

¹Space Optics Laboratory, Dept. of Astronomy, Yonsei University, Korea

²Institute of Space Science and Technology, Yonsei University, Korea

³Korea Research Institute Standards and Science

⁴Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea

The previous KRIS profliometer design used an aluminum profile structure to which a bar-type reference mirror subsystem and the measurement subsystem are mounted. The earlier design suffers from low stiffness as shown from the first resonance mode of 45.1 Hz. The improved mechanical design we describe in this study replaces the aluminium profile structure with a granite structure of 1340x220x230 in dimension. The finite element analysis results for the revised design show 0.001 degree in probe contact angle variation. The first resonance mode was computed to 91.2 Hz that is much better than 45.1 Hz from the previous design. We describe the improved design, structural analysis results and how these results would satisfy the form accuracy requirement of 1 μ m PV.

■ Session : 위성체 I
4월 29일(금) 09:00 - 10:20 제3발표장

[IV-3-1] 저궤도 지구관측위성 비행모델 정현파 가진시험 결과 분석

김경원, 김창호, 임재혁, 김원석, 김선원, 황도순
한국항공우주연구원

이 논문에서는 저궤도 지구관측위성 비행모델의 정현파 가진시험 결과에 대하여 분석하였다. 정현파 가진시험은 발사환경시험 중의 하나로서, 저주파 대역의 정현파 진동 환경하에서 인공위성의 안정성을 검증하는데 그 목적이 있다. 정현파 가진시험의 입력선도는 발사체로부터 선정되어진다. 발사체로부터 선정된 입력선도는 극한의 경우를 고려한 선도이므로 실제 정현파 가진시험 시에는 입력선도에 적절한 노칭을 적용하여야 한다. 노칭은 주구조물의 대한 1차 노칭과 부가 구조물에 대한 2차 노칭으로 구분이 되어 적용되었다. 정현파 가진시험의 전후에는 저수준 정현파 가진시험을 수행하였으며, 주파수 응답함수를 비교함으로써 구조적으로 문제가 없는지를 확인하였다. 시험 후, 육안검사를 통하여 구조 부재가 이상이 없는지를 최종 확인하였으며, 인공위성 비행모델이 정현파 가진 환경하에서 충분히 안전함을 확인하였다.

[IV-3-2] Verification of a hybrid control approach for spacecraft attitude stabilization through hardware-in-the-loop simulation

Sung-Woo Kim and Sang-Young Park
Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea

State dependent Riccati equation (SDRE) control technique has been widely used in the control society. Although it solves nonlinear optimal control problems, which minimizes state error and control efforts simultaneously, it has

drawbacks when it is to be applied to the real time systems in that it requires much computational efforts. So the real time system whose computational ability is limited (for example, satellites) cannot afford to use SDRE controller. To solve this problem, a hybrid controller which is based on MSDRE (Modified SDRE) and ANFIS (Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System) has been proposed by Abdelrahman et al. (2010). We propose a hybrid controller based on SDRE and ANFIS, and apply the hybrid controller to the hardware attitude simulator to perform a HIL (Hardware-In-the-Loop) simulation. Through HIL simulation, it is demonstrated that the hybrid controller satisfies the control requirement and the computation load is reduced significantly. In addition, the effects of statistical properties of the ANFIS training data to the performance of the ANFIS controller have been analyzed.

[IV-3-3] 미소진동 감쇠를 위한 진동저감 장치 연구

김창호, 김경원, 임재혁, 김홍배, 황도순
한국항공우주연구원 위성연구본부 위성기술실 위성구조팀

통신위성은 지향성에 대한 요구조건이 상대적으로 느슨하지만 광학 카메라나 영상 레이다를 이용하여 지구를 관측하는 관측위성의 경우 고품질의 영상을 위해 정밀한 지향성 및 지향 안정성이 요구되나 극심한 열 하중에 의한 열변형 및 임무궤도 상에서 발생하는 미소진동 등은 지향 안정성을 영향을 주며 영상의 품질을 저하시킨다. 특히 자세제어를 위해 쓰이는 반작용휠이나 지상과의 송수신을 위한 안테나들은 그 기능을 수행하기 위해 작동하는 과정에서 미소진동을 발생시키고 이는 카메라나 레이다에 외란으로 작용하기 때문에 이를 최소화할 필요가 있다.

이 논문은 미소진동을 저감시키기 위한 진동저감 장치의 성능과 효율성 분석을 그 목적으로 한다.

[IV-3-4] 시뮬레이션 기반소프트웨어에 대한 사례 연구

이명신¹, 최수진¹, 정대원¹, 임현정², 정대진³
¹한국항공우주연구원 위성정보연구소 위성운용실
저궤도위성관제팀, ²과학기술연합대학원대학교,
³한국과학기술원 인공위성연구센터

관제시뮬레이터는 위성운용의 준비 및 위성운용 기간 동안의 운용절차의 검증, 지상관제 시스템의 시험, 운영자의 교육 및 훈련 등을 목적으로 활용될 수 있다. 시뮬레이터는 보통 운영체제, 미들웨어, 시뮬레이션 기반소프트웨어, 에뮬레이터 및 위성과 외부 환경의 모델링 부분으로 구성된다. 에뮬레이터는 위성의 비행소프트웨어의 이미지를 어떤 수정없이 실제적으로 실행할 수 있게 한다. 위성의 모델링 부분은 시뮬레이터의 운용목적에 맞는 각종 하드웨어와 기능들에 대해서 수학적 방정식 등을 이용하여 위성 및 외부환경을 실제적으로 모델링하는 부분으로 구성된다. 이외에 시뮬레이션의 제어 및 관리와 사용자 접속부분을 관리할 수 있는 모듈들이 추가적으로 구성된다. 시뮬레이션 기반소프트웨어는 이러한 시뮬레이션 구성요소(Component)들을 사용자 환경설정 파일에 기반하여 통합하여 구현 및 운용할 수 있는 환경을 제공한다. 구현되는 시뮬레이터의 틀(Framework)으로써 모듈간 각종 데이터의 표준 입출력, 일반적인 모델 등을 제공한다. 운용되