 제어기를 사용한 시스템에 대하여 선형성분인 $G(j\omega)$ 의 주파수 응답과 비선형성분인 $-1/N(A)$ 을 복소수 평면에서 동시에 그렸다. 안정성 측면에서 보면 데드 밴드와 펄스 밴드가 큰 경우에 두 선 사이의 간격이 가장 크기 때문에 리미트 사이클이 생길 가능성이 제일 적어서 가장 안정하다고 말할 수 있다. 그러나 큰 데드 밴드와 펄스 밴드를 가지는 제어기는 응답특성이 나쁘다. 따라서 안정성과 응답특성 사이에 적절한 제어기를 선택하여야 하기 때문에 데드 밴드가 0.5° 이고 펄스 밴드가 2° 인 제어기를 선택하는 것이 바람직하다.

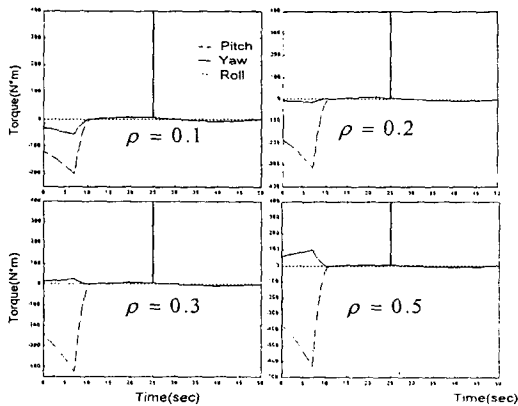


그림 12. ρ 변화에 따른 외부 교란 모멘트.

Fig. 12. External disturbance moment for variation of ρ .

ρ 각에 따른 외부 교란 모멘트의 변화량이 그림 12와 같이 나타난다. 그림 12에서 볼 수 있는 것처럼 ρ 각이 증가할수록 초기 7초까지의 외부 교란 모멘트는 증가한다. 이는 롤 축과 이루는 각도의 차이가 커짐으로서 탑재부에 작용하는 외부 토크가 그만큼 커지기 때문이다. 이와 같이 ρ 각에 따른 외부 교란 모멘트의 변화량이 다를 때 자세 응답 특성을 나타낸 것이 그림 13이고 그 때의 가스 소모량을 나타낸 것이 그림 14이다.

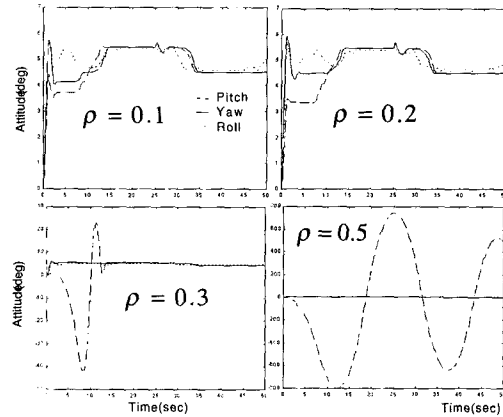


그림 13. ρ 변화에 따른 자세 응답 특성.

Fig. 13. Attitude response for variation of ρ .

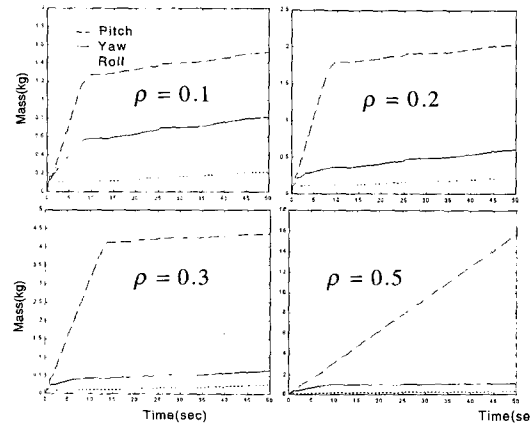


그림 14. ρ 변화에 따른 가스 소모량.

Fig. 14. Total consumption of N_2 gas for variation of ρ .

그림 13 및 14에서 알 수 있는 것은 ρ 각이 증가할수록 정상상태에 진입하기 전의 오버슈트(overshoot)가 커지며 시뮬레이션에 사용한 과학 로켓 탑재부의 데이터에 의하면 ρ 각이 0.5° 가 넘으면 자세응답이 진동(oscillation)현상을 나타내므로 탑재부 고체 모터를 제작할 때 이를 고려하여 ρ 각이 이 범위내에 있도록 하여야 한다. 한편 ρ 각이 증가할수록 그만큼 많은 제어력을 필요로 하기 때문에 연료소모량도 늘어남을 그림 14에서 알 수 있다.

이상의 시뮬레이션 결과를 보면 펄스 진폭 변조 제어기는 외부 교란 모멘트의 변화에 대하여 능동적으로 제어력을 변화시켜 안정적으로 과학 로켓 탑재부의 자세 제어를 할 수 있다. 큰 교란 모멘트에 대해서는 큰 토크의 추력기를 작은 교란 모멘트에 대해서는 작은 토크의 추력기를 작동시켜 로켓의 자세를 안정적으로 제어하며 질소 가스의 탑재량을 줄일 수 있어서 하드웨어 제작에도 큰 장점을 가진다.

VI. 결론

본 논문에서는 2001년 10월경에 발사할 예정인 3단형

과학 로켓 탑재부의 3축 자세제어를 위하여 변화하는 시스템 오차의 크기에 따라 다른 값의 추력을 발생시키는 펄스 진폭 변조 제어기를 설계하였다. 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 펄스 진폭 변조 제어기의 성능을 고찰하였고 표기할 수 방법을 채택하여 비선형 제어가 시스템에 미치는 안정성을 분석하였다.

참고문헌

- [1] V. E. Haloulakos, "Thrust and impulse requirements for jet attitude-control," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 1, no. 1, 1964.
- [2] H., Greer, "Propulsive performance of a cold-gas attitude-control reaction-jet system," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 3, no. 3, 1966.
- [3] H. Greer, and D. J., Griep, "Dynamic performance of low-thrust, cold gas reaction jets in a vacuum," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 4 no. 8, 1967.
- [4] M., Hiroshi, "Roll control of space vehicle by gas jets," *Technical memorandum of national aerospace laboratory*, TM-256, 1974.
- [5] W., Stone, "Fast variable-amplitude cold gas thruster," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 32, no. 2, 1995.
- [6] R. N. Knauber, "Roll torques produced by fixed-nozzle solid rocket motors," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 33, no. 6, 1996.
- [7] R. N., Knauber, "Thrust misalignment of fixed-nozzle solid rocket motors," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 33, no. 6, 1996.
- [8] T., Anthony B., Wie S., Carroll "Pulse-modulated control synthesis for a flexible spacecraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 13, no. 6, 1990.
- [9] Franco Bernelli-Zazzera and Paolo Mantegazza, "Pulse-width equivalent to pulse-amplitude discrete control of linear systems," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 15, no. 2, 1992.
- [10] 東口 實·石谷 久, "L-4 T-1, L-4 S-4,5에 의한 자세제어," 동경대학우주항공연구보고서, 제8권, 제2호, 1972. 6.
- [11] 채연석외, 3단형 과학로켓 개발사업(II), 항공우주연구소, 1999.
- [12] George P. Sutton, "Rocket propulsion elements," John Wiley & Sons, Inc. 1992.
- [13] Jean-Jacques E. Slotine and Weiping Li, "Applied nonlinear control," Prentice-Hall, Inc., 1991.

공 현 철

제어·자동화·시스템공학 논문지 제4권, 제5호, 참조.



전 상 운

1968년 3월 1일생, 1993년 경북대 전자공학과 졸업, 동대학원 석사(1996년), 1996년 ~ 현재한국항공우주연구소 근무, 관심분야는 비선형제어, 실시간 모의실험(HILS) 및 공압구동 시스템.