

저궤도 위성의 본체 초기 점검

전문진*, 권동영**, 김대영***

Spacecraft Bus Initial Activation and Checkout of a LEO Satellite

Moon-Jin Jeon*, Dong-Young Kwon**, Day-Young Kim***

Abstract

A LEO Satellite performs automatic initial operations by FSW after separation from a launch vehicle. After initial operation by FSW is finished, preparation for normal operation is performed by ground during bus initial activation and checkout phase. First of all, we check state of health of the satellite including solar array deployment status. After then, each unit of spacecraft bus is activated and checked. After activation and checkout of every units used for normal operation, we check maneuver performance for imaging mission and orbit maintenance performance. Because the Bus IAC is performed during limited ground contact time, every detailed procedure must be designed considering ground contact. Therefore, the Bus IAC procedure is separated into several parts based on ground contact duration. In addition, the procedures for every possible operation including expected situation as results of IAC procedures and unexpected contingency situation must be prepared. The contingency operation is also designed based on ground contact duration. The LEO satellite was successfully launched and the Bus IAC was successfully performed. In this paper, we explain design concepts and execution results of Bus IAC.

초 록

지구 저궤도 위성은 발사체에서 분리된 이후 탑재 소프트웨어에 의해 자동으로 초기 동작을 수행한다. 이후 본체 초기 점검 기간 동안의 지상국 접속을 통해 정상 운용 모드로의 전환을 준비한다. 먼저 태양 전지판 전개 여부를 포함한 위성의 건강 상태를 확인한 이후 각 장치의 기능을 점검한다. 정상 운용 모드에 사용되는 모든 장치의 활성화가 완료된 이후 영상 촬영을 위한 기동 성능을 점검하며, 궤도 조정을 위한 기능을 점검한다. 초기 기능 점검은 한정된 지상국 교신 시간동안 수행되므로 사전에 모든 절차가 상세히 설계되어야 한다. 초기 점검 절차는 지상국 접속 시간에 따라 구분되어 수행된다. 또한 발생 가능한 모든 상황을 대비한 절차도 준비되어야 한다. 정상적인 점검 절차 수행 중에 발생할 수 있는 다양한 상황 및 예상치 못한 긴급 상황에 대한 조치 절차도 준비되어야 한다. 이러한 긴급 절차도 지상국 교신 시간을 고려해 설계된다. 저궤도 위성은 성공적으로 발사되었으며, 본체 초기 점검도 성공적으로 완료되었다. 이 논문에서는 저궤도 위성의 본체 초기 점검 설계 및 수행 결과에 대해 설명한다.

키워드 : 인공위성 (satellite), 초기 운용(early operation), 본체 초기 점검(Bus Initial Activation and Checkout)

접수일(2012년 8월 27일), 수정일(1차 : 2012년 10월 15일, 2차 : 2012년 10월 26일, 게재 확정일 : 2012년 11월 1일)

* 다목적 3호체계팀/mjjeon@kari.re.kr

** 다목적 3호체계팀/kdy@kari.re.kr

*** 다목적 3호체계팀/dykim@kari.re.kr

1. 서 론

저궤도 위성이 발사체에서 분리된 후 탑재 컴퓨터인 IBMU (Integrated Bus Management Unit)가 깨어났으며 부팅 및 초기화 과정을 거친 후 자동으로 Deployment RTCS (Relative Timed Command Sequence)를 실행시켜 태양 전지판 전개 과정을 시작했다.[1] Deployment RTCS를 통해 추력기 기반의 안전모드(이하 TSH Submode) 운용에 필요한 장치를 켜고, 태양 전지판이 전개되었다. 태양전지판의 전개가 완료된 후 자세 제어를 시작해 태양 지향 자세를 유지하였다. 지상국에서는 위성 접속 시 태양전지판의 전개 여부를 판단한 후 초기 점검 절차를 수행했다. 본체 초기 점검 (이하 Bus IAC)에서는 위성의 정상 운용 모드인 태양 지향 모드(이하 SP Submode)로의 전환을 위한 절차를 수행했다. 히터의 설정 값을 바꾸고, GPS (Global Positioning System) 수신기, 별추적기 (Star Tracker Assembly: STA), 자기토크 (Magnetic Torquer Assembly: MTA), 반작용휠 (Reaction Wheel Assembly: RWA) 등의 장치[2]를 켜고 점검했다. SP submode 진입 후 기동 성능 및 궤도 조정 기능을 점검했다. Bus IAC (Initial Activation and Checkout)는 성공적으로 완료 되었으며, 이후 수행될 탑재체 기능 점검 (Payload IAC) 및 검보정 (Cal/Val)을 수행하기 위한 조건을 모두 만족하였다.

Bus IAC의 성공적인 수행을 위해 철저한 사전 준비가 필요하다. 약 6일 동안 수행할 Bus IAC 명령 절차서는 Pass(위성이 지상국과 교신 가능한 구간을 비행하는 시점) 별로 구분되어 작성되어야 한다. 각 Pass 별 임무 수행 시 발생 가능한 모든 상황에 대한 대처가 가능해야 하며, 대처 방안은 절차서로 준비되어 있어야 한다. 이 논문의 2장에서는 Bus IAC 준비 사항을 설명하고, 3장에서는 Bus IAC 수행 결과를 설명한다.

2. Bus IAC 준비

2.1 초기 운용 절차서 준비

본체 초기 점검 절차는 기능 별로 35 단계로 구분되어 있으며, 순서대로 수행하면 되도록 작성되었다.

초기 운용 수행 시 궤도 특성에 따라 위성과 교신할 수 있는 시간이 제한된다. KGS (KARI Ground Station)의 경우 낮에 1~2차례, 밤에 1~2차례 밖에 교신할 수 없다. 그러므로 KGS 외에도 해외 지상국을 이용해 초기 운용을 수행한다. 각각의 Pass는 약 10분의 시간동안 교신이 가능하다. 위성의 고도가 높으면 더 긴 시간동안의 교신이 가능하며, 고도가 낮은 경우 명령 전송이 불가능하고 텔레메트리 수신만 짧은 시간동안 가능한 경우도 있다.

초기 운용 절차가 각 Pass의 교신 시간에 직접적인 영향을 받기 때문에 사전에 교신 시간에 따라 각 Pass의 업무를 구분해 놓는 것이 필수적이다. 단순한 방법으로 명령 전송에 소요되는 시간과 텔레메트리 확인에 소요되는 시간을 고려해 교신 시간에 따라 할당할 수 있다. 그러나 교신 시간에 따라 순차적으로 구분할 경우 초기 운용의 각 단계 간의 관계에 따라 시간을 비효율적으로 사용할 가능성이 있다. 예를 들면 히터의 설정 온도를 변경하는 절차의 경우 총 3 단계로 구분되는데, 각 단계 수행 후 온도 변화를 모니터링 하는데 일정 시간이 소요된다. 만약 3 단계를 연속으로 수행하게 되면 히터의 설정 온도를 변경하는 절차 수행에 1 Pass 이상 사용하게 된다. 만약 설정 온도 변경 절차를 다른 서브시스템 절차를 수행하는 다른 Pass에 적절히 분배해 시간을 절약하고자 한다면 이 절차와 다른 단계의 절차의 상호 관계를 판단해 배치해야 한다. 예를 들어 GPS 히터 설정 온도를 변경하는 절차를 GPS 점검 절차와 같은 Pass 또는 이후 Pass에 수행할 수는 없다. 최소한 1 Pass 전에 수행해 온도가 정상적으로 안정화된 이후 GPS 점검 절차를 수행해야 한다. 이와 같이 Pass 별 업무 구분 시에는 고려해야 할 사항이 있으며, 고려 사

항들을 잘 반영할 수 있는 규칙을 정해 업무 구분을 해야 한다. 본체 초기 운용 절차서는 다음과 같은 정보를 포함하고 있다.

- Pass 별로 구분된 명령/텔레메트리 절차
- 각 Pass의 정보(지상국 정보, 시간, 밤/낮 구분, RF Polarity, 접속 시 위성 자세)
- 상위 35단계의 표시
- 각 단계의 세부 단계의 수행 시간(필요한 경우만 표시)
- 절차 수행 시 절차 간의 관계에 따른 제한 조건 위와 같은 정보를 포함한 절차를 작성하기 위해 다음과 같은 단계를 따른다.

먼저 초기 운용에 필요한 모든 절차를 수집한다. 본체 초기 점검의 목적은 위성을 정상 임무 운용이 가능한 상태로 만드는 것이다. 정상 운용 시 사용되는 모든 장치의 점검 절차가 포함되며, 각 서비스시스템 성능 점검 절차가 포함된다. 장치 점검이 완료된 후 자세제어계의 각 임무 기동 및 궤도 조정 성능 점검을 통해 본체 초기 점검을 완료하게 된다.

수집한 모든 절차를 기능 및 순서를 고려해 단계 별로 구분한 순서도(Bus IAC Flow)를 작성한 후 IAC Flow의 각 단계에 대한 CMD/TLM 절차를 작성한다. 각 절차는 각 부분체(Subsystem)의 점검 시험 절차 등을 활용해 작성한다. TLM의 경우 필수적으로 확인해야 하는 TLM만 절차서에 포함한다. 명령 수행 전/후 대기 시간이 필요한 경우 별도의 주석을 이용해 절차서에 표시한다. 위성 시험 시 사용했던 ATS(Automated Test Sequence)와는 달리 대기 시간을 활용할 수 없기 때문에 절차를 수행하는 인원이 해당 내용을 즉시 파악할 수 있도록 comment를 표시한다.

위성의 발사 및 궤도 정보, 교신을 위한 지상국 정보가 정해지면 교신 시간이 결정된다. 궤도 예측 프로그램을 이용해 각 Pass 별 교신 시간을 파악하고 다음 항목으로 구성되는 지상국 접속 계획서(GS Contact Plan)를 작성한다.

- Orbit No: 발사 이후 궤도 번호
- Ground Station: 해당 Pass에서 접속하는 지상국

- AOS: Acquisition of Signal, 교신을 시작하는 시점. 최소 Elevation 설정 값에 따라 달라지며, Worst case로 elevation 5° 이상에서 교신이 가능한 것으로 했을 때의 시간
- LOS: Loss of Signal, 교신을 종료하는 시점
- Duration - Sun Pointing: 위성이 Sun Pointing 자세일 경우 교신 시간
- Duration - Nadir Pointing: 위성이 Nadir Pointing 자세일 경우 교신 시간. Polarity 특성상 Nadir Pointing의 경우가 Sun Pointing에 비해 교신 시간이 같거나 길다.
- Max EL: Maximum Elevation angle, 지상국 기준으로 위성의 최대 고도. 높을수록 교신 시간이 길다.
- Best Polarity: 교신 시 위성의 자세에 따라 RF Polarity가 변경될 수 있으며, 태양 지향 자세일 경우 예상되는 Polarity 변경을 나타냄
- Polarity Change Start Time from AOS: AOS에서 Polarity 변경 시작 시점까지의 시간
- Polarity Change End Time from AOS: AOS에서 Polarity 변경 종료 시점까지의 시간. Polarity 변경 시작 시점부터 종료 시점까지의 시간은 Worst case 분석 시 교신을 못하는 구간이지만, 실제로는 신호 세기의 차이가 있을 뿐이며 Polarity 변경을 통해 전 구간 교신이 가능하다. 교신 시간 정보를 이용해 어느 Pass를 사용할 것인지 정하고 IAC Day No, IAC Pass No를 할당한다.

작성된 지상국 접속 계획서를 바탕으로 CMD/TLM 절차를 Pass 별로 구분한다. CMD 전송 시간, TLM 확인 시간, IAC 각 단계 사이의 관계를 고려해 해당 Pass에 수행할 절차를 정한다.

- 각 Pass의 Contact Duration이 해당 Pass에 수행할 절차의 수행 시간에 비해 약 3분의 마진을 갖도록 CMD/TLM 절차를 할당한다.
- 하나의 Step은 동일한 Pass에서 수행한다. 만약 하나의 Step의 수행 시간이 한 Pass를 초과할 경우 다수의 Pass에 나눠서 수행할 수 있다.
- Pass 중 RF Polarity 변경이 있는 경우 약 1분

- 의 Polarity 변경 시간을 고려해 Polarity 변경 시점을 절차서에 표시한다.
- 각 Pass에 할당된 절차가 예상보다 일찍 종료될 경우, 추가로 수행할 절차를 쉽게 파악할 수 있도록 절차서에 표시한다. 추가로 수행할 절차는 다음 Pass에 수행 예정인 절차 또는 특별히 수행 시점에 영향을 받지 않는 절차이다.
 - 이전 절차가 조기 종료되어도 일찍 수행할 수 없는 절차가 있으며, 이러한 절차는 제한 사항을 절차서에 명확히 표시한다. 예를 들어 GPS 데이터를 자세제어에 사용하기 전에 반드시 GPS 위성 추적 상태를 확인해야 하는 등의 조건이다.

2.2 긴급 운용 절차서 준비

위성의 긴급 상황이 발생하면 대부분의 경우 Fail-Over해 TSH Submode로 진입한 상태가 될 것이다. 위성의 긴급 상황이 발생한 경우 신속히 조치할 수 있도록 CAS (Contingency Action Sheet)를 준비한다.

별추적기 오동작, 배터리 이상 신호 발생, 태양전지판 전개 실패의 경우 Fail-Over 상황은 아니지만 빠른 조치가 필요하므로 CAS에 포함된다. SW DNEL[3]과 같이 Fail-Over를 유발하지 않고, 빠른 조치가 필요하지 않은 Failure가 발생한 경우는 긴급 상황에 포함되지 않으며, 관련 Operation Alert를 참고해 해당 상황에 대한 추가 조치를 수행해야 한다. CAS는 긴급 상황 발생 시 Fault Isolation까지의 절차만 담당하며, Recovery 절차는 포함하지 않는다.

위성이 Fail-Over하고 TSH Submode에 진입했다면 지상에서는 예정된 접속 시간에 Telemetry가 수신되지 않는 Blind Contact 상황이 된다.

먼저 Blind Contact 여부를 판단해 Blind Contact일 경우 해당하는 CAS를 수행해 통신링크를 복구해야 한다. 그 후 TSH Submode 진입 여부를 판단해 TSH에 진입하지 않은 경우 통신실패의 원인을 분석해야 하며, TSH에 진입한 경우는 부하 차단 여부를 판단해야 한다. 부하 차단 상태라고 판단되는 경우 해당 CAS를 수행해

부하 차단 상황에서 복구한다. 부하 차단이 아닌 Fail-Over 발생에 의해 TSH Submode에 진입한 경우라면 분석을 통해 Fail-Over의 원인을 파악하고 Fault Isolation을 위해 관련 CAS 중에 하나를 선택해 수행한다. Blind Contact이 아닌 경우 배터리 셀 고장 관련 릴레이가 On으로 변경되었는지 확인한다. On으로 변경되었다면 배터리 이상 신호가 일정 시간 이상 발생한 상황이며, 해당 CAS를 수행해 추가 조치를 취한다. 또한 현재의 자세제어 모드가 WSH Submode로 변경되었는지 확인한다. WSH Submode로 변경된 경우 별추적기 오동작 상황이 발생한 것이므로 해당 CAS를 수행해 추가 조치를 취한다.

3. Bus IAC 결과

3.1 태양 전지판 전개 판단

태양 전지판의 전개 여부는 저궤도 위성의 발사 성공 여부를 판단하는 가장 중요한 항목 중 하나이다. 태양 전지판이 성공적으로 전개되어야만 태양 지향 자세제어에 의해 위성 운용에 필요한 전력 생성이 가능하기 때문이다. 그러므로 발사 후 지상국 교신을 통해 최우선적으로 태양 전지판의 전개 여부를 판단한다. 태양 전지판의 전개 여부는 다양한 실패 상황에 가정해 총 5가지 조건을 통해 판단한다.[4]

첫째, 두 태양 전력 조절기 (Solar Array Regulator, SAR1 & SAR2)의 입력 전류가 모두 특정 값보다 커야 한다. 만약 하나라도 해당 값 미만이라면 한 개 이상의 태양 전지판이 전개되지 않고 1번 태양 전지판이 태양 지향을 하지 못하는 상황이다. 둘째, SAR1 입력 전류와 SAR2 입력 전류의 값이 유사해야 한다. 만약 입력 전류 값이 크게 차이가 난다면 2번과 3번 태양 전지판 중 하나만 태양 지향을 하는 경우이다. 셋째, 태양 센서 5번 (Coarse Sun Sensor Assembly, CSSA#5) 출력 전류가 특정 값보다 커야 한다. 만약 해당 값보다 작다면 2번과 3번 태양 전지판의 전개가 실패하고 1번 태양 전지판이 태양 지향을 하는 경우 또는 1번 태양 전지판

이 전개 실패하고 태양 지향을 하는 경우이다. 넷째, S/C Roll, Pitch, Yaw rate이 모두 특정 값보다 작아야 한다. 만약 body rate이 크다면 1번 태양 전지판의 전개 실패 상황을 예상할 수 있다. 다섯째, 각 태양 전지판의 온도 차이가 특정 값보다 작아야 한다. 만약 온도 차이가 크다면 1번 태양 전지판 전개 실패 상황에서 2번과 3번 태양 전지판이 태양 지향을 하는 경우이다. 총 다섯 가지의 조건을 모두 만족해야만 태양 전지판이 성공적으로 전개되었다고 판단한다.

Figure 1~4는 발사체 분리 이후 태양 전지판 전개 판단 시점까지의 텔레메트리이며, 이 시점은 태양 전지판 전개과정이 종료된 이후 지상국 접속 시점이다.

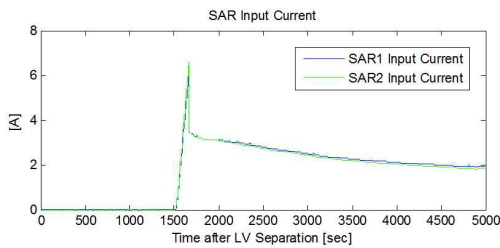


Figure 1. SAR input Current

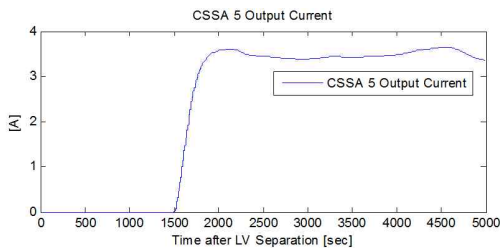


Figure 2. CSSA#5 Output Current

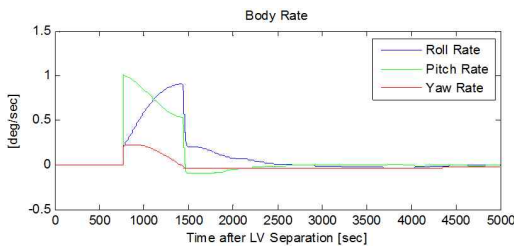


Figure 3. Body Rate

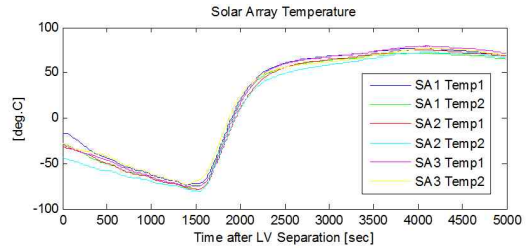


Figure 4. Solar Array Temperature

태양전지판 전개 판단을 위해 텔레메트리 분석 결과 태양 전지판 전개가 성공한 것으로 판단했다.

3.2 정상 운용 모드 전환

모든 히터를 정상 운용 모드로 변경한 후 정상 운용 모드에 사용하는 GPS, STA, MTA, RWA를 활성화하고 기능을 점검했다. 각 장치에서 제공하는 텔레메트리를 통해 모든 장치가 정상적으로 동작하고 있음을 확인했다. 정상 운용 모드에서 사용되는 자세제어 로직의 성능 검증 후 SP Submode로 전환했다. 텔레메트리 확인 결과 SP Submode의 자세 및 각 장치의 안정된 상태를 확인했다.

3.3 자세제어 성능 검증

임무 운용 시 요구되는 자세제어 성능을 검증하였다. Strip Imaging을 위한 LVLH CMD를 이용한 자세제어 성능을 검증했으며, 고기동 Imaging을 위한 GPF를 이용한 자세제어 성능을 검증했다.

기동 성능 검증 완료 후 궤도 조정 성능을 검증했다. 궤도 조정을 위한 절차, 자세 기동 성능 및 추력기 사용에 따른 궤도 변화 특성을 확인했다. Del-V를 위한 자세 기동 시간을 최소화하고 연료 절감 효과를 얻기 위한 Hybrid Del-V 절차를 도입했으며 경사각 및 고도 조정을 성공적으로 완료했다.

4. 결 론

이 논문에서는 저궤도 위성의 초기 운용 준비 사항 및 초기 운용 수행 결과에 대해 설명했다. 발사 후 태양 전지판이 성공적으로 전개되고 안전 모드에서 안전하게 운용함을 확인했다. 정상 운용에 필요한 각 장치를 점검하고 임무 운용을 위한 기동 성능, 궤도 조정 성능을 확인했다. 본체 초기 점검 결과를 통해 탑재체 초기 점검 및 검보정 단계를 수행하기 위한 조건이 만족되었다. 이 논문에서 언급한 초기 운용 절차서 및 수행 결과는 향후 다른 위성 운용에 유용한 참고 자료가 될 것이다.

참 고 문 헌

1. 전문진, 권동영, 이나영, 김대영, “지구 저궤도 위성의 초기 운용 설계 및 시험 결과”, 2010 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, pp. 1001-1004
2. Larson, W. J. and Wertz, J. R.: Space Mission Analysis and Design 3rd Edition, Space Technology Library
3. 전문진, 권동영, 이나영, 김대영, “지구 저궤도 위성의 전력 고장 관리”, 2010 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, pp. 525-528
4. 전문진, 김희섭, 김대영, “태양 동기 지구 저궤도 위성의 태양 전지판 전개 판단에 대한 연구”, 한국항공우주학회 2009 추계학술발표회, pp. 1114-1116