

롤 보상알고리즘을 적용한 발사체 자세제어기 구조 설계 및 분석

박용규*, 오충석**, 선병찬***, 노웅래****

The Launch Vehicle Autopilot Structure Design and Analysis with Roll Compensation Algorithm

Yong-Kyu Park*, Choong-Seok Oh**, Byung-Chan Sun***, Woong-Rae Roh****

Abstract

This paper is summarized for designing launch vehicle autopilot structure with attitude angle command from guidance algorithm and for evaluating performance of autopilot using launch vehicle six-degree of freedom simulation program. The suggested autopilot has heritage from KSR-III/KSLV-I upper stage autopilot designing experience, and it has two design point. The one is, it must have same performance with KSR-III/KSLV-I upper stage autopilot, the other is, it must be simple autopilot structure and use low number of variable to apply on-board system. It is evaluated the performance using launch vehicle six-degree of freedom simulation program in case of roll maneuvering and no roll control flight condition.

초 록

본 논문에서는 롤 자세운동이 발생하는 상황에서 안정적인 피치/요 자세제어를 위한 항법컴퓨터 기반 자세제어기 구조를 설계하고, 발사체 6자유도 시뮬레이션을 통해 설계된 제어기의 성능평가를 수행하였다. 항법컴퓨터 기반 자세제어기는 기존 KSR-III, KSLV-I 상단부 자세제어기 설계 경험을 기반으로 고안되었고, 탑재소프트웨어 내에서 효율적인 자세제어 변수 사용 및 KSR-III, KSLV-I 상단부 제어기와 동일한 성능 확보 관점에서 설계되었다. 제안된 새로운 자세제어기 타당성 분석을 위하여 방위각 전환을 위한 롤 기동, 롤 자세제어가 수행되지 않는 두 비행조건에 대해 6자유도 시뮬레이션을 수행, 자세제어 성능을 평가하고 탑재 소프트웨어로서 적용 가능성을 확인하였다.

키워드 : 발사체(launch vehicle), 자세제어(attitude control), 롤보상(roll reservoir), 시뮬레이션(simulation)

1. 서 론

본 논문에서는 롤이 정확히 제어되지 않을 경우에도 피치/요 자세제어를 수행할 수 있는 발

사체 탑재용 자세제어기 구조에 관한 내용을 기술하였다. 일반적으로 액체 엔진을 사용하는 발사체에 있어서 롤축 자세제어로서 공력핀(공력비행구간) 또는 가스제트 On/Off 추력기를 사용하

접수일(2011년 5월 23일), 수정일(1차 : 2011년 6월 14일, 게재 확정일 : 2011년 7월 1일)

* 임무설계팀/kyu2002@kari.re.kr

** 임무설계팀/csoh@kari.re.kr

*** 임무설계팀/bcsun@kari.re.kr

**** 임무설계팀/rwr@kari.re.kr

고, 피치/요축은 2자유도를 갖는 김발방식의 추력벡터 제어방식이 사용된다. 한편 공력비행 구간에서 공력편 비정렬 및 기타 예상치 못한 롤 외란모멘트가 제어모멘트보다 크게 발생하거나 비행 중 롤 추력기 가스 사용량 초과, 롤 제어 구동기 고장과 같이 롤 제어성이 상실되는 경우에도 피치/요 자세제어기가 정확히 이루어질 필요가 있어 이에 대한 해결책으로 KSR-III/KSLV-I 상단부 자세제어기 내부에 롤 보상 알고리즘을 적용, 실제 비행시험으로부터 그 성능을 충분히 검증하였다.

일반적으로 제어기에 제공되는 자세명령 타입에 의해 제어기 구조와 제어루프 구성 변수는 바뀐다. KSR-III의 경우 자세각속도 명령, KSLV-I 상단부는 궤적 설계로부터 롤 운동이 배제된 피치/요 명령 자세각을 기반으로 자세제어기 형상이 설계되었다. 한편 유도 알고리즘으로부터 제어기 기준 명령값이 3축(롤/피치/요) 자세각으로 제공되는 경우 기준 롤 보상 알고리즘과 제어기 형상에 대한 변경이 필요하며 본 논문에서는 항법 쿼터니언을 적용한 새로운 자세제어기 구조 및 형상을 제안하고, 제어기 성능 및 탑재 소프트웨어 구현 가능성 확인을 위하여 6자유도 비선형 시뮬레이션에 적용, 결과를 제시하였다.

2. 자세운동 표현식

발사체 자세표현을 위한 기준좌표계 정의는 다음과 같다.

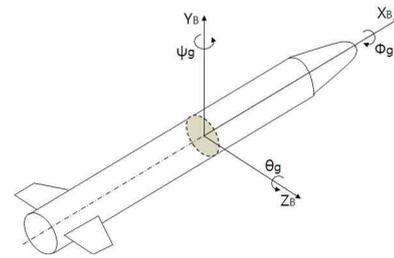
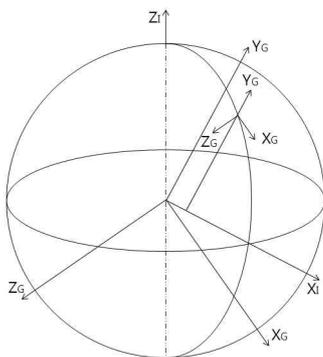


그림 1. 유도좌표계(G) 및 몸체좌표계(B) 정의

유도좌표계는 관성좌표로서 발사시점에 발사대의 수평면과 수직방향을 기준으로 하는 좌표계이다. 관성항법장치는 이 좌표계를 기준으로 항법계산을 수행하며 발사체의 투입궤도면과 일치하므로 유도계산의 기준이 된다. 몸체좌표계(B)는 발사체에 고정된 좌표계로서 비행중 발사체의 자세를 정의하는데 사용한다. 자세제어를 위한 유도명령은 유도좌표계 기준으로 생성되고, 이를 기준으로 관성항법장치(INGU : Inertial Navigation Guidance Unit)에서 측정된 자세정보와 비교하여 자세오차를 계산한다. 스트랩다운(strap-down) 방식의 관성항법장치의 경우 오일러각을 사용하면 특정 자세에서 특이점이 발생하게 되므로 대부분의 경우 자세오차 변환변수로서 오일러각 대신 쿼터니언을 사용한다. 발사체 자세를 쿼터니언을 이용한 방향코사인 행렬로 표현하면 식 (1), (2)와 같다.

$$C^{BG} = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_0^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_0) & 2(q_1q_3 - q_2q_0) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_0) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_0^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_0) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_0) & 2(q_2q_3 - q_1q_0) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_0^2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{q} = (q_0, \vec{q}), \vec{q} = q_1\vec{i} + q_2\vec{j} + q_3\vec{k} \quad (2)$$

궤환변수로서 쿼터니언을 사용하기 위해서는 유도명령과 현재 발사체 자세 쿼터니언을 정의하고 쿼터니언 자세오차를 새롭게 계산할 필요가 있다. 쿼터니언 자세오차 궤환을 적용한 발사체 자세제어 루프는 다음 그림 2와 같다.

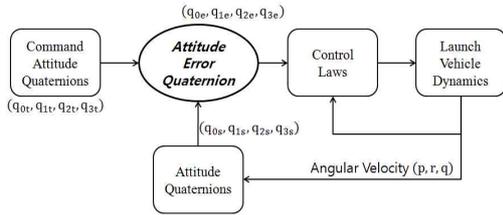


그림 2. 쿼터니언 제한 발사체 자세제어루프

한편 INGU 또는 탑재컴퓨터에서 계산되는 발사체 자세 쿼터니언(q_s)과 자이로로부터 측정된 자세각속도는 다음의 관계를 갖는다.

$$\frac{d}{dt}q_s(t) = \frac{1}{2}\Omega q_s(t), \quad \Omega = \begin{bmatrix} 0 & -p & -r & -q \\ p & 0 & q & -r \\ r & -q & 0 & p \\ q & r & -p & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

명령 쿼터니언을 q_t , 현재 자세쿼터니언을 q_s 로 정의하면 자세오차 쿼터니언(q_e)은 다음의 관계를 갖는다.

$$\begin{bmatrix} q_{0e} \\ q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{0t} - q_{1t} - q_{2t} - q_{3t} \\ q_{1t} & q_{0t} & q_{3t} & -q_{2t} \\ q_{2t} - q_{3t} & q_{0t} & q_{1t} & \\ q_{3t} & q_{2t} & -q_{1t} & q_{0t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{0s} \\ q_{1s} \\ q_{2s} \\ q_{3s} \end{bmatrix} \quad (4)$$

발사체 자세변환이 짧은 시간 내에 매우 크게 요구되지 않는 경우 오차 쿼터니언(q_e)와 롤/요/피치 자세각오차 관계는 다음과 같다.

$$\phi_e \approx 2q_{0e}q_{1e}, \quad \psi_e \approx 2q_{0e}q_{2e}, \quad \theta_e \approx 2q_{0e}q_{3e} \quad (5)$$

3. 자세제어기 구조

3.1 KSR-III 자세제어기

KSR-III는 국내최초로 액체추진엔진을 사용한 과학로켓으로 2002년 11월 28일 발사가 성공적으로 이루어졌다. 추력비행구간에서는 피치/요축 제어시 2자유도의 김발장치 및 유압구동기가 적용되었고, 롤 축 제어는 핀팁에 설치된 질소가스 추력기를 사용하였다. 한편 KSR-III의 경우 바람 영향에 대한 낙하점 확보를 위하여 초기 발사시 고각/방위각 보정 및 공력비행구간에서 하중감

소 최소를 위해 개루프 자세각속도 명령이 적용되었다. 자세각속도 입력 기반 KSR-III 자세제어기 구조는 다음 그림 3과 같다.[1]

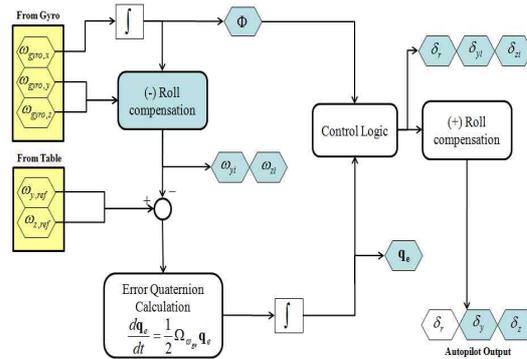


그림 3. KSR-III 자세제어기 구조

그림 3의 KSR-III 자세제어기에서 입력신호는 관성항법장치(INGU)에서 측정된 3축 자세각속도와 비행설계에서 결정된 자세각속도 명령으로 이루어진다. 자이로 측정된 각속도($\omega_{gyro,x}$)에 대한 수치적분을 통하여 롤 자세각(Φ)을 계산하고, 롤 자세각을 사용하여 피치/요 자세각속도($\omega_{gyro,y}, \omega_{gyro,z}$)를 롤링하지 않는 관성좌표계로 변환하고, 관성좌표 기준 피치/요 자세각속도와 자세 각속도 명령을 비교하여 자세각속도 오차를 계산한 뒤 쿼터니언 업데이트 관계식을 통하여 오차 쿼터니언(q_e)을 계산 후 제어로직에 입력된다. 제어로직에서는 쿼터니언 자세오차, 관성 자세각속도 및 설계된 제어이득 스케줄링에 의해 피치/요 TVC(Thrust Vector Control) 제어각을 구하고, (+)Roll compensation을 통하여 기체좌표로 변환, TVC 구동기에 전달되는 구조로 구성이 되었다.

실제 KSR-III 비행시험 결과 공력비행구간에서 공력핀 비정렬, 배관/덕트에 의한 롤 외란모멘트가 제어모멘트에 비하여 최대 약 5배 정도 크게 발생, 롤 자세각속도가 약 -35deg/sec 까지 증가하는 롤링 운동이 발생하였으나 롤 보상에 의해 피치/요축은 설계요구 자세오차 범위 내에서 안정적으로 자세제어가 이루어졌다.

3.2 KSLV-I 상단부 자세제어기

KSLV-I은 국내 최초의 위성발사체로서 100kg의 과학위성을 근지점 고도 300km, 원지점 고도 1500km, 경사각 80도의 지구 저궤도에 투입하는 임무를 수행하도록 개발되었다. KSLV-I은 2단형 발사체로서 1단은 액체와 케로신을 이용한 액체 추진 방식, 상단부는 고체 키크모터를 사용한다. 상단부의 경우 무추력 비행구간에서 질소가스 추력기를 이용한 3축 자세제어, 추력비행구간에서 롤축은 질소가스 추력기, 피치/요 축은 키크모터 노즐에 장착된 유압 장치 구동을 통한 추력벡터 제어 방식으로 자세제어가 수행된다. 상단부 전체 비행구간에서는 투입궤도 요구조건 확보를 위하여 개루프 유도 방법이 적용되었고 유도좌표 기준 피치/요 자세 명령각이 제어기 입력값으로 사용되었다. 기준 자세명령이 자세각으로 제공됨에 따라 KSLV-I 상단부는 KSR-III를 토대로 그림 4와 같은 자세제어기 구조를 갖도록 설계되었다. KSLV-I 상단부 자세제어기 입력신호는 관성항법장치(INGU)로부터 측정된 3축 자세각속도와 유도좌표계 기준 자세각 명령으로 이루어진다. KSLV-I은 2009년 8월 25일 1차 비행시험이 이루어졌고, 미분리 페어링 외란에 의해 텀블링 운동 발생 이전의 키크모터 연소중후반 시점까지 성공적으로 자세제어가 수행되었다. 그림 4의 KSLV-I 상단부 자세제어기에 관한 신호흐름을 요약하면 다음과 같다.[2][3][4]

- 자이로로부터 자세각속도 측정
- 롤 자세각속도 수치 적분 → 롤 자세각 계산
- 피치, 요축 자세각속도를 롤 자세각을 이용한 (-) 롤 보상 → 제어 쿼터니언 계산
- 자세오차 쿼터니언 계산
- 오차 쿼터니언을 Control logic에 적용, 롤 보상전 구동기 명령 값 계산
- 구동기 명령값에 대한 (+) 롤 보상, 최종 구동기 명령값 출력

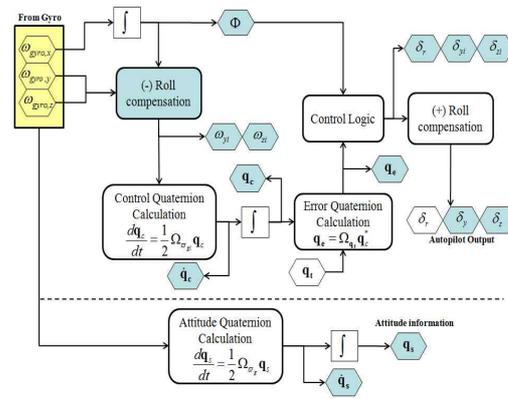


그림 4. KSLV-I 상단부 자세제어기 구조

3.3 항법쿼터니언 자세제어기

자세각 명령을 입력으로 하는 자세제어 시스템에 있어서 유도명령이 3축 명령 자세각으로 제공되는 경우 그림 4 자세제어기의 롤 보상알고리즘을 변경할 필요가 있다. 그림 5는 새로운 롤 보상 알고리즘에 대한 개념을 나타낸 것이다.[5]

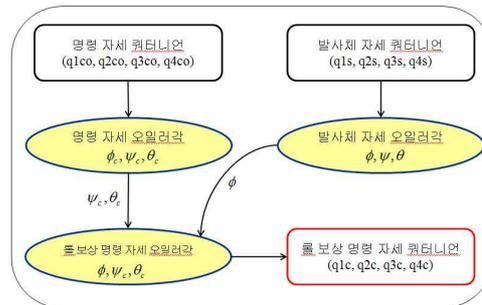


그림 5. 항법쿼터니언 자세제어기 롤 보상 알고리즘

유도명령 자세각이 유도좌표기준 3축 명령자세 쿼터니언 또는 오일러각으로 제공될 때 현재 발사체 자세 정보로부터 계산된 롤 자세각과 피치/요 명령 자세각을 이용 롤 보상된 명령 자세각 및 쿼터니언을 계산하여 자세제어기의 기준입력 값으로 사용한다. 그림 5의 롤 보상 알고리즘을 적용 항법 쿼터니언 자세제어기 구조 설계 결과를 그림 6에 제시하였다.

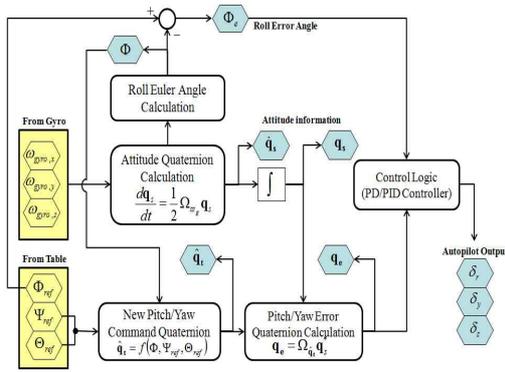


그림 6. 항법쿼터니언 자세제어기 구조

자세제어기 입력값은 자이로로부터 측정된 3축 자세각속도, 유도 알고리즘으로 계산된 3축 자세 명령각이 된다. 먼저 자이로로부터 측정된 3축 자세각속도로부터 쿼터니언 갱신 관계식을 통하여 현재 발사체 자세를 계산한다.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q_{0s}(t) \\ q_{1s}(t) \\ q_{2s}(t) \\ q_{3s}(t) \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \Omega_{wg} \begin{bmatrix} q_{0s}(t) \\ q_{1s}(t) \\ q_{2s}(t) \\ q_{3s}(t) \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\Omega_{wg} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{gyro,x} & -\omega_{gyro,y} & -\omega_{gyro,z} \\ \omega_{gyro,x} & 0 & \omega_{gyro,z} & -\omega_{gyro,y} \\ \omega_{gyro,y} & -\omega_{gyro,z} & 0 & \omega_{gyro,x} \\ \omega_{gyro,z} & \omega_{gyro,y} & -\omega_{gyro,x} & 0 \end{bmatrix}$$

식 (6)으로부터 계산된 발사체 자세 쿼터니언을 바탕으로 쿼터니언 오일러각 관계식을 이용하여 자세각을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$T_G^B = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$= \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_0^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_0) & 2(q_1q_3 - q_2q_0) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_0) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_0^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_0) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_0) & 2(q_2q_3 - q_1q_0) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_0^2 \end{bmatrix}$$

$$\Phi_g = \tan^{-1} \left(\frac{C_{23}}{C_{11}} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{2(q_{0s}q_{1s} + q_{2s}q_{3s})}{q_{0s}^2 - q_{1s}^2 - q_{2s}^2 + q_{3s}^2} \right) \quad (8)$$

식 (8)의 현재 롤 자세각과 피치/요 명령 자세각을 이용 롤 운동이 보상된 명령 쿼터니언을 식 (9)와 같이 계산 가능하다.

$$\begin{aligned} \hat{q}_{0t} &= \cos\left(\frac{\Phi_g}{2}\right) \cos\left(\frac{\Psi_{ref}}{2}\right) \cos\left(\frac{\Theta_{ref}}{2}\right) \\ &\quad + \sin\left(\frac{\Phi_g}{2}\right) \sin\left(\frac{\Psi_{ref}}{2}\right) \sin\left(\frac{\Theta_{ref}}{2}\right) \\ \hat{q}_{1t} &= \sin\left(\frac{\Phi_g}{2}\right) \cos\left(\frac{\Psi_{ref}}{2}\right) \cos\left(\frac{\Theta_{ref}}{2}\right) \\ &\quad - \cos\left(\frac{\Phi_g}{2}\right) \sin\left(\frac{\Psi_{ref}}{2}\right) \sin\left(\frac{\Theta_{ref}}{2}\right) \\ \hat{q}_{2t} &= \cos\left(\frac{\Phi_g}{2}\right) \sin\left(\frac{\Psi_{ref}}{2}\right) \cos\left(\frac{\Theta_{ref}}{2}\right) \\ &\quad + \sin\left(\frac{\Phi_g}{2}\right) \cos\left(\frac{\Psi_{ref}}{2}\right) \sin\left(\frac{\Theta_{ref}}{2}\right) \\ \hat{q}_{3t} &= -\sin\left(\frac{\Phi_g}{2}\right) \sin\left(\frac{\Psi_{ref}}{2}\right) \cos\left(\frac{\Theta_{ref}}{2}\right) \\ &\quad + \cos\left(\frac{\Phi_g}{2}\right) \cos\left(\frac{\Psi_{ref}}{2}\right) \sin\left(\frac{\Theta_{ref}}{2}\right) \end{aligned} \quad (9)$$

계산된 명령 쿼터니언을 기반으로 발사체 자세 쿼터니언 관계로부터 오차 쿼터니언을 다음 식(10)과 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} q_{0e} \\ q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{q}_{0t} - \hat{q}_{1t} - \hat{q}_{2t} - \hat{q}_{3t} \\ \hat{q}_{1t} - \hat{q}_{0t} - \hat{q}_{3t} - \hat{q}_{2t} \\ \hat{q}_{2t} - \hat{q}_{3t} - \hat{q}_{0t} - \hat{q}_{1t} \\ \hat{q}_{3t} - \hat{q}_{2t} - \hat{q}_{1t} - \hat{q}_{0t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{0s} \\ q_{1s} \\ q_{2s} \\ q_{3s} \end{bmatrix} \quad (10)$$

만약 자세제어 로직으로 PD 제어기를 사용할 경우 롤 자세오차 및 쿼터니언 자세오차에 대한 롤/피치/요 TVC 노즐 구동명령 값을 식 (11)과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta_{rc} &= K_{Pr} \Phi_e - K_{Dr} \omega_{gyro,x} \\ \delta_{yc} &= 2K_{Pr} q_{0e} q_{2e} - K_{Dr} \omega_{gyro,y} \\ \delta_{pc} &= 2K_{Pr} q_{0e} q_{3e} - K_{Dr} \omega_{gyro,z} \end{aligned} \quad (11)$$

3. 자세제어기 검증을 위한 6자유도 시뮬레이션

새롭게 도입된 롤 보상알고리즘 및 항법 쿼터니언 자세제어기 구조에 대한 타당성 평가를 위하여 SIMULINK로 개발된 발사체 6자유도 시뮬레이션을 수행하였다.

입력데이터는 KSLV-I 1단부 데이터를 사용하였고, 1단 비행 일부 구간에 대해서만 시뮬레이

션을 진행하였다. 여기서 자세제어 작동기는 Saturn V와 유사하게 4개의 클러스터링 엔진에 2자유도의 TVC 구동기가 각각 조합되어 롤/피치/요 자세제어가 이루어진다고 가정하였다. 4개 클러스터링 엔진 타입 및 TVC 구동기 배치 형상을 그림 7에 제시하였다.

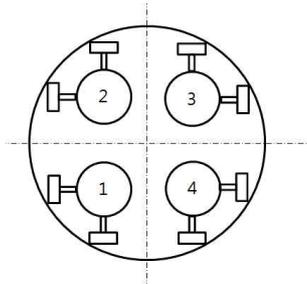


그림 7. 4개 엔진 클러스터링 타입 TVC 구동기 배치

그림 7과 같이 TVC 구동기를 배치하는 경우 적절한 롤/피치/요 자세제어를 위하여 노즐 구동 명령값과 4개 엔진 8개 작동기에 관한 노즐 구동각 관계를 규명할 필요가 있다. 구동명령각과 노즐 구동각 관계는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \delta_{p1c} &= \delta_{pc} - \delta_{rc}/W, & \delta_{p2c} &= \delta_{pc} - \delta_{rc}/W \\
 \delta_{p3c} &= \delta_{pc} + \delta_{rc}/W, & \delta_{p4c} &= \delta_{pc} + \delta_{rc}/W \\
 \delta_{y1c} &= \delta_{yc} - \delta_{rc}/W, & \delta_{y2c} &= \delta_{yc} + \delta_{rc}/W \\
 \delta_{y3c} &= \delta_{yc} + \delta_{rc}/W, & \delta_{y4c} &= \delta_{yc} - \delta_{rc}/W
 \end{aligned} \quad (12)$$

여기서, W 는 각 8개 TVC 구동기에서 롤 제어에 기여하는 가중치로서, 여기서는 $W=1$ 로 설정하였다.

식 (12)에 대한 내용을 SIMULINK 프로그램으로 구현한 결과는 다음 그림 8과 같다. 그림에서 입력값은 자세제어기로부터 계산된 롤/요/피치 노즐 명령각($\delta_{rc}, \delta_{yc}, \delta_{pc}$), 출력값은 각 TVC 구동기에 분배되는 8개의 명령 노즐각($\delta_{p1c}, \delta_{p2c}, \delta_{p3c}, \delta_{p4c}, \delta_{r1c}, \delta_{r2c}, \delta_{r3c}, \delta_{r4c}$)이다.

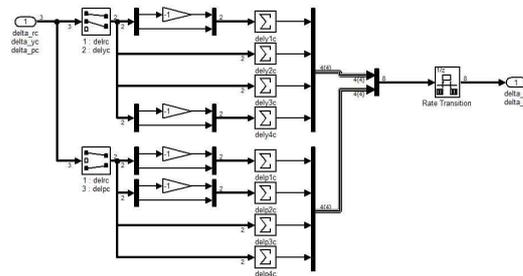


그림 8. 클러스터링 타입 TVC 구동기 배치 SIMULINK 모델

시뮬레이션은 두 가지 경우를 고려하여 진행하고, 각각의 시뮬레이션 조건을 요약하면 다음과 같다.

- ① Case 1 : 이륙 초기 롤 기동 수행
 - 0~20sec : 유도좌표 기준 롤 자세각 0deg에서 140deg까지 롤 기동
 - 20~80sec : 140deg 롤 자세각 유지
 - 80~100sec : 140deg에서 0deg로 롤 기동
 - 100sec 이후 : 롤 자세각 0deg 유지
 - 목 적 : 그림 7, 8의 엔진 / TVC 구동기 배치 형상 확인. 새롭게 제안된 항법쿼터너인 자세제어기의 정상적인 롤축 자세제어 가능여부 확인
- ② Case 2 : 지속적인 롤 외란 모멘트 작용, 롤 자세제어 없음.
 - 목 적 : 지속적인 롤 운동 발생 또는 롤 자세제어 불능시 제안된 자세제어기의 피치/요축 제어 성능 확인

Case 1, 2에 대한 시뮬레이션 결과는 그림 9~24에 나타났다. 그림 10, 11 및 18, 19에서 "Ref"는 롤 운동이 없는 이상적인 자세각속도, "Sim"은 스트랩다운 관성항법장치로부터 측정된 자세각속도를 의미하는 것으로 롤 운동 연성에 따른 요/피치 자세각속도 영향 비교를 위하여 함께 제시하였다. 한편, 그림 13, 14 및 그림 21, 22는 유도좌표계와 몸체좌표의 오일러 자세각을 나타낸 것으로 "Ref"는 유도알고리즘 명령, "Sim"은 시뮬레이션으로부터 계산된 값을 의미한다.

그림 9~16의 Case 1 시뮬레이션 결과를 살펴

보면 이륙후 20sec 시점부터 140deg의 롤 기동 명령에 대하여 TVC 구동장치 제어에 의해 롤 자세각이 잘 추종하는 결과를 보이고 이로부터 TVC 구동기 배치에 관한 시뮬레이션 모델링이 문제가 없음을 확인할 수 있다. 한편 이러한 롤 자세운동이 발생하는 상황에서 피치/요 축은 허용 자세오차 범위에서 자세제어가 수행된 결과를 보인다.

그림 17~24는 Case 2 시뮬레이션 결과를 나타낸 것으로 외란 모멘트가 존재하는 상황에서 롤 제어성을 상실, 150sec 시점에서 롤 자세각속도 27deg/sec까지 증가하고, 발사체가 기체축을 기준으로 회전 운동이 발생하는 상황에서도 그림 21~22의 피치/요 자세각 결과에서 보는바와 같이 기준 명령값을 잘 추종하고 있음을 확인할 수 있다. 또한 롤 자세제어가 이루어지는 Case 1, 롤 자세가 발산하는 Case 2 두 비행조건 모두 같은 수준의 피치/요 자세오차가 발생하는 바 새롭게 제안된 항법 쿼터니언 자세제어기가 정상적으로 작동하고 있음을 확인하였다.

4. 결 론

본 문서에서는 롤 자세운동이 발생하는 상황에서 안정적인 피치/요 자세제어를 위한 새로운 롤 보상 알고리즘을 제안하고 이를 적용한 항법 쿼터니언 자세제어기 구조를 설계하였으며, 설계된 제어기의 성능평가를 위해 발사체 6자유도 시뮬레이션을 수행하였다. 새롭게 제시된 항법쿼터니언 자세제어기는 기존 KSR-III, KSLV-I 상단부 자세제어기 설계 경험을 기반으로 고안되었고, 탑재소프트웨어 내에서 효율적인 자세제어 변수 사용 및 KSR-III, KSLV-I 상단부 제어기와 동일한 자세제어 성능 확보 관점에서 설계가 진행되었다. 제안된 새로운 자세제어기 타당성 분석을 위하여 방위각 전환을 위한 롤 기동, 롤 자세운동 발산, 두 비행조건에 대해 6자유도 시뮬레이션을 수행, 자세제어 성능을 평가하고 탑재 소프트웨어로서 적용 가능성을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. 노웅래, 조현철, 안재명, 최형돈, "KSR-III 과학 로켓의 자세제어기 설계와 비행시험", 한국항공우주학회지, 제32권 3호, 2004. 04, pp.88~94.
2. 박용규, 선병찬, 노웅래, "롤링하는 비행체에서의 자세제어기 구조에 따른 특성분석", 한국항공우주학회 2006년도 추계학술발표회, 2006. 11
3. 노웅래 외 6명, "나로호 발사체 1차 비행시험에서의 궤적 및 자세분석", 한국항공우주학회지, 제 38권, 3호, 2010. 03, pp.213~220.
4. 박용규 외 6명, "페어링 비정상 분리 비행조건에서 KSLV-I 상단부 자세제어 성능분석", 한국항공우주학회 2009년도 추계학술발표회, 2009. 11.
5. Wei Du and Bong Wie, "Ascent Flight Control of Ares-I Crew Launch Vehicle in the Event of Uncontrolled Roll Drift", AIAA 2009-5957, AIAA Guidance, Navigation, and Control of Conference 10~13 Aug. 2009, Chicago, Illinois.

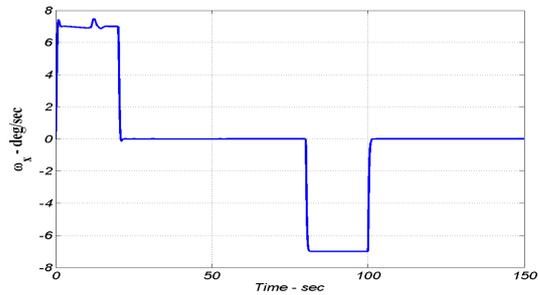


그림 9. 롤 자세각속도 변화(Case 1)

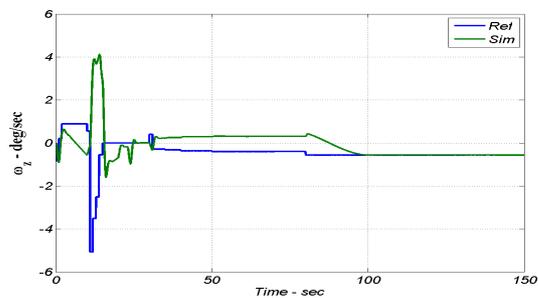


그림 10. 피치 자세각속도 변화(Case 1)

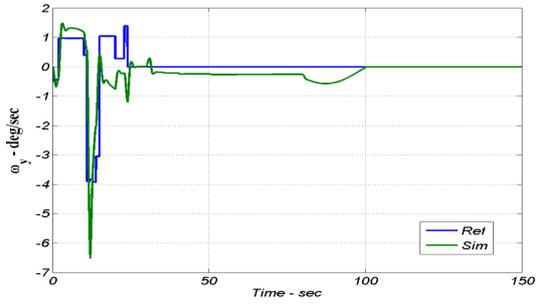


그림 11. 요 자세각속도 변화(Case 1)

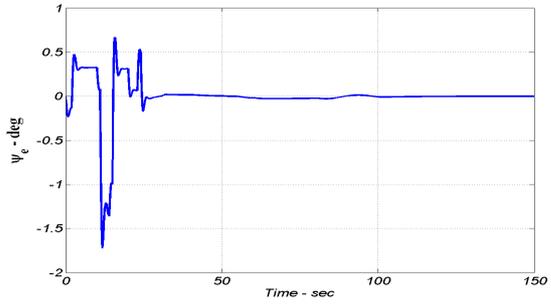


그림 15. 요 자세 오차각(Case 1)

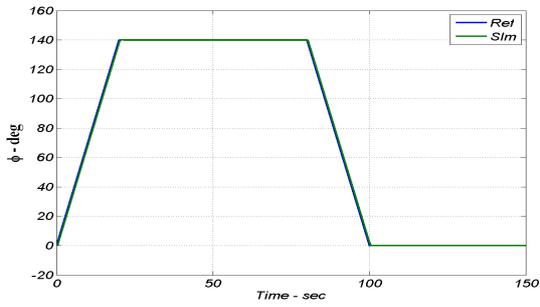


그림 12. 롤 자세각 변화(Case 1)

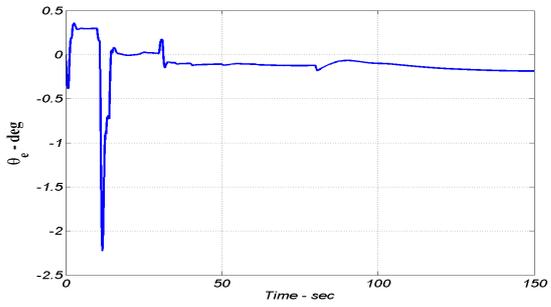


그림 16. 피치 자세 오차각(Case 1)

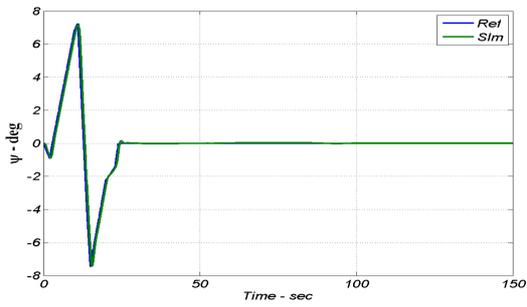


그림 13. 요 자세각 변화(Case 1)

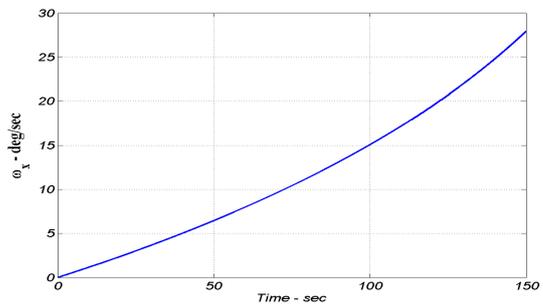


그림 17. 롤 자세각속도 변화(Case 2)

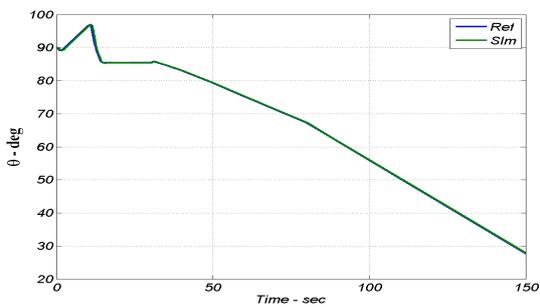


그림 14. 피치 자세각 변화(Case 1)

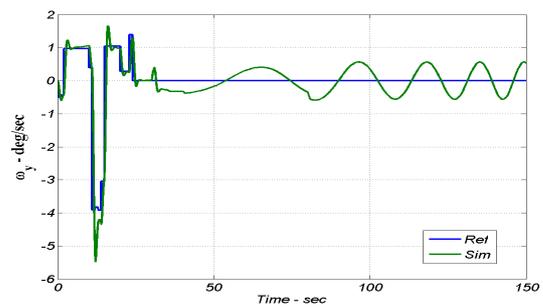


그림 18. 요 자세각속도 변화(Case 2)

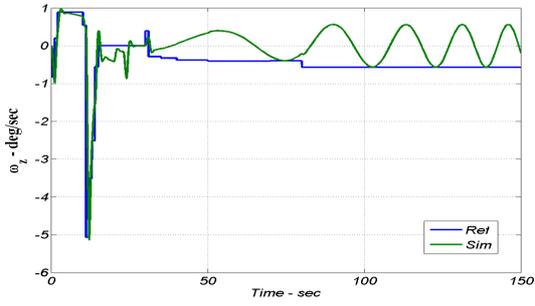


그림 19. 피치 자세각속도 변화(Case 2)

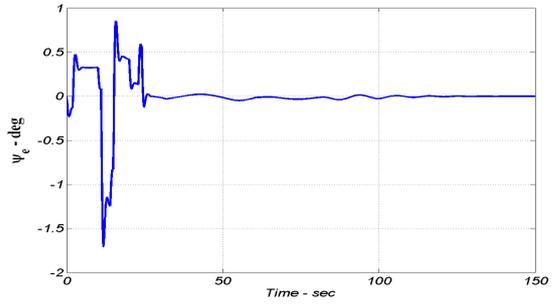


그림 23. 요 자세각 오차(Case 2)

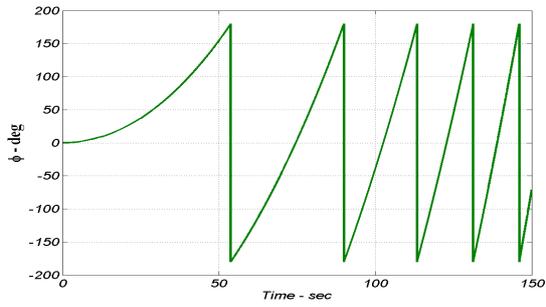


그림 20. 롤 자세각 변화(Case 2)

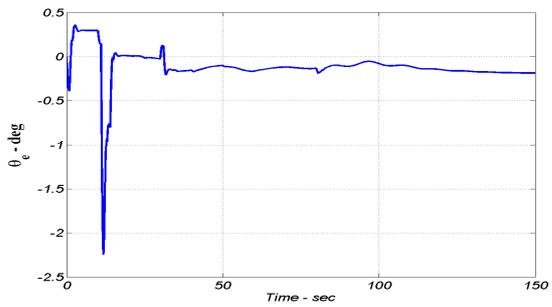


그림 24. 피치 자세각오차(Case 2)

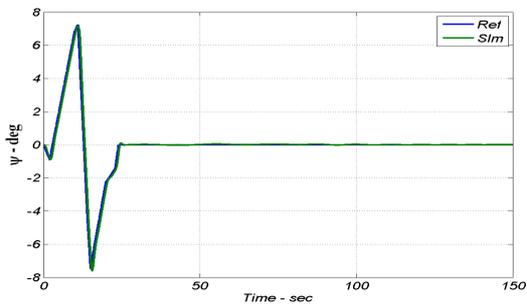


그림 21. 요 자세각 변화(Case 2)

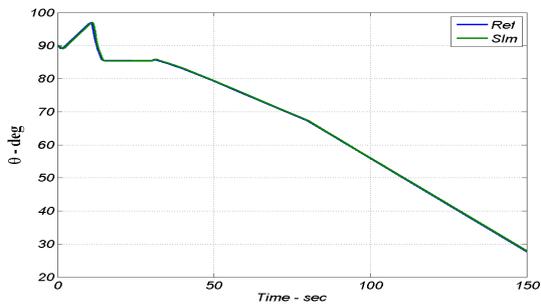


그림 22. 피치 자세각 변화(Case 2)