

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(5), 416-422(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.5.416>

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

자세추적 실험을 통한 인공위성 편대비행 테스트베드의 예비 성능분석

은영호*, 박찬덕**, 박상영*

Preliminary Performance Analysis of Satellite Formation Flying Testbed by Attitude Tracking Experiment

Youngho Eun*, Chandeok Park** and Sang-Young Park*

Department of Astronomy, Yonsei University*, **

ABSTRACT

This paper presents preliminary performance analysis of a satellite formation flying testbed, which is under development by Astrodynamics and Control Laboratory, Department of Astronomy, Yonsei University. A model reference adaptive controller (MRAC) with a first-order reference model is chosen to enhance the response of reaction wheel system which is subject to uncertainties caused by unmodelled dynamics and measurement noise. In addition, an on-line parameter estimation (OPE) technique based on the least square is combined to eliminate the effect of angular measurement noise by estimating the moment of inertia. Both numerical simulations and hardware experiments with MRAC support the effectiveness and applicability of the adaptive control scheme, which maintains the tracking error below 0.25° for the entire time span. However, the high frequency control input generated in hardware experiment strongly suggests design modifications to reduce the effect of deadzone.

초 록

본 논문에서는 연세대학교 천문우주학과 우주비행제어연구실에서 개발 중인 인공위성 편대비행 테스트베드에 대한 예비 성능분석 결과를 제시하였다. 동역학 모델에 포함되지 않은 동특성과 측정 잡음 등에 의한 불확실성의 영향을 받는 반작용 휠의 응답 성능을 향상시키기 위하여 간단한 1차 선형시스템을 기준 모델로 하는 적응제어기를 설계하였다. 또한 자세 측정값에 잡음이 포함된 환경에서도 원활한 제어를 수행하기 위해 최소제곱법 기반의 실시간 파라미터 추정기법을 이용하여 관성모멘트를 추정하였다. 수치 시뮬레이션과 하드웨어 실험을 통해 설계된 모델 기준 적응제어기의 적합성과 향후 적용가능성을 검토하였고, 전 시간에 걸친 자세 추적오차가 0.25° 이내에 머무는 것을 확인하였다. 하지만 하드웨어 실험을 통해 드러난 제어 입력에 대한 데드존의 영향을 줄이기 위해서는 인공위성 시뮬레이터의 설계 변경이 필요하다고 판단된다.

† Received : November 20, 2015 Revised : January 18, 2016 Accepted : February 4, 2016

** Corresponding author, E-mail : park.chandeok@yonsei.ac.kr

Key Words : Attitude Tracking(자세 추적), Least Square(최소제곱법), Model Reference Adaptive Control(모델 기준 적응제어기), On-Line Parameter Estimation(실시간 파라미터 추정), Satellite Formation Flying Testbed(인공위성 편대비행 테스트베드)

1. 서 론

다수의 인공위성을 이용한 편대비행(Satellite Formation Flying; SFF) 기술은 여러 가지 우주 임무를 복합적/강건적/경제적으로 수행하기 위한 방법으로 최근 활발한 연구가 진행 중이다 [1,2]. 이 기술은 단일 위성을 이용하는 전통적인 방법보다 창의적이고 유연적인 우주임무 수행을 가능하게 하지만, 높은 기술적 진입장벽으로 인해 일부 우주 선진국 외에는 실현단계에 이르지 못하고 있다. 편대를 구성하는 개별 위성은 서로 간의 상대궤도유지, 상대자세의 동기화, 위성 간 실시간 통신 등의 추가적인 기능이 필요하기에, 기존의 위성들보다 정밀도/강건성이 높은 유도/항법/제어 기술이 필요하다.

미국과 일본 등의 우주선진국에서 몇 차례 실험적인 인공위성 편대비행 임무가 수행되었지만 [3,4], 개발비용, 위험부담 등의 관점에서 인공위성 편대비행 기술을 우주 임무에 바로 적용하기에는 아직 적합하지 않다. 이러한 상황에서 우주 선진국들은 지상용 인공위성 편대비행 테스트베드를 활용하여 미래의 인공위성 편대비행 임무에 대한 기술적 검증을 수행하고 있다. 대표적으로 미국항공우주국(National Aeronautics and Space Administration; NASA) 제트추진연구소(Jet Propulsion Laboratory; JPL)의 Terrestrial Planet Finder Interferometer (TPF-I) 임무의 기술 검증 목적으로 개발된 Formation Control Testbed (FCT)[5], 유럽우주기구(European Space Agency; ESA)의 Darwin 임무 검증용으로 개발된 독일항공우주국(DLR)의 Test Environment for Application of Multiple Spacecraft (TEAMS) [6], 조지아 공과대학교(Georgia Institute of Technology)의 5자유도 시뮬레이터 ASTROS, 렌셀러 폴리테크닉 대학교(Rensselaer Polytechnic Institute)의 6자유도 시뮬레이터 ADAMUS, 하얼빈 공과대학교(Harbin Institute of Technology)의 5자유도 시뮬레이터 등이 있으며, 최근 국내에서도 개발이 시작되고 있다[7~11].

연세대학교 우주비행제어연구실에서 두 대 이상의 5 자유도 인공위성 시뮬레이터(satellite motion simulator)로 구성된 인공위성 편대비행 테스트베드를 개발 중이며, 현재 인공위성 시뮬

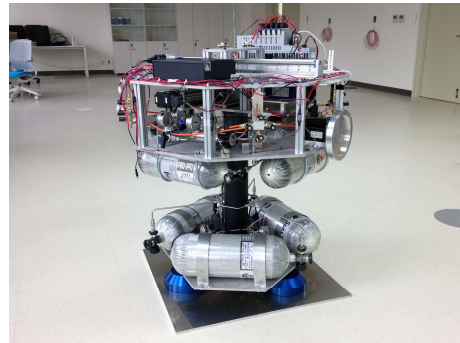


Fig. 1. Prototype of Yonsei Satellite Motion Simulator

레이터의 대부분의 기능을 갖춘 개발원형(prototype)이 개발된 상태이다(Fig. 1). 향후 개발이 완료될 인공위성 편대비행 테스트베드를 이용하여 레이저를 이용한 위성 간 정밀 상대거리 측정, 자율도킹 등의 인공위성 편대비행 핵심 기술을 검증할 예정이다.

본 논문에서는 현재까지 제작된 개발원형을 이용하여 향후 완성될 인공위성 시뮬레이터의 자세 제어를 위한 반작용 휠의 예비 성능분석 결과를 제시한다. 개발원형의 자세기동은 반작용 휠에 의해 구동되는데, 반작용 휠을 구성하는 모터는 통상적으로 개루프(open-loop) 상태로 작동하기 때문에 사용자가 기대하는 출력(회전속도)을 낼 수 있도록 되먹임 제어를 설계하는 작업이 필수적이다. 반작용 휠의 출력은 모터의 회전자(rotor)와 플라이휠(flywheel)의 관성모멘트(moment of inertia), 공급 전압 등의 정적/동적 불확실성(uncertainty)을 가지기 때문에, 효과적인 제어를 위해서 적응제어기(adaptive control)를 적용하였다. 적응제어기는 구동기에 문제가 발생하는 경우에도 적용할 수 있으며, 경우에 따라선 추적오차 뿐만 아니라 불확실한 파라미터들에 대해서도 전역 점근적인 수렴성을 보장하기도 한다 [12,13]. 본 논문에서는 반작용 휠을 간단한 1차 선형 시스템으로 간주하고, 교과서적인 모델 기준 적응제어기(model reference adaptive control; MRAC)를 적용하여 반작용 휠의 회전 속도를 제어하고, 수치 시뮬레이션 상의 자세센서 측정값에 가상의 오차를 반영하여 그 영향을 분석하였

다. 또한, 최소제곱법 기반의 실시간 파라미터 추정기법(on-line parameter estimation; OPE)을 병용하여 반작용 휠의 관성모멘트 추정과 함께 잡음을 효과적으로 제거하여 시스템의 응답특성을 향상시킬 수 있음을 확인하였다. 마지막으로 개발원형을 이용한 하드웨어 실험을 통하여 제시한 기법의 타당성과 적용가능성을 분석하였다.

II. 본 론

2.1 인공위성 편대비행 시뮬레이터 자세제어 알고리즘

2.1.1 반작용 휠을 이용한 자세 제어

통상적인 인공위성처럼 개발원형의 자세제어는 반작용 휠의 각운동량 전달을 통하여 수행된다. 반작용 휠과 개발원형의 각운동량 관계는 외부의 영향을 무시하면 각운동량 보존법칙에 따라 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\omega_z = (-J_w/J_z)\omega_w = a_z\omega_w \quad (1)$$

여기서 J_w 와 ω_w 는 반작용 휠의 관성모멘트와 각속도를 J_z 와 ω_z 은 개발원형 전체의 z 축 관성모멘트와 각속도를 의미한다. 반작용 휠과 개발원형의 각속도는 센서 등을 이용하여 오차범위 내에서 측정이 가능하다고 가정하면, 위 식에서 모델링 할 수 없는 불확실한 파라미터는 두 관성모멘트 비 a_z 만 남게 된다. 본 연구에서는 식 (1)

을 이용하여 반작용 휠의 각속도를 제어하고 개발원형의 자세기동을 구현한다.

2.1.2 모델 기준 적응제어기

모델 기준 적응제어기는 불확실한 파라미터들을 포함한 실제 시스템(plant), 사용자가 출력을 예측할 수 있는 기준 모델(reference model), 추정 제어 파라미터(estimated control parameter)를 포함하는 제어입력, 추정 파라미터들을 추정하는 적응 알고리즘(adaptation law) 등의 요소들로 구성되어 있다[14]. 제어기를 설계하기 위해 다음과 같이 단순한 1차 선형시스템을 기준 모델로 설정한다.

$$\dot{y}_m + a_m y_m = b_m r \quad (2)$$

a_m 과 b_m 은 사용자가 임의로 지정하는 모델 파라미터들이며, r 은 기준 입력(reference input)이다. 기준 모델의 출력은 다음과 같이 가정된 실제 시스템과 비교하여 출력을 예측 할 수 있다.

$$\dot{y} + a_p y = b_p u \quad (3)$$

모델 기준 적응제어기는 시스템 출력 y 와 기대 출력 y_m 의 차이 e 를 줄이도록 설계한다.

$$e = y - y_m \quad (4)$$

제어입력은 다음과 같이 설계한다.

$$u = \hat{a}_r r + \hat{a}_y y \quad (5)$$

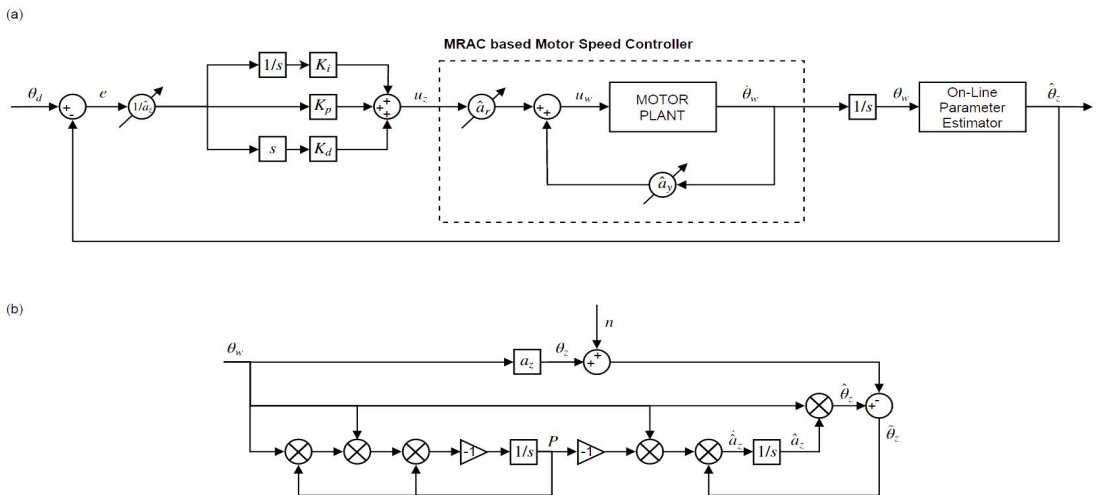


Fig. 2. Architecture of Attitude Control Algorithm (a) Block Diagram of Entire System (b) Block Diagram of On-Line Parameter Estimator Based on Least Square

\hat{a}_r 과 \hat{a}_y 는 추정 제어 파라미터들이며, 다음과 같은 기준 입력, 시스템출력, 오차를 기반으로 한 적응 알고리즘을 통하여 갱신된다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{a}}_r &= -sgn(b_p)\gamma er \\ \dot{\hat{a}}_y &= -sgn(b_p)\gamma ey \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 γ 는 추정 이득(adaptive gain)이다. 이와 같은 간단한 1차 선형 적응제어기는 리아푸노프 안정성 이론(Lyapunov stability theorem)을 이용하여 안정성을 증명할 수 있다[14].

2.1.3 최소제곱법 기반 실시간 파라미터 추정기법

입력 대비 출력이 불확실한 관계를 가지는 시스템은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$y = Wa \quad (7)$$

여기서 W , y , a 는 각각 선형화된 모델, 시스템 출력, 불확실한 파라미터이다. 추정된 파라미터를 이용한 예측 시스템 출력(predicted output)은 다음과 같다.

$$\hat{y} = W\hat{a} \quad (8)$$

추정하고자 하는 파라미터가 상수라고 가정하면, 다음과 같은 추정 알고리즘을 통해서 갱신할 수 있다[14].

$$\begin{aligned} \dot{\hat{a}} &= -PW^T e \\ \dot{P} &= -PW^T W P \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 P 는 추정 이득(estimation gain)이며, 오차는 다음과 같이 정의된다.

$$e = \hat{y} - y \quad (10)$$

본 논문의 시스템은 식 (1) 과 같이 단순한 선형 시스템이므로 입력되는 신호의 지속 여기(persistent excitation)를 가정하면 추정 파라미터의 점근적인 수렴(asymptotical convergence)을 보장할 수 있다[14]. Fig. 2는 설계된 통합 제어기와 실시간 파라미터 추정기법의 블록 다이어그램을 나타낸다.

2.2 수치 시뮬레이션

설계된 적응제어기와 실시간 파라미터 추정기법을 개발원형에 적용하기에 앞서, 수치 시뮬레이션을 통해 그 성능을 검증하였다. 기준 모델과 가상 실제모델의 시스템 파라미터들을 각각 $a_m = 10$, $b_m = 10$, $a_p = 10$, $b_p = 20$ 으로 정하였다. 식 (5)의 추정 제어 파라미터의 초기치는 $\hat{a}_{r0} = 1$

과 $\hat{a}_{y0} = 0.5$ 이다. 제어기와 추정기의 추정 이득은 시스템의 안정성을 해치지 않으면서 추정속도를 확보하도록 10^{-6} 로 설정하였다. 식 (1)의 불확실 파라미터의 참값은 개발원형의 CAD 데이터를 기반으로 정하였다. 플라이휠과 개발원형의 관성모멘트는 각각 $I_w = 7.133 \times 10^{-4} kgm^2$, $I_z = 5.421 kgm^2$ 이다. 플라이휠의 관성모멘트가 비교적 정확하다고 가정하면, 최종적으로 추정되는 파라미터는 개발원형의 관성모멘트 I_z 가 되며, 추정에 사용될 초기치는 $\hat{I}_{z0} = 5 kgm^2$ 으로 정하였다. 마지막으로 개발원형의 자세는 저속과 고속 구간을 모두 경험하는 부드러운 궤적 θ_d 을 추적하도록 다음과 같이 임의로 설정하였다.

$$\theta_d(\Delta\theta, \Delta t, t) = \frac{\Delta\theta}{2} \left(\frac{\tanh((5(t-\Delta t/2))/\Delta t)}{\tanh(5/2)} + 1 \right)$$

위 식의 궤적 파라미터는 $\Delta\theta = 90^\circ$, $\Delta t = 90$ s로 정하였다. 마지막으로 시스템출력은 $\pm 0.05^\circ$ 의 잡음을 갖도록 설정하였다.

2.2.1 모델 기준 적응제어기를 이용한 자세 추적 시뮬레이션

모델 기준 적응제어기만을 적용하여 자세 궤적을 추적하는 수치 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 3(a)는 시간에 따른 기대 궤적과 자세 추적 시뮬레이션 결과를 나타내며, Fig. 3(b)는 각속도를 나타낸다. Fig. 4(a)을 통해 전 구간에 걸쳐서 자세 추적오차가 약 $\pm 0.25^\circ$ 이내에 머무는 것을 확인할 수 있다. 반작용 휠의 속도 또한 기대속도의 범위를 벗어나지 않음을 확인할 수 있다. 자세 및 각속도 추적 시 발생하는 채터링(chattering) 현상은 앞서 가정한 불규칙한 측정 잡음으로 인한 반작용 휠 기대속도의 지속적인 떨림으로부터 초래된 것으로 분석된다. 시간에 따른 제어입력의 추정 파라미터들은 Fig. 5에 나타나 있다.

2.2.2 모델 기준 적응제어기와 최소제곱법 기반 실시간 추정기법의 통합 자세 추적 시뮬레이션

모든 시뮬레이션 환경을 2.2.1과 동일하게 설정한 상태에서 적응제어기에 최소제곱법 기반 실시간 파라미터 추정기를 추가하였다. 이 경우 Fig. 4(b)에서 나타난 기대속도의 지속적인 떨림이 Fig. 7(b)에서는 확연히 감소하는 것을 볼 수 있다. 이는 기대속도가 실시간 최소제곱법 기반으로 예측된 자세를 기반으로 구성되었기에, 잡음의 영향을 평균적으로 상쇄하였기 때문으로 본

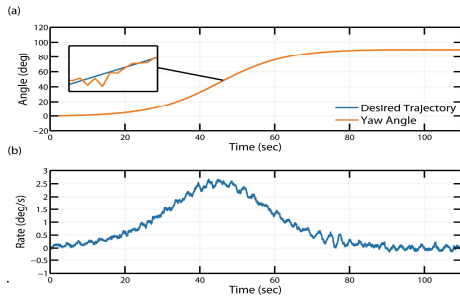


Fig. 3. Attitude Tracking Simulation Results using MRAC (a) Attitude Tracking History (b) Angular Rate History

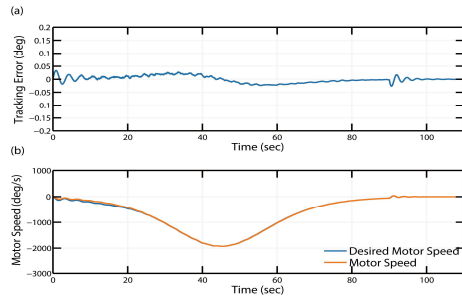


Fig. 7. Attitude Tracking Simulation Results using MRAC and OPE (a) Attitude Tracking History (b) Angular Rate History

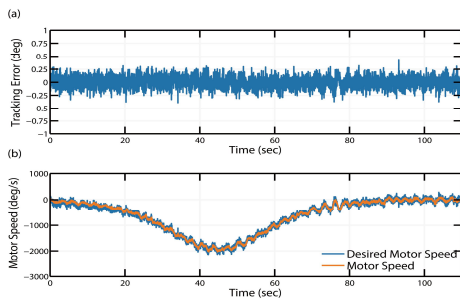


Fig. 4. Tracking Performance and Motor Speed Response Simulation Results using MRAC (a) Tracking Error History (b) Motor Speed History

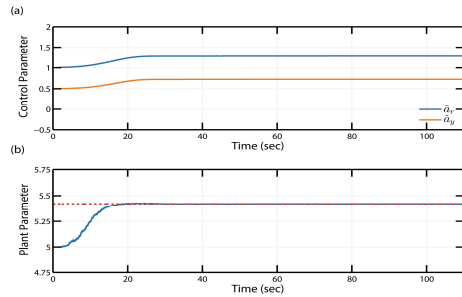


Fig. 8. Attitude Tracking Simulation Results using MRAC and OPE (a) Attitude Tracking History (b) Angular Rate History

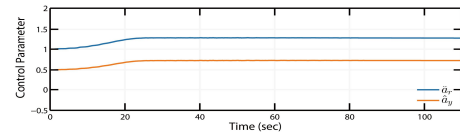


Fig. 5. Control Parameter Estimation Simulation Results using MRAC

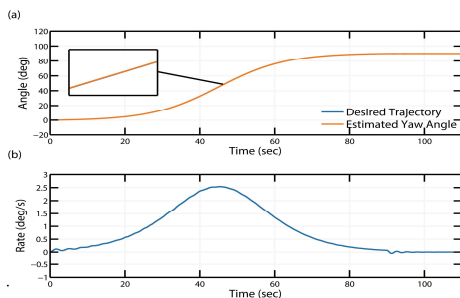


Fig. 6. Attitude Tracking Simulation Results using MRAC and OPE (a) Attitude Tracking History (b) Angular Rate History

석된다. 이와 유사하게 Fig. 6에서는 자세와 각속도의 떨림도 감소하는 것을 볼 수 있다. Fig. 7(a)에서는 자세 추적오차 또한 약 1/5 정도로 감소하고, Fig. 8(b)에서는 추정 파라미터가 붉은 점선으로 표시된 실제 관성모멘트 값에 수렴하는 것을 확인 할 수 있다.

2.3 개발원형을 이용한 자세 추적 실험

위에서 수치 시뮬레이션으로 검증된 모델 기준 적응제어기를 개발원형에 적용하였다. 실험은 Windows/LabVIEW 환경에서 실시간으로 이루어졌으며, 샘플 주기는 50Hz이다. Fig. 9는 시간에 따른 개발원형의 자세각과 각속도를 나타낸다. Fig. 10(a)는 자세각 추적오차를 나타내는데, Fig. 4(a)와 마찬가지로 전 구간에 걸쳐 약 $\pm 0.25^\circ$ 이내에 머무는 것을 확인할 수 있고, 평균적으로는 오히려 시뮬레이션 결과보다 작음을 확인할 수 있다. 이는 개발원형 자세 센서의 오차가 시뮬레이션에서 가정된 잡음보다 작기 때문으로 분석된다. 이러한 정밀한 추적 결과와는 대조적으로, Fig. 10(b)의 20초 이전과 60초 이후

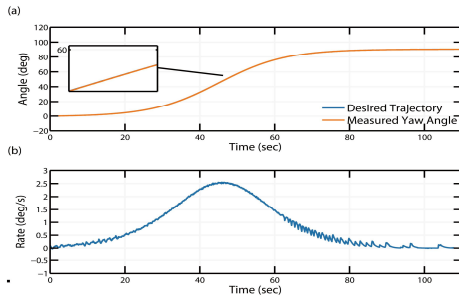


Fig. 9. Attitude Tracking Experimental Results using MRAC only (a) Attitude Tracking History (b) Angular Rate History

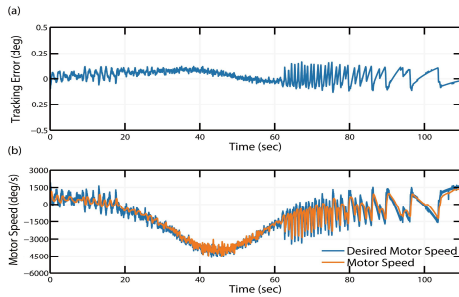


Fig. 10. Tracking Performance and Motor Speed Response Experimental Results using MRAC only (a) Tracking Error History (b) Motor Speed History

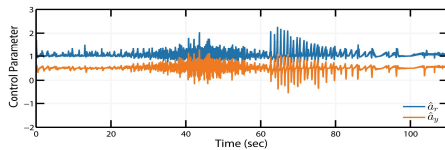


Fig. 11. Control Parameter Estimation Experimental Results using MRAC only

구간에서 모터 기대속도가 크게 진동하는 현상을 확인할 수 있다. 해석적인 관점에서 모터의 기대속도는 추적오차의 변화에 민감하게 반응하도록 설계되어있다. Fig. 10(a)에서 추적오차가 매우 작은 값을 유지함에도 불구하고 이러한 진동 현상이 발생하는 것은, 하드웨어적인 요인으로 인해 모터 자체의 기동이 원활히 이루어지지 않았음을 의미한다. 가장 가능성이 높은 요인으로는 반작용 휠의 데드존(dead zone)이 있다. Fig. 10(b)에서 모터 각속도가 약 1500 deg/s이내의 저속구간에서 고속구간에 비하여 떨림이 심한 것

을 확인할 수 있으며, 이는 Fig. 10(a)의 추적오차의 경향과 정확히 일치한다. 따라서 저속구간에서는 반작용 휠의 가감속이 정상적으로 이루어지지 않는다고 분석할 수 있다. 데드존의 영향은 모터의 회전자와 플라이휠의 관성모멘트비와 비례하므로, 개발될 시뮬레이터는 이러한 현상을 고려하여 플라이휠의 재설계가 필수적이다.

III. 결 론

연세대학교 우주비행제어연구실에서 제작 중인 인공위성 편대비행 테스트베드의 자세제어에 활용될 자세제어 알고리즘을 설계하고 수치적 검증과 함께 개발원형을 이용한 하드웨어 실험을 통한 예비 성능분석을 실시하였다. 모델 기준 적응제어기와 최소제곱법 기반 실시간 파라미터 추정 기법을 병용하여 시스템 응답특성의 향상을 도모하였고, 수치 시뮬레이션을 통해 그 성능과 적용가능성을 검증하였다. 플라이휠의 관성모멘트 등 개발원형의 설계오류에 기인한 제어기의 성능감소는 현 단계에서 해결할 수 없으므로, 향후 플라이휠의 재설계를 거쳐 더욱 민감하고 정확한 자세 추적 기동을 추구할 수 있도록 개선될 예정이다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

Reference

- 1) Tapley, B. D., Bettadpur, S., Watkins, M., and Reigber, C., "The Gravity Recovery and Climate Experiment: Mission Overview and Early Results", *Geophysical Research Letters*, Vol. 31, No. 9. 2004.
- 2) Escoubet, C. P., Fehringer, M., and Goldstein, M., "The Cluster Mission", *Annales Geophysicae*, Vol. 19, 2001, pp. 1197~1200.
- 3) Oda, M., Kawano, L., Kibe, K., and Yamagata, F., "ETS-7, a Rendezvous Docking and Space Robot Technology Experiment Satellite Result of the Engineering Model Development Work", *Proceedings of the 34th SICE Annual Conference*, July, 1995, Sapporo,

Japan, pp. 1627~1632.

4) Burns, R., McLaughlin, C., Leitner, J., and Martin, M., "TechSat 21: Formation Design, Control, and Simulation", IEEE Aerospace conference proceedings, Vol. 7, 2000, pp. 19~25.

5) Scharf, D. P., Hadaegh, F. Y., Keim, J. A., Benowitz, E. G., and Lawson, P. R., "Flight-Like Ground Demonstration of Precision Formation Flying Spacecraft", Proceedings of SPIE Techniques and Instrumentation for Detection of Exoplanets III, August, 2007, San Diego, CA, Vol. 6693.

6) Schlotterer, M., and Theil, S., "Testbed for On-orbit Servicing and Formation Flying Dynamics Emulation", Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, August, 2010, Toronto, Ontario, Canada.

7) Tsiotras, P., "ASTROS: A 5DOF Experimental Facility for Research in Space Proximity Operations", Proceedings of 37th annual AAS guidance & control conference, January, 2014, Littleton, Colorado.

8) Gallardo, D., Bevilacqua, R. and Rasmussen R. E., "Advances on a 6 Degrees of Freedom Testbed for Autonomous Satellite Operations", Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, August, 2011, Portland, Oregon.

9) Xu, J., Bao, G., Yang, Q. J., and Li, J.,

"Design and Development of a 5-DOF Air-bearing Spacecraft Simulator", Proceedings of International Asia Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics, 2009, pp.126-130.

10) Eun, Y., Jung, S., Lee, E., Park, C., Park, S-Y., "Design of Ground-based Motion Simulator for Verifying Spacecraft Formation Flying Technology", Autumn Conference of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2014, pp. 599~603.

11) Choi, W-S., Cho, D-H., Song, H-R., Kim, J-H., Ko, S-J., Kim, H-D., "A 5-DOF Ground Testbed for Developing Rendezvous/Docking Algorithm of a Nano-satellite", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 43, No. 12, 2015, pp. 1124~1131.

12) Xiao, B., Hu, Q., Zhang, Y., "Adaptive Sliding Mode Fault Tolerant Attitude Tracking Control For Flexible Spacecraft under Actuator Saturation", IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 20, No. 5, 2012, pp. 1605-1612.

13) Dando, A., "Spacecraft Attitude Maneuvers using Composite Adaptive Control with Invariant Sliding Manifold", Proceedings of the 47th IEEE Conference on Decision and Control, 2009

14) Slotine, J-J. E., Li, W., Applied Nonlinear Control, Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1991.