

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(11), 934-943(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.11.934

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

리액션휠 기반 고기동 위성 자세제어 기법 연구

김태호*, 목성훈**, 방효충*, 송태성***, 이종국***, 송덕기***, 서중보****

Attitude Control for Agile Spacecraft Installed
with Reaction WheelsTaeho Kim*, Sung-Hoon Mok**, Hyochoong Bang*, Taeseong Song***, Jongkuck Lee***,
Deokki Song*** and Joongbo Seo****

Korea Advanced Institute of Science and Technology***, LIG Nex1***, Agency for Defense Development****

ABSTRACT

In these days, demand for agile spacecraft is gradually increasing, due to the fact that agile spacecraft can improve mission capability. In this paper, an attitude control logic based on reaction wheels that can enhance agility of spacecraft is proposed. Three methods are suggested, and all three or part of them can be integrated to the existing attitude control system. First, a feedforward/feedback controller is introduced, and its pros and cons are provided, compared to the conventional feedback controller. Second, an attitude command generation method that fully utilizes torque/momentum capacities of reaction wheels is proposed. Third, a torque (current) control mode for internal wheel control is introduced. Numerical results verify that the settling time can be significantly reduced by employing the feedforward/feedback control method, especially for large angle maneuver.

초 록

고기동 위성은 영상획득수량 등의 주요 임무성능을 향상시킬 수 있는 진보된 위성으로, 특히 지구관측분야에서 그 수요가 꾸준히 증대되고 있다. 본 논문은 고-토크 리액션휠을 장착한 위성의 기동성능을 높일 수 있는 자세제어 기법을 연구한다. 크게 3가지의 서로 독립된 방법을 제안하며, 위성 자세제어 시스템에 따라 모든 방법을 적용하거나 1-2개 방법만 적용하는 것도 가능하다. 각 방법을 요약하면 다음과 같다. 첫 번째로, 기존 피드백 제어기에 피드포워드(자세명령) 입력을 추가한 피드포워드/피드백 제어기를 소개하고 그 장단점을 요약한다. 두 번째로, 리액션휠 클러스터의 토크/모멘텀 용량을 최대한 활용하는 방법을 제안한다. 세 번째로, 마찰토크를 보상하는 토크기반 리액션휠 제어기법을 소개한다. 시뮬레이션을 통해 기존 피드백 제어기에 비해, 피드포워드/피드백 제어기를 적용 시 기동성이 향상됨을 확인하였다. 특히, 기동각이 클 때, 정착시간 감소가 두드러짐을 확인하였다.

Key Words : Attitude Control(자세제어), Feedforward(피드포워드), Feedback(피드백), Attitude Command Profile(자세명령 프로파일), Agile Satellite(고기동 위성)

I. 서 론

위성 자세제어에 대한 연구는 이미 1970년대 후반부터 수행되어 다양한 자세기법이 제안되고 있다[1-6]. 이중 가장 널리 사용되는 자세제어 기법에는 쿼터니언 피드백 제어기(quaternion feedback controller)가 있다. 쿼터니언 피드백 제어기는 간단한 구조와 함께 모델오차에 강건한 장점이 있다. Wie et al.[2]은 쿼터니언 피드백 제어기의 비례-미분(proportional-derivative) 이득 4가지 종류를 제안하고, 피드백 제어기의 점근 안정성(asymptotic stability)을 증명하였다.

피드백 제어기는 외란과 모델오차에 대해 강건하지만, 기동시간 측면에서 단점이 있다. 특히 큰 각 기동 시(large angle maneuver), 구동기 토크 포화(torque saturation)와 작은 이득(small gain)으로 기동시간이 길어진다. 이 문제를 해결하는 실용적인 방법들로 과도응답 구간(transient response)에서 이득을 조정하는 방법[7] 등이 있으나, 이득 조정 시점에서 토크명령이 불연속적이게 되는 등의 문제를 야기할 수 있다.

최단시간 기동(time-optimal maneuver)을 위한 방법으로는 피드포워드(feedforward) 입력을 사용하는 것이 대표적이다[3,8,9]. 이 방법은 기동시간을 최소화하는 토크명령을 미리 계산하여 자세제어의 참조치(reference)로 사용한다. 실제로 Apollo와 Skylab 임무의 큰각 기동에서 빠른 기동을 위해 피드포워드 입력이 사용되었다[2]. 비교적 최근의 임무인 Orbview-4[10], LSPIM[11], PROBA-2[12], Cassini[13], Pleiades[14]에서도 피드포워드 입력을 적용하였다. 특히 Pleiades 위성은 0.5 Hz에 달하는 제어기 대역폭과 제어모멘텀자이로 구동기를 이점으로 약 1000x1000 km² 영역에서 20개에 달하는 표적을 촬영 가능한 것으로 알려져 있다.

피드포워드 방식의 단점은 모델 오차나 외란에 대해 안정성이 떨어지는 점이다. 모델기반으로 피드포워드 명령을 생성하는데, 실제 환경에서 모델오차가 큰 경우에는 원래 의도한 궤적에서 점차 벗어나게 된다. 이에 피드백 방식을 추가해 안정성을 증가시킨 피드포워드/피드백 제어기가 주로 사용된다[3,5,15]. 피드포워드/피드백 제어기는 외란이나 모델오차로 인한 자세 및 각속도 추종 오차를 피드백 방식으로 보상한다.

본 논문은 rest-to-rest 기동에서 피드백 제어기와 피드포워드/피드백 제어기 간 기동성능을 비교한다. 기존 논문들은 피드백 또는 피드포워드/피드백 제어기 한 가지에만 집중하였으나, 본

논문은 각각을 제시하고 동일한 시뮬레이션 환경에서의 성능분석을 수행한다. 또한 리액션휠 탑재 시 기동성을 더 향상시킬 수 있는 두 가지 방법을 제안한다. 리액션휠은 제어모멘텀자이로의 특이점회피와 같은 복잡한 명령분배로직이 불필요하여, 위성체 관성모멘트가 작을 경우 여전히 고기동 위성용 구동기로 적합할 수 있다.

첫 번째 기동성 향상 방안으로, 위성체 3축 토크/모멘텀을 최대화하는 방법을 설명한다. 같은 개수의 리액션휠이라도 배치에 따라 토크/모멘텀 엔빌로프[16]가 변하므로, 회전축에 대한 최대 토크/모멘텀 값을 구하는 것이 기동성 향상에 중요하다. 두 번째로, 리액션휠 내부루프 제어방식인 모멘텀제어와 토크제어 방식[17,18]을 각각 서술하고, 각 제어 방식의 장단점을 요약한다. 이중 토크제어 방식은 휠 마찰력을 직접 보상하는 등 휠 모델을 적극적으로 제어기에 반영하는 방식으로 기동성 향상에 기여할 수 있다. 따라서 본 논문에서는 토크제어 방식을 적용한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 기존 쿼터니언 비례-미분 피드백 제어기를 요약한다. 3장에서는 피드포워드 형태가 추가된, 본 논문에 적용될 피드포워드/피드백 제어기를 설명한다. 4장에서는 시뮬레이션을 통해 피드포워드/피드백 제어기의 기동시간 측면 이점을 확인한다. 마지막으로 5장에 결론을 서술한다.

II. 쿼터니언 피드백 제어기

기존 쿼터니언 비례-미분(PD) 피드백 제어기(이하 피드백 제어기)를 소개한다. Fig. 1은 피드백 제어기를 포함한 자세제어 블록 다이어그램을 나타낸다. 자세 스템명령 q_{cmd} 를 추종하기 위한 자세제어기 블록은 Attitude Controller로 표기되어 있다. 자세제어기는 자세오차 q_e 와 각속도 값 ω 를 입력받아 토크명령 τ_{cmd} 을 산출한다. 이 때 자이로스코픽(gyroscopic) 토크 τ_{gyro} 와 휠 마찰력 보상 토크 τ_{fric} 를 함께 보상할 수 있다. 다만, 본 논문에서는 위성이 zero-biased momentum 상태이고, 외란의 영향이 미미하다고 가정하여 τ_{gyro} 의 크기가 무시할 만하다. 같은 맥락으로 본 논문에서는 적분(I) 제어기 성분을 적용하지 않았다. 하지만 외란 영향이 크거나, 휠 동역학 모델로 전체 시스템 모델이 기존의 Type-1 시스템에서 멀어지면 정상상태오차를 무시할 수 없고, 적분 제어기 사용이 필요하다. 다만, 이때는 기동성이 희생될 수 있으므로 추가 분석이 필요하다.

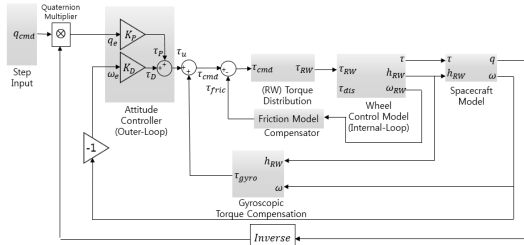


Fig. 1. Feedback control for reaction wheels-based spacecraft system

토크명령 생성 및 일반적인 이득 설정 방법을 설명한다. 먼저 피드백 토크명령은 다음과 같다.

$$\tau_{cmd} = -K_P q_e - K_D \dot{q}_e \quad (1)$$

여기서 $q_e = q \otimes q_{cmd}^{-1}$ 는 쿼터니언 자세 오차를 나타내고, K_P 는 비례이득 행렬, K_D 는 미분이득 행렬을 나타낸다. 비례-미분 이득행렬은 다음과 같이 설정될 수 있다[2,7].

$$K_P = 2\omega_n^2 J \quad (2)$$

$$K_D = 2\omega_n \zeta J \quad (3)$$

$$\omega_n = \frac{8}{t_s \zeta} \quad (4)$$

여기서 ω_n 는 고유진동수(natural frequency), ζ 는 감쇠계수(damping ratio), J 는 관성모멘트, t_s 는 정착 시간(settling time)을 나타낸다.

본 논문에서는 $\zeta=1$ 인 critically damped 시스템을 가정한다. 한편, 실제로 토크명령은 구동기 제한조건(최대토크)에 따라 구속되어 있다. 따라서 정착 시간 t_s 는 기동각에 따라 bang-bang, bang-off-bang으로 구분해 계산되어야 한다[19]. 자세제어 이득은 정착 시간 t_s 와 식 (2-4)를 통해 설정할 수 있다.

Figures 2와 3은 피드백 자세제어를 이용한 rest-to-rest 시뮬레이션 결과이다. 여기서 초기 자세는 0° , 목표 자세는 10° 이고, 위성의 최대각속도는 $2.04^\circ/s$, 최대각가속도는 $0.24^\circ/s^2$ 로 설정하였다. 시뮬레이션 결과 open-loop 제어기 결과에 비해 피드백 제어를 이용했을 때 정착 시간이 길어지는 것을 확인할 수 있다. 이유는 Fig. 4에서 확인할 수 있는데, 피드백 제어기는 open-loop 제어기와 달리 bang-bang 파형 경계의 제어입력을 불연속적으로 가져갈 수 없기 때문이다. 또한 목표 자세에 다가갈수록 토크 크기가 작아져 수렴 속도가 늦어지게 된다[7].

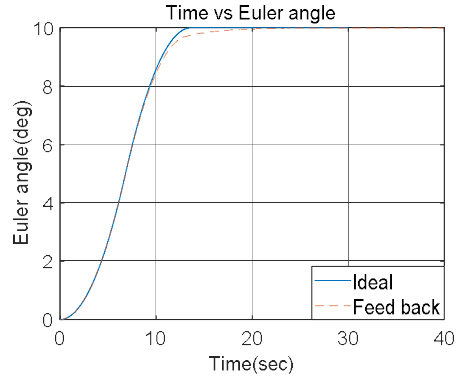


Fig. 2. Euler angles with ideal open-loop control and feedback control

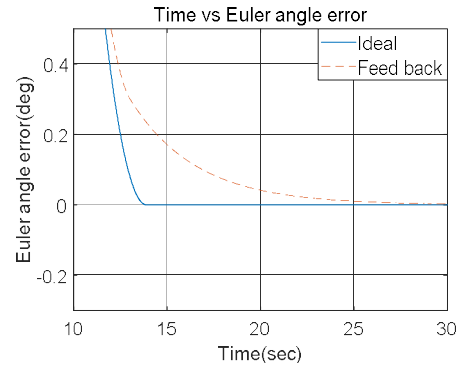


Fig. 3. Euler angle errors with ideal open-loop control and feedback control

본 논문은 앞서 살펴본 피드백 제어기의 정착 시간 증가를 막기 위해, 각가속도 피드포워드 입력과 자세/각속도 참조치(reference)를 추가한 피드포워드/피드백 제어방식[3,5,15] 위성 자세제어에 적용한다. 또한 리액션휠을 구동기로 적용시 기동성을 더 향상시키는 방안을 제안한다.

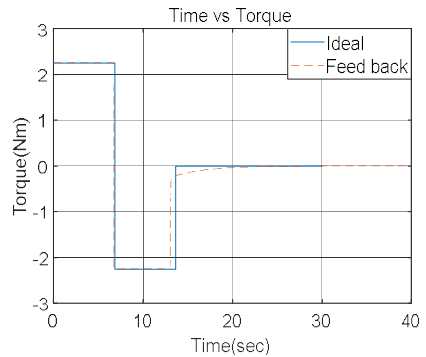


Fig. 4. Torque commands from ideal open-loop control and feedback control

III. 고기동 자세제어 기법

본 장에서는 피드포워드 입력이 추가된 피드포워드/피드백 자세제어기를 소개한다(3.1장). 그리고 자세명령생성 단계에서 리액션휠의 토크/모멘텀을 최대한 활용하는 방법을 소개한다(3.2장). 마지막으로 리액션휠 제어 시 토크제어 방식과 모멘텀제어 방식을 각각 소개한다(3.3장).

3.1 피드포워드/피드백 자세제어기

Figure 5는 피드포워드/피드백 제어기가 추가된 자세제어 블록 다이어그램을 나타낸다. Fig. 5의 자세명령 프로파일(attitude command profile)은 Fig. 1의 스텝 입력과 달리 시간에 따른 함수로 주어지며, 오프라인이나 온라인에서 계산된다. 자세한 자세명령 생성 알고리즘은 참고문헌 [19]를 참고한다. 자세제어기에는 총 3개의 입력이 전달되는데, 자세 오차 q_e , 각속도 오차 $\omega - \omega_{cmd}$, 각각속도 명령 a_{cmd} 으로 구성되며, 토크명령은 다음과 같이 계산된다.

$$\tau_{cmd} = -K_P q_e - K_D(\omega - \omega_{cmd}) + J a_{cmd} \quad (5)$$

식 (5)의 토크명령을 요소별로 나누면 다음과 같다. 각각속도 명령은 관성모멘트 행렬과 곱해져 토크명령요소로 사용되며, 자세/각속도 명령은 현재 시간의 자세/각속도 참조치로 사용된다. 만약 이상적인(ideal) 상황이라면(모델오차나 외란이 없을 때), 피드포워드 명령만으로 목표 자세에 도달할 수 있지만, 실제(real) 상황에서는 모델오차와 외란이 존재하므로 Fig. 5와 같은 피드백 형태의 제어가 필수적이다.

피드포워드/피드백 제어기의 비례-미분 이득 설정 방법은 피드백 제어기와 다소 다르다. 피드백 제어기는 식 (2)-(4)와 같이 목표 자세에 따

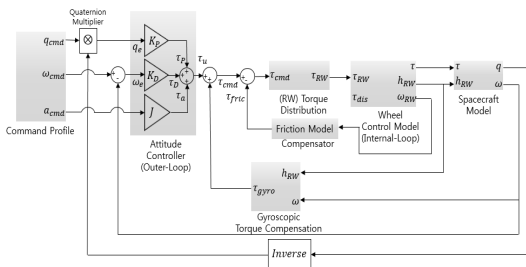


Fig. 5. Feedforward/feedback control for reaction wheels-based spacecraft system

라 이득 값을 변경한다. 하지만 피드포워드/피드백 제어기에서의 이득 값은 모델오차 및 외란으로 인한 추종 오차를 감소시키는 것이 목적이다. 따라서 기동각에 대한 이득 값 조절이 덜 요구된다. 실제로 참고문헌 [3], [13]은 기동각에 관계없이 제어기 이득을 동일하게 적용하는 것으로 확인된다. 본 논문에서도 모든 기동에 대해 동일한 제어기 이득을 적용한다.

3.2 고기동 자세명령생성

고기동 위성의 자세명령은 기본적으로 기동시간을 최소화하는 것이 목적이다. 하지만, 이때 여러 제약조건을 고려해야 한다. 제약조건은 크게 두 가지 레벨(위성체 레벨과 구동기 레벨)로 주어질 수 있다. 위성체 레벨의 제약조건에는 최대각속도, 최대각속도, 위성체 고유진동수가 있고, 구동기 레벨의 제약조건에는 구동기 성능(최대토크/최대모멘텀)과 구동기 배치가 있다.

이중 어떤 레벨로 제약조건이 주어지는가에 따라 자세명령 생성 방법이 다르다. 일반적으로 구동기 레벨에서 자세명령을 생성할 때가 위성체 레벨에서 생성할 때보다 복잡하다. 그 이유는 구동기 레벨에서 위성체 레벨로 제약조건을 변환할 때 구동기 배치, 토크 분배방식(L_2 -norm/ L_{∞} -norm) 등을 고려해야하기 때문이다. 하지만 기동성 측면에서는 구동기 레벨에서 자세명령을 생성하는 것이 유리하다. 그 이유는 상위 레벨(위성체 레벨)에서 제약조건을 정할 때는 모든 하위 레벨(구동기 레벨) 제약조건이 만족되도록, 보수적인 해(conservative solution)를 적용하기 때문이다. 따라서 상위 레벨의 최대각속도/최대각속도 값은 하위 레벨로 생성했을 때보다 작아지고, 기동성이 저하된다.

본 논문에서는 구동기 레벨의 제약조건이 주어졌을 때의 자세명령생성 방법을 설명한다. 다만 구동기 레벨의 제약조건을 위성체 레벨의 제약조건으로 변환하는 과정만 제안한다. 위성체 레벨의 제약조건에서 자세명령을 생성하는 방법은 참고문헌 [19]에서 찾아볼 수 있다.

3.2.1 고유축에 따른 명령토크 방향

임의의 두 자세 간 변환은 고유축(eigen-axis)과 회전각(rotation angle)으로 정의할 수 있다. 이때 기동은 고유축을 따라 이루어질 때 최소 회전각으로 이루어진다. 본 논문에서도 이러한 고유축 기동(eigen-axis maneuver)을 가정한다.

본 절에서는 고유축 \hat{e} 으로 회전하기 위한 명령토크 방향 \hat{n} 을 계산하는 방법을 설명한다. 위

성 관성모멘트 3축 성분이 동일하면 $\hat{\mathbf{n}} = \hat{\mathbf{e}}$ 관계를 만족하지만, 관성모멘트 성분이 서로 다르면 명령토크 방향이 고유축과 다르게 된다. 먼저 고유축 벡터 $\hat{\mathbf{e}}$ 는 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} \mathbf{q}_e &= \mathbf{q}_0 \otimes \hat{\mathbf{q}}_{cmd}^{-1} \\ &= [q_{e1} q_{e2} q_{e3} q_{e4}]^T \\ &= \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{e}} \sin(\theta/2) \\ \cos(\theta/2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (6)$$

$$\hat{\mathbf{e}} = [q_{e1} q_{e2} q_{e3}]^T / \sin(\theta/2) \quad (7)$$

$$\theta = 2\cos^{-1}(q_{e4}) \quad (8)$$

여기서 $\hat{\mathbf{q}}_{cmd}$ 는 위성의 목표 쿼터니언, \mathbf{q}_0 는 위성의 초기 쿼터니언, \mathbf{q}_e 는 목표 쿼터니언과 초기 쿼터니언 간의 오차 쿼터니언, θ 는 고유축에서 정의된 회전각이다.

위성의 고유축 벡터에 관성모멘트 행렬을 곱한 뒤 그 크기를 나누면 명령토크 방향(단위벡터)을 구할 수 있다.

$$\hat{\mathbf{n}} = \hat{\mathbf{J}}\hat{\mathbf{e}} / \|\hat{\mathbf{J}}\hat{\mathbf{e}}\|_2 \quad (9)$$

여기서 $\hat{\mathbf{J}}$ 는 위성의 관성모멘트 행렬, $\hat{\mathbf{n}}$ 은 위성에 작용하는 토크 벡터의 단위벡터이다.

3.2.2 토크 방향에 대한 최대토크/최대모멘텀

토크 방향에 대해 리액션휠 클러스터가 위성체에 전달할 수 있는 최대토크/최대모멘텀을 계산한다. 최대토크/최대모멘텀은 각각 위성의 최대 각가속도/최대각속도와 관련된다.

본 논문에서 가정한 리액션휠 배치는 Fig. 6과 같다. 그림에서 β 는 휠 클러스터의 skew 각이다. 휠 장착각에 따라 휠 토크가 위성 3축 토크로 변환되는 비율이 달라지며, 이는 아래 행렬 A_{RW} 과 같이 나타낼 수 있다.

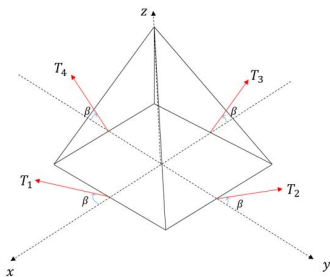


Fig. 6. Reaction wheels configuration example

$$A_{RW} = \begin{bmatrix} c\beta c\theta_1 & c\beta c\theta_2 & c\beta c\theta_3 & c\beta c\theta_4 \\ c\beta s\theta_1 & c\beta s\theta_2 & c\beta s\theta_3 & c\beta s\theta_4 \\ s\beta & s\beta & s\beta & s\beta \end{bmatrix} \quad (10)$$

여기서 $\theta_i (i=1,2,3,4)$ 는 각 리액션휠의 방위 (azimuth) 방향 배치 각도이고, $c\beta$ 및 $s\beta$ 기호는 각각 cosine, sine 값을 나타낸다.

먼저, 명령토크 방향에 따른 위성 최대토크를 계산한다. 명령토크 방향 $\hat{\mathbf{n}}$ [3x1 벡터]으로 토크를 발생시키기 위한 리액션휠 토크 $\tau_{RW,scale}$ [4x1 벡터]는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\tau_{RW,scale} = \frac{A_{RW}^+ \hat{\mathbf{n}}}{\max(A_{RW}^+ \hat{\mathbf{n}})} \quad (11)$$

여기서 $A_{RW}^+ = A_{RW}^T (A_{RW} A_{RW}^T)^{-1}$ 는 의사 역행렬 (pseudo-inverse matrix)을 나타내고, $\max(x)$ 연산자는 벡터 중 최대값을 출력한다. 계산된 $\tau_{RW,scale}$ 의 벡터 성분 최대값은 1이다. 최종적으로, 휠의 최대토크 $\tau_{RW,max}$ 를 $\tau_{RW,scale}$ 에 곱하고 A_{RW} 행렬을 곱하면, 명령토크 방향 $\hat{\mathbf{n}}$ 으로의 위성 최대토크 $\tau_{cmd,max}$ [3x1]를 구할 수 있다.

$$\tau_{cmd,max} = A_{RW} \tau_{RW,max} \tau_{RW,scale} \quad (12)$$

다음으로, 최대모멘텀 값은 위성의 최대 회전 각속도와 연관된다. 먼저 최대모멘텀 방향 $\hat{\mathbf{n}}_H$ 는 명령토크 방향 $\hat{\mathbf{n}}$ 과 같다.

$$\hat{\mathbf{n}}_H = \hat{\mathbf{n}} \quad (13)$$

후속 과정은 위성 최대토크를 구하는 식 (11), (12)와 동일하다. 결과식만 요약하면 다음과 같다.

$$\mathbf{H}_{RW,scale} = \frac{A_{RW}^+ \hat{\mathbf{n}}_H}{\max(A_{RW}^+ \hat{\mathbf{n}}_H)} \quad (14)$$

$$\mathbf{H}_{cmd,max} = A_{RW} \mathbf{H}_{RW,max} \mathbf{H}_{RW,scale} \quad (15)$$

여기서 $\mathbf{H}_{RW,scale}$ [4x1]은 식 (11)의 $\tau_{RW,scale}$ [4x1]과 유사하다. 식 (15)의 $\mathbf{H}_{RW,max}$ 는 휠의 최대모멘텀을 나타낸다.

한편, 본 장에서의 ‘최대토크’, ‘최대모멘텀’은 각각 L_2 -norm 방식으로 토크/모멘텀을 휠로 분배할 때 ‘최대’임을 의미한다. L_∞ -norm 방식의

분배는 L_2 -norm 방식보다 큰 최대 토크/모멘텀을 낼 수 있다[16,20]. 하지만 L_∞ -norm 해는 L_2 -norm의 식 (11)과 같은 closed-form 형태가 아니므로 수치적으로 구해야 한다[16].

3.2.3 고유축에 대한 최대각속도/최대각속도

식 (12)와 (15)로 구해진 위성체 최대토크/최대모멘텀[3x1 벡터]을 기반으로, 고유축에 대한 최대각속도/최대각속도[1x1 스칼라]를 계산할 수 있다. 최대토크/최대모멘텀을 관성모멘텀 역행렬과 곱하면 3축에 대한 최대각속도/최대각속도를 계산할 수 있다. 이후 2-norm 값을 계산하면 1축에 대한 최대각속도/최대각속도를 계산할 수 있다.

$$a_{\max} = J^{-1}\tau_{cmd,\max} \tag{16}$$

$$a_{eig,\max} = \| a_{\max} \|_2 \tag{17}$$

$$\omega_{\max} = \alpha_{zero} J^{-1} H_{cmd,\max} \tag{18}$$

$$\omega_{eig,\max} = \| \omega_{\max} \|_2 \tag{19}$$

여기서 a_{\max} 는 위성체 최대 각속도[3x1]을 나타내고 $a_{eig,\max}$ 는 고유축에 대한 1축 최대 각속도[1x1]을 나타낸다. ω_{\max} 와 $\omega_{eig,\max}$ 는 각각 3축과 1축에 대한 최대 각속도를 나타낸다. 식 (18)의 $0 < \alpha_{zero} \leq 1$ 는 휠의 0 RPM을 지나는 zero-crossing을 줄이거나 모멘텀 포화를 막기 위한 계수로 본 논문에서는 0.5를 적용하였다.

Zero-crossing에서는 휠에 정지 마찰력이 작용한다. 따라서 자세지향 오차와 지터가 커질 수 있다. 극복 방안에는 본 논문처럼 휠 모멘텀 운용영역을 최대한 한쪽방향(시계방향 회전 또는 반시계방향 회전)으로 제한하거나, null 토크를 이용해 휠 nominal 속도를 유지하거나, 아니면 zero-crossing이 불가피할 시 아예 빠른 속도로 해당 영역을 통과하는 방법이 있다.

3.3 리액션휠 제어 기법

본 장에서는 리액션휠 내부루프(inner-loop) 제어 기법을 요약한다. 기법에는 토크 제어 방식과 모멘텀 제어 방식[17,18]이 있다.

3.3.1 모멘텀 제어 방식

모멘텀 제어 방식은 휠의 모멘텀 또는 각속도를 명령값(reference)으로 받아 이를 추종하는 제어 방식이다. 자세히 말하면, 외부루프에서 주어진 토크명령을 휠의 모멘텀 변화량으로 환산해 휠 모멘텀 참조치를 계산하고 이를 추종한다.

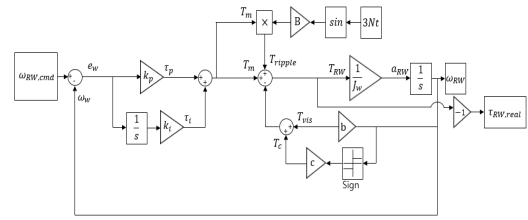


Fig. 7. Momentum control approach for reaction wheel control

Fig. 7과 같이 비례-적분(proportional-integrate) 제어가 일반적으로 사용된다. Fig. 7에서 휠 명령토크 τ_m 외의 휠 내부 외란토크로는 휠의 마찰토크(쿨롱마찰 및 점성마찰)와 모터에서 발생하는 토크 리플 모델을 반영하였다. 참고로 자세한 휠 모델은 참고문헌 [21]을 참조하기 바란다.

한편, 고기동 위성에는 모멘텀 제어 방식을 단독으로 사용하는 것이 적합하지 않다. 위성 기동성이 크기 때문에 휠의 속도명령 변화가 심한데, 이를 비례-적분 제어기로 추종하기에는 속도가 충분하지 않다.

3.3.2 토크 제어 방식

토크 제어 방식은 모멘텀 제어 방식과 달리, 외부루프에서 출력된 토크 명령에 휠의 마찰토크 추정치[22]를 보상[23]하고, 이를 직접 휠 명령토크로 사용하는 방식이다. Fig. 8에 토크 제어 방식을 이용한 블록 다이어그램을 나타내었다.

휠 명령토크를 적분기 없이 바로 생성하기에 모멘텀 제어 방식에 비해 기동성 측면에서 효과적이다. 하지만, 필요한 토크를 정확히 구하기 위해서는 정확한 휠 모델이 필요하다. 참고문헌 [24]에서는 측정된 휠 속도와 정상상태 휠 속도를 이용한 때의 마찰보상 및 피드포워드 제어기에 미치는 성능을 분석하였다. 참고문헌 [16], [20]에서는 휠 모델오차 영향을 줄이기 위해 모멘텀 제어 루프를 제어기에 추가하였다. 한편 본 논문에서는, 간단히 토크제어루프만을 휠 내부루프에 적용하고 성능을 확인하였다.

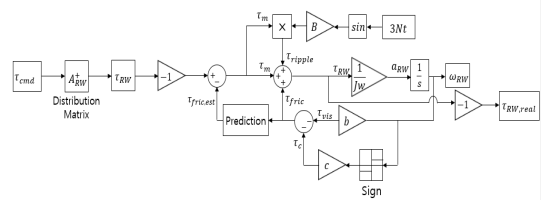


Fig. 8. Torque control approach for reaction wheel control

IV. 시뮬레이션 예제

4.1 시뮬레이션 환경

본 장에서는 rest-to-rest 기동에서 피드백 제어기와 피드포워드/피드백 제어기의 성능을 비교한다. 정착시간(settling time) 비교가 주요 목적이다.

Table 1은 시뮬레이션 환경을 나타낸다. 기동 시나리오는 기동각에 따라 작은각(small angle), 큰각(large angle) 기동으로 나뉜다. 피드백 제어기의 이득 설정을 위한 정착시간 t_s 는 이상적인 open-loop 제어기 값으로부터 산출한다. Table 2는 리액션휠 파라미터를 나타낸다. 본 논문은 제어기 간 성능비교가 주요 목적이기에, 휠 토크 제어 시 마찰 계수는 정확히 알고 보상한다고 간단히 가정하였다.

4.2 작은 각 기동(Small angle maneuver)

본 장에서는 작은각 기동 시나리오에 대해 제어기 간 제어 성능을 비교한다. 초기 자세는 $[0,0,0]^{\circ}$ 이고 목표 자세는 $[10,5,0]^{\circ}$ 이다. 피드포워드/피드백 제어기의 자세명령 생성 시 사용되는 최대각가속도 $a_{eig,max}$, 최대각속도 $\omega_{eig,max}$ 는 식 (17)과 (19)에서 계산된 값의 95%를 사용하였다. 5% 마진은 식 (5)의 피드백 성분을 위해 남겨두는데, 휠 마찰보상과 gyroscopic 토크 보상, 그리고 각종 모델오차를 고려하는데 사용된다.

Table 2. Reaction wheel parameters

Parameters	Values	Units
Moment of Inertia	[0.1, 0.1, 0.2]	$kg \cdot m^2$
Maximum Torque	1.2	Nm
Maximum Momentum	24	$Nmsec$
Viscous Fric. Coeff.	4.83×10^{-6}	$Nm \cdot sec$
Coulomb Fric. Coeff.	8.8×10^{-4}	Nm
Torque Ripple Const.	0.05	

Figures 9-11은 시뮬레이션 결과를 나타낸다. Fig. 9는 위성 자세, Fig. 10은 목표 자세에 대한 자세 오차, Fig. 11은 리액션휠 별 토크명령을 나타낸다. 시뮬레이션 결과, 이상적인 open-loop 제어기의 정착 시간이 13.9초이고, 피드포워드/피드백 제어기 적용 시 14.0초, 피드백 제어기 적용 시 23.5초로 산출되었다. 참고로 정착시간 계산을 위한 자세오차 경계는 0.01도로 설정하였다. 피드포워드 입력을 사용할 때 피드백 제어기만 사용했을 때에 비해 빠르게 목표 자세에 도달하는 것을 볼 수 있다. Fig. 11의 토크명령 그래프에서도 이 차이를 볼 수 있다. 피드포워드 입력 사용 시 7초와 14초 근처에서 토크명령을 빠르게 스위칭할 수 있고 정착시간을 줄이게 된다.

제어기 간 정착시간 차이는 대부분 각 제어기의 이득 설정에 사용된 고유진동수 ω_n 차이에서

Table 1. Simulation conditions

Parameters		Values	Units
Attitude Command Freq.		100	Hz
Torque Control Freq. (Outer-Loop)		100	Hz
Wheel Control Freq. (Inner-Loop)		100	Hz
Satellite Moment of Inertia		[600, 600, 400]	$kg \cdot m^2$
Reaction Wheels Skew Angle		20	$^{\circ}$
Parameters		Small angle	Large angle
Initial Attitude		[0, 0, 0]	[0, 0, 0]
Final Attitude		[10, 5, 0]	[40, 20, 0]
Feedback Controller	t_s	13.9	31.4
	K_P	[381, 381, 254]	[73, 73, 49]
	K_D	[677, 677, 451]	[296, 296, 197]
Feedforward/Feedback Controller	t_s	4	
	K_P	[4805, 4805, 3203]	
	K_D	[2402, 2402, 1602]	

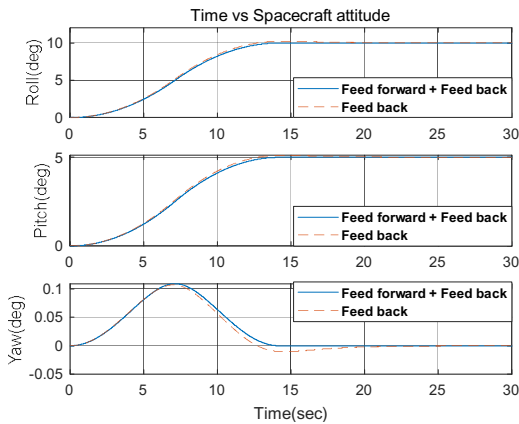


Fig. 9. Small angle maneuver: Euler angles

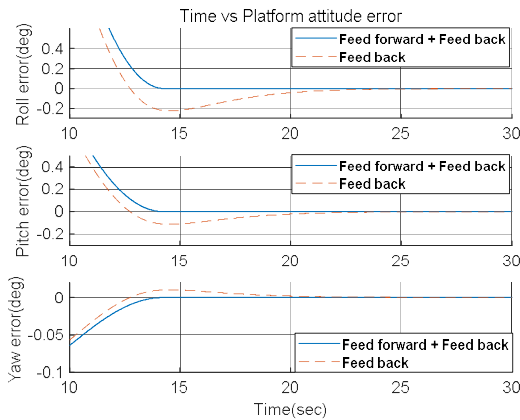


Fig. 10. Small angle maneuver: Euler angle errors

기인한다. 고유진동수가 클수록 제어기 대역폭 (bandwidth, BW)이 커지고 빠른 수렴을 기대할 수 있다. 본 논문에서 피드백 제어기는 open-loop에서 예측하는 정착시간을 기반으로 고유진동수를 산출하는데(식 (4))[2,7], 이 값이 피드포워드/피드백 제어기의 고유진동수에 비해 대부분 작다. 참고로 본 예제에서의 제어기 대역폭은 각각 0.05 Hz, 0.19 Hz이다.

한편, 대역폭이 클 때 주의해야 할 점은 유연 모드와의 공진(resonance)이다. 태양전지판이나 데이터링크 볼 등으로 인해 위성체의 고유진동수가 낮아지는데, 제어기 대역폭이 높아지면 공진이 발생할 수 있다. 따라서 피드포워드/피드백 제어기 적용 시에는 페루프 제어기 대역폭을 너무 높게 잡지 않아야 한다. 또한, 피드포워드 입력으로 사용되는 각가속도 피드포워드 명령도 주파수 대역 제한이 필요한데, 이를 고려하는 방법 중 입력성형 방법을 [19]에서 설명하고 있다.

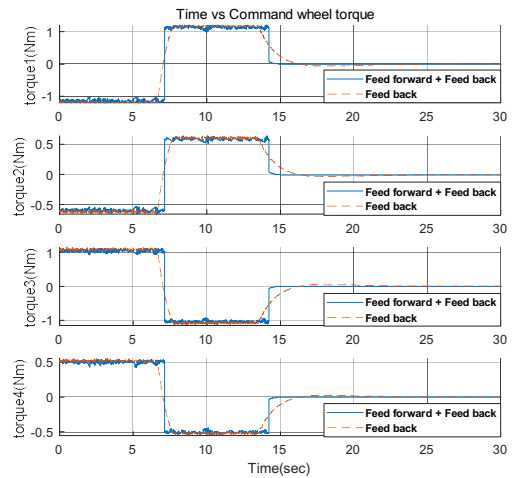


Fig. 11. Small angle maneuver: Reaction wheel torque commands

4.3 큰 각 기동 (Large angle maneuver)

본 장에서는 큰각 기동 시나리오에 대해 피드백 제어기와 피드포워드/피드백 제어기 간 제어 성능을 비교한다. 초기 자세는 $[0,0,0]^{\circ}$ 이고 목표 자세는 $[40,20,0]^{\circ}$ 이다.

Figures 12~14는 시뮬레이션 결과를 나타낸다. Fig. 12는 위성 자세 변화, Fig. 13은 자세 오차, Fig. 14는 토크명령을 나타낸다. 시뮬레이션 결과, 이상적인 open-loop 제어기의 정착 시간이 31.4초이고, 피드포워드/피드백 제어기 적용 시 32.2초, 피드백 제어기 적용 시 56.1초로 산출되었다. 피드포워드/피드백 제어기는 큰각 기동에서도 이상적인 open-loop 제어기와의 정착 시간 차이가 약 1초로 큰 차이가 없음을 확인할 수 있다. 반면 피드백 제어기만 사용 시 큰각 기동에

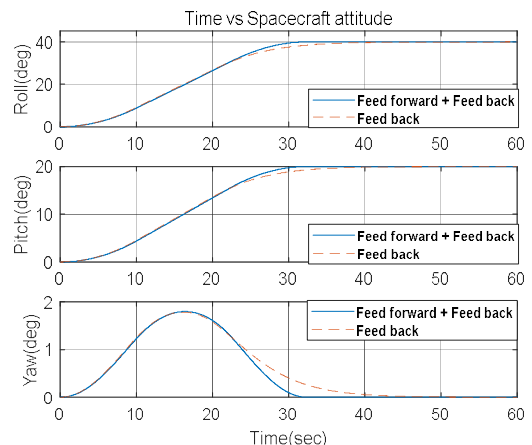


Fig. 12. Large angle maneuver: Euler angles

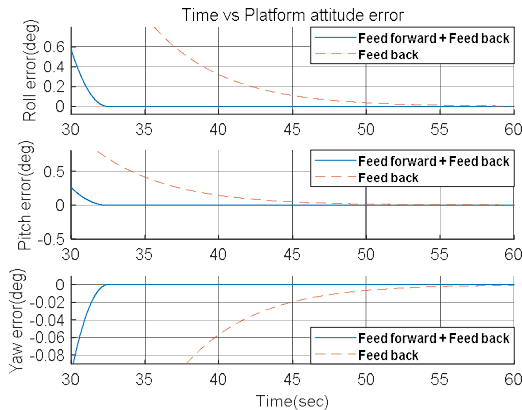


Fig. 13. Large angle maneuver: Euler angle errors

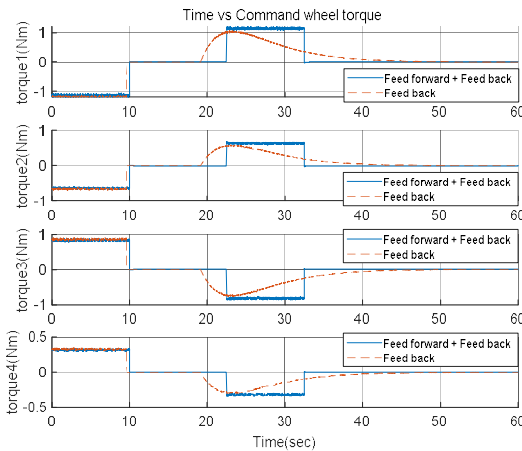


Fig. 14. Large angle maneuver: Reaction wheel torque commands

서 정착시간 차이가 확연히 벌어지는 것을 볼 수 있다. 이는 Fig. 14의 토크명령 그래프에 확연히 나타나는데, 피드백 제어기는 기동각이 클 때, 작은 비례-미분 이득 값을 사용하기 때문이다. 반면, 피드포워드/피드백 제어기는 bang-bang 형태의 피드포워드 입력을 추종하며 목표 자세로의 빠른 수렴이 가능하다.

V. 결 론

본 논문은 위성 자세 기동에서 기동성을 높이기 위해 피드포워드/피드백 제어기를 적용하였다. 또한 리액션휠 구동기 적용 시의 피드포워드(자세명령) 생성 방법을 제안하였다. 시뮬레이션을 통해 기존 피드백 제어기에서 명령토크의 빠른 스위칭 불가로 인해 정착시간 증가가 나타남

을 확인하였다. 특히 큰각(large angle) 기동 시 비례-미분 이득이 불충분하여 최종 수렴시간이 크게 증가되었다. 반면 피드포워드/피드백 제어기는 최단시간 피드포워드 명령을 추종하며 정착시간을 효과적으로 단축함을 확인하였다.

본 논문은 한정된 기동 시나리오에 대해서만 제어기 성능을 분석하였다. 즉, 실제 위성의 모델 오차요소(휠 모델 오차, 위성체 유연구조 고려, 외부 외란토크)를 포함하지 않았다. 따라서 실제 제어기로의 적용을 위해서는 다양한 시뮬레이션 환경에 대한 몬테카를로(Monte Carlo) 시뮬레이션이 필요하다. 하지만, 이미 과거/현재의 국외 고기동 위성들이 기동성을 높이기 위한 방법으로 피드포워드 입력을 다수 적용하고 있는 점을 참고할 때, 본 논문에서 제안한 제어 기법도 향후 모델오차와 외란요소에 대한 안정성 분석 후 고기동 위성에 적용 가능할 것으로 판단된다.

References

- 1) Wie, B., and Barba, P. M., "Quaternion Feedback for Spacecraft Large Angle Maneuvers," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 8, No. 3, 1985, pp. 360-365.
- 2) Wie, B., Weiss, H., and Arapostathis, A., "Quaternion Feedback Regulator for Spacecraft Eigenaxis Rotations," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 12, No. 3, 1989, pp. 375-380.
- 3) Steyn, W. H., "Near-Minimum-Time Eigenaxis Rotation Maneuvers Using Reaction Wheels," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 18, No. 5, 1995, pp. 1184-1189.
- 4) Wallsgrove, R. J., and Akella, M. R., "Globally Stabilizing Saturated Attitude Control in the Presence of Bounded Unknown Disturbances," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 28, No. 5, 2005, pp. 957-963.
- 5) Mayhew, C. G., Sanfelice, R. G., and Teel, A. R., "Quaternion-Based Hybrid Control for Robust Global Attitude Tracking," *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 56, No. 11, 2011, pp. 2555-2566.
- 6) Hu, Q., Tan, X., and Akella, M. R., "Finite-Time Fault-Tolerant Spacecraft Attitude Control with Torque Saturation," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*,

Vol. 40, No. 10, 2017, pp. 2524-2537.

7) Yoon, H., Choi, J. H., Chugn, Y., and Bang, H., "Practical Approach for Quick Attitude Maneuver of Spacecraft with Actuator Saturation," *63th International Astronautical Congress*, Italy, 2012, IAC-12-C1.9.2.

8) Liu, Q., and Wie, B., "Robust Time-Optimal Control of Uncertain Flexible Spacecraft," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 15, No. 3, 1992, pp. 597-604.

9) Bilimoria, K. D., and Wie, B., "Time-Optimal Three-Axis Reorientation of a Rigid Spacecraft," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 16, No. 3, 1993, pp. 446-452.

10) Adams, D., Bruno, D., Shah, P., and Keller, B. S., "Precision Control, Knowledge and Orbit Determination on a Small Spacecraft Bus: The OrbView-4 Attitude Control System," *12th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, USA, 1998, SSC98-IX-3.

11) Roser, X., Silvestrin, P., Labandibar, J. Y., and Jubineau, F., "Agile AOCS Definition for an Optical Earth Observation Mission: LSPIM," *4th International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and control Systems*, Netherlands, 1999.

12) Lafontaine, J. D., Buijs, J., Vuilleumier, P., Braembussche, P. V. D., "Development of the PROBA Attitude Control and Navigation Software," *4th International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and control Systems*, Netherlands, 1999.

13) Macala, G. A., "Design of the Reaction Wheel Attitude Control System for the Cassini Spacecraft," *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Pasadena, CA, USA, 2002, AAS-02-121.

14) Thiew, A., and Marcille, H., "Pleiades-HR CMGs-Based Attitude Control System Design, Development Status and Performances," *17th IFAC Symposium on Automatic Control in Space*, France, 2007.

15) Vadali, S. R., and Junkins, J., "Optimal Open-Loop and Stable Feedback Control of Rigid Spacecraft Attitude Maneuvers," *The*

Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 32, No. 2, 1984, pp. 105-122.

16) Markley, F. L., Reynolds, R. G., Liu, F. X., and Lebsack, K. L., "Maximum Torque and Momentum Envelopes for Reaction-Wheel Arrays," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 33, No. 5, 2010, pp. 1606-1614.

17) Carrara, V., Siqueira, R. H., and Oliveira, D., "Speed and Current Control Mode Strategy Comparison in Satellite Attitude Control with Reaction Wheels," *ABCMS Symposium Series in Mechatronics*, Vol. 5, 2012, pp. 533-542.

18) Carrara, V., and Kuga, H. K., "Torque and Speed Control Loops of a Reaction Wheel," *11th International Conference on Vibration Problems*, Portugal, Sep. 2013.

19) Mok, S.-H., Bang, H., and Kim, H.-S., "Analytical Solution for Attitude Command Generation of Agile Spacecraft," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 8, 2018, pp. 639-651.

20) Yoon, H., Seo, H. H., and Choi, H.-T., "Optimal Uses of Reaction Wheels in the Pyramid Configuration Using a New Minimum Infinity-Norm Solution," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 39, 2014, pp. 109-119.

21) Bialke, B., "High Fidelity Mathematical Modeling of Reaction Wheel Performance," *Annual Rocky Mountain Guidance and Control Conference*, 1998, pp. 483-496, AAS 98-063.

22) Carrara, V., and Kuga, H. K., "Estimating Parameters in Reaction Wheels for Attitude Control," *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2013, 2013, pp. 1-9.

23) Cao, X., and Wu, B., "Indirect Adaptive Control for Attitude Tracking of Spacecraft With Unknown Reaction Wheel Friction," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 47, 2015, pp. 493-500.

24) Son, J.-W., and Park, Y.-W., "Relation between Reaction Wheel Speed Detection Method and Drag Compensation," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2017, pp. 645-646.