



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(8), 574-581(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.8.574

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋에 의한 우주발사체 유도 성능 영향성 분석

송은정<sup>1</sup>, 조상범<sup>2</sup>, 선병찬<sup>3</sup>

## Analysis of Thrust Misalignments and Offsets of Lateral Center of Gravity Effects on Guidance Performance of a Space Launch Vehicle

Eun-Jung Song<sup>1</sup>, Sangbum Cho<sup>2</sup> and Byung-Chan Sun<sup>3</sup>

Korea Aerospace Research Institute

## ABSTRACT

This paper investigates the effects of thrust misalignments and offsets of the lateral center of gravity of a space launch vehicle on its guidance performance. Sensitivity analysis and Monte Carlo simulations are applied to analyze their effects by computing changes in orbit injection errors when including the error sources. To compensate their effects, the attitude controller including an integrator additionally and the Steering Misalignment Correction (SMC) routine of the Saturn V are considered, and then Monte Carlo simulations are performed to evaluate their performances.

## 초 록

본 논문에서는 추력비정렬 및 발사체 횡방향 무게중심 오프셋에 의한 유도 성능 영향성에 대해 서 다루었다. 민감도 분석 방법과 몬테카를로 시뮬레이션 방법을 적용하여 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋에 의한 궤도 투입 오차 변화를 계산함으로써 영향성을 분석하였다. 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋에 의한 영향을 보상하기 위한 방안으로서 적분제어기를 추가하는 방법 과 Saturn-V 발사체의 비정렬 보상 알고리즘인 SMC 방법의 적용을 고려해 보았고 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 효용성을 평가하였다.

**Key Words** : Closed-Loop Guidance(폐루프 유도), Guidance Performance Analysis(유도 성능 분석), Space Launch Vehicle(우주발사체), Lateral Center of Gravity(횡방향 무게중심), Thrust Misalignment(추력비정렬), Monte Carlo Simulation(몬테 카를로 시뮬레이션), Steering Misalignment Correction Algorithm(조종 비정렬 보상 알고리즘)

## 1. 서 론

발사체는 위성을 목표궤도에 정확하게 투입시키기 위한 목적으로 유도 알고리즘을 사용한다. 최종단의

폐루프 유도 알고리즘을 통해 하위단의 각종 오차 요인들로 인해 발생한 궤도 오차를 보상하는 한편, 목표궤도 투입을 위한 발사체 자세명령과 엔진 중단 시점을 제공한다. 일반적으로, 1단 구간에서는 바람

† Received : April 15, 2019 Revised : July 1, 2019 Accepted : July 18, 2019

<sup>1</sup> Principal researcher, <sup>2</sup> Principal researcher, <sup>3</sup> Principal researcher

<sup>1</sup> Corresponding author, E-mail : ejsong@kari.re.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

에 의한 하중을 줄여주기 위한 목적으로 하중 경감 유도 알고리즘이 적용된다. 하중 경감 유도에 의해 하중을 줄여주는 방향으로 비행궤적을 틀어주게 되는데 이로 인해 궤도 오차가 커질 수가 있다. 1단 비행 구간에서 발생한 이와 같은 궤도 오차는 최상단 페루프 유도 구간에서 유도 알고리즘을 통해 보상된다.

궤도 투입 성능에 영향을 미치는 발사체 시스템 파라미터 불확실성 요인으로는 구조 중량 불확실성, 추진제 탑재량 불확실성, 추진제 활용 오차, 추력 불확실성, 비추력 불확실성, 추력비정렬, 항력 불확실성, 횡방향 무게중심 오프셋 등이 있다. 이러한 불확실성 요인에 의해 발생한 궤도 오차는 최상단의 페루프 유도 알고리즘을 통해 대부분 보상할 수가 있다. 하지만, 발사체의 자세제어기가 비례-미분(Proportional-Derivative) 방식으로 되어 있는 경우에는 횡방향 무게중심 오프셋 및 추력비정렬에 의해 발생한 자세오차를 정확하게 영으로 만들 수가 없어서 궤도 투입 오차가 커질 수가 있다.

이에, 본 논문에서는 3단형 위성발사체를 이용하여 700 (km) 태양동기궤도에 위성을 투입시키는 경우에 있어서, 각단 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋에 의해 궤도 오차가 얼마나 커지는지 살펴보고자 하였다. 이를 위해, 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋을 포함한 발사체 시스템 파라미터 불확실성 요인들로 인해 궤도 투입 오차가 얼마나 증가하는지 비행시물레이션을 통해 살펴보았다.

추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋에 의한 궤도 오차 증가를 보상하기 위한 방안에 대해서도 살펴보았다. Saturn 발사체의 SMC(Steering Misalignment Correction) 알고리즘[1]을 참조하여, 비행중 계측한 가속도 데이터로부터 추력비정렬의 크기를 추정하고 그 영향을 상쇄시키도록 유도 명령 계산을 수행해 보았다. 적분제어기를 이용해서 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋에 의한 궤도 오차를 보상하는 방안에 대해서도 고려해 보았다. 몬테카를로 시물레이션을 수행하여 각 방법의 효용성에 대해 살펴보았다.

## II. 본 론

### 2.1 시스템 파라미터 불확실성

3단형 위성발사체의 시스템 파라미터 불확실성 요인의 종류와 각 요인의 3σ 수준은 Table 1과 같다. 항력 불확실성의 경우, 공력이 작용하는 1단 비행 구간에서만 정의되고 2단 및 3단 비행구간에서는 고려하지 않아도 무방하다. 횡방향 무게중심 오프셋의 최소값은 각단 엔진점화시점에 해당하고 최대값은 연소종료시점에 해당하는데, 추진제가 소모됨에 따라 최소값에서부터 최대값까지 선형적으로 커지는 것으로 가정하였다.

Table 1. 3σ uncertainty level of system parameters

| System Parameters           | Uncertainty 3σ Level |
|-----------------------------|----------------------|
| Inert Mass                  | 0.30%                |
| Propellant Loading : LOX    | 0.80%                |
| Propellant Loading : Fuel   | 0.64%                |
| Propellant Utilization      | 1.00%                |
| Thrust                      | 2.40%                |
| Specific Impulse            | 0.80%                |
| Thrust Misalignment : pitch | 0.2°                 |
| Thrust Misalignment : yaw   | 0.2°                 |
| Drag                        | 15.00%               |
| Ycg offset                  | 1.2 ~ 3.2 cm         |
| Zcg offset                  | 1.2 ~ 3.2 cm         |

시스템 파라미터 불확실성에 의해 발생한 궤도 오차는 유도 알고리즘에 의해 보상된다. 1단 및 2단 비행구간에는 개루프 유도 알고리즘을 적용하고, 3단 비행구간에는 페루프 유도 알고리즘을 적용하여 자세명령을 계산한다[2-4]. 엔진의 추력벡터를 제어하여 발사체가 자세명령에 따라 움직이도록 하기 위해 Fig. 1과 같이 자세제어루프가 구성된다. 자세제어기 제대로 이루어지지 않으면 자세오차가 커지고 결과적으로 궤도 오차 또한 커지게 된다. 그림에서  $\theta_c$ 는 자세명령,  $K_p$ 는 비례제어기이득,  $K_D$ 는 미분제어기이득,  $K_I$ 는 적분제어기이득,  $\epsilon\delta_p$ 는 추력비정렬,  $Y_{cg}$ 는 횡방향 무게중심 오프셋,  $l_c$ 는 발사체 무게중심에서 짐벌힌지까지의 거리를 의미한다.  $M_s = \pi_c/l_c$  (T: 추력, I<sub>c</sub>: 관성모멘트)는 추력벡터제어에 의한 제어모멘트 계수를 의미한다.

시스템 파라미터 불확실성 요인들 중에서 추력비정렬과 횡방향 무게중심 오프셋에 의해 발생한 자세오차는 자세제어기의 형태에 따라 다르게 나타난다. 그림 1의 자세제어루프 상에서 비례미분(PD) 제어기가 사용되는 경우를 가정하면, 즉  $K_p \neq 0$ ,  $K_D \neq 0$ ,  $K_I = 0$ 으로 두면, 정상상태 자세오차  $\theta_{ss}$ 가 다음과 같이 영이 아닌 값으로 존재한다.

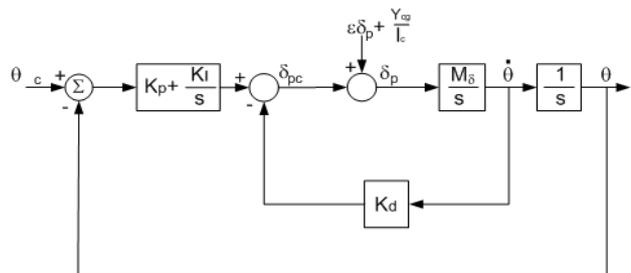


Fig. 1. Attitude control loop of a space launch vehicle with PID controller

$$\frac{\theta}{(\epsilon\delta_p + Y_{cg}/l_c)} = \frac{M_\delta}{s^2 + K_D M_\delta s + K_P M_\delta} \quad (1)$$

$$\theta_{ss} = \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \frac{M_\delta (\epsilon\delta_p + Y_{cg}/l_c)/s}{s^2 + K_D M_\delta s + K_P M_\delta} = \frac{(\epsilon\delta_p + Y_{cg}/l_c)}{K_P} \quad (2)$$

식 (1)은 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋 입력에 대한 발사체 자세각 전달함수를 나타내고, 식 (2)는 두 가지 요인에 의한 정상상태 자세오차를 나타낸다. 비례제어기이득인  $K_P$ 가 커지면 자세오차가 감소하고  $K_P$ 가 작아지면 자세오차가 커지게 되어 자세오차의 크기가 비례제어기이득  $K_P$ 에 따라 달라짐을 알 수 있다. 반면, 적분제어기가 추가되는 경우를 가정하면, 즉  $K_P \neq 0$ ,  $K_D \neq 0$ ,  $K_I \neq 0$ 으로 두면, 정상상태 자세오차  $\theta_{ss}$ 가 다음과 같이 0이 됨을 알 수 있다.

$$\frac{\theta}{(\epsilon\delta_p + Y_{cg}/l_c)} = \frac{M_\delta s}{s^3 + K_D M_\delta s^2 + K_P M_\delta s + K_I M_\delta} \quad (3)$$

$$\theta_{ss} = \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \frac{M_\delta s (\epsilon\delta_p + Y_{cg}/l_c)/s}{s^3 + K_D M_\delta s^2 + K_P M_\delta s + K_I M_\delta} = 0 \quad (4)$$

## 2.2 적분제어기 이용한 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋 영향성 보상

Figures 2~5는 시스템 파라미터 불확실성 요인들이 각각  $+3\sigma$  또는  $-3\sigma$ 일 때의 자세오차 및 구동명령 시뮬레이션 결과를 보여준다. Fig. 2와 Fig. 3은 1~3단의 모든 비행구간에 비례미분(PD) 제어기를 적용한 경우에 해당하고, Fig. 4와 Fig. 5는 3단 비행구간에 적분제어기를 추가한 경우에 해당한다. 각 제어기는 서로 비슷한 자세 응답 특성을 가지도록 설계하였다. Fig. 2에서 자세오차와 구동명령이 0으로 수렴하지 않은 경우는 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋이 있는 경우에 해당한다. 반면에 PID

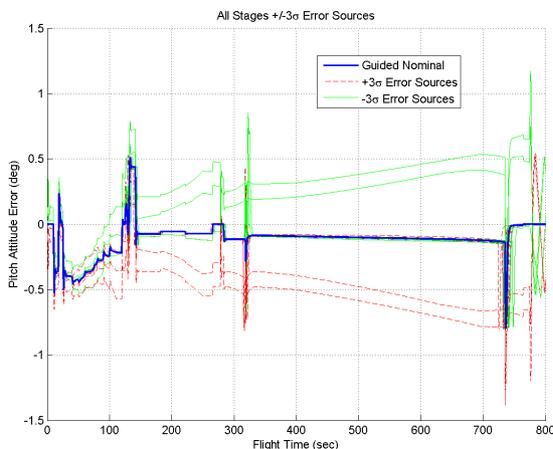


Fig. 2. Pitch attitude error : PD-controller case

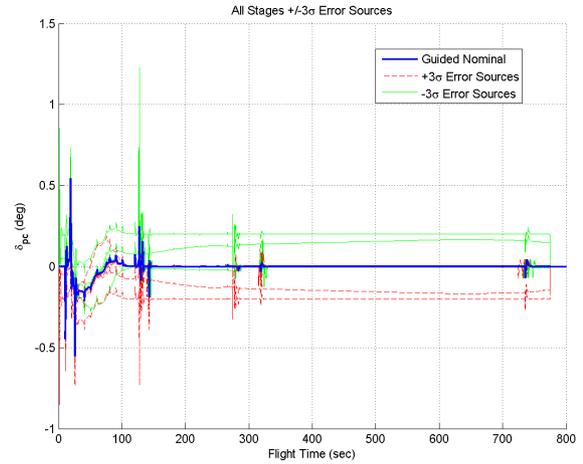


Fig. 3. Pitch actuator command : PD-controller case

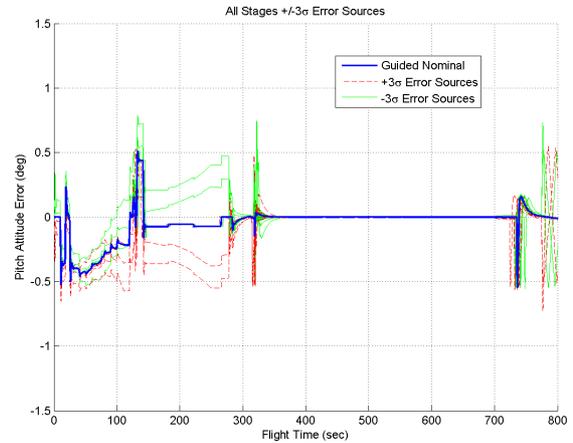


Fig. 4. Pitch attitude error : PID-controller case

제어기가 적용된 Fig. 5에서는 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋이 있더라도 자세오차가 0으로 수렴함을 알 수 있다.

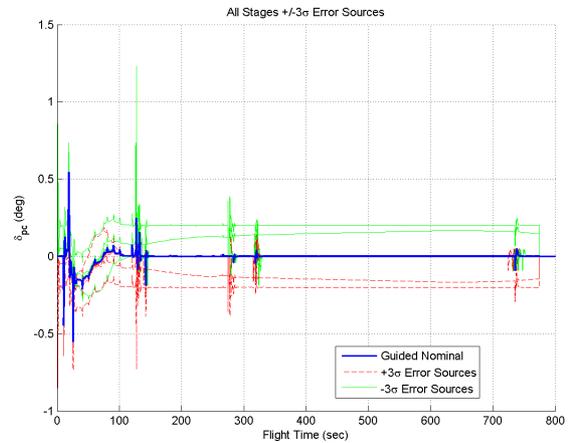


Fig. 5. Pitch actuator command : PID-controller case

Table 2. Velocity errors at orbit injection by +3σ uncertainties of stage 3

| Uncertainties               | PD (m/s) | PID (m/s) |
|-----------------------------|----------|-----------|
| Inert Mass                  | 0.036    | 0.104     |
| Propellant Loading : LOX    | 0.072    | -0.038    |
| Propellant Loading : Fuel   | 0.017    | 0.088     |
| Propellant Utilization      | 0.065    | 0.132     |
| Thrust                      | 0.085    | 0.077     |
| Specific Impulse            | -0.009   | 0.075     |
| Thrust Misalignment : pitch | 0.602    | 0.136     |
| Thrust Misalignment : yaw   | 0.735    | 0.096     |
| Ycg offset                  | 0.589    | 0.236     |
| Zcg offset                  | -0.604   | -0.169    |

Table 2는 3단 비행구간의 시스템 파라미터 불확실성 요인들이 +3σ일 때 궤도 투입 시점에서 계산된 속도 오차를 보여준다. PD 제어기를 사용한 경우 추력비정렬과 횡방향 무게중심 오프셋에 의해 발생한 속도오차가 다른 오차 요인에 의해 발생한 것보다 큰 편임을 알 수 있다. 반면에 PID 제어기를 사용한 경우에는 다른 오차 요인에 의한 속도오차와 유사한 수준으로 줄어들었음을 볼 수 있다. 이러한 결과들로부터, 적분제어기의 적용을 통해 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋에 의한 궤도오차를 상당히 줄일 수 있음을 확인할 수 있다.

### 2.3 SMC 알고리즘

Saturn-V 발사체의 경우 2단 및 3단 비행구간에 IGM(Iterative Guidance Mode)이라는 페루프 유도 알고리즘이 사용되었다. 자세제어기는 비례미분(PD) 제어기 형태로 설계되었기 때문에 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋에 의한 궤도 오차가 발생할 수밖에 없었는데, 이러한 오차를 보상하기 위한 방안으로서 SMC(Steering Misalignment Correction) 알고리즘을 적용하였다[1]. 기체축 대비 엔진 노즐의 정렬 오차, 엔진노즐의 기하학적 중심축 대비 추력벡터의 편향각, 단간 조립시의 정렬 오차, 발사체 전체의 횡방향 무게중심 오프셋 등의 영향으로 인해 발생하는 추력비정렬 영향을 종합적으로 보상해 주는 것이 SMC 알고리즘이다. 추력비정렬을 보상하기 위한 자세명령 바이어스 성분을 계산하여 IGM에서 생성된 자세명령에 더해져 자세제어루프의 입력으로 전달함으로써 보상이 이루어지게 된다.

Saturn-V 발사체 2단(S-II단)의 경우 IGM 유도 알고리즘이 시작되고 나서 20초 후부터 SMC 알고리즘이 작동되었고, 3단(S-IVB단)의 경우에는 유도 알고

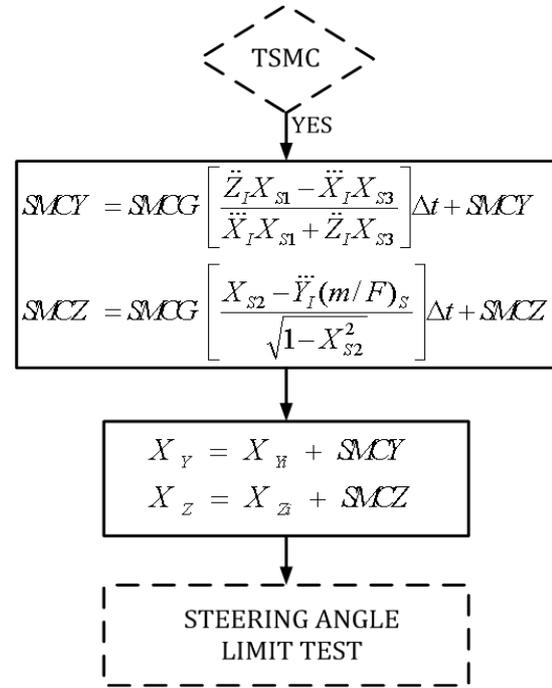


Fig. 6. Steering misalignment correction algorithm of Saturn-V launch vehicle

리즘 시작 11.5초 후부터 SMC 알고리즘이 작동되었다. 페루프 유도가 시작에 의한 자세제어 천이 구간을 피해 자세제어가 어느 정도 정상상태에 도달한 이후부터 SMC 알고리즘을 적용하였다.

Saturn-V 발사체의 SMC 알고리즘을 수식으로 살펴보면 다음과 같다. IGM 유도 알고리즘에서 생성한 자세명령에 추력비정렬 보상 위한 자세명령 바이어스 성분을 더해 주는 방식이다. Fig. 6은 이 과정을 나타내며 각 변수의 의미는 다음과 같다.

SMCG : 추력비정렬 바이어스 보상 이득

SMCY : 피치 자세명령

SMCZ : 요 자세명령

Δt : 적분 계산 간격

( $\ddot{X}_L, \ddot{Y}_L, \ddot{Z}_L$ ) : I-좌표계로 나타낸 발사체 가속도

$$\text{측정치 } \tilde{a} = \sqrt{\ddot{X}_L^2 + \ddot{Y}_L^2 + \ddot{Z}_L^2}$$

( $X_{S1}, X_{S2}, X_{S3}$ ) : I-좌표계에 대한 추력벡터의

방향 코사인 (direction cosine)

I-좌표계와 발사체 동체 축방향  $X_B$ 축과의 관계를 오일러각으로 표현하면 Fig. 7과 같다. 추력벡터 방향의 단위벡터를  $\vec{u}_c$ 로 정의하고, 유도 알고리즘에 의해 생성된 피치 및 요 자세명령을  $\theta_c, \psi_c$ 라고 하면 정상상태에서 다음의 관계가 성립하게 된다.

$$\vec{u}_c = \begin{bmatrix} X_{s1} \\ X_{s2} \\ X_{s3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin\theta_c \cos\psi_c \\ \sin\psi_c \\ \cos\theta_c \cos\psi_c \end{bmatrix} \quad (5)$$

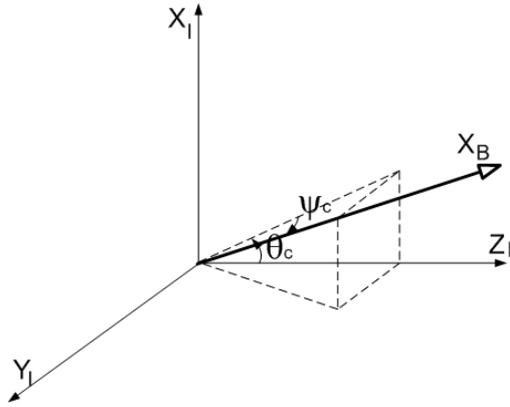


Fig. 7. Definition of I-frame

발사체가 가속되는 방향은 추력비정렬을 포함해서 실제로 추력이 작용하는 방향이 되며, 이때 발사체 가속 방향의 단위벡터  $\vec{u}_s$ 를 정의하면 다음과 같다. 여기서,  $\theta_s$ ,  $\psi_s$ 는 추력비정렬 효과가 포함된 발사체의 실제 자세각에 해당하는 성분이다.

$$\vec{u}_s = \begin{bmatrix} \ddot{X}_I/\tilde{a} \\ \ddot{Y}_I/\tilde{a} \\ \ddot{Z}_I/\tilde{a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin\theta_s \cos\psi_s \\ \sin\psi_s \\ \cos\theta_s \cos\psi_s \end{bmatrix} \quad (6)$$

$\theta_s$ ,  $\psi_s$ 와  $\theta_c$ ,  $\psi_c$  간의 차이를  $\delta\theta_c$ ,  $\delta\psi_c$ 로 정의하면

$$\delta\theta_c = \theta_s - \theta_c \quad (7)$$

$$\delta\psi_c = \psi_s - \psi_c \quad (8)$$

$\delta\theta_c$ ,  $\delta\psi_c$ 를 이용해서 식 (6)을

$$\vec{u}_s = \begin{bmatrix} \ddot{X}_I/\tilde{a} \\ \ddot{Y}_I/\tilde{a} \\ \ddot{Z}_I/\tilde{a} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(\theta_c + \delta\theta_c) \cos(\psi_c + \delta\psi_c) \\ \sin(\psi_c + \delta\psi_c) \\ \cos(\theta_c + \delta\theta_c) \cos(\psi_c + \delta\psi_c) \end{bmatrix} \quad (9)$$

으로 나타낼 수가 있다. 이때, 식 (6)과 (9)로부터 식 (10)을 유도할 수가 있으며,

$$\tan(\theta_c + \delta\theta_c) - \tan(\theta_c) = \frac{\ddot{X}_I}{\ddot{Z}_I} - \frac{X_{s1}}{X_{s3}} \quad (10)$$

위 식을 정리하면  $\delta\theta_c$ 를 다음과 같이 구할 수가 있다.

$$\left\{ 1 + \cos\theta_c \sin\theta_c \left( \frac{\ddot{X}_I}{\ddot{Z}_I} - \frac{X_{s1}}{X_{s3}} \right) \right\} \delta\theta_c \approx \cos^2\theta_c \left( \frac{\ddot{X}_I}{\ddot{Z}_I} - \frac{X_{s1}}{X_{s3}} \right) \quad (11)$$

$$\delta\theta_c \approx \left( \frac{\ddot{X}_I X_{s3} - X_{s1} \ddot{Z}_I}{\ddot{X}_I X_{s1} + \ddot{Z}_I X_{s3}} \right)$$

마찬가지 방법으로,  $\delta\psi_c$ 를 구하면 다음과 같다.

$$\sin(\psi_c + \delta\psi_c) - \sin(\psi_c) = \ddot{Y}_I/\tilde{a} - X_{s2} \quad (12)$$

$$\delta\psi_c \approx \frac{\ddot{Y}_I/\tilde{a} - X_{s2}}{\sqrt{1 - X_{s2}^2}} \quad (13)$$

식 (11)과 식 (13)은 추력비정렬 효과로 인해 발생한 자세오차에 해당하며, 이의 부호를 반대로 하여 자세 명령에 더해주면 Fig. 6의 바이어스 항과 같아진다.

$$\delta\theta_{corr} = -\delta\theta_c \approx \left( \frac{\ddot{Z}_I X_{s1} - \ddot{X}_I X_{s3}}{\ddot{X}_I X_{s1} + \ddot{Z}_I X_{s3}} \right) \quad (14)$$

$$\delta\psi_{corr} = -\delta\psi_c \approx \frac{X_{s2} - \ddot{Y}_I/\tilde{a}}{\sqrt{1 - X_{s2}^2}} \quad (15)$$

한편, SMC 알고리즘을 적용하는데 있어서 유의할 점으로는 가속도 필터 추가에 의한 복잡성 증가 문제를 들 수가 있다. 알고리즘의 특성상, 발사체의 모든 축에 대한 가속도 정보가 필요한데, 가속도 측정치에 포함된 잡음 및 이산화 영향을 저주파 필터로 제거해 주는 과정이 추가되어야 하며 이로 인해 탑재 알고리즘이 복잡해지기 때문이다[5].

## 2.4 SMC 알고리즘을 이용한 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋 영향성 보상

본 논문에서 고려한 3단형 위성발사체 모델에 SMC 알고리즘을 적용해 보았다. 3단 비행구간에서 페루프 유도 알고리즘이 시작되고 나서 약 22초 후에 SMC 알고리즘을 작동시켜서 연소종료 40초 전까지 운용하였다. SMC 종료 이후에는 추력비정렬 효과가 일정하게 유지된다는 가정 하에 직전에 계산된 자세 명령 바이어스를 동일하게 적용하였다.

바이어스 보상 이득인 SMCG의 크기에 따라 SMC 성능이 달라지는데, 여기서는 추력비정렬과 횡방향 무게중심 오프셋을 변화시키면서 우수한 성능을 보이는 이득을 찾아서 적용하였다. 최종 선정된 바이어스 보상 이득은 0.002 (rad/s)이다.

3단 비행구간에서 횡방향 무게중심 오프셋이  $\pm 3\sigma$ 인 경우에 대해 시뮬레이션을 수행하여 바이어스 성분을 계산해 보면 결과는 Figs. 8, 9와 같다. 추력비정렬에 의한 영향을 보상하기 위해 최대 0.5°의 바이어스 성분이 자세명령에 추가됨을 알 수 있다.

횡방향 무게중심 오프셋이 있는 경우, SMC 알고리즘에 의해 궤도 투입 오차가 얼마나 개선되는지 살펴보기 위해 상대오차를 다음과 같이 정의하였다. 여기서  $(\cdot)^{target}$ 은 목표 궤도 파라미터를 의미한다. 상대오차 정의에 의하면, 상대오차가 양의 방향으로 커질수록 SMC 알고리즘에 의해 궤도오차가 많이 보상되어 궤도 투입 정밀도가 높아졌다고 평가할 수가 있다. 반면, 상대오차가 작거나 음수로 나타나면 SMC에 의한 영향이 별로 없다고 볼 수 있다.

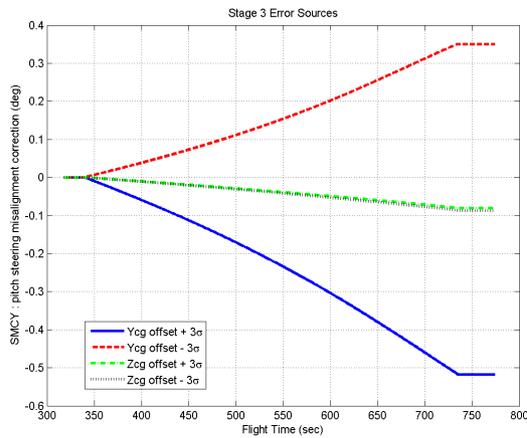


Fig. 8. Pitch attitude command bias by  $\pm 3\sigma$  lateral center of gravity

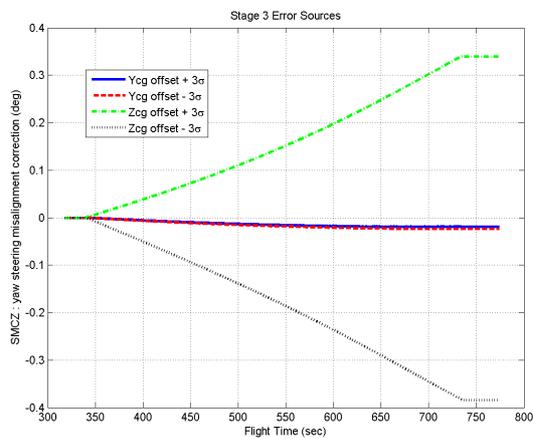


Fig. 9. Yaw attitude command bias by  $\pm 3\sigma$  lateral center of gravity

▷ 상대 오차 정의 :

- 속도 상대오차  
 $|v_f - v^{target}|(w/o SMC) - |v_f - v^{target}|(with SMC)$
- 수직비행방향각 상대오차  
 $|\gamma_f - \gamma^{target}|(w/o SMC) - |\gamma_f - \gamma^{target}|(with SMC)$
- 고도 상대오차  
 $|r_f - r^{target}|(w/o SMC) - |r_f - r^{target}|(with SMC)$
- 경사각 상대오차  
 $|i_f - i^{target}|(w/o SMC) - |i_f - i^{target}|(with SMC)$

3단 비행구간에서 횡방향 무게중심 오프셋이  $\pm 6\sigma$  범위에서 변하는 경우에 대해 시뮬레이션을 수행한 결과를 정리하면 Figs. 10~13과 같다. 속도 상대오차, 수직비행방향각 상대오차, 경사각 상대오차의 경우 대부분 양의 값으로 나타나 SMC 알고리즘에 의해 속도, 수직비행방향각, 경사각 등의 궤도 투입 오차가 개선되었음을 알 수 있다. 반면, 고도 상대오차의 경우에는 음의 값과 양의 값이 골고루 나타나 SMC

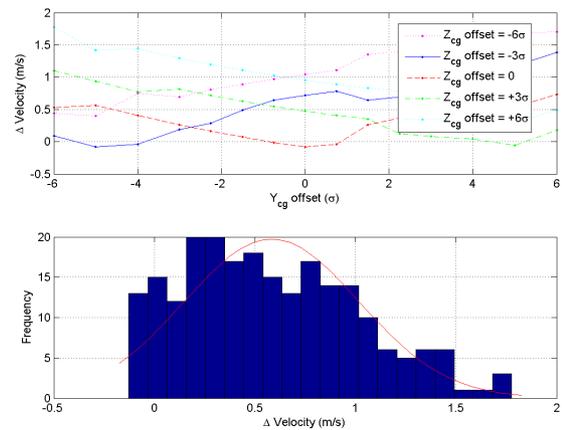


Fig. 10. Relative errors in velocity

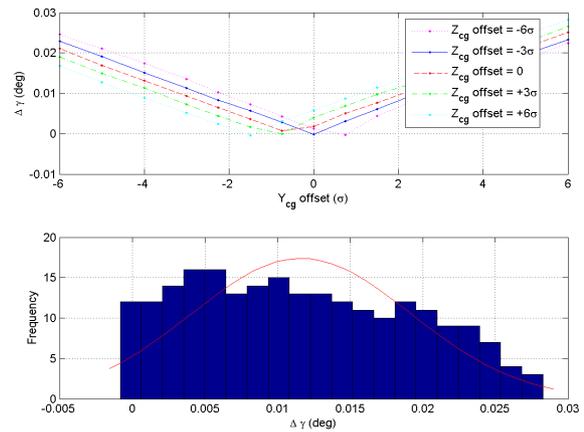


Fig. 11. Relative errors in vertical flight-path angle

알고리즘에 의한 개선 효과가 별로 없음을 알 수 있다. 고도 상대오차 증가 수준은 최대 120 (m) 이내로 위성 발사체 궤도 투입시 허용 고도 오차 수준이 수 (km) 수준임을 감안하면 여기서 얻어진 증가량은 무시할 만한 수준임을 알 수 있다.

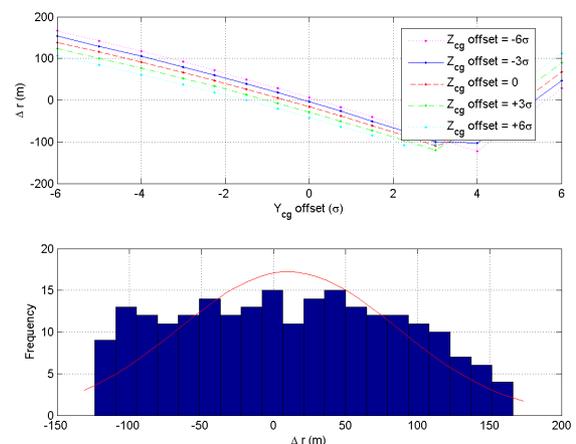


Fig. 12. Relative errors in altitude

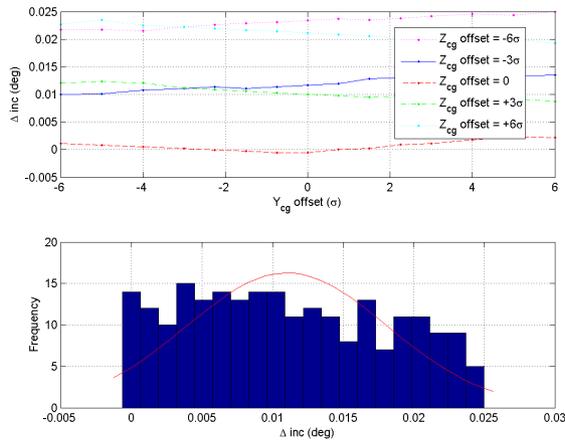


Fig. 13. Relative errors in inclination

### 2.5 Monte Carlo 시뮬레이션 결과

횡방향 무게중심 오프셋에 의한 영향성과 적분제어기 및 SMC 알고리즘에 의한 보상 특성을 종합적으로 살펴보기 위해 여러 가지 비행상황에 대해 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였다[6,7]. 시스템 파라미터 불확실성 요인들 외에 항법 오차와 가속도 잡음을 추가하여 보다 실제적인 비행상황을 고려하고자 하였다. 오차 요인들의 조합에 따라 시뮬레이션 시나리오를 구분해서 정리하면 다음과 같다.

- ▷ Case 1 발사체 시스템 파라미터 불확실성 요인만 고려한 경우
  - Case 1-1 횡방향 무게중심 오프셋 없는 경우
  - Case 1-2 횡방향 무게중심 오프셋 있는 경우
  - Case 1-3 횡방향 무게중심 오프셋+PID 제어기
  - Case 1-4 횡방향 무게중심 오프셋+SMC 루틴
- ▷ Case 2 발사체 시스템 파라미터 불확실성 요인 + 항법오차 고려한 경우
  - Case 2-1 횡방향 무게중심 오프셋 없는 경우
  - Case 2-2 횡방향 무게중심 오프셋 있는 경우
  - Case 2-3 횡방향 무게중심 오프셋+PID 제어기
  - Case 2-4 횡방향 무게중심 오프셋+SMC 루틴
- ▷ Case 3 발사체 시스템 파라미터 불확실성 요인 + 항법오차 + 가속도잡음 고려한 경우
  - Case 3-1 횡방향 무게중심 오프셋 없는 경우
  - Case 3-2 횡방향 무게중심 오프셋 있는 경우
  - Case 3-3 횡방향 무게중심 오프셋+PID 제어기
  - Case 3-4 횡방향 무게중심 오프셋+SMC 루틴

각 시나리오에 대한 3000번의 시뮬레이션을 수행하여 얻어진 궤도 투입 오차 분포를 요약해서 나타내면 Table 3과 같다. 각 항목에 대한 오차 수치  $\epsilon_{p=0.99865}$  는 3000번의 시뮬레이션을 통해 얻어진 오차 분포에서 확률  $P(\text{error}_i \leq \epsilon_{p=0.99865})=0.99865$ ,  $i=1, 2, \dots, 3000$ 을 만족시키는 오차 값을 나타낸다.

Table 3. Orbit injection accuracy : Monte Carlo simulation results

| Simulation Cases | Error Items    |               |                        |                   |
|------------------|----------------|---------------|------------------------|-------------------|
|                  | Velocity (m/s) | Altitude (km) | Opposite Altitude (km) | Inclination (deg) |
| Case 1-1         | 0.98           | 0.34          | 4.04                   | 0.0167            |
| Case 1-2         | 1.34           | 0.40          | 5.49                   | 0.0227            |
| Case 1-3         | 0.32           | 0.28          | 1.93                   | 0.0039            |
| Case 1-4         | 0.49           | 0.30          | 2.64                   | 0.0086            |
| Case 2-1         | 2.35           | 0.74          | 7.82                   | 0.0308            |
| Case 2-2         | 2.56           | 0.75          | 8.51                   | 0.0350            |
| Case 2-3         | 2.10           | 0.76          | 6.55                   | 0.0253            |
| Case 2-4         | 2.07           | 0.75          | 6.50                   | 0.0272            |
| Case 3-1         | 3.56           | 2.06          | 13.38                  | 0.0349            |
| Case 3-2         | 3.68           | 2.06          | 13.87                  | 0.0386            |
| Case 3-3         | 3.41           | 2.08          | 12.68                  | 0.0302            |
| Case 3-4         | 3.33           | 2.07          | 12.46                  | 0.0321            |

항법 오차는 궤도 투입 시점에서 속도 오차 1.8m/s 수준, 위치 오차 0.9km 수준, 자세 오차 0.036deg 수준으로 설정하였고, 가속도잡음은  $N(0,0.2)\text{m/s}^2$ 으로 가정된 결과이다.

시스템 파라미터 불확실성 요인들만 고려한 경우 (Case 1)의 결과를 먼저 살펴보면, 횡방향 무게중심 오프셋에 의해(Case 1-2) 반대편 고도 오차가 1.5km 정도 증가하고, 경사각 오차도 다소 증가함을 알 수 있다. PID 제어기 또는 SMC 알고리즘을 적용하면 (Case 1-3 및 Case 1-4) 반대편 고도 오차가 2.9~3.6 km 감소됨을 확인할 수 있다.

항법오차가 있는 경우(Case 2), Case 1에 비해 궤도 투입 오차가 상당히 증가함을 알 수 있다. 이 경우, 횡방향 무게중심 오프셋에 의해서는(Case 2-2) 반대편 고도 오차가 0.7km 정도 증가하고, PID 제어기 또는 SMC 알고리즘을 적용하면(Case 2-3 및 Case 2-4) 반대편 고도 오차가 약 2.0km 줄어드는 효과가 나타난다.

항법오차와 가속도잡음을 함께 고려하면(Case 3), Case 2보다도 궤도 투입 오차가 더 커졌음을 확인할 수 있다. 이 경우, 횡방향 무게중심 오프셋에 의해 (Case 3-2) 반대편 고도 오차가 0.5km 정도 더 커지고, PID 제어기 또는 SMC 알고리즘을 적용하면 (Case 3-3 및 Case 3-4) 반대편 고도 오차가 1.2~1.4 km 정도 줄어듦을 알 수 있다.

결과적으로, 항법오차와 가속도 잡음이 포함되었을 때는 횡방향 무게중심 오프셋에 의한 궤도 투입 오차

를 보상을 위해 PID 제어기 또는 SMC 알고리즘을 적용하는 경우의 장점이 많이 줄어들을 알 수 있다.

한편, Figs. 14~16은 Case 2-4에 대한 유도 명령, 자세오차, 구동명령 프로파일을 나타낸 것인데, SMC 알고리즘의 적용 여부에 따라 큰 차이가 없음을 알 수 있었다(Case 2-2의 경우 거의 차이가 없어 그림을 생략하였다).

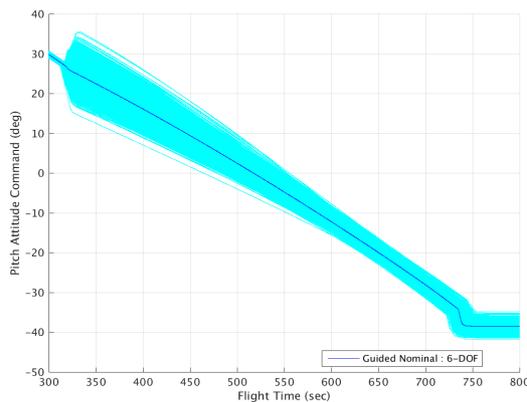


Fig. 14. Pitch attitude command of Case 2-4

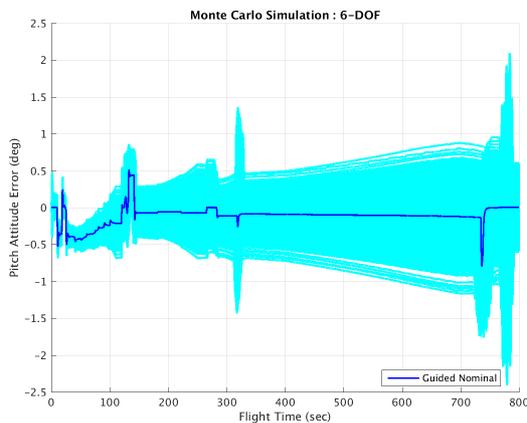


Fig. 15. Pitch attitude error of Case 2-4

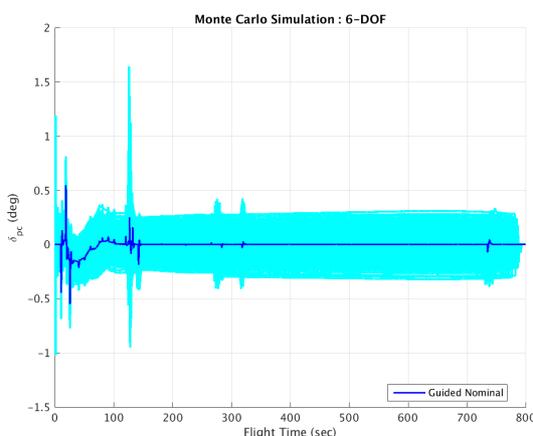


Fig. 16. Pitch actuator command of Case 2-4

### III. 결 론

본 논문에서는 위성발사체의 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋에 의한 유도 성능 영향성에 대해서 분석하였다. 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋에 의해 발생한 궤도 오차를 보상하기 위한 방안으로, 자세제어기에 적분기를 추가하는 방법과 Saturn-V 발사체의 SMC 알고리즘의 적용을 고려해 보았다.

분석 결과, PID 자세제어기 또는 SMC 알고리즘을 적용하면 추력비정렬 및 횡방향 무게중심 오프셋으로 인해 증가된 궤도 투입 오차를 감소시킬 수 있음을 알 수 있었다. 하지만 항법오차 및 가속도 잡음이 있는 실제에 가까운 조건에서는 PID 자세제어기 또는 SMC 알고리즘의 보상 효과가 많이 저하되는 것으로 나타났다. 따라서, 발사체의 항법 정밀도 및 가속도 측정 잡음 수준 등을 감안하여 보상 알고리즘의 복잡성 대비 상대적인 개선 효과를 상세하게 분석한 후 보상 알고리즘의 적용 여부를 신중하게 결정할 필요가 있음을 알 수 있었다. 항법오차 및 가속도 잡음이 본 논문에서 고려한 수준 이상일 경우에는 적분제어기 또는 SMC 알고리즘의 적용이 반드시 필요하지는 않을 것으로 판단되었다.

### References

- 1) Martin, D. T., Sievers, R. F., O'Brien, R. M., and Rice, A. F., "Saturn V Guidance, Navigation, Targeting," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 4, No. 7, 1967, pp. 891~898.
- 2) Chandler, D. C., and Smith, I. E., "Development of the Iterative Guidance Mode With its Application to Various Vehicles and Missions," *Journal of spacecraft and rockets*, Vol. 4, No. 7, 1967, pp. 898~903.
- 3) Haeussermann, W., "Guidance and Control of Saturn Launch Vehicles," *AIAA 2<sup>nd</sup> Annual Meeting*, July 1965, AIAA-65-304.
- 4) Horn, H. J., Chandler, D. C., and Buckelew, V. L., "Iterative Guidance Applied to Generalized Missions," *Journal of Spacecraft and rockets*, Vol. 6, No. 1, 1969, pp. 4~8.
- 5) Song, E. J., Cho, S., and Sun, B. C., "A Study on an Acceleration and Specific Impulse Estimation Method Based on the Reciprocal Function of Acceleration," *Proceeding of The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, May 2018, KSPE 2018-1287.
- 6) Hanson, J. M., and Hall, C. E., "Learning about Ares I from Monte Carlo simulation," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, August 2019, AIAA 2008-6622.
- 7) Hanson, J. M., and Beard, B. B., "Applying Monte Carlo simulation to launch vehicle design and requirements verification," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 49, No. 1, 2012, pp. 136~144.