

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(8), 639-651(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.8.639

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

고기동 인공위성의 해석적 자세명령생성 기법 연구

목성훈*, 방효충**, 김희섭***

Analytical Solution for Attitude Command Generation of Agile Spacecraft

Sung-Hoon Mok*, Hyochoong Bang** and Hee-Seob Kim***

Korea Advanced Institute of Science and Technology*,**

Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

An analytical solution to generate attitude command profile for agile spacecraft is proposed. In realistic environment, obtaining analytical minimum-time optimal solution is very difficult because of following constraints—: 1) actuator saturation, 2) flexible mode excitation, 3) uplink command bandwidth limit. For that reasons, this paper applies two simplifications, an eigen-axis rotation and a finite-jerk approximated profile, to derive the solution in an analytical manner. The resulting attitude profile can be used as a feedforward or reference input to on-board attitude controller, and it can enhance spacecraft agility. Equations of attitude command profile are derived in two general boundary conditions: rest-to-rest maneuver and spin-to-spin maneuver. Simulation results demonstrate that the initial and final boundary conditions, in terms of time, attitude, and angular velocities, are well satisfied with the proposed analytical solution. The derived attitude command generation algorithm may be used to minimize a number of parameters to be uploaded to spacecraft or to automate a sequence of attitude command generation on-board.

초 록

본 논문은 인공위성의 자세명령을 해석적으로 생성하는 기법을 제안한다. 실제 위성에서는 1) 구동기 성능, 2) 위성체 유연구조, 3) 원격명령 데이터크기 등과 같은 제한조건들이 존재하고, 이로 인해 해석적인 자세명령 해를 구하기 어렵다. 따라서 본 논문에서는 고유축 회전, 프로파일 형상화를 통해 문제를 단순화하는 방법을 제안하고, 최종적으로 해석적 해를 유도하였다. 생성된 자세명령은 온-보드 자세제어기의 피드포워드 입력 형태로 사용되어 위성의 기동성을 높일 수 있다. 각속도 경계조건에 따라 rest-to-rest 기동과 spin-to-spin 기동으로 나누어 자세명령 해를 유도하였다. 시뮬레이션 예제를 통해 제안된 자세명령생성 기법이 구동기 제한조건을 지키면서 초기/최종 시간에서의 경계조건도 잘 만족하는 것을 확인하였다. 제안된 해석 해는 자세명령을 비교적 적은 수의 파라미터로 구현할 수 있어 원격명령 데이터크기 측면에서 경쟁력이 있다. 또한, 해석 해로 반복계산이 필요 없어 온-보드 자세명령생성 자동화에도 기여할 수 있을 것으로 판단된다.

† Received : March 21, 2018 Revised : July 6, 2018 Accepted : July 31, 2018

** Corresponding author, E-mail : hcbang@ascl.kaist.ac.kr

Key Words : Attitude Command Generation(자세명령생성), Analytical Solution(해석적 해), Agile Spacecraft(고기동 위성), Attitude Control(자세제어), Feedforward(피드포워드)

I. 서 론

최근 고기동 위성(agile satellite)에 대한 수요가 증대되고 있다. 위성 기동성(agility)은 위성이 자세(attitude)를 얼마나 빠르게 바꿀 수 있는지를 나타내는 지표이다[1]. 고기동 위성은 저기동 위성에 비해 더 많은 지상표적을 같은 시간동안 촬영할 수 있다[2]. 상업용/군용 위성 등 다양한 용도로 고기동 위성이 개발/운용되고 있다. 국외 임무에는 Pleiades(프랑스)[3-5], COSMO-SkyMed 2세대(이탈리아), Worldview(미국), TECSAR(이스라엘) 등이 있다. 국내에서도 다목적실용위성 3/3A호[6] 등 고기동 위성에 대한 관심이 꾸준히 증대되고 있다.

위성 고기동화를 위해서는 H/W 및 S/W 기술 고도화가 모두 필요하다. 먼저 H/W(구동기)로는 고-토크 리액션휠(reaction wheel)[7]이나 제어모멘텀자이로(control momentum gyro)[3,8] 탑재가 필요하다. S/W(자세제어기법) 부분에서는 기존 피드백(feedback) 단일 제어기 형태[9,10]에서 벗어난 피드포워드(feedforward) + 피드백형태의 제어방식을 적용할 수 있다. 이 방식에서는 개루프(open-loop) 형태의 자세명령을 피드포워드 형태로 사용한다. 피드백 루프는 실제 위성 환경에서 발생하는 내/외부 토크외란을 보상하는데 사용된다[11-13].

최단시간(min-time) 기동을 위한 최적자세제어에 대한 연구는 1970년대 후반부터 활발히 진행되었다. Junkins and Turner[14]는 강체모델(rigid model)에 대한 큰각 기동(large angle maneuver) 문제를 two-point boundary-value problem (TPBVP) 형태로 공식화하여 최적해를 유도하였다. Vadali and Junkins[15]는 모멘텀교환(momentum exchange) 방식의 구동기 적용 시 최적제어 문제를 다루었다. Turner and Junkins[16]는 위성체가 유연 모델(flexible body)일 때의 최적제어 연구를 수행하였다. Liu and Wie[12]는 모델 오차가 있을 때에 강건한(robust) 최단시간 제어입력을 도출하였다. Bang et al.[17]은 피치-바이어스 위성의 시간 최적과 연료/시간 최적 자세제어 해를 유도하였다.

본 논문은 해석적인 자세명령 해를 도출하는 것을 목표로 한다. 따라서 앞서 소개한 수치최적

기반 기법들을 적용하기 어렵다. 해석 해를 유도하고자 하는 이유는 1) 자세명령생성 기법의 on-board 자동화나 2) on-ground 생성 시 원격명령 데이터크기를 줄이기 위함이다(최소명령생성 관점). 또한, 앞선 연구들은 다음과 같은 제한조건들[18]에 대한 통합된 고려가 없었다: 1) 구동기 성능, 2) 토크명령 대역폭, 3) 원격명령 데이터크기. 본 논문은 제한조건들을 만족하면서 경계조건을 만족하는 자세명령생성 기법을 제안한다.

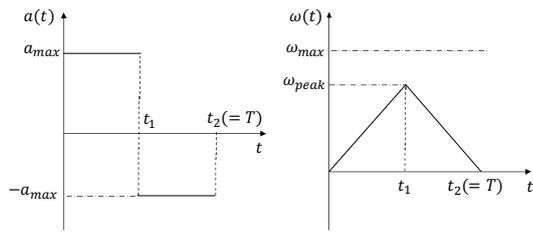
본 논문에서는 spin-to-spin 기동에 활용될 자세명령을 도출한다. 관련 연구에는 참고문헌[18]이 있는데, 최단시간, 큰각 기동에 대한 자세명령 자동화 방법을 제안하였다. 그런데, 참고문헌에는 다음과 같은 한계점이 있다: 1) 쿼터니언(quaternion) 놀-제한조건(norm-constraint)을 고려하지 않아 자세명령에 오차가 존재하고, 2) 큰각 기동에 대해서만 고려하였고, 3) 안정화시간에 대한 고려가 없으며, 4) 자세명령생성에 필요한 파라미터 개수가 많다. 본 논문에서는 이러한 문제점을 극복할 수 있는 자세명령생성 기법을 연구하였다. 우선, 기존의 3축회전문제를 1축회전문제로 단순화하여 문제를 직관적인 형태로 바꾸고 자세명령생성에 필요한 파라미터 개수를 줄였다. 또한, 쿼터니언 놀-제한조건을 만족하는 정확한 해(exact solution)를 유도하였다. 그리고, 인접목표물 촬영에 필요한 작은각(small angle) 기동에 대해서도 고려하였다. 마지막으로, 실제 임무 시 필요한 안정화시간을 자세명령에 포함하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 자세명령생성 시 고려해야 할 제한조건들에 대해 설명한다. 3장에서는 rest-to-rest 기동에 대한 자세명령생성 기법을 설명하고, 4장에서는 spin-to-spin 기동에 대한 자세명령생성 기법을 제안한다. 5장에서는 시뮬레이션 예제를 통해 제안한 자세명령생성 기법의 성능을 확인한다.

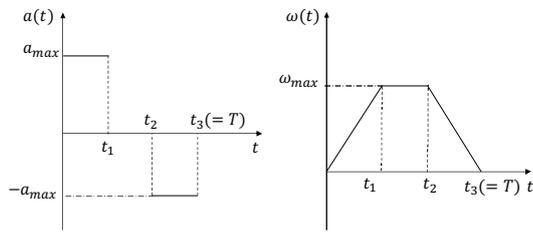
II. 자세명령생성 고려요소

2.1 구동기 제한조건

위성의 빠른 자세기동을 위해서는 각가속도와 각속도를 최대화하는 것이 필요하다. 하지만, 최대각가속도와 최대각속도는 구동기 성능(최대



(a) Acceleration profile (b) Velocity profile
 Fig. 1. Example of acceleration saturation : Bang-bang



(a) Acceleration profile (b) Velocity profile
 Fig. 2. Example of acceleration/velocity saturation: Bang-off-bang

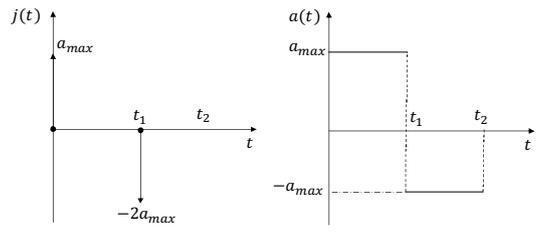
크와 최대모멘텀)으로 인해 제한된다. 한편, 구동기 외에 자이로 동적범위[10]나 별추적기 별 추적속도도 최대각속도를 제한할 수 있다.

Figures 1과 2는 각각 각속도와 각속도가 포화되는 경우를 나타낸다. Fig. 1은 bang-bang 포로파일, Fig. 2는 bang-off-bang 프로파일로 분류된다. 각속도 그래프의 면적은 기동각을 나타내므로, 최대각속도와 최대각속도가 높을 때 기동시간을 단축할 수 있음을 확인할 수 있다.

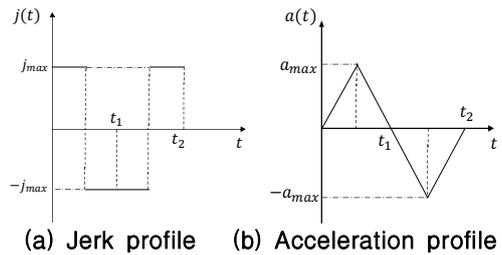
2.2 유연구조 공진

실제 위성은 강체 모델이 아닌 유연 모델이다. 주로 태양전지판이나 데이터링크 붐 등으로 유연성이 높아지고 고유진동수(natural frequency)가 낮아진다. 이에 자세명령 대역폭(bandwidth)이 유연모드를 가진(excitation)시킬 수 있고, 이때는 미소진동이 유발돼 자세제어정밀도가 떨어진다. 유연구조를 고려한 자세제어 연구는 1980년대부터 활발히 이루어졌다[12,16,19,20]. 미소진동을 피하는 방법에는 입력성형(input shaping)과 피드백(feedback) 기법이 있는데, 본 논문에서 제안하는 방법은 입력성형 기법에 해당한다.

입력성형 방법에는 다양한 방법이 있겠지만, 여기서는 유한 저크 방법을 사용한다. 저크(jerk)는 가속도의 미분값을 말한다. Figs. 3과 4는 무



(a) Jerk profile (b) Acceleration profile
 Fig. 3. Infinite jerk profile



(a) Jerk profile (b) Acceleration profile
 Fig. 4. Finite jerk profile

한 저크(infinite jerk)와 유한 저크(finite jerk) 프로파일 형태를 나타낸다. 유한 저크 방식의 각속도가 전체적으로 낮기에 기동성이 떨어진다고 생각할 수 있으나, 기동 후 잔여자세오차를 억제(regulating)하는 안정화시간까지 기동시간에 고려할 경우, 전체 기동시간은 줄어들 수 있다.

2.3 최단시간 vs 고정시간 기동

대부분의 자세제어 연구는 최단시간(min-time)을 목표로 하며 본 연구의 목표도 마찬가지이다.

한편, 고정시간(fixed-time)에 대한 연구도 수행되고 있다[18]. 고정시간 기동은 촬영임무 수행시 특히 필요하다. 촬영 중에는 line rate를 유지하기 위한 시간 별 자세/각속도 구속조건(path constraint)이 있을 수 있다. 이때는 최종 자세까지 최단시간에 회전하는 것이 아닌 시간별 자세명령을 잘 추종하는 것이 더 중요하다.

2.4 해석적 기법 vs 최적 기법

제한조건들을 만족하는 최적명령을 생성하는 것은 복잡하다. 게다가 자세 정역학모델은 기본적으로 비선형이다. 이에 지난 연구들은 대부분 수치최적 해를 유도하였다[12-17]. 그러나 원격명령 데이터크기를 줄이거나 on-board 자동화[18]를 위해서는 해석적인 자세명령생성 기법이 필요하다. 참고문헌 [18]이 해석적 해를 유도했으며, 본 논문은 새로운 형태의 해석적 해를 제안한다.

III. Rest-to-Rest Maneuver

3.1 자세명령생성 단계

초기/최종 각속도가 0인 rest-to-rest 기동을 근-최단시간에 수행하는 자세명령을 생성한다. 유한 저크 프로파일을 적용하고, 고유축(eigen-axis) 회전을 가정해 3축 회전문제를 1축 문제로 간단화한다. 물론, 엄밀히 고유축 회전이 최단경로(shortest-path) 기동은 보장하지만, 최단시간 기동을 보장하지는 않는다[21]. 하지만 많은 학술 연구나 실용적인 연구에서 단순함 및 명확함 때문에 고유축 회전을 가정한다[10,11].

제안하는 자세명령생성 기법은 다음 단계로 구성된다.

- 1) 3축문제를 고유축 회전으로 1축문제로 변환
- 2) 기동각에 따라 프로파일형태 분류
- 3) 프로파일 형태 별 1축 자세명령 생성
- 4) 1축 자세명령을 3축 자세명령으로 일반화

1단계에서는 3축문제를 1축문제로 단순화한다. 이 때 회전축(=고유축), 회전각, 최대각가속도, 최대각속도가 모두 1축으로 변환되어야 한다. 먼저 초기 쿼터니언 q_0 에서 최종 쿼터니언 q_f 으로의 쿼터니언 회전 q 는 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} q &= q_f \otimes q_0^{-1} \\ &= [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T \\ &= \begin{bmatrix} \hat{e} \sin(\theta/2) \\ \cos(\theta/2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (1)$$

이 때 회전각 θ 및 고유축 \hat{e} 는 다음과 같다.

$$\theta = 2\cos^{-1}(q_4) \quad (2)$$

$$\hat{e} = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T / \sin(\theta/2) \quad (3)$$

회전축에 대한 관성모멘트(moment of inertia, MOI) I 는 다음과 같다[22].

$$I = \hat{\epsilon}_x^2 I_{xx} + \hat{\epsilon}_y^2 I_{yy} + \hat{\epsilon}_z^2 I_{zz} \quad (4)$$

여기서 $(\hat{\epsilon}_x, \hat{\epsilon}_y, \hat{\epsilon}_z)$ 은 고유축 벡터 성분은, (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) 은 관성모멘트 대각 성분을 나타낸다. 여기서 동체좌표계(body frame) 좌표축은 주축(principal axis)으로 가정하였다. 따라서 관성모멘트 비대각 성분은 0이고 식 (4)가 성립한다. 회전축에 대한 최대각가속도 및 최대각속도는 구동기 성능/개수/배치에 따라 결정된다. 계산방법은 구동기 종류에 따라 다르다. 먼저 구동기가 리액션휠일 때의

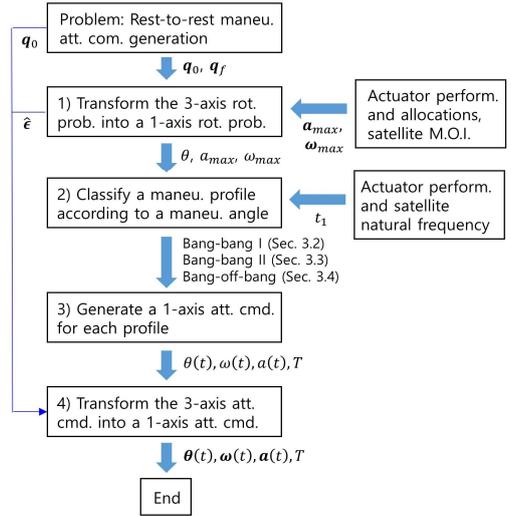


Fig. 5. Flowchart of the proposed attitude profile generation method

최대 토크/모멘텀 영역은 참고문헌 [23]을 통해 구할 수 있다. 두 번째로, 제어모멘텀자이로일 때는 계산이 복잡하다. 그 이유는 김발각에 따라 가용한 토크/모멘텀이 바뀌고 특이점 회피도 고려되어야 하기 때문이다. 참고문헌 [24]는 이러한 문제점에서 자유로운 방법을 제안하였다. 임의의 최대각가속도 및 최대각속도를 항상 보장하면서 특이점에서 자유로운 김발운용범위를 제한하였다.

자세명령생성 2단계에서는 기동각에 따라 자세명령 프로파일 형태(3.2,3.3,3.4장)를 구분한다. 3단계에서는 프로파일 별 자세명령을 유도한다. 4단계는 1단계의 역 과정으로 3단계에서 얻어진 1축 자세명령에 회전축을 적용해 3축 자세명령으로 환원한다.

Figure 5는 본 논문에서 제안하는 자세명령 생성과정을 정리한다.

3.2 Bang-Bang ($a_{peak} < a_{max}$)

기동각에 따라 구동기 제한조건을 고려하면 크게 3가지 프로파일 형태가 유도된다.

먼저, 기동각이 작을 때를 고려한다. 이때는 자세명령 첨두각가속도 a_{peak} 가 최대각가속도 a_{max} 를 넘어서지 않는다. 이 경우의 저크, 각가속도, 각속도 프로파일을 Fig. 6에 도시한다.

첨두각가속도에 도달하는 시간 t_1 은 기동각 θ 에 관계없이 고정한다. 따라서 기동시간 T 도 $4t_1$ 과 같다. 대신 기동각에 따라 j_{peak} 를 조정한다. t_1 을 고정하는 이유는 이 값을 너무 줄이면 토크명령의 고주파대역이 증가하고 무한 저크 형태와

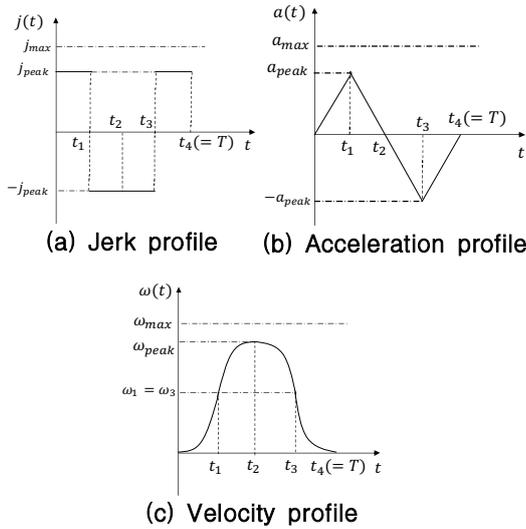


Fig. 6. Rest-to-rest: Bang-bang type I

비슷해지면서 유연구조와의 공진문제가 발생할 수 있기 때문이다. 간접적인 근거로 Fig. 7의 빨간 실선(Pleiades 위성의 기동 요구조건[4])을 들 수 있다. 그림은 기동각 vs 기동시간 그래프를 나타내는데, 작은 기동각들에 대해서는 기동시간이 줄지 않고 고정됨을 볼 수 있다. 5도 이하의 기동시간이 7-8초로 같다.

기동각에 따른 첨두저크 j_{peak} 및 자세명령 프로파일을 유도한다. 먼저 기동각 θ 와 첨두저크의 관계는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \theta &= 2\theta_2 \\ &= 2\omega_1 t_2 \\ &= 2 \times \frac{1}{2} a_{peak} t_1 \times 2t_1 \\ &= 2j_{peak} t_1^3 \end{aligned} \quad (5)$$

이때 첨두저크 j_{peak} 는 다음과 같다.

$$j_{peak} = \frac{\theta}{2t_1^3} \quad (6)$$

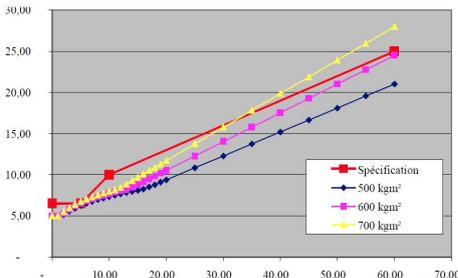


Fig. 7. Pleiades agility requirement[4]

각가속도, 각속도, 각도 프로파일은 적분식으로 간단히 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} 0 \leq t < t_1, \quad a(t) &= j_{peak} t \\ t_1 \leq t < t_3, \quad a(t) &= a_{peak} - j_{peak}(t-t_1) \\ t_3 \leq t < t_4, \quad a(t) &= -a_{peak} + j_{peak}(t-t_3) \end{aligned} \quad (7)$$

$$\omega(t) = \frac{1}{2} j_{peak} t^2$$

$$\omega(t) = \omega_1 + a_{peak}(t-t_1) - \frac{1}{2} j_{peak}(t-t_1)^2 \quad (8)$$

$$\omega(t) = \omega_3 - a_{peak}(t-t_3) + \frac{1}{2} j_{peak}(t-t_3)^2$$

$$\begin{aligned} \theta(t) &= \frac{1}{6} j_{peak} t^3 \\ \theta(t) &= \theta_1 + \omega_1(t-t_1) + \frac{1}{2} a_{peak}(t-t_1)^2 \\ &\quad - \frac{1}{6} j_{peak}(t-t_1)^3 \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \theta(t) &= \theta_3 + \omega_3(t-t_3) - \frac{1}{2} a_{peak}(t-t_3)^2 \\ &\quad + \frac{1}{6} j_{peak}(t-t_3)^3 \end{aligned}$$

한편, 기동각이 커지면서 첨두저크 j_{peak} 는 최대저크 j_{max} 에 도달한다. 이 기동각을 경계 기동각 θ_{cl} 으로 정의한다.

$$\theta_{cl} = \frac{1}{8} a_{max} T^2 \quad (10)$$

3.3 Bang-Bang ($a_{peak} = a_{max}, \omega_{peak} < \omega_{max}$)

프로파일 형태는 Fig. 8과 같다. 첨두각가속도 a_{peak} 가 최대각가속도 a_{max} 에 도달한다. 다만, 아직 첨두각속도가 최대각속도에는 다다르지 않아 bang-bang 프로파일 형태를 유지한다.

자세명령 프로파일을 유도한다. 먼저 미지수는 t_2 이다. 초기 각가속도 증가시간 t_1 은 이전 프로파일(3.1장)과 같다.

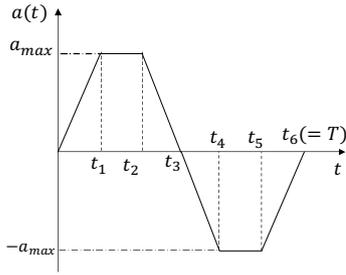
$$t_1 = \frac{a_{max}}{j_{max}} \quad (11)$$

시간 t_2 는 Fig. 8(b) 각속도 프로파일에서 구할 수 있다. 각속도 프로파일 면적(①, ②, ③)은 각각 다음과 같다.

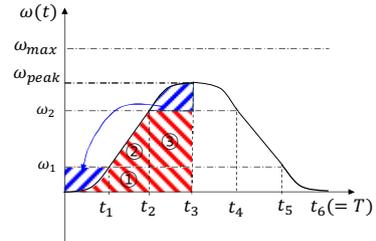
$$\text{면적 ①} = \omega_1 t_3 \quad (12)$$

$$\text{면적 ②} = \frac{1}{2}(t_2-t_1)a_{max}(t_2-t_1) \quad (13)$$

$$\text{면적 ③} = a_{max}(t_2-t_1)(t_3-t_2) \quad (14)$$



(a) Angular acceleration profile



(b) Angular velocity profile

Fig. 8. Rest-to-rest: Bang-bang type II

면적 총합은 $\theta/2$ 와 같다.

$$\text{면적 } ①+②+③ = \frac{\theta}{2} = \frac{1}{2} a_{\max} (t_1 t_2 + t_2^2) \quad (15)$$

2차방정식 풀이를 통해 t_2 를 구할 수 있다.

$$t_2 = \frac{-t_1 + \sqrt{t_1^2 + 4\theta/a_{\max}}}{2} \quad (16)$$

각가속도, 각속도, 각도 프로파일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} 0 \leq t < t_1, & a(t) = j_{\max} t \\ t_1 \leq t < t_2, & a(t) = a_{\max} \\ t_2 \leq t < t_4, & a(t) = a_{\max} - j_{\max} (t - t_2) \\ t_4 \leq t < t_5, & a(t) = -a_{\max} \\ t_5 \leq t < t_6, & a(t) = -a_{\max} + j_{\max} (t - t_5) \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \omega(t) &= \frac{1}{2} j_{\max} t^2 \\ \omega(t) &= \omega_1 + a_{\max} (t - t_1) \\ \omega(t) &= \omega_2 + a_{\max} (t - t_2) - \frac{1}{2} j_{\max} (t - t_2)^2 \\ \omega(t) &= \omega_3 - a_{\max} (t - t_4) \\ \omega(t) &= \omega_5 - a_{\max} (t - t_5) + \frac{1}{2} j_{\max} (t - t_5)^2 \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \theta(t) &= \frac{1}{6} j_{\max} t^3 \\ \theta(t) &= \theta_1 + \omega_1 (t - t_1) + \frac{1}{2} a_{\max} (t - t_1)^2 \\ \theta(t) &= \theta_2 + \omega_2 (t - t_2) + \frac{1}{2} a_{\max} (t - t_2)^2 \\ &\quad - \frac{1}{6} j_{\max} (t - t_2)^3 \\ \theta(t) &= \theta_4 + \omega_4 (t - t_4) - \frac{1}{2} a_{\max} (t - t_4)^2 \\ \theta(t) &= \theta_5 + \omega_5 (t - t_5) - \frac{1}{2} a_{\max} (t - t_5)^2 \\ &\quad + \frac{1}{6} j_{\max} (t - t_5)^3 \end{aligned} \quad (19)$$

한편, 기동각이 커지면서 첨두각속도 ω_{peak} 는 최대각속도 ω_{\max} 에 도달한다. 이 기동각을 경계 기동각 θ_{c2} 으로 정의한다.

$$\theta_{c2} = a_{\max} (t_1 t_{2c} + t_{2c}^2) \quad (20)$$

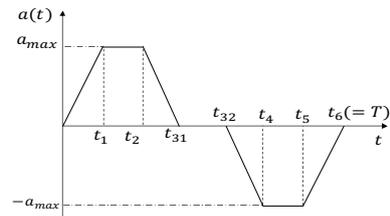
$$t_{2c} = \frac{\omega_{\max}}{a_{\max}} \quad (21)$$

3.4 Bang-off-Bang ($a_{peak} = a_{\max}$, $\omega_{peak} = \omega_{\max}$)

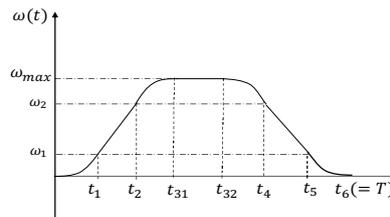
프로파일 형태는 Fig. 9와 같다. 첨두각속도 ω_{peak} 가 최대각속도 ω_{\max} 에 도달하는 bang-off-bang 형태의 프로파일이 얻어진다.

자세명령 프로파일을 유도한다. 미지수는 t_{32} 이다. 시간 t_{32} 은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$t_{32} = t_{31} + \frac{\theta - \theta_{c2}}{\omega_{\max}} \quad (22)$$



(a) Angular acceleration profile



(b) Angular velocity profile

Fig. 9. Rest-to-rest: Bang-off-bang

각가속도/각속도/각도 프로파일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 0 \leq t < t_1, & \quad a(t) = j_{\max} t \\
 t_1 \leq t < t_2, & \quad a(t) = a_{\max} \\
 t_2 \leq t < t_{31}, & \quad a(t) = a_{\max} - j_{\max} (t - t_2) \\
 t_{31} \leq t < t_{32}, & \quad a(t) = 0 \\
 t_{32} \leq t < t_4, & \quad a(t) = -j_{\max} (t - t_{32}) \\
 t_4 \leq t < t_5, & \quad a(t) = -a_{\max} \\
 t_5 \leq t < t_6, & \quad a(t) = -a_{\max} + j_{\max} (t - t_5)
 \end{aligned} \tag{23}$$

$$\begin{aligned}
 \omega(t) &= \frac{1}{2} j_{\max} t^2 \\
 \omega(t) &= \omega_1 + a_{\max} (t - t_1) \\
 \omega(t) &= \omega_2 + a_{\max} (t - t_2) - \frac{1}{2} j_{\max} (t - t_2)^2 \\
 \omega(t) &= \omega_{31} \\
 \omega(t) &= \omega_{32} - \frac{1}{2} j_{\max} (t - t_{32})^2 \\
 \omega(t) &= \omega_3 - a_{\max} (t - t_4) \\
 \omega(t) &= \omega_5 - a_{\max} (t - t_5) + \frac{1}{2} j_{\max} (t - t_5)^2
 \end{aligned} \tag{24}$$

$$\begin{aligned}
 \theta(t) &= \frac{1}{6} j_{\max} t^3 \\
 \theta(t) &= \theta_1 + \omega_1 (t - t_1) + \frac{1}{2} a_{\max} (t - t_1)^2 \\
 \theta(t) &= \theta_2 + \omega_2 (t - t_2) + \frac{1}{2} a_{\max} (t - t_2)^2 \\
 &\quad - \frac{1}{6} j_{\max} (t - t_2)^3 \\
 \theta(t) &= \theta_{31} + \omega_{31} (t - t_{31}) \\
 \theta(t) &= \theta_{32} + \omega_{32} (t - t_{32}) - \frac{1}{6} j_{\max} (t - t_{32})^2 \\
 \theta(t) &= \theta_4 + \omega_4 (t - t_4) - \frac{1}{2} a_{\max} (t - t_4)^2 \\
 \theta(t) &= \theta_5 + \omega_5 (t - t_5) - \frac{1}{2} a_{\max} (t - t_5)^2 \\
 &\quad + \frac{1}{6} j_{\max} (t - t_5)^3
 \end{aligned} \tag{25}$$

IV. Spin-to-Spin Maneuver

4.1 정의 및 필요성

관성축 지향(inertial pointing)이 아닌 지구 지향(Earth pointing)의 경우, 위성 궤도에 따라 일정 각속도가 요구된다. 저궤도 위성 기준으로 약 0.06 deg/s 수준의 각속도가 요구된다. 또한, 동일한 지표점(ground point)을 계속해서 지향하려면(예를 들어, SAR 위성의 spotlight mode 촬영) 약 0.7 deg/s 수준의 각속도가 요구된다. 마지막으로, EO 위성의 역방향 촬영 시에는 약 1.5 deg/s 수준의 각속도가 필요할 때도 있다.

이러한 임무를 수행하기 위해서는 촬영 사이에 spin-to-spin 또는 motion-to-motion 형태의 기동구간을 거치게 된다. 본 장에서는 해당구간의 해석적인 자세명령 해를 유도한다.

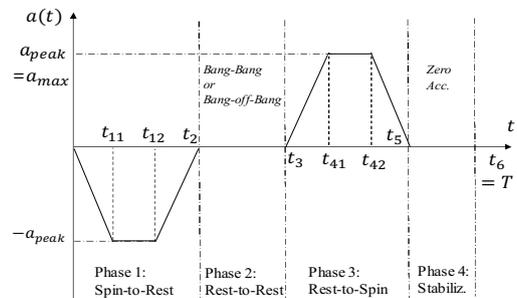
4.2 4-Phase 형태의 해석적 알고리즘

Spin-to-spin 구간 자세명령을 해석적 형태로 획득하는 것은 rest-to-rest 기동만큼 직관적이지 않다. 참고문헌[18]에서 해석적 해를 도출하였지만, 쿼터니언 놀-제한조건 미고려 등 한계점이 있었다. (자세한 내용은 본 논문 1장 4번째 문단을 참조하기 바란다.)

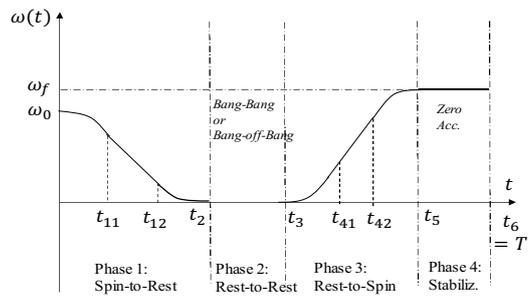
본 논문에서는 3축회전문제를 1축회전문제로 변환해 좀 더 단순하면서 생성된 자세명령에 오차가 없는 정확한 해(exact solution)를 유도한다. 이를 위해 기동 구간을 다음과 같이 4개 단계(phase)로 구분하였다.

- 1) Phase 1: Spin-to-Rest
- 2) Phase 2: Rest-to-Rest (3장 참고)
- 3) Phase 3: Rest-to-Spin
- 4) Phase 4: Stabilization

Figure 10은 제안된 각가속도, 각속도 프로파일 형태를 나타낸다. $a(t)$ 와 $\omega(t)$ 는 각각 1차원화된 값으로 양수이다. 고유축은 단계마다 다르기 때문에 $\omega_k = \omega_m$ 이더라도 단계가 다르다면 3축



(a) Angular acceleration profile



(b) Angular velocity profile

Fig. 10. Spin-to-spin: Overall profile

값은 서로 다름($\omega_k \neq \omega_m$)에 유의한다. Phase 1과 Phase 3은 각각 초기각속도를 제거하거나(spin-down) 최종각속도로 증가시키는(spin-up) 구간이다. Phase 2는 rest-to-rest 구간이고, Phase 4는 안정화구간으로 등속구간이다. 실제 우주 환경에서는 내/외부 자세외란으로 자세명령을 정확히 추종하지 못하는데, Phase 4는 촬영 전 추종 오차를 줄이는 구간으로 활용된다.

Spin-to-spin 자세명령은 다음과 같은 순서로 생성하고, 다음 장부터 자세히 설명한다.

- 1) Phase 4 구간 자세명령생성
: 역방향 적분으로 경계조건 ($t_5, \mathbf{q}_5, \omega_5$) 계산
- 2) Phase 1&3 구간 자세명령생성
: 경계조건 ($t_2, \mathbf{q}_2, \omega_2$) 및 ($t_3, \mathbf{q}_3, \omega_3$) 계산
- 3) Phase 2 구간 자세명령생성 (3장 참조)

4.3 단계 별 자세명령 프로파일

4.3.1 Phase 4: Stabilization, $t = [t_5, t_6]$

안정화구간에서 각속도는 0벡터이고 각속도는 $\omega_6(=\omega_f)$ 로 일정하다. 따라서 위성자세만 최종 시간으로부터 역방향 적분(backward integration)으로 계산하면 된다. 문제가 간단하므로 차원변환(3축→1축→3축) 없이도 3축 명령생성이 가능하지만, 여기서는 나머지 장들에서 공통적으로 사용할 차원변환을 통해 자세명령을 생성한다.

먼저 회전축 $\hat{\epsilon}_6$ 은 다음과 같다.

$$\hat{\epsilon}_6 = \hat{\epsilon}_f = \frac{\omega_f}{\omega_f} \quad (26)$$

여기서 $\omega_f = \|\omega_f\|_2$ 이다. 초기/최종 각속도는 동일해 $\omega_5 = \omega_6 = \omega_f$ 를 만족한다. 초기/최종 각도는 서로 상대적인(relative) 값으로, 하나의 값을 임의로 설정 후 다른 값을 계산하면 된다. 여기서는 최종 각도를 $\theta_6 = 0$ 으로 가정하고, θ_5 을 계산한다. 마지막으로, 최종시간은 $t_6 = T$ 이고, 초기시간은 $t_5 = t_6 - t_s$ 이다. t_s 는 안정화시간이다.

1축 각속도/각속도/각도 명령은 간단하다.

$$a = 0 \quad (27)$$

$$\omega = \omega_6 \quad (28)$$

$$\theta = \omega_6(t - t_6) \quad (29)$$

마지막으로 1축→3축 변환은 회전축을 이용해 다음과 같이 결정한다.

$$a = \hat{\epsilon}_6 a = 0 \quad (30)$$

$$\omega = \hat{\epsilon}_6 \omega = \omega_f \quad (31)$$

$$\mathbf{q} = \mathbf{q}_{rel} \otimes \mathbf{q}_6 \quad (32)$$

$$\mathbf{q}_{rel} = \begin{bmatrix} \hat{\epsilon}_6 \sin(\theta/2) \\ \cos(\theta/2) \end{bmatrix} \quad (33)$$

4.3.2 Phase 1 : Rest-to-Spin, $t = [t_0, t_2]$

초기 각속도 ω_0 을 0벡터로 만드는 spin-down 구간이다. 회전축 $\hat{\epsilon}_0$ 은 다음과 같다.

$$\hat{\epsilon}_0 = \frac{\omega_0}{\omega_0} \quad (34)$$

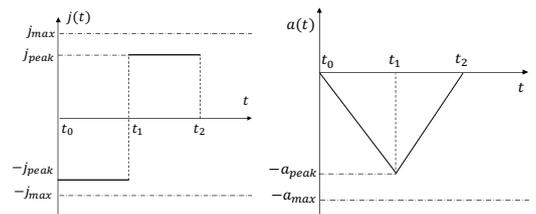
초기 시간/각속도/각도 경계조건은 각각 $t_0, \omega_0, \theta_0 = 0$ 이다. 최종 시간/각속도/각도 경계조건은 각각 t_2 (미정), $\omega_2 = 0, \theta_2$ (미정)이다.

프로파일 형태는 초기 각속도 크기 ω_0 에 따라 두 가지로 나뉜다. 첨두각속도 a_{peak} 가 최대각속도 a_{max} 보다 작을 때와 같을 때로 나뉜다. 각각의 프로파일 형태는 저크 bang-bang 프로파일과 저크 bang-off-bang 프로파일로 정의한다. 프로파일 형상은 Figs. 11과 12에 각각 나타낸다.

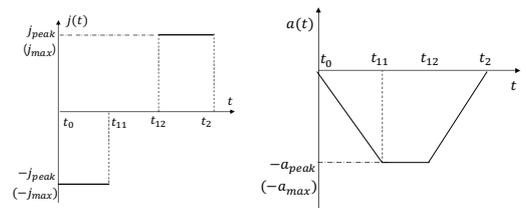
프로파일 형태를 결정하는 기준 각속도(criterion)는 다음과 같다.

$$\omega_{cl} = a_{max} t_1 \quad (35)$$

초기 각속도 ω_0 가 ω_{cl} 보다 크면 저크 bang-off-bang 형태를 적용한다. 그 때 Fig. 12에서 $t_{11} = t_1$ 및 $t_{12} = \omega_0/a_{peak}$ 를 만족한다.



(a) Jerk profile (b) Acceleration profile
Fig. 11. Phase 1: Jerk bang-bang



(a) Jerk profile (b) Acceleration profile
Fig. 12. Phase 1: Jerk bang-off-bang

4.3.2.1 Phase 1: Jerk Bang-Bang

자세명령 프로파일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} 0 \leq t < t_1, \quad a(t) &= -j_{peak}t \\ t_1 \leq t < t_2, \quad a(t) &= -a_{peak} + j_{peak}(t-t_1) \end{aligned} \quad (36)$$

$$\begin{aligned} \omega(t) &= \omega_0 - \frac{j_{peak}}{2}t^2 \\ \omega(t) &= \omega_1 - a_{peak}(t-t_1) + \frac{j_{peak}}{2}(t-t_1)^2 \end{aligned} \quad (37)$$

$$\begin{aligned} \theta(t) &= \theta_0 + \omega_0t - \frac{j_{peak}}{6}t^3 \\ \theta(t) &= \theta_1 + (t-t_1) - \frac{a_{peak}}{2}(t-t_1)^2 \\ &\quad + \frac{j_{peak}}{6}(t-t_1)^3 \end{aligned} \quad (38)$$

4.3.2.2 Phase 1: Jerk Bang-off-Bang

자세명령 프로파일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} 0 \leq t < t_{11}, \quad a(t) &= -j_{max}t \\ t_{11} \leq t < t_{12}, \quad a(t) &= -a_{max} \\ t_{12} \leq t < t_2, \quad a(t) &= -a_{max} + j_{max}(t-t_{12}) \end{aligned} \quad (39)$$

$$\begin{aligned} \omega(t) &= \omega_0 - \frac{j_{max}}{2}t^2 \\ \omega(t) &= \omega_{11} - a_{max}(t-t_{11}) \end{aligned} \quad (40)$$

$$\begin{aligned} \omega(t) &= \omega_{12} - a_{max}(t-t_{12}) + \frac{j_{max}}{2}(t-t_{12})^2 \\ \theta(t) &= \theta_0 + \omega_0t - \frac{j_{max}}{6}t^3 \\ \theta(t) &= \theta_{11} + \omega_{11}(t-t_{11}) - \frac{a_{max}}{2}(t-t_{11})^2 \\ \theta(t) &= \theta_{12} + (t-t_{12}) - \frac{a_{max}}{2}(t-t_{12})^2 \\ &\quad + \frac{j_{max}}{6}(t-t_{12})^3 \end{aligned} \quad (41)$$

4.3.3 Phase 3: Spin-to-Rest, $t = [t_3, t_5]$

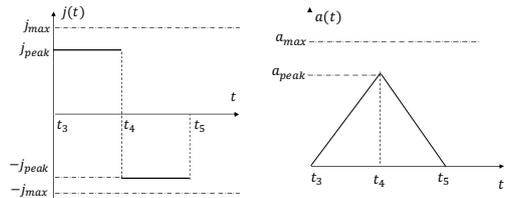
각속도를 0 벡터에서 ω_5 로 만드는 spin-up 구간이다. 회전축 $\hat{\epsilon}_5$ 은 다음과 같다.

$$\hat{\epsilon}_5 = \frac{\omega_5}{\omega_5} \quad (42)$$

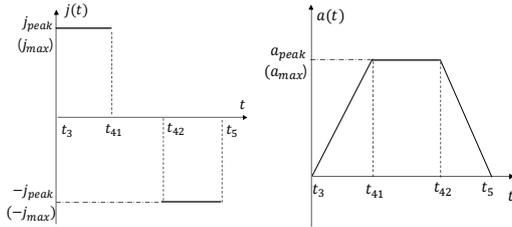
초기 시간/각속도/각도 경계조건은 각각 t_3 (미정), $\omega_3 = 0$, θ_3 (미정)이다. 최종 시간/각속도/각도 경계조건은 각각 t_5 , ω_5 , $\theta_5 = 0$ 이다.

프로파일 형태는 최종 각속도 크기 ω_5 에 따라 두 가지로 나뉜다(Figs. 13과 14). Phase 1과 반대 관계가 있음을 볼 수 있다.

프로파일 형태를 결정하는 기준 각속도(criterion)



(a) Jerk profile (b) Acceleration profile
Fig. 13. Phase 3: Jerk bang-bang



(a) Jerk profile (b) Acceleration profile
Fig. 14. Phase 3: Jerk bang-off-bang

는 다음과 같다.

$$\omega_{c3} = a_{max}t_1 \quad (43)$$

최종 각속도 ω_5 가 ω_{c3} 보다 크면 저크 bang-off-bang 형태를 적용한다. 이때 Fig. 14에서 $t_{42} = t_5 - t_1$ 및 $t_{41} = t_5 - \omega_5/a_{max}$ 를 만족한다.

4.3.3.1 Phase 3: Jerk Bang-Bang

자세명령 프로파일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} t_3 \leq t < t_4, \quad a(t) &= j_{peak}(t-t_3) \\ t_4 \leq t < t_5, \quad a(t) &= a_{peak} - j_{peak}(t-t_4) \end{aligned} \quad (44)$$

$$\omega(t) = \omega_3 + \frac{j_{peak}}{2}(t-t_3)^2 \quad (45)$$

$$\omega(t) = \omega_4 + a_{peak}(t-t_4) - \frac{j_{peak}}{2}(t-t_4)^2$$

$$\theta(t) = \theta_3 + \omega_3(t-t_3) + \frac{j_{peak}}{6}(t-t_3)^3$$

$$\theta(t) = \theta_4 + \omega_4(t-t_4) + \frac{a_{peak}}{2}(t-t_4)^2 \quad (46)$$

$$- \frac{j_{peak}}{6}(t-t_4)^2$$

4.3.3.2 Phase 3: Jerk Bang-off-Bang

자세명령 프로파일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} t_3 \leq t < t_{41}, \quad a(t) &= j_{max}(t-t_3) \\ t_{41} \leq t < t_{42}, \quad a(t) &= a_{max} \\ t_{42} \leq t < t_5, \quad a(t) &= a_{max} - j_{max}(t-t_{42}) \end{aligned} \quad (47)$$

$$\begin{aligned}\omega(t) &= \omega_3 + \frac{j_{\max}}{2}(t-t_3)^2 \\ \omega(t) &= \omega_{41} + a_{\max}(t-t_{41})\end{aligned}\quad (48)$$

$$\begin{aligned}\omega(t) &= \omega_{42} + a_{\max}(t-t_{42}) - \frac{j_{\max}}{2}(t-t_{42})^2 \\ \theta(t) &= \theta_3 + \omega_3(t-t_3) + \frac{j_{\max}}{6}(t-t_3)^3 \\ \theta(t) &= \theta_{41} + \omega_{41}(t-t_{41}) + \frac{a_{\max}}{2}(t-t_{41})^2\end{aligned}\quad (49)$$

$$\begin{aligned}\theta(t) &= \theta_{42} + \omega_{42}(t-t_{42}) + \frac{a_{\max}}{2}(t-t_{42})^2 \\ &\quad - \frac{j_{\max}}{6}(t-t_{42})^2\end{aligned}$$

4.3.4 Phase 2: Rest-to-Rest, $t = [t_2, t_3]$

3장 결과를 적용할 수 있다.

V. 시뮬레이션 결과 및 분석

5.1 시뮬레이션 환경

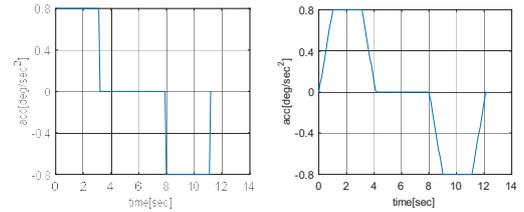
시뮬레이션을 통해 3장과 4장에서 제시한 해석적 자세명령이 실제로 기동시간/자세/각속도 경계조건과 기동 제한조건을 만족하는지 확인한다. 사용된 기동 제한조건 및 자세명령주기는 Table 1과 같다. 위성 기동성은 모든 동체 축에 대해 동일하다고 가정한다. 즉, 등방성(istropic capacity)을 보유하게끔 구동기가 배치되었다고 가정한다. 축별 기동성이 다른 일반적인 경우에도 식 (4), 해당 수식 하단 설명, 3장과 4장 내용을 토대로 자세명령을 생성할 수 있다.

5.2 Rest-to-Rest Maneuver

Rest-to-rest 기동에 대해 자세명령을 생성한다. 그러나 이에 앞서 왜 무한저크(infinite jerk) 대신 유한저크(finite jerk)를 사용하는지 시뮬레이션을 통해 간단히 확인한다. 2.2장에서는 자세제어기 대역폭과 유연모드 고유진동수와와의 공진(resonance) 때문이라고 설명하였다. 시뮬레이션

Table 1. Simulation conditions

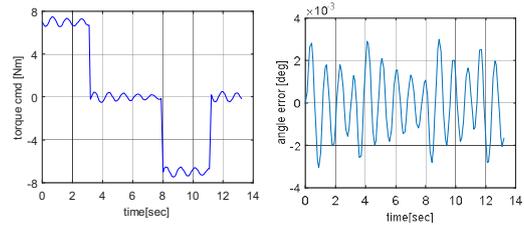
Parameters	Values	Units
Max. Acceleration	0.8	deg/s ²
Max. Ang. Vel.	2.5	deg/s
Max. Jerk	0.8	deg/s ³
Rising time to Max. Acc.	1	s
Att. Cmd. Samp. Freq.	0.1	s



(a) Infinite jerk

(b) Finite jerk

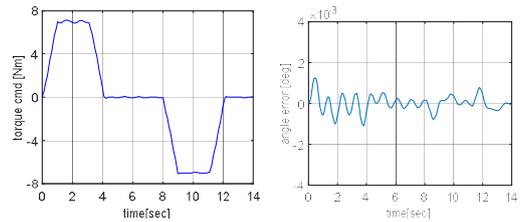
Fig. 15. Attitude command with jerk types



(a) Closed-loop trq. cmd.

(b) Attitude error

Fig. 16. Infinite jerk: Closed-loop torque command and attitude tracking error

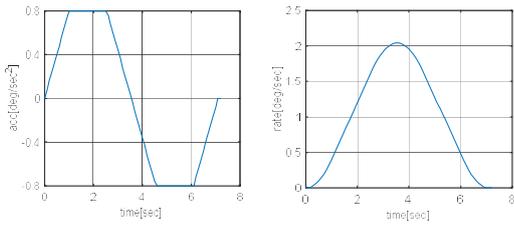


(a) Closed-loop trq. cmd.

(b) Attitude error

Fig. 17. Finite jerk: Closed-loop torque command and attitude tracking error

에서 유연구조 모델링은 참고문헌[25,26]을 참고하였고, 고유진동수는 1Hz로 가정하였다. 자세명령 생성 시 기동관련 조건은 Table 1을 가정하고, 기동각은 20도, 관성모멘트는 500kgm²로 가정하였으며, 자세제어기 피드백 대역폭은 0.25 Hz를 가정하였다. Fig. 15는 무한저크, 유한저크 형태로 생성된 자세명령(각각속도)을 나타낸다. Figs. 16과 17은 페루프에서 피드백 형태와 합산된 토크명령 및 자세추종오차를 나타낸다. 우선 무한저크 형태(Fig. 16)에서는 유연구조로 인한 미소진동을 확연히 볼 수 있다. 특히 토크명령 그래프에서 약 1Hz 주기의 미소진동을 볼 수 있다. 반면, 유한저크 형태(Fig. 17)에서는 자세명령의 대역폭이 비교적 낮고 위성 고유진동수와 차이가 크기에 미소진동 영향이 훨씬 적고, 자세명령 추종오차도 훨씬 작은 것을 볼 수 있다.



(a) Acceleration cmd. (b) Velocity cmd.
 Fig. 18. Rest-to-rest: 1-axis command

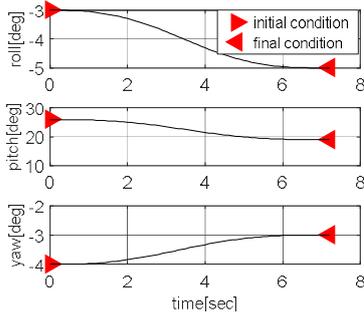


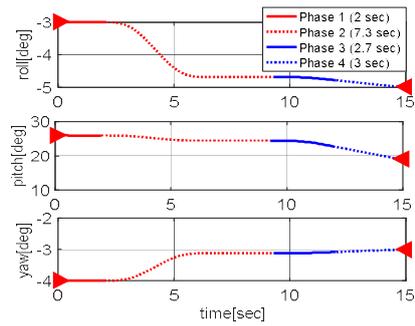
Fig. 19. Rest-to-rest: 3-axis command

다음은 생성된 자세명령이 경계조건 및 구동기 제한조건을 만족하는지 확인한다. 위성 자세는 오일러각으로 표현한다. 초기/최종 자세는 각각 $\epsilon_0 = [-3^\circ, 26^\circ, -4^\circ]$, $\epsilon_f = [-5^\circ, 19^\circ, -3^\circ]$ 으로 가정한다. 이 때 Figs. 18과 19는 각각 생성된 1축 각 가속도/각속도 명령과 3축 자세명령을 나타낸다. 프로파일 형태는 bang-bang 프로파일이고, 최종 자세 경계조건, 최대각가속도 및 최대각속도 제한조건을 만족함을 확인할 수 있다.

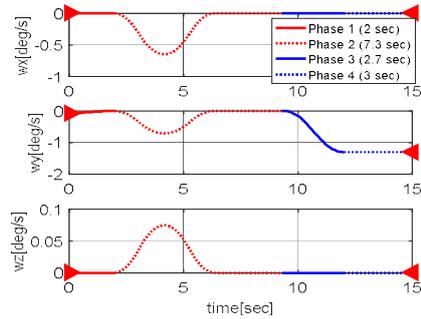
5.3 Spin-to-Spin Maneuver

Spin-to-spin 기동에 대해 자세명령을 생성한다. 초기/최종 자세는 5.2장과 동일하다. 다만, 각속도를 $\omega_0 = [0, -0.06, 0]^\circ/s$, $\omega_f = [0, -1.3, 0]^\circ/s$ 로 설정한다. 기동시간은 15초, 안정화시간은 3초로 설정하고 기타 기동조건은 Table 1를 적용한다. Fig. 20은 생성된 자세 및 각속도 명령을 나타낸다. 기동시간을 포함한 초기/최종 경계조건을 잘 만족하는 것을 볼 수 있다. 단계별로 spin-down, rest-to-rest, spin-up, stabilization 특성을 살펴볼 수 있다.

한편, 기동시간(현재 15초)을 단축하는 방법이 존재한다. 기동시간은 Phase 3 종료시점 + 안정화시간(3초)으로 정의되므로, Phase 3 종료시점을 앞당기면 기동시간을 줄일 수 있다. 바꾸어 말하면, Phase 4 할당시간을 최대화하는 것이 필요하다. Fig. 21은 해당 방법으로 생성된 자세명

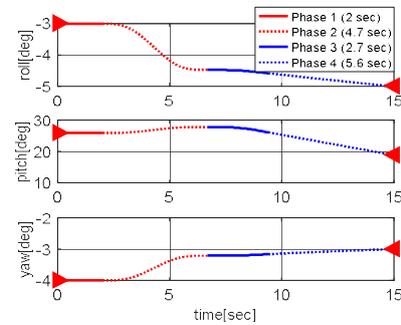


(a) Attitude command

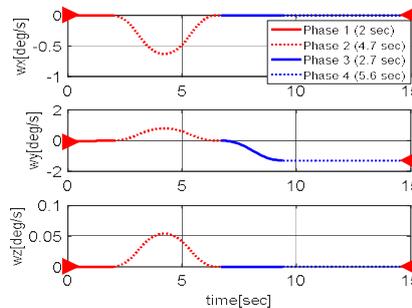


(b) Angular velocity command

Fig. 20. Spin-to-spin attitude command



(a) Attitude command



(b) Angular velocity command

Fig. 21. Spin-to-spin attitude command with time adjustment at Phase 4

령을 나타낸다. Phase 2 기동시간이 7.3초에서 4.7초로 줄어들고 Phase 4 할당시간이 3.0초에서 5.6초로 늘어난 것을 확인할 수 있다. 이때 전체 기동시간은 15.0초에서 12.4초로 감소한다. 한편, Phase 4 최대 할당시간을 해석적으로 구하는 것은 불가능한 것으로 판단된다. 본 논문에서는 Phase 4 할당시간을 점진적으로 증가시켜가며 (0.1초씩) ad-hoc 개념으로 최댓값을 찾았는데, 이분법(bisection method) 등을 이용하면 최댓값 계산시간을 줄일 수 있을 것으로 판단된다.

VI. 결 론

본 논문에서는 spin-to-spin 기동 시에 사용할 수 있는 자세명령생성 기법을 제안하였다. 제안된 기법은 직관적이고 반복계산(iteration)이 필요 없는 해석적인 해를 제공한다. 따라서 궤도상(on-orbit) 자세명령생성 자동화(autonomy)나 지상(on-ground) 계산 후 원격명령 전송 시 소요되는 데이터 크기를 줄이는데 기여할 수 있다. 생성된 자세명령은 실제 기동 시 기동성을 높이기 위한 feedforward 입력으로 사용될 수 있다. 기동성이 증시되는 지구관측위성의 자세제어 시스템에 유용하게 활용 가능할 것으로 판단된다. 시뮬레이션 예제를 통해 생성된 자세명령이 초기/최종 경계조건을 잘 만족함을 확인하였다. 또한, 간단한 예제로 위성체의 유연모드를 무시할 수 없는 경우, 본 논문에 적용한 유한저크 자세프로파일 형태가 무한저크 형태에 비해 미소진동을 덜 유발함을 확인하였다.

References

- 1) Wie, B., Bailey, C., and Heiberg, C., "Rapid Multitarget Acquisition and Pointing Control of Agile Spacecraft," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 25, 2002, pp.96-104.
- 2) Mok, S.-H., Jo, S., Bang, H., and Leeghim, H., "Heuristic Approach to Mission Planning Considering Attitude Maneuverability," *APISAT*, Nov. 16-18, Seoul, Korea, 2017, pp. 1630-1636.
- 3) Gleyzes, M. A., Perret, L., and Kubik, P., "Pleiades System Architecture and Main Performances," *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial*

Information Sciences, Vol. 39, 2012, pp. 537-542.

- 4) Damilano, P., "Pleiades High Resolution Satellite: A Solution for Military and Civilian Needs in Metric-Class Optical Observation," *15th Annual/CSU Conference on Small Satellites*, USA, 2004.

- 5) Thiew, A. and Marcille, H., "Pleiades-HR CMGs-Based Attitude Control System Design, Development Status and Performances," *IFAC Proceedings Volume*, Vol. 40, 2007, pp. 834-839.

- 6) Jung, O.-C., Yim, H., Chung, D.-W., Kim, E.-K., and Kim, H.-J., "Analysis on Orbital Dynamics Operation Results of KOMPSAT-3 during Early Phase after Launch," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 4, 2013, pp. 319-326.

- 7) Bialke, B., and Stromswold, E., "Reaction Wheel Actuator with Two Newton-Meter Torque Capability for Increased Spacecraft Agility," *6th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems*, Greece, 2006.

- 8) Wie, B., *Space Vehicle Dynamics and Control*, AIAA Educational Series, AIAA, USA, 1998, pp.437-444

- 9) 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.

- 10) Wie, B., and Lu, J., "Feedback Control Logic for Spacecraft Eigenaxis Rotations Under Slew Rate and Control Constraints," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 18, No. 6, 1995, pp.1372-1379.

- 11) Styen, 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.

- 12) 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.

- 13) Wie, B., and Liu, Q., "Comparison Between Robustified Feedforward and Feedback

- for Achieving Parameter Robustness,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 15, No. 4, 1992, pp. 935-943.
- 14) Junkins, J. L., and Turner, J. D., “Optimal Continuous Torques Attitude Maneuvers,” *AIAA/AAS Astrodynamics Conference*, USA, 1978, AIAA-78-1400.
- 15) Vadali, S. R., and Junkins, J. L., “Spacecraft Large Angle Rotational Maneuvers with Optimal Momentum Transfer,” *AIAA/AAS Astrodynamics Conference*, USA, 1982, AIAA-82-1469.
- 16) Turner, J. D., and Junkins, J. L., “Optimal Large-Angle Single-Axis Rotational Maneuvers of Flexible Spacecraft,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 3, No. 6, 1980, pp.578-585.
- 17) Bang, H., Kim, J.-A., and Kim, M., “Optimal Reorientation Maneuver of Bias Momentum Spacecraft,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 20, No. 6, 1997, pp.1076-1082.
- 18) Lafontaine, J., and Peucedic, C. L., “Autonomous Generation of Guidance Profiles for Constrained, Minimum-Time, Large-Angle Attitude Manoeuvres,” *AAS/AIAA Space flight Mechanics Meeting*, USA, 2005, AAS-05-106.
- 19) Singer, N. C., and Seering, W. P., “Preshaping Command Inputs to Reduce System Vibration,” *Transactions of the ASME*, Vol. 112, pp.76-82.
- 20) Bang, H., and Junkins, J. L., “Lyapunov Optimal Control Law for Flexible Space Structure Maneuver and Vibration Control,” *Journal of Astronautical Sciences*, Vol. 41, pp. 91-118.
- 21) 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.
- 22) Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*, Cambridge University Press, USA, 2000, p.93.
- 23) 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.
- 24) Leeghim, H., Jin, J., and Mok, S.-H., “Feasible Angular Momentum of Spacecraft Installed with Control Moment Gyros,” *Advances in Space Research*, Vol. 61, No. 1, 2018, pp.466-477.
- 25) Kim, J.-J., and Agrawal, B. N., “Experiments on Jerk-Limited Slew Maneuvers of a Flexible Spacecraft,” *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, USA, 2006, AIAA-2006-6187.
- 26) Xiao, B., Hu, Q., and Zhang, Y., “Fault-Tolerant Attitude Control for Flexible Spacecraft Without Angular Velocity Magnitude Measurement,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 34, 2011, pp. 1556-1561.