

論文

3단형 발사체 TVC 자세제어 설계 및 분석

선병찬*, 박용규*, 최형돈*

Attitude Control Design and Analysis for Thrust Vector Control System of 3-Staged Launch Vehicle

Byung-Chan Sun*, Yong-Kyu Park* and Hyung-Don Choi*

ABSTRACT

This paper concerns attitude controller design for a 3-staged launch vehicle which has movable nozzle TVC systems for all stages as its control systems. The PD-type control gains are determined by shaping the corresponding closed-loop natural frequencies for the purpose of guaranteeing the required stability margin. Bending filters are also designed to stabilize the bending modes by using parametric optimization method. The designed controllers are verified using six degree of freedom flight simulations in MATLAB.

초 록

본 논문에서는 3단형 발사체의 TVC 자세제어설계 및 벤딩필터 설계 결과를 제시하였다. TVC 자세제어기로 사용된 비례미분 제어기의 이득을 안정성 여유 조건을 토대로 제어루프의 고유주파수의 함수 형태로 결정되도록 하였으며, 유연모드 안정화를 위한 벤딩필터의 계수는 파라미터 최적화 기법을 이용해서 주어진 안정성 구속조건을 만족시키도록 결정하였다. 설계된 TVC 제어기와 벤딩필터의 타당성 및 성능에 대한 최종적인 분석은 비선형 6자유도 시뮬레이션을 통하여 수행되었다.

Key Words : Launch Vehicle(발사체), Attitude Control(자세제어), Stability Analysis(안정성 분석), Bending Filter(벤딩필터), PD controller(비례-미분 제어기)

1. 서 론

우주개발 중장기 계획에 의거해서 소형위성발사체 대한 개념설계가 진행되고 있다. 고성능 엔진을 필요로 하는 2단형 발사체에 비해 3단형으로 발사체를 구성하게 되면 국내기술로도 어느 정도 개발이 가능한 것으로 분석이 되고 있다. 이에, 본 논문에서는 3단형 위성발사체를 기준으로 자세제어 설계를 수행하고, 그 적용 가능성을

타진해 보고자 하였다. 여기서 고려된 3단형 위성발사체의 경우 1단부 엔진은 저추력 4개의 엔진으로 구성하여 각 엔진에 대한 추력벡터 제어를 통해 3축 자세제어를 수행하도록 하고, 2단 및 3단부는 1개의 엔진에 대한 추력벡터제어로 피치/요 자세제어가 가능하도록 하였다. 발사체 자세제어 설계는 기본적으로 강제모드와 벤딩모드 각각에 관한 안정성 분석을 개별적으로 수행한 후 적절한 제어 이득 및 안정화 벤딩 필터를 설계하게 된다. 본 논문에서는 강제모드의 공력, 슬로시, TWD 및 벤딩모드에 대한 안정성 분석 및 각 모드의 상호 연관성 분석, 자세제어설계 및 벤딩필터 설계 결과를 제시하였다. 제어설계

† 2004년 6월 2일 접수 ~ 2005년 1월 5일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 우주발사체사업단

연락처, E-mail : bcsun@kari.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 113호

기 호

α	Angle of Attack	N_c	Number of Engine used for Pitch TVC
θ	Pitch Angle	η_j	Displacement of j-th Slosh Mass to the +Z direction
q	Pitch Angular Velocity	j	f_1, s_1, f_2, s_2 Fuel and LOX Slosh Mode
δ	Control Deflection Angle	L_j	Forward Distance of the j-th Slosh Mass
Q_d	Dynamic Pressure	l_j	Length of Slosh Pendulum Mass
S_{ref}	Reference Area	w_j	Natural Frequency of j-th Slosh Mass
D_{ref}	Reference Length	ζ_j	Damping Ratio of j-th Slosh Mass
$C_{N\alpha}$	Normal Force Coefficient	m_j	j-th Slosh Mass
$C_{m\alpha}$	Pitching Moment Coefficient	M_R	Mass of One Engine
M	Vehicle Total Mass	I_R	Rotational Inertia of Engine w.r.t Hinge Point
I_{yy}	Pitch Moment of Inertia	L_R	Distance of Engine Mass Center from Gimbal Hinge
U_0	Velocity Relative to Atmosphere	M_{rp}	Roll Moment of Coefficient by Roll Rate
T_0	Thrust of one Engine	d_r	Roll Disturbance Moment Component by Fin-misalignment, Thrust Unbalance etc.
ϕ	Roll Angle		
p	Roll Rate		
M_{rc}	Roll Control Moment Coefficient By Differential TVC		

방법으로는 고전적인 방법의 근계적선도 등을 이용하였고, 벤딩필터의 형상 및 계수는 KSR-III에서 적용했던 방법을 참조하여 결정하였다. 이렇게 설계된 제어기는 비선형 6자유도 시뮬레이션 프로그램에 적용하여 타당성을 확인하였다.

II. 본 론

2.1 강제 TVC 피치 자세제어 시스템 모델링

3단형 발사체 1단부의 경우 4개의 엔진을 TVC 구동기로 움직임으로써 3축 자세제어를 동시에 수행하게 되는 바, 피치/요 자세뿐만 아니라 롤 자세를 위한 제어 모멘트 또한 연속적으로

발생하게 되므로 롤 자세제어기가 피치/요 축 자세제어기와 같은 구조를 가지게 된다. 특히, 4개의 엔진으로 구성된 1단부 TVC 제어시스템의 경우 그림 1에서와 같이 피치 제어를 위해 1, 3번 엔진을 TVC 구동기로 동시에 움직이고 요와 롤 자세제어를 위해서는 2, 4번 엔진을 독립적으로 구동하는 식으로 구성된다.

1, 2, 3단부 피치 강제 선형 운동 방정식은 다음과 같이 정리된다[1][2].

$$\begin{aligned} \ddot{\alpha} &= q + Z_{\alpha}\ddot{\alpha} + Z_{\delta}\ddot{\delta} + \sum_j (dF_{\delta}\ddot{\eta}_j + F_{\eta j}) + \sum_j (dF_{\dot{\eta}_j}\dot{\eta}_j + F_{\eta j}) \\ \ddot{q} &= M_{\alpha}\ddot{\alpha} + M_{\dot{q}}\dot{q} + M_{\delta}\ddot{\delta} + M_{\dot{\delta}}\dot{\delta} - \sum_j (dM_j\ddot{\eta}_j + M_{\eta j}) - \sum_j (dM_j\dot{\eta}_j + M_{\dot{\eta}_j}) \\ \ddot{v} &= q \\ Z_{\alpha} &= -\frac{Q_d S_{ref} C_{N\alpha}}{M U_0}, Z_{\delta} = \frac{N_c T_0}{M U_0}, Z_{\delta} = \frac{N_c M_R L_r}{M U_0} \\ M_{\alpha} &= \frac{Q_d S_{ref} C_{m\alpha}}{I_{yy}}, M_{\dot{\delta}} = \frac{N_c T_0}{I_{yy}}, M_{\delta} = \frac{N_c (I_R + M_R L_r L_l)}{I_{yy}} \\ dF_j &= \frac{2m_j \zeta_j w_j}{M_0}, F_j = \frac{m_j w_j^2}{M_0}, j = f_1, f_2, s_1, s_2 \\ dM_j &= \frac{2(L_j + l_j)m_j \zeta_j w_j}{I_{yy}}, M_j = \frac{(L_j + l_j)m_j w_j^2}{I_{yy}} \end{aligned} \tag{1}$$

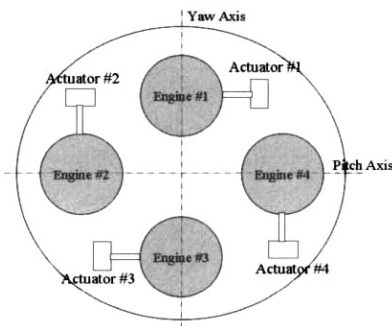


그림 1. First Stage Gimbal Actuator

추력벡터 제어방식을 적용한 시스템의 제어기 설계 시 TVC 구동장치 동특성 및 INS/탑재 컴퓨터에 의한 시간 지연 영향 등을 반드시 고려하여야 한다. 구동장치 다이내믹스는 KSR-III 개발 당시 동특성시험을 통해 얻어진 6차 선형모델을 적용하였으며 각 파라미터는 KSR-III 모델을 기준으로 적절히 수정하여 사용하였다. 한편, TVC

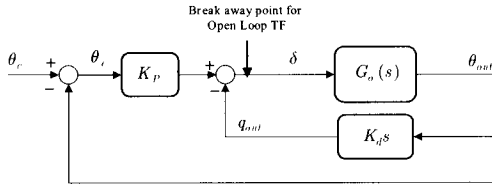


그림 2. Rigid Feedback Loop

자세제어기 구조는 KSR-III에서 적용한 바와 같이 PD 제어기를 사용하였다. 이때, 제어입력 즉 김발구동각 명령은 비레이득이 곱해진 자세각속도와 미분이득을 곱한 자세오차각의 합으로 생성된다.

피치, 요 강체 자세제어 루프는 그림 2와 같이 구성되고, 폐루프 전달함수는 식(2)와 같다.

$$\frac{\theta(s)}{\theta_r(s)} = \frac{G_o(s)K_p}{1 + G_o(s)(K_p + K_p s)} \quad (2)$$

그림 2에서 공력만 고려할 경우, 김발구동각 명령 대비 자세전달함수 $G_o(s)$ 는 식(3)으로 정리된다.

$$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{M_\delta s + M_n Z_\delta - M_\alpha Z_\alpha}{s^3 - (Z_\alpha + M_n)s^2 + (Z_n M_\delta - M_n)s} \quad (3)$$

일반적으로 M_δ, M_n 는 Z_δ, Z_α 에 비하여 매우 큰 값이므로 폐루프 전달함수는 식(4)와 같이 간단하게 표현 가능하다.

$$\frac{\theta_{out}(s)}{\theta_r(s)} = \frac{M_n K_p}{s^2 + M_n K_p s + M_n K_p} \quad (4)$$

공력적으로 안정한 경우 비레이득에 대한 제한조건이 존재하지 않으나 공력중심이 무게중심 앞에 위치하거나, 공력 편이 적용되지 않은 발사체의 경우 강체 안정화를 위한 비레이득 최소값이 존재하게 된다. 식(4)의 특성 방정식에 2차 시스템 고유주파수(w_n) 및 감쇄비(ζ_n)를 적용하면 식(5)와 같은 강체 되먹임 이득 관계식을 구할 수가 있다[3].

$$K_p = \frac{w_n^2 + M_n}{M_\delta}, K_D = \frac{2\zeta w_n}{M_\delta} \quad (5)$$

일반적인 대형 발사체의 경우 제어 고유주파수(w_n)가 0.16~0.5 Hz의 범위에 위치하게 되는데[2], 1단부 슬로시 주파수와 공진 현상 방지 및 시스템 안정성 확보를 위하여 가능한 한 낮게 설계할 필요가 있다. 그러나, 되먹임 고유 주파수를 너무 낮게 설정할 경우 공력 영향이 최대가

되는 50sec 근처에서 M_α 는 K_p 를 너무 작게 만들거나, (-) 값을 갖게 만든다. 또한, K_p 가 작을 경우 공력 영향이 큰 구간에서 시스템의 정상상태 오차가 매우 커지는 반면 K_p 가 너무 클 경우 이득여유 관점에서의 안정성이 감소하게 되므로, 되먹임 시스템에 관한 단위 계단 입력 정상상태 오차 및 안정성 여유 확보의 두가지 조건을 만족하도록 제어이득, 제어기 설계가 이루어져야한다.

2.2 1,2단부 피치, 요 강체 자세제어기 설계

식(5)를 이용해서 1단부 및 2단부 피치/요 강체 자세 제어 이득 결정을 위해 제어주파수와 감쇄비를 다음과 같이 설정하였다.

$$w_{n1} = 0.3 \text{ Hz}, \quad \zeta_{n1} = 0.6$$

$$w_{n2} = 0.3 \sim 0.15 \text{ Hz}, \quad \zeta_{n2} = 0.6$$

이렇게 결정된 제어이득과 제어 안정성 변화는 그림 3~6에 나타났다.

식(5)와 같이 제어 이득을 선정하게 되면, 안정성 여유는 제어 고유주파수와 연관을 맺게 된다. 특히, 2단부 비행구간에서 슬로시, 구동장치 및

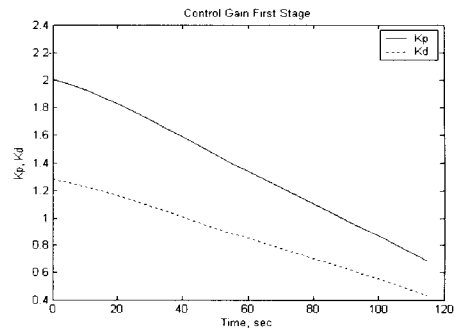


그림 3. Control Gain(First Stage)

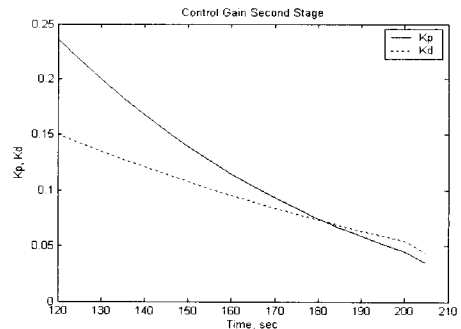


그림 4. Control Gain(Second Stage)

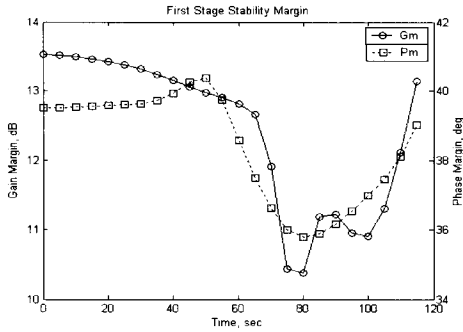


그림 5. Stability Margin (First Stage)

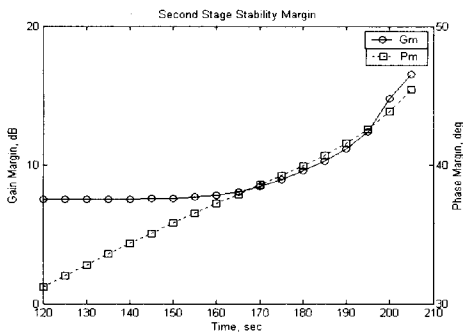


그림 6. Stability Margin(Second Stage)

INS 등의 영향에 의해 안정성이 감소되는 특성을 보완하기 위하여 제어 고유주파수를 비례 감소시켜 그림 6과 같이 시간에 따라 안정성 여유가 증가하는 결과를 얻게 되었다.

2.3 강체 TVC 롤 자세제어기 설계

3단형 발사체에 있어서 2, 3단부의 롤 제어는 냉가스 혹은 하이드라진 방식을 채용한 추력기의 On-OFF 제어 방식을 사용하고, 1단부는 TVC를 이용한 롤 제어를 적용한다.

1단부 TVC 롤 자세제어기 또한 비례-미분 제어기 형태로 이루어지는데 관련 선형 운동방정식 및 블록선도는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \dot{p} = M_{nr}p + d_r + M_{nr}\dot{\epsilon}_r \\ \dot{\epsilon}_r &= K_{Dr}(\phi_r - \phi - K_{Dr}p) \end{aligned} \quad (6)$$

그림 7에 대하여 롤 자세제어이득과 제어주파수(w_{nr}) 및 감쇄비(ζ_{nr}) 관계를 구하면 나타내면 식(7)과 같다.

$$\begin{aligned} K_{Dr} &= \frac{w_{nr}^2}{M_{nr}} \\ K_{Dr} &= \frac{2\zeta_{nr}w_{nr} + M_{nr}}{K_{Dr}M_{nr}} \approx \frac{2\zeta_{nr}w_{nr}}{K_{Dr}M_{nr}} = \frac{2\zeta_{nr}}{w_{nr}} \end{aligned} \quad (7)$$

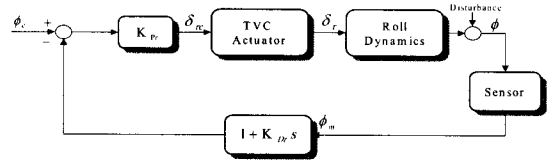


그림 7. Roll Control Loop(First Stage)

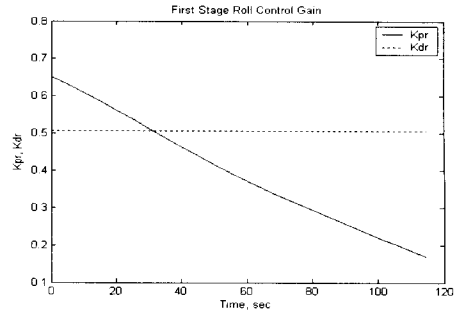


그림 8. Roll Control Gain

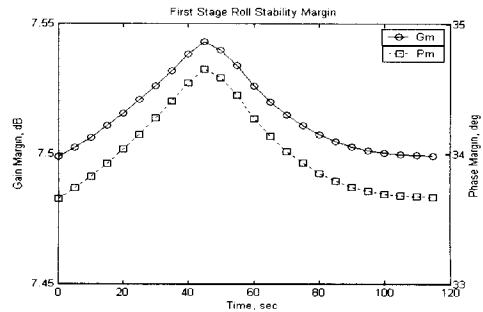


그림 9. GM and PM Roll Control System

일반적으로 피치와 요 강체 자세제어기는 롤이 이미 안정화 되어 있다는 가정 하에 설계되는 경우가 대부분이므로 롤의 동특성이 피치/요 동특성 보다는 빠르게 설계되어야 할 필요가 있다. 이 경우

$$w_{nr} > w_n \quad (8)$$

의 조건을 만족하도록 롤 자세제어기를 설계한다. 식(8)의 조건으로부터 1단부 롤 자세제어기 고유주파수 및 감쇄비는 다음과 같이 가정하였다.

$$w_{nr} = 0.44 \text{ Hz}, \zeta_{nr} = 0.7$$

이때, 설계된 제어이득과 롤제어기 안정성 분석 결과는 그림 8~9로서, 최소 이득여유 7.5dB, 위상여유 34deg로 안정성 조건을 만족하는 롤제어기 설계가 가능함을 알 수 있다.

2.4 벤딩모드 안정성분석 및 벤딩필터 설계

본 장에서는 3단형 발사체의 벤딩모드 안정성을 분석하고, 안정화를 위한 벤딩필터 설계 결과를 정리하였다. 3단형 발사체의 형상 및 제원으로부터 얻어진 벤딩 고유주파수, 모드 형상, 및 모드 기울기를 그림 10~12의 1단 비행 구간에 대해서 표시하였다.

식(1)에 1차~4차 벤딩모드를 적용한 경우 선형 안정성분석 결과는 그림 13, 14와 같다. 그림 13~14에서 T 는 비행시간으로 1단/2단 비행구간의 대표적인 안정성 판단을 위하여 각각 50sec,

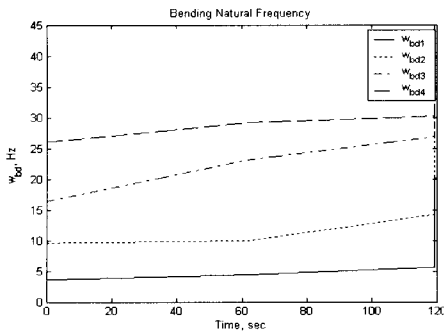


그림 10. Bending Natural Frequency

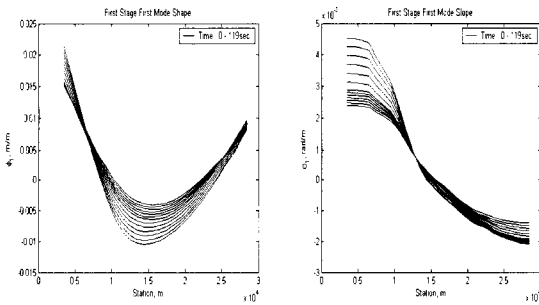


그림 11. First Mode Shape and Slope

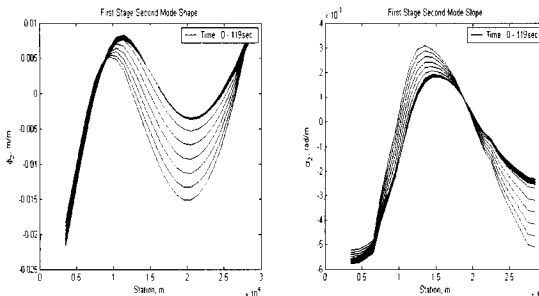


그림 12. Second Mode Shape and Slope

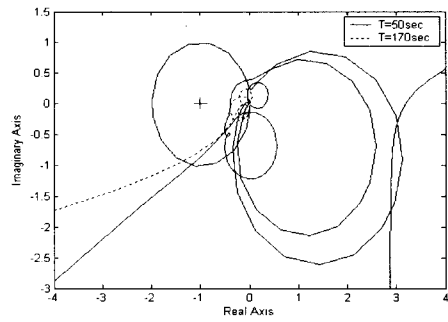


그림 13. Nyquist Plot(Bending Mode)

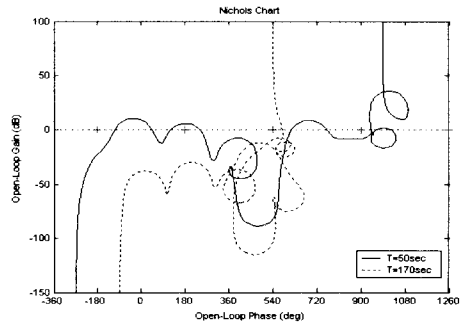


그림 14. Nichols Chart(Bending Mode)

170sec 두 가지 경우를 비교해서 나타낸 것이다. 그림의 결과에서 알 수 있는 바와 같이 2단 비행구간의 경우 벤딩 모드에 의한 영향을 거의 받지 않지만, 1단 비행구간에서는 벤딩모드에 의해 시스템이 불안정해지게 된다. 그림 13의 나이키스트 선도에 나타나듯이 3차 벤딩모드 이상의 고주파수 영역에서 시스템이 불안정한 결과를 보인다. 이렇게 불안정한 고차 벤딩모드 안정화를 위하여 벤딩필터가 필요하게 되었다. 벤딩필터는 시스템의 안정성 여유 확보와 더불어 비행시간에 따른 파라미터 변화에 대해서도 강건해야 하며, 시스템 성능에 크게 영향을 주지 않아야 한다. 본 논문에서는 벤딩필터 형상을 KSR-III에 적용되었던 2차와 3차 노치필터 형태로서 다음식과 같이 가정하였다[3].

-2차 벤딩필터

$$B(s) = \frac{1/w_z^2 s^2 + 2\zeta_z/w_z s + 1}{1/w_p^2 s^2 + 2\zeta_p/w_p s + 1} \quad (\zeta_p = 0.7) \quad (9)$$

-3차 벤딩필터

$$B(s) = \frac{s^2/w_z^2 + 2\zeta_z s/w_z + 1}{s^2/w_p^2 + 2\zeta_p s/w_p + 1} \frac{s/n_z + 1}{s/n_p + 1} \quad (\zeta_p = 0.3, 0.7) \quad (10)$$

벤딩필터 각 계수는 파라미터 최적화 방법을 이용한 MATLAB ToolBox를 사용하여 결정하였으며 이때 목적함수와 구속조건은 다음 식과 같다[3][4].

$$\min_{w_p, w_z, \zeta_z, n_p, n_z} J = |G(jw)|_{w = w_{3rd}} \quad (11)$$

- (a) $13 \text{ Hz} \leq w_{3rd} \leq 25 \text{ Hz}$
- (b) Gain Margin $\geq 6 \text{ dB}$
- (c) Phase Margin $\geq 30 \text{ deg}$
- (d) $8 \text{ Hz} \leq w_p, w_z \leq 100 \text{ Hz}$
- (e) $0.1 \leq \zeta_z \leq 1.0$
- (f) $8 \text{ Hz} \leq n_p, n_z \leq 100 \text{ Hz}$
- (g) 4th Bending Mode Peak $\leq -15 \text{ dB}$

최적화를 위한 목적함수는 불안정한 벤딩모드 주파수 영역에서의 이득 피크값으로 선정하였고, 1단 비행구간에서의 이득여유 및 위상여유가 각각 6dB, 30deg 이상, 고주파수 영역에서의 벤딩 이득 피크값이 -15dB 이하가 되도록 구속조건을 정의하였다. 여기서, $|G(jw)|$ 는 강체(공력, 슬로시, TWD, 구동장치, INS, 탑재컴퓨터 시간지연 영향 포함) 개루프 및 벤딩모드, 벤딩 필터의 전달함수가 포함된 식이다. 최적화 과정을 거쳐 얻어진 벤딩필터 주파수 특성을 그림 15에 나타냈다. 또한, 이렇게 설계된 2, 3차 벤딩필터를 고차 벤딩모드가 포함된 시스템에 적용해서 안정성 분석을 수행한 결과는 그림 16~19와 같다.

그림 19는 비행시간 50초에서 벤딩필터를 적용한 경우의 니콜스 선도로서 그림 14와 비교해 볼 때 설계된 벤딩필터의 의해 저주파수 영역에서의 시스템 특성 변화 없이 고주파수에서의 이득감소 및 안정성 조건이 충족되고 있음을 확인할 수 있다.

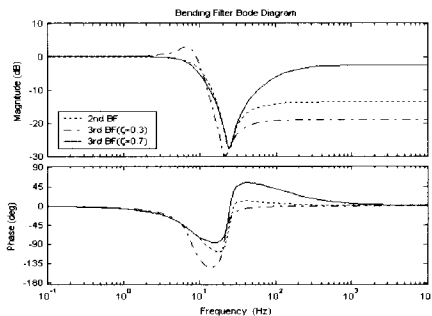


그림 15. Bode Plot(2nd, 3rd order Bending Filter)

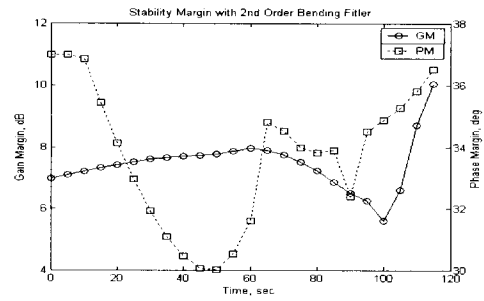


그림 16. Stability Margin(2nd Bending Filter)

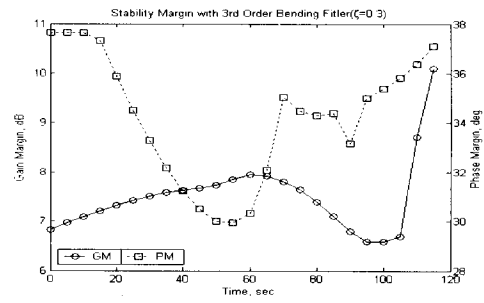


그림 17. Stability Margin(3rd Bending Filter, ζ=0.3)

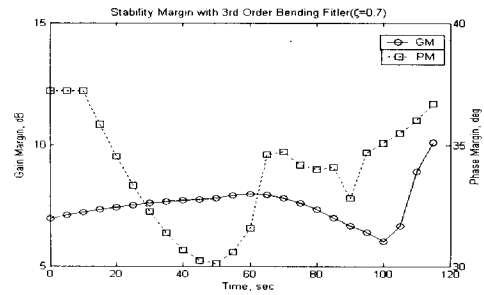


그림 18. Stability Margin(3rd Bending Filter, ζ=0.7)

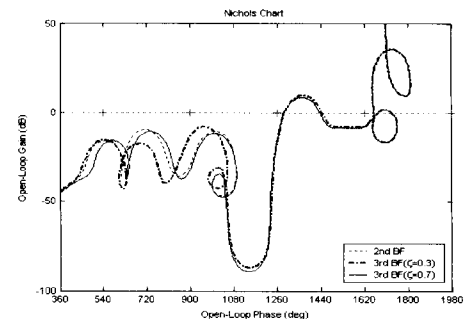


그림 19. Nichols Chart with Bending Filter

2.5 TVC 자세제어 성능분석

앞서 설계한 1, 2단부 피치, 요 자세제어기와 1단부 롤 자세제어기 및 밴딩필터의 성능을 비선형 6 자유도 시뮬레이션을 통하여 분석해 보았다. 분석에 사용된 6자유도 시뮬레이션 프로그램은 MATLAB SIMULINK를 기반으로 작성되었다. SIMULINK는 그래픽 기반으로 블록의 입·출력이 명확하게 결정되면 같은 기능을 하는 다른 알고리즘의 블록으로 교체가 가능하며 재사용이 가능하다는 장점이 있다. 6 자유도 시뮬레이션 SIMULINK 프로그램은 그림 20과 같다.

6자유도 시뮬레이션을 통한 자세제어기 타당성 분석은 그림 5, 6, 9, 19의 선형 안정성 분석 결과를 토대로 CASE 1, CASE 2 의 두 가지 경우로 나누어 수행하였다. CASE 1의 경우 강제모드만 고려된 경우이고, 밴딩모드와 밴딩필터 및 바람 영향이 추가된 경우는 CASE 2 이다.

여기서, 밴딩필터는 3차 밴딩필터를 사용하였으며, $\zeta_p=0.3$ 인 경우 최적으로 얻어진 결과를 적용하였다.

(a) CASE 1

강체(공력+슬로시+TWD+TVC 자세제어기)

(b) CASE 2

강체(공력+슬로시+TWD+TVC 자세제어기)+바람+밴딩+밴딩필터

그림 21~24는 CASE 1의 경우로 자세 각속도, 김발 구동각, 받음각 및 옆미끄럼각의 변화를 나타낸 것이다. 그림 21의 피치 자세각속도는 주어진 유도명령을 잘 추종하고 있으며, 그림 22의 롤/요 각속도 역시 편 비정렬, 추력 비정렬 오차 등이 존재하는 상황에서도 Zero 명령을 비교적 잘 추종하고 있다. 그림 21의 피치 유도 명령은 초기 Kick turn 구간에서 원하는 궤적 및 자세를

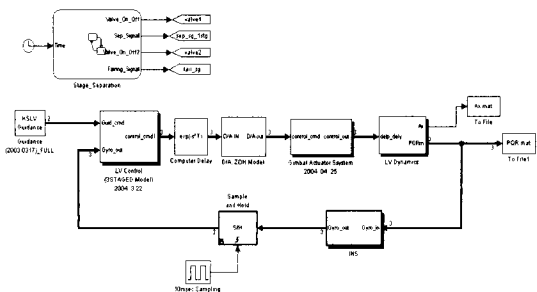


그림 20. SIMULINK Model

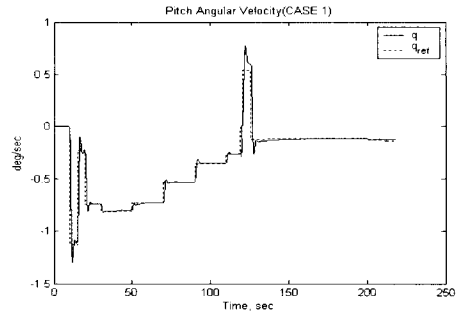


그림 21. Pitch Angular Velocity(CASE 1)

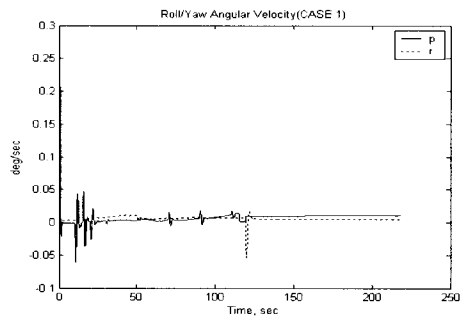


그림 22. Roll/Yaw Angular Velocity(CASE 1)

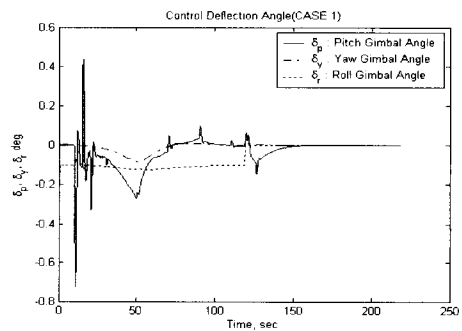


그림 23. Control Gimbal Angel(CASE 1)

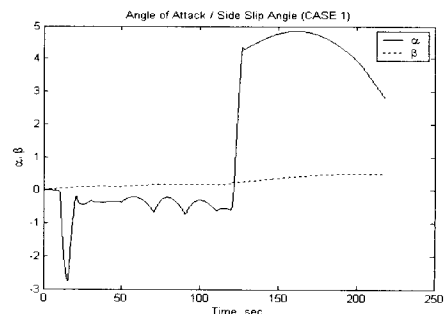


그림 24. Angle of Attack, Side Slip Angle (CASE 1)

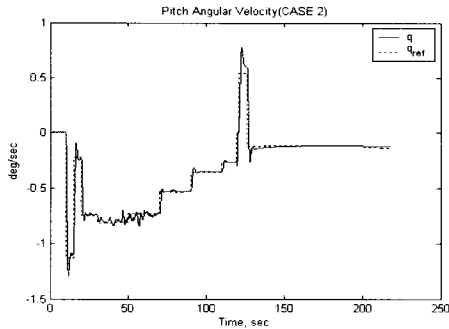


그림 25. Pitch Angular Velocity(CASE 2)

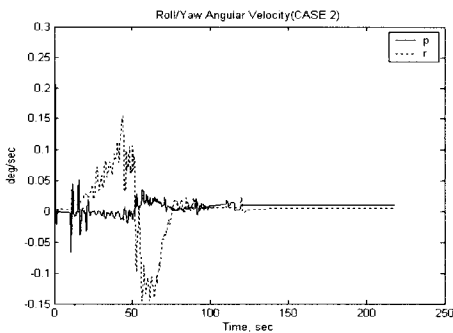


그림 26. Roll/Yaw Angular Velocity(CASE 2)

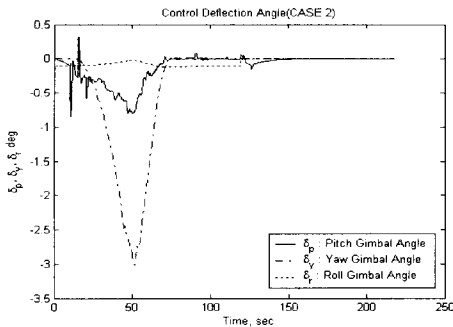


그림 27. Control Gimbal Angel(CASE 2)

얻기 위하여 크게 변하는데 이를 추종하기 위한 김발 구동각 역시 그림 23에서 보는바와 같이 급격하게 움직이는 현상을 갖는다.

한편, 그림 24의 반응각 및 옆미끄럼각의 경우 역시 초기 Kick turn 구간에서 반응각이 약 2.5도까지 증가한 뒤 공력 영향이 지배적인 40~100sec 구간에서 유도명령에 의해 적은 값을 갖

게 된다.

그림 25~27은 CASE 2의 결과를 나타낸 것이다. 벤딩모드만 추가한 경우 전체 로켓 시스템이 불안정해지나 벤딩필터를 추가함으로 이러한 불안정성이 해결되었음을 시뮬레이션을 통하여 확인할 수가 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 3단형 발사체의 강체 및 벤딩 안정성 분석, 1/2단부 롤, 피치, 요 자세제어를 위한 TVC 자세제어기 설계, 벤딩필터 설계 결과 등을 제시하였다. 비례미분 제어기 형태의 TVC 강체 제어기 설계를 통해 충분한 크기의 안정성 여유 확보가 가능하였다. 한편, 벤딩모드를 적용한 경우 고차 모드에서 벤딩에 의해 시스템 불안정이 발생한 바 적절한 벤딩필터 설계로서 시스템 안정화 및 충분한 안정성 여유 확보가 가능함을 보였다. 최종적으로, 설계된 TVC 제어기와 벤딩필터를 비선형 6자유도 시뮬레이션에 적용해서 타당성 검증 및 성능평가를 수행하였다.

참고문헌

1) Arthur L. Greensite, "Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems, Volume I - Short Period Dynamics", NASA CR-820.

2) Franklin T. Dodge 외 2명, "Liquid Propellant Dynamics in the Saturn/Apollo Vehicles - A Look Back", 41st AIAA/ASME/ASCE Structural Dynamics, and Materials Conference, Atlanta, GA, 3-6, April 2000.

3) 안재명, 노용래, 조현철, 박정주, "KSR-III 1단 자세제어 시스템 모델링 및 벤딩필터 최적설계", 한국항공우주학회지, 제30권 7호, 2002년 10월 1일, pp. 113~122.

4) 조광래 외, "3단형 과학로켓 개발사업", 과학기술부, 2003.

5) Joh D.Saugen, James M.Adler, "Adaptive Control of Propellant Slosh for a Launch with Multiple Tanks", AIAA-91-2817-CP.