

초기 추력편향제어를 위한 자세각제어 구조에 대한 연구

A Research of Attitude Angle Control Structure for Thrust Vector Control of Missiles at Initial Boosting Phase

김 부 민* · 황 익 호†
(Boo-Min Kim · Ick-ho Whang)

Abstract - In general, the thrust vector control should be fast and stable in the initial launch phase. Two types of conventional controllers, one is for pitch angle control and the other is for pitch rate control, are designed based on the equation of motion without aerodynamics and are compared in the viewpoints of the stability margin and the time response performance. Also analyzed are the rejection capabilities to cope with high aerodynamic disturbances caused by high angle of attacks in initial booting phase. Additionally, time response features at actuator saturation are investigated. Based on those results, we suggest a controller structure which is more suitable for thrust vector control of missiles at initial booting phase.

Key Words : Thrust Vectro Control, Pitch Angle Control, Pitch Rate Control

1. 서 론

수직 발사 유도탄은 많은 경우에 발사 초기에 표적방향으로 신속히 비행 방향을 전환 하도록 요구조건이 설정된다[1]. 공력 제어유도탄의 경우, 비행초기 저속에서는 자세제어에 필요한 공력이 충분히 발생하지 않으므로, 속도가 증가할 때까지 무유도 비행을 수행하도록 설계된다. 그러나 이러한 방식은 충분한 정적 안정성을 확보한 형상의 유도탄에만 적용할 수 있을 뿐 아니라 초기비행요구조건으로 고도제한이 있는 경우에는 점점 고도를 증가시킬 수밖에 없는 한계가 있다. 게다가 유도탄의 초기 거동은 유도탄의 속도 확보, 사거리 등에 큰 영향을 미치므로 전반적인 요구성능을 만족하기 위하여 수직발사 유도탄에는 발사 초기 저속에서 자세제어를 위한 추력편향제어(TVC : thrust vector control)가 종종 적용된다.

일반적으로 순항 유도탄의 발사 초기 부스터 구간에 적용하는 추력편향제어는 표적방향으로의 빠른 자세 변화와 외란에 대한 강인성을 우선적으로 고려하여야 한다. 발사 초기에 유도탄의 속도가 증가함에 따라 공력에 의한 영향이 추력편향제어를 방해하여 좋지 못한 과도응답을 만들어 내므로, 성공적인 초기 유도조종을 위해서는 저속에서 최대한 빠르게 비행방향과 자세를 전환하도록 제어하여야 한다. 이는 초기 추력제어명령이 큰 값으로 입력되어야하는 원인이기도 하다.[2] 이러한 저속에서의 급기동

은 유도탄에 불확실성과 비선형성을 증대시키는 고받음각을 유발하고, 유도탄의 급격한 속도 증가에 따라 크고 불확실한 공력 외란을 형성하므로 추력편향제어기 설계 시 크고 불확실한 외란환경을 고려하여야 한다. 결론적으로 발사 초기 추력편향제어기는 빠른 응답속도와 크고 급격한 조종입력에도 안정성을 유지하며, 외란에 대해 강건한 특성을 모두 가지도록 설계되어야 한다.

일반적으로 추력제어를 위해서는 유도탄의 자세를 제어하는 방법이 많이 이용된다. 자세제어를 위한 제어방법으로는 자세각을 직접 궤환시켜 제어하는 방법과 자세변화율을 제어하여 원하는 자세각을 얻는 방법을 생각할 수 있다. 자세각 궤환제어 방법은 자세각을 안정하게 제어할 수 있으나 자세변화율 제어에 비하여 제어속도가 느려지는 문제가 있다.

본 논문에서는, 자세각 제어 및 자세각 변화율 제어를 위한 추력편향제어기를 설계하여, 앞에서 언급한 설계요구조건에 관점에서 안정성과 성능을 비교 평가하였다. 먼저 유도탄 발사 초기 공력에 의한 영향이 없다는 가정 하에 유도탄 운동방정식을 유도하고, 다음으로 제어변수가 서로 다른 각속도 제어와 자세각 제어 기반의 추력편향제어기를 각각 설계한다. 설계된 두 제어기의 특성 비교를 위하여 주파수 영역에서 안정성을 분석하고 시간 영역에서 시간응답 특성을 검토하며, 속도 증가와 고받음각으로 인해 발생하는 불확실한 공력의 영향을 외란으로 모델링하여 인가함으로써 외란에 대한 두 제어기의 강건성도 비교분석하였다. 또한 구동기 2차 모델을 추가하여 제어기 출력신호가 구동기 변위제한으로 크기가 제한될 때 두 제어기의 전체 시간응답특성에 미치는 영향도 분석하였다. 마지막으로 분석한 결과를 토대로 유도탄의 발사 초기 추력편향제어에 적합한 제어기 구조를 제안하였다.

† Corresponding Author : Agency for Defense Development, Korea.

E-mail: ickho@add.re.kr

* Agency for Defense Development, Korea.

Received : December 30, 2016; Accepted : August 24, 2017

2. 추력편향제어기 설계

2.1 유도탄 운동방정식

일반적으로 유도탄의 종운동을 묘사하는 3-DOF(degree of freedom) 모델은 다음과 같이 주어진다.[1]

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + qv) &= -mg\sin\theta + F_{Xa} + T\cos\delta_T & (1) \\ m(\dot{w} - qu) &= mg\cos\theta + F_{Za} - T\sin\delta_T \\ I_{yy}\ddot{\theta} = I_{yy}\dot{q} &= M_{Ya} - T \cdot d\sin\delta_T \end{aligned}$$

여기서 m 은 유도탄 질량, I_{yy} 는 유도탄 관성모멘트, g 는 중력 가속도, u, w 는 동체좌표계 X, Z축의 속도 성분, q 는 피치 각속도, θ 는 피치각, F_{Xa}, F_{Za}, M_{Ya} 는 각각 공기에 의한 힘과 모멘트이다. 또한 T 는 제어에 사용되는 추력, d 는 추력중심과 무게중심 간의 모멘트암의 길이, δ_T 는 유도탄 추력제어용 조종입력이다. 식 (1)에서 위의 두 식은 직선운동(translation motion)을 묘사하는 수식이며, 세 번째 수식은 회전운동을 묘사하는 수식이다. 추력편향 제어기는 유도탄의 자세를 제어하는 제어기이므로 식 (1)의 세 번째 수식을 이용하여 제어기를 설계한다.

한편, 초기 추력편향제어기가 적용되는 구간은 상대적으로 공력보다 추력의 영향이 충분히 크므로, 공력에 의한 모멘트 M_{Ya} 를 무시하고, 미소각 근사(small angle approximation)하여 $\delta_T \approx \sin\delta_T$ 라고 근사하면, 최종 운동방정식은 아래와 같이 주어진다.

$$\dot{q} = \frac{T \cdot d}{I_{yy}} \delta_T \quad (2)$$

위 식은 발사 초기에 유도탄의 속도가 충분히 형성되지 않은 상황에서의 회전운동 모델이라 할 수 있다.

이제 $M_{\delta_T} = \frac{T \cdot d}{I_{yy}}$ 라고 정의하면, 식 (2)로부터 전달함수는 다음과 같이 구해진다.

$$\frac{q}{\delta_T} = \frac{M_{\delta_T}}{s} \quad (3-a)$$

또는
$$\frac{\theta}{\delta_T} = \frac{M_{\delta_T}}{s^2} \quad (3-b)$$

2.2 추력편향제어기 설계

수직으로 발사되는 유도탄은 초기에 피치각이 급격히 변화하는 명령을 제어기로 추종하여야 한다. 이를 위해, 2가지 형태의 추력편향제어기를 설계하여 그 성능을 비교하였다. 먼저 각속도를 내부루프로 하고 자세각을 외부루프로 구성한 자세각제어기와 다음으로 각속도만을 이용한 각속도제어기를 설계한다.

2.2.1 자세각 제어기 설계

서론에서 언급하였듯이 유도탄의 초기 제어의 경우 안정성을

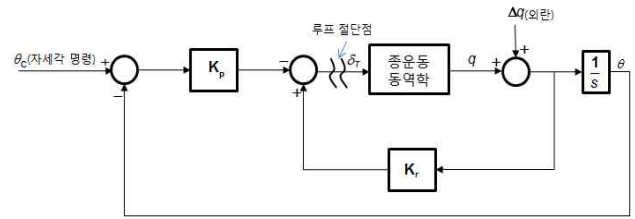


그림 1 TVC 자세각제어기 구조
Fig. 1 TVC angle controller

우선으로 고려하여야 하므로 다음 그림과 같은 PD 제어기 구조를 가지는 자세각제어기를 고려하였다.

설계된 제어시스템의 폐루프 전달함수는 다음과 같다.

$$\frac{\theta}{\theta_C} = \frac{-M_{\delta_T} \cdot K_p}{s^2 - K_r M_{\delta_T} s - K_p M_{\delta_T}} \quad (4)$$

극점배치(pole placement) 방식[3]을 적용하기 위하여 설계자가 원하는 성능을 가지기 위한 특성다항식(characteristic polynomial)을 다음과 같이 정의한다.

$$D = s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2 \quad (5)$$

식 (4)와 (5)으로부터 다음과 같이 설계자가 요구하는 성능을 가지는 이득값을 얻는다.

$$K_r = \frac{-2\zeta\omega_n}{M_{\delta_T}}, \quad K_p = \frac{-\omega_n^2}{M_{\delta_T}} \quad (6)$$

이때, ζ 와 ω_n 은 제어기의 성능과 안정도 여유를 고려하여 적절히 선정한다.

2.2.2 각속도 제어기 설계

각속도 제어기는 다음 그림과 같이 각도명령의 미분치를 각속도 명령으로 설정하고, 각속도 명령을 추종하기 위한 PI 제어기 구조로 설계하였다.

그림 2에 대한 폐루프 전달함수는 다음과 같다.

$$\frac{\theta}{\theta_C} = \frac{\frac{1}{s} q}{\frac{1}{s} q_C} = \frac{q}{q_C} = \frac{-(K_R M_{\delta_T} s + K_I M_{\delta_T})}{s^2 - K_R M_{\delta_T} s - K_I M_{\delta_T}} \quad (7)$$

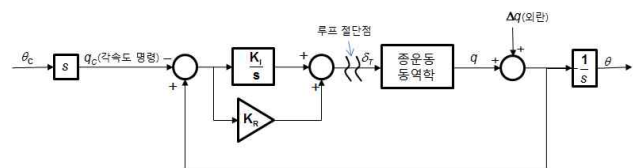


그림 2 TVC 각속도제어기 구조
Fig. 2 TVC angular rate controller

제어기의 설계는 2.2.1절과 마찬가지로 극점배치 방식을 적용하며, 식 (5)와 (7)을 이용하면 관련 이득값을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$K_R = \frac{-2\zeta\omega_n}{M_{\delta_T}}, K_I = \frac{-\omega_n^2}{M_{\delta_T}} \quad (8)$$

3. 시뮬레이션을 통한 제어기 성능분석

3.1 안정도 여유 및 명령추종 성능

개루프(open-loop)에 대한 안정성을 분석하기 위해, 다음과 같이 그림 1과 그림 2의 루프 절단점에서의 루프 전달함수를 계산하였다.

$$G_\theta(s) = -\frac{M_{\delta_T} \cdot K_r \cdot s + M_{\delta_T} \cdot K_p}{s^2} \quad (9)$$

$$G_\omega(s) = -\frac{M_{\delta_T} \cdot K_r \cdot s + M_{\delta_T} \cdot K_p}{s^2} \quad (10)$$

식 (9)와 (10)을 보면, 식 (6)과 (8)을 이용하여 두 전달함수에서 동일한 극점(pole)을 가지는 제어이득을 적용할 경우 자세각제어기와 각속도제어기의 개루프(open-loop) 전달함수가 일치한다는 것을 알 수 있다. 그림 3과 그림 4는 특성다항식(characteristic polynomial)에서 감쇄비 $\zeta = 0.7$, 고유진동수 $\omega_n = 4.0$ 로 설계할 경우 두 제어기에 대한 Bode plot이다. 그림 3, 4로부터 두 제어기 모두 29.3 dB의 이득여유와 59.8 deg의 위상여유가 있음을 알 수 있다. 비록 두 제어기가 서로 다른 영점(zero)을 가지고 있지만, 루프 전달함수가 동일하여 안정도 여유에는 영향을 주지 않는 것으로 판단된다.

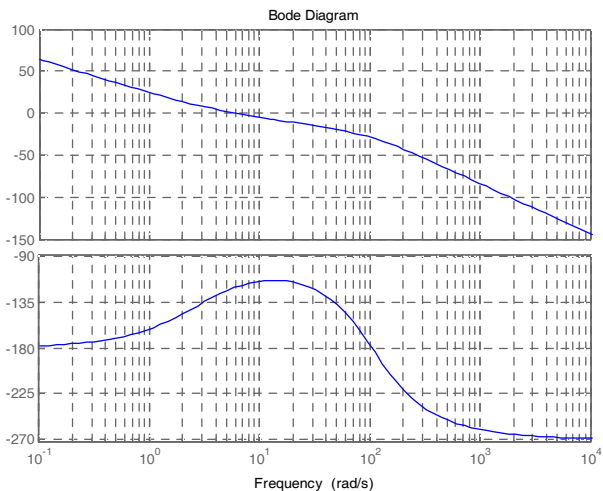


그림 3 자세각 제어기 Open-loop
Fig. 3 Angle controller open-loop

식 (4)와 (7)로 주어지는 두 제어기의 전달함수를 비교해 보면, 모두 같은 극점(pole)을 가지고 있으나 각속도제어기가 영점(zero)을 하나 더 가지고 있음을 알 수 있다. 이 차이는 두 가지 제어기의 성능에 차이를 줄 것으로 예상되며, 시뮬레이션을 통하여 시간응답특성을 비교 하였다. 그림 5와 그림 6은 곡선형태의 자세각 명령에 대하여 두 제어기가 자세각과 각속도를 추종한 결과를 비교한 것이다. 여기서 각속도 명령은 그림 5의 자세각 명령을 미분하여 생성하였다. 그림 5에서 곡선형태의 자세각 명령이 주어졌을 때 각속도제어기는 자세각제어기에 비해 빠른 응답 특성을 보이며 자세 명령을 추종하는 경향을 보인다. 그림 6의 각속도 명령 관점에서 두 제어기를 비교해 보면, 자세각 응답결과와 마찬가지로 각속도제어기가 더 빠른 응답특성과 명령추종능

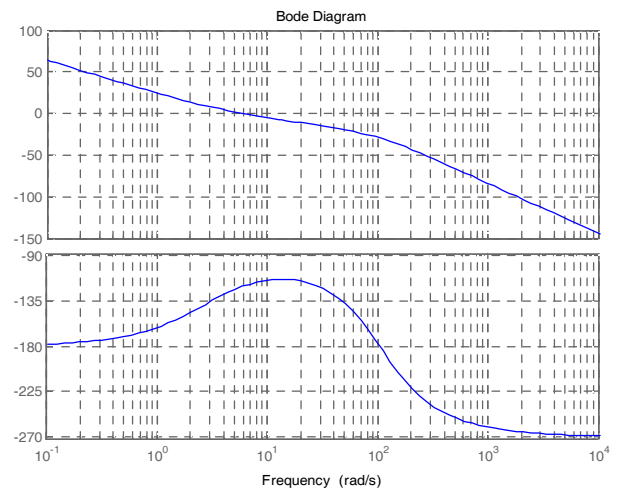


그림 4 각속도 제어기 Open-loop
Fig. 4 Angular rate controller open-loop

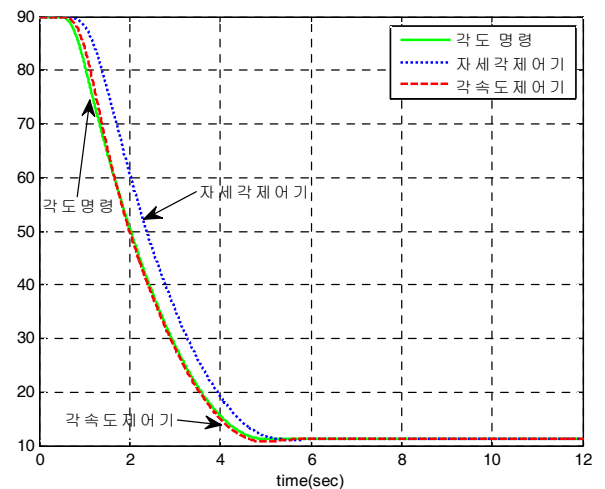


그림 5 자세제어기 및 각속도제어기의 자세각 시간반응
Fig. 5 Time response of angle for angle and angular rate controller

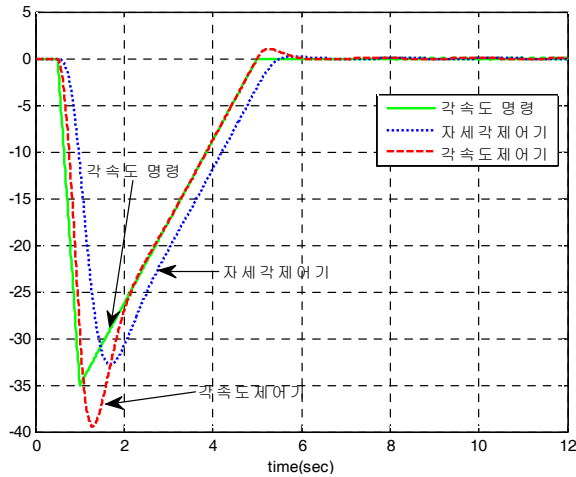


그림 6 자세제어기 및 각속도제어기의 각속도 시간반응
 Fig. 6 Time response of angular rate for angle and angular rate controller

력을 보인다. 단, 5초 부근에서 발생한 overshoot는 자세각제어기가 더 작게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

3.2 외란에 대한 강건성 분석

수직 발사하는 유도탄의 경우 추력제어를 통해 표적이 있는 방향으로 급기동을 수행하여야 한다. 이러한 급기동은 유도탄에 불확실성과 비선형성이 큰 고받음각 상태를 만들어낸다. 여기에 시간이 지날수록 유도탄의 속도 또한 빠르게 증가하므로 더 이상 공력에 의한 영향을 무시할 수 없는 상태가 된다. 본 논문에서는 이러한 고받음각과 속도증가로 발생하는 불규칙한 모멘트를 공력 외란(Δq)으로 구성하여 외란에 대한 두 제어기의 강건성을 비교해 보았다.

먼저 이론적으로 외란에 대한 강건성을 비교하기 위해, 그림 1과 2에서 외란 Δq 에 대한 출력 θ (피치각)의 루프 전달함수를 계산해 보았다.

$$\text{자세제어기} : \frac{\theta}{\Delta q} = \frac{s}{s^2 - M_{\delta_r} K_R s - M_{\delta_r} K_P} \quad (11)$$

$$\text{각속도제어기} : \frac{\theta}{\Delta q} = \frac{s}{s^2 - M_{\delta_r} K_R s - M_{\delta_r} K_I} \quad (12)$$

식 (11), (12)에서 두 제어기가 같은 극점을 가지도록 대응되는 제어이득을 설정할 경우 두 전달함수는 일치하게 된다. 이는 외란에 대한 두 제어기의 정상상태 응답특성이 동일하다는 것을 의미한다.

다음으로 시간응답 관점에서 외란에 대한 응답특성을 비교하기 위해 외란을 다음과 같은 방식으로 모델링하였다.

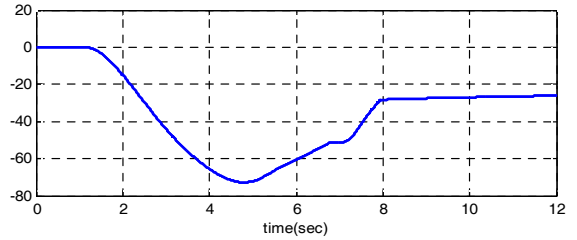


그림 7 속도와 받음각 변화에 따른 공력 외란
 Fig. 7 Aero disturbance according to velocity and angle of attack

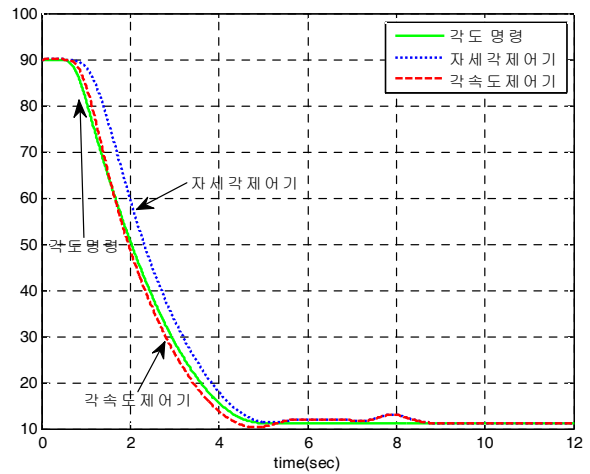


그림 8 자세각 제어기 및 각속도 제어기의 외란에 대한 자세각 반응
 Fig. 8 Response of angle for angle and angular rate controller with disturbance

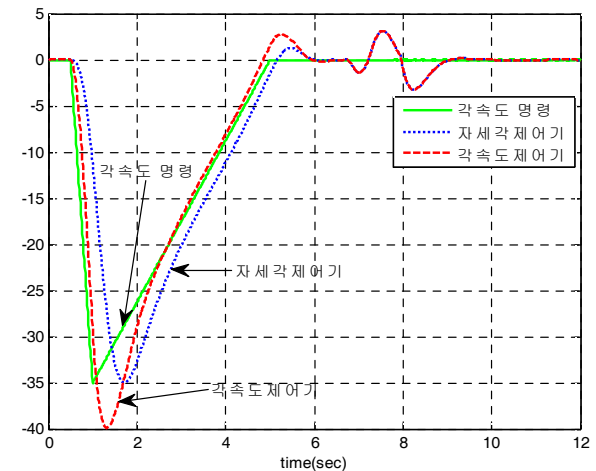


그림 9 자세각 제어기 및 각속도 제어기의 외란에 대한 각속도 반응
 Fig. 9 Response of angular rate for angle and angular rate controller with disturbance

그림 7은 그림 5의 각도 명령이 주어질 때 받음각 변화를 가정하여 발생하는 공력외란을 그린 것이다. 외란 $\Delta\gamma$ 는 그림 1, 2에 도시한 대로 출력변수 q (피치 각속도)에 직접 부가되는 것으로 모델링하였다.

그림 8과 그림 9는 외란이 주어진 상황에서 곡선 형태의 자세 각 명령에 대하여 두 제어기가 자세각과 각속도를 추종한 결과를 그린 것이다. 그림 8, 9를 그림 5, 6과 비교하면 외란의 크기가 증가할수록 자세각 명령추종오차가 증가하는 경향을 보인다. 그러나 외란이 있는 경우에도 각속도제어기는 자세각제어기보다 전반적으로 빠른 반응과 작은 추종오차를 보인다. 그림 9의 각속도 명령 추종 결과도 동일한 경향을 보이며, 두 제어기 모두 외란에 의해 그림 6보다 overshoot가 더 증가한 것을 확인할 수 있다.

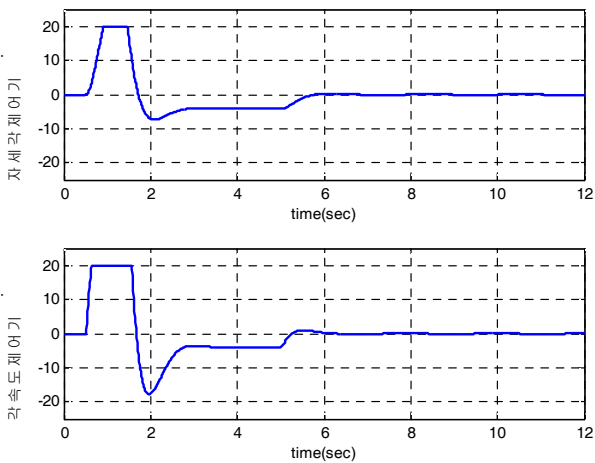


그림 10 자세제어기 및 각속도제어기의 구동기 출력신호
Fig. 10 Actuator output of angle and angular rate controller

3.3 구동기 동특성이 반영된 제어기 성능 분석

서론에서 언급하였듯이 발사 초기에 자세를 잡기 위해서는 크고 빠른 제어 명령을 필요로 한다. 유도탄에 적용 시 제어기에서 만들어낸 변위 명령을 받아들이는 구동기의 경우 시간반응속도, 최대변위, 최대각속도 등 성능에 한계가 존재한다. 본 절에서는 앞에서 설계된 제어루프에 구동기 모델이 추가되었을 경우 두 제어기의 성능에 미치는 영향에 대해 분석하였다. 구동기는 그림 1과 2에서 중운동 동역학 앞에 위치한 것으로 모델링 하였다. 추가된 구동기 모델은 2차 시스템으로 모델링 하였으며, 감쇄비 0.8, 고유진동수 17 Hz이며, 최대 각속도 ± 400 deg/sec, 최대 변위 ± 20 deg로 제한하였다.

그림 10, 11, 12는 구동기 모델을 추가하고 외란이 없는 상태에서 두 제어기의 시간응답을 도시한 것이다. 그림 10의 구동기 출력신호를 보면 제어기 작동 초기에 구동기 각도 제한에 의해 제어입력(δ_T)이 포화된 것을 볼 수 있다. 자세각제어기의 경우 이러한 제어입력 포화가 발생하더라도 자세각 궤환이 있으므로 제어입력 포화의 영향을 잘 제거하여 양호한 자세각 명령추종 성능을 보인다. 그러나 각속도 제어기의 경우에는 자세각 측정치를 이용하지 않으므로 자세각 추종성을 저하시킬 수 있다. 이 문제를 검토하기 위하여 각속도 제어기의 적분기에 누적되는 적분량의 물성에 대하여 생각해 보자. 그림 2에서 알 수 있듯이 제어기의 적분기는 각속도 명령에 대하여 실제로 추종하지 못한 각속도를 누적하는 형태이므로, 각속도의 적분치가 자세각임을 고려하면, 결과적으로 제어기 적분량은 제어입력 포화 등으로 인하여 추종하지 못한 자세각에 해당한다. 여기서 주의할 것은 이와 같은 논리는 적분기의 초기치가 제어를 개시하는 시점에서의 자세각 오차와 같은 경우에만 성립된다는 것이다. 정리하면, 각속도제어기의 초기치가 올바르게 설정되었다면, 각속도제어기 역시 정상상태 오차 없이 자세각을 추종할 수 있다는 것이며, 이는 그림

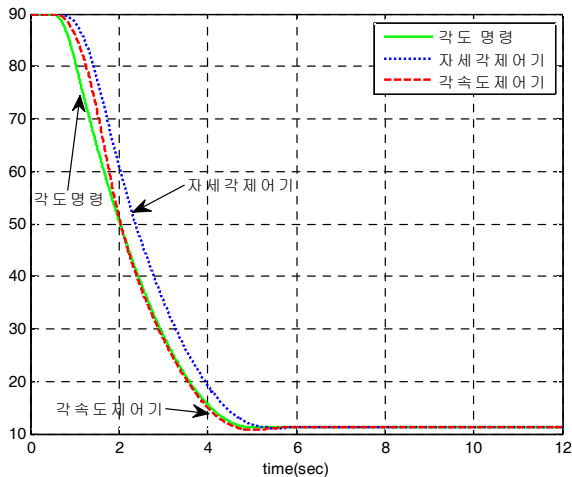


그림 11 자세제어기 및 각속도제어기의 자세각 시간반응(구동기 포함)
Fig. 11 Time response of angle for angle and angular rate controller(including actuator)

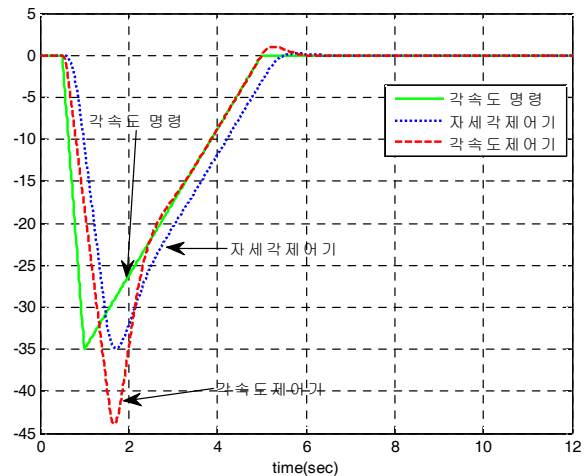


그림 12 자세제어기 및 각속도제어기의 각속도 시간반응(구동기 포함)
Fig. 12 Time response of angular rate for angle and angular rate controller(including actuator)

11에서 확인할 수 있다. 그림 12는 각속도의 추종성능을 보인 것으로서 각속도제어기가 overshoot는 있으나 양호한 성능으로 명령을 추종한 것을 보여준다. 이와 같이 적분기의 초기치를 초기 자세각 오차를 이용하여 설정하면 각속도제어기로도 우수한 자세각 추종성능을 얻을 수 있다. 그러나 실제 비행이 3차원 상에서 이루어지므로, 비행 시 롤(roll) 운동이 추가된다면 제어가 이루어지는 피치(pitch) 평면으로 모든 제어변수를 변환하여 제어를 구현하여야 하며, 이 경우에는 특히 적분기의 적분량을 다루는데 신중을 기하여야 한다.

그림 13, 14, 15는 구동기 모델을 추가 하고 외란이 존재하는 상태에서 두 제어기의 시간응답을 비교한 결과이다. 그림 13을

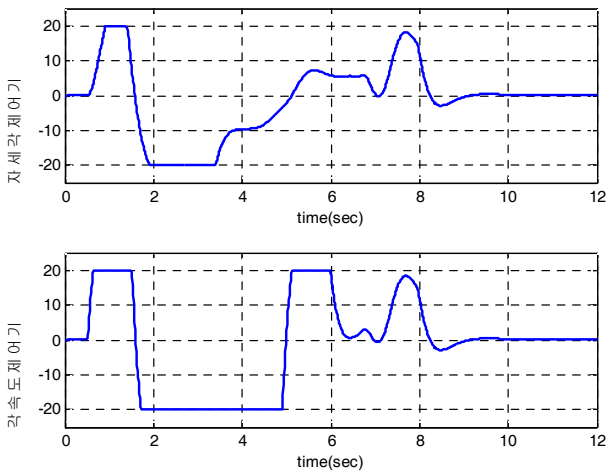


그림 13 자세제어기 및 각속도제어기의 외란에 대한 구동기 출력신호
 Fig. 13 Actuator output of angle and angular rate controller with disturbance

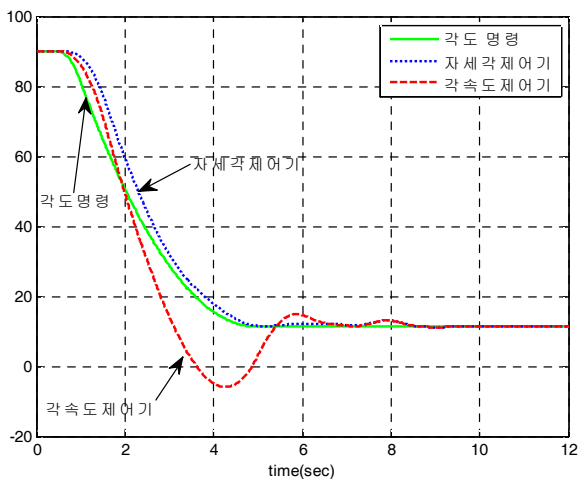


그림 14 자세각 제어기 및 각속도 제어기의 외란에 대한 자세각 반응(구동기 포함)
 Fig. 14 Angle response of angle and angular rate controller with disturbance(including actuator)

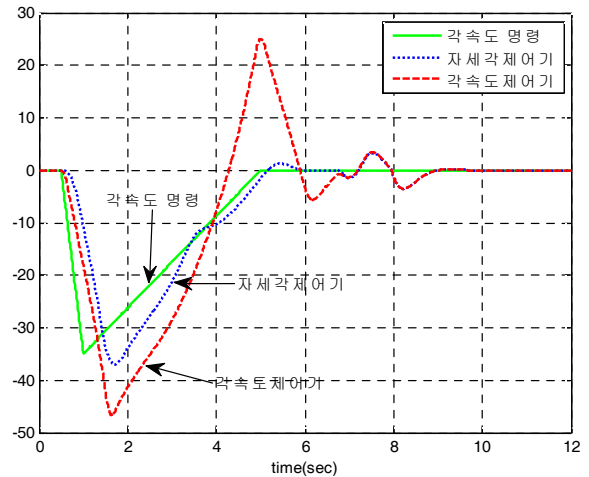


그림 15 자세각 제어기 및 각속도 제어기의 외란에 대한 각속도 반응(구동기 포함)
 Fig. 15 Angular rate response of angle and angular rate controller with disturbance (including actuator)

보면, 특히 각속도제어기의 경우에 구동기 출력신호가 오랜 시간 동안 구동기 변위 제한에 걸려 있는 것을 볼 수 있다. 이로 인해 그림 14, 15에서 볼 수 있듯이 각속도제어기의 응답이 큰 overshoot를 가진다. 이러한 overshoot는 각속도제어기에 설계된 적분기에 구동기 변위 제한으로 발생한 오차가 누적되어 발생한 것으로 생각된다. 따라서 큰 외란이 존재하는 경우에는 각속도 제어 구조를 이용한 제어기는 자세각 제어에 비하여 심각한 성능 저하를 겪을 수도 있다는 점을 고려하여 추력제어를 설계하여야 한다.

4. Feedforward 자세각제어기 제안

4.1 Feedforward 자세각제어기 구조

발사 초기 추력편향제어기는 큰 제어명령에도 빠르고 안정적으로 동작하여야 한다. 2.3절에서 살펴본 바와 같이 설계된 두 제어기에 큰 제어명령과 외란이 주어질 경우, 자세각제어기는 안정적으로 명령을 추종하지만 반응속도가 느려, 고도를 상승시키

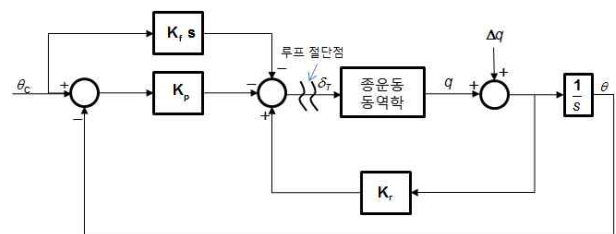


그림 16 Feedforward 제어이득이 추가된 자세제어기
 Fig. 16 angle controller added feedforward gain

고 속도증가를 방해하게 된다. 반면에 각속도제어기는 빠른 응답 특성을 보이지만 구동기 변위 제한이 있는 경우에 과도한 과도응답이 발생한다.

본 절에서는 두 제어기의 단점을 보완하기 위하여 그림 16과 같이 자세각제어기 구조에 feedforward 미분제어이득을 추가한 형태의 제어기를 제안한다. 이 제어기의 전달함수를 구하면 다음과 같다.

$$\frac{\theta}{\theta_C} = \frac{-(K_f M_{\delta_r} s + K_I M_{\delta_r})}{s^2 - K_R M_{\delta_r} s - K_I M_{\delta_r}} \quad (13)$$

식 (13)의 전달함수를 식 (8)의 각속도제어기 폐루프 전달함수와 비교하면 분자항 중 $K_R M_{\delta_r} s$ 를 $K_f M_{\delta_r} s$ 로 대체한 것과 같다. 즉, $K_f = K_R$ 이면 각속도제어기와 동일한 제어기가 된다. 이뿐 아니라 제안된 제어기의 루프 절단점에서의 루프 전달함수는 앞서 제시한 두 제어기와 동일하게 되어 기본적으로 같은 안정도 여유를 갖는다.

4.2 Feedforward 이득값 설계

적절할 K_f 를 설정하기 위하여 식 (13)의 라플라스 역변환을 식 (14)와 같이 구해 보았다. 여기서 자세각 명령은 $\theta_C(s) = 1/s$ 로 가정하였다.

$$\begin{aligned} \theta(t) = & \left[e^{\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r} t} \cos\left\{\left(-K_r M_{\delta_r} - \left(\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r}\right)^2\right)t\right\} \right. \\ & \left. + \frac{-1 + \frac{1}{2}K_r M_{\delta_r}}{-K_r M_{\delta_r} - \left(\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r}\right)^2} e^{\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r} t} \sin\left\{\left(-K_r M_{\delta_r} - \left(\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r}\right)^2\right)t\right\} \right] \cdot \theta(0) \\ & + \left[\frac{1}{-K_r M_{\delta_r} - \left(\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r}\right)^2} e^{\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r} t} \sin\left\{\left(-K_r M_{\delta_r} - \left(\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r}\right)^2\right)t\right\} \right] \cdot q(0) \\ & + \left[1 - e^{\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r} t} \cos\left\{\left(-K_r M_{\delta_r} - \left(\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r}\right)^2\right)t\right\} \right. \\ & \left. + \frac{\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r} - K_f M_{\delta_r}}{-K_r M_{\delta_r} - \left(\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r}\right)^2} e^{\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r} t} \sin\left\{\left(-K_r M_{\delta_r} - \left(\frac{1}{2}K_r M_{\delta_r}\right)^2\right)t\right\} \right] \end{aligned} \quad (14)$$

식 (14)는 크게 자세각 초기값 $\theta(0)$ 관련항과 각속도 초기값 $q(0)$ 관련항, 자세각 명령 $\theta_C(t)$ 관련항(식 (14)의 세 번째 대괄호)으로 나누어 볼 수 필요가 있다. 초기값이 '0'인 경우에는 자세각 명령 관련항만 고려하면 되는데, 자세각 명령 관련항에서 sin 함수항의 K_f 를 $K_f = K_R/2$ 로 설정할 경우 $1/2 K_r M_{\delta_r} - K_f M_{\delta_r} = 0$ 이 되어, 관련항이 사라진다. 이는 시스템의 시간응답특성이 cos 관련항만의 형태로 단순해져 제어기의 과도응답이 단순해진다는 이점이 된다. 뿐만 아니라 실제 제어기 적용 시, 자세각 초기값은 제어입력 명령 설정으로 '0'과 같은 효과를 만들 수 있지만 각속도 초기값의 경우 시스템 동특성으로 그 영향을 제어할 수 없다.

하지만 추가된 K_f 미분제어이득을 $1/2 K_r M_{\delta_r} - K_f M_{\delta_r} = -q(0)$ 가 되도록 설정한다면 각속도 초기값이 제어시스템에 미치는 영향을 제어할 수 있는 여지를 가지게 된다.

4.3 시뮬레이션을 통한 제어 성능 분석

앞에서 수식으로 설명한 부분을 시뮬레이션을 통해 그 결과를 검토해 보기로 하자. K_f 의 설계값에 따른 feedforward 자세각제어기의 시간응답을 그림 17~22와 같이 이상적인 경우, 외란이 있는 경우, 외란과 구동기가 존재하는 경우에 대해 각각 비교하였다. 그림에서 알 수 있듯이 $K_f = K_R$ 인 경우 각속도제어기와 동일한 시간응답특성을 보이며, $K_f = K_R/2$ 인 경우에는 자세각제어기보다 빠른 시간반응을 보이면서도 각속도제어기보다는

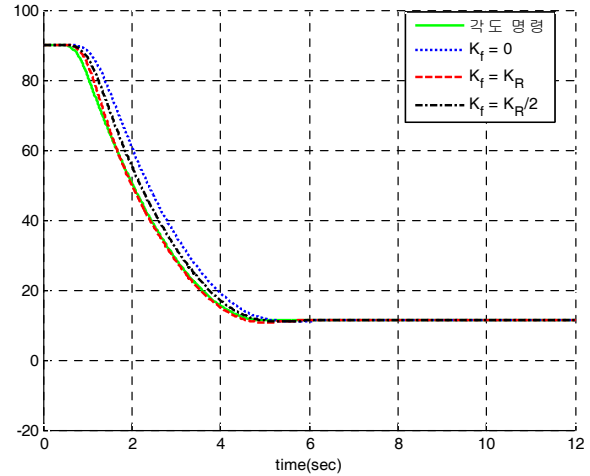


그림 17 Feedforward 자세각 제어기의 자세각 반응
Fig. 17 Angle response of feedforward angle controller

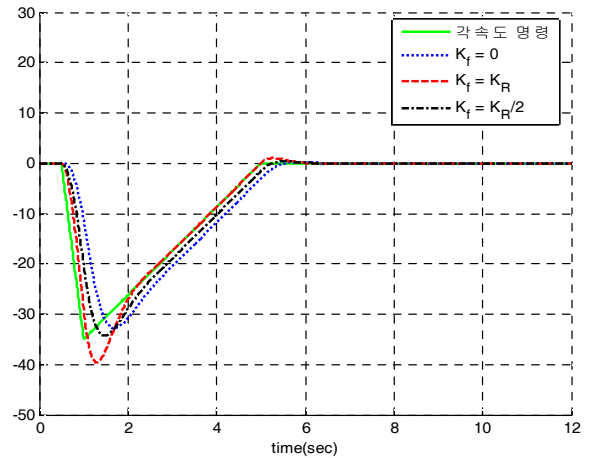


그림 18 Feedforward 자세각 제어기의 각속도 반응
Fig. 18 Angular rate response of feedforward angle controller

overshoot가 작은 것을 확인할 수 있다. 즉, 식 (14)의 자세각 명령 관련항 내의 sin 함수로 인해 발생하는 진동을 감소시킬 수 있다는 것을 확인할 수 있다. 그러므로 K_f 의 설계값에 따라 자세각제어기보다는 빠르고, 각속도제어기보다 과도응답이 개선된 시스템을 설계할 수 있게 된다. 또한 제어기 구조가 각속도제어기처럼 적분기를 가지고 있지 않으므로, 앞에서 언급한 적분기 초기값 계산을 위한 부수적인 작업이 필요 없다는 장점도 있다.

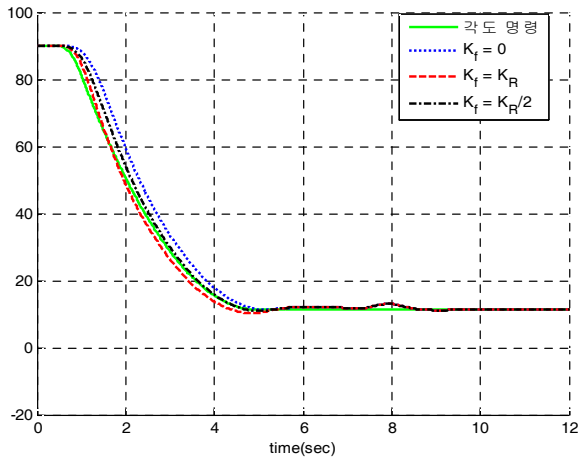


그림 19 Feedforward 자세각 제어기의 외란에 대한 자세각 반응
 Fig. 19 Angle response of feedforward angle controller with disturbance

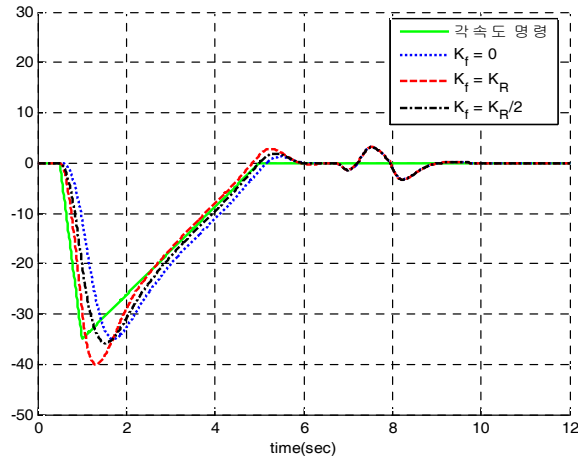


그림 20 Feedforward 자세각 제어기의 외란에 대한 각속도 반응
 Fig. 20 Angular rate response of feedforward angle controller with disturbance

3. 결 론

수직 발사하는 유도탄의 발사 초기에 발사방향 및 자세를 빠르고 안정적으로 제어하기 위한 제어기를 설계하기 위해 각속도제어기와 자세각제어기를 비교하였다. 설계된 두 제어기는 제어구조상

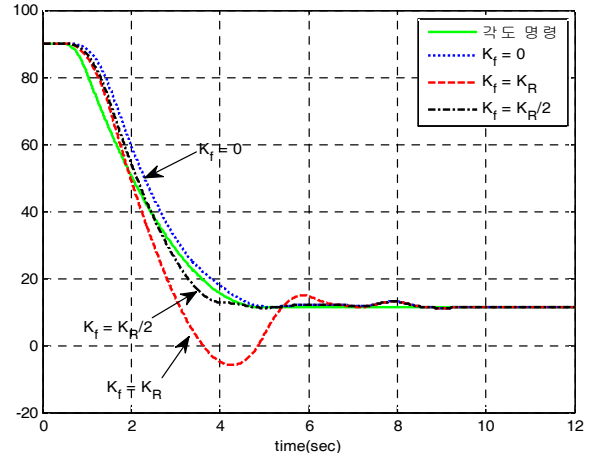


그림 21 Feedforward 자세각 제어기의 외란에 대한 자세각 반응 (구동기 포함)
 Fig. 21 Angle response of feedforward angle controller with disturbance(including actuator)

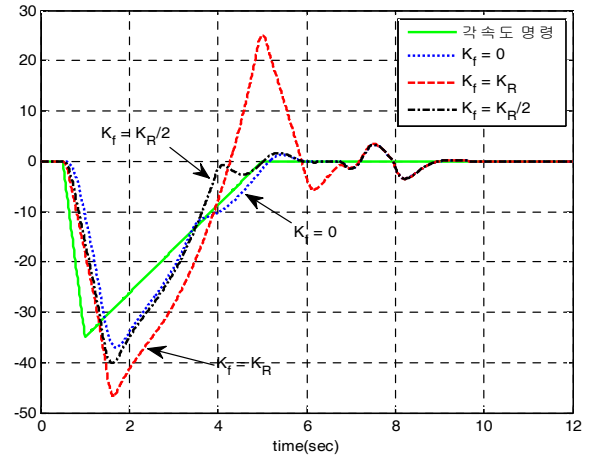


그림 22 Feedforward 자세각 제어기의 외란에 대한 각속도 반응 (구동기 포함)
 Fig. 22 Angular rate response of feedforward angle controller with disturbance(including actuator)

동일한 제어이득이 주어질 경우 동일한 안정성을 가지지만, 영점 (zero)의 유무로 인해 시간 응답 특성에서 차이를 보인다. 각속도 제어기는 빠른 응답과 약간의 overshoot가 발생하지만 자세각 명령을 정확히 추종하였고, 자세각제어기는 반응속도가 느리고 명령 추종 또한 느린 수렴성을 보였다. 또한 반응각과 속도 증가로 발생하는 불규칙한 공력을 외란으로 모델링하여 제어시스템에 미치는 영향을 분석한 결과에서도 외란이 없을 때와 유사한 특성을 보였다. 하지만 구동기 모델을 추가할 경우 각속도제어기는 외란에 대해 overshoot가 크게 나타나는 특성을 보인 반면, 자세각제어기는 반응속도는 느리지만 외란에 대해 강건함을 가지며 주어진 명령을 안정적으로 추종하는 것을 볼 수 있었다.

본 논문에서는 두 제어기에서 시간반응의 차이를 만들어 내는 요소를 검토하여, 그 요소를 제어기 설계 변수로 추가하는 방법을 제시하였다. 즉 자세각제어기에 feedforward 미분제어이득을 추가함으로써 제어기의 안정성은 동일하게 유지하고, 시간반응에 대해서는 응답속도와 overshoot 크기를 조율할 수 있는 feedforward 자세각제어기 구조를 제안하였고 시뮬레이션 결과를 통해 그 성능을 검증하였다. 제안된 제어기는 수직발사 유도탄의 추력벡터제어에 유용하게 적용될 수 있을 것으로 기대된다.

References

- [1] R. Solis, "An Analysis of the Vertical Launch Phase of a Missile Concept," AIAA 21st Aerospace Sciences Meeting, AIAA-83-0569, pp. 1-15, 1983.
- [2] S. J. Cho, Y. I. Lee, I. H. Hwang, "Minimum Energy Bang-Bang Control for Vertical Launching Missiles," SICE-ICASE International Joint Conference, Busan, Korea, Oct. 2006.
- [3] Katsuhiko Ogata, Modern Control Engineering, Third Edition, Prentice-Hall Inc., pp. 771-781, 1997.
- [4] Gene F. Franklin, J. David Powell Abbas Emami-Naeini, FEEDBACK CONTROL OF DYNAMIC SYSTEMS, ADDISON-WESLEY PUBLISHING COMPANY, pp. 221-286, 1988.
- [5] Paul Zarchan, Tactical and Strategic Missile Guidance, Fifth Edition, pp. 483-538, 2007.
- [6] Tekin, R., Atesoglu, O., Leblebicioglu, K. "Modeling and vertical launch analysis of an aero-and thrust vectored surface to air missile," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2010.
- [7] Tekin, R., Atesoglu, O., Leblebicioglu, K. "Vertical launch phase and effective turnover maneuver analysis of an air defence missile," Defence Technologies, Ankara, Turkey, 2010.
- [8] Sung, G., Hwang, Y.S., "Thrust-vector characteristics of jet vanes arranged in x-formation within a shroud," Journal of Propulsion and Power, 2004.
- [9] Fan Yong-hua, Jiang Guang-zhou, Fan Guo-long, "Design of Vertical Launch Control System for Antiaircraft Missile Using Optical Control," Third International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, 2011.

저 자 소 개



김 부 민 (Boo-Min Kim)

2009. 경상대학교 항공기계공학과 공학박사
 2009.~2011 항공기부품기술연구소 연구교수
 2011.~현재 국방과학연구소 선임연구원
 관심분야: 유도탄 유도제어, 신경회로망 적응제어 등



황 익 호 (Ick Ho Whang)

1995. 서울공대 제어계측공학과 공학박사
 1995.~현재 국방과학연구소 수석연구원
 관심분야: 유도탄 유도제어, 추정론, 추적필터 설계 등