

DACS형 직격요격비행체의 비선형 가속도 조종루프 설계

이창훈^{a,*} · 김태훈^a · 전병을^a

Nonlinear Acceleration Controller Design for DACS Type Kill Vehicle

Chang-Hun Lee^{a,*} · Tae-Hun Kim^a · Byung-Eul Jun^a

^aGuidance and Control Team, Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: lckdgn@gmail.com

ABSTRACT

This paper deals with an acceleration controller design for a kill vehicle equipped with a divert and attitude control system (DACS). In the proposed method, the attitude control system (ACS) is used to produce the thrust command to nullify angle-of-attack. For the angle-of-attack control, a nonlinear angle-of-attack controller is proposed based on the feedback linearization methodology. Since the flight path angle is identical to the attitude angle under the condition of zero angle-of-attack, the divert control system (DCS) can directly produce the lateral acceleration which is demanded from the guidance loop. In the proposed method, we can minimize the aerodynamic uncertainty due to the propulsive force. Additionally, we can simplify the operation logic of DCS and ACS. In this paper, nonlinear simulations are performed to show the performance of the proposed method.

초 록

본 논문에서는 DACS(Divert and Attitude Control System)를 장착한 KV(kill vehicle)의 비선형 가속도 조종루프 설계에 대해서 다룬다. ACS(Attitude Control System)는 받음각을 0으로 유지시키는 추력을 유발시키며, 받음각 제어를 위해 ACS를 제어명령으로 사용하는 궤환선형화 기반 비선형 받음각 조종루프를 제안한다. 받음각이 0인 조건에서는 비행경로각과 자세각이 일치하기 때문에 DCS(Divert Control System)는 유도루프에서 요구하는 측방향 가속도를 직접 생성하도록 제어한다. 이러한 방식에서는 추력에 의한 공력간섭 효과를 최소화 시킬 수 있으며, DCS와 ACS의 운용로직을 단순화 시킬 수 있다. 수치 시뮬레이션을 통해 제안한 기법의 성능을 검증한다.

Key Words: Kill Vehicle(직격요격비행체), Nonlinear Control(비선형 제어), Divert and Attitude Control System(닥스), Autopilot Design(조종루프 설계)

Received 30 December 2014 / Revised 7 May 2015 / Accepted 12 May 2015

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 추계학술대회(2014. 12. 17-19,

강원랜드 호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

DACS : divert and attitude control system

ACS : attitude control system
 DCS : divert control system
 FBLC : feedback linearization control
 KV : kill vehicle

1. 서 론

1991년 걸프전 이후 탄도탄의 위협이 갈수록 증대되고 있으며 탄도탄 표적은 항공기 표적과 전혀 다른 비행영역에서 접근해오기 때문에 탄도탄 요격체의 입장에서는 탐지/추적, 유도/제어 및 추진 시스템의 기술적인 어려움이 존재한다. 탄도탄과 같이 빠른 속도를 가지고 접근해오는 표적의 경우 근접신관을 이용한 파괴방식은 효과적이지 못하다는 것이 알려져 있다. 그 대신 표적 탄두의 취약점(sweet spot)을 직격하여 요격체가 가지는 운동에너지의 발산을 통해서만 표적을 효과적으로 요격할 수 있다[1].

기존의 공력제어를 이용하는 유도탄 시스템은 고고도에서 빠르게 접근해 오는 탄도탄 표적을 직격하는데 여러 가지 한계가 존재한다. 첫째, 탄도탄을 요격하는 상황은 지상에서 발사되어 높은 고도에서 표적을 요격해야 하는 상황이다. 공력제어만을 수행하는 기존의 유도탄의 경우 높은 고도에서 공기밀도 감소로 인한 기동력 손실이 발생된다. 둘째, 높은 고도에서는 공력제어의 가속도 응답이 매우 느리다. 일반적으로 유도탄의 공력제어 메커니즘은 다음과 같다. 유도탄의 조종면의 조작을 통해 동체의 각속도를 유발하고, 생성된 각속도에 의해 받음각이 형성되게 된다. 최종적으로 받음각에 의해 유도탄 동체에 측방향 가속도가 발생된다[2]. 참고문헌 [3]에 따르면 높은 고도에서는 각속도에 대한 받음각이 형성되는 속도를 나타내는 Turn Rate Time Constant가 커서 최종 기동 가속도가 유발되는데 걸리는 시간이 크다는 것이 밝혀졌다. 따라서 빠르게 움직이는 표적을 요격하는데 가속도의 응답속도가 느리면 표적을 놓치게 될 확률이 증대된다.

이러한 문제를 극복하기 위해 최근 탄도탄을

요격하는 요격체 시스템에 새로운 제어방식이 도입되고 있다. 이는 DACS를 장착한 직격요격비행체(KV)를 통해 탄도탄을 요격하는 방식이다 [4]. DACS에 의해 발생하는 추력은 높은 고도에서도 매우 빠른 가속도 응답을 확보할 수 있고, 공기밀도와 무관하게 일정한 힘을 유발시킬 수 있기 때문에 탄도탄을 요격하는데 효과적인 제어시스템으로 각광받고 있다. 미국에서 개발중인 THAAD도 DACS를 장착한 KV를 이용하여 탄도탄 표적을 요격하게 된다[5]. DACS는 크게 측방향 가속도를 유발시키도록 설계된 DCS와 KV의 자세제어를 수행하도록 만들어진 ACS로 구성된다. DCS는 KV의 무게중심에 직접적인 가속도를 유발하고 DCS의 동작으로 인해 유발되는 모멘트를 최소화하기 위해 KV의 무게중심 근처에 장착되도록 설계가 되며, ACS는 작은 힘으로 자세제어를 수행하기 위해 무게중심으로부터 떨어진 곳에 부착이 된다. 이러한 구조에서 ACS가 자세제어를 담당하지만 DCS에 의해서 모멘트가 유발될 수 있고, DCS가 측방향 힘을 담당하지만 ACS에 의해 측방향 힘이 발생될 수 있다. DACS를 장착한 KV에서는 원하는 방향의 가속도를 유발시키면서 KV의 자세를 안정화시키기 위해서는 DCS와 ACS의 효과적인 제어 및 추력분배로직이 요구된다.

본 연구에서는 비선형 제어 이론 중 하나인 궤환선형화(feedback linearization)[6]를 이용한 DCS와 ACS의 가속도 조종루프 설계에 대해서 다루고자 한다. 본 논문에서 제안하는 DCS와 ACS의 운용 및 제어기법은 다음과 같다. ACS는 KV의 받음각을 0으로 유지시키도록 자세제어를 수행하여, KV의 자세각과 비행경로각이 일치되도록 한다. DCS는 유도루프에서 요구하는 가속도를 유발시키도록 제어를 수행하는데 이때 ACS에 의해 유발된 측방향 가속도를 뺀 나머지 가속도를 만들어 내도록 제어하게 된다. ACS의 받음각 제어를 위해 본 연구에서는 3-루프 기반 비선형 받음각 조종루프[7]를 제안한다. 시뮬레이션을 통해 제안한 기법의 타당성을 검증한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 KV

의 운동방정식에 대해서 기술하고, 3장에서는 제안한 DACS의 가속도 조종루프 설계에 대해서 다루고자 한다. 4장에서는 제안한 조종루프의 응답특성에 대해서 분석을 하며, 5장에서는 수치시뮬레이션 결과를 제시하기로 한다. 마지막으로 6장에서 본 연구의 결론을 다루기로 한다.

2. 직격요격비행체 모델

본 절에서는 고려하는 DACS형 KV의 운동방정식에 대해서 기술하고자 한다. 본 연구에서는 KV의 롤운동이 안정화 되어 있어서 피치/요 운동이 분리된다고 가정한다. 따라서 본 연구에서는 피치평면에 대한 운동만을 다루기로 한다. Fig. 1은 DACS형 KV의 피치 운동기하를 도시하고 있다.

이 그림에서 (x_B, z_B) 는 KV의 동체좌표계를 나타낸다. V 는 KV의 속도를 의미하며, T_{DCS} 와 T_{ACS} 는 DCS와 ACS의 추력을 나타낸다. 다음으로 α 는 받음각, γ 는 비행경로각, θ 는 자세각을 의미한다. x_{DCS} 와 x_{ACS} 는 무게중심으로부터 DCS와 ACS의 작용점 위치를 나타낸다. F_N 와 F_A 는 공력에 의한 수직방향 힘 및 측방향 힘을 의미한다. 마지막으로 M 은 공력 피칭모멘트를 나타낸다.

이때 KV의 속도, 비행경로각, 피치각속도를 상태변수로 하는 피치 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{V} = \frac{-F_N \sin \alpha - F_A \cos \alpha + (T_{ACS} + T_{DCS}) \sin \alpha}{m} - g \sin \gamma \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{F_N \cos \alpha - F_A \sin \alpha - (T_{ACS} + T_{DCS}) \cos \alpha}{m V} - \frac{g \cos \gamma}{V} \quad (2)$$

$$\dot{q} = \frac{M + x_{DCS} T_{DCS} + x_{ACS} T_{ACS}}{I_{yy}} \quad (3)$$

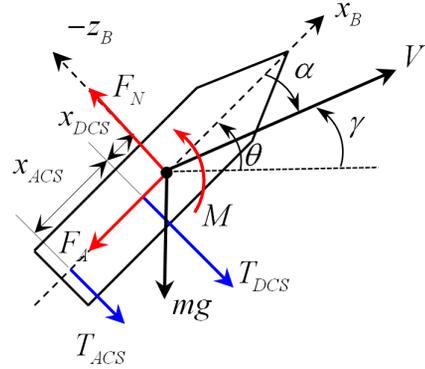


Fig. 1 Definitions of pitch motion for kill vehicle.

위 식에서 q, I_{yy}, g 는 각각 피치각속도, 피치 관성모멘트, 중력 가속도를 의미한다. Fig. 1에서 KV에 작용하는 총 측방향 가속도는 다음과 같이 표현된다.

$$a_z = \frac{-F_N + T_{DCS} + T_{ACS} + g \cos \theta}{m} \quad (4)$$

위 식에서 살펴보면 KV의 측방향 가속도는 공력에 의한 수직 가속도 및 DCS와 ACS의 추력, 중력에 의해 유발되는 것으로 확인할 수 있다. 이 성분들 중 중력은 KV의 기동 가속도에 비해 상대적으로 작은 양이므로 조종루프 설계 과정에서는 일반적으로 무시 가능하다. 따라서 위 식에서 기동 가속도는 조종루프 설계 관점에서 다음과 같이 근사화 될 수 있다.

$$a_z \approx \frac{-F_N + T_{DCS} + T_{ACS}}{m} \quad (5)$$

3. 비선형 가속도 조종루프 설계

3.1 DCS와 ACS의 운용로직

KV가 표적을 직격하기 위해서 유도루프에서는 속도벡터에 수직인 측방향 가속도 명령을 산출하게 되고, 조종루프에서는 DCS와 ACS의 작동을 통해 KV의 측방향 가속도를 유발시켜야 한다.

일반적으로 KV에서 DCS는 무게중심 근처에 장착이 되어 측방향 힘을 유발 시키는데 주로 활용되며, ACS는 자세제어를 위해 활용된다. 받음각이 존재하는 경우 DCS에 의해 유발되는 가속도중 속도벡터에 수직인 성분은 다음과 같다.

$$a_{z\perp V} = \frac{T_{DCS}\cos\alpha}{m} \quad (6)$$

위 식에서 확인할 수 있듯이 받음각이 증가하게 되면 동일한 DCS 추력 T_{DCS} 에 대해 $a_{z\perp V}$ 의 크기가 감소하게 된다. 즉, DCS에 의한 속도벡터 변화가 줄어들게 된다. 또한 받음각이 형성되어 있는 상황에서 DCS와 ACS를 동작하게 되면, 추력에 의한 공력간섭 효과가 나타나 가속도 제어에 어려움을 유발시킬 수 있다.

따라서 본 연구에서는 다음과 같은 DCS와 ACS의 운용로직을 제안하기로 한다. ACS는 DCS 사용 시 유발되는 모멘트를 안정화 시키는데 활용되며 또한 받음각을 0으로 유지하도록 제어한다. DCS는 유도루프에서 요구하는 가속도 명령을 추종하도록 제어한다.

위에서 언급한 방법대로 ACS와 DCS를 운용하게 되면 받음각을 0으로 유지시켜 추력에 의한 공력간섭을 최소화 시킬 수 있을 뿐만 아니라, KV의 속도벡터와 자세각을 일치시켜 DCS를 속도벡터 변화에 직접적으로 활용할 수 있다는 장점이 있다. 이러한 운용로직에서는 DCS는 유도루프에서 요구하는 측방향 가속도만 추종하도록 제어하면 되기 때문에 간단한 방식으로 DCS 가속도 제어를 수행할 수 있다.

3.2 DACS 가속도 조종루프 구조

다음은 제안하고자 하는 DACS 시스템의 가속도 조종루프 구조에 대해서 다루기로 한다. Fig. 2는 백스테핑(backstepping) 제어를 이용한 DACS 가속도 조종루프 구조를 나타낸다. 앞서 설명한 것과 같이 DACS 조종루프는 제로(0) 받음각을 유지시키는 ACS, 받음각 조종루프와 유도에서 만들어진 가속도 명령을 추종하는 DCS 가속도 조종루프로 구성된다. 위 그림에서 FBLC

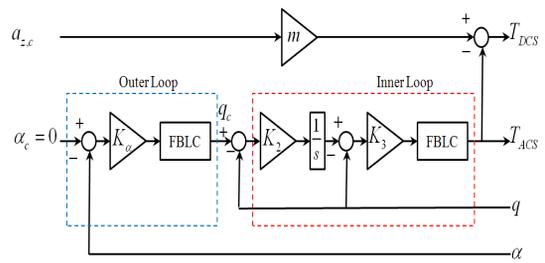


Fig. 2 Acceleration control structure for DACS.

는 궤환선형화 제어기(feedback linearization controller)를 의미한다.

받음각 조종루프의 경우 백스테핑 제어기법을 적용하여 외부루프에서는 받음각 $0(\alpha_c = 0)$ 을 유지하기 위한 각속도 명령(q_c)을 산출하고 내부루프에서는 각속도 명령을 추종하기 위한 ACS 명령($T_{ACS,c}$)을 산출하게 된다. DCS는 유도루프에서 요구하는 가속도 명령($a_{z,c}$) 중 ACS에 의해 유발되는 가속도를 뺀 만큼의 측방향 가속도를 만들도록 제어된다. 이는 DCS와 ACS에서 유발되는 측방향 힘의 합이 유도루프에서 요구하는 측방향 힘과 같게 만들기 위함이다. 다음절에서는 받음각 조종루프와 가속도 조종루프에 대해서 각각 설명하기로 한다.

3.3 ACS 받음각 조종루프 설계

다음은 ACS의 받음각 조종루프 설계에 대해서 기술하기로 한다. 일반적으로 유도탄에서 자세각, 받음각, 비행경로각은 다음의 관계식을 갖는다.

$$\theta = \alpha + \gamma \quad (7)$$

Eq. 2와 Eq. 3 및 Eq. 7을 이용하면 받음각의 운동방정식을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\dot{\alpha} = q + \frac{(-F_N + T_{ACS} + T_{DCS})\cos\alpha}{mV} + \frac{F_A\sin\alpha}{mV} + \frac{g\cos\gamma}{V} \quad (8)$$

위 식에서 중력의 의해 유발되는 받음각 변화

$(g \cos \gamma / V)$ 는 비행체의 기동가속도에 의해 유발되는 양에 비해 현저히 작으며, 유도루프 명령 생성 시 중력에 해당하는 양을 추가로 보상하여 조종루프에 명령을 전달하기 때문에 조종루프 설계 시에는 무시 가능하다. 또한 받음각이 작다고 가정하면 Eq. 8은 다음과 같은 형태로 근사될 수 있다.

$$\dot{\alpha} = q + \frac{(-F_N + T_{DCS} + T_{ACS})}{mV} \quad (9)$$

위 식을 Eq. 4를 이용하여 정리하면 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$\dot{\alpha} = q + \frac{a_z}{V} \quad (10)$$

받음각을 제어하기 위해 외부루프에 대한 오차방정식을 다음과 같이 설정하기로 한다.

$$\dot{\alpha} = K_\alpha(\alpha_c - \alpha) \quad (11)$$

Eq. 10과 Eq. 11을 이용하여 궤환선형화를 적용하면, 위에서 설정한 오차방정식을 따르도록 하는 피치각속도 명령은 다음과 같이 산출할 수 있다.

$$q_c = K_\alpha(\alpha_c - \alpha) - \frac{a_z}{V} \quad (12)$$

위 식에서 K_α 는 받음각 제어기 외부루프의 제어이득을 나타낸다. 외부루프의 오차방정식이 1차 시스템 형태를 가지기 때문에 K_α 는 1차 시스템 시정수(time constant)의 역수로 간주할 수 있다.

다음으로 받음각 및 자세제어를 위한 내부루프 설계에 대해서 기술하기로 한다. 앞서 언급한 것과 같이 받음각 및 자세제어는 ACS를 통해서 이루어지기 때문에 내부루프에서는 피치각속도 명령을 추종하도록 하는 ACS 명령을 산출하기로 한다.

먼저, 내부루프가 피치각속도 명령을 추종하도록 오차방정식을 다음과 같이 설정하기로 한다.

$$\dot{q} = \left[\frac{K_2}{s}(q_c - q) - q \right] K_3 \quad (13)$$

위의 오차방정식은 유도탄 가속도 조종루프 설계에 널리 적용되고 있는 3-루프 구조와 비슷한 형태를 가진다. DCS와 ACS의 합이 최종 추종해야 하는 가속도를 만들어야 하므로 이 관계식을 정리하면 다음과 같다.

$$ma_{z,c} = T_{DCS} + T_{ACS} \quad (14)$$

Eq. 14를 Eq. 3에 대입하면 다음과 같다.

$$\dot{q} = \frac{M + x_{DCS}ma_{z,c} + (x_{ACS} - x_{DCS})T_{ACS}}{I_{yy}} \quad (15)$$

다음으로 Eq. 15로부터 궤환선형화를 이용하여 내부루프가 위 Eq. 13의 오차방정식을 따르도록 하는 ACS의 명령은 다음과 같이 산출할 수 있다.

$$T_{ACS,c} = \frac{I_{yy}}{(x_{ACS} - x_{DCS})} \left[\frac{K_2}{s}(q_c - q) - q \right] K_3 - \frac{ma_{z,c}x_{DCS}}{(x_{ACS} - x_{DCS})} - \frac{M}{(x_{ACS} - x_{DCS})} \quad (16)$$

위 식에서 K_2, K_3 는 내부루프의 제어이득을 의미한다. Eq. 13의 오차방정식의 전달함수는 다음과 같은 일반적인 2차 시스템 형태를 가진다.

$$\frac{q}{q_c} = \frac{K_2 K_3}{s^2 + K_3 q s + K_2 K_3} \quad (17)$$

따라서 받음각 제어기 내부루프의 제어이득은 사용자가 원하는 2차 시스템 응답을 가지도록 다음과 같이 설정할 수 있다.

$$K_2 = \frac{\omega_d}{2\zeta_d}, \quad K_3 = 2\zeta_d \omega_d \quad (18)$$

여기서 ω_d, ζ_d 는 사용자가 원하는 내부루프 2차 응답특성의 대역폭과 감쇠비를 의미한다.

3.4 DCS 가속도 조종루프 설계

본 논문에서 제안한 알고리즘에서는 ACS에 의해 받음각이 항상 0을 유지하기 때문에 KV의 비행경로각과 자세각이 항상 일치하게 된다. 따라서 DCS에서는 유도루프에서 요구한 가속도 명령을 직접 추종하기 위한 추력을 생성하면 된다. Eq. 14에서 살펴 볼 수 있듯이 최종적으로 얻게 되는 측방향 가속도는 DCS와 ACS에 의해 유발된 가속도 합으로 주어진다. 따라서 조종루프에서 요구 가속도 $a_{z,c}$ 를 얻기 위해서 DCS는 ACS에 의해 유발되는 측방향 힘을 추가로 보상하여 적용하여야 한다.

$$T_{DCS} = ma_{z,c} - T_{ACS} \quad (19)$$

즉, 요구 가속도 $a_{z,c}$ 에 질량을 곱한 요구 추력에서 ACS의 의해 유발된 추력 크기를 뺀 만류가 DCS에 요구되는 추력 명령이 되는데 Eq. 19를 적용하기 위해서는 ACS의 추력 정보가 필요하다.

ACS의 추력 정보는 가속도 센서를 통해 얻어진 가속도 측정 정보에 KV의 질량을 곱하여 산출할 수 있는데 가속도 센서는 DCS와 ACS의 가속도 합을 측정하기 때문에 측정된 값에서 ACS에 의해 유발된 추력 정보만을 추출하는 것은 어려운 일이다. 또 다른 방법으로는 추력식을 이용하여 ACS에 의해 유발되는 추력을 추정할 수 있으나 이 방법에서는 추력 추정값의 정확도가 다소 저하된다. 따라서 본 연구에서는 ACS가 ACS의 명령을 빠르게 추종한다는 가정을 활용하기로 한다. 즉, Eq. 19의 DCS의 명령을 계산할 때 ACS의 추력 응답 대신 ACS의 명령값을 이용하기로 한다.

$$T_{DCSc} = ma_{z,c} - T_{ACS_c} \quad (20)$$

이렇게 조종루프를 구현할 경우 천이구간에서는 실제 ACS 추력 응답과 ACS의 명령의 차이

가 있기 때문에 DCS의 명령이 실제값과 다소 차이가 발생할 수 있으나, 정상상태에 도달하게 되면 DCS는 정확하게 요구 추력을 만드는 명령을 산출할 수 있게 된다.

4. 조종루프의 응답 특성 분석

4.1 ACS 받음각 루프 응답특성 분석

본 절에서는 ACS 받음각 외부루프 응답특성에 대해 분석해 보기로 한다. Eq. 10은 외부루프 받음각의 운동방정식을 나타내고, Eq. 12는 받음각 제어를 위한 각속도 명령을 나타낸다. 여기서 내부루프인 피치각속도가 피치각속도 명령을 빠르게 추종한다고 가정하면($q = q_c$) Eq. 10과 식 12로부터 제어명령이 인가될 때 받음각의 변화율은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{\alpha} = K_{\alpha}(\alpha_c - \alpha) + \left(\frac{a_z}{V} - \frac{\hat{a}_z}{\hat{V}} \right) \quad (21)$$

위 식에서 \hat{a}_z, \hat{V} 는 제어명령 계산에 적용되는 가속도와 속도의 측정치를 나타내고, a_z, V 는 KV에 작용하는 실제 가속도와 속도를 의미한다. 다음으로 받음각 추종오차를 다음과 같이 정의하기로 한다.

$$e_1 = \alpha_c - \alpha \quad (22)$$

위 식에서 받음각 명령이 상수라 할 때 Eq. 22를 미분하면 받음각 추종오차의 변화율은 다음과 같이 계산된다.

$$\dot{e}_1 = \dot{\alpha}_c - \dot{\alpha} = -\dot{\alpha} \quad (23)$$

Eq. 21을 Eq. 23에 대입하여 정리하면 받음각 외부루프의 대한 오차 방정식을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\dot{e}_1 = -K_{\alpha}e_1 - \left(\frac{a_z}{V} - \frac{\hat{a}_z}{\hat{V}} \right) \quad (24)$$

위 식에서 관찰 할 수 있듯이 첫 번째 항에 의해 받음각 추종오차는 감소하게 되고, 두 번째 항은 받음각 추종오차 수렴의 외란으로 작용하게 된다. 최종적으로 받음각 추종 오차는 $\dot{e}_1=0$ 될 때 까지 감소하게 되는데, 이때의 e_1 은 정상 상태 오차가 된다. Eq. 24에서 $\dot{e}_1=0$ 조건을 이용하여 정상상태 오차를 도출 하면 다음과 같다.

$$e_1 = \frac{1}{K_\alpha} \left(\frac{a_z}{V} - \frac{\hat{a}_z}{\hat{V}} \right) \quad (25)$$

즉, 받음각 제어명령 산출에 사용되는 가속도와 속도의 측정치가 실제 KV에 작용하는 실제 가속도, 속도와 일치할 때 ($\hat{a}_z = a_z, \hat{V} = V$) 정상 상태 오차는 0이 된다. 실제 환경에서 KV의 속도와 가속도는 항법장치와 가속도 센서를 통해 정확하게 계측할 수 있기 때문에 제안한 제어명령을 통해 받음각 추종오차를 매우 작은 수준으로 제어할 수 있다.

4.2 ACS 가속도 루프 응답특성 분석

다음으로 ACS 내부루프 응답특성에 대해 분석해 보기로 한다. 외부루프 해석과 동일하게 ACS의 응답이 ACS의 명령을 빠르게 추종한다고 가정하면 ($T_{ACS} = T_{ACS,c}$) 내부루프 제어명령을 인가 했을 때 가속도 변화율은 Eq. 15와 Eq. 16으로부터 다음과 같이 산출 할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{q} = & \frac{\hat{I}_{yy}}{I_{yy}} \frac{(x_{ACS} - x_{DCS})}{(\hat{x}_{ACS} - \hat{x}_{DCS})} K_3 \left[\frac{K_2}{s} (q_c - q) - q \right] \\ & - \frac{(x_{ACS} - x_{DCS}) (\hat{M} + \hat{x}_{DCS} \hat{m}_{a_z,c})}{(\hat{x}_{ACS} - \hat{x}_{DCS}) I_{yy}} \\ & + \frac{(M + x_{DCS} m_{a_z,c})}{I_{yy}} \end{aligned} \quad (26)$$

위 식에서 변수 \hat{A} 은 변수 A 의 추정값을 나타내며, 제안한 조종루프에서는 실제의 값을 알 수 없기 때문에 추정 된 물리량을 가지고 제어명령을 산출한다고 가정한다. 4.1절에서 수행했던 것과 마찬가지로 가속도 추종오차를 다음과 같이

정의하기로 한다.

$$e_2 = q_c - q \quad (27)$$

가속도 명령이 상수일 때 가속도 추종오차의 변화율은 다음과 같다.

$$\dot{e}_2 = \dot{q}_c - \dot{q} = -\dot{q} \quad (28)$$

Eq. 26을 Eq. 28에 대입하면 가속도에 대한 오차 방정식을 다음과 같이 산출 할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{e}_2 = & -\frac{\hat{I}_{yy}}{I_{yy}} \frac{(x_{ACS} - x_{DCS})}{(\hat{x}_{ACS} - \hat{x}_{DCS})} K_3 \left[\frac{K_2}{s} e_2 - q \right] \\ & + \frac{(x_{ACS} - x_{DCS}) (\hat{M} + \hat{x}_{DCS} \hat{m}_{a_z,c})}{(\hat{x}_{ACS} - \hat{x}_{DCS}) I_{yy}} \\ & - \frac{(M + x_{DCS} m_{a_z,c})}{I_{yy}} \end{aligned} \quad (29)$$

위 식에서 관찰 할 수 있듯이 Eq. 29의 첫 번째 항은 가속도 추종오차를 0으로 수렴시키는 역할을 하며 두 번째와 세 번째 항은 오차방정식의 외란과 관련 된 항이다. 만약 제어명령 계산 시 모델 정보를 정확하게 안다고 하면 외란에 관한 항은 0이 된다. 모델링 오차가 존재 할 때 두 번째 항과 세 번째 항이 서로 완전히 상쇄가 되지 않아 가속도 추종오차에 영향을 주게 된다. 하지만, 제안한 제어구조에서는 내부루프에 적분기가 있기 때문에 외란에 의해 유발 된 추종오차는 보상된다. 또한 위 식에서 확인할 수 있듯이 모델링 오차는 최종적으로 K_3 이득의 증가 또는 감소 효과로 나타난다.

$$\dot{K}_3 = \frac{\hat{I}_{yy}}{I_{yy}} \frac{(x_{ACS} - x_{DCS})}{(\hat{x}_{ACS} - \hat{x}_{DCS})} K_3 \quad (30)$$

여기서 \dot{K}_3 모델링 오차에 의해 실제로 조종루프에 적용되는 제어이득을 나타낸다. Eq. 18에서 확인할 수 있듯이 K_3 이득이 증가하게 되면 내부루프의 대역폭은 커지는 효과로 나타나

며 대역폭의 증가는 조종루프의 상대안정도의 저하로 나타난다. 이러한 특성은 비선형 조종루프 뿐만 아니라 선형 조종루프에서도 동일하게 겪게 되는 문제이다. 따라서 비선형 조종루프의 제어이득은 Eq. 30을 이용하여 예측 가능한 모델변화에 대해 충분한 상대안정도를 갖도록 설계하여야 한다.

5. 시뮬레이션 결과

본 절에서는 제안한 가속도 조종루프의 성능 분석에 대해서 다루고자 한다. 첫 번째 시뮬레이션에서는 제안한 조종루프에 대해 공칭모델(nominal model)을 적용했을 때 성능을 살펴보기로 하며, 두 번째 시뮬레이션에서는 조종루프 계산 시 KV의 무게중심 오차가 존재할 때 제안한 조종루프의 성능을 살펴보기로 한다. 마지막으로 KV의 질량 오차가 존재할 때 조종루프의 성능을 살펴보기로 한다.

본 절의 모든 시뮬레이션에서는 요격체로부터 KV가 분리된 후 DACS를 사용한 가속도 제어 상황을 가정하였으며, 또한 ACS와 DCS의 응답은 2차 시스템 형태로 다음과 같이 가정하였다.

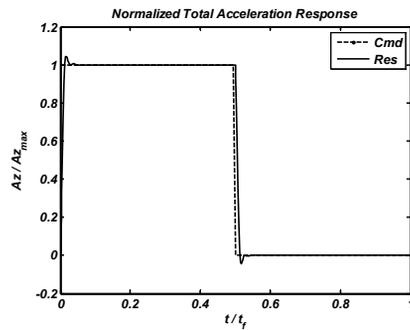
$$\frac{T_{ACS}}{T_{ACS,c}} = \frac{\omega_{ACS}^2}{s^2 + 2\zeta_{ACS}\omega_{ACS}s + \omega_{ACS}^2} \quad (31)$$

$$\frac{T_{DCS}}{T_{DCS,c}} = \frac{\omega_{DCS}^2}{s^2 + 2\zeta_{DCS}\omega_{DCS}s + \omega_{DCS}^2} \quad (32)$$

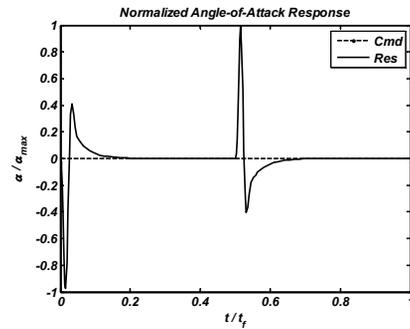
여기서 $\omega_{ACS}, \omega_{DCS}$ 는 ACS와 DCS의 대역폭을 나타내고, ζ_{ACS}, ζ_{DCS} 는 감쇠비를 나타낸다.

Fig. 3은 공칭모델에 대해 제안한 조종루프의 응답특성을 도시하고 있다. Fig. 3(a), (b), (c), (d), (e)는 각각 정규화 된 측방향 가속도, 받음각, 피치각속도, DCS 및 ACS의 응답을 나타낸다. Fig. 3(a)에서 보듯이 제안한 조종루프는 가속도 명령을 빠르게 잘 추종함을 확인 할 수 있다. 이는 Fig. 3(b)에서 볼 수 있듯이 DACS 운

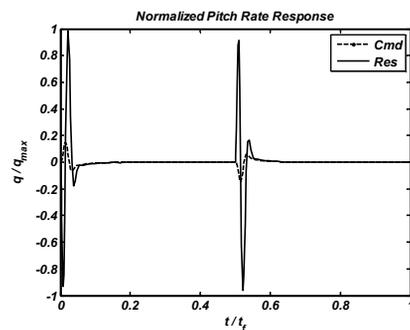
용구간에서 ACS의 자세제어에 의해 받음각이 0으로 유지되고 있기 때문에 DCS가 유도루프에서 요구하는 측방향 가속도를 직접 추종하기 때문이다(Fig. 3(d) 참조). 즉, 제안한 조종루프 구조에서는 측방향 가속도의 응답속도는 DCS의 추력제어 응답속도와 동일하기 때문에 공력제어에 비해 매우 빠른 가속도 응답을 얻을 수 있다. 또한 Fig. 3(c)에서 확인 할 수 있듯이 DACS



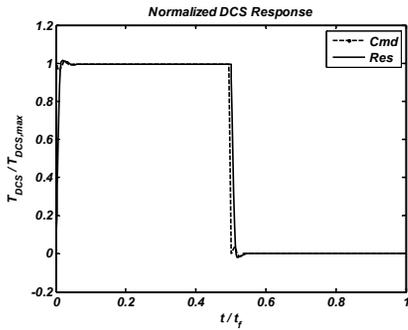
(a) Total acceleration response



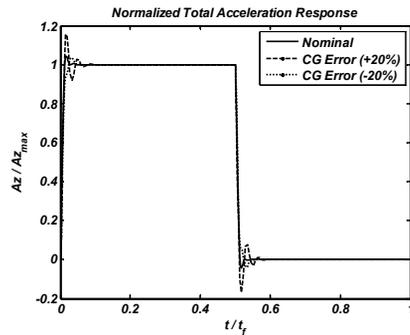
(b) Angle-of-attack response



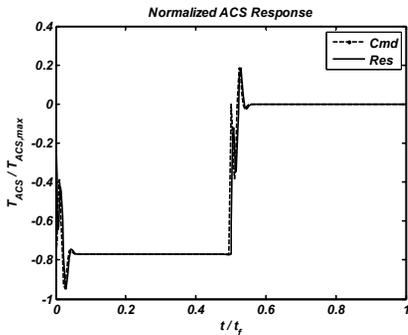
(c) Pitch rate response



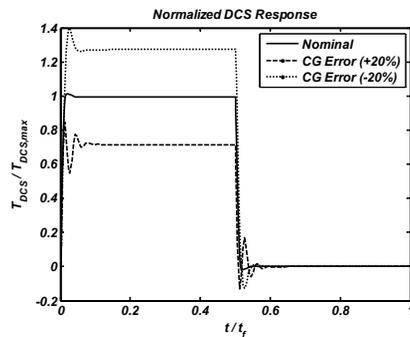
(d) DCS response



(a) Total acceleration response



(e) ACS response

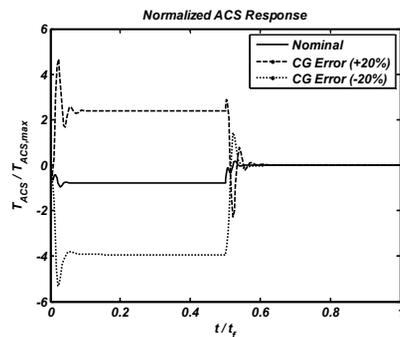


(b) DCS response

Fig. 3 Simulation results of proposed autopilot in nominal case.

운용구간 동안 피치각속도는 거의 0을 유지하므로써 KV의 자세가 안정화됨을 확인할 수 있다.

다음은 무게중심 변화에 대한 조종루프 응답 특성을 살펴보기로 한다. 본 시뮬레이션에서는 공칭모델 대비 약 $\pm 20\%$ 의 무게중심 오차가 있다고 가정하였다. Fig. 4(a), (b), (c)는 무게중심 오차가 존재할 때의 측방향 가속도, DCS, ACS의 응답을 나타낸다. Fig. 4(c)의 결과를 보면 무게중심의 변화에 따라 자세제어를 위해 필요한 ACS의 명령에 차이가 발생하게 된다. 이에 따라 Fig. 4(b)의 DCS도 요구되는 측방향 가속도 크기에 도달하기 위해 공칭모델의 경우대비 DCS 명령의 차이가 유발됨을 확인할 수 있다. 그러나 최종적인 측방향 가속도의 경우 Fig. 4(a)에서 확인할 수 있듯이 천이구간에서는 다소 차이가 발생하나 정상상태에서는 요구되는 측방향 가속도

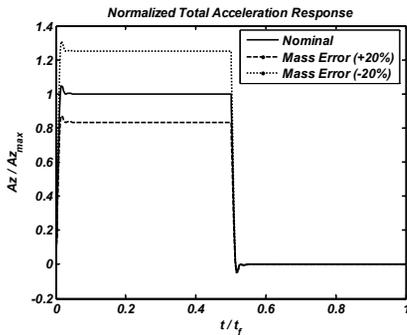


(c) ACS response

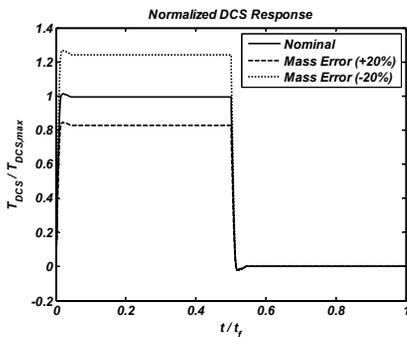
Fig. 4 Simulation results of proposed autopilot in the presence of CG variation.

를 잘 추종함을 확인할 수 있다.

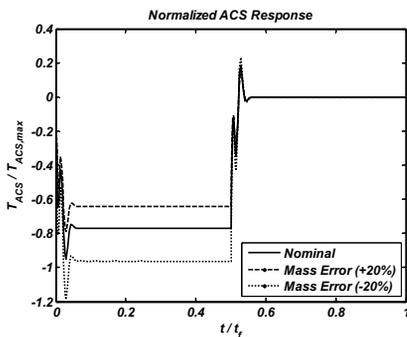
마지막으로 KV의 질량 오차에 따른 조종루프의 성능을 살펴보기로 한다. Fig. 5(a), (b), (c)는 $\pm 20\%$ 의 질량 오차에 대한 측방향 가속도, DCS, ACS의 응답을 도시하고 있다. 본 조종루프 구조



(a) Total acceleration response



(b) DCS response



(c) ACS response

Fig. 5 Simulation results of proposed autopilot in the presence of mass variation.

에서 KV의 질량은 가속도 명령을 추력 명령으로 변환하는 환산계수로 활용되기 때문에 조종루프에 적용되는 질량과 실제 KV의 질량이 다르면 DCS 추력 명령에 바이어스가 발생하게 된다. 즉 Fig. 5에서 확인할 수 있듯이 질량 오차

는 최종적으로 가속도 응답의 DC 오차로 유발됨을 살펴 볼 수 있다. 하지만, 실제 KV 시스템에서 DACS의 추진제 소모에 따른 질량의 변화는 매우 정확하게 추정할 수 있기 때문에 질량 오차에 따른 DC 성분의 유발은 실제 상황에서 극히 미비 할 것으로 판단된다.

6. 결 론

본 논문에서 DACS를 장착한 KV의 비선형 가속도 조종루프 설계를 다루었다. 본 기법에서는 ACS와 DCS의 역할을 나누어 ACS는 받음각을 0으로 유지시키는데 활용하며, DCS는 유도루프에서 요구하는 가속도 명령을 직접 추종하도록 하는 운용로직을 제안하였다. 이러한 방식을 이용하면 ACS와 DCS의 추력 분배 로직을 단순화시킬 수 있는 장점이 있다. ACS의 받음각 제어를 위해 궤환선형화 및 3-루프 기반 비선형 받음각 조종루프를 제안하였다. 시뮬레이션을 통해 제안한 조종루프를 검증하였으며, 시뮬레이션 결과 제안한 기법이 KV의 자세를 안정화 시키면서 유도루프에서 요구하는 가속도 명령을 잘 추종함을 확인할 수 있었다.

References

1. Lloyd, R.M., "New Technology Counters Ballistic Missile Weapons," *Aerospace America*, Vol. 38, Issue 4, pp. 26-27, 2000.
2. Zhou, D. and Shao, C., "Dynamics and Autopilot Design for Endoatmospheric Interceptors with Dual Control System," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, No. 6, pp. 291-300, 2009.
3. Zarchan, P., *Tactical and Strategic Missile Guidance*, 5th ed., AIAA, Washington, DC, USA, Jan. 2007.
4. Shtessel, Y.B. and Tournes, C.H., "Integrated Higher-Order Sliding Mode

- Guidance and Autopilot for Dual-Control Missile," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No. 1, pp. 79-97, 2009.
5. Yingbo, H. and Yong, Q., "THAAD-Like High Altitude Theater Missile Defense: Strategic Defense Capability and Certain Countermeasures Analysis," *Science and Global Security*, Vol. 11, No. 2-3, pp. 151-202, 2003.
 6. Slotin, J.E. and Li, W., *Applied Nonlinear Control*, 1st ed., Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, USA, Oct. 1991.
 7. Lee, C.H., Kim, T.H. and Tahk, M.J., "Agile Missile Autopilot Design using Nonlinear Backstepping Control with Time-Delay Adaptation," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 57, No. 1, pp. 9-20, 2014.